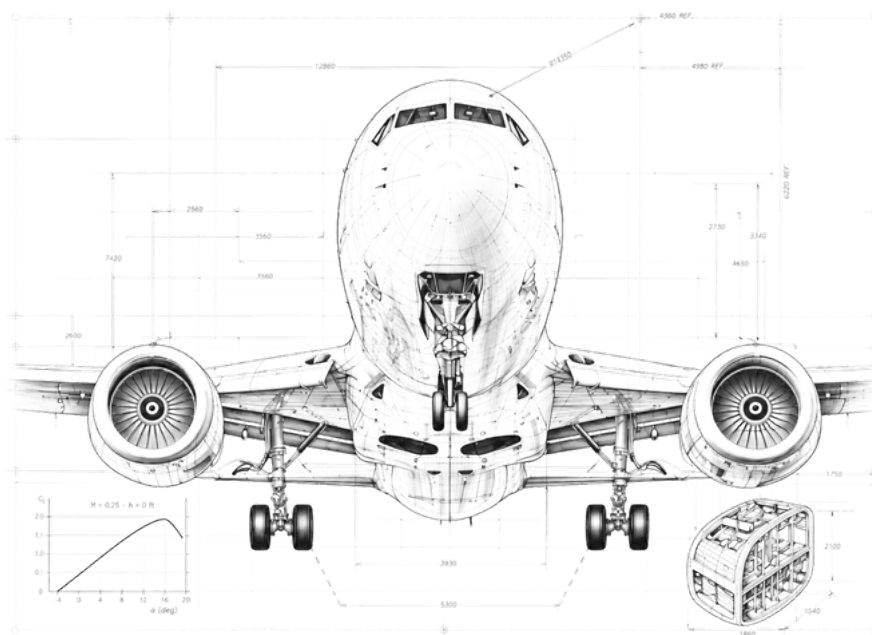


Il velivolo

classificazione, architettura e componenti

Monografia per il corso di
Costruzioni Aeronautiche



Prof. Ing. Biagio Raucci

Struttura, Costruzione, Sistemi e Impianti del mezzo

Anno scolastico 2026/2027

Indice

1	Guida alla lettura	1
1.1	Come è organizzato il testo	1
1.2	La legenda dei riquadri	1
1.3	Notazione	2
2	Classificazione e tipologie di velivoli	3
2.1	La definizione di aeromobile	3
2.2	Gli aerostati	4
2.3	Le aerodine	5
2.3.1	Aerodine a sustentazione aerodinamica	5
2.3.2	Aerodine a sustentazione per reazione diretta	6
2.3.3	Aerodine a sustentazione mista	6
2.4	Tipologie di velivoli civili	7
2.4.1	Gli alianti	7
2.4.2	Aviazione generale: turismo, scuola, acrobazia, ultraleggeri	8
2.4.3	Gli executive	9
2.4.4	Il trasporto commerciale	9
2.5	I velivoli militari	10
3	L'architettura del velivolo e gli assi di riferimento	11
3.1	Gli elementi fondamentali	11
3.2	Gli assi corpo e i tre moti fondamentali	12
3.3	Gli altri sistemi di riferimento	13
4	L'ala: geometria, parametri e struttura	15
4.1	Le forme in pianta	15
4.2	I parametri geometrici fondamentali	16
4.2.1	Apertura e superficie	16
4.2.2	Il rapporto di rastremazione	16
4.2.3	Corda media geometrica e corda media aerodinamica	17
4.2.4	L'allungamento alare	18
4.2.5	Il carico alare	19
4.3	Freccia, diedro e svergolamento	20
4.3.1	L'angolo di freccia	20
4.3.2	L'angolo diedro	21
4.3.3	Lo svergolamento alare	22
4.4	Configurazioni dell'ala rispetto alla fusoliera	23
4.5	Cenni sulla struttura dell'ala	24

5	La geometria dei profili alari	26
5.1	Gli elementi geometrici del profilo	26
5.2	Classificazione dei profili	27
5.3	I profili della serie NACA	28
5.3.1	La serie a 4 cifre	28
5.3.2	La serie a 5 cifre	29
5.3.3	I profili laminari	30
6	La fusoliera	33
6.1	La forma longitudinale: il rapporto di finezza	33
6.2	Le sezioni trasversali	35
6.3	Le tipologie strutturali	36
7	Organi di stabilizzazione e controllo	38
7.1	Gli organi della configurazione classica	38
7.2	Perché servono gli impennaggi	38
7.2.1	La necessità dell'impennaggio orizzontale	38
7.2.2	La necessità dell'impennaggio verticale	39
7.3	Le configurazioni dei piani di coda	39
7.3.1	Il canard e le tre superfici	40
7.4	Comandi di volo primari e secondari	41
7.5	L'azione delle superfici primarie	43
8	Organi per l'involo e l'atterraggio	45
8.1	Generalità	45
8.2	Carrello fisso e carrello retrattile	45
8.3	Le configurazioni delle ruote	46
8.3.1	Carrello biciclo	46
8.3.2	Carrello triciclo con ruotino posteriore	46
8.3.3	Carrello triciclo con ruotino anteriore	46
8.4	Numero di ruote, freni e orientamento	48
9	I propulsori	49
9.1	Il principio di funzionamento	49
9.2	Esoreattori ed endoreattori	49
9.3	Le famiglie di propulsori aeronautici	50
9.4	I campi di utilizzo	52
9.5	Numero e disposizione dei motori	53
9.5.1	Monomotori	53
9.5.2	Bimotori a elica	53
9.5.3	Bireattori: gondole subalari o motori in coda	53
9.5.4	Trireattori e quadrireattori	54
10	Autoverifica	56
10.1	Domande di teoria	56
10.2	Esercizi numerici	58

Capitolo 1

Guida alla lettura

◉ Perché questa monografia

Prima di calcolare un longherone, dimensionare un rivetto o tracciare un diagramma di sollecitazione, occorre sapere *di che cosa* stiamo parlando: che cos'è un aeromobile, come si classifica, quali sono le parti che lo compongono, che nome hanno, che compito svolgono e quali scelte progettuali ne determinano la forma. Questa monografia è il **vocabolario e la mappa** dell'intero corso di Costruzioni Aeronautiche: tutto ciò che studieremo nei moduli successivi — l'analisi strutturale dell'ala e della fusoliera, il dimensionamento degli organi di atterraggio, gli impianti di bordo — presuppone la nomenclatura e i concetti raccolti qui.

1.1 Come è organizzato il testo

Il percorso segue una logica “dal generale al particolare”:

1. il capitolo 2 classifica *tutte* le macchine volanti, dagli aerostati ai convertiplani, e passa in rassegna le tipologie di velivoli civili e militari;
2. il capitolo 3 definisce l'architettura standard di un aeroplano e — passaggio fondamentale — gli *assi di riferimento* attorno ai quali il velivolo si muove;
3. i capitoli 4 e 5 sono dedicati all'ala: prima la geometria in pianta (apertura, superficie, allungamento, freccia, diedro, svergolamento), poi il “cuore” aerodinamico, cioè il profilo alare e la sua codifica NACA;
4. i capitoli 6, 7 e 8 descrivono fusoliera, organi di stabilizzazione e controllo, organi per l'involo e l'atterraggio;
5. il capitolo 9 chiude la rassegna con i propulsori aeronautici e i criteri con cui si sceglie il loro numero e la loro disposizione;
6. il capitolo 10 raccoglie domande ed esercizi di autoverifica, con i risultati numerici.

1.2 La legenda dei riquadri

Come nelle altre monografie della serie, il testo è punteggiato da riquadri colorati, ciascuno con un ruolo preciso.

Bussola

Apri i capitoli e le sezioni importanti: spiega *perché* stiamo per studiare un argomento e dove ci porterà.

Richiamo teorico

Contiene definizioni, leggi fisiche e formule fondamentali: è il materiale da conoscere con precisione.

Esempio svolto

Applica la teoria a numeri veri, presi da velivoli reali e in atmosfera standard. Tutti i valori numerici sono stati verificati con calcolo indipendente.

Attenzione

Segnala gli errori tipici, le convenzioni delicate e i limiti di validità delle formule.

Risultato

Riassume ciò che va portato a casa da una sezione o da un esempio.

Approfondimento

Materiale facoltativo, per chi vuole spingersi oltre il programma: utile per la Gara Nazionale e per chi proseguirà gli studi.

Indica i punti in cui l'argomento verrà ripreso e sviluppato nei moduli successivi del corso (analisi strutturale dell'ala, della fusoliera, impianti, meccanica del volo).

1.3 Notazione

Adottiamo la notazione aeronautica internazionale: L portanza (*lift*), D resistenza (*drag*), W peso (*weight*), C_L e C_D coefficienti di portanza e resistenza, AR allungamento alare (*aspect ratio*), $E = L/D$ efficienza aerodinamica, b apertura alare, S superficie alare, c corda. Le unità sono quelle del Sistema Internazionale, con la virgola come separatore decimale; dove l'uso aeronautico lo richiede compariranno anche piedi (ft), nodi (kt) e km/h, sempre accompagnati dalla conversione.

Capitolo 2

Classificazione e tipologie di velivoli

◉ Perché partire dalla classificazione

“Aeromobile”, “aerodina”, “velivolo”, “aliante”, “VTOL”: sono termini che nel linguaggio comune si confondono, ma che nel diritto aeronautico e nella tecnica hanno significati precisi e non intercambiabili. Classificare significa mettere ordine: capire *come* una macchina si sostiene in aria ci dice subito quali forze agiscono su di essa e, di conseguenza, quali problemi strutturali dovremo affrontare. Un dirigibile, un elicottero e un aeroplano stanno in aria per tre ragioni fisiche diverse: è naturale che le loro strutture siano profondamente diverse.

2.1 La definizione di aeromobile

Facendo riferimento alla nomenclatura del diritto aeronautico, chiamiamo **aeromobile** ogni macchina che si sostiene e si sposta nell'aria, trasportando persone e/o cose, indipendentemente dal sistema di sustentazione adottato. È una definizione volutamente larga: comprende la mongolfiera dei fratelli Montgolfier e l'Airbus A380, il deltaplano a motore e il convertiplano.

Il criterio con cui la sustentazione viene generata permette una prima, fondamentale suddivisione in due grandi famiglie:

Le due famiglie di aeromobili

- **Aerostati** — aeromobili a *sustentazione statica*: le forze portanti nascono dal principio di Archimede. Gli organi sustentatori sono involucri contenenti un gas più leggero dell'aria (aria calda, elio, in passato idrogeno); l'aerostato galleggia nell'aria come una nave galleggia nell'acqua.
- **Aerodine** — aeromobili a *sustentazione dinamica*: le forze portanti nascono dalla seconda legge della dinamica di Newton, $F = m \cdot a$. Per sostenersi, un'aerodina deve *accelerare verso il basso una massa d'aria*: la reazione a questa azione è la forza che la sostiene.

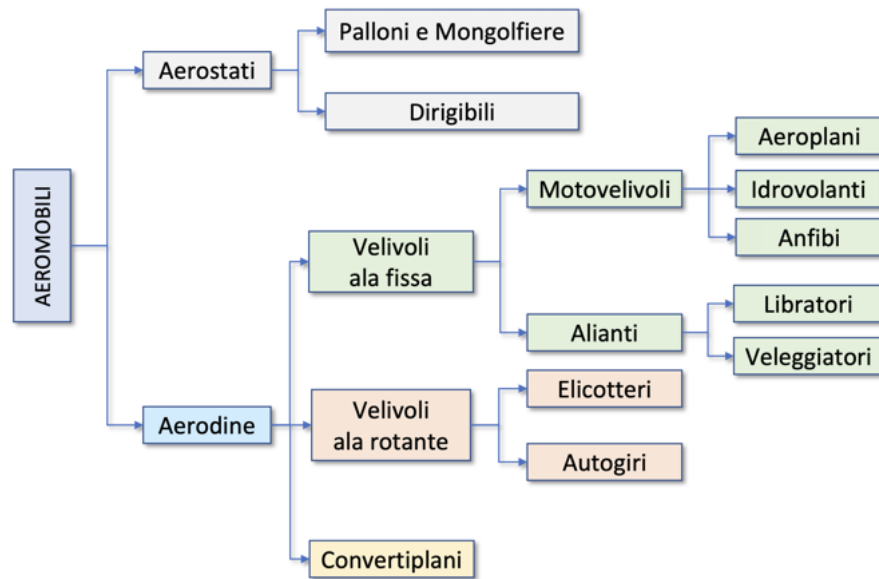


Figura 2.1: Classificazione generale degli aeromobili.

2.2 Gli aerostati

Negli aerostati la sustentazione non richiede alcun moto relativo tra macchina e aria: è sufficiente che il peso complessivo (struttura, carico, gas contenuto) sia inferiore alla spinta di Archimede esercitata dall'aria spostata. Distinguiamo:

- **palloni liberi e frenati** e **mongolfiere**: privi di motore, si muovono trascinati dal vento (liberi) o restano vincolati al suolo (frenati);
- **dirigibili**: dotati di motore e di organi di governo, sono in grado di seguire una rotta.



Figura 2.2: Aerostati: mongolfiera e dirigibile.

Quanto solleva una mongolfiera?

Consideriamo una mongolfiera con involucro di volume $V = 2500 \text{ m}^3$ in aria standard al livello del mare ($\rho_{\text{aria}} = 1,225 \text{ kg/m}^3$, $T_0 = 288,15 \text{ K}$). Il bruciatore porta l'aria interna a

circa 100 °C ($T_i = 373,15$ K). A pressione costante, per la legge dei gas perfetti la densità interna vale

$$\rho_i = \rho_{\text{aria}} \frac{T_0}{T_i} = 1,225 \cdot \frac{288,15}{373,15} \simeq 0,946 \text{ kg/m}^3.$$

La forza netta di sustentazione è la differenza fra spinta di Archimede e peso dell'aria calda contenuta:

$$F = (\rho_{\text{aria}} - \rho_i) V g = (1,225 - 0,946) \cdot 2500 \cdot 9,81 \simeq 6,8 \text{ kN},$$

che corrisponde a un carico sollevabile (involucro, cesta, bruciatore, occupanti) di circa 700 kg. Si noti la “densità” di prestazione modestissima: servono 2500 m³ di involucro per sollevare il peso di un'utilitaria. È il motivo per cui la sustentazione statica è confinata a impieghi turistici, pubblicitari e scientifici.

2.3 Le aerodine

Le aerodine si suddividono a loro volta in tre famiglie, a seconda di come viene applicata la legge di Newton.

2.3.1 Aerodine a sustentazione aerodinamica

Sono gli aeromobili nei quali la sustentazione è dovuta all'esistenza di un *moto relativo* tra l'aria circostante e gli organi che producono la sustentazione, detti complessivamente **velatura**. La velatura è costituita da piani e superfici alari che, investiti da una massa d'aria, la deviano e la accelerano verso il basso, originando per reazione la **portanza**. A seconda del tipo di velatura si distinguono:

Velatura	Propulsore	Nomenclatura
fissa	presente	velivoli : aeroplani, idrovolanti, anfibi
fissa	assente	alianti, cervi volanti
rotante	—	elicotteri, autogiri (“rotodine”)
battente	—	ornitotteri

“Velivolo” non è sinonimo di “aeromobile”

Nel linguaggio tecnico il *velivolo* è specificamente l'aerodina a velatura **fissa** dotata di propulsore. Un elicottero è un aeromobile e un'aerodina, ma non è un velivolo; un aliante è un'aerodina a velatura fissa *senza* propulsore. Usare i termini con precisione è parte del mestiere.

Tra le aerodine ad ala rotante conviene distinguere subito:

- l'**elicottero**, in cui il rotore è azionato dal motore e fornisce sia sustentazione sia propulsione;
- l'**autogiro**, in cui il motore genera una spinta orizzontale (come in un aeroplano) mentre il rotore *non* è motorizzato: gira liberamente in *autorotazione* per effetto del moto di avanzamento, producendo la portanza;
- la **girodina**, autogiro il cui rotore è tenuto in rotazione da un motore.



Autogiro - Magni Gyro M16



Elicottero - NH90 NFH

Figura 2.3: Aerodine ad ala rotante: autogiro ed elicottero.

2.3.2 Aerodine a sustentazione per reazione diretta

In queste aerodine gli organi sostenitori sono gruppi acceleratori di aria e di gas (*gettoso-sentatori*): il getto, diretto o deviato verso il basso da alette orientabili, sostiene la macchina *senza necessità di moto relativo*. Rispetto alle aerodine a velatura fissa — che trattano *grandi* masse d'aria imprimendo loro *piccole* accelerazioni — qui abbiamo *piccole* masse di fluido e accelerazioni *molto grandi*. Appartengono a questa categoria i missili.

Grandi masse, piccole accelerazioni: perché conviene

La spinta vale $F = \dot{m} \Delta V$ (portata massica per variazione di velocità), ma la potenza spesa per generarla cresce con $\dot{m} \Delta V^2/2$: a parità di spinta, conviene energeticamente muovere molta aria di poco piuttosto che poca aria di molto. È il motivo profondo per cui l'ala (che devia enormi masse d'aria con piccole deflessioni) è il sostenitore più efficiente, l'elica viene subito dopo, e il getto puro è il meno economico. Ritroveremo lo stesso principio nel capitolo 9 parlando di turbofan ad alto rapporto di diluizione.

2.3.3 Aerodine a sustentazione mista

Sono le aerodine che impiegano, indipendentemente o contemporaneamente, la sustentazione aerodinamica e quella per reazione diretta. Ne fanno parte:

- i velivoli **STOL** (*Short Take-Off and Landing*), a decollo e atterraggio corto;
- i velivoli **VTOL** (*Vertical Take-Off and Landing*), a decollo e atterraggio verticale;
- i **convertiplani**, che decollano come elicotteri e volano in crociera come aeroplani ruotando le gondole motore (Bell-Boeing V-22 Osprey, Leonardo AW609).

Le ultime due categorie richiedono sistemi propulsivi particolari, capaci di generare forza portante anche a velocità di traslazione nulla: getti orientabili (Harrier), eliche basculanti (convertiplani), deflessione del getto dei motori.

Il criterio convenzionale VTOL/STOL/CTOL

Per classificare i velivoli in base alle prestazioni di decollo si fissa convenzionalmente la quota di riferimento di 50 ft (circa 15 m) e si misura lo spazio orizzontale x necessario a raggiungerla. Si dice **VTOL** il velivolo per cui $x \leq 500$ ft; per valori maggiori si parla di

STOL e quindi di **CTOL** (decollo convenzionale).

I VTOL nacquero per operare da piste improvvisate o da piccole portaerei; sono stati in gran parte rimpiazzati dagli **STOVL** (decollo corto, atterraggio verticale), che riducono la spinta richiesta al decollo e consentono quindi di imbarcare più carico: l'Harrier, ad esempio, non è in grado di decollare verticalmente a pieno carico di armi e carburante, e usa il decollo verticale solo quando il peso lo consente.



Leonardo AW609 in volo traslato



Leonardo AW609 in volo verticale



Boeing Bell V 22 Osprey

Figura 2.4: Aerodine a sustentazione mista: i convertiplani.

2.4 Tipologie di velivoli civili

Gli aerei, a seconda delle condizioni di impiego, si dividono in due categorie principali: di uso *civile* e di impiego *militare*. I velivoli civili si articolano come segue.

2.4.1 Gli alianti

L'**aliente** è un velivolo sprovvisto di gruppo motopropulsore, quindi incapace di decollare autonomamente (viene trainato in quota da un aeroplano o da un verricello). Si distingue in:

- **libratore**: una volta in quota può soltanto discendere in volo librato (planato);
- **veleggiatore**: sfrutta le *termiche* — correnti ascensionali di aria calda — per riguadagnare quota e percorrere grandi distanze.

Le caratteristiche peculiari dell'aliente sono il peso contenuto, un allungamento alare molto elevato ($AR = 20 \div 30$) e una forma aerodinamica accuratissima, che si traducono in un'*efficienza aerodinamica* $E = L/D$ elevata. Per ottenerle occorre ridurre al minimo ogni forma di resistenza: quella indotta si abbatta aumentando l'allungamento alare, quella di forma con fusoliere fusiformi a cabina integrata e raccordata e con profili concavo-convessi laminari, che offrono il miglior compromesso tra resistenza e portanza.

Che cosa significa efficienza 50

Per un aliante in volo librato uniforme l'efficienza aerodinamica coincide con il *rapporto di planata*: da 1000 m di quota un veleggiatore moderno con $E = 50$ (come lo Schleicher ASH 30) percorre in aria calma

$$d = E \cdot h = 50 \cdot 1000 \text{ m} = 50 \text{ km}.$$

Un libratore-scuola d'epoca con $E = 8$ ne percorre appena 8 km: la differenza è tutta nell'aerodinamica.



Librator - Elliot EoN Primary (Glide ratio 8:1)



Veleggiatore - Schleicher ASH 30 (Glide ratio 50:1)



Veleggiatore - Rupert ARCHAEOPTERYX (Glide ratio 28:1)

Figura 2.5: Alianti: libratore e veleggiatore a confronto.

2.4.2 Aviazione generale: turismo, scuola, acrobazia, ultraleggeri

Con **aereo da turismo** si indica una vasta gamma di piccoli aeroplani che comprende, oltre ai velivoli a scopo propriamente turistico, gli aerei scuola, gli ultraleggeri e i velivoli acrobatici. Si tratta in genere di biposto (affiancati o in tandem, con esempi di quadriposto), motore in prua, carrello quasi sempre fisso e forme aerodinamiche molto meno curate di quelle di un aliante: l'archetipo è il Cessna 172.

I **velivoli acrobatici** sono in genere monoposto o biposto in tandem, ad ala bassa; le loro doti fondamentali sono la maneggevolezza e la robustezza, perché devono sopportare i fattori di carico elevati delle manovre.

Per **velivoli ultraleggeri**, in Italia, si intendono i velivoli con:

- monoposto a motore: massa fino a 300 kg e velocità di stallo non superiore a 65 km/h;
- biposto a motore: massa fino a 450 kg e velocità di stallo non superiore a 65 km/h.

Gli odierni ultraleggeri si suddividono in tre categorie: i *pendolari* (deltaplani a motore), i *multiassi* tubi e tela, e gli *ultraleggeri evoluti*, strutturalmente e aerodinamicamente simili a un velivolo di aviazione generale, dal quale differiscono solo per i limiti regolamentari di peso e velocità di stallo.

2.4.3 Gli executive

I **velivoli executive** (“aviazione d'affari”) hanno dimensioni intermedie tra i grandi velivoli di linea e i piccoli aerei da turismo; sono in genere bimotori a getto da 10–12 passeggeri, operano ad alta quota e dispongono di cabina pressurizzata (esempio classico: il Dassault Falcon 2000).

2.4.4 Il trasporto commerciale

I **velivoli da trasporto commerciale** sono gli aerei delle compagnie di trasporto. Vengono progettati su specifiche che riguardano la lunghezza della tratta (breve, media, lunga), la lunghezza di pista disponibile, la capacità di carico e il comfort, inseguendo tre obiettivi fondamentali: *comodità, velocità ed economia*.

L'architettura si è oggi standardizzata: monoplano plurimotore di grandi dimensioni, ali a freccia, propulsione turbofan, velocità di crociera attorno a $M \simeq 0,8$ (circa 950 km/h) e quote superiori a 10 000 m. Una caratteristica comune, dal punto di vista architettonico, è la notevole dimensione degli impennaggi: quello orizzontale è dimensionato sulle grandi escursioni del baricentro dovute a quantità e posizione del carico pagante; quello verticale sul controllo della *trazione asimmetrica* in caso di avaria di un motore.

In base alla fusoliera si distinguono:

- **narrow body**: fusoliera stretta (corridoio unico), tratte brevi/medie, da 100 a circa 250 passeggeri; ne fanno parte i *regional* (fino a circa 100 passeggeri);
- **wide body**: fusoliera larga (doppio corridoio), tratte medio/lunghe, da 200 fino a circa 660 passeggeri; il caso limite è il *double deck* a doppio ponte (Airbus A380: da 525 fino a 853 passeggeri).



Figura 2.6: Trasporto commerciale: narrow body, wide body, double deck.

Il caso Concorde

Ancora oggi, benché la tecnologia consenta di costruire velivoli supersonici a raggio intercontinentale, l'unico velivolo di linea supersonico prodotto in serie resta il Concorde, nato dalla cooperazione anglo-francese alla fine degli anni '50. Nonostante il successo del servizio passeggeri, il programma si rivelò un insuccesso industriale: i pochissimi esemplari prodotti e la mancata esportazione ne fecero una macchina dai consumi e dai costi di gestione elevatissimi; la crisi petrolifera degli anni '70 ne condizionò lo sviluppo e l'incidente del 2000 ne determinò il definitivo tramonto. Il Concorde resta però un riferimento

aerodinamico: la sua fusoliera ha la finezza più alta mai realizzata su un velivolo di linea (ne riparleremo nel capitolo 6).

Il **trasporto merci** (cargo) è in costante sviluppo: di quasi tutti i nuovi aviogetti si producono versioni miste o tutto-merci, e si progettano velivoli concepiti appositamente, come l'Airbus A300-600ST “Beluga”, utilizzato per trasportare i componenti degli altri aeroplani dai luoghi di produzione a quelli di assemblaggio.

2.5 I velivoli militari

Per gli aerei militari non è possibile una distinzione netta fra tipologie: un velivolo progettato per uno scopo viene spesso adattato ad altri (si pensi all'impiego multiruolo del Tornado). Una classificazione per “mansione principale” è la seguente.

Categoria	Caratteristiche e compiti
Combattimento	Ottimizzato per il combattimento aereo ravvicinato; richiede velocità e autonomia (Eurofighter, F-16, Mirage 2000).
Intercettore	Il “caccia” propriamente detto: intercetta il velivolo avversario prima che raggiunga l'obiettivo; velocità, autonomia, spesso capacità imbarcata (F-104, F-15, MiG-25).
Addestratore	Per la formazione dei piloti; molti caccia hanno versioni biposto da addestramento, altri velivoli nascono dedicati (MB-339).
Bombardiere	Missione di bombardamento; dai bombardieri leggeri (autonomia 1500–2000 km) agli strategici (apertura oltre 40 m, autonomia oltre 12 000 km, es. B-2 stealth ad ala a delta).
Pattugliatore	Pattugliamento marittimo a largo raggio, radar di ricerca e sensori IR; autonomia operativa dell'ordine di 8 ore in zona.
Supporto terrestre	Opera da piste semipreparate; leggerezza, semplicità costruttiva, facilità di manutenzione (AMX).

La distinzione fra tipologie non è un esercizio tassonomico: vedremo nel capitolo 4 che a ogni categoria corrisponde un intervallo caratteristico di allungamento alare e di carico alare, e nel capitolo 9 che a ogni combinazione di velocità e quota di impiego corrisponde il propulsore “giusto”. La classificazione è la prima colonna della tabella di progetto.

Capitolo 3

L'architettura del velivolo e gli assi di riferimento

◉ Perché serve una nomenclatura comune

I velivoli, nella varietà di tipi e categorie, presentano un'architettura standard, resa obbligatoria da ragioni di stabilità e manovrabilità. Prima di analizzare ciascun componente nei capitoli seguenti, dobbiamo fissare due cose: i *nomi* delle parti — perché in officina, in aula d'esame e in letteratura tecnica tutti chiamino le cose allo stesso modo — e gli *assi di riferimento* attorno ai quali il velivolo si muove, perché ogni manovra e ogni superficie di comando si descrivono rispetto a quegli assi.

3.1 Gli elementi fondamentali

L'architettura classica di un velivolo è caratterizzata dai seguenti elementi fondamentali:

1. l'**ala**, che genera la portanza (capitoli 4 e 5);
2. la **fusoliera**, corpo del velivolo che ospita equipaggio, carico e impianti (capitolo 6);
3. gli **organi di stabilizzazione e controllo**: impennaggi orizzontale e verticale, alettoni, ipersostentatori, alette di trim (capitolo 7);
4. gli **organi per l'involo e l'atterraggio**: il carrello e le sue varianti (capitolo 8);
5. il **sistema di propulsione** (capitolo 9);
6. gli **impianti di bordo** (idraulico, elettrico, pressurizzazione, anti-ghiaccio,...), oggetto di un modulo dedicato del corso.

Ciascuna di queste parti è progettata per assolvere un compito determinato ed è pertanto sottoposta a sollecitazioni determinate: la corrispondenza compito $\leftrightarrow$ carichi $\leftrightarrow$ struttura è il filo conduttore dell'intero corso.

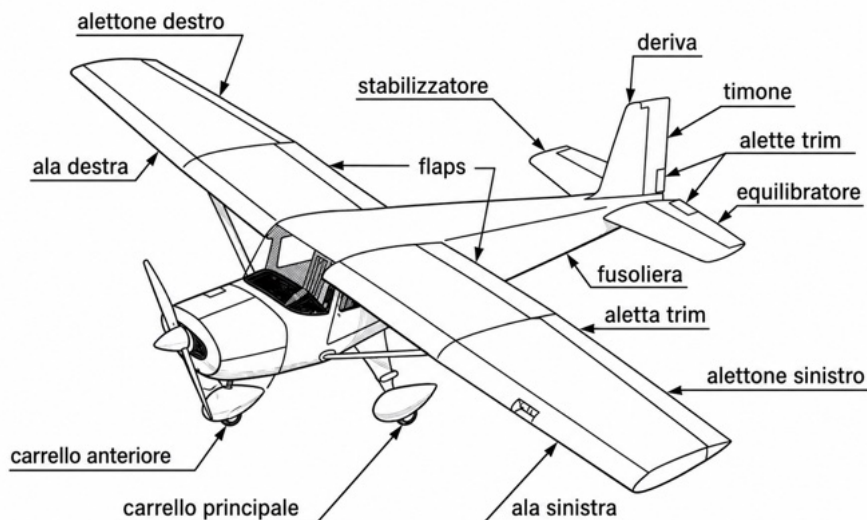


Figura 3.1: Nomenclatura delle parti di un velivolo ad architettura classica.

3.2 Gli assi corpo e i tre moti fondamentali

Prima di descrivere i componenti occorre definire gli assi di riferimento e i moti che il velivolo può compiere attorno ad essi. Gli assi usati nelle costruzioni aeronautiche sono detti **assi corpo** (o assi velivolo): una terna con origine nel **baricentro** G del velivolo (punto di applicazione della risultante delle forze peso delle varie parti), solidale con la macchina.

Assi corpo e moti di rotazione

- **Asse x — longitudinale**: coincide con l'asse della fusoliera, positivo verso prua. Attorno ad esso avviene il moto di **rollio** (*roll*), con il quale l'aereo si inclina abbassando una semiala e alzando l'altra; l'angolo di rollio si indica con Φ .
- **Asse y — trasversale**: coincide con l'asse dell'ala, positivo verso la destra del pilota. Attorno ad esso avviene il moto di **beccheggio** (*pitch*), con il quale l'aereo *cabra* (alza il muso, $+\Theta$) o *picchia* (abbassa il muso, $-\Theta$).
- **Asse z — verticale**: perpendicolare ai primi due. Attorno ad esso avviene il moto di **imbardata** (*yaw*), con il quale l'aereo sposta il muso a destra ($+\Psi$) o a sinistra ($-\Psi$) nel piano orizzontale.

Qualsiasi manovra eseguita dall'aereo può essere ricondotta a una *combinazione* di questi tre moti fondamentali.

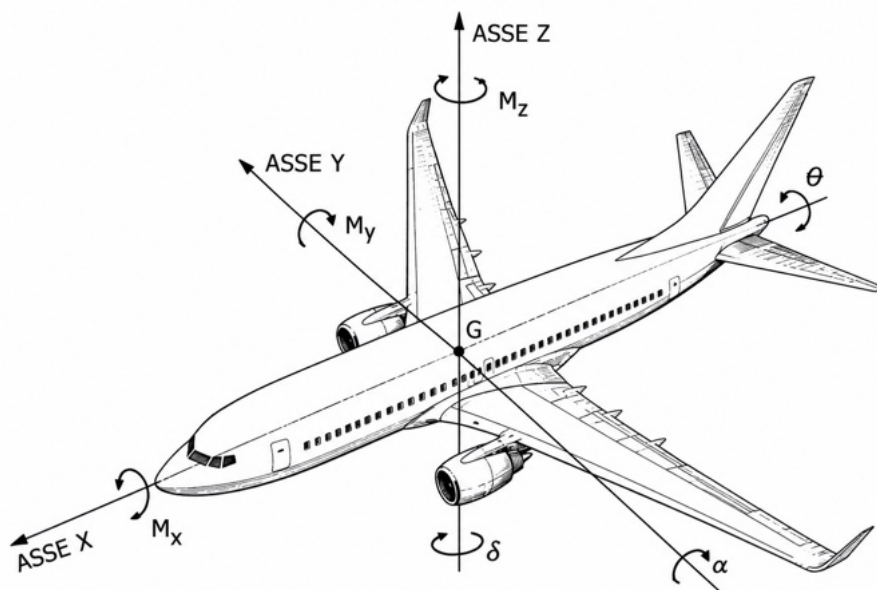


Figura 3.2: Assi corpo e moti di rotazione del velivolo.

Un'associazione da imparare a memoria

A ciascun asse corrispondono *un moto, una superficie di comando e una stabilità*:

Asse	Moto	Superficie	Stabilità
x longitudinale	rollio (Φ)	alettoni	laterale
y trasversale	beccheggio (Θ)	equilibratore	longitudinale
z verticale	imbardata (Ψ)	timone	direzionale

Attenzione all'incrocio che genera più errori: il moto attorno all'asse *longitudinale* governa la stabilità *laterale*, e il moto attorno all'asse *trasversale* (laterale) governa la stabilità *longitudinale*. I nomi delle stabilità seguono il *piano* in cui il velivolo si muove, non l'asse attorno a cui ruota.

3.3 Gli altri sistemi di riferimento

Oltre agli assi corpo, in campo aeronautico si adoperano comunemente altri due sistemi di riferimento.

- Il sistema degli **assi vento**, utilizzato in aerotecnica per lo studio aerodinamico: terna con origine nel baricentro, asse x diretto come la corrente relativa (quindi come il moto, con verso opposto al vento relativo), asse y normale a x e diretto verso la destra del pilota, asse z perpendicolare al piano xy . È in questo sistema che si definiscono portanza L (perpendicolare alla velocità) e resistenza D (parallela alla velocità).
- Il sistema degli **assi terra** (o di suolo), solidale con il terreno e utilizzato in meccanica del volo: asse y parallelo all'orizzonte e positivo verso destra, asse x perpendicolare a y e diretto in avanti, asse z perpendicolare al piano xy e diretto verso l'alto.

La distinzione fra assi corpo e assi vento è tutt'altro che accademica: l'angolo fra l'asse x corpo e la direzione della corrente è l'*angolo d'attacco* α , la grandezza da cui dipendono C_L e C_D del velivolo. Nella meccanica del volo e nel calcolo dei carichi sull'ala proietteremo continuamente le forze da un sistema all'altro.

Capitolo 4

L'ala: geometria, parametri e struttura

◉ Perché l'ala viene prima di tutto

L'ala è l'elemento essenziale del velivolo: a essa è affidato il compito di generare, interagendo con il flusso relativo dell'aria, la portanza necessaria a sostenerlo. Ma l'ala fa molto di più: sostiene gli organi di decollo e atterraggio, spesso porta i motori e contiene buona parte del carburante imbarcato. Le sue proporzioni geometriche — apertura, superficie, rastremazione, allungamento, freccia, diedro — determinano le prestazioni, la stabilità e il peso dell'intero velivolo: per questo ogni grandezza introdotta in questo capitolo tornerà, con conseguenze concrete, in tutti i moduli successivi.

4.1 Le forme in pianta

Osservata in pianta (dall'alto), l'ala può presentare diverse conformazioni: **rettangolare**, **trapezoidale** (o “trapezia”), **ellittica**, **a freccia**, **a delta**.

L'ala di forma *ellittica* è quella che presenta, secondo la teoria di Prandtl, la minima resistenza indotta; è però anche la più difficile da realizzare, per cui le forme più impiegate per motivi costruttivi sono le ali trapezie e rettangolari, eventualmente con estremità arrotondate.

Da dove nasce la resistenza indotta

Per generare portanza l'ala mantiene il fluido sul ventre a pressione maggiore che sul dorso. Ma ogni fluido migra spontaneamente dalle zone di alta pressione verso quelle di bassa pressione: all'estremità alare, dove dorso e ventre comunicano, nasce così un flusso trasversale che arrotonda la corrente in *vortici d'estremità*. L'energia spesa per alimentare questi vortici si manifesta come **resistenza indotta**. L'effetto è tanto minore quanto più l'ala è allungata: in un'ala lunga e stretta la portanza varia gradualmente dall'estremità alla radice e i vortici generati sono di piccola intensità. È la ragione fisica dell'intervallo $AR = 20 \div 30$ degli alianti, e il motivo per cui la teoria della linea portante — che studieremo in una monografia dedicata — pone AR al denominatore della resistenza indotta.

Le *estremità alari* possono assumere forme diverse (arrotondata, tagliata, Hoerner, con *end-plate*...), dalle quali dipende il valore della resistenza indotta. La soluzione moderna più diffusa è la **winglet** (aletta d'estremità): un'estensione verticale o angolata dell'estremità alare che sfrutta il flusso trasversale d'estremità per generare portanza e ridurre la resistenza totale. Le winglet producono lo stesso beneficio sulla resistenza indotta di un aumento di allungamento,

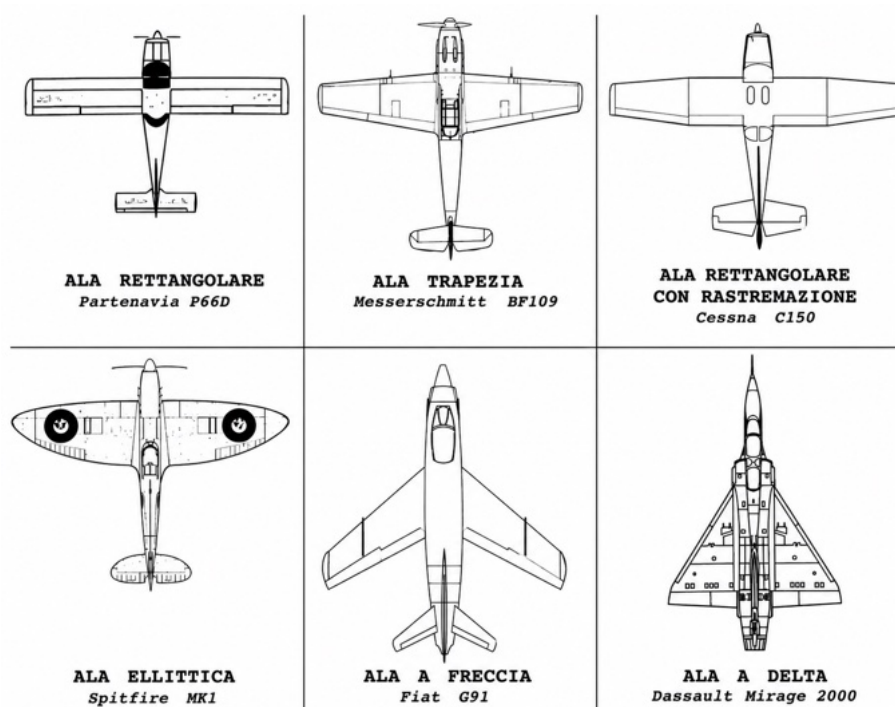


Figura 4.1: Forme in pianta dell'ala con esempi storici.

senza accrescere l'apertura alare, quindi senza aumentare resistenza di forma, ingombro e peso strutturale quanto farebbe un'ala più lunga.

4.2 I parametri geometrici fondamentali

4.2.1 Apertura e superficie

Apertura e superficie alare

- **Apertura alare** b (*wing span*): distanza fra le due estremità alari.
- **Superficie alare** S : area in pianta dell'ala, *compresa* la parte racchiusa in fusoliera. Quando invece si fa riferimento alla sola superficie esposta al flusso (*wetted area*, superficie bagnata) occorre indicarlo espressamente.

4.2.2 Il rapporto di rastremazione

Rapporto di rastremazione

Detta c_r la corda alla radice (*root chord*) e c_t la corda all'estremità (*tip chord*), il **rapporto di rastremazione** è

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}, \quad 0 \leq \lambda \leq 1.$$

Un valore basso di λ dà vantaggi di *peso*: a differenza dell'ala rettangolare, non si “spreca” superficie alare alle estremità, dove la distribuzione di portanza tende comunque a zero. Viceversa un'ala rettangolare ($\lambda = 1$), senza rastremazione e a spessore costante, consente di usare centine con lo stesso profilo esterno, con notevoli vantaggi di costruzione e montaggio che si

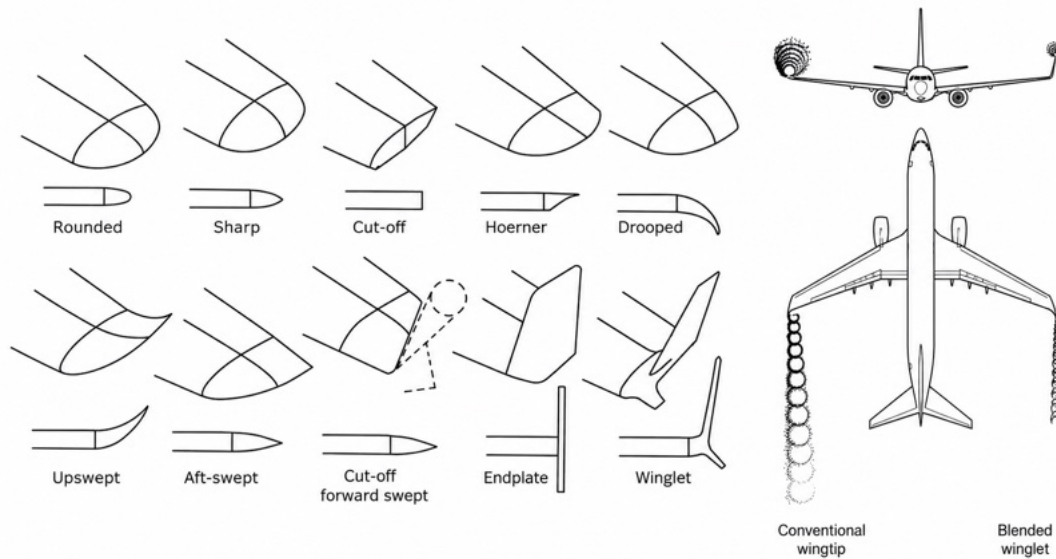


Figura 4.2: Forme d'estremità alare e winglet.

traducono in costi di fabbricazione molto più bassi: per questo numerosi aerei da turismo la adottano.

4.2.3 Corda media geometrica e corda media aerodinamica

In un velivolo la *corda alare* è la distanza fra bordo d'attacco e bordo d'uscita del profilo; essa è costante solo nell'ala rettangolare. Per le altre forme in pianta si definiscono due corde medie.

Le due corde medie

- La **corda media geometrica** è la corda dell'ala rettangolare avente la stessa superficie e la stessa apertura dell'ala considerata:

$$\bar{c} = \frac{S}{b}.$$

- La **corda media aerodinamica** (CMA, in inglese MAC) si ottiene pesando le corde locali $c(y)$ sulla superficie:

$$\text{MAC} = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c^2(y) dy,$$

che nel caso particolare dell'ala trapezia diventa

$$\text{MAC} = \frac{2}{3} \frac{c_r^2 + c_r c_t + c_t^2}{c_r + c_t}.$$

La CMA è la corda di riferimento per il centraggio del velivolo: la posizione del baricentro si esprime in percentuale della CMA.

Per determinare la CMA esiste anche un *metodo grafico*: disegnata in scala la pianta dell'ala, si traccia la linea che unisce i punti medi delle corde estreme ($c/2$ locus); si prolunga la corda d'estremità di una quantità pari a c_r e la corda di radice di una quantità pari a c_t ; si uniscono i

due estremi così ottenuti con una retta: nell'intersezione fra questa retta e il $c/2$ locus passa la CMA, parallela all'asse longitudinale del velivolo.

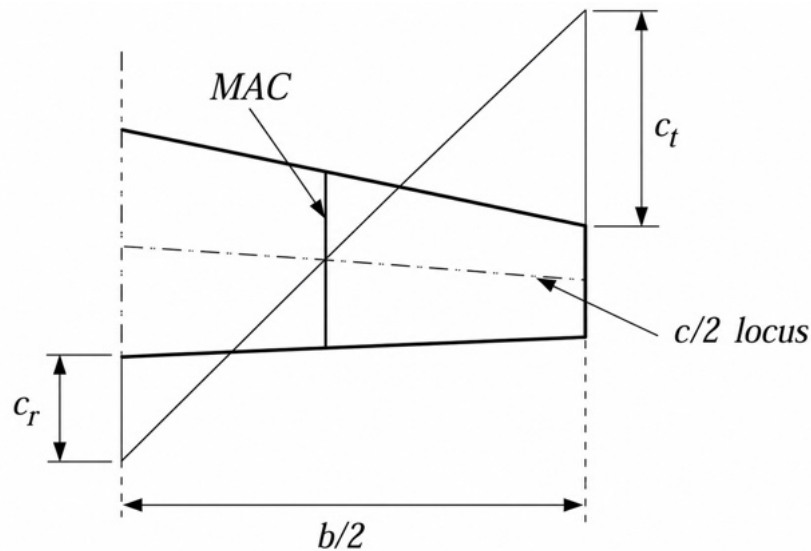


Figura 4.3: Metodo grafico per la corda media aerodinamica.

4.2.4 L'allungamento alare

Allungamento alare

L'**allungamento alare** (*aspect ratio*) è il rapporto fra il quadrato dell'apertura e la superficie alare:

$$AR = \frac{b^2}{S}.$$

Per un'ala rettangolare, essendo $S = bc$, l'allungamento si riduce al rapporto fra apertura e corda: $AR = b/c$.

Le caratteristiche del velivolo influenzate dall'allungamento sono la resistenza indotta, il peso dell'ala, la pendenza della retta di portanza $C_{L\alpha}$, la qualità di volo in turbolenza e la visibilità dal cockpit in avvicinamento:

	<i>AR</i> alto	<i>AR</i> basso
Resistenza indotta	bassa	elevata
$C_{L\alpha}$	elevato	basso
Peso dell'ala	elevato	basso
Visibilità in avvicinamento	scarsa	buona
Qualità di volo in turbolenza	scarsa	buona

I valori di AR dipendono dalla categoria del velivolo:

Tipo di velivolo	AR
Alianti	$20 \div 30$
Bimotori a elica (breve tratta)	≈ 12
Bi/quadrimotori a elica	$9 \div 9,5$
Bimotori a getto e turbofan	$8 \div 9$
Quadrimotori	$6,7 \div 7,3$
Caccia subsonici	$4 \div 5,3$
Caccia supersonici	$1,9 \div 2,5$

Elevati allungamenti, se da un lato riducono la resistenza indotta, dall'altro introducono problemi di peso e di stabilità legati alle grandi flessioni e torsioni dell'ala: valori $AR = 20 \div 30$ si realizzano solo negli alianti, dove l'efficienza aerodinamica $E = L/D$ è tutto.

Geometria completa di un'ala trapezia

Un monomotore da addestramento ha ala trapezia con corda alla radice $c_r = 2,10$ m, corda d'estremità $c_t = 1,20$ m e apertura $b = 11,00$ m. Calcoliamo tutti i parametri geometrici.

Rastremazione: $\lambda = c_t/c_r = 1,20/2,10 \simeq 0,571$.

Corda media geometrica (per l'ala trapezia coincide con la media delle corde estreme):
 $\bar{c} = (c_r + c_t)/2 = 1,650$ m.

Superficie: $S = \bar{c} \cdot b = 1,650 \cdot 11,00 = 18,15$ m².

Allungamento: $AR = b^2/S = 121,0/18,15 \simeq 6,67$.

Corda media aerodinamica:

$$MAC = \frac{2}{3} \frac{2,10^2 + 2,10 \cdot 1,20 + 1,20^2}{2,10 + 1,20} = \frac{2}{3} \frac{4,41 + 2,52 + 1,44}{3,30} \simeq 1,691 \text{ m.}$$

Si noti che $MAC > \bar{c}$: la media "aerodinamica" pesa di più le corde grandi vicino alla radice, dove si concentra la superficie. La differenza è piccola ($\approx 2,5\%$) ma nel centraggio del velivolo non è trascurabile.

4.2.5 Il carico alare

Carico alare

Il **carico alare** è il rapporto fra il peso massimo al decollo e la superficie alare:

$$\frac{W}{S} \quad \left[\text{N/m}^2 \right].$$

È uno dei principali fattori nel progetto di un velivolo.

Le caratteristiche influenzate dal carico alare sono la velocità di stallo, la lunghezza delle corse di decollo e atterraggio, le prestazioni in crociera e la qualità di volo in turbolenza:

	W/S alto	W/S basso
Velocità di stallo	alta	bassa
Corse di decollo e atterraggio	lunghe	corte
$(L/D)_{\max}$	alto	basso
Qualità di volo in turbolenza	buona	non buona

In generale i velivoli leggeri hanno i valori più bassi di carico alare, quelli militari i più elevati, mentre gli aerei da trasporto commerciale presentano valori intermedi. Alcuni intervalli tipici (al decollo):

Categoria	$(W/S)_{TO}$ [psf]	$(W/S)_{TO}$ [N/m ²]
Homebuilt	5 ÷ 15	239 ÷ 716
Monomotori a elica	10 ÷ 25	478 ÷ 1196
Bimotori a elica	20 ÷ 45	957 ÷ 2153
Agricoli	15 ÷ 30	718 ÷ 1435
Business jet	40 ÷ 80	1913 ÷ 3827
Turboprop regionali	30 ÷ 55	1435 ÷ 2631
Jet da trasporto	80 ÷ 120	3827 ÷ 5740
Caccia a getto	70 ÷ 140	3348 ÷ 6697
Supersonici da crociera	80 ÷ 120	3827 ÷ 5740

Carico alare e velocità di stallo del Cessna 172

Il legame più diretto fra carico alare e prestazioni è la velocità di stallo. In volo orizzontale la portanza eguaglia il peso, $L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L = W$; lo stallo avviene quando $C_L = C_{L,\max}$, cioè alla velocità minima di sostentamento

$$V_s = \sqrt{\frac{2}{\rho C_{L,\max}}} \cdot \frac{W}{S}.$$

Per un Cessna 172 ($W = 1111 \cdot 9,81 \simeq 10\,900$ N, $S = 16,2$ m², quindi $W/S \simeq 673$ N/m²) con $C_{L,\max} \simeq 1,6$ in configurazione pulita, al livello del mare:

$$V_s = \sqrt{\frac{2 \cdot 673}{1,225 \cdot 1,6}} \simeq 26,2 \text{ m/s} \simeq 94 \text{ km/h}.$$

La formula mostra che $V_s \propto \sqrt{W/S}$: raddoppiare il carico alare aumenta la velocità di stallo del 41%, con corse di decollo e atterraggio molto più lunghe. Ecco perché gli ultraleggeri (per norma $V_s \leq 65$ km/h) devono avere carichi alari bassissimi, mentre un caccia accetta V_s alte in cambio di ali piccole, veloci e poco sensibili alla turbolenza.

4.3 Freccia, diedro e svergolamento

Tre angoli completano la descrizione geometrica dell'ala.

4.3.1 L'angolo di freccia

Angolo di freccia

L'**angolo di freccia** Λ è l'angolo che il bordo d'attacco — o meglio la linea che congiunge i punti a $1/4$ della corda — forma con l'asse di beccheggio. La freccia misurata al bordo d'attacco, Λ_{LE} , è il parametro caratteristico del volo supersonico; quella misurata a $1/4$ delle corde, $\Lambda_{c/4}$, del volo subsonico. La freccia è *positiva* se l'ala è inclinata verso la coda, *negativa* nel caso opposto; bordo d'attacco e bordo d'uscita possono avere frecce diverse.

La freccia influenza la resistenza dovuta agli effetti di comprimibilità dell'aria, il comportamento allo stallo, il peso e l'assetto. Il vantaggio principale è legato alla velocità: nei voli veloci l'ala può accelerare piccole zone di flusso sul dorso a velocità supersonica, generando *onde d'urto*

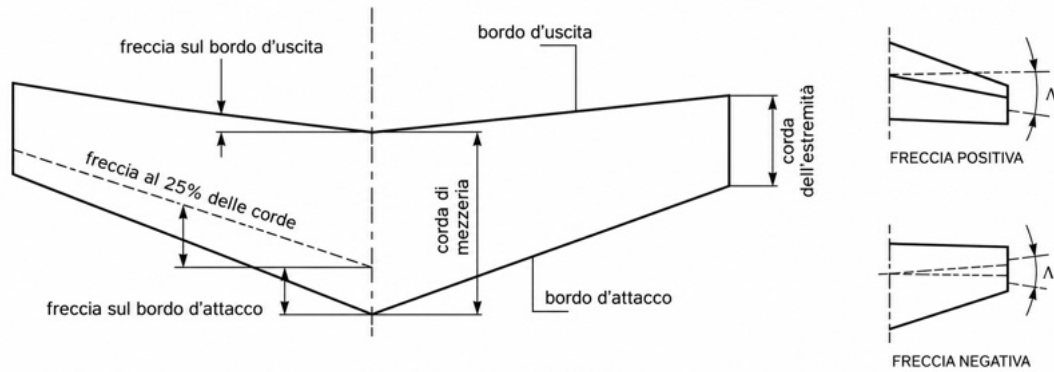


Figura 4.4: Definizione dell'angolo di freccia.

che aumentano la resistenza; la freccia riduce questo contributo, perché la corrente “vede” solo la componente di velocità perpendicolare al bordo d'attacco. Gli svantaggi: diminuzione del coefficiente di portanza massimo, ispessimento dello strato limite alle estremità per effetto della componente di velocità parallela al bordo d'attacco. In particolare:

- nelle ali a *freccia positiva* stallano per prime le *estremità*: occorre svergolare opportunamente le estremità per non perdere il controllo a rollio proprio nella fase critica;
- nelle ali a *freccia negativa* stallano per prime le zone vicine alla *radice* e gli alettoni mantengono la loro efficacia.

Vi sono infine considerazioni strutturali e aeroelastiche: l'accoppiamento fra flessione dell'ala e variazione di incidenza dei profili può provocare il fenomeno aeroelastico della *divergenza torsionale*; per contenerlo la struttura va irrigidita, con inevitabile aumento di peso, maggiore per la freccia negativa che per la positiva. Per questi motivi nei velivoli relativamente lenti ($M \lesssim 0,6$) conviene l'ala trapezia senza freccia o con freccia molto piccola. Ricapitolando: gli aerei che operano nel basso subsonico hanno frecce di $0^\circ \div 20^\circ$; nell'alto subsonico si arriva a circa 30° ; i supersonici con ali a delta raggiungono $40^\circ \div 80^\circ$.

4.3.2 L'angolo diedro

Angolo diedro

L'**angolo diedro** Γ è l'angolo che, nella vista frontale, l'ala forma con l'orizzontale: positivo se l'ala è inclinata verso l'alto, negativo nel caso opposto. Nei velivoli con AR elevato il diedro *effettivo* è la somma di quello geometrico e di quello generato in volo dalla deformazione elastica dell'ala.

Il diedro è fondamentalmente legato alla *stabilità laterale*. Se le ali hanno diedro positivo e l'aereo, per una folata di vento, tende a inclinarsi da una parte, l'ala da quella parte si trova più “in piano” rispetto all'altra. Poiché la portanza generata da un'ala è sempre perpendicolare all'ala stessa, l'ala più bassa genera una componente verticale di forza maggiore dell'ala più alta: nasce una coppia che riporta automaticamente l'aereo in posizione di equilibrio, raddrizzandolo. Con diedro negativo accade l'opposto: l'aereo risponde alla perturbazione diventando ancora più instabile. Questa condizione lo rende più difficile da pilotare ma anche più *maneggevole*: ali a diedro negativo si trovano infatti su aerei militari come il MiG-29, il MiG-15 o l'F-104.

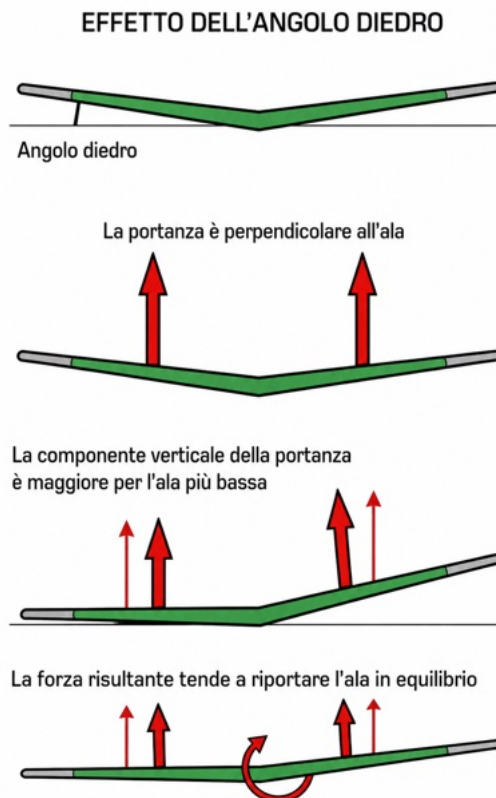


Figura 4.5: L'effetto diedro e la stabilità laterale.

Le tipologie di diedro che si incontrano nelle costruzioni aeronautiche: diedro nullo o piatto (Sukhoi Su-7), semplice o a “V” (Spitfire), negativo (F-104), a estremità rialzate (F-4 Phantom), a gabbiano (Piaggio P.166), a gabbiano rovesciato (Vought F4U Corsair).

4.3.3 Lo svergolamento alare

Svergolamento

Lo **svergolamento alare** ε è l'angolo di calettamento delle differenti sezioni dell'ala rispetto alla sezione d'incastro con la fusoliera. È *positivo* se la sezione d'estremità ruota a cabrare rispetto a quella d'incastro, *negativo* nel caso opposto — che è anche il più diffuso.

Le caratteristiche influenzate dallo svergolamento sono lo stallo alle estremità, la resistenza indotta e il peso dell'ala. Lo svergolamento negativo si utilizza tipicamente per *ritardare lo stallo alle estremità*, caratteristico delle ali a freccia positiva; inoltre, con $\varepsilon < 0$, diminuisce il carico alle estremità, il centro di pressione della semiala si sposta verso la radice, diminuisce il momento flettente all'incastro e la struttura può essere più leggera.

Che cosa è lo stallo?

Lo **stallo** è il fenomeno aerodinamico che consiste in una brusca diminuzione della portanza, tale da rendere incontrollabile il velivolo. La portanza dipende dall'angolo fra la corrente e l'ala: superato l'*angolo d'attacco critico* (in genere attorno ai 18° , ad esempio durante una cabrata eccessiva), il punto di separazione del flusso sul dorso avanza fino a che lo strato limite si distacca sulla quasi totalità del dorso: fra dorso e scia si forma una

zona di turbolenza e la portanza crolla. Il velivolo perde rapidamente quota e si riprende solo se la distanza dal suolo consente la picchiata necessaria a recuperare velocità.

Contrariamente a quanto si può pensare, lo stallo non avviene solo a bassa velocità: se il velivolo è manovrato molto bruscamente, la variazione di angolo d'attacco può essere troppo rapida per l'aderenza dello strato limite e l'incidenza critica viene superata anche a velocità elevata (*stallo ad alta velocità* o “di potenza”). Questo secondo caso è molto più pericoloso, per la rapidità con cui si possono superare i fattori di carico limite della struttura. Per migliorare il comportamento allo stallo si ritarda l'avanzamento del punto di separazione, ad esempio con i sistemi di ipersostentazione (capitolo 7).

4.4 Configurazioni dell'ala rispetto alla fusoliera

Rispetto alla fusoliera l'ala può essere **a sbalzo** (con attacchi interni alla fusoliera) in configurazione *alta*, *media* o *bassa*, oppure **controventata** (sostenuta da montanti), caso in cui prevale la configurazione ad ala alta; esiste anche la soluzione storica dell'ala *a parasole*.

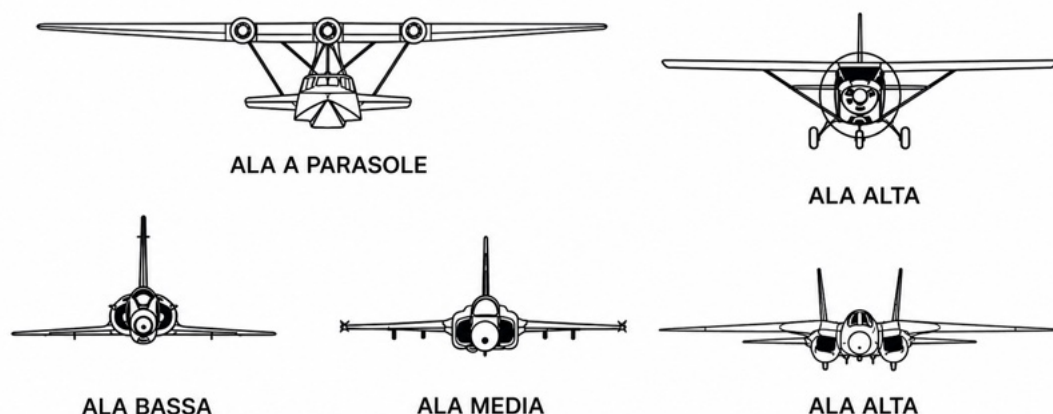


Figura 4.6: Posizione verticale dell'ala rispetto alla fusoliera.

La posizione verticale dell'ala influenza la stabilità laterale, la resistenza aerodinamica e vari aspetti operativi. Un'*ala alta* rende l'aereo più stabile: trovandosi l'aereo “appeso” alle ali, il baricentro è più in basso del punto di applicazione della portanza e la macchina tende a tornare da sola in posizione stabile (si dice che ha un *effetto diedro positivo*); per questo gli aerei ad ala alta non richiedono angolo diedro geometrico. L'*ala bassa*, con il baricentro sopra il punto di applicazione della portanza, rende l'aereo più instabile ma più maneggevole: i velivoli ad ala bassa richiedono un diedro positivo per avere un minimo di stabilità (è il caso della famiglia dei Piper). L'*ala media* ha effetto diedro nullo, richiede una struttura leggermente più complessa (serve un cassone passante, *carry-through box*, che attraversa la fusoliera) ma minimizza la resistenza di interferenza ala-fusoliera (*interference drag*): per questo è spesso usata su velivoli veloci e sugli alianti. I velivoli ad ala alta e bassa montano carenature di raccordo all'intersezione ala-fusoliera per evitare che il flusso vi diventi eccessivamente turbolento.

	Ala alta	Ala media	Ala bassa
Interference drag	elevata	scarsa	elevata
Effetto diedro	positivo	nullo	negativo
Visibilità passeggeri	buona	buona	scarsa (per alcuni)
Carico/scarico merci	semplice	semplice	occorrono rampe
Carrello sull'ala	lungo e pesante	lungo e pesante	corto e leggero
Carrello in fusoliera	maggiore incremento di resistenza		

Le esigenze specifiche per tipologia di velivolo si sintetizzano così:

- **velivoli cargo:** semplicità di carico/scarico, piano di appoggio della fusoliera più basso possibile, facilità di movimento dei mezzi attorno all'aeromobile $\Rightarrow$ ala alta;
- **trasporto passeggeri di grandi dimensioni:** bagagli sotto la cabina, nessun elemento strutturale che interferisca con essa $\Rightarrow$ ala bassa;
- **trasporto passeggeri di piccole dimensioni:** buona visibilità $\Rightarrow$ ala alta;
- **velivoli leggeri:** nessuna esigenza specifica, la scelta dipende spesso dalla tradizione della casa costruttrice;
- **caccia e addestratori:** riduzione della resistenza $\Rightarrow$ ala media; esigenza di agganciare/-sganciare carichi subalari $\Rightarrow$ ala media o alta.

4.5 Cenni sulla struttura dell'ala

Dal punto di vista costruttivo, gli elementi che costituiscono e garantiscono all'ala la sua forma sono tre.

Gli elementi strutturali dell'ala

- **Longheroni:** elementi longitudinali che si estendono per tutta la semiala; equilibrano le forze di taglio e i momenti flettenti dovuti a portanza e resistenza.
- **Correnti** (o correntini): elementi longitudinali che collaborano all'equilibrio dei momenti flettenti e forniscono supporto alle lamiere del rivestimento. Nelle costruzioni moderne, tranne che negli ultraleggeri e nei piccoli velivoli, il rivestimento è sempre *lavorante*: i correntini di irrigidimento servono ad assorbire gli sforzi di compressione che ne determinerebbero l'ingobbamento.
- **Centine:** elementi trasversali che hanno la forma del profilo alare e permettono alle lamiere del rivestimento di assumere la forma aerodinamica voluta.

A seconda del numero di longheroni la struttura si dice *monolongherone* o *multilongherone* (bilongherone, trilongherone, ...).

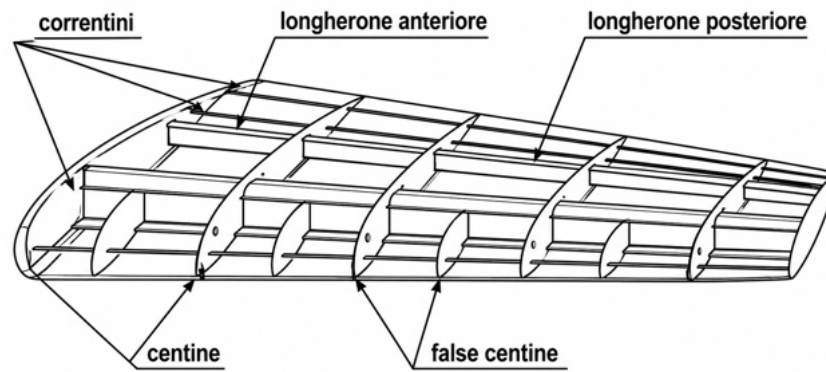


Figura 4.7: Struttura di una semiala bilongherone.

Questo è solo l'inventario dei componenti: come i longheroni equilibrano flessione e taglio, come il rivestimento lavora a torsione secondo Bredt, come si dimensiona una semiala monolongherone e perché il modello del “semiguscio” unifica tutti questi calcoli è l'oggetto della monografia dedicata all'analisi strutturale dell'ala. Chi arriva a quel modulo conoscendo bene i nomi e i ruoli fissati qui parte con un vantaggio notevole.

Capitolo 5

La geometria dei profili alari

◉ Il “cuore” dell’ala

Il profilo alare è il cuore dell’ala: dalla sua forma dipendono le caratteristiche aerodinamiche dell’intera superficie portante. La sua forma si ottiene sezionando l’ala con un piano parallelo al piano di simmetria del velivolo. In questo capitolo impariamo a descrivere un profilo con poche grandezze geometriche precise — corda, linea media, distribuzione degli spessori — e a *leggere* le sigle NACA, che condensano quelle grandezze in quattro o cinque cifre: una competenza richiesta esplicitamente all’Esame di Stato.

5.1 Gli elementi geometrici del profilo

Gli elementi che caratterizzano la geometria dei profili alari, e che ci permettono di distinguere un profilo dall’altro, sono tre: la *corda*, la *linea media* e la *distribuzione degli spessori*.

Nomenclatura del profilo

- **Bordo d’attacco** (o d’entrata): il punto più avanzato del profilo; **bordo d’uscita**: il punto più arretrato.
- **Corda c** : il segmento che congiunge bordo d’attacco e bordo d’uscita. Per i profili biconvessi è il diametro della circonferenza circoscritta; per gli altri, la lunghezza del segmento intercettato sulla bitangente dalla proiezione ortogonale dei bordi d’attacco e d’uscita.
- **Dorso** (estradosso): la parte di profilo che si estende, superiormente, dal bordo d’attacco a quello d’uscita; **ventre** (intradosso): la parte inferiore.
- **Linea media** (linea di *camber*): esistono due definizioni. Secondo la *scuola europea* è il luogo dei punti medi dei segmenti, perpendicolari alla corda, intercettati fra dorso e ventre. Secondo la *scuola americana* si ottiene inscrivendo nel profilo dei cerchi e congiungendone i centri.
- **Massimo inarcamento o freccia massima** (massimo camber) m : la distanza massima della linea media dalla corda; per i profili simmetrici è nulla, perché la linea media coincide con la corda. La sua posizione lungo la corda si indica con p .
- **Spessore percentuale massimo τ** : il massimo spessore del profilo rapportato alla corda.

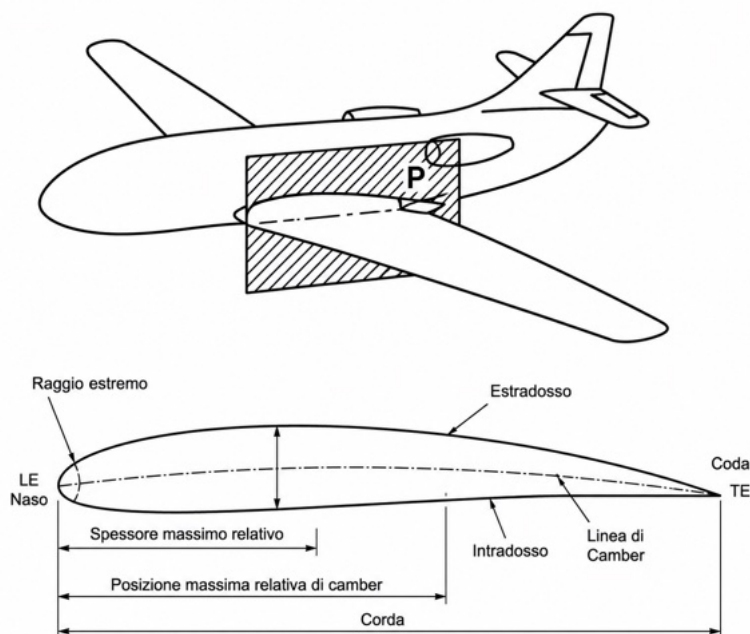


Figura 5.1: Nomenclatura geometrica del profilo alare.

La linea media di un profilo viene assegnata in forma analitica o tabulare; per ottenere da essa il profilo occorre “montare” perpendicolarmente gli spessori. Anche la distribuzione degli spessori è espressa in forma analitica o, soprattutto per i profili moderni ottenuti numericamente, in forma tabulare.

Per lo spessore percentuale massimo τ si hanno in genere valori compresi fra il 6% e il 18% della corda, nella sezione compresa fra il 20% e il 40% dal bordo d’attacco. Si definiscono:

- **sottili** i profili con $\tau < 7\%$;
- **semispessi** quelli con $7\% < \tau < 14\%$;
- **spessi** quelli con $\tau > 14\%$.

In generale, quanto più un profilo è spesso e curvo, tanto più è *portante* ma, al contempo, *meno veloce*. La ricerca di velocità di volo elevate ha quindi portato alla progressiva riduzione degli spessori percentuali massimi, dal momento che la perdita di portanza nelle fasi “delicate” di decollo e atterraggio può sempre essere superata con l’impiego dei dispositivi ipersostentatori.

5.2 Classificazione dei profili

Una prima distinzione si effettua analizzando le curvature dell’estradosso e dell’intradosso.

1. **Biconvesso simmetrico e asimmetrico:** intradosso ed estradosso hanno curvature opposte. Se le due curve sono differenti si parla di biconvessi *asimmetrici* (la maggior parte degli aerei moderni); se hanno forma identica, di profili *simmetrici*, universalmente usati per i piani di coda e per gli aerei acrobatici, perché garantiscono le stesse caratteristiche in volo rovescio.
2. **Concavo-convesso:** ventre e dorso hanno la parte centrale della curvatura più in alto dei punti d’ingresso e d’uscita. Adoperato in vecchi aerei, è oggi usato in alcuni ultraleggeri; la sua versione moderna, di tipo *laminare*, con ottime prestazioni alle basse velocità, è quasi universale negli alianti.

3. **Piano-convesso**: estradosso convesso e intradosso piatto. Non ottimale ma economico; usato in alcuni aerei da turismo.
4. **Lenticolare** e **romboidale** (a diamante): spessori percentuali ridottissimi ($\tau = 0,03 \div 0,05$), impiegati nei regimi di volo supersonici.

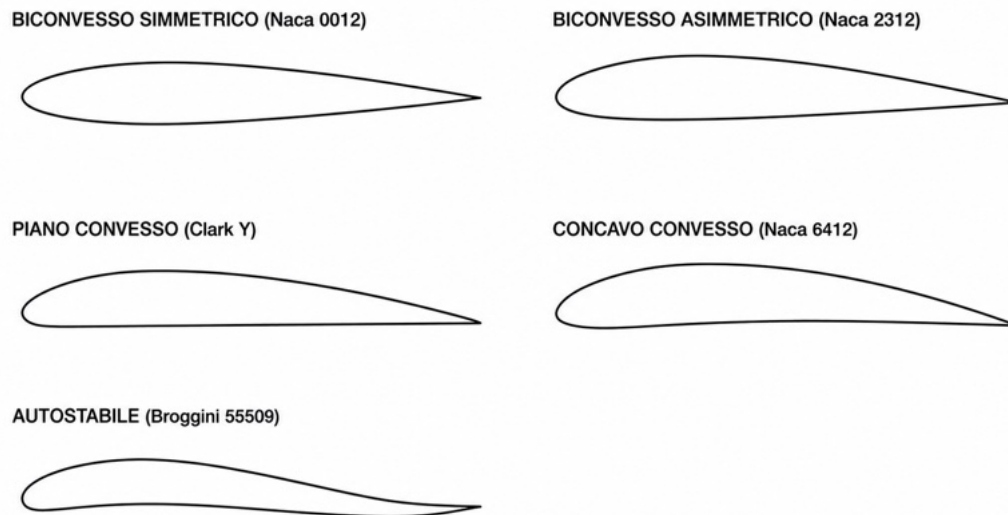


Figura 5.2: Classificazione dei profili per curvatura.

Profili di geometria opportuna trovano largo impiego, oltre che nelle superfici alari, nelle palette delle turbine, negli spoiler delle auto da corsa, nei pattini degli aliscafi.

5.3 I profili della serie NACA

I profili alari più comuni sono quelli definiti e classificati, a partire dagli anni '30, dall'organizzazione governativa americana NACA (oggi NASA), che rappresentano ancora oggi uno standard. La NACA, esaminati tutti i profili allora esistenti, riconobbe nel Clark Y e nel Gottinga 387 il meglio disponibile e, prendendoli a riferimento, generò le prime famiglie combinando diverse linee medie con diverse distribuzioni di spessore. Ogni profilo è identificato da una sigla numerica il cui significato va saputo *decodificare*.

5.3.1 La serie a 4 cifre

NACA a 4 cifre: $NACA\ m\ p\ \tau\ \tau$

- **1^a cifra**: freccia massima m in *percentuale* della corda ("2" $\Rightarrow m = 0,02\ c$); zero per i profili simmetrici.
- **2^a cifra**: posizione p della freccia massima dal bordo d'attacco, in *decimi* di corda ("4" $\Rightarrow p = 0,4\ c$); zero per i simmetrici.
- **3^a e 4^a cifra**: spessore massimo in percentuale della corda ("12" $\Rightarrow \tau = 0,12\ c$).

La distribuzione degli spessori, con $x \in [0, 1]$ in frazioni di corda e t spessore massimo, è

$$y_t = \pm \frac{t}{0,20} \left(0,2969\sqrt{x} - 0,126x - 0,3516x^2 + 0,2843x^3 - 0,1015x^4 \right),$$

il raggio di curvatura al bordo d'attacco vale $r = 1,1019t^2$, e la linea media è composta da due archi di parabola:

$$y_c = \frac{m}{p^2} (2px - x^2) \quad (x < p), \quad y_c = \frac{m}{(1-p)^2} [(1-2p) + 2px - x^2] \quad (x > p).$$

Esempi di decodifica.

- **NACA 2412:** profilo asimmetrico con freccia massima pari al 2% della corda, posta a $0,4c$ dal bordo d'attacco; spessore massimo $0,12c$. È il profilo del Cessna 150/172.
- **NACA 6409:** freccia massima 6% a $0,4c$, spessore massimo $0,09c$: molto curvo e sottile, tipico dell'aeromodellismo veleggiatore.
- **NACA 0012:** profilo *simmetrico* ($m = p = 0$) con spessore massimo $0,12c$: il classico profilo da piani di coda (e, modificato, del Lockheed C-5 Galaxy).

Talvolta alle quattro cifre, separate da un trattino, se ne aggiungono altre due (es. NACA 2415–24) che indicano rispettivamente il raggio del bordo d'attacco in percentuale della corda (“2” $\Rightarrow 0,02c$) e la posizione dello spessore massimo in decimi di corda (“4” $\Rightarrow 0,4c$).

Calcolo di un punto del NACA 2412

Calcoliamo spessore e ordinata della linea media alla stazione $x = 0,30$ (cioè al 30% della corda) per il NACA 2412 ($m = 0,02$, $p = 0,4$, $t = 0,12$).

Spessore. Con $\sqrt{0,30} \simeq 0,5477$:

$$y_t = \frac{0,12}{0,20} (0,2969 \cdot 0,5477 - 0,126 \cdot 0,30 - 0,3516 \cdot 0,09 + 0,2843 \cdot 0,027 - 0,1015 \cdot 0,0081) \simeq 0,0600c.$$

Il semispessore al 30% della corda vale quindi il 6,0% della corda: coerente, perché siamo praticamente nel punto di spessore massimo ($2y_t \simeq 0,12c = \tau$).

Linea media. Essendo $x = 0,30 < p = 0,40$ si usa il primo arco:

$$y_c = \frac{0,02}{0,4^2} (2 \cdot 0,4 \cdot 0,30 - 0,30^2) = 0,125 (0,24 - 0,09) \simeq 0,0188c.$$

Su una corda reale di 1,50 m (Cessna): semispessore $\simeq 9,0$ cm, inarcamento della linea media $\simeq 2,8$ cm. Il raggio del bordo d'attacco vale $r = 1,1019 \cdot 0,12^2 \simeq 0,0159c \simeq 2,4$ cm.

5.3.2 La serie a 5 cifre

A metà degli anni '30 la NACA, allo scopo di aumentare il coefficiente di portanza massimo, sviluppò una serie di profili con il punto di freccia massima spostato più avanti, ottenendo un aumento del 10 ÷ 20% del $C_{L,\max}$. Fra le prime due e le ultime due cifre fu introdotto uno “0” o un “1”: lo “0” indica linea mediana ad andamento *curvilineo* dietro il punto di spessore massimo, l’“1” andamento *rettilineo*.

NACA a 5 cifre: NACA * $\tau\tau$**

- **1^a cifra:** moltiplicata per $3/20$ fornisce il coefficiente di portanza di progetto (“2” $\Rightarrow C_{L,\text{prog}} = 0,3$).
- **2^a e 3^a cifra:** il *doppio* della distanza della freccia massima dal bordo d’attacco, in percentuale della corda (“30” $\Rightarrow p = 0,15c$). Valori ammessi: 10, 20, 30, 40, 50.
- **4^a e 5^a cifra:** spessore massimo in percentuale della corda, come nella serie a 4 cifre.

La distribuzione degli spessori è la stessa della serie a 4 cifre; la linea media, per i profili con andamento curvilineo, è

$$y_c = \frac{1}{6}k_1 \left[x^3 - 3\bar{m}x^2 + \bar{m}^2(3 - \bar{m})x \right] \quad (x < \bar{m}), \quad y_c = \frac{1}{6}k_1 \bar{m}^3 (1 - x) \quad (x > \bar{m}),$$

dove $\bar{m}$ e k_1 dipendono dalla linea media scelta:

Linea media	Posizione freccia p	$\bar{m}$	k_1
210	0,05	0,0588	361,40
220	0,10	0,1260	51,64
230	0,15	0,2025	15,957
240	0,20	0,2900	6,643
250	0,25	0,3910	3,230

Esempio di decodifica. Il **NACA 23012** è un profilo asimmetrico con coefficiente di portanza di progetto $2 \cdot 3/20 = 0,3$, freccia massima a $0,15c$ dal bordo d’attacco e spessore massimo $0,12c$. È uno dei profili più usati della storia dell’aviazione (Beechcraft Bonanza alla radice: NACA 23016.5).

5.3.3 I profili laminari

Per i regimi di volo transonico e supersonico sono molto usati i **profili laminari**, che mantengono lo strato limite in regime laminare per gran parte della corda. La condizione si realizza spostando la posizione dello spessore massimo oltre il 30% della corda, così da arretrare il punto di pressione minima. I profili laminari sono suddivisi in sette serie: la serie 1 è usata per le eliche (marine e aeronautiche), la serie 6 è la più diffusa nell’aviazione generale.

Serie 1: NACA 1*- $\tau\tau$

- **1^a cifra:** numero della serie.
- **2^a cifra:** distanza dal bordo d’attacco del punto di pressione minima del profilo simmetrico, in decimi di corda (“6” $\Rightarrow 0,6c$; la serie più nota è la 16).
- **3^a cifra:** coefficiente di portanza di progetto in decimi (“2” $\Rightarrow 0,2$).
- **4^a e 5^a cifra:** spessore massimo in percentuale della corda.

Esempio: il **NACA 16-212** ha pressione minima al 60% della corda, $C_{L,\text{prog}} = 0,2$, spessore massimo $0,12c$.

Serie 6: NACA $6^{*}_{*}-*\tau\tau$

- **1^a cifra:** numero della serie.
- **2^a cifra:** posizione della pressione minima del profilo simmetrico, in decimi di corda.
- **pedice:** quando presente, semiampiezza (in decimi) dell'intervallo di C_L , sopra e sotto quello di progetto, entro cui il deflusso resta laminare (la “tazza di laminarità” della polare).
- **cifra dopo il trattino:** coefficiente di portanza di progetto in decimi.
- **ultime due cifre:** spessore massimo in percentuale della corda.

Esempi: il **NACA 65-218** ha pressione minima al 50% della corda, $C_{L,\text{prog}} = 0,2$ e spessore $0,18c$; il **NACA 64₃-418** mantiene la laminarità per $C_L = 0,4 \pm 0,3$.

Alcuni velivoli e i rispettivi profili NACA:

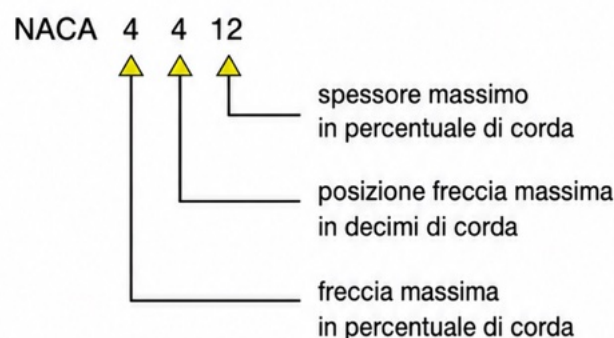
Aereo	Profilo
Beechcraft Sundowner	NACA 63A415
Beechcraft Bonanza	NACA 23016.5 (radice), 23012 (estremità)
Cessna 150	NACA 2412
Fairchild A-10	NACA 6716 (radice), 6713 (estremità)
Gates Learjet 24D	NACA 64A109
General Dynamics F-16	NACA 64A204
Lockheed C-5 Galaxy	NACA 0012 (modificato)

Errori tipici nella decodifica

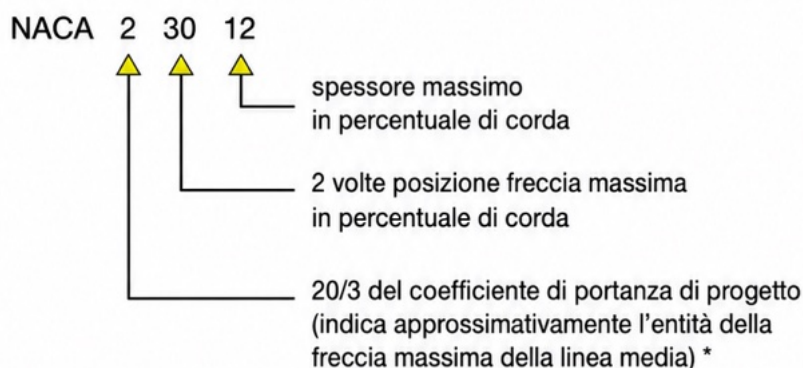
- Nella serie a 4 cifre la posizione della freccia è in *decimi* di corda, lo spessore in *percentuale*: nel 2412, “4” vale $0,4c$ ma “12” vale $0,12c$.
- Nella serie a 5 cifre la 2^a–3^a cifra è il *doppio* della posizione della freccia: “30” non significa $0,30c$ ma $0,15c$.
- Il coefficiente di portanza di progetto della serie a 5 cifre si ottiene con il fattore $3/20$, non in decimi come nelle serie laminari.

Le grandezze geometriche fissate qui (m, p, τ) governano le curve $C_L(\alpha)$, $C_D(C_L)$ e $C_m(\alpha)$ che studieremo in aerodinamica: il camber sposta in alto la retta di portanza, lo spessore condiziona lo stallo e la resistenza di forma, la laminarità scava la “tazza” nella polare. Le stesse coordinate y_t, y_c serviranno per disegnare le centine nel modulo di analisi strutturale dell’ala.

Classificazione NACA a 4 cifre



Classificazione NACA a 5 cifre



* I profili della serie 5 vennero inizialmente calcolati per un coefficiente di portanza di progetto pari a 0.3

Classificazione NACA serie 6

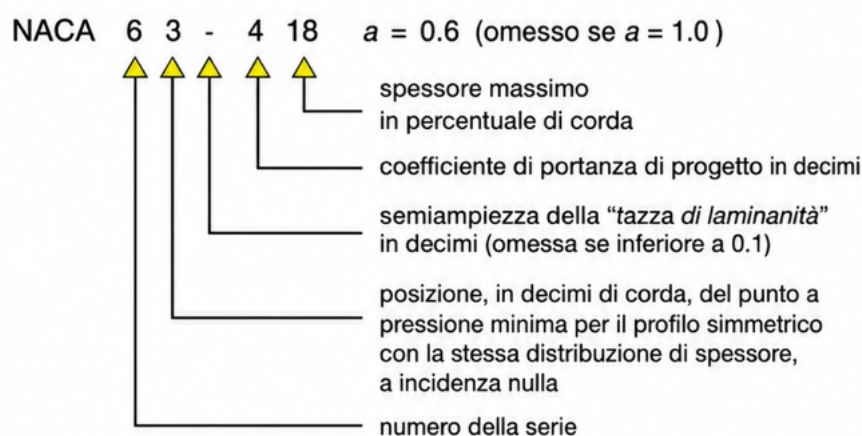


Figura 5.3: Decodifica delle sigle NACA a 4 cifre, 5 cifre e serie 6.

Capitolo 6

La fusoliera

Il corpo del velivolo

La fusoliera è il corpo vero e proprio dell'aereo e come tale deve assolvere molteplici funzioni: alloggiare la cabina di pilotaggio, il carico utile e gran parte degli impianti di bordo, e costituire l'elemento strutturale che collega le ali con gli organi di stabilità e controllo posti sugli impennaggi di coda. Se assolve solo alla prima funzione è detta *carlinga*, altrimenti *trave di coda*. In questo capitolo vediamo da che cosa dipendono la sua forma longitudinale (la finezza), la sua sezione trasversale (il carico utile e la pressurizzazione) e la sua architettura strutturale (traliccio, guscio, semiguscio).

6.1 La forma longitudinale: il rapporto di finezza

Longitudinalmente, la fusoliera di un velivolo da trasporto può essere considerata un corpo *fusiforme* costituito da un tratto centrale cilindrico che separa una parte prodiera a forma ogivale (**forebody**) da una poppiera (**afterbody**). La parte anteriore è modificata per installare la cabina di pilotaggio; la forma di quella posteriore dipende dalle esigenze di accessibilità e carico del materiale da trasportare e dalla necessità di far assumere al velivolo gli angoli di seduta ottimali nelle fasi di decollo e atterraggio.

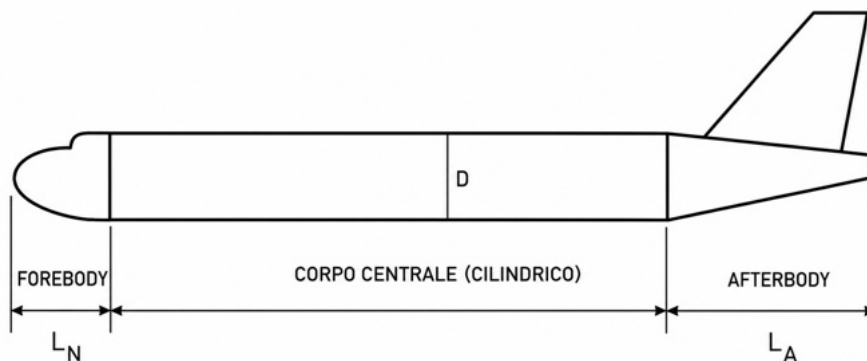


Figura 6.1: Suddivisione longitudinale della fusoliera.

Finezza e snellezza

Dal punto di vista aerodinamico, essendo la fusoliera un corpo fusiforme, il parametro fondamentale in fase di progettazione è il **rapporto di finezza** (o *finezza*):

$$\text{finezza} = \frac{L}{D},$$

rapporto fra la lunghezza complessiva L e il diametro D della più grande sezione trasversale. L'inverso, $D_{\max}/L$, è detto **snellezza**.

Valori di finezza di alcuni velivoli commerciali:

Velivolo	D/L (snellezza)	L/D (finezza)
DC-9	0,096	10,4
DC-8	0,076	13,2
DC-10	0,072	13,9
Boeing 707	0,074	13,5
Boeing 747	0,086	11,6
Concorde	0,046	21,7

La finezza è un parametro aerodinamico fondamentale perché è legata al coefficiente di resistenza della fusoliera, composto da due contributi:

- la **resistenza d'attrito**, legata alla superficie bagnata del corpo, che cresce con la lunghezza L ;
- la **resistenza di pressione** (o di forma), legata all'area massima della sezione trasversale, che cresce con il diametro D .

Dal bilancio fra le due si individua un valore *ottimo* della finezza che minimizza la resistenza complessiva. Tuttavia le fusoliere moderne, per motivi strutturali legati all'ingombro minimo necessario, hanno un rapporto di finezza *maggiore* di quello ottimo.

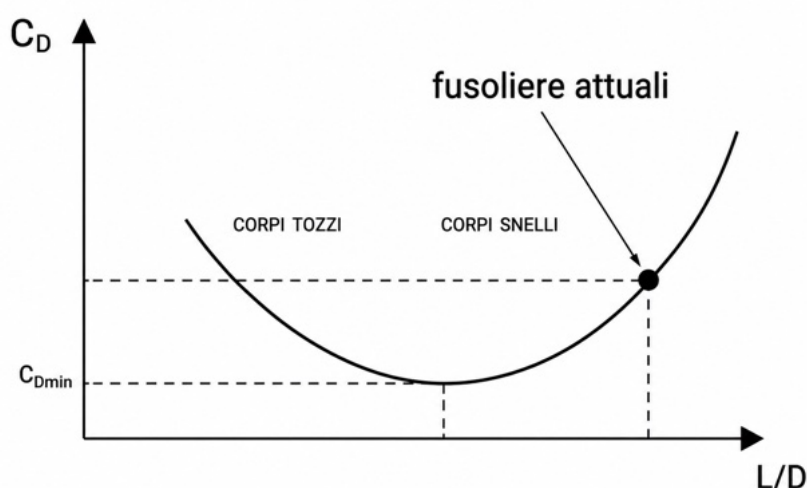


Figura 6.2: Coefficiente di resistenza della fusoliera in funzione della finezza.

6.2 Le sezioni trasversali

Forma e dimensioni della fusoliera variano secondo la categoria del velivolo e le prestazioni richieste. Le sezioni trasversali più usate negli aerei civili sono:

- **rettangolare**, anche con cappottatura a calotta: ormai in disuso;
- **ovalizzata**: piccoli aerei da trasporto persone;
- **a lobi circolari**: grossi aerei da trasporto;
- **circolare**: ottima sotto ogni aspetto, è la più comune.

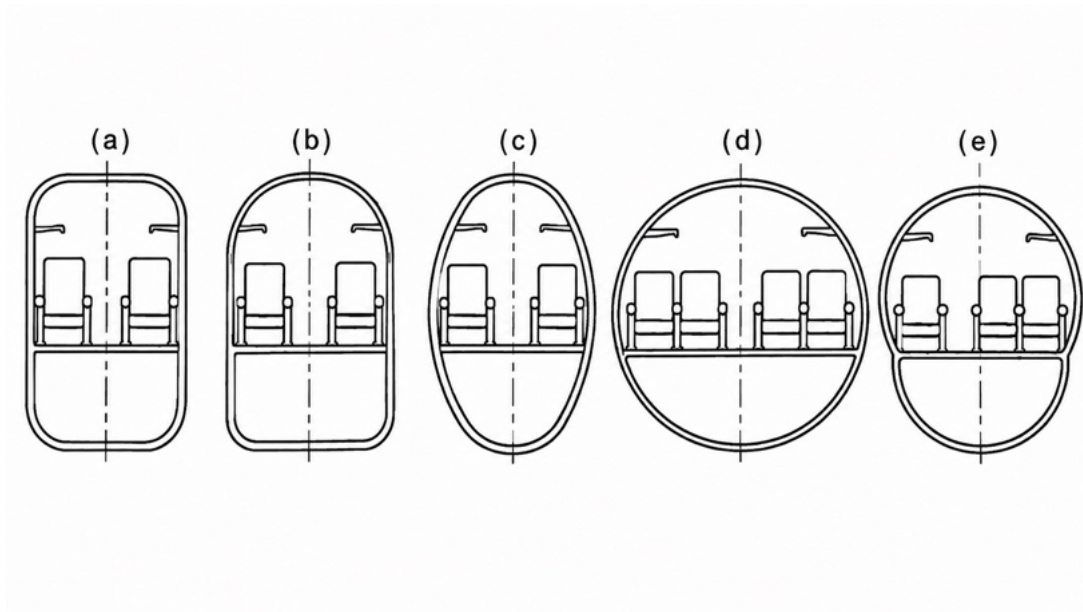


Figura 6.3: Sezioni trasversali tipiche delle fusoliere civili.

Trasversalmente, la forma della sezione deve obbedire a diverse ragioni, la più importante delle quali è *alloggiare il carico utile*: una volta determinato, lo si sistema nella minima sezione frontale possibile. Inoltre, poiché i velivoli operanti ad alta quota devono essere **pressurizzati**, si ricorre alla sezione *circolare*: essa fa lavorare il fasciame *a trazione* e non a flessione, assorbendo la pressurizzazione nel modo meno gravoso.

Perché la sezione circolare: le tensioni di pressurizzazione

Un tubo circolare di raggio r e spessore s , soggetto alla differenza di pressione interna Δp , sviluppa nel fasciame una tensione puramente *membranale* (di trazione), con valore circonferenziale

$$\sigma_{\theta} = \frac{\Delta p r}{s} \quad \text{e longitudinale} \quad \sigma_x = \frac{\Delta p r}{2s}.$$

Per una fusoliera con $r = 2,0$ m, $s = 1,8$ mm e $\Delta p = 0,06$ MPa (circa la differenza fra cabina a quota equivalente 2400 m e atmosfera a 11 000 m):

$$\sigma_{\theta} = \frac{0,06 \cdot 2,0}{0,0018} \simeq 67 \text{ MPa}, \quad \sigma_x \simeq 33 \text{ MPa} :$$

valori ampiamente sostenibili da una lega d'alluminio, *purché* la sezione sia circolare. Se la sezione non è circolare, la pressione tende a “gonfiarla” verso la forma circolare:

nascono flessioni locali nel fasciame, molto più gravose della pura trazione, che richiedono irrigidimenti e peso aggiuntivo.

Nei velivoli civili, oltre alla sezione circolare, è diffusa la sezione **lobata**. Vi si ricorre, ad esempio, quando la capacità della stiva della sezione circolare è insufficiente: anziché adottare una sezione circolare di raggio maggiore, si utilizza la sezione a due lobi che, a parità di carico, è più conveniente dal punto di vista della resistenza aerodinamica. Rispetto alla circolare, la sezione lobata offre maggiore capacità per unità di lunghezza e una migliore aerodinamica dell'intersezione ala-fusoliera; per contro richiede *pavimenti lavoranti* — più pesanti e di difficile costruzione — e un assorbimento più gravoso dei carichi di pressurizzazione. In alcuni casi, come per i grossi velivoli da trasporto, si sacrificano le condizioni dettate dalla pressurizzazione e si dispongono i passeggeri su più piani secondo diverse architetture (doppio ponte).

Nei piccoli velivoli e in quelli militari non esistono regole generali per la forma trasversale: mancando le stringenti motivazioni del carico utile, essa è determinata essenzialmente da motivi di ingombro e può assumere le forme più svariate.

6.3 Le tipologie strutturali

Dal punto di vista costruttivo le fusoliere si distinguono in tre grandi categorie, secondo gli elementi che ne costituiscono la struttura resistente:

Le tre famiglie strutturali

- **fusoliere a traliccio** (o reticolari): struttura di aste in acciaio, tipica di aerei leggeri e ultraleggeri; il rivestimento (tela o lamiera sottile) non è portante;
- **fusoliere a guscio** (*monocoque*): il rivestimento sopporta da solo tutte le sollecitazioni;
- **fusoliere a semiguscio** (*semi-monocoque*): il rivestimento lavora insieme a elementi di irrigidimento longitudinali e trasversali; è la soluzione universale dei velivoli moderni.

Nelle strutture a guscio e semiguscio, la sezione di una fusoliera è costituita da:

- elementi longitudinali detti **correnti**, con la funzione di assorbire gli sforzi indotti dalle flessioni;
- elementi trasversali detti **ordinate**, con funzione sia di appoggio per i correnti sia di forma;
- il **rivestimento** che, oltre alla funzione propria di dare la forma aerodinamica, assorbe le sollecitazioni di *torsione* e quelle generate dalla *pressurizzazione*.

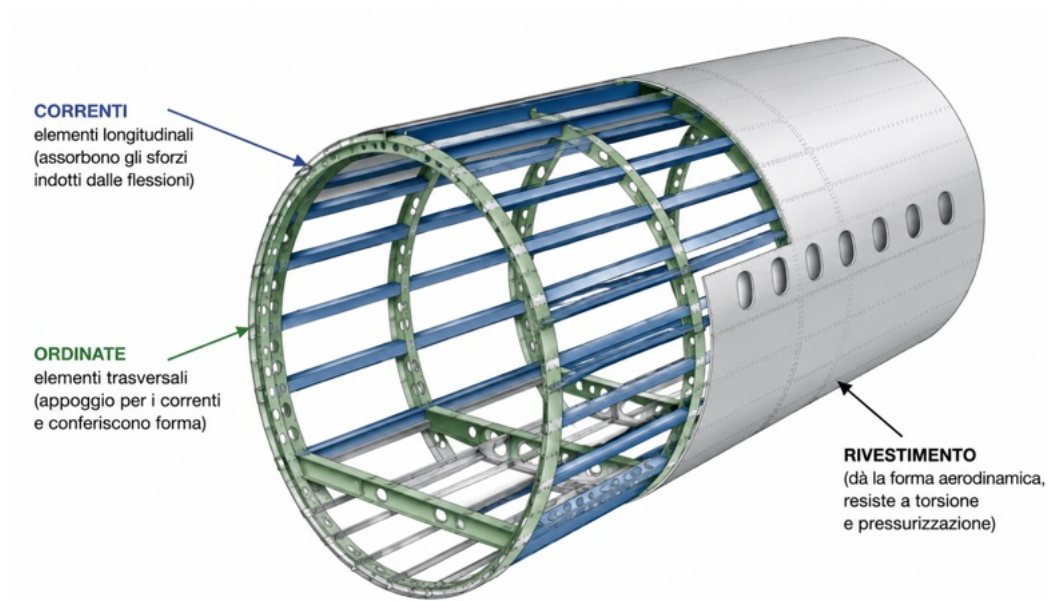


Figura 6.4: Struttura a semiguscio della fusoliera.

Il problema delle aperture

Uno dei problemi nel dimensionamento della fusoliera è generato dalla presenza delle aperture (oblò, portelli, ...): una struttura sottile in presenza di aperture riduce notevolmente la propria *rigidezza torsionale*. Nel calcolo occorre perciò prevedere opportuni rinforzi interni, realizzati con elementi profilati che costituiscono un vero e proprio telaio attorno all'apertura. Non a caso i finestrini dei velivoli pressurizzati sono piccoli e con angoli raccordati: gli spigoli vivi concentrano le tensioni (la lezione, pagata cara, degli incidenti del De Havilland Comet negli anni '50).

I componenti e le diverse tipologie strutturali della fusoliera saranno trattati in dettaglio nel modulo di *analisi strutturale della fusoliera*, dove applicheremo al tubo irrigidito gli stessi strumenti — Navier, Jourawski, Bredt — sviluppati per l'ala.

Capitolo 7

Organi di stabilizzazione e controllo

◉ Stare in equilibrio e cambiare assetto

Un velivolo fatto solo di ala e fusoliera volerebbe, ma non starebbe in equilibrio né potrebbe essere governato. Gli organi di stabilizzazione e controllo assolvono due compiti distinti e complementari: *stabilizzare*, cioè riportare spontaneamente il velivolo nell'assetto di equilibrio dopo una perturbazione, e *controllare*, cioè permettere al pilota di modificare volontariamente l'assetto attorno ai tre assi definiti nel capitolo 3. In questo capitolo vediamo perché gli impennaggi sono *necessari*, come sono fatti, quali configurazioni esistono e come si classificano le superfici di comando.

7.1 Gli organi della configurazione classica

Nei velivoli ad architettura classica gli organi di stabilizzazione e controllo sono costituiti da:

Impennaggi e alettoni

- il **piano di coda orizzontale** (impennaggio orizzontale), che assicura stabilità e manovrabilità attorno all'asse di *beccheggio*. Si compone di una parte mobile, detta **equilibratore** (o elevatore), e di una fissa detta **stabilizzatore**. In alcune configurazioni l'intera superficie orizzontale è mobile: si parla allora di **stabilizzatore**;
- il **piano di coda verticale** (impennaggio verticale), che assicura stabilità e manovrabilità attorno all'asse di *imbardata*. Si compone di una parte mobile, il **timone di direzione**, e di una fissa, la **deriva**;
- gli **alettoni** che, situati alle estremità alari per avere il maggior braccio rispetto all'asse longitudinale, comandano il moto di *rollio*.

7.2 Perché servono gli impennaggi

7.2.1 La necessità dell'impennaggio orizzontale

Se il velivolo fosse costituito solo dall'ala e dalla fusoliera, non risulterebbe *equilibrato al beccheggio*. La portanza del velivolo parziale L_w , applicata nel **centro di pressione** (C.P.), non è infatti baricentrica: il C.P. è generalmente *arretrato* rispetto al baricentro G alle basse incidenze e *avanzato* alle alte incidenze. Nel primo caso nasce un momento a picchiare M_y , nel secondo un momento a cabrare. Da qui l'esigenza di disporre una seconda superficie portante in coda — il

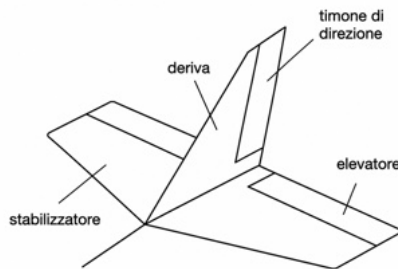


Figura 7.1: Nomenclatura degli impennaggi.

piano orizzontale — che generi un momento uguale e opposto a quello squilibrante del velivolo parziale (senza coda). Si comprende quindi perché, nel volo orizzontale uniforme, il piano di coda debba essere *deportante* se il baricentro è avanzato rispetto al C.P., e *portante* nel caso opposto.

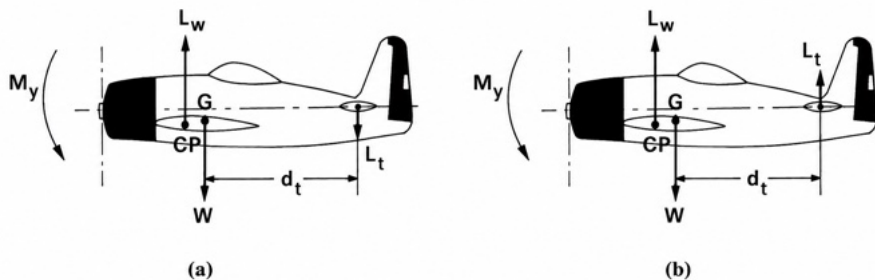


Figura 7.2: Equilibrio al beccheggio e ruolo del piano di coda.

La coda che “porta verso il basso”

Nei velivoli convenzionali stabili il baricentro è avanzato e il piano di coda lavora *deportante*: l'ala deve quindi generare una portanza maggiore del peso, $L_w = W + |L_t|$. È un prezzo pagato alla stabilità. Configurazioni alternative (canard, tre superfici) nascono proprio per recuperare questa deportanza, come vedremo fra poco.

7.2.2 La necessità dell'impennaggio verticale

L'impennaggio verticale nasce invece dall'esigenza di garantire la *stabilità direzionale*. Quando il velivolo è investito da una raffica laterale, il piano di coda verticale produce una forza aerodinamica, detta **devianza**, che rispetto al baricentro genera un momento di imbardata che tende ad annullare la perturbazione: è la stessa fisica della banderuola. Il timone di direzione, azionato dal pilota attraverso la pedaliera, garantisce invece la *manovrabilità* direzionale.

7.3 Le configurazioni dei piani di coda

Oltre alla configurazione classica — piano orizzontale installato all'estremità posteriore della fusoliera, alla base della deriva — esistono numerose soluzioni: impennaggio **a croce** (piano

orizzontale ad altezza intermedia sulla deriva), **a T** (piani orizzontali all'estremità superiore della deriva), **a più derive**, **a doppio sbalzo**, **a doppia o tripla trave di coda**, **a V**, fino all'ala a delta con **elevoni**.

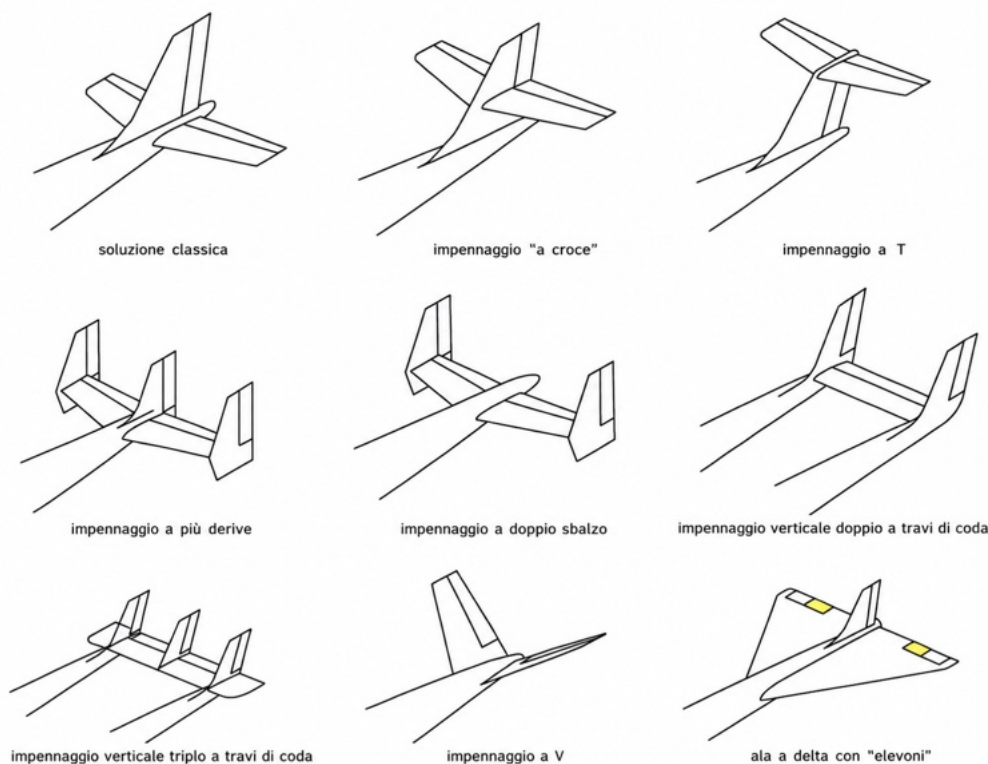


Figura 7.3: Le configurazioni dei piani di coda.

La scelta dipende da diversi fattori, fra cui le sollecitazioni di flessione e torsione che le forze aerodinamiche dei piani di coda esercitano sulla fusoliera. Ad esempio, si ha tutto l'interesse a fare l'impennaggio verticale il più basso possibile, per non indurre grosse torsioni sulla fusoliera; d'altro canto la deriva non può essere troppo bassa, per non creare problemi di contatto con il terreno al decollo.

Quanto all'impennaggio orizzontale, la configurazione a T ha, rispetto alla classica, il vantaggio di tenere i piani di coda lontani dalle scie di ali e motori (la si trova negli aeromobili con motori in coda, come l'MD-80); presenta però due inconvenienti: in condizioni di stallo il piano di coda può finire in *ombra aerodinamica* e l'equilibratore non riesce più a garantire il momento necessario a riportare il velivolo in condizioni normali (*deep stall*); dal punto di vista strutturale, inoltre, è più pesante della classica, perché gli sforzi della parte orizzontale si scaricano interamente sulla deriva prima di raggiungere la fusoliera.

7.3.1 Il canard e le tre superfici

Una soluzione alternativa colloca i piani non più a valle dell'ala ma *a monte*: è la configurazione **canard**, spesso impiegata nei velivoli con ala a delta, nei quali il compito degli equilibratori è assolto da superfici affiancate agli alettoni, a movimento simmetrico, chiamate **elevoni**. Il grande vantaggio è la riduzione della superficie alare, perché le alette canard *contribuiscono* alla portanza globale (anziché sottrarne, come la coda deportante); resta però il problema dell'instabilità intrinseca del sistema. Per questi motivi si è pensato a una configurazione mista, con alette anteriori e piani orizzontali in coda: le **tre superfici portanti**.

Il Piaggio P.180 Avanti

Il Piaggio P.180 Avanti è un aereo executive da 6–9 passeggeri, attualmente l'unico al mondo disegnato, sviluppato, certificato e prodotto in serie con configurazione a *tre superfici portanti*. Le tre superfici ad elevato allungamento permettono una ripartizione ottimale della portanza, una significativa riduzione della resistenza indotta ed efficienze complessive maggiori, grazie alla ridotta deportanza richiesta ai piani di coda per bilanciare il momento aerodinamico. La configurazione propulsiva con eliche spingenti garantisce bassi livelli di rumore in cabina (i dischi delle eliche sono a valle delle zone abitate), ma genera un'impronta sonora esterna inconfondibilmente “acuta” per l'interferenza degli scarichi motore con le eliche. Il velivolo è spesso citato come esempio di canard, ma la dizione per il P.180 è impropria: l'ala anteriore, pur dotata di flap, è *sprovvista* di superfici mobili di controllo, che restano convenzionali, ripartite fra ala principale e stabilizzatore/equilibratore.

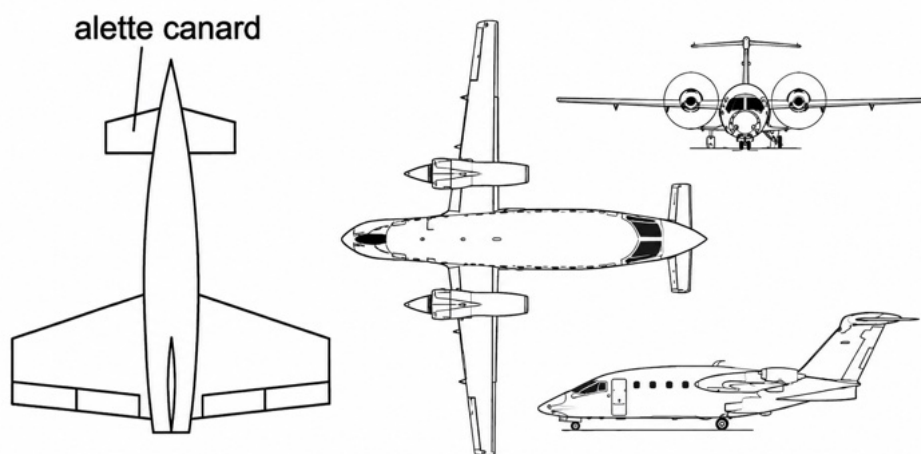


Figura 7.4: Configurazione canard e tre superfici: il P.180 Avanti.

7.4 Comandi di volo primari e secondari

Le superfici di controllo si classificano in **comandi di volo primari** e **secondari**.

Comandi di volo PRIMARI	Comandi di volo SECONDARI
Proporzionali e ad azionamento continuo	Azionamento del tipo “ON/OFF” o comunque con numero limitato di posizioni preselezionate
Modificano la <i>traiettoria</i> generando momenti di beccheggio, rollio e imbardata	Modificano i <i>coefficienti aerodinamici</i> C_D e C_L , determinando un aumento di resistenza e/o di portanza
Sono azionati continuamente dal pilota	Sono azionati occasionalmente
Devono fornire al pilota la necessaria sensibilità ed essere istintivi; devono essere altamente affidabili	Sono stabili (conservano la posizione) e irreversibili

Prima di passare all'elenco completo, è utile ricordare che i comandi *primari* (alettoni, equilibratore e timone) sono quelli che consentono di controllare l'assetto del velivolo nei tre assi: rollio, beccheggio e imbardata. I comandi *secondari*, invece, non servono a cambiare direttamente la traiettoria, ma permettono di *ottimizzare* le prestazioni nelle diverse fasi di volo (decollo,

crociera, manovra, atterraggio), variando portanza e resistenza. Alcune superfici possono avere una funzione *mista* a seconda di come vengono azionate (per esempio gli spoiler, che possono assistere il rollio oppure scaricare rapidamente la portanza dopo l'atterraggio).

Il quadro completo delle superfici:

N.	Denominazione	Funzione	Note
1	Alettoni (<i>aileron</i> s) — controllo laterale	Creare un momento di rollio	Superfici coniugate con azionamento antisimmetrico
2	Equilibratore (<i>elevator</i>) — controllo longitudinale	Creare un momento di beccheggio	
3	Timone (<i>rudder</i>) — controllo direzionale	Creare un momento di imbardata	
4	Diruttori alari (<i>lift dumpers</i> / <i>roll spoilers</i>)	Creare una <i>diminuzione</i> di sustentazione	<i>Roll spoilers</i> : azionati su una sola semiala agiscono da comandi primari , integrando gli alettoni. <i>Lift dumpers</i> : azionati simmetricamente agiscono da comandi secondari per abbattere rapidamente la portanza (dopo il contatto in atterraggio)
5/6	Ipersostentatori (<i>flaps</i> / <i>slats</i>)	Creare un <i>aumento</i> di sustentazione	
7	Aerofreni (<i>speed brakes</i> / <i>airbrakes</i>)	Creare un <i>aumento</i> di resistenza	Azionati simmetricamente, comandi secondari nella frenata in atterraggio

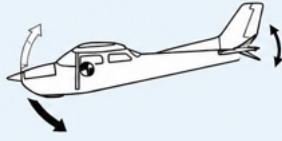
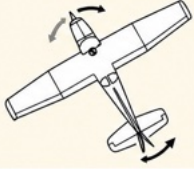
ORGANO di CONTROLLO	COMPOSIZIONE	COMPITI
IMPENNAGGIO ORIZZONTALE 	Stabilizzatore (parte fissa) Equilibratore o elevatore (parte mobile)	Stabilità longitudinale (beccheggio) Comanda il movimento di beccheggio tramite la barra (o volantino) azionata dal pilota longitudinalmente. Quando la barra viene spinta in avanti, l'equilibratore si abbassa e il velivolo picchia, se viene tirata verso il petto, l'equilibratore si solleva e il velivolo cabra.
IMPENNAGGIO VERTICALE 	Deriva (parte fissa) Timone (parte mobile)	Stabilità direzionale (imbardata) Comanda il movimento di imbardata tramite la pedaliera azionata dal pilota. In particolare se il pilota abbassa il pedale destro, il timone ruota verso destra, nasce un momento di imbardata che fa ruotare il velivolo intero a destra.
ALETTONI 	Coppia di elementi mobili simmetrici rispetto all'ala e che si muovono in modo asincrono	Comandano il movimento di rollio tramite la barra (o volantino) azionata trasversalmente dal pilota. In particolare se si sposta la barra alla destra del pilota, l'alettone sinistro si abbassa (la semiala si solleva) mentre quello destro si solleva (la semiala si abbassa). Nasce un momento che fa virare il velivolo verso destra.

Figura 7.5: Le superfici di controllo di un velivolo da trasporto.

7.5 L'azione delle superfici primarie

La catena logica da memorizzare è sempre la stessa: *azionamento del comando* $\Rightarrow$ *rotazione delle superfici* $\Rightarrow$ *effetto sul velivolo*.

Grado di libertà	Superficie	Corrispondenza comando $\Rightarrow$ effetto	Organo
Rotazione attorno a x (rollio)	Alettoni	Volantino (o barra) a <i>destra</i> $\Rightarrow$ alettone destro in <i>alto</i> , sinistro in <i>basso</i> $\Rightarrow$ abbassamento della semiala destra ($+\Phi$)	volantino o barra
Rotazione attorno a y (beccheggio)	Equilibratore	Volantino (barra) <i>indietro</i> $\Rightarrow$ equilibratore in <i>alto</i> $\Rightarrow$ rotazione a <i>cabrare</i> ($+\Theta$)	volantino o barra
Rotazione attorno a z (imbardata)	Timone	Piede <i>sinistro</i> avanti $\Rightarrow$ timone a <i>sinistra</i> $\Rightarrow$ rotazione a <i>sinistra</i> ($-\Psi$)	pedaliera

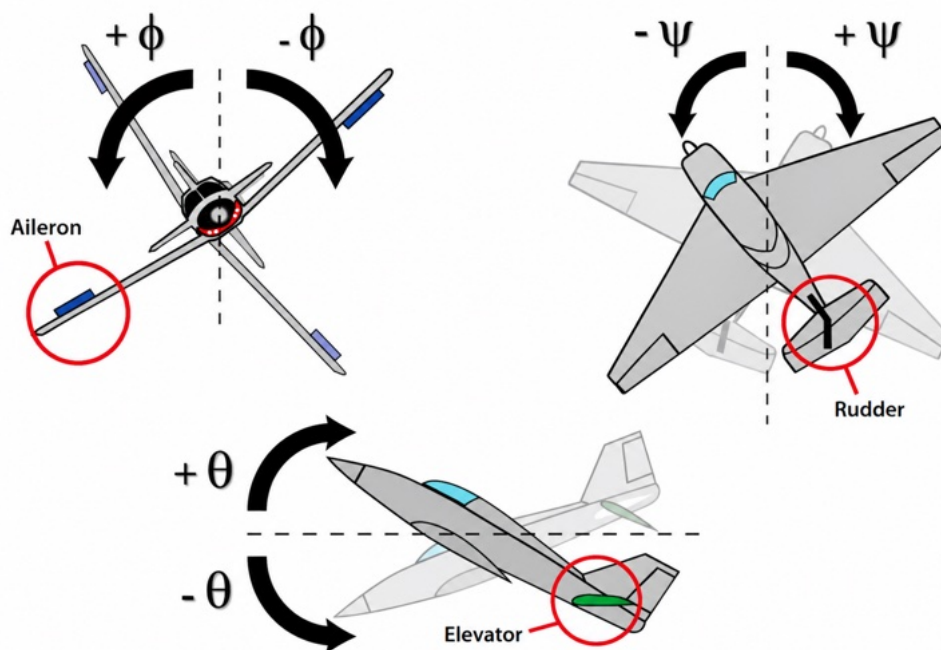


Figura 7.6: Azione delle superfici di controllo primarie e convenzioni di segno.

Il verso “controintuitivo” degli alettoni

Per rollare a destra, l’alettone che si *alza* è quello di destra: alzandosi diminuisce il camber locale e quindi la portanza della semiala destra, che si abbassa; contemporaneamente l’alettone sinistro si abbassa e aumenta la portanza della semiala sinistra, che si alza. Il movimento delle due superfici è sempre *antisimmetrico*. L’errore classico è associare “comando a destra” con “alettone destro in basso”: è l’esatto contrario.

Le alette di *trim* (compensatori) — piccole superfici sul bordo d’uscita delle superfici primarie che annullano gli sforzi di barra in condizioni stazionarie — e i sistemi di attuazione (meccanici, idraulici, *fly-by-wire*) saranno approfonditi nel modulo sugli impianti di bordo. Il funzionamento aerodinamico di flap e slat (l’ipersostentazione) sarà ripreso in aerodinamica parlando di $C_{L,max}$ e velocità di stallo.

Capitolo 8

Organi per l'involo e l'atterraggio

◉ Un componente “inutile” in volo

Gli organi per l'involo e l'atterraggio sono tutti quei dispositivi che consentono al velivolo di decollare e atterrare. Hanno una particolarità progettuale unica: durante il volo — cioè per la quasi totalità della missione — non svolgono *alcun* compito, e devono quindi pesare e resistere aerodinamicamente il meno possibile; ma nei pochi secondi del contatto devono assorbire urti violenti e sostenere l'intero peso della macchina. Questo conflitto (leggerezza contro robustezza, pulizia aerodinamica contro ingombro) genera tutte le soluzioni che vedremo.

8.1 Generalità

Nel caso di velivoli “terrestri” gli organi di involo e atterraggio sono i **carrelli di atterraggio**, normalmente composti da ruote fissate ad ammortizzatori; ma possono essere utilizzati anche **sci** per operazioni su superfici nevose o ghiacciate, oppure **galleggianti** per operazioni su superfici acquose, come negli idrovolanti.

Il carrello deve inoltre consentire le manovre a terra del velivolo e assorbire gli urti all'atterraggio. Non avendo alcun compito durante il volo, deve essere il più leggero possibile e non deve penalizzare la resistenza aerodinamica.

8.2 Carrello fisso e carrello retrattile

- Il carrello **fisso** è vincolato sotto la fusoliera o le ali: penalizza molto la resistenza aerodinamica, ma è più leggero e non richiede il livello di manutenzione dei carrelli retrattili. È impiegato di solito negli aerei di piccole dimensioni, dove i vantaggi prestazionali del retrattile non ne giustificano peso, costi e complessità; in più il pilota non rischia di atterrare con il carrello retratto.
- Il carrello **retrattile** scompare in volo nella fusoliera o nelle ali: soluzione più difficile costruttivamente, ingombrante e pesante, ma garantisce una grande pulizia aerodinamica e migliora notevolmente le prestazioni, soprattutto in termini di velocità. I velivoli di una certa dimensione lo adottano ormai tutti.



Figura 8.1: Carrello fisso e carrello retrattile.

8.3 Le configurazioni delle ruote

Per quanto riguarda la disposizione delle ruote si hanno tre configurazioni: **biciclo**, **triciclo con ruotino posteriore** (“classica”) e **triciclo con ruotino anteriore**.

8.3.1 Carrello biciclo

È costituito essenzialmente da due ruote in linea, come quelle della bicicletta: una sotto la fusoliera, poco avanti al baricentro, e l'altra in coda. È tipico degli alianti e dei piccoli motoalianti, ma anche di alcuni prototipi aereo/razzo dove occorre ridurre al minimo l'ingombro del vano carrello. Non soffre di particolari problemi nelle manovre al suolo e aiuta anzi a mantenere la direzione in decollo e atterraggio, anche con vento trasverso.

8.3.2 Carrello triciclo con ruotino posteriore

È costituito da due sole ruote principali anteriori, sotto fusoliera o ali, poco avanti al baricentro, e da un ruotino (o pattino) di coda. Era la configurazione dominante fino agli anni Trenta — da cui l'aggettivo “classica”. Il vantaggio è di consentire decollo e atterraggio anche da piste semipreparate: le due sole ruote principali sono molto robuste (al contrario del ruotino anteriore dei tricicli moderni) e il sistema tiene l'elica lontana da terreni accidentati.

L'assetto “a cabrare” che questi aerei assumono a terra comporta una minore corsa di decollo (l'ala si trova già a un angolo d'attacco piuttosto alto), ma il baricentro dietro il carrello principale genera alcuni problemi: se in atterraggio l'aereo tocca terra bruscamente e a velocità elevata, la coda si abbassa, l'angolo d'incidenza cresce e l'aereo riprende a volare, come se rimbalzasse. È quindi importante atterrare alla velocità minima di sostentamento; inoltre frenate troppo brusche rischiano di far capovolgere l'aereo frontalmente (*cappottamento*).

8.3.3 Carrello triciclo con ruotino anteriore

È costituito da una ruota anteriore sotto il muso e da due o più ruote poco dietro il baricentro, sotto fusoliera o ali. In alcuni modelli il carrello anteriore è sterzante, per facilitare rullaggio e manovre a terra. Con questo carrello è impossibile che l'aereo si cappotti: si può frenare più energicamente riducendo le corse di atterraggio; le manovre a terra sono più agevoli per la maggiore visibilità; i velivoli sono meno vulnerabili al vento di trasverso. La maggior parte dei velivoli da trasporto odierni ha carrello triciclo retrattile; i piccoli monomotori da turismo lo

hanno fisso. Gli aerei che atterrano con alto angolo d'attacco montano spesso anche un ruotino di coda, per evitare che la coda tocchi la pista.

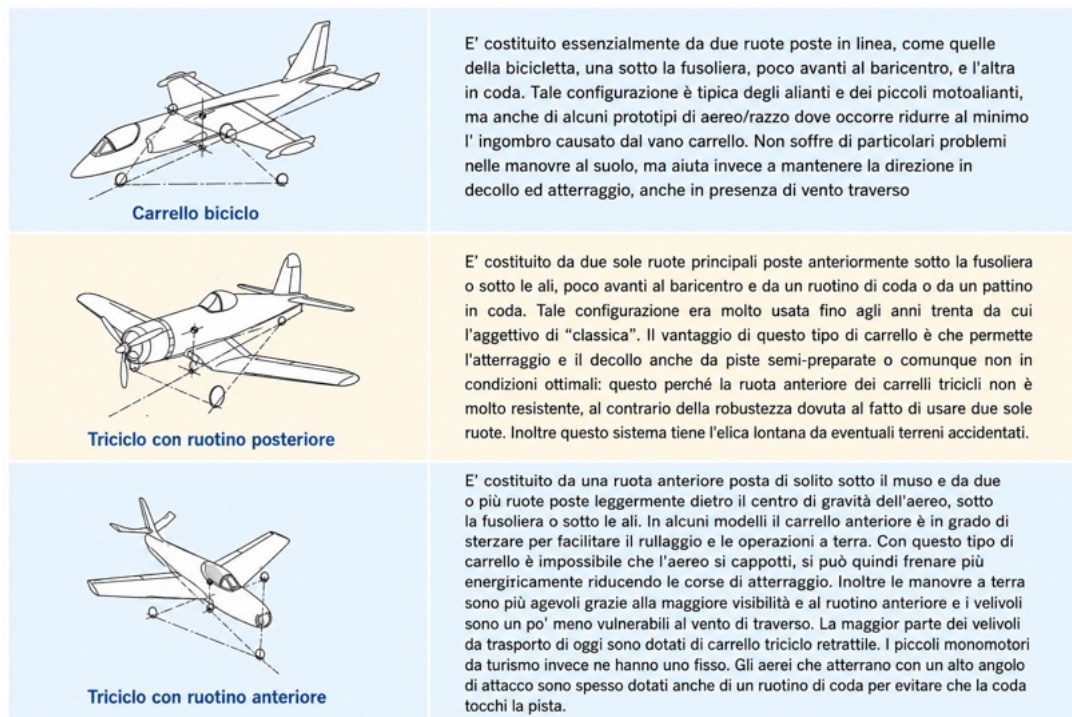


Figura 8.2: Le tre configurazioni del carrello.

Stabilità nelle manovre a terra

Il vantaggio decisivo del ruotino anteriore si vede nelle traiettorie curve al suolo. Con il ruotino *posteriore*, se per una folata di vento l'aereo inizia a girare, la forza centrifuga — applicata nel baricentro, che sta *dietro* le ruote principali — porta il baricentro verso l'esterno della curva, stringendo sempre più il raggio di curvatura: il moto diverge (è la "testa-coda", *ground loop*), con il rischio, a velocità elevate, di ribaltare l'aereo. Questi aerei sono perciò molto sensibili al vento laterale. Con il ruotino *anteriore* il baricentro sta *davanti* alle ruote principali: la stessa forza centrifuga tende ora a *raddrizzare* le curve troppo strette. La configurazione rende l'aereo molto più stabile nei movimenti al suolo e impedisce anche il rimbalzo all'atterraggio.

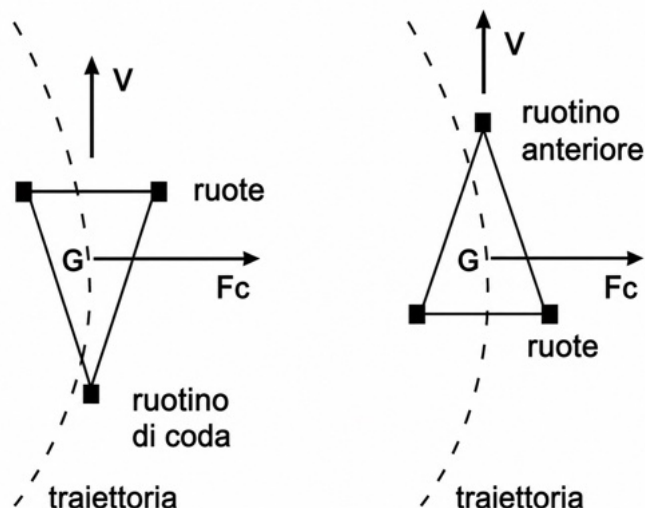


Figura 8.3: Stabilità in curva: ruotino posteriore vs anteriore.

8.4 Numero di ruote, freni e orientamento

Il numero delle ruote è funzione del *peso massimo al decollo* e dell'*area di contatto* fra pneumatici e suolo: le crescenti dimensioni degli aerei richiedono un numero maggiore di ruote. L'Airbus A340-500 dispone di un terzo carrello al centro della fusoliera; il Boeing 747 di cinque carrelli: uno sotto il muso e quattro, da quattro ruote ciascuno, sotto fusoliera e ali. La tendenza moderna è dotare i carrelli di più ruote ma di minori dimensioni, in modo da avere, a parità di area di contatto, un vantaggio di peso, al prezzo di una maggiore complicazione costruttiva.

Infine, il carrello anteriore è quasi sempre dotato di un **compasso** che permette l'orientamento della ruota, mentre quello principale è dotato di **freni**, ormai esclusivamente a disco semplice o multiplo.

Il carrello è un concentrato di problemi strutturali che ritroveremo: l'ammortizzatore si dimensiona sull'energia d'impatto, il montante è un'asta caricata di punta (instabilità di Eulero), gli attacchi trasferiscono al longerone o alle ordinate carichi concentrati violenti. Il calcolo del montante del ruotino sarà uno dei nostri esercizi ricorrenti nel modulo sulle aste e sull'instabilità.

Capitolo 9

I propulsori

◉ Da dove viene la spinta

Perché un velivolo avanzi occorre una forza — la **trazione** o **spinta** — che vinca la resistenza aerodinamica. Tutti i propulsori aeronautici la ottengono nello stesso modo: accelerano all'indietro una massa di fluido e ne ricavano, per reazione, una forza in avanti. Cambia soltanto *quanta* massa viene accelerata e *di quanto*: da qui nascono le famiglie di propulsori e i loro campi di impiego. In questo capitolo costruiamo la mappa completa: principio di funzionamento, famiglie, campi di utilizzo, criteri di scelta del numero e della posizione dei motori.

9.1 Il principio di funzionamento

Ogni propulsore aeronautico sfrutta il terzo principio della dinamica: prende una massa di fluido e la accelera all'indietro; il fluido, per reazione, spinge in avanti il propulsore. In termini di quantità di moto, la spinta è proporzionale alla portata di massa elaborata e all'aumento di velocità che le viene impresso:

$$T = \dot{m} (V_u - V_\infty), \quad (9.1)$$

dove $\dot{m}$ è la portata di massa d'aria, V_u la velocità di uscita del getto e V_∞ la velocità di volo.

Grande massa, piccola accelerazione (o viceversa)

La (9.1) dice che una stessa spinta si può ottenere in due modi opposti:

- accelerando *poco* una *grande* massa d'aria — è la strada dell'elica, che elabora un tubo di flusso di grande diametro imprimendogli un modesto incremento di velocità;
- accelerando *molto* una *piccola* massa d'aria — è la strada del turbogetto puro, che espelle un getto ristretto ma velocissimo.

La prima strada è energeticamente più efficiente alle basse velocità (l'energia cinetica “sprecata” nel getto cresce con il quadrato della velocità residua del getto stesso); la seconda è l'unica praticabile alle alte velocità, quando l'elica perde efficienza per la comprimibilità alle estremità delle pale. Il turbofan, come vedremo, è il compromesso che domina l'aviazione commerciale moderna.

9.2 Esoreattori ed endoreattori

Una prima grande distinzione riguarda la provenienza del fluido elaborato:

- gli **esoreattori** prelevano dall'atmosfera l'aria che accelerano (e di cui usano l'ossigeno come comburente): è il caso di tutti i propulsori aeronautici, dalle motoeliche ai turbofan;
- gli **endoreattori** (i razzi) portano a bordo sia il combustibile sia il comburente e non hanno bisogno dell'atmosfera: sono i propulsori dello spazio, e in aeronautica compaiono solo in applicazioni particolari (velivoli sperimentali, assistenza al decollo).

9.3 Le famiglie di propulsori aeronautici

I propulsori aeronautici (esoreattori) si dividono in famiglie a seconda di *come* accelerano l'aria:

- **motoeliche**: un motore alternativo a pistoni fa ruotare un'elica; la reazione è *indiretta*, cioè affidata a un organo esterno (l'elica) mosso dal motore;
- **turboeliche** (turboprop): una turbina a gas fa ruotare l'elica attraverso un riduttore; la maggior parte della spinta viene dall'elica, una piccola quota residua dal getto di scarico;
- **turbogetti** (turbojet): la turbina a gas produce direttamente un getto ad alta velocità; la reazione è *diretta*;
- **turboventole** (turbofan): un turbogetto il cui primo stadio è una grande ventola intubata che elabora una portata d'aria molto superiore a quella che attraversa il nucleo caldo; combina reazione diretta (getto) e indiretta (ventola);
- **autoreattori** (ramjet) e **pulsoreattori**: privi di parti rotanti, comprimono l'aria sfruttando la sola velocità di volo; funzionano solo ad alte velocità e trovano impiego in missili e velivoli sperimentali.

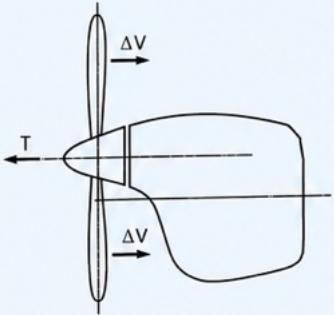
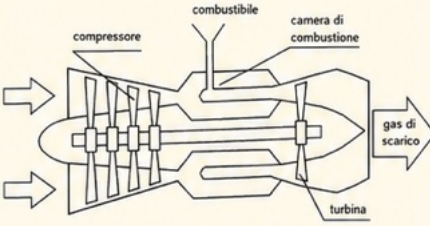
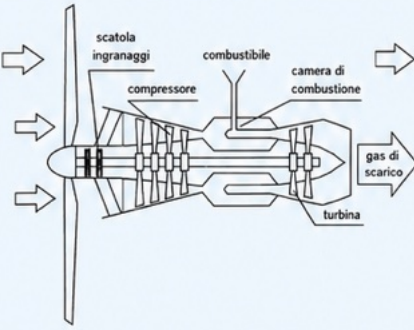
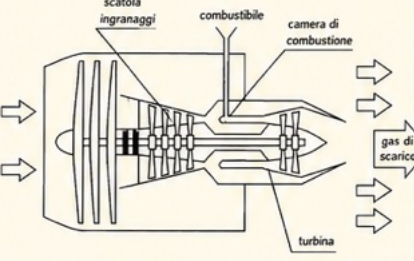
MOTOELICHE 	Campo di utilizzo	Piccoli velivoli della aviazione generale
	Caratteristiche e limiti	Basse velocità (max 500 Km/h) e quote di volo inferiori agli 8.000m a causa delle perdite di rendimento volumetrico con la quota. E' il tipo di propulsore più economico alle basse velocità.
TURBOGETTI o TURBOJET 	Campo di utilizzo	Ormai è utilizzato solo in aviazione militare, in campo civile è stato soppiantato dai più economici e ecologici turbofan.
	Caratteristiche e limiti	È l'unico propulsore che permette di garantire una sufficiente spinta nell'alto supersonico fino a velocità di 2.500 Km/h ($M=2,2$) e quote di volo fino a 25.000 m.
TURBOELICHE o TURBOPROP 	Campo di utilizzo	Velivoli da trasporto cose e/o passeggeri di medie dimensioni (es. trasporto regionale)
	Caratteristiche e limiti	Permette di estendere i limiti dell'elica a velocità di circa 750 Km/h e quote di volo di 12.000 m. I piccoli turboelica sono molto diffusi grazie ai bassi costi di realizzo, gestione e manutenzione, alla lunga vita operativa e alla grande affidabilità.
TURBOFAN 	Campo di utilizzo	Aviazione civile a medio e lungo raggio.
	Caratteristiche e limiti	Regimi di volo compresi tra l'alto subsonico ed il basso supersonico. Presenta una rumorosità più bassa e dei consumi ridotti rispetto al turbogetto. Nell'alto supersonico i turbofan non garantiscono più la spinta necessaria e si deve necessariamente ricorrere ai turbojet.

Figura 9.1: Le famiglie di propulsori aeronautici.

9.4 I campi di utilizzo

Ogni famiglia ha un campo di impiego ottimale, determinato dal compromesso fra efficienza propulsiva e velocità di volo.

Tabella 9.1: Campi di utilizzo indicativi delle famiglie di propulsori.

Propulsore	Velocità tipiche	Quote tipiche	Impiego caratteristico
Motoelica	fino a ~ 500 km/h	fino a ~ 8000 m	turismo, addestramento, aviazione generale
Turboelica	fino a ~ 750 km/h	fino a $\sim 12\,000$ m	trasporto regionale, cargo tattico
Turbofan	alto subsonico ($M \approx 0,8$)	da $10\,000$ m a $13\,000$ m	trasporto commerciale ed executive
Turbogetto	fino a $M \approx 2,2$	fino a $\sim 25\,000$ m	militare, supersonico

Potenza o spinta?

Le prestazioni delle motoeliche e delle turboeliche si esprimono in *potenza* (kW o hp) all'albero, perché il motore produce potenza meccanica e l'elica la converte in trazione; quelle dei turbogetti e dei turbofan in *spinta* (kN o kgf), perché il getto produce direttamente una forza. Le due grandezze sono legate dalla velocità di volo:

$$\Pi = T \cdot V.$$

Un turbofan che eroga $T = 120$ kN a $V = 250$ m/s (crociera tipica di un liner) sviluppa una potenza propulsiva di

$$\Pi = 120 \times 10^3 \text{ N} \times 250 \text{ m/s} = 30 \text{ MW},$$

l'equivalente di circa quarantamila cavalli: nessun motore a pistoni aeronautico si avvicina a questi ordini di grandezza. Confrontare direttamente “potenza” di una motoelica e “spinta” di un getto è un errore concettuale frequente: sono grandezze diverse, confrontabili solo fissando la velocità di volo.

Perché il regionale vola a elica

A parità di spinta richiesta, alle basse velocità l'elica consuma molto meno del getto: elabora grandi masse d'aria con piccoli incrementi di velocità, sprecando poca energia cinetica nella scia. Per questo sulle tratte regionali brevi, dove la fase di crociera è corta e la velocità conta poco, i turboprop (ATR 72, Dash 8) restano competitivi rispetto ai jet regionali: consumano sensibilmente meno. Non a caso il Dornier 328 fu prodotto in entrambe le versioni — turboelica e getto — sulla stessa cellula: la scelta dipendeva dal profilo di missione dell'operatore, non dall'aerodinamica.

Dal turbogetto al turbofan: il caso del B737

Il Boeing 737 delle prime serie montava motori a getto “puro” (in realtà turbofan a bassissima diluizione), lunghi e sottili, alloggiati in gondole aderenti all'ala. Le versioni successive adottarono turbofan ad alto rapporto di diluizione: la grande ventola richiede un'area frontale molto maggiore, e le gondole — ora corte e panciute — dovettero essere spostate avanti e in alto rispetto all'ala, con il caratteristico profilo “schiacciato” in basso

per garantire la luce da terra. È un bell'esempio di come la scelta del propulsore condizioni l'intera configurazione del velivolo.

9.5 Numero e disposizione dei motori

9.5.1 Monomotori

Nei monomotori a elica il propulsore è quasi sempre nel muso, in configurazione **trattiva** (l'elica "tira" l'aereo). Esistono configurazioni **spingenti**, con l'elica dietro la cabina o in coda, che liberano il muso e migliorano la visibilità, ma pongono problemi di raffreddamento del motore e di flusso disturbato sull'elica.

9.5.2 Bimotori a elica

Nei bimotori a elica i propulsori sono in gondole subalari, simmetriche rispetto al piano di simmetria. La posizione sull'ala ha un vantaggio strutturale importante: il peso dei motori *scarica* l'ala in volo, contrastando localmente il momento flettente dovuto alla portanza (lo approfondiremo nel modulo sui diagrammi di carico).

9.5.3 Bireattori: gondole subalari o motori in coda

Per i bireattori commerciali esistono due scuole:

- **gondole subalari** (A320, B737, B777): manutenzione facile e accessibile, ala scaricata dal peso dei motori, presa d'aria in flusso indisturbato; per contro, motori vicini al suolo (rischio di ingestione di detriti) e forte momento imbardante in caso di piantata di un motore, per il grande braccio rispetto al piano di simmetria;
- **motori in coda** (MD-80, CRJ, executive): ala aerodinamicamente pulita e libera per gli ipersostentatori, cabina più silenziosa, momento imbardante ridotto in caso di avaria (i motori sono vicini all'asse); per contro, coda appesantita (baricentro arretrato), obbligo della coda a T con i suoi problemi (paragrafo 7.3), strutture di fusoliera rinforzate e manutenzione in quota.



Figura 9.2: Disposizioni tipiche dei propulsori.

9.5.4 Trireattori e quadrireattori

I **trireattori** (B727, DC-10, MD-11) nacquero quando le normative imponevano più di due motori sulle lunghe tratte oceaniche: il terzo motore trovava posto nella coda (alla radice della deriva o dentro la fusoliera). Con l'avvento delle certificazioni ETOPS, che autorizzano i bimotori sulle rotte oceaniche, la formula è praticamente scomparsa.

I **quadrireattori** restano necessari solo per i velivoli più grandi. Un criterio di prima approssimazione richiede che la spinta totale installata sia dell'ordine del 20 % del peso massimo al decollo.

Quanti motori per l'A380?

L'Airbus A380 ha una massa massima al decollo di circa 560 t. Il criterio del 20 % richiede una spinta complessiva dell'ordine di

$$T_{\text{tot}} \approx 0,20 \times 560 \text{ t} = 112 \text{ t}.$$

I motori disponibili nella classe più potente al momento del progetto (GP7200, Trent 900) erogano circa 32 t di spinta ciascuno: con tre motori si arriverebbe a sole 96 t, insufficienti; ne servono quattro, che forniscono $4 \times 32 \text{ t} = 128 \text{ t}$, ovvero un rapporto spinta/peso installato

$$\frac{T}{W} = \frac{128}{560} \approx 0,229,$$

con il margine necessario per il decollo a pieno carico con un motore in avaria. Ecco perché l'A380 è un quadrireattore: non per scelta estetica, ma perché nessuna coppia di motori esistenti poteva sollevarlo.

Motori aeronautici e motori d'automobile

I motori aeronautici, pur condividendo i principi termodinamici con quelli per autotrazione, obbediscono a specifiche radicalmente diverse: devono erogare potenze elevate *in continuo* (un motore d'auto lavora quasi sempre a frazione del massimo), funzionare ad alta quota con aria rarefatta e fredda, garantire un'affidabilità certificata (il guasto in volo non consente di accostare), e pesare il meno possibile. Il rapporto potenza/peso e i programmi di manutenzione programmata (revisioni a ore di funzionamento) sono i tratti che più li distinguono.

Il propulsore chiude la rassegna dei componenti principali. Nei moduli successivi torneremo su di esso da due punti di vista: quello *prestazionale* (potenza disponibile e potenza necessaria, esubero di potenza, curve di Penaud, in meccanica del volo) e quello *strutturale* (attacchi motore, castello motore, carichi inerziali e giroscopici trasmessi alla cellula).

Capitolo 10

Autoverifica

◉ Come usare questo capitolo

Le domande che seguono ripercorrono l'intera monografia. Prova a rispondere *prima* a voce, poi per iscritto, senza rileggere il testo; solo dopo confronta con i capitoli indicati. Gli esercizi numerici riportano il risultato finale: rifai i conti per intero e verifica di ottenere gli stessi valori (a meno degli arrotondamenti). Se un risultato non torna, l'errore è quasi sempre nelle unità di misura: controlla quelle per prime.

10.1 Domande di teoria

Classificazione (capitolo 2)

1. Definisci *aeromobile* e spiega la differenza fra aerostati e aerodine: su quale principio si sostenta ciascuna famiglia?
2. Che cosa distingue un autogiro da un elicottero? In quale dei due il rotore è mosso dal motore?
3. Enuncia il criterio che distingue le capacità VTOL, STOL e convenzionali in termini di ostacolo da superare.
4. Perché un aliante ad alte prestazioni ha un'apertura alare così grande? Metti in relazione la risposta con l'efficienza aerodinamica $E = L/D$.

Architettura e assi (capitolo 3)

1. Disegna la terna di assi corpo e associa a ciascun asse il moto di rotazione, la superficie di comando che lo governa e l'impennaggio che lo stabilizza.
2. Qual è la differenza fra assi corpo e assi vento? Quando coincidono?

L'ala (capitolo 4)

1. Definisci allungamento alare, rapporto di rastremazione e carico alare, indicando le unità di misura di ciascuno.
2. Che cos'è la corda media aerodinamica e come si costruisce graficamente per un'ala trapezia?
3. Perché la freccia positiva favorisce lo stallo d'estremità, e perché questo è pericoloso? Quali rimedi si adottano?

4. Spiega con uno schizzo l'effetto stabilizzante del diedro positivo in presenza di una scivolata d'ala.
5. Confronta ala alta e ala bassa dal punto di vista della stabilità laterale, del carrello e dell'attraversamento dei longheroni in fusoliera.

I profili (capitolo 5)

1. Definisci corda, linea media, curvatura massima e spessore massimo di un profilo.
2. Decodifica le sigle NACA 2412, NACA 0012 e NACA 23012: quali grandezze geometriche dichiarano?
3. Perché un profilo simmetrico è la scelta naturale per gli impennaggi?
4. Che cosa caratterizza un profilo laminare e perché in esercizio i suoi vantaggi tendono a ridursi?

La fusoliera (capitolo 6)

1. Definisci la finezza di una fusoliera e spiega il compromesso fra resistenza di attrito e resistenza di forma al variare di essa.
2. Perché le fusoliere pressurizzate hanno sezione circolare o lobata? Che ruolo svolge il pavimento in una sezione a doppio lobo?
3. Descrivi la struttura a semiguscio: quali elementi la compongono e quali carichi porta ciascuno?
4. Perché le aperture (porte, finestrini) sono punti critici, e che cosa insegnò il caso del Comet?

Impennaggi e comandi (capitolo 7)

1. Perché il piano orizzontale di coda dei velivoli convenzionali lavora tipicamente in deportanza? Ragiona sull'equilibrio alla rotazione attorno al baricentro.
2. Elenca vantaggi e svantaggi della coda a T, citando il fenomeno del *deep stall*.
3. Compila la tabella comando $\Rightarrow$ superficie $\Rightarrow$ rotazione per i tre comandi primari.
4. Che differenza c'è fra equilibratore e stabilizzatore? E fra diruttori e aerofreni?

Carrelli (capitolo 8)

1. Confronta carrello fisso e retrattile: quali categorie di velivoli adottano l'uno e l'altro, e perché?
2. Spiega, con uno schema in pianta e la forza centrifuga, perché il triciclo con ruotino anteriore è stabile nelle manovre a terra mentre quello con ruotino posteriore tende alla "testa-coda".
3. Perché il carrello classico espone al rischio di rimbalzo in atterraggio e di cappottamento in frenata?
4. Da che cosa dipende il numero di ruote di un carrello? Cita un esempio di grande liner.

Propulsori (capitolo 9)

1. Enuncia il principio di funzionamento comune a tutti i propulsori aeronautici e commenta la relazione $T = \dot{m} (V_u - V_\infty)$.
2. Perché l'elica è più efficiente alle basse velocità e il getto alle alte? Dove si colloca il turbofan?
3. Perché le prestazioni di una motoelica si esprimono in potenza e quelle di un turbofan in spinta? Come si passa dall'una all'altra?
4. Confronta gondole subalari e motori in coda per un bireattore commerciale: tre vantaggi e tre svantaggi per ciascuna soluzione.

10.2 Esercizi numerici

E1 — Geometria di un'ala trapezia

Un'ala trapezia ha corda alla radice $c_r = 2,10$ m, corda d'estremità $c_t = 1,20$ m e apertura $b = 11,00$ m. Calcola: superficie alare S , corda media geometrica $\bar{c}$, allungamento AR , rapporto di rastremazione λ e corda media aerodinamica (MAC).

Risultati: $S = 18,15 \text{ m}^2$; $\bar{c} = 1,650$ m; $AR = 6,67$; $\lambda = 0,571$; $MAC = 1,691$ m.

E2 — Carico alare e velocità di stallo

Un Cessna 172 ha massa massima al decollo $m = 1111$ kg e superficie alare $S = 16,2 \text{ m}^2$. Calcola il carico alare W/S e la velocità di stallo al livello del mare ($\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$) assumendo $C_{L,\max} = 1,6$, con la relazione

$$V_s = \sqrt{\frac{2(W/S)}{\rho C_{L,\max}}}.$$

Risultati: $W/S = 673 \text{ N/m}^2$; $V_s = 26,2 \text{ m/s} \approx 94 \text{ km/h}$.

E3 — Coordinate di un profilo NACA a 4 cifre

Per il profilo NACA 2412, calcola alla stazione $x/c = 0,30$ lo spessore locale y_t e l'ordinata della linea media y_c (entrambi in frazione di corda), usando le formule del capitolo 5. Calcola anche il raggio di raccordo del bordo d'attacco $r_{LE} = 1,1019 \tau^2$.

Risultati: $y_t = 0,0600 c$; $y_c = 0,0188 c$; $r_{LE} = 0,0159 c$.

E4 — Fusoliera pressurizzata

Una fusoliera cilindrica di raggio $r = 2,0$ m e spessore di rivestimento $s = 1,8$ mm è pressurizzata con $\Delta p = 0,06$ MPa. Calcola la tensione circonferenziale $\sigma_\theta = \Delta p r / s$ e quella longitudinale $\sigma_x = \Delta p r / (2s)$.

Risultati: $\sigma_\theta = 67 \text{ MPa}$; $\sigma_x = 33 \text{ MPa}$ (la circonferenziale è doppia: per questo le fusoliere “scoppiano” lungo le generatrici).

E5 — Carico utile di una mongolfiera

Una mongolfiera ha involucro di volume $V = 2500 \text{ m}^3$. L'aria esterna è in condizioni ISA al livello del mare ($\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$), quella interna è riscaldata a circa 100°C ($\rho_{\text{int}} = 0,946 \text{ kg/m}^3$). Calcola la forza aerostatica netta e la massa totale sollevabile (involucro + cesto + equipaggio).

Risultati: massa sollevabile $\approx (1,225 - 0,946) \times 2500 \approx 698 \text{ kg}$; forza netta $\approx 6,8 \text{ kN}$.

E6 — Finezza di fusoliera

Calcola la finezza L/D delle fusoliere seguenti e ordina i velivoli dal più “tozzo” al più “snello”: DC-9 ($L = 31,8 \text{ m}$, $D = 3,05 \text{ m}$), B747 ($L = 76,4 \text{ m}$, $D = 6,6 \text{ m}$), Concorde ($L = 61,7 \text{ m}$, $D = 2,85 \text{ m}$).

Risultati: DC-9: 10,4; B747: 11,6; Concorde: 21,7. Il supersonico richiede snellezze molto maggiori per contenere la resistenza d'onda.

E7 — Quanti motori?

Un progetto di velivolo da trasporto ha massa massima al decollo $m_{\text{MTOW}} = 560 \text{ t}$. Applicando il criterio per cui la spinta installata deve essere circa il 20 % del peso al decollo, e disponendo di motori da 32 t di spinta ciascuno, determina il numero minimo di motori e il rapporto T/W risultante.

Risultati: spinta richiesta $\approx 112 \text{ t}$; tre motori danno solo 96 t: ne servono *quattro*, con $T/W = 128/560 \approx 0,229$.

E8 — Potenza propulsiva di un getto

Un turbofan eroga una spinta $T = 120 \text{ kN}$ alla velocità di crociera $V = 250 \text{ m/s}$. Calcola la potenza propulsiva sviluppata $\Pi = T \cdot V$ ed esprimila in megawatt.

Risultati: $\Pi = 30 \text{ MW}$.

Se hai risposto con sicurezza alle domande e gli esercizi ti sono tornati, hai in mano la “anatomia” del velivolo: sai nominare ogni componente, sai perché ha quella forma e conosci gli ordini di grandezza in gioco. È esattamente il terreno su cui costruiremo il resto del corso: i diagrammi di carico sull'ala, il dimensionamento dei longheroni, le strutture a semiguscio, i collegamenti chiodati. Ogni volta che in quei moduli comparirà un componente, saprai già dove sta e a che cosa serve.