



Corso Progetto Generale Velivoli

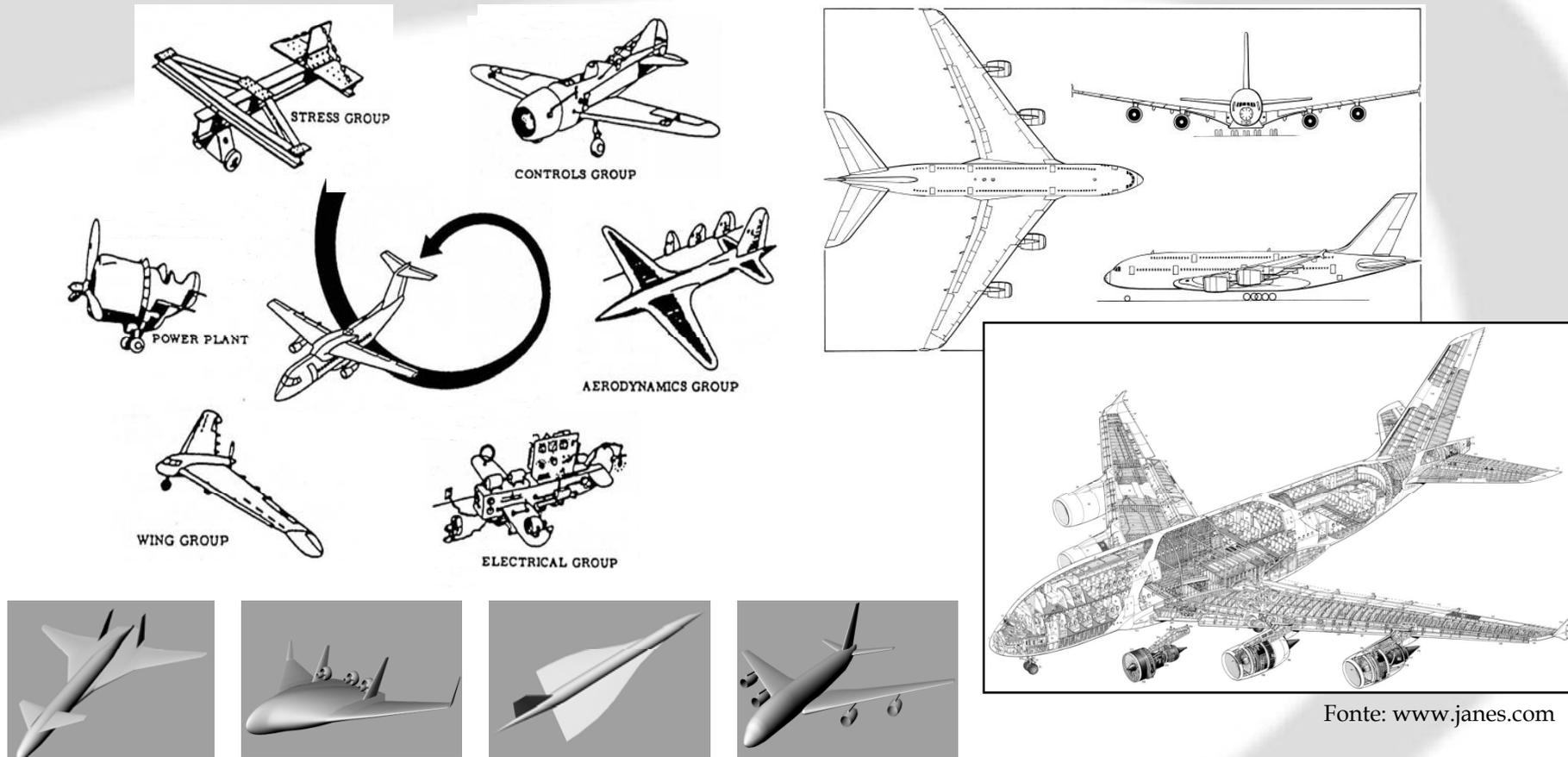
13) Sviluppo della Configurazione

Docente
Fabrizio Nicolosi

Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale
Università di Napoli "Federico II"
e.mail : fabrnico@unina.it



13) SVILUPPO DELLA CONFIGURAZIONE (Analisi di differenti soluzioni architettonici)



Fonte: www.janes.com



Sviluppo della configurazione del velivolo

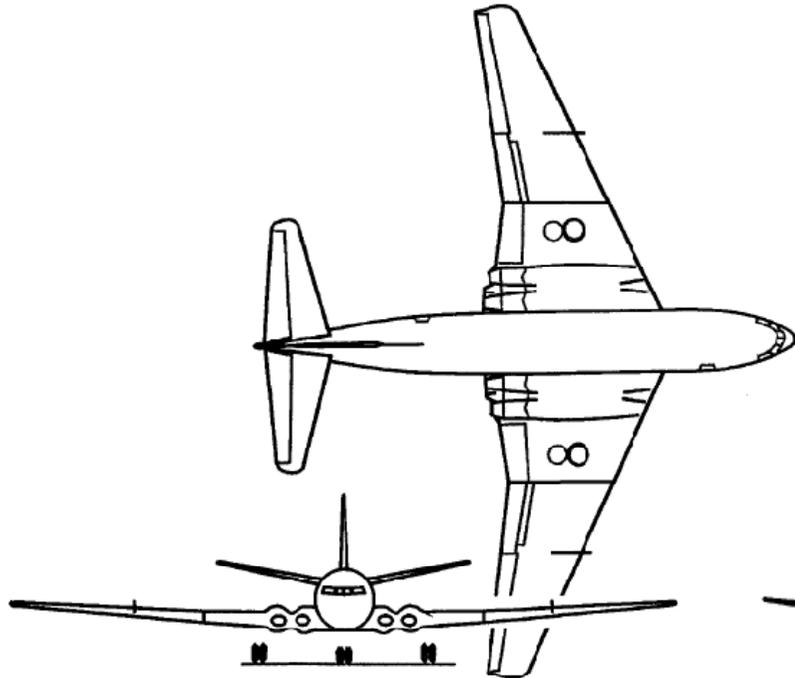


Fig. 3.1 Comet 1 layout.

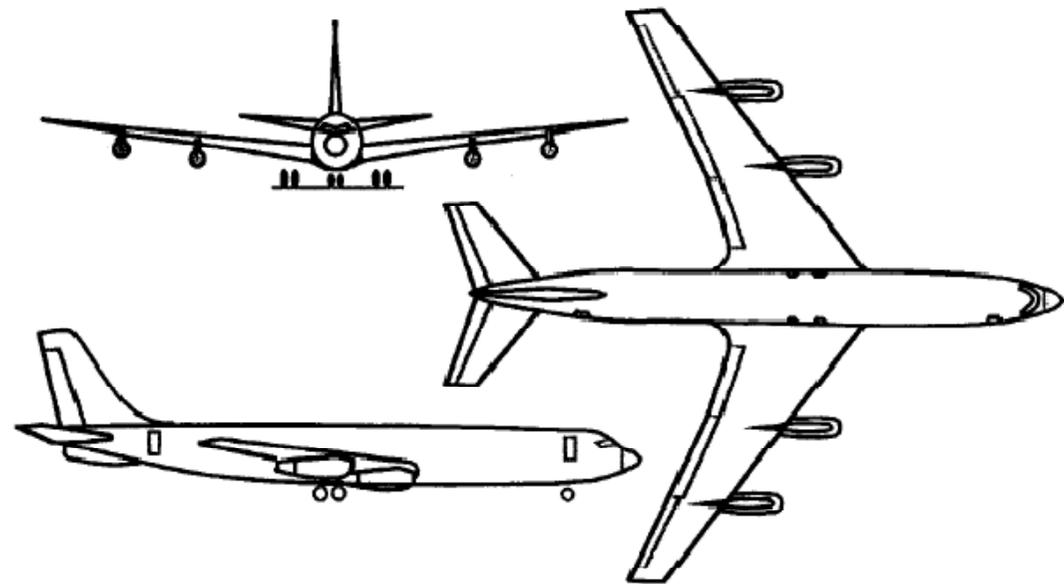


Fig. 3.2 Boeing 707-320 layout.

Sviluppo della configurazione del velivolo

La gamma di differenti configurazioni di velivoli che popolano i cieli è estremamente ampia.

I componenti principali sono usualmente gli stessi (elementi tipo ala, fusoliera, etc.) ma ricombinati ed assemblati in molti modi diversi.



**Abbiamo realmente bisogno di tutte queste configurazioni diverse?
Perché?
Cosa rende una data configurazione migliore di un'altra?**



Sviluppo della configurazione del velivolo

La gamma di differenti configurazioni di velivoli che popolano i cieli è estremamente ampia.

I componenti principali sono usualmente gli stessi (elementi tipo ala, fusoliera, etc.) ma ricombinati ed assemblati in molti modi diversi.



Abbiamo realmente bisogno di tutte queste configurazioni diverse?

Perché?

Cosa rende una data configurazione migliore di un'altra?

La capacità di espletare una specifica funzione, soddisfacendo un dato insieme di requisiti

POSIZIONAMENTO DELL'ALA

Alta, media o bassa?

La posizione dell'ala non è solo dettata da ragioni aerodinamiche!

Essa **influenza ed è influenzata** anche da:

- Accessibilità della fusoliera
- Tipo e posizionamento dei motori
- Posizionamento dei carrelli
- Centraggio del velivolo
- Sicurezza rispetto al *crash*
-



CONFIGURAZIONE AD ALA ALTA



C5-Galaxi Transporter

La configurazione ad ala alta consente di avere un pavimento della fusoliera più basso. Ciò facilita le operazioni di carico e scarico senza bisogno di impianti speciali (montacarichi, carrelli elevatori etc.).

In un tipico velivolo con configurazione ad ala bassa, come il B747, l'altezza del pavimento supera i 5 m! E' necessario un sistema di sollevamento.

CONFIGURAZIONE AD ALA ALTA



C5-Galaxi Transporter

Configuraz. ad ala alta => carrello in fusoliera, oppure
=> carrello in nacelle (wing-mounted engines)

In caso di carrelli in fusoliera => IRROBUSTIMENTO SEZIONE FUSOLIERA
(Carrelli più corti, ma fusoliera più pesante)

Fusoliera con ventre piatto => Carrelli meno lunghi, superficie del piano di carico maggiore
ma la sezione non circolare è strutturalmente meno efficiente
(carichi di pressurizzazione)



CONFIGURAZIONE AD ALA ALTA

Lockheed C-130 Hercules



La configurazione ad ala alta consente una maggiore distanza dal suolo per i motori subalari.



C-17 Globemaster



Motori alti rispetto al suolo => Riduzione del rischio di ingestione di detriti e degli impatti accidentali con oggetti sollevati pista (campi di volo non ben preparati)
dalla

E' più semplice inserire un angolo diedro negativo (ali a forte freccia) nel caso di ala alta (carrelli di lunghezza minore)

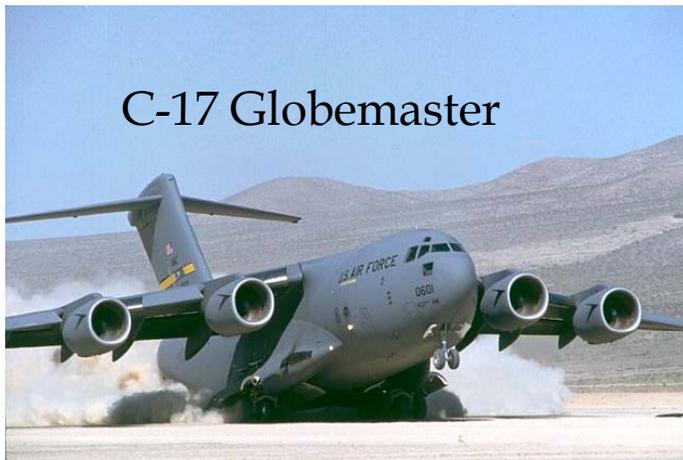
CONFIGURAZIONE AD ALA ALTA

Lockheed C-130 Hercules



La configurazione ad ala alta consente una maggiore distanza dal suolo per i motori subalari.

C-17 Globemaster



Carrelli montati in fusoliera => Diminuzione della carreggiata (distanza tra le unità destra e sinistra del carrello principale)
=> Sono necessari alloggiamenti di notevoli dimensioni (pod, blisters), per alloggiare il carrello principale
(Maggiore resistenza)

CONFIGURAZIONE AD ALA ALTA



Per piccoli velivoli STOL un'ala bassa con flaps molto deflessi richiederebbe carrelli lunghi e pesanti per ottenere una sufficiente distanza da terra. In questo caso è preferibile la configurazione ad ala alta.

Nota:

Per velivoli STOL la configurazione ad ala alta è favorevole per la riduzione dell'effetto suolo ed evitare l'effetto di "galleggiamento" del velivolo in prossimità del suolo.

L'effetto di galleggiamento rende più difficile atterrare esattamente sul punto di contatto prescelto e conduce a distanza di atterraggio maggiori



CONFIGURAZIONE AD ALA ALTA



www.combataircraft.com

E' da notare la soluzione strutturale con ali controventate tipicamente impiegata per velivoli lenti ad ala alta. Tale soluzione riduce notevolmente il peso della struttura dell'ala, ma aumenta la resistenza.

Poiché circa 2/3 della portanza sono generati sulla superficie superiore dell'ala, la collocazione dei montanti sul ventre è più favorevole se comparata a quella con montanti su ala bassa.

Il vantaggio della configurazione ad ala alta per velivoli anfibi è evidente!

CONFIGURAZIONE AD ALA BASSA



Velivoli da trasporto merci che operano su aeroporti preparati ed organizzati non necessitano di un piano del pavimento basso per facilitare le operazioni di carico.



CONFIGURAZIONE AD ALA BASSA



I carrelli possono essere collocati alla radice alare => carreggiate maggiori

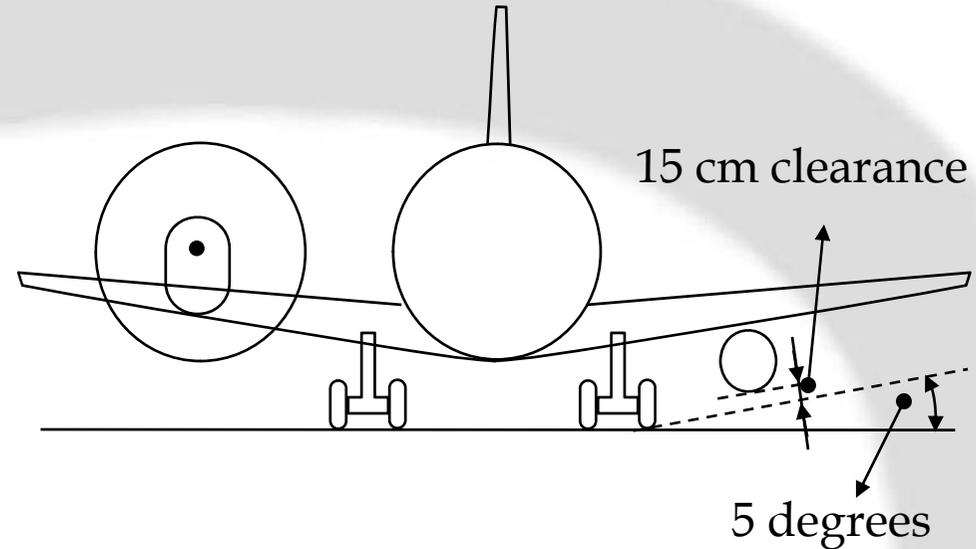
La struttura dell'ala alla radice è già sufficientemente robusta per assorbire il carico flettente dell'ala e può in genere assorbire anche i carichi di atterraggio dei carrelli => non c'è necessità di irrobustimento della struttura

Inoltre alloggiare i carrelli è più semplice, poiché l'ala stessa o la zona dei fairings possono fornire spazio per l'alloggiamento dei carrelli retratti

Tipicamente il compartimento cargo di un velivolo ad ala bassa è diviso in due dall'ala attraversante

=> con ala alta si ha il vantaggio di avere un ponte di carico lungo e senza ostruzioni

CONFIGURAZIONE AD ALA BASSA

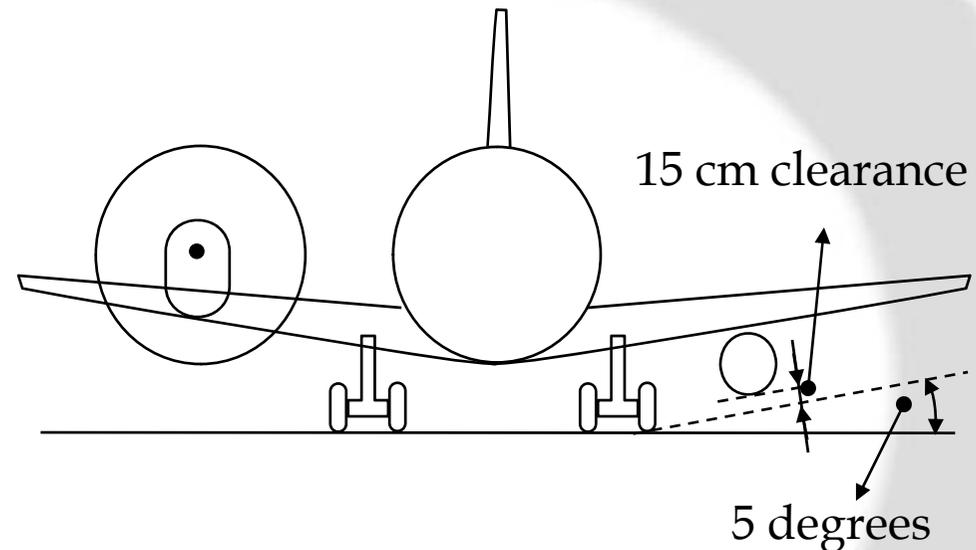


La lunghezza del carrello deve essere tale da consentire una sufficiente distanza di sicurezza tra il suolo e i motori montati sull'ala.

Riferirsi al sito www.EASA.EU.int per le specifiche relative alla *ground clearance*.

Mentre l'ala bassa richiede carrelli con gamba più lunga per garantire una sufficiente distanza da terra per motori, eliche e armamenti, la fusoliera si porta in una posizione più alta, richiedendo quindi un minore angolo di seduta per la coda (*upsweep angle*: angolo di cono necessario a consentire la rotazione del velivolo in decollo evitando il contatto in coda)

CONFIGURAZIONE AD ALA BASSA



Spesso è necessario un certo angolo diedro per garantire una sufficiente *ground clearance* ai motori piuttosto che per reali ragioni aerodinamiche o di stabilità (in effetti un diedro troppo elevato è sfavorevole per il *dutch roll* e richiede un piano verticale di coda maggiorato)

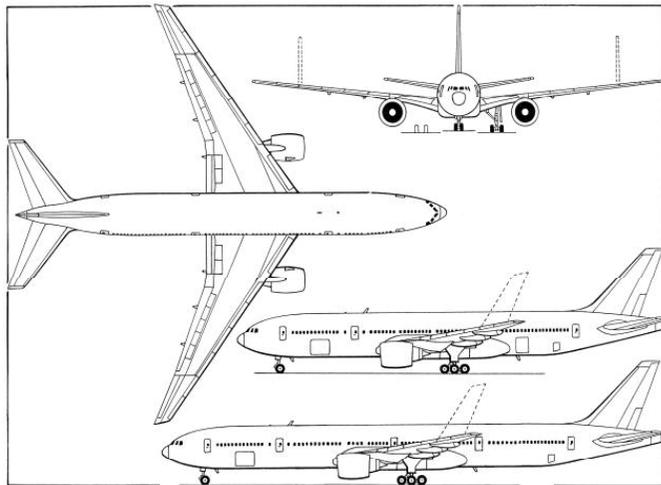


CONFIGURAZIONE AD ALA BASSA

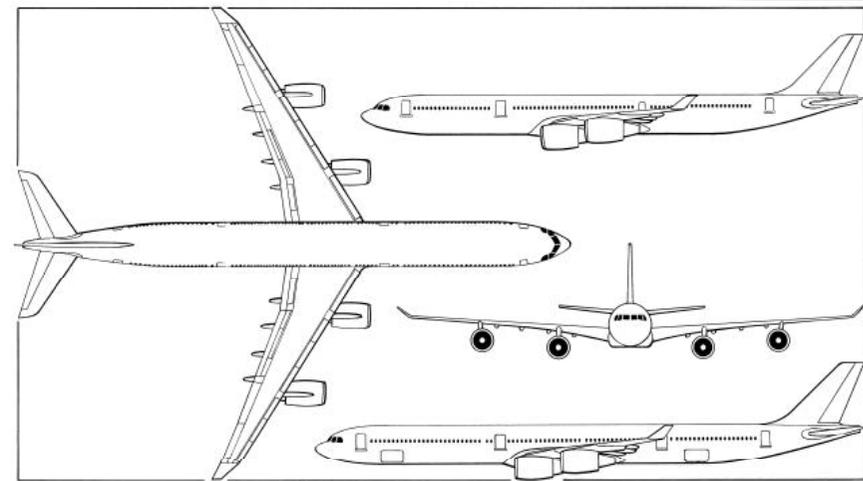
Hawker Siddeley 125



Cessna Citation



Boeing 777



Airbus A340

(source www.janes.com)

I grandi jet commerciali, grazie alla posizione relativamente alta del pavimento rispetto al ventre della fusoliera, consentono di posizionare l'ala quasi in una configurazione ad ala media. Ciò non è sempre possibile in piccoli velivoli passeggeri come i business jet.

CONFIGURAZIONE AD ALA BASSA

Hawker Siddeley 125



Cessna Citation



Posizione molto bassa dell'ala rispetto alla fusoliera => necessari *fairings* di notevoli dimensioni

I fairings forniscono anche un possibile alloggiamento per i carrelli.

Il posizionamento molto basso dell'ala nel caso dei business jet è legato alla necessità di avere il piano del pavimento continuo e senza ostacoli.

L'ala bassa è generalmente favorevole rispetto al comportamento in *crash*, inoltre in caso di ammaraggio la fusoliera non sarà immediatamente sommersa.



CONFIGURAZIONE AD ALA MEDIA



Configurazione ad ala media => normalmente possiede la minima resistenza aerodinamica (fondamentale per le prestazioni di velocità).

Le config. ad ala bassa ed alta richiedono inoltre l'uso di estesi fairings per ridurre la resistenza di interferenza con la fusoliera di sezione circolare che incrementano l'area frontale ... e quindi la resistenza.

CONFIGURAZIONE AD ALA MEDIA



www.thundermaster.com

Da un punto di vista strutturale l'ala attraversante richiede la generazione di un taglio nella struttura circostante che, quindi, deve essere irrobustita => maggiore peso strutturale.

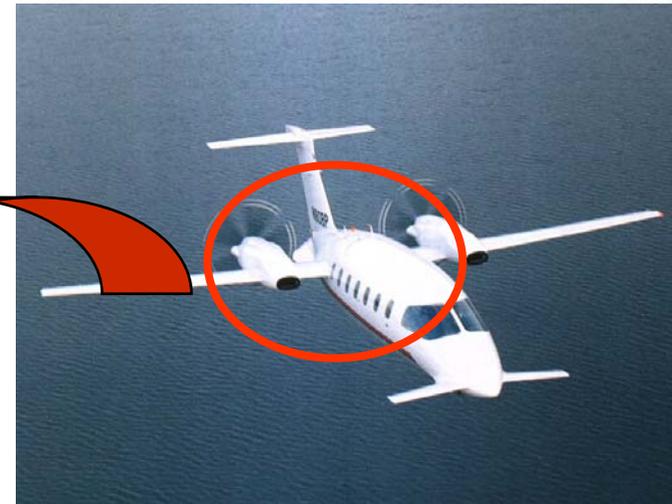
Nel caso di velivoli militari la posizione ad ala media è inoltre favorevole per la visibilità in caso di armamento subalare

(ala bassa => carrelli più lunghi e pesanti)

(ala alta => minore visibilità posteriore)

CONFIGURAZIONE AD ALA MEDIA

L'ala attraversante la fusoliera è sempre un problema: l'attraversamento deve avvenire dove non è richiesto spazio per i passeggeri o...

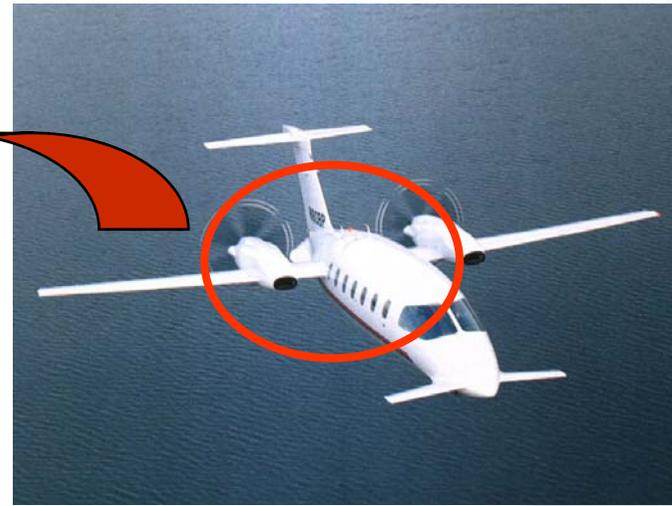
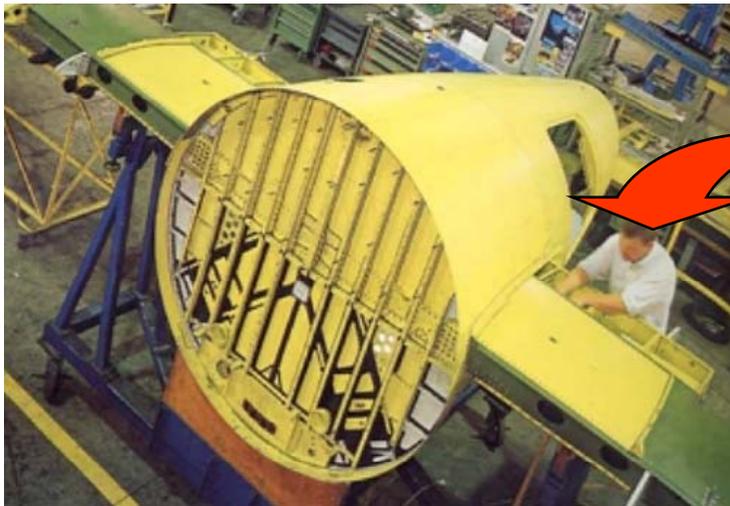


Le ali possono essere attaccate alle paratie senza attraversare effettivamente la fusoliera: ciò è tipico di molti velivoli da combattimento per la presenza del motore centrale o dei condotti di ammissione dell'aria.



CONFIGURAZIONE AD ALA MEDIA

L'ala attraversante la fusoliera è sempre un problema: l'attraversamento deve avvenire dove non è richiesto spazio per i passeggeri o...



Nel Piaggio Avanti l'ala attraversa la fusoliera proprio dietro la paratia pressurizzata. Per avere l'ala in una posizione così arretrata per evitare l'interferenza con l'area della cabina, può essere implementata una soluzione con freccia negativa (in avanti).

INTEGRAZIONE DEI MOTORI



Integrazione di motori ad elica



Raytheon Beech Baron



Eaglet Euro ENAER



Cessna Skymaster



Czech Aircraft Works amphibian

Alcune integrazioni tipiche di motori a pistoni su velivoli dell'aviazione generale. Lo Skymaster ha un'elica traente ed una spingente in linea (per evitare spinte asimmetriche in caso di avaria di un motore). L'integrazione di tale soluzione ha spinto verso l'adozione di un'architettura a doppia trave di coda (double tail boom). La soluzione con un motore solo e due eliche poste in alto (una traente, una spingente) è piuttosto tipica per configurazioni anfibe.

Integrazione di motori ad elica



Le gondole motore possono essere usate per alloggiare i carrelli.



La posizione del motore ad elica deve tenere conto della distanza da terra, ma anche della distanza dalla fusoliera.

Maggiore distanza dalla fusoliera => meglio per sicurezza, rumorosità in cabina e carichi strutturali (il peso dei motori scarica parte del momento flettente durante il volo).

MA, maggiore distanza dalla fusoliera => piano di coda maggiorato per garantire il controllo in caso di avaria di un motore.

Effetto positivo delle eliche per il flusso sull'ala. Aumenta la portanza e ha un effetto favorevole sullo stallo. Aumenta l'efficienza dei flap sul bordo di uscita.

Ala alta ed eliche costituiscono una buona combinazione. C'è la possibilità di montare i motori sotto l'ala con una soluzione semplice ed aerodinamicamente efficace.

In caso di ala bassa la gondola deve essere piuttosto alta e disturba il flusso sull'ala. Sono necessari scarichi più lunghi per dirigere i gas combusti lontano dalla superficie dell'ala.

I motori ad elica danno inoltre una piccola componente di spinta normale alla direzione del volo, che può essere usata per equilibrare il velivolo: questo è il caso del Piaggio P180.

Integrazione dei motori a getto: annegati (*buried*) o in gondola (*podded*)



Motori a getto annegati (*buried*)

Vantaggi dei motori annegati:

- Minore resistenza rispetto ai motori *podded* (pochi punti percentuali invece del 10-15% della resistenza a portanza nulla come nel caso dei *podded engines*)
- In genere collocati più vicino o lungo la linea di mezzzeria del velivolo (minore dimensione del piano di coda richiesta per operazioni con un motore inoperativo).
- Manovrabilità migliorata

Svantaggi dei motori annegati:

- E' necessario riprogettare la struttura circostante in caso di una nuova versione maggiorata del motore
- E' impossibile avere flap in quella zona dell'ala (minore CL_{max})
- Pericoloso in caso di incendio e esplosione del motore.



De Havilland Comet (1949)



Motori a getto annegati (*buried*)

La configurazione con motori *buried* è ancora la più comune nei velivoli military da combattimento.

Un velivolo militare è tipicamente **costruito intorno al motore!**



Prese d'aria laterali doppie per il Rafale



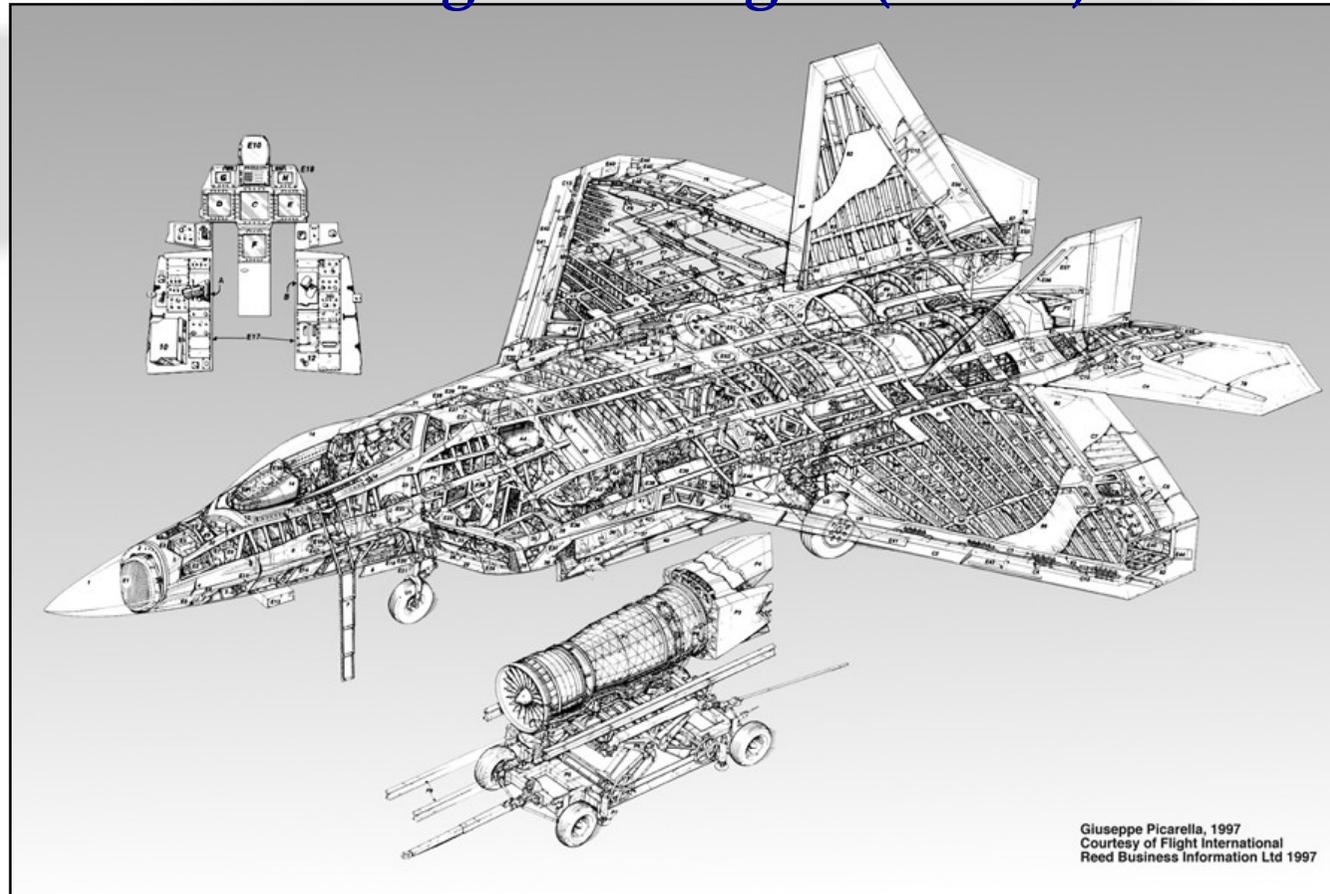
Presca d'aria ventrale a geometria variabile per l'EFA

La spinta estremamente alta fornita da questi motori richiede la loro inatallazione il più vicino possibile alla linea di mezzeria del velivolo (oltre ad altre considerazioni di protezione: proteggere il motore, ridurre l'immagine radar).

Il progetto e l'integrazione della presa d'aria del motore è tipicamente una sfida.

Si veda Raymer (Capitolo *Propulsion and Fuel System Integration*, pag 236) riguardo il progetto e l'integrazione delle prese d'aria.

Motori a getto annegati (*buried*)



Spaccato del F22.

L'integrazione del motore all'interno del velivolo, insieme ai vantaggi descritti in precedenza, comporta anche la complessità di accesso al motore per la manutenzione, l'isolamento termico, la collocazione dei sistemi etc.

Allo scopo di fornire accesso alle varie parti del motore, devono essere inserite diverse aperture di ispezione all'interno di una struttura sottoposta ad un notevole stress. Ciò si aggiunge alla complessità ed al peso del progetto strutturale.

Motori a getto annegati (*buried*)



I motori ad elica annegati (ventola intubata, o *ducted fan*) sono estremamente rari!



Motori a getto in gondola (*podded*)

Vantaggi dei motori *podded*:

- I motori sono tenuti separati l'uno dall'altro e dal velivolo in caso di incendio
- Per installare motori più grandi (su vecchi velivoli) è sufficiente riprogettare solo il pilone.
- Condotti di ammissione e di scarico corti consentono di far funzionare il motore nelle condizioni ottimali.
- Facile accessibilità, non c'è bisogno di pannelli rimovibili in punti in cui la struttura circostante è in genere sottoposta a tensioni elevate.



Una distinzione può essere fatta tra motori sub-alari e motori montati in fusoliera!
(*wing podded, or fuselage podded*)



Motori alari

Vantaggi dei motori alari:

- La massa dei motori riduce il momento flettente aerodinamico sull'ala (struttura più leggera)
- I piloni del motore hanno un effetto favorevole sul flusso ad alti angoli di attacco (agiscono come *fence*)
- Possibilità di ottimizzare il progetto del pilone per ridurre la distanza tra motore ed ala, mantenendo bassa l'interferenza
- Possibilità di collocare il motore a monte rispetto alla struttura principale dell'ala (più sicuro in caso di esplosione del motore)

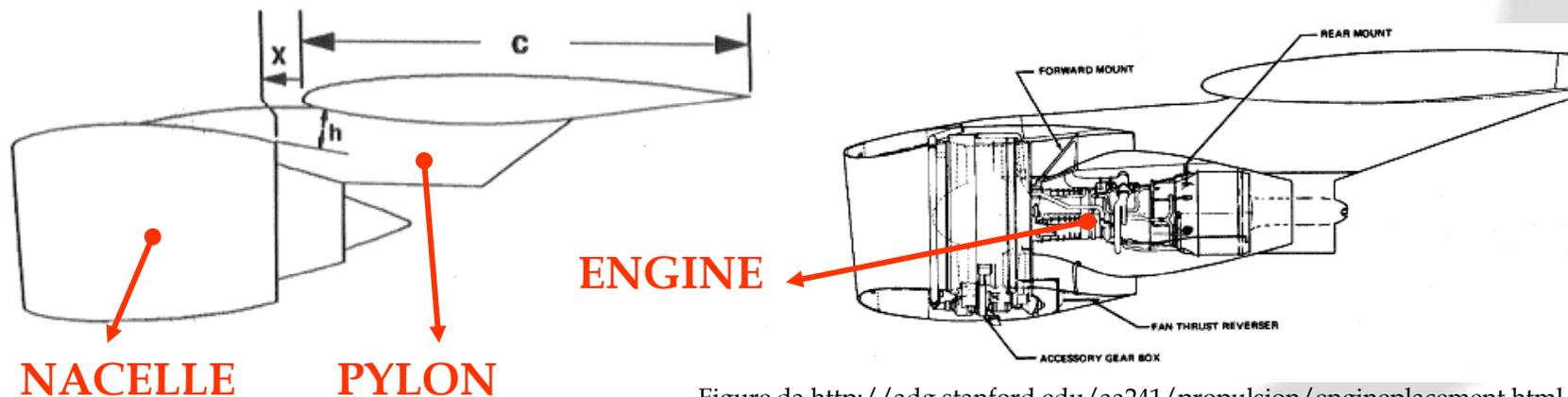


Figure da <http://adg.stanford.edu/aa241/propulsion/engineplacement.html>



Motori alari

Vantaggi dei motori alari (continua):

- Il flusso derivante dall'elica o dal getto può essere usato per aumentare la portanza dell'ala



Motori alari

Svantaggi dei motori alari:

- I gas combusti dei motori possono richiedere materiali speciali per i flap e per le superfici di controllo (costi e pesi maggiori) o riducono la portanza massima (*gates*)
- La prossimità del motore al suolo accresce il rischio di ingestione di polvere e detriti ... almeno quando i motori sono montati bassi (sotto l'ala)



Il prototipo "innovativo" Honda

Il problema dell'ingestione di detriti è mitigato da una posizione più alta dei motori rispetto al suolo => carrelli più lunghi e pesanti.

Il posizionamento del motore è un problema complesso: ragioni strutturali ed aerodinamiche (resistenza di interferenza con la fusoliera) spingono il motore verso l'esterno (verso le estremità alari), ragioni di natura aeroelastica e di controllo lo spingono verso l'interno

Motori montati in fusoliera

Vantaggi dei motori in fusoliera:

- Nel caso di piccoli velivoli, è difficile avere motori montati sull'ala (bassa) continuando a mantenere una distanza di sicurezza dal suolo sufficiente
- Spinta più vicina alla linea di mezzeria del velivolo, cioè minore superficie del piano verticale di coda richiesta
- Minore altezza della fusoliera (carrelli più corti)
- Eliminazione delle interferenze piloni-ala e gas esausti-flap (*no flap gates*), cioè maggior valore del CL_{max}
- Minore resistenza, in particolare nella fase critica di salita, grazie all'eliminazione dell'interferenza ala-piloni



Hawker Siddeley 125



Fokker 100

Motori montati in fusoliera

Svantaggi dei motori in fusoliera:

- Nessun vantaggio in peso per la struttura alare (nessuna riduzione del carico di momento flettente aerodinamico)
- Il baricentro del velivolo a vuoto è spostato molto indietro rispetto al baricentro del carico pagante. Difficoltà di bilanciamento del velivolo (spesso è richiesto un piano di coda più grande)
- Ad alti angoli d'attacco, la scia delle gondole può mettere in ombra aerodinamica gli impennaggi di coda (tipicamente nella configurazione a T) e causare il fenomeno del superstallo, *deep stall*, (è richiesta una coda più lunga)
- Trasmissione diretta di vibrazioni ed emissione di rumore verso la fusoliera
- Parte della fusoliera diventa inutilizzabile per alloggiare il carico pagante, a causa dell'installazione dei sistemi di propulsione e delle relative strutture di supporto
- Le ruote spruzzano acqua su piste bagnate e possono essere necessari speciali deflettori sui carrelli per evitare l'ingestione di acqua nei motori
- (Una configurazione a T degli impennaggi è quasi obbligatoria)

L'ultimo punto (legato al terzo) non è in realtà uno svantaggio, nel senso che la configurazione a T non è una cattiva soluzione di progetto. E' indicato come svantaggio perché, montare i motori sulla fusoliera riduce in qualche modo la libertà del progettista relativamente all'implementazione di diverse soluzioni per la coda. La posizione laterale dei motori richiede la soluzione di un complesso problema di ottimizzazione aerodinamica: pods più lunghi riducono la resistenza di interferenza con la fusoliera ma aumentano quella di attrito (più area bagnata)

Centraggio velivolo

- CENTRAGGIO DIFFICILE PER LA MOTORIZZAZIONE CAUDALE (LARGA ESCURSIONE)

Ad ESEMPIO IL VELIVOLO MD80 IN ALCUNI CASI HA BISOGNO DI MASSA DI ZAVORRA A PRUA PER CENTRAGGIO.

- RISULTA MOLTO PIU' DIFFICILE EFFETTUARE LO STRETCHING NEL CASO DI MOTORIZZAZIONE CAUDALE

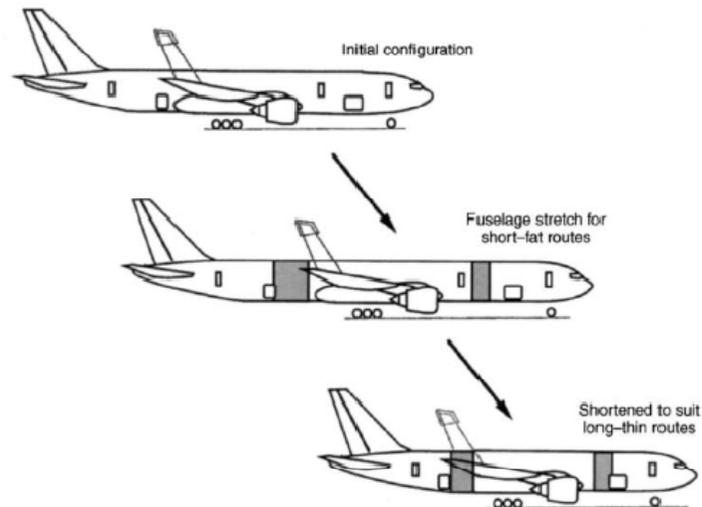


Fig. 3.19 Aircraft development.

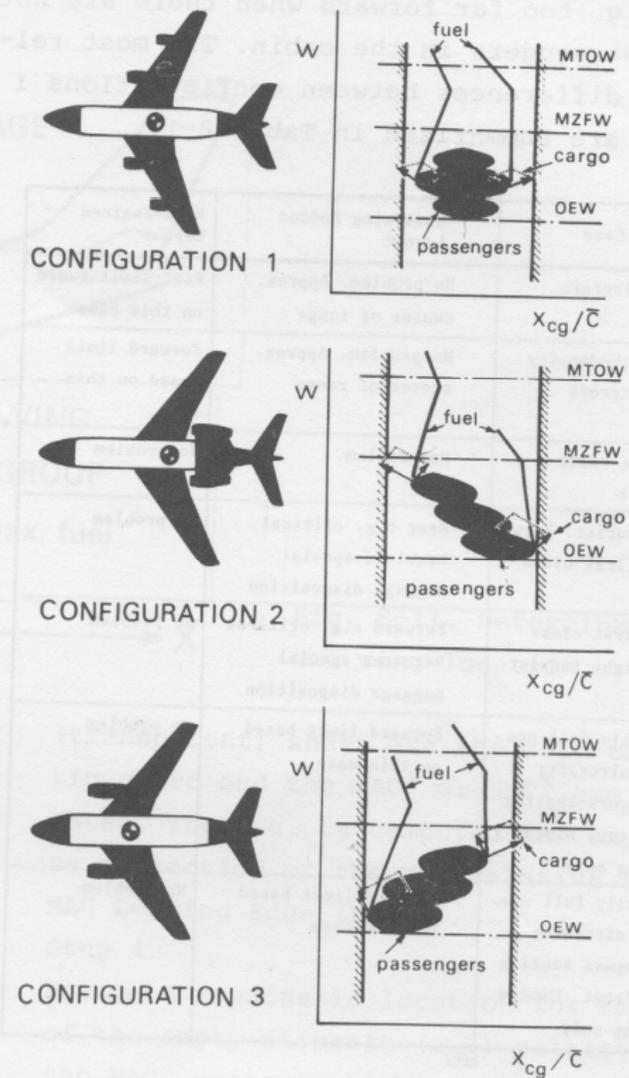
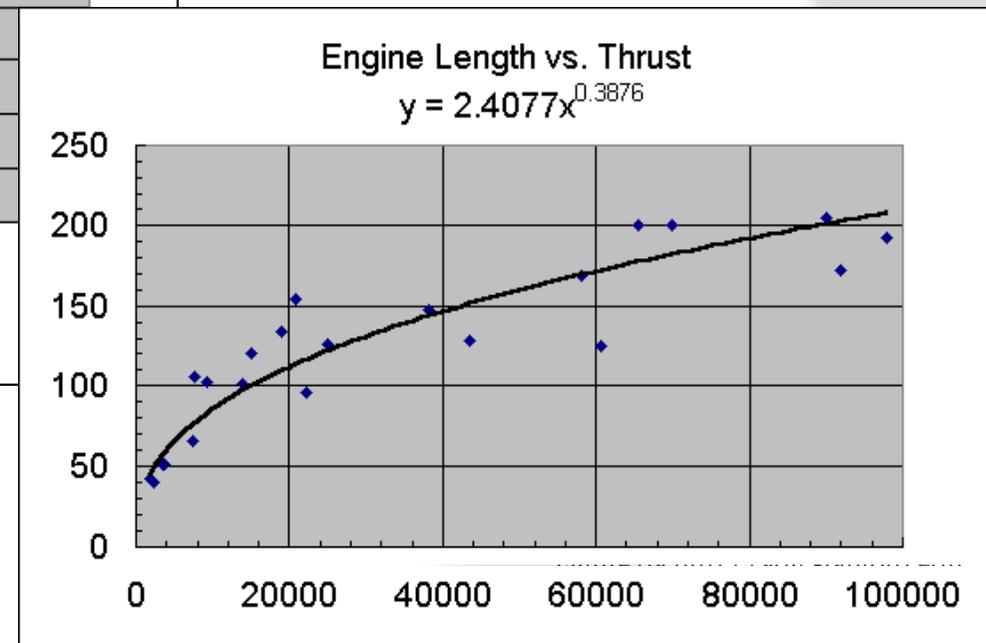
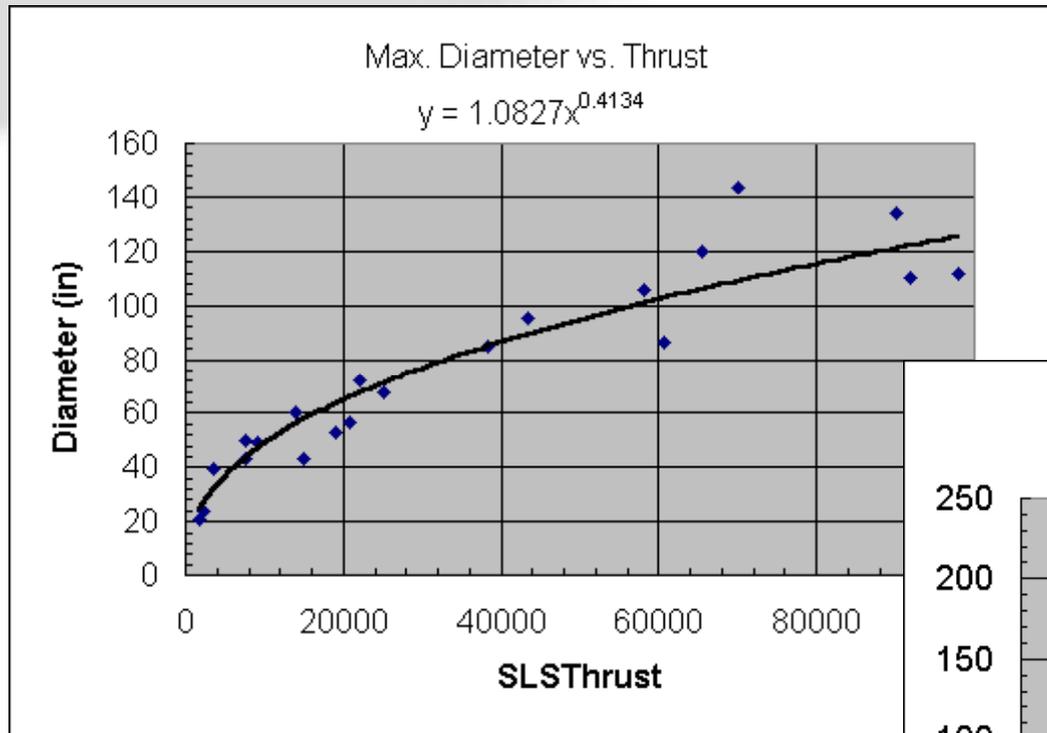
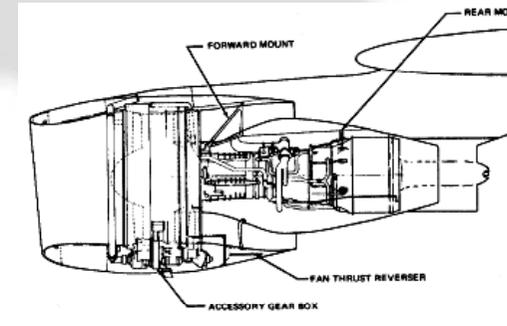


Fig. 8-10. Effect of the general arrangement on load and balance

CONCEPT DEVELOPMENT: posizionamento dei motori

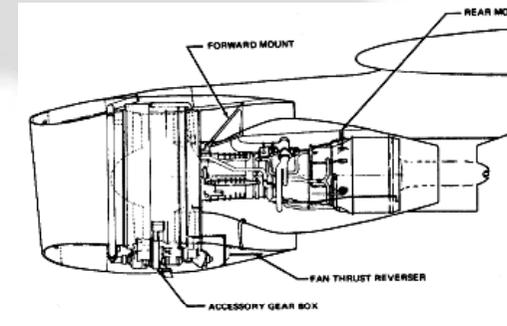
Come sono legate la dimensione e la spinta dei motori.
Caratterizzazione del motore per un rapido dimensionamento



I grafici mostrano le variazioni del diametro e della lunghezza delle gondole al variare della spinta.
N.B. che i grafici mostrano il diametro e la lunghezza del motore piuttosto che le dimensioni della gondola.
Le dimensioni della gondola devono essere ottenute per scalamento, come descritto nella slide seguente.
(Fonte Stanford.edu)

CONCEPT DEVELOPMENT: posizionamento dei motori

Come sono legate la dimensione e la spinta dei motori.
Caratterizzazione del motore per un rapido dimensionamento



Uno dei problemi di progetto più difficili è disporre tutti gli equipaggiamenti necessari all'interno del sottile pilone. Condotti del combustibile, condotti degli impianti pneumatici, controlli del motore e dell'invertitore di spinta, cavi elettrici, e i cavi di numerose strumentazioni devono essere collocati adeguatamente vicini l'uno all'altro e permettere ancora l'accesso per la manutenzione. La gondola è fatta più piccola possibile ma deve fornire spazio per tutti gli accessori e la ventilazione necessaria al raffreddamento degli accessori e del motore.

Il diametro della gondola tende ad essere approssimativamente del **10% più grande del motore isolato** per alloggiare i vari sistemi del motore. La presa di ammissione si estende per circa il 60% del diametro davanti all'ingresso del fan, e l'area effettiva di ingresso è circa il 70% dell'area massima, sebbene questo dipenda dal tipo di motore. Per un dimensionamento iniziale, un motore rappresentativo può essere scelto e scalato al livello di spinta selezionato.

Ci si può aspettare che le dimensioni del motore varino con la radice quadrata del rapporto di spinta (in modo che l'area ed il flusso di massa siano proporzionali alla spinta). Statisticamente, la scala segue una legge un po' meno forte della radice quadrata.



Disposizione dei carrelli



La **configurazione a carrello triciclo** è di gran lunga la più tipica soluzione per i carrelli.

Il carrello principale è supportato da un ruotino di prua o di coda.

I carrelli forniscono stabilità e manovrabilità al velivolo a terra.



Essi hanno inoltre un ruolo fondamentale nel dissipare parte dell'energia del velivolo durante l'atterraggio. In primo luogo l'energia associata alla velocità verticale (la scelta e il dimensionamento dell'ammortizzatore e dello pneumatico giocano un ruolo fondamentale), in secondo luogo l'energia associata alla velocità sulla pista in atterraggio (sistema di frenatura e pneumatici sono fondamentali. Anche il sistema di smorzamento gioca un ruolo nell'evitare il rimbalzo del velivolo sulla pista). Il progetto e lo sviluppo dei carrelli costituiscono quasi una disciplina a sé stante. Oggigiorno ci sono costruttori specializzati che si occupano dello sviluppo di questi sistemi (come accade anche per lo sviluppo dei motori).

Configurazione con ruotino di coda

Vantaggi del ruotino di coda:

- Piccolo, leggero e facile da progettare
- L'alta resistenza aerodinamica in atterraggio è favorevole a portare il velivolo all'arresto
- Quando si applicano i freni, il carico sul carrello principale cresce rendendo la frenatura più efficace (riduzione del pattinamento)

Tailwheel configuration



Svantaggi del ruotino di coda:

- Frenate violente tendono a far ribaltare il velivolo
- La forza frenante è applicata davanti al baricentro producendo un effetto destabilizzante (*ground loop*)
- La direzione è difficile da controllare durante la frenatura (ruotino di coda scarico) .
- Scarsa visibilità durante il decollo (inclinazione elevata della fusoliera a terra)
- Notevole resistenza durante il decollo fino a quando la coda non è sollevata
- Nell'atterraggio su due ruote, le forze di inerzia tendono ad incrementare l'angolo d'attacco aumentando quindi la portanza e producendo il rimbalzo del velivolo



Configurazione con ruotino di prua

Vantaggi del ruotino di prua:

- Forze frenanti dietro il baricentro (effetto stabilizzante e quindi possibilità di usare frenatura completa)
- Piano di cabina livellato con il suolo
- Buona visibilità per il pilota durante il decollo
- Il ruotino di prua agisce come una protezione rispetto al ribaltamento (protezione delle eliche)
- Bassa resistenza durante l'accelerazione per il decollo
- In un atterraggio su due punti le coppie di inerzia creano un momento picchiante correttivo

Svantaggi del ruotino di prua:

- Molto più pesante del ruotino di coda (deve sopportare circa il 20-30% del peso del velivolo, inclusi i carichi dinamici)
- Difficile da alloggiare, richiede uno speciale arrangiamento strutturale per fornire il necessario supporto

Grazie ai suoi notevoli vantaggi rispetto alla configurazione con ruotino di coda, la configurazione con ruotino di prua è attualmente la più comune ad oggi, sia per piccoli che per grandi velivoli.

Il ruotino di prua dovrebbe sopportare almeno l'8% del carico statico del velivolo. Un ruotino troppo scarico non può fornire una sufficiente forza sterzante. Il ruotino di prua non dovrebbe sopportare più del 15% del carico del velivolo: un ruotino troppo caricato può rendere difficile la rotazione del velivolo in decollo (sarebbe richiesto un piano di coda grande per generare una sufficiente azione cabrante).



Criteri di posizionamento del carrello

Il posizionamento e l'integrazione del carrello è sempre un problema difficile da risolvere. Allo scopo di affrontarlo correttamente la posizione del baricentro del velivolo e la sua escursione devono essere noti. D'altro canto, un'integrazione opportuna dei carrelli (dove inserirne gli attacchi e come alloggiarli) può imporre dei requisiti sulla stessa configurazione generale del velivolo (quindi sulla posizione del baricentro).

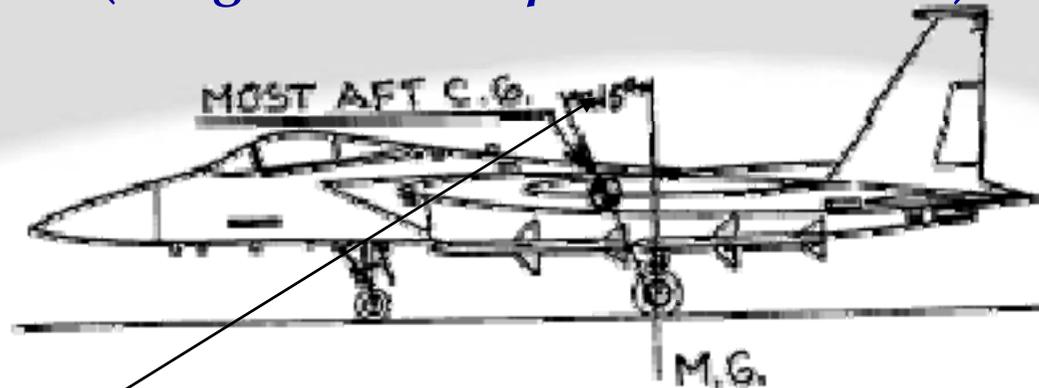
Due criteri principali sono applicati per progettare propriamente la configurazione del carrello:

1. Criterio di stabilità (longitudinale e laterale)
2. Criterio di separazione dal suolo

(Una sufficiente stabilità deve essere garantita anche durante il traino all'indietro)

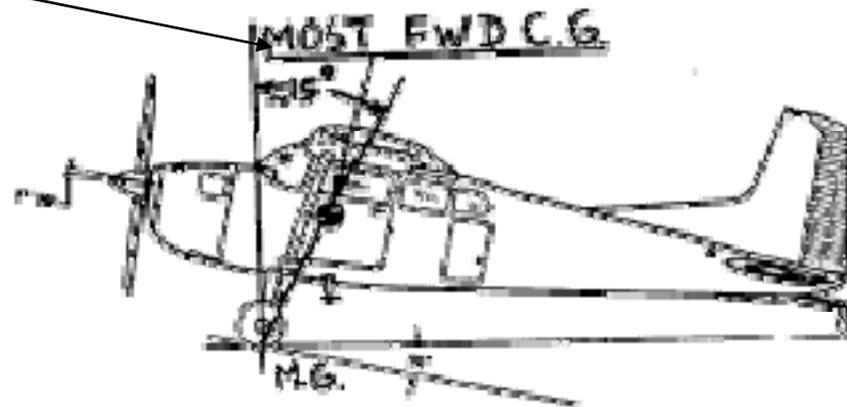


Criterio di posizionamento del carrello - stabilità longitudinale (Longitudinal Tip-Over criterion)



Longitudinal Tip-over Criterion for Tricycle Gears

15 Degree

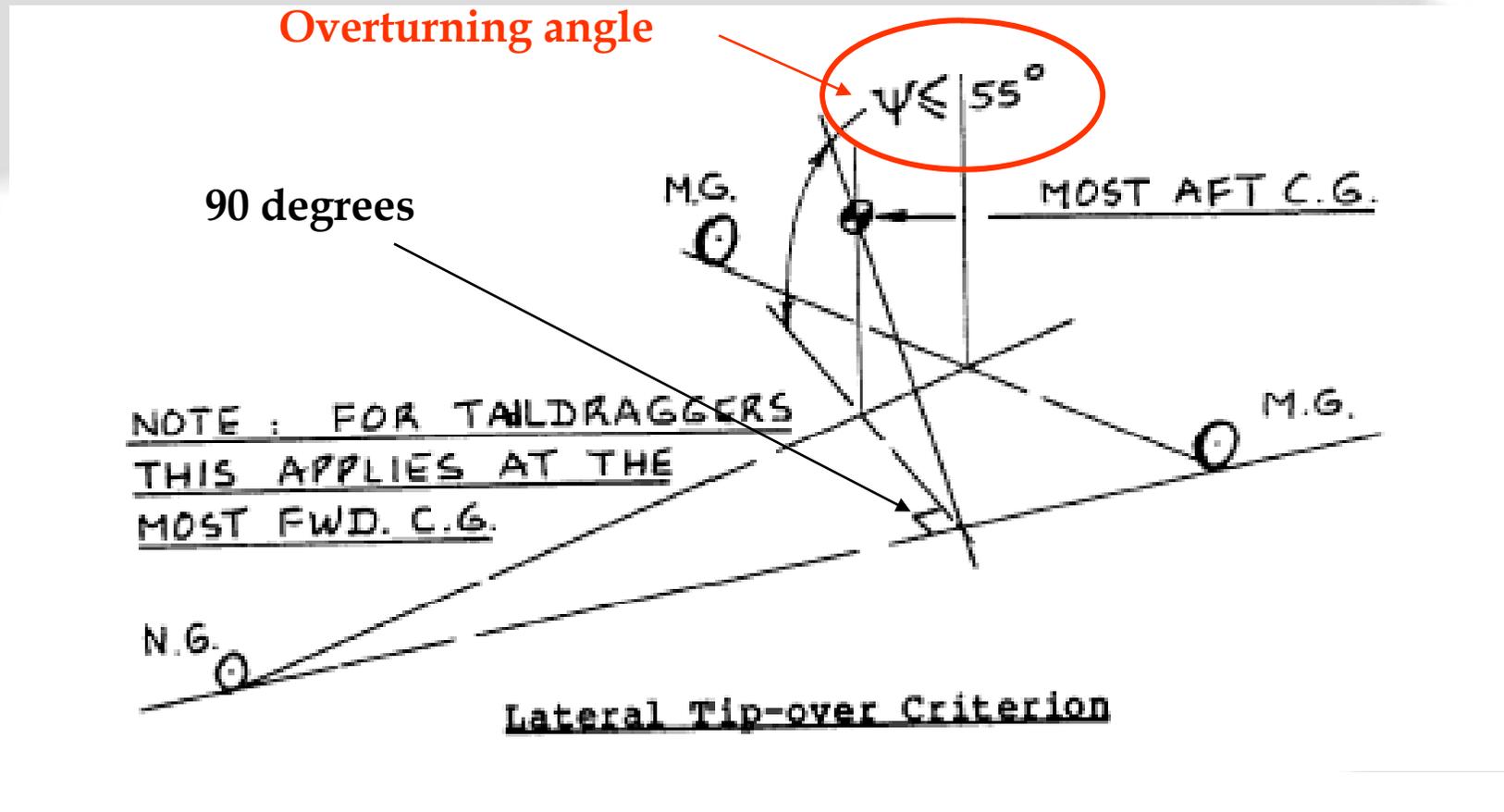


Longitudinal Tip-over Criterion for Taildraggers

Fonte Roskam



Criterio di posizionamento del carrello - stabilità laterale (Lateral Tip-Over criterion)



Più alta è la posizione del baricentro, maggiore è la carreggiata richiesta (distanza tra le unità destra e sinistra del carrello principale).

La posizione del baricentro rispetto al suolo deve essere calcolata in condizioni statiche, tenendo conto della parziale compressione del carrello sotto il peso del velivolo.

Fonte Roskam

Criterio di posizionamento del carrello (Ground clearance)

Longitudinal Ground Clearance Criterion



Lateral Ground Clearance Criterion

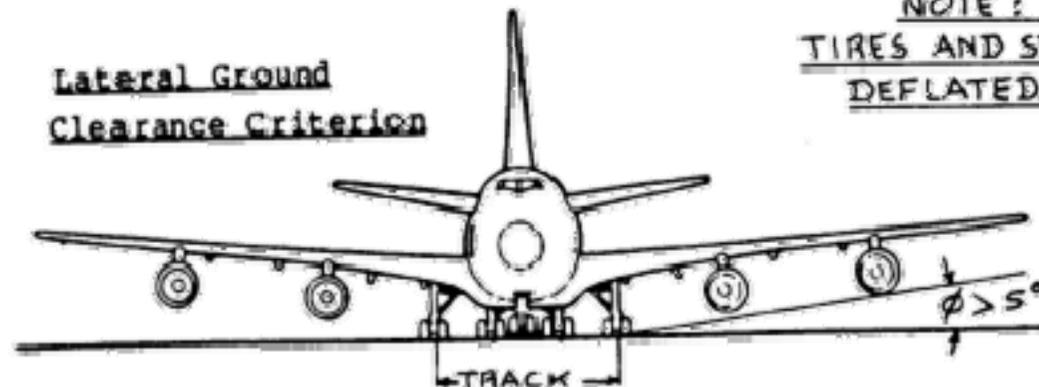


Figure 9.1b Ground Clearance Criteria for Gear Placement

Fonte Roskam

La forma del cono di coda e le dimensioni della coda (per poter ruotare il velivolo durante il decollo) sono influenzate anche dalle dimensioni e dalla posizione dei carrelli.

La distanza minima deve essere garantita anche in condizioni di carico dinamico dei carrelli (atterraggio su una ruota). La distanza minima dei motori dovrebbe essere conservata anche in caso di cedimento del ruotino di prua.

Configurazioni degli impennaggi di coda



Coda convenzionale: è usata dalla maggioranza dei velivoli. I piani di coda orizzontali sono posti in vicinanza della linea di mezzeria del velivolo. Le funzioni di fornire controllo e stabilità longitudinale e direzionale sono separate e svolte da diversi elementi strutturali.



Coda a T: è in effetti una soluzione molto popolare. Il piano orizzontale gioca un ruolo simile a quello delle *winglet* sulle ali (*end plates*), cioè accresce l'allungamento effettivo del piano verticale (riducendo la resistenza indotta dalla portanza). Il piano orizzontale resta ben al di fuori della scia dell'ala e dei flussi dei motori. Il piano verticale deve sopportare anche il carico del piano orizzontale (ciò può portare ad una struttura più pesante).



Cruciform-tail: un compromesso tra le due configurazioni precedenti. Piano orizzontale fuori delle scie, minore carico strutturale sul piano verticale. Solo una modesta riduzione della lunghezza del piano verticale dovuta all'incremento dell'AR per effetto *end plate*. Una parte del timone è libera dalla scia del piano orizzontale ad alti angoli d'attacco.

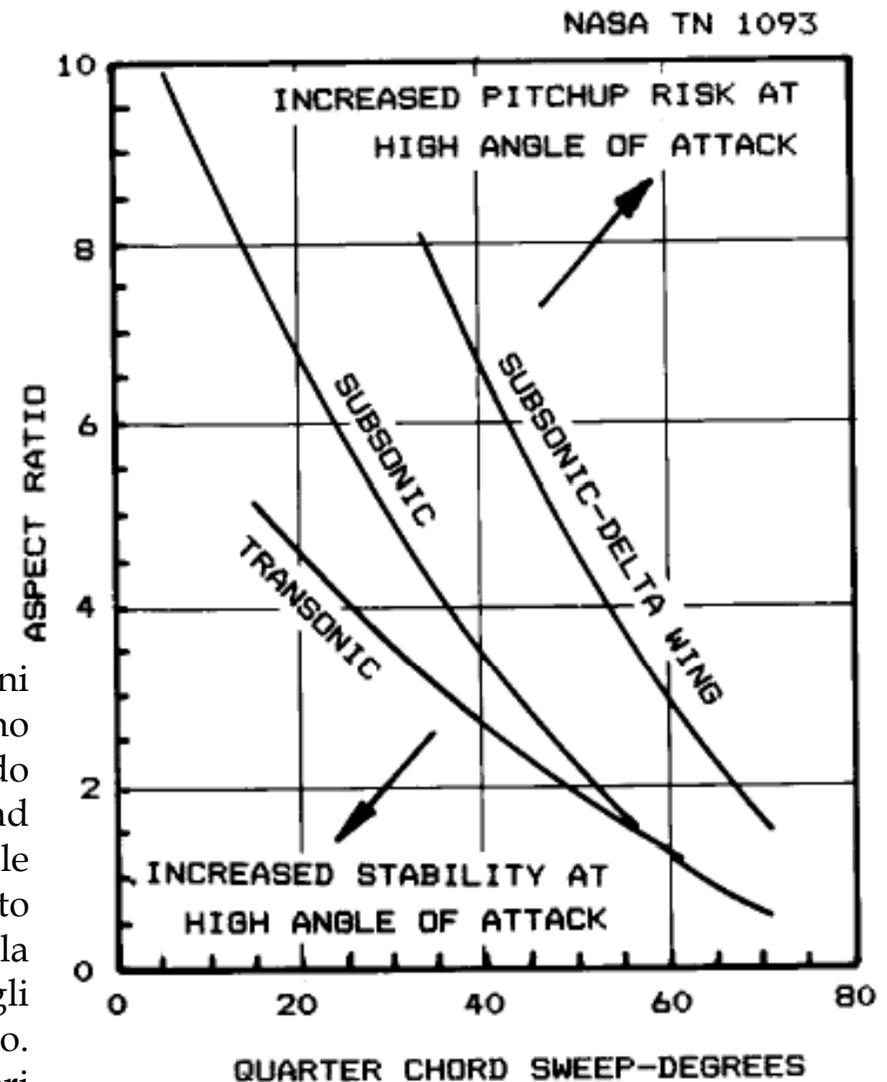
La configurazione a T è tipicamente associata a motori montati sulla parte posteriore della fusoliera. E' inoltre tipica nelle configurazioni ad ala alta per tenere il piano orizzontale fuori della scia delle eliche.

Posizionamento degli impennaggi in relazione alle caratteristiche di *pitchup* dell'ala

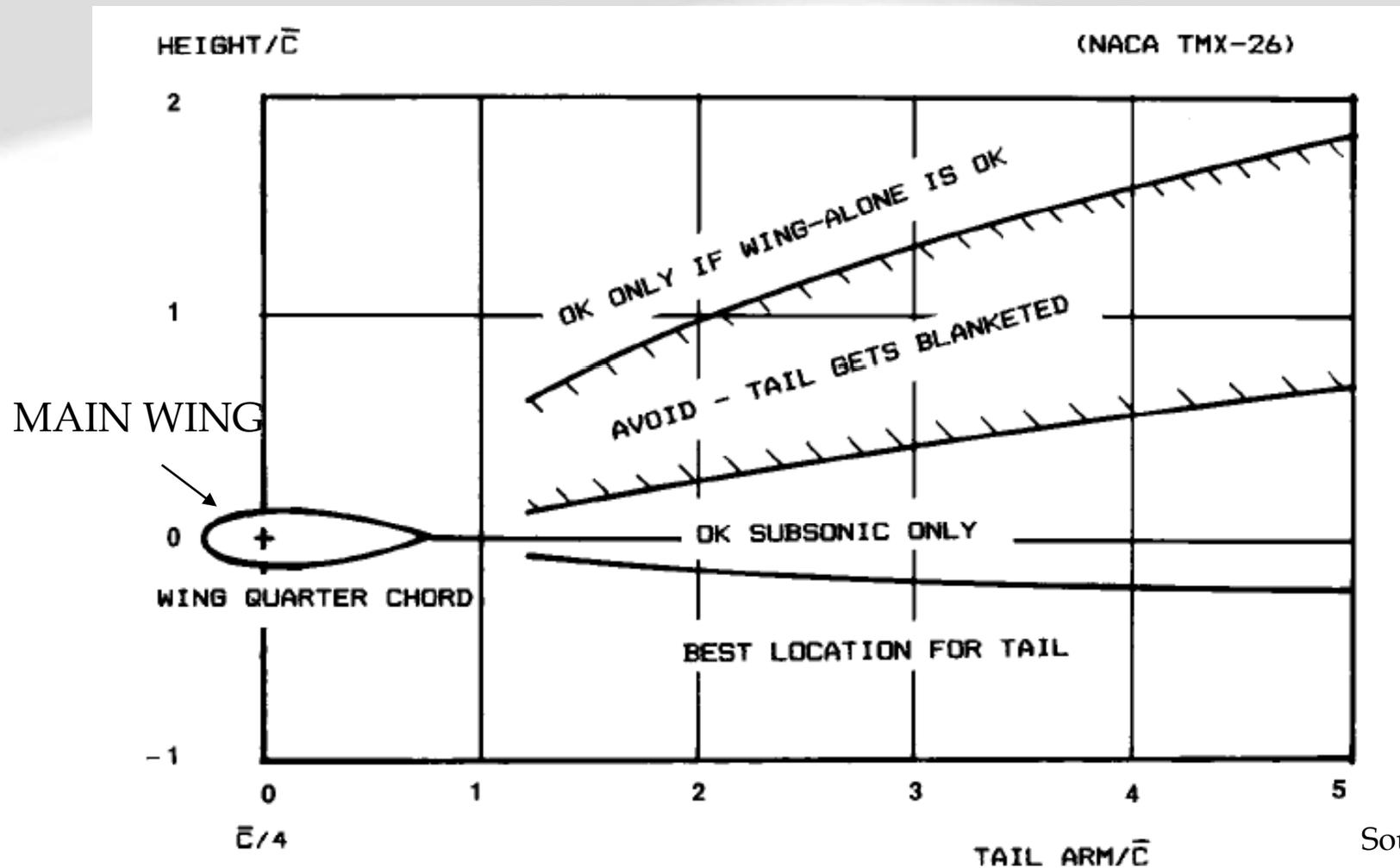
La **tendenza al *pitchup*** delle ali a freccia è tale che una opportuna combinazione dell'allungamento alare e dell'angolo di freccia deve essere scelta per garantire stabilità nelle condizioni di stallo (ed oltre). Ciò spiega perché **ali con frecce elevate** hanno in generale **valori bassi dell'allungamento**.

Limiti di *pitchup* (solo ala) (Fonte Raymer)

Il *pitchup* è la tendenza altamente indesiderabile di alcuni velivoli, una volta raggiunto un angolo d'attacco prossimo allo stallo, a aumentare improvvisamente e in modo incontrollabile il loro angolo d'attacco, e quindi ad aumentare ulteriormente la cabrata fino a raggiungere le condizioni di stallo completo, mentre il velivolo è del tutto fuori controllo! I grafici si riferiscono al *pitchup* nella configurazione *tail off* (sola ala), quindi l'effetto degli impennaggi sul recupero dallo stallo non è considerato. Impennaggi ben progettati consentono maggiori allungamenti (si veda Raymer)



Posizionamento degli impennaggi in relazione alle caratteristiche di *pitchup* dell'ala



Source Raymer



Posizionamento degli impennaggi in relazione alle caratteristiche di *pitchup* dell'ala

I velivoli con configurazione a T sono i più critici in relazione al *pitchup*.

Ad alti angoli d'attacco, come quelli che il velivolo sperimenta nelle condizioni di post-stallo, la scia degradata (a bassa energia) proveniente dell'ala e dalla fusoliera investe gli impennaggi di coda, riduce il loro effetto stabilizzante e rende le superfici di controllo inefficaci (*deep stall*)!

Superfici maggiori degli impennaggi sono tipicamente richiesti per tenere conto della efficienza ridotta dovuta all'ombra aerodinamica della scia dell'ala. Il DC9 utilizzava anche dei "vortilatori" sotto l'ala con lo scopo di accrescere l'energia del flusso sull'ala e ritardare l'occorrenza dello stallo. Sistemi di scuotimento e di affondata della barra (*Stick shakers and pushers*), assieme ad allarmi acustici sono installati sui velivoli per prevenire l'occorrenza di tali condizioni critiche.

Alcuni velivoli militari hanno controlli elettronici per limitare l'angolo d'attacco in modo da evitare fenomeni di pitch pericolosi, come l'F16 che possiede un sistema computerizzato di limitazione dell'angolo d'attacco per evitare che siano superati i 25°. Si veda Torenbeek (pag 51-53) circa il fenomeno del deep stall ed il posizionamento degli impennaggi.

Si veda anche pag 128-131 di Corke.



Configurazioni degli impennaggi di coda



H-tail: le derive verticali restano completamente fuori dalla scia della fusoliera (alti angoli d'attacco, configurazioni *piggy back*, etc.). La lunghezza del piano orizzontale può essere ridotta grazie all'effetto *end plate* (soluzione strutturale più pesante). Sono possibili piani verticali più corti (vulnerabilità ridotta).



Triple-tail: si applicano considerazioni simili al caso degli impennaggi ad H. Allo scopo di garantire le funzioni di stabilità e controllo richieste, sono necessari piani verticali più piccoli, cosa che può essere necessaria per alloggiare il velivolo in hangar esistenti. Non è più una soluzione comune.



Twin tail: Configurazione tipica su velivoli da combattimento altamente manovrabili. Mantiene i piani verticali fuori della scia della fusoliera ad alti angoli d'attacco.

I piani verticali possono essere usati per posizionare i timoni nella scia delle eliche per migliorare il controllo in caso di avaria di un motore su un velivolo plurimotore.

Nei velivoli da combattimento come l'A10 i piani verticali sono anche usati per nascondere i gas esausti ai missili a guida termica.

Configurazioni degli impennaggi di coda



(Inverted) V-tail: il proposito principale è di ridurre l'ammontare di superficie bagnata, e quindi la resistenza d'attrito. I *Ruddervators* (timoni-elevatori) sono usati sia per il controllo direzionale che per quello longitudinale. Problema dell'effetto dell'imbardata e del rollio avversi (il rollio avverso generato dalla piccola superficie dell'impennaggio è comunque facile da bilanciare per mezzo dell'ala). Un impennaggio a V invertito evita l'effetto dell'imbardata e del rollio avversi, ma richiede carrelli più lunghi per una sufficiente distanza da terra.



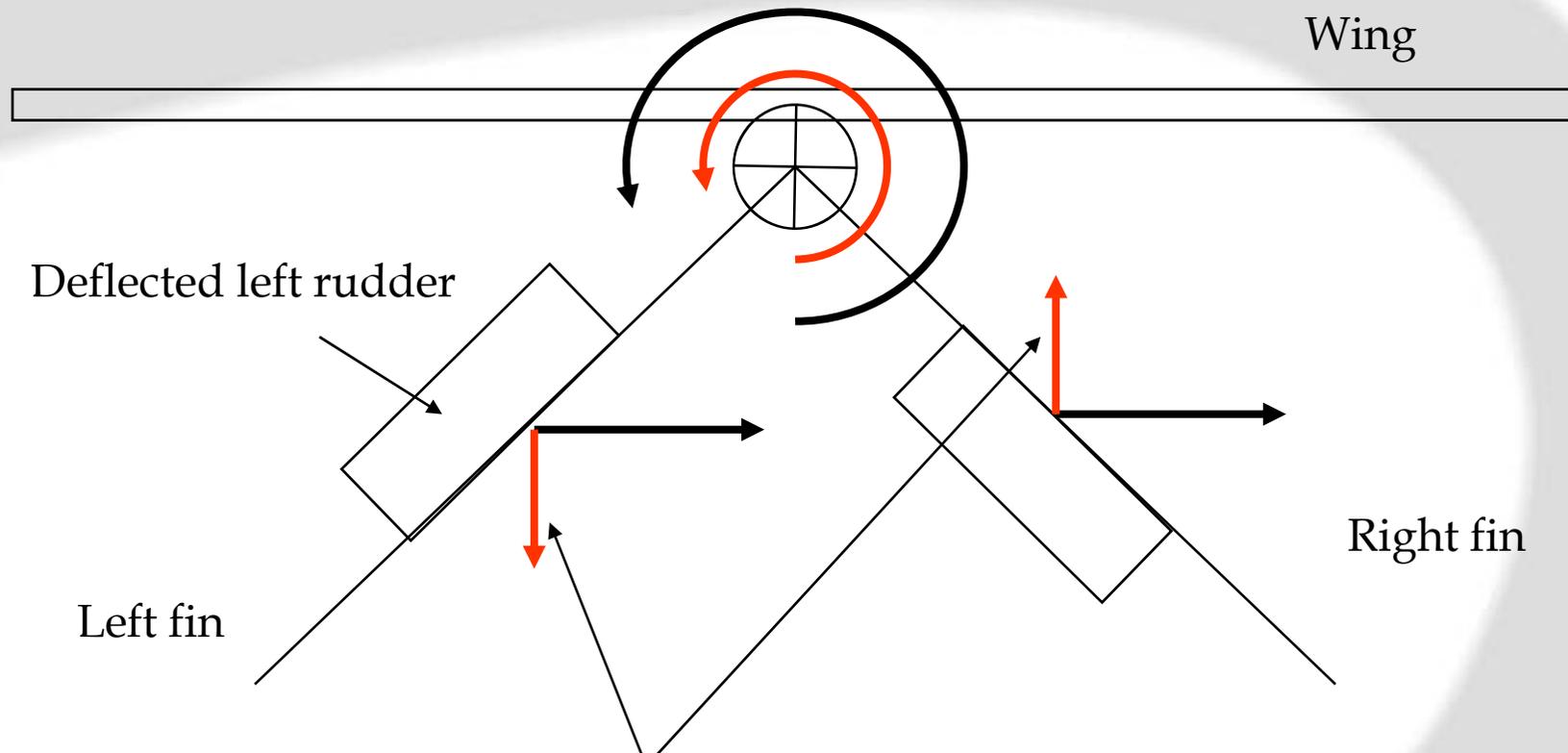
(Inverted) Y-tail: simile in parte al concetto del V-tail, ma una piccola superficie verticale è mantenuta per il controllo direzionale. Sono necessari carrelli lunghi. Sull'F-4 l'impennaggio ad Y invertito è stato usato per mantenere i piani orizzontali fuori della scia dell'ala ad alti angoli d'attacco.



Boom-mounted tail: tipo di configurazione non convenzionale principalmente usato in combinazione con un motore ad elica spingente sulla linea di mezzzeria o in combinazione con una porta di accesso posteriore alla fusoliera

Schema del sistema di forze su piani a V invertiti

Back view



Queste due componenti danno un contributo positivo al momento di rollio



Altre configurazioni degli impennaggi



Ala volante senza coda (Tailless flying wing): la stabilità del velivolo può essere ottenuta attraverso un appropriato progetto della curvatura dei profili alari e posizionano con cura il baricentro. Generalmente un sistema di controllo assistito è necessario per rendere il velivolo stabile. Le winglet possono essere usate per il controllo direzionale. Il B2 non ha winglet ed usa un sistema a split flap.



Configurazioni Canard:

Una **canard di controllo** produce fino al 10-25% della portanza totale del velivolo e si comporta allo stesso modo di un piano convenzionale (introduce un momento per variare l'angolo d'attacco della fusoliera e dell'ala)

Una **canard portante** produce una porzione maggiore della portanza dell'ala (quindi riduce il carico sull'ala). Di conseguenza si riduce la resistenza indotta dalla portanza dell'ala principale.

Per tenere il velivolo equilibrato durante il volo livellato, la canard produce in genere una portanza positiva, quindi aiuta l'ala principale e riduce la resistenza indotta e quella di trim.

La canard portante deve essere progettata per stallare ad un angolo di attacco più basso dell'ala. In caso di stallo della canard la prua tenderà a cadere ed il velivolo recupererà automaticamente dallo stallo.

In una tipica configurazione ala-piani di coda, gli impennaggi spesso devono produrre una forza verso il basso per bilanciare il momento picchiante dell'ala isolata => L'ala deve produrre in effetti un ammontare extra di portanza rispetto al peso del velivolo. Questa situazione è accentuata quando i flap sono deflessi.

Altre configurazioni degli impennaggi



P180 AVANTI

3 SUPERFICI PORTANTI

Il canard “scarica” il piano orizzontale di coda. Aumenta l’efficienza globale.



La configurazione Blended Wing Body – Flying Wing

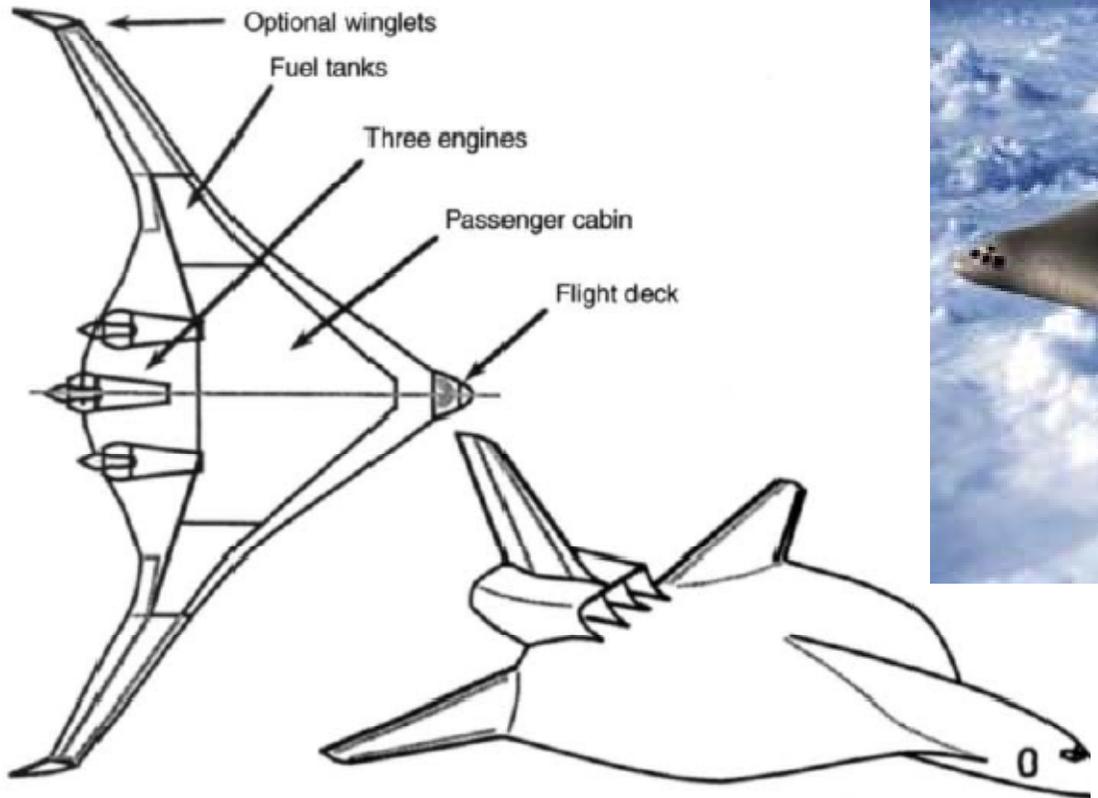


Fig. 3.8 The flying-wing layout.



La configurazione Blended Wing Body

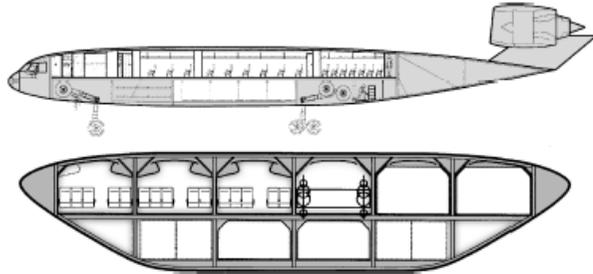


Fig. 25 Centerbody interior cross sections.

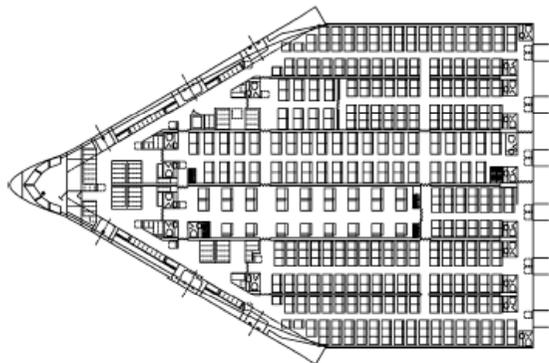
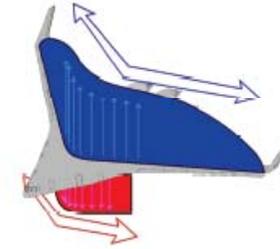
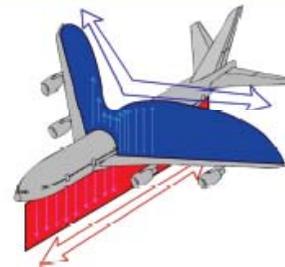
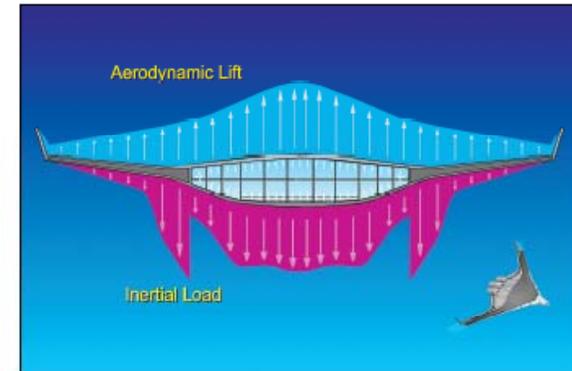
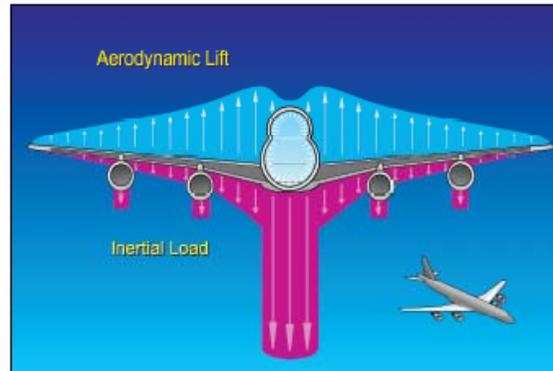


Fig. 24 Three-class interior arrangement.



Fonte AIAA paper:

Liebeck, "Design of the Blended Wing Body subsonic Transport", AIAA JOURNAL OF AIRCRAFT

Vol. 41, No. 1, January–February 2004

La configurazione Blended Wing Body

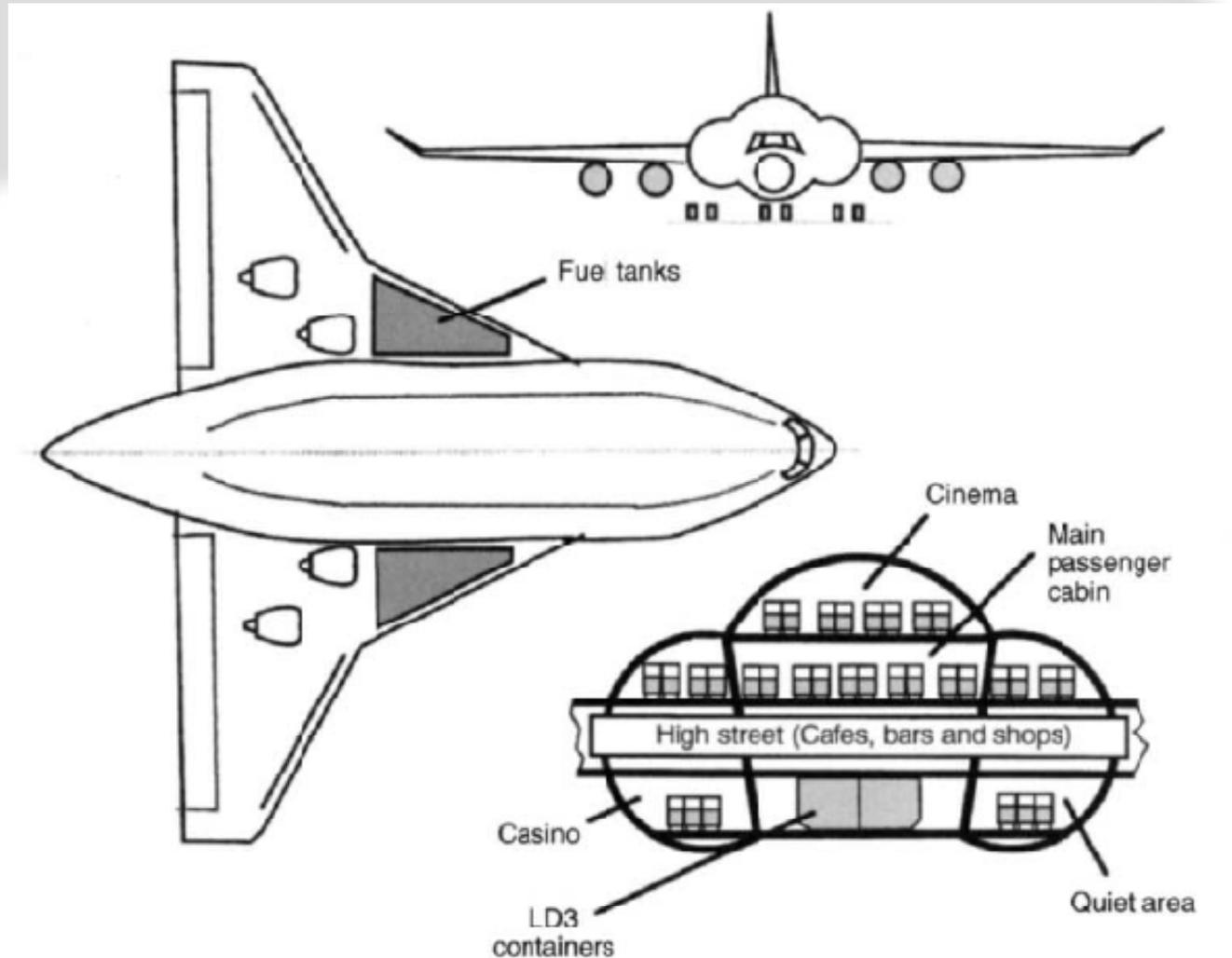


Fig. 3.9 The proposed mega-jet layout.



La configurazione Span Loader

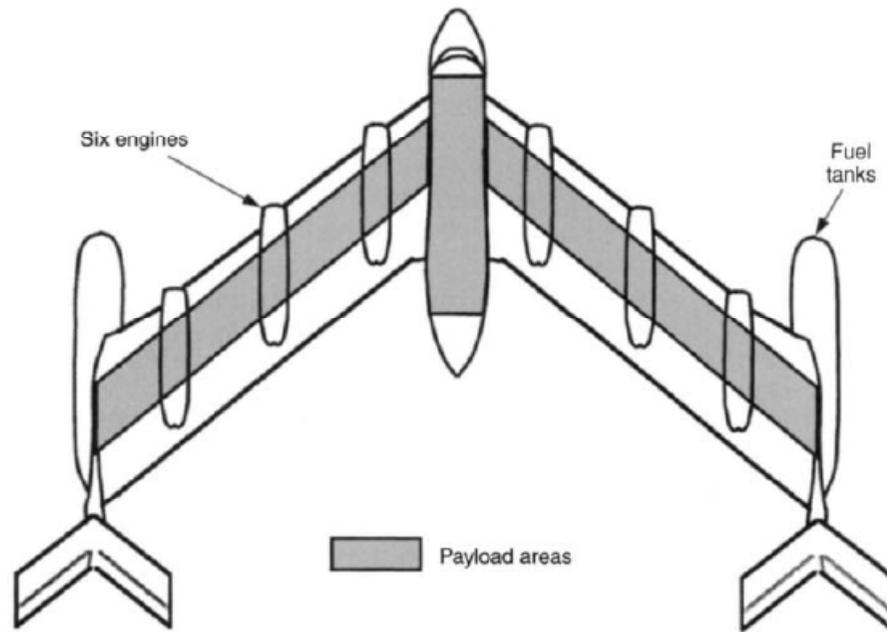


Fig. 3.6 Span-loader layout.

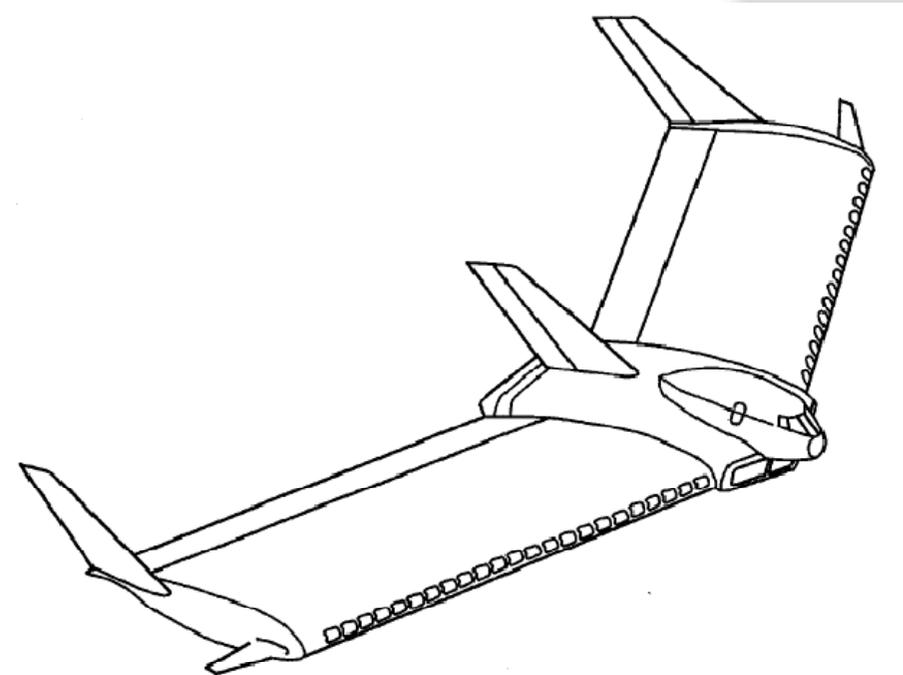


Fig. 3.7 Boeing's passenger span-loader.



La configurazione Canard

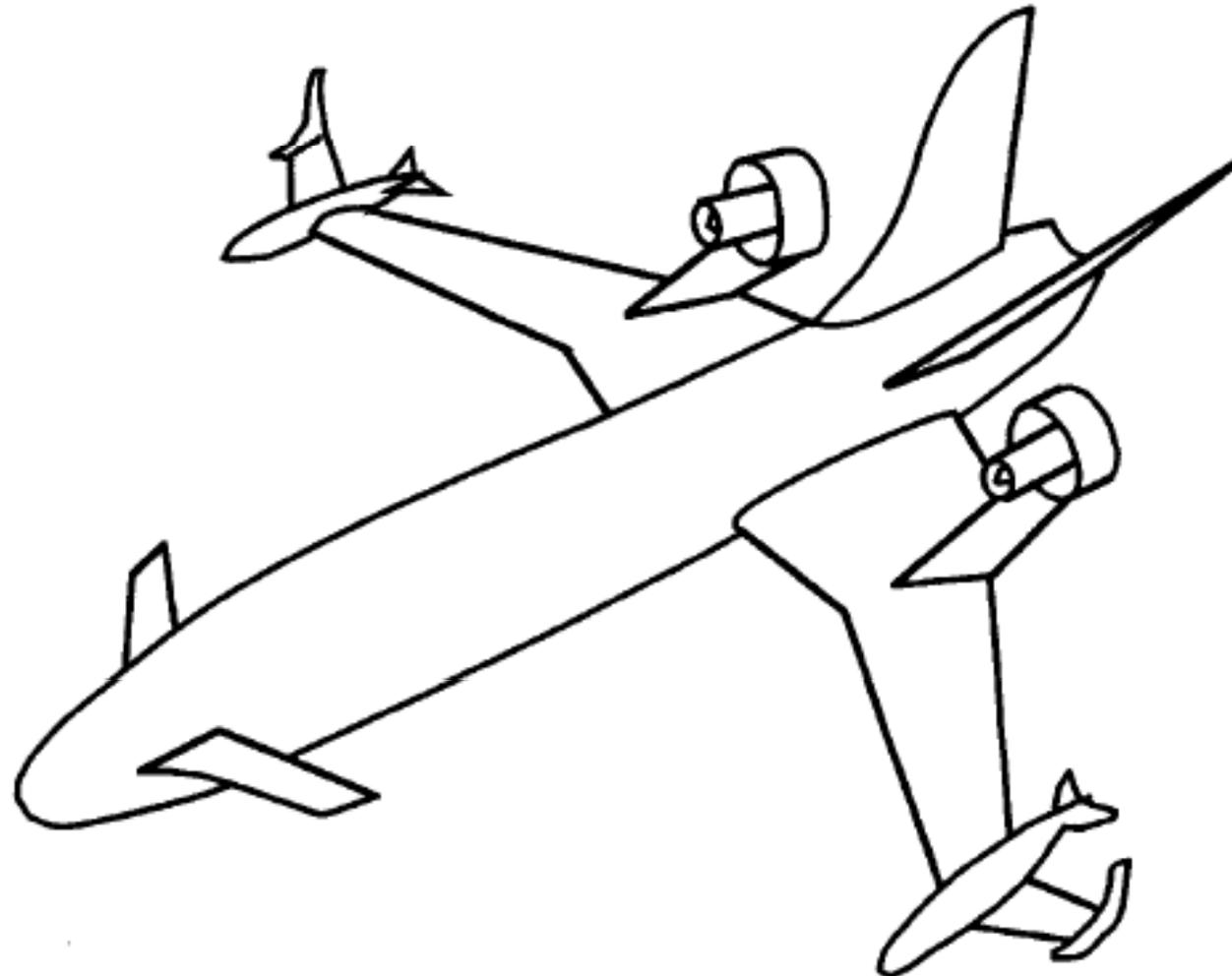


Fig. 3.10 The canard layout (source Airbus).



La configurazione Tandem Wing

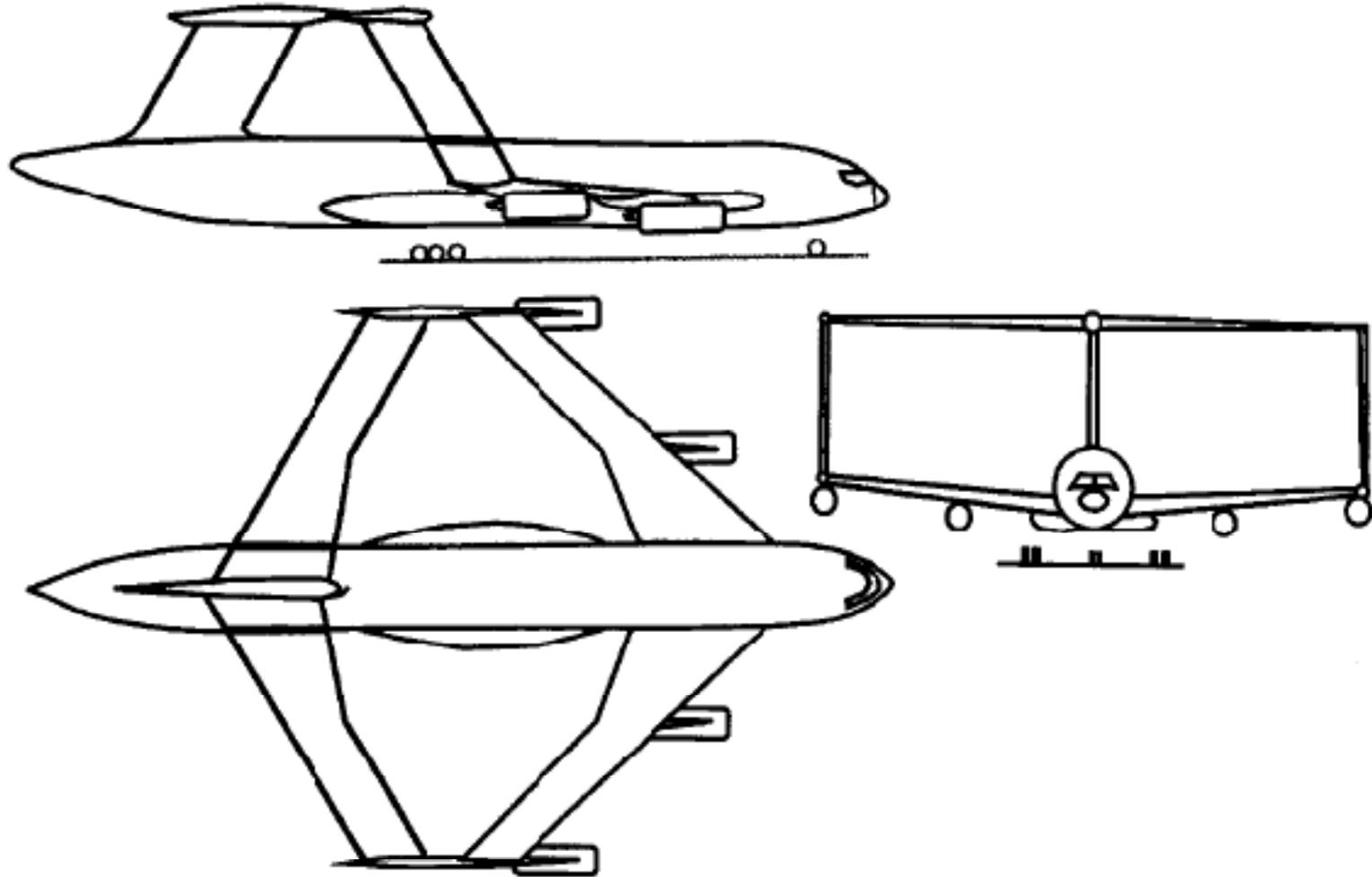


Fig. 3.11 The tandem-wing layout (source Lockheed).



La configurazione Joined Wing

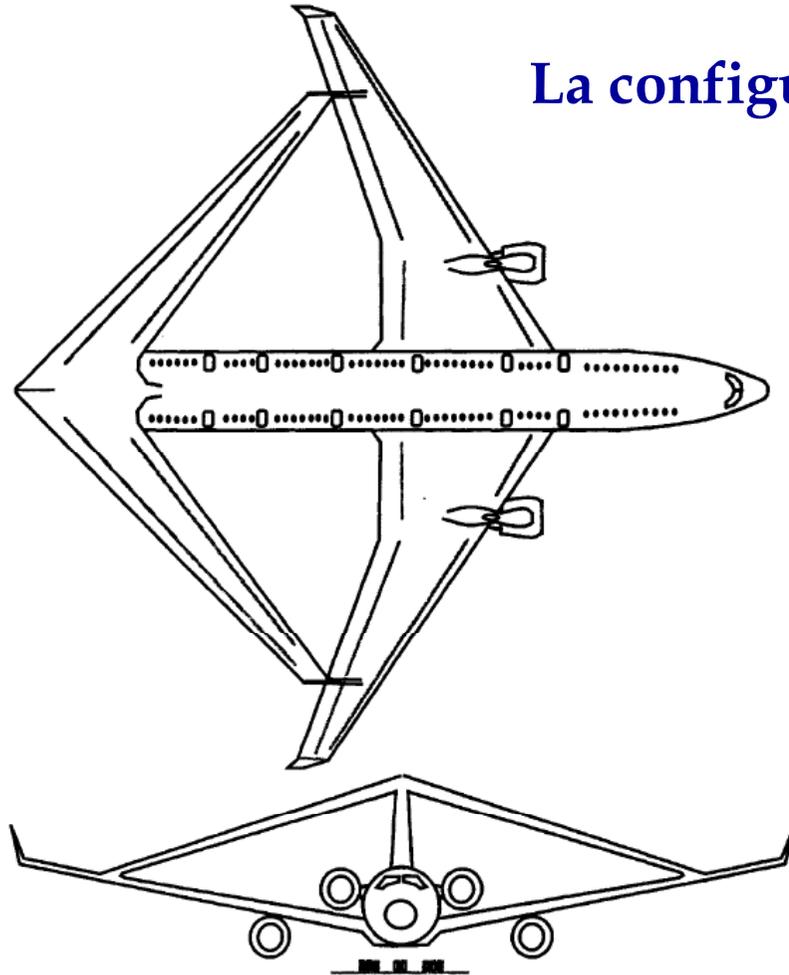
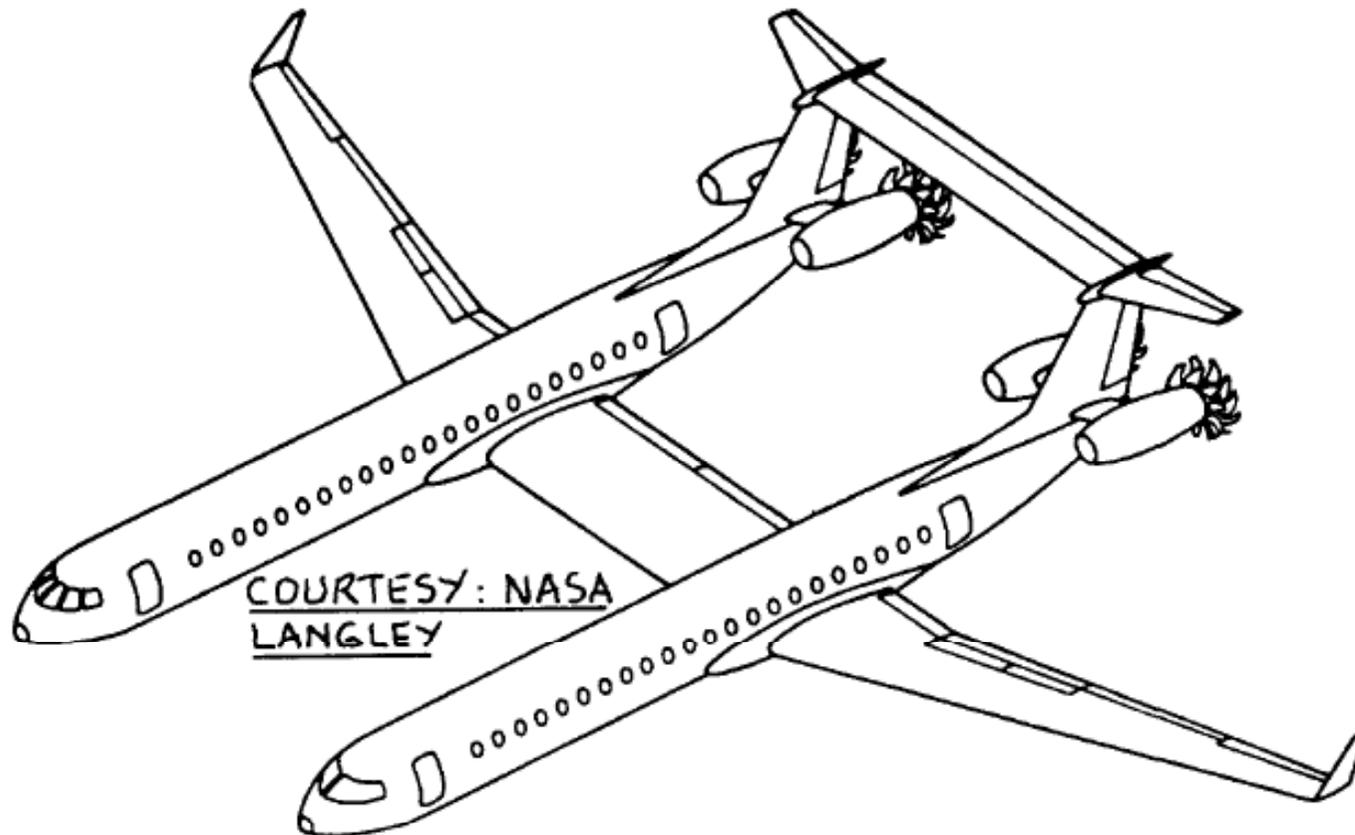


Fig. 3.12 The joined-wing layout.



Nella configurazione dell'ala ad anello (*joined wing*) l'idea è di avere ali più leggere grazie ad un più efficiente arrangiamento strutturale. L'effetto biplano e l'effetto end plate accresce l'efficienza aerodinamica. L'ala più sottile contribuisce ulteriormente a ridurre la resistenza. L'allungamento delle ali è mantenuto alto, mentre l'apertura globale del velivolo può essere ridotta. Per applicazioni supersoniche la resistenza d'onda è pure ridotta in ragione di una migliore distribuzione delle aree.

La configurazione multifusoliera



Più fusoliere piccole offrono meno area bagnata rispetto ad un'unica fusoliera grande. Tuttavia l'interferenza aerodinamica tra ala e fusoliera effettivamente aumenta.

Quando il numero di passeggeri cresce, questa configurazione facilita l'evacuazione.

La configurazione multifusoliera

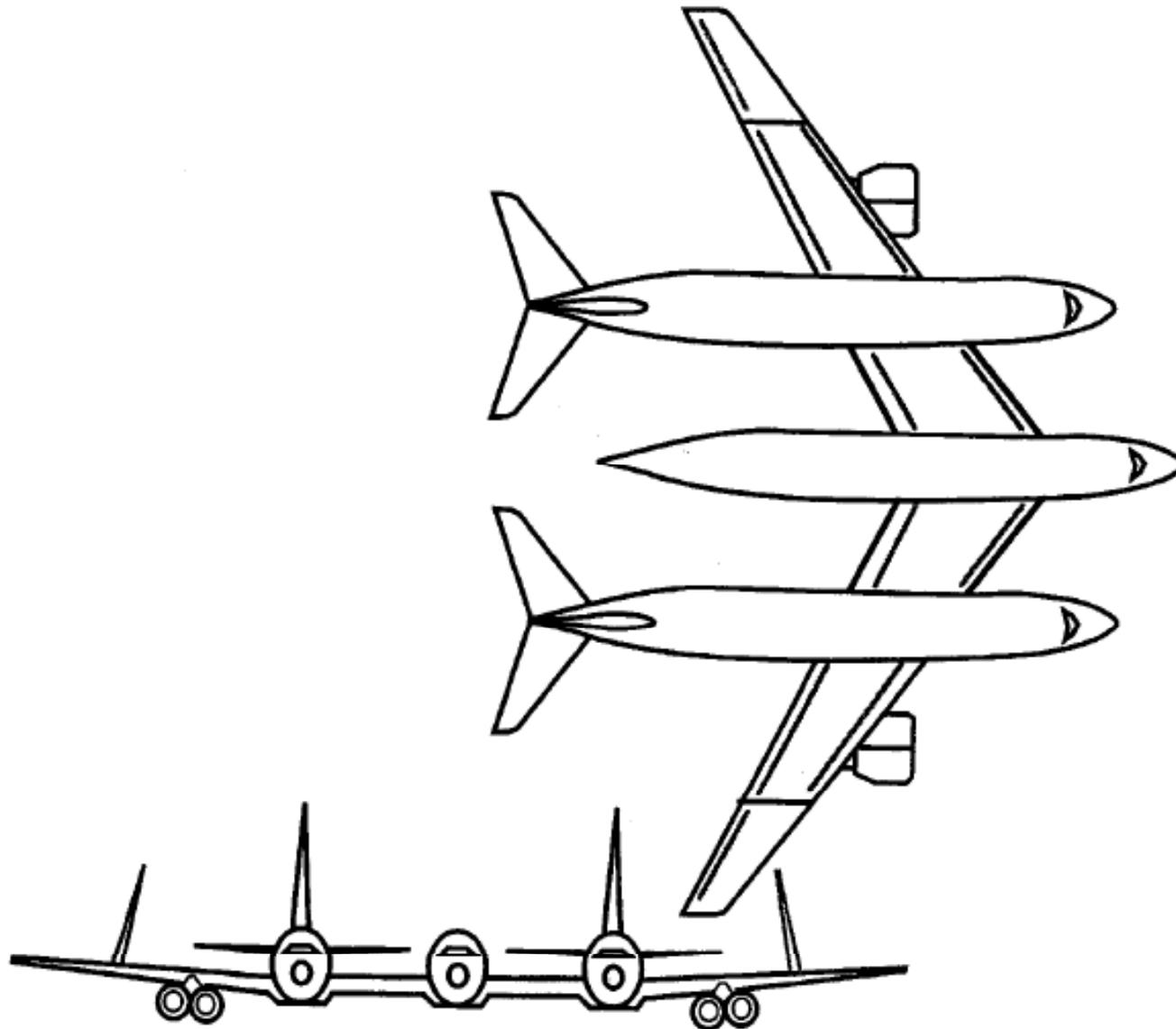
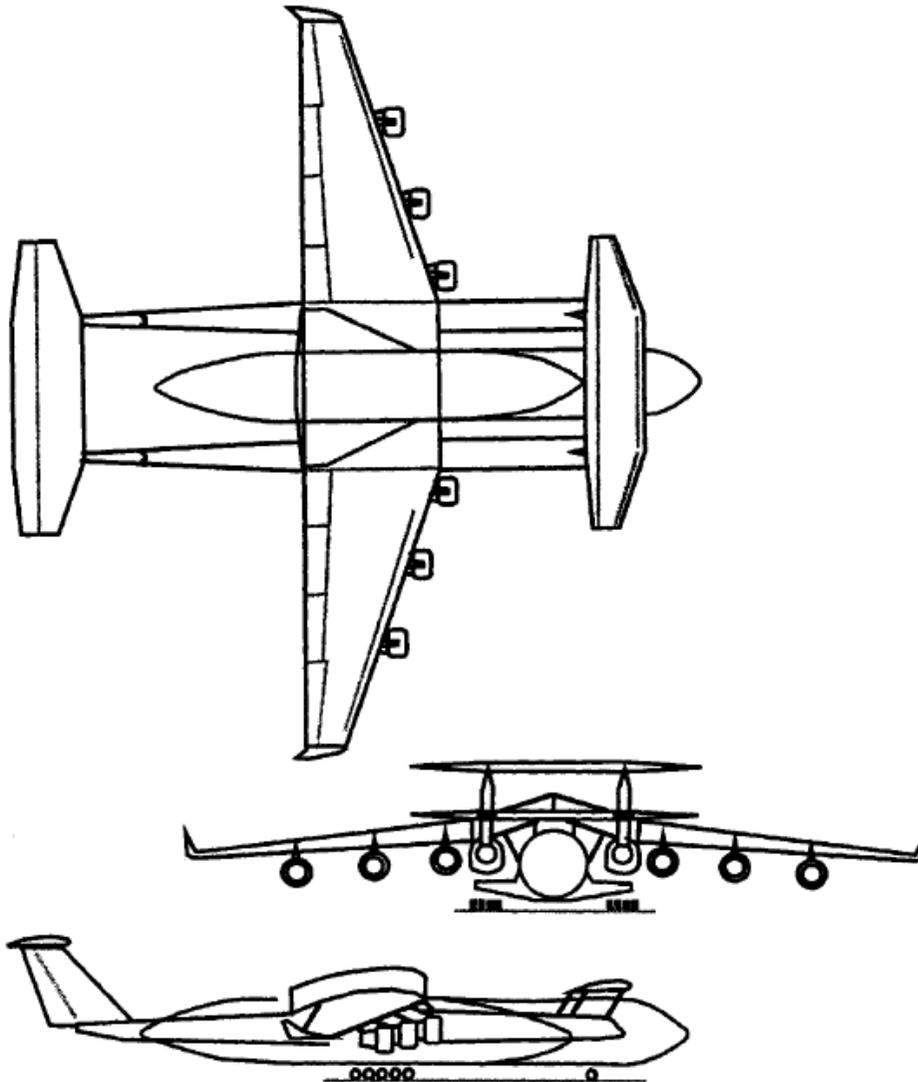


Fig. 3.5 Triple-fuselage layout.

Altre configurazioni non convenzionali



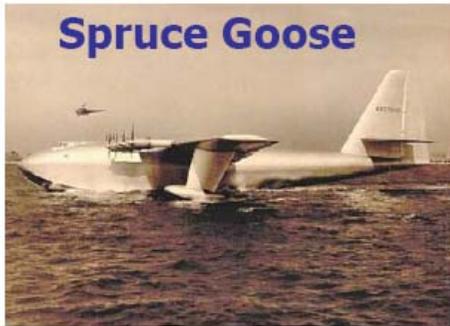
Combinazione di fusoliera modulare
e 3 superfici portanti.

Fig. 3.14 The 'everything' layout (source Molniya [Russian]).

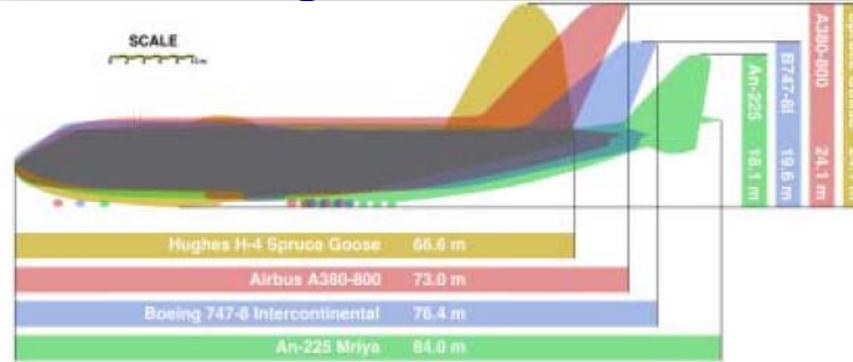
Velivoli di grandi dimensioni - An 225



Velivoli di grandi dimensioni



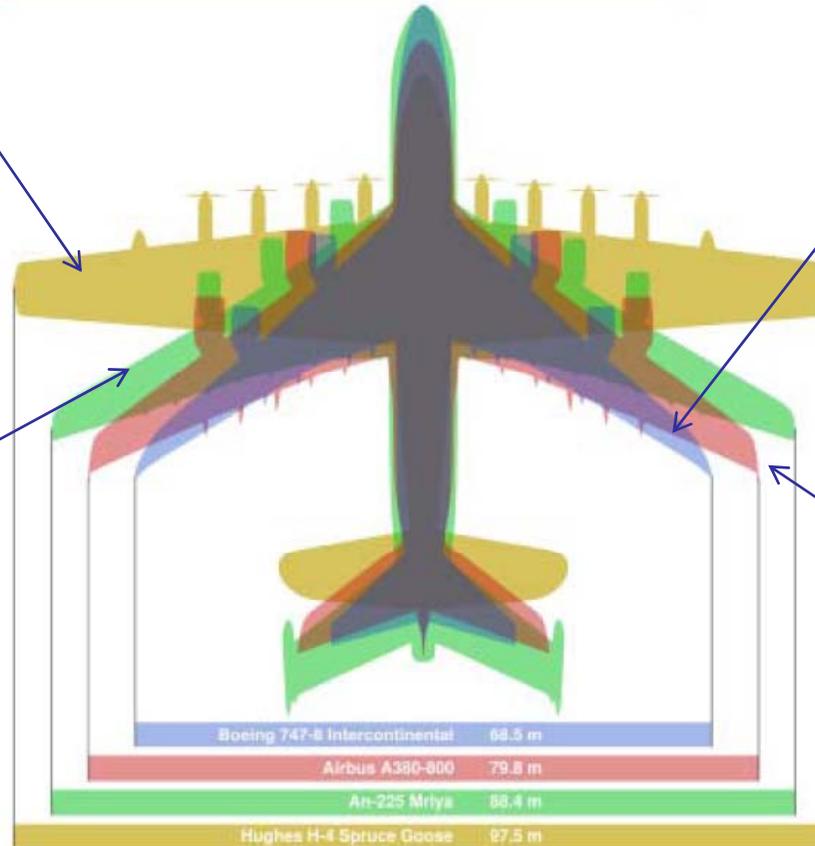
Spruce Goose



B 747



An-225

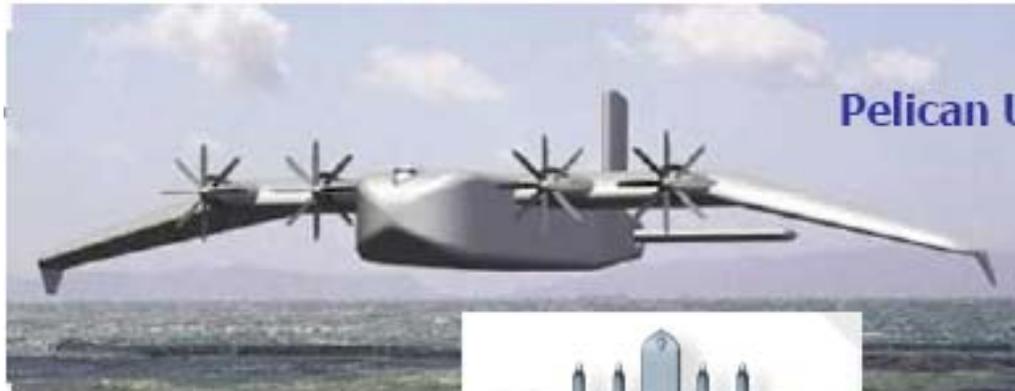


A 380

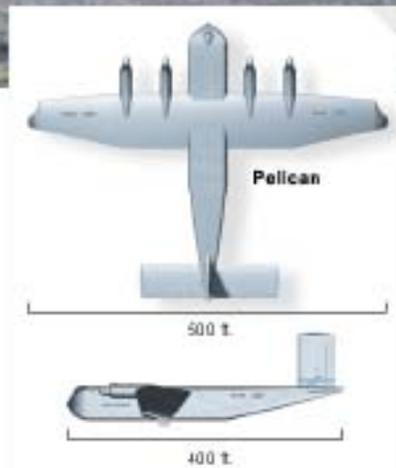
Altre configurazioni non convenzionali - WIG (Ecranoplani)



Kaspian Monster



Pelican ULTRA



Progetto Boeing

- Carico 1400 tonnellate
- Apertura alare 152 m
- Autonomia 16 000 Km



Altre configurazioni non convenzionali



L'ala obliqua è una configurazione per il volo supersonico. L'idea è di ridurre la massima sezione trasversale e raggiungere una distribuzione regolare delle aree (vedi regola delle aree) per ridurre la resistenza d'onda. Allo stesso tempo la distribuzione ellittica di portanza è conservata.

Alla base dello sviluppo dell'X-29 c'è la capacità di raggiungere angoli di attacco molto elevati. L'ala a freccia negativa è tale che l'ala stalla prima alla radice, quindi gli alettoni rimangono operativi, conservando la manovrabilità.
Problema della divergenza aeroelastica.



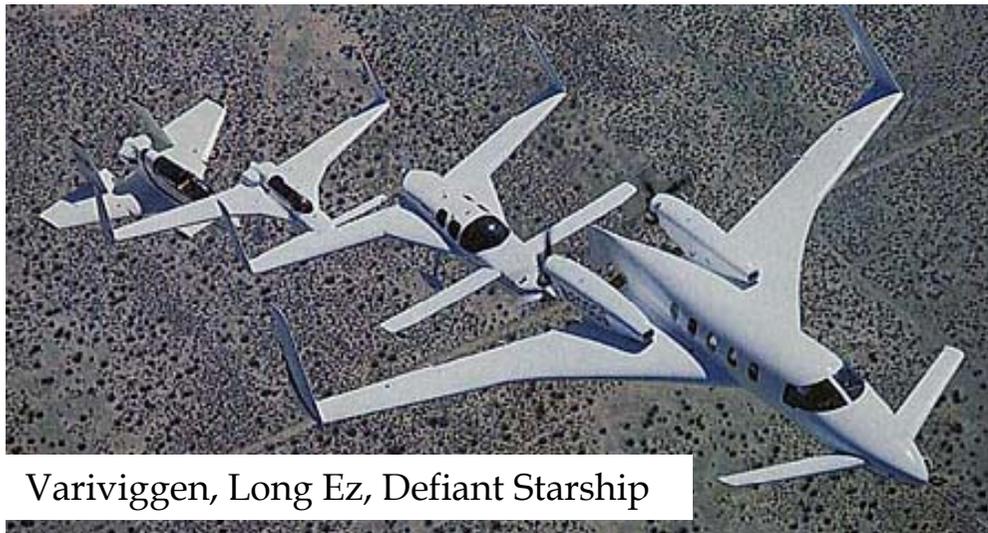
Altre configurazioni non convenzionali - Velivoli leggeri RUTAN



Quickie 1978



Variviggen 1972



Variviggen, Long Ez, Defiant Starship



Long Ez 1979

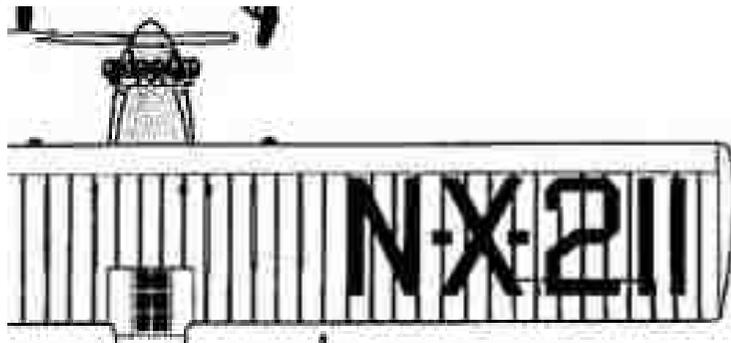


Configurazioni da "Record" Spirit of St Louis 1926

<http://www.charleslindbergh.com/plane/index.asp>

NACA TN 257

- Incremento apertura alare
- alettoni ridotti come area e inboard
- wider tread carrello
- fusoleira allungata di 2 ft
- fusoliera ridisegnata per bassa resistenza aerod
- sistema di combustibile innovativo
- serbatoio olio come paratia parafiamma

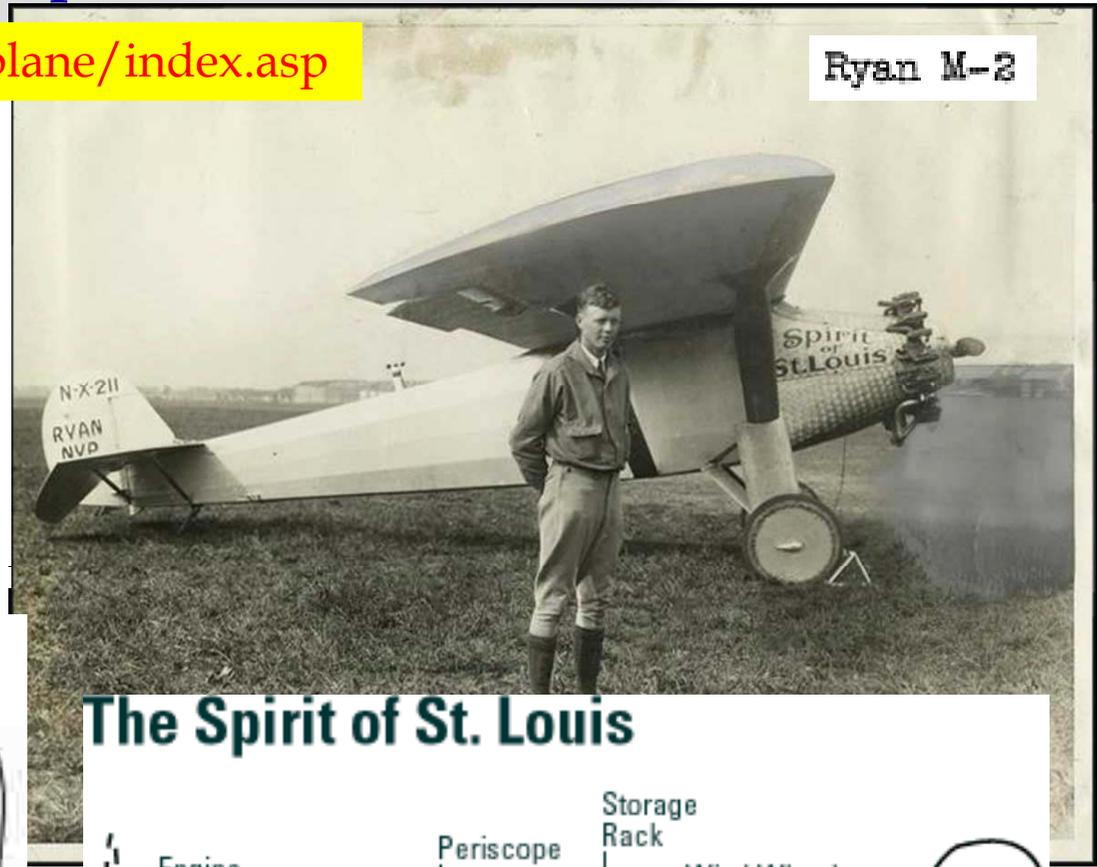


TECHNICAL NOTES

NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS

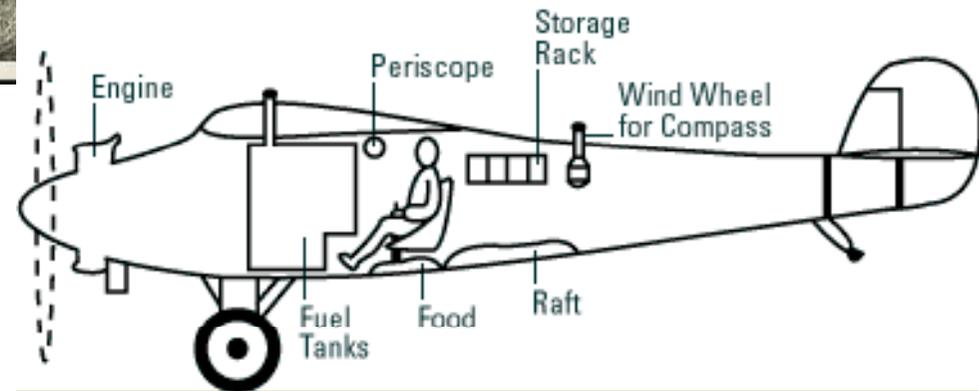
TECHNICAL PREPARATION OF THE AIRPLANE

"SPIRIT OF ST. LOUIS"



Ryan M-2

The Spirit of St. Louis



Configurazioni da "Record" Spirit of St Louis 1926



Weights -

Empty, complete with instruments 2150 lb.

Useful load:

Pilot 170 lb.

Miscellaneous 40 "

Gasoline, 435 gal. (Western at 6.13
lb. per gal.) 2600 "

Oil, 25 gal. (at 7 lb. per gal.) . . . 175 "

2985 lb.

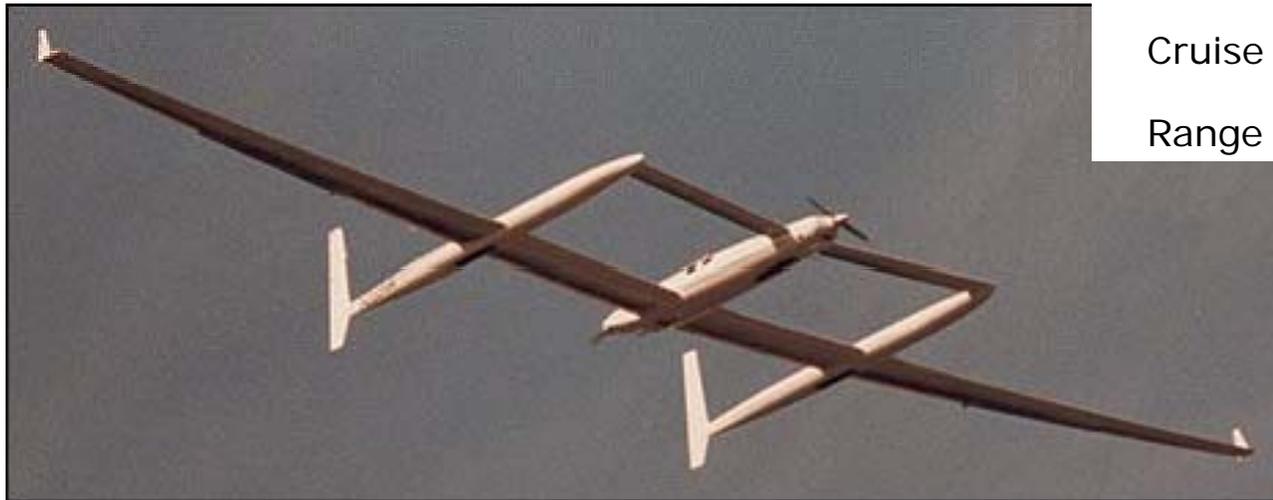
Gross weight fully loaded at start of flight 5135 "



Altre configurazioni da "Record" Voyager - B. Rutan 1986

The aircraft was designed to carry a vast amount of fuel for the unrefuelled flight around the Earth and the **3181kg capacity** was distributed around 17 tanks aboard the craft, accounting for over **70% of its gross weight**. Regular rebalancing of this load between tanks would be an important feature of the in-flight duties. The accuracy of Rutan's calculations was so critical that only 48kg of fuel remained at the end of the Voyager's historic flight.

CREW	2	
ENGINE	1 x 110hp Teledyne Continental IOL-200 (rear) + 130hp Teledyne Continental O-240 (nose)	
WEIGHTS		
Take-off weight	4397 kg	9694 lb
DIMENSIONS		
Wingspan	33.80 m	111 ft 11 in
Length	8.90 m	29 ft 2 in
Height	3.10 m	10 ft 2 in
PERFORMANCE		
Cruise speed	186 km/h	116 mph
Range	40252 km	25012 miles



Altre configurazioni da "Record" Solar Impulse



L'aeroplano ha un'[apertura alare](#) pari a quella di un [Airbus A340](#). Sotto l'ala vi sono quattro navicelle, ciascuna delle quali contiene un insieme di [accumulatori litio-polimero](#), un motore da 10 [HP](#) e un'elica a due pale. Per mantenere la sua caratteristica ultraleggera, si è utilizzata una struttura personalizzata a [nido d'ape](#), realizzata con un [sandwich di fibra di carbonio](#).^[1]

La generazione dell'energia occorrente al volo è affidata, durante il giorno, alle [celle fotovoltaiche](#) poste sulla superficie superiore dell'ala e sulla coda. L'energia così generata viene spesa in parte per far volare l'aereo e in parte per ricaricare le batterie in modo da permettere il volo anche di notte. Il vincolo di progetto più stringente del progetto è dato proprio la capacità degli accumulatori al litio polimero. Su un arco di 24 ore, in condizioni ideali, il suo apparato propulsore erogherà una potenza media di 8 HP (6 kW), all'incirca la stessa usata dal [Flyer](#) dei [fratelli Wright](#) nel 1903^[1]. L'[apertura alare](#) di HB-SI-II sarà pari a 63 metri (210 [ft](#)), leggermente superiore a quella di un [Airbus A380](#), il più grande [aereo passeggeri di linea](#) nel mondo^[16].

Il velivolo sarà dotato di [cabina pressurizzata](#), [ossigeno supplementare](#) e vari supporti ambientali per permettere al pilota un'altezza di volo di 12.000 metri (39.000 [ft](#))^[16].

Altre configurazioni Innovative B. Rutan 1987

The Model 133-4.62 Advanced Technology Tactical Transport (ATTT) proof-of-concept demonstrator is a 62% scaled version of an airplane designed to challenging STOL and long range requirements. The prototype first flew on December 29, 1987.

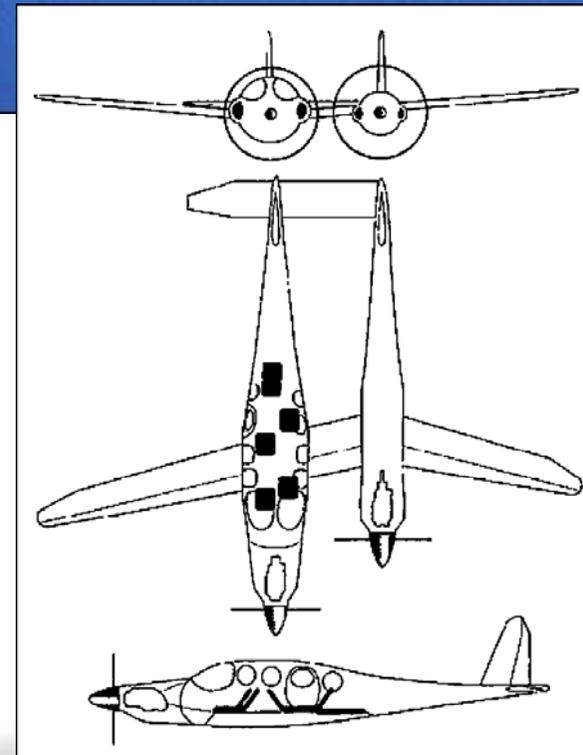
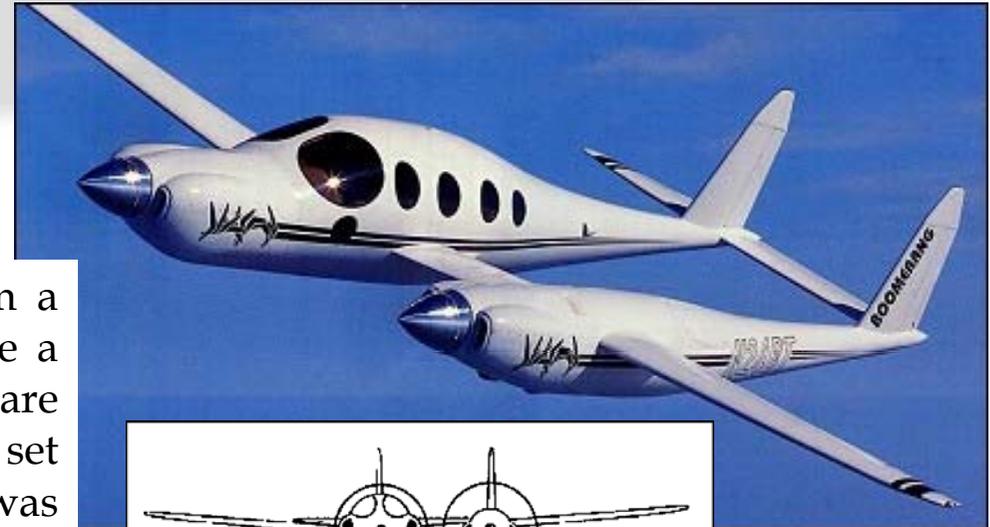
Scaled Composites ATTT 1987



Altre configurazioni Innovative B. Rutan

Scaled Composites Boomerang 1996

The whole point of this aircraft (apart from a private transport for Burt) is to demonstrate a twin engine layout where trim changes are minimal and safe if either engine fails. Rutan set out to design an aeroplane whose V_{mca} was below its stall speed at all weights and in all configurations, with neither side being worse than the other. He more or less achieved this, and has demonstrated the fact in practical trials.



Altre configurazioni Innovative/Record B. Rutan

Scaled Composites Proteus 1998

Twin turbofan high altitude multi mission high altitude aircraft capable of autonomous flight or flying with two pilots and one scientist. The first prototype flew on July 26, 1998.

The [Scaled Composites Model 281 Proteus](#) is a [tandem-wing](#) high-endurance [aircraft](#) designed by [Burt Rutan](#) to investigate the use of aircraft as high altitude [telecommunications](#) relays. The Proteus is actually a multi-mission vehicle, able to carry various payloads on a ventral pylon. An extremely efficient design, the Proteus can orbit a point at over 65,000 feet (19,800 m) for more than 18 hours. It is currently owned by [Northrop Grumman](#).

Proteus has set several world altitude records in [FAI](#) Class C-1e, Group 2, turbojet, including:

Altitude: **19,277 m**, October 25, 2000.

Altitude in horizontal flight: **19,015 m**, 2000.

Altitude with 1,000 kg payload: **17,067 m**,
October 27, 2000.



Altre configurazioni Innovative B. Rutan

Scaled Composites White Knight 2002



The Scaled Composites Model 318 White Knight is a jet-powered carrier aircraft used to launch the [SpaceShipOne](#) experimental spacecraft. It was developed by Scaled Composites as part of their Tier One program.

White Knight first flew on 1 August 2002. The flight was aborted shortly after takeoff due to a problem with the outboard spoilers. White Knight next flew on August 5, 2002, and this time performed well. Development proceeded over the next few months. With White Knight developed and evaluated, on April 18, 2003 White Knight and SpaceShipOne were presented to the media. Subsequently, White Knight flew as part of the Tier One program that won the Ansari X Prize on 2004 October 4. Afterwards White Knight was used to carry and launch DARPA's experimental X-37 spaceplane for its approach and landing tests in 2005 and 2006.

Requisiti operativi

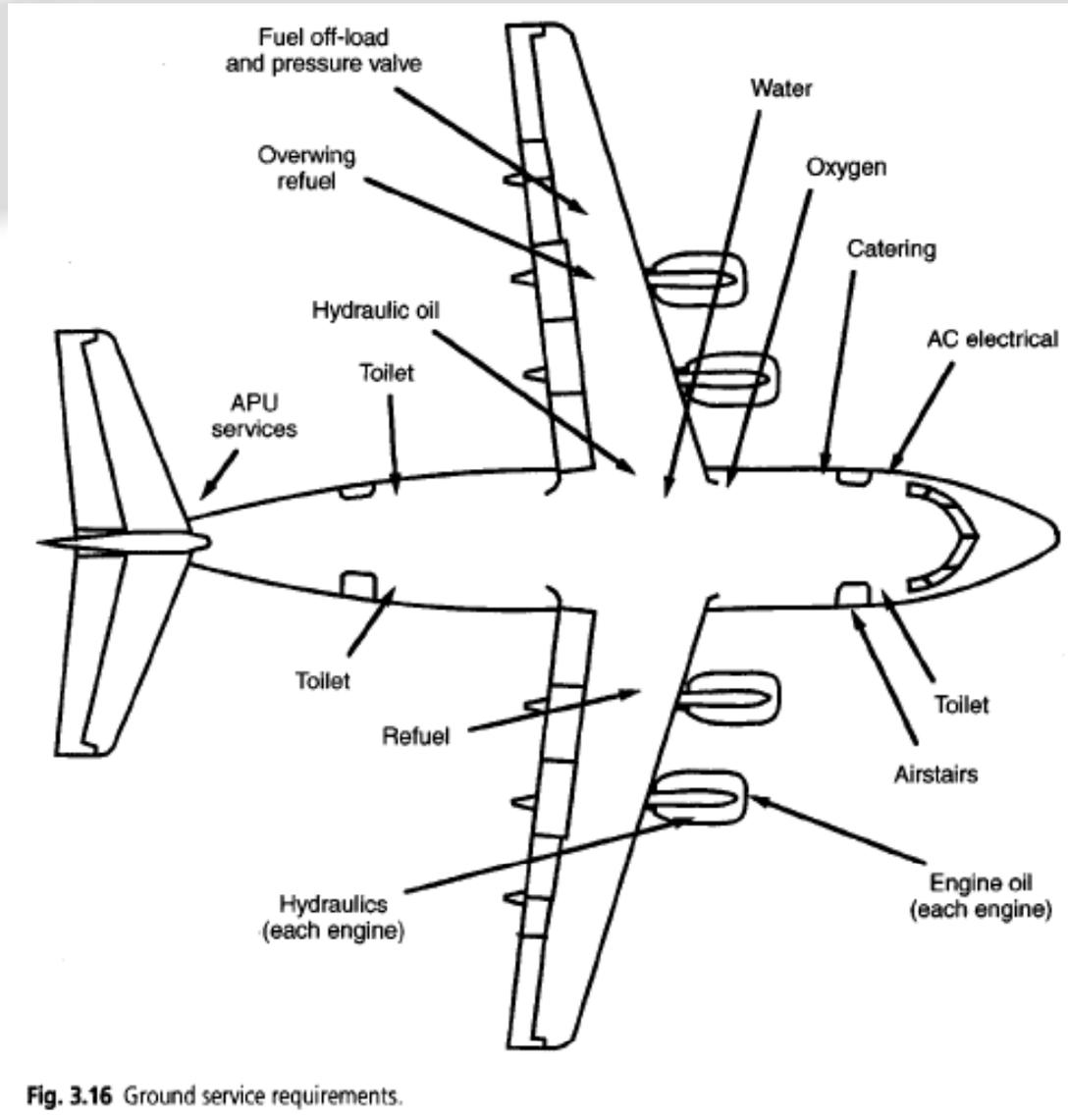
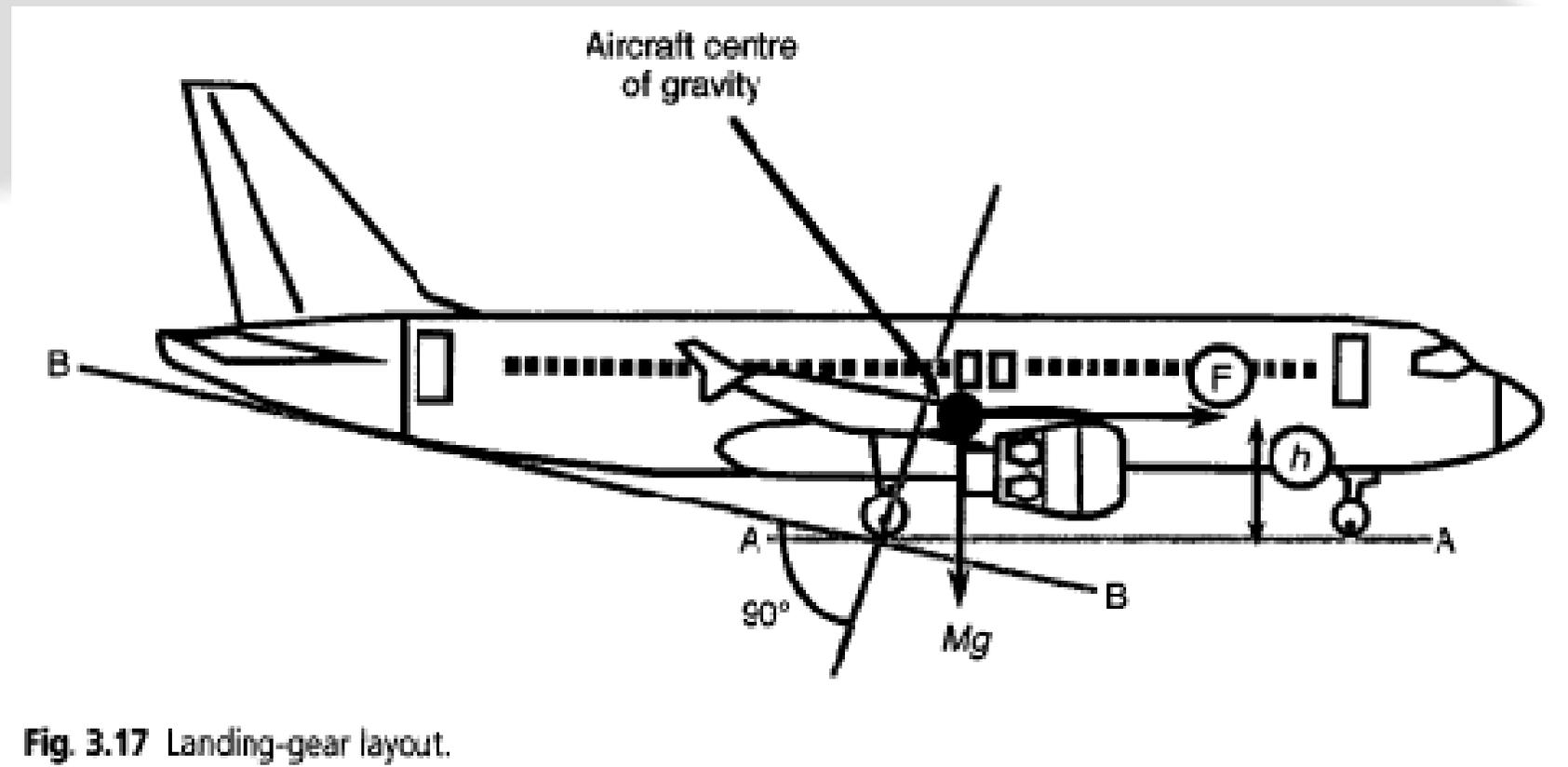
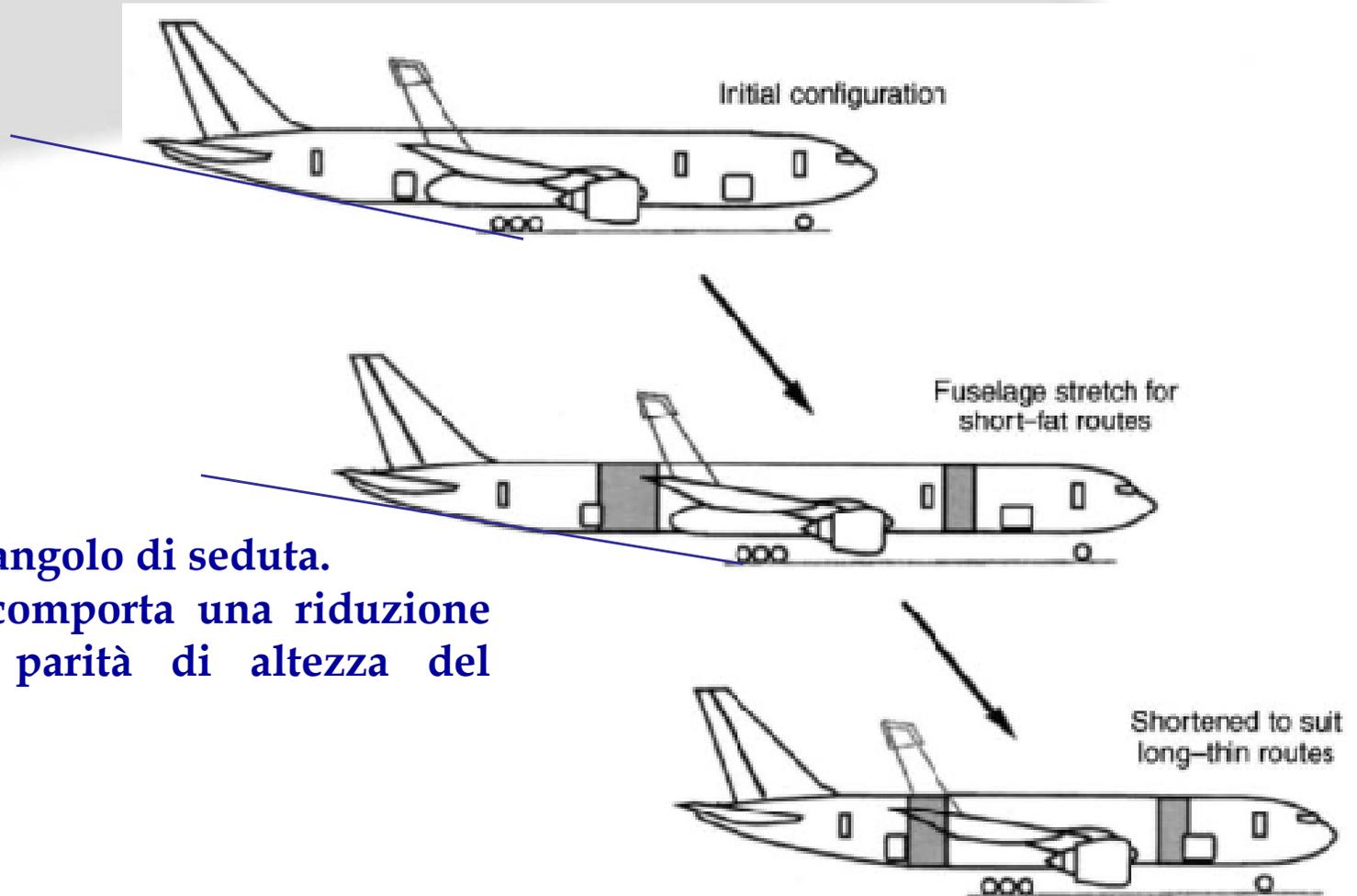


Fig. 3.16 Ground service requirements.

Requisiti operativi



Flessibilità del progetto - Stretching fusoliera



Attenzione all'angolo di seduta.
Lo stretching comporta una riduzione dell'angolo a parità di altezza del carrello.

Fig. 3.19 Aircraft development.



Flessibilità del progetto – Stretching fusoliera

Table 3.1 The proposed Boeing 777 family of aircraft

Boeing 777 (model)	MTOW (pounds)	Engine (lb-thrust)	Seats (see note*)	Range (nm)
-200A	545 000	77 000	300	4900
-200B	632 500	90 000	300	7400
-300	660 000	90 000	350	5700
-100	660 000	90 000	250	8700

* 3-class seating layouts.



Flessibilità del progetto - Concetto di "Famiglia"

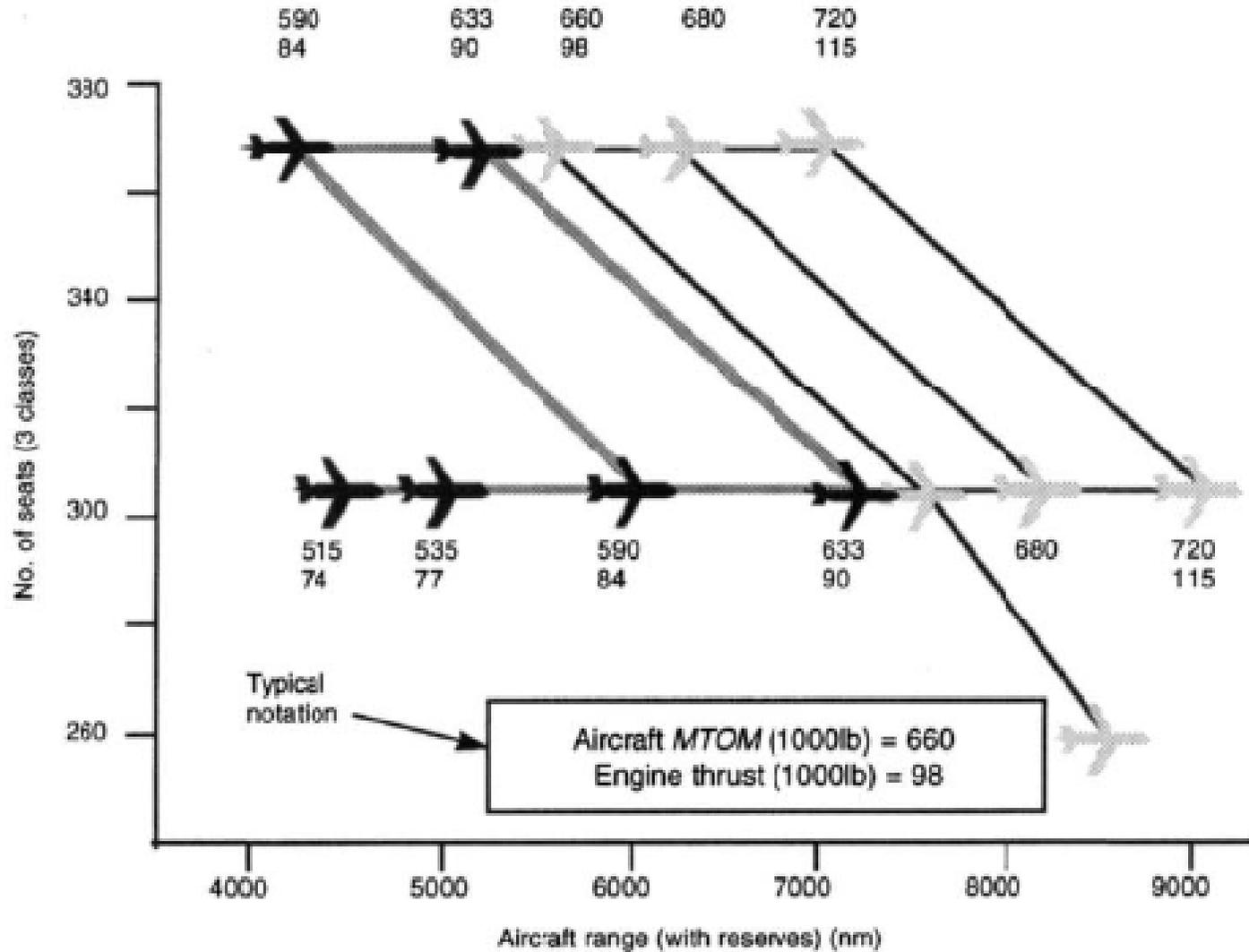


Fig. 3.20 The Boeing 777 development 'family' (source Boeing data).