



**Politecnico
di Torino**

POLITECNICO DI TORINO

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale

Corso di “Progettazione di veicoli aerospaziali”

Conceptual Design of a subsonic commercial aircraft



Professori

Prof. Erasmo Carrera

Prof.ssa Roberta Fusaro

Studente

Luca Laguardia

Matricola 291451

A.a. 2021/2022

Indice

1	Introduction to Conceptual Design and Initial Guess Estimation	4
1.1	Assignment: Design Problem.....	5
1.2	Assignment: Requirements list.....	5
1.3	Assignment: Reference aircrafts	5
1.4	Assignment: Critical analysis of statistical trends	6
1.5	Assignment: Guess data estimation for the reference case study	8
1.5.1	Payload mass.....	8
1.5.2	Crew mass	8
1.5.3	Empty mass fraction.....	8
1.5.4	Fuel mass ratios	8
1.5.5	First guess estimation of the Maximum Take-Off Mass.....	11
2	Payload, Range and Matching Chart	3
2.1	Assignment: Payload & Range Trade.....	13
2.1.1	Range Trade.....	13
2.1.2	Payload Trade	14
2.2	Assignment: Payload-Range Diagram	16
2.2.1	Payload-Range of the aircraft under study.....	16
2.2.2	Payload-Range of an aircraft family	17
2.3	Assignment: City-pairs	18
2.4	Assignment: Matching Chart.....	19
2.4.1	Stall speed equation.....	19
2.4.2	Maximum speed	20
2.4.3	Take-off distance	21
2.4.4	Rate of climb	22
2.4.5	Ceiling altitude.....	23
2.4.6	Matching Chart	24
3	Wing Design	26
3.1	Assignment: Airfoil Profile	26
3.1.1	Leading edge.....	27

3.1.2	Camber.....	27
3.1.3	Thickness	27
3.1.4	Airfoil.....	28
3.2	Assignment: Lift, Drag & Pitching moment coefficients.....	32
3.3	Assignment: Wing geometry.....	33
3.3.1	Incidence.....	33
3.3.2	Aspect ratio	34
3.3.3	Sweep angle	34
3.3.4	Taper ratio.....	34
3.3.5	Dihedral angle.....	35
3.4	Assignment: 2D and 3D CAD modelling	35
4	Fuselage Design	37
4.1	Assignment: Fuselage configuration.....	37
4.1.1	Internal arrangement.....	37
4.2	Assignment: 3D CAD modelling	40
5	Tail Design	42
5.1	Assignment: Tail configuration.....	42
5.2	Assignment: Horizontal Empennage sizing	42
5.2.1	Horizontal Tail.....	43
5.2.2	Aspect ratio	44
5.2.3	Taper ratio.....	44
5.2.4	Sweep angle	45
5.2.5	Dihedral angle.....	45
5.2.6	Cruise lift coefficient.....	45
5.3	Assignment: Vertical Empennage sizing	45
5.4	Assignment: 3D Empennages on CAD	46
6	Conceptual Design Synthesis	49
6.1	Assignment: Aerodynamic characteristics.....	49
6.2	Assignment: Engine selection.....	51
6.3	Assignment: Propulsive characteristics	51
6.4	Assignment: Engine 3D model	52
6.5	Assignment: Take-off requirements	53

6.5.1	Ground roll.....	53
6.5.2	Lif-off distance.....	54
6.5.3	Climb.....	54
6.5.4	Take-off Distance & Take-off Run	54
6.6	Assignment: Balanced Field Length	55
6.7	Assignment: 3D CAD model – Assembly.....	57
6.8	Assignment: 3D CAD model – 3 views	58
6.9	Assignment: Comments on the overall Weight & Balance.....	59
6.9.1	Center of Gravity.....	59
6.9.2	Stability.....	61
Bibliografia		63

1 Introduction to Conceptual Design and Initial Guess Estimation

1.1 Assignment: Design Problem

Il progetto di un aeromobile può essere suddiviso in 3 fasi principali, rispondenti ciascuno ad una richiesta specifica. Solo se ogni richiesta è soddisfatta, si può passare alla successiva:

1. Conceptual Design

“È possibile progettare e costruire un aereo sostenibile che soddisfi l'intera set di requisiti?”

2. Preliminary Design

“Una volta elaborata una proposta di sviluppo su larga scala, essa risulta sostenibile?”

3. Detailed Design

“Tutti gli elementi sono pronti per essere fabbricati?”

Terminate le fasi di design si può passare al **manufacturing**, ovvero la produzione in serie del velivolo. Si può concludere quindi che la progettazione di un aereo risulta essere un processo iterativo e altamente multidisciplinare.

Durante la fase di progettazione concettuale, vengono prese in considerazione un'ampia serie di configurazioni sia convenzionali che nuove, al fine di suggerire concetti di aeromobili che devono essere tecnicamente fattibili e commercialmente sostenibili. Un aspetto chiave del *Conceptual Design* è la fluidità del processo: esso è sempre soggetto a modifiche, sia per incorporare nuove cose apprese sul design sia per valutare potenziali miglioramenti.

Alla fine della fase di *Conceptual Design*, ci si aspetta una conoscenza della fattibilità per un certo numero di concetti, supportati da una prima stima in termini di dimensioni e prestazioni. Queste prime stime sono importanti per sostenere il processo di selezione, effettuato attraverso studi di trade-off, avente come obiettivo finale l'identificazione della configurazione più adatta. Questo elaborato verterà solo sulla prima fase di *Conceptual Design*, ovvero la progettazione preliminare di un aereo subsonico da trasporto commerciale che entrerà in servizio nel 2030 e che andrà a sostituire l'Airbus A350, un aereo bimotore di linea ad ala bassa, utilizzato per tratte a lungo raggio e caratterizzato da una configurazione a fusoliera larga.

Trattandosi dell'avamprogetto di un nuovo tipo di aeromobile, l'analisi statistica e altri metodi basati sulle informazioni relative ad aerei già esistenti possono essere usati solo per ricavare una prima stima dei dati. Nuove metodologie e strumenti devono pertanto essere sviluppati per supportare la progettazione di questo nuovo prototipo, portando a fasi di progettazione concettuale più lunghe, nelle quali i rischi tecnici, tecnologici e commerciali vanno tenuti in debito conto.

1.2 Assignment: Requirements list

Il Conceptual Design inizia stilando una lista dei **requisiti di progetto**. Infatti la progettazione di un nuovo velivolo o la riprogettazione di uno già esistente deriva dalle richieste di mercato degli stakeholders. Questo insieme di requisiti di solito consiste in un elenco delle prestazioni dell'aereo (per esempio velocità massima, autonomia chilometrica, ecc.) e delle sue caratteristiche (per esempio, massa del carico utile, lunghezza della fusoliera, apertura alare, ecc.). Questa lista preliminare è completata da una serie di requisiti e vincoli derivanti dall'analisi dell'ambiente operativo previsto e del quadro normativo e di certificazione applicabile. In questo report, si farà riferimento ai requisiti delle normative EASA CS-25 [4]. I requisiti qui sotto elencati sono stati ricavati tramite un'analisi degli stakeholders e dei competitors, considerando i possibili miglioramenti apportabili alle prestazioni di prodotti già in circolazione:

Design e Performance		Operatività	
Cockpit crew	2	Cruise altitude	$10 \text{ km} \leq z \leq 13 \text{ km}$
Cabin crew	10	Service ceiling	12.5 km (FL 410)
Fuselage length	$\leq 75 \text{ m}$	Rate of climb	3000 ft/min
Wing area	$\leq 500 \text{ m}^2$	Take-off distance	$\leq 2600 \text{ m}$
Overall height	$\leq 18 \text{ m}$	Landing distance	$\leq 2000 \text{ m}$
Pax max seating	≤ 500	Turn around time	$\leq 1 \text{ h}$
Typical seating	≥ 380	Normativa	
Operating empty weight	$\leq 155 \text{ t}$		
Max take-off weight	$\leq 315 \text{ t}$		
Max payload	$\geq 60 \text{ t}$		
Cruise mach	0.85		
Max operating mach	0.9		
Range	$\geq 10000 \text{ km}$		
Engines	2		
		Exits	10
		Departure noise level	$< 90 \text{ dB}$
		Arrival noise level	$< 95 \text{ dB}$
		Positive limiting load factor	2.5
		Negative limiting load factor	-1

Tabella 1.1 Requisiti di progetto

Considerando la finalità dell'avamprogetto, i requisiti sono stati scelti con l'intenzione di mantenere in linea di massima configurazione e prestazioni operative dell'A350-900, migliorandone ove possibile le performance, cercando però di aumentare la capienza senza eccedere in dimensioni e peso, con un occhio di riguardo verso i costi operativi e l'impatto ambientale.

1.3 Assignment: Reference aircrafts

Una volta elencati i requisiti, il passo successivo consiste nell'identificare un buon numero di velivoli di riferimento appartenenti alla stessa categoria dell'aeromobile da progettare, al fine di raccogliere dati da utilizzare come popolazione statistica significativa, utile per definire

qualitativamente caratteristiche e prestazioni dell'aereo. Sono stati dunque selezionati per questa lista velivoli tuttora in servizio appartenenti alla categoria dei *Wide-Body Jet Airliner*:

Modello	Overall Length [m]	Wing Span [m]	EW [t]	MTOW [t]	Max Payload [t]	Max pax	Range [km]
A380	72.7	79.8	277	575	84	853	15000
A350-1000	73.8	64.8	155	316	68	440	16100
A350-900	66.8	64.8	142.4	280	53.3	440	15000
A340-600	75.36	63.45	174	380	66	475	14450
A340-500	67.93	63.45	168	380	54	375	16670
A330neo-900	63.7	64	137	251	46	440	13300
A330neo-800	58.8	64	132	251	44	406	15090
B787-10	68.3	60	135.5	254	57.28	440	11750
B787-9	63	60	128.85	254	52.59	420	13950
B787-8	56.7	60	119.95	228	43.32	381	13530
B777X-9	76.72	71.75	180	351.53	73.5	426	13500
B747-8	76.3	68.4	220.13	447.7	76.7	605	15000
MD-11 *	58.65	51.97	128.81	273.29	52.63	410	12455
IL-96-300	55.35	60.12	120.4	250	40	—	11500

* in servizio solo nella versione cargo MD-11F

Tabella 1.2 Velivoli di riferimento

1.4 Assignment: Critical analysis of statistical trends

Nota la popolazione statistica, si procede a studiare il rapporto tra due parametri molto importanti, la **massa massima al decollo** m_{TO} (MTOM) e la **massa a vuoto** m_e (Empty Mass) del velivolo, legati tra di loro dalla seguente relazione:

$$\frac{m_e}{m_{TO}} = A m_{TO}^C \quad (1.1)$$

La **frazione di massa a vuoto** m_e/m_{TO} (Empty Mass fraction) può essere stimata statisticamente dalle tendenze storiche come mostrato in letteratura [1, p. 30] ottenendo, per i velivoli appartenenti alla categoria dei *Jet transport*, i seguenti valori dei coefficienti:

$$A = 1.02 \text{ e } C = -0.06$$

mentre la legge interpolante è una legge di potenza nella forma:

$$y = 1.02 x^{-0.06}$$

È possibile, tuttavia, migliorare questi numeri statistici. Essi possono essere usati per una stima iniziale della frazione m_e/m_{TO} , ma è sempre meglio sviluppare la propria linea di tendenza. Mediante un'operazione di interpolazione dei valori di m_e e m_{TO} degli aeromobili di riferimento elencati nel paragrafo precedente (Tabella 1.2), si ottengono nuovi parametri corretti, più in linea con la popolazione statistica e in grado di fornire stime più attuali, pari a:

$$A = 2.477 \text{ e } C = -0.1269$$

che inseriti nell'espressione della legge di potenza forniscono il seguente risultato:

$$y = 2.447 x^{-0.1269}$$

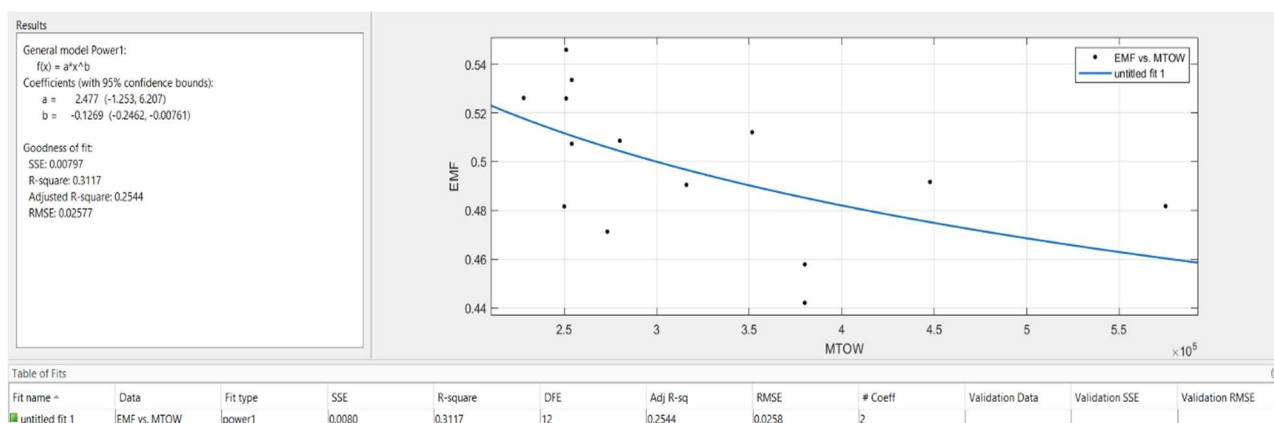


Figura 1.1 Interpolazione con Curve Fitting Toolbox

Nella seguente figura viene riportato l'andamento statistico aggiornato con i velivoli competitors e la curva di regressione in scala logaritmica:

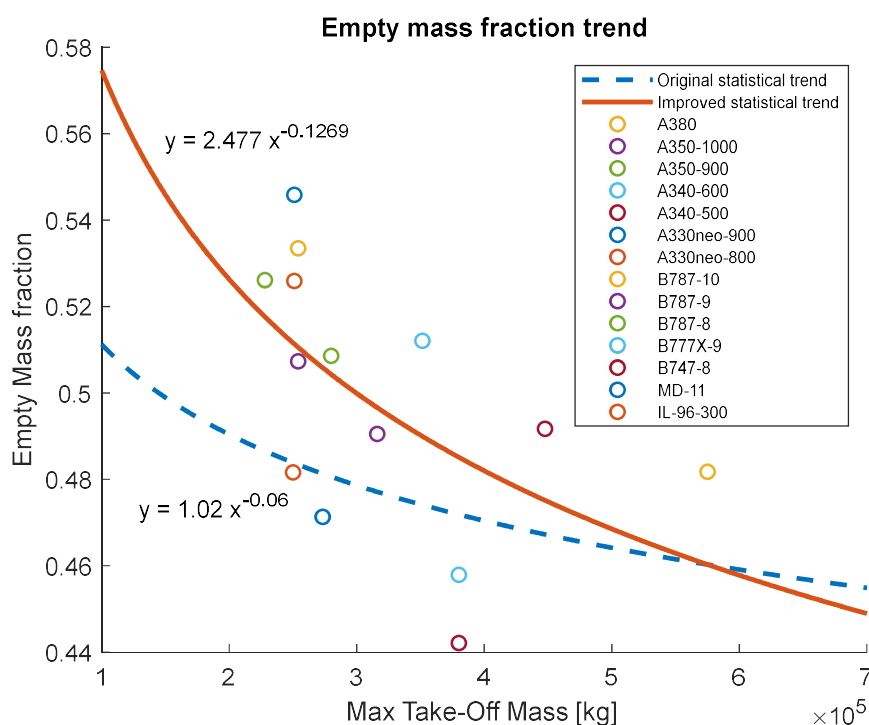


Figura 1.2 Trend della frazione di massa a vuoto m_e/m_{TO}

1.5 Assignment: Guess data estimation for the reference case study

Applicando le tendenze statistiche aggiornate, si procede ad eseguire una prima stima dei dati per il caso di studio considerato. In particolare, si andrà a calcolare il valore di **massa massima al decollo** m_{TO} di progetto del velivolo.

La MTOM di design può essere suddivisa in **massa dell'equipaggio** m_{crew} , **massa di carico utile** $m_{payload}$, **massa del carburante** m_{fuel} e **massa a vuoto** m_e dell'aeromobile.

Tali contributi possono essere riassunti in un'unica equazione riportata in [1, p. 29]:

$$m_{TO} = \frac{m_{crew} + m_{payload}}{1 - \frac{m_{fuel}}{m_{TO}} - \frac{m_e}{m_{TO}}} \quad (1.2)$$

dove la massa del carico utile e dell'equipaggio sono note perché presenti nei requisiti di progetto, mentre la massa del carburante e la massa a vuoto sono espresse come frazione della massa massima al decollo. Pertanto m_{TO} è determinabile se m_{fuel}/m_{TO} e m_e/m_{TO} possono essere stimate. Di conseguenza, si rende necessario un processo iterativo per il dimensionamento dell'aereo. Di seguito sono riportate le stime di tutti i contributi della MTOM.

1.5.1 Payload mass

Si tratta di un requisito di progetto (Tabella 1.1), e per il caso in esame si assume pari a:

$$m_{payload} = 63 \text{ ton}$$

1.5.2 Crew mass

Anche questo parametro è noto dai requisiti di progetto. Considerando un peso medio di 82 kg per ogni componente dell'equipaggio, composto da 2 piloti e 10 membri del personale di cabina (1 per ogni uscita di emergenza, in accordo con le normative EASA CS-25 [4]), si ottiene una massa totale dell'equipaggio pari a:

$$m_{crew} = 984 \text{ kg}$$

1.5.3 Empty mass fraction

Il peso a vuoto include la struttura, i motori, il carrello di atterraggio, l'attrezzatura fissa, l'avionica e qualsiasi altra cosa non considerata parte dell'equipaggio, del carico utile o del carburante. Dall'Eq. (1.1) si nota che il rapporto m_e/m_{TO} dipende solo dalla massa massima al decollo, avendo già calcolato i coefficienti aggiornati A e C .

1.5.4 Fuel mass ratios

Va anche stimato il carburante disponibile per eseguire la missione, ma i semplici metodi statistici non funzionerebbero. In prima approssimazione, il combustibile utilizzato può essere considerato proporzionale alla massa massima al decollo, in modo che la **frazione di carburante** m_{fuel}/m_{TO} sia approssimativamente indipendente dal peso dell'aereo. Il *Fuel fraction*

può essere così stimato in base alla missione da svolgere, una volta noti il consumo di carburante e l'efficienza aerodinamica:

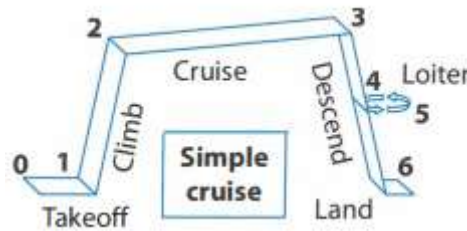


Figura 1.3 Tipico profilo di missione

Un profilo di missione, attraverso una certa serie di segmenti, rappresenta tutte le fasi di volo che devono essere considerate ai fini del calcolo del combustibile. Per un turbogetto da trasporto, il profilo di missione tipico è quello riportato in Figura 1.3. Da letteratura [1, p. 34] possiamo ricavare i valori tipici dei rapporti di peso in fase di decollo, salita, discesa e atterraggio. Durante ciascuna fase di volo, l'aereo perde peso bruciando carburante, e il peso dell'aereo alla fine di un segmento di missione diviso per il suo peso all'inizio di quel segmento è chiamato **frazione di peso del segmento di missione**. Questa sarà la base per stimare la frazione di carburante necessaria per il dimensionamento iniziale.

Per ogni segmento di missione i , la frazione di peso può essere espressa come m_i/m_{i-1} . Queste frazioni di peso, una volta stimate per tutte le tratte della missione, possono essere moltiplicate tra di loro per trovare il rapporto tra la massa dell'aereo alla fine dell'intera missione m_n (assumendo n segmenti in tutto), e la massa massima al decollo pari m_{TO} . Questo rapporto m_n/m_{TO} può quindi essere utilizzato per calcolare la frazione totale di carburante necessaria:

Segmento di missione	m_i/m_{i-1}
1. Decollo	0.97
2. Salita	0.985
4. Discesa	0.99
5. Atterraggio	0.995

Tabella 1.3 Frazioni di massa dei segmenti di missione

La frazione di peso del segmento di crociera può essere calcolata usando l'equazione di Breguet:

$$3. \quad \frac{m_3}{m_2} = e^{\frac{-R sfc}{V(L/D)}} \quad (1.3)$$

dove

R = range

sfc = consumo specifico di carburante (*specific fuel consumption*)

V = velocità di crociera

L/D = efficienza aerodinamica (*lift-to-drag ratio*)

Nel caso in esame si hanno i seguenti valori:

$$R = 11000 \text{ km} = 11000000 \text{ m}$$

$$sfc = 0.478 \frac{lb}{lb \cdot h}$$

Dai requisiti di progetto (Tabella 1.1) sono noti Mach $M = 0.85$ e quota di volo $z = 10000 \text{ m}$, da cui è possibile ricavare la temperatura alla quota di crociera, $T = 223 \text{ K}$, e la velocità V :

$$V = M \sqrt{\gamma R^* T} = 254.43 \text{ m/s} = 915965 \text{ m/h} \quad (1.4)$$

L'efficienza aerodinamica L/D può essere valutata con la seguente formula:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = K_{LD} \sqrt{A_{wetted}} = K_{LD} \sqrt{\frac{AR}{(S_{wet}/S_{ref})}} \quad (1.5)$$

dove $K_{LD} = 15.5$ per i jet civili, l'*aspect ratio* $AR = 9$ in linea con i valori suggeriti in letteratura [2, p. 202] per gli aerei da trasporto in alto-subsonico, e il *wetted area ratio* $S_{wet}/S_{ref} = 6$ considerando la categoria di un velivolo simil A350 (Figura 1.4). Ne deriva che:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} \cong 20$$

$$\frac{m_3}{m_2} = 0.7505$$

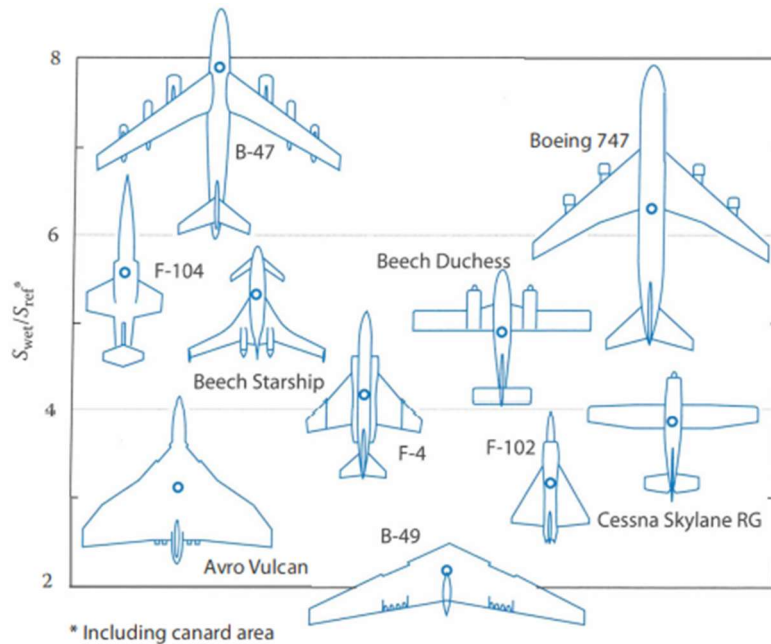


Figura 1.4 Wetted area ratios S_{wet}/S_{ref}

Arrivati a questo punto, moltiplicando insieme le frazioni di peso dei segmenti di missione, può essere calcolata la frazione di peso totale:

$$\frac{m_5}{m_{TO}} = \frac{m_1}{m_{TO}} \frac{m_2}{m_1} \frac{m_3}{m_2} \frac{m_4}{m_3} \frac{m_5}{m_4} = 0.7063$$

La frazione di carburante della missione deve quindi essere uguale a $(1 - m_n/m_{TO})$. Se si assume un 6% di margine per il *reserve fuel* e il *trapped fuel*, la frazione totale di combustibile può essere stimata come segue:

$$\frac{m_{fuel}}{m_{TO}} = 1.06 \left(1 - \frac{m_5}{m_{TO}} \right) = 0.3113 \quad (1.6)$$

1.5.5 First guess estimation of the Maximum Take-Off Mass

Con la frazione di carburante e la frazione di peso a vuoto trovate rispettivamente con le Eq. (1.1) e (1.6), la massa massima al decollo può essere trovata iterativamente dall'Eq. (1.2). Questo viene fatto partendo da un valore di tentativo di m_{TO} , calcolando la frazione statistica di massa a vuoto m_e/m_{TO} , e successivamente calcolando il peso massimo al decollo. Se il risultato non corrisponde al valore di m_{TO} di tentativo, il valore calcolato viene usato come ipotesi successiva.

Di seguito sono riportate tutte le iterazioni necessarie alla convergenza verso la MTOM di progetto, estrapolate dal file MATLAB® (righe 34-76):

Iterazioni	m_{TO} guess [t]	m_{TO} estimated [t]
0	280000	346199
1	346199	322750
2	322570	330072
3	330072	327687
4	327687	328453
5	328453	328206
6	328206	328286
7	328286	328260
8	328260	328268
9	328268	328266
10	328266	328266

Tabella 1.4 Dimensionamento preliminare del velivolo

Il procedimento fornisce un valore di massa massima al decollo pari a:

$$m_{TO_{design}} = 328.266 \text{ t}$$

Tale risultato, tuttavia, eccede il requisito di progetto definito in Tabella 1.1 e pari a 315 t, motivo per il quale saranno necessarie analisi più approfondite dei parametri che influenzano la massa massima al decollo, al fine di soddisfare i requisiti prefissati.

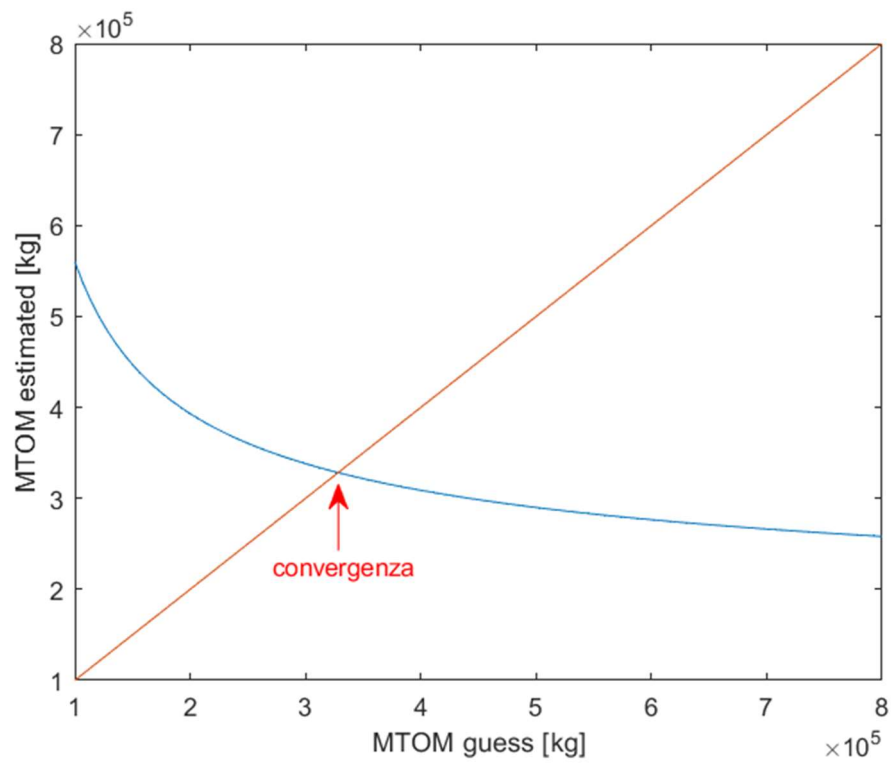


Figura 1.5 Analisi di convergenza con $m_{payload} = 63\ t$ e $R = 11000\ km$

2 Payload, Range and Matching Chart

2.1 Assignment: Payload & Range Trade

In questo paragrafo si andrà a definire un intervallo di variazione plausibile per il **payload** e il **range**, analizzandone l'impatto su m_{TO} . Quindi si eseguirà un trade-off e si identificherà un punto di progettazione adatto che garantisca al prototipo di aereo in esame di essere competitivo con l'A350 e i concorrenti.

Le variazioni della massa del payload e del range massimo sono le più influenti sulla massa massima al decollo. Le *sensitive analyses* sono utilizzate per comprendere l'impatto della variazione di uno di questi parametri su m_{TO} . I *trade studies* sono poi utilizzati per vedere l'effetto della variazione combinata di un insieme di parametri sulla MTOM, permettendo così di selezionare il miglior set di parametri, ovvero quello che massimizza le prestazioni mentre minimizza il m_{TO} .

2.1.1 Range Trade

Si riprende l'Eq. (1.2) e si svolgono i medesimi calcoli della Sezione 1.5, facendo variare il range in un certo intervallo e fissando un valore di $m_{payload} = 65\ t$:

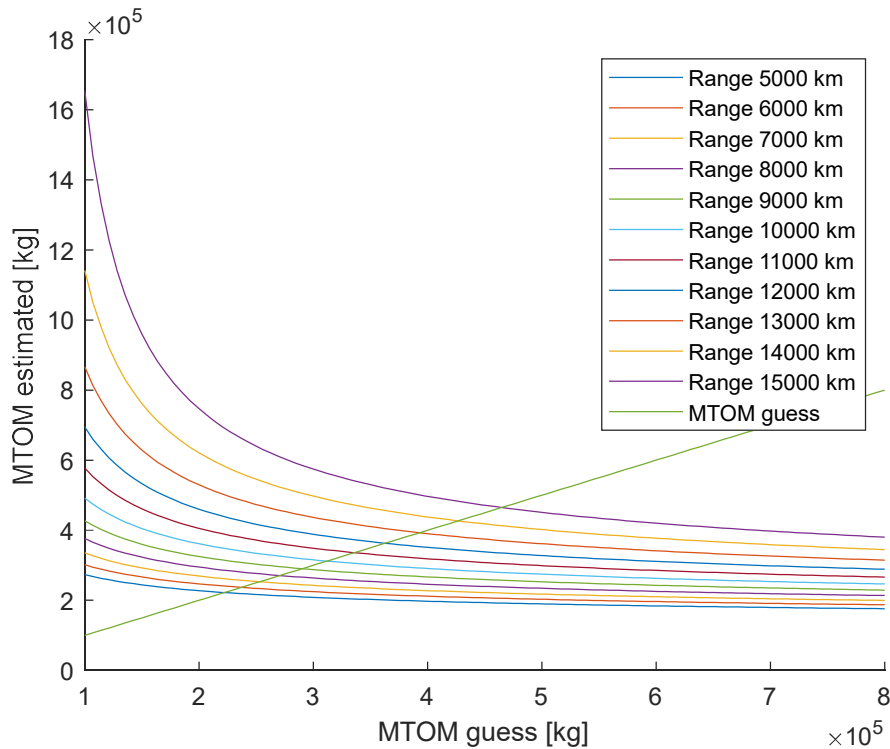


Figura 2.1 Impatto del range sul peso al decollo con $m_{payload} = 65\ t$

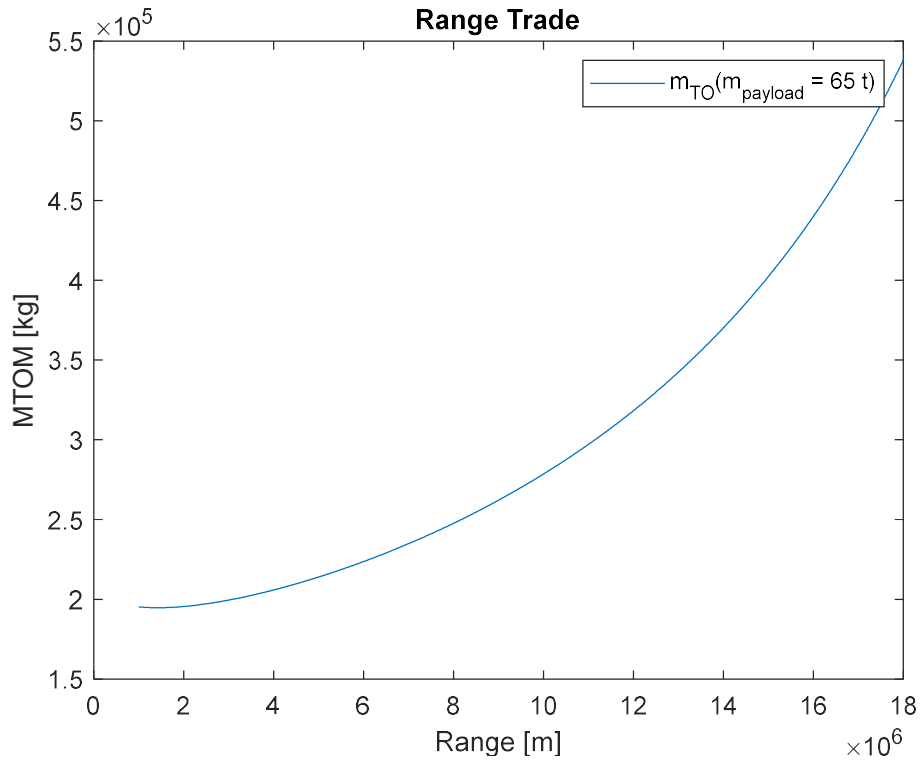


Figura 2.2 Range trade con $m_{\text{payload}} = 65 \text{ t}$

2.1.2 Payload Trade

Diversamente dal caso precedente, si procedere ora a variare il payload in un certo intervallo, mantenendo il range fisso e pari a $R = 10000 \text{ km}$:

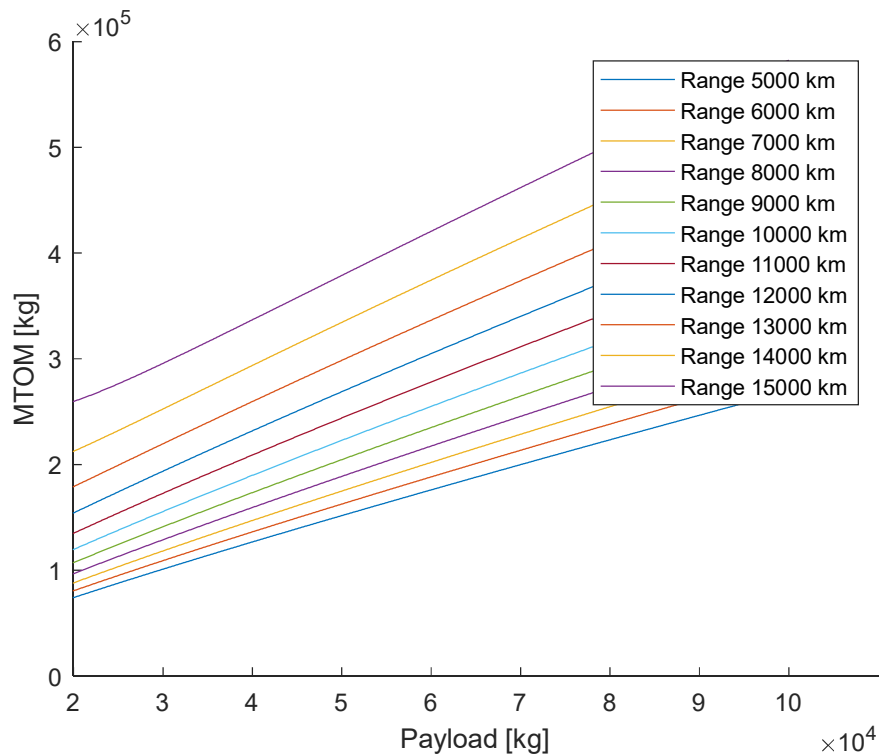


Figura 2.3 Impatto del payload sul peso al decollo

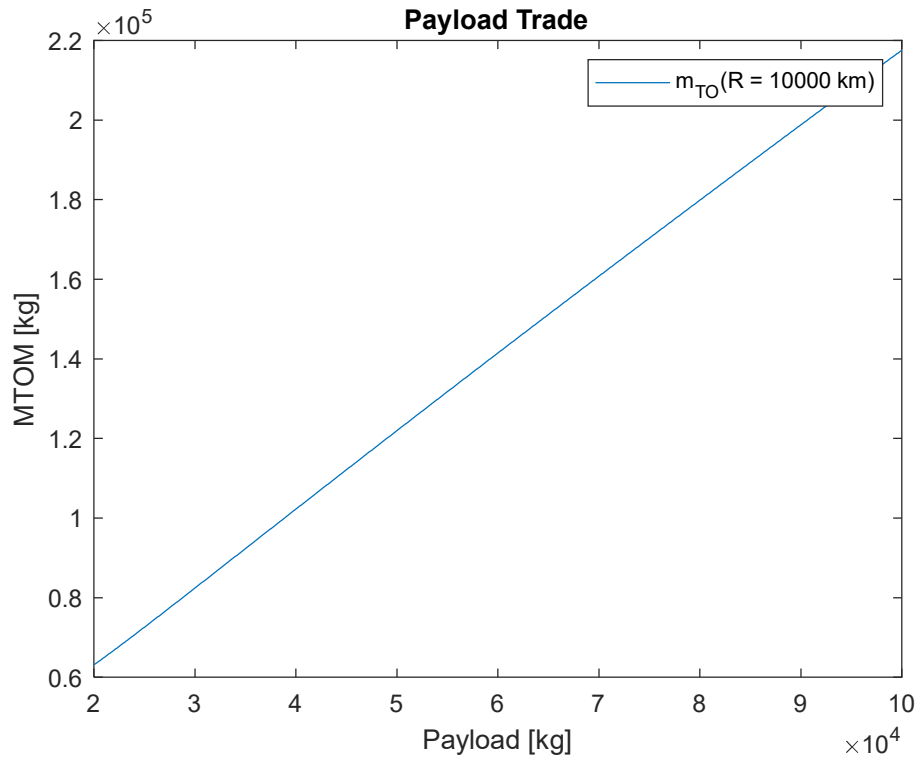


Figura 2.4 Payload trade con $R = 10000 \text{ km}$

A seguito di queste analisi si è proceduto ad effettuare nuovamente la stima di convergenza al MTOM di design con valori opportunamente scelti per rientrare nei requisiti di progetto:

$$m_{payload_{max}} = 65 \text{ t}$$

$$R_{m_{payload_{max}}} = 10000 \text{ km}$$

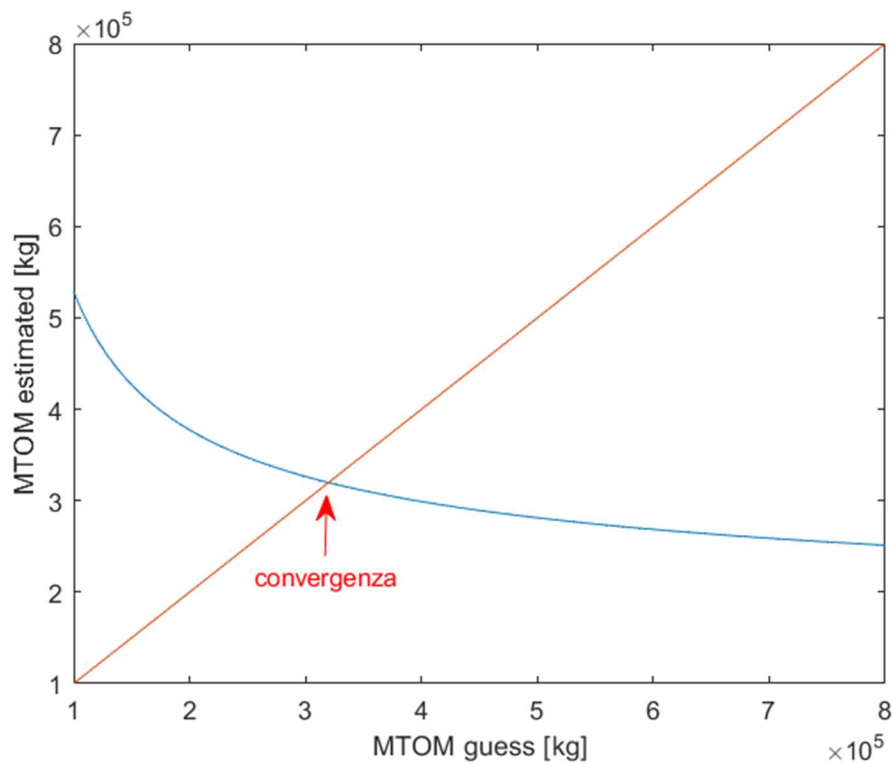


Figura 2.5 Analisi di convergenza con $m_{payload} = 65 \text{ t}$ e $R = 10000 \text{ km}$

La convergenza viene così raggiunta a:

$$m_{TO_{design}} = 311.949 \text{ t}$$

Tale risultato soddisfa il requisito di progetto relativo alla massa massima al decollo.

Confrontando i valori di MTOM, range e payload calcolati per l'aeromobile in esame con quelli di un A350-900, si evince una capacità massima di payload più elevata di oltre 11000 *kg*, così come un range a payload massimo superiore di 4000 *km*. Dal confronto con l'A350-1000 invece si può notare, a fronte di un $m_{payload_{max}}$ paragonabile, un guadagno in termini di $R_{m_{payload_{max}}}$ di circa 5000 *km* con 5000 *kg* di massa al decollo in meno.

2.2 Assignment: Payload-Range Diagram

In questa sezione si andrà a ricavare il diagramma *Payload-Range* rappresentativo del prototipo di aereo, e sulla base dei risultati ottenuti si procederà a sviluppare una nuova famiglia di aeromobili.

2.2.1 Payload-Range of the aircraft under study

Per il velivolo in esame è stato ottenuto il seguente grafico, in cui sono stati evidenziati alcuni punti caratteristici analizzati in dettaglio nei passi successivi:

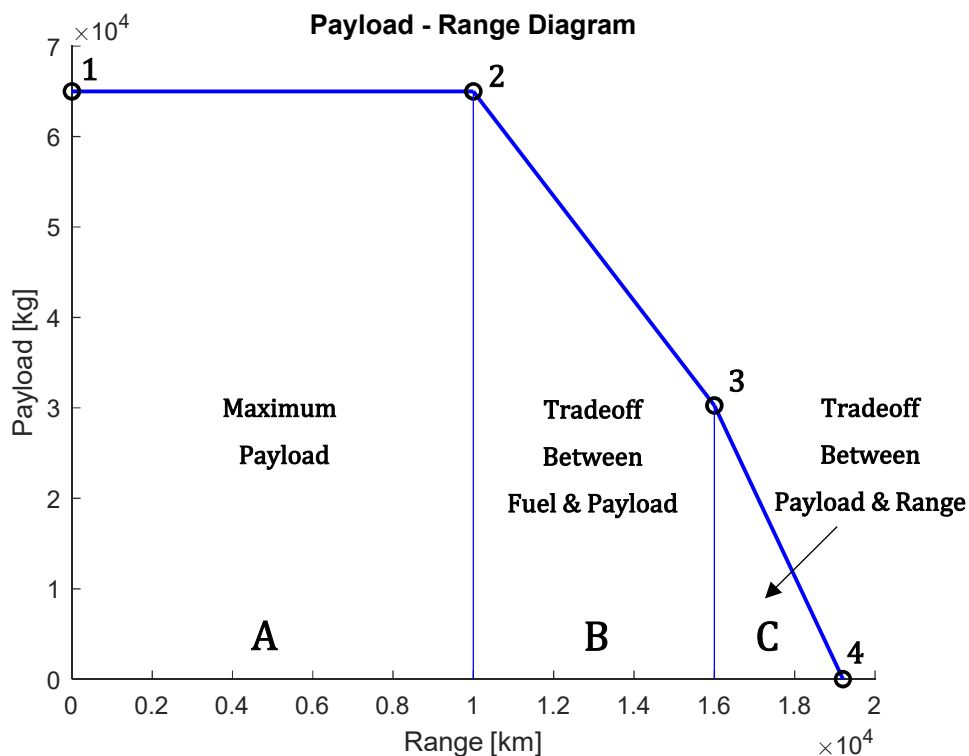


Figura 2.6 Diagramma Payload-Range

1) $R_1 = 0 \text{ km} ; m_{\text{payload}_1} = 65 \text{ t} ; m_{\text{fuel}_1} = 0 \text{ t}$

2) $R_2 = 10000 \text{ km} ; m_{\text{payload}_2} = 65 \text{ t} ; m_{\text{fuel}_2} = 90.928 \text{ t}$

A : Si può aggiungere tutto il carburante necessario per raggiungere qualsiasi range in quest'area, ma il payload non può superare il massimo certificato o massimo possibile per l'aereo. *Il MTOM aumenta.*

3) $R_3 = 16000 \text{ km} ; m_{\text{payload}_3} = 30.258 \text{ t} ; m_{\text{fuel}_3} = 125.67 \text{ t}$

B : C'è ancora spazio nei serbatoi per aggiungere altro carburante, ma il peso massimo al decollo dell'aereo è stato raggiunto. Per poter volare oltre, è necessario scaricare un po' di payload per consentire di imbarcare più carburante. *Il MTOM viene raggiunto e mantenuto costante.*

4) $R_4 = 19200 \text{ km} ; m_{\text{payload}_4} = 0 \text{ t} ; m_{\text{fuel}_4} = 125.67 \text{ t}$

C : I serbatoi di carburante dell'aereo sono pieni, quindi l'unico modo per volare oltre è ridurre il peso totale dell'aereo diminuendo ulteriormente il payload portandolo a valore nullo. In virtù del peso ridotto, l'aereo è quindi in grado di volare più lontano con la stessa quantità di carburante. *Il MTOM diminuisce.*

2.2.2 Payload-Range of an aircraft family

A partire dai procedimenti effettuati nella precedente sottosezione, è possibile disegnare diversi diagrammi Payload-Range al fine di esplorare la possibilità di creare un *family concept*. All'aereo precedentemente analizzato sono state aggiunte due varianti con caratteristiche di MTOM, payload e range differenti. I risultati ottenuti sono riassunti nella Tabella 2.1:

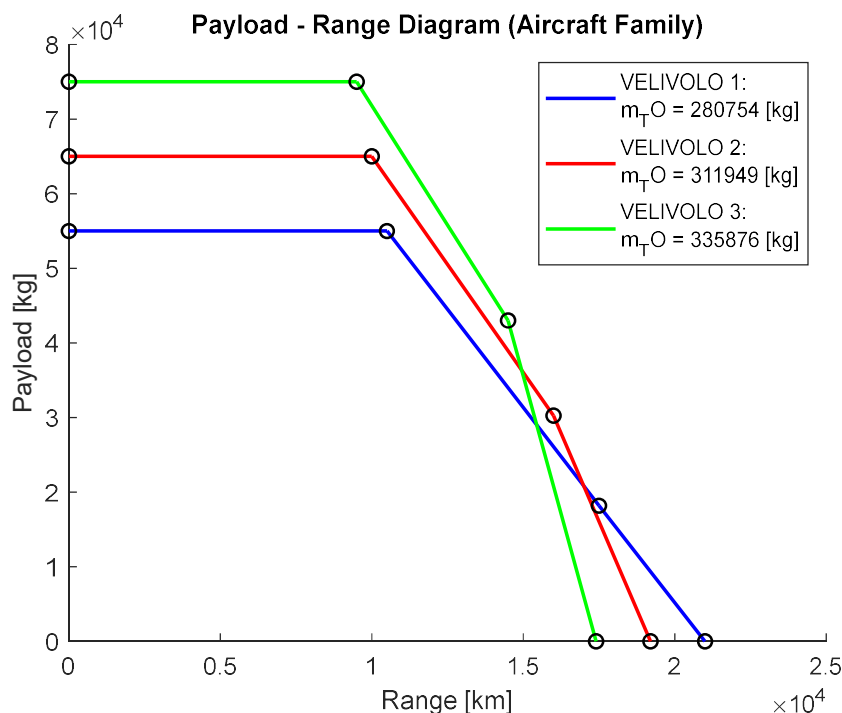


Figura 2.7 Diagramma Payload-Range per una famiglia di velivoli

	VELIVOLO 1			VELIVOLO 2			VELIVOLO 3		
	$m_{payload}$ [kg]	R [km]	m_{fuel} [kg]	$m_{payload}$ [kg]	R [km]	m_{fuel} [kg]	$m_{payload}$ [kg]	R [km]	m_{fuel} [kg]
1	55000	0	0	65000	0	0	75000	0	0
2	55000	10500	83370	65000	10000	90928	75000	9500	94513
3	18186	17500	120185	30258	16000	125670	43014	14500	126500
4	0	21000	120185	0	19200	125670	0	17400	126500

Tabella 2.1 Punti caratteristici del diagramma Payload-Range per la famiglia di velivoli

Dal diagramma di Figura 3.7 si evince come, con una m_{TO} minore e un minor payload, si possano raggiungere valori di range massimi più elevati, essendo possibile imbarcare un maggior quantitativo di carburante. Viceversa, con una MTOM e un payload massimo maggiori degli altri aerei, lo spazio destinato al combustibile risulta essere inferiore, con conseguente diminuzione del range massimo raggiungibile.

Questo esempio illustra come il concetto di famiglia di velivoli possa aiutare le compagnie aeree a meglio adattare un modello di aeromobile a parti specifiche della sua rete. La **flessibilità operativa** risulta particolarmente importante nella pianificazione della flotta, dal momento che i futuri requisiti di range e payload potranno essere adattati più facilmente selezionando varianti più piccole e/o più grandi di un tipo di aereo già in uso.

2.3 Assignment: City-pairs

Una volta definito con precisione il requisito di range massimo, lo step successivo è identificare un insieme di coppie di città che possono essere collegate con un volo non-stop, vale a dire senza scalo. Nella seguente tabella sono riportate alcune delle più importanti città a livello internazionale e le relative distanze, espresse in *km*, tra i principali aeroporti cittadini:

Città	Londra	N.Y.	Roma	Mosca	L.A.	Rio	Sydney	Pechino	Johannesburg
Londra	-	5555	1446	2517	8781	9228	17006	8175	9045
N.Y.	555	-	6884	7502	3983	7703	16239	11004	12825
Roma	1446	6884	-	2402	10226	9153	16242	8167	7701
Mosca	2517	7502	2402	-	9781	11520	14490	5811	9139
L.A.	8781	3983	10226	9781	-	10129	12282	10059	16713
Rio	9228	7703	9153	11520	10129	-	13440	17319	7164
Sydney	17016	16013	16342	14502	12051	13541	-	8934	11044
Pechino	8175	11004	8167	5811	10059	17319	8992	-	11698
Johannesburg	8993	12793	7648	9086	16689	7175	10847	11667	-

Tabella 2.2 Rotte aeree

Nella tabella sono riportate in nero le distanze che il velivolo può coprire con la configurazione a payload massimo $(m_{pay_{max}})_{max} = 65000 \text{ kg}$ e range $R(m_{pay})_{max} = 10000 \text{ km}$, in verde le rotte percorribili con la configurazione a range massimo $R_{max} = 16000 \text{ km}$ e payload $(m_{pay})_{R_{max}} = 30258 \text{ kg}$, ed infine in rosso le tratte non percorribili con voli non-stop.

2.4 Assignment: Matching Chart

Nel primo step della fase di progettazione preliminare dell'aeromobile viene determinato il parametro più influente del velivolo, cioè il MTOM. Il secondo passo cruciale è la stima preliminare della **superficie alare** S_{ref} e della **spinta del motore** T , parametri che possono essere ricavati rispettivamente dal **carico alare** W/S e dal **rapporto Spinta-Peso** T/W .

A differenza del procedimento seguito per la stima del MTOM, la metodologia adottata in questo caso non fa uso della valutazione statistica, bensì richiede un'indagine più dettagliata dei requisiti di performance dell'aeromobile e impiega teorie di meccanica del volo. In particolare, i requisiti di prestazione del velivolo che verranno utilizzati in questa fase sono:

- velocità di stallo V_S ;
- velocità massima V_{max} ;
- massimo rateo di salita ROC_{max} ;
- corsa di decollo S_{TO} ;
- quota di *ceiling* h_c ;
- caratteristiche di sterzata (raggio di sterzata r_t , velocità di sterzata ω_t).

Il procedimento da seguire per il dimensionamento della superficie alare e del motore può essere articolato in 4 fasi [1, pp. 115-142]:

- 1) Derivare equazioni per ogni requisito di performance, esprimendole come $f\left(\frac{T}{W}, \frac{W}{S}\right)$;
- 2) Riscrivere le equazioni nella forma $\frac{T}{W} = f\left(Req_i, \frac{W}{S}\right)$ e rappresentare graficamente le curve in un unico grafico (*Matching Chart*) con il carico alare come asse orizzontale e il rapporto spinta-peso come asse verticale;
- 3) Identificare la regione accettabile del diagramma;
- 4) Identificare il punto di progettazione ottimale all'interno della regione accettabile e valutare T ed S (W è noto).

2.4.1 Stall speed equation

Fatta eccezione per gli elicotteri e gli aerei VTOL (che possono volare con velocità di avanzamento nulla), tutti gli altri aerei ad ala fissa devono avere una velocità minima rispetto all'aria per rimanere in volo. Questo limite è rappresentato dalla **velocità di stallo** V_S . Per garantire

l'assetto longitudinale a qualsiasi velocità di volo ($L = W$), quando la velocità dell'aereo si riduce, avvicinandosi allo stallo, il coefficiente di portanza del velivolo deve essere aumentato, diventando più vicino al $C_{L_{max}}$. La velocità di stallo è introdotta nella seguente equazione in funzione di W/S :

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{2} \rho V_S^2 C_{L_{max}} \quad (2.1)$$

Le CS-25 per gli aerei da trasporto di grandi dimensioni non forniscono alcun valore di velocità massima di stallo come requisito. Una possibile soluzione potrebbe dunque essere quella di fissare tale requisito a partire dalla velocità di avvicinamento richiesta e correggendola con un fattore di sicurezza che tenga conto del *wind shear*. Utilizzando un valore convenzionale di 1.3, si ottiene la seguente espressione della velocità di stallo:

$$V_S = \frac{V_{approach}}{1.3} \quad (2.2)$$

Per la velocità di approccio finale alla terra, si è scelto di utilizzare un valore medio ricavato dagli aerei presenti nella popolazione statistica aventi dimensioni e caratteristiche equiparabili al velivolo oggetto di studio. È stata quindi calcolata una $V_{approach} = 150 \text{ kt}$, da cui si ottiene:

$$V_S = 115.38 \text{ kt} = 59.36 \text{ m/s}$$

La densità dell'aria ρ è valutata al livello del mare:

$$\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$$

$C_{L_{max}}$ è il **coefficiente di portanza massimo** ed è molto difficile da stimare senza conoscere la geometria dell'ala. Pertanto è stato scelto un valore di prima stima considerando i valori tipici di $C_{L_{max}}$ per la categoria *Jet transport* riportati in letteratura [2, p. 121]:

$$C_{L_{max}} = 2.6$$

2.4.2 Maximum speed

Per gli aerei da trasporto commerciale, la **velocità massima** V_{max} rappresenta la massima velocità operativa del velivolo e può essere raggiunta solo in condizioni di crociera. A partire delle equazioni di equilibrio ottenute da meccanica del volo, si può ricavare un'equazione che lega il rapporto Spinta-Peso con il carico alare e in cui compare la velocità massima:

$$\frac{T}{W} = \frac{\rho_0 V_{max}^2 C_{D_0}}{2 \left(\frac{W}{S} \right)} + \frac{2K}{\rho \sigma V_{max}^2} \left(\frac{W}{S} \right) \quad (2.3)$$

La V_{max} può essere facilmente stimata conoscendo la velocità di crociera, assumendo che:

$$V_{max} = 1.25 V_{cr} \quad (2.4)$$

V_{cr} è stata calcolata in precedenza con l'Eq. (1.4) ed è pari a 254.43 m/s , per cui si avrà il seguente valore di V_{max} :

$$V_{max} = 318.04 \text{ m/s}$$

Il parametro σ è il rapporto tra la densità alla quota di crociera $z = 10000 \text{ m}$ e la densità al livello del mare:

$$\rho = 0.4125 \text{ kg/m}^3$$

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_{SL}} = 0.3368$$

Per il **coefficiente di resistenza a portanza nulla** C_{D_0} si è scelto un valore preso da letteratura [2, p. 127] considerando la categoria *Jet transport*:

$$C_{D_0} = 0.015$$

Il parametro K è definito come:

$$K = \frac{1}{\pi e AR} \quad (2.5)$$

dove e rappresenta il **fattore di efficienza di Oswald**, per il quale è stato scelto un valore in linea con quelli proposti in letteratura per velivoli simili:

$$e = 0.921$$

e AR è l'**aspect ratio** del velivolo ricavato nella Sottosezione 1.2.4 e pari a 9. Inserendo i valori nell'equazione di K si ottiene:

$$K = 0.0384$$

2.4.3 Take-off distance

Di solito, i requisiti di decollo sono espressi in termini di requisiti minimi di corsa a terra, dato che ogni aeroporto ha una pista limitata. Per definizione, la **corsa di decollo** S_{TO} è la distanza orizzontale lungo la traiettoria di decollo necessaria per superare un ostacolo posto a 35 ft. Come risulta dalla derivazione matematica, sia T/W che W/S contribuiscono alla distanza di *take-off*:

$$\frac{W}{S} = (TOP) \sigma C_{L_{TO}} \left(\frac{T}{W} \right) \quad (2.6)$$

TOP è il **take-off parameter** è può essere stimato da letteratura [1, p. 130], una volta nota la distanza di decollo. Tramite un'analisi statistica dei velivoli di riferimento elencati nel Capitolo 1, si è ricavato un valore di S_{TO} pari a:

$$S_{TO} = 2500 \text{ m} \cong 8200 \text{ ft}$$

sufficiente per operare sulla maggior parte degli aeroporti mondiali, anche di piccole dimensioni. Entrando da sinistra nel grafico di Figura 2.8 con un valore pari a 8.2 (10^3 ft), si ottiene un TOP approssimativamente pari a:

$$TOP \cong 375 \frac{\text{lb}}{\text{ft}^2} = 1830 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2}$$

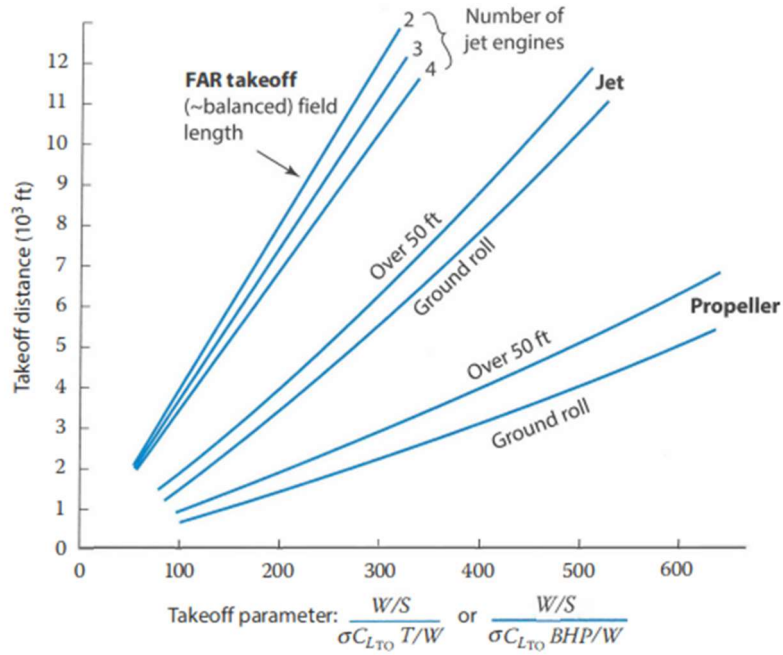


Figura 2.8 Stima della distanza di decollo

Il $C_{L_{TO}}$ è il coefficiente di portanza al decollo e può essere stimato a partire dal $C_{L_{max}}$ tramite la seguente espressione [2, p. 95]:

$$C_{L_{TO}} = \frac{C_{L_{max_{TO}}}}{1.21} \quad (2.7)$$

dove $C_{L_{max_{TO}}}$ è il coefficiente di portanza massimo richiesto per il decollo, e da letteratura [3, p. 91] è assunto pari a:

$$C_{L_{max_{TO}}} = 2.6$$

da cui:

$$C_{L_{TO}} = 2.15$$

Infine, ipotizzando di decollare al livello del mare, si è assunto un valore di σ corrispondente a:

$$\sigma = 1$$

2.4.4 Rate of climb

La **velocità di salita ROC** è un requisito fornito dalle normative europee CS-25 [4] ed è definita come:

$$ROC = \frac{P_{available} - P_{requested}}{W} \quad (2.8)$$

Da questa equazione si può ricavare la relazione che lega T/W e W/S :

$$\frac{T}{W} = \frac{ROC}{\sqrt{\frac{2 \left(\frac{W}{S}\right)}{\rho \sqrt{\frac{C_{D_0 TO}}{K}}}}} + \frac{1}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}} \quad (2.9)$$

Il valore del *Rate of Climb* massimo utilizzato è quello di un A350-900, corrispondente a:

$$ROC_{max} = 3000 \frac{ft}{min} \cong 15.24 \frac{m}{s}$$

Il C_{D_0} utilizzato precedentemente nell'Eq. (2.3) era riferito alla condizione di crociera, mentre nell'Eq. (2.9) fa riferimento alla fase di decollo dove, a causa dei dispositivi di ipersostentazione e del carrello, assume un valore più elevato. In particolare, i flap aumenteranno il C_{D_0} di circa 0.02 e i due carrelli di atterraggio completamente estesi lo aumenteranno di circa 0.06 (0.02×3), ottenendo così un valore di $C_{D_0 TO}$ pari a:

$$C_{D_0 TO} = 0.095$$

La densità utilizzata è quella al livello del mare:

$$\rho = 1.225 \frac{kg}{m^3}$$

L'efficienza massima è stata calcolata nella Sottosezione 2.2.4 ed equivale a:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = 20$$

Noti tutti i valori dell'Eq. (2.9) si può diagrammare T/W in funzione di W/S .

2.4.5 Ceiling altitude

La **quota di ceiling** h_c è definita come la massima altitudine che un aereo può raggiungere in condizioni di volo rettilineo orizzontale. È anche detta quota di tangenza teorica (*absolute ceiling*), ovvero l'altitudine alla quale la velocità di salita ROC ha valore nullo. Eliminando il primo termine dell'Eq. (2.9) ($ROC_{AC} = 0$) si ottiene l'espressione del carico di spinta:

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{\sigma_c \left(\frac{L}{D}\right)_{max}} \quad (2.10)$$

Dai requisiti di progetto (Tabella 1.1) si legge la quota di tangenza $z_c = 12500 \text{ m}$, e dalle tabelle dell'Atmosfera Standard si ottiene:

$$\rho_c = 0.287 \frac{kg}{m^3}$$

$$\sigma_c = 0.234$$

Sostituendo i dati nell'Eq. (2.10) si ottiene un valore di T/W costante.

2.4.6 Matching Chart

Una volta ottenute le 5 equazioni si può tracciare il **Matching Chart** del velivolo in esame, un diagramma con il carico alare W/S sulle ascisse e il rapporto Spinta-Peso T/W sulle ordinate:

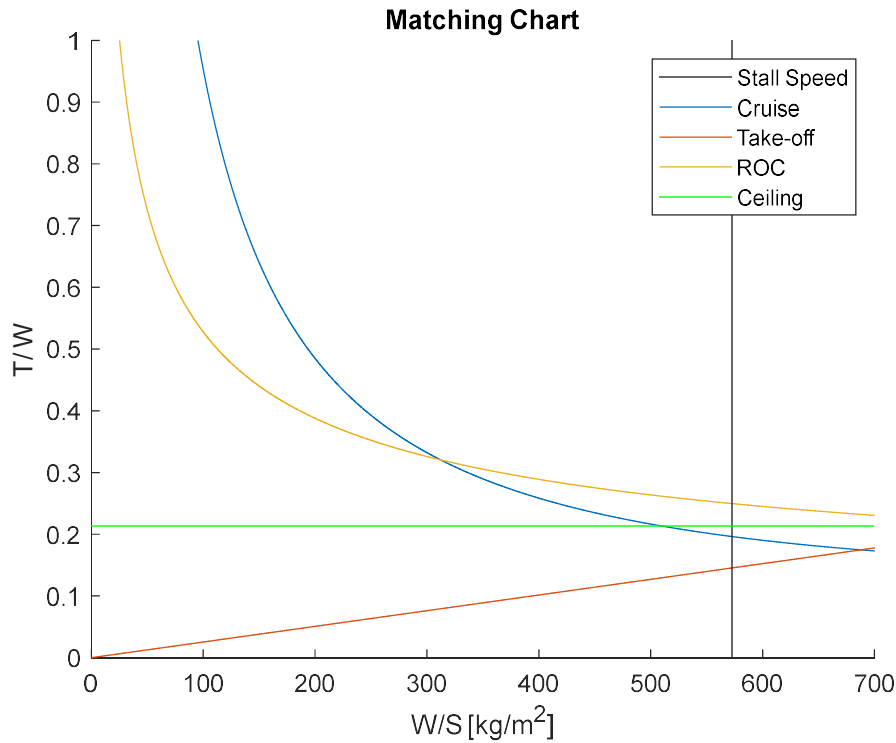


Figura 2.9 Matching Chart del velivolo

Una volta individuata la regione accettabile di progetto, si può scegliere il punto ottimale di design che minimizza il carico alare W/S e dunque la superficie alare S , oppure il rapporto Spinta-Peso T/W e quindi la spinta specifica T . Si è optato per quest'ultima opzione.

Il punto di design ottimale scelto corrisponde all'intersezione tra la curva di ROC e la retta di Stall Speed, ed è individuato dalla seguente coppia di coordinate:

$$\begin{cases} \left(\frac{W}{S}\right)_{des} = 570.771 \frac{kg}{m^2} \\ \left(\frac{T}{W}\right)_{des} = 0.250006 \end{cases}$$

Conoscendo il valore di W :

$$W = m_{TO} g = 3057 \text{ kN}$$

con $m_{TO} = 311.949 \text{ t}$, si possono ottenere i valori di **Superficie alare S** e **Spinta specifica T** :

$$\begin{cases} S = \frac{W}{\left(\frac{W}{S}\right)_{des}} = 546.30 \text{ m}^2 \\ T = \left(\frac{T}{W}\right)_{des} W = 764250 \text{ N} \end{cases}$$

Si noti che il valore di superficie alare ottenuto eccede il requisito di progetto definito in Tabella 1.1, tuttavia lo si ritiene accettabile poichè nel corso della fase di design sono considerate ammissibili delle modifiche ai requisiti. Questi valori saranno utilizzati nei successivi capitoli per il dimensionamento del velivolo.

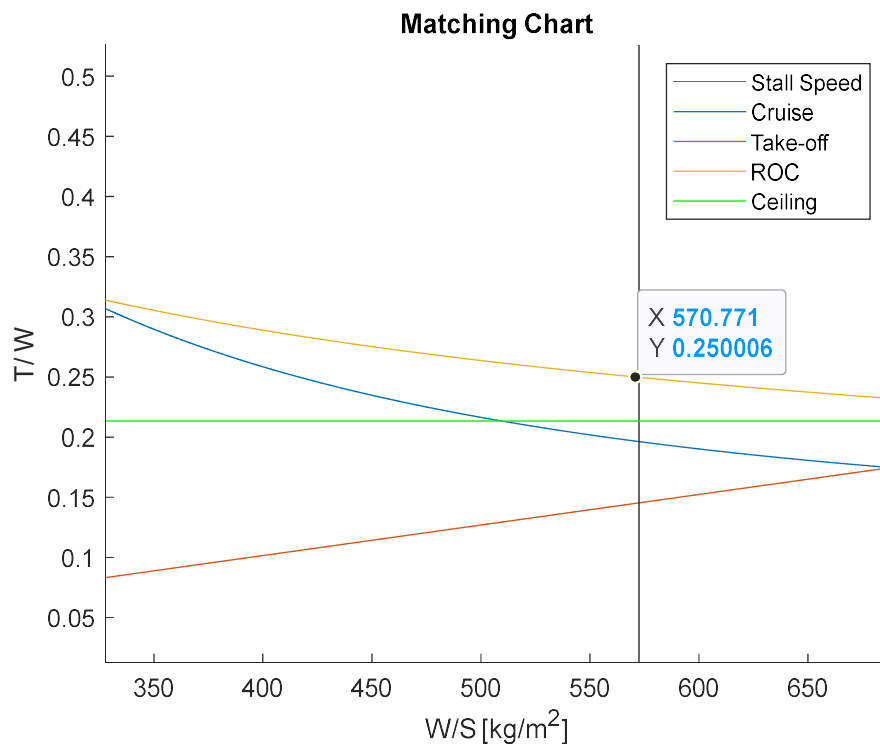


Figura 2.10 Focus sul punto di design

3 Wing Design

3.1 Assignment: Airfoil Profile

Sulla base dei parametri stimati nei capitoli precedenti, si procede alla definizione del **profilo alare**, che dovrà soddisfare i seguenti requisiti:

- 1) l'ala deve produrre una portanza sufficiente durante tutte le operazioni e missioni di volo;
- 2) l'ala deve generare una resistenza minima durante tutte le operazioni e missioni di volo;
- 3) l'ala deve generare un momento di beccheggio minimo durante tutte le operazioni e missioni di volo.

Considerata la categoria del velivolo in esame, si è optato per una configurazione **monoplano** ad **ala bassa**, che risulta essere la più utilizzata nel moderno trasporto commerciale grazie alle migliori prestazioni in fase di take-off, alla maggiore leggerezza complessiva della struttura e alla ridotta resistenza aerodinamica del velivolo.

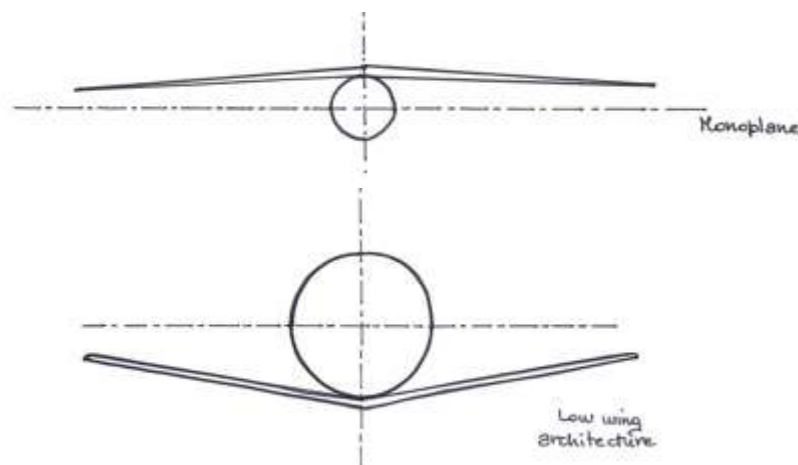


Figura 3.1 Architettura monoplano ad ala bassa

Prima di entrare nel dettaglio della definizione della geometria dell'ala, è importante definire il profilo. Sono possibili due diverse opzioni:

1. Progettare un nuovo profilo (ad hoc per un'applicazione specifica) partendo dalle caratteristiche aerodinamiche richieste direttamente dalle parti interessate o imposte dal profilo della missione.
2. Selezionare un profilo esistente sulla base delle caratteristiche aerodinamiche previste.

Quest'ultima opzione in particolare è raccomandata per le fasi di *Conceptual Design* e per gli aerei tradizionali, ed è pertanto scelta per questa analisi.

3.1.1 Leading edge

Per quanto riguarda il **bordo di attacco**, l'aereo dovrebbe essere in grado di operare con un angolo di attacco moderatamente alto. Il contributo dell'ala alla resistenza complessiva deve essere ridotto al minimo durante la velocità di crociera, e le capacità di sollevamento dell'aereo durante le operazioni di decollo e atterraggio devono essere massimizzate. Per questi motivi, si predilige un *leading edge* largo rispetto ad uno di tipo *sharp*.

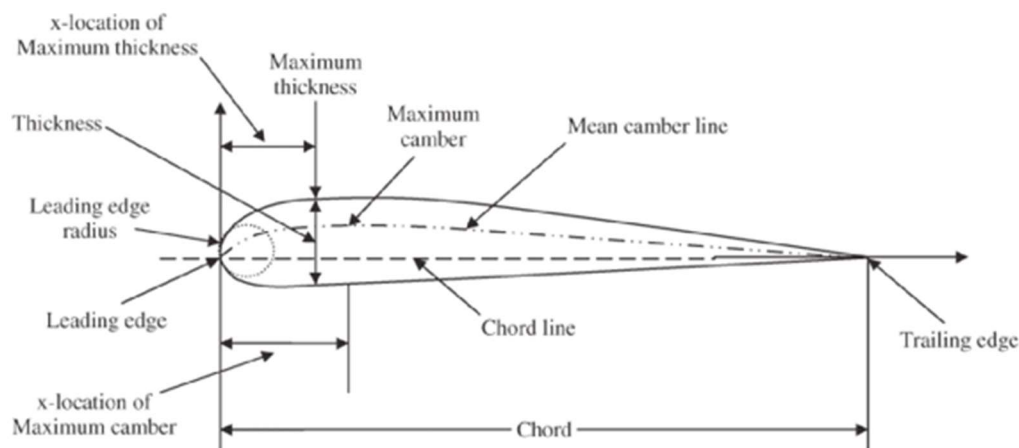


Figura 3.2 Caratteristiche generali di un profilo alare

3.1.2 Camber

La caratteristica di campanatura si riferisce alla **curvatura** del profilo. Dal punto di vista geometrico è possibile definire la linea di campanatura media come una linea equidistante dalle superfici superiore e inferiore, e anche la campanatura totale del profilo, cioè la distanza massima della linea di campanatura media dalla linea di corda, espressa come percentuale della corda. Rispetto ai profili di tipo *flat bottom*, quelli con curvatura permettono all'ala di generare portanza ad angolo d'attacco nullo e possono aumentare la portanza massima, motivi per i quali si è scelto un profilo di tipo *double cambered*. Tuttavia, la curvatura contribuisce anche ad aumentare la resistenza e i momenti di beccheggio.

3.1.3 Thickness

La distribuzione dello spessore del profilo può essere definita come la distanza dalla superficie superiore, misurata perpendicolarmente alla linea di campanatura media, ed è definita come una funzione della distanza dal bordo di attacco. Comunemente si usa il **rapporto spessore-corda** t/c . Questo parametro può influenzare sia le prestazioni aerodinamiche che quelle operative. Infatti, la possibilità di avere un maggiore volume interno dell'ala faciliterà l'integrazione di importanti sottosistemi come i serbatoi di carburante, il carrello, le apparecchiature avioniche e così via. Per il velivolo in esame la scelta è ricaduta su un profilo di tipo sottile, dalle buone caratteristiche aerodinamiche, con valori di $(t/c)_{max}$ compresi tra 0.09 e 0.12. Essi sono adatti per voli in alto subsonico che non richiedono un'elevata portanza, come nel caso del trasporto di passeggeri.

3.1.4 Airfoil

Come detto in precedenza, l'intenzione è quella di selezionare il miglior profilo alare da un database di profili già esistenti, seguendo il procedimento presentato in letteratura [2, p. 188]. Le caratteristiche principali del velivolo sono già state stimate nelle fasi di progettazione preliminare. In particolare, è importante conoscere i seguenti parametri:

- il peso medio dell'aereo W_{mean} in crociera:

$$W_{mean} = \frac{W_i + W_f}{2} \quad (3.1)$$

dove W_i e W_f sono rispettivamente il peso del velivolo all'inizio e al termine della fase di crociera, e possono essere calcolati a partire dalle frazioni di peso dei segmenti di missione ricavati nella Sottosezione 2.2.4:

$$m_i = \frac{m_2}{m_1} \frac{m_1}{m_{TO}} m_{TO}$$

da cui:

$$m_{mean} = 0.836 m_{TO} = 260.79 t$$

$$W_{mean} = m_{mean} g = 2555.74 kN$$

- la velocità di crociera $V_c = 254.43 m/s$;
- la superficie alare $S = 546.30 m^2$.

Il processo di selezione di un profilo per l'ala richiede alcuni calcoli, riportati di seguito:

- **Coefficiente di portanza ideale dell'aereo in fase di crociera C_{Lc} :**

$$C_{Lc} = \frac{2W_{mean}}{\rho V_c^2 S} = 0.35 \quad (3.2)$$

- **Coefficiente di portanza dell'ala in crociera C_{LcW} :**

$$C_{LcW} = \frac{C_{Lc}}{k_w} = 0.37 \quad (3.3)$$

dove $k_w = 0.95$ è il contributo percentuale dell'ala alla portanza totale del velivolo.

- **Coefficiente di portanza ideale del profilo alare C_{Li} :**

$$C_{Li} = \frac{C_{LcW}}{k_a} = 0.41 \quad (3.4)$$

dove $k_a = 0.9$ è il contributo percentuale del profilo alare alla portanza dell'ala.

- Coefficiente di portanza massimo dell'aereo $C_{L_{max}}$:

$$C_{L_{max}} = \frac{2W_{TO}}{\rho_0 V_S^2 S} = 2.6 \quad (3.5)$$

- coefficiente di portanza massimo dell'ala $C_{L_{maxW}}$:

$$C_{L_{maxW}} = \frac{C_{L_{max}}}{k_W} = 2.7 \quad (3.6)$$

- coefficiente di portanza massimo "lordo" del profilo alare $C_{l_{max-gross}}$:

$$C_{l_{max-gross}} = \frac{C_{L_{maxW}}}{k_a} = 3 \quad (3.7)$$

che sarebbe il coefficiente di portanza massimo del profilo con incluso l'effetto degli *High Lift Devices* (HLD), come ad esempio i flap.

L'ultimo parametro che resta da calcolare è il **coefficiente di portanza massimo "netto" del profilo alare** $C_{l_{max}}$:

$$C_{l_{max}} = C_{l_{max-gross}} - \Delta C_{l_{HLD}} \quad (3.8)$$

dove $\Delta C_{l_{HLD}}$ è il contributo degli HLD al coefficiente di portanza massimo dell'ala. Prima di determinare il contributo fornito dagli ipersostentatori, è necessario quindi stabilire quali tipologie di sistemi implementare. Per effettuare questa scelta, si è fatto riferimento alla seguente tabella presente in letteratura [2, p. 236]:

High-lift device	ΔC_L
Plain flap	0.7-0.9
Split flap	0.7-0.9
Fowler flap	1-1.3
Slotted flap	$1.3 C_f / C$
Double-slotted flap	$1.6 C_f / C$
Triple-slotted flap	$1.9 C_f / C$
Leading edge flap	0.2-0.3
Leading edge slat	0.3-0.4
Kruger flap	0.3-0.4

Tabella 3.1 Incremento del coefficiente di portanza con vari tipi di HLD (deflessione di 60°)

Dopo uno studio dei dispositivi adottati dai più moderni aerei a reazione da trasporto, si è optato per l'installazione di un *leading edge slat* per il bordo d'attacco ($\Delta C_{l_{HLD}} = 0.2$) e di un *fowler flap* per il bordo di fuga ($\Delta C_{l_{HLD}} = 1.2$).

Con queste scelte, il contributo complessivo degli HLD assume un valore pari a:

$$\Delta C_{l_{HLD}} = 1.4$$

da cui:

$$C_{l_{max}} = 1.6$$

che rientra nel range di valori del coefficiente di portanza massimo per i *Jet transport* [2, p. 91]. Arrivati a questo punto si può identificare il profilo migliore che fornisce il C_{L_i} e il $C_{l_{max}}$ desiderati, selezionandolo dal seguente grafico riportato in letteratura [2, p. 192]:

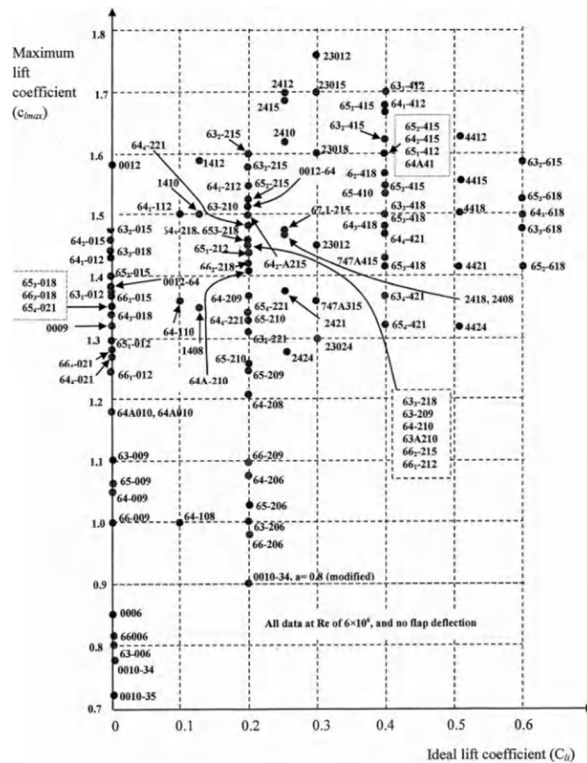


Figura 3.3 Coefficiente di portanza massimo rispetto al coefficiente di portanza ideale per diverse sezioni di profili alari NACA

Quattro sezioni dei profili alari NACA forniscono un coefficiente di portanza ideale di 0.4 e un coefficiente di portanza massima netta di 1.6:

$$65_2 - 415, \quad 64_2 - 415, \quad 65_1 - 412, \quad 64A41$$

tutti appartenenti alla serie dei profili laminari, ovvero che massimizzano la regione in cui il flusso d'aria rimane laminare. Così facendo, la resistenza su un piccolo range di coefficienti di portanza può essere sostanzialmente ridotta. La scelta è stata ristretta a due profili in particolare, il $64_2 - 415$ e il $65_2 - 415$, le cui caratteristiche aerodinamiche, fornite dal database [9], sono state messe a confronto nella tabella riportata di seguito:

NACA	$C_{d_{min}}$	C_{m_o}	$C_{l_{max}}$	$\left(\frac{C_l}{C_d}\right)_{max}$
64₂ – 415	0.00628	– 0.0792	1.4271	120.62
65₂ – 415	0.00608	– 0.0805	1.3956	120.62

Tabella 3.2 Confronto tra due profili d'aria candidati per l'ala

Confrontando i numeri della tabella, possiamo concludere quanto segue:

- il profilo NACA 65₂ – 415 produce la più alta velocità massima, poiché ha il più basso $C_{d_{min}}$;
- il profilo alare NACA 64₂ – 415 produce la più bassa velocità di stallo, poiché ha il più alto coefficiente di portanza massimo $C_{l_{max}}$;
- il profilo NACA sezione 65₂ – 415 fornisce il più basso sforzo di controllo longitudinale in volo, a causa del più basso C_{m_o} ;
- i profili forniscono la stessa autonomia, per via del medesimo $\left(\frac{C_l}{C_d}\right)_{max}$.

Se il basso costo è il requisito più importante, il NACA 65₂ – 415 con il $C_{d_{min}}$ più basso è il migliore. Tuttavia, se la sicurezza è il requisito principale, il miglior profilo è il NACA 64₂ – 415 a causa del suo alto $C_{l_{max}}$, unito alla bassa velocità di stallo e alla ridotta potenza di controllo longitudinale.

È doveroso sottolineare che i valori dei coefficienti aerodinamici riportati nella Tabella 3.2 si discostano da quelli effettivi in quanto sono calcolati per un numero di Reynolds pari a $Re = 10^6$, che risulta essere il massimo valore permesso da [9]. Nella realtà, il Re riferito alla condizione di volo in crociera equivale a:

$$Re = \frac{\rho V_c l}{\mu} = 7.213 \cdot 10^6 \quad (3.9)$$

dove l è la lunghezza caratteristica del sistema in esame, vale a dire la corda del profilo alare assunta pari a $c = 1 \text{ m}$, mentre la viscosità dinamica dell'aria alla quota di crociera è pari a $\mu = 1.455 \cdot 10^{-5} \text{ Pa} \cdot \text{s}$.

Il **NACA 64₂ – 415** risulta dunque essere il profilo più adatto per l'ala. Essendo quest'ultima progettata per un aereo con volo in regime alto subsonico, è opportuno selezionare il più basso spessore relativo $(t/c)_{max}$, il cui effetto si traduce in un aumento del numero di Mach critico M_{cr} e in una riduzione della resistenza d'onda D_w . Questo permette all'aereo di volare più vicino a $M = 1$ prima di incontrare l'aumento di resistenza. Tuttavia, non si può scendere troppo con il valore di spessore per questioni logistiche quali il posizionamento di attuatori e lo stoccaggio di carburante. È stato quindi scelto un valore di compromesso pari a $(t/c)_{max} = 0.12$.

3.2 Assignment: Lift, Drag and Pitching moment coefficients

La seguente figura illustra il profilo 2D NACA $64_2 - 415$ selezionato:

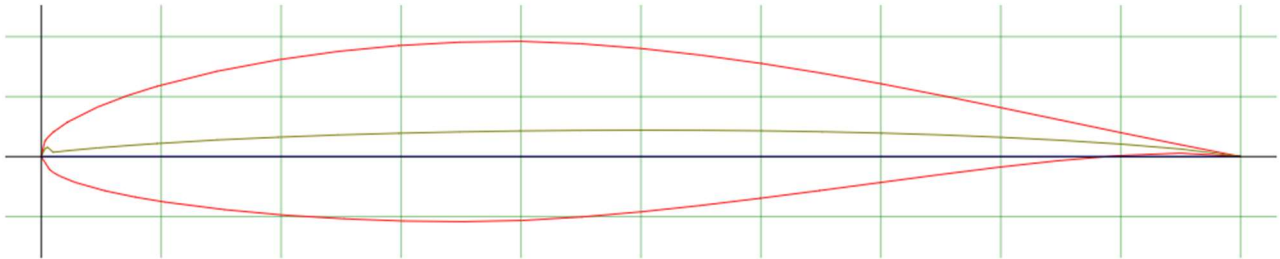


Figura 3.4 Profilo NACA $64_2 - 415$

Sono inoltre riportati i grafici relativi all'andamento dei coefficienti aerodinamici, calcolati da [9] per un $Re = 10^6$:

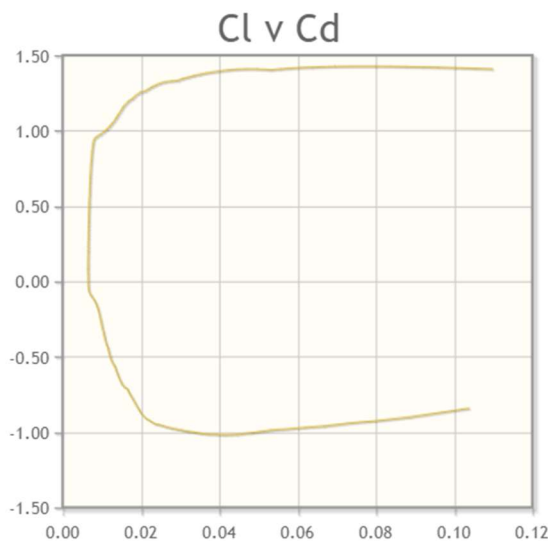


Figura 3.5 Curva $C_l - C_d$

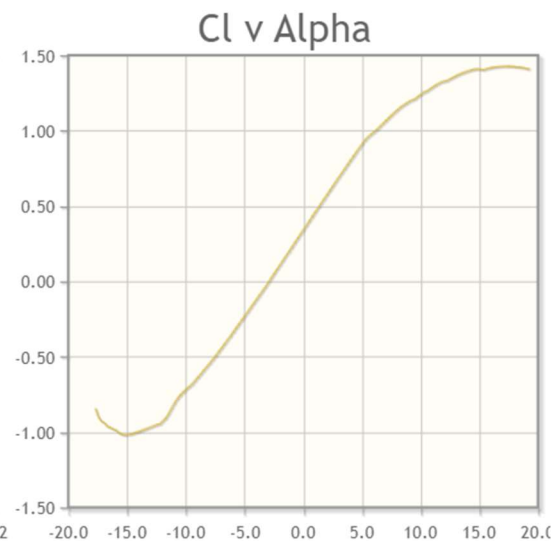


Figura 3.6 Curva $C_l - \alpha$

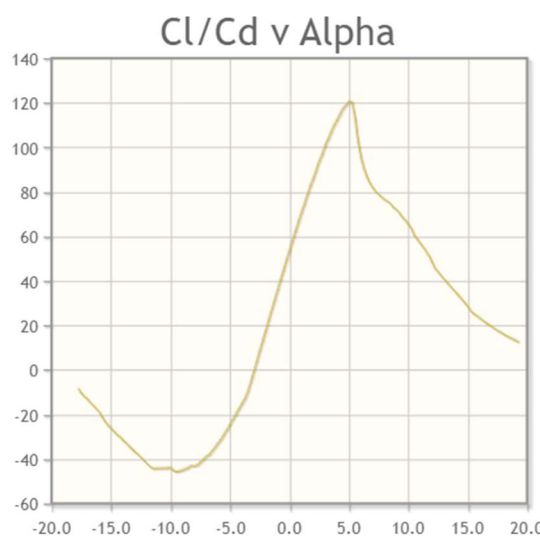


Figura 3.7 Curva $C_l/C_d - \alpha$

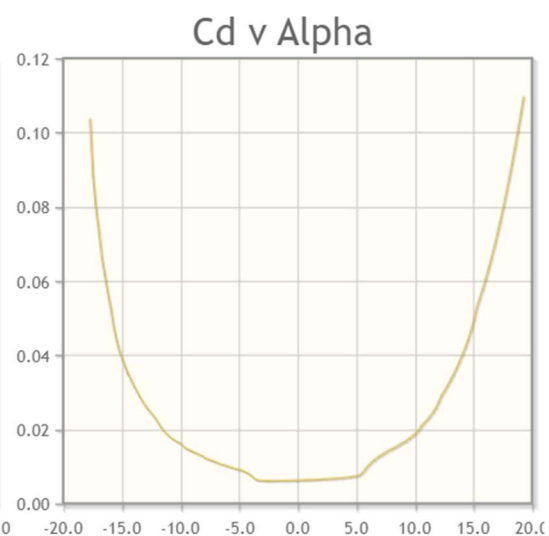
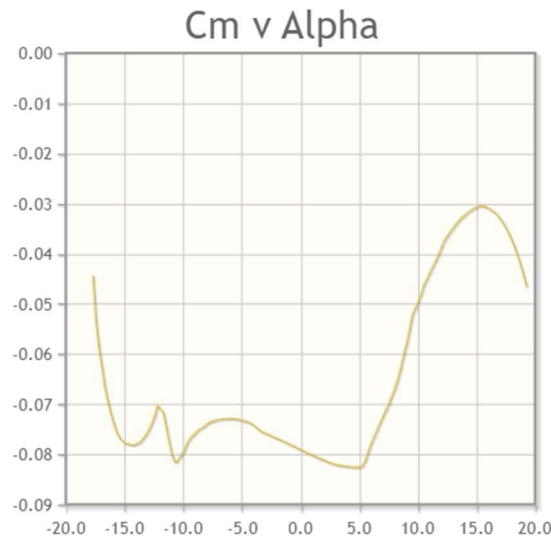


Figura 3.8 Curva $C_d - \alpha$

Figura 3.8 Curva $C_m - \alpha$

La curva $C_l - \alpha$ contiene il valore di C_{l_i} ricavato dall'Eq. (3.4) ma non quello di $C_{l_{max}}$ ottenuto nell'Eq. (3.8) per via del diverso numero di Reynolds. Considerando il Re reale, il picco della curva risulterebbe spostato verso l'alto, con conseguente aumento del $C_{l_{max}}$ ottenibile dal grafico.

Nel complesso, i valori ottenuti dei coefficienti aerodinamici alle relative incidenze sono in linea con le aspettative e non si discostano dai valori tipici riscontrati in letteratura per velivoli di tipo *Jet transport*, considerando le opportune correzioni in merito al diverso numero di Reynolds.

3.3 Assignment: Wing geometry

Una volta selezionato il profilo alare, si procede all'identificazione dei parametri principali per la definizione della geometria alare.

3.3.1 Incidence

L'**incidenza** i_w potrebbe essere definita come l'angolo tra la linea centrale della fusoliera e la corda della radice dell'ala. È anche indicata come *wing setting angle* α_{set} .

Si possono prevedere due diverse alternative di architettura: un'incidenza alare variabile ed una fissa. Si è optato per un'ala ad incidenza fissa, per il minor peso e la maggiore facilità di manutenzione. L'angolo di incidenza può essere determinato dalla curva di portanza del profilo alare di Figura 3.6, e in questo caso deve corrispondere all'angolo per il quale il profilo selezionato è in grado di generare il coefficiente di portanza ideale. Tuttavia, i dati aerodinamici relativi al profilo selezionato risultano avere un'accuratezza limitata per via delle correzioni in merito al diverso numero di Reynolds. Pertanto si è deciso di ricorrere ad un approccio statistico, selezionando un valore di:

$$i_w = 5^\circ$$

in linea con gli angoli di incidenza di altri velivoli di tipo *Jet transport*. Tale valore, tuttavia, potrebbe aver bisogno di essere rivisto in seguito tramite lo studio della distribuzione di portanza dell'ala.

3.3.2 Aspect ratio

Passando da un'ala 2D ad una 3D reale, l'aria che scorre intorno alle punte delle ali causa una riduzione di portanza, e la superficie interessata da questo fenomeno aumenta per le ali caratterizzate da un basso **aspect ratio** AR . Allo stesso tempo, il vortice generato sul tip dell'ala implica una riduzione dell'angolo di attacco effettivo sulle punte. Di conseguenza, un basso aspect ratio è vantaggioso per ritardare lo stallo ad angoli di attacco più alti. Questo valore era stato stimato nell'Eq. (1.5) pari a:

$$AR = 9$$

riferendosi alla categoria degli aerei da trasporto in alto-subsonico. Considerando in prima approssimazione un'ala rettangolare, dalla definizione di AR :

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3.10)$$

Si può ricavare l'**apertura alare** b :

$$b = \sqrt{S \cdot AR} = 70.12 \text{ m}$$

3.3.3 Sweep angle

Il vantaggio dell'**angolo di freccia** Λ è principalmente quello di ridurre gli effetti negativi dei regimi di velocità transonici e supersonici. Anche per lo *sweep angle* si è scelto di utilizzare un valore su base statistica, analizzando i velivoli presenti in letteratura [2, p. 216] e appartenenti alla categoria *Jet transport* con velocità di crociera transonica. Si ottiene un angolo di freccia al bordo di attacco pari a:

$$\Lambda_{LE} = 33^\circ$$

3.3.4 Taper ratio

Il **rapporto di rastremazione** λ influenza la distribuzione della portanza lungo l'apertura alare. Prandtl ha dimostrato che la minima resistenza dovuta alla portanza si verifica per una distribuzione ellittica di quest'ultima. Le ali rastremate sono progettate per essere il più possibile vicine a questa distribuzione ideale di portanza, e inoltre garantiscono una riduzione di peso e un miglior controllo laterale dell'aereo. Il Taper ratio è definito come il rapporto tra la corda al tip c_{tip} e la corda alla radice c_{root} :

$$\lambda = \frac{c_{tip}}{c_{root}} \quad (3.11)$$

ed è preso pari a $\lambda = 0.3$ tramite analisi bibliografica [2, p. 230]. Questo valore permette di definire, a partire dalla corda media aerodinamica, le corde di radice e tip tramite un procedimento implementato sul file MATLAB® (righe 294-302):

$$\begin{cases} C = 7.79 \text{ m} \\ c_{root} = 10.93 \text{ m} \\ c_{tip} = 3.28 \text{ m} \end{cases}$$

3.3.5 Dihedral angle

L'**angolo di diedro** Γ è definito come l'angolo positivo tra il piano della corda di un'ala con il piano xy del velivolo. Nel caso in cui la punta dell'ala sia più bassa del piano xy, questo angolo è chiamato diedro negativo o angolo anedrale. L'effetto principale dell'angolo di diedro è quello di migliorare la stabilità laterale dell'aeromobile. Da letteratura [2, p. 230] si sceglie un valore di Γ comune per velivoli ad ala bassa con volo in regime alto-subsonico:

$$\Gamma = 6^\circ$$

3.3 Assignment: 2D and 3D CAD modelling

Partendo dal modello 2D del profilo alare fornito da [9], si è proceduto alla creazione del modello CAD 3D dell'ala tramite il software SOLIDWORKS[®]. Considerando i parametri relativi alla geometria alare definiti in precedenza (incidenza, angolo di freccia, angolo di diedro) sono state calcolate le nuove coordinate relative ai profili di radice e di tip. Quindi tramite la funzione *Loft* è stato possibile unire i punti dei due *airfoils*, creando in questo modo la geometria 3D della semiala. Infine tramite la funzione *Specchia* si è ottenuto il modello completo per l'intera ala. Nelle Figure 3.9 e 3.10 vengono rappresentate le principali viste dell'ala e le relative quote:

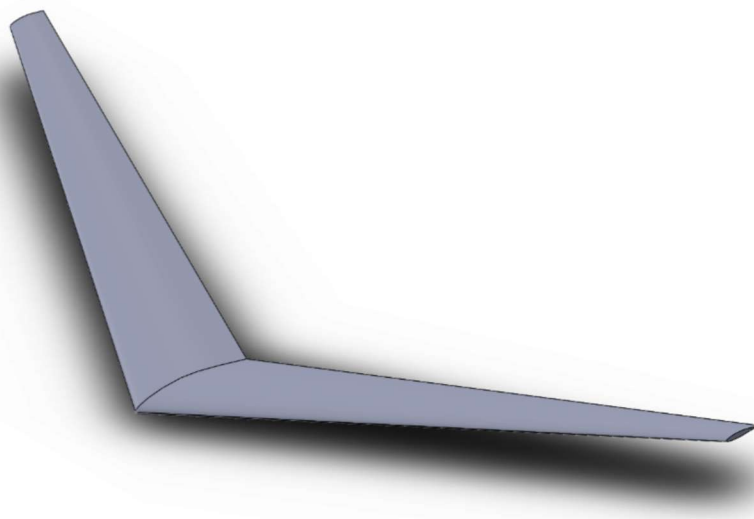


Figura 3.9 Modello CAD dell'ala

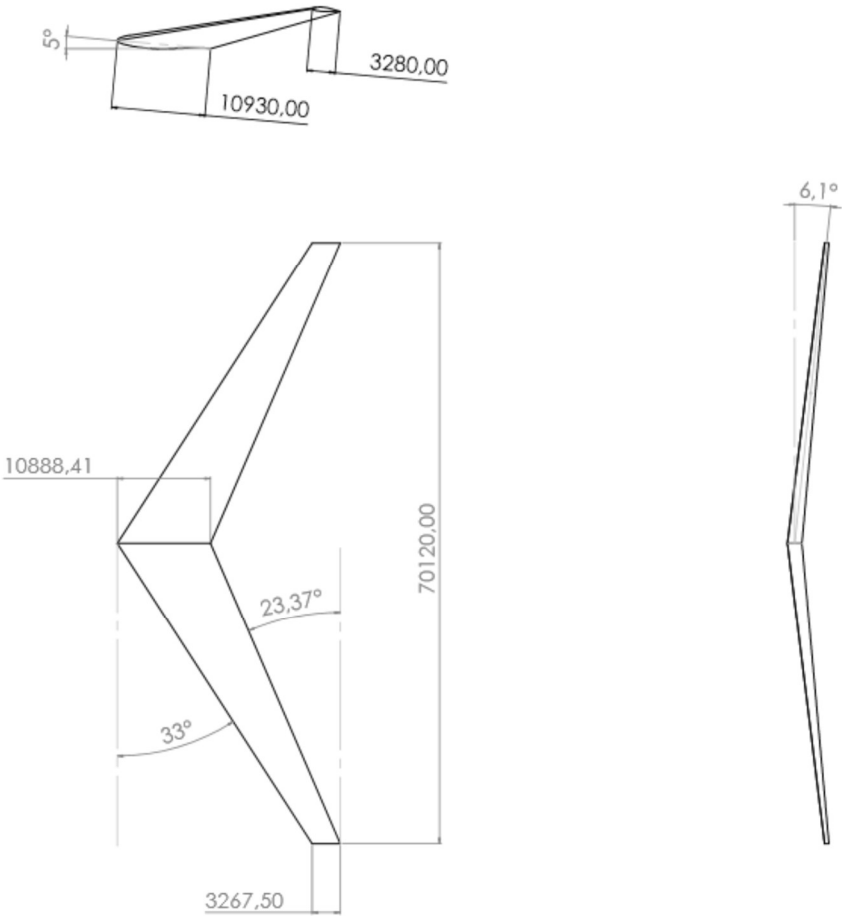


Figura 3.10 Tavole prospettiche dell'ala

4 Fuselage Design

4.1 Assignment: Fuselage configuration

Per definire correttamente la configurazione della fusoliera conviene partire dall'identificazione delle sue principali funzionalità e caratteristiche. Il compito primario della fusoliera è quello di ospitare il payload, vale a dire i passeggeri e/o merci, membri dell'equipaggio ed assistenti di volo, carrelli d'atterraggio, serbatoi di carburante e sistemi vari (elettrico, idraulico, meccanico, radio, ecc.). Inoltre deve contribuire positivamente alla generazione di portanza, producendo la minima resistenza aerodinamica, e garantire un ambiente sicuro contro eventi atmosferici. È importante sottolineare che il layout interno effettivo della fusoliera è definito insieme alle compagnie aeree, pertanto in questa sezione verranno riportati degli esempi di possibili configurazioni, nel rispetto degli standard imposti dalle normative CS-25 [4].

4.1.1 Internal arrangement

Innanzitutto è stata scelta una forma per la sezione trasversale della fusoliera, optando per una configurazione a **sezione circolare**. Questa garantisce un peso strutturale ridotto e un buon sfruttamento dello spazio a disposizione per passeggeri e bagagli, inoltre quando è pressurizzata può resistere ai carichi tramite sollecitazioni di tensione, piuttosto che con i carichi di flessione più gravi che sorgono su forme non circolari. A tutto ciò si aggiunge un vantaggio aerodinamico, in quanto eliminando gli spigoli, il flusso di corrente non si separerà ad angoli moderati di attacco o di *sideslip*.

Per quanto riguarda la distribuzione longitudinale dei volumi, è stata adottata una configurazione standard per la categoria del velivolo in esame:

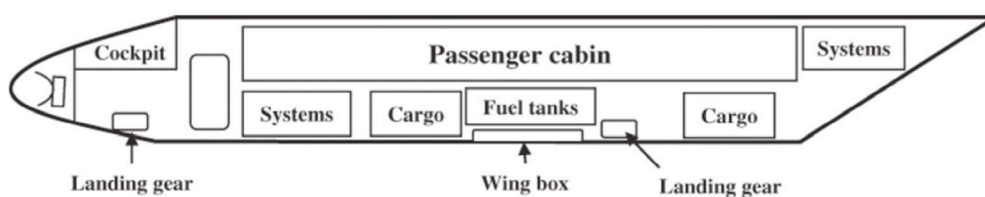


Figura 4.1 Distribuzione del volume interno

L'aereo ha una configurazione di bordo a 400 posti in 3 classi, distinte in termini di servizio e comfort:

- Economy
- Business
- First class

Il numero di posti a sedere per ciascuna fila nelle diverse sezioni della fusoliera è illustrato nella seguente tabella:

Classe	Numero di posti a sedere (n_S)	Numero di passeggeri	Numero di file (n_r)	Numero di corridoi (n_A)
Economy	3+3+3	324	36	2
Business	2+2+2	60	10	2
First	1+2+1	16	4	2

Tabella 4.1 Distribuzione del volume interno

La suddivisione interna tiene conto del peso raccomandato per un passeggero medio e il bagaglio per un aereo da trasporto civile, come riportato nella Tabella 4.3 [2, p. 350], nel rispetto del requisito di payload definito nella Sottosezione 2.2.1:

	Massa [kg]
Passeggero	82
Bagaglio – economy	23
Bagaglio – business & first class	32
Bagaglio a mano	14

Tabella 4.2 Massa raccomandata per passeggeri e bagagli

Si stima una massa totale di payload riferita a passeggeri paganti e relativi bagagli pari a:

$$m_{Payload} = 324 \cdot (82 + 23 + 14) + (60 + 16) \cdot (82 + 32 + 14) = 48284 \text{ kg}$$

equivalente a circa il 75% del carico utile massimo $m_{payload_{max}} = 65 \text{ t}$, percentuale riscontrata anche in competitors quali l'Airbus A350-900 e l'A380-800.

La Tabella 4.3 riporta alcune dimensioni della cabina passeggeri, ricavati considerando i valori forniti in letteratura [1, p. 267] e [2, p. 364]:

	Economy	Business	First class
Seat pitch (P_S)	0.72	0.92	1.04
Seat width (W_S)	0.46	0.60	0.75
Aisle width (W_A)	0.50	0.60	0.70
Class width (W_C)	5.14	4.80	4.40
Class lenght (L_C)	25.92	9.20	4.16

Tabella 4.3 Dimensioni della cabina passeggeri (in m)

Utilizzando le formule disponibili in letteratura [2, p. 377] si calcolano i **diametri di cabina e fusoliera**:

$$W_C = n_S W_S + n_A W_A = 5.14 \text{ m} \quad (4.1)$$

$$D_f = W_C + 2T_W = 5.54 \text{ m} \quad (4.2)$$

dove si è considerato il valore di cabina più alto, ovvero quello della *Economy class*, e uno spessore delle pareti T_W di 20 cm. Per quanto riguarda il calcolo della lunghezza della fusoliera, è necessario considerare diversi contributi. La sezione del *nose*, inclusiva della cabina di pilotaggio, da letteratura [2, p. 403] può essere determinata come segue:

$$L_N = 1.75 D_f = 9.965 m \quad (4.3)$$

mentre per il *rear* del velivolo, ipotizzando di ridurre a zero il diametro della fusoliera con un angolo del cono di 10° , si stima una lunghezza pari a:

$$L_R = \frac{D_f}{2} \cot(10^\circ) = 15.709 m \quad (4.4)$$

Per quanto riguarda lo spazio occupato dai servizi igienici, essendo la capienza massima possibile di 486 posti in una configurazione all-economy, si è scelto di installare 10 cabine wc, 5 per lato, suddivise nel seguente modo: 2 in *First class*, 2 in *Business* e 6 in *Economy*. Considerando dei wc con dimensioni di $1 m \times 1 m$, l'allungamento della fusoliera è pari a:

$$L_{lavatory} = 5 m$$

È importante considerare anche le uscite di emergenza. In accordo con le normative CS-25 [4, Subpart D, p. 29], per una configurazione con più di 110 posti, le uscite di emergenza su ogni lato della fusoliera devono includere almeno due uscite di *Tipo I* o più grandi. In particolare si è scelto di installare 10 uscite di emergenza di *Tipo A*, ciascuna larga 1.067 m, in modo da garantire un massimo di 110 passeggeri per ogni coppia di uscite. La lunghezza totale risulta essere pari a:

$$L_{emergency\ exits} = 5.335 m$$

Infine in cabina sono presenti anche i posti a sedere per gli assistenti di volo, 10 in totale, ovvero 1 per ogni uscita di emergenza in accordo con le normative EASA [4] e [6], nel rispetto del *Max Operational Passenger Seating Capacity* (MOPSC). Tuttavia, se posizionati adiacenti a ciascuna delle uscite d'emergenza, questi non forniscono un contributo in termini di allungamento della fusoliera. Sommando i vari contributi analizzati, si ottengono le **lunghezze di cabina e fusoliera**:

$$L_C = \sum_{i=1}^3 n_{r_i} P_{s_i} + L_{lavatory} + L_{emergency\ exits} = 49.615 m \quad (4.5)$$

$$L_f = L_C + L_N + L_R = 75.019 m \quad (4.6)$$

Nella seguente figura viene rappresentata una vista in pianta della cabina passeggeri, mettendo in evidenza la suddivisione degli spazi nelle diverse classi di comfort:

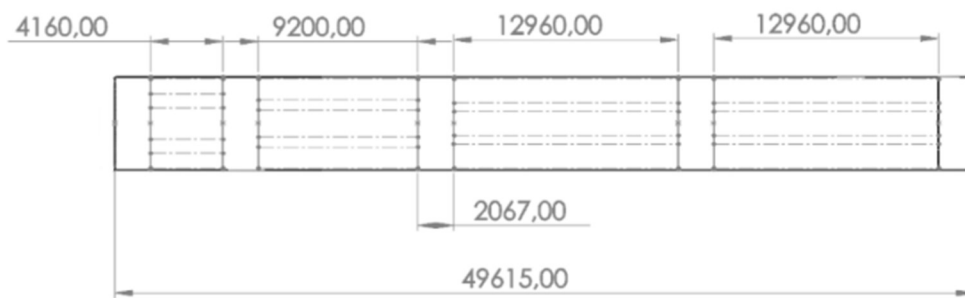


Figura 4.2 Vista in pianta della cabina passeggeri

Esiste una relazione tra l'area della sezione trasversale e la lunghezza della fusoliera, ed è valutata attraverso un parametro chiamato **Slenderness ratio**, ovvero il rapporto tra la lunghezza totale e il diametro della fusoliera:

$$\frac{L_f}{D_f} = 13.54$$

Il contributo della fusoliera alla resistenza aerodinamica risulta essere proporzionale a tale parametro, in particolare il coefficiente di resistenza a portanza nulla della fusoliera $C_{D_{0,f}}$ si minimizza per un valore di L_f/D_f all'incirca pari a 16. Lo Slenderness ratio calcolato per il velivolo in esame rappresenta un buon compromesso tra questo valore di ottimo e i valori tipici per gli aerei di linea attualmente in servizio, compresi tra 10 e 12.

4.2 Assignment: 3D CAD modelling

Una volta dimensionata la fusoliera, si procede alla creazione del suo modello CAD 3D utilizzando il software SOLIDWORKS®. Si è iniziato rappresentando la sezione circolare della cabina passeggeri in diversi piani di riferimento, posti a opportune distanze tra di loro. Per la realizzazione del *nose* e del *tail*, invece, sono state utilizzate delle curve guida ricavate dal design dell'A350-1000. Tramite la funzione *Loft*, infine, è stato possibile raccordare i diversi profili per la creazione di un modello solido tridimensionale. Nelle Figure 4.3 e 4.4 sono rappresentate le principali viste della fusoliera e le relative quote:

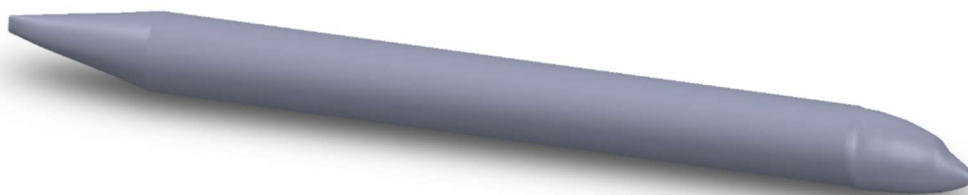


Figura 4.3 Modello CAD della fusoliera

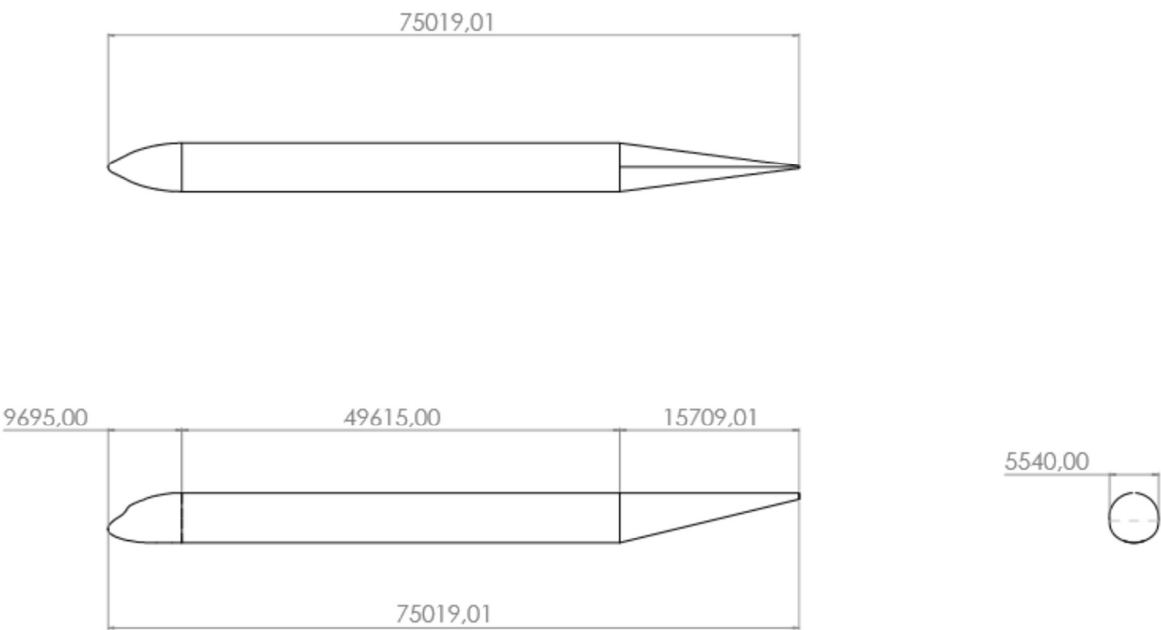


Figura 4.4 Tavole prospettiche della fusoliera

5 Tail Design

5.1 Assignment: Tail configuration

Per il tail del velivolo in esame si è scelta una **configurazione convenzionale**, anche detta **inverted T-shape**. Questa configurazione consiste in un piano orizzontale (diviso in una sezione sinistra e una destra) e un piano verticale, entrambi montati sul cono di poppa della fusoliera, e risulta essere relativamente leggera, oltre a comportarsi bene in condizioni di volo nominali:

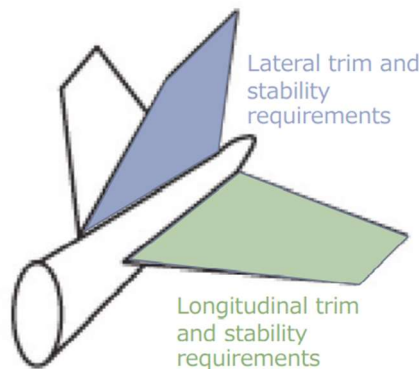


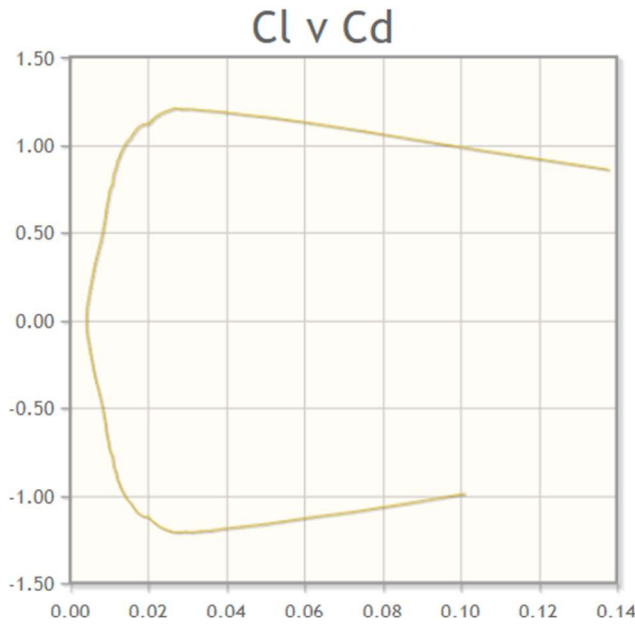
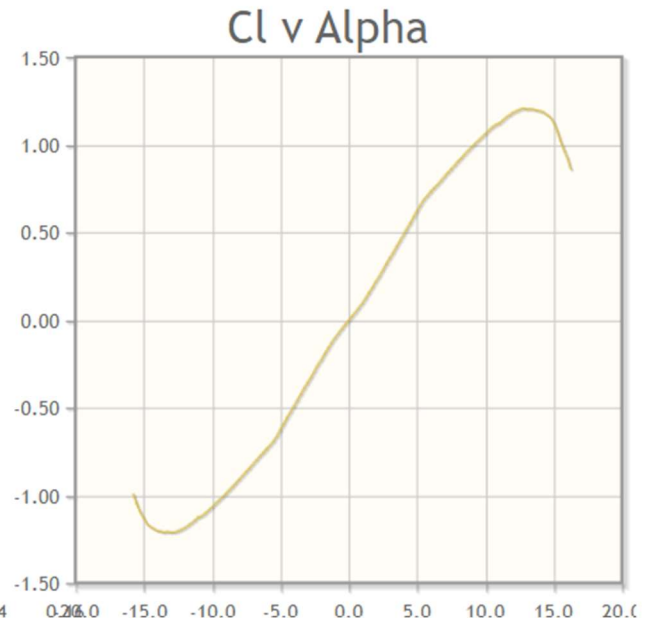
Figura 5.1 Configurazione convenzionale del tail

5.2 Assignment: Horizontal Empennage sizing

Per la scelta del profilo dell'impennaggio orizzontale di coda, il requisito principale è che esso sia simmetrico, per poter garantire gli stessi comportamenti lavorando ad angoli di incidenza sia positivi che negativi. Un ulteriore requisito suggerito da letteratura [2, p. 306] è che il piano orizzontale di coda deve essere svincolato dagli effetti di comprimibilità. Ciò si verifica se il coefficiente di portanza della coda è inferiore al coefficiente di portanza dell'ala, ovvero se il numero di Mach del flusso d'aria sulla coda è inferiore al numero di Mach del flusso sull'ala. Questo requisito è realizzato selezionando una sezione del profilo dell'impennaggio orizzontale coda più sottile (circa il 2% del MAC) di quella alare. Nello specifico, si è optato per un profilo **NACA 0009**, come suggerito in letteratura, avente uno spessore relativo massimo $(t/c)_{max} = 0.09$. Di seguito sono illustrati il profilo 2D e i grafici relativi all'andamento dei coefficienti aerodinamici, ottenuti da [9]:



Figura 5.2 Profilo NACA 0009

Figura 5.3 Curva $C_l - C_d$ Figura 5.4 Curva $C_l - \alpha$

5.2.1 Horizontal Tail

Una volta scelto il profilo adatto, si procede con il dimensionamento della superficie dell'impennaggio orizzontale. Un parametro molto importante per questa stima preliminare è il **tail volume coefficient**, definito come:

$$V_h = \frac{S_h l}{S_w C} \quad (5.1)$$

dove S_h è la superficie del piano orizzontale di coda, l è la distanza tra i centri aerodinamici di coda e ala, S_w è la superficie dell'ala e C è la corda media aerodinamica dell'ala. In letteratura [2, p. 274] è consigliato un valore di V_h compreso tra 0.8 e 1.1, per la categoria *Jet transport*. Si è scelto un valore pari a:

$$V_h = 0.8$$

I due parametri di base dell'horizontal tail che interagiscono maggiormente sono S_h , responsabile della generazione della portanza in coda, e il *tail arm* l_h , ovvero la distanza tra il centro aerodinamico del tail e il baricentro del velivolo: se il braccio di coda viene aumentato, l'area di coda deve diminuire e viceversa. In particolare, il *tail arm* ottimale è in grado di soddisfare i requisiti di assetto longitudinali garantendo la minima superficie bagnata degli impennaggi di coda, e può essere determinato con la seguente equazione:

$$l_{opt} = k_c \sqrt{\frac{4CSV_H}{\pi D_f}} \quad (5.2)$$

k_c è un fattore di correzione che tiene conto delle deviazioni dalla forma conica del cono di poppa della fusoliera, e per gli aerei da trasporto è suggerito un valore di 1.4. Si calcola quindi:

$$l_{h_{opt}} = 39.161 \text{ m}$$

con $C = 7.79 \text{ m}$. Per il velivolo in esame, si ha:

$$\frac{l_{opt}}{l_f} = 0.522$$

che si avvicina molto al valore ottimale di 0.5 per gli aerei con i propulsori posizionati sotto le ali. Invertendo la formula del coefficiente di volume, è possibile quindi ricavare la superficie del piano di coda:

$$S_h = 86.937 \text{ m}^2$$

5.2.2 Aspect ratio

Per l'impennaggio orizzontale l'Aspect Ratio è definito come:

$$AR_H = \frac{b_H}{C_H} \quad (5.3)$$

A differenza dell'ala, per il piano di coda non è necessario ottenere una distribuzione ellittica di portanza, inoltre $AR_H < AR_W$ per ridurre i momenti flettenti e ritardare lo stallo. Da un'analisi dei velivoli di riferimento e considerando i dati forniti da letteratura [2, p. 307] si è scelto un Aspect Ratio pari a:

$$AR_H = 3.6$$

5.2.3 Taper ratio

Diversamente dall'ala, il taper ratio dell'impennaggio di coda:

$$\lambda_H = \frac{c_{H_{tip}}}{c_{H_{root}}} \quad (5.4)$$

serve principalmente a minimizzare la massa associata, ottenendo quindi un risparmio di peso. In questo caso si considera un valore pari a:

$$\lambda_H = 0.5$$

compreso nel range di valori consigliati per gli aerei civili da trasporto. Questo valore permette di definire le corde di radice e tip tramite un procedimento implementato sul file MATLAB® (righe 304-313), considerando un'apertura dell'horizontal tail simile a quella dell'A350:

$$\begin{cases} b_h = 20 \text{ m} \\ c_{H_{root}} = 7.143 \text{ m} \\ c_{H_{tip}} = 3.571 \text{ m} \end{cases}$$

con la corda media aerodinamica pari a $C_H = 5.556 \text{ m}$.

5.2.4 Sweep angle

Per l'horizontal tail si è scelto un valore pari a:

$$\Lambda_{h_{LE}} = 34.5^\circ$$

5.2.5 Dihedral angle

Per il dihedral angle si adotta lo stesso valore utilizzato per l'ala:

$$\Gamma_h = 6^\circ$$

5.2.6 Cruise lift coefficient

Per quanto riguarda i coefficienti aerodinamici dell'horizontal tail, sono stati calcolati:

- Il **coefficiente del momento di beccheggio a portanza nulla di ala/fusoliera** [2, p. 275]:

$$C_{m_{0_{wf}}} = C_{m_{\alpha_f}} \frac{AR \cos^2(\Lambda)}{AR + 2 \cos(\Lambda)} + 0.01\alpha_t = -0.049 \quad (5.5)$$

in cui compare l'**angolo di svergolamento** α_t , che viene posto pari a 0° nella fase iniziale del design dell'horizontal tail, e il **coefficiente del momento di beccheggio della sezione alare** $C_{m_{\alpha_f}}$, determinata a partire dalla curva $C_m - \alpha$ (Figura 3.8) del profilo NACA 64₂ - 415 per un angolo di incidenza $i_w = 5^\circ$, pari a $C_{m_{\alpha_f}} = -0.0827$.

- Il **coefficiente di portanza in crociera dell'horizontal tail**:

$$C_{L_H} = \frac{C_{m_{0_{wf}}} + C_L(h - h_0)}{V_h} = 0.07 \quad (5.6)$$

con $C_L = 0.35$ dall'Eq. (3.2), mentre $(h - h_0)$ rappresenta la distanza tra il centro di gravità dell'aereo e il centro aerodinamico del gruppo ala/fusoliera ed è stato preso da letteratura [2, p. 304] pari a $\Delta h = 0.3$ per ridurre lo sforzo di controllo longitudinale durante il volo di crociera.

5.3 Assignment: Vertical Empennage sizing

Per il dimensionamento dell'impennaggio verticale, si è deciso di partire da un'analisi statistica comprensiva sia dei velivoli presenti in letteratura [2, p. 321] che del main competitor A350, per poi sviluppare i successivi calcoli in MATLAB[®] (righe 315-322). Di seguito sono riportati i valori ottenuti per i principali parametri caratteristici del vertical tail:

- Profilo NACA 0009;
- $AR_v = 1.7$;
- $b_v = 9.916\text{ m}$;
- $S_v = 57.84\text{ m}^2$;
- $l_v = 39.161\text{ m}$
- $\lambda_v = 0.4$;
- $c_{v_{root}} = 7.852\text{ m}$;
- $c_{v_{tip}} = 3.141\text{ m}$;
- $C_v = 5.833\text{ m}$;
- $\Lambda_{v_{LE}} = 40^\circ$;
- $\Gamma_v = 0^\circ$;
- $i_v = 0^\circ$.

5.4 Assignment: 3D Empennages on CAD

I modelli CAD degli impennaggi orizzontale e verticale di coda sono stati realizzati utilizzando gli stessi procedimenti eseguiti per la costruzione del CAD dell'ala. I modelli e le relative tavole prospettiche sono rappresentati nelle figure seguenti:

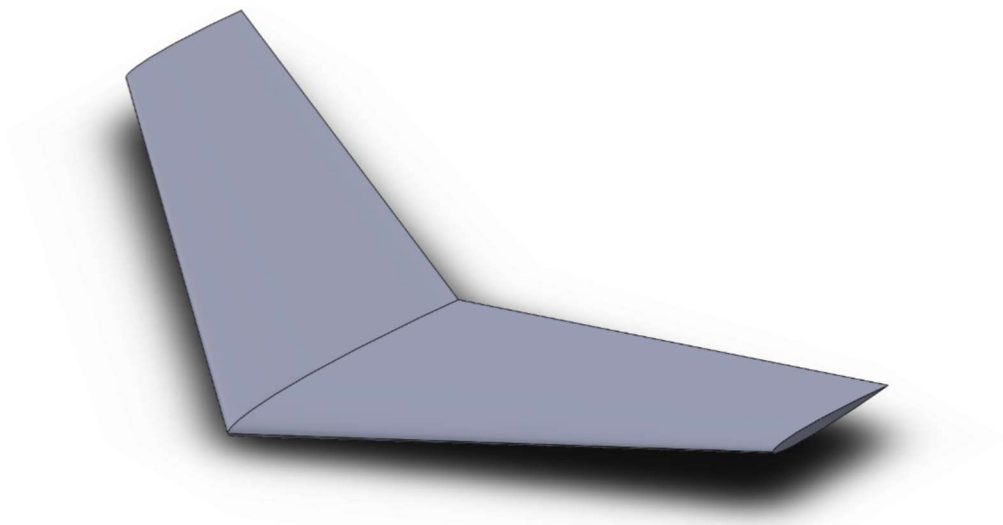


Figura 5.5 Modello CAD dell'impennaggio orizzontale di coda

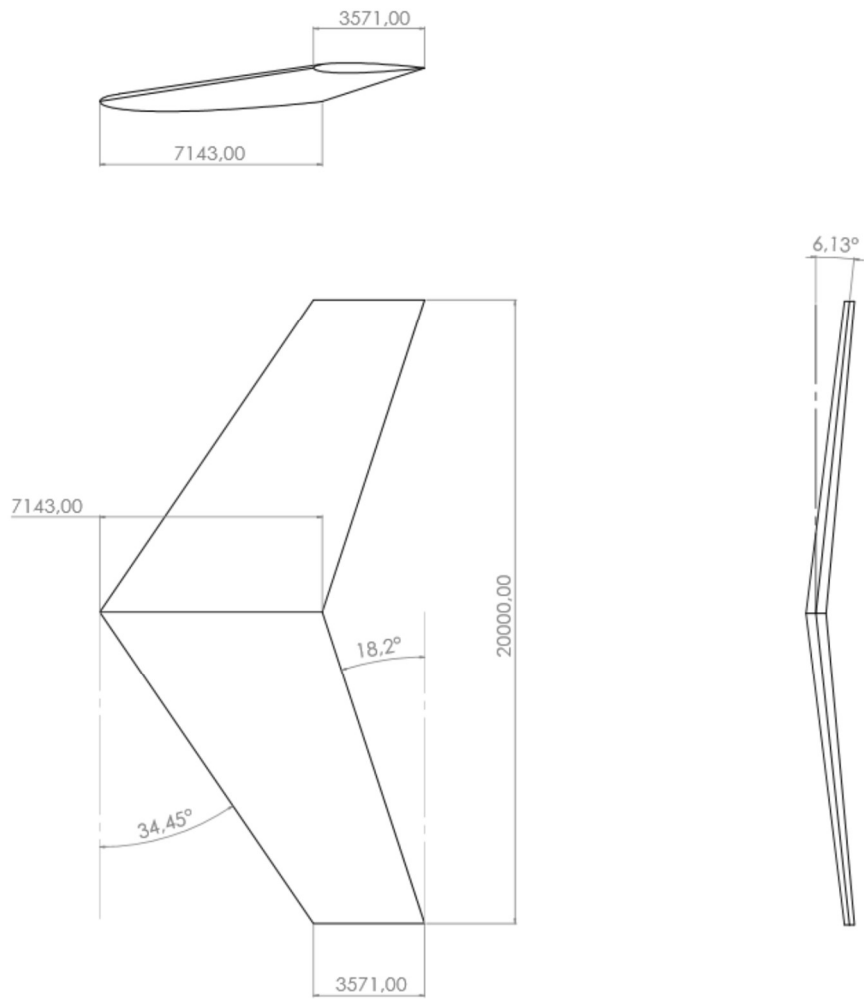


Figura 5.6 Tavole prospettiche dell'impennaggio orizzontale di coda

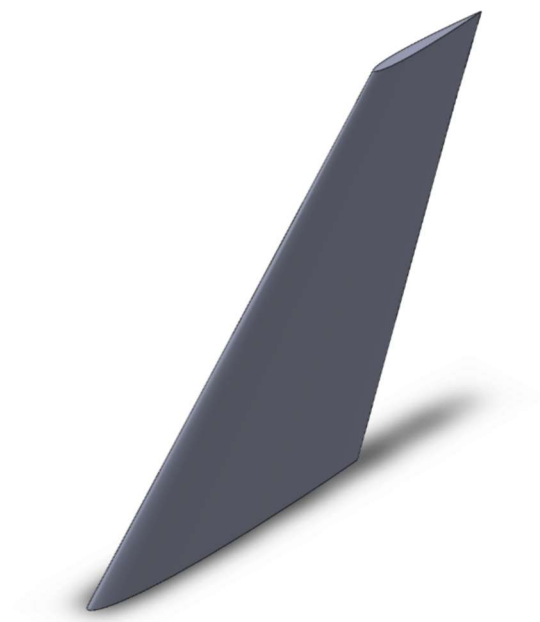


Figura 5.7 Modello CAD dell'impennaggio verticale di coda

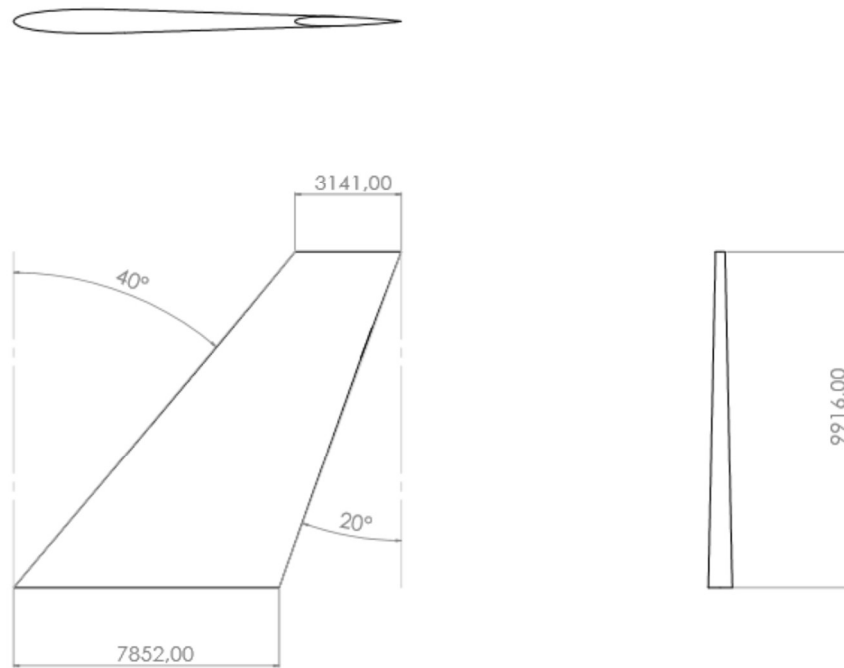


Figura 5.8 Tavole prospettiche dell'impennaggio verticale di coda

6 Conceptual Design Synthesis

6.1 Assignment: Aerodynamic characteristics

La fase di sintesi del *Conceptual Design* mira a verificare la fattibilità del concept ottenuto. In particolare vengono introdotte metodologie di progettazione moderne e avanzate per effettuare valutazioni tecniche e non tecniche, valutando per esempio la sostenibilità economica e ambientale del velivolo progettato. L'obiettivo ultimo è quello di verificare se il concept può soddisfare l'intero set di requisiti iniziali, indicando se necessario i possibili miglioramenti da eseguire.

Il primo punto è verificare se l'ala è in grado di generare una portanza sufficiente per soddisfare i requisiti di performance durante la missione. Il modo più semplice per eseguire tale verifica è quello di applicare la **teoria delle linee portante** di Prandtl per valutare l'effettiva capacità di *lifting* della geometria alare definita nel Capitolo 3. Il requisito da rispettare è il seguente:

$$C_{L_{wing}} \geq k C_{L_{cruise}} = k \frac{2W_{mean}}{\rho V_C^2 S} = 0.2975 \quad (6.1)$$

Implementando il codice fornito da letteratura [2, pp. 245-246] in MATLAB® (righe 324-367) ottiene la seguente distribuzione di portanza:

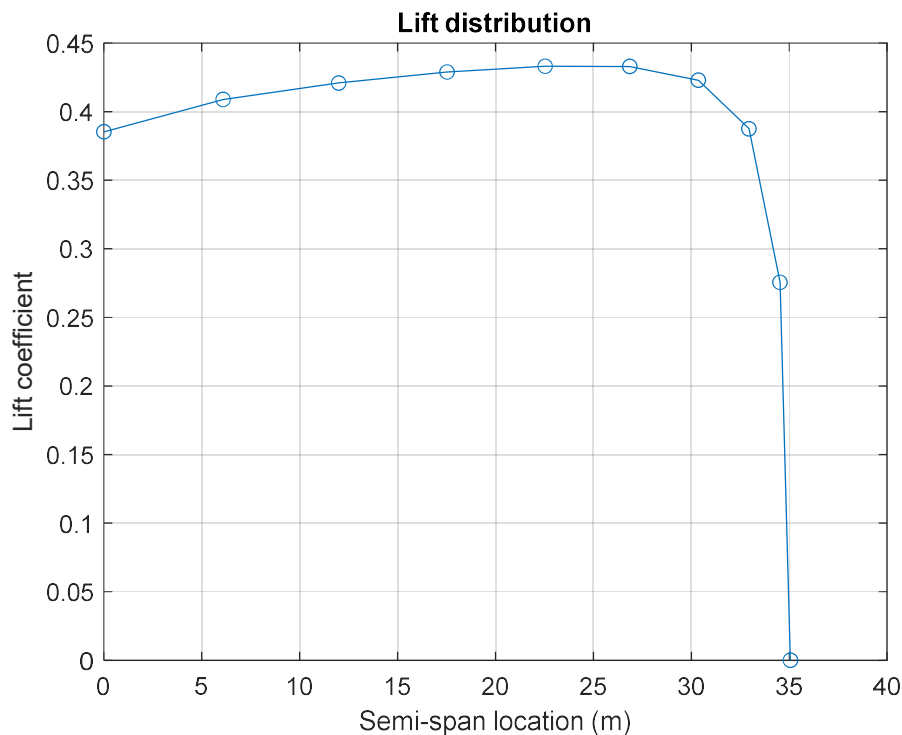


Figura 6.1 Distribuzione di portanza sulla semiala

Il valore di $C_{L_{wing}}$ ottenuto dal codice nel caso di svergolamento quasi nullo $\alpha_t \cong 0^\circ$ è:

$$C_{L_{wing}} = 0.377$$

dunque il requisito è rispettato. Tale valore dovrà poi essere scalato di un fattore $K = 0.8$ per tenere in considerazione la portanza generata dalle altre parti della struttura, superando così il valore del coefficiente di portanza ideale del profilo alare $C_{L_i} = 0.41$ calcolato nel Capitolo 3. Come si nota dal grafico di Figura 6.1, la distribuzione di portanza su quest'ala non è ellittica, quindi non è ideale. L'ala ha bisogno di alcune modifiche (come l'aumento di svergolamento) per produrre un risultato migliore, minimizzando in tal la resistenza indotta. Variando l'angolo di svergolamento da -1° a -4° si ottiene il seguente andamento:

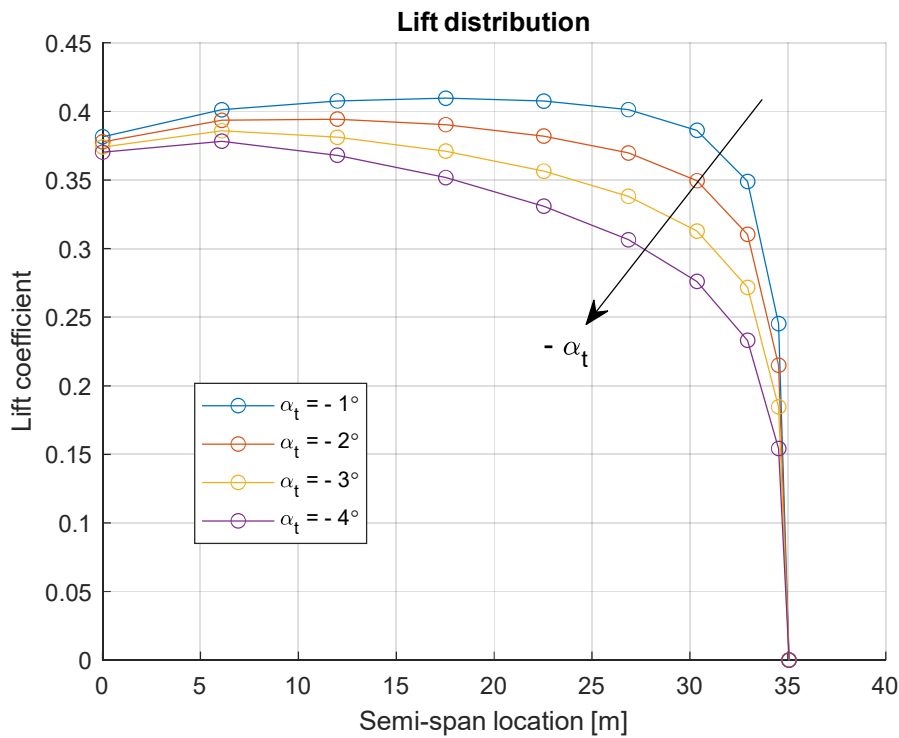


Figura 6.2 Distribuzione di portanza sulla semiala al variare dello svergolamento

Aumentando in modulo l'angolo negativo di svergolamento, la distribuzione di portanza lungo la semiala si avvicina ad un andamento di tipo ellittico, in particolare il picco della curva rappresentante il $C_{L_{max}}$ si sposta verso la radice, il che va a diminuire il momento flettente agente sull'ala, che potrà avere quindi una struttura più leggera. Allo stesso tempo, il valore di $C_{L_{wing}}$ diminuisce con $-\alpha_t$, e si arriverà ad un punto in cui il requisito espresso dall'Eq. (6.1) non è più rispettato, in questo caso per $\alpha_t \cong -5.3^\circ$.

Per migliorare la distribuzione di portanza del velivolo in esame, si è scelto quindi uno svergolamento geometrico dell'ala di -4° , che fornisce un $C_{L_{wing}}$ pari a:

$$(C_{L_{wing}})_{\alpha_t \cong -4^\circ} = 0.3169$$

6.2 Assignment: Engine selection

Per quanto concerne la scelta del motore, è fondamentale garantire che la Spinta Disponibile sia maggiore della Spinta Richiesta. Dal Matching Chart del Capitolo 2 si è ottenuta la Spinta Specifica necessaria a soddisfare i requisiti di ogni fase della missione:

$$T = \left(\frac{T}{W} \right)_{des} W_{To} = 764250 \text{ N}$$

La Spinta Disponibile erogata da ciascun motore, utilizzando una configurazione a 2 propulsori installati sotto l'ala, deve essere almeno pari a 383 kN. Consultando il database dell'ICAO [10] si è ricercato un propulsore in grado di soddisfare le richieste di spinta, senza eccedere troppo il valore calcolato per contenere massa e consumi, e la scelta è ricaduta sul **General Electric GE90-94B**, utilizzato anche sul Boeing B777-300:

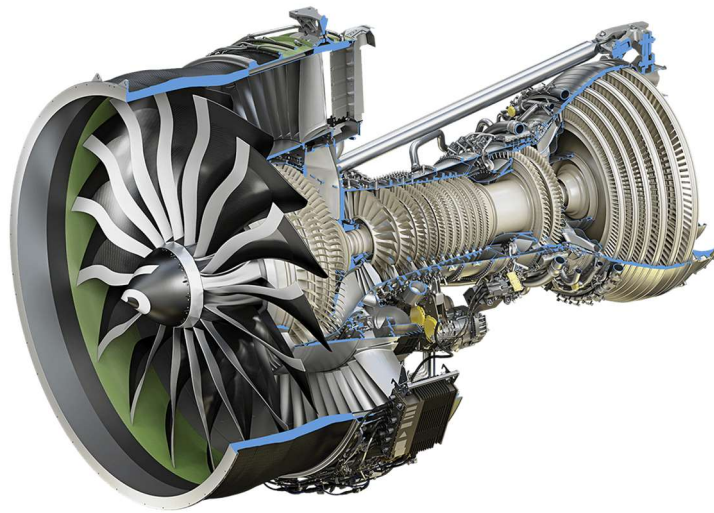


Figura 6.3 Motore GE90-94B

6.3 Assignment: Propulsive Characteristics

Le seguenti caratteristiche del propulsore selezionato sono state ricavate da [11] e [12]:

Caratteristiche	GE90-94B
Max Diameter [<i>m</i>]	3.404
Lenght [<i>m</i>]	7.29
Dry Weight [<i>kg</i>]	7550
Max. Thrust at Sea Level [<i>N</i>]	416798
Overall Pressure ratio	40

Tabella 6.1 Caratteristiche tecniche del GE90-94B

La Spinta Disponibile complessivamente erogata dai 2 motori è pari a:

$$T_d = 2 T_{engine} = 2 \times 416798 = 833596 \text{ N}$$

6.4 Assignment: Engine 3D model

Il modello CAD del propulsore e le relative tavole prospettiche sono stati ottenuti con l'ausilio della libreria di GRABCAD [13], adeguando le dimensioni ai valori riportati in Tabella 6.1 attraverso la funzione *Scala non uniforme*:

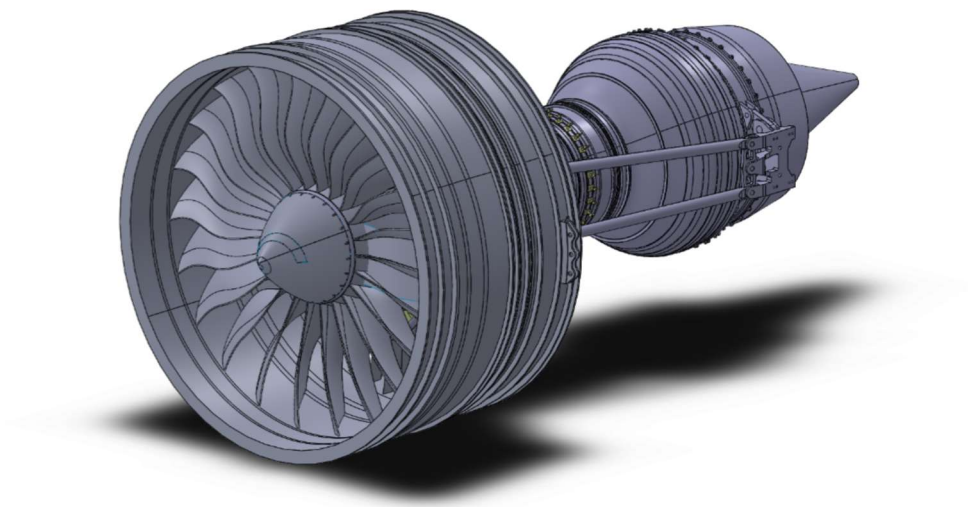


Figura 6.3 Modello CAD del GE90-94B senza carenatura

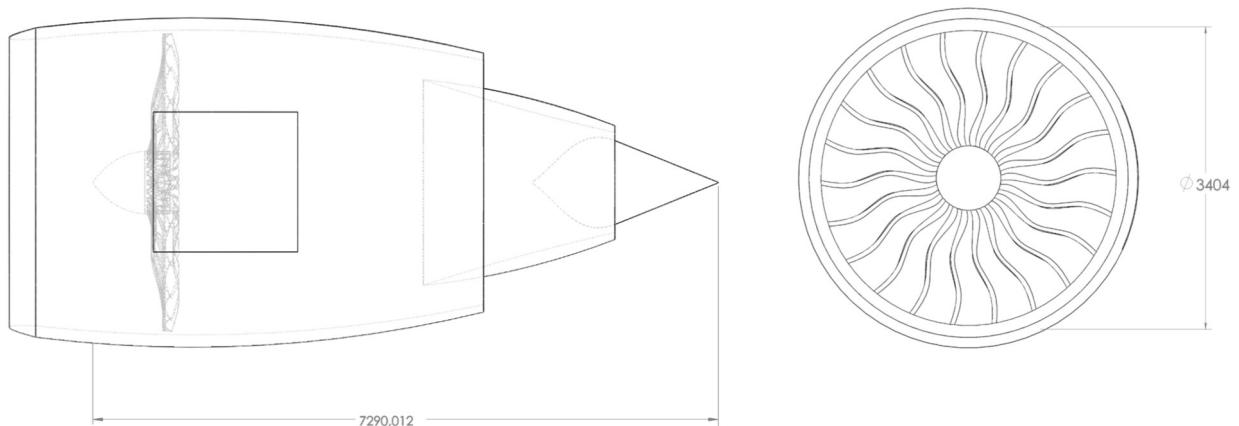


Figura 6.4 Tavole prospettiche del GE90-94B

6.5 Assignment: Take-off Requirements

In questa sezione si vuole determinare il valore della corsa di decollo, calcolata utilizzando semplici equazioni di meccanica del volo, in modo da verificare che il requisito di Take-off del Capitolo 1 sia soddisfatto. La Figura 6.6 illustra i segmenti dell'analisi di Take-off: il ground roll include due parti, il rollio a terra livellato e il rollio a terra durante la rotazione all'angolo di attacco necessaria per effettuare il decollo, dopo la quale l'aereo segue un arco approssimativamente circolare (transizione) fino a raggiungere l'angolo di salita.

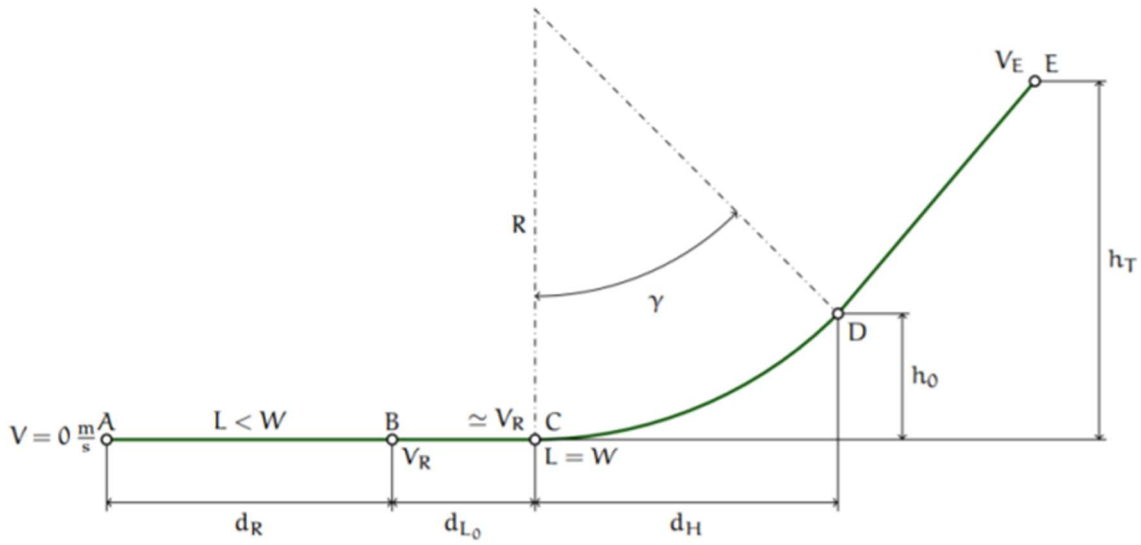


Figura 6.6 Schema della manovra di decollo

6.5.1 Ground roll

La ground roll è la distanza percorsa dall'aereo sulla pista da $V = 0$ a $V = V_{LO}$, cioè quando le ruote del carrello si staccano da terra, e può essere determinata con la seguente equazione:

$$d_R = \frac{1}{2b} (\ln a - \ln(a - bV_2^2)) \quad (6.2)$$

$V_2 = V_R$ è la velocità che permette il sollevamento dell'aereo da terra, pari a:

$$V_2 = 1.2 V_S = 71.23 \text{ m/s} \quad (6.3)$$

I parametri a e b sono definiti come:

$$a = g \left(\frac{T}{g MTOW} - \mu \right) \quad (6.4)$$

$$b = \frac{(C_{D0} - \mu^2/4K) \rho g}{2 MTOW g/S_{wing}} \quad (6.5)$$

dove μ è il coefficiente di attrito volvente delle ruote del carrello ed è posto pari a:

$$\mu = 0.05$$

considerando una superficie della pista in asfalto asciutto o bagnato, mentre T è la spinta massima al sea level erogata dai due motori GE90-94B:

$$T = 833596 \text{ N}$$

La Ground Roll ottenuta è pari a:

$$d_R = 1176.09 \text{ m}$$

6.5.2 Lift-off distance

Assumendo in questa fase velocità costante e pari a V_2 , con $t_{LO} = 2 \text{ s}$, si ottiene:

$$d_{LO} = V_2 t_{LO} = 142.46 \text{ m} \quad (6.6)$$

6.5.3 Climb

L'ultimo contributo da calcolare è la proiezione lungo il piano della pista della distanza percorsa dall'aereo durante il decollo fino al punto in cui viene raggiunto l'ostacolo di sicurezza, posto ad un'altezza di $35 \text{ ft} = 10.7 \text{ m}$ per gli aerei commerciali. Il raggio di curvatura della traiettoria durante questa fase vale:

$$R = \frac{V_2^2}{(n_z - 1)g} = 3452 \text{ m} \quad (6.7)$$

con il fattore di carico in direzione verticale n_z stimato da normativa [4] con la seguente formula:

$$n_z = 0.8 \frac{V_2^2}{V_S^2} = 1.15 \quad (6.8)$$

L'angolo di salita γ può essere ricavato tramite considerazioni trigonometriche dalla Figura 6.5:

$$\gamma = \arccos\left(1 - \frac{h_o}{R}\right) = 4.51^\circ \quad (6.9)$$

Si ottiene quindi:

$$d_H = R \sin(\gamma) = 271.4 \text{ m} \quad (6.10)$$

6.5.4 Take-off Distance & Take-off Run

La somma delle distanze calcolate fornisce la **distanza di Take-off**:

$$d_{TO} = d_R + d_{LO} + d_H = 1589.95 \text{ m} \quad (6.11)$$

che rientra pienamente nel requisito stabilito inizialmente in Tabella 1.1, $d_{TO} < 2600 \text{ m}$.

Nelle CS-25 [4, Subpart B, p. 10] la **Take-off run** è definita come la distanza orizzontale lungo la

traiettoria di decollo dall'inizio della manovra al punto equidistante tra il punto in cui viene raggiunta la velocità di lift-off V_2 e il punto in cui il velivolo si trova a 35 ft sopra la superficie di decollo:

$$d_{TO_{run}} = d_R + d_{LO} + \frac{d_H}{2} = 1454.25 \text{ m}$$

Di seguito vengono rappresentate graficamente d_{TO} e $d_{TO_{run}}$:

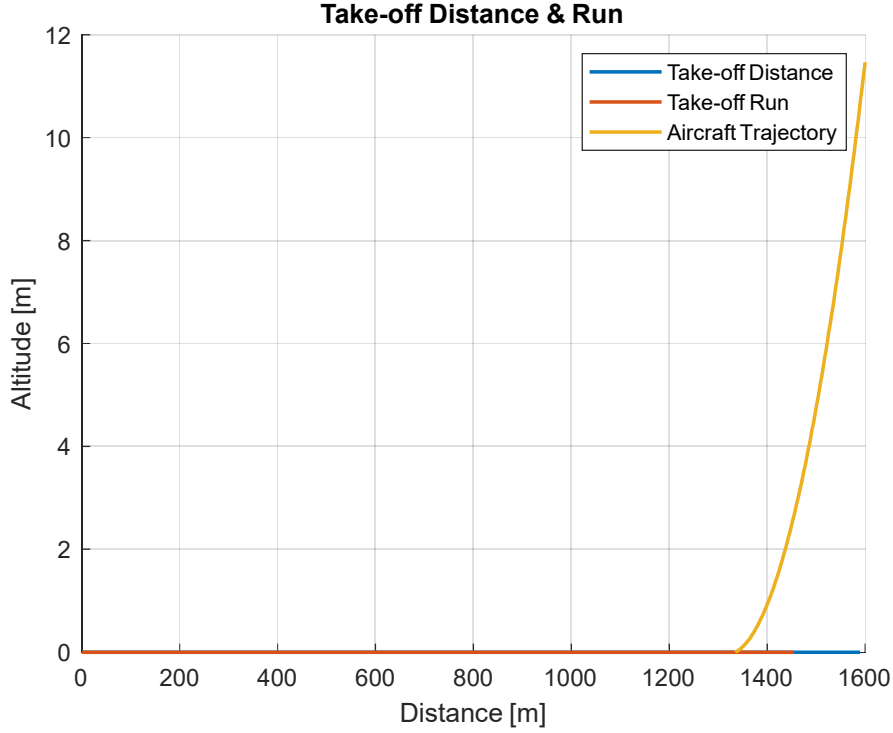


Figura 6.7 Requisiti di decollo

6.6 Assignment: Balanced Field Length

Per **Balanced Field Take-off Length** (BFL) si intende la distanza per cui, in caso di avaria del motore alla velocità $V_{failure}$, l'aereo può o frenare fino a fermarsi o continuare il decollo nella stessa distanza totale. Quindi se il motore si guasta prima del raggiungimento di $V_{failure}$, il pilota può facilmente frenare fino a fermare l'aereo, ma se il motore si guasta dopo tale velocità, si dovrà procedere al decollo per poi effettuare un atterraggio di emergenza.

Si possono scrivere le seguenti equazioni:

$$d_{Acc\&GO} = d_{AEO} + d_{OEI} + d_{LO} + d_H \quad (6.12)$$

$$d_{Acc\&STOP} = d_{AEO} + d_{react} + d_{break} \quad (6.13)$$

dove:

- d_{AEO} è la distanza percorsa fino al verificarsi della failure, calcolata come:

$$d_{AEO} = \frac{1}{2b} (\ln a - \ln(a - bV_{failure}^2)) \quad (6.14)$$

- d_{OEI} è la distanza percorsa dal momento dell'avaria ($V_{failure}$) al raggiungimento della velocità di decollo V_2 :

$$d_{OEI} = \frac{1}{2b} [(\ln(a - bV_{failure}^2)) - \ln(a - bV_2^2)] \quad (6.15)$$

- d_{react} è la distanza percorsa dal velivolo durante il tempo di reazione del pilota all'avaria, con $t_{react} = 2$ s:

$$d_{react} = V_{failure} t_{react} \quad (6.16)$$

- d_{break} è la distanza impiegata per frenare completamente l'aereo:

$$d_{break} = \frac{V_{failure}^2}{2gn_x} \quad (6.17)$$

considerando il fattore di carico massimo in direzione assiale pari a $n_x = 0.3$.

Per determinare la BFL si può simulare la failure di un motore per diverse velocità e calcolare le relative distanze di *accelerate and go* $d_{Acc\&GO}$ e di *accelerate and stop* $d_{Acc\&STOP}$, osservando quando queste si equivalgono. Iterando in MATLAB® (righe 435-482) è possibile ricavare il grafico di Figura 6.8, con i seguenti valori di BFL e $V_{failure}$:

$$\begin{cases} V_{failure} = 65.85 \text{ m/s} \\ BFL = 1870 \text{ m} \end{cases}$$

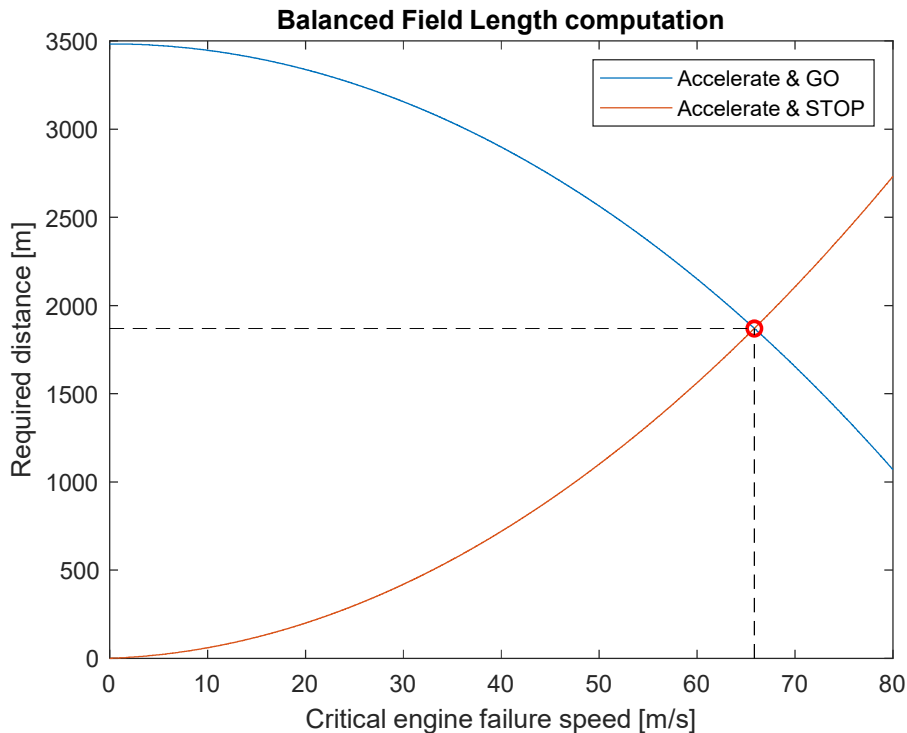


Figura 6.8 Calcolo di BFL

Arrivati a questo punto, si può verificare se la lunghezza delle piste degli aeroporti identificati nella Sezione 2.3 possa permettere le operazioni di decollo del velivolo in esame. I valori di *runway lengths* per le diverse piste sono elencati nella seguente tabella:

Aeroporto	Lunghezza pista [m]
Londra (LHR)	3903
New York (JFK)	4443
Roma (FCO)	3901
Mosca (SVO)	3701
Los Angeles (LAX)	3686
Rio de Janeiro (GIG)	4001
Sydney (SYD)	3963
Pechino (PEK)	3801
Johannesburg (JNB)	4419

Tabella 6.2 Lunghezza della pista per gli aeroporti elencati in Tabella 2.2

Dalla tabella sopra, si può osservare come, con i valori di d_{TO} e BFL calcolati, sia possibile operare in ciascuno degli aeroporti presi in considerazione per le analisi di *City-pairs*.

6.7 Assignment: 3D CAD model - Assembly

Si procede all'**assemblaggio** del velivolo, unendo le varie parti (fusoliera, ala, empennaggi e motori) su SOLIDWORKS[®]. In particolare per il posizionamento dell'ala e dei motori si è fatto riferimento alle proporzioni del velivolo competitor A350-1000, mentre per il posizionamento degli impennaggi orizzontale e verticale si è fatto riferimento alla lunghezza ottimale l_{opt} calcolata con l'Eq. (5.2). Si riportano di seguito una vista 3D dell'assieme ottenuto e le 3 viste 2D con le relative quote espresse in m :

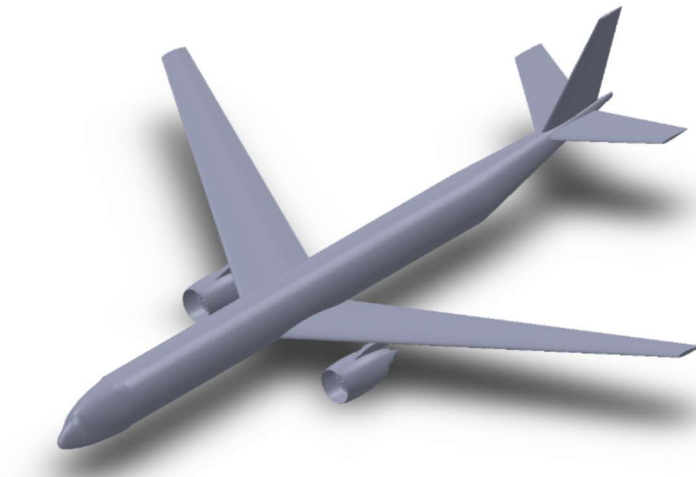


Figura 6.9 Modello CAD dell'assieme del velivolo

6.8 Assignment: 3D CAD model - 3-views

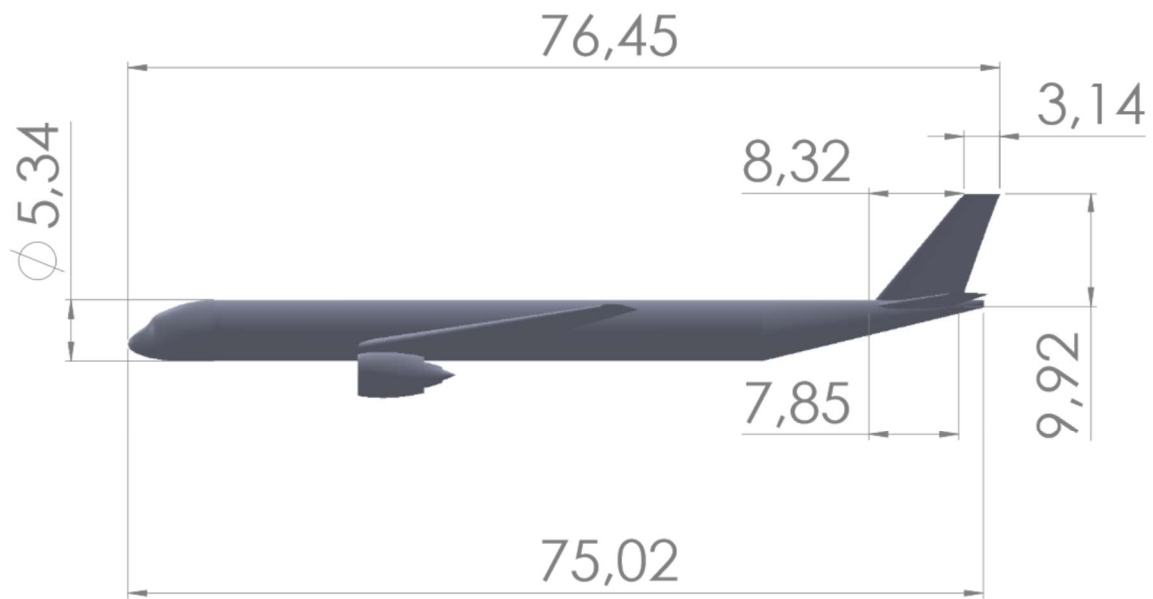


Figura 6.10 Vista laterale dell'assieme del velivolo

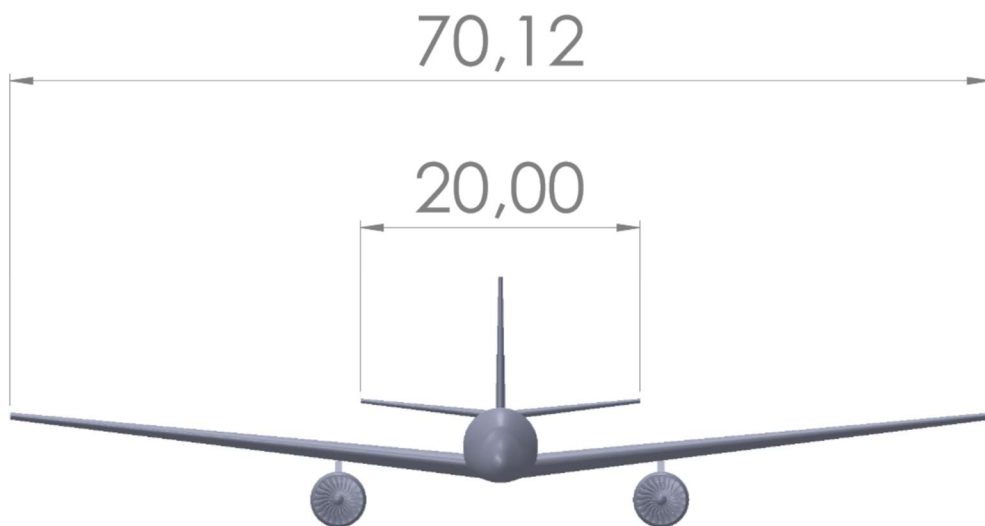


Figura 6.11 Vista frontale dell'assieme del velivolo

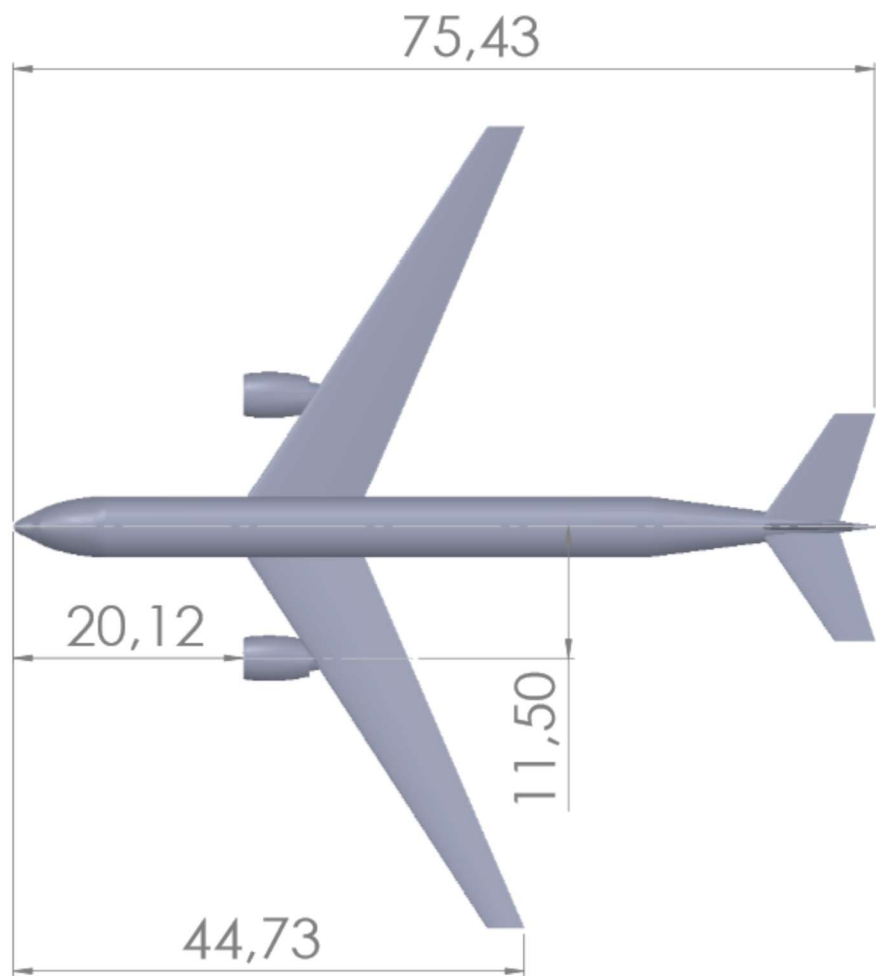


Figura 6.12 Vista dall'alto dell'assieme del velivolo

6.9 Assignment: Comments on the overall Weight & Balance

L'ultimo task del processo di *Conceptual Design* consiste nella determinazione della posizione del baricentro dell'aeromobile e nello studio della stabilità statica longitudinale del velivolo.

6.9.1 Center of Gravity

Per individuare la posizione del **baricentro** *CoG*, si procede a stimare approssimativamente la massa dei singoli componenti utilizzando la metodologia presentata in letteratura [1, p. 568], secondo la quale i pesi dei principali componenti dell'aereo possono essere approssimati da semplici rapporti. Tali valori storici per la classe di aerei *Transport* sono riportati nella Tabella 6.3:

	Massa [kg]
Wing	51060.94
Horizontal tail	5956.2
Vertical tail	2976.48
Fuselage	25984.32
Engine	7550

Tabella 6.3 Empty Weight Buildup

La superficie di ciascun componente è stata valutata in SOLIDWORKS[®] mediante il tool *Misura*. I valori finali ottenuti vengono elencati nella seguente tabella (al componente motore è stata assegnata la massa corretta disponibile in [11]):

	Transport [kg/m ²]	Multiplier
Wing	49	$S_{exposed\ planform}$
Horizontal tail	27	$S_{exposed\ planform}$
Vertical tail	27	$S_{exposed\ planform}$
Fuselage	24	$S_{wetted\ area}$

Tabella 6.4 Masse dei componenti principali del velivolo

Calcolati questi valori, si è proceduto ad assegnarli ai relativi componenti in SOLIDWORKS[®] utilizzando la funzione *Proprietà di massa*. Una volta assegnate le masse, il software calcola autonomamente la posizione del baricentro. Si può quindi determinare una stima della massa complessiva del velivolo:

$$m_{TO} = m_{CAD} + m_{Payload} + m_{fuel} \quad (6.18)$$

dove:

- $m_{CAD} = 93.538\ t$ è la somma delle masse dei singoli componenti che costituiscono il CAD;
- $m_{Payload} = 65\ t$;
- $m_{fuel} = 90.928\ t$ è la massa di combustibile a payload massimo corrispondente al punto 2 del diagramma Payload-Range di Figura 2.6.

Si ottiene:

$$m_{TO} = 249466\ kg$$

che se confrontato con il valore ricavato nel Capitolo 2 (Sottosezione 2.1.2) restituisce una differenza pari a $\Delta m = 62483 \text{ kg}$. Questa differenza è dovuta principalmente al fatto che nella costruzione del modello CAD non si è tenuto conto di altri componenti del velivolo, quali carrelli d'atterraggio e *flight controls*, e di tutti i sistemi di bordo (elettrico, idraulico, avionica, ecc.).

6.9.2 Stability

Identificata la posizione del baricentro, si procede con lo studio della **stabilità statica longitudinale dell'aereo**. A tal fine, in Figura 6.13 sono rappresentati il baricentro del velivolo, le coordinate di X_G e X_a , misurate a partire dal bordo di attacco del profilo di radice dell'ala, e la distanza tra i centri aerodinamici di ala e horizontal tail calcolata nella Sottosezione 5.2.1:

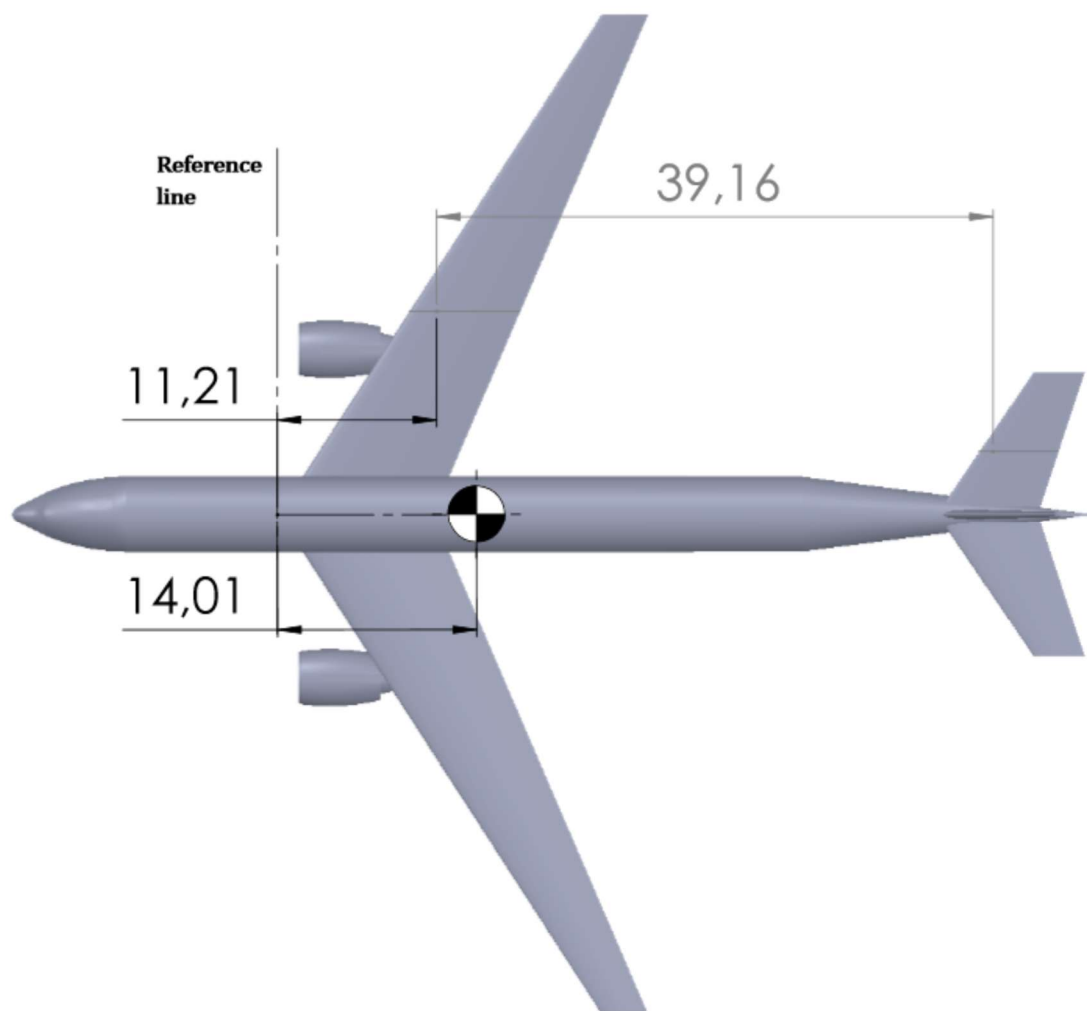


Figura 6.13 Quote per l'analisi della stabilità statica longitudinale

Dalle equazioni della meccanica del volo si può ricavare la posizione del fuoco del velivolo, anche detto **punto neutro**:

$$\frac{X_N}{C} = \frac{X_{a'}}{C} + V_H \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha}\right) = 1.999 \quad (6.19)$$

dove:

- $C = 7.79 \text{ m}$ è la corda media aerodinamica dell'ala, ricavata nella Sottosezione 3.3.4;
- $X_{a'} = 11.21 \text{ m}$ è la distanza tra il centro aerodinamico della MAC e la linea di riferimento;
- $a_t = 2\pi$ è il C_{L_α} dell'horizontal tail, preso in prima approssimazione pari a quello ideale;
- $a = 2\pi$ è il coefficiente angolare di portanza del velivolo completo, anche qui assunto pari al C_{L_α} ideale;
- $V_H = 0.8$ è il rapporto volumetrico di coda, definito nella Sottosezione 5.2.1;
- $\frac{\partial \varepsilon}{\partial \alpha} = 0.3$ è il fattore di *downwash*, di cui è stato scelto un valore tipico [2, p. 311].

Con questi valori, la posizione del punto neutro rispetto al bordo di attacco dell'ala vale:

$$X_N = 15.57 \text{ m}$$

Esso risulta più arretrato del baricentro, e di conseguenza il coefficiente di momento di beccheggio dell'intero velivolo assumerà un valore di segno negativo:

$$C_{M_\alpha} = a \frac{X_G - X_N}{C} = -1.258 \quad (6.20)$$

In virtù di tale risultato, il requisito di stabilità statica longitudinale del velivolo è assicurato.

Bibliografia

- [1] Raymer Daniel P., "*Aircraft design: A Conceptual Approach*", American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Sixth Edition, 2018
- [2] Sadraey Mohammad H., "*Aircraft design: A Systems Engineering Approach*", John Wiley & Sons, 2013
- [3] Roskam J., "*Airplane Design*", Roskam Aviation and Engineering Cooperation Rt4, Box 274, Ottawa, Kansas, 1985
- [4] European Union Aviation Safety Agency, "*Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25*", Amendment 26, 15 December 2020
- [5] Type-Certificate Data Sheet, "*No. EASA.A.151, AIRBUS A350*", European Union Aviation Safety Agency, 26 November 2019
- [6] EASA Safety Information Bulletin, "*SIB No. 2014-29*", 24 October 2014
- [7] Airbus A350 Aircraft Characteristics Airport and Maintenance Planning AC, AIRBUS S.A.S., 2005
- [8] A350 Family | Airbus Passenger Aircraft
- [9] Airfoil database list (airfoiltools.com)
- [10] ICAO Aircraft Engine Emissions Databank
- [11] The GE90 Engine | GE Aviation
- [12] Type-Certificate Data Sheet, "*No. IM.E.002 for GE90 Series Engines, Type Certificate Holder General Electric Company GE Aviation*", European Union Aviation Safety Agency, 18 December 2019
- [13] Popular models | 3D CAD Model Collection | GrabCAD Community Library