

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale



Tesi di Laurea

Sviluppo ed implementazione di una metodologia
per il dimensionamento preliminare del sistema di
controllo del volo di velivoli ipersonici

Relatori:
Prof.ssa Nicole Viola
Ing. Roberta Fusaro
Ing. Davide Ferretto

Studente:
Paolo Mancini

Anno 2018

Ringraziamenti

Vorrei esprimere tutta la mia gratitudine verso coloro i quali mi hanno permesso la stesura della suddetta tesi. Innanzi tutto, porgendo i miei più sentiti ringraziamenti alla professoressa Nicole Viola, che ha reso possibile la trattazione di tale argomento innovativo, ossia inerente al tema dei velivoli ipersonici. In secondo luogo, sono sinceramente riconoscente ai dottorandi Roberta Fusaro e Davide Ferretto, che mi hanno seguito pazientemente lungo tutto il percorso atto alla realizzazione del documento. Non soltanto fornendomi un'adeguata documentazione, ma anche dandomi concreti suggerimenti per l'implementazione del codice Matlab.

Inoltre, vorrei ringraziare tutti i docenti del mio corso di studi, che hanno assicurato una formazione culturale opportuna.

La mia illimitata passione verso i velivoli mi ha spinto ad iscrivermi al Politecnico di Torino, intraprendendo l'indirizzo di Ingegneria Aerospaziale con specializzazione in Aeromeccanica e Sistemi. Ciò è stato fattibile solamente grazie alla mia famiglia, che ha sostenuto le spese universitarie. Pertanto, mi sembra indispensabile ringraziare di cuore anche loro, sia per il supporto economico che per quello psicologico.

Infine, vorrei ricordare tutti i miei compagni di corso, con cui ho condiviso momenti difficili durante la preparazione degli esami, ma anche piacevoli pause caffè ed indimenticabili uscite serali.

Grazie tutte queste persone meravigliose, finalmente sono riuscito a concludere con successo tale percorso.

Indice

Introduzione.....	1
Velivoli di riferimento.....	3
2.1 <i>Velivoli C.A.V. (Cruise and Acceleration Vehicles).....</i>	3
2.1.1 North American XB-70 Valkyrie	4
2.1.2 SAENGER T.S.T.O. system lower stage	7
2.1.3 German E.L.A.C. Vehicle.....	9
2.1.4 Lapcat Hypersonic Cruiser Concept.....	12
2.1.5 Skylon	17
2.2 <i>Velivoli R.V.-W. (Re-Entry Winged).....</i>	20
2.2.1 Space Shuttle Orbiter.....	21
2.2.2 X-33 Vehicle (USA).....	26
2.2.3 X-34 Vehicle (USA).....	28
2.2.4 X-37 Vehicle (USA).....	30
2.2.5 X-38 Vehicle (USA-Europe)	32
2.2.6 PHOENIX Demonstrator (Germany)	34
2.2.7 HOPE-X (Japan).....	36
2.2.8 Facetted DS6 Configuration (Germany).....	39
2.2.9 PRORA-USV (Italy).....	40
2.2.10 HERMES (Europe).....	42

Modelli matematici per la determinazione dei coefficienti aerodinamici.....	45
3.1 <i>Regimi di volo.....</i>	45
3.1.1 Condizione subsonica	46
3.1.2 Condizione transonica	49
3.1.3 Condizione supersonica.....	50
3.1.4 Condizione ipersonica	53
3.2 <i>Procedura di calcolo.....</i>	58
3.3 <i>Ottenimento dei dati statistici.....</i>	81
3.3.1 Image J.....	83
3.3.2 GetData Graph Digitizer.....	88
Procedure per il dimensionamento del Flight Control System con l’ausilio del calcolatore	94
4.1 <i>Struttura del software ed implementazione in MathWorks Matlab 2016 b.....</i>	94
4.2 <i>Esposizione delle interfacce realizzate.....</i>	118
Risultati	158
5.1 <i>Esempio campione.....</i>	158
5.2 <i>Validazione dei risultati</i>	170
Conclusioni.....	177
Riferimenti	179

Indice Tabelle

<i>Tabella 1:</i>	6
<i>Tabella 2:</i>	13
<i>Tabella 3:</i>	19
<i>Tabella 4:</i>	25
<i>Tabella 5:</i>	26
<i>Tabella 6:</i>	28
<i>Tabella 7:</i>	30
<i>Tabella 8:</i>	31
<i>Tabella 9:</i>	38
<i>Tabella 10:</i>	41
<i>Tabella 11:</i>	44
<i>Tabella 12:</i>	51
<i>Tabella 13:</i>	54
<i>Tabella 14:</i>	55
<i>Tabella 15:</i>	56
<i>Tabella 16:</i>	64
<i>Tabella 17:</i>	65
<i>Tabella 18:</i>	172
<i>Tabella 19:</i>	172
<i>Tabella 20:</i>	175
<i>Tabella 21:</i>	176
<i>Tabella 22:</i>	176

Lista dei simboli e delle abbreviazioni

- α [deg] : Incidenza di volo
- Cd [adim] : Coefficiente di resistenza dell'intero velivolo
- c_h [m] : Braccio del momento di cerniera
- Cl [adim] : Coefficiente di portanza dell'intero velivolo
- Cm [adim] : Coefficiente di momento di beccheggio dell'intero velivolo
- Cm_h [adim] : Coefficiente di momento di cerniera della superficie mobile
- Cp [adim] : Coefficiente di pressione
- M [adim] : Numero di Mach
- M_h [N*m] : Momento di cerniera della superficie mobile
- n [Mol] : Quantità di sostanza
- P [Pa] : Pressione statica dell'aria
- P_{av} [W] : Potenza disponibile all'attuatore del Flight Control System
- P_{nec} [W] : Potenza necessaria alla movimentazione della superficie mobile
- q [Pa] : Pressione dinamica
- R [J/(K*Mol)] : Costante universale dei gas perfetti
- Ra [J/(K*Kg)] : Costante specifica dell'aria
- ρ [Kg/m³] : Densità dell'aria
- S [m²] : Superficie in pianta totale dell'intero velivolo
- S_f [m²] : Area della superficie mobile
- T [K] : Temperatura dell'aria
- V [m/s] : Velocità del velivolo
- ω [rad/s] : Velocità angolare della superficie mobile
- η [adim] : Rendimento statistico dell'attuatore del Flight Control System

Capitolo 1

Introduzione

In questa tesi, si intende ricercare una metodologia per lo sviluppo ed il dimensionamento preliminare del *Flight Control System*, di un **velivolo ipersonico**, con l'ausilio di un **software**.

L'obiettivo finale è la realizzazione di un tool, che consenta un intuitivo supporto all'avamprogetto dei comandi di volo, primari e secondari. Il tutto è possibile, grazie al calcolo della potenza necessaria alla movimentazione degli attuatori, prevedendone le caratteristiche.

Il **Flight Control System** (F.C.S.) è un sottosistema costituito da una serie di superfici mobili, atte a garantire un costante controllo dell'assetto, della direzione e della velocità del velivolo. Queste sono azionate da una serie di attuatori, solitamente idraulici.

Con il termine *velivolo ipersonico*, si intende un aeromobile a velatura fissa, più pesante dell'aria, che sfrutta la sustentazione dinamica per staccarsi dal suolo. Inoltre, è in grado di volare in un regime ipersonico, cioè *“per velocità caratteristiche del campo di moto maggiori di circa 5 volte la velocità del suono nel fluido considerato[1]”*.

Il **software tool** è elaborato attraverso MATLAB (**M**atrix **L**aboratory): *“un ambiente per il calcolo numerico e l'analisi statistica scritto in C, che comprende anche l'omonimo linguaggio di programmazione creato dalla MathWorks.[2]”*.

La necessità dell'implementazione del software, nasce dall'esigenza delle aziende di velocizzare il processo di sviluppo per tale nuova generazione di aeromobili. Grazie al progresso tecnologico e ed alle sempre più avanzate metodologie di ricerca, si sta cercando di spingere i limiti dell'aviazione oltre quelli convenzionali, raggiungendo quote e velocità un tempo impensabili. Tuttavia, è necessario un dimensionamento per prevederne il costo e verificarne la fattibilità. A tale scopo, è stato sviluppato il codice Matlab.

Infine, si ricorda che ciascun velivolo ipersonico è necessariamente munito di un il Flight Control System. Infatti, senza quest'ultimo, anche le prime fasi della missione risulterebbero impossibili. Pertanto, di tutti i sottosistemi si è scelto l'F.C.S.

Il campo di interesse si affaccerebbe non soltanto al settore di ricerca spaziale, ma anche a quello militare e civile.

La motivazione principale che spingerebbe un ente nazionale come la N.A.S.A. (*National Aeronautics and Space Administration*) ad investire nella progettazione di tali macchine, risiede nella peculiarità di essere totalmente riutilizzabili dopo una missione, abbattendo sia i costi che le tempistiche mantentive. Inizialmente, per mandare un certo carico utile (detto anche *Payload*) nello spazio, si utilizzavano dei sistemi *Expendable*. Attualmente, invece, le agenzie spaziali si stanno dirigendo verso soluzioni sempre più economiche, puntando sui *Reusable Launch Vehicles*.

Tra questi spicca lo Skylon, in grado di raggiungere l'orbita terrestre con un singolo stadio (S.S.T.O.- Single Stage To Orbit), decollando ed atterrando come un convenzionale aeroplano. I vantaggi sarebbero così innumerevoli, da impiegarlo come navetta per l'attracco alla I.S.S.(International Space Station).

Il settore militare, invece, sarebbe attratto dalla concezione di nuove armi: i missili ipersonici. Si ricorda a tal proposito l'X-51 della Boeing.

Infine, l'elevata velocità di crociera, è di interesse anche per le compagnie aeree civili. Si consideri ad esempio il velivolo Lapcat (Long-Term Advanced Propulsion Concepts and Technologies) in grado di collegare Bruxelles Sydney con sole 3 ore di volo circa.

Come riportato nell'indice i capitoli totali sono sette, strutturati nel modo seguente:

Capitolo 1:

con una breve introduzione, sono state esposte le motivazioni che hanno portato alla stesura della tesi, esponendo le motivazioni della scelta del Flight Control System di velivoli ipersonici.

Capitolo 2:

sono riportati i vari casi di studio, con un elenco degli aeromobili di riferimento. Questi sono trattati secondo la suddivisione R.V.-W. o C.A.V. a seconda che siano da rientro atmosferico o meno.

Capitolo 3:

rappresenta il capitolo principale, in cui sono descritte opportunamente tutte le strategie seguite e le formule implementate per la realizzazione del codice di calcolo. Per la precisione, sono trattati inizialmente tutti i possibili regimi di volo che un velivolo ipersonico affronta durante un generico profilo di missione, con le relative leggi. Successivamente, sono dettagliatamente discussi tutti i valori che compongono la potenza necessaria alla movimentazione delle superfici mobili di comando, porgendo particolare attenzione al termine Cm_n . Infine, dopo una breve puntualizzazione tra le differenze della potenza disponibile da quella necessaria, sono esposti i programmi Image J e GetData Graph Digitizer utili per l'ottenimento delle grandezze statistiche.

Capitolo 4:

noti lo scopo e l'utilità del software, è chiarita la struttura del programma stesso attraverso dei FLOW CHART. Oltre ad una breve esposizione del programma Matlab (con una introduzione alle GUI), sono approfonditamente esposte tutte le interfacce realizzate.

Capitolo 5:

è il capitolo in cui si mostra brevemente come utilizzare il codice, con un esempio completo. Inoltre, sono state effettuate le validazioni dei risultati.

Capitolo 6:

sono semplicemente trattate le conclusioni finali, con i relativi commenti.

Infine, sono riportati tutti i riferimenti bibliografici (documenti e libri) utilizzati per la stesura della tesi, in caso il lettore voglia approfondire alcuni degli aspetti trattati.

Capitolo 2

Velivoli di riferimento

Il seguente capitolo è dedicato alla descrizione dei velivoli ipersonici, impiegati per la realizzazione del codice Matlab. Infatti, per il dimensionamento preliminare del Flight Control System è necessario avere ulteriori informazioni riguardo alla geometria ed alle prestazioni, oltre che alle condizioni di volo. Il tutto per garantire potenze realisticamente accettabili per attuatori delle superfici mobili di controllo. Pertanto, sono indispensabili degli esempi su cui fare riferimento.

I velivoli ipersonici considerati, sono stati suddivisi in due differenti categorie: quelli appartenenti alla prima tipologia sono definiti Cruise And Acceleration Vehicles (C.A.V.); mentre i secondi sono detti Re-Entry Vehicles Winged (R.V.-W.).

Entrambe le configurazioni sono in grado di raggiungere velocità pari o superiori a cinque volte quella del suono. Tuttavia, mentre i C.A.V. sono più adatti a missioni aventi luogo nella stratosfera, i R.V.-W. sono impiegati nel caso di rientro atmosferico. Le varie caratteristiche sono comunque trattate nei paragrafi successivi.

2.1 Velivoli C.A.V. (Cruise and Acceleration Vehicles)

La prima tipologia tratta quegli aeromobili in grado di mantenere un elevato valore del rapporto portanza/resistenza, anche nei regimi ipersonici. Infatti, l'efficienza si attesta ad intervalli generalmente compresi tra quattro e cinque. Questo vantaggioso risultato è ottenuto grazie alle basse incidenze di volo ed all'impiego di configurazioni *slender*. Tutto ciò riduce notevolmente la resistenza aerodinamica e con essa così i consumi. Quest'ultimo punto, risulta non indifferente, data la lunga durata della crociera. Inoltre, si sottolinea che i regimi di volo variano da pressioni dinamiche nulle a numeri di Mach pari a circa sette. Il fatto comporta che il velivolo sia in grado di decollare ed atterrare autonomamente, senza l'ausilio di ulteriori stadi. Pertanto, si assiste ad un passaggio dei regimi di volo rispettivamente da subsonico, al transonico, al supersonico ed all'ipersonico per il raggiungimento delle condizioni di crociera, viceversa per la conclusione della missione. In tutte le condizioni, la portanza deve essere sufficiente a garantire un'adeguata sustentazione; mentre la potenza dei motori, in grado di vincere la resistenza aerodinamica. La difficoltà risiede proprio in questo: le fasi di volo sono così differenti tra loro, da imporre barriere tecnologiche a volte insuperabili.

Ulteriori dettagli sono descritti nel terzo capitolo.

Tuttavia, si anticipa che per incrementare il livello prestazionale, sono normalmente progettati seguendo il criterio dei *waverider*.

Inoltre, è necessario sottolineare che il sistema propulsivo è solitamente costituito da esoreattori, in grado di fornire autonomie adeguate. Queste (unite alle alte velocità) sono causa di notevoli surriscaldamenti della struttura, che pertanto deve essere opportunamente raffreddata.

Infine, a seconda del loro impiego di missione, sono classificati in S.S.T.O (Single Stage to Orbit) oppure T.S.T.O. (Two Stage to Orbit). Il primo è letteralmente definito come “*un veicolo spaziale progettato per entrare in orbita attorno ad un corpo celeste, partendo dalla sua superficie, senza l’uso di stadi o vettori aggiuntivi [3]*”. Viceversa, il secondo “*è uno spacecraft in cui due differenti stadi provvedono alla propulsione per raggiungere la velocità orbitale [4]*”. In tal caso, i velivoli C.A.V. costituiscono quello iniziale (si prenda come esempio il SAENGER). Alcuni di essi, infatti, sono impiegati per portare altri velivoli nelle condizioni ottimali di volo, per poi effettuare la separazione.

Passando alla descrizione dei modelli di riferimento si hanno:

2.1.1 North American XB-70 Valkyrie

Il primo velivolo è il Valkyrie XB-70, progettato nel 1950 dalla North American Aviation. Furono costruiti solamente due esemplari, a causa degli ingenti costi: basti pensare che per la realizzazione di un singolo aeromobile furono spesi 750 milioni di dollari; mentre per l’intero progetto ne furono stanziati circa un miliardo e mezzo. Il volo inaugurale avvenne il 21 Settembre 1964, ed il ritiro ufficiale dal servizio il 4 febbraio 1969. Attualmente rimane un solo aereo, esposto al museo dell’aviazione a Dayton, in Ohio. Fu uno degli aerei più innovativi dell’epoca: nato come bombardiere supersonico, per la sostituzione del Boeing B-52 Stratofortress, rimase un dimostratore sperimentale. Tuttavia, racchiude tutti i progressi tecnologici dell’epoca: dalla “*regola delle aree*”, alla portanza di compressione. Per capire meglio tali concetti, si faccia riferimento alla *Figura 1*.

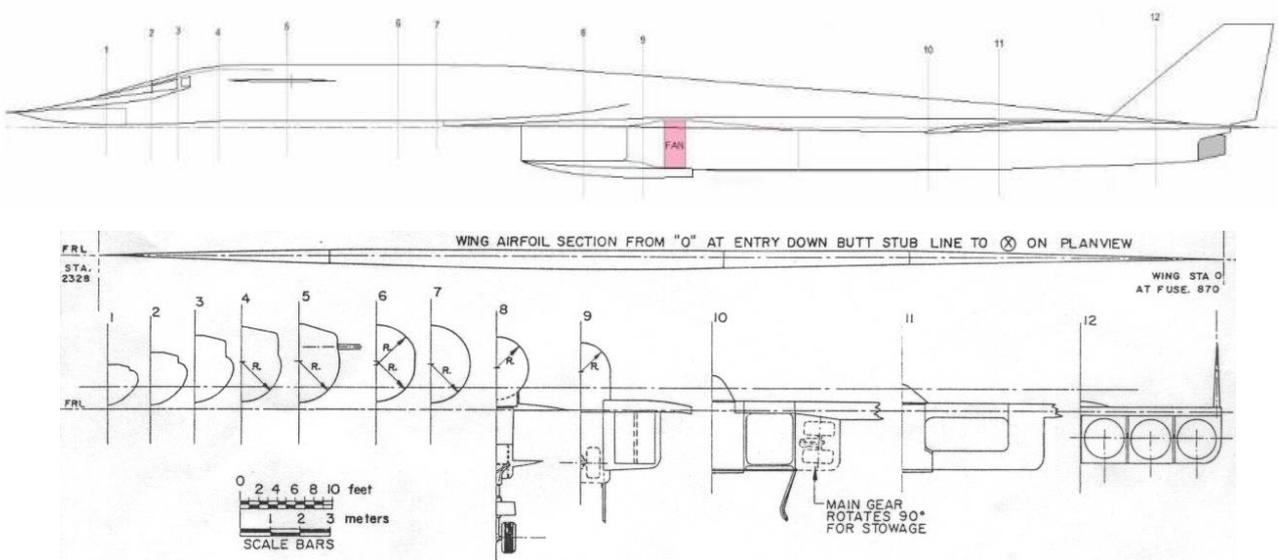


Figura 1

Il primo fenomeno, scoperto nel 1957 da Richard T. Whitcomb, riguardava il passaggio dalla condizione subsonica a quella supersonica. Sostanzialmente, è una “*tecnica aerodinamica progettuale che serve a ridurre la resistenza dei velivoli a velocità transoniche [5]*”. Consiste nel mantenere invariata longitudinalmente l’area della sezione frontale. Si immagini di dividere il modello in un numero infinito di sezioni (12 in tal caso): ciascuna racchiude la stessa area. Per ottenere tale risultato, è necessario utilizzare opportune rastremazioni e particolari punti di giunzione. Si osservi l’aeromobile partendo dal muso: la fusoliera inizia a rastremarsi con l’incrementare della sezione alare, fino alla totale scomparsa nella zona terminale dell’aeromobile. Anche la presa d’aria ventrale, contenente i motori, aumenta la sua sezione in modo graduale, onde evitare irregolarità nella geometria. Il gradiente pressoché nullo, garantisce prestazioni migliori. Infatti, in tale fase della missione, i motori sono gravati dalla forte resistenza ed è pertanto necessario ridurla il più possibile.

Un secondo fenomeno, di vitale importanza, è la “*compression lift*”, scoperto da Clarence A. ed Alfred J. Eggers nel 1956. La portanza di compressione consiste nel fatto che ogni corpo, se posto in un flusso supersonico od ipersonico, genera delle onde d’urto. Grazie a particolari conformazioni geometriche, è possibile sfruttare tali onde per incrementare la forza sostentatrice del velivolo. In questo specifico aeromobile, si assiste ad un incremento di circa il 27% della portanza, aumentandone l’efficienza complessiva. Tuttavia, la condizione necessaria è che il numero di Mach di volo sia almeno superiore all’unità. Pertanto, nelle prime fasi della missione, non è possibile sfruttare questo vantaggio. Per ovviare tal problema, l’XB-70 è munito di superfici mobili particolari: le estremità alari si deflettono verso il basso. Ad alte velocità, infatti, hanno lo scopo di imbrigliare meccanicamente le onde d’urto generate dal velivolo stesso, garantendo la portanza di compressione. Inoltre, stabilizzano il velivolo. A seconda della velocità di crociera possono assumere angoli fino a 65 gradi di inclinazione. Attualmente sono le superfici mobili con maggior area mai installate. Si veda nella *Figura 2* il meccanismo di funzionamento: le estremità alari, andando a posizionarsi nel bordo dell’urto, confinano la zona di alta pressione al di sotto del velivolo, aumentando la portanza stessa.



Figura 2

Un altro fattore innovativo, furono i motori impiegati: a circa tre volte la velocità del suono, sorgono problemi inerenti al surriscaldamento ed agli urti supersonici.

Il problema è stato risolto grazie all'impiego di una presa d'aria a geometria variabile (uno tra i primissimi esempi) ed all'uso di carburante JP-6 con lo scopo di raffreddare gli stadi delle turbine. Con quest'ultimo sono alimentati i motori YJ93: sei esoreattori convenzionali dotati di postbruciatore. Si noti la particolare disposizione in *Figura 3*:

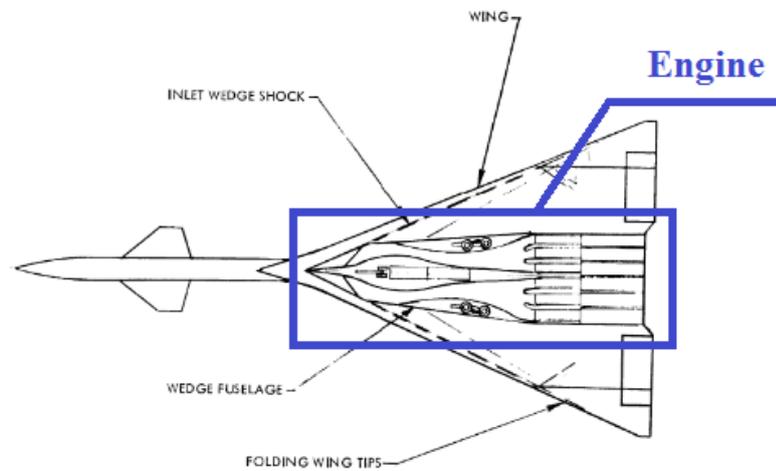


Figura 3

Tale soluzione è utilizzata anche per velivoli più moderni, tra i quali il Lapcat.

Il carrello, invece, è triciclo: composto da tre gambe, con due coppie di ruote in tandem per le due principali ed una coppia sola per quello anteriore. Quest'ultimo è posto in una posizione alquanto arretrata, per non sporcare il flusso in ingresso al motore. L'alloggiamento è tale da consentirne la retrazione all'interno della presa d'aria.

Infine, in *Tabella 1*, sono riportati alcuni dati fondamentali dell'XB-70, inerenti la geometria, il peso, il combustibile, ecc...

Tipo	Bombardiere Strategico	Lunghezza [m]	56,60
Equipaggio	2	Apertura alare [m]	32
Costruttore	North American	Altezza [m]	9,4
Utilizzatore principale	U.S.A.F.	Superficie alare [m ²]	585
Altri utilizzatori	N.A.S.A.	Peso a vuoto [Kg]	93000
Esemplari	2	Peso a carico [Kg]	242000
Motore	Sei turbogetto General Electric YJ93-G.E.-3	Peso massimo al decollo [Kg]	250000
Spinta [KN]	da 84 a 128 cad.	Tangenza [m]	23600
Velocità max [M]	3,1	Autonomia [Km]	6900

Tabella 1

2.1.2 SAENGER T.S.T.O. system lower stage

Con il passare degli anni, i componenti hanno subito una forte progressione tecnologica, consentendo il raggiungimento di velocità sempre maggiori. Per la precisione, in Germania nel 1986 cominciò un innovativo ed ambizioso progetto: il SAENGER T.S.T.O.

In quell'anno, infatti, il ministero tedesco decise di iniziare un'attività tecnologica riguardante esclusivamente i voli ipersonici. La ragione risiede nel fatto di beneficiare di velivoli più economici per l'accesso allo spazio, sostituendo in tal modo i sistemi *Expendable* dei razzi e delle capsule o di quello del parziale sistema *Reusable* dello Space Shuttle. Come già descritto nel capitolo 1, lo scopo principale è quello di abbattere i costi ed i tempi manutentivi. Ufficialmente, per l'inizio del programma, si dovettero aspettare altri due anni: nel 1988 fu stabilita una prima configurazione iniziale. Quest'ultima è visibile in *Figura 4*:



Figura 4

Il programma di tecnologia ipersonica, tuttavia, fu cancellato nel 1993. Ciò nonostante sono disponibili numerosi dati inerenti alla stabilità statica longitudinale e latero-direzionale. Infatti, grazie ai numerosi esperimenti e calcoli teorici svolti sulla configurazione, è possibile usufruire di un ampio database di derivate aerodinamiche. In particolare, per lo stadio più basso, è riportato ciascun valore per tutti i range del numero di Mach. Purtroppo, non sono stati effettuati voli dimostrativi e la parte di stabilità dinamica non è reperibile. Però il fatto non mette in discussione l'attendibilità dei valori ottenuti, perfettamente in linea con quelli degli altri velivoli di riferimento considerati. Quest'ultimi, sono stati ricavati sia grazie all'elevato numero di test nella galleria del vento, che attraverso apposite soluzioni di modelli matematici implementati appositamente. I parametri ottenuti sono riferiti esclusivamente al lower stage del SAENGER. Infatti, solamente la parte bassa appartiene alla categoria dei C.A.V.; mentre l'upper stage è costituito dall'HORUS, un R.V.-W. Tuttavia, lo scopo del primo stadio è quello di portare l'HORUS ad una quota e velocità prestabilite, per poi effettuare lo sgancio. Pertanto, è stato necessario analizzare entrambe le configurazioni: il SAENGER senza l'orbiter HORUS ed il SAENGER completo.

Le due casistiche sono rispettivamente riportate in *Figura 5*:

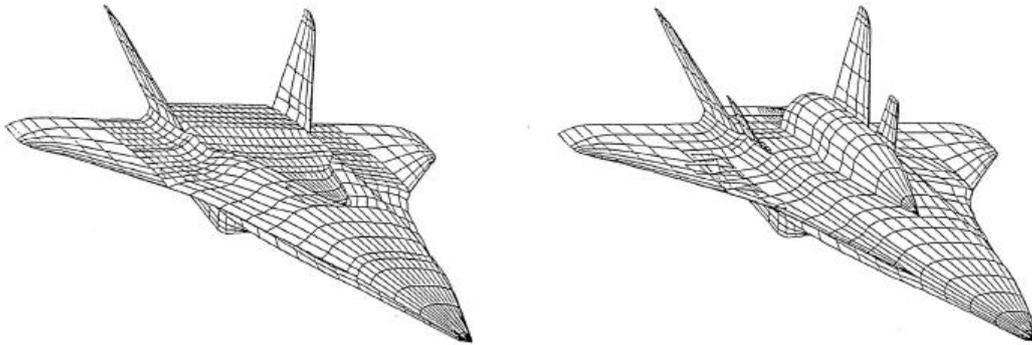


Figura 5

I risultati sono molto simili per la stima della potenza del Flight Control System. Ciò che cambia sono le derivate aerodinamiche e la stabilità dello stesso. Per quest'ultima parte, si è scelto di considerare i parametri della seconda condizione, ossia del SAENGER completo. L'intera configurazione, con le relative quotature, è illustrata in *Figura 6*:

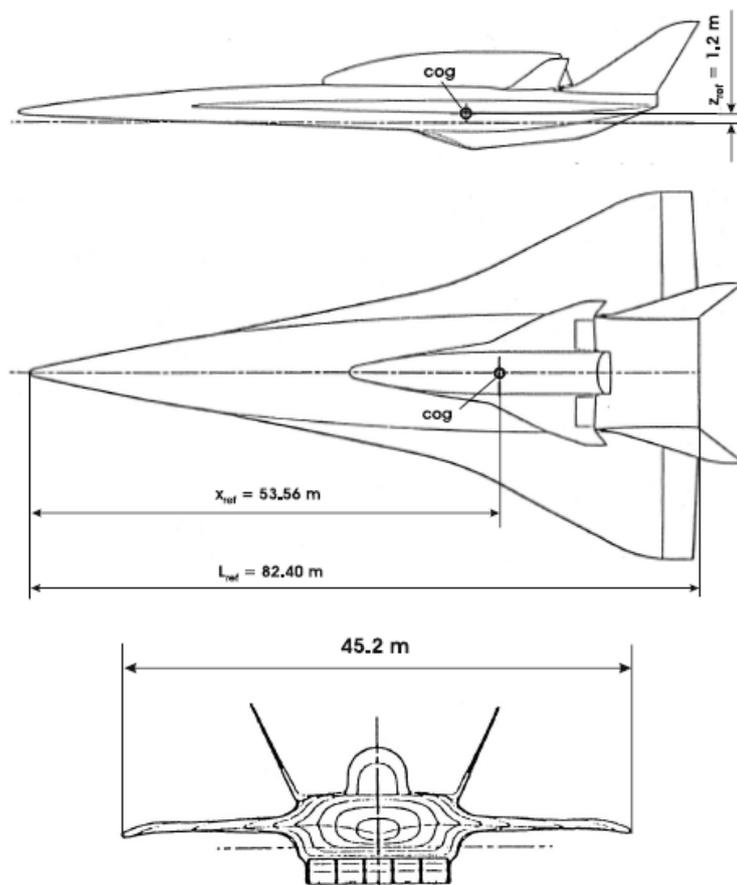


Figura 6

Da notare il leggero angolo di diedro negativo dell'ala a delta e le dimensioni dell'intero complesso. Queste risultano ingenti, tuttavia, devono consentire un decollo ed un atterraggio orizzontale.

Gli andamenti dei coefficienti di resistenza e portanza si mantengono abbastanza fedeli al caso subsonico, all'aumentare del numero di Mach. Ovviamente, ciò che variano sono le quantità: si assiste ad una riduzione drastica al crescere della velocità. Invece, per quanto concerne la stabilità statica longitudinale, al salire del Mach si ha un calo della derivata aerodinamica Cm_α . Inoltre, l'efficienza massima del SAENGER si attesta a quasi dieci volte l'unità, nella condizione subsonica. In quella ipersonica, invece, tende ad abbassarsi a circa quattro e mezzo. La perdita del rapporto LIFT/DRAG è dovuta, prevalentemente, alla riduzione del coefficiente di portanza. I risultati sono stati ottenuti in gallerie del vento ipersoniche tedesche (quali la H2K e la DLR di Cologne) e grazie alla risoluzione delle equazioni di Navier-Stokes.

Essendo costituito da differenti stadi, si prevede una separazione dei due velivoli in una precisa fase della missione. Tale procedura richiede calcoli onerosi, per prevedere correttamente il comportamento del distacco. Il problema principale, infatti, emerge nell'interazione tra le onde d'urto ed i vortici, come sperimentato nelle prove in galleria. Una di queste è visibile in *Figura 7*:

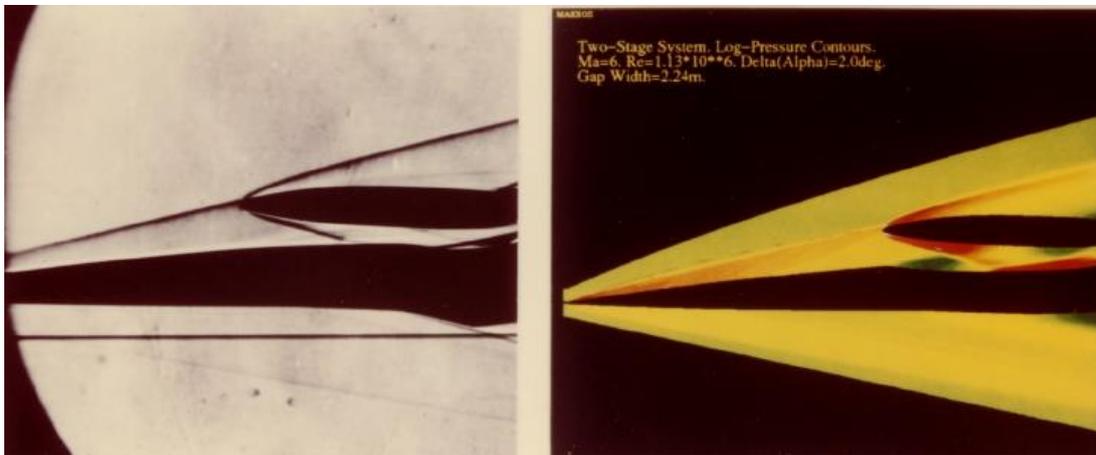


Figura 7

Inoltre, è necessario tenere conto dei forti gradienti termici, poiché il regime di volo risulta essere ipersonico.

2.1.3 German E.L.A.C. Vehicle

Questo velivolo è decisamente più recente del Valkyrie XB-70: il progetto ebbe inizio nel 1989 (quasi in contemporanea con il SAENGER T.S.T.O. system) e terminò nel 2003. Il design fu oggetto di studio da parte dei tre Centri di Eccellenza D.F.G. tedeschi. In questo paragrafo, si intende porgere l'attenzione verso il primo stadio: l'E.L.A.C. (meglio noto come Elliptical Aerodynamic Configuration) essendo, infatti, un sistema T.S.T.O. Non sono state realizzate prove di volo, ma soltanto modelli con scopo di dimostrazione tecnologica.

In seguito ai vari esperimenti e prove svolte in quegli anni, è possibile sfruttare un'ampia gamma di informazioni inerenti i dati aerodinamici longitudinali e latero-direzionali, per tutti i range del numero di Mach. Tuttavia, non sono disponibili quelli riguardanti la stabilità dinamica dell'aeromobile.

In *Figura 8* è visibile uno dei modelli realizzati per le analisi in galleria del vento:

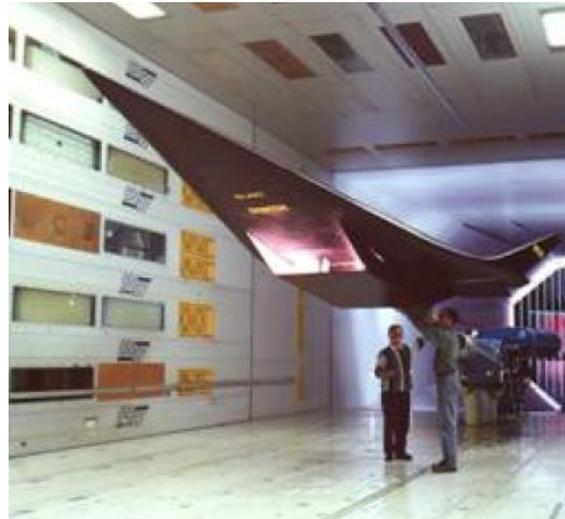


Figura 8

L'E.L.A.C., come l'XB-70, rientra nella categoria dei velivoli C.A.V. Tuttavia, mentre il secondo nasce come bombardiere strategico, il primo è concepito per sostituire i razzi e le capsule usate in quel periodo per portare uomini nello spazio. Infatti, come già precedentemente accennato, i sistemi rocket/capsule presentano dei notevoli svantaggi.

- Un lancio verticale richiede preparazioni onerose.
- I costi sono decisamente alti per i sistemi *Expendable* (o parzialmente) impiegati.
- L'atterraggio prevede un impatto, difficile da gestire (ciò non vale per lo Space Shuttle)

Pertanto, nasce la necessità di abbattere sia i costi che i tempi manutentivi, realizzando un sistema totalmente *Reusable*.

La geometria è relativamente semplice, come visibile in *Figura 9*:

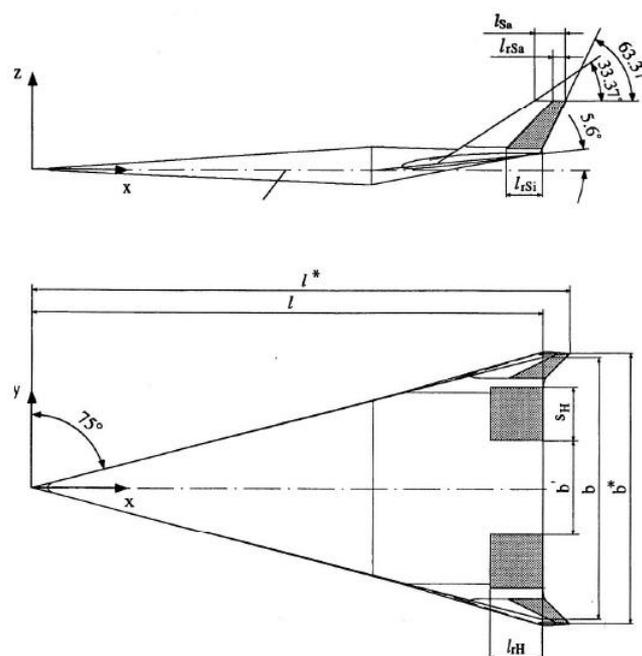




Figura 9

Si tratta di un'ala a delta, munita, all'estremità alari, di *winglets*.

Dalle numerose prove svolte in galleria del vento, emerge che il comportamento longitudinale rispecchia quello tipico dei velivoli con ali a delta per campi di moto subsonici. Mentre si assiste ad un incremento del coefficiente di resistenza e dell'angolo di trim, per flussi ipersonici. Lo studio evidenzia che, in entrambi i casi, l'andamento del coefficiente di portanza si mantiene lineare con l'aumento dell'angolo di incidenza. Pertanto, gli effetti dell'incremento del numero di Reynolds sono relativamente contenuti. Il minimo valore del coefficiente di resistenza si presenta nel caso di flusso lento subsonico ($M = 0,145$) assumendo un valore di 0,007, per un'incidenza di circa tre gradi con la corrente aerodinamica. Invece, l'efficienza si attesta ad un valore relativamente alto (circa 11) per angoli di attacco pari a otto volte l'unità.

A quasi otto volte la velocità del suono, l'angolo di trim si sposta da circa 2,5 a 7 gradi. Inoltre, a parità di incidenza, il valore del coefficiente di portanza si riduce ad un quarto di quello subsonico.

Invece, il coefficiente di resistenza assume massimi valori per i regimi transonici, per poi tendere a ridursi con l'aumentare della velocità. Tuttavia, resta decisamente più alto del caso subsonico.

Di conseguenza, l'efficienza si abbassa da 11 a circa 3 volte l'unità.

Tale velivolo è molto simile al S.A.E.N.G.E.R., come geometria, prestazioni e tipologia di missione: entrambi sono la prima parte di un sistema a doppio stadio riutilizzabile. In particolare, il secondo stadio è costituito dall'E.O.S. (E.L.A.C. Orbital Stage), che verrà descritto dettagliatamente nel prossimo paragrafo.

Un'altra caratteristica importante da sottolineare, è l'innovativo sistema propulsivo. Un esoreattore alimentato da propellente liquido, sfrutta l'espansione dei gas di scarico al di fuori dell'ugello, riducendone le dimensioni. Ciò è possibile grazie alla geometria ed all'incidenza adottate, che combinate con la generazione di onde d'urto, garantiscono prestazioni ottimali. Ovviamente, tali configurazioni sono penalizzate per i regimi a basse velocità.

La *Figura 10*, riporta il funzionamento:

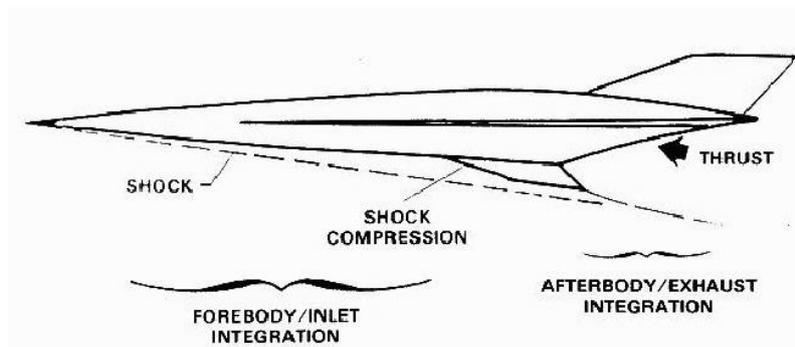


Figura 10

Il meccanismo è sfruttato da numerosi altri waverider, aventi configurazioni simili.

2.1.4 Lapcat Hypersonic Cruiser Concept

Il termine Lapcat è l'acronimo di Long Term Advanced Propulsion Concepts and Technologies.

Il progetto è stato fondato nel 2005 dalla Commissione Europea con circa 7 milioni di euro stanziati e si focalizza sulla realizzazione di motori per numeri di Mach da quattro a circa otto (per i voli in regimi ipersonici).

Tuttavia, dopo un'interruzione dall'Aprile del 2008 all'Ottobre dello stesso anno, lo studio è ripreso con un budget di circa 10 milioni di euro; spostando le attenzioni su un velivolo in grado di volare a cinque volte la velocità del suono.

Pertanto, il caso di studio si suddivide in due differenti fasi: quello inerente la prima tipologia, che prende nome di Lapcat I, e la seconda, denominata Lapcat II.

Gli obiettivi del programma, vertono su due punti fondamentali:

- La ram-compression, che necessita di un sistema propulsivo addizionale, per il raggiungimento della minima velocità di lavoro.
- L'active compression, che presenta un limite ad un massimo numero di Mach ammissibile. Tuttavia, consente di accelerare il velivolo alla velocità di crociera.

Inoltre, sono oggetto di studio anche i differenti cicli propulsivi, in grado di consentire il raggiungimento di velocità dalle quattro alle otto volte superiori di quella del suono. Pertanto, sono considerati motori a razzo od esoreattori.

Di tutti gli aeromobili sviluppati, due si differenziano per maggior importanza: il L.A.P.C.A.T. A2 ed il L.A.P.C.A.T. MR2. Entrambi appartengono al progetto L.A.P.C.A.T. II, tuttavia, si differenziano per:

- Sistema propulsivo
- Velocità massima di crociera

Passando alla descrizione di ciascuno dei due:

L.A.P.C.A.T. A2

L'A2 è un velivolo in grado di effettuare un decollo ed un atterraggio orizzontale. Il profilo di missione consiste nel decollare dall'aeroporto di Bruxelles, sorvolare l'Atlantico settentrionale e poi raggiungere l'Australia, dopo aver passato il Polo Nord. Il tutto non sforando le quattro ore e quaranta minuti. Per rendere la missione fattibile, si stima che **la velocità dell'A2 si attesti attorno ad un numero di Mach pari a cinque volte l'unità**. Inoltre, le accelerazioni apparenti devono essere ridotte, per consentire il trasporto di passeggeri civili a bordo. Pertanto, per chiarire l'idea del progetto, basti associare il L.A.P.C.A.T. A2 ad un aereo di linea molto veloce. Si stima anche che il prezzo del biglietto sia comparabile con quello di uno in prima classe.

Un particolarità, risiede nel fatto che non sono presenti finestrini per i passeggeri. Ciò per ridurre i carichi termici e strutturali che si generano a 4800 Km/h sulla fusoliera dell'aeromobile stesso. Per ovviare al problema, si intendono disporre dei visori con cristalli liquidi, per far osservare l'esterno a ciascun passeggero.

In *Figura 11* , è riportata la configurazione del L.A.P.C.A.T. A2:



Figura 11

Il sistema propulsivo, è costituito da quattro motori Scimitar.

Questi sono stati progettati dall'azienda britannica Reaction Engines Limited, su commissione dell'E.S.A. (European Space Agency).

Tali motori, sono una derivazione dei S.A.B.R.E. utilizzati nello Skylon (per maggiori dettagli in merito, si veda il paragrafo 2.1.5 successivo). Grazie all'impiego di idrogeno liquido, garantiscono un impulso specifico pari a 4170 secondi, con una velocità dei gas di scarico di 40900 m/s.

In *Tabella 2*, sono riportati i principali dati geometrici e costruttivi:

Progettista	<u>Reaction Engines Ltd</u>	Lunghezza [m]	139
Costruttore	<u>Reaction Engines Limited</u>	Apertura alare [m]	41
Costo unitario [€]	639000000	Superficie alare [m ²]	900
Autonomia [Km]	18700	Diametro fusoliera [m]	7,5
Esemplari	100	Velocità max [M]	5
Capacità combustibile [Kg]	198000	Peso massimo al decollo [Kg]	400000

Tabella 2

Dalla tabella emerge la grande innovazione sia nella configurazione, dove a dimensioni del velivolo, che economica a causa dei grandi costi di sviluppo dell'aeromobile stesso.

L.A.P.C.A.T. MR2

Il secondo velivolo, invece, non risulta ancora aver raggiunto una configurazione definitiva: il progetto iniziale, prevedeva l'adozione della geometria riportata in *Figura 12*. Successivamente, la forma finale si sta indirizzando verso quella visibile in *Figura 13*:

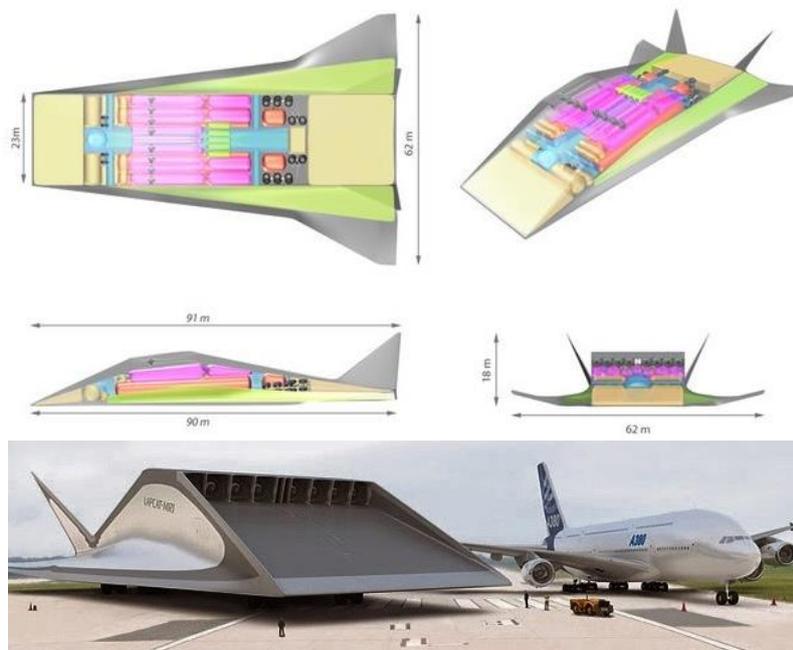


Figura 12

Nella parte bassa, è mostrato un confronto tra il velivolo ipersonico ed un Airbus A 380.



Figura 13

Questa seconda configurazione, sembra essere quella finale, dato che risulta più efficiente della prima. Tuttavia, vi è ancora molta indecisione sull'aggiunta o meno dei canard.

Analogamente al velivolo precedentemente descritto, è in grado di effettuare decolli ed atterraggi orizzontali. Inoltre, anch'esso è stato concepito per il trasporto passeggeri: due piloti e trecento civili. La quota di crociera oscilla tra i 30000 e 35000 metri.

La differenza principale rispetto al L.A.P.C.A.T. A2 è la maggiore velocità di crociera: **l'MR2 ha la capacità di volare a otto volte il numero di Mach.**

Purtroppo, non essendo ancora ben chiara la configurazione, non sono disponibili dati sulle dimensioni.

Le uniche informazioni attendibili, riguardano un **modellino in scala** riprodotto nel programma HEXAFLY-INT. Su quest'ultimo sono state svolte prove sperimentali in galleria del vento, a conferma dei dati analitici ottenuti dalla risoluzione delle equazioni matematiche.

Come visibile in *Figura 14*, la versione riprodotta è assente di canard.

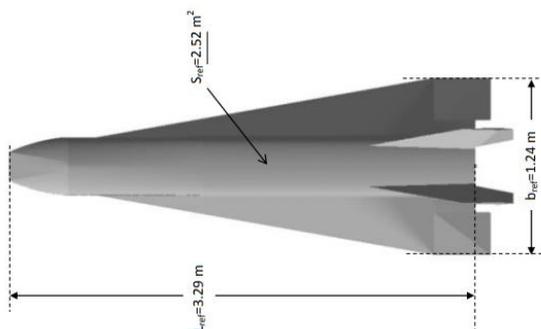


Figura 14

Mentre la configurazione in *Figura 13*, ne prevede la presenza: sono ancora molte le discrepanze geometriche nello stabilire quale delle due sia la migliore.

Tuttavia, il modellino in scala risulta particolarmente utile sia nell'arricchimento dei dati nell'analisi statistica che nella fornitura di coefficienti di momento di cerniera.

La seconda differenza principale è **il sistema propulsivo**. Quest'ultimo è **costituito da otto** esoreattori, di cui **sei** sono da **Air-Turbo-Ramjet** (attivi nella prima fase della missione) e **due Dual Mode Ramjet** (che intervengono per velocità superiori: numeri di Mach pari a circa 4,5).

La loro disposizione, visibile in *Figura 15*, richiama quella impiegata nell'XB-70 Valkyrie: per maggiori informazioni, si faccia riferimento al paragrafo 2.1.1.

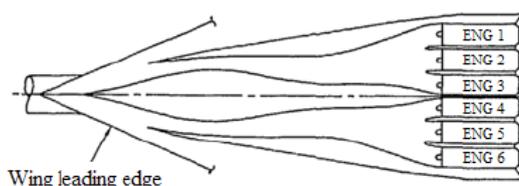


Figura 15

Pertanto, i Dual Mode Ramjet risultano inattivi a basse velocità, tipiche delle fasi iniziali del profilo di missione. Infatti, il decollo prevede un'ascesa a partire da un numero di Mach nullo ed una salita graduale alla quota indicata. Ciò per evitare la generazione di elevate accelerazioni apparenti, che potrebbero infastidire i passeggeri civili a bordo del velivolo. In tali condizioni, i Dual Mode non riescono a generare una spinta utile, per i bassi regimi di volo. Pertanto, è compito degli Air-Turbo-Ramjet sostenere l'aeromobile fino al raggiungimento dell'idoneità dell'accensione dei Dual Mode. Viceversa, ad elevate velocità, gli Air-turbo-Ramjet non solo non riescono a creare alcun contributo, ma risultano addirittura penalizzanti per le prestazioni globali del velivolo.

Perciò devono essere disattivati. In conclusione, si prevede una discesa veleggiata: un atterraggio non propulso, tipico della maggior parte dei C.A.V.

Per maggiori dettagli sul profilo di missione, si veda la *Figura 16*:

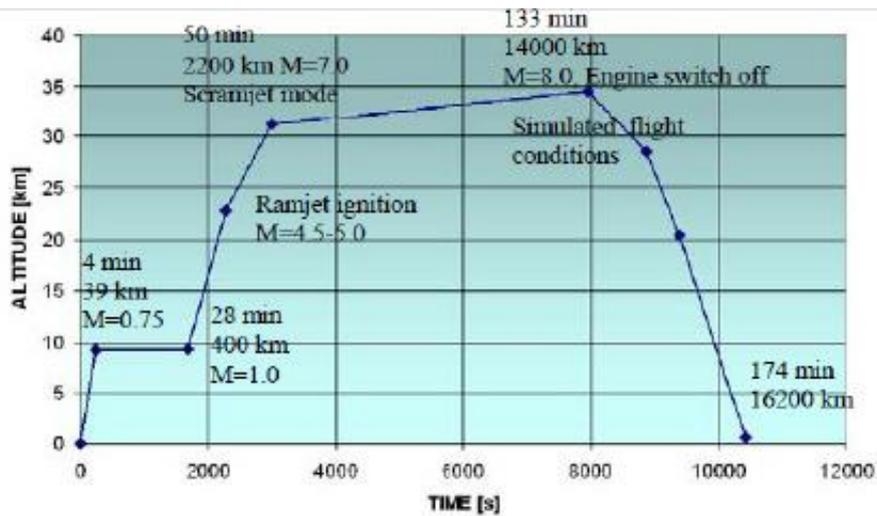


Figura 16

Infine, è necessario ricordare l'innovativo sistema di raffreddamento. Per abbassare l'ingente calore sviluppato alle alte velocità di crociera del L.A.P.C.A.T. MR2, interviene il raffreddamento del T.E.M.S. (Energy and Thermal Management System). Costituito da una serie di tubature e di serbatoi contenenti il liquido refrigerante, messo in circolazione da una pompa.

Quest'ultimo è dettagliatamente illustrato in *Figura 17*:

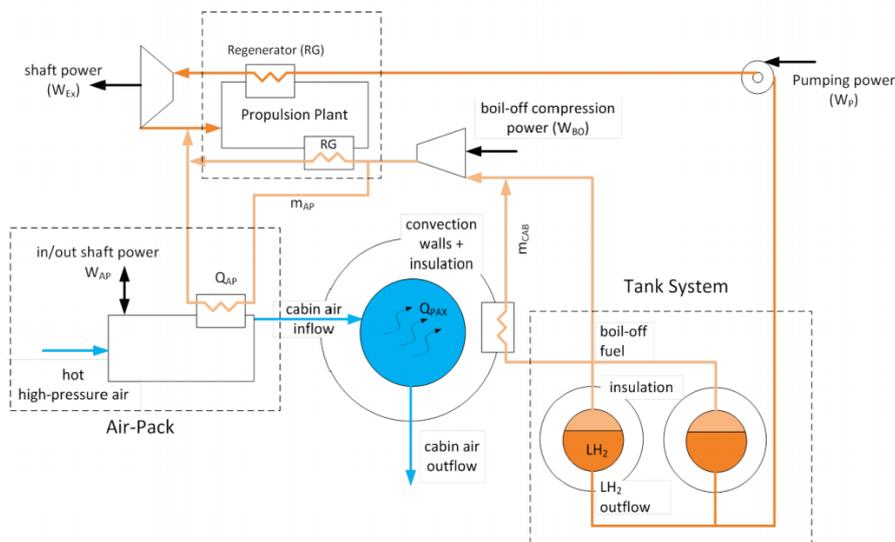


Figura 17

Sostanzialmente, il suo funzionamento consiste nello sfruttamento del propellente: idrogeno liquido, nel caso del L.A.P.C.A.T. MR2. Grazie ad un principio molto simile a quello utilizzato nei motori aeronautici, l'idrogeno viene fatto circolare all'interno dell'intera struttura, raffreddandola. Il propellente pre-riscaldato è successivamente utilizzato nel sistema propulsivo, aumentandone le prestazioni. Il T.E.M.S. non solo ha il compito di controllare la temperatura in cabina e nell'intero velivolo, ma anche di avvantaggiare i motori nella generazione della spinta.

2.1.5 Skylon

Come ultimo velivolo di riferimento, per la caratterizzazione dei *Cruise and Acceleration Vehicles*, si è scelto lo Skylon. E' uno spaziplano unmanned, ossia non vi è la presenza di equipaggio a bordo. Ancora in fase di studio, come i velivoli L.A.P.C.A.T ed E.L.A.C. (descritti nei paragrafi 2.2.2 e 2.2.3), nasce dall'esigenza di raggiungere l'orbita con un solo stadio. Pertanto, rientra nella categoria dei S.S.T.O. decollando ed atterrando come un convenzionale aeroplano. Sviluppato dall'azienda britannica Reaction Engines, è previsto il primo volo nel 2019. In caso di successo, nel 2022 potrebbe essere impiegato per le operazioni con l'I.S.S. (International Space Station).

Il progetto nasce inizialmente nel 1982 nel programma H.O.T.O.L. dalla collaborazione reciproca della Rolls Royce con la British Aerospace. In quel periodo si cercava, infatti, di sviluppare sistemi in grado di abbattere i tempi ed i costi manutentivi. In particolare, si ricercava un dispositivo completamente riutilizzabile, in grado di raggiungere numeri di Mach compresi tra cinque e sei volte l'unità. Tuttavia, nel 1986 il programma non fu più sovvenzionato e si dovette aspettare il novembre del 2012, con la pubblicazione di uno studio dell'E.S.A. (*European Space Agency*). Quest'ultimo, ha validato gli studi di Alan Bond, Richard Varvill e John Scott sulla nuova tecnologia propulsiva S.A.B.R.E. di cui si parlerà successivamente.

In Figura 18 è possibile apprezzare le caratteristiche della versione più recente.



Figura 18

A differenza dell'XB-70, non vengono rispettate né la regola delle aree, né il cono di Mach, come si può osservare nella *Figura 19*. Ciò è dovuto al fatto che lo Skylon, essendo una navetta destinata ad orbite terrestri, si trova in condizioni di atmosfera praticamente assente. Pertanto, l'aerodinamica è stata tralasciata. Tuttavia, essendo un S.S.T.O, deve essere in grado di decollare e portarsi nelle condizioni di volo desiderate. Partendo quindi da velocità nulle, deve infrangere la barriera del suono e raggiungere il regime ipersonico; in mancanza di una geometria aerodinamicamente efficiente, è dotato di motori innovativi, in grado di sopperire tale carenza.

Si ricorda che il cono è stato calcolato con la seguente formula:

$$\mu = \arcsin\left(\frac{1}{M}\right)$$

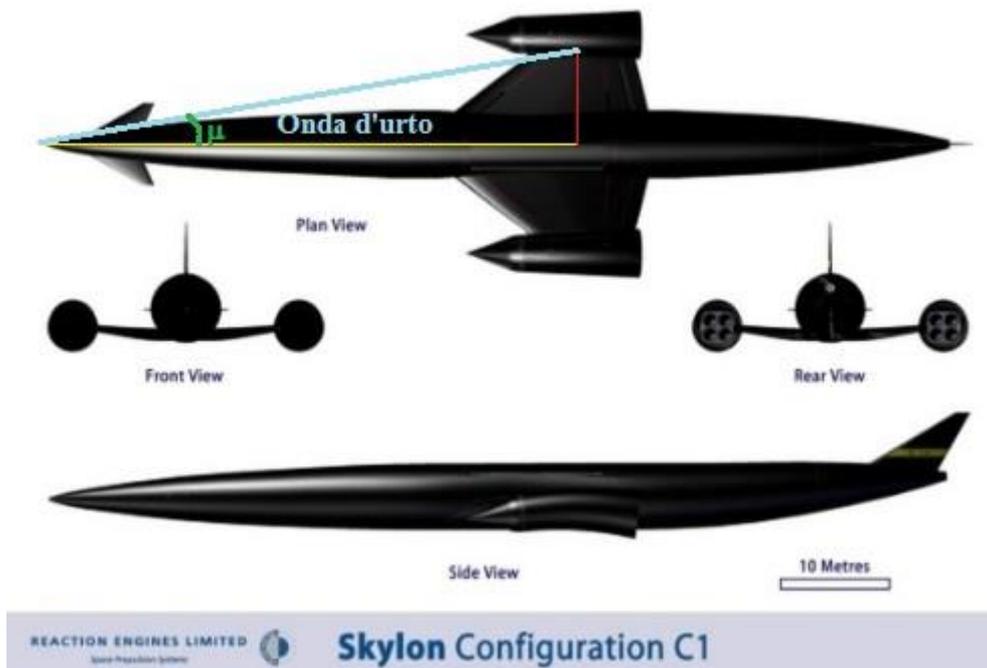


Figura 19

I motori impiegati, sono due S.A.B.R.E. (*Synergistic Air-Breathing Rocket Engine*), progettati anch'essi dalla Reaction Engines. Sono a ciclo ibrido, come deducibile dal nome, ossia in grado di funzionare sia come esoreattori che come endoreattori. In particolare, nelle fasi iniziali della missione, in cui la densità dell'aria è decisamente alta e le velocità relativamente basse, sfruttano l'ossigeno presente nell'ambiente esterno. Viceversa, ad alte quote e numeri di Mach, le prestazioni si degradano a tal punto che, per mantenere un corretto funzionamento, l'ossigeno consumato viene prelevato da quello liquido stivato nei serbatoi. Inoltre, un radiatore abbassa la temperatura del flusso in ingresso al compressore, ciò risulta necessario per il calore sprigionato alle velocità ipersoniche.

Il carburante utilizzato è composto da una miscela di idrogeno ed ossigeno, immagazzinati allo stato liquido, nei serbatoi della fusoliera. Quest'ultima ha una lunghezza superiore agli ottanta metri, per un diametro di quasi sette. Il motivo è la bassa densità dell'idrogeno liquido (circa $73,3 \text{ Kg/m}^3$), che comporta ingenti volumi.

La struttura della fusoliera è reticolare: elementi in fibra di carbonio, rinforzati con barre trasversali, contrastano gli sforzi torsionali ed i carichi di punta. Il tutto è protetto da uno materiale in poliimmide termoplastico con un guscio ceramico per resistere alle alte temperature orbitali, di circa 1100 K. Infine, dei longheroni impediscono la flessione della fusoliera e consentono un'equa distribuzione dei carichi. Tuttavia, non vi sono eccessive ridondanze strutturali, dato che il profilo di missione garantisce accelerazioni inerziali basse o comunque non superiori a due volte quella gravitazionale.

Il payload è stivato nella zona centrale della fusoliera ed attualmente sono in fase di studio diverse configurazioni. In base alla versione sviluppata, è in grado di trasportare un carico utile compreso tra le dodici e le quindici tonnellate.

In *Figura 20* è possibile osservare i dettagli:

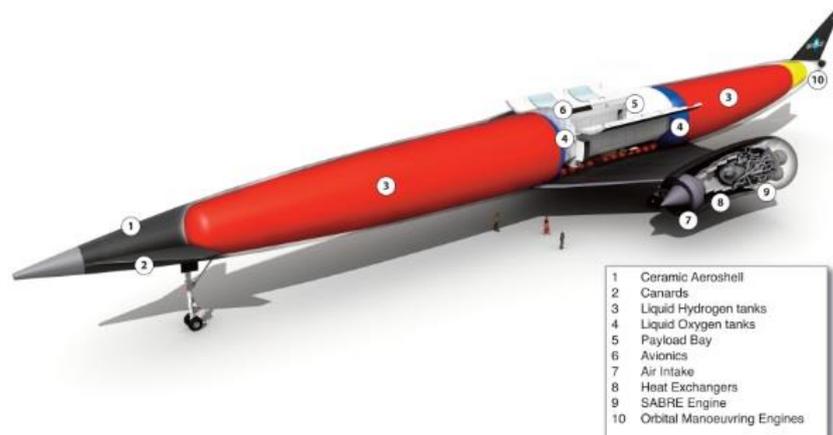


Figura 20

Infine, come per i precedenti velivoli di riferimento, in *Tabella 3* sono riportate le principali caratteristiche geometriche e prestazionali dell'aeromobile:

Tipo	<u>Spazioplano</u>	Lunghezza [m]	83,3
Equipaggio	0	Apertura alare [m]	25,4
Costruttore	Reaction Engines	Diametro fusoliera [m]	6,75
Costo unitario [£]	190000000	Velocità max [M]	5,5
Altri utilizzatori	N.A.S.A.	Peso a vuoto [Kg]	53000
Esemplari	2	Peso a carico [Kg]	345000
Motore	Due S.A.B.R.E.	Spinta [KN]	1350 cad.

Tabella 3

Questi cinque aeromobili rappresentano i velivoli di riferimento appartenenti alla famiglia dei C.A.V. Alcuni riescono a raggiungere l'orbita bassa, effettuando un attracco alla I.S.S.(International Space Station). Altri, hanno profili di missione che si limitano al raggiungimento della stratosfera (si prenda come esempio il L.A.P.C.A.T. MR2, descritto nel paragrafo 2.1.4). Tuttavia, sono tutti caratterizzati da alte efficienze aerodinamiche, basse incidenze di volo, regimi di volo ipersonici, e dal vantaggio di poter effettuare decolli ed atterraggi orizzontali. Inoltre, sono sistemi completamente riutilizzabili, riducendo i tempi ed i costi manutentivi. Questo insieme di fattori comuni, ha consentito il raggruppamento di tali velivoli nella specifica categoria descritta.

2.2 Velivoli R.V.-W. (Re-Entry Winged)

La seconda tipologia di velivoli, invece, è composta da quelli che prevedono un rientro atmosferico, solitamente effettuato nella fase terminale della missione. Infatti, il ritorno sulla superficie terrestre è realizzato con un veleggiamento non propulso, concludendosi con un atterraggio orizzontale.

Tuttavia, l'ascesa è molto differente: contraddistinta da quella dei velivoli C.A.V. per la necessità di uno stadio che li porti alla quota ed alla velocità prestabilite.

Infatti, il decollo avviene verticalmente grazie all'ausilio di un razzo o orizzontalmente con l'aiuto di un sistema T.S.T.O. (ad esempio come avveniva per il R.V.-W. HORUS, lanciato dal basso stadio del sistema SAENGER).

Questa categoria di aeromobili fu sviluppata antecedentemente a quella dei C.A.V.

Nasce, sostanzialmente, dalla necessità di realizzare nuovi sistemi aventi la possibilità di controllare la traiettoria di discesa e di sostituire le costose capsule utilizzate nei primi anni della corsa allo spazio. In quel periodo, infatti, non vi erano limitazioni economiche di budget e la priorità assoluta era quella di vincere la competizione instaurata tra gli Stati Uniti d'America e l'Unione Sovietica nel clima della cosiddetta *Guerra Fredda*.

Tuttavia, le capsule oltre ad essere causa di ingenti costi, erano anche di scomodo utilizzo. Per gli astronauti, soggetti alle elevate accelerazioni di rientro; per le agenzie paganti, in seguito alla bassa capacità di trasportare *payload* (talvolta erano necessari più lanci) e per il difficoltoso recupero.

Per la risoluzione di tali problemi, sono stati progettati i velivoli R.V.-W., tra i quali spicca il più noto: lo Space Shuttle.

Dal nome si intuisce che la configurazione prevede la presenza di un'ala portante. Ciò comporta delle efficienze di volo più alte: attorno a circa due per il regime ipersonico e quattro volte e mezzo per quello subsonico. Inoltre, la possibilità di controllare la traiettoria garantisce un livello di comfort elevato, riducendo i g-loads.

Si intende sottolineare anche il fattore dell'abbattimento dei costi: una capacità di carico aumentata e la possibilità di atterraggi orizzontali, esenti da cariche esplosive che danneggino la struttura. L'insieme di tutte queste motivazioni, hanno fatto in modo che i R.V.-W. si affermassero al posto delle capsule. Tuttavia, tali velivoli stanno lasciando lentamente il posto ai più economici ed avanzati tecnologicamente C.A.V.

Rispetto a quest'ultimi, infatti, sono caratterizzati da incidenze di volo maggiori. Inoltre, per ridurre i carichi termici sull'intera struttura, i velivoli da rientro sono connotati dalla configurazione *blunt*. Pertanto, la resistenza aerodinamica aumenta notevolmente, a differenza del rapporto LIFT/DRAG che si riduce notevolmente.

In *Figura 21* è mostrato il confronto tra gli assetti di volo di un C.A.V. e di un R.V.-W.:

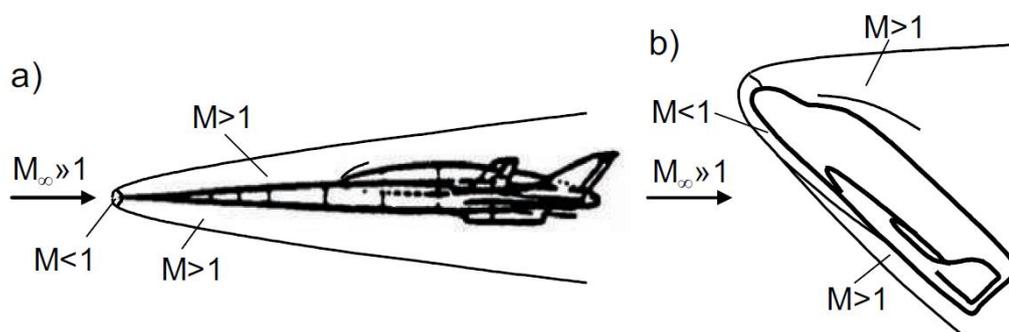


Figura 21

Si noti che per numeri di Mach superiori all'unità, si assiste alla generazione di urti obliqui attaccati, nel primo caso, e di urti curvi staccati, nel secondo. Questi sono decisamente più intensi e quindi decisamente più penalizzanti dal punto di vista delle prestazioni aerodinamiche.

Tuttavia, quelli obliqui sono causa di maggiori sollecitazioni termiche sulla struttura: da ciò la necessità di implementare avanzati sistemi di raffreddamento nei C.A.V. (si prenda come esempio il T.E.M.S. del velivolo L.A.P:C.A.T. MR2 descritto nel paragrafo 2.1.4). Si ricorda, però, che tali sistemi sono ancora in fase di progettazione e che per velocità troppo elevate risultano inefficaci: i R.V.-W. attualmente dominano quella tipologia di missione caratterizzata da alti numeri di Mach.

I Re-Entry Vehicle considerati per la realizzazione della tesi, sono i seguenti:

2.2.1 Space Shuttle Orbiter

È indubbiamente il più famoso e conosciuto R.V.-W. di sempre. Meno noto è che con il termine Space Shuttle non si intende soltanto il velivolo, ma l'intero sistema di lancio. Talvolta è anche denominato con il termine "*Space Transportation System*" ed è composto da:

- Due razzi a propellente solido (booster)
- Un serbatoio esterno (tank)
- Il velivolo Orbiter

Il progetto fu avviato dalla N.A.S.A. (*National Aeronautics and Space Administration*) a partire dal 1969, in seguito al successo del programma Apollo. Il primo dei quattro test orbitali avvenne nel 1981, consentendo l'inizio operativo dello Space Shuttle nell'anno seguente. Lanciato dal K.S.C. (*Kennedy Space Center*) in Florida, consentì la messa in orbita del telescopio spaziale Hubble, della costruzione e manutenzione dell'I.S.S. (*International Space Station*), dello svolgimento di numerosi esperimenti in assenza di gravità e del lancio di numerosi satelliti e sonde interplanetarie.

Dopo un totale di 135 missioni svolte in 1322 giorni, nel 2011 fu ritirato dal servizio.

In *Figura 22* è riportata un'immagine dello Space Shuttle.



Figura 22

Tuttavia, per la realizzazione del codice di calcolo, si è preso in considerazione esclusivamente l'Orbiter, meglio visibile in *Figura 65*.

Gli Orbiter costruiti furono cinque in totale:

- Enterprize (1977)
- Columbia (1981)
- Challenger (1983)
- Discovery (1984)
- Atlantis (1985)
- Endeavour (1992)

Purtroppo, due di questi andarono distrutti: il Challenger nel disastro del 1986 ed il Columbia nell'incidente del 2003. Il primo avvenne dopo circa un minuto dal lift off della navetta, a causa di un guasto dovuto ad una guarnizione difettosa: un O-Ring nella parte inferiore del razzo a propellente solido. Il secondo, invece, avvenne durante la fase di rientro: lo scudo termico, danneggiato durante il lancio, non riuscì a schermare completamente il calore, disintegrandosi.

Attualmente, l'unico mezzo operativo per il raggiungimento dell'I.S.S. è la Sojuz raussa.

In *Figura 23*, sono riportate le dimensioni del velivolo utili all'analisi statistica:

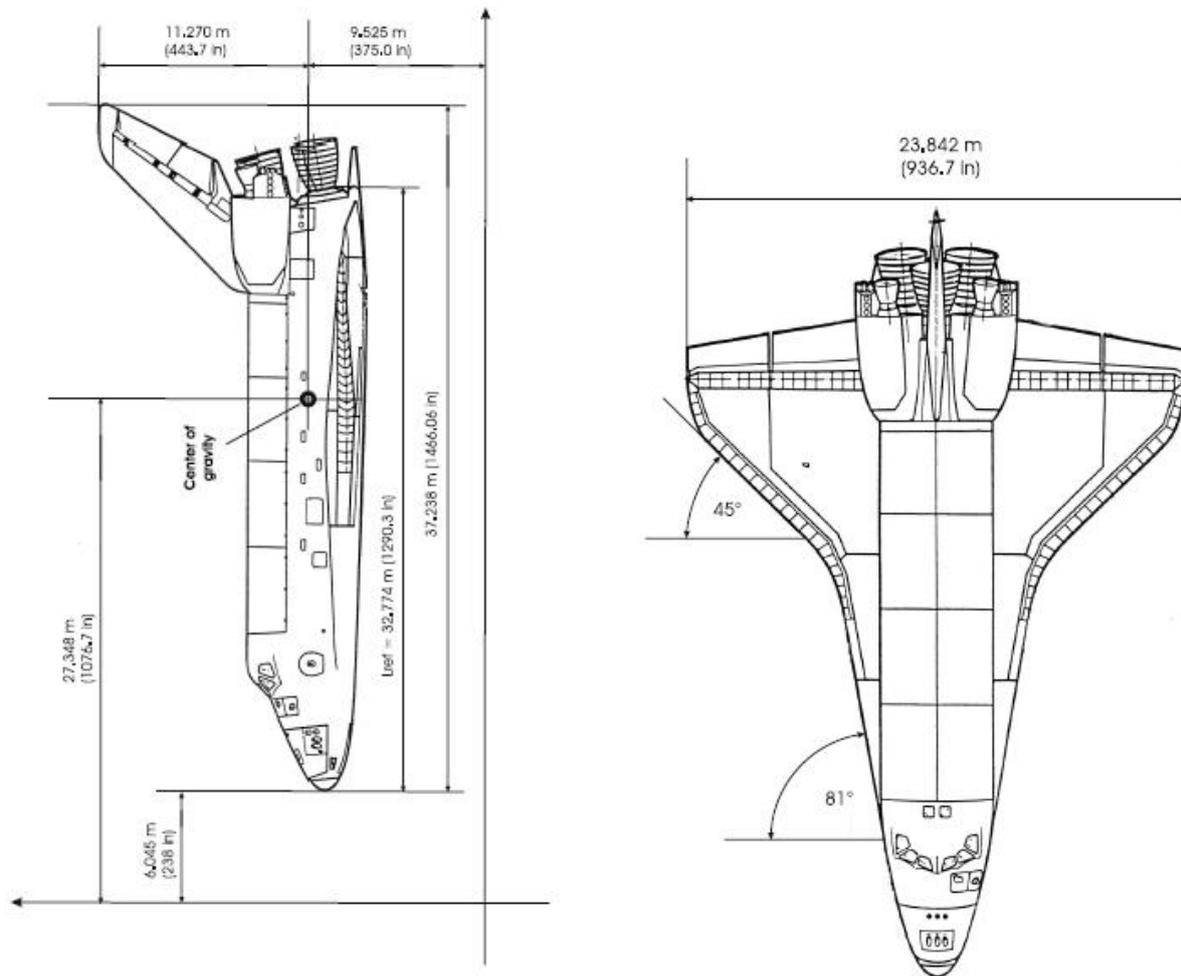


Figura 23

La configurazione è molto simile a quella di un comune aeroplano. Infatti, l'ala a delta presenta un angolo di 45° , il cui bordo di attacco è munito di *strake*, con una freccia di 81° . I comandi di volo consistono in più superfici mobili, la cui deflessione simultanea consente il controllo in beccheggio del velivolo. Invece, una movimentazione asimmetrica rispetto all'asse longitudinale dell'aeromobile ne permette il controllo in rollio. In sostanza, le superfici mobili funzionano come elevoni. Il comando di imbardata è garantito da un timone, montato su un impennaggio verticale singolo. La deriva è posta nella zona posteriore della fusoliera.

Quest'ultima è divisa in quattro sottosistemi: la parte anteriore, il vano di carico, la zona centrale con l'aggancio per le semiali e la poppa come visibile in *Figura 24*

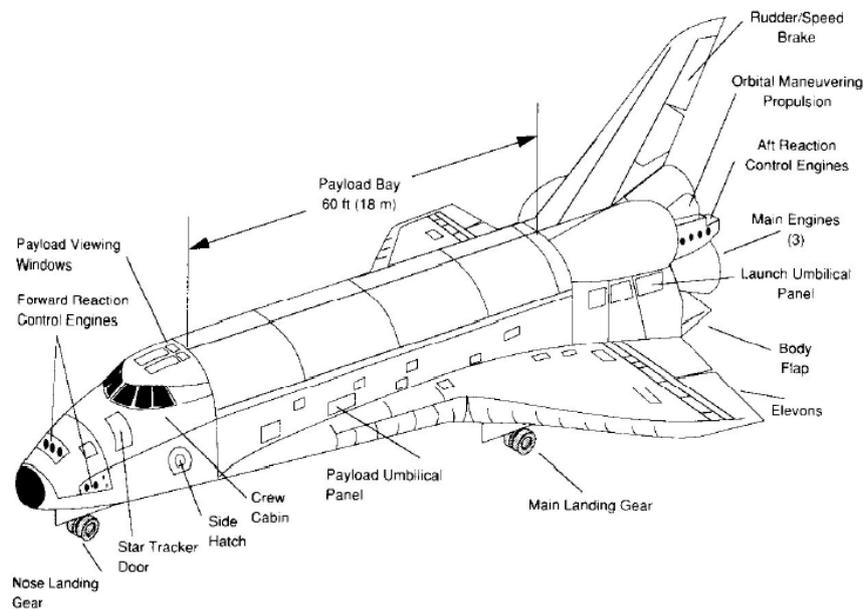


Figura 24

La parte anteriore ospita il vano carrello, la strumentazione di guida ed i motori di controllo d'assetto R.C.S. (Reaction Control System). Questi intervengono quando le superfici mobili risultano inefficaci, ossia per pressioni dinamiche inferiori ai 20 pounds per square foot. Invece, nella zona posteriore sono presenti i motori principali, alimentati da propellente: idrogeno ed ossigeno liquidi. Inoltre, la zona dedicata all'equipaggio è indipendentemente pressurizzata, consentendo un massimo di otto persone su due ponti differenti per un totale di $72 m^2$ disponibili. Infine, due portelloni hanno il compito di chiudere il vano carico e di smaltire il calore in eccesso, funzionando da radiatori.

L'intera struttura è in lega di alluminio, rivestita di materiale ablativo per sopportare le alte temperature della fase di rientro. Infatti, le piastrelle in ceramica schermano i $1650^{\circ}C$ sprigionati in tali condizioni. Tuttavia, la manutenzione risulta onerosa: ogni singola mattonella viene analizzata e corretta. Si stima che i tempi per rendere nuovamente operativo lo Space Shuttle siano circa di cento giorni, dopo una missione.

Infine, in *Tabella 4* sono riportate le principali caratteristiche dell'aeromobile:

Funzione	Navetta con equipaggio Navetta parzialmente riutilizzabile	Massa [Kg]	2030000
Equipaggio	8	Diametro fusoliera [m]	8,7
Produttore	United Space Alliance Alliant Techsystems Thiokol Lockheed Martin Boeing Rockwell International	Carichi notevoli	Componenti della Stazione spaziale internazionale Satelliti TDRS Spacelab Hubble Space Telescope Galileo, Magellano, Ulisse
Costo per lancio [£]	Da 450000000 a 1500000000	Carico utile orbita bassa [Kg]	27500
Nazione di origine	Stati Uniti	Carico utile I.S.S: [Kg]	16050
Propulsione	Principale S.S.M.E. Manovra O.M.S. Assetto R.C.S.	Carico utile orbita polare [Kg]	12700
Massa a vuoto Orbiter [Kg]	780000	Carico utile orbita geostazionaria [Kg]	3810
Spinta primo stadio Orbiter e tank [N]	5250000	Spinta booster [N]	12500000
Impulso specifico primo stadio [s]	455	Impulso specifico booster [s]	124

Tabella 4

Come descritto in *Tabella 4*, lo Space Shuttle è un Sistema di lancio parzialmente riutilizzabile. Lo scopo, infatti, era quello di abbattere i tempi ed i costi manutentivi dei precedenti sistemi *Expendable*.

Tuttavia, a causa della lunga manutenzione prevista per le piastrelle dello scudo termico e per la costosa perdita del serbatoio esterno, lo Space Shuttle non risulta essere la soluzione ottimale. Pertanto, si stanno affermando nuove tipologie di velivoli, in grado di ovviare ai problemi appena esposti.

Il profilo tipico di missione, prevede un decollo verticale, con tutti i motori operativi. Questo è seguito da un'ascesa in cui si assiste alla separazione dei due razzi a propulsione solida. I due sono dotati di un paracadute: il loro recupero avviene in mare. Lo sgancio del serbatoio principale, invece, non prevede il riutilizzo: si distrugge con la discesa, per l'attrito con l'atmosfera. Successivamente alle operazioni orbitali, si ha un de-orbitamento e la fase di rientro vera e propria. Concludendo la missione con un atterraggio planato non propulso.

Tale profilo, prevede velocità ad angoli di incidenza molto vari. Pertanto, i dati sono stati selezionati in base alla *Tabella 5*:

Numero di Mach	Incidenza di volo
$0,25 \leq M \leq 4$	$-10 \leq \alpha \leq 30$
$5 \leq M \leq 20$	$-10 \leq \alpha \leq 45$

Tabella 5

I dati sono stati ottenuti sia su prove sperimentali che attraverso i test di volo. Sono disponibili informazioni sia sulla stabilità statica longitudinale e latero-direzionale, che su quella dinamica. Le curve dei coefficienti di portanza e di resistenza, ricalcano gli andamenti dei velivoli convenzionali, ovviamente differenziandosi per i valori.

L'efficienza massima si attesta attorno a quattro nel regime subsonico, per incidenze di volo di circa 10° . Nella condizione ipersonica, tende ad abbassarsi a due, per incidenze di poco superiori. Ciò è in linea con i dati previsti per le configurazioni R.V.-W.

Tuttavia, un fenomeno alquanto indesiderato e inatteso per la forma dello Space Shuttle è la "*Hypersonic Pitching Moment Anomaly*". Consiste in un imprevisto avanzamento del centro di pressione, causando un momento di beccheggio superiore a quello stimato dalle simulazioni analitiche e sperimentali. Fortunatamente, i body-flap hanno consentito un trimmaggio sicuro del velivolo: la loro deflessione risultava di un angolo doppio di quello calcolato.

2.2.2 X-33 Vehicle (USA)

Con la realizzazione dello Space Shuttle, si cercò di ridurre notevolmente i costi per il trasporto di payload nello spazio. Tuttavia, le spese per rendere operativo l'Orbiter dopo ciascuna missione restavano decisamente elevate: il sistema parzialmente *Reusable* comportava ingenti dispendi monetari. Per la ricerca di una soluzione più economica, nel 1996 fu lanciato un nuovo programma di ricerca dalla N.A.S.A. Lo scopo era quello di sviluppare nuovi velivoli sperimentali, più versatili ed avanzati tecnologicamente.

Uno di questi è l' X-33: un dimostratore riutilizzabile (Reusable Launch Vehicle o "R.L.V. "). Questo veicolo è caratterizzato dalla possibilità di atterrare orizzontalmente su una comune pista. Inoltre, la propulsione era fornita da potenti motori a razzo, che consentivano un decollo verticale. Rientra nella categoria dei S.S.T.O. dato che non necessita di ulteriori stadi per effettuare il volo sub-orbitale.

Si cercò di dimostrare che l'X-33 era la chiave tecnologica del progresso: un sistema S.S:T.O.-R.L.V. risultava indubbiamente vantaggioso. Tuttavia, gli ingenti costi causarono la cancellazione del progetto nel 2001.

In *Figura 25* è riportata un'immagine della configurazione dell'X-33:



Figura 25

La forma, come si può vedere dall'immagine in alto, consiste in un corpo portante dalla forma a delta. E' munito di due pinne laterali inclinate di 20° ciascuna, rispetto l'orizzonte. Queste sono coadiuvate da altre due verticali, poste sul dorso del velivolo stesso.

I volumi sono tali da consentire l'alloggiamento del propellente, ossia dell'idrogeno e dell'ossigeno liquido. Entrambi, infatti, sono necessari al corretto funzionamento dei motori a razzo.

Inoltre, le dimensioni principali sono mostrate in *Figura 26* :

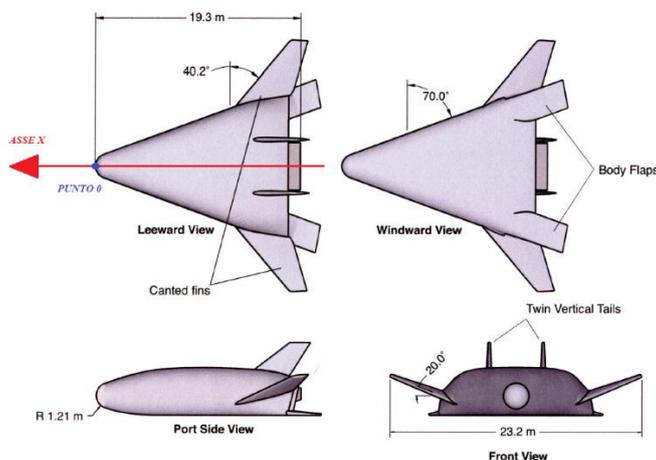


Figura 26

Infine, in *Tabella 6*, sono riportate ulteriori grandezze:

Lunghezza di riferimento (L_{ref}) [m]	19,3
Superficie di riferimento (S_{ref}) [m^2]	149,4
Posizione del baricentro [m]	$0,66 * L_{ref}$

Tabella 6

Ricordano che la posizione del baricentro rappresenta la distanza tra il punto 0, visibile in *Figura 26*, ed il centro di gravità lungo l'asse X. Pertanto, quest'ultimo risulta posto in questo caso a 12,71 m dal muso.

I dati aerodinamici disponibili, sono stati ottenuti sia sperimentalmente in galleria del vento, che numericamente, grazie alla risoluzioni delle apposite equazioni. Purtroppo, dato che il progetto fu cancellato solamente dopo cinque anni dal suo inizio, non sono presenti informazioni dettagliate sulla stabilità dinamica, ma solamente di quella statica longitudinale e latero-direzionale.

Per la precisione, i dati sono stati ottenuti per numeri di Mach superiori a quattro ed inferiori a circa dieci volte l'unità, per angoli compresi tra zero e cinquanta gradi. A differenza dei velivoli precedenti, i parametri non si discostano di molto tra il regime supersonico (per Mach pari a quattro) e quello ipersonico (in tal caso per Mach uguali a dieci).

Infine, si sottolinea che l'efficienza è alquanto ridotta, a causa della geometria a corpo portante: il rapporto LIFT/DRAG si attesta a 1,2 per i regimi considerati.

2.2.3 X-34 Vehicle (USA)

Come già scritto nel precedente paragrafo 2.2.2, la N.A.S.A. lanciò nel 1996 il programma R.L.V. con lo scopo di ridurre i costi per l'accesso allo spazio. Questo progetto puntava allo sviluppo di veicoli riutilizzabili che abbattessero le spese economiche. L'X-34 era un altro dimostratore concepito parallelamente all'X-33 e negli stessi anni. Entrambi, infatti, appartenevano allo stesso progetto.

Sviluppato dall'Orbital Science Corporation, prevedeva un profilo di missione caratterizzato da:

- Numero di Mach massimo = 8
- Massima quota di tangenza = 76000 [m]

Il decollo era effettuato con un L-1011, che effettuava lo sgancio a circa 11500 metri, ad una velocità che corrispondeva a circa 0,7 Mach. Invece, l'atterraggio previsto era orizzontale ed automatico.

Propulso da un nuovo tipo di economici endoreattori, noti con il nome di "*FASTRAC*".

Tuttavia, il progetto fu terminato anch'esso nel 2001 dato l'elevato tasso di rischio.

In *Figura 27*, è visibile la relativa configurazione:



Figura 27

La geometria è molto simile a quella dello Space Shuttle Orbiter: l'ala a delta è caratterizzata dagli stessi angoli di freccia: 45° per la principale e 80° per la *strake* del bordo d'attacco (nell'Orbiter erano 81° : praticamente identici). Inoltre, è presente un angolo di diedro di 6° , per migliorare il controllo in rollio. Gli elevoni sono deflessi contemporaneamente per il controllo in beccheggio del velivolo; in modo asimmetrico per quello in rollio. Un altro elemento di controllo è il timone: la deriva è messa in una posizione tale da non essere mascherata dalla scia del veicolo stesso per ampi angoli di attacco e numeri di Mach. Pertanto, la stabilità direzionale è assicurata dall'impennaggio verticale. Infine, nella parte posteriore sono presenti dei body-flap.

In *Figura 28*, sono riportati i principali dati:

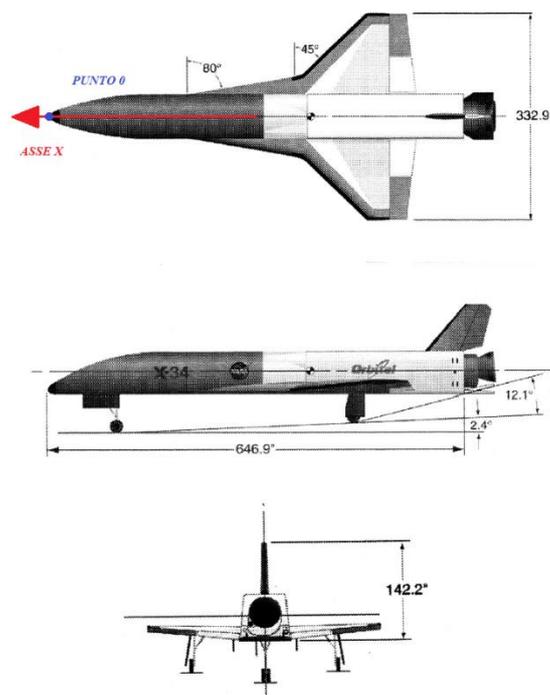


Figura 28

Completate dalla seguente in *Tabella 7*:

Lunghezza di riferimento (L_{ref}) [m]	16,43
Larghezza di riferimento (B_{ref}) [m]	8,45
Altezza di riferimento (h_{ref}) [m]	3,61
Superficie di riferimento (S_{ref}) [m^2]	33,21
Posizione del baricentro [m]	$0,65 * L_{ref}$

Tabella 7

Ricordano che la posizione del baricentro rappresenta la distanza tra il punto 0, visibile in *Figura 28*, ed il centro di gravità lungo l'asse X. Pertanto, quest'ultimo risulta posto in questo caso a 10,67 m dal muso.

Analogamente al caso dell'X-33, i dati disponibili sono sia sperimentali che numerici. I primi ricavati in galleria del vento, i secondi dalla risoluzione delle equazioni di Navier-Stokes.

Anche in tale situazione, i parametri sono inerenti solamente la stabilità statica longitudinale e latero-direzionale, tralasciando quella dinamica.

I range considerati, tuttavia, sono leggermente differenti da quelli descritti nel paragrafo 2.2.2, considerando anche incidenze negative e regimi di velocità subsonici e transonici.

Un'altra differenza risiede nell'elevato valore dell'efficienza: pari a 7 per regimi subsonici (Mach pari a 0,4) e 2,5 in quelli ipersonici (Mach uguale a 6). Tutto ciò, grazie alla presenza dell'ala.

2.2.4 X-37 Vehicle (USA)

Il terzo velivolo appartenente alla stessa categoria dei dimostratori tecnologici è l'X-37. Infatti, è stato sviluppato nello stesso progetto R.L.V. dei due precedenti veicoli X-33 ed X-34, descritti rispettivamente nei paragrafi 2.2.2 e 2.2.3. Tuttavia, a differenza di questi, l'X-37 era un velivolo orbitale. Nello scenario iniziale di missione, l'aeromobile doveva eseguire uno sgancio in orbita dallo Space Shuttle Orbiter. Tuttavia, ci fu una revisione della suddetta fase nel 2004, in seguito al trasferimento del progetto dalla N.A.S.A. alla D.A.R.P.A. (Defense Advance Research Projects Agency). Il lancio, infatti, fu effettuato con il razzo Atlas V (un veicolo non riutilizzabile).

La compagnia Boeing fu tra le prime a partecipare. Il primo volo orbitale, fu effettuato nel 2010, seguito da altri due nel 2011 e nel 2012. Particolare attenzione fu posta sullo sviluppo tecnologico dell'avionica, della guida e della navigazione autonoma. Inoltre, si cercò di migliorare il sistema di controllo e quello di protezione termica.

In *Figura 29* è riportata la configurazione dell'X-37 Space Vehicle:

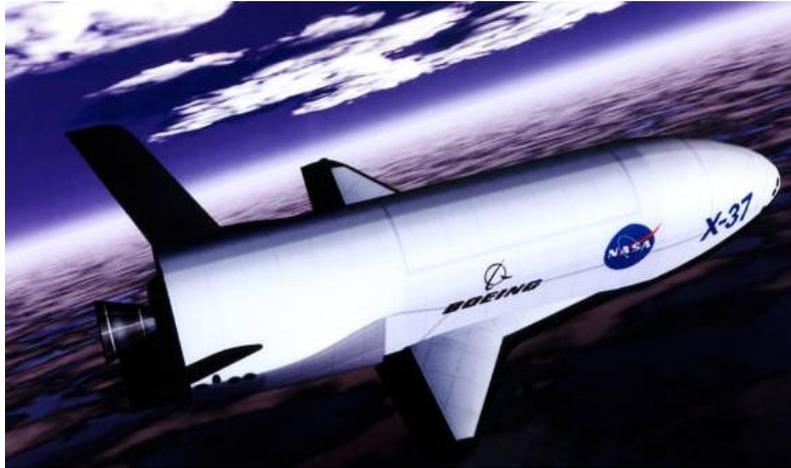


Figura 29

La geometria del velivolo, non è altro che una scalatura dell'X-40 (anch'esso sviluppato dalla compagnia Boeing). Quest'ultimo, infatti fu scalato del 120% per ottenere la configurazione finale dell'X-37, la cui dimensioni sono state riportate nella *Tabella 8*:

Lunghezza di riferimento (L_{ref}) [m]	8,382
Larghezza di riferimento (B_{ref}) [m]	4,572
Massa di riferimento (M_{ref}) [Kg]	6000

Tabella 8

Purtroppo, è il velivolo con minor dati disponibili. Infatti, non sono presenti né i parametri inerenti alla stabilità statica né quella dinamica. Inoltre, non vi sono informazioni ulteriori sulla struttura ed i sistemi implementati.

Tuttavia, si è comunque deciso di utilizzare le poche grandezze note a beneficio dell'analisi statistica, arricchendola. Pertanto, l'X-37 rientra tra i velivoli di riferimento, nonostante le scarse informazioni.

Per completezza descrittiva, si veda il grafico riportato in *Figura 30*, in cui sono comparati i tre profili di missione degli X-33, X-34 e X-37, appartenenti allo stesso progetto R.L.V.

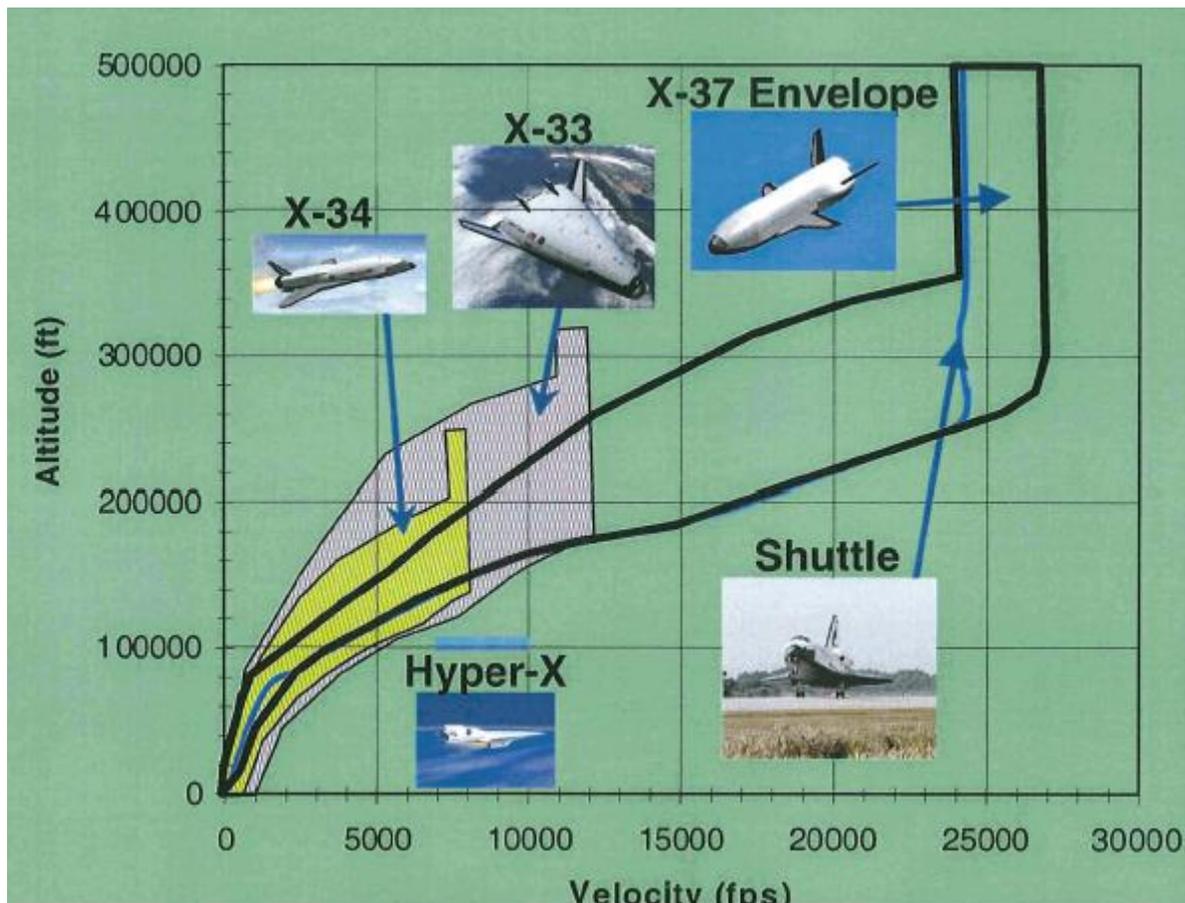


Figura 30

Si noti l'ampiezza dell'area sottesa dalla curva dell'X-37. Il fatto è dovuto alla differente tipologia di missione svolta: a differenza degli X-33 e X-34, infatti, è un velivolo orbitale. Da ciò la necessità di volare a quote più alte e di portarsi a velocità decisamente superiori.

2.2.5 X-38 Vehicle (USA-Europe)

Prima di passare alla descrizione ed all'esposizione delle caratteristiche dell'X-38, è necessario sottolineare che il velivolo in questione non è un vero e proprio R.V.-W. Infatti, la sua configurazione è a corpo portante: il caso risulta ancora più evidente che di quello descritto nel paragrafo 2.2.2 dell'X-33. Tuttavia, la categoria dei lifting-body è più assimilabile a quella dei R.V.-W. che a quella delle capsule: l'efficienza alare è decisamente più alta ed è consentito un controllo della traiettoria con l'ausilio di superfici mobili di controllo. Proprio tale fattore ha determinato la scelta di far rientrare l'X-38 tra gli aeromobili di riferimento. In ogni caso, è bene ricordare che la differente geometria potrebbe essere causa di parametri fuorvianti. Pertanto, è bene scegliere accuratamente i dati, considerando solamente quelli utili alla scrittura del codice.

Il progetto fu lanciato nel 1990, dalla United States' National Aeronautics and Space Administration (meglio nota come N.A.S.A.). L'obiettivo era quello di realizzare un Crew Rescue Vehicle (C.R.V.), che in caso di malattie o situazioni di emergenza consentisse di riportare efficacemente l'equipaggio a bordo dell'I.S.S. sulla Terra.

Pertanto, deve essere in grado di attraccare all'International Space Station e di effettuare un sicuro rientro atmosferico. Purtroppo il programma fu cancellato nel Giugno del 2002.

Altre caratteristiche richieste sono:

- Minimizzare le accelerazioni (g-load factor bassi).
- Garantire atterraggi morbidi e precisi, per non inferire sui passeggeri infortunati.
- Capacità di operare in diverse situazioni atmosferiche, dato che il recupero dell'equipaggio deve poter essere svolto anche in condizioni climatiche avverse.
- Sistema di controllo automatico per il ritorno. Infatti, il velivolo deve essere in grado di rientrare anche in assenza di pilota.
- Ospitare al suo interno un massimo di sette astronauti.

Per la risoluzione dell'ultimo punto, è stato preso come riferimento la geometria dell'X-24 e scalata di un fattore pari a 1,2. Tuttavia, i due presentano alcune differenze inerenti alla forma della fusoliera, oltre che alle diverse dimensioni.

In *Figura 31*, è possibile osservare la configurazione dell'X-38:



Figura 31

La stessa *Figura 31*, illustra la fase di sgancio da un aereo, durante uno dei vari test di collaudo. Questa è seguita da una condizione di planata non propulsa, terminante con l'apertura di un paracadute. Infatti, l'elevata resistenza aerodinamica non consente un volo in regime subsonico. Pertanto, non vi sono alternative per l'atterraggio.

La struttura, prevede anche la deflessione di due body-flap di circa 20°, per migliorare il controllo del velivolo. Le misure di quest'ultimo, sono riportate in *Figura 32*:

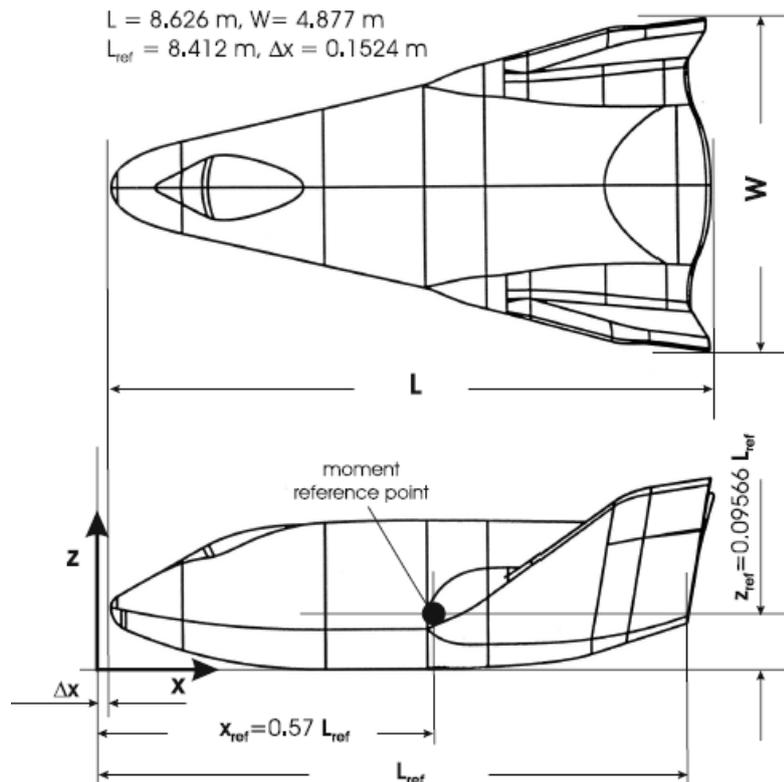


Figura 32

Come si può dedurre dalla conformazione, il rapporto LIFT/DRAG si mantiene su valori alquanto bassi: al massimo due volte l'unità, per i regimi di volo più lenti; degradandosi ulteriormente con l'aumentare della velocità.

Tuttavia, a differenza degli altri velivoli di riferimento considerati, è disponibile una maggior quantità di dati. Infatti, oltre a quelli inerenti alla stabilità statica longitudinale e latero-direzionale, sono presenti anche alcuni riguardanti la stabilità dinamica.

2.2.6 PHOENIX Demonstrator (Germany)

Il PHOENIX è un veicolo dimostrativo, concepito in Germania da un progetto iniziato nel 2000 e terminato quattro anni dopo. Non è un vero e proprio velivolo: non è altro che la riduzione in scala dell'HOPPER. Infatti, per dimostrare la capacità di atterraggio e le proprietà di volo a basse velocità di quest'ultimo, si è deciso di realizzare un modellino più piccolo (con la configurazione ridotta di sette volte): il PHOENIX.

Il progetto nasce dalla necessità di realizzare Reusable Launch Vehicle (R.L.V.), per rendere l'accesso allo spazio più affidabile ed economico. Il tutto nell'ottica del "Future European Space Transportation Investigation Programme" (F.E.S.T.I.P.).

In particolare, il programma si basa fundamentalmente sullo sviluppo di otto progetti, ciascuno valutato in base ai seguenti criteri: il numero degli stadi, la tipologia del sistema propulsivo impiegato, la configurazione del velivolo, il profilo di missione, le modalità di atterraggio e di decollo.

Uno di questi otto è rappresentato dal velivolo HOPPER, propulso da due motori Vulcain 2. Tuttavia, per valutarne le caratteristiche in maniera più efficace e meno dispendiosa, si realizzò il veicolo PHOENIX in scala. Quest'ultimo è visibile in *Figura 33*:

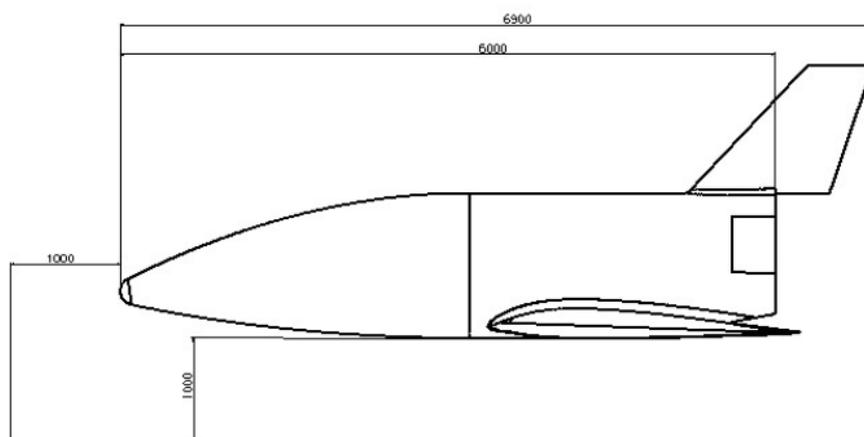


Figura 33

Il PHOENIX nasce, tuttavia, per dimostrare la capacità di atterraggio automatica dell'HOPPER. Pertanto, durante i test, il PHOENIX veniva portato ad una quota di 2400 metri ad una distanza di circa 6 chilometri dalla pista. Solitamente, grazie all'ausilio di un elicottero. Questi studi furono svolti dalla North European Aerospace Test Range (N.E.A.T.) in Vidsel, nel nord della Svezia.

Essendo il PHOENIX una semplice riproduzione in scala dell'HOPPER, la posizione del centro di gravità, le performance aerodinamiche, le qualità di volo e la velocità di atterraggio sono le stesse per entrambi.

La configurazione si contraddistingue per la sua compattezza e la ridotta apertura alare. Ulteriori dettagli sono riportati in *Figura 34*:



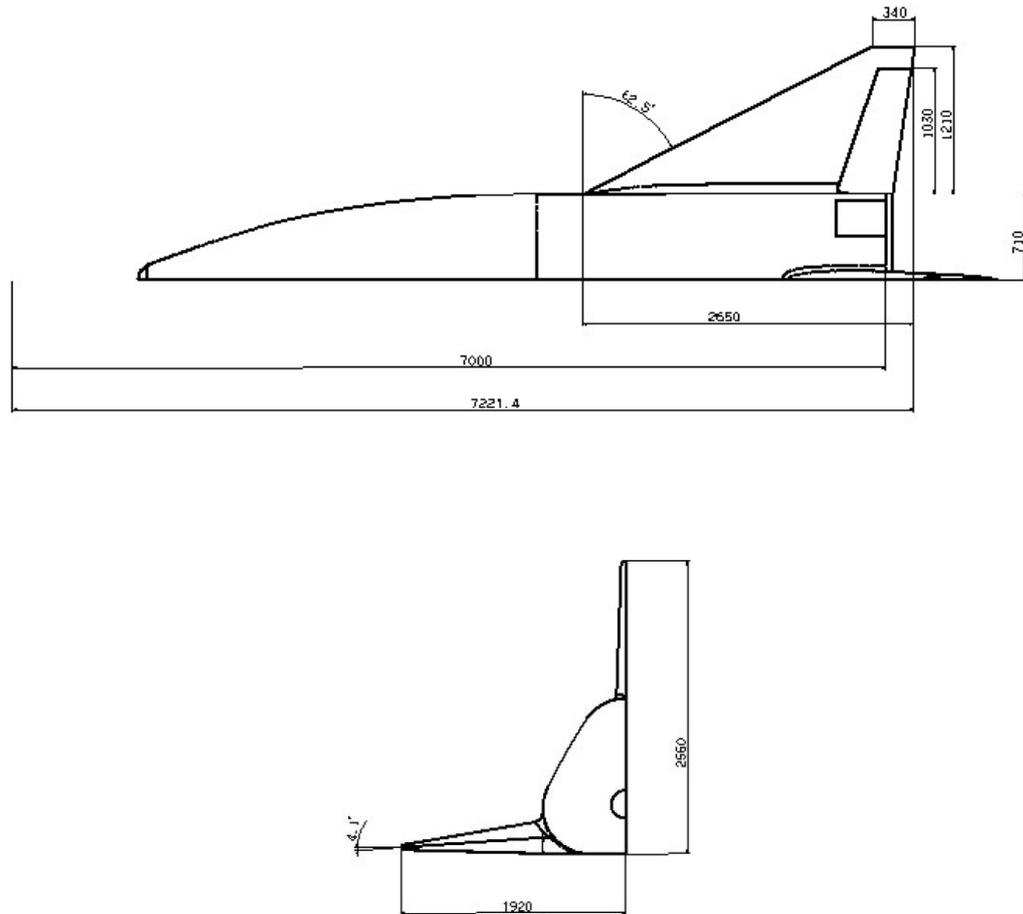


Figura 34

Si ricorda che le misure sono in millimetri. Ed infine, che la posizione del baricentro è posta a 4080 millimetri dal muso, spostandosi verso la coda.

I dati sono stati ottenuti sia sperimentalmente in galleria del vento, che analiticamente con la risoluzione delle equazioni di Eulero e Navier-Stokes. Inoltre, le simulazioni numeriche comprendono i moderni modelli di turbolenza e gli effetti dei gas reali, dove necessario.

L'efficienza si attesta attorno ad un massimo valore di 5,5; per poi abbassarsi a circa due volte l'unità per velocità supersoniche. Tali valori, sono tipici per velivoli R.V.-W. Anche il coefficiente di resistenza, infatti, rispecchia gli andamenti desiderati: tende a salire, al crescere del numero di Mach. Raggiunge il valore massimo in regime transonico, per poi riscendere, mantenendosi comunque a valori più alti di quelli subsonici.

2.2.7 HOPE-X (Japan)

Il progetto per lo sviluppo dell'HOPE-X cominciò in Giappone nel 1980. Inizialmente, il programma prevedeva la realizzazione di un velivolo da rientro con equipaggio. Infatti, l'HOPE nasceva dall'esigenza di trasportare il payload all'I.S.S.

Tuttavia, in seguito ai tagli del budget avvenuti nel 1990, si ridimensionò il tutto, passando dalla configurazione dell'HOPE a quella dell'HOPE-X. Quest'ultimo risulta più piccolo del primo e la sostanziale differenza risiede nel fatto che non ospita persone a bordo: è unmanned. Pertanto, l'HOPE-X è più leggero, più compatto e più economico dell'HOPE. Nonostante ciò, il target della missione non cambia: portare carico pagante alla International Space Station.

Purtroppo, il progetto fu cancellato nel 2003.

In *Figura 35*, è visibile l'aeromobile appena descritto:

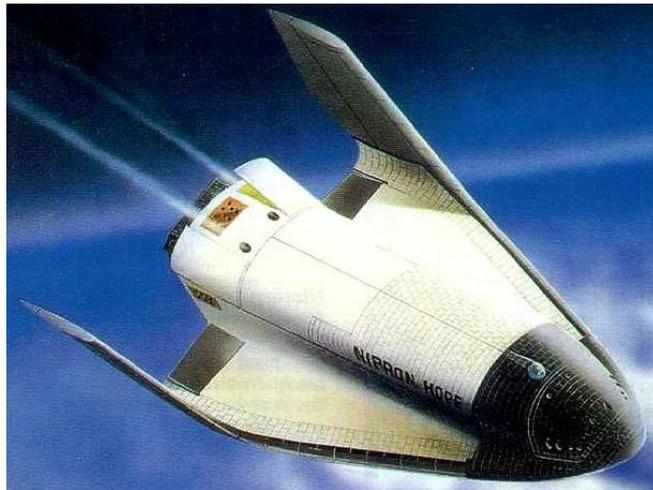
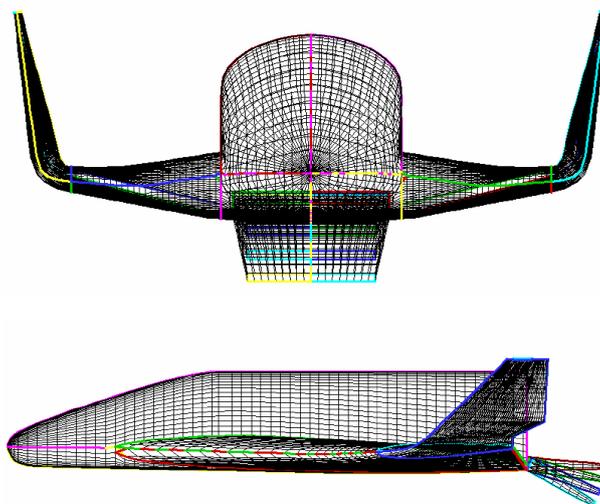


Figura 35

La configurazione dell'ala a delta richiama quella dello Space Shuttle Orbiter. Tuttavia, è caratterizzata dalla presenza di *winglets* per il controllo laterale del velivolo. Inoltre, sono stati analizzati gli effetti di quattro differenti angoli di deflessione dei body-flap, sul comportamento dell'aeromobile. In *Figura 36*, sono visibili le tre viste dell'HOPE-X:



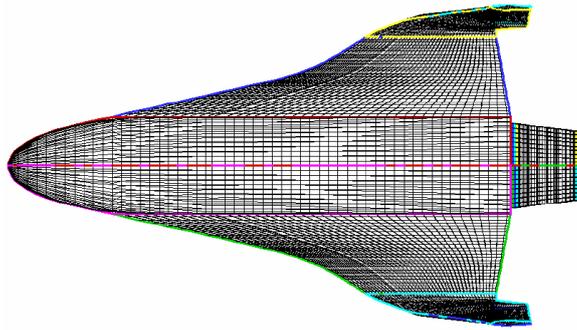


Figura 36

La mesh è stata realizzata dall'agenzia spaziale giapponese N.A.S.D.A. (National Space Development Agency), in collaborazione con la compagnia aerospaziale tedesca D.A.S.A. (Deutsche Aerospace).

Le dimensioni fondamentali, sono riportate in *Tabella 9*:

Lunghezza di riferimento (L_{ref}) [m]	15,2
Larghezza di riferimento (B_{ref}) [m]	9,7
Massa di riferimento (M_{ref}) [Kg]	14000

Tabella 9

Le misure sono state notevolmente ridotte, in seguito al taglio del budget monetario. Infatti, il progetto dell'HOPE iniziale prevedeva un peso di 22000 Kg, con la possibilità di ospitare quattro astronauti a bordo.

I dati utilizzati per l'analisi sono stati ottenuti sia grazie alle prove di volo realmente avvenute, sia grazie ai calcoli computazionali: la pannellizzazione in *Figura 36*, ne è un chiaro esempio.

Come già visto per la maggior parte dei precedenti velivoli di riferimento, sono disponibili solamente i dati inerenti alla stabilità statica longitudinale e latero-direzionale. Quelli riguardanti la stabilità dinamica, infatti, sono assenti.

Il range delle prove effettuate, varia per numeri di Mach compresi tra:

$$0,2 \leq M \leq 9$$

Per incidenze (α) di volo:

$$-5 \leq \alpha \leq 30$$

Pertanto, sono stati considerati tutti i possibili regimi che il velivolo incontra nelle varie fasi della missione.

Infine, si sottolinea che l'efficienza massima si attesta attorno a 5,8 per un angolo α pari a 11° in regime lento subsonico ($Mach = 0,2$). Questo parametro, scende a circa due volte l'unità nella condizione supersonica.

2.2.8 Facetted DS6 Configuration (Germany)

Con lo sviluppo di nuovi materiali ceramici, resistenti ad elevati carichi termici, si ricercano nuove geometrie aerodinamicamente più vantaggiose per il trasporto del payload. Infatti, la configurazione *blunt* tipica dei R.V.-W. ha lo scopo principale di ridurre le alte temperature nelle fasi di rientro atmosferico. Infatti, il calore generato a circa trenta volte la velocità del suono rischierebbe di fondere qualsiasi materiale. Tuttavia, con l'impiego di forme tozze che generino urti curvi staccati, si riesce a contenere di molto il fenomeno. Purtroppo, tali conformazioni presentano degli svantaggi: un aumento notevole del coefficiente di resistenza e l'inevitabile degradamento del rapporto LIFT/DRAG.

Il Facetted DS6, andando contro le usuali configurazioni, ha come obiettivo l'incremento dell'efficienza utilizzando forme aguzze. Inoltre, prevede l'utilizzo di materiali ceramici, per far fronte alle alte temperature in volo.

Il progetto fu lanciato dal D.L.R. nel 1990, con il nome di S.H.E.F.E.X. (SHarp Edge Flight EXperiment). Le configurazioni studiate sono sia winged che non-winged. In particolare, sono stati realizzati lo S.H.E.F.E.X. I, lo S.H.E.F.E.X. II ed il DS6; quest'ultimo visibile in *Figura 37*:

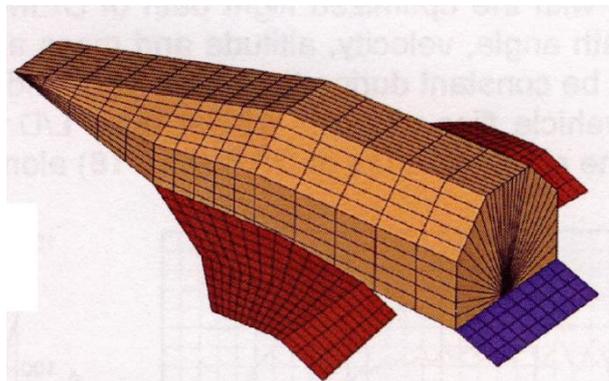


Figura 37

Mentre i primi due dimostratori effettuarono dei voli nel 2005 e nel 2012 rispettivamente, il DS6 non eseguì alcun tratto della sua missione prevista.

Tuttavia, sono disponibili alcuni dati inerenti alla stabilità statica longitudinale, ottenuti sia per via empirica, che numerica.

Essendo un R.V.-W. “*sharp*”, sono stati considerati solamente i dati in linea con quelli statistici degli altri velivoli di riferimento. Infatti, gli alti valori dell'efficienza (superiori a tre volte l'unità, anche per numeri di Mach pari a venticinque), sono stati tralasciati.

2.2.9 PRORA-USV (Italy)

Tra tutti i velivoli di riferimento trattati, il PRORA ha la particolarità di essere stato sviluppato in Italia. Il progetto italiano fu lanciato nel 2000, con l'obiettivo di migliorare le basi tecnologiche ed i sistemi per il trasporto di veicoli in orbita. Il programma fu portato avanti dal C.I.R.A. (*Centro Italiano Ricerche Aerospaziali*) fino alla realizzazione di un U.S.V. (Unmanned Space Vehicle) in grado di assolvere ai seguenti compiti:

- Rientro atmosferico
- Rientro sub-orbitale
- Rientro orbitale
- Volo ipersonico
- Capacità di essere riutilizzato
- Regime transonico

Per testare tutte le condizioni di volo descritte, il PRORA-USV era portato in quota da un pallone e propulso da un razzo a propellente solido, dopo aver effettuato lo sgancio all'altezza prevista.

Infine, l'atterraggio prevedeva l'apertura di un paracadute nel caso di contatto con una superficie solida o meno.

La configurazione finale è riportata in *Figura 38*:



Figura 38

Grazie al PRORA-USV, sono stati sperimentati nuovi materiali, sistemi di protezione termica e di controllo del volo, oltre che al design aerodinamico.

La fusoliera è costituita da una sezione trasversale compatta, caratterizzata da un muso arrotondato e da un'ala a delta. La forma richiama quella dell'X-34. La geometria descritta è particolarmente efficace per i voli effettuati in regime transonico, avvenuti nel Febbraio del 2007.

Ulteriori viste sono mostrate in *Figura 39*:

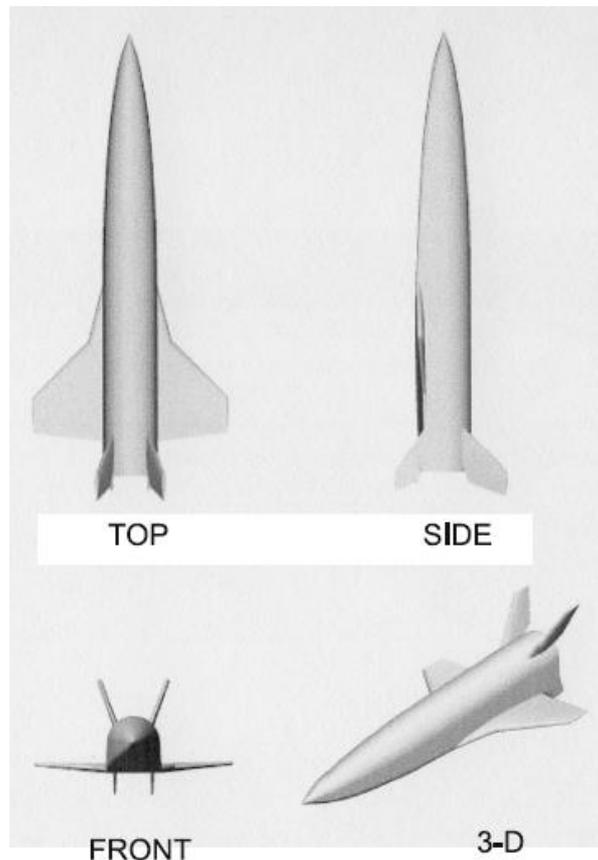


Figura 39

Le dimensioni principali, sono riportate in *Tabella 10*:

Lunghezza di riferimento (L_{ref}) [m]	8
Larghezza di riferimento (B_{ref}) [m]	3,8
Superficie di riferimento (S_{ref}) [m^2]	11,5

Tabella 10

Inoltre, si ricorda che l'angolo di freccia per l'ala a delta è di 45° , mentre corrisponde a 76° per le *strake* del bordo d'attacco.

I dati aerodinamici disponibili, sono stati ricavati attraverso prove di volo e sperimentazione in galleria del vento. Questi a conferma dei parametri numerici ottenuti dalla risoluzione delle equazioni di Eulero 3D e di Navier-Stokes, come visibile in *Figura 40*, a sinistra ed a destra rispettivamente.

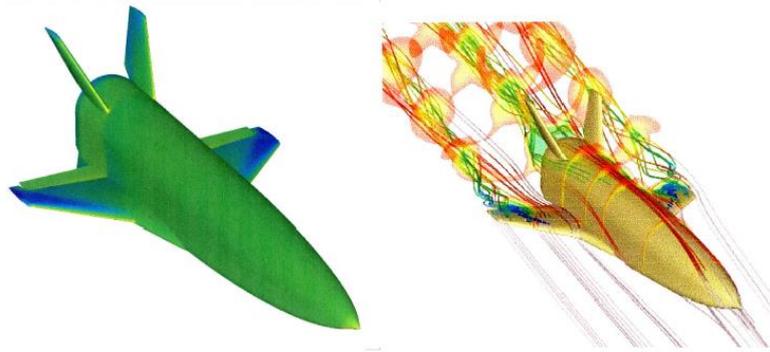


Figura 40

Come accaduto per la maggior parte dei velivoli precedenti, i dati sono disponibili esclusivamente per la stabilità statica longitudinale e latero-direzionale; tralasciando quella dinamica.

Tuttavia, molte delle grandezze trovate sono incentrate sul regime transonico.

I regimi trattati coprono tutti possibili range di missione: subsonico, transonico, supersonico ed ipersonico fino ad un massimo valore del numero di Mach pari a sette volte l'unità.

Le incidenze considerate, invece, si fermano ad angoli di attacco α non superiori ai 20°

L'efficienza risulta essere molto alta per la categoria dei R.V.-W. assestandosi attorno a 7 per il regime subsonico. Abbassandosi a circa 2,5 per la condizione ipersonica.

2.2.10 HERMES (Europe)

Per garantire un autonomo accesso allo spazio all'Europa, nel 1984 il governo francese lanciò il progetto di un sistema in grado di ospitare a bordo un equipaggio. Il principale sottosistema era costituito dall'HERMES: un R.V.-W. in grado di compiere un rientro dallo spazio sulla Terra, effettuando una planata controllata e non propulsa.

Inoltre, il raggiungimento dell'orbita doveva essere completato con l'utilizzo dell'ARIANE V, un sistema di lancio che consisteva nell'impiego di un endoreattore.

Il programma francese divenne di competenza europea nel Novembre del 1987, sotto la supervisione dell'E.S.A. (European Space Agency).

L'HERMES è caratterizzato dai seguenti punti:

- Ascesa dalla Terra fino a 800000 metri (grazie all'ARIANE V).
- La durata della missione in orbita varia tra un minimo di 30 ad un massimo di 90 giorni.
- La massa totale al lancio è di 21000 Kg.
- La massa a vuoto del velivolo risulta essere pari a 15000 Kg
- Completa riutilizzabilità del velivolo.
- Inizialmente era previsto un payload di 45000 Kg con un equipaggio composto da sei membri. Successivamente, ci fu una riduzione a 3000 Kg con un massimo di tre astronauti.

Tuttavia, il programma fu cancellato nel 1993, in seguito a cause politiche e tagli al budget monetario.

La configurazione dell'HERMES, durante una fase di attracco, è visibile in *Figura 41*:

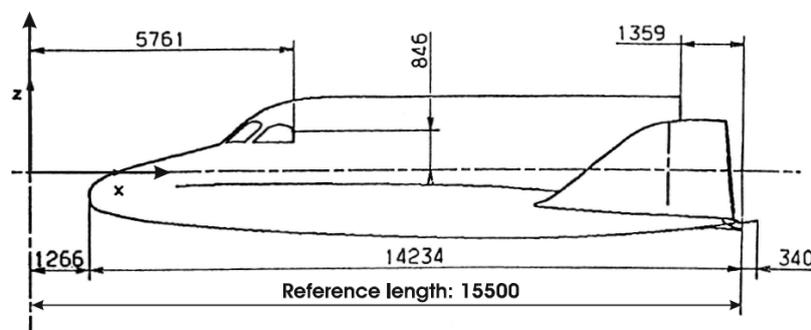


Figura 41

La filosofia di progettazione della forma aerodinamica dell'HERMES è differente da quella dello Spache Shuttle Orbiter. Infatti, la stabilità laterale è garantita dalle *winglets* ciascuna munita di timone. Queste sono assenti nello Space Shuttle, che invece utilizzava il timone di un unico impennaggio verticale centrale. Il vantaggio delle *winglets* risiede nel fatto che diventano efficaci nella fase di rientro già a settanta chilometri, a differenza della deriva centrale che prima dei trentamila metri risulta inutilizzabile. La causa di tale fenomeno, va ricercata nella scia ipersonica, che oscura l'impennaggio verticale. Pertanto, il R.C.S. (Reaction Control System) dello Space Shuttle deve essere attivo fino a tale quota di volo, comportando criticità rispetto all'HERMES.

Gli ultimi stadi dello sviluppo dell'HERMES, si focalizzarono sull'anomalia del momento di beccheggio dello Space Shuttle. Essendo il fenomeno ancora ignoto per quell'epoca, si decise di costruire un modello in scala per effettuare i vari esperimenti: il MAJA. Purtroppo, in seguito alla chiusura del programma, non fu mai realizzato. Complessivamente, per la realizzazione del progetto furono spesi circa due miliardi di dollari.

Le misure, con le tre viste laterale, frontale e dall'alto, sono riportate in *Figura 42*:



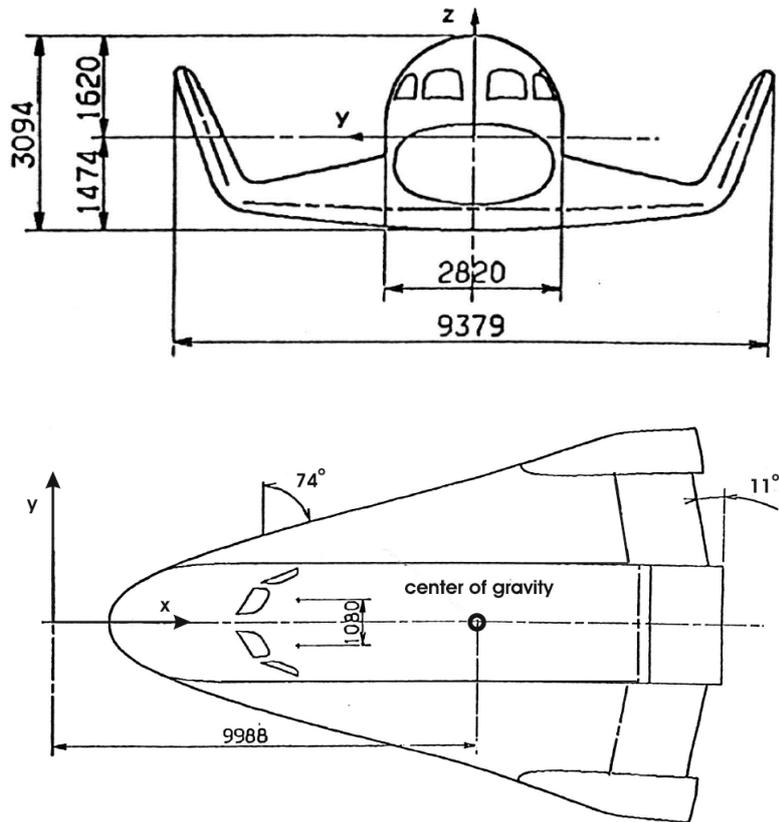


Figura 42

I dati sono disponibili per un ampio range del numero di Mach, come mostrato in *Tabella 11*:

Numero di Mach	Incidenza di volo
$0,3 \leq M \leq 2,5$	$-5 \leq \alpha \leq 30$
$3 \leq M \leq 30$	$10 \leq \alpha \leq 50$

Tabella 11

Ovviamente per le velocità da rientro non ha senso misurare i coefficienti per incidenze negative, date le alte incidenze positive che le caratterizzano.

I parametri noti sono inerenti soltanto alla stabilità statica longitudinale e latero-direzionale: quelli per la stabilità dinamica restano non disponibili.

Tuttavia, le grandezze ottenute analiticamente, necessitavano di una conferma sperimentale.

Infatti, i computer di quel tempo non erano in grado di fare analisi C.F.D. (Computational Fluid Dynamic) accurate. Per la precisione, le analisi con i flap ed i timoni risultarono molto approssimative. Anche il modello della turbolenza creava problemi. Per tale motivo, si svolsero molte prove in galleria del vento.

Infine, l'efficienza del velivolo è in linea con quella trovata per gli altri: circa cinque per il regime subsonico, passando a due nell'alto ipersonico.

Capitolo 3

Modelli matematici per la determinazione dei coefficienti aerodinamici

Il primo passo, visto nel secondo capitolo, ha permesso di conoscere le caratteristiche e le prestazioni dei velivoli ipersonici, descrivendone dettagliatamente tutte le possibili peculiarità. Lo step successivo, invece, è quello di comprendere le proprietà dei vari regimi di volo in cui possono imbattersi. Infine, noto l'ambiente in cui gli aeromobili stessi devono operare, è possibile intraprendere un'efficace metodologia di implementazione del software.

Tutto ciò è racchiuso all'interno di questo capitolo, che si suddivide in tre differenti paragrafi:

- regimi di volo
- procedura di calcolo
- ottenimento dei parametri statistici

I regimi sono composti da: quello subsonico, quello transonico, quello supersonico e quello ipersonico (con ordini di successione differenti in base al profilo di missione). Per poter sviluppare il tool è indispensabile la conoscenza del comportamento della corrente aerodinamica, dato che gli aeromobili volano grazie alle interazioni con il flusso circostante.

Nella procedura di calcolo, invece, sono illustrati tutti i passaggi implementati all'interno del software. Quindi, **il paragrafo 3.2 risulta quello chiave**. Infatti, in tale trattazione si determinano gli input richiesti all'utente, quali sono gli output necessari al dimensionamento del Flight Control System, le equazioni utili all'ottenimento dei risultati ed i vari andamenti statistici da inserire nella memoria del database.

Infine, come ultima analisi, si affronta il criterio usato per l'ottenimento di tali parametri statistici, con opportuni programmi gratuiti: Image J e GetData Graph Digitizer. Questi sono alquanto intuitivi e liberamente accessibili a chiunque desiderasse scaricarli. Inoltre, sempre all'interno dello stesso paragrafo, è presente una breve introduzione ad altri software impiegati alla realizzazione del codice.

3.1 Regimi di volo

Come già precedentemente anticipato, è importante conoscere ciascun regime di volo in cui un velivolo ipersonico viene a trovarsi. Infatti, tali aeromobili vengono designati con il termine *ipersonici*, dato che riescono a mantenere una crociera in tale condizione per tempi prolungati. Tuttavia, anche se sono stati designati per ottenere le massime prestazioni in regimi ipersonici, devono affrontare anche altre situazioni. Infatti, per poter raggiungere tali velocità devono necessariamente partire da numeri di Mach molto più bassi ed accelerare autonomamente, solitamente con l'ausilio di un adeguato sistema propulsivo. Questo accade sia per i velivoli C.A.V. che per quelli R.V.-W.

In particolare, i primi sono caratterizzati da profili di missione che prevedono un decollo ed un atterraggio orizzontali. Pertanto, devono essere in grado di partire da velocità nulle, raggiungere numeri di Mach superiori a cinque volte l'unità per poi decelerare fino a fermarsi nuovamente. Invece, per i secondi la fase di accelerazione iniziale avviene attraverso un primo stadio che li porta alla quota e dalla velocità prestabilite. Inoltre, la maggior parte dei velivoli da rientro raggiungono i regimi ipersonici semplicemente grazie all'accelerazione di gravità. Quindi, per quest'ultimi la trattazione si complica leggermente. Tuttavia, anche per essi è previsto un rientro planato fino al raggiungimento di velocità subsoniche.

Talvolta, può terminare con un atterraggio su pista, altre volte con l'apertura di adeguati paracaduti. Ma in ciascun caso si ha la transizione dal regime ipersonico a numeri di Mach inferiori a 0,3.

In conclusione, tutti i velivoli di riferimento trattati all'interno del capitolo due, affrontano i regimi subsonico, transonico, supersonico ed ipersonico.

Alcuni in maniera differente da altri, ma devono comunque passare per tutte queste quattro differenti tipologie di fasi.

Per semplificare la trattazione, l'ordine è stato scelto in base al numero di Mach crescente.

Quindi, si avrà dapprima il regime subsonico, seguito da quello transonico. Poi quello supersonico ed infine quello ipersonico.

Ovviamente, l'ordine si inverte durante le fasi di avvicinamento alla pista. Inoltre, alcuni velivoli potrebbero accelerare e decelerare durante la crociera stessa, variando in maniera irregolare i regimi di volo trattati nei paragrafi seguenti. Quello che si intende sottolineare è che i quattro regimi di volo interessano entrambe le due differenti tipologie di aeromobili. Ma l'ordine può variare in base alla configurazione ed alla tipologia di missione di ciascuno di essi.

3.1.1 Condizione subsonica

Seguendo appunto l'ordine del numero di Mach crescente, la prima condizione è quella subsonica. Si presenta nel caso di numeri di Mach compresi tra il valore nullo e lo zero otto.

$$0 \leq M < 0,8 \quad \text{Condizione subsonica}$$

Pertanto, non vi è la presenza di urti o di espansioni supersoniche, essendo tale numero inferiore all'unità. Inoltre, le particelle del flusso percepiscono in anticipo la presenza di un corpo, deviando la traiettoria prima di entrarvi in contatto. Infatti, le perturbazioni si propagano alla velocità sonica, quindi il disturbo riesce a risalire la corrente aerodinamica, influenzandola.

Inoltre, il campo di moto si suddivide in due regioni: quella subsonica incompressibile (ossia, la densità risulta costante) e quella subsonica compressibile (in cui la densità varia):

$$\begin{aligned} 0 \leq M < 0,3 & \quad \text{Condizione subsonica incompressibile} \\ 0,3 \leq M < 0,8 & \quad \text{Condizione subsonica compressibile} \end{aligned}$$

Ovviamente, la soglia tra i due regimi è solamente indicativa. Infatti, non esiste un limite netto che stabilisca effettivamente il passaggio dalla situazione incompressibile a quella compressibile. I range riportati sono esclusivamente un'indicazione generale del comportamento fluidodinamico. Si è osservato che tendenzialmente la comprimibilità comincia a far sentire i suoi effetti a circa un terzo della velocità sonica. Tuttavia, la comprimibilità è presente anche per velocità inferiori, anche se impercettibile.

Prima di procedere ulteriormente, si illustrano le proprietà del regime subsonico incompressibile. In tale condizione, il flusso tende a circolare attorno al profilo alare, come riportato in *Figura 43*:

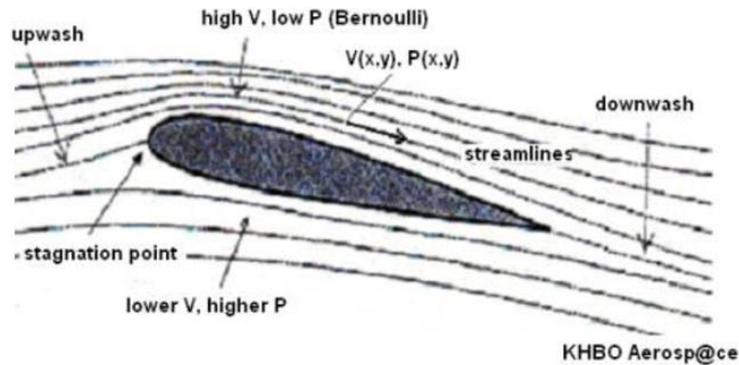


Figura 43

Ovviamente, possono crearsi delle separazioni e dei vortici in caso di geometrie particolari. Tuttavia, nei convenzionali profili l'andamento è quello proposto. Per descrivere tale campo di moto, sono utilizzate le equazioni di Eulero, derivanti dalle formule di Navier-Stokes. Infatti, essendo il numero di Mach relativamente basso, è possibile fare delle ipotesi e soffermarsi direttamente sulle formule semplificate. Le equazioni di Navier-Stokes, in assenza di effetti viscosi, di conducibilità termica, di forze di campo e di sorgenti di calore diventano le seguenti:

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u}) = 0 \\ \frac{\partial \rho \mathbf{u}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{u} \otimes \mathbf{u} + P \mathbf{I}) = 0 \\ \frac{\partial E^t}{\partial t} + \nabla \cdot [\mathbf{u} (E^t + P)] = 0 \end{cases}$$

Introducendo il caso di incompressibilità e di corrente stazionaria, si giunge alla formula comune ed ampiamente utilizzata:

$$P_{TOTALE} = P_{DINAMICA} + P_{STATICA}$$

Ossia:

$$P_{TOTALE} = \frac{1}{2} * \rho * V^2 + P_{STATICA}$$

Non si intende entrare in ulteriori dettagli, dato che la trattazione risulterebbe alquanto pesante e fuorviante rispetto all'argomento trattato.

Tuttavia, ci si limita a nominare un programma derivante da XFOil, che permette all'utente di valutare tutti i coefficienti di portanza, di resistenza e di momento di un profilo alare in condizioni subsoniche.

Questo subsonico è chiamato XFLR5 ed utilizza le equazioni appena descritte. Un esempio di implementazione è riportata in *Figura 44*:

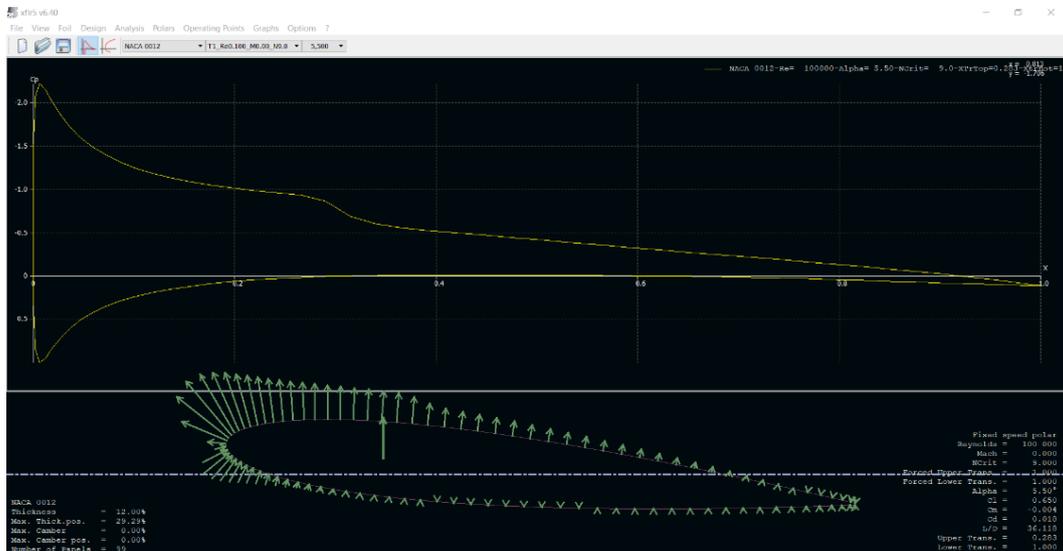


Figura 44

È riportato il coefficiente di pressione nell'immagine in alto, tuttavia sono state anche create le polari in una schermata qui non visibile. Il programma è completamente gratuito e disponibile a chiunque. Risulta essere più avanzato di XFOIL, pur implementando le stesse equazioni. Infatti, sono visibili le distribuzioni di pressione attorno al profilo, con la relativa forza risultante. Sono disponibili varie animazioni che simulano la variazione dell'angolo di incidenza. Inoltre, è possibile avere anche una visuale dello strato limite (qui disattivata per semplicità espositiva). Il programma risulta decisamente confortevole per la trattazione di flussi subsonici incompressibili.

Passando ora ai regimi compressibili, ossia caratterizzati da un numero di Mach leggermente superiore, si devono tenere in considerazione gli effetti della compressibilità.

I coefficienti di pressione trovati con il software XFLR5 devono essere modificati. Applicando la seguente formula di Prandtl-Glauert:

$$Cp_c = \frac{Cp_{inc}}{\sqrt{1 - M^2}} \quad [adim]$$

è possibile convertire i coefficienti trovati per il caso incompressibile. Adattandoli così alle esigenze richieste.

3.1.2 Condizione transonica

La condizione transonica, risulta essere caratterizzata da un numero di Mach vicino al valore unitario:

$$0,8 \leq M < 1,2 \quad \text{Condizione transonica}$$

Consiste nel passaggio dal regime subsonico a quello supersonico. Tale fase risulta essere decisamente critica per qualsiasi aeromobile. Infatti, si assiste alla generazione di un'onda d'urto in stadio iniziale, sul dorso del profilo alare. In conseguenza a ciò, la corrente si separa esattamente in quel punto, come visibile in *Figura 45*:

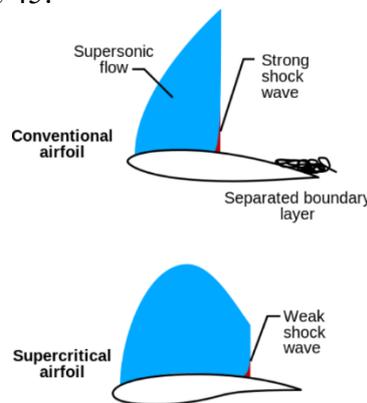


Figura 45

Ovviamente, il fatto che si generi un urto nella parte superiore dell'ala è dovuto alla tipologia di profilo aerodinamico impiegato. Solitamente, dato che si tende ad avere una depressione sul dorso del profilo, in questa regione la corrente aerodinamica sarà più veloce. Pertanto, il raggiungimento del Mach unitario avverrà in tale zona.

Quindi, nella maggior parte dei casi, anche se l'aeromobile sta volando a numeri di Mach inferiori all'unità, il profilo alare si ritroverà in condizioni soniche o supersoniche in base alla sua geometria. Tuttavia, è possibile ricondursi allo stesso criterio usato per il regime subsonico compressibile: per l'implementazione del codice di calcolo servono le pressioni agenti sulla superficie mobile.

In particolare, grazie allo stesso programma visto per il caso subsonico (ossia XFLR5), è possibile considerare il campo di moto attorno alla superficie del profilo stesso. Ovviamente, vanno tenute in conto la compressibilità del flusso aerodinamico, attraverso la correzione di Prandtl-Glauert:

$$Cp_c = \frac{Cp_{inc}}{\sqrt{1 - M^2}} \quad [adim]$$

Inoltre, è necessario considerare anche la formazione dell'urto: si ricorda che nella zona del distacco della vena fluida, si assume che in quel punto la pressione sia uguale a quella indisturbata a monte. Dalla conoscenza del coefficiente di pressione in ciascun punto del profilo, è possibile passare alle pressioni e quindi alle forze agenti sul profilo stesso.

Ma la trattazione risulta alquanto complessa, per la varietà dei casi possibili in cui il flusso può separarsi. Infatti, potrebbe generarsi un urto anche sul ventre. Quindi, servono analisi locali. Infine, con ulteriori input si può risalire al momento di cerniera ed alle potenze di attuazione.

3.1.3 Condizione supersonica

Questo regime, si presenta nel caso di numeri di Mach superiori all'unità. Per la precisione:

$$1,2 \leq M < 5 \quad \text{Condizione supersonica}$$

La caratteristica fondamentale, risiede nel fatto che si assiste alla formazione di urti ed espansioni.

Considerando il primo caso, le condizioni di monte e di valle cambiano radicalmente in seguito alla formazione dell'onda d'urto. In particolare, si ha un notevole incremento della temperatura, della densità e della pressione statica del fluido. Tuttavia, decresce la pressione totale, perché il fenomeno è irreversibile. Invece, se il flusso è adiabatico (cioè in assenza di scambi termici), la temperatura totale resta invariata.

Esistono due tipologie di urti, quelli retti e quelli obliqui. I primi, sono i più semplici da descrivere: si veda la parte destra della *Figura 46*: il flusso non subisce alcuna variazione della direzione e del verso, tuttavia cambia il modulo della velocità.

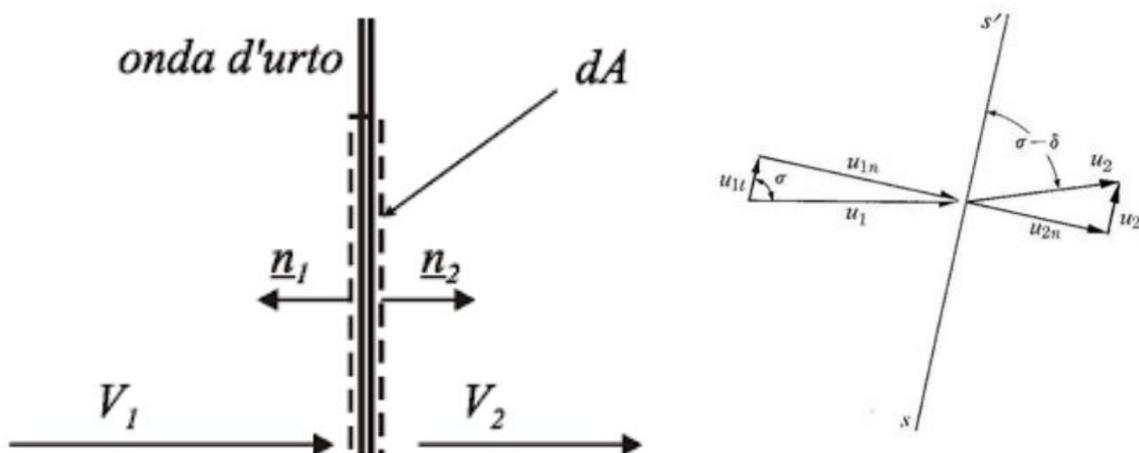


Figura 46

Invece, i secondi hanno le stesse proprietà dei precedenti; ma è opportuno calcolare la componente normale all'urto per potersi ricollegare al caso di quelli retti. Nella stessa *Figura 46* a sinistra è riportato un esempio di urto obliquo, con la relativa scomposizione della corrente aerodinamica.

Inoltre, è presente un'ulteriore tipologia di urti: quelli curvi e staccati.

Sono tipici dei corpi tozzi, e provocano resistenze aerodinamiche più alte. Tuttavia, tendono a ridurre i carichi termici. Lo Space Shuttle durante la fase di rientro, tende ad assumere un assetto tale da generare questa tipologia di urti. In tal modo va a ridurre il carico termico sull'intera struttura, penalizzando però il valore dell'efficienza totale, andando ad incrementare il coefficiente di resistenza.

Questo approccio non può essere seguito per i velivoli C.A.V. Infatti, questi devono volare per un elevato spazio temporale all'interno di condizioni supersoniche. Quindi, per massimizzare le prestazioni si impiegano urti obliqui attaccati.

Tuttavia, nel caso applicativo, ossia delle pressioni agenti attorno alla superficie mobile di comando, si generano urti obliqui attaccati per entrambe le categorie di velivoli studiati. Infatti, oltre all'onda d'urto iniziale generata dal muso del velivolo, si vanno a creare altri urti provocati dalla presenza delle ali, della fusoliera e della deflessione delle superfici mobili stesse. Queste sono tendenzialmente allocate in zone posteriori, pertanto la corrente risulta già abbastanza rallentata dagli urti precedenti. Quindi, per i velivoli ipersonici in generale, tendono a formarsi urti obliqui a ridosso delle superfici mobili di comando.

Questi sono dettagliatamente illustrato in *Figura 47*:

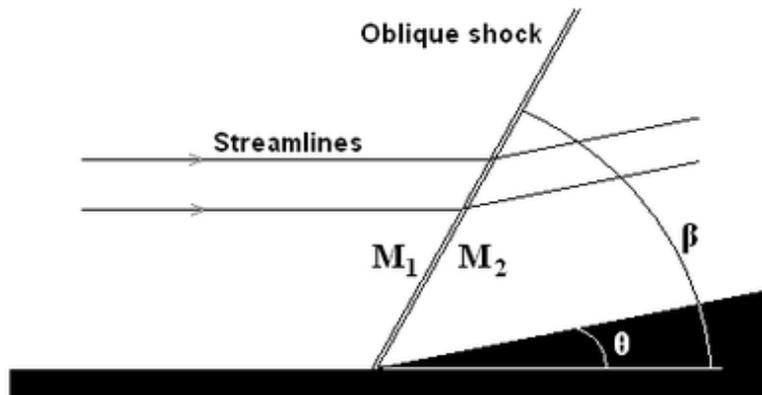


Figura 47

Mentre le equazioni che regolano il campo di moto, sono riportate in *Tabella 12*:

Rankine-Hugoniot Equations:	
Temperature	$\frac{T_2}{T_1} = \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right) \left(\frac{2\gamma}{\gamma-1} M_1^2 - 1\right)}{M_1^2 \left(\frac{2\gamma}{\gamma-1} + \frac{\gamma-1}{2}\right)}$
Static Pressure	$\frac{P_2}{P_1} = \frac{2\gamma M_1^2}{\gamma+1} - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}$
Density and Velocity	$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{v_2}{v_1} = \frac{(\gamma+1)M_1^2}{(\gamma-1)M_1^2 + 2}$

Tabella 12

Il secondo fenomeno che si verifica in condizioni supersoniche, sono invece le espansioni. È esattamente il caso duale degli urti. Infatti, sono eventi reversibili che comportano la diminuzione della pressione statica, una riduzione della temperatura e della densità dell'aria.

Si ricorda, infine, che in caso di raccordi del flusso, si viene a formare una *slipline* che consente un graduale adattamento della velocità longitudinale della corrente.

Invece, la pressione totale e la temperatura totale rimangono costanti.

Il discorso fatto per gli urti vale esattamente anche qui. Infatti, se la corrente aerodinamica non si separa, si assiste a delle espansioni a ridosso delle superfici mobili di comando. Ovviamente, se sul ventre vi sono gli urti, sul dorso dello stesso profilo vi saranno le espansioni. Per chiarire meglio il significato, si osservi la *Figura 48*:

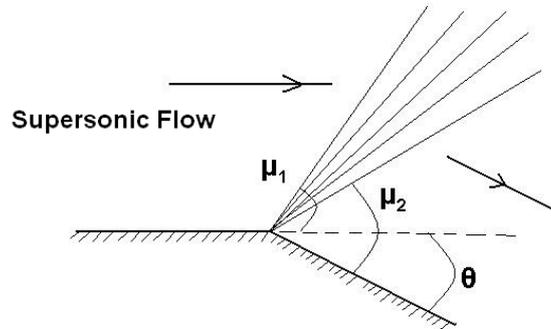


Figura 48

Le formule relative rispettivamente alla temperatura, pressione e densità sono, invece, le seguenti:

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right)^{\gamma/(\gamma-1)}$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2} \right)^{1/(\gamma-1)}$$

Infine, per mostrare un caso pratico, si osservi l'esperimento fisico riportato in condizioni supersoniche nella seguente *Figura 49*:

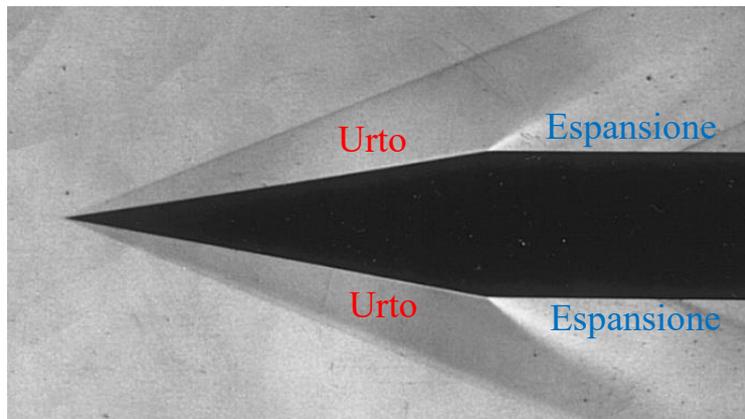


Figura 49

Sono visibili urti ed espansioni, in base alla geometria locale del corpo.

3.1.4 Condizione ipersonica

L'ultima condizione considerata, è quella ipersonica. Risulta essere anche quella caratterizzata dal flusso aerodinamico più veloce di tutte, presentando numeri di Mach:

$$M \geq 5 \quad \text{Condizione ipersonica}$$

In tale regime, la corrente risulta essere talmente veloce che le particelle scambiano una certa quantità di moto comportandosi indipendentemente tra loro. Da ciò nasce la teoria di Newton. Questa consente di calcolare i vari coefficienti di pressione, portanza e resistenza nel seguente modo:

- $C_p = 2 \sin^2 \alpha$
- $C_l = 2 \sin^2 \alpha \cos \alpha$
- $C_d = 2 \sin^3 \alpha$
- $L/D = \cot \alpha$

Ossia, è sufficiente tenere in considerazione solamente l'angolo di incidenza tra la lamina piana e la corrente, come mostrato in *Figura 50*:

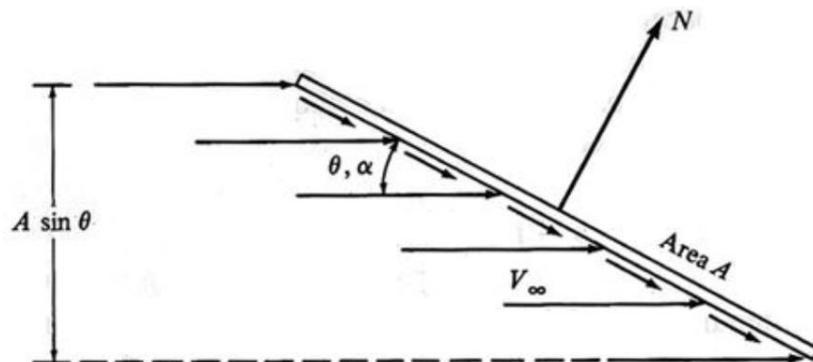


Figura 50

Questo metodo risulta decisamente semplice ed immediato. Infatti, numerosi studi sui missili e su altri velivoli ipersonici, riportano tale metodologia al loro interno.

Sono state perfezionate altre teorie che si basano su questa, ottenendo valori ancora più precisi.

Il secondo metodo per valutare dettagliatamente il campo di moto, consiste nell'applicazione delle equazioni di Navier-Stokes.

In realtà, queste equazioni sono così potenti da poter essere utilizzate nel calcolo dei regimi precedentemente studiati. Infatti, sono implementate nei più moderni ed avanzati sistemi di simulazioni fluidodinamiche C.F.D. (*Computational Fluid Dynamic*).

Tuttavia, si cerca di evitarle, dato che non hanno una soluzione in forma chiusa. Quindi sono necessari lunghi ed onerosi calcoli per descrivere il campo di moto. Inoltre, è necessario conoscere la geometria del corpo che si intende studiare.

Ovviamente i passaggi delle dimostrazioni esulano dalla trattazione, pertanto si è deciso di riportare esclusivamente la forma iniziale e quella finale.

Le ipotesi considerate si riducono alla seguente:

- Flusso continuo: numero di Knudsen inferiore all'unità. (sarà descritto successivamente)

Poiché in tali condizioni si assiste a fenomeni di scambio termico, di urti e dissociazioni dovute alle alte temperature, le equazioni di Navier Stokes devono essere considerate nella loro interezza. Pertanto, è opportuno fare una breve introduzione su queste: "In fluidodinamica le equazioni di Navier-Stokes sono un sistema di equazioni differenziali alle derivate parziali che descrivono il comportamento di un fluido dal punto di vista macroscopico [6]".

1. La prima risulta essere:

Equazione della conservazione della massa

$$\int_{cv} \frac{\partial \rho}{\partial t} dV + \sum_i (\rho_i A_i V_i)_{out} - \sum_i (\rho_i A_i V_i)_{in} = 0$$

Per dimostrare la formula, è opportuno considerare un volume di controllo infinitesimo, visibile in *Figura 51*. Questo è così piccolo che la densità è circa uniforme all'interno dell'elemento.

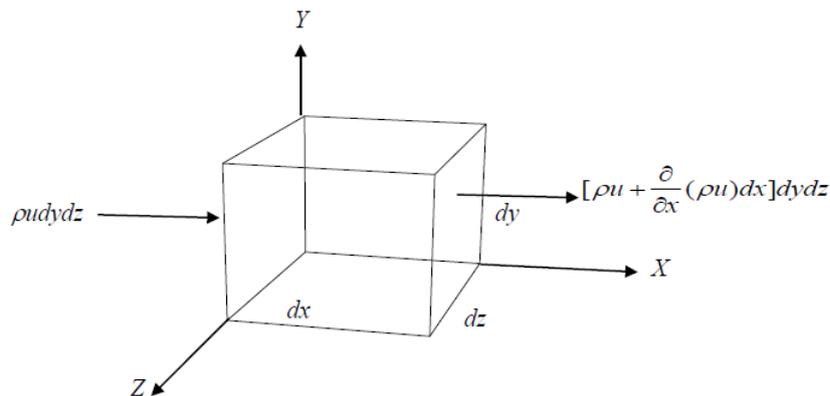


Figura 51

Per le sei facce si hanno i seguenti valori, riportati in *Tabella 13*:

Faccia	Flusso della massa	Faccia	Flusso della massa
Y-Z per l'origine	$\rho^* u^* dy^* dz$	Y-Z separato da dx	$[\rho^* u^* + \delta(\rho^* u^*)/\delta x^* dx^*] dy^* dz$
X-Z per l'origine	$\rho^* v^* dx^* dz$	X-Z separato da dy	$[\rho^* v^* + \delta(\rho^* v^*)/\delta y^* dy^*] dx^* dz$
X-Y per l'origine	$\rho^* w^* dx^* dy^*$	X-Y separato da dz	$[\rho^* w^* + \delta(\rho^* w^*)/\delta z^* dz^*] dx^* dy^*$

Tabella 13

Sostituendo nell'equazione, si arriva a quella finale:

Equazione della conservazione della massa

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) = 0$$

In altre parole, deve essere garantita la conservazione della massa: nulla si crea e nulla si distrugge.

2. La seconda, invece, riguarda la quantità di moto del fluido:

Equazione della conservazione della quantità di moto

$$\sum \vec{F} = \frac{\partial}{\partial t} \left(\int \vec{V} \rho d\forall \right) + \sum (\dot{m}_i \vec{V}_i)_{out} - \sum (\dot{m}_i \vec{V}_i)_{in}$$

Analogamente al caso precedente, per dimostrare la formula, si considera un elemento infinitesimo, riportato in *Figura 52*:

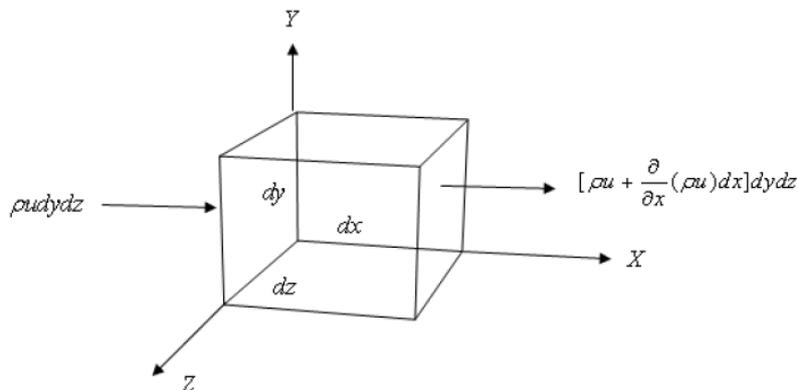


Figura 52

Considerando la seconda legge della dinamica, con i flussi riportati in *Tabella 14*:

Faccia	Flusso della massa	Faccia	Flusso della massa
Y-Z per l'origine	$\rho * u * V * dy * dz$	Y-Z separato da dx	$[\rho * u * V + \delta(\rho * u * V) / \delta x * dx] * dy * dz$
X-Z per l'origine	$\rho * v * V * dx * dz$	X-Z separato da dy	$[\rho * v * V + \delta(\rho * v * V) / \delta y * dy] * dx * dz$
X-Y per l'origine	$\rho * w * V * dx * dy$	X-Y separato da dz	$[\rho * w * V + \delta(\rho * w * V) / \delta z * dz] * dx * dy$

Tabella 14

E' possibile trovare l'equazione finale dopo una serie di passaggi:

Equazione della conservazione della quantità di moto

$$\sum \vec{F} = \frac{\partial}{\partial t} (\vec{V} \rho) dx dy dz + \sum (\dot{m}_i \vec{V}_i)_{out} - \sum (\dot{m}_i \vec{V}_i)_{in}$$

3. Infine, la terza ed ultima equazione:

Equazione della conservazione dell'energia

$$\dot{Q} - \dot{W}_v = \left[\frac{\partial}{\partial t} (\rho e) + \frac{\partial}{\partial x} (\rho u \xi) + \frac{\partial}{\partial y} (\rho v \xi) + \frac{\partial}{\partial z} (\rho w \xi) \right] dx dy dz$$

Ottenuta considerando il volume di controllo infinitesimo, visibile in *Figura 53*.

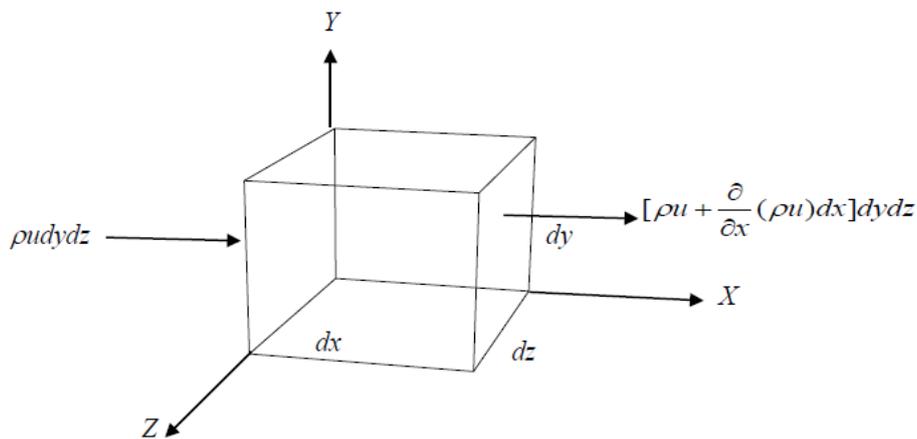


Figura 53

Le tre equazioni trovate sono di lunga e complessa esposizione. Sono state riportate semplicemente perché si era pensato di sfruttarle nella risoluzione del campo di moto nel regime ipersonico. Sono uno strumento completo, in grado di descrivere tutte le possibili condizioni in cui un aeromobile viene a trovarsi. Infatti, purché il flusso considerato sia continuo, risultano essere attualmente il mezzo più potente per i calcoli aerodinamici.

Per riassumere brevemente, i quattro regimi di volo sono:

Regime di volo	Numero di Mach
Condizione subsonica	$0 \leq M < 0,3$ (incompressibile)
	$0,3 \leq M < 0,8$ (compressibile)
Condizione transonica	$0,8 \leq M < 1,2$
Condizione supersonica	$1,2 \leq M < 5$
Condizione ipersonica	$M \geq 5$

Tabella 15

Infine, si sottolinea che le ipotesi di lavoro per la progettazione del codice di calcolo sono:

- Teoria dei gas ideali
- Fluido continuo, pertanto è necessario avere un basso numero di Knudsen.

Il primo punto, presuppone che il gas sia perfetto, o comunque che il suo comportamento sia con buona approssimazione simile a quest'ultimo. Si ricorda che con *"Un gas ideale, o gas perfetto, è un gas descritto dall'equazione di stato dei gas perfetti, e che quindi rispetta la legge di Boyle-Mariotte, la prima legge di Gay-Lussac o legge di Charles, e la seconda legge di Gay-Lussac, in tutte le condizioni di temperatura, densità e pressione. In questo modello le molecole del gas sono assunte puntiformi e non interagenti [7]"*.

Questa prima ipotesi viene applicata per valutare le condizioni ambiente del velivolo.

Ovviamente, **non può essere impiegata a ridosso della superficie mobile** di comando se vi sono forti urti che causano effetti dissociativi ed interazioni tra le molecole del fluido stesso. Tuttavia, per come è stato sviluppato il software, risulta un'ipotesi valida ed applicabile.

$$P * V = n * R * T$$

Dove i termini P, V e T rappresentano rispettivamente:

- P = pressione del gas, espressa in Pascal.
- V = volume occupato, misurato in metri cubi.
- n = è la quantità di sostanza, definita in chilomoli [Mol].
- R = costante universale dei gas.
- T = temperatura in Kelvin.

La costante universale, non va confusa con quella specifica dell'aria, espressa in Joule su chilo-Kelvin:

$$Ra = \frac{R}{MMr}$$

Quest'ultima deriva dal rapporto tra R e la massa molecolare relativa dell'aria:

Infatti:

$$R = 8314 \quad [J/(K * Mol)]$$

e

$$MMr = 29 \quad [Kg/Mol]$$

Con i seguenti passaggi, si ottiene una seconda variante dell'equazione dei gas:

$$P * V = \frac{m}{MMr} * R * T \quad \Rightarrow \quad P * \frac{V}{m} = \frac{R}{MMr} * T$$

Cui si giunge a:

$$P/\rho = Ra * T$$

Applicabile esclusivamente per l'aria. Inoltre, il gas rispecchia le proprietà di quello ideale, ossia le particelle risultano puntiformi, interagendo tra loro mediante urti elastici e senza forze di interazione. Pertanto, è possibile usare la formula citata.

Invece, “Il numero di Knudsen (Kn) è un gruppo adimensionale, utilizzato in diversi campi della chimica e della fisica, definito come il rapporto tra il cammino libero medio molecolare λ e una lunghezza caratteristica (L) del fenomeno fisico osservato [8]”.

L'equazione che lo descrive risulta essere:

$$Kn = \frac{\lambda}{L} \quad [adim]$$

È un parametro adimensionale, con:

- λ = libero cammino medio: la distanza in metri percorsa da due particelle prima di urtarsi.
- L = lunghezza caratteristica del corpo studiato, espressa in metri.

Affinché il campo di moto possa essere considerato continuo, tale valore deve essere inferiore all'unità:

- $Kn < 0,1$ rappresenta il flusso viscoso.
- $Kn > 1$ è inerente al regime molecolare.
- $0,01 < Kn < 1$ indica il regime di transizione.

Per il corretto funzionamento del Flight Control System, queste due ipotesi devono essere rispettate. Se così non fosse, conviene usufruire di un R.C.S. per far fronte agli effetti dovuti alla rarefazione dell'aria.

Inoltre, si sottolinea che se il fluido fosse discontinuo (cioè se rientrasse nel caso molecolare), non sarebbero neppure applicabili le equazioni di Navier-Stokes.

Per lo sviluppo del calcolo, si è considerata una quota massima di 84852 metri. Infatti, si assiste ad un libero cammino medio di circa un decimo di metro. Ciò è compatibile con le dimensioni dei velivoli ipersonici, garantendo un numero di Knudsen inferiore all'unità.

3.2 Procedura di calcolo

Note tutte le possibili fasi di volo, con le relative formule, è possibile passare alla fase successiva: la determinazione della condizione più vincolante. Infatti, gli attuatori del velivolo devono essere in grado di muovere le superfici mobili, rispettando i requisiti delle normative in ogni istante della missione. Ovviamente, il dimensionamento si basa sulla situazione che richiede un maggior dispendio energetico. Purtroppo, non è intuitivo come procedimento; poiché entrano in gioco contemporaneamente più variabili.

Si consideri ad esempio la fase di crociera ipersonica: le alte velocità comportano grandi dispendi energetici per la movimentazione delle superfici, compensati dal basso valore della densità atmosferica. Tuttavia, quest'ultima risulta alta al decollo e all'atterraggio che però presentano velocità decisamente inferiori. Inoltre, influiscono anche la deflessione della superficie e la velocità angolare con cui viene impostato il comando: in caso di manovre brusche, il dispendio energetico è superiore. Tuttavia, il rischio di incorrere in tali situazioni ad elevati numeri di Mach di volo deve essere ridotto il più possibile, per contenere il carico di accelerazioni sui passeggeri (che essendo civili, non sono addestrati a sopportare elevati g).

Infine, anche la grandezza della superficie mobile è di fondamentale importanza: a parità di condizioni, se la superficie aumenta è necessario uno sforzo maggiore per defletterla; viceversa se si intende ridurre l'ampiezza.

Nella realizzazione del programma, devono essere tenute in conto tutte queste variabili, per poter determinare la condizione più vincolante.

Prima di implementare le equazioni nel software, è opportuno definirle e chiarire in che modo le variabili sono collegate tra loro. L'obiettivo finale è la determinazione del power budget del Flight Control System per il dimensionamento degli attuatori. Pertanto, **ciò che deve essere valutata è la potenza necessaria alla movimentazione** di ciascuna superficie mobile. Considerando, infatti, ogni singola superficie di comando, la potenza dipenderà dalle variabili precedentemente descritte, così legate tra loro:

$$Potenza = \frac{1}{2} * \rho * S_f * V^2 * c_h * Cm_h * \omega \quad [W] = P_{nec}$$

Ricordando che:

- ρ [Kg/m^3] rappresenta la densità dell'aria nelle condizioni di volo. Essendo legata alla quota, è possibile ricavarla da essa attraverso opportune tabelle. Inoltre, si sottolinea che è quella nella condizione di monte del velivolo. Pertanto, nel caso di flusso supersonico (od ipersonico) è il valore antecedente alla compressione di possibili urti. In altre parole, non è quella che si trova sulla superficie mobile, ma quella a monte dell'intero velivolo.
- S_f [m^2] è il valore della superficie in pianta del flap di comando. Per la precisione, non è compresa tutta l'area, ma solo quella che ruota attorno all'asse di cerniera: la piccola parte che viene schermata è quindi tralasciata. Infine, è possibile ricavarne il valore attraverso una percentuale statistica, conoscendo la superficie in pianta dell'intero velivolo. Tutto ciò grazie agli aeromobili di riferimento considerati nel secondo capitolo.
- c_h [m] rappresenta il braccio della rotazione della superficie mobile. Non è altro che la distanza tra l'asse di cerniera e la forza aerodinamica agente sulla superficie stessa. Per semplicità, si assume che quest'ultima agisca nella zona centrale del flap.
- V^2 [m/s] raffigura la velocità di volo. Essendo valido il principio di reciprocità, la V può essere definita come la velocità del velivolo in aria calma; oppure la velocità della corrente aerodinamica considerando l'aeromobile fermo. Entrambi i casi sono identici. Come già sottolineato per la densità, è quella che sta a monte di possibili urti od espansioni supersoniche generate dall'interazione del corpo con il flusso.
- Cm_h [$adim$] è il coefficiente di momento di cerniera adimensionale. Sono tenute in conto sia l'incidenza di volo che l'angolo di deflessione della superficie mobile. Inoltre, è considerata anche l'efficacia dell'attuazione: via via che la deflessione aumenta, l'efficienza si riduce. E' indubbiamente il parametro più difficile da determinare.
- ω [rad/s] è l'ultima variabile descritta. Non è altro che la velocità angolare della rotazione della superficie mobile di comando attorno all'asse della relativa cerniera. Rimane una certa flessibilità nel definirla: sono suggerite alcune velocità angolari impiegate nei comandi di volo primari e secondari di aerei militari, oltre a quelle di alcuni dei velivoli ipersonici di riferimento. Pertanto, al caso può essere adattato in base alle esigenze dell'utente.

Dato che il codice ha valore universale, è di fondamentale importanza sottolineare che **le unità di misura utilizzate sono quelle del Sistema Internazionale**. Se non si tiene conto di ciò, i risultati potrebbero essere non solo imprecisi, ma anche fuorvianti. A tal proposito, si sottolinea che le deflessioni delle superfici sono prese in gradi (per poi essere incorporate nel coefficiente di momento di cerniera), mentre la velocità angolare ω è in radianti al secondo. Solamente in tal modo è possibile ottenere **la potenza espressa in Watt**. Tuttavia, non rispettare le unità di misura di anche di un singolo parametro, comporta il rischio di mancare il corretto ordine di grandezza del risultato.

In ogni caso, per evitare eventuali disguidi, nell'interfaccia del programma sono ricordate le unità di ciascun valore.

Una volta implementata la formula della potenza, che lega tutte grandezze, il codice di calcolo può ritenersi concluso. Ovviamente, la difficoltà rimane nella valutazione di ogni singolo termine, con particolare attenzione sul Cm_h (la cui trattazione è tutt'altro che intuitiva).

Il primo passaggio è quello di riscrivere la formula precedente della potenza in un'altra più semplice:

$$Potenza = M_h * \omega \quad [W]$$

Avendo raccolto i termini nel momento di cerniera M_h :

$$M_h = \frac{1}{2} * \rho * S_f * V^2 * c_h * Cm_h \quad [N * m]$$

In questo modo è più semplice valutare il power budget di ciascuna superficie, sottolineando il momento necessario alla movimentazione.

Cominciando dalla densità, questa è presa come riferimento dall'Atmosfera Standard Ideale.

Con atmosfera *standard*, si intende un'atmosfera normalizzata cui far riferimento.

Infatti, per evitare fraintendimenti e confusioni, si è deciso di istituire un'aria universale, uguale per tutti. Inoltre, con il termine *ideale* si sottolinea il fatto che è costituita da una media dei parametri di temperatura, pressione e densità in funzione dell'altezza, misurati nelle condizioni ideali.

Nel caso reale, invece, gli stessi parametri variano in funzione delle condizioni meteorologiche.

Queste grandezze oscillano in base alle differenti stagioni, posizioni geografiche, eventi climatici, ecc... Ovviamente, si è osservato che statisticamente questi valori sono abbastanza realistici. Nel caso della progettazione di un programma per l'avamprogetto preliminare, l'atmosfera internazionale risulta essere decisamente adeguata alla situazione considerata.

Infatti, le varie casistiche al di fuori della condizione di progetto, saranno analizzate successivamente con ulteriori approfondimenti.

Un esempio di criticità sono le raffiche. Una forte raffica agente sulle superfici mobili di comando rischia di forzare gli attuatori che la movimentano, raggiungendo la rottura dei componenti stessi se le perturbazioni superano i massimi carichi consentiti nel diagramma di involuppo.

Tuttavia, questo non sarà oggetto di trattazione all'interno di questo capitolo.

Grazie all'Atmosfera Standard Internazionale, è possibile legare la densità con la quota di volo attraverso il grafico riportato in *Figura 54*:

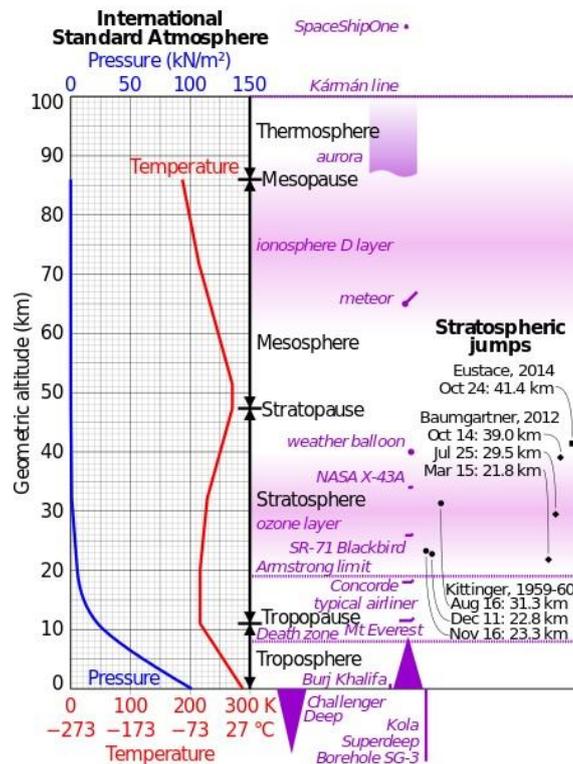


Figura 54

Infatti, l'atmosfera viene suddivisa in quattro differenti tipologie:

- la troposfera: regione compresa tra gli 0 e 11000 metri.
- la stratosfera: considerata per $11000 < h < 47000$ metri.
- la mesosfera: per un range di circa $50000 < h < 85000$ metri.
- la termosfera: per quote superiori a 90000 metri ed inferiori ai 690 chilometri.

Ovviamente, il sistema di controllo di volo che utilizza le superfici mobili di comando, si limita agli impieghi nella stratosfera. Per completezza sono state riportate anche le suddivisioni successive. Si può osservare che l'andamento della densità varia con due differenti leggi, basate sulle due condizioni in cui il velivolo viene a trovarsi: nella troposfera o nella stratosfera. Quindi, nel caso di quote di volo inferiori agli undici chilometri, è possibile applicare la seguente legge per la determinazione della densità stessa:

$$\rho = 1,226 * (1 - 0,0000226 * h)^{4,256} \quad [Kg/m^3]$$

Viceversa, oltre la troposfera, ossia per quote pari o superiori a quelle che caratterizzano la stratosfera, è indispensabile applicare un'altra formula:

$$\rho = 0,363 * e^{\frac{h-11000}{-6341,33}} \quad [Kg/m^3]$$

Entrambi i casi sono equivalenti: graficamente o analiticamente si giunge allo stesso risultato. Se l'utente non è a conoscenza della densità, è quindi possibile ricavarla dalla quota.

La pressione, analogamente a quanto visto per la densità, può essere ricavata sia per via analitica che per via grafica. Nel secondo caso, si faccia riferimento alla *Figura 54*, riportato in alto per la trattazione della densità dell'aria.

Per il caso analitico, invece, si utilizzano le seguenti due formule:

$$P = 101325 * (1 - 0,0000226 * h)^{5,256} \quad [Pa]$$

Per quote di volo inerenti alla troposfera, ossia inferiori agli 11000 metri.

Invece, per applicazioni riguardanti altezza pari o superiori la stratosfera, si ha:

$$P = 22557,74 * e^{\frac{h-11000}{-6341,33}} \quad [Pa]$$

Si intende porre maggiore attenzione, sul fatto che i valori di pressione e di densità misurati sono riferiti alle condizioni di monte. Ossia, **i parametri trovati con tali formule sono appartenenti all'aria immota, in una zona antecedente al muso del velivolo.** Le pressioni agenti sulla superficie mobile, sono nettamente diverse a causa dell'interazione dell'aeromobile stesso con la corrente aerodinamica. Come già visto all'interno dei regimi supersonici ed ipersonici, il campo di moto viene influenzato dalla generazione di urti ed espansioni.

Infine, per completare il set di variabili, è necessario calcolare la temperatura atmosferica per ciascuna altitudine.

La trattazione risulta decisamente più complessa:

Per $0 \leq h < 11000$ metri si ha:

$$T = \left(T_0 - 6,5 * \frac{h}{1000} \right) + 273,15 \quad [K]$$

Per $11000 \leq h < 20000$ metri, invece:

$$T = (-56,5 + 273,15) \quad [K]$$

Per $20000 \leq h < 32000$ metri:

$$T = \left(-56,5 + 1 * \frac{h - 20000}{1000} \right) + 273,15 \quad [K]$$

Per $32000 \leq h < 47000$ metri:

$$T = \left(-44,5 + 2,8 * \frac{h - 32000}{1000} \right) + 273,15 \quad [K]$$

Per $47000 \leq h < 51000$ metri:

$$T = (-2,5 + 273,15) \quad [K]$$

Per $51000 \leq h < 71000$ metri:

$$T = \left(-2.5 - 2.8 * \frac{h - 51000}{1000} \right) + 273.15 \text{ [K]}$$

Ed infine, per $71000 \leq h < 84852$ metri:

$$T = \left(-58.5 - 2 * \frac{h - 71000}{1000} \right) + 273.15 \text{ [K]}$$

I valori ottenuti finora, sono utili per la determinazione della velocità di volo, a partire dal numero di Mach del velivolo stesso. Letteralmente, il numero di Mach è definito come il rapporto tra la velocità della perturbazione della corrente aerodinamica rispetto alla velocità del suono all'interno del fluido stesso. Infatti, la formula seguente chiarisce meglio il suo significato:

$$M = \frac{V}{c} \text{ [adim]}$$

Esplicitando i termini si ha:

$$M = \frac{V}{\sqrt{\gamma * Ra * T}} \text{ [adim]}$$

Si ricorda che è indifferente considerare il prodotto $Ra * T$ posto a denominatore oppure il termine P/ρ dato che risultano identici dall'equazione di stato dei gas perfetti. Ricordando che:

$$\gamma = 1,4 \text{ [adim]}$$

È sottolineando che per flussi ipersonici, il valore di gamma tende ad uno. Invece, il secondo termine a denominatore:

$$Ra = 287.05 \text{ [J/(Kg*K)]}$$

Infine, con T si intende la temperatura in Kelvin.

Ovviamente, la perturbazione è quella generata dal passaggio dell'aeromobile. Per rendere utile questa definizione all'interno dell'ambito della meccanica del volo, si applica il principio di reciprocità. Infatti, grazie agli studi aerodinamici effettuati, è indifferente considerare il flusso fermo e l'aeromobile che gli vola incontro; oppure considerare l'aeromobile fermo ed il flusso che gli scorre addosso.

Grazie all'applicazione di tale teorema, con la velocità di perturbazione si intende quella assunta dal velivolo.

Combinando i parametri precedentemente ottenuti, all'interno dell'equazione inversa:

$$V = M * \sqrt{\gamma * Ra * T} \text{ [m/s]}$$

è possibile legare il numero di Mach alla velocità del veicolo.

Pertanto, per poter determinare le condizioni di volo, sono necessari almeno due parametri: la densità e la velocità del velivolo. Se queste sono ignote, grazie alle formule della quota e del numero di Mach è possibile ricondursi ai parametri desiderati.

Tutto ciò, però, non è sufficiente: mancano ancora le grandezze inerenti alla superficie ed il coefficiente di momento di cerniera, dipendente dalla deflessione della superficie mobile e dall'incidenza di volo.

Per stabilire l'area della superficie di comando, sono disponibili due metodi:

- 1) Dall'analisi statistica dei velivoli di riferimento considerati, emerge che quella della singola superficie mobile corrisponde a circa il quattro per cento di quella in pianta totale dell'intero aeromobile. (Per determinare ciò è stata fatta una media di tutti i parametri ottenuti grazie al programma ImageJ, descritto dettagliatamente nel paragrafo 3.3).
- 2) Grazie alla *Tabella 16*, estratta dal libro “*Selected Aerothermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles-Springer*” scritto da Claus Weiland, è possibile avere un affidabile ordine di grandezza delle dimensioni in gioco. Si noti che i parametri sono molto simili a quelli ottenuti con il procedimento del punto 1.

Table 6.20. Aerodynamic trim, stabilization and control surfaces of a RV-W-type vehicle (Space Shuttle Orbiter), a CAV-type vehicle (TSTO-system SÁNGER lower stage), and a typical small/medium-range passenger aircraft, and selected relative estimated plan areas, moment arms, and volumes of trim, stabilization and control surfaces. For the reference values, see Table [6.19](#).

Relative data	RV-W-type vehicle	CAV-type vehicle	Typical small/medium-range passenger aircraft
Longitudinal trim and stabilization devices:	body flap	elevators	horizontal tail plane
Plane area A/A_{ref}	0.035	0.048	0.25
x -moment arm L/L_{ref}	0.38	0.17	0.5
Volume V/V_{ref}	0.013	0.0082	0.125
Pitch control devices:	elevators	elevators	elevators
Area A/A_{ref}	0.098	0.048	0.074
x -moment arm L/L_{ref}	0.27	0.17	0.52
Volume V/V_{ref}	0.026	0.0082	0.038
Lateral stabilization devices:	single vertical tail surface	dual vertical tail surfaces	single vertical tail surface
Area A/A_{ref}	0.11	0.12	0.18
x -moment arm L/L_{ref}	0.32	0.20	0.48
Volume V/V_{ref}	0.035	0.024	0.086
Lateral control devices:	rudder	dual rudders	rudder
Area A/A_{ref}	0.021	0.021	0.055
x -moment arm L/L_{ref}	0.41	0.25	0.51
Volume V/V_{ref}	0.0086	0.0053	0.028
Roll control devices:	ailerons	ailerons	ailerons
Area A/A_{ref}	0.037	0.022	0.035
y -moment arm L/s_{ref}	0.83	0.76	0.86
Volume V/V_{ref}	0.031	0.017	0.03

Tabella 16

Anche in questo caso, per poter procedere oltre, è necessaria la conoscenza dell'area della superficie stessa o almeno di quella totale in pianta dell'intero velivolo.

Per il braccio si assume, infatti, che le forze aerodinamiche siano concentrate a circa la metà della lunghezza della superficie mobile di controllo. Pertanto, è sufficiente dividere per due tale grandezza ed ottenere il braccio c_h desiderato. Tuttavia, essendo un programma sviluppato appositamente per la fase iniziale di avamprogetto, potrebbe capitare che l'utente non conosca tale parametro.

Nella mancanza della lunghezza della superficie mobile, si può considerare l'area di quest'ultima rettangolare con il lato orizzontale pari a circa due volte quello verticale. Risulta, così, possibile la risoluzione dell'incognita c_h applicando la seguente equazione:

$$c_h = \frac{S_f}{4 * l} = \frac{\sqrt{S_f}}{2 * \sqrt{2}} [m]$$

Con l'area della superficie S_f nota (parametro già descritto precedentemente).

Inoltre, per determinare l'angolo di deflessione si faccia riferimento alla *Tabella 17*, riferita allo Space Shuttle Orbiter.

Device	Deflection angle [°]	Deflection rate [°/s]
Body flap	+22.5 to -11.7	1 to 3
Inboard elevon as elevator	+20 to -35	20
as aileron	+10 to -10	20
Outboard elevon as elevator	+20 to -35	20
as aileron	+10 to -10	20
Rudder	+27.1 to -27.1	14
Speed brake	0 to +98.6	6 to 11

Tabella 17

Da analisi di vari documenti trovati online, risultano valori simili, pertanto si è scelto di riportare il caso principale. In ogni caso, sono indicati solo dei valori massimi: non è detto che l'angolo in quella condizione abbia tale valore. Pertanto, l'utente ha la possibilità di adattare il caso più consono alla situazione opportuna.

Inoltre, nella stessa *Tabella 17* sono visibili le velocità angolari con cui attuarne la movimentazione. Per ulteriori informazioni, si consideri che statisticamente per gli aeromobili militari:

- 5-6°/sec per i comandi secondari.
- 50-60°/sec per i comandi primari.

Infine, per calcoli più precisi, è opportuno tenere conto anche dell'incidenza di volo. Infatti, tale angolo influenza il momento di cerniera. Si consideri ad esempio il regime supersonico descritto nel paragrafo 3.1.3: l'intensità dell'urto dipende anche dall'inclinazione del corpo e quindi dall'angolo di attacco del velivolo. Analogamente, gli altri regimi risentono di tali variazioni, in maniera differente per ciascun caso.

Quest'ultima grandezza, combinata con quella relativa all'angolo di deflessione, è tenuta in conto nel coefficiente di momento di cerniera Cm_h

Risulta indubbiamente il parametro più difficile da determinare, dipendendo non soltanto dall'inclinazione della superficie mobile, ma anche da quella dell'intero aeromobile, dalle condizioni di volo (quindi di densità, temperatura, pressione e velocità del flusso), dalla geometria del velivolo e della superficie mobile stessa.

Per calcolarne il valore, è necessaria la conoscenza delle leggi che regolano il moto nella condizione di volo: ecco il perché delle leggi descritte nel paragrafo 3.1. In base a ciascun caso, il coefficiente assume differenti valori. Infatti, le equazioni cambiano in base al regime considerato.

Ovviamente, per la corretta determinazione del coefficiente di momento di cerniera **sono possibili due differenti metodologie. La prima consiste nella stima statistica**, andando a considerare i velivoli di riferimento riportati nel capitolo 2. **La seconda, invece, riguarda il calcolo del coefficiente in base al regime di volo inserito dall'utente.** In questa tesi di laurea, si è scelto di implementare la prima delle due soluzioni all'interno del codice Matlab, per avere una maggiore attendibilità dei dati.

Essendo, infatti, un programma a supporto della fase preliminare per la determinazione del power budget, necessario al dimensionamento degli attuatori; è importante capire l'ordine di grandezza dei parametri in gioco. Solamente nella fase successiva, saranno ottimizzati i valori.

Con questa premessa, ha senso basarsi sui dati ricavati dai velivoli di riferimento considerati. Noti i momenti aerodinamici applicati su ciascuna superficie mobile, è possibile adimensionalizzare i parametri, ricavando il coefficiente di momento per ogni tipologia di superficie mobile in ciascun regime di volo possibile.

Grazie alla seguente formula:

$$Cm_h = \frac{M_h}{\frac{1}{2} * \rho * S_f * V^2 * c_h} \quad [adim]$$

è possibile ricavare il coefficiente adimensionalizzato. Tuttavia, è indispensabile la conoscenza degli altri parametri.

Questi sono gli stessi descritti precedentemente nel medesimo paragrafo: la formula in alto, non è altro che l'inversa di quella descritta precedentemente per il momento di cerniera. Pertanto, senza la conoscenza dell'area della superficie mobile, della velocità e della densità dell'aria nelle condizioni di volo considerate, è impossibile risalire al coefficiente di momento di cerniera.

Inoltre, è di fondamentale importanza capire in che modo effettuare l'adimensionalizzazione, applicando le corrette unità di misura ai parametri della formula e ricordando che questi possono essere riferiti a grandezze differenti in base alla tipologia di documento considerato.

Si prenda come esempio, infatti, il paper "*Aerodynamic Design Analysis of the HEXAFly-INT Hypersonic Glider*": vi sono riportate numerose ed importanti informazioni dei momenti di cerniera delle superfici mobili. Per ricavare i coefficienti Cm_h è necessario che l'area della superficie mobile, la velocità e la densità dell'aria in quelle condizioni siano note. **Si ricorda che le condizioni sono quelle di volo e non quelle locali:** la velocità e la densità sono quelle di monte, non quelle sulla superficie di comando. Inoltre, non si devono commettere errori nei calcoli, considerando le giuste unità di misura. La difficoltà risiede appunto nel determinare tali grandezze, rendendole note nel modo corretto.

In *Figura 55* è riportato un estratto del documento in questione, in cui sono visibili i momenti di cerniera degli alettoni per il modello in scala del velivolo Lapcat MR2, nelle condizioni di volo ipersoniche:

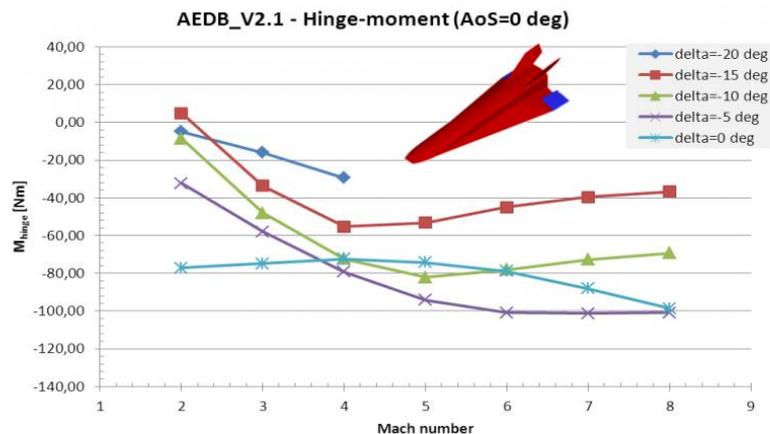


Figura 55

Come si può notare, il passaggio dal momento al coefficiente di momento, presenta alcune criticità: è indispensabile ricavare i valori della superficie considerata, della densità e velocità dell'aeromobile, per poi poter applicare l'equazione descritta nella pagina precedente.

Tuttavia, nei casi più fortunati, si è trovato direttamente il valore del coefficiente già adimensionalizzato, risparmiando tempo ed errori.

Ovviamente, **la difficoltà di tale procedura risiede nel trovare un database completo di dati attendibili**. A tale scopo, si è scelto il libro di Claus Weiland "*Aerodynamic Data of Space*", supportato da altri documenti trovati online, riportati nei Riferimenti del settimo capitolo.

Grazie a tali paper, è stato possibile ottenere un elenco completo di parametri per ciascuna fase di volo. Tuttavia, bisogna prestare ancora più attenzione che al caso precedente: la superficie considerata per adimensionalizzare il momento di cerniera potrebbe non essere quella della superficie mobile, ma quella di riferimento in pianta di tutto l'intero velivolo. Fortunatamente, non si è incorso in tale problema: i valori dei Cm_h sono, infatti, standardizzati, evitando tale rischio.

Un'utile metodologia per verificare la correttezza dei dati ottenuti con questo secondo passaggio è la seguente: fare il processo inverso, cercando di riottenere il momento di cerniera del velivolo di riferimento, a partire dal coefficiente, applicando le grandezze note.

Un esempio è riportato in *Figura 56*:

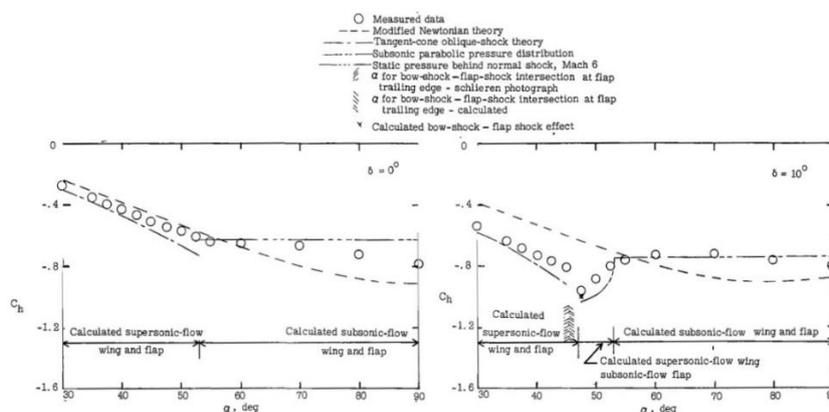


Figura 56

Nella pagina precedente sono riportati due esempi di una lamina piana con un angolo di freccia pari a 75° , esposta ad una corrente aerodinamica avente un numero di Mach pari a sei volte l'unità. È espresso il coefficiente di momento di cerniera in funzione dell'angolo di attacco per i casi di deflessione dei flap pari rispettivamente a 0° ed a 10° .
A differenza della *Figura 55* i parametri sono già adimensionalizzati, semplificando notevolmente la procedura di implementazione nel codice.

Ricapitolando i due meccanismi per stimare statisticamente il Cm_h appartenenti al **primo metodo**:

- Caso 1: nel documento di testo sono forniti i valori dei momenti di cerniera. Ciò risulta sconsigliato, poiché è necessario adimensionalizzarli e ricavare i Cm_h da poter implementare nel codice di calcolo. Per fare ciò devono essere note l'area della superficie mobile e le condizioni di volo dell'aeromobile (ossia la velocità e la densità dell'aria).
- Caso 2: sono riportati direttamente i valori dei Cm_h . Si risparmiano tempo ed errori nell'applicazione della formula. Tuttavia, è necessario assicurarsi che le adimensionalizzazioni siano state svolte nel modo corretto, in modo tale che l'utente inserendo i valori ottenga output sensati. Inoltre, le condizioni di volo sono indispensabili per poter considerare il giusto coefficiente di momento (tra quelli inseriti nel database) in ciascuna fase della missione del velivolo.

Una volta ottenuti tutti i coefficienti di momento, è stato possibile implementarli nel codice Matlab. Si ricorda che i coefficienti reali, per il particolare tipo di velivolo studiato, sono leggermente diversi da quelli utilizzati dal software. Tuttavia, non si discostano di molto: si faccia riferimento alla validazione dei dati riportata nel capitolo 5.2.

Infatti, in questa prima fase in cui si determina la fattibilità del progetto, non sono necessari calcoli approfonditi. Anzi, è necessaria una breve analisi atta a valutare un dimensionamento preliminare. Inoltre, le geometrie e le fasi di missione sono molto simili tra loro, consentendo un paragone attendibile con i velivoli di riferimento.

Premettendo che i coefficienti di momento si differenziano per piccole quantità, si è scelto di non differenziare i casi in C.A.V. rispetto a quelli R.W.-V.

La seconda metodologia, invece, prevede il calcolo esplicito del momento di cerniera, senza l'utilizzo del coefficiente adimensionale.

Infatti il momento può essere espresso attraverso la formula già nota:

$$M_h = \frac{1}{2} * \rho * S_f * V^2 * c_h * Cm_h \quad [N * m]$$

Ma può anche essere ottenuto dalla seguente equazione:

$$M_h = F_h * c_h \quad [N * m]$$

Infatti, il momento risulta essere il prodotto tra una forza ed una distanza. Mentre la distanza c_h è stata ampiamente descritta precedentemente, è necessario soffermarsi sul primo termine.

Questo è rappresentato dalla forza F_h

È una forza aerodinamica, definita come segue:

$$F_h = \frac{1}{2} * \rho * S_f * V^2 * C_p \quad [N]$$

I termini ρ , S_f e V^2 sono i medesimi trattati all'inizio del paragrafo. Infatti sono rispettivamente la densità dell'aria, l'area della superficie mobile e la velocità del velivolo con le relative unità di misura assegnate (Kg/m^3 , m^2 e m/s).

Anche la metodologia per determinarli è stata ampiamente approfondita. Ovviamente, il procedimento risulta essere valido anche in questa situazione.

La novità risiede nel coefficiente C_p :

- C_p = coefficiente di pressione adimensionale.

Già visto nel paragrafo 3.1, viene definito attraverso la relazione:

$$C_p = \frac{P - P_{00}}{\frac{1}{2} * \rho * V^2}$$

In altre parole, descrive la pressione relativa di un campo di flusso, sfruttando il rapporto tra la differenza delle pressioni statica e totale e la pressione dinamica.

Questo valore va calcolato solamente per la superficie mobile.

Una volta noto, unito alla densità dell'aria, all'area del flap ed alla velocità del velivolo, è possibile ricavare la forza. Questa, se moltiplicata per il suo braccio rispetto all'asse di cerniera della superficie mobile stessa, consente di ricavare il momento di cerniera del flap.

A questo punto, è necessario chiarire due aspetti fondamentali:

- La forza e tutte le grandezze relative alla sua determinazione sono riferite alla superficie mobile. Quindi, F_h è la forza agente solamente sul flap.
- In tal modo si aggira il coefficiente di momento di cerniera. Essendo il momento calcolato come il prodotto tra la forza ed il suo braccio.

È opportuno evidenziare che la formula della forza aerodinamica agente sull'intero velivolo e quella applicata esclusivamente sulla superficie mobile di controllo sono molto simili tra loro, presentando la medesima forma. Quello che le differenzia è il significato dei termini posti all'interno delle equazioni. Infatti, per la determinazione della forza totale è necessario inserire la superficie in pianta dell'intero aeromobile ed il valore dei C_p totali. Quest'ultima può essere scomposta rispettivamente nella portanza e nella resistenza del veicolo.

Invece, la forza che genera il momento di cerniera (ossia quella considerata nell'attuale trattazione) è caratterizzata dal valore della superficie del flap e del coefficiente di pressione ad esso relativo. Quindi, anche se sostanzialmente le formule presentano la stessa struttura, bisogna fare attenzione alle grandezze che si vanno ad inserire all'interno.

Si ricorda che la F_h trattata, coincide con la F_{flap} riportata nella *Figura 57* della pagina successiva.

Per chiarire ulteriormente il concetto, si consideri la *Figura 57*:

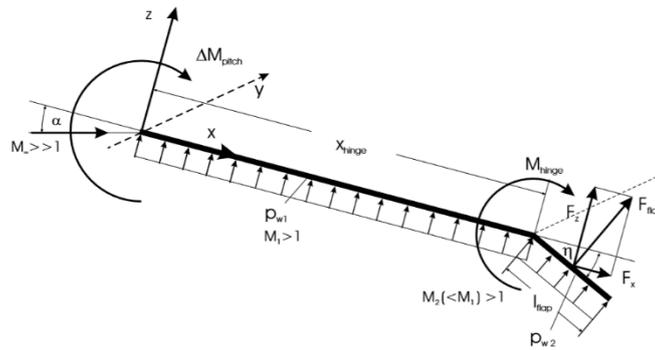


Fig. 6.47. Idealized hypersonic flight vehicle with deflected control surface, the generated flap force F_{flap} , the increment of the vehicle pitching moment ΔM_{pitch} , and the hinge moment M_{hinge} . It is assumed that a constant pressure p_{w1} acts on the lower side of the flight vehicle, whereas a constant $p_{w2} = p_{flap}$ acts on the lower side only of the deflected (η) control surface which has the dimensions length l_{flap} and width (span) w_{flap} . The lateral vehicle axis (y) is normal to the $x-z$ plane.

Figura 57

Come è possibile osservare, la F_h non è altro che la forza agente sul flap, fornita grazie al calcolo dei C_p , esclusivi di quella zona. Solamente inserendo i coefficienti di pressione relativi alla superficie mobile è possibile ricavare la forza agente su questa componente del velivolo. La risultante così trovata, se moltiplicata per la sua distanza rispetto all'asse di cerniera, consente l'ottenimento del momento di cerniera stesso.

Anche in tale circostanza, non bisogna confondere il momento di cerniera con il momento totale dell'intero velivolo. Infatti, M_h contiene all'interno della sua formula il valore dell'area del flap e del coefficiente di momento della superficie mobile stessa.

Se all'interno della stessa equazione si inseriscono la superficie in pianta totale dell'intero velivolo ed il coefficiente di momento dell'aeromobile si ottiene il momento di beccheggio del veicolo.

Ovviamente, rappresentano due grandezze completamente differenti.

Dei due, ci interessa M_h (ossia HINGE MOMENT) e non M_p (cioè PITCH MOMENT) per la realizzazione del codice). In ogni caso, è possibile distinguerli nella *Figura 57*.

Inoltre, approfondendo ulteriormente la formula usata per il c_h , si sottolinea che facendo riferimento alla *Figura 57* in alto, coincide con al metà di l_{flap} :

$$c_h = \frac{l_{flap}}{2} = \frac{\sqrt{S_f}}{2 * \sqrt{2}} \quad [m]$$

L'uguaglianza risulta vera se si assume che la superficie mobile del velivolo S_f sia rettangolare. La formula è identica a quella già esposta precedentemente.

Per ulteriori chiarimenti, si faccia riferimento al paragrafo 6.6.3 del libro "*Selected Aerothermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles-Springer*" di Claus Weiland.

Tutti i parametri sono analoghi a quelli già visti, con l'eccezione del C_p che risulta essere di maggiore difficoltà di trattazione.

Partendo dalle condizioni di volo del velivolo, è possibile determinare le proprietà dei campi di moto per ciascun regime in cui l'aeromobile si viene a trovare. Tutto ciò, grazie alle equazioni descritte nel paragrafo 3.1 precedente.

Ovviamente, è opportuno prestare molta attenzione al numero di Mach dell'aeromobile. In tal modo si vanno ad applicare le corrette formule che descrivono quel particolare flusso aerodinamico.

Grazie a queste, è possibile ricavare il coefficiente di pressione desiderato.

Per esplicitare il C_p , è quindi necessario valutare ciascun regime singolarmente.

Si prenda come primo esempio il regime subsonico:

Come è stato trattato nel paragrafo 3.1, questo regime può essere suddiviso in due differenti tipologie: il subsonico incompressibile e quello compressibile.

Partendo da quello incompressibile, che risulta anche essere quello più semplice, si può analizzare la corrente aerodinamica che investe il velivolo, utilizzando il sofisticato programma di simulazione, ossia XFLR5.

Invece di applicare manualmente ogni singola equazione per ciascun punto del profilo alare, si utilizza tale software. Pertanto, risulta molto vantaggioso per il risparmio di tempo e di errori di calcolo. Il programma, è munito di un ampio un database, con quasi tutti i profili NACA utilizzati in aviazione. Nel caso si volesse studiare una geometria innovativa, è possibile implementarla nel software fornendo le coordinate dei punti su un foglio in formato .txt.

Come descritto nella sezione precedente, è indispensabile per la valutazione del coefficiente di pressione. In *Figura 58* è riportato un esempio di profilo alare NACA 0004 con i rispettivi vettori di pressione e la risultante associata:

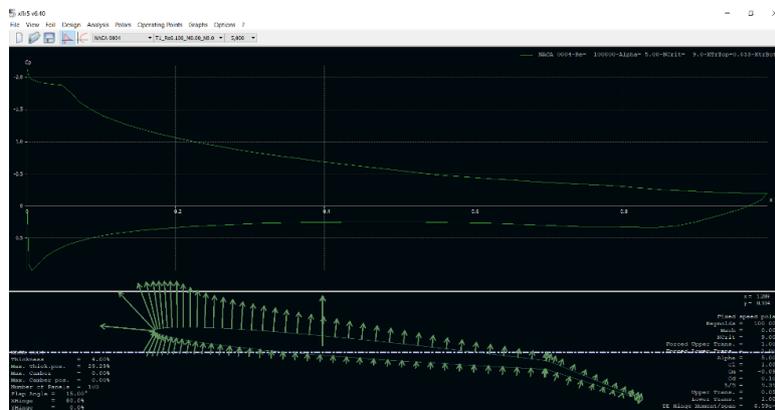


Figura 58

Vi è anche una parte che consente lo studio della dinamica dell'intero velivolo, che tuttavia verrà tralasciata in questa tesi, poiché non inerente agli argomenti discussi.

La differenza tra la *Figura 58* in alto e quella riportata nel paragrafo 3.1 inerente allo stesso programma del regime subsonico, risiede in due fattori principali:

- il profilo deve essere decisamente sottile, in modo da riprodurre con buona approssimazione il comportamento di una lamina piana.
- deve essere implementata la superficie mobile di comando.

Inoltre, sono di interesse esclusivamente i coefficienti di pressione riguardanti la superficie mobile. Quindi, non si andrà a considerare l'intero grafico del C_p , ma si prenderanno solo quei valori corrispondenti alle coordinate del flap, come riportato in *Figura 59*:

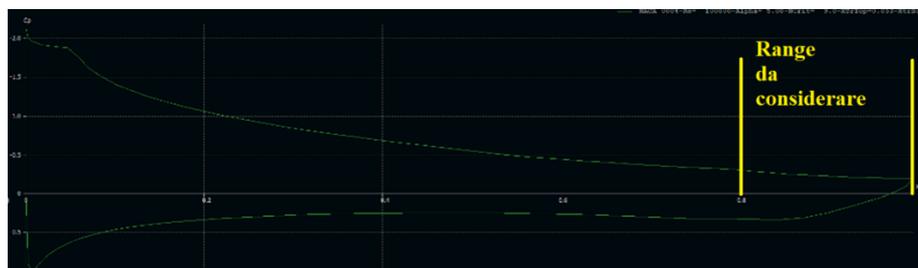


Figura 59

Ovviamente, per elaborare correttamente tutti i dati, conviene utilizzare il programma GetData Graph Digitizer ed implementare i parametri all'interno dei fogli di calcolo Excel.

Il range mostrato in *Figura 59*, è stato scelto in base alle coordinate del flap.

Dato che quest'ultimo va dal bordo di fuga verso al bordo d'attacco per un'estensione pari a circa il 20% della corda, si sono presi quei C_p caratterizzati da un'ascissa che va da 0,8 ad 1.

Il procedimento risulta identico anche per il regime subsonico compressibile.

Tuttavia, i vari coefficienti di pressione vanno corretti con l'equazione di Prandtl-Glauert già vista nel paragrafo 3.1.

Lo svantaggio principale, risiede proprio in questo passaggio. Infatti, per conoscere i coefficienti di pressione nel regime subsonico compressibile, è indispensabile calcolarli prima nel campo incompressibile. Tutta la procedura risulta alquanto onerosa

Il motivo principale per cui non si è scelta questa strada va ricercata nel fatto che vengono trascurati gli effetti tridimensionali. Infatti, XFRL5 considera solamente il profilo, ma non tiene in considerazione i vortici di estremità. Senza contare delle resistenze dovute alle interferenze tra i vari componenti: un esempio è l'effetto *downwash*. Quindi, non si conoscono le effettive velocità che investono il flap.

È importante sottolineare che si commette un certo errore. **L'errore commesso è tanto maggiore quanto più ci si avvicina alle estremità alari.** Infatti, queste zone sono caratterizzate dai vortici generati dalla differenza di pressione tra il dorso ed il ventre dell'ala. Pertanto, i programmi di calcolo utilizzati tengono conto soltanto della resistenza di pressione e di attrito, trascurando quella indotta ed i relativi effetti dovuti al *downwash*. Tutto ciò è dovuto al fatto che **le analisi effettuate su XFRL5 sono 2D.**

Si potrebbe pensare di correggere i parametri ottenuti con Xfoil. Infatti, è possibile tenere conto degli effetti tridimensionali, modificando sia il modulo della velocità che le incidenze locali del flusso aerodinamico che investe quella particolare sezione. Inoltre, è necessario considerare i vari effetti di interferenza con le altre parti del velivolo. Per esempio, il profilo alare situato a ridosso della fusoliera risente di particolari disturbi aerodinamici, dovuti alla presenza di quest'ultima.

Oppure, è influenzato da altre parti del velivolo poste precedentemente al profilo considerato.

Si consideri ad esempio le configurazioni standard degli aerei di linea: la presenza dell'ala influenza la corrente aerodinamica sui piani di coda dell'aeromobile stesso. Pertanto, la risposta al comando dell'equilibratore risulta differente rispetto ad un velivolo munito di ali a delta. Anche la presenza di canard (che causano la generazione di vortici aerodinamici) fa variare il momento di cerniera delle superfici mobili di comando.

Tuttavia, il processo risulta decisamente troppo difficoltoso, anche solo per la determinazione dell'ordine di grandezza delle potenze in gioco.

Nel complesso questi fenomeni influenzano notevolmente i valori dei coefficienti di pressione. Soprattutto nel caso di geometrie di ali a delta, tipiche per i velivoli ipersonici come già visto nel secondo paragrafo.

Inoltre, risulta abbastanza complessa l'implementazione di un simile programma all'interno di Matlab. La conseguenza risulterebbe essere l'implementazione di valori statistici riguardanti dati già abbastanza approssimativi. In tal modo si va completamente a perdere l'affidabilità dei calcoli ottenuti.

Riassumendo, non si preferisce questa strada perché:

- vengono tralasciati gli effetti 3D
- sono assenti gli effetti di interferenza tra i vari componenti del velivolo.
- risulta difficile l'implementazione all'interno del codice di calcolo Matlab.
- non si conosce il valore locale delle condizioni del flusso.

Il regime transonico, segue la stessa trattazione di quello subsonico compressibile, come già descritto all'interno del paragrafo 3.1

Per la precisione, si andrebbe a trattare il problema con l'ausilio dello stesso programma XFLR5. Tuttavia, si assiste alla separazione della corrente dovuta alla presenza della formazione di un urto sul dorso e successivamente sul ventre del profilo stesso. Pertanto, a differenza del caso subsonico si andrebbero a considerare gli effetti di separazione della corrente, dovuti alla formazione degli urti. A causa di ciò e per gli stessi problemi visti nel calcolo delle pressioni nel campo subsonico, si è deciso di non intraprendere tale strategia.

Il penultimo caso, è quello riguardante il regime di volo supersonico.

Già trattato nel paragrafo 3.1, è caratterizzato da un numero di Mach poco superiore all'unità ed inferiore a cinque. In tale condizione, si assiste alla creazione di urti ed espansioni supersoniche, dovute all'interazione del velivolo con la corrente aerodinamica. Si ricorda che per l'analisi del power budget serve conoscere il coefficiente della forza C_p agente sulla superficie mobile di controllo.

Quindi, è necessario adimensionalizzare le varie pressioni ottenute con le equazioni illustrate. Per calcolare il coefficiente di pressione, è indispensabile trovare il valore delle pressioni relative agenti sulla superficie mobile. Infatti, tenendo conto degli urti che avvengono su una delle sue due facce e delle espansioni presenti sull'altra speculare, è possibile ottenere il valore della pressione totale relativa agente sulla superficie mobile stessa.

In altre parole, se la superficie mobile viene deflessa verso il basso (cioè per angoli positivi), si genereranno urti sul ventre del profilo e delle espansioni sul dorso dello stesso profilo aerodinamico.

Facendo un bilancio tra le pressioni dovute alle espansioni sul dorso e quelle agenti sul ventre a causa dell'urto, si ottiene la pressione finale agente sulla superficie mobile.

Questa deve poi essere adimensionalizzata con la seguente formula già usata precedentemente:

$$C_p = \frac{P - P_{00}}{\frac{1}{2} * \rho * V^2} \quad [adim]$$

Come già visto per il caso subsonico e transonico, sorgono delle complicazioni.

Infatti, le equazioni descritte nel paragrafo 3.1 sono relative alle pressioni tra monte e valle del relativo urto ad espansione supersonica.

Quindi, per conoscere le condizioni successive a tali tipologie di fenomeni, è necessario conoscere il campo precedente all'avvenimento delle espansioni e degli urti.

Se si vuole determinare il campo nella zona della superficie mobile di controllo, è necessario stimare il campo che la precede.

Tuttavia, risulta alquanto difficile dato che le superfici mobili si trovano in zone decisamente arretrate del velivolo. In particolare, per gli aeromobili ipersonici, la configurazione più usata è quella degli elevoni montati su ali a delta. Pertanto, dato che le superfici mobili stesse si trovano nella coda del velivolo, per calcolarne il campo di moto è necessario partire dal muso del veicolo e procedere a ritroso fino alla coda. Tenendo ben presente ciascun urto ed espansione generata da ogni singolo componente del velivolo. Quindi, per calcolare i valori delle pressioni agenti sui flap, è necessario conoscere le pressioni che agiscono attorno a tutto l'intero aeromobile. L'applicazione delle formule risulta già complicata di suo. Infatti è necessario l'utilizzo di tabelle o di computer che supportino i calcoli iterativi. Se bisogna fare tale procedimento per tutto il velivolo, il lavoro risulta eccessivo.

Inoltre, nel codice verrebbero tenute in considerazione esclusivamente i salti di pressione, tralasciando le variazioni di temperatura. Questa risulta essere una semplificazione decisamente forte, dato che in seguito agli urti la temperatura statica cresce drasticamente, andando ad influenzare le proprietà del campo moto. **Quindi delle tre equazioni viste nel paragrafo 3.1, si andrebbe a valutare esclusivamente quella delle pressioni.**

Ma il fattore vincolante è che il codice di calcolo sviluppato viene implementato in una fase di avamprogetto. Quindi, la configurazione non è ancora stata stabilita. Oppure, sarà soggetta a variazioni importanti. Si consideri ad esempio il caso del Lapcat MR2 descritto nel secondo capitolo. Quest'ultimo è ancora in una fase di sviluppo e i progettisti non sanno ancora se inserire o meno i canard. Pertanto, si stanno portando avanti studi inerenti ad entrambe le configurazioni visibili in *Figura 60*:

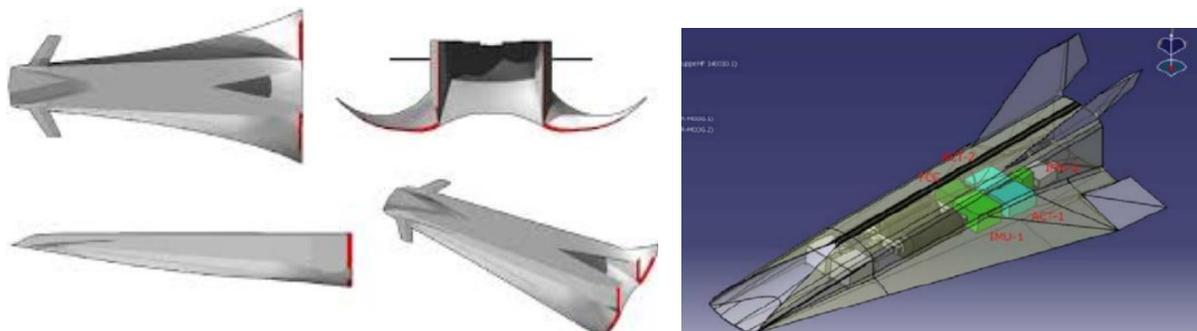


Figura 60

Osservando la zona a sinistra della *Figura 60*, si vede la configurazione munita di canard.

Viceversa, nella zona a destra è riportata quella sprovvista di tali superfici.

Nel primo caso sono presenti degli urti e delle espansioni che vanno ad influenzare il campo di moto stesso. Nel secondo, invece, bisogna applicare le formule una volta in meno. Quest'ultimo caso è riferito al modellino HEXAFLY, ma il concetto che si intende sottolineare è che per lo stesso velivolo possono presentarsi due casistiche differenti. Infatti, anche se la configurazione risulta simile, il fatto di avere un urto in più modifica il flusso aerodinamico. In base a quanto sono potenti questi urti, si assiste ad una decelerazione della corrente. Quindi, se non si conosce la geometria è possibile applicare tale metodologia. Senza contare che sono urti ed espansioni bidimensionali: sono stati tralasciati gli effetti tridimensionali. Inoltre, non sono state prese in considerazione le interazioni tra i vari urti e le riflessioni tra questi ed altri componenti del velivolo stesso.

Ricapitolando, i motivi per cui non è stato possibile seguire questo metodo sono:

1. la difficoltà computazionale per determinare le pressioni agenti sulle superfici mobili.
2. la mancanza della conoscenza di una configurazione definitiva.
3. gli errori approssimativi nell'applicare tale teoria, che tralascia le interazioni tra gli urti stessi oppure tra gli urti e i componenti fisici del velivolo ipersonico. Inoltre, non tiene conto degli effetti tridimensionali, rifacendosi esclusivamente al caso bidimensionale.

Inoltre, come già visto per i casi precedenti, si assume che il profilo sia costituito da una lamina piana. In tal modo si vanno a trascurare possibili spessori o curvature che altererebbero i risultati.

Questo discorso risulta vincolante soprattutto per i C.A.V. che volano a basse incidenze. Per i R.V.-W. avrebbe senso impiegare le equazioni per stabilire l'ordine di grandezza. Ma esistono vie più semplici ed accurate, valide per entrambi. Pertanto si è scelta la valutazione dei dati statistici.

Infine, l'ultimo regime di missione è quello ipersonico.

Come già visto nel paragrafo precedente, il regime ipersonico è caratterizzato da numeri di Mach superiori a cinque volte il valore unitario.

Sono state illustrate due teorie principali per la risoluzione del problema:

- Il metodo di Newton.
- Le equazioni di Navier-Stokes.

Prendendo in considerazione la prima teoria, questa necessita che la corrente sia ipersonica affinché possa essere applicata. Tuttavia, il flusso aerodinamico che investe la superficie mobile potrebbe non rientrare in tale regime. Ribadendo i concetti validi per il regime supersonico, si generano degli urti antecedenti alle superfici mobili.

Questi urti o espansioni alterano le condizioni del flusso. Pertanto, può capitare che anche se è un velivolo stia volando nel regime ipersonico, localmente sui suoi flap il regime può essere molto differente a causa dei forti e ripetuti urti provocati dai componenti precedenti del veicolo stesso.

In seguito agli urti, il flusso potrebbe essere stato rallentato ad un regime differente. Ciò può essere parzialmente stabilito a priori, se si hanno bassi valori di incidenza e le informazioni base sulle dimensioni e sulla geometria del velivolo.

Inoltre, è necessario stimare approssimativamente l'angolo di incidenza della superficie rispetto alla corrente aerodinamica.

La teoria di Newton risulta semplice perché richiede solamente che il flusso sia ipersonico e che siano noti gli angoli di incidenza. Anche se in questa fase preliminare non sono esprimibili, è possibile stimarli per avere un riferimento degli ordini delle grandezze in gioco.

Un secondo fattore critico, risiede nel fatto che il flap del velivolo è preceduto dall'ala stessa. Questa deflette le particelle, influenzandole.

Un'idea potrebbe essere quella di considerare il principio di sovrapposizione degli effetti, trascurando la parte dovuta al contributo dell'ala come mostrato in *Figura 61*:

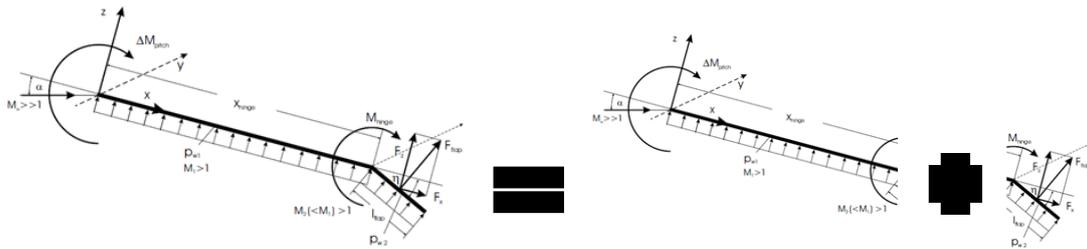


Figura 61

Infatti, anche se le particelle vengono deflesse l'impatto avviene in una zona adiacente alla cerniera, quindi la superficie mobile non risente del momento dovuto a tale fenomeno. Tale ipotesi è confermata da vari esperimenti empirici e da numerosi altri report. Uno tra questi è riportato nel documento della N.A.S.A. TN-D6657 intitolato "COMPARISON OF HINGE MOMENTS FOR A SIMPLE DELTA WING AND A DELTA-WING ORBITER CONCEPT AT MACH 6". In tale paper si confrontano i risultati ottenuti approssimando un R.V.-W. con una lamina piana. Inoltre, si mostrano i risultati ottenuti applicando la teoria di Newton. In *Figura 62* sono esposti i tre differenti casi:

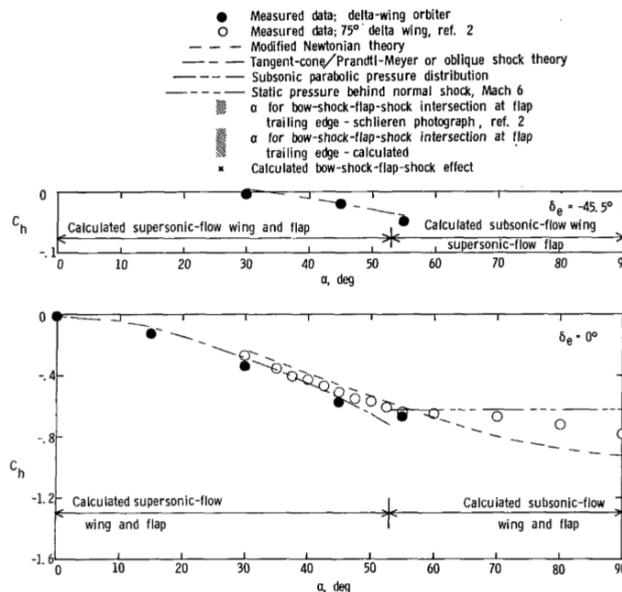


Figura 62

La figura in alto, illustra dei risultati riportati all'interno del documento precedentemente citato. Sono visibili due differenti tipologie di punti: quelli neri e quelli bianchi. I primi sono i dati sperimentali riferiti al velivolo da rientro (il delta-wing orbiter).

Invece, i secondi sono quelli ottenuti sperimentalmente ponendo una lamina piana nella galleria del vento nelle stesse condizioni del veicolo orbitale. Il regime è quello ipersonico, corrispondente ad un numero di Mach pari a sei volte l'unità. Nella zona inferiore dell'immagine, si può osservare che i punti presi sulla lamina piana approssimano con una buona accuratezza quelli del modellino del R.V-W.

Quindi, per un calcolo preliminare come nel caso in questione potrebbe essere un buon metodo quello di approssimare il velivolo ipersonico ad una lamina. Inoltre, sono riportate varie teorie, tra cui quella di Newton. Anche in questo caso, rispecchia abbastanza fedelmente l'andamento del coefficiente reale.

Tuttavia, se si guarda attentamente il grafico, si osserva che vi sono due regioni: una supersonica ed una subsonica. Ma le condizioni di Monte sono sempre le stesse, ossia quelle che riportano un numero di Mach uguale a 6.

Il rallentamento della corrente aerodinamica è dovuta alla presenza di urti causati dalle elevate incidenze dei corpi stessi.

Per capire meglio il concetto, si osservi la *Figura 63*:

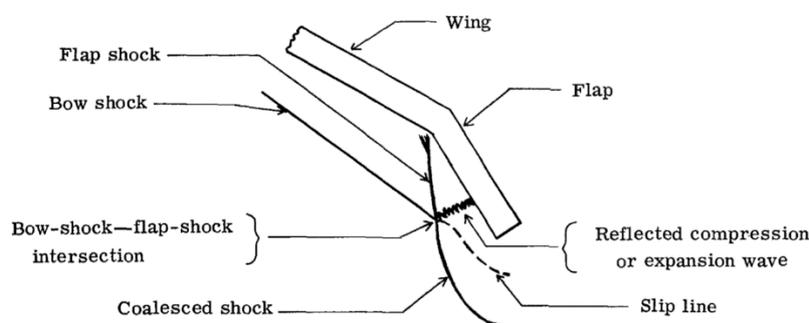


Figura 63

Il flap genera un urto che rallenta drammaticamente la velocità della corrente aerodinamica.

Quindi, si ripropone il problema già presentato nel paragrafo 3.1. Infatti, la teoria di Newton inizia a perdere di significato se applicata a regimi caratterizzati da una bassa velocità del flusso. Si può notare come la curva inizia ad allontanarsi drasticamente dai punti sperimentali.

Tutto ciò, deve essere unito al fatto che non vengono considerati gli effetti tridimensionali, portando ad un'erronea valutazione dei parametri.

In conclusione, il metodo di Newton risulta vantaggioso ed immediato, purché venga applicata con le giuste assunzioni e le giuste ipotesi. Nel programma di calcolo implementato, i valori statistici dei coefficienti sono stati affiancati ai calcoli eseguiti implementando la teoria di Newton.

Infine, si noti che è riportato il coefficiente di momento di cerniera e non quello di pressione.

La seconda metodologia, invece, riguarda l'applicazione delle equazioni di Navier-Stokes.

In realtà queste formule sono valide anche per tutti gli altri regimi considerati. Infatti, le equazioni di Eulero, discusse per la trattazione del campo subsonico, derivano da queste.

Si è deciso di trattarle solamente nel regime ipersonico, dato che sono solitamente applicate in tali condizioni.

Queste risultano essere decisamente complicate, sia per quanto riguarda l'implementazione all'interno di un codice di calcolo, che per il loro utilizzo.

Infatti, è necessario un computer avanzato per lanciare dettagliatamente ed in tempi rapidi una simulazione. Il costo computazionale dipende da quanto l'utente desidera accurata la simulazione stessa. Se l'utilizzatore del codice decidesse di prendere soltanto pochi punti, il codice riuscirebbe a girare abbastanza velocemente.

In ogni caso deve essere implementata una configurazione definitiva.

Ma essendo un semplice studio preliminare, è impossibile inserirne una. Inoltre, non avrebbe senso analizzare una geometria che poi andrebbe a cambiare.

L'ordine di grandezza può essere trovato con questo metodo. Tuttavia, l'utilizzo di un codice che le contenga al suo interno risulta decisamente oneroso e dispendioso da parte dell'utente.

Il motivo che ha impedito l'utilizzo di queste equazioni è la mancanza una configurazione.

Nel caso fosse presente una geometria di riferimento, questa dovrebbe essere realizzata su un C.A.D. e poi implementata all'interno del programma stesso.

Unendo anche il fatto che non risulterebbe un programma immediato e semplice da far girare, si è giunti alla conclusione di dover abbandonare anche questa strada di lavoro.

Infatti, il fattore importante che non può essere tralasciato nello sviluppo di tale software è il fatto che deve essere di semplice utilizzo e funzionare su qualsiasi tipologia di pc.

Si ricorda che le equazioni di Navier-Stokes non sono lineari e presentano quasi mai una soluzione analitica, necessitando il ricorso a metodi numerici.

Con tutte queste problematiche esposte fino ad ora, conviene utilizzare il primo approccio visto.

Ossia, quello che si basa sull'analisi di dati statistici, invece che sui calcoli computazionali.

Infatti, si osserva che statisticamente il coefficiente di momento di cerniera si comporta in maniera simile per la maggior parte dei velivoli ipersonici.

La soluzione risiede nell'implementare il Cm_h nella memoria del codice stesso.

In tal modo l'utilizzatore, inserendo esclusivamente i dati di:

- densità dell'aria, o della quota di volo in mancanza di quest'ultima.
- velocità di crociera, o del numero di Mach.
- incidenza di volo, con i vari suggerimenti.
- area in pianta totale del velivolo, o della superficie mobile stessa.
- angolo di deflessione della superficie.
- velocità angolare della superficie.
- tempo della durata di ciascuna fase della missione.
- superfici mobili attive in ciascun istante della missione.

Ricavando in output i seguenti valori:

- momento di cerniera della superficie mobile.
- coefficiente di momento di cerniera, calcolato in base ai regimi inseriti.
- potenza necessaria alla movimentazione di ciascuna superficie o di più contemporanee.
- potenza richiesta per ogni fase di missione.
- potenza massima vincolante, ossia quella appartenente alla condizione più dispendiosa.

In ogni caso, è stata realizzata un'interfaccia supplementare che consenta all'utilizzatore del codice di inserire manualmente il Cm_h nel caso lo desiderasse.

Quindi, la metodologia seguita per calcolare le potenze con cui stimare il Flight Control Sistem si basa sui dati statistici.

Con una leggera eccezione per il regime ipersonico, in cui i dati statistici vengono affiancati da quelli calcolati con la teoria di Newton.

Infine, come ultima analisi, è necessario porre l'attenzione sugli output ottenuti.

I parametri effettivamente necessari al dimensionamento finale del Flight Control System sono i momenti di cerniera e le potenze di attuazione, già trattate nella parte iniziale dello stesso paragrafo. Infatti, per un progetto preliminare, è necessario dimensionare gli attuatori ed il sistema di impianto idraulico od elettrico in base alle potenze in gioco. Per determinare i valori dei Watt necessari alla movimentazione delle superfici mobili di comando, si è applicata l'equazione:

$$Potenza = \frac{1}{2} * \rho * S_f * V^2 * C m_h * \omega \quad [W] = P_{nec}$$

Tuttavia, fa riferimento alla potenza calcolata in base alle forze aerodinamiche agenti sulla superficie mobile. Rappresenta cioè la potenza necessaria alla movimentazione del flap. Tuttavia, si ricorda che non è l'unica e ve ne sono due particolari tipi in totale:

- potenza necessaria: espressa in Watt
- potenza disponibile: misurata anch'essa in Watt

Come deducibile dal nome stesso, la prima rappresenta la potenza richiesta per la deflessione delle superfici mobili, che è appunto la potenza necessaria. Invece, la seconda risulta essere la potenza sfruttabile dal sistema di controllo di volo. Pertanto, è una **potenza disponibile** al F.C.S. per la movimentazione delle superfici. Quest'ultima **viene anche chiamata potenza di attuazione**, dato che rappresenta quel valore disponibile per gli attuatori del Flight Control System.

$$Potenza di attuazione = \frac{2}{3} * M_0 * \frac{\omega}{\sqrt{3}} * \frac{1}{\eta} \quad [W] = P_{av}$$

In altre parole, la differenza sostanziale tra queste due potenze, risiede all'interno delle assunzioni fatte. Infatti, entrambe sono espresse in Watt e sono il risultato del prodotto del momento per la velocità angolare. Tuttavia, nella potenza disponibile compaiono tre coefficienti (oltre al momento ed alla velocità angolare) assenti in quella necessaria descritta all'inizio dello stesso capitolo. Questi valori tengono in conto delle necessità del motore e dell'impianto del sistema di controllo stesso.

- $2/3$ sono inerenti ad un margine di sicurezza applicato al motore, per evitare che questo raggiunga le condizioni di stallo, ossia le prestazioni massime. Infatti, ciascun motore viene progettato per funzionare all'interno di un certo range. Quindi per evitare di forzare il componente, si cerca di non raggiungere mai le condizioni più critiche. Da ciò nasce la necessità di sfruttare soltanto i due terzi del momento massimo generabile (o della forza per i motori lineari). Gli attuatori non sono oggetto di questa trattazione, tuttavia si sottolinea che per il software implementato, sono stati considerati esclusivamente quelli rotativi. Il codice è applicabile anche per quelli lineari, Tuttavia l'utente deve conoscere i bracci e le distanze per poter convertire la forza dell'attuatore stesso nel momento associato.

- $1/\sqrt{3}$ è riferito alla velocità angolare. Come già visto per il momento di stallo, ossia quel massimo momento generato dall'attuatore, anche la rotazione presenta alcune criticità. Si introduce questo coefficiente per evitare di forzare eccessivamente il componente con le forze inerziali, sollecitando anche i cuscinetti. Con tale accorgimento, si va a ridurre il numero degli interventi manutentivi. Ponendo un certo margine, si garantisce il corretto funzionamento dell'attuatore in qualsiasi possibile evenienza.
- $1/\eta$ rappresenta il valore inverso del rendimento dei motori. Statisticamente si è osservato che il quest'ultimo si attesta attorno a circa 0,8. Ovviamente, tale parametro è stato preso considerando le tecnologie attuali. In un prossimo futuro, con lo sviluppo di nuove tecnologie, sarà possibile ottenere prestazioni più elevate, aumentando quindi il loro rendimento.

In *Figura 64* sono visibili alcuni grafici, atti a chiarire meglio il concetto:

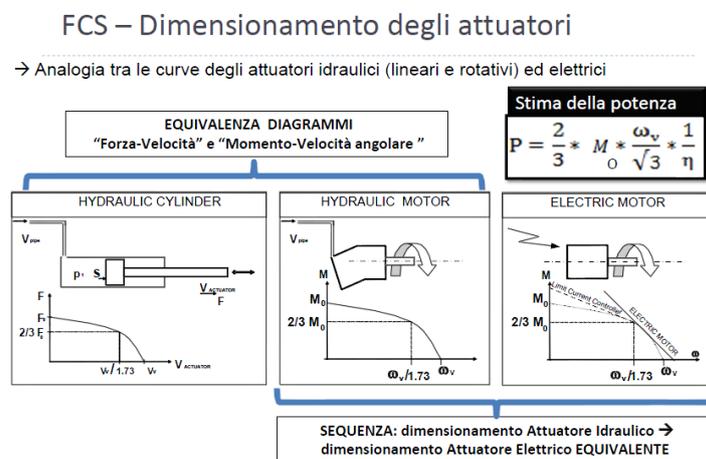


Figura 64

Infine, è necessario sottolineare il fatto che il momento di stallo implementato all'interno della formula della potenza di attuazione, tiene conto di un fattore di sicurezza pari a 2. Infatti, sempre per aumentare la sicurezza del sistema stesso, si è scelto di implementare un momento di cerniera due volte maggiore di quello reale:

$$M_h = M_0 * 2 \quad [N * m]$$

In altre parole, il momento di cerniera reale e necessario alla movimentazione della superficie M_h è due volte quello implementato nella formula della potenza disponibile M_0 . In tal modo, si tiene in considerazione un margine di sicurezza all'interno dei calcoli stessi che risulta utile nel dimensionamento preliminare dell'intero sistema di controllo di volo.

È importante sottolinearlo, dato che essendo un avamprogetto, sono importanti gli ordini di grandezza. Tuttavia, va specificata tale ipotesi, in modo tale da evitare di implementare un F.C.S. due volte più grande di quello realmente necessario. In ogni caso, l'utente ha il paragone tra la potenza realmente necessaria e quella disponibile che tiene conto delle ridondanze. Infatti, si ricorda che se la potenza disponibile fornita dall'attuatore del F.C.S. risultasse inferiore a quella necessaria, allora non si riuscirebbe a muovere la superficie stessa.

Riassumendo, la potenza necessaria alla movimentazione deve essere confrontata con quella disponibile del sistema di controllo di volo, assicurandosi che la seconda sia maggiore della prima.

Quindi, si deve assicurare che il sistema di controllo di volo abbia una potenza disponibile sempre maggiore o uguale alla potenza necessaria.

Pertanto, sono entrambe indispensabili per garantire un corretto sviluppo preliminare del sistema di controllo di volo.

Questo per garantire al pilota un corretto controllo dell'assetto del velivolo in ogni istante di ciascuna fase di missione.

$$\text{Potenza disponibile} \geq \text{Potenza necessaria}$$

Se così non fosse, ossia se la potenza necessaria fosse maggiore a quella disponibile, gli attuatori non riuscirebbero a deflettere le superfici mobili. Infatti, questi cercherebbero di muovere le superfici stesse, ma non avrebbero abbastanza potenza per farlo.

La potenza massima richiesta, sarà quella vincolante. Infatti, dovendo il F.C.S. funzionare in qualsiasi condizione, deve far fronte anche alle richieste energetiche più alte.

Quindi un valore decisamente importante da inserire all'interno del codice di calcolo e la potenza massima:

$$\text{Maximum Power Value} = \text{Potenza massima [W]}$$

Pertanto, l'utente del codice deve andare a dimensionare gli attuatori tenendo presente la condizione più critica, ossia quella vincolata dal *Maximum Power Value*.

Successivamente, ossia all'interno del quarto capitolo, verrà illustrato tale valore all'interno dell'interfaccia *FCS_power_budget*. Il sistema di controllo di volo non deve assolutamente lasciare scoperte nessuna delle fasi di missione, soddisfacendo qualsiasi possibile richiesta di potenza.

Tuttavia, essendo un software di avamprogetto, non sono tenute in conto situazioni estreme, quali raffiche, turbolenze o comunque quelle condizioni al di fuori del diagramma di manovra. Tuttavia, in studi più dettagliati non trattati all'interno di questi capitoli, saranno oggetto di approfonditi studi per la realizzazione di aeromobili sicuri e certificati per l'aviazione civile.

3.3 Ottenimento dei dati statistici

Giunti alla conoscenza di quali parametri statistici è necessario implementare nel database del codice di calcolo, è possibile spiegare il modo in cui sono stati ottenuti.

Infatti, grazie alle informazioni prese dai velivoli di riferimento descritti dettagliatamente nel secondo capitolo, è possibile ricavare informazioni sulle dimensioni (tra cui la più importante risulta essere l'area) e sulle prestazioni dei veicoli ipersonici.

In questo paragrafo, sono descritti i due principali programmi per l'estrazione delle informazioni riguardanti le aree e gli andamenti dei coefficienti aerodinamici.

Infatti, sia l'area totale in pianta che quella di ciascuna superficie mobile di controllo, sono state misurate con l'ausilio del software Image J. Invece, i parametri prestazionali (come l'efficienza dell'intero aeromobile, i coefficienti di portanza, di resistenza e di momento del velivolo e gli opportuni coefficienti di cerniera) sono stati ricavati con l'aiuto del programma GetData Graph Digitizer.

Tuttavia, oltre a questi due programmi più importanti, ve ne sono altri due di minor rilevanza, ma di grande praticità. Pertanto, anche se sono di uso comune ed è possibile sostituirli facilmente con altri simili, sono riportati degli accenni sul loro utilizzo.

Sono stati anch'essi impiegati nella realizzazione del codice: anche se in maniera marginale, hanno comunque avuto un ruolo adeguatamente ricoperto.

Questi sono: Microsoft Excel e Paint.

Il primo è caratterizzato dalla possibilità di creare uno o più fogli di calcolo. Pertanto, risulta di rilevante importanza il suo impiego nell'importazione ed elaborazione dei dati.

Infatti, *“Microsoft Excel è un programma prodotto da Microsoft, dedicato alla produzione ed alla gestione di fogli elettronici. È parte della suite di software di produttività personale Microsoft Office, ed è disponibile per i sistemi operativi Windows e Macintosh. È il programma per la produzione e gestione di fogli elettronici più utilizzato. [9]”*. Per la suddetta ragione, è stato deciso di farne uso. Per la precisione, si è scelta la versione del 2016.

Esistono programmi gratuiti simili (si prenda come esempio Open Office Calc), che però risultano essere meno adeguati e presentano alcune incompatibilità nei formati utilizzati.

Excel ha una rilevante importanza sia nell'implementazione dei parametri nel software Matlab, che nella fase di progettazione del codice stesso. Infatti, nella prima fase di lavoro, è stato necessario raccogliere tutti i dati statistici dei velivoli di riferimento considerati.

Questi sono stati successivamente rielaborati, in modo tale da trovare un andamento medio. Inoltre, risulta particolarmente utile nel salvataggio dei valori in output del codice, disponibili per l'utente. Infine, basti pensare alla digitalizzazione in Matlab dei grafici presenti sui documenti in PDF inerenti i parametri dei velivoli di riferimento trattati nel capitolo 2.

Data la sua compatibilità con gli altri programmi, è stato abbastanza intuitivo poter importare i valori da Image J e GetData Digitalizer.

Ricapitolando, il programma Excel è utile per:

- La fase di sviluppo del programma: analisi statistica, elaborazione dei dati e dei grafici.
- Il salvataggio degli output: comunicando con Matlab, consente l'esportazione dei valori.

Pertanto, per poter lanciare correttamente il codice di calcolo, è indispensabile che il pc sia dotato di Microsoft Excel.

È possibile riempire ciascuna casella della griglia con numeri, lettere o frasi. Inoltre, si possono inserire equazioni matematiche e relazioni tra le celle stesse. I comandi principali sono racchiusi sotto le voci *“Home”* ed *“Inserisci”*, grazie a cui è possibile effettuare numerose operazioni. Il primo pulsante, infatti, consente di scegliere il carattere, definendone lo stile ed il formato. Il secondo, invece, permette la creazione di grafici e tabelle. Infine, andando sul pulsante *“File”*, è possibile aprire altri documenti (importandone i dati) e salvare il foglio su cui si sta lavorando (in vari formati, oltre a quello .xlsx standard).

Queste sono le più comuni e solitamente usate, anche per ordinari calcoli o realizzazioni di semplici tabelle. Tuttavia, ve ne sono altre, meno note ed adatte ad usi più specifici. Un esempio sono le MACRO, che tuttavia esulano dalla trattazione. Infine, si evidenzia la possibilità di poter estendere una proprietà (equazioni, caratteri, ecc...) anche alle caselle adiacenti. Ossia, di automatizzare il procedimento, invece che applicare il calcolo per ogni singola cella alla volta. Risparmiando, in tal modo, una grande quantità di tempo e di eventuali errori.

Il secondo programma trattato, invece, consente la modificazione delle foto o delle schermate acquisite dal computer ed il loro salvataggio nel formato desiderato.

Infatti, grazie a Paint, è stato possibile rendere compatibili le immagini interessate con programmi quali Matlab e GetData Digitalizer. Non solo, ma anche adattarle alle varie esigenze: tagliando parti superflue o aggiungendovi nuovi dettagli. Infatti, è possibile effettuare uno screen della schermata da voler catturare, attraverso il tasto “Stamp” del computer, per poi incollarla su un foglio bianco del programma. I comandi più utilizzati sono:

- Incolla: incolla il contenuto degli appunti.
- Seleziona: seleziona una parte dell’immagine.
- Strumenti: sono gli strumenti di lavoro.
- Forme: rappresentano le forme geometriche disponibili.
- Colori: contiene una tabella con i colori editabili.

In tale maniera, sono stati estrapolati i dati da un documento PDF e resi assimilabili per il software Matlab. Inoltre, Paint ha consentito la realizzazione della maggior parte delle immagini riportate in questa tesi.

Tuttavia, non è l’unico programma gratuito disponibile: esiste anche lo “Strumento di cattura”. Quest’ultimo è solitamente già fornito nei programmi pre-installati del computer (analogamente al primo, se si tratta di un sistema operativo Windows). Sono entrambi molto simili, ma il secondo presenta alcune limitazioni grafiche.

Dato il semplice e quotidiano utilizzo di Excel e di Paint, si è preferito non dedicarvi un intero paragrafo. Tuttavia, per completezza descrittiva, ne sono stati esposti i comandi principali.

Passando ora ai programmi meno comuni ed intuitivi si hanno: Image J e GetData Graph Digitizer, utili a questa prima analisi.

3.3.1 Image J

Image J nasce dall’esigenza di misurare aree, lunghezze ed angoli, su immagini in formato digitale.

“ImageJ è un programma informatico di elaborazione digitale delle immagini, rilasciato nel pubblico dominio, basato su Sun-Java; sviluppato dal National Institutes of Health degli Stati Uniti [10]”.

Risulta di vitale importanza, soprattutto nella prima fase dello sviluppo del codice Matlab. In particolare, è di supporto allo studio ed all’analisi dei dati statistici. Il compito principale è quello di rendere automatica l’assimilazione dei dati geometrici dei velivoli di riferimento trattati nel capitolo 2, importando in maniera meccanica tutti i parametri su un foglio di calcolo (Excel in tal caso). Infatti, nelle immagini in scala degli aeromobili descritti, mancano alcune informazioni inerenti alle grandezze delle superfici mobili di controllo. Dato che il software è sviluppato per il dimensionamento preliminare del Flight Control System, risultano indispensabili. Tuttavia, per stimare i rapporti percentuali tra le dimensioni dell’intero velivolo e quelle delle superfici di comando, è opportuno effettuare una misurazione. Per riuscire a compiere tale operazione, si può procedere a mano (appoggiando un righello sullo schermo del computer) o con il software Image J.

Ovviamente, la strada da scegliere è la seconda, sia per ridurre le tempistiche, che gli errori di calcolo. Infatti, si pensi ad esempio alla misurazione dell'aerea in pianta dello Space Shuttle a mano: non solo non si riuscirebbe a seguire in maniera precisa il contorno della figura, ma si allungherebbe di molto il procedimento, andando a calcolare la superficie come semi-prodotto tra la base e l'altezza del triangolo con cui si va ad approssimarne la forma. Si potrebbe scomporre la geometria in parti più piccole, ma eseguire tale operazione per tutte le componenti dei quindici velivoli di riferimento trattati risulterebbe un lavoro improponibile.

Ovviamente, l'utilizzo del programma Image J, rappresenta la scelta più professionale: precisa, affetta da errori trascurabili e caratterizzata da un'ottima tempistica per l'ottenimento e l'importazione dei dati. Per l'utilizzo del suddetto programma, è necessaria un'immagine in formato Jpeg, che riporti la vista laterale (per la misurazione degli impennaggi verticali) o dall'alto del velivolo (per la trattazione di quelli orizzontali). Grazie al programma Paint, descritto precedentemente, è possibile ottenere i formati desiderati.

Infatti, *"ImageJ può visualizzare, editare, analizzare, processare, salvare, e stampare immagini a livelli di grigio (8 bit, 16 bit e 32 bit) ed a colori (8 bit e 24 bit). Può leggere molti formati di immagine inclusi TIFF, PNG, GIF, JPEG, BMP, DICOM, FITS, così come anche alcuni formati raw [10]"*. Pertanto, è opportuno utilizzare un secondo programma che converta le immagini, qualora il formato non sia tra quelli riportati.

Una volta catturata l'immagine e resa assimilabile per il suddetto programma, si procede alla misurazione vera e propria.

Il primo aspetto valutato è quello che rapporta l'area della singola superficie, rispetto a quella totale in pianta del velivolo. In secondo luogo, è stata analizzata la sua geometria, per la precisione la lunghezza e la larghezza. Infine, la distanza sia rispetto al centro di gravità che da quello di simmetria dell'aeromobile stesso, rispettivamente per valutare l'efficacia del comando in beccheggio ed in rollio.

Per capire il funzionamento del programma, si prenda in considerazione l'esempio della vista dall'alto dello Space Shuttle Orbiter, riportata in *Figura 65*

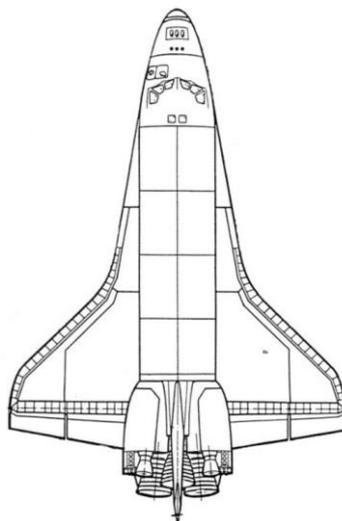


Figura 65

Si osserva che la *Figura 65* è un semplice disegno, tuttavia sarebbe stato possibile utilizzare anche una fotografia reale del velivolo.

Nel caso di una foto, bisogna assicurarsi che sia perfettamente allineata con il piano, per evitare errori di parallasse. Inoltre, nel caso di immagini, è necessario verificare che il disegno sia in scala.

Il primo passaggio è quello di aprire il programma Image J. Successivamente, si importa la foto grazie al pulsante “Open”.

In seguito, si apre il percorso di file in cui è possibile scegliere l’immagine desiderata. Una volta a disposizione, è necessario stabilire la scala dell’immagine. **Per impostare il programma, è necessario conoscere una lunghezza.**

Infatti, Image J non fa altro che contare i pixel della figura ed associarvi una grandezza attraverso una semplice proporzione. Pertanto, per la taratura delle dimensioni, si seleziona una lunghezza prestabilita sull’immagine, grazie al comando “Straight” (il simbolo con il segmento inclinato), si traccia il segmento desiderato sulla figura interessata ed infine si seleziona la lunghezza del tratto con le misure reali.

Tutto ciò è riportato in *Figura 66*:

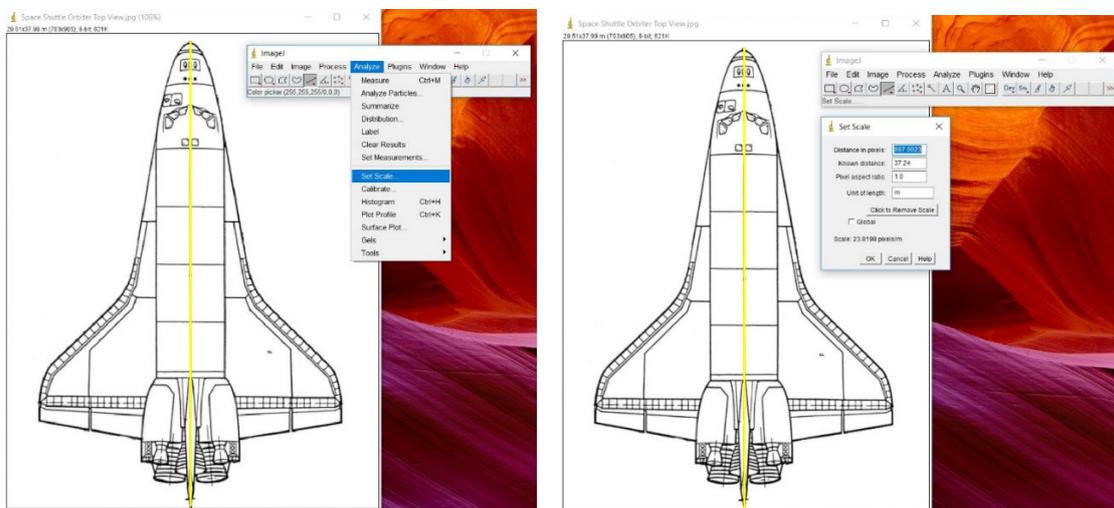


Figura 66

Come si può notare dalla *Figura 66*, il tratto giallino situato nella zona centrale dello Space Shuttle è il segmento di lunghezza nota, tracciato con il comando “Straight”. Una volta creato, per impostare la scala, si clicca sul tasto “Analyze”. Una e poi sull’opzione “Set Scale”. Una volta eseguite tali operazioni, si apre una tabella in cui bisogna immettere due valori: la distanza e l’unità di misura, casella “Known distance” e “Unit of length” rispettivamente.

Nell’esempio trattato, la lunghezza dello Space Shuttle Orbiter è di oltre i 37 metri, pertanto sarà inserito tale valore nella tabella. La scala sarà calcolata automaticamente dal programma. È anche stata svolta una verifica: misurando l’apertura alare del velivolo riportato in *Figura 66*, sono stati trovati circa 24, metri che rappresentano quelli reali del vero R.V.-W. Verificata l’attendibilità dei valori, si procede ai calcoli successivi.

Il prossimo step, consiste nella misurazione della lunghezza, della larghezza e della superficie in pianta di ciascuna superficie mobile di controllo.

Inoltre, è stata considerata anche l’area totale del velivolo, per poterla rapportare in percentuale con quella delle superfici di comando.

Per la misura delle lunghezze, si è seguito un procedimento analogo a quello già descritto per la definizione della scala del modello: andando a selezionare la casella “Straight” (rappresentativa del segmento inclinato) ed evidenziando il tratto desiderato.

Una volta fatto ciò, è stato possibile ottenere la grandezza, si cliccando sul tasto “Analyze”.

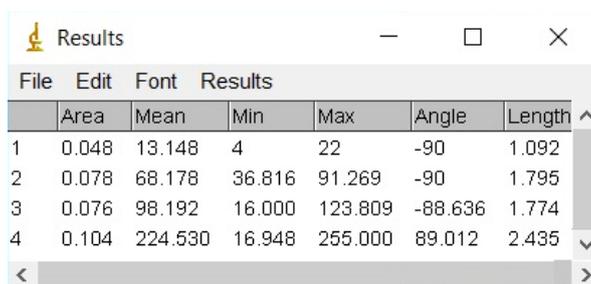
Tuttavia, a differenza della situazione precedente, non si va a scegliere il comando “*Set Scale*”, ma quello “*Measure*”. La misura desiderata sarà leggibile nella tabella “*Results*”, che si apre in seguito all’esecuzione del comando.

Dall’esempio scelto si deduce che la misura della lunghezza esterna dell’alettone sinistro è di 1,092 metri.

Ovviamente, essendo stato considerato un segmento, la lunghezza è leggibile nell’ultima colonna della tabella, ossia sotto la voce “*Length*”. La zona “*Area*”, non è perfettamente nulla, dato che un segmento reale ha uno spessore infinitesimo ($0,048\text{ m}^2$ per la precisione), ma è sufficiente trascurarla assieme alle altre colonne.

Il risultato sarebbe stato identico o addirittura meno preciso, nel caso di una scalatura a mano: misurando col righello e calcolando manualmente.

Ripetendo l’operazione per tutti gli altri segmenti, si ottiene una fitta tabella “*Results*”, come quella in *Figura 67*:



	Area	Mean	Min	Max	Angle	Length
1	0.048	13.148	4	22	-90	1.092
2	0.078	68.178	36.816	91.269	-90	1.795
3	0.076	98.192	16.000	123.809	-88.636	1.774
4	0.104	224.530	16.948	255.000	89.012	2.435

Figura 67

Le grandezze sono riferite alle lunghezze delle due superfici di comando sinistre: all’alettone ed al body-flap (quelle destre sono state tralasciate, dato che il velivolo è longitudinalmente simmetrico). Facendo una stima dei valori medi e rapportandoli con la lunghezza dell’intero Space Shuttle Orbiter, è stato possibile ricavare una percentuale dei parametri. Ripetendo l’operazione per tutti i velivoli di riferimento descritti nel capitolo 2, si è ottenuto un andamento statistico.

Inoltre, i calcoli sono stati eseguiti una seconda volta, per la determinazione delle aree delle superfici mobili di controllo.

Tuttavia, per evidenziare l’area che si desidera misurare, è necessario ricorrere al comando “*Polygon selections*”, invece che a quello “*Straight*” già precedentemente trattato. Sono anche disponibili le funzioni comando “*Rectangular*” e “*Oval*”.

Anche se in realtà si preferisce la prima, poiché consente la generazione di varie geometrie sfruttando una linea spezzata chiusa.

In tal modo, infatti, è possibile seguire con una buona precisione i contorni interessati. Una volta evidenziata la superficie, è possibile misurarla utilizzando i passaggi presentati per la determinazione della lunghezza dei segmenti: cliccando sul tasto “*Analyze*” e poi su quello “*Measure*”. Questa volta, però, la tabella “*Results*” presenta un valore nullo sotto la colonna “*Length*”, mentre sotto quella denominata “*Area*”, è presente il valore della superficie selezionata. Se non vi erano state fatte misure precedenti, la colonna “*Length*” non comparirà neppure.

Un esempio è visibile in *Figura 68*, sempre riferito allo stesso velivolo:

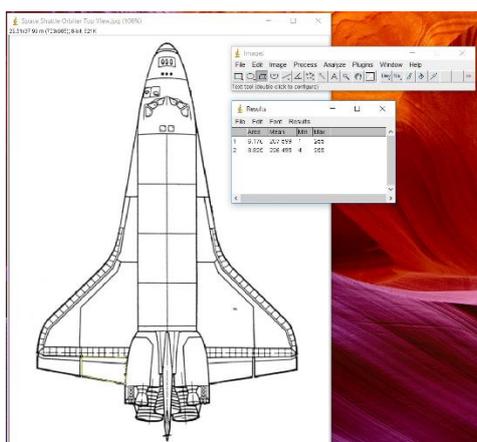


Figura 68

Le due aeree riportate in *Figura 68*, sono inerenti all'elevone sinistro esterno ed interno: rispettivamente quella in alto per il primo e quella in basso per il secondo. Tenendo conto della simmetria longitudinale, si è risparmiato il doppio del lavoro, evitando di ripetere i calcoli per le superfici speculari. Il procedimento svolto, risulta il più efficace. Infatti, si sarebbero potute considerare le lunghezze e le larghezze precedentemente misurate e moltiplicarle per ottenere le aree, evitando ulteriori misurazioni. Tuttavia, si sarebbero commessi errori geometrici, dato che alcune superfici presentano margini irregolari. Oltre a quelli di calcolo, dovuti a possibili confusioni da parte dell'utente, sarebbe stato indubbiamente più oneroso andare a scegliere ciascun segmento ed associarlo alla posizione ed alla superficie trattata. Pertanto, grazie al comando "*Polygon selections*", si è ridotto notevolmente il carico di lavoro. Ovviamente, per un'analisi statistica, sono state misurate le superfici di tutti i velivoli trattati nel capitolo 2, anche rapportandoli con l'aerea in pianta totale. Per avere un'idea generale, si pensi che l'area di un alettone è circa il quattro per cento di quella del velivolo completo. Il calcolo manuale con un possibile righello non viene neppure considerato, data l'enorme complessità delle operazioni da svolgere. Infine, una volta ottenuti tutti i valori, è possibile importarli automaticamente su un foglio di calcolo. Logicamente, il software scelto è Excel: grazie a tale programma è stato possibile rielaborare i parametri, rendendoli assimilabili per il codice. In sostanza, Excel ha fatto da intermezzo tra Image J e Matlab.

L'operazione per esportare le grandezze misurate è alquanto semplice: andando sulla voce "*File*" della tabella "*Results*", è possibile accedere all'opzione "*Save As*". Scegliendo la cartella di destinazione ed il nome da assegnare, si hanno tutte le misure salvate in formato compatibile con il programma Excel. Anche altri software possono risultare adatti, tuttavia Excel risulta il più vantaggioso per i motivi precedentemente esposti. Si noti che il salvataggio dati, è stato fatto per una tabella contenente lunghezze. Il procedimento continua a valere per qualsiasi altra tipologia di dati: dalle aree agli angoli (che in tale trattazione non sono stati considerati).

Il procedimento può analogamente essere svolto per qualsiasi immagine. Tuttavia, si ricorda che **l'immagine deve essere in scala**, affinché il metodo descritto risulti efficace. Inoltre, la vista dall'alto o laterale non possono presentare errori di parallasse, ma giacere su un piano perfettamente allineato con quello del pc. Infine, si raccomanda il formato Jpeg, per la compatibilità con il programma.

Infine, si sottolinea che è tutto gratuito: dal download all'utilizzo. Non vi sono scadenze, vincoli o alcun tipo di registrazioni online per ottenerlo. Per tali ragioni, è stato deciso di descriverlo in modo leggermente più dettagliato, rispetto ad Excel e Paint. Come si può dedurre, il suo utilizzo è semplice ed immediato.

3.3.2 GetData Graph Digitizer

Questo programma ha consentito la digitalizzazione dei dati prestazionali, contenuti nei grafici dei PDF a disposizione. Il suo utilizzo è risultato indispensabile nella prima fase della scrittura del codice Matlab. Infatti, ha permesso l'inserimento, nel software, di tutti i valori inerenti alla stabilità statica longitudinale e latero-direzionale, descritti nel capitolo 2. Tuttavia, i parametri adimensionali considerati sono stati quattro:

- C_l : coefficiente di portanza, in funzione dell'angolo di attacco e del numero di Mach.
- C_d : coefficiente di resistenza, in funzione dell'angolo di attacco e del numero di Mach.
- C_m : coefficiente di momento, in funzione dell'angolo di attacco e del numero di Mach.
- L/D : efficienza dell'intero velivolo, in funzione dell'incidenza e del numero di Mach.

Queste sono le grandezze fondamentali per il dimensionamento preliminare del Flight Control System di un velivolo ipersonico. Infatti, per capire le corrette deflessioni, è opportuno conoscere anche le incidenze di volo ricavabili solamente dai valori prestazionali. Infatti, si faccia riferimento alla trattazione del paragrafo 3.2: bisogna tener conto dell'angolo di attacco dell'intero velivolo, oltre che a quello di deflessione della superficie mobile di controllo, per una corretta stima del coefficiente di momento di cerniera relativo. Inoltre, si ricorda che i range coprono tutti i possibili numeri di Mach ed incidenze di volo α , in cui l'aeromobile può venire a trovarsi. Invece, il procedimento non è stato svolto per gli angoli di *sideslope*, dato che si presuppongono nulli in condizioni di volo stazionarie simmetriche.

I dati ottenuti per tutti i velivoli di riferimento descritti nel capitolo 2, sono stati presi dai grafici riportati nel libro "*Aerodynamic Data of Space*" di Claus Weiland. Comparando le geometrie e le velocità di volo, è stato possibile realizzare un andamento statistico dei parametri considerati, sia per i velivoli C.A.V. che per i R.V.-W.

Inoltre, GetData Graph Digitizer è risultato indispensabile per l'analisi statistica dei coefficienti di momento di cerniera. Infatti, come riportato nel paragrafo 3.2, è impossibile calcolare tale coefficiente in una condizione di avamprogetto in cui non è ancora stata ben definita la configurazione finale.

I modelli matematici e le simulazioni su software di C.F.D. funzionano bene solamente con geometrie note. Pertanto, in un dimensionamento preliminare, servono andamenti statistici che rispecchino un comportamento medio del coefficiente. Per ovviare a tal problema, sono stati considerati i grafici dei coefficienti di momento di cerniera per le varie incidenze di volo, deflessioni della superficie di comando e numeri di Mach (si controlli il paragrafo 3.2 per ulteriori dettagli). Tuttavia, questi dati devono essere resi assimilabili al codice Matlab. Anche per fare ciò, è necessario l'utilizzo di GetData Graph Digitizer.

Per capirne il corretto funzionamento, si consideri come esempio campione il grafico riportato in *Figura 69*, preso dal libro “*Aerodynamic_Data_of_Space*”:

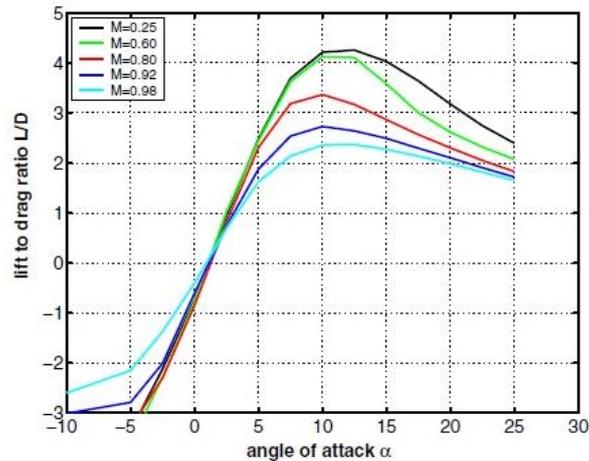


Figura 69

Quest’ultimo, rappresenta l’andamento del rapporto LIFT/DRAG (ossia dell’efficienza) per numeri di Mach caratteristici del regime subsonico, al variare dell’incidenza dell’intero velivolo Space Shuttle Orbiter. Per implementare le curve in visibili nel grafico, in un codice di calcolo, è necessario seguire la procedura ora descritta.

Assicurarsi che l’immagine del grafico da voler digitalizzare sia in formato Jpeg. Successivamente aprire il programma GetData Graph Digitizer. In seguito, si aprirà una schermata iniziale.

Successivamente, andando a cliccare su “*File*”, si apre una seconda finestra. A tal punto, per importare l’immagine del grafico all’interno del programma, è sufficiente selezionare la voce “*Open Image*”. Si aprirà il percorso di file, che consentirà la scelta della figura desiderata. Una volta selezionata, è possibile inserirla, agendo sul pulsante “*Apri*”. La schermata così ottenuta, sarà analoga a quella mostrata in *Figura 70*:

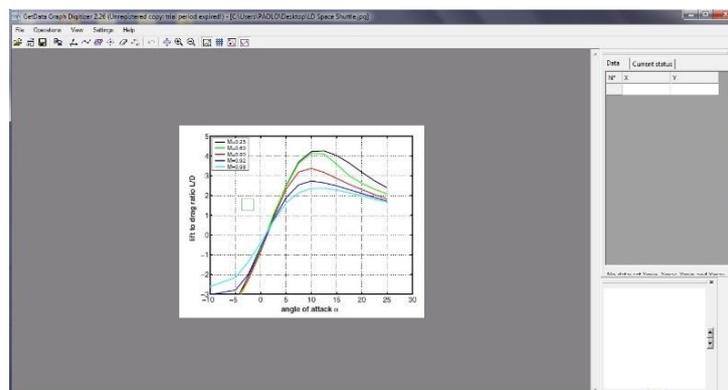


Figura 70

Lo step successivo, consiste nel selezionare la voce “*Set the scale*”, nella sezione in alto a sinistra dell’immagine.

Dopo aver svolto tale comando, è possibile selezionare le seguenti misure, in ordine sequenziale:

- Xmin: rappresenta il valore dell'ascissa minimo.
- Xmax: rappresenta il valore dell'ascissa massimo.
- Ymin: rappresenta il valore dell'ordinata minimo.
- Ymax: rappresenta il valore dell'ordinata massimo.

Ripetendo l'operazione per tutte le quattro coordinate, come a sinistra della *Figura 71*, si ottiene la schermata riassuntiva, come ulteriore conferma, riportata a destra della stessa immagine.

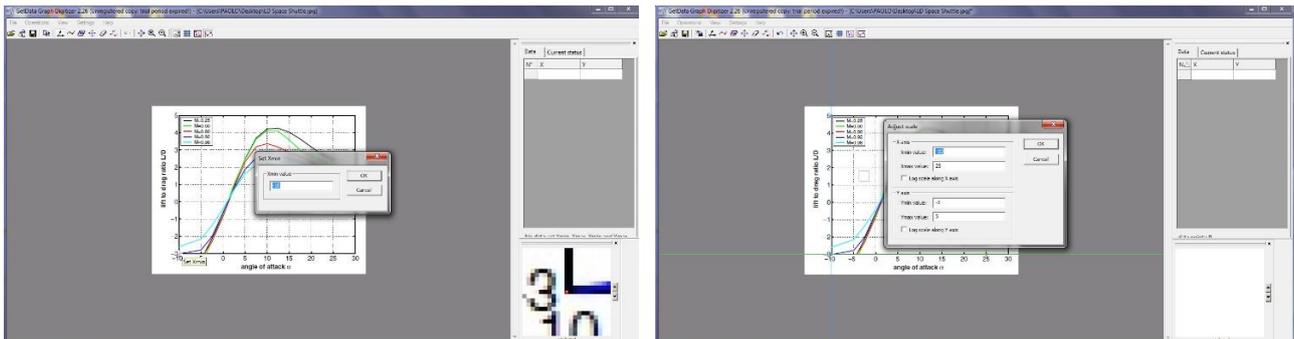


Figura 71

Si noti che in basso a destra della schermata riportata a sinistra della *Figura 71*, è presente uno zoom di supporto alla visualizzazione del cursore.

Una volta determinato il sistema cartesiano, avendo definito la posizione e la scala, è possibile ottenere la curva vera e propria. Tuttavia, il software non cattura la linea intera, ma la approssima attraverso una linea spezzata. Selezionando il comando “*Point capture mode*”, appare il cursore che consente di selezionare i punti della curva. Questi sono visualizzati nella tabella in alto a destra della schermata principale. Si voglia digitalizzare, come esempio, la curva azzurra corrispondente ad numero di Mach pari a 0,98.

Andando a selezionare i suoi punti col cursore, si ottiene la *Figura 72*:

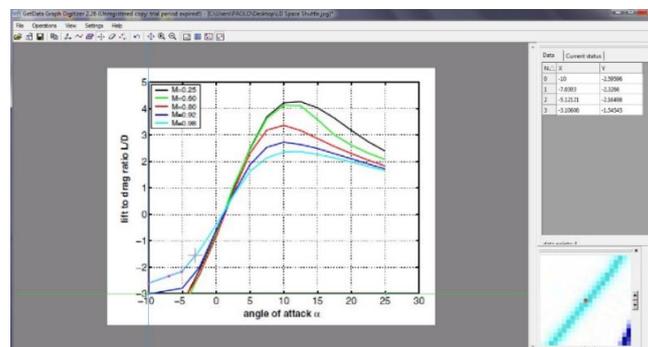


Figura 72

Ovviamente, il programma unisce automaticamente i punti, generando la linea spezzata rosa, che rappresenta l'approssimazione della funzione desiderata.

Più i punti saranno ravvicinati tra loro e meglio sarà l'approssimazione.

Tralasciando i comandi secondari, una volta selezionata l'intera curva, è doveroso importare i punti su un foglio di calcolo. Il vantaggio di GetData Graph Digitizer è che il procedimento è tutto automatico. Infatti, andando sull'opzione "File" e selezionando il comando "Export data", è possibile scegliere la cartella di destinazione per il salvataggio dei parametri ottenuti.

La sequenza è riportata in *Figura 73*:

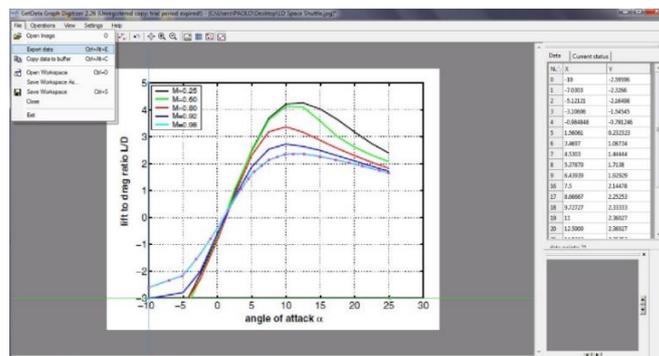


Figura 73

Infine, è possibile aprire le coordinate salvate in un programma quale Excel. Come già visto per il caso di Image J, Excel ha il compito di intermediare ulteriormente i dati, perfezionandoli per il software Matlab. In *Figura 74*, è riportato il grafico dei valori digitalizzati col procedimento descritto. A sinistra è visibile la ricostruzione tramite Excel, mentre a destra quella di Matlab:

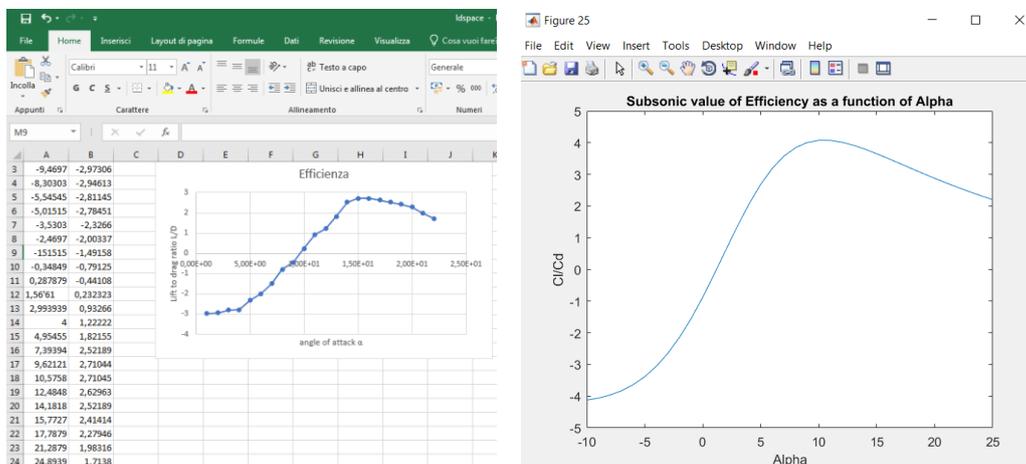


Figura 74

Si ricorda che prima dell'implementazione in Matlab, è stato necessario sistemare il formato con il programma di lavoro Excel.

Inoltre, nel caso si volessero importare i dati di più curve contemporaneamente, è sufficiente selezionare il comando "Operations" e scegliere l'opzione "Add line".

Si aprirà una tabella in cui è possibile definire il nome, il colore ed il tipo della linea. Nell'esempio in *Figura 75*, è stato scelto il colore giallo, per voler definire la curva blu relativa ad un numero di Mach pari a 0,92.

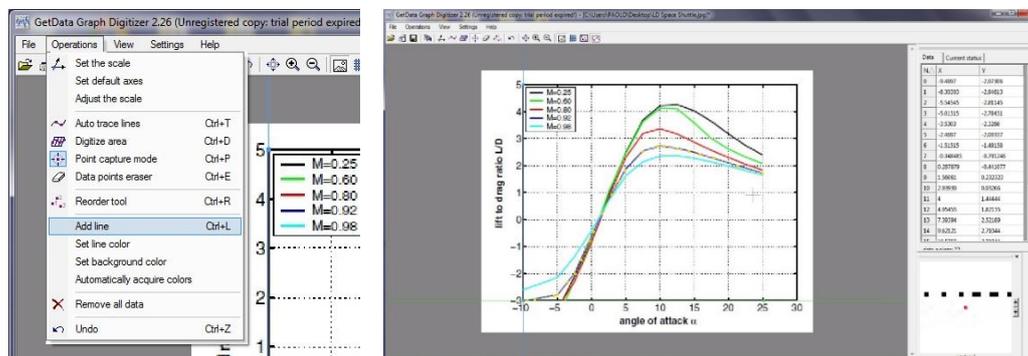


Figura 75

Grazie a tale programma, è stato possibile rendere in formato digitale i grafici contenuti nei documenti PDF, inerenti sia ai parametri prestazionali dei velivoli di riferimento, che ai coefficienti di momento di cerniera delle superfici mobili di comando. Il programma è di intuitivo utilizzo e risulta decisamente comodo per l'esecuzione di operazioni. Non sono necessari software o computer elaborati per un suo corretto funzionamento. Inoltre, la versione di prova è gratuita, anche se una volta scaduta è necessaria una registrazione al sito da parte dell'utente. Esistono numerosi altri programmi per la digitalizzazione dei dati. Uno di questi è lo stesso Matlab, tuttavia non sempre la *function* implementata funziona correttamente.

Senza tener conto che è un software a pagamento di notevole complessità. Pertanto, per la realizzazione della tesi, GetData Graph Digitizer è più che adeguato alla situazione.

L'impiego è stato indispensabile per la realizzazione delle trentadue figure riportate in Appendice. Queste sono visibili all'utente grazie alla selezione del Push Button "Aerodynamic data", nella G.U.I. INPUT, relativa all'inserimento dei dati iniziali.

I coefficienti di portanza, di resistenza, di momento del velivolo, assieme a quelli relativi all'efficienza, sono stati suddivisi per ciascun regime di volo.

Infatti, le trentadue figure sono state riportate in due differenti tipologie: le prime sedici riferite ai velivoli C.A.V. e le rimanenti sedici per i R.V.-W.

Ciascuna categoria presenta i vari coefficienti per ciascun regime di volo considerato.

Pertanto, essendo i regimi studiati pari quattro, si avrà:

- C_l , C_d , C_m ed L/D riferiti alla condizione subsonica
- C_l , C_d , C_m ed L/D inerenti al regime transonico
- C_l , C_d , C_m ed L/D valutati per il caso supersonico
- C_l , C_d , C_m ed L/D computati per la situazione ipersonica

Infine, si intende porre l'attenzione sulla metodologia utilizzata per l'implementazione delle curve. Infatti, i coefficienti sono stati considerati per differenti numeri di Mach di volo.

Pertanto, in uno stesso grafico sono riportate più curve per velocità simili. Dato che le condizioni sono praticamente le stesse, le curve tendono a sovrapporsi come quelle riportate nel caso del coefficiente di portanza mostrato in *Figura 76*:

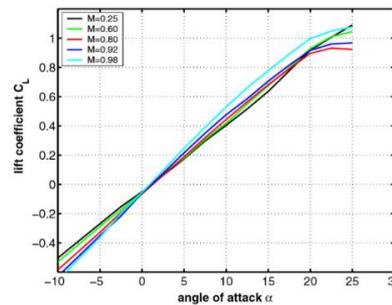


Figura 76

Infatti, molto spesso gli screen tratti dal PDF del libro “*Aerodynamic Data of Space*” di Claus Weiland hanno una struttura simile. Pertanto, per risparmiare tempo nell’implementazione, invece che discretizzare ciascuna curva per ogni differente condizione di Mach, si è scelto un andamento medio che riporti la condizione di volo associata.

Ovviamente, ciò è stato possibile dal momento che ciascuna condizione presentava curve pressoché identiche tra loro. Nel caso in cui queste fossero molto differenti, si sarebbe fatta una discretizzazione, implementandole una ad una all’interno del codice.

In tal modo è stato possibile procedere senza specifiche proporzioni matematiche tra le differenti curve, alleggerendo il programma e facilitando l’implementazione stessa.

Per le rare funzioni nettamente separate tra loro è stata fatta una media tra i punti per estrarne le curve relative al regime associato. Tuttavia, per un codice di avamprogetto, i dettagli seguiti sono più che sufficienti.

Questi grafici, sono stati implementati per supportare l’utente nella corretta scelta dell’incidenza di volo. Infatti, il C_l , il C_d , il C_m e l’ L/D sono dell’intero velivolo. Per la precisione, **non bisogna confondere C_m riferito al momento di beccheggio con il C_{m_h} inerente al momento di cerniera**. Infatti, nella formula del primo si fa riferimento all’area totale in pianta del velivolo, ed alla corda. Nel secondo la formula risulta identica, solamente che al suo interno deve essere inserita la superficie del flap ed il braccio tra la cerniera e la risultante delle forze.

Anche le curve del coefficiente di momento di cerniera sono state digitalizzate con lo stesso procedimento visto precedentemente. In *Figura 77* è visibile a sinistra l’immagine presa da un documento PDF relativo all’XB-70 e salvata in formato Jpeg, mentre a destra è presente la stessa curva già implementata su Matlab:

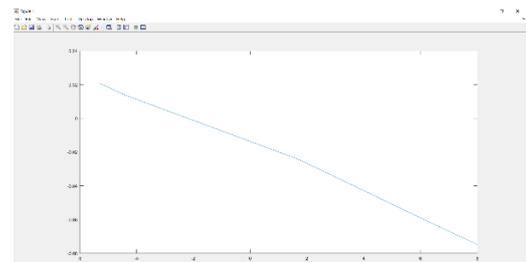
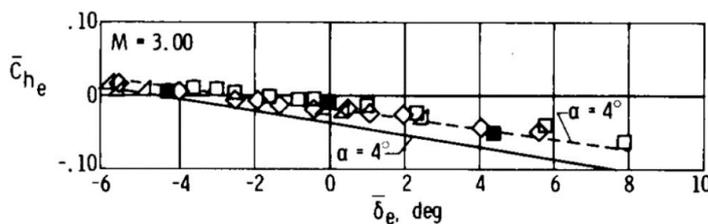


Figura 77

Infine, si ricorda che le curve riferite al C_{m_h} sono trasparenti all’utente. Sono cioè visibili solamente al programmatore.

Capitolo 4

Procedure per il dimensionamento del Flight Control System con l'ausilio del calcolatore

Il passaggio successivo, consiste nella realizzazione vera e propria del codice di calcolo. Infatti, una volta a disposizione la metodologia e le equazioni utili alla risoluzione del problema (trattate dettagliatamente nel terzo capitolo), è possibile implementare correttamente le formule all'interno del software.

Per la scrittura di quest'ultimo, è indispensabile il programma **MathWorks Matlab 2016 b**, che rappresenta l'ambiente di sviluppo vero e proprio del codice.

Pertanto, questo capitolo si suddivide in due paragrafi differenti, in cui si affronta nel dettaglio l'argomento.

Nell' primo paragrafo, ossia il 4.1, si specifica l'uso del programma ed il motivo principale della sua ideazione. Inoltre, si illustra la strategia scelta per la realizzazione delle interfacce stesse, mostrando la logica di implementazione delle G.U.I.

Mentre nel secondo, ci si limita alla descrizione delle interfacce stesse: quelle che l'utente del software visualizza per l'implementazione degli input e per l'ottenimento degli output.

4.1 Struttura del software ed implementazione in MathWorks Matlab 2016 b

Per capire la struttura del software, è necessario descrivere le motivazioni principali per cui è stato sviluppato tale codice di calcolo.

Infatti, come già anticipato nel primo capitolo, l'obiettivo della tesi è la realizzazione di un programma che favorisca un dimensionamento preliminare delle superfici mobili di controllo di un velivolo ipersonico.

La necessità di generare un simile codice di avamprogetto, nasce dall'esigenza delle aziende di velocizzare il processo di sviluppo per tale tipologia di veicoli: una nuova generazione di aeromobili, ancora in fase di sperimentazione. Le loro caratteristiche non sono ancora del tutto note e si sta attualmente lavorando alla determinazione della geometria più opportuna. Si faccia riferimento al secondo capitolo, per ulteriori chiarimenti.

Pertanto, prima di effettuare studi dettagliati con dispendi di tempo e di denaro, è necessario stabilire la fattibilità del progetto, attraverso analisi preliminari. Da ciò lo sviluppo di tale codice di calcolo.

Quest'ultimo, infatti, deve essere abbastanza accurato da garantire una corretta stima preliminare del Flight Control System, ma non eccessivamente dettagliato da valutare quei parametri che potrebbero cambiare in una fase successiva. Si ricorda che studi troppo specifici richiedono potenze di calcolo elevate e lunghissime tempistiche di implementazione.

Per esempio, non sono tenuti in considerazione gli effetti della cerniera dovuti al collegamento tra la superficie mobile e la semi-ala relativa.

Il salto generato da questa, infatti, è causa di:

- Un degrado dell'efficienza, per la perdita di momento del flusso.
- Un incremento delle prestazioni, dovute alla riduzione della separazione dello strato limite.
- Elevati carichi termici per l'assenza di scambi radiativi in tale zona.

Ovviamente, il secondo punto va in opposizione col primo: per sapere quale dei due prevale, sono necessarie analisi approfondite.

Si consideri la *Figura 78*, inerente alla distribuzione del coefficiente di emissività:

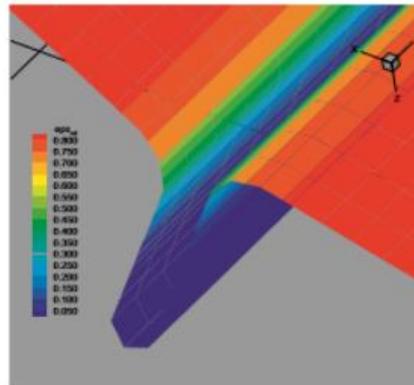


Fig. 6.34. Detail from Fig. 6.33: distribution of the initial effective emissivity coefficient ε_{eff} in the gap region, [38, 44].

Figura 78

È un'immagine presa dal libro " *Selected Aerothermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles-Springer*" di Claus Weiland.

Questa mostra gli studi svolti sulla discontinuità geometrica, generata dalla cerniera. Un'analisi simile, ha richiesto la realizzazione del modello CAD su un programma apposito, seguito da una simulazione per l'ottenimento della mappatura degli output interessati.

Un simile lavoro è impossibile da svolgere in fase preliminare, sia per i costi, sia perché non è nota la configurazione finale. Infatti, per poter disegnare il modello, è necessaria la conoscenza delle misure, che in avamprogetto sono ignote o soggette a cambiamenti. Quindi non avrebbe senso spendere tempi lunghi sullo studio di dettagli che potrebbero non servire alla realizzazione finale del velivolo stesso.

Pertanto, il codice deve essere veloce ed intuitivo.

Infatti, essendo una semplice fase preliminare, è opportuno ridurre i tempi necessari alla realizzazione dell'avamprogetto, in modo da stabilire la fattibilità stessa.

L'utente deve essere in condizioni di poter usufruire velocemente del software senza particolari conoscenze specifiche o strumenti ricercati.

Il programma risponde, infatti, a due parti condizioni vincolanti:

- Immediatezza di comprensione del software stesso, in modo tale da ridurre i tempi di ottenimento degli output.
- Assenza di particolari strumenti di calcolo.

Infatti, i dipendenti che si occupano del progetto stesso, vanno stipendiati. Analogamente, anche il funzionamento delle strutture richiede delle spese. Pertanto, lunghe tempistiche comportano ingenti quantità di denaro, per garantire il corretto sviluppo del progetto.

Un dispendio eccessivo di energie in tale fase preliminare può risultare uno spreco di risorse, dato che molti progetti vengono cancellati proprio in queste prime condizioni di implementazione.

Il secondo punto, non deve essere assolutamente sottovalutato: alcuni software richiedono dettagli così elevati, da essere decisamente complessi. Quindi, è necessario un potente calcolatore per supportare adeguatamente tali programmi. Spesso capita che un comune computer non sia all'altezza di garantire un'attendibile simulazione di C.F.D.

In tali situazioni, è indispensabile una macchina avanzata. Tuttavia, non sempre l'azienda ne è a disposizione: deve rivolgersi a centri specializzati o munirsi personalmente di tali dispositivi.

L'operazione richiede uno sforzo non indifferente.

Rispettando i due punti elencati, si riducono complessivamente i costi.

Ovviamente, un codice così leggero è utile per le fasi preliminari dell'avamprogetto di un velivolo ipersonico. In particolare, ciò che l'utente deve avere ben chiaro è che **gli output ottenuti descrivono accuratamente l'ordine di grandezza. L'uso del software è altamente sconsigliato nelle fasi di studi dettagliati**, dato che consente di ricavare a grandi linee i parametri in gioco.

Viceversa, in assenza di specifiche geometrie e nonostante la configurazione non sia quella definitiva, il codice riesce a valutare preliminarmente le grandezze che consentono il design del Flight Control System. Queste, saranno poi rifinite nel dettaglio con studi successivi. Tuttavia, per avere gli ordini di grandezza, il software risulta di un'eccellente comodità ed affidabilità.

Le motivazioni principali che hanno spinto alla realizzazione di tale software, sono da ricercarsi all'interno delle aziende. Queste, infatti, sono disposte ad investire un ingente capitale monetario, per finanziare la realizzazione di velivoli ipersonici.

Come già affermato nell'introduzione iniziale, l'interesse preponderante è inerente al campo di ricerca spaziale. Tuttavia, recentemente stanno aprendosi anche applicazioni nei settori militare e civile.

Inizialmente, l'idea di utilizzare i velivoli ipersonici, nasce dall'esigenza di alcune agenzie spaziali di abbattere sia i costi che i tempi necessari alla realizzazione di ciascuna missione.

In particolare, la N.A.S.A. è alla continua ricerca di mezzi sempre più economici, in grado di sostituire i sistemi *Expendable*. Questa tipologia di lanciatori, infatti, risulta alquanto onerosa.

Già con l'impiego dello Space Shuttle, si cercava di contenere il budget monetario, con risultati discreti. Infatti, era un parziale *Reusable Launch Vehicle*: il serbatoio principale veniva perso durante le prime fasi della messa in orbita del veicolo. Senza tener conto dell'enorme manutenzione necessaria alla resa operativa dello Space Shuttle Orbiter.

La protezione termica era costituita da numerose piastrelle ceramiche. Dopo ogni missione era necessario controllarle una ad una. Le procedure erano lunghe e non sempre vantaggiose, tanto da far chiudere il progetto nel 2011.

Inoltre, va sottolineato che attualmente per poter raggiungere l'I.S.S. bisogna rivolgersi alla Russia: solamente la Sojuz è in grado di attraccarvi. I costi per chiedere un "passaggio" risultano non indifferenti.

Pertanto, oltre alle agenzie americane, anche quella europea intende investire in tale progetto.

In particolare l'E.S.A. con lo sviluppo dei velivoli L.A.P.C.A.T.

La soluzione sembra essere rivolta a questi velivoli ipersonici.

Come esempio, si propone quello dello Skylon: un velivolo senza equipaggio, in grado di raggiungere l'orbita terrestre con un singolo stadio, rientrando nella categoria dei velivoli completamente *Reusable*.

Un S.S.T.O. totalmente *Reusable* ridurrebbe notevolmente i costi ed i tempi manutentivi per l'azienda che ne usufruisce. Da ciò la necessità di sviluppare tali nuove categorie di aeromobili, investendo del denaro che poi rientrerà nelle tasche delle imprese stesse, con i risparmi dovuti all'utilizzo dei veicoli impiegati al posto dei convenzionali sistemi di lancio. Per ulteriori dettagli, si faccia riferimento al paragrafo 2.1.5.

Il campo militare, invece, sarebbe attirato dalla realizzazione di nuove armi: missili ipersonici, tra i quali si ricorda l'X-51 della Boeing.

Infine, l'elevata velocità di crociera, è interesse anche da parte delle compagnie aeree civili.

Facendo riferimento al secondo capitolo, la rotta effettuata dal velivolo Lapcat MR2 è posta sull'attenzione di varie aziende civili. Infatti, un velivolo che fosse in grado di collegare Bruxelles Sydney con sole 3 ore di volo circa, al prezzo di un comune biglietto di prima classe farebbe fruttare notevoli guadagni all'impresa che ne deterrebbe il titolo.

Grazie ai precedenti aeromobili di riferimento studiati nel capito 2, è possibile affermare che la realizzazione di un Flight Control System ha una certa rilevanza, per tale tipologia di veicoli. Infatti, sia per i C.A.V. che per i R.V.-W. risulta indispensabile un sistema di regolazione dell'assetto di volo. Per svolgere il compito in maniera più efficiente possibile, riducendo i dispendi energetici e massimizzando la sicurezza a bordo, si ricorre all'utilizzo di superfici mobili. Queste sfruttano la pressione dinamica per generare delle forze, aventi un certo braccio rispetto al baricentro del velivolo stesso. I momenti così creati, consentono al pilota di variare l'assetto dell'aeromobile. Tuttavia, i momenti aerodinamici devono essere sufficientemente adeguati. Essendo la lunghezza dei bracci invariata, poiché è fissata la geometria, ciò che varia sono i moduli delle forze. Quindi, per generare momenti più intensi, sono necessarie forze più elevate.

Queste dipendono dall'angolo di deflessione della superficie mobile: maggiormente sono inclinate le superfici rispetto alla corrente aerodinamica e più è grande la forza applicata. Come già descritto nel terzo capitolo.

Inoltre, sono anche direttamente proporzionali al quadrato della velocità del velivolo. Pertanto, per velocità ipersoniche come quelle considerate nella realizzazione del codice di calcolo, il controllo dell'assetto attraverso l'impiego delle superfici mobili risulta particolarmente efficace.

Il problema insorge con la rarefazione atmosferica: le forze aerodinamiche tendono a ridursi notevolmente al diminuire della densità dell'aria. Quest'ultima è funzione dell'altezza di volo del velivolo. Dato che i velivoli ipersonici presentano dei profili di missione che prevedono quote di crociera decisamente elevate, è necessario fare un bilancio tra i fattori positivi e quelli negativi, per verificare che l'assetto sia controllato in maniera efficace. Per i primi durante tutta la missione, mentre per i secondi esclusivamente in seguito al rientro spaziale (nelle altre condizioni di volo operative, infatti, risultano inefficaci per la rarefazione dell'aria: in tal caso interviene il Reaction Control System). Tuttavia, il R.C.S. presenta dei limiti invalicabili, quali il limitato numero di attuazioni e l'uso di idrazina, un gas decisamente tossico per l'equipaggio di bordo.

In ogni caso, il Flight Control System è un sistema necessario al funzionamento dell'aeromobile: non esistono velivoli ipersonici senza F.C.S.

Riassumendo, il codice di calcolo è stato sviluppato perché:

- Alle aziende interessano i velivoli ipersonici. Questi sono una fonte di guadagno su cui investire un certo capitale monetario.
- I velivoli ipersonici necessitano di un Flight Control System, per il controllo dell'assetto di volo. Pertanto, è necessario stimarne le caratteristiche.
- Essendo una categoria di aeromobili ancora in fase di sviluppo, serve un metodo veloce ed economico per un design preliminare e per valutarne la fattibilità.

Il software implementato, risponde a tutti questi requisiti.

Una volta stabilita l'utilità e la fattibilità della realizzazione del programma, è possibile passare alla fase successiva.

La realizzazione vera e propria del codice di calcolo, è stata possibile grazie all'utilizzo del software Matlab. Come già anticipato nella breve introduzione finale, MATLAB (**M**atrix **L**aboratory) non è altro che *“un ambiente per il calcolo numerico e l'analisi statistica scritto in C, che comprende anche l'omonimo linguaggio di programmazione creato dalla MathWorks.[2]”*.

Per la precisione, la versione impiegata è quella dell'anno 2016, edizione b.

Si differenzia dagli altri programmi trattati finora, sia per la molteplicità delle funzioni svolte, sia per la complessità dell'utilizzo.

Quest'ultima, è composta sostanzialmente da cinque diverse finestre, tuttavia se ne descriveranno solamente tre, ossia quelle fondamentali:

- Command Window: è la principale finestra, nella quale è possibile digitare i comandi.
- Editor: consente la creazione di uno script da poter successivamente lanciare.
- Workspace: rappresenta lo spazio di lavoro, contenente le variabili dichiarate.

Partendo dalla descrizione della finestra principale, si può osservare che la Command Window è situata solitamente nella zona centrale, in una posizione inferiore. Come già precedentemente accennato, in tale spazio è possibile inserire i comandi e visualizzarli a video in tempo reale.

Le operazioni standard, riconosciute dal software sono:

1. Somma: eseguita tra due o più numeri, grazie all'operatore “ + ”.
2. Sottrazione: svolta grazie all'ausilio del comando “ - ”.
3. Moltiplicazione: realizzata con il simbolo “ * ”.
4. Divisione: possibile grazie all'utilizzo di “ / ”.
5. Elevamento alla potenza: generato dal tasto “ ^ ”.

Vi sono innumerevoli altre operazioni, che tuttavia richiedono l'implementazione di una funzione.

Le più usate sono indubbiamente:

6. `sqrt(valore)`: che restituisce la radice quadrata del valore.
7. `exp(valore)`: che genera il risultato esponenziale del valore.

È possibile anche svolgere i logaritmi, le operazioni con i numeri complessi, ecc...

Tuttavia, risultano superflui per la realizzazione del codice di calcolo. Pertanto sono tralasciati.

Le operazioni descritte, sono eseguibili nella Command Window, però per la generazione completa di uno script utile per l'implementazione del tool, è necessario utilizzare l'Editor.

Risulta di indubbia indispensabilità, poiché si possono modificare, aprire o salvare le operazioni desiderate. In sostanza, si può lavorare sugli script, che letteralmente sono definiti "*In informatica,*" come un "*insieme di strumenti per la programmazione [11]*". Ciò non è assolutamente possibile nella Command Window: i comandi sono eseguiti istantaneamente e sono salvati temporaneamente come azioni recenti nella Command History. Pertanto, se si vuole aprire un programma precedentemente svolto o lanciarne uno completo, su cui apportare poi delle modifiche, è opportuno utilizzare l'Editor.

I seguenti comandi, sono meglio adatti ad essere implementati all'interno di uno script. Ciò non toglie la loro applicabilità alla Command Window:

8. `v1 = [valore1 valore2]`: genera un vettore v1 con all'interno il valore1 e valore2
9. `m1 = [valore1 valore2; valore3 valore4]`: consente a creazione di una matrice bidimensionale, chiamata m1, avente il valore1 nella prima riga e prima colonna, il valore2 nella prima riga e seconda colonna, il valore3 nella seconda riga e prima colonna ed infine il valore4 nella seconda colonna della seconda riga.
10. `plot(x,y)`: comando che genera un grafico, con i valori x in ascissa e y in ordinata. Ovviamente le grandezze x ed y dovranno essere due vettori di uguali dimensioni.

I vettori e le matrici possono avere le dimensioni desiderate, purché non si superi la capacità di calcolo del computer: è impossibile inserire miliardi di parametri, per non mandare la macchina in condizione di "*Out of memory*".

Infine, si ricorda che è possibile lavorare attraverso le variabili: "*Una variabile, in informatica, è un contenitore di dati situato in una porzione di memoria (una o più locazioni di memoria) destinata a contenere valori, suscettibili di modifica nel corso dell'esecuzione di un programma [12].*"

Questa porzione di memoria è appunto il Workspace. Le variabili, sono visibili anche nella Command Window, al termine dell'esecuzione. Nel caso si volesse evitare di visualizzarle, è necessario far seguire la variabile dal carattere "`;`". In tal modo, la si rende trasparente all'utente.

Queste possono essere richiamate a piacimento, per la scrittura del codice di calcolo. Un esempio della variabile più importante del programma, è quella contenente la potenza necessaria alla movimentazione delle superfici di comando. Ottenuta in seguito alla rielaborazione di altre variabili. Oppure, possono essere ciclare: "*l'iterazione, chiamata anche ciclo o con il termine inglese loop, è una struttura di controllo, all'interno di un algoritmo risolutivo di un problema dato, che ordina all'elaboratore di eseguire ripetutamente una sequenza di istruzioni, solitamente fino al verificarsi di particolari condizioni logiche specificate [13].*"

Quelli utilizzati nella realizzazione del programma sono due:

11. Ciclo *for*: consente di ripetere l'iterazione un numero finito e noto di volte.
12. Ciclo *if*: applica una data operazione, fino a che non siano rispettate delle condizioni.

Si ricorda che per lanciare gli script, è necessario cliccare sul pulsante verde “ Run “, solitamente visibile in alto.

Oltre ai cicli, vi sono altre tre funzioni:

13. `clear all`: cancella tutte le variabili salvate nel Workspace.
14. `close all`: chiude tutte le figure, se precedentemente aperte.
15. `clc`: ripulisce tutti i parametri visibili nella Command Window.

Non sono obbligatori, ma è meglio inserirli all'inizio di ciascuno script, onde evitare problemi generati da operazioni precedenti.

Infine, gli ultimi due comandi base di fondamentale trattazione sono:

16. `polyfit`: approssima i punti con una funzione di grado assegnato.
17. `polyval`: trova il valore dell'ordinata, nota la funzione e la grandezza dell'ascissa.

Sono state di vitale importanza, soprattutto per la realizzazione delle curve catturate con il programma GetData Graph Digitizer, accuratamente descritto nel paragrafo 3.4.

Infatti, è stato sufficiente importare i dati rielaborati da Excel (preventivamente ottenuti con GetData Graph Digitizer) nell'Editor di Matlab. Successivamente, con “polyfit”, sono stati approssimati con un polinomio di grado assegnato. Infine, grazie al comando “polyval”, è stato possibile ricavare i vettori da poter visualizzare attraverso il comando “plot”, precedentemente descritto.

Entrambi i comandi funzionano in simbiosi. Tuttavia, si può anche decidere di utilizzarli separatamente.

Infine, gli ultimi comandi necessari alla scrittura del codice sono:

18. `length(v1)`: restituisce la lunghezza di `v1`, ossia due per l'esempio precedente.
19. `title('...')`: consente la creazione di un titolo per una figura.
20. `xlabel('...')`: genera un titolo per l'ascissa di una figura.
21. `ylabel('...')`: crea un titolo per l'ordinata di una figura.
22. `legend('...')`: mostra la legenda per la figura interessata.
23. `v1(2)`: restituisce il valore occupato dalla seconda posizione, ossia `valore2`, in tal caso.
24. `m1(2,1)`: estrae il parametro situato nella seconda riga e prima colonna, ossia `valore3`.

Gli ultimi due comandi, sono inerenti all'estrazione di numeri da vettori e matrici, rispettivamente il 23 e 24.

Le operazioni mostrate sono solamente una piccola parte di ciò che realmente il software Matlab è in grado di fare. Infatti, è possibile editare i grafici, selezionando i colori delle curve, lo spessore e la loro forma.

Oppure, si possono sfruttare i “ Breakpoints “ nella compilazione del codice. Tuttavia, comandi come quelli appena descritti, risultano di elevata comprensione ed esulano dalla trattazione, poiché superflui. Quelli citati sono stati impiegati per la realizzazione dello script, quindi degni di nota. Anche se i comandi impiegati sono limitati e risultano alquanto intuitivi, tuttavia, il codice di calcolo risulta decisamente complesso. Infatti, è vero che le operazioni sono quelle descritte precedentemente, ma le variabili definite sono talmente tante che complicano la lettura dello script.

Richiamarle correttamente tutte, per effettuare una modifica risulta alquanto complicato. Senza tener conto che alcune hanno nomi decisamente molto simili, causando confusione all’utente. Inoltre, la lunghezza totale delle righe di calcolo impedisce una semplice lettura e costringe l’utente a continui scorrimenti verticali, per il raggiungimento del punto del codice desiderato. Con molta probabilità, il codice sarà adoperato da persone diverse, che non hanno progettato loro e che quindi dovrebbero perdere innumerevoli energie nella comprensione. Inoltre, per semplificare l’utilizzo stesso del programma, velocizzando l’accesso alle variabili e semplificando l’ottenimento degli output, **si è deciso di ricorrere alle G.U.I.D.E.**

Infatti, Matlab supporta lo sviluppo di applicazioni con G.U.I.D.E. ossia di “*Grafical User Interface Development Environment*”. Sostanzialmente, una G.U.I. è “*è un tipo di interfaccia utente che consente l’interazione uomo-macchina in modo visuale utilizzando rappresentazioni grafiche piuttosto che utilizzando una interfaccia a riga di comando [14].*”

Il vantaggio risiede nel fatto che si sfruttano queste interfacce, evitando che l’utente agisca sulle righe del codice. Ciò consente non solo di ridurre le tempistiche di utilizzazione del programma stesso (evitando di studiarlo o di cambiare tutte le innumerevoli variabili), ma anche prevenendo che l’utente danneggi o modifichi inavvertitamente il codice di calcolo, ottenendo output fuorvianti. Dato che il software, per il dimensionamento preliminare del Flight Control System è stato, realizzato anche attraverso le G.U.I., risulta opportuno descriverle.

Innanzitutto, va specificato che ciascuna interfaccia, va creata singolarmente e manualmente. La prima operazione da svolgere è, ovviamente, aprire il programma Matlab e successivamente digitare la parola “guide”, all’interno della Command Window. A questo punto, si aprirà la tabella “*GUIDE Quick Start*”. Giunti a tal punto, sono consentite due differenti operazioni: l’apertura di una interfaccia già esistente oppure la creazione di una nuova. Essendo il primo approccio alle G.U.I. Matlab, si sceglie di generarne una nuova. Selezionando il tasto “OK”, si assisterà alla comparsa della schermata riportata in *Figura 79*:

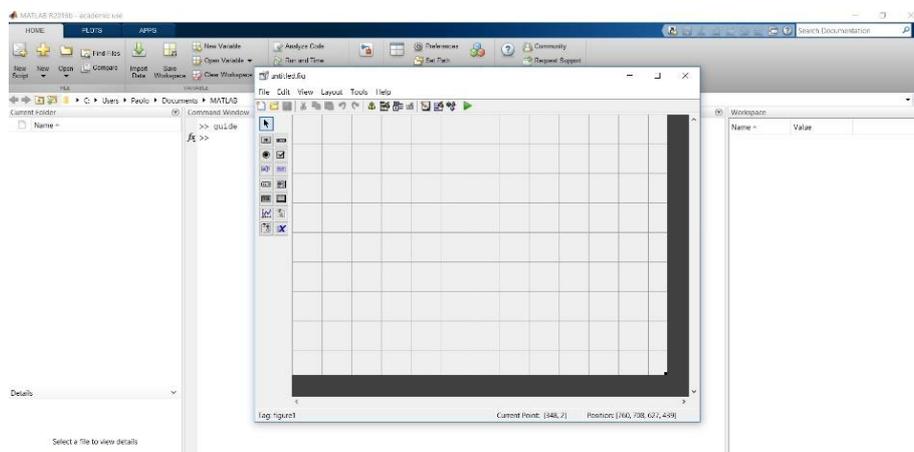


Figura 79

Come si può notare, lo sfondo è costituito da una griglia grigia. Inoltre, nella parte in alto a sinistra sono visibili i comandi che si possono implementare.

Questi sono in tutto quindici, tuttavia si considerano solo i più rilevanti, ossia quelli effettivamente utilizzati per la creazione delle interfacce del software di avamprogetto:

- Select: consente di selezionare il cursore.
- Push Button: permette la creazione di un pulsante.
- Radio Button: realizza un particolare tipo di pulsante, è più associabile ad un interruttore.
- Edit Text: è una zona di testo editabile (si possono inserire caratteri alfanumerici).
- Pop-up Menu: determina la realizzazione di una lista
- Axes: permette la visualizzazione di grafici ed immagini nella zona designata.
- Button Group: è un'area destinata a più bottoni.
- Check Box: molto simile al Radio Button, si differenzia per l'uso nei Button Group.
- Static Text: è una zona di testo non editabile da parte dell'utente.
- Listbox: è una lista, non a tendina come il Pop-up Menu.
- Table: consente la creazione di tabelle editabili e non, da parte dell'utente.
- Panel: raccoglie comandi con caratteristiche in comune.

Ciascun comando, risulta quindi essere collegato ad una particolare funzione. Per la realizzazione di ogni componente appena descritto, è sufficiente cliccare sul tasto ad esso associato. Muovendo il puntatore nella griglia grigia della G.U.I. è possibile determinare la forma e la posizione del componente desiderato.

Alcuni di essi, consentono l'esecuzione di funzioni pre-impostate, come ad esempio i Push Button, i Radio Button, le Check Box. Altri, invece, consentono di inserire dei parametri da parte dell'utente, come ad esempio gli Edit Text e le Table. Mentre i Pop-up Menu e le Listbox hanno solamente lo scopo di mostrare i dati o le liste di parametri assegnati.

Inoltre, gli Axes, i Panel e gli Static Text si limitano a mostrare rispettivamente immagini o grafici, titoli e brevi descrizioni. In ogni caso, le loro proprietà saranno descritte in maniera decisamente più dettagliata con la successiva esposizione delle interfacce implementate. Si intende solamente soffermarsi un momento sulla trattazione del Button Group.

Se si decide di inserirvi dei Radio Button al suo interno, questi avranno la caratteristica di attivarsi uno alla volta. Ossia, se vi sono due di tali bottoni, soltanto uno sarà attivabile dall'utente: cliccando sul primo, si disattiverà il secondo in automatico. Viceversa, scegliendo il secondo si disattiverà il primo. Ciò è valido per un qualsiasi numero di pulsanti inseriti. Se ve ne sono una decina, scegliendo il settimo si attiverà solamente quello, disabilitando tutti gli altri. Ciò non vale per più Check Box: è possibile attivarne più di uno contemporaneamente: lavorano in modo indipendente. Questi ultimi, risultano essere indispensabili per le scelte multiple. Il Panel, invece, non ha questa proprietà, ma si limita a racchiudere dei comandi accomunati da simili proprietà: ha una funzione estetica che consente di ordinare meglio il design dell'interfaccia.

Prima di illustrare le effettive interfacce del codice di calcolo, è necessario sottolineare che i comandi mostrati sono "vuoti". Ossia, risultano solamente essere degli oggetti allocati sullo sfondo grigio della G.U.I. Se ad esempio l'utente andasse a cliccare su un Push Button, non succederebbe assolutamente nulla, perché non è stata assegnata alcuna funzione a quel tasto.

Per rendere operativi i comandi, è necessario svolgere le seguenti operazioni:

1. Selezionare la voce “File”, nella zona posta in alto a sinistra della G.U.I.
2. In seguito all’apertura della tendina, si scelga il comando: “Save As”.
3. Scegliere il percorso di file adeguato e la si salvi con un nome facile, che ne rispecchi le caratteristiche: nel caso di molte interfacce, si eviterà di confonderle.

Una volta compiuti i tre passaggi descritti, si creerà uno script in automatico, associato alla relativa G.U.I. In tale foglio elettronico, sono presenti numerose righe di codice, tuttavia per il momento non è necessario andare a modificarle.

Ciò che è opportuno fare, invece, è svolgere l’operazione di inserire nell’interfaccia i comandi desiderati, in modo tale da creare la propria G.U.I. personalizzata. Per esempio, per esplicitare il funzionamento con semplici passaggi, si è scelto di inserire due Push Button ed un Edit Text.

Ovviamente, la posizione e le dimensioni di questi, possono essere tranquillamente decise a piacere, con l’ausilio del cursore.

Apparentemente, sembrerebbe che i due Push Button siano uguali.

Tuttavia per il programma sono comandi differenti e ben distinti. Per adattare le loro proprietà alle esigenze richieste, è opportuno:

1. Scegliere la voce “View”, in alto a sinistra dell’interfaccia.
2. Selezionare il comando: “Property Inspector”, nella tendina che si viene ad aprire.

Oppure, più semplicemente, cliccandovi due volte sopra, col pulsante sinistro del mouse.

Ciò che succede, è l’attivazione della seguente finestra, riportata in *Figura 80*:

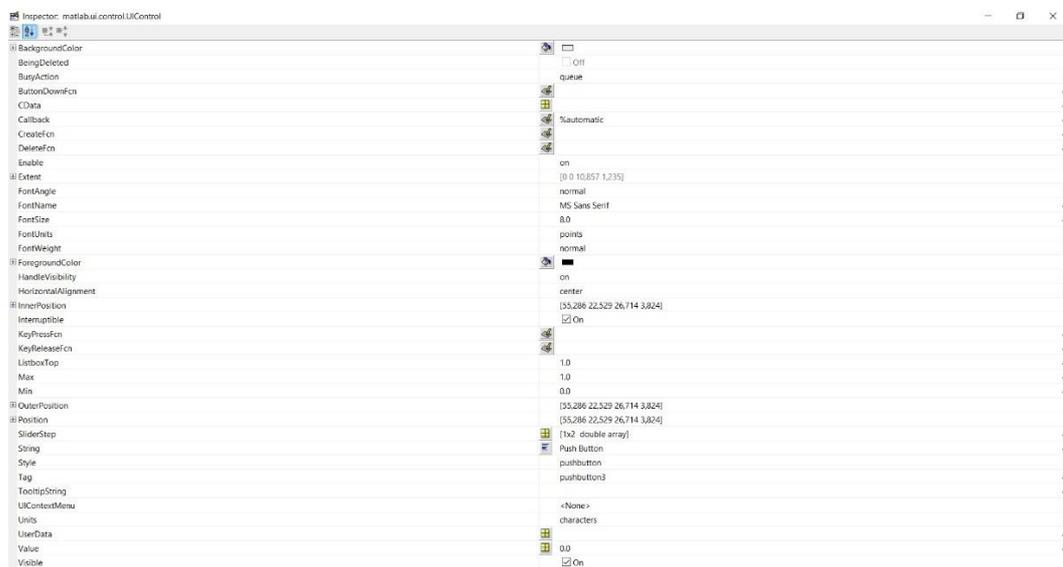


Figura 80

Formalmente noto con il nome di Inspector, contiene una tabella al suo interno con tutte le proprietà del comando selezionato. Essendo stato scelto il secondo Push Button, le caratteristiche illustrate nella tabella dell’Inspector sono riferite proprio a quel bottone.

Come si può osservare, sono consentite innumerevoli operazioni. Infatti, è possibile cambiare il colore, lo stile dei caratteri, la grandezza, ecc... Tuttavia, di tutte le varie funzioni, è sufficiente soffermarsi su due in particolare: lo String ed il Tag.

- String: nome visibile all'utente che sta utilizzando l'interfaccia.
- Tag: nome con cui il programmatore identifica quel particolare comando.

Pertanto, mentre possono esistere più String identiche per differenti comandi nella stessa G.U.I. (successivamente saranno illustrati dei casi pratici), ciò non risulta possibile per i Tag: il programmatore non saprebbe a chi assegnare correttamente la funzione. Ovviamente i Tag sono trasparenti all'utilizzatore del codice. Tuttavia, il programma Matlab continua a distinguerli ed a considerarli diversi. Infine, si precisa che sono disposti rispettivamente nella nona e settima riga dell'Inspector, a partire dal basso. Si ricorda che per evitare qualsiasi tipo di disguido, è bene differenziare i Tag tra loro e dalle String.

Per il caso proposto, si è scelto per il primo bottone di chiamare "Set" la String relativa, mentre di nominare "set" il Tag relativo. Per il secondo Push Button, posto a destra della stessa figura, invece, si è scelto come "OK" come String ed "ok" per il Tag. Infine, per l'Edit Text, si è assegnato "Data" per la String e "data" per il Tag. In *Figura 81*, a sinistra è visibile la G.U.I. modificata:

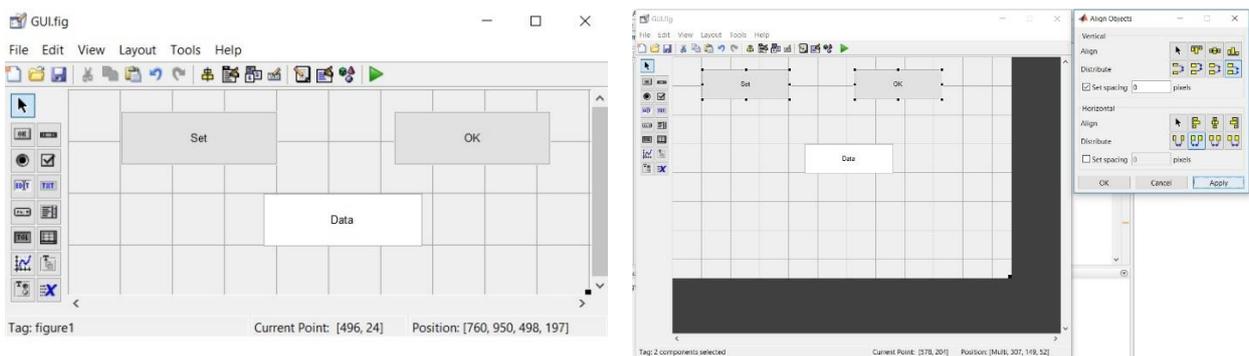


Figura 81

Sempre nella stessa immagine, nella parte a destra è riportata la tabella "Align Objects". Quest'ultima, risulta molto utile nelle fasi finali della progettazione dell'interfaccia. Infatti, consente all'utente di allineare correttamente tutti i vari comandi immessi nella G.U.I.

Nel caso mostrato, si stanno allineando orizzontalmente i due Push Button, grazie all'ausilio di tale funzione: inserendo un dislivello nullo e confermando. Ovviamente, si possono impostare diverse distanze o modalità di disposizione, in base al caso considerato. Il procedimento è valido anche per allineamenti verticali. Per aprire tale finestra, è sufficiente andare nella barra in alto della G.U.I e cliccare sul simbolino giallo denominato appunto "Align Object". Tuttavia, è bene ricordare che prima di svolgere tale operazione, bisogna selezionare i comandi desiderati tenendo premuto il tasto "Alt" della tastiera e cliccando sopra gli oggetti desiderati con il tasto sinistro del mouse. Inoltre, è possibile avere un'anteprima delle misure selezionate, usando il tasto "Apply".

Una volta stabilita la forma finale dell'interfaccia, avendone definito i Tag e le String dei vari comandi, per poter procedere oltre, è necessario salvare il tutto (attraverso la procedura già descritta precedentemente).

Giungendo a tal punto, in seguito al salvataggio dei dati, si riapre il foglio elettronico che si era andato a creare con il primo salvataggio. Tuttavia, risulta differente: vi sono delle nuove *function*, associate ai comandi inseriti. Di tutte le righe di codice, ci interessano quelle caratterizzate dalle *Callback*. Infatti, andando ad imporre le condizioni di lavoro in tali zone, si va ad assegnare un preciso compito al relativo comando inserito nella G.U.I.

Per chiarire meglio il concetto, si osservi la *Figura 82*:

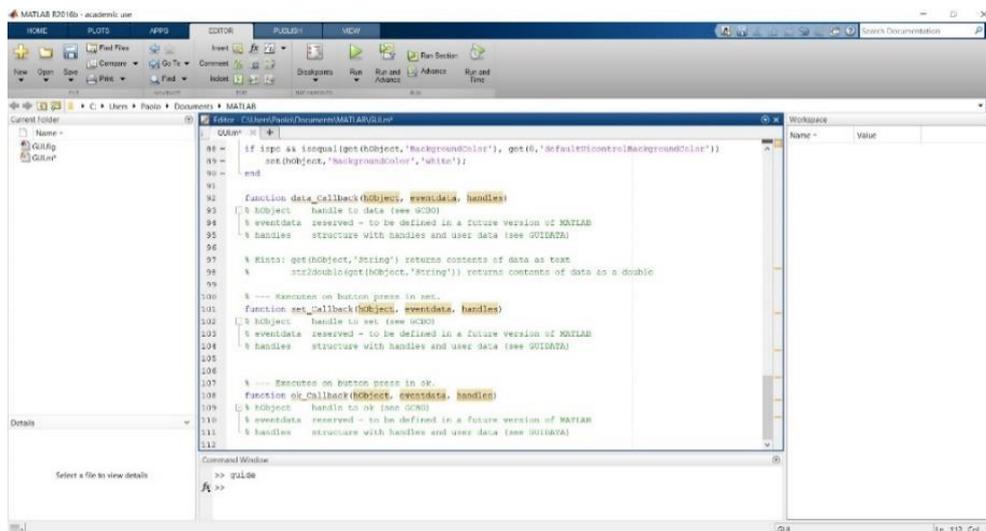


Figura 82

Ignorando tutte le altre righe, si considerano solamente le tre *Callback*, createsi in seguito al secondo salvataggio. Come si può osservare, ciascuna è preceduta da un nome seguito da un *underscore*. Quel nome è proprio rappresentato dal Tag del comando. Ciò vuol dire che la prima *function* è riferita al comando avente Tag “*data*”. Ma per l’esempio precedente, questo è associato all’Edit Text. Pertanto, la prima *function* è appartenente al testo editabile. Analogamente per le altre, si ha che la seconda è riferita al primo Push Button e la terza al secondo Push Button. Andando ad imporre delle istruzioni sotto tali zone, si va ad associare un algoritmo al relativo comando.

Tuttavia, oltre alle istruzioni viste in precedenza, se ne aggiungono altre, tipiche delle interfacce:

1. `set(handles.data,'string',a)`: permette di inserire *a* in *data*.
2. `a = str2double(get(handles.input,'string'))`: prende *a* come valore numerico da input.
3. `a = get(handles.input,'string')`: prende *a* come valore alfanumerico da input.
4. `setappdata(0,'a',a)`: salva *a* come parametro passabile ad altre G.U.I.
5. `a = getappdata(0,'a')`: prende il valore di *a* salvato con la funzione precedente.
6. `close(G.U.I.1)`: chiude la G.U.I.1

Il primo punto letteralmente significa: “*prendi il valore alfanumerico di a ed inseriscilo in data*”. Essendo il Tag del Set Push Button, vuol dire che l’operazione descritta viene eseguita ogni volta che l’utente clicca sul pulsante stesso.

Le altre istruzioni, invece, hanno differenti compiti.

Con la seconda, ad esempio, è possibile prendere i dati inseriti in input dall'utente. Creando un opportuno Edit Text (con Tag denominato "*input*", in tal caso) si è in grado di far assegnare ad "*a*" un valore voluto dall'utilizzatore del codice e non per forza uno pre-impostato dal programmatore. La differenza sostanziale tra il numero due ed il numero tre, consiste nel fatto che mentre la seconda istruzione prende il valore "*a*" considerandolo un semplice numero, la terza considera lo stesso parametro come alfanumerico. Pertanto non si possono svolgere operazioni matematiche in quest'ultimo caso.

Inoltre, le funzioni numero quattro e cinque, consentono di passare il valore "*a*" attraverso G.U.I. differenti. Infatti, grazie a "*setappdata*", la si va a salvare e successivamente, con "*getappdata*", è possibile andare a ridefinirla in una interfaccia differente. Non solo, è anche possibile passarne il valore attraverso *Callback* diverse della stessa G.U.I. Ovviamente, è indispensabile scrivere tali istruzioni nelle funzioni dei Push Button desiderate.

Infine, con l'ultima (ossia la numero sei) è possibile chiudere solamente la G.U.I. desiderata, a differenza del comando "*close all*" che imponeva la chiusura di tutte le interfacce, dei grafici e delle immagini aperte.

Vi sono innumerevoli altri esempi di funzioni, di comandi e di istruzioni disponibili, tuttavia ne sono stati citati solo una piccola parte. Questi sono stati indispensabili alla scrittura del codice, pertanto si è deciso di descriverli e di trattarli almeno nelle funzioni impiegate per la realizzazione del programma. Infatti, molti di loro hanno molte altre opzioni che però sono state tralasciate, dal momento che non sono risultate utili allo scopo.

Noti tutti i comandi e le procedure basilari, è possibile passare alla spiegazione delle interfacce realizzate, sottolineandone alcuni aspetti caratteristici. Ora, è opportuno conoscere il punto di partenza e strutturare in maniera efficace l'interfaccia. Si consiglia, pertanto, di avere già una chiara idea dei comandi da inserire, evitando di rimodificare un numero eccessivo di volte la stessa G.U.I. complicandone la struttura. In tal caso, infatti, il programmatore deve essere a conoscenza di ciò che intende realizzare a priori. Pertanto serve un'accurata analisi del problema in questione.

Tale compito, è oggetto del paragrafo in questione, pertanto è ora approfonditamente trattato.

Dall'analisi dei velivoli di riferimento, analizzati nel capitolo 2, è emerso che la maggior parte delle configurazioni, presentano sia i comandi di volo primari che quelli secondari. In particolare, per gli aeromobili R.V.-W. è di fondamentale importanza l'impiego dei body-flap per un corretto rallentamento del veicolo nelle fasi conclusive della missione. Per esempio, per lo Space Shuttle Orbiter, si assiste a deflessioni di oltre 20° da parte di tali superfici. Per l'HOPPER, addirittura 40°. I comandi di volo secondari, pertanto, risultano importanti quanto quelli primari e non possono essere esuli dalla trattazione.

I comandi di volo primari sono comuni e fondamentali per un corretto controllo dell'assetto sia longitudinale che latero-direzionale. Per la precisione, dai profili di missione osservati nel secondo capitolo, nei C.A.V. risultano essere sempre attivi. Infatti, le quote di volo relativamente contenute e le alte velocità ne favoriscono il loro utilizzo. Le superfici mobili sono quindi costantemente in azione: dalla fase iniziale di decollo orizzontale, alla crociera ed all'atterraggio finale non propulso. Ciò non è assolutamente vero per i R.V.-W. Prima di tutto, va sottolineato che solitamente necessitano di un primo stadio che li porti in condizioni di operatività. Il decollo può essere sia verticale che orizzontale, ma in ogni caso con l'ausilio di un razzo o di un altro velivolo. Se si considera lo Space Shuttle Orbiter, al momento del lift-off alcune superfici mobili sono sensibilmente attive, ma è un caso non verificato per tutti i R.V.-W. Inoltre, nelle traiettorie orbitali la densità dell'aria risulta rarefatta al punto che le superfici perdono efficacia. Quindi in tali situazioni, il controllo dell'assetto di volo è affidato al Reaction Control System. Tuttavia, nell'avvicinamento alla zona di atterraggio, il Flight Control System risulta indispensabile (grazie ad un coordinamento del primario con il secondario). Ovviamente, vi sono delle differenze tra il F.C.S. dei velivoli C.A.V. da quelli dei R.V.-W. e le differenze andranno sviscerate. Tuttavia, per entrambe le configurazioni risultano fondamentali.

Quindi, appurata l'indispensabile presenza di un sistema di controllo dell'assetto di volo dei velivoli ipersonici, saranno indispensabili almeno due interfacce. Una per l'inserimento delle superfici mobili primaria, un'altra per la definizione di quelle secondarie. Successivamente, sarà opportuno calcolare le potenze dovute a ciascuna fase di missione e salvare gli output così ottenuti, all'interno di un foglio di calcolo esterno (su Excel in tal caso). Infatti, è opportuno dare la possibilità all'utilizzatore del software di modificare i dati anche se quest'ultimo non dispone del programma Matlab.

Pertanto, sono necessarie almeno altre due schermate principali: una inerente al momento di stallo di ciascuna superficie ed un'altra con le relative potenze di attuazione. Per realizzare ciò, sono indispensabili due G.U.I. con una tabella per ciascuno dei due casi: momento e potenza associata. Inoltre, tali tabelle devono essere aggiornabili, in modo tale che l'utente possa aggiungere un numero di superfici a piacere.

Queste devono utilizzare tutto lo spazio sfruttabile e risultano “*di dimensioni infinite*”. Nel prossimo paragrafo, si descriverà la loro realizzazione. Ovviamente, non esistono tabelle infinite, pertanto il programma si stopperà automaticamente nel caso di raggiungimento saturazione delle righe di calcolo (*OUT OF MEMORY* del software), condizione che tuttavia si presenta solo in casi estremi.

Riassumendo, le G.U.I. fondamentali risultano essere:

- INPUT: consente l'inserimento degli input da parte dell'utente.
- FCS_primary_control: permette la definizione delle superfici mobili primarie.
- FCS_secondary_control: analoga alla precedente, riferita però a quelle secondarie.
- FCSmain: riassume tutti i parametri disponibili all'utilizzatore, in una tabella principale.
- FCS_power_budget: consente la definizione delle potenze necessarie alla movimentazione di ciascuna superficie mobile.
- FCS_power_budget_add_mobile_surface: permette all'utente di definire ciascuna fase di missione, calcolandone la potenza di ognuna.

Ovviamente, saranno presenti dei Push Button che consentano all'utente di salvare gli output.

Le G.U.I. trattate, sono semplicemente quelle indispensabili al funzionamento del programma, per garantire l'inserimento degli input e l'ottenimento degli output.
 Le interfacce complete, comprendenti gli aiuti ed i suggerimenti per l'utente, saranno dettagliatamente descritte nel paragrafo 4.2 successivo.
 Infatti, sono state citate solo quelle più importanti, mentre le altre secondarie saranno comunque esposte a posteriori.

Data la lunga e complicata trattazione, si è preferito riportare direttamente il FLOW CHART visibile in *Figura 83*:

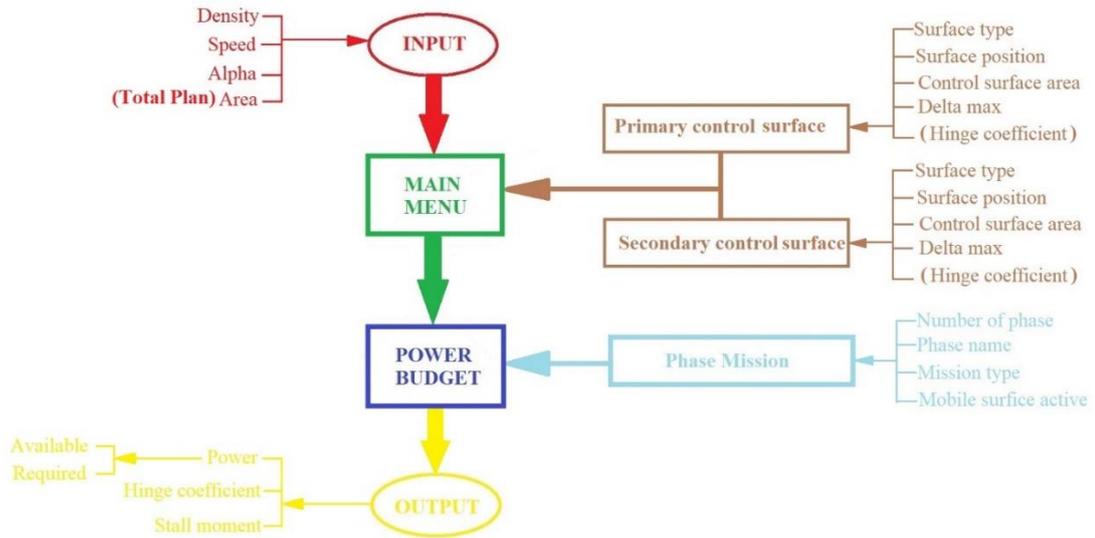


Figura 83

Sono stati inseriti tutti gli input, necessari al funzionamento del codice di calcolo.
 L'utente deve inserire i valori visibili in *Figura 83*, per ciascuna tipologia di interfaccia.
 Infine, nella zona finale, sono visibili gli output calcolati dal software.
 Invece, nella *Figura 84*, è riportato un secondo FLOW CHART, che racchiude la logica di implementazione:

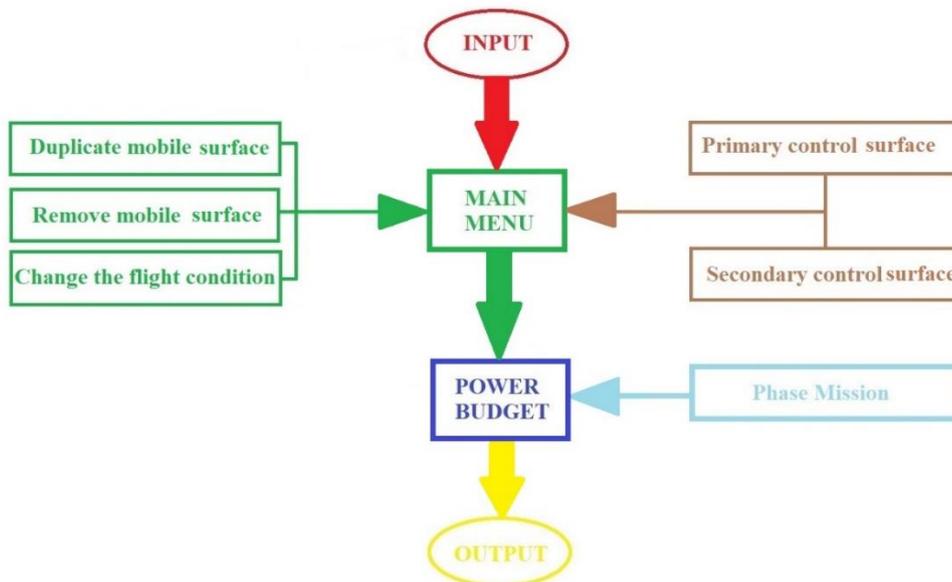


Figura 84

Ovviamente, per comprendere meglio la logica di implementazione stessa, si è deciso di riportare un diagramma completo nelle pagine seguenti. Questo illustra ciascuna delle sequenze di implementazione degli input da parte dell'utente per l'ottenimento degli output.

Tuttavia, a causa della complessità e della lunghezza del FLOW CHART, è stato necessario suddividerlo in più blocchi separati.

Iniziando dalla prima interfaccia, l'operazione da fare preliminarmente è quella di lanciare il programma (rappresentata dal primo ovale Start). Successivamente, una volta aperta la schermata iniziale di INPUT, l'utente è in grado di aggiungere i dati inerenti le condizioni di volo ed alla geometria dell'aeromobile stesso.

Queste possono essere note oppure no. Pertanto, i rombi decisionali consentono di rappresentare le due differenti casistiche rispettivamente per l'inserimento delle condizioni di volo e della geometria dell'aeromobile. Infatti, se l'utente non è a conoscenza della velocità e della densità dell'aria richiesta, può comunque inserire il numero di Mach e la quota di volo del velivolo ipersonico.

Grazie alle formule descritte nel paragrafo 3.2, inserite all'interno di un opportuno Push Button, il programma convertirà automaticamente i valori.

Infine, è necessario indicare l'angolo di attacco del velivolo.

Analogamente, se l'utente non conosce l'area in pianta dell'intero velivolo, può comunque procedere oltre con l'esecuzione del programma.

Una volta inseriti gli input, si passa alla G.U.I. successiva, se l'utente intende confermare e procedere oltre. In particolare, è possibile visualizzare il menu principale.

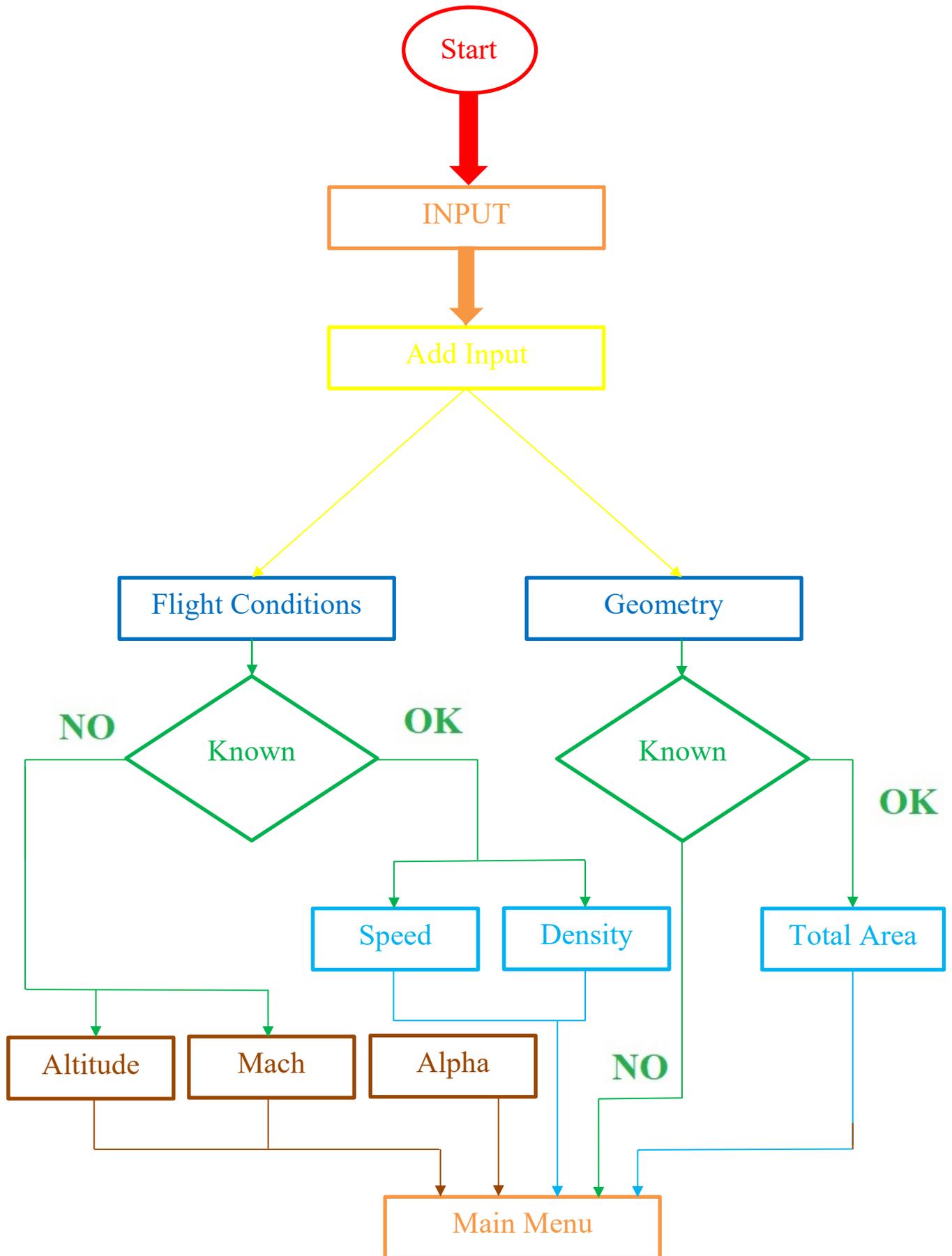
Anche se la tabella contenuta al suo interno risulta vuota, sono stati comunque forniti gli input iniziali.

Questo primo passaggio è riportato nella pagina seguente.

Le interfacce incontrate fino ad ora, risultano essere solamente due:

- INPUT
- FCSmain

La prima ha consentito di inserire le condizioni e la geometria, mentre la seconda rimane vuota al momento.



Continuando la descrizione, Una volta aperta l'interfaccia del menu principale, sono possibili sei differenti operazioni:

- aggiungere una superficie mobile di comando.
- duplicare una delle superfici già esistenti.
- rimuovere una superficie indesiderata.
- cambiare le condizioni di volo.
- definire le potenze.
- esportare i dati ottenuti in un foglio esterno di Excel.

Inoltre, nella zona inferiore dell'interfaccia stessa, è riportato un Push Button che consente all'utente di uscire dal programma stesso una volta finite queste operazioni.

Ovviamente, per i limitati spazi si è scelto di trattare i casi separatamente. Infatti, nella pagina successiva è visibile l'opzione riguardante l'inserimento della superficie mobile di controllo.

Questa si suddivide in due differenti tipologie:

1. quella relativa ai controlli di volo primari.
2. quella inerente ai comandi di volo secondari.

Per ciascuna di queste, è necessario inserire le seguenti grandezze:

- il nome (che ne caratterizza il tipo).
- la posizione (che risulta essere interna, centrale od esterna).
- l'angolo di deflessione in gradi.
- l'area della superficie stessa (se precedentemente era stata inserita quella totale in pianta, viene suggerito un valore statistico all'utente).

Questi sono i valori necessari al calcolo del momento di cerniera.

Inoltre, il coefficiente di momento di cerniera va trattato separatamente. Infatti, se l'utilizzatore del codice ignora questo parametro, il software lo valuta in base ai dati statistici salvati all'interno del programma stesso.

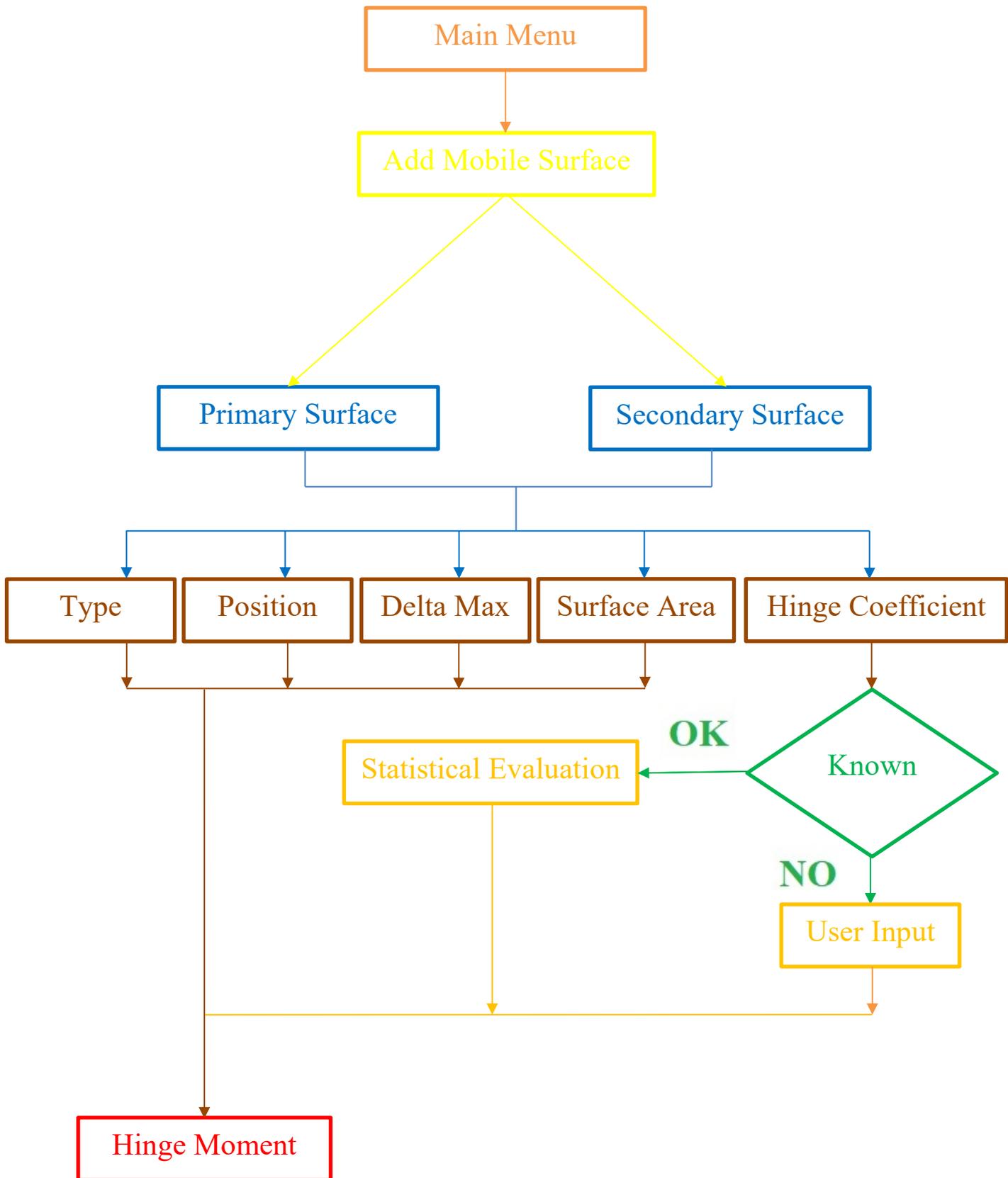
Invece, se l'utente intende inserirlo manualmente, è stata dedicata un'interfaccia apposita.

Tutto ciò per stimare il momento di cerniera della superficie mobile da aggiungere.

I parametri inseriti, saranno visibili all'interno della tabella del menu principale.

Ricapitolando, per svolgere le operazioni descritte, sono state impiegate tre differenti G.U.I.

- FCSmain
- FCS_primary_control
- FCS_secondary_control



Conclusa la determinazione delle caratteristiche della superficie mobile, è possibile sfruttare altri tre Push Button relativamente per: cambiare le condizioni di volo, duplicare o rimuovere una delle superfici mobili definite dall'utente. La necessità di imporre tali bottoni, deriva dal fatto che le celle della tabella riportata nel menu principale non sono editabili. Quindi, per intervenire su quest'ultime, sono state implementate delle funzioni apposite.

Ovviamente, partendo sempre dal menu principale, i due blocchi che si vedono nella pagina seguente (denominati "Mobile Surface" e "Change Flight Condition") devono essere immaginati sullo stesso livello del blocco "Add Mobile" precedente. Le operazioni, infatti, possono essere svolte in maniera arbitraria. Tuttavia, per mancanza di spazio è stato necessario suddividere i casi in più parti diverse.

In realtà questa parte risulta alquanto semplice: l'utente può cambiare le condizioni di volo in maniera analoga al modo in cui le aveva definite in input all'inizio.

L'unica differenza è che non viene riportata la parte geometrica del velivolo.

Tutto ciò viene garantito dalla G.U.I. INPUT2, descritta nel prossimo paragrafo 4.2.

Infine, all'interno del pannello chiamato "Results" è possibile esportare i dati ottenuti e passare al calcolo del Power Budget.

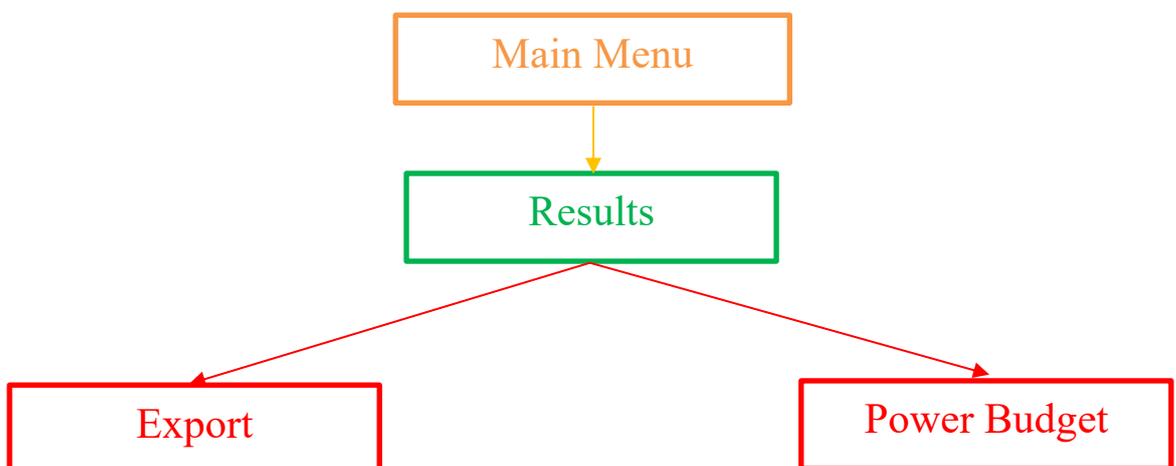
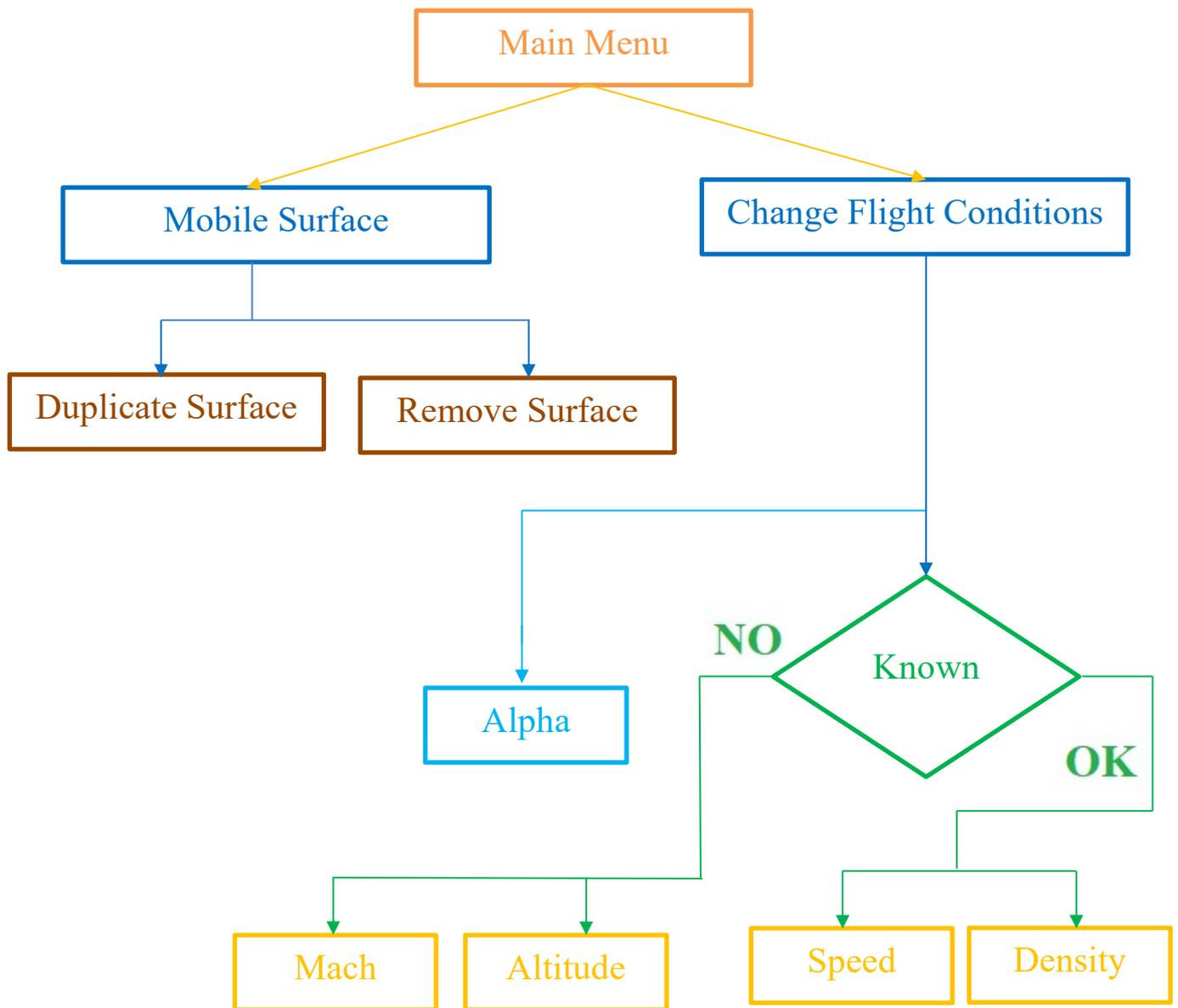
Per quanto riguarda il primo punto, i dati vengono salvati su un foglio di calcolo Excel esterno.

Invece, cliccando sul pulsante "Power Budget", si va a lavorare su una nuova interfaccia:

FCS_power_budget, descritta successivamente.

Ricapitolando, le G.U.I. viste in questo caso sono tre:

- FCSmain
- INPUT2
- FCS_power_budget



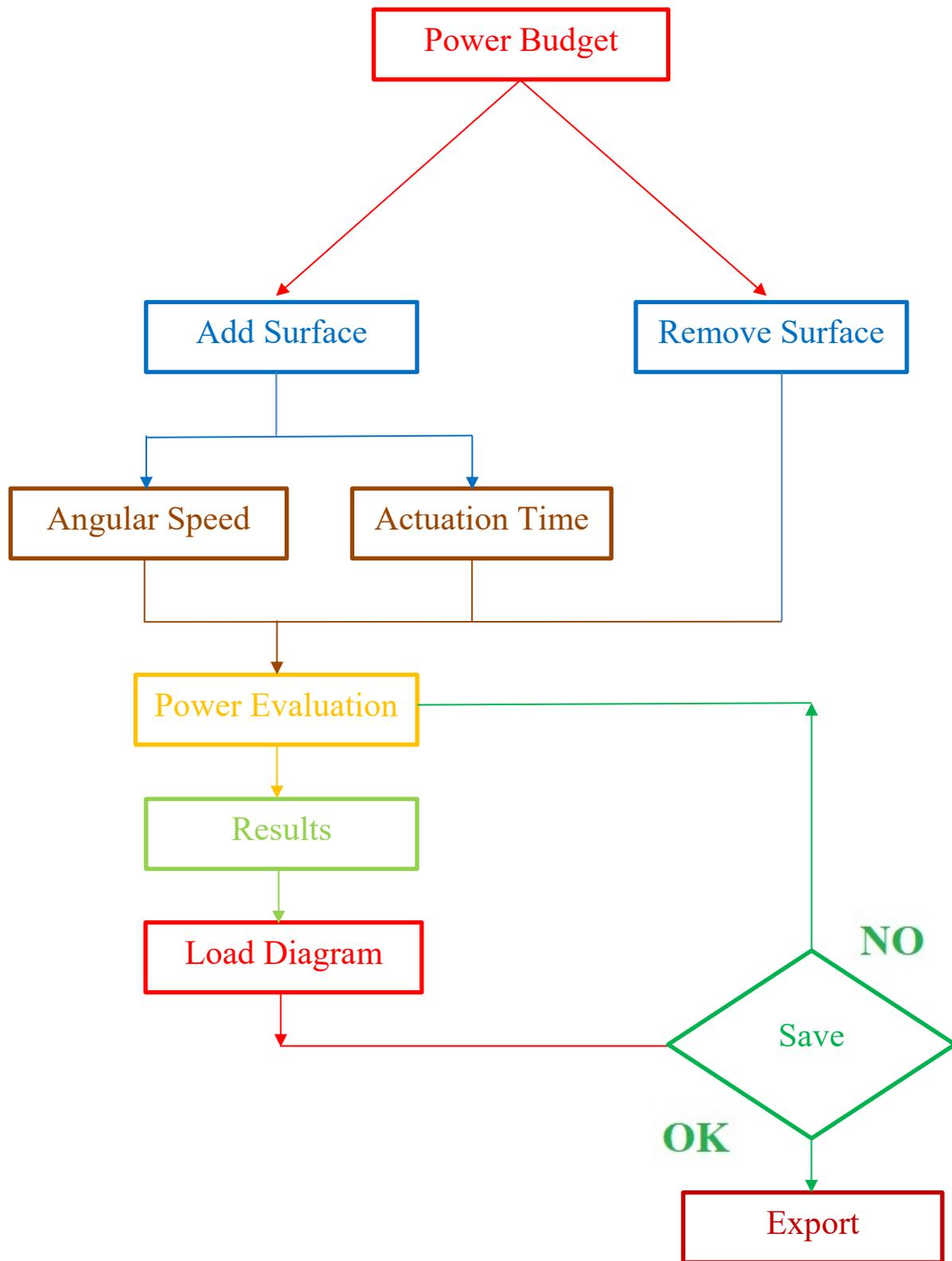
Con l'apertura dell'interfaccia relativa alle potenze (FCS_power_budget), l'utente sceglie la superficie da aggiungere o da rimuovere.

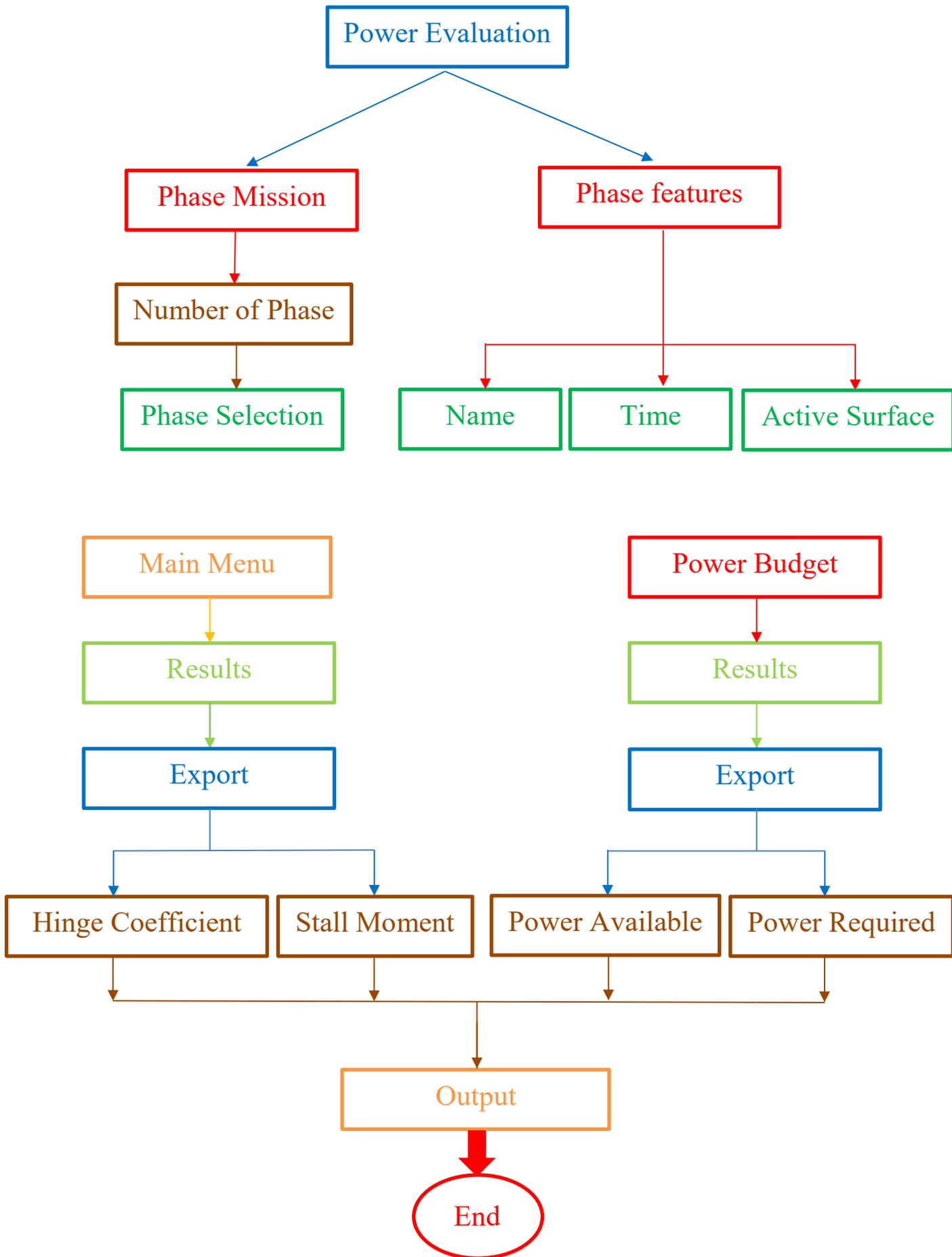
Nel caso decidesse di inserire una nuova superficie, deve immettere al suo interno il valore della velocità angolare ed il tempo di attuazione. Ovviamente, può scegliere esclusivamente quelle superfici mobili che ha definito precedentemente nel menu principale.

Inoltre, attraverso il Push Button "Power Evaluation", va ad ottenere i risultati in output, visibili su un diagramma. Inoltre, prima di esportarli può decidere se ripetere l'operazione.

Infatti, selezionando tale bottone, si va ad aprire l'interfaccia FCS_power_budget_add_mobile_surface, in cui l'utente definisce le varie fasi di missione. Stabilendo, in tal modo, il numero delle fasi stesse, il rispettivo nome e le superfici mobili attive.

In conclusione, sono riportati i vari output provenienti sia dal menu principale che dal Power Budget.





Questo esprime in modo semplice ed immediato tutte le operazioni e le varie sequenze del programma.

Per la precisione, nel caso l'utente decidesse di annullare o variare qualsiasi dei suoi dati inseriti, deve essere consentita la funzione di poter tornare indietro.

Questa, è garantita dalla presenza dei Push Button "CANCEL" ed "OK", già implementati ed ampiamente trattati precedentemente. Infatti, mentre il primo ha il compito di annullare una certa operazione svolta da parte dell'utilizzatore, il secondo conferma e consente all'utente di procedere con le successive fasi di avamprogetto del Flight Control System.

Giunti a questo punto, si ha ben chiara la struttura del codice stesso. Pertanto, è possibile passare al prossimo paragrafo, in cui vengono illustrate ciascuna delle interfacce realizzate attraverso le G.U.I.D.E. Matlab.

4.2 Esposizione delle interfacce realizzate

In questo paragrafo, vengono illustrate le interfacce implementate.

Queste sono state dettagliatamente descritte, in modo tale che l'utente del codice possa affrontare nella maniera più serena l'inserimento degli input desiderati, ottenendo gli output senza fraintendimenti o confusioni varie. Infatti, è di vitale importanza la completa conoscenza delle potenzialità del software da parte dell'utilizzatore, affinché vengano sfruttati al meglio tutti gli aspetti possibili.

Il primo passo è quello di prelevare gli input necessari al lancio del programma di calcolo.

Come visto nel paragrafo 4.1, questi parametri sono inseriti dall'utente e risultano essere due:

1. Le condizioni di volo.
2. La geometria del velivolo: si considera l'area in pianta in metri quadrati dell'intero veicolo.

Il primo punto, riguarda le condizioni riferite all'aeromobile. Infatti, l'utente deve essere a conoscenza del contesto in cui si viene a trovare il velivolo. Per la precisione, per il soddisfacimento di questo primo passaggio, sono richieste:

1. La densità dell'aria: espressa in chili su metri cubi, è quella alla quota del veicolo.
2. La velocità di volo: misurata in metri su secondo, è la velocità dell'aeromobile.
3. L'angolo di attacco: rappresenta l'incidenza di volo in gradi del velivolo.

Con le condizioni di volo, si intendono esattamente la densità, la velocità e l'angolo di attacco.

Tuttavia, è possibile che l'utente non conosca i punti 1 e 2 descritti in alto. Pertanto, è necessario aggiungere ulteriori variabili. Nei requisiti solitamente si citano la quota di tangenza ed il numero di Mach. Tuttavia, queste due grandezze possono facilmente essere riconducibili rispettivamente alla densità ed alla velocità del velivolo.

Per ulteriori dettagli si faccia riferimento al paragrafo 3.2, in cui sono state descritte non solo le nozioni base, per la completa comprensione dell'argomento, ma anche le equazioni esatte per il passaggio reciproco tra il numero di Mach e la velocità.

Anche la densità dell'aria è legata alla quota di volo, grazie alle relazioni viste nel paragrafo 3.2 ed ai grafici e tabelle inerenti all'aria standard (*Atmosfera Standard I.C.A.O.*), con le relative ipotesi e regioni di applicabilità.

Infine, la geometria dell'aeromobile richiede esclusivamente l'area in pianta dell'intero veicolo. Ovviamente, essendo un programma di progetto preliminare, la configurazione risulta ancora ignota. Pertanto, non è possibile chiedere ulteriori informazioni all'utente. Quindi, si è scelto di impostare tale valore come facoltativo: nelle G.U.I. successive, infatti, verrà richiesta l'area della superficie mobile di comando. Solamente nel caso l'utilizzatore non conosca tale grandezza, si farà riferimento alla statistica ottenuta con lo studio dei velivoli di riferimento del capitolo 2, grazie al programma Image J. Infatti, il software andrà a prendere circa il quattro per cento dell'area totale del velivolo, inserita in questa prima schermata.

Le condizioni di volo e la geometria, sono i due input principali: senza di essi non sarebbe fattibile la realizzazione del programma. Risultano, pertanto, indispensabili. Inoltre, vi sono altre funzioni secondarie, senza le quali il software girerebbe in modo corretto, ma che completano il codice. Queste sono le ipotesi utilizzate nell'implementazione delle equazioni. È importante specificare all'utente i campi di validità del programma, onde evitare usi inappropriati con il conseguente ottenimento di falsi valori. Questi sono anche stati contenuti con l'aggiunta di *warning*, ossia di ulteriori interfacce che si attivano in caso di grandezze sballate. Infine, per aiutare ulteriormente l'utilizzatore, si è deciso di implementare anche dei suggerimenti. Inserendo degli esempi tipici di input, è stato possibile rendere più intuitivo ed immediato l'uso del codice di calcolo.

Per completezza espositiva, si è scelto un ordine sequenziale dei comandi per facilitare l'inserimento dei dati. Anche grazie all'uso del comando "*Enable*", è stato possibile disattivare o meno le opzioni aggiuntive, chiarendo la lettura dell'interfaccia stessa.

Il tutto è racchiuso nella prima interfaccia, chiamata "INPUT", visibile in *Figura 85*:

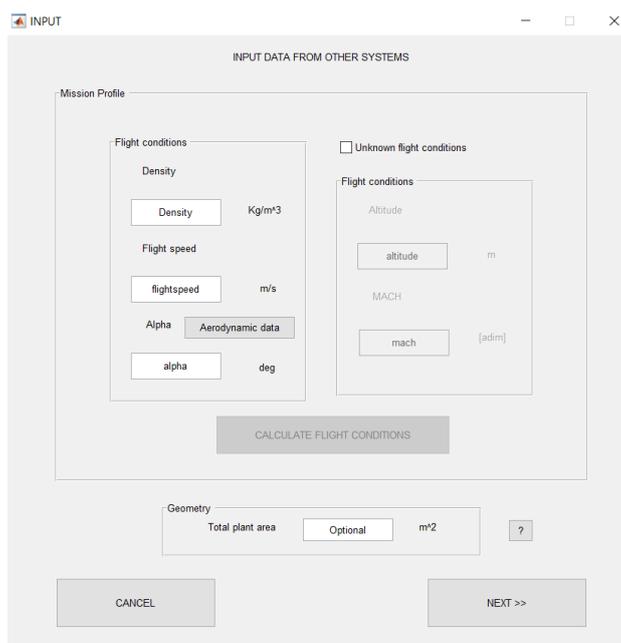


Figura 85

Come precedentemente scritto, sono richiesti all'utente l'inserimento di due particolari tipologie di input, ossia quelle riguardanti le condizioni di volo e le altre inerenti alla geometria. Pertanto, l'interfaccia mostrata in alto, presenta due principali pannelli chiamati rispettivamente "*Mission Profile*" e "*Geometry*".

Il primo è caratterizzato dalla presenza di due Panel, una Check Box ed un Push Button. L'unico pannello attivo, in cui è possibile inserire dei valori, è quello nella zona sinistra, chiamato "*Flight conditions*".

Nelle condizioni di volo, sono inseriti tre diversi Edit Text, ciascuno inerente rispettivamente alla densità, alla velocità ed all'incidenza di volo.

Ognuno è accompagnato sulla sinistra da uno Static Text che ne specificano l'unità di misura.

Qui risulta evidente la differenza tra i testi editabili e quelli statici. Infatti, mentre possono e devono essere modificati dall'utente per l'inserimento degli input, i secondi devono restare invariati, a prescindere da ciò che intende fare l'utilizzatore. Se così non fosse, si rischierebbe di confondere le unità di misura, ottenendo valori sbagliati.

Inoltre, è presente un Push Button al suo interno, denominato "*Aerodynamic data*". Quest'ultimo rientra tra le funzioni facoltative descritte precedentemente. Infatti, cliccandovi sopra si aprono una serie di grafici. Questi sono inerenti le prestazioni aerodinamiche dei vari velivoli di riferimento studiati nel capitolo 2. Per la precisione, sono riportati trentadue grafici, dei quali sedici relativi ai velivoli R.V.-W. e gli altri riferiti ai C.A.V. Questi sono stati ricavati grazie alla digitalizzazione dei grafici tratti dal documento PDF "*Aerodynamic Data of Space*" di Claus Weiland.

Una volta catturate e rielaborate con Paint le schermate contenenti le immagini interessate, è stato possibile digitalizzare i parametri con l'utilizzo del programma GetData Graph Digitizer, descritto accuratamente nel paragrafo 4.2 dello stesso capitolo in questione. Tuttavia, prima dell'effettiva implementazione nel codice di calcolo Matlab, è stato necessario un ulteriore passaggio intermedio sul programma Excel.

I parametri riportati all'interno delle figure sono inerenti ai coefficienti di portanza, di resistenza e di momento di beccheggio dell'intero velivolo. Questi sono in funzione dell'incidenza di volo e del numero di Mach. Inoltre, sono presenti i dati dell'efficienza (ossia del rapporto LIFT/DRAG) anch'essi espressi in funzione dell'angolo di attacco e del Mach di volo. Sono valori statistici, che aiutano l'utente alla comprensione delle prestazioni tipiche di tali velivoli, tra cui inserimento del parametro "*Alpha*". Il discorso funziona bene per i *waverider*. Ovviamente, si ricorda che a differenza dei C.A.V. i R.V.-W. possono cambiare l'angolo di attacco anche in base alla tipologia di missione. Infatti, se si considera lo Space Shuttle Orbiter nella fase di rientro, questo tende ad assumere angoli molto elevati per generare un urto curvo staccato, abbassando i carichi termici sulla struttura. Nonostante ciò, si è deciso di riportare anche quelli degli aeromobili da rientro atmosferico per completezza e per chiarirne meglio le prestazioni aerodinamiche.

Il secondo pannello situato sulla sinistra, invece, risulta disabilitato come anche il Push Button sottostante. Infatti, i dati contenuti al suo interno fanno riferimento all'altezza ed al numero di Mach di volo del velivolo. Come precedentemente scritto, è possibile che l'utente non conosca direttamente la densità e la velocità, ma che siano forniti la quota ed il Mach come requisiti. Tuttavia, essendo le grandezze collegate tra loro, per evitare confusioni è stato scelto di inserire una Check Box, denominata "*Unknown flight conditions*". Premendoci sopra, l'utente è in grado di attivare o meno questo secondo pannello. Per fare ciò, è stato inserito il comando "*Enable*" nella *Callback* della Check Box. Questo va ad agire direttamente nell'Inspector del pannello e dei comandi in esso contenuti.

L'utente premendo sulla spunta, riesce ad attivare le caselle editabili della quota e del numero di Mach, grazie all'utilizzo della Check Box.

Inoltre, si aziona anche il Push Button, chiamato “CALCULATE FLIGHT CONDIDITIONS”. Quest’ultimo consente di convertire rispettivamente l'altezza in densità dell'aria ed il numero di Mach in velocità di volo. Per capirne meglio il funzionamento, si faccia riferimento alla *Figura 86*:

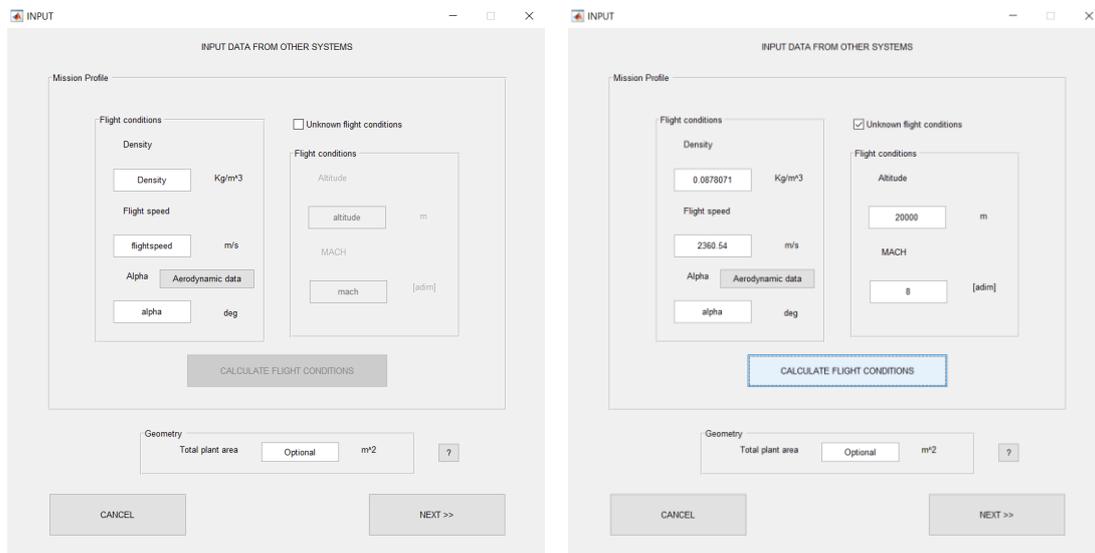


Figura 86

È possibile osservare un esempio che riporta la sequenza delle azioni da svolgere per poter utilizzare questa funzione in più. I due casi riportano esattamente la stessa tipologia di input, inseriti però in maniera diversa. Infatti, nel secondo l'utente sfrutta il bottone, a differenza del primo caso in cui sono già note la densità dell'aria e la velocità di volo. Si faccia particolare attenzione all’incidenza: in qualsiasi caso visto, va immessa separatamente. È evidente che nel Push Button, sono implementate le equazioni necessarie alla conversione, descritte dettagliatamente nel paragrafo 3.2. Il pannello “Geometry” contiene al suo interno un Edit Text che ha lo scopo di prendere in input l'area totale in pianta, espressa in metri quadrati, dell'intero velivolo. Il testo editabile è denominato ”Optional”, infatti, è facoltativo: il programma gira correttamente anche senza l'inserimento di tale grandezza. Come già scritto in precedenza, servirà in un secondo momento Nel caso l'utente non conosca l'area della superficie mobile di controllo. In tal caso, il codice andrà a considerare il quattro per cento di tale parametro.

In ultima analisi, si osservi il piccolo bottone designato da un punto interrogativo. Ciò che si apre, andandolo a schiacciare, è una interfaccia chiamata “readme”, riportata in *Figura 87*:

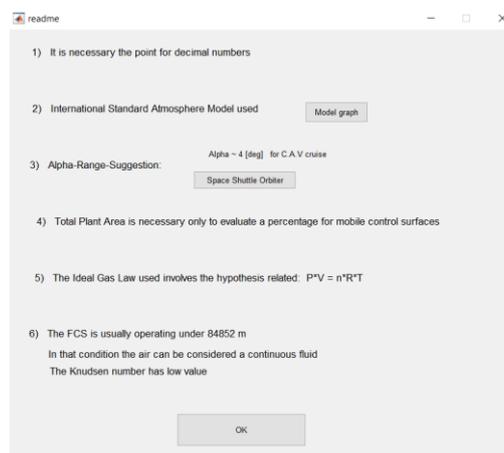


Figura 87

Questa non risulta indispensabile al codice, ma è un importante aiuto per l'utilizzatore del programma. Infatti, sono riportati sei punti contenenti le indicazioni di lavoro, le ipotesi utilizzate nelle equazioni implementate ed alcuni suggerimenti inerenti le incidenze di volo. Sono istruzioni secondarie, tuttavia necessarie ad evitare di ottenere output fuorvianti.

Per la precisione, il primo argomento ricorda all'utente che se vi sono cifre decimali è necessario utilizzare il punto, invece, della virgola.

Il secondo ricorda che il modello di atmosfera utilizzato è quello standard I.C.A.O. (*International Civil Aviation Organization*). Infatti, per collegare tra loro le proprietà dell'aria (temperatura, pressione e densità) con l'altitudine, è necessaria la creazione di un database contenente i dati statistici. Questi sono andamenti medi, standardizzati, che risultano essere leggermente differenti quelli reali in base alle condizioni climatiche. Ovviamente, gli errori sono minimi, ma sono da tenere presenti all'utente. Per una completa comprensione, sono stati riportati gli andamenti delle proprietà dell'aria standard in un G.U.I. Quest'ultima può comodamente essere visualizzata dall'utente, cliccano sul Push Button "Model graph".

L'interfaccia è riportata in *Figura 88* e richiama il grafico già esposto nel paragrafo 3.2:

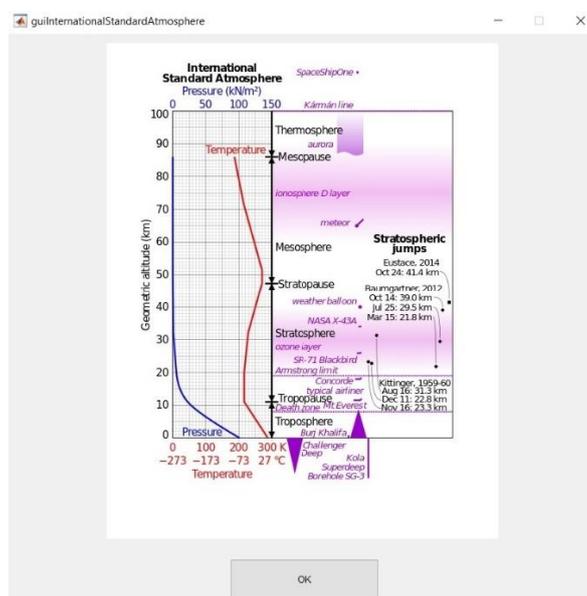


Figura 88

L'interfaccia è chiamata "guiInternationalStandardAtmosphere" ed illustra anche la suddivisione dell'atmosfera alle relative quote: troposfera, stratosfera, mesosfera e termosfera. Nel grafico, sono visibili l'altezza, la pressione e la temperatura. Il valore della densità (quello che interessa maggiormente) è stato ottenuto attraverso le formule descritte dettagliatamente nel paragrafo 3.2. Inoltre, è presente un bottone chiamato "OK", con la funzione "close" all'interno della sua *Callback*. In tal modo, si riesce così a chiudere la G.U.I. stessa, una volta che l'utente ne ha visualizzato i dati interessanti.

Il terzo punto, invece, suggerisce una possibile incidenza di volo sia nel caso di velivoli C.A.V. che per quelli R.V.-W. Come esempio per gli aeromobili da rientro atmosferico, è stato scelto lo Space Shuttle Orbiter. Infatti, premendo sul Push Button "Space Shuttle Orbiter", si apre un'immagine contenente tutti i vari angoli di attacco che caratterizzano il profilo di missione di tale veicolo, al variare del numero di Mach.

Per fare ciò è stata utilizzata la G.U.I. “SpaceShuttleAlphaReentry”, riportata in *Figura 89*:

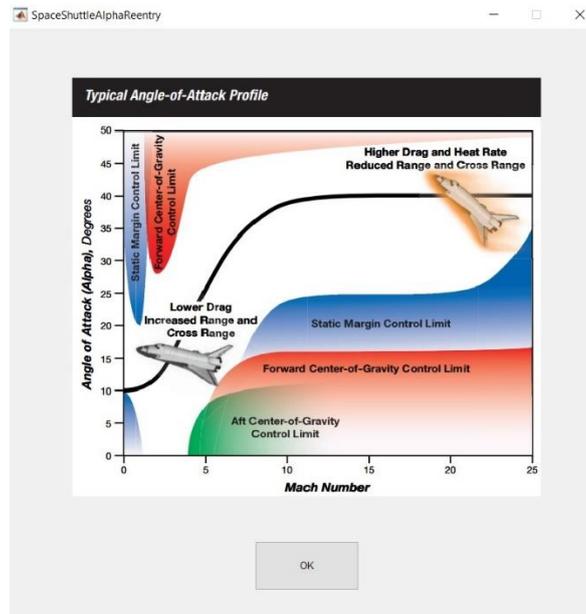


Figura 89

Come visto per la *Figura 88*, anche questa interfaccia è munita di un pulsante “OK”, che consente all'utente la chiusura della G.U.I. stessa.

Infine, si ricorda che è stato possibile inserire delle immagini all'interno delle interfacce Matlab, grazie al comando Axes descritto precedentemente.

Si consideri ad esempio, quest'ultimo caso trattato. All'interno dell'interfaccia “SpaceShuttleAlphaReentry”, è stato inserito un comando Axes. Successivamente, nella funzione di *varargout*, è stata immessa l'istruzione di aprire un'immagine. Si ricorda che a differenza degli altri comandi, Axes non ha una sua *Callback*. Quindi, è necessario cercare la *function varargout* e lavorare su quella.

L'istruzione seguente:

```
imshow('SpaceShuttleAlpha.jpg');
```

Ha il compito di aprire “SpaceShuttleAlpha” in Axes. Questa non è altro che l'immagine contenente le variazioni delle incidenze di volo dello Space Shuttle in funzione del numero di Mach. Ovviamente, deve essere salvata in formato Jpeg e tu fatto grazie all'utilizzo del programma Paint. L'immagine deve essere salvata nella stessa cartella delle G.U.I., in modo tale che il codice riesca a rintracciarne il percorso file. Le righe di codice descritte sono illustrate in *Figura 90*:

```

65 % --- Outputs from this function are returned to the command line.
66 function varargout = SpaceShuttleAlphaReentry_OutputFcn(hObject, eventdata, handles)
67 % varargout cell array for returning output args (see VARARGOUT);
68 % hObject handle to figure
69 % eventdata reserved - to be defined in a future version of MATLAB
70 % handles structure with handles and user data (see GUIDATA)
71
72 % Get default command line output from handles structure
73 varargout{1} = handles.output;
74 imshow('SpaceShuttleAlpha.jpg');
```

Figura 90

Le parole scritte con il colore verde, precedute dal simbolo percentuale, risultano essere dei semplici commenti e quindi invisibili al programma. Infatti, servono esclusivamente al programmatore per chiarire alcuni aspetti del funzionamento della *function*.

Il quarto punto, della G.U.I. “*readme*”, fa riferimento al valore opzionale da inserire nel pannello inerente la geometria del velivolo. Infatti, viene specificato che l'area totale in pianta in metri quadrati richiesta come input all'utente è un valore facoltativo. Questo servirà in un secondo momento per valutare quella della superficie mobile di controllo, attraverso un calcolo percentuale (sfruttando l'analisi statistica ottenuta col programma Image J). Tuttavia, si ricorre a tale metodo approssimativo solo nel caso in cui l'utilizzatore non sia a conoscenza dell'area della superficie di comando interessata.

Il quinto passo, invece, è riferito all'applicazione dell'equazione di stato dei gas perfetti. Infatti, come riportato nel grafico dell'Atmosfera Standard Internazionale del secondo punto, i dati disponibili sono inerenti esclusivamente alla temperatura ed alla pressione dell'aria. A partire da questi ultimi due, è necessario ricavarsi la densità atmosferica. Perciò, si fa riferimento all'equazione:

$$P * V = n * R * T$$

descritta dettagliatamente nel paragrafo 3.2, con le relative casistiche di applicazione. Tale legge, infatti, è valida solo in certe condizioni particolari. Ossia, nel caso di gas ideali, come deducibile dal nome stesso.

L'ultimo punto (cioè il sesto) specifica che l'utilizzo del controllo di volo è operativo al di sotto di una certa quota. Infatti, l'efficacia delle superfici mobili dipende anche dalla densità dell'aria. Pertanto, se quest'ultima è troppo rarefatta, l'attuazione risulta inutile al controllo dell'assetto del velivolo. Dato che con l'aumentare della quota, la densità tende a diminuire di valore, è necessario mantenersi al di sotto di una certa altezza. Gli 84852 metri riportati, sono una statistica media: alcuni R.V.-W. presentano quote differenti in base alla loro configurazione. Gli andamenti della densità in funzione della quota, sono già stati descritti nel paragrafo 3.2

Prima di procedere ulteriormente con la trattazione della schermata successiva, è importante ricordare che sono state realizzate delle interfacce in più, non visibili all'utente. Per essere precisi, sono state implementate due G.U.I. che hanno la funzione di avvisare l'utilizzatore del programma, che alcuni valori inseriti sono sballati. hanno, cioè, la funzione di *warning*. Pertanto, compaiono solamente in caso di problemi. Risultano decisamente utili al supporto del corretto funzionamento del programma. Le due interfacce, sono visibili in *Figura 91*:

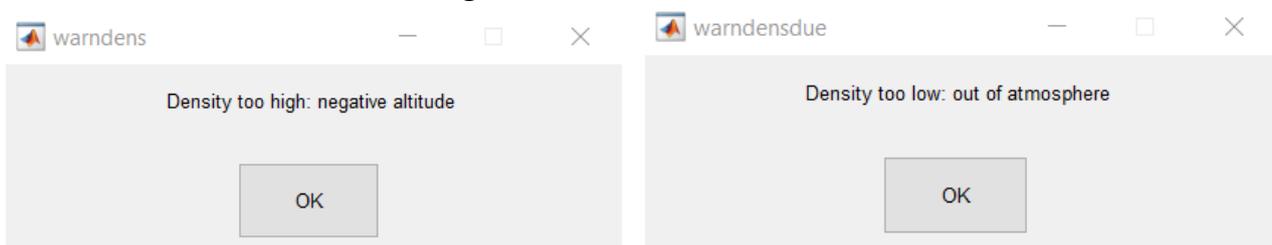


Figura 91

La prima, ossia quella riportata a sinistra dell'immagine in alto, è riferito ad un valore della densità troppo alto. Infatti, essendo stato implementato il modello di aria standard internazionale I.C.A.O., ad una densità di:

$$1,225 \text{ Kg/m}^3$$

corrisponde un'altezza nulla. Se l'utente dovesse inserire un valore di densità superiore a quello riportato in alto, significa che il velivolo sta “volando sotto terra”, ad altezze negative.

Dal punto di vista delle equazioni implementate, sarebbe possibile ottenere degli output, che però fisicamente non hanno alcun valore. È doveroso informare l'utente dell'errore commesso. Ciò è stato fatto in modo tale che la G.U.I. si attivi in maniera completamente automatica, nel caso di parametri scorretti.

Tuttavia, nel caso reale, in particolari condizioni atmosferiche di temperatura e pressione, può capitare che l'aria sia maggiormente densa. Quindi a $1,225 \text{ Kg}/\text{m}^3$ non corrisponde esattamente il valore nullo. Pertanto, è possibile che a quote basse la densità sia superiore.

In ogni caso, il valore si deve attestare attorno a quello proposto: non vi sarà mai un valore di densità dell'aria pari a tre o quattro volte l'unità.

Invece, la seconda G.U.I., riportata nella parte destra della *Figura 91*, ha esattamente lo scopo opposto di quella descritta precedentemente.

Infatti, essendo la densità inversamente proporzionale alla quota di volo, è possibile che l'utente inserendo involontariamente un valore troppo basso dell'aria, si ritrovi in condizioni di altitudine eccessive. Come già spiegato nel sesto punto dell'interfaccia "*readme*", il Flight Control System è funzionante solamente al di sotto di certe altezze. Se l'atmosfera risulta troppo rarefatta, le superfici mobili di comando non riescono a garantire un corretto controllo dell'assetto del velivolo.

Come valore di riferimento statistico, è stato considerato:

$$0,0000031773 \text{ Kg}/\text{m}^3$$

corrispondente alla quota dei 84852 metri di cui si è già discusso.

Infatti, per valori inferiori a quello riportato in alto, è opportuno ricorrere al Reaction Control System, invece che del sistema F.C.S. implementato in questo codice di calcolo.

Infine, si ricorda che entrambe le due interfacce, sono munite di un bottone "OK", che consente all'utente la chiusura delle stesse.

Il procedimento analogo è stato svolto anche per l'altezza di volo.

Infatti, se l'utente non fosse a conoscenza della densità dell'aria in quelle precise condizioni, sarebbe costretto a ricorrere all'attivazione della Check Box e quindi all'inserimento della quota. Pertanto, i due *warning* precedenti verrebbero aggirati.

È opportuno ricorrere ad altre due interfacce supplementari, per supportare in maniera completa l'inserimento degli input da parte dell'utente.

Il meccanismo è il medesimo di quello appena descritto per la densità, tuttavia se ne differenzia, poiché la densità è l'altezza sono inversamente proporzionali. Infatti, in questo caso ad una altitudine troppo bassa, corrisponde una densità troppo alta. Viceversa, un'altezza troppo alta è indice di un'atmosfera troppo rarefatta.

Tuttavia, le altezze negative compaiono immediatamente all'occhio dell'utente, mentre nel caso di densità troppo alte, il concetto è meno intuitivo.

Quella relativa all'altezza massima, invece, dà un valido contributo all'utilizzatore, allertando lo sulle condizioni di rarefazione dell'aria.

Per completezza sono state inserite tutte le possibili interfacce di aiuto all'utente.

Le due G.U.I. sono riportate in *Figura 92*:

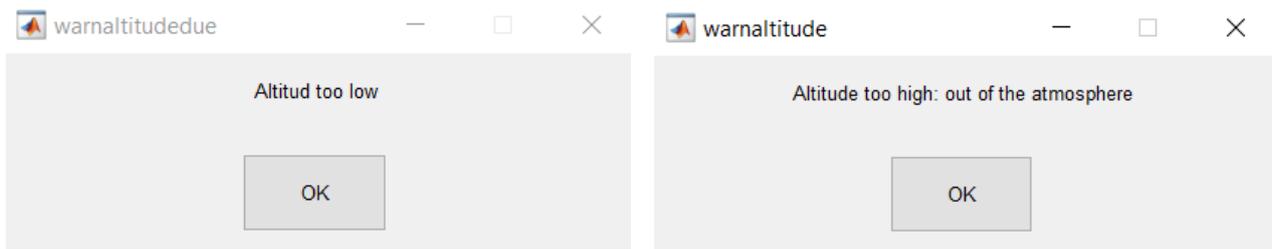


Figura 92

L'interfaccia a sinistra della *Figura 92*, è quella inerente all'altezza troppo bassa. Mentre quella illustrata nella zona a destra della stessa immagine, compare automaticamente nel caso di quote troppo elevate.

Riassumendo: la prima si attiva per altezze negative, mentre la seconda per altezze superiori agli 84852 metri.

Entrambe le G.U.I. sono munite di un Ok Push Button, che consente all'utente di chiuderle, In alternativa alla X riportata in alto a destra di ciascuna.

Con quest'ultimo argomento trattato, si va a chiudere la trattazione della prima interfaccia.

Questa risulta fondamentale per la determinazione degli input all'interno del programma, da parte dell'utente. Ovviamente, i dati di input avrebbero potuto avere una disposizione differente da quella proposta, riducendo le dimensioni della G.U.I. in questione. Tuttavia, la posizione scelta e l'utilizzo dei pannelli per racchiudere le grandezze e delle Check Box per la disattivazione dei valori secondari, la rende decisamente più chiara e maggiormente intuitiva.

Inoltre, si ricorda che questo codice di calcolo è stato sviluppato esclusivamente per la parte del sistema di controllo di volo. Se fosse stato integrato in un programma completo, contenente anche la parte dello sviluppo della geometria e del profilo di missione, sarebbe stato possibile omettere tale G.U.I.

L'interfaccia principale, ossia quella che racchiude e riassume tutti i dati inseriti dall'utente, è la "FCS-main", visibile in *Figura 93*:

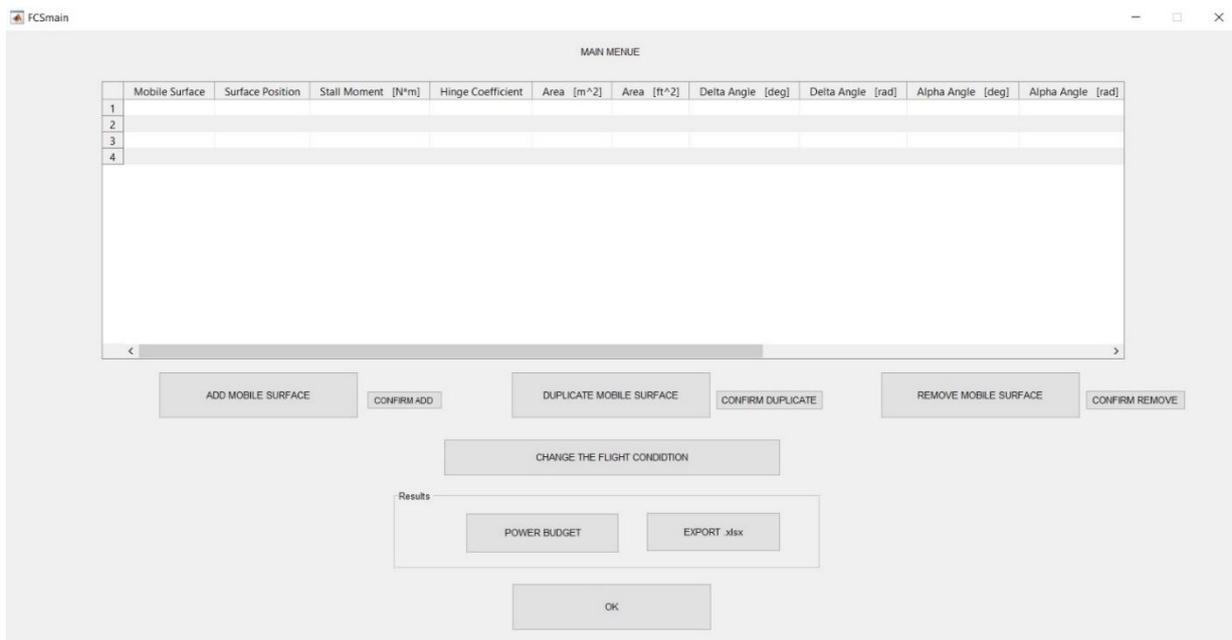


Figura 93

Costituita da una serie di Push Button, presenta un elemento nuovo rispetto alla G.U.I. precedente: una tabella. Questa è stata realizzata con l'ausilio del comando Table, descritto accuratamente nelle pagine precedenti. Si compone di sedici colonne in totale.

La prima, chiamata "Mobile Surface", contiene il nome della superficie mobile di controllo definito dall'utente. La seconda, ossia la "Surface Position", indica la posizione della stessa. Per come è stato definito il codice di calcolo, la posizione della superficie può essere di tre differenti tipologie: interna, esterna o centrale. Infatti, essendo un programma di avamprogetto, non è ben chiara la geometria del velivolo stesso. Pertanto, non è possibile definire a priori la distanza in metri delle varie superfici di comando. Più avanti, verrà definita l'interfaccia utile all'utente nella definizione della superficie mobile e verrà trattato in modo più dettagliato questo aspetto. La colonna successiva, chiamata "Stall Moment", è rappresentativa del momento di stallo. Espresso in Newton per metri, indica il momento di rotazione massimo della superficie. Questo deve essere maggiorato di un particolare coefficiente di sicurezza, per tenere in conto un certo margine progettuale. La quarta, invece, denominata con il termine "Hinge Coefficient" contiene il coefficiente di momento di cerniera. Quest'ultimo è stato riportato in una serie di celle a parte, data la sua importanza. Infatti, sia nella condizione in cui fosse noto (quindi inserito dall'utente) sia nel caso in cui fosse ignoto, è possibile all'utilizzatore visualizzarlo in tale sezione della tabella.

Nel caso di possibili valori erronei, risulta il primo coefficiente da dover controllare. Inserirlo in tale griglia, risulta di indubbia convenienza ed importanza.

Nel cercare una metodologia per l'implementazione di un efficiente programma al design preliminare di un velivolo ipersonico, si è deciso di inserire queste prime quattro colonne in ordine di importanza, in modo che l'utente possa immediatamente vedere i valori principali, ossia quelli maggiormente utili al progetto.

Le colonne che seguono, sono state ridondate con due differenti unità di misura. Infatti, quella inerente all'area della singola superficie mobile di comando ("Area"), è espressa in metri quadrati ed in piedi quadrati.

La "Delta Angle", invece, ha due differenti unità di misura: la prima in gradi e la seconda in radianti. Infatti, è riferita alla deflessione della superficie mobile e per comodità sono state espresse le ampiezze degli angoli nei due differenti modi. "Alpha Angle" una grandezza immessa come input nelle condizioni iniziali di volo. È stata accuratamente descritta nelle pagine precedenti, inerenti alla prima G.U.I. trattata (quella di acquisizione degli input). Anche l'angolo Alpha è espresso sia in gradi che in radianti. Si ricorda che tale valore non è altro che l'angolo di attacco dell'intero velivolo.

L'undicesima colonna, riporta la velocità. Denominata con il termine "Speed", presenta anch'essa due differenti tipologie di unità di misura: i metri su secondo ed i chilometri orari. Si ricorda che rappresenta la velocità dell'aeromobile studiato, ossia della corrente del flusso aerodinamico, e non la velocità locale che investe la superficie mobile di comando.

Infine, le ultime quattro colonne, indicano le condizioni atmosferiche esterne al velivolo nella condizione considerata. Sono indicate con i termini "Density", "Temperature" ed "Altitude", riferite rispettivamente alla densità dell'aria esterna, alla temperatura ed all'altezza del caso studiato.

Tali parametri sono stati inseriti in input dall'utente nella prima interfaccia descritta. Tuttavia, la temperatura è stata calcolata in seguito con le equazioni dettagliatamente trattate nel paragrafo 3.2. Ovviamente, la densità è espressa in chili su metri cubi, la temperatura in Kelvin e l'altezza sia in metri che in piedi.

La definizione dell'intera tabella, riportata nell'interfaccia "FCSmain", è stata alquanto intuitiva. Infatti, una volta definita la geometria della stessa attraverso il comando Table, è stato sufficiente andare nel relativo Inspector e selezionare la cella "Data".

Questa non è presente per gli altri comandi trattati, ma è propria esclusivamente per le tabelle. Una volta cliccatovi sopra, si apre una seconda finestra contenente tutte le caratteristiche che si vogliono attribuire alla tabella stessa. La “Table Property Editor”, infatti, consente di personalizzare la tabella, grazie a quattro funzioni:

- Columns: per la definizione delle colonne.
- Rows: permette la programmazione delle righe.
- Data: consente la personalizzazione della tipologia dei dati.
- Colors: gestisce i colori della tabella.

Delle quattro trattate, ci si soffermerà maggiormente sulla prima, ossia quella inerente alla definizione delle colonne.

Pertanto, una volta selezionata la proprietà “Columns”, è possibile inserire i nomi delle colonne, specificandone le relative unità di misura. Ovviamente, ciò non è stato fatto rispettivamente per la prima, la seconda e la quarta, dato che i primi due sono semplicemente dei nomi e l'ultimo risulta un coefficiente adimensionale.

Le operazioni svolte, con l’Inspector e la “Table Property Editor”, sono visibili in *Figura 94*:

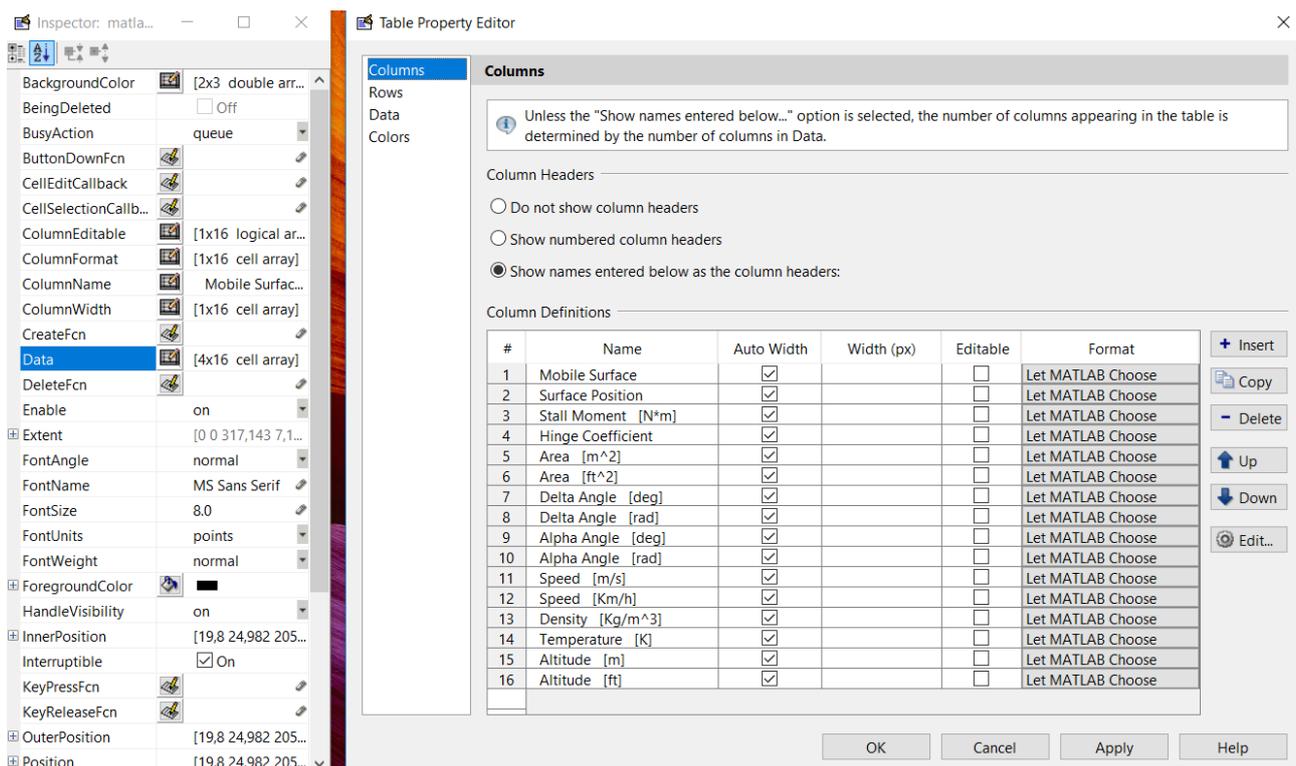


Figura 94

Le operazioni svolte, con l’Inspector e la “Table Property Editor”, sono visibili in *Figura 94*: L’Inspector è illustrato nella parte sinistra dell'immagine in alto, mentre la “Table Property Editor”, con l'assegnazione delle relative colonne, nella zona a destra.

Tuttavia, prima di procedere ulteriormente con la trattazione, è opportuno soffermarsi su due particolari proprietà della “Table Property Editor”:

- Name: casella dedicata all’inserimento del nome della colonna scelta.
- Editable: permette all’utente di modificare la cella, sovrascrivendovi i dati.

Per la precisione, si è deciso di rendere le celle della tabella non modificabili da parte dell’utente. Infatti, per evitare confusioni o involontari errori da parte dell’utilizzatore, la modifica dei parametri deve essere fatta attraverso delle specifiche interfacce, attivabili attraverso i Push Button presenti nella parte centrale della G.U.I. FCSmain. La modifica, duplicazione o cancellazione di dati, sarà oggetto di accurate descrizioni successive. Per il momento, ci si limita a sottolineare che i dati riportati all’interno della tabella, non sono direttamente modificabili agendo sulle celle. Ciò è reso possibile grazie all’assenza della spunta nell’opzione Editable.

Dalla trattazione, emerge che le colonne risultano fissate ad un numero pari a sedici. Tuttavia, non si è detto nulla riguardo alle righe della tabella. Queste, infatti, dipendono dal numero di superfici mobili di comando definite dall’utente. Pertanto, il numero di righe non è sempre lo stesso, ma cambia da caso a caso, adattandosi alle opportune esigenze dell’utente. Serve, dunque, una metodologia che le renda adeguate al caso.

Nel codice di calcolo, si è riusciti a soddisfare tale esigenza: l’utente è in grado di definire quante superfici vuole, dato che la tabella si adatta alla situazione. Questo comporta che le righe siano apparentemente infinite, nella realtà il programma ha un limite: la memoria del computer non permette la realizzazione di matrici eccessivamente grandi. Come già anticipato, si è visto che nel caso di griglie costituite da milioni di celle, il software si ritrova in *OUT OF MEMORY*, bloccandosi. Tuttavia, per la definizione preliminare delle superfici mobili di comando, sono necessari un numero decisamente inferiore di parametri. Infatti, i dettagli di tutte le possibili attuazioni, in tutte le varie casistiche del profilo di missione, saranno oggetto di studi più approfonditi e con un’altra tipologia di programmi, adatti alla circostanza.

Il primo passaggio, è quello di definire separatamente una matrice, da andare poi ad inserire nella tabella della G.U.I. dell’ FCSmain.

La definizione di quest’ultima, va eseguita nella *function varargout*, esattamente come visto per il caso del comando Aexs, nell’implementazione delle immagini.

La matrice viene definita con l’implementazione della seguente istruzione:

```
num_elem = cell(ncountert,16);
```

dove “num_cell” rappresenta il nome, “ncountert” il numero delle righe e sedici il numero delle colonne. Ovviamente, mentre il numero delle colonne è fissato a sedici, quello delle righe è pari alla variabile “ncountert” che dipende dal numero di superfici mobili definite dall’utente. Tale parametro, va pertanto aggiornato ogni qualvolta l’utilizzatore decide di definire nuove superfici. In poche parole, corrisponde all’i-esima riga della matrice, su cui l’utente sta lavorando.

Per comprendere appieno le operazioni svolte, sarebbe necessario illustrare l’intero codice implementato. Tuttavia, per motivi pratici se ne tralascerà la trattazione, andando a descrivere esclusivamente i passaggi principali. Uno tra questi è indubbiamente quello di aggiornare la tabella in continuazione.

Per fare ciò, è necessario utilizzare le seguenti due istruzioni:

```
setappdata(0,'num_elem',num_elem);  
  
num_elem = getappdata(0,'num_elem');
```

Già descritte precedentemente, consentono il passaggio della matrice attraverso differenti interfacce o funzioni della stessa G.U.I. In tal modo, è possibile aggiornare i dati, senza riscrivere l'intera matrice. Infine, per poter visualizzare quest'ultima nella tabella dell'interfaccia, si utilizza:

```
set(handles.uitable2,'Data',num_elem);
```

Infatti, si ricorda che le matrici, i vettori e le variabili implementate nel codice sono trasparenti all'utente. Quindi quest'ultimo non sa che esiste la matrice “num_elem” e che è associata alla tabella del menu principale. Tuttavia, risulta indispensabile al programmatore per la realizzazione del codice di calcolo.

Come ultima analisi, si ricorda che l'interfaccia deve rimanere aperta, per evitare la riscrittura delle celle ogni qualvolta l'utente decidesse di svolgere delle operazioni.

Finora, si è osservata la tabella contenente tutti i parametri inseriti per la definizione delle superfici mobili di comando. Tuttavia, il passaggio successivo consiste nel capire come aggiungerle.

Il primo step è quello di cliccare sul Push Button “ADD MOBILE SURFACE” visibile in *Figura 93*, sotto la tabella nella zona centrale di sinistra. Questo bottone, permette all'utente di aggiungere una nuova superficie mobile. Una volta premuto, si apre l'interfaccia “FCSaddsurface” contenente due Push Button e di due Radio Button all'interno di un Button Group.

Questa è visibile in *Figura 95*:

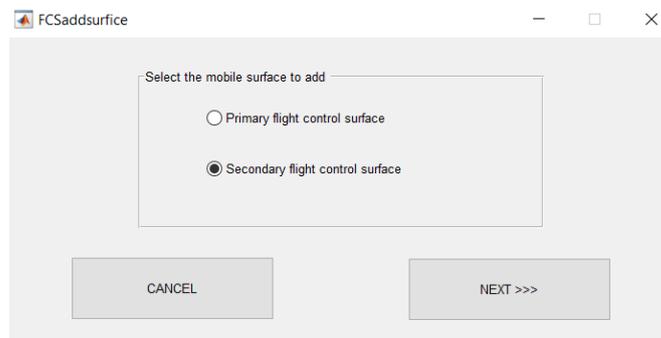


Figura 95

I due Push Button, Come già visto per le altre G.U.I., rappresentano i comandi “CANCEL” e “NEXT”, rispettivamente associati alle funzioni di annullamento dell'operazione e di conferma della scelta effettuata. Mentre nel primo è implementata l'istruzione di chiusura dell'interfaccia stessa, nel secondo viene salvata la scelta dell'utente ed aperta la G.U.I. successiva dopo aver chiuso l'interfaccia stessa.

È importante sottolineare che il “Select the mobile surface to add” non è un pannello, ma un Button Group. Infatti, l'utente deve scegliere se definire una superficie di controllo primaria o secondaria. La scelta deve vertere su una delle due possibili opzioni. Quindi, il programma deve essere strutturato in modo tale che alla scelta di una si disattivi l'altra. Ciò non sarebbe stato possibile nel caso dell'utilizzo di pannelli o di Check Box.

La scelta, viene salvata all'interno della variabile *decision*, all'interno della *function Callback* del tasto “NEXT”. Successivamente, con l'utilizzo di un ciclo If, è possibile stabilire se aprire l'interfaccia relativa ai comandi di volo primari in caso la variabile fosse pari a 1, viceversa viene scelta quella inerenti i comandi secondari.

Il tratto di codice descritto è riportato in *Figura 96*:

```

85 % --- Executes on button press in pushbutton2.
86 function pushbutton2_Callback(hObject, eventdata, handles)
87 % hObject handle to pushbutton2 (see GCBO)
88 % eventdata reserved - to be defined in a future version of MATLAB
89 % handles structure with handles and user data (see GUIDATA)
90
91 decision = get(handles.radiobutton3, 'value'); % 1 if the user choose the primary control surface
92
93 if decision == 1
94     FCS_primary_control;
95 else
96     FCS_secondary_control;
97 end
98 close(FCSaddsurface);

```

Figura 96

Infine, per una più dettagliata descrizione, si ricorda che il Tag del secondo Push Button è *pushbutton2*, mentre lo String è NEXT. Infine, con *radiobutton3*, si intende il Tag del Radio Button in alto, ossia quello relativo ai comandi di volo primari.

Una volta scelto il primo Radio Button e premuto il NEXT Push Button, si va ad aprire la G.U.I. inerente i comandi di volo primari.

Definita con il nome “FCS_primary_control”, è visibile in *Figura 97*:

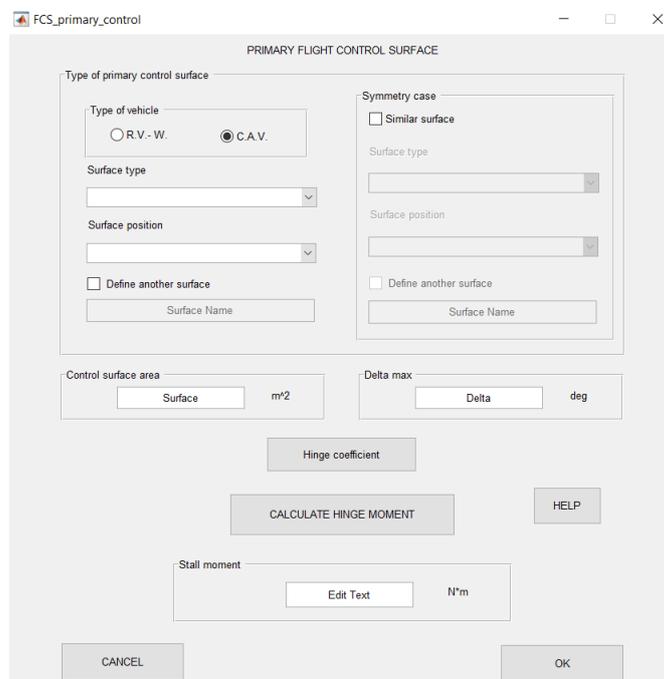


Figura 97

L'interfaccia risulta essere molto complicata rispetto a quelle viste precedentemente. In particolare, è composta da un gran numero di pannelli.

Pertanto, per facilitare l'utente nell'utilizzo del codice rendendo le schermate più semplici possibili, si è deciso di disattivare il pannello “Symmetry case”, in alto a destra dell'immagine. In tal modo, l'utente è guidato in una sequenza logica nell'inserimento dei dati. Come primo passaggio, deve stabilire quale tipologia dei due velivoli intende analizzare: se le superfici di un C.A.V. o quelle di un R.V.-W.

Successivamente, viene richiesta la tipologia di superficie, tra quelle proposte. A tale scopo, si è implementato il Pop-up Menu “Surface type”, in cui sono riportate le varie configurazioni di superfici mobili di comando primario.

Queste sono:

- Aileron: rappresenta il comando dell'alettone, per il controllo del comando di rollio.
- Elevator: corrisponde all' equilibratore, per il comando in beccheggio del velivolo.
- Rudder: raffigura il timone, quest'ultimo consente l'imbardata dell'aeromobile.
- Canard: sono le superfici canard, poste solitamente sulla parte anteriore del velivolo.
- Elevon: gli elevoni, montati su ali a delta, consentono il beccheggio ed il rollio.
- Flaperon: non sono altro che gli alettoni, attivati in modalità flap.
- Spoileron: gli spoileron sono molto simili ai flaperon.
- Taileron: consentono il rollio ed il beccheggio del velivolo con gli impennaggi di coda.
- Vtail: sono impennaggi di coda che funzionano da orizzontali e verticali, tipico degli alianti.

Il Pop-up Menu compare per la prima volta nell'interfaccia qui descritta, pertanto vanno trattate le sue proprietà principali. Innanzitutto, una volta stabilite le dimensioni e la posizione con il comando precedentemente descritto, bisogna impostarne le istruzioni nel codice Matlab. La prima operazione, risulta quella di definire i nomi desiderati, all'interno della tendina. Per compiere ciò, è necessario andare nell'Inspector del Pop-up Menu stesso e selezionare la voce “String”. In seguito, si va ad aprire un testo editabile, all'interno del quale è possibile inserire i nomi. La procedura è facilmente intuibile osservando la *Figura 98*:

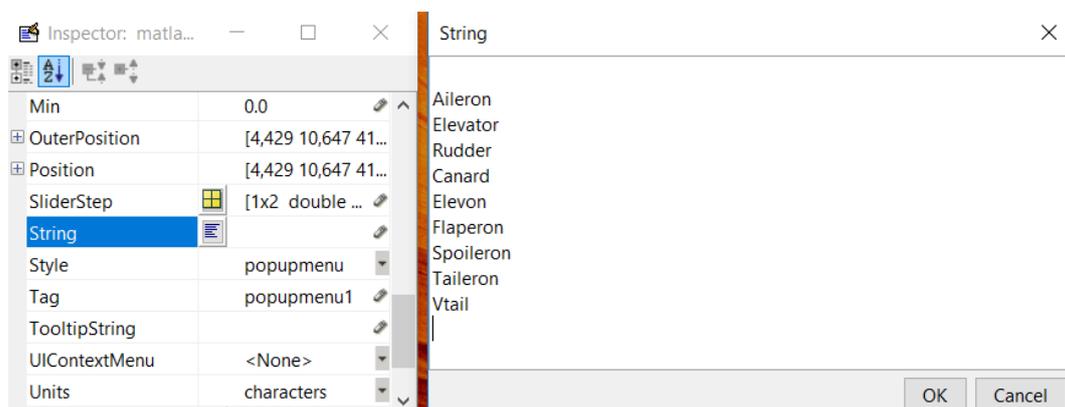


Figura 98

Una volta confermati gli elementi da inserire all'interno della tendina del Pop-up Menu, è possibile salvare il tutto. Infatti, se non si esegue tale operazione, il menù risulta vuoto.

Il risultato è il seguente, visibile nella *Figura 99*:

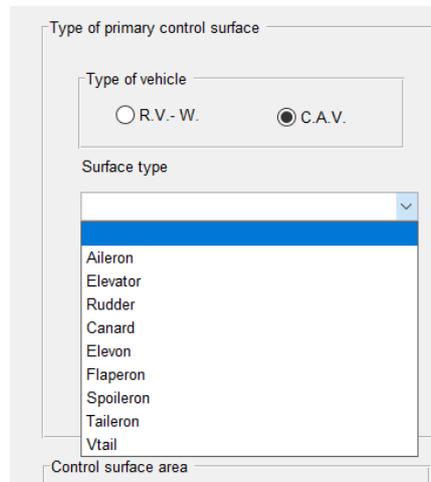


Figura 99

Si può osservare, per aprire la tendina è necessario cliccare sulla freccia disposta nella parte destra del menu stesso. Inoltre, per una questione di chiarezza, si è scelto di lasciare vuota la prima riga della tendina. In tal modo, è più facile all'utilizzatore eseguire una scelta oppure annullarla. Infatti, Nel caso non volesse definire un particolare tipo di superficie mobile di controllo, gli basta selezionare la prima riga vuota del Pop-up Menu.

Tuttavia, questo va a complicare il programma, dato che bisogna escludere la prima scelta come una possibile opzione da implementare nel codice di calcolo.

Dal punto di vista delle istruzioni da inserire all'interno dello script, i passaggi sono sostanzialmente tre:

1. la definizione del Pop-up Menu.
2. la memorizzazione della scelta effettuata dall'utente.
3. l'esecuzione dell'inserimento del corretto valore all'interno della "Control surface area".

Partendo dal primo punto, la definizione da parte del programmatore all'interno del codice, risulta alquanto semplice. Infatti, è sufficiente definirlo e salvarlo all'interno della *function varargout*, come visibile in *Figura 100*:

```
65 % --- Outputs from this function are returned to the command line.
66 function varargout = FCS_primary_control_OutputFcn(hObject, eventdata, handles)
67 varargout cell array for returning output args (see VARARGOUT);
68 % hObject handle to figure
69 % eventdata reserved - to be defined in a future version of MATLAB
70 % handles structure with handles and user data (see GUIDATA)
71
72 % Get default command line output from handles structure
73 varargout{1} = handles.output;
74
75 popChoice = '';
76 setappdata(0, 'popChoice', popChoice);
77
```

Figura 100

La seconda operazione fondamentale alla corretta progettazione del codice, riguarda la memorizzazione della variabile selezionata dall'utente. Per poterne memorizzare i parametri, è necessario andare nella *Callback* propria del Pop-up Menu, che in questo caso viene definita con il termine *popupmenu1*, ed inserire le istruzioni riportate in *Figura 101*:

```

204 % --- Executes on selection change in popupmenu1.
205 function popupmenu1_Callback(hObject, eventdata, handles)
206
207 % hObject    handle to popupmenu1 (see GCBO)
208 % eventdata  reserved - to be defined in a future version of MATLAB
209 % handles    structure with handles and user data (see GUIDATA)
210
211 % Hints: contents = cellstr(get(hObject,'String')) returns popupmenu1 contents as cell array
212 %         contents(get(hObject,'Value')) returns selected item from popupmenu1
213
214 contents = cellstr(get(hObject,'String'));
215 popChoice = contents(get(hObject,'Value'));
216 setappdata(0,'popChoice',popChoice);
217

```

Figura 101

Si noti che la variabile viene memorizzata come “*popChoice*” è salvata all'interno del programma stesso. Inoltre, è da tenere in considerazione che la prima scelta va ignorata, dato che la prima riga della tendina del menu del Pop-up, risulta essere vuota. Tuttavia, il problema non si pone per la tipologia di istruzioni. Infatti, implementando le istruzioni visibili nella *Figura 101* in alto, la variabile viene memorizzata non attraverso un semplice numero, ma come stringa.

In altre parole, se l'utente intendesse scegliere di valutare un dimensionamento preliminare delle superfici mobili di controllo degli alettoni, la sua scelta nel Pop-up Menu cadrebbe su “*Aileron*”. Pertanto, questo significa attribuire alla variabile “*popChoice*” esattamente la stringa “*Aileron*”.

Se si fosse scelto di salvare semplicemente il numero della posizione della scelta effettuata dall'utente all'interno del menu, sarebbe stato più difficile implementare i passaggi successivi, per escludere la stringa vuota.

Infine, come terzo ed ultimo passaggio da svolgere per completare l'operazione, è necessario attribuire a ciascuna scelta effettuata dall'utente un valore dell'area della superficie mobile di comando dell'assetto di volo.

Infatti, come già precedentemente descritto nella trattazione della realizzazione della prima interfaccia di implementazione dei dati in input forniti dall'utente, si intende supportare l'utilizzatore del programma nella definizione dell'area della superficie di comando.

È proprio in tale situazione che interviene il valore opzionale dell'area totale del velivolo, da inserire nella prima interfaccia. Infatti, in base alla scelta della superficie nel Pop-up Menu, viene inserito un opportuno valore all'interno dell'Edit Text “Control surface area”.

Infatti, i dati ottenuti grazie all'analisi statistica (calcolati con il programma Image J e rielaborati su Excel) di tutti i velivoli di riferimento studiati nel capitolo 2 risultano utili per tale fase. Viene considerata l'area in pianta totale del velivolo e moltiplicata per una determinata percentuale, stabilita in base alla tipologia di superficie mobile scelta dall'utente nel Pop-up Menu. È proprio tale percentuale ad essere stata trovata con studi statistici e con l'utilizzo di opportune tabelle. Inoltre, si ricorda che è bene Specificare la differenza tra i velivoli C.A.V e quelli R.V.-W. Infatti, le due configurazioni presentano alcune differenze sia per quanto riguarda i comandi di volo primari che secondari. Questa selezione viene fatta in una precedente fase: la scelta della tipologia di aeromobile con i Radio Button, già vista. Il Button Group risulta utile, in quanto l'utente è costretto a scegliere solo una delle due possibili opzioni.

Riassumendo, unendo la scelta dei Radio Button con quella della tendina nel menù è possibile stimare l'area della superficie di comando.

Le istruzioni necessarie sono riportate, almeno in parte, nella seguente *Figura 102*:

```
223 - if (strcmp(Chw, 'R.V.- W.'))
224 -     pushcavorvwFCSP = 1;
225 -     elseif (strcmp(Chw, 'C.A.V.'))
226 -         pushcavorvwFCSP = 2;
227 - end
228
229 - if (pushcavorvwFCSP == 1)
230 -     % 1 For R.V.-W.
231 -     if (strcmp(TotalPlantarea, 'Optional'))
232 -
233 -         if (strcmp(popChoice, 'Aileron'))
234 -             surficenamePFCS = 'Aileron';
235 -         elseif (strcmp(popChoice, 'Elevator'))
236 -             surficenamePFCS = 'Elevator';
237 -         elseif (strcmp(popChoice, 'Rudder'))
238 -             surficenamePFCS = 'Rudder';
239 -         elseif (strcmp(popChoice, 'Canard'))
240 -             surficenamePFCS = 'Canard';
241 -
242 -     else
243 -
244 -         if (strcmp(popChoice, 'Aileron'))
245 -             surficenamePFCS = 'Aileron';
246 -             S_flap_ev = str2double(TotalPlantarea) * 0.037;
247 -             set(handles.edit7, 'string', S_flap_ev);
248 -             setappdata(0, 'S_flap_ev', S_flap_ev);
249 -         elseif (strcmp(popChoice, 'Elevator'))
250 -             surficenamePFCS = 'Elevator';
251 -             S_flap_ev = str2double(TotalPlantarea) * 0.035;
252 -             set(handles.edit7, 'string', S_flap_ev);
253 -             setappdata(0, 'S_flap_ev', S_flap_ev);
254 -         elseif (strcmp(popChoice, 'Rudder'))
```

Figura 102

Tuttavia, si ricorda che tale opzione è facoltativa. Infatti, il fatto di inserire l'area in pianta del velivolo e di calcolarne poi una percentuale, per determinare l'area della superficie di controllo risulta solamente un supporto ulteriore all'utente. **Nel caso quest'ultimo decidesse di cambiare il valore dell'area proposto, gli sarà sufficiente andare a modificare il numero contenuto all'interno dell'Edit Text "Control surface area".** Infatti, **la variabile contenuta all'interno della casella, sarà automaticamente aggiornata** al valore selezionato dall'utente.

Tutto questo, però, non risulta sufficiente. Infatti, È necessario tenere in conto la situazione in cui l'utente abbia deciso di non inserire alcun valore in input, inerente alla area totale del velivolo, nella casella della geometria nella prima interfaccia descritta.

In tale circostanza, il programma deve essere in grado di andare avanti. Perciò, all'interno della Callback del Pop-up Menu, è presente un ciclo If che differenzia i due casi: quello in cui l'utente non abbia inserito alcun valore è quello in cui l'utente abbia riportato l'area dell'aeromobile.

Nella *Figura 102*, in alto, sono visibili le due situazioni.

Quella situata nella zona a sinistra dell'immagine e inerente alla semplice attribuzione del nome della superficie mobile di comando. Quella riportata nella parte a destra della stessa figura, invece, oltre a garantire il salvataggio del nome della superficie, assegna anche la grandezza attribuita all'area della superficie mobile di comando.

Inoltre, si ricorda che le operazioni descritte sono state possibili confrontando la scelta effettuata dall'utente all'interno del menu a tendina, con quella implementata all'interno del codice, grazie al comando:

```
strcmp(popChoice, 'Rudder')
```

Infine, si sottolinea che la variabile *surficenamePFCS*, rappresenta la stringa contenente il nome della superficie.

Successivamente a questa prima fase, in cui l'utente decide la tipologia di superficie mobile da inserire, segue quella in cui è necessario attribuire la corretta posizione alla superficie stessa. Pertanto, è stato inserito un secondo Pop-up Menu, decisamente più semplice del primo, in cui sono riportate tre posizioni rispetto all'asse del velivolo: interna, centrale o esterna.

La scelta di non inserire una misura ben precisa della distanza tra le parti del velivolo, risiede nel fatto che il suddetto programma è di avamprogetto. Quindi, non essendo ancora stabilita con certezza la configurazione finale dell'aeromobile, non è possibile attribuire distanze precise.

Tuttavia, è intuibile un loro grossolano posizionamento: sicuramente gli alettoni saranno allocati nella zona esterna dell'ala, per avere un maggiore braccio e quindi una maggiore efficacia di controllo; a differenza dei flap che tendono a essere posizionati nella zona centrale del velivolo.

Inoltre, si ricorda che non è presente un punto di riferimento, dato che ciascuna superficie mobile di controllo è situata in una posizione relativamente vicina o lontana in base alla tipologia considerata. Infatti, gli alettoni saranno vicini o lontani rispetto all'asse X di simmetria longitudinale del velivolo, Viceversa, gli alettoni saranno riferiti all'asse Y, ecc... Il Pop-up Menu finora descritto, è riportato nella *Figura 103* sottostante.

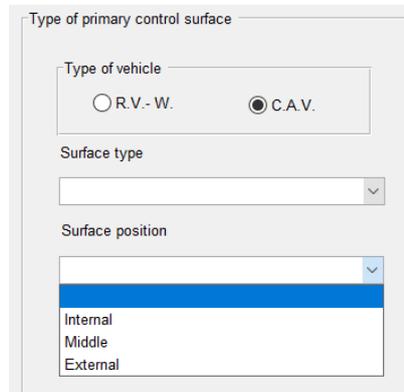


Figura 103

Tuttavia, a differenza del menu a tendina visto nel primo caso, non risulta influenzato dalla scelta della tipologia del velivolo. Infatti, sia che l'utente scelga la categoria dei C.A.V. o quella appartenente ai R.V.-W. non cambia assolutamente nulla. Inoltre, si ricorda che è un comando indipendente, che non ha niente a che fare con la determinazione dell'area della superficie mobile di controllo.

Il prossimo comando, inserito all'interno dello stesso pannello di quelli appena descritti, consiste in una Check Box. Infatti, è necessario tenere in considerazione l'ulteriore casistica in cui l'utente volesse definire un tipo di superficie mobile di comando differente da quelle proposte. La situazione risulta abbastanza comune, dato che i velivoli ipersonici presentano geometrie innovative. Pertanto, può capitare di dover definire nuove superfici differenti da quelle esistenti. In tal caso, è sufficiente azionare la spunta presente sulla Check Box. Il primo Pop-up Menu, ossia il "Surface type", si disattiverà automaticamente, azionando invece una casella sottostante in cui l'utente è in grado di attribuire un nuovo nome alla superficie mobile. Si ricorda che agendo in tale maniera, si va a perdere l'informazione dell'area statistica fornita all'utente inerente alla superficie mobile.

I passaggi sono ben chiari in *Figura 104*:

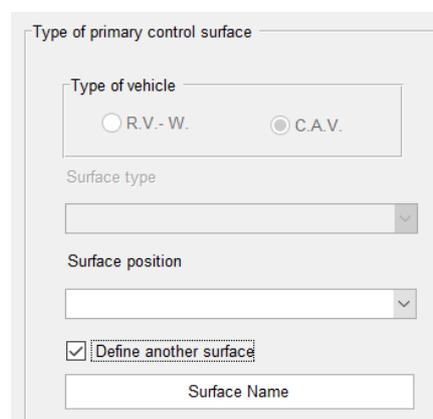


Figura 104

Prima di procedere oltre con la descrizione della G.U.I., si intende porre attenzione al pannello posto in alto a destra della stessa. All'interno di quest'ultimo, infatti, sono riportate due Check Box, due Pop-up Menu ed un Edit Text.

Un dettaglio è riportato in *Figura 105*:

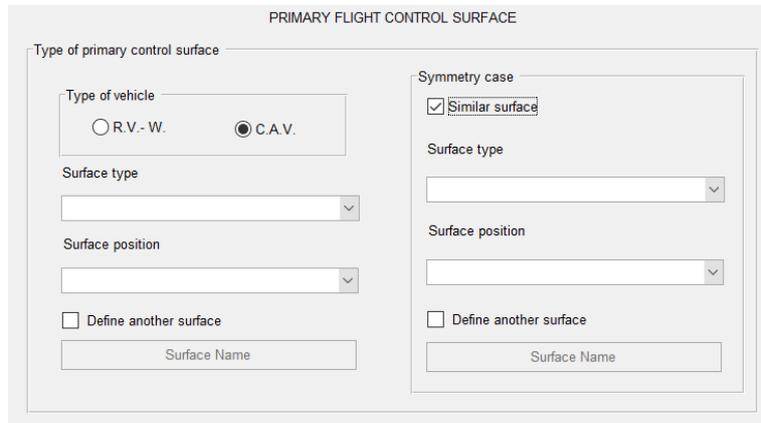


Figura 105

L'esigenza di aggiungere tale pannello, nasce dal bisogno di inserire direttamente i casi simmetrici in questa interfaccia, facendo risparmiare tempo e rendendo il tutto decisamente più intuitivo all'utilizzatore del codice.

Ovviamente, per alleggerire la schermata ed evitare confusioni da parte dell'utilizzatore, si è imposto di disattivare tali comandi. Solamente nel caso l'utente decidesse volontariamente di aggiungere le informazioni, questi si attiveranno in seguito all'inserimento della spunta nella Check Box "Symmetry case".

Il compito è quello di definire due superfici con la stessa area, la stessa deflessione e lo stesso momento di cerniera in un solo passaggio.

Dato che i procedimenti per la definizione di tali comandi sono analoghi a quelli già descritti precedentemente, si preferisce trattare solamente il comando della Check Box.

Quest'ultima ha il compito di attivare o disattivare i comandi all'interno del pannello.

Ciò risulta possibile grazie all'impiego delle istruzioni *Enable*. Queste Vanno ad agire direttamente all'interno dell'Inspector di ciascun componente. La struttura ed i dettagli sono riportati in *Figura 106*:

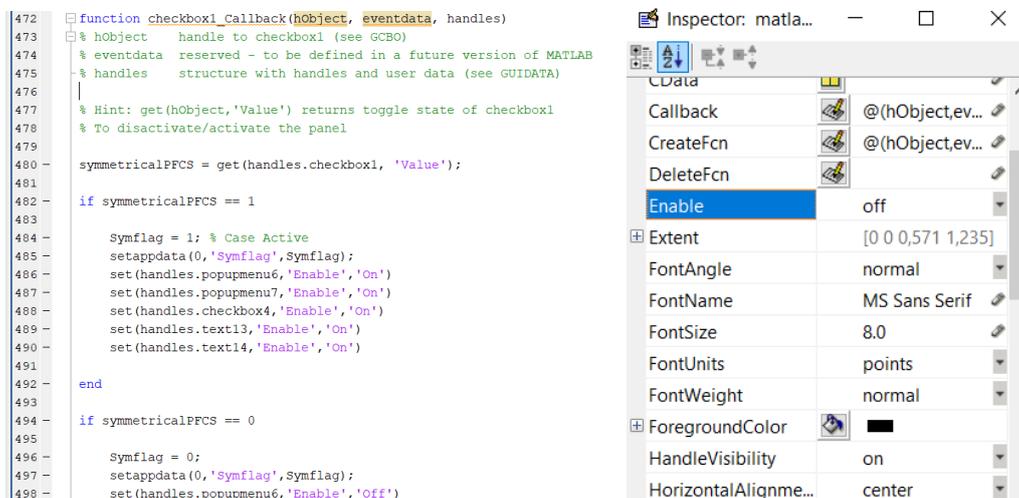


Figura 106

Il principio è molto simile a quello di un interruttore: inserendo ‘On’ oppure ‘Off’ è possibile rispettivamente attivare o disattivare la componente desiderata.

L'operazione è stata svolta in maniera analoga per tutte le altre Check Box, che hanno come compito quello di disabilitare o meno dei comandi. Infatti, anche per la Chex Box “Define another surface” è stata utilizzata l'istruzione *Enable* con la stessa struttura vista, ma su comandi differenti.

Le successive due operazioni, consistono nella verifica o modifica del valore dell'area e nell'inserimento manuale del valore della deflessione della superficie mobile.

Il primo passaggio è possibile agendo sull'Edit Text “Control surface area”; mentre il secondo, sul comando “Delta max”. Quest'ultimo rappresenta la deflessione in gradi della superficie stessa.

Questi due parametri, saranno poi passati alla G.U.I. principale, ossia alla “FCSmain”, dopo essere stati convertiti nelle due unità di misura.

In particolare, il primo sarà riportato in metri quadrati nella quinta colonna ed in piedi quadrati nella sesta colonna. Invece, il secondo sarà visibile nella nona colonna in gradi ed espresso in radianti nella decima.

Una volta definiti tutti i parametri descritti, ossia il nome della superficie mobile di comando, la sua posizione, il valore dell'area e dell'angolo di deflessione, è possibile passare al calcolo del coefficiente di momento di cerniera. Infatti, la densità dell'aria e la velocità del velivolo sono già stati considerati in input nell'interfaccia iniziale.

Andando a cliccare sopra il Push Button, denominato con lo String “Hinge coefficient”, si apre una ulteriore G.U.I. visibile in *Figura 107*:

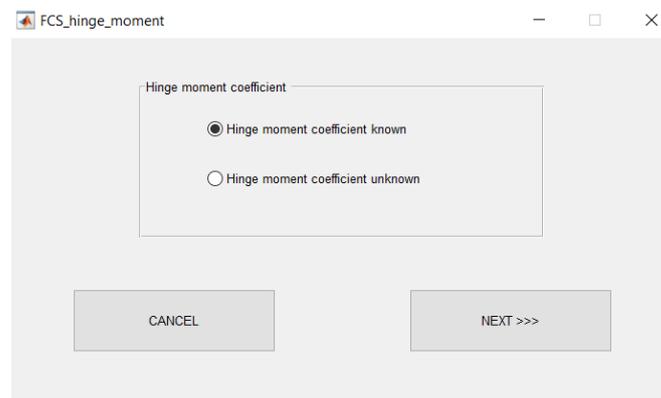


Figura 107

L'interfaccia definita con il nome, “FCS_hinge_moment”, ha lo scopo di indicare al programma se l'utente è a conoscenza o meno del coefficiente di momento di cerniera. Infatti, nel caso in cui l'utente volesse procedere manualmente all'inserimento del coefficiente, non deve fare altro che selezionare il “Hinge moment coefficient known”, ossia il primo Radio Button. In seguito alla selezione del bottone “NEXT”, si assiste all'apertura di una interfaccia chiamata “FCS_hinge_moment_insert”. Quest'ultima ha il compito di acquisire la variabile come input inserito dall'utente.

Visibile in *Figura 108* è costituita da un semplice Edit Text, su cui l'utente può agire. Inoltre, vi sono altri due bottoni con la funzione di chiudere l'interfaccia, annullando l'operazione, oppure di confermare il valore inserito e andare avanti con la procedura. Infine, uno Static Text specifica l'utilizzo della G.U.I. stessa.

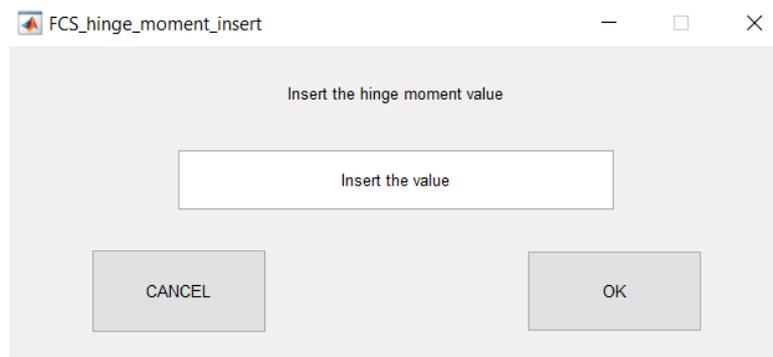


Figura 108

Infine, nel caso l'utente non fosse a conoscenza del coefficiente di momento di cerniera della superficie mobile di comando, è possibile selezionare il secondo Push Button dell'interfaccia "FCS_hinge_moment", cioè il "Hinge moment coefficient unknown", visibile in *Figura 108*.

Premendo il pulsante "NEXT", il programma implementato stimerà automaticamente il coefficiente, grazie ai dati statistici salvati all'interno di quest'ultimo.

Il procedimento è trasparente all'utente, tuttavia una volta finite le operazioni di inserimento delle caratteristiche della superficie mobile di comando, sarà possibile a quest'ultimo osservarne il valore nel menu principale, ossia all'interno della quarta colonna dell'FSCmain.

In successione a tale fase, segue quella della visualizzazione del momento di cerniera effettivo. Infatti, se in un primo momento è stato necessario calcolare il coefficiente attraverso l'analisi statistica o grazie agli input forniti dall'utente, ora risulta indispensabile un esplicitamento del momento espresso in Newton per metro. Ossia, il valore dimensionale con cui andare successivamente a dimensionare gli attuatori. Quello calcolato è il momento necessario alla movimentazione della superficie mobile, che deve essere inferiore al momento disponibile, ossia quello generato dagli impianti idraulici od elettrici del sistema di volo del velivolo.

Il momento dimensionale finale calcolato è visibile all'interno del pannello "Stall moment", nella zona inferiore della G.U.I. FCS_primay_control. Tuttavia, per farne comparire il valore è opportuno cliccare sul pulsante "CALCULATE HINGE MOMENT".

Infine, in ultima analisi, si noti il Push Button "HELP". Questo rientra all'interno di quei comandi utili all'utente, poiché chiariscono le ipotesi di lavoro e le validità delle equazioni implementate. Tuttavia, non è indispensabile al programma, dato che il codice di calcolo Funziona correttamente anche in assenza di tale opzione.

Selezionando il bottone in questione, si apre una interfaccia visibile in *Figura 109*:

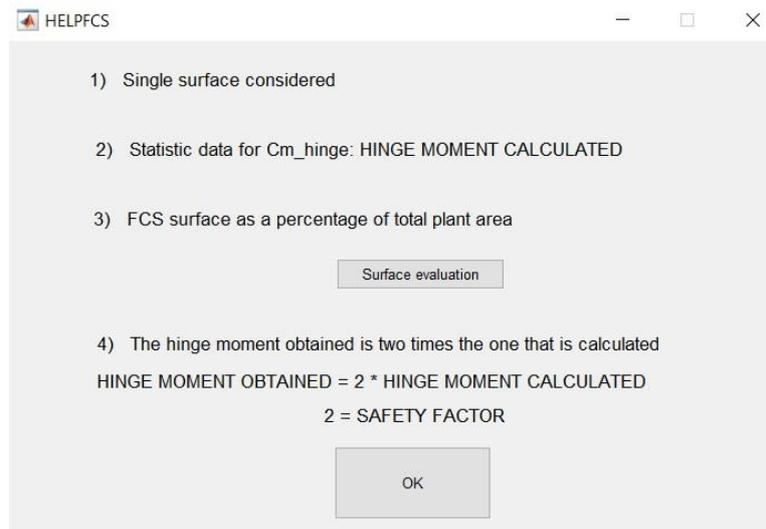


Figura 109

Le ipotesi, racchiuse all'interno di quest'ultima sono sostanzialmente quattro:

1. l'area calcolata è riferita ad una singola superficie di comando
2. il coefficiente di momento di cerniera, con cui si è valutato il momento di cerniera effettivo, è basato su dati statistici (a meno che non sia stato inserito manualmente dall'utente).
3. l'area calcolata per la superficie (se presente) è presa come percentuale di quella totale in pianta dell'intero velivolo, inserita come input nelle fasi iniziali.
4. il momento di cerniera totale misurato in Newton per metro, visibile nella parte bassa della G.U.I., è doppio rispetto a quello effettivamente calcolato. Infatti, è stato moltiplicato per un coefficiente che tenga in conto margini di sicurezza.

Per concludere la trattazione di questa interfaccia, si osserva che sono presenti due Push Button. Uno per chiudere l'interfaccia stessa e l'altro situato in alto, precisamente in riferimento al terzo punto trattato, per aprire un'ulteriore interfaccia.

Infatti, nel bottone "OK" è stata implementata un'istruzione che consente all'utente di chiudere la G.U.I. stessa e di tornare alla schermata precedente, continuando il lavoro che stava svolgendo. Il secondo pulsante, denominato con lo String "Surface evaluation", mostra nel dettaglio le percentuali utilizzate per il calcolo dell'area. Infatti, sempre in riferimento al valore opzionale dell'area totale in pianta del velivolo inserito dall'utente all'inizio, viene dettagliatamente illustrato il procedimento per passare dall'area totale a quella della singola superficie mobile di comando. La G.U.I. mostrata in *Figura 110*, contiene un'immagine della tabella presa dal libro di Claus Weiland. Si ricorda che quest'ultima è stata catturata e salvata in formato Jpeg, grazie all'utilizzo del programma Paint, già descritto precedentemente.

Infine, è necessario sottolineare che i valori riportati sono in accordo con quelli statistici trovati studiando i velivoli di riferimento con il software Image J.

Inoltre, sono riportate tre colonne in cui si vanno a confrontare tre differenti tipologie di velivoli: un R.V.-W., un C.A.V. ed un aereo di linea medio-piccolo.

Oltre al valore interessato dell'area della superficie mobile, sono riportati anche i bracci ed i volumi adimensionali tipici. Tuttavia, questi ultimi dati non sono stati considerati nella trattazione del programma.

FCSSurfaceevaluation

Table 6.20. Aerodynamic trim, stabilization and control surfaces of a RV-W-type vehicle (Space Shuttle Orbiter), a CAV-type vehicle (TSTO-system SANGER lower stage), and a typical small/medium-range passenger aircraft, and selected relative estimated plan areas, moment arms, and volumes of trim, stabilization and control surfaces. For the reference values, see Table 6.19

Relative data	RV-W-type vehicle	CAV-type vehicle	Typical small/medium-range passenger aircraft
Longitudinal trim and stabilization devices:	body flap	elevators	horizontal tail plane
Plane area A/A_{ref}	0.035	0.048	0.25
x -moment arm L/L_{ref}	0.38	0.17	0.5
Volume V/V_{ref}	0.013	0.0082	0.125
Pitch control devices:	elevators	elevators	elevators
Area A/A_{ref}	0.098	0.048	0.074
x -moment arm L/L_{ref}	0.27	0.17	0.52
Volume V/V_{ref}	0.026	0.0082	0.038
Lateral stabilization devices:	single vertical tail surface	dual vertical tail surfaces	single vertical tail surface
Area A/A_{ref}	0.11	0.12	0.18
x -moment arm L/L_{ref}	0.32	0.20	0.48
Volume V/V_{ref}	0.035	0.024	0.086
Lateral control devices:	rudder	dual rudders	rudder
Area A/A_{ref}	0.021	0.021	0.055
x -moment arm L/L_{ref}	0.41	0.25	0.51
Volume V/V_{ref}	0.0086	0.0053	0.028
Roll control devices:	ailerons	ailerons	ailerons
Area A/A_{ref}	0.037	0.022	0.035
y -moment arm L/s_{ref}	0.83	0.76	0.86
Volume V/V_{ref}	0.031	0.017	0.03

OK

Figura 110

Si ricorda che il tipo di superficie mobile è considerato singolo. Infatti, si prendano come esempio gli alettoni, i cui dati sono visibili nelle ultime quattro righe della tabella stessa. Nella configurazione tipica dei velivoli ipersonici (ossia gli elevoni), gli alettoni funzionano in modo antisimmetrico, agendo in maniera simultanea. Tuttavia, l'area riportata è riferita a quella di un singolo alettone: nella progettazione dei comandi di rollio, il valore deve essere moltiplicato per due, per tenere in conto entrambe le superfici.

Infine, come già visto per le precedenti interfacce, è presente un Push Button per la chiusura della G.U.I. stessa.

La trattazione dell'interfaccia inerente l'inserimento delle superfici mobili di controllo primarie, termina con la scelta da parte dell'utente di uno dei due bottoni riportati in basso: il "CANCEL" ed il "NEXT" Push Button. In entrambi i casi si va a chiudere l'interfaccia, ma mentre con il primo si annullano tutte le operazioni viste e descritte inerentemente l'inserimento di tale superficie, con il secondo, invece, si conferma il tutto. Quindi, in tale situazione, è possibile andare ad osservare i dati immessi all'interno della tabella del menu principale.

Conseguentemente a ciò, la riga di tale tabella viene aggiornata. In tal modo se l'utente intende inserire una nuova superficie, i dati di quest'ultima saranno riportati nella riga sottostante, evitando di sovrascrivere quella precedente. Sempre facendo riferimento al menu della G.U.I. principale, ossia quella visibile in Figura 93, vi sono altri Push Button.

Tuttavia, prima di procedere ulteriormente con la trattazione, è necessario descrivere la procedura per l'implementazione di una superficie mobile di comando secondaria. Il principio utilizzato è lo stesso di quello già visto per quella primaria.

L'unica differenza sostanziale è il Pop-up Menu contenente la tipologia di superfici disponibili e differenti dati percentuali statistici per calcolare l'area della superficie stessa in riferimento a quella totale del velivolo in pianta.

Pertanto, andando a cliccare sul bottone "ADD MOBILE SURFACE", della FCSmain, si apre la G.U.I. FCSaddsurface, già trattata. Selezionando il secondo Radio Button, ossia quello "Secondary flight control surface" e confermato con il tasto NEXT, si visualizza l'interfaccia denominata "FCS_secondary_control", visibile nella *Figura 111* sottostante:

Figura 111

Il design, i comandi ed i bottoni inseriti all'interno hanno le stesse funzioni di quelli già descritti per la superficie di comando primaria. Pertanto, si intende tralasciarne la trattazione, poiché il principio di funzionamento è identico a quello precedentemente descritto per i gli altri comandi.

Inoltre, si ricorda che il bottone "HELP" apre la stessa interfaccia vista per la G.U.I. dei comandi di volo primari. Infatti, la medesima tabella tratta dal libro di Weiland, contiene informazioni anche sui flap, ecc... Quindi, per motivi pratici, si è deciso di riportare assieme tutti i parametri, risparmiando interfacce e complicazioni.

Tuttavia, per maggior completezza espositiva, si intende porre l'attenzione sul menu a tendina riferito alla tipologia di superfici mobili disponibili. Infatti, essendo quest'ultimo riferito a comandi secondari, non conterrà più gli alettoni e così via, ma contiene:

- Flap: ipersostentatori di bordo di fuga.
- Slat: ipersostentatori di bordo d'attacco.
- Spoiler: riducono la portanza ed aumentano la resistenza.
- Speedbrake: sono gli aerofreni e si limitano ad aumentare la resistenza del velivolo in volo.

I dettagli sono riportati in *Figura 112*:

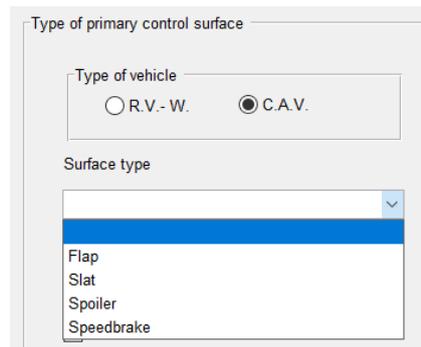


Figura 112

Ovviamente, anche per quanto riguarda i comandi secondari, si hanno differenti rapporti nel caso in cui i velivoli siano C.A.V. oppure R.V.-W. Per tenere in conto di tali differenze, sono stati inseriti i due Radio Button che consentono di differenziare la casistica.

Anche per l'implementazione di tale interfaccia, si utilizzano gli stessi cicli ed istruzioni viste precedentemente. In particolare, si vanno a sfruttare i cicli If e le istruzioni *strcmp*.

Analogamente, è stata inserita una Check Box nel caso in cui l'utente intenda definire una nuova tipologia di superficie mobile.

Anche in questa situazione, è necessario inserire il valore della deflessione massima della superficie mobile. Inoltre, se il valore proposto dell'area non soddisfa quello dell'utente, quest'ultimo può decidere di modificarlo o inserirlo direttamente (se non era stato precedentemente inserito il valore dell'area totale in pianta del velivolo).

Successivamente si stabilisce se scrivere direttamente il valore del coefficiente di momento di cerniera o di farlo calcolare al codice in maniera automatica. Visualizzato, poi, il valore del momento di stallo totale, all'interno del pannello "Stall moment", è possibile confermare o annullare l'operazione.

Nel primo caso si vedranno i parametri inseriti nella tabella della FCSmain, in una riga successiva alla precedente.

Come si deduce dai passaggi appena descritti, la procedura è esattamente la stessa svolta per le superfici mobili primarie. Ciò risulta vantaggioso sia da parte del programmatore, che applica gli stessi comandi già visti, che da parte dell'utilizzatore, per una maggiore intuitività nell'utilizzo del codice: non deve imparare o capire nuove procedure di implementazione dei dati.

Si ricorda che per confermare l'inserimento della superficie mobile primaria o secondaria all'interno della tabella del menu principale, l'utente deve selezionare il bottone "CONFIRM ADD", riportato vicino al Push Button "ADD MOBILE SURFACE" della G.U.I. FCSmain. In tal modo si va ad aggiungere un grado di sicurezza in più.

Queste sono tutte le opzioni possibili, ossia quelle operazioni che si possono incontrare premendo il Push Button "ADD MOBILE SURFACE". Tuttavia, vi sono altri due bottoni posti rispettivamente al centro e sulla destra della G.U.I. stessa. Il primo, denominato "DUPLICATE MOBILE SURFACE", consente all'utente di duplicare una superficie mobile esistente all'interno della tabella. Ciò comporta un risparmio notevole delle tempistiche di implementazione degli input. Infatti, l'utente non deve fare altro che prendervi sopra per poter duplicare i parametri della superficie mobile scelta. Tuttavia, per lo sdoppiamento dei dati, è necessario che l'utente indichi Quale tra le tante superfici desidera duplicare.

Perciò, cliccando sopra tale pulsante, si apre l'interfaccia riportata in *Figura 113*:

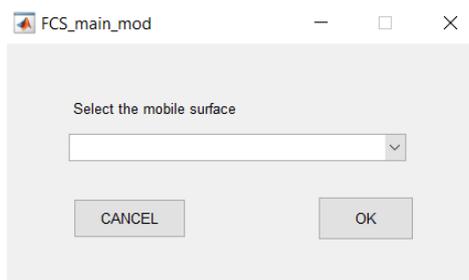


Figura 113

Quest'ultima è composta da un Pop-up Menu in grado di aggiornare la sua tendina, riportandovi all'interno i nomi delle superfici mobili definite nella tabella della schermata principale. In conclusione, se l'utente volesse duplicare una delle superfici in tabella, non deve fare altro che premere il pulsante descritto e scegliere uno tra i nomi delle superfici riportati all'interno del menu. Confermando con la scelta del bottone "OK", verranno duplicati tutti i dati della superficie scelta.

Anche in questo caso, come già visto per la definizione di nuove superfici mobili di comando, per confermare l'operazione ed andare a modificare la tabella del menu principale, l'utente deve selezionare il bottone "CONFIRM DUPLICATE".

La funzione opposta è svolta dal Push Button "REMOVE MOBILE SURFACE". Infatti, quest'ultimo permette all'utente la rimozione di una superficie mobile con i relativi parametri. Analogamente a quanto già visto per la duplicazione, andando a selezionare tale bottone, si apre la medesima interfaccia della *Figura 113*, vista precedentemente.

Una volta effettuata la scelta e confermato il tutto, è possibile osservare che la superficie selezionata non compare più all'interno della tabella principale. Analogamente alle situazioni precedenti, l'utilizzatore del software deve dare un'ulteriore conferma, cliccando sul pulsante "CONFIRM REMOVE", posto all'interno della medesima interfaccia FCSmain.

Il motivo sostanziale, per cui non si è scelto di implementare una nuova G.U.I. adatta a questa nuova casistica, è dovuto al fatto che l'interfaccia si aggiorna automaticamente con la tabella del menu principale. Infatti, il Pop-up Menu riporta costantemente gli stessi nomi della matrice dell'FCSmain.

Dato che il codice prende l'informazione della posizione del nome della superficie all'interno della tendina sotto forma di numero, l'applicazione è valida per entrambi i casi.

Infatti, si è deciso di utilizzare la posizione e non il nome della superficie stessa, perché potrebbero capitare situazioni in cui la stessa superficie venga a trovarsi in differenti condizioni di volo.

Quindi, non si fa riferimento all'istruzione *strcmp* vista nei precedenti Pop-up Menu. In tal modo, nella casistica in cui vi siano più nomi uguali all'interno della tabella principale, non si creano conflitti o confusioni tra i parametri in essa salvati.

Si ricorda che la tabella del menu principale non è editabile direttamente da parte dell'utente (per scelta del programmatore), pertanto, non è possibile agire sulle celle della matrice. Quindi, per poter variare i dati al suo interno, è necessario l'utilizzo di alcuni comandi.

Per la precisione, si ricorre all'implementazione di tre bottoni, per soddisfare tale esigenza. I due precedentemente descritti, che consentono di sdoppiare o rimuovere delle superfici mobili di controllo con i rispettivi dati, e di un terzo Push Button. Quest'ultimo ha il compito di consentire all'utente la modificazione delle condizioni di volo. Infatti, è stato nominato con lo String "CHANGE FLIGHT CONDITION".

Tra le operazioni viste, è stato possibile definire, rimuovere o sdoppiare nuove superfici di comando primarie o secondarie sempre all'interno delle stesse condizioni di volo (cioè di velocità e densità dell'aria). Tuttavia, se l'utente volesse valutare i momenti della stessa superficie in differenti condizioni di numero di Mach ed in diverse quote di volo, non potrebbe farlo. Perciò, è stato inserito questo nuovo bottone. Una volta premuto, si apre G.U.I. "INPUT2", visibile in *Figura 114*:

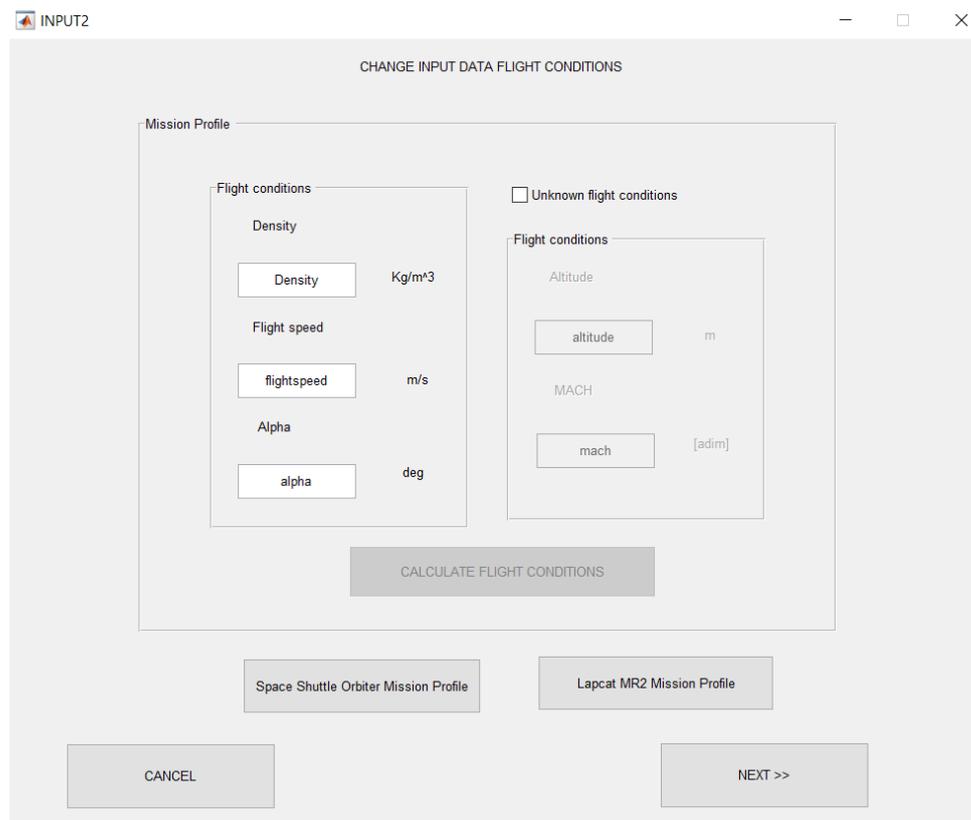


Figura 114

L'interfaccia è molto simile a quella "INPUT", già vista precedentemente. Infatti, è caratterizzata dalla presenza di un pannello chiamato "Mission Profile", identico a quello già descritto all'inizio del capitolo, inerentemente all'inserimento degli input da parte dell'utente. Il pannello, riportato nella zona sinistra della stessa interfaccia, ha lo stesso compito di inserimento della densità dell'aria, della velocità di volo e dell'incidenza del velivolo stesso. Anche in tal caso è possibile inserire l'altitudine ed il numero di Mach nel caso l'utente non fosse a conoscenza dei parametri precedenti. Inoltre, il bottone situato nella zona centrale contiene le stesse istruzioni del "CALCULATE FLIGHT CONTROL CONDITIONS" visto precedentemente. Infatti, quest'ultimo consente il passaggio tra il numero di Mach e la velocità del velivolo e rispettivamente la conversione della quota di volo nella densità dell'aria. Il procedimento di implementazione è esattamente lo stesso.

In caso l'utente decidesse di confermare l'operazione, le vecchie variabili vengono sovrascritte con le nuove. Viceversa, non succedrebbe assolutamente nulla se l'operatore decidesse di annullare il tutto, con la scelta del pulsante "CANCEL".

Tuttavia, sono presenti delle sostanziali differenze tra le G.U.I. "INPUT" (precedentemente descritta) e "INPUT2" (oggetto attuale della trattazione).

Infatti, quest'ultima non presenta il pannello "Geometry", il Push Button "Aerodynamic data" ed il bottone "?". Essendo questi comandi facoltativi e di semplice supporto all'utente, che è già a conoscenza di tali ipotesi di lavoro.

Invece, si è deciso di fornire ulteriori informazioni sul profilo di missione di un velivolo R.V.-W. e di un C.A.V. La funzione è stata associata ai due Push Button visibili nella zona centrale in basso dell'interfaccia "INPUT2".

Il primo, chiamato "Space Shuttle Orbiter Mission Profile", consente all'utente l'apertura di un'immagine contenente il profilo di missione dello Space Shuttle Orbiter. Questa è visibile nell'interfaccia riportata in *Figura 115*:

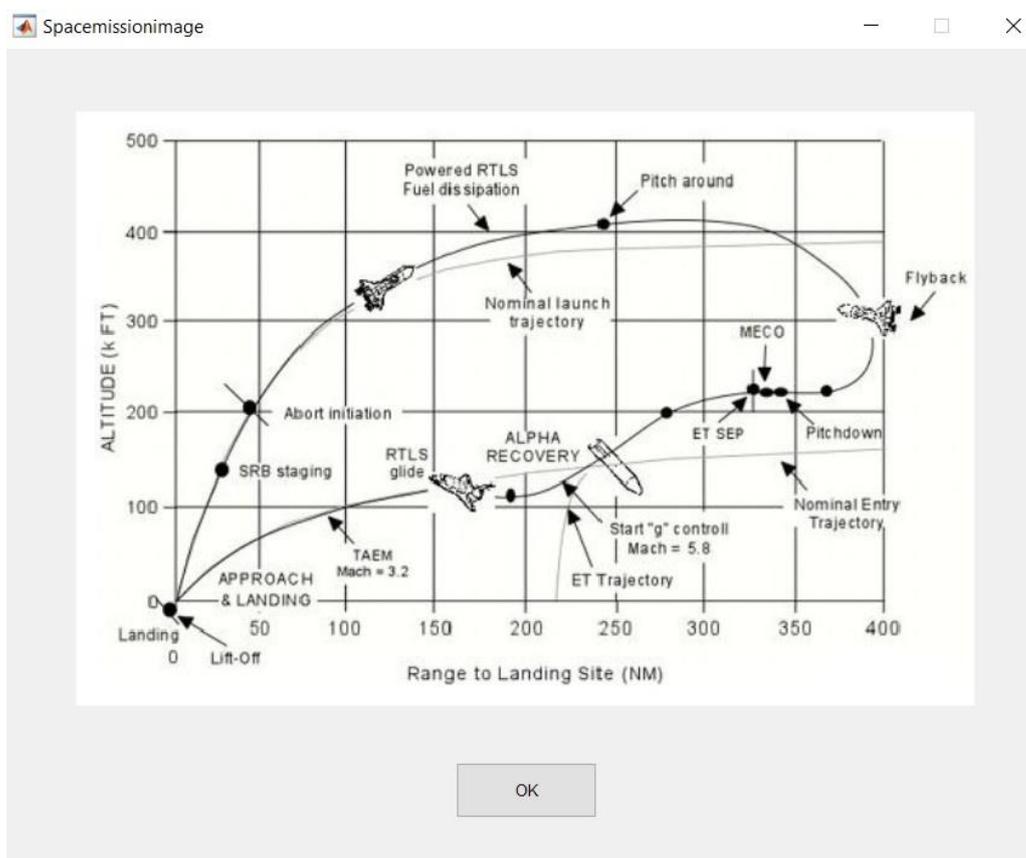


Figura 115

L'immagine riporta i vari step di un tipico velivolo da rientro. Tale grafico, va a complementare quello visto nell'interfaccia "INPUT" all'inizio della trattazione. Mentre quest'ultimo era riferito all'incidenza del velivolo in funzione numero di Mach. Quello trattato, invece, riporta l'altezza in chilometri in funzione del range, in nautical miles. Inoltre, sono illustrate le varie procedure di lift off, separazione degli stadi e di rientro.

Può essere considerato valido per la maggior parte degli aeromobili R.V.-W.

Infatti, i dettagli variano da velivolo a velivolo; ma la tipologia di missione rimane pressoché invariata per la categoria considerata.

Se, invece, l'utente decidesse di premere il secondo Push Button, ossia quello noto come “Lapcat MR2 Mission Profile”, assisterebbe all'apertura di un'altra G.U.I., visibile in *Figura 116*:

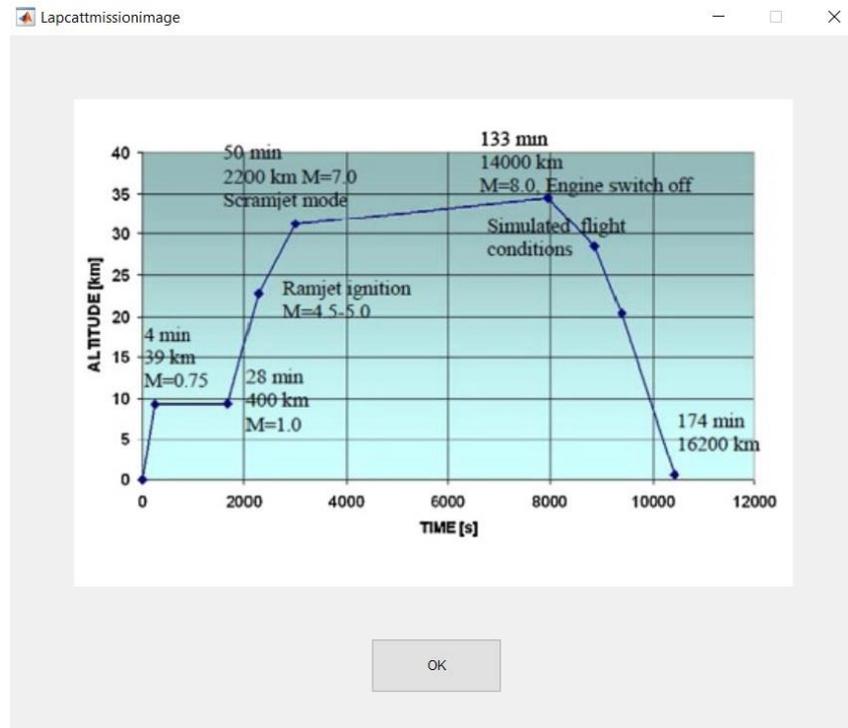


Figura 116

Il diagramma riportato, raffigura un tipico profilo di missione per i velivoli C.A.V.

Infatti, sono riportati i vari numeri di Mach in ciascuna fase di volo. Inoltre, sono visibili gli andamenti dell'altitudine (espressa in chilometri) in funzione del tempo (in secondi). Tuttavia, si sottolinea che il profilo prevede un decollo ed un atterraggio orizzontali. Ciò accomuna la maggior parte dei veicoli appartenenti alla categoria C.A.V. Quindi, andando a considerare il Lapcat MR2, si vanno ad includere i profili di missione di tutti gli altri. Per ulteriori dettagli inerenti al *waverider* MR2, si faccia riferimento nel paragrafo 2.1.4 del secondo capitolo.

Nella descrizione del profilo di missione precedente, invece, si è considerato come velivolo di riferimento lo Space Shuttle Orbiter. Si ricorda che è stato descritto dettagliatamente nel paragrafo 2.2.1 del capitolo 2.

Infine, si cita la presenza del Push Button “OK”, per la chiusura delle G.U.I.

Tutte le operazioni trattate finora, sono utili alla definizione dei dati delle superfici mobili di controllo. Inoltre, è stato possibile supportare l'utente nel calcolo del momento di cerniera. I parametri sono visibili all'interno della tabella del menu principale, riportato nell'interfaccia FCSmain.

Le fasi realizzate fino ad ora hanno avuto come scopo quello della raccolta dei parametri e dei coefficienti, per il calcolo del momento di cerniera. Tuttavia, l'output che interessa realmente all'utente del codice di calcolo è la potenza necessaria alla movimentazione delle superfici mobili di comando. Infatti, per poter dimensionare gli attuatori del controllo di volo, è necessaria la conoscenza del power budget. Una volta note le potenze in gioco, l'utente è in grado di effettuare un dimensionamento preliminare del Flight Control System.

Per passare dai dati visibili nel menu principale alla definizione delle potenze necessarie, l'utente deve premere il "POWER BUDGET" Push Button, riportato nel pannello "Result".

In seguito allo svolgimento di tale operazione, si apre la G.U.I. "FCS_power_budget", visibile in *Figura 117*:

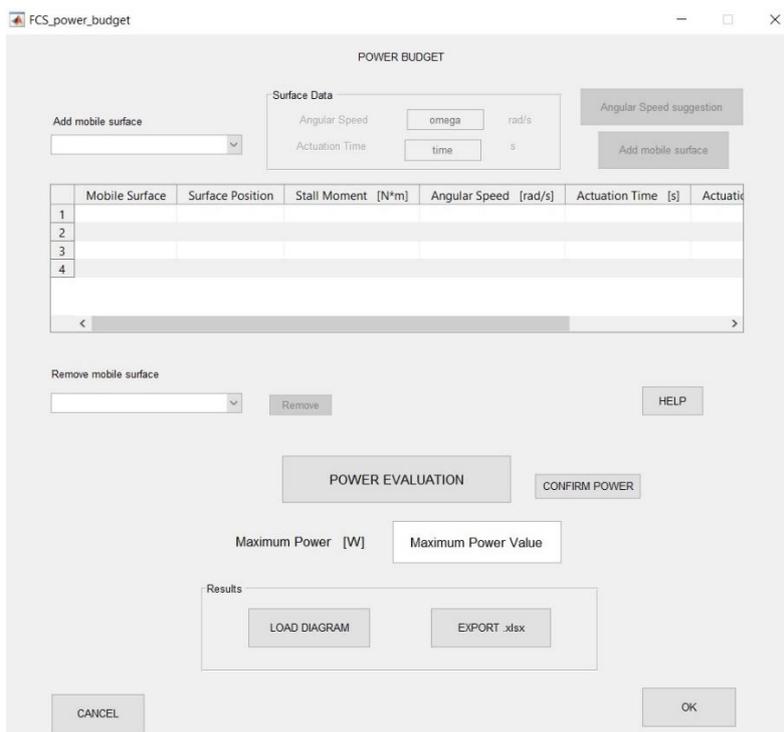


Figura 117

L'interfaccia risulta composta di numerosi comandi.

Tuttavia, la prima operazione è quella di inserire le superfici mobili desiderate all'interno della tabella riportata nella zona centrale della G.U.I. stessa.

Infatti, grazie all'ausilio del Pop-up Menu "Add mobile Surface", visibile nella parte in alto a sinistra, l'utente può scegliere la superficie tra quelle implementate da lui stesso nel menu principale precedente.

La tendina, infatti, riporta i nomi delle superfici mobili di comando presenti nella tabella dell'FCSmain, aggiornandosi ogni qualvolta l'utente decida di modificare la matrice.

Dopo aver scelto la superficie da studiare, si attivano i due bottoni (situati nella parte in alto a destra dell'immagine) ed il pannello "Surface Data". Quest'ultimo consente all'utente di inserire la velocità angolare della superficie mobile ed il tempo di attivazione di quest'ultima. Si sottolinea che mentre la velocità è espressa in radianti su secondo, il tempo è espresso in secondi.

Inoltre, il primo dei due Push Button in questione, ossia quello che presenta lo String “Angular Speed suggestion”, reca un valido aiuto all'utente nella determinazione della velocità angolare. Infatti, nel caso l'utente fosse indeciso sui parametri da inserire riguardo quest'ultima, cliccando su tale pulsante si apre la schermata riportata in *Figura 118*:

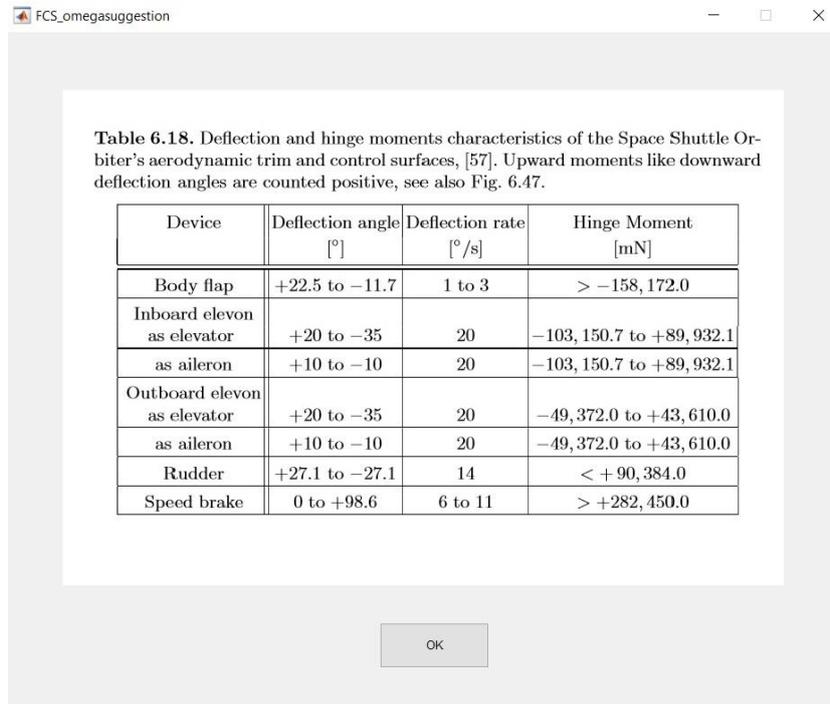


Figura 118

L'immagine è tratta dal libro di Claus Weiland, salvata in formato Jpeg per l'implementazione all'interno del codice Matlab.

L'esempio campione è quello dello Space Shuttle Orbiter, tuttavia i parametri qui riportati sono validi anche per gli altri velivoli. Per ulteriori informazioni, si faccia riferimento al terzo capitolo, in cui viene affrontato l'argomento in maniera decisamente più dettagliata.

Ovviamente, l'utente può scegliere un valore a piacimento differente da quelli proposti. Infatti questi ultimi risultano essere dei semplici suggerimenti che l'utente è libero di seguire o meno. Infine, si intende porre l'attenzione oltre che alla velocità angolare, anche sui valori assunti dall'angolo di deflessione della superficie mobile di comando e sullo sforzo di momento di cerniera relativo. Mentre gli angoli e le velocità sono applicabili anche ad altri aeromobili, quello inerente il momento di cerniera è riferito prettamente allo Space Shuttle.

Infatti, essendo il momento dimensionale (ossia espresso in Newton per metri), nel caso di velivoli in scala ho con dimensioni differenti, questo valore risulterebbe sballato.

Poiché, il momento di cerniera dipende anche dalle dimensioni dell'aeromobile stesso.

Infine, la chiusura dell'interfaccia avviene attraverso il pulsante “OK”, situato nella zona centrale in basso della G.U.I.

L'inserimento all'interno della tabella dei valori desiderati, avviene grazie al secondo Push Button: “Add mobile surface”.

Una volta decise la velocità angolare ed il tempo di attuazione, premendo tale bottone si va a confermare l'operazione.

Le informazioni saranno riportate nella relativa matrice e sono:

- Mobile Surface: rappresenta il nome della superficie mobile di comando.
- Surface Position: indica la posizione della superficie stessa.
- Stall Moment: è il momento di stallo, espresso in Newton per metro.
- Angular Speed: raffigura la velocità angolare, nell'unità di misura dei gradi su secondo.
- Actuation Time: è il tempo di attuazione, misurato in secondi.
- Actuation Power: non è altro che la potenza di attuazione, espressa in Watt.
- Effective Power: e la potenza effettiva, simile a quella di attuazione. Anch'essa in Watt.

Confermate anche dalla tabella riportata in *Figura 119*:

#	Name	Auto Width	Width (px)	Editable	Format
1	Mobile Surface	<input checked="" type="checkbox"/>		<input type="checkbox"/>	Let MATLAB Choose
2	Surface Position	<input checked="" type="checkbox"/>		<input type="checkbox"/>	Let MATLAB Choose
3	Stall Moment [N*m]	<input checked="" type="checkbox"/>		<input type="checkbox"/>	Let MATLAB Choose
4	Angular Speed [rad/s]	<input checked="" type="checkbox"/>		<input type="checkbox"/>	Let MATLAB Choose
5	Actuation Time [s]	<input checked="" type="checkbox"/>		<input type="checkbox"/>	Let MATLAB Choose
6	Actuation Power [W]	<input checked="" type="checkbox"/>		<input type="checkbox"/>	Let MATLAB Choose
7	Effective Power [W]	<input checked="" type="checkbox"/>		<input type="checkbox"/>	Let MATLAB Choose

Figura 119

Infine, come già stato svolto per la tabella del menu principale della G.U.I. FCSmain, è stata tolta la spunta all'opzione "Editable". Pertanto, le celle della matrice non sono modificabili da parte dell'utente, se quest'ultimo intende agire sulla tabella stessa.

È bene ricordare che mentre i primi tre valori sono presi dalle interfacce precedenti, gli altri sono inerenti a questa nuova fase della programmazione.

Infatti, il nome, la posizione ed il momento di stallo delle superfici mobili di comando immesse dall'utente, sono gli stessi definiti nella FCSmain.

Invece, la velocità angolare ed il tempo di attuazione sono stati presi come input dall'utente stesso, nella G.U.I. in questione.

Infine, è opportuno sottolineare che gli ultimi due valori sono stati calcolati automaticamente dal programma. Anche se simili, poiché entrambi sono riferiti a potenze, presentano sostanziali differenze nell'implementazione.

In particolare, si ricorda che la potenza di attuazione è quella che tiene conto dei coefficienti di sicurezza, delle possibili ridondanze e dei dimensionamenti degli attuatori. Mentre quella effettiva rappresenta la potenza necessaria alla movimentazione della superficie mobile di comando. La seconda è la potenza "pura", ossia effettiva.

Per una maggiore chiarezza, si sottolinea che la potenza di attuazione è calcolata attraverso la seguente formula:

$$Potenza\ di\ attuazione = \frac{2}{3} * M_0 * \frac{\omega}{\sqrt{3}} * \frac{1}{\eta} \quad [W]$$

Invece, la potenza effettiva è stata valutata in base alla seguente equazione:

$$Potenza\ effettiva = M_h * \omega \quad [W]$$

Entrambe vanno confrontate tra loro.

Infatti, se la potenza disponibile del sistema fornita all' attuatore del F.C.S. risultasse inferiore a quella necessaria, allora quest'ultimo non riuscirebbe a muovere la superficie stessa.

Tuttavia, per ulteriori dettagli ed una descrizione più accurata del fenomeno, si faccia riferimento al terzo capitolo, precisamente al paragrafo 3.2.

Inoltre, si ricorda che il momento di stallo fornito nel menu principale dell'interfaccia FCSmain è doppio rispetto a quello effettivo.

Il primo è stato immesso nella formula della potenza di attuazione, mentre il secondo è stato implementato nell'equazione della potenza effettiva.

Per evitare confusioni da parte dell'utente, sono state riportate le ipotesi utilizzate e le differenze nella formulazione delle due diverse potenze, all'interno di una interfaccia a parte.

Infatti, se l'utente dovesse presentare alcune difficoltà nella comprensione del codice di calcolo, gli sarà sufficiente premere il pulsante "HELP", riportato nella zona centrale della G.U.I. stessa.

In tal caso, si aprirà l'interfaccia "helpPWB_FCS".

Quest'ultima è visibile in *Figura 120*:

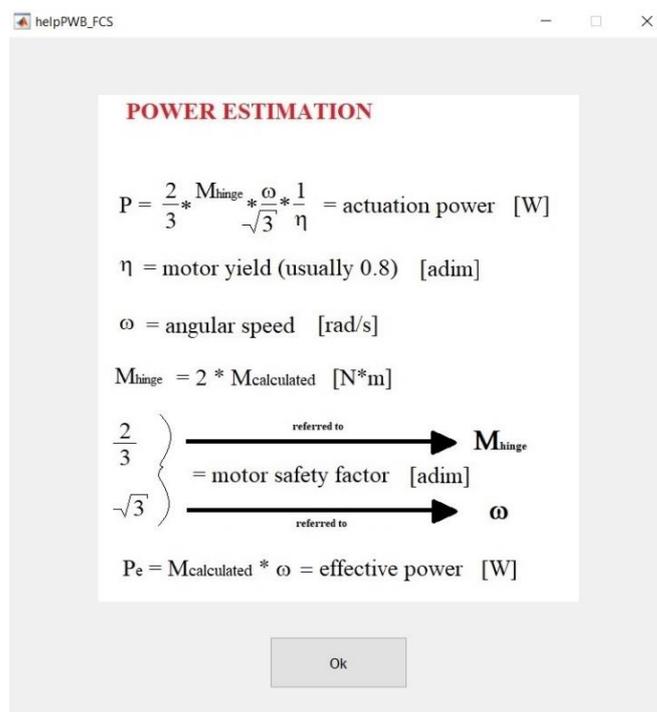


Figura 120

Nell'immagine, oltre ad essere riportata la differenza tra la potenza effettiva e la potenza disponibile, sono raffigurati alcuni parametri con una breve descrizione del loro significato.

Questi risultano essere tre:

- η : raffigura il rendimento del motore, è un coefficiente adimensionale. Dipende dalla tecnologia impiegata, tuttavia si attesta statisticamente ad un valore pari a circa 0.8.
- $\frac{2}{3}$: è il primo dei coefficienti di sicurezza del motore. Assicura un certo margine dal momento massimo ammissibile.
- $\sqrt{3}$: è il secondo coefficiente di sicurezza. Garantisce che la velocità angolare non sia eccessivamente elevata.

Si presentano sia nel caso di attuatori idraulici che elettrici: si faccia riferimento al terzo capitolo, per ulteriori informazioni. Tuttavia, è necessario prestare attenzione al fatto che siano lineari o rotativi. Per la trattazione sono stati considerati attuatori rotativi. Infatti, la movimentazione delle superfici mobili di comando consiste nella rotazione di queste attorno al loro asse di cerniera. Ciò è possibile solamente grazie ad attuatori rotativi.

L'operazione potrebbe anche essere svolta da quelli lineari, purché dotati di un adeguato braccio. Tuttavia, il problema si complicherebbe ulteriormente, dato che in una fase di progetto preliminare non si conoscono tali variabili.

Pertanto, quelli lineari esulano da tale trattazione.

Le altre grandezze che compaiono all'interno della stessa interfaccia non sono state considerate, poiché già ampiamente trattate precedentemente.

Anche per tale G.U.I. è presente un Push Button "Ok", che ne consente la chiusura.

Una volta immessi e compresi tutti i parametri delle relative superfici mobili interessate, è possibile eseguire un'ulteriore operazione di modifica della tabella. Infatti, essendo la matrice non editabile da parte dell'utente, se quest'ultimo decidesse di rimuovere alcuni dei valori inseriti, non potrebbe farlo. A tale scopo, è stato inserito un Pop-up Menu denominato "Remove mobile surface". Aperta la tendina ad esso associata, compaiono tutti i nomi delle superfici mobili di comando inserite all'interno della tabella in alto.

Si ricorda che il Pop-up Menu si aggiorna istantaneamente: all'interno della tendina sono presenti soltanto le superfici mobili attualmente inserite nella matrice della G.U.I. stessa.

L'utente non deve fare altro che selezionare il nome della superficie che intende rimuovere e schiacciare il pulsante "Remove" per confermare l'operazione. In seguito saranno aggiornate sia la tabella che il Pop-up Menu.

Il principio è lo stesso utilizzato nell' interfaccia FCSmain: viene passato al programma il numero della posizione scelta dall'utilizzatore, poiché nel caso di più superfici con lo stesso nome si verrebbero a creare conflitti all'interno del codice. Le istruzioni implementate sono analoghe a quelle già viste, per sono tralasciate in questa specifica trattazione.

Il passaggio successivo, consiste nella determinazione delle potenze all'interno del profilo di missione. Infatti, fino ad ora si è valutata la potenza di ciascuna singola superficie mobile di controllo. Tuttavia, potrebbe capitare che durante le fasi di volo ve ne siano attive più di una. Solitamente il pilota agisce contemporaneamente su più comandi per garantire un efficace controllo dell'assetto di volo.

Pertanto, è opportuno chiedere ulteriori informazioni all'utente inerenti al profilo di missione che intende studiare.

Quindi, una volta premuto sul pulsante "POWER EVALUATION" nella zona centrale della G.U.I., si apre una nuova interfaccia.

La G.U.I. è visibile in *Figura 121*:

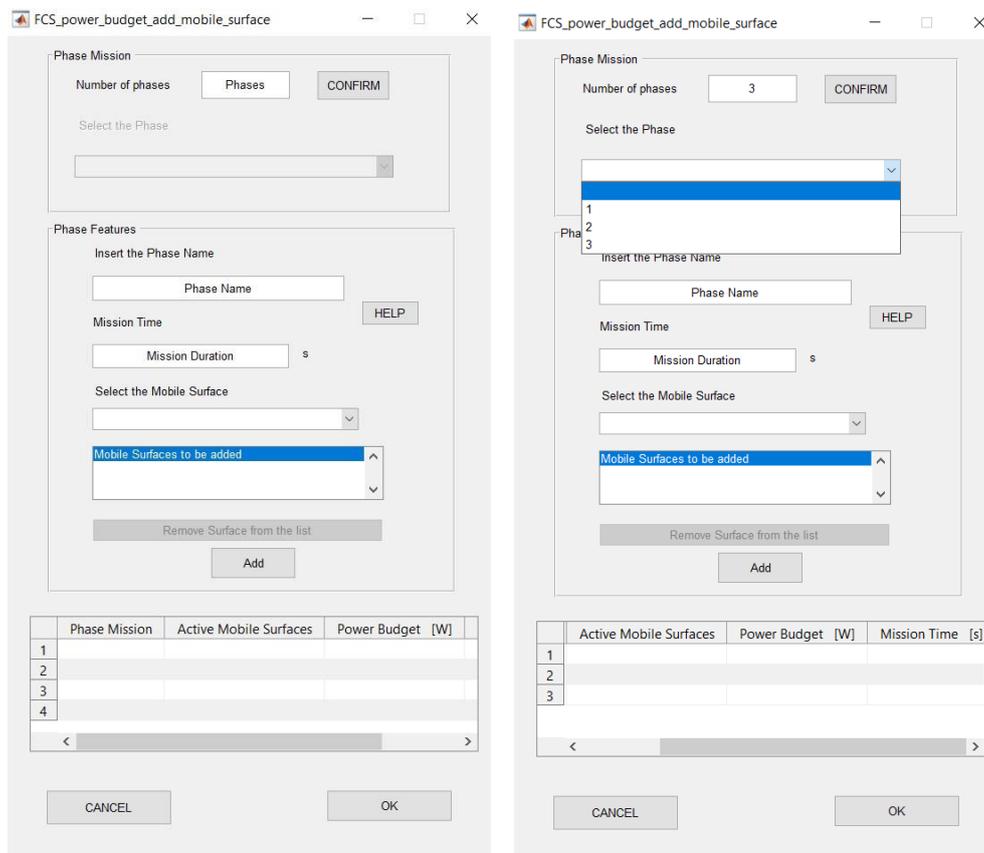


Figura 121

All'interno dell'interfaccia, sono stati inseriti due pannelli ed una tabella riassuntiva di tutti i parametri scelti dall'utente.

Nella parte superiore, viene richiesto il numero delle fasi considerate. Una volta che l'utente ha confermato, premendo il Push Button “CONFIRM”, viene attivato il Pop-up Menu sottostante. Questo, contiene il numero di righe selezionato precedentemente dall'utente.

Nell'esempio riportato in *Figura 121*, l'utente decide di suddividere le fasi della missione in un numero pari a tre. Pertanto, la tendina sarà composta dallo stesso numero di righe, più la prima vuota. Infatti, come già discusso precedentemente, per motivi estetici e di supporto all'utente, si è scelto di lasciare la prima sempre vuota.

Si sottolinea che quest'ultimo menu è disattivato se l'utente non inserisce prima il numero delle fasi della missione. Ciò evita confusione da parte dell'utilizzatore.

Il secondo passaggio, consiste nell'attribuzione di un nome opportuno a tale fase scelta.

Si consiglia di attribuire nomi inerenti la missione studiata, onde evitare successive confusioni.

Determinato anche il tempo di quest'ultima, espresso in secondi, è possibile selezionare le superfici mobili attive in tale condizione. Anche per la situazione trattata, si è scelto l'ausilio del comando Pop-up Menu. Questo contiene al suo interno i nomi delle superfici mobili descritte nella schermata precedente, ma sempre riferita al Power Budget.

I nomi sono sempre aggiornati con la tabella principale dell'FCS_power_budget.

Inoltre, è possibile inserire più volte la stessa superficie.

Le superfici scelte dall'utente, sono mostrate nella Listbox “ Mobile Surface to be added” sottostante.

Nel caso l'utente desideri togliere una delle superfici selezionate da questa lista, deve limitarsi a selezionarla ed a premere il Push Button "Remove Surface from the list". Quest'ultimo, infatti, si attiva non appena l'utilizzatore seleziona la superficie mobile da eliminare.

Prima di procedere oltre, è necessario porre l'attenzione sul Push Button "HELP". Quest'ultimo supporta l'utente nella comprensione delle procedure da svolgere all'interno di tale interfaccia. Infatti, una volta che l'utente ha selezionato tale bottone, si apre la seguente G.U.I. visibile *Figura 122*:

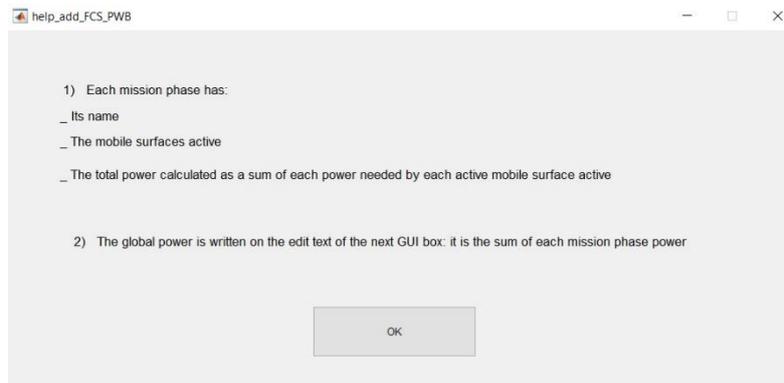


Figura 122

Quest'ultima riporta alcune istruzioni, utili all'utilizzatore:

- Ciascuna fase di missione ha un suo nome, le superfici attive ed una potenza, calcolata come somma delle singole superfici in azione.
- La potenza massima viene riportata nell'Edit Text della G.U.I. FCS_power_budget.

Infine, la conferma dei dati avviene attraverso la selezione del bottone "Add". Con tale tasto, l'utente inserisce nella tabella sottostante i dati inerenti la fase di missione scelta. Si ricorda che le celle di quest'ultima non sono editabili. Tuttavia, selezionando nel Pop-up Menu in alto la fase di missione, è possibile aggiornare i dati attraverso i comandi dell'interfaccia stessa. Nel capitolo cinque, sarà illustrato chiaramente un esempio illustrativo. Inoltre, le righe della tabella si aggiornano continuamente in base al numero delle fasi scelte. Pertanto, se si desiderano aggiungere nuove celle, è necessario aumentare il numero delle fasi di missione. Si ricorda che per una corretta esecuzione del programma, devono essere riempite tutte.

Una volta confermato il tutto, utilizzando il tasto "OK", si assiste alla chiusura della G.U.I. stessa. Tuttavia, per l'inserimento della potenza massima nell'interfaccia precedente (ossia nella FCS_power_budget), l'utente deve selezionare il bottone "CONFIRM POWER", situato a destra del Push Button "POWER EVALUATION".

Compite tali azioni, all'interno dell'Edit Text "Maximum Power Value", è presente il massimo valore della potenza, espresso in Watt.

Infatti, il codice confronta tutte le potenze ottenute nelle varie fasi di missione e ne memorizza quello più alto.

Per completezza espositiva, si riporta l'istruzione Matlab utilizzata:

```
sumpower_PWB = max(matr_pow_bud_passfin(:,2));
```

Di tutte le righe della seconda colonna (associata alle potenze di ciascuna fase della missione) della matrice contenente tutti i parametri, se ne considera esclusivamente il valore massimo.

Ciò è di rilevante importanza, poiché i valori di potenza massimi sono anche quelli che dimensionano il sistema del controllo di volo. Gli attuatori devono essere in grado di fornire una potenza disponibile superiore a quella massima necessaria valutata in tale interfaccia.

Ricapitolando, le varie procedure utili al calcolo della potenza del sistema di controllo di volo, sono sostanzialmente tre:

1. la determinazione della potenza di ciascuna superficie mobile di volo.
2. la conoscenza della potenza di ciascuna fase di volo della missione. Con le relative superfici attive ed i tempi definiti dall'utente
3. la determinazione del valore massimo di potenza. Risulta quello vincolante per il sistema.

Prima di concludere con la trattazione del programma, è necessario discutere del Push Button "LOAD DIAGRAM". Questo riassume i dati delle potenze delle fasi di missione inserite dall'utente in un semplice grafico. Infatti, per una maggiore chiarezza di lettura, evitando possibili errori nella valutazione dei numeri, si è deciso di riportare un'immagine che mostra se in maniera semplice ed immediata i risultati ottenuti.

Infatti, una volta che l'utilizzatore ha selezionato tale pulsante, si apre un'immagine contenente il grafico riportato in *Figura 123*:

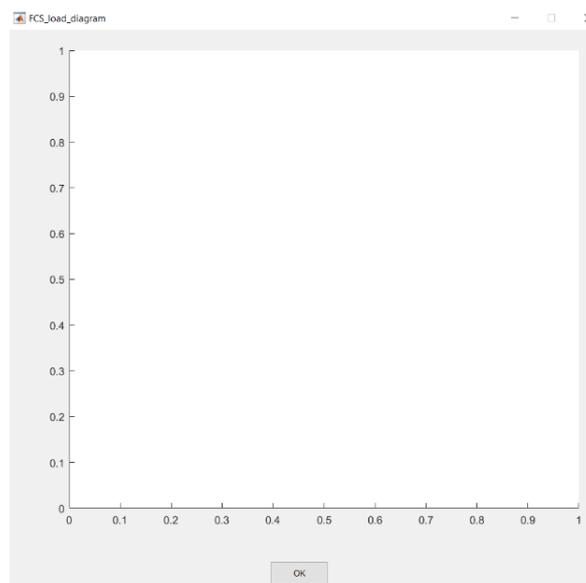


Figura 123

Ovviamente, dato che non sono stati immessi valori, il grafico risulta essere vuoto. Tuttavia, nel capitolo cinque, è possibile osservarne un esempio chiarificatore.

Si ricorda che sull'asse delle ascisse è stato implementato il tempo in secondi della missione.

Invece, sull'asse delle ordinate è riportata la potenza espressa in Watt.

Il tempo inserito sull'asse delle ascisse è quello totale, ossia la somma dei singoli tempi di ciascuna delle fasi di missione studiate.

La trattazione del codice di calcolo si conclude con la descrizione di due Push Button.

- “EXPORT.xlsx”: presente all’interno della G.U.I. FCS_power_budget.
- “EXPORT.xlsx”: riportato nell’interfaccia FCSmain.

Entrambi hanno il compito di esportare i dati in un foglio di calcolo Excel. Infatti, per facilitare il salvataggio e la memorizzazione dei parametri inseriti dall’utente, si è deciso di implementare la seguente istruzione all’interno dei due Push Button:

```
xlsxwrite('Nome_documento.xlsx');
```

Ovviamente, è necessario inserire il nome del file, al posto della scritta “Nome_documento”.

I dati della schermata principale dell’FCSmain, sono visibili in *Figura 124*:

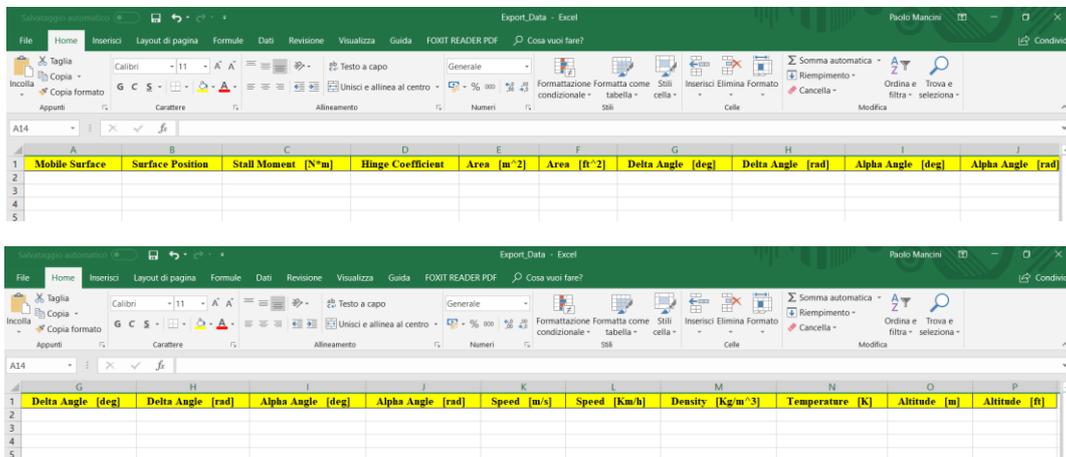


Figura 124

Nella seguente *Figura 125*, sono riportati i parametri più significativi inerenti al calcolo delle potenze:

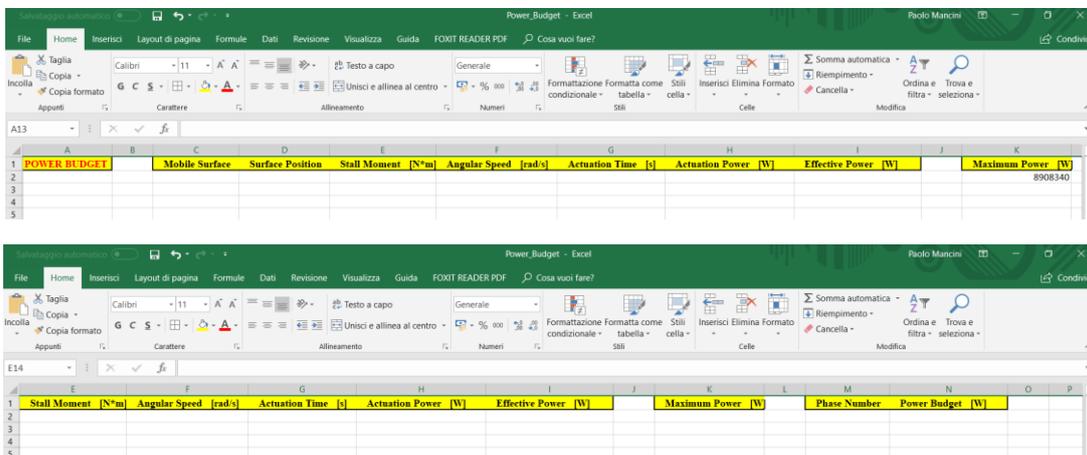


Figura 125

Ovviamente, le immagini raffigurate in alto, sono riferite al programma Excel, le cui proprietà sono state dettagliatamente trattate nello stesso capitolo.

Infine, si ricorda che se l'utente intende chiudere definitivamente il programma deve semplicemente premere il pulsante "OK" riportato in basso nella G.U.I. FCSmain.

In seguito si va ad aprire l'interfaccia visibile in *Figura 126*:

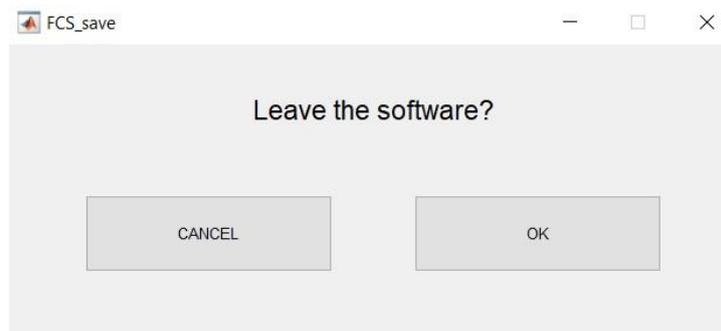


Figura 126

Selezionando il Push Button "OK" si chiude definitivamente il programma.

Con quest'ultima interfaccia, si conclude la descrizione del codice di calcolo implementato.

Capitolo 5

Risultati

Il quinto ed ultimo capitolo riporta i risultati ottenuti con l'implementazione di un esempio campione. Infatti, una volta terminata la realizzazione del programma, è opportuno verificarne i dati ottenuti in output per la validazione.

All'interno del capitolo in questione, sono riportati due paragrafi distinti. Nel primo, viene proposto un esempio; mentre nel secondo vengono valutati i risultati.

5.1 Esempio campione

L'implementazione del codice e le varie interfacce create all'interno del programma sono state descritte nel capitolo quattro. Tuttavia, nonostante la descrizione del suo funzionamento, per far comprendere nel dettaglio l'utilizzo del programma al lettore si propone un esempio concreto.

Ovviamente, si intende mostrare esclusivamente le particolarità del programma senza trattare nel dettaglio tutti i vari passaggi. Infatti, le interfacce sono già state ampiamente descritte nel capitolo precedente.

In questo paragrafo, quindi, si intende chiarificare qualsiasi dubbio che potrebbe presentarsi all'utente durante l'utilizzo del software.

Si ricorda che il caso riportato è inerente al progetto preliminare di un velivolo R.V.-W. Tuttavia, il procedimento per la definizione dei controlli di volo di un aeromobile C.A.V. risulta sostanzialmente identico. Infatti, l'unica differenza tra i due risiede nel valore dell'area della superficie mobile di comando suggerita. Comunque, l'argomento sarà trattato accuratamente nelle fasi successive.

La primissima operazione che l'utente deve compiere è, ovviamente, il lancio del programma stesso. In seguito, si apre l'interfaccia iniziale, ossia la G.U.I. "INPUT", le cui proprietà sono state accuratamente descritte nel quarto capitolo. L'utilizzatore non deve fare altro che inserire i dati in input all'interno dei comandi.

Come già detto precedentemente, vi sono due modalità di inserimento. La prima in cui l'utente inserisce direttamente i valori della densità dell'aria e della velocità di volo dell'aeromobile, negli Edit Text appositamente riportati.

Invece, la seconda consiste nel riportare i dati dell'altitudine e del numero di Mach, in seguito all'attivazione del pannello. In quest'ultimo caso, dopo aver inserito la spunta nella Check Box relativa, l'utente deve confermare i dati immessi in tale pannello, premendo il Push Button "CALCULATE FLIGHT CONDITION". Automaticamente, compariranno i valori della densità e della velocità associati. Inoltre, come già trattato nel quarto capitolo, vengono associati anche i valori della temperatura e della pressione atmosferica in quelle condizioni.

La prima tipologia, è riportata in *Figura 127*:

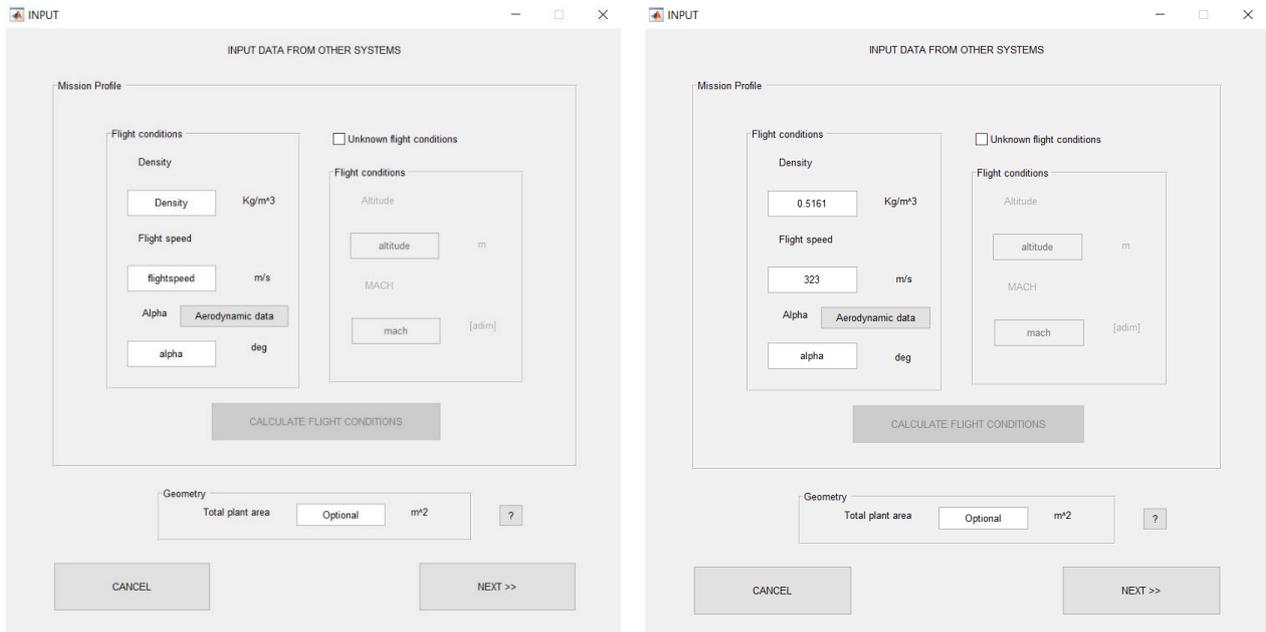


Figura 127

Invece, la seconda è illustrata nella *Figura 128*:

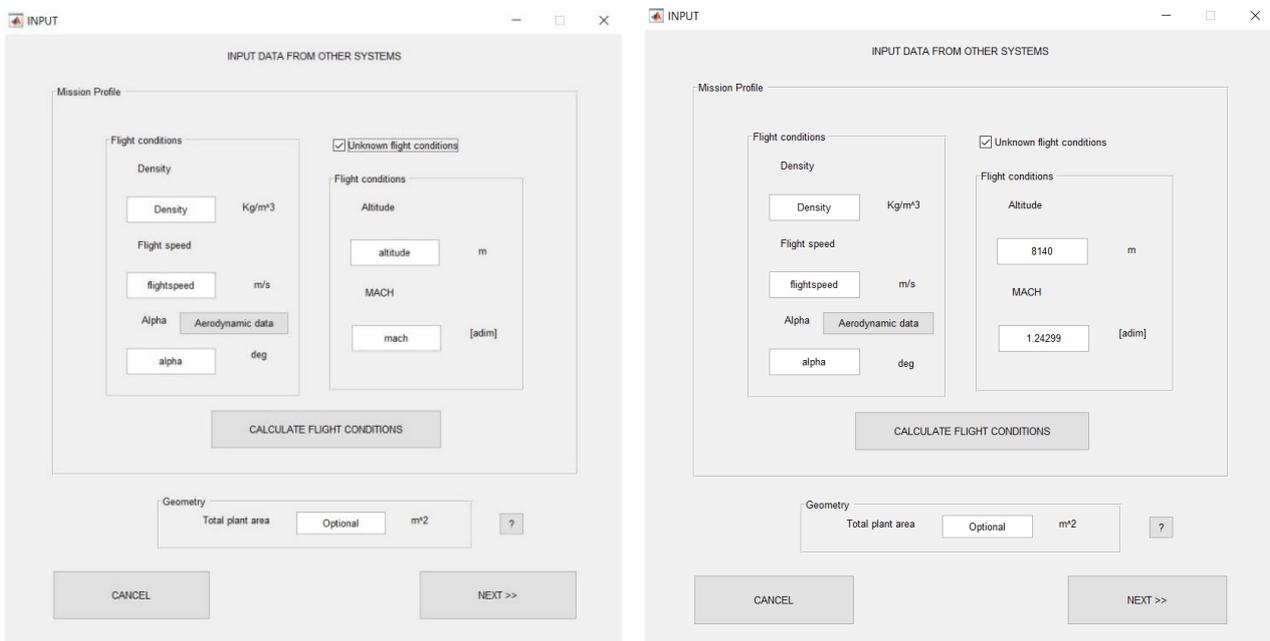


Figura 128

Ovviamente, metodi sono ambivalenti: i risultati non cambiano, applicando indifferentemente la prima o la seconda casistica, come si può osservare dalle quattro figure precedenti.

Infine, per il completamento dei dati in input richiesti, è necessaria la scelta di un angolo d'attacco e l'area totale in pianta del velivolo. Operazione visibile in *Figura 129*:

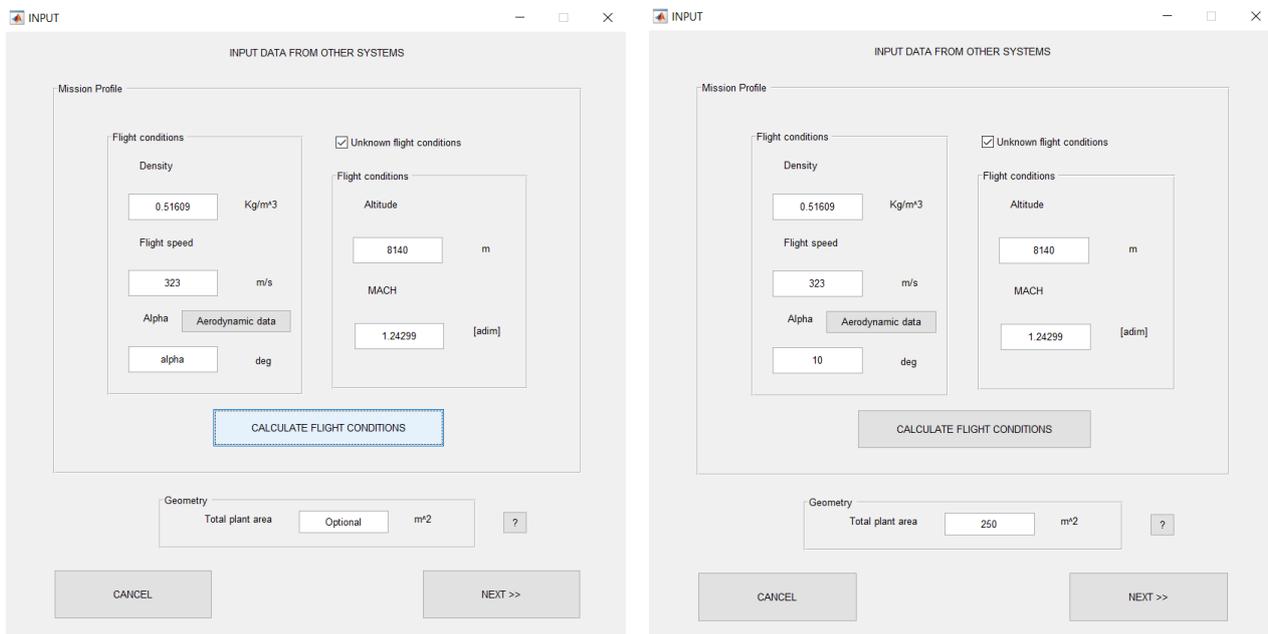


Figura 129

Si ricorda che il valore dell'area è opzionale, come già descritto precedentemente.

Nel caso l'utente non fosse a conoscenza di tale parametro, può tranquillamente mandare avanti il codice premendo il bottone NEXT, lasciando la scritta "Optional" nell'Edit Text relativo alla geometria dell'aeromobile.

Tuttavia, per completezza espositiva, si intende riportare un esempio contenente anche l'area per far comprendere al meglio il funzionamento del programma.

L'interfaccia successiva è quella relativa al menu principale: la FCSmain G.U.I.

Attualmente, dato che non sono state ancora definite delle superfici mobili di comando, risulta vuota. I valori implementati, saranno visibili all'interno della tabella principale, nella zona centrale in alto dell'interfaccia stessa.

La descrizione dei vari Push Button è già stata oggetto del quarto capitolo, quindi si intende procedere con l'esposizione dell'esempio.

Come già scritto in precedenza, per l'aggiunta di nuove superfici mobili, è necessario che l'utente selezioni il pulsante "ADD MOBILE SURFACE", situato nella zona a sinistra della G.U.I.

In seguito all'apertura della schermata FCSaddsurface, l'utente può selezionare quale tipologia di superficie mobile intende definire: se primaria o secondaria. Nell'esempio in questione si è scelta quella primaria, come primo caso analizzato.

Confermando la scelta del Radio Button "Primary flight control surface", grazie all'ausilio del bottone NEXT, è possibile andare a lavorare sulla G.U.I. "FCS_primary_control".

Non appena vengono definite la tipologia del velivolo (all'interno del pannello "Type of vehicle") e quella della superficie mobile (scegliendone una tra quelle proposte all'interno della tendina del Pop-up Menu), compare il valore della superficie stessa in maniera del tutto automatica.

Infatti, grazie al valore dell'area totale in pianta fornito tra gli input iniziali, è possibile suggerire all'utente il valore della superficie mobile definita da quest'ultimo.

Il parametro è stato valutato in base all'analisi statistica dei velivoli di riferimento trattati nel secondo capitolo, unito alla considerazione di opportune tabelle tratte dal libro *“Selected Aerothermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles-Springer”* di Claus Weiland. A seconda della casistica, infatti, viene applicato un valore percentuale relativo.

Si sottolinea che la casella “Surface”, è editabile a seconda delle esigenze dell'utente. Quest'ultimo può cambiare il valore suggerito a suo piacimento, essendo il comando costituito da un Edit Text.

Procedendo ulteriormente con l'inserimento della posizione della superficie mobile e dell'angolo della sua deflessione, l'utente deve in un secondo momento cliccare sul pulsante “Hinge coefficient”. In tal modo, può decidere se inserire manualmente il valore del coefficiente di momento di cerniera, oppure se farlo valutare dal codice stesso, grazie ai dati statistici implementati all'interno delle *function* opportune. Nel caso considerato, si è scelto di far valutare al programma il valore del coefficiente: scegliendo il Radio Button “Hinge moment coefficient unknown” dell'interfaccia FCS_hinge_moment, e confermando l'operazione premendo il pulsante NEXT.

Si faccia riferimento al quarto capitolo, per avere ulteriori dettagli su tale G.U.I.

Questo sarà comunque visibile nella quarta colonna della tabella del menu principale.

Infine, l'inserimento dei dati si conclude con la visualizzazione del momento di cerniera, espresso in Newton per metro, visibile all'interno del pannello “Stall moment”.

Ciò è possibile grazie al bottone “CALCULATE HINGE MOMENT”.

I vari passaggi descritti, sono riportati in *Figura 130*:

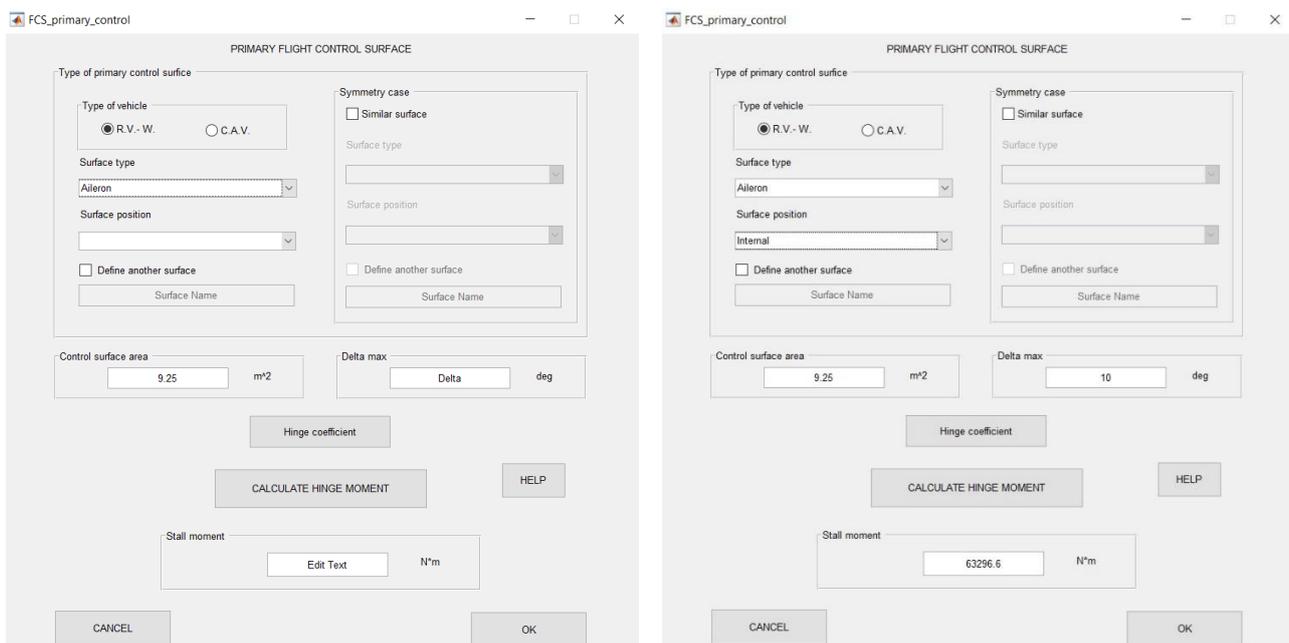


Figura 130

Confermata l'operazione di inserimento dei valori relativi a tale superficie mobile, i parametri sono automaticamente riportati all'interno della tabella principale della FCSmain.

Infine, per visualizzare la superficie appena definita, con i rispettivi parametri, l'utente deve selezionare il Push Button “CONFIRM ADD” della FCSmain.

Infatti, per salvare i dati all'interno della tabella del menu principale, è necessario eseguire l'operazione mostrata in *Figura 131*:

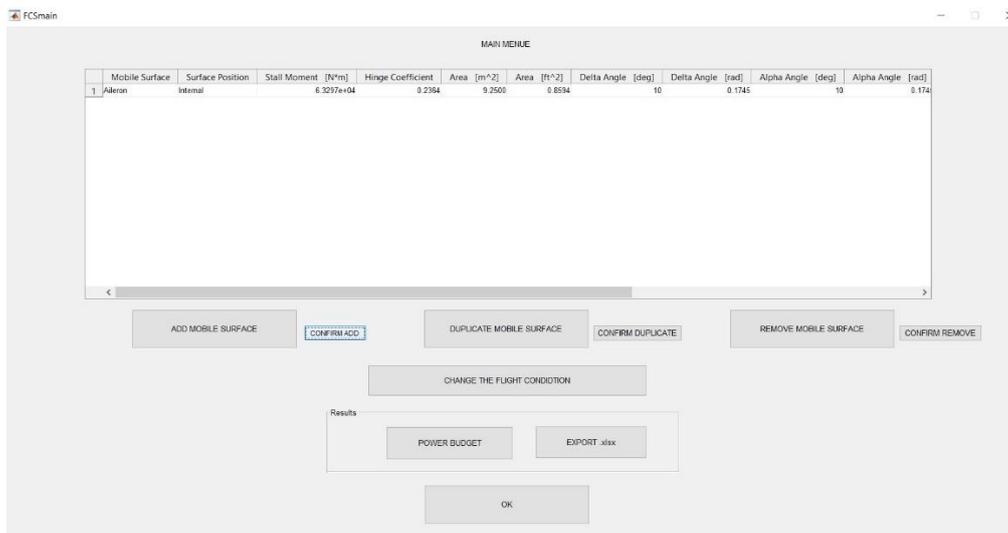


Figura 131

Se l'utente decidesse di definire un'altra superficie mobile di controllo primaria, l'operazione risulterebbe identica a quella appena descritta. Tuttavia, si approfitta di una nuova casistica, per illustrare al lettore la definizione di una nuova superficie, non presente all'interno della tendina del Pop-up Menu "Surface Type".

La procedura è alquanto semplice: l'utilizzatore deve attivare la spunta all'interno della Check Box relativa ed immettere il nome che caratterizza la superficie all'interno dell'Edit Text che si attiverà appositamente. Tuttavia, in tale condizione, non verrà proposto alcun valore dell'area della superficie mobile stessa. Infatti, essendo una nuova tipologia, non appartenente a quelle studiate nei casi statistici, è impossibile prevederne l'area in pianta. Pertanto, l'utente dovrà inserire il valore manualmente.

In seguito all'inserimento dell'angolo di deflessione, deve stabilire se immettere manualmente il coefficiente di momento di cerniera, grazie alla G.U.I. FCS_hinge_moment_insert, già trattata nel quarto capitolo

A differenza del caso precedente, in cui si affidava il calcolo al codice, ora l'utente intende inserirne il valore, grazie all'apposita interfaccia.

Infine, utilizzando il Push Button "CALCULATE HINGE MOMENT", è possibile visualizzare il momento dimensionale risultante.

Terminata l'operazione, la nuova superficie mobile sarà visibile all'interno della tabella principale della G.U.I. FCSmain, nella riga sottostante. Infatti, come già descritto dettagliatamente nel quarto capitolo, è importante aggiornare le righe della matrice, per evitare di sovrascrivere i dati. Quindi, ulteriori superfici definite successivamente dall'utente, saranno disposte sulle righe seguenti, in ordine di definizione temporale.

Come ultima casistica, si considera quella riportata in *Figura 132*:

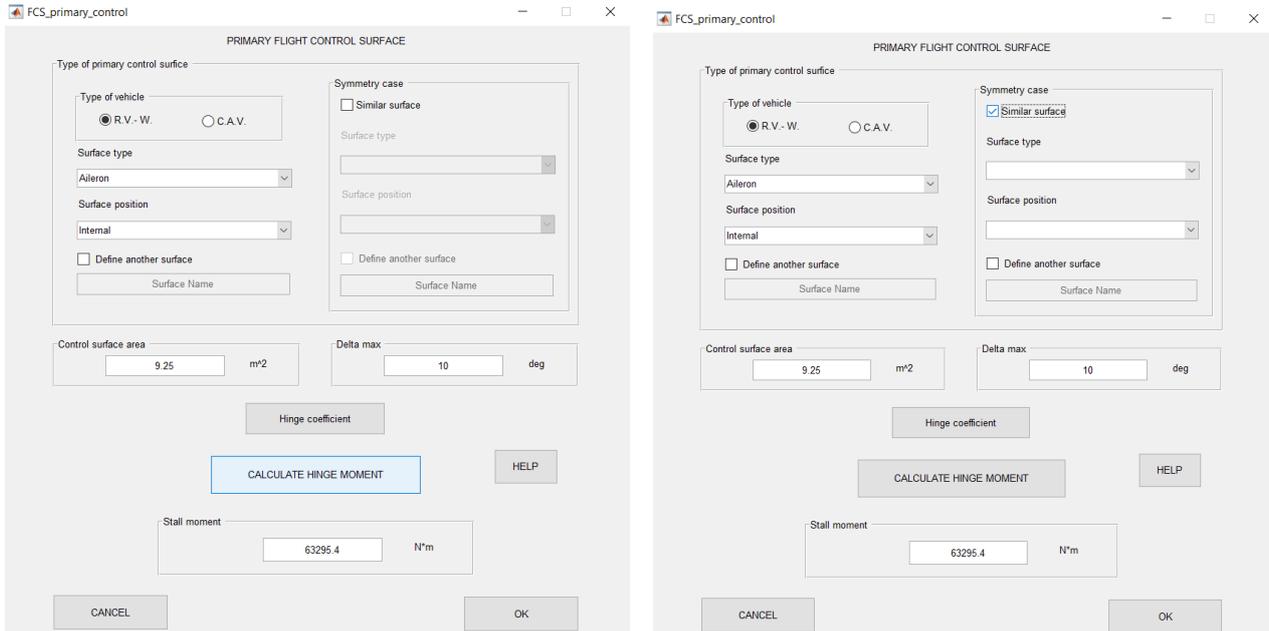


Figura 132

Infatti, per garantire un adeguato risparmio temporale ed aumentare la semplicità di definizione di nuove superfici mobili, c'è la possibilità di inserire casi simili. In altre parole, se ci sono due superfici di comando con la stessa area, lo stesso angolo di deflessione e lo stesso coefficiente di cerniera, è possibile definirle entrambe in un colpo solo, attivando la Check Box “Symmetry case”.

In seguito all'attivazione dei due Pop-up Menu sottostanti, è possibile inserire le informazioni sulla tipologia e sulla posizione della superficie mobile.

Si ricorda che per tale situazione, l'utente non è costretto a scegliere una superficie mobile di comando tra quelle proposte esistenti nella tendina: può crearne una nuova, definendola con una seconda Check Box disponibile. Calcolato il coefficiente di momento e valutato il momento dimensionale, entrambe le superfici saranno riportate nella tabella del menu principale

Entrambe le superfici definite in tale maniera, hanno esattamente gli stessi parametri. Pertanto, si differenziano l'una dall'altra eventualmente per il nome e la posizione.

Il tutto è riportato in *Figura 133*:

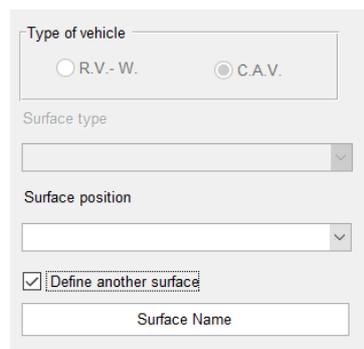


Figura 133

Si conclude qui, l'illustrazione per l'inserimento di una superficie di controllo primaria. Infatti, si ritiene di aver trattato dettagliatamente ciascuno dei possibili comandi che l'utente può utilizzare. Tuttavia, attraverso lo stesso Push Button “ADD MOBILE SURFACE”, l'utilizzatore del codice è in grado di definire anche superfici mobili secondarie.

L'unica variazione rispetto al caso delle superfici primarie, risiede nel Pop-up Menu “Surface Type”. Infatti, come già trattato nel quarto capitolo, le istruzioni e la tipologia dei comandi, risultano identici. Pertanto, ci si limita a mostrare un breve esempio a testimonianza di ciò, trascurando tutti gli altri comandi della relativa G.U.I., dato che presentano le stesse caratteristiche già trattate per il caso dei comandi primari.

I risultati finali sono visibili in *Figura 134*:

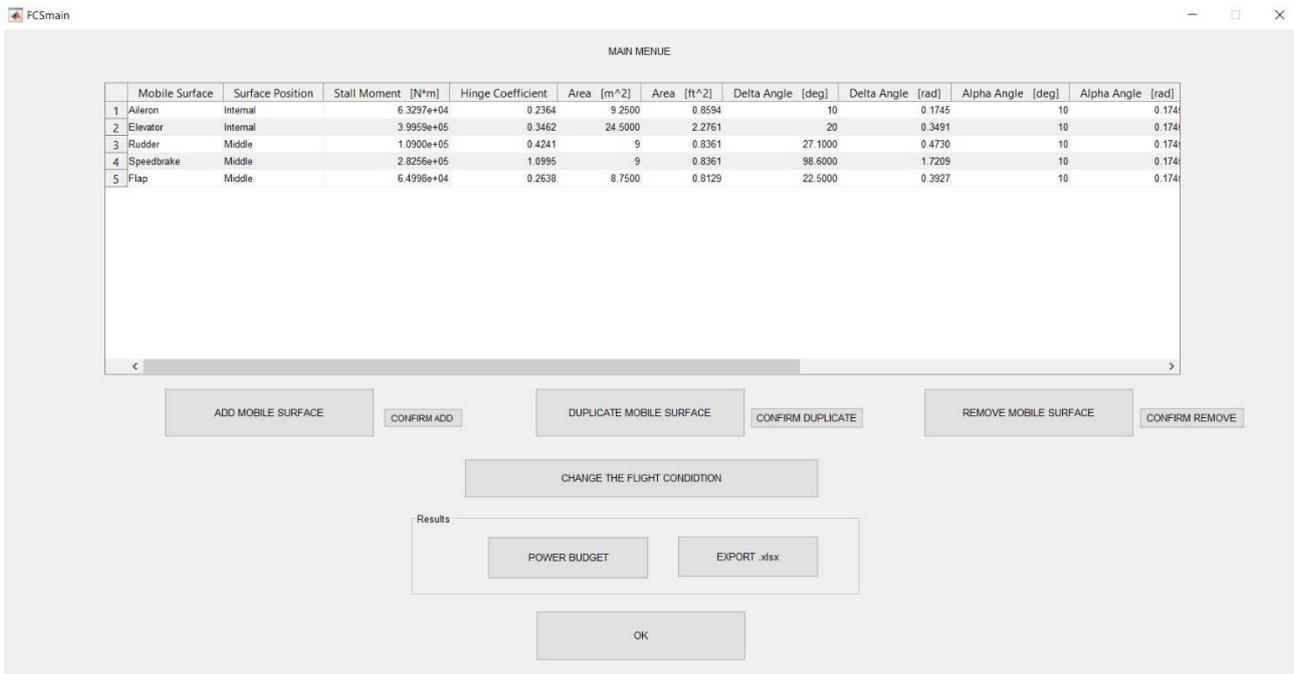


Figura 134

Vengono, infatti, richieste: l'area, la deflessione ed il coefficiente di momento, nelle modalità già discusse precedentemente

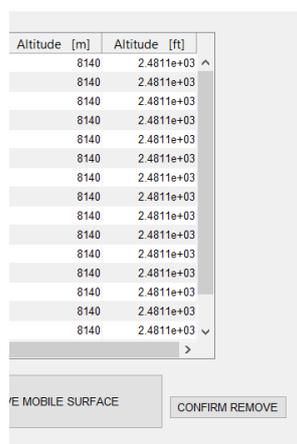
Successivamente, sono presenti nella zona centrale dell'interfaccia principale, il secondo Push Button (il “DUPLICATE MOBILE SURFACE”) ed il terzo (il “REMOVE MOBILE SURFACE”). Le loro funzioni ed utilizzo sono già stati ampiamente trattati nel quarto capitolo, pertanto ora si intende sottolineare solamente che per confermarne l'operazione, l'utente deve selezionare rispettivamente i pulsanti “CONFIRM DUPLICATE” e “CONFIRM REMOVE” in maniera analoga a quanto fatto per l'aggiunta di nuove superfici mobili.

Inoltre, si evidenzia che il Pop-up Menu della FCS_main_mod si aggiorna automaticamente, quindi l'utente può tranquillamente definire altre superfici e doppiarle o rimuoverle senza alcun tipo di complicazione.

Inoltre, si ricorda che l'utente può inserire un numero indefinito di superfici. Pertanto, come già spiegato nel capitolo quattro, le righe sono aggiornabili per un numero decisamente molto elevato. Nel caso si superasse la quindicina di righe, l'utente non potrebbe più visualizzare quelle sottostanti, data la limitazione delle dimensioni della tabella.

Quindi, il codice è stato fatto in modo tale che compaia una barra verticale, in tali situazioni. Nel caso di grandi matrici, l'utente può scorrere sia lungo la posizione orizzontale che lungo quella verticale, visualizzando tutti i parametri contenuti all'interno della tabella stessa.

Un'applicazione pratica è mostrata in *Figura 135*:



Altitude [m]	Altitude [ft]
8140	2.4811e+03

Figura 135

Infine, per poter cambiare le condizioni di volo, è sufficiente premere il pulsante “CHANGE THE FLIGHT CONDITION”. Dato che la procedura risulta analoga a quella già vista per la prima G.U.I. di INPUT, verrà tralasciata. L'utente non dovrà fare altro che definire le nuove condizioni e confermarle con il tasto “NEXT” della stessa interfaccia INPUT2.

Tutto ciò, per poter confrontare le stesse superfici in più condizioni di volo. Infatti, gli stessi alettoni presentano diverse potenze di attuazione in fase di decollo e di crociera. Per poterle stimare, l'utente deve necessariamente far variare le condizioni operative.

Da ciò l'ideazione dell'interfaccia INPUT2.

Il secondo step, consiste nella valutazione dei risultati, ossia delle potenze vere e proprie con cui dimensionare gli attuatori, come già spiegato nel capitolo quarto.

Premendo il Push Button “POWER BUDGET”, infatti, si apre l'interfaccia FCS_power_budget.

La schermata è già stata ampiamente trattata precedentemente, pertanto, ci si intende soffermare brevemente sul Pop-up Menu “Add mobile surface”. Quest'ultimo, infatti, si aggiorna automaticamente con i dati riportati nella tabella dell'FCSmain.

Inoltre, l'ordine delle superfici mobili esposte è lo stesso di quello riportato nella matrice del menu principale. Infatti, quello che viene passato alle istruzioni all'interno del codice è semplicemente la posizione del nome della superficie mobile scelta dall'utente.

Nel caso di più superfici mobili con lo stesso nome, si evitano contrasti o possibili incongruenze. Infatti, si è già detto che potrebbe capitare che l'utente voglia valutare la medesima superficie in diversi regimi di volo. Quindi, per evitare confusioni all'interno del programma, si è deciso di passare la posizione del nome e non il nome stesso. In tal modo si vanno a differenziare le superfici mobili esclusivamente a seconda della loro allocazione nel Pop-up Menu.

Ogni volta che l'utente sceglie una superficie, si attiva il pannello ed i due Push Button posti alla destra del Pop-up Menu stesso.

L'utente sceglie la superficie mobile desiderata e grazie alle istruzioni (ossia "Enable", in tal caso) implementate nella *function* del Pop-up Menu, si attivano le caselle per l'inserimento della velocità angolare e del tempo di attuazione, oltre che ai due bottoni. Premendo il secondo, "Add mobile surface", l'utente conferma l'inserimento dei dati nella tabella sottostante, ritornando alla situazione iniziale. Tuttavia, la differenza risiede nel fatto che la tendina del Pop-up Menu, sarà priva della superficie inserita nella tabella. Infatti, si ricorda che è possibile inserire le superfici soltanto una volta: ogni qualvolta l'utente inserisce il nome di una superficie mobile, il nome di quest'ultima scompare dalla tendina. Questi due concetti sono riportati in *Figura 136*:

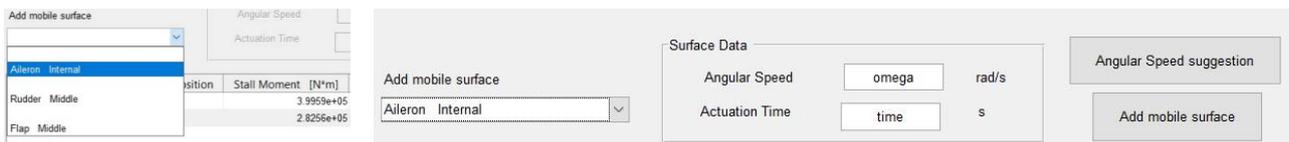


Figura 136

Inoltre, man mano che la tendina del Pop-up Menu "Add mobile surface" si svuota, si va a riempire quella del "Remove mobile surface".

Infatti, come per le tabelle già definite in precedenza, anche questa non è editabile. Pertanto, se l'utente desiderasse modificare alcuni parametri inseriti, non può agire direttamente sulle celle, ma deve togliere la superficie con il Push Button "Remove" e reinserirla nuovamente.

Il comando per la rimozione di una superficie mobile dalla matrice della tabella, funziona in maniera esattamente duale rispetto a quello per l'inserimento. Pertanto, si faccia riferimento al quarto capitolo per ulteriori dettagli.

Ovviamente, anche la tendina della rimozione di una superficie mobile risulta essere sempre aggiornata: ogni volta che l'utente rimuove una superficie mobile dalla tabella: il nome della superficie rimossa scompare sia dalla tabella che dall'elenco del Pop-up Menu "Remove mobile surface", per ricomparire nel primo Pop-up Menu "add mobile surface".

Infine, si ricorda la possibilità di osservare tutti i parametri implementati, attraverso lo scorrimento della barra orizzontale, come riportato in *Figura 137*:

	Stall Moment [N*m]	Angular Speed [rad/s]	Actuation Time [s]	Actuation Power [W]	Effective Power [W]
1	3.9959e+05	20	5	7.6902e+06	7.9919e+06
2	2.8256e+05	11	10	2.9908e+06	3.1081e+06
3	6.3297e+04	20	5	1.2181e+06	1.2659e+06

Figura 137

Inoltre, nel caso di un elevato numero di superfici mobili definite, compare automaticamente anche una barra verticale come già visto per la FCS main. In tal modo l'utente può visualizzare sulla schermata tutte le grandezze implementate.

Inserite tutte le superfici mobili desiderate, il codice calcola in automatico le potenze associate a ciascuna di esse.

Giunti a tale punto, l'ultimo passaggio finale consiste nel determinare la potenza di attuazione totale per ciascuna fase di missione.

Premendo il Push Button “POWER EVALUATION”, si accede all’interfaccia successiva, visibile in *Figura 138*:

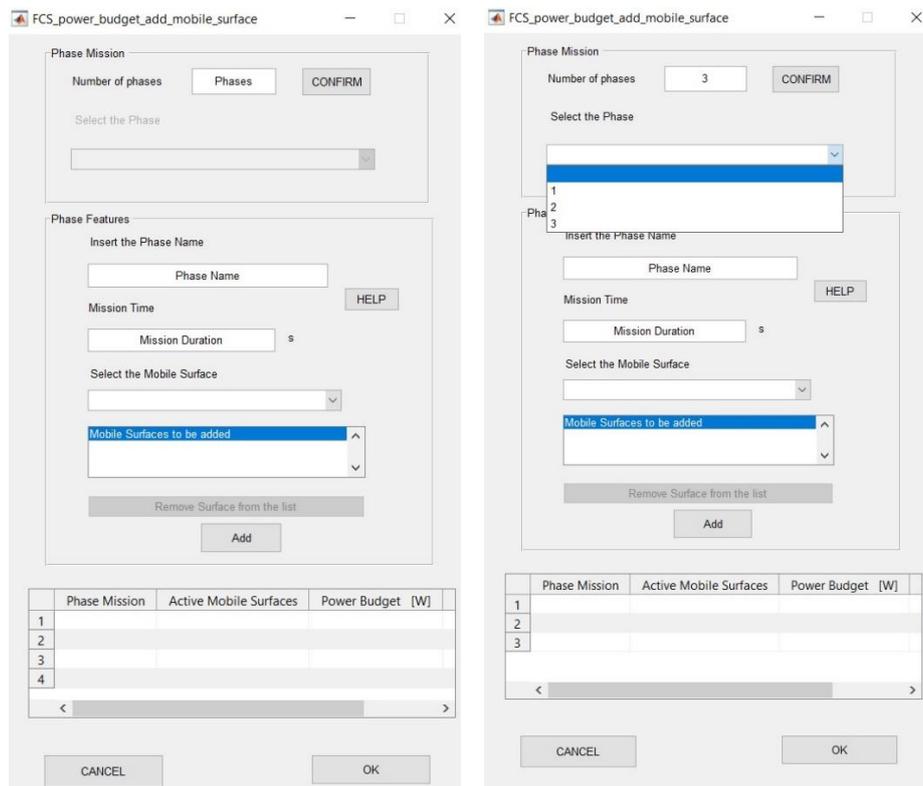


Figura 138

Nel primo pannello, vengono definiti il numero delle fasi di missione. Una volta confermato premendo il pulsante “CONFIRM”, si attiva il Pop-up Menu sottostante. È sufficiente inserire il numero della fase interessata dall'utente, per poterla definire.

Nell’esempio considerato, l'utente inserisce il nome, la durata temporale in secondi della missione e le relative superfici mobili attive della prima fase, dato che nella tendina del Pop-up Menu in alto è stato selezionato il numero 1. Per poter definire le altre fasi, è necessario ripetere le operazioni già descritte nel quarto capitolo, cambiando il numero del “Select the Phase”.

A differenza degli altri menu a tendina, quello inerente alla selezione delle superfici mobili, chiamato “Select the Mobile Surface”, risulta aggiornato con la tabella dell’FCS_power_budget, ma resta invariato in seguito all’inserimento delle superfici mobili da parte dell'utente. In altre parole, l'utente può inserire più volte la medesima superficie mobile, sia nelle diverse fasi che all'interno della stessa missione.

Tutto ciò è visibile in *Figura 139*:

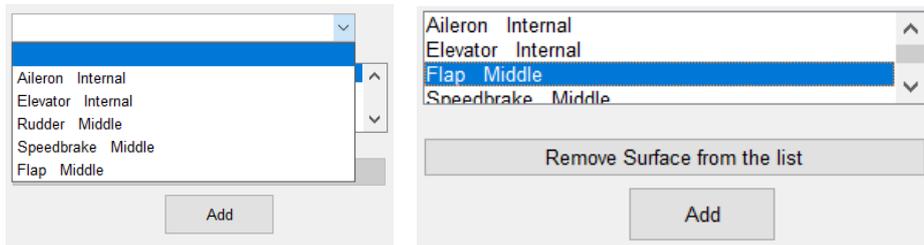


Figura 139

Tuttavia, prima di confermare definitivamente l'inserimento, è possibile rimuovere una delle superfici selezionate. Infatti, se l'utente sceglie una delle superfici presenti all'interno della List Box, si attiva il Push Button "Remove Surface from the list". Premendolo, la superficie mobile sarà completamente esclusa dalla lista.

Infine, confermando con "Add", è possibile osservare i parametri in output all'interno della matrice. Infatti, mentre le potenze necessarie osservate nell'`FCS_power_budget` erano riferite esclusivamente a ciascuna superficie mobile, quelle riportate nella terza colonna, invece, sono inerenti ad un'intera fase di missione.

Nella quasi totalità dei casi, il pilota aziona contemporaneamente più superfici mobili durante il volo. Pertanto, va valutata la richiesta di potenza in tutte le possibili casistiche, in modo tale da poter dimensionare il Flight Control System.

Per modificare i parametri relativi ad una fase già inserita all'interno della tabella, è necessario selezionare il numero all'interno del Pop-up Menu, reinserire il nome della missione, il tempo e le superfici attive e confermare nuovamente con il bottone "Add": i vecchi dati saranno sovrascritti da quelli nuovi.

Un esempio, per chiarire meglio il funzionamento del codice, è riportato in *Figura 140*:

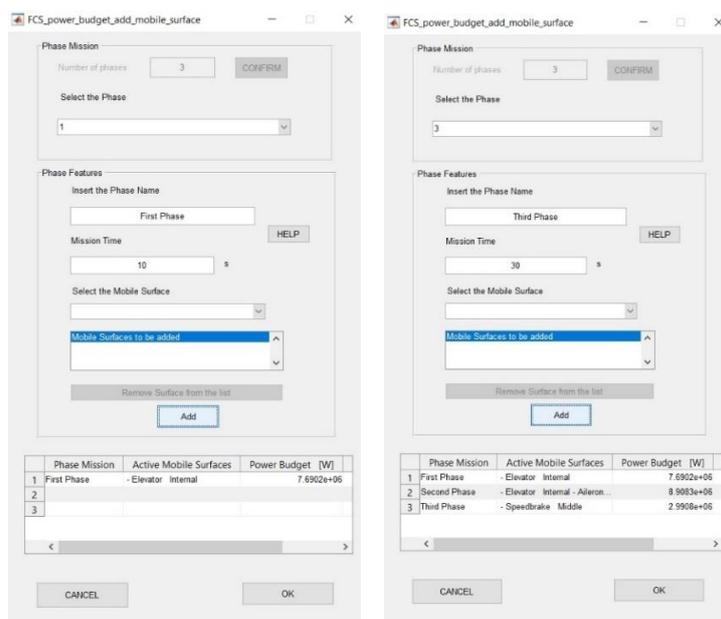


Figura 140

Anche in questo caso, si ricorda la presenza delle barre di scorrimento, visibili in *Figura 141*:

	Active Mobile Surfaces	Power Budget [W]	Mission Time [s]
1	- Elevator Internal	7.6902e+06	10
2	- Elevator Internal - Aileron...	8.9083e+06	15
3	- Speedbrake Middle	2.9908e+06	30

Figura 141

Tuttavia, non si intende procedere ulteriormente nella trattazione, dato che l'argomento è già stato approfonditamente descritto nel quarto capitolo.

Infine, premendo il bottone “OK”, si ritorna alla G.U.I. precedente, ossia la *FCS_power_budget*. Giunti a questo punto, però, compare il valore della potenza massima espresso in Watt. Questo parametro rappresenta la potenza della fase più dispendiosa tra quelle implementate dall'utente. Pertanto, risulta essere la massima potenza cui il sistema di controllo di volo del velivolo deve far fronte. Risulta indispensabile la conoscenza dei picchi di potenza richiesti, in modo tale da poter adeguatamente dimensionare l'intero sistema.

Come già precedentemente trattato nel terzo capitolo, infatti, la potenza disponibile fornita dal controllo di volo deve essere superiore a quella necessaria alla movimentazione delle superfici mobili di comando.

Il risultato finale, è riportato in *Figura 142*:

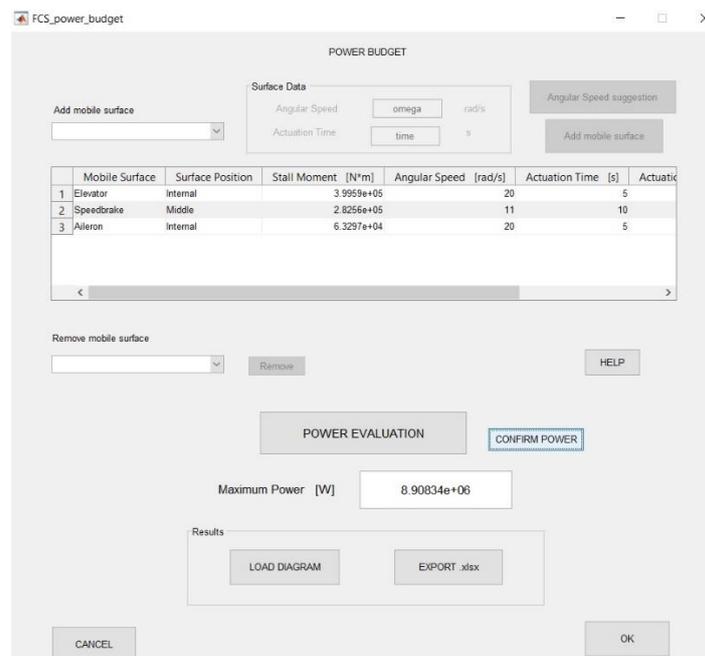


Figura 142

Infine, per evitare errori o possibili confusioni nella lettura dei numeri, si è scelto di implementare i risultati ottenuti anche in maniera grafica.

Si faccia riferimento alla *Figura 143*:

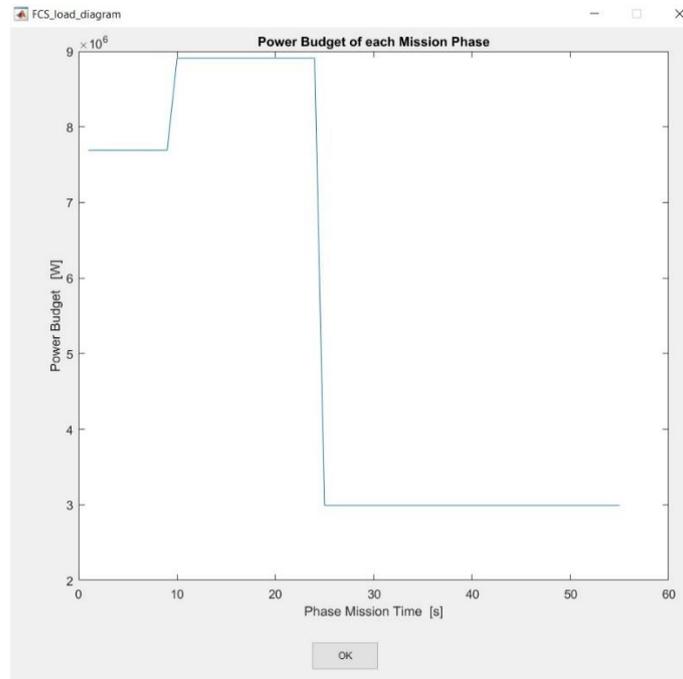


Figura 143

Infatti, **le potenze di ciascuna fase sono visibili in ordinata, mentre in ascissa è riportato il tempo totale della missione.** Infatti, il codice di calcolo, somma il tempo di ciascuna fase e ne riporta la somma sull'asse orizzontale. Ciascuna è caratterizzata dal tratto orizzontale a potenza costante.

L'esempio termina con quest'ultima schermata, presupponendo di aver chiarito ogni eventuale dubbio da parte dell'utente, nell'utilizzo del software.

5.2 Validazione dei risultati

L'ultimo aspetto trattato, riguarda la validazione dei risultati. È di fondamentale importanza, verificare che gli output ottenuti siano dei risultati attendibili.

Infatti, essendo un dimensionamento preliminare, è importante fornire fin dall'inizio degli ordini di grandezza utili alla progettazione del sistema di controllo di volo.

È necessario sottolineare che il codice di calcolo implementato, non richiede una precisione decimale delle potenze, ma fornisce un'indicazione generale dei parametri in gioco.

Infatti, precisioni più alte sono richieste in seguito a studi successivi.

Una volta ben nota la configurazione del velivolo, attraverso studi di simulazioni fluidodinamiche ed analisi specifiche, è possibile definire i dettagli sulle potenze necessarie, adattando opportunamente gli attuatori all'impiego specifico.

Tuttavia, in questa prima fase di design, sarebbe scorretto definire a prescindere le potenze in gioco. Infatti, queste possono cambiare durante la progettazione del velivolo stesso, dato che le geometrie non sono ancora quelle definitive.

Pertanto, i dati statistici forniti sono utili all'inizio dello sviluppo di tali velivoli.

Un impiego del codice di calcolo per le analisi dettagliate, sarebbe effettivamente scorretto.

Ma risulterebbe anche inadeguato l'utilizzo di programmi più specifici per questa fase iniziale.

Quindi, con validazione dei risultati, si intende che gli ordini di grandezza siano attendibili.

Facendo riferimento all'esempio del paragrafo 5.1, **i dati inseriti sono quelli riferiti allo Space Shuttle Orbiter:** un R.V.-W.

Quindi, l'utente dopo aver seguito i passaggi del paragrafo precedente ed aver premuto i due Push Button "EXPORT.xlsx", ritroverà tutti i dati in output su due fogli Excel differenti.

In particolare, premendo il pulsante "EXPORT.xlsx" riportato nell'interfaccia FCSmain, l'utilizzatore va a salvare i dati della superficie mobile inerenti a:

- il nome
- la posizione
- il momento di stallo dimensionale
- il coefficiente di momento di cerniera, adimensionale
- l'area della superficie mobile stessa, rispettivamente in metri quadrati ed in piedi quadrati
- l'angolo di deflessione della superficie, sia in radianti che in gradi.
- l'angolo di incidenza del velivolo, anch'esso espresso sia in radianti che in gradi
- la velocità di volo in metri su secondo ed in chilometri orari
- la densità dell'aria in chili su metro cubo
- la temperatura in Kelvin
- l'altezza di volo dell'aeromobile, sia in metri che in piedi.

Queste non sono altro che le sedici colonne della tabella principale della G.U.I. FCSmain.

L'utente può aprire il foglio Excel, andando nella cartella contenente tutte le G.U.I. implementate.

Infatti, affinché i parametri siano salvati sul foglio esterno, è necessario che quest'ultimo sia posto all'interno della medesima cartella delle interfacce del programma.

Aprendo il file "Export_Data", saranno visibili tutti gli output elencati precedentemente.

Gli output effettivi, che corrispondono a quelli dell'esempio riportato nel paragrafo 5.1, sono visibili in *Figura 144*:

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K
	Mobile Surface	Surface Position	Stall Moment [N*m]	Hinge Coefficient	Area [m^2]	Area [ft^2]	Delta Angle [deg]	Delta Angle [rad]	Alpha Angle [deg]	Alpha Angle [rad]	Speed [m/s]
1	Aileron	Internal	63296,62327	0,236376353	9,25	0,85935312	10	0,174532925	10	0,174532925	323
2	Elevator	Internal	399594,2166	0,346183331	24,5	2,27612448	20	0,34906585	10	0,174532925	323
4	Rudder	Middle	109004,2289	0,424146286	9	0,83612736	27,1	0,472984227	10	0,174532925	323
5	Speedbrake	Middle	282557,4722	1,099459201	9	0,83612736	98,6	1,720894642	10	0,174532925	323
6	Flap	Middle	64997,55802	0,263828098	8,75	0,8129016	22,5	0,392699082	10	0,174532925	323

Figura 144

Di tutti questi, si intende porre l'attenzione sul momento di stallo: cioè sulla terza colonna della tabella.

Infatti, per la validazione per questa tipologia di velivolo è necessario far riferimento alla *Tabella 18* del libro “*Selected Aerothermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles-Springer*” di Claus Weiland:

Table 6.18. Deflection and hinge moments characteristics of the Space Shuttle Orbiter's aerodynamic trim and control surfaces, [57]. Upward moments like downward deflection angles are counted positive, see also Fig. 6.47.

Device	Deflection angle [°]	Deflection rate [°/s]	Hinge Moment [mN]
Body flap	+22.5 to -11.7	1 to 3	> -158, 172.0
Inboard elevon as elevator	+20 to -35	20	-103, 150.7 to +89, 932.1
as aileron	+10 to -10	20	-103, 150.7 to +89, 932.1
Outboard elevon as elevator	+20 to -35	20	-49, 372.0 to +43, 610.0
as aileron	+10 to -10	20	-49, 372.0 to +43, 610.0
Rudder	+27.1 to -27.1	14	< +90, 384.0
Speed brake	0 to +98.6	6 to 11	> +282, 450.0

Tabella18

In particolare, **si confrontino i momenti di cerniera calcolato col programma e quelli riportati nella tabella in alto. Ovviamente risultano differenti, ma l'ordine di grandezza risulta essere confermato.**

In *Tabella 19* sono riportati i due differenti momenti, con i relativi errori relativi:

Surface Type	Output Hinge Moment [N*m]	Table Hinge Moment [N*m]
<i>Body flap</i>	64998	-158172
<i>Inboard elevon as elevator</i>	399590	-103150,7 to +89932
<i>as aileron</i>	63297	-103150,7 to +89932
<i>Rudder</i>	109990	+ 90384
<i>Speed brake</i>	282560	+ 282450

Tabella 19

Come volevasi dimostrare, l'ordine di grandezza risulta il medesimo.

Si ricorda che i valori del programma sono stati valutati con il modulo degli output.

Ciò per evitare confusioni con i segni da parte dell'utente.

È importante sottolineare un aspetto fondamentale dei risultati ottenuti.

Questi corrispondono a quelli riportati nella *Tabella 18*, tuttavia non sono state specificate le condizioni iniziali dello Space Shuttle Orbiter.

Infatti, sono visibili gli angoli di deflessione, le velocità angolari ed i momenti di cerniera, ma non sono presenti le condizioni in cui sono stati valutati tali grandezze. Si suppone che queste rispecchino quelle più critiche, ossia quelle di momento di cerniera vincolanti.

I valori letti all'interno della *Tabella 18*, sono i massimi parametri che si possono trovare nel profilo di missione dello Space Shuttle. Quindi, per determinare gli input necessari al calcolo di tali momenti di cerniera, è opportuno conoscere le condizioni peggiori in cui il Flight Control System si ritrova ad operare. Pertanto, per trovare le condizioni iniziali, si è seguito il seguente procedimento:

1. si è preso il profilo di missione di rientro dello Space Shuttle.
2. note la velocità e la quota per ciascun punto, è stato possibile calcolare la pressione dinamica.
3. sono state prese la velocità e la quota corrispondenti al maggior valore della pressione dinamica misurato.
4. Calcolato in numero di Mach, è stato possibile risalire al valore dell'incidenza.
5. Nota la superficie in pianta totale dello Space Shuttle, si è definita l'aera geometrica.

Gli altri input, quali la deflessione e la velocità angolare sono stati presi direttamente dalla *Tabella 18*. Invece, il coefficiente di momento è stato calcolato automaticamente dal programma.

Infatti, lo Space Shuttle è un veicolo costituito da più stadi, in cui durante la salita il controllo dell'assetto viene supportato dai motori e durante la fase operativa utilizza il R.C.S.

Pertanto, il F.C.S. entra pienamente in gioco solamente nella fase di rientro.

Grazie allo studio di numerosi documenti redatti dalla N.A.S.A. è stato possibile valutare le modalità di attivazione delle superfici mobili. Infatti, il passaggio risulta graduale:

- Alla pressione dinamica di 2 psf gli elevoni sono attivati.
- Al raggiungimento di 10 psf il F.C.S. inizia un parziale controllo del beccheggio e del rollio del velivolo, supportato dal R.C.S.
- Con 20 psf il sistema R.C.S. per il pitch viene disattivato.
- Al raggiungimento di Mach 5, con un angolo di assetto pari a 18° viene attivata anche la deriva. Quest'ultima risulta pienamente operativa al raggiungimento di Alpha pari a 10° .

In altre parole, il Reaction Control System lascia gradualmente il posto al Flight Control System. Quindi, per stimare le condizioni più critiche, si è considerato il profilo di missione di rientro dello Space Shuttle, in cui il F.C.S. risulta pienamente operativo.

In *Figura 145* è riportato il grafico del profilo di rientro di missione dello Space Shuttle:

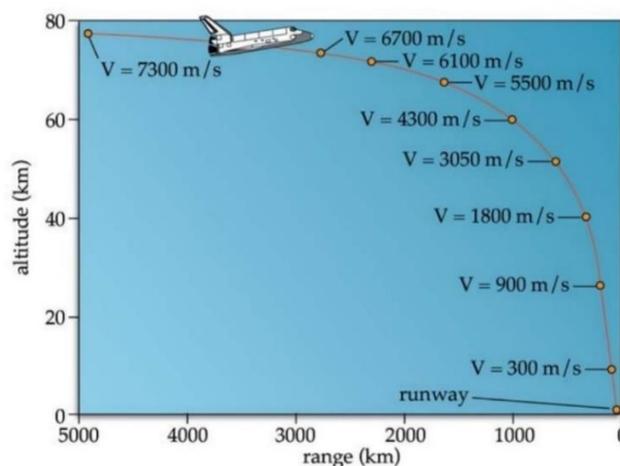


Figura 145

Ciò che interessa sono le velocità e la quota, da cui si può ricavare la densità dell'aria. Grazie alla formula seguente, si è potuto stimare la pressione dinamica:

$$q = \frac{1}{2} * \rho * V^2 \quad [Pa]$$

Infatti, si ricorda che il momento di cerniera e la potenza dipendono da q : si faccia riferimento alle equazioni descritte nel paragrafo 3.2.

I valori sono riportati nella *Figura 146* seguente:

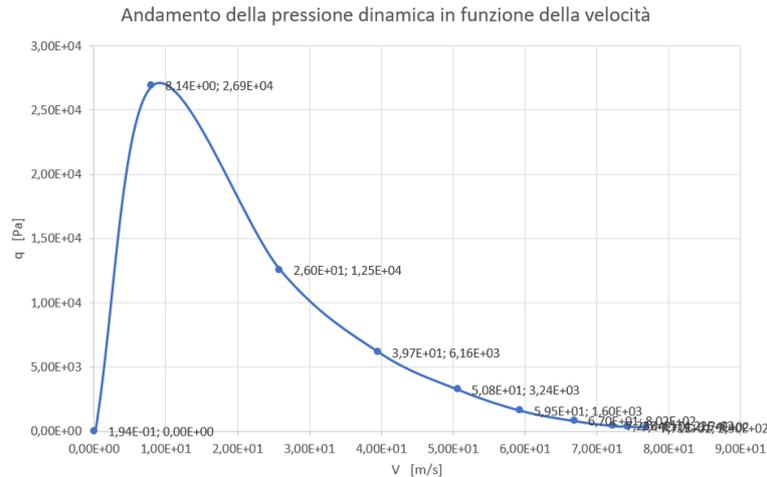


Figura 146

Dato che il picco massimo si ha per circa 26900 Pascal, tale pressione dinamica rappresenta le condizioni più critiche. Da ciò si è stimato che la velocità sia pari a circa 323 m/s e la densità di $0,5161 \text{ Kg/m}^3$. Si ricorda che la condizione di pressione dinamica massima è pari a 35 KPa, tuttavia avviene a pochi secondi dopo il lift-off, pertanto non può essere considerata per la limitazione del F.C.S. in tale fase della missione.

Ciò non deve sorprendere, infatti, anche se lo Space Shuttle è in grado di raggiungere velocità molto superiori, la rarefazione dell'aria riduce i carichi aerodinamici agenti sulle superfici.

Infine, dalla seguente *Figura 147* è stata ottenuta un'incidenza di 10° , dato che il numero di Mach è pari a circa 1,243:

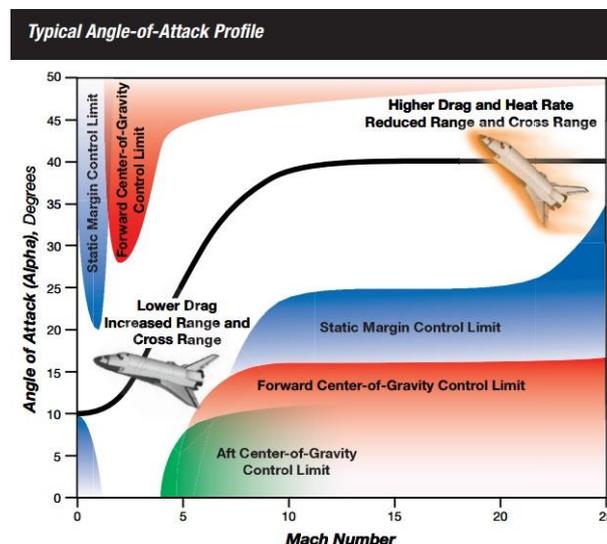


Figura 147

Viceversa, selezionando il bottone “EXPORT.xlsx”, riportato all'interno della FCS_power_budget, l'utente va a salvare i dati riguardanti:

- il nome della superficie mobile
- la posizione
- il momento di stallo dimensionale, riportato in Newton per metro
- la velocità angolare espressa in radianti su secondo
- il tempo di attuazione riportato in secondi
- la potenza di attuazione, nell'unità di misura dei watt
- la potenza effettiva, anch'essa in watt
- la potenza massima, ossia quella vincolante della fase di missione più dispendiosa
- il numero di ciascuna fase
- la potenza necessaria di ogni singola fase di missione implementata dall'utente.

In tal caso, i primi sette parametri salvati sul foglio di calcolo Excel, rappresentano le colonne della matrice dell'interfaccia FCS_power_budget. Invece, gli altri sono presi rispettivamente dall'Edit Text dell'FCS_power_budget e dalla tabella dell'FCS_power_budget_add_mobile_surface.

L'utente, selezionando il foglio di calcolo Excel chiamato “Power_Budget”, va ad aprire i dati riportati in *Figura 148*:

1	POWER BUDGET	Mobile Surface	Surface Position	Stall Moment [N*m]	Angular Speed [rad/s]	Actuation Time [s]	Actuation Power [W]	Effective Power [W]	Maximum Power [W]	Phase Number	Power Budget [W]
2		Elevator	Internal	399594,2166	20	5	7690194,284	7991884,332	8908340	1	7690194,284
3		Speedbrake	Middle	282557,4722	11	10	2990801,599	3108132,195		2	8908338,367
4		Aileron	Internal	63296,62327	20	5	1218144,083	1265932,465		3	2990801,599

Figura 148

Sono sempre inerenti a quelli in output dell'esempio nel paragrafo 5.1

Infine, si noti la differenza tra i valori della potenza disponibile (o di attuazione) e quella necessaria. Come già affermato nel terzo capitolo, i vari fattori di sicurezza e gli indici che tengono conto delle performance degli attuatori e dell'intero sistema del F.C.S. fanno crescere il valore della potenza disponibile. Pertanto, come volevasi dimostrare, per mantenere un certo margine è necessario stimare un sistema di controllo di volo più potente di quello effettivamente richiesto. Tuttavia, con analisi successive si andranno a raffinare i calcoli, evitando i sovradimensionamenti.

Ricapitolando, i valori riassuntivi degli input sono riportati nella seguente *Tabella 20*:

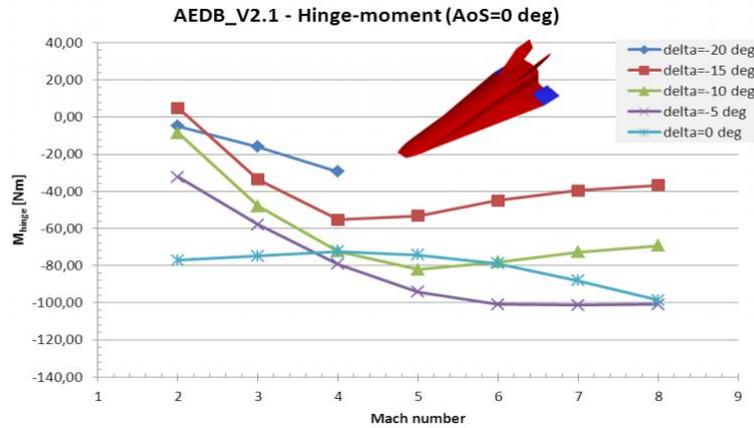
Input	
<i>Velocità [m/s]</i>	323
<i>Densità [Kg/m³]</i>	0,5161
<i>Alpha [deg]</i>	10
<i>Area [m²]</i>	250

Tabella 20

Con le relative deflessioni, identiche a quelle della *Tabella 18*, con le aree delle superfici mobili dello Space Shuttle Orbiter (infatti, per la validazione si è considerato quest'ultimo veicolo). Infine, per completezza espositiva, si riporta anche il caso dei velivoli C.A.V.

Per la precisione, si faccia riferimento al modellino HEXAFLY Lapcat MR2. Richiamando il grafico già esposto nel paragrafo 3.2, si intende confrontare il momento di cerniera calcolato, con quello noto e riportato nel documento.

Figura 55



Considerando il regime ipersonico, per Mach pari a 8, si hanno i seguenti valori

Aileron Surface	Output Hinge Moment [N*m]	Graph Hinge Moment [N*m]
$\delta = 5 [deg]$	166,72	-100
$\delta = 10 [deg]$	92,05	-70
$\delta = 15 [deg]$	38,43	-40

Tabella 21

Anche per i C.A.V. si ricorda che **sono stati considerati solo i moduli** del momento di cerniera. Come per il R.V.-W. precedente, i parametri ottenuti sono confrontabili con quelli del grafico.

I valori riassuntivi degli input ed output sono riportati nella seguente Tabella 22:

Input	
Quota [m]	80000
Mach [adim]	8
Velocità [m/s]	2248,95
Densità [Kg/m ³]	$6,8288 \cdot 10^{-6}$
Alpha [deg]	12
Area [m ²]	2,52

Tabella 22

Per entrambi i casi, ossia sia per i C.A.V. che per i R.V.-W. si può affermare l'attendibilità del codice di calcolo, per gli ordini di grandezza ottenuti.

Pertanto, è possibile validare il programma.

Capitolo 6

Conclusioni

In questa tesi, è stato trattato lo sviluppo di una metodologia e di un tool per il dimensionamento e l'integrazione del sottosistema di controllo di volo di un velivolo ipersonico, a supporto della fase di progetto preliminare.

Il lavoro complessivo, può essere quindi suddiviso in due differenti fasi: la determinazione di un valido procedimento per la progettazione preliminare del Flight Control System e l'implementazione di un semplice programma che consenta un efficace svolgimento di tale compito.

Focalizzando, momentaneamente, l'attenzione sul primo punto: per pianificare un preliminary design del Flight Control System di velivoli ipersonici, è opportuno conoscerli. Infatti, la loro configurazione risulta ancora ignota ed oggetto di attuali studi.

Mentre la forma di un comune aereo di linea risulta essere ben chiara, non accade lo stesso per quella di un aeromobile ipersonico. Pertanto, il primo passo è stato quello di analizzare i velivoli di riferimento ipersonici. Descrivendone le dimensioni, le prestazioni e per quanto possibile anche i coefficienti aerodinamici, nel secondo capitolo. Da questa trattazione è emerso che ha senso sviluppare un sistema del controllo di volo, dato che tutti gli aeromobili ipersonici possiedono delle superfici mobili di comando. Analizzando i relativi profili di missione sia per la tipologia C.A.V. che per quella dei R.V.-W. è emerso che risulta indispensabile ad entrambi. Nonostante presentino delle sostanziali differenze di attivazione e di utilizzo, è stato appurato che i velivoli ipersonici devono necessariamente avere un Flight Control System per il controllo dell'assetto.

Stabilito ciò, il passaggio successivo è stato quello di esporne le caratteristiche e trovare il modo di stimarne il dimensionamento. La questione è oggetto di trattazione del terzo capitolo. In tale sezione della tesi, si deduce che il dimensionamento del F.C.S. dipende da quello degli attuatori. Questi hanno il compito di effettuare la movimentazione delle superfici di comando. Quindi, per conoscerne i pesi e le misure, è essenziale la comprensione della potenza necessaria all'attivazione delle superfici mobili. Quest'ultima è stata stimata grazie alla seguente formula:

$$Potenza\ di\ attuazione = \frac{2}{3} * M_0 * \frac{\omega}{\sqrt{3}} * \frac{1}{\eta} \quad [W]$$

Un volta nota per ciascuna superficie mobile, è possibile scegliere il relativo attuatore, definendo così il sistema di controllo di volo dell'intero velivolo.

I parametri quali la densità dell'aria esterna, l'area della superficie mobile, la velocità di volo e la velocità angolare di rotazione del comando sono relativamente semplici da determinare. Infatti, possono essere inseriti dall'utente. Nel caso vi fossero incertezze da parte di quest'ultimo, sono disponibili i profili di missione dei velivoli di riferimento ed i dati statistici. In particolare per i valori della velocità angolare ω , sono mostrate tabelle con validi esempi campione.

Analogamente per l'area della superficie sono presenti dei suggerimenti: grazie al programma Image J è stato possibile ricavare che l'area di una singola superficie di comando corrisponde a circa il quattro per cento dell'area in pianta totale dell'intera velivolo. Ovviamente, l'utilizzatore del programma deve almeno avere un'idea generale delle caratteristiche del velivolo da voler progettare.

Tuttavia, il vero problema si pone nel calcolo del coefficiente di momento di cerniera: il Cm_h

Quest'ultimo, infatti, dipende dal regime di volo, dalla deflessione della superficie mobile di comando e dall'incidenza dell'intero velivolo. Inizialmente, per ottenere il parametro adimensionale, si è pensato alla risoluzione di equazioni che descrivessero il campo di moto. Oppure grazie all'utilizzo di un software C.F.D.

Tuttavia, essendo ignota la configurazione, dato che lo studio è ancora in una fase preliminare, si è scelto di implementare gli andamenti statistici del coefficiente, facendo attenzione alla tipologia di adimensionalizzazione. Solamente nel regime ipersonico, è stato possibile affiancare i dati empirici con quelli provenienti dalla teoria di Newton.

Infine, è stata illustrata la struttura del codice: evidenziando le caratteristiche ed il numero delle possibili interfacce, chiarendo gli input e le operazioni necessarie alla corretta esecuzione del programma. Terminata questa prima fase di studio e di approccio ad un'efficiente metodologia di implementazione, si è passati al secondo step: lo sviluppo di un software tool in grado di supportare l'utente nel dimensionamento preliminare. Sostanzialmente, si è realizzato un codice di calcolo, contenente tutte le informazioni viste nei capitoli precedenti. Pertanto, nel quarto capitolo vengono affrontate la descrizione dei programmi utilizzati, sia quelli minori come Image J e GetData Graph Digitizer che dell'ambiente di calcolo vero e proprio, ossia Matlab 2016 b. Il codice, infatti, è stato implementato proprio su Matlab sfruttando le G.U.I. Oltre alla trattazione dei comandi base impiegati, è mostrata la struttura delle interfacce: a partire da quella del menu principale fino alla G.U.I. inerente il calcolo del power budget, con i rispettivi output.

Nel quinto capitolo, invece, viene proposto un esempio per chiarire meglio il funzionamento del programma e per la validazione dei risultati. A tal proposito è stato considerato un R.V.-W. confrontandone i dati in output con quelli dello Space Shuttle Orbiter.

Infine, è di vitale importanza sottolineare che lo sviluppo e la costruzione di tali aeromobili è di interesse sia per gli enti nazionali, quali la N.A.S.A. che per le compagnie civili e militari. Infatti, la *National Aeronautics and Space Administration* ha dichiarato la sua disponibilità nell'investire risorse per la progettazione di tali macchine. Ciò nasce dalla necessità di sviluppare sistemi totalmente riutilizzabili dopo una missione: si stanno affermando i velivoli *Reusable*, in grado di abbattere sia i costi che i tempi manutentivi degli attuali veicoli spaziali. Inoltre, l'elevata velocità di crociera è oggetto di interesse da parte delle compagnie aeree civili: collegando luoghi molto lontani tra loro in tempi record. Infine, il settore militare sarebbe interessato alla concezione di nuove armi: missili ipersonici.

Tutte queste compagnie sono disposte ad investire ingenti quantità di denaro per la realizzazione di velivoli ipersonici. Si ricorda che questi necessitano di un F.C.S. per un corretto funzionamento.

Da ciò risulta indubbiamente sensato aver sviluppato un programma per la progettazione preliminare del sistema di controllo di volo di tali aeromobili.

Riferimenti

- [1] https://it.wikipedia.org/wiki/Regime_ipersonico.
- [2] <https://it.wikipedia.org/wiki/MATLAB>.
- [3] <https://it.wikipedia.org/wiki/SSTO>.
- [4] <https://en.wikipedia.org/wiki/Two-stage-to-orbit>.
- [5] https://it.wikipedia.org/wiki/Regola_delle_ree.
- [6] https://it.wikipedia.org/wiki/Equazioni_di_Navier-Stokes.
- [7] https://it.wikipedia.org/wiki/Gas_ideale.
- [8] https://it.wikipedia.org/wiki/Numero_di_Knudsen.
- [9] https://it.wikipedia.org/wiki/Microsoft_Excel.
- [10] <https://it.wikipedia.org/wiki/ImageJ>.
- [11] <https://it.wikipedia.org/wiki/Script>.
- [12] [https://it.wikipedia.org/wiki/Variabile_\(informatica\)](https://it.wikipedia.org/wiki/Variabile_(informatica)).
- [13] <https://it.wikipedia.org/wiki/Iterazione>.
- [13] https://it.wikipedia.org/wiki/Interfaccia_grafica.
- [14] Claus Weiland, Aerodynamic Data of Space Vehicles.
- [15] Claus Weiland, Selected Aerothermodynamic Design Problems of Hypersonic Flight Vehicles.
- [16] Giuseppe Pezzella e Marco Marini, Aerodynamic Design Analysis of the HEXAFLY-INT Hypersonic Glider
- [17] Wuyne Keyes and George C. Ashby, CALCULATED AND EXPERIMENTAL HINGE MOMENTS ON A TRAILING-EDGE FLAP OF A 75° SWEPT DELTA WING AT MACH 6
- [18] Jerald M. Jenkins, V. Michael DeAngelis, Edward L. Friend, Richard C. Monaghan, FLIGHT MEASUREMENTS OF CANARD LOADS, CANARD BUFFETING, AND ELEVON AND WING-TIP HINGE MOMENTS ON THE XB-70 AIRCRAFT INCLUDING COMPARISONS WITH PREDICTIONS.
- [19] George C., COMPARISON OF HINGE MOMENTS FOR A SIMPLE DELTA WING AND A DELTA-WING ORBITER CONCEPT AT MACH 6

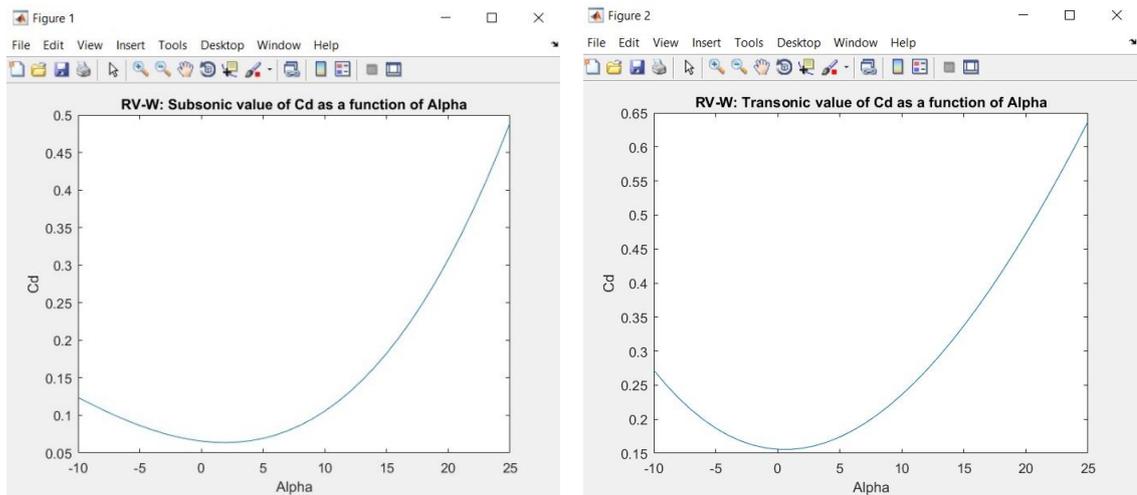
Appendice

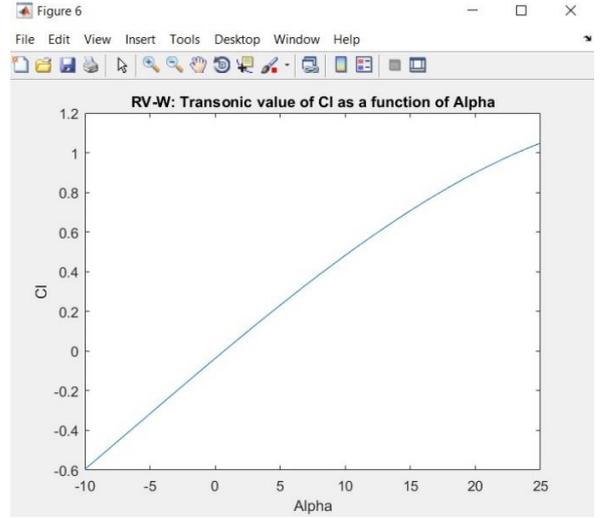
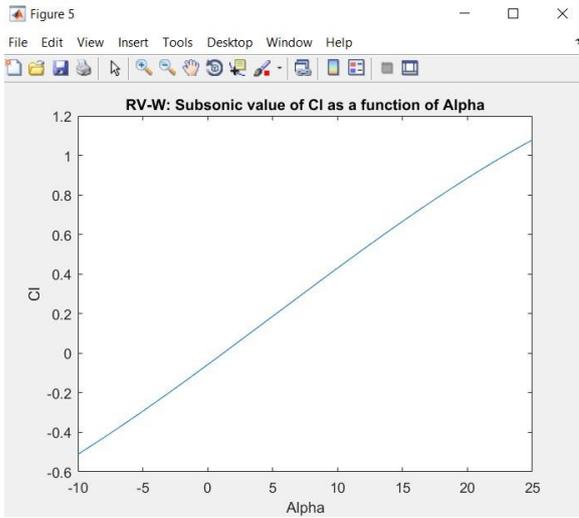
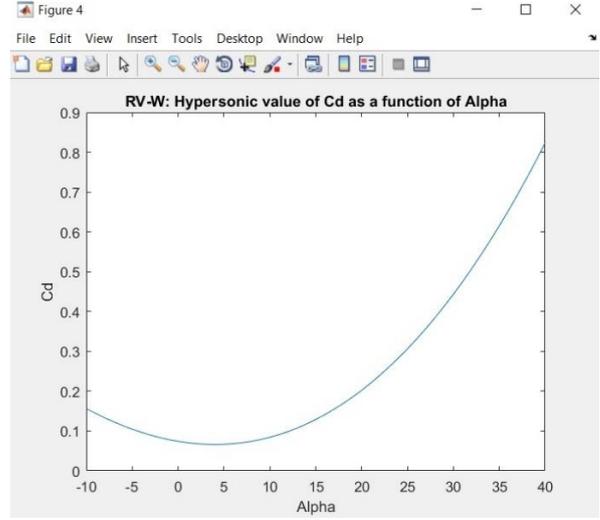
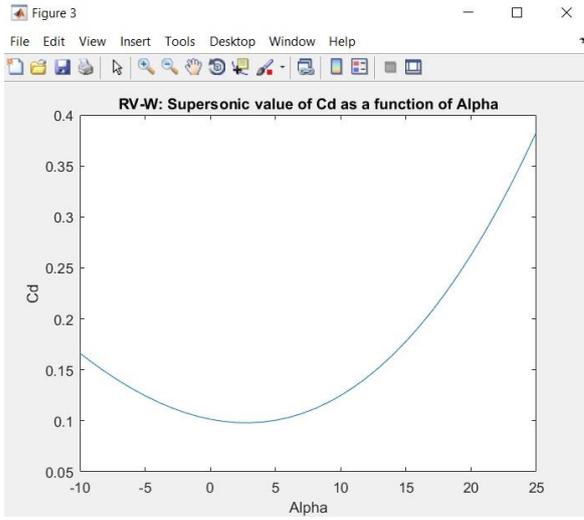
Nell'appendice, sono riportati tutti i trentadue grafici implementati nella G.U.I. "INPUT".

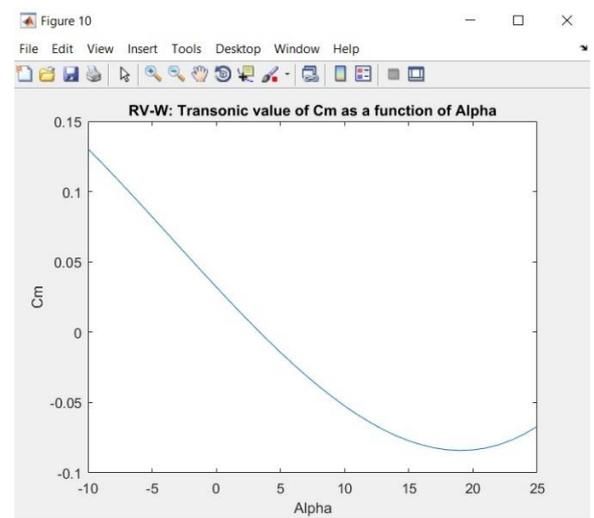
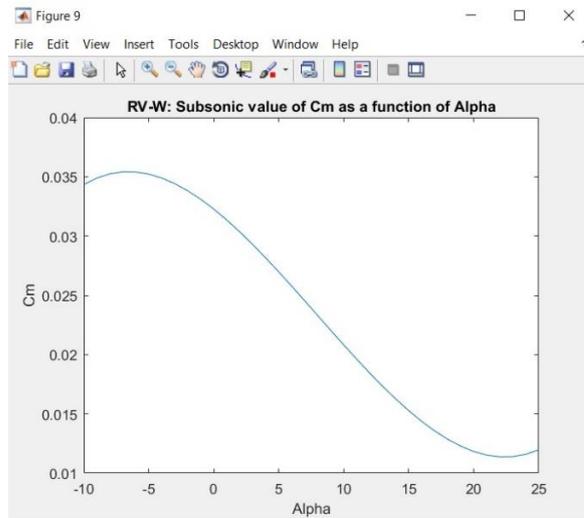
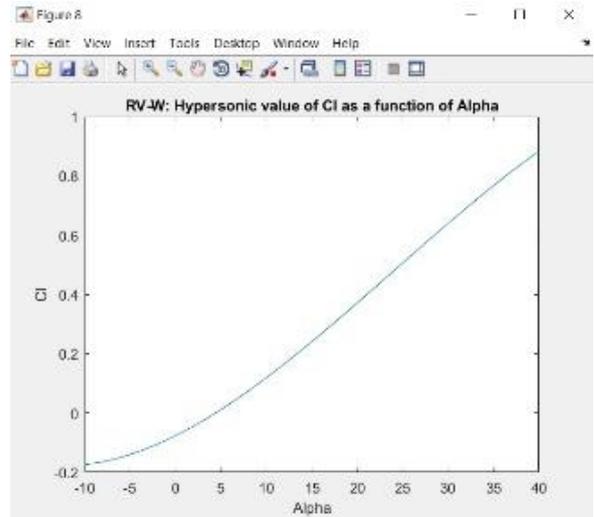
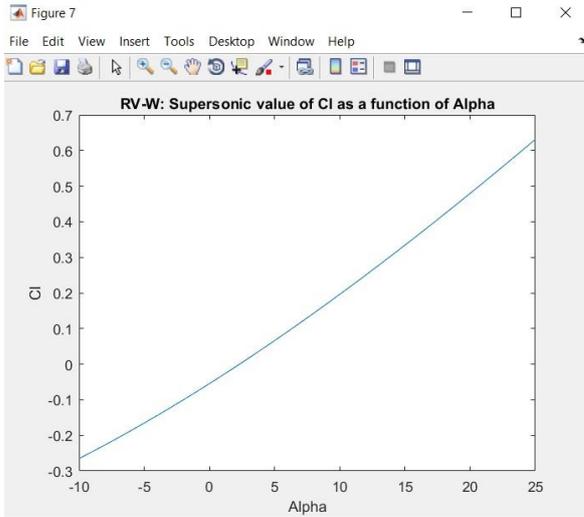
L'utente può visualizzarli premendo il Push Button "Aerodynamic Data", posto nel pannello "Flight conditions" dell'interfaccia stessa.

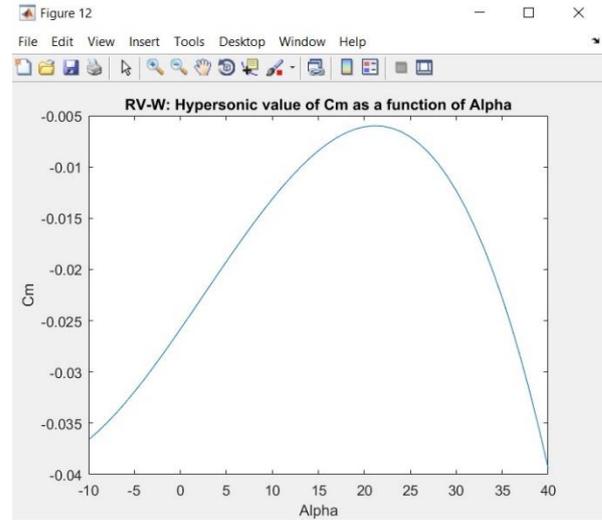
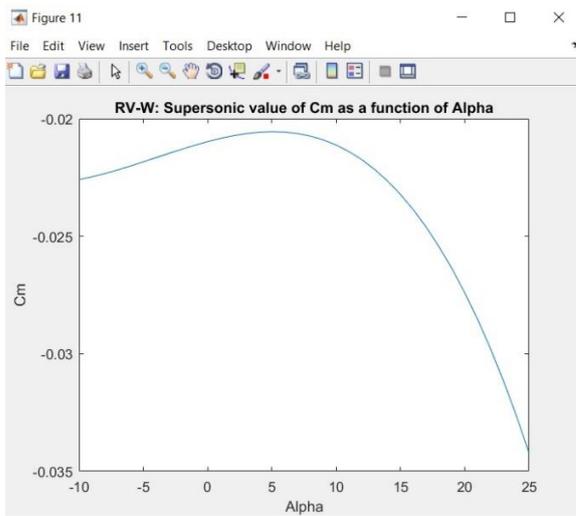
I grafici riportano le informazioni dei coefficienti di portanza, di resistenza e di momento totali per le due differenti tipologie di velivoli: i R.V.-W. ed i C.A.V. I regimi riportati sono quelli riferiti alla condizione subsonica, transonica, supersonica ed ipersonica.

I grafici inerenti i velivoli R.V.-W. sono:

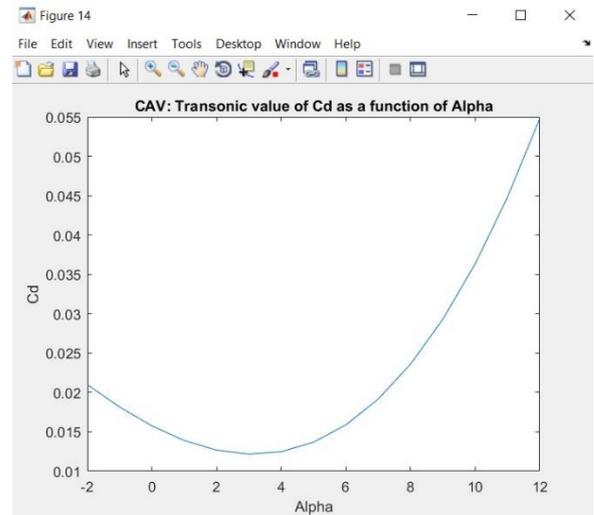
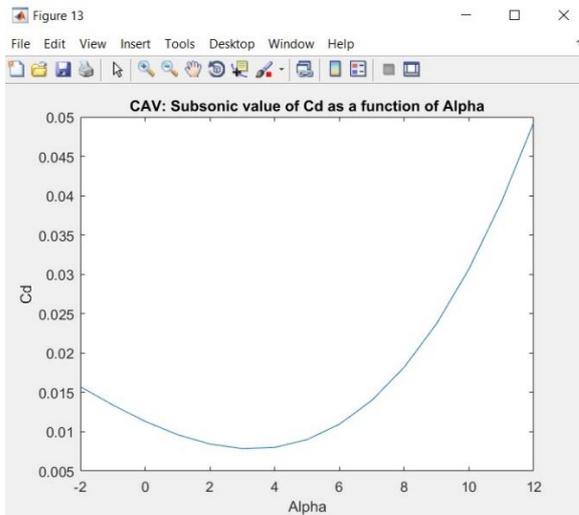


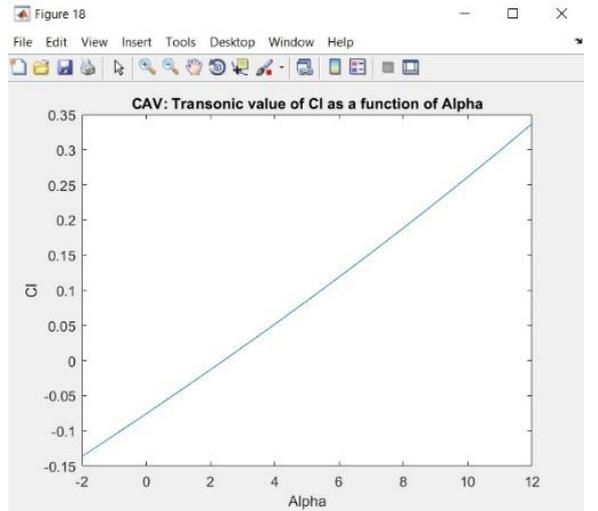
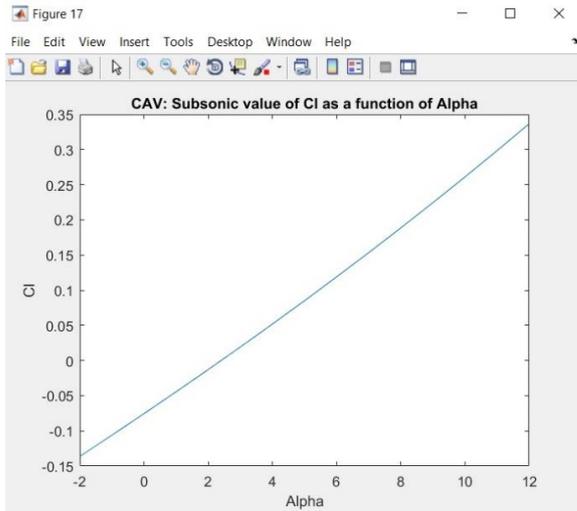
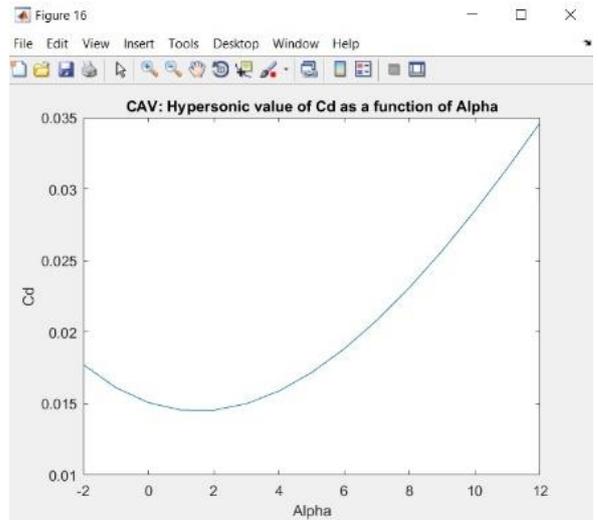
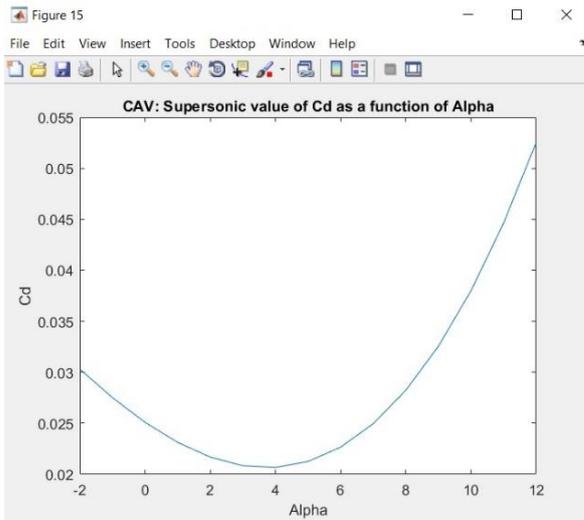


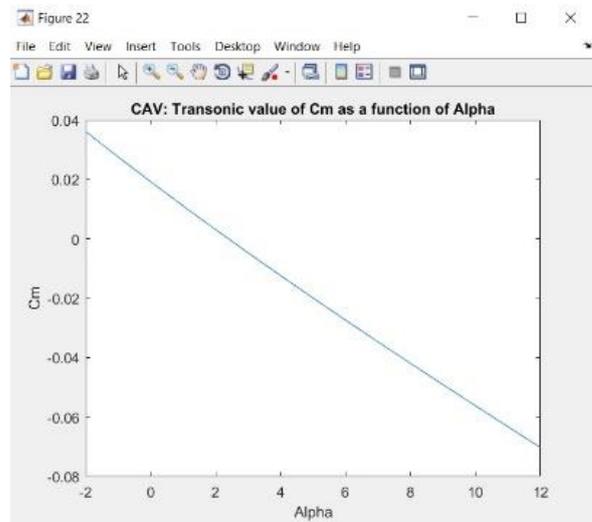
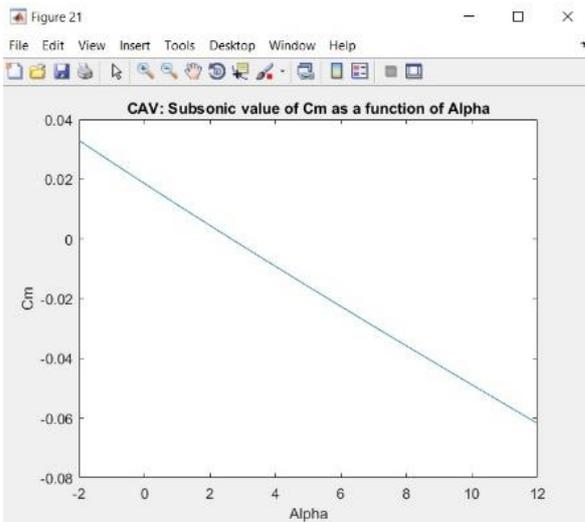
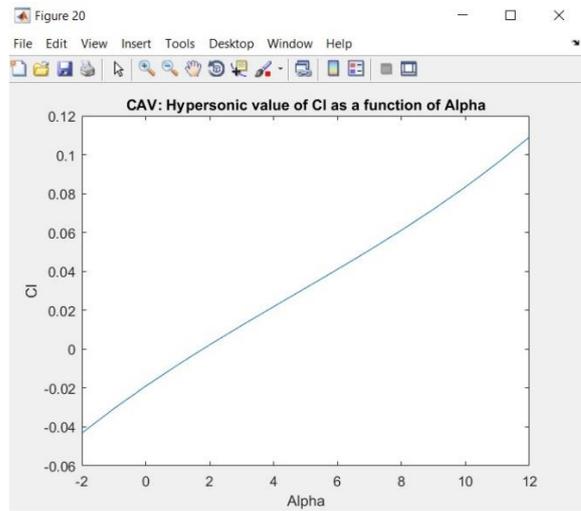
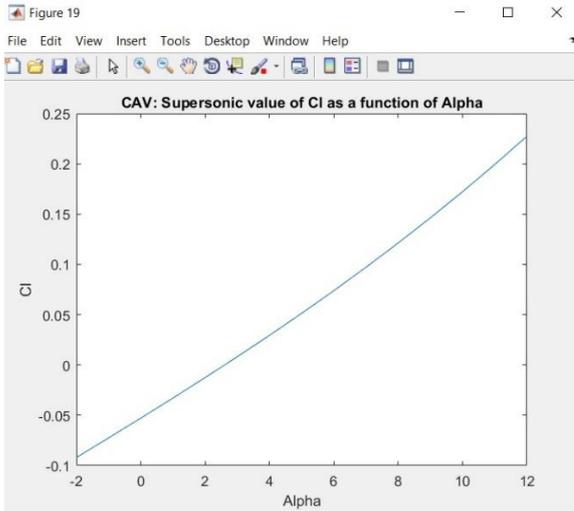


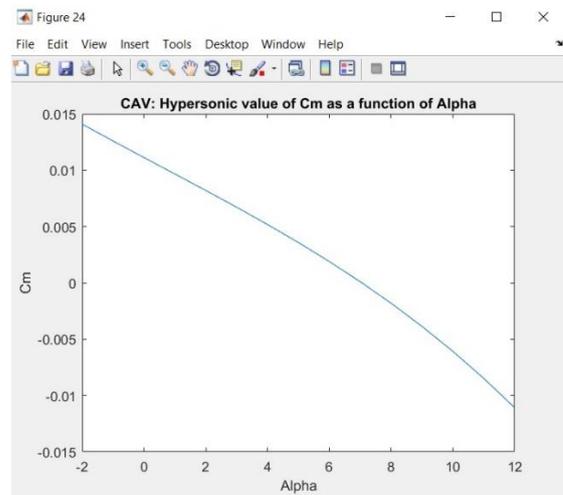
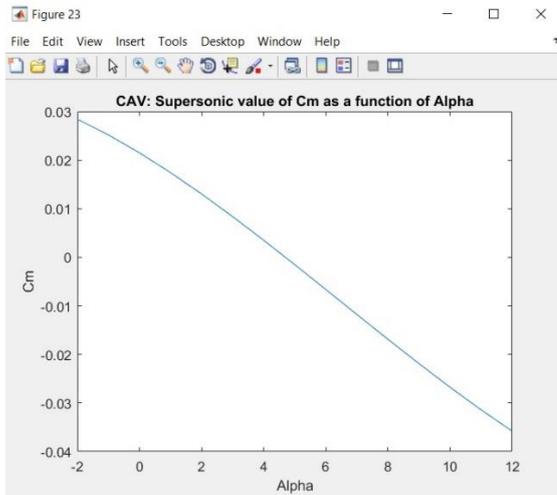


Mentre i grafici relativi ai C.A.V. risultano essere:

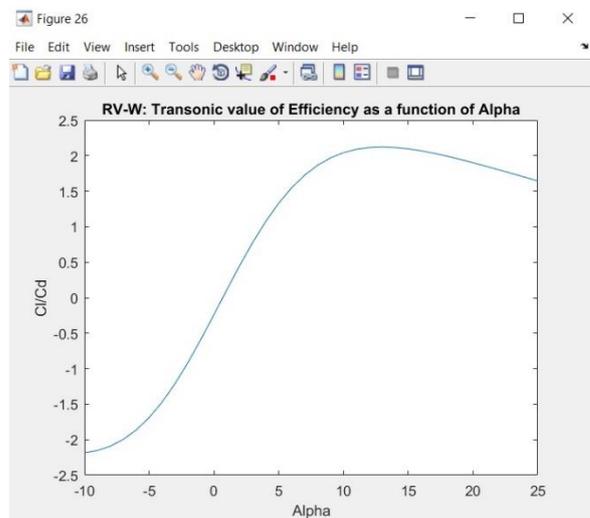
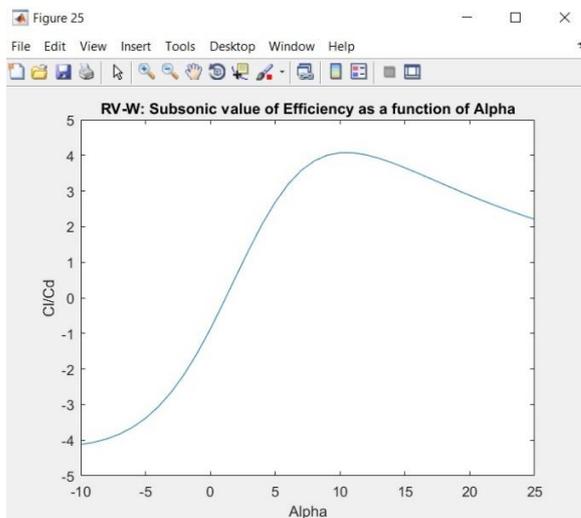


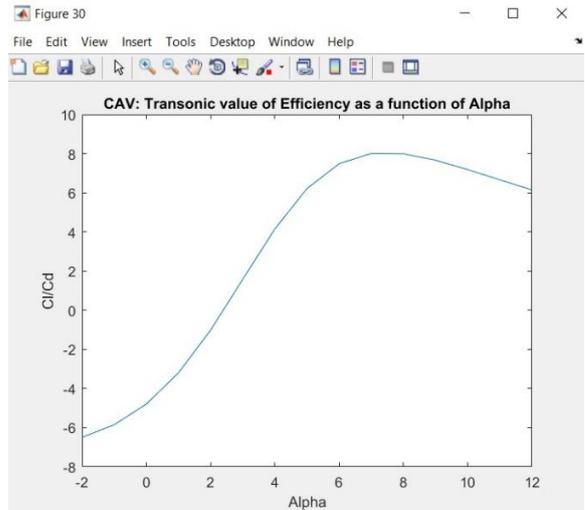
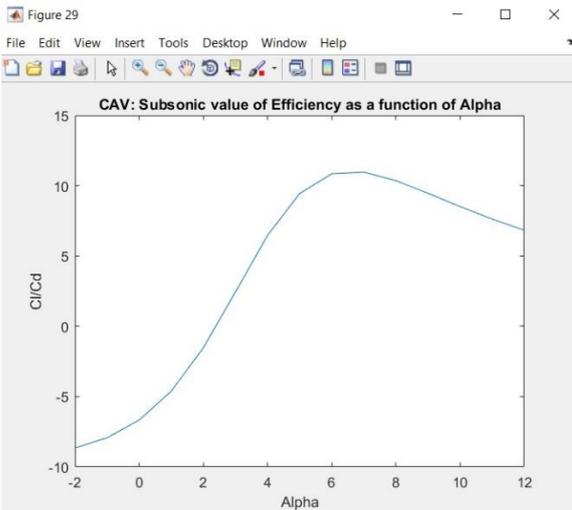
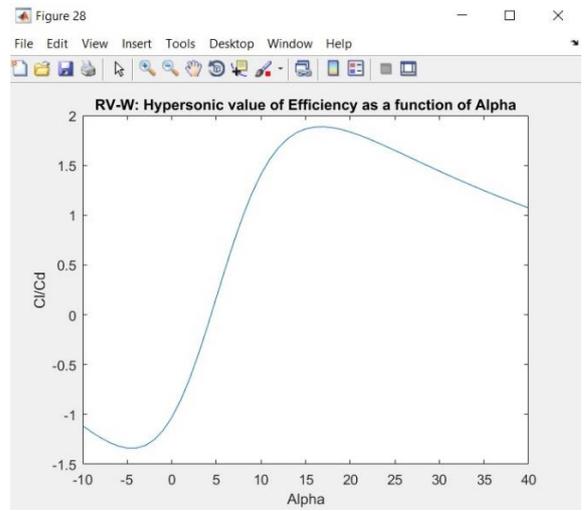
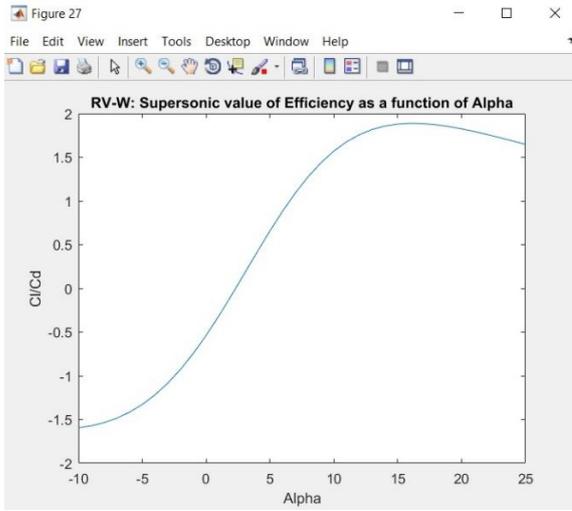


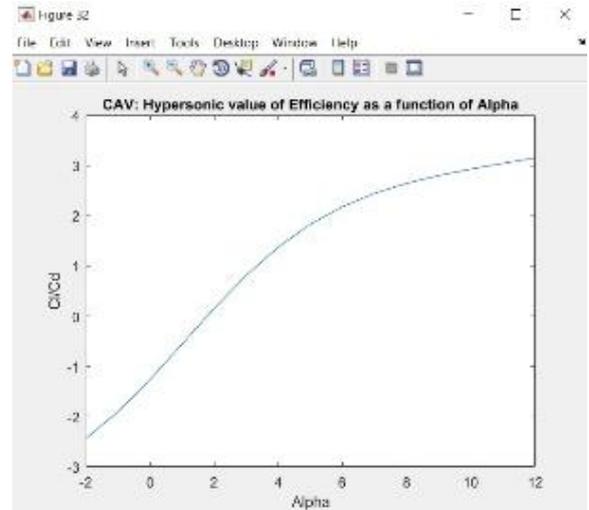
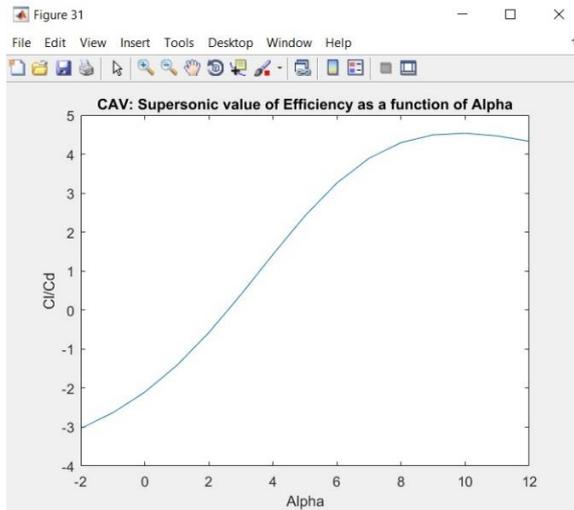




In seguito sono riportati i valori delle efficienze per le due categorie:







Come si evince dai tali grafici, le curve rispecchiano gli stessi andamenti di quelle dei velivoli convenzionali. Ciò risulta particolarmente vero per i coefficienti di portanza e resistenza. Ovviamente, i valori in modulo variano in base alla configurazione.