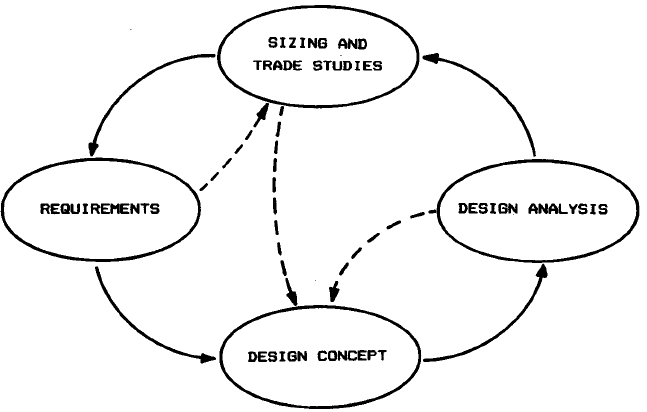
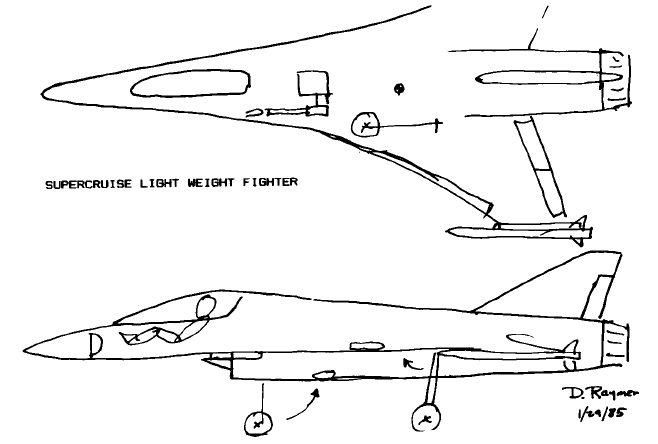
**Appunti per il report di Progettazione dei Veicoli Aerospaziali**

****Il design di un velivolo essendo un processo altamente iterativo, può addirittura constare di diversi punti di partenza. Il progetto dell’aeromobile presentato in questo report si è svolto, per ovvie necessità, all’interno di un ambiente controllato, quale quello di un corso universitario della durata di un semestre. Per questo motivo, il punto di partenza è stato naturalmente determinato essere quello dei Requirements, assegnati dalla traccia del progetto.

Gli step riportati in figura afferiscono alla fase progettuale che va sotto il nome di *Conceptual Design.* Nella fase di Conceptual sono definite la configurazione, le dimensioni, i pesi e le performance di massima del velivolo (nonché la sostenibilità economica del progetto).

Raymer fa l’esempio di un “back of a napkin” drawing da cui partire, sarebbe carino includerlo.

L’obiettivo alla fine della Conceptual è quello di avere un layout iniziale (il famoso trittico) in cui è specificata almeno la disposizione dei sistemi più importanti: carrello, payload, motori, prese d’aria, serbatoi di fuel, cockpit, avionica principale (e in generale altri sistemi importanti a seconda della missione). Una volta che ciò viene fatto si può, si itera di nuovo, andando a controllare che i dimensionamenti fatti corrispondano al vero (per esempio, il meccanico del volo potrebbe scoprire che la stima fatta per l’alettone sia sbagliata e che occorre una superficie maggiore; a quel punto torna dal designer e trovano una soluzione che non implichi altre variazioni troppo onerose per altre aree, e.g., aerodinamica). Alla fine di questo processo si può passare alla fase di Preliminary Design.

**Introduzione Operativa alla Conceptual Design**

L’approccio più semplice consiste nell’estrapolare informazioni da velivoli già esistenti.

Il primo step è determinare il Design take-off gross weight (non è il MTOM, è minore):

Noi abbiamo a disposizione dai TLARs; le rimanenti variabili sono però dipendenti dalle prime due. Invertendo, possiamo ricavare l’equazione implicita:

varia fra 0.3 e 0.7, e diminuisce all’aumentare di

Dalla Tabella 3.1 del Raymer abbiamo:

Dove, per un Jet transport: . Raymer stesso suggerisce di moltiplicare la frazione per 0.95 per tenere conto delle strutture in composito.

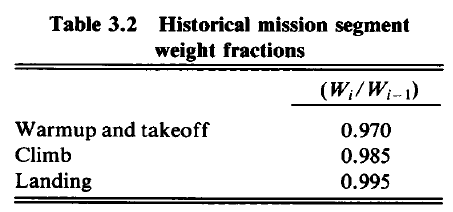
Per quanto riguarda la stima della massa del fuel trasportata, bisogna tenere in considerazione le frazioni di “trapped fuel” e “reserve fuel” (richiesto da normativa). Nel nostro caso è suggerita una frazione di 0.3% fuel non utilizzato (magari è da sostanziare? Con normativa?). Il fuel effettivamente utilizzato per completare la missione è detto “mission fuel”.

Come prima approssimazione, si può assumere che , dimodoché il rapporto si possa ritenere costante.

La FAA richiede 30 minuti di crociera aggiuntivi per aerei di aviazione generale (trovare il comma della CS25 corrispondente).

Raymer usa questi indici per le fasi di missione: 0 – start, 1 – warmup and takeoff, 2 – climb, 3 – cruise, 4 – loiter, 5 – land (ecco perché è il peso al takeoff)

Mission segment weight fraction: peso dell’aereo a fine segmento / peso dell’aereo a inizio segmento. Se ho segmenti allora fornisce

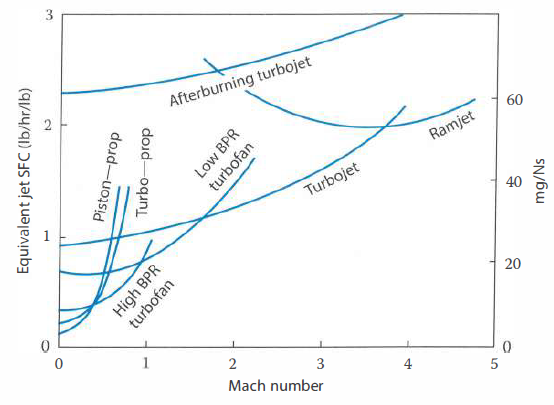
Statisticamente i rapporti per le fasi di Warmup and takeoff, Climb, Landing è fissato

Stiamo ignorando la fase di discesa prima del landing che assumiamo sia paragonabile alla crociera in termini di consumi.

Il rapporto per la fase di crociera si determina ricorrendo all’equazione di Breguet:

Dove R è il range, E l’efficienza aerodinamica, V la velocità di crociera.

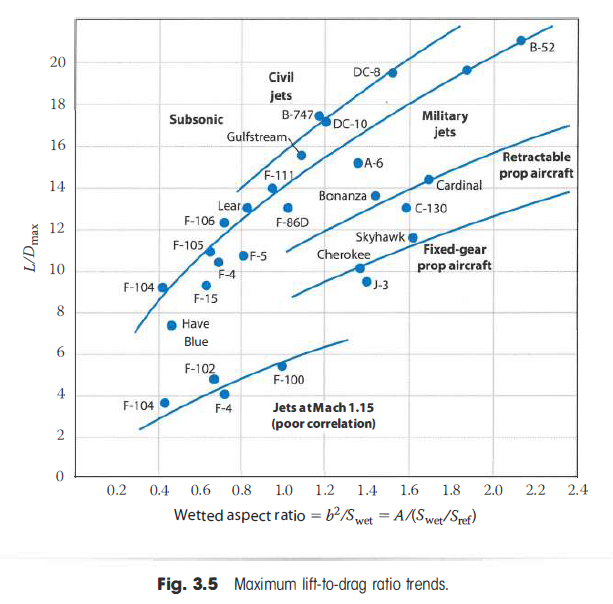
Non consideriamo fasi di Loitering.

**Specific Fuel Consumption**

**[**kg di fuel per ora su kg di spinta**]** (eh me lo scordo sempre)

Per un High-Bypass Turbofan abbiamo SFC = 0.5 in crociera

**Efficienza Aerodinamica**

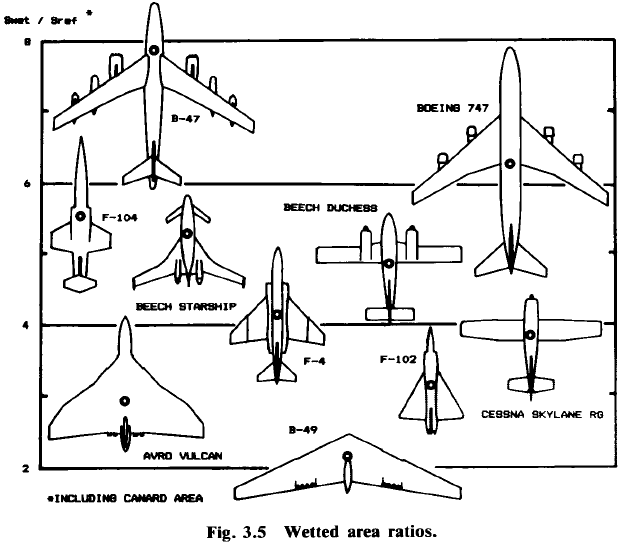
A differenza dei parametri stimati finora, dipende molto dalla configurazione.

A velocità subsoniche, dipende soprattutto da Span alare e Superficie bagnata (i.e., da Aspect Ratio)

Nel volo in crociera la portanza è nota, quindi dipende solo dal Drag.

Una stima del Drag è data dal rapporto , dove è la superficie bagnata, comprendente anche la fusoliera e la coda. È possibile definire anche un “Wetted aspect ratio” basato su di esso.

A questo punto può essere fatto il “back of a napkin” sketch, all’interno del quale sono indicati: posizione delle ali, della/e coda/e, della fusoliera, dei motori, del payload, del carrello, dei tank, varie ed eventuali.

Il Wetted Area Ratio può essere stimato a occhio avendo come riferimento Fig. 3.5:

La velocità di massima efficienza in crociera per un aereo con turbofan si ha quando l’efficienza è

**Stima della massa di Fuel necessaria**

Utilizzando i valori in Tab. 3.2, e l’Equazione di Breguet, la frazione può essere stimata (tenendo sempre in considerazione le percentuali di fuel intrappolate).

# Takeoff-weight calculation

Adesso con l’equazione

Possiamo effettivamente stimare ( lo ricaviamo statisticamente, Tab. 3.1).

Motori sopra le ali:

* Attenzione a non mettere l’ala di dietro negli exhaust
* Meno ingestione di debris a terra
* Più difficili da raggiungere durante la manutenzione (però manutenzione ordinaria meno frequente se ingerisco meno debris?)
* Portanza maggiorata (accelero il flusso sul dorso => aumenta depressione)
* Se ho anche ala bassa posso mettere il carrello nel wing root
  + Potrebbe avere senso: così facendo posso avere una fusoliera più piccola siccome ci devo allocare solo il payload (da controllare se per controlli va bene). Non è un problema togliere spazio ai fuel tank nelle ali perché adesso ho due ali (quindi overall presumo più spazio rispetto a ala singola?)
  + I fuel tank devono essere distribuiti nella maniera più omogenea possibile rispetto al baricentro, quindi immagino che sia più o meno a metà fra ala anteriore e posteriore? (si fa per evitare eccessiva escursione del baricentro durante la missione)
  + Ricorda che negli aerei commerciali non si può stivare fuel in fusoliera

Un’alternativa all’approccio statistico per la stima dei pesi, è data dall’approccio “physics-based”: si costruisce un modello geometrico, del quale si individuano i parametri principali (per esempio per un’ala potrebbero essere: superficie, aspect ratio, angolo di freccia, geometria dei longheroni); poi, tutto il modello viene scalato in base al MTOM e al fattore di carico massimo. Da questa equazione si ricava il volume totale (che moltiplicato per la densità del materiale fornisce la massa).

I risultati ottenuti da questa procedura però non sono accurati se confrontati con aerei già esistenti. Si procede dunque col prendere i dati da questi aerei, e si fa tuning dei parametri presenti nell’equazione affinché i risultati siano precisi (vedila come una calibrazione).

Tutto ciò regge finché non si fanno cose che si discostano da quelle già esistenti!

Ci sono solo dati vecchi per fare questa operazione.

Il peso di alcuni componenti può essere determinato precisamente in base a quelli disponibili sul mercato; esempi classici sono: l’avionica (anche se in fase di conceptual basta prendere una frazione fissata di MTOM), il carrello, il sistema idraulico e elettrico, e il motore.

# Normativa

Dagli standard ICAO (1) sugli aeroporti, possiamo imporre che:

Se l’aereo non rispettasse queste dimensioni, non potrebbe stare negli apron tipo C che utilizzano i competitor (e.g., ATR-72 e Dash-8 Q400, citati nella consegna).

In realtà, dall’annesso 14 si potrebbe fissare anche la lunghezza di decollo, ma per l’ATR-72 è compresa fra 800 e 1200 m (codice 2), mentre per il Dash-8 è compresa fra 1200 e 1800 (codice 3, come da consegna).

1. International Civil Aviation Organization. Aerodromes: Volume I—Aerodrome Design and Operations. International Standards and Recommended Practices; ICAO Annex 14: Montréal, QC, Canada, 2009.