

POLITECNICO DI TORINO



Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

Metodologia di design preliminare per velivoli ipersonici commerciali alimentati a idrogeno

Relatore

Dr. Davide Ferretto

Co-Relatori|

Prof.ssa Nicole Viola

Dr.ssa Roberta Fusaro

Candidato

Marco Verrascina

Luglio 2024

Sommario

Lo studio del campo ipersonico per velivoli destinati all'aviazione civile rappresenta una delle sfide più ardue e avvincenti dell'ingegneria aerospaziale moderna. L'introduzione nel panorama commerciale di voli ipersonici offrirebbe la possibilità di rivoluzionare il trasporto aereo civile, riducendo drasticamente i tempi di viaggio su scala globale e aprendo nuove possibilità per l'interconnessione economica e culturale tra continenti.

L'idea di volare a velocità ipersoniche non è nuova; è stata esplorata sin dagli anni '50, principalmente per applicazioni militari e spaziali. I primi veicoli ipersonici, come l'aereo-razzo X-15, dimostrarono la fattibilità del volo a queste velocità estreme. Tuttavia, la transizione di questa tecnologia all'aviazione civile è rimasta un traguardo lontano a causa delle sfide tecniche ed economiche coinvolte. Negli ultimi anni, il progresso nella scienza dei materiali, nell'aerodinamica avanzata e nei sistemi di propulsione ha riaperto l'interesse per lo sviluppo di velivoli ipersonici civili.

A oggi, lo sviluppo di velivoli ipersonici rappresenta il futuro a lungo termine dell'aviazione civile a lungo raggio. L'elevata complessità di tali velivoli pone sfide significative in ambito tecnologico e operativo. Nonostante le numerose soluzioni emergenti, è ampiamente riconosciuta l'urgenza di migliorare la fase di progettazione concettuale. È essenziale sviluppare metodologie di progettazione innovative e flessibili che possano cogliere fin dall'inizio tutte le caratteristiche di design, implementando strategie di modellazione universali.[1]

Una parte importante nella progettazione dei veicoli è la previsione delle loro dimensioni e del loro peso. La progettazione dei veicoli ipersonici presenta una sfida particolare poiché le loro prestazioni dipendono fortemente da dimensioni, peso, sistema di propulsione e aerodinamica.[2]

Nella prima parte di questo lavoro è stata condotta una ricerca di vari modelli matematici presenti in letteratura, che, applicando prevalentemente approcci di tipo empirico e statistico, siano in grado di prevedere, con un margine d'errore ragionevole, le principali caratteristiche geometriche e di peso delle singole componenti di un velivolo ipersonico, fornendo una serie di input di medio alto livello. Una volta scelto un modello matematico di riferimento, è stato scritto un codice di calcolo, in ambiente Matlab, che permettesse di implementare tale modello. L'ultima parte del lavoro ha previsto la sperimentazione del codice di calcolo per confrontare i risultati che il modello matematico scelto restituiva con le caratteristiche geometriche e di peso di alcuni velivoli ipersonici presenti in letteratura. Questo processo, eseguito ciclicamente, ha permesso di migliorare alcune caratteristiche e peculiarità del modello matematico in modo tale da poter ottenere risultati con un margine d'errore minore e aumentare via via l'affidabilità degli stessi.

Ringraziamenti

Prima di tutto vorrei ringraziare il Dottor Davide Ferretto per avermi dato l'opportunità di svolgere questo progetto, e avermi fornito tutto il supporto necessario per concludere al meglio il lavoro.

Vorrei anche ringraziare tutta la mia famiglia per aver fatto di tutto per aiutarmi, incoraggiarmi e aiutarmi durante tutti i miei studi. Vi ringrazio per la comprensione e la pazienza, assolutamente non scontate.

Infine, ma non per importanza, i miei amici. Tutti coloro che in tutti questi anni di crescita sono stati parte della mia vita. Vi ringrazio per il tempo passato insieme, per le esperienze che ho vissuto insieme a voi, per le risate nei momenti più felici e per il supporto nei momenti un po' più difficili.

Indice

Sommario	1
Ringraziamenti	2
Elenco delle figure	5
Elenco delle tabelle	7
1 Introduzione alla progettazione di velivoli ipersonici	8
1.1 Classificazione dei velivoli ipersonici	8
1.2 Aerodinamica dei velivoli ipersonici CAV	12
1.3 Sistema propulsivo di un velivolo ipersonico CAV	13
1.4 Selezione del carburante	16
2 Presentazione della metodologia di design concettuale	17
2.1 Input	18
2.1.1 Nomenclatura	18
2.1.2 Elenco input	21
2.1.3 Atmosfera	24
2.1.4 Carico alare	24
2.2 Ciclo iterativo	25
2.2.1 Calibrazione	25
2.2.2 Definizione Geometria	25
2.2.3 Definizione dei pesi	26
2.2.4 Verifica di convergenza/divergenza	29
2.3 Output	30
2.3.1 Output excel	30
2.3.2 Output grafici	35
3 Applicazione ai casi di studio	39
3.1 Rockwell Hypersonic Transport	40
3.2 Lockheed Vehicles	44
3.2.1 Lockheed Hycat 1	44
3.2.2 Lockheed Hycat 1A	50
3.2.3 Lockheed Hycat 4	55
3.3 StratoFly Vehicles	60

4	Analisi di Sensibilità	70
4.1	Parametri di <i>initial guess</i>	70
4.2	Input di alto livello	73
4.3	Input sulle condizioni di crociera	76
4.4	Input geometrici	80
5	Conclusioni	85

Elenco delle figure

1.1	Space Shuttle	10
1.2	Saturn 5	11
1.3	Propulsore turbogetto	14
1.4	Propulsore ramjet	14
1.5	Propulsore scramjet	14
1.6	Propulsore turboramjet	15
2.1	Flow Chart logico	18
2.2	<i>Input.xlsx</i>	23
2.3	results.xlsx e results.extended.xlsx	31
2.4	valori_iterati.xlsx e valori_iterati_completo.xlsx	32
2.5	breguet_iterati.xlsx	33
2.6	valori_incremento.xlsx	34
2.7	Grafici parametro-iterazione	35
2.8	Matching Chart	37
2.9	Sketch2D	38
3.1	Rockwell Hypersonic Transport	40
3.2	Matching Chart in regione subsonica del velivolo Rockwell	42
3.3	Matching Chart in regione supersonica del velivolo Rockwell	43
3.4	Sketch 2D del velivolo Rockwell	43
3.5	Lockheed Hycat-1	46
3.6	Matching Chart in regione subsonica del velivolo Hycat 1	46
3.7	Matching Chart in regione supersonica del velivolo Hycat 1	47
3.8	Sketch 2D del velivolo Hycat 1	48
3.9	Lockheed Hycat-1A	50
3.10	Matching Chart in regione subsonica del velivolo Hycat 1A	52
3.11	Matching Chart in regione supersonica del velivolo Hycat 1A	52
3.12	Sketch 2D del velivolo Hycat 1A	53
3.13	Lockheed Hycat-4	55
3.14	Matching Chart in regione subsonica del velivolo Hycat 4	58
3.15	Matching Chart in regione supersonica del velivolo Hycat 4	58
3.16	Sketch 2D del velivolo Hycat 1	59
3.17	Stratofly MR3	60

3.18	Matching Chart in regione subsonica del velivolo MR3	63
3.19	Matching Chart in regione supersonica del velivolo MR3	64
3.20	Sketch 2D del velivolo MR3	64
3.21	Matching Chart in regione subsonica del velivolo MR5	65
3.22	Matching Chart in regione supersonica del velivolo MR5	66
3.23	Sketch 2D del velivolo MR5	67
4.1	Analisi di sensibilità W_{gtot} , config. Hycat 1	71
4.2	Analisi di sensibilità V_{tot} , config. Hycat 1	72
4.3	Analisi di sensibilità W_{gtot} , config. MR5	72
4.4	Analisi di sensibilità V_{tot} , config. MR5	73
4.5	Analisi di sensibilità R_t , config. Hycat 1	74
4.6	Analisi di sensibilità R_t , config. MR5	75
4.7	Analisi di sensibilità $Passeggeri$, config. Hycat 1	75
4.8	Analisi di sensibilità $passeggeri$, config. MR5	76
4.9	Analisi di sensibilità Numero di Mach, config. Hycat 1	77
4.10	Analisi di sensibilità Numero di Mach, config. MR5	78
4.11	Analisi di sensibilità ISP , config. Hycat 1	78
4.12	Analisi di sensibilità ISP , config. MR5	79
4.13	Analisi di sensibilità Quota di crociera, config. Hycat 1	79
4.14	Analisi di sensibilità Quota di crociera, config. MR5	80
4.15	Analisi di sensibilità ρ_a , config. Hycat 1	81
4.16	Analisi di sensibilità ρ_a , config. MR5	82
4.17	Analisi di sensibilità mf , config. Hycat 1	82
4.18	Analisi di sensibilità mf , config. MR5	83
4.19	Analisi di sensibilità AR , config. Hycat 1	83
4.20	Analisi di sensibilità AR , config. MR5	84

Elenco delle tabelle

1.1	Caratteristiche principali delle tre classi di velivoli ipersonici	9
2.1	Dati atmosferici in funzione dell'altitudine	24
3.1	Rockwell Hypersonic Transport Data Sheet	40
3.2	Input Configurazione Rockwell	41
3.3	<i>results_extended.xlsx</i> Rockwell	42
3.4	<i>Output_compare.xlsx</i> Rockwell	44
3.5	Lockheed Hycat 1 Data Sheet	45
3.6	Input Configurazione Hycat 1	47
3.7	<i>results_extended.xlsx</i> Hycat 1	48
3.8	<i>output_compare.xlsx</i> Hycat 1	49
3.9	Lockheed Hycat 1A Data Sheet	50
3.10	Input Configurazione Hycat 1A	51
3.11	<i>results_extended.xlsx</i> Hycat 1A	53
3.12	<i>output_compare.xlsx</i> Hycat 1A	54
3.13	Lockheed Hycat 4 Data Sheet	55
3.14	Input Configurazione Hycat 4	56
3.15	<i>results_extended.xlsx</i> Hycat 4	57
3.16	<i>output_compare.xlsx</i> Hycat 4	57
3.17	Dati del velivolo MR3	61
3.18	Dati del velivolo MR5	61
3.19	Input Configurazione MR3	62
3.20	<i>results_extended.xlsx</i> MR3	63
3.21	Input Configurazione MR5	65
3.22	<i>results_extended.xlsx</i> MR5	66
3.23	<i>output_compare.xlsx</i> MR3	68
3.24	<i>output_compare.xlsx</i> MR5	69

Capitolo 1

Introduzione alla progettazione di velivoli ipersonici

Il primo capitolo di questo lavoro è dedicato a una sintetica presentazione delle tematiche principali riguardanti lo studio del design di velivoli progettati per viaggiare ad alte velocità, superiori a Mach 5 (5 volte la velocità del suono), ovvero in campo ipersonico. In particolare, oltre a un'apposita classificazione delle varie tipologie di concept di questi velivoli, vengono menzionate e trattate a linee generali le principali caratteristiche del regime di volo ipersonico e le problematiche che ne derivano in fase di progettazione.

1.1 Classificazione dei velivoli ipersonici

Il manuale [3] fornisce una suddivisione dei velivoli ipersonici in tre principali classi di riferimento:

- Winged re-entry vehicles (RV-W)
- Non-winged re-entry vehicles (RV-NW)
- Cruise and acceleration vehicles (CAV)

I veicoli RV-W sono tipicamente dotati di una propulsione a razzo, ma possono anche costituire il secondo stadio di un mezzo di trasporto spaziale multi-stadio, come lo Space Shuttle (1.1). I veicoli RV-NW non sono dotati di superficie alare portante, poiché operano per la maggior parte al di fuori dell'atmosfera terrestre. Rientrano in questa categoria i veicoli utilizzati, per esempio, nelle missioni Apollo (1.2). I veicoli CAV sono dotati di propulsori *airbreathing*, volano all'interno dell'atmosfera e raggiungono regimi di velocità fino a Mach 12. Questa classificazione risulta particolarmente significativa poiché la metodologia di design preliminare, presentata in sezione 2, tratta prevalentemente velivoli appartenenti alla categoria CAV. Tale classe di velivoli rappresenta la categoria di maggior

interesse nell'ambito dello studio della fattibilità della realizzazione di velivoli ipersonici destinati all'aviazione civile.

In tabella 1.1 è riportata un'analisi comparativa delle principali caratteristiche aerodinamiche delle tre classi sopra elencate.

Item	Winged re-entry vehicles (RV-W's)	Cruise and acceleration vehicles (CAV's)	Non-winged re-entry vehicles (RV-NW's)
Mach number range	30-0	0-7(12)	30-0
Configuration	blunt	slender	very blunt, blunt
Flight time	short	long	short
Angle of attack	large	small	head on
Drag	large	small	large
Aerodynamic lift/-drag ratio	small	large	small, zero
Flow field	compressibility-effects dominated	viscosity-effects dominated	compressibility-effects dominated
Thermal surface effects: 'viscous'	not important/locally important	very important	not important
Thermal surface effects: 'thermo-chemical'	very important	important	very important

Tabella 1.1: Caratteristiche principali delle tre classi di velivoli ipersonici



Figura 1.1: Space Shuttle



Figura 1.2: Saturn 5

1.2 Aerodinamica dei velivoli ipersonici CAV

La disciplina preponderante con la quale si affronta lo studio del regime di volo ipersonico in atmosfera è sicuramente l'aerotermodinamica, ovvero la descrizione e l'analisi dell'interazione ad altissime velocità fra le superfici esterne del velivolo e il fluido che le bagna.

Uno dei fenomeni principali che si verifica è il surriscaldamento aerodinamico: ad alte velocità, l'aria che scorre intorno al velivolo viene compressa e raggiunge temperature molto elevate. Le aree più esposte sono quelle con un raggio di curvatura più ridotto, come i bordi delle ali. Questo fenomeno può causare il surriscaldamento delle superfici esterne fino a temperature che superano i 2000 gradi Celsius, mettendo a rischio l'integrità strutturale del velivolo. La gestione di questo calore è critica e richiede l'uso di materiali particolari, come le ceramiche ultra refrattarie e le leghe metalliche resistenti al calore, e l'implementazione di sistemi di raffreddamento avanzati.

Un altro fenomeno cruciale relativo all'aerodinamica è la generazione di onde d'urto, la cui interazione con le superfici esterne causa un aumento significativo della resistenza aerodinamica, sottoponendo di conseguenza le strutture del velivolo a sollecitazioni potenzialmente molto elevate.

Questi aspetti vanno tenuti in forte considerazione, poiché una delle sfide ingegneristiche principali nell'ambito dell'aerodinamica consiste nello studio di una configurazione che sia in grado di minimizzare la presenza e gli effetti dei fenomeni precedentemente descritti e contemporaneamente massimizzare l'efficienza aerodinamica. In tal senso assume un ruolo cruciale la definizione della geometria delle superfici del velivolo, tenendo conto del fatto che è importante analizzare la configurazione del veicolo per intero: le configurazioni migliori prevedono un'alta integrazione delle varie componenti del velivolo (fusoliera, ala, sistema propulsivo...) in una struttura compatta, prediligendo geometrie affusolate e snelle rispetto a geometrie più tozze e massicce.

Infine, un altro aspetto di cui va tenuto conto consiste nella necessità di tali tipologie di velivoli di essere in grado di operare, garantendo un buon livello di efficienza, non solo nelle condizioni di design, ma anche a regimi di volo differenti, come quello subsonico. Per esempio, una problematica tipica che caratterizza i velivoli ipersonici, che va affrontata in sede di progettazione, è la loro scarsa capacità di generare portanza a basse velocità, caratteristiche del regime subsonico.

1.3 Sistema propulsivo di un velivolo ipersonico CAV

Un aeromobile progettato per volare a velocità ipersoniche deve essere dotato di un apparato propulsivo in grado di generare elevati valori di spinta specifica. Esistono diversi tipi di motori a reazione presenti sul mercato, descritti in seguito, ognuno dei quali presenta determinate caratteristiche che li rendono adatti a operare in specifiche condizioni di volo. Come già precedentemente accennato, un velivolo ipersonico deve comunque essere in grado di volare anche a velocità subsoniche e supersoniche, garantendo comunque prestazioni di buon livello, dunque è necessario studiare attentamente come comporre l'apparato propulsivo (di quanti e di quali tipologie di motori equipaggiare il velivolo), includendo valutazioni sul consumo, sul peso, e sull'impatto della loro conformazione sul profilo del velivolo.

I propulsori presi in considerazione in questo studio sono quattro:

1. Turbogetto, figura 1.3
2. Ramjet, figura 1.4
3. Scramjet, figura 1.5
4. Turboramjet, figura 1.6

Il turbogetto è un motore a reazione che utilizza una turbina per comprimere l'aria prima di mescolarla con il carburante per la combustione. I gas di scarico in espansione, prima di essere espulsi attraverso l'ugello per produrre spinta, attraversano una turbina che aziona il compressore. Questo propulsore garantisce ottime prestazioni a basse velocità ed è efficace fino a Mach 2-3 circa. Il ramjet è un motore a reazione che utilizza la velocità del veicolo per comprimere l'aria in ingresso. Non ha parti mobili come compressori o turbine. L'aria entra nel motore attraverso la presa d'aria, viene compressa grazie alla sua velocità elevata, mescolata con il carburante nella camera di combustione, accesa e poi espulsa ad alta velocità attraverso l'ugello. Rispetto al turbogetto, il ramjet non è in grado di funzionare in regime subsonico o transonico, ma garantisce buone prestazioni per valori di Mach da 3 a 6. Una strategia tipica che caratterizza il design di velivoli progettati per volare in regime alto supersonico consiste nel dotare l'aeromobile di propulsori di entrambe le tipologie, in modo tale che il velivolo sia in grado di raggiungere il regime supersonico tramite l'utilizzo dei motori turbogetto; successivamente entrerebbero in azione i motori ramjet, tramite i quali il velivolo accelererebbe fino al raggiungimento delle condizioni di crociera supersoniche stabilite in fase di progetto. Per velivoli progettati per raggiungere regimi di volo ipersonici oltre Mach 6 si utilizza un'evoluzione del ramjet, ovvero il propulsore scramjet. La differenza principale rispetto alla prima versione consiste nel fatto che l'aria non viene compressa fino a velocità subsoniche ma rimane supersonica attraverso tutto il processo di combustione, garantendo al propulsore un regime operativo compreso fra Mach 6 e Mach 14. Nel caso in cui non si desideri comporre il sistema propulsivo utilizzando diverse combinazioni di propulsori (turbogetto/ramjet, turbogetto/scramjet) è possibile ricorrere al turboramjet, un motore ibrido che combina le caratteristiche del turbogetto e del ramjet. A velocità subsoniche funziona come un turbogetto, mentre a velocità supersoniche il flusso d'aria bypassa il compressore e la turbina, funzionando come un ramjet.

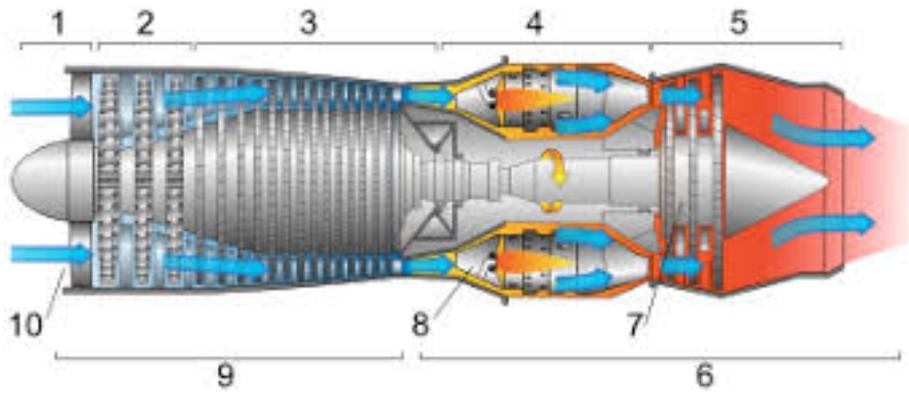


Figura 1.3: Propulsore turbogetto

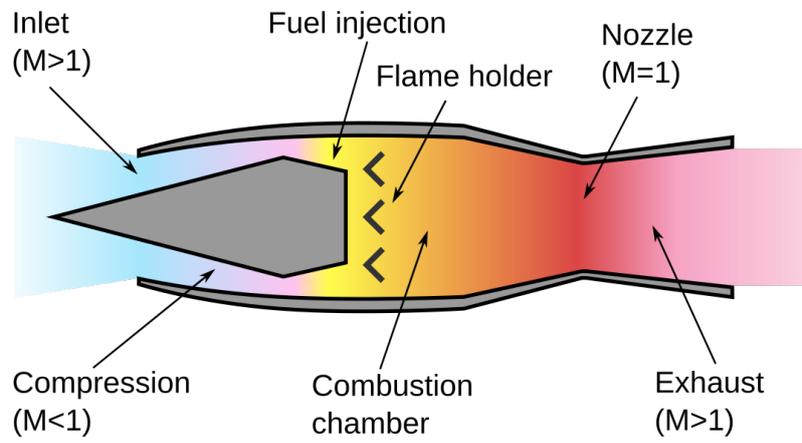


Figura 1.4: Propulsore ramjet

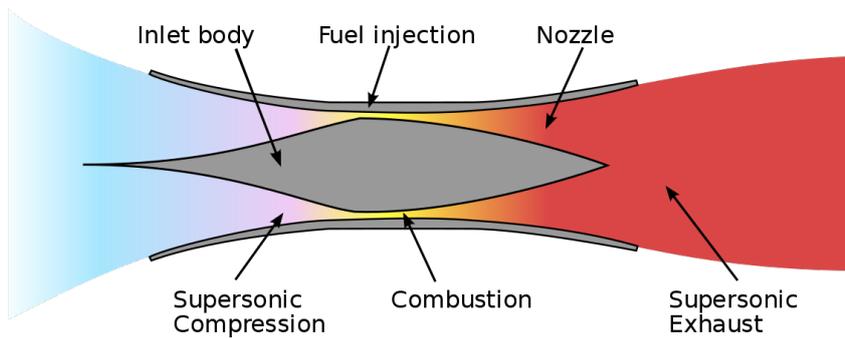
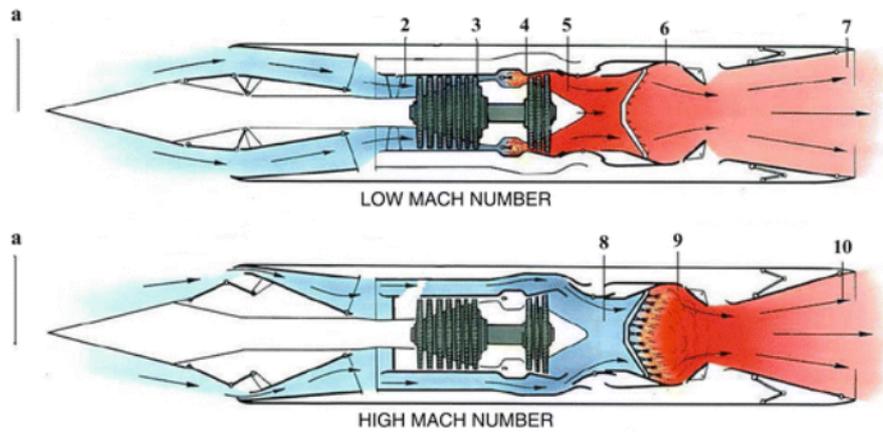


Figura 1.5: Propulsore scramjet



Combined Turbo Ramjet engine Flow [8]

Figura 1.6: Propulsore turboramjet

1.4 Selezione del carburante

Un'importante scelta da effettuare in fase di progettazione riguarda la tipologia di combustibile. Il carburante maggiormente utilizzato per applicazioni di volo in atmosfera in regime ipersonico è sicuramente l'idrogeno liquido, un combustibile caratterizzato da una densità energetica per unità di massa pari a $120MJ/kg$ e da una temperatura di combustione di circa $3000K$, valori decisamente superiori rispetto a quelli dei combustibili classici, come il cherosene, caratterizzato da una densità energetica di $43MJ/kg$ e una temperatura di combustione di circa $2000K$.

Un ulteriore vantaggio riguarda l'inquinamento ambientale: rispetto ai combustibili fossili la combustione dell'idrogeno liquido è molto più pulita, in quanto la reazione chimica esotermica fra idrogeno e ossigeno produce principalmente vapore acqueo.

Oltre a questi vantaggi l'utilizzo di questo combustibile necessita però di alcuni importanti accorgimenti in fase di progettazione: per rimanere liquido, l'idrogeno deve essere mantenuto a temperature estremamente basse, circa $20K$, richiedendo dunque l'implementazione della tecnologia criogenica nella progettazione dei serbatoi. Bisogna inoltre tenere in considerazione che la densità volumetrica dell'idrogeno liquido è di gran lunga inferiore rispetto a quella di un carburante fossile come il cherosene: $70 - 80kg/m^3$ a $20K$ contro $800kg/m^3$ a temperatura ambiente. Questo comporta la necessità di utilizzare serbatoi dal volume molto elevato, problematica da tenere in conto sia per quanto riguarda lo studio della configurazione geometrica del velivolo sia per le stime del peso a vuoto operativo.

Capitolo 2

Presentazione della metodologia di design concettuale

In questo capitolo verrà presentata la struttura completa del codice di calcolo, scritto in ambiente Matlab, descrivendo in maniera accurata e dettagliata le equazioni e le formulazioni empiriche che compongono il modello matematico implementato al suo interno. Una buona parte della struttura di design concettuale è ripresa dal modello HASA [2]. Alle ben sviluppate sezioni riguardanti la stima dei pesi e delle caratteristiche geometriche proposte dal modello HASA verranno aggiunte e integrate formulazioni sulle caratteristiche aerodinamiche del velivolo e sulla meccanica di volo di base.

In figura 2.1 è rappresentato il flow chart logico che riassume i macrogruppi di funzioni che si susseguono all'interno del codice e che nelle sezioni seguenti verranno esaminate e descritte nel dettaglio.

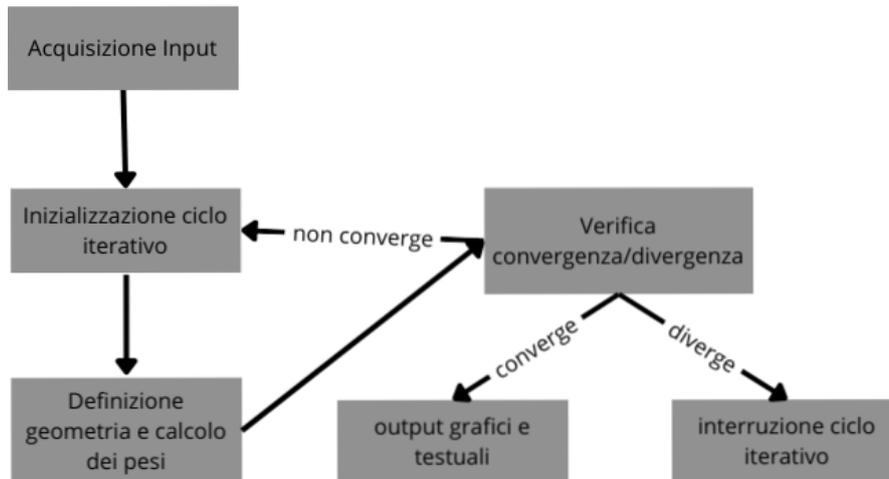


Figura 2.1: Flow Chart logico

2.1 Input

Il primo step del codice riguarda l'estrapolazione e la definizione di tutti gli input necessari per il corretto funzionamento del modello matematico. L'acquisizione avviene tramite la lettura matriciale del file Excel *input.xlsx*. Come è possibile notare in figura 2.1, la definizione degli input è un'operazione che non rientra nel ciclo iterativo del modello, ma viene eseguita a priori una tantum.

2.1.1 Nomenclatura

È stata adottata una nomenclatura uniforme per definire le variabili all'interno del codice e nei file excel, di input ed output:

- A_{hfp} : rapporto tra l'area dell'impennaggio orizzontale e la superficie di riferimento dell'ala
- *Altitude*: quota di crociera, km
- A_{lorb} : rapporto tra la lunghezza del cilindro della fusoliera e il raggio della fusoliera
- *AR*: allungamento dell'ala
- A_{vfp} : rapporto tra l'area dell'impennaggio verticale e la superficie di riferimento dell'ala
- B_b : larghezza della fusoliera, m
- C_{root} : corda alla radice, m
- D_{be} : diametro equivalente del corpo, m

- E : efficienza aerodinamica in crociera
- F_r : rapporto fra la lunghezza della fusoliera e il diametro equivalente
- H_{tsjim} : altezza del modulo scramjet, m
- ISP : impulso specifico, sec
- k_b : coefficiente di calibrazione della lunghezza
- k_c : coefficiente di calibrazione per corpo non idealizzato
- k_n : rapporto tra la profondità del corpo e la larghezza del corpo
- L_b : lunghezza totale della fusoliera, m
- $Mach$: numero di Mach in crociera ipersonica
- $Mach_{landing}$: numero di Mach in fase di atterramento
- mf : modifying factor
- N_{engsj} : numero di motori scramjet
- N_{engtj} : numero di motori turbogetto
- N_{engrj} : numero di motori ramjet
- N_{engtr} : numero di motori turboramjet
- Q_{max} : pressione dinamica massima, kg/m^2
- R_t : range della missione, km
- S_{btot} : area bagnata del corpo, m^2
- $sLFL$: distanza necessaria per atterrare, m
- S_{ref} : superficie alare di riferimento (l'ala è considerata estendersi senza interruzioni attraverso la fusoliera), m^2
- S_{wfh} : superficie dell'impennaggio orizzontale, m^2
- S_{wfv} : superficie dell'impennaggio verticale, m^2
- t/c : rapporto tra spessore e corda dell'ala
- $TailArea$: somma delle superfici degli impennaggi di coda, m^2
- T_{tott} : spinta totale di tutti i motori *airbreathing*, kg
- T/W_{LO} : rapporto spinta peso in condizione di lift off
- ULF : fattore di carico ultimo

- V_{fuel} : volume del propellente, m^3
- V_{pay} : volume del payload, m^3
- V_{ref} : velocità in crociera, m/sec
- V_{tot} : volume totale del veicolo, m^3
- W_a : flusso d'aria del motore, kg/sec
- W_b : peso della struttura della fusoliera, kg
- W_{elect} : peso degli equipaggiamenti elettronici, kg
- W_{emp} : peso a vuoto del veicolo, kg
- W_{eng} : peso totale dei motori, kg
- W_{equip} : peso delle attrezzature di bordo, kg
- W_{finh} : peso dell'impennaggio orizzontale, kg
- W_{finv} : peso dell'impennaggio verticale, kg
- W_{fuel} : peso totale del propellente, kg
- W_{gear} : peso del carrello di atterraggio, kg
- W_{gtot} : peso lordo totale del veicolo a decollo, kg
- W_{H2} : frazione del peso dell'idrogeno rispetto al peso lordo totale del veicolo
- W_{hydr} : peso del sistema idraulico, kg
- W_{ins} : peso unitario del sistema di protezione termica, kg/m^2
- W_{pay} : peso del payload, kg
- W_{pros} : peso totale del sistema di propulsione, kg
- W/S : carico alare, kg/m^2
- W_{span} : apertura alare, m
- W_{str} : peso strutturale totale, kg
- W_{sub} : peso totale dei sottosistemi, kg
- W_{taves} : peso dell'avionica, kg
- W_{tail} : peso degli impennaggi di coda, kg
- W_{thrua} : peso totale della struttura di supporto al sistema propulsivo, kg

- W_{tnk} : peso totale dei serbatoi del propellente, kg
- W_{tps} : peso del sistema di protezione termica, kg
- W_{tsj} : peso dei motori scramjet, kg
- W_{ttj} : peso dei motori turbogetto, kg
- W_{trj} : peso dei motori ramjet, kg
- W_{ttr} : peso dei motori turboramjet, kg
- W_w : peso della struttura alare, kg
- $\alpha_{landing}$: angolo di attacco durante la fase di atterramento, deg
- δ : percentuale di combustibile immagazzinato nella fusoliera
- λ : rapporto di rastremazione dell'ala
- $\lambda_{1/2}$: angolo di freccia, deg
- η_{vol} : efficienza volumetrica del veicolo
- ρ_a : densità del veicolo, kg/m³
- ρ_f : densità del carburante a idrogeno, kg/m³
- ρ_{th} : densità del serbatoio di idrogeno, kg/m³
- θ_f : angolo di semicono anteriore, deg
- θ_r : angolo di semicono posteriore, deg
- σ : rapporto fra la densità dell'aria a una quota specifica e la densità dell'aria al livello del mare
- τ : parametro di Küchemannl

2.1.2 Elenco input

In figura 2.2 è riportata la struttura del file *Input.xlsx*. La prima colonna identifica il nome della variabile da impostare, con l'unità di misura di riferimento. Le variabili sono suddivise in diversi macro gruppi, evidenziati in giallo, ad esempio gli input di alto livello, come il range della missione e il numero di passeggeri.

Ogni altra colonna identifica l'insieme di input che definisce la configurazione di cui si vuole definire il design preliminare. Per avviare un ciclo di calcolo è necessario che l'utente specifichi al codice la colonna da cui estrapolare i dati.

È doveroso sottolineare che, fra i numerosi input da fornire, alcuni di essi, ad esempio il volume totale V_{tot} e il peso totale massimo a decollo W_{gtot} , verranno aggiornati durante

il ciclo iterativo e costituiscono variabili di grande interesse in output. In sezione [2.2.1](#) verrà approfondito questo argomento.

Sebbene il sistema di misura adottato per definire gli input sia quello internazionale, all'interno del codice i valori sono convertiti nel sistema di misura imperiale, poiché la maggior parte delle relazioni empiriche non lineari presenti all'interno del modello sono state costruite utilizzando i parametri espressi proprio in quel sistema di riferimento. In output i valori verranno generalmente convertiti e restituiti nel sistema di riferimento internazionale.

1	INPUT LIST	ROCKWELL	HYCAT-1A	HYCAT-1	HYCAT-4	STRATOFLY MR5	STRATOFLY MR3
2	HIGH LEVEL INPUT:						
3	Range, km	8045	9260	9260	9260	19000	19000
4	Passengers	200	200	200	200	220	300
5	$\rho(W_{pay})$ kg/passenger	113.4	95.256	95.256	95.256	120	110
6	$\rho(V_{pay})$ kg/m ³	50.0585	48.5416	48.5416	48.5416	27.6	27.5
7	GEOMETRY:						
8	Lb, m	91.44	105.1255	118.7196	103.632	75	95
9	Dbe, m	7.1323	7.4554	7.4554	7.4554	12	12
10	λ	0.145	0.154	0.099	0.13	0.01	0.01
11	t/c	0.03	0.03	0.03	0.03	0.066	0.05
12	Fr	12.82	14.1	15.92	13.9	6.25	7.92
13	Croot, m	33.528	27	45	37	75	95
14	AR, b ² /S	1.357	1.357	1.357	2.24	0.84	0.67
15	Vtot, m ³	2.31E+03	2.59E+03	2.93E+03	4.06E+03	8.00E+03	10000
16	Ahfp	0	0.136	0	0.063	0.04	0.04
17	Avfp	0.11	0.1125	0.12	0.16	0.067	0.05
18	Alorb	12.82	8.65	9.89	10.63	6.25	7.92
19	$\lambda_{1/2}$, deg	43	40	43	50	75	75
20	θ_f , deg	8.02	4.04	3.95	5.37	6	6
21	θ_r , deg	9.9	10.48	7.61	8.69	8	8
22	η_{vol}	0.7	0.7	0.7	0.7	0.7	0.7
23	PROPULSION:						
24	Htsjm, m	0.9266	0	0	1.4453	1.9	1.9
25	Nengsj	9	0	0	8	1	1
26	Nengtj	4	4	4	4	6	6
27	Nengrj	0	4	4	0	0	0
28	Nengtr	0	0	0	0	0	0
29	Ttott, kg	1.05E+05	1.72E+05	1.51E+05	1.91E+05	1.33E+05	1.32E+05
30	Wa, kg/s	181.44	249.9336	249.9336	249.9336	300	300
31	PROPELLANT AND TANK DENSITY:						
32	pa, kg/m ³	112.1311	112.1311	112.1311	112.1311	180	180
33	pf (H ₂ or CH ₄), kg/m ³	84.0983	84.0983	84.0983	84.0983	70.8	70.8
34	pth, kg/m ³	16.0187	28.0328	28.0328	28.0328	26	26
35	MISCELLANEOUS:						
36	Qmax, kg/m ²	4.88E+03	4.88E+03	4.88E+03	4.88E+03	3.00E+04	4.50E+04
37	Wins, kg/m ²	4.8825	7.3238	7.3238	7.3238	3	3
38	ULF	3.75	3.75	3.75	3.75	3.75	3.75
39	mf	1.12	1.12	1.12	1.12	0.4	0.4
40	δ	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5
41	Wgtot, kg	2.18E+05	350953	307382	4.35E+05	2.88E+05	4.00E+05
42	CRUISE CONDITION:						
43	MACH	6	6	6	6	5	8
44	Altitude, km	27	30	30	30	27	35
45	ISP, s	2500	2500	2500	2500	5000	5000
46	LANDING:		23				
47	sLFL, m	4000	4000	4000	4000	4000	4000
48	alpha landing, deg	7	7	7	7	6	5
49	Mach landing	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3	0.3
50	SAMPLE 2D						
51	x leading edge/Lb	0.5	0.5	0.5	0.45	0.5	0.05
52	air_intake/Wspan	1	1	1	1	0.265230488	0.265230488

Figura 2.2: *Input.xlsx*

2.1.3 Atmosfera

Per quanto riguarda i dati atmosferici viene utilizzato il modello di riferimento dell'Atmosfera Standard Internazionale ICAO.[4] Il codice acquisisce i dati delle grandezze atmosferiche dalla tabella di riferimento 2.1 e interpola linearmente i valori in funzione della quota di crociera, definita in input.

Tabella 2.1: Dati atmosferici in funzione dell'altitudine

Altitudine (m)	Temperatura assoluta (K)	Pressione (hPa)	Densità (kg/m ³)	Viscosità dinamica (Pa·s)	Velocità del suono (m/s)
0	288.15	1013.25	1.225	1.79×10^{-5}	340.29
1000	281.65	898.76	1.225	1.76×10^{-5}	336.44
5000	255.68	540.48	0.7364	1.63×10^{-5}	320.55
10000	223.25	265.00	0.4135	1.46×10^{-5}	299.53
15000	216.65	121.11	0.1947	1.42×10^{-5}	295.07
20000	216.65	54.69	0.088	1.42×10^{-5}	295.07
25000	221.55	25.49	0.039	1.45×10^{-5}	298.39

2.1.4 Carico alare

Un parametro importante sul quale porre l'attenzione è il carico alare WS . La sua definizione all'interno del codice avviene prima di inizializzare il ciclo iterativo, in funzione di altri parametri principali, quali la lunghezza di pista necessaria per atterrare $sLFL$ e il valore massimo del coefficiente di portanza del velivolo in fase di atterramento CL_{max} .

$$WS = \frac{sLFL \cdot 1.67 - 304.8}{5} \cdot CL_{max} \cdot 1.4 \cdot \sigma_0 \quad (2.1)$$

La formulazione 2.1 consiste in una semplice soglia per il carico alare nelle condizioni di atterraggio e rappresenta uno dei requisiti che gli aerei commerciali devono soddisfare. [5].

Il CL_{max} viene calcolato utilizzando il modello aerodinamico di Raymer [6], secondo cui per un generico velivolo ad alta velocità $CL = CL_{\alpha} \cdot \alpha$. In condizioni di atterramento (subsoniche) $\alpha = \alpha_{landing}$ mentre per il calcolo di CL_{α} viene proposta la formulazione 2.2, all'interno della quale $\beta = \sqrt{1 - Mach_{landing}^2}$ e il prodotto $\frac{S_{exposed}}{S_{ref}} \cdot F \approx 0.98$ come suggerito dal manuale in assenza di informazioni più precise.

$$C_{L,\alpha} = \frac{2\pi \cdot AR}{2 + \sqrt{4 + \left(\frac{AR \cdot \beta}{\eta}\right)^2 \left(1 + \frac{\tan(\lambda_{mezzi})^2}{\beta^2}\right)}} \cdot \frac{S_{exposed}}{S_{ref}} \cdot F \quad (2.2)$$

2.2 Ciclo iterativo

Una volta completata la definizione di tutti i parametri di input il secondo step del codice prevede l'esecuzione del ciclo iterativo. Il modello matematico implementato al suo interno si suddivide in due macro sezioni:

- Analisi delle dimensioni geometriche
- Analisi dei pesi

Come verrà ampiamente approfondito, il modello di design prevede una forte interdipendenza fra le variabili geometriche e i pesi del velivolo: durante ogni ciclo di calcolo i parametri geometrici determinano le componenti di peso, che a loro volta determinano i parametri geometrici dell'iterazione successiva. Il processo prosegue finché non si verifica una condizione di convergenza o divergenza.

2.2.1 Calibrazione

Il primo step di calcolo del ciclo iterativo prevede la calibrazione, ovvero la valutazione di tre parametri, k_c , k_b , k_n , che si ottengono mediante le formulazioni 2.5, 2.4, 2.3. Si osserva che tali parametri, oltre a essere funzione di alcuni input geometrici riferiti alla configurazione in esame, dipendono anche da alcune variabili geometriche che rappresentano gli output di maggior interesse, come il V_{tot} e la L_b . Come già accennato in sezione 2.1.2, per la prima iterazione è necessario fornire un set di valori di *guess*, affinché il ciclo possa essere inizializzato. In sezione 4.1 si mostra che tale scelta non incide particolarmente sul valore dei parametri restituiti in output, tuttavia è consigliabile fornire dei valori in linea con l'ordine di grandezza atteso in output di ogni parametro.

$$k_n = D_{be} \left(\frac{2\pi \left(\frac{1}{6 \tan(\theta_f)} + \frac{A_{lorb}}{2} + \frac{1}{6 \tan(\theta_r)} \right)}{V_{tot}} \right)^{\frac{1}{3}} - 1 \quad (2.3)$$

$$k_b = \frac{D_{be}}{1 + k_n} \left(\frac{1}{\tan(\theta_f)} + A_{lorb} + \frac{1}{\tan(\theta_r)} \right) \frac{1}{L_b} \quad (2.4)$$

$$k_c = \frac{2D_{be}^2}{(1+k_n)^2} \left(\frac{\pi/2}{\sin \theta_f} + \pi A_{lorb} + \frac{\pi/2}{\sin \theta_r} \right) \frac{1}{3.309 \sqrt{L_b V_{tot}}} \quad (2.5)$$

2.2.2 Definizione Geometria

I parametri di calibrazione vengono utilizzati per determinare le caratteristiche geometriche del velivolo. In questo step il codice risolve un sistema di 5 equazioni, contenente 10 parametri geometrici:

- $$S_{b,tot} = 3.309 k_c \sqrt{L_b V_{tot}} \quad (2.6)$$

-

$$L_b = k_b \left(\frac{F_r^2 V_{tot}}{\frac{\pi}{4} \eta_{vol}} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (2.7)$$

-

$$D_{be} = \sqrt{\frac{V_{tot}}{\frac{\pi}{4} \eta_{vol} L_b}} \quad (2.8)$$

-

$$F_r = \frac{L_b}{D_{be}} \quad (2.9)$$

-

$$B_b = \frac{2D_{be}}{1 + k_n} \quad (2.10)$$

Il sistema è univocamente determinato, infatti k_c, k_b, k_n sono noti dallo step precedente, η_{vol} appartiene al set di input della configurazione studiata e per il V_{tot} si utilizza il valore di *guess* per la prima iterazione e quello ottenuto in output per le iterazioni successive.

2.2.3 Definizione dei pesi

Terminata la definizione delle caratteristiche geometriche principali, il codice procede all'analisi delle principali componenti di peso del velivolo.

Calcolo Fuel

Per determinare la quantità di carburante necessaria per completare la missione si ricorre all'utilizzo della formula di Breguet 2.11, che permette di calcolare la frazione di peso del combustibile.

$$WH2 = 1 - \frac{1}{\exp\left(\frac{R_t \cdot 1000}{ISP \cdot V_{ref} \cdot E}\right)} \quad (2.11)$$

Oltre a essere funzione di alcuni parametri di alto livello, come il range (espresso in chilometri), la frazione di peso del combustibile dipende anche dall'efficienza aerodinamica E . Per determinarla si utilizza l'approccio descritto in [7], in base al quale l'efficienza aerodinamica 2.12 dipende della geometria del velivolo, essendo funzione di $\tau = \frac{V_{tot}}{S_{ref}^{1.5}}$, dal numero di Mach e da due parametri $A = 6, B = 2$.

$$E = \frac{A \cdot (\text{Mach} + B)}{\text{Mach}} \left(\frac{1.0128 - 0.2797 \cdot \log\left(\frac{\tau}{0.03}\right)}{1 - \frac{\text{Mach}^2}{673}} \right) \quad (2.12)$$

Pesi strutturali

In questo modello si definisce peso strutturale del velivolo la somma dei pesi delle seguenti componenti:

- *Body Weight*

- Peso dell'ala
- Peso degli impennaggi di coda
- Peso del sistema di protezione termica
- Peso del carrello
- Peso del supporto del sistema propulsivo

Body Weight . Rientrano in questa categoria tutti i principali componenti strutturali, eccetto il supporto al sistema propulsivo e i serbatoi di carburante. La sua formulazione include dei coefficienti che tengano conto delle alte temperature e delle possibili modifiche nella tecnologia del materiale. [8]

$$W_b = 0.341 \cdot m_f \cdot \left| \left(\frac{L_b \cdot ULF}{D_{be}} \right)^{0.15} \cdot Q_{\max}^{0.16} \cdot S_{btot}^{1.05} \right| \quad (2.13)$$

Peso dell'ala . Il peso dell'ala rappresenta la somma dei pesi della struttura dell'ala stessa, del suo supporto e delle superfici aerodinamiche di controllo. La sua formulazione 2.14, tratta dal manuale di Oman [9], tiene conto dell'allungamento alare e del rapporto di rastremazione, ed è funzione del peso a vuoto del velivolo $W_{emp} = W_{gtot} - W_{fuel}$ e, tramite δ , della ripartizione del carburante fra ala e fusoliera.

$$W_w = 0.2958 \cdot m_f \cdot \left(\left(\frac{(W_{emp} - W_{tnk} \cdot \delta) \cdot ULF}{1000} \right)^{0.52} \cdot S_{ref}^{0.7} \cdot AR^{0.47} \cdot \left(\frac{1 + \lambda}{t/c} \right)^{0.4} \cdot \left(0.3 + \frac{0.7}{\cos(\lambda_{mezzi})} \right) \right)^{1.017} \quad (2.14)$$

Peso degli impennaggi di coda . Il peso degli impennaggi di coda include le superfici di controllo aerodinamiche. Le formulazioni per l'impennaggio orizzontale 2.15 e per l'impennaggio verticale 2.16 sono tratte da [8].

$$W_{finh} = 0.0035 \cdot \left(\frac{W_{gtot}}{S_{ref}} \right)^{0.6} \cdot (S_{wfh})^{1.2} \cdot Q_{\max}^{0.8} \quad (2.15)$$

$$W_{finv} = 5 \cdot (S_{wfv})^{1.09} \quad (2.16)$$

Peso del sistema di protezione termica . Il sistema di protezione termica si presume copra un'area pari alla somma dell'area di pianta dell'ala, dello stabilizzatore orizzontale e della metà dell'area bagnata della superficie del corpo. Nella sua formulazione 2.17, si assume un valore di peso medio per unità di area W_{ins} per l'intera area del TPS (sistema di protezione termica).

$$W_{tps} = W_{ins} \cdot (S_{tb} + S_{ref} + S_{wfh}) \quad (2.17)$$

Peso del carrello . Il peso del carrello di atterraggio è definito come la somma del peso del carrello anteriore, del carrello principale e dei sistemi necessari al suo controllo. La sua formulazione 2.18 è tratta da [8].

$$W_{\text{gear}} = 0.00916 \cdot W_{\text{gtot}}^{1.124} \quad (2.18)$$

Peso del supporto del sistema propulsivo . La formulazione del peso delle strutture di supporto ai motori è tratta da [8].

$$W_{\text{thrua}} = 0.00625 \cdot T_{\text{tott}} + 69 \quad (2.19)$$

Dunque, il peso strutturale totale è la somma del peso della fusoliera, dell'ala, degli stabilizzatori orizzontale e verticale, del sistema di protezione termica, del carrello di atterraggio e della struttura di spinta, come segue:

$$W_{\text{str}} = W_b + W_w + W_{\text{finh}} + W_{\text{finv}} + W_{\text{tps}} + W_{\text{gear}} + W_{\text{thrua}} \quad (2.20)$$

Pesi sistema propulsivo

I velivoli ipersonici nella maggior parte dei casi combinano motori di diversa tipologia. In questo modello sono considerati quattro propulsori diversi, già trattate in sezione 1.3:

Turbogetto . L'equazione del peso dei motori a turbogetto 2.21 è tratta da [10].

$$W_{\text{ttj}} = N_{\text{engtj}} (W_a \cdot 133.3 - 16600) / 4 \quad (2.21)$$

Turboramjet Per calcolare il peso dei motori turboramjet si utilizza l'equazione 2.22, tratta da [8].

$$W_{\text{ttr}} = N_{\text{engtr}} \cdot 1782.63 \cdot \exp(0.003 \cdot W_a) \quad (2.22)$$

Ramjet . Il peso dei motori ramjet non dipende dal numero degli stessi ma è funzione della spinta totale di tutti i motori a reazione. La formulazione 2.23 è tratta da [8].

$$W_{\text{trj}} = 0.01 \cdot T_{\text{tott}} \quad (2.23)$$

Scramjet . L'equazione del peso dei motori scramjet 2.24, tratta da [11], è funzione del parametro H_{tsjm} .

$$W_{\text{tsj}} = N_{\text{engsj}} (87.5 \cdot H_{\text{tsjm}} - 850) \quad (2.24)$$

Il peso totale del sistema propulsivo 2.26 tiene conto anche del peso dei serbatoi, il cui valore viene determinato in funzione del parametro ρ_{tank} , ovvero il peso del serbatoio per unità di volume di combustibile imbarcato a bordo, secondo la formulazione 2.25.

$$W_{\text{tnk}} = \frac{W_{\text{fuel}}}{\rho_f} \cdot \rho_{\text{th}} \quad (2.25)$$

$$W_{\text{pros}} = W_{\text{tnk}} + (W_{\text{ttj}} + W_{\text{tsj}} + W_{\text{trj}} + W_{\text{ttr}}) \quad (2.26)$$

Pesi Sottosistemi vari

In questa sezione viene definito il calcolo del peso dei sistemi di bordo del velivolo. Le formulazioni, tratte da [8], sono riportate di seguito:

- Sistema Idraulico:

$$W_{\text{hyd}} = 2.64 \left(\frac{S_{\text{ref}} + S_{\text{wfv}} + S_{\text{wfh}}}{1000} Q_{\text{max}} \right)^{0.334} (L_b + W_{\text{span}})^{0.5} \quad (2.27)$$

- Avionica:

$$W_{\text{taves}} = 66.37 \cdot W_{\text{gtot}}^{0.361} \quad (2.28)$$

- Sistema Elettrico

$$W_{\text{elect}} = 1.167 \cdot W_{\text{gtot}}^{0.5} \cdot L_b^{0.25} \quad (2.29)$$

- Equipaggiamenti:

$$W_{\text{equip}} = 10000 + 0.01 \cdot (W_{\text{gtot}} - 0.0000003) \quad (2.30)$$

Dunque, il peso totale dei sistemi di bordo è:

$$W_{\text{sub}} = W_{\text{hydr}} + W_{\text{taves}} + W_{\text{elect}} + W_{\text{equip}} \quad (2.31)$$

2.2.4 Verifica di convergenza/divergenza

Una volta completate le definizioni delle caratteristiche geometriche e dei pesi di ogni singolo componente si aggiorna il valore del W_{gtot} e del V_{tot} , in base all'equazioni 2.32 e 2.33.

$$W_{\text{gtot}} = W_{\text{fuel}} + W_{\text{str}} + W_{\text{pay}} + W_{\text{pros}} + W_{\text{sub}} \quad (2.32)$$

$$V_{\text{tot}} = \frac{W_{\text{gtot}} - \delta \cdot W_{\text{fuel}} - W_{\text{pay}} - \delta \cdot W_{\text{tnk}} - W_{\text{tps}}}{\rho_a} + \delta \cdot \frac{W_{\text{fuel}}}{\rho_f} + V_{\text{pay}} \quad (2.33)$$

Successivamente, il codice esegue le verifiche di fine iterazione. In particolare si verifica, in maniera consequenziale:

1. La divergenza: $\tau \leq 0.005$ o $E > 100$
2. La convergenza: $W_{\text{gtot}}(k) - W_{\text{gtot}}(k-1) \leq 1$ ¹

Se nessuna delle due condizioni è verificata, il codice eseguirà una nuova iterazione. Si procede effettuando una nuova calibrazione dei parametri k_c , k_b , k_n , utilizzando i valori ottenuti dall'iterazione appena svolta come parametri per il nuovo processo di calibrazione. Rispetto al procedimento illustrato in sezione 2.2.1, l'equazione 2.3 varia nel modo seguente:

$$k_n = D_{be} \left(\frac{2\pi \left(\frac{1}{6 \tan(\theta_f)} + \frac{A_{\text{lorb}}}{2} + \frac{1}{6 \tan(\theta_r)} \right)}{\frac{W_{\text{gtot}} - \delta(W_{\text{fuel}} + W_{\text{tnk}}) - W_{\text{pay}}}{\rho_a} + \delta \left(\frac{W_{\text{fuel}}}{\rho_f} \right) + V_{\text{pay}}} \right)^{\frac{1}{3}} - 1 \quad (2.34)$$

¹tolleranza in kg

2.3 Output

Se si verifica una delle due condizioni di fine ciclo presentate in sezione 2.2.4, il codice procede all'elaborazione dei risultati, stampando a schermo una stringa di conferma sull'esito del ciclo di calcolo:

1. *Il ciclo iterativo diverge*, in caso di divergenza
2. *Il ciclo iterativo converge*, in caso di convergenza

2.3.1 Output excel

Il codice prevede la compilazione di diversi file output, in formato *.xlsx*.

Il file *results.xlsx* e il file *results.extended.xlsx* forniscono all'utente, rispettivamente, un set parziale e completo dei valori delle caratteristiche geometriche e di peso considerate all'interno del modello. In figura 2.3 un esempio della struttura di tali file.

Il gruppo di file che termina con la desinenza *iterati.xlsx* fornisce all'utente la possibilità di controllare il valore che un determinato parametro ha assunto a ogni iterazione. Tre diversi file vengono restituiti in output: *valori_iterati.xlsx* e *valori_iterati_completo.xlsx* in figura 2.4, *breguet_iterati.xlsx* in figura 2.5.

Vengono compilati altri due file Excel, caratterizzati dalla desinenza *incremento.xlsx*, che offrono all'utente la possibilità di verificare, per ogni iterazione, l'incremento del valore di un parametro rispetto all'iterazione precedente, calcolato nel seguente modo: $\frac{\text{parametro}(k) - \text{parametro}(k-1)}{\text{parametro}(k-1)}$. In figura 2.6 la loro struttura.

results.xlsx		results_extended.xlsx		
A	B	A	B	C
results		resultsextendend		
Wgtot	VarName2	VarName1	imperiale	internazion...
Text	Text	Text	Text	Text
1 Wgtot	3.9253e+05	1	imperiale	internazion...
2 Wfuel	6.3953e+04	2 Lb	282.5612	86.1246
3 Wpay	33000	3 Dbe	26.8262	8.1766
4 Sref	3.2822e+03	4 Fr	7.9200	7.9200
5 Vtot	3.1638e+03	5 Sref	3.5330e+04	3.2822e+03
6 Lb	86.1246	6 Wspan	153.8544	46.8948
7 W/S	119.5901	7 AR	0.6700	0.6700
8 T/W	0.3312	8 W/S	24.4936	119.5901
9 Weng	5.1274e+04	9 Swfh	1.4132e+03	131.2868
		10 Swfv	1.7665e+03	164.1085
		11 Tail Area	3.1797e+03	295.3952
		12 Sbtot	1.9840e+04	1.8432e+03
		13 Vtot	1.1179e+05	3.1638e+03
		14 Vpay	4.2378e+04	1.1993e+03
		15 Wpay	7.2751e+04	33000
		16 Wtnk	5.1776e+04	2.3486e+04
		17 Wttj	1.0734e+05	4.8690e+04
		18 Wtr	0	0
		19 Wtrj	0	0
		20 Wtsj	5.6953e+03	2.5834e+03
		21 Wpros	1.6481e+05	7.4759e+04
		22 Wb	3.3194e+04	1.5057e+04
		23 Ww	1.1281e+05	5.1171e+04
		24 W_tail	2.3081e+05	1.0470e+05
		25 Wtps	2.8672e+04	1.3006e+04
		26 Wgear	4.3182e+04	1.9588e+04
		27 Wthrua	1.8602e+03	843.7984
		28 Wstr	4.5053e+05	2.0436e+05
		29 Wfuel	1.4099e+05	6.3953e+04
		30 Wtaves	9.2321e+03	4.1877e+03
		31 Whydr	3.9382e+03	1.7864e+03
		32 Welect	4.4509e+03	2.0189e+03
		33 Wequip	1.8654e+04	8.4613e+03
		34 Wsub	3.6275e+04	1.6454e+04
		35 Wgtot	8.6536e+05	3.9253e+05
		36 tau	0.0168	0.0168
		37 E	9.7336	9.7336
		38 WH2	0.1629	0.1629

Figura 2.3: results.xlsx e results.extended.xlsx

valoriiterati			
Text	Text	Text	Text
Lb	86.8816	91.1940	88.5563
Dbe	6.9554	6.7338	6.9306
Sref	570.6919	609.2932	629.4018
Wspan	27.8290	28.7548	29.2254
Tail Area	62.7761	67.0223	69.2342
Sbtot	1.4522e+03	1.5348e+03	1.5051e+03
Vtot	2.2721e+03	2.3372e+03	2.3696e+03
Wpros	4.4021e+04	4.4401e+04	4.4857e+04
Wstr	6.0899e+04	6.5897e+04	6.6576e+04
Wfuel	9.3469e+04	9.5467e+04	9.7859e+04
Wsub	1.2060e+04	1.2378e+04	1.2511e+04
Wgtot	2.3313e+05	2.4082e+05	2.4448e+05

valoriiteraticompleto					
Fr	VarName2	VarName3	VarName4	VarName5	VarName6
Text	Text	Text	Text	Text	Text
Lb	86.8816	91.1940	88.5563	92.0269	89.3
Dbe	6.9554	6.7338	6.9306	6.8456	6.9
Fr	12.8200	12.8200	12.8200	12.8200	12.8
Sref	570.6919	609.2932	629.4018	638.9651	648.5
Wspan	27.8290	28.7548	29.2254	29.4466	29.6
AR	1.3570	1.3570	1.3570	1.3570	1.3
W/S	382.6100	382.6100	382.6100	382.6100	382.6
Swfh	0	0	0	0	0
Swfv	62.7761	67.0223	69.2342	70.2862	71.3
Tail Area	62.7761	67.0223	69.2342	70.2862	71.3
Sbtot	1.4522e+03	1.5348e+03	1.5051e+03	1.5710e+03	1.5320e
Vtot	2.2721e+03	2.3372e+03	2.3696e+03	2.4004e+03	2.4111e
Vpay	452.8004	452.8004	452.8004	452.8004	452.8
Wpay	22680	22680	22680	22680	22
Wtnk	1.7804e+04	1.8184e+04	1.8640e+04	1.8860e+04	1.9076e
Wttj	1.6656e+04	1.6656e+04	1.6656e+04	1.6656e+04	1.6656e
Wtrr	0	0	0	0	0
Wtrj	0	0	0	0	0
Wtsj	9.5611e+03	9.5611e+03	9.5611e+03	9.5611e+03	9.5611e
Wpros	4.4021e+04	4.4401e+04	4.4857e+04	4.5077e+04	4.5293e
Wb	2.3603e+04	2.5318e+04	2.4588e+04	2.5918e+04	2.5050e
Ww	1.7388e+04	1.9304e+04	2.0175e+04	2.0590e+04	2.1010e
W_tail	2.7549e+03	2.9586e+03	3.0652e+03	3.1160e+03	3.1669e
Wtps	6.3319e+03	6.7218e+03	6.7475e+03	6.9553e+03	6.9068e
Wgear	1.0132e+04	1.0906e+04	1.1311e+04	1.1504e+04	1.1698e
Wthrua	689.0484	689.0484	689.0484	689.0484	689.0
Wstr	6.0899e+04	6.5897e+04	6.6576e+04	6.8772e+04	6.8521e
Wfuel	9.3469e+04	9.5467e+04	9.7859e+04	9.9016e+04	1.0015e
Wtaves	3.3887e+03	3.4697e+03	3.5106e+03	3.5297e+03	3.5488e
Whydr	443.1287	463.1480	463.9495	473.5436	471.0
Welect	1.5091e+03	1.5783e+03	1.5924e+03	1.6200e+03	1.6200e
Wequip	6.7196e+03	6.8673e+03	6.9442e+03	6.9808e+03	7.0175e
Wsub	1.2060e+04	1.2378e+04	1.2511e+04	1.2604e+04	1.2657e
Wgtot	2.3313e+05	2.4082e+05	2.4448e+05	2.4815e+05	2.4930e

Figura 2.4: valori_iterati.xlsx e valori_iterati_completo.xlsx

breguet_iterati.xlsx					
	A	B	C	D	E
breguetiterati					
	tau	Sref	Vtot	E	WH2
	Text	Text	Text	Text	Text
1	tau	Sref	Vtot	E	WH2
2	0.1695	6.1431e+03	8.1605e+04	4.6105	0.4281
3	0.1512	6.5586e+03	8.0285e+04	4.8898	0.4095
4	0.1481	6.7750e+03	8.2585e+04	4.9397	0.4064
5	0.1468	6.8780e+03	8.3730e+04	4.9613	0.4050
6	0.1454	6.9811e+03	8.4819e+04	4.9843	0.4036
7	0.1451	7.0135e+03	8.5196e+04	4.9904	0.4032
8	0.1443	7.0675e+03	8.5756e+04	5.0025	0.4025
9	0.1443	7.0711e+03	8.5820e+04	5.0026	0.4025
10	0.1439	7.1034e+03	8.6146e+04	5.0100	0.4020
11	0.1440	7.0959e+03	8.6087e+04	5.0078	0.4021
12	0.1437	7.1180e+03	8.6306e+04	5.0130	0.4018
13	0.1439	7.1067e+03	8.6203e+04	5.0101	0.4020
14	0.1436	7.1237e+03	8.6369e+04	5.0141	0.4017
15	0.1438	7.1116e+03	8.6256e+04	5.0111	0.4019
16	0.1436	7.1258e+03	8.6391e+04	5.0145	0.4017
17	0.1438	7.1141e+03	8.6281e+04	5.0116	0.4019
18	0.1436	7.1263e+03	8.6398e+04	5.0146	0.4017
19	0.1438	7.1154e+03	8.6294e+04	5.0119	0.4019
20	0.1436	7.1261e+03	8.6397e+04	5.0146	0.4017
21	0.1438	7.1162e+03	8.6303e+04	5.0121	0.4019
22	0.1436	7.1258e+03	8.6394e+04	5.0145	0.4017
23	0.1438	7.1168e+03	8.6308e+04	5.0123	0.4019
24	0.1436	7.1254e+03	8.6391e+04	5.0144	0.4017
25	0.1437	7.1173e+03	8.6313e+04	5.0124	0.4018
26	0.1436	7.1250e+03	8.6387e+04	5.0143	0.4017
27	0.1437	7.1177e+03	8.6317e+04	5.0125	0.4018
28	0.1436	7.1246e+03	8.6383e+04	5.0142	0.4017
29	0.1437	7.1180e+03	8.6320e+04	5.0126	0.4018
30	0.1436	7.1243e+03	8.6380e+04	5.0141	0.4017
31	0.1437	7.1183e+03	8.6323e+04	5.0126	0.4018
32	0.1437	7.1240e+03	8.6377e+04	5.0140	0.4017
33	0.1437	7.1186e+03	8.6326e+04	5.0127	0.4018
34	0.1437	7.1237e+03	8.6374e+04	5.0140	0.4017
35	0.1437	7.1189e+03	8.6328e+04	5.0128	0.4018
36	0.1437	7.1235e+03	8.6372e+04	5.0139	0.4018
37	0.1437	7.1191e+03	8.6330e+04	5.0128	0.4018

input_iterati_incremento				
Wgtot	Vtot	Lb	Dbe	
0.0676	-0.0162	-0.0499	-0.0248	
0.0330	0.0287	0.0496	-0.0319	
0.0152	0.0139	-0.0289	0.0292	
0.0150	0.0130	0.0392	-0.0123	
0.0046	0.0044	-0.0292	0.0215	
0.0077	0.0066	0.0331	-0.0140	
5.0825e-04	7.3935e-04	-0.0277	0.0175	
0.0046	0.0038	0.0289	-0.0138	
-0.0011	-6.9017e-04	-0.0255	0.0149	
0.0031	0.0025	0.0256	-0.0129	
-0.0016	-0.0012	-0.0232	0.0131	
0.0024	0.0019	0.0229	-0.0118	
-0.0017	-0.0013	-0.0210	0.0117	
0.0020	0.0016	0.0205	-0.0108	
-0.0016	-0.0013	-0.0190	0.0104	
0.0017	0.0014	0.0184	-0.0097	
-0.0015	-0.0012	-0.0172	0.0094	
0.0015	0.0012	0.0166	-0.0088	
-0.0014	-0.0011	-0.0155	0.0084	
0.0014	0.0011	0.0149	-0.0079	
-0.0013	-9.9405e-04	-0.0140	0.0076	
0.0012	9.5236e-04	0.0134	-0.0071	
-0.0011	-8.9860e-04	-0.0126	0.0068	
0.0011	8.5596e-04	0.0121	-0.0064	
-0.0010	-8.1079e-04	-0.0113	0.0062	
9.8069e-04	7.7030e-04	0.0109	-0.0058	
-9.3033e-04	-7.3092e-04	-0.0102	0.0055	
8.8311e-04	6.9363e-04	0.0098	-0.0052	
-8.3834e-04	-6.5866e-04	-0.0092	0.0050	
7.9543e-04	6.2475e-04	0.0088	-0.0047	
-7.5531e-04	-5.9343e-04	-0.0083	0.0045	
7.1653e-04	5.6279e-04	0.0079	-0.0042	
-6.8046e-04	-5.3462e-04	-0.0075	0.0040	
6.4550e-04	5.0700e-04	0.0072	-0.0038	
-6.1301e-04	-4.8162e-04	-0.0067	0.0036	
5.8152e-04	4.5675e-04	0.0064	-0.0034	
-5.5223e-04	-4.3386e-04	-0.0061	0.0033	
5.2388e-04	4.1149e-04	0.0058	-0.0031	
-4.9748e-04	-3.9084e-04	-0.0055	0.0030	
4.7196e-04	3.7071e-04	0.0052	-0.0028	

valori_iterati_incremento					
Fr	VarName2	VarName3	VarName4	VarName5	VarName6
Lb	0.0496	-0.0289	0.0392	-0.0292	
Dbe	-0.0319	0.0292	-0.0123	0.0215	
Fr	0	0	0	0	
Sref	0.0676	0.0330	0.0152	0.0150	
Wspan	0.0333	0.0164	0.0076	0.0075	
AR	0	0	0	0	
W/S	0	0	0	0	
Swfh					
Swfv	0.0676	0.0330	0.0152	0.0150	
Tail Area	0.0676	0.0330	0.0152	0.0150	
Sbtot	0.0568	-0.0194	0.0438	-0.0248	
Vtot	0.0287	0.0139	0.0130	0.0044	
Vpay	0	0	0	0	
Wpay	0	0	0	0	
Wtnk	0.0214	0.0251	0.0118	0.0114	
Wtj	0	0	0	0	
Wttr					
Wtrj					
Wtsj	0	0	0	0	
Wpros	0.0086	0.0103	0.0049	0.0048	
Wb	0.0727	-0.0288	0.0541	-0.0335	
Ww	0.1102	0.0451	0.0206	0.0204	
W_tail	0.0739	0.0360	0.0166	0.0164	
Wtps	0.0616	0.0038	0.0308	-0.0070	
Wgear	0.0763	0.0372	0.0171	0.0169	
Wthrua	0	0	0	0	
Wstr	0.0821	0.0103	0.0330	-0.0037	
Wfuel	0.0214	0.0251	0.0118	0.0114	
Wtaves	0.0239	0.0118	0.0055	0.0054	
Whydr	0.0452	0.0017	0.0207	-0.0053	
Welect	0.0459	0.0089	0.0173	2.2708e-05	
Wequip	0.0220	0.0112	0.0053	0.0053	
Wsub	0.0264	0.0107	0.0074	0.0042	
Wgtot	0.0330	0.0152	0.0150	0.0046	

Figura 2.6: valori_incremento.xlsx

2.3.2 Output grafici

Il codice, una volta compilati i file testuali, elabora e rappresenta una serie di output in formato grafico, utili per la consultazione dei risultati ottenuti.

Grafici Per iterazione

Vengono forniti all'utente dei grafici che rappresentano la variazione l'andamento del valore di un parametro iterazione per iterazione. Alcuni esempi sono riportati in figura 2.7

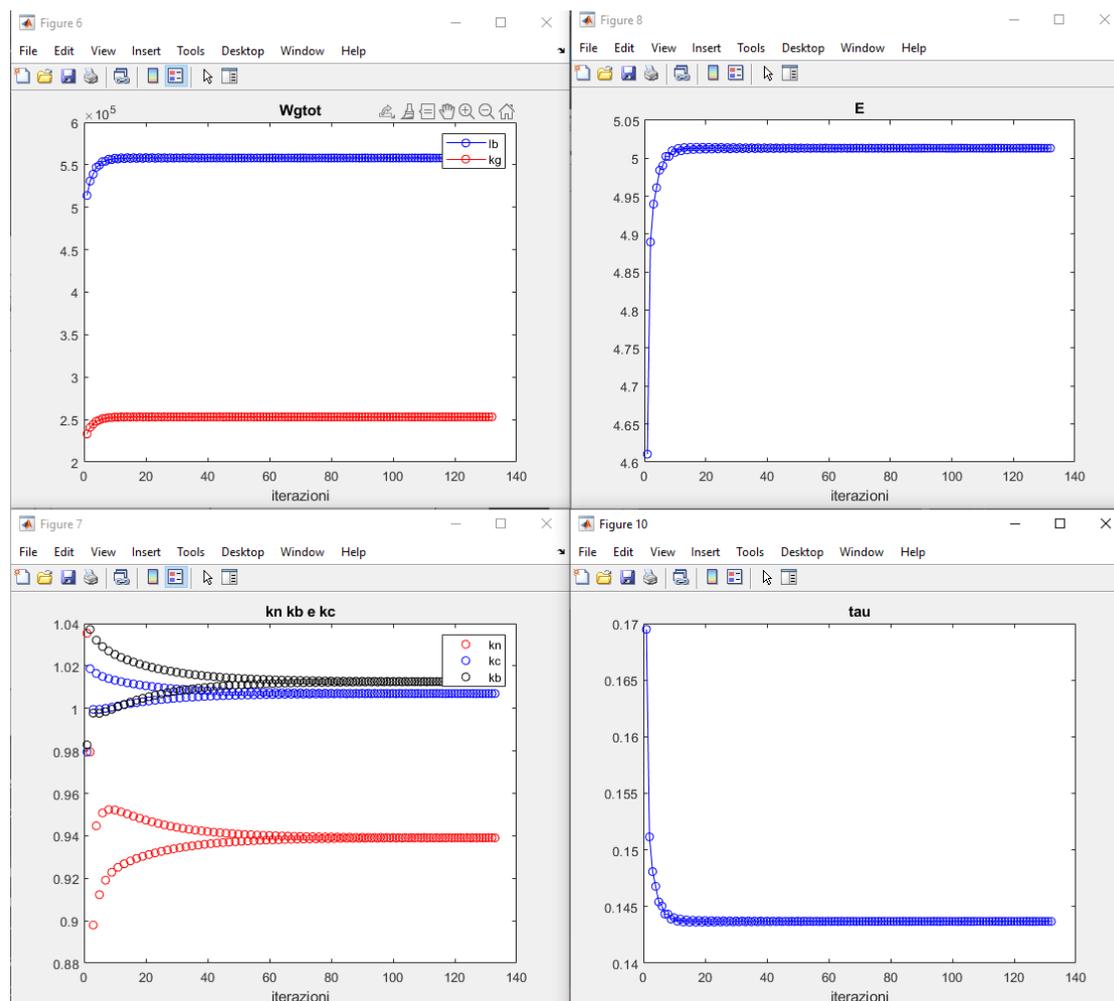


Figura 2.7: Grafici parametro-iterazione

Matching Chart

Un importante rappresentazione grafica che il codice elabora e fornisce all'utente è la matching chart. Il modello matematico con la quale viene costruita è tratto da [5]. L'utente

avrà a disposizione in output due diverse matching charts, una riguardante le condizioni rappresentative della regione subsonica, l'altra della regione ipersonica. La matching chart di regime subsonico viene costruita disegnando nel piano cartesiano W/S T/W le seguenti funzioni:

1. Requisito di decollo (lift off):

$$TW_{LO} = \frac{WS}{\rho_0 \cdot \sigma_0 \cdot l_{LO} \cdot CL_{LO}} \quad (2.35)$$

2. Requisito di salita (climb):

$$TW_{climb} = \frac{q_{climb} \cdot Cd_0}{WS \cdot 9.81} + \frac{G_{subclimb}}{\text{manetta}_{climb} \cdot \sigma_{climb}} \quad (2.36)$$

3. Requisito di crociera (cruise) Best Range:

$$TW_{subcrBR} = \frac{q_{subcr} \cdot \left(\frac{4}{3}\right) \cdot Cd_0}{WS \cdot 9.81} \cdot \frac{1}{\text{manetta}_{subcr} \cdot \sigma_{subcr}} \quad (2.37)$$

4. Requisito di crociera (cruise) Best Endurance:

$$TW_{subcrBE} = \frac{q_{subcr} \cdot 2 \cdot Cd_0}{WS \cdot 9.81} \cdot \frac{1}{\text{manetta}_{subcr} \cdot \sigma_{subcr}} \quad (2.38)$$

Le condizioni di lift off, di climb e le due di cruise sono calcolate ad altitudini differenti, dunque, tramite i rapporti di densità σ_0 , σ_{climb} , σ_{subcr} , σ_{subcr} si normalizzano le relazioni rispetto alla quota di riferimento a *sea level* ($\sigma_0 = 1$). Il requisito di lift off 2.35 viene calcolato considerando una lunghezza di lift off l_{LO} di 4000m, e un CL_{LO} di 0.17. Il requisito di climb 2.36 viene determinato per una quota di riferimento che coincide con un quarto della quota di crociera ipersonica. La pressione dinamica q_{climb} si calcola utilizzando un valore di circa 0.5 per il numero di Mach. Il rateo di salita $G_{subclimb}$ vale 0.03 [5], mentre per il Cd_0 si utilizza un valore rappresentativo di 0.02. I requisiti di cruise 2.37, 2.38 si determinano utilizzando un valore del numero di Mach di circa 0.7, a una quota di riferimento corrispondente alla metà della quota di crociera ipersonica. Nelle relazioni 2.36, 2.37 e 2.38 si considera un valore di manetta pari al 100%.

Nella matching chart di regime ipersonico sono rappresentate solo le curve relative alle condizioni di crociera. La pressione dinamica si calcola considerando le condizioni di design di progetto, relative alla quota di crociera e al numero di Mach fornite in input. Non è dunque necessario normalizzare le relazioni rispetto alla quota di riferimento. Si utilizza un valore di $Cd_0 = 0.04$, che tenga conto del contributo di resistenza d'onda.

In figura 2.8 è riportato un esempio di matching chart.

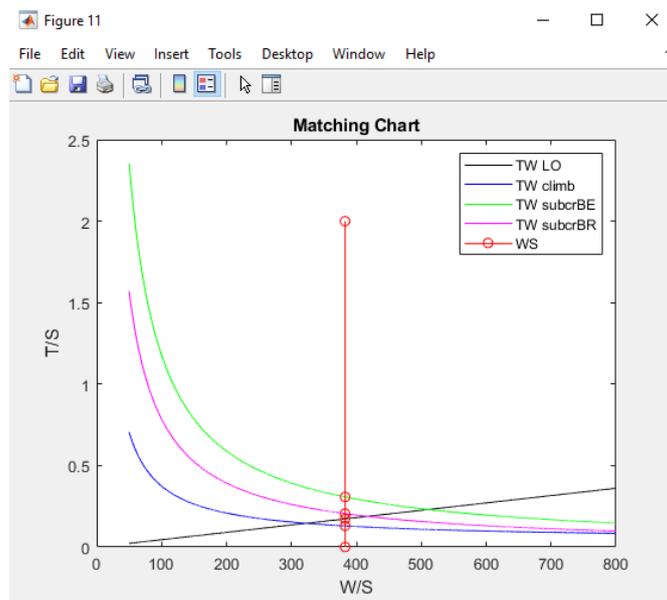


Figura 2.8: Matching Chart

Sketch 2D

L'ultimo output grafico elaborato è una rappresentazione grafica 2D semplificata della geometria del velivolo. In figura 2.9 sono riportati alcuni esempi. Il codice implementa due algoritmi differenti in base alla configurazione scelta. La geometria dei velivoli Stratofly è più facile da rappresentare in modo elementare, assumendo una forma trapezoidale. L'algoritmo è funzione di 3 parametri:

- l'apertura alare W_{span}
- la lunghezza del velivolo L_b
- il fattore di proporzione fra l'apertura della presa d'aria e l'apertura alare, il air_intake/W_{span}

Le configurazioni tradizionali vengono rappresentate con una geometria elementare più complessa rispetto ai velivoli Stratofly, come si può notare negli esempi riportati in figura 2.9. L'algoritmo in questo caso è funzione di più parametri:

- l'apertura alare, W_{span}
- la lunghezza del velivolo, L_b
- gli angoli di semicono anteriore e posteriore, θ_f e θ_r
- la posizione percentuale del *leading edge* rispetto alla lunghezza del velivolo, $x_leading_edge/L_b$
- l'angolo di freccia, $\lambda_{1/2}$
- il rapporto di rastremazione, λ

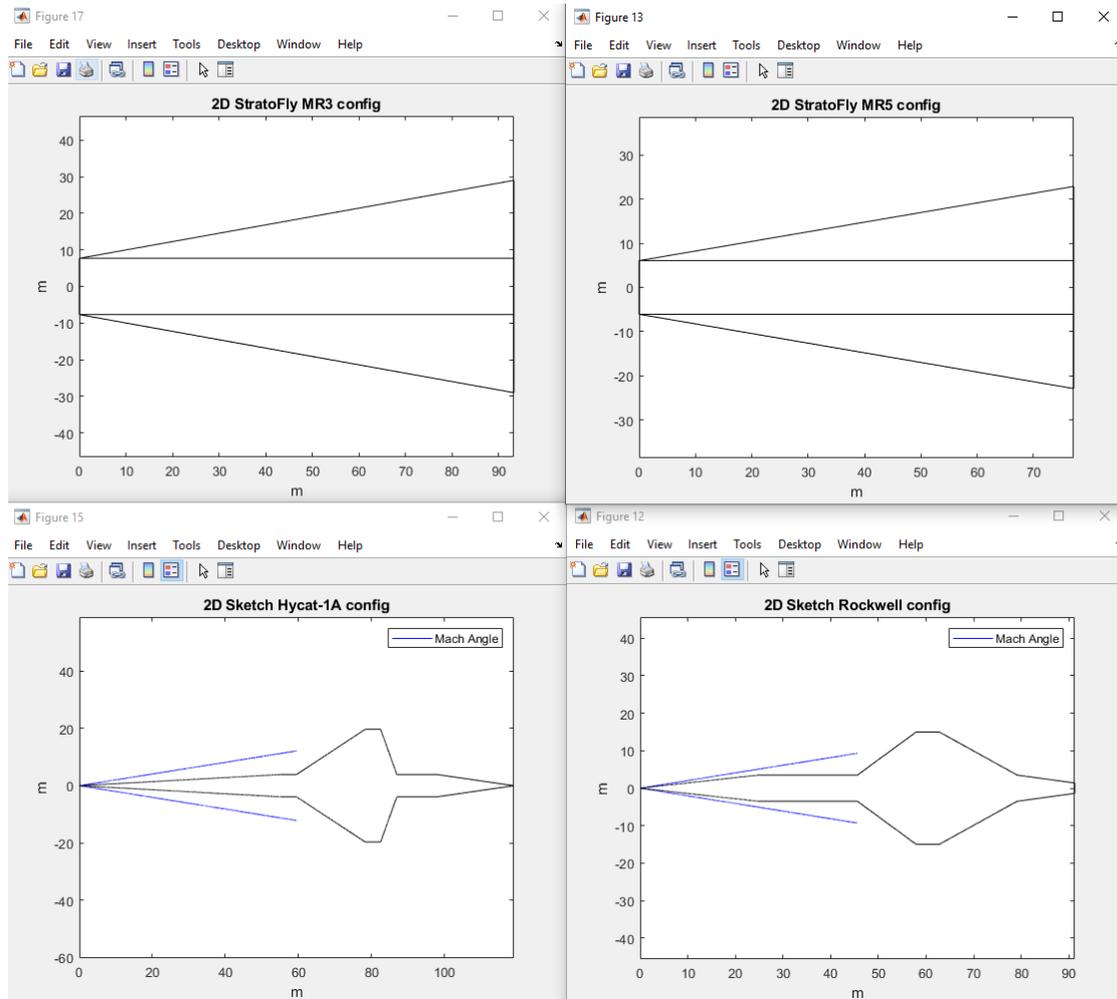


Figura 2.9: Sketch2D

Capitolo 3

Applicazione ai casi di studio

In questa sezione verranno presentati dei casi di studio, confrontando i risultati ottenuti con la metodologia di conceptual design precedentemente descritta con i dati di alcune configurazioni di velivoli già presenti in letteratura. In letteratura sono presenti studi riguardo varie tipologie di velivoli ipersonici. In questo documento vengono trattate sei configurazioni di velivolo CAV:

1. Rockwell Hypersonic Transport
2. Lockheed Hycat 1
3. Lockheed Hycat 1A
4. Lockheed Hycat 4
5. Stratofly MR3
6. Stratofly MR5

Le prime quattro configurazioni appartengono a studi condotti e approfonditi prima degli anni 90, quando ha cominciato a essere di interesse l'idea di progettare velivoli destinati all'aviazione civile che volassero in regime ipersonico. I velivoli Stratofly, di concezione più recente, sono caratterizzati da una configurazione geometrica waverider più compatta rispetto ai velivoli precedentemente citati, che propongono una configurazione tradizionale. Tutti gli input necessari per definire le configurazioni e inizializzare il ciclo di calcolo, riguardanti i velivoli Lockheed e il velivolo Rockwell sono estrapolati da [2]. Merita una menzione particolare l'Impulso Specifico (ISP): diverse fonti, come [7] e [12], suggeriscono di utilizzare un valore compreso fra 2000s e 3000s; si è scelto di utilizzare 2500s come valore di riferimento, corrispondente a un consumo specifico di circa $0.69 \text{ lb}/(\text{lb} \cdot \text{h})$. Per quanto riguarda i velivoli Stratofly, le caratteristiche principali sono estrapolate dagli studi di riferimento [13], [14] e [15].

3.1 Rockwell Hypersonic Transport

Nel 1973 la Rockwell Space Division propose il design di un velivolo ipersonico destinato all'aviazione civile. [16] Questo veicolo a decollo orizzontale, progettato per volare a Mach 6 e dotato di un sistema di propulsione composto da motori turbogetto e scramjet, può trasportare 200 persone ed è caratterizzato da una fusoliera di forma ellittica. In figura 3.1 e in tabella 3.1 sono riportate le caratteristiche principali di questo velivolo e una sua rappresentazione in pianta.

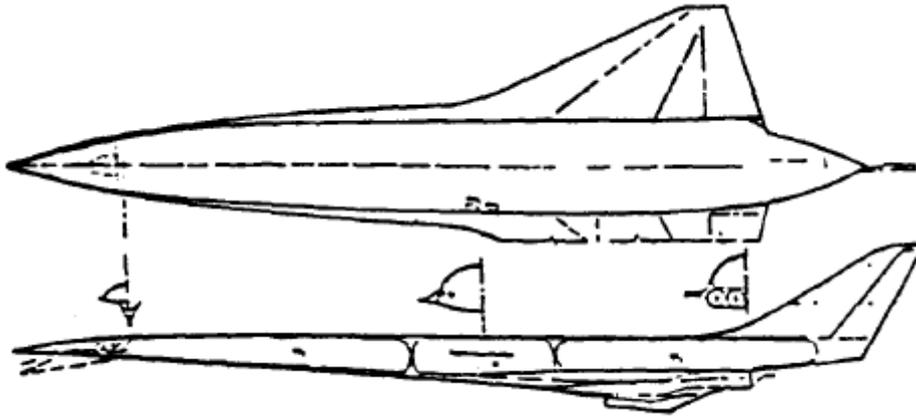


Figura 3.1: Rockwell Hypersonic Transport

	Sistema Internazionale	Sistema Imperiale
Peso Totale, W_{gtot}	218363.00	481400.00
Peso Combustibile, W_{fuel}	69401.00	153000.00
Peso Propulsori, W_{eng}	24132.00	53200.00
Peso Payload, W_{pay}	22680.00	50000.00
Superficie di Riferimento, S_{ref}	866.74	9323.00
Volume Totale, V_{tot}	2309.40	81606.00
Lunghezza Velivolo, L_b	91.44	300.00
Carico Alare, W/S	251.94	51.60
Spinta Specifica di Lift Off, T/W_{LO}	0.48	0.48

Tabella 3.1: Rockwell Hypersonic Transport Data Sheet

In tabella 3.3 vengono riportati i risultati ottenuti eseguendo un ciclo di calcolo per

una missione di 8045 chilometri a 27000 metri di altitudine ¹, utilizzando il set di input relativi alla configurazione del velivolo Rockwell (tabella 3.2). Nelle figure 3.2, 3.3 e 3.4, rispettivamente, la matching chart in regime subsonico, la matching chart in regime supersonico e lo sketch 2D in pianta.

HIGH LEVEL INPUT:		GEOMETRY:	
R_t , km	8045.00	L_b , m	91.44
Passengers	200.00	D_{be} , m	7.14
$\rho(W_{pay})$ kg/passenger	113.40	λ	0.15
$\rho(V_{pay})$ kg/m ³	50.06	t/c	0.03
PROPULSION:		F_r	12.82
H_{tsjm} , m	0.93	C_{root} , m	33.53
N_{engsj}	9.00	AR , b ² /S	1.36
N_{engtj}	4.00	V_{tot} , m ³	2310.80
N_{engrj}	0.00	A_{hfp}	0.00
N_{engtr}	0.00	A_{vfp}	0.11
T_{tott} , kg	105240.00	A_{lorb}	12.82
W_a , kg/s	181.44	$\lambda_{1/2}$, deg	43.00
PROPELLANT AND TANK DENSITY:		θ_f , deg	8.02
ρ_a , kg/m ³	112.13	θ_r , deg	9.90
ρ_f (H ₂ or CH ₄), kg/m ³	84.10	η_{vol}	0.70
ρ_{th} , kg/m ³	16.02	MISCELLANEOUS:	
CRUISE CONDITION:		Q_{max} , kg/m ²	4882.50
$MACH$	6.00	W_{ins} , kg/m ²	4.88
$Altitude$, km	27.00	ULF	3.75
ISP , s	2500.00	mf	1.12
LANDING:		δ	0.50
$sLFL$, m	4000.00	W_{gtot} , kg	218363.00
$\alpha_{landing}$, deg	7.00	SAMPLE 2D	
$Mach_{landing}$	0.30	$x_{leading_edge}/L_b$	0.50

Tabella 3.2: Input Configurazione Rockwell

In tabella 3.4 è consultabile la variazione percentuale dei risultati ottenuti rispetto alle caratteristiche del velivolo determinate dagli studi della Rockwell Space Division [16], riportate in tabella 3.1. Si osserva che la metodologia di design è in grado di prevedere i valori di peso del velivolo con un errore percentuale inferiore all'11%. Analizzando il peso del combustibile bisogna tenere in considerazione che nel modello matematico la frazione di combustibile W_{H_2} non è un valore fornito in input come in altri modelli, ma è calcolata in funzione di altri parametri riferiti alle condizioni di crociera, come già spiegato in sezione 2.2.3. La variazione di alcuni di questi parametri, ad esempio l' ISP , per il quale si ipotizza e si assume un valore di 2500s, come accennato all'inizio di questo capitolo, può

¹punto di design operativo del velivolo Rockwell [16]

OUTPUT	S. Imp.	S. Intern.	OUTPUT	S. Imp.	S. Intern.
L_b	282.90	86.23	W_{pros}	85213	38652
D_{be}	21.25	6.48	W_b	49742	22441
F_r	13.31	13.31	W_w	38464	17447
S_{ref}	5516.3	512.46	W_{tail}	5401.1	2449.9
W_{span}	86.59	26.37	W_{tps}	12898	5850
AR	1.36	1.36	W_{gear}	19792	8977.7
W/S	78.36	382.61	W_{thrua}	1519.1	689.05
S_{wfh}	0	0	W_{str}	127550	57855
S_{wfv}	606.79	56.37	W_{fuel}	143930	65290
$TailArea$	606.79	56.37	W_{taves}	7185.9	3259.5
S_{btot}	14763	1371.5	W_{hydr}	933.71	423.53
V_{tot}	70237	1987.7	W_{elect}	3146.7	1427.4
V_{pay}	16000	452.80	W_{equip}	14323	6496.8
W_{pay}	50000	22680	W_{sub}	25589	11607
W_{tnk}	27414	12435	W_{gtot}	432270	196080
W_{ttj}	36720	16656	τ	0.17	0.17
W_{ttr}	0	0	E	4.44	4.44
W_{trj}	0	0	W_{H2}	0.33	0.33
W_{tsj}	21078	9561.1	T/W_{LO}	0.43	0.43

Tabella 3.3: *results_extended.xlsx* Rockwell

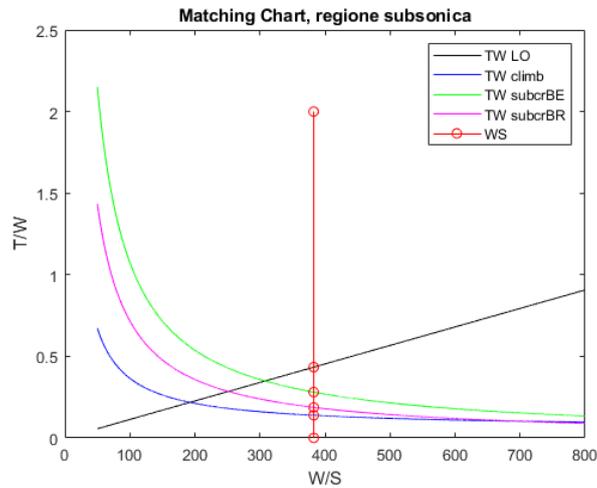


Figura 3.2: Matching Chart in regione subsonica del velivolo Rockwell

modificare significativamente i risultati. L'analisi di sensibilità riportata in sezione 4.3 è indicativa in tal senso. Nel caso di studio in esame il W_{H2} risulta essere 0.333, rispetto al valore originale 0.3178, presentando dunque una variazione percentuale minima del 4.8%.

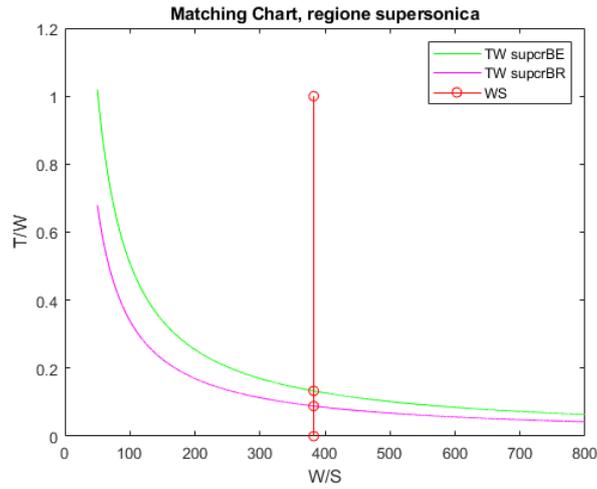


Figura 3.3: Matching Chart in regione supersonica del velivolo Rockwell

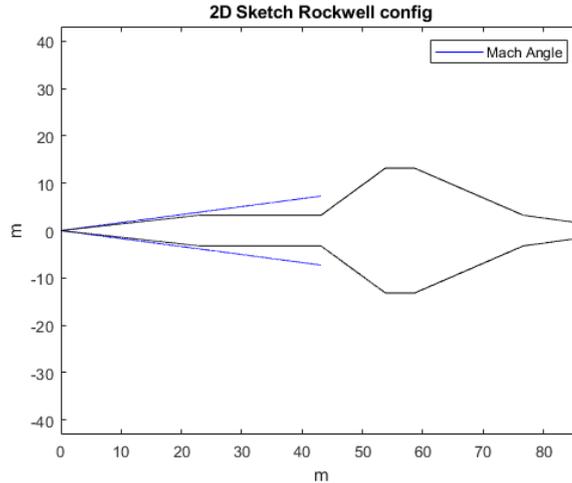


Figura 3.4: Sketch 2D del velivolo Rockwell

Per quanto riguarda le caratteristiche geometriche vengono leggermente sottostimate la lunghezza del velivolo L_b e il volume totale V_{tot} , mentre la superficie alare S_{ref} risulta essere inferiore del 40% rispetto al valore originale. Questa differenza sostanziale si spiega osservando i dati sul carico alare W/S , di cui la S_{ref} è funzione ²; infatti la stima per il velivolo Rockwell ottenuta con la formulazione 2.1 restituisce un valore di W/S superiore del 50% rispetto a quello del velivolo originale. Infine, si confronta infine il valore del rapporto spinta peso T/W_{LO} nominale con il valore estratto dalla matching chart in

² $S_{ref} = W_{gtot}/(W/S)$

regime subsonico: vi è una sottostima di circa il 10%.

OUTPUT	Caratteristiche Originali	Risultati Modello	Variazione %
W_{gtot} , kg	218363.04	196079.29	-10.20
W_{fuel} , kg	69400.8	65284.54	-5.93
W_{eng} , kg	24131.52	26217.29	8.64
W_{pay} , kg	22680	22680	0
S_{ref} , m ²	866.74	512.46	-40.87
V_{tot} , m ³	2309.45	1987.70	-13.93
L_b , m	91.44	86.23	-5.71
W/S	251.94	382.61	51.87
T/W_{LO}	0.48	0.43	-9.99

Tabella 3.4: *Output_compare.xlsx* Rockwell

3.2 Lockheed Vehicles

Nel corso degli anni 70 la Lockheed California Company condusse studi approfonditi riguardanti alcune configurazioni di velivolo ipersonico, trattando in maniera dettagliata le caratteristiche geometriche e di peso.[17]

Come accennato in sezione 3, verranno trattate tre tipologie di velivoli, progettati per volare a Mach 6 e per trasportare 200 passeggeri a una distanza operativa di circa 9260 chilometri.

3.2.1 Lockheed Hycat 1

Le caratteristiche di questa configurazione, estrapolate dagli studi della Lockheed [17], e una sua rappresentazione in pianta sono riportate rispettivamente in tabella 3.5 e in figura 3.5. L'Hycat 1 non è dotato di stabilizzatori orizzontali e monta un sistema propulsivo con motori turbogetto e ramjet.

Le tabelle 3.7 e 3.8 mostrano i risultati che il modello fornisce eseguendo un ciclo di calcolo con gli input riportati in tabella 3.6 e il confronto con i valori del velivolo originale. Nelle figure 3.6, 3.7 e 3.8, rispettivamente, la matching chart in regime subsonico, la matching chart in regime supersonico e lo sketch 2D in pianta.

Rispetto al velivolo Rockwell le stime dei pesi presentano una variazione percentuale maggiore: il peso totale W_{gtot} e il peso del combustibile W_{fuel} vengono sottostimati rispettivamente del 16% e del 18.5% circa con una variazione della frazione di combustibile di circa -3%. Anche le caratteristiche geometriche, a eccezione della lunghezza L_b , presentano una differenza simile rispetto ai valori del velivolo originale. È buona invece la stima del carico alare W/S , che differisce solo del 2.44% rispetto al valore nominale. L'analisi di sensibilità riportata in sezione 4.3 permette di sostenere che riducendo il valore di impulso specifico ISP si possono ottenere stime prossime ai valori del velivolo originale, sia per quanto riguarda i pesi che per quanto riguarda le caratteristiche geometriche.

	Sistema Internazionale	Sistema Imperiale
Peso Totale, W_{gtot}	307382.00	677649.00
Peso Combustibile, W_{fuel}	108453.00	239094.00
Peso Propulsori, W_{eng}	30000.00	66138.00
Peso Payload, W_{pay}	19051.00	50000.00
Superficie di Riferimento, S_{ref}	822.98	8858.16
Volume Totale, V_{tot}	2931.40	81606.00
Lunghezza Velivolo, L_b	101.83	300.00
Carico Alare, W/S	373.50	76.50
Spinta Specifica di Lift Off, T/W_{LO}	0.45	0.45

Tabella 3.5: Lockheed Hycat 1 Data Sheet

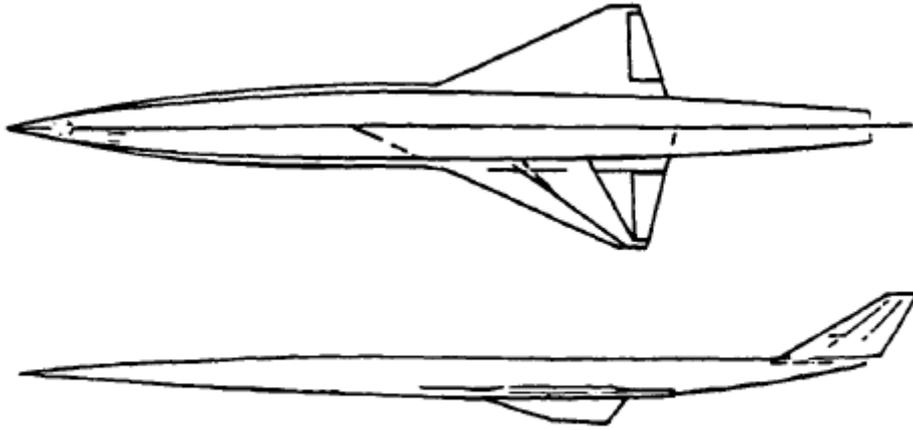


Figura 3.5: Lockheed Hycat-1

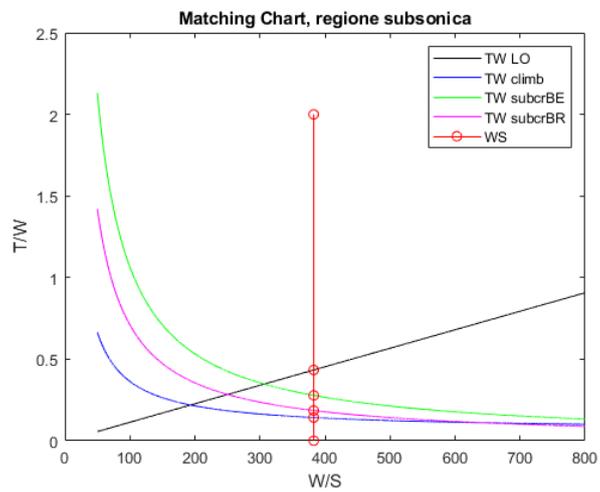


Figura 3.6: Matching Chart in regione subsonica del velivolo Hycat 1

HIGH LEVEL INPUT:		GEOMETRY:	
R_t , km	9260.00	L_b , m	118.72
Passengers	200.00	D_{be} , m	7.46
$\rho(W_{pay})$ kg/passenger	95.26	λ	0.10
$\rho(V_{pay})$ kg/m ³	48.54	t/c	0.03
PROPULSION:		F_r	
H_{tsjm} , m	0.00	C_{root} , m	44.81
N_{engsj}	0.00	AR , b ² /S	1.36
N_{engtj}	4.00	V_{tot} , m ³	2933.10
N_{engrj}	4.00	A_{hfp}	0.00
N_{engtr}	0.00	A_{vfp}	0.12
T_{tott} , kg	150617.18	A_{lorb}	9.89
W_a , kg/s	249.93	$\lambda_{1/2}$, deg	43.00
PROPELLANT AND TANK DENSITY:		θ_f , deg	3.95
ρ_a , kg/m ³	112.13	θ_r , deg	7.61
ρ_f (H ₂ or CH ₄), kg/m ³	84.10	η_{vol}	0.70
ρ_{th} , kg/m ³	28.03	MISCELLANEOUS:	
CRUISE CONDITION:		Q_{max} , kg/m ²	4882.50
$MACH$	6.00	W_{ins} , kg/m ²	7.32
$Altitude$, km	30.00	ULF	3.75
ISP , s	5000.00	mf	1.12
LANDING:		δ	0.00
$sLFL$, m	4000.00	W_{gtot} , kg	307382.00
$\alpha_{landing}$, deg	7.00	SAMPLE 2D	
$Mach_{landing}$	0.30	$x_{leading_edge}/L_b$	0.50

Tabella 3.6: Input Configurazione Hycat 1

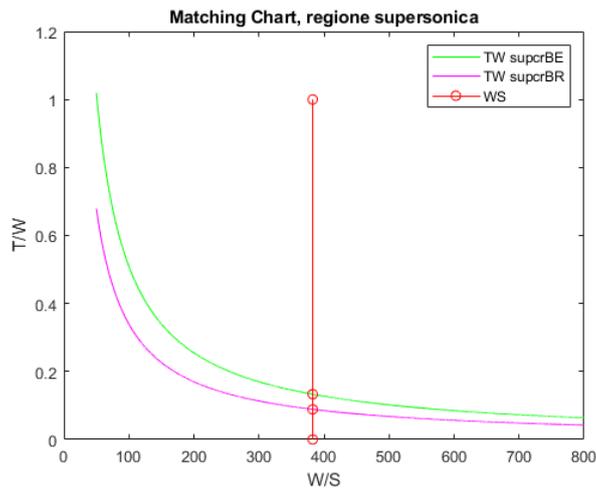


Figura 3.7: Matching Chart in regione supersonica del velivolo Hycat 1

OUTPUT	S. Imp.	S. Intern.	OUTPUT	S. Imp.	S. Intern.
L_b	376.29	114.69	W_{pros}	124990	56694
D_{be}	20.34	6.20	W_b	65280	29611
F_r	18.50	18.50	W_w	51636	23422
S_{ref}	7258	674.27	W_{tail}	8008.8	3632.8
W_{span}	99.24	30.25	W_{tps}	24644	11178
AR	1.36	1.36	W_{gear}	26942	12221
W/S	78.36	382.61	W_{thrua}	2144.3	972.66
S_{wfh}	0	0	W_{str}	178650	81038
S_{wfv}	870.96	80.91	W_{fuel}	194450	88205
$TailArea$	870.96	80.91	W_{taves}	7934.2	3598.9
S_{btot}	18342	1704	W_{hydr}	1164.5	528.22
V_{tot}	85591	2422.2	W_{elect}	3876.3	1758.3
V_{pay}	13860	392.24	W_{equip}	15688	7115.9
W_{pay}	42000	19051	W_{sub}	28663	13001
W_{tnk}	64818	29402	W_{gtot}	568760	257990
W_{ttj}	56848	25786	τ	0.14	0.14
W_{ttr}	0	0	E	4.95	4.95
W_{trj}	3320.5	1506.2	W_{H2}	0.34	0.34
W_{tsj}	0	0	T/W_{LO}	0.43	0.43

Tabella 3.7: *results_extended.xlsx* Hycat 1

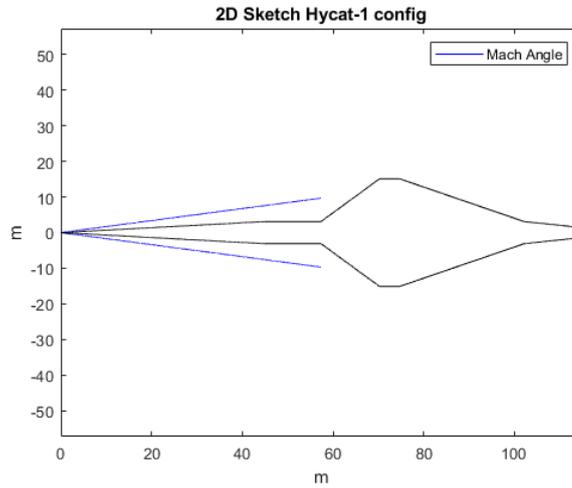


Figura 3.8: Sketch 2D del velivolo Hycat 1

OUTPUT	Caratteristiche Originali	Risultati Modello	Variazione %
W_{gtot} , kg	307382	257989.12	-16.07
W_{fuel} , kg	108453	88204.61	-18.67
W_{eng} , kg	30000.20	27292.56	-9.03
W_{pay} , kg	19051.2	19051.2	0
S_{ref} , m ²	822.98	674.27	-18.07
V_{tot} , m ³	2931.37	2422.22	-17.37
L_b , m	101.83	114.69	12.63
W/S	373.50	382.61	2.44
T/W_{LO}	0.49	0.43	-11.46

Tabella 3.8: *output_compare.xlsx* Hycat 1

3.2.2 Lockheed Hycat 1A

Questo modello rappresenta una versione ottimizzata, seppur molto simile, dell'Hycat 1. Caratterizzato anch'esso da un sistema propulsivo a motori turbogetto e ramjet, rispetto al suo predecessore l'Hycat 1A è dotato di stabilizzatori orizzontali. In figura 3.9 una sua rappresentazione e in tabella 3.9 le sue principali caratteristiche.

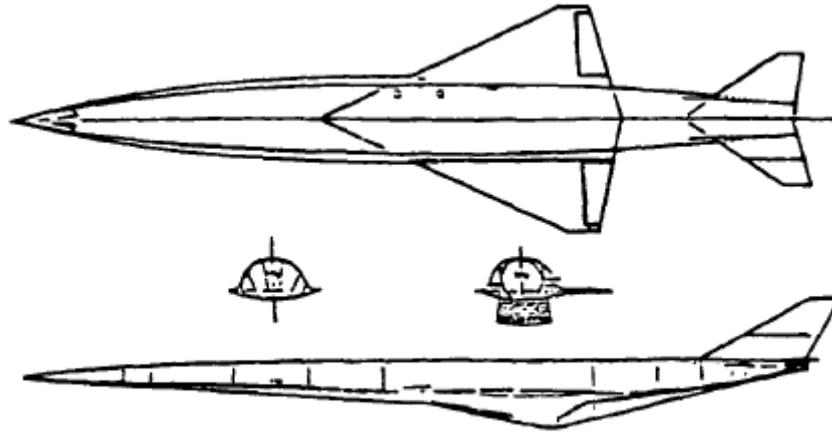


Figura 3.9: Lockheed Hycat-1A

	Sistema Internazionale	Sistema Imperiale
Peso Totale, W_{gtot}	350953.00	773706.00
Peso Combustibile, W_{fuel}	126123.00	278049.00
Peso Propulsori, W_{eng}	34995.24	77150.00
Peso Payload, W_{pay}	19051.20	50000.00
Superficie di Riferimento, S_{ref}	816.82	8792.11
Volume Totale, V_{tot}	2587.60	81606.00
Lunghezza Velivolo, L_b	176.00	388.00
Carico Alare, W/S	429.66	88.00
Spinta Specifica di Lift Off, T/W_{LO}	0.49	0.49

Tabella 3.9: Lockheed Hycat 1A Data Sheet

Le tabelle 3.11 e 3.12 mostrano i risultati che il modello fornisce eseguendo un ciclo di calcolo con gli input riportati in tabella 3.10 e il confronto con i valori del velivolo originale. Nelle figure 3.10, 3.11 e 3.12, rispettivamente, la matching chart in regime subsonico, la matching chart in regime supersonico e lo sketch 2D in pianta.

HIGH LEVEL INPUT:		GEOMETRY:	
R_t , km	9260.00	L_b , m	105.13
Passengers	200.00	D_{be} , m	7.46
$\rho(W_{pay})$ kg/passenger	95.26	λ	0.15
$\rho(V_{pay})$ kg/m ³	48.54	t/c	0.03
PROPULSION:		F_r	
H_{tsjm} , m	0.00	C_{root} , m	27.43
N_{engsj}	0.00	AR , b ² /S	1.36
N_{engtj}	4.00	V_{tot} , m ³	2589.10
N_{engrj}	4.00	A_{hfp}	0.14
N_{engtr}	0.00	A_{vfp}	0.11
T_{tott} , kg	171966.97	A_{lorb}	8.65
W_a , kg/s	249.93	$\lambda_{1/2}$, deg	40.00
PROPELLANT AND TANK DENSITY:		θ_f , deg	4.04
ρ_a , kg/m ³	112.13	θ_r , deg	10.48
ρ_f (H ₂ or CH ₄), kg/m ³	84.10	η_{vol}	0.70
ρ_{th} , kg/m ³	28.03	MISCELLANEOUS:	
CRUISE CONDITION:		Q_{max} , kg/m ²	4882.50
$MACH$	6.00	W_{ins} , kg/m ²	7.32
$Altitude$, km	30.00	ULF	3.75
ISP , s	5000.00	mf	1.12
LANDING:		δ	0.00
$sLFL$, m	4000.00	W_{gtot} , kg	350953.00
$\alpha_{landing}$, deg	7.00	SAMPLE 2D	
$Mach_{landing}$	0.30	$x_{leading_edge}/L_b$	0.50

Tabella 3.10: Input Configurazione Hycat 1A

I risultati ottenuti per questo velivolo rappresentano una buona stima dei valori del velivolo originale, eccezion fatta per la lunghezza della fusoliera L_b , che presenta una sottostima superiore al 34%, valore che risulta molto alto confrontando questo dato con i vari casi di studio; generalmente il modello è in grado di prevedere la lunghezza del velivolo con errori percentuali inferiori al 25%. Per quanto riguarda la frazione di combustibile W_{H2} e il carico alare W/S vi è una variazione rispetto al valore atteso di circa -10% per entrambi.

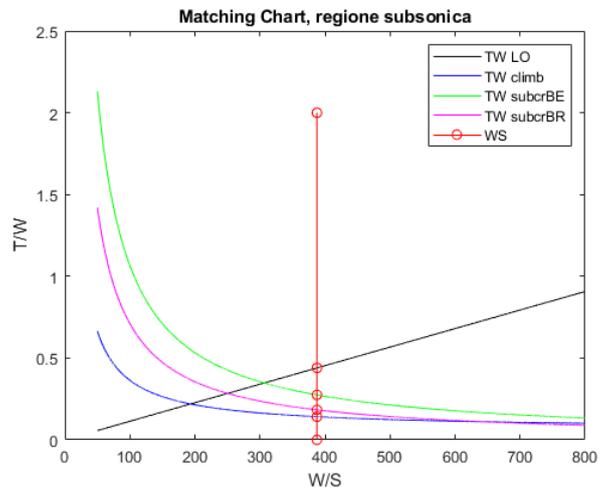


Figura 3.10: Matching Chart in regione subsonica del velivolo Hycat 1A

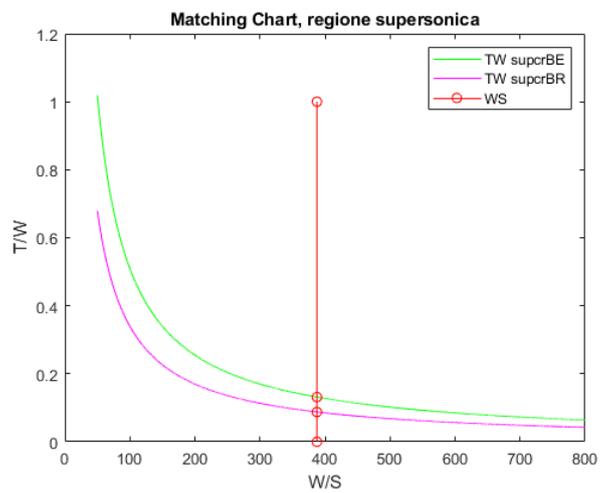


Figura 3.11: Matching Chart in regione supersonica del velivolo Hycat 1A

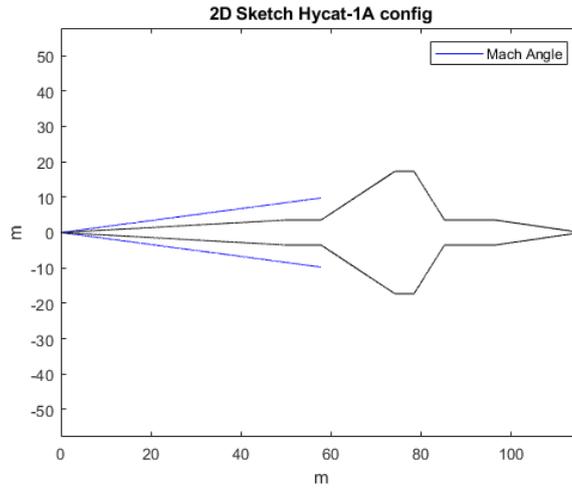


Figura 3.12: Sketch 2D del velivolo Hycat 1A

OUTPUT	S. Imp.	S. Intern.	OUTPUT	S. Imp.	S. Intern.
L_b	379.11	115.55	W_{pros}	142000	64500
D_{be}	23.08	7.04	W_b	73800	33400
F_r	16.42	16.42	W_w	72800	28300
S_{ref}	9500	882.70	W_{tail}	75700	34300
W_{span}	113.55	34.61	W_{tps}	31900	14500
AR	1.36	1.36	W_{gear}	37000	16800
W/S	79.39	387.64	W_{thrua}	2440	1110
S_{wfh}	1290	120.05	W_{str}	294000	133000
S_{wfv}	1070	99.31	W_{fuel}	244500	110900
$TailArea$	2360	219.35	W_{taves}	8790	3990
S_{btot}	21000	1950	W_{hydr}	1340	610.00
V_{tot}	111000	3140	W_{elect}	4470	2020
V_{pay}	13900	392.24	W_{equip}	17500	7960
W_{pay}	42000	19100	W_{sub}	32100	14600
W_{tnk}	81500	37000	W_{gtot}	754000	342500
W_{ttj}	56800	25800	τ	0.12	0.12
W_{ttr}	0	0	E	5.28	5.28
W_{trj}	3790	1720	W_{H2}	0.32	0.32
W_{tsj}	0	0	T/W_{LO}	0.44	0.44

Tabella 3.11: *results_extended.xlsx* Hycat 1A

OUTPUT	Caratteristiche Originali	Risultati Modello	Variazione %
W_{gtot} , kg	350953	342182.15	-2.50
W_{fuel} , kg	126123	110859.13	-12.10
W_{eng} , kg	34995.24	27506.06	-21.40
W_{pay} , kg	19051.2	19051.2	0
S_{ref} , m ²	816.82	882.70	8.07
V_{tot} , m ³	2587.60	3143.17	21.47
L_b , m	175.99	115.54	-34.34
W/S	429.66	387.64	-9.78
T/W_{LO}	0.49	0.44	-10.30

Tabella 3.12: *output_compare.xlsx* Hycat 1A

3.2.3 Lockheed Hycat 4

Questo velivolo è differente alle configurazioni precedentemente descritte. Oltre a essere più grande e più pesante, l'Hycat 4 è dotato di un sistema propulsivo con motori turbogetto e scramjet. In figura 3.13 una sua rappresentazione e in tabella 3.13 le sue principali caratteristiche.

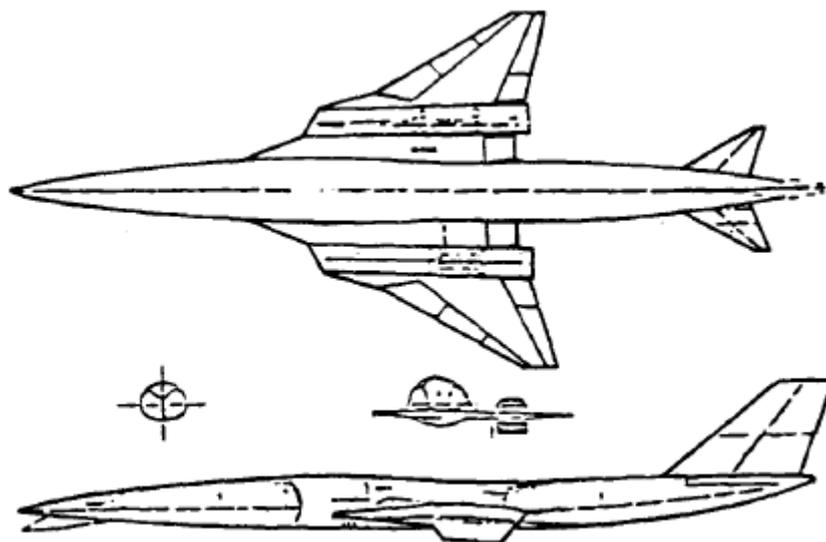


Figura 3.13: Lockheed Hycat-4

	Sistema Internazionale	Sistema Imperiale
Peso Totale, W_{tot}	435196.00	959426.00
Peso Combustibile, W_{fuel}	164140.00	361860.00
Peso Propulsori, W_{eng}	37326.29	82289.00
Peso Payload, W_{pay}	19051.20	50000.00
Superficie di Riferimento, S_{ref}	891.43	9594.26
Volume Totale, V_{tot}	4054.94	143199.61
Lunghezza Velivolo, L_b	152.40	500.00
Carico Alare, W/S	488.27	100.00
Spinta Specifica di Lift Off, T/W_{LO}	0.47	0.47

Tabella 3.13: Lockheed Hycat 4 Data Sheet

Le tabelle 3.15 e 3.16 mostrano i risultati che il modello fornisce eseguendo un ciclo di calcolo con gli input riportati in tabella 3.14 e il confronto con i valori del velivolo

originale. Nelle figure 3.14, 3.15 e 3.16, rispettivamente, la matching chart in regime subsonico, la matching chart in regime supersonico e lo sketch 2D in pianta. Anche per la configurazione Hycat 4 il modello fornisce una previsione accurata dei valori di peso e delle caratteristiche geometriche del velivolo, presentando variazioni percentuali inferiori al 10%. Come per il velivolo Hycat 1A la previsione meno accurata riguarda lunghezza del velivolo L_b , che presenta una sottostima superiore al 23%. Per il resto la variazione della frazione di fuel W_{H2} è circa -5% , mentre il carico alare W/S stimato è pressoché identico al valore nominale (variazione inferiore all'1%).

HIGH LEVEL INPUT:		GEOMETRY:	
R_t , km	9260.00	L_b , m	103.63
Passengers	200.00	D_{be} , m	7.46
$\rho(W_{pay})$ kg/passenger	95.26	λ	0.13
$\rho(V_{pay})$ kg/m ³	48.54	t/c	0.03
PROPULSION:		F_r	13.90
H_{tsjm} , m	1.45	C_{root} , m	36.88
N_{engsj}	8.00	AR , b^2/S	2.24
N_{engtj}	4.00	V_{tot} , m ³	4058.50
N_{engrj}	0.00	A_{hfp}	0.06
N_{engtr}	0.00	A_{vfp}	0.16
T_{tott} , kg	191486.24	A_{lorb}	10.63
W_a , kg/s	249.93	$\lambda_{1/2}$, deg	50.00
PROPELLANT AND TANK DENSITY:		θ_f , deg	5.37
ρ_a , kg/m ³	112.13	θ_r , deg	8.69
ρ_f (H ₂ or CH ₄), kg/m ³	84.10	η_{vol}	0.70
ρ_{th} , kg/m ³	28.03	MISCELLANEOUS:	
CRUISE CONDITION:		Q_{max} , kg/m ²	4882.50
$MACH$	6.00	W_{ins} , kg/m ²	7.32
$Altitude$, km	30.00	ULF	3.75
ISP , s	5000.00	mf	1.12
LANDING:		δ	0.00
$sLFL$, m	4000.00	W_{gtot} , kg	435196.00
$\alpha_{landing}$, deg	7.00	SAMPLE 2D	
$Mach_{landing}$	0.30	$x_{leading_edge}/L_b$	0.45

Tabella 3.14: Input Configurazione Hycat 4

OUTPUT	S. Imp.	S. Intern.	OUTPUT	S. Imp.	S. Intern.
L_b	388.23	118.33	W_{pros}	199600	90539
D_{be}	25.17	7.67	W_b	82804	37560
F_r	15.43	15.43	W_w	110420	50087
S_{ref}	9171	851.99	W_{tail}	42981	19496
W_{span}	143.33	43.69	W_{tps}	32330	14697
AR	2.24	2.24	W_{gear}	46457	21065
W/S	100.70	491.66	W_{thrua}	2707.4	1223.0
S_{wfh}	577.78	53.68	W_{str}	317700	144100
S_{wfv}	1467.4	136.31	W_{fuel}	329170	149390
$TailArea$	2045.1	189.99	W_{taves}	9451.4	4287.2
S_{btot}	23609	2193.3	W_{hydr}	1371	621.87
V_{tot}	135170	3825.3	W_{elect}	4978.1	2258.1
V_{pay}	13860	392.24	W_{equip}	19285	8732
W_{pay}	42000	19051	W_{sub}	35036	15887
W_{tnk}	109720	49770	W_{gtot}	923510	418000
W_{ttj}	56848	25786	τ	0.15	0.15
W_{ttr}	0	0	E	4.69	4.69
W_{trj}	0	0	W_{H2}	0.36	0.36
W_{tsj}	33031	14983	T/W_{LO}	0.56	0.56

Tabella 3.15: *results_extended.xlsx* Hycat 4

OUTPUT	Caratteristiche Originali	Risultati Modello	Variazione %
W_{gtot} , kg	435196	418902.30	-3.74
W_{fuel} , kg	164140	149310.02	-9.03
W_{eng} , kg	37326.29	40769.30	9.22
W_{pay} , kg	19051.2	19051.2	0
S_{ref} , m ²	891.43	851.99	-4.42
V_{tot} , m ³	4054.94	3825.34	-5.66
L_b , m	154.22	118.33	-23.27
W/S	488.2	491.66	0.71
T/W_{LO}	0.44	0.56	26.70

Tabella 3.16: *output_compare.xlsx* Hycat 4

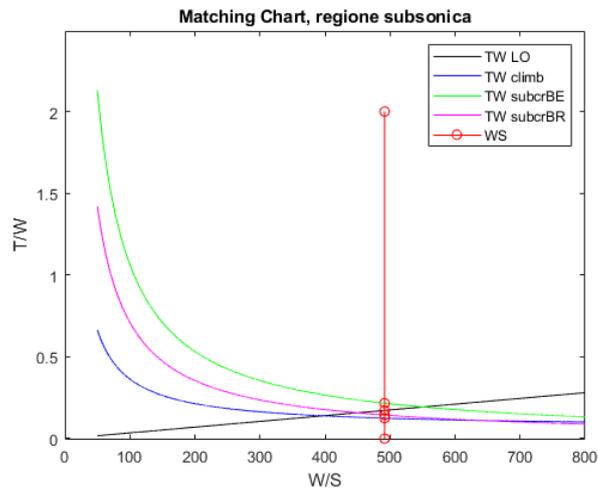


Figura 3.14: Matching Chart in regione subsonica del velivolo Hycat 4

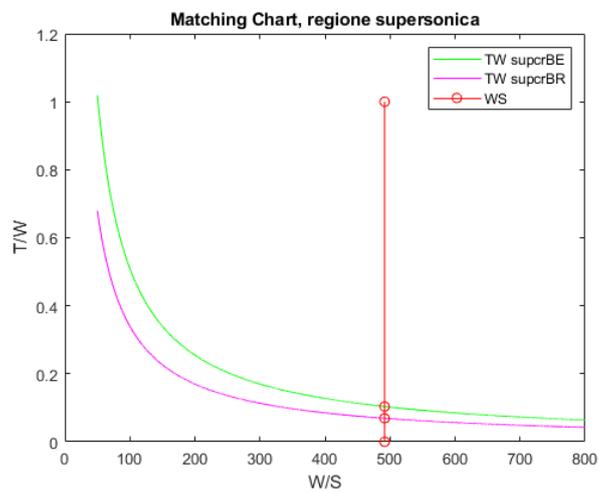


Figura 3.15: Matching Chart in regione supersonica del velivolo Hycat 4

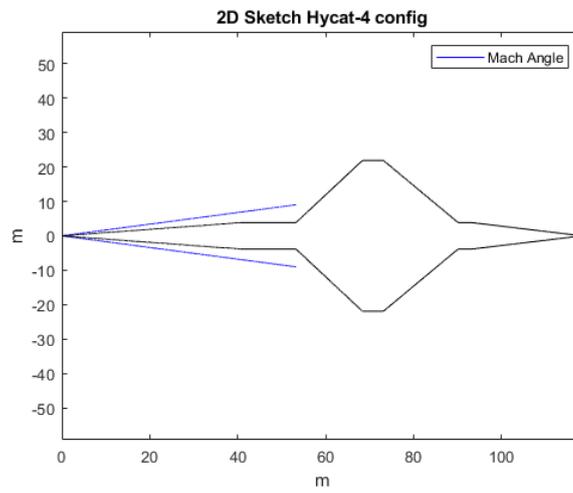


Figura 3.16: Sketch 2D del velivolo Hycat 1

3.3 StratoFly Vehicles

Il progetto Stratofly è parte integrante del progetto More&Less (MDO and Regulations for Low-boom and Environmentally Sustainable Supersonic aviation), un’iniziativa finanziata dalla Commissione Europea nell’ambito del programma Horizon 2020, coordinato dal Politecnico di Torino, che mira a sviluppare e definire nuovi standard per l’aviazione civile supersonica che siano sostenibili dal punto di vista ambientale. Il progetto STRATOFly, anch’esso parte del programma Horizon 2020, si concentra sullo sviluppo di velivoli ipersonici per voli civili ad alta velocità. I veicoli Stratofly, come anticipato in sezione 3, appartengono a una nuova categoria di velivoli che presentano sostanziali differenze rispetto ai modelli precedentemente trattati. Il concept che li caratterizza consiste in una geometria waverider che integra in maniera compatta le varie componenti del velivolo. Sono progettati per percorrere lunghe tratte, circa 19000 chilometri e sono dotati di un sistema propulsivo composto da motori turbogetto e scramjet. La prima versione corrisponde al modello MR3 (figura 3.17), un velivolo concepito per volare a Mach 8 e per coprire ampie tratte in poco tempo. La seconda versione, il modello MR5, è un’evoluzione del MR3, progettato per volare a Mach 5. Il MR5 è pensato per ridurre l’impatto ambientale, mantenendo comunque elevate prestazioni di velocità e autonomia. In tabella 3.17 e 3.18, rispettivamente, sono riportate le loro principali caratteristiche.

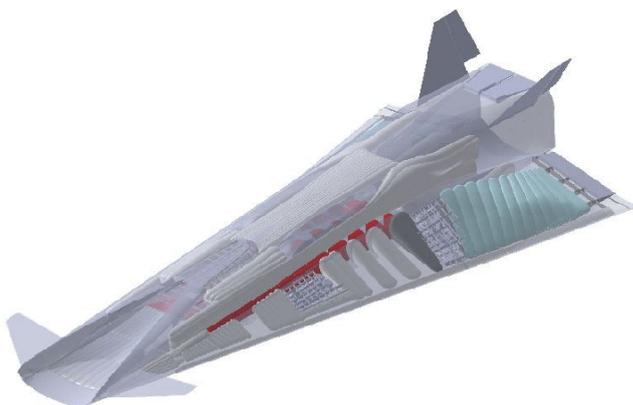


Figura 3.17: Stratofly MR3

Per quanto riguarda l’applicazione della metodologia di design preliminare a questa categoria di velivoli è necessario fare una precisazione: tutte le formulazioni empiriche e statistiche che compongono il modello matematico sono state originariamente concepite per prevedere le caratteristiche geometriche e di peso di configurazioni di tipologia tradizionale. Uno degli obiettivi di questo lavoro consiste nel verificare e studiare l’adattabilità di questo metodo a nuove tipologie di configurazioni, come i velivoli Stratofly. Ciò è possibile in quanto il modello matematico prevede l’utilizzo di una vasta gamma di parametri in input, molti dei quali derivanti da studi di tipo statistico. In sezione 4 verrà riportata una dettagliata analisi di sensibilità della metodologia ai vari dati da definire in input,

	Sistema Internazionale	Sistema Imperiale
Peso Totale, W_{gtot}	400000.00	881834.22
Peso Combustibile, W_{fuel}	180000.00	396825.40
Peso Propulsori, W_{eng}	25400.00	55996.47
Peso Payload, W_{pay}	33000.00	72751.32
Superficie di Riferimento, S_{ref}	2490.66	26809.19
Volume Totale, V_{tot}	10000.00	353356.89
Lunghezza Velivolo, L_b	95.00	311.68
Carico Alare, W/S	160.60	32.89
Spinta Specifica di Lift Off, T/W_{LO}	0.33	0.33

Tabella 3.17: Dati del velivolo MR3

	Sistema Internazionale	Sistema Imperiale
Peso Totale, W_{gtot}	288360.00	635714.29
Peso Combustibile, W_{fuel}	112000.00	246913.58
Peso Propulsori, W_{eng}	25400.00	55996.47
Peso Payload, W_{pay}	26400.00	58201.06
Superficie di Riferimento, S_{ref}	1999.72	21524.79
Volume Totale, V_{tot}	8000.00	282685.51
Lunghezza Velivolo, L_b	75.00	246.06
Carico Alare, W/S	144.20	29.53
Spinta Specifica di Lift Off, T/W_{LO}	0.46	0.46

Tabella 3.18: Dati del velivolo MR5

sulla base della quale è possibile evincere quali siano i parametri che influiscono maggiormente sui risultati forniti dal modello matematico. Agendo su tali parametri è possibile dunque ricercare una combinazione ottimale in grado di rendere il metodo affidabile anche per lo studio di configurazioni di velivolo ipersonico moderne, come quelle della famiglia Stratofly.

In tabella 3.20 è riportato l'esito di un ciclo di calcolo per l'MR3 con il set di input in tabella 3.19, e nelle figure 3.18, 3.19 e 3.20, rispettivamente, la matching chart in regime subsonico, la matching chart in regime supersonico e lo sketch 2D in pianta.

HIGH LEVEL INPUT:		GEOMETRY:	
R_t , km	19000.00	L_b , m	95.00
Passengers	300.00	D_{be} , m	12.00
$\rho(W_{pay})$ kg/passenger	110.00	λ	0.01
$\rho(V_{pay})$ kg/m ³	27.50	t/c	0.05
PROPULSION:		F_r	7.92
H_{tsjm} , m	1.90	C_{root} , m	95.00
N_{engsj}	1.00	AR , b ² /S	0.67
N_{engtj}	6.00	V_{tot} , m ³	10000.00
N_{engrj}	0.00	A_{hfp}	0.04
N_{engtr}	0.00	A_{vfp}	0.05
T_{tott} , kg	132000	A_{lorb}	7.92
W_a , kg/s	300.00	$\lambda_{1/2}$, deg	75.00
PROPELLANT AND TANK DENSITY:		θ_f , deg	6.00
ρ_a , kg/m ³	180.00	θ_r , deg	8.00
ρ_f (H ₂ or CH ₄), kg/m ³	70.80	η_{vol}	0.70
ρ_{th} , kg/m ³	26.00	MISCELLANEOUS:	
CRUISE CONDITION:		Q_{max} , kg/m ²	45000.00
$MACH$	8.00	W_{ins} , kg/m ²	3.00
$Altitude$, km	35.00	ULF	3.75
ISP , s	5000.00	mf	0.40
LANDING:		δ	0.50
$sLFL$, m	4000.00	W_{gtot} , kg	400000.00
$\alpha_{landing}$, deg	5.00	SAMPLE 2D	
$Mach_{landing}$	0.30	air_intake/W_{span}	0.27

Tabella 3.19: Input Configurazione MR3

Analogamente, la tabella 3.22 riporta i risultati di un ciclo di calcolo per l'MR5, con il set di input in tabella 3.21. Le matching charts e lo sketch 2D rispettivamente in figura 3.21, 3.22 e 3.23.

OUTPUT	S. Imp.	S. Intern.	OUTPUT	S. Imp.	S. Intern.
L_b	343.99	104.85	W_{pros}	159830	72499
D_{be}	24.54	7.48	W_b	35130	15960
F_r	14.02	14.02	W_w	107760	48879
S_{ref}	33854	3145	W_{tail}	219370	99505
W_{span}	150.61	45.90	W_{tps}	27809	12614
AR	0.67	0.67	W_{gear}	41160	18670
W/S	24.49	119.59	W_{thrua}	1887.8	856.30
S_{wfh}	1354.2	125.80	W_{str}	433100	196460
S_{wfv}	1692.7	157.22	W_{fuel}	127420	57798
$TailArea$	3046.9	283.05	W_{taves}	9091	4123.7
S_{btot}	20103	1867.6	W_{hydr}	4133.2	1874.8
V_{tot}	118800	3222.9	W_{elect}	4576.6	2075.9
V_{pay}	42378	1199.5	W_{equip}	18292	8297.9
W_{pay}	72751	33000	W_{sub}	36093	16372
W_{tnk}	46793	21225	W_{gtot}	829210	376130
W_{ttj}	107340	48690	τ	0.02	0.02
W_{ttr}	0	0	E	9.54	9.54
W_{trj}	0	0	W_{H2}	0.15	0.15
W_{tsj}	5695.3	2583.4	T/W_{LO}	0.14	0.14

Tabella 3.20: *results_extended.xls* MR3

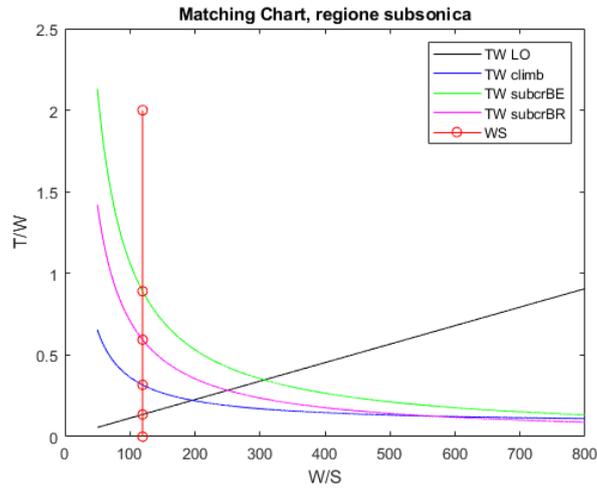


Figura 3.18: Matching Chart in regione subsonica del velivolo MR3

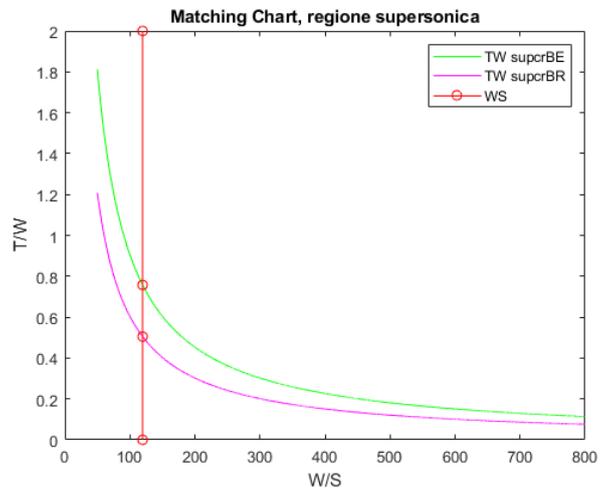


Figura 3.19: Matching Chart in regione supersonica del velivolo MR3

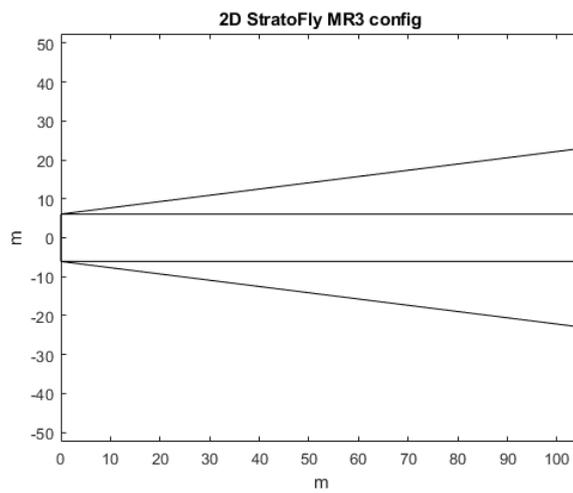


Figura 3.20: Sketch 2D del velivolo MR3

HIGH LEVEL INPUT:		GEOMETRY:	
R_t , km	19000.00	L_b , m	75.00
Passengers	220.00	D_{be} , m	12.00
$\rho(W_{pay})$ kg/passenger	120.00	λ	0.01
$\rho(V_{pay})$ kg/m ³	27.60	t/c	0.07
PROPULSION:			
H_{tsjm} , m	1.90	F_r	6.25
N_{engsj}	1.00	C_{root} , m	75.00
N_{engtj}	6.00	AR , b ² /S	0.84
N_{engrj}	0.00	V_{tot} , m ³	8000.00
N_{engtr}	0.00	A_{hfp}	0.04
T_{tott} , kg	132645.60	A_{vfp}	0.07
W_a , kg/s	300.00	A_{lorb}	6.25
PROPELLANT AND TANK DENSITY:			
ρ_a , kg/m ³	180.00	$\lambda_{1/2}$, deg	75.00
ρ_f (H ₂ or CH ₄), kg/m ³	70.80	θ_f , deg	6.00
ρ_{th} , kg/m ³	26.00	θ_r , deg	8.00
CRUISE CONDITION:		MISCELLANEOUS:	
$MACH$	5.00	Q_{max} , kg/m ²	30000.00
$Altitude$, km	27.00	W_{ins} , kg/m ²	3.00
ISP , s	5000.00	ULF	3.75
LANDING:			
$sLFL$, m	4000.00	m_f	0.40
$\alpha_{landing}$, deg	6.00	δ	0.50
$Mach_{landing}$	0.30	W_{gtot} , kg	288360.00
		SAMPLE 2D	
		air_intake/W_{span}	0.27

Tabella 3.21: Input Configurazione MR5

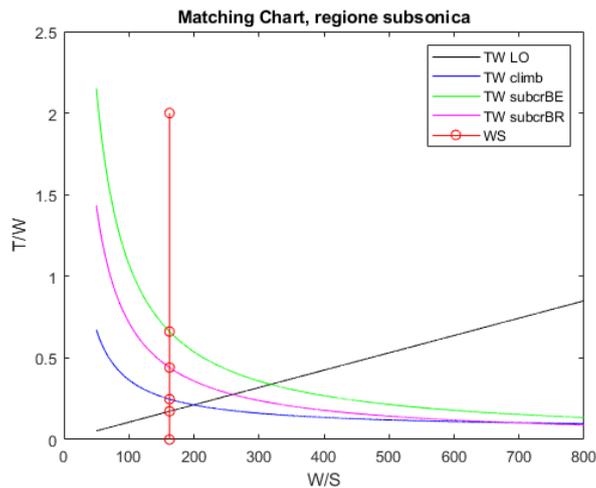


Figura 3.21: Matching Chart in regione subsonica del velivolo MR5

OUTPUT	S. Imp.	S. Intern.	OUTPUT	S. Imp.	S. Intern.
L_b	322.01	98.15	W_{pros}	180880	82048
D_{be}	23.95	7.30	W_b	29479	13372
F_r	13.45	13.45	W_w	67890	30795
S_{ref}	21954	2039.60	W_{tail}	119000	53980
W_{span}	135.80	41.94	W_{tps}	19621	8900.3
AR	0.84	0.84	W_{gear}	35704	16195
W/S	33.28	162.49	W_{thrua}	1896.7	860.33
S_{wfh}	878.18	81.58	W_{str}	273600	124100
S_{wfv}	1470.1	136.65	W_{fuel}	184740	83800
$TailArea$	2349.1	218.24	W_{taves}	8685.1	3939.5
S_{btot}	18203	1691	W_{hydr}	3020.7	1370.2
V_{tot}	101540	2873.5	W_{elect}	4225.7	1916.5
V_{pay}	33779	955.95	W_{equip}	17307	7850.3
W_{pay}	58201	26400	W_{sub}	33238	15077
W_{tnk}	67844	30774	W_{gtot}	730660	331430
W_{ttj}	107340	48690	τ	0.03	0.03
W_{ttr}	0	0	E	8.74	8.74
W_{trj}	0	0	W_{H2}	0.25	0.25
W_{tsj}	5695.3	2583.4	T/W_{LO}	0.18	0.18

Tabella 3.22: *results_extended.xls* MR5

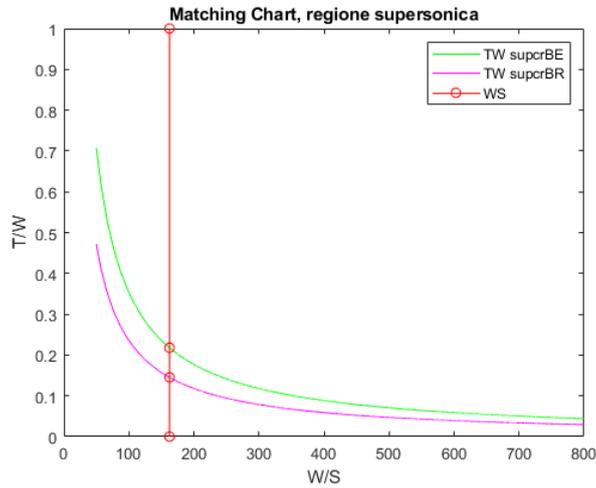


Figura 3.22: Matching Chart in regione supersonica del velivolo MR5

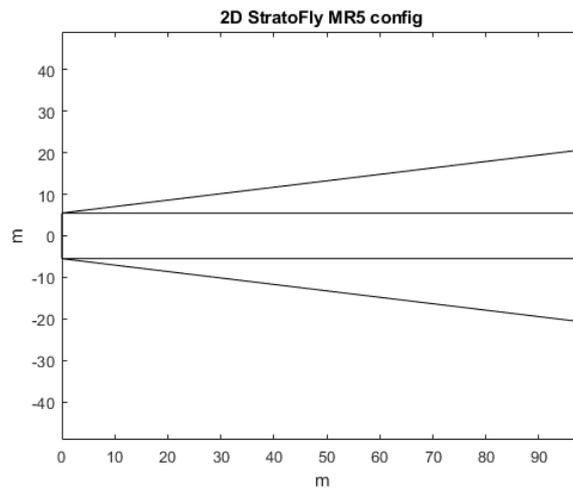


Figura 3.23: Sketch 2D del velivolo MR5

Osservando la comparazione dei risultati forniti dal modello con le caratteristiche dei velivoli Stratofly, rispettivamente in tabella 3.23 per l'MR3 e 3.24 per l'MR5, si evince che il modello matematico tende a sottostimare di un valore superiore al 60% il calcolo sia del volume totale V_{tot} per entrambe le configurazioni, sia del peso di combustibile W_{fuel} per la configurazione progettata per volare a Mach 8. Se per il V_{tot} è probabile che per questa tipologia di velivoli sia necessario implementare un fattore di correzione generico per il calcolo di tale caratteristica geometrica, per quanto riguarda il W_{fuel} dell'MR3 la sua sottostima è dovuta al fatto che il calcolo della frazione di fuel W_{H2} per questo velivolo risulta non accurata, producendo un valore di circa 0.15 che è caratterizzato da una variazione percentuale di -66% rispetto al valore nominale del velivolo. Per la configurazione MR5 la previsione è leggermente più accurata: la frazione di fuel W_{H2} stimata è circa 0.25, caratterizzata da un errore percentuale rispetto al valore nominale di circa -35% . Una peculiarità da notare riguarda il calcolo della lunghezza del velivolo L_b : rispetto agli altri casi di studio infatti questo dato viene sovrastimato. La previsione di L_b risulta abbastanza accurata per l'MR3, con un errore percentuale del 10% circa, molto meno per l'MR5, per il quale vi è una sovrastima del 30%. Sono buone invece le stime previste per il peso totale massimo a decollo W_{gtot} , per la lunghezza del velivolo L_b , per il carico alare W/S e, di conseguenza, per la superficie alare di riferimento S_{ref} , mentre viene sovrastimato di circa due volte il peso del sistema propulsivo W_{eng} di entrambi i velivoli. Per quanto riguarda il confronto fra i valori di rapporto spinta peso T/W_{LO} vi è una differenza molto più ampia fra valore nominale e valore stimato rispetto alle configurazioni tradizionali: questo accade poiché i bassi valori di carico alare W/S di questi velivoli fan sì che il punto di design per la regione subsonica non sia determinato dalla condizione di lift off ma da quelle di crociera.

OUTPUT	Caratteristiche Originali	Risultati Modello	Variazione %
W_{gtot} , kg	400000	376128.75	-5.97
W_{fuel} , kg	180000	57797.95	-67.89
W_{eng} , kg	25400	51273.74	101.87
W_{pay} , kg	33000	33000	0
S_{ref} , m ²	2490.66	3145.05	26.27
V_{tot} , m ³	10000	3222.94	-67.77
L_b , m	95	104.85	10.37
W/S	160.6	119.59	-25.54
T/W_{LO}	0.33	0.14	-58.91

Tabella 3.23: *output_compare.xlsx* MR3

OUTPUT	Caratteristiche Originali	Risultati Modello	Variazione %
W_{gtot} , kg	288360	331426.75	14.94
W_{fuel} , kg	112000	83799.65	-25.18
W_{eng} , kg	25400	51273.74	101.87
W_{pay} , kg	26400	26400	0
S_{ref} , m ²	1999.72	2039.57	1.99
V_{tot} , m ³	8000	2873.50	-64.08
L_b , m	75	98.15	30.86
W/S	144.2	162.49	12.69
T/W_{LO}	0.46	0.18	-59.95

Tabella 3.24: *output_compare.xlsx* MR5

Capitolo 4

Analisi di Sensibilità

Un'attività di interesse per l'analisi della flessibilità e del funzionamento di questa metodologia di design preliminare è lo studio dell'impatto che la variazione di ciascun parametro fornito in input ha sull'esito di un ciclo di calcolo. Per eseguire questo tipo di analisi si utilizza una versione modificata del codice, che esegue diversi cicli di calcolo su una configurazione fissata, variando a ogni ciclo uno dei parametri in input sul quale si vuole condurre l'analisi di sensibilità. Al termine di ogni ciclo si memorizza il valore di alcuni output di interesse in relazione al parametro input scelto per l'analisi. Una volta completati tutti i cicli di calcolo il codice produrrà un grafico, che riporta i valori delle variabili in output memorizzati a ogni ciclo, normalizzati rispetto al valore del primo ciclo, in funzione del parametro in input sul quale si sta conducendo l'analisi di sensibilità. In base alla tipologia del parametro input si valuta se riportare il suo valore puro o normalizzato rispetto al valore della prima iterazione.

In questa sezione viene descritta l'analisi di sensibilità per i seguenti gruppi di parametri, eseguita con due diversi set di input, uno relativo a una configurazione tradizionale e uno relativo a una configurazione Stratofly:

1. Parametri di *initial guess*
2. Input di alto livello
3. Input sulle condizioni di crociera
4. Input geometrici

4.1 Parametri di *initial guess*

Come già spiegato in sezione [2.1.2](#) per inizializzare la prima iterazione di un ciclo di calcolo ed eseguire la calibrazione ([2.2.1](#)) è necessario definire dei valori di *initial guess* per alcuni parametri, da fornire in input al codice. Eseguendo l'analisi di sensibilità per tali parametri è possibile stabilire quanto influisca la scelta del valore assegnatogli sull'esito del ciclo di calcolo. Si riporta l'analisi di sensibilità del peso totale massimo a decollo W_{gtot} e del volume totale necessario V_{tot} , condotte con il set di input della configurazione Hycat 1,

rispettivamente in figura 4.1 e 4.2 e della configurazione MR5, rispettivamente in figura 4.3 e 4.4. I grafici delle figure sopracitate descrivono l'incremento o il decremento percentuale delle variabili in output in funzione dell'incremento percentuale del valore di *initial guess* assegnato a W_{gtot} e V_{tot} .

I valori di *initial guess* sono $W_{gtot} = 307382kg$ e $V_{tot} = 2933.1m^3$ per la configurazione Hycat 1, mentre per la configurazione MR5 $W_{gtot} = 288360kg$ e $V_{tot} = 8000m^3$. I risultati di questa analisi certificano che, pur incrementando il valore in input dei parametri di *initial guess* del 30%, la massima variazione dei valori ottenuti in output corrisponde a circa $20^{-4}\%$ per la configurazione Hycat 1, a $16^{-4}\%$ per la configurazione MR5. Si verifica dunque che la scelta dei valori da assegnare ai parametri in input di *initial guess* non influenza in maniera significativa l'esito del ciclo di calcolo.

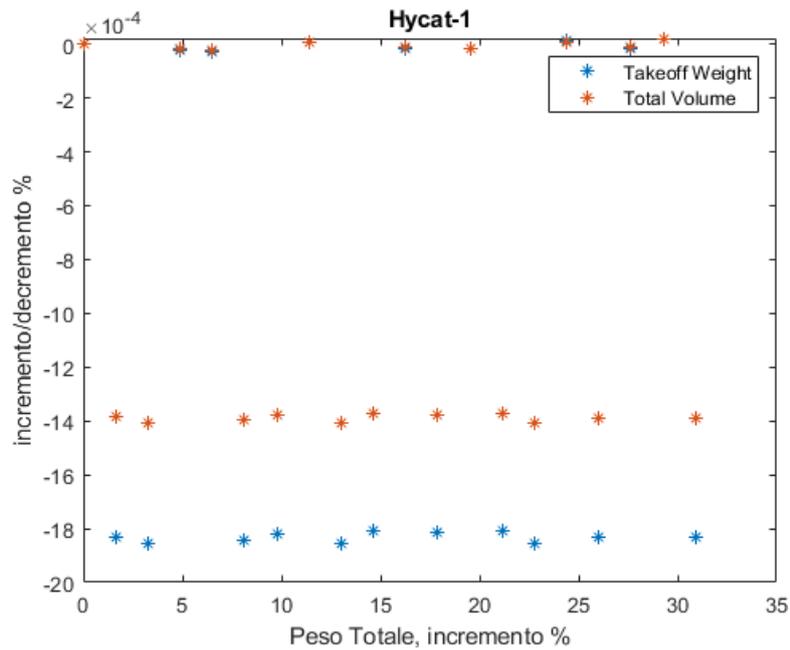


Figura 4.1: Analisi di sensibilità $Wgtot$, config. Hycat 1

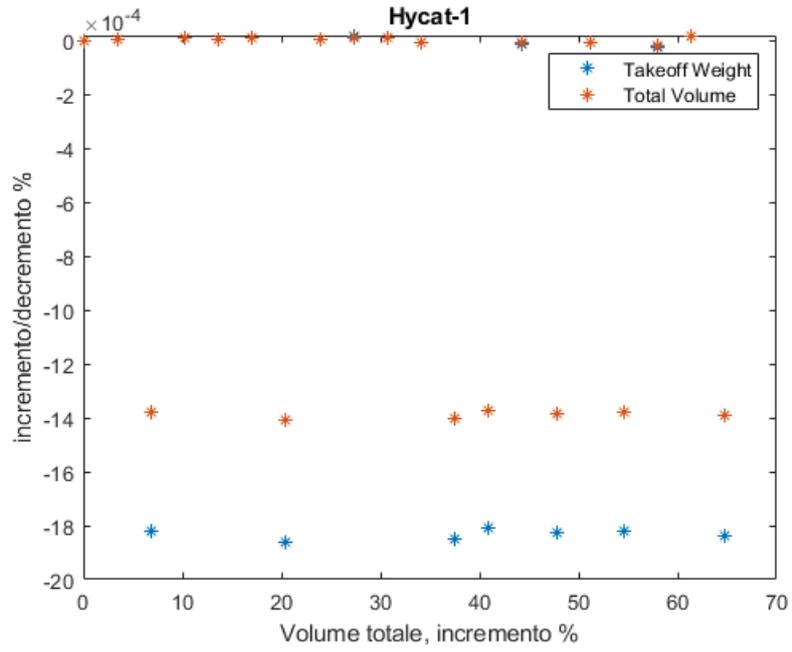


Figura 4.2: Analisi di sensibilità V_{tot} , config. Hycat 1

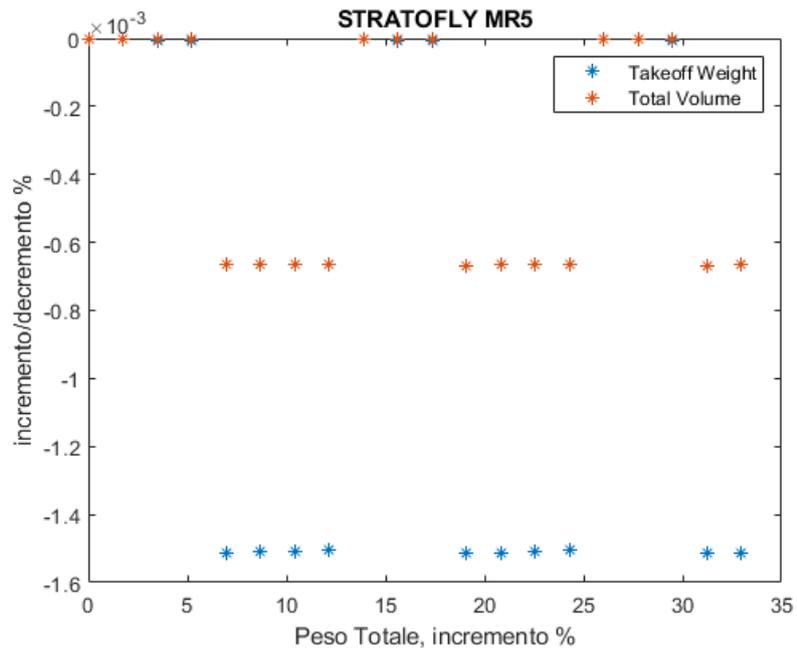
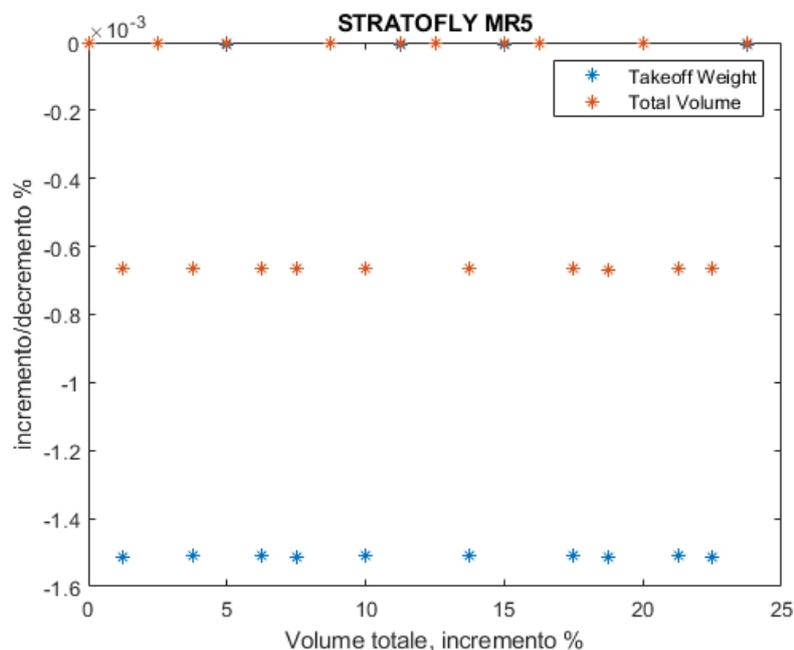


Figura 4.3: Analisi di sensibilità W_{gtot} , config. MR5

Figura 4.4: Analisi di sensibilità V_{tot} , config. MR5

4.2 Input di alto livello

L'analisi della sensibilità del modello ai parametri input di alto livello è sicuramente di grande importanza. Si riportano i grafici dell'analisi condotta sul valore del range R_t della missione, in figura 4.5 per la configurazione Hycat 1, in figura 4.6 per la configurazione MR5, e sul numero di passeggeri che il velivolo può trasportare, in figura 4.7 per la configurazione Hycat 1, in figura 4.8 per la configurazione MR5. Il range varia da 9000 a 18500 chilometri, il numero di passeggeri da 200 a 295 per l'Hycat 1 e da 220 a 315 per l'MR5. Gli output di interesse rappresentati nei grafici per questa tipologia di input sono il peso totale massimo a decollo W_{gtot} , il volume totale necessario V_{tot} , il peso del combustibile necessario per completare la missione W_{fuel} e l'efficienza aerodinamica in crociera E .

Si osserva che raddoppiando il numero di chilometri della tratta la quantità di combustibile necessaria W_{fuel} per completare la missione subisce un forte incremento, addirittura del 357% per quanto riguarda la configurazione Hycat 1, del 171% per la configurazione MR5. Parallelamente anche la stima del peso totale massimo a decollo W_{gtot} subisce una grossa variazione: incremento del 224% per la configurazione Hycat 1, di circa il 50% per la configurazione MR5. L'efficienza aerodinamica E varia in maniera più contenuta, aumentando del 30% per il velivolo Hycat 1, solo del 10% per il velivolo MR5.

Eseguendo l'analisi per i passeggeri trasportabili a bordo si evince che un incremento del 50% del numero degli stessi incide in maniera simile sui risultati dei cicli di calcolo per entrambe le configurazioni. Il W_{fuel} in entrambi i casi aumenta di un valore inferiore

al 10%, il W_{gtot} di un valore prossimo al 10% e il V_{tot} di un valore pari al 5%. I chilometri della missione incidono dunque maggiormente sul risultato della stima delle caratteristiche del velivolo rispetto al numero dei passeggeri.

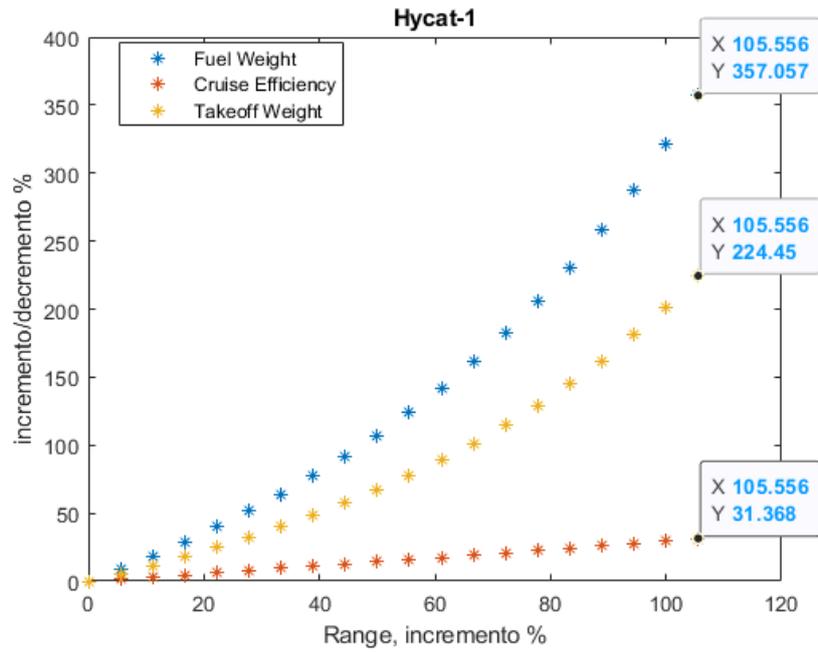


Figura 4.5: Analisi di sensibilità Rt , config. Hycat 1

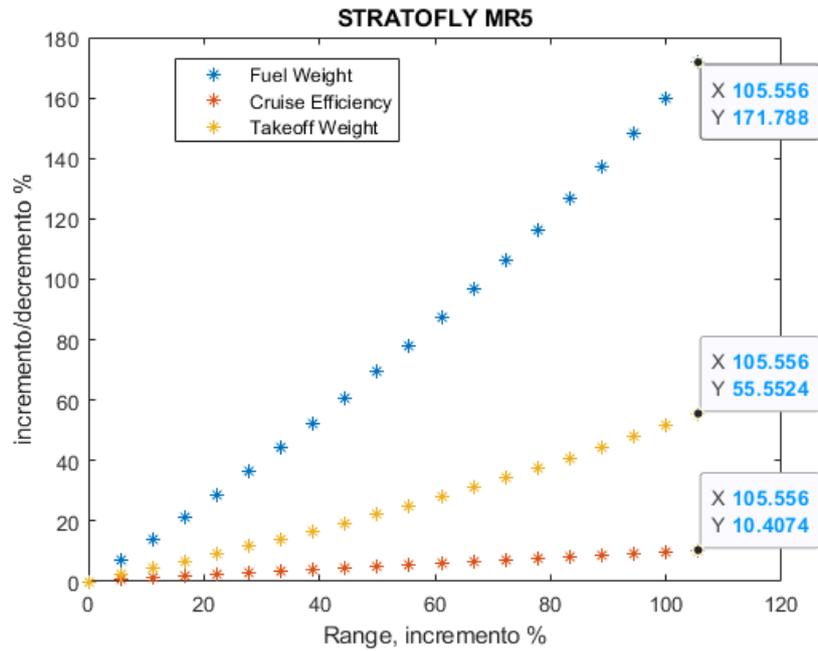


Figura 4.6: Analisi di sensibilità Rt , config. MR5

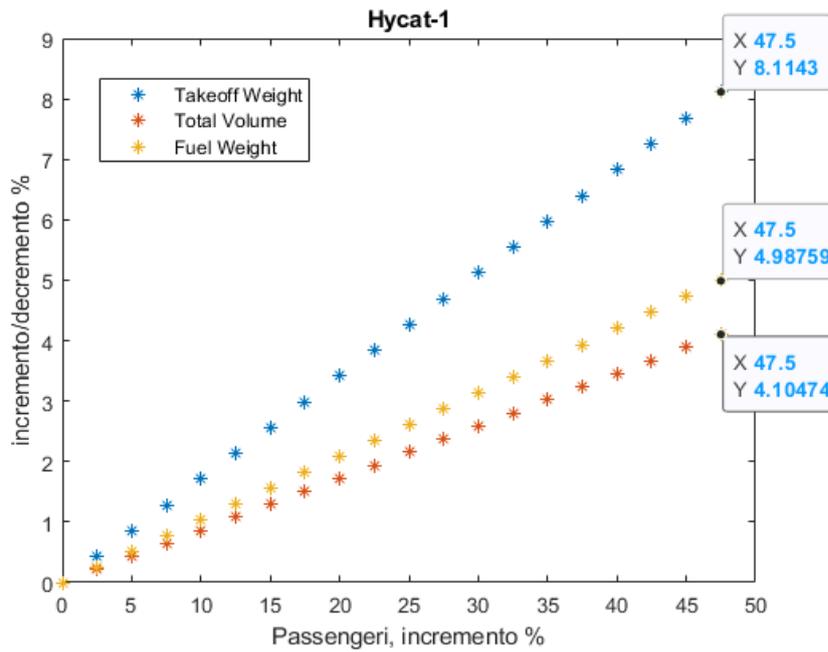


Figura 4.7: Analisi di sensibilità $Passengeri$, config. Hycat 1

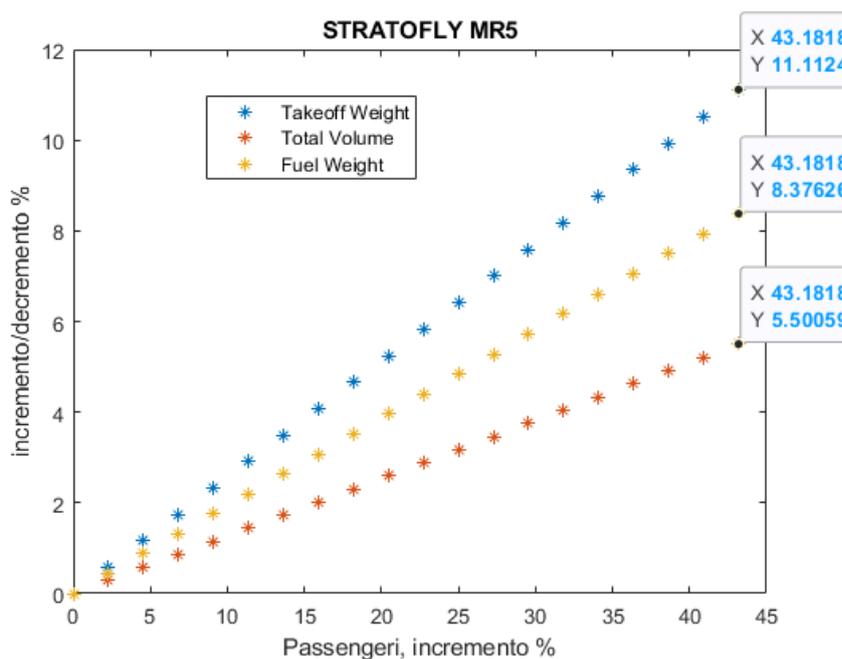


Figura 4.8: Analisi di sensibilità *passengeri*, config. MR5

4.3 Input sulle condizioni di crociera

Per quanto riguarda gli input sulle condizioni di crociera si effettua l'analisi di sensibilità del modello ai seguenti parametri:

1. Numero di Mach, figure 4.9 e 4.10
2. Impulso specifico ISP , figure 4.11 e 4.12
3. Quota di crociera, figure 4.13 e 4.14

I parametri riportati in output sono il peso totale massimo a decollo W_{gtot} , il peso del combustibile necessario per completare la missione W_{fuel} e l'efficienza aerodinamica in crociera E .

I risultati dell'analisi condotta sul numero di Mach permettono di comprendere quale sia la sua influenza nella stima dell'efficienza aerodinamica E secondo la formulazione 2.12 implementata nella metodologia e trattata in sezione 2.2.3. Come ci si potrebbe aspettare l'efficienza aerodinamica diminuisce di un valore prossimo all'8%, per entrambe le configurazioni. Interessante è il comportamento del peso del combustibile e del peso totale massimo a decollo: per entrambe i velivoli il W_{fuel} necessario decresce di un valore compreso fra il 30% e il 35% e il W_{gtot} di un valore prossimo al 20%.

L'impulso Specifico è un altro parametro importante che rientra nella trattazione del calcolo del peso del combustibile 2.2.3. I risultati dell'analisi mostrano che aumentando l' ISP il calcolo dei pesi W_{fuel} e W_{gtot} risulta essere inferiore. Nel caso dell'Hycat 1

riducendo il valore di ISP da $2500s$ a $1600s$ si ottengono incrementi percentuali intorno al 130% sulla stima del W_{fuel} e intorno all' 80% sulla stima del W_{gtot} . Per quanto riguarda la configurazione MR5 una riduzione di ISP da $5000s$ a $4100s$ comporta un incremento percentuale più ridotto rispetto al precedente velivolo, del 43% per il W_{fuel} e del 25% per il W_{gtot} . È curioso invece il trend dell'efficienza aerodinamica: a livello teorico ci si potrebbe aspettare che diminuendo il valore di ISP diminuisca anche la stima dell' E , mentre i risultati dell'analisi confermano l'opposto, evidenziando un leggero incremento percentuale intorno 16% per la configurazione Hycat 1, più contenuto invece per l'MR5, di poco inferiore al 5% .

Lo studio di sensibilità condotto sulla quota di crociera evidenzia che la metodologia di design non è particolarmente sensibile alle variazioni di altitudine. Per entrambe le configurazioni di velivoli su cui si è eseguita l'analisi l'impatto che ha una variazione di più di $10km$ sulla quota di crociera non supera valori del 3.5% per la stima W_{fuel} , del 2.2% per la stima del W_{gtot} e del 0.7% per la stima dell' E .

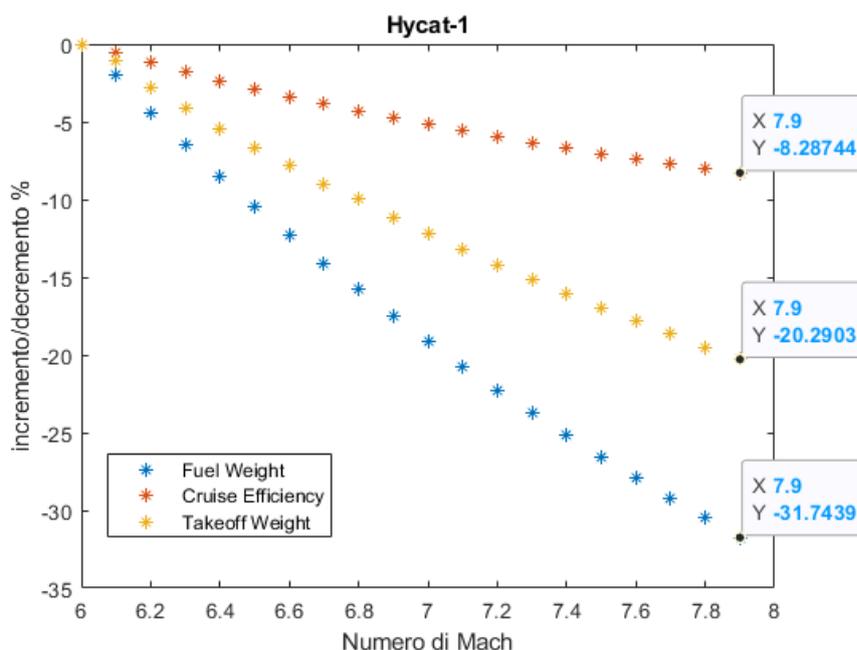


Figura 4.9: Analisi di sensibilità Numero di Mach, config. Hycat 1

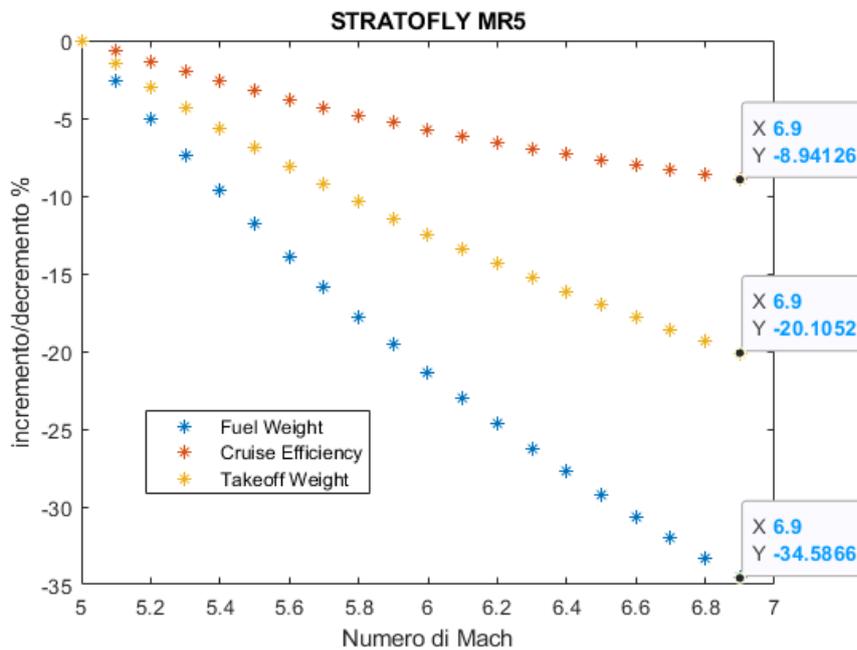


Figura 4.10: Analisi di sensibilità Numero di Mach, config. MR5

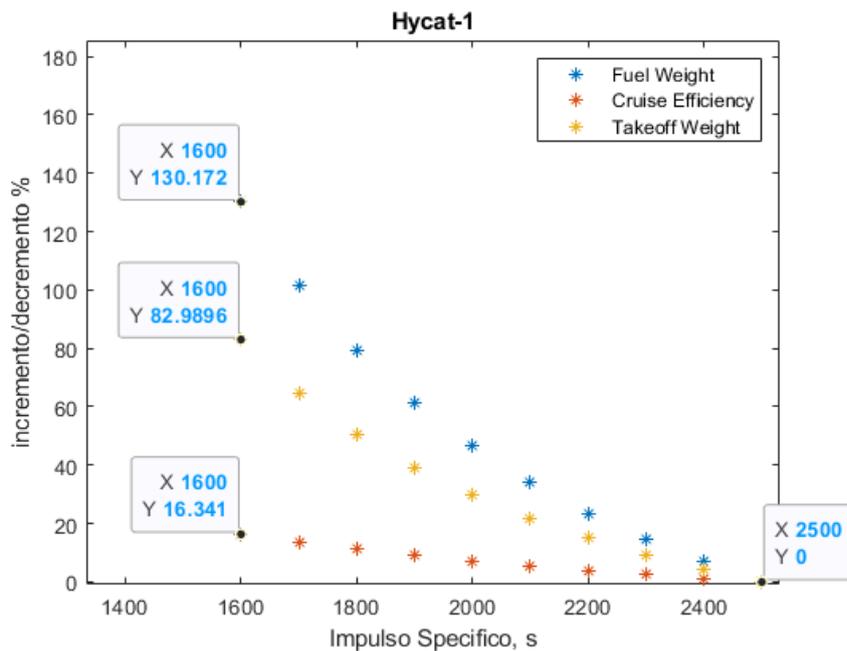


Figura 4.11: Analisi di sensibilità ISP , config. Hycat 1

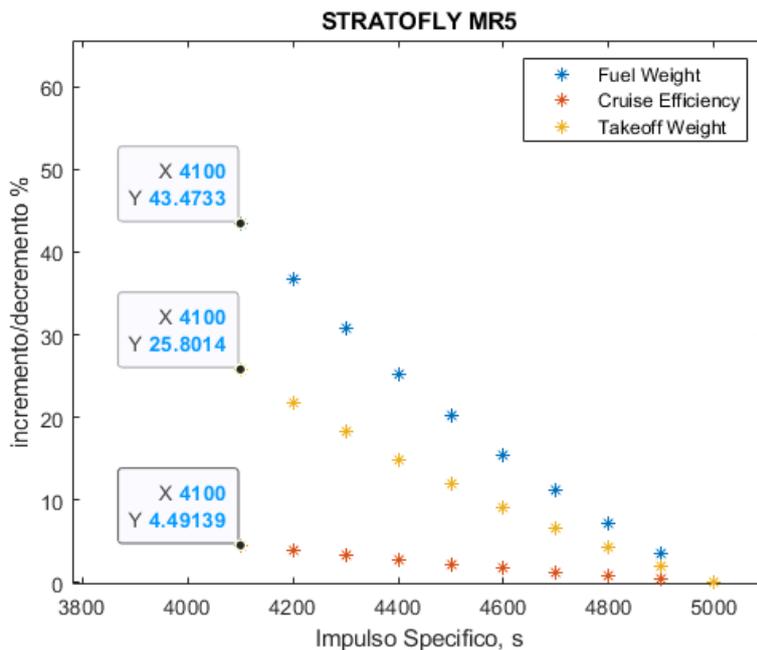


Figura 4.12: Analisi di sensibilità *ISP*, config. MR5

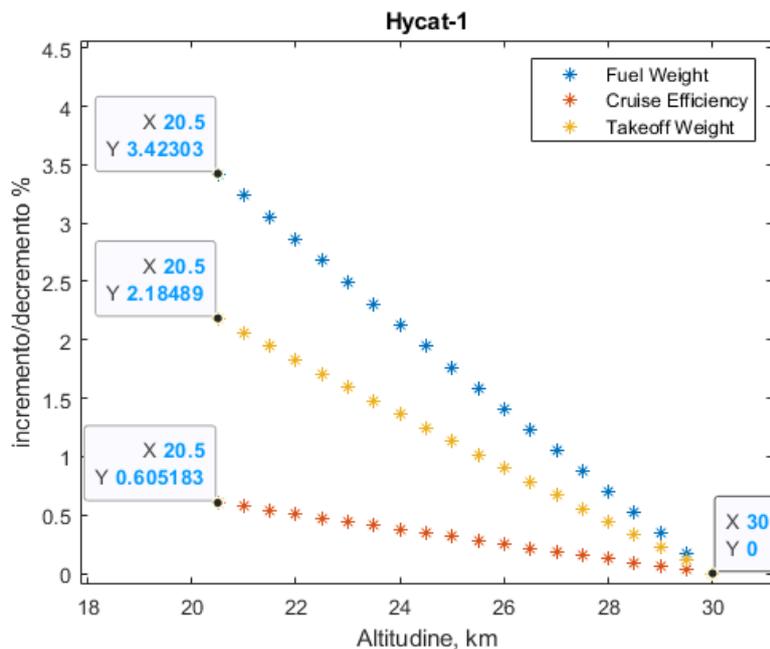


Figura 4.13: Analisi di sensibilità Quota di crociera, config. Hycat 1

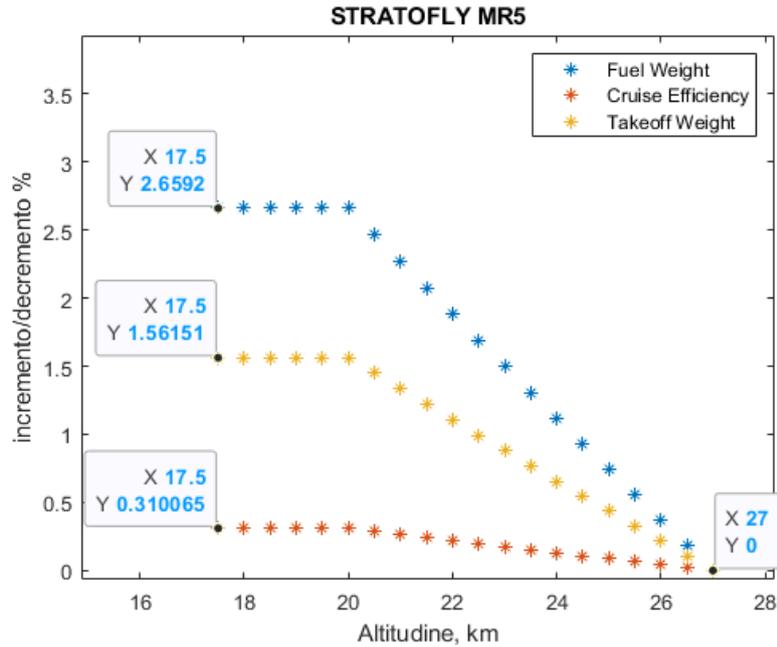


Figura 4.14: Analisi di sensibilità Quota di crociera, config. MR5

4.4 Input geometrici

Si riportano i risultati dell'analisi di sensibilità del modello ai seguenti parametri geometrici:

1. Densità del velivolo ρ_a figure 4.15, 4.16
2. Modifying factor mf , figure 4.17 e 4.18
3. Allungamento alare AR , figure 4.19 e 4.20

La densità del velivolo ρ_a risulta essere uno degli input il cui valore influenza maggiormente l'esito del ciclo di calcolo. Tale parametro nel modello matematico determina direttamente il calcolo del volume totale (formula 2.33). Come si può evincere dai risultati dell'analisi di sensibilità se il valore di ρ_a diminuisce le stime del V_{tot} e del W_{gtot} crescono vertiginosamente.

Il modifying factor mf costituisce un parametro di natura empirica che rientra nelle formulazioni del calcolo del peso dell'ala (2.14) e del *body weight* (2.13). Nell'ambito dello studio dell'adattabilità della metodologia di design alle configurazioni Stratofly si è deciso di agire proprio sui valori di ρ_a e mf per ricercare una combinazione ottimale che garantisca la convergenza del ciclo di calcolo e una buona stima delle caratteristiche principali di questa tipologia di velivoli.

L'allungamento alare AR è generalmente uno dei parametri geometrici più importanti per la progettazione di un velivolo. All'interno del modello matematico il suo valore determina il calcolo di alcune caratteristiche fondamentali del velivolo, come il carico alare

W/S e il peso alare W_w . L'analisi di sensibilità del modello all'allungamento AR permette di osservare qualitativamente l'influenza che tale parametro ha nella determinazione di tali caratteristiche. L'analisi condotta sulla configurazione Hycat 1 è stata eseguita variando AR da un valore di 1.357 a 0.579, mentre quella condotta sulla configurazione MR5 variando AR da un valore di 0.84 a 1.6. Si osserva che il parametro maggiormente influenzato è il carico alare W/S , che subisce una variazione percentuale rispettivamente del 50% circa e del 30% circa, mentre la variazione percentuale del peso alare W_w si attesta rispettivamente intorno al 12% circa e al 20% circa. La variazione di queste due caratteristiche influenza la stima finale del peso totale W_{gtot} . Dall'analisi si evince che la configurazione Hycat 1 è più sensibile alla variazione di AR rispetto alla configurazione MR5, poiché risulta una variazione massima del W_{gtot} del 21% circa, a fronte di una variazione massima del 6% circa per la configurazione Stratofly.

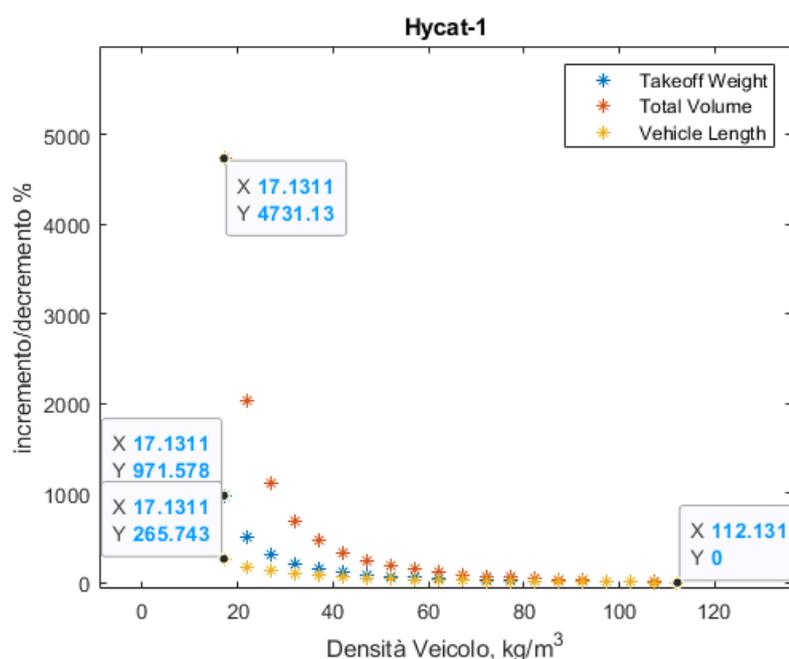


Figura 4.15: Analisi di sensibilità ρ_a , config. Hycat 1

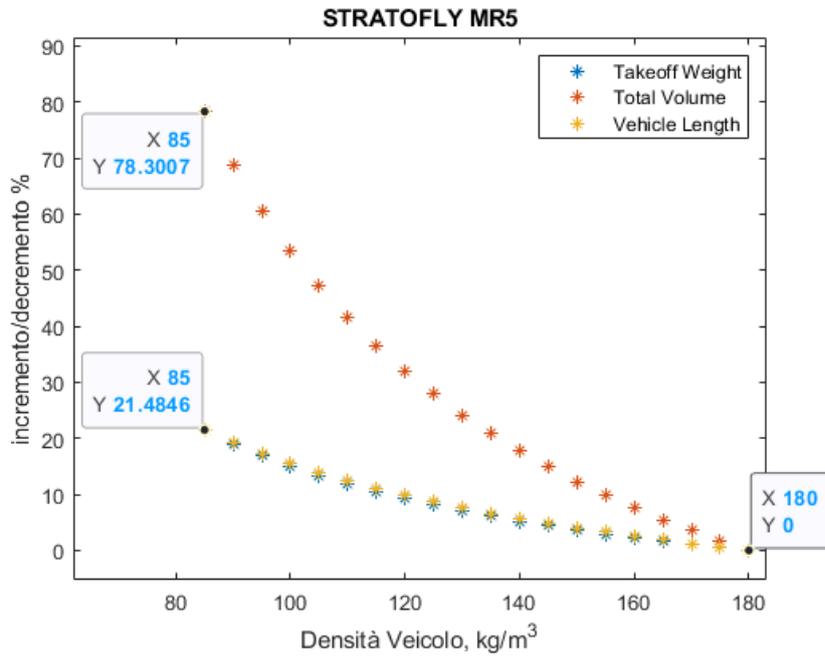


Figura 4.16: Analisi di sensibilità ρ_a , config. MR5

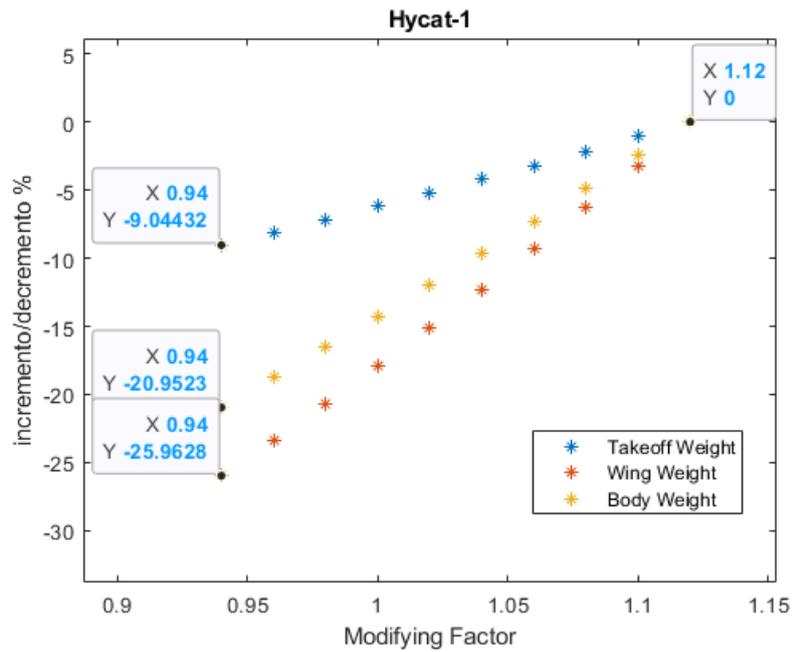


Figura 4.17: Analisi di sensibilità mf , config. Hycat 1

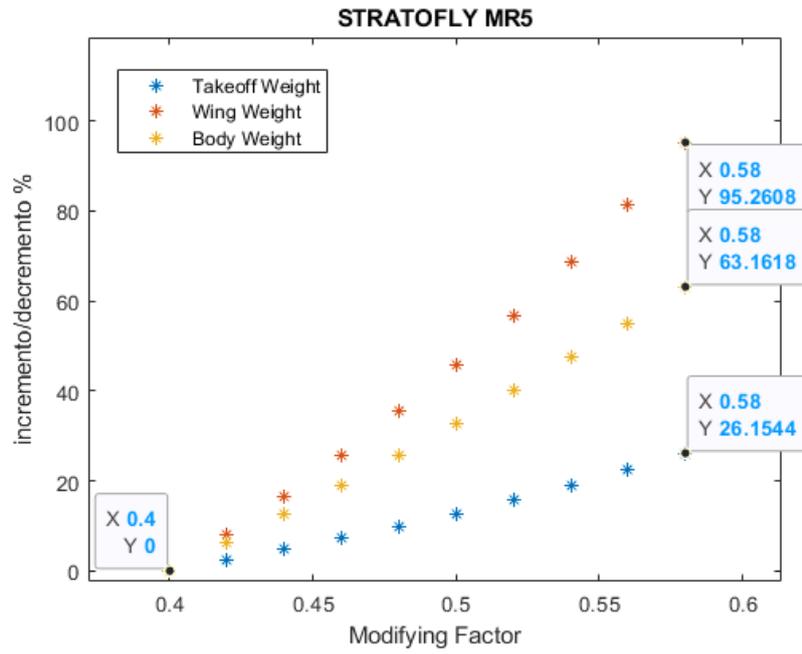


Figura 4.18: Analisi di sensibilità mf , config. MR5

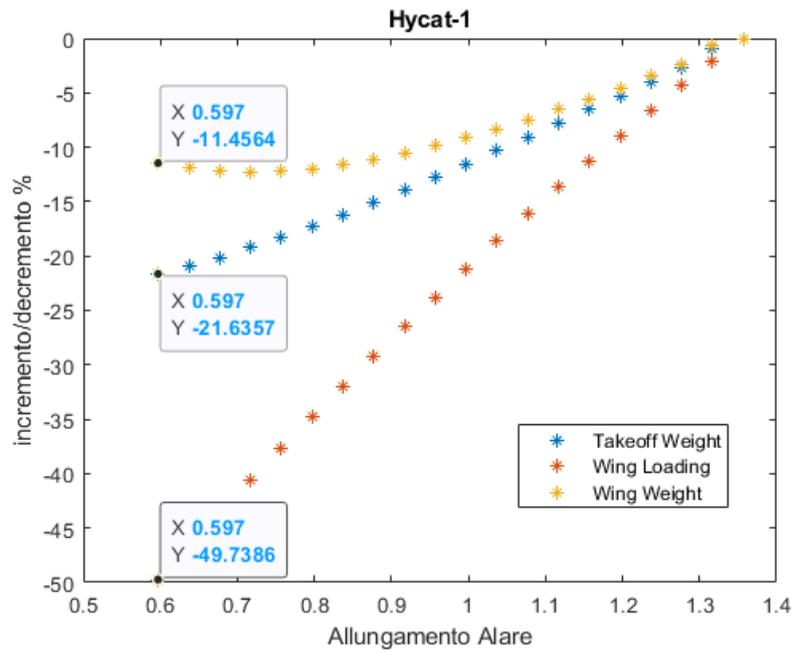


Figura 4.19: Analisi di sensibilità AR , config. Hycat 1

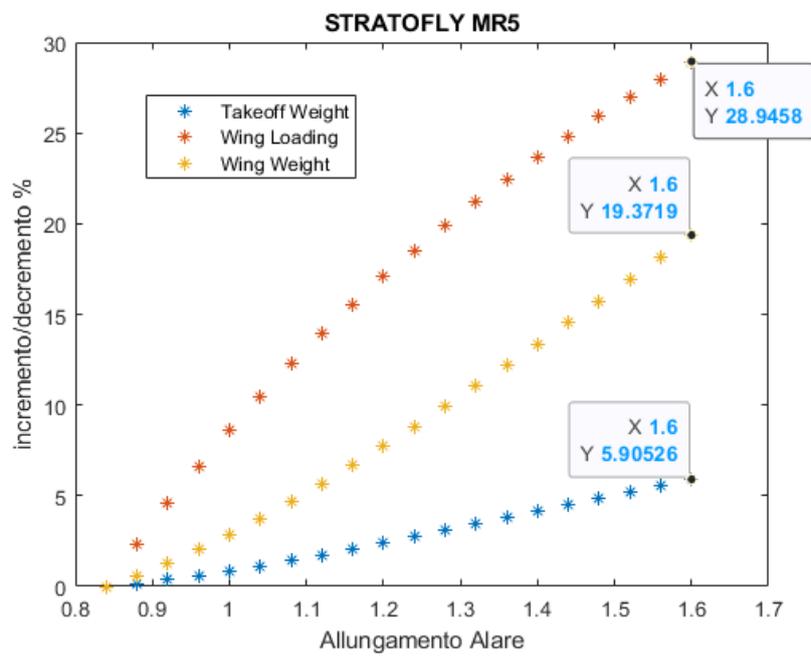


Figura 4.20: Analisi di sensibilità AR , config. MR5

Capitolo 5

Conclusioni

In questa tesi, abbiamo approfondito le sfide e le opportunità associate alla progettazione di velivoli ipersonici destinati all'aviazione civile. L'obiettivo principale del lavoro è stato quello di sviluppare una metodologia di design concettuale in grado di fornire previsioni accurate sulle caratteristiche geometriche e di peso di questi velivoli, utilizzando modelli matematici empirici e statistici implementati in ambiente Matlab.

Il campo dell'aviazione ipersonica, sebbene esplorato sin dagli anni '50 per applicazioni militari e spaziali, rappresenta ancora oggi una frontiera affascinante e complessa per l'ingegneria aerospaziale. I recenti progressi nella scienza dei materiali, nell'aerodinamica avanzata e nei sistemi di propulsione hanno riaperto l'interesse per lo sviluppo di velivoli ipersonici commerciali, capaci di ridurre drasticamente i tempi di viaggio su scala globale. Tuttavia, la transizione di questa tecnologia dall'ambito militare a quello civile presenta numerose sfide tecniche ed economiche che richiedono soluzioni innovative e flessibili fin dalla fase di progettazione preliminare.

Durante lo sviluppo della metodologia, è stata condotta una ricerca dettagliata sui vari modelli matematici presenti in letteratura, identificando quelli che, attraverso approcci empirici e statistici, sono in grado di prevedere con ragionevole accuratezza le principali caratteristiche geometriche e di peso delle componenti di un velivolo ipersonico. Il modello matematico selezionato è stato implementato in un codice Matlab, permettendo di eseguire simulazioni iterative per migliorare continuamente le previsioni fornite dal modello stesso.

L'applicazione della metodologia a casi di studio specifici, come i velivoli ipersonici della Rockwell e della Lockheed, ha dimostrato la validità del modello matematico proposto. I risultati ottenuti hanno mostrato una buona corrispondenza con i dati di riferimento presenti in letteratura, evidenziando la capacità del modello di adattarsi a configurazioni diverse e di prevedere con accuratezza dimensioni e pesi. Tuttavia, l'analisi ha anche messo in luce alcune aree critiche che necessitano di ulteriori miglioramenti, in particolare per quanto riguarda la stima del volume totale e del peso del combustibile in configurazioni progettate per volare a velocità superiori a Mach 8.

Le implicazioni pratiche di questa ricerca sono notevoli per il futuro del trasporto aereo civile. I velivoli ipersonici potrebbero rivoluzionare i tempi di viaggio, rendendo possibili collegamenti intercontinentali in poche ore e aprendo nuove rotte commerciali. Tuttavia, è essenziale continuare a perfezionare i modelli di previsione per affrontare le sfide tecniche

ed economiche ancora presenti. In particolare, sarà necessario sviluppare ulteriormente la tecnologia dei materiali e dei sistemi di raffreddamento per gestire le alte temperature generate dal volo ipersonico, nonché ottimizzare i sistemi di propulsione per garantire prestazioni efficienti su un'ampia gamma di velocità, dalle subsoniche alle ipersoniche.

Nonostante i risultati promettenti, lo studio presenta alcune limitazioni. La metodologia di design proposta si basa su modelli empirici e statistici che, sebbene validi, potrebbero non catturare tutte le complessità dei velivoli ipersonici. Inoltre, la mancanza di dati sperimentali dettagliati limita la validità delle simulazioni condotte. Pertanto, sarà fondamentale integrare nuovi dati sperimentali per migliorare la rappresentazione delle interazioni tra i vari componenti del velivolo e per validare ulteriormente il modello matematico.

In prospettiva futura, è consigliabile continuare a sviluppare e validare modelli più sofisticati, che possano integrare i nuovi dati sperimentali e migliorare la rappresentazione delle interazioni tra i vari componenti del velivolo. Ulteriori studi dovrebbero concentrarsi sull'ottimizzazione dei parametri di progetto e sull'implementazione di nuove tecnologie di propulsione e materiali avanzati. In particolare, sarà importante esplorare l'utilizzo di materiali ultra refrattari e leghe metalliche avanzate, nonché sviluppare sistemi di raffreddamento innovativi per gestire le elevate temperature del volo ipersonico.

In conclusione, la ricerca condotta rappresenta un passo importante verso la realizzazione di velivoli ipersonici civili. La metodologia di progettazione sviluppata potrà essere ulteriormente raffinata e migliorata nei prossimi anni, contribuendo a definire nuovi standard per il design di velivoli ipersonici e aprendo la strada a una nuova era del trasporto aereo civile. La continua collaborazione tra mondo accademico, industria ed enti di ricerca sarà cruciale per affrontare le sfide future e trasformare in realtà la visione di voli ipersonici commerciali, rendendo possibili viaggi intercontinentali in tempi ridotti e rivoluzionando il modo in cui concepiamo il trasporto aereo.

Bibliografia

- [1] Nicole Viola et al. “Aerodynamic Characterization of Hypersonic Transportation Systems and Its Impact on Mission Analysis”. In: *Energies* 14.12 (2021). ISSN: 1996-1073. DOI: [10.3390/en14123580](https://doi.org/10.3390/en14123580). URL: <https://www.mdpi.com/1996-1073/14/12/3580>.
- [2] Gary J Harloff e Brian M Berkowitz. *HASA: Hypersonic Aerospace Sizing Analysis for the preliminary design of aerospace vehicles*. Rapp. tecn. 1988.
- [3] Ernst Heinrich Hirschel e Claus Weiland. *Selected aerothermodynamic design problems of hypersonic flight vehicles*. Vol. 229. Springer Science & Business Media, 2009.
- [4] Wikipedia contributors. *Atmosfera standard internazionale ICAO*. Accessed: 2024-05-20. 2024. URL: https://it.wikipedia.org/wiki/Atmosfera_standard_internazionale_ICAO#cite_note-ICAO_1993-1.
- [5] Davide Ferretto, Roberta Fusaro e Nicole Viola. “Innovative Multiple Matching Charts approach to support the conceptual design of hypersonic vehicles”. In: *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* 234.12 (2020), pp. 1893–1912.
- [6] Daniel Raymer. *Aircraft design: a conceptual approach*. American Institute of Aeronautics e Astronautics, Inc., 2012.
- [7] Antonella Ingenito, Stefano Gulli e Claudio Bruno. “Preliminary Sizing of an Hypersonic Airbreathing Airliner”. In: *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan* 8.ists27 (2010), Pa_19–Pa_28.
- [8] CR Glatt. *WAATS: A Computer Program for Weights Analysis of Advanced Transportation Systems*. Rapp. tecn. NASA, 1974.
- [9] BH Oman. *Vehicle Design Evaluation Program, Technical Report: A Computer Program for Weight Sizing, Economic, Performance & Mission Analysis of Fuel-conservative Aircraft, Multibodied Aircraft & Large Cargo Aircraft Using Both JP & Alternative Fuels*. National Aeronautics e Space Administration, Langley Research Center, 1977.
- [10] John B Whitlow, Joseph D Eisenberg e Michael D Shovlin. *Potential of Liquid-Methane Fuel for Mach 3 Commercial Supersonic Transports*. Vol. 3471. National Aeronautics e Space Administration, 1966.
- [11] Robert A Jones e Paul W Huber. “Toward scramjet aircraft”. In: *Astronautics and Aeronautics* 16 (1978).

- [12] Wikipedia. *Reaction Engines LAPCAT A2*. 2023. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Reaction_Engines_LAPCAT_A2.
- [13] Nicole Viola et al. “H2020 STRATOFly project: from Europe to Australi in less than 3 hours”. In: *ICAS 2021 THE 32 nd CONGRESS OF THE INTERNATIONAL COUNCIL OF THE AERONAUTICAL SCIENCES*. 2021.
- [14] Nicole Viola et al. “Main challenges and goals of the H2020 STRATOFly project”. In: *Aerotecnica Missili & Spazio* 100.2 (2021), pp. 95–110.
- [15] Nicole Viola et al. “Strategies for preliminary re-design of a LH2 Mach 5 cruiser concept originally conceived for Mach 8 mission”. In: *Proceedings of the XXVI International Congress of the Italian Association of Aeronautics and Astronautics*. AIDAA. 2021, pp. 1–8.
- [16] EM Repic, GA Olson e RJ Milliken. *A methodology for hypersonic transport technology planning*. Rapp. tecn. NASA, 1973.
- [17] Lockheed-California Company. *Hypersonic Cruise Aircraft Propulsion Integration Study: Volume 1, Study Results*. Technical Report NASA-CR-159481. Accessed: 2024-05-26. NASA, 1980. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19800006815/downloads/19800006815.pdf>.