

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale
Aeromeccanica e sistemi



**Politecnico
di Torino**

Tesi di Laurea Magistrale

**Analisi del boom sonico nell'ambito del progetto
preliminare di un velivolo supersonico a basso
impatto acustico**

Relatori:

Prof. Davide Ferretto
Dott. Samuele Graziani
Prof.ssa Nicole Viola

Candidato:

Leonardo Ialongo

12 Dicembre 2024

Sommario

La crescente domanda di trasporto aereo veloce e la crescente consapevolezza sui cambiamenti climatici spingono la ricerca di soluzioni avanzate per l'aviazione supersonica, in particolare per l'industria civile. Negli anni passati, i voli supersonici erano limitati a causa dei costi operativi elevati, dell'efficienza del carburante e dell'impatto ambientale, in particolare per quanto riguarda il fenomeno del boom sonico. Tuttavia, con i recenti sviluppi tecnologici in aerodinamica, propulsione e materiali, l'interesse per il volo supersonico è aumentato, con la voglia di superare le sfide precedenti.

L'obiettivo principale di questa tesi è stato quello di sviluppare un progetto concettuale per un velivolo supersonico commerciale che rispetti rigorosi requisiti acustici. In particolare, si è concentrato sul contenimento del boom sonico e sull'ottimizzazione delle prestazioni in volo supersonico. Il progetto si è sviluppato attraverso un processo iterativo che ha integrato metodi statistici per stimare le caratteristiche del velivolo e analizzare le firme di pressione generate durante il volo. La metodologia impiegata ha incluso la creazione di un database statistico dei velivoli supersonici esistenti, il dimensionamento preliminare del velivolo, la definizione del profilo di missione e l'applicazione di un modello aerodinamico per calcolare le forze aerodinamiche in gioco durante il volo. L'elaborazione di un Matching Chart, unendo tutti i requisiti di interesse, ha permesso di identificare il punto ottimale di design, in grado di bilanciare l'aspetto operativo con le emissioni acustiche relative a boom sonico e non. I risultati indicano che il velivolo progettato può operare a Mach 1.5, trasportando 80 passeggeri su un range di 6000 km, minimizzando al contempo le emissioni acustiche per la tipologia di velivolo individuata.

In conclusione, questo studio fornisce una solida base per i futuri sviluppi dell'aviazione supersonica civile, proponendo un velivolo che non solo risponde alla crescente domanda di velocità, ma lo fa in modo rispettoso per quanto riguarda l'aspetto acustico. Inoltre, propone un interessante metodo di analisi del boom sonico, adattabile allo studio preliminare non solo dei velivoli convenzionali, ma anche delle altre categorie.

Indice

| | |
|---|-------------|
| Elenco delle tabelle | V |
| Elenco delle figure | VIII |
| Elenco degli Acronimi | IX |
| 1 Introduzione | 1 |
| 1.1 Storia del trasporto civile supersonico | 1 |
| 1.2 Fenomeno del Boom sonico | 2 |
| 1.3 Metodologia di avamprogetto | 3 |
| 1.3.1 Processo di design | 3 |
| 1.3.2 Acquisizione firme di pressione | 4 |
| 2 Scelte progettuali | 7 |
| 2.1 Requisiti di alto livello | 7 |
| 2.2 Conceptual Design | 7 |
| 2.3 Analisi statistica | 10 |
| 2.3.1 Popolazione statistica | 10 |
| 2.3.2 Database | 15 |
| 2.4 Profilo di missione | 17 |
| 3 Sviluppo progettuale | 19 |
| 3.1 Dimensionamento preliminare | 19 |
| 3.2 Secondo dimensionamento | 22 |
| 3.2.1 Stima frazione peso a vuoto | 22 |
| 3.2.2 Stima frazione combustibile | 23 |
| 3.2.3 Calcolo massa massima al decollo e aggiornamento dati | 25 |
| 3.3 Modello aerodinamico | 26 |
| 3.3.1 Portanza | 28 |
| 3.3.2 Resistenza | 29 |
| 3.4 Analisi statistica delle firme di pressione | 31 |
| 3.4.1 Popolazione statistica | 31 |
| 3.4.2 Database | 33 |
| 3.5 Modello matematico firme di pressione | 34 |

| | | |
|----------|--|-----------|
| 3.5.1 | Regressione lineare | 34 |
| 3.5.2 | Analisi di correlazione | 35 |
| 3.5.3 | Modello | 36 |
| 3.5.4 | Risultati del modello | 37 |
| 3.6 | Matching Chart | 38 |
| 3.6.1 | Requisiti operativi | 38 |
| 3.6.2 | Requisiti di rumorosità | 42 |
| 3.6.3 | Area di fattibilità | 44 |
| 3.7 | Dimensionamento finale | 47 |
| 3.7.1 | Risultati | 47 |
| 3.7.2 | Profilo alare | 48 |
| 4 | Analisi dei risultati e conclusioni | 51 |
| 4.1 | Confronto dei risultati | 51 |
| 4.2 | Conclusioni | 53 |
| | Bibliografia | 55 |
| | Ringraziamenti | 57 |

Elenco delle tabelle

| | | |
|------|---|----|
| 2.1 | Prestazioni | 15 |
| 2.2 | Geometria della fusoliera | 15 |
| 2.3 | Geometria dell'ala | 16 |
| 2.4 | Geometria della coda | 16 |
| 2.5 | Definizione fasi di volo | 18 |
| | | |
| 3.1 | Prestazioni | 21 |
| 3.2 | Dati fusoliera | 22 |
| 3.3 | Dati ala | 22 |
| 3.4 | Dati coda | 22 |
| 3.5 | Frazioni di massa | 24 |
| 3.6 | Dati ala | 25 |
| 3.7 | Dati coda | 25 |
| 3.8 | Condizioni di volo | 28 |
| 3.9 | Database velivoli convenzionali | 33 |
| 3.10 | Database velivoli low-boom | 34 |
| 3.11 | Richiamo coefficienti lineari del picco positivo di pressione | 43 |
| 3.12 | Prestazioni | 47 |
| 3.13 | Dati fusoliera | 47 |
| 3.14 | Dati ala | 48 |
| 3.15 | Dati coda | 48 |
| | | |
| 4.1 | Prestazioni | 51 |
| 4.2 | Dati fusoliera | 52 |
| 4.3 | Dati ala | 52 |
| 4.4 | Dati coda | 52 |

Elenco delle figure

| | | |
|------|---|----|
| 1.1 | Propagazione nell'atmosfera | 3 |
| 1.2 | Esempio di N-wave | 3 |
| 1.3 | Processo di design | 4 |
| 1.4 | Contorni del campo di pressione e numero di Mach dalle simulazioni CFD | 5 |
| 1.5 | Firme di pressione al suolo | 6 |
| | | |
| 2.1 | Diagramma di flusso | 9 |
| 2.2 | Spike S-512 (Fonte: [7]) | 10 |
| 2.3 | Boom Overture (Fonte: [13]) | 11 |
| 2.4 | Concorde (Fonte: [6]) | 11 |
| 2.5 | Tupolev Tu-144 (Fonte: [8]) | 12 |
| 2.6 | Tupolev Tu-244 (Fonte: [15]) | 12 |
| 2.7 | Tupolev Tu-444 (Fonte: [4]) | 13 |
| 2.8 | Boeing 2707 (Fonte: [14]) | 13 |
| 2.9 | Aerion SBJ (Fonte: [5]) | 14 |
| 2.10 | Lockheed L-2000 (Fonte: [11]) | 14 |
| 2.11 | Profilo di missione | 18 |
| | | |
| 3.1 | Approccio statistico | 20 |
| 3.2 | Approccio statistico | 20 |
| 3.3 | Sketch preliminare | 21 |
| 3.4 | Tabella stima frazione peso a vuoto | 23 |
| 3.5 | Origine delle forze aerodinamiche | 26 |
| 3.6 | CS-1 (Fonte: [19]) | 31 |
| 3.7 | CS-2 (Fonte: [12]) | 32 |
| 3.8 | Low-Boom Supersonic Business Jet (Fonte: [3]) | 33 |
| 3.9 | Matrice di correlazione | 36 |
| 3.10 | Emissioni acustiche nei cicli LTO | 43 |
| 3.11 | Matching Chart | 44 |
| 3.12 | Area di fattibilità | 45 |
| 3.13 | Punto di design | 46 |
| 3.14 | Sketch finale | 47 |
| 3.15 | NACA 65-206 (Fonte: [2]) | 48 |

| | | |
|------|--|----|
| 3.16 | Andamenti dei coefficienti aerodinamici al variare dell'angolo d'attacco | 49 |
| 3.17 | NACA 0006 (Fonte: [1]) | 49 |
| 3.18 | Andamenti dei coefficienti aerodinamici al variare dell'angolo d'attacco | 50 |
| 4.1 | Confronto Matching Chart | 51 |

Elenco degli Acronimi

| | |
|--------------------|--|
| AIAA | American Institute of Aeronautics and Astronautics |
| AR | Aspect Ratio |
| BAC | British Aircraft Corporation |
| CFD | Computational Fluid Dynamics |
| CoG | Center of Gravity |
| HLLC | Harten-Lax-van Leer-Contact |
| HTB | Hypersonic Test Bed |
| ICAO | International Civil Aviation Organization |
| LE | Leading Edge |
| LTO | Landing and Take-Off |
| MAC | Mean Aerodynamic Chord |
| MOREandLESS | MDO and REgulations for Low-boom and Environmentally Sustainable Supersonic aviation |
| MTOM | Maximum Take-Off Mass |
| NACA | National Advisory Committee for Aeronautics |
| NASA | National Aeronautics and Space Administration |
| OKB | Opytno-Konstruktorskoye Byuro |
| QueSST | Quiet Supersonic Technology |
| SABRE | Synergetic Air Breathing Rocket Engine |
| SBJ | Supersonic Business Jet |
| SFC | Specific Fuel Consumption |

SST Supersonic Transport

Capitolo 1

Introduzione

Il primo capitolo ha lo scopo di introdurre e contestualizzare gli argomenti che accompagneranno tutta la tesi, vale a dire il volo supersonico ed il fenomeno del boom sonico. Inoltre, viene fornita una descrizione inerente alla metodologia di avamprogetto utilizzata per lo sviluppo del codice in ambiente *Matlab*.

1.1 Storia del trasporto civile supersonico

La storia del volo supersonico per il trasporto passeggeri rappresenta un capitolo affascinante e ambizioso dell'evoluzione dell'aviazione moderna, caratterizzato da sogni di velocità vertiginose e innovazioni tecnologiche senza precedenti. A partire dagli anni '60, l'idea di superare la velocità del suono per collegare i continenti in poche ore ha attratto l'attenzione di ingegneri, scienziati e governi di tutto il mondo. Questa ambizione ha portato a investimenti significativi in ricerca e sviluppo, gettando le basi per il futuro dell'aviazione civile.

Il primo aereo commerciale supersonico, il *Tupolev Tu-144*, decollò nel 1968 in Unione Sovietica, segnando un importante traguardo nel settore. Tuttavia, fu il *Concorde*, frutto della collaborazione tra Francia e Regno Unito, a diventare il simbolo del trasporto civile supersonico. Inaugurato nel 1976, il *Concorde* rappresentò un'innovazione radicale, collegando Londra e Parigi a New York in meno di quattro ore, viaggiando a velocità superiori a Mach 2. Questo velivolo non solo trasformò il concetto di viaggio aereo, ma rappresentò anche un'affermazione di prestigio tecnologico e ingegneristico. Nonostante il suo successo iniziale, il *Concorde* affrontò una serie di sfide significative. I costi operativi elevati e il consumo di carburante, quasi il triplo rispetto ai velivoli convenzionali, ne limitarono la diffusione. Inoltre, l'impatto ambientale, in particolare il fenomeno del *boom sonico*, che creava onde d'urto udibili a terra, suscitò preoccupazioni e opposizione. Questi fattori, uniti all'incidente tragico nel 2000, portarono alla cessazione dei voli nel 2003, segnando la fine di un'era.

Negli anni successivi, l'interesse per il volo supersonico è rinato, alimentato dai progressi tecnologici e dalla crescente domanda di viaggi aerei più rapidi. Diverse aziende, tra cui *Boom Supersonic*, *Spike Aerospace* e *Aerion Supersonic*, hanno intrapreso progetti per sviluppare nuovi velivoli supersonici. Questi nuovi modelli puntano a migliorare l'efficienza del carburante, ridurre le emissioni e affrontare le problematiche legate al rumore, cercando di conciliare velocità e sostenibilità ambientale. Ad esempio, il progetto *Overture* di *Boom Supersonic* prevede aerei in grado di volare a Mach 1.7, riducendo il tempo di volo tra grandi città e rendendo il trasporto aereo supersonico più accessibile. Allo stesso tempo, la tecnologia avanzata, come i materiali compositi e i motori a bassa emissione, offre la promessa di ridurre l'impatto ambientale.

In un contesto di crescente globalizzazione e mobilità, il volo supersonico potrebbe non solo riaprire le porte a viaggi internazionali più rapidi, ma anche stimolare l'innovazione nel settore aeronautico, rappresentando una nuova era di opportunità e sfide. Riflessioni sul futuro del volo supersonico mettono in evidenza non solo le sue potenzialità economiche, ma anche le responsabilità etiche e ambientali che gli sviluppi tecnologici comportano. La riscoperta del volo supersonico, quindi, non è solo un ritorno a un sogno realizzato nel passato, ma un passo verso una nuova era di aviazione, dove velocità e sostenibilità devono coesistere per rispondere alle esigenze di un mondo in continua evoluzione.

1.2 Fenomeno del Boom sonico

Il fenomeno del boom sonico rappresenta una delle manifestazioni più affascinanti e complesse della fisica acustica e aerodinamica. Si verifica quando un oggetto, tipicamente un aereo, supera la velocità del suono, stabilendo un'interazione tra le onde sonore e l'oggetto stesso. Questa condizione genera un'onda d'urto, che produce un caratteristico "boato" percepito da osservatori a terra, come evidenziato in figura 1.1.

Il concetto di velocità del suono è influenzato da diversi fattori, tra cui la temperatura, la pressione e l'umidità dell'aria. A livello del mare, la velocità del suono è di circa 343 metri al secondo (o 1235 km/h). Quando un oggetto si muove più velocemente di questa velocità, la pressione dell'aria si accumula davanti all'oggetto, creando una compressione che si trasforma in un'onda d'urto. Tipicamente questa onda d'urto ha una forma ad N, infatti è denominata *N-wave*, mostrata in figura 1.2. Questo perché gli shock sono due, di cui il primo sulla parte frontale del velivolo e il secondo sulla coda. Inoltre, se la distanza di tempo tra i due shock è maggiore di 0.15 secondi, è possibile avvertirli entrambi, causando un inquinamento acustico maggiore.

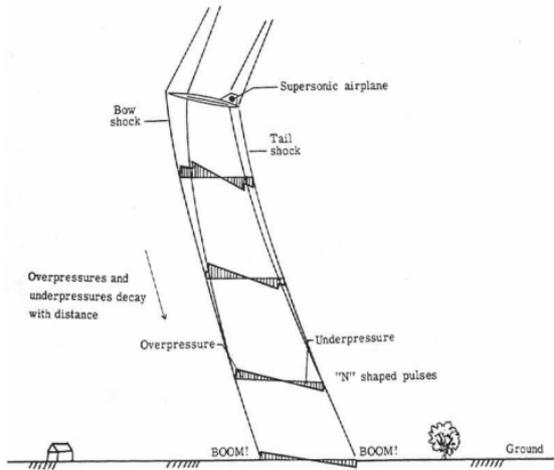


Figura 1.1: Propagazione nell'atmosfera

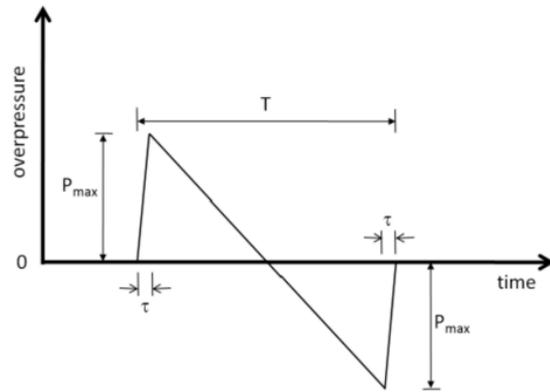


Figura 1.2: Esempio di N-wave

Il boom sonico ha importanti implicazioni sia in ambito civile che militare. Mentre in ambito aeronautico rappresenta una sfida tecnica e di sicurezza, esso ha anche un impatto significativo sul territorio e sulle comunità. Le normative e le limitazioni di volo supersonico, in particolare sopra aree abitate, sono frutto delle preoccupazioni per l'inquinamento acustico e le potenziali conseguenze ambientali. L'effetto del boom sonico è molto complesso da studiare, vista la natura fortemente vibratoria del fenomeno. Può arrecare danno sia alle persone, con effetti diversi tra l'interno e l'esterno delle abitazioni, sia agli oggetti, provocando danni strutturali o la caduta di questi ultimi.

1.3 Metodologia di avamprogetto

1.3.1 Processo di design

Il processo di design di un velivolo può essere suddiviso in tre fasi principali, ovvero *Conceptual Design*, *Preliminary Design* e *Detailed Design*, illustrate in figura 1.3. Il cosiddetto *Conceptual Design* di un velivolo rappresenta la fase preliminare e strategica nella progettazione aeronautica, durante la quale vengono definite le caratteristiche fondamentali e i parametri tecnici del velivolo. Questa fase mira a tradurre i requisiti operativi in una configurazione aerodinamica e strutturale ottimale, che possa soddisfare le aspettative in termini di prestazioni, sicurezza, efficienza energetica e impatto ambientale. Prevede un'attenta valutazione delle prestazioni desiderate del velivolo, come velocità, capacità di carico, autonomia di volo, tenendo conto dei vincoli tecnologici.

Esso rappresenta solo il primo, ma fondamentale, scalino per il processo di design di un qualsiasi velivolo. Preceduto solamente dalla definizione dei requisiti di alto livello, scelti appositamente dal progettista in base alle necessità ricercate nel velivolo

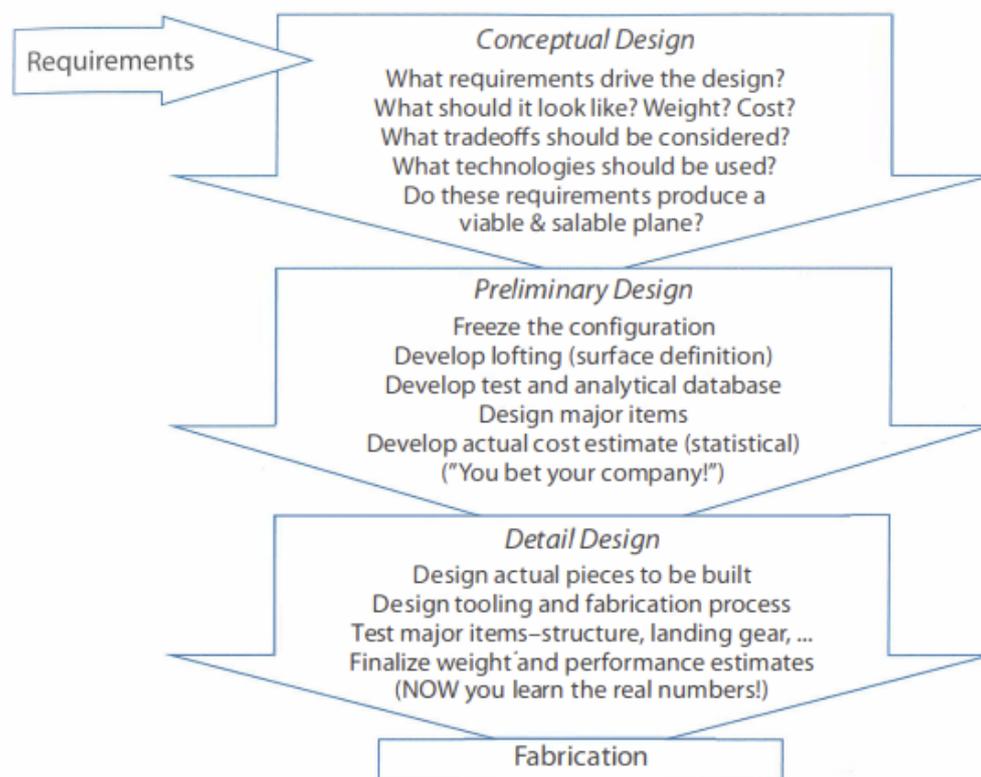


Figura 1.3: Processo di design

stesso. A cascata ci sono: la fase di *Preliminary Design*, dove il concept ottenuto nella fase precedente viene sottoposto ad analisi tecniche più stringenti, al fine di ottenere la configurazione "ottima" con la definizione dei sottosistemi e la distribuzione dei carichi che porta ad ottenere la posizione del centro di gravità (CoG), oltre che le condizioni di stabilità e manovrabilità; la fase di *Detailed Design*, dove la configurazione viene rifinita fino al livello di dettaglio massimo con prestazioni e peso continuamente aggiornati dopo ogni piccola modifica. Superata quest'ultima fase, il velivolo è pronto per essere prodotto.

Sebbene tutto il processo sembrerebbe lineare, in realtà ogni fase di esso è sottoposta a più iterazioni volte al raggiungimento di risultati sufficientemente accurati, in conformità con lo step in cui ci si trova. Se, infatti, i risultati ottenuti non sono abbastanza soddisfacenti, si agisce sullo step precedente e si valutano gli effetti. Sostanzialmente, ogni fase ha dei check che devono essere superati per poter passare alla successiva.

1.3.2 Acquisizione firme di pressione

L'acquisizione dei dati inerenti alle firme di pressione rappresenta un passaggio fondamentale per il successivo svolgimento dell'analisi sul boom sonico. Per fare ciò, è

stato sfruttato lo studio *higher-fidelity* presente nella pubblicazione [19]. L'approccio consiste in due step:

1. **Simulazione fluidodinamica computazionale (CFD):** volta alla creazione di un modello di propagazione delle onde d'urto generate dall'aereo supersonico analizzato;
2. **Tool di propagazione:** necessario per individuare la propagazione delle onde d'urto fino al suolo, attraverso l'atmosfera.

Il primo step valuta il fenomeno del boom sonico nel cosiddetto *near-field*, ovvero prossimo al velivolo. È richiesta l'analisi di fenomeni fisici complessi, tra cui instabilità aerodinamiche, perturbazioni di pressione e flussi ad alta velocità. A tal proposito, l'utilizzo di simulazioni numeriche rappresenta uno strumento efficace. Tramite l'utilizzo del codice open-source *SU2 Multiphysics Simulation and Design Software* [9] e dello schema numerico *HLLC (Harten-Lax-van Leer-Contact)* [20], è possibile rappresentare accuratamente le perturbazioni di pressione nel *near-field*, responsabili del boom sonico. L'approccio utilizzato per la risoluzione della simulazione è quello di Eulero; inoltre, lo schema *HLLC* contribuisce nella gestione delle discontinuità, ripristinando onde di contatto e taglio assenti nelle equazioni di Eulero, senza introdurre ulteriori effetti di diffusione indesiderata.

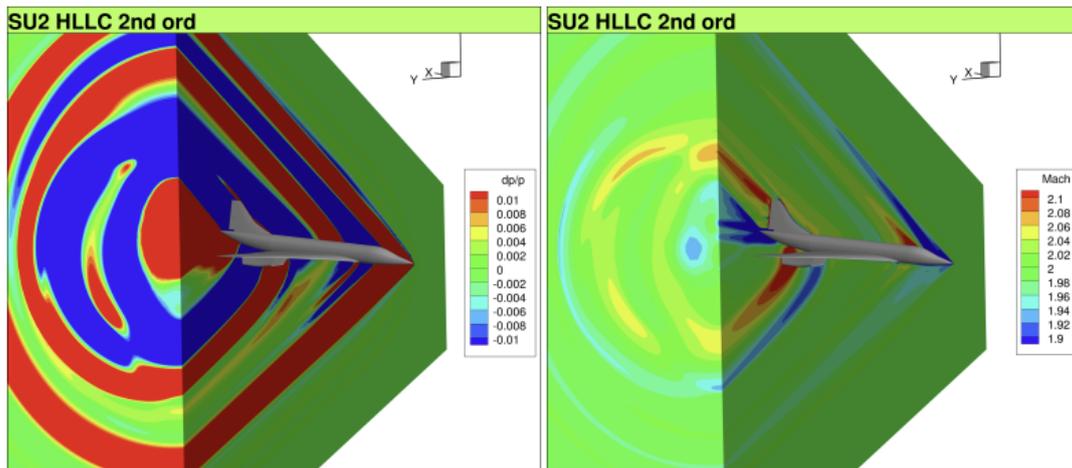


Figura 1.4: Contorni del campo di pressione e numero di Mach dalle simulazioni CFD

I risultati delle simulazioni CFD, come da esempio mostrato in figura 1.4, evidenziano una distribuzione accurata della pressione e del numero di Mach intorno al velivolo, con una buona capacità di tracciare le onde d'urto e mantenere un campo aerodinamico stabile anche a grande distanza. Le firme di pressione radiali, estratte da angoli compresi tra 0° (sotto il velivolo) e 180° (sopra il velivolo), subiscono variazioni minime tra le direzioni. I picchi di pressione si distribuiscono in modo

graduale tra la parte inferiore e superiore del velivolo, confermando la capacità della metodologia di prevedere con precisione le caratteristiche del boom sonico e le variazioni di rumore.

Il secondo step prevede l'utilizzo di un algoritmo di propagazione nel *far-field* più dettagliato per generare i risultati di confronto. A differenza della simulazione CFD del campo di pressione turbolento vicino al velivolo, il tool di propagazione non considera la rifrazione delle onde, ma tiene conto delle disomogeneità atmosferiche. Il programma si basa sull'*Augmented Burgers Equation* [16], un'equazione non lineare 1D che descrive la propagazione delle onde d'urto lungo raggi acustici, i quali sono determinati utilizzando principi lineari. Il software considera i profili atmosferici stratificati di pressione, temperatura, vento e umidità relativa.

Le firme di sovrappressione, estratte dalle simulazioni CFD del campo di pressione vicino al velivolo, vengono registrate su linee parallele all'aereo, con la posizione di queste linee determinata dall'angolo azimutale e dalla distanza radiale. Per ottenere una firma adatta alla propagazione, viene aggiunta una leggera attenuazione alla sua parte finale.

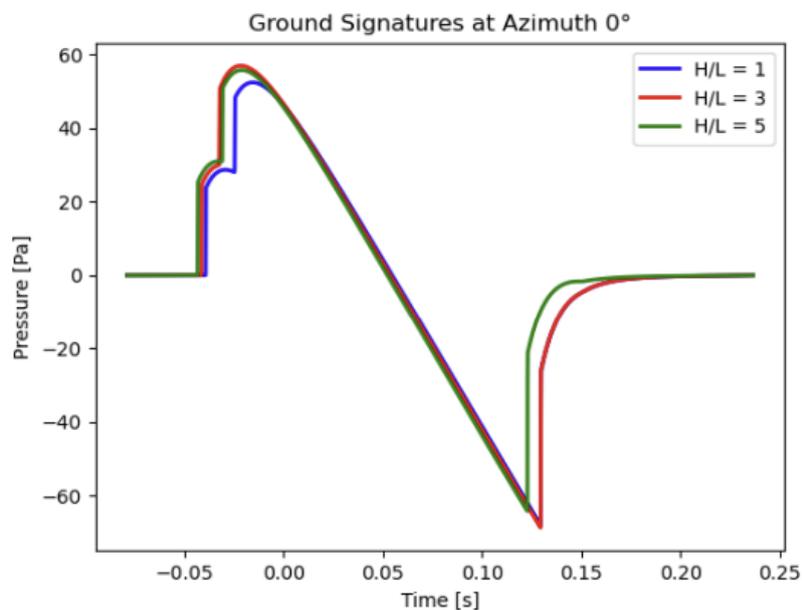


Figura 1.5: Firme di pressione al suolo

I risultati della propagazione delle firme nel campo lontano mostrano il carattere classico dell'onda *N* del boom sonico a terra. Le deviazioni tra le diverse distanze radiali estratte sono minime, ma si notano cambiamenti nella posizione dello shock anteriore e posteriore.

Capitolo 2

Scelte progettuali

2.1 Requisiti di alto livello

I requisiti di alto livello definiscono le caratteristiche fondamentali che il velivolo deve soddisfare per compiere la sua missione principale e sono essenziali per guidare tutte le fasi di progettazione. Rispondendo a queste esigenze, si determina la configurazione generale e le prestazioni del velivolo, assicurando che soddisfi gli obiettivi operativi previsti dal committente o dall'utilizzatore finale.

Nel caso di studio, la scelta dei requisiti è ricaduta sui seguenti parametri:

- **Mach di crociera:** 1.5 (supersonica) e 0.85 (subsonica)
- **Equipaggio:** 2 piloti + 2 assistenti
- **Passeggeri:** 80
- **Range:** 6000 km
- **Quota:** 18 km
- **Boom sonico:** $\Delta p < 1.7 \text{ psf}$

2.2 Conceptual Design

Per il caso di studio in questione, il focus sarà sul *Conceptual Design*. In particolare, la metodologia di avamprogetto scelta per lo svolgimento della tesi è l'approccio del *Raymer*, descritto nel testo fondamentale *Aircraft Design: A Conceptual Approach* [18]. Questo approccio si articola in diverse fasi che mirano a definire i parametri chiave del progetto, permettendo di passare dalle specifiche di base fino alla configurazione dettagliata e alle stime di prestazioni del velivolo.

Questa metodologia è apprezzata per la sua sistematicità e adattabilità a vari tipi di aeromobili, dalla progettazione preliminare di piccoli velivoli commerciali a quella di aerei da combattimento o velivoli supersonici, come nel caso di studio. La struttura iterativa consente di sviluppare un progetto coerente, ottimizzando il design fino a raggiungere una configurazione che risponda efficacemente alle specifiche della missione e ai vincoli del progetto.

In particolare, lo sviluppo proposto verte su alcuni capitoli fondamentali del libro:

- **Chapter 3: Sizing from a Conceptual Sketch**
- **Chapter 5: Thrust-to-Weight Ratio and Wing Loading**
- **Chapter 12: Aerodynamics**

Dai quali sono stati ottenuti alcuni punti del processo sviluppato. Il tutto inserito all'interno di un processo iterativo che punta a ottimizzare l'aspetto del dimensionamento del velivolo.

Il processo effettivo è più ampio ed è individuato dai seguenti passaggi:

1. **Analisi statistica:** raccolta e raggruppamento di dati relativi ai velivoli supersonici da trasporto civile;
2. **Profilo di missione:** individuazione dei compiti che il velivolo deve svolgere durante la sua vita operativa;
3. **Dimensionamento preliminare:** ottenuto dagli andamenti dell'analisi statistica, inserendo gli input desiderati;
4. **Secondo dimensionamento:** prevede un ciclo iterativo che aggiorna la massa massima al decollo e, conseguentemente, le caratteristiche geometriche;
5. **Modello aerodinamico:** individuazione di un modello per il calcolo dei coefficienti aerodinamici;
6. **Analisi statistica delle firme di pressione:** raccolta e raggruppamento di dati relativi alle firme di pressione di due categorie di velivolo, convenzionale (*simil-Concorde*) e low-boom, in varie configurazioni di volo;
7. **Modello matematico firme di pressione:** stesura di un modello matematico che possa stimare in maniera sufficientemente accurata le firme di pressione generate dalla configurazione del velivolo analizzato;
8. **Matching Chart:** generazione di un grafico che mostra la zone di operabilità del velivolo, in modo tale da ottenere un punto di "ottimo" del design;

9. **Dimensionamento finale:** calcolo dei risultati e ottenimento del design finale.

I primi due punti, riguardanti l'analisi statistica e il profilo di missione, rappresentano ancora delle fasi preliminari che hanno lo scopo di indirizzare il successivo design del velivolo nella direzione desiderata. I restanti punti portano a un livello di dettaglio crescente, nel quale il dimensionamento del velivolo viene più volte aggiornato in modo tale da stare al passo con lo sviluppo progettuale.

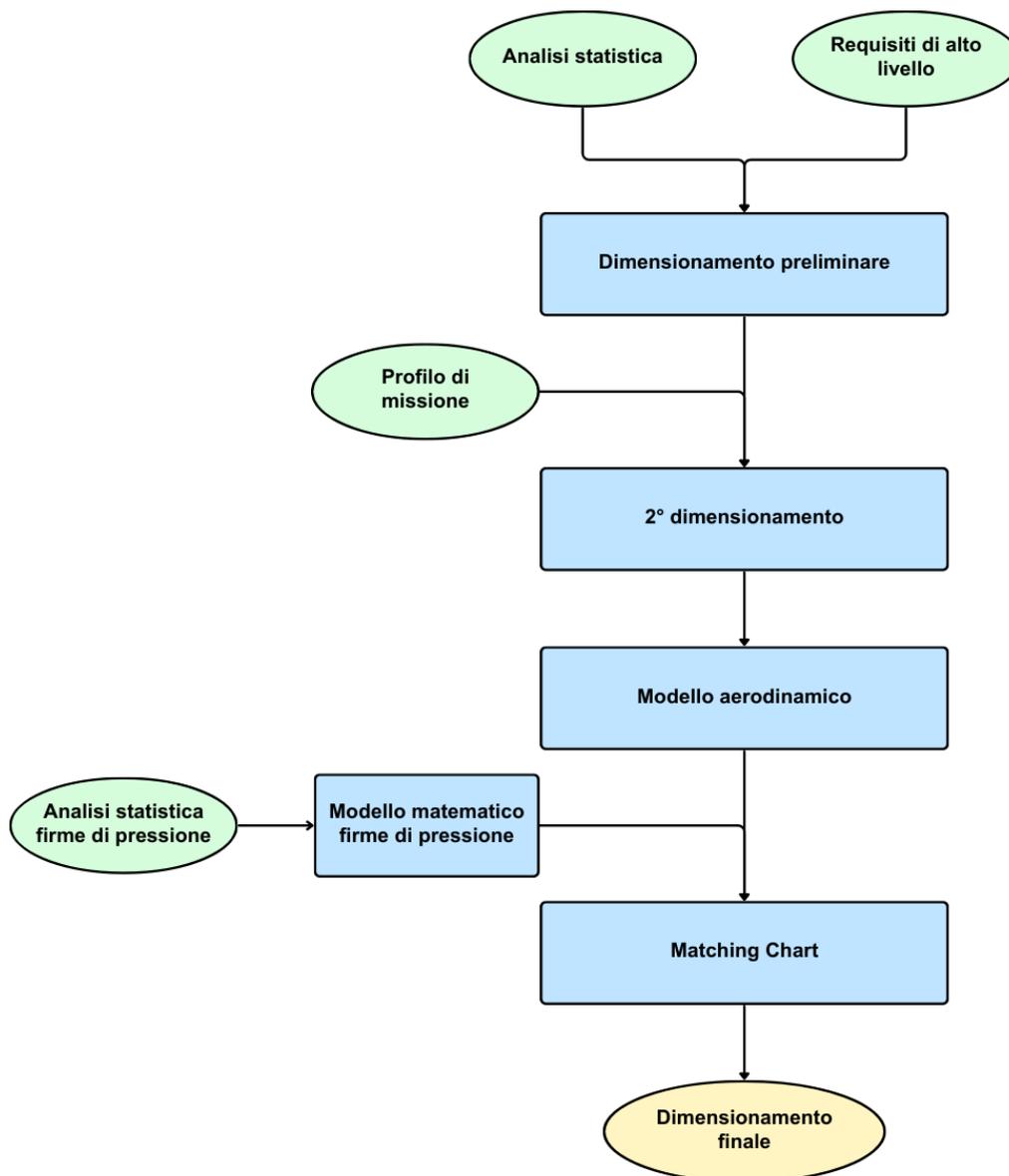


Figura 2.1: Diagramma di flusso

2.3 Analisi statistica

Alla base dello sviluppo progettuale della tesi è presente l'analisi statistica. Nonostante sia un passaggio preliminare, essa è essenziale nell'indirizzare il processo di sviluppo. L'analisi statistica consiste nel raggruppamento di tutta una serie di velivoli facenti parte della stessa categoria che si vuole progettare, i cui dati possano, quindi, rispecchiare le caratteristiche ricercate. Il fine è di trarne degli andamenti, il più possibile accurati, che permettano una prima stima numerica a partire dagli input, cioè i requisiti di alto livello precedentemente scelti.

2.3.1 Popolazione statistica

Di seguito, una breve descrizione degli aerei supersonici da trasporto civile individuati per la popolazione statistica. Da notare come tra questi siano presenti sia velivoli che sono stati effettivamente operativi in passato, sia concept avanzati o prototipi.

Spike S-512

Lo *Spike S-512* è un velivolo supersonico progettato dalla *Spike Aerospace* per il trasporto civile, capace di raggiungere velocità di crociera di Mach 1.6 ed ospitare fino a 18 passeggeri. Prospetta di coprire distanze come New York-Londra in meno di tre ore. La cabina ha la particolarità di essere senza finestrini e di garantire la visuale ai passeggeri tramite dei sistemi di telecamere e la presenza di schermi posizionati sulla parte interna della fusoliera. Con la promessa di rendere il volo più silenzioso e sostenibile.

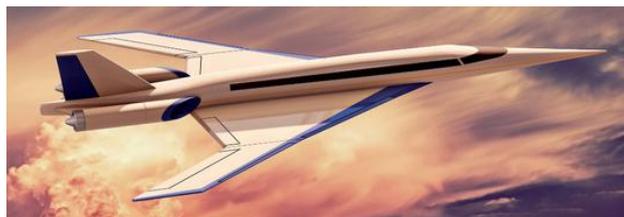


Figura 2.2: Spike S-512 (Fonte: [7])

Boom Overture

Il *Boom Overture* è un velivolo supersonico ideato dalla *Boom Technology*. Il suo design rappresenta un modello in scala al 75% del *Concorde*. Caratterizzato da un design elegante e da un'ala a delta, prevede di volare a una velocità di crociera di Mach 1.7 ed ospitare fino a 88 passeggeri. La sua immissione sul mercato è prevista per il 2029/2030 con 500 possibili rotte di volo.



Figura 2.3: Boom Overture (Fonte: [13])

Aerospatiale-BAC Concorde

Noto come *Concorde* rappresenta una pietra miliare del volo da trasporto supersonico. Sviluppato da *British Aerospace* insieme ad *Aerospatiale* e operativo dal 1976 al 2003, è stato capace di raggiungere velocità di crociera di Mach 2.04, collegando Parigi, Dakar, Rio de Janeiro, Londra, Bahrein e successivamente New York. Caratterizzato dalla posizione del naso modificabile in base alla fase di volo, poteva trasportare fino a 120 passeggeri in un ambiente di lusso. Sebbene fosse un simbolo di innovazione aeronautica, il velivolo affrontò sfide legate ai costi operativi e all'impatto del boom sonico, che limitarono le sue rotte a spazi aerei specifici.



Figura 2.4: Concorde (Fonte: [6])

Tu-144

Il *Tupolev Tu-144*, anche detto *Charger*, è stato il primo aereo supersonico per passeggeri, sviluppato in Unione Sovietica da *Tupolev* (precedentemente *OKB*) ed operativo dal 1968 al 1998. Con una velocità di crociera di oltre Mach 2, di poco variabile in base alla versione (*144*, *144S*, *144D*, *144LL*), il *Tu-144* poteva coprire distanze simili a quelle del *Concorde*. Caratterizzato da un design con ali a delta, canard anteriori, il *Tu-144* poteva ospitare fino a 150 passeggeri. Tuttavia, a causa

di problemi tecnici e limitazioni operative, il velivolo ebbe una breve carriera commerciale, restando un traguardo tecnico ma poco impiegato rispetto alle aspettative iniziali.



Figura 2.5: Tupolev Tu-144 (Fonte: [8])

Tu-244

Il *Tupolev Tu-244* è stato un progetto di aereo supersonico russo ideato come evoluzione del *Tu-144* per il trasporto a lungo raggio e un numero maggiore di passeggeri. Progettato per raggiungere una velocità di crociera di Mach 2.2, il *Tu-244* avrebbe avuto una capacità di circa 320 passeggeri e un'autonomia superiore, pensata per rotte transcontinentali. Tra le innovazioni previste, includeva una riduzione del consumo di carburante e tecnologie per minimizzare l'impatto acustico del boom sonico. Sebbene sia rimasto solo un progetto, il *Tu-244* rappresentava un interessante sviluppo nelle aspirazioni per il volo supersonico di linea.



Figura 2.6: Tupolev Tu-244 (Fonte: [15])

Tu-444

Il *Tupolev Tu-444* è stato un progetto russo di business jet supersonico, concepito per trasportare fino a 6-10 passeggeri a una velocità di crociera di Mach 2. Pensato per rispondere alla domanda di voli executive ultra-veloci, il *Tu-444* avrebbe combinato l'efficienza del volo supersonico con un design compatto e lussuoso. Il progetto includeva tecnologie avanzate per ridurre il consumo di carburante e mitigare il boom sonico, con l'obiettivo di permettere voli supersonici anche su rotte più brevi. Tuttavia, è rimasto allo stadio di progetto, senza essere sviluppato come prototipo.



Figura 2.7: Tupolev Tu-444 (Fonte: [4])

Boeing 2707

Il *Boeing 2707* è stato un progetto statunitense di aereo di linea supersonico, sviluppato negli anni '60 come risposta americana al *Concorde*. Progettato per raggiungere velocità fino a Mach 2.7, il *2707* avrebbe potuto trasportare fino a 234 passeggeri su rotte transoceaniche, riducendo significativamente i tempi di volo. Con un'ala a geometria variabile, il design mirava a bilanciare velocità supersoniche e manovrabilità. Nonostante l'innovazione, il progetto fu abbandonato nel 1971 a causa di difficoltà tecniche, costi elevati e preoccupazioni ambientali, segnando la fine dell'ambizioso tentativo degli Stati Uniti di competere nel mercato dei voli supersonici di linea.



Figura 2.8: Boeing 2707 (Fonte: [14])

Aerion SBJ

L'*Aerion SBJ* (Supersonic Business Jet) è stato un progetto di jet privato supersonico concepito dalla società *Aerion Corporation* per il mercato dell'aviazione d'affari. Progettato per raggiungere velocità fino a Mach 1.7, l'*SBJ* avrebbe potuto ospitare fino a 12 passeggeri, permettendo spostamenti rapidi tra città intercontinentali come New York e Londra in circa 4 ore. Basato su un design con ali a flusso laminare supersonico, il jet puntava a ridurre il consumo di carburante e il boom sonico, permettendo voli più sostenibili e silenziosi. Tuttavia, nonostante l'interesse nel mercato dei voli executive, il progetto è stato sospeso e non ha mai raggiunto la fase di produzione.



Figura 2.9: Aerion SBJ (Fonte: [5])

Lockheed L-2000

Il *Lockheed L-2000* era un progetto di aereo di linea supersonico sviluppato negli anni '60 da *Lockheed* per il programma statunitense *SST* (Supersonic Transport), in competizione con il *Boeing 2707* e, ovviamente, con il *Concorde*. Pensato per trasportare fino a 273 passeggeri a una velocità di crociera di Mach 3, il design prevedeva un'ala delta e motori posizionati sotto la fusoliera per ottimizzare aerodinamica e stabilità. Nonostante l'interesse iniziale, il progetto fu infine accantonato a favore del *Boeing 2707*, e il programma *SST* stesso fu abbandonato.



Figura 2.10: Lockheed L-2000 (Fonte: [11])

2.3.2 Database

Le seguenti tabelle riportano in toto la raccolta dei dati per i velivoli sopraelencati. Notare che le unità di misura non sono state inserite per una questione di alleggerimento delle tabelle. Verranno mostrate nel dettaglio successivamente.

| Velivolo | Mach | Pass. | Payload | Range | Massa a vuoto | Fuel | Massa max al decollo | Spinta | SFC |
|-----------------|------|-------|---------|-------|---------------|--------|----------------------|--------|----------|
| S-512 | 1.6 | 18 | 2722 | 11500 | 24041 | 25400 | 52163 | 178 | 2.20e-05 |
| Boom | 1.7 | 88 | 6500 | 7870 | 32011 | 38600 | 77111 | 640 | 3.00e-05 |
| Concorde | 2.04 | 120 | 12700 | 6230 | 76690 | 95680 | 185070 | 676 | 3.60e-05 |
| Tu-144 | 2.17 | 150 | 12000 | 2920 | 98000 | 70000 | 180000 | 688 | 5.10e-05 |
| Tu-144S | 2.07 | 150 | 15000 | 3600 | 82000 | 98000 | 195000 | 712 | 5.10e-05 |
| Tu-144D | 2 | 150 | 15000 | 6200 | 99000 | 93000 | 207000 | 784 | 3.50e-05 |
| Tu-144LL | 2.17 | 150 | 15000 | 4000 | 93000 | 95000 | 203000 | 980 | 4.80e-05 |
| Tu-244 | 2.2 | 320 | 28800 | 9200 | 143200 | 178000 | 350000 | 1295 | 4.80e-05 |
| Tu-444 | 2 | 10 | 1000 | 7500 | 19500 | 20500 | 41000 | 190 | 5.60e-05 |
| 2707 | 2.7 | 234 | 22185 | 6685 | 98010 | 220000 | 340195 | 1164 | 5.00e-05 |
| SBJ | 1.7 | 12 | 1000 | 7800 | 19230 | 20593 | 40823 | 174 | 2.20e-05 |
| L-2000 | 3 | 273 | 25000 | 7400 | 107955 | 134664 | 267619 | 1160 | 5.00e-05 |

Tabella 2.1: Prestazioni

| Velivolo | Lunghezza | Larghezza | Altezza | Altezza totale |
|--------------------|-----------|-----------|---------|----------------|
| Spike 512 | 37 | 2.06 | 2.17 | 6.2 |
| Overture | 61 | 2.62 | 2.78 | 11 |
| Concorde | 61.66 | 2.9 | 3.08 | 12.2 |
| TU-144 | 59.4 | 3.5 | 3.25 | 12.25 |
| TU-144 S | 65.7 | 3.45 | 3.5 | 14.4 |
| TU-144 D | 65.7 | 3.45 | 3.5 | 14.4 |
| TU-144 LL | 65.7 | 3.45 | 3.5 | 14.4 |
| TU-244 | 88.7 | 3.9 | 4.11 | 16.9 |
| TU-444 | 36 | 2.16 | 2.28 | 6.51 |
| Boeing 2707 | 91.44 | 3.72 | 4.21 | 16.17 |
| Aerion SBJ | 41.33 | 2.14 | 2.26 | 6.46 |
| L-2000 | 83.26 | 4.99 | 4.69 | 14 |

Tabella 2.2: Geometria della fusoliera

| Velivolo | Area | Apertura alare | Corda di radice | Corda di estremità | Angolo di freccia medio |
|--------------------|--------|----------------|-----------------|--------------------|-------------------------|
| Spike 512 | 112.5 | 18 | 18.87 | 1.13 | 63 |
| Overture | 218 | 18 | 31.1 | 1.87 | 55 |
| Concorde | 358.25 | 25.6 | 27.71 | 1.66 | 55 |
| TU-144 | 438 | 27.65 | 30.29 | 1.82 | 67 |
| TU-144 S | 503 | 28 | 33.5 | 2.01 | 67 |
| TU-144 D | 507 | 28.8 | 33.5 | 2.01 | 67 |
| TU-144 LL | 507 | 28.8 | 33.5 | 2.01 | 67 |
| TU-244 | 1200 | 54.77 | 54.71 | 3.28 | 63 |
| TU-444 | 136 | 16.2 | 18.36 | 1.1 | 67 |
| Boeing 2707 | 865.6 | 43.72 | 56.4 | 3.38 | 63 |
| Aerion SBJ | 111.5 | 19.58 | 21.08 | 1.26 | 63 |
| L-2000 | 875.5 | 35.36 | 51.35 | 3.08 | 75 |

Tabella 2.3: Geometria dell'ala

| Velivolo | Area | Apertura | Corda di radice | Corda di estremità | Angolo di freccia medio |
|--------------------|--------|----------|-----------------|--------------------|-------------------------|
| Spike 512 | 32.12 | 3.25 | 5.32 | 2.32 | 45 |
| Overture | 38.26 | 4.74 | 13.02 | 2.36 | 67.5 |
| Concorde | 43.26 | 5.36 | 13.4 | 2.68 | 67.5 |
| TU-144 | 96.35 | 6.6 | 13.75 | 2.75 | 63.75 |
| TU-144 S | 106.57 | 7.3 | 15.2 | 3.05 | 63.75 |
| TU-144 D | 106.57 | 7.3 | 15.2 | 3.05 | 63.75 |
| TU-144 LL | 106.57 | 7.3 | 15.2 | 3.05 | 63.75 |
| TU-244 | 107 | 7.33 | 13.2 | 2.92 | 43 |
| TU-444 | 34 | 3.44 | 5 | 1.55 | 43 |
| Boeing 2707 | 151.1 | 10.35 | 15.25 | 3.05 | 45 |
| Aerion SBJ | 11.12 | 2.22 | 8.58 | 5.4 | 70 |
| L-2000 | 92.26 | 6.32 | 13.78 | 4.6 | 55 |

Tabella 2.4: Geometria della coda

2.4 Profilo di missione

Il profilo di missione è una componente fondamentale nel processo di progettazione aeronautica, in quanto fornisce una descrizione dettagliata di tutte le fasi operative che un aeromobile deve affrontare per portare a termine la propria missione con successo. Esso consiste in una sequenza di tutte le fasi del volo, ciascuna caratterizzata da specifici parametri di velocità, quota, consumo di carburante e distanza percorsa.

Ogni fase della missione, che può includere il decollo, la salita, la crociera, le manovre di missione, la discesa e infine l'atterraggio, ha le proprie caratteristiche. Ad esempio, la fase di decollo può richiedere una potenza motrice elevata, mentre la crociera richiede un'elevata efficienza per ridurre al minimo il consumo di carburante e aumentare l'autonomia. La descrizione più accurata possibile di queste fasi consente di stimare la quantità di carburante necessaria ed i tempi di ognuna di esse.

La scelta della missione è ricaduta su una crociera semplice, con le fasi di salita, crociera e discesa che si dividono a loro volta tra parte subsonica e parte supersonica. Inoltre è presente anche un volo di stazionamento, detto loiter, di 20 minuti, che è aggiunto per motivi di safety poiché fornisce la possibilità di avere dell'autonomia di volo in più. Ipotizzando, quindi, di poter affrontare una situazione in cui l'aeroporto è chiuso, raggiungendone un altro nelle vicinanze, o banalmente la possibilità di atterraggio mancato. Viene utilizzato per il calcolo del combustibile totale essendo che ne comporta un'aggiunta, sebbene non sia mostrato in figura 2.11. Dalla stessa figura, è facile notare una certa simmetria della missione, dovuta alla presenza di due crociere subsoniche, pensate per garantire il cosiddetto "volo overland", ovvero il volo sopra la terraferma, che rappresenta la fase più problematica sotto l'aspetto dell'inquinamento acustico.

Inoltre, a partire dai dati relativi al profilo di missione e tramite una parametrizzazione numerica, è stato possibile ottenere una stima dei tempi di ogni singola fase. A tal proposito, la velocità nelle fasi di crociera supersonica e subsonica risulta fissa e facilmente calcolabile a partire dai valori di Mach noti. Relativamente alle altre fasi di volo, avendo delle velocità variabili da inizio a fine, si è scelto di calcolare una velocità media e, da questa, ricavare il tempo impiegato per portarla a termine. I risultati sono mostrati nella tabella 2.5, insieme ai valori di quota e range. La durata complessiva del volo è di circa 264 minuti, ovvero 4 ore e 24 minuti.

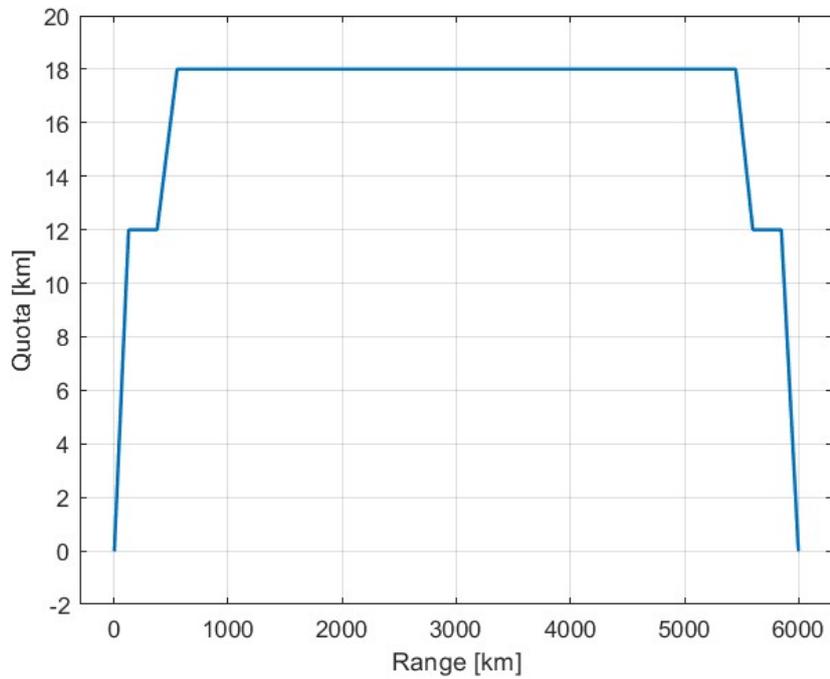


Figura 2.11: Profilo di missione

| Fase | Quota iniziale [m] | Quota finale [m] | Range [km] | Tempo [min] |
|----------------------|--------------------|------------------|------------|-------------|
| Decollo | 100 | 150 | 3 | 1.3 |
| Salita subsonica | 150 | 12000 | 125 | 12.8 |
| Crociera subsonica 1 | 12000 | 12000 | 250 | 16.6 |
| Salita supersonica | 12000 | 18000 | 175 | 8.4 |
| Crociera supersonica | 18000 | 18000 | 4895 | 184.3 |
| Discesa 1 | 18000 | 12000 | 150 | 7.2 |
| Crociera subsonica 2 | 12000 | 12000 | 250 | 16.6 |
| Discesa 2 | 12000 | 100 | 150 | 15.6 |
| Atterraggio | 100 | 50 | 2 | 1 |

Tabella 2.5: Definizione fasi di volo

Capitolo 3

Sviluppo progettuale

3.1 Dimensionamento preliminare

Il calcolo della dimensione (o *sizing*) è un aspetto cruciale nel design degli aeromobili. Esso determina il peso specifico per cui l'aeromobile deve essere progettato, affinché possa compiere la missione prevista trasportando il carico utile richiesto. A differenza di quanto si potrebbe pensare, non si disegna l'aereo e si calcola quanto lontano può volare, ma si parte invece dai requisiti di distanza per stabilirne le dimensioni necessarie.

Il processo di dimensionamento può essere affrontato a diversi livelli di complessità. Nella forma più semplice, ci si può basare sui dati di progetti precedenti, ad esempio utilizzando il peso di un velivolo esistente come riferimento iniziale. Tuttavia, ottenere un progetto preciso richiede molto tempo, risorse significative e un processo iterativo di analisi, ottimizzazione e verifica. Nel design concettuale, si applica un metodo rapido che consente di stimare il peso di decollo partendo da uno schizzo e dai requisiti operativi. Sebbene questo metodo sia semplificato, incorpora i principi di base dei metodi di dimensionamento avanzati. Successivamente, questi concetti potranno essere estesi per includere missioni più complesse, aumentando così l'accuratezza della progettazione.

Per una prima stima della massa massima al decollo (MTOM) e, a seguire, dei parametri prestazionali e geometrici, la logica utilizzata consiste nel legare i valori scelti come input e quelli scelti come output attraverso un legame uno a uno su di un grafico. In questo modo, è possibile ricavare un andamento relativo ai parametri selezionati, governato da un'equazione che permetta di inserire il dato di input per ottenere la stima dell'output ad esso legato. In figura 3.1 viene mostrato il metodo proposto.

Partendo dai requisiti di alto livello, questo approccio è stato sfruttato per ottenere un range sufficientemente ampio di parametri in cascata, seguendo il percorso

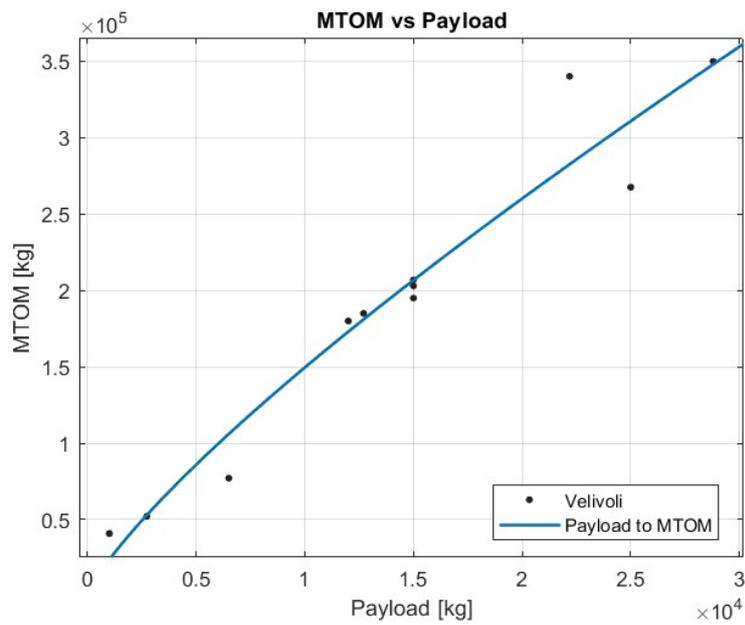


Figura 3.1: Approccio statistico

mostrato nello schema 3.2 proposto. Da notare come per ogni persona sia stimata una massa di 120 kg, comprensiva di bagagli, sia per l'equipaggio che per i passeggeri.

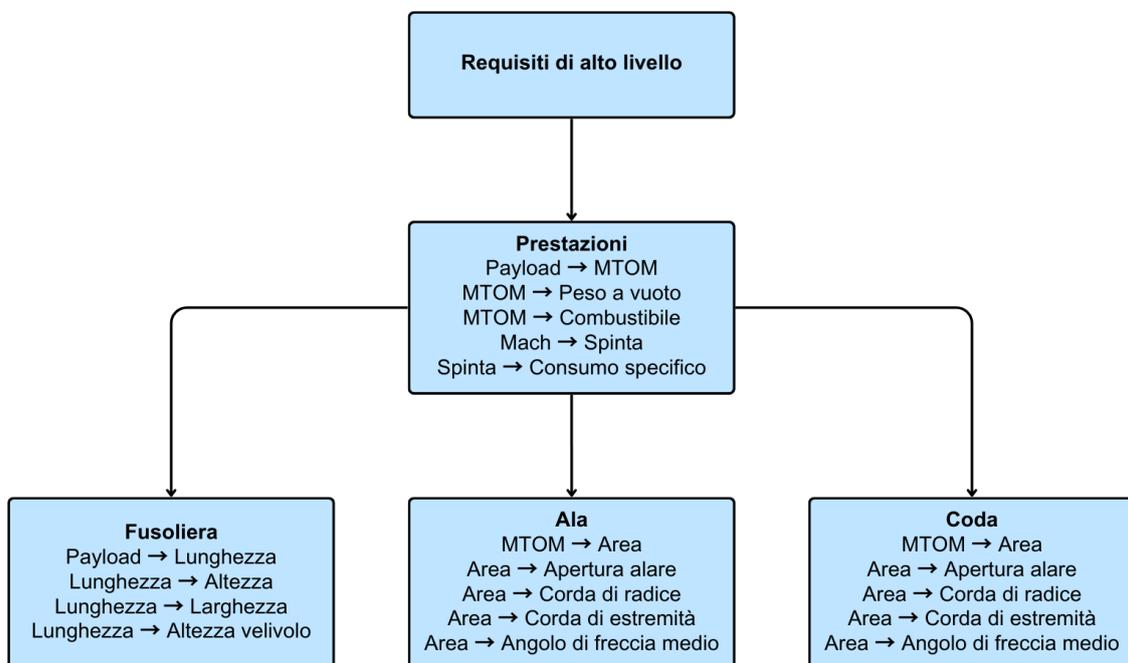


Figura 3.2: Approccio statistico

Ai parametri individuati nello schema, si aggiungono anche l'aspect ratio AR , la corda media aerodinamica MAC e il taper ratio λ , calcolati mediante l'utilizzo delle

rispettive equazioni, tutte dipendenti da elementi noti:

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (3.1)$$

$$MAC = \frac{2c_r^2 + c_r c_t + c_t^2}{3(c_r + c_t)} \quad (3.2)$$

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (3.3)$$

I risultati ottenuti approssimano una configurazione standard di un velivolo supersonico con l'ala a delta. Inoltre, sfruttando alcune proporzioni di riferimento, prese dal *Concorde*, è possibile fornire un primissimo sketch del velivolo, mostrando anche il cono di Mach che si genera durante il volo supersonico ed individuato dal seguente angolo:

$$\mu = \arcsin \frac{1}{M} \quad (3.4)$$

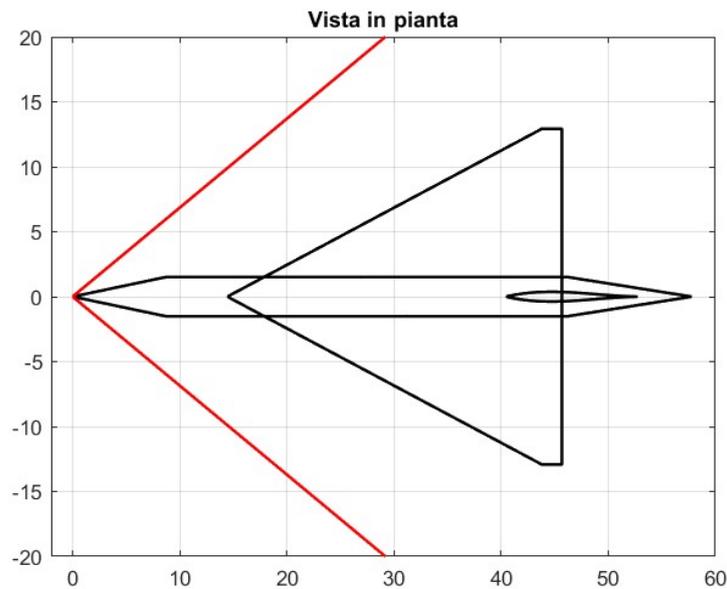


Figura 3.3: Sketch preliminare

Tutti i parametri preliminari ottenuti sono racchiusi nelle tabelle 3.1, 3.2, 3.3 e 3.4.

| Payload [kg] | Peso a vuoto [kg] | Combustibile [kg] | Massa massima al decollo [kg] | Spinta totale [kN] | Consumo specifico [kg/Ns] |
|-----------------|----------------------|----------------------|----------------------------------|-----------------------|------------------------------|
| 9600 | 66485 | 65206 | 144846 | 379 | 3.6e-5 |

Tabella 3.1: Prestazioni

| Lunghezza [m] | Larghezza [m] | Altezza [m] | Altezza totale [m] |
|---------------|---------------|-------------|--------------------|
| 57.78 | 3.01 | 3.08 | 11.15 |

Tabella 3.2: Dati fusoliera

| Area [m ²] | Apertura alare [m] | Corda di radice[m] | Corda di estremità [m] | Angolo di freccia medio [deg] | AR [-] | MAC [m] | λ [-] |
|------------------------|--------------------|--------------------|------------------------|-------------------------------|--------|---------|---------------|
| 335.95 | 24.97 | 30.22 | 1.81 | 64.1 | 1.86 | 20.22 | 0.06 |

Tabella 3.3: Dati ala

| Area [m ²] | Apertura alare [m] | Corda di radice[m] | Corda di estremità [m] | Angolo di freccia medio [deg] | AR [-] | MAC [m] | λ [-] |
|------------------------|--------------------|--------------------|------------------------|-------------------------------|--------|---------|---------------|
| 69.33 | 5.82 | 12.31 | 3.01 | 57.21 | 0.49 | 8.6 | 0.245 |

Tabella 3.4: Dati coda

3.2 Secondo dimensionamento

In questa fase l'obiettivo è quello di aggiornare il dimensionamento, seguendo un metodo iterativo che vede alla base la seguente formulazione della massa massima al decollo:

$$MTOM = M_{crew} + M_{payload} + M_{fuel} + M_{empty} \quad (3.5)$$

Ovvero la somma di tutte le masse in gioco, cioè il personale di volo, il carico utile (passeggeri), il combustibile e la massa a vuoto del velivolo. I primi due valori sono conosciuti, essendo direttamente collegati ai requisiti di alto livello.

Per quanto riguarda il combustibile e il peso a vuoto il ragionamento è differente. Si va, quindi, a considerarli come frazioni della massa al decollo, riformulando l'equazione in maniera tale da renderla iterabile:

$$MTOM = \frac{M_{crew} + M_{payload}}{1 - \left(\frac{M_{fuel}}{MTOM}\right) - \left(\frac{M_{empty}}{MTOM}\right)} \quad (3.6)$$

3.2.1 Stima frazione peso a vuoto

La frazione di peso a vuoto può essere stimata a partire dai trend storici, in maniera statistica. Su questo aspetto è molto influente la categoria di velivolo, essendo che il peso a vuoto è fortemente dipendente dalla missione per cui l'aereo viene progettato. L'equazione che fornisce questi andamenti è esponenziale e i valori dei coefficienti sono, appunto, tabulati secondo la categoria del velivolo. In particolare, gli esponenti sono piccoli valori con segno negativo; questo aspetto è indice di come la frazione di peso a vuoto diminuisca all'aumentare della massa massima al decollo.

La scelta progettuale è ricaduta sulla categoria "jet transport" con una variazione del coefficiente moltiplicativo A da 0.97 a 0.9, giustificabile tramite l'utilizzo di materiali tecnologicamente più avanzati che garantiscano le proprietà strutturali, ma con un

| $W_e/W_0 = A W_0^C K_{vs}$ | A | {A-metric} | C |
|--------------------------------|------|------------|-------|
| Sailplane—unpowered | 0.86 | {0.83} | -0.05 |
| Sailplane—powered | 0.91 | {0.88} | -0.05 |
| Homebuilt—metal/wood | 1.19 | {1.11} | -0.09 |
| Homebuilt—composite | 1.15 | {1.07} | -0.09 |
| General aviation—single engine | 2.36 | {2.05} | -0.18 |
| General aviation—twin engine | 1.51 | {1.4} | -0.10 |
| Agricultural aircraft | 0.74 | {0.72} | -0.03 |
| Twin turboprop | 0.96 | {0.92} | -0.05 |
| Flying boat | 1.09 | {1.05} | -0.05 |
| Jet trainer | 1.59 | {1.47} | -0.10 |
| Jet fighter | 2.34 | {2.11} | -0.13 |
| Military cargo/bomber | 0.93 | {0.88} | -0.07 |
| Jet transport | 1.02 | {0.97} | -0.06 |
| UAV—Tac Recce & UCAV | 1.67 | {1.47} | -0.16 |
| UAV—high altitude | 2.75 | {2.39} | -0.18 |
| UAV—small | 0.97 | {0.93} | -0.06 |

Figura 3.4: Tabella stima frazione peso a vuoto

peso leggermente inferiore. Di conseguenza, la formulazione matematica ottenuta è:

$$\frac{M_{empty}}{MTOM} = 0.9 \cdot MTOM^{-0.06} \quad (3.7)$$

3.2.2 Stima frazione combustibile

Per quanto riguarda la frazione di combustibile, la stima è numericamente più complessa poiché entrano in gioco diversi aspetti, come il profilo di missione. Infatti, per avere un'idea dei consumi, si deve segmentare il calcolo, includendo ogni singola fase di volo, ciascuna caratterizzata in maniera differente in base alla missione della stessa. Ciò che si ottiene è una catena di più frazioni $\frac{M_i}{M_{i-1}}$, ovvero massa a fine fase su massa a inizio fase. La formulazione per il calcolo della frazione di combustibile è la seguente:

$$\frac{M_{fuel}}{MTOM} = 1 - \frac{M_{end}}{MTOM} \quad (3.8)$$

$$\frac{M_{end}}{MTOM} = \left(\frac{M_1}{MTOM} \right) \left(\frac{M_2}{M_1} \right) \dots \left(\frac{M_{end}}{M_{end-1}} \right) \quad (3.9)$$

Nel caso di studio, alcune fasi come il decollo e l'atterraggio, ma anche salita e discesa, sono caratterizzate da una frazione di massa già approssimata, derivata sperimentalmente da concept di velivoli simili. Al contrario, le fasi di crociera subsonica, supersonica e stazionamento, necessitano di un'analisi più accurata. A tal proposito, bisogna introdurre l'equazione di Breguet:

$$R = \frac{V}{C} \frac{L}{D} \ln \frac{M_{i-1}}{M_i} \quad (3.10)$$

nella quale entrano in gioco:

- R : range relativo alla fase [m];
- V : velocità [m/s];
- C (o SFC): consumo di fuel specifico [kg/Ns], da moltiplicare per g per coerenza nelle unità di misura;
- L/D : lift-to-drag ratio [-], ovvero l'efficienza aerodinamica E .

L'obiettivo è calcolare la frazione di massa, quindi l'equazione va riformulata ottenendo:

$$\frac{M_{i-1}}{M_i} = \exp\frac{-RC}{V(L/D)} \quad (3.11)$$

Per il volo di stazionamento, la formulazione è analoga, con l'unica differenza che non viene considerata la velocità. Conseguentemente, il range viene sostituito dall'endurance time E , ovvero la durata massima prestabilita di questo stazionamento, espressa in secondi.

Ai fini di ottimizzare il calcolo, la crociera subsonica, sebbene divisa in due, è stata unificata essendo che tutte le condizioni di volo sono uguali. Anche la discesa è stata raggruppata in un'unica frazione di massa, in questo caso comprensiva sia della parte di volo supersonico che di subsonico. Nella tabella 3.5 sono riportate le frazioni di massa di ogni singola fase considerata ai fini del calcolo.

| Fase | Frazione di massa |
|----------------------|-------------------|
| Decollo | 0.97 |
| Salita subsonica | 0.96 |
| Crociera subsonica | 0.935 |
| Salita supersonica | 0.95 |
| Crociera supersonica | 0.687 |
| Discesa | 0.931 |
| Stazionamento | 0.9654 |
| Atterraggio | 0.995 |

Tabella 3.5: Frazioni di massa

3.2.3 Calcolo massa massima al decollo e aggiornamento dati

Ottenute le due frazioni incognite, si può procedere iterando l'equazione 3.6 fino a trovare un valore di convergenza. La nuova massa massima al decollo risulta leggermente maggiore rispetto a quella calcolata mediante analisi statistica.

- $MTOM_{old} = 144846 \text{ kg}$
- $MTOM_{new} = 148970 \text{ kg}$

Questo nuovo dato permette un primo aggiornamento delle caratteristiche geometriche di ala e coda del velivolo, sulla base delle equazioni inizialmente ricavate degli andamenti statistici.

| Area [m ²] | Apertura alare [m] | Corda di radice[m] | Corda di estremità [m] | Angolo di freccia medio [deg] | AR [-] | MAC [m] | λ [-] |
|---------------------------|-----------------------|-----------------------|---------------------------|----------------------------------|-----------|------------|------------------|
| 347.25 | 25.41 | 30.72 | 1.84 | 64.17 | 1.86 | 20.55 | 0.06 |

Tabella 3.6: Dati ala

| Area [m ²] | Apertura alare [m] | Corda di radice[m] | Corda di estremità [m] | Angolo di freccia medio [deg] | AR [-] | MAC [m] | λ [-] |
|---------------------------|-----------------------|-----------------------|---------------------------|----------------------------------|-----------|------------|------------------|
| 70.77 | 5.9 | 12.4 | 3.01 | 57.15 | 0.49 | 8.66 | 0.243 |

Tabella 3.7: Dati coda

3.3 Modello aerodinamico

Quando si analizzano i fenomeni aerodinamici, si tende a suddividere questa disciplina in numerosi parametri dai nomi complessi, definiti tramite coefficienti particolari. Questi strumenti di calcolo sono convenzioni utili per semplificare le analisi e non riflettono direttamente la fisica reale del flusso d'aria attorno a un velivolo. Le interazioni tra l'aria e l'aereo si riducono essenzialmente a due tipi di forze:

- **Attrito viscoso (o attrito tangenziale):** generato dagli strati di taglio, è sempre tangente alla superficie.
- **Pressione:** forza perpendicolare alla superficie, risultante dalle variazioni di velocità del flusso.

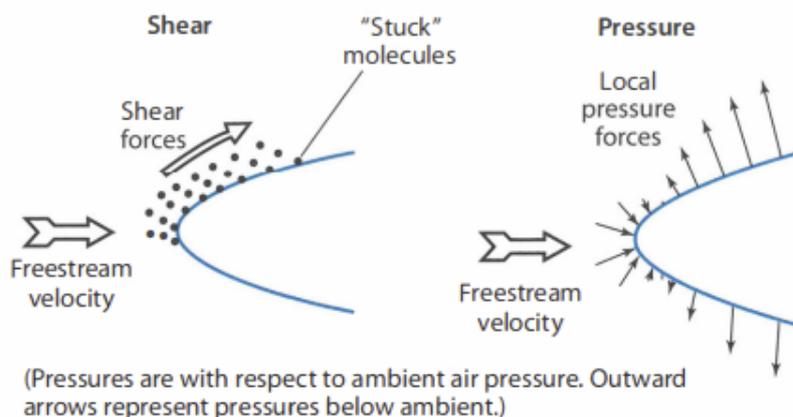


Figura 3.5: Origine delle forze aerodinamiche

Attrito viscoso e strato limite

Man mano che il velivolo si muove, le molecole d'aria più vicine alla superficie si muovono con esso. Questo causa uno slittamento tra queste molecole e quelle più lontane, dando origine a forze di taglio dovute alla viscosità dell'aria, ovvero la resistenza dell'aria stessa alla deformazione a taglio. Il trascinarsi di queste molecole genera la resistenza da attrito superficiale (*skin-friction drag*), che aumenta se il flusso passa da laminare (molecole ordinate) a turbolento (molecole disordinate), creando uno strato limite più spesso. Il passaggio di un flusso da laminare a turbolento è caratterizzato da una soglia, dettata da un certo *numero di Reynolds* pari a circa $1.5 \cdot 10^6$, la quale può essere variabile in base alla rugosità della superficie o alle sue curvature. Per mantenere il flusso laminare e ridurre la resistenza, è fondamentale controllare il punto di transizione e il comportamento dello strato limite.

Pressione e velocità

Le variazioni di velocità attorno al velivolo creano pressioni differenziali: ad un aumento della velocità corrisponde una riduzione della pressione statica e, viceversa, ad una riduzione della velocità corrisponde un aumento della pressione statica. Questo meccanismo è descritto dall'equazione di Bernoulli e permette di generare portanza (*lift*) differenziando le pressioni sopra e sotto l'ala.

Forze aerodinamiche principali

- **Portanza (Lift)**: somma delle forze di pressione verticali, ottenuta accelerando il flusso sopra l'ala rispetto a quello sotto di essa. Ciò avviene grazie all'angolo di calettamento e alla curvatura dell'ala;
- **Resistenza (Drag)**: combinazione delle forze di attrito e di pressione in direzione parallela al volo, che si suddivide in diversi contributi e principalmente in due categorie:
 - **Non correlata alla portanza**: nota come resistenza parassita (o *zero-lift*). Include la resistenza da attrito superficiale e quella di forma, spesso associata alla separazione del flusso. Non è legata alla portanza e prevale in fase di crociera;
 - **Correlata alla portanza**: nota come resistenza indotta, che deriva dalla formazione di vortici dietro l'ala, e altri contributi secondari come ad esempio la resistenza da onde d'urto (*wave drag*) presente solo in regime supersonico.

Questi concetti costituiscono le basi dell'analisi aerodinamica, nonostante la complessità delle classificazioni e delle terminologie. Ai fini del modello proposto, sia per la portanza che per la resistenza, è importante fare distinzione tra regime subsonico e regime supersonico per via dei diversi effetti che si generano. Inoltre, è presente un terzo regime, detto transonico, compreso tra Mach 0.8 e 1.2 circa, di cui non è presente un vero e proprio modello di calcolo. Nel caso della salita supersonica, che rientra pienamente in questo regime, così come per la crociera subsonica, si è scelto di calcolare i relativi valori subsonici e supersonici, per poi interpolarli in funzione del numero di Mach.

Le condizioni di volo necessarie per calcolare i coefficienti aerodinamici sono definite come indicato nella tabella 3.8.

| Fase | Mach [-] | Quota [m] | α [deg] | Manetta [-] |
|-----------------------------|----------|-----------|----------------|-------------|
| Decollo | 0.3 | 100 | 20 | 0.95 |
| Secondo segmento | 0.3 | 150 | 15 | 0.95 |
| Salita subsonica | 0.6 | 5000 | 8 | 0.9 |
| Crociera subsonica | 0.85 | 12000 | 3 | 0.8 |
| Salita supersonica | 0.95 | 15000 | 5 | 1 |
| Crociera supersonica | 1.5 | 18000 | 1 | 0.75 |
| Virata istantanea | 0.4 | 2000 | 1 | 0.6 |
| Virata sostenuta | 0.6 | 5000 | 1 | 0.6 |
| Atterraggio | 0.3 | 50 | 3 | 0.4 |

Tabella 3.8: Condizioni di volo

3.3.1 Portanza

Il coefficiente di portanza C_L è dipendente dall'angolo di incidenza α e può essere espresso come:

$$C_L = C_{L\alpha} \alpha \quad (3.12)$$

dove $C_{L\alpha}$ ha una diversa formulazione a seconda del regime di volo.

Regime subsonico

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi AR}{2 + \sqrt{4 + \frac{AR^2 \beta^2}{\eta^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{max t}}{\beta^2}\right)}} \left(\frac{S_{exposed}}{S_{ref}}\right) (F) \quad (3.13)$$

dove

$$\beta = \sqrt{1 - M^2} \quad (3.14)$$

Inoltre, η è l'efficienza del profilo alare, approssimabile pari a 0.95, e $\Lambda_{max t}$ è l'angolo di freccia dell'ala individuato dalla posizione della corda dove lo spessore del profilo alare è maggiore. I restanti termini rappresentano la superficie totale dell'ala S_{ref} , la superficie esposta dell'ala $S_{exposed}$, ovvero la superficie di riferimento a meno della parte coperta dalla fusoliera, e il fattore di portanza della fusoliera F . $\left(\frac{S_{exposed}}{S_{ref}}\right) (F)$ deve essere leggermente inferiore a 1, altrimenti l'effetto che si produrrebbe è quello di una fusoliera che genera portanza. La scelta è ricaduta su un valore convenzionale di 0.98.

Regime supersonico

$$C_{L\alpha} = \frac{4}{\beta} \quad (3.15)$$

dove

$$\beta = \sqrt{M^2 - 1} \quad (3.16)$$

3.3.2 Resistenza

Il coefficiente di resistenza totale C_D può essere espresso come somma della componente di resistenza parassita e quella indotta rispettivamente:

$$C_D = C_{D_0} + C_{D_i} \quad (3.17)$$

La resistenza parassita C_{D_0} è, a sua volta, ottenuta andando a valutare più contributi, tra i quali è importante notare quelli di attrito superficiale, miscelaneo, perdite e protuberanze, e onda d'urto. Quest'ultimo, in particolare, si ha solo in regime supersonico.

Regime subsonico

La resistenza parassita è espressa come:

$$C_{D_0} = \frac{\sum(C_{f_c} F F_c Q_c S_{wet_c})}{S_{ref}} + C_{D_{misc}} + C_{D_{L\&P}} \quad (3.18)$$

I pedici c indicano che la sommatoria è risolta prendendo in considerazione i componenti del velivolo (ala, fusoliera, coda e nacelle). Inoltre, C_f è il coefficiente di attrito superficiale, FF il fattore di forma, Q il fattore di interferenza e S_{wet} la superficie bagnata.

I coefficienti relativi alla componente di miscelaneo ($C_{D_{misc}}$) e perdite e protuberanze ($C_{D_{L\&P}}$) sono di difficile stima. La prima, come intuibile dal nome, prende in considerazione i vari corpi esterni al velivolo che possono intralciare il flusso. La seconda, invece, comprende le perdite, dovute alla tendenza di inalare aria attraverso fessure in zone di alta pressione ed espellerla in zone di bassa pressione, e le protuberanze, come antenne, luci, bordi delle porte, prese del carburante e altro. Si è, quindi, deciso di approssimare entrambi i contributi con un 7% addizionale rispetto alla componente da attrito superficiale.

La resistenza indotta è espressa come:

$$C_{D_i} = K C_L^2 \quad (3.19)$$

dove K è il *drag-due-to-lift factor*, in questo caso espresso come:

$$K = \frac{1}{\pi A Re} \quad (3.20)$$

e è il fattore di efficienza di Oswald. Serve a ridurre l'aspect ratio per via di una distribuzione di portanza non perfettamente ellittica. Tipicamente assume valori compresi tra 0.7 e 0.85. Per il caso di studio si è scelto di fare una stima abbastanza realistica sfruttando l'equazione proposta nel caso di ala che abbia un angolo di

freccia maggiore di 30°:

$$e = 4.61(1 - 0.045AR^{0.68})(\cos\Lambda_{LE})^{0.15} - 3.1 \quad (3.21)$$

Il risultato ottenuto è pari a circa 0.7, rientrando nel range di valori tipici.

Regime supersonico

La resistenza parassita è espressa come:

$$C_{D_0} = \frac{\sum(C_{f_c}S_{wet_c})}{S_{ref}} + C_{D_{misc}} + C_{D_{L\&P}} + C_{D_{wave}} \quad (3.22)$$

Va notato che i fattori di forma e di interferenza non sono più considerati nel calcolo; invece, si prende in considerazione l'effetto delle onde d'urto, come già citato in precedenza. Questo effetto è stato stimato con la seguente equazione:

$$C_{D_{wave}} = \frac{(D/q)_{wave}}{S_{ref}} = E_{WD} \left[1 - 0.386(M - 1.2)^{0.57} \left(1 - \frac{\pi\Lambda_{LE}^{0.77}}{100} \right) \right] (D/q)_{Sears-Haack} \quad (3.23)$$

dove

$$(D/q)_{Sears-Haack} = \frac{9\pi}{2} \left(\frac{A_{max}}{l} \right)^2 \quad (3.24)$$

E_{WD} è un fattore empirico di efficienza della wave drag, scelto convenzionalmente pari a 1.8. Mentre A_{max} è l'area della sezione trasversale massima della fusoliera e l la sua lunghezza di riferimento.

La resistenza indotta è espressa come:

$$C_{D_i} = KC_L^2 \quad (3.25)$$

dove K , in questo caso, si esprime come:

$$K = \frac{AR(M^2 - 1)\cos\Lambda_{LE}}{(4AR\sqrt{M^2 - 1}) - 2} \quad (3.26)$$

Λ_{LE} è l'angolo di freccia del bordo d'attacco.

3.4 Analisi statistica delle firme di pressione

Come già accennato in precedenza, la metodologia di analisi delle firme di pressione necessita di una base statistica da cui raccogliere i dati più significativi. È importante specificare come il volo supersonico, nell'ambito del trasporto civile, veda, tra le sue fila, ben pochi interpreti. In più, bisogna considerare che pochi dei velivoli che sono stati progettati, come quelli visti nell'analisi statistica iniziale, hanno poi effettivamente avuto una vita operativa. Si ha, quindi, a che fare con una popolazione statistica decisamente limitata.

3.4.1 Popolazione statistica

I velivoli facenti parte della popolazione statistica sono essenzialmente tre, nonostante il numero delle firme di pressione raccolte sia più ampio. Questo aspetto è dovuto al fatto che, a parità di velivolo, la firma di pressione varia in base alle condizioni di volo. In particolare, è legata al Mach, alla quota e all'angolo d'attacco.

CS-1

Il *CS-1* è un velivolo facente parte del progetto MORE&LESS. La sua configurazione risulta particolarmente adatta all'analisi che si vuole effettuare essendo che riproduce un velivolo simile al *Concorde*, con caratteristiche geometriche e prestazionali equiparabili a quelle dell'aereo di riferimento. Infatti, è stato progettato partendo dai requisiti di alto livello del progetto *Concorde*, tra cui velocità di crociera, peso, volume, autonomia e carico utile. Inoltre, è capace di volare a Mach 2 utilizzando biocarburante come propellente.

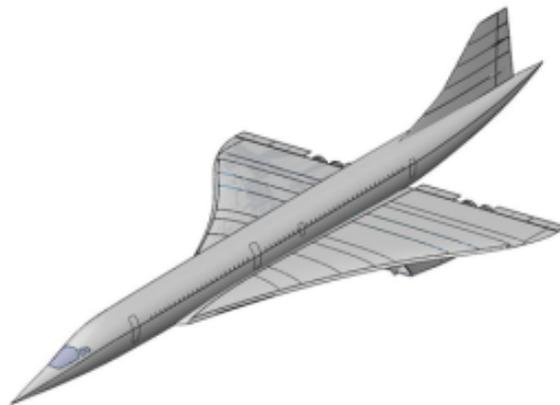


Figura 3.6: CS-1 (Fonte: [19])

CS-2

Detto anche *HTB* (Hypersonic Test Bed), il *CS-2* è un velivolo ipersonico progettato per testare il motore *SABRE*, una tecnologia innovativa che combina principi dei motori jet e razzo. È in grado di raggiungere velocità fino a Mach 5 a un'altitudine superiore ai 20 km. Nonostante questa particolarità, il design del velivolo rientra nella categoria degli aerei convenzionali per quanto riguarda il boom sonico. Prevede una fusoliera slanciata per ridurre la resistenza aerodinamica, ali a delta, canard per il controllo del beccheggio e stabilizzatori verticali posteriori. Inoltre, è dotato di un secondo sistema propulsivo, alimentato a idrogeno e ossigeno liquidi, con un motore a razzo convenzionale posizionato nella parte posteriore della fusoliera, oltre al *SABRE* montato nella nacelle dorsale per i test sperimentali. La fusoliera ospita, oltre ai serbatoi, un sistema di protezione termica per affrontare le alte temperature generate dal volo ipersonico.

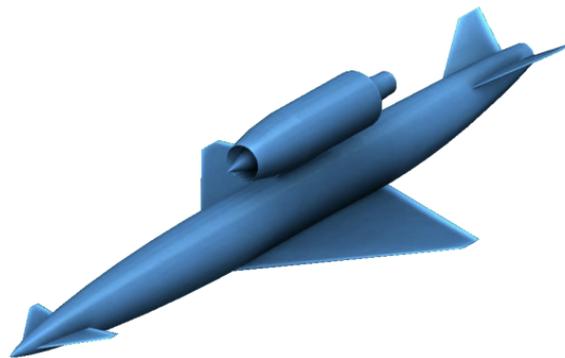


Figura 3.7: CS-2 (Fonte: [12])

Low-Boom Supersonic Business Jet

Il *Low-Boom Supersonic Business Jet* (SBJ) è un concept nato come una modifica del *NASA QueSST X-59*, al fine di migliorarne l'efficienza aerodinamica. Consente il trasporto di 15 passeggeri, aumentandone la capacità. Monta motori turbofan senza postcombustione nella parte posteriore dell'aeromobile, immediatamente prima dello stabilizzatore orizzontale per migliorare l'efficienza e ridurre il rumore. Questa posizione aiuta anche nel bilanciamento del velivolo. L'autonomia può raggiungere i 5000 km. Il design include una configurazione a doppia ala a delta, nota per garantire maggiore portanza e stabilità a diverse velocità. Un altro elemento distintivo è la lunga punta integrata nel muso, fondamentale per ridurre il fenomeno della coalescenza delle onde d'urto nel *far-field*, mitigando il boom sonico.



Figura 3.8: Low-Boom Supersonic Business Jet (Fonte: [3])

3.4.2 Database

Ai fini della stesura di un database il più ampio possibile, il modello *higher-fidelity* è stato applicato per raccogliere le firme di pressione in varie condizioni di Mach, quota e angolo d'attacco. Inoltre, per il raggiungimento di risultati sufficientemente accurati, il database è stato diviso in due categorie: convenzionale e low-boom. Nella prima sono contenuti i dati relativi al *CS-1* e al *CS-2*, mentre nella seconda quelli relativi al *Low-Boom Supersonic Business Jet*. Le tabelle 3.9 e 3.10 riportano in toto la raccolta dei dati per i velivoli sopraelencati.

| Velivolo | CS1 | CS1 | CS2 | CS2 | CS2 |
|------------------------------------|---------|---------|---------|---------|---------|
| Mach [-] | 2 | 2 | 1.2 | 2 | 2 |
| Quota [km] | 17.5 | 17.5 | 11.3 | 11.3 | 28 |
| Angolo d'attacco [deg] | 0 | 2 | 0 | 0 | 0 |
| Lunghezza [m] | 61.66 | 61.66 | 24.53 | 24.53 | 24.53 |
| Apertura alare [m] | 25.9 | 25.9 | 8.4 | 8.4 | 8.4 |
| Superficie alare [m ²] | 358 | 358 | 40.96 | 40.96 | 40.96 |
| Dp1 [psf] | 0.8906 | 1.2553 | 0.7909 | 1.178 | 0.1911 |
| Dp2 [psf] | -0.9502 | -1.0855 | -1.2311 | -1.3675 | -0.2134 |

Tabella 3.9: Database velivoli convenzionali

| Velivolo | SBJ | SBJ | SBJ | SBJ | SBJ | SBJ |
|------------------------------------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| Mach [-] | 1.2 | 1.2 | 1.5 | 1.5 | 1.5 | 1.5 |
| Quota [km] | 16.154 | 18.288 | 18.288 | 18.288 | 16.154 | 18.288 |
| Angolo d'attacco [deg] | 0 | 0 | 0 | 5 | 2 | 2 |
| Lunghezza [m] | 42 | 42 | 42 | 42 | 42 | 42 |
| Apertura alare [m] | 19 | 19 | 19 | 19 | 19 | 19 |
| Superficie alare [m ²] | 112.05 | 112.05 | 112.05 | 112.05 | 112.05 | 112.05 |
| Dp1 [psf] | 0.5788 | 0.4526 | 0.416 | 1.031 | 0.4811 | 0.7147 |
| Dp2 [psf] | -0.4901 | -0.3825 | -0.5262 | -0.7315 | -0.5233 | -0.7759 |

Tabella 3.10: Database velivoli low-boom

3.5 Modello matematico firme di pressione

Lo studio di un modello matematico che potesse andare a svolgere un'analisi sufficientemente accurata delle firme di pressione è un passaggio fondamentale per lo sviluppo del progetto. Lo scopo principale è quello di determinare delle relazioni tra variabili aerodinamiche (input) e i picchi, positivi e negativi, delle firme di pressione (output).

3.5.1 Regressione lineare

La scelta del modello è ricaduta sulla regressione lineare multipla, che rappresenta uno strumento statistico ideale per l'obiettivo che si vuole raggiungere. La forma generale può essere scritta nel seguente modo:

$$y = \beta_0 + \beta_1 x_1 + \beta_2 x_2 + \dots + \beta_i x_i + \epsilon \quad (3.27)$$

dove:

- y : variabile dipendente;
- x_1, x_2, \dots, x_i : variabili indipendenti;
- β_0 : intercetta, ovvero il valore di y che si ottiene se le x sono tutte pari a 0;
- $\beta_1, \beta_2, \dots, \beta_i$: coefficienti di regressione, ovvero i parametri che indicano l'effetto unitario di ciascuna variabile indipendente sulla variabile dipendente;
- ϵ : termine di errore statistico.

Per garantire la validità del modello, la relazione tra le variabili indipendenti e la variabile dipendente deve essere lineare. Inoltre, deve esserci indipendenza tra le variabili indipendenti.

Ciò che fa il modello è descrivibile in tre passaggi:

1. Determinare la relazione tra le variabili: valuta come ogni variabile indipendente influenza la variabile dipendente;
2. Predire: sfrutta la relazione trovata per fare previsioni su nuovi dati;
3. Interpretare: fornisce un'equazione che descriva chiaramente il sistema analizzato.

3.5.2 Analisi di correlazione

Le variabili indipendenti in tutto sono sette, più due dipendenti, ovvero i picchi di pressione. Di conseguenza, le equazioni che si vogliono ottenere sono due, entrambe delle quali devono legare i sette input a un singolo output. A tal proposito, bisogna notare come tre delle variabili indipendenti riguardino le dimensioni del velivolo e risultino legate tra di loro. Quindi, l'analisi di correlazione diventa un passaggio necessario per valutare se alcune variabili possono essere escluse dal modello e ottenere dei risultati più accurati.

Questa analisi è stata svolta tramite la funzione *corrcoef*, disponibile in Matlab. Essa riceve in input una matrice di dati in cui ogni colonna rappresenta una variabile e ogni riga un'osservazione. Nel caso di studio è stato preso in esame il database dei velivoli convenzionali. Successivamente, calcola il coefficiente di correlazione di Pearson tra due variabili e, infine, restituisce una matrice simmetrica contenente tutti i coefficienti di correlazione tra variabili sull'asse x e quelle sull'asse y. Il valore di questo coefficiente è compreso tra -1 e 1, dove gli estremi indicano rispettivamente una correlazione lineare perfettamente negativa e perfettamente positiva. Se non si ha correlazione, invece, si ottiene un valore nullo. La heatmap, in figura 3.9, mostra la matrice di correlazione completa. Ovviamente, i valori diagonali sono sempre unitari.

Come era prevedibile, per velivoli della stessa categoria, lunghezza, apertura alare e superficie alare sono fortemente correlati. Ci sono anche altre casistiche in cui i parametri risultano in parte correlati, ma questo è dovuto per lo più alla quantità di dati ridotta. Ai fini dell'applicazione ottimale della regressione lineare, bisogna tenere in considerazione solo una di queste tre variabili indipendenti. La scelta è ricaduta sulla superficie alare, essendo questa uno dei parametri dimensionanti principali, nonché output diretto del Matching Chart. Si escludono, invece, lunghezza e apertura alare.

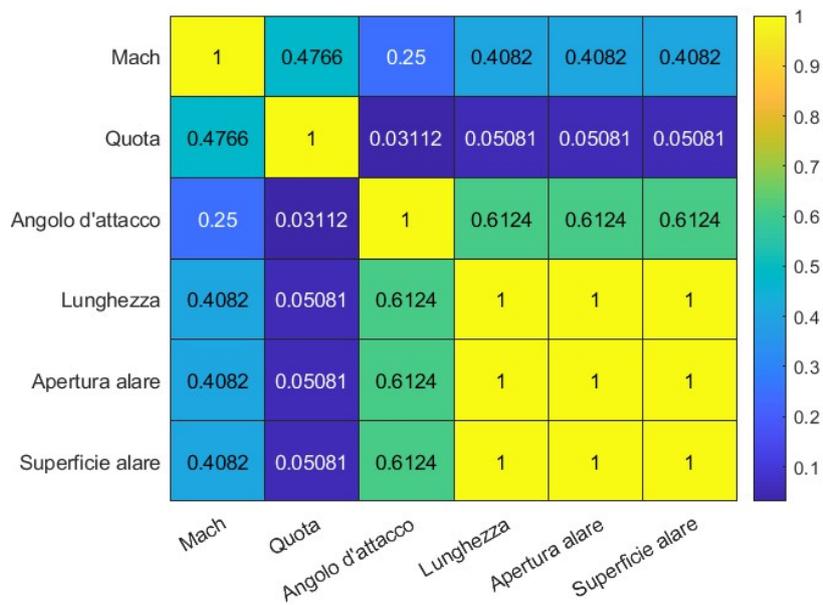


Figura 3.9: Matrice di correlazione

3.5.3 Modello

A questo punto, tutti gli input sono stati definiti:

- Mach;
- Quota;
- Angolo d'attacco;
- Superficie alare.

Stessa cosa per gli output:

- $Dp1$: picco di pressione positivo;
- $Dp2$: picco di pressione negativo.

I passaggi del modello sono i seguenti:

1. Aggiunta alla matrice X degli input una colonna unitaria per modellare l'intercetta della regressione;
2. Calcolo dei coefficienti lineari $b1_linear$ e $b2_linear$, rispettivamente per $Dp1$ e $Dp2$, con il comando "`\`" che svolge la regressione lineare tramite il metodo dei minimi quadrati:

$$b = (X^T X)^{-1} X^T y \quad (3.28)$$

3. Calcolo dei valori previsti di $Dp1$ e $Dp2$, ovvero y_{pred1} e y_{pred2} , tramite i coefficienti ottenuti;
4. Valutazione del modello mediante il calcolo dell'errore quadratico residuo (SSE) e il totale della varianza (SST). Da cui si ricava il coefficiente di determinazione R^2 , che misura la bontà del modello assumendo valori compresi tra 0 e 1:

$$R^2 = 1 - \frac{SSE}{SST} \quad (3.29)$$

5. Visualizzazione dei risultati, ovvero del coefficiente di determinazione R^2 e delle equazioni relative a $Dp1$ e $Dp2$.

3.5.4 Risultati del modello

Nel caso di velivolo convenzionale, il modello restituisce dei feedback molto positivi, in quanto riesce a generare senza problemi le due equazioni richieste con un coefficiente di determinazione R^2 pari a 1 in entrambi i casi. Ciò valida ulteriormente la bontà del modello. Le equazioni ottenute sono le seguenti:

$$Dp1 = 0.8678 + 0.4839 \cdot M - 0.0591 \cdot h + 0.1824 \cdot \alpha + 2.492 \cdot 10^{-4} \cdot S \quad (3.30)$$

$$Dp2 = -1.8060 - 0.1705 \cdot M + 0.0691 \cdot h - 0.0676 \cdot \alpha - 3.523 \cdot 10^{-5} \cdot S \quad (3.31)$$

dove:

- M : Mach [-];
- h : quota [km];
- α : angolo d'attacco [deg];
- S : superficie alare [m^2].

Lo stesso non si può dire per la casistica relativa al velivolo low-boom. Il problema riscontrato è riconducibile direttamente al database. Questo, infatti, contiene un discreto numero di condizioni di volo, ma che sono tutte riferite allo stesso velivolo. In questo modo, non ci sono variazioni della superficie alare e il modello non riesce a valutare come questa variabile influenzi le firme di pressione.

3.6 Matching Chart

Innanzitutto, bisogna dire che il cosiddetto Matching Chart è una rappresentazione grafica che lega il Thrust-to-Weight ratio T/W (rapporto spinta-peso) al Wing Loading W/S (carico alare). Rappresenta uno step fondamentale per il processo di sviluppo del velivolo poiché permette di identificare uno spazio di fattibilità del design, sulla base di tutta una serie di requisiti che si vogliono rispettare. Ogni linea rappresenta l'andamento di un determinato requisito e delimita l'area del grafico che rispetta il requisito e quella che non lo fa. La realizzazione del Matching Chart ricade nella scelta di un punto di design che descrive la configurazione ottima in termini di spinta massima e superficie alare per la massa massima al decollo precedentemente individuata. In questo modo si chiude il cerchio andando a rispettare, se possibile, tutti i requisiti di alto livello.

3.6.1 Requisiti operativi

I requisiti operativi sono relativi alle varie fasi di volo che, ovviamente, devono poter essere portate a termine dal velivolo. Le condizioni di volo di ogni fase sono state precedentemente individuate e riportate nella tabella 3.8. Inoltre, per le formule proposte entrano in gioco altri parametri:

- Rapporto di densità [-], espresso come densità dell'aria alla quota di riferimento della fase rispetto a quella al livello del mare:

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_{SL}} \quad (3.32)$$

- Pressione dinamica [Pa], espressa come:

$$q = \frac{1}{2}\rho V^2 \quad (3.33)$$

Decollo

La relazione che esprime il requisito di decollo è la seguente:

$$\frac{T}{W} = \frac{1}{\rho C_{L_1} l_{TO} \sigma_1} \frac{W_{kg}}{S} \quad (3.34)$$

dove:

- $\rho = 1.2133 \text{ kg/m}^3$: densità dell'aria alla quota di riferimento;
- $C_{L_1} = 0.5917$: coefficiente di portanza;
- $l_{TO} = 2000 \text{ m}$: distanza massima per il decollo;
- $\sigma_1 = 0.9904$.

Secondo segmento

La relazione che esprime il requisito del secondo segmento è la seguente:

$$\frac{T}{W} = \left(\frac{n_{eng}}{n_{eng} - 1} \right) \left(\frac{1}{C_{L_2}/C_{D_2}} + G_2 \right) \frac{1}{\sigma_2} \quad (3.35)$$

dove:

- $n_{eng} = 4$: numero di motori;
- $C_{L_2} = 0.4437$: coefficiente di portanza;
- $C_{D_2} = 0.0572$: coefficiente di resistenza;
- $G_2 =$: gradiente di salita del secondo segmento;
- $\sigma_2 = 0.9857$.

Salita subsonica

La relazione che esprime il requisito della salita subsonica è la seguente:

$$\frac{T}{W} = \frac{q_3 C_{D_3}}{g \Pi_3 \sigma_3} \frac{1}{W_{kg}/S} + G_{sub} \frac{1}{\Pi_3 \sigma_3} \quad (3.36)$$

dove:

- $q_3 = 13613 Pa$;
- $C_{D_3} = 0.0223$: coefficiente di resistenza;
- $g = 9.81 m/s^2$: accelerazione di gravità;
- $\Pi_3 = 0.9$: manetta;
- $\sigma_3 = 0.6009$;
- $G_{sub} = \frac{C_{r_{sub}}}{V_3} = 0.052$: gradiente di salita subsonica, ottenuto come rateo di salita di $10 m/s$ su velocità.

Crociera subsonica

La relazione che esprime il requisito della crociera subsonica è la seguente:

$$\frac{T}{W} = \frac{q_4 C_{D_4}}{g \Pi_4 \sigma_4} \frac{1}{W_{kg}/S} \quad (3.37)$$

dove:

- $q_4 = 9776.4 Pa$;

- $C_{D_4} = 0.0115$: coefficiente di resistenza;
- $g = 9.81 \text{ m/s}^2$: accelerazione di gravità;
- $\Pi_4 = 0.8$: manetta;
- $\sigma_4 = 0.2537$.

Salita supersonica

La relazione che esprime il requisito della salita supersonica è la seguente:

$$\frac{T}{W} = \frac{q_5 C_{D_5}}{g \Pi_5 \sigma_5} \frac{1}{W_{kg}/S} + G_{sup} \frac{1}{\Pi_5 \sigma_5} \quad (3.38)$$

dove:

- $q_5 = 7609.2 \text{ Pa}$;
- $C_{D_5} = 0.0257$: coefficiente di resistenza;
- $g = 9.81 \text{ m/s}^2$: accelerazione di gravità;
- $\Pi_5 = 1$: manetta;
- $\sigma_5 = 0.1581$;
- $G_{sup} = \frac{C_{r_{sup}}}{V_5} = 0.0054$: gradiente di salita supersonica, ottenuto come rateo di salita di 1.5 m/s su velocità.

Crociera supersonica

La relazione che esprime il requisito della crociera supersonica è la seguente:

$$\frac{T}{W} = \frac{q_6 C_{D_6}}{g \Pi_6 \sigma_6} \frac{1}{W_{kg}/S} \quad (3.39)$$

dove:

- $q_6 = 11820 \text{ Pa}$;
- $C_{D_6} = 0.0026$: coefficiente di resistenza;
- $g = 9.81 \text{ m/s}^2$: accelerazione di gravità;
- $\Pi_6 = 0.75$: manetta;
- $\sigma_6 = 0.0985$.

Virata istantanea

La relazione che esprime il requisito della virata istantanea è la seguente:

$$\frac{W_{kg}}{S} = \frac{q_7 C_{L_{max}}}{g l_f \sigma_7} \quad (3.40)$$

dove:

- $q_7 = 8903.5 Pa$;
- $C_{L_{max}} = 1.18$: coefficiente di portanza massimo relativo alla virata istantanea;
- $g = 9.81 m/s^2$: accelerazione di gravità;
- $l_f = 2.5$: fattore di carico per la virata istantanea;
- $\sigma_7 = 0.8216$.

Virata sostenuta

La relazione che esprime il requisito della virata sostenuta è la seguente:

$$\frac{T}{W} = \frac{q_8 C_{D_0}}{g \sigma_8} \frac{1}{W_{kg}/S} + \frac{\sigma_8 g l_f^2}{q_8 \Pi_8 \pi A R e} W_{kg}/S \quad (3.41)$$

dove:

- $q_8 = 13613 Pa$;
- $C_{D_0} = 0.008$: coefficiente di resistenza parassita;
- $g = 9.81 m/s^2$: accelerazione di gravità;
- $l_f = 1.5$: fattore di carico per la virata sostenuta;
- $\sigma_8 = 0.6009$;
- $\Pi_8 = 0.6$: manetta.

Attterraggio

La relazione che esprime il requisito dell'atterraggio è la seguente:

$$\frac{W_{kg}}{S} = k_l C_{L_{max}} l_{LAND} \sigma_9 \quad (3.42)$$

dove:

- $k_l = 0.149 kg/m^3$: parametro di Loftin;
- $C_{L_{max}} = 0.8$: coefficiente di portanza massimo relativo all'atterraggio;

- $l_{LAND} = 3500$: distanza massima per l'atterraggio;
- $\sigma_9 = 0.9952$.

3.6.2 Requisiti di rumorosità

I requisiti di rumorosità riguardano principalmente il boom sonico e le emissioni acustiche presenti durante i cicli di decollo e atterraggio (LTO).

Boom sonico

Per quanto riguarda il boom sonico, l'equazione da riportare nel Matching Chart è stata ricavata a partire dall'analisi delle firme di pressione. Ricordando, infatti, che l'output dell'analisi sono delle equazioni che prevedono come variabile la superficie alare, direttamente riconducibile al carico alare. Inoltre, si è scelto di utilizzare il picco di pressione positivo, ovvero il primo, essendo che dei due è quello che arreca un disturbo acustico più significativo. Questo è dovuto a diverse ragioni:

- Ampiezza del picco: il picco positivo di pressione rappresenta la transizione più brusca nella variazione di pressione atmosferica quando l'onda d'urto colpisce il suolo o un osservatore. Questo rapido cambiamento di pressione è percepito come il "boom" più forte;
- Caratteristica della *N-wave*: la punta anteriore della N è il primo picco di pressione, seguito da un abbassamento e poi un secondo picco minore;
- Sensibilità dell'orecchio umano: l'orecchio umano è molto sensibile ai cambiamenti rapidi di pressione, quindi il primo picco è percepito come più rumoroso rispetto alle variazioni più gradualmente che seguono;
- Distribuzione dell'energia acustica: gran parte dell'energia dell'onda d'urto è concentrata nel primo picco, che è il risultato diretto della compressione dell'aria davanti all'oggetto in movimento.

La formulazione ricavata è la seguente:

$$\frac{W_{kg}}{S} = \frac{MTOM \cdot b1_linear(5)}{Dp - (b1_linear(1) + b1_linear(2) \cdot M + b1_linear(3) \cdot h + b1_linear(4) \cdot \alpha)} \quad (3.43)$$

dove:

- $MTOM = 148970 \text{ kg}$: massa massima al decollo aggiornata precedentemente con il metodo iterativo;
- $M = 1.5$: Mach di progetto per la crociera supersonica;
- $h = 18000 \text{ m}$: quota di volo per la crociera supersonica;

- $\alpha = 0.0175 \text{ rad}$: angolo d'attacco per la crociera supersonica;
- $Dp = \frac{Dp_{max}}{2} = 0.85$: picco positivo di pressione, definito come limite massimo da non eccedere per rispettare il requisito;
- $b1_linear$: coefficienti lineari calcolati dal modello matematico.

| $b1_linear(1)$ | $b1_linear(2)$ | $b1_linear(3)$ | $b1_linear(4)$ | $b1_linear(5)$ |
|-----------------|-----------------|-----------------|-----------------|-----------------------|
| 0.8678 | 0.4839 | 0.0591 | 0.1824 | $2.492 \cdot 10^{-4}$ |

Tabella 3.11: Richiamo coefficienti lineari del picco positivo di pressione

Emissioni acustiche nei cicli LTO

Per le emissioni acustiche nei cicli LTO, non essendo direttamente oggetto di questa tesi, si è fatto riferimento a uno studio precedentemente realizzato [10]. Questo si basa sull'utilizzo di un database dell'ICAO che prende in considerazione tutta una serie di velivoli subsonici a due, tre e quattro motori. A partire da questo, prima sono stati ricavati il rapporto spinta-peso T/W e il carico alare W_{kg}/S come funzioni di una stessa variabile e, successivamente, si è ricostruita un'espressione analitica che legasse in maniera diretta T/W a W_{kg}/S . Ottenendo, quindi, un requisito che ha un andamento lineare e fa fede direttamente ai parametri della normativa, variando solamente in funzione del carico alare.

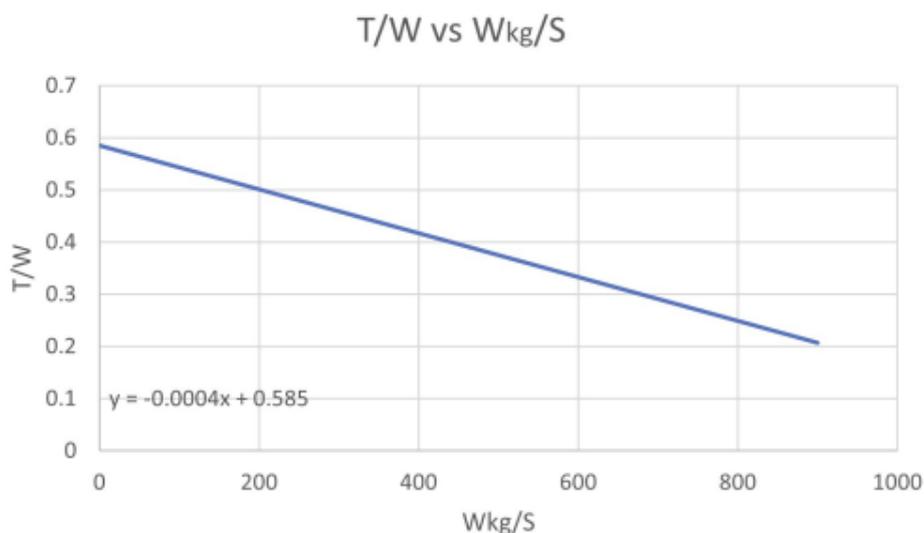


Figura 3.10: Emissioni acustiche nei cicli LTO

3.6.3 Area di fattibilità

Mettendo insieme tutti i requisiti descritti nei paragrafi precedenti, si arriva al risultato mostrato in figura 3.11.

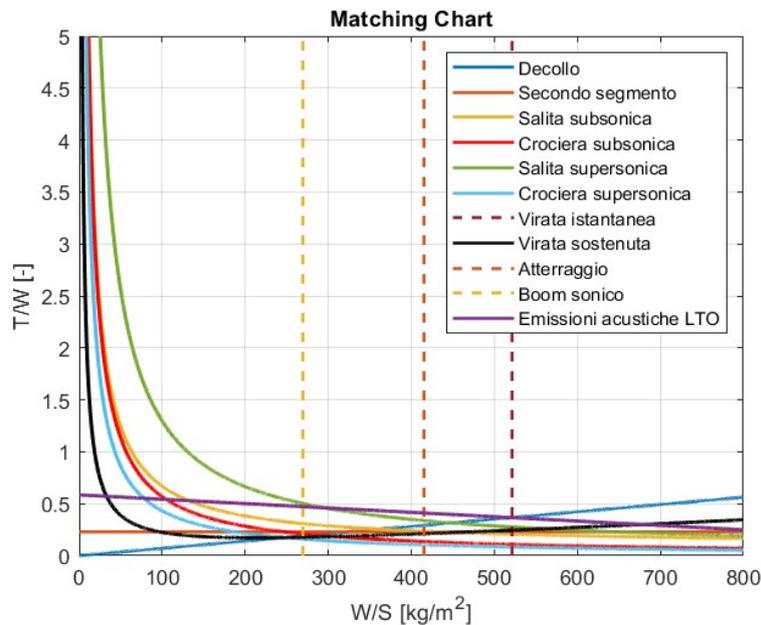


Figura 3.11: Matching Chart

L'area di fattibilità, in realtà, risulta ben più ristretta rispetto al grafico completo, ma per poterla individuare c'è bisogno di fare prima alcune considerazioni sui principali requisiti dimensionanti:

- **Salita supersonica:** tra i requisiti che hanno un andamento analogo, rappresenta il più gravoso. Ciò si può notare dal fatto che questi andamenti rappresentano un limite inferiore nel grafico. Infatti, per portare a termine questa fase della missione c'è bisogno di una spinta che non sia inferiore al limite individuato dalla curva;
- **Atterraggio:** molto importante per il dimensionamento. L'informazione che fornisce è sul carico alare massimo realizzabile. Essendo il peso già definito e fisso, all'aumentare del carico alare diminuisce la superficie alare, che è un effetto desiderato ma non bisogna esagerare. Agisce, quindi, da limite verticale, separando l'area in cui il requisito è rispettato (a sinistra) e l'area in cui non è rispettato (a destra);
- **Emissioni acustiche nei cicli LTO:** per il modo in cui sono state definite, individuano un limite massimo nel grafico, al di sopra del quale il requisito non viene più rispettato;

- **Boom sonico:** pur essendo un limite verticale, come per l'atterraggio, il ragionamento che viene fatto qui è opposto. In questo caso, con il peso sempre fissato, il fatto che all'aumentare del carico alare diminuisca la superficie alare è un effetto desiderato. Questo perchè il picco di pressione è stato definito anche in funzione della superficie alare stessa e, in particolare, è direttamente proporzionale alla stessa. Quindi, essendo che l'obiettivo è di ottenere un picco di pressione inferiore al requisito, il limite è minimo. L'area di fattibilità risulta a destra della verticale, mentre nella zona a sinistra il requisito non è più rispettato.

Fatte queste considerazioni, si può notare come i tre requisiti che delimitano principalmente l'area di fattibilità sono la salita supersonica, l'atterraggio e le emissioni acustiche nei cicli LTO. In aggiunta, si ha un discreto margine all'interno del requisito del boom sonico. L'area di fattibilità è mostrata più nel dettaglio in figura 3.12 con uno zoom del Matching Chart.

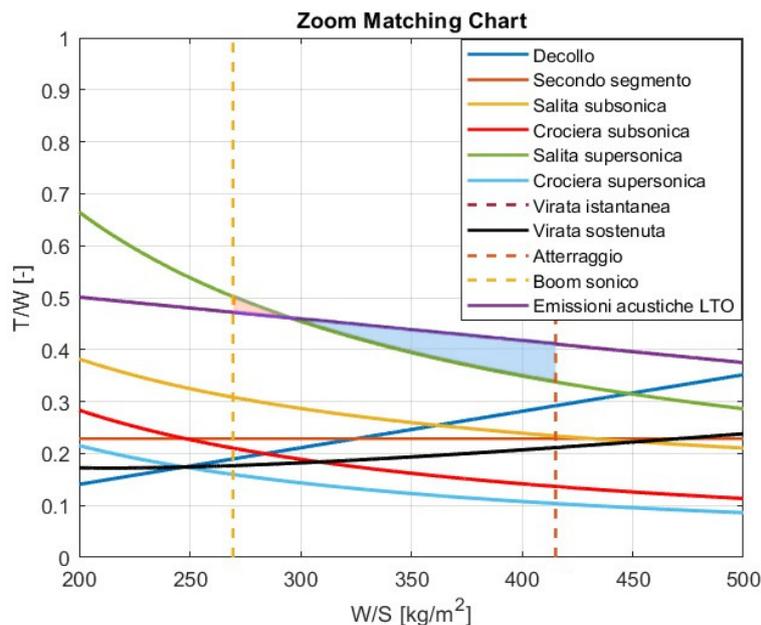


Figura 3.12: Area di fattibilità

All'interno dell'area evidenziata in azzurrino ogni punto rappresenta un possibile punto di design che rispetta tutti e quattro i requisiti più stringenti definiti. Anche la zona evidenziata in rosso è una possibile area di fattibilità perchè il velivolo può essere progettato e portare a termine la sua missione, rispettando tutti i requisiti operativi. Inoltre, rientrerebbe nel requisito del boom sonico. L'unica eccezione riguarderebbe le emissioni acustiche nei cicli LTO, quindi, in questo caso non rispetterebbe i parametri definiti dalla normativa.

Definita l'area di fattibilità del Matching Chart, è possibile andare a scegliere un punto di design ottimo. Le osservazioni da fare sono due e riguardano i due parametri espressi dal grafico:

1. **Rapporto spinta-peso:** la spinta desiderata è la più bassa possibile. Quindi, a peso fissato, il rapporto spinta-peso ottimale è il più piccolo utilizzabile;
2. **Carico alare:** la superficie alare desiderata è la più piccola possibile. Quindi, a peso fissato, il carico alare ottimale è il più grande utilizzabile.

Pertanto, il punto di design scelto non può che essere l'intersezione tra la curva verde e la tratteggiata arancione, mostrata in figura 3.13.

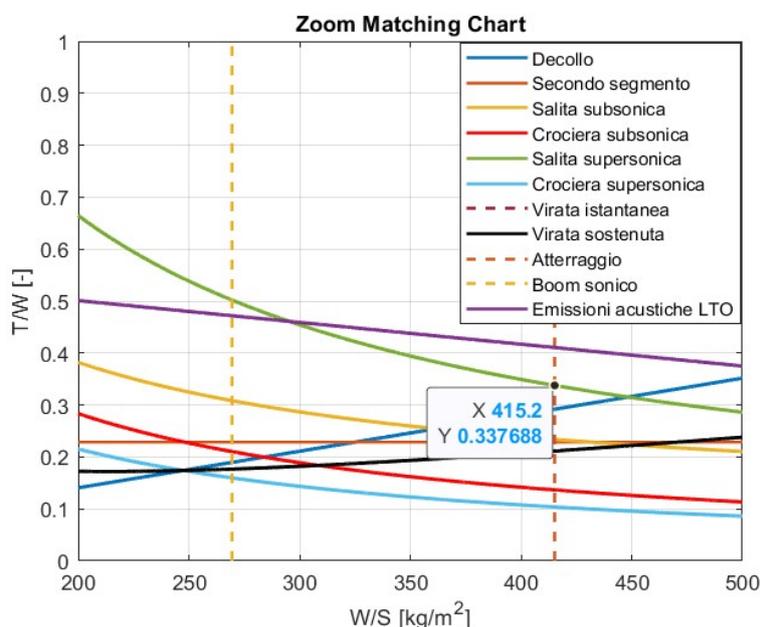


Figura 3.13: Punto di design

I valori di rapporto spinta-peso e carico alare che se ne ricavano sono:

- $\frac{T}{W} = 0.338$
- $\frac{W_{kg}}{S} = 415.2 \text{ kg}/m^2$

Da questi, è possibile ricondursi direttamente alla spinta e alla superficie alare desiderate:

$$T = \frac{T}{W} MTOM g = 493.49 \text{ kN} \rightarrow T_{xmotore} = \frac{T}{4} = 123.37 \text{ kN} \quad (3.44)$$

$$S = \frac{MTOM}{W_{kg}/S} = 358.79 \text{ m}^2 \quad (3.45)$$

3.7 Dimensionamento finale

3.7.1 Risultati

La superficie alare ottenuta dal Matching Chart risulta leggermente maggiore di quella calcolata in precedenza:

- $S_{old} = 347.25 \text{ m}^2$
- $S_{new} = 358.79 \text{ m}^2$

Conseguentemente, è possibile fare un'ulteriore applicazione del modello statistico, andando ad aggiornare esclusivamente i valori influenzati dalla superficie alare. Nel complesso tutti i parametri finali che si ottengono sono riportati nelle tabelle 3.12, 3.13, 3.14 e 3.15. Inoltre, sulla base di questi dati, si può realizzare uno sketch finale del velivolo con l'aggiunta della vista laterale che mette in evidenza anche il profilo alare. La configurazione del velivolo è, ovviamente, la stessa, ma variano alcune dimensioni.

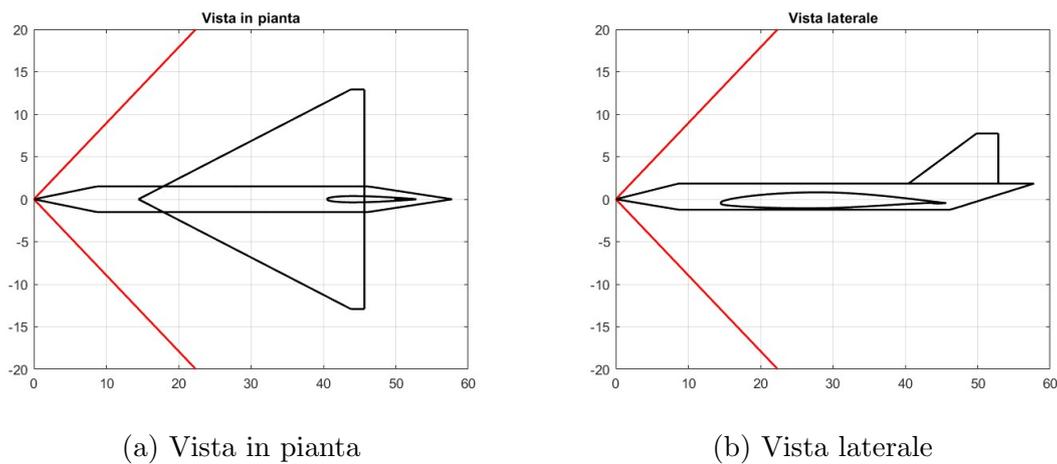


Figura 3.14: Sketch finale

| Payload [kg] | Peso a vuoto [kg] | Combustibile [kg] | Massa massima al decollo [kg] | Spinta totale [kN] | Consumo specifico [kg/Ns] |
|--------------|-------------------|-------------------|-------------------------------|--------------------|---------------------------|
| 9600 | 66485 | 65206 | 148970 | 493.79 | 3.6e-5 |

Tabella 3.12: Prestazioni

| Lunghezza [m] | Larghezza [m] | Altezza [m] | Altezza totale [m] |
|---------------|---------------|-------------|--------------------|
| 57.78 | 3.01 | 3.08 | 11.15 |

Tabella 3.13: Dati fusoliera

| Area [m ²] | Apertura alare [m] | Corda di radice[m] | Corda di estremità [m] | Angolo di freccia medio [deg] | AR [-] | MAC [m] | λ [-] |
|---------------------------|-----------------------|-----------------------|---------------------------|----------------------------------|-----------|------------|------------------|
| 358.79 | 25.85 | 31.22 | 1.87 | 64.24 | 1.86 | 20.88 | 0.06 |

Tabella 3.14: Dati ala

| Area [m ²] | Apertura alare [m] | Corda di radice[m] | Corda di estremità [m] | Angolo di freccia medio [deg] | AR [-] | MAC [m] | λ [-] |
|---------------------------|-----------------------|-----------------------|---------------------------|----------------------------------|-----------|------------|------------------|
| 70.77 | 5.9 | 12.4 | 3.01 | 57.15 | 0.49 | 8.66 | 0.243 |

Tabella 3.15: Dati coda

Inoltre, si possono applicare le equazioni delle firme di pressione, inserendo Mach, quota e angolo d'attacco relativi alla crociera supersonica, oltre alla superficie alare definitiva:

- $Dp1c = 0.8017 \text{ psf} \approx 38 \text{ Pa}$
- $Dp2c = -0.8981 \text{ psf} \approx -43 \text{ Pa}$

Per poi verificare il requisito di alto livello:

$$Dp_{tot} = Dp1c + |Dp2c| = 1.6997 \text{ psf} \approx 81 \text{ Pa} \quad (3.46)$$

Sebbene il valore sia molto al limite, la differenza totale tra i picchi di pressione risulta in linea con il requisito.

3.7.2 Profilo alare

La scelta del profilo alare è ricaduta sul NACA 65-206 per l'ala e NACA 0006 per la coda.

NACA 65-206

Questo profilo rappresenta un riferimento ideale per la tipologia di velivolo progettato. Infatti, è lo stesso che aveva il *Concorde*. Appartiene alla famiglia delle serie 6, progettata per massimizzare il rapporto portanza/resistenza in condizioni di flusso laminare. Caratterizzato dal 6% di spessore massimo al 40% della corda e dal 1.1% di campanatura massima al 50% della corda. È particolarmente adatto per l'ala grazie alla sua capacità di mantenere un'elevata efficienza aerodinamica, caratteristica essenziale per ottimizzare le fasi di volo rettilineo e livellato.



Figura 3.15: NACA 65-206 (Fonte: [2])

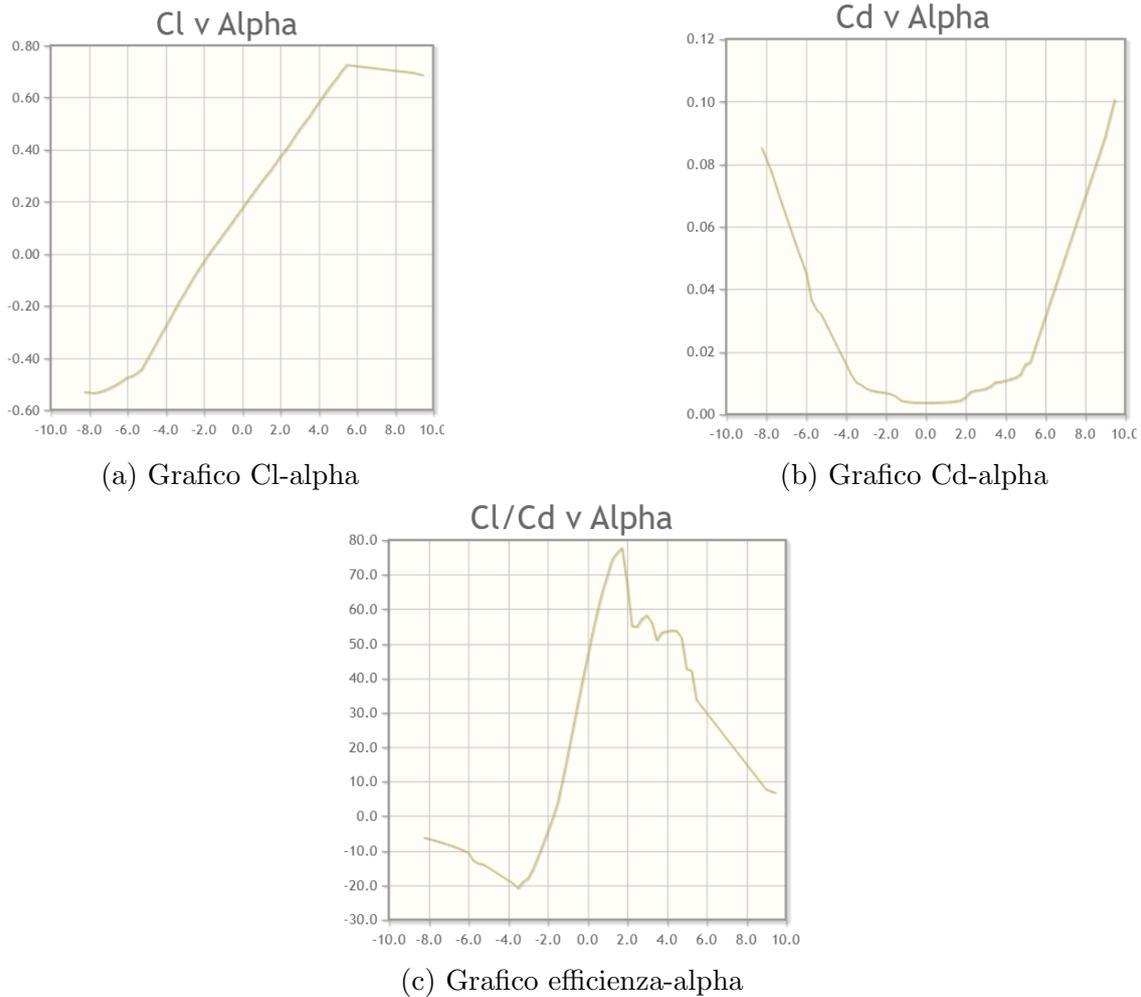


Figura 3.16: Andamenti dei coefficienti aerodinamici al variare dell'angolo d'attacco

NACA 0006

Il profilo simmetrico NACA 0006 è stato scelto per la coda in quanto garantisce neutralità aerodinamica e stabilità in condizioni simmetriche. È un profilo a 4 cifre, caratterizzato da un massimo spessore del 6% al 30% della corda. La sua bassa resistenza e la sottigliezza lo rendono ideale per superfici di controllo come stabilizzatori orizzontali o verticali, dove la generazione di portanza non è prioritaria, ma è essenziale mantenere un comportamento equilibrato e prevedibile.



Figura 3.17: NACA 0006 (Fonte: [1])

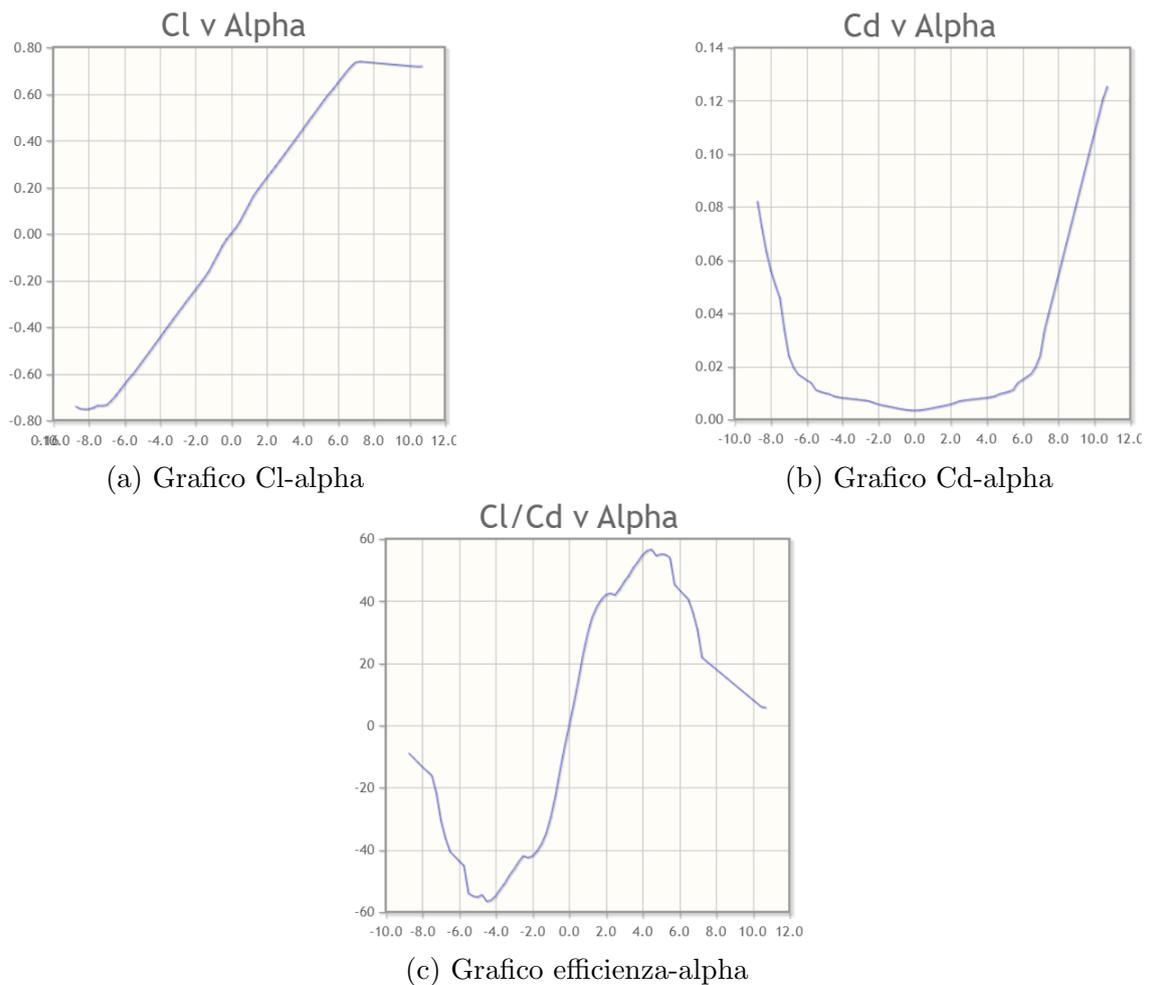


Figura 3.18: Andamenti dei coefficienti aerodinamici al variare dell'angolo d'attacco

Capitolo 4

Analisi dei risultati e conclusioni

4.1 Confronto dei risultati

I risultati ottenuti possono essere confrontati con il progetto di un altro velivolo *simil-Concorde* [10], per via di uno sviluppo progettuale che ricalca alcuni degli stessi passaggi. A tal proposito, è funzionale mettere a confronto i due Matching Chart in figura 4.1, supportati dai dati numerici mostrati nelle tabelle 4.1, 4.2, 4.3 e 4.4. Per riferimento, "1" indica il velivolo progettato in questa tesi, mentre "2" rappresenta l'altro.

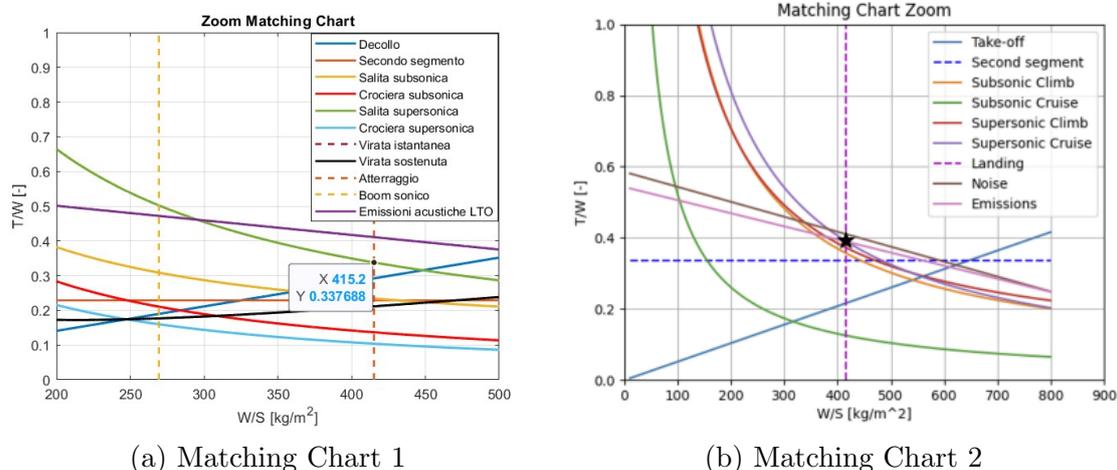


Figura 4.1: Confronto Matching Chart

| | Payload [kg] | Peso a vuoto [kg] | Combustibile [kg] | Massa massima al decollo [kg] | Spinta totale [kN] | Consumo specifico [kg/Ns] |
|---|-----------------|----------------------|----------------------|----------------------------------|-----------------------|------------------------------|
| 1 | 9600 | 66485 | 65206 | 148970 | 493.79 | $3.6 \cdot 10^{-5}$ |
| 2 | 12000 | 75216 | 92477 | 180093 | 689.02 | $4.2 \cdot 10^{-5}$ |

Tabella 4.1: Prestazioni

| | Lunghezza [m] | Larghezza [m] | Altezza [m] | Altezza totale [m] |
|----------|---------------|---------------|-------------|--------------------|
| 1 | 57.78 | 3.01 | 3.08 | 11.15 |
| 2 | 58.92 | 2.81 | 2.94 | 10.95 |

Tabella 4.2: Dati fusoliera

| | Area [m ²] | Apertura alare [m] | Corda di radice[m] | Corda di estremità [m] | Angolo di freccia medio [deg] | AR [-] | MAC [m] | λ [-] |
|----------|------------------------|--------------------|--------------------|------------------------|-------------------------------|--------|---------|---------------|
| 1 | 358.79 | 25.85 | 31.22 | 1.87 | 64.24 | 1.86 | 20.88 | 0.06 |
| 2 | 431.41 | 28.6 | 34.08 | 2.27 | 62.44 | 1.6 | 22.81 | 0.07 |

Tabella 4.3: Dati ala

| | Area [m ²] | Apertura alare [m] | Corda di radice[m] | Corda di estremità [m] | Angolo di freccia medio [deg] | AR [-] | MAC [m] | λ [-] |
|----------|------------------------|--------------------|--------------------|------------------------|-------------------------------|--------|---------|---------------|
| 1 | 70.77 | 5.9 | 12.4 | 3.01 | 57.15 | 0.49 | 8.66 | 0.243 |
| 2 | 61.38 | 5.1 | 11.49 | 2.88 | 60.51 | 0.42 | 8.05 | 0.25 |

Tabella 4.4: Dati coda

Dai Matching Chart si evince come i punti di design siano differenti. Nonostante il carico alare risulti essere molto vicino come valore, il rapporto spinta-peso è più alto nel grafico 4.1b. Ciò avviene probabilmente perchè è la crociera supersonica ad essere più gravosa in termini di requisiti operativi, mentre nel grafico 4.1a è la salita supersonica. Questo risultato può essere giustificato dalla scelta del Mach di crociera che in questo caso è pari a 2, rispetto a 1.5, rendendo necessario il contributo di una spinta maggiore. Inoltre, si tratta di un velivolo di dimensioni maggiori per cui viene stimata una massa massima al decollo di 180092.61 kg, a fronte di un payload maggiore dato da un numero di passeggeri trasportabili che arriva a 100. Questa massa maggiore comporta anche una superficie alare maggiore, calcolata da un carico alare simile. Il restante dei dati evidenzia come la differenza nelle dimensioni sia riportata più o meno proporzionalmente su tutti i parametri, con delle oscillazioni legate alla base statistica di partenza che non è del tutto analoga.

Sostanzialmente il velivolo 2 chiede di più a livello prestazionale, il che si traduce in requisiti operativi maggiori che comportano un'area di fattibilità inferiore. Conseguentemente anche il punto di design ottimo ne risente. In particolare, la scelta del Mach mette in evidenza come volare nel basso supersonico sia meno dispendioso in quanto a spinta, aprendo le porte a una più ampia scelta di motori che possono essere meno prestazionali, ma anche meno inquinanti. Sebbene la durata complessiva del volo risulti penalizzata, le prestazioni del velivolo garantirebbero comunque un significativo miglioramento nei tempi di viaggio rispetto agli attuali aerei di linea.

4.2 Conclusioni

La progettazione di un velivolo supersonico civile rappresenta un'importante sfida ingegneristica, in cui convergono obiettivi di alta tecnologia, sostenibilità ambientale e conformità alle normative internazionali. Questa tesi ha affrontato tale complessità elaborando un progetto preliminare di un aereo supersonico in grado di mitigare l'impatto del boom sonico, problema storico che ha ostacolato lo sviluppo del volo supersonico commerciale.

Attraverso un approccio metodico e iterativo, la ricerca ha integrato analisi teoriche e simulazioni per identificare una configurazione che bilanciassi prestazioni aerodinamiche, efficienza operativa e rispetto dei requisiti ambientali. Dopo un'attenta analisi della storia del volo supersonico e delle sue criticità, sono stati stabiliti i requisiti di progetto fondamentali, come il numero di passeggeri, il range operativo e il livello massimo di pressione sonora desiderato al suolo. Questi parametri hanno fornito una guida per l'intero sviluppo del design.

La fase di dimensionamento iniziale è stata condotta tramite un'analisi statistica di velivoli esistenti, permettendo di stimare masse, proporzioni geometriche e prestazioni iniziali. Queste stime sono state poi affinate iterativamente, tenendo conto dei vincoli acustici e delle prestazioni richieste. È stato sviluppato un modello matematico per la previsione delle firme di pressione, strumento cruciale per valutare l'impatto del boom sonico al suolo. Le simulazioni effettuate hanno dimostrato che, per la configurazione proposta, i risultati numerici ottenuti sono stati soddisfacenti.

Un elemento centrale dello studio è stato, senza dubbio, il Matching Chart, che ha permesso di individuare il punto di design ottimale del velivolo, mettendo in relazione i parametri aerodinamici, le prestazioni operative e i vincoli acustici e consentendo una scelta mirata delle caratteristiche tecniche.

I risultati finali mostrano che la configurazione proposta soddisfa i requisiti di progetto, operativi e normativi, dimostrando che è possibile combinare le prestazioni elevate del volo supersonico con un basso impatto acustico. I margini di fattibilità non possono che aumentare con l'avvento di tecnologie e materiali sempre più moderni in termini di prestazioni e impatto ambientale.

In conclusione, questo studio evidenzia come il trasporto supersonico civile possa rappresentare un'opportunità concreta per il futuro dell'aviazione. Il progetto proposto, pur rimanendo a uno stadio di *Conceptual Design*, getta le basi per sviluppi futuri. Bisognerà passare attraverso le fasi di *Preliminary Design* e *Detailed Design*, assicurandosi che tutte le ipotesi fatte all'interno della tesi siano veritiere, per poter effettivamente affermare che il velivolo in questione sia realizzabile e che, una volta

creato, possa essere conforme a ciò che descrivono i numeri. Le sfide ancora aperte, in particolare quelle legate al consumo di combustibile e al contenimento della rumorosità nelle fasi critiche di volo, richiedono ulteriori ricerche e investimenti. Tuttavia, i risultati ottenuti indicano che un futuro sostenibile per il volo supersonico non solo è possibile, ma anche auspicabile, alla luce delle esigenze di una mobilità aerea sempre più rapida ed efficiente.

Bibliografia

- [1] AirfoilTools. Naca 0006 airfoil.
- [2] AirfoilTools. Naca 65206 airfoil.
- [3] Sofia Montagut Bel. Low-boom supersonic business jet: Re-design and aerodynamic analysis, 2024.
- [4] FlightGear Forum Contributors. Tupolev tu-444 in flightgear, 2014.
- [5] Wikipedia Contributors. Aerion sbj, 2024.
- [6] Wikipedia Contributors. Concorde, 2024.
- [7] Wikipedia Contributors. Spike s-512, 2024.
- [8] Wikipedia Contributors. Tupolev tu-144 image, 2024.
- [9] T. D. Economon et al. Su2: An open-source suite for multiphysics simulation and design. *AIAA Journal*, 2016.
- [10] Alessandro Galassi. Conceptual design methodology for an environmentally sustainable supersonic aircraft, 2023.
- [11] Havayolu101. Forgotten american concordes: Boeing 2707 lockheed l-2000 sst, 2016.
- [12] Samuele Graziani Matthew Clay, Davide Ferretto. Cs-0 and cs-2 case studies definition, 2022.
- [13] Il Mattino. Overture: il nuovo aereo supersonico che promette di rompere il muro del suono, 2022.
- [14] Mondortiz. Boeing 2707: America's answer to the concorde that never flew, 2023.
- [15] Puntomarinerò. Supersonic passenger aircraft tupolev tu-244, 2019.
- [16] S. K. Rallabhandi. Advanced sonic boom prediction using the augmented burgers equation. *Journal of Aircraft*, 2011.

- [17] Sriram Rallabhandi. Sonic boom minimization through vehicle shape optimization and probabilistic acoustic propagation. *School of Aerospace Engineering Georgia Institute of Technology*, 2005.
- [18] Daniel P. Raymer. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2018.
- [19] Francesco Petrosino Samuele Graziani, Nicole Viola and Jacob Jäschke. Comparison between simplified approach and cfd propagation tool for sonic boom estimation. In *Proceedings of the AIAA Conference*. AIAA, 2023.
- [20] E.F. Toro and M. S. Restoration of the contact surface in the hll-riemann solver. *Shock Waves*, 1994.

Ringraziamenti

Cari lettori,

questa tesi rappresenta per me la fine di un lungo percorso, iniziato nel lontano 2017, che mi ha portato lontano da casa, in una nuova dimensione, e trasformato nella persona che sono oggi. È doveroso, ma soprattutto un grande piacere per me, dedicare alcune parole di ringraziamento a coloro che mi hanno sostenuto dall'inizio alla fine.

Desidero ringraziare il mio relatore, il Professor Ferretto, che mi ha dato questa possibilità, guidandomi con professionalità, pazienza e disponibilità e supportandomi durante tutte le fasi del mio lavoro. Un sentito grazie anche a Samuele, sempre pronto ad aiutarmi e darmi i giusti spunti nel momento del bisogno.

Ringrazio tutti gli amici che condivideranno con me questo giorno e anche quelli che, per un motivo o per un altro, non potranno esserci. Ringrazio Ale, conosciuto per una serie di coincidenze e con il quale ho condiviso buona parte del percorso magistrale. Sei un esempio di dedizione al lavoro e di amicizia. Ringrazio Pier, amico da non so più neanche quanto. Compagno di risate, di sport, di tifo, di studi (poco). Campione nel sopportare tutte le mie lamentele. Grazie per avermi supportato nei momenti peggiori e per aver gioito con me nei momenti migliori.

Ringrazio la mia famiglia, a partire dai miei nonni che non ci sono più, ma che conservo sempre nel mio cuore. Ringrazio nonna Carmina, unica e altruista come nessun altro. Ti sei presa cura di me da quando sono nato e mi hai incoraggiato sempre a fare del mio meglio. Ringrazio i miei fratelloni, Simone e Gianluca, per l'affetto, la guida e i consigli che mi sapete dare. Siete per me come altri due padri. Ringrazio i miei genitori, per avermi dato l'opportunità di fare questo percorso di studi e non avermi mai fatto mancare il vostro supporto. Papà Mario con la sua capacità di motivarmi e darmi sicurezza e mamma Stefania con la sua empatia e capacità di trovare sempre delle soluzioni.

Ringrazio la mia ragazza, Annachiara. So che non ti piace il tuo nome per intero, ma amo anche questo di te. Potrei trovare infinite parole per esprimere tutto il supporto e l'amore che mi hai dato in questi anni e mi dai tutt'oggi, eppure non sarebbero mai abbastanza. Grazie per ogni momento che hai condiviso con me, dal più brutto al più bello. Grazie per avermi ascoltato, spronato e migliorato come persona. Grazie per tutto ciò che fai ogni giorno.

Infine, ma non per importanza, ringrazio me stesso, per non aver mai rinunciato, nonostante le difficoltà, e per aver avuto la determinazione di portare a termine questo percorso. Che questo traguardo possa rappresentare per te motivo di orgoglio, oltre che un esempio della tua capacità di superare ogni ostacolo che si presenta sul tuo cammino.

Invio questo messaggio a tutte le persone che hanno fatto e fanno parte della mia vita. È lo stesso ragazzo di sette anni fa che vi parla, solo con qualche anno e qualche pelo in più sul viso.

Grazie a tutti di cuore,

Leonardo