Politecnico di Torino

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale
A.a. 2021/2022
Sessione di Laurea Luglio 2022

Progettazione preliminare e ottimizzazione strutturale della semiala di un velivolo di aviazione generale

Relatori:
Prof. Giacomo Frulla
Prof. Enrico Cestino

Candidato:
Antonio Perrone

Indice

Introduzione 3
Il VELIVOLO 3
CAPITOLO 1 5
1. XFOIL 5
1.1. TEORIA ALLA BASE DI XFOIL 6
1.2. FASE OPERATIVA 6
CAPITOLO 2 13
2. AVL 13
2.1. TEORIA ALLA BASE DI AVL 13
2.2. PROCEDURA 16
2.3. ANDAMENTO DELLE SOLLECITAZIONI 25
CAPITOLO 3 30
3. LA STRUTTURA 30
3.1. CENNI DI TEORIA DELLE STRUTTURE A GUSCIO PRATICO 32
3.1.1. IL PANNELLO SINGOLO 34
3.1.2. LA SEZIONE CHIUSA E LE FORMULE DI BREDT 36
3.1.3. SISTEMA CORRENTI E PANNELLI 37
3.1.4. STRUTTURA A MULTICELLA 37
3.2. PROCEDURA ED APPLICAZIONE DEL METODO 38
3.2.1. PRIMA FORMULA DI BREDT 43
3.2.2. SECONDA FORMULA DI BREDT 44
CAPITOLO 4 49
4. CENNI DI TEORIA DEL PLV SECONDO EULERO-BERNOULLI E TIMOSHENKO 49
4.1. IL PLV PER STRUTTURE ISOSTATICHE 50
4.2. APPLICAZIONE DELLA PROCEDURA 51
CAPITOLO 5 54
5. CARICHI ALLEVIANTI 54
5.1. CORRENTI 54
5.2. SKIN 54
5.3. SOLETTE 56
5.4. ANIME DEI LONGHERONI 58
5.5. CENTINE 60
5.6. FUEL 62
5.7. CARRELLO 63

5.8. SUPERFICI MOBILI 64
1.1. RISULTATI CONDIZIONE DI CARICO ALLEVIATA 65
5.9. PLV CARICHI ALLEVIATI 68
CAPITOLO 6 70
2. CREAZIONE DEL MODELLO FEM 70
CAPITOLO 7 77
7. CALCOLO E APPLICAZIONE DEL CARICO AERODINAMICO 77
7.1. DISTRIBUZIONE DELLE PRESSIONI 77
7.2. CARICO DEGLI ALETTONI 80
7.3. RISULTATI NEL MODELLO FEM CARICO NON ALLEVIATO 82
7.4. MODELLO FEM CARICO ALLEVIATO 85
7.5. Confronto risultati analitici e FEM spostamento del tip 89
CAPITOLO 8 91
8. SOL 200, CENNI TEORICI E FUNZIONAMENTO 91
8.1. CREAZIONE DEL DESIGN STUDY 95
8.2. PROCEDURA DEL'OTTIMIZZAZIONE 99
CONCLUSIONI 118
Bibliografia 124

Introduzione

Questo lavoro di tesi è incentrato sulla progettazione preliminare di una semiala del velivolo PIPER PA-46-350P con il fine di ottimizzarne la distribuzione degli spessori dei vari componenti, con l'obiettivo di ridurre al minimo il peso, cercando di rispettare al meglio i requisiti strutturali di normativa e di deformabilità imposti.

Verranno esposti nei vari capitoli, i diversi passaggi, iniziando dalla creazione delle geometrie delle sezioni alari per ricavarne le polari aerodinamiche nel capitolo 1, per poi passare al calcolo dei carichi aerodinamici dell'intera ala nel capitolo 2, poi alla verifica dei requisiti strutturali di sforzi e flussi di taglio nel capitolo 3 e l'applicazione del principio dei lavori virtuali per avere un controllo sullo spostamento del tip dell'ala nel capitolo 4, successivamente si passa alla considerazione dei carichi allevianti, all'applicazione della teoria a guscio pratico e del PLV in questa configurazione di carico nel capitolo 5, poi viene creato il modello FEM nel capitolo 6, nel capitolo 7 vengono calcolati ed applicati i carichi al modello FEM ed infine nel capitolo 8 viene effettuata l'ottimizzazione.

Il VELIVOLO

Il Piper PA-46 appartiene ad una famiglia di aerei passeggeri americani, monomotore con ala bassa dotato di 6 posti, dei quali uno per il pilota. Tutti i velivoli della versione malibù, sono dotati di cabina pressurizzata e carrello di atterraggio a tre ruote retrattile.

Figure 0-1 PA-46-350-P

Il malibù mirage, ovvero la versione in questione, è dotato di un motore a sei cilindri Lycoming TIO-540-AE2A 350 CV, caratterizzato da una velocità di crociera intorno ai 390km/h, una velocità massima di mid-cruise weight di 407km/h velocità di stallo di 110 km/h e un peso massimo al decollo di 1968kg.

Per quanto riguarda le altre specifiche tecniche, il velivolo possiede un apertura alare di 13.11m con un allungamento alare moderatamente alto di 10.6, corda alla radice di 1.53m e all'estremità di 0.94m, l'ala è di forma trapezia; la lunghezza totale del velivolo è di 8.81m altezza totale di

3.44m apertura alare del piano di coda di 4.42m, diametro dell'elica di 2.03m, superfice alare di 16.26 m^2.[(Jans's, 2007)]

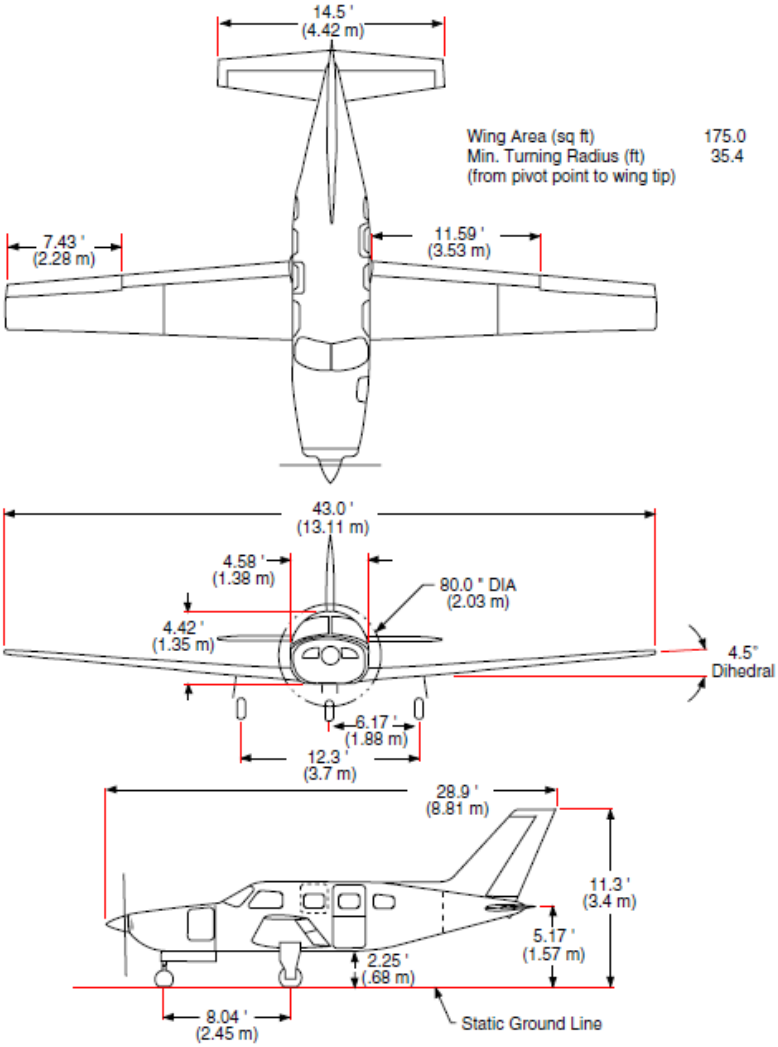

Figura 0-1Dimensioni PA-46-350-P

inoltre, per quanto riguarda l'ala, essa è interamente in metallo, una lega leggera di alluminio creata in configurazione bilongherone del tipo fail-safe, caratterizzata da un profilo NACA23016 alla radice ed un NACA 23009 all'estremità, con uno svergolamento negativo di 2°57, un angolo di incidenza fisso alla radice di 3°38 e un angolo diedro di 4°5 (Piper, 2006)

Questo tipo di velivolo prevede un fattore di carico n massimo di 3.8g in volo normale, e non è costruito per effettuare volo rovescio.

CAPITOLO 1

Il punto di partenza di questo lavoro di tesi si basa sulla generazione dei profili alari che caratterizzano la semiala tramite il programma Xfoil, in particolare si parla dei profili NACA a cinque digit 23016 e 23009.

Dalla creazione delle geometrie si passerà al calcolo delle polari aerodinamiche e del Cla dei due profili che saranno successivamente necessari per il calcolo del carico aerodinamico nel capitolo 2 tramite AVL.

1. XFOIL

Il programma Xfoil è basato su un interfaccia interattiva per progettare ed analizzare profili alari che operano nel campo subsonico. Le funzioni di questo strumento sono molto utili e sono collezionate in una raccolta di routine comandata dal menu.

Per quanto riguarda l'analisi viscosa o non viscosa di un profilo già esistente, è possibile effettuare operazioni di passaggio forzato o libero del flusso, valutare bolle di separazione transitorie, separazione limite del trailing edge, previsione di portanza e resistenza, effettuare correzioni di compressibilità alla Karman-Tsien e analisi a Reynolds e mach fissi o variabili.

È possibile effettuare progettazione e riprogettazione del profilo alare mediante la modifica delle distribuzioni di velocità; ciò viene effettuato tramite due metodi, il metodo full-inverse e quello mixed-inverse.

Si può riprogettare o creare un profilo alare mediante l'immissione o la modifica di parametri geometrici inserendo il codice naca o informazioni di dettaglio del profilo.

Ed infine, ma più importante per questo lavoro di tesi, la scrittura e lettura delle coordinate del profilo alare e creazione e salvataggio delle polari aerodinamiche, tracciamento della geometria e della distribuzione delle pressioni e altri dettagli aerodinamici (MIT, xfoil subsonic airfoil deevelopment system, 2000).

Nel seguente lavoro di tesi, xfoil è servito per la generazione dei profili alari, che saranno utili sia in termini geometrici per il calcolo del perimetro e il posizionamento dei vari componenti della struttura alare, come correnti e longheroni; e sia per la generazione delle polari aerodinamiche dei profili che serviranno per la generazione del carico aerodinamico tramite l'ausilio del programma AVL.

1.1. TEORIA ALLA BASE DI XFOIL

Il programma xfoil, si basa sul metodo dei pannelli e sulle equazioni a potenziale abbinate a particolari trattazioni per strato limite; fissate le condizioni di volo (V e z) in input xfoil considera:

- numero di Reynolds;
- Mach (assunto inizialmente uguale a 0, per poi correggere applicare una correzione per tenere in considerazione gli effetti legati alla comprimibilità);
- incidenza aerodinamica.

Inoltre, xfoil è un codice subsonico e presenta:

- formulazione inviscida: metodo dei pannelli con funzione di corrente e chiusura tramite condizione di Kutta;
- formulazione viscosa: lo strato limite e la scia sono descritti tramite equazioni integrali di strato limite e un criterio di transizione di tipo e^n .

Sostanzialmente, i programmi tipo xfoil usano le equazioni del potenziale per risolvere il campo di moto nella zona esterna allo strato limite (problema inviscido), risolvendo successivamente il problema dello strato limite con opportuni modelli di transizione. Si tratta di un metodo molto valido in campo comprimibile, sfruttando il calcolo incomprimibile e poi applicando la teoria di Prandtl-Glauert per tenere conto della comprimibilità; per questo motivo tale calcolo non è adatto in regime transonico, in cui la correzione proposta da Prandtl-Glauert dimostra i suoi limiti e si dovrebbero usare codici che risolvono le equazioni di Navier-Stokes.

1.2. FASE OPERATIVA

Xfoil si presenta come un finestra di dialogo, dove si immettono dei semplici comandi;

il primo passo è stato quello di creare la geometria dei due profili principali della struttura alare, ovvero quello alla radice e quello al tip.

Il profilo alla radice, si tratta di un profilo NACA a cinque digit 23016 e quello al tip è dello stesso tipo ma più sottile 23009.

Scrivendo i comandi “naca23016” e “naca23009” in xfoil, il programma genererà i due profili aerodinamici che è possibile poi osservare tramite il comando GDES e premendo invio; si riportano le due geometrie:

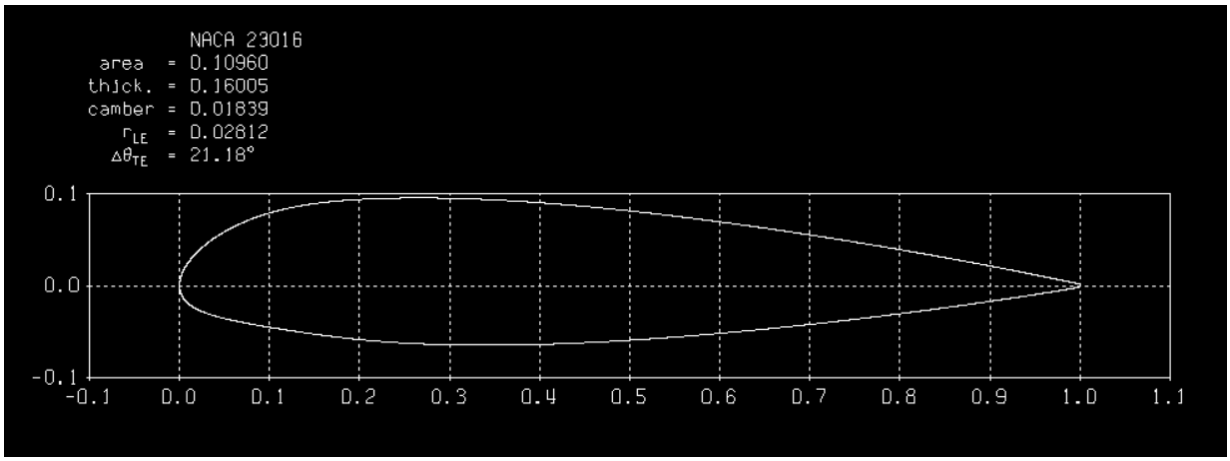

Figure 1-1 Naca 23016 in xfoil

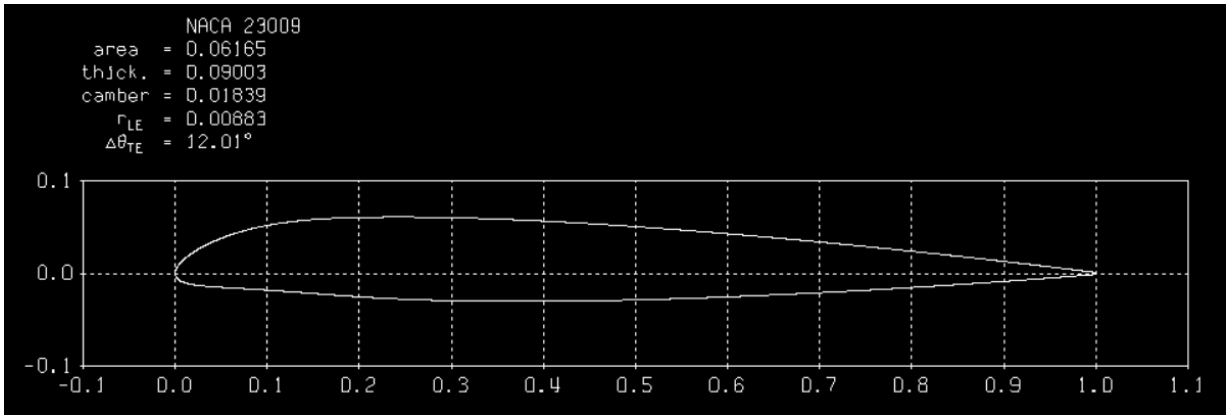

Figure 1-2 Naca 23016 in xfoil

successivamente passo alla modifica della pannellizzazione che di default è di 140 pannelli; nel caso in esame si passa a 200 pannelli per avere un risultato numerico più accurato. I comandi in questione sono in primis il "ppar" che mostra la seguente schermata

```
Present paneling parameters...

N_i   Number of panel nodes       140

P_r   Panel bunching parameter    1.000

T_r   TE/LE panel density ratio   0.150

R_r   Refined area/LE  panel density ratio   0.200

XT_rr  Top    side refined area x/c limits    1.000 1.000

XB_rr  Bottom side refined area x/c limits    1.000 1.000
```

A questo punto digitando "n" e "200" "invio", viene effettuata la modifica che verrà ufficializzata con il comando "pane",

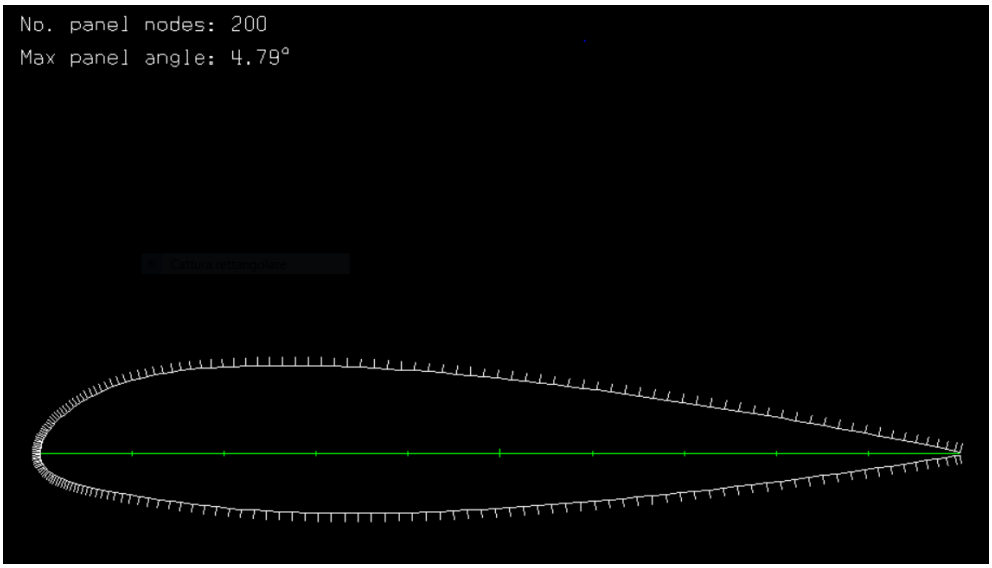

Figure 1-3 Pannellatura naca 23016 in xfoil

una volta effettuate queste modifiche si vanno a salvare le geometrie ripannellizzate nei file NACA23016.dat e NACA23009.dat dove vengono riportati i punti in percentuale di corda, sia in x, lungo la corda, che in y, ortogonale ad essa.

Tabella 1-1 Coordinate dei punti profili naca

NACA23016			NACA23009	
X/C	Y/C		X/C	Y/C
1	0.001680		1	0.000945
0.991840	0.003379		0.995528	0.001513
0.978009	0.006225		0.987384	0.002541
0.962204	0.009424		0.977628	0.003761
0.944550	0.012935		0.966746	0.005108
0.925363	0.016678		0.955269	0.006514
0.905044	0.020560		0.943529	0.007935
0.883965	0.024503		0.931682	0.009353
...	...		...	...
0.000633	0.006103		0.000835	0.004067
0.000211	0.003492		0.000365	0.002642
0.000016	0.000961		0.000088	0.001275
0.000042	-0.001521		0.000000	-0.000022
0.000307	-0.004037		0.000101	-0.001308
...	...		...	...
0.883165	-0.019490		0.931386	-0.006357
0.904377	-0.016463		0.943283	-0.005459
0.924827	-0.013461		0.955072	-0.004553
0.944142	-0.010548		0.966599	-0.003651
0.961918	-0.007800		0.977528	-0.002781
0.977839	-0.005281		0.987327	-0.001988
0.991776	-0.003029		0.995508	-0.001317
1	-0.001680		1	-0.000945

Fatto ciò si passa alla generazione delle polari aerodinamiche che serviranno per il calcolo delle prestazioni dell'ala tramite il programma AVL.

Per generarle è possibile mettersi nella sezione operativa di calcolo xfoil tramite il comando "oper" ed uscirà la voce "operi" dove la "i" sta ad indicare la condizione di calcolo non viscosa, quindi per passare a quella viscosa si utilizza il comando "visc"; a questo punto bisogna immettere il numero di Reynolds calcolato sulla corda media che in questo caso si aggira intorno agli 8500000, poi bisogna attivare il comando di accumulazione dei dati calcolati, in modo tale da non avere la cancellazione automatica per ogni sequenza di calcolo effettuata per ogni angolazione del profilo alare, quindi si digita "pacc" e si crea una sequenza di angoli di incidenza, per i quali si vuole effettuare la polare aerodinamica, con il comando "aseq" e successivamente si immette il punto di partenza "-20°" il punto di fine "20°" e il passo tra uno step di calcolo e un altro di "0.5°". Si invia il tutto e si salva nei file NACA23016.pol e NACA23009.pol di cui si riportano alcuni dati:

```
                Calculated polar for: NACA 23009

     1 1 Reynolds number fixed          Mach number fixed

          xtrf =   1.000 (top)        1.000 (bottom)

   Mach =   0.000     Re =     8.500 e 6     Ncrit =   9.000

  alpha     CL        CD       CDp       CM    Top_Xtr Bot_Xtr

  ------- -------- --------- --------- -------- ------- -------

 -18.500  -1.6057   0.03800   0.03610  -0.0434  1.0000  0.0030

 -18.000  -1.6280   0.03285   0.03074  -0.0392  1.0000  0.0030

 -17.500  -1.6292   0.02964   0.02737  -0.0337  1.0000  0.0030

       ------------------------------------------------

  -1.500  -0.0396   0.00600   0.00078  -0.0109  0.2765  0.0173

  -1.000   0.0174   0.00600   0.00072  -0.0111  0.2511  0.0215

  -0.500   0.0744   0.00599   0.00069  -0.0112  0.2294  0.0278

   0.000   0.1315   0.00597   0.00066  -0.0114  0.2166  0.0374

   0.500   0.1886   0.00595   0.00066  -0.0116  0.2053  0.0546

   1.000   0.2456   0.00589   0.00067  -0.0117  0.1948  0.1025

   1.500   0.3005   0.00524   0.00067  -0.0118  0.1877  0.4089

       ------------------------------------------------

  17.500   1.8845   0.02232   0.01847   0.0052  0.0015  1.0000

  18.000   1.8970   0.02437   0.02061   0.0091  0.0015  1.0000

  18.500   1.9051   0.02723   0.02357   0.0118  0.0014  1.0000
```

Calculated polar for: NACA 23016

alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr
-20.000	-0.8021	0.01801	0.01400	-0.1940	0.7932	0.0165
-19.500	-0.6943	0.01609	0.01203	-0.1998	0.7940	0.0171
-19.000	-0.6368	0.01524	0.01114	-0.2024	0.7941	0.0173

-1.500	0.9830	0.01861	0.01353	-0.1666	0.2089	0.5125
-1.000	1.0320	0.01895	0.01385	-0.1653	0.2004	0.5258
-0.500	1.0809	0.01930	0.01416	-0.1639	0.1941	0.5367
0.000	1.1298	0.01964	0.01449	-0.1626	0.1870	0.5490
0.500	1.1788	0.01998	0.01483	-0.1613	0.1823	0.5616
1.000	1.2270	0.02033	0.01514	-0.1598	0.1745	0.5718
1.500	1.2758	0.02068	0.01550	-0.1585	0.1716	0.5829

19.000	2.0378	0.11436	0.11017	-0.0696	0.0172	0.7222
19.500	1.9973	0.12612	0.12213	-0.0744	0.0167	0.7228
20.000	1.9518	0.13898	0.13519	-0.0810	0.0162	0.7233

Una volta accumulati i dati Cl e Cd per ogni angolo di incidenza, è possibile generare le polari aerodinamiche tramite l'utilizzo di Excel, dove i valori di coefficiente di portanza e di resistenza sono stati corretti tramite la relazione di Prandtl_Glauert impostando il Mach di volo di sostentamento dell'ala al peso massimo al decollo M=0.241.

Si riportano le polari aerodinamiche e gli andamenti del Cla di entrambi i profili:

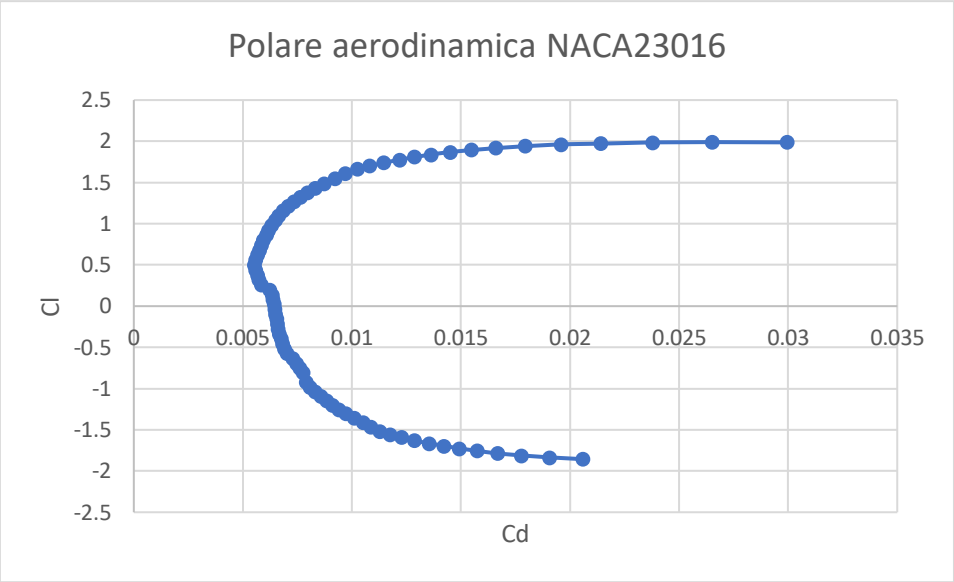

Figure 1-4 Polare aerodinamica naca23016

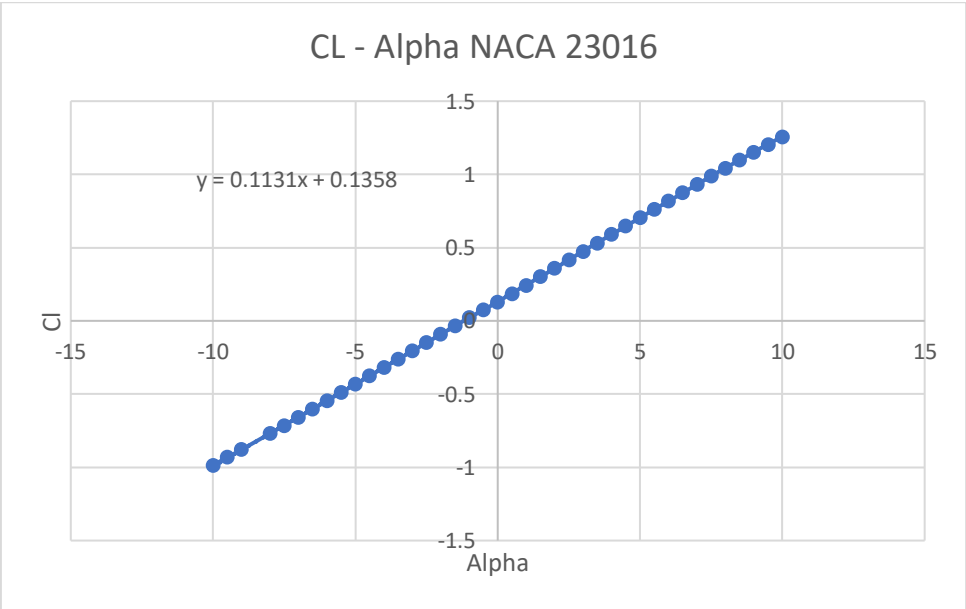

Figure 1-5 Cla lineare naca23016

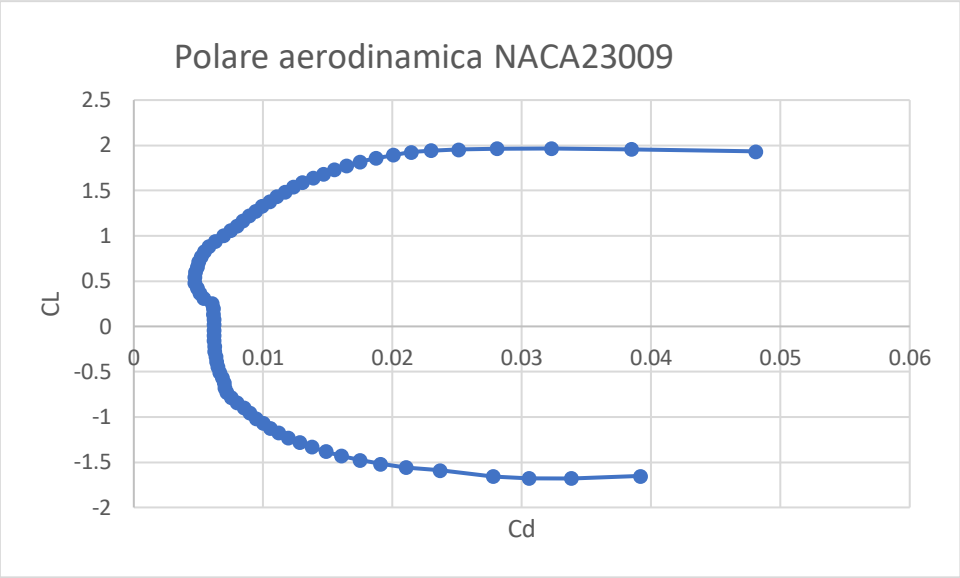

Figure 1-6 Polare aerodinamica naca23009

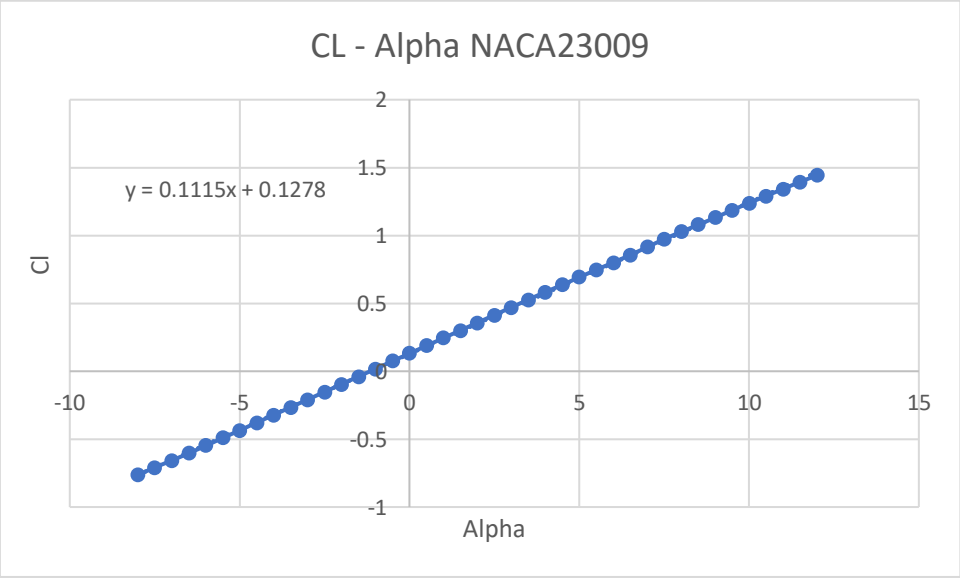

Figure 1-7 Cla lineare naca23009

Questi grafici, come verrà mostrato in seguito, saranno necessari per definire dei dati per implementare il calcolo delle prestazioni aerodinamiche dell'intera ala in AVL.

CAPITOLO 2

In questo capitolo, viene effettuata la procedura del calcolo del carico aerodinamico, tramite l'utilizzo del software AVL, dove verranno generate le superfici aerodinamiche e a queste verranno associate le polari aerodinamiche e i Cla calcolati tramite xfoil nel capitolo precedente.

2. AVL

AVL è un programma per l'analisi aerodinamica e dinamica di volo di velivoli rigidi di configurazione arbitraria. Impiega un modello a reticolo a vortice esteso per le superfici di sollevamento, insieme a un modello a corpo snello per fusoliere e gondole. È possibile specificare stati di volo non lineari generali. L'analisi dinamica di volo combina una linearizzazione completa del modello aerodinamico su qualsiasi stato di volo, insieme a proprietà di massa specificate.

Esso si basa sul vortex-lattice method, che si adatta perfettamente ai modelli aerodinamici con superfici portanti sottili e con piccoli angoli di incidenza e di sideslip. (MIT, 2004)

2.1. TEORIA ALLA BASE DI AVL

Questo software di progettazione aerodinamica 3D, è quindi finalizzato al calcolo della distribuzione di portanza e di resistenza indotta per una data ala o un dato velivolo di geometria definita.

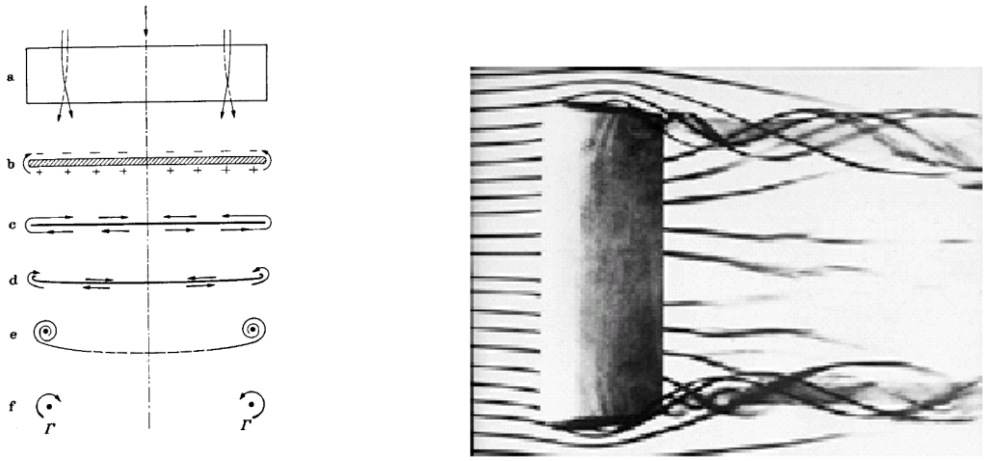

Figure 2-1 Flussi in AVL

I principi di funzionamento si basano sul considerare un flusso incompressibile, inviscido ed irrotazionale;

le superfici portanti sono sottoli e quindi l'influenza dello spessore viene trascurato;

l'angolo di attacco e di sideslip devono essere piccoli;

Alla base del metodo, la legge di funzionamento è quella di Biot e Savar:

$$dV = \frac{\Gamma}{4\pi}\frac{dl\ x\ r}{|r|^3}$$

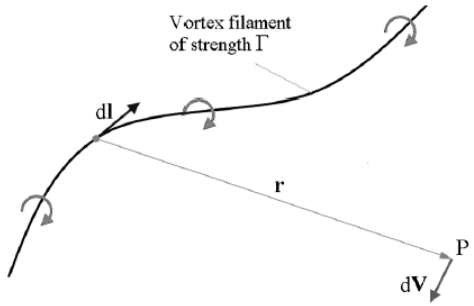

Figure 2-2 Filamento di vortice

Dove:

- dl costituisce la parte infinitesima di filamento
- V la velocità indotta
- Γ è l'intesità del vortice o la così detta circuitazione
- r è la distanza tra il punto P e il punto sul filamento

Questo metodo è un evoluzione della teoria della linea portante di prandtl, ovvero, dal primo modello dove si considerava quello a singolo vortice a staffa lungo il centro arodinamico dell'ala:

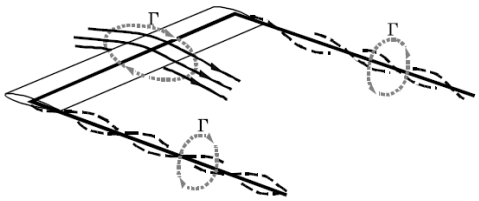

Figure 2-3 Vortice a singola staffa

Al modello con una sovrapposizione finita di linee di vortici lungo la linea portante:

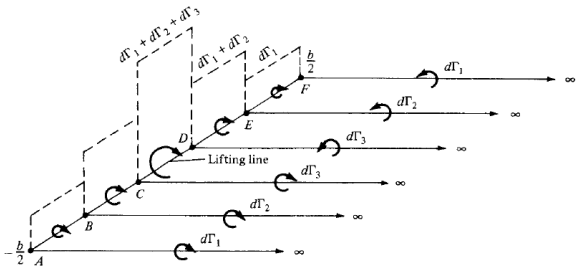

Figure 2-4 Sovrapposizione finita linee di vortici

Fino ad arrivare alla struttura di vortici a reticolo utilizzata appunto in AVL:

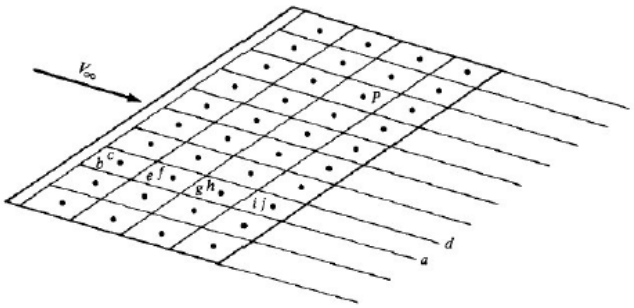

Figure 2-5 Struttura di vortici a reticolo

Quindi si ha una struttura reticolare suddivisa in pannelli ed il metodo consiste nel ricavare le Γ_j sui singoli pannelli dalla soluzione di un sistema matriciale del tipo:

$$[A_M]\{\Gamma_j\} = \{b_N\}$$

Dove:

- $[A_M]$ corrisponde alla matrice di influenza aerodinamica
- $\{\Gamma_j\}$ la circuitazione di ogni pannello
- $\{b_N\}$ le condizioni a contorno

Tramite la circuitazione di ogni pannello si può determinare la portanza e la resistenza della superfice in questione:

$$L = \sum \rho\, V\, \Gamma_j$$

$$D_i = \sum \rho\, V\, \Gamma_j \sin(\alpha_i)$$

(Cestino, 2020)

2.2. PROCEDURA

Il lavoro svolto in AVL è finalizzato al calcolo dei carichi aerodinamici che saranno necessari per il modello a guscio pratico e per il modello FEM della semiala del velivolo in questione.

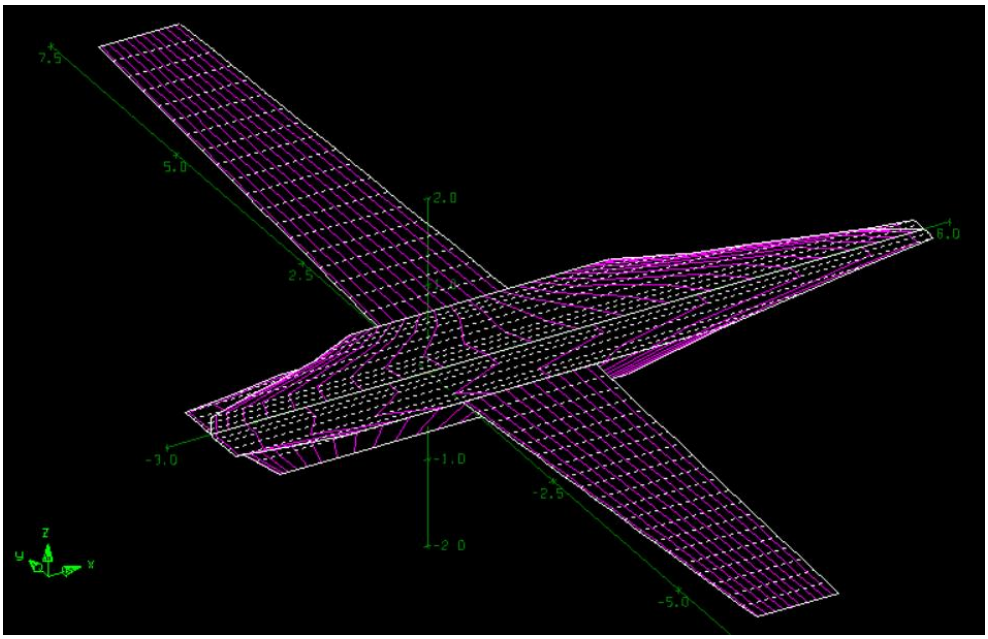

Figure 2-6 Ala e fusoliera in AVL

Il primo passo consiste nell'andare a definire la superfice aerodinamica che sarà modellizzata all'interno del programma come una superfice simmetrica rispetto alla mezzeria. Per quel che riguarda la fusoliera, essa non sarà considerata per intero come nell'immagine precedente, ma verrà modellizzata come se fosse una lamina piana che collega le due semiali, modellando al meglio la forma in pianta dell'ala.

Ricordando che il velivolo in questione possiede un'apertura alare di 13.11m, una corda alla radice di 1.53m e all'estremità di 0.94m, presentando un'ala trapezia con angolo diedro di 4°30, la sezione alla radice con profilo NACA23016 ha un angolo di incidenza di 3°38 e un angolo di svergolamento all'estremità di -2°57, quindi svergolata verso il basso, e si ricorda che la sezione al tip prevede un profilo NACA23009.

Il primo passo della creazione dello script consiste nella definizione di alcuni parametri aerodinamici, come il numero di Mach, che in questo caso si pone uguale a zero, per poi immettere manualmente nel programma il corrispondente mach di volo;

le coordinate del sistema di riferimento del programma (0,0,0) il quale dispone di un asse y, in direzione dell'apertura alare, un asse x in direzione della corda e un asse z verticale, normale al piano alare.

Successivamente si immettono le geometrie di riferimento, ovvero la superficie di riferimento, che corrisponde alla superfice alare Sref=16.26 m^2, la corda di riferimento che corrisponde alla corda media della superficie alare Cref=1.235m e l'apertura alare Bref=13.11m.

A questo punto bisogna generare la superfice in AVL, la quale verrà modellizzata considerando la prima sezione, corrispondente alla fusoliera, come una superficie rettangolare, senza nessun angolo di calettamento, che avrà lo scopo di collegare le due semiali; questa superfice avrà dimensioni pari alla corda alla radice in direzione x, e lungo l'apertura alare sarà di 0.69m ricordando che si sta generando una superfice in condizione di simmetria e quindi la larghezza totale della fusoliera corrisponde a 1.38m così come riportato nel manuale del PIPER PA-46-350P.

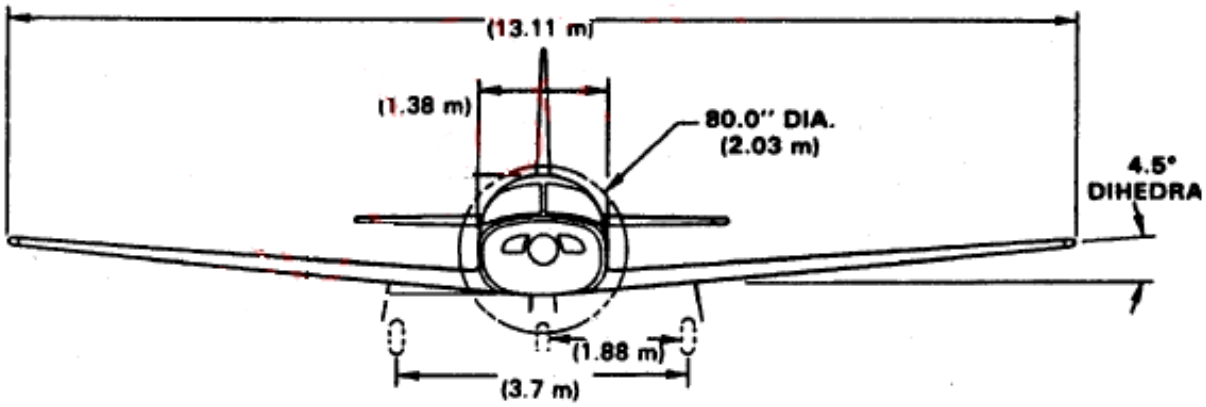

Figure 2-7 Dimensioni Piper Archer 46-350-P

Si riporta lo script corrispondente a questa sezione:

```
#--------------------------------------------------
SURFACE
Fuselage H
#Nchordwise  Cspace
10           0.0
COMPONENT
1
YDUPLICATE
0.0
SCALE
1.0   1.0  1.0
TRANSLATE
0.0   0.0   0.0
SECTION
#Xle   Yle    Zle      Chord   Ainc  Nspanwise  Sspace
0.0   0.0    0.0      1.53     0.    3          0.
SECTION
#Xle    Yle    Zle     Chord   Ainc  Nspanwise  Sspace
0.0   0.69    0.0     1.53      0.    3          0.
```

In questo script si riconoscono diversi comandi, il primo è "`SURFACE`" che si utilizza quando si va a definire una superfice, il secondo è "`#Nchordwise`" sotto il quale si definisce il numero di vortici a "ferro di cavallo" lungo la corda, ed in questo caso si è scelto 10, "`Cspace`" indica

il tipo di spaziatura che si vuole avere; ce ne sono di diversi tipi in base al digit che si impone, come riportato nella seguente figura:

```
parameter                                spacing
---------                                -------

   3.0        equal          |   |   |   |   |   |   |   |   |

   2.0        sine           || |  |   |    |    |     |     |

   1.0        cosine         ||  |    |      |      |    |  ||

   0.0        equal          |   |   |   |   |   |   |   |   |

  -1.0        cosine         ||  |    |      |      |    |  ||

  -2.0       -sine           |     |     |    |    |   |  | ||

  -3.0        equal          |   |   |   |   |   |   |   |   |
```

Figure 2-8 Esempi di "spacing" in AVL

Poi vi è la voce "COMPONENT" il quale permette di incollare tra loro le diverse superfici che vengono generate, "YDUPLICATE" informa AVL che la superfice è simmetrica lungo la mezzeria e quindi ne dovrà generare un'altra specchiata sull'asse y negativo; "SCALE" e "TRANSLATE" sono valori di default in quanto non si va a scalare e a traslare nulla in questo caso ed infine vengono create le sezioni, in questo caso 2, la prima alla radice con le dimensioni prima definite, e la seconda a 0.69m. così facendo quindi si genera una superfice rettangolare di 1.53·1.38m senza angolo di attacco, che modellizza il collegamento di fusoliera tra le due semiali.

A questo punto si passa alla generazione della semiala; si inizia con la definizione di SURFACE, dove vengono definiti i dettagli di spaziatura e di divisione dei vortici sulla superficie, cioè 10 divisioni lungo la corda e 20 lungo l'apertura alare; in questo caso si definiscono due SECTION, quella alla radice, posizionata in y a 0.69m e con corda di1.53m con angolo di attacco "Ainc" di 3°38, alla quale viene associata la geometria del profilo alare generata da xfoil, tramite il comando "AFILE" riportando il nome del file contenete tutti i punti del profilo in percentuale di corda "NACA23016.dat", poi si vanno a definire le caratteristiche aerodinamiche del profilo che vengono ricavate dalla polare generata precedentemente e dal grafico Cl-Alpha, ovvero il "CDCL" che consiste nel riportare in sequenza 3 punti della polare:

- il CD1 CL1 del punto più basso sul grafico della polare
- il CD2 CL2 del punto più a sinistra della polare
- il CD3 CL3 del punto più in alto della polare

```
          CLpos,CDpos        <-  Region 4 (quadratic above CLpos)
CL |    pt3--------
   |     /
   |    |                   <-  Region 3 (quadratic above CLcdmin)
   | pt2 CLcdmin,CDmin
   |    |
   |     \                   <-  Region 2 (quadratic below CLcdmin)
   |    pt1---------
   |      CLneg,CDneg        <-  Region 1 (quadratic below CLneg)
   |
   -------------------------
                   CD
```

Figure 2-9 CLi CDi da immettere in AVL

Ed infine il "CLAF" che corrisponde al fattore di correzione del coefficiente CLa che viene utilizzato di default in AVL, ovvero il CLa di un un cilindro, quindi consiste in quel valore (in radianti) che moltiplicato per 2π mi da il CLa del profilo naca23016 (Drela).

Quindi dal grafico generato in Excel grazie ai dati della polare di xfoil, posso ricavare il CLa in 1/deg che trasformo in 1/rad e divido per 2π, ottenendo il CLAF in questo caso pari a 1.03.

Si riporta la formula:

$$\frac{dC_l}{da} = 2\pi \text{ CLAF}$$

A questo punto si ripetono i passaggi per il profilo NACA23009 al tip dell'ala quindi a y=6.555m, partendo dalla sezione di fusoliera, e considerando anche l'angolo diedro, sarà posizionata a z=0.46016m con una corda di 0.94m e angolo di incidenza di 0°81.

Si riportano gli script:

```
#========================================
SURFACE
Wing
#Nchordwise  Cspace   Nspanwise   Sspace
10          0.0      20        0.0
##
YDUPLICATE
0.0
#
ANGLE
0.0
TRANSLATE
0.0  0.0  0.0
#-------------------------------------------------------
SECTION
#Xle    Yle    Zle    Chord   Ainc
0.     0.69    0.     1.53    3.38
```

```
AFILE
NACA23016.dat
CDCL
-1.6958 0.02188  0.4165 0.00577  1.8244 0.01917
CLAF
1.03

#-------------------------------------------------------------

SECTION
#Xle    Yle    Zle         Chord   Ainc
0.0    6.555  0.46016       0.94    0.81
AFILE
NACA23009.dat
CDCL
#CL1 CD1  CL2 CD2  CL3 CD3    |  CD(CL) function parameters
-1.5124  0.02044  0.6374 0.00474  1.897 0.02437
CLAF
1.017
```

Completato lo script si passa al programma AVL, caricando il file scritto precedentemente salvato tramite la funzione LOAD, poi si passa in OPER ed è possibile plottare la geometria 2D dell'ala che si è generata:

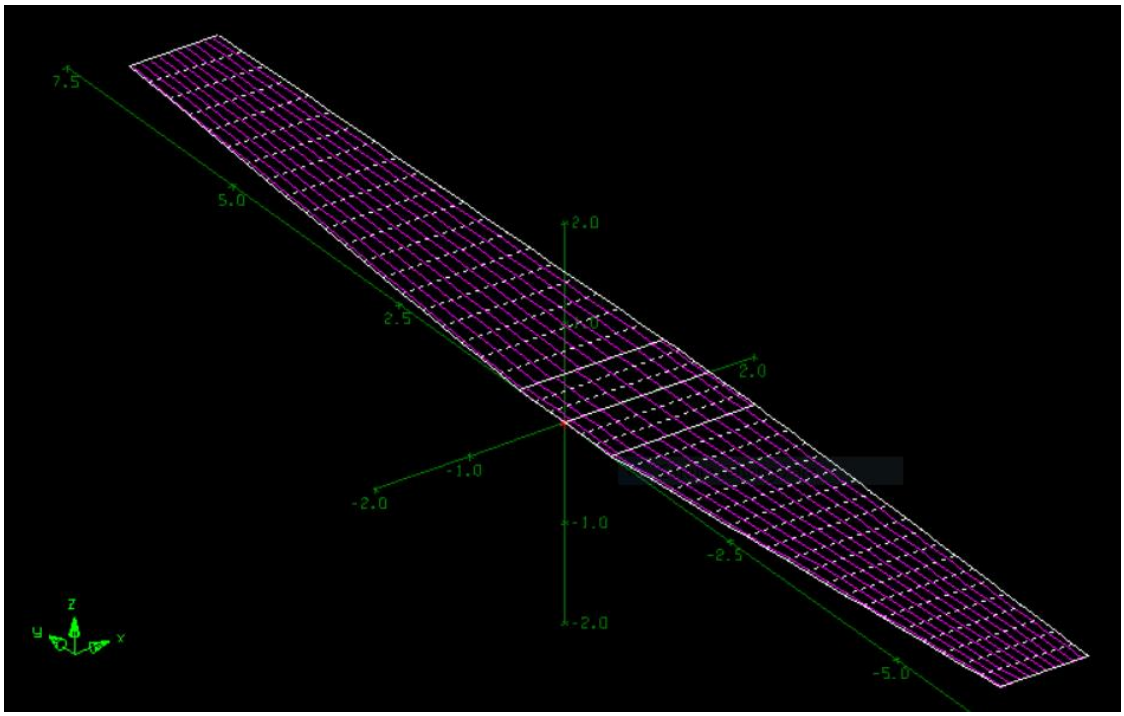

Figure 2-10 Vista prospettiva ala in AVL

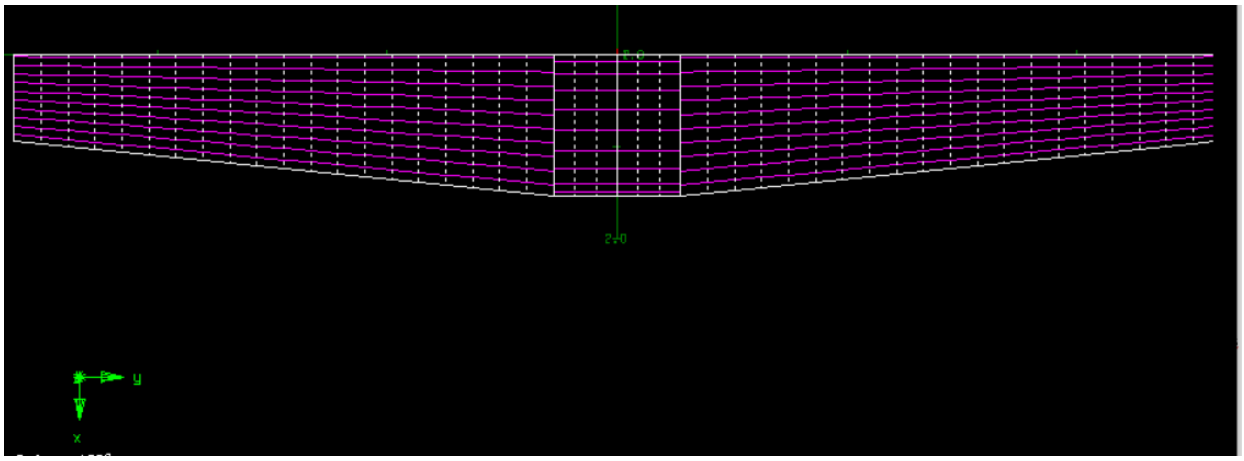

Figure 2-11 Forma in pianta ala in AVL

A questo punto, avendo la geometria è stato effettuato un calcolo preliminare dove si è andati a valutare il Cl totale della configurazione alare, dalla quale ci si è calcolati la corrispondente velocità di sostentamento al peso massimo di decollo, tramite la formula della portanza:

$$L = Wmto = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_l$$

$$V = \sqrt{\frac{2L}{\rho S C_l}}$$

Ottenuta la velocità, si è andati a modificare i valori di velocità, densità dell'aria (quota zero) e mach, per ottenere i valori di Cl e Cd con le opportune correzioni. Dopo aver effettuato un paio di iterazioni per quanto riguarda il calcolo di Cl totale dell'ala e corrispondente velocità, si è ottenuta la velocità di volo per questa configurazione di 82m/s a quota zero, che risulta conforme alla velocità di crociera alla rispettiva quota di crociera tipica di 3000 metri.

A questo punto, accertati che l'approssimazione effettuata dalla fusoliera non andasse a distorcere troppo i risultati ottenuti in termini di Cl e quindi di prestazione dell'ala, si riporta il piano di Trafftz:

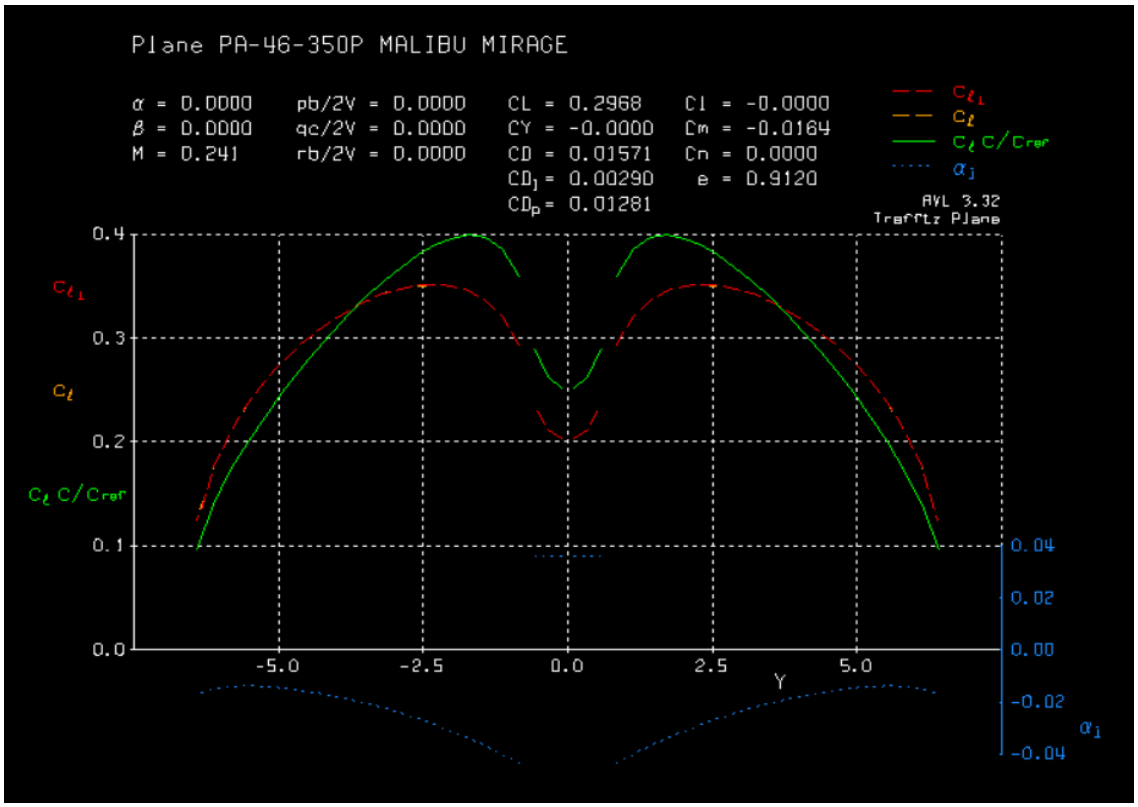

Figure 2-12 Piano di Trafftz

In questo grafico è possibile osservare gli andamenti di Cl in arancione, il Cl_norm in rosso che corrisponde al Cl normale alla corda, l'andamento di Cl·c/cref in verde e l'andamento dell'angolo di incidenza indotto α_i.

A questo punto è stato possibile procedere per ottenere gli andamenti delle prestazioni alari per ognuna delle 20 strisce di suddivisione lungo l'apertura alare, sia per quanto riguarda le semiali e sia per la fusoliera, e successivamente anche per gli "elementi pannelli" dell'ala.

Nello specifico nella sezione operativa di AVL è possibile tramite il digit FT, salvare in un file, i coefficienti di portanza e resistenza dell'intera superfice alare:

si riporta il file FT

```
---------------------------------------------------------------
 Vortex Lattice Output -- Total Forces

 Configuration: Plane PA-46-350P MALIBU MIRAGE
     # Surfaces =   4
     # Strips   =  46
     # Vortices = 460

  Sref =  16.260       Cref =  1.2350       Bref =  13.110
  Xref = 0.28100       Yref =  0.0000       Zref =  0.0000

 Standard axis orientation,  X fwd, Z down

 Run case:  -unnamed-
```

```
Alpha =   0.00000     pb/2V =   0.00000     p'b/2V =   0.00000
Beta  =   0.00000     qc/2V =   0.00000
Mach  =     0.241     rb/2V =   0.00000     r'b/2V =   0.00000

CXtot =  -0.01571     Cltot =   0.00000     Cl'tot =   0.00000
CYtot =   0.00000     Cmtot =  -0.01639
CZtot =  -0.29681     Cntot =   0.00000     Cn'tot =   0.00000

CLtot =   0.29681
CDtot =   0.01571
CDvis =   0.01281     CDind =   0.00290
CLff  =   0.29658     CDff  =   0.00290    | Trefftz
CYff  =   0.00000         e =    0.9120    | Plane


---------------------------------------------------------------
```

Poi con il digit FS è possibile salvare un file dove si ottengono la posizione in y di ogni striscia (Yle), la corrispondente corda (Chord), l'area della corrispondente striscia (Area), l'andamento di c·Cl, l'angolo alpha indotto dall'ala per ogni sezione (ai), il Cl ortogonale alla velocità (Cl_norm) e il cl nel sistema di riferimento XYZ,ref (cl), poi il Cd, il Cdv, il coefficiente di momento ad un quarto della corda (cm_c/4) e quello nel sistema di riferimento di calcolo di AVL (cm_LE) ed infine la coordinata del centro di pressione aerodinamico in percentuale di corda lungo x (CP,x/c).

Si riportano i dati di FS:

Tabella 2-1 Valori aerodinamici della semiala dx per ogni striscia

Yle m	Chord m	Area m^2	c cl m	ai rad	cl_norm adm	cl adm	cd adm	cdv adm	cm_c/4 adm	cm_LE adm	CP,x/c
0,8366	1,5152	0,4457	0,4444	0,0434	0,2935	0,2933	0,0126	0,0058	-0,0031	-0,0765	0,261
1,1299	1,4857	0,437	0,4758	0,0402	0,3205	0,3203	0,0124	0,0057	-0,0032	-0,0833	0,26
1,4231	1,4562	0,4284	0,4892	0,037	0,3362	0,3359	0,0119	0,0057	-0,0039	-0,0879	0,262
1,7164	1,4267	0,4197	0,4924	0,034	0,3453	0,3451	0,0115	0,0056	-0,0046	-0,0909	0,263
2,0096	1,3972	0,411	0,4889	0,0312	0,3501	0,3499	0,011	0,0056	-0,0053	-0,0927	0,265
2,3029	1,3677	0,4023	0,4806	0,0287	0,3516	0,3514	0,0106	0,0055	-0,0058	-0,0937	0,267
2,5961	1,3383	0,3936	0,4689	0,0264	0,3506	0,3504	0,0101	0,0055	-0,0063	-0,0939	0,268
2,8894	1,3088	0,385	0,4544	0,0243	0,3474	0,3472	0,0097	0,0055	-0,0067	-0,0935	0,269
3,1826	1,2793	0,3763	0,4377	0,0224	0,3423	0,3421	0,0093	0,0054	-0,007	-0,0925	0,27
3,4759	1,2498	0,3676	0,4192	0,0206	0,3356	0,3354	0,0089	0,0054	-0,0073	-0,0911	0,272
3,7691	1,2203	0,3589	0,3991	0,0191	0,3273	0,3271	0,0086	0,0054	-0,0075	-0,0893	0,273
4,0624	1,1908	0,3503	0,3776	0,0177	0,3173	0,3171	0,0083	0,0054	-0,0077	-0,087	0,274
4,3556	1,1612	0,3416	0,3548	0,0165	0,3058	0,3056	0,008	0,0053	-0,0079	-0,0843	0,276
4,6489	1,1317	0,3329	0,3307	0,0155	0,2924	0,2922	0,0077	0,0053	-0,008	-0,0811	0,277
4,9421	1,1022	0,3242	0,305	0,0146	0,2769	0,2767	0,0075	0,0053	-0,0081	-0,0773	0,279
5,2354	1,0727	0,3156	0,2775	0,0141	0,2588	0,2587	0,0073	0,0053	-0,0081	-0,0728	0,281
5,5286	1,0432	0,3069	0,2475	0,0138	0,2374	0,2372	0,0071	0,0054	-0,0079	-0,0673	0,283
5,8219	1,0137	0,2982	0,2137	0,0141	0,2109	0,2108	0,007	0,0054	-0,0076	-0,0603	0,286
6,1151	0,9842	0,2895	0,1732	0,015	0,1761	0,176	0,0069	0,0055	-0,0068	-0,0507	0,288
6,4084	0,9548	0,2808	0,1179	0,0169	0,1236	0,1235	0,0067	0,0056	-0,0051	-0,0359	0,291

Tabella 2-2 Valori aerodinamici della semi-fusoliera dx

Yle m	Chord m	Area m^2	c cl m	ai rad	cl_norm adm	cl adm	cd adm	cdv adm	cm_c/4 adm	cm_LE adm	CP,x/c
0,115	1,53	0,3519	0,3108	-0,0362	0,2031	0,2031	-0,0041	0	-0,0077	-0,0585	0,288
0,345	1,53	0,3519	0,3248	-0,0363	0,2123	0,2123	-0,0045	0	-0,0075	-0,0606	0,285
0,575	1,53	0,3519	0,3581	-0,0363	0,2341	0,2341	-0,0052	0	-0,0068	-0,0653	0,279

Ed infine con il comando FE è possibile salvare un file contenente la posizione in x,y,z di ogni elemento pannello, con la corrispettiva numerazione, il DX di ogni pannello, ovvero la sua estensione lungo la corda, l'angolo di slope in radianti del pannello e il dCp generato da esso.

Si riportano i dati della prima striscia di pannelli della semiala a titolo di esempio, è da considerare che sulla semiala sono presenti 200 pannelli in totale, 10 lungo la corda e 20 lungo l'apertura, in più sono presenti i 30 pannelli della semifusoliera, per un totale di 260 pannelli per l'intera ala:

Tabella 2-3 Valori dei dCp della prima striscia lungo la corda

I element	X m	Y m	Z m	DX m	Slope rad	dCp adm
1	0,03788	0,83662	0,0115	0,15153	0,10405	0,69326
2	0,18941	0,83662	0,0115	0,15153	-0,01734	0,76557
3	0,34093	0,83662	0,0115	0,15153	-0,02209	0,41207
4	0,49246	0,83662	0,0115	0,15152	-0,02211	0,28682
5	0,64398	0,83662	0,0115	0,15152	-0,02207	0,22124
6	0,79551	0,83662	0,0115	0,15153	-0,02209	0,17631
7	0,94703	0,83662	0,0115	0,15152	-0,02208	0,14052
8	1,09856	0,83662	0,0115	0,15153	-0,02209	0,11021
9	1,25008	0,83662	0,0115	0,15153	-0,02207	0,08117
10	1,40161	0,83662	0,0115	0,15152	-0,02207	0,05005

Da questi dati è possibile calcolare l'area di ogni pannello e la corrispondente pressione generata, con il fine di ricreare un andamento di pressioni da applicare al successivo modello FEM della semiala.

Si riporta il plot delle forze applicate sull'ala secondo AVL:

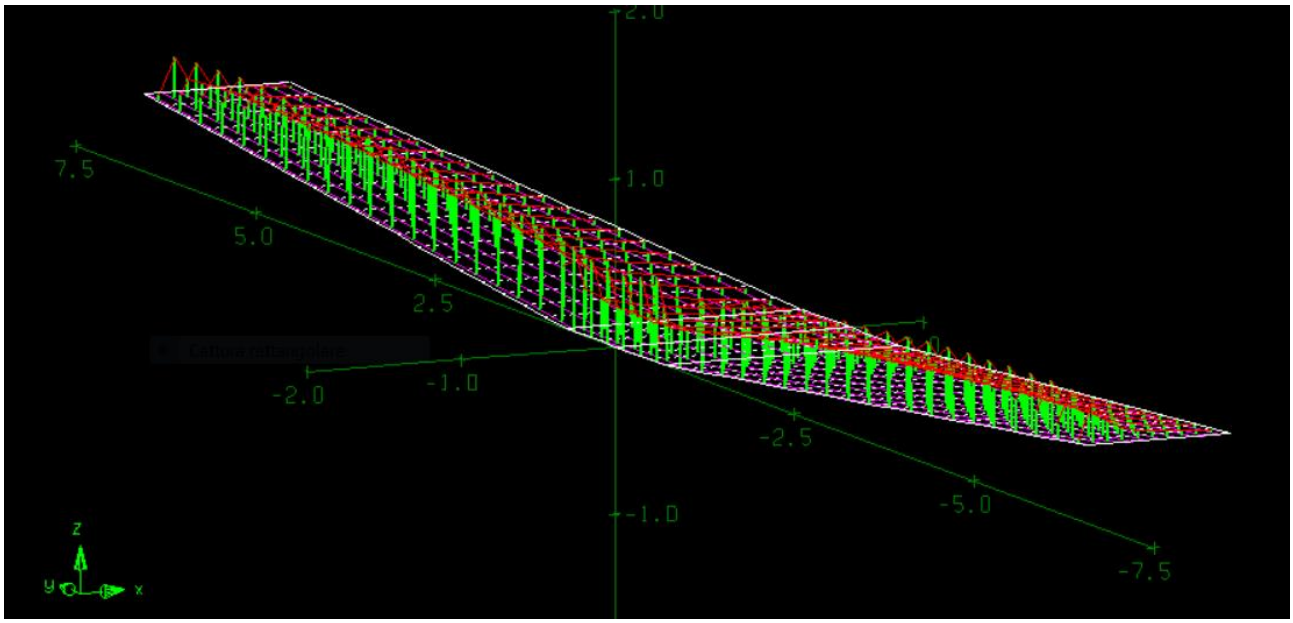

Figure 2-13 Forze applicate sull'ala secondo AVL

2.3. ANDAMENTO DELLE SOLLECITAZIONI

A questo punto avendo le caratteristiche aerodinamiche per ogni sezione lungo l'apertura alare, bisogna definire le caratteristiche di sollecitazione per passare al dimensionamento preliminare tramite la teoria a guscio pratico della semiala.

Il primo passo per definire le sollecitazioni è quello di definire l'andamento della portanza lungo l'apertura alare, la quale verrà calcolata come:

$$\frac{dL}{dy} = \frac{1}{2}\rho V^2 c C_l$$

Considerando sempre la densità a quota zero e la V equivalente a quota zero;

iterando questo calcolo per tutte le sezioni della semiala escludendo quelle della fusoliera è possibile ottenere il suo andamento l'ungo l'apertura alare (in mm):

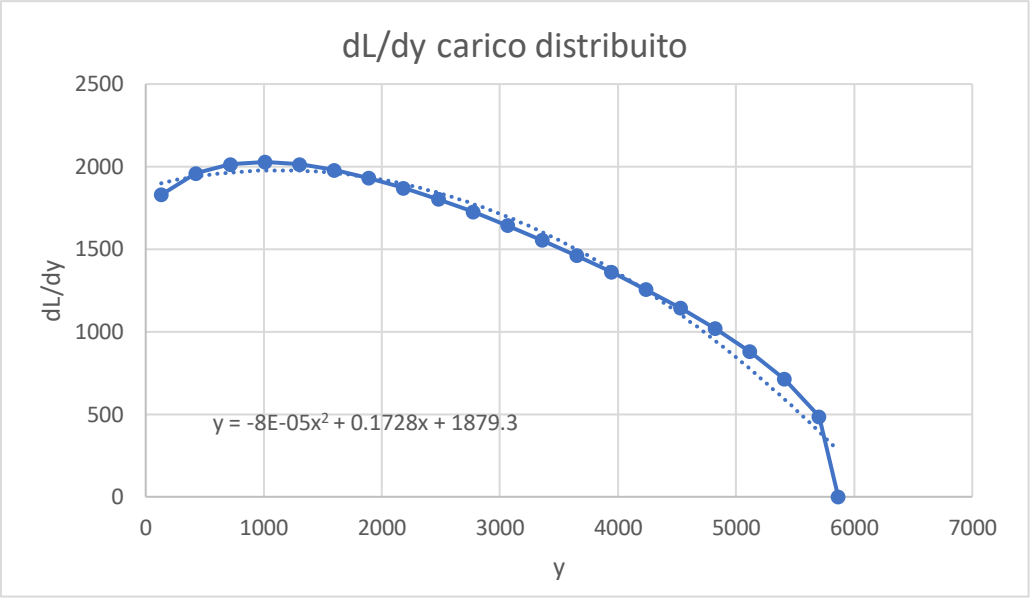

Figure 2-14 Distribuzione di carico aerodinamico

Per quanto riguarda il taglio lungo la verticale, esso è pari all'integrale della distribuzione di carico distribuito di portanza:

$$T_L = \int_0^l \frac{dL}{dy}\, dy$$

Dove l=5865mm corrisponde alla lunghezza della semiala. Attenzione che il T_L sarà poi ruotato nel sistema di riferimento con l'asse x coincidente con la corda, quindi si dovrà tener conto dell'angolo di incidenza di 3°38 e dello svergolamento negativo di ogni sezione che al tip è di -2°57.

Per lo svolgimento degli integrali è stato utilizzato il metodo di trapezi compositi:

$$\int_a^b f(x)dx = \sum_{i=1}^{N} \int_{x_i}^{x_{i+1}} f(x)dx \cong \sum_{i=1}^{N} \frac{x_{i+1} - x_i}{2} (f(x_i) + f(x_{i+1}))$$

Pe quanto riguarda il taglio dovuto alla resistenza aerodinamica del profilo T_D , esso è stato ottenuto, grazie alla formula:

$$T_{Di} = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{Di} C_{Di} \qquad i = 1, \dots, 20$$

Dove S_{Di} corrisponde all'area in sezione trasversale del profilo alare ottenuta moltiplicando lo spessore percentuale del profilo nella rispettiva sezione per la rispettiva corda, per la distanza tra una striscia e la successiva. E C_{Di} corrisponde al coefficiente di resistenza della striscia. L'andamento di T_D(y) è funzione della sommatoria dei T_{Di} a destra della sezione in questione:

$$T_{Da} = \sum_{i=a}^{20} T_{Di}$$

E anche questo T_D dovrà essere ruotato nel sistema di riferimento con incidenza e svergolato, così come riportato nella seguente figura (Cestino, 2020):

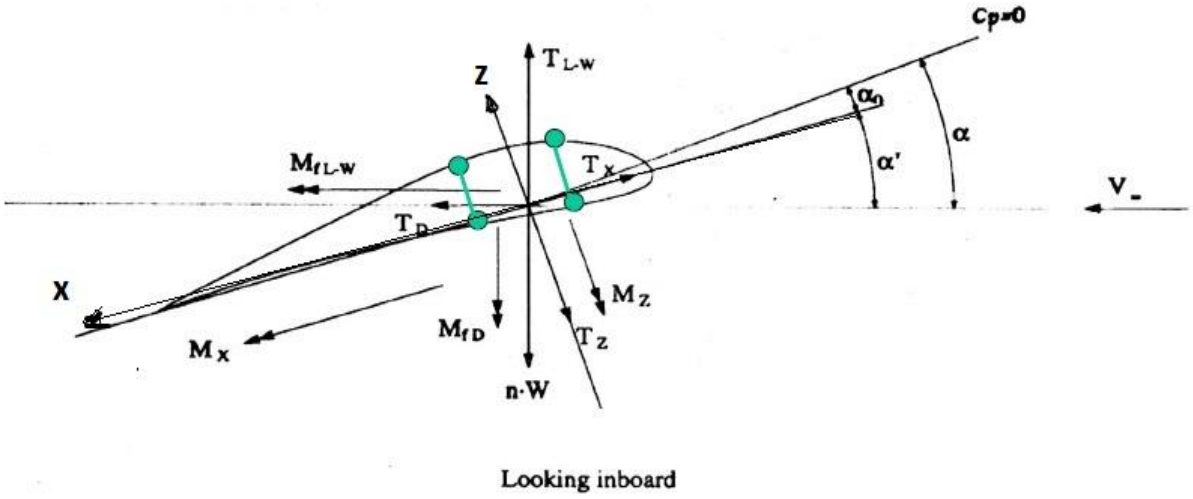

Figure 2-15 Rotazione nel sistema di riferimento locale delle forze

$$T_z = (T_L \cos(\alpha') + T_D sen(\alpha'))n$$

$$T_x = (T_D \cos(\alpha') - T_L sen(\alpha'))n$$

N corrispondo al fattore di carico massimo pari a 3,8.

Creando a questo punto la distribuzione del taglio T_xe T_z è possibile generare la distribuzione dei momenti M_x e M_z con lo stesso procendimento integrale di prima e in più si considera il momento torcente generato dalla curvatura del profilo alare come:

$$M_t = \frac{1}{2}\rho V^2 A_{striscia} C_{m_LE}$$

Dove $A_{striscia}$ corrisponde all'area della sezione striscia e C_{m_LE} al coefficiente di momento nel sistema di riferimento baricentrico.

A questo punto vengono riportati i valori tabellari di $\frac{dL}{dy}, T_L, T_D, T_z, T_x, M_x, M_z$:

Tabella 2-4 Andamenti delle sollecitazioni massime (carichi non alleviati)

Y	dL/dy	TL	TD	Tz	Tx	Mx	Mz	Mt
mm	N/m	N	N	N	N	N*mm	N*mm	N*m
0	1618,757	9342,697	36,99687	35448,84	-1951,73	9,16E+07	4013,955	-9715,3
130,8	1830,239	8837,419	36,01917	33531,9	-1842,3	81476587	-3458,13	-9282,15
424,1	1959,559	8282,214	32,96928	31428,9	-1659,1	71959829	-2945,18	-8748,54
717,3	2014,746	7699,978	29,50947	29222,61	-1481,29	63074383	-2485,11	-8178,85
1010,6	2027,925	7107,727	26,2551	26977,73	-1310,62	54841033	-2076,09	-7589,52
1303,8	2013,51	6515,657	23,27013	24732,98	-1149,04	47265415	-1715,75	-6992,46
1597,1	1979,327	5930,706	20,47397	22514,7	-998,099	40343630	-1401,2	-6396,19
1890,3	1931,141	5357,822	17,92147	20341,74	-858,272	34065161	-1129,24	-5806,26
2183,6	1871,424	4800,746	15,7003	18228,34	-729,533	28414644	-896,624	-5227,84
2476,8	1802,646	4262,495	13,61412	16185,97	-612,695	23372947	-699,988	-4664,48
2770,1	1726,454	3745,482	11,7987	14223,87	-507,119	18917905	-535,935	-4119,73
3063,3	1643,673	3251,759	10,10142	12349,83	-413,128	15024858	-401,119	-3595,64
3356,6	1555,127	2783,134	8,623248	10570,81	-329,981	11666984	-292,253	-3094,05
3649,8	1461,226	2341,239	7,231127	8893,015	-257,741	8815533	-206,152	-2617,1
3943,1	1361,971	1927,64	6,031715	7322,459	-195,499	6439966	-139,752	-2166,42
4236,3	1256,127	1544,089	4,906609	5865,82	-143,166	4507883	-90,1378	-1743,9
4529,6	1142,87	1192,636	3,887808	4530,935	-100,051	2984758	-54,5065	-1351,7
4822,8	1019,316	875,8754	2,968672	3327,699	-65,5877	1833468	-30,2404	-992,126
5116,1	880,1128	597,609	2,14277	2270,59	-39,2153	1013319	-14,8867	-668,883
5409,3	713,3155	364,1718	1,393172	1383,712	-20,4633	477963,9	-6,1438	-387,471
5702,6	485,5653	188,5357	0,675785	716,3818	-9,16105	170300,2	-1,80382	-157,764
5865	0	0	0	0	0	0	0	0

Seguono gli andamenti grafici di T_z e M_x:

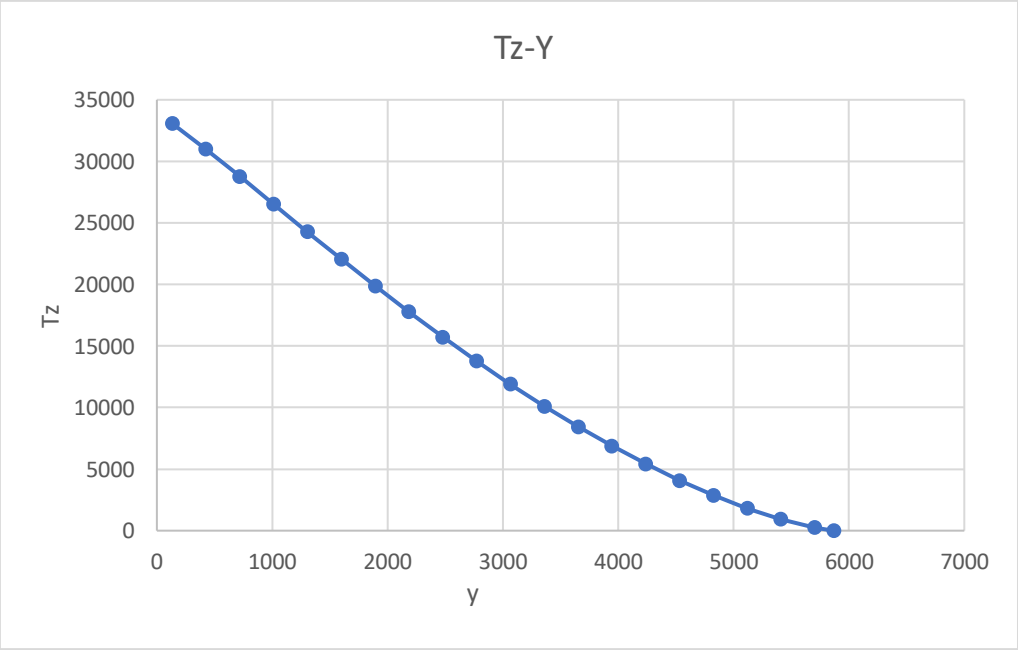

Figure 2-16 Andamento del taglio lungo l'apertura alare

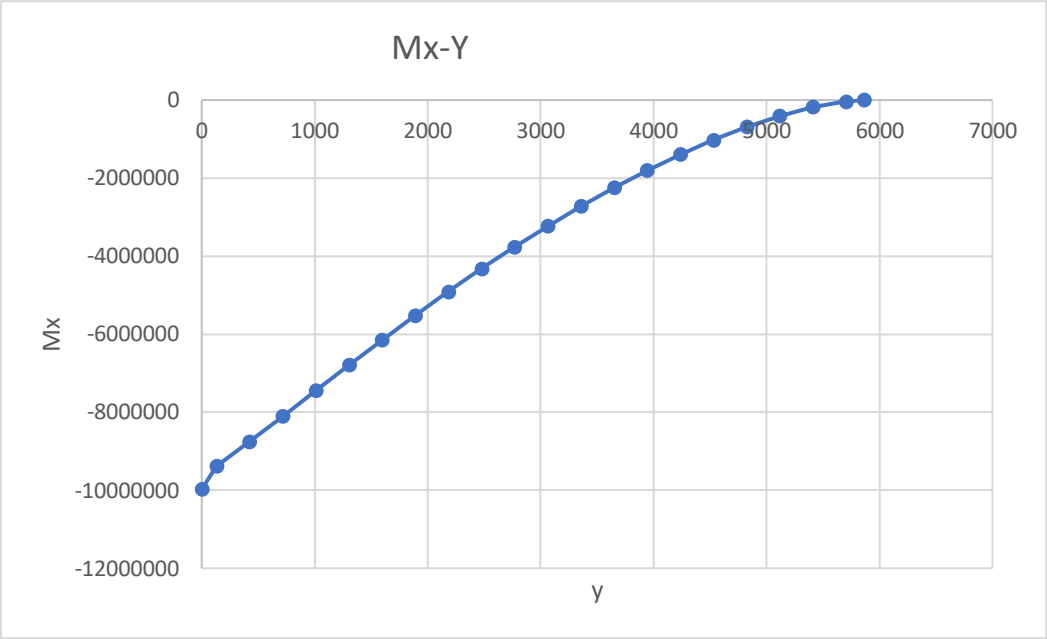

Figure 2-17Andamento del momento lungo l'apertura alare

CAPITOLO 3

3. LA STRUTTURA

Per quanto riguarda la struttura si è cercato di realizzare una struttura con una configurazione semplificata, preliminare, ma quanto più vicina possibile alla struttura reale del Piper PA-350P, di cui si riporta uno spaccato:

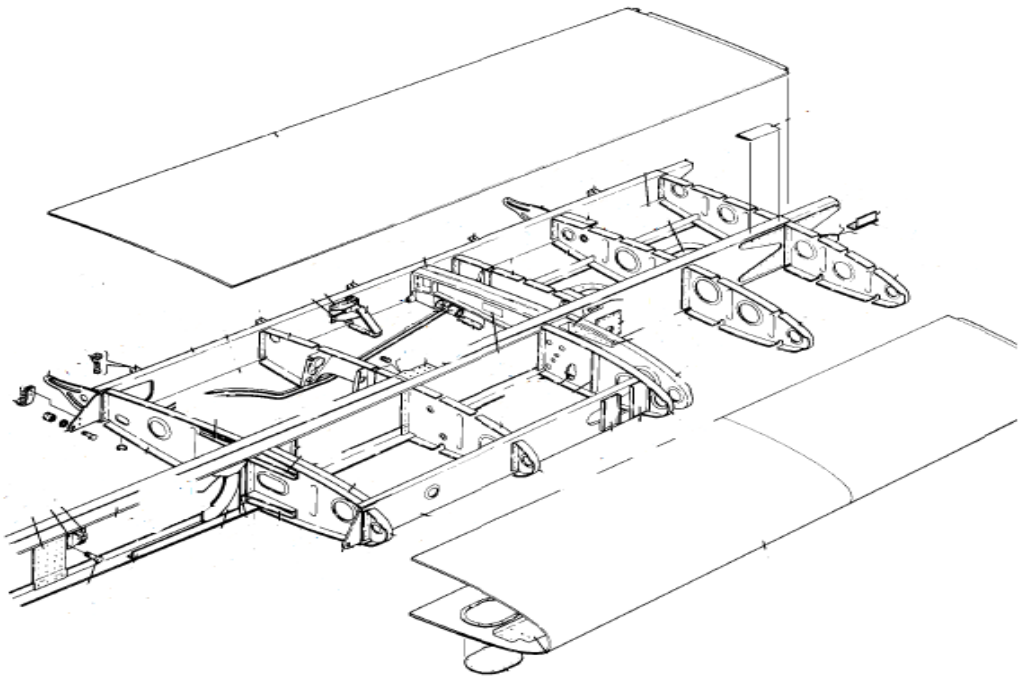

Figure 3-1 Spaccato interno della semiala

Quindi la configurazione che si vuole realizzare ed ottimizzare è una struttura a due celle, composta da due longheroni a doppio T e 9 correntini con sezione a Z, quattro nella cella della parte anteriore della struttura e 5 nella cella posteriore, ovvero 3 correnti sul dorso e 2 sul ventre. I correntini in prima approssimazione sono a sezione costante e percorrono tutta la struttura alare, le solette anteriori e posteriori invece sono a sezione variabile e hanno un andamento lineare partendo dalla radice del profilo fino al tip della semiala, le anime, anch'esse sono a sezione variabile, in quanto seguono la distribuzione degli spessori del profilo alare via via decrescente, dal 0.16% della corda alla radice fino allo 0.09% della corda al tip.

Per quanto riguarda le centine si è deciso di utilizzare 11 centine equispaziate distribuite lungo la semiala.

La logica di partenza è stata quella di andare a scegliere degli spessori per quanto riguarda i vari componenti della struttura, in modo tale da rispettare i requisiti strutturali, anche andando a sovradimensionare la struttura stessa, in quanto questa verrà poi ottimizzata tramite l'ausilio della sol 200 di Patran&Nastran.

I requisiti strutturali che ci si è imposti sono:

- Massimo spostamento verticale del tip alare di 250mm

- Sigma massima dei componenti strutturali minore uguale a quella di snervamento del materiale in questione
- Condizione di Buckling critica non verificata per almeno il primo modo

Si è quindi partiti con i seguenti spessori di tentativo:

tab spessori **materiale AL-7075**

Tabella 3-1 Dimensioni dei vari componenti strutturali

componente	***dimensioni [mm]***
Anima longherone principale	Spessore di 10 mm
Solette longherone principale	Sezione di 20 per 100 mm
Anima longherone secondario	Spessore di 10 mm
Solette longherone secondario	Sezione di 18 per 89 mm
Skin	Spessore di 3 mm
Centine	Spessore di 3 mm
Correnti	Spessore di 1 mm

NOTA: la dimensione dei correnti con sezione a zeta è stata presa delle varie configurazioni presenti in commercio (Omar), in particolare questa presenta la flangia di contatto con lo skin di lunghezza A=15mm, l'anima verticale di lunghezza B=25 mm e la flangia opposta a quella di fissaggio allo skin di C=12mm, lo spessore è variabile da S=1 a 2 mm.

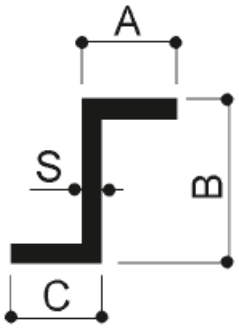

Figure 3-2 Esempio sezione dei correnti

definita la geometria di tentativo si è passati al calcolo degli sforzi normali nelle sezioni della struttura e dei flussi nei pannelli tramite la teoria delle strutture a guscio pratico, per verificare che la sigma in ogni sezione sia inferiore alla sigma di snervamento che in questo caso per AL-7075 risulta pari a $500\frac{N}{mm^2}$, e per verificare che i flussi nei pannelli generino delle τ minori di quelli ammissibili $\left(\tau_{amm} = \frac{\sigma_s}{\sqrt{3}}\right)$.

Successivamente si è passati all'implementazione del calcolo dello spostamento del tip alare attraverso l'applicazione del principio dei lavori virtuali secondo la teoria della trave di Eulero-Bernoulli e Timoshenko, verificando che sia stato comprovato il requisito di spostamento verticale massimo del tip di 250mm.

Infine si passa alla realizzazione della geometria nel modello FEM e alla verifica dei risultati di spostamento e della condizione di Buckling al primo modo;

Nel caso in cui non sia verificata una di queste condizioni, si passa all'aumento delle sezioni in gioco per verificarle tutte, per poi passare all'ottimizzazione.

3.1. CENNI DI TEORIA DELLE STRUTTURE A GUSCIO PRATICO

Molti tipi di strutture, soprattutto quelle aeronautiche, possono essere analizzate col modello di semi-guscio ideale. Nella struttura reale tutti gli elementi concorrono a sopportare un qualunque tipo di carico, chi più chi meno, ma comunque, in ogni punto ci saranno delle tensioni che presentano dei valori maggiori rispetto alle altre.
Per questi motivi all'inizio della progettazione aeronautica (rivestimenti in tela e parti strutturali in legno) il rivestimento non aveva per ipotesi resistenza (la sua era molto bassa, quindi non aveva senso conteggiarla e cioè resisteva solo la struttura interna).
Con l'avvento della struttura metallica e quindi dei rivestimenti metallici, anche il rivestimento "lavora" e quindi concorre ad assorbire i carichi. Il rivestimento ha il problema comune a tutte le struttura sottili di non poter lavorare a compressione. I pannelli tesi invece lavorano molto bene.
Consideriamo una struttura in ergal. Il pannello teso può lavorare fino alla tensione di snervamento. Questo non è vero per un pannello compresso che invece lavora fino ad una tensione critica (oltre cui va in instabilità) calcolata come segue:

$$\sigma_{cr} = KE\left(\frac{s}{b}\right)^2$$

dove si indica con s lo spessore del pannello, K corrisponde ad una costante pari a 3.165, E il modulo di Young e b è la distanza interasse tra due correnti.
È possibile dimostrare che i pannelli compressi sono in grado di resistere a tensioni di compressione molto basse.
Però vicino gli irrigidimenti anche i pannelli compressi sono sollecitati e quindi in prossimità dei correnti essi possono collaborare; si parla quindi di striscia collaborante. Nei pannelli compressi c'è una striscia (appoggiata agli irrigidimenti) che può lavorare a compressione. Questa parte infatti non va in instabilità e quindi non cambia di forma perché l'appoggio obbliga il pannello a mantenersi in equilibrio. È possibile calcolare questa striscia utilizzando la formula precedente, imponendo che la sigma critica sia uguale a quella di snervamento e ricavando il valore del pannello b che corrisponderà alla larghezza della striscia collaborante.
Quindi la larghezza della striscia collaborante per un pannello appoggiato su tutti e quattro i lati, come si potrebbero ipotizzare i pannelli dello skin appoggiati su due lati ai correnti e due alle centine, corrisponde a 15 volte lo spessore del pannello stesso.
Questa parte del pannello è quindi in grado di resistere alla stessa tensione a cui resistono i correnti, che sono dimensionati per resistere a sigma minore o uguale a quella di snervamento.
Con questo ragionamento è possibile suddividere la struttura a guscio pratico, in una struttura ideale, dove nelle aree dei correnti si vanno a concentrare anche le aree collaboranti, i cosiddetti booms e vengono posizionati nel baricentro della somma delle sue aree.

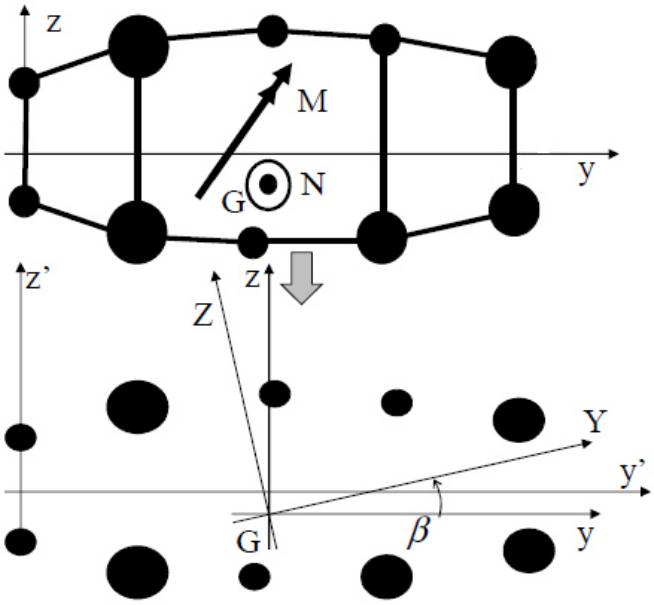

Figure 3-3 Esempio modellazione dei Booms

Nell'immagine è riportato un esempio di idealizzazione della struttura;
i booms in questione quindi sono delle aree collaboranti sommate alle aree dei correnti e sono in grado di resistere, secondo questa idealizzazione, solo agli sforzi normali.
A questo punto bisogna fare una precisazione, ovvero che le aree collaboranti dei pannelli compressi sono come quelle definite precedentemente, mentre per i pannelli soggetti a trazione, queste sono pari a metà dei pannelli appoggiati al rispettivo corrente. Per osservare quali sono le aree soggette a compressione e quali, quelle soggette a trazione, basta osservare l'asse di sollecitazione.
Quindi le sezioni che resistono alle sigma per il modello in questione sono dati dalla somma delle sezioni dei correnti più le aree collaboranti, a destra e a sinistra del corrente, opportunamente calcolate.
Per l'i-esimo corrente (o meglio l'i-esimo elemento in cui vi sono l'area concentrata del corrente e dei pannelli adeguatamente calcolate che convergono nel corrente) la tensione si calcola con la formula di Navier:

$$\sigma_{yi} = \frac{N}{A} + \frac{M_z I_y - M_y I_{yz}}{I_y I_z - I_{yz}^2} \cdot y_i + \frac{M_y I_z - M_z I_{yz}}{I_y I_z - I_{yz}^2} \cdot z_i$$

dove A corrisponde all'area delle sezioni che resiste alla tensione sigma (la somma delle aree dei booms) poi sono riportati i momenti di inerzia secondo l'asse x, y e quello centrifugo xy.
Per quel che riguarda invece il taglio e il momento torcente, esso viene assorbito esclusivamente dai pannelli.
Nella figura inferiore possiamo quindi vedere l'area che assorbe i tagli e il momento torcente.

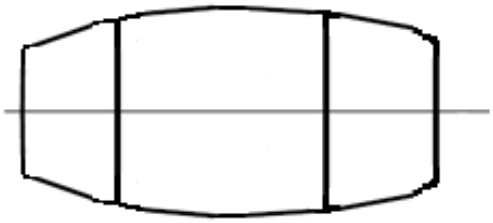

Figure 3-4 Esempio modellazione dei pannelli

I pannelli nel semiguscio ideale assorbono quindi solo le tau (o i flussi di taglio q).
I flussi di taglio vengono calcolati come:

$$q = \int_{-\frac{s}{2}}^{\frac{s}{2}} \tau \, dz$$

3.1.1. IL PANNELLO SINGOLO

Si consideri un pannello singolo, curvo, in un sistema di riferimento di assi cartesiani (x_1, x_2), nel quale si prendono le coordinate del punto iniziale (x_1^i, x_2^i) e di quello finale (x_1^f, x_2^f). La corda passante per le due estremità si chiama L. si va a calcolare la risultante del flusso di taglio q, la direzione e il verso:

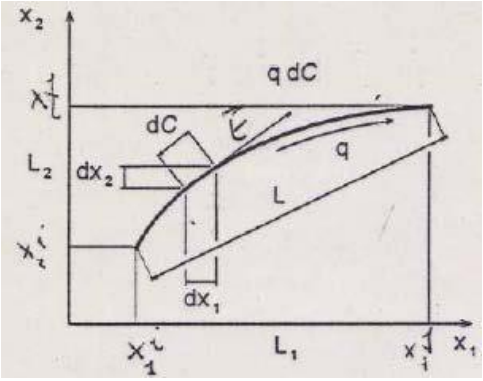

Figure 3-5 Pannello curvo

Ovvero il sistema staticamente equivalente.
Si calcola inizialmente la risultante, considerando il flusso q costante in modulo lungo lo spessore del pannello curvo, indicando con t il vettore tangente alla curva si scrive $\bar{q}$=q$\bar{t}$
La forza elementare che agisce su un pannello infinitesimo di lunghezza dl sarà d$\bar{F}$=$\bar{q}$dl quindi $\bar{F} = \int_L \bar{q} dl.$

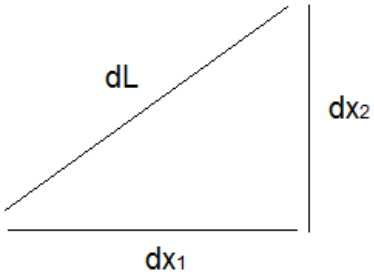

Figure 3-6 Scomposizione dL lungo gli assi

Inoltre si ha che :

$$dl = \sqrt{dx_1^2 - dx_2^2} \quad quindi \quad dl\bar{t} = dx_1\bar{\imath}_1 + dx_2\bar{\imath}_2$$

$$\bar{F} = \int_L \bar{q}dl = \int_L qdl\bar{t} = \int_L q(dx_1\bar{\imath}_1 + dx_2\bar{\imath}_2) = \int_{x_1^i}^{x_1^f} q\bar{\imath}_1\, dx_1 + \int_{x_2^i}^{x_2^f} q\bar{\imath}_2 dx_2$$

$$\bar{F} = q\left[\int_{x_1^i}^{x_1^f} \bar{\imath}_1\, dx_1 + \int_{x_2^i}^{x_2^f} \bar{\imath}_2 dx_2\right] = q[L_1\bar{\imath}_1 + L_2\bar{\imath}_2]$$

da cui si possono ricavare le due componenti della risultante che in modulo valgono:
$F_{X1} = qL_1$ e $F_{X2} = qL_2$
L'intensità della forza risultante del flusso costante nel pannello è:

$$F = \sqrt{F_{x1}^2 - F_{x2}^2} = q\sqrt{L_1^2 - L_2^2} = qL$$

Quindi è pari al flusso moltiplicato per la corda sottesa al pannello stesso. Per trovare la retta d'azione si calcola semplicemente il rapporto tra le due componenti (col fine di trovare la pendenza della retta d'azione):

$$\frac{F_{X2}}{F_{X1}} = \frac{L_2}{L_1}$$

La retta d'azione è parallela alla congiungente dei due estremi quindi è parallela alla corda. Tuttavia vi sono infinite rette parallele. Per ricavare la retta che da l'equivalenza tra un sistema di carichi distribuiti (flussi di taglio sul pannello) e uno a carichi concentrati è necessario che abbiano risultante e momento risultante uguali. Quindi ci poniamo in un polo O e calcoliamo i due momenti.

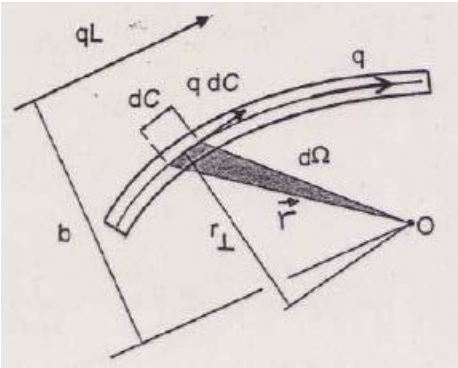

Figure 3-7 Equilibio momenti attorno al polo

Calcoliamo il momento della forza. Esso ha modulo *M=qLb* (con b braccio della forza rispetto al polo).
Il momento del flusso è dato da: $\bar{M} = \bar{r}\ x\ \bar{F}$
Questo momento fa ruotare il sistema in senso orario (ed è entrante). Chiamo $\bar{K}$ il versore ortogonale a $\bar{\imath}_1$e $\bar{\imath}_2$, e la terna è destrorsa quindi esso è uscente. Per tanto $\bar{M}$è negativo. A questo punto riscriviamo il momento, tenendo conto che può essere scritto come forza per un braccio. Chiamo il momento infinitesimo $d\bar{M} = \bar{r}\ x\ d\bar{F}$

La componente infinitesima di forza è data da $d\bar{F} = q\ dC$ e il braccio è $r_\perp$ quindi:

$$d\bar{M} = -q\ dC r_\perp \bar{k}$$

Ma $d\Omega = \frac{dC r_\perp}{2}$ quindi sostituendo nella precedente posso ottenere:

$$d\bar{M} = -2q d\Omega \bar{k}$$

E quindi:

$$\bar{M} = -2q\Omega\bar{k}$$

Questo è il momento del flusso rispetto al polo O.

Il momento generato dalla forza è anch'esso orario e quindi $\bar{M} = -qLb\bar{k}$
Uguagliandoli (i due sistemi sono equivalenti):

$$qLb\bar{k} = 2q\Omega\bar{k}$$

E quindi

$$b = \frac{2\Omega}{L}$$

Dove b è la distanza in cui devo applicare la forza, che agisce sulla retta parallela alla corda.
Ω è invece l'area spazzata dal raggio vettore (e descrive la linea media del pannello).

3.1.2. LA SEZIONE CHIUSA E LE FORMULE DI BREDT

Se si considera un pannello, e di questo pannello si portano a coincidere i due lembi, si ottiene una sezione chiusa, che corrisponde ad un caso particolare del pannello curvo:

Figure 3-8 Esempio sezione circolare

La sezione in parete sottile è chiusa e per essa si ha L=0 e quindi F=qL=0
Allora per la sezione cava in parete sottile percorsa da un flusso di taglio costante, la risultante del flusso di taglio è nulla. Il momento si calcola M=2qΩ e Ω è l'area racchiusa dalla linea media.
La sezione chiusa è quindi sollecitata da momento torcente puro $M_t = 2q\Omega$ **(I formula di Bredt).**
Data una sezione cava in parete sottile sottoposta a momento torcente puro, in essa si instaura un flusso di taglio $q = \frac{M_t}{2\Omega}$. La sezione è sollecitata da flussi di taglio. Tende a ruotare. In pratica vogliamo calcolare il gradiente di torsione di una sezione sollecitata da flusso di taglio. Applicando il PLV si arriva alla **II formula di Bredt** che ne permette un rapido calcolo considerando il flusso di taglio costante:

$$\dot{\theta} = \frac{q}{2\Omega\,\mathrm{G}}\int_C \frac{dc}{s} = \frac{M_t}{4G\Omega^2}\int_C \frac{dc}{s}$$

Nel caso particolare in cui lo spessore s della parete è costante essa si riduce a:

$$\dot{\theta} = \frac{M_t}{4G\Omega^2}\frac{C}{s}$$

Queste due formule sono molto importanti dl punto di vista pratico, ovvero per effettuare diverse verifiche sui flussi e sulle deformazioni, come si vedrà in seguito.

3.1.3. SISTEMA CORRENTI E PANNELLI

In questo modello a semiguscio ideale quindi si hanno le sigma che vengono assorbite dagli elementi longitudinali e gli elementi piani (pannelli) che convergono negli elementi longitudinali, assorbono le τ.
Se la struttura è in equilibrio in ogni pezzo della struttura deve essere garantito l'equilibrio alla traslazione longitudinale:

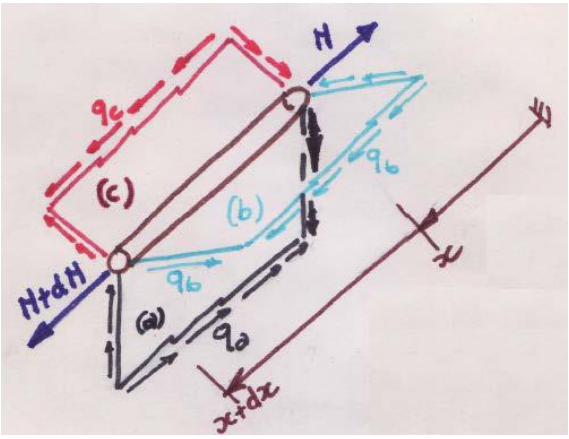

Figure 3-9 Esempio equilibrio dei correnti più pannelli

Quindi osservando la figura e chiamando i pannelli a, b, c. Sul pannello a agisce il flusso q_a, sul pannello b il flusso q_b, sul pannello c il q_c. I pannelli sono sollecitati da flusso di taglio costante. Lo sforzo normale invece non si mantiene costante. All'equilibrio la somma dei carichi assiali deve equilibrare il gradiente degli sforzi normali.
Dalla formula precedente: $\frac{dN}{dx} = -q_x$ dove q_x corrisponde al carico distribuito assiale sulla trave e a sua volta esso è la somma dei flussi entranti e uscenti nel corrente, quindi:

$$\frac{dN}{dx} = q_a - q_b - q_c$$

3.1.4. STRUTTURA A MULTICELLA

Applicando i precedenti risultati teorici nel caso di strutture a più celle, come quella in questione, il metodo si compone con le formule riportate in precedenza ma adattate ad una struttura composto da due celle chiuse.

I passi da effettuare sono:

1. Calcolare il baricentro della sezione e spostarsi nel sistema di riferimento baricentrico

2. Calcolare i momenti di inerzia nel sistema di riferimento baricentrico
3. Applicare la formula di Navier per calcolare gli sforzi normali e le forze normali nei correnti
4. Calcolare i gradienti di sforzo normale usando la formula per il calcolo di $\sigma_{y,yi}$
5. Eliminare i pannelli in modo tale da ottenere una struttura a cella aperta, dalla struttura di partenza e da questa riformulare i flussi di taglio nei pannelli come somma dei flussi della nuova struttura aperta più i flussi delle singole celle opportunamente considerati
6. Riscrivere le N-1 equazioni di equilibrio dei sistemi "correnti più pannelli" con i flussi precedentemente riformulati
7. Imporre la prima formula di Bredt come equazione di equilibrio alla rotazione rispetto al polo baricentrico
8. Applicare la seconda formula di Bredt imponendo che i due gradienti torsionali, della prima e della seconda cella, siano uguali tra loro $\dot{\boldsymbol{\theta}}_{\mathbf{1}} = \dot{\boldsymbol{\theta}}_{\mathbf{2}}$. (Nel caso di più di due celle si considerano M-1 equazioni dove M=numero di celle)

Calcolare i flussi della struttura aperta ed infine quelli della struttura chiusa a doppia cella. (Sciuva, 2020)

3.2. PROCEDURA ED APPLICAZIONE DEL METODO

Entrando nel dettaglio della struttura in questione essa si presenta come una struttura bicellare con due longheroni, il primario posizionato allo 0.3% della corda, il secondario allo 0.7%, i correnti della prima cella sono posizionati allo 0.1% e 0.2% sia quelli dorsali che ventrali, nella seconda cella invece ne sono presenti 5, 3 dorsali rispettivamente allo 0.4%, 0.5% e 0.6% della corda e gli ultimi due ventrali allo 0.43% e allo 0.55%.

Definita la geometria, la configurazione e i vari spessori, si è passati all'implementazione della teoria a guscio pratico per 3 sezioni della struttura alare, la prima alla radice con profilo naca 23016 e corda di 1.53m, la seconda con naca 23013 posizionata a 2.476m dalla radice con corda di 1.309m e la terza con naca 23010 a 5.116m dalla radice con corda di 1.01m

Quindi per la sezione alla radice;

Si vanno a considerare le aree concentrate, come somma delle aree dei correnti più l'area collaborante alla compressione, che nelle zone compresse si è scelto di valutare l'area minima di quindici volte lo spessore dello skin in prossimità del corrente/soletta e per le are in trazione si considera l'area del corrente/soletta più la metà dell'area del pannello a sinistra e a destra del corrente/soletta stesso/a.

Considerando la numerazione delle aree concentrate, dei pannelli e delle celle così come nella seguente figura:

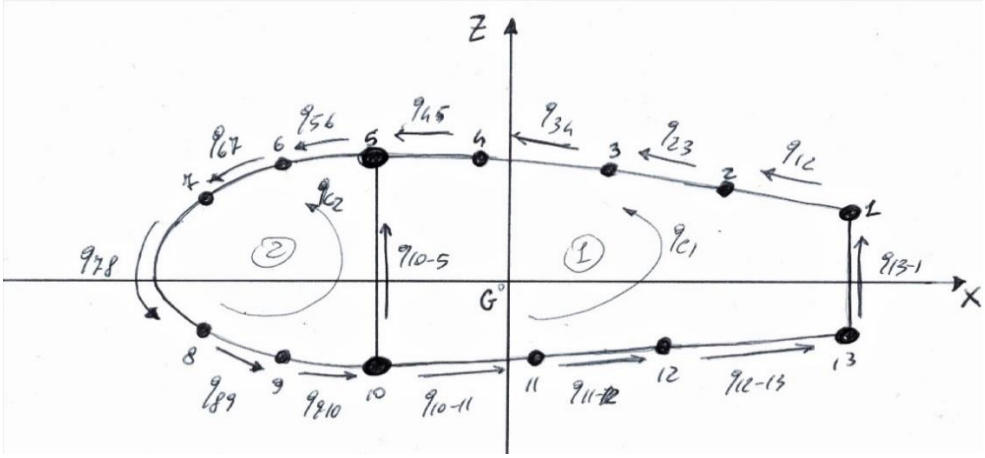

Figure 3-10 Struttura del cassone alare modellata in booms e pannelli

Come primo approccio al calcolo, si definisce la posizione in x (lungo la corda) e in z (lungo l'ortogonale alla corda passante per il bordo di attacco) di tutte le aree concentrate, ad ogni posizione poi è stata associata la corrispettiva area; vengono definiti i momenti statici lungo l'asse x e z di ogni corrente:

$$S_{xi} = A_i z_i \quad e \quad S_{zi} = A_i x_i$$

E si va a definire la posizione del baricentro della sezione:

$$X_G = \frac{\sum_{i=1}^{13} S_{zi}}{A_{tot}} \quad e \quad Z_G = \frac{\sum_{i=1}^{13} S_{xi}}{A_{tot}}$$

Dalla posizione del baricentro è possibile passare nel sistema di riferimento baricentrico andando a sottrarre alla posizione, sia in z che in x, la coordinata X_G e Z_G definendo gli X_{0Gi} e Z_{0Gi}:

Tabella 3-2 Sezione 23016

	x	z	AXi	Sxi	Szi
	mm	mm	mm^2	mm^3	mm^3
1	1071	83,11572	1795	1,49E+05	1,92E+06
2	918	107,28054	140	1,50E+04	1,29E+05
3	765	123,45876	140	1,73E+04	1,07E+05
4	612	138,57516	140	1,94E+04	8,57E+04
5	459	146,19915	2240	3,27E+05	1,03E+06
6	306	142,47513	140	1,99E+04	4,28E+04
7	153	124,47468	140	1,74E+04	2,14E+04
8	153	-65,06325	1027,182278	-6,68E+04	1,57E+05
9	306	-86,0013	511,9091593	-4,40E+04	1,57E+05
10	459	-98,54577	3752,351753	-3,70E+05	1,72E+06
11	657,9	-97,17795	624,2844466	-6,07E+04	4,11E+05
12	841,5	-85,81005	671,7783127	-5,76E+04	5,65E+05
13	1071	-63,65106	2679,684821	-1,71E+05	2,87E+06

XG	ZG
mm	mm
658,34	14,5517

A questo punto è possibile definire i momenti di inerzia rispetto all'asse x, z e quello centrifugo:

$$I_{xi} = A_i \cdot z_{oGi}^2$$

$$I_{zi} = A_i \cdot x_{oGi}^2$$

$$I_{xizi} = A_i \cdot x_{Gi} \cdot z_{Gi}$$

Tabella 3-3 Momenti di inerzia 23016

Ixo,i	Izo,i	Ixozo,i
mm^4	mm^4	mm^4
1,24E+07	3,06E+08	1,60E+08
1,61E+06	9,44E+06	1,38E+07
2,13E+06	1,59E+06	1,32E+07
2,69E+06	3,01E+05	1,19E+07
4,79E+07	8,90E+07	1,50E+08
2,84E+06	1,74E+07	6,10E+06
2,17E+06	3,58E+07	2,67E+06
4,35E+06	2,62E+08	-1,02E+07
3,79E+06	6,36E+07	-1,35E+07
3,64E+07	1,49E+08	-1,70E+08
5,90E+06	1,23E+02	-3,99E+07
4,95E+06	2,25E+07	-4,85E+07
1,09E+07	4,56E+08	-1,83E+08

Per poi definire i valori di momenti di inerzia totali che serviranno nell'equazione di Navier

Tabella 3-4 Momenti di inerzia totali 23016

Ixo_tot	Izo_tot	Ixozo_tot
mm^4	mm^4	mm^4
1,03E+08	9,78E+08	1,68E+07

per il calcolo delle σ_{yi} quindi:

$$\sigma_{yi} = \frac{M_z I_x - M_x I_{xz}}{I_x I_z - I_{xz}^2} \cdot x_i + \frac{M_x I_z - M_z I_{xz}}{I_x I_z - I_{xz}^2} \cdot z_i$$

$$P_i = \sigma_{yi} \cdot A_i$$

Tabella 3-5 Sigma per ogni corrente e rispettiva forza normale alla sezione

	SIGMAY,i	Pi
	N/mm^2	N
1	8,81E+01	1,58E+05
2	9,67E+01	1,35E+04
3	9,99E+01	1,40E+04
4	1,02E+02	1,43E+04
5	9,96E+01	2,23E+05
6	8,92E+01	1,25E+04
7	6,89E+01	9,65E+03
8	-6,06E+01	-6,23E+04
9	-6,71E+01	-3,43E+04
10	-6,77E+01	-2,54E+05
11	-5,65E+01	-3,53E+04
12	-3,93E+01	-2,64E+04
13	-1,23E+01	-3,28E+04

A questo punto verificando che le sigma siano minori della sigma di snervamento, e che quindi viene rispettato il requisito di normativa dove la struttura non deve subire stress tali da provocare deformazioni permanenti, e quindi le $\sigma_{yi} < \sigma_s$. Si passa alla definizione dei flussi di taglio nei pannelli.

Per definire i flussi di taglio nei pannelli si parte con il definire le derivate di σ_{yi} ovvero i $\sigma_{y,yi}$ che in questo caso sono:

$$\sigma_{y,yi} = \frac{T_z I_x - T_x I_{xz}}{I_x I_z - I_{xz}^2} \cdot x_i + \frac{T_x I_z - T_z I_{xz}}{I_x I_z - I_{xz}^2} \cdot z_i$$

Da questa relazione si ricavano i $\frac{dN_i}{dy}$ come:

$$\frac{dN_i}{dy} = \sigma_{y,yi} \cdot A_i$$

I quali saranno necessari per il calcolo dei flussi q_{ij} di ogni pannello.

Quindi, partendo dalla struttura iniziale di cui si riporta la figura, si è andati a rendere la struttura da bicellare ad una struttura a cella aperta, eliminando le due anime verticali dei longheroni, ovvero i pannelli 10-5 e 13-1.

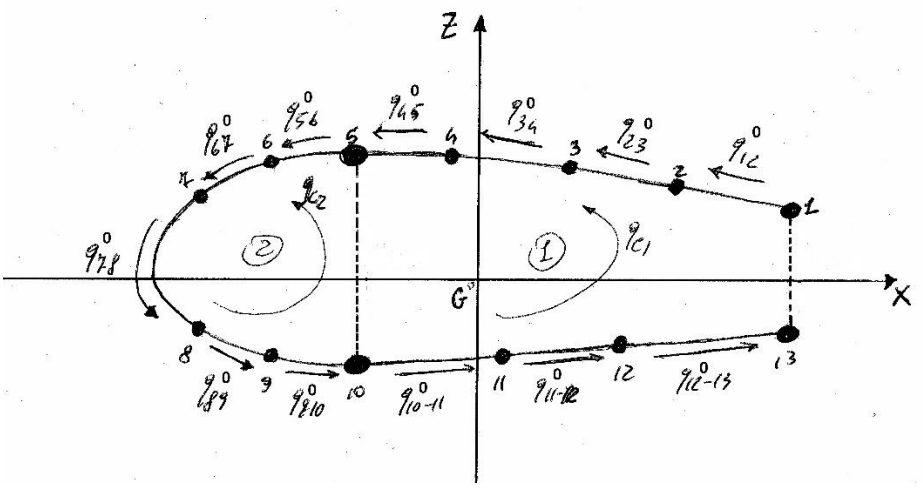

Figure 3-11 Struttura a cella aperta

Quindi si riscrivono i flussi come somma dei flussi q^0_{i-j} e i flussi di cella q_{ci}:

$$q_{12} = q^0_{1-2} + q_{c1} \qquad q_{89} = q^0_{8-9} + q_{c2}$$

$$q_{23} = q^0_{2-3} + q_{c1} \qquad q_{9-10} = q^0_{9-10} + q_{c2}$$

$$q_{34} = q^0_{3-4} + q_{c1} \qquad q_{10-11} = q^0_{10-1} + q_{c1}$$

$$q_{45} = q^0_{4-5} + q_{c1} \qquad q_{11-12} = q^0_{11-12} + q_{c1}$$

$$q_{56} = q^0_{5-6} + q_{c2} \qquad q_{12-13} = q^0_{12-13} + q_{c1}$$

$$q_{67} = q^0_{6-7} + q_{c2} \qquad q_{13-1} = q^0_{13-1} + q_{c1} = q_{c1}$$

$$q_{78} = q^0_{7-8} + q_{c2} \qquad q_{10-5} = q^0_{10-5} + q_{c2} - q_{c1}$$

A questo punto si passa alla definizione dei $\frac{dN_i}{dy}$ come somma dei flussi entranti e uscenti, in particolare si considerano negativi i flussi uscenti e positivi i flussi entranti:

$$\frac{dN_1}{dy} = -q_{12} + q_{13-1}$$

Ai flussi iniziale della struttura a cella chiusa si vanno poi a sostituire i precedenti flussi della struttura a cella aperta per ottenere:

$$\frac{dN_1}{dy} = -q^0_{1-2}$$

Definendo quindi

$$q^0_{1-2} = -\frac{dN_1}{dy}$$

Si ripetono i passaggi per gli n-1 correnti e si ottengono i seguenti flussi q^0_{i-j}:

$$q_{2-3}^{0} = -\frac{dN_2}{dy} + q_{1-2}^{0} \qquad q_{8-9}^{0} = -\frac{dN_8}{dy} + q_{7-8}^{0}$$

$$q_{3-4}^{0} = -\frac{dN_3}{dy} + q_{2-3}^{0} \qquad q_{9-10}^{0} = -\frac{dN_9}{dy} + q_{8-9}^{0}$$

$$q_{4-5}^{0} = -\frac{dN_4}{dy} + q_{3-4}^{0} \qquad q_{10-11}^{0} = -\frac{dN_{10}}{dy} + q_{9-10}^{0}$$

$$q_{5-6}^{0} = -\frac{dN_5}{dy} + q_{4-5}^{0} \qquad q_{11-12}^{0} = -\frac{dN_{11}}{dy} + q_{10-11}^{0}$$

$$q_{6-7}^{0} = -\frac{dN_6}{dy} + q_{5-6}^{0} \qquad q_{12-13}^{0} = -\frac{dN_{12}}{dy} + q_{11-12}^{0}$$

$$q_{7-8}^{0} = -\frac{dN_7}{dy} + q_{6-7}^{0}$$

3.2.1. PRIMA FORMULA DI BREDT

Il prossimo passo consiste nel calcolo dell'equazione di equilibrio alla rotazione attorno al baricentro, considerando i momenti positivi in senso antiorario e le forze di taglio applicate nel centro di pressione di coordinate xcp=-258mm e zcp=-10.4mm, con segno positivo se concordi con il verso degli assi;

si va a definire l'equazione di equilibrio con la prima formula di Bredt:

$$M_{Tot} = \sum 2\Omega_{ij} q_{ij}$$

Dove in questo caso il Momento totale

$$M_{Tot} = T_x z_{cp} + T_z x_{cp} + M_{cm}$$

M_{cm} sarebbe il momento dovuto al coeffiente di momento rispetto al baricentro della sezione, ricavato da xfoil e riportato precedentemente in tabella.

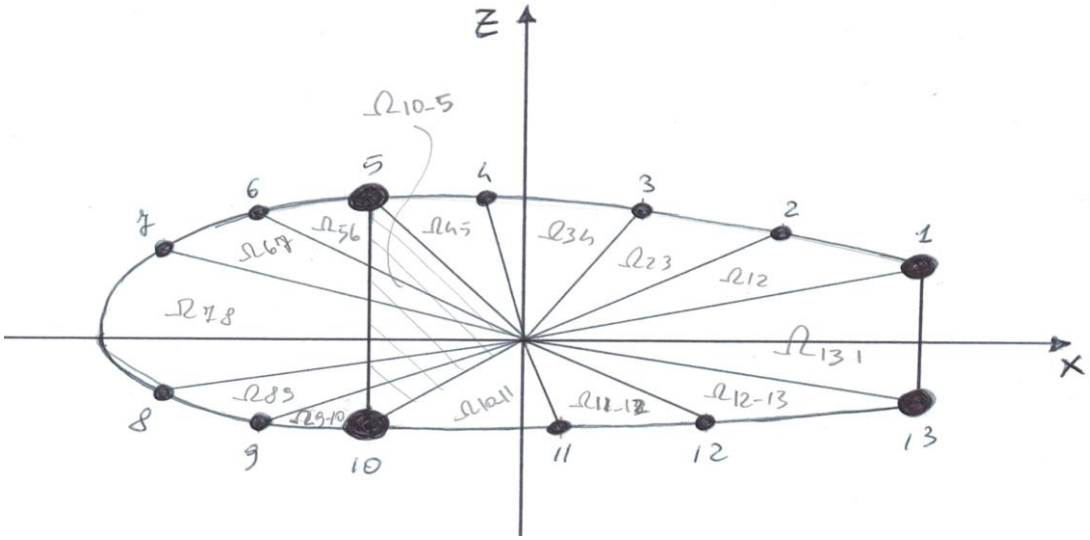

Figure 3-12 Aree Omega_ij

Da questa equazione, andando a sostituire i q_{ij} e M_{Tot} come fatto in precedenza si arriva alla seguente equazione:

$$T_x z_{cp} + T_z x_{cp} + M_{cm} = 2\Omega_{c1} q_{c1} + 2\Omega_{c2} q_{c2}$$

Dove

$$2\Omega_{c1} = 2\Omega_{12} + 2\Omega_{23} + 2\Omega_{34} + 2\Omega_{45} + 2\Omega_{10-11} + 2\Omega_{11-12} + 2\Omega_{12-13} + 2\Omega_{13-1} + 2\Omega_{10-5}$$

E

$$2\Omega_{c2} = 2\Omega_{56} + 2\Omega_{67} + 2\Omega_{78} + 2\Omega_{89} + 2\Omega_{9-10} - 2\Omega_{10-5}$$

3.2.2. SECONDA FORMULA DI BREDT

Il passo successivo consiste nel considerare la seconda formula di bread per poi eguagliare i gradienti torsionali della prima e della seconda cella

$$\dot{\theta}_i = \frac{1}{G2\Omega_{ci}} \sum \frac{q_{i,i+1} l_i}{s_i}$$

$$\dot{\theta}_1 = \dot{\theta}_2$$

Sostituendo anche questa volta i flussi secondo la procedura su esposta;

si arriverà a definire un'equazione del tipo:

$$\frac{1}{2\Omega_{c1}}\left(q^0_{1-2}\frac{l_{12}}{s_1} + q^0_{2-3}\frac{l_{23}}{s_1} + q^0_{3-4}\frac{l_{34}}{s_1} + q^0_{4-5}\frac{l_{45}}{s_1} + q^0_{10-11}\frac{l_{10-11}}{s_1} + q^0_{11-12}\frac{l_{11-12}}{s_1} + q^0_{12-13}\frac{l_{12-13}}{s_1} + q_{c1}a - q_{c1}\frac{l_{10-5}}{s_2}\right) = \frac{1}{2\Omega_{c2}}\left(q^0_{5-6}\frac{l_{56}}{s_1} + q^0_{6-7}\frac{l_{67}}{s_1} + q^0_{7-8}\frac{l_{78}}{s_1} + q^0_{8-9}\frac{l_{89}}{s_1} + q^0_{9-10}\frac{l_{9-10}}{s_1} + q_{c2}b - q_{c1}\frac{l_{10-5}}{s_2}\right)$$

Dove

$$a = \frac{1}{s_1}(l_{12} + l_{23} + l_{34} + l_{45} + l_{10-11} + l_{11-12} + l_{12-13}) + \frac{1}{s_2} l_{10-5} + \frac{l_{13-1}}{s_3}$$

$$b = \frac{1}{s_1}(l_{56} + l_{67} + l_{78} + l_{89} + l_{9-10}) + \frac{l_{10-5}}{s_2}$$

Ed

s_1, s_2, s_3 indicano rispettivamente gli spessori dello skin, anima longherone anteriore e anima longherone posteriore.

A questo punto si dispone di 12 equazioni ai correnti, una di equilibrio dei momenti e una di equilibrio dei gradienti torsionali delle due celle, risultando così un sistema di 14 equazioni in 14 incognite del tipo

$$\{q_{ij}^0\}_{14x1} = [A]_{14x14} \cdot \{b\}_{14x1}$$

Dove $\{q_{ij}^0\}_{14x1}$ corrisponde a:

$$\{q_{ij}^0\}_{14x1} = \{q_{1-2}^0 \;\; q_{2-3}^0 \; q_{3-4}^0 \; q_{4-5}^0 \; q_{5-6}^0 \; q_{6-7}^0 \;\; q_{7-8}^0 \; q_{8-9}^0 \; q_{9-10}^0 \; q_{10-11}^0 \; q_{11-12}^0 \;\; q_{c2} \; q_{c2}\}^T$$

E il vettore dei termini noti $\{b\}$_$14x1$:

$$\{b\}_{14x1} = \left\{\frac{dN_1}{dy} \frac{dN_2}{dy} \frac{dN_3}{dy} \frac{dN_4}{dy} \frac{dN_5}{dy} \frac{dN_6}{dy} \frac{dN_7}{dy} \frac{dN_8}{dy} \frac{dN_9}{dy} \frac{dN_{10}}{dy} \frac{dN_{11}}{dy} \frac{dN_{12}}{dy} \;\; M_{Tot} \; 0\right\}^T$$

Risolvendo questo semplice sistema in matlab, si ottiene il valore dei componenti del vettore $\{q_{ij}^0\}_{14x1}$ che sostituiti nelle seguenti equazioni, danno come risultato i flussi in ogni pannello:

$$q_{12} = q_{1-2}^0 + q_{c1} \qquad q_{89} = q_{8-9}^0 + q_{c2}$$

$$q_{23} = q_{2-3}^0 + q_{c1} \qquad q_{9-10} = q_{9-10}^0 + q_{c2}$$

$$q_{34} = q_{3-4}^0 + q_{c1} \qquad q_{10-11} = q_{10-1}^0 + q_{c1}$$

$$q_{45} = q_{4-5}^0 + q_{c1} \qquad q_{11-12} = q_{11-12}^0 + q_{c1}$$

$$q_{56} = q_{5-6}^0 + q_{c2} \qquad q_{12-13} = q_{12-13}^0 + q_{c1}$$

$$q_{67} = q_{6-7}^0 + q_{c2} \qquad q_{13-1} = q_{13-1}^0 + q_{c1} = q_{c1}$$

$$q_{78} = q_{7-8}^0 + q_{c2} \qquad q_{10-5} = q_{10-5}^0 + q_{c2} - q_{c1}$$

Dai flussi poi posso calcolare i corrispondenti $\tau_i = \frac{q_{ij}}{s_i}$ e verificare che siano minori di quelli ammissibili:

Tabella 3-6 Valori per la sezione 23016

n	pannelli	SIGMAY,Y_i	dN/dy_i	Ci (L pannello)	2omegai,i+1	qi,i+1	s	tau
				mm	mm^2	N/mm	mm	N/mm^2
1	1--2	8,34E-03	1,50E+01	154,8965414	2,49E+04	-11	3	3,62E+00
2	2--3	5,58E-03	7,82E-01	153,8529649	2,28E+04	-12	3	3,88E+00
3	3--4	2,78E-03	3,89E-01	153,7449367	2,27E+04	-12	3	4,01E+00
4	4--5	-2,84E-05	-3,97E-03	153,1898339	2,31E+04	-12	3	4,01E+00
5	5--6	-2,88E-03	-6,45E+00	153,0453146	2,53E+04	-1	3	3,05E-01
6	6--7	-5,79E-03	-8,11E-01	154,0552375	3,04E+04	0	3	3,50E-02
7	7--8	-8,79E-03	-1,23E+00	497,028812	5,65E+04	1	3	3,75E-01
8	8--9	-9,84E-03	-1,01E+01	154,4260403	1,83E+04	11	3	3,74E+00
9	9--10	-7,06E-03	-3,61E+00	153,5133992	1,54E+04	15	3	4,95E+00
10	10--11	-4,23E-03	-1,59E+01	198,9047031	1,64E+04	26	3	8,69E+00
11	11--12	-4,66E-04	-2,91E-01	183,9515946	1,52E+04	26	3	8,79E+00
12	12--13	3,07E-03	2,06E+00	230,5672805	2,04E+04	24	3	8,10E+00
13	13--1			146,76678	6,06E+04	4	10	4,12E-01
14	10--5			244,74492	4,88E+04	5	10	4,66E-01

Come è possibile osservare, anche in questo caso vengono rispettati i requisiti di $\tau \leq \tau_amm$;

Il procedimento viene ripetuto per tre sezioni, la 23016 appena illustrata, la 23013 e la 23010, da notare che le ultime due sezioni sono svergolate nel sistema di riferimento, quindi è presente un passaggio aggiuntivo volto a ruotare e spostare la posizione delle aree nel sistema di riferimento baricentrico, del corrispettivo angolo di twist delle sezioni, ovvero, -1°08 per la sezione NACA23013 e -2°24 per la sezione NACA23016.

Si riportano i valori tabellari :

Tabella 3-7 Sigma per ogni corrente e rispettiva forza normale alla sezione 23013

N correnti	SIGMAY,i	Pi,b
	N/mm^2	N
1	6,47E+01	8,38E+04
2	6,40E+01	8,95E+03
3	6,19E+01	8,66E+03
4	5,87E+01	8,22E+03
5	5,24E+01	9,11E+04
6	4,25E+01	5,95E+03
7	2,32E+01	3,24E+03
8	-5,09E+01	-4,11E+04
9	-4,98E+01	-2,22E+04
10	-4,45E+01	-1,31E+05
11	-3,18E+01	-1,72E+04
12	-1,71E+01	-9,92E+03
13	5,80E+00	1,16E+04

Tabella 3-8 Valori per la sezione 23013

n	pannelli	SIGMAY,Y_i	dN/dy_i	Ci (L pannello)	2omegai,i+1	qi,i+1	s	tau
				mm	mm^2	N/mm	mm	N/mm^2
1	1--2	1,83E-02	2,37E+01	132,0599	1,68E+04	-1,52E+01	3	5,05E+00
2	2--3	1,31E-02	1,84E+00	131,731	1,62E+04	-1,70E+01	3	5,66E+00
3	3--4	7,88E-03	1,10E+00	131,5064	1,60E+04	-1,81E+01	3	6,03E+00
4	4--5	2,55E-03	3,56E-01	131,0249	1,62E+04	-1,85E+01	3	6,15E+00
5	5--6	-3,02E-03	-5,25E+00	130,8839	1,74E+04	-1,76E+00	3	5,88E-01
6	6--7	-8,83E-03	-1,24E+00	132,4673	2,30E+04	-5,29E-01	3	1,76E-01
7	7--8	-1,53E-02	-2,14E+00	372,7515	2,92E+04	1,61E+00	3	5,38E-01
8	8--9	-2,05E-02	-1,66E+01	131,9867	1,27E+04	1,82E+01	3	6,06E+00
9	9--10	-1,53E-02	-6,81E+00	131,1474	1,02E+04	2,50E+01	3	8,33E+00
10	10--11	-9,83E-03	-2,90E+01	170,1475	1,13E+04	4,25E+01	3	1,42E+01
11	11--12	-2,29E-03	-1,24E+00	157,2215	1,05E+04	4,38E+01	3	1,46E+01
12	12--13	4,89E-03	2,84E+00	197,1471	1,46E+04	4,09E+01	3	1,36E+01
13	13--1			120,9863	4,37E+04	8,56E+00	10	8,56E-01
14	10--5			198,8725	3,23E+04	1,14E+01	10	1,14E+00

Tabella 3-9 Sigma per ogni corrente e rispettiva forza normale alla sezione 23010

N correnti	SIGMAY,i	Pi,b
	N/mm^2	N
1	3,38E+01	2,58E+04
2	3,00E+01	4,20E+03
3	2,53E+01	3,54E+03
4	2,12E+01	2,96E+03
5	1,53E+01	1,85E+04
6	8,27E+00	1,16E+03
7	-1,90E+00	-2,66E+02
8	-2,86E+01	-1,89E+04
9	-2,45E+01	-9,34E+03
10	-1,91E+01	-3,72E+04
11	-1,00E+01	-4,65E+03
12	-7,07E-01	-3,51E+02
13	1,23E+01	1,46E+04

Tabella 3-10 Valori per la sezione 23010

n	pannelli	SIGMAY,Y_i	dN/dy_i	Ci (l pann)	2omegai,i+1	qi,i+1	s	tau
				mm	mm^2	N/mm	mm	N/mm^2
1	1--2	4,73E-02	3,61E+01	101,7850075	6,74E+03	-3,25E+01	3	1,08E+01
2	2--3	3,37E-02	4,72E+00	101,5861598	6,24E+03	-3,73E+01	3	1,24E+01
3	3--4	1,97E-02	2,76E+00	101,722353	6,41E+03	-4,00E+01	3	1,33E+01
4	4--5	5,99E-03	8,39E-01	101,4238196	6,45E+03	-4,09E+01	3	1,36E+01
5	5--6	-8,48E-03	-1,02E+01	101,3703902	6,84E+03	-1,04E+01	3	3,47E+00
6	6--7	-2,35E-02	-3,29E+00	101,809393	8,76E+03	-7,11E+00	3	2,37E+00
7	7--8	-3,98E-02	-5,58E+00	255,4914087	1,14E+04	-1,53E+00	3	5,11E-01
8	8--9	-5,14E-02	-3,40E+01	101,7162614	4,77E+03	3,24E+01	3	1,08E+01
9	9--10	-3,76E-02	-1,44E+01	101,4752188	3,98E+03	4,68E+01	3	1,56E+01
10	10--11	-2,34E-02	-4,55E+01	131,7810002	4,52E+03	7,21E+01	3	2,40E+01
11	11--12	-3,91E-03	-1,81E+00	121,6783514	4,24E+03	7,39E+01	3	2,46E+01
12	12--13	1,45E-02	7,19E+00	152,242981	5,88E+03	6,67E+01	3	2,22E+01
13	13--1			63,4453051	1,88E+04	3,51E+00	10	3,51E-01
14	10--5			101,460681	1,10E+04	2,02E+01	10	2,02E+00

Quindi si passa al calcolo dello spostamento del tip della semiala.

CAPITOLO 4

4. CENNI DI TEORIA DEL PLV SECONDO EULERO-BERNOULLI E TIMOSHENKO

Specializzando il principio dei lavori virtuali PLV per un sistema monodimensionale piano, utilizzando i risultati delle teorie tecniche di Eulero-Bernoulli e Timoshenko, considerando applicabili le ipotesi di queste teorie ai singoli elementi della struttura che si va a modellizzare, immaginando che tale struttura sia soggetta a carichi di varia natura come carichi distribuiti lungo la lunghezza della trave $q'(s)$, coppie distribuite $m'(s)$, un insieme di forza concentrate F', e di coppie generiche concentrate m'ed infine essendo la struttura vincolata con un insieme di reazioni vincolari R' e coppie reattive mr'.

Considerando il sistema nel complesso ammissibile, ovvero in equilibrio con un insieme di tensioni σ'_{ij}, che a loro volta genereranno un insieme di momenti M', sforzi normali N'e tagli T'. Considerando spostamenti geometricamente ammissibili u_i agenti sulla struttura e siano M, N e T le caratteristiche di sollecitazione interna corrispondenti a questo stato di spostamenti; il lavoro virtuale esterno corrispondente si formula come:

$$L_e = \int q'(s)u_q(s)ds + \int m^{\grave{1}}(s)\Phi_m(s)ds + \sum_{i=1}^{N1} F'_i u_{Fi} + \sum_{i=1}^{N2} m'_i \Phi_{mi} + \sum_{i=1}^{N3} R'_i \eta_i + \sum_{i=1}^{N4} mr'_i \theta_{ri}$$

Dove $u_q(s)$ rappresenta la componente di spostamento del punto dell'asse in corrispondenza del carico $q'(s)$, misurata nella direzione di carico, $\Phi_m(s)$ consiste nella rotazione nella sezione corrispondente ai tratti in cui sono applicate le coppie distribuite $m^{\grave{1}}(s)$, u_{Fi} è la componente di spostamento del punto di applicazione della forza i-esima F'_i , nella direzione della forza; Φ_{mi} corrisponde alla rotazione della sezione in corrispondenza della coppia concentrata i-esima m'_i, infine η_i è l'eventuale cedimento del vincolo che esplica la reazione R'_i e θ_{ri} è l'eventuale rotazione anelatica della sezione in cui è applicata la coppia reattiva mr'_i.

I primi quattro termini traducono quindi l'aliquota di:

$$\int_{\partial B_1} p_i u_i ds$$

Mentre gli ultimi due termini:

$$\int_{\partial B_2} \sigma_{ij} n_j f_i ds$$

non sono presenti le forza di massa.

Scrivendo il lavoro virtuale interno come:

$$L_i = \int_B (\sigma'_{33} e_{22} + 2\sigma'_{23} e_{23}) dV$$

per esprimere il lavoro virtuale interno in termini di caratteristiche delle sollecitazioni interne si possono utilizzare le relazioni che legano le tensioni normali e tangenziali allo sforzo normale, al momento flettente e al taglio. Per lo stato di tensione $\sigma_{ij}{}'$ si avrà:

$$\sigma'_{33} = \frac{N'}{A} + \frac{M'}{I} x_2$$

$$\sigma'_{23} = \frac{T'}{As}$$

dove As è l'area efficace al taglio, mentre la distribuzione di deformazioni geometricamente ammissibili si potrà scrivere

$$e_{33} = \frac{N}{EA} + \frac{M}{EI} x_2$$

$$2e_{23} = \frac{T}{GAs}$$

Dove le caratteristiche di sollecitazione interna (M', N', T') non sono collegate in alcun modo alle (M, N, T).

Sostituendo le precedenti equazioni in quelle del lavoro virtuale interno, posso riscrivere

$$L_i = \int N' \frac{N}{EA} ds + \int M' \frac{M}{EI} ds + \int T' \frac{T}{G\,As} ds$$

Ed infine posso scrivere il PLV che diviene:

$$\int N' \frac{N}{EA} ds + \int M' \frac{M}{EI} ds + \int T' \frac{T}{G\,As} ds =$$

$$= \int q'(s) u_q(s) ds + \int m'(s) \Phi_m(s) ds + \sum_{i=1}^{N1} F'_i u_{Fi} + \sum_{i=1}^{N2} m'_i \Phi_{mi} + \sum_{i=1}^{N3} R'_i \eta_i + \sum_{i=1}^{N4} mr'_i \theta_{ri}$$

dal precedente principio dei lavori virtuali si può ricavare il corrispondente principio degli spostamenti virtuali per il quale:

$$\int N' \frac{\partial N}{EA} ds + \int M' \frac{\partial M}{EI} ds + \int T' \frac{\partial T}{G\,As} ds =$$

$$= \int q'(s) \partial u_q(s) ds + \int m^{\grave{1}}(s) \partial \Phi_m(s) ds + \sum_{i=1}^{N1} F'_i \partial u_{Fi} + \sum_{i=1}^{N2} m'_i \partial \Phi_{mi}\,.$$

4.1. IL PLV PER STRUTTURE ISOSTATICHE

Considerando una struttura isostatica della quale si vuole calcolare lo spostamento di un punto P secondo una retta orientata r, a tal proposito si può utilizzare il PLV nel seguente modo:

1. Si studia la struttura soggetta ad una forza fittizia, di valore unitario, applicata nel punto P in direzione r, e si calcolano le reazioni vincolari e le caratteristiche della sollecitazione interna (M', N', T'). Assumendo questa distribuzione come staticamente ammissibile.
2. Si studia questa volta invece la struttura soggetta alle sollecitazioni reali per ricavare anche qui le reazioni vincolari e le caratteristiche delle sollecitazioni interne.
3. Si scrive il PLV assumendo un sistema staticamente ammissibile con le reazioni delle caratteristiche di sollecitazione precedentemente calcolate utilizzando la forza fittizia F_i' uguale a uno

$$\int N' \frac{\partial N}{EA} ds + \int M' \frac{\partial M}{EI} ds + \int T' \frac{\partial T}{G\ As} ds = 1u_R + \sum_{i=1}^{N3} R_i' \eta_i + \sum_{i=1}^{N4} mr_i' \theta_{ri}$$

Dove u_R è lo spostamento ricercato (scienzadellecostruzioni.co.uk, 2012).

4.2. APPLICAZIONE DELLA PROCEDURA

Considerando la semiala come una trave, e suddividendola in 7 sezioni dove per ogni sezione sono stati generati i profili naca corrispondenti tramite il programma xfoil, per poi definire per ogni sezione la posizione dei correnti e delle solette nel sistema di riferimento iniziale, ovvero quello con origine nel bordo di attacco del profilo il quale prevede l'asse X coincidente con la corda e l'asse Z ortogonale alla corda;

dalla posizione di ogni corrente e dalle aree dei singoli componenti correnti e solette, questa volta senza considerare le aree collaboranti, si è andati a definire i momenti statici per poi definire la posizione del baricentro e così passando poi nel sistema di riferimento baricentrico come esposto in precedenza per il calcolo delle strutture guscio pratico;

una volta definito il sistema di riferimento baricentrico è stato possibile calcolare il momento d'inerzia rispetto all'asse x, ovvero quello necessario nella formula del principio dei lavori virtuali.

A questo punto si ripete il procedimento di calcolo per tutte le sezioni con lo scopo di calcolare le aree totali comprendenti lo skin, le solette e i correnti ed il momento di inerzia, richiamando la loro distribuzione lungo l'apertura alare, considerando le dovute approssimazioni, permettendo così di implementare il calcolo integrale utilizzando il metodo di trapezi.

Si riporta la posizione lungo l'apertura alare delle diverse sezioni, con i corrispondenti profili naca:

Tabella 4-1 Posizione lungo l'apertura delle diverse sezioni

PROFILO NACA	Y [mm]
23016	0
23015	717.3
23014	1597.1
23013	2476.8
23012	3356.6
23011	4236.3
23010	5116.1

Si riportano gli andamenti delle aree dei correnti (e solette), dei pannelli e l'area totale che considera la somma delle aree correnti più pannelli:

Tabella 4-2 Distribuzione delle aree totali in ogni sezione

	apertura alare mm	A CORR mm^2	A pannelli mm^2	A_tot mm^2
23016	0	7,47E+03	1,07E+04	1,82E+04
23015	717,3	6,89E+03	9,68E+03	1,66E+04
23014	1597,1	6,18E+03	8,92E+03	1,51E+04
23013	2476,8	5,47E+03	8,85E+03	1,43E+04
23012	3356,6	4,76E+03	6,93E+03	1,17E+04
23011	4236,3	4,09E+03	6,63E+03	1,07E+04
23010	5116,1	3,34E+03	5,91E+03	9,25E+03

Le aree dei pannelli e i rispettivi momenti di inerzia sono stati calcolati andando a moltiplicare la lunghezza di ogni pannello per lo spessore corrispondente, poi le aree sono state idealmente concentrate sulla mezzeria del pannello e moltiplicate per la distanza della mezzeria dall'asse x, ovviamente questo calcolo presenterà degli errori dovuti al posizionamento della mezzeria, che può essere più o meno imprecisa a seconda della curvatura del pannello.

Inoltre ogni sezione è stata opportunamente ruotata nel sistema di riferimento baricentrico, per simulare lo svergolamento e quindi evitando ulteriori errori di calcolo nei risultati dei momenti di inerzia.

Si riportano l'andamento dei momenti di inerzia dei correnti e la loro somma come andamento totale:

Tabella 4-3 Momenti di inerzia per ogni sezione

	IZITA_CORR	IZITA_PANN	I_ZITA_TOT
	mm^4	mm^4	mm^4
23016	8,33E+07	6,42E+07	1,48E+08
23015	5,83E+07	4,82E+07	1,07E+08
23014	4,01E+07	3,43E+07	7,44E+07
23013	4,09E+07	3,79E+07	7,88E+07
23012	1,32E+07	1,33E+07	2,65E+07
23011	1,18E+07	1,35E+07	2,53E+07
23010	7,16E+06	9,46E+06	1,66E+07

A questo punto si riporta il valore del taglio dovuto alla forza fittizia ed il corrispettivo momento (T', M') e il taglio reale e il momento reale (T,M) per ogni sezione:

Tabella 4-4 Andamento delle sollecitazioni sulle varie sezioni

	apertura alare	T'	M'	T	M
	mm	N	N*mm	N	N*mm
23016	0	1	5865	3,54E+04	9,16E+07
23015	717,3	1	5147,7	2,92E+04	6,31E+07
23014	1597,1	1	4267,9	2,25E+04	4,03E+07
23013	2476,8	1	3388,2	1,62E+04	2,34E+07
23012	3356,6	1	2508,4	1,06E+04	1,17E+07
23011	4236,3	1	1628,7	5,87E+03	4,51E+06
23010	5116,1	1	748,9	2,27E+03	1,01E+06
23009	5865		0,00E+00	0,00E+00	0,00E+00

Effettuando le integrazioni secondo il metodo di trapezi, si è ottenuto uno spostamento verticale totale del tip di **110 mm**.

Ora si passa alla considerazione dei carichi allevianti.

CAPITOLO 5

5. CARICHI ALLEVIANTI

Fino ad ora non sono stati considerati i carichi allevianti, quindi la struttura considerata presentava un carico massimo al quale si deve sottrarre il peso della struttura stessa, peso del carburante e del carrello che devono essere prima valutati e poi applicati alla struttura, sia in fase di calcolo con il modello a guscio pratico sia nel modello fem.

Iniziando dalla definizione del peso della struttura, verranno considerati tutti gli elementi, per i quali si andrà a valutare la loro distribuzione di aree lungo l'apertura alare per definire il corrispondente carico distribuito generato, quest'ultimo verrà poi sommato al carico distribuito aerodinamico dL/dy.

5.1. CORRENTI

I correnti sono gli unici elementi della struttura a sezione costante, quindi il loro andamento di peso è il più semplice da calcolare in quanto costante. Quindi per questi, considerando l'area in sezione di $Ac = 50mm^2$ per, la densità del AL7075 di $\rho = 0{,}0000028\frac{kg}{mm^3}$, la lunghezza dei correnti l=5865mm e il volume totale di tutti e nove i correnti come:

$$Vcorrenti = 9 \cdot Ac \cdot l = 293250\ mm^3$$

Calcolo il carico distribuito come:

$$q_{corr} = Vcorrenti \cdot \rho \cdot g = 0.0123606\ \frac{N}{mm}$$

5.2. SKIN

Per identificare il carico distribuito dello skin è stato necessario calcolare prima il perimetro di quest'ultimo sia alla radice che al tip dell'ala, successivamente considerando che alla radice con y=0 si ha un perimetro di 2340 mm e al tip y=5865 si ha invece un perimetro di 906 mm, moltiplicando per lo spessore dello skin di 3mm ottengo le aree di radice e di estremità, con le quali tramite Excel mi vado a creare una funzione lineare di distribuzione delle aree

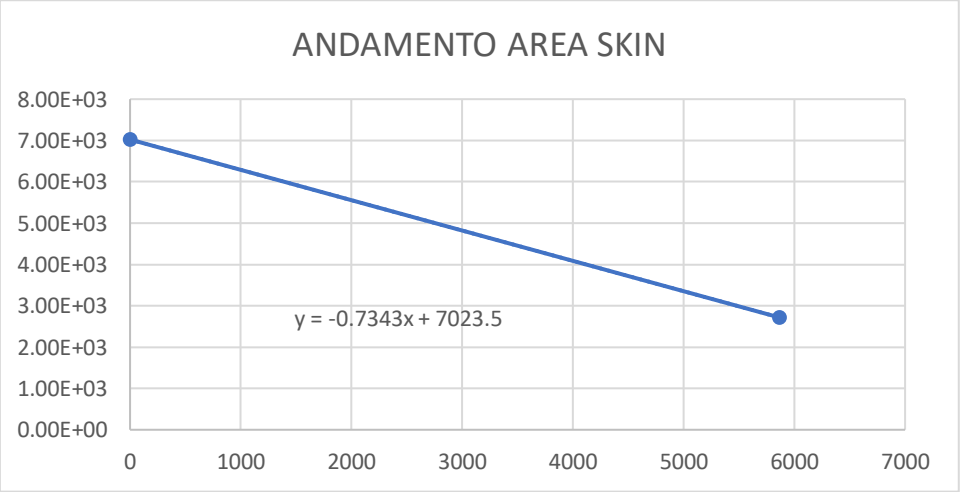

Figure 5-1 Andamento dell'area in sezione dello skin

Quindi con la funzione di distribuzione lineare y = -0.7343x + 7023.5, si va a creare il vettore di distribuzione delle aree per le 21 sezioni in y della semiala. A questo punto si passa alla definizione del carico distribuito:

$$q_{skin} = \rho \cdot \frac{(A_i + A_{i+1})}{2} \cdot g \qquad con\ i = 0{:}21$$

Si riportano i valori tabellari e il grafico che descrive l'andamento di q_{skin} misurato in $\frac{N}{mm}$

Tabella 5-1 Andamento aree e carico skin

Y mm	A_SKIN Mm^2	Q_SKIN N/mm
0	7023,5	-0,1916024
130,8	6927,45356	-0,1873254
424,1	6712,08337	-0,1814106
717,3	6496,78661	-0,1754958
1010,6	6281,41642	-0,1695811
1303,8	6066,11966	-0,1636663
1597,1	5850,74947	-0,1577515
1890,3	5635,45271	-0,1518367
2183,6	5420,08252	-0,1459219
2476,8	5204,78576	-0,1400072
2770,1	4989,41557	-0,1340924
3063,3	4774,11881	-0,1281776
3356,6	4558,74862	-0,1222628
3649,8	4343,45186	-0,116348
3943,1	4128,08167	-0,1104333
4236,3	3912,78491	-0,1045185
4529,6	3697,41472	-0,0986037
4822,8	3482,11796	-0,0926889
5116,1	3266,74777	-0,0867741
5409,3	3051,45101	-0,0808594
5702,6	2836,08082	-0,0762637
5865	2716,8305	-0,074

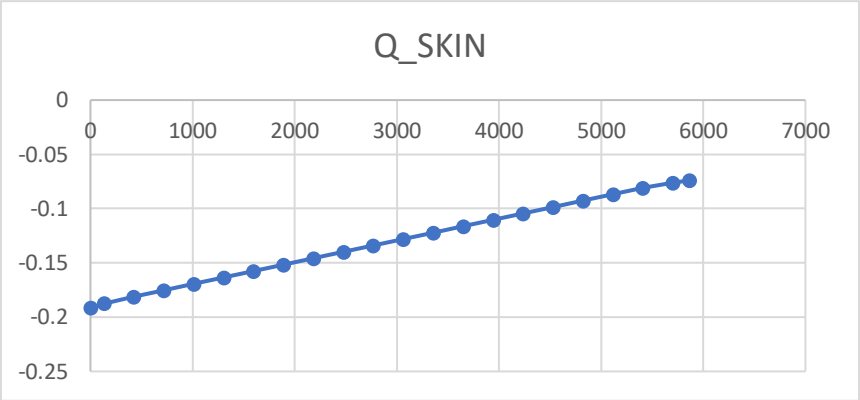

Figure 5-2 Andamento carico alleviante skin

5.3. SOLETTE

Per quanto riguarda le solette il procedimento è lo stesso, avendo inizialmente definito le sezioni delle solette e quindi la loro distribuzione lineare lungo la semiala vengono eseguiti gli stessi procedimenti.

Si considera una distribuzione delle solette anteriori che rispecchia la funzione lineare $ysol1 = -0.2019x + 2000$ distibuzione della singola soletta anteriore, quindi il risultato della distribuzinde delle aree dovrà essere moltiplicato per due; per la soletta del longherone secondario invece $ysol2 = -0{,}2019x + 1600$.

Si utilizza la stessa funzione del carico precedente quindi:

$$q_{soletta} = 2 \cdot \rho \cdot \frac{(Asol_i + Asol_{i+1})}{2} \cdot g \qquad con\ i = 0{:}\,21$$

E si riportano i seguenti risultati tabellati:

Tabella 5-2 Andamento aree e carico alleviante solette

Y MM	A SOL ANTE MM^2	Q_SOL_ANTE N/MM	A SOL POST MM^2	Q_SOL_POST N/MM
0	4000	-0,109146611	3200	-0,0871722
130,8	3947,18296	-0,106794642	3147,18296	-0,0848202
424,1	3828,74842	-0,103542036	3028,74842	-0,0815676
717,3	3710,35426	-0,100289431	2910,35426	-0,078315
1010,6	3591,91972	-0,097036825	2791,91972	-0,0750624
1303,8	3473,52556	-0,09378422	2673,52556	-0,0718098
1597,1	3355,09102	-0,090531615	2555,09102	-0,0685572
1890,3	3236,69686	-0,087279009	2436,69686	-0,0653046
2183,6	3118,26232	-0,084026404	2318,26232	-0,062052
2476,8	2999,86816	-0,080773799	2199,86816	-0,0587994
2770,1	2881,43362	-0,077521193	2081,43362	-0,0555468
3063,3	2763,03946	-0,074268588	1963,03946	-0,0522942
3356,6	2644,60492	-0,071015983	1844,60492	-0,0490416

3649,8	2526,21076	-0,067763377	1726,21076	-0,045789
3943,1	2407,77622	-0,064510772	1607,77622	-0,0425364
4236,3	2289,38206	-0,061258166	1489,38206	-0,0392838
4529,6	2170,94752	-0,058005561	1370,94752	-0,0360312
4822,8	2052,55336	-0,054752956	1252,55336	-0,0327786
5116,1	1934,11882	-0,05150035	1134,11882	-0,029526
5409,3	1815,72466	-0,048247745	1015,72466	-0,0262733
5702,6	1697,29012	-0,045720529	897,29012	-0,0237461
5865	1631,713	-0,043409946	831,713	-0,021658

Andamenti grafici:

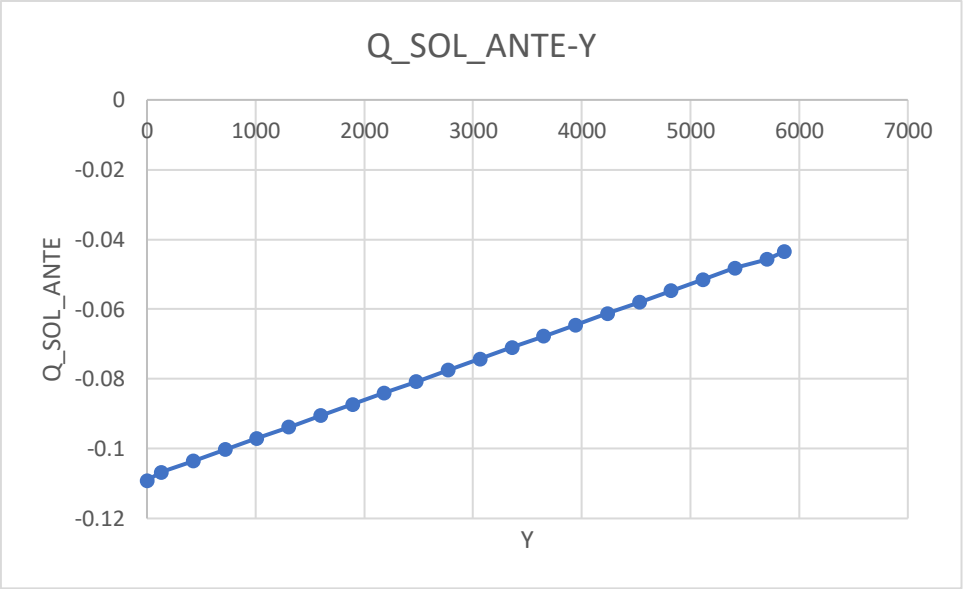

Figure 5-3 Carico alleviante solette anteriori

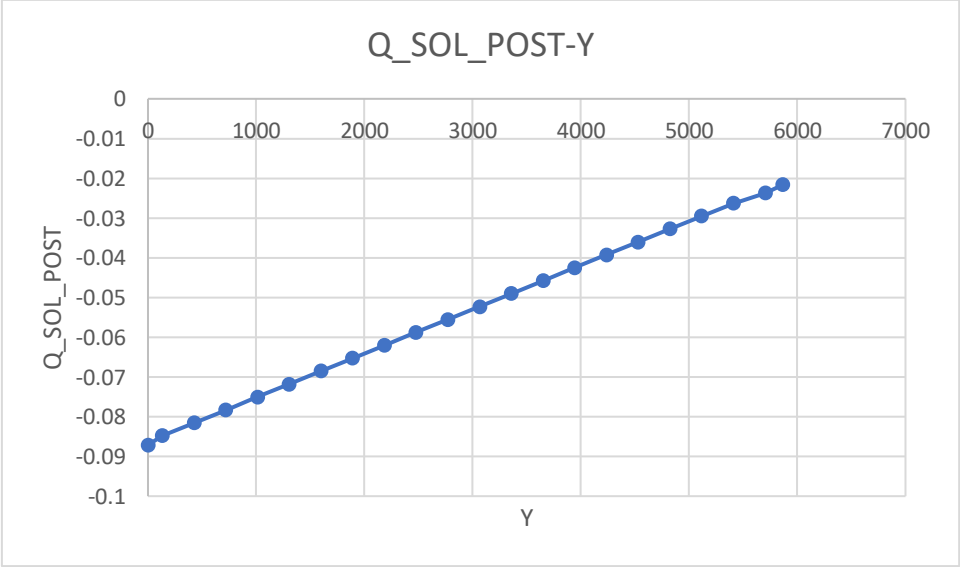

Figure 5-4 Carico alleviante solette posteriori

5.4. ANIME DEI LONGHERONI

Applicando la stessa logica si costruiscono gli andamenti lineari della distribuzione delle aree delle anime dei longheroni, quello anteriore con funzione $yAnima_{ante} = -0.3077x + 2447.4$ e $yAnima_post = -0.1839x + 1467.7$.

Si riportano i valori tabellati:

Tabella 5-3 Andamento aree e carichi allevianti delle anime

Y mm	A_ANIM_ANT mm^2	A_ANIM_POST mm^2	Q_ANIM_ANT N/MM	Q_ANIM_POST N/MM
0	2447,4	1467,7	-0,06667243	-0,03998442
130,8	2407,15284	1443,64588	-0,0648802	-0,03891328
424,1	2316,90443	1389,70801	-0,06240168	-0,03743197
717,3	2226,68679	1335,78853	-0,05992316	-0,03595066
1010,6	2136,43838	1281,85066	-0,05744464	-0,03446934
1303,8	2046,22074	1227,93118	-0,05496612	-0,03298803
1597,1	1955,97233	1173,99331	-0,0524876	-0,03150672
1890,3	1865,75469	1120,07383	-0,05000908	-0,03002541
2183,6	1775,50628	1066,13596	-0,04753056	-0,02854409
2476,8	1685,28864	1012,21648	-0,04505204	-0,02706278
2770,1	1595,04023	958,27861	-0,04257352	-0,02558147
3063,3	1504,82259	904,35913	-0,040095	-0,02410015
3356,6	1414,57418	850,42126	-0,03761647	-0,02261884
3649,8	1324,35654	796,50178	-0,03513795	-0,02113753
3943,1	1234,10813	742,56391	-0,03265943	-0,01965622
4236,3	1143,89049	688,64443	-0,03018091	-0,0181749
4529,6	1053,64208	634,70656	-0,02770239	-0,01669359
4822,8	963,42444	580,78708	-0,02522387	-0,01521228
5116,1	873,17603	526,84921	-0,02274535	-0,01373096
5409,3	782,95839	472,92973	-0,02026683	-0,01224965
5702,6	692,70998	418,99186	-0,01834106	-0,0110987
5865	642,7395	389,1265	-0,01782738	-0,01034426

E gli andamenti grafici

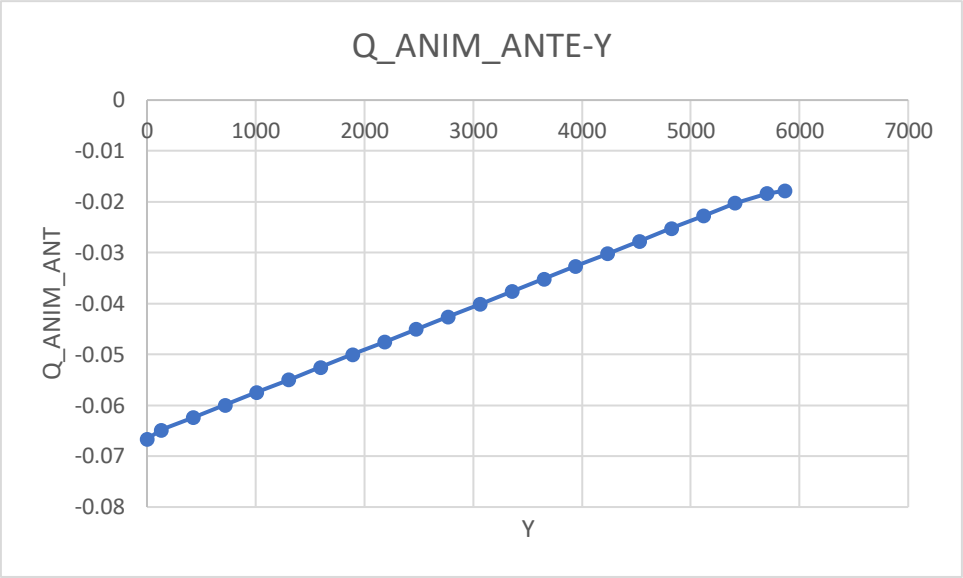

Figure 5-5 Carico alleviante anima anteriore

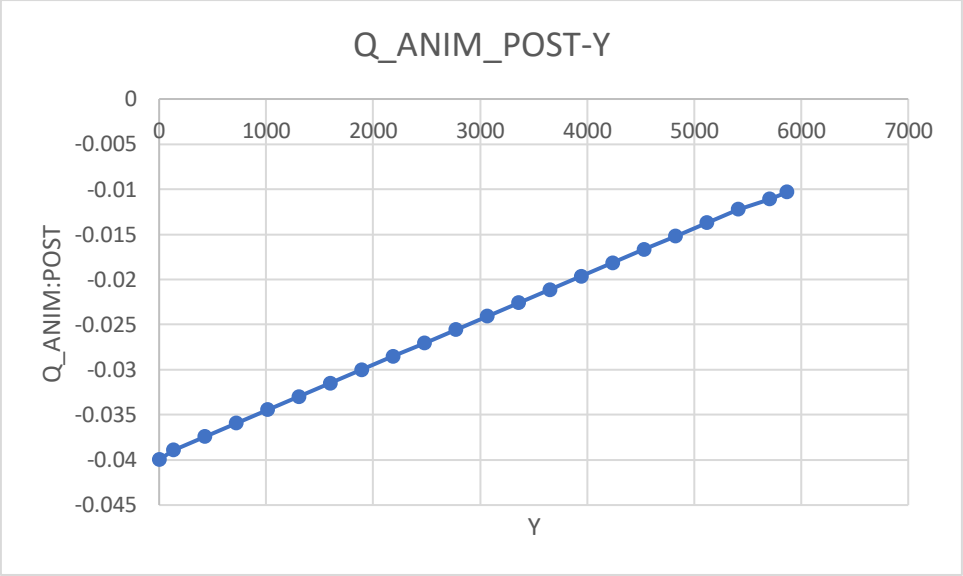

Figure 5-6 Carico alleviante anima posteriore

5.5. CENTINE

Per quanto riguarda il carico dovuto alle centine, queste si presentano come forze concentrate invece che come carico distribuito, quindi sono state considerate direttamente nel taglio, creando quindi la loro distribuzione di taglio, moltiplicandola per n=3.8 e sommate al taglio verticale TL.

Per definire il peso di ogni centina si è andati a misurare l'area delle centine nel modello FEM, le quali sono state poi moltiplicate per il rispettivo spessore di 3mm e poi per la densità del materiale in questione; si riporta una tabella riportante l'area di ogni centina e il rispettivo peso:

Tabella 5-4 Aree e pesi delle centine

CEN 1		CEN7	
A1	PESO_1	A7	PESO_7
mm^2	N	mm^2	N
218661,188	18,0185565	102906,539	8,479910445
CEN2		CEN8	
A2	PESO_2	A8	PESO_8
mm^2	N	mm^2	N
196684,898	16,2076224	87411,3164	7,203042117
CEN3		CEN9	
A3	PESO_3	A9	PESO_9
mm^2	N	mm^2	N
175784,438	14,4853408	72964,7109	6,01258404
CEN4		CEN10	
A4	PESO_4	A10	PESO_10
mm^2	N	mm^2	N
155959,176	12,8516599	59594,5449	4,91082888
CEN5		CEN11	
A5	PESO_5	A11	PESO_11
mm^2	N	mm^2	N
137207,961	11,3064848	47298,6094	3,897594607
CEN6			
A6	PESO_6		
mm^2	N		
68970,9922	9,85000828		

Si riportano gli andamenti tabellati della posizione di ogni centina e del taglio

Tabella 5-5 Andamenti del taglio centine

Y	POSIZIONE	T centina	T centina*3,8
mm	CENTINE	N	N
0	1	-113,2236328	-430,2498045
130,8		-95,20507626	-361,7792898
424,1		-95,20507626	-361,7792898
717,3	2	-95,20507626	-361,7792898
1010,6		-78,99745389	-300,1903248
1303,8	3	-78,99745389	-300,1903248
1597,1		-64,5121131	-245,1460298
1890,3	4	-64,5121131	-245,1460298
2183,6		-51,66045318	-196,3097221
2476,8	5	-51,66045318	-196,3097221
2770,1		-40,35396837	-153,3450798
3063,3	6	-40,35396837	-153,3450798
3356,6		-30,50396009	-115,9150483
3649,8	7	-30,50396009	-115,9150483
3943,1		-22,02404964	-83,69138865
4236,3	8	-22,02404964	-83,69138865
4529,6		-14,82100753	-56,3198286
4822,8	9	-14,82100753	-56,3198286
5116,1		-8,808423487	-33,47200925
5409,3	10	-8,808423487	-33,47200925
5702,6		-3,897594607	-14,81085951
5865	11	-3,897594607	-14,81085951

E l'andamento grafico del taglio:

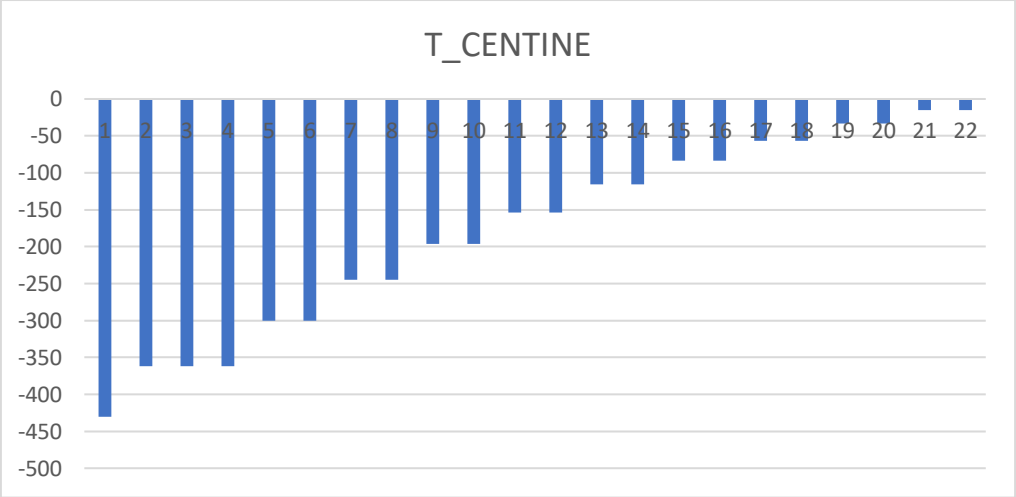

Figure 5-7 Andamento del taglio delle centine

5.6. FUEL

Il carico generato dalla presenza di carburante, considerando un serbatoio, o più contenitori, fissati in corrispondenza di 3 punti sul longherone principale, ovvero il primo punto di vincolo a 589.2 mm dalla radice, il secondo a 1178.4mm e il terzo a 1767.6mm; considerando che il peso di carburante, secondo il manuale, corrisponde a 185kg per ogni semiala; si è deciso di applicare in questi tre punti di vincolo dei serbatoi, una aliquota di peso decrescente in modo tale che la somma delle tre forze dia il totale del peso del fuel stipato nella semiala.

Quindi considerando nel primo punto, l'applicazione di una forza pari a 185/2 kg, nel secondo 185/3 kg e nel terzo 185/6 kg, forze che verranno poi applicate nel modello FEM come in figura (queste forze saranno moltiplicate per n=3.8 e trasformate in N):

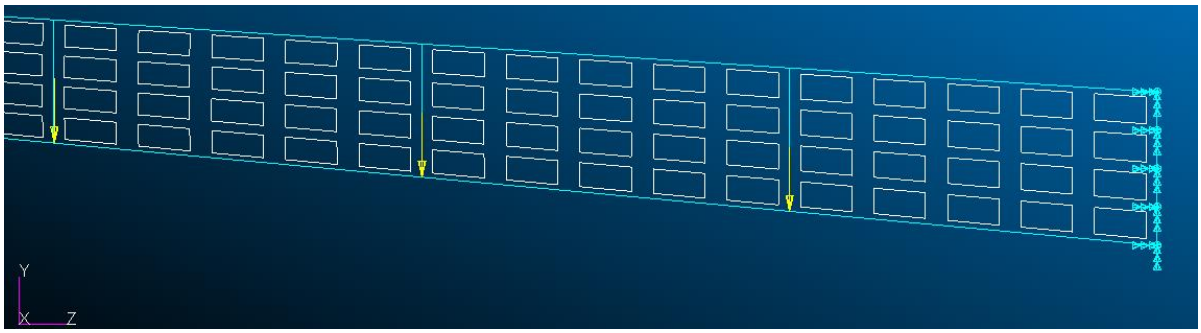

Figure 5-8 Posizionamento del carico del carburante

Quindi così come fatto per le centine si va a ricreare questa condizione di carico in termini di taglio, per poi sommarla al taglio verticale TL:

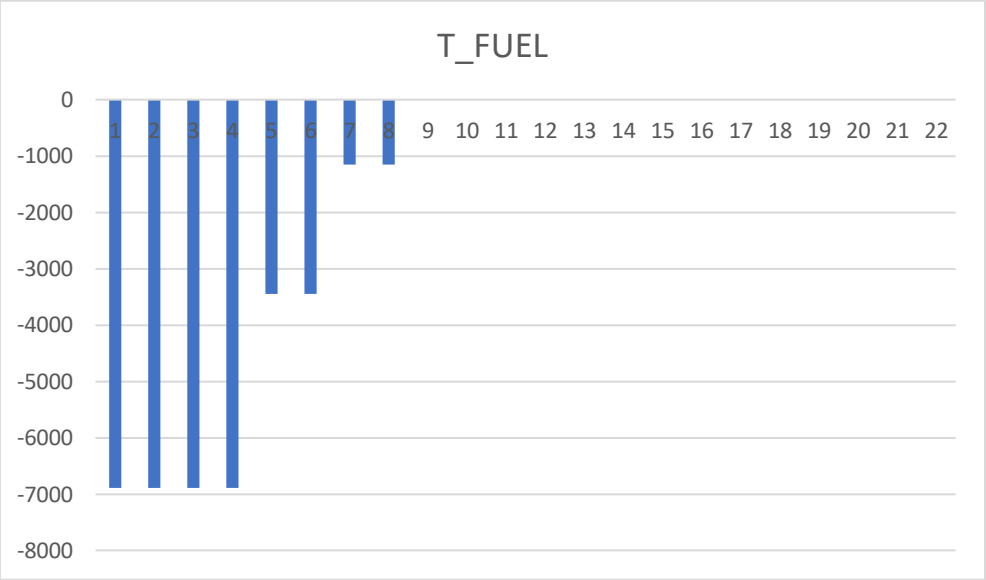

Figure 5-9 Andamento del taglio dovuto al carburante

5.7. CARRELLO

Infine il carrello, per quanto riguarda questo componente, conoscendo la posizione di quest'ultimo lungo l'apertura, è stata fatta una stima del suo peso ipotizzando un peso totale tra componente strutturale, pneumatico e attuatori di 20 kg. Quindi anche qui si procede come per il fuel, essendo un carico concentrato, si va a considerare la forza applicata in Newton, moltiplicata per il fattore di carico massimo, e si ottiene un andamento del taglio costante di -745.5 N che va da y=0 a y=1,88 m

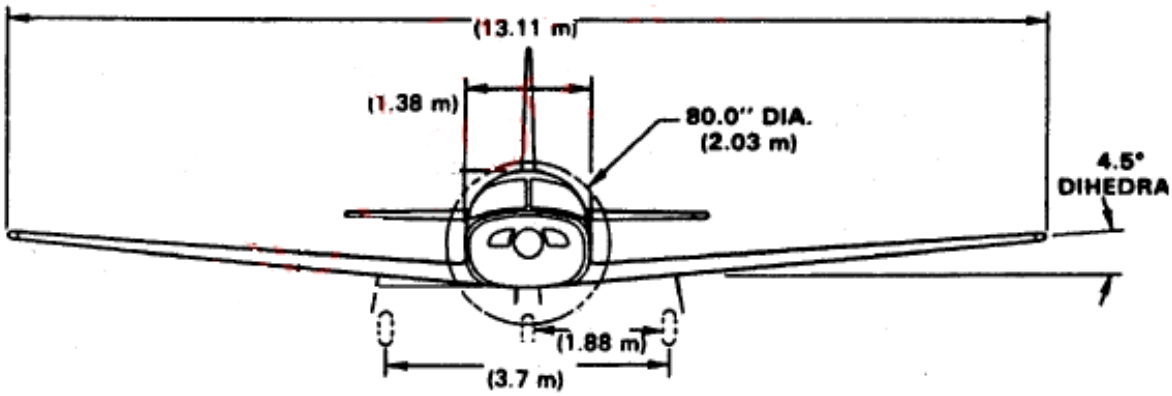

Figure 5-10 Posizione del carrello

Si riporta l'andamento grafico del taglio

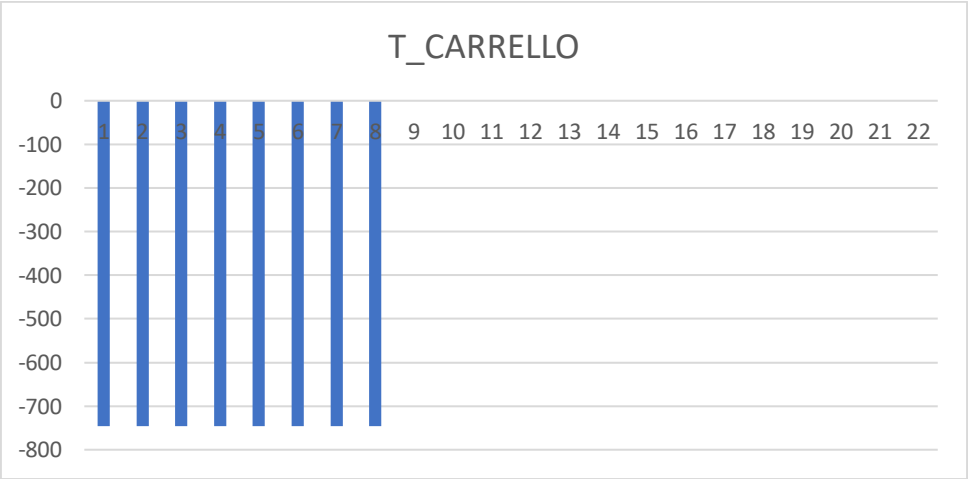

Figure 5-11 Andamento del taglio del carrello

5.8. SUPERFICI MOBILI

I carichi allevianti devono essere considerati anche per quanto riguarda le superfici mobili; queste infatti presentano un loro peso che deve essere sottratto al carico aerodinamico. In questo caso si sceglie di sottrarre le forze peso alle forze aerodinamiche generate dai pannelli, e riapplicarle alleviate agli elementi MPC.

Si stima che le superfici mobili siano caratterizzate da un peso distribuito in superficie di $6\frac{kg}{m^2}$.

Si riportano le superfici dei pannelli riguardanti le parti mobili:

Tabella 5-6 Superfici delle pannellature delle superfici mobili

SUPERFICI DI OGNI PANNELLO PER OGNI STRISCIA [m^2]									
S1	S2	S3	S4	S5	S6	S7	S8	S9	S10
0,104556	0,043571	0,042707	0,041839	0,040976	0,040112	0,039246	0,038379	0,037515	0,03665
0,104556	0,043571	0,042707	0,041839	0,040976	0,040112	0,039246	0,038379	0,037515	0,03665
0,104549	0,043568	0,042705	0,041837	0,040973	0,040109	0,039243	0,038376	0,037513	0,036647

S11	S12	S13	S14	S15	S16	S17	S18	S19	S20
0,035785	0,034921	0,034055	0,033189	0,032325	0,03146	0,030596	0,029729	0,028865	0,028
0,035785	0,034921	0,034055	0,033189	0,032325	0,03146	0,030596	0,029729	0,028865	0,028
0,035782	0,034918	0,034052	0,033186	0,032322	0,031457	0,030593	0,029726	0,028862	0,027997

Da queste vengono calcolate le 10 superfici ridotte, come fatto per le forze precedenti, cioè sommando le prime tre colonne e considerandola come un'unica superfice, le successive colonne vengono sommate a due a due e l'ultima striscia sommata da sola.

Si ottengono così 10 aree:

Tabella 5-7Aree delle superfici mobili raggruppate

A1	A2	A3	A4	A5	A6	A7	A8	A9	A10
M^2	M^2	M^2	M^2	M^2	M^2	M^2	M^2	M^2	M^2
0,57249	0,24844	0,238067	0,227678	0,217301	0,206924	0,196536	0,186161	0,175774	0,083996

Queste dieci aree vengono moltiplicate per la stima del peso della struttura, ovvero per $6\frac{kg}{m^2}$, ottenendo così la massa di ogni area di alettone o flap che sia:

Tabella 5-8 Masse superfici mobili

M1	M2	M3	M4	M5	M6	M7	M8	M9	M10
KG	KG	KG	KG	KG	KG	KG	KG	KG	KG
3,43494	1,49064	1,428404	1,36607	1,303807	1,241542	1,179214	1,116967	1,054644	0,503974

Moltiplicando queste masse per 9.81 e per n=3.8, si ottiene la forza peso in newton da sottrarre alle forze aerodinamiche generate dei pannelli stessi, che verranno calcolate nel capitolo successivo :

Tabella 5-9 Carico alleviante delle superfici mobili

F_SUP1	F_SUP2	F_SUP3	F_SUP4	F_SUP5	F_SUP6	F_SUP7	F_SUP8	F_SUP9	F_SUP10
N	N	N	N	N	N	N	N	N	N
128,0477	55,56809	53,24806	50,92435	48,60332	46,28221	43,95874	41,63829	39,31501	18,78713

1.1. RISULTATI CONDIZIONE DI CARICO ALLEVIATA

A questo punto, sommando tutti i contributi dei carichi allevianti, o meglio sottraendoli, è possibile ridefinire il carico, in particolare quello verticale Tz. Si riportano i dati in tabella dei vari carichi e i risultati alleviati di Tz e Mx:

Tabella 5-10 Andamento dei carichi alleviati

y	Q_W	dC/dy	T centine	T_FUEL	T carrello	TL	Tz	Mx
m	N/m	N/m	N	N	N	N	N	N*mm
0	-509,905	1108,342	-113,224	-6896,21	-745,56	7,14E+03	1,90E+04	-5,64E+07
0,1308	-498,061	1331,68	-95,2051	-6896,21	-745,56	6,78E+03	1,77E+04	-5,10E+07
0,4241	-481,681	1477,396	-95,2051	-6896,21	-745,56	6,37E+03	1,62E+04	-4,60E+07
0,7173	-465,301	1548,979	-95,2051	-6896,21	-745,56	5,93E+03	1,45E+04	-4,15E+07
1,0106	-448,921	1578,554	-78,9975	-3448,21	-745,56	5,47E+03	1,63E+04	-3,70E+07
1,3038	-432,542	1580,536	-78,9975	-3448,21	-745,56	5,01E+03	1,45E+04	-3,25E+07
1,5971	-416,162	1562,749	-64,5121	-1149,4	-745,56	4,55E+03	1,51E+04	-2,82E+07
1,8903	-399,782	1530,959	-64,5121	-1149,4	-745,56	4,09E+03	1,34E+04	-2,40E+07
2,1836	-383,402	1487,638	-51,6605	0	0	3,65E+03	1,37E+04	-2,00E+07
2,4768	-367,022	1435,256	-51,6605	0	0	3,22E+03	1,20E+04	-1,63E+07
2,7701	-350,642	1375,461	-40,354	0	0	2,81E+03	1,05E+04	-1,30E+07
3,0633	-334,263	1309,076	-40,354	0	0	2,42E+03	9,03E+03	-1,01E+07
3,3566	-317,883	1236,926	-30,504	0	0	2,05E+03	7,65E+03	-7,65E+06
3,6498	-301,503	1159,422	-30,504	0	0	1,69E+03	6,32E+03	-5,60E+06
3,9431	-285,123	1076,563	-22,024	0	0	1,37E+03	5,11E+03	-3,93E+06
4,2363	-268,743	987,1151	-22,024	0	0	1,06E+03	3,96E+03	-2,60E+06
4,5296	-252,364	890,254	-14,821	0	0	7,89E+02	2,94E+03	-1,59E+06
4,8228	-235,984	783,0967	-14,821	0	0	5,44E+02	2,01E+03	-8,64E+05
5,1161	-219,604	660,2893	-8,80842	0	0	3,32E+02	1,23E+03	-3,89E+05
5,4093	-203,224	509,8882	-8,80842	0	0	1,61E+02	5,78E+02	-1,24E+05
5,7026	-190,497	294,8775	-3,89759	0	0	4,31E+01	1,49E+02	-1,75E+04
5,865	0	-0,18596	-3,89759	0	0	-2,72E-02	-1,49E+01	2,18E+03

E i rispettivi andamenti grafici di taglio e momento:

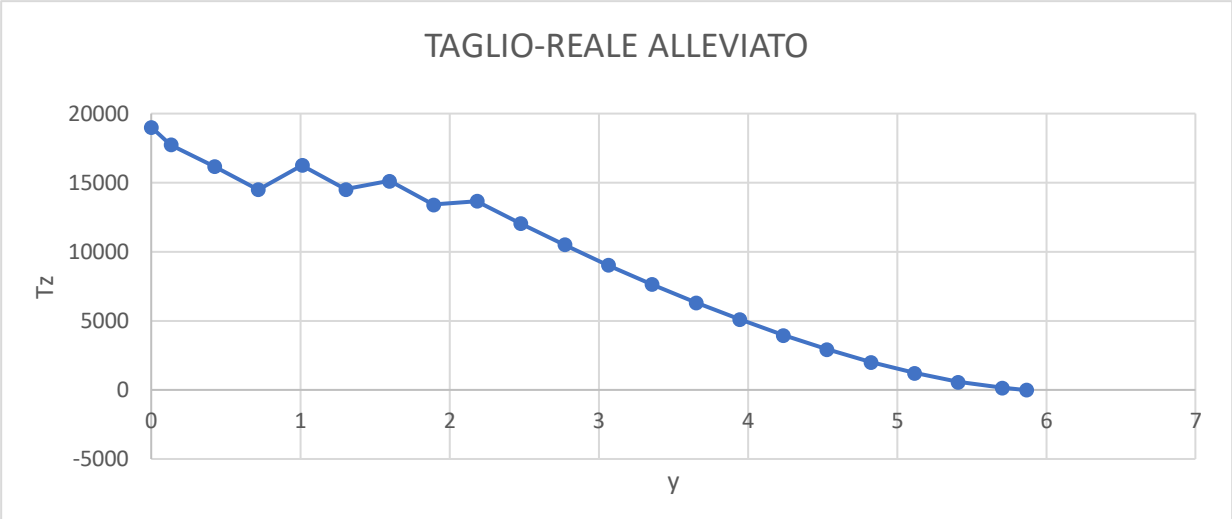

Figure 5-12 Andamento del taglio alleviato Tz

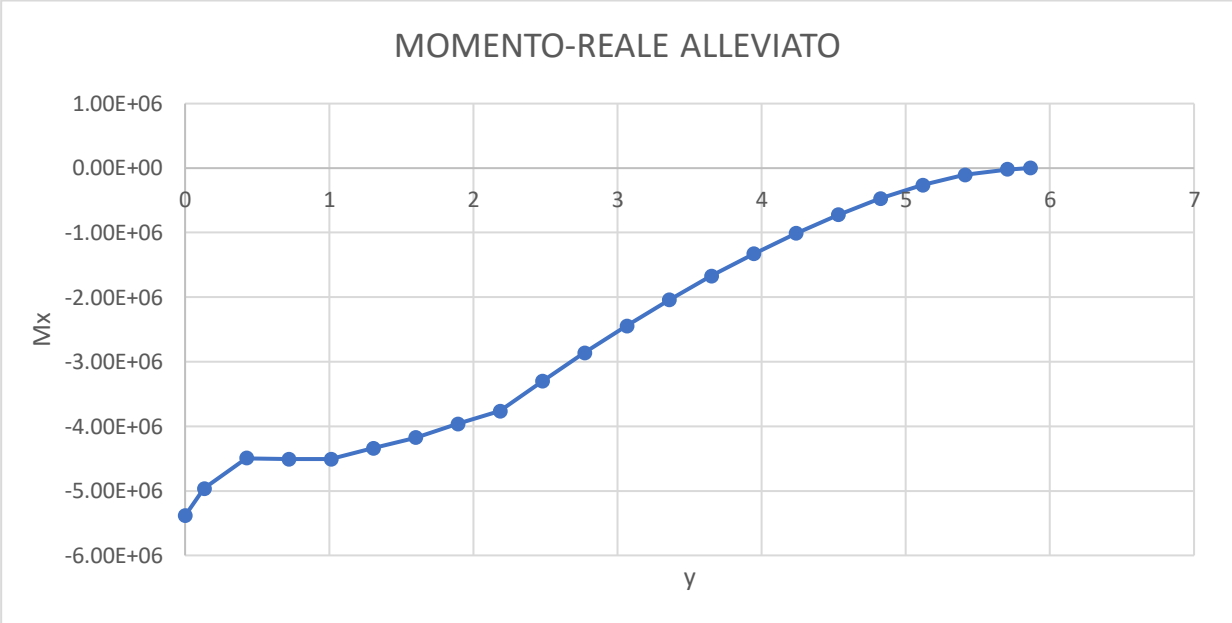

Figure 5-13 Andamento del momento alleviato Mx

Ora si rivanno ad effettuare i calcoli delle sigma nei correnti, dei flussi nei pannelli e dello spostamento del tip alare, per osservare di quanto si modificano le condizioni strutturali ed eventualmente andando a ridurre gli spessori poco sollecitati, anche se si preferisce lasciare questa facoltà alla successiva fase di ottimizzazione.

Si riportano i risultati numerici dei valori di sforzo normale e forze normali nei correnti, le derivate delle sigma secondo y e i rispettivi dN/dy, la numerazione dei pannelli con i corrispettivi flussi di taglio e tau sviluppate:

Tabella 5-11 Stress condizione di carico alleviato sezione alla radice, mezzeria e vicino all'estremità

NACA 23016							
	SIGMAY,i	Pi	SIGMAY,Y_i	dN/dy_i	pannelli	qi,i+1	tau
	N/mm^2	N				N/mm	N/mm^2
1	5,59E+01	1,00E+05	3,60E-03	6,46E+00	1--2	-3,74E+00	1,25E+00
2	6,14E+01	8,59E+03	2,04E-03	2,86E-01	2--3	-4,02E+00	1,34E+00
3	6,34E+01	8,87E+03	5,07E-04	7,10E-02	3--4	-4,09E+00	1,36E+00
4	6,49E+01	9,09E+03	-1,02E-03	-1,43E-01	4--5	-3,95E+00	1,32E+00
5	6,32E+01	1,42E+05	-2,52E-03	-5,65E+00	5--6	9,70E-01	3,24E-01
6	5,66E+01	7,92E+03	-3,98E-03	-5,57E-01	6--7	1,53E+00	5,09E-01
7	4,38E+01	6,13E+03	-5,38E-03	-7,53E-01	7--8	2,28E+00	7,60E-01
8	-3,85E+01	-3,95E+04	-4,67E-03	-4,80E+00	8--9	7,08E+00	2,36E+00
9	-4,26E+01	-2,18E+04	-3,12E-03	-1,60E+00	9--10	8,67E+00	2,89E+00
10	-4,30E+01	-1,61E+05	-1,60E-03	-6,01E+00	10--11	1,54E+01	5,14E+00
11	-3,59E+01	-2,24E+04	3,06E-04	1,91E-01	11--12	1,52E+01	5,07E+00
12	-2,49E+01	-1,67E+04	2,03E-03	1,36E+00	12--13	1,39E+01	4,62E+00
13	-7,77E+00	-2,08E+04			13--1	2,73E+00	2,73E-01
					10--5	-7,25E-01	7,25E-02

NACA 23013							
	SIGMAY,i	Pi,b	SIGMAY,Y_i	dN/dy_i	pannelli	qi,i+1	tau
	N/mm^2	N				N/mm	N/mm^2
1	4,56E+01	5,91E+04	1,34E-02	1,74E+01	1--2	-9,53E+00	3,18E+00
2	4,51E+01	6,31E+03	9,53E-03	1,33E+00	2--3	-1,09E+01	3,62E+00
3	4,36E+01	6,11E+03	5,57E-03	7,79E-01	3--4	-1,16E+01	3,88E+00
4	4,14E+01	5,80E+03	1,56E-03	2,18E-01	4--5	-1,19E+01	3,95E+00
5	3,69E+01	6,42E+04	-2,60E-03	-4,53E+00	5--6	-1,40E-01	4,65E-02
6	3,00E+01	4,19E+03	-6,92E-03	-9,69E-01	6--7	8,30E-01	2,77E-01
7	1,63E+01	2,29E+03	-1,17E-02	-1,64E+00	7--8	2,47E+00	8,22E-01
8	-3,59E+01	-2,90E+04	-1,51E-02	-1,22E+01	8--9	1,47E+01	4,89E+00
9	-3,51E+01	-1,56E+04	-1,12E-02	-4,98E+00	9--10	1,96E+01	6,55E+00
10	-3,14E+01	-9,25E+04	-7,09E-03	-2,09E+01	10--11	3,33E+01	1,11E+01
11	-2,24E+01	-1,21E+04	-1,48E-03	-8,00E-01	11--12	3,41E+01	1,14E+01
12	-1,20E+01	-6,99E+03	3,84E-03	2,24E+00	12--13	3,19E+01	1,06E+01
13	4,09E+00	8,17E+03			13--1	7,87E+00	7,87E-01
					10--5	7,19E+00	7,19E-01

NACA23010							
	SIGMAY,i	Pi,b	SIGMAY,Y_i	dN/dy_i	pannelli	qi,i+1	tau
	N/mm^2	N				N/mm	N/mm^2
1	1,30E+01	9,89E+03	2,55E-02	1,94E+01	1--2	-1,58E+01	5,25E+00
2	1,15E+01	1,61E+03	1,80E-02	2,53E+00	2--3	-1,83E+01	6,10E+00
3	9,69E+00	1,36E+03	1,04E-02	1,46E+00	3--4	-1,97E+01	6,58E+00
4	8,12E+00	1,14E+03	2,96E-03	4,14E-01	4--5	-2,02E+01	6,72E+00
5	5,88E+00	7,10E+03	-4,89E-03	-5,91E+00	5--6	-4,49E+00	1,50E+00
6	3,17E+00	4,44E+02	-1,30E-02	-1,82E+00	6--7	-2,66E+00	8,88E-01
7	-7,28E-01	-1,02E+02	-2,18E-02	-3,05E+00	7--8	3,88E-01	1,29E-01
8	-1,10E+01	-7,26E+03	-2,76E-02	-1,82E+01	8--9	1,86E+01	6,21E+00
9	-9,40E+00	-3,58E+03	-2,01E-02	-7,67E+00	9--10	2,63E+01	8,76E+00
10	-7,33E+00	-1,43E+04	-1,23E-02	-2,40E+01	10--11	4,06E+01	1,35E+01
11	-3,85E+00	-1,79E+03	-1,82E-03	-8,42E-01	11--12	4,14E+01	1,38E+01
12	-2,71E-01	-1,35E+02	8,11E-03	4,03E+00	12--13	3,74E+01	1,25E+01
13	4,72E+00	5,59E+03			13--1	3,64E+00	3,64E-01
					10--5	9,77E+00	9,77E-01

Come si può vedere dalle tabelle, confrontandole con le precedenti, gli sforzi normali nei correnti e flussi di taglio nei pannelli si sono ovviamente ridotti, si sceglie però di tenere la struttura invariata nella configurazione dei vari spessori come ulteriore margine di sicurezza in questa fase di progettazione preliminare e si lascia la modifica degli stessi alla fase di ottimizzazione.

5.9. PLV CARICHI ALLEVIATI

Vengono ripetuti i calcoli di spostamento del tip della semiala, tramite la procedura del PLV precedentemente esposta, si evita di riportare l'andamento delle aree e dei momenti di inerzia in quanto la struttura rimane invariata in questa fase, poiché si lascia la modifica delle sezioni nella successiva fase di ottimizzazione.

Quindi si riportano gli andamenti delle caratteristiche delle sollecitazioni che questa volta saranno ridotte e ci si aspetta una deformazione del tip verticale, inferiore alla precedente che risulta di 108mm:

Tabella 5-12 Carichi alleviati per il PLV

	apertura alare	T'	M'	T	M
	mm	N	N*mm	N	N*mm
23016	0	1	5865	1,90E+04	5,64E+07
23015	717,3	1	5147,7	1,45E+04	4,15E+07
23014	1597,1	1	4267,9	1,51E+04	2,82E+07
23013	2476,8	1	3388,2	1,20E+04	1,63E+07
23012	3356,6	1	2508,4	7,65E+03	7,65E+06
23011	4236,3	1	1628,7	3,96E+03	2,60E+06
23010	5116,1	1	748,9	1,23E+03	3,89E+05

Effettuando l'integrazione tramite la formula di trapezi anche in questo caso si osserva che il tip della semiala, nella posizione baricentrica, si deforma di **72.9 mm.**

Si deve tenere in conto però che in questo caso, avendo un carico variabile su più di venti sezioni, poiché nel calcolo del PLV ne vengono considerate 7, ci sarà un errore nel risultato dovuto alla mancanza di rilevazione della variabilità delle caratteristiche delle sollecitazioni;

cosa che nel carico non alleviato, avendo un andamento delle sollecitazioni più uniforme, questo problema non si presenta.

Quindi con il carico alleviato la struttura al tip passa da una deformazione verticale di **108mm** ad una di **72.9mm.**

CAPITOLO 6

2. CREAZIONE DEL MODELLO FEM

Il modello FEM viene generato dalla creazione dei punti del profilo naca23016 alla radice e del profilo naca23009 all'estremità ricavati da xfoil, il quale sarà ruotato di un angolo di twist di -2°57 e traslato, considerando un angolo diedro di 4.5 gradi

Attraverso questi punti vengono generate delle linee con il comando spline, tramite le quali si andranno a generale le superfici dello skin del dorso e del ventre della struttura

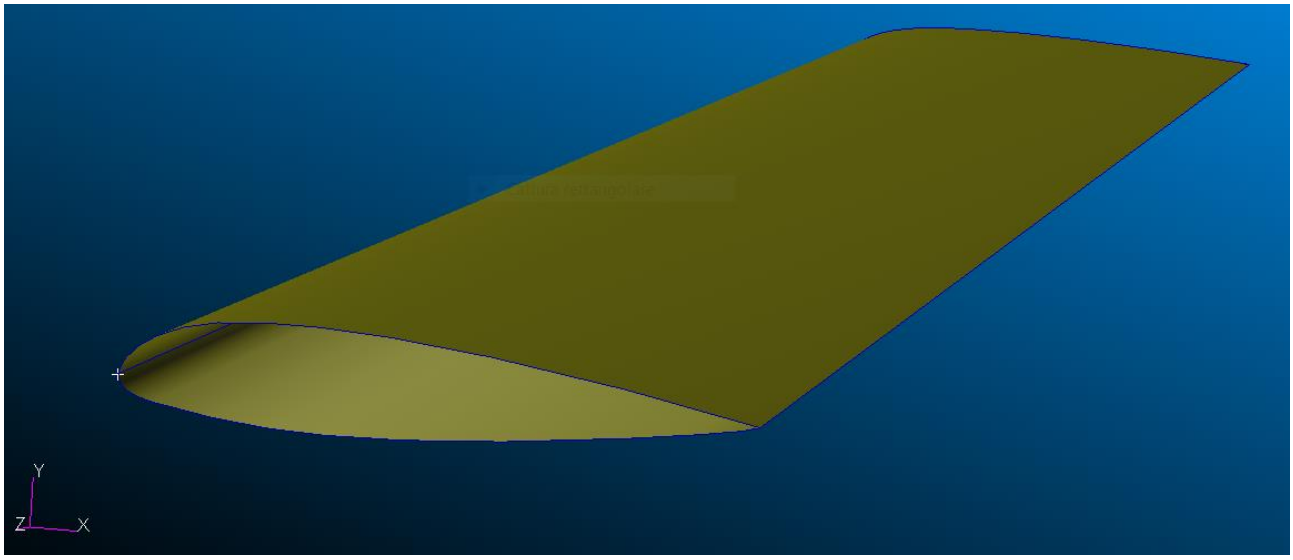

Figure 6-1 Superficie Skin del modello FEM

Successivamente si passa ad intagliare lo skin con degli appositi piani precedentemente creati, le superfici vengono intagliate per andare a creare le linee di alloggio dei correnti e delle solette

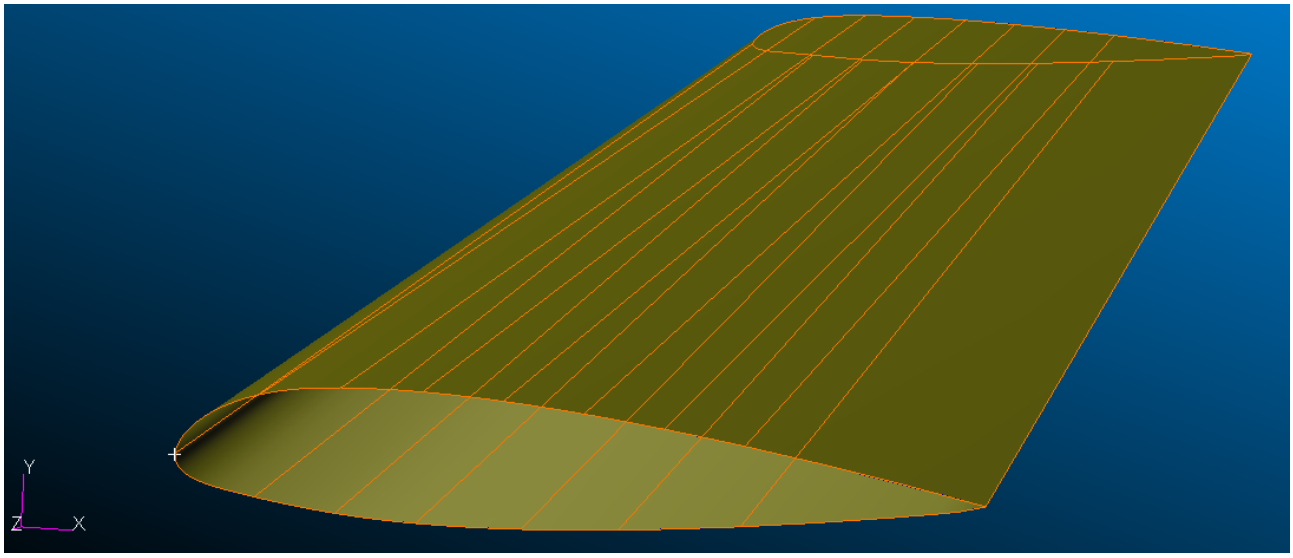

Figure 6-2 Divisione skin per alloggio dei correnti

Poi si passa alla divisione equispaziata dello skin lungo l'apertura alare per creare gli intagli delle superfici, attraverso il comando Edit-surface, creando quindi le linee dalle quali si andranno a creare le undici centine

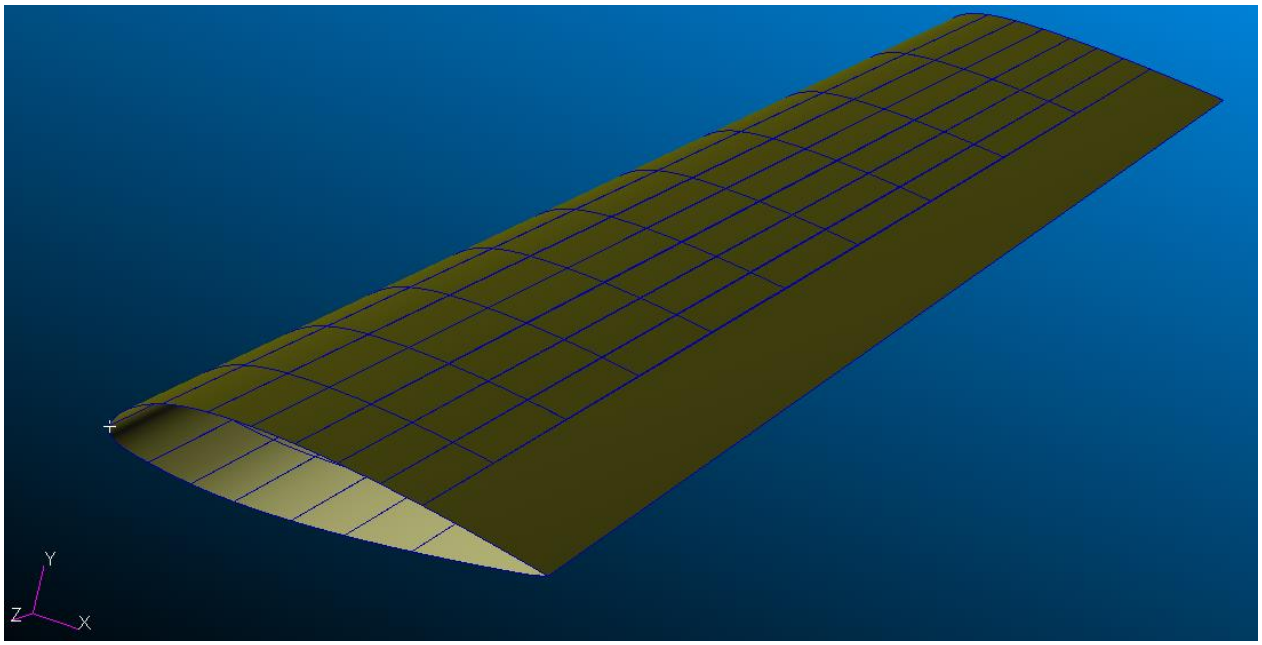

Figure 6-3 Skin intagliato

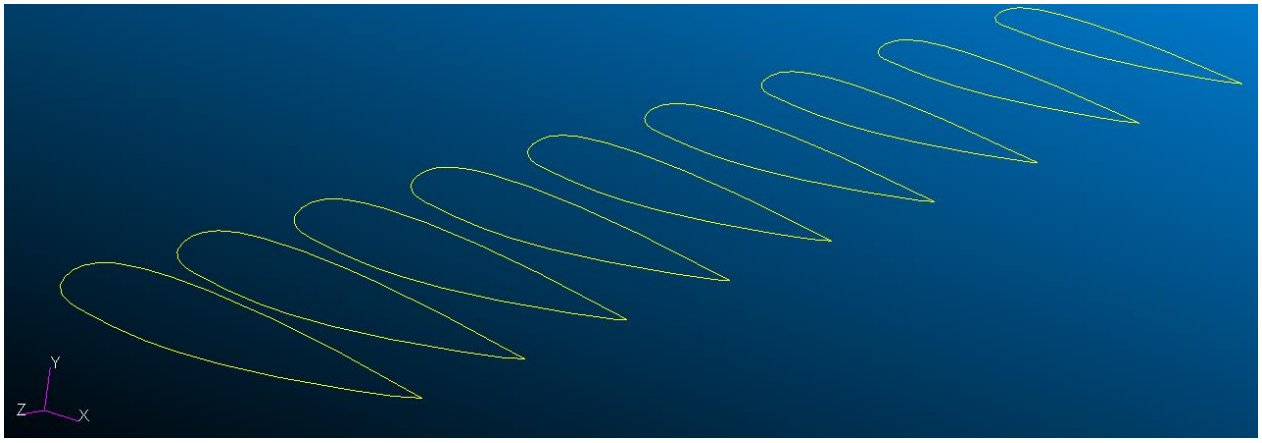

Figure 6-4 Linee delle centine

Poi si passa alla creazione dei correnti a z che seguono lo svergolamento della superfice alare e quindi si è andati a creare la sezione a z sia al tip che al root dell'ala, e da queste linee vengono creati tutti e 9 i correnti

Figure 6-5 Correnti

Poi vengono create le anime dei longheroni attraverso i rimanenti intagli di superfice

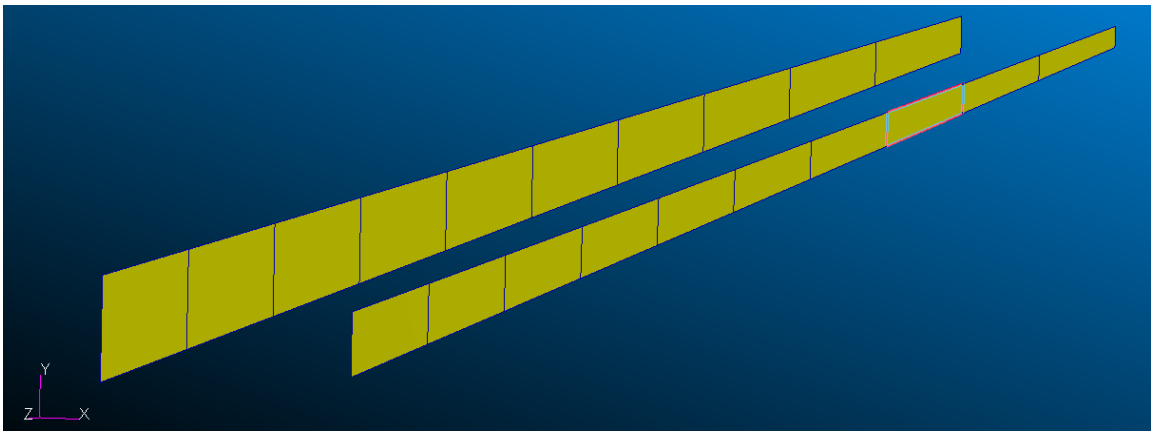

Figure 6-6 Anime dei longheroni

Successivamente si vanno a rimuovere le aree in eccesso, ovvero la parte mobile di alettoni e flaps che non sono soggette all'ottimizzazione

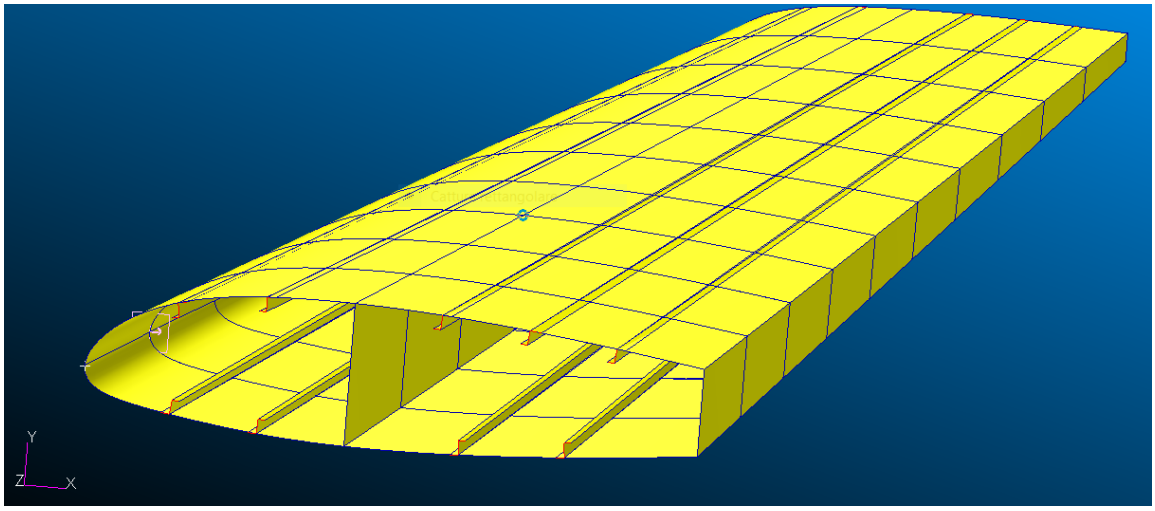

Figure 6-7 Anime dei longheroni

Ed infine si vanno a creare le solette, che vengono opportunamente disegnate considerando il fatto che il profilo sia svergolato, quindi cercando di evitare intersezioni tra skin e longheroni.

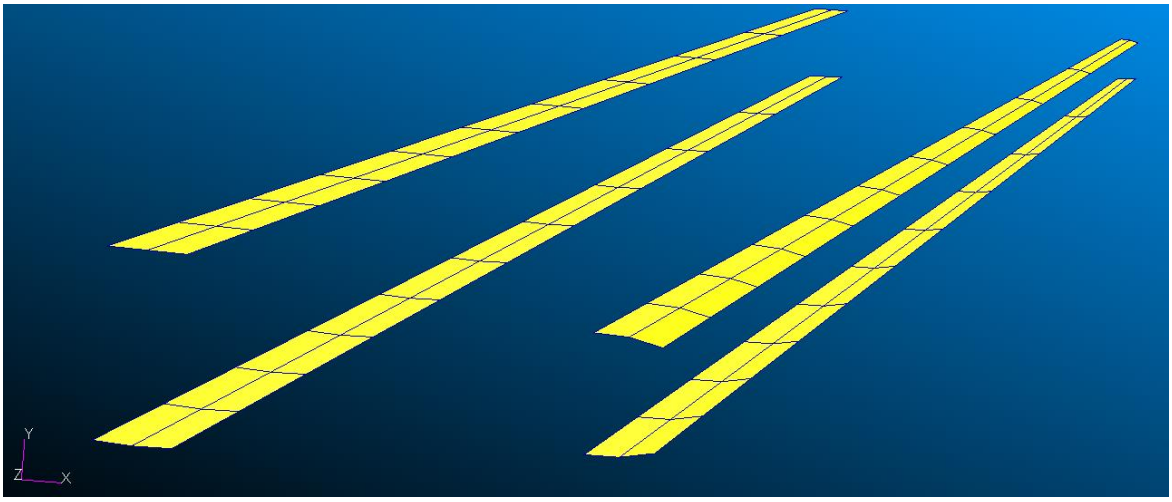

Figure 6-8 Solette dei longheroni

A questo punto si passa alla creazione delle proprietà che vengono assegnate ad ogni componente, specificando il materiale che è stato precedentemente definito in libreria attraverso il suo modulo di Young, Poisson e densità, come riportato nelle seguenti figure, e oltre a definire il materiale vengono definite le zone di applicazione delle proprietà

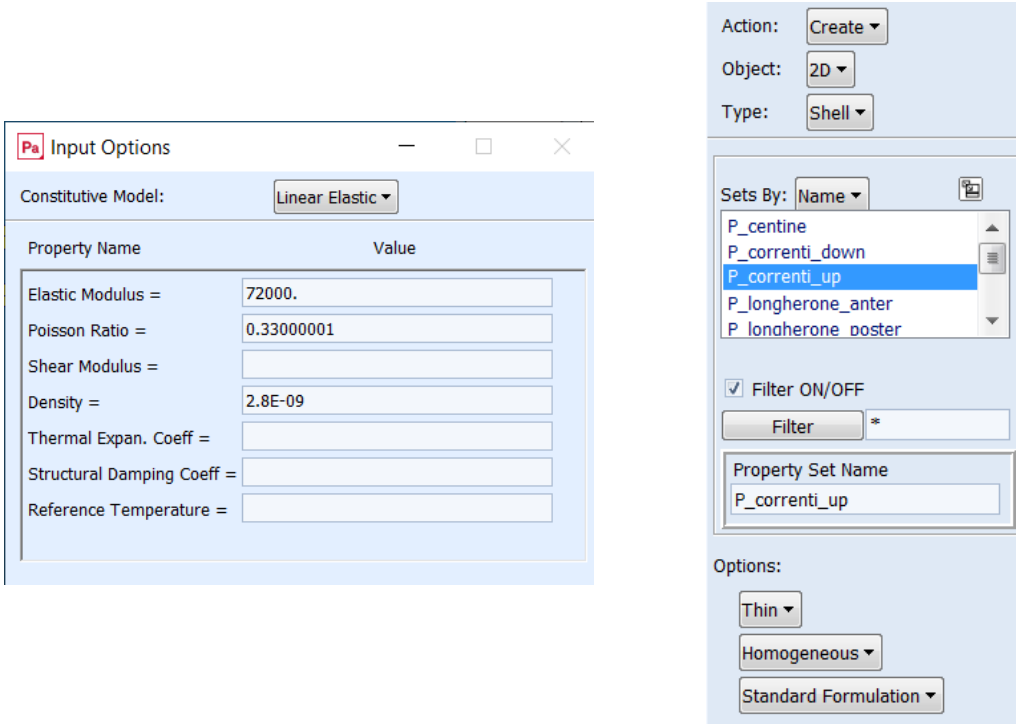

Figure 6-9 Caratteristiche dell' AL7075 in Patran e creazione delle proprietà

Vengono riportate le differenti proprietà con differenti colori sulla geometria:

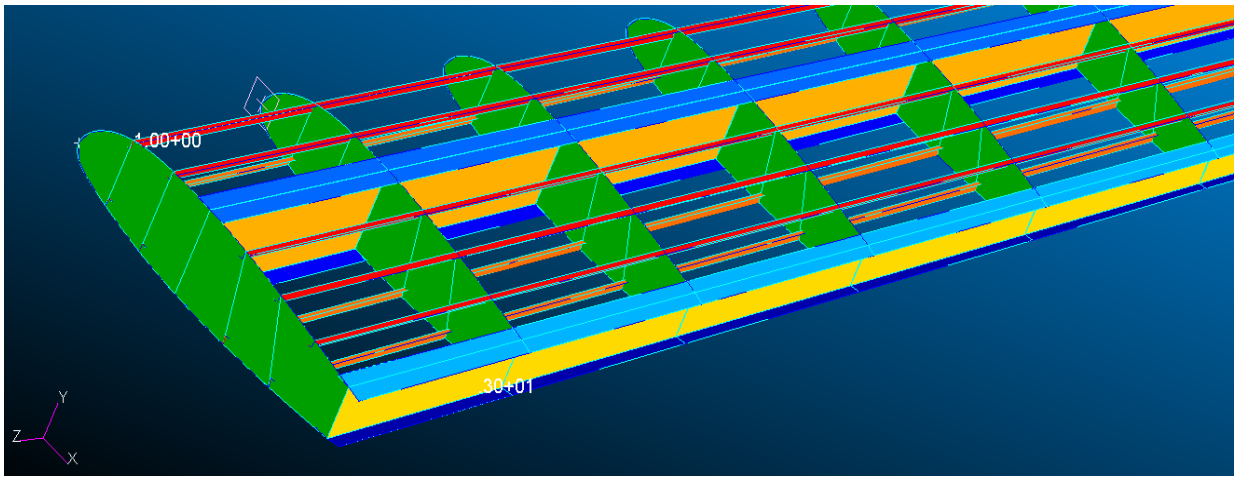

Figure 6-10 Proprietà struttura interna

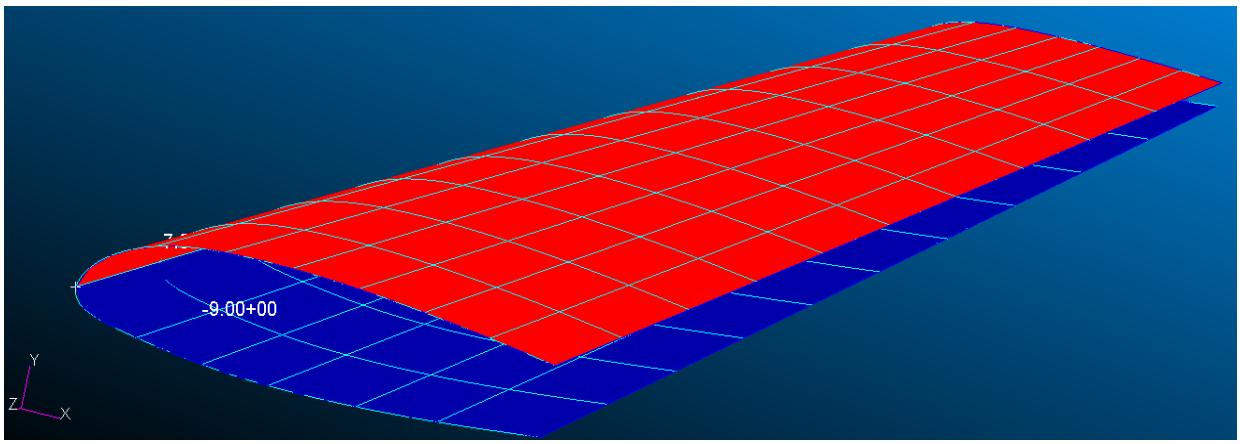

Figure 6-11 Proprietà skin esterno

Successivamente si passa alla creazione della mesh, utilizzando una divisione in mesh seeds preventiva in modo da avere le diverse superfici con nodi combacianti così da poter effettuare l'equivalence nel modo più corretto possibile; si è scelto un mesh seed di 50 suddivisioni lungo tutta la semiala di 5865mm, per evitare di appesantire eccessivamente il programma in fase di ottimizzazione, e si genera la mesh con elementi shell quad4 per tutti i componenti

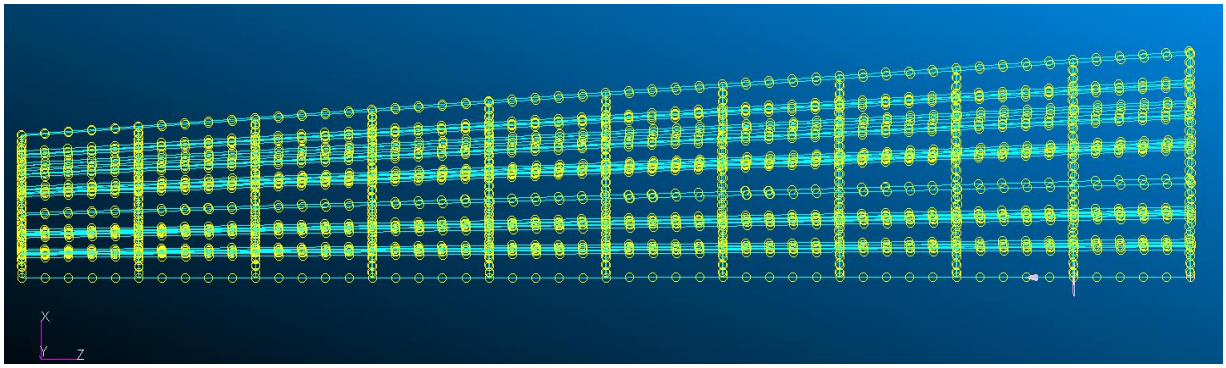

Figure 6-12 Mesh seeds lungo l'apertura

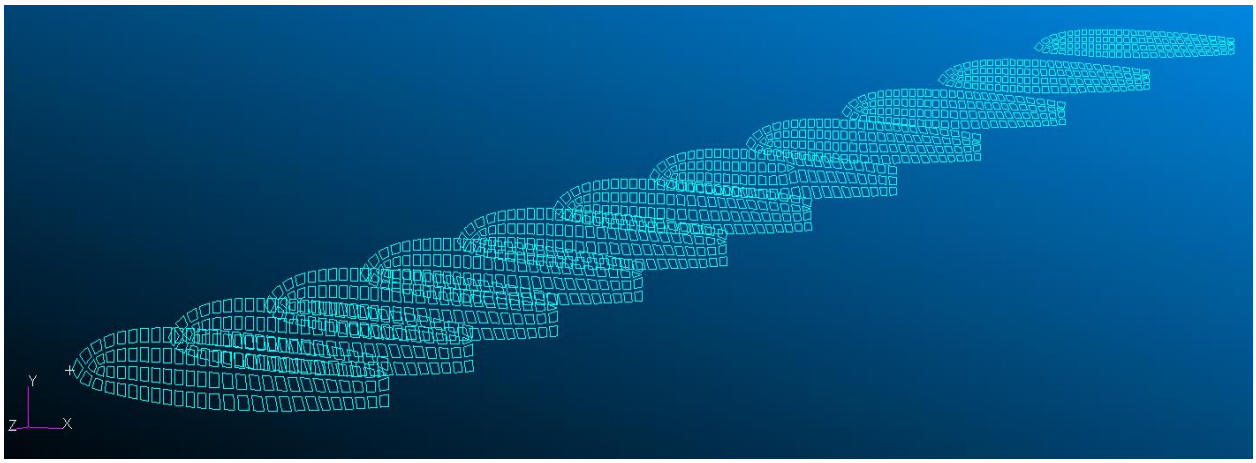

Figure 6-13 Mesh centine

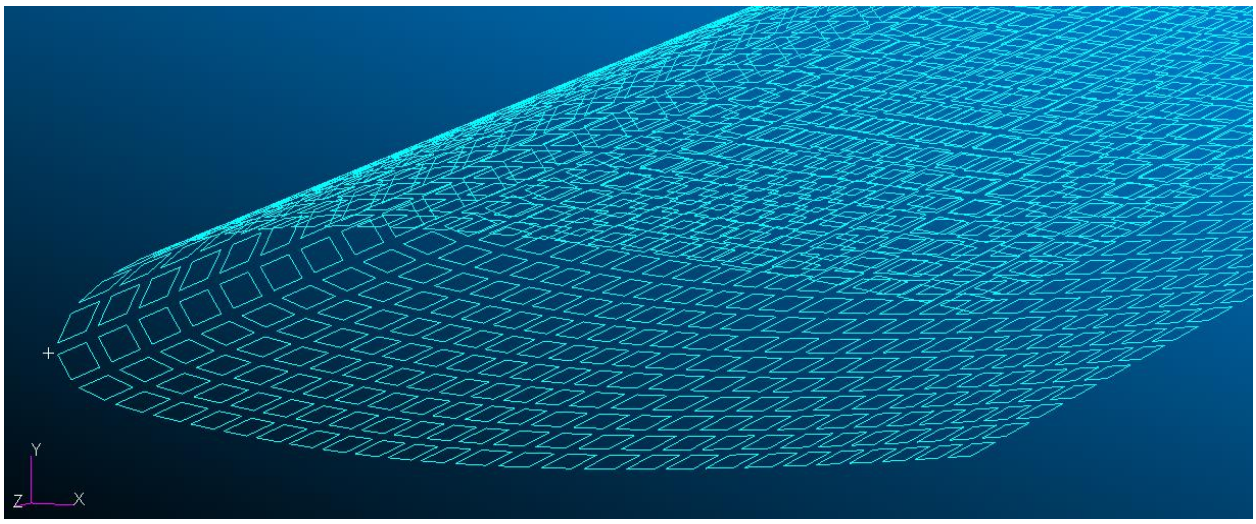

Figure 6-14 Mesh skin

A questo punto si passa a vincolare la sezione alla radice, bloccando tutte e tre le traslazioni e le rotazioni, considerando anche la centina vincolata, modellizzando l'avvitamento della stessa alla fusoliera, richiamando sia la procedura pratica che dando un irrigidimento ulteriore alla sezione.

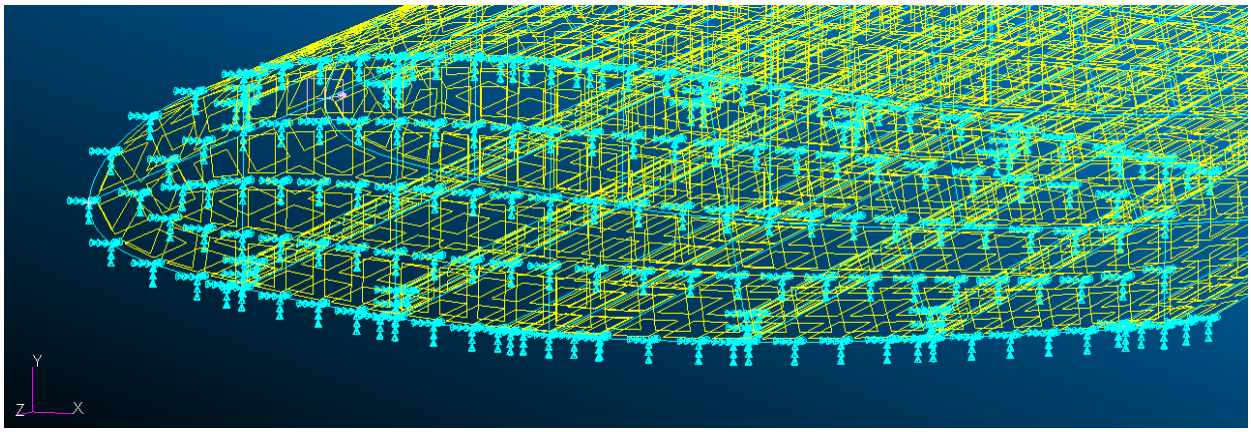

Figure 6-15 Vincolo alla radice

Fatto ciò si passa alla creazione di 10 nodi posizionati ad un quarto della sezione di alettone che è stata rimossa, questi nodi verranno poi caricati con la forza generata dalla parte di alettone mancante, come verrà mostrato in seguito e si andrà a collegare i nodi con degli elementi MPC, costituiti da elementi RBE3, che hanno lo scopo di trasmettere unicamente il carico generato dagli alettoni, alla struttura del longherone secondario.

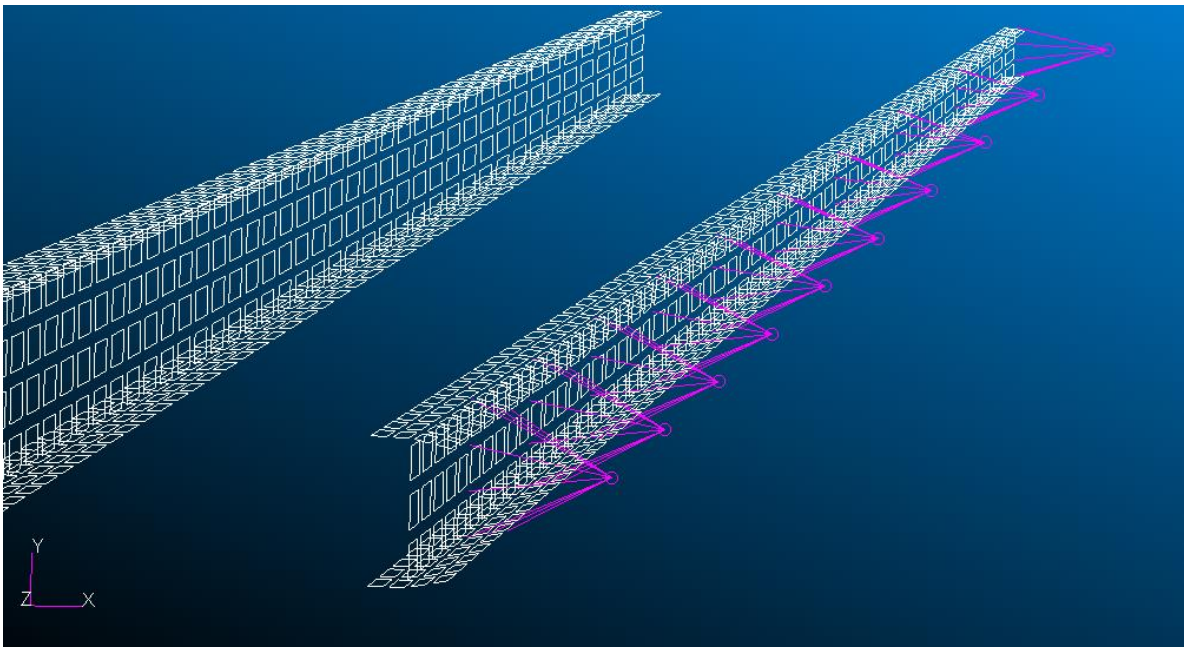

Figure 6-16 Elementi MPC

CAPITOLO 7

7. CALCOLO E APPLICAZIONE DEL CARICO AERODINAMICO

7.1. DISTRIBUZIONE DELLE PRESSIONI

Il carico aerodinamico viene calcolato tramite il programma AVL, il quale dà come risultato una distribuzione di CP sulle pannellature modellate per la semiala, in particolare 10 lungo la corda e 20 lungo l'apertura, così come mostrato nei capitoli precedenti.

Per la parte di carico del cassone vengono considerati solo i primi 7 pannelli lungo la corda, escludendo quindi i pannelli riguardanti la parte delle superfici mobili, per la quale verrà effettuato un calcolo a parte.

Dalla distribuzione di CP è possibile ricreare un andamento approssimativo del carico per ogni pannello di ogni striscia, applicando la seguente formula:

$$P_i = \frac{1}{2}\rho V^2 \Delta C_p$$

Effettuando i calcoli per ogni pannello si ottiene la seguente tabella dove è riportato l'andamento delle pressioni lungo la semiala:

Tabella 7-1 Pressioni generate da AVL per ogni pannello

SEZIONE LUNGO L'APERTURA	1	2	3	4	5	6	7
P1 [N/mm^2]	0,002855	0,003141	0,003302	0,003384	0,003412	0,003401	0,003357
P2 [N/mm^2]	0,003153	0,00338	0,003485	0,00354	0,003565	0,003569	0,003556
P3 [N/mm^2]	0,001697	0,001885	0,001976	0,002026	0,002051	0,002059	0,002055
P4 [N/mm^2]	0,001181	0,001318	0,001395	0,00144	0,001464	0,001474	0,001474
P5 [N/mm^2]	0,000911	0,001005	0,001068	0,001107	0,00113	0,001141	0,001143
P6 [N/mm^2]	0,000726	0,000792	0,000841	0,000875	0,000895	0,000906	0,000909
P7 [N/mm^2]	0,000579	0,000627	0,000665	0,000693	0,00071	0,00072	0,000724
P8 [N/mm^2]	0,000454	0,000487	0,000516	0,000538	0,000553	0,000561	0,000565
P9 [N/mm^2]	0,000334	0,000357	0,000378	0,000394	0,000405	0,000412	0,000415
P10[N/mm^2]	0,000206	0,00022	0,000232	0,000242	0,000249	0,000254	0,000256

SEZIONE	8	9	10	11	12	13	14
P1 [N/mm^2]	0,003287	0,003192	0,003076	0,002938	0,002778	0,002597	0,002392
P2 [N/mm^2]	0,00353	0,003491	0,003442	0,003383	0,003313	0,003233	0,003141
P3 [N/mm^2]	0,00204	0,002016	0,001983	0,001944	0,001896	0,00184	0,001776
P4 [N/mm^2]	0,001464	0,001448	0,001424	0,001394	0,001358	0,001316	0,001266
P5 [N/mm^2]	0,001137	0,001125	0,001107	0,001084	0,001056	0,001022	0,000982

P6 [N/mm^2]	0,000906	0,000897	0,000883	0,000865	0,000842	0,000815	0,000783
P7 [N/mm^2]	0,000722	0,000716	0,000705	0,000691	0,000673	0,000651	0,000625
P8 [N/mm^2]	0,000564	0,000559	0,000552	0,000541	0,000527	0,00051	0,000489
P9 [N/mm^2]	0,000415	0,000412	0,000407	0,000399	0,000389	0,000377	0,000361
P10[N/mm^2]	0,000256	0,000255	0,000251	0,000247	0,000241	0,000233	0,000224

SEZIONE	16	17	18	19	20
P1 [N/mm^2]	0,001894	0,001589	0,001227	0,000777	0,000176
P2 [N/mm^2]	0,002913	0,002769	0,002594	0,002367	0,002018
P3 [N/mm^2]	0,001615	0,001512	0,001383	0,001211	0,000926
P4 [N/mm^2]	0,00114	0,001058	0,000955	0,000812	0,000576
P5 [N/mm^2]	0,00088	0,000812	0,000726	0,000607	0,000413
P6 [N/mm^2]	0,000699	0,000643	0,000571	0,000472	0,000314
P7 [N/mm^2]	0,000557	0,000511	0,000452	0,00037	0,000245
P8 [N/mm^2]	0,000435	0,000399	0,000351	0,000287	0,000189
P9 [N/mm^2]	0,000321	0,000294	0,000259	0,000211	0,000141
P10[N/mm^2]	0,000199	0,000182	0,00016	0,00013	8,78E-05

Si riporta a titolo di esempio l'andamento grafico delle pressioni lungo la corda, quindi da P1 a P10 della sezione 1 ovvero della prima striscia:

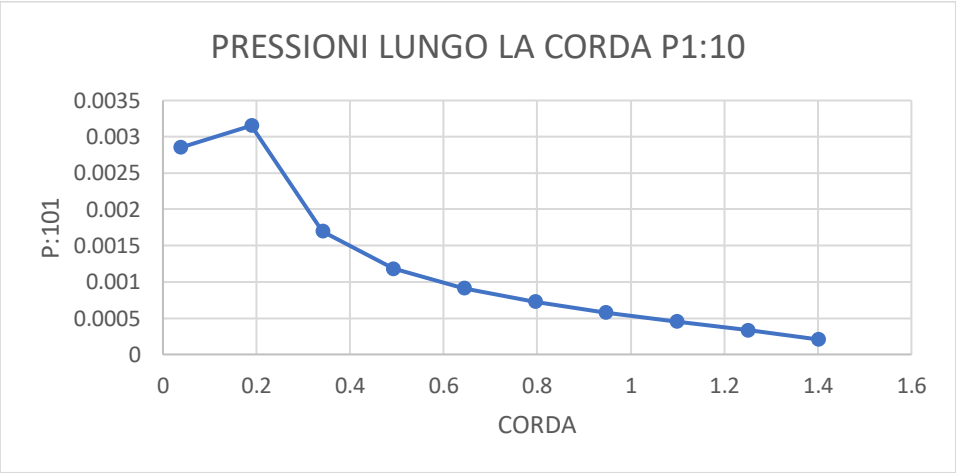

Figura 7-1 Andamento delle pressioni della prima striscia

Per semplificare la procedura, si va a ridurre il numero di carichi di striscia lungo l'apertura, ovvero da 20, a 10, effettuando la media tra le pressioni di due strisce adiacenti e ricreando un unico carico medio applicato per il doppio della larghezza della striscia.

Inoltre le pressioni calcolate vengono ora moltiplicate per il fattore di carico massimo **n=3.8**:

Tabella 7-2 Pressioni moltiplicate per nmax

	P1	P2	P3	P4	P5	P6	P7	P8	P9	P10
	N/mm^2	N/mm^2	N/mm^2	N/mm^2	N/mm^2	N/mm^2	N/mm^2	N/mm^2	N/mm^2	N/mm^2
1	0,011393	0,012704	0,012944	0,012623	0,011909	0,010861	0,009478	0,007702	0,005349	0,00181
2	0,012413	0,013348	0,013554	0,013463	0,013174	0,012723	0,012109	0,011301	0,01019	0,008331
3	0,006806	0,007604	0,00781	0,00778	0,007598	0,007295	0,006872	0,006303	0,005501	0,00406
4	0,004748	0,005386	0,005583	0,005582	0,005456	0,00523	0,004906	0,004463	0,003824	0,002638
5	0,003641	0,004133	0,004315	0,004331	0,00424	0,004065	0,003808	0,003449	0,002924	0,001939
6	0,002884	0,003261	0,003423	0,003448	0,003382	0,003244	0,003036	0,002743	0,002308	0,001494
7	0,00229	0,00258	0,002719	0,002747	0,0027	0,002592	0,002426	0,002188	0,00183	0,001169

Questi poi sono stati ulteriormente divisi in due per poi essere applicati sull'upper skin e sul lower skin, cercando di ricreare una condizione di carico più realistica.

Tabella 7-3 Pressioni divise per 2

	P1/2	P2/2	P3/2	P4/2	P5/2	P6/2	P7/2	P8/2	P9/2	P10/2
	N/mm^2	N/mm^2	N/mm^2	N/mm^2	N/mm^2	N/mm^2	N/mm^2	N/mm^2	N/mm^2	N/mm^2
1	0,005697	0,006352	0,006472	0,006311	0,005954	0,00543	0,004739	0,003851	0,002675	0,000905
2	0,006207	0,006674	0,006777	0,006731	0,006587	0,006361	0,006055	0,00565	0,005095	0,004165
3	0,003403	0,003802	0,003905	0,00389	0,003799	0,003648	0,003436	0,003151	0,00275	0,00203
4	0,002374	0,002693	0,002791	0,002791	0,002728	0,002615	0,002453	0,002231	0,001912	0,001319
5	0,00182	0,002066	0,002157	0,002166	0,00212	0,002032	0,001904	0,001725	0,001462	0,000969
6	0,001442	0,00163	0,001711	0,001724	0,001691	0,001622	0,001518	0,001372	0,001154	0,000747
7	0,001145	0,00129	0,001359	0,001374	0,00135	0,001296	0,001213	0,001094	0,000915	0,000584

Una volta creata questa distribuzione di carico, è stato generato un andamento del tipo field, tabular in patran per ricreare l'andamento delle pressioni lungo la corda, così come quello del grafico precedente. Quindi sono stati generati 10 fields, che verranno richiamati quando vengono creati i carichi di pressione. Questi carichi di pressione per semplicità e per efficacia di modellizzazione vengono applicati agli elementi, invece di applicarli alle geometrie in quanto il risultato sarebbe quello di avere dei carichi totalmente differenti.

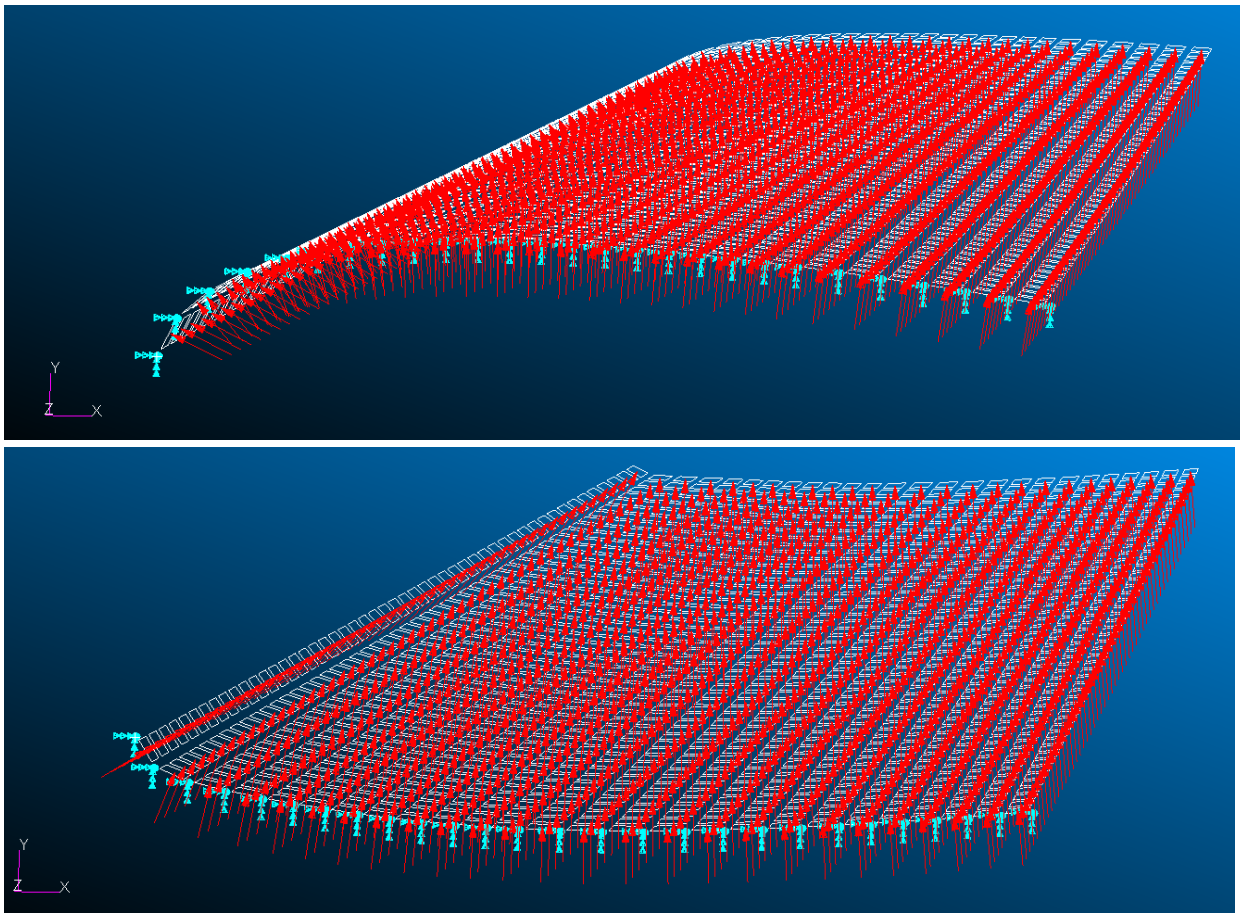

Figure 7-1 Pressioni applicate nel modello FEM

7.2. CARICO DEGLI ALETTONI

Il procedimento di calcolo per il carico generato dagli alettoni è stato molto simile, a differenza che, questa volta invece delle pressioni sono state calcolate le forze degli ultimi 3 pannelli lungo la corda, moltiplicate per **n=3.8**, attraverso la formula:

$$F = \frac{1}{2}\rho V^2 S \Delta C_p \cdot n$$

Vengono riportati i risultati in tabella, si riportano le forze dove in colonna sono presenti le venti strisce lungo l'apertura alare e in riga i 3 pannelli lungo la corda:

Tabella 7-4 Forze generate dalle superfici mobili, per ogni pannello

	f1	f2	f3	f4	f5	f6	f7	f8
	N	N	N	N	N	N	N	N
8	180,3375274	80,63376	83,74756	85,5159	86,04002	85,53842	84,21278	82,23355
9	132,8191371	59,14734	61,33021	62,6571	63,12081	62,83866	61,94808	60,56248
10	81,89182103	36,4106	37,70052	38,51874	38,83932	38,70478	38,19416	37,37494

	f9	f10	f11	f12	f13	f14	f15	f16
	N	N	N	N	N	N	N	N
8	79,74868	76,81991	73,52816	69,91132	65,97591	61,71629	57,09969	52,0365
9	58,78258	56,66996	54,27385	51,62463	48,72912	45,58861	42,17596	38,41317
10	36,30474	35,02015	33,55508	31,9307	30,14731	28,20666	26,09139	23,75369

	f17	f18	f19	f20
	N	N	N	N
8	46,34575	39,70038	31,43618	20,15699
9	34,18352	29,2414	23,13782	14,95561
10	21,12386	18,05484	14,29593	9,345729

Da questa tabella di 20x3 forze, sono state ricavate 10 forze, accorpando la forza delle prime 3 strisce in una e le successive accorpate a due a due, per poi arrivare all'ultima che considera solo un'unica striscia.

Tabella 7-5 Forze semplificate e risultanti delle superfici mobili

	F1	F2	F3	F4	F5	F6	F7	F8	F9	F10
	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N
8	114,90	85,77	84,87	80,99	75,17	67,94	59,40	49,19	35,56	14,81
9	84,43	62,88	62,39	59,67	55,47	50,17	43,88	36,29	26,18	12,15
10	52,00	38,67	38,44	36,83	34,28	31,03	27,14	22,43	16,17	9,34
TOT	**251,332**	**187,34**	**185,71**	**177,50**	**164,93**	**149,15**	**130,43**	**107,92**	**77,93**	**36,31**

Queste forze poi verranno create in patran e applicate ai nodi collegati agli MPC precedentemente creati.

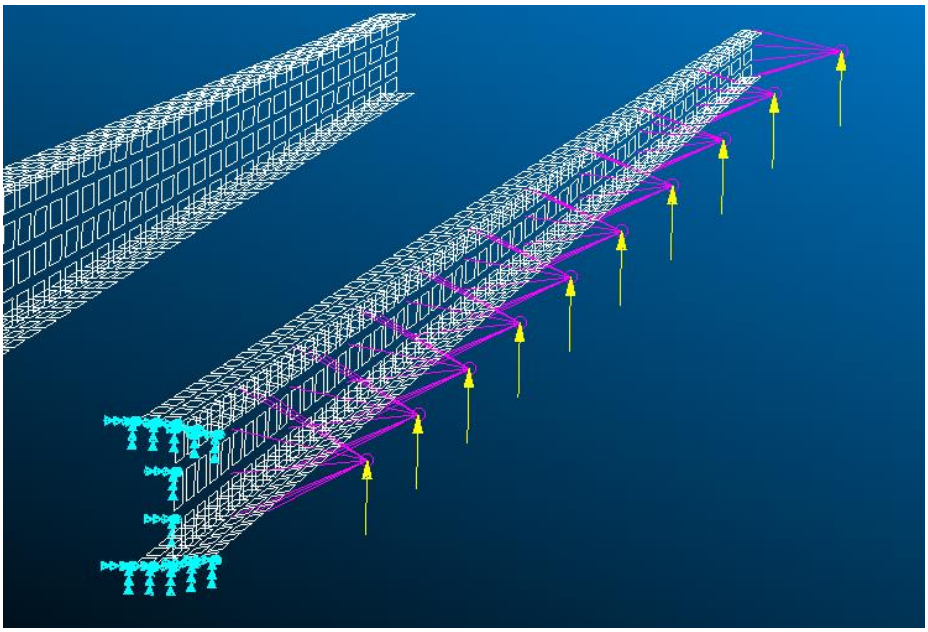

Figure 7-2 Applicazione delle Forze delle sup. mobili, nel FEM

A questo punto si ottiene il modello fem con i vincoli e i carichi aerodinamici, vengono per ora esclusi i carichi allevianti che verranno successivamente applicati

7.3. RISULTATI NEL MODELLO FEM CARICO NON ALLEVIATO

Con il modello fem a disposizione è possibile effettuare le verifiche dei 3 requisiti precedentemente esposti, ovvero deformazione massima del tip alare di 250mm secondo l'asse verticale, stress massimo degli elementi inferiore alla sigma di snervamento del materiale utilizzato, ovvero 500 N/mm^2 per AL 7075; e primo modo di buckling non verificato per la seguente condizione di carico (ovvero maggiore o uguale a uno se positivo o minore di -0.263 se negativo).

Quindi attraverso una analisi statica (SOL101) e una di buckling (SOL105) è possibile osservare i seguenti risultato:

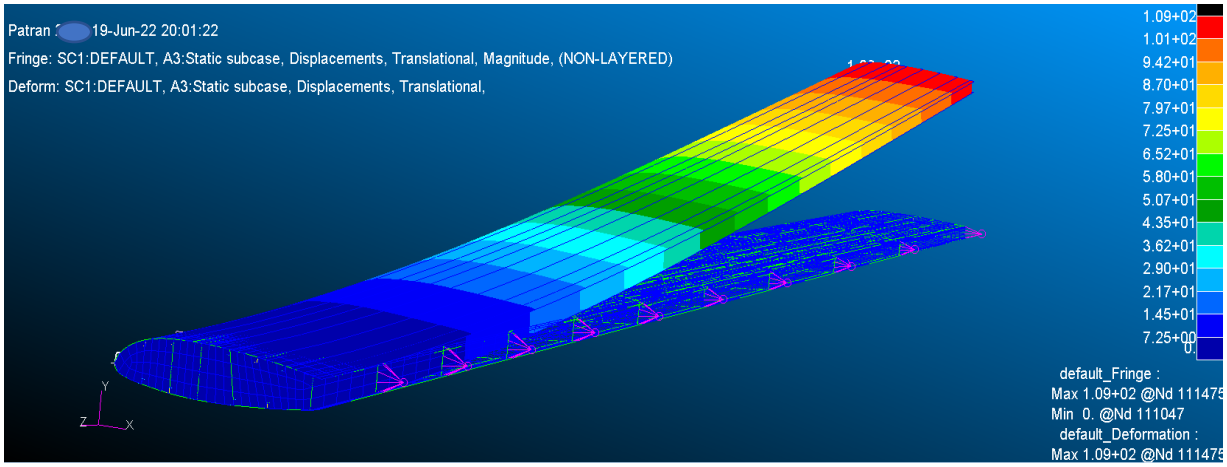

Figure 7-3 Deformazione semiala al carico massimo

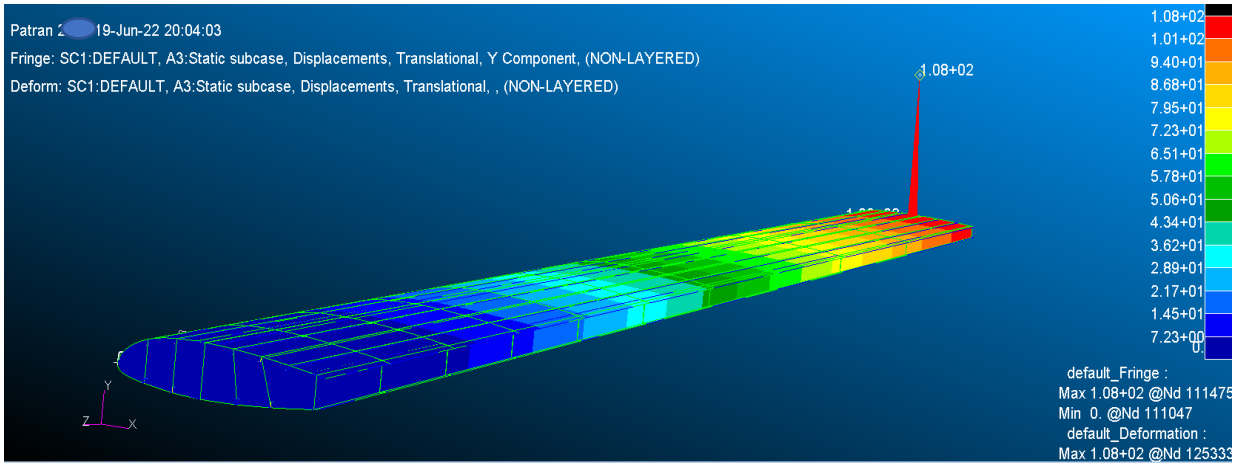

Figure 7-4 Deformazione verticale del baricentro della sezione al tip

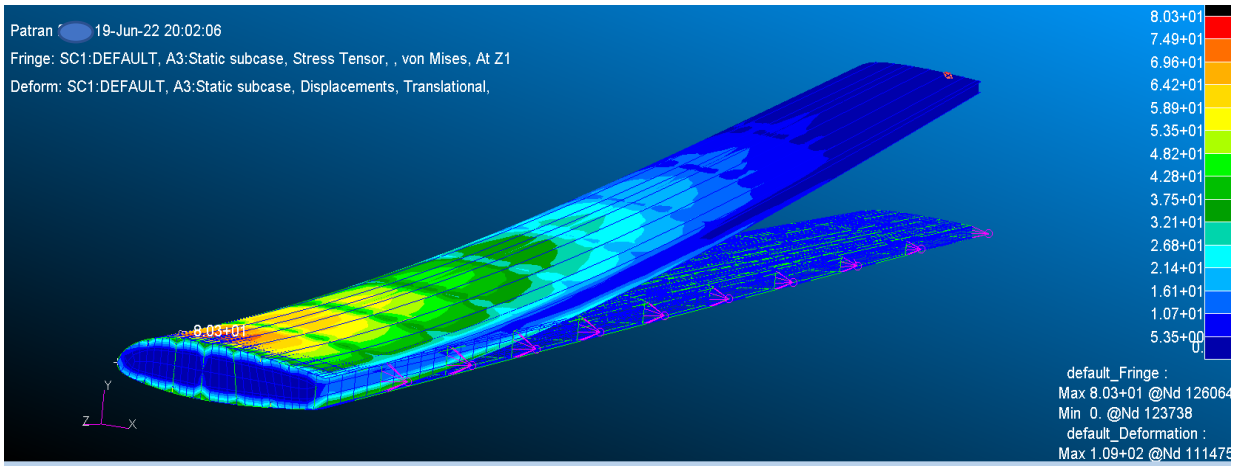

Figure 7-5 Stress alla Von Mises

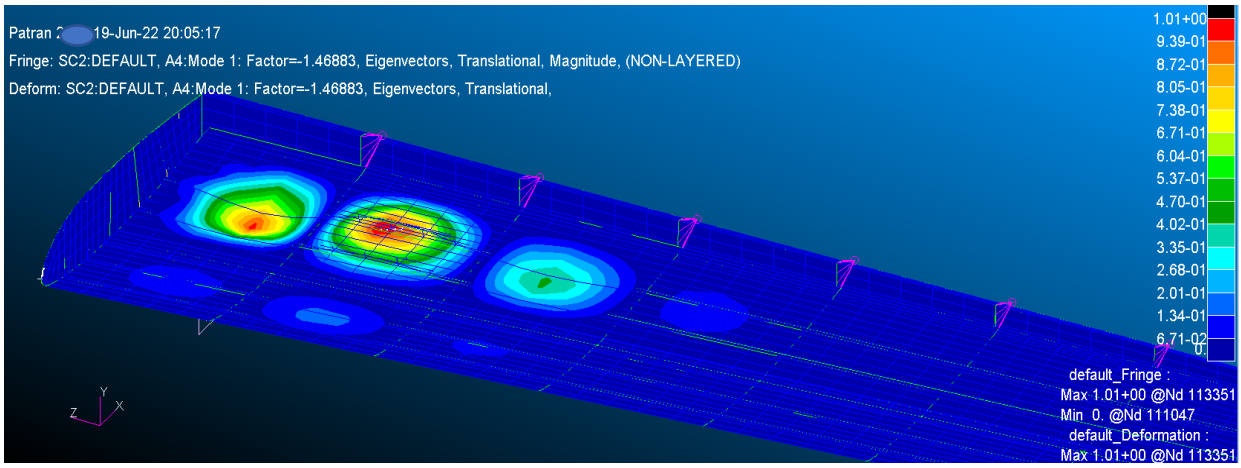

Figure 7-6 Zona esterna sensibile al buckling del primo modo

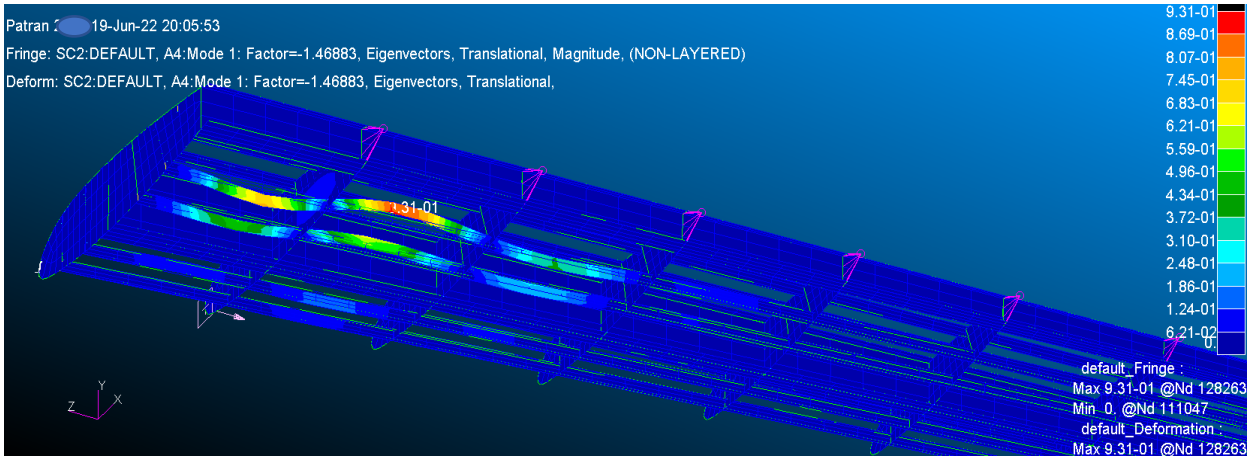

Figure 7-7 Zona sensibile al buckling struttura interna (deformata amplificata per 50)

Come è possibile osservare dalle immagini, vengono rispettati anche nel modello fem i requisiti di stress e displacemente, in particolare quest'ultimo differisce da quello calcolato tramite plv di 2mm, per quanto riguarda il buckling è possibile osservare che il BLF è pari a -1.46883, quindi essendo negativo significa che la condizione di carico attuale non prevede la formazione

di buckling per questa struttura, ma che se si inverte il carico (ad esempio effettuando un volo rovescio o manovra con g verticale negativo) allora potrebbe verificarsi il primo modo di buckling solo se il carico applicato sia pari a -1.46883 volte il carico applicato, quindi verso il basso.

Per capirci, il carico applicato a questa struttura, in termini di risultante verticale, è un carico che presenta una forza di taglio Ty=34000 N, quindi per verificare il primo modo di buckling deve essere applicata alla struttura un carico di $34000 \cdot -1.46883 = 49940.22N$ ovvero una forza risultante verso il basso di circa 5090kg.

Considerando che la semiala così com'è dimensionata ha un peso di 230 kg, aggiungendo i carichi allevianti di carburante, carrello, superfici di comando e cablaggi vari, la condizione di buckling dovrebbe comunque essere non presente, se si considera il velivolo fermo su pista in quanto la semiala con il suo peso non supererà mai i 5090 kili di peso.

La condizione potrebbe essere differente in caso di una manovra che presenta una forza g negativa come un'improvvisa picchiata, non si considera il volo rovescio in quanto da manuale, questo tipo di velivolo non lo prevede, però si vuole dare un certo margine in fase di ottimizzazione sul buckling load facrot BLF dove nei paragrafi successivi di ottimizzazione si andrà a considerare una condizione minima soddisfacente di BLF positivo superiore ad uno o nel caso sia negativo, inferiore ad un certo valore minimo per il quale sia verificato il Carico sulla struttura con g negativo pari a 1.

Se si considera:

$$\frac{Papplicato}{Pcritico} = BLF$$

Con n=3.8 $Papplicato = Carichi \cdot 3.8$, il BLF deve essere maggiore o uguale a 1:

$$\frac{Carichi \cdot 3.8}{Pcritico} = 1 \leq BLF$$

Nel caso esso sia negativo, volendo considerare che in un'ipotetica manovra di improvvisa picchiata o una forte raffica discensionale o per qualsiasi altro motivo, quindi in una condizione di carico invertita di segno, si vuole garantire una ulteriore condizione, ovvero quella che nell'ipotesi di un'inversione di carico, la condizione di buckling non si possa presentare, per un carico che sia una frazione di quello applicato in condizioni normali;

si divide quindi l'equazione precedente per nmax=3.8 in modo tale da imporre la condizione che, nel modo di BLF negativo, non si possa presentare la deformazione critica fino ad un carico applicato equivalente a quello di n=1, ovvero il solo *"Carichi"*:

$$\frac{Carichi}{Pcritico} = \frac{-1}{3.8} = -0.263 \geq BLF$$

Fatta questa precisazione, in questa prima fase di dimensionamento si considera soddisfacente la condizione di buckling in quanto esso non è verificato ma è da migliorare in fase di ottimizzazione in quanto inutilmente troppo alto.

7.4. MODELLO FEM CARICO ALLEVIATO

Il modello FEM della semiala precedente prevede unicamente l'applicazione del carico aerodinamico, quindi si ha un carico massimo che deve essere alleviato, considerando il peso della struttura, l'applicazione del carico del carrello e del combustibile, il tutto moltiplicato per il fattore di carico massimo n=3.8.

Per l'applicazione del carico alleviante dovuto al peso della struttura, questo viene semplicemente applicato inserendo un carico inerziale verso il basso pari a 3.8 volte l'accelerazione gravitazionale.

Per quanto riguarda il carico dovuto al combustibile, esso viene applicato in 3 nodi del longherone principale, come esposto nel paragrafo **"fuel"** nel capitolo dei carichi allevianti.

Con il carrello è sufficiente applicare nel corrispondente nodo di applicazione dello stesso (a 1.88m dalla radice) la forza che esso genera, anche questa calcolata in precedenza.

Per quanto riguarda invece le superfici mobili, esse presenteranno una forza peso che dovrà essere sottratta alle forze aerodinamiche che generano, precedentemente calcolate. E cioè:

considerando la forza peso delle diverse superfici mobili calcolate precedentemente:

Tabella 7-6 Forze peso delle superfici mobili

F_SUP1	F_SUP2	F_SUP3	F_SUP4	F_SUP5	F_SUP6	F_SUP7	F_SUP8	F_SUP9	F_SUP10
N	N	N	N	N	N	N	N	N	N
128,0477	55,56809	53,24806	50,92435	48,60332	46,28221	43,95874	41,63829	39,31501	18,78713

Queste devono essere sottratte alle forze aerodinamiche generate e si ottengono le seguenti forze:

Tabella 7-7 Forze risultanti da applicare al modello FEM

F1'	F2'	F3'	F4'	F5'	F6'	F7'	F8'	F9'	F10'
N	N	N	N	N	N	N	N	N	N
123,2843	**131,7719**	**132,4619**	**126,5756**	**116,3267**	**102,8678**	**86,47126**	**66,28171**	**38,61499**	**17,52287**

Queste saranno applicate nel modello FEM nei rispettivi nodi collegati agli elementi MPC, come riportato in figura:

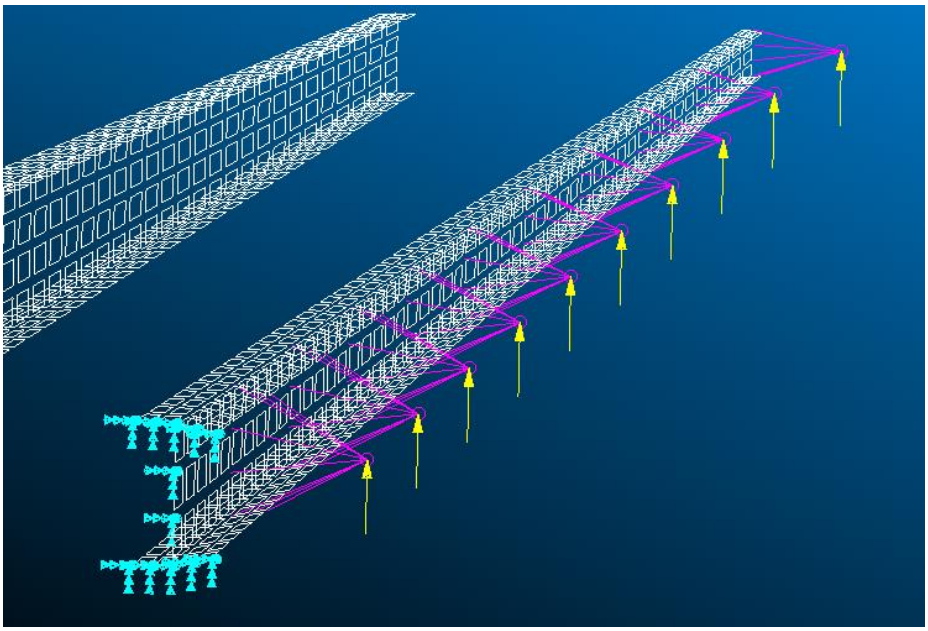

Figure 7-8 Forze applicate agli elementi MPC

A questo punto dopo aver verificato che ci fosse una certa congruenza nella configurazione di carico alleviata del FEM e quella analitica precedente, si è passati al calcolo delle deformazioni e degli stress attraverso un'analisi statica e al calcolo delle condizioni di Buckling con una sol105.

Si riportano i risultati:

Si riportano i risultati FEM di spostamento del tip alare:

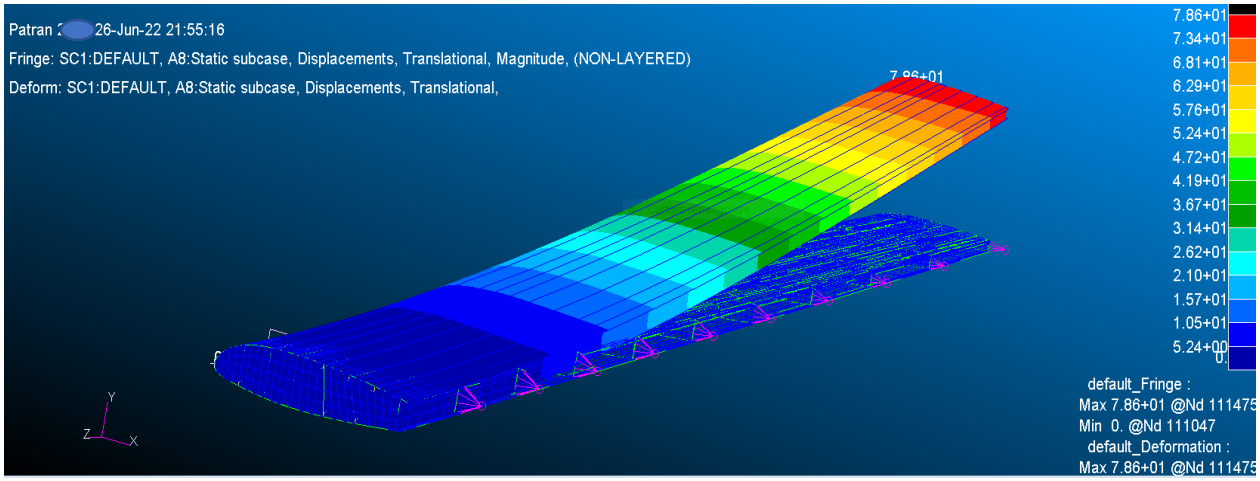

Figure 7-9 Deformazione semiala con il carico alleviato

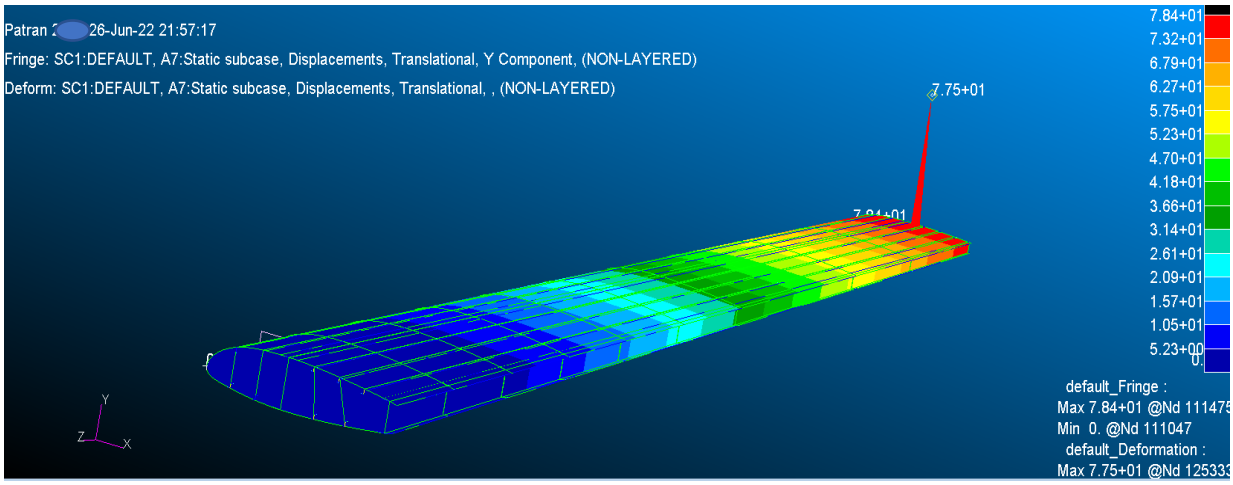

Figure 7-10 Deformazione verticale del punto baricentrico del tip, carico alleviato

Segue l'andamento degli stress alla Von Mises:

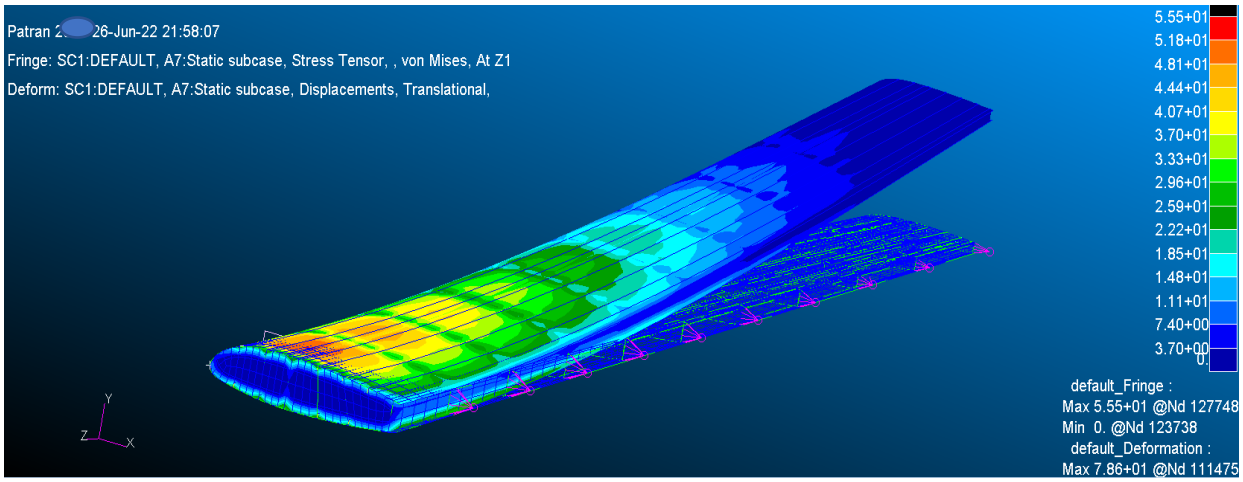

Figure 7-11 Stress alla Von Mises, carico alleviato

E gli andamenti del Buckling:

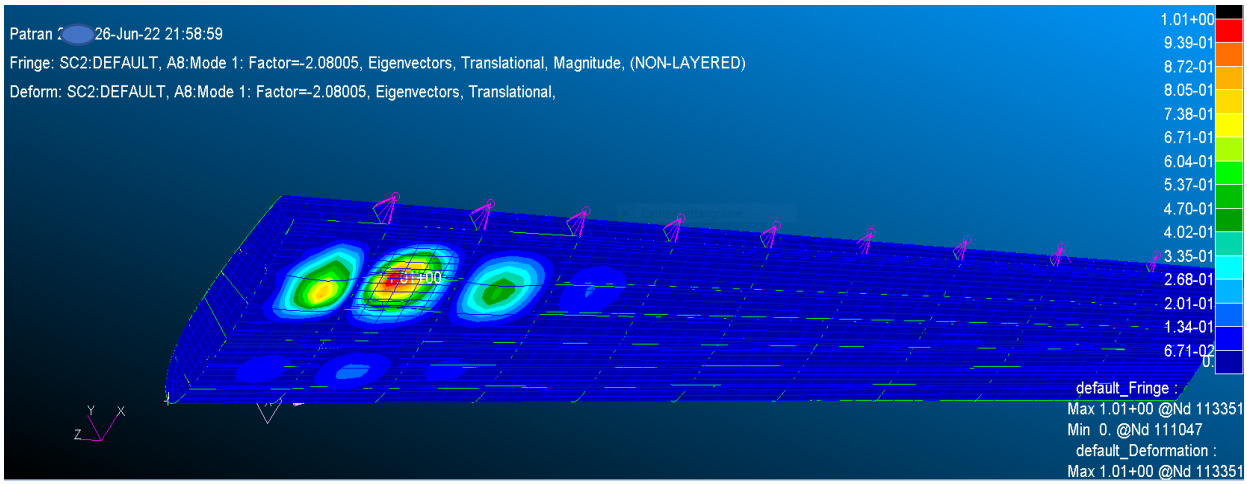

Figure 7-12 Area sensibile al Buckling della zona esterna, carico alleviato

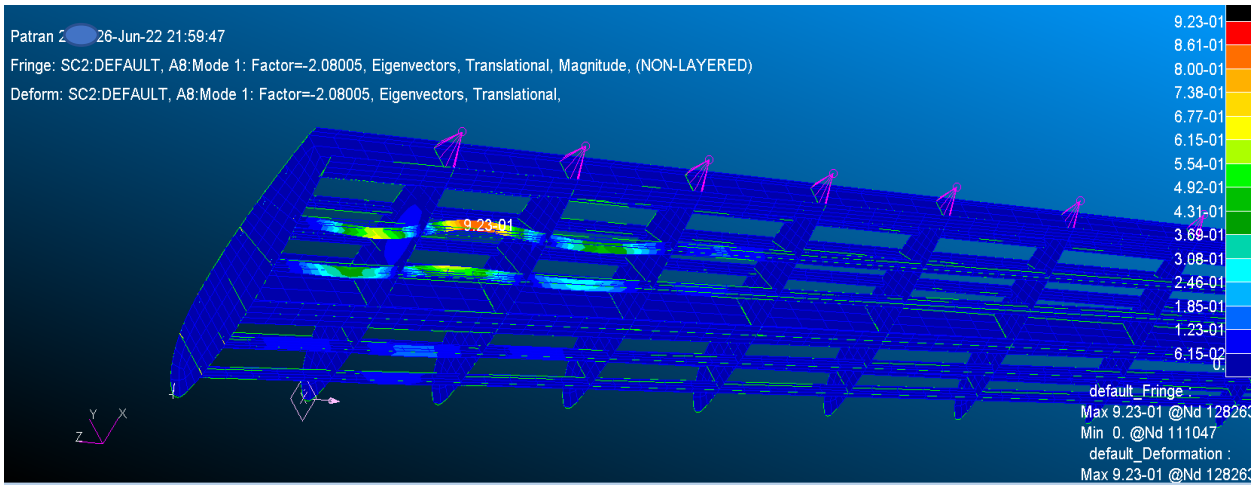

Figure 7-13 Area sensibile al Buckling della zona interna correnti, carico alleviato

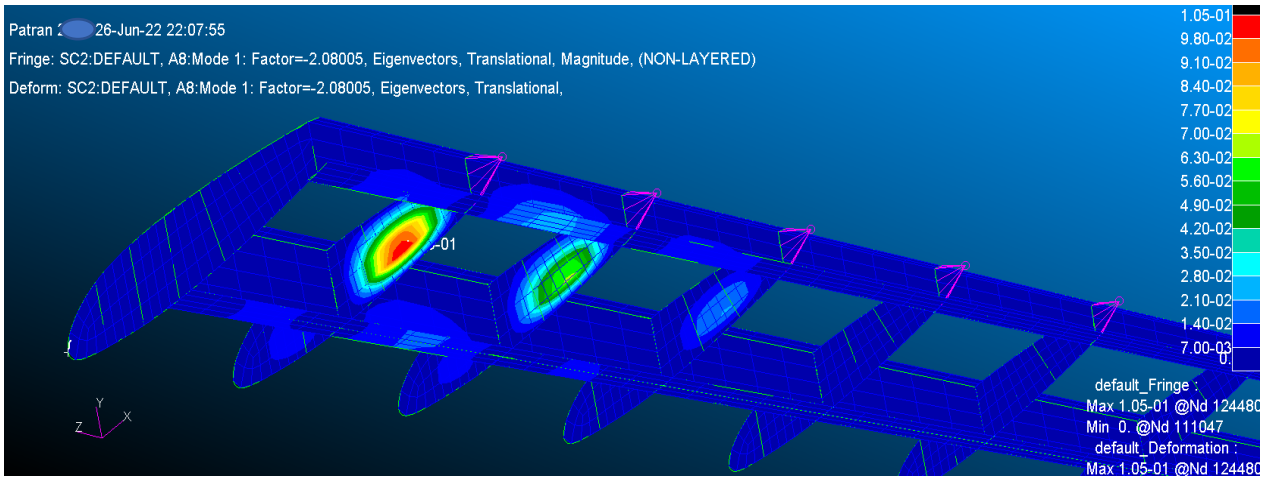

Figure 7-14 Area sensibile al Buckling della zona interna centine, carico alleviato

E si riportano gli andamenti del buckling load factor fino al quinto modo:

MODE NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE	RADIANS	CYCLES	GENERALIZED MASS	GENERALIZED STIFFNESS
1	1	-2.080053E+00	1.442239E+00	2.295395E-01	-4.097639E+02	8.523308E+02
2	2	2.250021E+00	1.500007E+00	2.387336E-01	4.257019E+02	9.578384E+02
3	3	-2.301262E+00	1.516991E+00	2.414366E-01	-6.038947E+02	1.389720E+03
4	4	-2.473996E+00	1.572894E+00	2.503339E-01	-6.238556E+02	1.543416E+03
5	5	-2.683963E+00	1.638280E+00	2.607404E-01	-7.063880E+02	1.895919E+03

Figure 7-15 Andamento del buckling fino al 5th modo

Come si può osservare dalla seconda immagine, si ottiene nel FEM una deformazione del tip alare nel nodo baricentrico della sezione di **77.5mm**

7.5. Confronto risultati analitici e FEM spostamento del tip

Si riporta un confronto tra i risultati analitici del calcolo dello spostamento verticale del tip della seimila e quelli ottenuti dal modello FEM:

Carico non alleviato

Tabella 7-8 Confronto PLV e FEM carico non alleviato

PLV analitico	**FEM**
mm	**mm**
110	108

Carico alleviato

Tabella 7-9 Confronto PLV e FEM carico alleviato

PLV analitico	**FEM**
mm	**mm**
72.9	77.5

Effettuando un confronto tra i risultati analitici e quelli riportati nel modello FEM, si mette in evidenza che nella condizione di carico non alleviato, i risultati differiscono di due millimetri quindi si ha un errore molto piccolo e congruenza nei risultati.

Per quanto riguarda la condizione di carico alleviata si osserva che la differenza è comunque piccola, 4.6 mm, ma superiore, questo perché le caratteristiche di sollecitazione, rilevate dal PLV vengono "osservate" da sezioni lungo la semiala, quindi avendo un andamento di taglio e momento variabile, si perdono alcune informazioni sulla variabilità del carico nel PLV, cosa che invece non si presenta nel modello FEM.

Si riportano gli andamenti grafici di taglio e momento alleviati reali e visti dal PLV

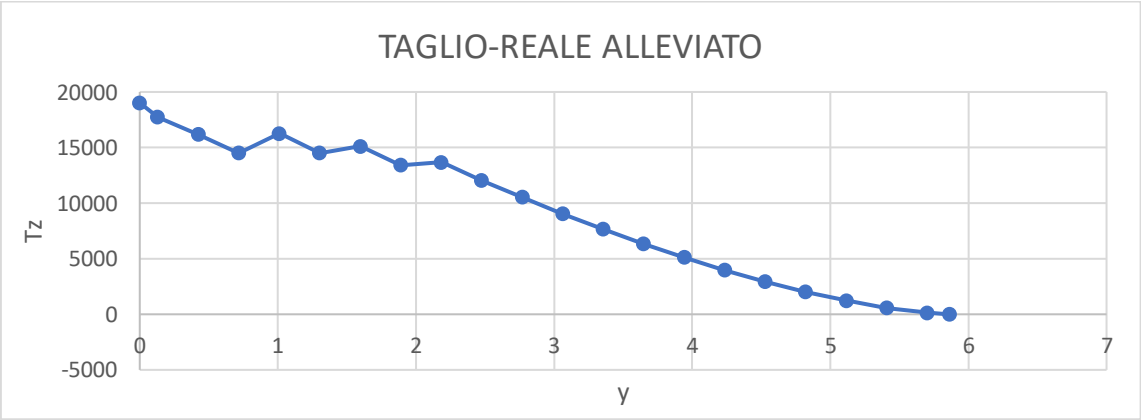

Figure 7-16 Andamento del taglio alleviato

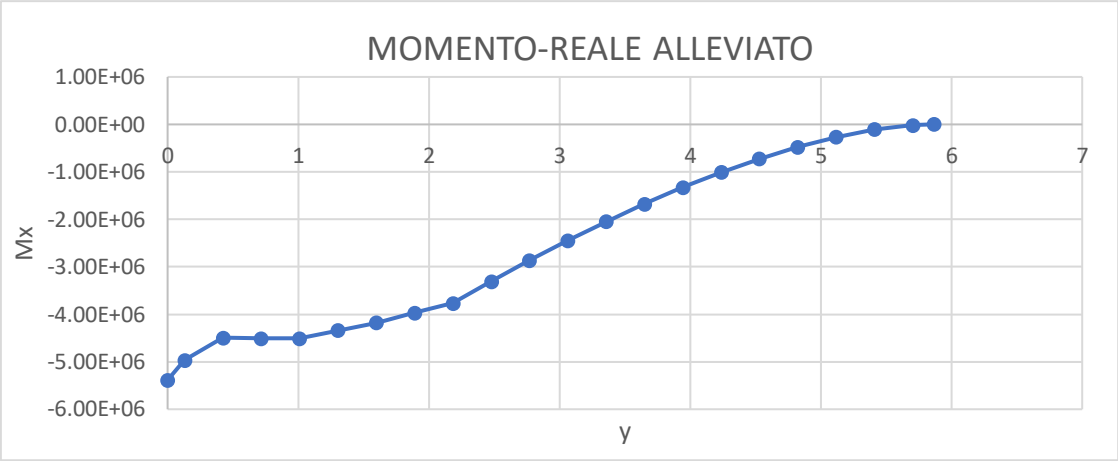

Figure 7-17 Andamento del momento alleviato

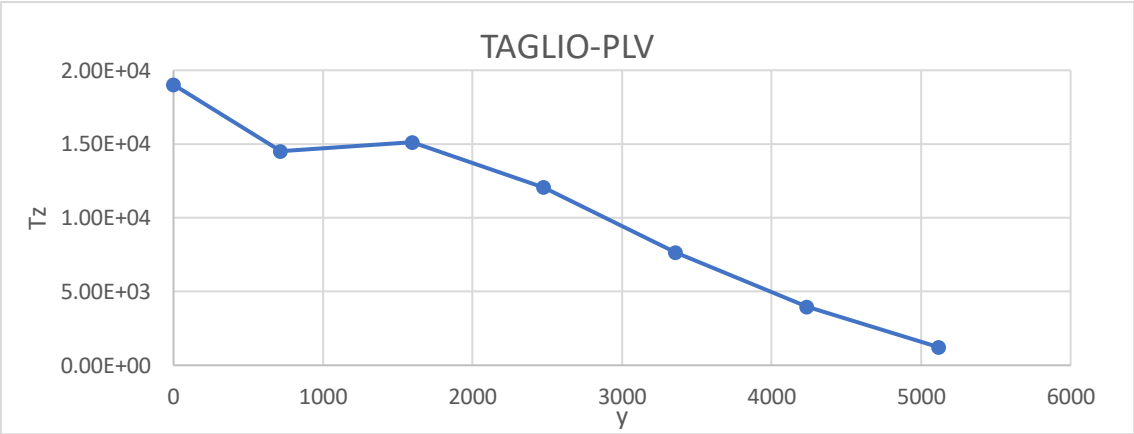

Figure 7-18 Andamento del taglio alleviato, visto dalle sezioni del PLV

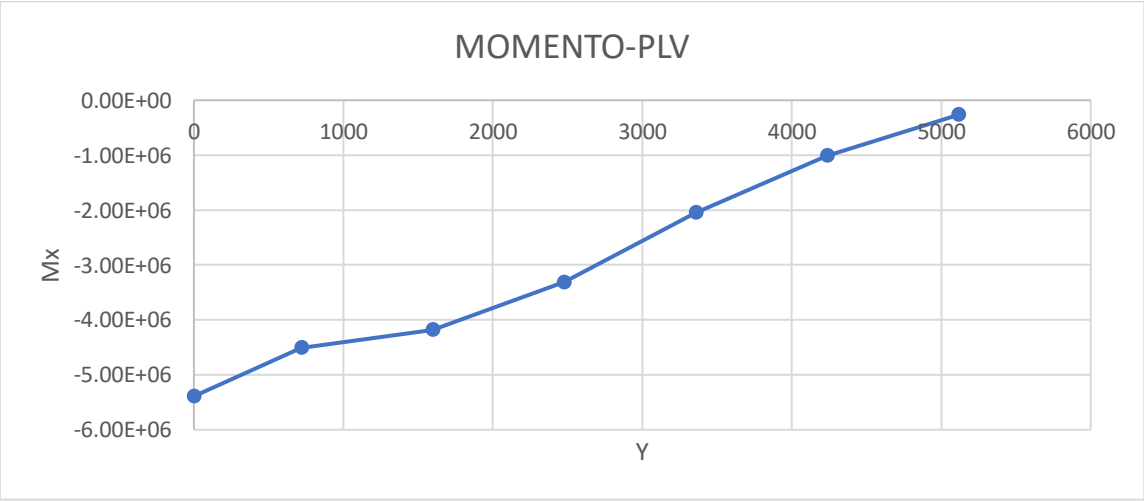

Figure 7-19 Andamento del momento alleviato visto dalle sezioni del PLV

È quindi evidente che si perdono informazioni sulla variabilità del carico ed è quindi presente un errore maggiore nei risultati, ma comunque accettabile.

CAPITOLO 8

8. SOL 200, CENNI TEORICI E FUNZIONAMENTO

Gli algoritmi di ottimizzazione in MSC Nastran appartengono alla famiglia di metodi generalmente indicati come "basato sul gradiente", poiché, oltre ai valori delle funzioni, usano i gradienti delle funzioni per aiutare nel calcolo numerico a cercare un ottimo.

Il processo di ricerca numerica può essere riassunto come: per un dato punto dello spazio progettuale, si determinano i gradienti della funzione obiettivo e dei vincoli e si utilizzano queste informazioni per determinare la direzione di ricerca. Quindi si procede in questa direzione per quanto si puo, dopodiché indaghiamo per vedere se si è in un punto ottimale. In caso contrario, si ripete il processo finché non si può apportare un ulteriore miglioramento nel perseguire l'obbiettivo senza violare nessuno dei vincoli.

In sostanza, questa è la procedura utilizzata dall'ottimizzatore in MSC Nastran, sebbene il compito sia complicato dal contesto di ottimizzazione strutturale.

Il primo passo in una procedura di ricerca numerica consiste nel determinare la direzione della ricerca. La situazione potrebbe essere alquanto complicata se il progetto attuale è irrealizzabile (uno o più vincoli violati) o se uno o più i vincoli sono critici.

Per un progetto irrealizzabile, siamo fuori da una delle recinzioni, per usare l'analogia della collina; dove il punto più alto della collina corrisponde all'ottimo della funzione obiettivo e i "recinti" invece rappresentano i constraints.

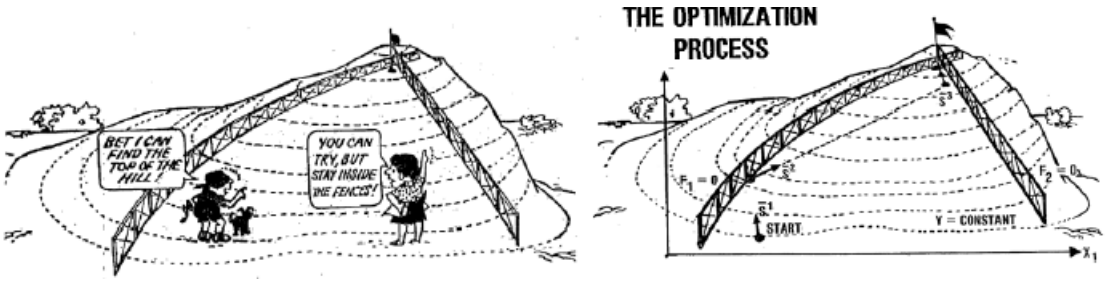

Figure 8-1 Analogia della collina

Per un progetto critico, siamo proprio accanto a una recinzione. In generale, abbiamo almeno bisogno di conoscere il gradiente della nostra funzione obiettivo e forse anche alcune delle funzioni di vincolo. Il processo di prendere piccoli passi in ciascuna delle direzioni variabili del progetto (supponiamo di non essere limitati dalle recinzioni per questo passaggio) corrisponde esattamente al concetto matematico di una prima approssimazione alle differenze finite in avanti del gradiente derivato. Per una singola variabile indipendente la *first-forward difference* è data da:

$$\frac{df(x)}{dx} = \frac{f(x + \Delta x) - f(x)}{\Delta x}$$

Dove la quantità Δx corrisponde allo step di calcolo in direzione x.

Per la maggior parte delle ottimizzazioni si ha un insieme di variabili di calcolo e quindi si presentano vettori di *designe variables*. Il gradiente risultante delle derivate parziali della funzione può essere scritto:

$$\nabla F(\mathbf{X}) = \begin{Bmatrix} \dfrac{\partial F}{\partial x_1} \\ \vdots \\ \dfrac{\partial F}{\partial x_n} \end{Bmatrix} \equiv \begin{Bmatrix} \dfrac{F(\mathbf{X}+\Delta x_1) - F(\mathbf{X})}{\Delta x_1} \\ \vdots \\ \dfrac{F(\mathbf{X}+\Delta x_n) - F(\mathbf{X})}{\Delta x_n} \end{Bmatrix}$$

Dove ogni derivata parziale è un singolo componente del vettore gradiente.

Fisicamente, il vettore del gradiente punta in alto o nella direzione della funzione obiettivo crescente. Se si vuole minimizzare la funzione obiettivo, ci si sposterà effettivamente in una direzione opposta a quella del gradiente. La discesa più ripida per l'algoritmo viene cercata nella direzione definita dal negativo del gradiente della funzione obiettivo:

$$s = -\nabla F$$

Con S si intende il vettore di ricerca.

Per ora si tenga presente che MSC Nastran utilizza la direzione di discesa più ripida solo quando nessuno dei vincoli sono critici o violati e quindi solo come punto di partenza per altri algoritmi di ricerca più efficienti. La difficoltà in pratica deriva dal fatto che, anche se la direzione di discesa più ripida è solitamente molto buona come direzione di partenza, le direzioni di ricerca successive spesso non riescono a migliorare significativamente la funzione obiettivo. In MSC Nastran si utilizzano altri metodi più efficienti che possono essere generalizzati per i casi di vincoli attivi e/o violati che verranno esposti in seguito.

Quindi una volta determinata una direzione di ricerca, come può essere utilizzata per migliorare il design della struttura?

Nell'esempio della collina, una volta trovata una direzione di ricerca, si procede "in discesa" fino a sbattere contro una recinzione o finché non abbiamo raggiunto il punto più basso lungo l'attuale percorso. Nota che questo processo richiede di prendere un certo numero di passi in questa direzione data, che equivale a un numero di valutazioni di funzioni di ottimizzazione. Per una direzione di ricerca S e un vettore di variabili di progetto X, il nuovo progetto a conclusione della nostra ricerca in questa direzione può essere scritta come

$$X^1 = X^0 + \alpha^* s^1$$

Questa equazione permette di utilizzare un gran numero di variabili di design variando il valore del parametro alpha. Questo metodo viene chiamato *one-dimensional search* perché permette di cambiare la dimensionalità delle variabili da n a una, corrispondente a quella del parametro alpha. Quindi quando si arriva in un punto di ristagno dove non si riesce a procedere con

l'ottimizzazione, si ha il valore alpha che rappresenta il passo richiesto per raggiungere la migliore configurazione possibile per quella particolare direzione di discesa.

Le funzioni obiettivo e i constraints si possono riscrivere anch'essi in funzione di aplha:

$$F^1 = F(X^0 + \alpha^* s^1)$$

$$g_j^1 = g_j(X^0 + \alpha^* s^1) \quad j = 1, \dots, n_g$$

Da questo nuovo punto il programma può ricalcolare il gradiente e ristabilire una nuova direzioe di discesa. E si riprocede nella nuova direzione fino a quando non c'è più nessun miglioramento nel design della struttura e se necessario si ripete il processo.

Ad un certo punto non saremo in grado di stabilire una direzione di ricerca che possa produrre un design migliore.ci si potrebbe trovare in fondo alla collina, o si potrebbe essere andati il più lontano possibile senza oltrepassare una recinzione. Nell'algoritmo di ricerca numerica, è necessario avere una definizione formale di ottimo. Quindi c'è bisogno di un criterio che attesti che è stato raggiunto un punto di ottimo, questo criterio corrisponde a quello di Kuhn-Tucker.

Spiegandolo attraverso un esempio, si consideri un problema di ottimizzazione dove sono presenti due constraints $g_1(X)$ e $g_2(X)$ e la funzione obbiettivo $F(X)$.

I constraints boundaries in questo caso sono mostrati nel seguente grafico come delle curve sulle quali il constrain è uguale a 0. Il punto di ottimo in questo caso corrisponde all'intersezione delle due curve che corrisponde ad X^*:

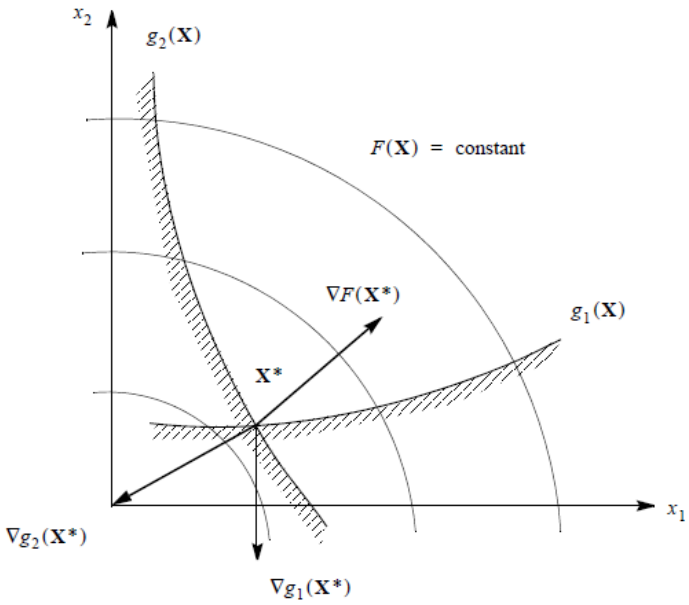

Figure 8-2 Constraints boundaries e punto di ottimo

Se viene effettuato il calcolo dei gradienti della funzione obbiettivo e dei due constrain sull'ottimo, si vedrà che essi punteranno in direzioni diverse (si ricorda che la funzione del gradiente punta nella direzione di crescita della funzione obiettivo).

Quindi per questa situazione di ottimo si presenta la condizione di Kuhn-Tucher che afferma che la somma vettoriale della funzione obiettivo e dei constraints moltiplicati opportunamente per dei fattori moltiplicativi, deve risultare nulla.

Questi fattori moltiplicativi vengono chiamati multipli di Lagrange.

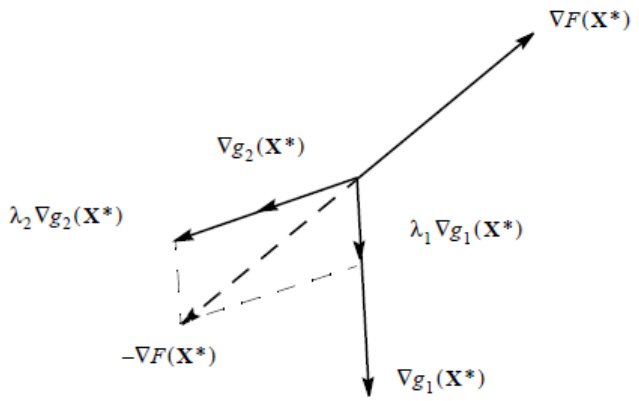

Figure 8-3 condizione di Kuhn-Tucker

Questa condizione di Kuhn-Tucker è utile anche se non ci sono constraints attivi nel punto di ottimo, in questo caso si considera solo il gradiente della funzione obbiettivo, il quale dovrà essere nullo e quindi trovarsi in un punto di stazionarietà.

L'ottimizzazione utilizzata in questo lavoro di tesi consiste in una **Sizing Optimization**, questo tipo di ottimizzazione si riferisce a un'attività di progettazione in cui le quantità di analisi che possono variare sono richiamate in modo esplicito utilizzando la voce **DVxRELy**, che consentono la progettazione quindi di elementi come lo spessore della piastra (con x=P e selezionando lo spessore come variabile) oppure in generale anche il modulo di Young, l'offset dell'elemento ecc.

Nello specifico, questa sizing optimizazion si sviluppa come una **Topometry Optimization,** dove si ottimizza la struttura dividendola in gruppi separate di elementi che vengono raggruppati sotto un unico ID di proprietà. Quindi in questo caso, variando lo spessore del gruppo ID variarà lo spessore in ugual modo di tutti gli elementi appartenenti a quel gruppo (MSC, 2019).

8.1. CREAZIONE DEL DESIGN STUDY

L'impostazione dell'ottimizzazione è suddivisa in diversi steps. Avendo a disposizione la struttura già suddivisa in proprietà si entra nella barra dei Tools e si seleziona la voce Design Study e pre-process, tramite la quale si andranno a creare le variabili, i constraints, la funzione obiettivo ed infine il design study.

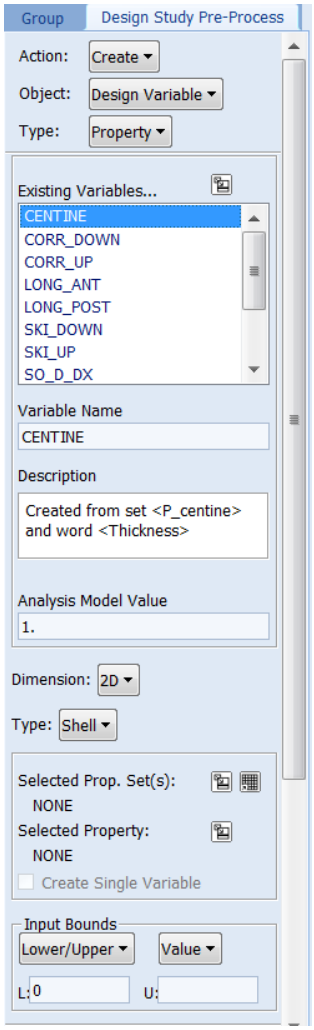

Figure 8-4 Design variables Patran

- Per creare le variabili quindi, si seleziona l'action CREATE, l'object DESIGN VARIABLE e il type PROPERTY, indicando quindi la crazione di variabili sulle proprietà.

- Selezionando il nome, la dimensione dell'elemento "2D" e il tipo "SHELL" si va a selezionare il PROPETY SET, in questione e la proprietà da variare, in questo caso il THICKNESS, cioè lo spessore.

- Si seleziona il limite inferiore e superiore della proprità variabile, e in questo caso si impone "0" come limite inferiore per lo spessore e nessun valore per l'upper bound

- Si ripetono gli stessi passaggi per tutte le proprietà precedentemente create, quindi in questo caso i *correnti superiori ed inferiori*, l'*anima* del *longherone anteriore e posteriore*, lo *skin superiore* ed *inferiore,* e le *quattro solette*

Si creano in totale 11 variabili.

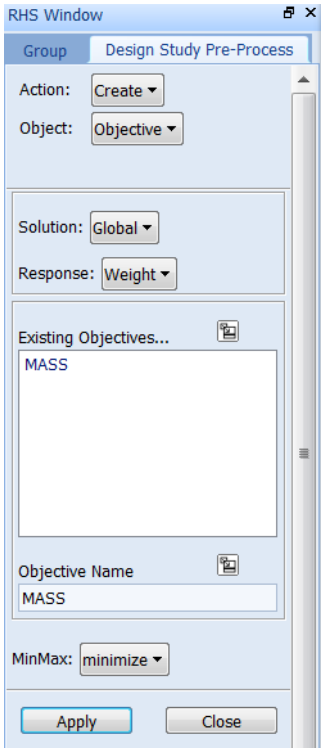

Figure 8-5 Funzione obbiettivo, patran

- Si passa alla creazione della funzione obiettivo tramite l'action CREATE e l'OBJECTIVE

- Si indica il tipo di soluzione "GLOBAL" e si indica l'oggetto della soluzione indicando in response WEIGHT

- Si imposta il nome "MASS" e si indica che si vuole minimizzare la massa in MinMax MINIMIZE

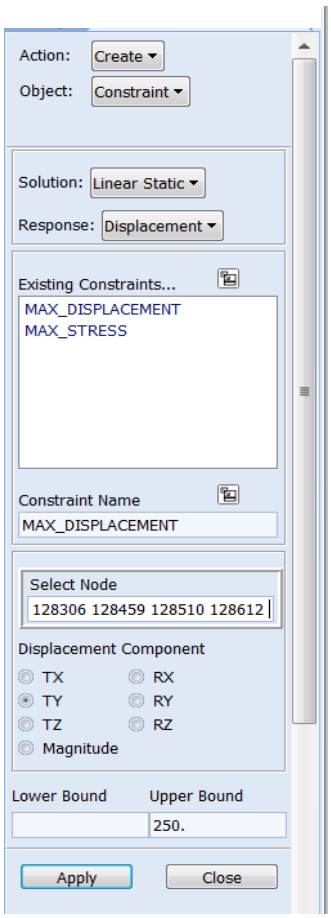

Figure 8-6 Constraint deformazione massima, patran

- Il passo successivo corrisponde alla creazione dei constraint, in primo constrant è quello di deformazione indicato sotto il nome di MAX_DISPLACEMENT

- Si selezionano i nodi per i quali si vuole creare il vincolo, in questo caso *i nodi del tip della semiala*

- si seleziona la componente di spostamento sulla quale si vuole creare il vincolo

- si impone l'upper bound di 250mm

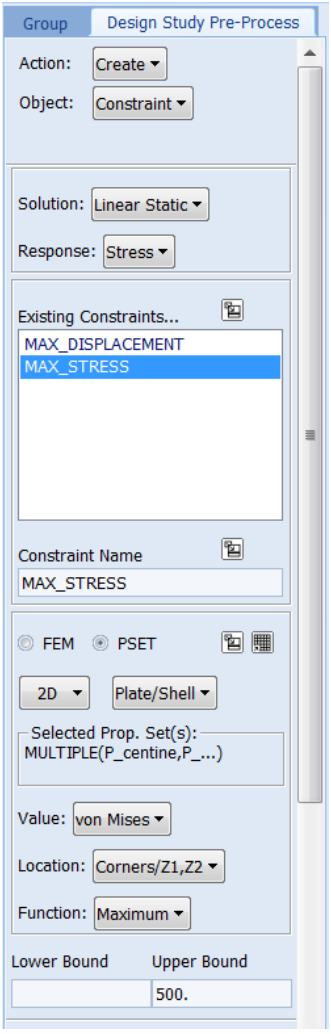

Figure 8-7 Constraint di massimo stress, patran

- Si passa alla creazione del constrain di stress sotto il nome di MAX_STRESS

- Si impone la condizione di stress relativa alle proprieta selezionando la voce PSET e aprendo la finestra selle proprietà, vengono selezionete tutte le proprietà precedentemente create, quindi imponendo il constrain su tutti gli elementi della struttura

- Si seleziona il tipo di stress per il quale si crea il constraint "VON MISES" e si impone la location CORNERS/Z1,Z2 e la functio MAXIMUM ovvero si dice al programma che si impone una soglia massima

- Si immette il valore di Upper Bound pari a 500N/mm^2 che corrisponde alla sigma di snervamento del meteriale in questione cioè Al-7075

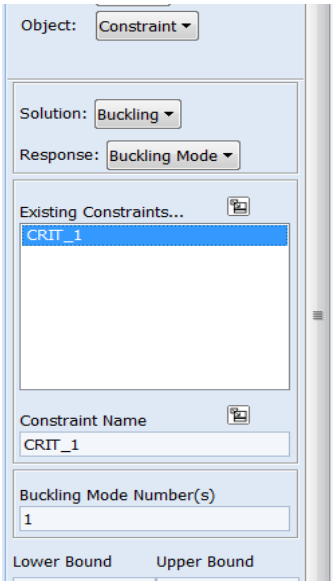

Figure 8-8 Constraint di buckling, patran

- Si passa ora alla creazione del constraint di Buckling, imponendo solution BUCKLING e response BUCKLING MODE

- Si da il nome al constrain, in questo caso CRIT_1

- Ed infine si impone il numero del modo di buckling che si vuole vincolare, in questo caso il PRIMO, si seleziona il valore upper bound -0.263, se la condizione che si presenta riguarda i BLF negativi, sennò si impone 1 nella posizione di *Lower Bound*

Si passa quindi alla creazione del DESIGN STUDY al quale viene attribuito un nome, si vanno a selezionare le variabili precedentemente create, il loro valore di LOWER BUOUND che si impone pari a zero e il MOVE LIMIT ovvero il passo di variazione dello spessore de gli elementi nell'ottimizzazione che viene imposto pari a 0.1:

Parameters

	esign Variab	Analysis Val	Design Val.	.ower Bounc	Jpper Bounc	Move Limit	Power
CENTINE	YES	1.		0.		0.1	-1.
CORR DOWN	YES	0.5		0.		0.1	-1.
CORR UP	YES	0.1		0.		0.1	-1.
LONG ANT	YES	5.		0.		0.1	-1.
LONG POST	YES	5.		0.		0.1	-1.
SKI DOWN	YES	2.		0.		0.1	-1.
SKI UP	YES	1.		0.		0.1	-1.
SO D DX	YES	8.		0.		0.1	-1.
SO D SX	YES	9.		0.		0.1	-1.
SO UP DX	YES	8.		0.		0.1	-1.
SO UP SX	YES	10.		0.		0.1	-1.

Figure 8-9 Tabella delle variabili, patran

Si vanno a selezionare poi la funzione obiettivo e i constrain e tramite il comando Apply viene creato il design study.

8.2. PROCEDURA DEL'OTTIMIZZAZIONE

La fase di ottimizzazione è stata effettuata facendo diverse prove, valutazioni e modifiche di determinati spessori, con il fine di migliorare la configurazione della struttura e rendere più efficiente ed efficace l'ottimizzazione stessa.

Si ricorda il punto di partenza dell'ottimizzazione, ovvero una struttura composta da centine, correnti, skin superiore ed inferiore, quattro solette e due anime, con gli spessori riportati nella seguente tabella:

Tabella 8-1 Componenti e dimensioni, struttura

componente	***Spessore [mm]***
Centine	3
Correnti_up	1
Correnti_down	1
Skin_up	3
Skin_down	3
Soletta_up_sx	20
Soletta_up_dx	18
Soletta_down_sx	20
Soletta_down_dx	18
Anima anteriore	10
Anima posteriore	10

Quindi la configurazione di partenza presenta un peso totale di 230kg, deformazione massima del tip di 77.5mm e buckling load factor, BLF=-2,08; come riportato nel capitolo precedente.

Da questa configurazione, si parte con la prima ottimizzazione, la quale si compone di 11 variabili, ovvero ogni gruppo di componenti riportato su in tabella, si passa poi alla definizione dei constraints, ovvero i vincoli dell'ottimizzazione che devono essere rispettati, e cioè deformazione massima lungo l'asse y, dei nodi del tip alare di 250mm, sigma massima alla Von Mises di 500 N/mm^2 su tutti gli elementi della struttura, ed infine un BLF massimo minore di -0.263 sul primo modo, in quanto si vuole ridurre quello già presente oppure se positivo maggiore uguale a 1.

Quindi si effettua la prima ottimizzazione ma questa purtroppo risulterà fallimentare, ovvero si conclude all'ottantottesimo ciclo di iterazione, senza dare convergenza ad una soluzione che rispetti tutti i constrain, in quanto termina con un infeasible design, quindi qualche constrain non viene rispettato;

si riportano i risultati dei vari spessori:

INTERNAL DV. ID.	EXTERNAL DV. ID.	LABEL	54	55	56	57
1	2	SO_UP_SX	8.8961E+00	8.8961E+00	8.8950E+00	8.8950E+00
2	3	SO_D_DX:	6.9004E+00	6.8991E+00	6.8983E+00	6.8976E+00
3	4	SO_D_SX:	7.8181E+00	7.8181E+00	7.8169E+00	7.8169E+00
4	5	CENTINE:	6.9961E-01	6.9948E-01	6.9944E-01	6.9937E-01
5	6	CORR_DOW	3.7788E-01	3.7778E-01	3.7778E-01	3.7773E-01
6	7	CORR_UP:	8.8063E-02	8.7965E-02	8.8063E-02	8.8014E-02
7	8	LO_ANTER	3.8578E+00	3.8570E+00	3.8563E+00	3.8559E+00
8	9	LO_POST:	3.8216E+00	3.8208E+00	3.8204E+00	3.8200E+00
9	10	SKIN_UP:	8.0047E-01	8.0047E-01	8.0045E-01	8.0045E-01
10	11	SKIN_DOW	1.4756E+00	1.4756E+00	1.4754E+00	1.4754E+00
11	12	SO_UP_DX	6.9256E+00	6.9242E+00	6.9234E+00	6.9227E+00

```
*** USER INFORMATION MESSAGE 6464 (DOM12E)
    RUN TERMINATED DUE TO HARD CONVERGENCE TO A BEST COMPROMISE INFEASIBLE DESIGN AT CYCLE NUMBER =
```

Figure 8-10 Risultati prima ottimizzazione

nella tabella vengono indicati con SO_UP_SX la soletta superiore del longherone principale, SO_D_SX quella inferiore, SO_UP_DX la soletta superiore del longherone secondario, SO_D_DX quella inferiore, CORR_DOW i correnti del ventre, CORR_UP i correnti del dorso, LO_ANTER l'anima del longherone anteriore, LO_POST quello dell'anima posteriore, SKIN_UP lo skin del dorso e SKIN_DOW dello del ventre.

per osservare quale sia stato il problema di questa ottimizzazione, si passa alla visualizzazione dei risultati di deformazione, stress e buckling:

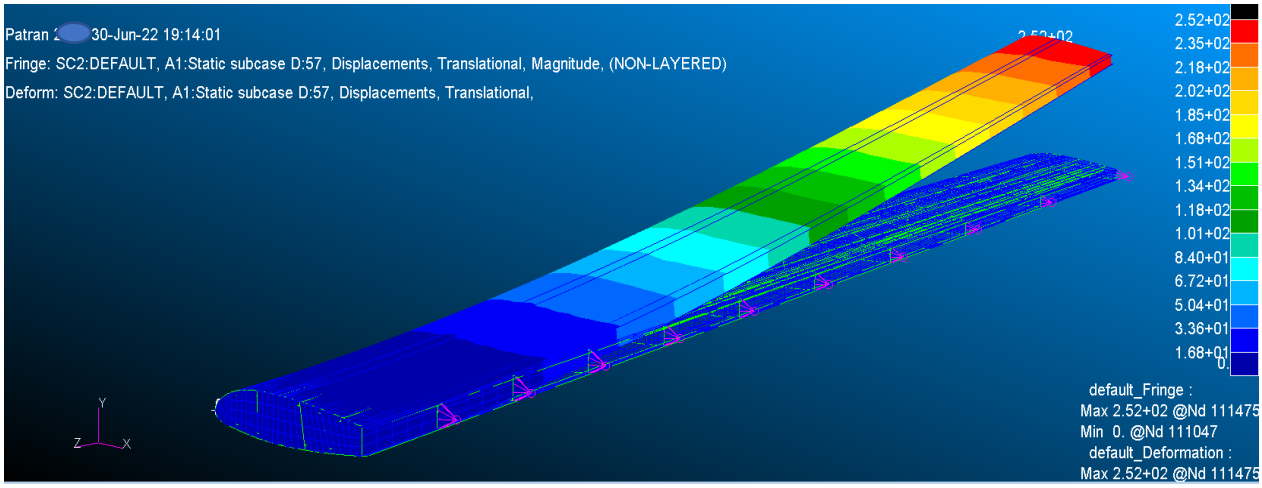

Figure 8-11 Deformazione, prima ottimizzazione

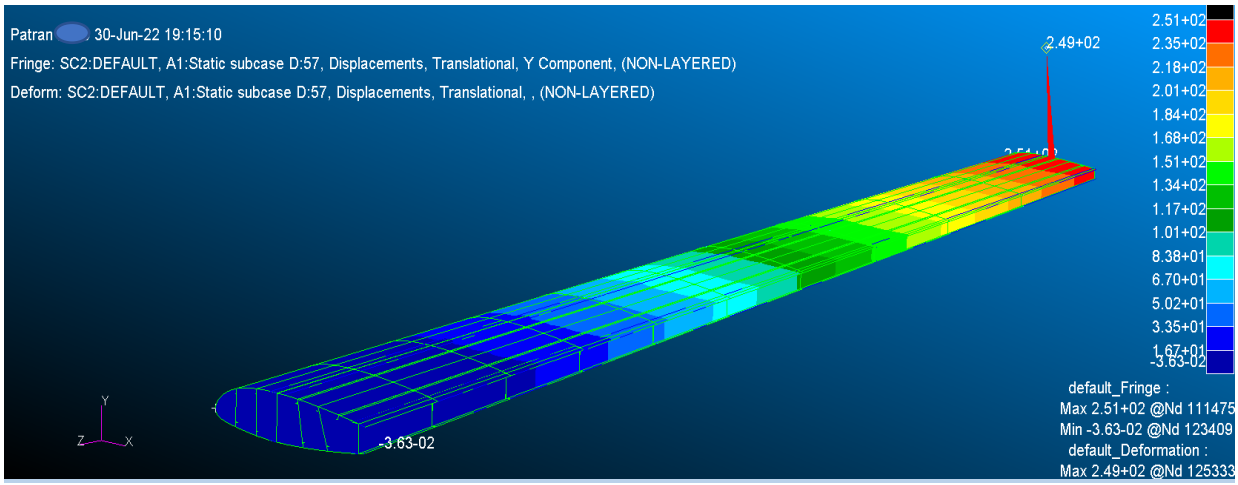

Figure 8-12 Deformazione verticale baricentro al tip, prima ottimizzazione

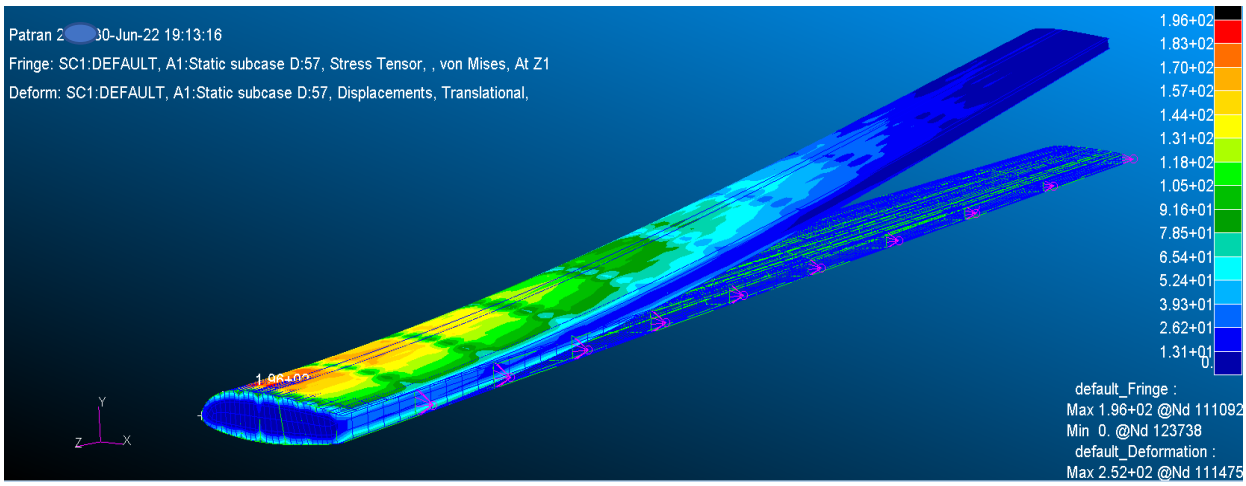

Figure 8-13 Stress alla Von Mises, prima ottimizzazione

Per quanto riguarda i requisiti di deformazione del tip e di stress, si osserva dalle immagini che essi sono stati rispettati con una def=249mm e uno stress massimo alla Von Mises di $196\,\frac{N}{mm^2}$

Riportando i risultati del primo modo di buckling invece:

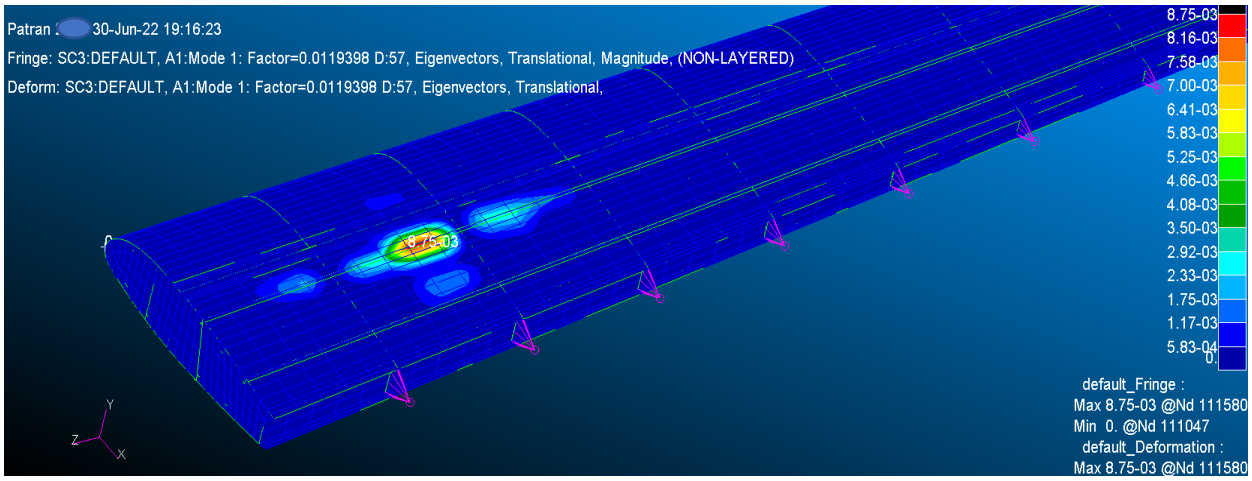

Figure 8-14 Buckling superficie esterna, prima ottimizzazione

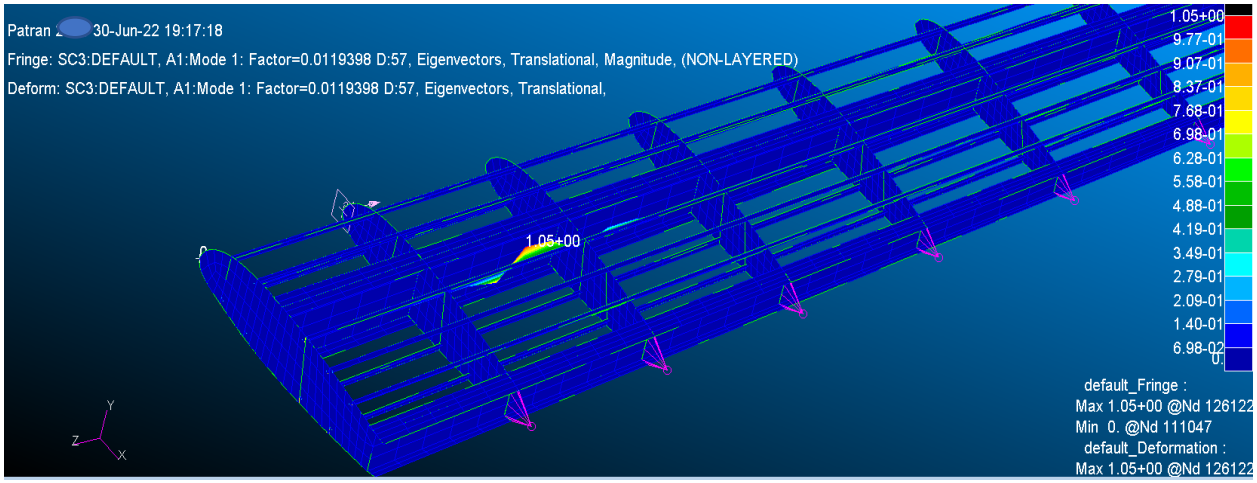

Figure 8-15 Buckling superfice interna correnti, prima ottimizzazione

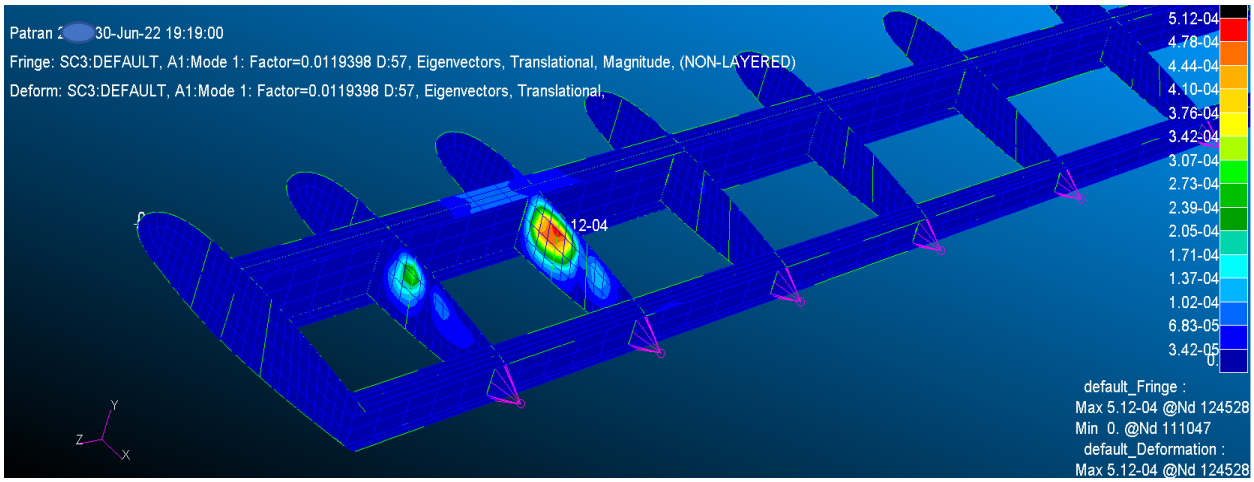

Figure 8-16 Buckling superfice interna centine, prima ottimizzazione

Si nota che è presente un BLF al primo modo di 0.0119398 e quindi non viene rispettato il relativo constraint.

Quindi da questa analisi, ottengo i primi spessori, che vado ad arrotondare, e a rimettere nell'ottimizzatore per rilanciare una nuova analisi;

si riportano gli spessori arrotondati di seguito:

INTERNAL DV. ID.	EXTERNAL DV. ID.	LABEL	54	S.Approssimati [mm]
1	2	SO_UP_SX	8.8950E+00	9
2	3	SO_D_DX:	6.8976E+00	7
3	4	SO_D_SX:	7.8169E+00	8
4	5	CENTINE:	6.9937E-01	1
5	6	CORR_DOW	3.7773E-01	0.5
6	7	CORR_UP:	8.8014E-02	0.1
7	8	LO_ANTER	3.8559E+00	4
8	9	LO_POST:	3.8200E+00	4
9	10	SKIN_UP:	8.0045E-01	1
10	11	SKIN_DOW	1.4754E+00	1.5
11	12	SO_UP_DX	6.9227E+00	7

Figure 8-17 Risultati approssimati

Dal risultato di questa nuova analisi, si ottiene di nuovo un risultato infeasible per la condizione di buckling non rispettata, a questo punto si decide di osservare le zone più soggette al buckling e di aumentarne gli spessori cercando di ottenere una configurazione che si avvicini il più possibile a quella desiderata.

Quindi si riportano i risultati dell'ottimizzazione e gli spessori opportunamente maggiorati:

INTERNAL DV. ID.	EXTERNAL DV. ID.	LABEL	42	43	44	45	46	S.Maggiorati
1	1	CENTINE:	5.6375E-01	5.6360E-01	5.6338E-01	5.6316E-01	5.6305E-01	3
2	2	CORR_DOW	1.4570E-01	1.4609E-01	1.4589E-01	1.4609E-01	1.4599E-01	1
3	3	CORR_UP:	3.4857E-01	3.4851E-01	3.4843E-01	3.4826E-01	3.4816E-01	2
4	4	LONG_ANT	4.3114E+00	4.3104E+00	4.3087E+00	4.3071E+00	4.3062E+00	5
5	5	LONG_POS	4.3059E+00	4.3034E+00	4.3017E+00	4.3000E+00	4.2992E+00	5
6	6	SKI_DOWN	8.7242E-01	8.7231E-01	8.7231E-01	8.7226E-01	8.7226E-01	2
7	7	SKI_UP:7	1.5773E+00	1.5760E+00	1.5754E+00	1.5748E+00	1.5745E+00	2
8	8	SO_D_DX:	5.4325E+00	5.4303E+00	5.4282E+00	5.4261E+00	5.4250E+00	6
9	9	SO_D_SX:	8.2013E+00	8.1955E+00	8.1955E+00	8.1923E+00	8.1923E+00	8
10	10	SO_UP_DX	6.8895E+00	6.8858E+00	6.8831E+00	6.8804E+00	6.8791E+00	7
11	11	SO_UP_SX	8.6253E+00	8.6186E+00	8.6186E+00	8.6152E+00	8.6152E+00	9

Figure 8-18 Risultati seconda ottimizzazione e maggiorazione

Come si può vedere dalla tabella precedente, gli spessori sono stati approssimati e quelli maggiorati risultano essere le centine, i correnti e lo skin inferiore, ovvero le superfici che in questa ultima ottimizzazione risultavano più sensibili

Quindi con questa nuova configurazione, si andrà a lanciare un'analisi statica e una di buckling per osservare quali sono le sue caratteristiche di stress deformazione e Buckling;

si ottengono i seguenti risultati:

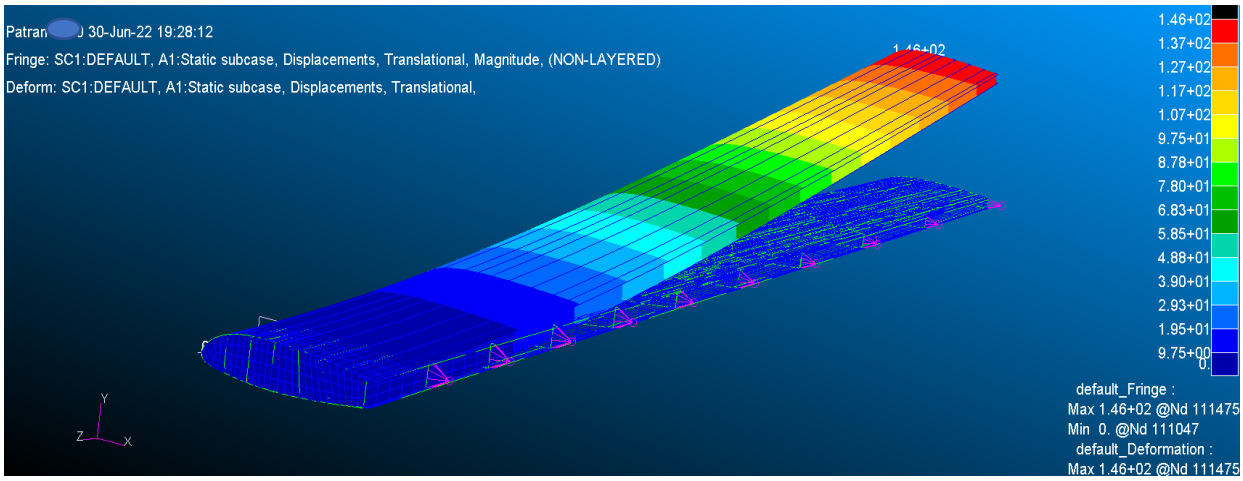

Figure 8-19 Deformazione semiala risultati maggiorati

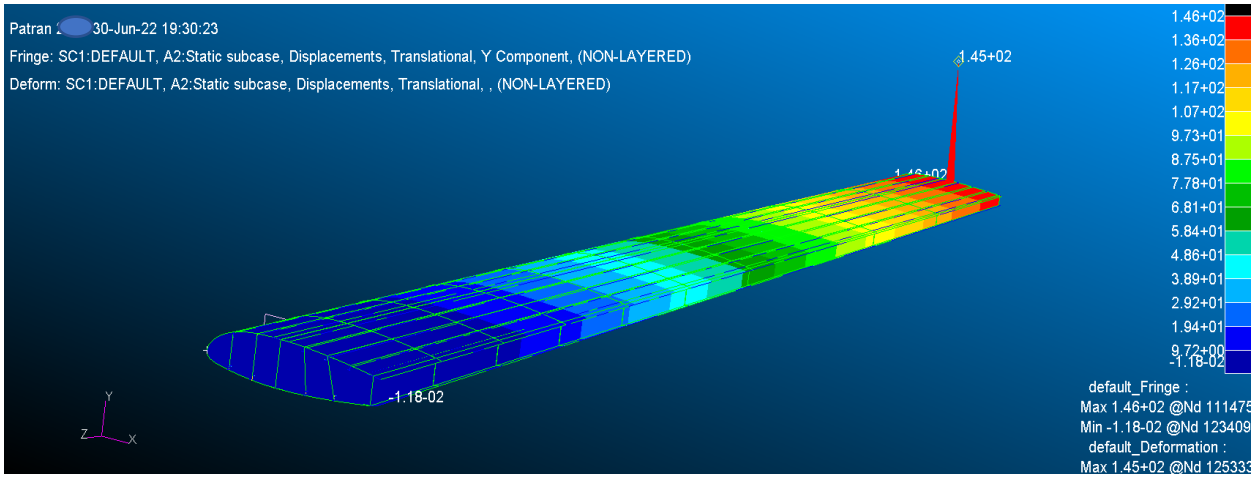

Figure 8-20 deformazione nodo del tip, risultati maggiorati

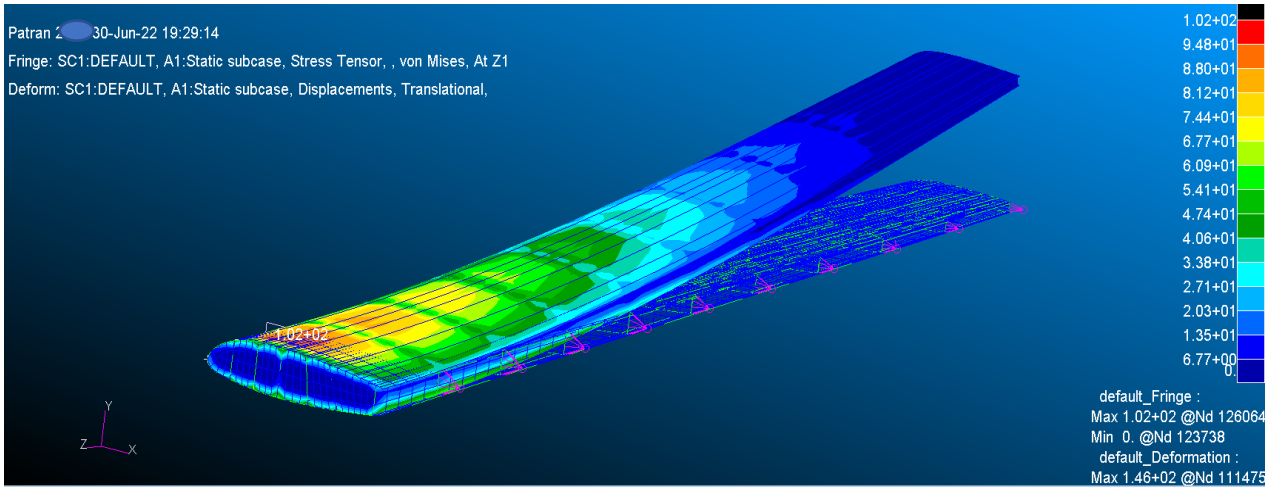

Figure 8-21Stress alla Von Mises, risultati maggiorati

Si riportano i risultati di buckling:

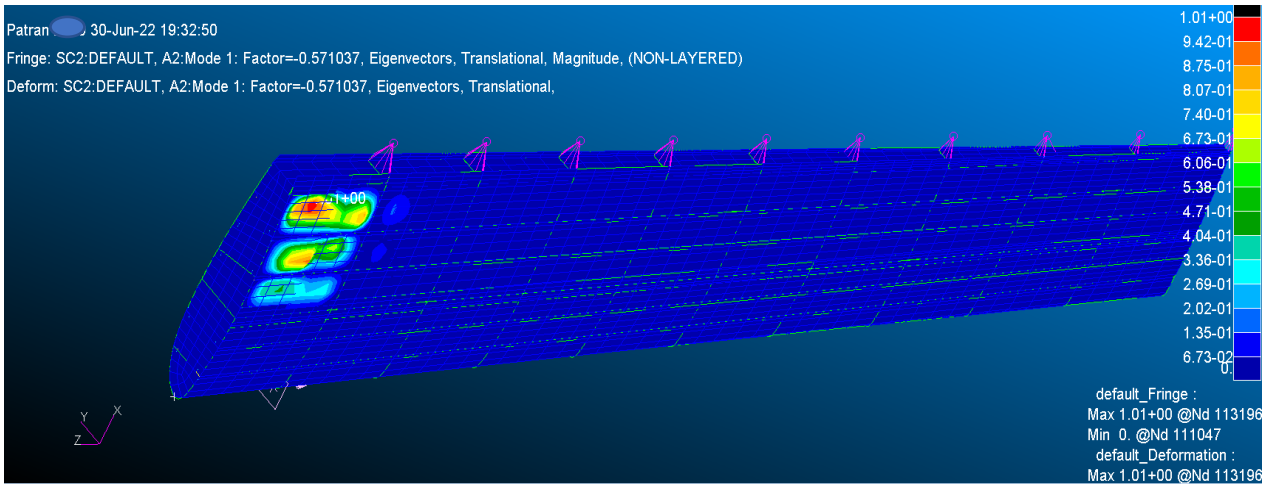

Figure 8-22 Zona sensibile al buckling superficie esterna, risultati maggiorati

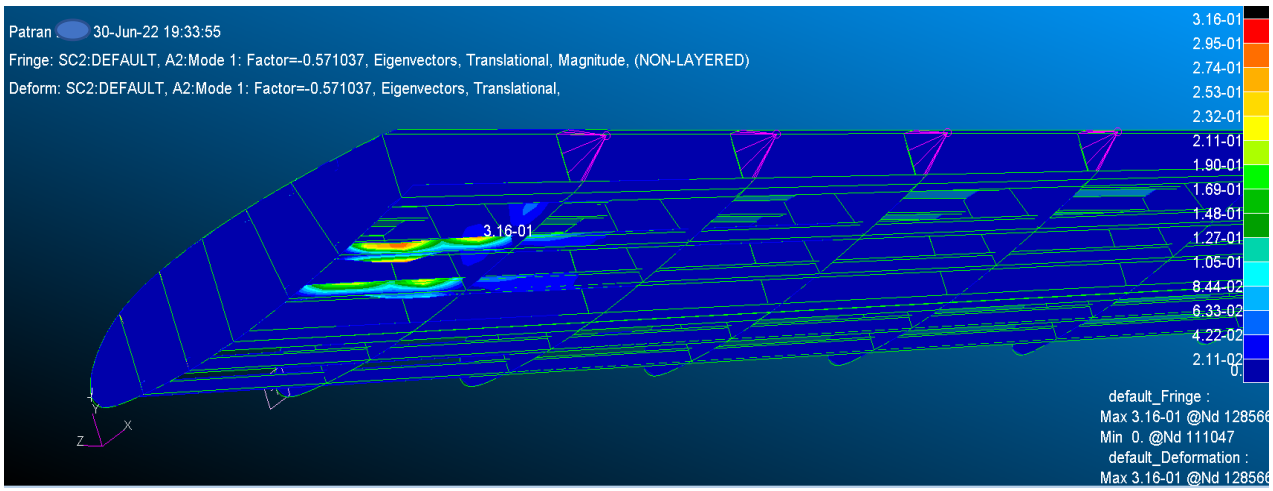

Figure 8-23 Zona sensibile al buckling superfici interna correnti, risultati maggiorati

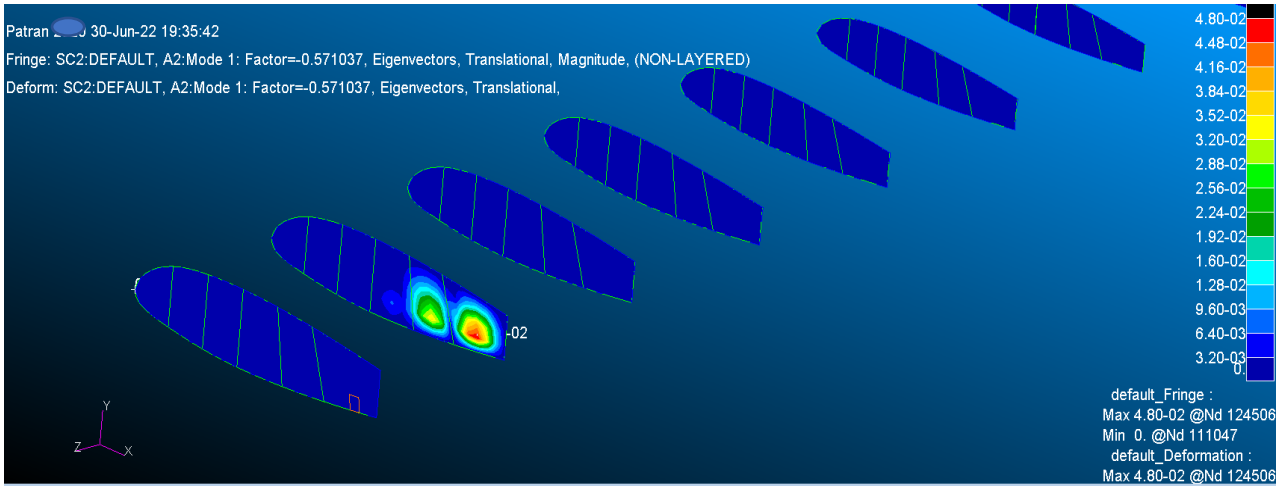

Figure 8-24 Zona sensibile al buckling centine, risultati maggiorati

Si osserva che in questo modo si è ottenuta la prima configurazione che va a rispettare tutti i requisiti dell'ottimizzazione riportando una deformazione massima al tip di 167mm,

BLF di -0.571 al primo modo, per quanto riguarda il BLF positivo, il primo disponibile è al tredicesimo modo ed è maggiore di 1, ed infine si riduce il peso rispetto a quello di partenza, da 230kg a 118kg

Si riportano gli andamenti dei modi di buckling fino al primo BLF positivo:

R E A L E I G E N V A L U E S

MODE NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE	RADIANS	CYCLES	GENERALIZED MASS	GENERALIZED STIFFNESS
1	1	-5.710370E-01	7.556699E-01	1.202686E-01	-1.111667E+03	6.348028E+02
2	2	-6.957106E-01	8.340927E-01	1.327500E-01	-1.011800E+03	7.039197E+02
3	3	-7.243577E-01	8.510920E-01	1.354555E-01	-6.469265E+02	4.686062E+02
4	4	-7.589128E-01	8.711560E-01	1.386488E-01	-1.233438E+03	9.360716E+02
5	5	-7.980511E-01	8.933371E-01	1.421790E-01	-1.883631E+03	1.503234E+03
6	6	-8.221886E-01	9.067462E-01	1.443131E-01	-1.359497E+03	1.117763E+03
7	7	-9.014135E-01	9.494280E-01	1.511062E-01	-1.585954E+03	1.429600E+03
8	8	-9.076416E-01	9.527022E-01	1.516273E-01	-1.142879E+03	1.037324E+03
9	9	-9.265834E-01	9.625920E-01	1.532013E-01	-1.162078E+03	1.076762E+03
10	10	-9.415295E-01	9.703245E-01	1.544319E-01	-9.275191E+02	8.732866E+02
11	11	-1.001646E+00	1.000823E+00	1.592859E-01	-9.733621E+02	9.749640E+02
12	12	-1.023158E+00	1.011513E+00	1.609873E-01	-5.025834E+02	5.142222E+02
13	13	1.060082E+00	1.029603E+00	1.638664E-01	6.534528E+02	6.927137E+02

Figure 8-25 risultati del Buckling fino al 13th modo

Il passo successivo consiste nell'andare a suddividere la struttura, in sottogruppi in termini di proprietà, quindi andando ad aumentare il numero di variabili nell'ottimizzazione per poter creare una soluzione con spessori che vanno a rastremarsi verso l'estremità della semiala;

si creano quindi 7 suddivisioni dello skin, due zone alla radice, una dello skin superiore e una per quella inferione, la zona del nose, che ricade in entrambi gli skin, e due ulteriori divisioni della zona dorsale rimanente e così anche quella ventrale

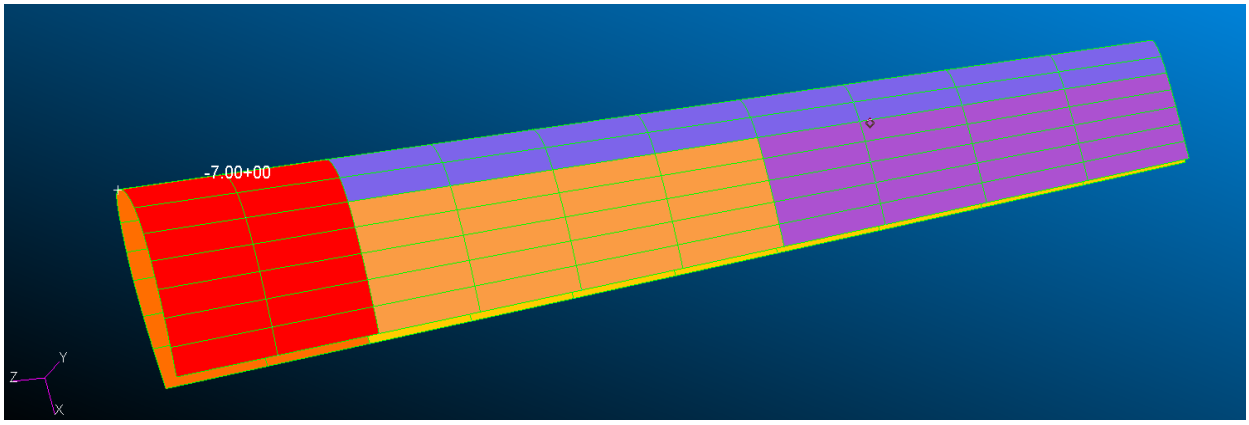

Figure 8-26 Sottosuddivisione dello skin

Si effettuano 3 suddivisioni per i correnti sia superiori che inferiori, per un totale di 6 ulteriori proprietà

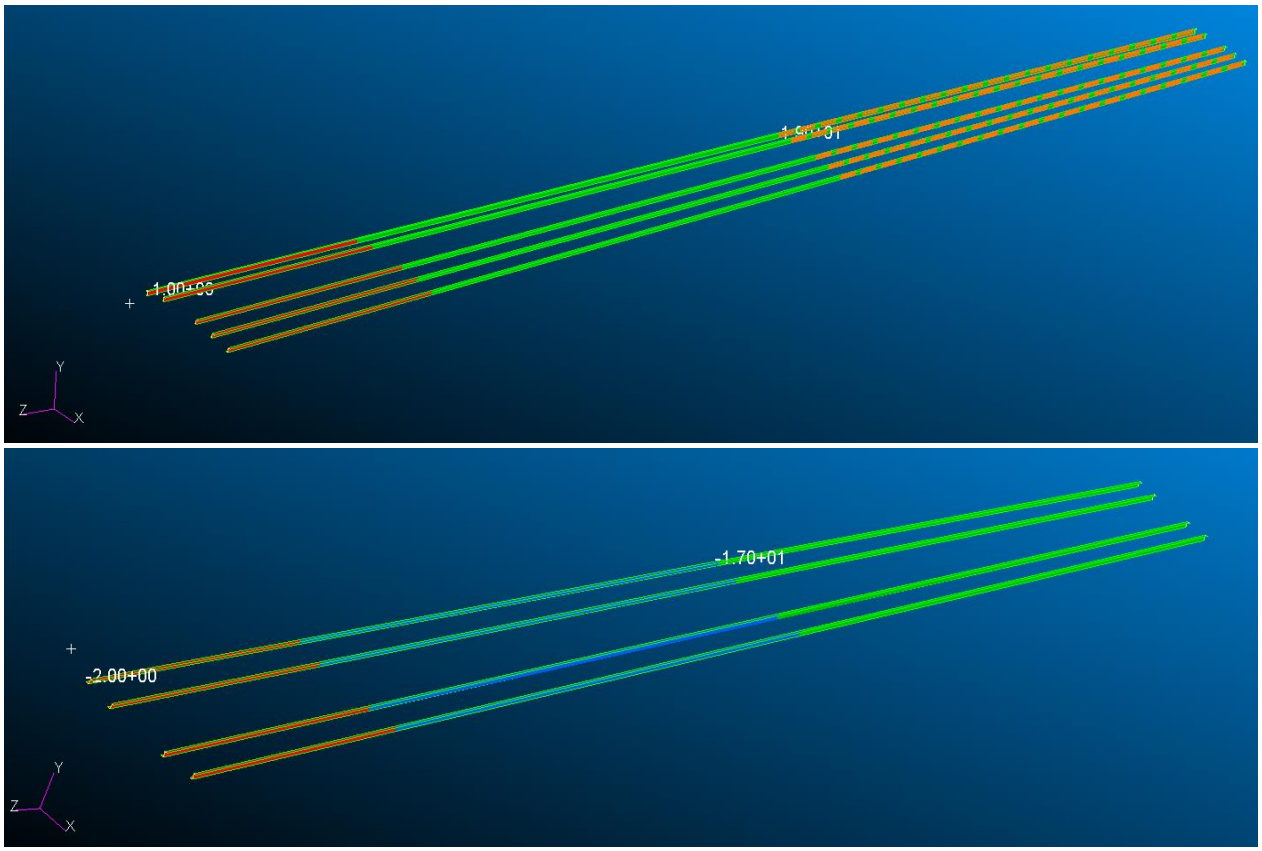

Figure 8-27 Suddivisione dei correnti

Lo stesso viene effettuato per le centine

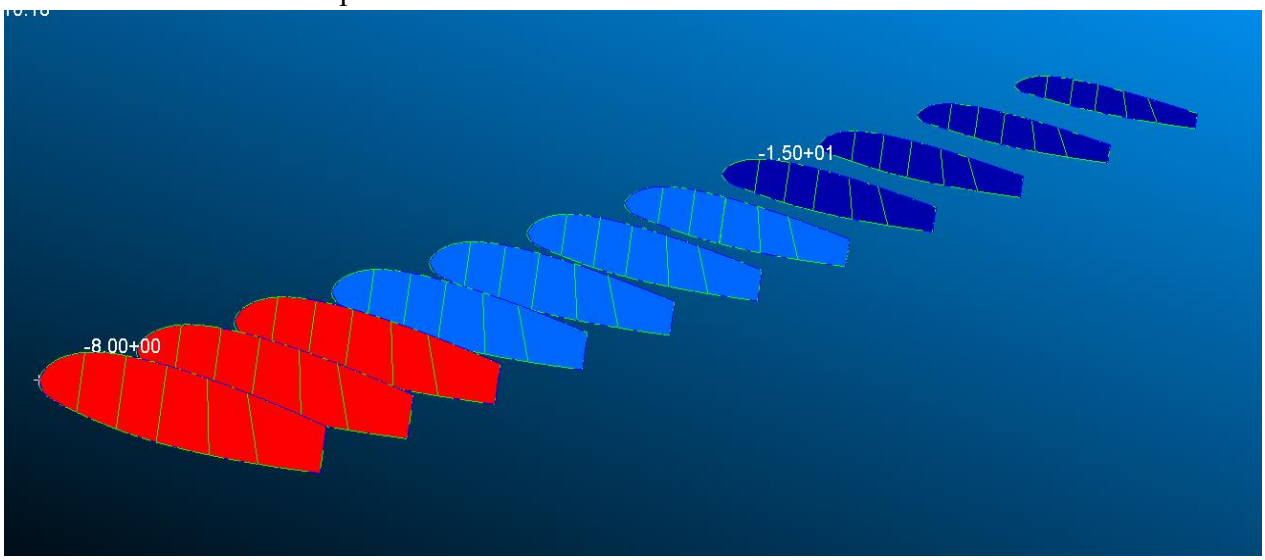

Figure 8-28 Suddivisione delle centine

E vengono lasciate invariate le sei proprietà dei longheroni

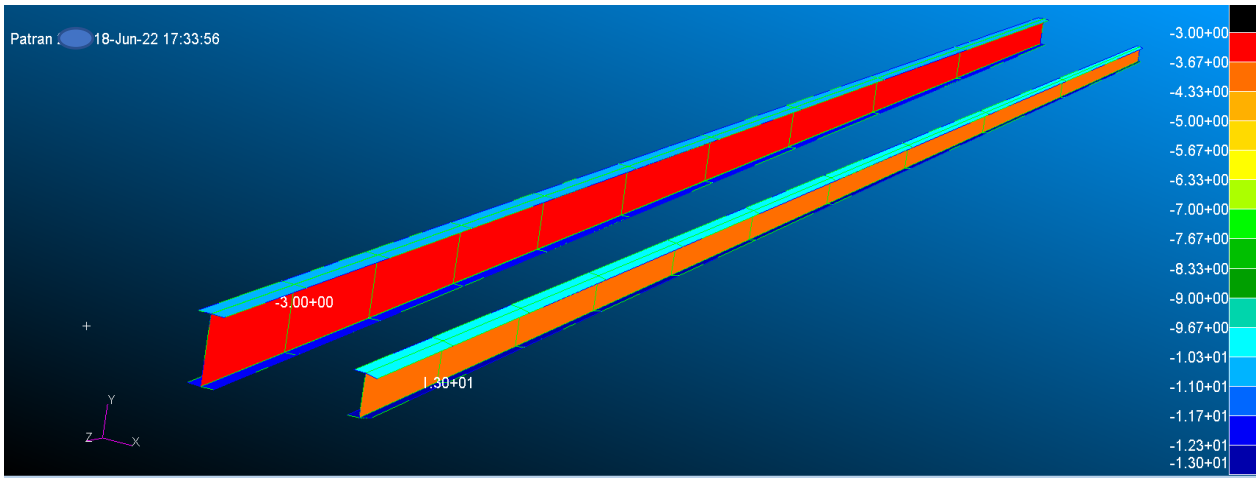

Figure 8-29 Suddivisione delle solette e delle anime

A questo punto sono state effettuate delle modifiche sugli spessori, si lasciano invariate la zona alla radice e i longheroni, in quanto, con questa configurazione, non si hanno problemi di buckling e si ritiene abbastanza ottimizzata almeno in questa zona, quindi si vanno a ridurre gli spessori delle centine che nella seconda zona da 3 passano a 2 mm, e nella terza a 1mm, i correnti vengono tutti posti uguali a 1mm, lo skin del nose viene posto pari a 2mm, lo skin centrale sia up che down a 1.5mm e quelli al tip a 1mm.

A questo punto vengono mandate diverse ottimizzazioni, ma risultano tutte infeasible, e si arriva alla conclusione che con i constraints imposti, non esiste una configurazione che li soddisfi tutti minimizzando ulteriormente il peso, quindi si è andati a ridurre il constraint di massimo spostamento al tip da 250 a 150 mm.

Con questa nuova considerazione sui constraints si riesce ad ottenere una hard convergenze su tutti i vincoli con i seguenti risultati:

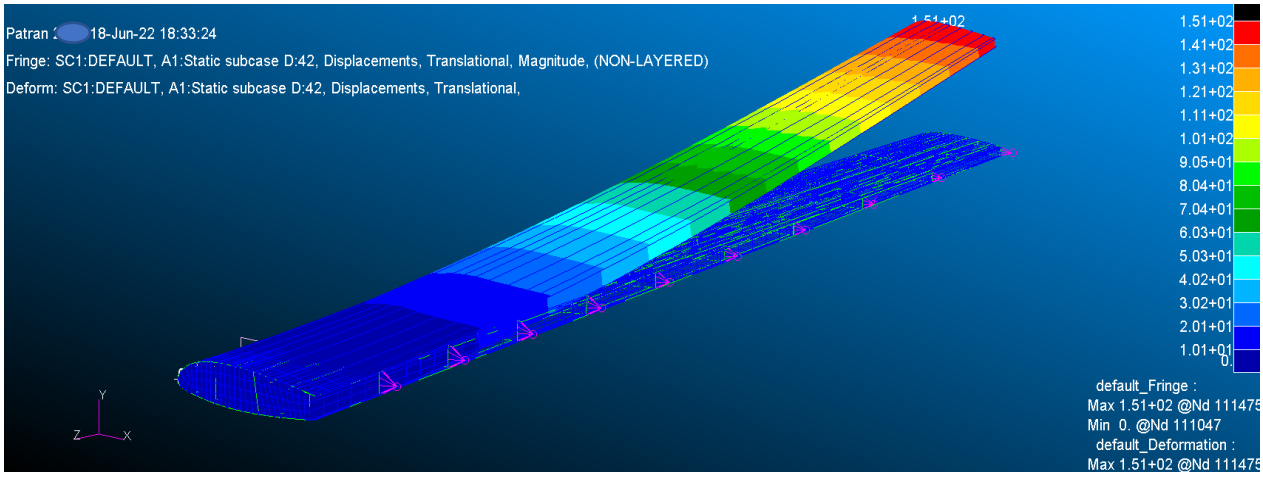

Figure 8-30 Deformazione semiala, constraint cambiato

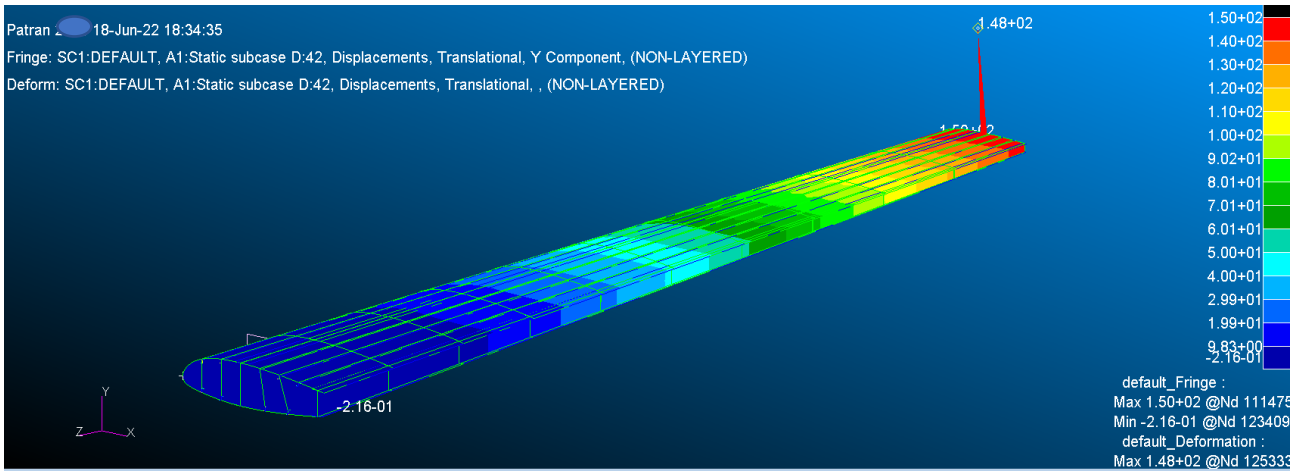

Figure 8-31 Deformazione del nodo al tip, constraint cambiato

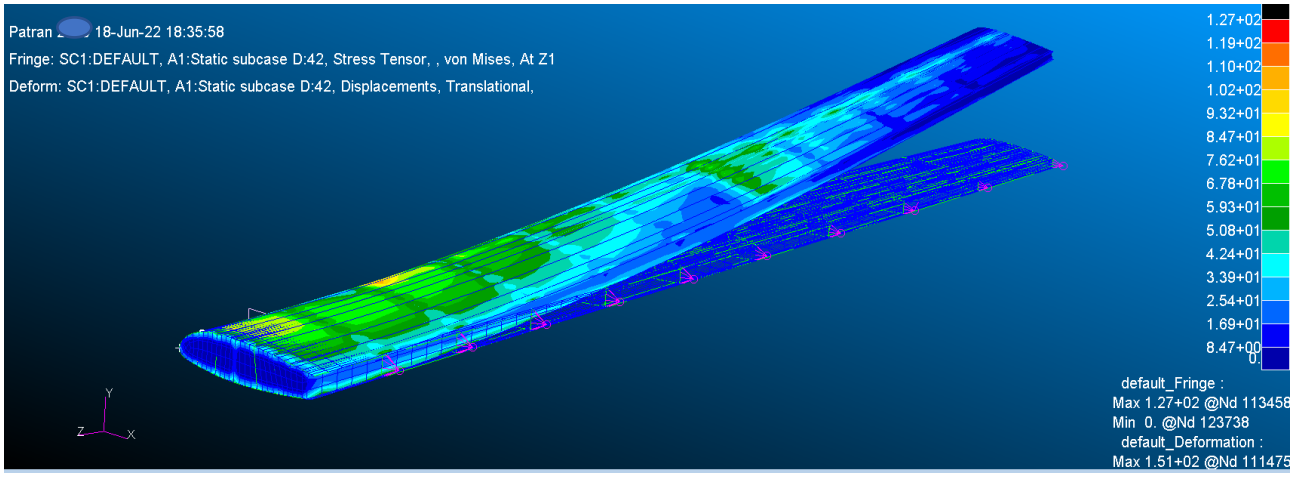

Figure 8-32 Andamenti degli stress, constraint cambiato

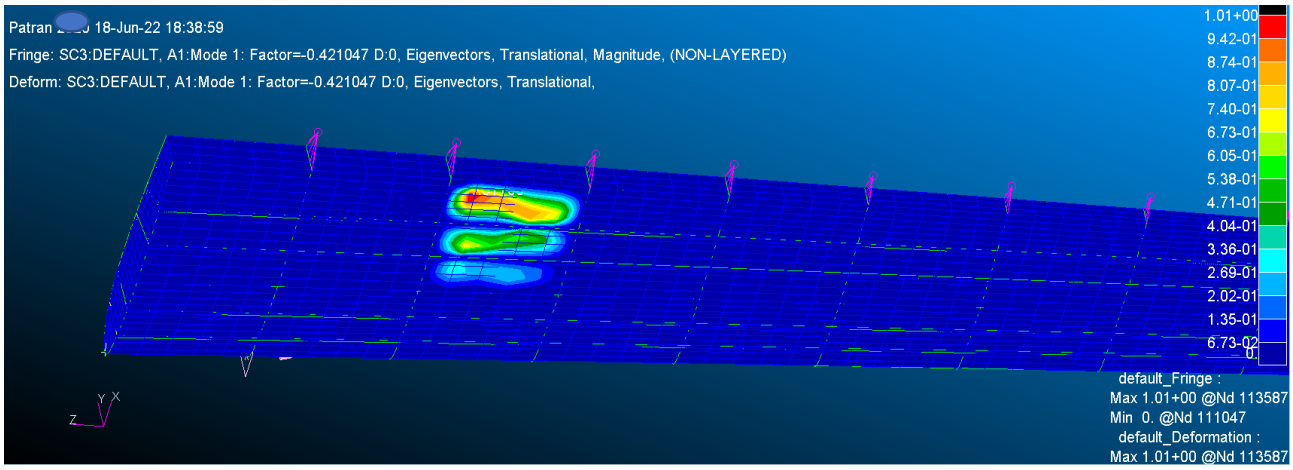

Figure 8-33 Zona sensibile al buckling, struttura esterna, constraint cambiato

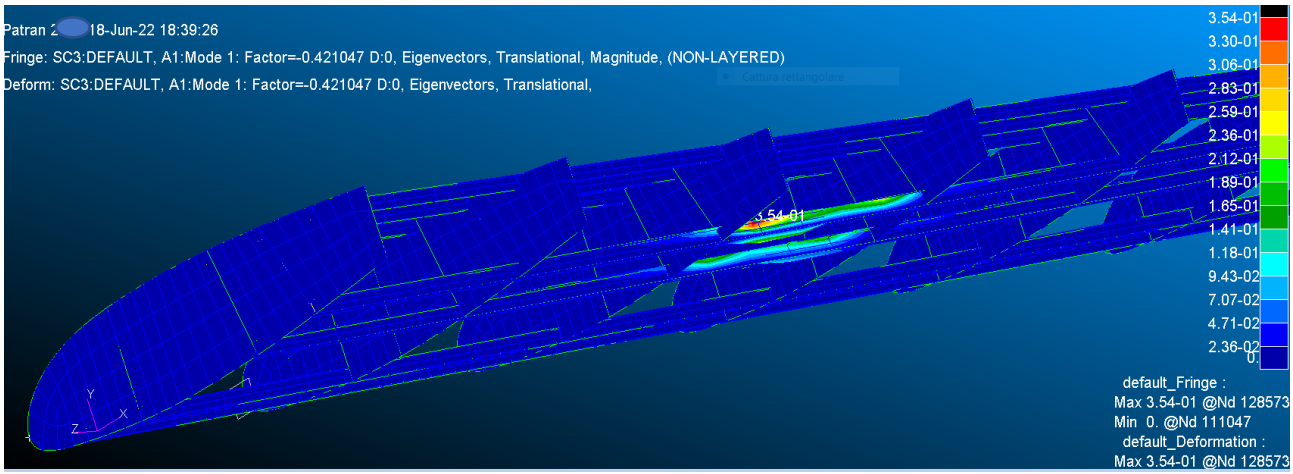

Figure 8-34 Zona sensibile al buckling, struttura interna, constraint cambiato

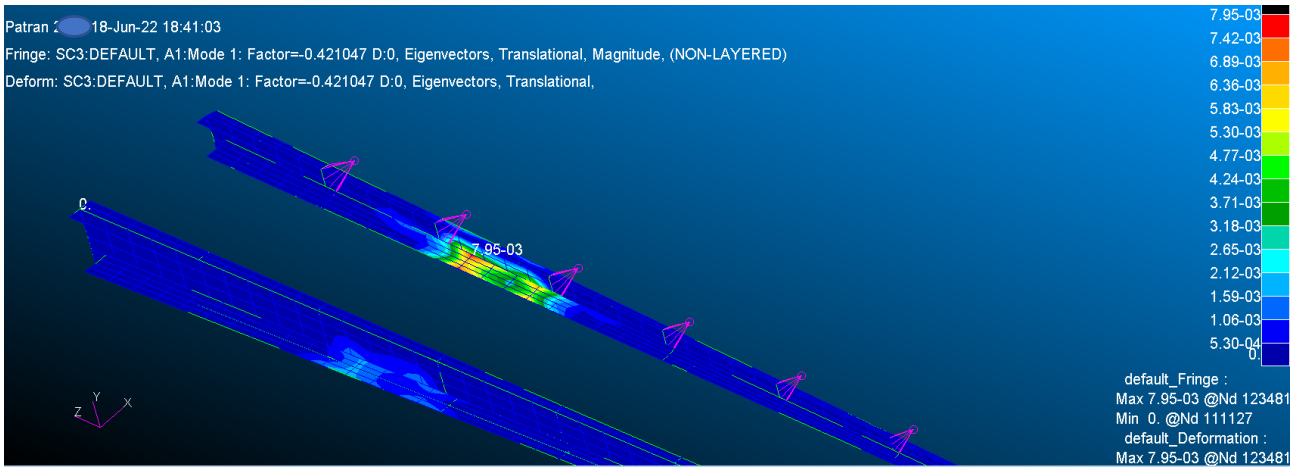

Figure 8-35 Zona sensibile al buckling, longheroni, constraint cambiato

Questa è la configurazione migliore che si riesce ad ottenere e presenta i seguenti spessori:

INTERNAL DV. ID.	EXTERNAL DV. ID.	LABEL	25
1	1	CENTI_1:	6.6337E-01
2	2	CENT_2:2	5.3129E-01
3	3	CENT_3:3	4.1300E-01
4	4	COR_D_1:	6.9073E-01
5	5	COR_D_2:	5.3760E-01
6	7	COR_U_1:	1.0173E+00
7	8	COR_U_2:	5.3674E-01
8	9	COR_U_3:	3.5717E-01
9	10	LONG_ANT	1.5403E+00
10	11	LONG_POS	1.3095E+00
11	12	NOSE:12	7.1789E-01
12	13	SKI_D_1:	2.4784E+00
13	14	SKI_D_2:	2.2663E+00
14	15	SKI_D_3:	5.6860E-01
15	16	SKI_U_1:	1.8607E+00
16	17	SKI_U_2:	1.9513E+00
17	18	SKI_U_3:	3.9951E-01
18	19	SO_D_DX:	1.6483E+00
19	20	SO_D_SX:	1.5502E+01
20	21	SO_U_DX:	2.2012E+00
21	22	SO_U_SX:	2.0109E+01
22	23	COR_D_3:	3.6311E-01

Figure 8-36 Spessori dei vari componenti della struttura

Dove con la numerazione 1 si indica la zona alla radice, 2 quella nel mezzo e 3 quella al tip dell'ala.

Si è passati quindi in questa fase, da una struttura che pesava 118kg ad una che ora ne pesa 105kg.

Si riportano i grafici dell'andamento della funzione obiettivo:

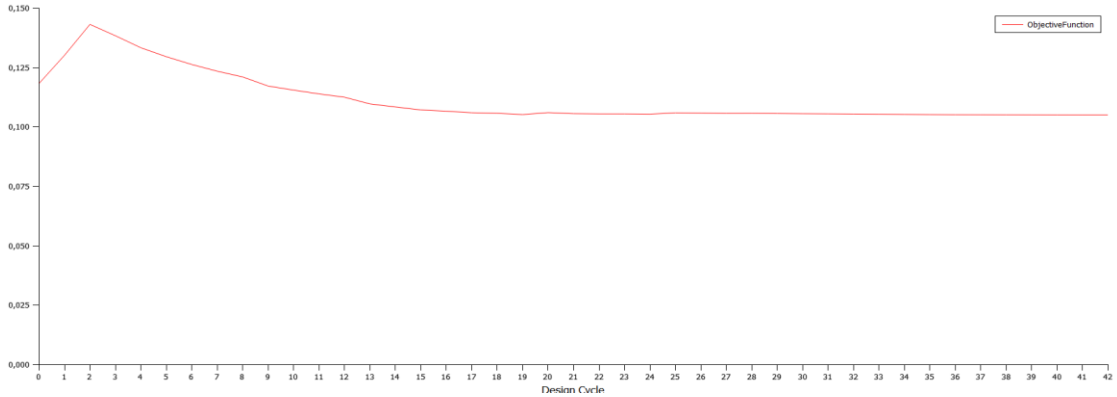

Figure 8-37 Andamento funzione obbiettivo

E dell'andamento delle variabili:

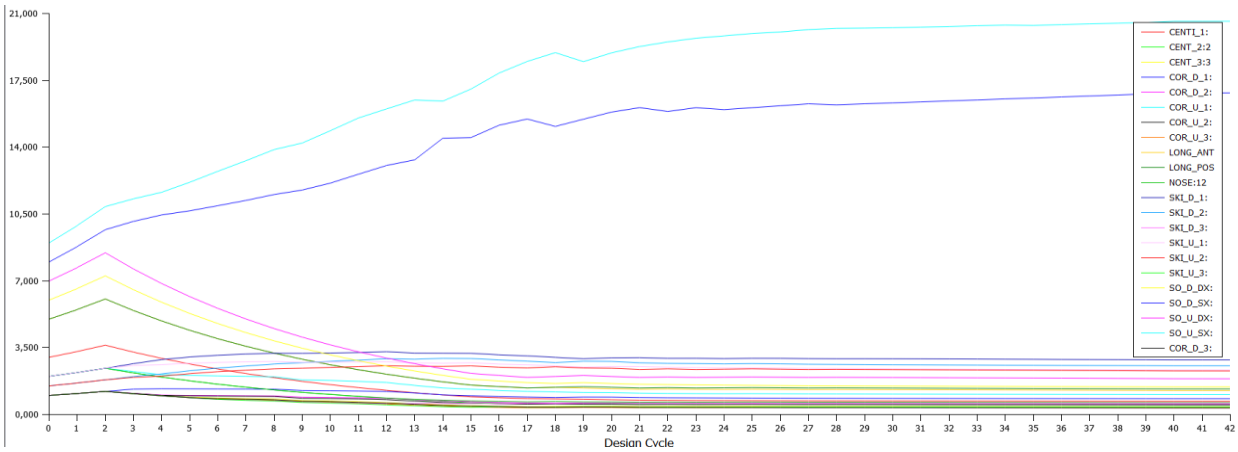

Figure 8-38 Andamento delle variabili di spessore

Effettuando però un'analisi di buckling per la ricerca di un modo di buckling positivo e per la verifica che sia maggiore uguale ad uno, si ottengono i seguenti valori:

R E A L E I G E N V A L U E S

MODE NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE	RADIANS	CYCLES	GENERALIZED MASS	GENERALIZED STIFFNESS
1	1	-2.625936E-01	5.124389E-01	8.155718E-02	-6.906302E+01	1.813551E+01
2	2	-2.634911E-01	5.133139E-01	8.169644E-02	-4.058378E+01	1.069347E+01
3	3	-3.549573E-01	5.957829E-01	9.482180E-02	-3.823840E+01	1.357300E+01
4	4	-3.828093E-01	6.187158E-01	9.847168E-02	-3.192931E+01	1.222284E+01
5	5	-4.112927E-01	6.413210E-01	1.020694E-01	-7.328009E+01	3.013956E+01
6	6	-4.217439E-01	6.494181E-01	1.033581E-01	-5.930799E+01	2.501278E+01
7	7	4.382905E-01	6.620351E-01	1.053662E-01	5.901522E+01	2.586581E+01

Figure 8-39 Risultati del BLF fino al 7th modo

Come si può vedere il settimo modo di Buckling, che risulta positivo, non è ancora verificato essendo pari a 0.43829, quindi si decide di arrotondare gli spessori da questa configurazione ed osservare se arrotondandoli, si va ad ottenere un BLF positivo maggiore o uguale a 1.

Si riportano gli spessori approssimati:

INTERNAL DV. ID.	EXTERNAL DV. ID.	LABEL	25	: S.Approssimati [mm]
1	1	CENTI_1:	6.6337E-01 :	1
2	2	CENT_2:2	5.3129E-01 :	1
3	3	CENT_3:3	4.1300E-01 :	0.5
4	4	COR_D_1:	6.9073E-01 :	1
5	5	COR_D_2:	5.3760E-01 :	1
6	7	COR_U_1:	1.0173E+00 :	1
7	8	COR_U_2:	5.3674E-01 :	1
8	9	COR_U_3:	3.5717E-01 :	0.5
9	10	LONG_ANT	1.5403E+00 :	2
10	11	LONG_POS	1.3095E+00 :	1.5
11	12	NOSE:12	7.1789E-01 :	1
12	13	SKI_D_1:	2.4784E+00 :	2.5
13	14	SKI_D_2:	2.2663E+00 :	2.5
14	15	SKI_D_3:	5.6860E-01 :	1
15	16	SKI_U_1:	1.8607E+00 :	2
16	17	SKI_U_2:	1.9513E+00 :	2
17	18	SKI_U_3:	3.9951E-01 :	0.5
18	19	SO_D_DX:	1.6483E+00 :	2
19	20	SO_D_SX:	1.5502E+01 :	16
20	21	SO_U_DX:	2.2012E+00 :	2
21	22	SO_U_SX:	2.0109E+01 :	20
22	23	COR_D_3:	3.6311E-01 :	0.5

Figure 8-40 Spessori approssimati dell'ottimizzazione con constraint cambiato

Con queste approssimazioni si passa da una struttura di 105kg ad una di 109.3 kg

Si riportano gli andamenti statici risultanti:

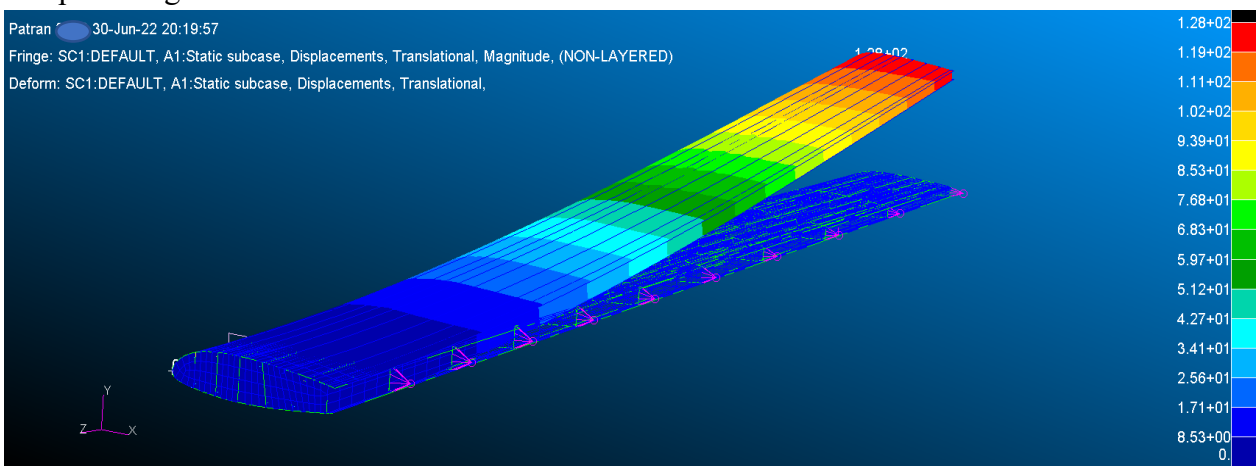

Figure 8-41 Deformazione struttura con spessori approssimati

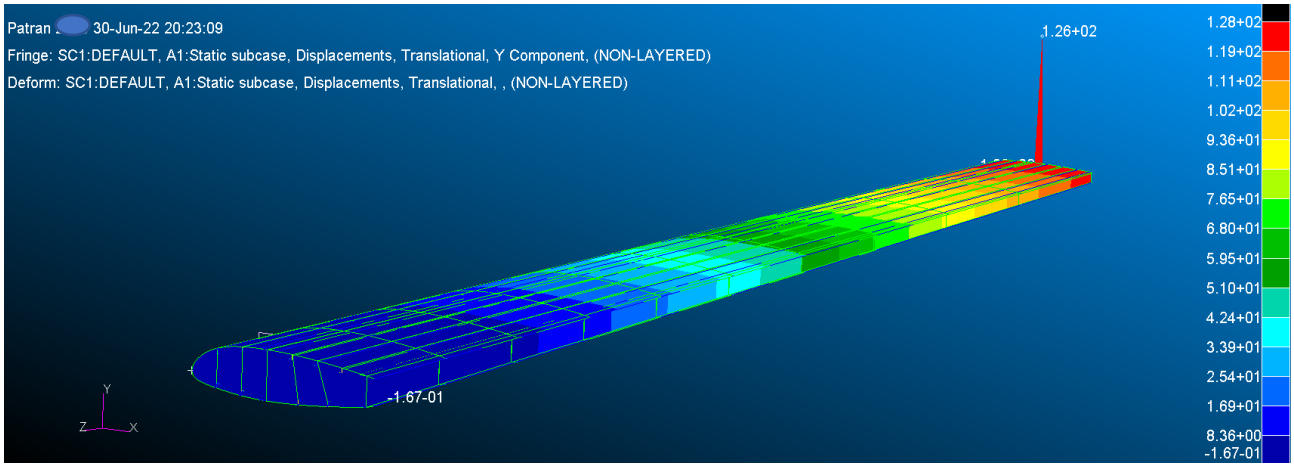

Figure 8-42 Deformazione del tip, spessori approssimati

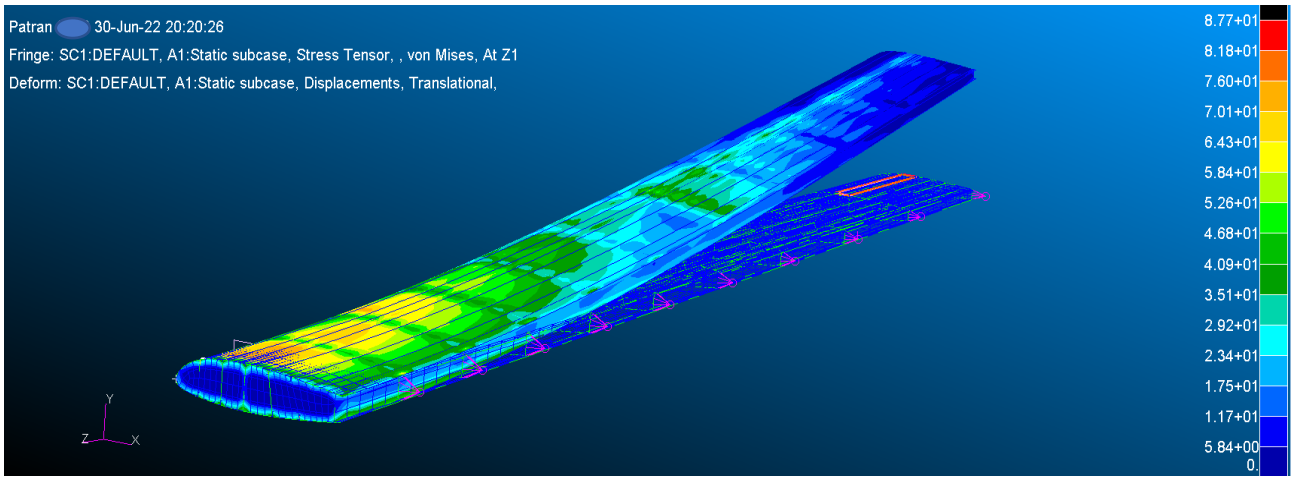

Figure 8-43 Stress alla Von Mises, spessori approssimati

Si osserva dalle immagini che la condizione di deformazione massima e di stress sono di nuovo verificate, ma riportando gli andamenti del buckling, si osserva nella seguente immagine che ora, il secondo modo risulta positivo, ma ancora inferiore ad uno:

R E A L E I G E N V A L U E S

MODE NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE	RADIANS	CYCLES	GENERALIZED MASS	GENERALIZED STIFFNESS
1	1	-6.556583E-01	8.097273E-01	1.288721E-01	-3.114926E+01	2.042327E+01
2	2	8.146767E-01	9.025944E-01	1.436524E-01	4.639983E+01	3.780086E+01
3	3	-8.687701E-01	9.320784E-01	1.483449E-01	-1.933504E+02	1.679771E+02
4	4	-8.965411E-01	9.468585E-01	1.506972E-01	-2.671239E+01	2.394876E+01
5	5	-8.966926E-01	9.469385E-01	1.507099E-01	-6.329544E+02	5.675655E+02

Figure 8-44 risultati di Buckling spessori approssimati

Si riportano gli andamenti del buckling al primo modo delle superfici più sensibili:

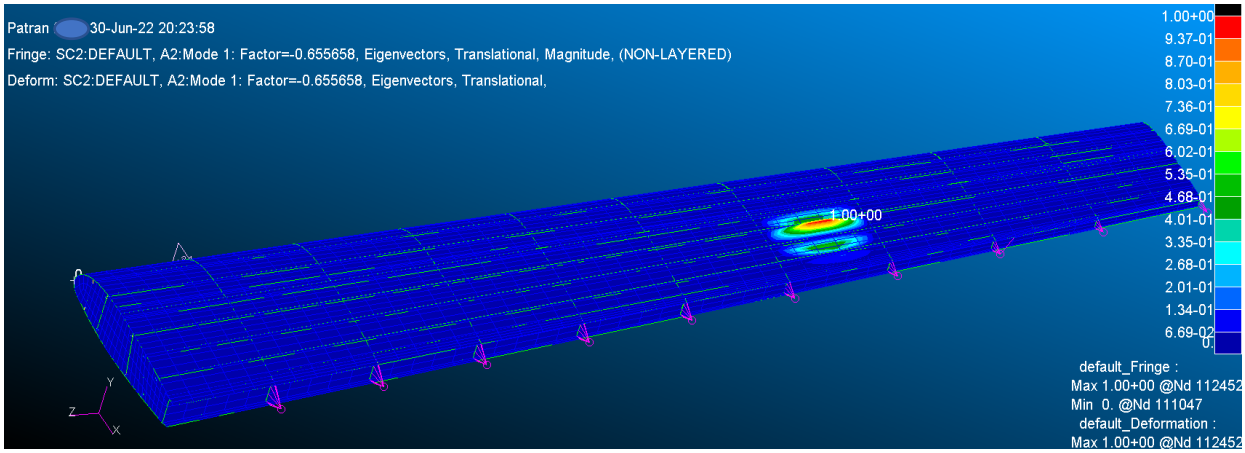

Figure 8-45 Buckling sup esterna 1th modo, spessori approssimati

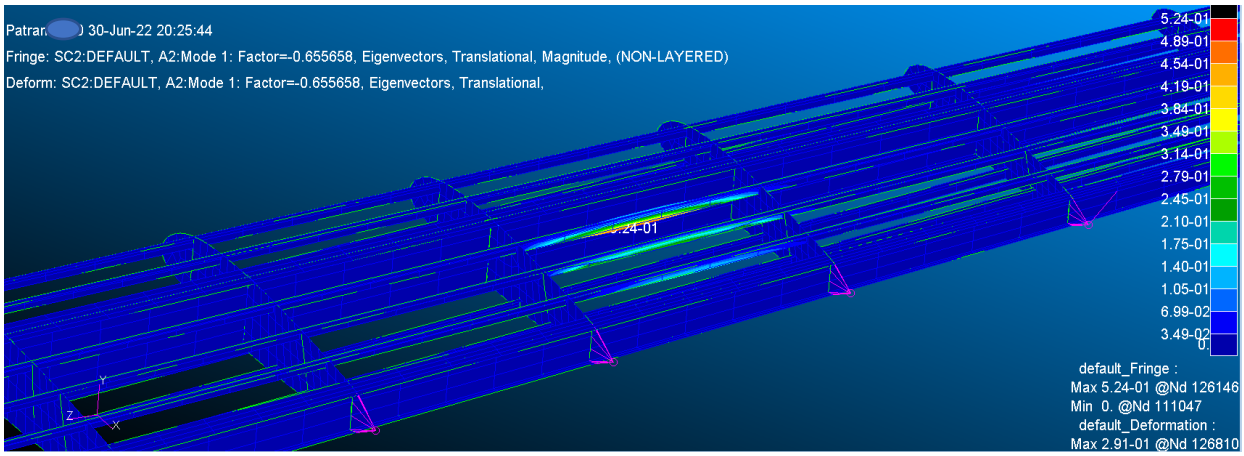

Figure 8-46 Buckling struttura interna 1th modo, spessori approssimati

Si riportano le immagini della zona sensibile al secondo modo di buckling, le quali risultano le stesse del primo modo:

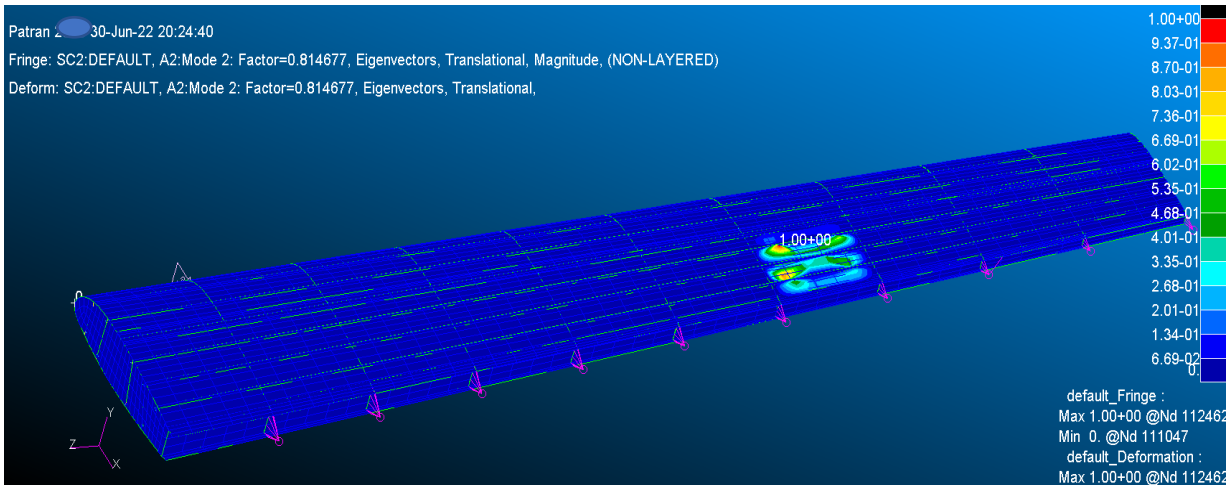

Figure 8-47 Buckling sup esterna 2th modo, spessori approssimati

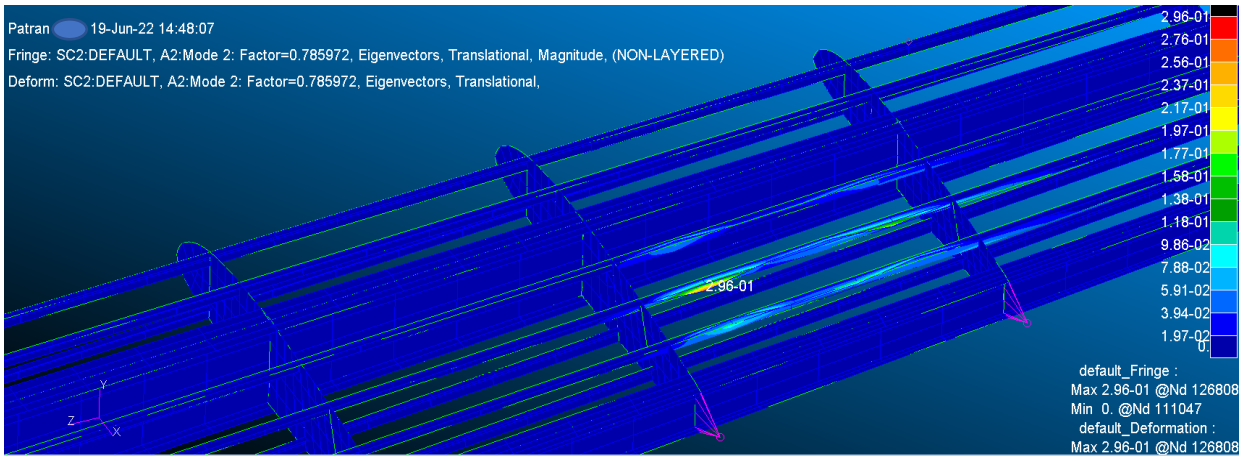

Figure 8-48 Buckling struttura interna 2th modo, spessori approssimati

A questo punto, per ottenere una struttura che mi vada a rispettare tutti i constrain, ed in particolar modo, in questo caso, che cancelli il BLF al secondo modo positivo ed inferiore a uno;

Si decide di aumentare lo spessore dello skin superiore nella terza zona della semiala, da 0.5mm ad 1mm, responsabile della sensibilità al buckling, come si può vedere nelle figure precedenti.

Si passa così ad una struttura di 111.1 kg con i seguenti autovalori di Buckling

R E A L E I G E N V A L U E S

MODE NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE	RADIANS	CYCLES	GENERALIZED MASS	GENERALIZED STIFFNESS
1	1	-8.737069E-01	9.347229E-01	1.487658E-01	-1.921770E+02	1.679063E+02
2	2	-8.831863E-01	9.397799E-01	1.495706E-01	-1.029192E+02	9.089686E+01
3	3	-9.005784E-01	9.489881E-01	1.510361E-01	-6.301080E+02	5.674617E+02
4	4	-1.051790E+00	1.025568E+00	1.632243E-01	-9.286241E+02	9.767180E+02
5	5	-1.091328E+00	1.044666E+00	1.662638E-01	-7.290496E+02	7.956319E+02
6	6	-1.124639E+00	1.060490E+00	1.687822E-01	-5.399785E+01	6.072808E+01
7	7	-1.140411E+00	1.067900E+00	1.699616E-01	-1.671909E+02	1.906663E+02
8	8	-1.174598E+00	1.083789E+00	1.724903E-01	-6.280295E+02	7.376820E+02
9	9	-1.174872E+00	1.083915E+00	1.725104E-01	-2.245206E+02	2.637829E+02
10	10	1.198374E+00	1.094703E+00	1.742273E-01	5.439807E+02	6.518922E+02

Figure 8-49 andamento del Buckling fino al 10th modo

Come si può vedere i BLF negativi sono inferiori a -0.263 e il decimo modo positivo è pari a 1.1983.

Si riportano gli andamenti delle deformate e degli stress:

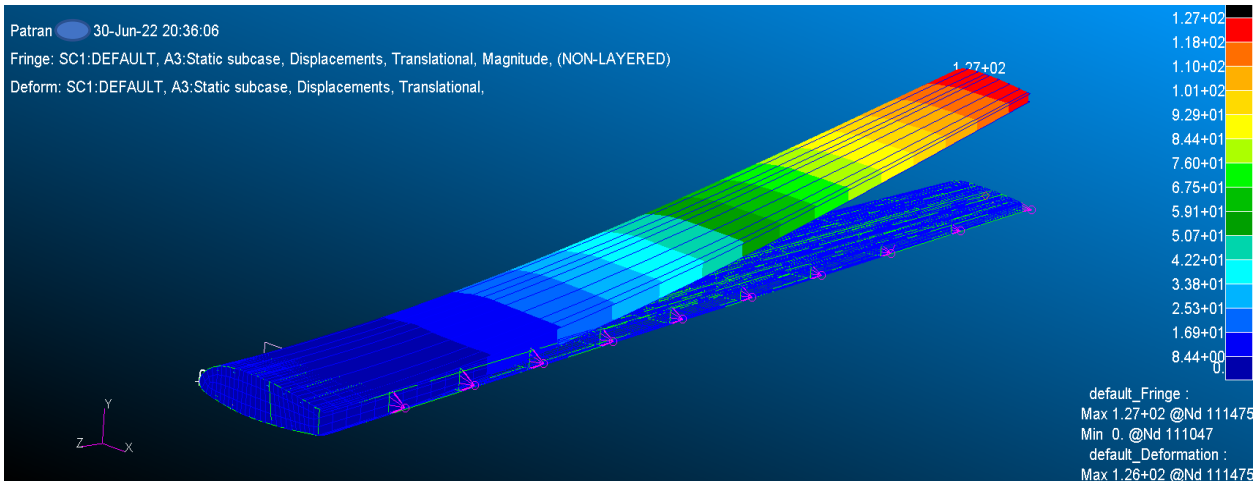

Figure 8-50 Deformata struttura finale

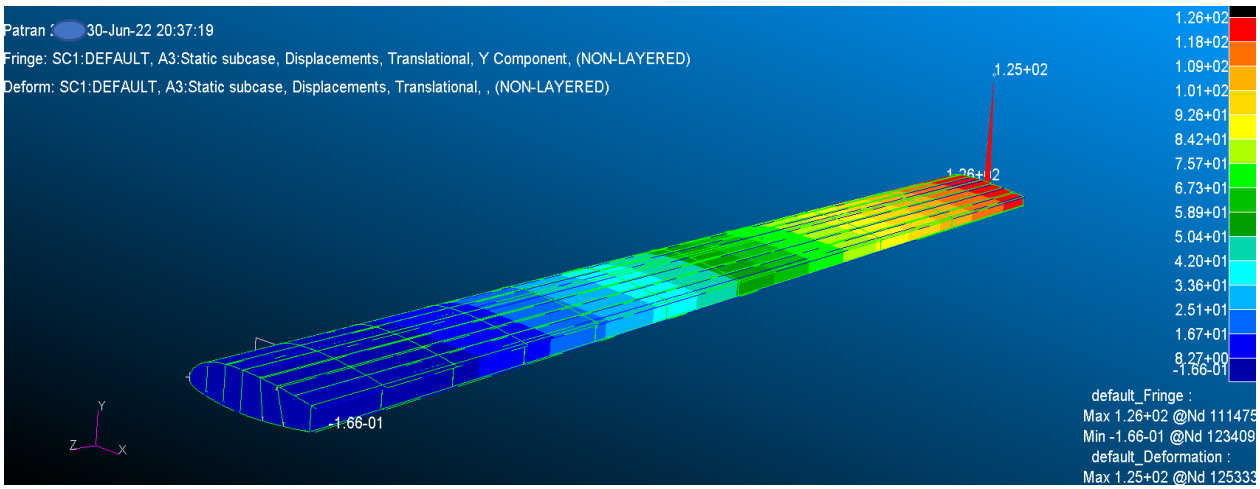

Figure 8-51 Deformata nodo al tip, struttura finale

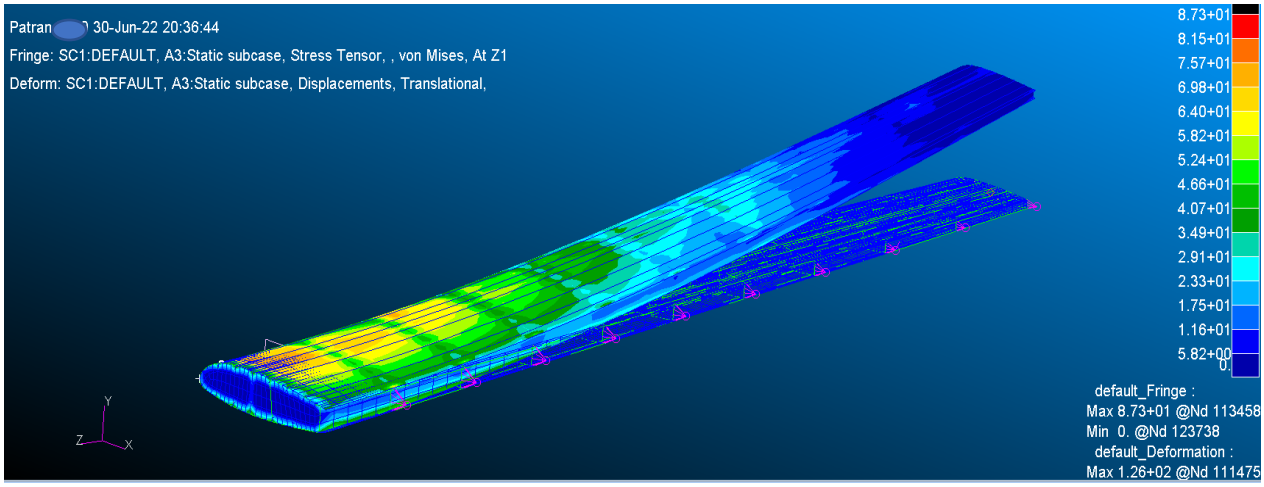

Figure 8-52 Stress alla Von Mises struttura finale

E il buckling al primo modo:

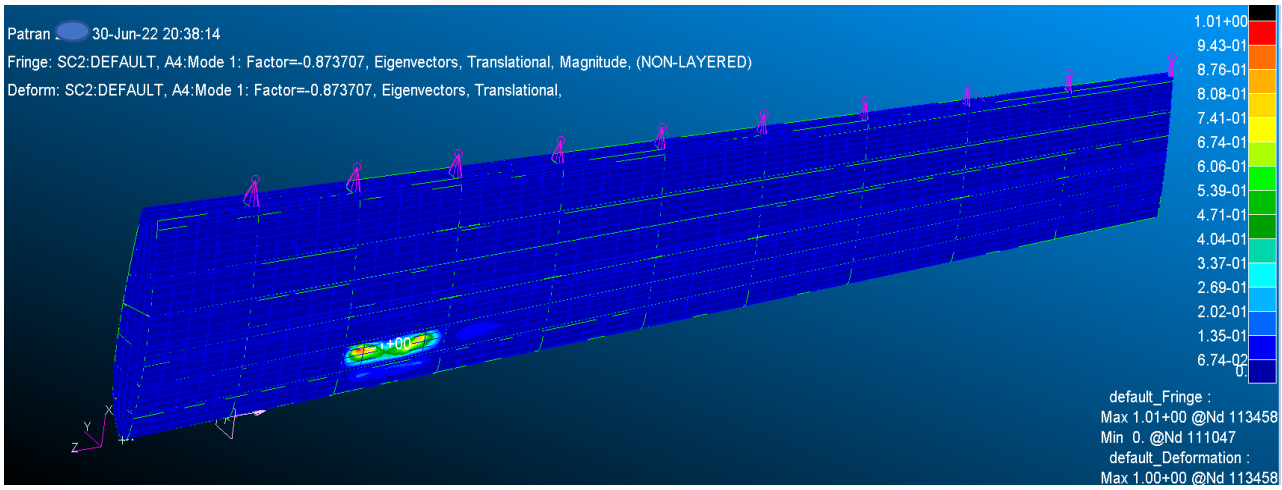

Figure 8-53 Zona sensibile al buckling, esterno, struttura finale

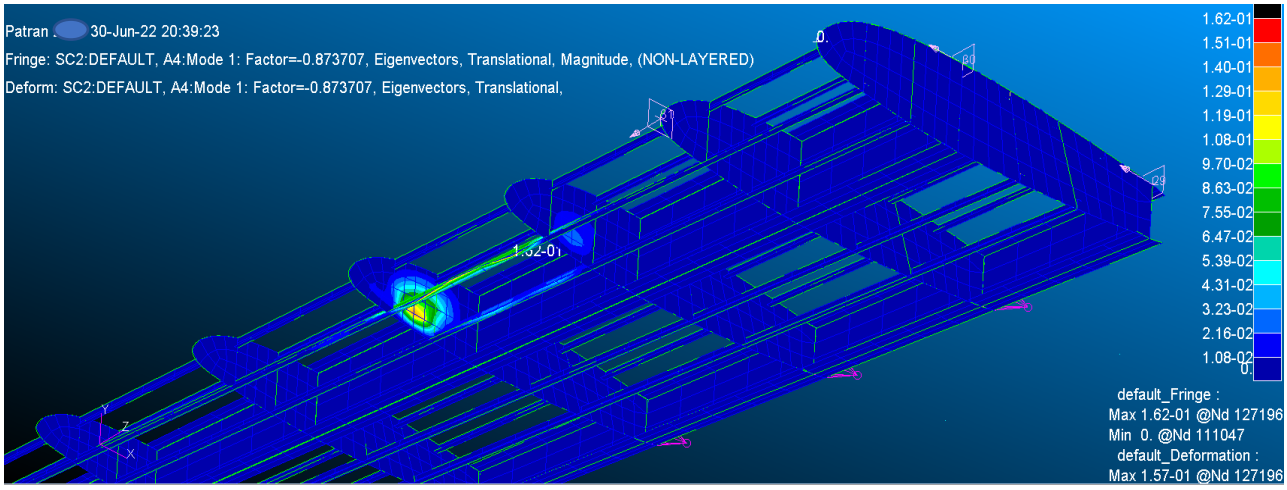

Figure 8-54 Zona sensibile al buckling, interno, struttura finale

CONCLUSIONI

Questa procedura di ottimizzazione, come si può osservare è stata frutto di una continua analisi dei risultati, modifica dei dati di inputi della sol200 e valutazione critica dei dati di output per poi rimodificare quelli di input; fino ad ottenere la configurazione finale.

Il processo può essere suddiviso in 3 fasi:

la prima fase che prevede la configurazione di partenza che presenta un peso di 230kg e una suddivisione in 11 variabili di proprietà nella sol200

in questa prima fase effettuando la prima ottimizzazione con successiva modifica di alcuni spessori, si arriva ad una nuova configurazione con un peso di 118kg e che rispetta tutti i constraints, ma ulteriormente ottimizzabile

la seconda fase invece è caratterizzata dalla suddivisione della struttura in ulteriori sottodomini e quindi da un aumento delle variabili, da 11 a 22, in questa fase si ottiene una prima struttura di 105kg ma che non soddisfa il constraint di BLF>1 e nonostante la successiva approssimazione degli spessori, passando da una struttura di 105kg a una di 109.3kg, va a soddisfare il BLF positivo.

La terza fase in questa ultima fase si va ad analizzare il problema della sensibilità al buckling della struttura precedente e si decide di rinforzare lo skin superiore del tip della semiala, aumentandone lo spessore da 0.5 a 1mm ottenendo così la configurazione finale di 111.1kg

Quindi in conclusione si può ritenere l'ottimizzazione terminata con una struttura che alla fine della procedura presenta un peso quasi dimezzato, cioè si passa da 230kg a 111.1kg, una deformazione massima al tip del punto baricentrico della rispettiva sezione di 126mm, quindi inferiore al valore massimo di 250mm, stress massimo alla Von Mises di 87.3 N/mm^2, quindi molto inferiore alla sigma di snervamento, ed infine non si verifica nessuno andamento critico di Buckling.

Si riporta l'andamento dei pesi ottenuti nelle varie fasi:

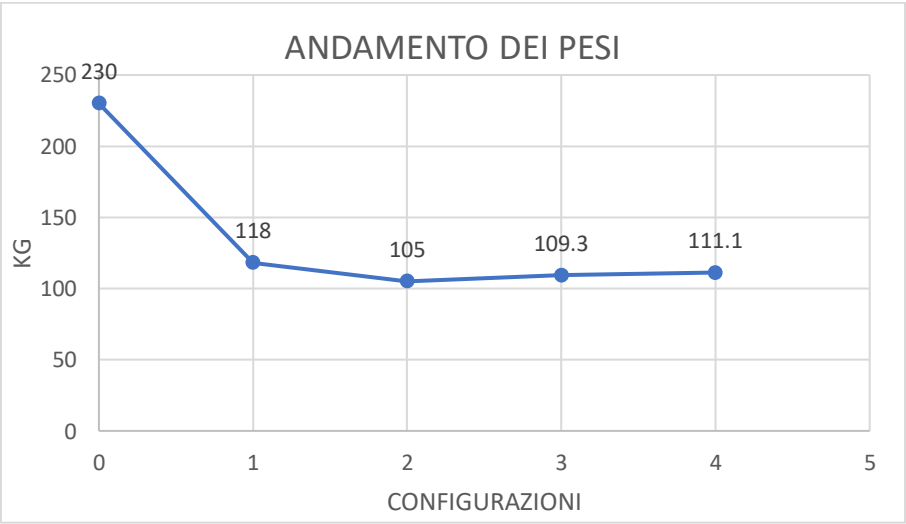

Figure 9-1 Andamento del peso delle varie configurazioni ottenute

Spessori finali:

Tabella 9-0-1 Risultati degli spessori della struttura ottimizzata

	N.VARIABILE	VARIABILE	SPESSORE FINALE [mm]
GRUPPO	1	CENT_1	1
CENTINE	2	CENT_2	1
	3	CENT_3	0,5
GRUPPO	4	COR_D_1	1
CORRENTI	5	COR_D_2	1
INFERIORI	6	COR_D_3	0,5
GRUPPPO	7	COR_UP_1	1
CORRENTI	8	COR_UP_2	1
SUPERIORI	9	COR_UP_3	0,5
ANIME DEI	10	LONG_ANT	2
LONGHERONI	11	LONG_POS	1,5
NOSE	12	NOSE	1
GRUPPO	13	SKI_D_1	2,5
SKIN	14	SKI_D_2	2,5
INFERIORE	15	SKI_D_3	1
GRUPPO	16	SKI_UP_1	2
SKIN	17	SKI_UP_2	2
SUPERIORE	18	SKI_UP_3	1
GRUPPO	19	SO_D_DX	2
SOLETTE	20	SO_D_SX	16
	21	SO_UP_DX	2
	22	SO_UP_SX:	20

INDICE FIGURE

Figure 0-1 PA-46-350-P....3
Figure 1-1 Naca 23016 in xfoil....7
Figure 1-2 Naca 23016 in xfoil....7
Figure 1-3 Pannellatura naca 23016 in xfoil....8
Figure 1-4 Polare aerodinamica naca23016....11
Figure 1-5 Cla lineare naca23016....11
Figure 1-6 Polare aerodinamica naca23009....12
Figure 1-7 Cla lineare naca23009....12
Figure 2-1 Flussi in AVL....13
Figure 2-2 Filamento di vortice....14
Figure 2-3 Vortice a singola staffa....14
Figure 2-4 Sovrapposizione finita linee di vortici....14
Figure 2-5 Struttura di vortici a reticolo....14
Figure 2-6 Ala e fusoliera in AVL....16
Figure 2-7 Dimensioni Piper Archer 46-350-P....17
Figure 2-8 Esempi di "spacing" in AVL....18
Figure 2-9 CLi CDi da immettere in AVL....19
Figure 2-10 Vista prospettiva ala in AVL....20
Figure 2-11 Forma in pianta ala in AVL....21
Figure 2-12 Piano di Trafftz....22
Figure 2-13 Forze applicate sull'ala secondo AVL....25
Figure 2-14 Distribuzione di carico aerodinamico....26
Figure 2-15 Rotazione nel sistema di riferimento locale delle forze....27
Figure 2-16 Andamento del taglio lungo l'apertura alare....28
Figure 2-17Andamento del momento lungo l'apertura alare....29
Figure 3-1 Spaccato interno della semiala....30
Figure 3-2 Esempio sezione dei correnti....31
Figure 3-3 Esempio modellazione dei Booms....33
Figure 3-4 Esempio modellazione dei pannelli....34
Figure 3-5 Pannello curvo....34
Figure 3-6 Scomposizione dL lungo gli assi....34
Figure 3-7 Equilibio momenti attorno al polo....35
Figure 3-8 Esempio sezione circolare....36
Figure 3-9 Esempio equilibio dei correnti più pannelli....37
Figure 3-10 Struttura del cassone alare modellata in booms e pannelli....39
Figure 3-11 Struttura a cella aperta....42
Figure 3-12 Aree Omega_ij....43
Figure 5-1 Andamento dell'area in sezione dello skin....54
Figure 5-2 Andamento carico alleviante ski....56
Figure 5-3 Carico alleviante solette anteriori....57
Figure 5-4 Carico alleviante solette posteriori....57
Figure 5-5 Carico alleviante anima anteriore....59
Figure 5-6 Carico alleviante anima posteriore....59
Figure 5-7 Andamento del taglio delle centine....61
Figure 5-8 Posizionamento del carico del carburante....62
Figure 5-9 Andamento del taglio dovuto al carburante....62
Figure 5-10 Posizione del carrello....63
Figure 5-11 Andamento del taglio del carrello....63
Figure 5-12 Andamento del taglio alleviato Tz....66

Figure 5-13 Andamento del momento alleviato Mx 66
Figure 6-1 Superficie Skin del modello FEM 70
Figure 6-2 Divisione skin per alloggio dei correnti 70
Figure 6-3 Skin intagliato 71
Figure 6-4 Linee delle centine 71
Figure 6-5 Correnti 72
Figure 6-6 Anime dei longheroni 72
Figure 6-7 Anime dei longheroni 72
Figure 6-8 Solette dei longheroni 73
Figure 6-9 Caratteristiche dell' AL7075 in Patran e creazione delle proprietà 73
Figure 6-10 Proprietà struttura interna 74
Figure 6-11 Proprietà skin esterno 74
Figure 6-12 Mesh seeds lungo l'apertura 74
Figure 6-13 Mesh centine 75
Figure 6-14 Mesh skin 75
Figure 6-15 Vincolo alla radice 75
Figure 6-16 Elementi MPC 76
Figure 7-1 Pressioni applicate nel modello FEM 80
Figure 7-2 Applicazione delle Forze delle sup. mobili, nel FEM 81
Figure 7-3 Deformazione semiala al carico massimo 82
Figure 7-4 Deformazione verticale del baricentro della sezione al tip 82
Figure 7-5 Stress alla Von Mises 83
Figure 7-6 Zona esterna sensibile al buckling del primo modo 83
Figure 7-7 Zona sensibile al buckling struttura interna (deformata amplificata per 50) 83
Figure 7-8 Forze applicate agli elementi MPC 86
Figure 7-9 Deformazione semiala con il carico alleviato 86
Figure 7-10 Deformazione verticale del punto baricentrico del tip, carico alleviato 87
Figure 7-11 Stress alla Von Mises, carico alleviato 87
Figure 7-12 Area sensibile al Buckling della zona esterna, carico alleviato 87
Figure 7-13 Area sensibile al Buckling della zona interna correnti, carico alleviato 88
Figure 7-14 Area sensibile al Buckling della zona interna centine, carico alleviato 88
Figure 7-15 Andamento del buckling fino al 5th modo 88
Figure 7-16 Andamento del taglio alleviato 89
Figure 7-17 Andamento del momento alleviato 90
Figure 7-18 Andamento del taglio alleviato, visto dalle sezioni del PLV 90
Figure 7-19 Andamento del momento alleviato visto dalle sezioni del PLV 90
Figure 8-1 Analogia della collina 91
Figure 8-2 Constraints boundaries e punto di ottimo 93
Figure 8-3 condizione di Kuhn-Tucker 94
Figure 8-4 Design variables Patran 95
Figure 8-5 Funzione obbiettivo, patran 96
Figure 8-6 Constraint deformazione massima, patran 96
Figure 8-7 Constraint di massimo stress, patran 97
Figure 8-8 Constraint di buckling, patran 97
Figure 8-9 Tabella delle variabili, patran 98
Figure 8-10 Risultati prima ottimizzazione 100
Figure 8-11 Deformazione, prima ottimizzazione 100
Figure 8-12 Deformazione verticale baricentro al tip, prima ottimizzazione 101
Figure 8-13 Stress alla Von Mises, prima ottimizzazione 101
Figure 8-14 Buckling superficie esterna, prima ottimizzazione 102
Figure 8-15 Buckling superfice interna correnti, prima ottimizzazione 102

Figure 8-16 Buckling superfice interna centine, prima ottimizzazione 102
Figure 8-17 Risultati approssimati..... 103
Figure 8-18 Risultati seconda ottimizzazione e maggiorazione 103
Figure 8-19 Deformazione semiala risultati maggiorati 104
Figure 8-20 deformazione nodo del tip, risultati maggiorati..... 104
Figure 8-21Stress alla Von Mises, risultati maggiorati..... 104
Figure 8-22 Zona sensibile al buckling superficie esterna, risultati maggiorati..... 105
Figure 8-23 Zona sensibile al buckling superfici interna correnti, risultati maggiorati 105
Figure 8-24 Zona sensibile al buckling centine, risultati maggiorati..... 105
Figure 8-25 risultati del Buckling fino al 13th modo..... 106
Figure 8-26 sottosuddivisione dell skin 106
Figure 8-27 Suddivisione dei correnti..... 107
Figure 8-28 Suddivisione delle centine..... 107
Figure 8-29 Suddivisione delle solette e delle anime..... 108
Figure 8-30 Deformazione semiala, constraint cambiato..... 108
Figure 8-31 Deformazione del nodo al tip, constraint cambiato 109
Figure 8-32 Andamenti degli stress, constraint cambiato 109
Figure 8-33 Zona sensibile al buckling, struttura esterna, constraint cambiato..... 109
Figure 8-34 Zona sensibile al buckling, struttura interna, constraint cambiato..... 110
Figure 8-35 Zona sensibile al buckling, longheroni , constraint cambiato..... 110
Figure 8-36 Spessori dei vari componenti della struttura..... 111
Figure 8-37 Andamento funzione obbiettivo..... 111
Figure 8-38 Andamento delle variabili di spessore 112
Figure 4-39 Risultati del BLF fino al 7th modo 112
Figure 8-40 Spessori approssimati dell'ottimizzazione con constraint cambiato 112
Figure 8-41 Deformazione struttura con spessori approssimati 113
Figure 8-42 Deformazione del tip, spessori approssimati..... 113
Figure 8-43 Stress alla Von Mises, spessori approssimati 113
Figure 8-44 risultati di Buckling spessori approssimati..... 114
Figure 8-45 Buckling sup esterna 1th modo, spessori approssimati..... 114
Figure 8-46 Buckling struttura interna 1th modo, spessori approssimati..... 114
Figure 8-47 Buckling sup esterna 2th modo, spessori approssimati..... 115
Figure 8-48 Buckling struttura interna 2th modo, spessori approssimati..... 115
Figure 8-49 andamento del Buckling fino al 10th modo..... 115
Figure 8-50 Deformata struttura finale 116
Figure 8-51 Deformata nodo al tip, strutttura finale 116
Figure 8-52 Stress alla Von Mises struttura finale..... 116
Figure 8-53 Zona sensibile al buckling, esterno, struttura finale..... 117
Figure 8-54 Zona sensibile al buckling, interno, struttura finale..... 117
Figure 9-1 Andamento del peso delle varie configurazioni ottenute 118

INDICE TABELLE

Tabella 1-1 Coordinate dei punti profili naca 8
Tabella 2-1 Valori aerodinamici della semiala dx per ogni striscia 23
Tabella 2-2 Valori aerodinamici della semi-fusoliera dx 24
Tabella 2-3 Valori dei dCp della prima striscia lungo la corda 24
Tabella 3-1 Dimensioni dei vari componenti strutturali 31
Tabella 3-2 Esempio sezione dei correnti ..... **Error! Bookmark not defined.**
Tabella 3-3 Sezione 23016 39
Tabella 3-4 Momenti di inerzia 23016 40
Tabella 3-5 Momenti di inerzia totali 23016 40
Tabella 3-6 Sigma per ogni corrente e rispettiva forza normale alla sezione 41
Tabella 3-7 Valori per la sezione 23016 46
Tabella 3-8 Sigma per ogni corrente e rispettiva forza normale alla sezione 46
Tabella 3-9 Valori per la sezione 23013 47
Tabella 3-10 Sigma per ogni corrente e rispettiva forza normale alla sezione 47
Tabella 3-11 Valori per la sezione 23010 48
Tabella 4-1 Posizione lungo l'apertura delle diverse sezioni 52
Tabella 4-2 Distribuzione delle aree totali in ogni sezione 52
Tabella 4-3 Momenti di inerzia per ogni sezione 53
Tabella 4-4 Andamento delle sollecitazioni sulle varie sezioni 53
Tabella 5.1-1 Andmento aree e carico skin 55
Tabella 5.1-2 Andamento aree e carico alleviante solette 56
Tabella 5.1-3 Andamento aree e carichi allevianti delle anime 58
Tabella 5.1-4 Aree e pesi delle centine 60
Tabella 5.1-5 Andamenti del taglio centine 61
Tabella 5.1-6 Superfici delle pannellature delle superfici mobili 64
Tabella 5.1-7Aree delle superfici mobili raggruppate 64
Tabella 5.1-8 Masse superfici mobili 64
Tabella 5.1-9 Carico alleviante delle superfici mobili 65
Tabella 5.1-10 Andamento dei carichi alleviati 65
Tabella 5.1-11 Stress condizione di carico alleviato sezione alla radice, mezzeria e vicino all'estremità 67
Tabella 5.1-12 Carichi alleviati per il PLV 68
Tabella 7-1 Pressioni generate da AVL per ogni pannello 77
Tabella 7-2 PRessioni moltiplicate per nmax 79
Tabella 7-3 Pressioni divise per 2 79
Tabella 7-4 Forze generate dalle superfici mobili, per ogni pannello 80
Tabella 7-5 Forze semplificate e risultanti delle superfici mobili 81
Tabella 7-6 Forze peso delle superfici mobili 85
Tabella 7-7 Forze risultanti da applicare al modello FEM 85
Tabella 7-8 Confronto PLV e FEM carico non alleviato 89
Tabella 7-9 Confronto PLV e FEM carico alleviato 89
Tabella 8-1 Componenti e dimensioni, struttura 99
Tabella 9-1 Risultati degli spessori della struttura ottimizzata 119

Bibliografia

(2012). Tratto da scienzadellecostruzioni.co.uk: http://www.scienzadellecostruzioni.co.uk/corsoannuale/Lezione%2045%20-%20Il%20principio%20dei%20lavori%20virtuali%20nell'analisi%20delle%20travi.pdf

Cestino, E. (2020). Esercitazioni di progettazione di veicoli aerospaziali.

Drela, Y. (s.d.). AVL user Primer . MIT.

Jans's. (2007). All the word's aircraft. Paul Jackson Fraes.

MIT. (2000). Tratto da xfoil subsonic airfoil deevelopment system: https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/

MIT. (2004). AVL Aircraft configuration development. Tratto da https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/

Omar. (s.d.). Profilati in alluminio.

Piper. (2006). Airplane Parts Catalog. Piper Aircraft Corporation.

Sciuva, M. D. (2020). Appunti dal corso di strutture aeronautiche.

Ringraziamenti

Giunto al termine di questo percorso, sento il dovere di ringraziare i miei genitori, Giuseppe e Rosaria, che hanno permesso la realizzazione di un sogno e che con i quali ho condiviso le preoccupazioni e le gioie che un corso di studi come questo può regalare.

Ringrazio mio fratello Alessandro e mia sorella Mariangela per il continuo appoggio che mi hanno dato.

Ringrazio inoltre i miei amici, che mi hanno sempre supportato e hanno sempre creduto in me e ai quali sarò sempre debitore per tutti i momenti di spensieratezza e divertimento che abbiamo condiviso.

Ed infine ringrazio i miei relatori per la loro disponibilità e la loro saggia guida.