

POLITECNICO DI TORINO

I Facoltà di Ingegneria

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

Analisi aeroelastica preliminare dell'ala di un
Long Range Global Strike UCAV



Relatore

Ing. Enrico Zappino

Relatore Aziendale

Ing. Riccardo Bargetto

Candidato

Bogdan CHIFAN

Marzo 2018

Indice

Indice delle Figure	4
Indice delle Tabelle	7
Introduzione	8
Capitolo 1 - Dimensionamento Preliminare	10
1.1 - Profili di missione.....	11
1.2 - Diagramma di progetto	14
1.3 - Resistenza Aerodinamica e Involuppi di volo	34
1.4 - Baricentro	39
1.5 - Diagramma di manovra	42
1.6 - Carichi	45
Capitolo 2 - Introduzione e Validazione del modello aeroelastico	48
2.1 - Flutter - Introduzione.....	49
2.2 - Analisi flutter caso bidimensionale	52
2.3 - Analisi flutter caso tridimensionale	55
2.4 - Modello AGARD 445.6.....	60
2.5 - Validazione modello AGARD 445.6	64
Capitolo 3 - Modello Ala UCAV e Analisi Statica	74
3.1 - Modello Ala UCAV.....	75
3.2 - Definizione del materiale	79

3.3 - Suddivisione gruppi strutturali e applicazione carichi.....	81
3.4 - Casi e Risultati di Analisi Statica.....	84
Capitolo 4 - Analisi Flutter Ala UCAV	94
4.1 - Calcolo dei modi di vibrare.....	95
4.2 - Calcolo Velocità di Divergenza e di Flutter.....	99
Capitolo 5 - Conclusioni e Possibili Studi Futuri	103
Appendice A	106
Programma <i>MATLAB</i> Progetto Preliminare	106
Appendice B	110
Geometria <i>AVL</i>	110
Bibliografia.....	116

Indice delle Figure

Figura 1 - Profilo di missione 1	11
Figura 2 - Profilo di missione 2	13
Figura 3 - Punto di progetto	15
Figura 4 - Grafico C_{fe} a Mach = 0.8.....	18
Figura 5 - Dati database velivoli simili.....	20
Figura 6 - Stima distanza al decollo.....	24
Figura 7 - Mach di divergenza.....	26
Figura 8 - Regola dell'area supersonica	27
Figura 9 - Andamento resistenza d'onda metodo DATCOM.....	28
Figura 10 - Andamento resistenza d'onda per velivolo tesi	29
Figura 11 - Andamento Mach in funzione di temperatura e quota	30
Figura 12 - Diagramma di progetto velivolo tesi.....	31
Figura 13 - Valori di carico alare di velivoli d'esempio	32
Figura 14 - Dettaglio dei carichi alari nel caso degli UAV	32
Figura 15 - Excel per calcolo resistenza.....	34
Figura 16 - Esempio inviluppo di volo	36
Figura 17 - Inviluppo SEP.....	37
Figura 18 - Andamento inviluppo di volo	38
Figura 19 - Diagramma di manovra	43
Figura 20 - Rappresentazione grafica velivolo in AVL	45
Figura 21 - Vista dall'alto, suddivisione ala in stazioni.....	46
Figura 22 - Sezione tipica ala 2D	53
Figura 23 - Modello AGARD 445.6.....	60

Figura 24 - Mesh strutturale AGARD 445.6	61
Figura 25 - Mesh aerodinamica AGARD 445.6	61
Figura 26 - Spline e loro sistema di riferimento.....	63
Figura 27 - Primo modo - Prima flessione ($f = 9.56$ Hz).....	64
Figura 28 - Secondo modo - Prima torsione ($f = 40.21$ Hz).....	64
Figura 29 - Terzo modo - Seconda flessione ($f = 50.11$ Hz)	65
Figura 30 - Quarto modo - Seconda torsione ($f = 96.59$ Hz).....	65
Figura 31 - Andamento Coefficienti di velocità di flutter	70
Figura 32 - Grafico V-g Mach 0.5.....	71
Figura 33 - Grafico V-f Mach 0.5.....	72
Figura 34 - Profilo NACA 66-212 andamento coefficienti.....	76
Figura 35 - Profilo NACA 66-212	77
Figura 36 - Stazioni e ordinate in percentuale della corda	78
Figura 37 - Orientamento delle fibre negli strati unidirezionali	79
Figura 38 - Esempi di laminati	80
Figura 39 - Gruppo Centine Ala UCAV	81
Figura 40 - Gruppo Longheroni Ala UCAV	81
Figura 41 - Gruppo Solette Ala UCAV.....	82
Figura 42 - Skin dorso e ventre Ala UCAV.....	82
Figura 43 - Distribuzione pressioni Ala UCAV	83
Figura 44 - Failure index Gruppo Centine = 3.301	84
Figura 45 - Failure index Gruppo Longheroni = 2.962	85
Figura 46 - Failure index Skin Dorso = 2.073	85
Figura 47 - Failure index Skin Ventre = 2.212.....	86
Figura 48 - Failure index Modello Ala UCAV = 2.683	86
Figura 49 - Failure index Gruppo Centine = 0.842	88
Figura 50 - Failure index Gruppo Longheroni = 0.199	88
Figura 51 - Failure index Skin Dorso = 0.524	89
Figura 52 - Failure index Skin Ventre = 0.586.....	89
Figura 53 - Failure index Modello Ala UCAV = 0.788	90
Figura 54 - Modello simmetrico	95

Figura 55 - Vista dall'alto modello simmetrico.....	95
Figura 56 - Primo modo di vibrare - Flessione	96
Figura 57 - Secondo modo di vibrare - Flesso-Torsione	97
Figura 58 - Terzo modo di vibrare - Flessione	97
Figura 59 - Quarto Modo di vibrare - Torsione.....	98
Figura 60 - Grafico Velocità - Smorzamento	100
Figura 61 - Grafico Velocità - Frequenze.....	101

Indice delle Tabelle

Tabella 1 - Risultati terne pesi per le due missioni.....	14
Tabella 2 - Spinta/peso e carico alare in funzione di STR.....	22
Tabella 3 - Spinta/peso e carico alare al decollo	25
Tabella 4 - Spinta/peso e carico alare nello studio della velocità.....	30
Tabella 5 - Dati finali dimensionamento preliminare.....	33
Tabella 6 - Mach in funzione di VEAS e quota.....	38
Tabella 7 - Excel per il calcolo del baricentro	40
Tabella 8 - Coordinate baricentro nelle varie condizioni di carico.....	41
Tabella 9 - Calcolo velocità per il diagramma di manovra.....	44
Tabella 10 - Dati a campione distribuzione pressioni	47
Tabella 11 - Modi di vibrare AGARD 445.6	66
Tabella 12 - Andamento Coefficienti di velocità di flutter	70

Introduzione

Negli ultimi anni, gli aeromobili da combattimento a pilotaggio remoto, in inglese *UCAV*, sono diventati d'importanza cruciale nelle strategie di guerra e nelle missioni anti-terroristiche di molte nazioni poiché, rispetto ad altri tipi di velivoli militari, possono raccogliere informazioni e colpire un obiettivo in situazioni ed ambienti altamente rischiosi senza metter in pericolo l'equipaggio.

L'assenza del pilota, comporta la possibilità di rinunciare alla strumentazione di bordo, alla cabina e alla sua blindatura, influenzando positivamente sul peso totale del velivolo, potendo così ridurre le dimensioni, aumentare la manovrabilità e l'autonomia dei mezzi. I droni, inizialmente schierati come strumenti di osservazione, si sono rapidamente evoluti: migliori capacità *ISR* (*Intelligence Surveillance Reconnaissance*) rendono possibile identificare, collocare e seguire più facilmente gli individui lungo le vaste zone di guerra, fino a diventare macchine in grado di portare un carico bellico simile ad un aereo da combattimento tradizionale. Con la presenza di numerosi conflitti, la maggior parte delle industrie aeronautiche mondiali sta sviluppando e realizzando nuovi velivoli per colmare quella nicchia di mercato che richiede aerei in grado di oltrepassare le linee nemiche e di spingersi fin dentro il territorio ostile per missioni *ISR* e di attacco ad elementi sensibili per il nemico, quali industrie, aeroporti, radar etc....

Nella stesura di questa tesi magistrale, si è voluto seguire un avamprogetto di un generico velivolo *UCAV* dove l'attenzione, dopo vari dimensionamenti di base, viene posta sull'analisi aerolastica dell'ala.

Inizialmente, appunto, date due missioni possibili, si è scelta quella dimensionante e, grazie a vari diagrammi di progettazione, dati preesistenti e approssimati, si sono potuti stabilire tutti i riferimenti necessari a capire che forze e in che modo agissero sul velivolo e, conseguenzialmente, anche sull'ala, principale oggetto in esame.

Fatto questo si è immediatamente posta una grande lente sull'analisi aerolastica dell'ala analizzando in dettaglio le problematiche, molto reali, che, insieme al velivolo, si trova a dover affrontare. Tra tutti, il più gravoso è il fenomeno noto come flutter di flesso-torsione, al quale verrà dedicato uno studio approfondito e un'introduzione teorica di base.

Sebbene si tratti di un avamprogetto, quindi si sia dovuto lavorare con velivoli non completi, deficienti di sistemi interni e forme definitive, grazie all'assistenza fornita dall'Ufficio Avamprogetto della LEONARDO Company, ho potuto, con buona approssimazione, stabilire forma, dimensioni, peso e materiale di composizione dell'ala in grado di resistere alle condizioni più gravose a cui può essere sottoposta.

Capitolo 1

Dimensionamento Preliminare

In questo capitolo verrà presentato il lavoro di dimensionamento preliminare del velivolo in esame. Vengono in prima analisi presentati i due profili di missione considerati, partendo dai quali si è calcolata la terna pesi fondamentali, per entrambe le missioni, tramite il procedimento descritto nell'*Airplane Design* [1] e si è sancita quale delle due missioni proposte fosse effettivamente quella dimensionante e cioè quella più gravosa in termini di pesi.

Con i risultati ottenuti per quella missione si è definito il punto di progetto ottimale e il conseguente diagramma di manovra, utile per rappresentare i limiti strutturali del velivolo.

Infine, mediante l'utilizzo del software *Athena Vortex Lattice (AVL)*, si è riprodotta la geometria dell'ala e degli impennaggi, la si è suddivisa in varie stazioni e si sono calcolati i dCp infinitesimi per poter ottenere i carichi effettivi su ogni elemento, in modo da dimensionare la struttura per un'analisi statica.

1.1 - Profili di missione

Inizialmente, sono stati considerati i requisiti di missione tipici per velivoli non pilotati da attacco al suolo di capacità medio-alte. Si è dunque partiti dalle due missioni proposte e si è valutato quale fosse quella dimensionante, ovvero la più gravosa in termini di pesi.

Profilo di missione 1

Il velivolo deve, nell'ordine, effettuare le seguenti manovre:

1. Percorrere un tratto di salita per raggiungere la quota di crociera di 35000 [ft];
2. Avanzare di 600 [NM] per entrare nella zona di operazioni (FEBA);
3. Rimanere in volo per altri 650 [NM] prima di iniziare la fase di discesa, a 30000 [ft], preceduta da un *Loiter* di circa un'ora;
4. Sganciare tutto il carico bellico sul bersaglio (fase di combattimento di tre minuti);
5. Risalire fino a 45000 [ft] e percorrere 1250 [NM] con ulteriore *Loiter* di 20 minuti a quota 1000 [ft], prima di tornare alla base.

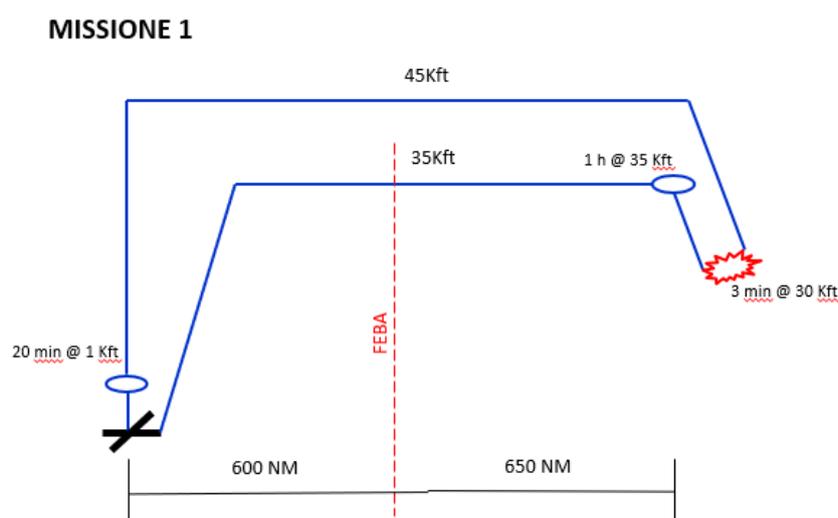


Figura 1 - Profilo di missione 1

Il dimensionamento è stato effettuato considerando che il velivolo, una volta finita la missione e tornato alla base, dovesse disporre del 5% del carburante iniziale. Per questa missione, i carichi sono trasportati in baia per un totale di 1700 [kg] ai quali si dovrà aggiungere il peso dei vari sensori EO/IR, radar SAR, Satcom del peso di 500 [kg], per un totale peso del payload di 2200 [kg].

Profilo di missione 2

Nella seconda missione il velivolo deve invece:

1. Percorrere una fase di salita fino alla quota di servizio di 30000 [ft];
2. Avanzare di 800 [NM] fino al punto di rifornimento, in cui il velivolo verrà rifornito di tutto il carburante speso fino a quel momento (*AAR*);
3. Effettuare ulteriori 100 [NM] per entrare nella zona di operazioni.

Una volta in territorio ostile, percorrere 400 [NM], eseguire una fase di *Loiter* di 4 ore ad una distanza di 50 [NM] dal bersaglio, percorsi i quali sganciare tutto il carico sul bersaglio (sempre nell'arco temporale di 3 minuti) e ripartire, eseguendo una salita fino a 35000 [ft] e ripercorrendo tutto il tragitto d'andata.

Alla stessa altezza del rifornimento eseguito in andata (*AAR*), si vuole effettuare un secondo rifornimento. Si ipotizza però un mancato rifornimento (*Failed AAR*) e bisogna quindi garantire che il carburante stimato in fase di dimensionamento preliminare, cioè quello necessario per volare dal rifornimento in volo di andata fino all'atterraggio, sia sufficiente svolgere tutta la missione e poter tornare alla base di partenza con una riserva del 5%. Diversamente dal caso precedente, i carichi trasportati in baia hanno un peso totale di 1350 [kg] ai quali si dovrà aggiungere il peso dei vari sensori EO/IR, radar SAR, Satcom del peso di 500 [kg], per un totale peso del payload di 1850 [kg].

MISSIONE 2

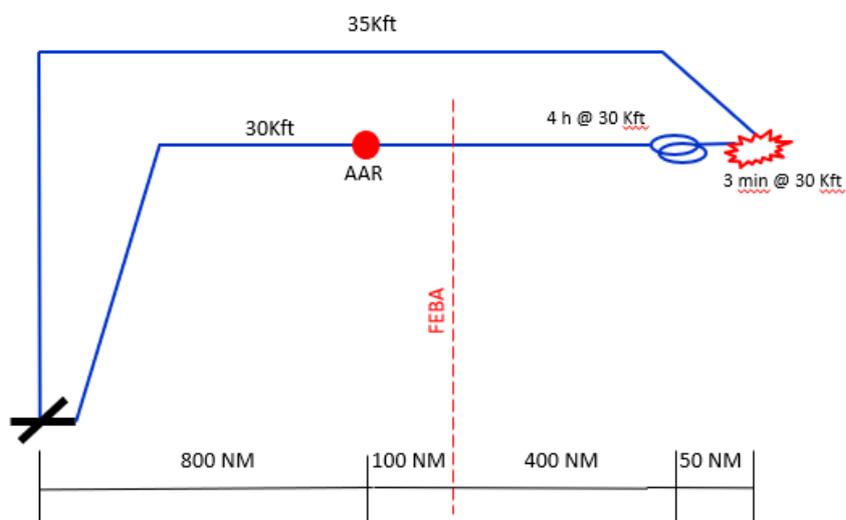


Figura 2 - Profilo di missione 2

Oltre al soddisfacimento delle prestazioni di missione appena definite, il velivolo dovrà essere in grado di soddisfare anche le seguenti prestazioni di punto:

- Velocità massima a 35 [kft] – ISA – WTO = 0.85 Mach;
- Lunghezza massima della pista al decollo sea level – ISA – WTO = 5000 [ft];
- Fattore di carico massimo istantaneo sea level – ISA – WTO – Mach 0.4 = 5.5 g;
- Rateo di virata sostenuta a 35 [kft] – ISA – WTO – Mach 0.7 = 3 deg/sec;

1.2 - Diagramma di progetto

Per valutare quale dei due profili fosse quello dimensionante, si è andati a calcolare la terna pesi fondamentali del velivolo in entrambe le situazioni.

La difficoltà nella gestione dei pesi, in avamprogetto, è dettata, ovviamente, dall'assenza di disegni dettagliati, completi dei sottosistemi definitivi assegnati al velivolo. Questa assenza preclude la possibilità di un approccio tipico di uno studio meccanico dove, partendo da un progetto già completamente definito, si può precisamente calcolare il peso attraverso il calcolo volumetrico del materiale in uso.

Seguendo quindi la metodologia dell'*Airplane Design* [1], il calcolo della terna pesi è stato realizzato mediante uno script MATLAB (cfr. *Appendice A*) che ha prodotto i seguenti risultati:

	<i>Missione 1</i>	<i>Missione 2</i>
<i>Payload</i>	2200 [kg]	1850 [kg]
<i>SFC</i>	0.8	0.8
<i>Range</i>	1250 [nm]	1350 [nm]
<i>Combustibile</i>	4791.2 [kg]	4305.8 [kg]
<i>Peso a vuoto</i>	7210.7 [kg]	7161 [kg]
<i>Peso al decollo</i>	14514 [kg]	13600 [kg]

Tabella 1 - Risultati terne pesi per le due missioni

Da questi risultati, si nota come la missione dimensionante sia la Missione 1 poiché i pesi a vuoto, del carburante e al decollo sono maggiori rispetto a quelli ottenuti per la Missione 2.

Una volta avuta la missione dimensionante e una terna pesi ragionevole, si sono considerati i requisiti di prestazioni di punto per andare a calcolare il punto ottimale di progetto.

Per la maggior parte dei progetti di aeromobili ci sono vincoli diversi, relativi alle prestazioni sul campo (ad esempio decollo, salita, velocità di stallo, caratteristiche di atterraggio) e legati ad altri segmenti di missione (ad esempio velocità minima di crociera, velocità di salita, rateo di virata, potenza in eccesso specifica, velocità di *Loiter*, ecc.). È prassi comune visualizzare i limiti di questi vincoli su un grafico del rapporto spinta/peso del velivolo (T/W) rispetto al carico alare (W/S) come illustrato nella *Figura 3* [3].

Le linee di vincolo possono essere tracciate per mostrare la relazione dei due parametri dell'aeromobile. Queste linee, matematicamente identificabili come il luogo dei punti che soddisfano esattamente la prestazione in esame, rappresentano i confini tra le regioni inaccettabili e ammissibili dello spazio di progettazione. Una combinazione di vincoli identifica graficamente lo spazio di progetto ammissibile (mostrato ombreggiato nella *Figura 3*).

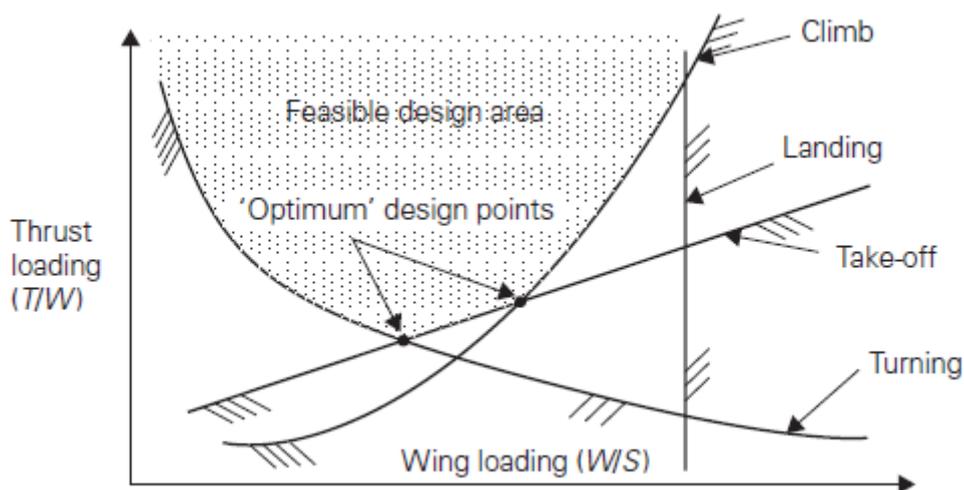


Figura 3 - Punto di progetto

All'interno di questa regione è possibile qualsiasi combinazione di valori (T/W) e (W/S). La selezione di una particolare coppia di valori determinerà la dimensione e la natura del layout dell'aeromobile. Ad esempio, data una stima ragionevole del peso massimo dell'aereo (massa al decollo), la spinta del motore sarà fissata dal valore T/W e l'area dell'ala fissata dal valore W/S .

È auspicabile che il punto selezionato si trovi vicino al valore minimo di T/W per ridurre le dimensioni del motore e vicino al valore massimo di W/S per ridurre le dimensioni dell'ala. Dall'analisi dei vincoli, potrebbe venirne evidenziato uno come troppo impegnativo e, di conseguenza, assumendo una posizione molto più elevata degli altri, verrà ridotto significativamente lo spazio di progettazione. Questo comporterà un design gravoso e potenzialmente non solo poco pratico, ma del tutto inattuabile.

Dal diagramma, però, si evince chiaramente quali vincoli sono irrilevanti, cioè contenuti perfettamente all'interno dello spazio di progetto accettabile, e quali dimensionanti, che determinano il confine della regione ammissibile, perciò è facile ottenere il rilassamento di un vincolo eccessivo e tornare ad avere un design ottimale. Il punto di progettazione accettabile, come spiegato prima, giace sull'intersezione delle linee di vincolo.

SEP

La teoria su cui si basa l'analisi dei vincoli implica l'analisi dello stato energetico (cinetico e potenziale) dell'aeromobile e la sua relazione con l'eccesso di potenza disponibile, *SEP*:

$$SEP = \frac{T - D}{W} * V$$

che si misura in metri al secondo [m/s] e definisce la capacità del velivolo di salire e/o di accelerare. Questa equazione può essere riscritta per fornire una relazione tra il rapporto spinta peso e il carico alare (T/W, W/S). Definendo la resistenza come $D = qSC_D$ e il coefficiente di resistenza come $C_D = C_{D0} + k_1 C_L^2$, si può esplicitare il coefficiente di portanza in questo modo $C_L = nW / qS$, ottenendo la seguente relazione

$$\frac{T}{W} = \left[\frac{qC_{D0}}{\frac{W}{S}} + k_1 n^2 * \left(\frac{W}{S} \right) / q \right] + \left(\frac{1}{V} \right) * \frac{dh}{dt} + ([1/g] * [dV/dt])$$

dove $q = 0.5\rho V^2$ e $n = L/W$. Il valore di k_1 deriva da considerazioni di tipo statistico fatte su velivoli di simile geometria alare ($k_1 = 0.039$). Tale coefficiente è risultato pari al valore calcolato in modo approssimato per via analitica mediante la seguente formula:

$$k_1 = \frac{1}{\pi e AR}$$

con $e = \text{fatt. di Ostwald} = 0.78$ e $AR = \text{Aspect Ratio} = b^2 / S_{ref} = 10.65$

Si specifica, inoltre, che inizialmente il C_{D0} è stato stimato mediante la formula:

$$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}} = 0.0136$$

È stato possibile ottenere questo risultato tramite l'assunzione, in base statistica, del valore $C_{fe} = 0.00385$, ritenuto ragionevole, a partire al seguente grafico (Figura 4) [1] dove sono riportati i valori di C_{fe} in funzione della superficie bagnata nelle condizioni di volo di Mach 0.8:

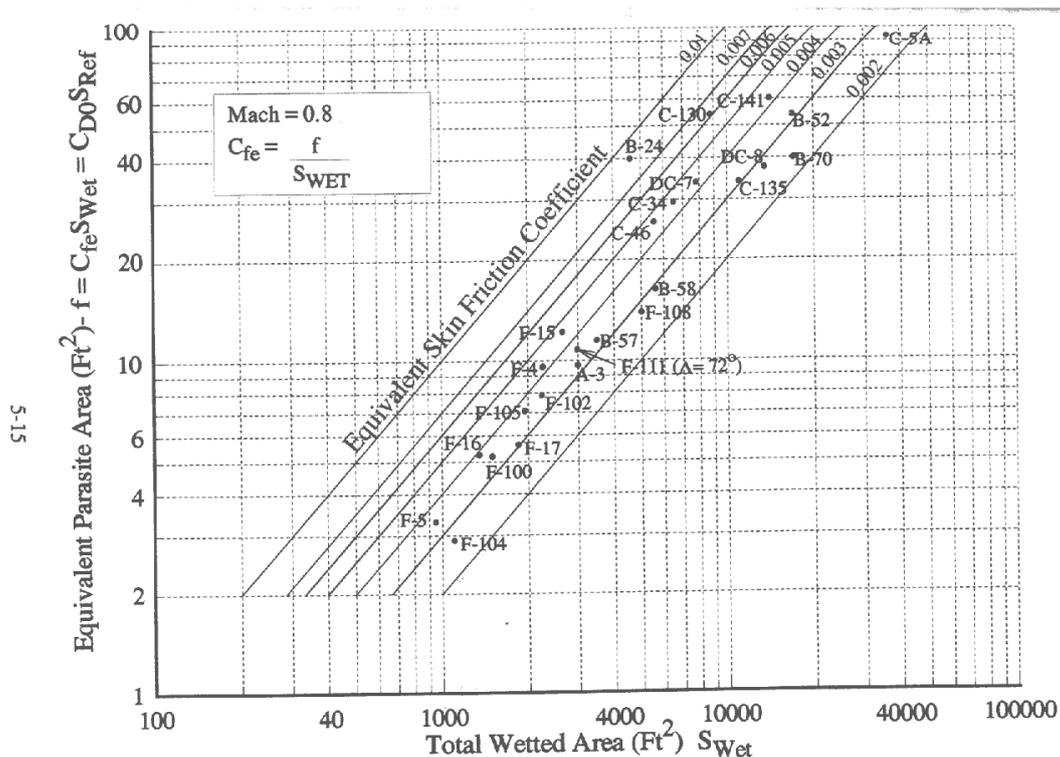


Figura 4 - Grafico C_{fe} a Mach = 0.8

In questo grafico, sono rappresentate le linee a coefficiente di pulizia aerodinamica costante insieme al valore di diversi tipi di aeromobili esistenti. Conoscendo la superficie bagnata di un progetto preliminare e assumendo un valore di C_{fe} basato su aeromobili esistenti (simili a quello in analisi), è possibile stabilire un $(C_D)_{min}$.

Il rapporto spinta peso (T/W) può essere normalizzato, per diverse condizioni operative, alla spinta statica equivalente al livello del mare e alla massima condizione di massa. Questo viene fatto applicando i seguenti fattori: velocità di decelerazione = $\alpha = T/T_{SSL}$ e frazione di peso dell'aereo = $\beta = W/W_{T0}$, dove,

T e W sono la spinta e il peso alle condizioni operative, T_{SSL} è la spinta totale del motore al livello del mare e W_{TO} è il peso al decollo.

Quindi riscrivendo l'equazione precedente, considerate queste notazioni, si avrà:

$$\frac{T_{SSL}}{W_{TO}} = \left(\frac{\beta}{\alpha}\right) \left[\left\{ \left(\frac{q}{\beta}\right) (C_{D0}/(W_{TO}/S)) \right\} + \left\{ [k_1 n^2 (W_{TO}/S)] / \left(\frac{q}{\beta}\right) \right\} \right] + \left(\frac{1}{V}\right) * \frac{dh}{dt} + ([1/g] * [dV/dt])$$

Ciascuno dei vincoli progettuali dell'aeromobile può essere analizzato con l'equazione di cui sopra. L'espressione risultante può essere risolta per (T/W) utilizzando i valori crescenti di (W/S) come input variabile.

I risultati possono essere, quindi, tracciati per descrivere un confine della regione di progetto possibile. Il grafico di esempio (cfr. *Figura 5*) può essere disegnato mostrando l'andamento dei vincoli specificati su un grafico (W_{TO}/S) in funzione di (T_{SSL}/W_{TO}).

Come accennato in precedenza, l'analisi dei vincoli è uno strumento analitico grezzo, infatti non può facilmente tenere conto dei cambiamenti nella geometria di base dell'aeromobile. Tuttavia, è utile allo scopo principale di identificare qualsiasi vincolo che influisca in modo ragionevolmente accettabile sulla configurazione del progetto. Ad esempio, se si considerasse un carico alare troppo basso nell'esempio in *Figura 5* [3], e quindi il vincolo di velocità di avvicinamento al suolo fosse stato posizionato a valori minori, avrebbe eliminato gran parte dello spazio di progettazione disponibile e avrebbe anche reso inefficaci i due vincoli inferiori.

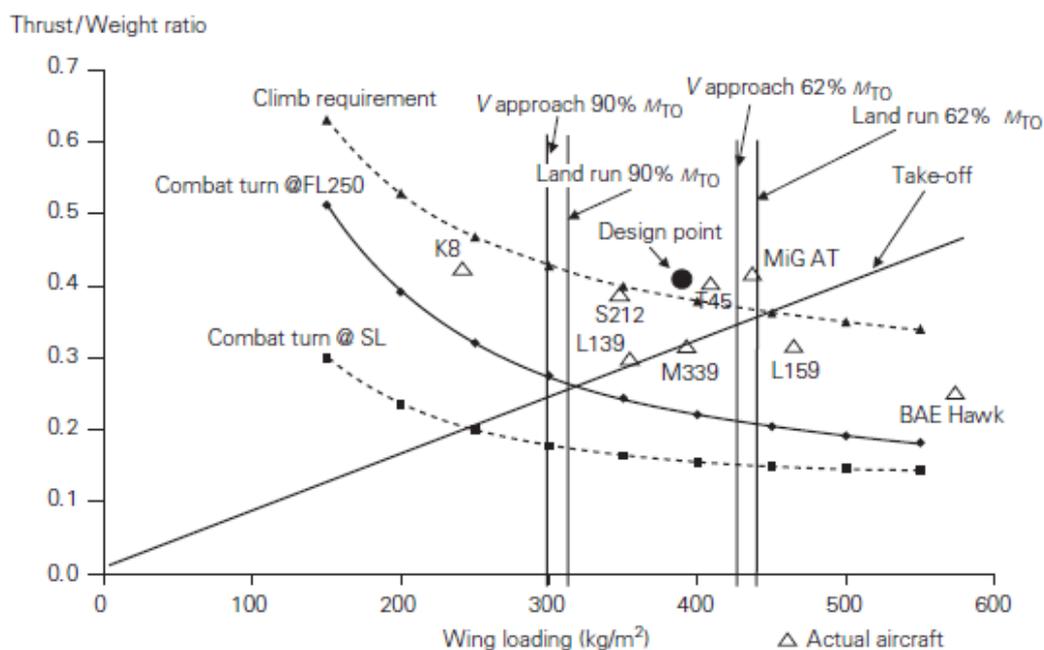


Figura 5 - Dati database velivoli simili

In teoria, qualunque punto di progetto all'interno di questa porzione di piano è da considerarsi valido per il completo soddisfacimento del requisito. In pratica, però, è opportuno scegliere un punto di progetto caratterizzato dal minimo valore di T/W per ridurre pesi e costi. Nel caso in cui non esista un punto di progetto che soddisfi contemporaneamente tutte le prestazioni, si debbono riconsiderare i requisiti o le assunzioni.

In questo caso si rivede il requisito (se possibile) oppure le assunzioni di base. Per tracciare le curve sul diagramma di progetto è necessario assumere alcuni valori, inizialmente ragionevoli, relativi alle caratteristiche aerodinamiche del futuro velivolo (C_{D0} , k_1 , C_{Lmax}).

STR

Oltre al *SEP* si è considerato anche il rateo di virata sostenuta (*STR*) con relativo fattore di carico sostenuto, misurati rispettivamente in [deg/sec] e in multipli dell'accelerazione di gravità. Essi rappresentano la capacità di virata di un velivolo a quota e velocità costanti.

Il rateo di virata sostenuto è definito dalla condizione di equilibrio longitudinale tra spinta e resistenza, esprimibile come:

$$D_{sust} = (C_{D0} + k_1 C_L^2) qS = T$$

da cui

$$C_{Lsust} = \sqrt{\frac{\frac{T}{qS} - C_{D0}}{k_1}}$$

e quindi

$$n_{sust} = \frac{C_{Lsust} qS}{W} = \frac{\sqrt{\frac{T}{qS} - C_{D0}} * qS}{W} = \frac{\sqrt{\frac{qS}{k_1} (T - C_{D0} qS)}}{W} = \sqrt{\frac{T/W - C_{D0} S/W * q}{k_1 * W/S} * q}$$

con

$$STR = \frac{g}{V} \sqrt{n_{sust}^2 - 1}$$

Isolando dunque il rapporto spinta peso in funzione del carico alare variabile, si ottiene la formula che lega il rapporto spinta/peso al carico alare:

$$\frac{T}{W} = \frac{\left(\frac{n^2 * k_1 * \frac{W}{S}}{q} \right) + \left(\frac{C_{D0} * q}{\frac{W}{S}} \right)}{\frac{T_z}{T_{sl}} / \frac{T_{Mach}}{T_{Mach0}}}$$

Andando a determinare il seguente andamento dei due rapporti di carico alare e spinta-peso:

T/W	W/S
[/]	[kg/m ²]
0.560	100
0.421	150
0.365	200
0.343	250
0.338	300

Tabella 2 - Spinta/peso e carico alare in funzione di STR

ITR

Si è poi considerato il rateo di virata istantanea (*ITR*) e il conseguente fattore di carico istantaneo, misurati rispettivamente in [deg/sec] e in multipli dell'accelerazione di gravità. Essi rappresentano la massima capacità di virata del velivolo, anche a scapito della quota e/o della velocità. Questa rappresenta la condizione di equilibrio verticale, da rispettare sempre:

$$n_{ist} = \frac{C_{Lmax} * qS}{W} = 5.5$$

$$ITR = g/V \sqrt{n_{ist}^2 - 1}$$

con

$$C_{Lmax} = C_{(Lmax-2D)clean} * \cos(\Lambda) = 1.2287$$

In questo caso, isolando il rapporto che determina il carico alare, si è calcolato il seguente valore che rimane costante, indipendentemente dal rapporto spinta peso:

$$\frac{W}{S} = \frac{C_{Lmax} * 0.5 * \rho * (Mach * V)^2}{n_{ist}} = 258$$

Decollo

Considerata una lunghezza al decollo di 5000 [ft] ed un angolo di freccia ipotizzato di 35°, si è calcolato un valore per il $C_{L_{Take-Off}}$ tramite la formula:

$$(C_{L-3D})_{Take-Off} = (C_{L-2D})_{Take-Off} * \cos(\Lambda) = 1.7 * \cos(35^\circ) = 1.4$$

Poi, considerato un *Take-Off Parameter* di 110 [lb/ft²] (537 kg/m²), per avere un'idea statistica della relativa distanza al *Take-Off* si è utilizzato il grafico seguente (*Figura 6*) [1], che mette in relazione la distanza al decollo con il parametro di decollo per vari tipi di velivoli

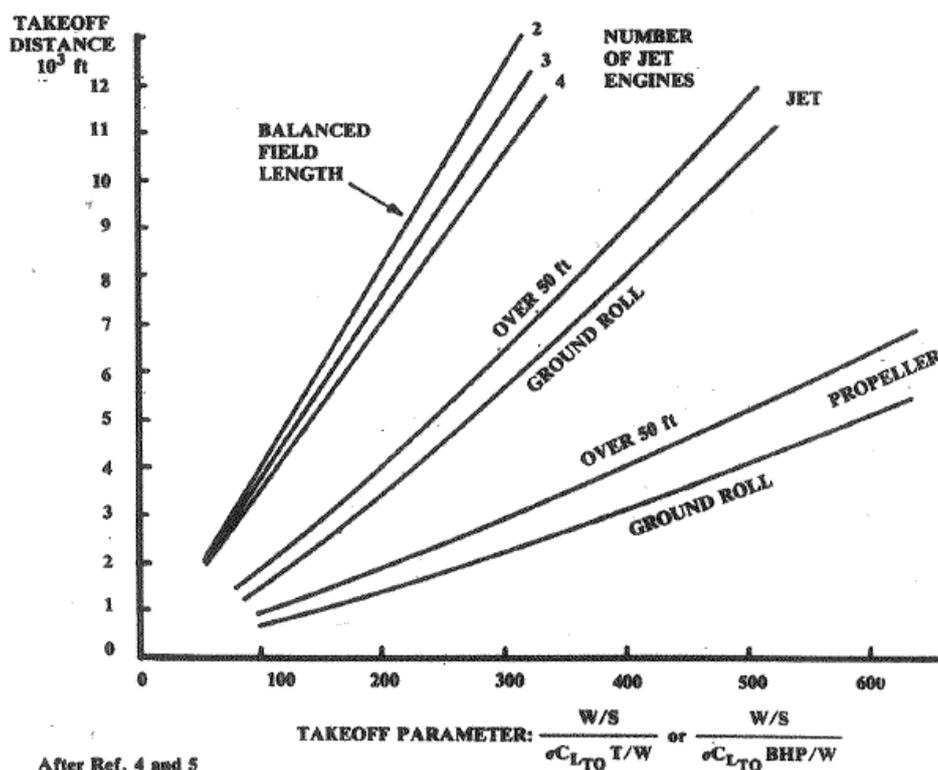


Figura 6 - Stima distanza al decollo

In *Tabella 3* sono rappresentati gli andamenti della curva relativa al *Take-Off* in funzione di spinta-peso e carico alare:

T/W	W/S
[/]	[kg/m ²]
0.134	100
0.201	150
0.267	200
0.334	250
0.401	300

Tabella 3 - Spinta/peso e carico alare al decollo

Velocità massima

L'ultimo parametro considerato per dimensionare il diagramma di progetto è stata la velocità massima del velivolo. In questo caso si sono considerati i valori calcolati precedentemente

- la quota di volo (35 [kft]);
- la densità dell'aria alla quota di crociera (0.0387 [kg*s²/m⁴]);
- la velocità del suono (296 [m/s]);
- i rapporti di temperature tra la quota di volo e la *sea-level* (0.38);
- k_1 (0.039);
- C_{D0} (0.0136).

Nel calcolo di questo ultimo parametro, va considerata anche la componente di resistenza dovuta all'insorgere di fenomeni di compressibilità.

La resistenza d'onda è la resistenza di un aereo dovuta alla nascita di onde d'urto mentre l'aereo si avvicina a velocità soniche. Il numero di Mach del flusso libero a cui inizialmente viene visualizzata la resistenza d'onda viene chiamato "numero di Mach di divergenza" (M_{DD}).

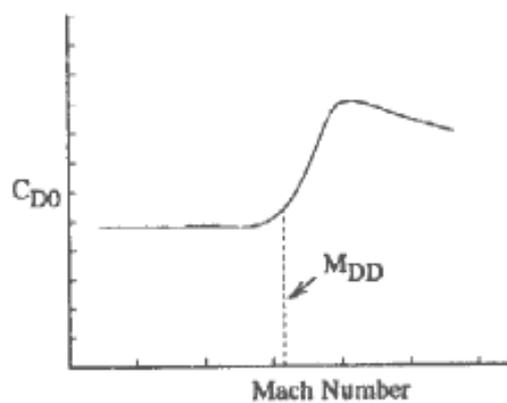


Figura 7 - Mach di divergenza

La variazione di resistenza d'onda rappresentata nella *Figura 7* [4] può essere associata alla dipendenza del Mach dalla resistenza d'onda dell'ala e alle caratteristiche mutevoli del campo di flusso associate a loro volta all'aumento del numero di Mach ("regola dell'area supersonica" come si vede in *Figura 8* [4]).

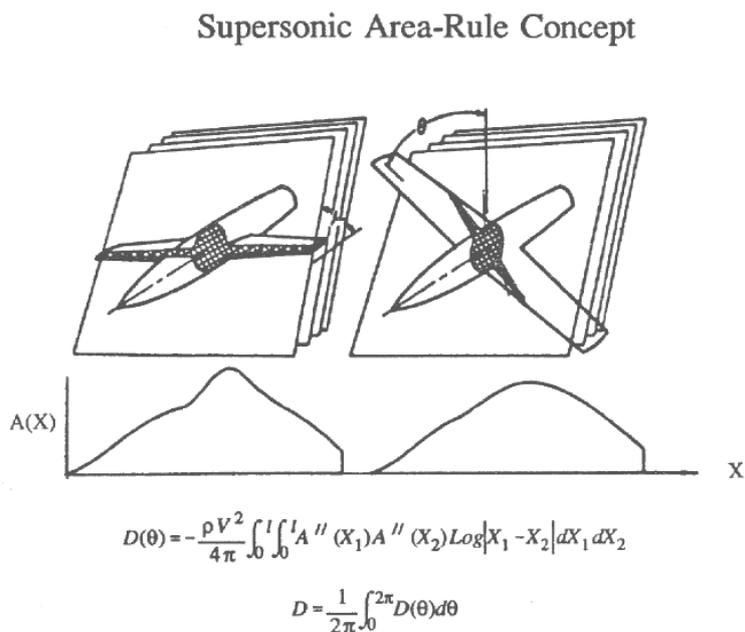


Figura 8 - Regola dell'area supersonica

Per stimare il valore di resistenza d'onda, è stato utilizzato il metodo del DATCOM:

- Step 1: calcolato il coefficiente di resistenza (C_{D0});
- Step 2: ottenuto un numero di Mach (M_D) in funzione della geometria dell'ala;
- Step 3: calcolato il C_{D0} nelle condizioni di M_D con la formula:

$$(C_{D0})_{M_D} = (C_{D0})_{M=0.7} + 0.002$$

- Step 4: usando le informazioni ottenute finora, si costruisce l'andamento approssimato del C_{D0} fino ad un valore di 1.1. Il grafico $C_{D0} - Mach$ darà una curva tangente ad una linea con pendenza definita da $\frac{\partial C_D}{\partial M} = 0.20$ mentre l'incremento di resistenza d'onda è assunto pari a 0.002 e si definisce come:

$$\Delta C_{D0} = [(C_{D0})_{M_D} \cdot (C_{D0})_{M_1}]$$

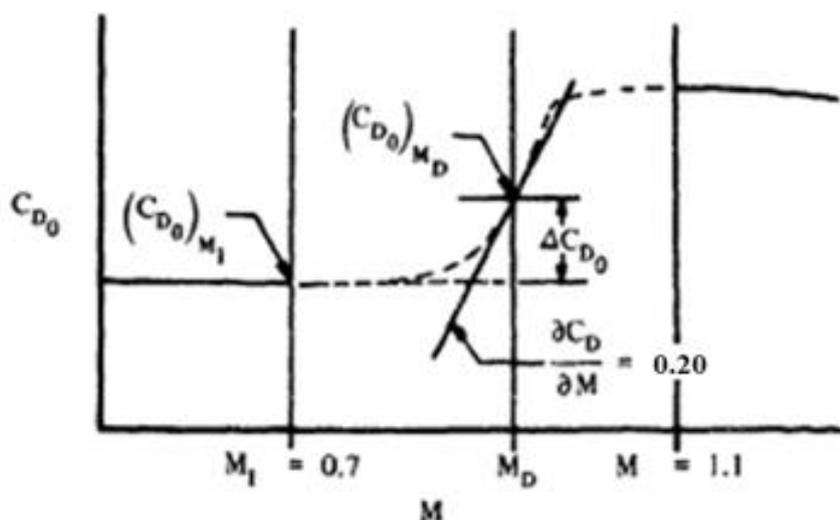


Figura 9 - Andamento resistenza d'onda metodo DATCOM

Nel caso del velivolo in esame, invece, si è ottenuto il seguente andamento:

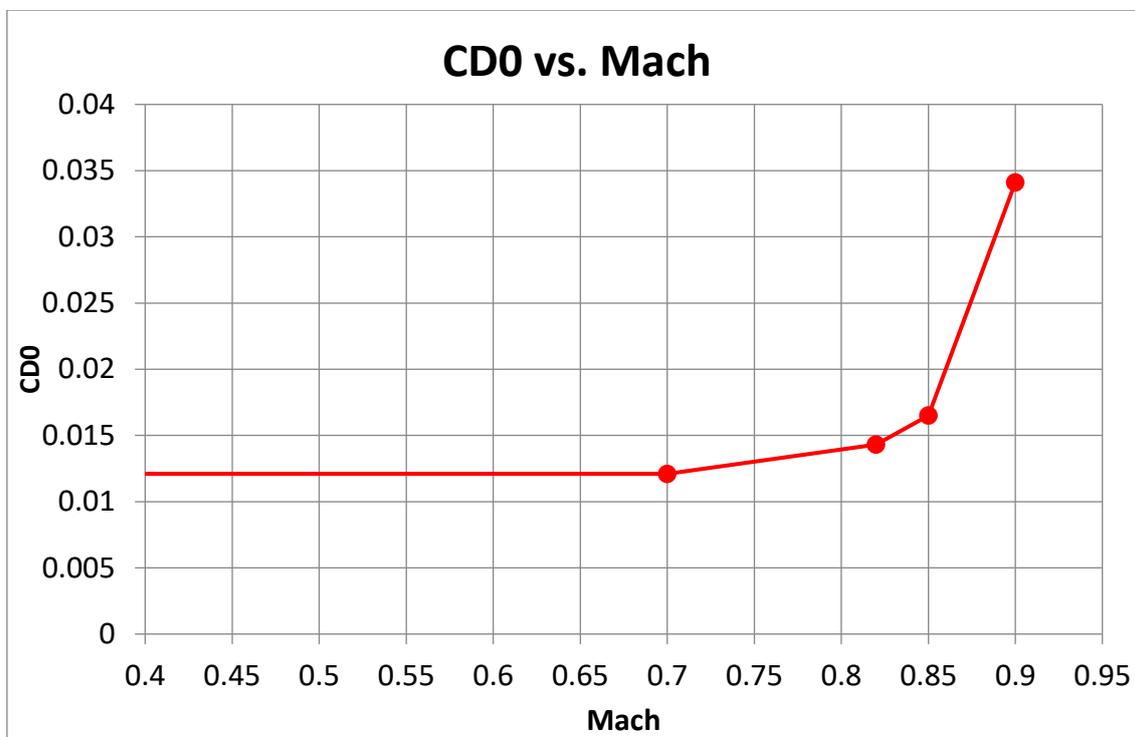


Figura 10 - Andamento resistenza d'onda per velivolo tesi

L'equazione che lega la velocità al rapporto spinta peso è la seguente:

$$\frac{T}{W} = \frac{\left(\frac{n^2 * k_1 * \frac{W}{S}}{q} \right) + \left(\frac{C_{D0(Mach 0.85)} * q}{\frac{W}{S}} \right)}{\frac{T_z}{T_{sl}} / \frac{T_{Mach}}{T_{Mach0}}}$$

Estraendo il valore di $\frac{T_{Mach}}{T_{Mach0}}$ dal seguente grafico

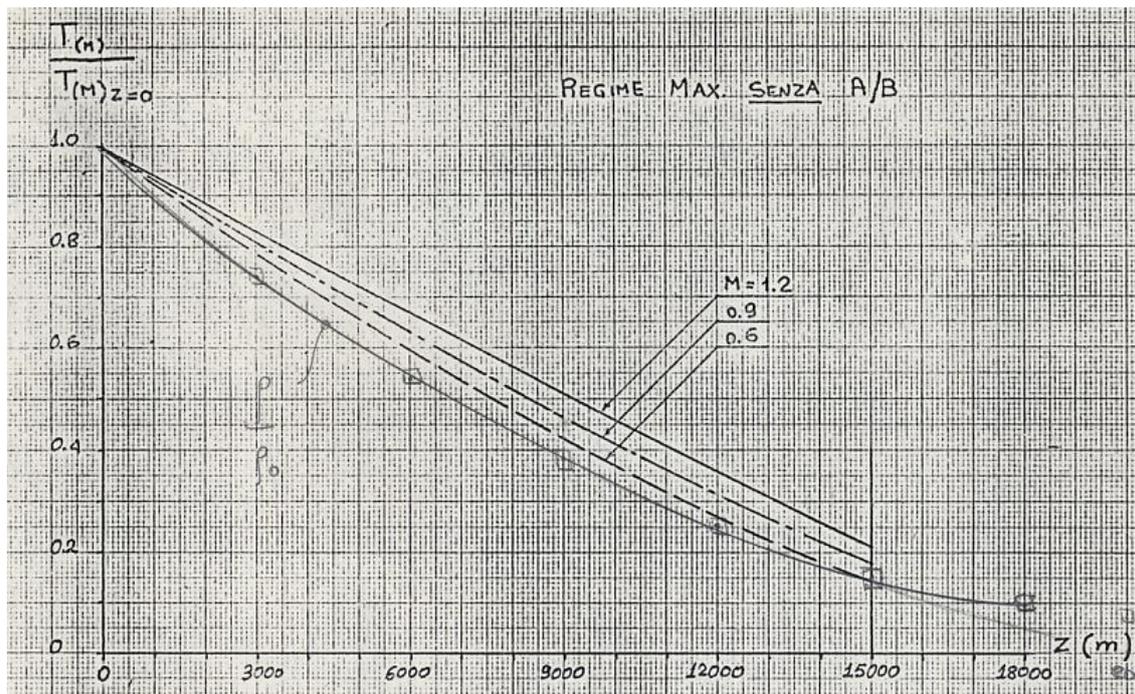


Figura 11 - Andamento Mach in funzione di temperatura e quota

Si è definito il seguente andamento di spinta peso e carico alare:

T/W	W/S
[l]	[kg/m ²]
0.802	100
0.544	150
0.418	200
0.345	250
0.298	300

Tabella 4 - Spinta/peso e carico alare nello studio della velocità

Esprimendo tutto in funzione del peso al decollo (W_{TO}), e dunque riportandosi in tutti i casi a formulazioni del tipo:

$$\left[\frac{W}{S}\right]_{TO} = \frac{W_R}{S} * \frac{W_{TO}}{W_R}$$

$$\left[\frac{T}{W}\right]_{TO} = \frac{T_{ZM}}{W_R} * \frac{W_R}{W_{TO}} * \frac{T_{TO}}{T_{ZM}}$$

Si è giunti al seguente diagramma di progetto:

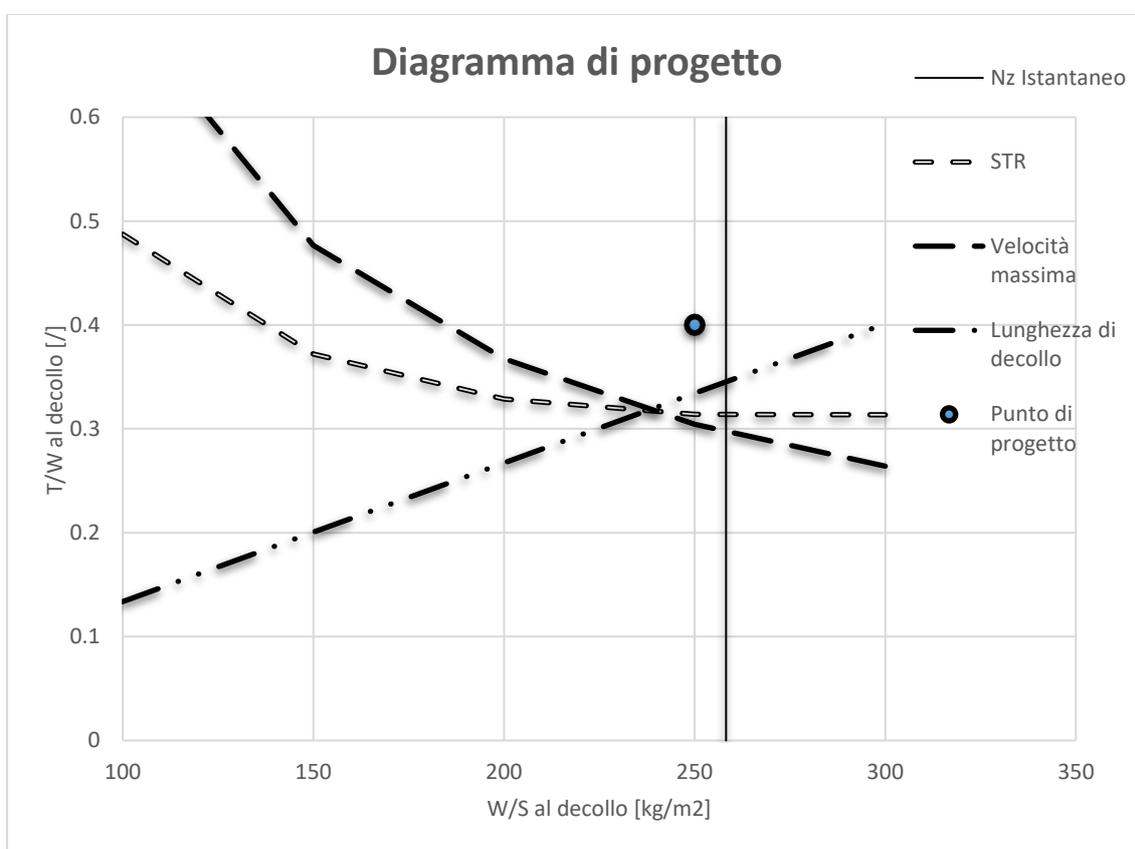


Figura 12 - Diagramma di progetto velivolo tesi

Da queste ipotesi si è ricavato un punto di progetto che corrisponde ai valori di:

$$\frac{T}{W} = 0.4 \text{ e } \frac{W}{S} = 250$$

e che rispecchia appieno i dati statistici di velivoli simili, come possibile constatare dalle figure successive (*Figura 13* e *Figura 14*) [3]:

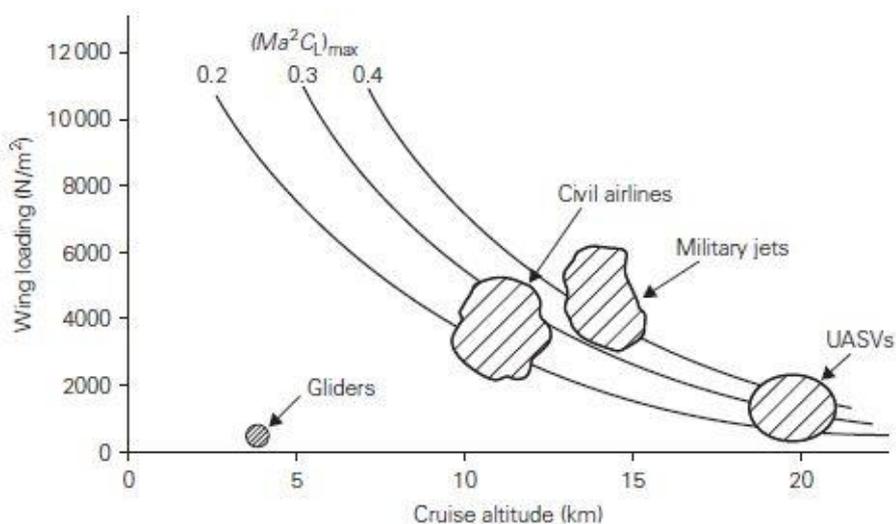


Figura 13 - Valori di carico alare di velivoli d'esempio

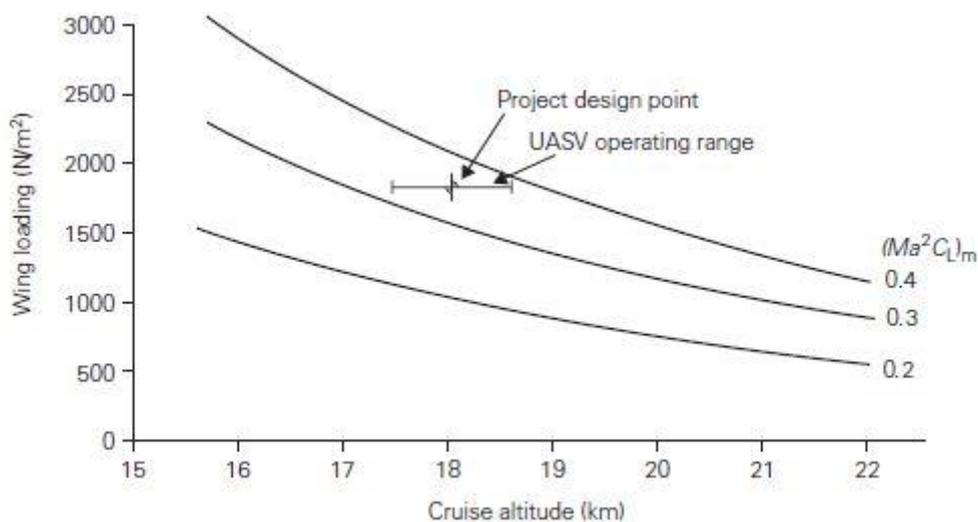


Figura 14 - Dettaglio dei carichi alari nel caso degli UAV

La terna pesi iniziale è stata dunque riconsiderata utilizzando delle formule statistiche di previsione dei pesi, tipiche di questa tipologia di velivoli, in funzione dei valori ottenuti.

Considerata una spinta per motore di 2880 [kg] ed una superficie di 58 [m²], si può stimare un secondo peso al decollo che comporta un'ulteriore terna pesi, definitiva, così suddivisa:

<i>Combustibile</i>	4800 [kg]
<i>Peso a vuoto</i>	7827 [kg]
<i>Peso al decollo</i>	14827 [kg]

Tabella 5 - Dati finali dimensionamento preliminare

1.3 - Resistenza Aerodinamica e Involuppi di volo

Per il calcolo della resistenza si è seguito il procedimento descritto dall'*Aircraft Design* [2] e si è creato un file Excel che va a considerare solo la resistenza di attrito, di forma e di base, senza prendere in considerazione la resistenza d'onda che abbiamo visto prima. I vari fattori di forma, con le relative parti di resistenza, sono validi solamente in campo subsonico.

CALCOLO DELLA RESISTENZA AERODINAMICA										
VELIVOLO	Velivolo per la tesi									
SUPERFICIE DI RIFERIMENTO	[m ²]	58								
VELOCITA' DEL SUONO	[m/s]	340.5								
VISCOSITA' CINEMATICA	[m ² /s]	1.45E-05	DATI DA INSERIRE IN INPUT							
MACH	[/]	0.7								
FATT. MOLTIPLICATIVO GLOBALE	[/]	1.1								
INPUT PER IL CALCOLO DELLA RESISTENZA D'ATTRITO										
		ALA	ORIZZ	VERT	FUSOL	CANOPY	BASE	INTAKE	NACELLE	PYLON
CORDA ALLA RADICE	[m]	3.48	1	1						1
CORDA AL TIP	[m]	0.96	0	0						0
CORDA MEDIA - LUNGHEZZA	[m]	2.22	0.5	0.5	14.7	4.7		1.6	1	0.5
SUP. BAGNATA	[m ²]	94	0	0	102	6.6		9.6	0	0
% LAMINARITA'	[%]	45	0	0	20	40		0	0	0
INPUT PER IL CALCOLO DELLA RESISTENZA DI FORMA E BASE										
SPESSORE PERCENTUALE	[%]	13	1	1						1
POSIZIONE DELLO SPESSORE MAX	[%]	45	1	1						1
FRECCIA ALLO SPESSORE MAX	[grad]	35	0	0						0
SEZIONE MASSIMA	[m ²]				4	0.56	1		1	
FATTORE DI INTERFERENZA	[/]	1.1	0	0	1.1	1		1	1	0
OUTPUT (IN GRASSETTO I RISULTATI VALIDI ANCHE IN SUPERSONICO)										
REYNOLDS	[/]	3.6E+07	8.2E+06	8.2E+06	2.4E+08	7.7E+07		2.6E+07	1.6E+07	8201995.9
Cf (100% LAMINARE)	[/]	0.000220	0.000464	0.000464	0.000086	0.000151		0.000259	0.000328	0.000464
Cf (100% TURBOLENTO)	[/]	0.00235	0.00297	0.00297	0.00181	0.00211		0.00247	0.00266	0.00297
Cf MEDIATO SECONDO % LAMIN.	[/]	0.00139	0.00297	0.00297	0.00146	0.00133		0.00247	0.00266	0.00297
CD0 DI SOLO ATTRITO PARZIALE	[/]	0.00226	0.00000	0.00000	0.00257	0.00015		0.00041	0.00000	0.00000
FATTORI DI FORMA	[/]	1.43	2.01	2.01	1.23	1.36		1.00	1.40	2.01
CD0 PARZIALE	[/]	0.00355	0.00000	0.00000	0.00349	0.00021	0.0044953	0.00041	0.00000	0.00000
CD0 DI SOLO ATTRITO TOTALE	[/]	0.00539	VALE ANCHE IN SUPERSONICO SE LA % DI LAMINARITA' E' UGUALE A ZERO							
CD0 TOTALE (RIFERITO A Sref)	[/]	0.0134	VALE SOLO IN SUBSONICO							
Cf TOTALE (RIFERITO A Swet)	[/]	0.0038	VALORE TIPICO PER IL CONFRONTO TRA I VELIVOLI (LA Swet E' SENZA INTAKE)							
CD0xS TOTALE	[m ²]	0.775								

Figura 15 - Excel per calcolo resistenza

Quello che si è inoltre ricavato alla fine di questo processo di progettazione preliminare, sono gli involuppi di volo.

Lo spazio operativo dell'aeromobile è limitato. Quando si trova a basse velocità, è particolarmente influente la prestazione di stallo, mentre, quando

si trova ad alte velocità, i fattori principali di influenza sono la spinta disponibile del motore, l'innalzamento della resistenza d'onda in condizioni transoniche e gli effetti della struttura dell'aeromobile. Ciò che influisce, indipendentemente dalla velocità assunta dal velivolo, su entrambi i limiti è l'alta quota. Infatti, per una data superficie alare e un valore C_{Lmax} di sezione, la velocità di stallo aumenta al diminuire della densità dell'aria come definito di seguito:

$$V_{stall} = \sqrt{[L/(0.5\rho S C_{Lmax})]}$$

Poiché la temperatura dell'aria si riduce con la quota (fino all'inizio della stratosfera), la velocità del suono e la velocità dell'aereo all'inizio del flusso transonico si ridurranno. La velocità del suono è determinata dalla relazione:

$$a = a_0 \theta^{0.5}$$

dove a_0 è la velocità del suono al livello del mare = 340.29 [m/s].

Si deve quindi volare ad una velocità superiore alla velocità di stallo per consentire un margine di sicurezza che protegga dalle raffiche. Questo margine eviterà lo stallo, ridurrà le richieste di controllo del pilota/sistema e definirà così il limite di velocità minimo. Solitamente, il margine viene imposto applicando un fattore di 1,3 alla velocità di stallo nella fase di avvicinamento all'atterraggio. Le alte velocità del vento possono richiedere un aumento di questo margine. Sebbene la velocità del vento non influenzi i parametri aerodinamici dell'aeromobile, essa altera la traiettoria di salita e di discesa percepita rispetto al suolo. Ciò influenzerà il tempo necessario per salire e scendere alla quota di crociera.

Il confine ad alta velocità dell'aeromobile è direttamente influenzato dalle caratteristiche aerodinamiche dell'aereo, principalmente la geometria dell'ala e gli effetti di interferenza della pressione.

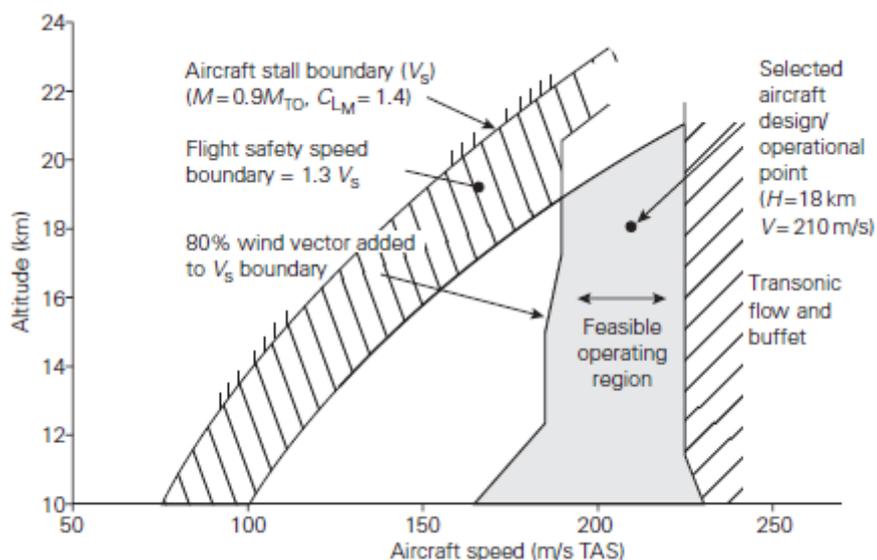


Figura 16 - Esempio involucro di volo

La *Figura 16* [3] mostra i limiti assoluti per l'aereo (stallo e Mach 1.0) insieme all'80% della velocità media del vento a varie altezze. Si noti che a circa 21 km, i limiti minimi e massimi sono quasi coincidenti. Per volare sopra questa altezza si richiederebbe all'aeromobile una riduzione di peso, una maggiore superficie alare o un aumento del C_{Lmax} , o, eventualmente, combinazioni di questi cambiamenti.

Oltre alla quota di crociera è importante controllare la velocità di approccio per determinare se risulta accettabile. Assumendo condizioni ISA con una massa del velivolo di 1.15 volte la massa a vuoto ed un C_{Lmax} di 1.5 (cioè senza flap): $V_{approach} = 1.3 V_{stall}$. Per atterraggi di emergenza a peso superiore, potrebbe essere necessario prendere in considerazione la possibilità di un dumping rapido del carburante.

L'inviluppo di volo, nel caso SEP, ottenuto con i dati del nostro velivolo è il seguente:

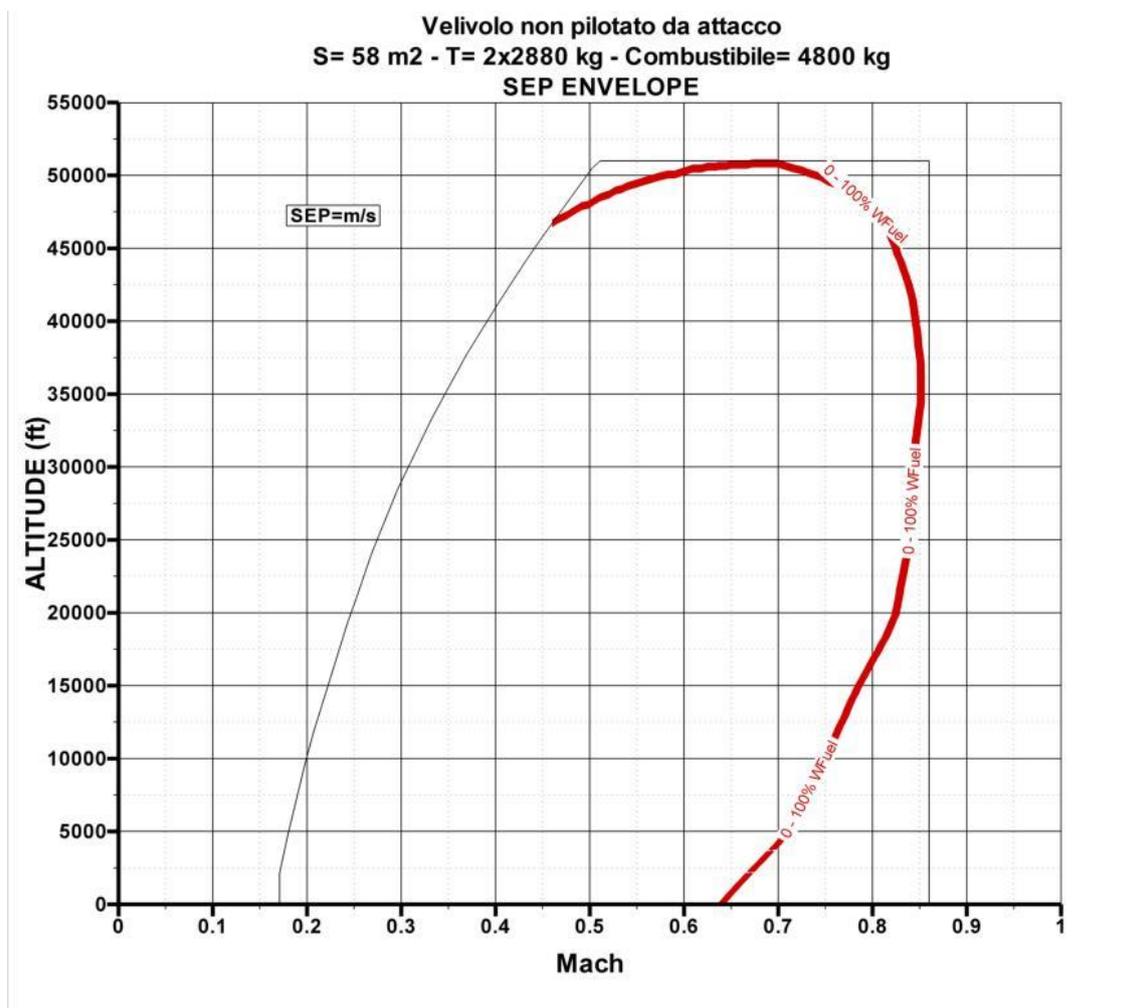


Figura 17 - Inviluppo SEP

Le limitazioni strutturali sono state valutate considerando il grafico quota-Mach. Si è identificato un valore di VEAS limite ragionevole che non riducesse di molto l'area utile del grafico e si è tracciata la corrispondente curva.

Per esempio, nel nostro caso, si è scelto come valore 350 VEAS e si sono ottenuti i dati in *Tabella 6*

Quota [ft]	VEAS [kts]	Mach
0	350	0.605
10000	350	0.729
15000	350	0.805
20000	350	0.892

Tabella 6 - Mach in funzione di VEAS e quota

I quali hanno determinato l'andamento della curva in nero in *Figura 18*

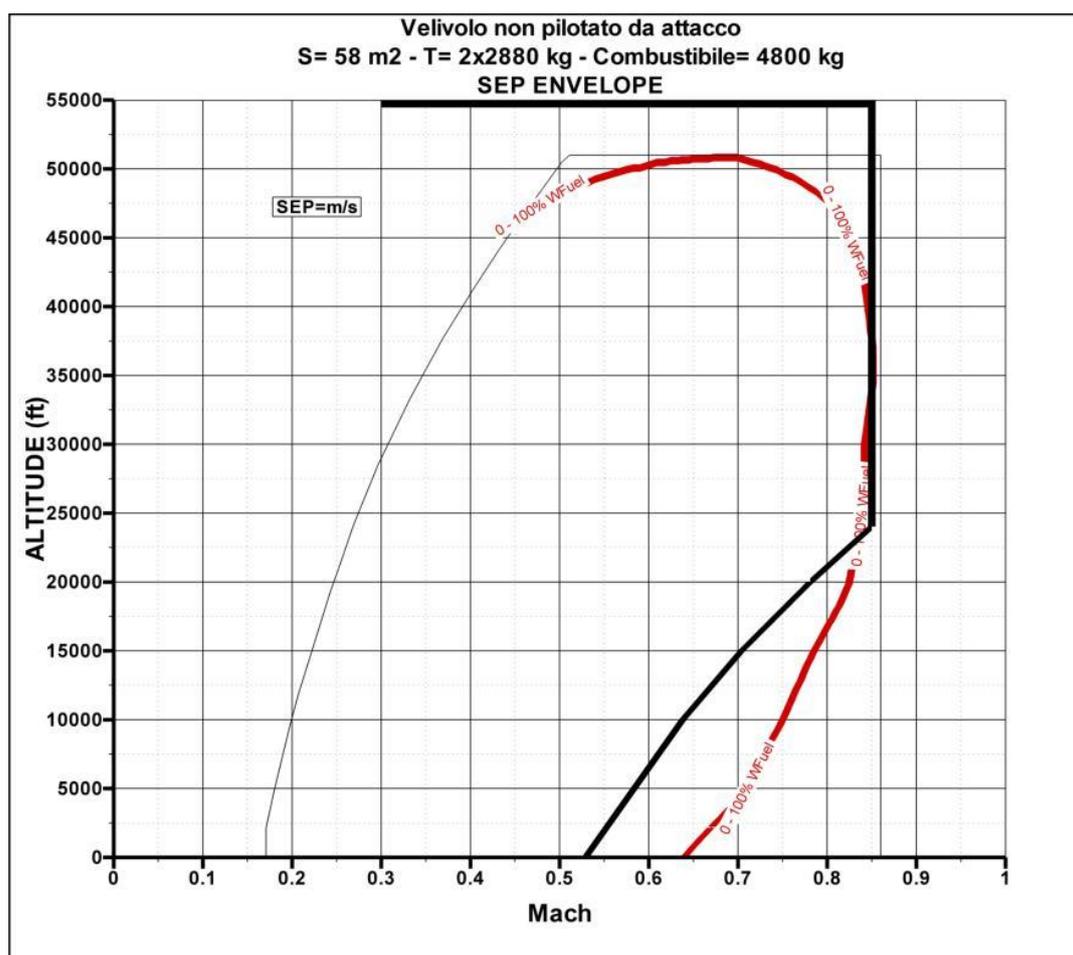


Figura 18 - Andamento inviluppo di volo

1.4 - Baricentro

La distribuzione delle masse, precedentemente calcolata sulla base di formule di previsione statistica di velivoli simili a quello in esame, può essere utilizzata per determinare la posizione del baricentro dell'aeromobile. Questo definirà la posizione dell'ala rispetto alla fusoliera. Il centro di massa, o baricentro, di un corpo rigido può essere definito come il punto geometrico corrispondente al valore medio della distribuzione della massa del sistema nello spazio. Quindi, la somma delle distanze dei pesi dei vari componenti da un arbitrario punto di riferimento diviso la somma di tutto il peso del velivolo, permette di ricavare la posizione del baricentro del velivolo.

Indicando con X_i la distanza del punto di applicazione delle forze del singolo componente dal punto di riferimento e con m_i la massa del singolo componente, si ricava l'espressione per il calcolo del baricentro del velivolo completo:

$$X_{GG} = \frac{\sum_i X_i m_i}{\sum_i m_i}$$

Si considera come origine del sistema di riferimento l'inizio della fusoliera e il verso positivo delle ascisse in direzione della coda del velivolo. Le distanze dei singoli componenti X_i saranno quindi prese con riferimento l'inizio della fusoliera. Per determinare la posizione del baricentro del velivolo completo si ipotizza di concentrare il peso della fusoliera poco al di dietro del centro della fusoliera stessa, mentre pesi di *payload* e avionica, situati nella parte anteriore della fusoliera, si ipotizzano concentrati in corrispondenza del primo terzo della fusoliera.

Nella *Tabella 7* sono riportati i pesi dei vari componenti e le distanze dei punti di applicazione delle masse rispetto all'origine del sistema di riferimento e,

Capitolo 1 - Dimensionamento Preliminare

applicando l'equazione precedentemente esplicitata, la posizione del centro di massa del velivolo completo. Tutti i componenti considerati per il calcolo del baricentro sono riassunti nella tabella Excel sottostante.

$X_{LE} = 7.784$ [m] POSIZIONE BORDO ENTRATA CMA
 $CMA = 2.741$ [m] CORDA MEDIA AERODINAMICA
CONDIZIONE : Velivolo UCAV

ITEM	QUANTITA'	FATTORE	PESO	V	X	VX
	[#]	INSTALLAZIONE	[Kg]	[Kg]	[m]	[Kg*m]
ALA	1.0	1	1504	1504.0	9.342	14050
FUSOLIERA	1.0	1	2079	2079.0	7.672	15950
IMPENNAGGIO ORIZZONTALE	1.0	1	284	284.0	14.356	4077
IMPENNAGGIO VERTICALE	1.0	1	164	164.0	15.178	2489
PRESA D'ARIA	1.0	1	71	71.0	9.943	706
ENGINE SECTION	1.0	1	11	11.0	11.970	132
CARRELLO ANTERIORE	1.0	1	81	81.0	3.181	258
CARRELLO POSTERIORE	1.0	1	324	324.0	8.674	2810
MOTORI	1.0	1	1200	1200.0	11.970	14364
ENGINE CONTROL	1.0	1	40	40.0	11.970	479
STARTING SYSTEM	1.0	1	203	203.0	11.485	2331
FUEL SYSTEM	1.0	1	367	367.0	7.635	2802
FLIGHT CONTROL - Wing	1.0	1	226	226.0	9.781	2211
FLIGHT CONTROL - Impennaggi	1.0	1	150	150.0	15.000	2250
HYDR e PNEUMATIC	1.0	1	197	197.0	5.252	1035
ELECTRICAL	1.0	1	197	197.0	5.252	1035
AVIONICS	1.0	1	488	488.0	3.691	1801
AIR CONDITIONING	1.0	1	107	107.0	10.218	1093
LOAD & HANDL	1.0	1	4	4.0	7.672	31
UNUSABLE ENGINE OIL	1.0	1	99	99.0	7.635	756
USABLE ENGINE OIL	1.0	1	30	30.0	11.970	359
EO/IR	1.0	1	150	150.0	4.250	638
RADAR ANTERIORE	1.0	1	100	100.0	1.700	170
RADARS LATERALI	1.0	1	120	120.0	5.267	632
SATCOM	1.0	1	130	130.0	3.200	416
BAIA ARMAMENTO	1.0	1	1700	1700.0	7.900	13430
COMBUSTIBILE ALA	1.00	0.93	1250.00	1165.00	9.283	10815
COMBUSTIBILE FUSOLIERA	1.00	0.93	3900.00	3634.80	7.635	27752
BALLAST	0.0	1	0	0.0	0.000	0
				14826	/	124871

Tabella 7 - Excel per il calcolo del baricentro

<i>Condizione</i>	<i>Fuel</i>	<i>Carichi</i>	<i>Peso</i>	<i>Xcg [m]</i>	<i>Xcg [%CMA]</i>
<i>Decollo</i>	1.0	1.0	14827	8.4	23.3
<i>Combat</i>	0.5	1.0	12427	8.48	26
<i>Fine</i>	0.5	0	10727	8.57	29.5
<i>Atterraggio</i>	0	0	8567	8.71	34.6

Tabella 8 - Coordinate baricentro nelle varie condizioni di carico

1.5 - Diagramma di manovra

I carichi di volo più alti in un aeromobile sono dovuti principalmente alla generazione della portanza durante le manovre ad elevati g . Nel dimensionamento e nell'analisi strutturale di un'ala occorre quindi determinare i carichi ai quali questa è soggetta e calcolarne i limiti ammissibili durante le fasi di manovra. Il fattore di carico n , esprime una misura delle accelerazioni che agiscono sul velivolo durante la fase di manovra. A basse velocità, il fattore di carico è limitato dalla portanza necessaria a mantenere l'aeromobile in volo, mentre ad elevate velocità dipende da considerazioni sull'utilizzo stesso del velivolo. Il diagramma di manovra, o diagramma $V-n$, lega la velocità di volo ai valori massimi, positivi e negativi, del fattore di carico n che possono essere raggiunti durante le varie manovre. Considerando con W il peso del velivolo, la forza totale W^* che agisce sul baricentro è espressa tramite la relazione:

$$W^* = W + \frac{W}{g} a_z = W \left(1 + \frac{a_z}{g} \right)$$

dove a_z è l'accelerazione diretta verso l'alto. Il termine $\left(1 + \frac{a_z}{g} \right)$ costituisce il fattore di carico nel piano verticale n_z ed il suo valore (misurato in g) indica di quanto l'accelerazione che agisce sull'aeromobile supera l'accelerazione di gravità.

In condizioni di equilibrio, la forza W^* dovrà essere equilibrata da una forza diretta in senso contrario. Considerando che questa sia costituita dalla portanza del velivolo, dove C_{Lmax} è il coefficiente di portanza ed S la superficie alare, si ha:

$$n_z = \frac{\frac{1}{2} C_{Lmax} \rho S^2}{W}$$

Traducendo l'equazione in un grafico $V-n$, si ottiene il diagramma di manovra del velivolo. Il primo tratto cresce in funzione di V^2 , sia per valori di n positivi sia negativi, successivamente mantiene un andamento costante al variare di V in corrispondenza dei limiti massimi positivi e negativi del fattore di carico. Il punto $n = 1$ corrisponde alla velocità di stallo del velivolo, mentre con V_A si indica la velocità minima per la quale è possibile raggiungere il valore massimo di fattore di carico e con V_C e V_D rispettivamente la velocità di crociera e la velocità massima strutturale del velivolo.

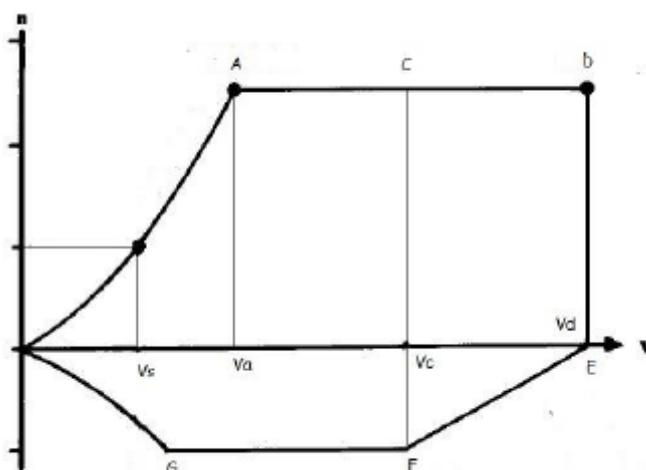


Figura 19 - Diagramma di manovra

Poiché nelle norme *ICAO* non esiste una normativa precisa per il progetto dei velivoli *UCAV*, si è consultata la normativa *STANAG 4671* [5], nella quale, viene definito un valore del fattore di carico massimo uguale a circa 3.8, invece si è visto come, per velivoli militari con caratteristiche simili al nostro, questo fattore possa essere portato fino ad un massimo di 7.33. Si è dunque considerato un fattore di carico positivo (AD) uguale a 7 ed un fattore di carico negativo di -2.8 dato dalla formula

$$GF = 0.4 * AD$$

Si considera la *Tabella 9* per il calcolo delle velocità per la costruzione del diagramma di manovra:

	<i>Velocità di progetto</i>
V_{stall}	$V_S = \sqrt{\frac{2W_{max}}{\rho S C_{Lmax}}}$
V_A	$V_A = V_S * \sqrt{n_{zmax}}$
$V_{Never-exceed}$	350 [kts] = 180 [m/s]
V_D	$V_D = V_{NE}/0.9$
$V_{Flutter}$	$V_{Flutter} = 1.15 * V_D$

Tabella 9 - Calcolo velocità per il diagramma di manovra

Si ottengono le seguenti velocità:

- Velocità di stallo: $V_S = 53$ [m/s];
- Velocità di manovra: $V_A = 140$ [m/s];
- Velocità D: $V_D = 200$ [m/s];
- Velocità di flutter: $V_{Flutter} = 230$ [m/s].

cui si è deciso di suddividere la struttura dell'ala e su cui son stati calcolati i vari dCp .

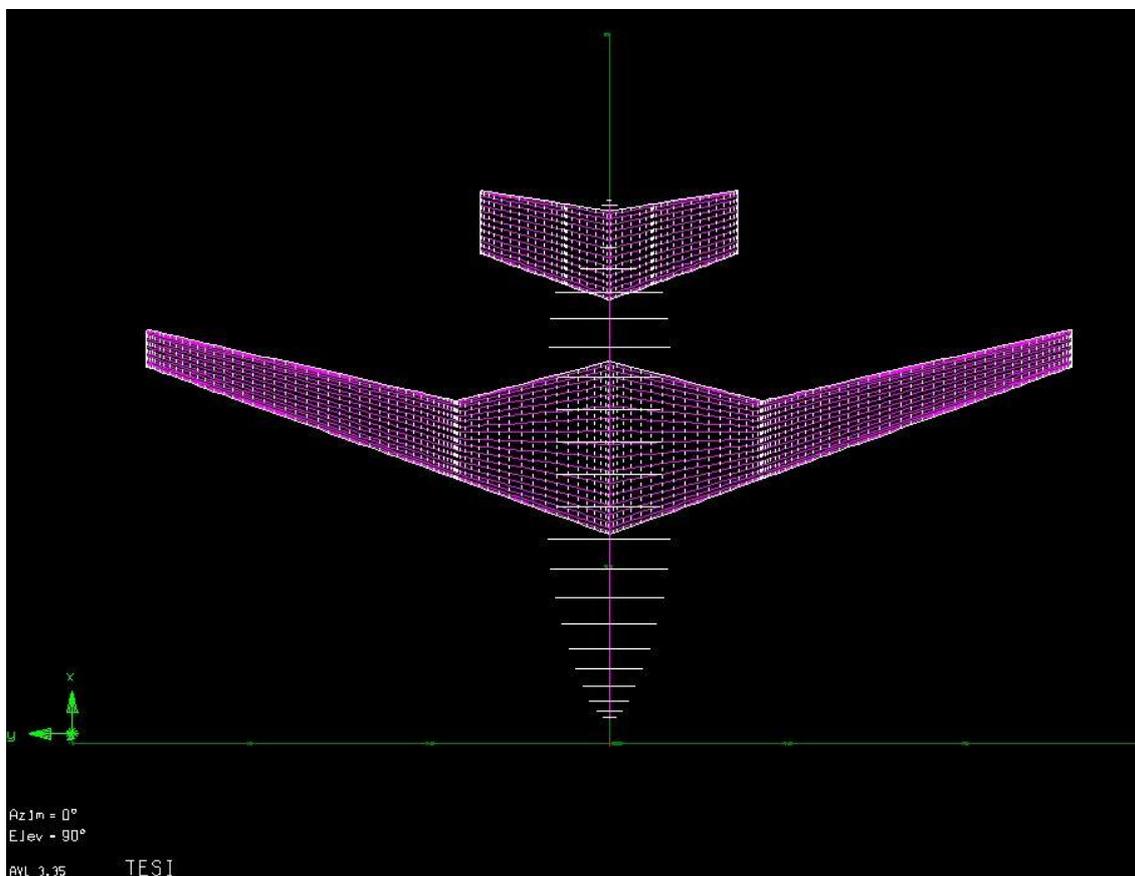


Figura 21 - Vista dall'alto, suddivisione ala in stazioni

Ognuna di queste stazioni avrà dunque una propria coordinata ad indicarne la posizione ed un relativo dCp . Calcolati i dCp nelle varie condizioni di studio, si possono ottenere, stazione per stazione, le pressioni limite ed ultime tramite la formula:

$$P_{lim} = \frac{1}{2} \rho V^2 dCp$$

dove la V è la velocità del caso in esame; nel nostro caso si è deciso di considerare solamente le due velocità V_A e V_D . Moltiplicando poi il valore ottenuto dalla precedente equazione per un fattore di sicurezza di

progettazione impostato ad 1.5, si ricava anche la pressione ultima, ovvero quella da considerare realmente per lo studio strutturale.

Si riportano di seguito dei dati a campione lungo l'apertura alare, in corrispondenza del bordo d'entrata, nei casi di V_A e V_D :

Y (Stazione) [m]	dCp V_A	Pressione limite V_A [N/mm ²]	dCp V_D	Pressione limite V_D [N/mm ²]
0.01311	5.1412	0.06172	2.4667	0.06043
1.02003	13.8378	0.16612	5.6853	0.13929
4.08988	20.5992	0.24729	8.41187	0.20609
8.00253	20.4248	0.24520	8.13737	0.19937
10.6482	18.8725	0.22657	6.9192	0.16952
12.0328	16.0784	0.19302	5.391	0.13208
12.9517	2.59668	0.03117	0.68451	0.01677

Tabella 10 - Dati a campione distribuzione pressioni

Questi valori così ottenuti saranno utilizzati poi per l'analisi statica della struttura (cfr. *Capitolo 3 - Modello Ala UCAV e Analisi Statica*).

Capitolo 2

Introduzione e Validazione del modello aeroelastico

Questo capitolo ha lo scopo di introdurre il concetto di flutter e l'utilizzo del software di analisi aeroelastica proposto. Per farlo, si sono affrontati una serie di problemi aeroelastici dinamici e si sono confrontati i risultati con i dati sperimentali di riferimento disponibili in letteratura. Verrà dunque, in prima analisi, presentato il fenomeno di flutter, analizzandone sia il caso bidimensionale che quello tridimensionale.

In seguito verrà introdotto il modello *AGARD 445.6* calcolandone i modi di vibrare, andando a confrontare le frequenze ottenute con quelle presenti in letteratura; dopodiché si eseguirà un calcolo del flutter della struttura, andando ad introdurre il coefficiente, adimensionale, di velocità di flutter per poter confrontarne l'andamento con quelli presenti in letteratura. Si mostreranno in conclusione i grafici $V-g$ e $V-f$ prodotti dall'analisi condotta con il software *FEMAP*.

2.1 - Flutter - Introduzione

Il fenomeno del flutter è una vibrazione aeroelastica autoeccitata che si instaura in una struttura in moto relativo rispetto a un fluido, al verificarsi di particolari condizioni. Il flutter è legato alle variazioni delle forze aerodinamiche conseguenti al diverso orientamento che le parti della struttura, a causa delle loro stesse oscillazioni, assumono rispetto alla direzione del flusso relativo.

L'estrema pericolosità dei fenomeni di flutter e i minimi intervalli di tempo a essi necessari per giungere a proporzioni catastrofiche sono essenzialmente dovuti al fatto che, una volta innescata una vibrazione autoeccitata, l'energia cinetica della corrente d'aria che viene ad alimentarla è in così larga misura superiore all'energia che può essere assorbita dalla struttura da determinarne il praticamente immediato collasso.

Esistono tre macrogruppi in cui si possono collocare i fenomeni di flutter:

1. Flutter a un grado di libertà (da sole oscillazioni verticali);
2. Stall-flutter (da oscillazioni torsionali);
3. Flutter classico (da oscillazioni flesso-torsionali).

Caso tipico è quello che coinvolge le vibrazioni flesso-torsionali di un'ala. La condizione di flutter classico è raggiunta quando le frequenze delle oscillazioni verticali e torsionali, che cambiano al crescere della velocità, ad una data velocità divengono eguali tra loro e con periodi opportunamente sfasati. Si manifesta quando la torsione elastica dell'ala provoca delle variazioni di incidenza, e conseguentemente di portanza, sulle varie sezioni dell'ala stessa, che viene costretta alla flessione. In seguito alla flessione, le varie sezioni di ala vengono sottoposte ad un innalzamento e ad un abbassamento che, in base alla velocità con cui avvengono, determinano una variazione di incidenza e, di conseguenza, anche di portanza. Chiaramente, data la composizione dei vettori velocità di traslazione-velocità di

deformazione di ciascuna parte, è tutto in dipendenza dal profilo alare, dalle caratteristiche aerodinamiche dei profili dell'ala, dalle caratteristiche di rigidità torsionale, dalle posizioni dei baricentri e dalle tracce dell'asse elastico dell'ala nelle varie sezioni.

Per ovviare a questo fenomeno di flesso-torsione, è necessario fornire un'adeguata rigidità strutturale al velivolo in modo tale che, anche quando sottoposto al suddetto fenomeno, non si verifichino perdite di portanza (causate dalle variazioni dell'angolo di attacco) o, qualora si raggiunga la velocità limite con un velivolo con capacità di smorzamento non adeguate, il completo collasso della struttura.

Diversamente dal fenomeno di distacco dei vortici, una volta che è stata raggiunta la velocità critica di flutter, la condizione di instabilità può permanere anche all'incrementare della velocità del vento; questo evidenzia subito come questa tipologia di fenomeno sia molto pericolosa.

Prima di iniziare un'analisi di flutter, bisogna condurre un'analisi modale che calcola le frequenze naturali e le forme modali di una struttura.

La frequenza naturale può essere definita come la frequenza alla quale avviene la vibrazione libera del sistema, che può essere definita dalla seguente formula:

$$[M]\{\ddot{q}\} + [C]\{\dot{q}\} + [K]\{q\} = 0$$

dove $[M]$ è la matrice di massa, $[K]$ di rigidità e $[C]$ di smorzamento del sistema. Per un sistema non smorzato, la matrice $[C]$ è uguale a zero e quindi la soluzione si riduce a

$$[M]\{\ddot{q}\} + [K]\{q\} = 0$$

Assumendo poi delle vibrazioni libere con un moto armonico, gli spostamenti possono essere definiti come:

$$\{q\} = \{u\}e^{i\omega t}$$

L'equazione si riduce ad un problema agli autovalori che assumono forma quadratica mentre gli autovettori rappresentano le forme modali come segue

$$-\omega^2[M]\{u\} + [K]\{u\} = 0$$

2.2 - Analisi flutter caso bidimensionale

La descrizione del problema aeroelastico include l'uso delle equazioni di Lagrange e dell'energia per poter ottenere le equazioni di moto della struttura bidimensionale. Lo studio della dinamica si basa sull'ottenere la regione o la velocità in cui si verifica un'instabilità. Finalità dello studio dinamico è anche fornire soluzioni che possono essere espresse sotto forma di velocità, flutter o inversione del comando. Le equazioni di moto del sistema derivano dalle equazioni di Lagrange, che possono essere scritte nella seguente forma:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \left(\frac{\partial T}{\partial q_i} \right) + \left(\frac{\partial V}{\partial q_i} \right) = Q_i$$

dove T e V rappresentano rispettivamente l'energia cinetica e potenziale, mentre q e Q rappresentano le forze. In presenza di superfici di controllo lungo il profilo, la portanza L ed il momento M_y possono essere definiti come:

$$L = -\rho_\infty U^2 b C_{L_\beta} \beta - \rho_\infty U^2 b C_{L_\xi} \xi - \rho_\infty U^2 b C_{L_\alpha} (\alpha + \alpha_0)$$

$$M_y = \rho_\infty U^2 b^2 C_{M_\beta} \beta + \rho_\infty U^2 b^2 C_{M_\xi} \xi + \rho_\infty U^2 b^2 C_{M_\alpha} (\alpha + \alpha_0)$$

dove ρ_∞ e U sono rispettivamente densità e velocità del flusso, b rappresenta metà della corda, mentre α , β e ξ sono le varie deflessioni, α_0 rappresenta la deflessione iniziale (*Figura 22* [6])

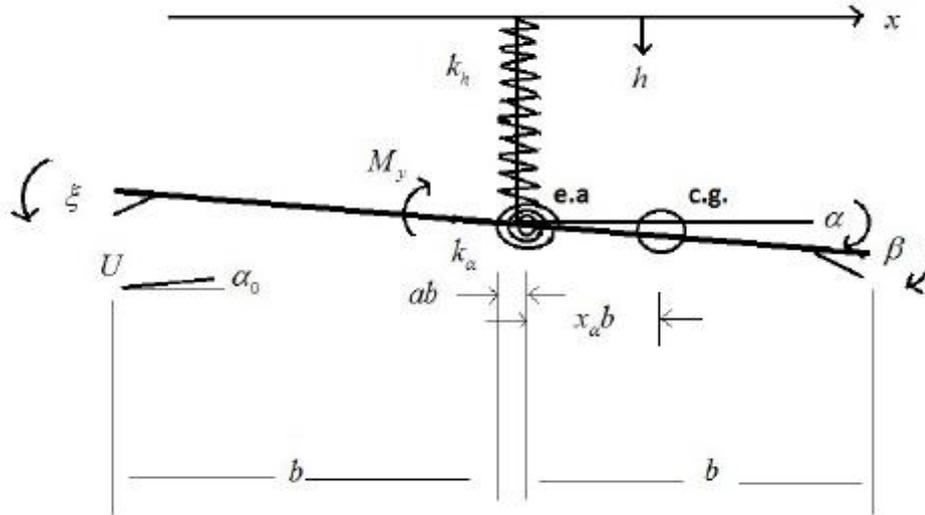


Figura 22 - Sezione tipica ala 2D

Le rigidezze, lineare e torsionale, delle molle sono definite con coefficienti k_h e k_α . Le equazioni del moto di un'ala bidimensionale sono ottenute, considerando lo schema in *Figura 22*, ponendole in funzione dell'energia cinetica e potenziale come segue:

$$m\ddot{h} + mbx_\alpha\ddot{\alpha} + k_h h = L(t)$$

$$mbx_\alpha\ddot{h} + I_\alpha\ddot{\alpha} + k_\alpha\alpha = M_y(t)$$

La velocità di flutter e di divergenza vengono risolte determinando l'equazione caratteristica del sistema bidimensionale. Gli effetti delle superfici di controllo nelle soluzioni di flutter e divergenza sono trascurati poiché non possono apportare gravi cambiamenti nei risultati per una struttura bidimensionale con aerodinamica quasi costante. Quindi il sistema deve essere riorganizzato come segue

$$\begin{Bmatrix} s^2 \bar{h} \\ s^2 \alpha \end{Bmatrix} = \frac{r_\alpha^2}{C(s)} \begin{pmatrix} T_{11} & T_{12} & T_{13} & T_{14} \\ T_{21} & T_{22} & T_{23} & T_{24} \end{pmatrix} \begin{Bmatrix} \bar{h} \\ \alpha \\ \beta \\ \xi \end{Bmatrix}$$

dove T_{ij} (con $i = 1,2$ e $j = 1,2,3,4$) indica le funzioni di trasferimento relative ai fenomeni aeroelastici, mentre r_α è il raggio di rotazione. Il valore di velocità ridotta si può ottenere mediante la formulazione di $T_{13}(T_{h\beta})$ poiché $T_{h\beta}$ indica la stabilità degli spostamenti h influenzati dal movimento della superficie di controllo al bordo di uscita che, nel caso del fenomeno di inversione del comando, risulta:

$$T_{13} = \bar{q}C_{L\beta} \left(\bar{q}C_{M\alpha} \left(1 - \frac{C_{L\alpha}C_{M\beta}}{C_{M\alpha}C_{L\beta}} \right) - 1 - s^2 \left(1 + \frac{C_{M\beta}x_\alpha}{C_{L\beta}r_\alpha^2} \right) \right)$$

2.3 - Analisi flutter caso tridimensionale

Qui di seguito si presenta un metodo analitico per la determinazione della velocità di flutter nel caso di un'ala tridimensionale. In questo caso le equazioni del moto possono essere derivate dalle equazioni di Lagrange. Il limite di flutter viene calcolato introducendo la soluzione $V - g$ in base al termine di smorzamento. Le equazioni per gli spostamenti flessionali e torsionali possono essere date dalle serie:

$$\omega(y, t) = \sum_{i=1}^m \phi(y) \cdot \bar{\omega}_i(t)$$

$$\theta(y, t) = \sum_{i=1}^{n-m} \varphi(y) \cdot \bar{\theta}_i(t)$$

dove ϕ e φ rappresentano rispettivamente il modo flessionale e torsionale mentre $\bar{\omega}_i$ e $\bar{\theta}_i$ sono le coordinate in funzione del tempo. Per definire le equazioni del moto nella condizione di flutter, si devono adoperare le equazioni dell'energia. Innanzitutto si scrive l'equazione generica per l'energia cinetica:

$$T = \frac{1}{2} \int_0^l \int_0^c \dot{\omega}^2 \rho(x, y) dx dy$$

E semplificando lungo l'apertura

$$T = \frac{1}{2} \int_0^l \left(\frac{1}{2} \rho dx \dot{\omega}^2 - \rho x dx \dot{\omega} \dot{\theta} + \frac{1}{2} x^2 \rho dx \dot{\theta}^2 \right) dy$$

L'equazione dell'energia di deformazione può essere ottenuta usando la seguente formula:

$$U = \frac{1}{2} \int_0^l \left(EI \left(\frac{\partial^2 \bar{\omega}}{\partial y^2} \right)^2 + GJ \left(\frac{\partial^2 \bar{\theta}}{\partial y^2} \right)^2 \right) dy$$

dove EI e GJ sono rispettivamente i valori delle rigidità flessionale e torsionale. La massa, il momento statico e il momento di inerzia variano lungo l'apertura e possono essere utilizzati nella definizione dell'equazione di flutter

$$m = \rho dy$$

$$S_y = \rho y dy$$

$$I_y = \rho y^2 dy$$

Per i calcoli di flutter, gli spostamenti devono essere definiti in base a una stazione di riferimento, che è stata posizionata a $3/4$ dalla radice dell'ala. In termini di spostamenti della stazione di riferimento (indicati dal pedice R), le equazioni dell'energia cinetica e della deformazione possono essere riscritte:

$$T = \frac{1}{2} \dot{\omega}_R^2 \int_0^l m \phi(y)^2 dy - \omega_R \dot{\theta}_R \int_0^l S_y \phi(y) \varphi(y) dy + \frac{1}{2} \dot{\theta}_R^2 \int_0^l I_y \varphi^2(y) dy$$

$$U = \frac{1}{2} \omega_\omega^2 \omega_R^2 \int_0^l m \phi^2(y) dy + \frac{1}{2} \omega_\theta^2 \theta_R^2 \int_0^l I_y \varphi^2(y) dy$$

Le equazioni di moto possono sempre essere derivate dalle equazioni di Lagrange, nelle quali le forze sono correlate ai termini aerodinamici (portanza e momento intorno all'asse elastico)

$$Q_\omega = \int_0^l L(y, t) \phi(y) dy$$

$$Q_\theta = \int_0^l M_y(y, t) \varphi(y) dy$$

Per poter determinare gli spostamenti nella stazione di riferimento sopra citata, il moto viene considerato armonico

$$\omega_R(t) = \bar{\omega}_R e^{i\omega t}$$

$$\theta_R(t) = \bar{\theta}_R e^{i\omega t}$$

Utilizzando l'aerodinamica di Theodorsen si possono ricavare inoltre i carichi aerodinamici

$$L(y, t) = \pi\rho_\infty b^3 \omega^2 \cos\Lambda \left[\frac{\omega_R}{b} \phi(y) L_h - \theta_R \varphi(y) \left(L_\alpha - L_h \left(\frac{1}{2} + a \right) \right) \right]$$

$$M(y, t) = \pi\rho_\infty b^4 \omega^2 \cos\Lambda \left[-\frac{\omega_R}{b} \phi(y) \left(M_h - L_h \left(\frac{1}{2} + a \right) \right) \right]$$

$$+ \theta_R \pi\rho_\infty b^4 \omega^2 \cos\Lambda \varphi(y) \left[\left(M_\alpha - (M_h + L_\alpha) \left(\frac{1}{2} + a \right) + L_h \left(\frac{1}{2} + a \right)^2 \right) \right]$$

con Λ angolo di freccia; L_h , L_α , M_h , M_α possono essere definite da funzioni algebriche in termini di frequenza ridotta nel caso di flusso subsonico:

$$L_h = 1 - \frac{2i}{k} C(k)$$

$$L_\alpha = \frac{1}{2} - \frac{i}{k} - \frac{2i}{k} C(k) - \frac{2}{k^2} C(k)$$

$$M_h = \frac{1}{2}$$

$$M_\alpha = \frac{3}{8} - \frac{i}{k}$$

dove $C(k)$ è la funzione di Theodorsen e può esser scritta in termini di frequenza ridotta come:

$$C(k) = 1 + \frac{0.4544ik}{ik + 0.1902}$$

Le equazioni finali di moto che portano alla soluzione della velocità di flutter, vengono determinate combinando i termini strutturali con quelli aerodinamici e vengono così scritte, in forma base, esprimendo con A , B , C e D i coefficienti di flutter

$$A \frac{\bar{\omega}_R}{b_R} + B \bar{\theta}_R = 0$$

$$C \frac{\bar{\omega}_R}{b_R} + D \bar{\theta}_R = 0$$

La soluzione del sistema include termini di smorzamento artificiale per ottenere il valore della velocità di flutter. Quindi deve essere definita una variabile complessa, Z , che contiene questi effetti di smorzamento considerando per semplicità $g_\omega = g_\theta = g$

$$Z = \left(\frac{\omega_\theta}{\omega}\right)^2 (1 + ig)$$

$g = 0$ sarebbe la soluzione ideale per poter determinare le condizioni di flutter.

La determinazione della velocità di flutter per vari valori di rapporto di conicità, angolo di sweep, elasticità e modulo di taglio implica l'uso delle equazioni di flutter e delle frequenze naturali. Quindi, la soluzione di un problema di flutter deve includere due passaggi: la determinazione delle frequenze naturali e il calcolo della velocità di flutter. Il sistema di equazioni di flutter richiede l'uso delle prime frequenze naturali di flessione e torsione. Le frequenze naturali di flessione e gli spostamenti torsionali devono essere risolti distintamente poiché le equazioni correlate hanno significati fisici ed espressioni matematiche diverse. In caso di vibrazione libera, il primo modo si flette. Pertanto, per prima cosa va calcolata la frequenza naturale riferita alla flessione. L'equazione del moto di flessione può essere espressa utilizzando per la rigidità flessionale un valore costante approssimato, indipendente dalla geometria dell'ala.

$$\rho A \frac{\partial^2 \omega}{\partial t^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} \left(EI \frac{\partial^2 \omega}{\partial y^2} \right) = 0$$

Si possono poi esprimere gli spostamenti flessionali come un prodotto di due funzioni a singola variabile, dipendenti dallo spazio e dal tempo

$$\omega(y, t) = M(y) \cdot N(t)$$

Nel caso flessionale, visto che l'ala può essere schematizzata come una trave vincolata in un estremo e libera di muoversi all'altro, si utilizzano 4 condizioni al contorno per poter calcolare l'esatto valore della frequenza naturale associata: $\omega(0, t) = 0$, $\omega_y(0, t) = 0$, $\omega_{yy}(L, t) = 0$ e $\omega_{yyy}(L, t) = 0$.

Il secondo modo di vibrare include un modo torsionale, in questo caso l'equazione del moto per la frequenza naturale della torsione è data da

$$\frac{\partial T}{\partial y} = \rho I_p \frac{\partial^2 \theta}{\partial t^2}$$

con T torsione e I_p momento polare d'inerzia. Si può così determinare la frequenza naturale relativa al modo torsionale utilizzando altre condizioni al contorno: $\theta(0, t) = 0$ e $T(L, t) = 0$.

2.4 - Modello AGARD 445.6

L'ala è stata modellizzata come un solido costituito da materiale ortotropo il cui spessore è dato dall'andamento del profilo alare simmetrico NACA 65A004 [7]. L'ala ha un angolo di 45° della linea dei quarti, un *aspect ratio* di 1.65 e un *taper ratio* di 0.66. Le proprietà del materiale son state prese dai vari casi in letteratura [8] [9] e sono le seguenti:

$$E_1 = 3.1511 \text{ GPa}$$

$$E_2 = 0.4162 \text{ GPa}$$

$$G = 0.4392 \text{ GPa}$$

$$\nu = 0.31$$

$$\rho = 381.98 \text{ kg/m}^3$$

con E_1 e E_2 rispettivamente moduli elastici in direzione longitudinale e parallela, G rappresenta il modulo di taglio, ν coefficiente di Poisson e ρ densità dell'ala. La corda alla radice è di $c_r = 0.558 \text{ [m]}$, all'estremità $c_t = 0.368 \text{ [m]}$ e la semi-apertura $b = 0.762 \text{ [m]}$ come possibile vedere in *Figura 23*.

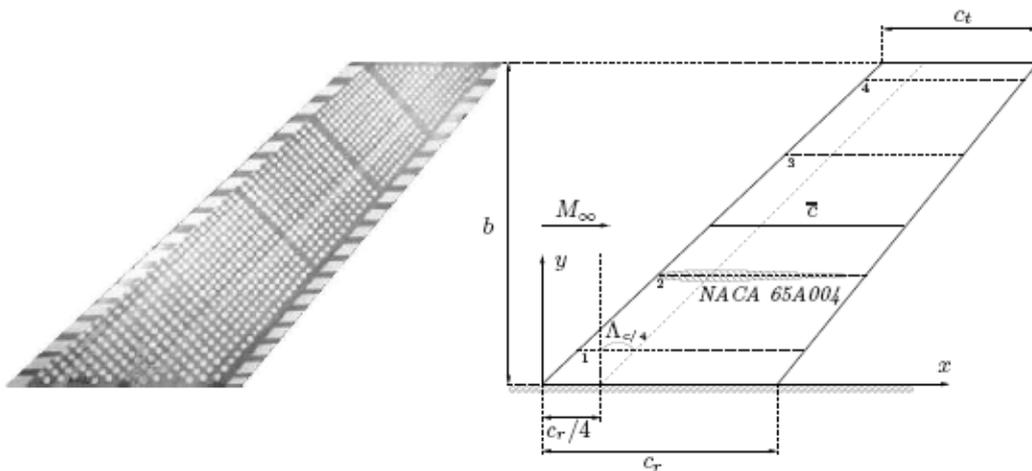


Figura 23 - Modello AGARD 445.6

Il modello è stato quindi riprodotto su *SOLIDWORKS* ed importato nel software *FEMAP* per poterlo studiare. Una volta in *FEMAP* si è creata una mesh strutturale del tipo

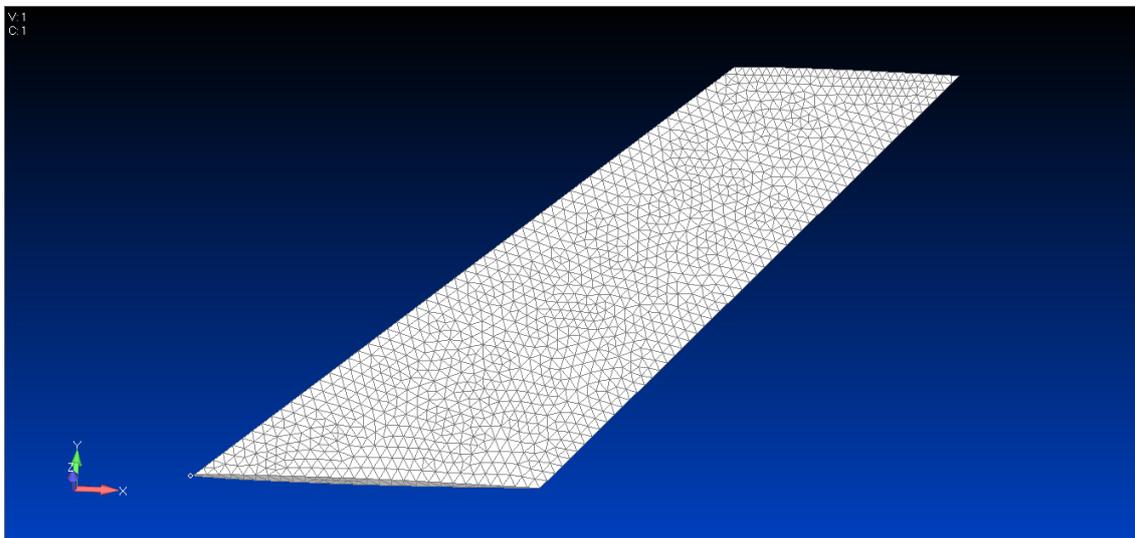


Figura 24 - Mesh strutturale AGARD 445.6

Creata la mesh e date le proprietà del materiale elencate in precedenza, si è passati all'impostazione dell'analisi aeroelastica. Per fare ciò, si è dovuto innanzitutto creare una seconda mesh, aerodinamica:

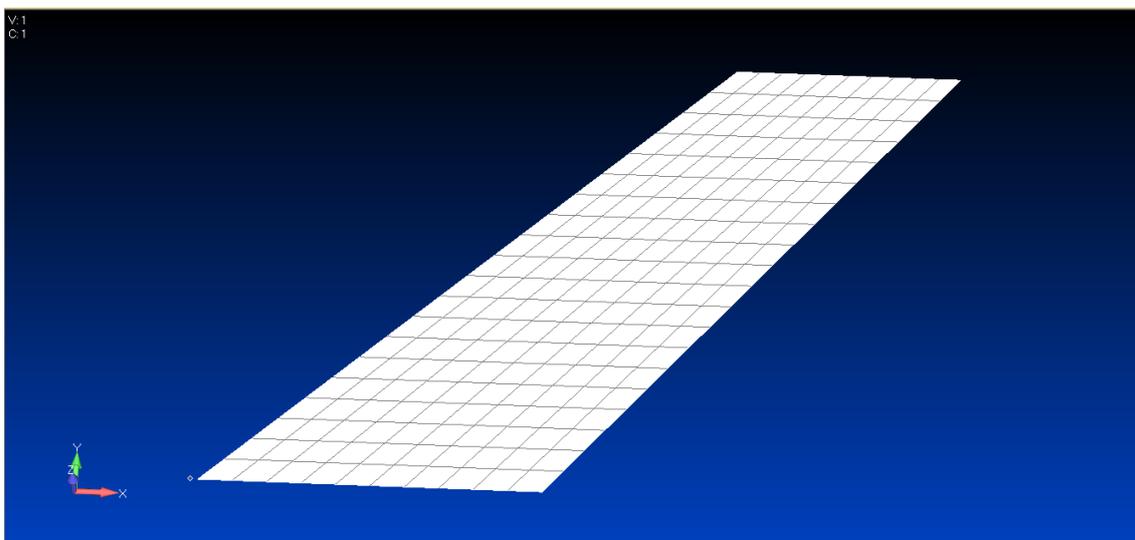


Figura 25 - Mesh aerodinamica AGARD 445.6

Fatto ciò, si son dovute collegare le due mesh create, strutturale e aerodinamica, per poter procedere con lo studio del flutter. La funzione che riesce a collegare le due mesh, già interna al software, è la spline, ovvero un'interpolazione che si presenta in tre diverse applicazioni:

- spline lineari, che consentono gradi di libertà torsionale e flessionale;
- spline superficie, che verranno utilizzate nel nostro caso;
- un'interpolazione definita dall'utente.

I gradi di libertà, nel caso aerodinamico, risultano dipendenti, mentre, nel caso strutturale, sono indipendenti, scelti in NX Nastran, e possono contenere qualsiasi componente della mesh. Se ne ricava una matrice capace di raccogliere entrambe le tipologie di dato. I gradi di libertà strutturali possono includere qualsiasi componente della mesh.

Sono quindi necessarie due trasformazioni: l'interpolazione degli spostamenti strutturali agli spostamenti aerodinamici e la relazione tra le forze aerodinamiche e le forze strutturalmente equivalenti che vanno ad agire sui punti della mesh strutturale.

I metodi di splining portano a una matrice di interpolazione $[G_{kg}]$ che mette in relazione le componenti degli spostamenti di un punto della mesh strutturale $\{u_g\}$ agli spostamenti dei punti della mesh aerodinamica $\{u_k\}$

$$\{u_k\} = [G_{kg}]\{u_g\}$$

Per quanto riguarda la relazione di forze, si assume, inizialmente, che forze aerodinamiche e strutturali siano equivalenti, ovvero che i due sistemi deflettano la struttura in egual misura.

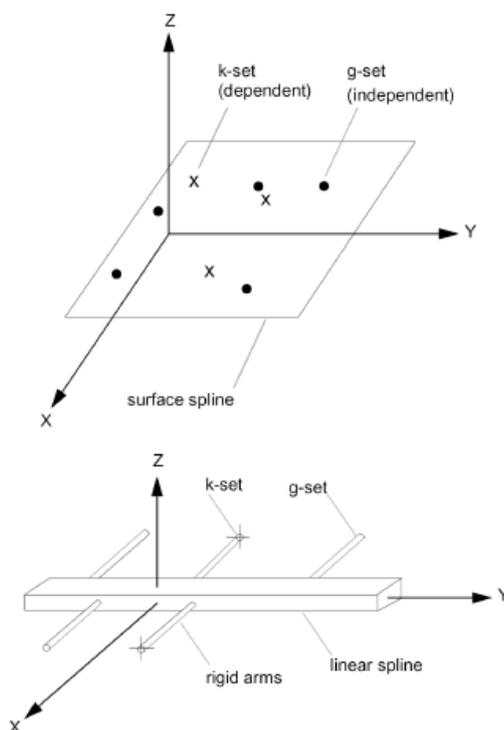


Figura 26 - Spline e loro sistema di riferimento

Le forze aerodinamiche $\{F_k\}$ e i loro rispettivi valori strutturali $\{F_g\}$ che agiscono sui punti della mesh strutturale, eseguono lo stesso lavoro virtuale nelle rispettive modalità di spostamento

$$\{\partial u_k\}^T \{F_k\} = \{\partial u_g\}^T \{F_g\}$$

dove $\{\partial u_k\}$ e $\{\partial u_g\}$ rappresentano gli spostamenti virtuali. Riscrivendo il tutto in funzione delle precedenti equazioni si ricava

$$\{\partial u_g\}^T \left([G_{kg}]^T \{F_k\} - \{F_g\} \right) = 0$$

Da cui l'equazione della trasformazione della forza

$$\{F_g\} = [G_{kg}]^T \{F_k\}$$

2.5 - Validazione modello AGARD 445.6

In primis, si svolge un'analisi modale dalla quale si ottengono i modi di vibrare del modello con le relative frequenze:

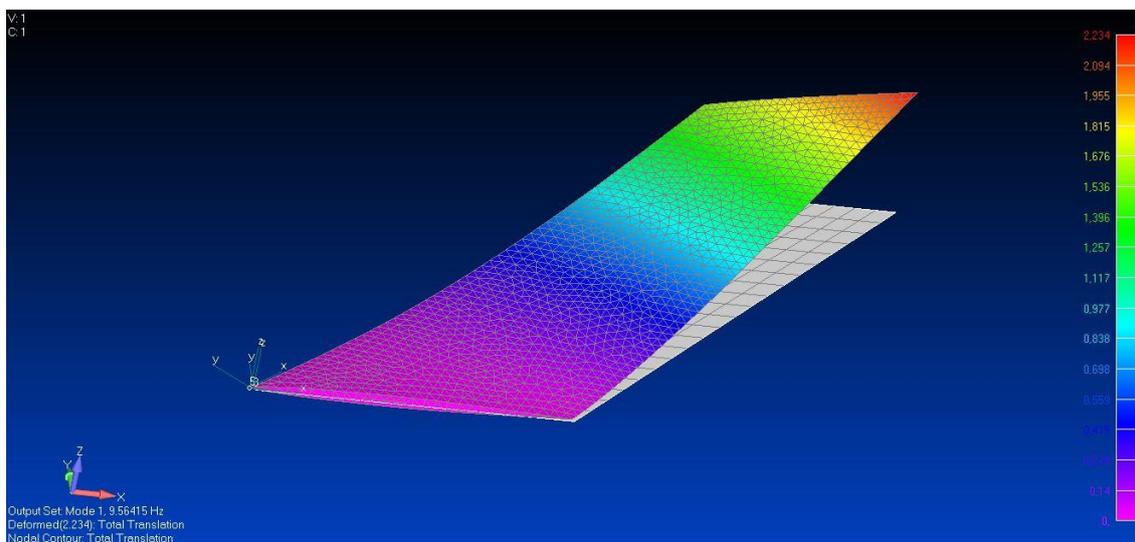


Figura 27 - Primo modo - Prima flessione ($f = 9.56$ Hz)

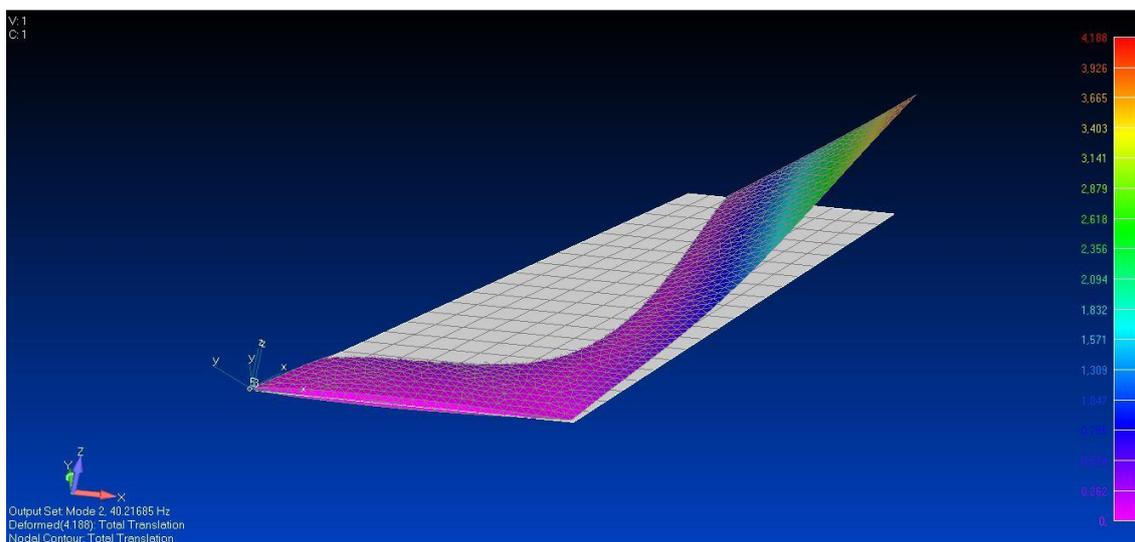


Figura 28 - Secondo modo - Prima torsione ($f = 40.21$ Hz)

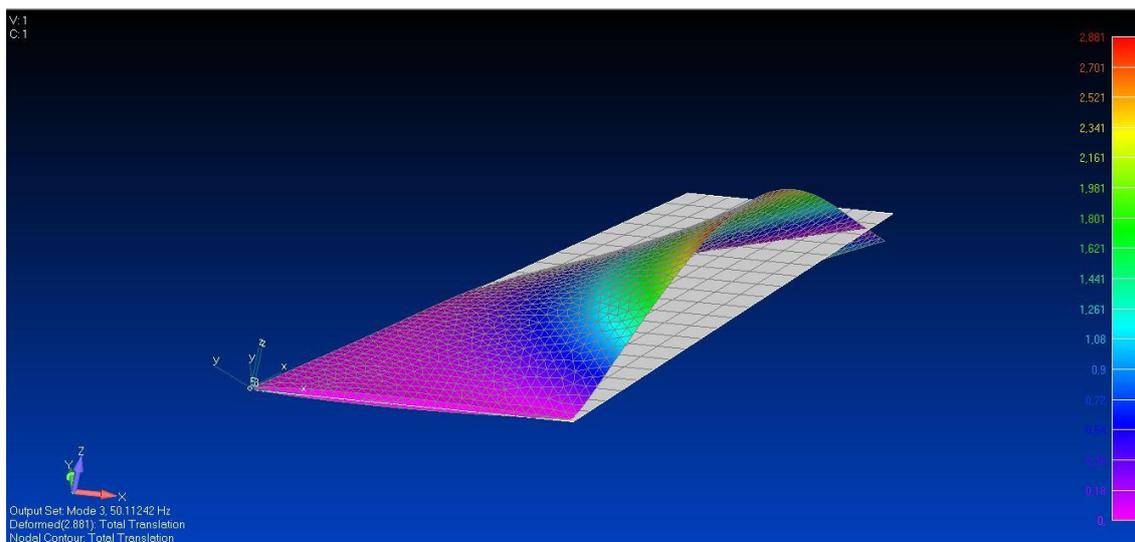


Figura 29 - Terzo modo - Seconda flessione ($f = 50.11$ Hz)

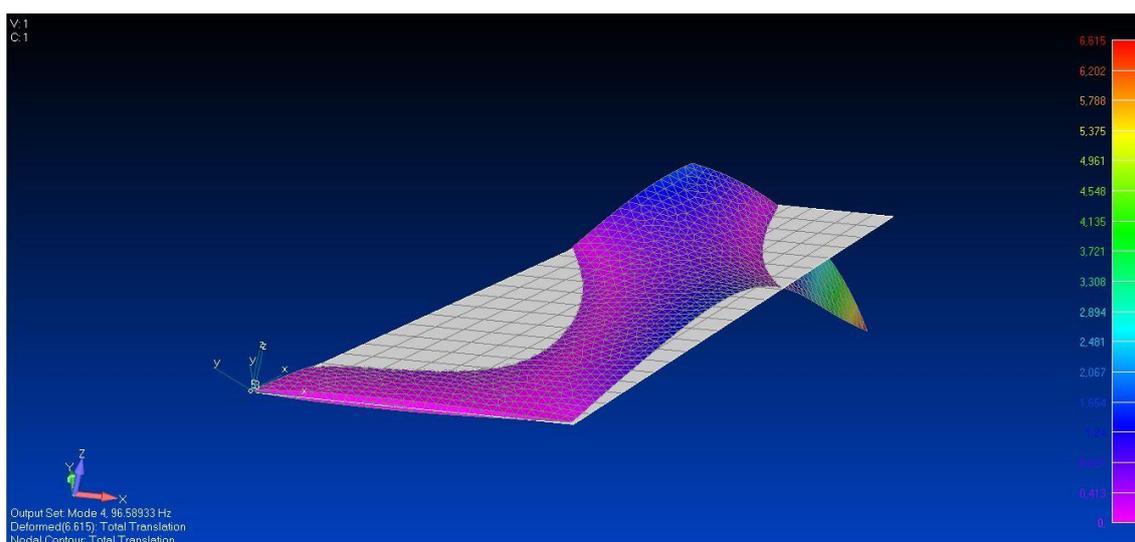


Figura 30 - Quarto modo - Seconda torsione ($f = 96.59$ Hz)

A questo punto è possibile confrontare i risultati ottenuti con quelli già assunti preliminarmente in letteratura e, come si nota dalla *Tabella 11*, i dati non differiscono di tanto tra loro:

	<i>Modo 1</i>	<i>Modo 2</i>	<i>Modo 3</i>	<i>Modo 4</i>
<i>Sperimentale</i>	9.60 Hz	38.10 Hz	50.70 Hz	98.50 Hz
<i>Kolonay</i>	9.63 Hz	37.12 Hz	50.50 Hz	89.94 Hz
<i>Beaubien [8]</i>	9.46 Hz	39.44 Hz	49.71 Hz	94.39 Hz
<i>ZAERO [10]</i>	9.57 Hz	38.17 Hz	48.35 Hz	91.55 Hz
<i>Calcolato</i>	9.56 Hz	40.21 Hz	50.11 Hz	96.59 Hz

Tabella 11 - Modi di vibrare AGARD 445.6

Per il calcolo del flutter, tra i vari metodi possibili, si è scelto di utilizzare il metodo PK. L'equazione fondamentale per un'analisi modale con questo metodo è la seguente

$$\left[M_{hh}p^2 + \left(B_{hh} - \frac{1}{4}\rho\bar{c}VQ_{hh}^I/k \right)p + \left(K_{hh} - \frac{1}{2}\rho V^2 Q_{hh}^R \right) \right] \{u_h\} = 0$$

con

Q_{hh}^I = matrice di smorzamento aerodinamico, funzione del numero di Mach, di m e della frequenza ridotta k (parte immaginaria della matrice delle forze aerodinamiche $Q_{hh}(m, k)$);

Q_{hh}^R = matrice di rigidità aerodinamica, funzione del numero di Mach, di m e della frequenza ridotta k (parte reale della matrice delle forze aerodinamiche $Q_{hh}(m, k)$);

p = autovalore = $\omega(\gamma \pm i)$;

$$k = \left(\frac{\bar{c}}{2V} \right) Im(p)$$

Nel caso del PK, la soluzione viene riscritta come $[A - pI]\{\bar{u}_h\} = 0$ con $[A]$ matrice reale

$$[A] = \begin{bmatrix} 0 & \\ -M_{hh}^{-1} \left[K_{hh} - \frac{1}{2} \rho V^2 Q_{hh}^R \right] & -M_{hh}^{-1} \left[B_{hh} - \frac{1}{4} \rho \bar{c} V Q_{hh}^I / k \right] \end{bmatrix}$$

e $\{u_h\}$ ora include sia gli spostamenti modali sia la velocità. Gli autovalori della matrice reale $[A]$ sono coppie di coniugati reali o complessi. Per le radici reali, lo smorzamento è espresso come il coefficiente di decadimento, che è la distanza percorsa (misurata in lunghezze di corda) a metà (o doppia) ampiezza

$$g = 2\gamma = \frac{2p\bar{c}}{(\ln 2)V}$$

L'iterazione inizia con $k = 0$ [Q_{hh}^R e Q_{hh}^I/k sono estrapolati a $k = 0$ dai valori disponibili di $Q_{hh}(m, k)$] e tutte le radici reali soddisfano immediatamente l'equazione di k ma le radici complesse no. L'iterazione per le radici complesse procede come segue. In generale, le coppie complesse di autovalori sono scritte come

$$p_{rs}^{(j)} = \omega_{rs}^{(j)} (\gamma_{rs}^{(j)} \pm i)$$

dove con r si indica il numero del modo oscillatorio ordinato per frequenza ($\omega_{1s} < \omega_{2s} < \dots$), s rappresenta il modo oscillatorio in questione e j l'iterazione e quindi la frequenza ridotta è data da

$$k_s^{(j)} = \omega_{ss}^{(j)} \left(\frac{\bar{c}}{2V} \right)$$

La convergenza al primo modo oscillatorio avviene quando

$$\left| k_1^{(j)} - k_1^{(j-1)} \right| < 0.001 \text{ per } k_1^{(j-1)} < 1$$

$$\left| k_1^{(j)} - k_1^{(j-1)} \right| < 0.001 \cdot k_1^{(j-1)} \text{ per } k_1^{(j-1)} \geq 1$$

Indicando gli autovalori complessi coniugati con

$$p_{rs}^{(c)} = \omega_{rs}^{(c)} (\gamma_{rs}^{(c)} \pm i)$$

Dove solamente $p_{ss}^{(c)}$ soddisfa entrambe le condizioni di k e della matrice $[A]$. La ricerca del prossimo modo oscillatorio inizia aumentando s di uno, dando così la frequenza ridotta

$$k_s^{(0)} = \omega_{s,s-1}^{(c)} \left(\frac{\bar{c}}{2V} \right)$$

L'iterazione procede fino a che non si soddisfa una delle due relazioni seguenti

$$\begin{aligned} |k_s^{(j)} - k_s^{(j-1)}| &< 0.001 \text{ per } k_s^{(j-1)} < 1 \\ |k_s^{(j)} - k_s^{(j-1)}| &< 0.001 \cdot k_s^{(j-1)} \text{ per } k_s^{(j-1)} \geq 1 \end{aligned}$$

La comodità e il vantaggio di questo metodo è che produce direttamente dei risultati per dei valori di velocità, a differenza dei metodi K e KE che richiedono un processo iterativo per determinare la frequenza ridotta. Inoltre, lo smorzamento dato da $2\gamma_{ss}^{(c)}$ è una stima molto più realistica dello smorzamento, rispetto al parametro g , che è un artificio matematico.

Per poter calcolare i vari valori di frequenze e smorzamenti, in modo da condurre l'analisi di flutter, bisogna prendere i valori delle frequenze ricavati con l'analisi modale e calcolare le frequenze ridotte k da mettere in funzione del Mach. Per fare ciò, considerato un range di valori di velocità, si vanno a calcolare la frequenza ridotta minima e massima

$$k_{min} = \frac{\pi c f_{min}}{V_{max}} \quad k_{max} = \frac{\pi c f_{max}}{V_{min}}$$

Nel nostro caso, avendo considerato un range di velocità che va da 50 a 300 [m/s] ed una corda media di 0.44 [m], si avranno una $k_{min} = 0.044$ [Hz] e una $k_{max} = 2.67$ [Hz].

I risultati sperimentali, pubblicati nel 1963, sono dati dalla prova condotta nella galleria del vento *NASA Langley Transonic Dynamics Tunnel* e sono rappresentati mediante la formulazione del coefficiente di flutter, per un range di valori di Mach che va da 0.338 a 1.141. [8] Il coefficiente di flutter è espresso mediante la seguente formula

$$U = \frac{U_\infty}{(b_s \omega_\alpha \sqrt{\mu})}$$

dove con U_∞ si intende la velocità del flusso nel caso di flutter, b_s rappresenta la semiapertura alare, ω_α è la frequenza del primo modo torsionale (40.21 Hz) e $\mu = m/(\rho_\infty V)$ dove $m = 1.693$ [kg] è la massa dell'ala, $V = 0.13$ [m²] è il relativo volume e ρ_∞ è la densità del flusso. L'andamento del coefficiente di flutter, considerati i risultati di tutti i casi di Mach studiati, anche in questo caso, è simile a quello in letteratura, andando a diminuire con l'aumento del numero di Mach fino ad un valore, che, grosso modo, corrisponde all'inizio del transonico dove salirà fino a raggiungere con buona approssimazione, per valori ormai supersonici, i valori iniziali:

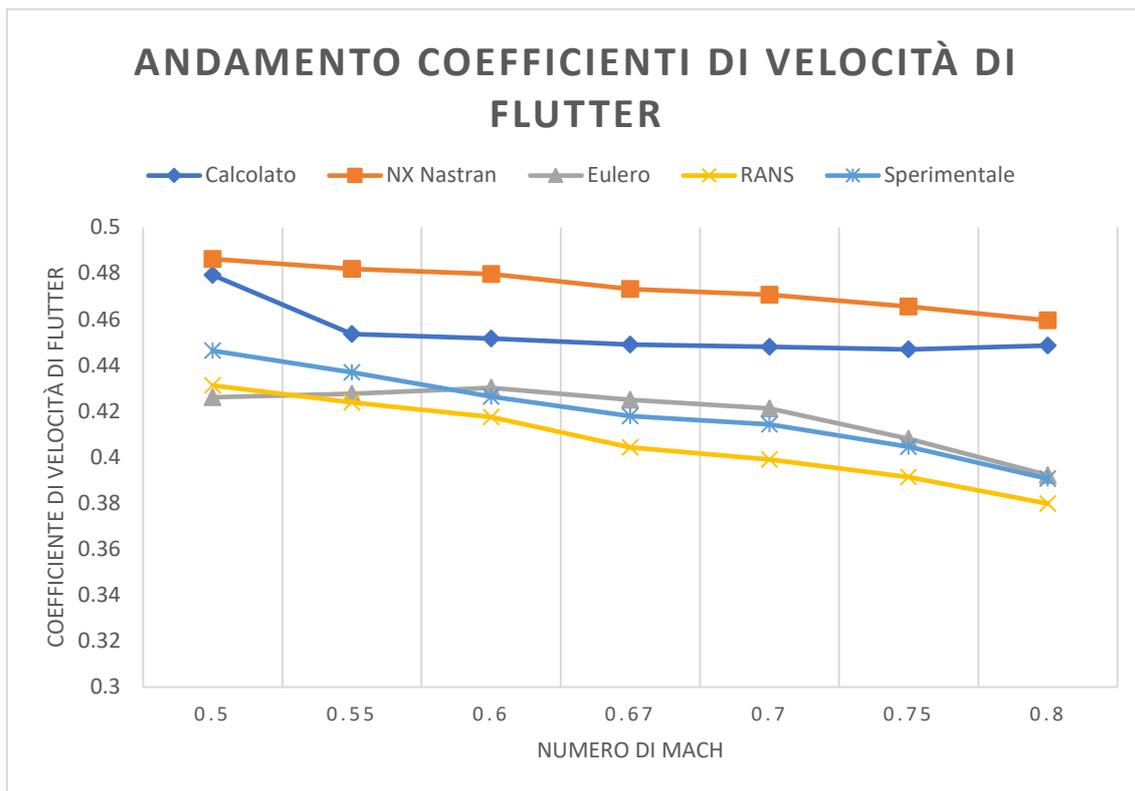


Figura 31 - Andamento Coefficienti di velocità di flutter

<i>Mach</i>	<i>Velocità Flutter</i>	<i>Coeff Flutter</i>
<i>0.5</i>	129.3 m/s	0.4792
<i>0.55</i>	122.4 m/s	0.4536
<i>0.6</i>	121.85 m/s	0.4516
<i>0.67</i>	121.14 m/s	0.4489
<i>0.7</i>	120.87 m/s	0.4479
<i>0.75</i>	120.57 m/s	0.4468
<i>0.8</i>	121.03 m/s	0.4485

Tabella 12 - Andamento Coefficienti di velocità di flutter

Si illustrano di seguito i grafici velocità-smorzamento (V-g) e velocità-frequenza (V-f) per il valore di Mach 0.5.

Dal grafico V-g, è possibile estrarre un valore di velocità di flutter andando a verificare il primo punto in cui un modo di vibrare passa da negativo a positivo; nel caso a Mach 0.5 questo avviene a 129.3 [m/s]. Inoltre, dal grafico V-f, è possibile notare come i primi due modi di vibrare vadano ad accoppiarsi nell'intorno del valore della velocità di flutter, denotando così una zona critica per quei valori di velocità compresi tra 120 e 140 [m/s], anche questi confermati dai dati in letteratura.

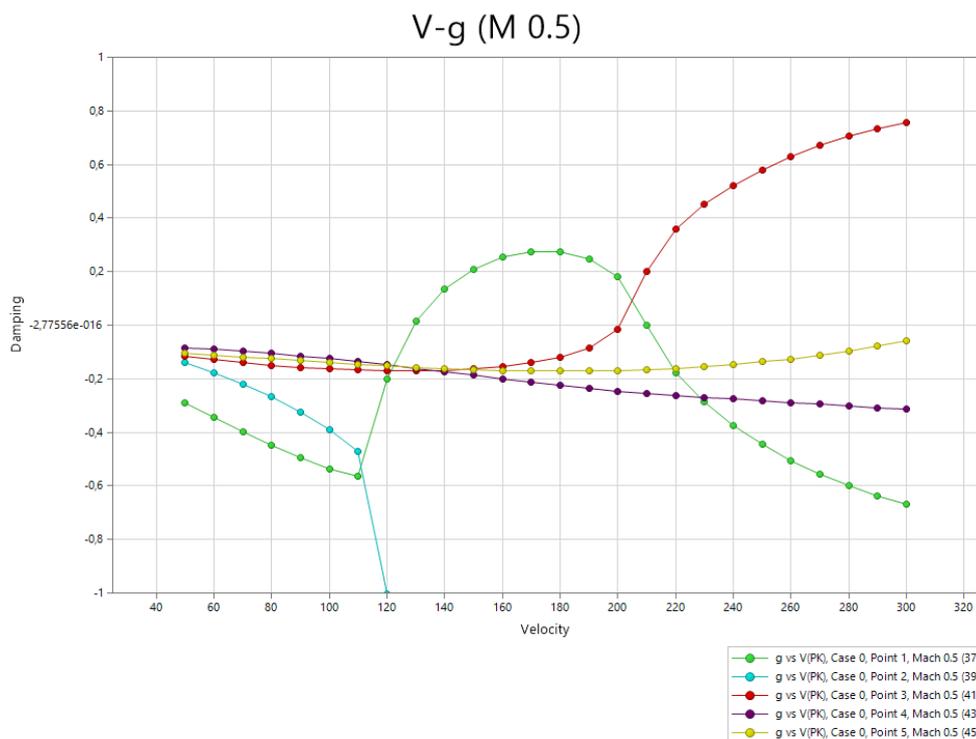


Figura 32 - Grafico V-g Mach 0.5

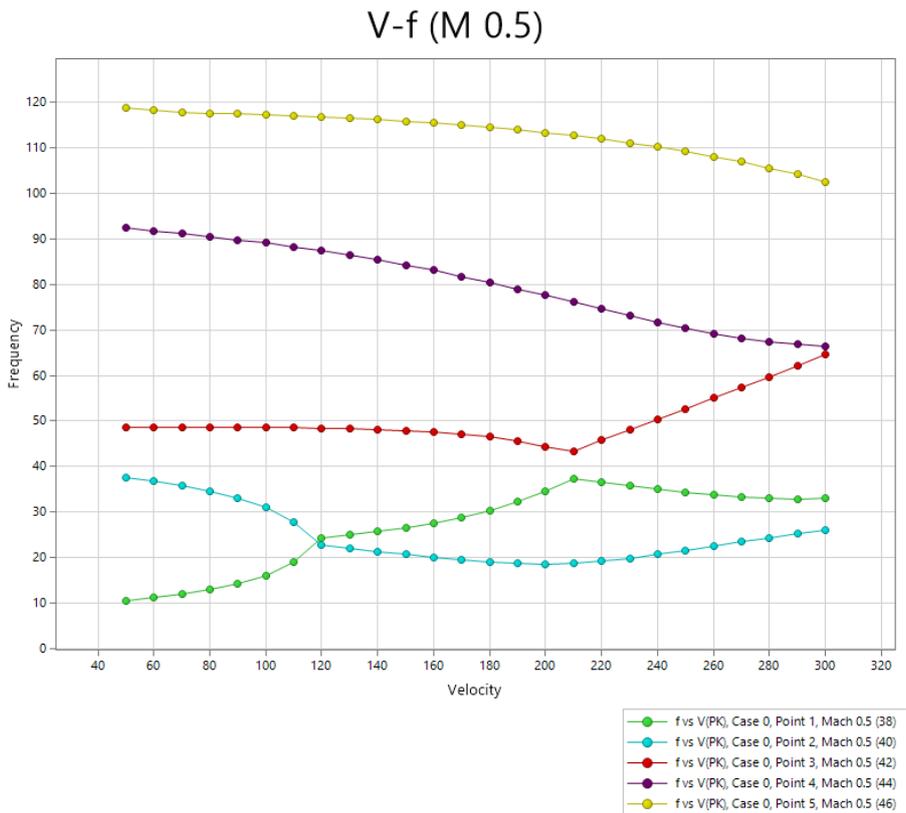


Figura 33 - Grafico V-f Mach 0.5

Capitolo 3

Modello Ala *UCAV* e Analisi Statica

In questo capitolo verrà presentato il modello d'ala ottenuto dal dimensionamento preliminare svoltosi nel *Capitolo 1*.

Verranno illustrati la geometria del modello e il profilo alare scelto in fase di progettazione preliminare. Per una comodità di studio e per una praticità all'interno del software *FEMAP*, si suddividerà l'ala in più gruppi strutturali e si attribuirà ad ognuno di essi una tipologia di materiale con determinate caratteristiche meccaniche. Verranno applicati i carichi calcolati con *AVL* (cfr. *Capitolo 1*) e analizzate entrambe le condizioni di carico studiate, V_A e V_D , per calcolare quale delle due sia effettivamente quella dimensionante e unica da tenere in considerazione. Ricavata la condizione dimensionante, se ne calcoleranno i diagrammi di taglio e momento. Illustrato, dunque, il modello nella sua interezza, si procederà con l'analisi statica e si otterrà un determinato *failure index* che verrà studiato e, se maggiore di un valore unitario, verranno condotte ulteriori analisi, modificando le proprietà dei materiali, fino ad ottenere un valore strutturalmente accettabile e un valore di spostamento/deformazione lungo l'asse z .

3.1 - Modello Ala UCAV

Dall'analisi di velivoli simili, e dalla considerazione dei requisiti di missione definiti nel lavoro di dimensionamento preliminare svoltosi nel *Capitolo 1*, si sono definite le caratteristiche geometriche dell'ala del nostro velivolo. Innanzitutto se ne è definito il profilo alare scegliendo, visti i requisiti richiesti, un profilo alare NACA66-212 del quale si riportano i grafici presenti sull'*Abbott* [12] a definirne l'andamento dei coefficienti di portanza e momento, nonché le stazioni e le ordinate date in percentuali della corda (cfr. *Figura 34, Figura 35, Figura 36*).

Dal dimensionamento preliminare sono stati ottenuti per l'ala i seguenti risultati:

- Superficie alare $S = 58 [m^2]$;
- Apertura alare $b = 25.9 [m]$;
- Freccia alare $\Lambda = 35^\circ$;
- Corda alla radice $c_r = 3.8537 [m]$;
- Corda in mezzzeria $c_k = 2.1506 [m]$;
- Corda all'estremità $c_t = 1.0522 [m]$.

L'ala presenta un angolo diedro di 8° dalla radice alla mezzzeria. Il modello è stato inizialmente creato su *CATIA V5* (in collaborazione con l'Ufficio Avamprogetto di Leonardo S.p.A.) generando un modello semplificato della struttura alare e solo in un secondo momento importato nel software *FEMAP*. La scelta è stata dettata dalla praticità della creazione della mesh strutturale e dei vari gruppi su *CATIA V5*.

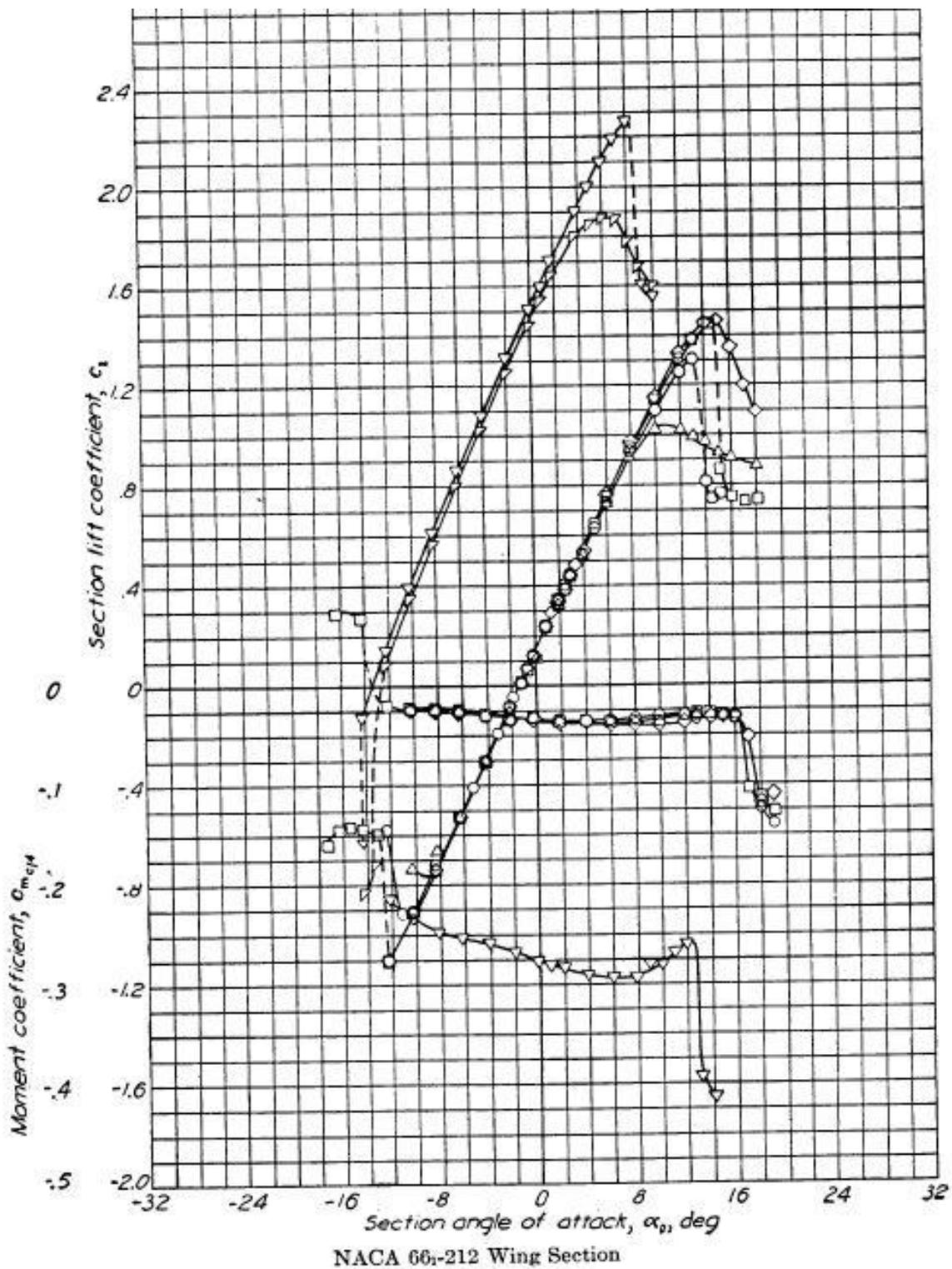


Figura 34 - Profilo NACA 66-212 andamento coefficienti

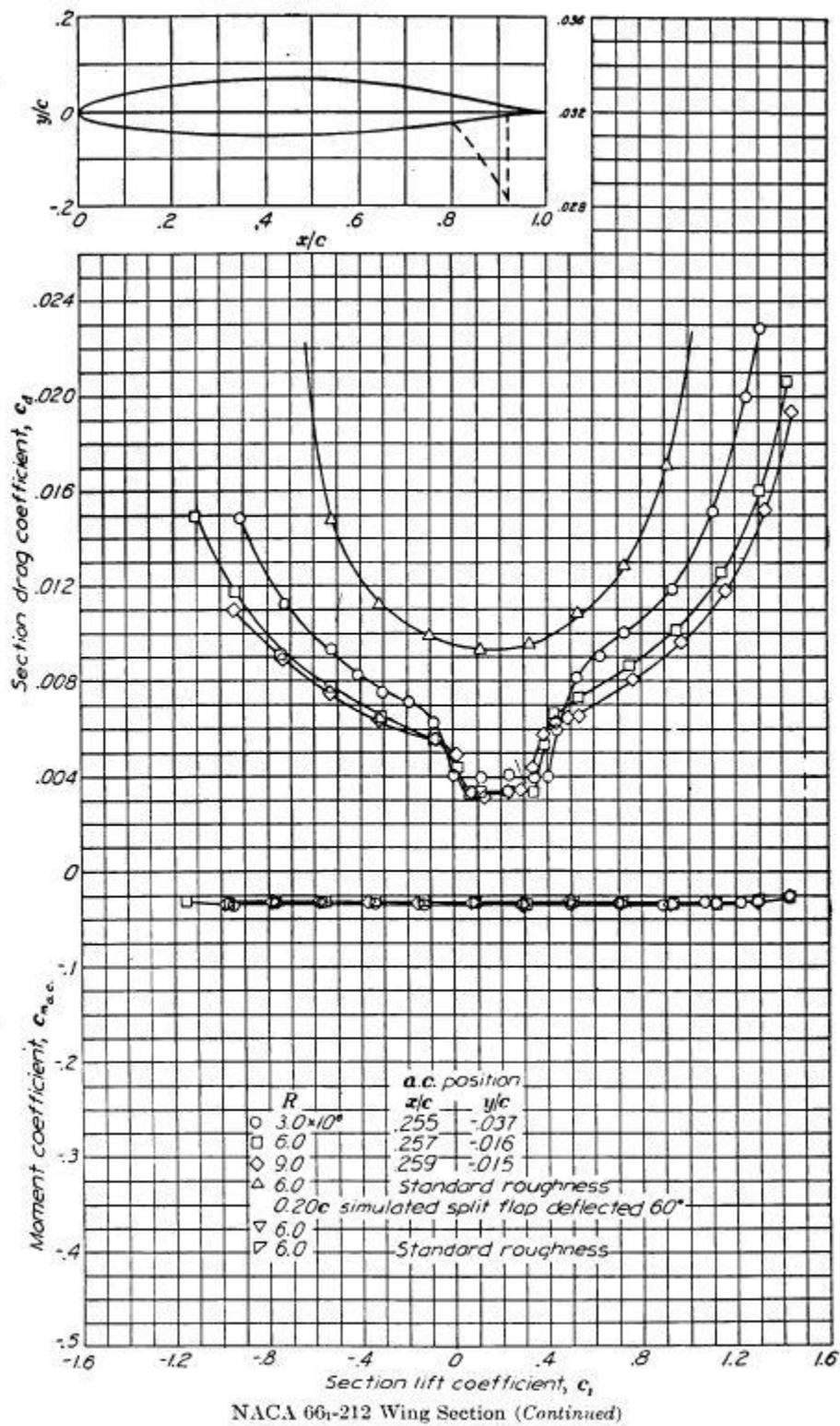


Figura 35 - Profilo NACA 66-212

NACA 66,-212
(Stations and ordinates given in
per cent of airfoil chord)

Upper surface		Lower surface	
Station	Ordinate	Station	Ordinate
0	0	0	0
0.424	0.953	0.576	- 0.853
0.666	1.154	0.834	- 1.014
1.156	1.462	1.344	- 1.248
2.395	1.991	2.605	- 1.619
4.883	2.809	5.117	- 2.177
7.379	3.459	7.621	- 2.611
9.878	4.011	10.122	- 2.977
14.883	4.905	15.117	- 3.559
19.894	5.596	20.106	- 4.004
24.908	6.132	25.092	- 4.342
29.925	6.539	30.075	- 4.595
34.943	6.833	35.057	- 4.773
39.962	7.018	40.038	- 4.876
44.981	7.095	45.019	- 4.905
50.000	7.068	50.000	- 4.862
55.019	6.931	54.981	- 4.741
60.036	6.659	59.964	- 4.517
65.051	6.169	64.949	- 4.109
70.061	5.487	69.939	- 3.543
75.066	4.661	74.934	- 2.871
80.065	3.739	79.935	- 2.147
85.057	2.755	84.943	- 1.409
90.043	1.750	89.957	- 0.716
95.022	0.789	94.978	- 0.157
100.000	0	100.000	0

L.E. radius: 0.952
Slope of radius through L.E.: 0.084

Figura 36 - Stazioni e ordinate in percentuale della corda

3.2 - Definizione del materiale

Stabilito che il velivolo fosse da progettare in materiale composito, si è fatto affidamento al database offerto da *AGATE (Advanced General Aviation Transport Experiments)* [13] e si è scelta una fibra *TORAY T700* sia nel caso di elementi *BEAM* che nel caso dei laminati:

- TORAY T700GC-12K-31E/#2510 unidirezionale per gli elementi *BEAM*,
- TORAY T700SC-12K-50C/#2510 per gli elementi laminati.

Un materiale unidirezionale è quello in cui la maggior parte delle fibre si sviluppa in una sola direzione principale (cfr. *Figura 37*). Se sono presenti altre fibre, queste hanno il semplice compito di tenere unite le altre.

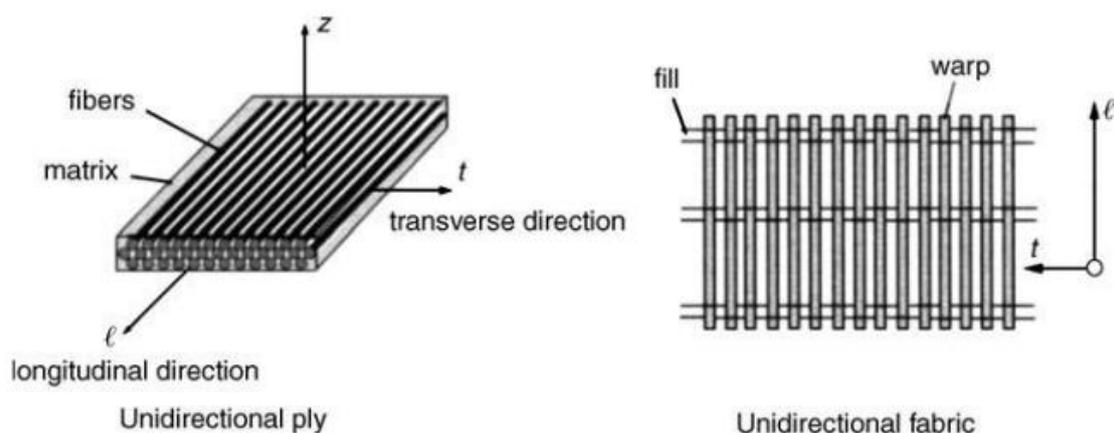


Figura 37 - Orientamento delle fibre negli strati unidirezionali

A tutti gli elementi *BEAM*, si è attribuito un materiale unidirezionale isotropo del quale è possibile scrivere la relazione sforzo-deformazione in forma matriciale

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E} & -\frac{\nu}{E} & 0 \\ -\frac{\nu}{E} & \frac{1}{E} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix}$$

Dove le tre costanti elastiche sono:

- E, rappresenta il modulo di elasticità longitudinale (o modulo di Young);
- ν , rappresenta il coefficiente di Poisson, che misura come il campione di materiale, sottoposto ad una sollecitazione monodirezionale longitudinale, si restringe o si dilata;
- G, rappresenta il modulo di elasticità tangenziale.

La relazione tra di esse è data dalla formula $G = \frac{E}{2(1+\nu)}$.

I laminati sono, invece, una disposizione alternata di materiale a strati, composti da fibre tenute insieme da una matrice, e sono stati distribuiti in maniera differente in base all'elemento strutturale a cui dovevano essere applicati (alcuni a due strati, alcuni a tre, altri a quattro ed altri ancora a cinque)

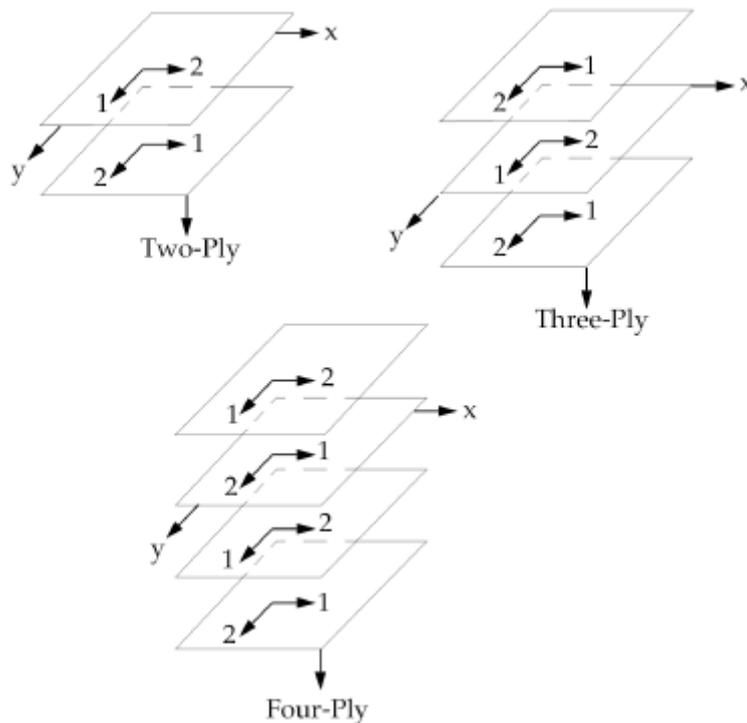


Figura 38 - Esempi di laminati

3.3 - Suddivisione gruppi strutturali e applicazione carichi

Definito il materiale, si è suddiviso il modello in vari gruppi di elementi:

- Gruppo centine (*Figura 39*);
- Gruppo longheroni (*Figura 40*);
- Gruppo solette (*Figura 41*);
- Gruppo *skin* (*Figura 42*).

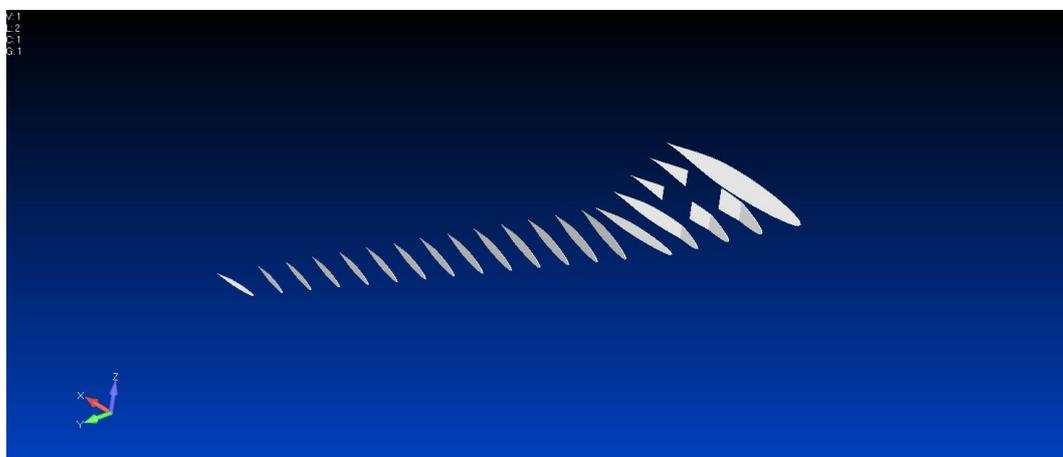


Figura 39 - Gruppo Centine Ala *UCAV*



Figura 40 - Gruppo Longheroni Ala *UCAV*



Figura 41 - Gruppo Solette Ala UCAV

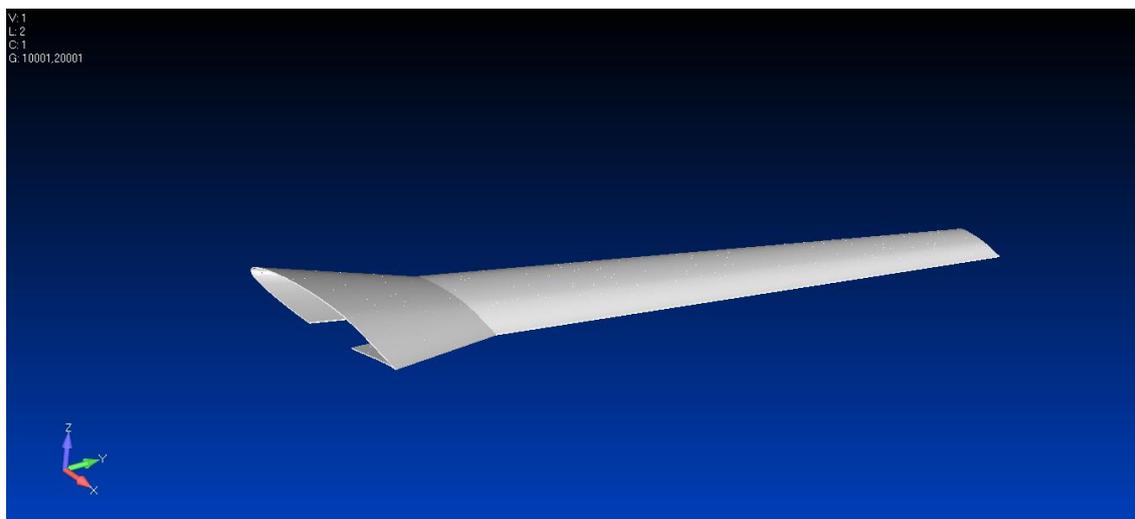


Figura 42 - Skin dorso e ventre Ala UCAV

Una volta definiti i materiali da utilizzare e suddiviso il modello nei gruppi elencati, si sono attribuiti delle prime caratteristiche e dimensioni di prova e si è potuto caricare la struttura, distribuendo i valori delle pressioni limite, calcolati mediante il software *AVL* (cfr. *Capitolo 1*), su tutta la geometria del modello. L'ala, dunque, è stata caricata con entrambe le condizioni di carico studiate (V_A e V_D) e, da una prima analisi, si è riscontrato che, tra le due

condizioni, quella dimensionante fosse V_D in quanto presentava valori di *failure index* e di spostamenti più elevati rispetto a quelli del caso V_A .

Si precisa che, per il dorso e per il ventre si è utilizzato un diverso caricamento cioè, per rendere più realistico il tutto, si è considerata una divisione dei carichi di questo tipo:

- 2/3 sul dorso;
- 1/3 sul ventre.

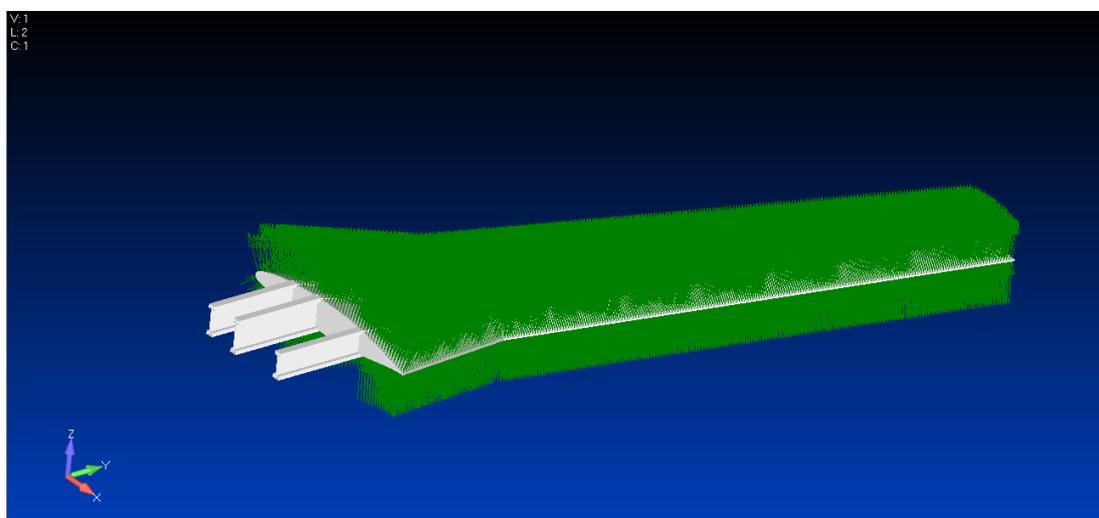


Figura 43 - Distribuzione pressioni Ala UCAV

3.4 - Casi e Risultati di Analisi Statica

Per poter ottenere un risultato definitivo ed accettabile di *failure index* e di spostamenti, si sono condotte più analisi statiche, modificando, di volta in volta, le caratteristiche meccaniche del modello, andando ad agire su spessori, disposizione delle pelli di materiale, irrobustimenti, etc....

Per la prima analisi considerata, sono state definite le seguenti caratteristiche di partenza:

- Centine e *skin*, di dorso e ventre, definite da una distribuzione simmetrica di due strati di materiale T700 *fabric* di spessore 0.2184 [mm] disposti a 45°, tra le pelli, è stato disposto uno strato di schiuma PVC di spessore 20 [mm];
- Longheroni definiti da una disposizione di tre strati del solito materiale *fabric* con l'interposizione dello strato di schiuma da 20 [mm];
- Solette di dimensione 50x100 [mm] definite da materiale unidirezionale Isotropo dello spessore di 0.1524 [mm].

Con queste caratteristiche, si è condotta l'analisi e si sono ottenuti i seguenti risultati di *failure index* per ogni gruppo in parte:

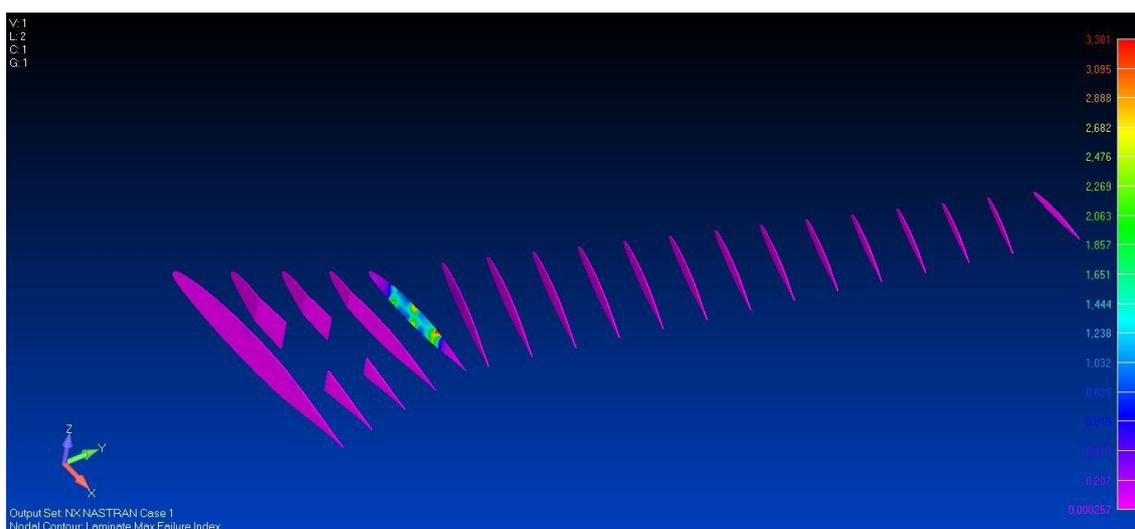


Figura 44 - *Failure index* Gruppo Centine = 3.301

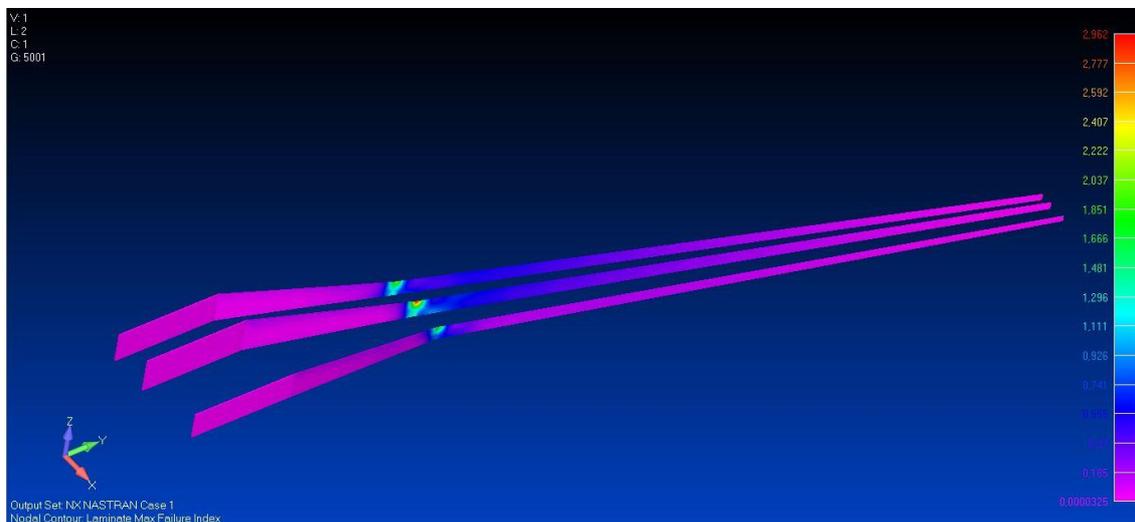


Figura 45 - *Failure index* Gruppo Longheroni = 2.962

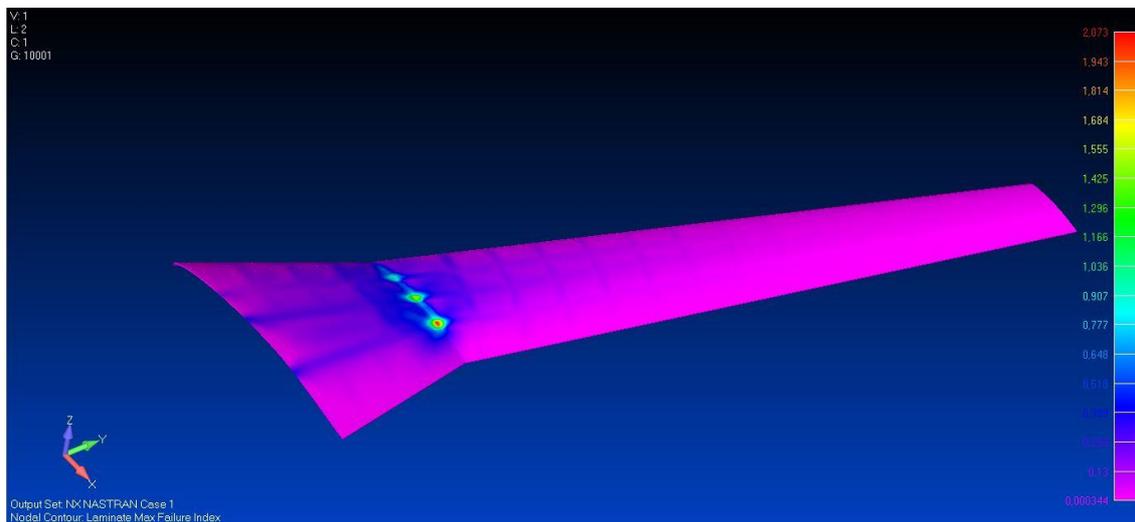


Figura 46 - *Failure index* Skin Dorso = 2.073

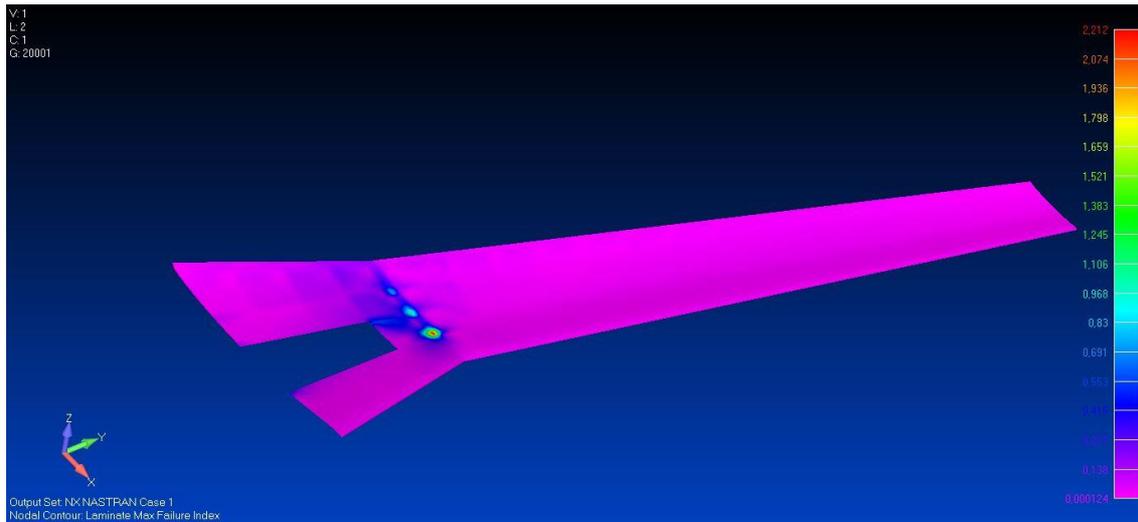


Figura 47 - *Failure index Skin Ventre* = 2.212

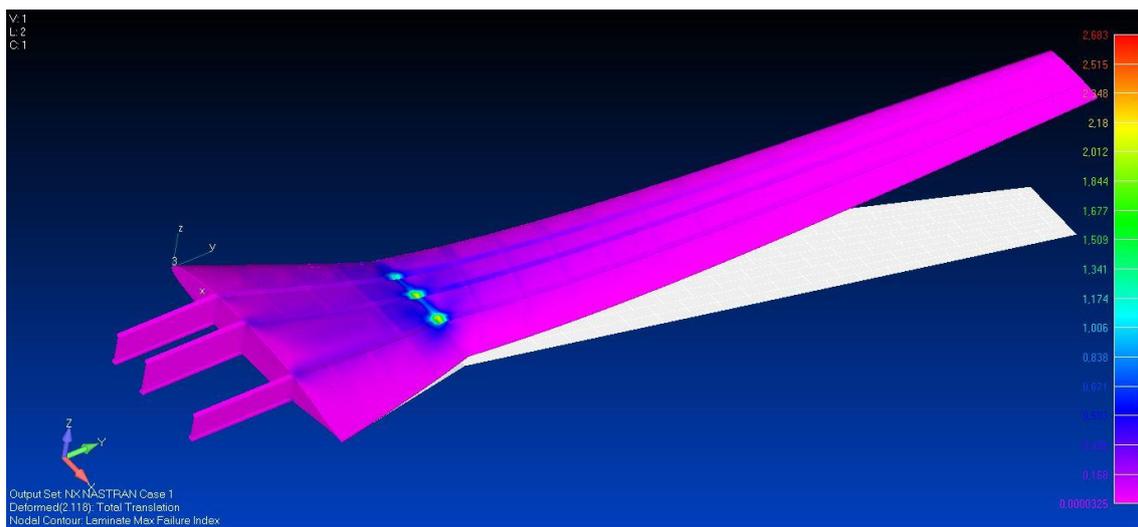


Figura 48 - *Failure index Modello Ala UCAV* = 2.683

Da questa prima analisi, si nota come la struttura non riesca, in nessuno dei gruppi strutturali in cui è stata divisa, a reggere ai carichi a cui è sottoposta. Si nota, inoltre, che il punto più critico, quindi più sottoposto a stress, è quello al *kink*. Quindi nell'analisi successiva ci si è focalizzati su questo punto e si è cercato di ovviare al problema inserendo delle solette di rinforzo, dei montanti, in corrispondenza del punto di incontro tra longheroni e centina del *kink*.

Oltre a questo accorgimento, si è inspessita la centina più sottoposta a stress e si sono distribuite in maniera differente le caratteristiche lungo l'apertura alare, soprattutto nel caso delle solette.

Nella seconda analisi infatti si sono ottenuti dei risultati accettabili, inferiori al valore unitario di *failure index*, considerate queste disposizioni di materiale:

- Centine: 2x45° 20 2x45°;
- Centina al *kink*: 3x45° 20 3x45°;
- Longheroni: 5x45° 20 5x45°;
- Montanti centina al *kink*: 20x50 [mm];
- *Skin*: 3x45° 20 3x45°.

Invece, per quanto riguarda le solette, di materiale unidirezionale isotropo, son state suddivise in cinque tratti con spessori e dimensioni diverse, così definite:

- Solette primo tratto: 70x140 [mm];
- Solette secondo tratto: 60x120 [mm];
- Solette terzo tratto: 50x100 [mm];
- Solette quarto tratto: 40x80 [mm];
- Solette quinto tratto: 30x60 [mm].

Questi accorgimenti hanno prodotto i seguenti risultati di *failure index* per ogni gruppo in parte:

- Gruppo centine: 0.842;
- Gruppo longheroni: 0.199;
- *Skin* dorso: 0.524;
- *Skin* ventre: 0.586.
- Modello completo: 0.788.
- Spostamento lungo asse z: 1012 [mm].

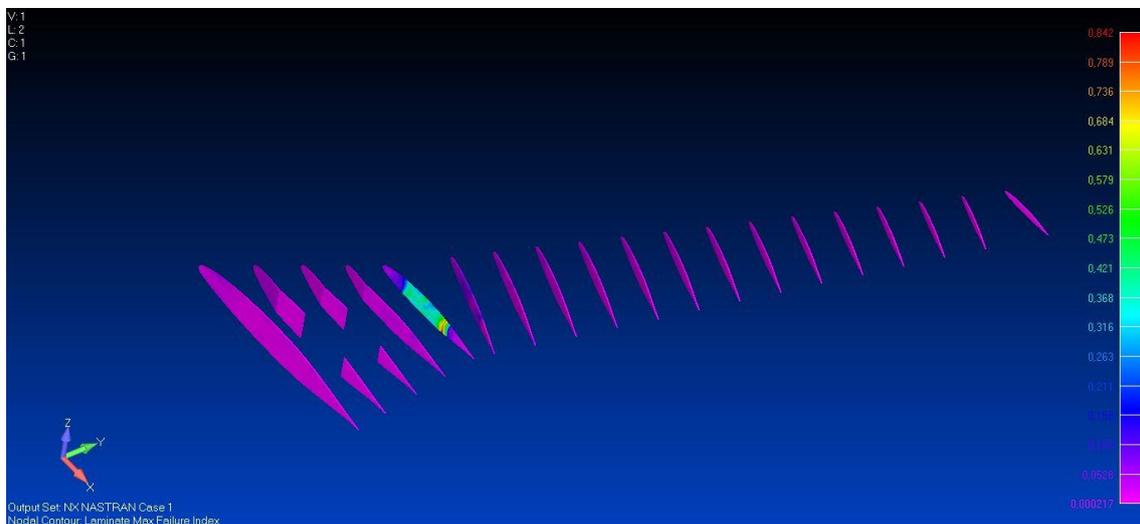


Figura 49 - *Failure index* Gruppo Centine = 0.842

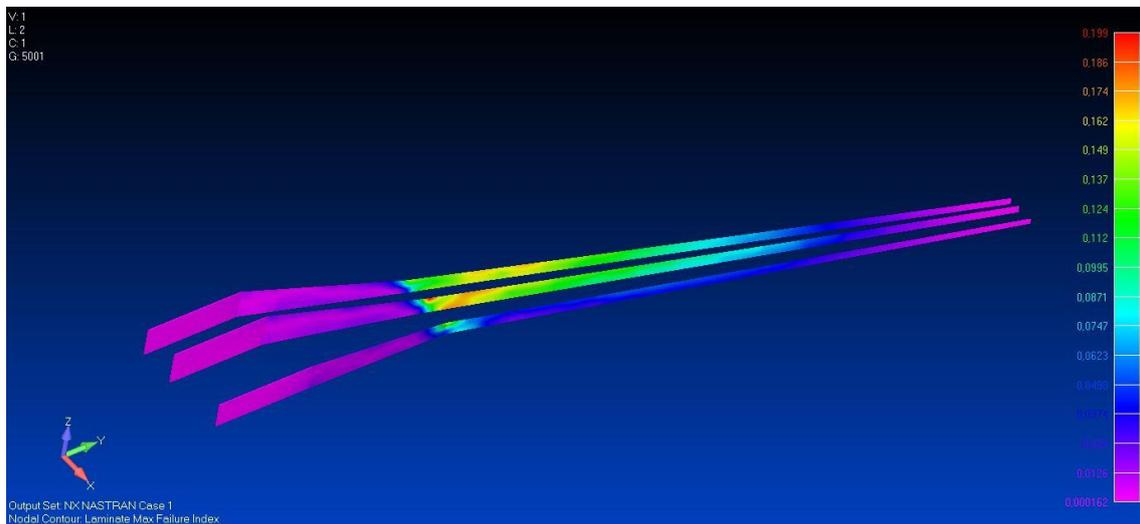


Figura 50 - *Failure index* Gruppo Longheroni = 0.199

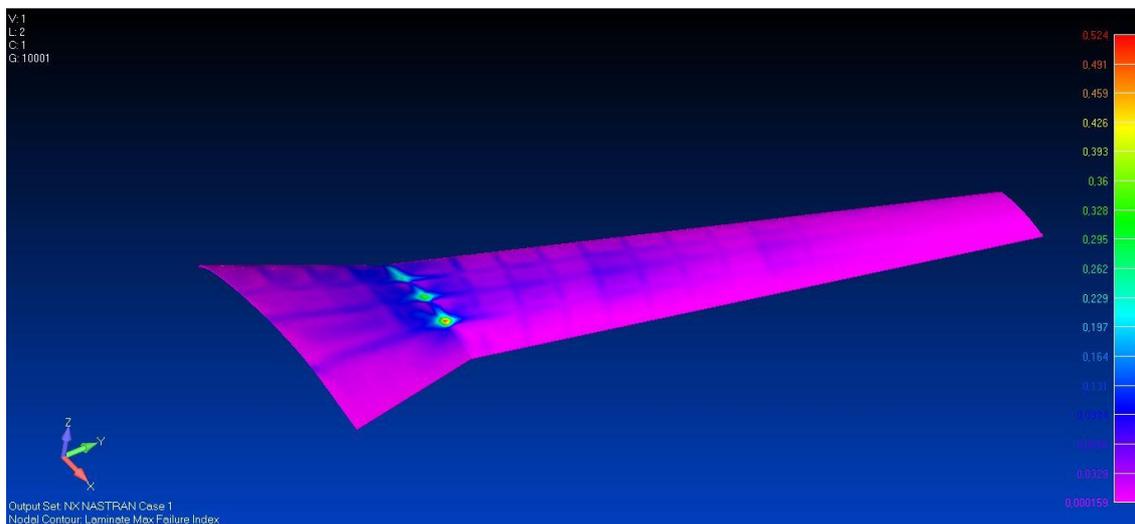


Figura 51 - *Failure index Skin Dorso* = 0.524

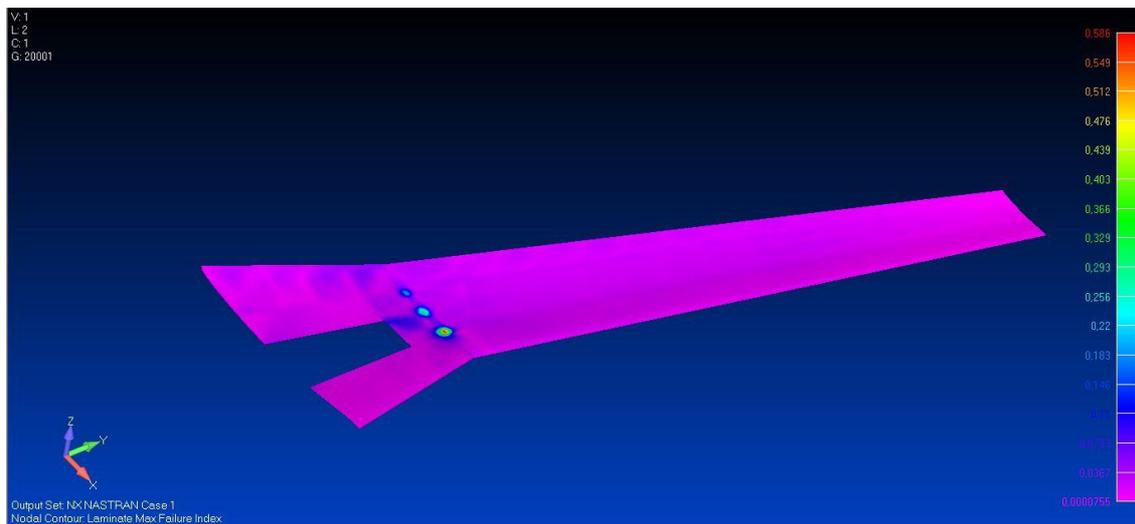


Figura 52 - *Failure index Skin Ventre* = 0.586

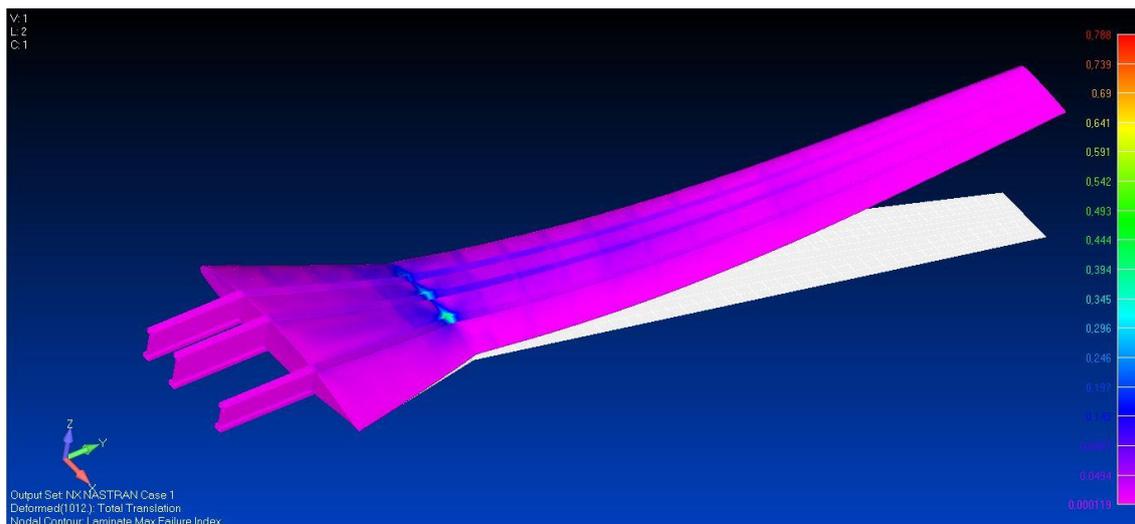


Figura 53 - *Failure index* Modello Ala $UCAV=0.788$

Questa seconda analisi ha così prodotto dei risultati molto più attendibili che, per ognuno dei gruppi strutturali in cui è stata suddivisa l'ala, sono sotto al valore di *failure index* unitario quindi così dimensionata, la struttura reggerebbe ai carichi calcolati.

La teoria presa in considerazione per il calcolo di tutti i *failure index* considerati è quella di Tsai-Wu. Il criterio di fallimento di Tsai-Wu considera l'energia di sollecitazione totale (distorsione e dilatazione) per precedere i cedimenti. Si tratta di un criterio di fallimento che distingue tra forze di cedimento per compressione e per tensione. Per uno stato di sollecitazione 2D ($\sigma_3 = 0, \tau_{13} = 0, \tau_{23} = 0$) il criterio di Tsai-Wu si esprime come:

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_6\tau_{12} + F_6\tau_{12}^2 < 1$$

L'applicazione del criterio al caso piano necessita della conoscenza di 6 parametri di resistenza del materiale, in particolare i parametri relativi alla tensione longitudinale possono essere determinati mediante prova di trazione e compressione semplice. I coefficienti F_{ij} sono correlati ai parametri di forza

del materiale della lamina e vengono determinati sperimentalmente e possono essere calcolati mediante le seguenti formule:

Alla rottura si ha in questi casi

$$F_{11}\sigma_1^2 + F_1\sigma_1 = 1 \text{ (trazione)}$$

$$F_{11}\sigma_1'^2 + F_1\sigma_1' = 1 \text{ (compressione)}$$

Risolvendo queste due equazioni si trova immediatamente la relazione tra i coefficienti di Tsai-Wu e le caratteristiche di resistenza longitudinale del materiale:

$$F_{11} = \frac{1}{\sigma_1 * \sigma_1'}; \quad F_1 = \frac{1}{\sigma_1} - \frac{1}{\sigma_1'}$$

I parametri relativi alla tensione trasversale si ottengono analogamente eseguendo una prova di trazione e compressione trasversale semplice. Con riferimento alla condizione di rottura si ha in questi casi:

$$F_{22}\sigma_2^2 + F_2\sigma_2 = 1$$

$$F_{22}\sigma_2'^2 + F_2\sigma_2' = 1$$

Che forniscono

$$F_{22} = \frac{1}{\sigma_2 * \sigma_2'}; \quad F_2 = \frac{1}{\sigma_2} - \frac{1}{\sigma_2'}$$

Per determinare il parametro relativo al taglio, si esegue una prova di taglio puro che fornisce immediatamente il seguente valore:

$$F_{66} = \frac{1}{\tau_{12}^2}$$

Per determinare, infine, il coefficiente relativo al termine misto F_{12} è necessario eseguire una prova biassiale dalla quale, note le altre costanti, si ottiene

$$F_{12} = [1 - (F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2)]/(2\sigma_1\sigma_2)$$

Constatato che la struttura riusciva a reggere i carichi a cui doveva essere sottoposta, si è potuti passare all'analisi di flutter.

Capitolo 4

Analisi Flutter Ala *UCAV*

In questo capitolo verrà, innanzitutto, creato un modello simmetrico dell'ala, verrà immessa una simulazione di fusoliera tramite una massa posta nel baricentro teorico del velivolo con un peso pari a quello nel *Capitolo 1*. Questo è stato fatto per dare la possibilità di calcolare le frequenze legate ai modi rigidi del modello, che non sono da considerarsi nel calcolo del flutter in quanto irrilevanti a livello di spostamenti ma, che consentono una maggiore affidabilità ed accuratezza nel calcolo dei modi di vibrare della struttura. Una volta avute le prime frequenze, si andrà a calcolare la velocità di divergenza, manipolando in maniera adeguata gli *output* richiesti al software *FEMAP*.

Infine, si calcolerà il flutter della struttura, analizzandone la velocità di flutter critica e descrivendone i grafici V-g e V-f.

4.1 - Calcolo dei modi di vibrare

Per poter avere dei risultati più attendibili e precisi, si è deciso di simulare, all'interno del software *FEMAP*, la presenza di una massa pari al totale del peso del complesso fusoliera (inclusi sistemi, motori, etc..). Si è creato, dunque, un modello simmetrico dell'ala in esame e si è posta tale massa nella posizione del baricentro del velivolo, calcolato in fase di dimensionamento preliminare (cfr. *Capitolo 1*). Il prodotto di questo processo è mostrato nelle seguenti immagini (*Figura 54 e 55*):

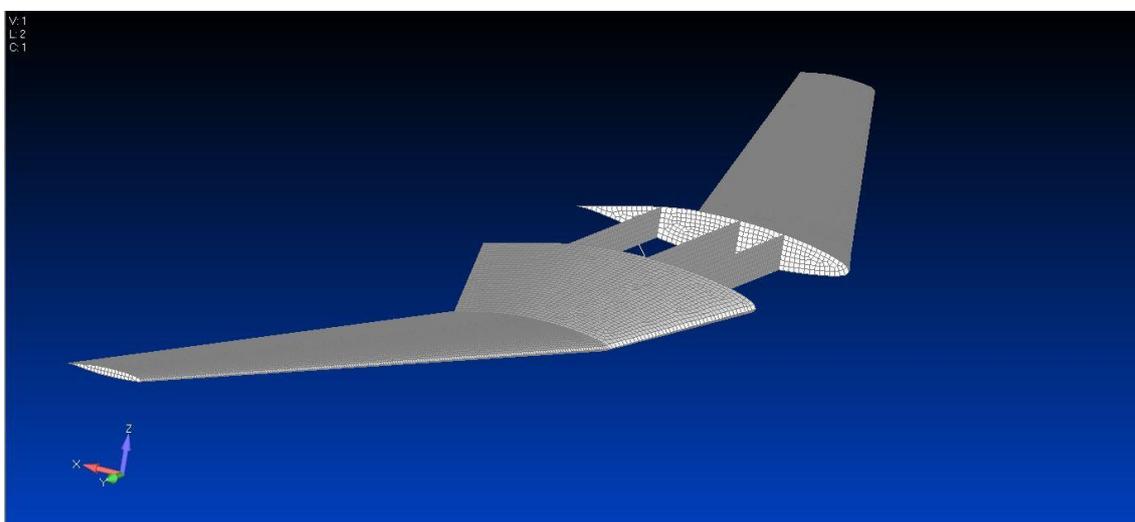


Figura 54 - Modello simmetrico

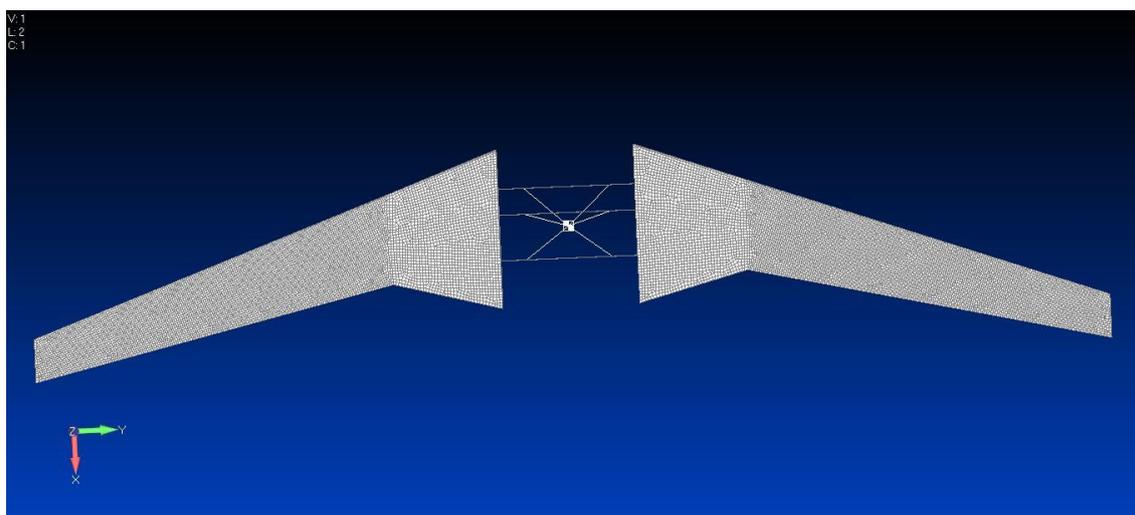


Figura 55 - Vista dall'alto modello simmetrico

Oltre a garantire dei risultati migliori per il problema del flutter, questo modello simmetrico permette di ottenere, tramite il calcolo dei modi propri di vibrare, anche i modi rigidi della struttura che non rappresentano delle deformazioni e non hanno valori di frequenze paragonabili a quelli dei modi propri. Le frequenze dei modi rigidi, sono molto basse e partono, nel caso del velivolo in esame, da un valore minimo di $8.24 \cdot 10^{-6}$ [Hz] fino ad un massimo di $3.36 \cdot 10^{-5}$ [Hz]. Questi modi si manifestano solamente come degli spostamenti, senza deformare la struttura. Insieme ai valori dei modi rigidi, si sono calcolate anche le frequenze dei modi propri di vibrare dell'ala:

<i>Modo di vibrare</i>	<i>Frequenza</i>	<i>Tipologia</i>
<i>Primo modo</i>	7.1185 [Hz]	Flessione
<i>Secondo modo</i>	8.6798 [Hz]	Flesso-torsione
<i>Terzo modo</i>	10.441 [Hz]	Flessione
<i>Quarto modo</i>	12.364 [Hz]	Torsione

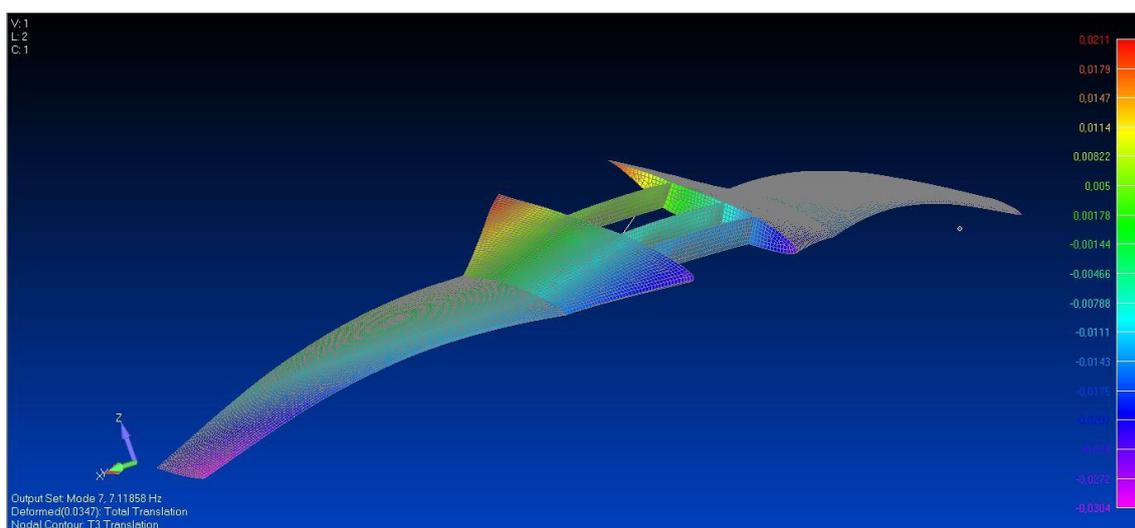


Figura 56 - Primo modo di vibrare - Flessione

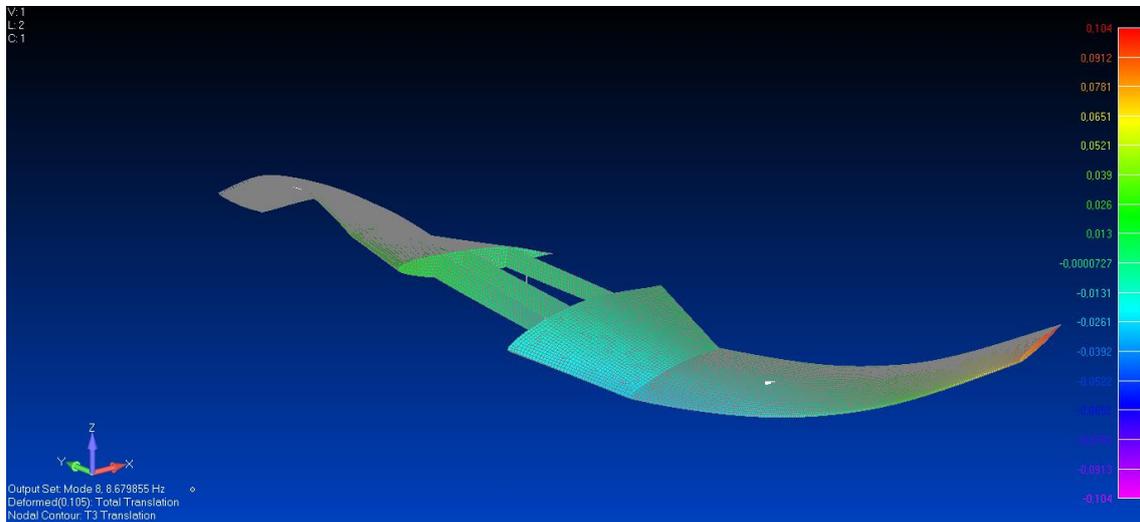


Figura 57 - Secondo modo di vibrare - Flesso-Torsione

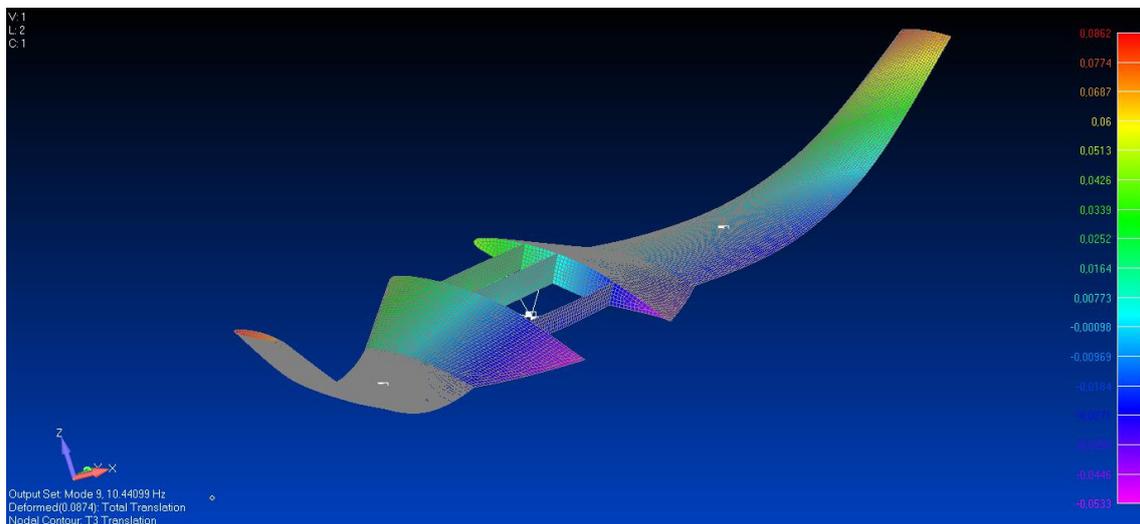


Figura 58 - Terzo modo di vibrare - Flessione

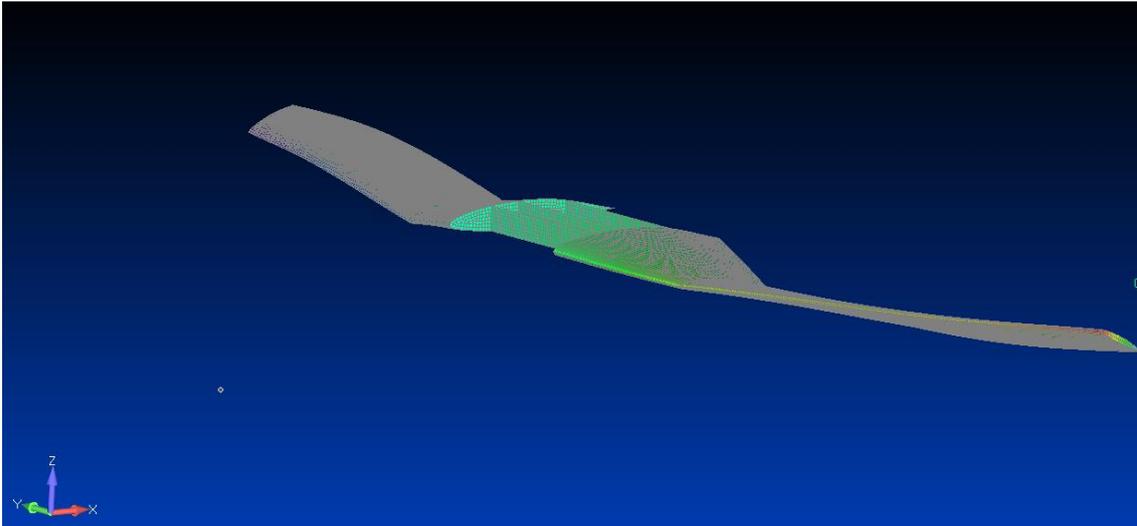


Figura 59 - Quarto Modo di vibrare - Torsione

Partendo dalle frequenze trovate, si sono calcolate le frequenze ridotte utili per impostare l'analisi di flutter: considerato un Mach di volo di 0.6, un range di velocità che va da un minimo di 50 [m/s] ad un massimo di 270 [m/s] ed una corda media aerodinamica di 2.26 [m]

$$k_{min} = \frac{f_{min} \cdot \pi \cdot c}{V_{max}} = 0.18 [Hz] \quad k_{max} = \frac{f_{max} \cdot \pi \cdot c}{V_{min}} = 4.69 [Hz]$$

4.2 - Calcolo Velocità di Divergenza e di Flutter

Il fenomeno di divergenza è sostanzialmente dovuto al fatto che, mentre i carichi aerodinamici che insistono su una struttura sono funzione quadratica della velocità di volo, le reazioni elastiche della struttura sono proporzionali alle deformazioni della medesima (fin tanto che non si superano i limiti dello snervamento). Perché una struttura possa reagire ai carichi aerodinamici che agiscono su di essa, sarà inevitabile che si verifichi una certa deformazione. Quando questa è tale da produrre un incremento dei carichi relativamente elevato, in rapporto alle caratteristiche elastiche della struttura, si può giungere alla condizione per cui, entrando in un circolo vizioso, i maggiori carichi determinano deformazioni più rilevanti che, a loro volta, portano alla comparsa di carichi ancor più elevati, da cui discendono ancor più vistose deformazioni, in un processo divergente che porta al collasso della struttura interessata nel momento in cui raggiunge la velocità critica di divergenza.

I risultati ottenuti sono riassunti nelle successive immagini, raffiguranti i grafici $V-g$ e $V-f$ per l'ala in considerazione.

Velocità vs Damping

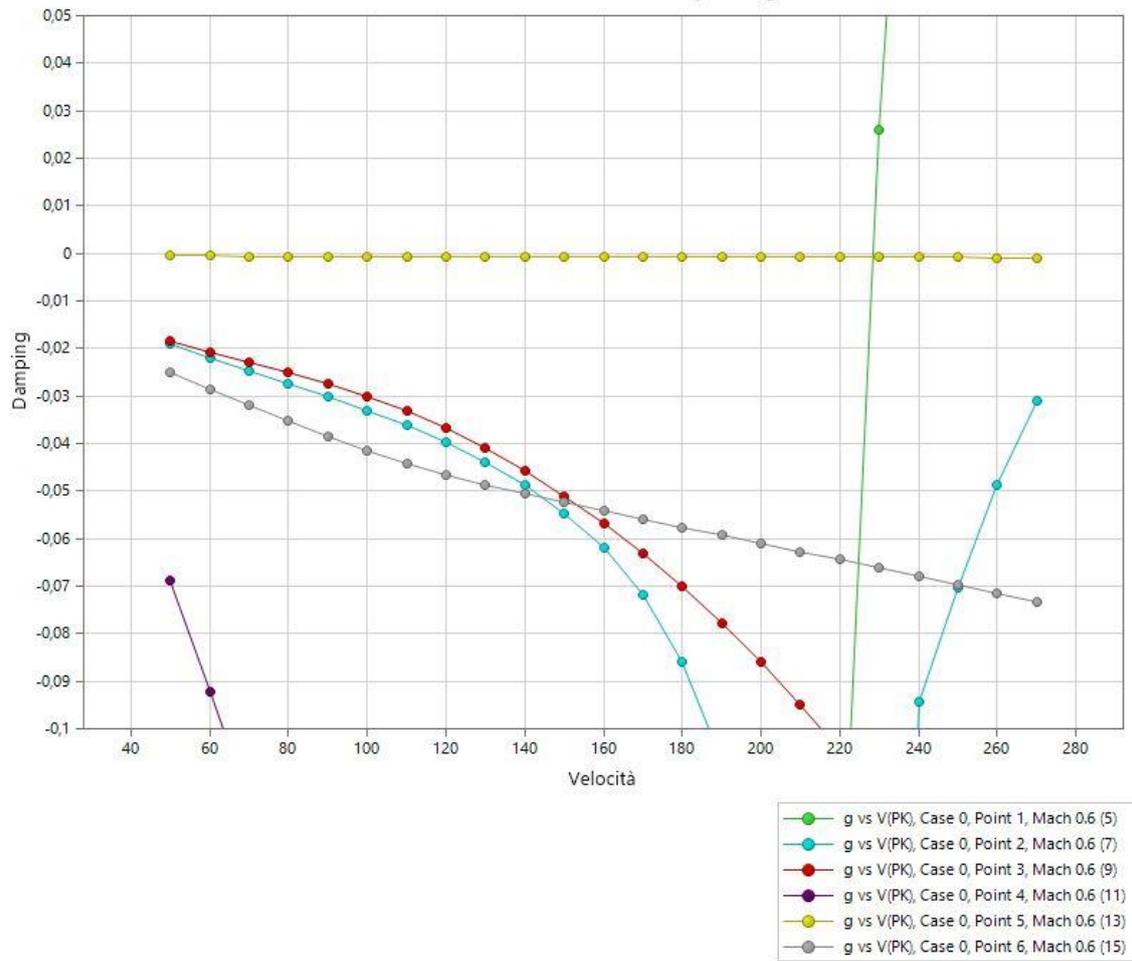


Figura 60 - Grafico Velocità - Smorzamento

Velocità vs Frequenze

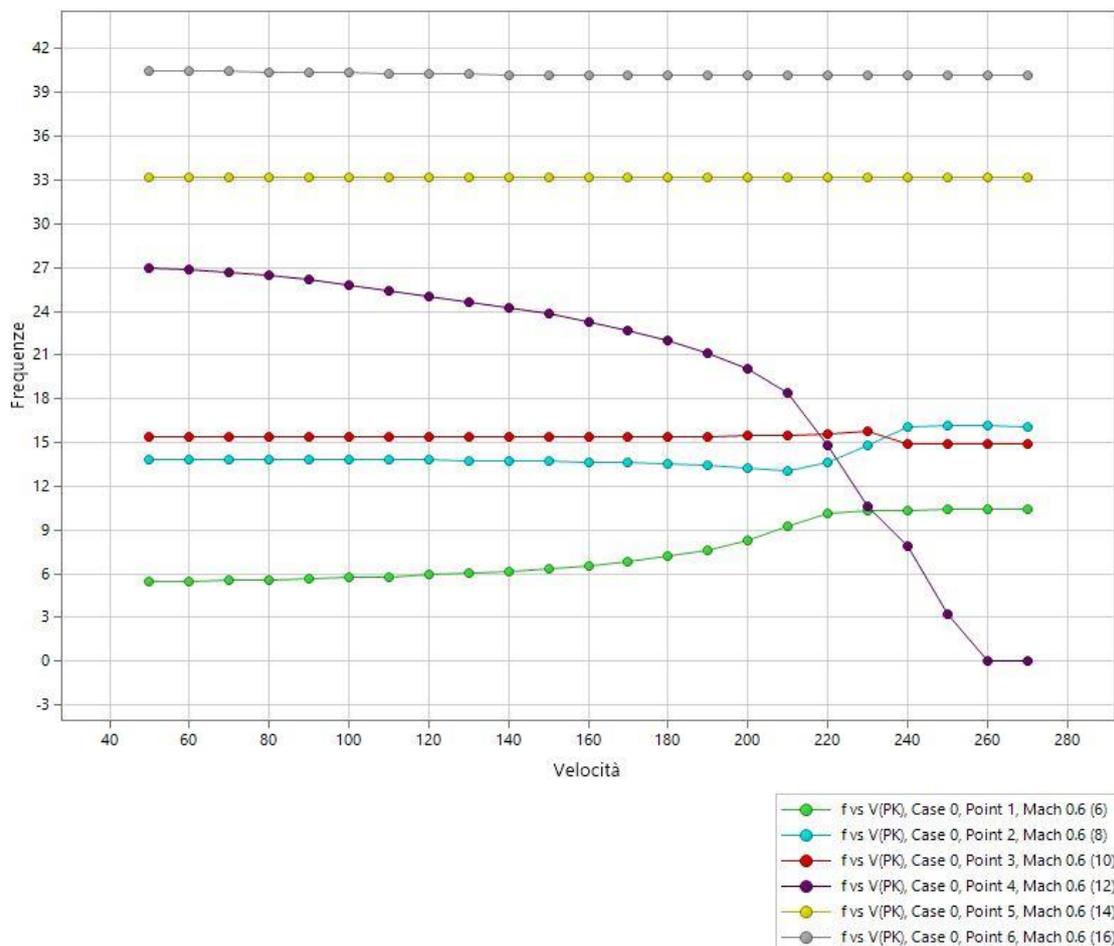


Figura 61 - Grafico Velocità - Frequenze

Dai grafici (cfr. *Figura 59-60*) si può innanzitutto estrarre il valore della velocità di flutter: si vede (*Figura 59*), infatti, che l'unico modo di vibrare che passa da negativo a positivo è il primo, flessionale, e lo fa nell'intorno dei 230 [m/s], valore che indicherebbe la velocità di flutter e che è totalmente in linea con la velocità di flutter teorica calcolata in fase di dimensionamento preliminare con le formule imposte dalla normativa. Questo rappresenterebbe, dunque, un valore molto marginale e ai limiti della normativa. In relazione alla velocità di flutter si può vedere dal grafico V-f (*Figura 60*) un accoppiamento puntuale, tra primo modo flessionale e quarto modo flesso-torsionale, nell'intorno di quel valore. Questo significherebbe che

la condizione di flutter, che potrebbe portare a delle oscillazioni critiche, si può instaurare in quell'intorno di valori di velocità.

Dal grafico V-f, inoltre, si può notare come la frequenza del quarto modo vada a valore zero intorno ai 260 [m/s] che rappresenterebbe il valore di velocità di divergenza, fenomeno che può essere sintetizzato come la particolare condizione di equilibrio statico in cui le forze derivanti dalla deformata sono equilibrate dalle azioni aerodinamiche. La torsione, superata la velocità limite, porta ad un aumento dell'angolo di torsione fino ad una possibile rottura che metterebbe a repentaglio l'integrità dell'ala.

Capitolo 5

Conclusioni e Possibili Studi Futuri

Il lavoro svolto in questa tesi rappresenta solamente un tassello iniziale di un possibile studio ben più ampio del velivolo in esame. I risultati ottenuti, mediante il dimensionamento preliminare del velivolo (cfr. *Capitolo 1*) e nel caso dell'analisi statica e dinamica dell'ala (cfr. *Capitolo 3* e *Capitolo 4*), possono ritenersi soddisfacenti.

Per il dimensionamento preliminare, a fronte dei valori della terna pesi calcolata, dal diagramma di progetto si sono ottenuti dei risultati di rapporti spinta-peso e carico alare in linea con quelli di velivoli simili utilizzati per tipologie di missioni analoghe a quelle analizzate per questo velivolo.

Ottenuta la configurazione ottimale, è stato possibile condurre, con l'implementazione del modello nel software *FEMAP*, un'analisi statica, nello studio della quale si è visto come, andando ad agire sulle caratteristiche meccaniche e sugli spessori degli elementi che compongono la struttura, si è giunti ad un risultato di *failure index* più che ragionevole che garantisse, una volta sottoposta l'ala ad un carico limite, una rigidità tale da impedirne la rottura.

Valutato, quindi, che l'ala reggesse ai carichi a cui doveva essere sottoposta, si è potuto passare ad un'analisi dinamica mediante la quale, dai grafici V-g e V-f, si sono ottenute le velocità di divergenza e di flutter, quest'ultima molto marginale ma, comunque, perfettamente in linea con quella calcolata da normativa.

In vista di possibili altre tesi su questo velivolo, cito la tesi "*Preliminary System Design for a Long Range Global Strike UCAV*" del mio collega Emanuele La Brocca, che verte su un dimensionamento preliminare dei vari sottosistemi che compongono il velivolo, oltre ad una valutazione di impatto a livelli di consumo.

Nell'ambito di questo genere di velivoli, risulterebbe utile uno studio riguardo alla bassa osservabilità (*stealthiness*) in quanto il mercato richiede aerei militari sempre più in grado di oltrepassare le linee nemiche e penetrare in territorio ostile per missioni ISR e di attacco al suolo, tipologie di missioni per le quali questi velivoli dovranno avere delle caratteristiche uniche che li differenzino da altre tipologie di velivoli militari, caratteristiche come appunto la bassa osservabilità ai radar nemici.

Quello dei sistemi e sottosistemi, della bassa osservabilità piuttosto che il tema dell'utilizzo di questo tipo di velivoli per altri tipi di missioni, sono solo degli esempi dei tanti temi possibili per ulteriori tesi di studio su questo velivolo.

In conclusione, benché gli studi e i risultati ottenuti siano una base preliminare, col tempo sarà certamente possibile analizzare più nel dettaglio le varie parti del progetto in modo da arrivare ad applicazioni in più ambiti.

Appendice A

Programma *MATLAB* Progetto Preliminare

Missione 1

```
W_TO_guess= 14500 %[kg] massa take off supposta, sarebbe data dalla
statistica, va iterato seguendo poi la fig 2.11 pag 27 Roskam
(considera i Fighters e non si capisce molto dalla millimetrata)
W_payload_1= 2200 %[kg] massa del payload della prima missione
W_bombs_1= 1700 %[kg] massa bombe prima missione
%W_payload_2= 1850 %[kg] massa del payload della seconda missione
%W_bombs_2= 1350 % [kg] massa bombe seconda missione
c_z= 296.535 %[m/s] velocità del suono a 35 kft
M= 0.85 % numero di Mach dato
V_Cr= c_z*M*1.94 % [kts] velocità di crociera a 35 kft
cj_Cruise= 0.8 % dato preso da tabella 2.2 del Roskam e facendo media
tra militare e bomber
lift_to_drag_Cruise= 15 % dato preso da tabella 2.2 del Roskam e
massimizzando valore bomber
range_Cruise_0= 600 % [nm] fase di crociera "prima della missione" e
per il ritorno a casa
range_Cruise_1= 400 % [nm] fase ingress
range_Cruise_2= 650 % [nm] fase egress
time_Loiter_1= 1 % [h] un'ora di loiter prima dell'attacco
time_Strafe= 1/20 % [h] 3 min di Strafe
cj_Strafe= 0.9 % deve essere alto
lift_to_drag_Strafe= 4 % deve essere basso
time_Loiter_2= 1/3 % [h] 20 minuti di loiter al ritorno
cj_Loiter= 0.5 % dato preso da tabella 2.2 del Roskam e facendo media
tra militare e bomber
lift_to_drag_Loiter= 18 % dato preso da tabella 2.2 del Roskam e
massimizzando valore bomber

%Frazioni peso per calcolare W_fuel

W1_Start= 0.99 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam (W1/W_TO)
W2_Taxi= 0.99 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam (W2/W1)
W3_Takeoff= 0.99 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam (W3/W2)
W4_Climb= 0.971 % dato preso da figura 2.2 del Roskam (W4/W3)
range_Climb_1= (8/60)*350 % da Roskam viene considerato un range
percorso in diagonale per salire a quota di crociera, ipotizzando un
350 kts con 5000 ft/m, ci mette 8 minuti a salire a 35 kft
```

Appendice A

```
range_Inbound= range_Cruise_0-range_Climb_1 % tratto effettivo
percorso
W5_Inbound= exp(-
((range_Inbound+range_Cruise_1)*cj_Cruise)/(V_Cr*lift_to_drag_Cruise))
% rapporto (W5/W4) dato da formula 2.10 del Roskam
W6_Loiter= exp((-time_Loiter_1)*cj_Loiter/(lift_to_drag_Loiter)) %
rapporto (W6/W5) dato da formula 2.12 del Roskam
W7_Descent= 0.99 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam
%dashout(??) pag. 63 Roskam
M_FF_17= (1-
(W1_Start*W2_Taxi*W3_Takeoff*W4_Climb*W5_Inbound*W6_Loiter*W7_Descent)
); % frazione di combustibile usato fino a prima dello sgancio bombe
W_remain= W_TO_guess*(1-M_FF_17); % [kg] peso prima dello sgancio
delle bombe
W_afterbomb= W_remain-W_bombs_1 % [kg] peso dopo aver sganciato le
bombe
W_Strafe= exp((-time_Strafe)*cj_Strafe/(lift_to_drag_Strafe))
W8_Dash_in=(1-(1-W_Strafe)*(W_remain/W_afterbomb))
W9_Reclimb= 0.969 % risalita dopo attacco
W10_Outbound= exp(-
((range_Inbound+range_Cruise_2)*cj_Cruise)/(V_Cr*lift_to_drag_Cruise))
W11_Descent= 0.99 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam
W12_Loiter= exp((-time_Loiter_2)*cj_Loiter/(lift_to_drag_Loiter)) %
loiter al ritorno prima di rientrare
W13_Landing= 0.995 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam
M_FF=
W1_Start*W2_Taxi*W3_Takeoff*W4_Climb*W5_Inbound*W6_Loiter*W7_Descent*W
_Strafe*W8_Dash_in*W9_Reclimb*W10_Outbound*W11_Descent*W12_Loiter*W13_
Landing

W_fuel= (1-M_FF)*W_TO_guess
W_OE_tent= W_TO_guess-W_fuel-W_payload_1
M_tfo= 0.005*W_TO_guess;
W_E_tent=W_OE_tent-(M_tfo) % ci sarebbe ancora - W_crew ma non c'è
equipaggio

% Sensitivity studies

M_res=5/100;
W_F_res= M_res*(1-M_FF)*W_TO_guess
C=(1-(1+M_res)*(1-M_FF))-0.005)
W_E= C*W_TO_guess-W_payload_1
A= 0.5 % per militare fighter clean, altrimenti è -0.2009 per military
bomb transport
B= 1.2 % da tabella 2.15 Roskam
fract_payload= B*W_TO_guess/(W_payload_1-C*(1-B)*W_TO_guess) % ogni kg
di payload aggiunto andrà a dare un incremento di questo valore al
take off weight
```

Missione 2

```

clear all
clc

W_TO_guess= 13600 %[kg] massa take off supposta, sarebbe data dalla
statistica, va iterato seguendo poi la fig 2.11 pag 27 Roskam
(considera i Fighters e non si capisce molto dalla millimetrata)
%W_payload_1= 2200 %[kg] massa del payload della prima missione
%W_bombs_1= 1700 %[kg] massa bombe prima missione
W_payload_2= 1850 %[kg] massa del payload della seconda missione
W_bombs_2= 1350 % [kg] massa bombe seconda missione
c_z= 296.535 %[m/s] velocità del suono a 35 kft
M= 0.85 % numero di Mach dato
V_Cr= c_z*M*1.94 % [kts] velocità di crociera a 35 kft
cj_Cruise= 0.8 % dato preso da tabella 2.2 del Roskam e facendo media
tra militare e bomber
lift_to_drag_Cruise= 15 % dato preso da tabella 2.2 del Roskam e
massimizzando valore bomber
range_Cruise_0= 900 % [nm] fase di crociera "prima della missione" e
per il ritorno a casa
range_Cruise_a= 100 % [nm] fase prima della missione, dopo il
rifornimento
range_Cruise_1= 400 % [nm] fase ingress
range_Cruise_2= 450 % [nm] fase egress
time_Loiter_1= 4 % [h] un'ora di loiter prima dell'attacco
time_Strafe= 1/20 % [h] 3 min di Strafe
cj_Strafe= 0.9 % deve essere alto
lift_to_drag_Strafe= 8 % deve essere basso
time_Loiter_2= 1/6 % [h] 10 minuti di loiter al ritorno
cj_Loiter= 0.5 % dato preso da tabella 2.2 del Roskam e facendo media
tra militare e bomber
lift_to_drag_Loiter= 18 % dato preso da tabella 2.2 del Roskam e
massimizzando valore bomber

%Frazioni peso per calcolare W_fuel

%W1_Start= 0.99 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam (W1/W_TO)
%W2_Taxi= 0.99 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam (W2/W1)
%W3_Takeoff= 0.99 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam (W3/W2)
%W4_Climb= 0.971 % dato preso da figura 2.2 del Roskam (W4/W3)
%range_Climb_1= (8/60)*350 % da Roskam viene considerato un range
percorso in diagonale per salire a quota di crociera, ipotizzando un
350 kts con 5000 ft/m, ci mette 8 minuti a salire a 35 kft
%range_Inbound= range_Cruise_0-range_Climb_1 % tratto effettivo
percorso
W5_Inbound= exp(-
((range_Cruise_a+range_Cruise_1)*cj_Cruise)/(V_Cr*lift_to_drag_Cruise)
) % rapporto (W5/W4) dato da formula 2.10 del Roskam
W6_Loiter= exp((-time_Loiter_1)*cj_Loiter/(lift_to_drag_Loiter)) %
rapporto (W6/W5) dato da formula 2.12 del Roskam
W7_Descent= 0.99 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam
%dashout(??) pag. 63 Roskam
M_FF_17= (1-(W5_Inbound*W6_Loiter*W7_Descent)); % frazione di
combustibile usato fino a prima dello sgancio bombe

```

Appendice A

```
W_remain= W_TO_guess*(1-M_FF_17); % [kg] peso prima dello sgancio
delle bombe
W_afterbomb= W_remain-W_bombs_2 % [kg] peso dopo aver sganciato le
bombe
W_Strafe= exp((-time_Strafe)*cj_Strafe/(lift_to_drag_Strafe))
W8_Dash_in=(1-(1-W_Strafe)*(W_remain/W_afterbomb))
W9_Reclimb= 0.969 % risalita dopo attacco
W10_Outbound= exp(-
((range_Cruise_1+range_Cruise_0)*cj_Cruise)/(V_Cr*lift_to_drag_Cruise)
) % riconsidero range_Cruise_1 perchè tanto salendo 47 nm li perde per
strada
W11_Descent= 0.99 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam
W12_Loiter= exp((-time_Loiter_2)*cj_Loiter/(lift_to_drag_Loiter)) %
loiter al ritorno prima di rientrare
W13_Landing= 0.995 % dato preso da tabella 2.1 del Roskam
M_FF=
W5_Inbound*W6_Loiter*W7_Descent*W_Strafe*W8_Dash_in*W9_Reclimb*W10_Out
bound*W11_Descent*W12_Loiter*W13_Landing

W_fuel= (1-M_FF)*W_TO_guess
W_OE_tent= W_TO_guess-W_fuel-W_payload_2
M_tfo= 0.005*W_TO_guess;
W_E_tent=W_OE_tent-(M_tfo) % ci sarebbe ancora - W_crew ma non c'è
equipaggio

% Sensitivity studies

M_res=5/100;
W_F_res= M_res*(1-M_FF)*W_TO_guess
C=(1-(1+M_res)*(1-M_FF)-0.005)
W_E= C*W_TO_guess-W_payload_2
A= 0.5 % per militare fighter clean, altrimenti è -0.2009 per military
bomb transport
B= 1.2 % da tabella 2.15 Roskam
fract_payload= B*W_TO_guess/(W_payload_2-C*(1-B)*W_TO_guess) % ogni kg
di payload aggiunto andrà a dare un incremento di questo valore al
take off weight
```

Appendice B

Geometria *AVL*

AVL può essere uno strumento molto utile per valutare rapidamente una configurazione dell'aereo. Alla base di questo programma c'è la teoria del VLM (*Vortex Lattice*) che modella le superfici portanti come una lamina infinitamente sottile composta da vortici discreti al fine di calcolarne portanza e resistenza. L'influenza dello spessore viene trascurata, mentre il fluido è considerato incompressibile, inviscido e irrotazionale.

```
#*****  
*  
# AVL Axes:  
# +X   downstream  
# +Y   out right wing  
# +Z   up  
#*****  
*
```

TESI

```
#Mach  
0.6
```

```
#IYsym  IZsym  Zsym  
0       0       0.0
```

```
#Sref  Cref  Bref  
58.    2.741  25.9
```

Appendice B

```
# CENTRAMENTO AL 32% CMA
#Xref   Yref   Zref
8.57    0.0    2.00

# MANCA LA COMPONENTE DI RESISTENZA VISCOSA DI ALA E IMPENNAGGI
E TUTTA QUELLA DELLA FUSOLIERA
#CDp
0.0121

#===== Ala =====
SURFACE
Ala

#Nchordwise  Cspace  Nspanwise  Sspace
20           1.0

COMPONENT
1

YDUPLICATE
0.0

SCALE
#sX   sY   sZ
1.0   1.0   1.0

TRANSLATE
#dX   dY   dZ
0.0   0.0   0.0

ANGLE
#dAinc
1.0

#===== wing section 1 MEZZERIA
=====
SECTION
#Xle   Yle   Zle   Chord   Ainc   Nspanwise  Sspace
5.9    0.0    2.4   4.9     0.0    20         1

AFILE
naca66-212.dat

CLAF
#CLaf = CLalpha / (2 * pi)
1.025

CDCL
#CL1   CD1   CL2   CD2   CL3   CD3
-0.50  0.008  0.20  0.005  1.0   0.01
```

Appendice B

```
#===== wing section 2 KINK
=====
SECTION
#Xle      Yle      Zle      Chord    Ainc    Nspanwise  Sspace
7.465     4.258    2.00     2.200    0.0     45         1

AFILE
naca66-212.dat

CLAF
#CLaf = CLalpha / (2 * pi)
1.025

CDCL
#CL1      CD1      CL2      CD2      CL3      CD3
-0.50     0.008    0.20     0.005    1.0     0.01

#===== wing section 3 TIP
=====
SECTION
#Xle      Yle      Zle      Chord    Ainc    Nspanwise  Sspace
10.632    12.957   2.173    1.050    -3.

AFILE
naca66-212.dat

CLAF
#CLaf = CLalpha / (2 * pi)
1.025

CDCL
#CL1      CD1      CL2      CD2      CL3      CD3
-0.50     0.008    0.20     0.005    1.0     0.01

#===== Impennaggio orizzontale =====

SURFACE
Impennaggio orizzontale

#Nchordwise  Cspace  Nspanwise  Sspace
15           1.0

COMPONENT
2

YDUPLICATE
0.0

SCALE
#sX      sY      sZ
```

Appendice B

1.0 1.0 1.0

TRANSLATE

#dX dY dZ
0.0 0.0 0.0

ANGLE

#dAinc
0.0

#===== ORIZZONTALE SECTION 1 MEZZERIA
=====

SECTION

#Xle	Yle	Zle	Chord	Ainc	Nspanwise	Sspace
12.506	0.0	2.4	2.528	0.	8	1

AFILE

naca63a010.dat

CDCL

#CL1	CD1	CL2	CD2	CL3	CD3
-0.50	0.007	0.00	0.0045	1.0	0.011

#===== ORIZZONTALE SECTION 2 INIZIO EQUILIBRATORE
=====

SECTION

#Xle	Yle	Zle	Chord	Ainc	Nspanwise	Sspace
12.950	1.222	2.4	2.27	0.	15	1

AFILE

naca63a010.dat

CDCL

#CL1	CD1	CL2	CD2	CL3	CD3
-0.50	0.007	0.00	0.0045	1.0	0.011

CONTROL

#label	gain	Xhinge	Xhvec	Yhvec	Zhvec	SgnDup
elevatore	1.0	0.6	0.	0.	0.	1

#===== ORIZZONTALE SECTION 3 TIP
=====

SECTION

#Xle	Yle	Zle	Chord	Ainc	Nspanwise	Sspace
13.816	3.6	2.4	1.78	0.		

AFILE

naca63a010.dat

CDCL

#CL1	CD1	CL2	CD2	CL3	CD3
------	-----	-----	-----	-----	-----

Appendice B

-0.50 0.007 0.00 0.0045 1.0 0.011

CONTROL

#label	gain	Xhinge	Xhvec	Yhvec	Zhvec	SgnDup
elevatore	1.0	0.6	0.	0.	0.	1

#===== BODY =====

BODY

Fusoliera

#Nbody Bspace

25 1

SCALE

#sX	sY	sZ
1.0	1.0	1.0

TRANSLATE

#dX	dY	dZ
0.0	0.0	1.4

BFILE

Bodytesi.dat

Bibliografia

- [1] Roskam, D. J. (1985). *Airplane Design*. Ottawa, Kansas: Roskam Aviation and Engineering Corporation.
- [2] Raymer, D. P. (1992). *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Sylmar, California: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- [3] Jenkinson L. R., Marchmann III J. F. (2003). *Aircraft Design Projects*. Oxford: Butterworth-Heinemann.
- [4] Sieron, Fields, Baldwin, Adamczak (1993). *Procedures and Design Data for the Formulation Aircraft Configuration*. Ohio: Flight Dynamics Directorate.
- [5] *STANAG 4671*, Edition-2
- [6] Nickbay M., Acar, P. (2011). *Integrating Analytical Aeroelastic Instability Analysis into Design Optimization of Aircraft Wing Structures*. TWMS Journal of Applied and Engineering Mathematics Vol. 1 No.2.
- [7] Abbott H., Albert E. von Doenhoff, Louis S. Stivers Jr (1945). *Report No. 824 - Summary of Airfoil Data*. Langley Field, Va: National Advisory Committee for Aeronautics.
- [8] Beaubien R. J., Nitzsche F., Freszty D. *Time and Frequency Domain Flutter Solutions for the AGARD 445.6 Wing*. Ottawa: Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Carleton University.

- [9] Zhang B., Ding W., Ji S., Zhang J. (2016). *A Transonic Flutter Analysis of an AGARD 445.6 Wing in the Frequency Domain using the Euler Method*. Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics.
- [10] ZONA Technology (2016). *ZAERO Applications Manual Vol.1*. Scottsdale: ZONA Technology Inc.
- [11] Siemens Product Lifecycle Management Software Inc. (2014). *Aeroelastic Analysis User's Guide*.
- [12] Abbott H., Albert E. von Doenhoff (1959). *Theory of Wing Section - Including a Summary of Airfoil Data*. New York: Dover Publications
- [13] <http://www.niar.wichita.edu/agate/>
- [14] Gori M. (2015). *Metodologia di progettazione concettuale per configurazioni avanzate di UCAV*. Tesi di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale, Università di Bologna