

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

Facoltà di Ingegneria

Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale



**DESIGN E VALIDAZIONE STRUTTURALE FUSOLIERA
DI AEREO ULTRALEGGERO**

Relatore: Prof. Ugo **GALVANETTO**

Correlatore: Prof. Mirco **ZACCARIOTTO**

Tesi di Laurea di:

Daniele **BALDON**

Matricola: 1039896

Anno Accademico 2012/2013

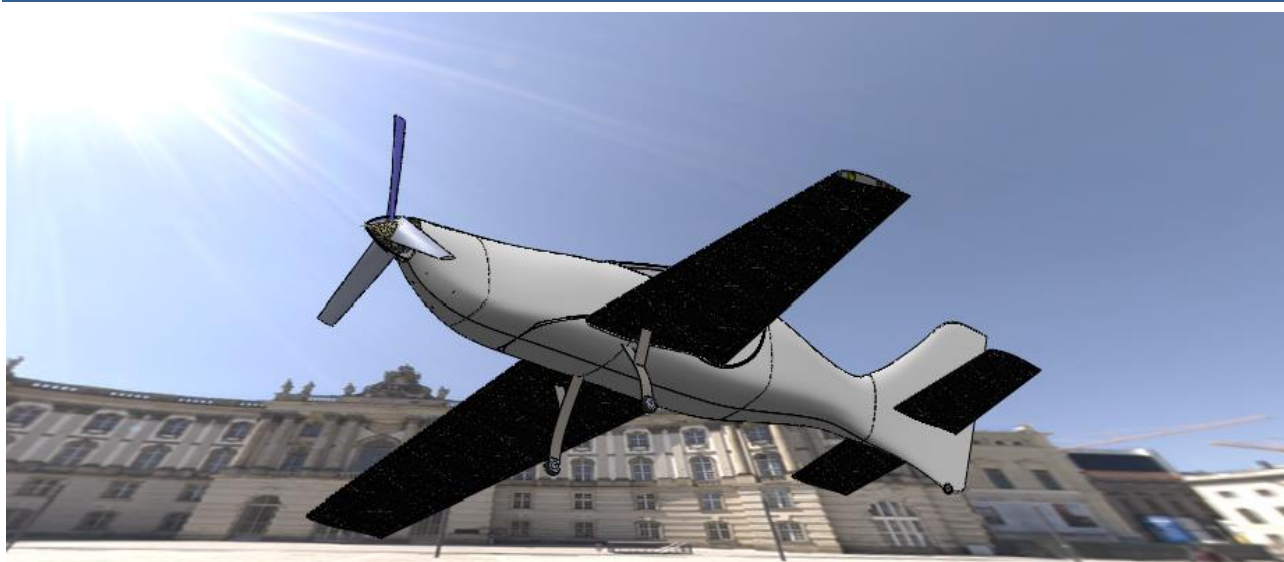
Sommario

INTRODUZIONE	7
Tipologie di fusoliera	10
Organizzazione del lavoro	11
Definizione dei vincoli e requisiti.....	12
Normativa	15
CAPITOLO 1: Scelta dei materiali.....	20
Perché il sandwich.....	20
Sandwich design.....	20
Tipologie di failure.....	21
Linee guida per il design	23
Skins: fibra di vetro + resina epossidica	23
Core: rohacell o flexyfoam	24
Scelta finale	27
CAPITOLO 2: PRE-DIMENSIONAMENTO FUSOLIERA POSTERIORE, FAILURE.....	28
Raccolta dei dati ed ipotesi iniziali.....	29
Equilibrio dei momenti: forze aerodinamiche in coda.....	31
Carichi sulla fusoliera: taglio e momenti	35
Calcolo spessori fusoliera con irrigidimenti (booms).....	37
Sezione booms:	38
Sezione skin:.....	38
Calcolo spessori fusoliera senza irrigidimenti (monoscocca).....	40
Spessore pelli del sandwich	40
Spessore core del sandwich.....	41
Configurazione finale e pesi	41

CAPITOLO 3: Pre-dimensionamento fusoliera posteriore, buckling	43
2.1 Buckling nelle lamine curve	43
Le ordinate	47
CAPITOLO 4: SIMULAZIONI IN PATRAN NASTRAN	50
SIMULAZIONI SEMIFUSOLIERA POSTERIORE	52
Geometry	52
Properties	52
Materiali	52
Elementi finiti	59
Mesh	59
Group	59
Loads/Boundary conditions	59
Analysis	60
Results	60
Linear static	61
Spostamenti	61
Failure	63
Buckling	66
FUSOLIERA POSTERIORE CON I BOOMS	69
Linear static	70
Buckling	71
Failure	72
FUSOLIERA POSTERIORE CON L'ORDINATA	73
Linear static	73
Buckling	74
FUSOLIERA POSTERIORE CON I BOOMS E L'ORDINATA	75
Linear Static	75

Buckling	75
Failure.....	76
INTERA FUSOLIERA	78
INTERA FUSOLIERA CON BOOMS E ORDINATA.....	79
Linear Static	80
MODELLAZIONE SCATOLA LONGHERONI	81
Results	82
INTERA FUSOLIERA CON LONGHERONI, SCATOLA LONGHERONI, BOOMS, ORDINATA	86
Results	89
INTERA FUSOLIERA RINFORZATA.....	93
FUSOLIERA CON SEDILE, SCATOLA, LONGHERONI, ORDINATA, BOOMS.	96
Results	97
Aggiunta di lamine di rinforzo nel bordo fusoliera-cupolino	100
CONCLUSIONI.....	102
Sviluppi futuri	105
APPENDICE	107
Appendice A: normativa.....	107
Appendice B: dati e calcoli aerodinamici.....	113
Appendice C: diagrammi polari, profilo alare	115
Appendice D: Programma Matlab per calcolo spessori booms	116
Appendice E: Programma matlab per calcolo spessori skin con i Booms	119
Appendice F: script Matlab per calcolo spessore skin fusoliera monoscocca.....	120
Appendice G: file simulazione fusoliera completa .bdf	122
Bibliografia	125
Ringraziamenti	126

INTRODUZIONE



L'aereo "Merlo" è un progetto nato dalla passione per il volo del professor Marco Sambin. Si tratta di un aereo ultraleggero monoposto che sarà realizzato interamente in materiali compositi. L'idea è realizzare un aereo leggerissimo dotato di eccellente finezza aerodinamica. Il professore non è nuovo a questo genere di sfide, ma è la prima volta che abbandona il legno per affrontare il mondo dei compositi. Per questo serve uno studio attento del design della struttura e una validazione della progettazione con il potente programma di calcolo Patran/Nastran. Questa tesi è dedicata al design e validazione tramite analisi agli elementi finiti della fusoliera di tale aereo.

Il design di un aeroplano è estremamente complesso e si compone di numerose parti. Nel mio lavoro mi sono concentrato sul trovare uno spessore adeguato alla fusoliera per avere la certezza che non ceda e ho definito alcuni elementi di irrigidimento che possono essere sfruttati per diminuire notevolmente le deformazioni della struttura (che devono essere minime) e per evitare che si raggiunga il buckling.

Ogni design di strutture aeronautiche è composto dalle seguenti fasi:

- Criteri e requisiti del design.
- Determinazione dei carichi esterni a cui è soggetta la struttura.
- Calcolo delle tensioni interne.
- Verifica dei margini di sicurezza
- Verifica pratica/test.

Il design vero e proprio inoltre è correlato a tutte le altre fasi di realizzazione del prodotto, come si nota dal diagramma sottostante.

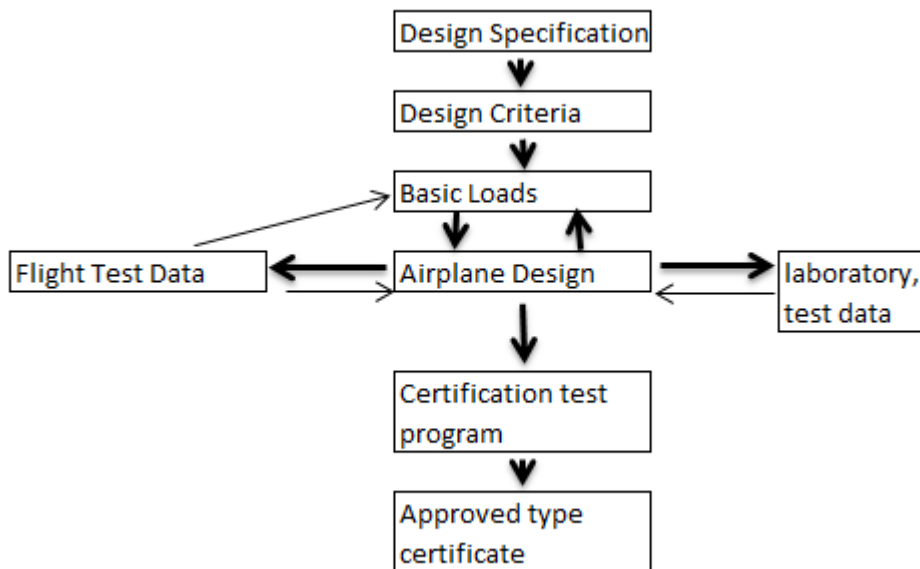


Figura 1: design, sviluppo e certificazione di un aeroplano

In un mercato aerospaziale sempre più competitivo non basta più avere l'aereo migliore o il motore più potente, ma bisogna sempre di più ridurre i costi e i tempi di produzione aumentando qualità e performance del prodotto. Questo obiettivo si traduce nell'ottimizzare la fase design-certificazione del prodotto rendendola "più veloce, migliore, più economica". Teniamo in mente sempre che il ciclo di produzione di un aereo dall'idea alla realizzazione può richiedere, nel caso di veicoli complessi, decine di anni.

La fase design-certificazione strutturale è composta da tre fasi principali:

- Definizione dell'ambiente operativo: in questa fase si definiscono il profilo di missione e l'ambiente operativo del prodotto. L'output sono i carichi esterni a cui è soggetta la struttura. Per un aereo sono ricavati dai test nel tunnel del vento, dai test di volo e da analisi CFD.
- System design and Analysis: i carichi esterni sono applicati alla struttura per ricavare le tensioni interne. E' qui che da il suo maggior contributo l'analisi agli elementi finiti, FEM, tramite software di calcolo strutturale. L'introduzione dei sistemi CAD/CAM è considerata non a caso la seconda rivoluzione industriale del '900. In questo progetto sono stati utilizzati

i programmi Patran/Nastran, i due più potenti e certificati software di calcolo FEM utilizzati in ambito aerospaziale.

- Detailed Design and Certification: una volta conosciuti gli stress ai quali è sottoposta la struttura generale, si passa all'analisi più in dettaglio dei singoli componenti attraverso vari livelli di complessità.

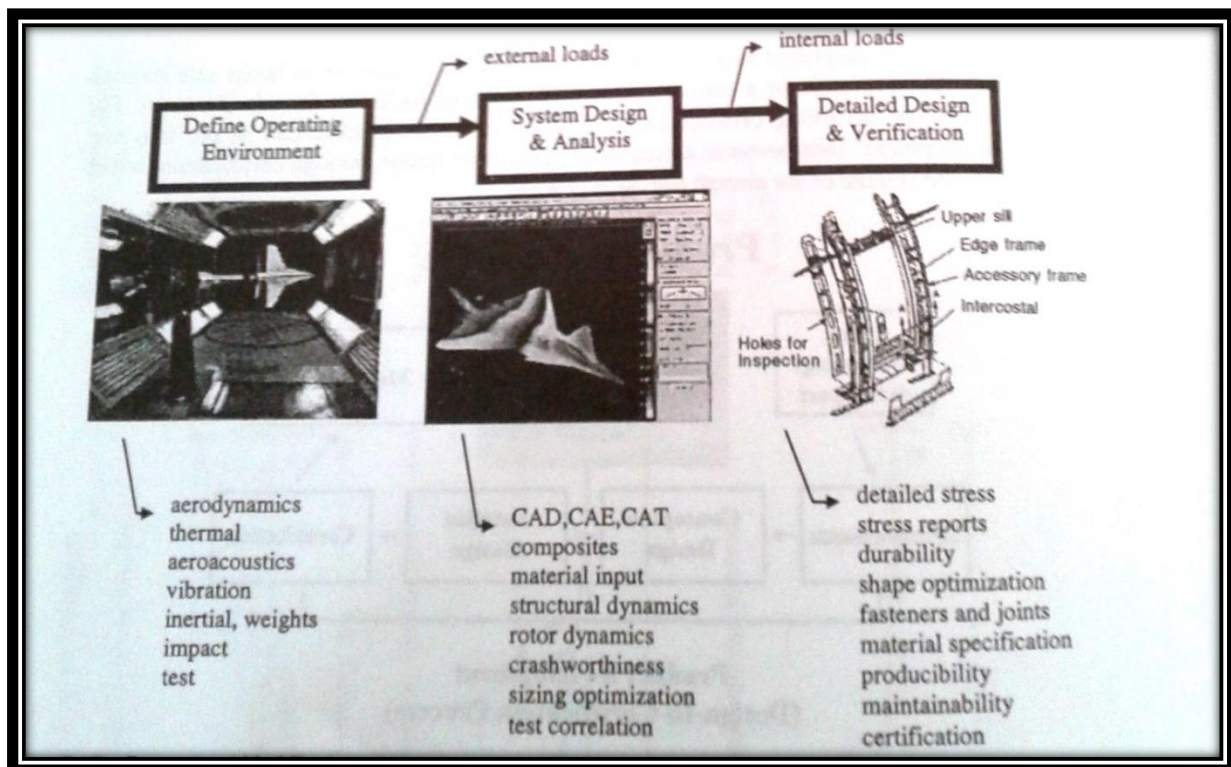


Figura 2: processo design-certificazione con aiuto di software CAD

Tipologie di fusoliera

Esistono quattro tipologie principali di fusoliera:

- Fusoliera a travatura reticolare: costituita da una travatura in legno o da tubi metallici saldati tra di loro, ricoperti da un materiale leggero (tela per esempio) che dà alla struttura una forma aerodinamica. Utilizzata dai primi aeroplani e tuttora da alcuni aerei ultra-leggeri.
- Fusoliera geodetica: la struttura geodetica oltre a funzione strutturale garantisce di per sé una forma aerodinamica. È costituita da strisce di materiali connesse tra di loro seguendo un percorso a spirali contrapposte, simili ad un cesto. Questa struttura con l'impiego del legno compensato e dei materiali composti si è evoluta verso la struttura monoscocca.
- Fusoliera monoscocca: la fusoliera monoscocca è semplicemente un tubo di skin sottile, in cui appunto la superficie esterna è anche la struttura primaria. Si è passato con gli anni dall'utilizzo di legno compensato alla vetroresina. La struttura è inefficiente in quanto le piastre possono diventare instabili sottoposte a taglio e compressione. I moderni aerei utilizzano tale struttura.
- Fusoliera semi-monoscocca: la pelle esterna è supportata da una struttura interna composta da elementi longitudinali (longheroni e correntini) e da elementi trasversali (ordinate e paratie). La pelle regge gli sforzi di taglio generati dalle forze esterne trasversali e torsionali, mentre gli elementi longitudinali reggono i momenti flettenti e i carichi assiali da esse generati. Gli elementi trasversali servono in generale a mantenere la forma della pelle, a distribuire i carichi e a dividere gli elementi longitudinali in sezioni minori per impedire l'instabilità.

Questa tesi servirà anche a scegliere per l'aereo Merlo la tipologia più adeguata tra la monoscocca e la semi-monoscocca. Indubbiamente apporterà elementi innovativi in quanto l'idea del professor Sambin è realizzare anche i possibili irrigidimenti in materiale composito. Eventuali correntini non saranno realizzati in tubi di alluminio bensì saranno delle ulteriori lamine di vetroresina che ispessiranno la fusoliera lungo tutta la sua lunghezza e dello spessore che dovrà essere calcolato.

Organizzazione del lavoro

Il lavoro è stato organizzato nel seguente modo:

- Definizione dell'ambiente operativo
 1. Definizione dei vincoli, requisiti ed obiettivi .
 2. Scelta dei materiali.
 3. Acquisizione e calcolo dei dati necessari al design.
 4. Calcoli secondo la teoria degli spessori fusoliera.
 5. Possibili configurazioni con irrigidimenti.

- System design and Analysis
 6. Simulazioni in Patran/Nastran della struttura calcolata con la teoria
 7. Analisi dei risultati.
 8. Analisi di maggior dettaglio in Patran/Nastran della struttura completa con sedile, irrigidimenti e scatola dei longheroni.

Definizione dei vincoli e requisiti.

L'obiettivo è scegliere i materiali più adeguati per la realizzazione del sandwich, calcolare gli spessori necessari, verificare l'efficacia di alcuni tipologie di irrigidimenti e certificare che la struttura non si deformi e soprattutto non ceda. Alla fine si avrà un design preliminare di una fusoliera che sarà in grado di volare.

La geometria generale dell'aereo è stata decisa dal Prof. Sambin e uno stampo femmina della fusoliera inferiore è già stato realizzato. La fusoliera vuole essere realizzata in una struttura a sandwich, con materiali da definire. Il suo peso deve essere limitato quanto possibile.

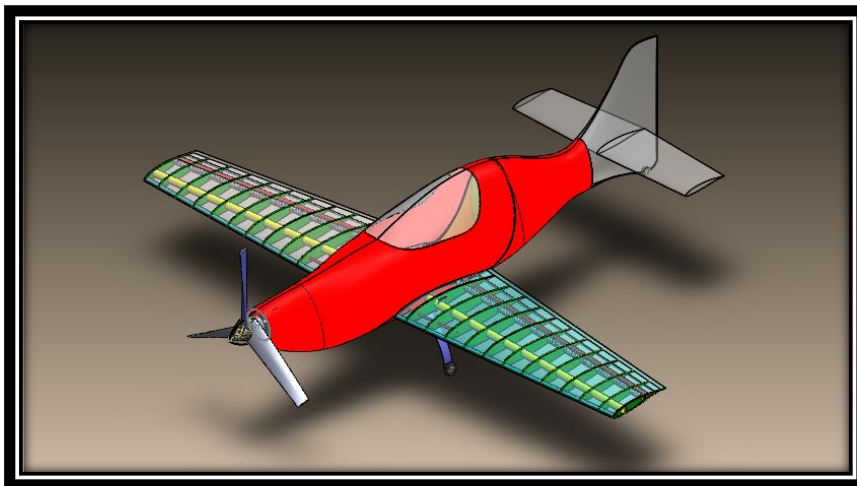


Figura 3: aereo completo, con risalto della fusoliera (in rosso)



Figura 4: immagine della sola fusoliera con all'interno sadile, scatola longheroni e ordinate

Dallo stampo della fusoliera esistente sono state ricavate le seguenti dimensioni:

Lunghezza [cm]	larghezza [cm]	altezza [cm]
0	26	26
15		28
50		29
75	29	30
100		30,5
125	30	30,5
150		29,5
175		26,7
200	26	22,5
225		16,5
250	23	11
275		7,5
300		5,5

Tabella 1: dimensioni fusoliera in funzione dell'asse



Tabella 2: profilo altezza fusoliera (senza muso). Unità di misura: cm



Tabella 3: profilo larghezza fusoliera (senza muso). Unità di misura: cm.

Normativa

L'attività di volo da diporto o sportivo, denominato VDC, è disciplinata dal regolamento: DECRETO DEL PRESIDENTE DELLA REPUBBLICA 9 Luglio 2010, n. 133, Nuovo regolamento di attuazione della legge 25 marzo 1985, n. 106, concernente la DISCIPLINA DEL VOLO DA DIPORTO O SPORTIVO.

Oltre alle norme generali sul volo, documentazione, assicurazione, attestato VDC ecc, sono presenti le norme strutturali e di progetto, di nostro interesse.

Essendo disponibile gratuitamente in internet, al sito ufficiale dell'Aero Club Italia relativo agli ultraleggeri www.ulm.it, è riportata in appendice solo l'allegato tecnico 5, capitolo C-STRUTTURA e capitolo D-PROGETTO E COSTRUZIONE.

- Esaminiamo i paragrafi del capitolo C relativi alla fusoliera:

PAR. 354. CARICHI SULLA FUSOLIERA

La fusoliera vincolata agli attacchi alari deve essere dimensionata:

- (a) Per i carichi simmetrici di PAR. 331 tenendo conto dei fattori di carico n , dei relativi carichi di bilanciamento in coda e della coppia motore di PAR. 361.
- (b) per il carico sull'impennaggio verticale di PAR. 353(a) e per il carico laterale sul motore corrispondente ad $n = 1.5$ (1.5 volte il peso del motore applicato al CG del motore).

PAR. 331. CARICHI SIMMETRICI

Carichi simmetrici sull'ala

- a) Devono essere investigate almeno le condizioni A, D, E, G ed F (quest'ultima solo nel caso il velivolo sia dotato di flaps) dell'involuppo di volo al paragrafo PAR. 333.
- b) Per l'equilibrio alla rotazione va tenuto conto del carico di bilanciamento in coda.
- c) Si può considerare il C.G. coincidente col centro aerodinamico A.C. sul quale agiscono le risultanti delle forze aerodinamiche. Le convenzioni di segno sono indicate in figura.
- d) La distribuzione dei carichi aerodinamici lungo l'apertura alare può essere considerata proporzionale alle corde.

L'intero progetto è stato svolto non solo seguendo le norme ma mantenendo altissimi i margini di sicurezza. Un dato per tutti: secondo il paragrafo 353 (a) (vedi appendice) il carico sul timone verticale dovrebbe essere 198 N mentre nel paragrafo dei carichi aerodinamici si nota che la strada seguita calcola un carico nel timone verticale otto volte maggiore dato dal fatto che son stati svolti

calcoli validi per un aereo categoria ACROBATIC dimensionato nel punto più critico dell'involuppo di volo!

- In appendice è riportato in capitolo D-progetto e costruzione, di cui qui esaminiamo i punti principali:

L'integrità di qualunque parte di un progetto nuovo od inusuale che abbia un ruolo importante sulla sicurezza del velivolo deve essere stabilita mediante prove o analisi che l'esperienza del costruttore abbia dimostrato affidabile.

PAR. 603 MATERIALI E SOLLECITAZIONI DA FATICA

a) L'idoneità e la durata dei materiali usati per le parti ritenute fondamentali per la sicurezza devono:

- essere stabilite in base all'esperienza del costruttore e/o con prove.

- Tenere conto degli effetti delle condizioni ambientali, quali la temperatura e l'umidità, che si prevedono nell'impiego.

b) La struttura deve essere progettata, per quanto possibile, in modo da evitare punti di concentrazione di sollecitazioni nelle zone in cui siano probabili, nell'impiego normale, sollecitazioni variabili di valore superiore al limite di fatica.

c) E' necessario che il costruttore verifichi che i livelli di sollecitazione massima non eccedano quelli indicati nella nota seguente almeno per gli elementi critici dell'aeroplano quali: longherone principale dell'ala, piano orizzontale di coda e gli attacchi di entrambi sulla fusoliera.

N. B.

a) Se il livello delle sollecitazioni a carico limite (incluse le concentrazioni di sforzo) è al di sotto del limite di fatica, non sono necessarie ulteriori valutazioni, la vita è "infinita" e sono solo necessarie normali ispezioni periodiche.

Dei due materiali utilizzati, flexyfoam e fibra di vetro in resina epossidica, il primo è acquistato direttamente dal fornitore e già certificato, mentre il laminato sarà realizzato da me ed alcuni colleghi dell'Università di Padova in laboratorio. Sebbene sia la resina epossidica che le fibre di vetro sono certificate, il prodotto finale che ne uscirà no. Le caratteristiche meccaniche dipenderanno dalla qualità del lay-up e in particolare dalla percentuale di fibre presente nelle lamine.

I dati utilizzati per i calcoli e le verifiche in Patran sono dati riscontrabili con materiali simile, suggeriti dal fornitore, e confrontabili con quelli della normativa FAA AC20-107 sui materiali compositi. Comunque son stati sempre considerati valori inferiori a quelli medi ritrovabili in letteratura per sicurezza.

Nonostante ciò è in programma una sessione di test che mirano a ricavare le esatte proprietà meccaniche dei materiali utilizzati e certificarli.

I test saranno conformi alla normativa americana in materia di test sui materiali compositi ASTM D-3039.

Di seguito è riportata la test matrix e gli aspetti principali della normativa:

TEST MECCANICI SECONDO NORMATIVA ASTM D3039

TRAZIONE			
	Orientazione fibre	Ripetizioni	Configurazione (vedi tab 2)
Lamina	0°	x3	A
Lamina	45°	x3	B
Lamina	90°	x3	B
Laminato	[0/45/-45/90]s	x3	C
Laminato	[0/45/-45/90]s	x3	C
Laminato	[0/45/-45/90]s	x3	C
COMPRESIONE			
Lamina	0°	x3	D
Lamina	45°	x3	D
Lamina	90°	x3	D

➤ DIMENSIONI OBBLIGATORIE

TABLE 1 Tensile Specimen Geometry Requirements


Parameter	Requirement
Coupon Requirements:	
shape	constant rectangular cross-section
minimum length	gripping + 2 times width + gage length
specimen width	as needed ^A
specimen width tolerance	±1 % of width
specimen thickness	as needed
specimen thickness tolerance	±4 % of thickness
specimen flatness	flat with light finger pressure
Tab Requirements (if used):	
tab material	as needed
fiber orientation (composite tabs)	as needed
tab thickness	as needed
tab thickness variation between tabs	±1 % tab thickness
tab bevel angle	5 to 90°, inclusive
tab step at bevel to specimen	feathered without damaging specimen

^ASee 8.2.2 or Table 2 for recommendations.

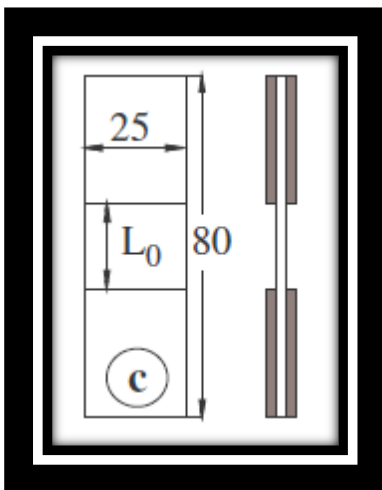
➤ **DIMENSIONI CONSIGLIATE**

Trazione

Compressione (configurazione D)

 D 3039/D 3039M							
TABLE 2 Tensile Specimen Geometry Recommendations^A							
Configurazione	Fiber Orientation	Width, mm [in.]	Overall Length, mm [in.]	Thickness, mm [in.]	Tab Length, mm [in.]	Tab Thickness, mm [in.]	Tab Bevel Angle, °
A	0° unidirectional	15 [0.5]	250 [10.0]	1.0 [0.040]	56 [2.25]	1.5 [0.062]	7 or 90
B	90° unidirectional	25 [1.0]	175 [7.0]	2.0 [0.080]	25 [1.0]	1.5 [0.062]	90
C	balanced and symmetric random-discontinuous	25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.100]	emery cloth	—	—
		25 [1.0]	250 [10.0]	2.5 [0.100]	emery cloth	—	—

^ADimensions in this table and the tolerances of Fig. 2 or Fig. 3 are recommendations only and may be varied so long as the requirements of Table 1 are met.



Con $L_0 = 20$ mm

Questa configurazione secondo l'articolo "comportamento statico e a fatica di composti tessuti" è equivalente ad una prova con provino più lungo e struttura anti-buckling. Essendo stato testato su composti con fibra di carbonio, se possibile potremmo ridurre la L_0 di qualche millimetro.

➤ **NOTE**

Strumentazione:

- Micrometro: accuratezze dell'ordine dell'1% dello spessore
- Morse: se usiamo i 'tab' dovrebbero sporgere almeno di 10-25 mm oltre le tab.
- Allineamento: principale causa d'errore. Consigliato l'uso di estensimetro su un campione di prova anche di altro materiale per valutare eventuali flessioni indotte (problema in compressione).
- Estensimetri: meglio se da ambo i lati. Di solito sono da 6 mm, non più piccoli di 3 mm.

Geometria

- Le misure obbligatorie sono quelle della tabella 1. Come si nota danno indicazioni minime. Le dimensioni riportate in tabella 2 invece sono quelle comunemente usate, e che comunemente hanno il comportamento voluto, cioè buona distribuzione di tensioni e rottura nella parte centrale.
- L'uso delle tab non è obbligatorio. E' però consigliato per una distribuzione più uniforme delle tensioni ed evitare per evitare danneggiamenti dovuti alla pressione degli afferraggi della macchina di prova. I valori riportati in tabella 2 rispecchiano la consuetudine. Se si vuole procedere in maniera diversa la lunghezza minima dev'essere:

$$L_{\min} = F^{tu}h/2F^{su}.$$

F^{tu} tensione ultima del materiale del provino

h spessore provino

F^{su} tensione di taglio ultima del materiale più debole (incollante).

La geometria e il materiale della tab dev'essere riportata nei risultati.

Il materiale usato di solito per la tab è fibra di vetro a + - 45 e resina epossidica. Ma non c'è nessuna norma a riguardo.

CAPITOLO 1: Scelta dei materiali

In questa sezione si illustra una delle fasi fondamentali di tale progetto: la scelta dei materiali. Le linee guida sono sempre state la leggerezza, la qualità, la disponibilità sul mercato e il costo. L'acquisto dei materiali è una voce importante di budget. L'utilizzo di software FEM per il design aiuta a risparmiare notevolmente i costi del progetto, eliminando una quantità elevata di test distruttivi, nonché di progettare gli spessori in funzione delle tensioni locali.

Perché il sandwich

Un pannello sandwich è costituito da due pelli esterne (skin) in un materiale ad alto modulo e da un'anima interna (core) in materiale a bassa densità e con buone caratteristiche elastiche. Il concetto chiave è separare le pelli esterne tramite un materiale leggero in maniera da ottenere un elevato rapporto rigidità/peso. Le pelli ad alto modulo resistono alle tensioni sul piano, mentre l'anima resiste alle tensioni di taglio e distribuisce uniformemente le tensioni tra le due pelli.

L'utilizzo dei pannelli sandwich è una delle più apprezzate innovazioni ingegneristiche sviluppate dall'industria dei compositi.

È ampiamente utilizzato nell'industria aerospaziale e non solo dato che garantisce i seguenti vantaggi:

- peso basso
- alta rigidità (soprattutto flessionale)
- lunga durata
- risparmio dei costi di produzione



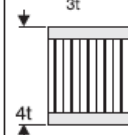
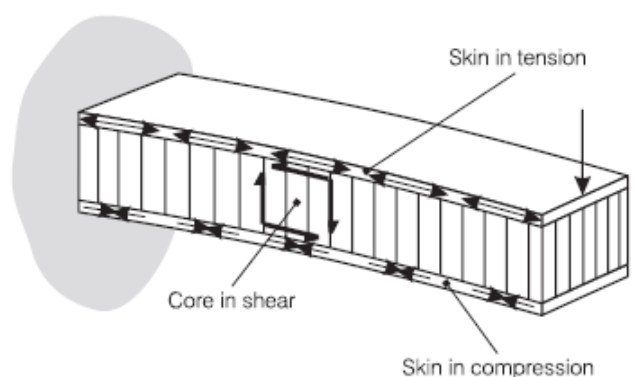
	Solid Material	Core Thickness t	Core Thickness $3t$
			
Stiffness	1.0	7.0	37.0
Flexural Strength	1.0	3.5	9.2
Weight	1.0	1.03	1.06

Figura 6: confronto tra lamina e sandwich

Sandwich design

Come detto il pannello sandwich scarica le tensioni nel piano alle pelli mentre l'anima distribuisce le



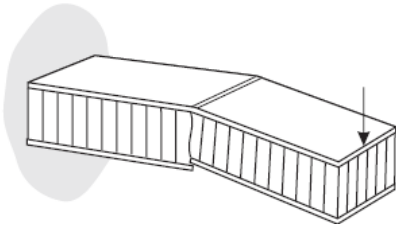
tensioni di taglio tra le due facce, come rappresentato in figura.

Per le pelli quindi ci interesserà soprattutto avere un alto modulo elastico ($E1$) e alta resistenza a trazione/compressione (σ^*1).

Tipologie di failure

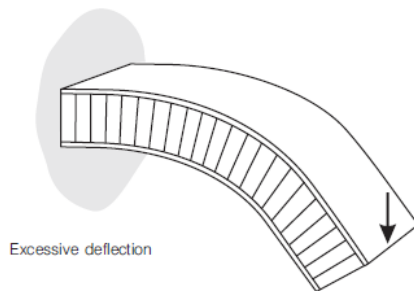
Per un design intelligente e corretto è fondamentale tenere in considerazione le diverse tipologie di rottura di un pannello sandwich. Queste ci danno le indicazioni chiave sulle caratteristiche che dobbiamo fornire alla struttura. Vediamo in seguito le principali:

- Rottura della pelle per compressione



Soluzione: la pelle deve essere dotata di un'alta resistenza a compressione, σ^*_c

- Deformazione eccessiva



Soluzione: aumentare la rigidezza flessionale EI , scegliendo per le pelli materiali più rigidi o aumentando la distanza tra le due.

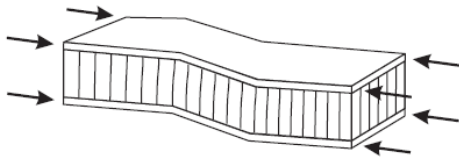
- Buckling della struttura



È la rottura più critica da analizzare. Non solo si può verificare il buckling di Eulero, ma anche altre tipologie di buckling secondario dovute alla complessità della struttura, come il “crimping” e il “wrinkling”.

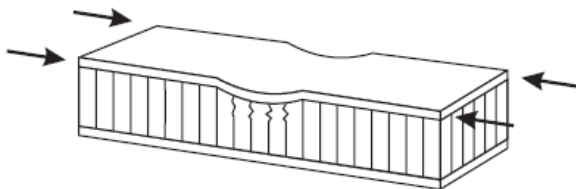
Soluzione: la soluzione più semplice è aumentare lo spessore dell’anima e scegliere un materiale con modulo a taglio, G_c , più alto.

○ Crimping di taglio



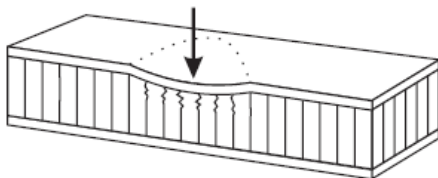
Soluzione: lo spessore e il modulo di taglio G_c dell’anima devono essere adeguati per prevenire che l’anima ceda al taglio dovuto a compressioni.

○ Wrinkling delle pelli



Soluzione: le pelli devono avere un alto modulo a compressione e l’anima un elevato valore di resistenza a compressione σ_c^* .

○ Compressione locale



Soluzione: avere un anima con alto σ_c^* .

Le caratteristiche chiave dei materiali per un buon sandwich sono quelle riportate in tabella:

Pelli	E_1	σ_c^*	σ_{tr}^*
Anima	G_c	τ^*	σ_c^*

Linee guida per il design

Per il design di una struttura sandwich è stata seguita la seguente modalità:

1. Definire la geometria del sandwich
2. Definire i carichi applicati e le condizioni al contorno
3. Calcoli preliminari: spessore dell'anima che resiste solo a taglio e delle pelli che resistono solo a trazione/compressione
4. Ottimizzazione: modificare gli spessori secondo i fattori di sicurezza, constatazioni di altra natura (lavorazioni, costi, disponibilità sul mercato), ecc.
5. Calcoli dettagliati struttura:

CALCOLO	VERIFICA	TEORIA	PATRAN/NASTRAN
Rigidezze		✓	✓
Deformazioni		✓	✓
Tensioni skin		✓	✓
Taglio core		✓	✓
	Buckling	✓	✓
	Compressione locale	✓	✓

Skins: fibra di vetro + resina epossidica

Il miglior materiale per realizzare le pelli del sandwich sono i laminati in composito di fibre di kevlar + fibre di carbonio. Le fibre di carbonio forniscono elevatissima rigidezza e resistenza a trazione, mentre il kevlar migliora il comportamento a compressione. Il nuovo Airbus A350 per esempio ha la fusoliera realizzata interamente in composito con fibre di carbonio.

Il problema principale di queste fibre è legato al costo. Inoltre le prestazioni del nostro aereo ultraleggero non sono tali da giustificare l'utilizzo.

Le fibre più adatte al nostro progetto sono le fibre di vetro.

In un laminato, la direzione delle fibre unidirezionali presenti nelle singole lamine è fondamentale. Per direzione si intende l'angolo tra direzione delle fibre e direzione del carico applicato. Si devono tenere in considerazione le caratteristiche delle diverse direzioni:

$\pm 45^\circ$	Dona stabilità contro il buckling/ Sopporta carichi di taglio
0°	Dona stabilità assiale/ Sopporta tensioni e compressioni
90°	Sopporta carichi trasversali e riduce il coefficiente di Poisson/ Migliora la stabilità dei pannelli lunghi e stretti rispetto alle lamine a 0°

E' chiaro che un laminato come il nostro soggetto a numerosi e svariati tipi di carico, non può prescindere dall'essere composta da almeno 4 lamine a $0^\circ \pm 45^\circ 90^\circ$.

Deve per quanto possibile essere simmetrico e bilanciato. Ciò previene effetti collaterali come deformazioni al di fuori del piano dovute a dilatazioni termiche e a tensioni piane, e evita l'accoppiamento tensione-torsione. E' dimostrato che un pannello con tutti i lati fissi sottoposto a flessione resiste meglio al buckling se la lamina esterna è a 90 gradi. Inoltre è sempre consigliato separare tra di loro lamine a 0 e 90 gradi con alcune a $\pm 45^\circ$ per minimizzare gli sforzi di taglio intralaminare.

Da ciò si deduce che la configurazione più appropriata per ora sembra essere $[90 +45 -45 0]_s$.

Core: rohacell o flexyfoam

Tra i possibili materiali da usare come anima della struttura in sandwich ci si è soffermati su tre: il Rohacell[®], il Nomex e in seguito sul Flexyfoam.

- Il NOMEX è una carta di fibre aramidiche con il legante di resine fenoliche. È utilizzato come honeycomb (struttura a nido d'ape) ottenendo valori caratteristici 10 volte superiori ad un honeycomb di alluminio. Una struttura ad honeycomb però presenta sempre due inconvenienti: non è isotropa (nemmeno sul piano poiché le celle esagonali variano la proprietà a seconda della direzione del carico) e si hanno difficoltà tecniche nell'incollaggio con le pelli dovute alla scarsa superficie di contatto. Nella tabella sono riportati i valori del HRH 10 NOMEX[®]

PRODOTTO		COMPRESSIONE		SFORZO DI TAGLIO			
Densità	Dimensione celle	Direzione normale		Direzione L		Direzione W	
[kg/m ³]	[mm]	Resistenza [MPa]	Modulo [MPa]	Resistenza [MPa]	Modulo [MPa]	Resistenza [MPa]	Modulo [MPa]
32	5	1.2	75	0.7	29	0.4	19
32	13	1.0	75	0.75	30	0.35	19
48	3	2.4	138	1.25	40	0.73	25
48	5	2.4	140	1.2	40	0.7	25
64	3	3.9	190	2.0	63	1.0	35
64	6	5.0	190	1.55	55	0.86	33
80	3	5.3	250	2.25	72	1.2	40
96	3	7.7	400	2.6	85	1.5	50
123	3	11.5	500	3.0	100	1.9	60
144	3	15.0	600	3.5	115	1.9	69

Tabella 4: HRH 10 NOMEX, caratteristiche meccaniche.

○ Il FLEXYFOAM è un PVC espanso a cellula chiusa per utilizzo generale nelle strutture a sandwich. Gode di ottimi rapporti rigidità/peso e resistenza/peso ne fanno un ottimo materiale d'anima per tutte le strutture a sandwich.

Le sue caratteristiche principali sono:

- Elevato rapporto resistenza e rigidità col peso.
- Buon isolamento termico.
- Autoestingente e buona resistenza al fuoco.
- Assorbimento d'acqua molto basso.

			TYPES							
			M-40	M-48	M-55	M-75	ET-75	M-90	M-130	M-200
NOMINAL DENSITY	ISO 845	Kg/m ³	40	48	60	80	80	100	130	200
THERMAL CONDUCTIVITY COEFF.	ISO 830	W/m K	0,031	0,031	0,031	0,033	0,033	0,035	0,039	0,048
THERMAL BENDING STABILITY	DIN 53424	°C	80	80	85	85	100	90	95	100
MINIMUM TEMPERATURE TESTED		°C	-200	-200	-200	-200	-200	-200	-200	-200
FIRE RESISTING PROPERTY	ASTM D 1692-67T		M2	M2	M2	M2	M2	M2	M2	M2
THERMAL EXPANSION COEFF.		x10 ⁻⁶ °C	40	40	40	35	35	35	30	25
COMPRESSIVE MODULUS	DIN 53421	N/mm ²	34	34	58	83	83	110	155	260
COMPRESSIVE STRENGTH	ISO 844	N/mm ²	0,45	0,60	0,85	1,30	1,30	1,90	2,60	4,80
TENSIL MODULUS	DIN 53457	N/mm ²	28	28	45	63	63	81	115	180
TENSIL STRENGTH	DIN 53571	N/mm ²	0,70	1,10	1,30	2,00	2,00	2,70	3,80	6,20
SHEAR MODULUS	ASTM C393	N/mm ²	13	15	22	30	30	38	50	75
SHEAR STRENGTH	ISO 1922	N/mm ²	0,45	0,55	0,8	1,2	1,2	1,6	2,3	3,5
FLEXURAL MODULUS	ISO 1209	N/mm ²	24	32	40	70	70	80	120	160
BENDING STRENGTH	DIN 53423	N/mm ²	0,6	1,0	1,4	2,1	2,1	2,5	3,0	3,5
STYRENE ABSORPTION		g/m ²	< 10	< 10	< 10	< 10	< 10	< 10	< 10	< 10
WATER ABSORPTION	ASTM 272	Kg/m ²	0,09	0,09	0,07	0,06	0,06	0,04	0,03	0,02
STANDARD DIMENSIONS		mm	1330x2850	1270x2730	1150x2450	1020x2180	1000x2150	950x2050	850x1900	750x1600
SMALL DIMENSIONS		mm			1150x1600	1080x1500		950x1000		

Tabella 5: caratteristiche meccaniche Flexyfoam

○ Il ROHACELL[®] è una schiuma polymethacrylimide espansa chiusa rigida che non contiene clorofluorocarburi. È un materiale che da anni è utilizzato ad alti livelli nell'industria aerospaziale e la sua consolidata esperienza è testimoniata dalla presenza della Rohacell nell'albo fornitori OASIS (Online Aerospace Supplier Information System). Inoltre è garantito dalle numerose certificazioni ISO 9001:2008, ISO 14001:2004, e BS OHSAS 18001:2007.

Le sue caratteristiche principali sono:

- Eccellenti proprietà meccaniche in un ampio range di temperature, anche per basse densità.
- Resistenza a temperature da oltre 220°C
- Comportamento al creep (dovuto a compressione) unico, per processi fino a 180°C e 0.7MPa
- Eccellente resistenza dinamica
- Dimensioni delle celle variabili e secondo delle necessità
- Celle completamente chiuse, quindi bassissimo assorbimento di resina

Di rohacell ce ne sono di diversi tipi, ben descritti nel sito ufficiale www.rohacell.com dai modelli base (modello IG) per strutture di qualità inferiore, al modello S ignifugo da utilizzare nei cantieri, ai vari tipi per l'industria meccanica e aerospaziale.

Dopo averne selezionati 4 che possono essere utilizzati per la fusoliera del nostro aeroplano ne ho confrontato le caratteristiche di densità, resistenza, modulo e assorbimento resina. In seguito riporto i grafici, relativi appunto al rohacell modello A, WF, RIST e RIMA. Ogni modello è disponibile nelle seguenti versioni 21, 51, 71, 110, 205 numeri che rispecchiano la loro densità.

Ho scartato subito il modello A avendo caratteristiche in generale inferiore agli altri 3.

Ho scartato il RIMA avendo una tensione di incollaggio (peel strenght) inferiore agli altri.

Tra il WF e il RIST ho scartato il WF poiché assorbe più resine del RIST. L'assorbimento di resina per una struttura leggera come la nostra è una percentuale importante del peso finale della fusoliera, e non è da sottovalutare.

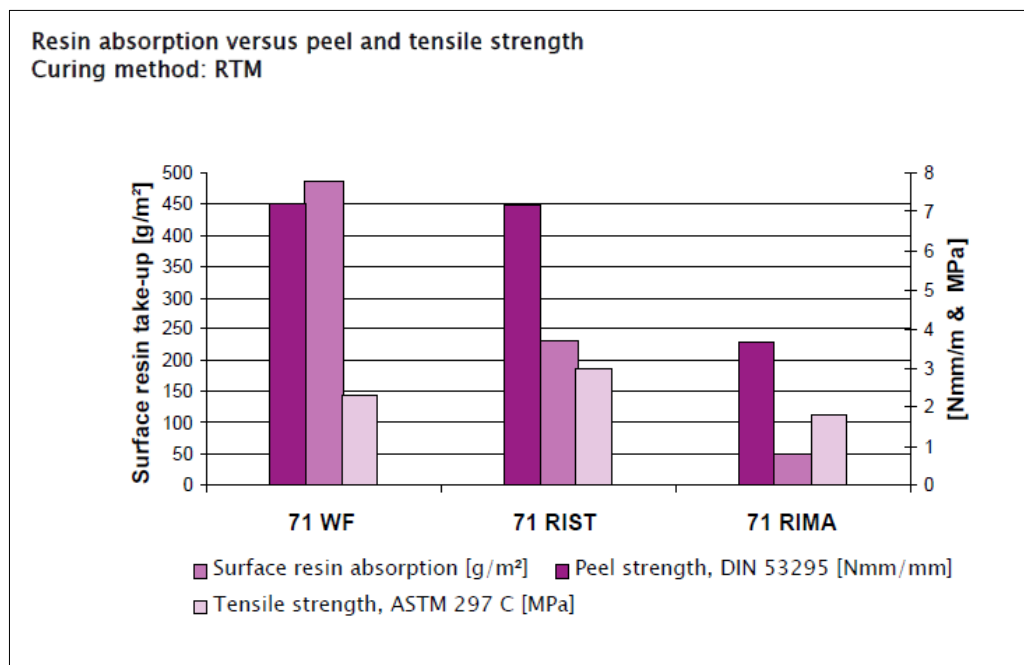


Figura 7: confronto tre Rohacell. Da notare il dato importante di assorbimento di resina.

Scelta finale

Avendo analizzato e confrontato le caratteristiche dei diversi materiali, e discusso col Professor Sambin, è stato deciso di realizzare il core in flexyfoam in quanto le caratteristiche meccaniche sono molto simili, quasi uguali, ma il prezzo è notevolmente inferiore.

CAPITOLO 2: PRE-DIMENSIONAMENTO FUSOLIERA POSTERIORE, FAILURE

Il seguente capitolo prevede metodi ed equazioni ritrovabili della bibliografia, in particolare nel capitolo 13.1 e appendice A del Magson e capitolo 3 del Michael Niu.

Il design preliminare può seguire due approcci, l'elastic design che prevede di dimensionare la struttura secondo le tensioni di lavoro dei materiali, ottenute dallo 0,1% del proof load moltiplicate per un fattore di sicurezza, o l'ultimate load design che utilizza invece gli ultimate loads e le tensioni di rottura dei materiali. Ricordiamo che il limit load è il carico massimo a cui ci si aspetta che l'aereo operi, il proof load è limit load $\times 1.25$ ed è il carico entro il quale l'aereo deve avere deformazioni accettabili e infine l'ultimate load è limit load $\times 1.5$ ed è il carico massimo entro il quale non deve cedere la struttura.

L'approccio seguito è quello dell'ultimate load design, sia perché disponiamo di dati sulle tensioni di rottura dei materiali sia perché non sappiamo quanto valga una "deformazione accettabile" per il nostro aereo.

Ai carichi che saranno calcolati in seguito è quindi applicato un fattore 1.5 corrispondente alla situazione di ultimate load factor e un fattore di sicurezza, scelto secondo la letteratura di 1.5.

Per calcolare i carichi aerodinamici agenti sulle ali ho utilizzato i dati della tesi del mio collega che si è occupato del design delle ali. Per i diversi punti dell'involucro di volo sono forniti la distribuzione di portanza, resistenza e del momento torcente agente per ala. Integrandoli sull'intera superficie alare ho ricavato la portanza totale, la resistenza totale e il momento totale agenti per ala. Inoltre ho calcolato i punti dove agiscono queste forze. Ciò mi sarà utile per preparare il modello Patran/Nastran.

In appendice A sono riportati i dati.

Il procedimento seguito è il seguente:

1. Raccolta dei dati ed ipotesi iniziali
2. Equilibrio dei momenti: forze aerodinamiche in coda
3. Carichi sulla fusoliera: taglio e momenti
4. Calcoli di design: con irrigidimenti e senza
5. Confronto tra le due configurazioni

Raccolta dei dati ed ipotesi iniziali

Il metodo generale del pre-dimensionamento degli spessori di una fusoliera per un aereo leggero prevede di svolgere i conti sulla parte posteriore della fusoliera, la parte cioè dalla cabina di pilotaggio in poi. Questo perché tale parte è di solito la più lunga e sollecitata, e non è irrigidita dal sedile e dagli elementi di fissaggio delle ali come invece la sezione centrale.

Per il pre-dimensionamento sono state sfruttate diverse ipotesi:

- La parte centrale dell'aereo è più rigida della parte posteriore dato che è irrigidita dal sedile e dalla scatola dei longheroni. Lo spessore necessario per la parte posteriore sarà supposto buono anche per la parte centrale, e verificato in seguito.
- La struttura è stata idealizzata ad un cono tronco, incastrato nella parte anteriore (dove si collega con la parte centrale). La sua lunghezza è di 1.185m cioè la distanza tra la fine della cabina e il longherone di coda. In tale geometria l'asse x (asse dell'aereo) e y (perpendicolare al piano della ali e in direzione verso l'alto) sono assi principali di inerzia.
- La sezione è supposta cilindrica anche se in realtà sarà più ad ovale. Il raggio iniziale è di 0.225 m e quello finale di 0.055 m. Il raggio è supposto variare linearmente lungo l'asse.
- Lo sforzo di taglio è sopportato dal core, mentre le pelli reggono le tensioni longitudinali.
- Per semplicità di calcolo dividiamo la nostra fusoliera posteriore idealizzata in 3 sezioni, come riportato in figura 8. I calcoli delle tensioni agenti sulla struttura e quindi degli spessori necessari a reggerli sono eseguiti in Matlab in maniera discreta per ogni sezione A, B e C.

Si nota che nella fase di design le incognite sono troppe e ai dati sono associate ipotesi e semplificazioni. Anche per questo motivo è necessaria la fase di design e verifica mediante le simulazioni in Patran/Nastran!

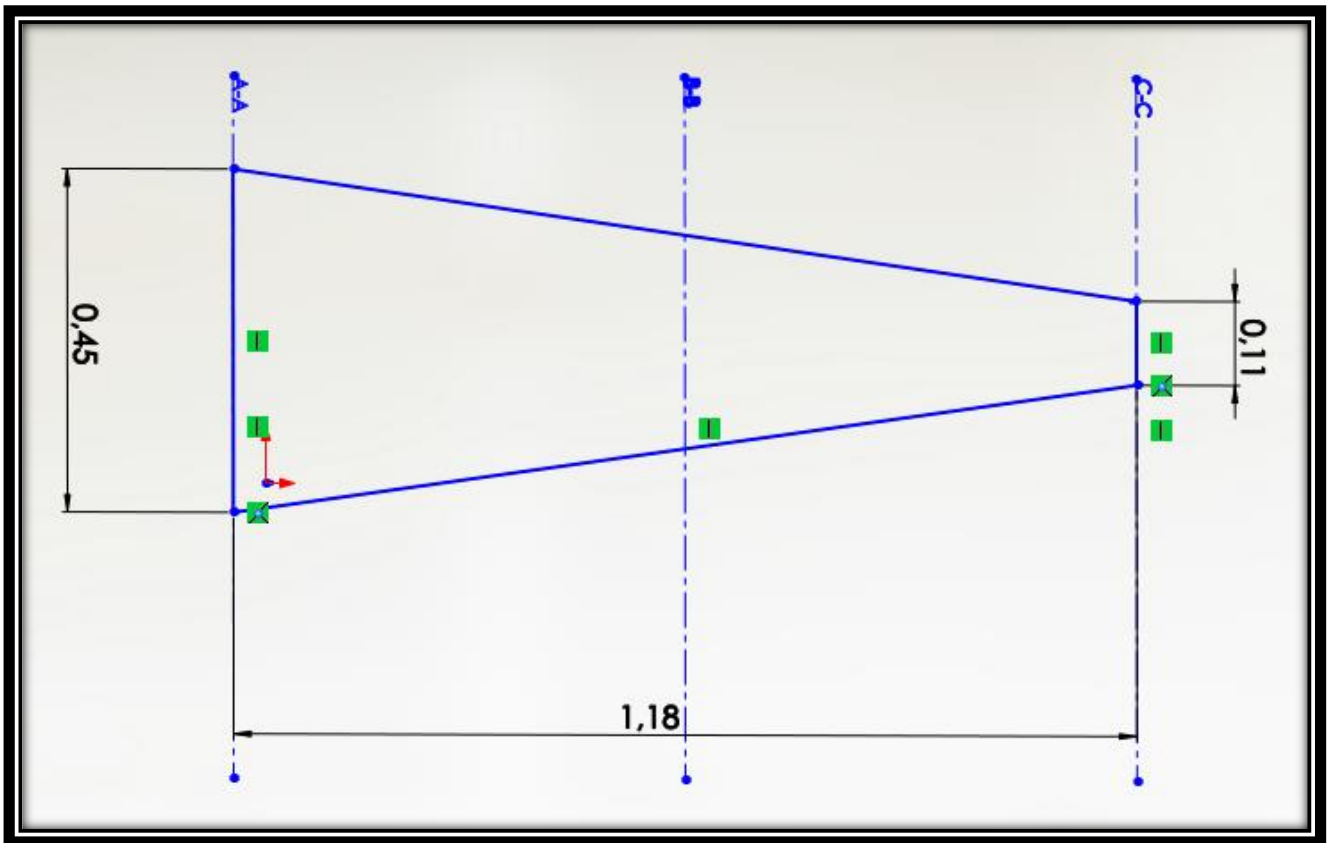
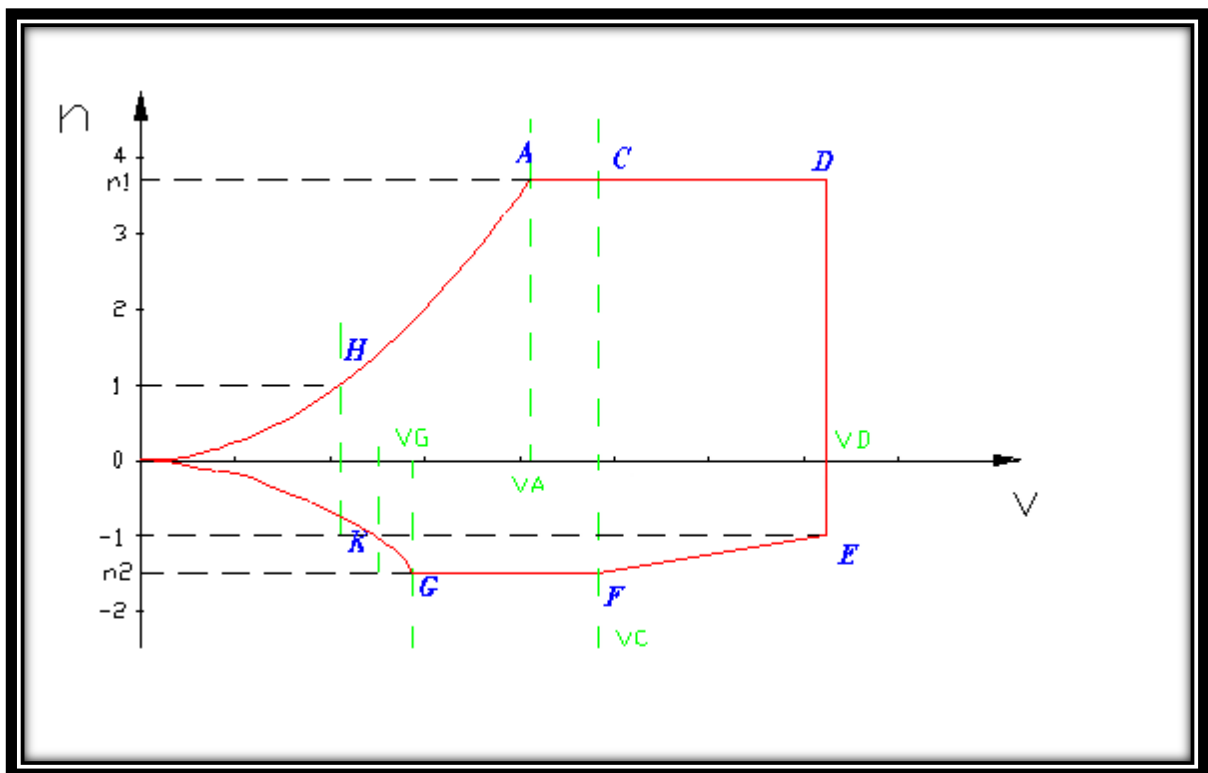


Figura 8: Idealizzazione fusoliera posteriore

Figura 9: involuppo di volo¹

¹ L'involuppo di volo relativo all'aereo Merlo è tratto dalla fonte (12) della bibliografia, la Tesi di Fjorim Ferrus.

V_a	45 m/s
V_d	91 m/s
n_1	4.4
n_1^*	6

*Il valore di n_1 ottenuto dal collega che si è occupato dei calcoli aerodinamici è di 4.4. Questo valore è stato utilizzato per i carichi aerodinamici nel punto dell'involuppo di volo A e D. Per quanto riguarda invece i calcoli strutturali ho preferito rimanere in sicurezza ed utilizzare un fattore di carico $n_1=6$ come prescritto dalla normativa F.A.R. 23 per aerei "acrobatici".

Equilibrio dei momenti: forze aerodinamiche in coda

○ Pesi

Il peso stesso della fusoliera e degli impennaggi è di per se un fattore di carico. Sono proprio questi carichi che risentono della accelerazioni causate dalle manovre e che devono essere moltiplicati per il famoso fattore n dell'involuppo di volo come si vedrà nelle prossime equazioni.

Peso fusoliera: in media per una aereo di questo tipo rappresenta il 6.4 % del peso totale dell'aereo, quindi:

$$0.064 * 121.8 = 7.8.$$

Prendiamo per buono 8 Kg. Secondo le stime preliminari del professor Sambin peserà sui 6 kg, quindi siamo in sicurezza.

Peso fusoliera posteriore: 4 Kg.

Peso impennaggi: in media è l'1.8% del peso totale, quindi 2.1 Kg.

Area totale fusoliera posteriore: calcolata da Patran/Nastran, $4.6 / 2 = 2.3 \text{ m}^2$

○ Forze aerodinamiche in coda

<u>DATI</u>		
L_w [N]	5064	Portanza ala
D_w [N]	150	Resistenza ala
M_z [Nm]	793	Momento torcente ala
L_t	?	Portanza stabilizzatore orizzontale
x_{wCG} [m]	0.2	Distanza ala-CG lungo x
y_{wCG}	0.25	Distanza ala-CG lungo y
x_{ht} [m]	2.1	Distanza CG-stabilizzatore orizzontale
x_{vt} [m]	2.2	Distanza CG-timone di coda
S_{ht} [m ²]	0.4	Area stabilizzatore orizzontale
S_{vt} [m ²]	0.57	Area timone di coda
I_z [Kgm ²]	223	Momento d'inerzia aereo, asse pitch
V_d [m/s]	91	Velocità punto di inviluppo D
V_a [m/s]	45	Velocità punto di inviluppo A
b_t [m]	0.9	Apertura alare timone di coda
ρ [kg/m ³]	1.226	Densità aria
M		Mach

Tabella 6: dati per i calcoli dei carichi aerodinamici in coda

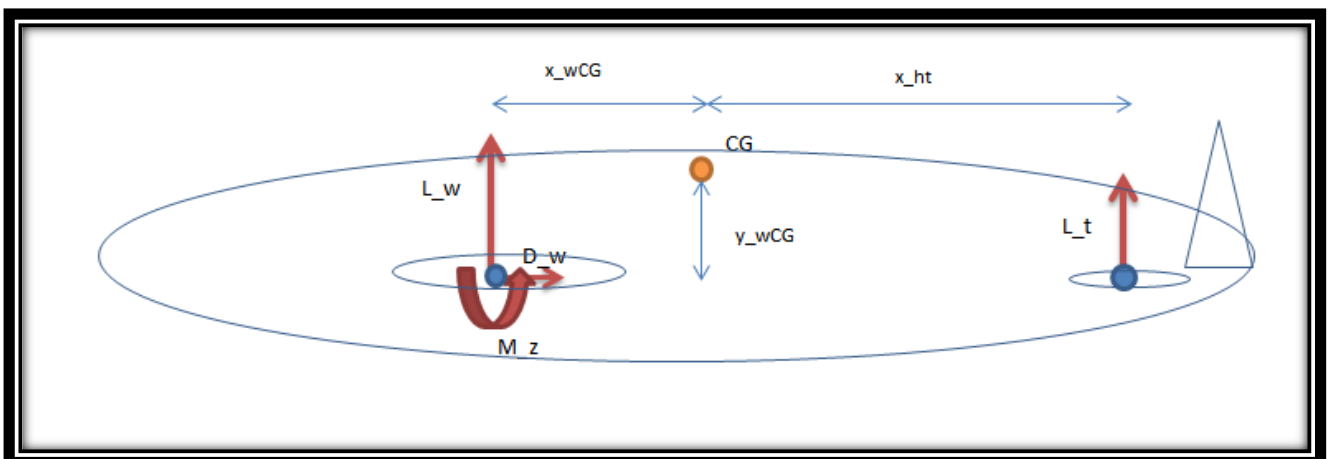


Figura 10: schema forze aerodinamiche

Stabilizzatore orizzontale

Lo stabilizzatore orizzontale ha due funzioni:

- Bilanciare i momenti causati da forze aerodinamiche e inerziali delle altre parti dell'aereo (ali, fusoliera).
- Garantire il controllo attorno all'asse di pitch.

Il carico agente è quindi calcolato imponendo l'equilibrio dei momenti attorno all'asse di pitch dell'aereo, per il punto A e D dell'involucro di volo:

$$0.2 * L_w - 0.25 * D_w - 2.1 * L_t - M_z == 0 \quad \rightarrow \quad L_t$$

A questo carico va aggiunto un incremento di portanza causato da una repentina manovra di richiamata o di affondata. Per aerei di questa categoria il valore tipico di accelerazione di pitch è di 0.8 rad/s^2 . Il momento di inerzia attorno all'asse di pitch, calcolato automaticamente in SolidWorks, e vale 223 kgm^2 .

L'equilibrio dinamico è dato da $I\ddot{\vartheta} = \Delta L_t \cdot l \quad \rightarrow \quad \Delta L_t = 86 \text{ N}$.

Timone

Le manovre attorno agli assi di yaw and roll sono accoppiate. Per manovre asimmetriche stazionarie (virata stazionaria) abbiamo un angolo di Yaw dato da

$$\vartheta = 0.7n_1 + 457/v_d = 9,2^\circ.$$

Il momento torcente dato dal carico asimmetrico sullo stabilizzatore orizzontale vale:

$$T_x = \frac{0,00125}{\sqrt{1 - M^2}} \rho v_a^2 S_t b_t \vartheta$$

Mentre sul timone abbiamo una portanza di:

$$L_v = \frac{1}{2} \rho v^2 S_v \vartheta a_1$$

Con ϑ in radianti e $a_1 = (5,5 \times 2\Lambda) / (2\Lambda + 2)$, parametro funzione dell'aspect ratio della deriva.

Questa portanza agente del centro di pressione della deriva da luogo a un momento torcente sulla fusoliera, che sommato al momento torcente causato dallo stabilizzatore orizzontale ci da il momento torcente totale agente sulla fusoliera:

$$T_{tot} = T_x + L_v \times 0.3$$

In tabella sono riportati i risultati dei conti.

Caso	Carico Stabilizzatore L _t [N]	Carico Timone L _v [N]	Momento torcente fusoliera T [Nm]
A	198	409	164
D	-346	1672	676

Tabella 7: tabella dei carichi aerodinamici negli impennaggi

Carichi sulla fusoliera: taglio e momenti

- Tagli e momenti dovuti al solo peso

Calcoliamo gli sforzi di taglio ed i momenti dovuti ai pesi nelle tre sezioni in cui ho diviso la fusoliera posteriore (vedi figura 8). Questi carichi dovranno essere moltiplicati per il fattore di carico n nel punto A e D dell'involucro di volo (casi peggiori) ed infine saranno proiettati nella terna body dell'aereo e sommati alle forze aerodinamiche calcolate nella sezione precedente.

Iniziamo calcolando la distribuzione di peso lungo la fusoliera posteriore nelle tre sezioni:

$$p_i = P_{fp} \times \pi D_i / Sup$$

Calcoliamo gli sforzi di taglio:

$$\begin{cases} SF_A = (P_{fp} + P_{imp})n \\ SF_C = \left[SF_A - (p_A - p_B)l_{AC} \frac{1}{2} \right] n \\ SF_B = \dots \end{cases}$$

Ed infine i momenti (riporto solo per A, le altre equazioni variano solo gli indici):

$$\begin{cases} BM_A = \left[\left(\frac{p_B l_{AB} l_{AB}}{2} \right) + \left[(p_A - p_B) l_{AB} l_{AB} \frac{1}{3} \right] + P_{imp} l_{AB} \right] n \\ BM_C = \dots \\ BM_B = \dots \end{cases}$$

- Carichi totali: taglio, momento flettente, momento torcente.

I carichi appena ottenuti, proiettati nell'asse body secondo l'angolo d'attacco corrispondente (vedi diagramma polare del profilo alare in appendice B) sono combinati con quelli aerodinamici per ottenere i carichi totali negli assi body. Vengono calcolati per le sezioni A C e B nei due soliti casi dell'involucro di volo, A e D.

Caso A (n_A, α_A)

$$S_y = SF_A n_A - L_t$$

$$S_z = L_v$$

$$T = T_{tot}$$

$$M_z = BM \cdot \cos\alpha_A \cdot L_t \cdot l_{AB}$$

$$M_y = L_v \cdot l_{cg-cav}$$

caso	A	D
Sezione A-A		
Sy	254 N	626 N
Sz	409 N	1672 N
T	164 N	676 Nm
Mz	76 Nm	517 Nm
My	484 Nm	1981 Nm
Sezione B-B		
Sy	161 N	533 N
Sz	409 N	1672 N
T	164 Nm	676 Nm
Mz	-48 Nm	392 Nm
My	484 Nm	1981 Nm

Tabella 8: risultati del taglio, momenti flettenti e torcente

Calcolo spessori fusoliera con irrigidimenti (booms)

Come illustrato nell'introduzione la fusoliera del Merlo potrà essere monoscocca o semi-monoscocca. Gli irrigidimenti longitudinali della seconda possono essere dei pesanti longheroni o dei più leggeri correntini. Per il nostro ultra-leggero calcoleremo la sezione necessaria dei correntini per resistere ai carichi massimi aerodinamici. Tali correntini come accennato in precedenza non saranno travi metalliche bensì ispessimenti della fusoliera dati dall'aggiunta di lamine in fibra di vetro e resina epossidica.

Per calcolarne la sezione è stata seguita la teoria tradizionale, che prevede di considerare i correntini come dei punti con area concentrata lungo lo skin della fusoliera. Questi punti vengono chiamati BOOMS.

Structural idealization

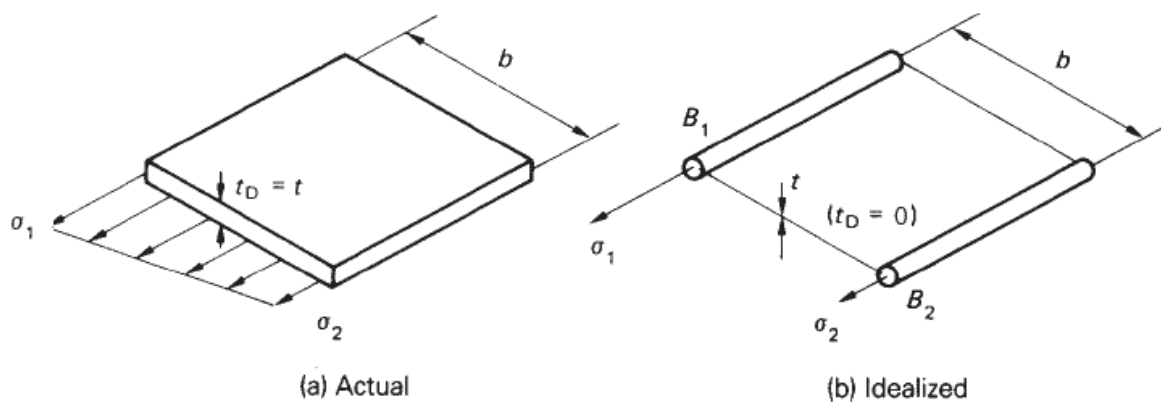


Figura 11: idealizzazione della fusoliera con i booms

Nel calcolo della sezione dei booms bisogna aver chiaro che questi hanno la funzione di resistere alle tensioni σ_x lungo l'asse della fusoliera, mentre la skin ha il compito di resistere al taglio. Per questo motivo per calcolare la sezione dei booms si è usata la tensione di rottura della fibra di vetro a compressione (per sicurezza ho usato questa che è la minore) mentre per i seguenti calcoli dello spessore della skin è stata usata la tensione di resistenza a taglio del core. Di conseguenza secondo l'idealizzazione si hanno booms di sola fibra (che rispecchia la realtà) e pelle di solo core (non vero).

Nella realtà la pelle avrà anche diversi strati di fibra che l'aiuteranno a sopportare i carichi. Questa fibra che irrigidisce ancora più la struttura è un altro elemento che garantisce sicurezza alla struttura.

In seguito è riportato il procedimento di calcolo:

Sezione booms:

La tensione in direzione x , cioè parallela all'asse della fusoliera è data dalla nota formula, valida per gli assi centrali di inerzia:

$$\sigma = \frac{M_x}{I_{xx}} \cdot y + \frac{M_y}{I_{yy}} \cdot x$$

Con I_{xx} , $I_{yy} = f(B)$, con B l'area del boom, ovvero l'area della sezione resistente.

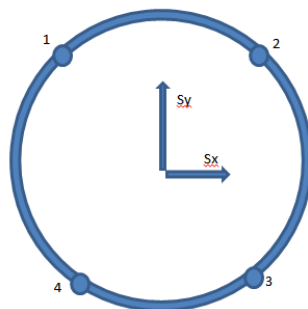
Noti M_x e M_y dai calcoli della sezione precedente, inserisco nell'equazione la tensione di rottura del materiale, col proprio coefficiente di sicurezza (1.5) e ricavo B .

I calcoli svolti in Matlab (vedi appendice C) mi danno i valori di B per le diverse sezioni della fusoliera per i due casi A e D dell'involuppo di volo.

Caso	A	D
Sezione A-A		
B [mm ²]	4.4	19.5
Sezione B-B		
B [mm ²]	10	54.5

Sezione skin:

Per il taglio si sfrutta la teoria approssimata di Jourawsky applicata alla struttura idealizzata con i booms. Ricordando che i booms dividono la sezione circolare in 4 quarti di cerchio ogni 45 gradi quindi si possono semplificare i conti: il flusso di taglio dato da S_y sarà nullo tra 1-2 e 3-4, mentre quello dato da S_x sarà nullo tra 2-3 e 4-1.



Chiamando sempre la sezione dei boom B, e prendendo il valore massimo di questa, cioè $54,5 \text{ mm}^2$, abbiamo:

$$q_{23} = S_y \cdot B \cdot y / I_x$$

$$q_{12} = S_x \cdot B \cdot x / I_y$$

A questi dobbiamo sommare il flusso dato dal momento torcente:

$$q_T = T / (2 \pi \cdot D^2)$$

Lo spessore vale:

$$t = (q / \tau^*)$$

con τ^* la tensione di taglio di rottura del core.

Caso	A	D
Sezione A-A		
t_{12} [mm]	0.34	1.4
t_{23} [mm]	0.24	0.7
Sezione B-B		
t_{12} [mm]	1	4.2
t_{23} [mm]	0.5	1.9

Tabella 9: spessori skin fusoliera, in configurazione con booms

Per il design prendiamo i valori massimi sia di core che di sezione dei booms, e saranno questi i valori guida per la realizzazione della fusoliera. Come si nota in alcune zone della fusoliera il valore massimo di spessore è sovrabbondante. Una progettazione il cui obiettivo sia di ridurre al minimo il peso del veicolo proporrebbe una struttura con spessore variabile. Bisogna però tener conto di quanto questa teoria sia limitata e soprattutto che stiamo calcolando gli spessori affinché reggano ma nulla ancora è stato detto sulle deformazioni. Nella analisi Patran si potrà scendere più nel dettaglio, e capire dove aumentare lo spessore della fusoliera o dove no.

Calcolo spessori fusoliera senza irrigidimenti (monoscocca)

Spessore pelli del sandwich

In questo caso l'ipotesi è sempre la stessa, cioè che la tensione sia retta dalle pelli del sandwich in fibra di vetro e il taglio dal core.

Per calcolare quanto dev'essere lo spessore delle pelli il procedimento è analogo al quello per il calcolo della sezione dei booms:

$$\sigma = \frac{M_x}{I_{xx}} \cdot y + \frac{M_y}{I_{yy}} \cdot x$$

In questo caso però i momenti di inerzia sono quelli di una corona circolare di spessore t .

La tensione è funzione della posizione. In Matlab è stata calcolata in maniera discreta ogni 10° .

Inserendo nell'equazione il valore di tensione di rottura per compressione delle fibre di vetro si ottiene lo spessore punto per punto. In tabella è riportato il valore massimo dello spessore, per la sezione A e B, in entrambi i casi dell'involucro di volo da noi considerati. In appendice E è riportato lo script Matlab.

Caso	A	D
Sezione A-A		
t [mm]	0.007	0.03
Sezione B-B		
t [mm]	0.02	0.08

Tabella 10: spessori skin che resiste alle sigma (pelli del sandwich)

Il valore massimo dello spessore del laminato necessario per resistere a queste tensioni è 0.08mm.

E' un valore piccolissimo corrispondente in media ad una sola lamina di fibra di vetro e resina epossidica. Per avere un Sandwich che lavori bene bisogna che le pelli siano costituite da un laminato quasi-isotropo composto cioè da 4 lamine a $0 +45 -45 90$ gradi.

Tale configurazione ci permette un'altra volta di progettare la fusoliera rispettando il requisito di sicurezza.

Spessore core del sandwich

Il procedimento è analogo allo spessore del core per la configurazione con i boom. In Matlab sono stati calcolati i valori ogni 10°, e nella seguente tabella sono riportati i valori massimi.

Caso	A	D
Sezione A-A		
t [mm]	0.35	1.5
Sezione B-B		
t [mm]	0.95	3.8

Tabella 11: spessori skin che resiste al taglio (core del sandwich)

Configurazione finale e pesi

Con i dati delle sezioni precedenti facciamo un rapido confronto tra le due configurazioni e i loro pesi:

	Con booms	Monoscocca
Booms [mm ²]	54.5	/
Spessore fibra [mm]	/	0.08
Spessore core[mm]	4.2	3.8
Peso core[kg]	1.25	1.14
Peso fibra [kg]	0.47	0.34
Peso semifusoliera [kg]	1.72	1.47

Tra le due configurazioni ideali ci sono appena tre etti di differenza. Quindi il peso non è un parametro influente per la scelta della configurazione. Dalla analisi in Patran/Nastran si noterà come i booms donano maggior rigidità alla struttura riducendo le deformazioni. Inoltre si vedrà nelle prossime analisi di instabilità come i booms siano utili a dividere la fusoliera in pannelli di dimensioni inferiori, contrastando il problema del buckling.

Appurato che l'utilizzo degli irrigidimenti sia la scelta corretta, stimiamo il peso della semifusoliera posteriore nella presunta configurazione reale.

- Irrigidimenti: 4, con sezione di circa 54 mm^2 e realizzati in fibra di vetro e resina epossidica.
- Core del sandwich: realizzato in Flexyfoam. Lo spessore calcolato di 4.3 mm sarà invece di 5 mm per ragioni tecniche (è venduto in pannelli da 4 mm i da 5 mm allo stesso prezzo).
- Pelli del sandwich: 4 lamine di fibra per ogni pelle a 0 +45 -45 90 gradi. Lo spessore di ogni lamina dipende da che tipo di fibra si usano, se ad alta o bassa grammatura. Per il momento considereremo una lamina di 0.14 mm da 1350 kg/m^3 .

Peso totale di design semifusoliera	5.44 g
--	---------------

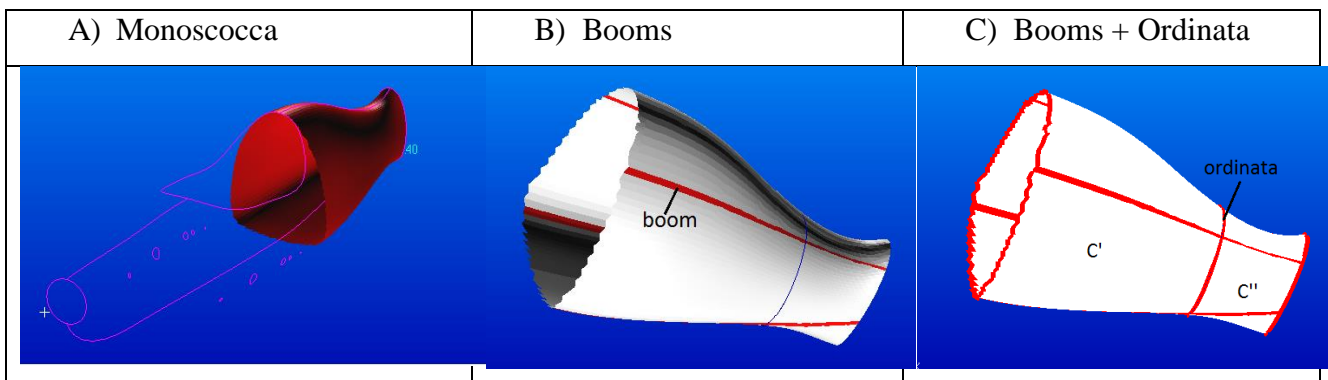
CAPITOLO 3: Pre-dimensionamento fusoliera posteriore, buckling

Finora ci siamo concentrati sull'aspetto principale del design della fusoliera, cioè progettare una struttura più leggera possibile capace di reggere i carichi massimi ammissibili senza cedere.

Nel design di strutture aeronautiche però bisogna considerare un altro fenomeno: il buckling.

In generale una struttura laminare che va in buckling non cede e può reggere un carico ancora maggiore prima di andare in failure. In ogni caso è consigliabile evitare che questo avvenga. La deformazione infatti altera i meccanismi di trasmissione delle tensioni, modifica la geometria della fusoliera e di conseguenza può essere dannosa. Una rientranza di pochi centimetri può per esempio interagire con i cinematismi del controllo degli impennaggi impedendo al pilota di controllare come vorrebbe il velivolo.

In questa sezione vengono calcolate le tensioni di buckling per tre diverse configurazioni. I risultati ottenuti sono indicativi di quale configurazione si presta meglio ad impedire il buckling e di che ordini di grandezza stiamo parlando. Nelle simulazioni in Patran/Nastran presentate nelle sezioni successive questi calcoli teorici saranno validati e il fenomeno sarà studiato più in dettaglio.



2.1 Buckling nelle lamine curve

Le prime due sono la configurazione a monoscocca e quella con i booms calcolate nella sezione precedente. Nella terza è stata aggiunta un'ordinata. Una ordinata è un componente strutturale trasversale della fusoliera di un aeroplano. La sua funzione è quella di mantenere la forma della sezione di fusoliera, diminuire la lunghezza dei correntini riducendo l'instabilità a carico di punta, ridurre le dimensioni delle sezioni della fusoliera aumentando la tensione di buckling e di trasferire, introdurre e ridistribuire i carichi interni ed esterni.

A) La struttura è stata idealizzata come un cilindro a sezione costante (quella media), lunghezza della parte posteriore della fusoliera e spessore di 5 mm. I dati dei materiali sono relativi alla configurazione C del sandwich, con 5 mm di core e 4x2 strati di lamina (vedi tabella 11).

Le equazioni utilizzate sono quelle generali del buckling, mentre per i coefficienti adimensionali si sono utilizzati i grafici sottostanti².

DATI:

L [m]	r [m]	t [m]	μ	E [GPa]
1.18	0.14	5.E-3	0.13	1.2

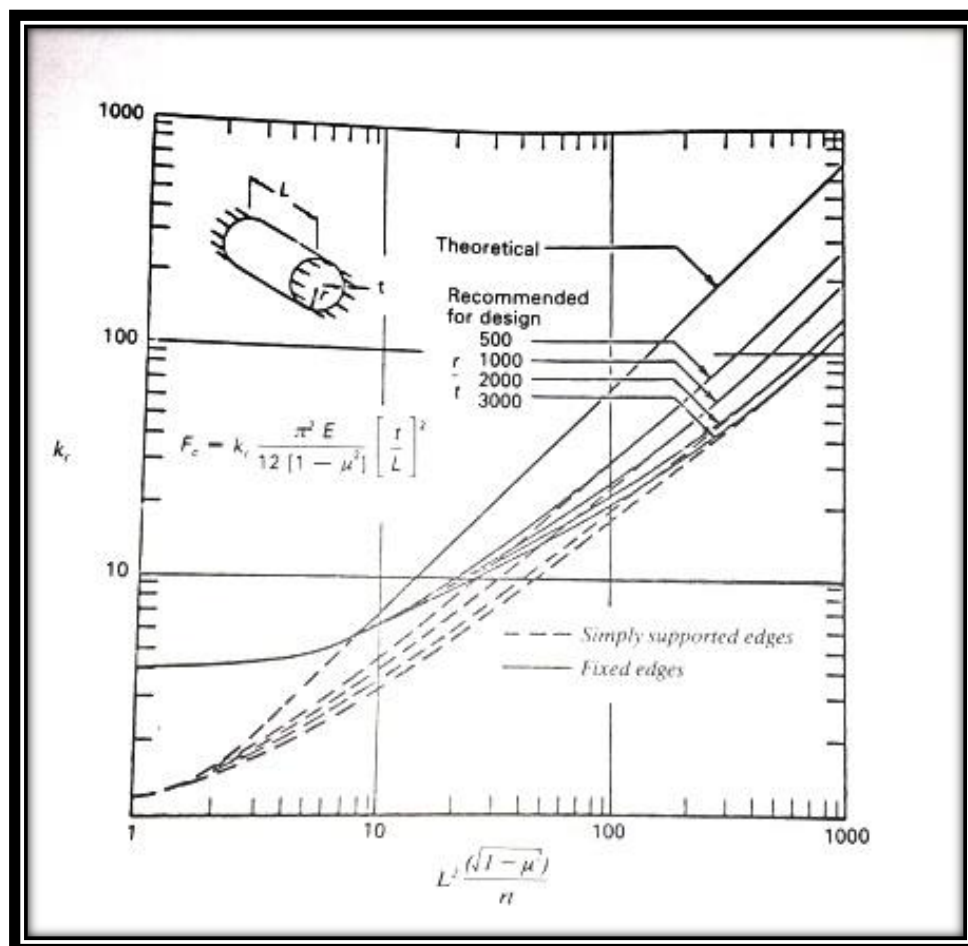


Figura 12: compression buckling coefficient k_s (circular cylinder)

² Fonte: Niu, M. *Airframe Structural Design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures*. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press, 2006

B) L'idealizzazione in questo caso consiste nel considerare la fusoliera divisa in quattro lamine rettangolari identiche di lunghezza $a=L$ e larghezza b pari ad una quarta parte della circonferenza di raggio medio.

DATI:

$a=L$ [m]	b [m]	r [m]	t [m]	μ	E [GPa]
1.18	0.21	0.14	5.E-3	0.13	1.2

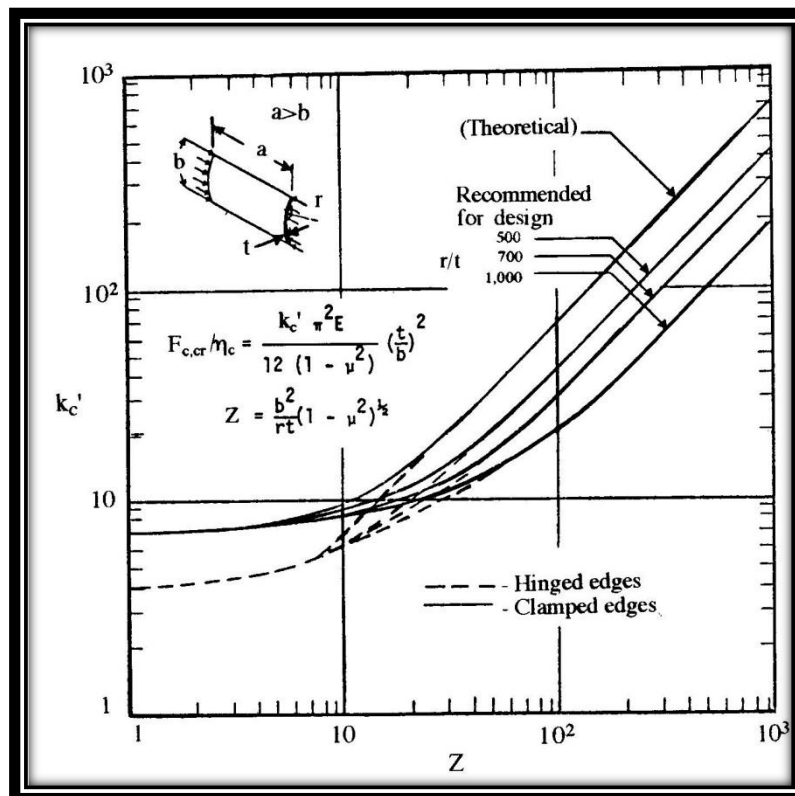


Figura 13: compression buckling coefficient K_c (curved plates)

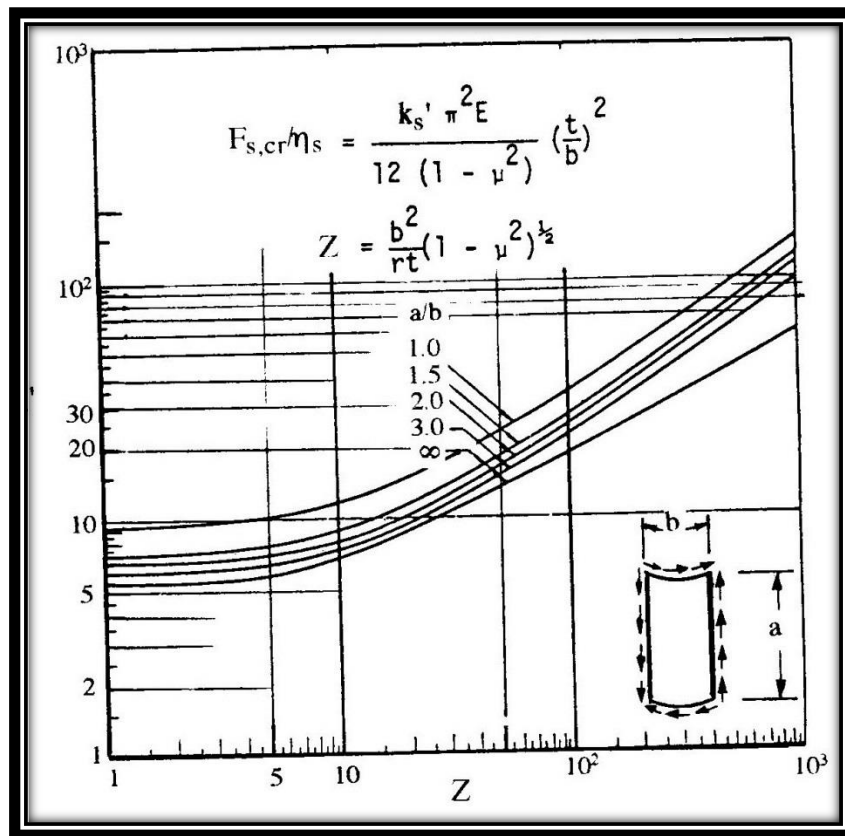


Figura 14: Shear buckling coefficient K_s (curved plates)

C) Con l'aggiunta dell'ordinata si è idealmente diviso la fusoliera in due sezioni che ho chiamato C e C'. Entrambe hanno lunghezza pari alla metà di quella precedente, mentre la larghezza b sono differenti in quanto la parte anteriore è maggiore che la posteriore.

DATI:

	$a=L$ [m]	b [m]	t [m]	μ	E [GPa]
C'	0.6	0.35	5.E-3	0.13	1.2
C''	0.6	0.1	5.E-3	0.13	1.2

I grafici sono gli stessi che nel caso precedente.

RISULTATI:

Caso	F_c [N]	σ_c [MPa]	F_s [N]	σ_s [MPa]
A	9.733 e+5	195		
B	2.35 e+6	470	1.66 e+8	33.e+3
C'	2.14 e+6	430	3.27 e+9	654.e+3
C''	2.5 e+6	520	444 e+6	88.e+3

Dai risultati è chiaro che la configurazione C è quella che garantisce maggior resistenza al buckling. Le simulazioni in Patran, come vedremo in seguito, dimostreranno che tali configurazioni non raggiungono lo stato di buckling e concordano con i risultati teorici nell'affermare la configurazione C come il design più adeguato.

Le ordinate

Come detto le funzioni di una ordinata sono molte:

- Dare supporto alla skin della fusoliera soggetta a tensioni di taglio e a variazioni di pressione (nel nostro caso quest'ultima non sussiste).
- Distribuire i carichi concentrati.
- Fail-safe: bloccaggio delle cricche.
- Dividere la fusoliera in pannelli più piccoli.

Quest'ultimo punto aiuta contro il failure per instabilità. Nella sezione precedente abbiamo calcolato quello già risaputo, cioè che un buckling generale (configurazione A) è più facile che avvenga rispetto ad un buckling di un pannello (configurazione C). Le ordinate devono essere abbastanza resistenti da vincolare la fusoliera in modo che si crei un nodo nel punto di contatto e l'unica possibilità di instabilità sia quella dei pannelli. L'immagine sottostante è chiarificatrice.

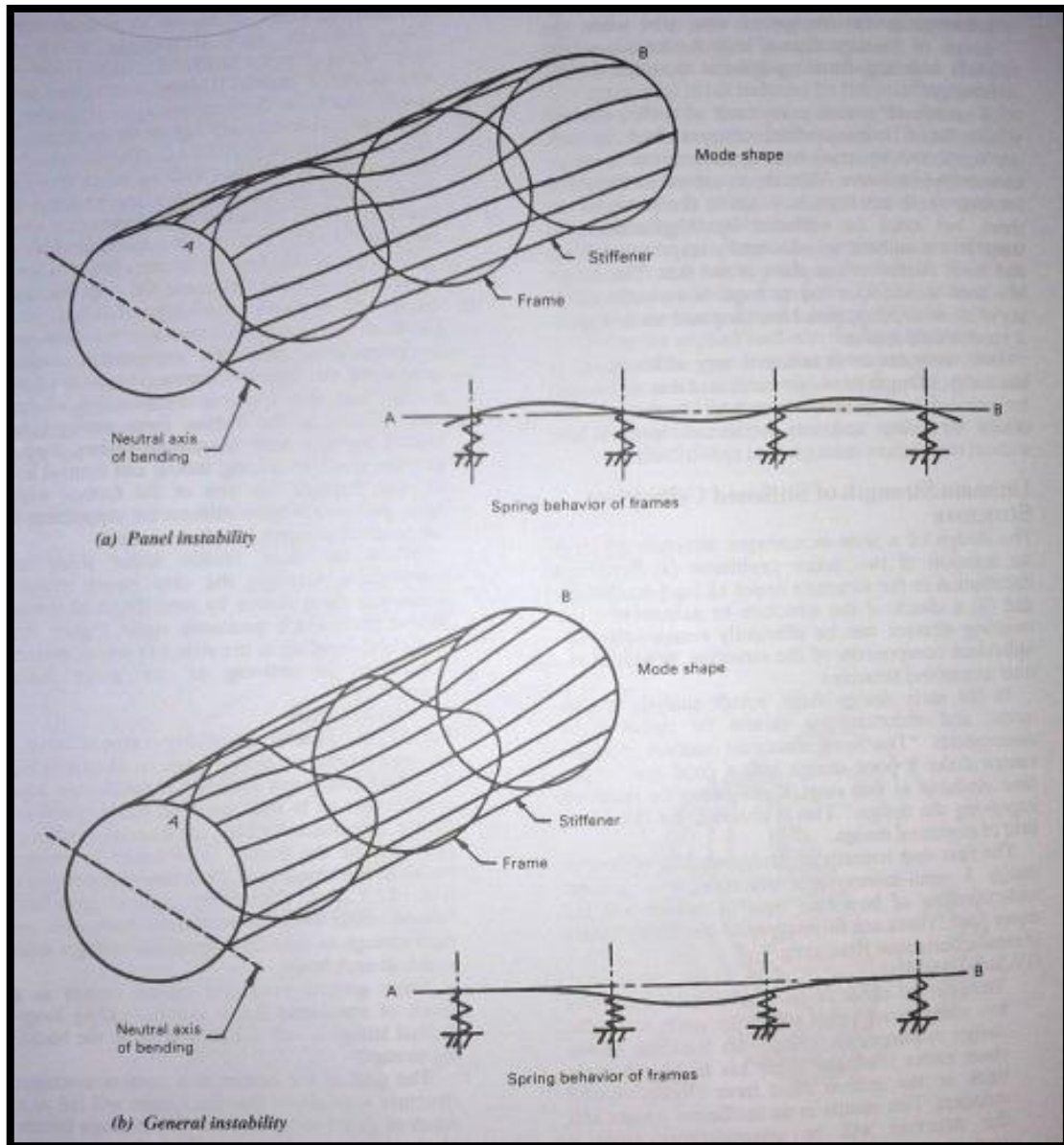


Figura 15: instabilità generale e di pannelli in un cilindro rinforzato³

La rigidità richiesta ad un'ordinata per eseguire la sua funzione è data dalla seguente espressione:

$$(EI)_f = \frac{C_f MD^2}{L}$$

Gli studi teorici e i test durante gli anni hanno fissato il valore del coefficiente C_f a 1/1600.

Gli altri dati sono:

E = modulo di elasticità = 1.2 GPa

³ Fonte numero 1 della bibliografia, Niu. "Airframe Structural Design"

I = momento di inerzia dell'ordinata

D = diametro fusoliera = 0.3 m

L = distanza tra due ordinate = 0.6 m

M = momento flessionale fusoliera = 1981 Nm

Dall'equazione precedente ricaviamo I_f in cui per noi l'unica incognita è la larghezza della corona circolare dell'ordinata:

ΔR ordinata = 6 cm

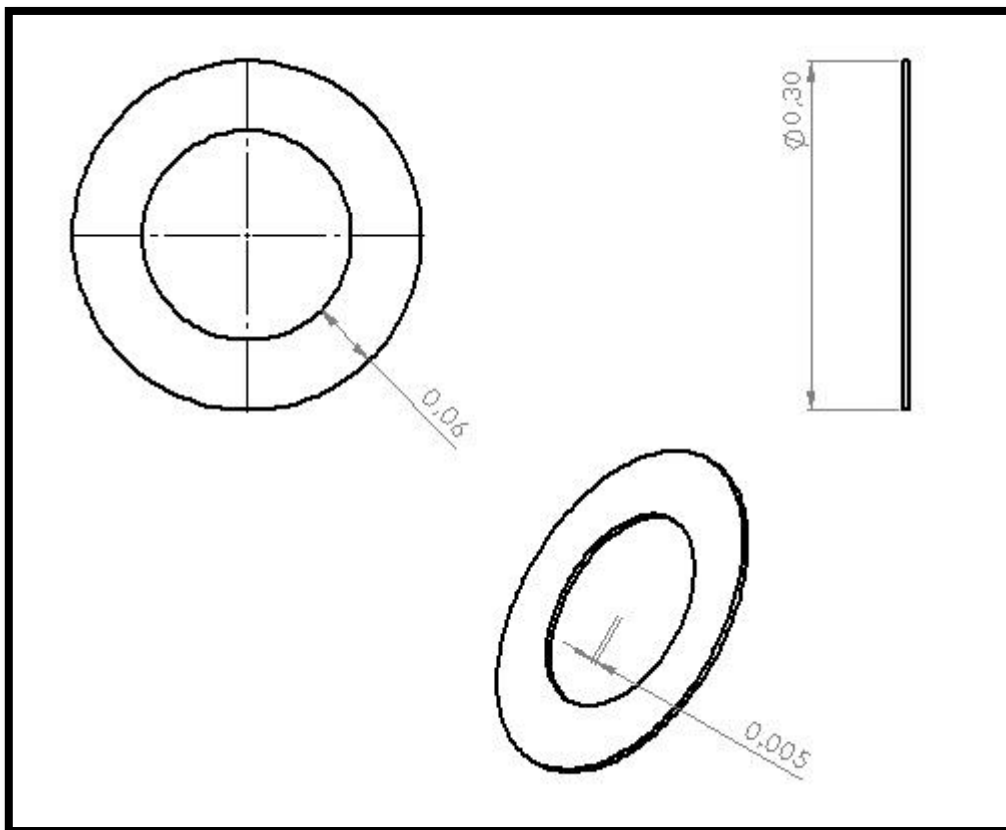
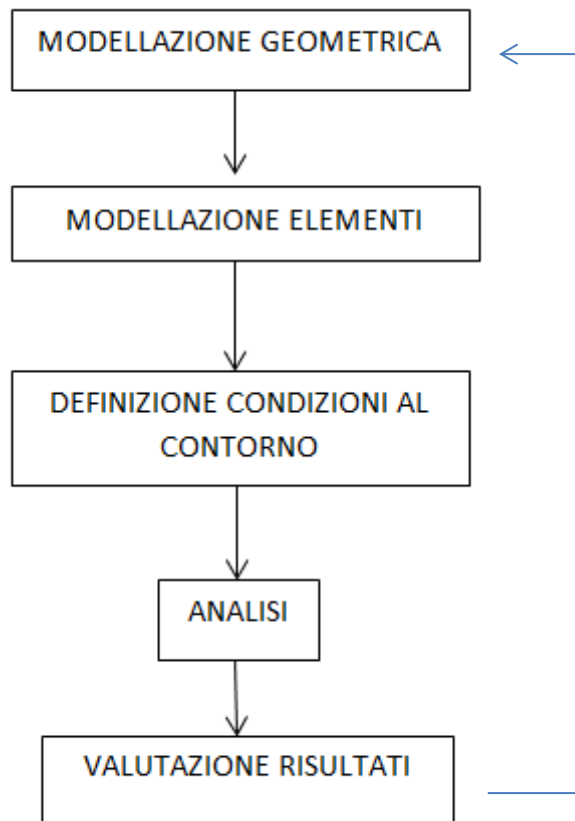


Figura 16: tavola ordinata quotata

CAPITOLO 4: SIMULAZIONI IN PATRAN NASTRAN

Il processo di Finite Element Analysis serve ad analizzare una parte o un insieme di un sistema meccanico per assicurarne l'integrità e le performance durante il suo utilizzo. Lo schema generale di un'analisi è il seguente:



MODELLAZIONE GEOMETRICA: creazione del modello matematico dell'oggetto o dell'insieme. Tipicamente creato con un software di modellazione geometrica e poi esportato del software di analisi.

MODELLAZIONE ELEMENTI: mesh della geometria e associazione delle proprietà di elementi finiti (es. beam o shell) e delle proprietà dei materiali con gli elementi finiti.

DEFINIZIONE CONDIZIONI AL CONTORNO: applicazione vincoli e carichi per simulare l'ambiente esterno.

ANALISI: scelta del solutore (statico, dinamico, termico ecc) e calcolo dei risultati (stress, deformazioni ecc).

VALUTAZIONE DEI RISULTATI: check sulla veridicità dei risultati. Confronto con i risultati teorici. Confronto con i criteri di design. Se non sono quelli aspettati, si riprogetta la struttura.

Per le analisi agli elementi finiti ho scelto di utilizzare programmi che mi garantissero massima credibilità nei risultati. Per questo, a dispetto di una maggior complessità nella modellazione e setup delle analisi, ho svolto le simulazioni con Patran/Nastran.

Patran e Nastran sono due software forniti dalla MSC, azienda leader nel settore MCAE (Mechanical Computer-Aided Engineering), dedicati all'area "System Design & Analysis" di qualsiasi prodotto meccanico dalla fase zero di design alla certificazione finale. Sono stati sviluppati dalla NASA negli anni '70 e da allora viene utilizzato dalle più grandi compagnie aeree come Airbus come nelle imprese di consulenza meccanica.

MSC PATRAN

Patran è il pre/post-processing software per analisi con elementi finiti (FEA) più utilizzato al mondo. Fornisce modelli solidi, meshing, setup di analisi e post-processing per svariati solvers tra cui MSC Nastra, Marc, Abaqus e ANSYS. Possono essere generati modelli lineari, non lineari, dinamici, termici, analisi di vibrazioni e molto altro.

MSC NASTRAN

E' universalmente riconosciuto come il solutore più fidato per problemi di stress/deformazione, risposte dinamiche e comportamenti non lineari. E' una garanzia per la conoscenza del comportamento di un prodotto meccanico. Ha a disposizione modelli complessi per lo studio dei materiali compositi, fondamentali nel futuro della produzione aeronautica.

SIMULAZIONI SEMIFUSOLIERA POSTERIORE

Le prime simulazioni hanno come obiettivo verificare i conti eseguiti in Matlab e constatare che sebbene si sia fatto ricorso a diverse semplificazioni, sia nel modello teorico che in quello geometrico, le precauzioni prese in favore della sicurezza siano servite e la struttura non ceda in nessun punto in nessun caso.

Le simulazioni della fusoliera posteriore svolte sono statiche, dei modi di vibrare e in seguito di buckling. Ho modellato tre configurazioni senza irrigidimenti, come riportato con più dettaglio in seguito, la prima con gli spessori consoni ai conti (1 lamina sottile per pelle, e core da 3.8 mm), la seconda con più strati di fibra e la terza quella supposta definitiva, con core da 5 mm e 8 lamine totali.

Per questa prima simulazione seguiamo passo a passo il procedimento per la realizzazione del modello in Patran:

Geometry

La geometria era nota e disponibile in SolidWorks. E' stata quindi importata in formato IGES, prestando attenzione a modificare l'unità di misura, da pollici a metri. Poiché la fusoliera è fina, è consigliabile modellarla come una superficie invece che come un solido. La geometria importata (in parasolid) è formata da svariate superfici. Voglio studiare solo la superficie della fusoliera, quindi è stato eliminato tutto il resto.

Properties

Una volta concluso il modello geometrico si devono definire le proprietà da associarvi, in particolare il materiale e la tipologia di elementi finiti da utilizzare (shell, beams ecc).

Materiali

- *Flexyfoam*

Object: isotropic

Manual Input: oltre alle proprietà elastiche sono interessato all'analisi di failure.

LINEAR ELASTIC	
Elastic modulus	1.05 E8
Shears modulus	4.2 E7
Density	75

FAILURE

Tension stress limit	3.7 E6
Compression stress limit	3.6 E6
Shear stress limit	2.4 E6
Bonding shear stress limit	10 E6

- Lamina fibra di vetro + epox

Object: 2D orthotropic

Manual Input: inserisco le lamine come unidirezionali quindi come un materiale ortotropo 2D con caratteristiche diverse lungo i due assi nel piano 11 e 22. Anche in questo caso l'analisi di failure mi obbliga a inserire le caratteristiche di resistenza del materiale.

LINEAR ELASTIC

Elastic modulus 11	1.58 E10
Elastic modulus 22	4 E9
Poission ratio 12	0.24
Shears modulus 12	4.14 E9
Shears modulus 23	3.9 E9
Shears modulus 13	3.9 E9
Density	1630

FAILURE

Tension stress limit 11	2 E8
Tension stress limit 22	3.6 E7
Compression stress limit 11	1.5 E8
Compression stress limit 22	3. E7
Shear stress limit	4 E7
Interaction term	1.5 E-5
Bonding shear stress limit	10 E6

Il criterio di failure utilizzato è quello di Tsai Wu. Tra i criteri adatti ai materiali compositi è quello più preciso. Il criterio prevede che il materiale non vada in failure se il valore della seguente formula rimane minore od uguale ad uno:

$$\frac{\sigma_1^2}{X_T X_C} + \frac{\sigma_2^2}{Y_T Y_C} + 2F_{12} \sigma_1 \sigma_2 + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} + \sigma_1 \left[\frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C} \right] + \sigma_2 \left[\frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C} \right]$$

Con:

X_T = limite di trazione in direzione 1 del materiale

X_C = limite di compressione in direzione 1 del materiale

Y_T = limite di trazione in direzione 2 del materiale

Y_C = limite in compressione in direzione 2 del materiale

S = tensione limite di taglio nel piano 12

F_{12} = coefficiente di interazione

Quest'ultimo fattore di interazione dovrebbe essere determinato da una prova di trazione biassiale. Essendo complesso ottenerlo sperimentalmente, è stata seguita la strada semi-empirica suggerita dalla letteratura:

Il processo iterativo prevede di imporre un valore di 0.5 ad un fattore provvisorio F_{12}^* da cui ricaviamo F_{12} secondo la formula:

$$F_{12}^* = \frac{F_{xy}}{\sqrt{F_{xx} F_{yy}}}$$

Il coefficiente ricavato deve verificare la disequazione di stabilità:

$$F_{xx} F_{yy} - F_{xy}^2 > 0$$

Da cui è stato ricavato $F_{12} = 1.5E-5$.

Poiché il nostro materiale è un laminato, abbiamo a disposizione anche l'indice di rottura interlaminare, che deve sempre essere inferiore ad 1 per evitare la rottura:

$$Fl_{bxz} = \frac{\tau_{xz}}{S_b}, Fl_{byz} = \frac{\tau_{yz}}{S_b}$$

In cui S_b è la tensione limite di bonding (incollaggio) tra le lamine.

Non avendo a disposizione tale parametro è stato utilizzato il valore di 10 MPa ritrovato in letteratura e suggerito anche da esperti utenti Patran/Nastran.

- Laminato

Avendo creato i materiali costituenti del sandwich ora basta crearlo disponendo nel giusto ordine i materiali con spessori e orientazioni adeguate. E' in questa fase che ho implementato le tre diverse configurazioni illustrate nella tabella sottostante:

CASO	A	B	C
Spessore fibre	0.08mm	0.08mm	0.08mm
N° strati	1x2	4x2	4x2
Orientazione	0°	0/-45/+45/90	0/-45/+45/90
Spessore core	3.6mm	3.6mm	5mm

Tabella 12: le tre configurazioni del sandwich

Patran calcola automaticamente le proprietà del materiale composito creato, che dovrebbero corrispondere a quelle del sandwich con cui sarà realizzata la fusoliera. In tabella è riportata la configurazione C. Come si nota, avendo modellato le lamine come un materiale ortotropo in 2D, la rigidità fuori dal piano è nulla, e il laminato è isotropo nel piano ($E_{11}=E_{22}$) a causa della simmetria nella disposizione delle lamine.

E11,22,33	NU12,23,13	G12,23,31		Q	
1.56E+009	1.27E-001	6.92E+008	1.59E+009	2.02E+008	-9.0E+000
1.56E+009	0.00E+000	0.00E+000	2.02E+008	1.59E+009	-9.0E+000
0.00E+000	0.00E+000	0.00E+000	-9.0E+000	-9.0E+000	6.92E+008

Tabella 13: caratteristiche elastiche sandwich B

E11,22,33	NU12,23,13	G12,23,31		Q	
1.20E+009	1.30E-001	5.30E+008	1.22E+009	1.59E+008	-7.0E+000
1.20E+009	0.00E+000	0.00E+000	1.59E+008	1.22E+009	-1.1E+001
0.00E+000	0.00E+000	0.00E+000	-7.0E+000	-1.1E+001	5.30E+008

Tabella 14: caratteristiche elastiche sandwich C

Membrane, Bending, and Coupling Matrices						
		Membrane			Bending	
	6.72E+006	8.56E+005	-3.1E-002	-3.1E-003	-4.1E-004	0.00E+000
Membrane	8.56E+005	6.72E+006	-4.6E-002	-4.1E-004	-3.6E-003	0.00E+000
	-3.1E-002	-4.6E-002	2.93E+006	0.00E+000	0.00E+000	-1.5E-003
	-3.1E-003	-4.1E-004	0.00E+000	2.57E+001	3.02E+000	-1.5E-001
Bending	-4.1E-004	-3.6E-003	0.00E+000	3.02E+000	2.39E+001	-1.5E-001
	0.00E+000	0.00E+000	-1.5E-003	-1.5E-001	-1.5E-001	1.09E+001

Tabella 15: matrici A B e D, sandwich B

Membrane, Bending, and Coupling Matrices						
		Membrane			Bending	
	6.88E+006	8.95E+005	-3.1E-002	-4.6E-003	-6.2E-004	0.00E+000
Membrane	8.95E+005	6.88E+006	-4.6E-002	-6.2E-004	-4.7E-003	0.00E+000
	-3.1E-002	-4.6E-002	2.99E+006	0.00E+000	0.00E+000	-2.5E-003
	-4.6E-003	-6.2E-004	0.00E+000	4.72E+001	5.64E+000	-2.0E-001
Bending	-6.2E-004	-4.7E-003	0.00E+000	5.64E+000	4.47E+001	-2.0E-001
	0.00E+000	0.00E+000	-2.5E-003	-2.0E-001	-2.0E-001	2.01E+001

Tabella 16: matrici A B e D, sandwich C

E' interessante confrontare la matrici sopra riportate.

Ricordiamo che il sandwich C rispetto a quello B ha qualche millimetro in più di core i flexyfoam.

Nelle matrici E e G (tabella 13 14) questo aumento di materiale più debole rispetto alle fibre causa una diminuzione delle caratteristiche elastiche del sandwich.

Vale infatti la legge delle mescolanze:

$$E_1 = v_c E_c + v_p E_p$$

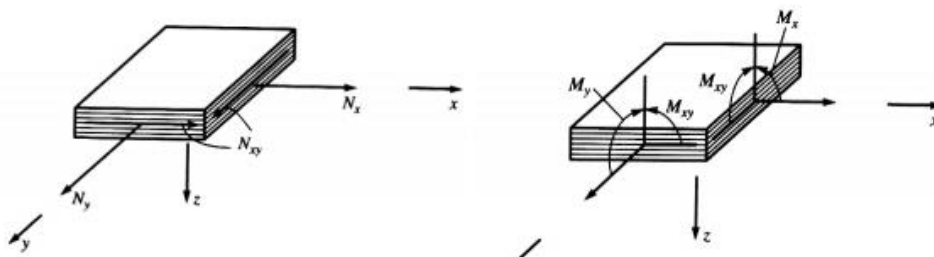
Con indice c per il core e indice p per le pelli del sandwich.

Le tabelle 15 e 16 invece ci suggeriscono che il sandwich C ha una rigidità membranale e flessionale più alta rispetto al sandwich B. Infatti tali tabelle riportano la cosiddetta matrice ABD:

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x^0 \\ k_y^0 \\ k_{xy}^0 \end{bmatrix}$$

La matrice 6x6 riporta la relazione generale della legge di Hook per un laminato.

N_i e M_i sono le forze e momenti agenti nel laminato, come riportato in figura:



I termini della matrice invece sono del tipo:

$$A_{ij} = \int_{-H/2}^{H/2} \bar{Q}_{ij} dz = \sum_{k=1}^N \bar{Q}_{ijk} (z_k - z_{k-1})$$

$$B_{ij} = \int_{-H/2}^{H/2} \bar{Q}_{ij} z dz = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N \bar{Q}_{ijk} (z_k^2 - z_{k-1}^2)$$

$$D_{ij} = \int_{-H/2}^{H/2} \bar{Q}_{ij} z^2 dz = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N \bar{Q}_{ijk} (z_k^3 - z_{k-1}^3)$$

In cui Q è la matrice di rigidezza in una determinata direzione, e $z_k - z_{k-1}$ è lo spessore della lamina K esima del laminato.

I termini A_{ij} sono noti come rigidezza membranali, D_{ij} rigidezze flessionali e B_{ij} rigidezze membranali-flessionali. Le B_{ij} sono uniche per i laminati e non esistono nella modellazione dei materiali metallici.

Se il materiale è simmetrico allora le B_{ij} sono nulle, se è anche bilanciato anche A_{16} e A_{26} sono nulle. Nel nostro caso osserviamo come B_{16} e B_{26} siano nulli, A_{16} e A_{26} siano 7/8 ordini di grandezza inferiori rispetto gli altri termini di A e quindi si possano considerare nulle. B_{12} invece non è nullo ma solo 1 ordine di grandezza inferiore a B_{11} a causa degli arrotondamenti utilizzati da Patran.

La conclusione quindi è che il sandwich C sebbene sia elasticamente nel paino sia leggermente inferiore al tipo B , aumentando lo spessore aumentano le rigidità membranali e flessionali e il momento di inerzia del sandwich.

Elementi finiti

La fusoliera è modellata con elementi di tipo *Shell*. Il materiale associato è il laminato precedente creato, con orientazione l'asse della fusoliera. Nelle opzioni bisogna selezionare *laminare* per poter gestire al meglio gli spessori del laminato (il cui spessore è imposto nella fase di creazione del materiale e non nella fase di creazione della proprietà shell).

Mesh

Type: surface.

Element shape: Tria.

Mesher: Paver.

Topology: Tria3.

Global Edge Length: 0.02.

La dimensione della mesh è stata scelta abbastanza fitta da non creare discontinuità alla trasmissione degli stress interni, e coarsa quanto basta per non avere problemi di RAM col PC a disposizione.

Group

Volendo simulare solo la parte posteriore della fusoliera creo un gruppo di questa parte e lo rendo il gruppo corrente. Al gruppo ho aggiunto solo gli elements della mesh. In ogni momento si può cambiare il gruppo corrente e tornare alla visualizzazione dell'intera fusoliera. Le analisi sono state svolte solo sul gruppo desiderato, selezionando nell'action analyze l'object "Selected Group".

Loads/Boundary conditions

Per ricreare l'ambiente operativo delle struttura si inseriscono le condizioni al contorno, nel nostro caso vincoli di spostamento, forze e momenti.

I carichi da applicare in coda sono noti dai calcoli svolti nella sezione "forze aerodinamiche in coda". Per la configurazione C si è deciso di analizzare entrambi i punti dell'involucro di volo A e D.

I carichi aerodinamici nella realtà sono distribuzioni di pressioni sulle superfici degli impennaggi. Data la complessità di realizzazione, e l'enorme costo computazionale che trarrebbe modellare gli

impennaggi, si è pensato di applicare le forze ed i momenti in un punto concentrato. Il punto di applicazione si trova lungo l'asse dell'aereo nella stessa posizione del longherone di coda. Esso è stato collegato alla fusoliera con collegamenti rigidi MPC RBE2 (collegamenti rigido che può trasmettere tutti i 6 gradi di libertà), numerosi per meglio distribuire gli sforzi.

La fusoliera posteriore inoltre è stata vincolata con degli incastrati lungo tutta la sezione dov'è stata tagliata. Questo per rispecchiare la situazione dei calcoli teorici.

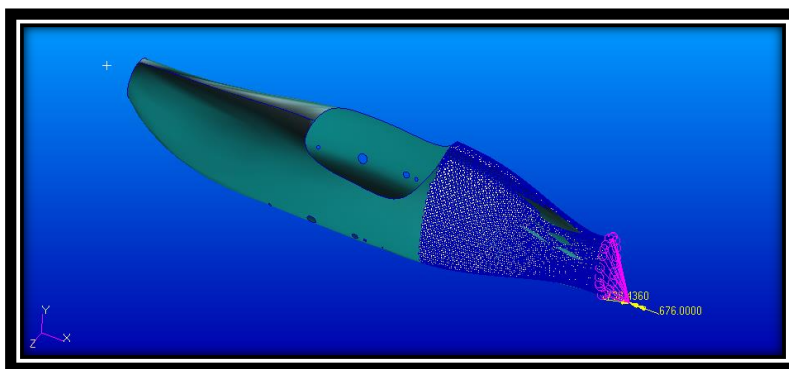


Figura 17: Modello Patran semifusoliera. In blu la mesh, in rosa il MPC, in giallo le forze.

Analysis

Le analisi inizialmente svolte sono la 101 LINEAR STATIC e la 103 NORMAL MODES.

Avendo inserito nei materiali le proprietà di rottura consone al criterio di Tzai-Wu, in output avrò anche i risultati del FAILURE. Questi però non saranno visibili nei Results Cases, ma dovranno essere importati sfruttando l'utilities predisposta.

Infine sono state svolte le analisi di buckling.

Results

I risultati che ci interessano sono essenzialmente gli spostamenti massimi, per assicurarci che la fusoliera non si deformi eccessivamente, e l'indice di failure, per verificare che siamo decisamente al di sotto dei carichi di rottura. I modi di vibrare ci danno un'idea della rigidità della struttura. In strutture più complesse come quelle che analizzeremo in seguito, è sempre consigliabile un'analisi dei modi di vibrare previa in quanto se c'è un errore tra i collegamenti della struttura (un contatto

invece che un incollaggio per esempio) risulta subito evidente e può essere corretto prima di lanciare un'analisi più complessa.

Linear static

Spostamenti

Caso	Max Displacement [mm]	Max displ X	Max displ Y	Max displ Z
A	11,8	3,78	7,02	9,97
B	3,5	1,3	2,28	2,11
C	2,48	1,15	2,08	1,56

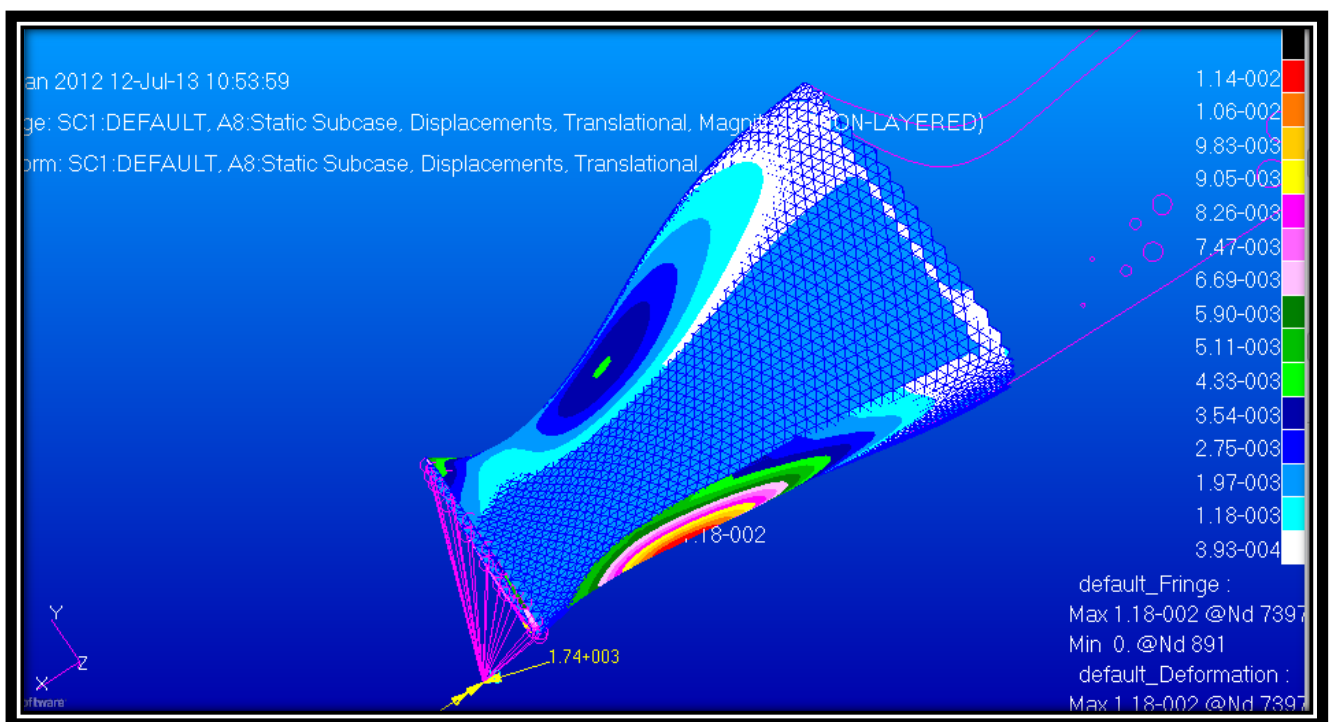


Figura 18: Spostamenti, caso A

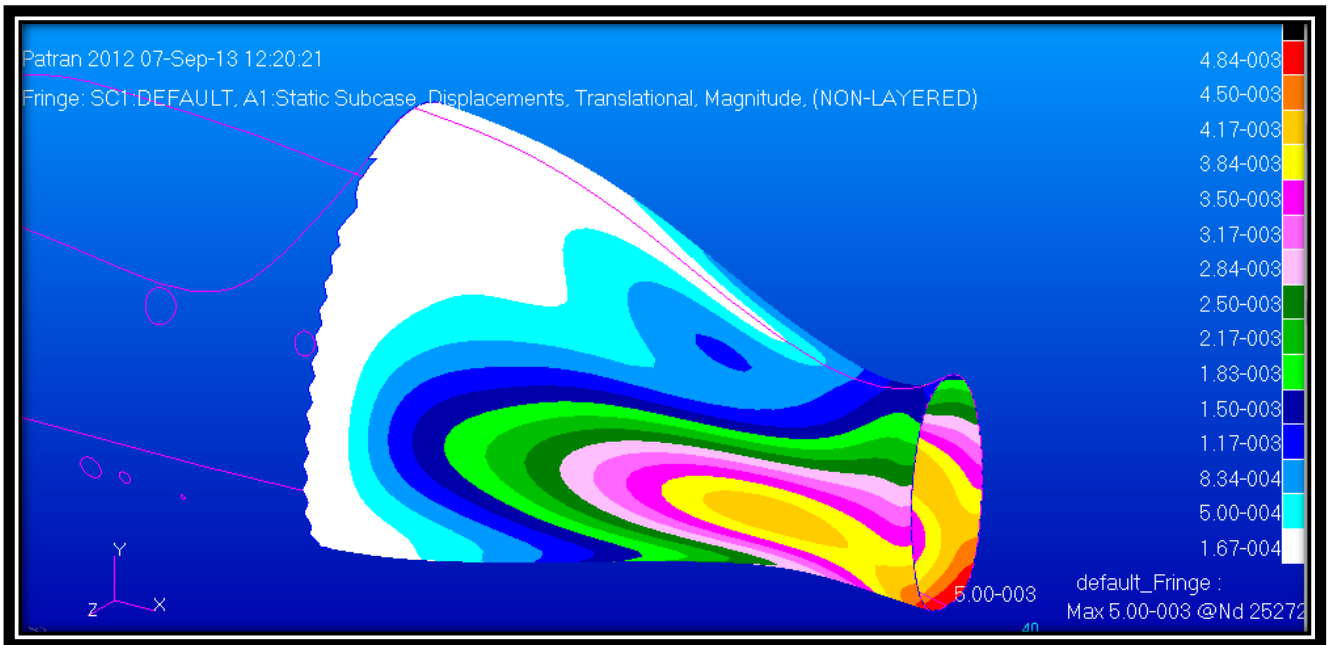


Figura 19: Spostamenti, caso B

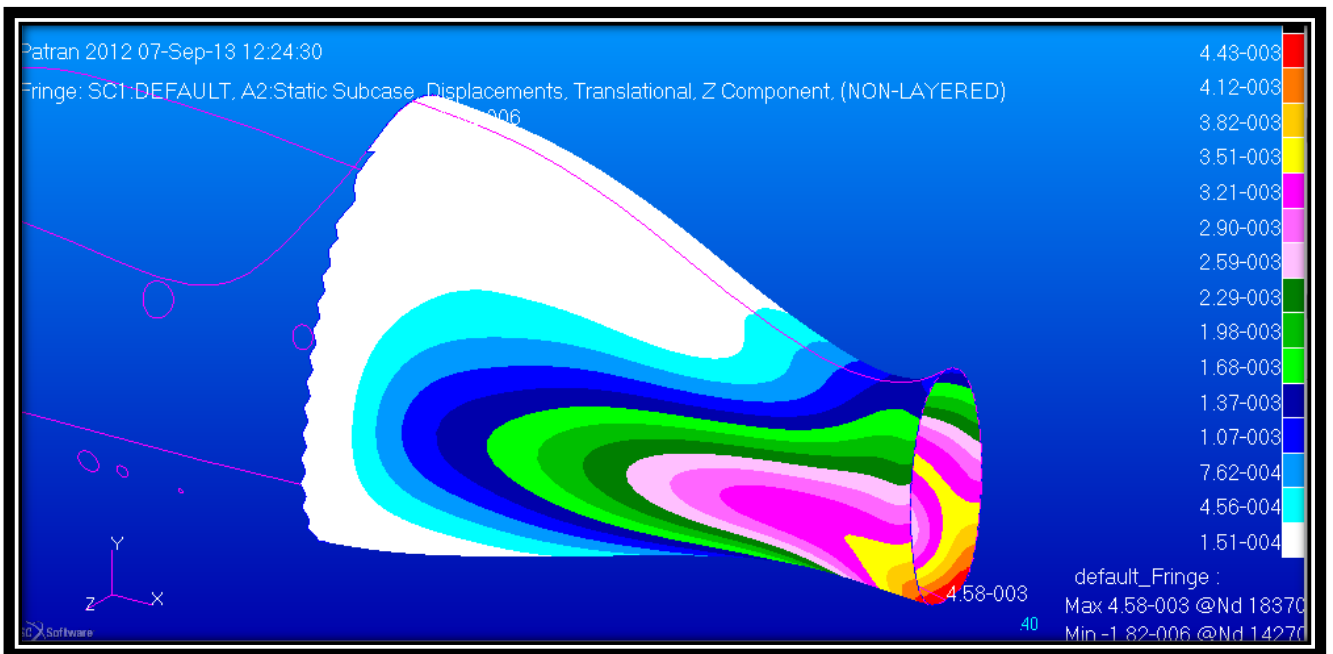
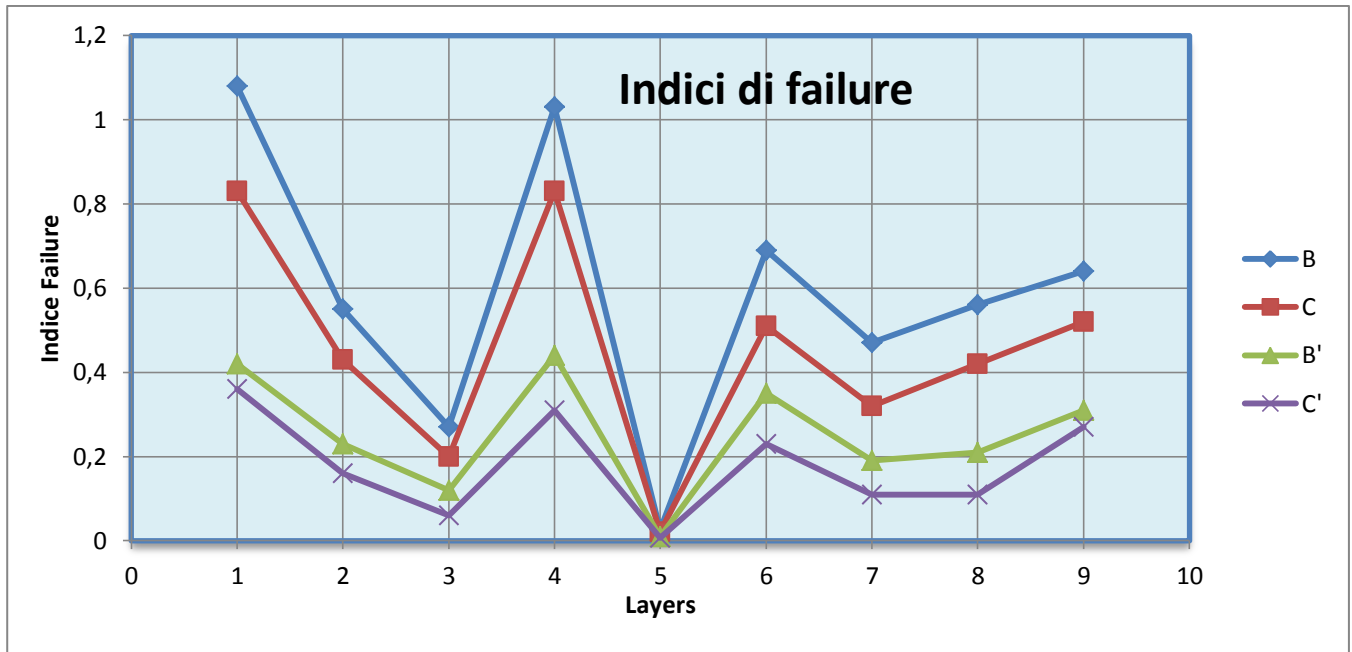


Figura 20: Spostamenti, caso C

Failure

CASO	Strato	Intera coda	senza parte terminale	Intera coda
		Ply indices max	Ply indices max	Bond indices max
A	1	6.55	0.9	0.06
	2 core	0.27	0.04	0.06
	3	6.33	1.03	
B	1	1.08	0.42	0.01
	2	0.55	0.23	0.02
	3	0.27	0.12	0.03
	4	1.03	0.44	0.03
	5 core	0.026	0.01	0.03
	6	0.69	0.35	0.03
	7	0.47	0.19	0.02
	8	0.56	0.21	0.01
	9	0.64	0.31	
C	1	0.83	0.36	0.008
	2	0.43	0.16	0.01
	3	0.20	0.06	0.02
	4	0.83	0.31	0.02
	5 core	0.021	0.007	0.02
	6	0.51	0.23	0.02
	7	0.32	0.11	0.01
	8	0.42	0.11	0.008
	9	0.52	0.27	

Tabella 17: indici di failure, configurazione B e C, con e senza bordo libero



Sono riportati i risultati dell'analisi di failure di Tsai-Wu e per il failure interlaminare. In tutti e tre i casi si hanno una concentrazione dei carichi, e di conseguenza un aumento dell'indice di failure, nella zona finale della fusoliera (figura 25). Questa concentrazione è causata dalla modellazione, che taglia la coda della fusoliera e lascia così un bordo libero. Questo bordo non esiste nell'aereo essendo quella zona il bordo dove verranno attaccati gli impennaggi. E' quindi lecito pensare che un indice di rottura elevato in tale zone non sia un problema. L'indice di rottura interlaminare per esempio ha un valore molto minore di uno in tutta la struttura e ha un picco proprio nella zona del bordo (figura 25). E' noto che la rottura interlaminare avviene proprio nei bordi liberi di un laminato dove le discontinuità tra le lamine inducono delle tensioni di taglio che tendono a separare le lamine.

Per questo motivo nel riportare i risultati ho creato una 'fringe' che non tenesse conto del bordo libero della fusoliera. L'indice di failure senza la zona finale è in media la metà di quello massimo assoluto.

Come si nota dalla tabella 18 tutti gli indici della configurazione C sono inferiori ad uno, anche nella zona di concentrazione tensionale. Per la configurazione B solo la prima lamina interna si rompe nella zona del bordo libero.

La configurazione A invece è la stessa dei conti teorici. Se tralasciamo la zona del bordo libero notiamo che gli indici della lamina 1 e 3 sono prossimi ad 1 (0.9 e 1.03) confermando che gli spessori forniti dalla teoria sono corretti sono stati progettati adeguatamente secondo il criterio del failure.

Infine merita alcune considerazioni l'indice di rottura del core. Tale indice, come si noterà anche nelle prossime simulazioni, è in media un ordine di grandezza inferiore agli indici sulle lamine della pelle del sandwich. Ricordiamo che era stato dimensionato basandosi sull'ipotesi che il core reggesse l'intero sforzo di taglio della struttura. Tale ipotesi che evidentemente non si realizza, in quanto anche le pelli del sandwich in vetroresina reggono il taglio, ci ha permesso di sovradimensionare il core. Questo sovradimensionamento è ben accetto poiché uno spessore maggiore di core aumenta la distanza della pelli, aumentando il momento di inerzia del materiale e quindi la sua rigidezza flessionale EI_f , senza un aumento significativo di peso! I risultati della tabella 18 mostrando gli spostamenti della struttura, confermano tali considerazioni.

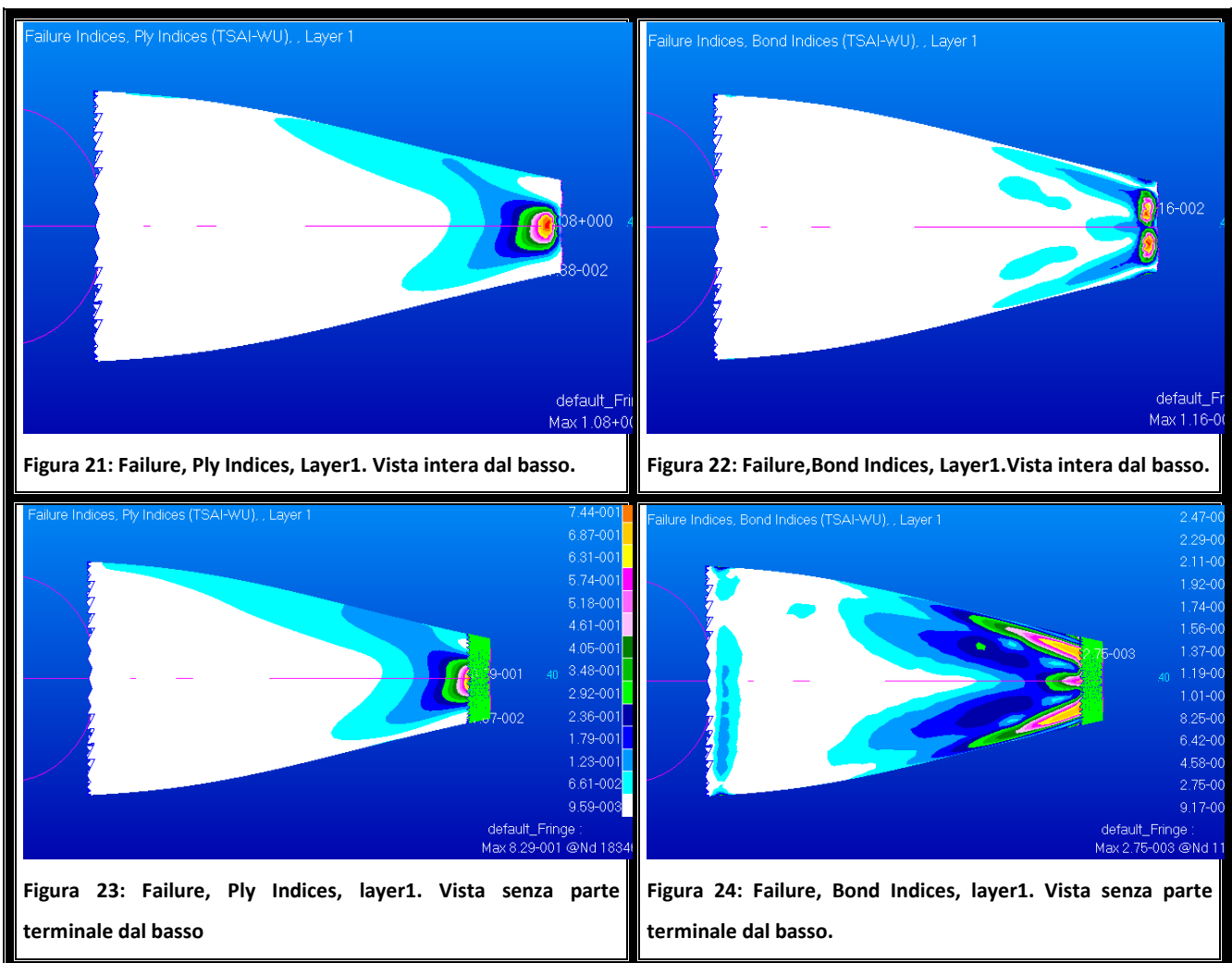


Figura 25: concentrazione dei carichi nell'estremità della fusoliera.

Buckling

Il Buckling Factor indica di che fattore si può aumentare il carico prima di essere soggetti al buckling. Quindi questo fattore deve essere maggiore di 1. Il grafico invece è indicativo di dove possa avvenire il fenomeno e se questo è di tipo primario o secondario, ma non ha significato geometrico poiché riporta gli autovalori.

Il fenomeno di cripling e fenomeno più complessi devono essere studiati con modelli appositi più complessi e non lineari. Non essendo questo il mio obiettivo mi sono limitato ad analisi di buckling lineari.

Caso	Buckling Factor
A	0.89
B	4.21
C	6.38

Tabella 18: fattore di buckling

Dai risultati è chiaro che nella situazione peggiore di volo (punto di involuppo di volo D) la fusoliera con un sandwich con le pelli di una sola lamina unidirezionale va in instabilità. Anche se questa instabilità può non essere fatale alla struttura, come già spiegato in precedenza è bene evitarla.

Con delle pelli da 4 lamine ciascuna, a 0 +45 -45 90 gradi invece siamo in totale sicurezza!

Dalle immagini si nota che la deformazione risulta complessa e difficilmente prevedibile dall'equazioni teoriche. Il comportamento è simile al buckling dei pannelli, in cui la direzione della deformazione è alternato verso l'esterno e verso l'interno della struttura.

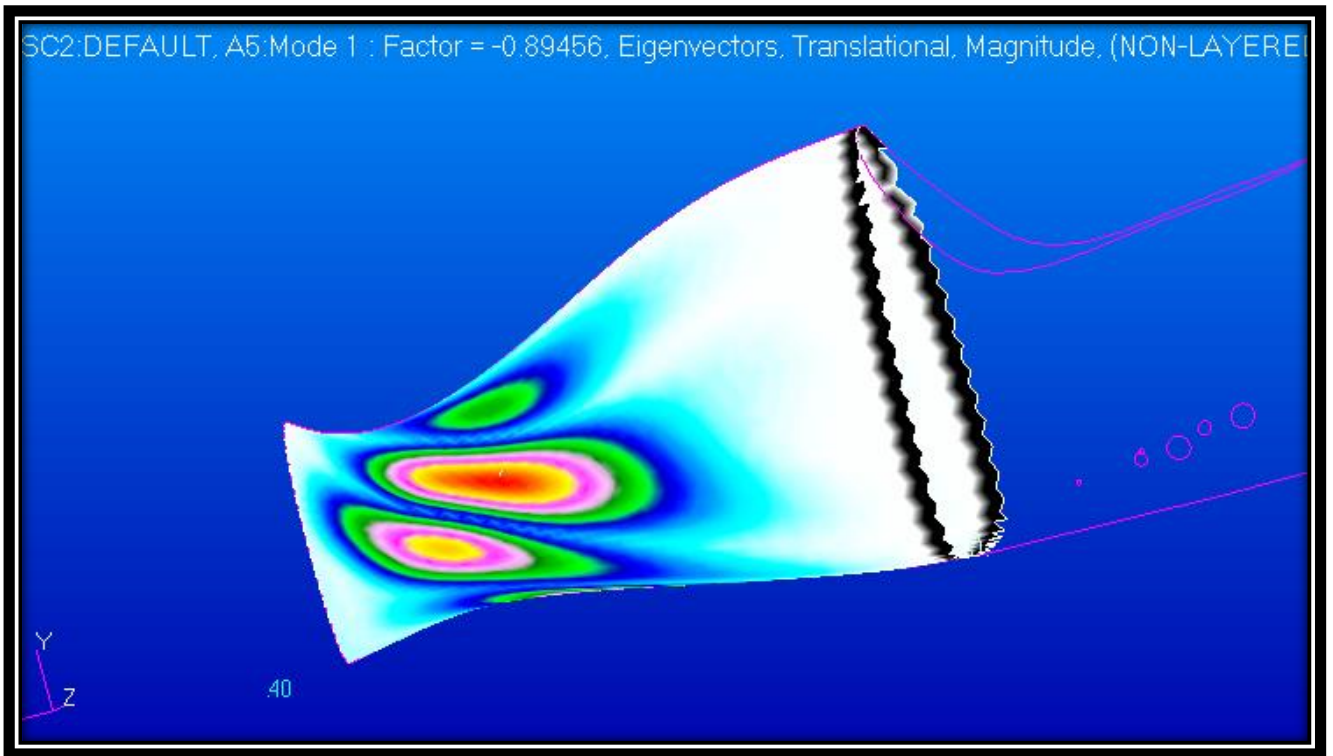


Figura 26: buckling fusoliera posteriore, caso A

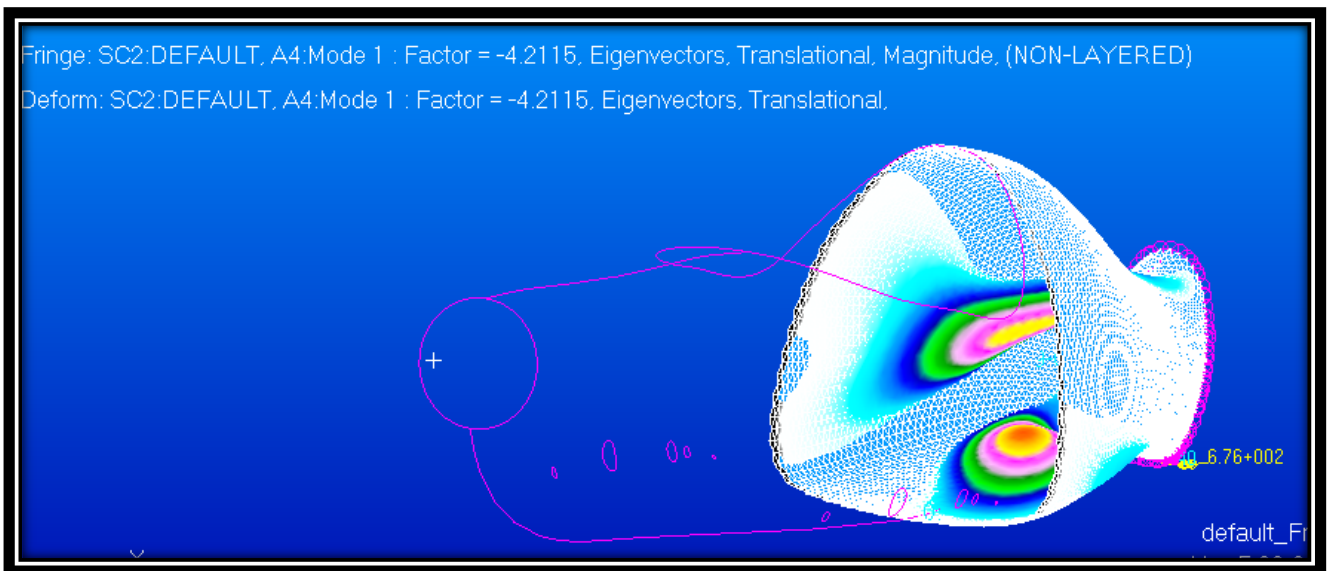


Figura 27: buckling fusoliera posteriore, caso B

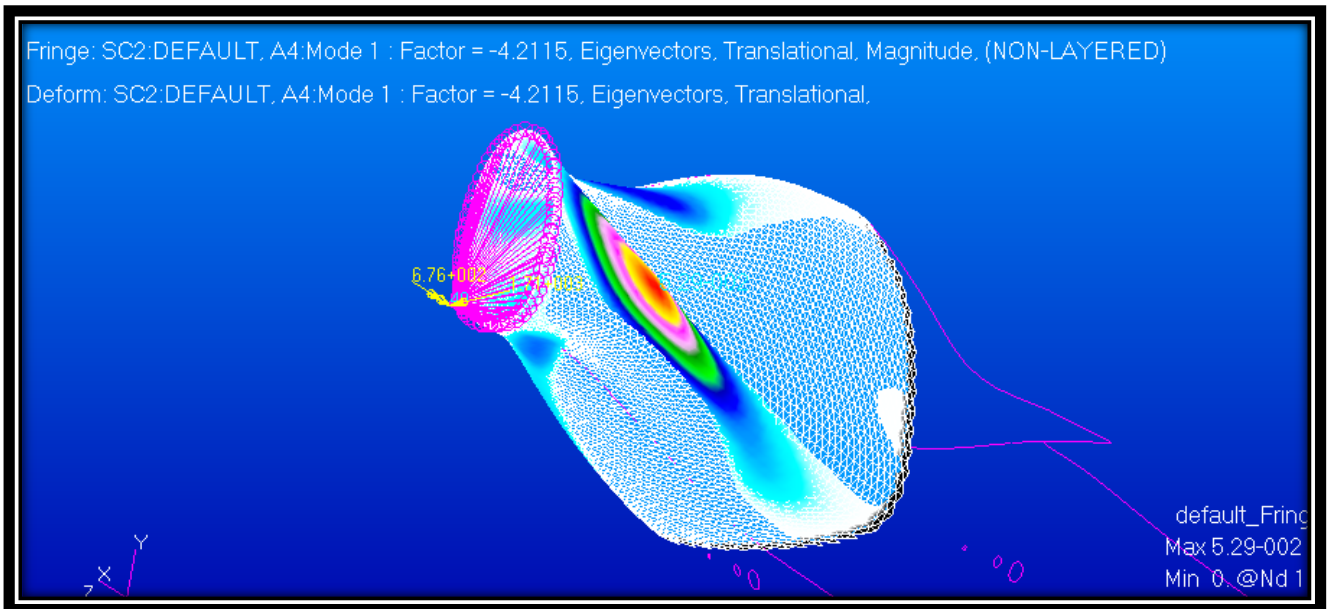


Figura 28: buckling caso B, vista posteriore

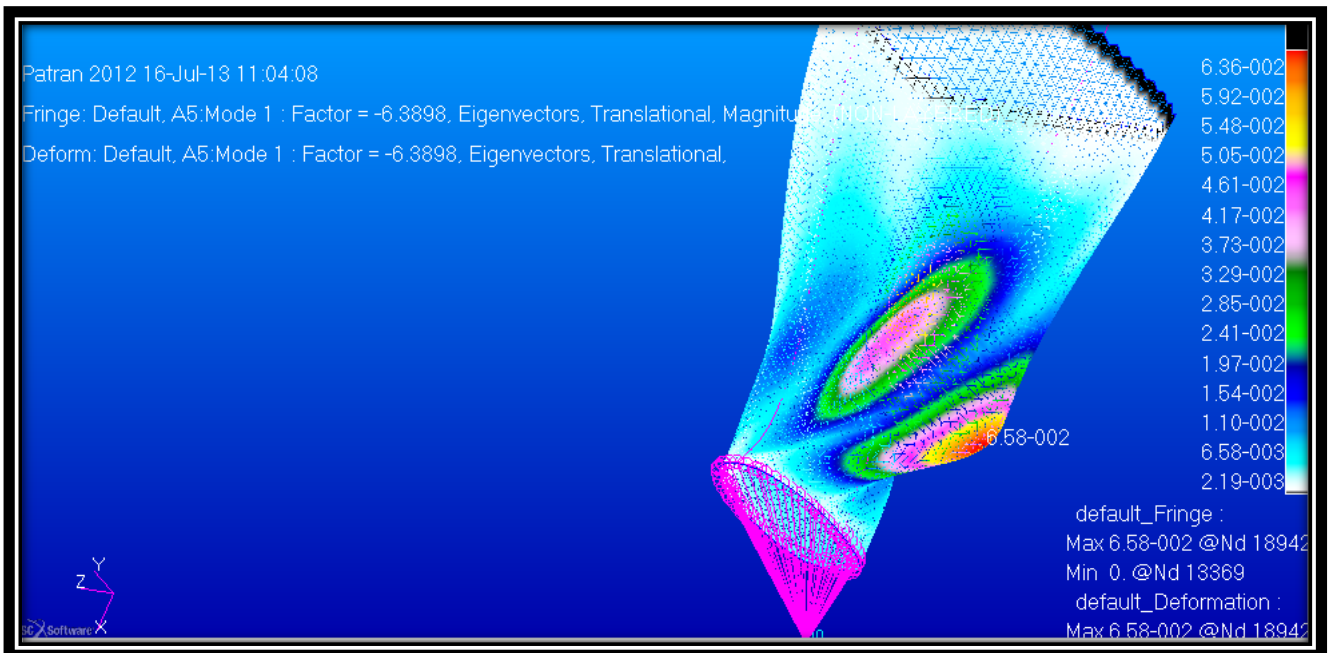


Figura 29: buckling fusoliera posteriore, caso C

FUSOLIERA POSTERIORE CON I BOOMS

I booms come spiegato in precedenza sono i correntini, irrigidimenti che percorrono tutta la lunghezza della fusoliera nella direzione assiale.

Dalla teoria ho ricavato il dato utile, la loro sezione di 55 mm^2 . Ricordiamo che i conti sono stati svolti supponendo i booms realizzati di lamine a fibre unidirezionali. Nel modello Patran ho quindi sezionato la superficie della fusoliera dando vita a 4 nuove superfici lunghe quanto la fusoliera e larghe $\sqrt{55} = 7.4 \text{ mm}$ (vedi figura 22). Dopo averle meshate le ho assegnato il materiale 'booms'. Questo ha la stessa configurazione a sandwich C, più uno strato aggiuntivo di 7 mm di lamina epox+vetro unidirezionale. In questo modo ho simulato un irrigidimento a sezione quadrata, di più facile modellazione che non uno a sezione ad omega.

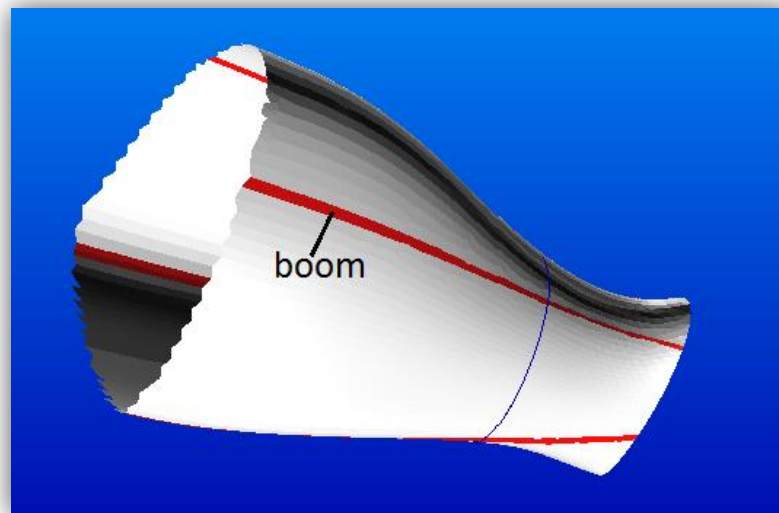
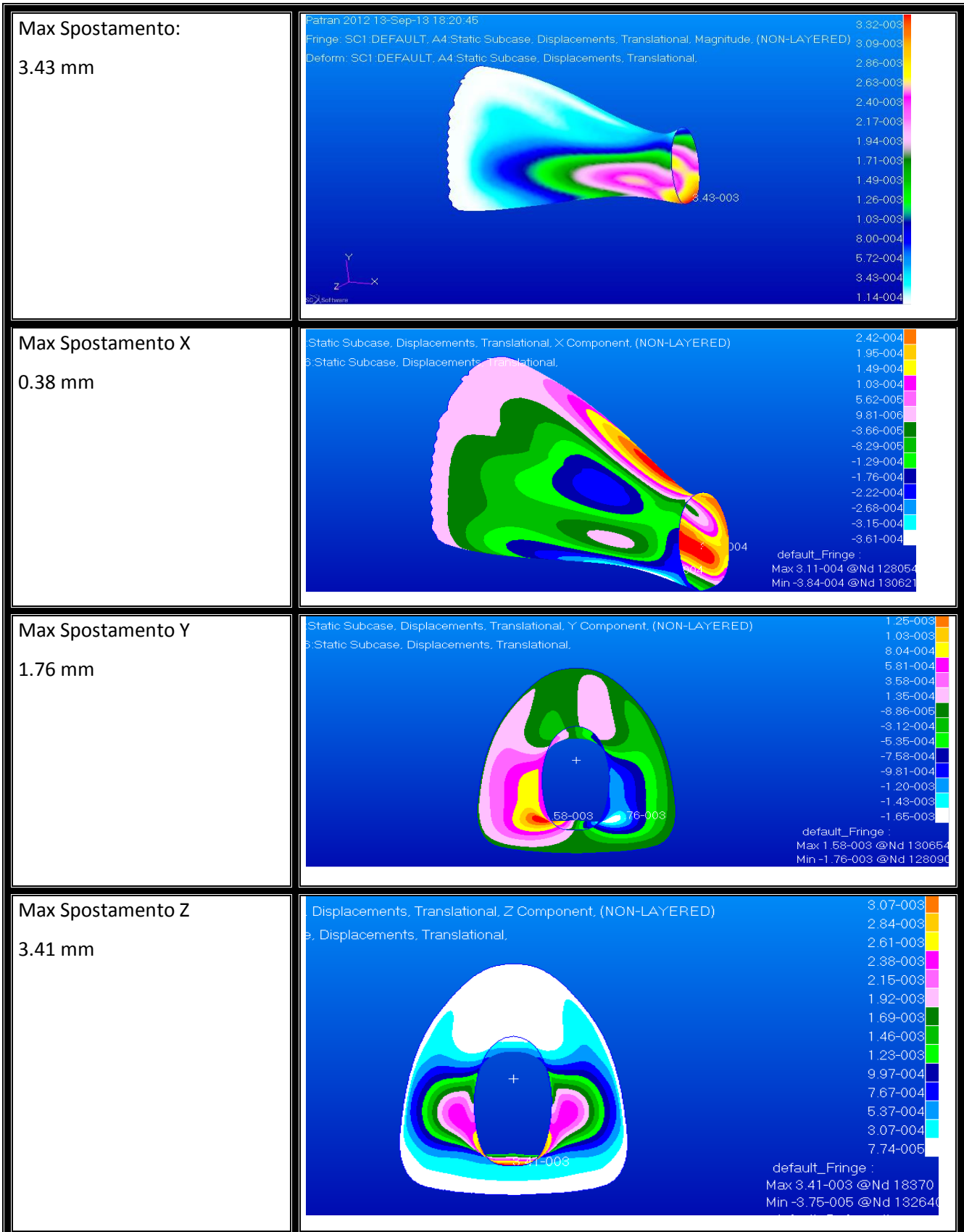


Figura 30: booms

Linear static



Le deformazioni sono diminuite notevolmente rispetto alla configurazione C senza i rinforzi (confronta con tabella 10). La fusoliera risulta divisa in 4 pannelli compresi tra i booms, e il pannello più sollecitato è quello inferiore. Uno spostamento massimo di 3 mm nel punto D dell'involuppo di volo è accettabilissimo. Si faccia caso che la deformazione è accentuata nel bordo finale libero della sezione della fusoliera, bordo che nella realtà non esiste ed è conseguenza della idealizzazione della fusoliera e della semplificazione data dal non aver inserito nella geometria gli impennaggi. Si ritiene quindi che tale deformazione sia una sovrastima e che la deformazione reale possa essere contenuta tra gli 1 e 2 mm.

Si noti inoltre che il lavoro principale dei booms sia sostenere i carichi assiali e di conseguenza limitare le deformazioni lungo l'asse. Questa funzione è svolta egregiamente dato che in direzione x siamo passati da una deformazione di 2.2 mm a 0.38 mm.

Il prossimo passo è analizzare la possibilità di buckling per capire se è necessario o meno l'inserimento di una ordinata come ulteriore elemento di rinforzo.

Buckling

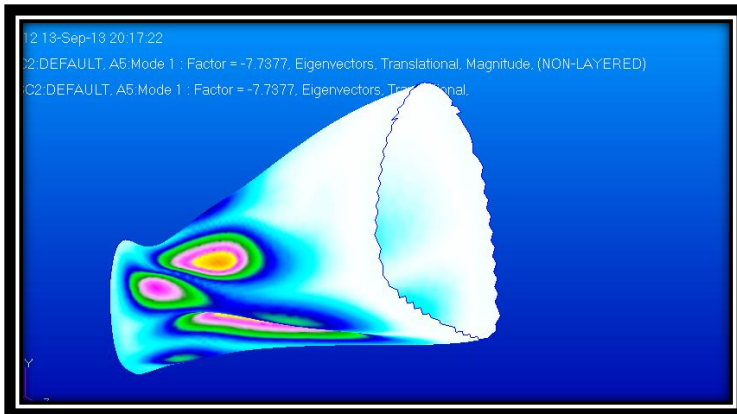


Figura 31: buckling fusoliera posteriore con booms (vista laterale)

Il fattore di buckling è aumentato da 6.38 a 7.73. Le zone però soggette a tale fenomeno rimangono invariate e non risentono sostanzialmente dei booms dato che le parti a rischio rimangono il pannello posteriore destro e quello inferiore.

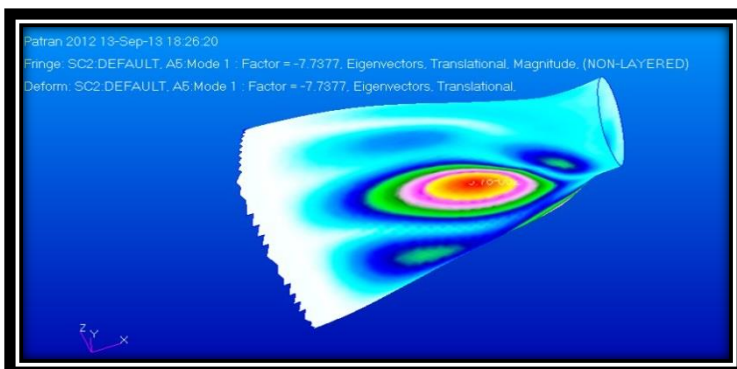


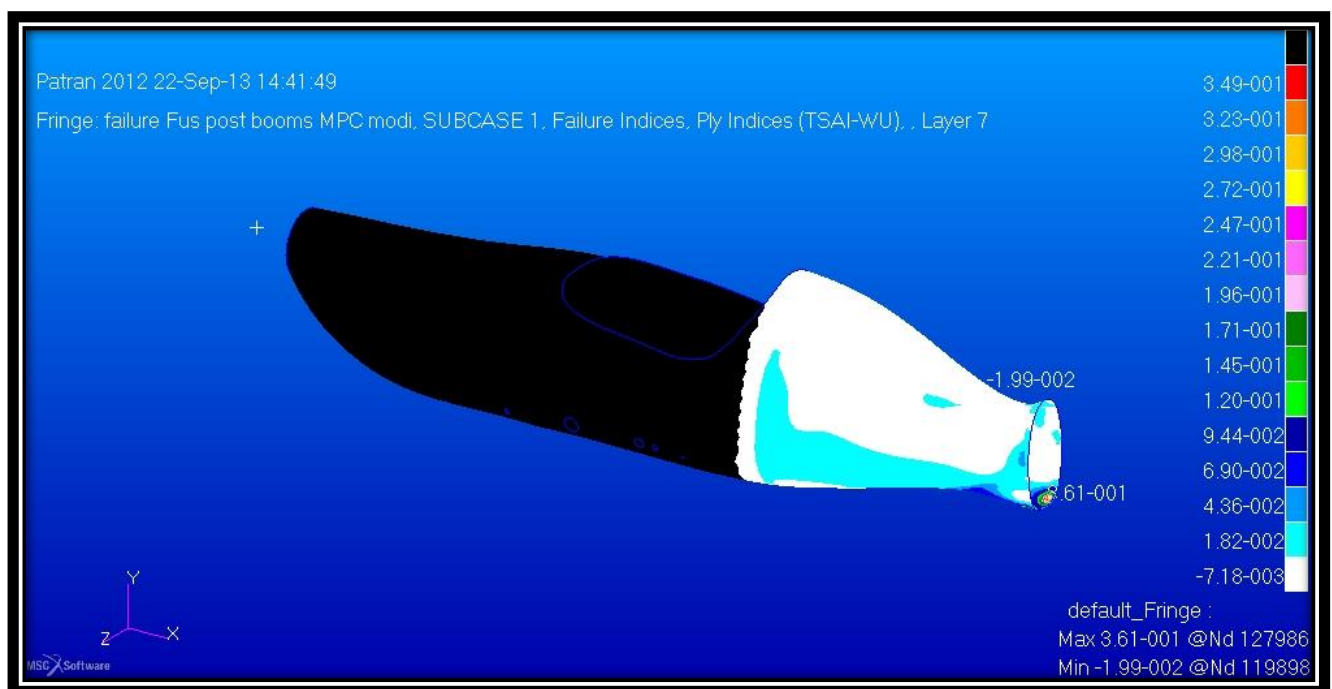
Figura 32: buckling fusoliera posteriore con booms (vista dal basso)

Failure

Strato	Ply Indices		Bond Indices
	Intera coda	Senza parte terminale	Intera coda
1	0.83	0.67	0.01
2	0.41	0.33	0.02
3	0.23	0.13	0.02
4	0.81	0.66	0.02
5 core	0.02	0.01	0.02
6	0.54	0.46	0.02
7	0.36	0.13	0.02
8	0.43	0.25	0.02
9	0.58	0.45	
Booms	0.02	0.02	0.05

Gli indici di failure non risentono molto della presenza dei booms in quanto la zona più sollecitata è la medesima, il bordo libero della sezione dov'è stata tagliata la fusoliera.

Si nota dalla figura che gli stress sono più limitati a quella zona, e che nel resto della fusoliera siamo due/tre ordini di grandezza al di sotto del limite di rottura!



FUSOLIERA POSTERIORE CON L'ORDINATA

Linear static

<p>Max Spostamento: 3.45 mm</p>	
<p>Max Spostamento X 1.06 mm</p>	
<p>Max Spostamento Y 1.01 mm</p>	
<p>Max Spostamento Z 3.23 mm</p>	

Tabella 19: Spostamenti fusoliera posteriore con ordinata

Buckling

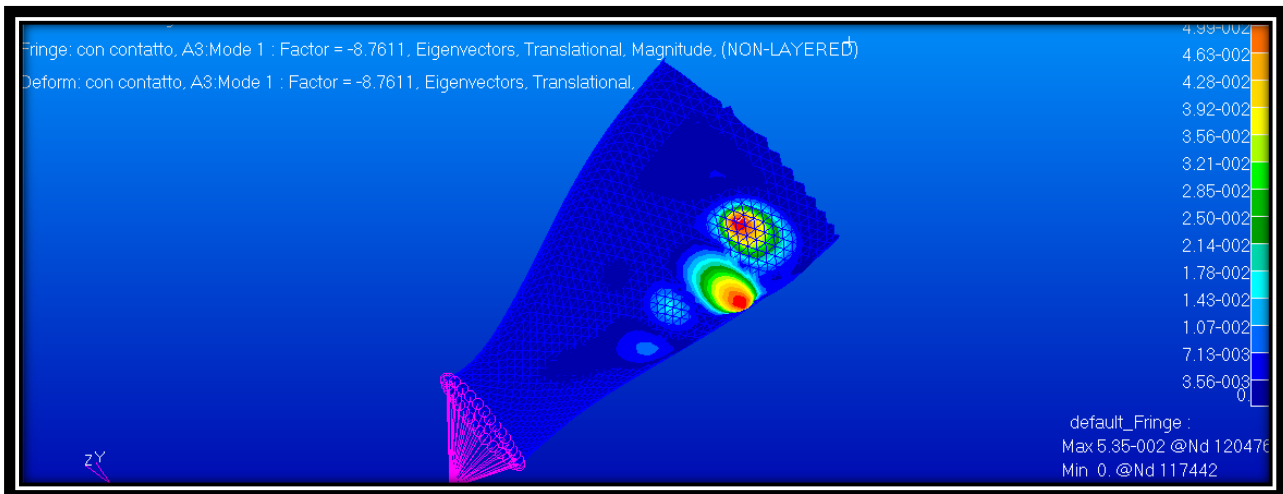


Figura 33: buckling fusoliera posteriore con ordinata

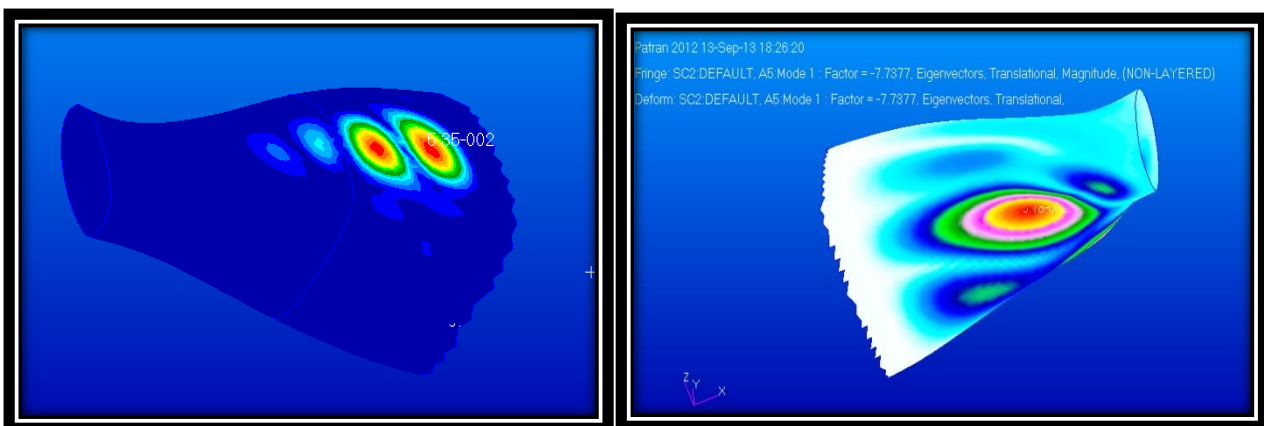


Figura 34: confronto viste dal basso del buckling con ordinata (sx) e senza (dx)

E' qui che notiamo il contributo fondamentale di questo tipo di irrigidimento. Non solo fattore di buckling è aumentato a 8.76 ma l'interno fenomeno è stato modificato. I quattro pannelli in cui era divisa la fusoliera posteriore sono stati divisi in pannelli più piccoli dall'ordinata. E' stato eliminato il rischio di buckling nel pannello inferiore. Il pannello laterale va in buckling se superiamo di 8.76 volte i valori di carico dati dal punto D dell'involucro di volo.

Il prossimo passo è analizzare la struttura con entrambi gli irrigidimenti, booms e ordinata!

FUSOLIERA POSTERIORE CON I BOOMS E L'ORDINATA

Linear Static

Max Displacement [mm]	Max displ X [mm]	Max displ Y [mm]	Max displ Z [mm]
3.09	0.32	1.03	3.07

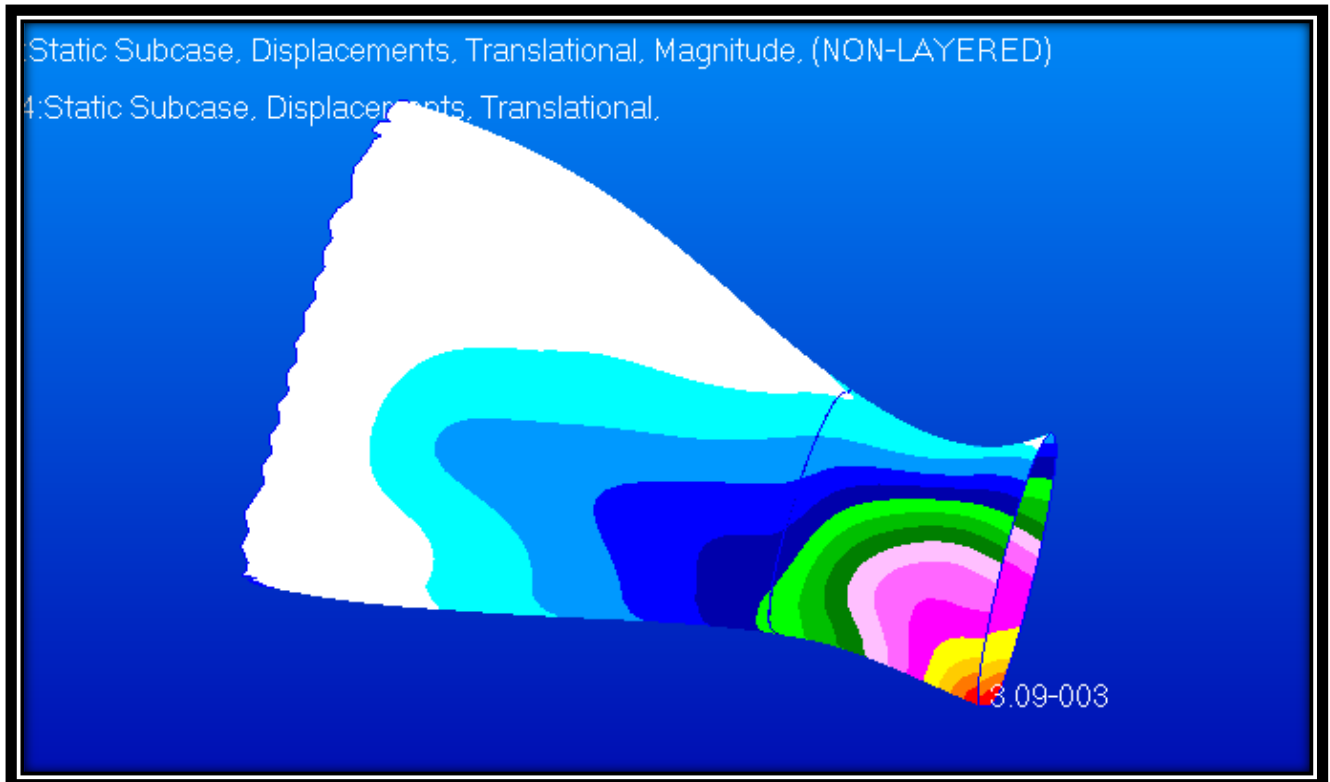
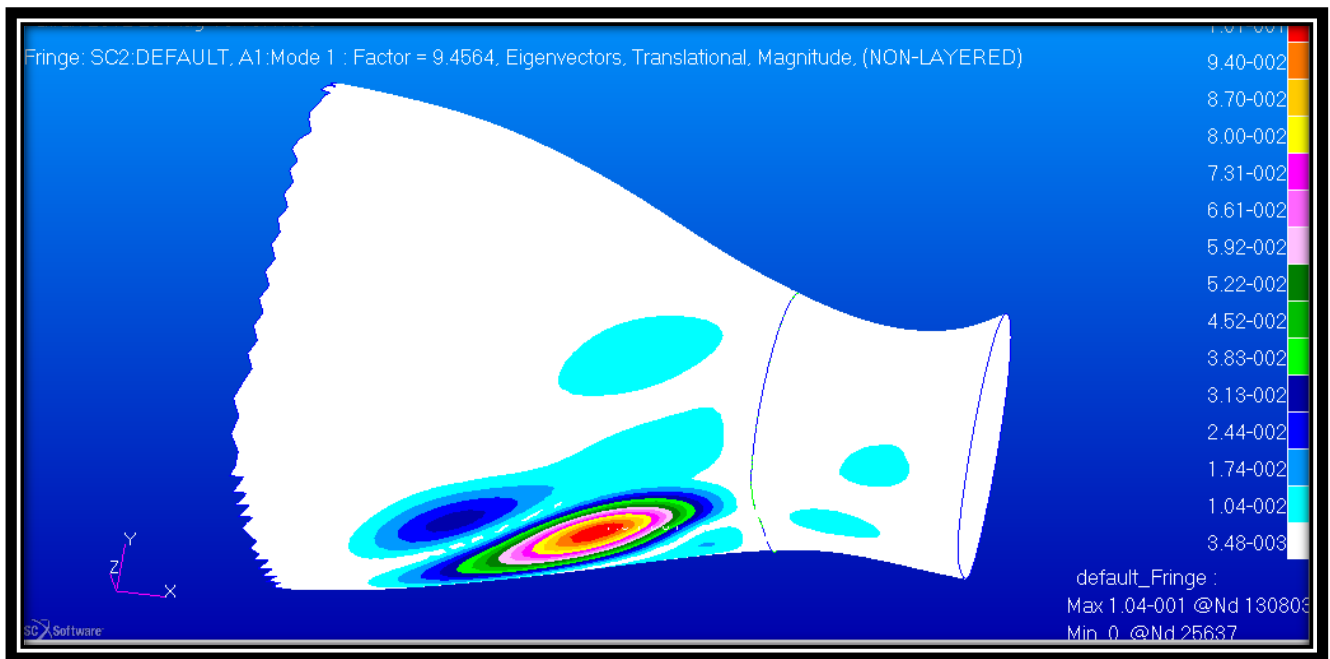


Figura 35: fusoliera posteriore con booms e ordinata, displacement

Buckling

Il fattore di buckling come ci si aspettava è aumentato rispetto alle configurazioni precedenti, raggiungendo il valore di 9.4. La zona che andrà in buckling se raggiunte tali sforzi sarà il pannello inferiore.



Failure

Strato	Ply Indices		Bond Indices	
	Intera coda	Senza parte terminale	Intera coda	Senza parte terminale
1	0.71	0.67	0.007	0.006
2	0.38	0.33	0.01	0.01
3	0.25	0.13	0.01	0.01
4	0.67	0.66	0.02	0.01
5 core	0.01	0.01	0.02	0.01
6	0.54	0.46	0.02	0.01
7	0.37	0.13	0.02	0.01
8	0.43	0.25	0.02	0.01
9	0.53	0.45		
Booms	0.04	0.02	0.04	0.05

Da un'analisi comparata tra i results del failure e degli stress si deduce che gli indici di failure maggiori sono dovuti a tensioni di compressione. La resistenza delle lamine a fibre unidirezionali è infatti minore a compressione che a trazione. Poiché la portanza in coda genera un momento flettente M_z , sono le lamine a 0 e 90 gradi quelle più sollecitate, mentre quelle a 45 hanno un comportamento migliore.

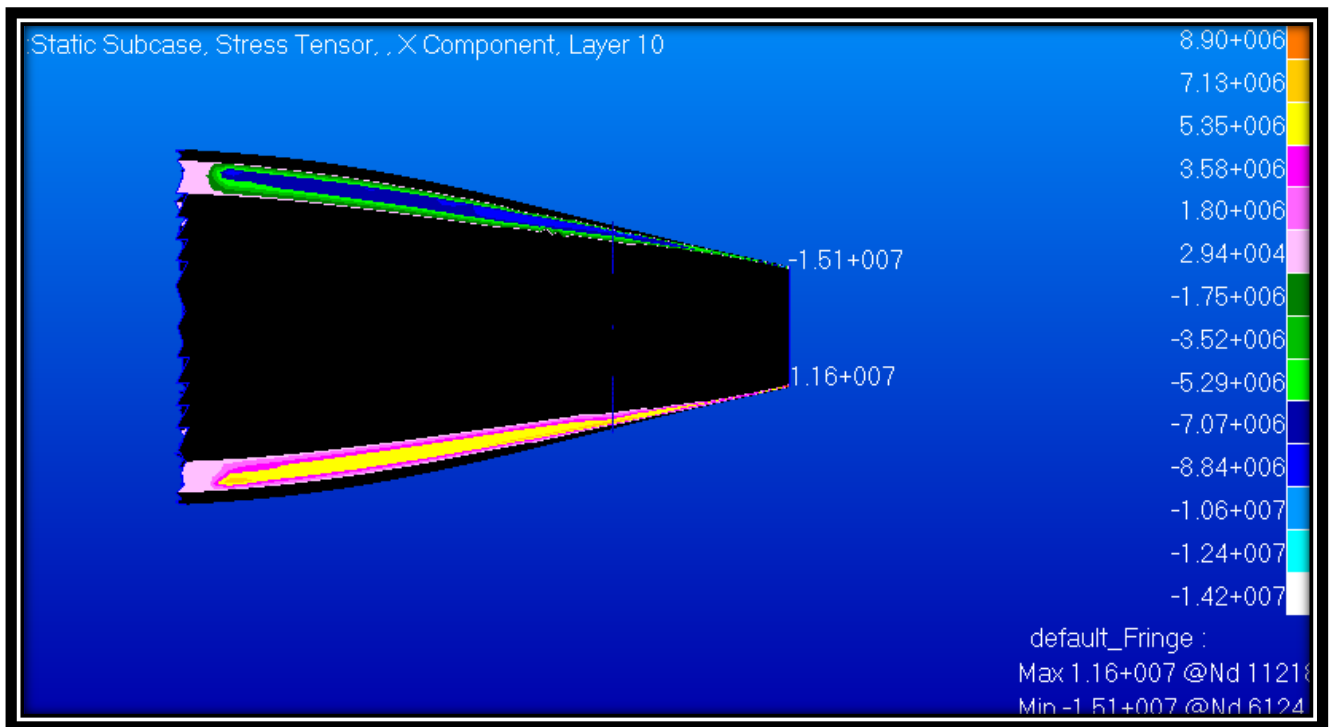


Figura 36: stress nei booms in direzione x.

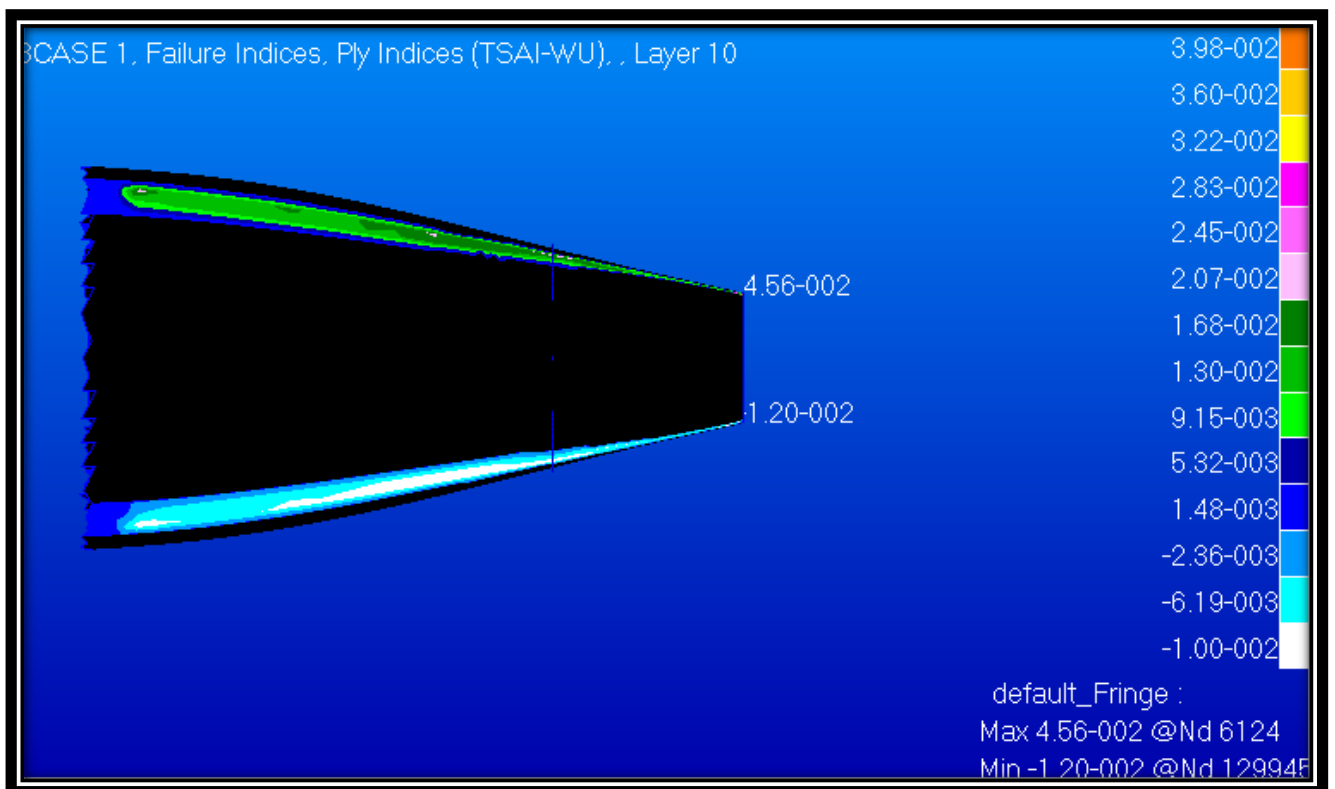


Figura 37: indice di failure nei booms.

INTERA FUSOLIERA

Avendo constatato che con tali materiali e tali spessori la parte posteriore dell'aereo regge e non si deforma neanche nel peggiore dei casi, andiamo ora a simulare il comportamento dell'intera fusoliera. Come sempre ci sono semplificazioni ed ipotesi da fare.

La parte centrale della fusoliera è sede della cabina di pilotaggio e comprende strutture come il cupolino, il sedile, e un componente delicato dell'intero aereo: la scatola dei longheroni. A quest'ultimo sono connessi i longheroni, e quindi deve reggere il carico delle ali e trasferirlo all'intero aereo.

Per le simulazioni ho deciso di tralasciare il cupolino. Questo elemento sarà realizzato il più leggero possibile e non avrà nessuna funzione strutturale. Quello che si dovrà verificare è che le deformazioni del bordo a cui sarà attaccato il cupolino siano dell'ordine di pochi millimetri. Una deformazione eccessiva implicherebbe degli stress sul cupolino e potrebbe portarlo alla rottura.

Il sedile è stato inserito nel modello Patran solo in fase finale. Si desidererebbe realizzarlo in cartone compresso per renderlo estremamente leggero. Indubbiamente donerà rigidità alla struttura ma non sarà in grado di resistere a sforzi elevati. Quindi in fase di design si dovrà provvedere a realizzare una struttura abbastanza rigida da non provocare deformazioni eccessive che comporterebbero sforzi al sedile.

La scatola dei longheroni meriterebbe una tesi dedicata solo ad essa. Ad essa non solo sono fissati i due longheroni principali delle ali ma anche il carrello d'atterraggio. Si pensava di realizzarla come per gli aerei ultraleggeri tradizionali a sezione quadrata ma in materiali compositi. Tale realizzazione è tecnicamente complessa, in quanto non si può come per il legno creare la scatola in un pezzo unico e poi perforare il buco per i longheroni. Inoltre la sezione dei longheroni non è ancora stata decisa con certezza. Per ora il Professor Sambin dispone di due longheroni in rowing di carbonio a sezione circolare, ma si potrebbe passare a quelli a sezione a I con momento di inerzia maggiore.

Si è proceduto in questo modo: i longheroni sono stati modellati come quelli per ora esistenti in rowing di carbonio. I dati geometrici e dei materiali sono stati trovati nella tesi del collega che si è occupato delle ali. La scatola è stata modellata a sezione circolare per semplicità. Il materiale utilizzato è lo stesso sandwich (configurazione C) della fusoliera più due ulteriori strati di lamina epox+fibra per rinforzo. Si è quindi modellata la sola struttura "longheroni + scatola" per verificare se tale sandwich è sufficiente a resistere.

Una volta verificato questo si è inserito i longheroni e la loro scatola nel modello Patran dell'intera fusoliera svolgendo analisi modi di vibrare, statiche 101, di failure e di buckling.

Nelle prossime sezioni sono riportate nel dettaglio le simulazioni in Patran/Nastran e i loro risultati.

INTERA FUSOLIERA CON BOOMS E ORDINATA

Ho iniziato a modellare solo la fusoliera, senza né sedile né scatola dei longheroni. Mi è servito per capire a grandi linee il comportamento della struttura, per ottimizzare la mesh, per capire come lavora il comando Inrel -2, e in secondo luogo per confrontare questo modello con i successivi più complessi e avere una dimostrazione di quanto si possa semplificare o meno un modello reale.

Avendo in precedenza integrato i carichi aerodinamici (disponibili nella tesi del collega) della ali lungo l'apertura alare e avendo calcolato il loro punto di applicazione, ho ivi realizzato un nodo e inserito il valore delle forze.

I longheroni sono stati simulati con elementi beam, della stessa sezioni di quelli reali e dello stesso materiale 'rowing in carbonio'. Il contatto tra questi e la fusoliera è stato modellato con dei connettori rigidi MPC ed è stata questa la scelta più grossolana che ha implicato risultati lontani dalla realtà. Infatti gli MPC trasmettono rigidamente gli sforzi dal nodo indipendente a quelli dipendenti. Questo ha comportato dei carichi troppo elevati trasmessi alla fusoliera.

Anche la scatola è stata simulata con delle connessioni MPC. Sono stati creati tre nodi indipendenti lungo il longherone e sono stati associati a numerosi nodi dipendenti sulla base della fusoliera.

La mesh è stata realizzata con elementi triangolari Pavern, di dimensioni 0.03. Una mesh più fitta non ha comportato migliorie nei risultati, mentre implicava tempi di calcolo superiori e lentezze nel gestire il modello, a causa della potenza limitata del PC.

N.B.

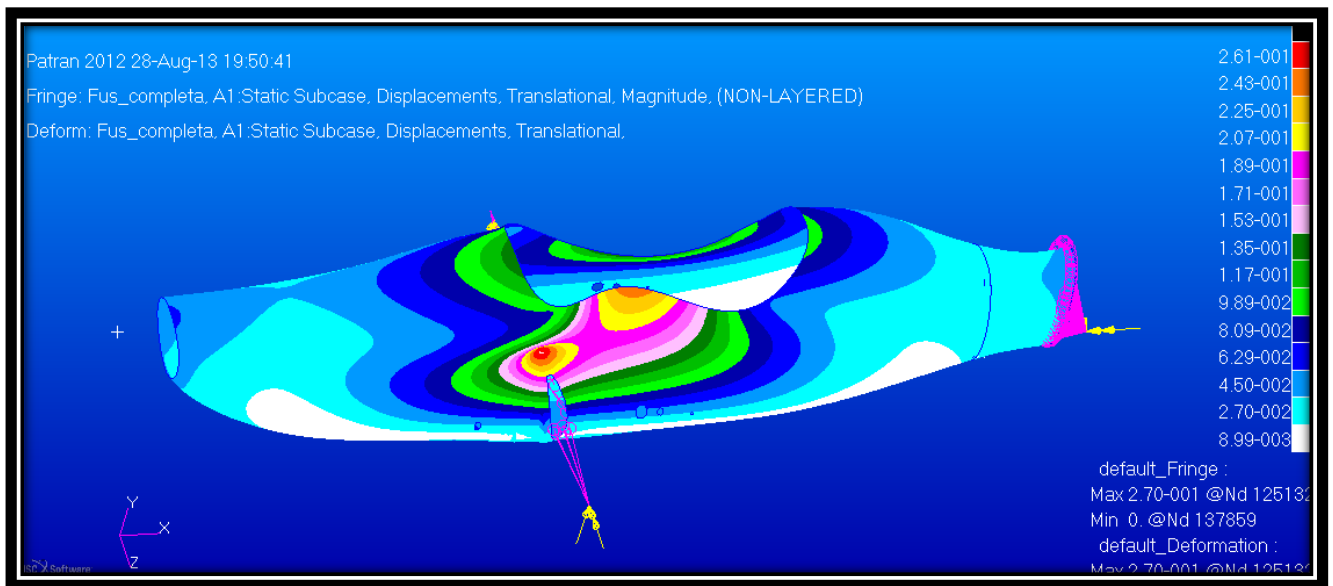
Un aereo, a differenza delle struttura più comuni, non è vincolato in nessun punto, e può muoversi in ognuno dei 6 gradi di libertà di corpo libero. Vincolarlo al suo centro di massa oltre che incorretto è impossibile, dato che questo non sempre appartiene alla struttura.

Nastran in questi casi prevede un procedimento denominato "inertial relief" in cui si assume che il corpo sia in un equilibrio statico anche se non vincolato e l'inerzia (massa) della struttura è utilizzata per resistere ai carichi esterni secondo la legge $F=m*a$. Ne esistono due versioni; l'inrel -1 in cui si deve specificare un nodo (di solito il centro di massa) e i gradi di libertà sui quali si voglia agisca. Nastran calcola le accelerazioni dovute ai carichi esterni in quel nodo, concentra la massa della struttura lì e genera delle forze che si oppongono ai cacichi esterni mantenendo la struttura in equilibrio attorno a tale nodo. Nel caso di un aereo tale metodo non è efficace perché si generano delle oscillazioni inesistenti attorno al CG e l'equilibrio è

fasullo. Si deve quindi ricorrere al comando INREL -2 in cui non serve specificare un nodo perché la struttura viene bilanciata attorno ad ogni nodo. I tempi di calcolo sono maggiori ma il risultato è corretto. Per attivarlo è necessario inserire nel Bulk Data del file .bdf il comando INREL -2.

Linear Static

Il risultato come ci si aspettava presenta delle deformazioni eccessive (fino a 26 cm) attorno ai fori dove si inseriscono i longheroni e in tutta la sezione centrale della fusoliera. E' comunque interessante notare l'ottimo comportamento della parte posteriore della fusoliera. Tale simulazione evidenzia la necessità di proseguire con modelli più complessi e completi dell'aereo, e soprattutto la necessità di modellare la scatola dei longheroni.



MODELLAZIONE SCATOLA LONGHERONI

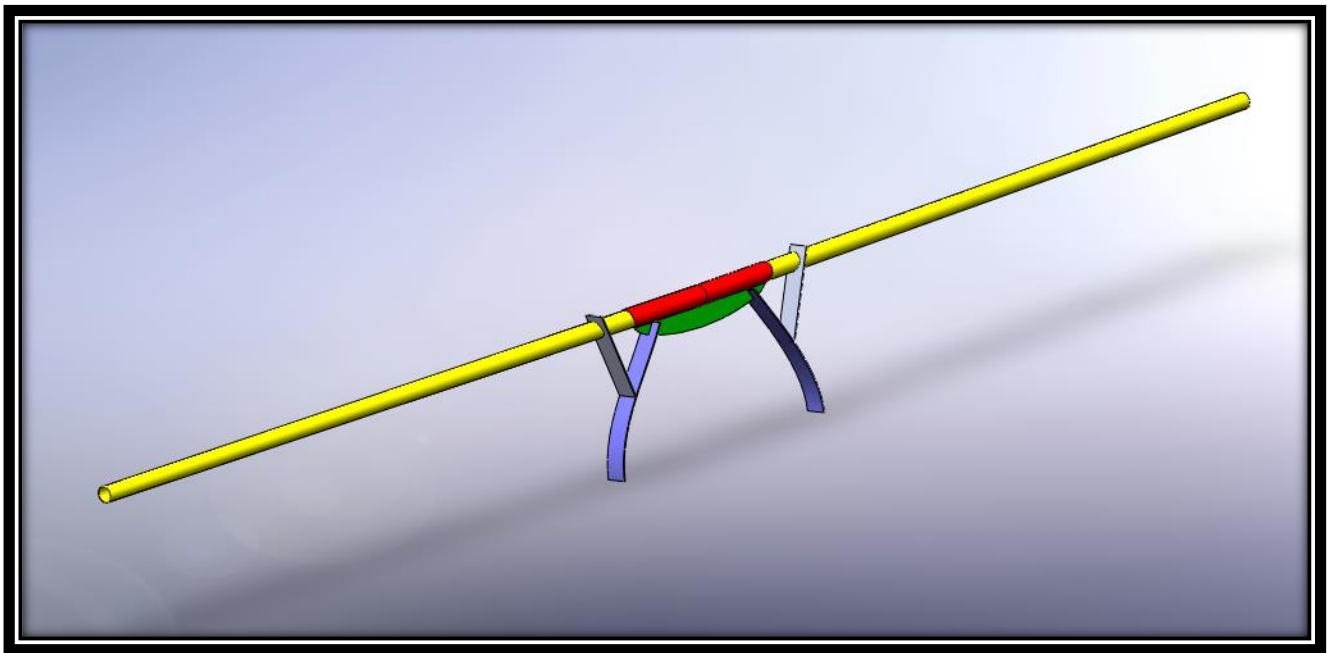


Figura 38: longheroni (giallo), scatola (rosso), carrello (grigio), attacco scatola-fusoliera (verde)

Il modello geometrico della scatola e dei longheroni è stato importato da un file IGES di SolidWorks. Dati gli spessori fini del longherone (3 mm) e della scatola, sono stati modellati come superfici. Dopo aver creato i materiali Sandwich (configurazione C più due strati esterni di lamine spesse 3.5 mm a ± 45) e rowings carbonio ($E=80$ GPa), ed aver meshato la geometria, gli è stata assegnata la proprietà shell e il corrispondente materiale.

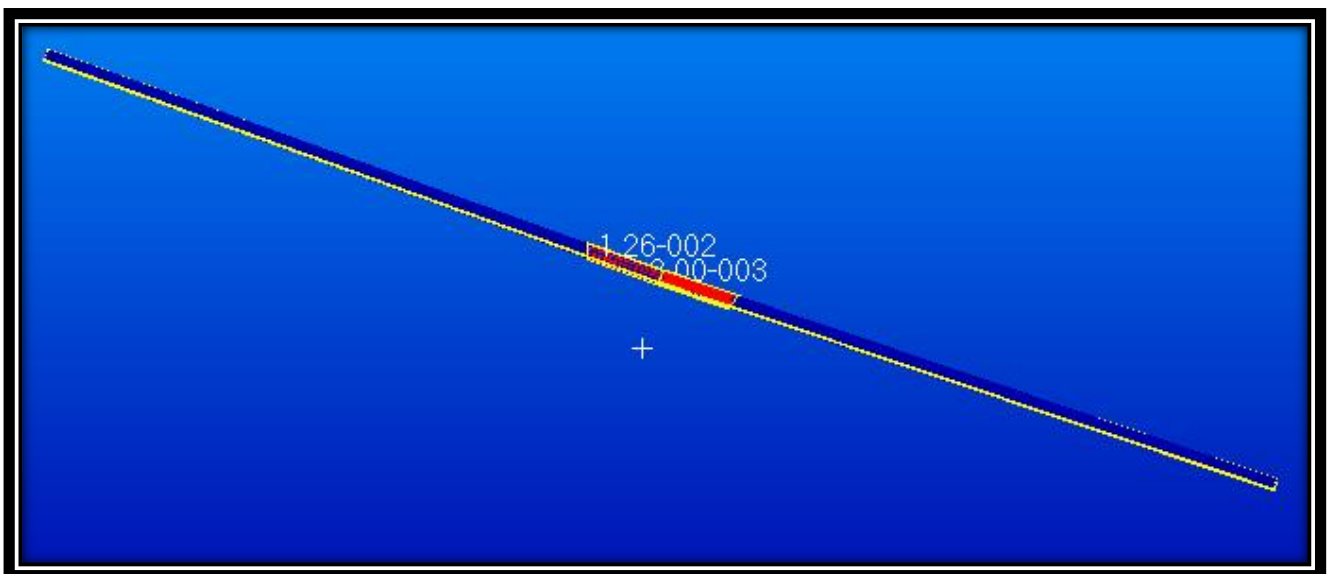


Figura 39: modello patran scatola (rosso) e longheroni (blu)

In una prima simulazione (A) è stata vincolata con un incastro solo la sezione centrale della scatola. Le estremità sono libere di deformarsi. Si vuole così constatare il grado di rigidità della scatola e che livelli di deformazione si raggiungono.

Nella seconda simulazione (B) la scatola è stata incastrata nella parte inferiore lungo quasi tutta la sua lunghezza. Questo rispecchia maggiormente la realtà, in quanto sarà fissata in questo modo alla fusoliera (vedi elemento verde in figura 30).

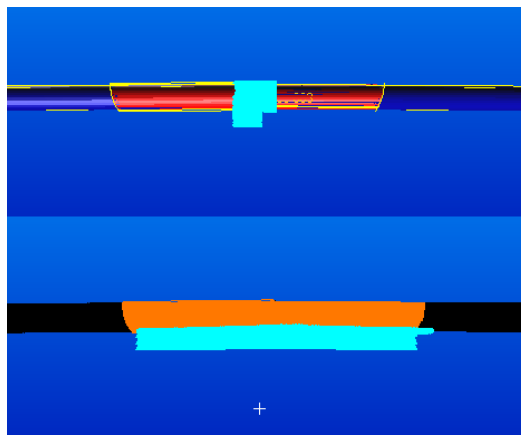


Figura 40: incastro centrale (A), incastro reale (B)

Results

Simulazione A

Deformazione massima	22 cm
MAX INDICE DI FAILURE (PLY)	
1. 0°	5.0
2. +45°	5.7
3. -45°	5.8
4. 90°	4
5. core	0.2
6. 90°	3.4
7. -45°	6.2
8. +45°	6.4
9. 90°	5.0
10. +45°	6.8
11. -45°	6.9

E' chiaro dai risultati che la struttura non resiste a tale deformazione e cede. E' interessante notare dal punto di vista accademico come gli strati interni cedano per taglio della sezione più esterna, mentre quelli più esterni cedano per compressione della sezione più vicina al vincolo.

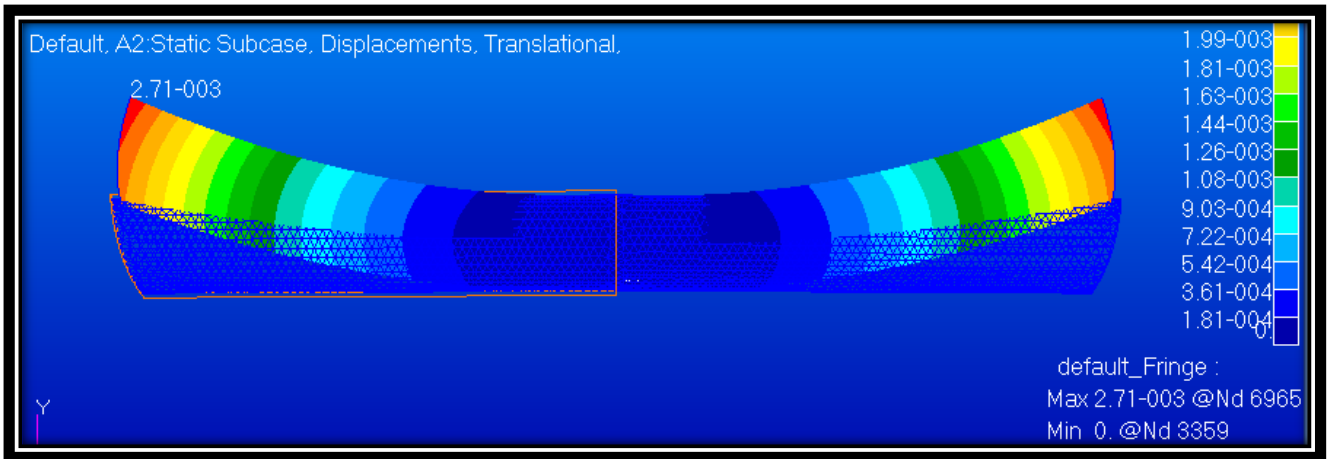


Figura 41: deformazione scatola longheroni (A)

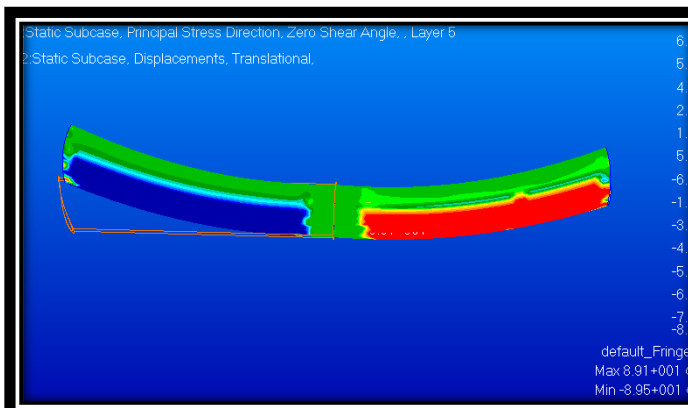


Figura 42: sforzi di taglio nel core

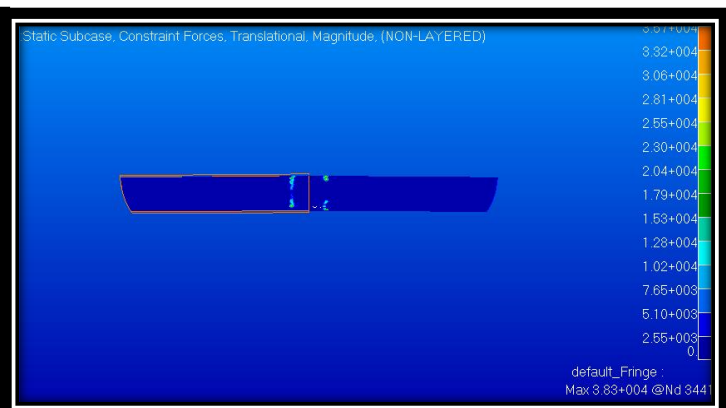


Figura 43: forze di reazione (max 38 KPa)

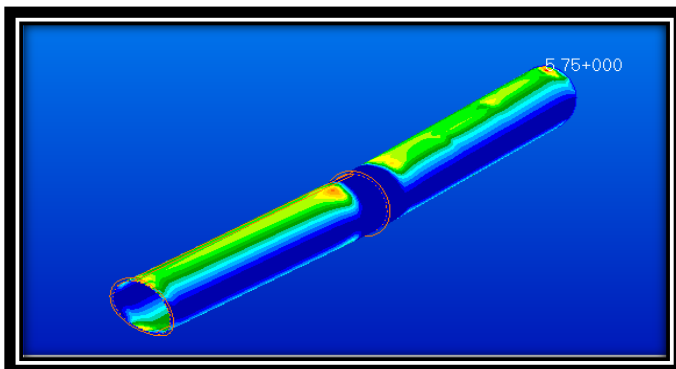


Figura 45: indice di failure strato 2

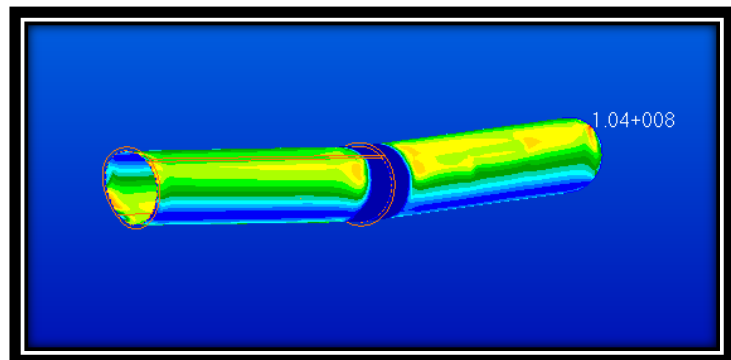


Figura 44: sforzo di taglio massimo strato 2 (max 104 MPa)

Simulazione B

Deformazione massima	2.71 mm	
MAX INDICE DI FAILURE (PLY)	Estremità	Sezione centrale
1. 0°	1.2	0.02
2. +45°	2.0	0.003
3. -45°	2.8	0.006
4. 90°	1.6	0.002
5. core	0.5	0.00007
6. 90°	1.1	0.01
7. -45°	1.9	0.009
8. +45°	1.8	0.02
9. 90°	1.3	0.02
10. +45°	2.3	0.02
11. -45°	2.5	0.02

In questa simulazione la scatola è stata vincolata lungo la sua parte inferiore per quasi tutta la sua lunghezza. Come si nota si deformano solo gli estremi e son questi stessi estremi che superano la tensione limite e danno vita a rotture localizzate. Il resto della struttura è due ordini di grandezza sotto il limite di rottura.

Una volta inserita la scatola nella fusoliera è presumibile che queste zone limite siano sottoposte a meno stress, poiché i longheroni sono appoggiati anche al foro praticato nella fusoliera che dovrebbe limitarne le deformazioni.

Tale simulazione ci consente di accettare questa scatola, spessa ricordiamo 1.26 cm e vincolata lungo il lato inferiore da quella che sarà l'elemento di fissaggio tra essa e la fusoliera.

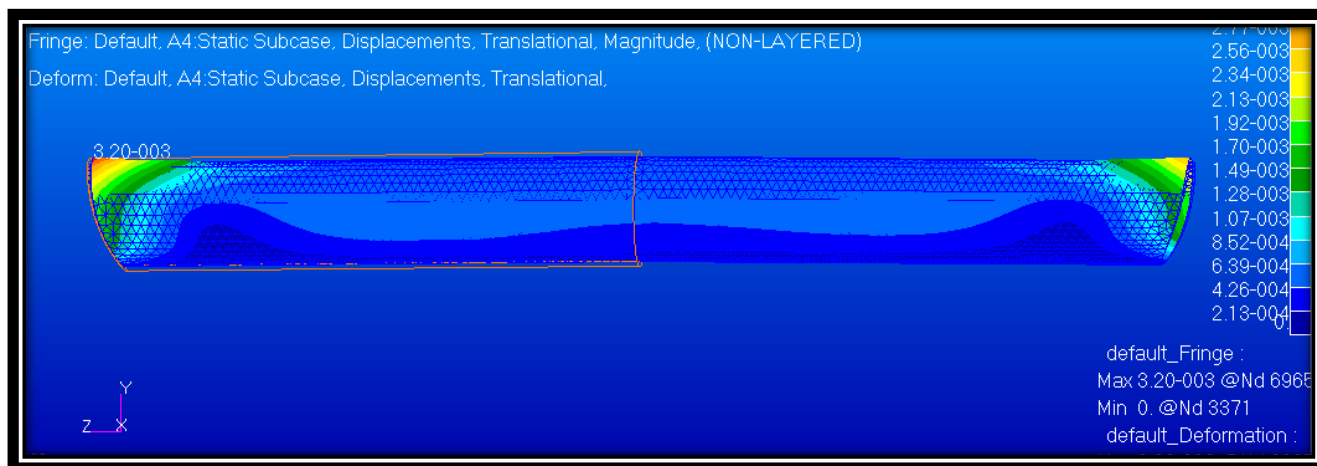


Figura 46: deformazione scatola (B)

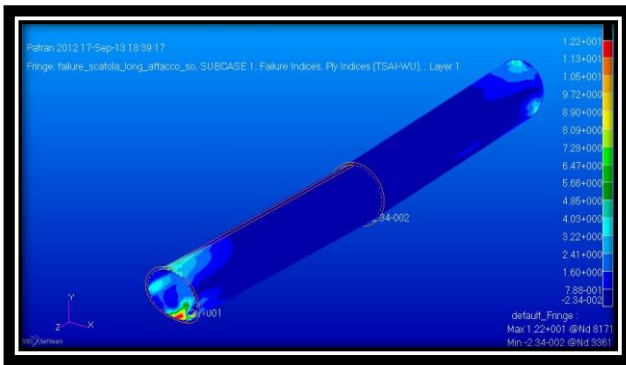


Figura 47:failure strato 1

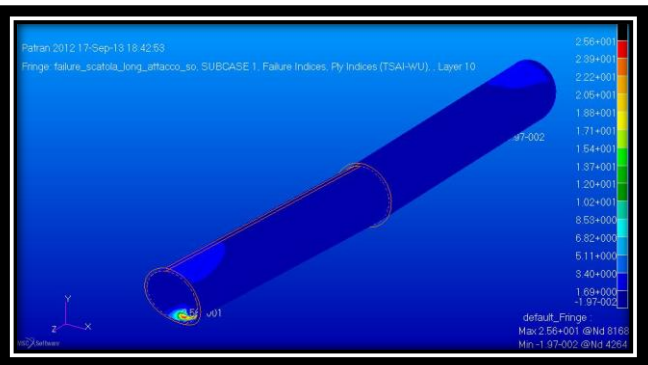


Figura 48:failure strato 10

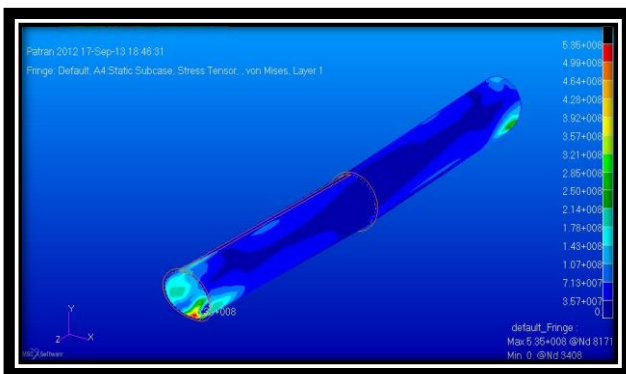


Figura 49: tensioni Von Mises strato 1

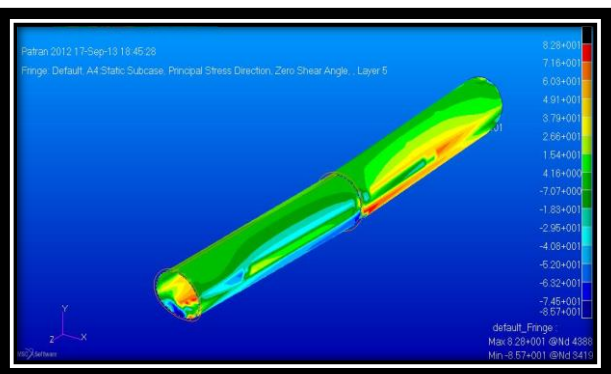


Figura 50: tensione taglio nel core

INTERA FUSOLIERA CON LONGHERONI, SCATOLA LONGHERONI, BOOMS, ORDINATA

Avendo scelto la scatola dei longheroni ora analizzeremo l'intera struttura.

- FUSOLIERA

Composta dal sandwich da 5.64 mm, rinforzata nella parte posteriore dall'ordinata e da 4 correntini (booms) che la percorrono per l'intera lunghezza.

In seguito riporto l'estratto dal file .bdf riguardante il materiale 'laminato':

```

$ Composite Property Record created from material record :
laminato
$ Composite Material Description :
PCOMP  1          1.+7  TSAI
      1  8.-5  0.  YES  1  8.-5  -45.  YES
      1  8.-5  45.  YES  1  8.-5  90.  YES
      2  .005  0.  YES  1  8.-5  90.  YES
      1  8.-5  45.  YES  1  8.-5  -45.  YES
      1  8.-5  0.  YES

```

- LONGHERONI

In carbonio da 3 mm di spessore, cavi a sezione circolare.

- SCATOLA

A sezione circolare, realizzata in sandwich da 12 mm con 5 mm di core. E' a contatto con i longheroni. Nella realtà sarà realizzato un elemento di fissaggio che la connette rigidamente alla fusoliera (vedi figura 30). Questa connessione nella simulazione è stata realizzata con tre MPC. Sono stati creati tre nodi indipendenti lungo la base della scatola e connessi ai nodi dipendenti appartenenti alla base della fusoliera.

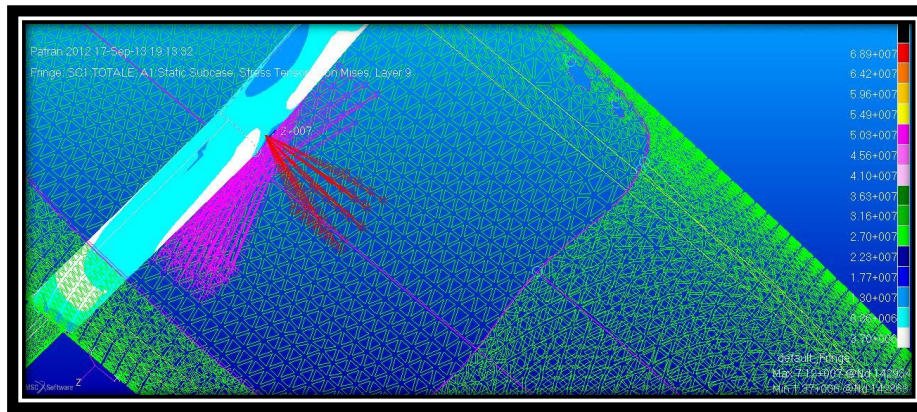


Figura 51: particolare dell'MPC (in rosso) centrale tra scatola e fusoliera

CARICHI

In coda abbiamo i soliti carichi della tabella 6 D. Per i carichi alari invece è stato riportato solo quello principale di portanza (5064 N per ala). In seguito riporto l'estratto dal file .bdf inerente ai carichi.

```

$ Nodal Forces of Load Set : Carichi_coda
FORCE 3 11281 0 1692.1 0. -153656.988124
$ Nodal Forces of Load Set : Carichi_coda
MOMENT 4 11281 0 676. -1. 0. 0.
$ Nodal Forces of Load Set : Fy
FORCE 1 144492 0 5064. 0. 1. 0.
FORCE 1 153638 0 5064. 0. 1. 0.
$ Referenced Coordinate Frames

```

CONTATTI

La sezione più delicate quando si deve modellare in patran una struttura complessa costituita da più parti è quella che riguarda i contatti.

In generale per simulare il contatto tra due corpi si deve creare un Loads/BCs: Contact Bodies: Deformable. Quindi si crea un Load Contatto per ogni corpo di cui si ha bisogno selezionando gli elementi finiti di cui è composto.

Le impostazioni invece vanno inserite nella sezione analysis: Subcases: Subcases Parameters: Contact Table. Nella tabella si imposta il tipo di contatto desiderato e nelle impostazioni sottostanti i parametri. Da notare che il Bias Factor per default è 0.9 e la tolleranza 0. Sono stati cambiati in Bias 0 e tolleranza 0.01.

Di seguito riporto la tabella Patran dei contatti, e la sezione del file .bdf relativa.

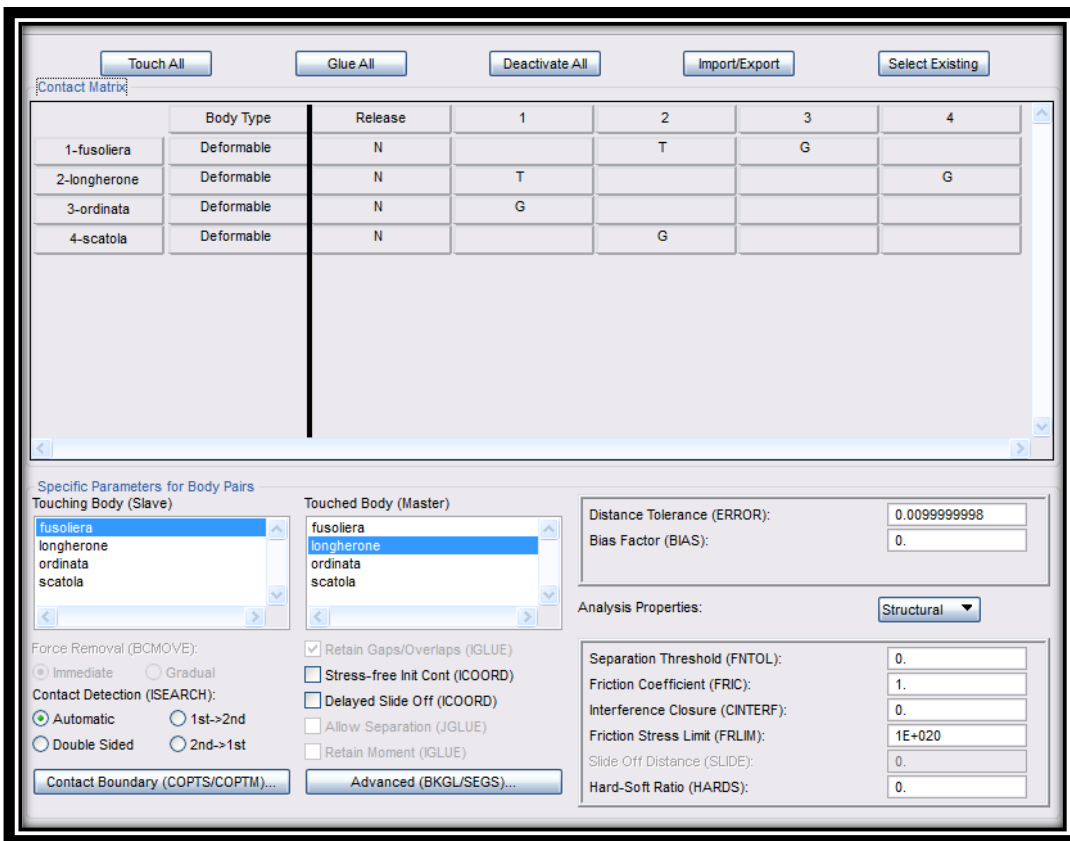


Tabella 20: tabella dei contatti in Patran

```

$ Direct Text Input for Bulk Data
///
BCTABLE 0          3
  SLAVE 2  .01    1.    2
    2  0  0
  FBSH      0.
  MASTERS 1
  SLAVE 3  .01    1.    2
    2  0  0
  FBSH      0.
  MASTERS 1
  SLAVE 4  .01    1.    2
    2  0  0
  FBSH      0.
  MASTERS 2
BCTABLE 1          3
  SLAVE 2  .01    1.    2
    2  0  0
  FBSH      0.
  MASTERS 1
  SLAVE 3  .01    1.    2
    2  0  0
  FBSH      0.
  MASTERS 1
  SLAVE 4  .01    1.    2
    2  0  0
  FBSH
    
```

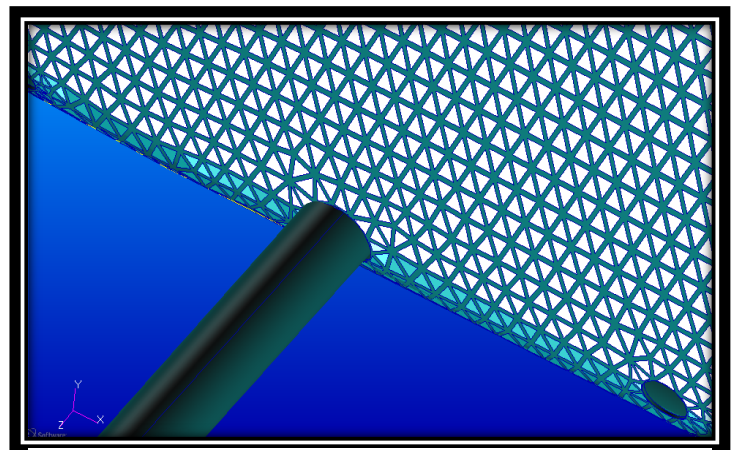


Figura 52: particolare del contatto tra longherone e fusoliera

Results

Linear Static

Lo spostamento massimo raggiunto dalla struttura è di 7.8 cm (figura 45) e si riscontra nella parte alta della fusoliera, al di sopra del cupolino. Gli spostamenti sono asimmetrici a causa della forza in direzione z proporzionata dal timone verticale. Il resto della fusoliera si comporta meglio con spostamenti di 1-2 cm della coda in direzione laterale (figura 46).

Ricordiamo che la struttura non ha ancora il sedile, elemento che dovrebbe donare maggior rigidità alla struttura. Prima di progettare degli irrigidimenti nel bordo fusoliera-cupolino sarà utile analizzare i dati del failure.

Per quanto riguarda le tensioni notiamo dalla figura 48 e 49 come ci siano delle zone concentrate sottoposte a tensioni elevate, fino a 199 MPa, in prossimità del bordo fusoliera-cupolino e nella zona di contatto tra longherone e fusoliera. Il resto della struttura regge tensioni molto inferiori, dell'ordine dei 20 MPa. Infine è interessante notare che gli sforzi di taglio retti dal core (figura 47) sono minimi. Si notino anche i salti di tensioni in presenza dei booms e dell'ordinata posteriore!

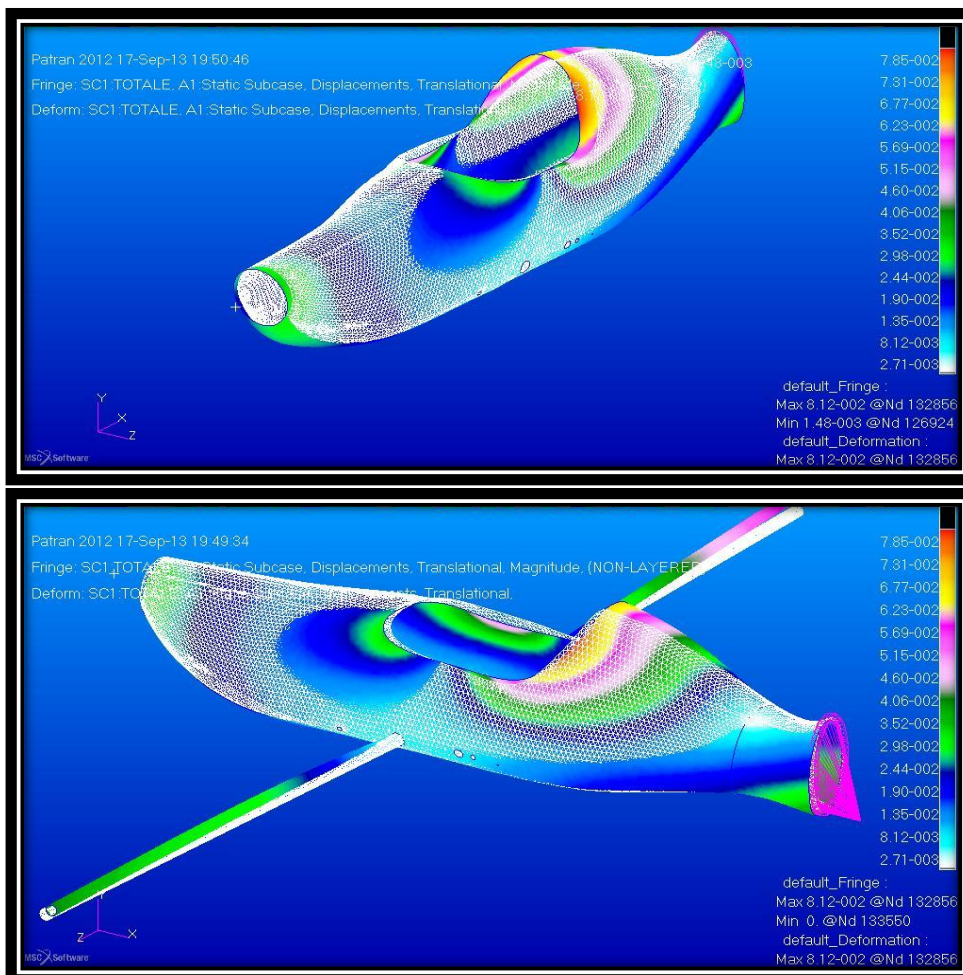


Figura 53: deformazione fusoliera completa e booms

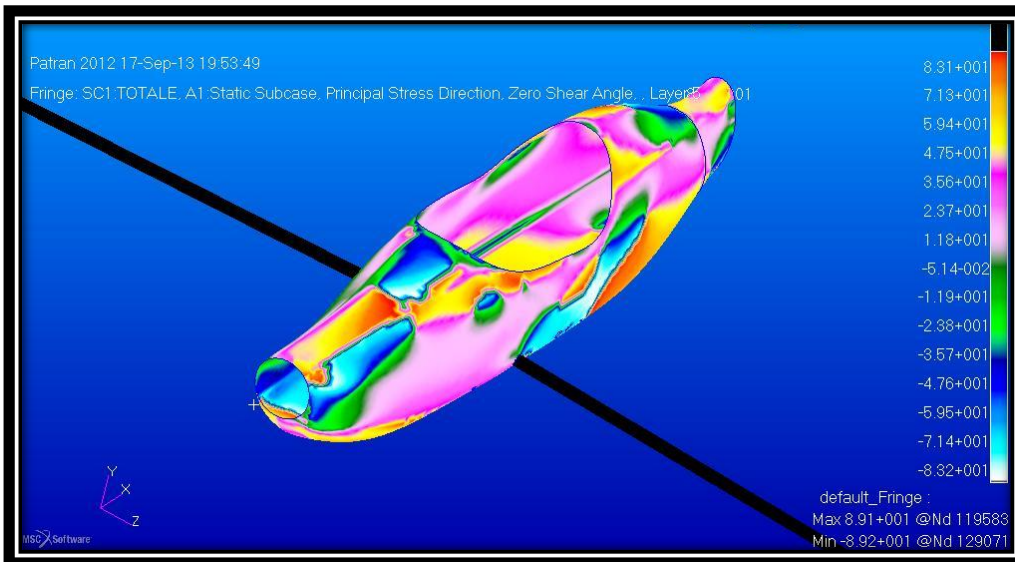


Figura 46: sforzi di taglio nel core

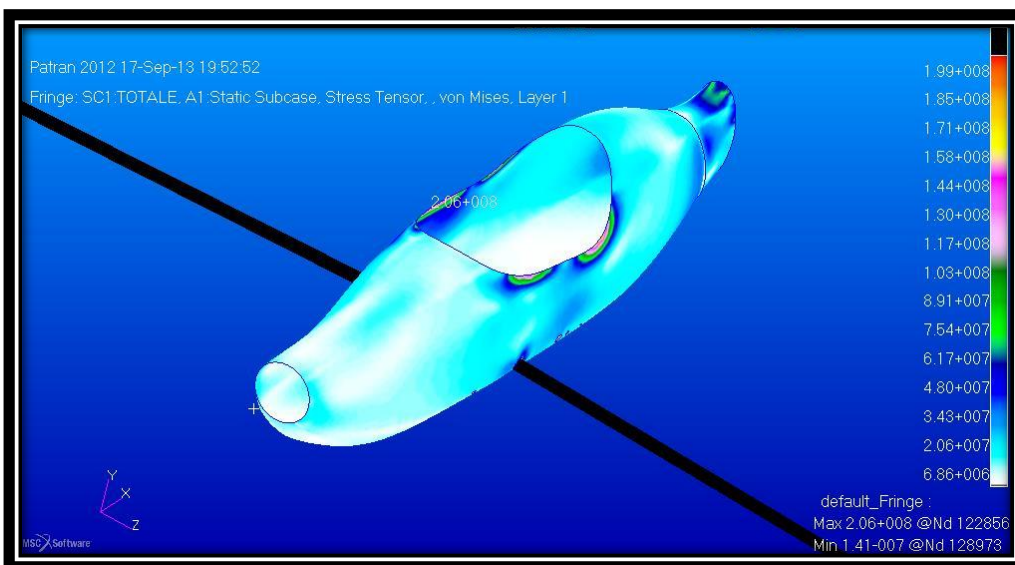


Figura 547: Von Mises stress, strato 1

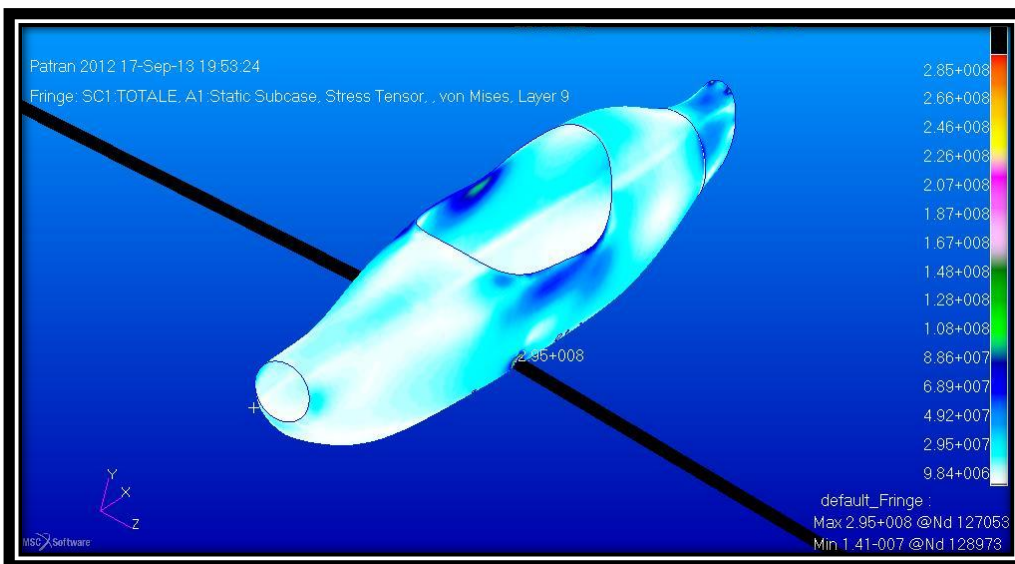


Figura 48: Von Mises stress, strato 9

Failure

Come ci si aspettava anche l'indice di failure ha dei picchi in prossimità del bordo fusoliera-cupolino e nel contatto longherone-fusoliera (vedi figura 53). Per questo motivo nella tabella sono riportati sia l'indice di failure massimo (nelle zone di picco), sia l'indice medio. La struttura in generale è uno/due ordini di grandezza al di sotto del limite di rottura (figura 51). Tuttavia tali concentrazioni di tensioni ci fanno supporre la necessità di qualche strato di rinforzo nella pelle del sandwich nelle zone più sollecitate, che sarà modellato nella simulazione successiva "fusoliera rinforzata".

Deformazione massima	7.85 cm	
MAX INDICE DI FAILURE (PLY)	Zone di picco	Generale
1. 0°	2.7	0.07
2. +45°	3.0	0.08
3. -45°	2.8	0.07
4. 90°	2.9	0.08
5. core	0.1	0.003
6. 90°	9.3	0.31
7. -45°	6.6	0.23
8. +45°	8.3	0.26
9. 90°	9.2	0.29
10. Booms	0.1	0.01

Tabella 21: Deformazione e failure fusoliera.

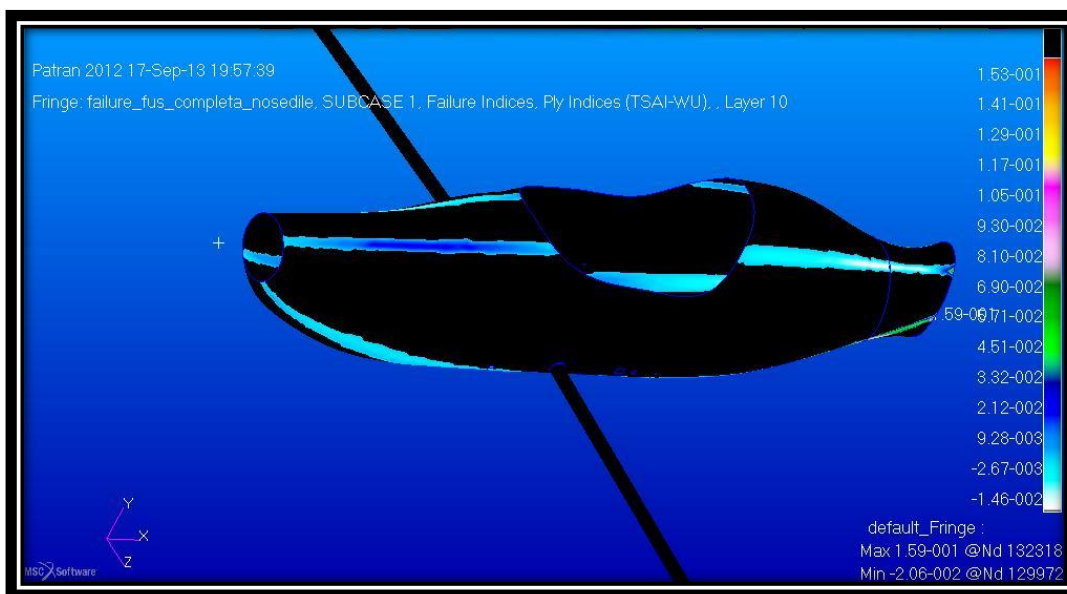


Figura 55: indice di failure, Booms

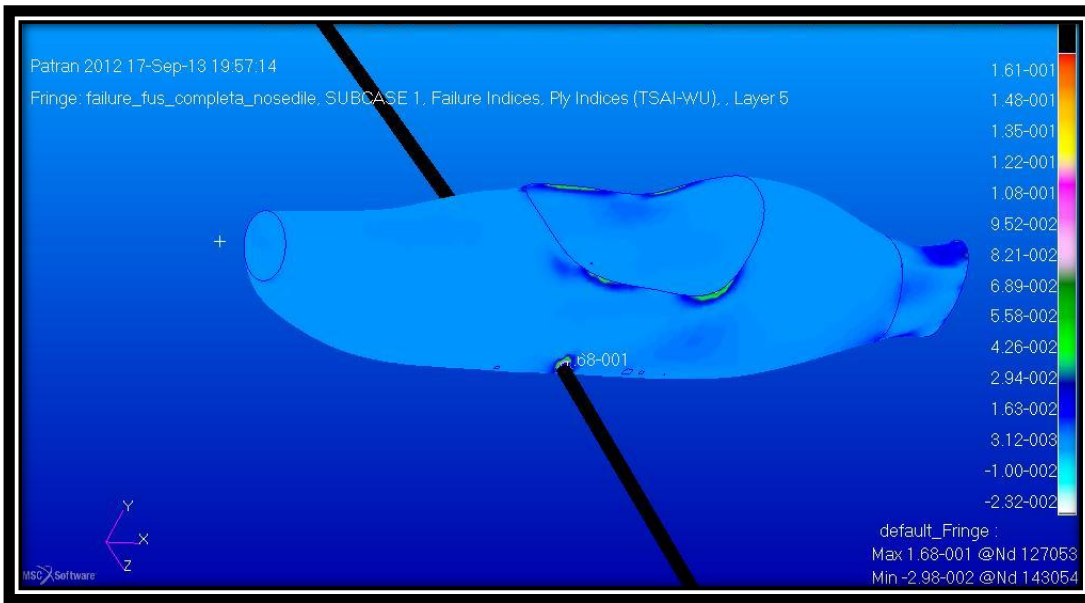


Figura 56: indice di failure, core

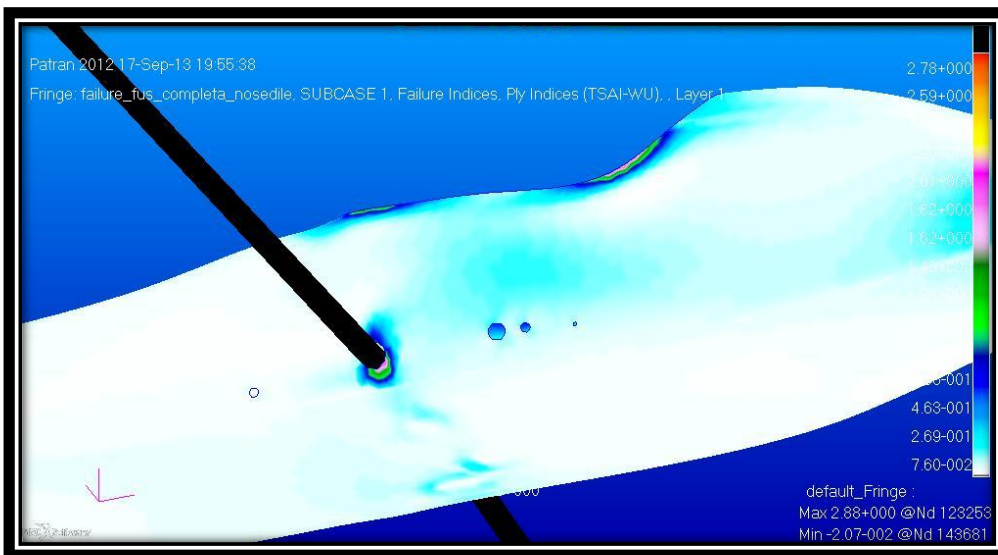


Figura 57: indice di failure strato 1

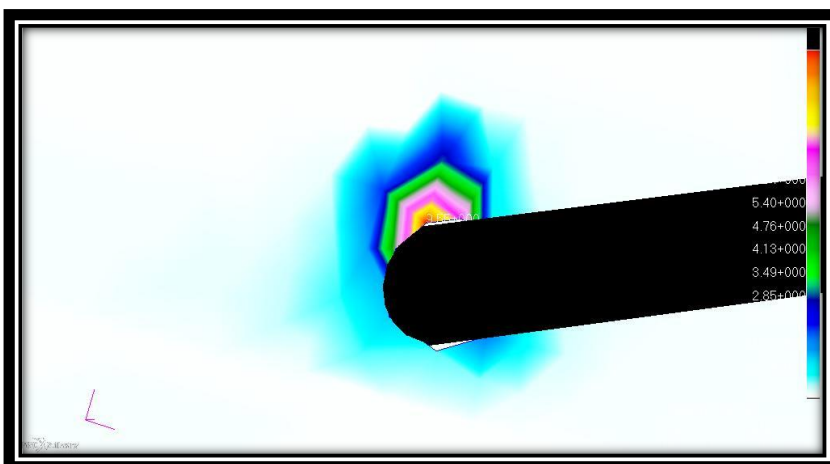


Figura 58: Indice di failure, particolare zona contatto tra longerone e fusoliera

INTERA FUSOLIERA RINFORZATA

Per evitare la rottura sono la zona di contatto tra il longherone e la fusoliera è stata rinforzata con uno strato esterno (essendo quello più sollecitato, tabella 14) di lamina epox+fibra da 8mm e sezione quadrata da circa 15 cm di lato.

Dai risultati si nota innanzitutto che la struttura è leggermente più rigida, ma quello che più conta è che si sia riusciti con l'aggiunta di poco peso ad eliminare il failure in quella zona.

Dalla tabella 15 si evince che ogni strato è al di sotto del limite di rottura, e dalla figure 56 si vede chiaramente l'effetto del rinforzo (sagoma bianca).

Deformazione massima	7.78 cm
MAX INDICE DI FAILURE (PLY)	Zone di rinforzo
1. 0°	0.3
2. +45°	0.7
3. -45°	0.7
4. 90°	0.4
5. core	0.01
6. 90°	0.3
7. -45°	0.1
8. +45°	0.1
9. 90°	0.3
10. 1° strato rinforzo	0.1
11. 2° strato rinforzo	0.1

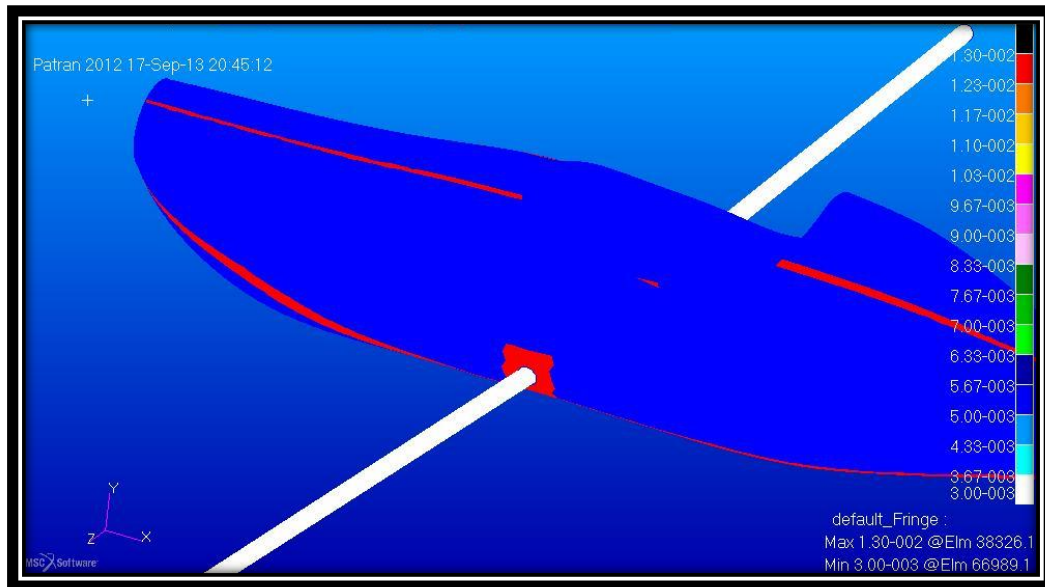


Figura 59: spessori aereo, da notare dove entra il longherone il rinforzo (in rosso)



Figura 60: displacement, diminuito leggermente lo spostamento massimo

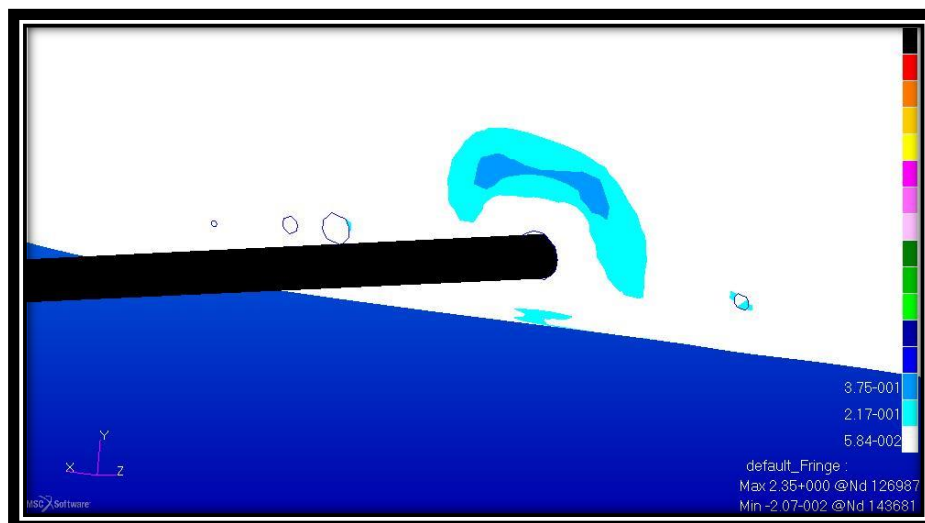


Figura 61: indice di failure, si noti in bianco la sagoma del rinforzo



Figura 62: indice di failure nello strato di rinforzo

FUSOLIERA CON SEDILE, SCATOLA, LONGHERONI, ORDINATA, BOOMS.

In questa simulazione è stato inserito anche il sedile. Per farlo ho importato da SolidWorks il file IGES. Ho creato il gruppo "sedile", l'ho meshato con elementi 2D Tria Pavern, dimensioni 0.05 e gli ho associato la proprietà shell ed il materiale.

Il sedile dev'essere più leggero possibile ma donare una certa rigidezza alla struttura. Il professor Sambin pensava al cartone compresso. Non avendo dati certi su tale materiale ho pensato un sedile in legno strutturale, leggero ed appartenente alla classe dei legni strutturali più bassa GL24. Spessore 3mm.

Il contatto tra sedile e fusoliera è un incollaggio, quindi dopo aver creato il load "contact, deformable" nella Contact Table si deve impostare GLUE, la tolleranza di 0.01, il bias a 0 e eliminare il gap esistente tra i due corpi selezionando la casella apposita. Un'analisi previa dei modi di vibrare è sempre utile per controllare che non ci siano errori nel modello.

Caratteristiche meccaniche	GL24
Flessione $f_{m,k}$ [MPa]	24
Trazione // $f_{t,0k}$ [MPa]	16.5
Compressione // $f_{c, 0k}$ [MPa]	24
Compressione \pm $f_{c, 90 k}$ [MPa]	2.7
Taglio $f_{v,k}$ [MPa]	2.7
Modulo di elasticità E // [MPa]	11600
Modulo di elasticità E \pm [MPa]	390
Modulo di taglio G [MPa]	720
Densità [kg/m ³]	300

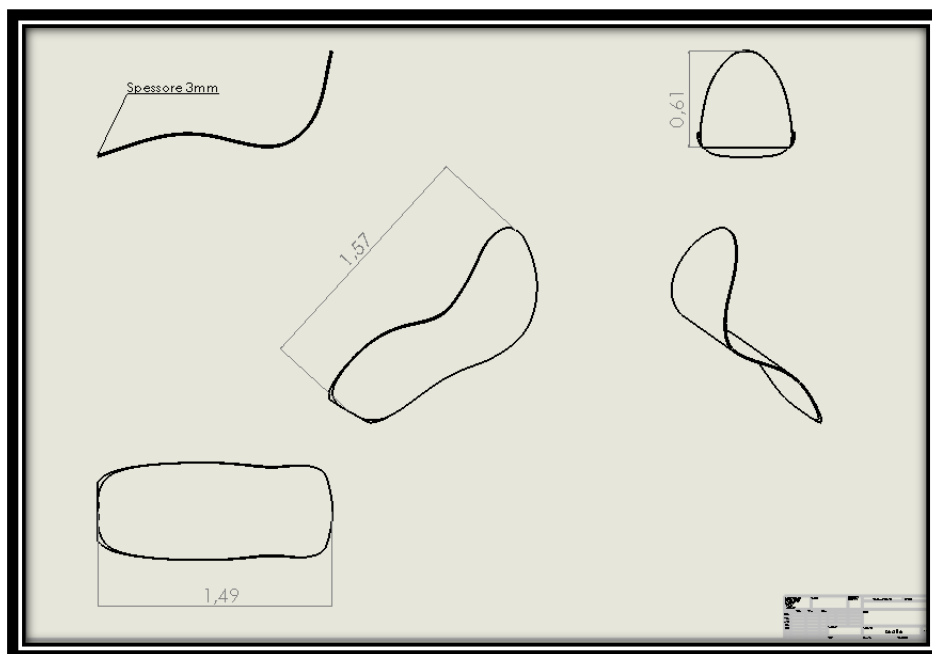


Figura 63: Proiezioni Sedile

Results

L'effetto del sedile è quello aspettato! La rigidità che dona alla fusoliera è evidente analizzando gli spostamenti massimi. Lo spostamento massimo è di 2.8 cm nella parte anteriore della fusoliera (figura 56) e nel bordo fusoliera-cupolino. Della parte anteriore non ce ne preoccupiamo in quanto la struttura finale sarà irrigidita dalla presenza del motore e dalla paratia antifiama, in questo momento ancora in fase di design da parte di un collega.

Guardando la tabella dei risultati si nota come il failure dell'intera struttura sia sceso sotto l'unità anche nella parte più critica tra fusoliera-cupolino (figura 57-58), eccetto qualche strato. Per evitarlo utilizzeremo lo stesso irrigidimento presente nel contatto longherone-fusoliera, cioè qualche lamina in più nella pelle del sandwich nel bordo critico.

Deformazione massima	2.84 cm	
MAX INDICE DI FAILURE (PLY)	Zone critiche	Generale
1. 0°	1.0	0.01
2. +45°	1.1	0.01
3. -45°	0.9	0.01
4. 90°	0.9	0.01
5. core	0.06	0.002
6. 90°	0.3	0.02
7. -45°	0.4	0.0007
8. +45°	0.2	0.004
9. 90°	0.3	0.004
10. 1° strato rinforzo	0.2	0.01
11. 2° strato rinforzo	0.3	0.02

Tabella 22: results STATIC ANALYSIS



Figura 64: Spostamenti fusoliera con sedile



Figura 65: indice di failure, strato 1

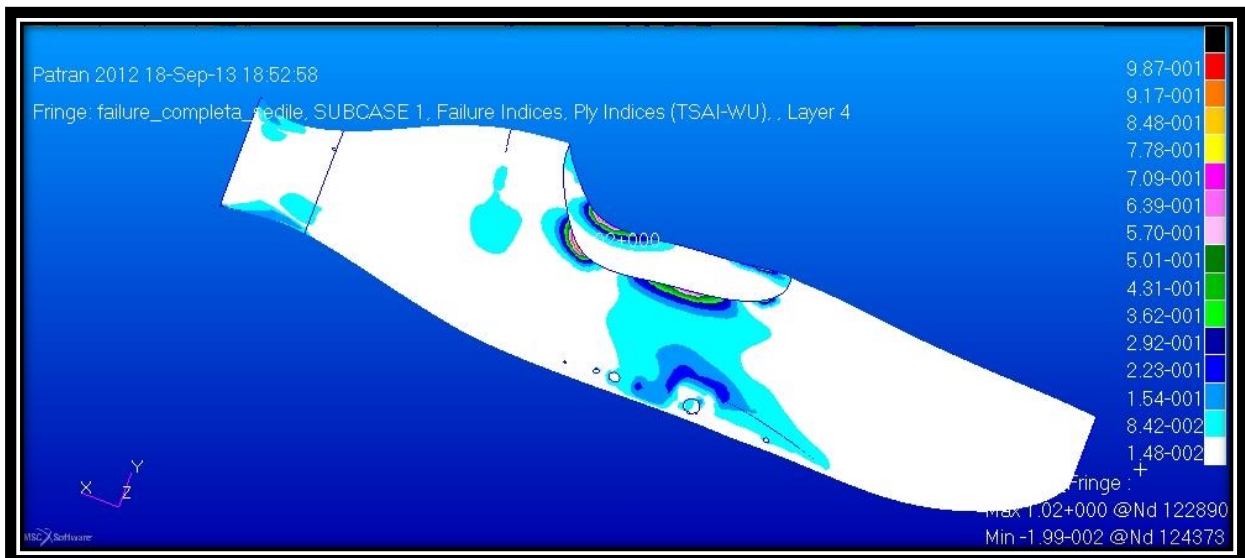


Figura 66: indice di failure, strato 4

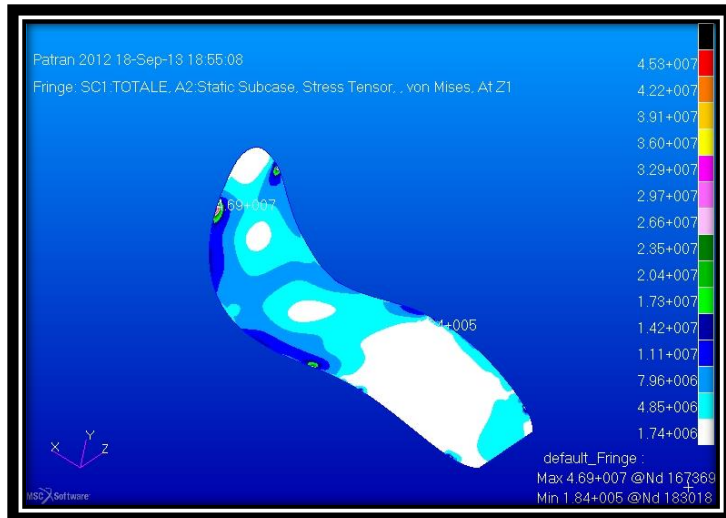


Figura 67: stress sul sedile

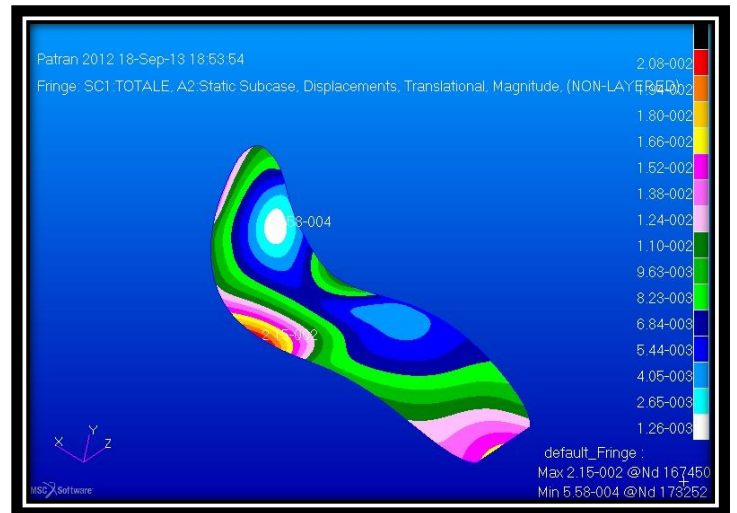


Figura 68: spostamenti sedile

Il sedile sopporta tensioni tra i 1.7 MPa a picchi di 45 Mpa in zone limitate (vedi figura 59). Tali tensioni potrebbero portarlo alla rottura. Il materiale del modello infatti ha una tensione di rottura a trazione di 17 MPa mentre a compressione e taglio 24 e 2.7 MPa. In questa tesi non siamo interessati ad un design definitivo degli elementi dell'aereo, ma solo alla fusoliera. Sicuramente nei prossimi mesi, avendo disponibili anche i design dell'attacco del motore, del parafiamma e del carrello d'atterraggio, si potrà proseguire con la fase successiva cioè il design di dettaglio. In tale fase sarà progettato il sedile, scegliendo più accuratamente materiali e spessori. Sarà anche data una configurazione di dettaglio della scatola dei longheroni con gli attacchi per il carrello d'atterraggio.

Per ora ci basti comprovare che la configurazione scelta in precedenza si deforma solo di qualche millimetro e gli indici di failure sono inferiori a uno per ogni strato, garantendo la sicurezza della struttura!

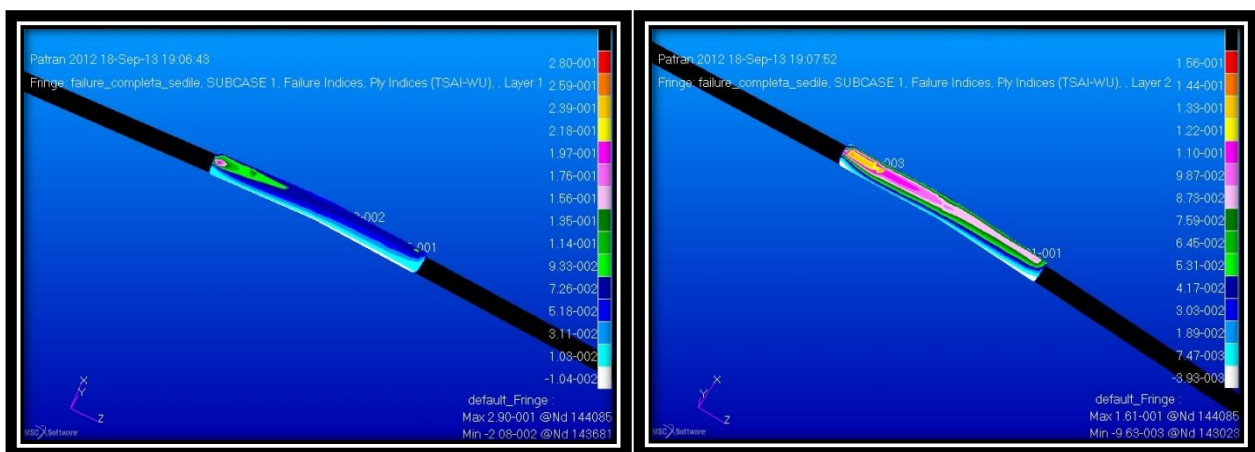


Figura 69: indice di failure, strato 1 e 2, scatola lingheroni

Aggiunta di lamine di rinforzo nel bordo fusoliera-cupolino

Come suggerito nell'analisi dei risultati del paragrafo precedente, un rinforzo di lamine è stato applicato lungo il bordo libero della fusoliera in cui si chiude il cupolino.

Questo irrigidisce la struttura proprio nella zona in cui era più debole, limitando ulteriormente le deformazioni e abbassando drasticamente l'indice di failure in tale zona.

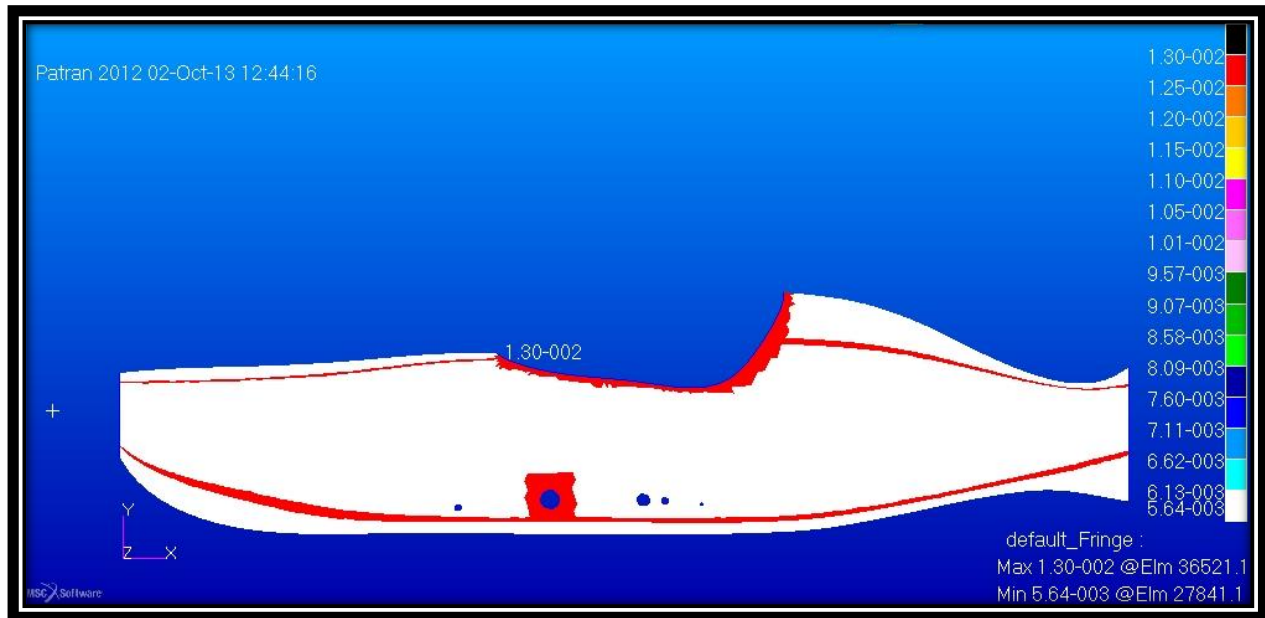


Figura 70: in rosso i rinforzi

Deformazione massima	2.77 cm	
MAX INDICE DI FAILURE (PLY)	Zone critiche	Generale
1. 0°	0.87	0.01
2. +45°	0.45	0.01
3. -45°	0.28	0.01
4. 90°	0.80	0.01
5. core	0.02	0.002
6. 90°	0.31	0.02
7. -45°	0.44	0.0007
8. +45°	0.22	0.004
9. 90°	0.32	0.004
10. 1° strato rinforzo	0.27	0.01
11. 2° strato rinforzo	0.34	0.02

Tabella 23: indici di failure e max spostamento fusoliera

Finalmente sono state eliminate le zone di concentrazione dei carichi ed l'indice di failure è inferiore all'uno in tutta la struttura. In più si noti dalle figure sottostanti che tale indice è ancora alto solo nella zona finale della coda. In tale zona come già accennato abbiamo una concentrazione di carichi fittizia dovuta alla modellazione della fusoliera senza gli impennaggi, che da vita al bordo libero in cui sono vincolati gli MPC.

Se escludiamo tale zona gli indici di failure sono due tre ordini di grandezza al disotto dell'unità!

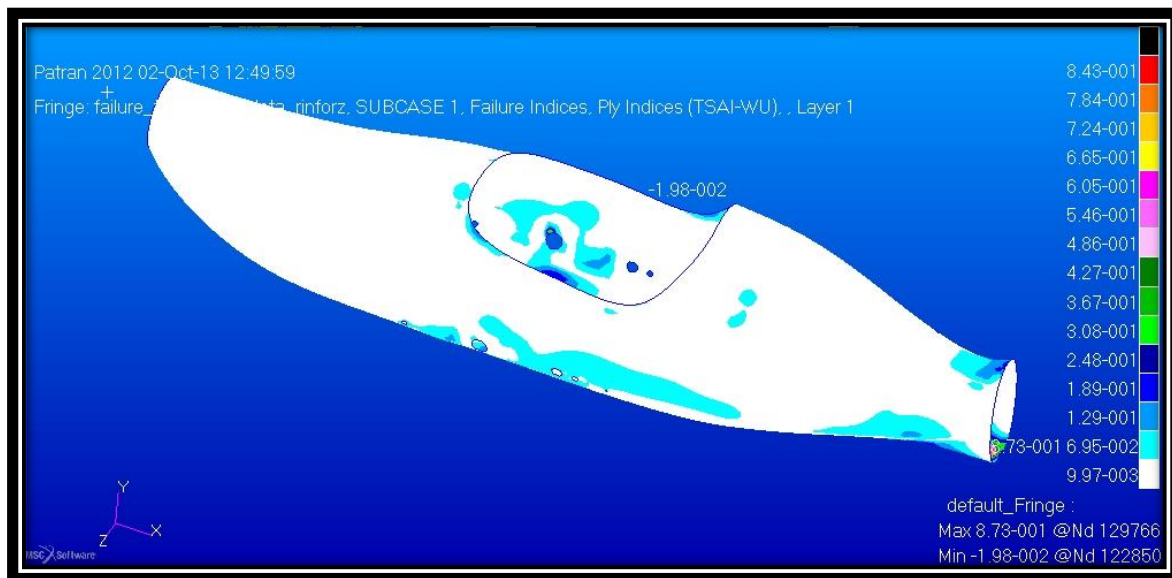


Figura 71: indici di failure fusoliera con rinforzi. Notare il valore medio di 0.009



Figura 72: indici di failure core, fusoliera con rinforzi

CONCLUSIONI

Il risultato di questa tesi è l'aver definito il design preliminare completo dell'intera fusoliera. A seguito di valutazioni progettuali sono stati scelti i materiali più adeguati per realizzarla. Con i calcoli teorici e l'aiuto delle teorie sui materiali compositi è stata definita la configurazione del sandwich da utilizzare, con gli spessori delle pelli e del core e l'orientazione delle lamine di cui è composto. Gli script realizzati in Matlab calcolano gli spessori e il peso del sandwich a seconda del materiale utilizzato e dei carichi a cui è sottoposto. Se in futuro si volesse o si dovesse cambiare la scelta dei materiali, e passare per esempio dalla fibra di vetro alla fibra di carbonio, in un istante si otterrebbero risultati utili.

L'intera struttura è stata analizzata con le simulazioni strutturali agli elementi finiti tramite i potenti programmi di calcolo Patran/Nastran. I risultati delle analisi di failure ci permettono di affermare che la struttura non va in failure e con che grado di sicurezza. Inoltre ci ha consentito di individuare le zone più deboli della fusoliera e di inserire localmente ulteriori lamine nelle pelli del sandwich per rinforzarla.

Dalle analisi FEM statiche e di buckling della parte posteriore della fusoliera sono stati ricavati importanti dati che ci hanno permesso di progettare dei rinforzi (booms e ordinata).

Sempre grazie alla progettazione tramite simulazioni FEM è stata creata una possibile configurazione della scatola dei longheroni, in sandwich, leggera e resistente.

In seguito sono riportati i risultati principali del design.

➤ MATERIALE

Sandwich	
Spessore lamine	0.08mm
N° strati	4x2
Orientazione	0/-45/+45/90
Spessore core	5mm
Lamine	fibra di vetro + resina epossidica
Core	flexyfoam M-130

Tabella 24: caratteristiche elastiche sandwich

E11,22,33	NU12,23,13	G12,23,31		Q	
1.20E+009	1.30E-001	5.30E+008	1.22E+009	1.59E+008	-7.0E+000
1.20E+009	0.00E+000	0.00E+000	1.59E+008	1.22E+009	-1.1E+001
0.00E+000	0.00E+000	0.00E+000	-7.0E+000	-1.1E+001	5.30E+008

➤ STRUTTURE DI RINFORZO

ORDINATA	
Materiale	Sandwich
Larghezza corona circolare	6 cm
Posizione	2.9 m dal muso dell'aereo
Peso	26 grammi

BOOMS	
Quantità	4
Posizione	±45°
Sezione	54.5 mm ²
Materiale	Lamine in fibra di vetro + epox
Peso	~1 Kg

➤ SCATOLA LONGHERONI

Sezione	circolare
Lunghezza	570 mm
Diametro interno	58 mm
Diametro esterno	12.6 mm
Materiale	Sandwich della fusoliera + due lamine esterne ±45 gradi da 3.5 mm
Peso	1.9 Kg

➤ SEDILE

Materiale	Legno strutturale
Spessore	3 mm
Peso	1.4 Kg

➤ FUSOLIERA

Materiale	Sandwich
RINFORZO	
1. Contatto longheroni-fusoliera	Aggiunta di un quadrato di 15x15 cm di lamine di spessore totale 8 mm, attorno al foro dove viene inserito il longherone
2. Bordo fusoliera-cupolino	Aggiunta di un bordo largo 2 cm di lamine di spessore totale 2 mm, lungo il bordo fusoliera-cupolino

PESI [Kg]		
	Monoscocca	Booms
Fusoliera Posteriore	2.2	3.1
Intera fusoliera	6.5	8.9
Ordinata	0.026	
Sedile	1.4	
Scatola longheroni	1.9	
Rinforzo 1	0.4	
Rinforzo 2	0.06	
TOTALE		12.68

Il risultato finale è una fusoliera che pesa meno di 10 Kg e con sedile e scatola dei longheroni raggiunge i 12.68 Kg. Ricordiamo che durante l'intero lavoro ogni ipotesi e arrotondamento è stato in direzione della SICUREZZA.

Sviluppi futuri

Prima della realizzazione dell'aeroplano completo mancano ancora degli step. Un collega attualmente sta progettando il carrello d'atterraggio, gli attacchi del motore alla fusoliera, la paratia antifiamma ed i comandi pilota. Una volta completato il lavoro sarà possibile proseguire con un design più dettagliato delle strutture interne, quali la scatola dei longheroni alla quale verrà collegato il carrello ed il collegamento tra fusoliera e scatola.

Intanto dal mese prossimo saranno condotti dei test sui materiali per certificarne le caratteristiche meccaniche.

Una volta costruita la fusoliera sarà sottoposta anch'essa a dei test meccanici presso i laboratori dell'Università di Padova, che la sottoporranno agli stessi carichi di design.

Se non ci saranno intoppi il MERLO del Professor Sambin potrà presto volare!

APPENDICE

Appendice A: normativa

1. DECRETO DEL PRESIDENTE DELLA REPUBBLICA 9 Luglio 2010, n. 133, Nuovo regolamento di attuazione della legge 25 marzo 1985, n. 106, concernente la DISCIPLINA DEL VOLO DA DIPORTO O SPORTIVO:

ALELGATO TECNICO (all. 5) per aeromobili ad ala fissa (estratto dallo standard ENAC RAI-VEL):

CAPITOLO C-STRUTTURA:

“PAR. 301. CARICHI

- a) Tutti i requisiti di resistenza sono specificati in termini di carichi di contingenza (carichi massimi previsti in servizio).
- b) I carichi di robustezza sono i carichi di contingenza moltiplicati per i fattori di sicurezza prescritti.

PAR. 303. FATTORI DI SICUREZZA

Salvo diversamente disposto, deve essere usato il fattore di sicurezza di 1.5.

PAR. 305. RESISTENZA E DEFORMAZIONE

- a) I carichi di contingenza non devono creare deformazioni permanenti né deformazioni di entità tale da compromettere la sicurezza di impiego.
In particolare i comandi di volo devono mantenere la loro completa funzionalità sotto carico.
- b) La struttura deve essere capace di sopportare i carichi di robustezza con un margine di sicurezza positivo (dimostrabile con metodi analitici), o senza cedimenti per almeno tre secondi (dimostrazione con prova statica).

PAR. 307. PROVA DELLA STRUTTURA

La resistenza ai carichi di contingenza e di robustezza della struttura principale (ala, impennaggi e

fusoliera) va dimostrata mediante prove statiche a meno che le parti non siano derivate da strutture precedentemente provate.

La sola analisi strutturale è accettabile per strutture di tipo già sperimentato dal costruttore in cui l'analisi stessa si sia dimostrata affidabile.

CARICHI DI VOLO

PAR. 321. GENERALITÀ

Il fattore di carico “n” rappresenta in termini di “g” (costante gravitazionale) l'accelerazione

normale alla traiettoria del velivolo applicata al proprio baricentro. L'accelerazione è causata da manovra o da raffica. Le forze aerodinamiche L equilibrano le forze di massa o di inerzia:

$$W_{max} \times n.$$

Nel presente standard i fattori di carico minimi ammessi per la manovra e la raffica vengono per

semplicità conglobati in un unico involucro in funzione della velocità come indicato in PAR. 333 e

PAR.341.

PAR. 331. CARICHI SIMMETRICI

Carichi simmetrici sull'ala

a) Devono essere investigate almeno le condizioni A, D, E, G ed F (quest'ultima solo nel caso il

velivolo sia dotato di flaps) dell'involuppo di volo al paragrafo PAR. 333.

b) Per l'equilibrio alla rotazione va tenuto conto del carico di bilanciamento in coda.

c) Si può considerare il C.G. coincidente col centro aerodinamico A.C. sul quale agiscono le risultanti delle forze aerodinamiche. Le convenzioni di segno sono indicate in figura.

d) La distribuzione dei carichi aerodinamici lungo l'apertura alare può essere considerata proporzionale alle corde.

PAR. 333. INVILUPPO DI VOLO

La rispondenza ai requisiti di resistenza strutturale del presente capitolo e le limitazioni operative

devono essere dimostrate per le combinazioni di velocità e i fattori di carico limite dell'involuppo di

volo o diagramma V-n (vedi figura seguente).

Per il presente regolamento è sufficiente investigare le sole configurazioni a quota 0 (•• = 1.226

Kg/m³).

L'involuppo di volo è definito con i criteri dei paragrafi PAR. 333, 335 e 341.

L'involuppo compreso tra le velocità V_{SF} e V_F riguarda la configurazione con ipersostentatori al

massimo grado di estensione.

PAR. 335. VELOCITÀ DI PROGETTO E FATTORI DI CARICO LIMITE

	VELOCITÀ DI PROGETTO [m/s] CAS	FATTORE DI CARICO LIMITE n
Stallo	$V_S = \sqrt{\frac{2 \times W_{max}}{\rho_0 \times S \times C_{l,max}}}$	n=1
Manovra (punto A)	$V_S = \sqrt{\frac{2 \times n_A \times W_{max}}{\rho_0 \times S \times C_{l,max}}}$	n _A =4
Crociera	$V_C = 2.2 \times V_S$ Può essere non maggiore di 2.2 × V _H	
Picchiata (segmento D-E) La più grande fra i due valori	$V_D = 1.5 \times V_A$ $V_D = 1.22 \times V_H$	n _D =4; n _E =-2
Manovra negativa (punto G) Può essere assunto C _{l,max} (-) =-0.68	$V_G = \sqrt{\frac{2 \times n_G \times W_{max}}{\rho_0 \times S \times C_{l,max}}}$	n _G =-2
Stallo con i flap estesi	$V_{SF} = \sqrt{\frac{2 \times W_{max}}{\rho_0 \times S \times C_{l,max}}}$	n=1
Massima flap estesi	$V_F = \sqrt{2} \times V_S$	n=2

PAR. 341. FATTORI DI CARICO DA RAFFICA

Nel caso di carico alare inferiore ai 350 Newton/m², il fattore di carico può essere ottenuto dalla

figura seguente:

PAR. 347. CARICHI ASIMMETRICI

Carichi asimmetrici sull'ala: considerate separatamente le seguenti tre condizioni di carico:

a) Carichi sugli attacchi ala-fusoliera: si assume che a fusoliera vincolata il 100% del semicarico

totale relativo al punto A agisca su una semiala, e che il 75% dello stesso semicarico agisca

contemporaneamente sull'altra semiala. (Questa condizione di carico semplificata è sostitutiva di

quella relativa ai carichi strutturali causati da accelerazione di rollio).

b) Torsione, ala: si assume il 75% del carico relativo al punto A su ciascuna semiala e si aggiungono, sulla porzione di ala relativa, i carichi torcenti dovuti alla deflessione totale dell'alettone.

c) Torsione, ala: si assume il 75% del carico relativo al punto D su ciascuna semiala e si aggiungono, sulla porzione di ala relativa, i carichi torcenti dovuti alla deflessione di $1/3$ dell'alettone.

Per le condizioni di carico **(b)** e **(c)** in mancanza di dati aerodinamici precisi si può assumere un incremento di momento torcente nella zona interessata dall'alettone corrispondente ad un coefficiente di momento:

con α = angolo di deflessione dell'alettone in gradi, positivo verso il basso.

- 41 -

PAR. 353. CARICHI SUGLI IMPENNAGGI

(a) Carico simmetrico sull'impennaggio orizzontale e carico sull'impennaggio verticale. Carico medio positivo e negativo (destra e sinistra per l'impennaggio verticale) in Newton/m²:

$$W = 230 + 2.1 \times W_{\max}/S$$

ma comunque maggiore di 580 N/m² e con W_{\max}/S il carico alare alla massa massima.

Distribuzione del carico sugli impennaggi in apertura proporzionale alle corde.

(b) Carichi asimmetrici (positivi e negativi) sull'impennaggio orizzontale: 100% del carico su un lato; 65% del carico sull'altro lato.

Questi carichi tengono conto dei carichi aerodinamici di equilibrio, manovra, manovra scontrata e degli scarichi di inerzia della struttura.

PAR. 354. CARICHI SULLA FUSOLIERA

La fusoliera vincolata agli attacchi alari deve essere dimensionata:

(a) Per i carichi simmetrici di PAR. 331 tenendo conto dei fattori di carico n , dei relativi carichi di bilanciamento in coda e della coppia motore di PAR. 361.

(b) per il carico sull'impennaggio verticale di PAR. 353(a) e per il carico laterale sul motore corrispondente ad $n = 1.5$ (1.5 volte il peso del motore applicato al CG del motore).

PAR. 361. COPPIA DEL MOTORE

La coppia T del motore espressa in Nxm vale: $T = K \times 9549 \times P_d : \text{RPMd}$

Pd = Potenza al decollo in Kw

RPMd = giri al minuto al decollo

(1) Per motori a 4 tempi, $K = 8, 4, 3, 2$, rispettivamente per motori a 1, 2, 3 e 4 cilindri.

(2) Per motori a due tempi

1. $K = 2$ per i motori con tre o più cilindri

2. $K = 3$ o 6 , per motori con due o un cilindro rispettivamente.”

CAPITOLO – D

PROGETTO E COSTRUZIONE

PAR. 601 GENERALITÀ

L'integrità di qualunque parte di un progetto nuovo od inusuale che abbia un ruolo importante sulla sicurezza del velivolo deve essere stabilita mediante prove o analisi che l'esperienza del costruttore abbia dimostrato affidabile.

PAR. 603 MATERIALI E SOLLECITAZIONI DA FATICA

a) L'idoneità e la durata dei materiali usati per le parti ritenute fondamentali per la sicurezza devono:

- essere stabilite in base all'esperienza del costruttore e/o con prove.
- Tenere conto degli effetti delle condizioni ambientali, quali la temperatura e l'umidità, che si prevedono nell'impiego.

b) La struttura deve essere progettata, per quanto possibile, in modo da evitare punti di concentrazione di sollecitazioni nelle zone in cui siano probabili, nell'impiego normale, sollecitazioni variabili di valore superiore al limite di fatica.

c) E' necessario che il costruttore verifichi che i livelli di sollecitazione massima non eccedano quelli indicati nella nota seguente almeno per gli elementi critici dell'aeroplano quali: longherone principale dell'ala, piano orizzontale di coda e gli attacchi di entrambi sulla fusoliera.

Nota: I valori di progetto possono essere ricavati dalle seguenti pubblicazioni:

1) MIL-HDBK-5 “Metallic materials and elements for flight vehicle structures”;

2) ANC-18 “Design of wood aircraft structures ”- emesso nel 1944 da Army-Navy-Civil Committee

su ‘*Aircraft Design Criteria*’

3) Per i materiali compositi, in mancanza di dati accertati, i valori di progetto possono essere

stabiliti sulla base dello standard JAR VLA nelle sue parti seguenti:

AMC VLA 572 (b)**Parts of Structure Critical to Safety (Interpretative Material and Acceptable Means of Compliance)**

1 The use of the following stress levels may be taken as sufficient evidence, in conjunction with good design practices to eliminate stress concentrations, that structural items have adequate safe lives:

Material used	Allowable normal stress level of maximum limit load
– Glass rovings in epoxy resin	25 daN/mm ²
– Carbon fibre rovings in epoxy resin	40 daN/mm ²
– Wood	According to ANC-18*
– Aluminium Alloy	Half of rupture tensile strength
– Steel Alloy	Half of rupture tensile strength

N. B.

a) Se il livello delle sollecitazioni a carico limite (incluse le concentrazioni di sforzo) è al di sotto del limite di fatica, non sono necessarie ulteriori valutazioni, la vita è "infinita" e sono solo necessarie normali ispezioni periodiche.

b) Se a) non è applicabile, ma il progetto è sufficientemente simile (stessi materiali e procedure di lavorazione, stessi livelli di sollecitazione) ad un altro noto al costruttore come soddisfacente, si possono adottare vita a fatica e procedure di manutenzione per comparazione.

PAR. 605 METODI DI FABBRICAZIONE

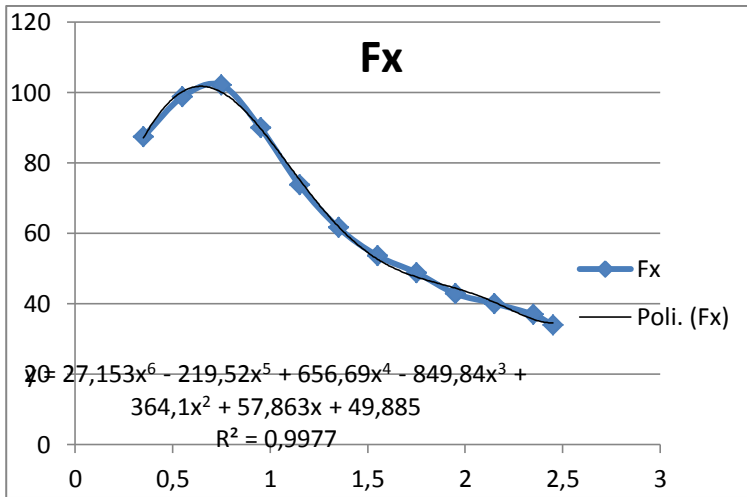
I metodi di fabbricazione usati devono essere tali da produrre strutture costruite a regola d'arte. Se un procedimento di fabbricazione (come incollaggio, lavorazione di materiali compositi, saldatura, trattamenti termici, ecc.) richiede un accurato controllo per la buona esecuzione, tale processo va eseguito sulla base di procedure stabilite dal costruttore.

Per i materiali compositi, il costruttore deve ricavare, con opportuni test su provini realizzati con la stessa tecnica costruttiva delle parti del velivolo, le principali caratteristiche meccaniche del composito che saranno usate per i calcoli strutturali.

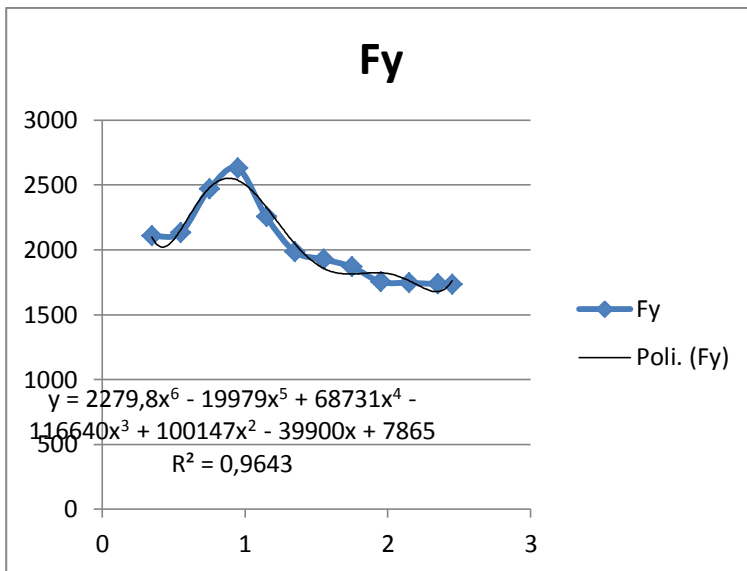
Appendice B: dati e calcoli aerodinamici

CONDIZIONI DI CARICO CASO - A									
z	Numero sezione	Carico distribuito X [N/m]	Carico distribuito Y [N/m]	Momento Torcente Z [Nm/m]	Distribuzione Superficie Alare [m ² /m]	Rotazione Profilo Alare [°/m]	Fx	Fy	Mz
0,55	2	493,7	2132,78	459,14	0,2	0,2	98,74	426,556	91,828
0,75	3	534,3	2468,47	496,9	0,191	0,4	102,0513	471,4778	94,9079
0,95	4	494,1	2628,61	459,51	0,182	0,6	89,9262	478,407	83,63082
1,15	5	423,8	2254,62	394,13	0,174	0,81	73,7412	392,3039	68,57862
1,35	6	373,2	1985,42	347,08	0,165	1,01	61,578	327,5943	57,2682
1,55	7	362,3	1927,44	336,94	0,148	1,41	53,6204	285,2611	49,86712
1,75	8	351,2	1868,38	326,62	0,139	1,61	48,8168	259,7048	45,40018
1,95	9	329,5	1752,94	306,44	0,13	1,81	42,835	227,8822	39,8372
2,15	10	328,2	1746,02	305,23	0,122	2,01	40,0404	213,0144	37,23806
2,35	11	326,3	1735,92	303,46	0,113	2,21	36,8719	196,159	34,29098
2,45	12	325,8	1733,26	302,99	0,104	2,42	33,8832	180,259	31,51096

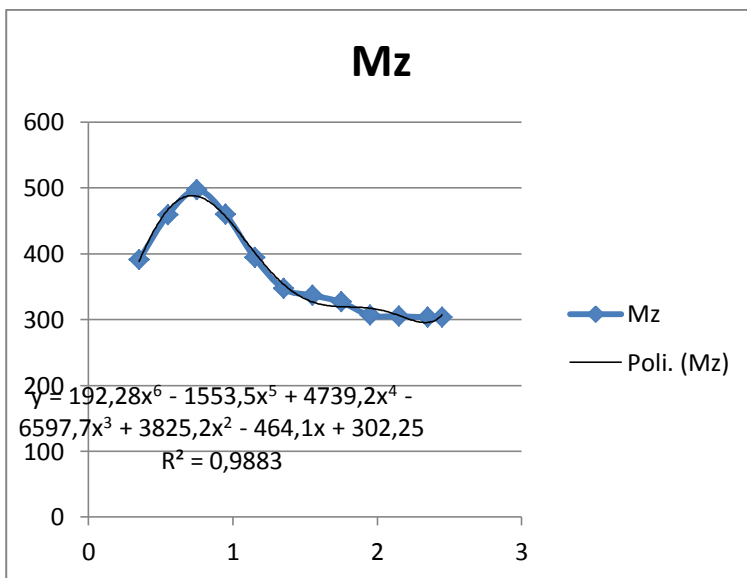
Condizione di carico Caso D CONDIZIONI DI CARICO CASO - D									
z	Numero sezione	Carico distribuito X [N/m]	Carico distribuito Y [N/m]	Momento Torcente Z [Nm/m]	Distribuzione Superficie Alare [m ² /m]	Rotazione Profilo Alare [°/m]	Fx	Fy	Mz
0,55	2	767,6	2181,18	296,39	0,2	0,2	153,52	436,236	59,278
0,75	3	724,5	2668,34	267,28	0,191	0,4	138,3795	509,65294	51,05048
0,95	4	708,7	2721,41	229,34	0,182	0,6	128,9834	495,29662	41,73988
1,15	5	683,4	2451,12	212,63	0,174	0,81	118,9116	426,49488	36,99762
1,35	6	653,7	2289,46	201,25	0,165	1,01	107,8605	377,7609	33,20625
1,55	7	642,8	2127,44	194,44	0,148	1,41	95,1344	314,86112	28,77712
1,75	8	631,2	2064,45	182,36	0,139	1,61	87,7368	286,95855	25,34804
1,95	9	629,6	1957,78	179,45	0,13	1,81	81,848	254,5114	23,3285
2,15	10	618,7	1844,38	173,29	0,122	2,01	75,4814	225,01436	21,14138
2,35	11	586,8	1814,17	169,48	0,113	2,21	66,3084	205,00121	19,15124
2,45	12	575,2	1790,15	160,28	0,104	2,42	59,8208	186,1756	16,66912



Fxtot= 149,102 N
 Za= 0,93707 m



Fy_tot= 5064,87688 N
 Za= 0,89709305 m



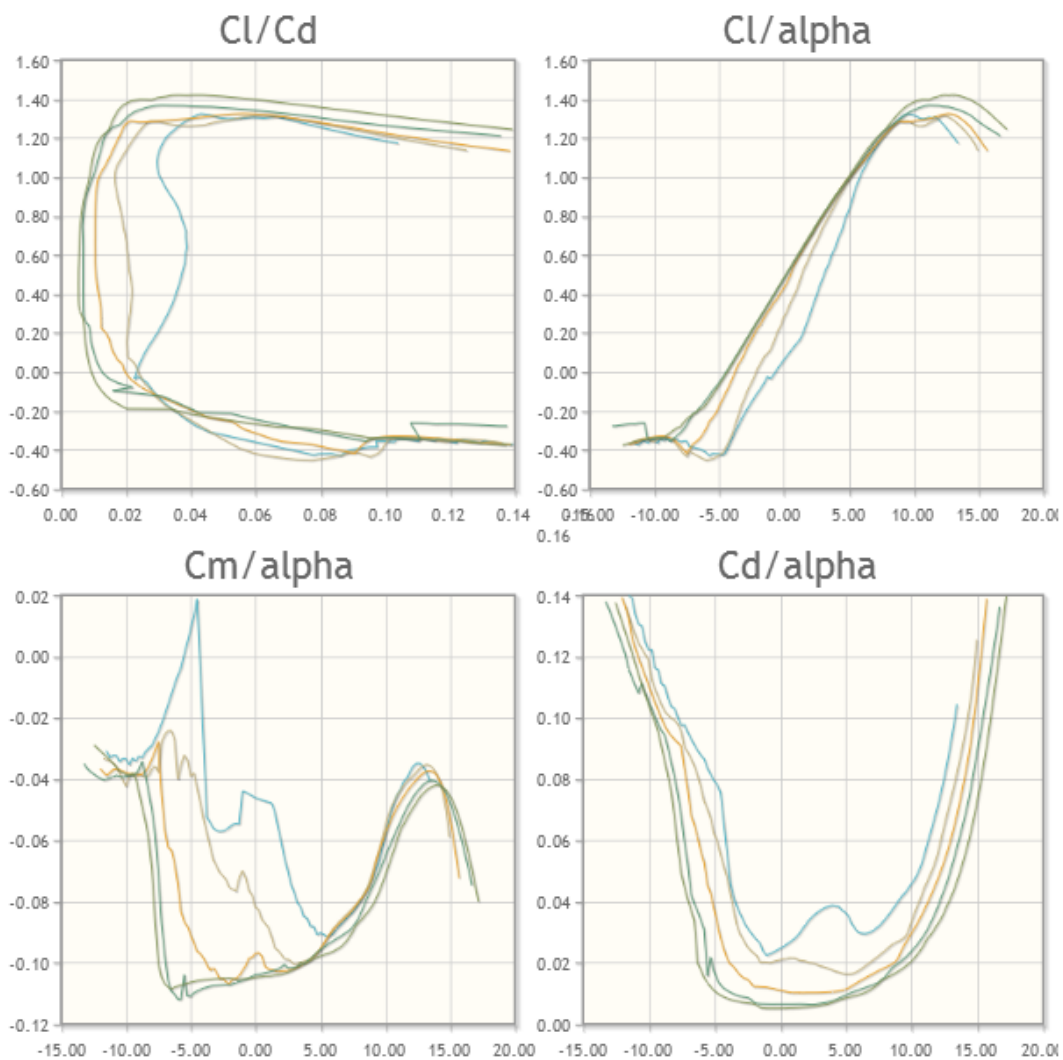
Mz_tot= 793,3922374

Appendice C: diagrammi polari, profilo alare

Il profilo alare scelto per le ali è un HQ 3.5/10. Il diagramma C_l/α è servito per conoscere l'angolo d'attacco corrispondente ai vari punti dell'involuppo di volo, nella sezione "Equilibrio dei momenti: forze aerodinamiche in coda".

Plot Airfoil Reynolds #

- hq3510-il 50,000
- hq3510-il 100,000
- hq3510-il 200,000
- hq3510-il 500,000
- hq3510-il 1,000,000



Appendice D: Programma Matlab per calcolo spessori booms

```

%Design of a rear fuselage, involucro A

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% DATI %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

% forze aerodinamiche
Lift_timone = 198 ; %[N]
Lift_coda = 409 ; %[N]
Fuselage_torque = 164; %[Nm]

%materiali

Sigma_rottura = 200 ; %[MPa]

Fatt_sicurezza = 1.5;

Sigma_amiss = Sigma_rottura / (1.5 * Fatt_sicurezza) ;

%pesi e geometria
L_ab = 1.185; %[m]
P_rf = 40; %[N]
P_imp = 21; %[N]
Sup_skin = 2.3; %[m^2]
D = [0.6, 0.35, 0.11];
Braccio_timone = 1.185 ;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Self weight %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

for i=1:1:3;
P_metro(i) = P_rf * pi * D(i) / Sup_skin ;
end

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%5 Shear forces and bending due to self-weight %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

SF_a = (P_rf + P_imp) ;

SF_b = (SF_a - (P_metro(1) + P_metro(2)) * L_ab/2 * 1/2 ) ;

BM_a = ((P_metro(3) * (L_ab)^2 / 2 ) + (P_metro(1) - P_metro(3))* (L_ab)^2 /6 +
P_imp * L_ab ) ;
BM_b = ((P_metro(3) * (L_ab/2)^2 / 2 ) + (P_metro(2) - P_metro(3))* (L_ab/2)^2
/6 + P_imp * L_ab/2 ) ;

%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% total shear forces / bending mom / torques %%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%

%CASE A

n = 6;

```

```

alfa = 10; %gradi

% sezione A

S_y_a = SF_a* n - Lift_coda;

S_x_a = Lift_timone;

T_a = Fuselage_torque;

M_x_a = BM_a * n * cosd(alfa) ;

M_y_a = Lift_timone * Braccio_timone;

% sezione B

S_y_b= SF_b* n - Lift_coda;

S_x_b = Lift_timone;

T_b = Fuselage_torque;

M_x_b = BM_b * n * cosd(alfa) ;

M_y_b = Lift_timone * Braccio_timone;

%%%%%%%% calcolo sezione irrigidimenti %%%%%%%%%%%5
syms B

%%%%%%%%SEZIONE A%%%%%%%%%%

n_irrig = 4;

y_irrig = D(1) * sind (45) ;

x_irrig = D(1) * cosd (45) ;

Ix = 4 * B * D(1)^2 * y_irrig ;

Iy=Ix ;

Sigma_a = M_x_a * y_irrig / Ix + M_y_a * x_irrig / Iy ;

vpa(Sigma_a,3);

S=solve(Sigma_a - Sigma_amiss ==0, B);

vpa(S,3);

%area boom:

B_A_a = vpa(S,3)

```

```
%%%%%%%%SEZIONE B%%%%%%%%%  
  
n_irrig = 4;  
  
y_irrig = D(2) * sind (45) ;  
  
x_irrig = D(2) * cosd (45) ;  
  
Ix = 4 * B * D(2)^2 * y_irrig ;  
  
Iy=Ix ;  
  
Sigma_b = M_x_b * y_irrig / Ix + M_y_b * x_irrig / Iy ;  
  
vpa(Sigma_b,3);  
  
%risolvo per B  
  
S=solve(Sigma_b - Sigma_amiss ==0, B);  
  
vpa(S,3);  
  
B_A_b = vpa(S,3)
```

Appendice E: Programma matlab per calcolo spessori skin con i Booms

```

%%%%%%%% SKIN THICKNESS %%%%%%%%%

%%% DATI %%%
clc
%%% CASE

Sy = [254, 161, 626, 533];
Sx = [409, 409, 1672, 1672];
T = [164, 164, 676, 676];
D = [0.6, 0.35, 0.6, 0.35];

B = 54.5 * 10^-6;
fatt_sicur= 1.5;
% %%% Rohacell%%
tau_amiss = 2.3* 10^6 / 1.5;

%%fibra
% tau_amiss = 30 * 10^6;

for i=1:4

    y = D*sind(45);
    x = y;

    Ix = 4 * B * y * D(i)^2;
    Iy = Ix;
    %%% Sy %%%

q23 = Sy(i) * B * y(i) / Ix(i);

    %%% Sx %%%

q12 = Sx(i) * B * x(i) / Iy(i);

    %%% T %%%55

qT = T(i) / (2* pi * D(i)^2);

    %%%

q = [ q12 + qT, q23 + qT ];

    %%% spessore %%%

t = (q / tau_amiss) * fatt_sicur

end

t_max = max(t)

```

Appendice F: script Matlab per calcolo spessore skin fusoliera monoscocca

```

%%% SPESSORE CHE RESISTE A SIGMA FLESSIONALE SENZA BOOMS (pelli sandwich) %%%
clear
clc
close all
%%% DATI %%%
Mx = [76, -48, 517, 392] ;
My = [484, 484, 1981, 1981];

D = [0.6, 0.35, 0.6, 0.35];

sigma_amiss= 150 * 10^6 /1.5 ;
fatt_sic= 1.5 ;
Spessore_fibre= [];

syms t
for i=1:4
    for alfa= 0:10:360
        y = D(i)*sind(alfa);
        x = D(i)*cosd(alfa);
        I = pi * D(i)^3 * t;

        sigma = (Mx(i) * y / I ) + (My(i) * x / I) ;

        sigma=vpa(sigma);

        T =abs( solve (sigma - sigma_amiss/fatt_sic , t));

        Spessore_fibre=[Spessore_fibre,vpa(T) * 1000];
        plot(Spessore_fibre);
    end
end

```

```

%%%%% SPESSORE CHE RESISTE A tau di taglio SENZA BOOMS (core sandwich)
%%%%%%%%%%%%%%
clear all
clc
%%%%%%%%%% DATI %%%%%%%%%%%5

Sy = [254, 161, 626,533];
Sx = [409, 409, 1672, 1672];
T = [164, 164, 676, 676];
D = [0.6, 0.35, 0.6, 0.35];
tau_lim = 2.3 *10^6/1.5;
tau_amiss = tau_lim/1.5;

syms t
spessore_max=[] ;
for i=1:4
    for alfa= 0:10:360

```



```
I = pi * D(i)^3 * t;  
qb= (Sy(i) *t * (D(i) /2)^2/I) * sind(alfa) +(Sx(i) *t* (D(i)/2)^2/I) *  
cosd(alfa) + T(i)/(2*pi*(D(i)/2)^2) ;  
q_b= vpa(qb);  
  
spessore_rohacell= q_b/tau_amiss *1000;  
  
spessore_max=[spessore_max spessore_rohacell];  
plot(spessore_max);  
end  
end
```

Appendice G: file simulazione fusoliera completa .bdf

Riporto in seguito alcune sezioni del file .bdf dell'ultima simulazione della fusoliera completa con sedile, longheroni, scatola longheroni, booms e ordinata.

Gli utenti Nastran riconosceranno le impostazioni principali: tipo mesh, proprietà, materiali, carichi, contact table e il parametro Inrel -2 per l'inertial relief.

```

$ NASTRAN input file created by the Patran 2012 input file translator on
$ September 18, 2013 at 12:59:42.
$ Direct Text Input for Nastran System Cell Section
$ Direct Text Input for File Management Section
$ Direct Text Input for Executive Control
$ Linear Static Analysis, Database
SOL 101
CEND
$ Direct Text Input for Global Case Control Data
ECHO = NONE
  BCONTACT = 0
SUBCASE 1
  SUBTITLE=totale
  NLPARM = 1
  BCONTACT = 1
  LOAD = 2
  DISPLACEMENT(SORT1,REAL)=ALL
  SPCFORCES(SORT1,REAL)=ALL
  STRESS(SORT1,REAL,VONMISES,BILIN)=ALL
$ Direct Text Input for this Subcase
BEGIN BULK
$ Direct Text Input for Bulk Data
PARAM POST 0
PARAM INREL -2
PARAM PRTMAXIM YES
BCPARA 0 NBODIES 5 MAXENT 74396 MAXNOD 18881
NLPARM 1 0 NO
BCTABLE 0 4
  SLAVE 2 .01 1. 2
    2 0 0
  FBSH 0.
  MASTERS 1
  SLAVE 3 .01 1. 2
    2 0 0
  FBSH 0.
  MASTERS 1
  SLAVE 5 .01 1. 2
    2 0 0
  FBSH 0.
  MASTERS 1
  SLAVE 4 .01 1. 2
    2 0 0
  FBSH 0.
  MASTERS 2
BCTABLE 1 4
  SLAVE 2 .01 1. 2
    2 0 0
  FBSH 0.
  MASTERS 1
  SLAVE 3 .01 1. 2
    2 0 0
  FBSH 0.
  MASTERS 1
  SLAVE 5 .01 1. 2
    2 0 0
  FBSH 0.
  MASTERS 1
  SLAVE 4 .01 1. 2
    2 0 0

```

```

FBSH      0.
MASTERS 2
$ Elements and Element Properties for region : shell
$ Composite Property Record created from material record : laminato
$ Composite Material Description :
PCOMP 1      1.7  TSAI
  1  8.-5  0.  YES  1  8.-5  -45.  YES
  1  8.-5  45.  YES  1  8.-5  90.  YES
  2  .005  0.  YES  1  8.-5  90.  YES
  1  8.-5  45.  YES  1  8.-5  -45.  YES
  1  8.-5  0.  YES
////////////////////////////////////
$ Referenced Material Records
$ Material Record : Fibre_92110
$ Description of Material : Date: 29-Apr-13      Time: 15:26:40
MAT8*  1      1.5862+10  4.+9  .24
*  4.14+9  3.933+9  3.933+9  1630.
      2.+8  1.5+8  3.6+7  3.6+7  4.+7
150000.
$ Material Record : Rohacell_rist_71
$ Description of Material : Date: 29-Apr-13      Time: 15:26:40
MAT1  2  1.05+8  4.2+7  75.
      3.7+6  3.6+6  2.4+6
$ Material Record : Fexyfoam
$ Description of Material : Date: 29-Apr-13      Time: 15:26:40
MAT1  3  1.15+8  5.+7  130.
      3.8+6  2.6+6  2.3+6
$ Material Record : Rowing_carbonio
$ Description of Material : Date: 15-Sep-13      Time: 20:20:41
MAT1  4  8.+10  3.+10  .33  1600.
$ Material Record : compensato
$ Description of Material : Date: 17-Sep-13      Time: 21:22:19
MAT1  5  1.16+10  7.2+8  .3  300.
$ Multipoint Constraints of the Entire Model
RBE2  7  11281  123456  6117  6119  6123  6124  6126
      6129  6132  6134  6135  6137  11207  11210  11213
      11216  11218  11220  11221  11223  11225  11325  11326
      11327  11335  11337  11375  11376  11377  11386  11387
      11389  11551  11553  11563  11565  11607  11609  11619
      11621  12287  12289  18344  18370  18371  18372  18373
      18374  18375  18376  18377  18378  18379  18380  18381
      18382  18383  18384  18385  18386  18387  18388  18389
      18390  18391  18392  18393  18394  18776  18778  19444
      19446  19456  19458  19500  19502  19512  19514  19684
      25249  25250  25251  25252  25253  25254  25255  25256
      25257  25258  25259  25260  25261  25262  25263  25264
      25265  25266  25267  25268  25269  25270  25271  25272
RBE2  10  142934  123456  34791  34793  34795  34796  34797
      34863  34866  51815  51820  51821  51842  51843  51848
      51849  51934  51935  128962  128964  128965  128966  128967
      128968  128969  128970  128971  128972  128973  128975  128978
      129849  129850  129851  129852
RBE2  12  143515  123456  28345  28347  28350  28352  28353
      28354  28355  28356  28374  52008  52009  52012  52013
      52014  52015  52016  52017  52018  52019  52020  52021
      52038  52039  52040  52041  52042  52043  52045  52046
      52047  52048  52049  52050  52051  52052  52053  52184
      52185  52190  52191  52192  52193  52214  52215  52216
      52217  52222  52223  52224  52225  52378  52379  52381
      52382  52383  52385  52546  52547  52549  68413  68415
      68416  68421  68422  68423  68457  68459  68465  68467
      68503  68543  118801  131435  131436  131437  131438  131443
      131444  131445  131446  131463  131465  131471  131472  131473
      131474  131496  131536
RBE2  13  144085  123456  34816  34820  34822  34823  34824
      34825  34826  34828  34846  34847  34848  34849  34850
      34852  119400  128879  128883  128885  128888  128889  128892
      128894  128895  128896  128897  128898  128905  128907  128911
      128914  128915  128916  128917  128923
////////////////////////////////////
$ Nodal Forces of Load Set : Portanza_coda
FORCE  3  11281  0  1692.1  0.  -.153656.988124
$ Nodal Forces of Load Set : Portanza_coda

```

```
MOMENT 4 11281 0 676. -1. 0. 0.  
$ Nodal Forces of Load Set : Fy  
FORCE 1 144492 0 5064. 0. 1. 0.  
FORCE 1 153638 0 5064. 0. 1. 0.  
$ Referenced Coordinate Frames
```

Bibliografia

1. Niu M., Airframe Structural Design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures. Hong Kong: Hong Kong Conmmilit Press, 2006
2. Nicolai L., Fundamental of Aircraft Design. Ohio (USA): METS, Inc, 1975
3. Megson, Aircraft Structures for Engineering Students, 4th Edition. UK: Butterworth-Heinemann, 2012.
4. Kundu Ajoy, Aircraft Design. Cambrisse:Cambridge University Press, 2010.
5. A.K. Kaw, Mechanics of Composite Materials. New York: CRC Press.
6. R.F. Gibson , Principles of Composite Material Mechanics. New York :Mc Graw-Hill.
7. Patran User's Guide
8. Nastran User's Guide
9. DECRETO DEL PRESIDENTE DELLA REPUBBLICA 9 Luglio 2010, n. 133, concernente la DISCIPLINA DEL VOLO DA DIPORTO O SPORTIVO
10. ASTM D3039, normativa test materiali compositi.
11. FAA AC 20-107, Normativa Americana costruzione materiali compositi
12. Tesi "Calcolo dei carichi aerodinamici e verifica strutturale di un aereo ultra leggero", di Fjorim Ferrus, relatore Prof. Ugo Galvanetto, Università degli Studi di Padova, 2013.

Ringraziamenti

Desidero innanzitutto ringraziare il Professor Galvanetto e il Professor Zaccariotto perché insieme mi hanno fornito le conoscenze e gli strumenti utili per poter realizzare questa tesi e portano avanti con passione alcuni dei corsi più utili e professionalmente utili dell'intero percorso di laurea.

Un ringraziamento dovuto al Professor Sambin, ideatore del progetto dell'aereo Merlo e fonte infinita di conoscenze nel mondo degli aerei ultraleggeri nonché pilota di uno splendido biposto!

Un ringraziamento al collega Poli e per la passione con cui stanno affrontando insieme a me il progetto dell'aereo e a Ferrus, la cui tesi è stata la fonte principale dei dati aerodinamici senza i quali non avrei potuto iniziare il lavoro.

Un grazie di cuore ai più begli amici di sempre, compagni di 5 anni di Università indimenticabili e senza dubbio amici per la vita anche se il lavoro ci porterà in luoghi e nazioni distanti: Fabio Lorenzi, Ilario Zanetti, Alberto Formenti, Pierpaolo Toniato, Ludovico Zanus, Alberto Monti, Giacomo Cattelan, Davide Sandonà ed Alfredo Malin.

Per ultimo, essendo il più importante, il più commosso Grazie a mia mamma e mio fratello che mi hanno permesso di studiare per 24 anni, che mi hanno sopportato e supportato anche nei giorni neri precedenti agli esami, che mi son sempre stati accanto anche mentre ero distante e sempre lo saranno. Grazie a tutti coloro della mia famiglia e non che mi hanno fatto felice con un sorriso.

Un grazie particolare alla mia ragazza Judit per tutti i momenti indimenticabili che mi ha regalato negli ultimi anni e per tutti quelli futuri!