

Università di Pisa  
Facoltà di Ingegneria



Tesi in Ingegneria Aerospaziale

Analisi agli elementi finiti di un tronco di  
fusoliera di un velivolo PrandtlPlane  
sottoposto a carichi limite di  
pressurizzazione e di massa.

Relatore

Prof. Aldo Frediani

Dott. Ing. Daniele Fanteria

Candidati

Carmelo Dimartino

Marco Baldini

Anno Accademico 2007-2008

# Indice

<b>Sommario</b>	<b>12</b>
<b>Introduzione</b>	<b>13</b>
<b>1 Configurazione della fusoliera del velivolo PrandtlPlane</b>	<b>20</b>
1.1 Descrizione del Layout della fusoliera . . . . .	20
<b>2 Condizioni di carico</b>	<b>27</b>
2.1 Condizioni generali di carico . . . . .	27
2.2 Condizioni di carico analizzate . . . . .	29
2.2.1 Definizione dei pesi . . . . .	30
2.2.2 Condizione di carichi nominali . . . . .	32
2.2.3 Condizione di carichi limite . . . . .	34
2.2.4 Condizione di pressurizzazione ultima . . . . .	34
<b>3 Modelli strutturali della fusoliera</b>	<b>36</b>
3.1 Caratterizzazione del modello . . . . .	36
3.1.1 Modello per il caso di carichi combinati . . . . .	37
3.1.2 Modello per il caso di pressurizzazione in condizioni di carico ultimo . . . . .	43
3.1.3 Modello per il caso di pressurizzazione nominale . . . . .	44
3.2 Caratterizzazione modello F.E.M. . . . .	44
<b>4 Analisi strutturali</b>	<b>49</b>
4.1 Carichi di massa e pressurizzazione in condizioni nominali . . . . .	50

---

4.1.1	Carichi di massa . . . . .	50
4.1.2	Pressurizzazione nominale . . . . .	54
4.2	Pressurizzazione ultima . . . . .	58
4.2.1	Effetto dell'interruzione dei tiranti . . . . .	68
4.2.2	Confronto con la sezione senza post . . . . .	71
4.3	Carichi combinati in condizione limite . . . . .	73
4.3.1	Effetto dell'interruzione dei tiranti centrali . . . . .	86
4.3.2	Effetto del rinforzo locale dell'ordinata . . . . .	89
4.4	Analisi condizioni critiche . . . . .	92
<b>5</b>	<b>Valutazione dei pesi</b>	<b>93</b>
5.1	Descrizione dei pesi delle strutture . . . . .	93
<b>6</b>	<b>Conclusioni e futuri sviluppi</b>	<b>100</b>
	<b>Bibliografia</b>	<b>103</b>
<b>A</b>	<b>Analisi sezione pre-dimensionata</b>	<b>105</b>
A.1	Sezione pre-dimensionata, pressurizzazione ultima . . . . .	105
A.2	Sezione pre-dimensionata, carichi limite . . . . .	108
A.3	Valutazione dei pesi . . . . .	111
<b>B</b>	<b>Grafici dell'andamento delle tensioni</b>	<b>113</b>
B.0.1	Pressurizzazione ultima . . . . .	115
B.0.2	Condizione di carico limite . . . . .	117
B.1	Sezione interessata dall'interruzione dei Tiranti centrali . . . . .	118
B.1.1	Caso di pressurizzazione ultima . . . . .	119
B.1.2	Caso di condizioni limite . . . . .	120
<b>C</b>	<b>Dimensioni elementi strutturali</b>	<b>121</b>
C.1	Struttura dimensionata su riferimento di un pannello di fusoliera A340 . . . . .	122
C.2	Struttura pre-dimensionata . . . . .	128

# Elenco delle figure

1	Rindice PK: prodotto tra il numero di passeggeri e i chilometri volati da ciascuno . . . . .	13
2	Rapporto della resistenza indotta tra biplano e monoplano al variare di $h/b$ . . . . .	16
3	complessivo PP . . . . .	19
1.1	fusoliera . . . . .	21
1.2	vista fusoliera . . . . .	21
1.3	ponte . . . . .	22
1.4	ponte cargo . . . . .	22
1.5	floor beam e cargo beam . . . . .	23
1.6	sezione pavimenti . . . . .	24
1.7	sezione ordinata . . . . .	25
1.8	quote significative vista laterale . . . . .	26
1.9	quote significative vista pianta . . . . .	26
2.1	carichi agenti sulla fusoliera . . . . .	29
2.2	disposizione sedili passeggeri . . . . .	30
2.3	distribuzione carichi di massa nominali . . . . .	32
2.4	nomogramma andamento pressione in cabina . . . . .	33
2.5	Applicazione carichi combinati limite . . . . .	34
2.6	distribuzione di pressione . . . . .	35
3.1	schema di vincolo . . . . .	38
3.2	portanza . . . . .	39

---

3.3	carichi fusoliera . . . . .	40
3.4	schema vincoli . . . . .	41
3.5	vincolo tipo carrello . . . . .	41
3.6	modello pressurizzazione . . . . .	43
3.7	Sezione di mezzeria . . . . .	44
3.8	Vincolo sezione interfaccia . . . . .	45
3.9	Particolare modello di fusoliera . . . . .	46
3.10	Visualizzazione del modello senza offset . . . . .	47
3.11	Visualizzazione del modello con offset . . . . .	48
3.12	Particolare dl pannello ventrale . . . . .	48
4.1	tratto analisi . . . . .	50
4.2	Riferimenti angolari . . . . .	51
4.3	stress tensor componente assiale . . . . .	52
4.4	stress tensor, componente assiale, in visualizzazione vettore . . . . .	52
4.5	Raggi caratteristici della sezione . . . . .	55
4.6	variazione di raggio prodotto dalla pressurizzazione . . . . .	56
4.7	Andamento della deformata . . . . .	57
4.8	Andamento della deformazione . . . . .	58
4.9	Tensioni normali sull'ordinata prodotte da sforzo normale . . . . .	60
4.10	Tensioni sull'ordinata prodotte dalla flessione . . . . .	60
4.11	Zone sottoposte a forte compressione dell'ordinata . . . . .	61
4.12	Tensioni normali prodotte da sforzo normale sui correnti . . . . .	62
4.13	Tensioni normali prodotte dalla flessione sui correnti . . . . .	62
4.14	Stress assiali prodotte da sforzo normale sulle travi . . . . .	63
4.15	Stress assiali prodotte dalle flessioni sulle travi . . . . .	63
4.16	Stress assiali sui tiranti centrali . . . . .	64
4.17	Stress assiali sulla travatura di sostegno della trave cargo . . . . .	65
4.18	Andamento delle tensioni circonferenziali dello shell . . . . .	66
4.19	Andamento delle tensioni longitudinali dello shell . . . . .	66
4.20	Tensore di stress sullo shell secondo il criterio di Von Mises . . . . .	67
4.21	Tratti dello shell con tensioni di Von Mises superiori a 70 Mpa . . . . .	67

4.22	Effetto dell'interruzione dei tiranti sulla deformazione . . . . .	68
4.23	Azioni assiali sull'ordinata . . . . .	69
4.24	Azioni flessionali sull'ordinata . . . . .	69
4.25	Azioni assiali sui correnti . . . . .	70
4.26	Azioni flessionali sui correnti . . . . .	70
4.27	Andamento della deformazione della sezione senza post . . . . .	72
4.28	Andamento tensioni assiali prodotte da sforzo normale agente sull'ordinata . . . . .	72
4.29	Andamento tensioni assiali prodotte da flessione agente sull'ordinata	73
4.30	Andamento degli spostamenti del frame di riferimento . . . . .	74
4.31	Andamento della deformata globale . . . . .	74
4.32	Andamento delle tensioni normali prodotte dallo sforzo normale sull'ordinata . . . . .	75
4.33	Andamento delle tensioni normali prodotte dalla flessione sull'ordinata	75
4.34	Andamento delle tensioni normali prodotte da sforzo assiale agente nei correnti . . . . .	77
4.35	Andamento delle tensioni normali prodotte dalla flessione agente nei correnti . . . . .	77
4.36	Tensioni prodotte da forze assiali sulla trave passeggeri . . . . .	79
4.37	Tensioni prodotte dalle flessioni sulla trave passeggeri . . . . .	79
4.38	Tensioni prodotte da forze assiali sulla trave cargo . . . . .	80
4.39	Tensioni prodotte dalle flessioni sulla trave cargo . . . . .	80
4.40	Andamento delle tensioni normali prodotte dallo sforzo normale sul puntone centrale . . . . .	81
4.41	Andamento delle tensioni normali prodotte dallo sforzo normale sui post laterali . . . . .	82
4.42	Andamento delle tensioni prodotte sulla travatura . . . . .	83
4.43	confronto travatura . . . . .	83
4.44	Andamento delle tensioni assiali sullo shell . . . . .	84
4.45	Andamento delle tensioni circonferenziali sullo shell . . . . .	85
4.46	Tensore di stress sullo shell secondo Von Mises . . . . .	85

4.47	Azioni flessionali sull'ordinata . . . . .	86
4.48	Azioni assiali sull'ordinata . . . . .	87
4.49	Azioni assiali sui correnti . . . . .	87
4.50	Azioni flessionali sui correnti . . . . .	88
4.51	Spostamenti assoluti . . . . .	88
4.52	Andamento deformazioni . . . . .	89
4.53	Andamento dello stress prodotto da carichi assiali agenti nell'ordinata modificata . . . . .	90
4.54	Effetto delle flessioni sullo stress assiale dell'ordinata modificata . . . . .	90
5.1	sezione A330 . . . . .	94
5.2	carico A330 . . . . .	95
5.3	Distribuzione dei pesi di un frame Prandtlplane . . . . .	98
5.4	Distribuzione dei pesi di un frame A300 . . . . .	98
A.1	Tensioni normali sull'ordinata prodotte da sforzo normale . . . . .	106
A.2	Tensioni normali sull'ordinata prodotte dalla flessione . . . . .	106
A.3	Tensioni normali prodotte da sforzo normale sui correnti . . . . .	107
A.4	Tensioni normali prodotte da sforzo normale sui correnti . . . . .	107
A.5	Tensioni normali sull'ordinata prodotte da sforzo normale . . . . .	108
A.6	Tensioni normali sull'ordinata prodotte dalla flessione . . . . .	109
A.7	Tensioni normali prodotte da sforzo normale sui correnti . . . . .	110
A.8	Tensioni normali prodotte da sforzo normale sui correnti . . . . .	110
B.1	Sistema di riferimento cilindrico . . . . .	113
B.2	Direzioni assiali e circonferenziali . . . . .	114
B.3	stato tensionale complessivo dei correnti, caso di pressurizzazione ultima . . . . .	115
B.4	stato tensionale complessivo dell'ordinata, caso di pressurizzazione ultima . . . . .	116
B.5	Tensore di stress sullo skin, caso di pressurizzazione ultima . . . . .	116
B.6	stato tensionale complessivo dell'ordinata, caso di carico limite . . . . .	117
B.7	stato tensionale complessivo dei correnti, caso di carico limite . . . . .	117

B.8	tensore di stress sullo skin, caso di carico limite . . . . .	118
B.9	stato tensionale complessivo dei correnti, caso di pressurizzazione ultima . . . . .	119
B.10	stato tensionale complessivo dell'ordinata, caso di pressurizzazione ultima . . . . .	119
B.11	stato tensionale complessivo dell'ordinata, caso di carico limite . . .	120
B.12	stato tensionale complessivo dell'ordinata, caso di carico limite . . .	120
C.1	Visualizzazione struttura completa . . . . .	121



# Elenco delle tabelle

1.1	Caratteristiche geometriche sezione . . . . .	23
5.1	confronto configurazioni . . . . .	93
5.2	Pesi strutture nuova sezione . . . . .	97
5.3	Incidenza del peso della struttura interna nuova sezione . . . . .	97
5.4	Valori delle tensioni massime dei componenti in condizioni limite . .	99
A.1	Pesi strutture vecchia sezione . . . . .	111
A.2	Incidenza del peso della struttura interna vecchia sezione . . . . .	111
A.3	Valori delle tensioni massime dei componenti in condizioni limite . .	112

# Ringraziamenti

Al termine di questo lungo cammino non posso che ringraziare il Prof. Aldo Frediani, persona straordinaria, estremamente competente dal punto di vista professionale, ma soprattutto di alto spessore umano, sempre disponibile ad ascoltarci e infonderci ottimismo nei momenti di maggior difficoltà; l'Ing. Daniele Fanteria per la grande preparazione, la disponibilità e la pazienza nell'averci aiutato a muovere i primi passi con il software utilizzato per la realizzazione della tesi; il mio collega e soprattutto amico Carmelo, con il quale abbiamo condiviso la fatica di tanti esami; gli amici del centro di calcolo, laureandi e dottorandi, con i quali si è creato un clima di affiatamento e condivisione. Desidero ringraziare tutti gli amici che mi hanno sostenuto nei momenti di scoraggiamento: il Prof. Pierfrancesco Bianchi, il Prof. Franco Iudica, l'Ing. Claudio Brogi e tutti gli amici di Pomarance. Soprattutto voglio ringraziare la mia famiglia e su tutti mia mamma, donna forte e dalla fede incrollabile che mi ha aiutato a risollevarmi nei periodi duri e mio babbo: sono passati sedici anni ma sei sempre con me! Grazie babbo, grazie mamma per avermi dato l'opportunità di arrivare a questo importante traguardo! Marco.

Desidero ringraziare la mia famiglia, che in questi anni mi ha sempre sostenuto, incoraggiato e consigliato nei momenti complicati e nelle scelte difficili che la vita mi ha posto e che oggi, con mia immensa gioia, mi hanno permesso di raggiungere un traguardo da sempre sognato. Un ringraziamento speciale va alle tre donne della mia vita, mia madre, Chiara ed Enrica, che mi hanno sempre trasmesso forza, entusiasmo, amore. Un grazie di cuore al prof. Aldo Frediani persona dotata professionalmente e umanamente. Il suo ottimismo, il suo spirito e la sua grande

disponibilità uniti alla sua competenza, sono stati da grande stimolo durante l'ultimo anno trascorso insieme. Un ringraziamento va all'Ing. Daniele Fanteria per la disponibilità offertaci. Una citazione speciale va a Marco, amico fraterno con cui ho condiviso gioie e dolori degli ultimi anni di università, agli amici di sempre, Dario, Anna, Ciccio, Ciccio, Massimo, Tiziana, Tore, agli amici dell'AM Maria, Riccardo, Gigi, Attilio, Sabrina, Laura, Emma, agli amici del centro di calcolo e degli uffici vicini che oltre a rendere piacevole la presenza quotidiana al Dipartimento sono stati sempre prodighi di aiuto, agli amici dei calcetti. Ognuno di voi ha dato il suo contributo affinché oggi sia finalmente arrivato. Grazie di cuore. Carmelo

# Sommario

Nel presente lavoro di tesi viene analizzato, mediante analisi agli elementi finiti, il tronco di fusoliera di un velivolo Prandtlplane da 250 posti compreso tra l'ala anteriore e quella posteriore, sottoposto a carichi di pressurizzazione e di massa. In una prima fase è stata analizzata una sezione avente caratteristiche geometriche degli elementi strutturali reperite da tesi precedentemente svolte sull'argomento, utile ad avere una prima valutazione delle tensioni presenti.

Successivamente è stato analizzato un modello di fusoliera Prandtlplane, realizzato sulla base delle dimensioni degli elementi costituenti un pannello dorsale di fusoliera di un velivolo Airbus A330, sottoposto alle medesime condizioni di carico del modello iniziale, stabilendo quale sia la condizione più critica e verificando che le tensioni presenti siano inferiori alla tensione massima ammissibile del materiale.

Infine, è stata condotta una stima preliminare del peso complessivo di una sezione caratteristica e in percentuale di ogni singolo componente, facendone poi un confronto con l'analoga struttura di velivoli aventi la stessa capacità di carico passeggeri.

# Introduzione

Il traffico aereo di passeggeri e cargo è stimato in crescita nei prossimi venti anni di circa dl 5%, in particolare nelle medie e lunghe tratte. Lo sostengono fonti autorevoli come la IATA a cui si aggiungono le previsioni dei principali produttori mondiali di aeromobili. In figura 1 è stato riportato l'indice RPK, prodotto tra il numero di passeggeri e i chilometri effettivamente volati da ciascun passeggero. Tale incremento dovrà essere accompagnato da una riduzione costi e da minori

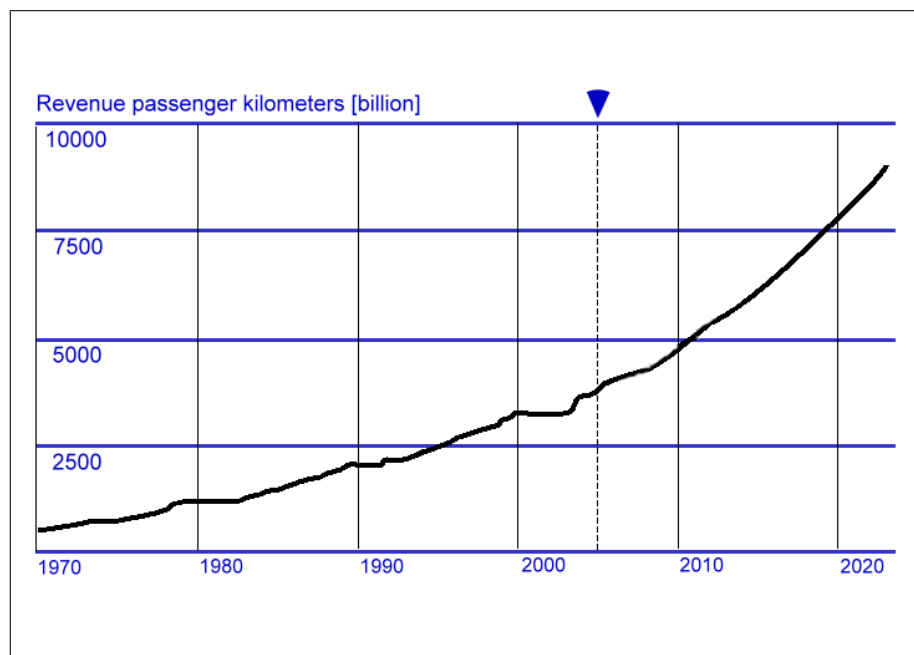


Figura 1: Rindice PK: prodotto tra il numero di passeggeri e i chilometri volati da ciascuno

---

emissioni nocive, in accordo ai vincoli della Comunità Europea, come risulta dal quinto e sesto Programma Quadro, per i velivoli di futura generazione. I requisiti dei velivoli di futura generazione, espressi nel documento VISION 2020 emesso dalla *Advisory Council on Aeronautic Research in Europe* dell'ottobre 2002, sono di seguito riassunti

1. Riduzione dei D.O.C. di almeno il 30%.
2. Riduzione del rumore.
3. Riduzione delle emissioni inquinanti da parte dei propulsori.
4. Maggiore comfort per i passeggeri.
5. Riduzione dei tempi di imbarco e sbarco di passeggeri e bagagli di almeno il 10-12%.
6. Aumento della capacità di carico.
7. Possibilità di continuare ad operare con piste e aeroporti esistenti.
8. Incremento della vita operativa.
9. Riduzione degli investimenti iniziali e dei costi di manutenzione.
10. Mach di crociera non inferiore a 0.85.
11. Aumento della sicurezza attiva e passiva.

Le strade da percorrere per raggiungere gli obiettivi prefissati sono molteplici e di varia natura. Si potrebbe pensare di investire sull'utilizzo di nuove tecnologie indirizzate alle emissioni inquinanti, alla riduzione dei costi e dei rumori, ma allo stato dell'arte risulta imprevedibile il raggiungimento del tetto del 30%.

Altra soluzione potrebbe essere quella di incrementare il numero di passeggeri per volo con l'utilizzo di vettori con maggiore capacità di carico passeggeri, prospettiva che appare inapplicabile alle brevi tratte e limitata dagli attuali regolamenti aeroportuali, che impongono la massima area occupata da un velivolo non

---

superiore agli 80mx80m, dimensione comunque già raggiunta dal velivolo *Airbus A380*.

Il requisito della sicurezza, potrebbe essere soddisfatto studiando strutture più resistenti alle fiamme e agli impatti.

Un altro aspetto rilevante è quello dei consumi, la cui riduzione porterebbe vantaggi sia nel campo delle emissioni nocive sia della riduzione dei costi. Uno studio più accurato dell'aerodinamica con una riduzione dell' 1% della resistenza porterebbe dei benefici in termini di minor consumo dell'ordine di 400000 litri per anno, con una riduzione di 5000 kg di gas nocivi introdotti nell'atmosfera.

Nell'ottica della valutazione della resistenza, da fonti *Airbus* , risulta che in un velivolo da trasporto in crociera si ha circa il 47% di resistenza di attrito e il 43% di resistenza indotta.

Per quanto riguarda la resistenza d'attrito, sono ad oggi molteplici le ricerche atte ad apportare miglioramenti tramite ad esempio aspirazioni dello strato limite o l'impiego di materiali innovativi. Tali soluzioni potrebbero comunque essere applicate sia a velivoli convenzionali che a soluzioni indirizzate ad un'aerodinamica non convenzionale.

La soluzione proposta nasce proprio dalla rivalutazione degli studi effettuati da Prandtl che, intorno agli anni venti del secolo scorso, dimostrò che il sistema portante che produce minore resistenza indotta è un *wing box*, da lui indicato come *Best Wing System* nel quale siano rispettate le seguenti condizioni:

- stessa distribuzione di portanza sulle due ali;
- stessa portanza totale sulle due ali;
- distribuzione di portanza a farfalla nelle paratie laterali.

Prandtl dimostrò che qualora si rispettino tali condizioni, la velocità indotta dai vortici lungo l'ala è costante ed è nulla quella sulle paratie. Il sistema aumenta la sua efficienza con l'aumento della distanza verticale (o orizzontale) tra le ali. Il rapporto tra la resistenza indotta del *Best Wing System* e l'ottimo del monoplano, a parità di portanza totale, è pubblicato nel documento NACA TN 182 del 1924. Nel 1998 in [5] è stato ottenuto il medesimo risultato con procedure più

accurate, confermando una riduzione di resistenza indotta dell'ordine del 20-30% rispetto ad un monoplano con uguale apertura alare e portanza totale, con un valore del rapporto gap e apertura alare compreso nell'intervallo 10-20%. In figura 2 è riportato il confronto tra un biplano e il *Best Wing System* di Prandtl (biplano caratterizzato dalla presenza delle paratie laterali) in termini di rapporto tra resistenza indotta prodotta dal biplano e da un monoplano ottimo a parità di portanza complessiva.

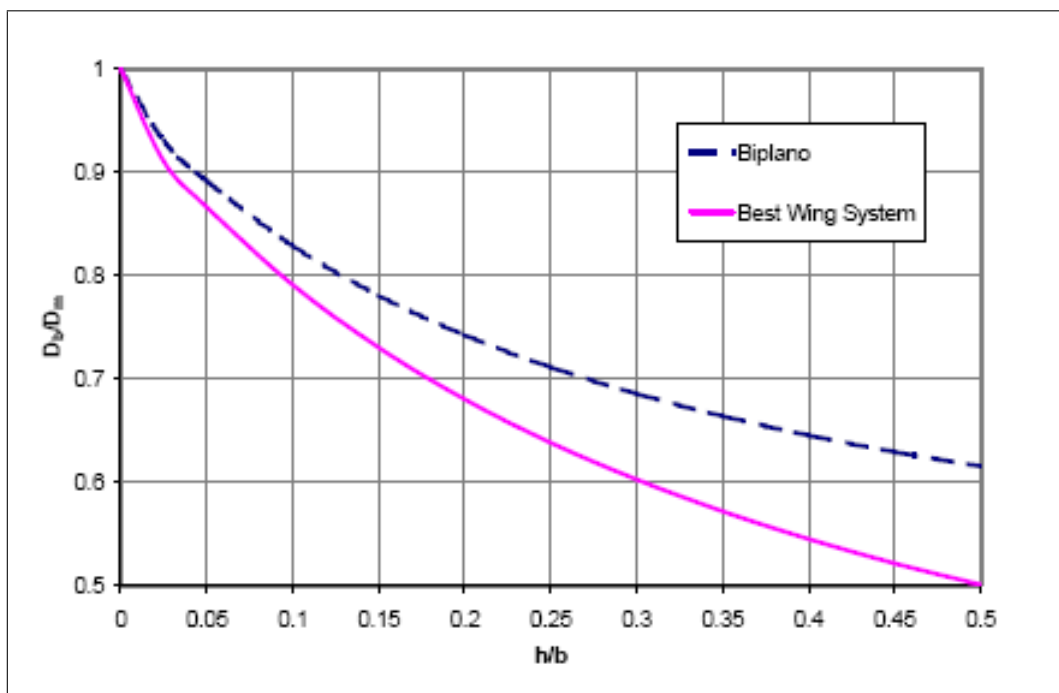


Figura 2: Rapporto della resistenza indotta tra biplano e monoplano al variare di  $h/b$

Lo sviluppo di una configurazione di velivolo basata sul concetto di *Best Wing System* è iniziata presso l'università di Pisa nel 1993 e, in onore di Prandtl, è chiamata *PrandtlPlane*.

Il progetto iniziale prevedeva l'applicazione del BWS ad una fusoliera convenzionale. Dai primi studi sull'aerodinamica e sulla stabilità, era emersa però una



---

scarsa efficienza aerodinamica dell'ala posteriore in corrispondenza del tratto posto sopra la fusoliera, fattore che invalidava le ipotesi alla base della teoria.

Successivamente, a partire dagli anni 2000 si è dato avvio ad uno studio (effettuato in [1]) di una configurazione di *PrandtlPlane* da circa 250 posti, caratterizzata da una fusoliera del tutto innovativa rispetto a velivoli tradizionali, cioè più larga e più corta, con caratteristiche di maggior volume disponibile per passeggero, ottima flessibilità riguardo ad una missione tipica e tempi ridotti per le operazioni a terra.

Si è provveduto conseguentemente ad analizzarne soluzioni strutturali che meglio si adattassero a tale progetto, come indicato nelle tesi [2] e [3] in cui sono state considerate la zona di attacco carrelli e la zona posteriore con lo studio dei fin verticali e del bulkhead.

La presente tesi, sulla base dei risultati raggiunti nello sviluppo del progetto della fusoliera, si pone l'obiettivo di studiare, in via preliminare, una sezione tipica del tronco centrale di fusoliera sottoposta a carichi di manovra, carichi di massa e di pressurizzazione. Le soluzioni strutturali, disegnate sulla base delle dimensioni geometriche definite nei lavori di tesi precedenti e modificate in funzione delle caratteristiche di un pannello di fusoliera convenzionale, sono state verificate con il metodo agli Elementi Finiti. Per quanto riguarda gli strumenti utilizzati a tal fine, la scelta è ricaduta sull'uso del codice a elementi finiti Nastran, affiancato come pre-processor e post-processor al software Patran [10].

## Struttura della tesi

Le descrizione delle attività svolte e dei risultati ottenuti, nel presente lavoro segue la seguente disposizione:

- nel capitolo 1 è descritta la fusoliera di un velivolo PrandtlPlane, le caratteristiche geometriche e il layout interno relativo al vano passeggeri e al vano cargo;
- nel capitolo 2 sono individuate le condizioni di carico a cui sottoporre la struttura, scelte dalle richieste dei regolamenti [9] e ritenute interessanti per gli

---

scopi del presente lavoro; In particolare le condizioni prese in considerazione riguardano:

- la condizione di carico di pressurizzazione ultima;
- la condizione di carichi combinati di massa, di manovra e di pressurizzazione valutati in condizione limite;
- nel capitolo 3 sono descritti i due modelli con cui è approssimata la fusoliera nelle due diverse condizioni di carico; in particolare sono chiarite le ipotesi semplificative relative alla realizzazione dei vincoli, alla schematizzazione dei carichi imposti ed alla caratterizzazione della mesh;
- nel capitolo 4 vengono riportati i risultati delle analisi svolte, confrontando la sezione completa di tutti i componenti e la sezione di un frame posto in corrispondenza di tratti in cui è necessario l'interruzione dei tiranti centrali per la realizzazione di vie di comunicazione tra i corridoi passeggeri;
- nel capitolo 5 sono riportate delle valutazioni dei pesi in termini complessivi, di un tratto di fusoliera sufficiente a contenere 250 passeggeri in termini di rapporto tra peso complessivo e VLP, ed in termini di componenti strutturali;
- nelle appendici A, B e C si è ritenuto utile indicare i risultati di analisi condotte su un frame di primo dimensionamento realizzato con caratteristiche dedotte da precedenti lavori di tesi e i grafici relativi agli stati tensionali dei singoli componenti del frame modificato e le relative caratteristiche delle sezioni.

In figura 3 è riportata una vista generale del velivolo *PrandtlPlane* in esame.

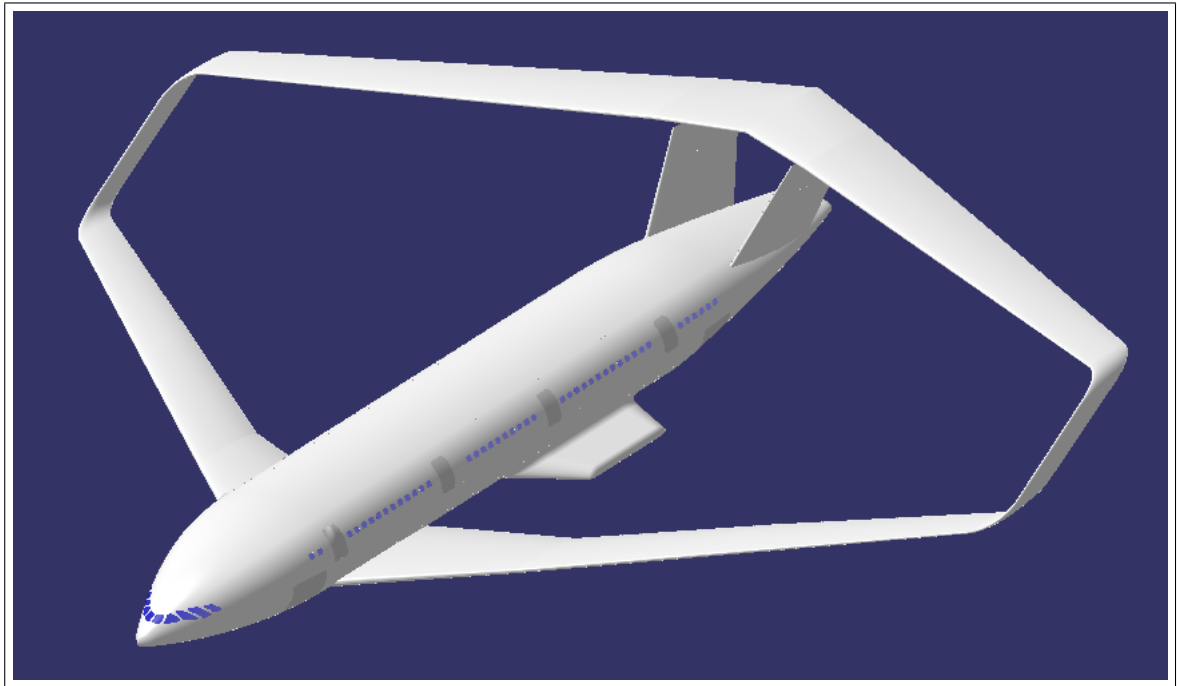


Figura 3: complessivo PP

# Capitolo 1

## Configurazione della fusoliera del velivolo PrandtlPlane

### 1.1 Descrizione del Layout della fusoliera

La fusoliera del Prandtlplane è caratterizzata da una larghezza maggiore di una tradizionale per ragioni aerodinamiche e strutturali. Dal punto di vista aerodinamico, la fusoliera larga consente di avere l'ala posteriore continua sopra la parte posteriore della fusoliera in modo da consentire la stabilità statica del volo con il baricentro posto circa nella mezzeria fra le due ali.

Dal punto di vista strutturale, maggiore è la distanza tra i due fin, migliore è il comportamento del sistema dal punto di vista della aerolasticità statica e soprattutto del flutter. Nelle figure 1.1 e 1.2 sono riportate due viste rappresentative.

Sulla base di tali requisiti preliminari, secondo quanto descritto al capitolo precedente, si è giunti ad un disegno innovativo di un frame di riferimento, caratterizzato da uno skin suddiviso in tre zone aventi differenti raggi di curvatura, ma derivata prima continua nei punti di giunzione. Successivamente in [1], è stato effettuato un disegno del layout interno, caratterizzato da 10 posti affiancati, due corridoi ed una minore lunghezza rispetto ad un velivolo tradizionale. In figura 1.3 è riportata una disposizione tipica in classe economy e business.

Altra peculiarità del velivolo Prandtlplane proviene dall'altezza del cassone del-

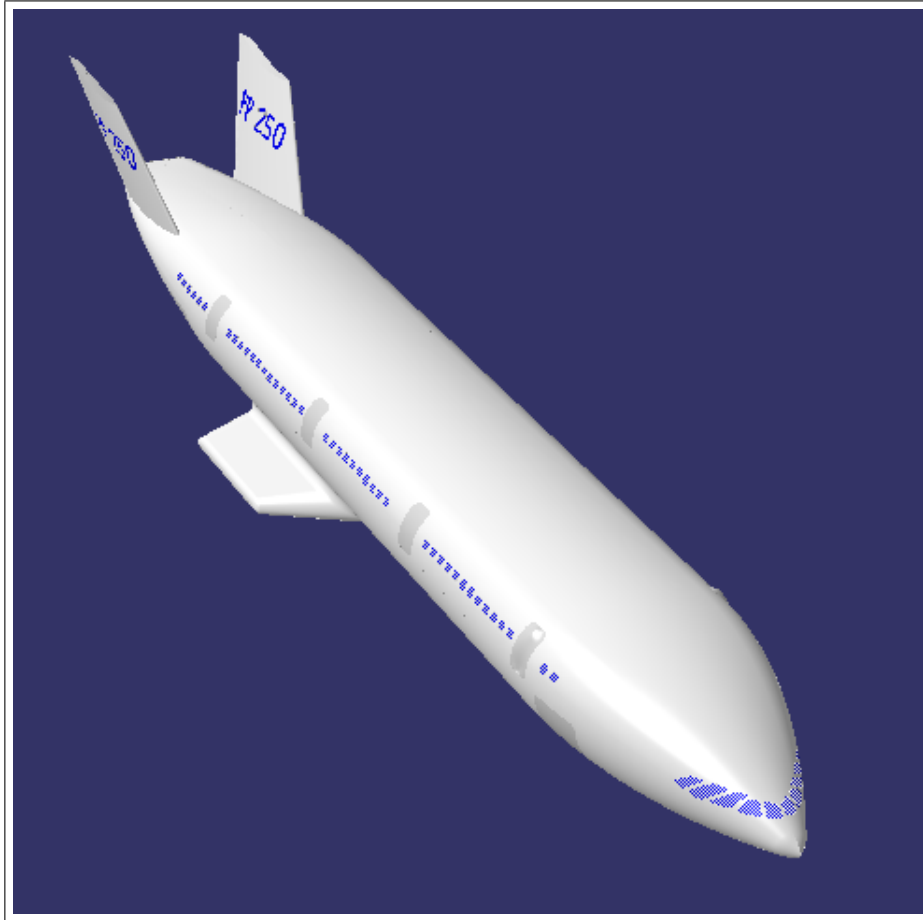


Figura 1.1: fusoliera

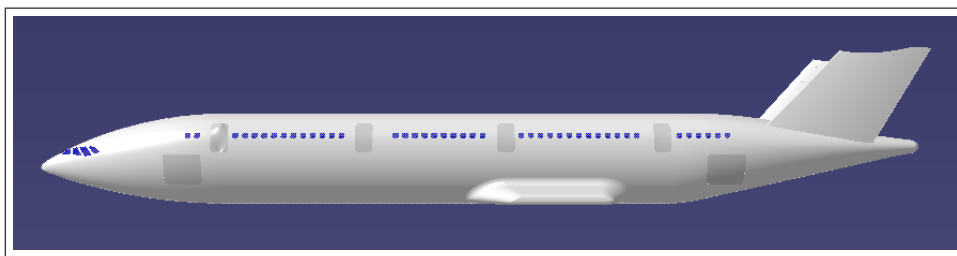


Figura 1.2: vista fusoliera

l'ala anteriore, circa metà di un'ala tradizionale. Questa caratteristica fa sì che l'ala anteriore attraversi la fusoliera sotto il ponte di carico, rendendo disponibile

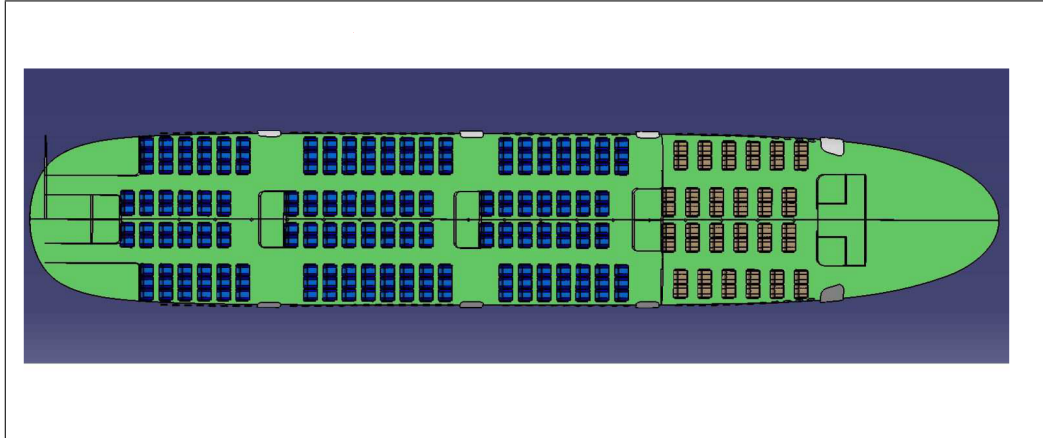


Figura 1.3: ponte

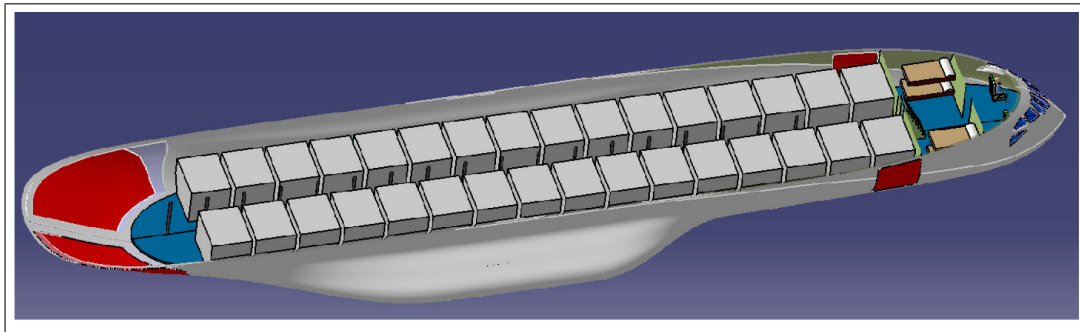


Figura 1.4: ponte cargo

la stiva in tutta la lunghezza del velivolo, con notevole aumento della capacità di carico e possibile aumento della velocità delle operazioni a terra. Il volume totale del vano di carico consente l'alloggiamento di 32 LD3, visibile in figura 1.4. In figura 1.7 è riportata una sezione tipica della zona centrale di fusoliera ottenuta dopo un processo di ottimizzazione oggetto di studio di tesi precedenti [1] e [2] con disposizione di seggiolini e LD3. In seguito ad una ulteriore modifica del disegno del complessivo, nel presente lavoro sono stati apportati alcuni cambiamenti alla struttura riguardanti in particolare le travi di pavimento dei comparti passeggeri e cargo, posizionate in corrispondenza dei vani di apertura, determinandone la lunghezza in base alle dimensioni trasversali della fusoliera come mostrato in figu-

## 1. Configurazione della fusoliera del velivolo PrandtlPlane

ra 1.5 e 1.6, ma mantenendo inizialmente invariate le caratteristiche geometriche delle restanti strutture; inoltre come sarà meglio indicato nel seguito, successivamente alle prime verifiche statiche a cui è stata sottoposta la fusoliera, è stata cambiata la disposizione delle travi di sostegno della trave cargo, ottenendo una soluzione più funzionale.

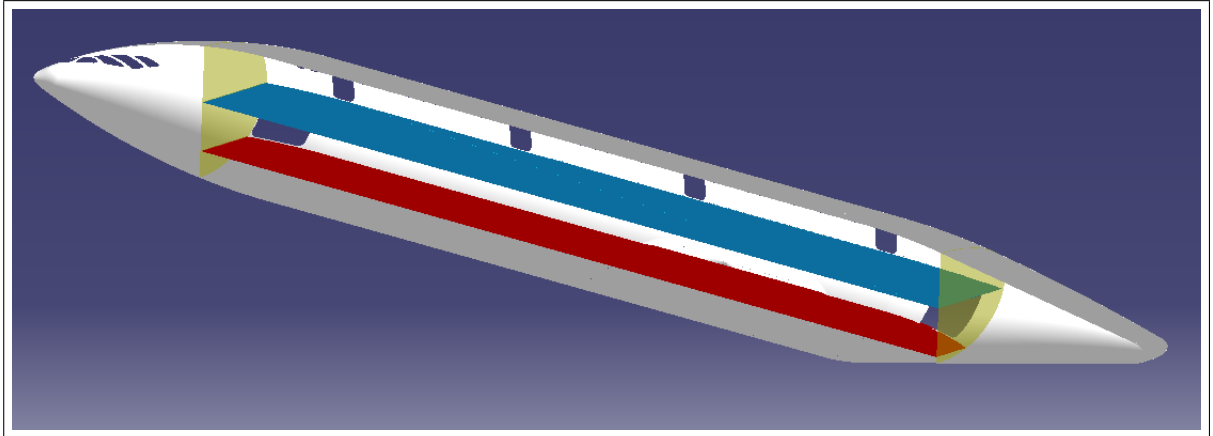


Figura 1.5: floor beam e cargo beam

Caratt. geometr.	Sezione nuova
Larghezza massima dell'ordinata	6.888 [m]
Altezza massima dell'ordinata	5.8 [m]
Lunghezza dell'ordinata	20.34 [m]
Lunghezza trave passeggeri	6.888 [m]
Lunghezza trave cargo	5.3 [m]
Superficie bagnata di un frame	10.17 [ $m^2$ ]
Superficie piano passeggeri	213.2 [ $m^2$ ]
Superficie piano cargo	162.3 [ $m^2$ ]

Tabella 1.1: Caratteristiche geometriche sezione

Nella tabella 1.1 vengono indicate le caratteristiche geometriche principali della sezione tipica di un'ordinata di forma.

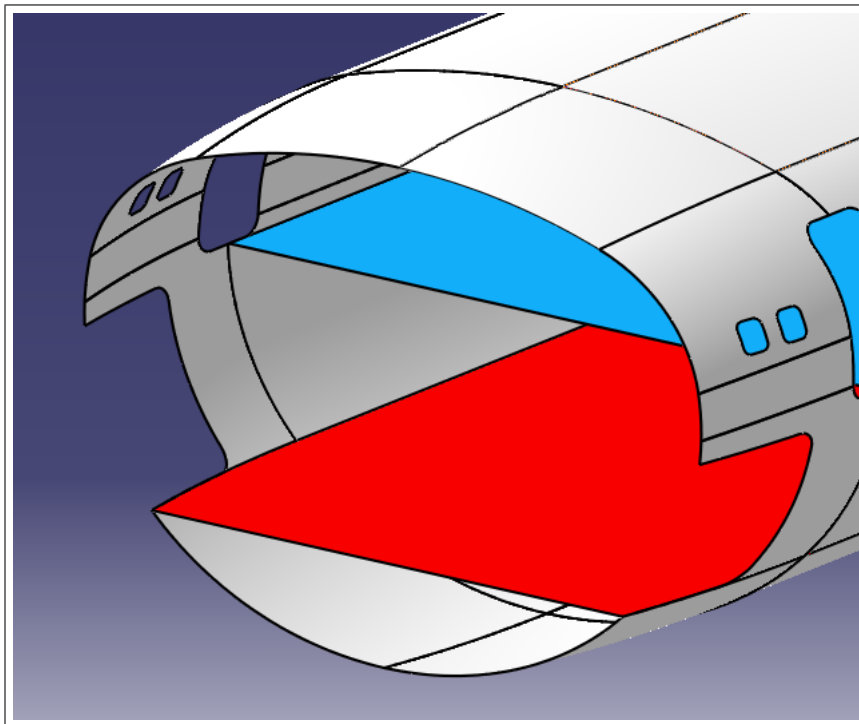


Figura 1.6: sezione pavimenti



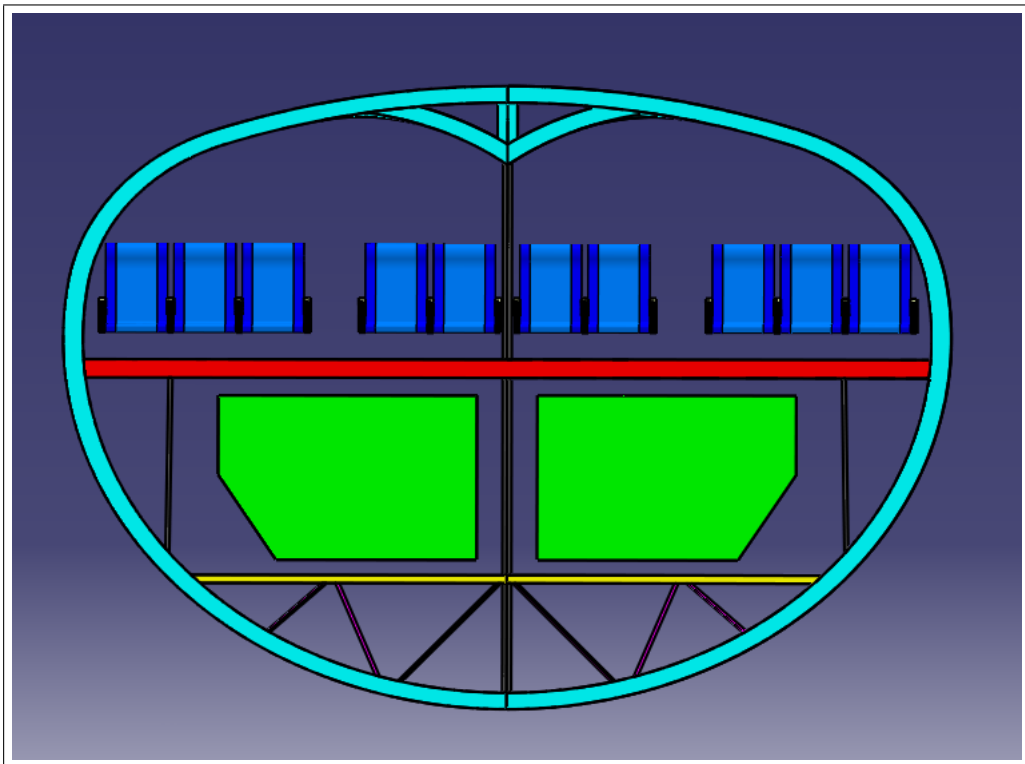


Figura 1.7: sezione ordinata

1. Configurazione della fusoliera del velivolo PrandtlPlane

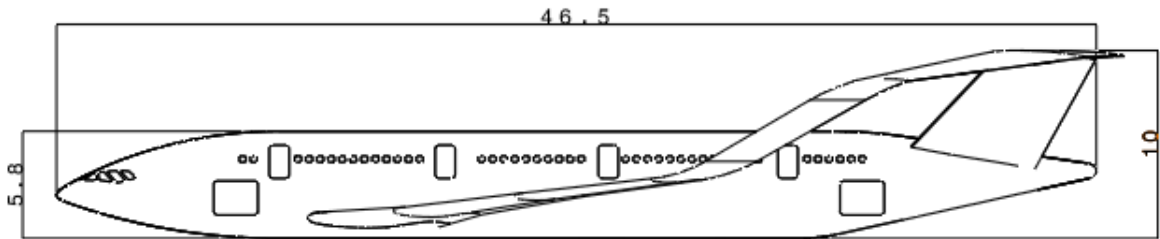


Figura 1.8: quote significative vista laterale

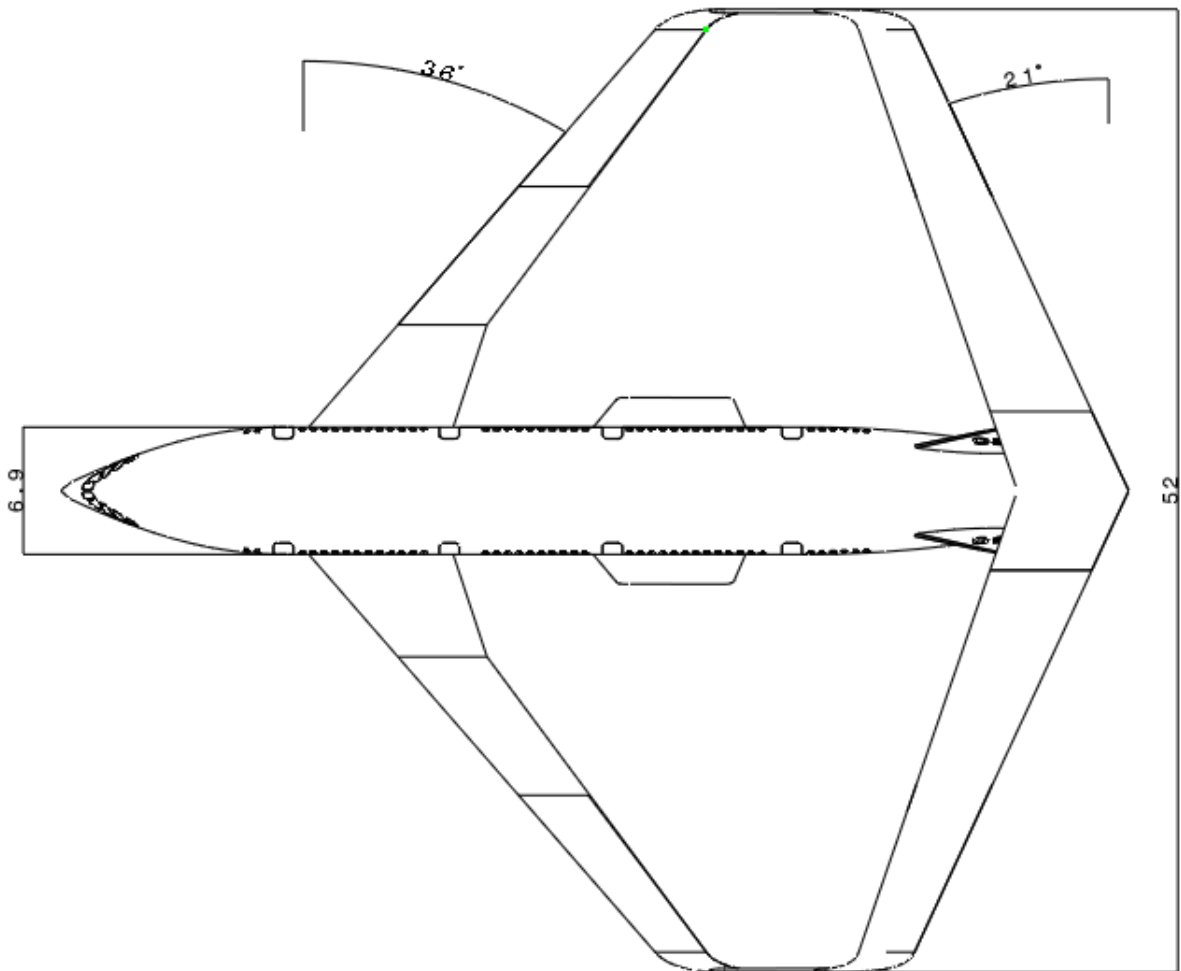


Figura 1.9: quote significative vista pianta

# Capitolo 2

## Condizioni di carico

Nell'ambito della progettazione strutturale di un velivolo, particolare attenzione deve essere rivolta alla realizzazione della fusoliera; essa infatti è una struttura complessa che deve soddisfare contemporaneamente requisiti di natura strutturale, aerodinamica e commerciale. In particolare il progetto di una fusoliera di un velivolo da trasporto viene influenzato dalla necessità di sostenere carichi di natura aerodinamica, di massa e carichi dovuti alla pressurizzazione, garantendo al contempo la possibilità di poter alloggiare passeggeri, mantenendo degli standard minimi di comodità e sicurezza, e un'adeguata capacità di stivaggio delle merci. Per ciò che riguarda i carichi a cui è sottoposta sono molteplici le condizioni da verificare per un progetto definitivo. Nei seguenti paragrafi si è voluto delineare una panoramica delle condizioni di carico in termini generali che coinvolgono lo studio di una fusoliera secondo quanto richiesto dalle normative (vedi [8]). Successivamente si fa riferimento ai casi cui è stata sottoposta la fusoliera Prandtlplane, valutati come i più significativi per gli scopi richiesti.

### 2.1 Condizioni generali di carico

Si fa qui riferimento alle condizioni di carico generali di una fusoliera secondo quanto riportato in [6]. In termini complessivi il progetto di una fusoliera riguarda in particolare:

- l'analisi delle condizioni ultime relative a:
  - esclusivamente carichi in volo;
  - carichi in volo combinati con pressurizzazione in cabina, in condizioni di pressione massima differenziale;
  - solo pressurizzazione in condizioni ultime;
  - carichi in atterraggio e carichi a terra;
- l'analisi a fatica;
- l'analisi fail safe;
- l'analisi di casi particolari quali:
  - la depressurizzazione di un comparto;
  - il possibile impatto con volatili;
  - i carichi concentrati applicati al pavimento passeggeri;
  - carichi sopravvenuti in caso di incidenti.

Un'ulteriore specifica delle tipologie di carico è rappresentato dallo schema in figura 2.1.

Per quanto riguarda i carichi in volo è possibile distinguere in:

- carichi prodotti da raffiche;
  - simmetriche;
  - non simmetriche;
- carichi da manovre;
  - simmetriche;
  - non simmetriche.

Un aspetto rilevante riguarda l'analisi dei carichi di pressurizzazione. La FAR 25.365 definisce le modalità di applicazione nei seguenti termini:

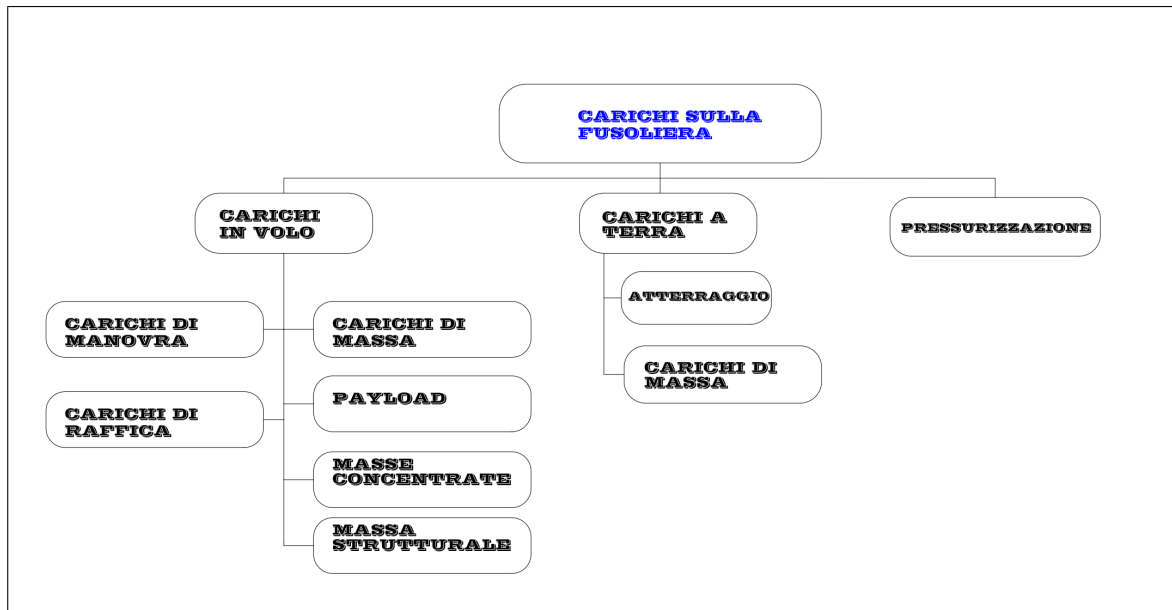


Figura 2.1: carichi agenti sulla fusoliera

- pressurizzazione combinata con i carichi in atterraggio;
- pressurizzazione ultima, data dal valore della pressione limite (relativa al maximum relief valve setting) moltiplicata per il coefficiente 1.33;
- pressurizzazione limite combinata con i carichi in volo, includendo la distribuzione delle pressioni esterne nella condizione di volo analizzata.

Nell'ambito di questo lavoro di tesi sono state prese in esame alcune delle condizioni di carico sopra esposte che vengono riportate nel paragrafo successivo.

## 2.2 Condizioni di carico analizzate

Le condizioni su cui è stata focalizzata l'analisi sono relative alla verifica statica della struttura sottoposta a carichi in volo analizzando in particolare i casi di sola pressurizzazione e carichi combinati (massa e pressurizzazione), casi ritenuti maggiormente significativi ai fini della valutazione della struttura del tronco

centrale. Si fa presente inoltre che già in tesi precedenti sono state valutate le condizioni di carichi in atterraggio, per il dimensionamento dell'ordinata di forza e della struttura destinata all'alloggiamento dei carrelli, e di carichi di pressurizzazione applicata al bulkhead, per il dimensionamento del cono di coda. Inoltre, per ciò che riguarda i carichi a terra, per questo tipo di velivolo vale la pena osservare, a livello qualitativo, che rispetto alle condizioni di volo simmetrico a fattore di carico unitario, i carichi a terra dovuti ai carrelli non introducono cambiamenti di segno delle sollecitazioni sul dorso e ventre della fusoliera, fatto che potrebbe risultare benefico in termini di resistenza delle zone più sollecitate.

### 2.2.1 Definizione dei pesi

In questo paragrafo, definiamo la tipologia dei carichi e dei vincoli applicati alla struttura. Il valore dei carichi sulla trave di pavimento deriva dal peso dei passeggeri e dei sedili, distanziati con un passo medio di 864 mm (condizione più gravosa ottenuta considerando la sola configurazione in classe economy). A seguito di tale ipotesi si ricava che il peso di una fila di passeggeri e di sedili si ripartisce approssimativamente su 1,73 ordinate (date dal rapporto tra passo medio tra le file e passo tra le ordinate).

Il peso complessivo di una singola fila è stato ottenuto, con riferimento a [9], considerando il peso di due strutture di seggiolini a tre posti più due strutture da due posti affiancate, a cui va aggiunto il peso di dieci passeggeri. La suddetta

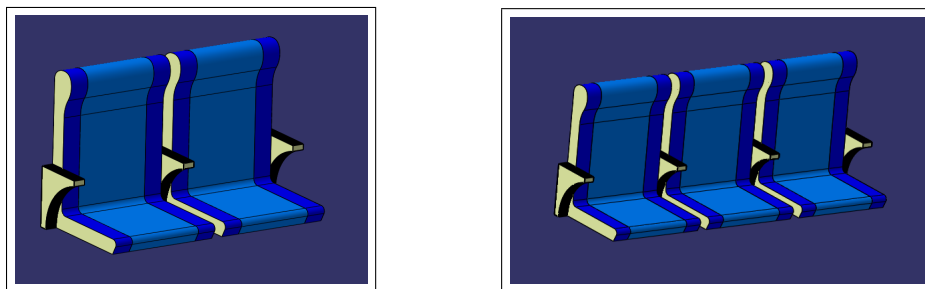


Figura 2.2: disposizione sedili passeggeri

normativa stabilisce i pesi standard le modalità di seguito indicate:

$$W_{pas} = 75kg$$

$$W_{3s} = 35kg$$

$$W_{2s} = 23kg$$

rispettivamente il peso di un passeggero, il peso di tre e di due sedili affiancati. Il carico totale vale pertanto 866 kg, da cui si ottiene il carico uniforme che insiste sulla singola ordinata pari a:

$$W_{tot} = P_{tot\,fila}/n_{ordinate} = 501kg$$

Avendo la trave di pavimento della zona passeggeri una lunghezza pari a 6888mm, si perviene alla determinazione del carico distribuito per unità di lunghezza utilizzato nel modello:

$$W_{ufb} = W_{tot}/L_{ufb} = 0.08kg/mm.$$

Per quanto riguarda la valutazione del carico distribuito sulla trave della zona cargo, è stato considerato il peso lordo massimo di un container LD3, in ragione di dover effettuare delle verifiche statiche su una sezione del tronco centrale, caricato al massimo delle capacità di carico. Nel rispetto della normativa [9], che pone per il peso totale di un LD3 pieno e come sua lunghezza caratteristica rispettivamente:

$$W_{LD3} = 1588kg$$

$$L_{LD3} = 1530mm$$

con una procedura analoga a quella utilizzata per la determinazione del carico distribuito sulla trave della zona passeggeri, considerando che il peso di un LD3 grava approssimativamente su 3,06 ordinate (date dal rapporto tra la lunghezza di un LD3 e del passo tra le ordinate) e che le file di LD3 sono due, si ottiene:

$$W_{cargo} = 2 \cdot W_{LD3}/n_{ordinLD3} = 1037.908kg.$$

Infine, dalla lunghezza della trave della zona cargo pari a 5300mm si ottiene:

$$W_{lfb} = 0.242kg/mm.$$

Il carico distribuito sulla trave della zona cargo utilizzato nel modello è stato approssimato a  $0.25kg/mm$ . In figura 2.3 è rappresentato quanto sopra indicato, con distribuzione dei carichi di massa sulle travi di pavimento e sulla trave cargo.

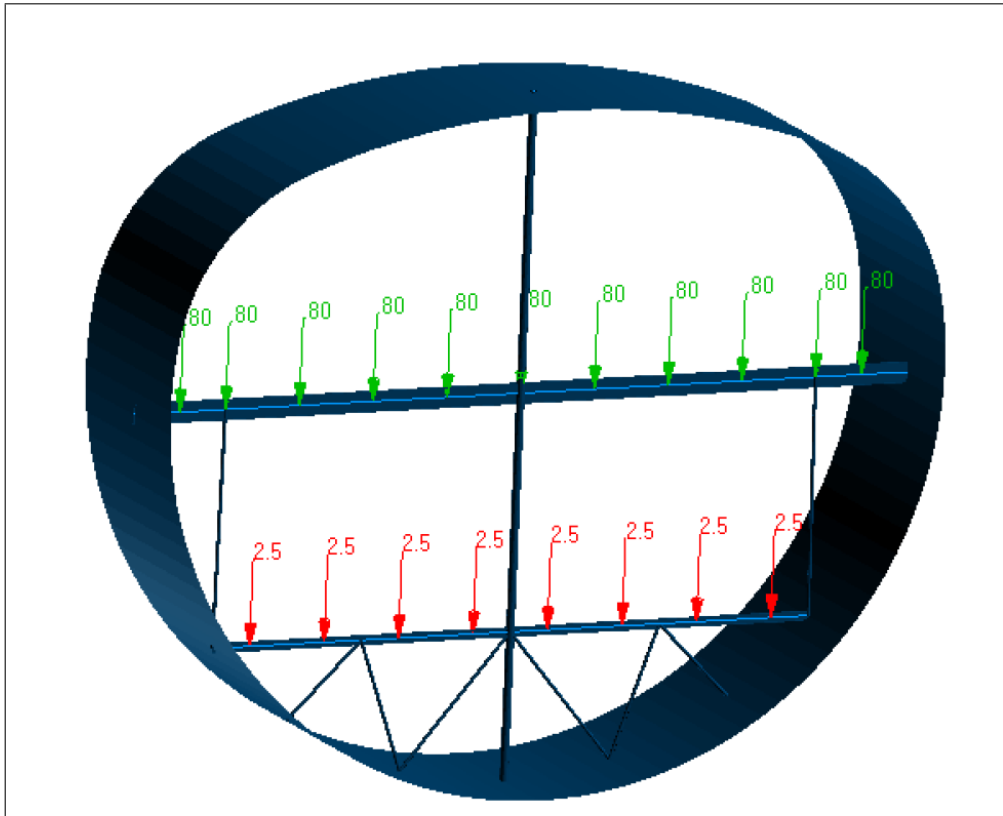


Figura 2.3: distribuzione carichi di massa nominali

### 2.2.2 Condizione di carichi nominali

La condizione di carico in questione è stata realizzata applicando singolarmente i carichi di massa in una condizione di volo a fattore di carico unitario ed il carico di pressurizzazione in termini nominali. Per quest'ultimo caso, il valore di pressione è tratto da [6], che fa riferimento al valore della pressione massima differenziale valutata ad una quota di 8000 ft (vedi figura 2.4) del valore di



$$p=8.7 \text{ lb/in}^2$$

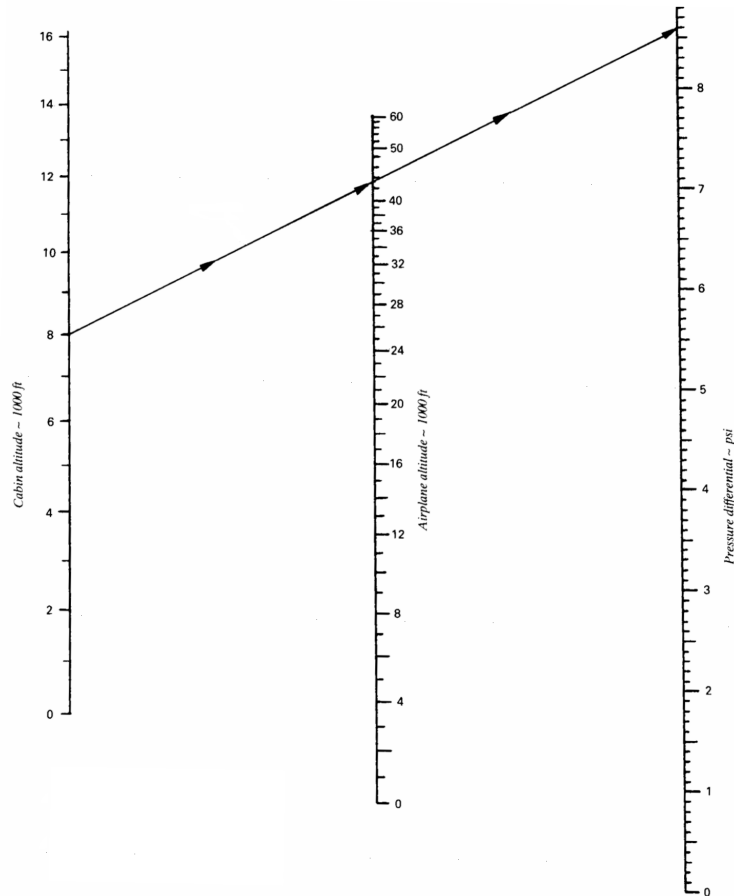


Figura 2.4: nomogramma andamento pressione in cabina

Lo scopo è di recepire informazioni sul comportamento della struttura sottoposta ai due effetti valutati distintamente. La fusoliera del PrandtlPlane è infatti una struttura che, proprio per le dimensioni e caratteristiche geometriche, come apparirà chiaramente dai risultati delle analisi riportate nel seguito, si discosta considerevolmente dalla condotta delle strutture rappresentative delle attuali fusoliere di velivoli convenzionali.

### 2.2.3 Condizione di carichi limite

L'analisi condotta sulla fusoliera sottoposta a tali condizioni di carico risulta, come specificato meglio nel seguito, critica ai fini del dimensionamento statico di alcuni componenti della struttura. In tale contesto sono stati applicati dei carichi combinati, ovvero azione contemporanea di carichi aerodinamici e di massa in condizioni limite (fattore di carico 2.5) e della pressurizzazione in condizioni limite (valore indicato al paragrafo successivo), che la struttura deve essere in grado di sopportare senza la presenza di deformazioni permanenti dannose. Si fa notare che precedentemente in [2] si è individuato, dagli involucri di volo valutati in decollo, atterraggio e crociera, che la condizione di carico più gravosa per il velivolo Prandtlplane è quella relativa alla manovra con fattore di carico  $n=2.5$ . In figura 2.5 è rappresentata la combinazione dei tipi di carichi in esame.

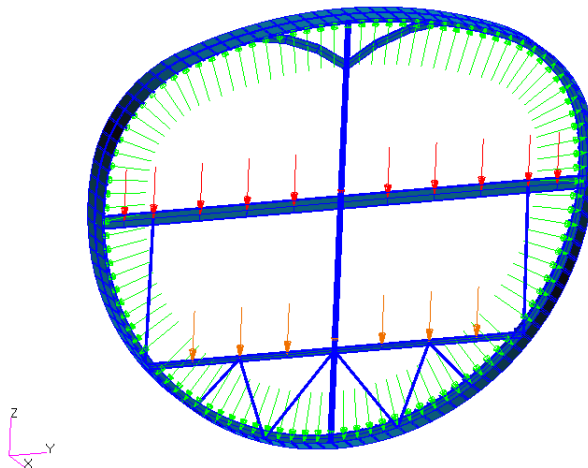


Figura 2.5: Applicazione carichi combinati limite

### 2.2.4 Condizione di pressurizzazione ultima

Tale analisi è stata presa in considerazione al fine di ottenere delle indicazioni sul comportamento, in termini di tensioni e di deformazioni, dei componenti della

struttura sottoposta al carico di pressurizzazione. L'applicazione della pressurizzazione in condizioni di carico ultimo, nel rispetto delle normative (FAR 25.365(d)) prevede:

$$p=1.33 \cdot p_{limite}$$

In particolare la verifica a pressurizzazione è stata effettuata facendo riferimento al valore di pressione in condizioni di *maximum relief valve setting* indicato in [4] che indica come valore della pressione limite:

$$p_{limite} = 9.1 \text{ lb/in}^2$$

In figura 2.6 è riportato un tronco di fusoliera sottoposto al carico di pressurizzazione così come applicato e visualizzato dal Patran.

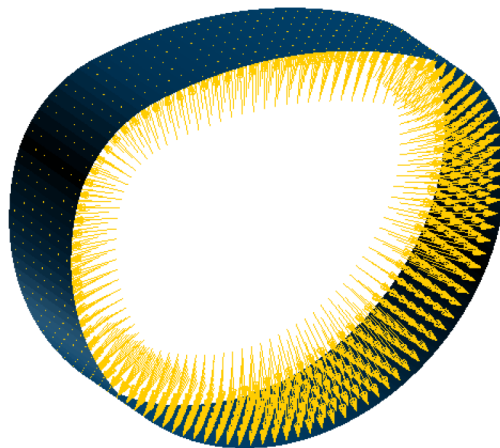


Figura 2.6: distribuzione di pressione

# Capitolo 3

## Modelli strutturali della fusoliera

### 3.1 Caratterizzazione del modello

In questo paragrafo è indicato il percorso seguito per la realizzazione del modello semplificato del tronco centrale di fusoliera di un velivolo Prandtlplane. Inizialmente è stato presa a riferimento la fusoliera prodotta in lavori di tesi precedenti (vedi [1] e [2] nel lavoro di tesi in cui è stato eseguito in via preliminare un dimensionamento di massima di alcuni componenti strutturali, quali:

- il cassone destinato all'alloggiamento dei carelli di atterraggio;
- l'ordinata di forza sottoposta ai carichi di massa e carico trasferito dal carrello in condizione di atterraggio;
- l'ordinata di forma dimensionata in funzione dei carichi di massa;
- il pannello dorsale della sezione di fusoliera sottoposto a compressione, individuando lo spessore dello skin e le caratteristiche dei correnti in base al criterio di minimo peso.

Conseguentemente ad una prima analisi condotta sulla struttura (analisi riportata successivamente), che ha evidenziato un sovradimensionamento delle ordinate di forma e dei correnti, prendendo come riferimento la struttura di un pannello della fusoliera di un velivolo Airbus A330 (velivolo simile, per capacità di trasporto

passaggeri, alla fusoliera di un Prandtlplane), sono state adottate le analoghe caratteristiche geometriche nel modello del velivolo Prandtlplane, ottenendo una struttura complessivamente più efficace in termini di rapporto peso-tensioni.

Le caratteristiche geometriche dei vari elementi strutturali della sezione di fusoliera sono riportate in appendice.

Per lo studio delle differenti condizioni di carico discusse al capitolo precedente, sono stati realizzati due modelli caratterizzati dalle medesime caratteristiche geometriche dei componenti strutturali, ma da differenti condizioni di vincolo e di proprietà del materiale, oltre ad un terzo, semplificato, costituito soltanto dallo skin irrigidito. In ognuno dei casi non è stata considerata, dato il grado di approssimazione richiesto, la presenza di finestrini e delle aperture di accesso al vano passeggeri e cargo.

Il materiale a cui si fa riferimento per tutti i componenti strutturali del modello è la lega di alluminio 2024T3 avente le seguenti caratteristiche:

- $\sigma_y = 303\text{Mpa}$
- $\sigma_u = 414\text{Mpa}$
- coefficiente di Poisson  $\nu = 0.32$
- $E = 72000 \text{ N/mm}^2$
- densità  $\rho = 2.7 \cdot 10^{-6} \text{ kg/mm}^3$

Di seguito sono indicate le ipotesi principali poste alla base delle semplificazioni applicate per lo studio delle differenti modalità di applicazione dei carichi.

### 3.1.1 Modello per il caso di carichi combinati

La struttura portante di un velivolo Prandtlplane differisce sensibilmente dall'analogo sistema portante di un velivolo convenzionale. In particolare la fusoliera è sostenuta dall'ala anteriore e da quella posteriore, assimilabili allo schema semplificato di vincolo riportato in figura 3.1; in tabella seguente sono riportati i dati numerici ad essa relativi.

Rispetto al modello di riferimento indicato, in via cautelativa è stato trascurato il peso strutturale derivante dal nose e dal tail, che andrebbero a ridurre l'entità del momento flettente in mezzeria.

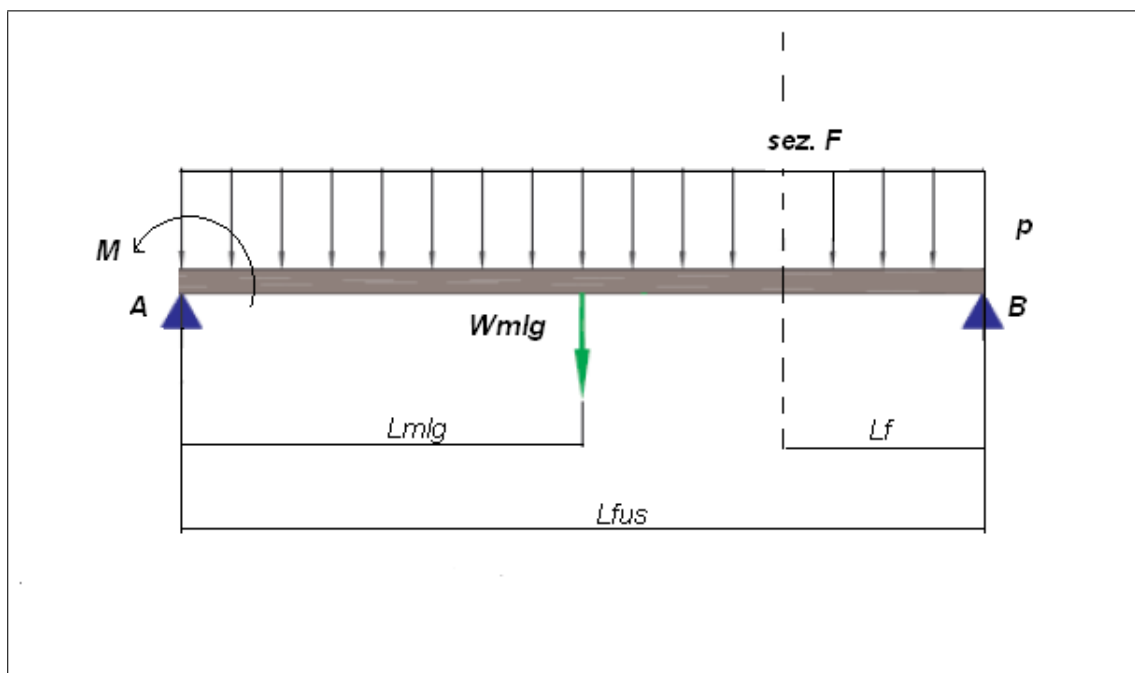


Figura 3.1: schema di vincolo

Lunghezza tratto fusoliera $L_{fus}$	30500[mm]
Distanza ala anteriore - carrello $L_{mlg}$	14500 [mm]
Peso complessivo carrello $W_{lg}$	17800 [kg]
Carico distribuito $p$	4.07 [kg/mm]

Per la determinazione della distanza tra i vincoli si è supposto che la portanza agisca, sull'ala anteriore ad  $1/4$  della corda alla radice, sull'ala posteriore ad  $1/4$  della corda del profilo posto in corrispondenza del collegamento ala-fin verticali; tale distanza longitudinale è stata presa a riferimento per la realizzazione del modello di analisi. Nelle figure 3.2 e 3.3 sono riportate delle rappresentazioni

del modo di agire delle forze di portanza in una condizione di volo livellato e la semplificazione apportata per lo studio della fusoliera. Sulla base delle ipotesi fat-

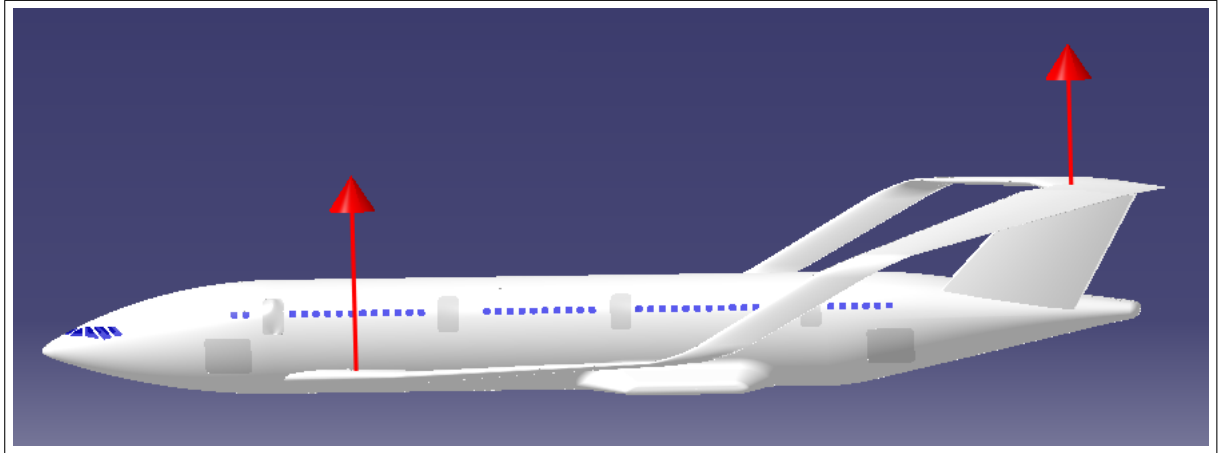


Figura 3.2: portanza

te, per l'analisi delle condizioni di carico combinato cui è sottoposta la struttura, è stata adottata una schematizzazione di trave vincolata alle due estremità con un appoggio semplice in corrispondenza dell'ala anteriore e con un carrello che permetta la traslazione in senso assiale della struttura sottoposta a carico di pressurizzazione, in corrispondenza dell'ala posteriore. L'ordinata di forza destinata a supportare i carichi in coda è stata rinforzata rigidamente con l'inserimento di un MPC (*fixed multi point constraint* strumento di Nastran che annulla gli spostamenti relativi tra i punti della sezione). Nelle figure 3.4 3.5 è indicato il modello agli elementi finiti ed i vincoli applicati.

Il carrello di atterraggio è schematizzato nel modello come una massa concentrata nel baricentro della struttura complessiva composta dai carrelli stessi più gli sponson di alloggiamento.

Nella struttura è stato inserito, nella zona di attacco dell'ala posteriore, un bulkhead fittizio avente esclusivamente la funzione di chiudere un lato di fusoliera, imponendo alla struttura delle condizioni al contorno senza la necessità di calcolare puntualmente (lungo il profilo della sezione) il valore delle tensioni circonferenziali e longitudinali derivanti dalla teoria delle membrane.

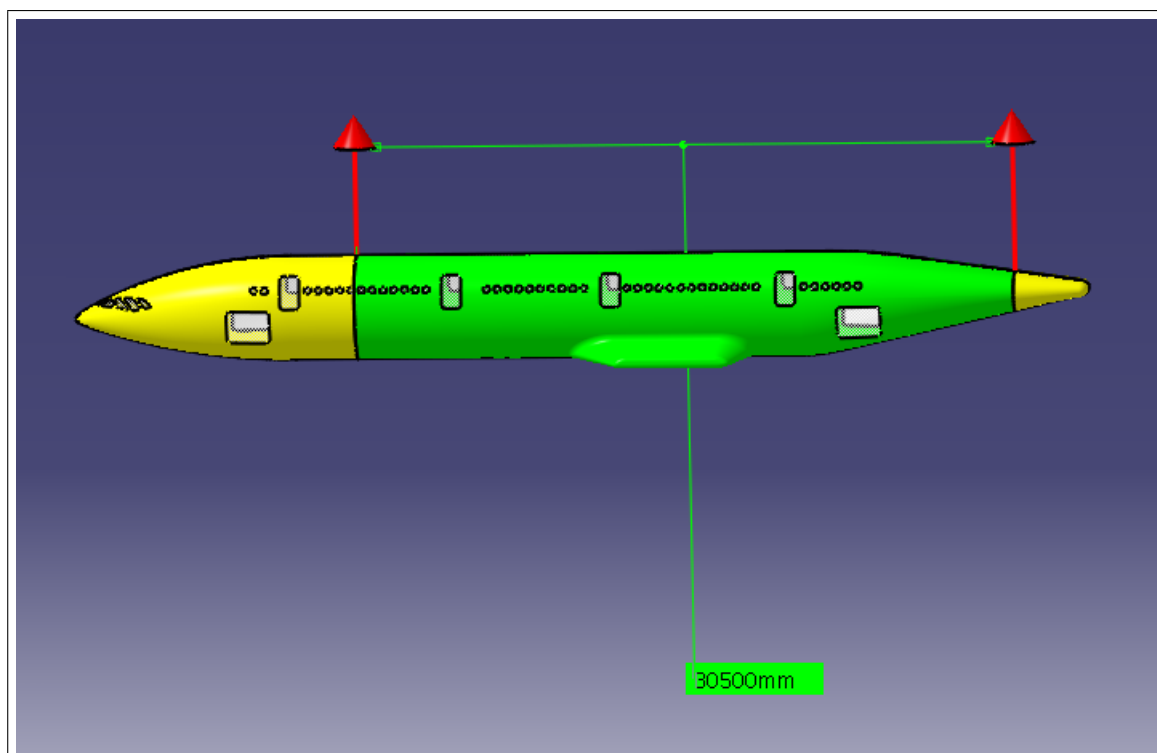


Figura 3.3: carichi fusoliera

Un'ulteriore ipotesi alla base della progettazione del modello di analisi è stata posta sull'aerodinamica in base a valutazioni svolte nelle precedenti tesi che hanno messo in luce, in via preliminare, come la portanza totale si ripartisca per il 55% sull'ala anteriore e per il restante 45% sull'ala posteriore. Per riprodurre questa ridistribuzione del carico, sono state valutate le reazioni vincolari del modello sottoposto al proprio peso e ai carichi di massa dati dai passeggeri e dalle merci come in figura 3.1, che risultano:

$$Rz_A = 7.13 \cdot 10^5 N$$

$$Rz_B = 7.09 \cdot 10^5 N$$

da cui:

$$W_{tot} = Rz_A + Rz_B = 14.22 \cdot 10^5 N;$$



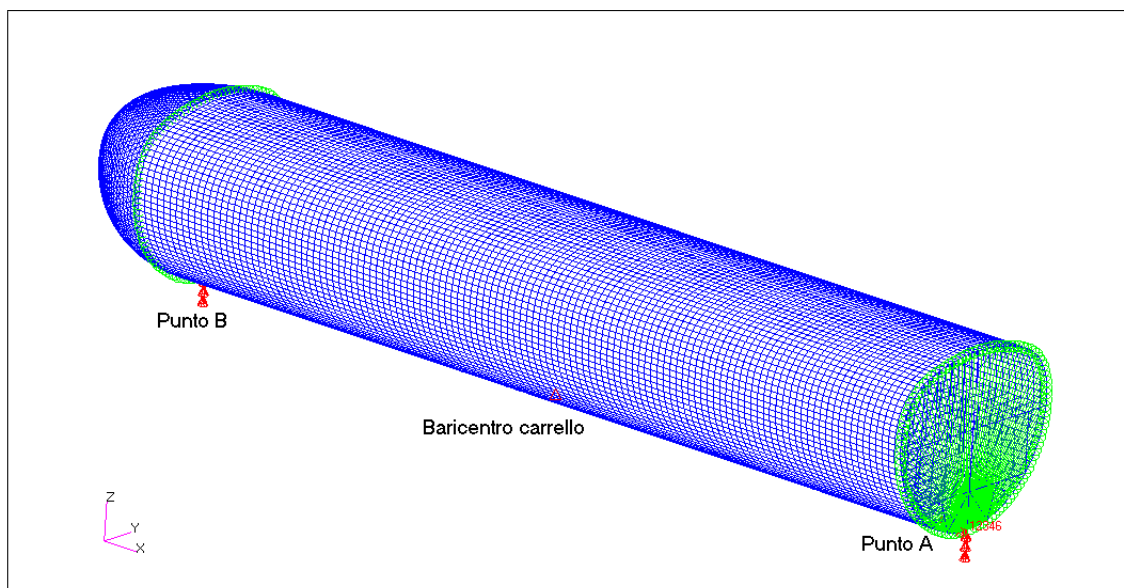


Figura 3.4: schema vincoli

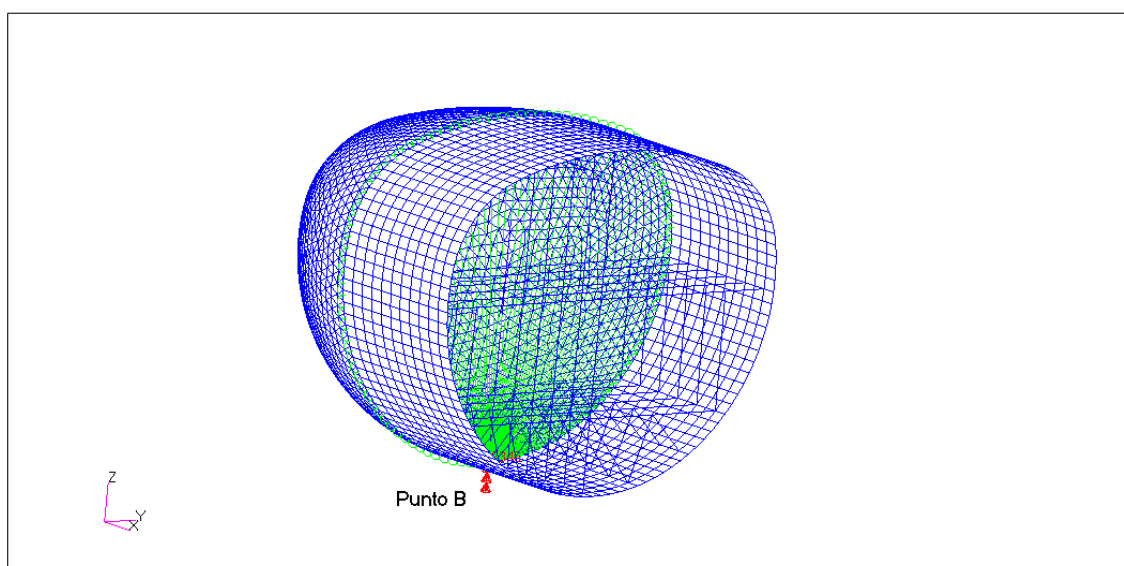


Figura 3.5: vincolo tipo carrello

Per replicare la differente ripartizione di carico, dall'equilibrio alla rotazione è stata calcolata ed introdotta una coppia esterna:

$$M = 25.2405 \cdot 10^8 Nmm$$

In accordo con quanto ipotizzato, l'analisi agli elementi finiti ha fornito i seguenti valori delle reazioni vincolari:

$$\begin{aligned} Rz'_A &= 7.96 \cdot 10^5 N(0.55W_{st}) \\ Rz'_B &= 6.26 \cdot 10^5 N(0.45W_{st}) \end{aligned}$$

In questa schematizzazione delle condizioni reali di carico, le reazioni vincolari assumono nel modello il compito di introdurre i carichi aerodinamici di portanza in grado di garantire l'equilibrio. Occorre specificare che il valore del  $W_{tot}$  rappresenta il dato complessivo rappresentativo del peso strutturale del tratto di fusoliera, a cui si aggiungono i carichi di massa applicati alle travi passeggeri e cargo, come già indicato in precedenza.

Lo schema base di figura 3.1 ed il modello oggetto del presente paragrafo, è stato adottato, inoltre, per la valutazione dell'indice di carico riportata nel seguito; il valore del momento flettente è stato preso in corrispondenza del frame di riferimento posto ad una distanza  $L_f$  dal vincolo applicato nella sezione B. L'entità del carico distribuito  $p$  lungo la trave proviene dal peso strutturale di un frame, a cui vanno aggiunti i pesi dei passeggeri e delle merci applicate alla struttura secondo quanto già anticipato in precedenza. Il peso di un frame è relativo ad un tratto di fusoliera comprendente la struttura interna (ordinata, travi passeggeri e cargo, tiranti, puntoni e travatura sottostante) ed una porzione di skin irrigidito pari al passo tra le ordinate stesse. Il valore del peso, estratto tra le informazioni disponibili dal modello agli elementi finiti, è dato da:

$$Peso_{1frame} = 132Kg$$

Il momento flettente agente nella sezione F, risulta pertanto:

$$M(F) = 37.06 \cdot 10^8 N \cdot mm.$$

### 3.1.2 Modello per il caso di pressurizzazione in condizioni di carico ultimo

Come detto in precedenza, nel modello per lo studio della pressurizzazione in condizioni di carico ultimo, si è adottata una diversa schematizzazione dei vincoli rispetto al caso sopra descritto. È stato considerato un tratto di fusoliera pressurizzato completo in ogni sua parte, tappato alle estremità da due bulkhead fittizi. In virtù della simmetria rispetto al piano trasversale di mezzeria, è stato analizzato

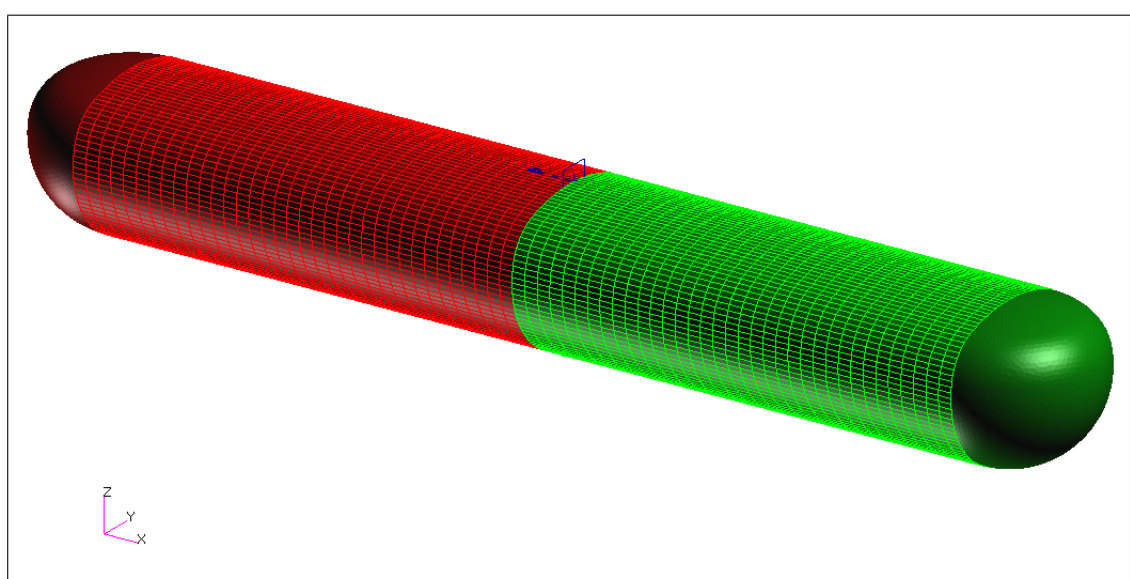


Figura 3.6: modello pressurizzazione

metà tratto di fusoliera vincolato secondo le seguenti condizioni di vincolo (rif. fig. 3.7 e 3.8):

- bordo A: tutti i nodi della sezione sono vincolati alla traslazione lungo la direzione  $x$  e le rotazioni intorno agli assi  $y$  e  $z$ ;
- punto B (figura 3.8) appartenente alla sezione di interfaccia con il bulkhead: vincolato alle traslazioni lungo le direzioni  $y$  e  $z$  e alla rotazione intorno all'asse  $z$ .

Anche alla sezione di appartenenza del punto B, come nel caso di carichi limite, è stato applicato un MPC. In questo modello, inoltre, sono stati trascurati i carichi di massa derivanti dal peso proprio della struttura e dal peso dei carrelli, ritenuti non significativi ai fini delle informazioni ricavabili da tale analisi.

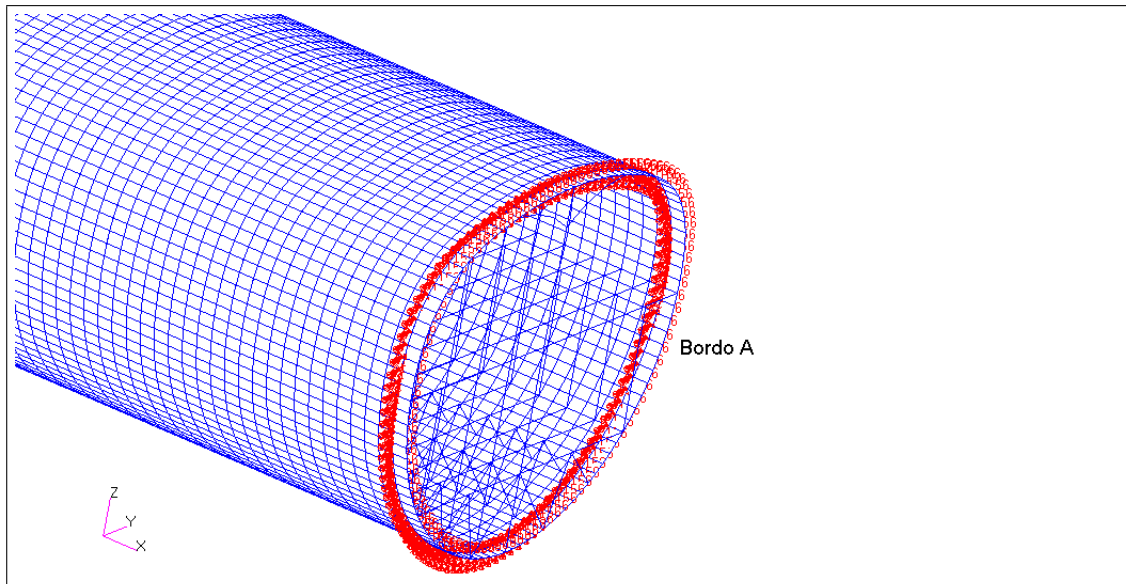


Figura 3.7: Sezione di mezzeria

### 3.1.3 Modello per il caso di pressurizzazione nominale

Il modello per quest'ulteriore caso analizzato si differenzia dai precedenti in termini strutturali. È, infatti, composto unicamente dallo skin e dai correnti di irrigidimento. Le condizioni di vincolo sono identiche al caso di pressurizzazione ultima.

## 3.2 Caratterizzazione modello F.E.M.

Il modello agli elementi finiti che è stato creato allo scopo è particolarmente semplice, adatto ad uno studio preliminare, realizzato con elementi beam (CBAR NASTRAN element) per gli elementi di irrigidimento, travi di pavimento e cargo e puntoni

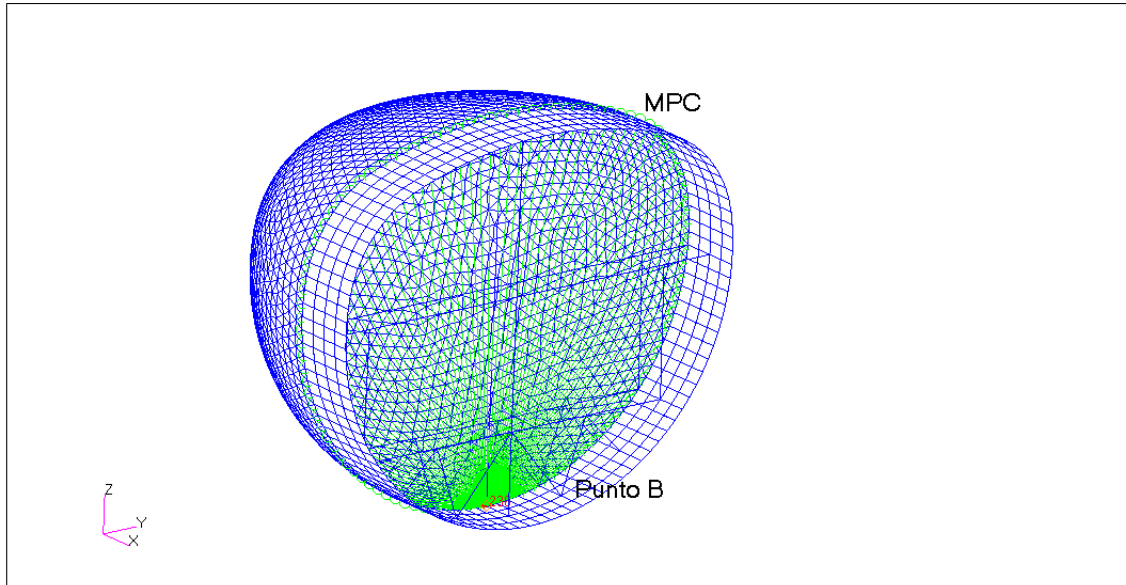


Figura 3.8: Vincolo sezione interfaccia

centrali, elementi di tipo shell per lo skin, a 4 nodi (CQUAD4 Nastran element) per il tratto cilindrico e a 3 nodi (CTRIA3 Nastran element) per il bulkhead di chiusura, le cui proprietà risultano facilmente modificabili in pochi passaggi. Tale approccio all'analisi garantisce flessibilità e la possibilità di mutare rapidamente le proprietà di ogni elemento della struttura, senza richiedere eccessivi tempi di calcolo per generare la soluzione. Nel software Patran esiste infatti la possibilità di modificare le caratteristiche dei singoli elementi intervenendo sia sulle caratteristiche geometriche delle sezioni, sia sulle distanze e orientamento delle stesse rispetto all'asse longitudinale dell'elemento in corrispondenza di entrambi i nodi appartenenti all'elemento stesso. In figura 3.9 è riportato un tratto del tronco di fusoliera rappresentato nella sua semplicità costruttiva. Un'ulteriore approssimazione consiste nel supporre che ordinate, travi di pavimento, correnti e guscio siano collegati tra loro in corrispondenza di singoli nodi, tramite lo strumento Equivalence di Patran che collassa i nodi coincidenti in un unico nodo appartenente ad ognuno degli elementi insistenti sui nodi iniziali. Per la modellazione della travatura di sostegno della trave cargo e per gli struts laterali, è stato inoltre con-

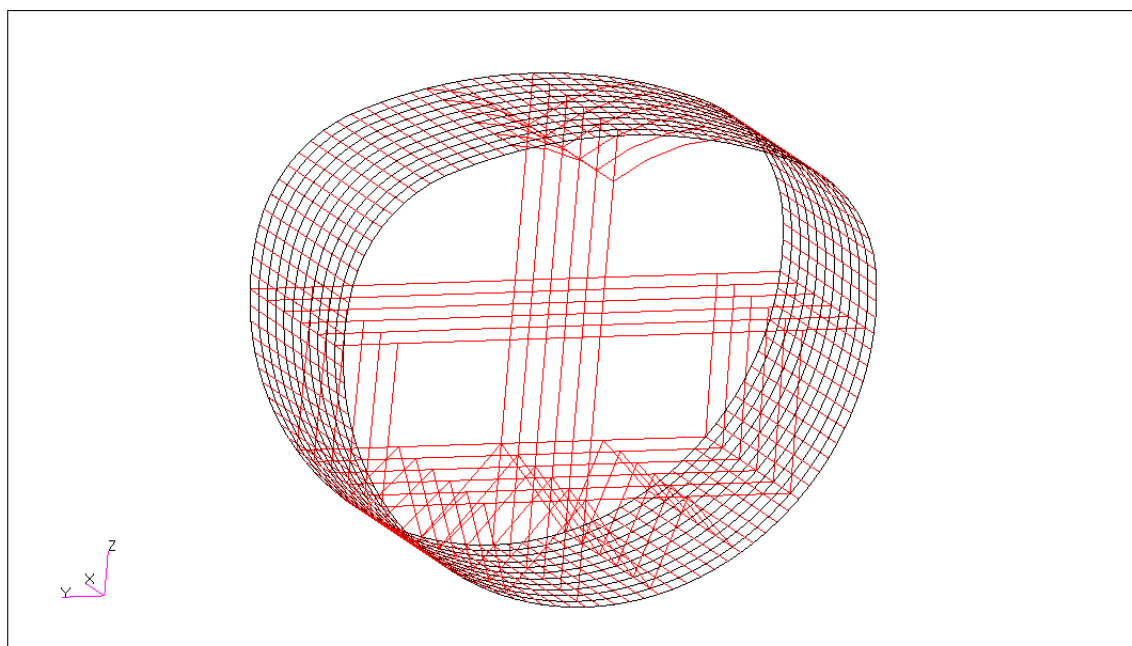


Figura 3.9: Particolare modello di fusoliera

cesso ai nodi di estremità degli elementi, il grado di libertà relativo alla rotazione rispetto all'asse longitudinale della fusoliera; in questo modo gli elementi assumono un comportamento tipo asta, in grado di trasferire esclusivamente carichi assiali.

Nelle figure 3.10 e 3.11, sono state riportate inoltre, due visualizzazioni del Patran che rappresentano la modalità con cui viene interpretata la struttura dal Nastran. In particolare in figura 3.11 è visibile l'effetto dello strumento offset che assegna l'effettivo posizionamento tra sezione e asse degli elementi ed in figura 3.12 è riportato un ingrandimento di una parte del pannello ventrale completo di correnti di rinforzo ed ordinata di forma.

La soluzione ottenuta, come già anticipato, risulta valida se riferita al livello di analisi richiesto in questa fase del progetto preliminare; con questo modo di procedere si hanno infatti limitazioni sulle informazioni ricavabili sugli elementi strutturali modellati come elementi beam, in cui vengono trascurate le tensioni tangenziali prodotte da azioni taglianti e momenti torcenti, gravanti su tali componenti. Altrettanto semplificativa è l'ipotesi di coincidenza dei nodi appartenenti a parti

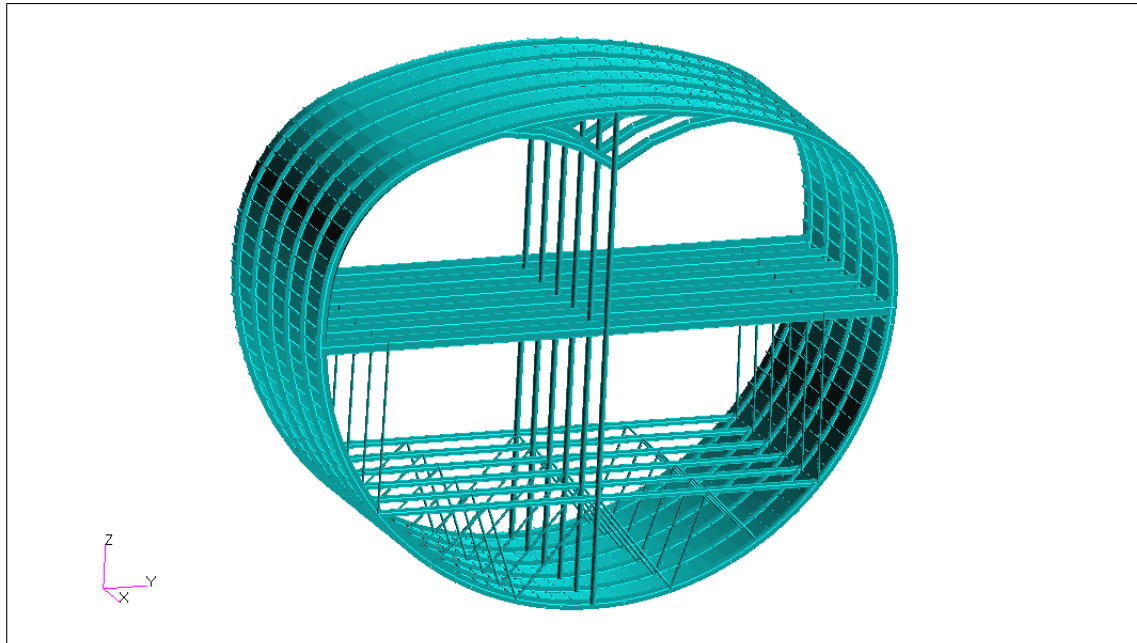


Figura 3.10: Visualizzazione del modello senza offset

differenti della struttura, soluzione che trascura le proprietà costruttive (ispessimenti locali, elementi di rinforzo) degli elementi di collegamento, sovrastimando l'entità dei carichi trasmessi.

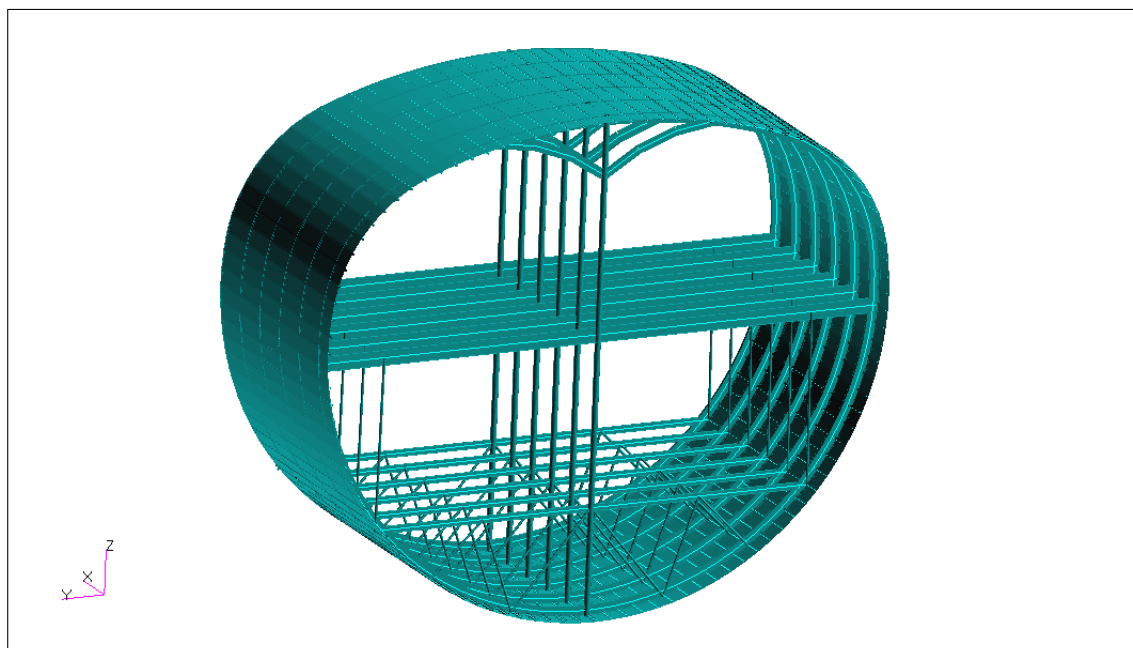


Figura 3.11: Visualizzazione del modello con offset

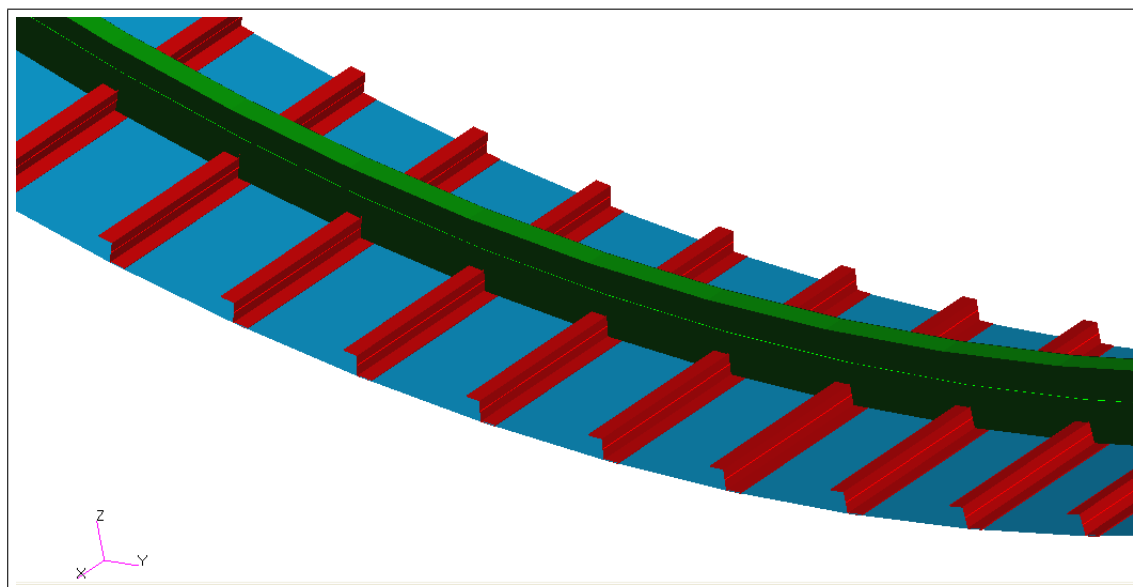


Figura 3.12: Particolare dl pannello ventrale



# Capitolo 4

## Analisi strutturali

Le analisi agli Elementi Finiti svolte per le condizioni di carico precedentemente esposte, hanno lo scopo di individuare lo stato tensionale nelle varie zone del frame di fusoliera preso a riferimento. Il tratto utile per la lettura dei risultati è costituito da dodici ordinate posizionate ad una distanza di dieci baie dal punto di applicazione del peso del carrello e di dieci baie dal vincolo di appoggio. In figura è rappresentata la zona di verifica.

Lo studio nelle condizioni di carichi limite e di pressurizzazione ultima è stato condotto sia sulla fusoliera definita in [2], i cui risultati sono riportati in Appendice A, sia sulla struttura dimensionata secondo le caratteristiche di un pannello di fusoliera dell'A330.

Lo studio si propone di determinare la condizione di carico più critica tra quelle esaminate, sulla base delle tensioni ammissibili sui singoli componenti. I risultati ottenuti, oltre a dare una preliminare stima dell'efficienza della struttura attuale, consentono di individuare possibili sviluppi per un dimensionamento ottimale.

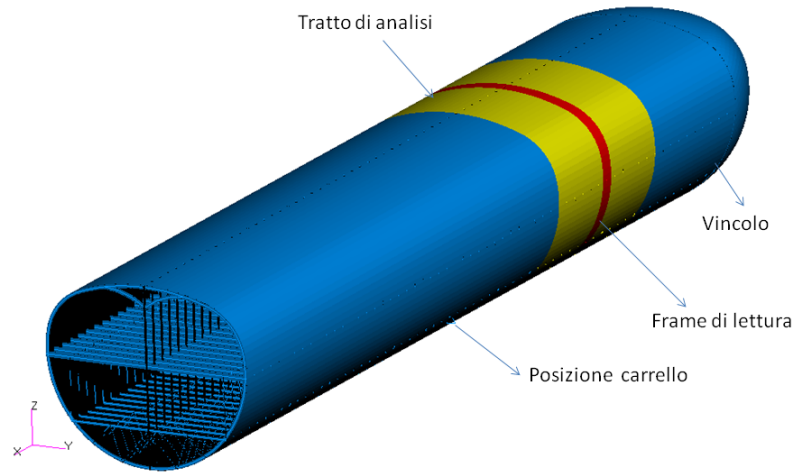


Figura 4.1: tratto analisi

## 4.1 Carichi di massa e pressurizzazione in condizioni nominali

### 4.1.1 Carichi di massa

Lo schema semplificato di carico, già esposto in precedenza, ha fornito i risultati di cui qui, per comodità, vengono riportati i dati finali:

$$\begin{aligned}
 Rz'_A &= 7.96 \cdot 10^5 N \\
 Rz'_B &= 6.26 \cdot 10^5 N \\
 M &= 25.2405 \cdot 10^8 Nmm \\
 M(F) &= 37.06 \cdot 10^8 N \cdot mm
 \end{aligned}$$

rispettivamente le reazioni sui vincoli A e B, la coppia di regolazione e il momento flettente calcolato nella sezione di estremità. Per il calcolo dell'indice di carico si

è usato il sistema di riferimento baricentrale principale di inerzia calcolato con il codice Patran e individuato dalla lunghezza  $R_o$  in figura 4.2. Poichè il profilo del frame è caratterizzato da tre differenti raggi di curvatura ( $R_1, R_2, R_3$ ), la distanza della linea media del rivestimento irrigidito dall'origine del sistema di riferimento varia in funzione dell'angolo, come visibile in figura 4.2.

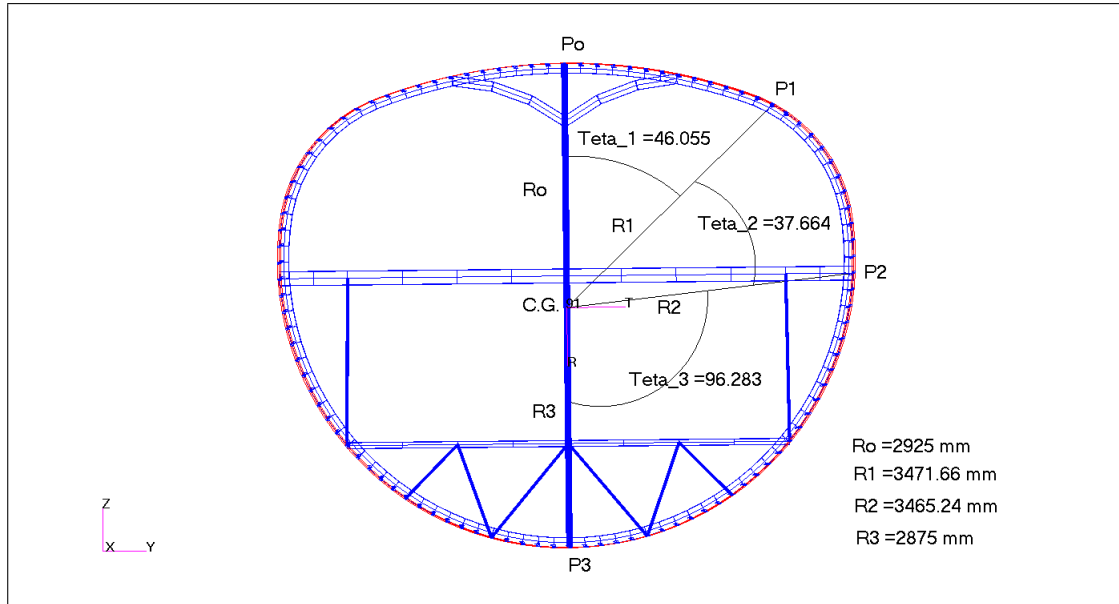


Figura 4.2: Riferimenti angolari

Data la difficoltà di individuare la relazione che fornisce la variazione di raggio in funzione dell'angolo, la sezione è stata divisa in settori angolari in corrispondenza dei punti in cui avvengono le variazioni di raggio.

L'approssimazione introdotta è quella di calcolare l'indice di carico di cilindri equivalenti aventi raggio pari alla distanza media dei tre settori dal baricentro della sezione e centrati nel baricentro stesso.

Si è considerato poi lo spessore generalizzato del rivestimento, ottenuto pensando di distribuire la sezione del corrente su una porzione di pannello di spessore  $t$  e di larghezza pari al passo tra i correnti (spessore generalizzato dell'unità ripetitiva del rivestimento); il suo valore risulta dato da:

$$\bar{t} = t + A_s/b = 2.6mm$$

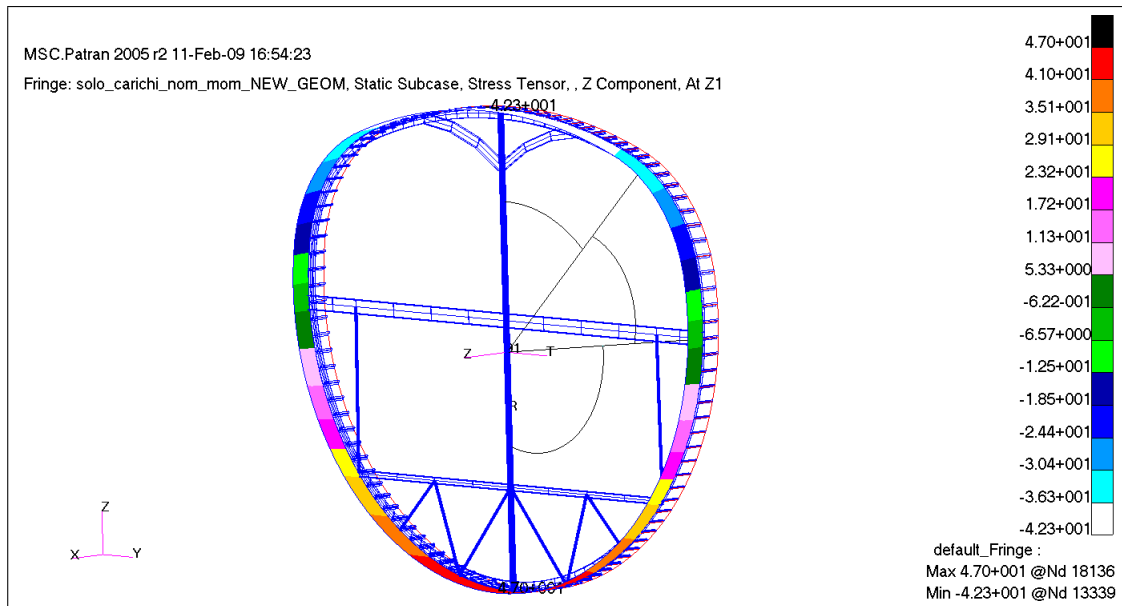


Figura 4.3: stress tensor componente assiale

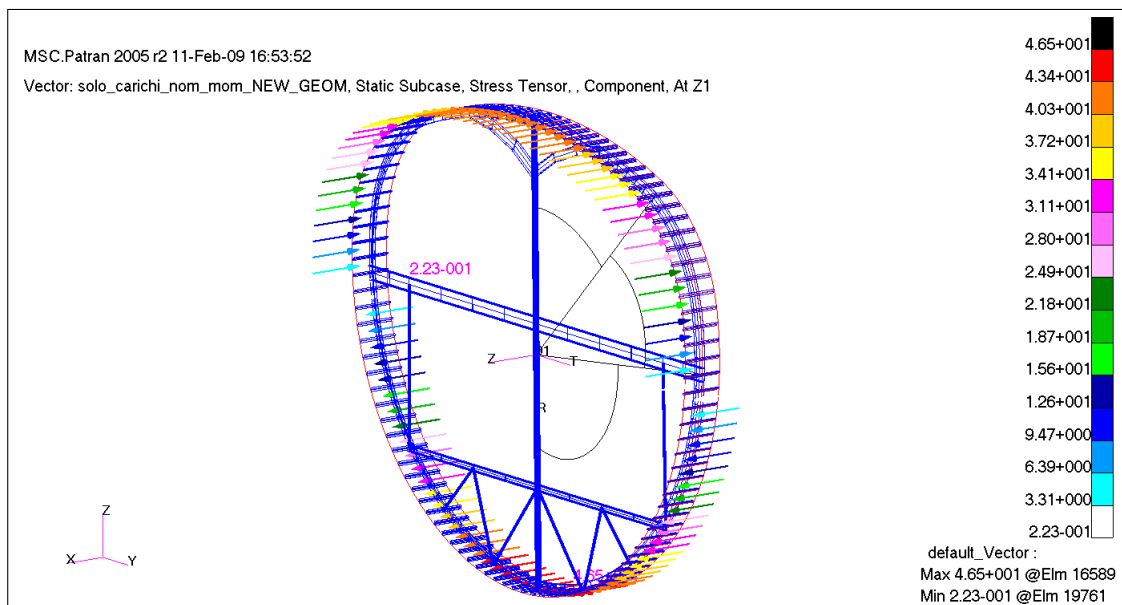


Figura 4.4: stress tensor, componente assiale, in visualizzazione vettore

dove  $t = 2mm$  è lo spessore dello skin,  $A_s = 120.02mm^2$  è l'area della sezione del corrente,  $b = 200mm$  il passo tra i correnti. Le relazioni utilizzate per il calcolo delle tensioni fanno riferimento al momento di inerzia dei cilindri sopra specificati e si differenziano a seconda dei settori angolari (di cui alla figura 4.2).

- Settore 1

$$\begin{aligned} R_{1m} &= (R_0 + R_1)/2 = 3198.33mm \\ J_{x1} &= \pi \cdot R_{1m}^3 \cdot \bar{t} \\ \sigma_{m1} &= M(F)/R_{1m}^2 \cdot \bar{t} \cdot \pi = 44.36Mpa \\ N_{m1} &= \sigma_{m1} \cdot \bar{t} = 115.336N/mm \end{aligned}$$

- Settore 2

$$\begin{aligned} R_{2m} &= (R_1 + R_2)/2 = 3468.45mm \\ J_{x2} &= \pi \cdot R_{2m}^3 \cdot \bar{t} \\ h &= 1738mm \\ \sigma_{m2} &= M(F) \cdot h/J_{x2} = 19.03Mpa \\ N_{m2} &= \sigma_{m2} \cdot \bar{t} = 49.5N/mm \end{aligned}$$

dove  $h$  rappresenta la distanza dall'asse neutro della sezione;

- Settore 3

$$\begin{aligned} R_{3m} &= (R_2 + R_3)/2 = 3170.12mm \\ J_{x3} &= \pi \cdot R_{3m}^3 \cdot \bar{t} \\ \sigma_{m3} &= M(F)/R_{3m}^2 \cdot \bar{t} \cdot \pi = 45.15Mpa \\ N_{m3} &= \sigma_{m3} \cdot \bar{t} = 117N/mm \end{aligned}$$

Per completezza si riportano anche i valori delle tensioni e degli indici di carico calcolati in corrispondenza di  $R_0$  e  $R_3$ :

$$\sigma_3 = M(F)/R_3^2 \cdot \bar{t} \cdot \pi = 54.89Mpa$$

$$\begin{aligned}
N_3 &= \sigma_3 \cdot \bar{t} = 142.71 N/mm \\
\sigma_0 &= M(F)/R_0^2 \cdot \bar{t} \cdot \pi = 53.03 Mpa \\
N_0 &= \sigma_0 \cdot \bar{t} = 137 N/mm
\end{aligned}$$

Come si può osservare dalle figure 4.3 e 4.4 relative al calcolo agli E.F. le sollecitazioni sono molto prossime a quelle valutate analiticamente. Più in particolare nella zona del settore corrispondente all'angolo  $\theta_1$ , si registrano tensioni dell'ordine di 41.3 Mpa in compressione in corrispondenza del raggio intermedio, contro 44.36 Mpa calcolati con le relazioni approssimate; nel settore corrispondente all'angolo  $\theta_2$  le tensioni fornite dal modello in corrispondenza del raggio intermedio sono comprese tra 19 Mpa e 21 Mpa, vicino al valore di 19.03 Mpa sempre in compressione calcolato analiticamente; infine nel terzo settore si sono ottenute tensioni comprese tra 39 Mpa e 43 Mpa in trazione, mentre le relazioni precedenti forniscono 45.15 Mpa.

Dalle espressioni dell'indice di carico è, inoltre, possibile affermare che nelle zone a maggior distanza dall'asse neutro, a parità di momento flettente agente sulla sezione, l'indice di carico dei pannelli corrispondenti della fusoliera di un Prandtlplane risulta inferiore rispetto agli analoghi di una fusoliera convenzionale di categoria simile, generalmente di dimensioni radiali inferiori.

### 4.1.2 Pressurizzazione nominale

Per l'analisi della pressurizzazione in condizione nominale è stato creato un modello specifico costituito dal rivestimento irrigidito sottoposto alla pressione di  $0.06 N/mm^2$ . I calcoli analitici sono stati eseguiti ricorrendo alla Teoria Elementare delle Membrane, considerando come spessore dello skin lo spessore generalizzato riportato sopra. La sezione di fusoliera in esame è caratterizzata da tre raggi diversi visibili in figura 4.5, raccordati tra loro in maniera tale da garantire la continuità della derivata prima; i valori di tali raggi sono riportati di seguito:

- R1= 6500 mm;
- R2= 3450 mm;

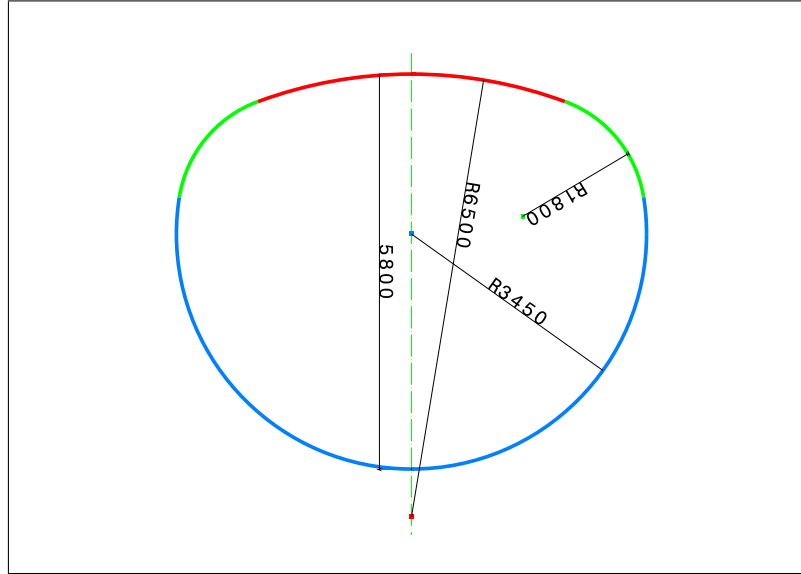


Figura 4.5: Raggi caratteristici della sezione

- $R_3 = 1800$  mm;

Considerando le equazioni costitutive di un materiale elastico lineare, la deformazione  $\epsilon_p$  in senso circonferenziale è data da:

$$\epsilon_p = 1/E \cdot (\sigma_p - \nu \cdot \sigma_m) \quad (4.1)$$

dove con  $\sigma_p$  e  $\sigma_m$  sono indicate le tensioni agenti nella direzione dei paralleli e dei meridiani rispettivamente della superficie cilindrica di raggio dato.

Tenendo presente che per un cilindro il raggio  $R_m$  dei meridiani è infinito, le tensioni assumono le espressioni:

$$\sigma_p = p \cdot R_{cil} / \bar{t} \quad (4.2)$$

$$\sigma_m = p \cdot R_{cil} / 2\bar{t} \quad (4.3)$$

avendo indicato con  $R_{cil}$  il raggio del cilindro e con  $p$  la pressione agente sulla superficie interna del cilindro stesso. Con riferimento alla figura 4.6 si consideri la deformazione di un anello dovuta ad una espansione radiale; più precisamente sia  $L$  la lunghezza iniziale dell'anello (cioè la sua circonferenza) e  $\Delta_L$  la variazione

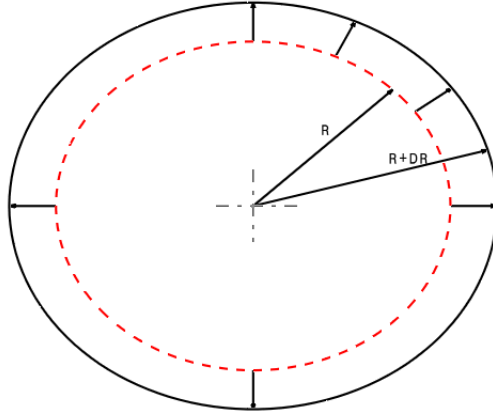


Figura 4.6: variazione di raggio prodotto dalla pressurizzazione

in senso circonferenziale di tale lunghezza. Per effetto della variazione  $\Delta_L$  l'anello passerà da un raggio iniziale  $R$  ad un raggio finale  $R + \Delta$ , rappresentando così la deformazione radiale dell'anello. Si può dunque scrivere che:

$$2\pi(R + \Delta)/2\pi R = (L + \Delta L)/L \quad (4.4)$$

$$(R + \Delta)/R = (L + \Delta L)/L; \quad (4.5)$$

$$1 + \Delta/R = 1 + \Delta L/L \quad (4.6)$$

$$\Delta/R = \Delta L/L \equiv \epsilon_p \quad (4.7)$$

e quindi l'espansione radiale  $\Delta$  dell'anello è legata alla deformazione circonferenziale  $\epsilon_p$  dell'anello stesso dalla relazione:

$$\Delta = R \cdot \epsilon_p \quad (4.8)$$

Cosiderando quindi il caso di tre cilindri aventi raggio pari ai tre valori riportati, le espansioni omotetiche subite dagli stessi in base alla relazione precedente sono pari a:

- $\Delta_{R1} = 11.49mm$ ;
- $\Delta_{R2} = 3.24mm$



- $\Delta_{R3} = 0.881$ ;

Si deve osservare che il modello di deformazione omotetica non è applicabile alla fusoliera in esame. Infatti come mostra la figura 4.7 relativa alle deformazioni qualitative prodotte dall'analisi lineare, nella zona al di sopra dell'asse neutro caratterizzata dalla forte variazione di raggio, il rivestimento si contrae verso l'interno della sezione.

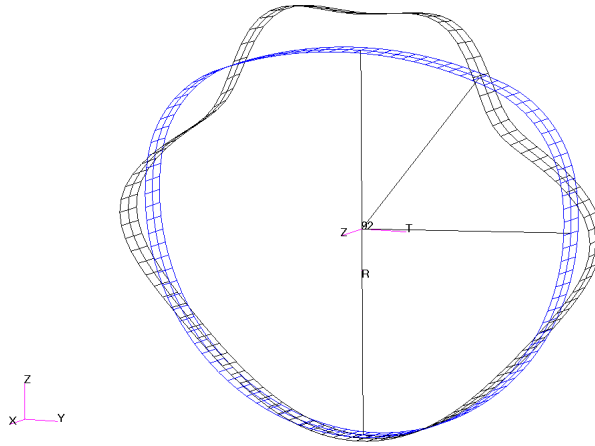


Figura 4.7: Andamento della deformata

I punti in cui avviene il passaggio dal raggio massimo al raggio minimo si comportano come una sorta di cerniera interna, caratterizzati da spostamento pressochè nullo.

Per effetto delle differenti espansioni, nascono delle tensioni di taglio (dirette cioè nella direzione dello spessore dello skin) a loro volta in grado di generare momenti flettenti secondari nella parete del guscio (vedi [7]).

Lo studio della pressurizzazione, dal punto di vista analitico, nei punti di giunzione tra le zone a diverso valore del raggio di curvatura, necessita di un modello appropriato che tenga conto dell'influenza reciproca tra i pannelli confinanti, sia in termini di condizioni di vincolo sia in termini di sforzi trasmessi.

## 4.2 Pressurizzazione ultima

In questo paragrafo vengono riportati i risultati derivanti dall'analisi della condizione di pressurizzazione in condizioni di pressione ultima, derivanti da una analisi di tipo non lineare agli elementi finiti. Poichè, come noto, le analisi agli elementi finiti, possono fornire valori di picco localizzati derivanti solo dalla modellazione, nel seguito, tranne laddove diversamente specificato, per la valutazione dei valori tensionali, non si terrà conto dei picchi di tensione localizzati (generalmente presenti nelle zone di collegamento tra i componenti), ma del valore medio della zona in cui il picco si colloca. Si fa inoltre presente che per i risultati relativi

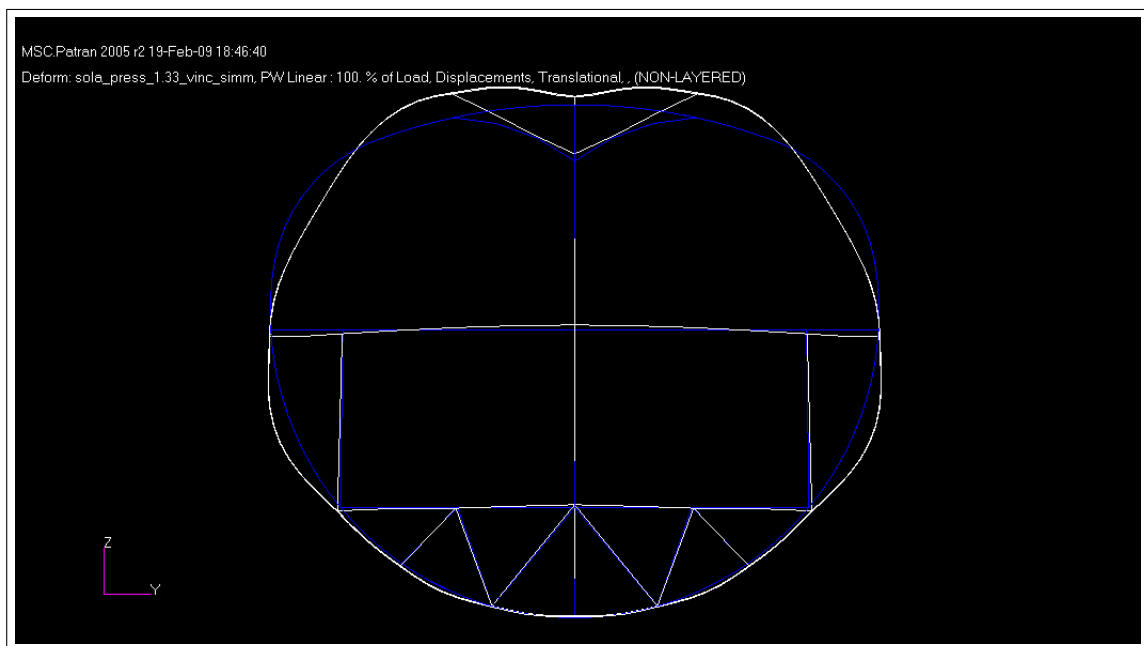


Figura 4.8: Andamento della deformazione

agli elementi strutturali modellati come elementi beam, è stata necessaria la valutazione degli stress prodotti dagli sforzi assiali e da quelli flessionali separatamente

(la limitazione è dovuta alla visualizzazione del Patran); dai report ottenuti è stata effettuata la somma algebrica dei valori tensionali, ottenendo le informazioni esposte nelle tabelle riassuntive.

Ordinata	stress axial	stress bending	valore totale [Mpa]
Massimo valore compressione	-2.4	-281	-283.4
Massimo valore trazione	40	342	382

**Ordinata:** per la valutazione degli stress gravanti su questo componente strutturale, è stato preso un sistema di riferimento cartesiano locale avente l'asse x diretto come la linea d'asse dell'ordinata stessa, l'asse y con la direzione radiale e l'asse z con la direzione assiale. Come risulta delle figure 4.9 e 4.10, le azioni flessionali inducono nella struttura più elevati valori tensionali; in particolare, è presente uno stato di compressione rilevante nel tratto posto in prossimità della variazione di raggio, nella zona al di sopra della trave passeggeri. La natura di tale stato tensionale, come visibile dalla figura 4.8 relativa alla deformata, è da attribuire alle flessioni prodotte dal vincolo rappresentato dalla trave stessa e ai momenti flettenti secondari prodotti dalle forze di taglio che si generano in corrispondenza della variazione di raggio. Gli stati tensionali prodotti dalle forze assiali, non danno luogo a tensioni rilevanti; l'ordine di grandezza è di 20-40 Mpa in trazione. Essendo predominante l'effetto delle flessioni, la compressione dei tratti in evidenza in figura 4.11 è la condizione più critica per la valutazione del dimensionamento dell'ordinata.

Compon.	stress axial	stress bending	valore totale [Mpa]
Correnti	35	5.55	40.55

**Correnti:** in questa condizione di carico, non risultano sottoposti ad un elevato stato di sollecitazione, come rilevabile dalle figure 4.12 e 4.13. Il picco di tensione è intorno ai 40 Mpa, ma lo stato tensionale medio è dell'ordine di 30 Mpa.

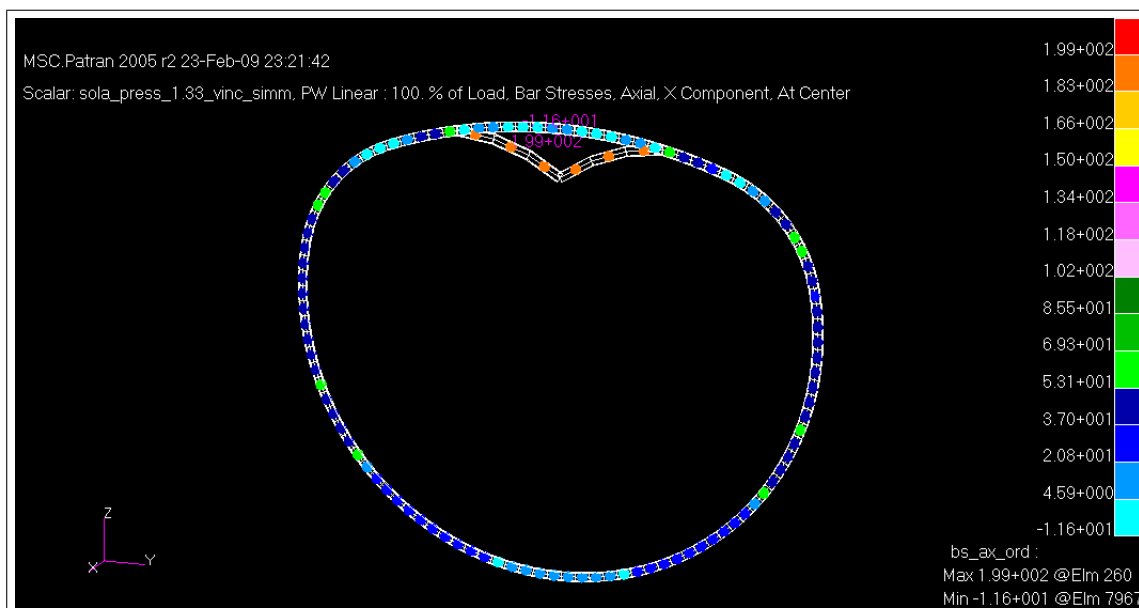


Figura 4.9: Tensioni normali sull'ordinata prodotte da sforzo normale

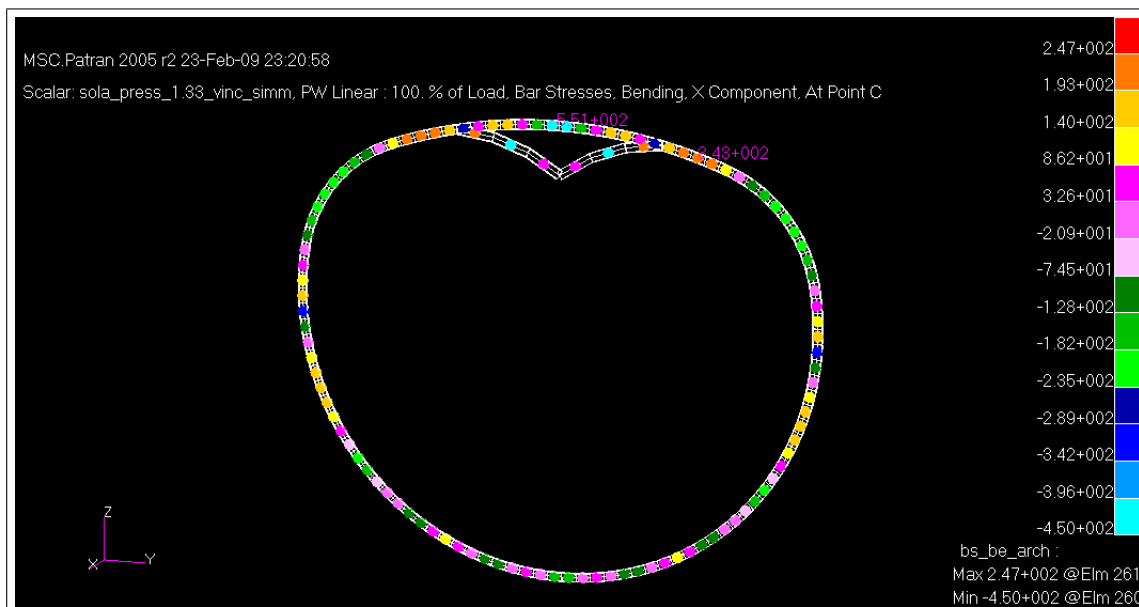


Figura 4.10: Tensioni sull'ordinata prodotte dalla flessione

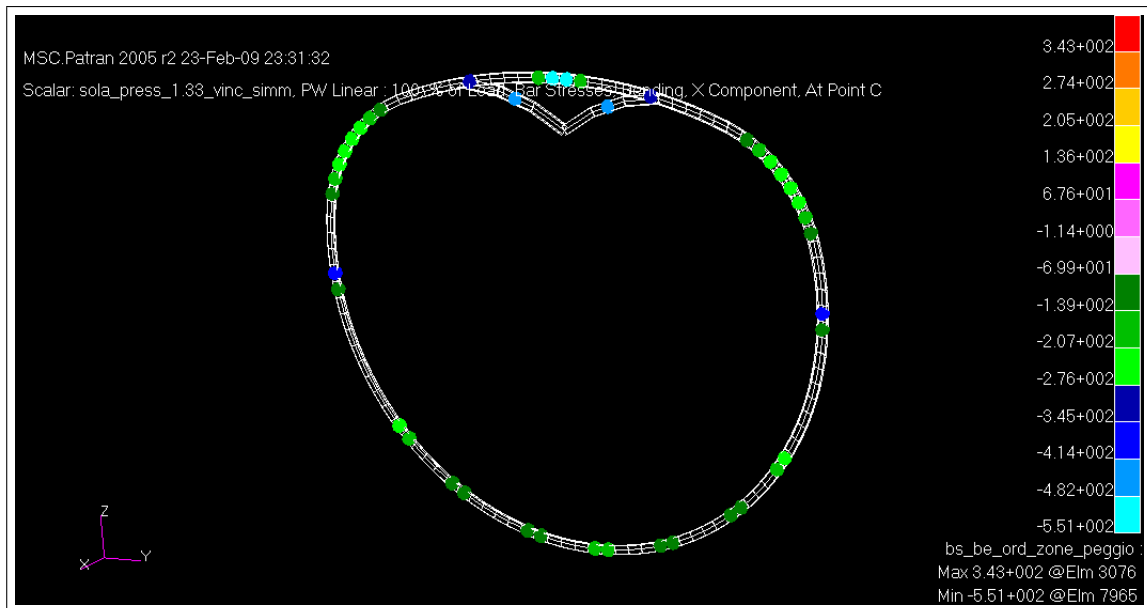


Figura 4.11: Zone sottoposte a forte compressione dell'ordinata

Compon.	stress axial	stress bending	valore totale [Mpa]
Trave passeggeri	24	29.4	53.4
Trave cargo	135	21	154

**Trave passeggeri** : in questa schematizzazione, la trave passeggeri, come visibile dalla deformata, risente dell'effetto di trascinamento del puntone centrale, che tende a sollevarla in corrispondenza della sezione di mezzeria. Gli strut laterali e soprattutto l'ordinata generano una compressione delle estremità laterali di modesta entità, ma comunque riferibile all'approssimazione dei vincoli.

**Trave cargo** : risente dell'effetto predominante del trasferimento di carico prodotto, anche in questo caso, dal post centrale. Mancano, rispetto alla trave passeggeri, gli effetti di compressione all'estremità, dato che l'ordinata nella zona di collegamento trasmette una flessione notevolmente inferiore.

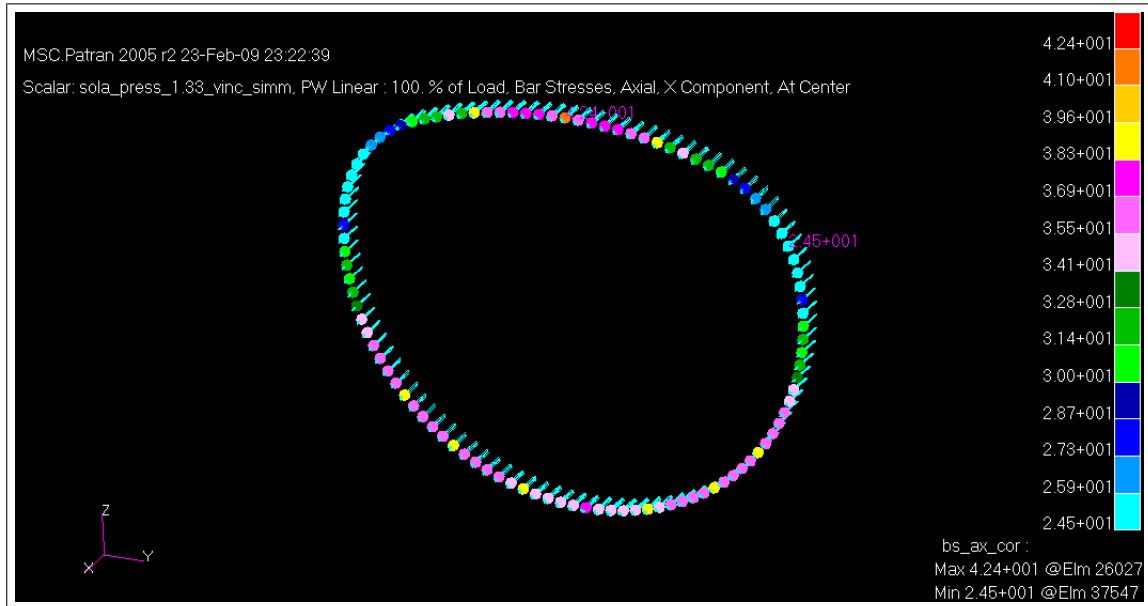


Figura 4.12: Tensioni normali prodotte da sforzo normale sui correnti

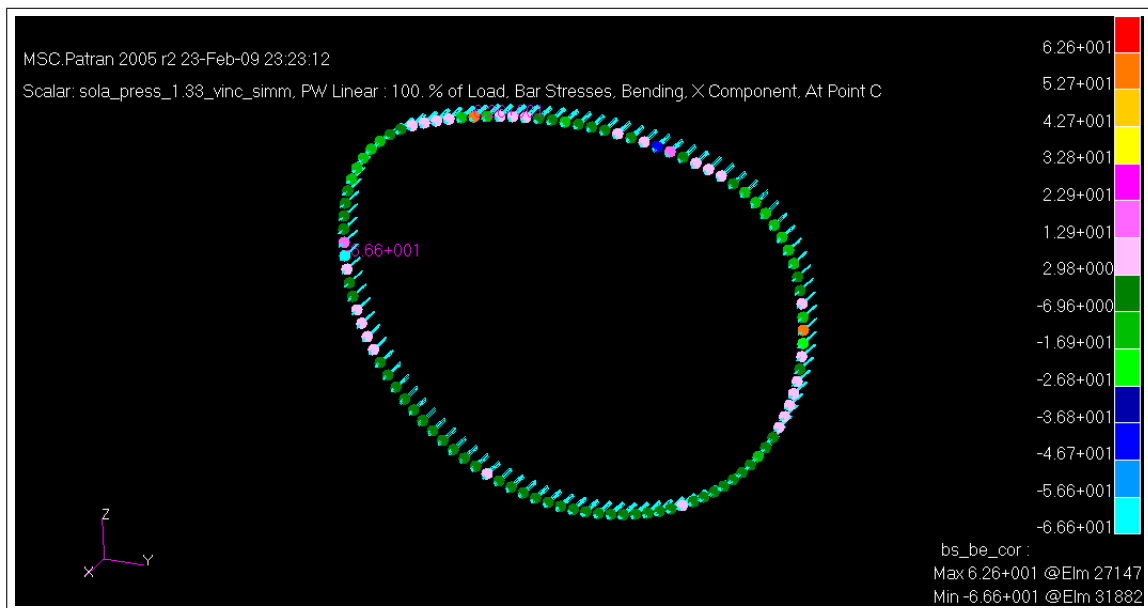


Figura 4.13: Tensioni normali prodotte dalla flessione sui correnti

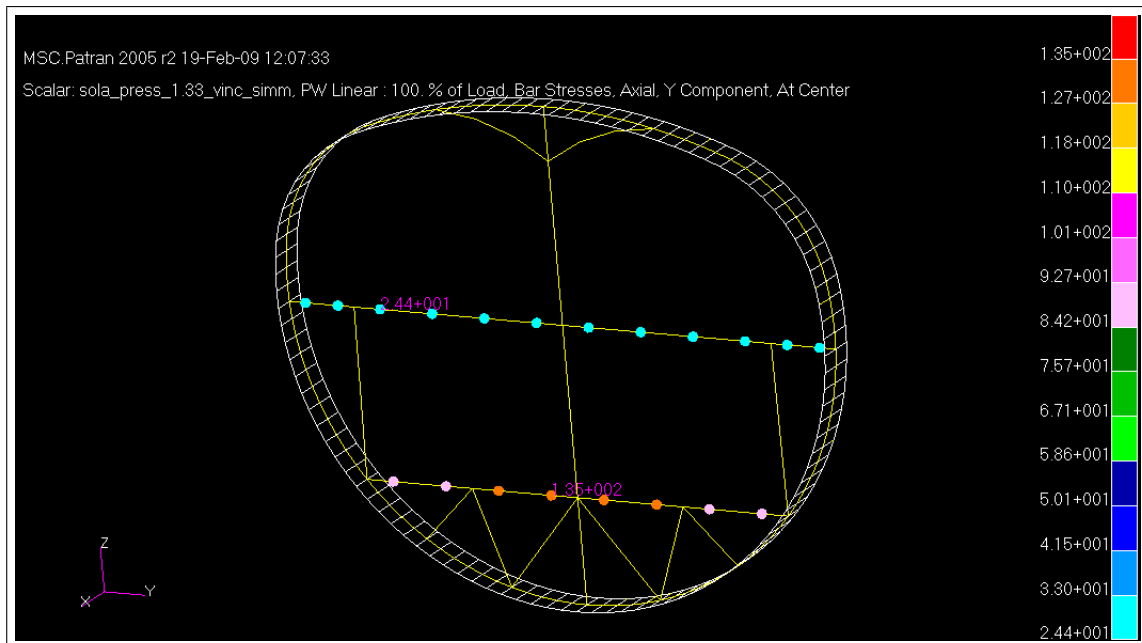


Figura 4.14: Stress assiali prodotte da sforzo normale sulle travi

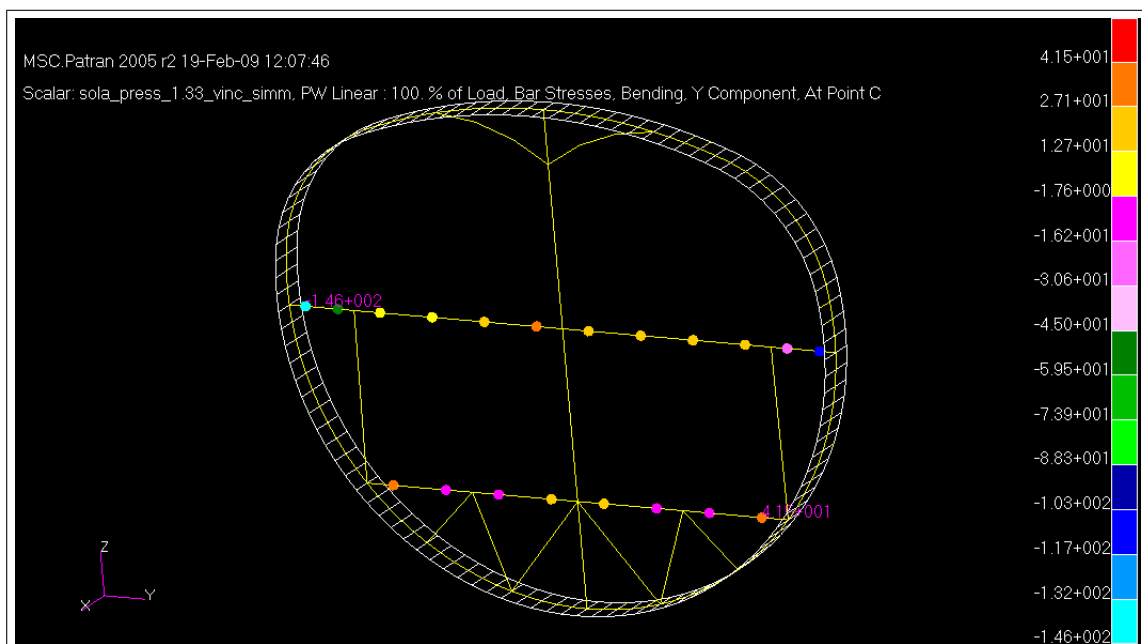


Figura 4.15: Stress assiali prodotte dalle flessioni sulle travi

Compon.	Stress axial [Mpa]
Tirante centrale	119

**Tirante centrale:** per questo elemento strutturale, come visibile in figura 4.16, la condizione di carico in esame risulta quella dimensionante; infatti come risulterà in seguito, proprio nel caso di pressurizzazione, il tirante è l'elemento indispensabile, per il trasferimento di carico dalla zona superiore dell'ordinata verso la struttura più irrigidita della travatura, posta in basso.

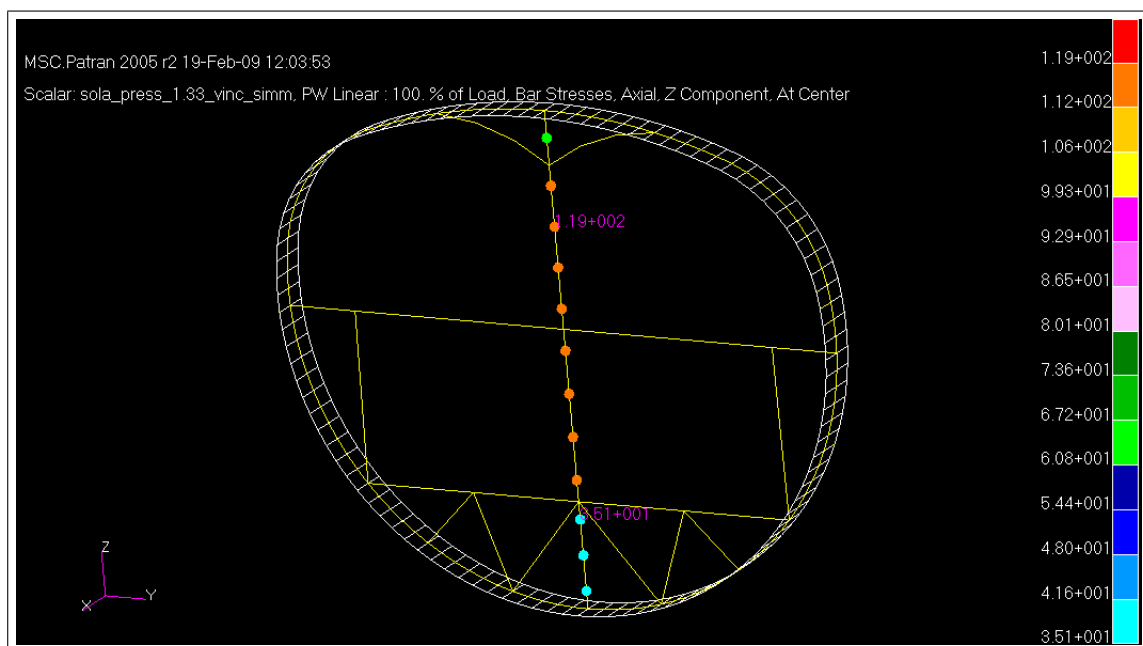


Figura 4.16: Stress assiali sui tiranti centrali

Compon.	massimo valore tensione [Mpa]	massimo valore compressione [Mpa]
Travi sostegno	135	-46

**Travatura di sostegno della trave cargo:** gli strut di sostegno irrigidiscono il complesso della struttura nella zona inferiore. Essi consentono di distribuire il carico dal tirante centrale ad un'ampia zona dell'ordinata e contemporaneamente



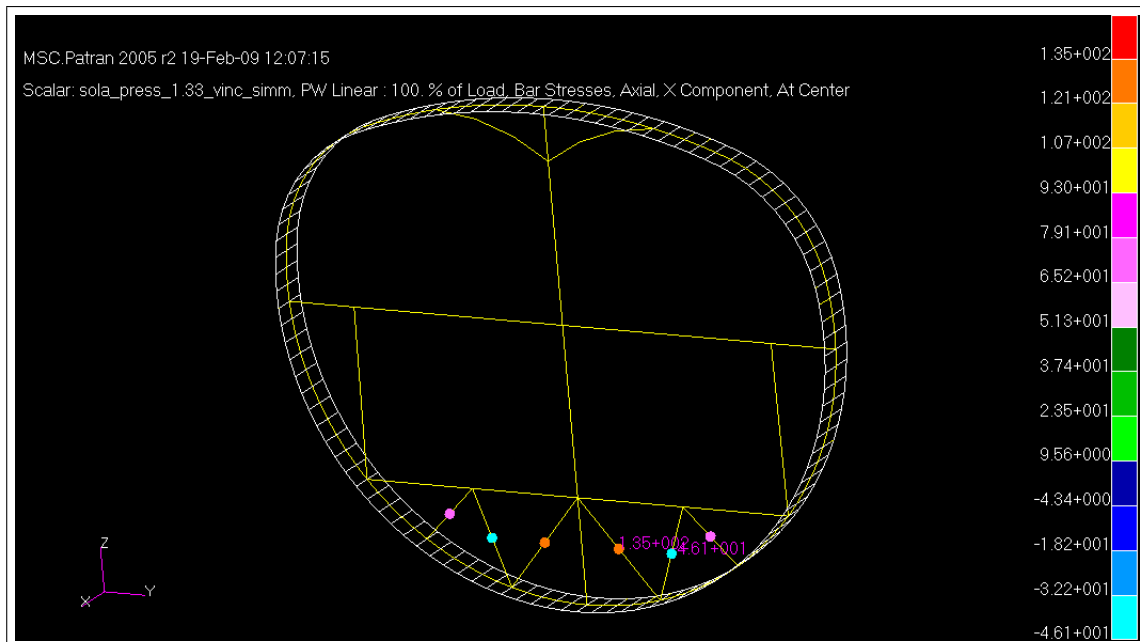


Figura 4.17: Stress assiali sulla travatura di sostegno della trave cargo

sostengono la trave cargo alle estremità. Gli andamenti dello stress sono visibili in figura 4.17 da cui risultano quelli sottoposti ad uno stato di trazione e quelli in stato di compressione.

Compon.	stress tensor Von Mises [Mpa]
Skin	90

**Skin:** dalla figura 4.18 alla 4.21 sono rappresentati gli stati tensionali dello skin sia in termini di componenti longitudinali e circonferenziali, sia in termini di criterio di Von Mises. Risulta evidente a ulteriore conferma di quanto già commentato in precedenza, come la zona di passaggio dal raggio massimo al raggio minimo ed il tratto posto al di sotto della trave passeggeri, in cui lo skin è meno sostenuto da strutture di irrigidimento locale, registrino i massimi valore di tensione. In termini di tensioni massime il valore non supera comunque i 100 Mpa, valore generalmente considerato termine di riferimento per un dimensionamento a fatica.

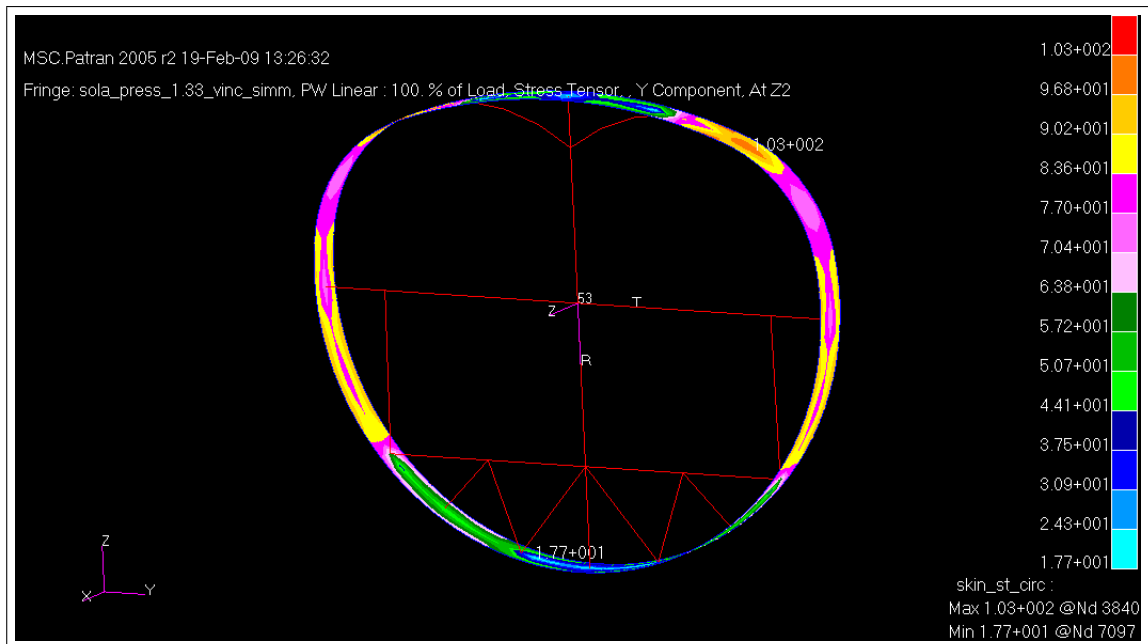


Figura 4.18: Andamento delle tensioni circonferenziali dello shell

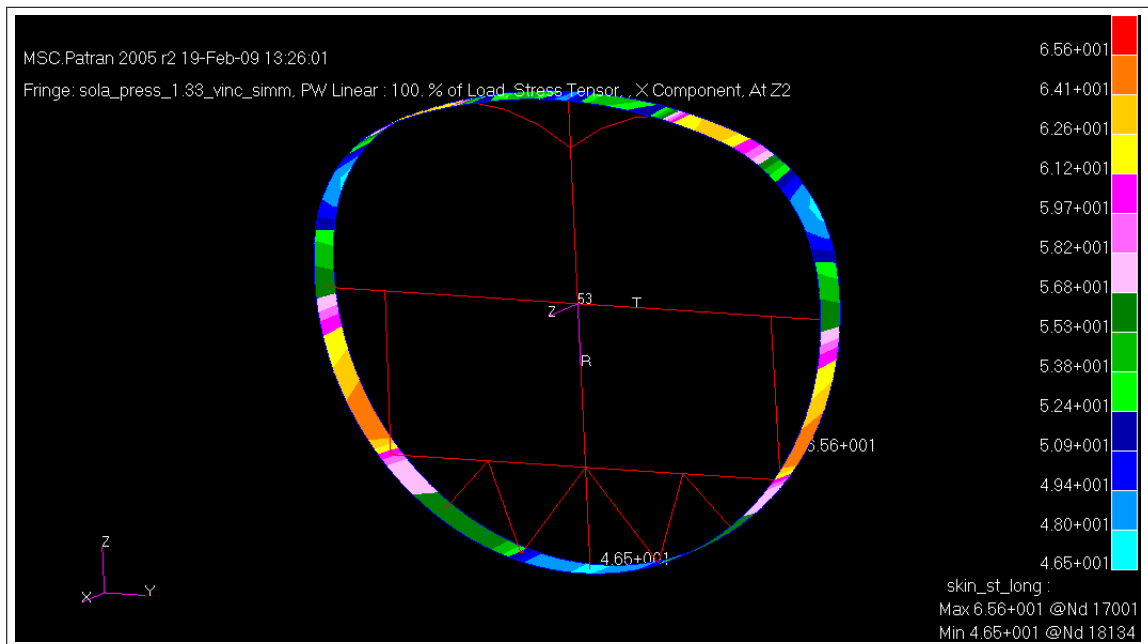


Figura 4.19: Andamento delle tensioni longitudinali dello shell

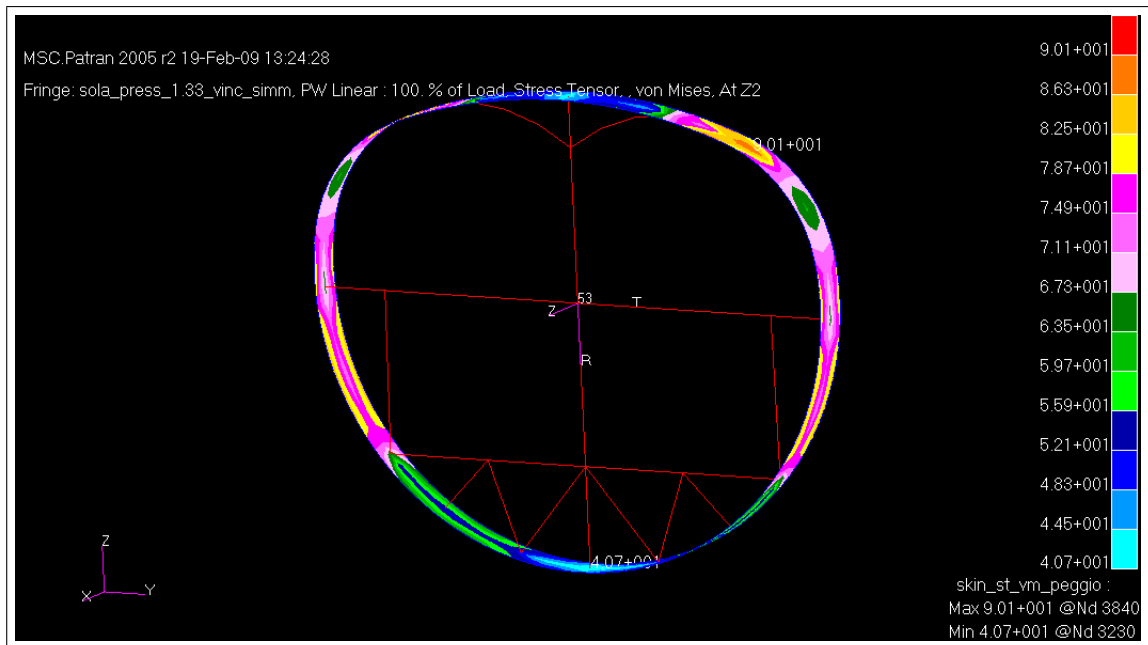


Figura 4.20: Tensore di stress sullo shell secondo il criterio di Von Mises

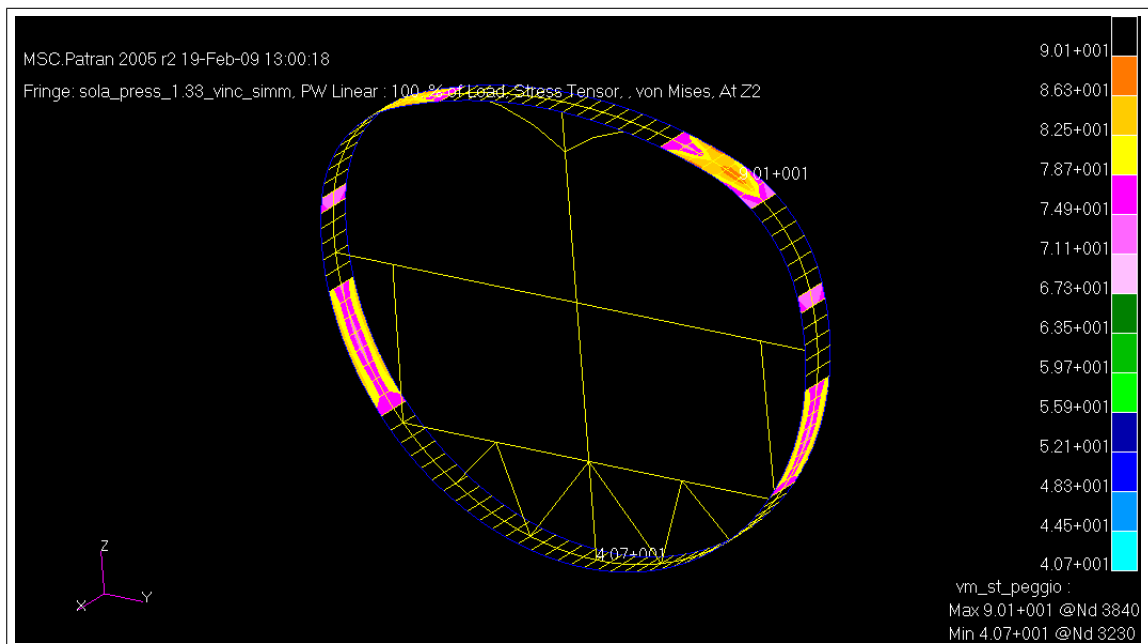


Figura 4.21: Tratti dello shell con tensioni di Von Mises superiori a 70 Mpa

### 4.2.1 Effetto dell'interruzione dei tiranti

Viene qui messo in evidenza il comportamento della struttura in un tratto di fusoliera privo di tiranti centrali, soluzione necessaria a mettere in comunicazione i due corridoi laddove richiesto per requisiti di sicurezza e di comfort per i passeggeri. L'interruzione riguarda tre tiranti in successione, garantendo un varco, tra i corridoi, pari a 2 metri. Nelle figure successive sono raffigurati il valore degli spostamenti complessivi e gli stati tensionali dell'ordinata e dei correnti. In parti-

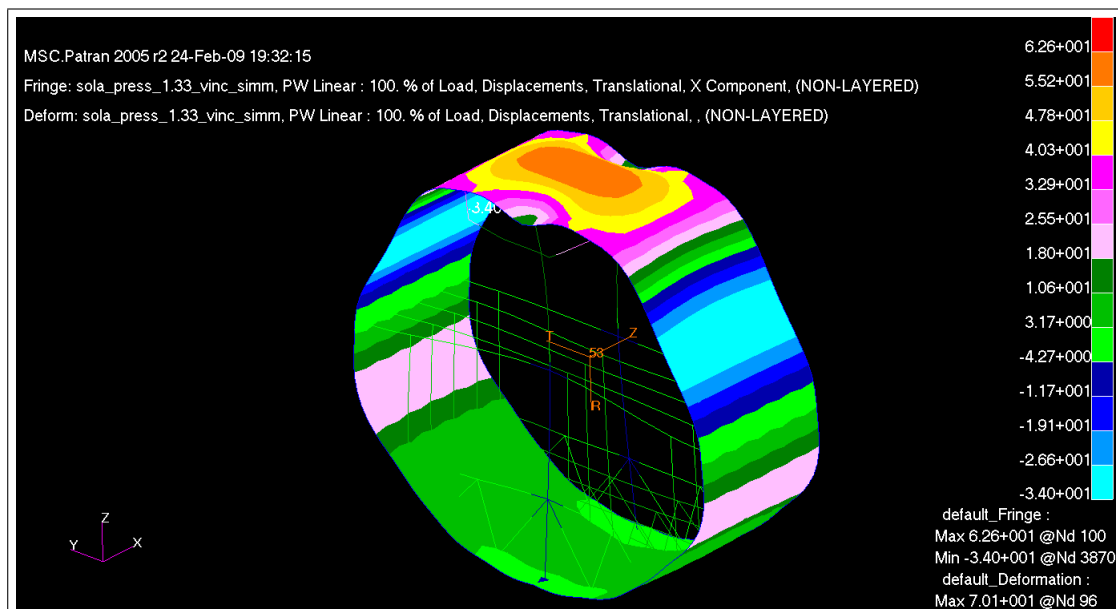


Figura 4.22: Effetto dell'interruzione dei tiranti sulla deformazione

colare dalla figura 4.22 si nota come in assenza del tirante, localmente la struttura tende ad espandersi in direzione radiale. Per ciò che riguarda lo stato tensionale, i componenti presi a riferimento sono l'ordinata centrale rispetto al tratto di interruzione ed il corrispondente tratto dei correnti. L'ordinata nella zona di collegamento del tirante, rispetto al caso di sezione completa, non risente dell'effetto

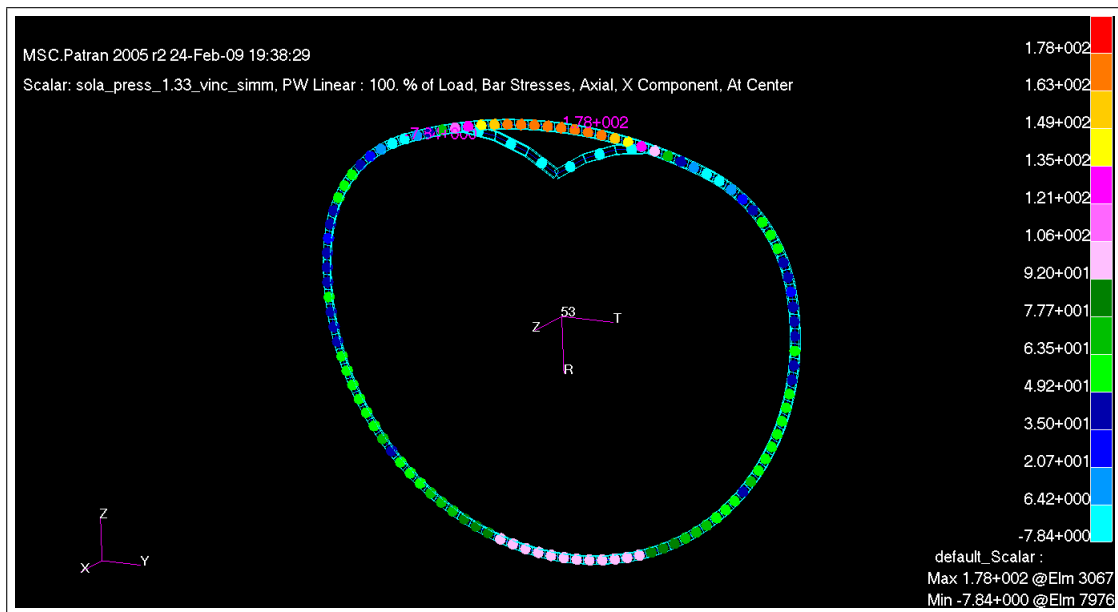


Figura 4.23: Azioni assiali sull'ordinata

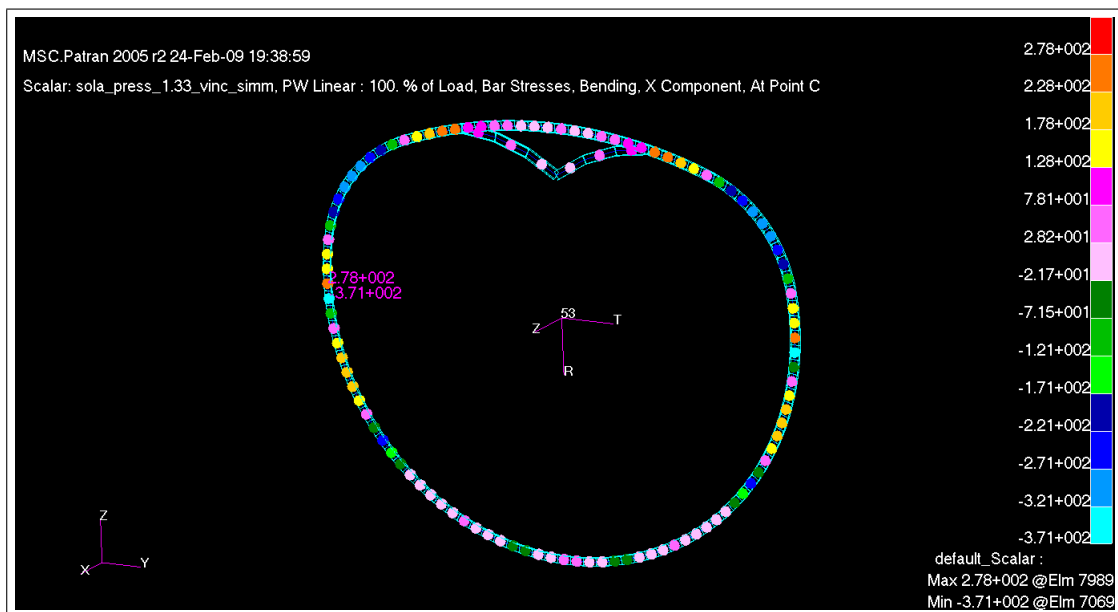


Figura 4.24: Azioni flessionali sull'ordinata

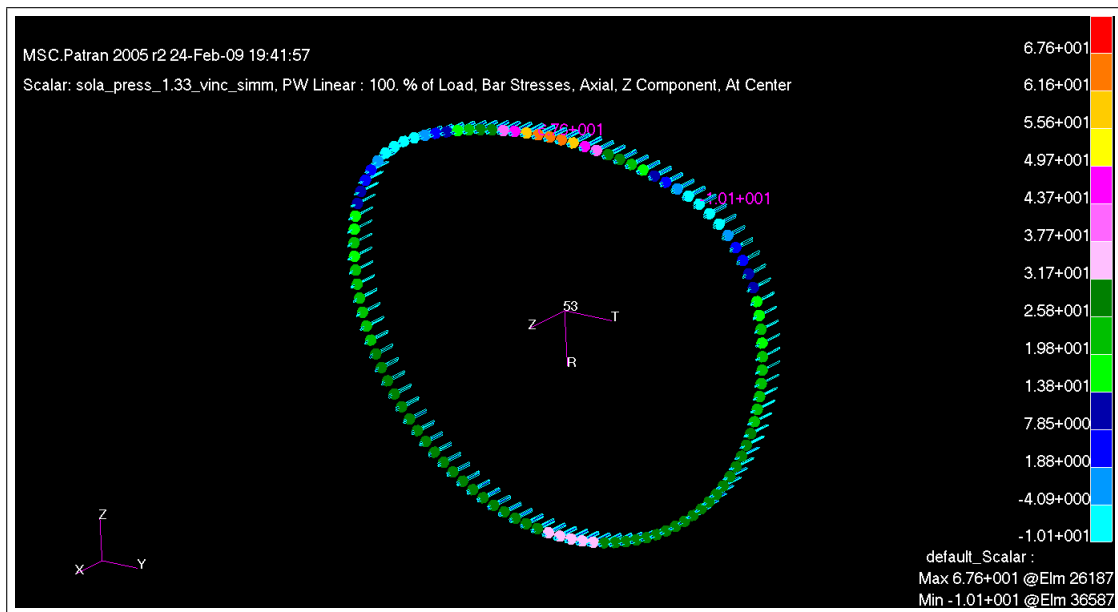


Figura 4.25: Azioni assiali sui correnti

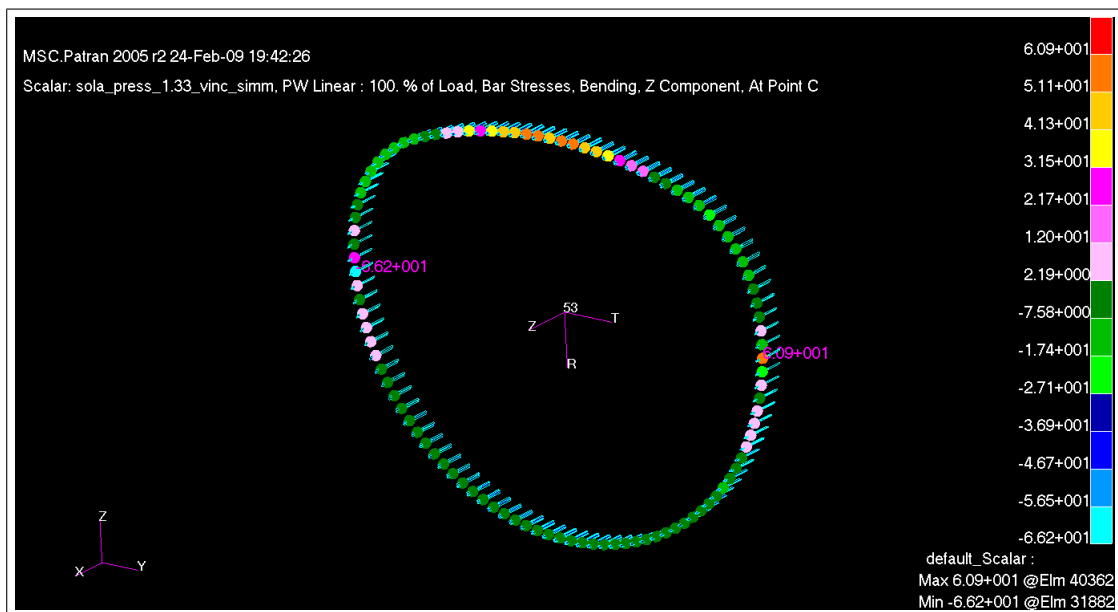


Figura 4.26: Azioni flessionali sui correnti

flessionale di compressione prodotta dallo stesso tirante nel punto di contatto. Il tratto di massima trazione è in corrispondenza della zona di rinforzo dell'ordinata (schematizzata da struttura ad arco), la massima compressione ritorna ad essere il pannello laterale superiore. Dalla figura 4.23 alla figura 4.26 sono indicati i valori delle tensioni prodotte da azioni assiali e da quelle flessionali.

Ordinata	stress axial	stress bending	valore totale [Mpa]
Massimo valore compressione	55.5	-370.7	-315.2
Massimo valore trazione	106.25	229.39	335.6

Correnti	stress axial	stress bending	valore totale [Mpa]
Massimo valore compressione	-9	-17.69	-26.696
Massimo valore trazione	66.85	55	121.932

Per quanto riguarda i correnti, rispetto alla sezione completa in cui sono in uno stato di trazione quasi uniforme, nel tratto superiore sono qui in uno stato di trazione crescente man mano che ci si avvicina al corrente superiore posto sull'asse di simmetria. L'azione di trazione è prodotta in egual misura dagli effetti assiali e da quelli flessionali. Rispetto al caso di struttura completa, le tensioni rilevate sull'ordinata sono inferiori a causa della minor rigidità locale della struttura, che comporta maggiori deformazioni ed un aumento di carico sui correnti del tratto interessato.

#### 4.2.2 Confronto con la sezione senza post

La sezione qui analizzata, rispetto al caso sopra discusso, è realizzata interamente senza la presenza dell'elemento tirante centrale nel vano passeggeri. L'idea è quella di verificare il grado di influenza del tirante sull'effetto del carico di pressurizzazione. Dal confronto con la sezione completa, appare evidente come l'assenza del tirante centrale determini nella struttura significativi valori di deformazione complessiva ed elevati valori di tensione prodotte dalle componenti flessionali nel tratto di variazione di raggio. Da queste prime valutazioni qualitative emerge che

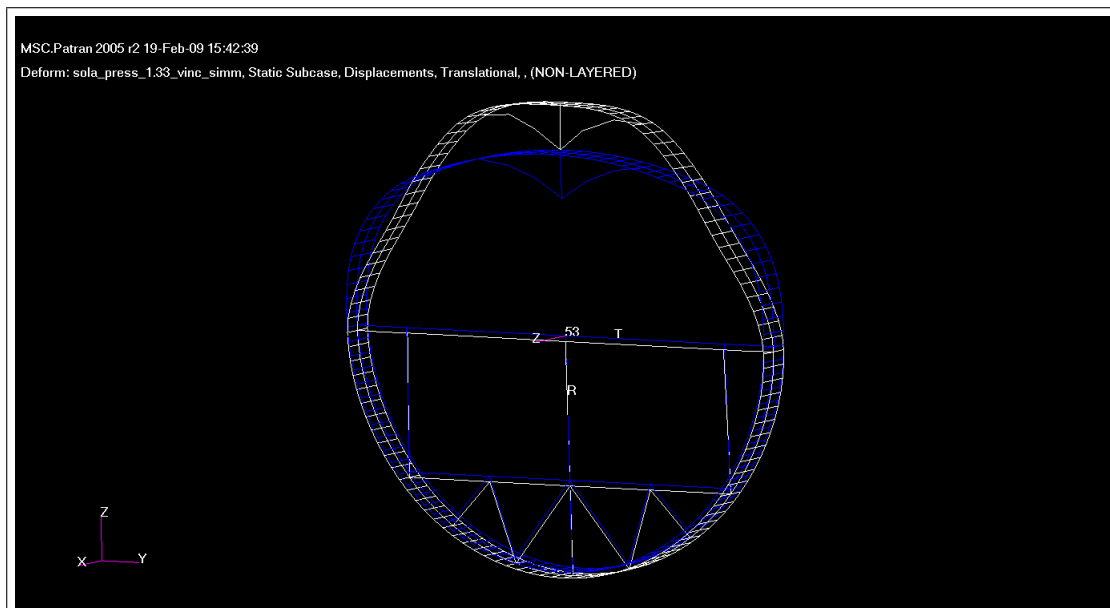


Figura 4.27: Andamento della deformazione della sezione senza post

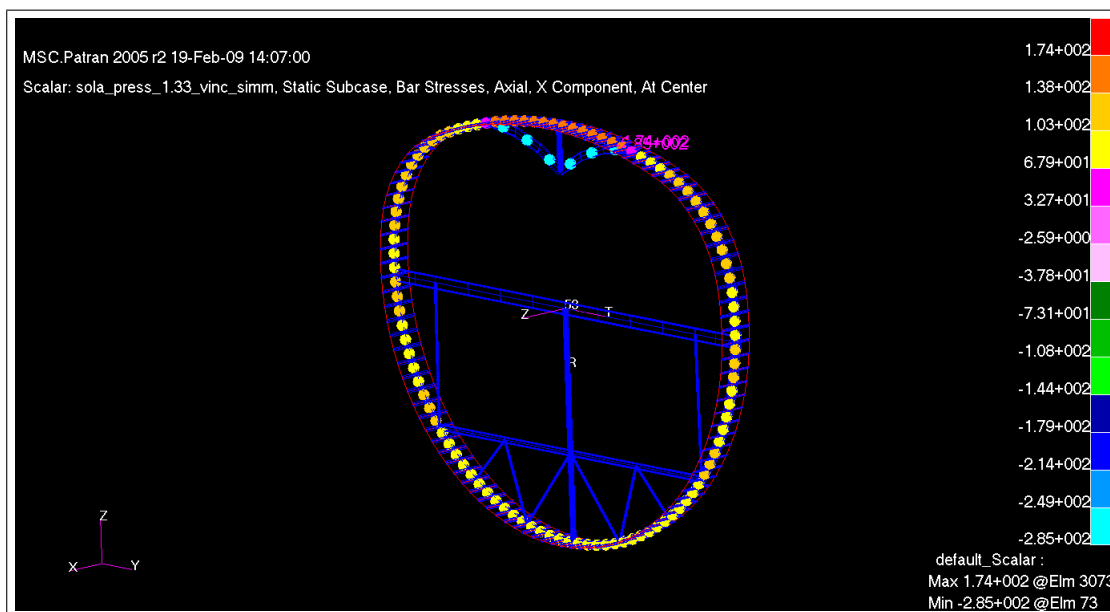


Figura 4.28: Andamento tensioni assiali prodotte da sforzo normale agente sull'ordinata



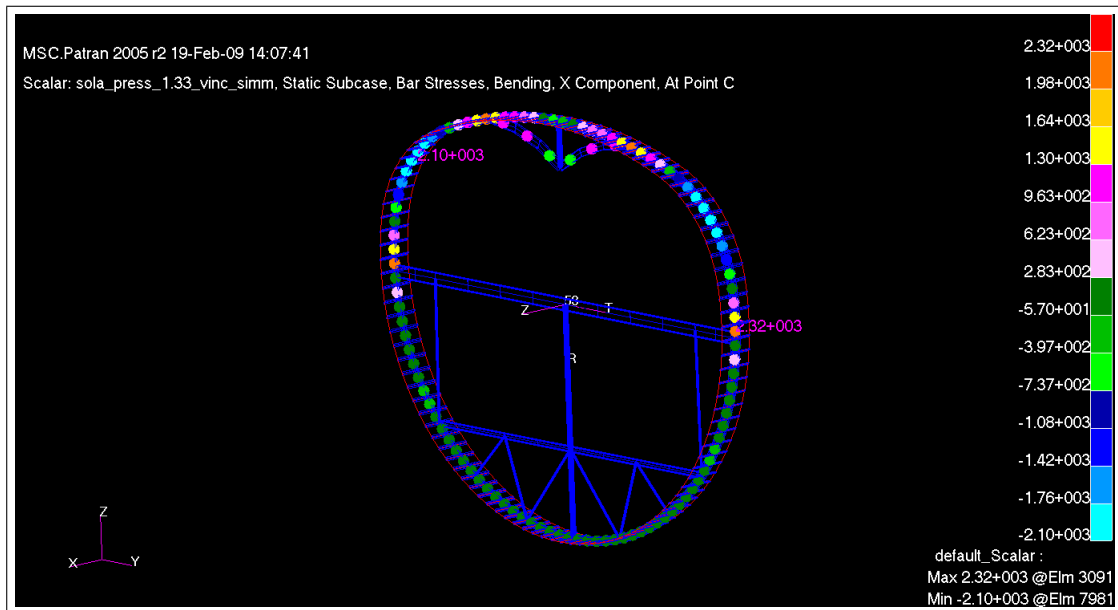


Figura 4.29: Andamento tensioni assiali prodotte da flessione agente sull'ordinata

l'introduzione del tirante comporta un trasferimento di carico dalla parte superiore dell'ordinata alla zona inferiore irrigidita dalla travatura di sostegno del vano di carico, fattore benefico sia per le trave passeggeri, ma soprattutto per il tratto superiore dell'ordinata stessa.

### 4.3 Carichi combinati in condizione limite

Il caso di carico qui analizzato, è rappresentativo di una condizione di aereo pressurizzato in volo sottoposto ad un fattore di carico  $n=2.5$ . Anche per questa analisi sono di seguito riportati i valori di stress, per ogni componente, causati da effetti flessionali e da sforzi assiali.

Ordinata	stress axial	stress bending	valore totale [Mpa]
Massimo valore in trazione	-57.1	168.35	111.207
Massimo valore in compressione	216.9	-256.12	-39.234

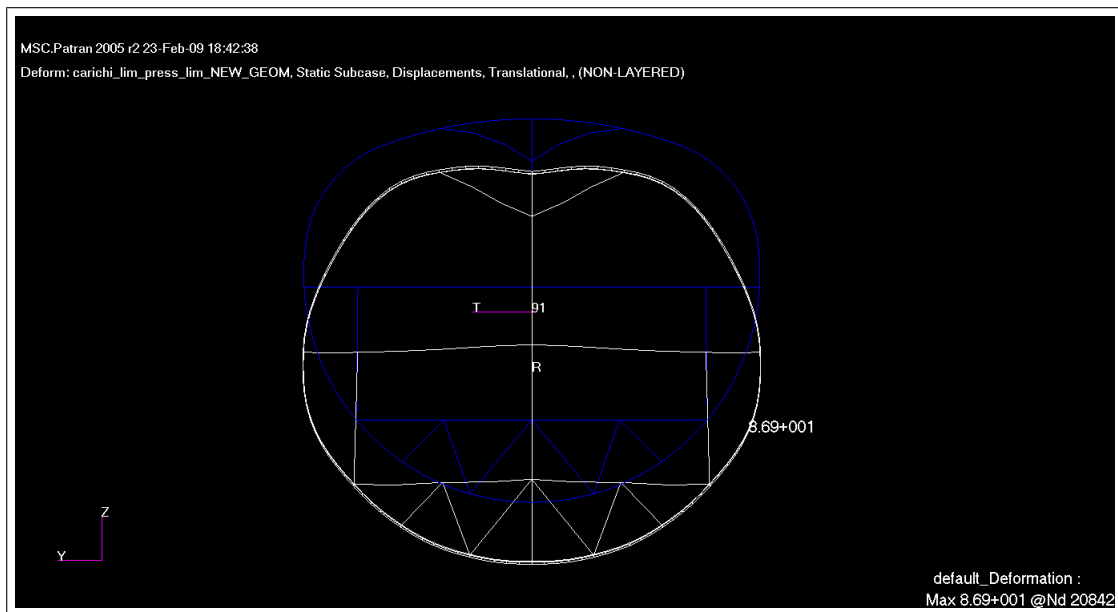


Figura 4.30: Andamento degli spostamenti del frame di riferimento

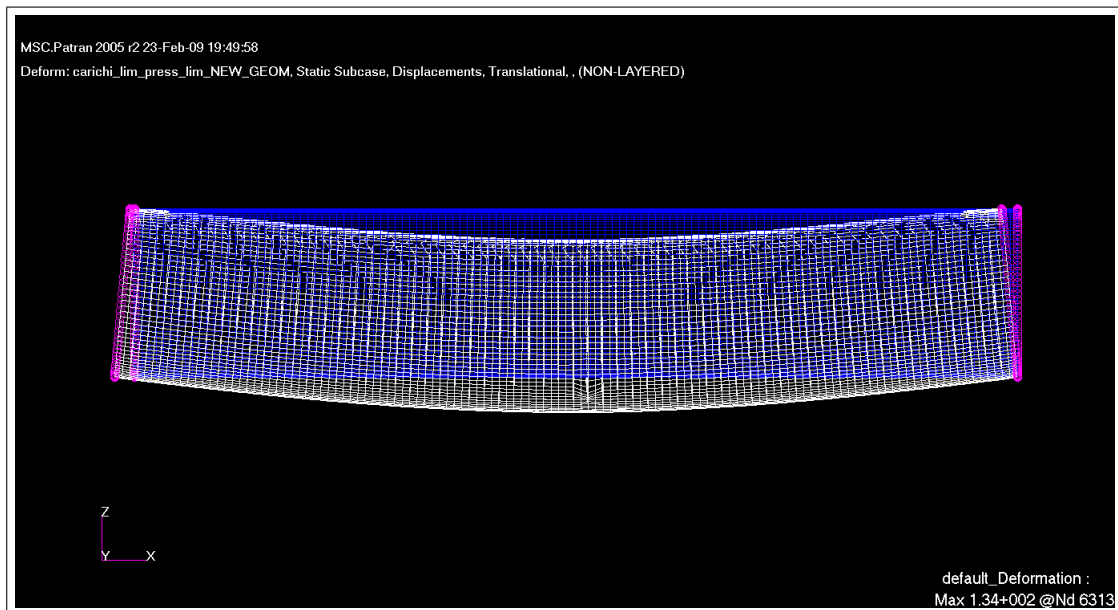


Figura 4.31: Andamento della deformata globale

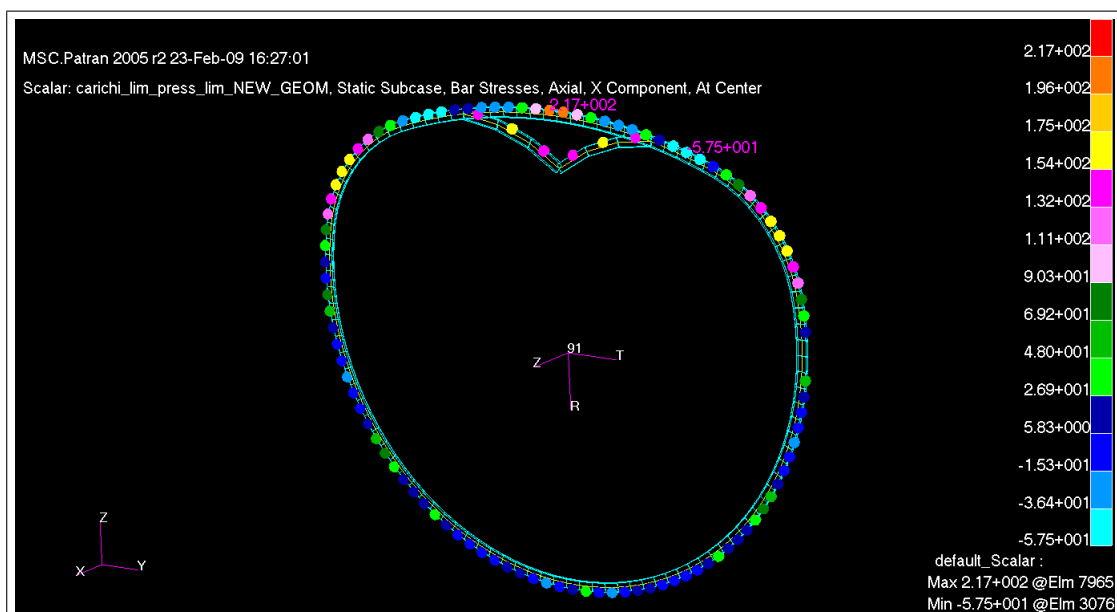


Figura 4.32: Andamento delle tensioni normali prodotte dallo sforzo normale sull'ordinata

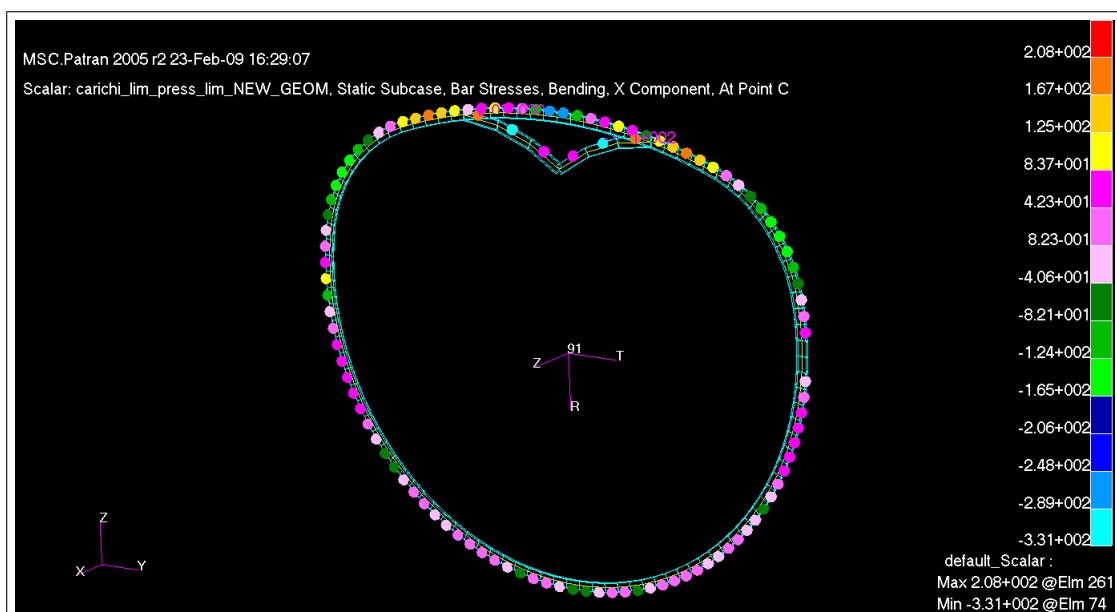


Figura 4.33: Andamento delle tensioni normali prodotte dalla flessione sull'ordinata

**Ordinata:** per la valutazione delle tensioni presenti nel componente, il sistema di riferimento preso in considerazione è l'analogo già discusso per il caso della pressurizzazione ultima. Le figure 4.32 e 4.33 fanno riferimento allo stato tensionale derivato dall'effetto di carichi assiali e flessionali applicati alla sezione. La tensione massima in trazione è localizzata nelle zona superiore in corrispondenza degli elementi in cui è presente il rinforzo locale (struttura ad arco nella schematizzazione), in cui l'ordinata stessa risente sia della tensione, trasmessa tramite il tirante, prodotta dai carichi di massa e sia degli effetti flessionali, nel pannello laterale, della pressurizzazione. La massima compressione è invece in corrispondenza del collegamento con il tirante centrale che tende a contrarre il l'ordinata verso il suo interno. Il tratto laterale in corrispondenza della variazione di raggio, risente degli effetti già discussi in precedenza (effetti di flessione dovuti a momenti flettenti secondari) anche se in misura ridotta. Al di sotto della trave passeggeri, l'ordinata è in uno stato di compressione (dell'ordine di 27 Mpa) collegato al trasferimento dei carichi di massa.

Correnti	stress axial	stress bending	valore totale [Mpa]
Max valore trazione	152.2	4.8	157
Max valore compressione	-79.4	-13.6	-93

**Correnti:** per tale componente strutturale, in questa condizione di carico, occorre tenere in considerazione l'effetto del momento flettente primario generato dai carichi di massa e dai carichi aerodinamici (reazioni vincolari nel modello), applicati alla struttura, che producono la deformata visibile in figura 4.31. I valori riscontrati di massima trazione sono localizzati in corrispondenza del pannello ventrale, quelli di massima compressione nel corrispettivo pannello dorsale, entrambi in corrispondenza del piano di simmetria della sezione. Per questo motivo è stata effettuata la verifica all'instabilità, approssimando il corrente come una trave appoggiata agli estremi di lunghezza pari al passo tra i frame e caricata di punta. Considerando che la lunghezza libera di inflessione per un tale schema di carico è pari alla lunghezza della trave stessa, la tensione critica è data dalla relazione

$$\sigma_{cr} = (\pi^2) \cdot EJ / (L_0)^2 \cdot A_s \quad (4.9)$$

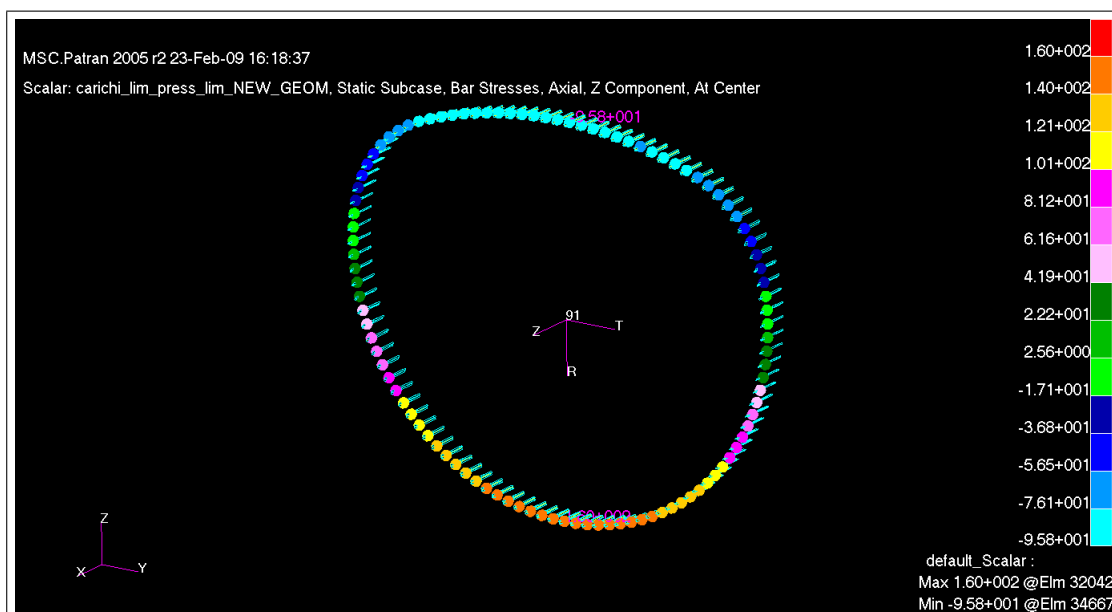


Figura 4.34: Andamento delle tensioni normali prodotte da sforzo assiale agente nei correnti

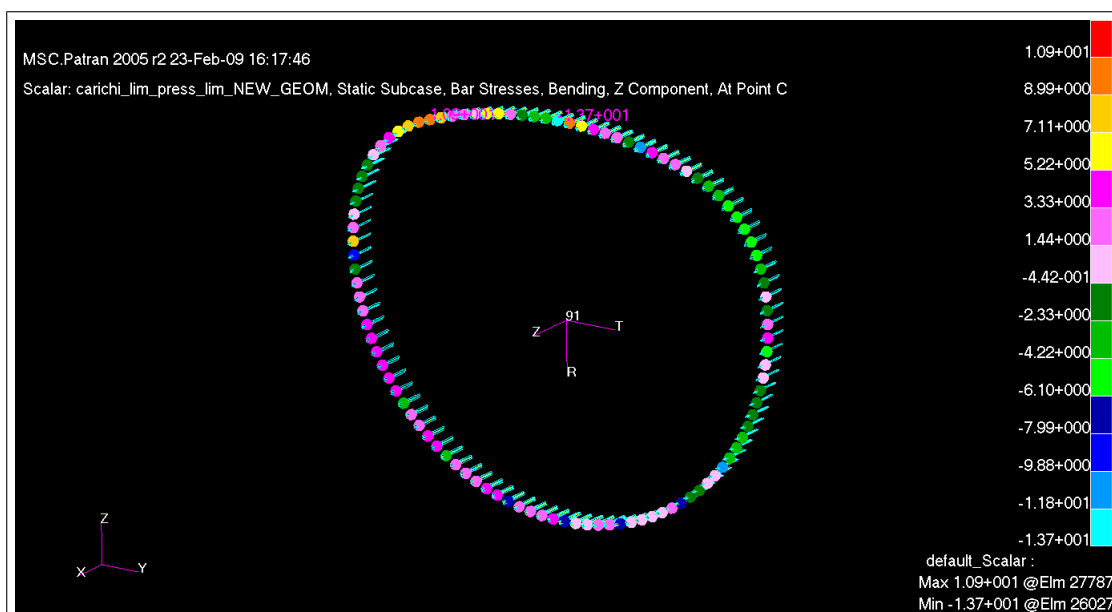


Figura 4.35: Andamento delle tensioni normali prodotte dalla flessione agente nei correnti

dove:

- $E = 72000 \text{ N/mm}^2$  modulo di elasticità del materiale;
- $J = 10733.9 \text{ mm}^4$  momento di inerzia rispetto al piano di minima rigidezza flessionale;
- $A_s = 120.02 \text{ mm}^2$  area della sezione;
- $L_0 = 500 \text{ mm}$  lunghezza libera di inflessione

La tensione critica così calcolata assume il valore pari a 253.95 Mpa, dunque molto al di sopra della tensione di compressione registrata dall'analisi nei correnti riportata sopra.

Trave passeggeri	stress bending [Mpa]
Massimo valore trazione	55
Massimo valore contrazione	-79.45

**Trave passeggeri:** in figura 4.36 e 4.37 sono raffigurati i valori tensionali prodotti rispettivamente dallo sforzo assiale, di modesta entità, e dai carichi flessionali che rappresentano il maggior contributo alla sollecitazione dell'elemento strutturale. Si hanno tensioni di trazione nel tratto centrale, derivante dall'applicazione dei carichi distribuiti, e tensioni di compressione alle estremità nella zona di collegamento con l'ordinata.

Componente	stress axial	stress bending	valore totale [Mpa]
Trave cargo	92.4	35.8	128.2

**Trave cargo:** è in uno stato complessivo di trazione. Manca, rispetto alla trave passeggeri, il contributo della compressione prodotto dall'ordinata, che anzi nella zona di collegamento tende la trave.

Compon.	stress axial [Mpa]
Tirante centrale	98

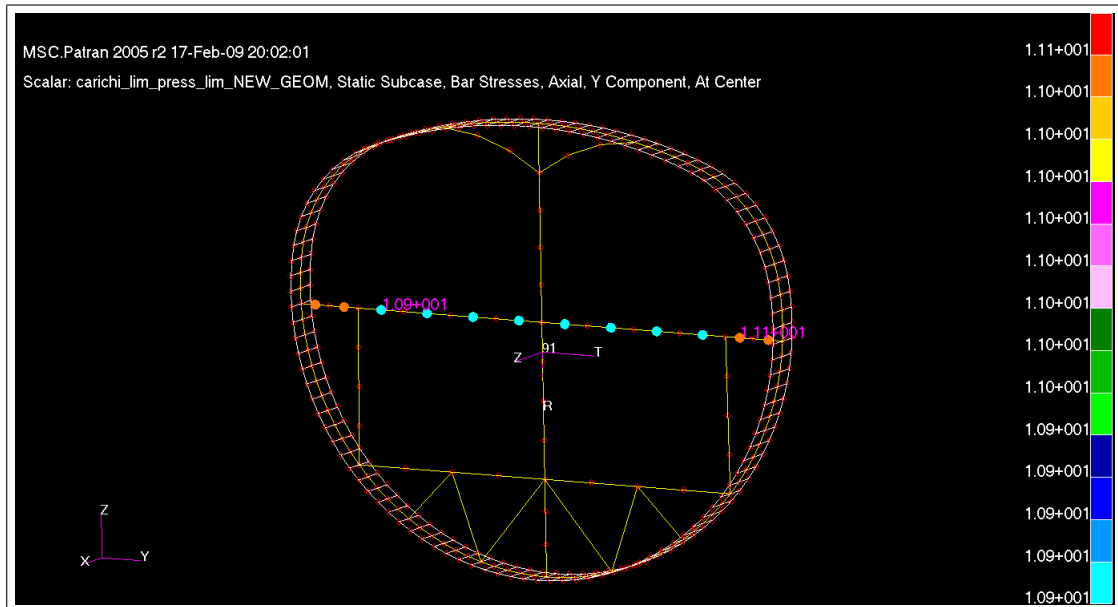


Figura 4.36: Tensioni prodotte da forze assiali sulla trave passeggeri

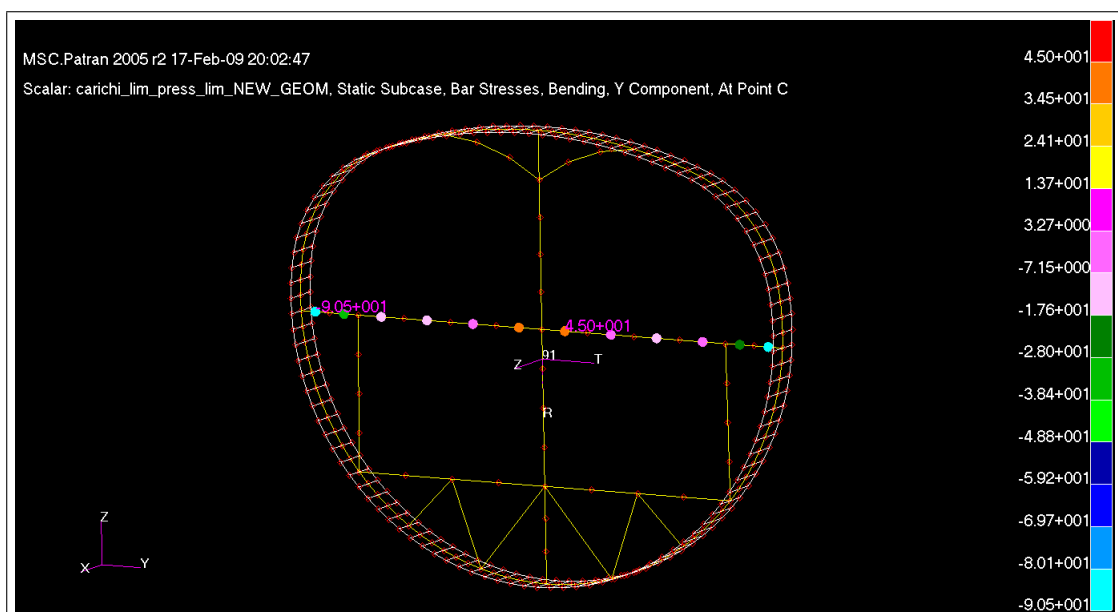


Figura 4.37: Tensioni prodotte dalle flessioni sulla trave passeggeri

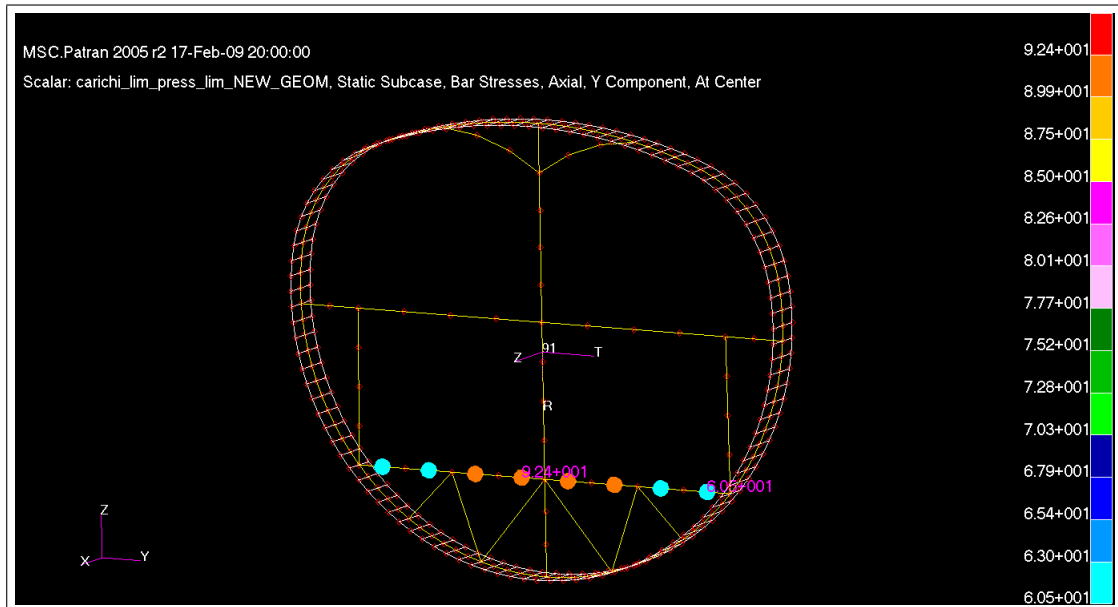


Figura 4.38: Tensioni prodotte da forze assiali sulla trave cargo

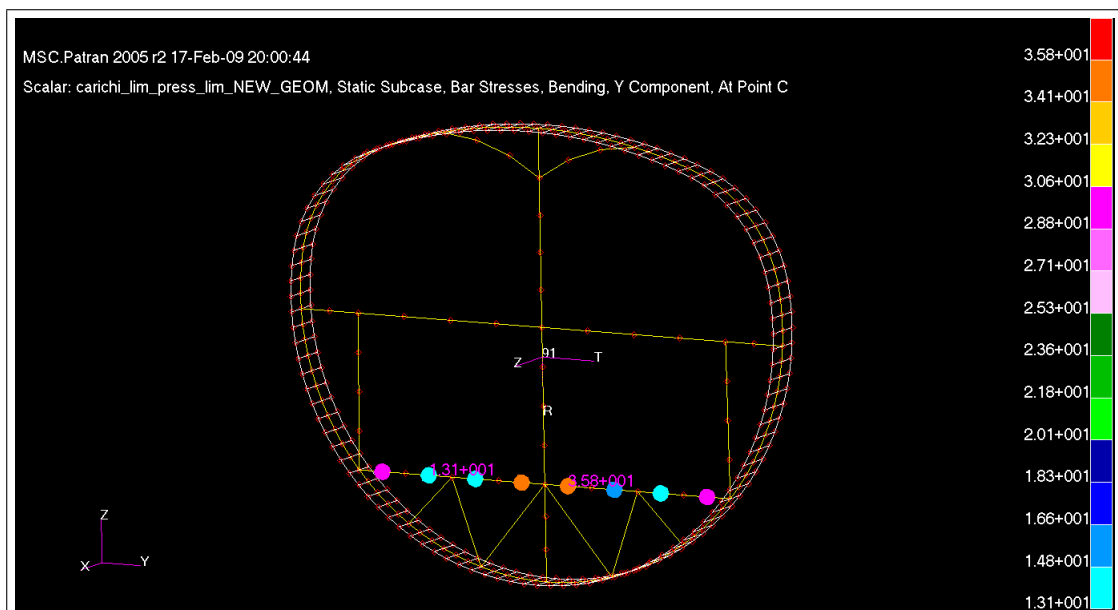


Figura 4.39: Tensioni prodotte dalle flessioni sulla trave cargo



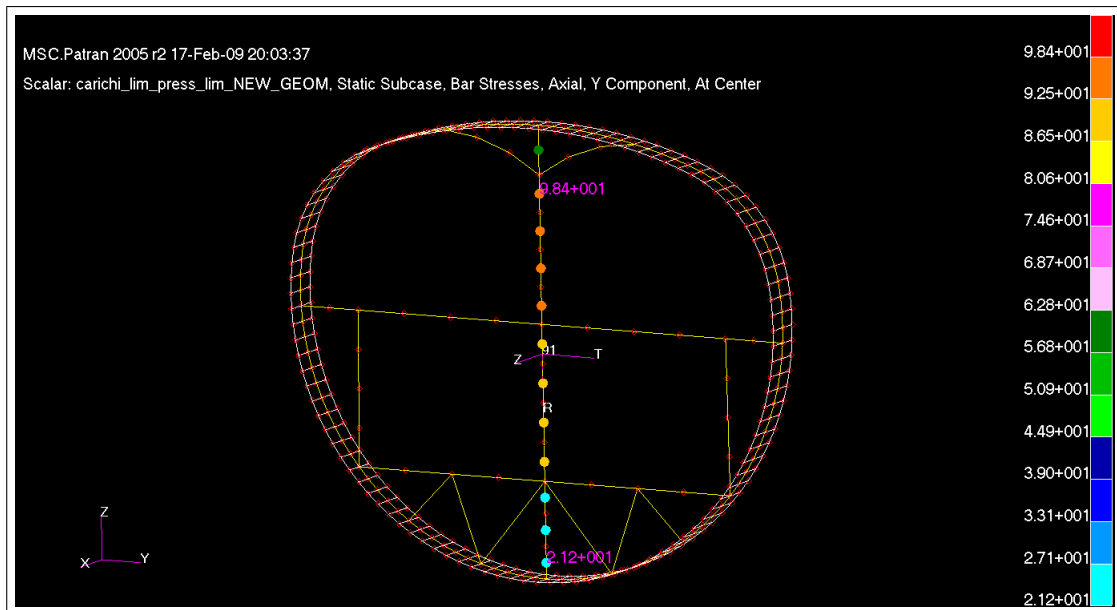


Figura 4.40: Andamento delle tensioni normali prodotte dallo sforzo normale sul puntone centrale

**Tiranti centrali:** tale componente risulta in uno stato complessivo di tensione pressochè costante; il valore oscilla dai 98 Mpa riscontrabili nella zona del comparto passeggeri ad un valore di 89 mpa nel comparto cargo. Da questi risultati emerge come, nel caso di carico combinato, il tirante svolga un ruolo primario il per trasferimento del carico di pressurizzazione, piuttosto che di sostegno alla trave passeggeri.

Compon.	stress assiale [Mpa]
Strut laterale	-23.25

**Strut laterali:** sono gli elementi tubolari modellati come aste posti a sostegno della trave passeggeri; si trovano in uno stato di sollecitazione di compressione per effetto dei carichi di massa applicati alla trave stessa. Analogamente a quanto fatto per gli irrigidimenti è stata calcolata la tensione critica di instabilità euleriana facendo riferimento sempre allo schema di trave appoggiata agli estremi e caricata

di punta, di lunghezza pari all'altezza del post. Utilizzando l'equazione sopra riportata, con i seguenti valori numerici di riferimento:

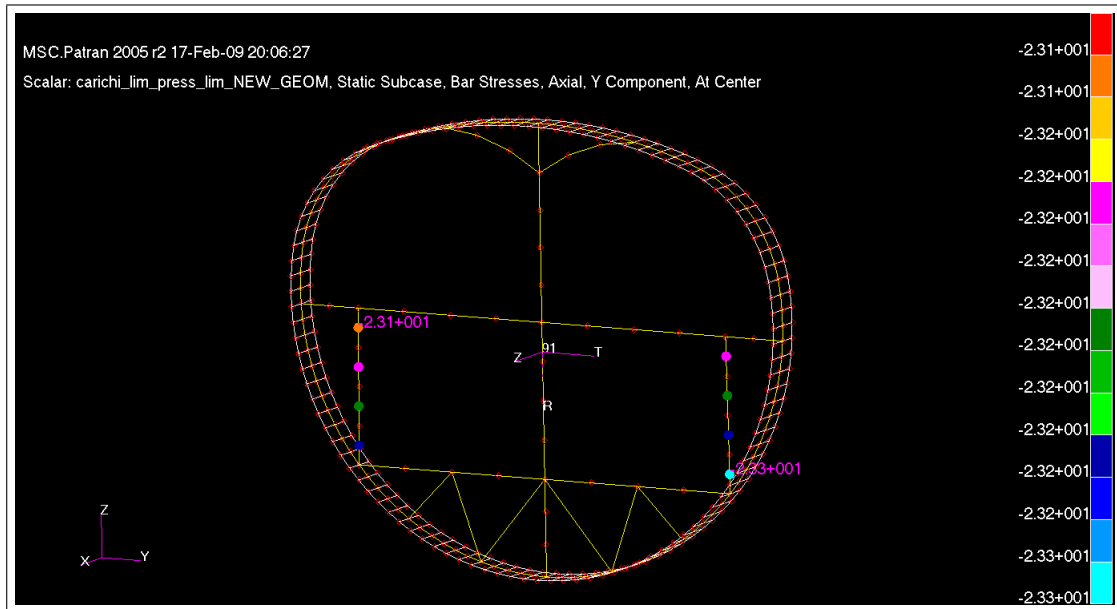


Figura 4.41: Andamento delle tensioni normali prodotte dallo sforzo normale sui post laterali

- $J = 28261.77 \text{ mm}^4$
- $A_s = 326.7256 \text{ mm}^2$  area della sezione
- $L_0 = 2006.78 \text{ mm}$  lunghezza libera di inflessione

La tensione critica così calcolata assume il valore di 15.24 Mpa, inferiore a quella gravante sul componente in esame; si rende necessario, pertanto, un ulteriore dimensionamento a robustezza.

Compon.	Max valore trazione [Mpa]	Max valore compressione [Mpa]
Travi sostegno	94	-52

**Travatura sostegno trave cargo:** su questo elemento strutturale, sono stati studiati due modelli differenti di disposizione della travatura, visibili in figura 4.43 con l'obiettivo di avere una migliore distribuzione degli sforzi nel tratto inferiore dell'ordinata. La soluzione scelta fa sì che i due strut obliqui più vicini all'asse di simmetria della sezione trasferiscano gran parte del carico della trave cargo all'ordinata, mentre il post centrale in tale zona contribuisce in maniera notevolmente inferiore.

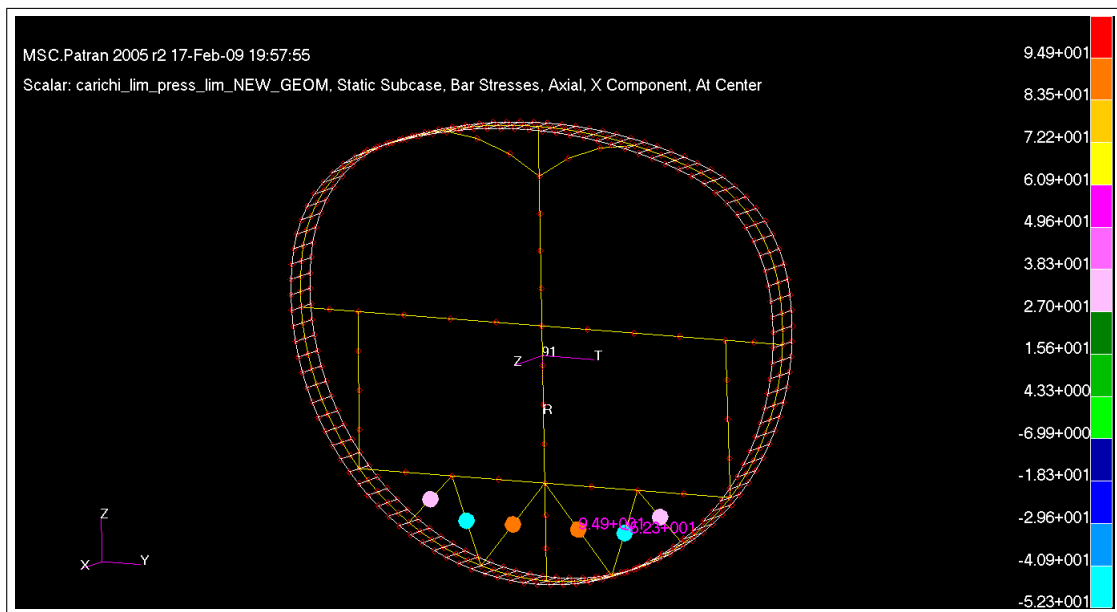


Figura 4.42: Andamento delle tensioni prodotte sulla travatura

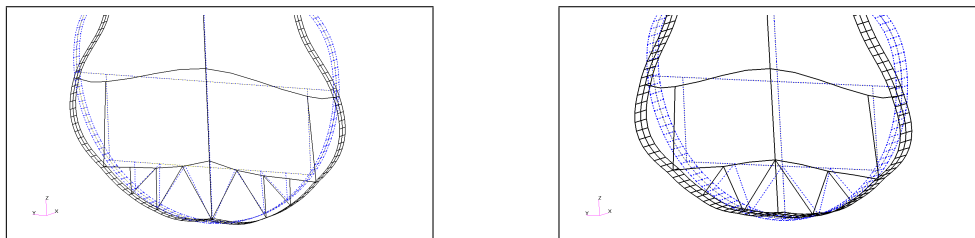


Figura 4.43: confronto travatura

Skin	Max compressione [Mpa]	Max trazione [Mpa]
Tensioni circonferenziali	-49.027	92.9
Tensioni longitudinali	106	172.75

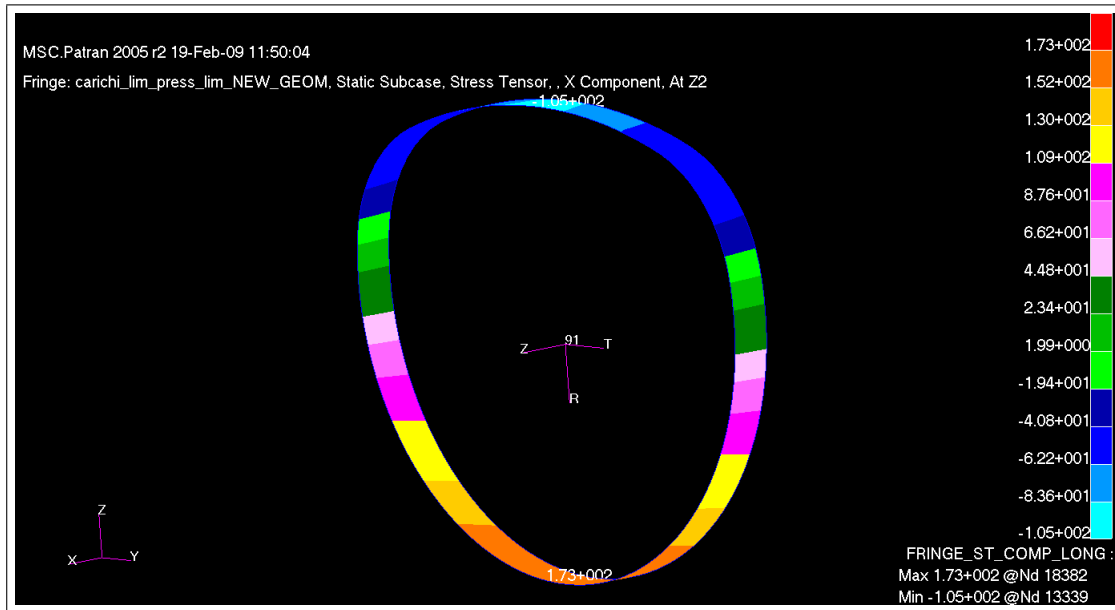


Figura 4.44: Andamento delle tensioni assiali sullo shell

**Skin:** le tensioni presenti nello skin sono dovute ai flussi di taglio trasmessi dall'ordinata, per effetto dei carichi di massa, e per effetto della pressurizzazione. Esse sono state valutate in un sistema di riferimento proiettato sulla superficie degli elementi (strumento Projet CID di Patran). Come visibile in figura 4.44 relativamente alla componente longitudinale di tensione, il pannello dorsale è in uno stato di compressione, quello ventrale in uno stato trazione. In figura 4.45 sono invece riportati i risultati della componente circonferenziale, prevalentemente di trazione. Il valore massimo registrato, valutato con il criterio di Von Mises, è pari a 153 Mpa, maggiore dei 100 Mpa di riferimento utilizzato nei dimensionamenti a fatica dei pannelli dorsali di fusoliere convenzionali.

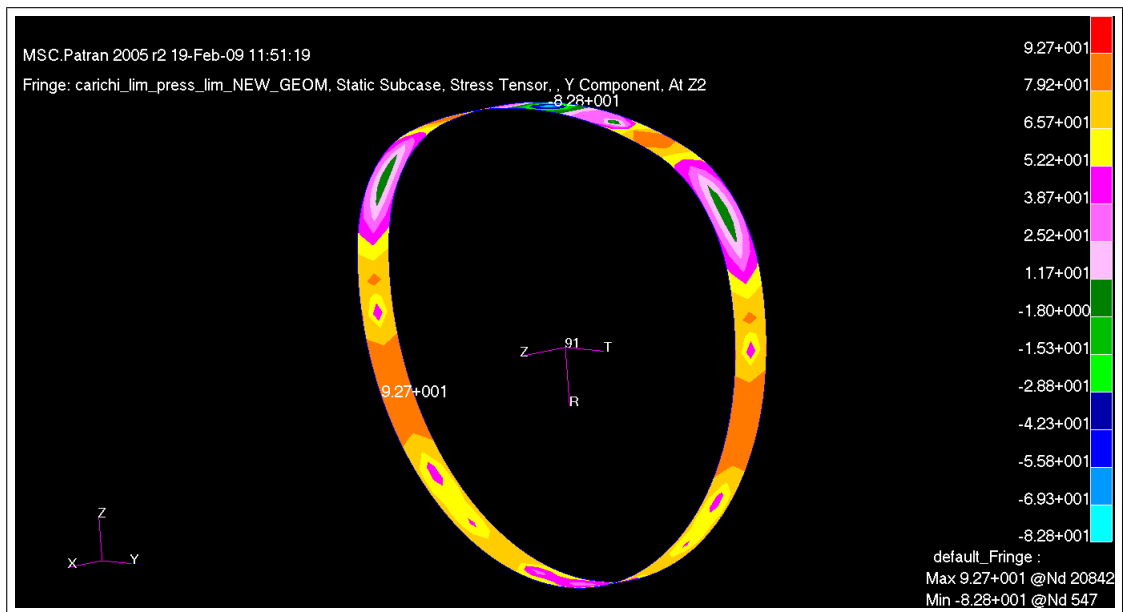


Figura 4.45: Andamento delle tensioni circonferenziali sullo shell

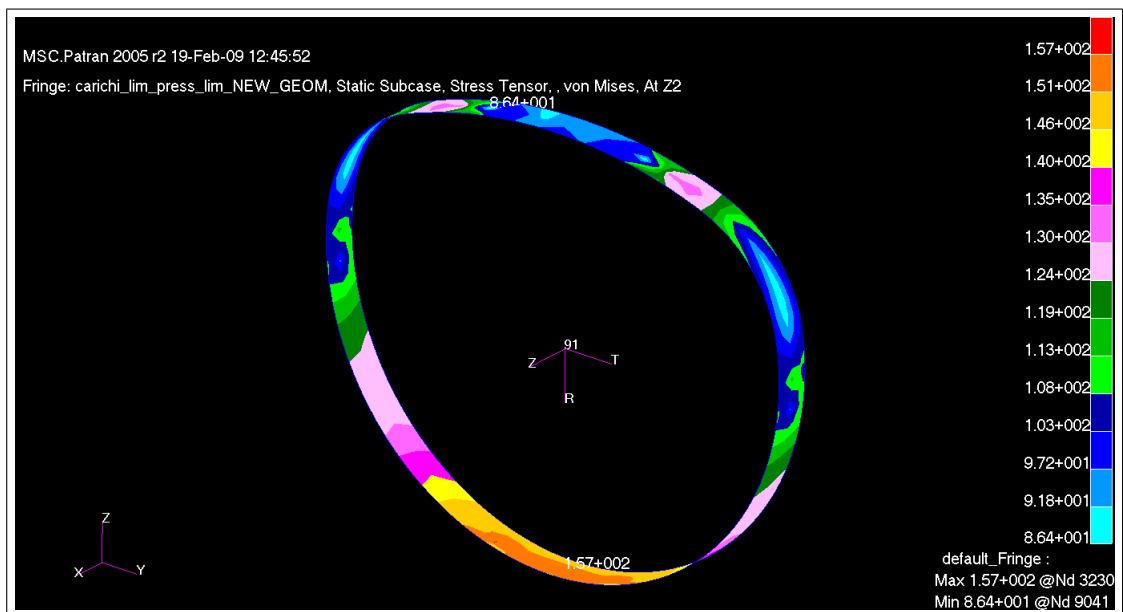


Figura 4.46: Tensore di stress sullo shell secondo Von Mises

### 4.3.1 Effetto dell'interruzione dei tiranti centrali

Analogamente a quanto studiato nel paragrafo precedente, vengono riportati i risultati dell'analisi di un frame posto in corrispondenza di una eventuale assenza del tirante nella struttura. Di seguito sono riportati i dati e le rappresentazioni relative agli spostamenti assoluti e agli stati tensionali dell'ordinata e dei correnti.

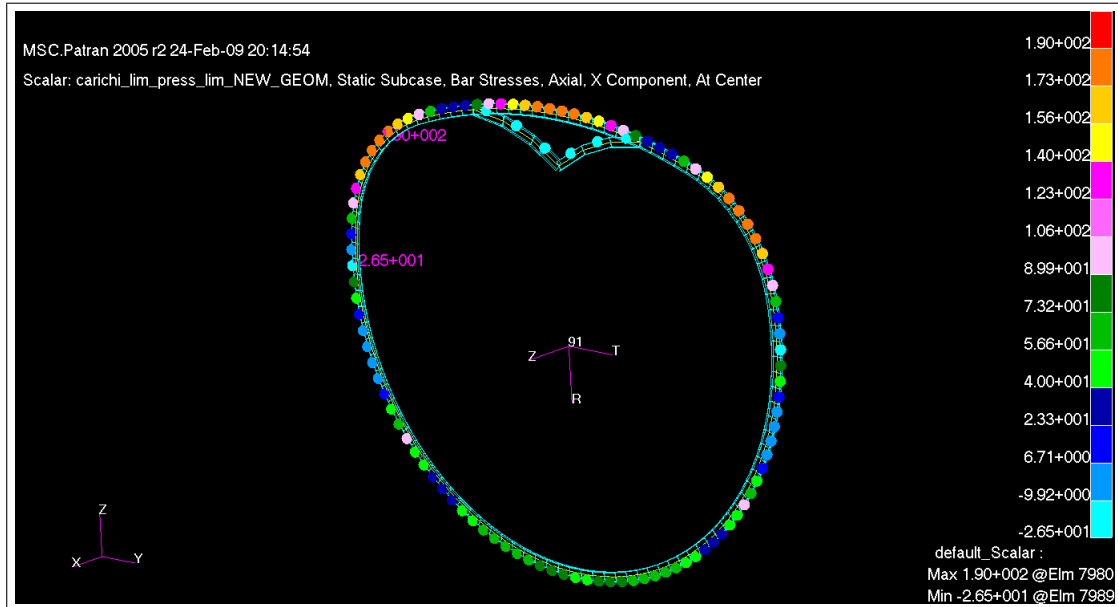


Figura 4.47: Azioni flessionali sull'ordinata

Ordinata	stress axial	stress bending	valore totale [Mpa]
Massimo valore trazione	183.5	25.32	208.7

L'effetto principale sulla sollecitazione complessiva dell'ordinata, si avverte in particolare nella zona di collegamento superiore tra ordinata e tirante. In questo caso, manca il picco di compressione che produce il tirante stesso vincolando l'ordinata, che risulta in uno stato di trazione

Correnti	stress axial	stress bending	valore totale [Mpa]
Massimo valore compressione	-92.4	-14.8	-107.214
Massimo valore trazione	145	7.8	152.85

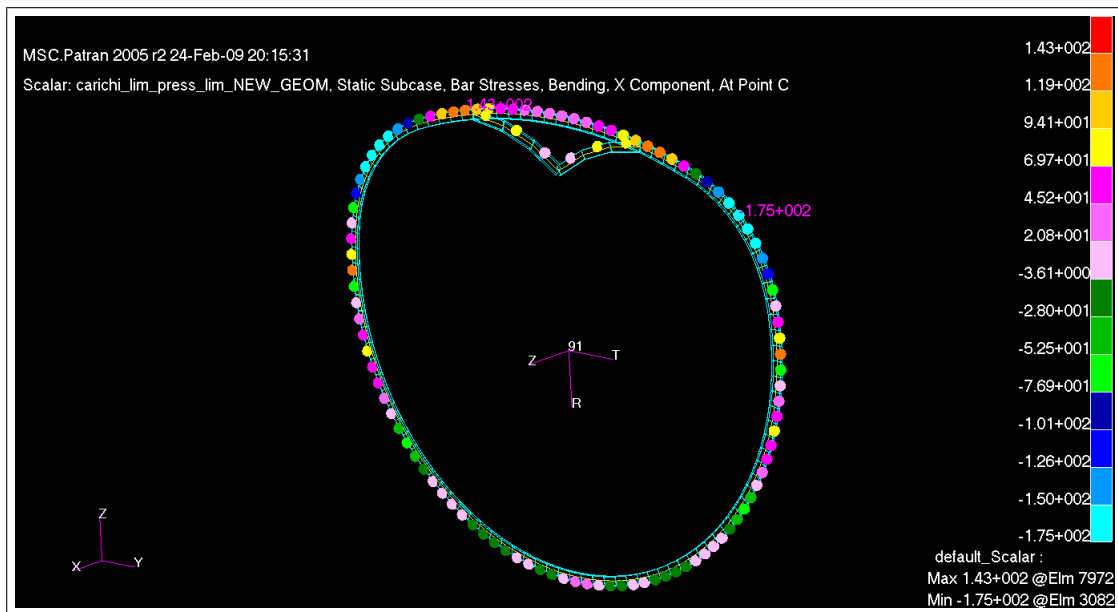


Figura 4.48: Azioni assiali sull'ordinata

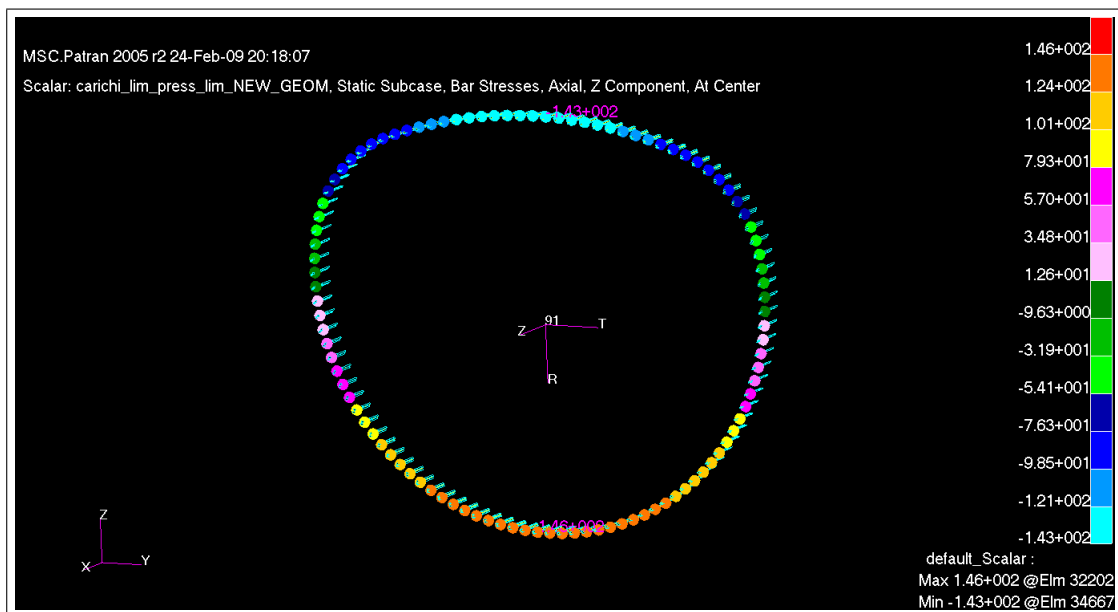


Figura 4.49: Azioni assiali sui correnti

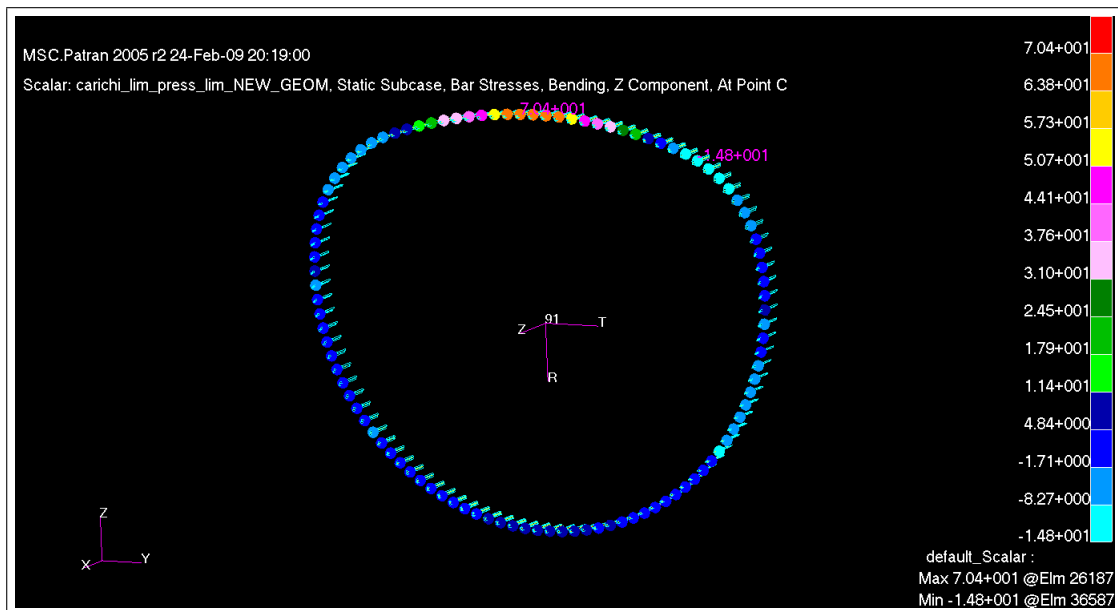


Figura 4.50: Azioni flessionali sui correnti

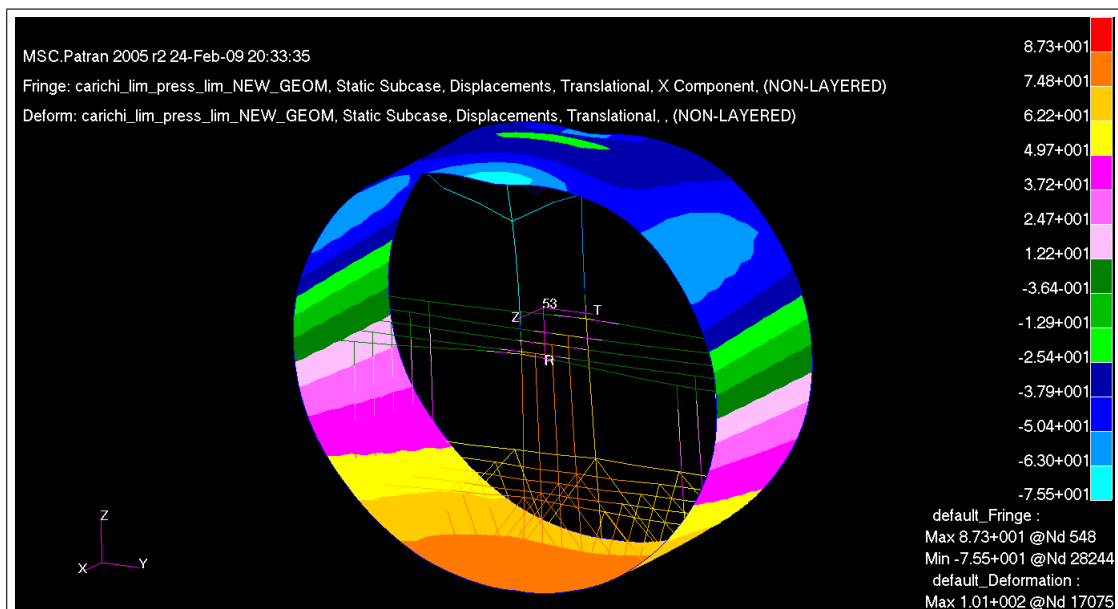


Figura 4.51: Spostamenti assoluti



L'andamento dello stato tensionale dei correnti, è determinato in gran parte della componente assiale correlata al momento flettente primario derivante dai carichi di massa. Sui correnti superiori si avverte la presenza della flessione prodotta dalla prssurizzazione che comporta delle tensioni di trazione che mitigano la compressione prevalente.

### 4.3.2 Effetto del rinforzo locale dell'ordinata

In questa sezione è stato valutato, in termini qualitativi, l'effetto del rinforzo dell'ordinata nella zona superiore (schematizzata come un elemento beam a forma di semi arco), in corrispondenza dell'attacco del puntone centrale. Per ragioni legate a questioni di ingombro nella zona passeggeri, si è pensato di valutare le struttura in assenza del rinforzo in questione. Dai valori registrati in termini di tensioni

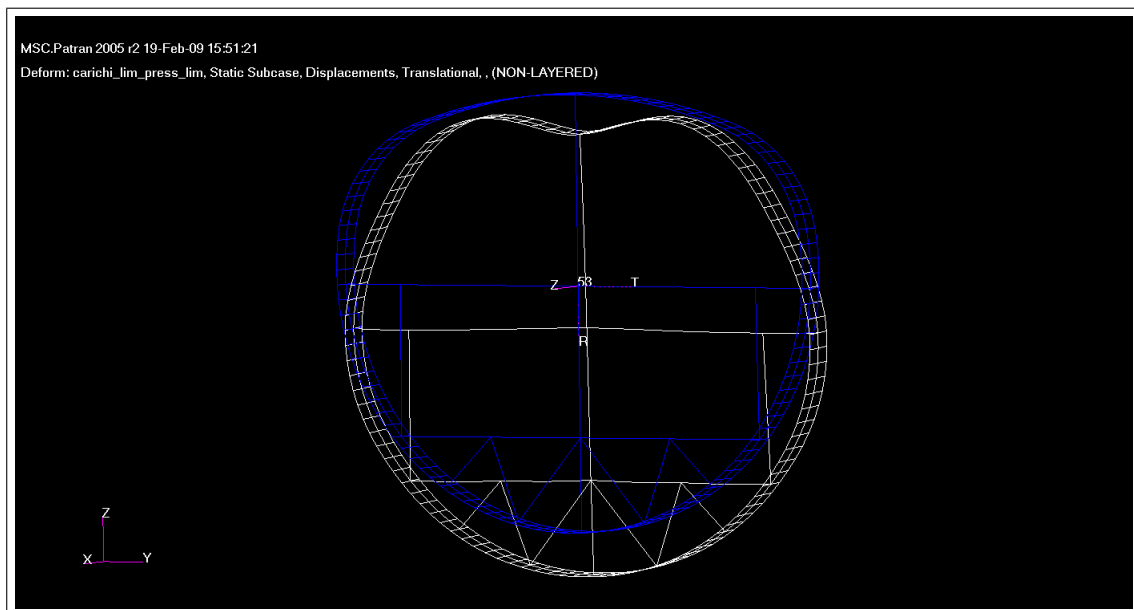


Figura 4.52: Andamento deformazioni

complessive appare che, trascurando l'effetto del picco dovuto al collegamento con il tirante schematizzato in un nodo, pertanto poco realistico, la struttura non risen-

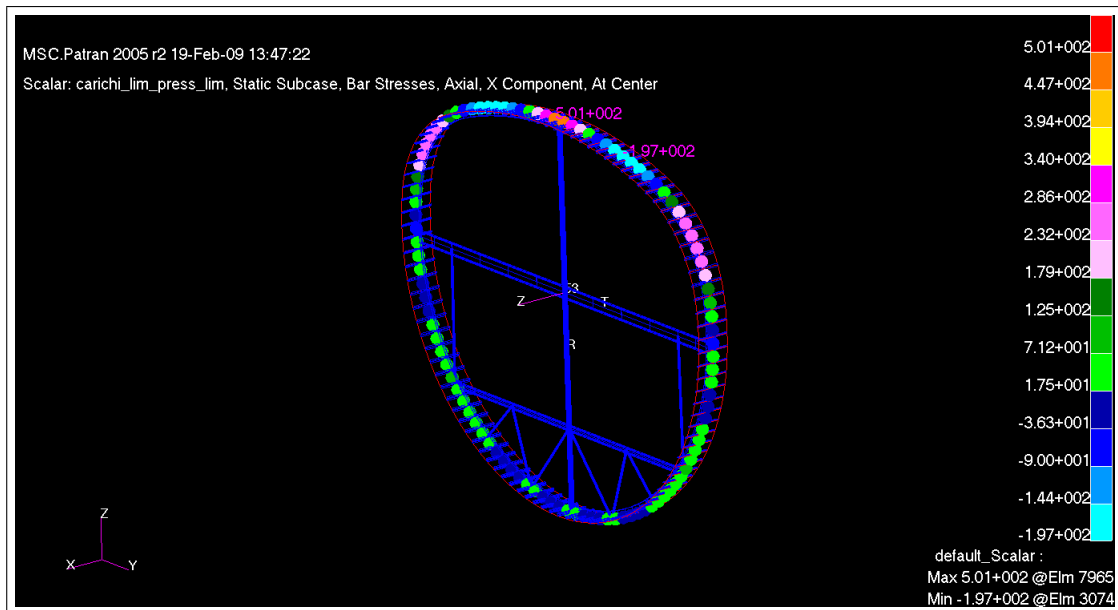


Figura 4.53: Andamento dello stress prodotto da carichi assiali agenti nell'ordinata modificata

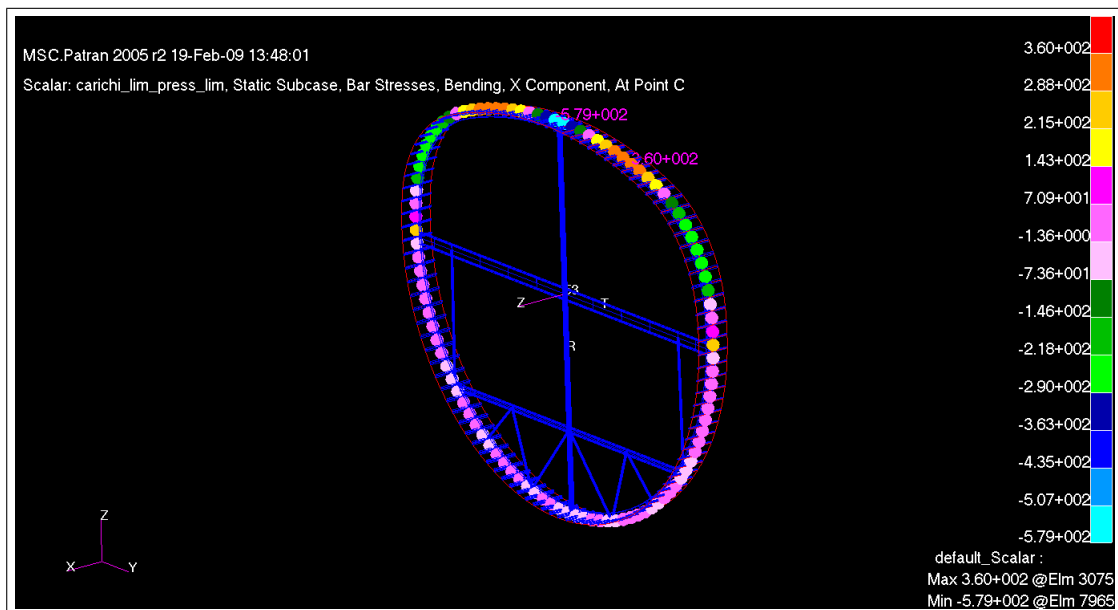


Figura 4.54: Effetto delle flessioni sullo stress assiale dell'ordinata modificata

ta della modifica, anzi le tensioni hanno un andamento più uniforme nella zona di influenza. Di seguito sono indicati i valori tensionali registrati sull'ordinata.

Ordinata	stress axial	stress bending	valore totale [Mpa]
Massimo valore in trazione	-196.4	359.7	163.3
Massimo valore in compressione	501	-579.1	-78.1

## 4.4 Analisi condizioni critiche

I valori tensionali, relativi alle condizioni di carico prese in esame per il frame di riferimento, sono riassunti nelle seguenti tabelle.

- Condizione di carichi limite

Componente	Tensione max trazione [Mpa]	Tensione max compressione [Mpa]
Ordinata	111.207	-39.234
Correnti	157	-93
Trave passeggeri	55	-79.45
Trave cargo	128	/
Post centrale	98	/
Post laterale	/	-23.25
Travatura	94	-52
Skin (Von Mises)	153	/

- Condizione di pressurizzazione ultima

Componente	Tensione max trazione [Mpa]	Tensione max compressione [Mpa]
Ordinata	382	-283
Correnti	40.55	/
Trave passeggeri	53.4	/
Trave cargo	154	/
Post centrale	119	/
Travatura	135	-46
Skin (Von Mises)	90	/

Da quanto riportato risulta che la pressurizzazione ultima è la condizione più gravosa per l'ordinata, la trave cargo, il post centrale e per la travatura. Per gli altri componenti risulta la combinazione di carichi combinati limite quella che produce i massimi valori di stress.

# Capitolo 5

## Valutazione dei pesi

### 5.1 Descrizione dei pesi delle strutture

In questo capitolo viene data una valutazione dei pesi delle strutture costituenti il frame analizzato, sia in termini di dato complessivo che in termini particolareggiati. È stato, inoltre, effettuato un confronto con un frame di una fusoliera convenzionale; in particolare, è stato preso a riferimento un velivolo Airbus 330-200 in grado di trasportare 253 passeggeri suddivisi in classi business ed economy e pertanto paragonabile alle capacità di carico della fusoliera del velivolo Prandtlplane in esame. Viene considerato un tratto centrale di fusoliera in grado di ospitare un numero di passeggeri da specifica (250 in classe economy) con passo tra i sedili della misura di 34 in (come da [9] in entrambi i velivoli a confronto). In tabella 5.1 è indicato il confronto tra le due configurazioni:

	PP	A330-200
numero file per 250 posti	25	31.25
numero di frame	43	53.5
lunghezza tratto $L_{250}$ [mm]	21575	26771
peso complessivo struttura [kg]	5676	7062

Tabella 5.1: confronto configurazioni

Ai fini di un confronto più realistico con velivoli di architettura convenzionale caratterizzati da una disposizione di 8 posti affiancati (in figura 5.1 è rappresentata una sezione dell'A330-200 in tourist class), è stata effettuata una valutazione di peso strutturale per *Volume Limited Payload*, calcolato secondo quanto specificato in [9]. Questo approccio si è reso necessario al fine di paragonare due tipologie di fusoliere aventi caratteristiche geometriche, strutturali e finalità differenti, considerando che la fusoliera di un velivolo Prandtlplane presenta un'elevata capacità di carico merci a parità di numero di passeggeri trasportati.

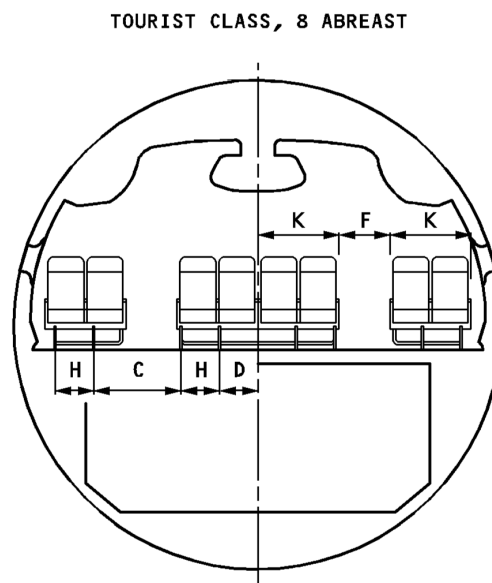


Figura 5.1: sezione A330

Infatti per la fusoliera in esame, il tratto utile per l'alloggiamento delle merci è l'intero piano cargo libero da impedimenti e interamente sfruttabile, contrariamente ad una fusoliera tradizionale in cui la presenza dell'attraversamento alare riduce la capacità di carico, come in figura 5.2. In quest'ultimo caso, pertanto, nella valutazione del VLP, è stata sottratta una porzione di fusoliera pari alla corda alla radice dell'ala.

Di seguito sono riportati i parametri di riferimento indicati nei regolamenti:

- volume bagaglio  $v_b = 0.125m^3$

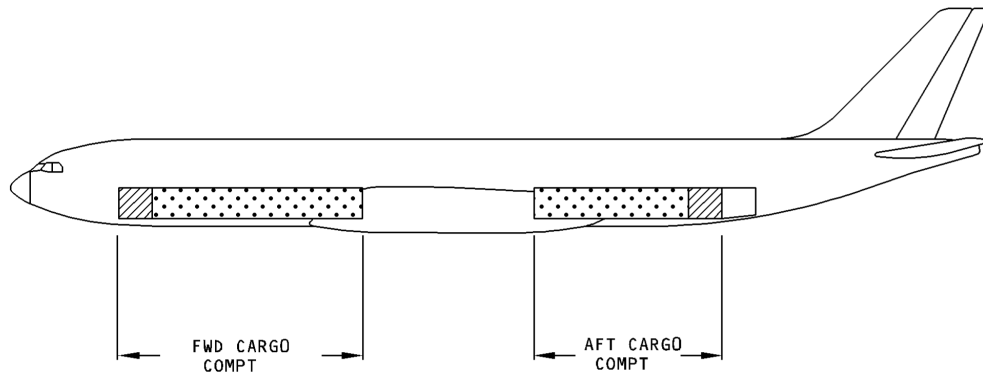


Figura 5.2: cargo A330

- densità bagaglio sciolto  $\rho = 176kg/m^3$
- volume LD3  $V_{LD3} = 4.13m^3$
- tara di un LD3  $W_{LD3} = 98kg$
- peso di un passeggero  $W_{pass} = 75kg$
- peso di un bagaglio  $W_{bag} = 20kg$

utilizzati per il calcolo del VLP di entrambe le configurazioni di fusoliera secondo la procedura in [9]:

- fusoliera PP:

$$n_{LD3} = L_{250} \cdot 2 / L_{LD3} = 28$$

$$LD3_{nec} = 8$$

$$LD3_{lib} = 20$$

$$W_{cc} = \rho \cdot LD3_{lib} \cdot V_{LD3} + n_{LD3} \cdot W_{LD3} = 17281kg$$

$$W_{pay} = 250(W_{pass} + W_{bag}) = 23750kg$$

$$VLP = W_{cc} + W_{pay} = 41031.6kg$$

- fusoliera A330-200

$$L_{attr} = 10.3 \text{ m}$$

$$n_{LD3} = (L_{250} - L_{attr}) \cdot 2 / L_{LD3} = 22$$

$$LD3_{nec} = 8$$

$$LD3_{lib} = 14$$

$$W_{cc} = \rho \cdot LD3_{lib} \cdot V_{LD3} + n_{LD3} \cdot W_{LD3} = 12332.3kg$$

$$W_{pay} = 250(W_{pass} + W_{bag}) = 23750kg$$

$$VLP = W_{cc} + W_{pay} = 36082.3kg$$

Dai valori ricavati in precedenza, si ottengono i seguenti risultati:

- velivolo Prandtlplane:

$$W_{st}/VLP = 5676/41031.6 = 0.14$$

- fusoliera A330-200

$$W_{st}/VLP = 7062/36082.3 = 0.196$$

avendo indicato con  $W_{st}$  il peso totale del tratto di struttura secondo quanto riportato in tabella 5.1. Dal confronto tra i dati complessivi, l'indice relativo alla fusoliera del Prandtlplane risulta inferiore di quasi il 6% rispetto ad una fusoliera convenzionale. Il risultato ottenuto conferma la maggiore flessibilità, relativamente alle possibilità di impiego sia come velivolo cargo sia come velivolo destinato al trasporto passeggeri, della fusoliera del Prandtlplane.

In merito alla valutazione dei pesi dei singoli componenti di un frame di fusoliera del PP, in tabella 5.2 è indicato un quadro riepilogativo e di confronto con la fusoliera convenzionale, i cui pesi relativi sono stati dedotti da un modello realizzato per un'analisi F.E.M. condotta in [13], ottenuto assumendo le soluzioni strutturali dei pannelli dorsali, ventrali e laterali di una fusoliera dell'A330. L'insieme delle parti costituenti la struttura interna (vedi tab.5.3) nella fusoliera del PrandtlPlane, incide per un totale del 30.9% non dissimile dell'A330 in cui l'analoga struttura interna rappresenta il 29.3% del peso totale di un frame. Tale dato, anche alla luce delle verifiche effettuate nel capitolo precedente, suggerisce che



l'applicazione del tirante centrale possa essere una soluzione efficace ai fini del trasferimento di carico, dovuto alla pressurizzazione, alla parte inferiore della sezione, senza accrescere il peso complessivo della struttura.

Compon. nuova sez.	PP [Kg]	Incidenza %	A330 [kg]	Incidenza %
skin	55	41.7	45,88	34.8
correnti	17	12.9	29,76	22.5
trave ponte passeggeri	12	9.1	30.17	22.9
trave ponte cargo	6	4.5	7.12	5.4
Tirante centrale	13	9.8	/	/
struts laterali	4	3	1.34	1
travatura sostegno cargo	6	4.5	/	/
ordinata di forma	19	14.4	17.73	13.4
peso frame	132	100	132	100

Tabella 5.2: Pesi strutture nuova sezione

Gruppo struttura interna	Incidenza % PP	Incidenza % A330
trave ponte passeggeri	9.1	22.9
trave ponte cargo	4.5	5.4
Tirante centrale	9.8	/
struts laterali	3	1
travatura sostegno cargo	4.5	/
<b>dato complessivo</b>	<b>30.9</b>	<b>29.3</b>

Tabella 5.3: Incidenza del peso della struttura interna nuova sezione

In seguito ai valori tensionali ottenuti dalle analisi condotte sulla sezione pre-dimensionata assunta come punto di partenza, è emerso un sovradimensionamento complessivo del frame. In base all'incidenza percentuale dei singoli componenti sul peso complessivo di un singolo frame, come visibile nei valori riportati in appendice, si sono individuati nei correnti e nell'ordinata gli elementi su cui intervenire

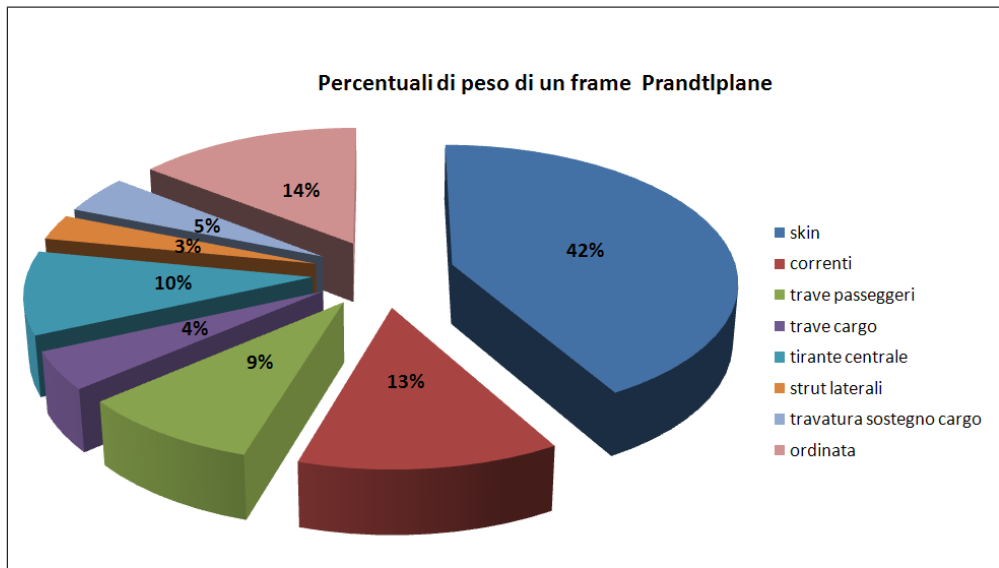


Figura 5.3: Distribuzione dei pesi di un frame Prandtlplane

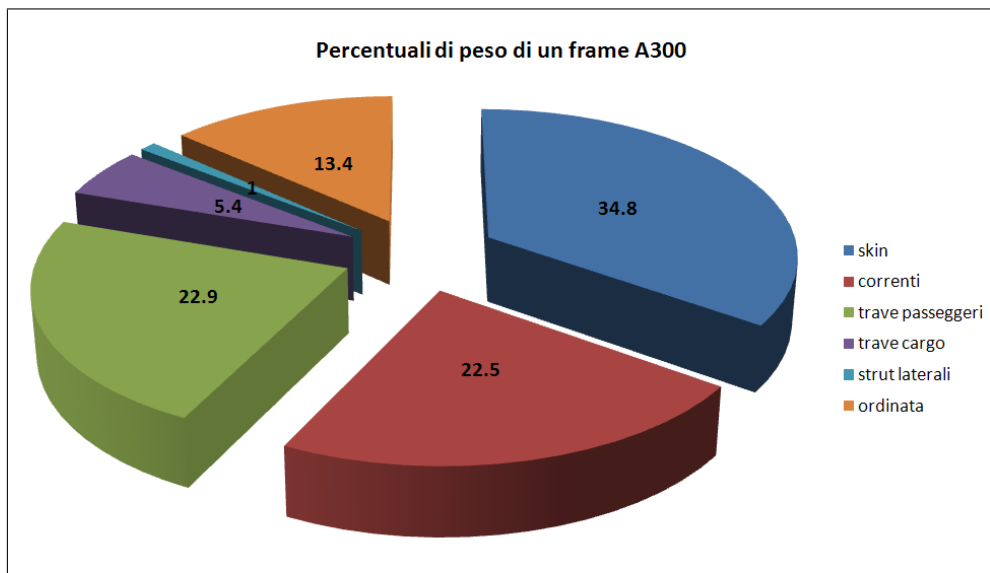


Figura 5.4: Distribuzione dei pesi di un frame A300

per una possibile riduzione di peso complessivo. Osservato questo aspetto, è stato effettuato il rapporto tra le tensioni massime emerse dalle condizioni di carico esaminate in tali componenti strutturali (riportate nel capitolo precedente) e la tensione di snervamento ammissibile del materiale con l'intento di individuare possibili ulteriori interventi nell'ottica di riduzione del peso. Alla luce dei dati

Compon. PP [Kg]	Incidenza % peso frame	$\sigma_{max}/\sigma_{amm}$
skin	41.7	0.51
correnti	12.9	0.52
trave ponte passeggeri	9.1	0.18
trave ponte cargo	4.5	0.51
Tiranti centrali	9.8	0.4
struts laterali	3	0.08
travatura sostegno cargo	9	0.45
ordinata	14.4	1.27

Tabella 5.4: Valori delle tensioni massime dei componenti in condizioni limite

di tabella 5.4 si può notare che i componenti aventi maggior incidenza sul peso del frame su cui poter intervenire per una riduzione del peso stesso, sono lo skin e i correnti, in cui è presente un certo margine sulla tensione ammissibile. Emerge inoltre che l'ordinata, nel caso di pressurizzazione ultima, è sottoposta ad una tensione superiore al limite di snervamento, seppure in zone localizzate, che pertanto richiederebbe un incremento di sezione per riportare la tensione a valori ammissibili.

# Capitolo 6

## Conclusioni e futuri sviluppi

Il lavoro di tesi ha permesso di definire un quadro preliminare del comportamento di una fusoliera di forma non convenzionale sottoposta ai carichi combinati limite e alla pressurizzazione ultima; tali condizioni sono state ritenute utili per l'analisi statica di un frame caratteristico del tratto centrale. In particolare il carico di pressurizzazione imposto alla struttura, ha messo in evidenza l'importanza della presenza del tirante centrale, componente innovativo rispetto alla usuale struttura di una fusoliera tradizionale.

A questo scopo è stata effettuata una analisi agli elementi finiti di un modello semplificato di fusoliera, utilizzando il software Nastran affiancato dal Patran come pre-processor e post-processor. La flessibilità del modello si è rivelata di fondamentale importanza per un'analisi di tipo preliminare, consentendo di modificare rapidamente sia le caratteristiche geometriche dei componenti strutturali, sia le condizioni di vincolo più adatte alla particolare condizione di carico presa in esame. Infatti, è stato possibile realizzare dei modelli differenti che prevedono l'utilizzo o meno del tirante centrale come elemento costruttivo, ed il caso di struttura con localizzate interruzioni del tirante stesso in zone in cui siano previsti varchi per collegare i due corridoi del ponte passeggeri. I risultati ottenuti hanno mostrato che tale elemento strutturale risulta indispensabile, nel caso di sollecitazioni dovute a pressurizzazione, per fusoliere di grossa dimensione come quella del PrandtlPlane, caratterizzata da una sezione con diametro orizzontale

più grande di quello verticale.

Conseguentemente alle verifiche delle tensioni gravanti sulla struttura effettuate sulla sezione di fusoliera predimensionata in tesi precedenti, caratterizzate da un sovradimensionamento generalizzato della struttura, sono state individuate quelle parti strutturali aventi un'incidenza considerevole sul peso complessivo di un frame, vale a dire lo skin, i correnti e l'ordinata, ovvero quelle parti della struttura direttamente connesse all'estensione della superficie bagnata. Preso a riferimento un pannello dorsale di fusoliera del velivolo A330, già ottimizzato in termini di peso, si è proceduto ad importarne le caratteristiche geometriche per esaminare l'effetto di una riduzione di peso complessivo sugli stati tensionali. I risultati ottenuti in seguito a questa ulteriore modifica hanno evidenziato l'esistenza di un margine sulle tensioni ammissibili, margine che riguarda in particolare lo skin e i correnti; l'ordinata, dall'analisi, risulta invece di poco sottodimensionata, per cui dovrà essere analizzata la possibilità di una modifica locale della sezione nelle parti in cui avviene il passaggio dal raggio maggiore al raggio minore, zona nella quale si rilevano tensioni al di sopra della tensione limite di snervamento del materiale preso a riferimento.

E' stato infine effettuato un confronto tra la fusoliera di un Prandtlplane e di un Airbus A330, in termini del rapporto tra peso strutturale di un tratto di fusoliera necessario a contenere lo stesso numero di passeggeri e il VLP, dal quale è emersa una maggiore flessibilità di impiego, sia come aereo passeggeri che come cargo. Come sviluppi futuri dovranno essere studiate:

- la condizione di carichi prodotti sulla fusoliera da manovre sul piano latero-direzionale
- una condizione di resistenza a fatica di un pannello ventrale
- un'analisi di dettaglio del comportamento a pressurizzazione del pannello posto in corrispondenza del passaggio tra raggio maggiore e raggio minore, valutando l'effetto di correnti dotati di maggiore rigidità e di un'ordinata adeguatamente ispessita localmente

- l'apporto di possibili soluzioni strutturali in grado di irrigidire le zone di interruzioni dei tiranti
- soluzioni strutturali ottimali per il collegamento tra trave passeggeri e tirante centrale e tra tirante e ordinata
- le modalità di introduzione dei carichi aerodinamici, alla struttura, trasmessi dai fin verticali

# Bibliografia

- [1] **C.Bottoni, J.Scanu**, *Preliminary design of a 250 passenger PrandtlPlane aircraft*, Tesi di Laurea, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Pisa, 2004
- [2] **M.Bernardini**, *Dimensionamento strutturale preliminare di un segmento di fusoliera di un velivolo PrandtlPlane*, Tesi di Laurea, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Pisa, 2004
- [3] **F.Pierotti**, *Progetto e dimensionamento strutturale preliminari del tronco posteriore di fusoliera di un velivolo PrandtlPlane*, Tesi di Laurea, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Pisa, 2005
- [4] **T.L.Lomax**, *Structural loads analysis for commercial transports aircraft: theory and practice*, AIAA Education Series, 1996
- [5] **A.Frediani, G.Montanari**, *Problemi di minimo della resistenza indotta in sistemi portanti chiusi*, Tesi di laurea, Università di Pisa, 1998
- [6] **Niu M. C.**, *Airframe structural design*, 1988 (Conmlit Press, Hong Kong)
- [7] **E. F. Bruhn**, *Analisis and Design of Flight Vehicle Structure*, 1973 (Jacobs Publishing, Indianapolis)
- [8] **Far 25.365**, *subpart C e D*
- [9] **AEA**, *Requirements*
- [10] **MSC Patran/Nastran Library& Help** in linea

- [11] **G. Bertini**, *Studio del comportamento di strutture di fusoliera soggette a flessione e taglio mediante analisi agli Elementi Finiti*, Tesi di Laurea, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Pisa, 2005
  
- [12] **A. Giannangeli**, *Studio del comportamento di strutture di fusoliera soggette a carico di pressurizzazione mediante analisi agli Elementi finiti*, Tesi di Laurea, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Pisa, 2006
  
- [13] **L.Boni, D.Faneria**, *Development of analytical methods for fuselage design: validation by means of finite element analyses*, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Pisa, 2004



# Appendice A

## Analisi sezione pre-dimensionata

### A.1 Sezione pre-dimensionata, pressurizzazione ultima

Si è ritenuto utile riportare i risultati delle analisi relative allo stato tensionale della sezione pre-dimensionata nelle tesi [2] e [3] sottoposta alle medesime condizioni di carico di cui al paragrafo precedente. Le differenze nella struttura sono relative alle caratteristiche della sezione dell'ordinata e dei correnti, i cui stati di sollecitazione sono messi in luce dalla figura A.1 alla figura A.4.

Ordinata	stress axia	stress bending	valore totale
Massimo valore trazione	38.6	85.4	124
Massimo valore compressione	40	-90	-50

Per l'ordinata gli andamenti tensionali si avvicinano, per modalità di distribuzione, al comportamento della sezione esaminata nel caso precedente; l'indicazione è che, nonostante la presenza di un'ordinata di maggiori dimensioni, il tratto in corrispondenza della forte variazione di raggio resta critico per la presenza delle tensioni di compressione di cui già detto in precedenza. L'ordine di grandezza delle tensioni è notevolmente inferiore alle tensioni ammissibili del materiale; da qui è nata l'idea della modifica apportata all'ordinata ed ai correnti,

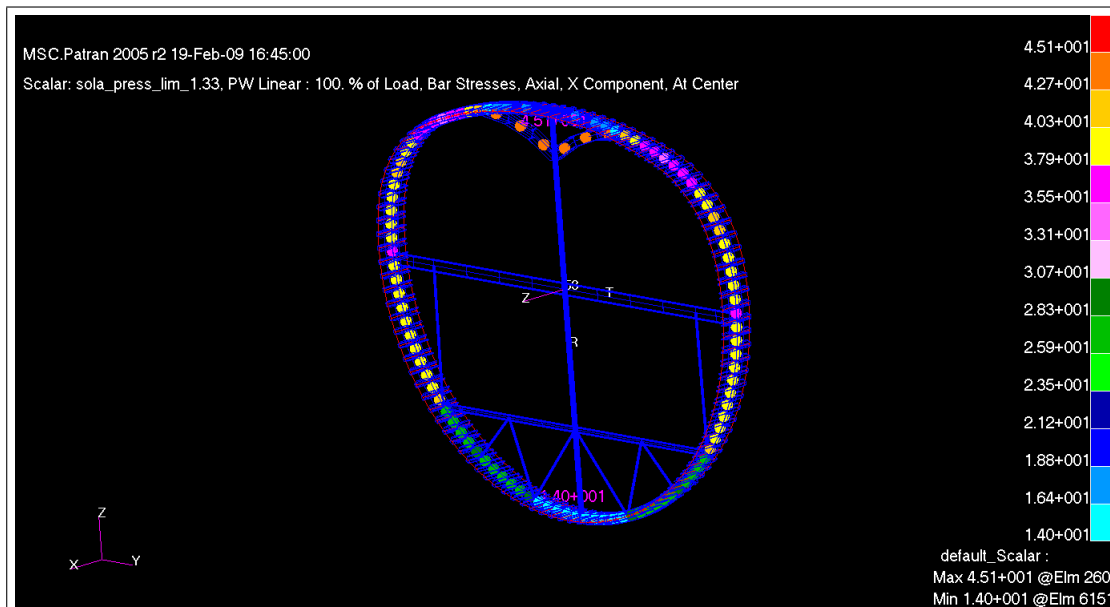


Figura A.1: Tensioni normali sull'ordinata prodotte da sforzo normale

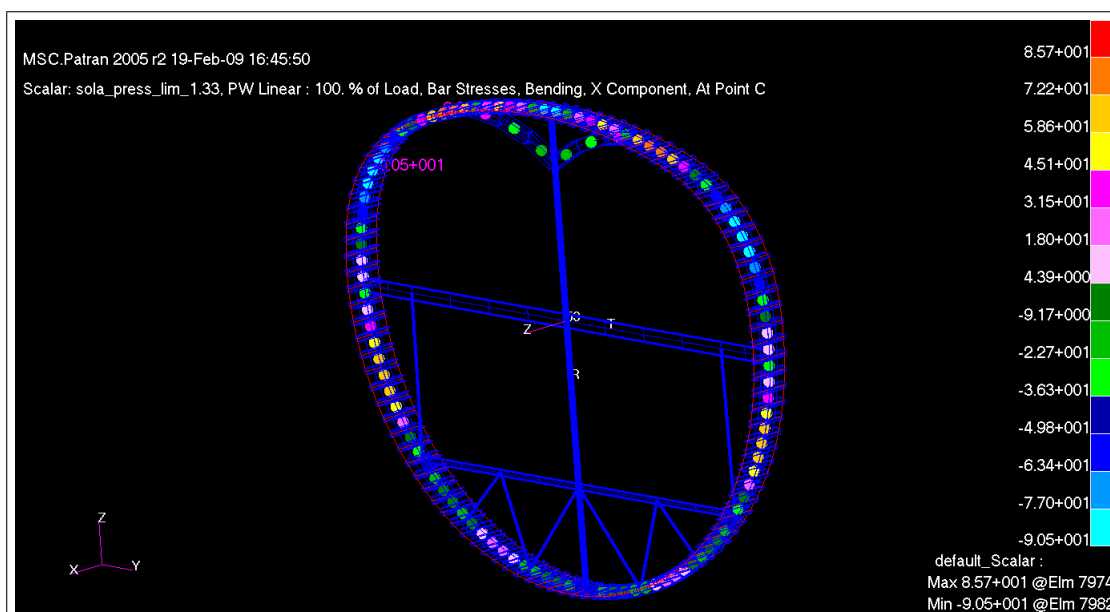


Figura A.2: Tensioni normali sull'ordinata prodotte dalla flessione

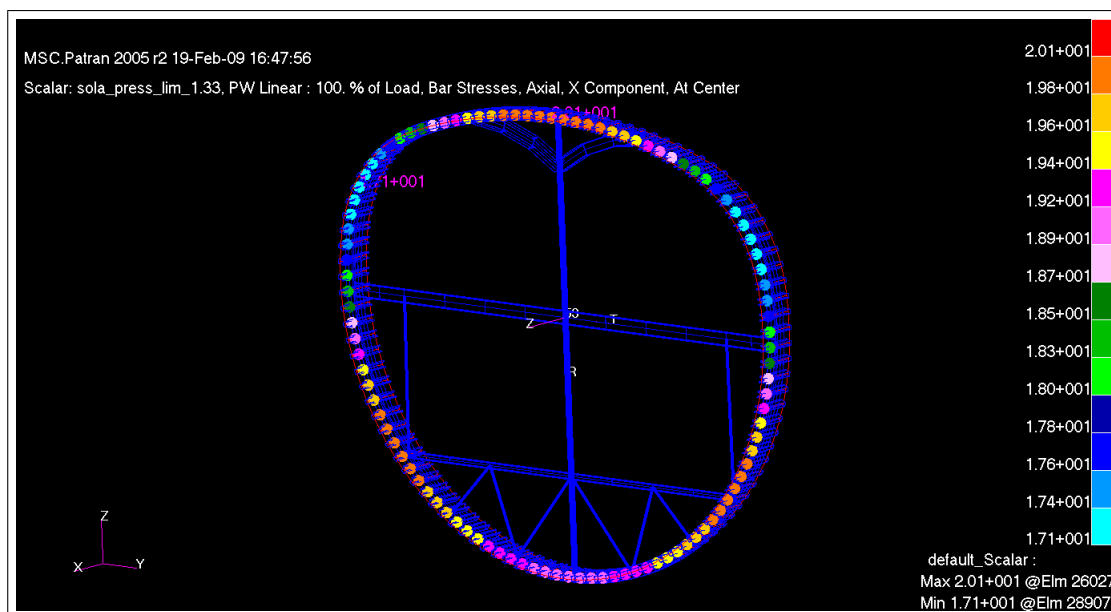


Figura A.3: Tensioni normali prodotte da sforzo normale sui correnti

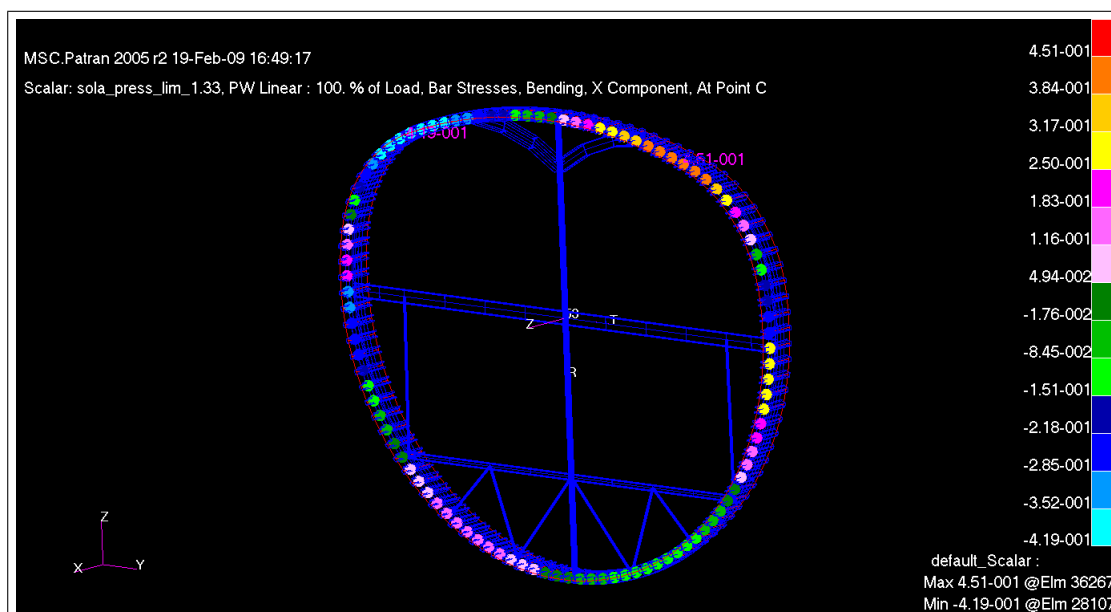


Figura A.4: Tensioni normali prodotte da sforzo normale sui correnti

ricercando una struttura che risulti più efficiente in termini di rapporto tra peso e stato tensionale.

Componente	stress axial	stress bending	valore totale
Correnti	20.02	0.15	20.17

Per i correnti, vale quanto detto per l'ordinata, con l'aggiunta che i valori delle tensioni derivanti dagli effetti flessionali, risultano estremamente bassi rispetto ad i casi precedenti, pertanto il valore complessivo risulta inferiore ai valori della tensione ammissibile del materiale.

## A.2 Sezione pre-dimensionata, carichi limite

Anche per il caso di carichi limite, come già visto per l'analisi in condizione di pressurizzazione ultima, è stato effettuato il confronto con la sezione precedentemente dimensionata, caricata alle medesime condizioni. Le figure seguenti fanno riferimento agli stati tensionali dei componenti successivamente modificati.

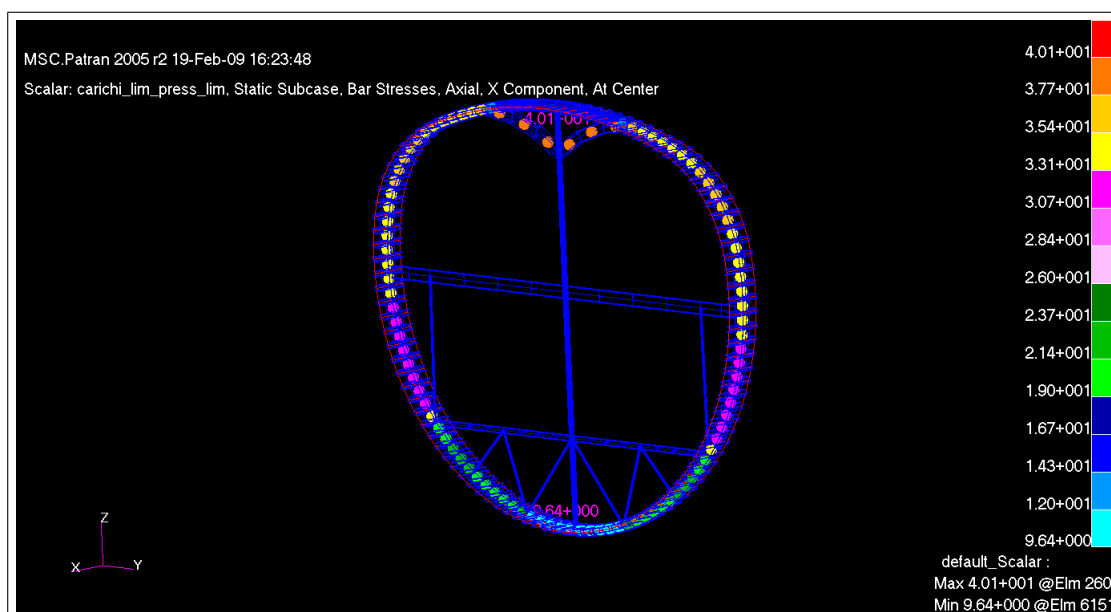


Figura A.5: Tensioni normali sull'ordinata prodotte da sforzo normale

A. Analisi sezione pre-dimensionata

Ordinata	stress axial	stress bending	valore totale [Mpa]
Massimo valore trazione	34.35	68.12	102.47
Massimo valore compressione	17	-69.44	-52.44

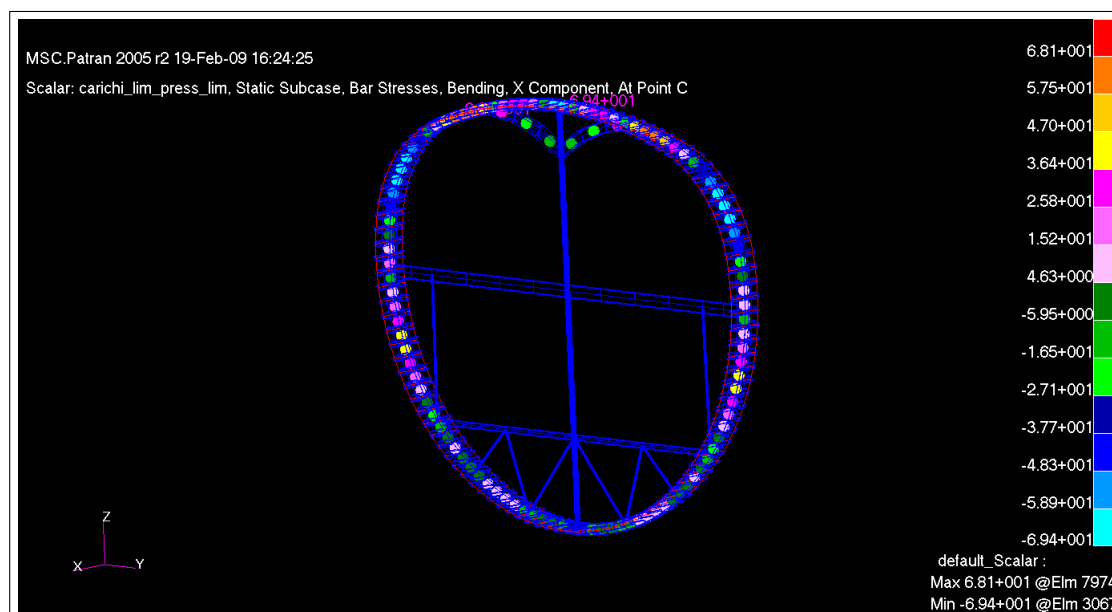


Figura A.6: Tensioni normali sull'ordinata prodotte dalla flessione

Correnti	stress axial	stress bending	valore totale [Mpa]
Massimo valore trazione	77	3	80
Massimo valore compressione	-40.68	-4.9	-45.67

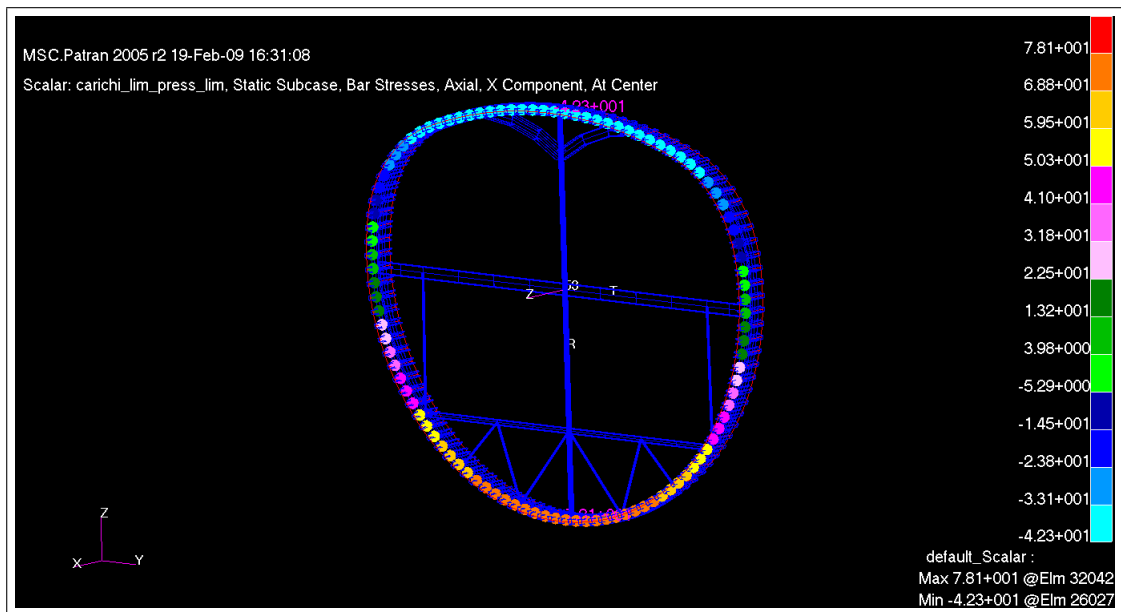


Figura A.7: Tensioni normali prodotte da sforzo normale sui correnti

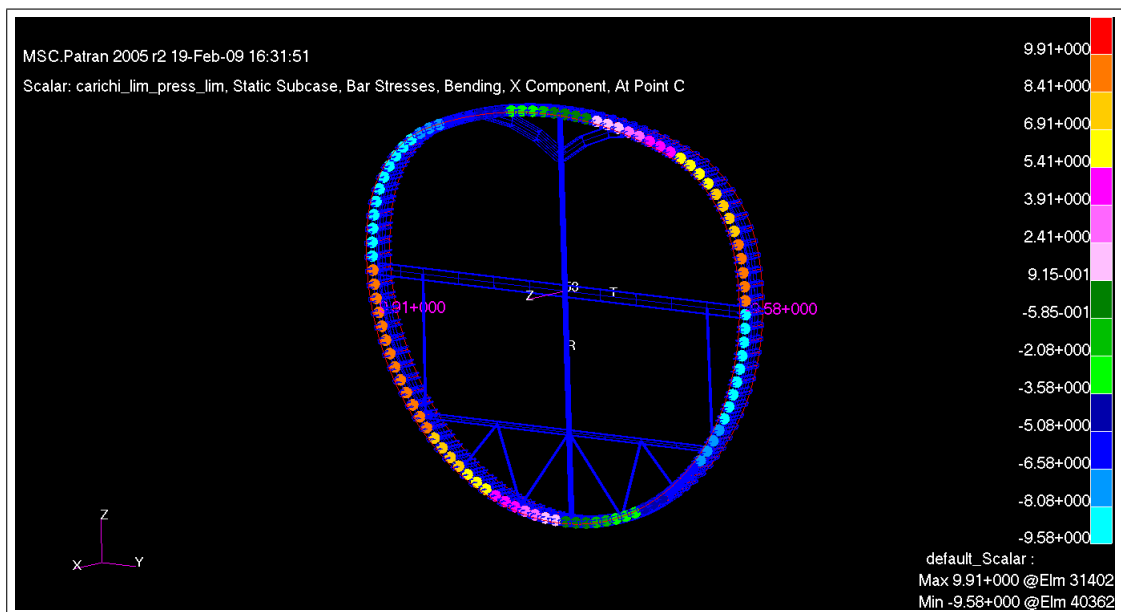


Figura A.8: Tensioni normali prodotte da sforzo normale sui correnti

### A.3 Valutazione dei pesi

Di seguito nelle tabelle A.1, A.2 e A.3 sono riportati i valori dei pesi dei componenti della struttura di primo dimensionamento ed i relativi stati tensionali; in seguito alle analisi su questa struttura, è stato infatti deciso di apportare le modifiche ai correnti ed all'ordinata dimensionati secondo un pannello di una fusoliera convenzionale, i cui risultati sono esposti al capitolo 5.

Compon. vecchia sez.	PP [Kg]	Incidenza %	A330 [kg]	Incidenza %
skin	55	20.8	45,88	34.8
correnti	96	36.2	29,76	22.5
trave ponte passeggeri	12	4.5	30.17	22.9
trave ponte cargo	6	2.3	7.12	5.4
tirante centrale	13	4.9	/	/
struts laterali	4	1.5	1.34	1
travatura sostegno cargo	6	2.3	/	/
ordinata di forma	73	27.5	17.73	13.4
peso frame	265	/	132	/

Tabella A.1: Pesi strutture vecchia sezione

Gruppo struttura interna	Incidenza % PP vecchia sezione	Incidenza A330 [kg]
trave ponte passeggeri	4.5	22.9
trave ponte cargo	2.3	5.4
post centrale	4.9	/
struts laterali	1.5	1
travatura sostegno cargo	2.3	/
<b>dato complessivo</b>	<b>15.5</b>	<b>29.3</b>

Tabella A.2: Incidenza del peso della struttura interna vecchia sezione

---

Compon. PP [Kg]	Incidenza % peso frame	Tensione massima [Mpa]
skin	20.8	54.7
correnti	36.2	78
trave ponte passeggeri	4.5	50.4
trave ponte cargo	2.3	86.1
puntoni centrali superiori	/	94.7
struts laterali	1.5	16.44
travatura sostegno cargo	2.3	75.4
ordinata di forma	27.5	56.5

Tabella A.3: Valori delle tensioni massime dei componenti in condizioni limite



# Appendice B

## Grafici dell'andamento delle tensioni

Sono qui riportati, per completezza, gli andamenti degli stati tensionali commentati nel capitolo relativo ai risultati delle analisi. I valori di stress indicati sono quelli prodotti dall'azione assiale, da quella flessionale e il risultato complessivo che ne deriva dalla somma algebrica. In particolare i grafici sono ottenuti rispetto

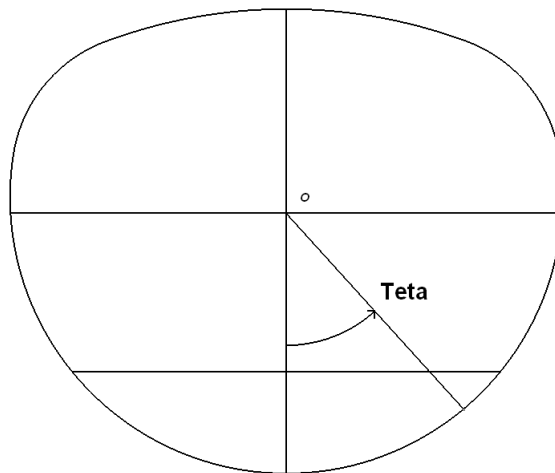


Figura B.1: Sistema di riferimento cilindrico

ad un sistema di riferimento cilindrico centrato in corrispondenza del punto di collegamento tra la trave passeggeri ed il tirante centrale, come visibile in figura B.1 rappresentato in figura; in tale sistema di riferimento, la coordinata angolare  $\theta$  assume i seguenti valori di riferimento:

- $\theta = 52.92^\circ$  in corrispondenza dell'attacco della trave cargo all'ordinata
- $\theta = 90^\circ$  in corrispondenza dell'attacco della trave passeggeri all'ordinata
- $\theta = 129^\circ$  in corrispondenza della variazione dal raggio minimo al raggio massimo della sezione
- $\theta = 150^\circ$  nel punto di rinforzo dell'ordinata

Si fa notare che nei grafici appare evidente quanto già accennato riguardo alle limitazioni di un modello agli elementi finiti così strutturato. Risultano, infatti, delle discontinuità puntuali in corrispondenza dei collegamenti tra i vari componenti.

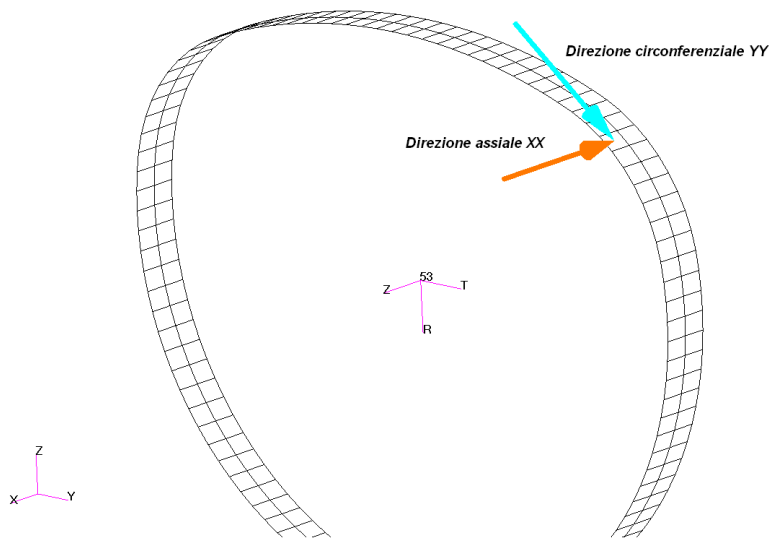


Figura B.2: Direzioni assiali e circonferenziali

### B.0.1 Pressurizzazione ultima

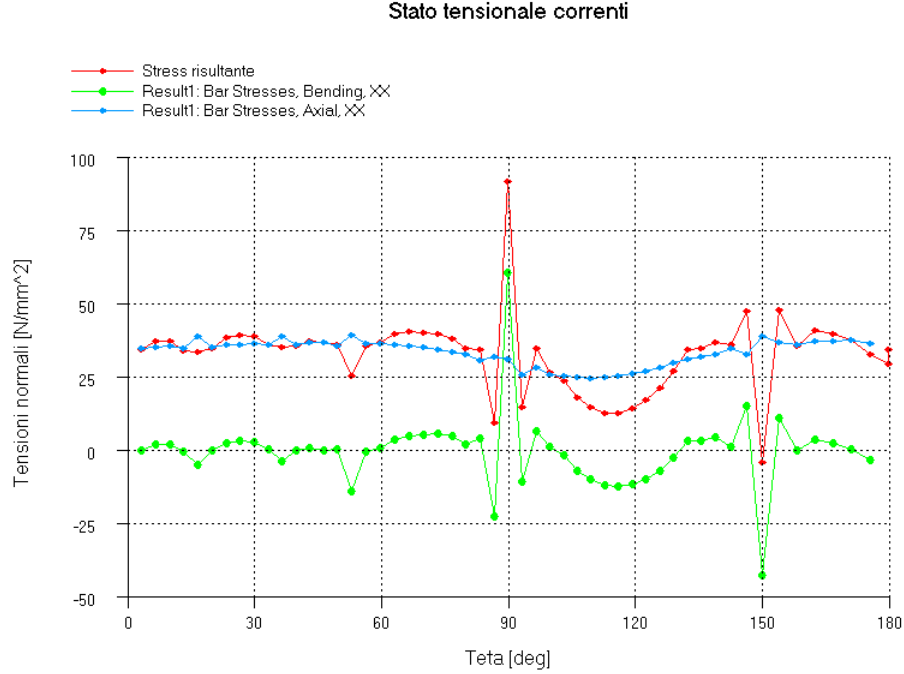


Figura B.3: stato tensionale complessivo dei correnti, caso di pressurizzazione ultima

I grafici in questa sezione sono relativi alla condizione di pressurizzazione ultima a cui è sottoposta la struttura di secondo dimensionamento (relativo alle caratteristiche dell'A330 importate nella fusoliera Prandtlplane). In successione sono raffigurati i valori tensionali dei correnti, dell'ordinata e dello skin. La realizzazione di questi andamenti è stata possibile grazie allo strumento XY plots del software Patran. Lo stress sullo skin è rappresentato sia in termini di tensioni normali e tangenziali presenti sul singolo elemento, sia facendo riferimento al criterio di Von Mises in cui la tensione equivalente è data da:

$$\sigma_{eq} = (\sigma_p^2 + \sigma_m^2 - \sigma_p \cdot \sigma_m + 3\tau_{mp}^2)^{0.5} \quad (\text{B.1})$$

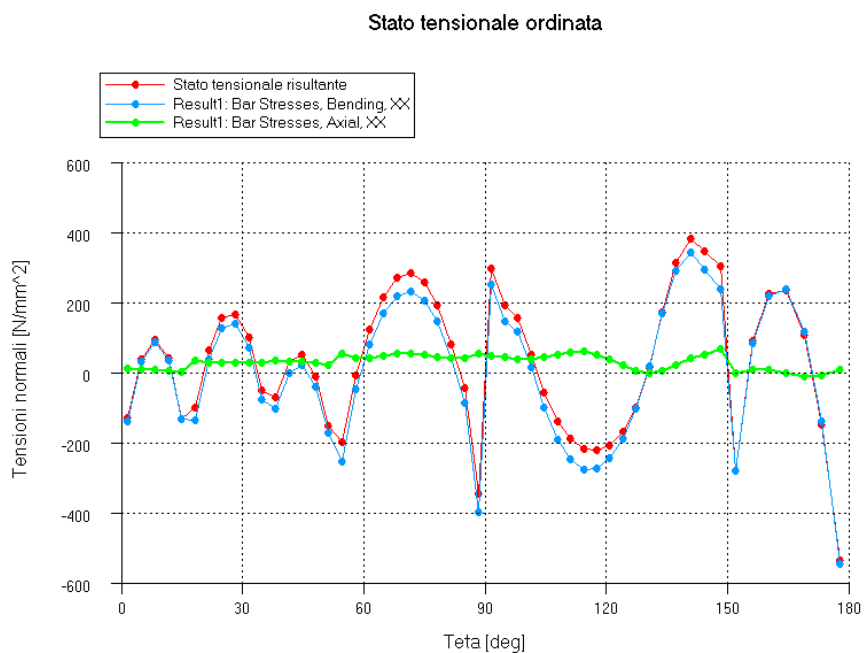


Figura B.4: stato tensionale compressivo dell'ordinata, caso di pressurizzazione ultima

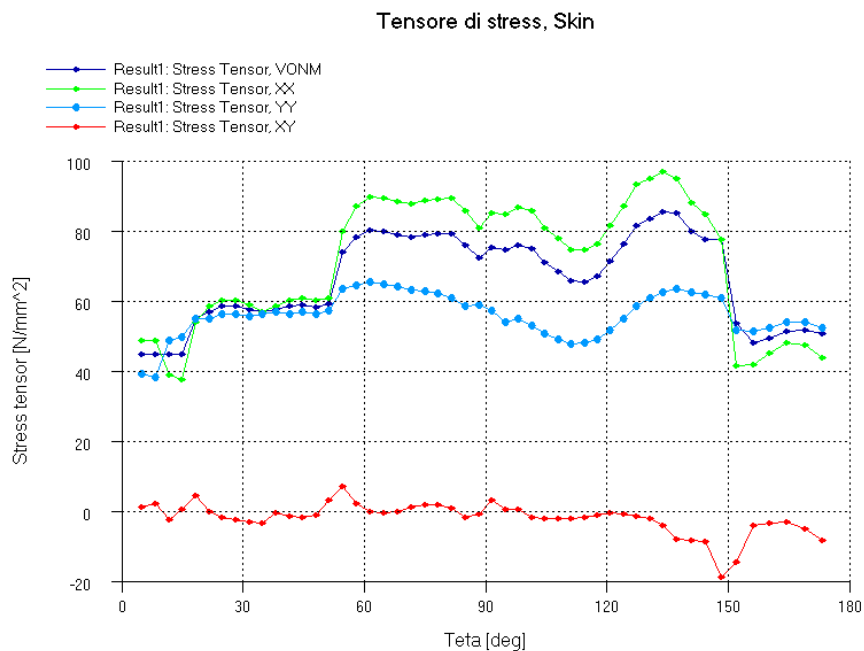


Figura B.5: Tensore di stress sullo skin, caso di pressurizzazione ultima

### B.0.2 Condizione di carico limite

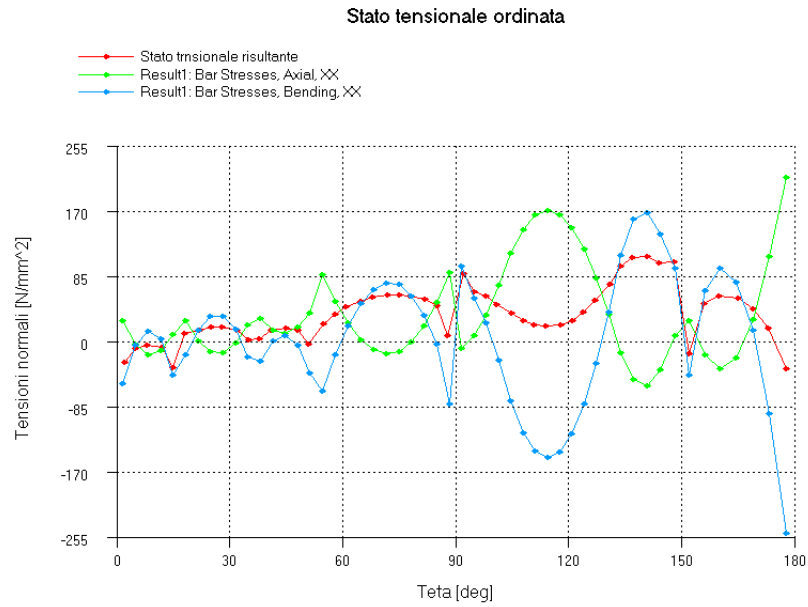


Figura B.6: stato tensionale complessivo dell'ordinata, caso di carico limite

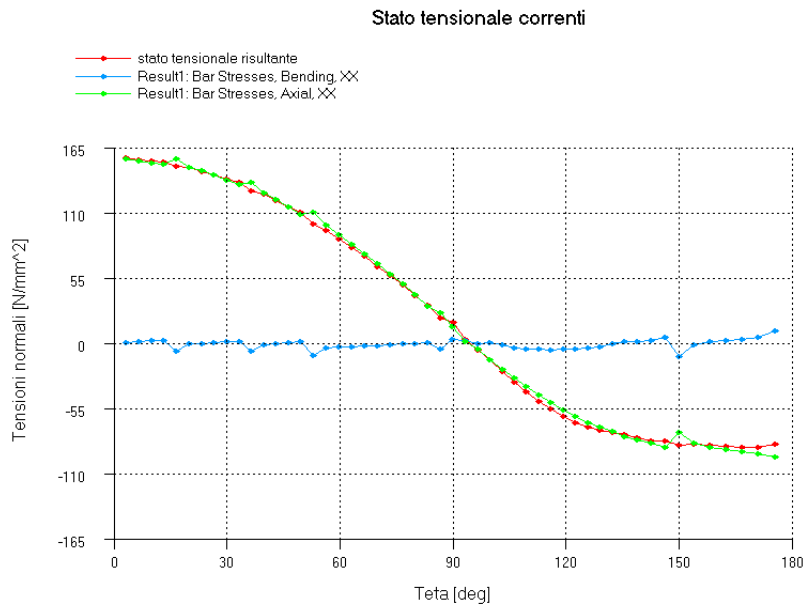


Figura B.7: stato tensionale complessivo dei correnti, caso di carico limite

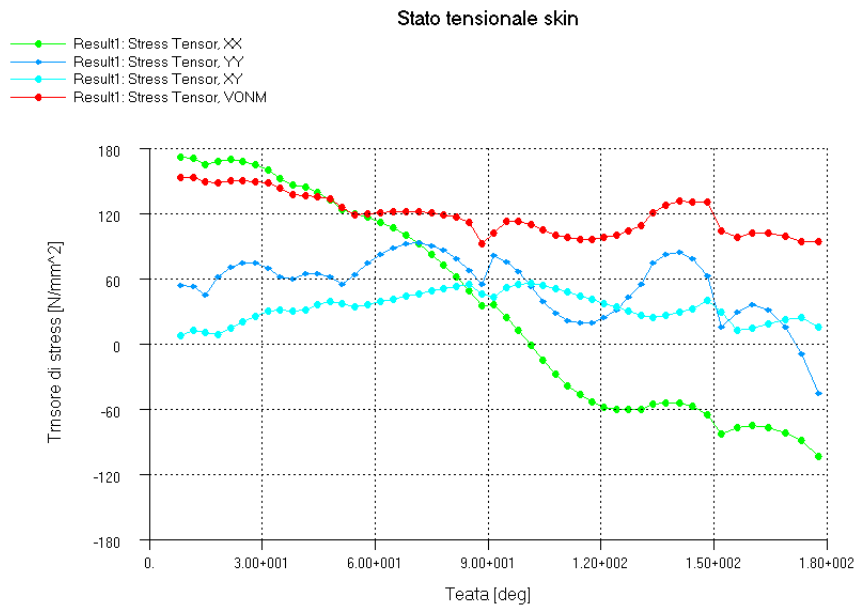


Figura B.8: tensore di stress sullo skin, caso di carico limite

## B.1 Sezione interessata dall'interruzione dei Tiranti centrali

Si riportano di seguito i grafici relativi al caso di sezione interessata dall'interruzione dei tiranti centrali in corrispondenza dei varchi per le uscite di sicurezza o servizi.

### B.1.1 Caso di pressurizzazione ultima



Figura B.9: stato tensionale complessivo dei correnti, caso di pressurizzazione ultima

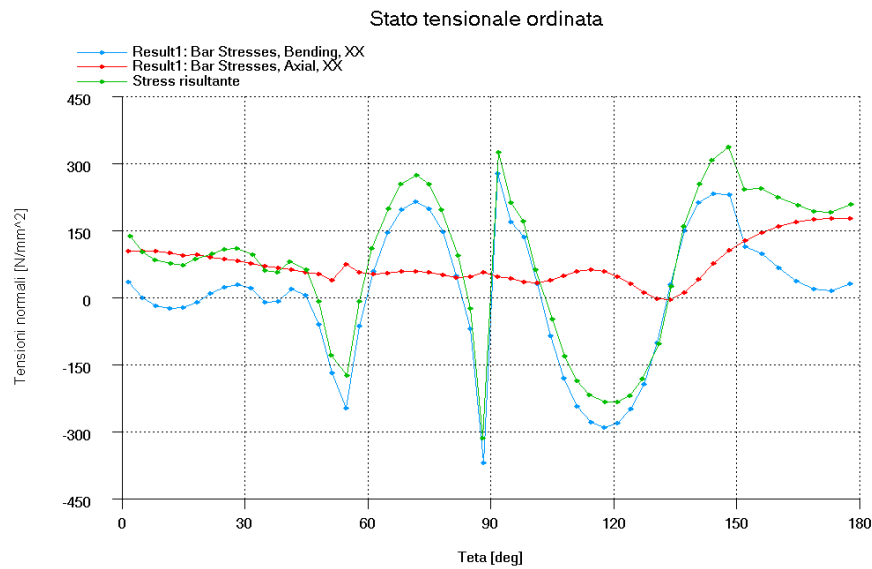


Figura B.10: stato tensionale complessivo dell'ordinata, caso di pressurizzazione ultima

### B.1.2 Caso di condizioni limite

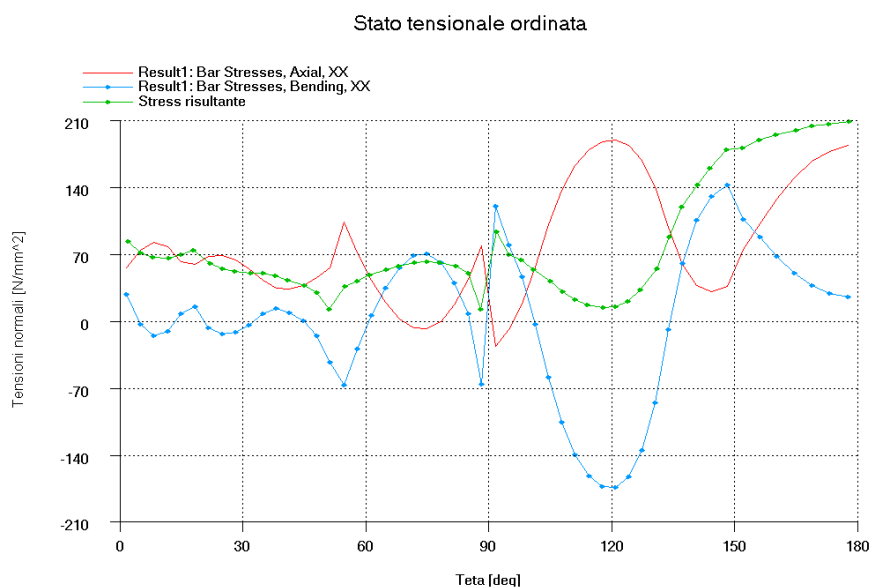


Figura B.11: stato tensionale compressivo dell'ordinata, caso di carico limite

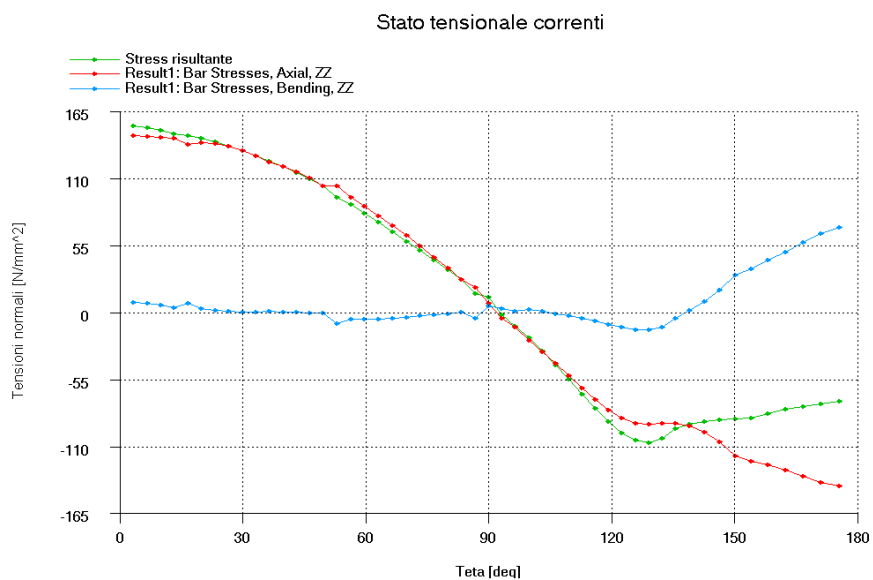


Figura B.12: stato tensionale compressivo dell'ordinata, caso di carico limite



# Appendice C

## Dimensioni elementi strutturali

Si riportano di seguito le caratteristiche geometriche dei componenti della struttura della fusoliera, sia facendo riferimento alle dimensioni importate dal velivolo A340, sia alle dimensioni iniziali riferite ai valori del dimensionamento preliminare di [2]. Le rappresentazioni nelle figure seguenti ed i dati numerici sono stati estratti dal Patran tramite gli strumenti *Report* e *Calculate Display* della sezione proprietà. Per ciò che riguarda le unità di misura, non espresse nei report, si fa riferimento ai [mm] come unità di misura di riferimento.

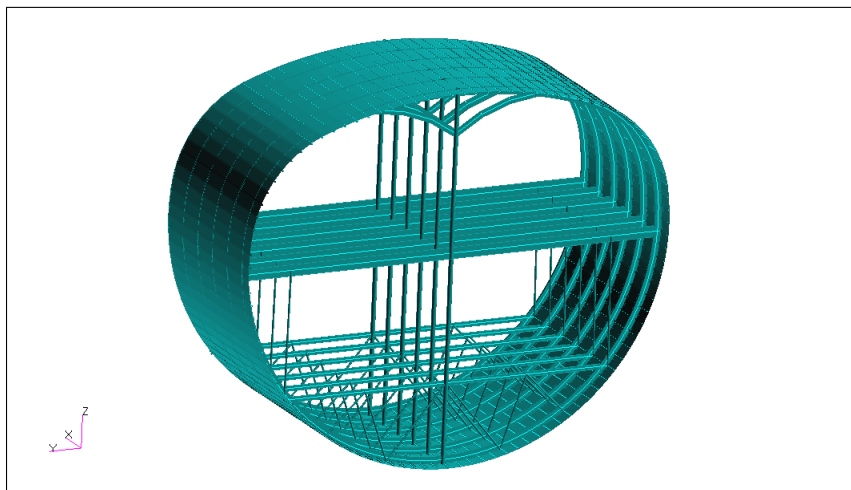


Figura C.1: Visualizzazione struttura completa

## C.1 Struttura dimensionata su riferimento di un pannello di fusoliera A340

Trave passeggeri e Trave cargo.

Le travi passeggeri e cargo sono state schematizzate come travi a doppio T di sezione costante lungo la lunghezza, collegate all'ordinata alle estremità e sostenute in zona centrale da post nella zona centrale e dagli struts laterali.

Section Shape: I

Section Properties

Area

$$A = 628$$

Moments of Inertia

$$I1 = 2827057.3$$

$$I2 = 62609.332$$

$$I12 = 0$$

Torsional Constant about Centroid

$$J = 1345.3334$$

Beam Cross Section External

Perimeter

$$\text{Perim} = 536.$$

Dimensions

$$H = 170.$$

$$W1 = 50.$$

$$W2 = 50.$$

$$t = 2.$$

$$t1 = 3.$$

$$t2 = 3.$$

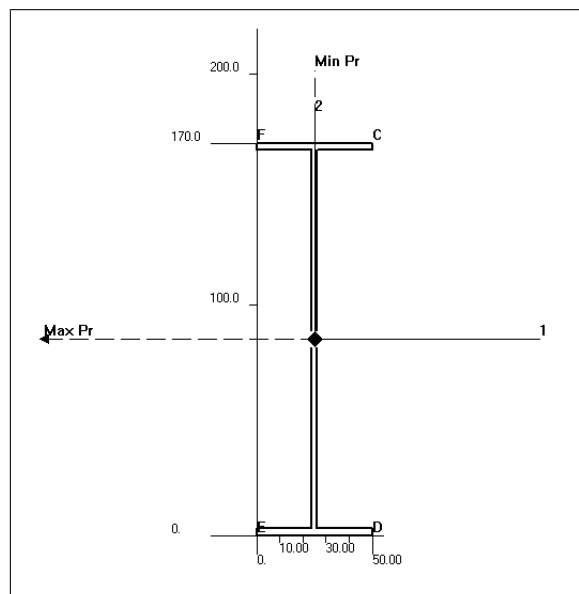


Fig.C2: Trave passeggeri

Section Shape: I

Section Properties

Area

$A = 438.$

Moments of Inertia

$I1 = 443776.5$

$I2 = 62546.$

$I12 = 0.$

Torsional Constant about Centroid

$J = 1092.$

Beam Cross Section External

Perimeter

Perim = 346.

Dimensions

$H = 75.$

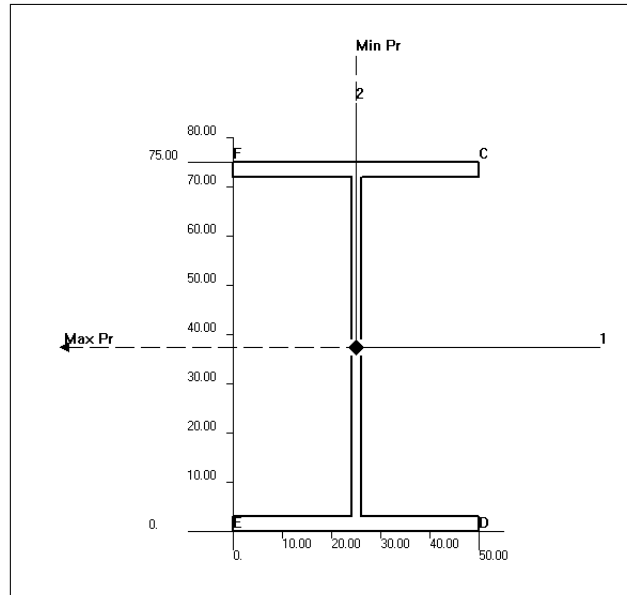
$W1 = 50.$

$W2 = 50.$

$t = 2.$

$t1 = 3.$

$t2 = 3.$



**Fig.C3:** Trave cargo

Correnti.

I correnti di longitudinali sono stati schematizzati come travi a Z di sezione costante lungo la lunghezza. Sono distribuiti lungo il perimetro interno dello skin con un passo di 200 mm ed orientati in base al versore normale alla superficie nei punti di contatto.

Section Shape: Z

Section Properties

Area

$A = 120.01999$

Moments of Inertia

$I1 = 17660.977$

$I2 = 10733.904$

$I12 = -10742.961$

Torsional Constant about Centroid

$J = 115.61925$

Shear Stiffness Factors

$K1 = 0.37677059$

$K2 = 0.5750708$

Shear Center Relative to Origin

Hori. = 0.85000002

Vert. = 15.

Angle from Axis 1 to Maximum

Principal Axes

$\alpha = 36.065327$

Beam Cross Section External

Perimeter

Perim = 144.59999

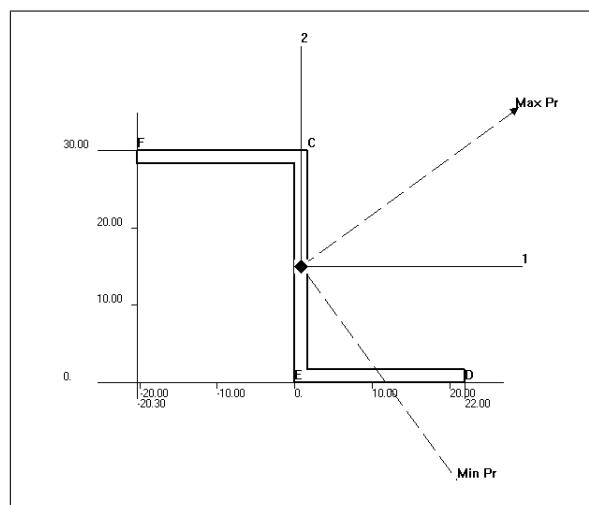
Dimensions

$W = 20.299999$

$t = 1.7$

$H1 = 26.6$

$H2 = 30.$



**Fig.C4:** Sezione corrente

Ordinata

L'ordinata è stata schematizzata come una trave ad anello con sezione a Z, distanziate con passo costante di 500 mm.

Section Shape: Z

Section Properties

Area

$$A = 300.22006$$

Moments of Inertia

$$I1 = 557627.81$$

$$I2 = 34302.43$$

$$I12 = -94201.523$$

Torsional Constant about Centroid

$$J = 289.2121$$

Shear Stiffness Factors

$$K1 = 0.63759899$$

$$K2 = 0.34314844$$

Shear Center Relative to Origin

$$\text{Hori.} = 0.85000002$$

$$\text{Vert.} = 58.$$

Angle from Axis 1 to Maximum Principal Axes

$$\text{Alpha} = 9.8997269$$

Beam Cross Section External

Perimeter

$$\text{Perim} = 356.60001$$

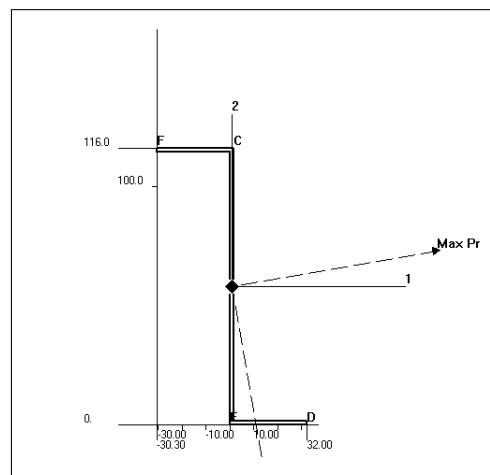
Dimensions

$$W = 30.299999$$

$$t = 1.7$$

$$H1 = 112.6$$

$$H2 = 116.$$



**Fig.C5:** Sezione ordinata

Tirante centrale

Il tirante centrale, elemento distintivo della struttura interna di irrigidimento, è schematizzato come una sezione a corona circolare che mette in collegamento la zona superiore ed inferiore della fusoliera, attraversando le travi di pavimento in corrispondenza della sezione di mezzeria.

Section Shape: TUBE

Section Properties

Area

$$A = 829.38043$$

Moments of Inertia

$$I1 = 453256.41$$

$$I2 = 453256.41$$

$$I12 = 0.$$

Torsional Constant about Centroid

$$J = 906512.81$$

Shear Stiffness Factors

$$K1 = 0.5$$

$$K2 = 0.5$$

Shear Center Relative to Origin

$$\text{Hori.} = 0.$$

$$\text{Vert.} = 0.$$

Angle from Axis 1 to Maximum  
Principal Axes

$$\text{Alpha} = 90.$$

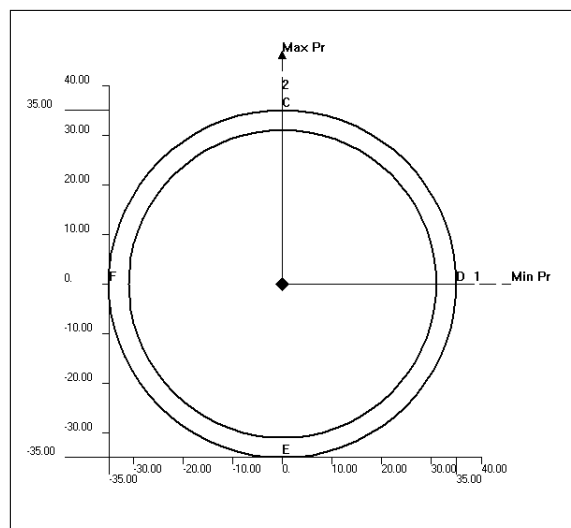
Beam Cross Section External  
Perimeter

$$\text{Perim} = 219.91148$$

Dimensions

$$R1 = 35.$$

$$R2 = 31.$$



**Fig.C6:** Sezione tirante centrale

Strut laterali

Section Shape: TUBE

Section Properties

Area

$$A = 326.72565$$

Moments of Inertia

$$I1 = 28261.768$$

$$I2 = 28261.768$$

$$I12 = 0.$$

Torsional Constant about Centroid

$$J = 56523.535$$

Shear Stiffness Factors

$$K1 = 0.5$$

$$K2 = 0.5$$

Angle from Axis 1 to Maximum  
Principal Axes

$$\text{Alpha} = 90.$$

Beam Cross Section External

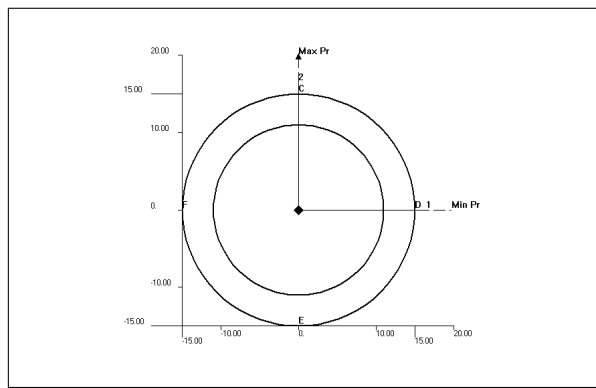
Perimeter

$$\text{Perim} = 94.24778$$

Dimensions

$$R1 = 15.$$

$$R2 = 11.$$



**Fig.C7:** Sezione strut laterale

## C.2 Struttura pre-dimensionata

Ordinata

Section Shape: I

Area

$A = 1161.$

Moments of Inertia

$I1 = 4844671.$

$I2 = 864330.75$

$I12 = 0.$

Torsional Constant about Centroid

$J = 3510.$

Shear Stiffness Factors

$K1 = 0.37984496$

$K2 = 0.51679587$

Shear Center Relative to Origin

Hori. = 60.

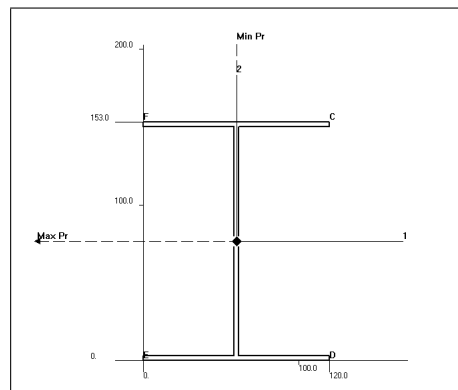
Vert. = 76.5

Angle from Axis 1 to Maximum

Principal Axes

$\alpha = 180.$

Beam Cross Section External **Fig.C8:** Sezione ordinata pre-dimensionata



Perimeter

Perim = 780.

Dimensions

$H = 153.$

$W1 = 120.$

$W2 = 120.$

$t = 3.$

$t1 = 3.$

$t2 = 3.$



Correnti

Section Shape: HAT

Section Properties

Area

$A = 672.$

Moments of Inertia

$I1 = 445838.66$

$I2 = 509076.$

$I12 = 0.$

Torsional Constant about Centroid

$J = 2016.$

Shear Stiffness Factors

$K1 = 0.5714286$

$K2 = 0.375$

Shear Center Relative to Origin

Hori. = 45.

Vert. = 101.39157

Angle from Axis 1 to Maximum

Principal Axes

$\alpha = 90.$

Beam Cross Section External

Perimeter

$\text{Perim} = 454.$

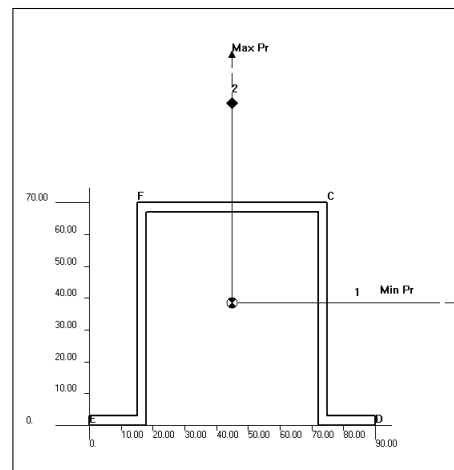
Dimensions

$H = 70.$

$t = 3.$

$W = 60.$

$W1 = 15.$



**Fig.C9:** Sezione corrente pre-dimensionato