



UNIVERSITA' DI PISA

Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Specialistica in Ingegneria Aerospaziale

“DIMENSIONAMENTO PRELIMINARE DI UNA SEZIONE DI
FUSOLIERA DI UN VELIVOLO DA OLTRE 1000 PASSEGGERI”

Candidata:

Anita Catapano

Relatori:

Prof. Aldo Frediani

Dott. Ing. Daniele Fanteria

Ing. Vittorio Cipolla

Anno accademico 2008-2009

*Ai miei genitori, a mia sorella
e a Marco, l'amore mio.*

Sommario

Il presente lavoro di tesi riguarda lo studio preliminare della fusoliera di un velivolo Prandtl Plane di grandi dimensioni.

Lo scopo è verificare se, grazie al sistema portante di tipo Prandtl Plane, è possibile superare le barriere imposte dalle configurazioni convenzionali dei velivoli commerciali per creare un velivolo capace di trasportare un numero di passeggeri superiore a quello dell'A380 rispettando le massime dimensioni in pianta di 80x80 mq compatibili con gli spazi aeroportuali.

Nella prima parte del lavoro è stata generata, mediante il codice *ASD*, la geometria esterna della fusoliera considerando aspetti strutturali e aerodinamici. Successivamente, mediante il programma di modellazione *Catia* è stata determinata la configurazione della cabina passeggeri e piloti. Al termine di questa fase, quindi, è stato ottenuto un layout della fusoliera che permette di ospitare circa 1500 passeggeri.

Nella seconda fase, conoscendo il peso del carico pagante e decidendo un adatto valore della tratta da associare a questo tipo di velivolo, è stata effettuata una valutazione di prima approssimazione del peso massimo al decollo e al punto di design in modo da ottenere una stima della superficie portante necessaria.

Nell'ultima fase è stata eseguita un'analisi agli elementi finiti di un tronco di fusoliera, compreso tra l'ala anteriore e quella posteriore e sottoposto a carichi di pressurizzazione e di massa, per verificare che le tensioni presenti siano inferiori alla tensione massima ammissibile del materiale.

RINGRAZIAMENTI

Desidero ringraziare innanzitutto i miei relatori, il Prof. Aldo Frediani, l'Ing. Daniele Fanteria e l'Ing. Vittorio Cipolla per la disponibilità dimostratami durante questo lavoro. Questa esperienza ha avuto per me un grande valore formativo permettendomi di sviluppare una parte importante del bagaglio culturale in ambito ingegneristico.

Un ringraziamento speciale va al mio Marco che ha saputo sopportarmi in questi mesi aiutandomi e sostenendomi anche quando diventavo insopportabile. Non potrei non ringraziare i miei genitori e mia sorella Etta per tutto l'aiuto ed il sostegno morale (e non solo) datomi in questi cinque anni di università. Vorrei anche ringraziare i miei genitori acquisiti, Margherita e Saverio, per i consigli e l'affetto che mi dimostrano ogni giorno.

Un grazie va anche a tutti gli amici e compagni con cui ho condiviso l'esperienza universitaria e che sono testimoni di questo importante traguardo.

INDICE

INTRODUZIONE.....	3
1 IL PROBLEMA DELLE FUSOLIERE DI GRANDI DIMENSIONI	7
1.1 Aspetti generali.....	7
1.2 Applicazione del problema al caso del Prandtl-Plane	10
2 GENERAZIONE DELLA GEOMETRIA ESTERNA DELLA FUSOLIERA.....	14
2.1 Modellazione della sezione	14
2.2 Generazione della superficie esterna della fusoliera	17
2.3 Generazione della geometria mediante il codice ASD ed esportazione nel <i>software</i> Catia.....	20
3 PROGETTO CONCETTUALE DELLA FUSOLIERA.....	22
3.1 Layout degli interni	22
3.2 Cabina piloti	28
3.3 Piano cargo.....	30
3.4 Disposizione dei carrelli e dei motori.....	31
4 VALUTAZIONE DEL PESO MASSIMO AL DECOLLO	33
4.1 Valutazione della superficie in pianta dell'ala di alta velocità.....	41
5 CONDIZIONI DI CARICO PER LA FUSOLIERA	46
5.1 Condizioni generali di carico	46
5.2 Condizioni di carico analizzate	47
5.3 Valutazione dei carichi di massa.....	47
5.4 Condizioni di carico limite	50
6 MODELLO STRUTTURALE DELLA FUSOLIERA	52
6.1 Caratteristiche del modello di fusoliera.....	52

6.2	Il modello agli elementi finiti della fusoliera	57
7	ANALISI STRUTTURALE	60
7.1	Prima analisi	60
7.1.1	Dimensioni dei componenti strutturali.....	60
7.1.2	Analisi	66
7.1.3	Caso con carichi di massa e aerodinamici in condizioni limite	68
7.1.4	Pressurizzazione limite	70
7.1.5	Carichi limite combinati.....	72
7.2	Seconda analisi	85
7.2.1	Dimensioni degli elementi strutturali.....	85
7.2.2	Analisi	87
7.2.3	Carichi di massa e aerodinamici in condizioni limite	88
7.2.4	Pressurizzazione limite	89
7.2.5	Carichi limite combinati.....	91
7.3	Effetto dell'assenza degli <i>struts</i>	105
7.3.1	Carichi di massa e aerodinamici in condizioni limite	106
7.3.2	Pressurizzazione limite	107
7.3.3	Carichi limite combinati.....	108
7.4	Analisi dei pesi	120
7.5	Osservazioni	121
	CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI	122
	APPENDICE A.....	125
	A.1 Caso di ordinate infinitamente rigide.....	133
	A.2 Caso di ordinate aventi una determinata cedevolezza.....	136
	BIBLIOGRAFIA	141

INTRODUZIONE

Tutte le previsioni concordano nel fatto che nei prossimi anni il traffico aereo di passeggeri e merci subirà una crescita notevole; a titolo di esempio, in Fig. si riporta l'indice *RPK*, prodotto tra numero passeggeri e numero di chilometri volati da ogni passeggero, fino al 2020.

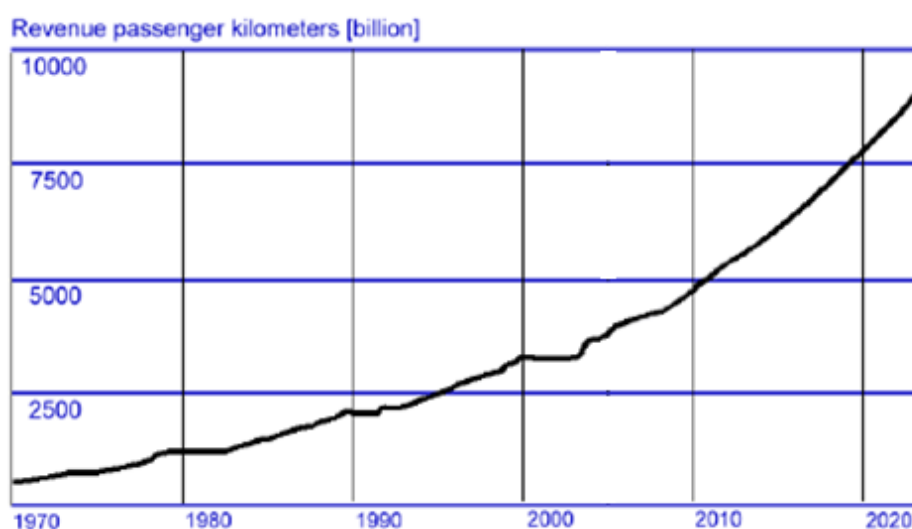


Fig. I Indice RPK

Nel documento *Vision 2020* [R1] sono stati elencati i requisiti che i velivoli di nuova generazione dovranno possedere:

- Riduzione dei DOC di almeno il 30%
- Riduzione del rumore
- Riduzione delle emissioni inquinanti da parte dei propulsori
- Maggiore comfort per i passeggeri
- Riduzione dei tempi di imbarco e sbarco di passeggeri e bagagli di almeno il 10-12%
- Aumento della capacità di carico
- Possibilità di continuare a operare con piste e aeroporti esistenti
- Incremento della vita operativa
- Riduzione degli investimenti iniziali e costi di manutenzione

- Mach di crociera non inferiore a 0.85
- Aumento della sicurezza attiva e passiva

Si presenta necessario, quindi, un investimento nello studio di nuove tecnologie volte a ridurre le emissioni inquinanti, i rumori e i costi.

Un altro metodo, più efficace per ridurre direttamente i costi, è la realizzazione di velivoli che permettano di incrementare notevolmente il carico pagante per volo rispettando il vincolo sulla massima area occupabile dal velivolo in aeroporto, pari, a un quadrato di 80×80 m.

Quest'ultima soluzione è oggetto della presente tesi: l'obiettivo è quello di realizzare un velivolo in grado di trasportare un numero di passeggeri sufficientemente più elevato rispetto ai limiti attuali, rappresentati dall'Airbus A380.

Un altro aspetto rilevante è quello del consumo di carburante e quindi dell'emissione di sostanze nocive. Una possibile soluzione è ottenere sistemi portanti che riducano la resistenza. A tal proposito, uno studio di Prandtl [R2] ha dimostrato come il sistema portante che produce la minima resistenza indotta è il *Best Wing System*, ossia un biplano in cui si devono verificare le seguenti condizioni:

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

Studi recenti [R3] hanno confermato che la resistenza indotta del *Best Wing System* di Prandtl è inferiore del 20-30% rispetto alla resistenza indotta di un monoplano ottimo, avente stessa apertura alare e che sviluppa la stessa portanza.

La configurazione di velivolo *Prandtl Plane* si basa sul concetto del *Best Wing System* ed è stata sviluppata presso l'Università di Pisa a partire dal 1993. Tutti gli studi fin ora condotti [R3], [R8], [R9] hanno portato alla definizione di configurazioni quali quella illustrata in Fig. .

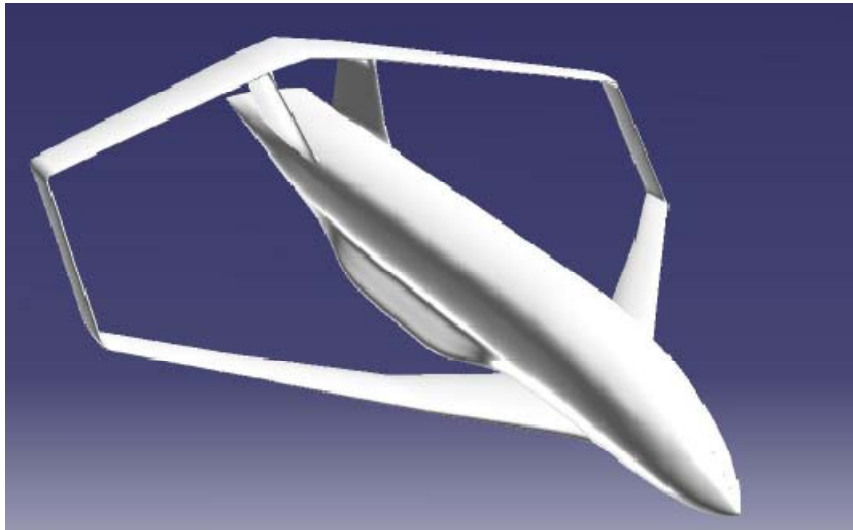


Fig. II Best Wing System

Si possono elencare i principali aspetti di questa configurazione:

- la sezione della fusoliera è più larga di quella di un velivolo convenzionale;
- il piano di coda verticale è costituito da due *fin*;
- la parte terminale della fusoliera mantiene nel piano latero-direzionale la stessa larghezza del tronco centrale, in modo da offrire lo spazio necessario al posizionamento dei due *fin*;
- il carrello principale è alloggiato nei due *sponsons* posti lateralmente alla fusoliera;

Partendo dai concetti appena espressi, lo studio della presente tesi è volto a verificare la fattibilità di una fusoliera del *PrP* (*Prandtl Plane*) che possa accogliere un numero di passeggeri superiore al migliaio.

In questo lavoro, viene condotta una attività preliminare, data l'enorme vastità dell'argomento, rimandando ad approfondimenti successivi lo sviluppo del velivolo. Il lavoro condotto si articola nei punti seguenti:

- definire una possibile configurazione della cabina passeggeri rispettando tutti i requisiti e le normative vigenti;
- valutare, in prima approssimazione la superficie portante necessaria;

- condurre un primo dimensionamento di una sezione tipica di fusoliera soggetta a carichi di manovra con $n = 2.5$ e di pressurizzazione, al solo scopo di confrontare il peso a vuoto per passeggero con quello di configurazioni esistenti in condizioni comparabili.

1 IL PROBLEMA DELLE FUSOLIERE DI GRANDI DIMENSIONI

1.1 Aspetti generali

L'incremento del numero di passeggeri, che sfruttano l'aereo come mezzo di trasporto, e la continua richiesta di una riduzione dei costi diretti hanno portato alla progettazione di aerei con fusoliere di dimensioni sempre maggiori.



Fig. 1.1 Boeing 747-400

Il primo velivolo ad essere dotato di una fusoliera che ospita i passeggeri su due piani è stato il Boeing 747-400 , Fig. 1.1, in grado di trasportare un numero elevato di passeggeri per una lunga tratta, riducendo i costi operativi. Questa categoria è stata infine superata nel 2007 dal velivolo A380, capace di trasportare 600 passeggeri in 3 classi. Il velivolo A380 (Fig. 1.2), con dimensioni in pianta di 80×80 m, è il più grande velivolo compatibile con le piazzole di sosta attuali.



Fig. 1.2 Airbus A380

L'evoluzione delle fusoliere di grandi dimensioni è stata il risultato di molteplici necessità. Alle principali richieste di crescente domanda di posti e riduzione dei costi si sono aggiunte quelle emesse dagli enti preposti alla sicurezza e al comfort:

- possibilità di evacuazione dei passeggeri in tempi definiti;
- presenza di un adeguato numero di porte di emergenza;
- necessità di contenimento della lunghezza di fusoliera al fine di garantire un'adeguata manovrabilità nelle operazioni a terra;
- necessità di fornire un determinato volume d'aria per ogni passeggero.

Queste richieste hanno portato ad alcune importanti modifiche nella progettazione dei jumbo e dei super-jumbo.

Innanzitutto sono state incrementate le dimensioni della sezione trasversale delle fusoliere, Fig. 1.3. In questo modo, il numero di sedili per sezione è aumentato considerevolmente ed è stato necessario portare il numero di corridoi da uno a due.

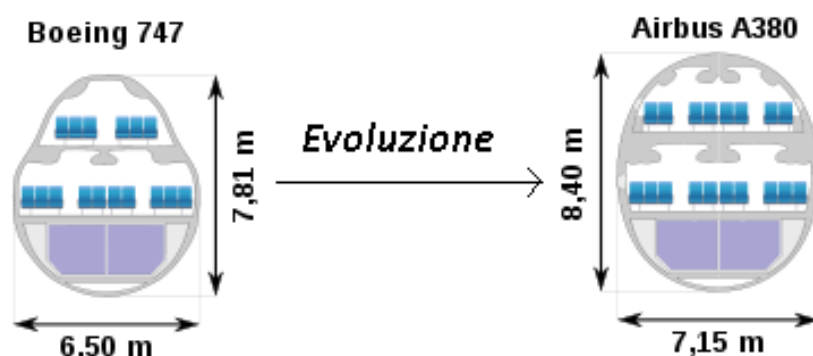


Fig. 1.3 Evoluzione delle dimensioni della sezione di fusoliera

Tali modifiche hanno permesso, quindi, di:

- diminuire i tempi di evacuazione;
- distribuire i posti in più blocchi, permettendo di incrementare il numero di uscite di sicurezza negli spazi tra un blocco e l'altro;
- contenere la lunghezza della fusoliera, aumentando le file dei sedili e riducendone le righe;
- offrire un certo volume di aria ad ogni passeggero incrementando le dimensioni interne della fusoliera.

Attualmente il limite raggiunto dal velivolo commerciale Airbus A380 sembra insormontabile utilizzando una configurazione tradizionale.

Come già detto, per permettere l'utilizzo di un nuovo velivolo di grandi dimensioni su aeroporti già esistenti è necessario che quest'ultimo occupi un'area non superiore a quella occupata da un quadrato di lato pari a 80 m (pari alle dimensioni occupate dall'A380). Quindi, per incrementare il numero di posti, è necessario ingrandire la sezione della fusoliera. Questo passo implica la soluzione di una serie di problemi. Dal punto di vista aerodinamico, non è possibile sviluppare un sistema alare che superi gli 80 m di apertura, e un piano di coda orizzontale capace di trimare il velivolo in ogni condizione di volo e, insieme, di manovrare un aeromobile con un peso superiore al peso massimo al decollo dell'A380. Dal punto di vista strutturale, aumentando le dimensioni della sezione ed il peso per unità di

lunghezza della fusoliera, possono insorgere vari fenomeni, quali quelli legati alla pressurizzazione o all'instabilità strutturale che producono un intollerabile aumento del peso a vuoto.

1.2 Applicazione del problema al caso del Prandtl-Plane

La configurazione non convenzionale del Prandtl-Plane rappresenta una possibile evoluzione degli studi teorici condotti da Prandtl negli anni '20 sulla teoria del *Best Wing System* (BWS), ossia il sistema portante che, rispetto a qualsiasi altro sistema con medesima apertura alare e portanza totale, genera la minima resistenza indotta. Il BWS è un biplano con le ali aventi medesima apertura e portanza sviluppata e con distribuzione di portanza ellittica, connesse tra loro mediante due paratie laterali Fig. 1.4

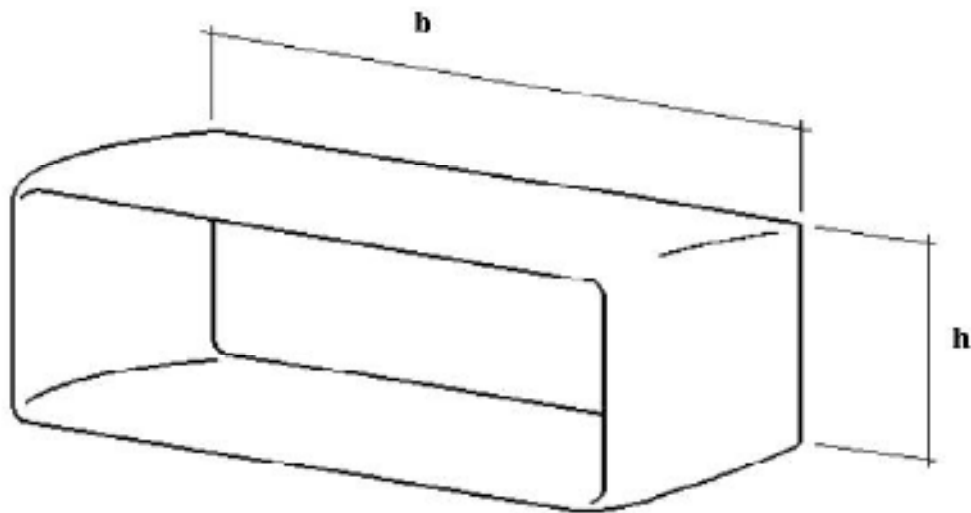


Fig. 1.4 Best Wing System

Conseguentemente ai teoremi di Munk, l'angolo di freccia delle due ali non modifica i risultati di Prandtl. Quindi, il concetto del BWS può essere applicato anche a velivoli commerciali che volano a velocità transoniche e supersoniche. La distribuzione di portanza di un BWS è riportata in Fig. 1.5.

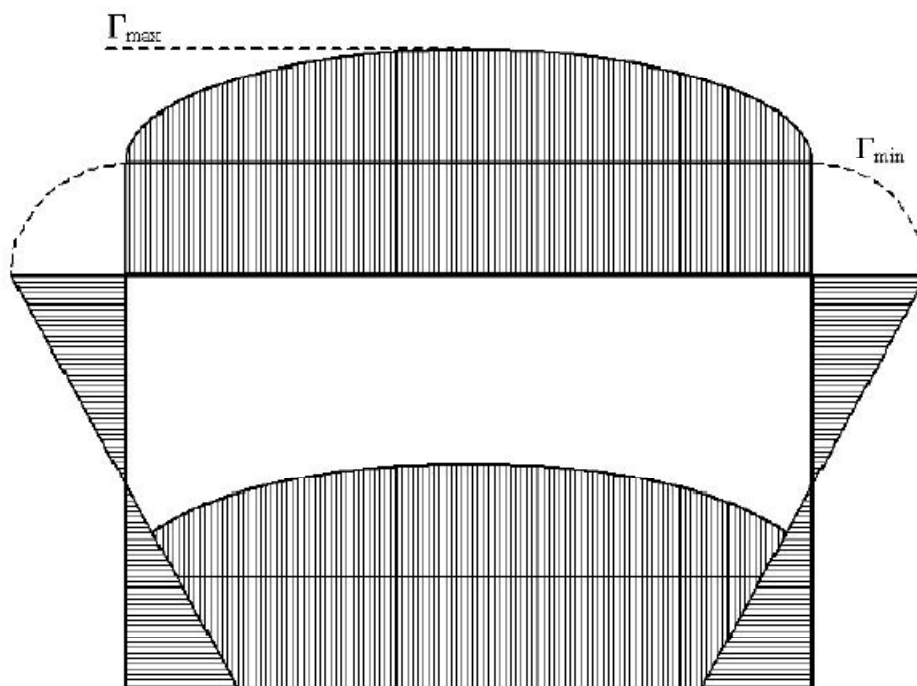


Fig. 1.5 Distribuzione di portanza del BWS

La configurazione del velivolo Prandtl-Plane consiste in un biplano formato da due ali, poste ad altezze differenti e aventi angoli di freccia di segno opposto, connesse tra loro da due superfici aerodinamiche verticali, Fig. 1.6



Fig. 1.6 Configurazione tipica delle ali di un Prandtl-Plane

La fusoliera ha una sezione più larga nel piano latero-direzionale rispetto a quella di un velivolo convenzionale. L'ala anteriore attraversa la fusoliera sotto il piano inferiore della cabina passeggeri, mentre l'ala posteriore è connessa alla fusoliera mediante due *fin* verticali.

In Fig. 1.7 è riportata la vista anteriore del velivolo Prandtl-Plane da 250 posti [R9].



Fig. 1.7 Vista frontale del PP (configurazione da 250 posti)

Questa configurazione permette di superare i limiti attualmente imposti dalle configurazioni convenzionali e di concepire un velivolo capace di trasportare un numero di passeggeri molto superiore a quelli dei velivoli convenzionali e, in particolare superiore al migliaio.

Infatti, per estendere le configurazioni attuali insorgerebbero dei problemi.

Dal punto di vista strutturale, realizzare una superficie portante di un velivolo convenzionale, che abbia un peso pari al doppio di quella dell'A380, comporta la necessità di generare un'ala con corda alla radice di circa 40 m (rispetto ai circa 20 m dell'A380); se si considera uno spessore percentuale tipico t/c di $0.12 \div 0.14$, l'altezza del cassone alare risulta essere di $4.80 \div 5.60$ m e quindi l'ala va ad occupare non solo il piano cargo, ma anche il piano passeggeri (soluzione evidentemente inaccettabile). Nella configurazione Prandtl-Plane, invece, grazie alla presenza di due ali è possibile ripartire la superficie portante per metà sull'ala anteriore e la restante metà sull'ala posteriore. In questo modo il valore della corda alla radice, stimato per la configurazione convenzionale, si ripartisce nel PP in maniera analoga a quanto avviene per la superficie. Quindi, mantenendo invariato il valore dello spessore percentuale t/c , l'altezza del cassone alare, che attraversa l'ala anteriore, torna ad occupare solo il piano cargo.

Si analizza ora il problema delle superfici di controllo nel piano longitudinale; in una configurazione convenzionale realizzare un controllo longitudinale di un velivolo con peso superiore a quello dell'A380 è oneroso perché, a causa della lunghezza del braccio dell'equilibratore sarebbe necessario sviluppare forze di elevata entità, aumentando la superficie del piano di coda orizzontale fino a valori prossimi a quelli dell'ala principale. Nella configurazione Prandtl-Plane, invece, è possibile realizzare un controllo in puro momento (in *pitch*) mediante la rotazione opposta delle superfici di controllo delle due ali, anteriore e posteriore, che hanno una elevata distanza relativa e, inoltre, i controlli agiscono su corde grandi (le radici delle due ali).

Nel seguito, verrà esposta la configurazione del velivolo con riferimento soprattutto all'architettura della fusoliera.

2 GENERAZIONE DELLA GEOMETRIA ESTERNA DELLA FUSOLIERA

2.1 Modellazione della sezione

La generazione della geometria della fusoliera parte dalla definizione della geometria della sezione del tronco centrale.

Come già accennato nel Capitolo 1, lo scopo principale di questo lavoro di tesi è creare un modello preliminare di fusoliera capace di trasportare un numero di passeggeri superiore al migliaio, senza tralasciare complicazioni dovute a peso, resistenza aerodinamica e costi.

La prima sezione generata è una sezione circolare di diametro pari a 8450 mm (pari alla massima dimensione verticale della fusoliera dell'A380), Fig. 2.1.

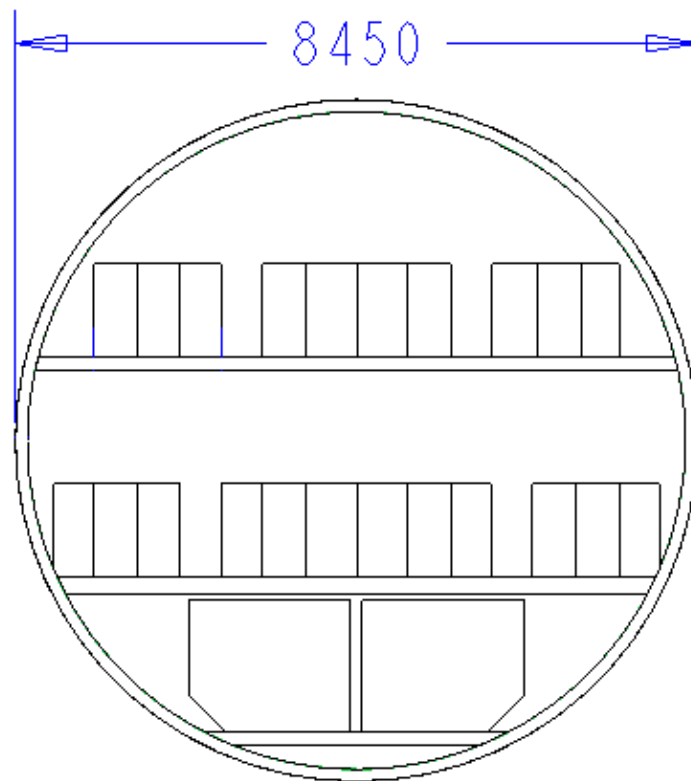


Fig. 2.1 Geometria della sezione retta: sezione circolare, I soluzione

Secondo la disposizione rappresentata in Fig. 2.1 nella generica sezione è possibile accogliere 22 passeggeri con sedili di tipo economy. La sezione circolare, grazie alla continuità geometrica, permette di mantenere circa costanti le tensioni generate dalla pressurizzazione, evitando zone di concentrazione delle stesse.

Una versione alternativa alla sezione di Fig. 2.1 è illustrata in Fig. 2.2, in cui viene ridotta l'altezza di circa 600 mm e aumentata la larghezza di circa 200 mm. Ciò consente di ridurre la superficie bagnata e, soprattutto di posizionare i due fin del PrandtlPlane a distanza maggiore.

La soluzione successiva è stata ottenuta modificando la sezione fino ad ottenere un numero di passeggeri per sezione pari a 32, Fig. 2.3. La soluzione di Fig. 2.4 consente di alloggiare tre *containers* (anziché due). I due piani passeggeri presentano tre corridoi ciascuno e, dal punto di vista strutturale, vengono posizionati due tiranti (*struts*) che collegano parte superiore e inferiore della fusoliera. La presenza del terzo corridoio implica la necessità di ampi spazi in corrispondenza delle uscite di sicurezza per consentire l'uscita in situazioni di emergenza secondo le normative.

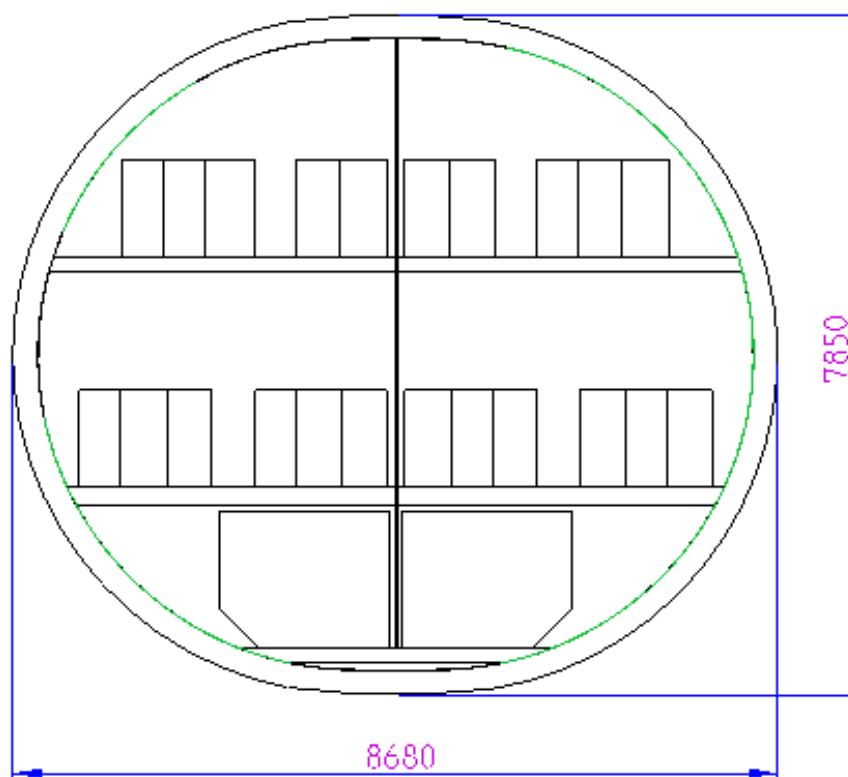


Fig. 2.2 Geometria della sezione retta: sezione bilobata, II soluzione

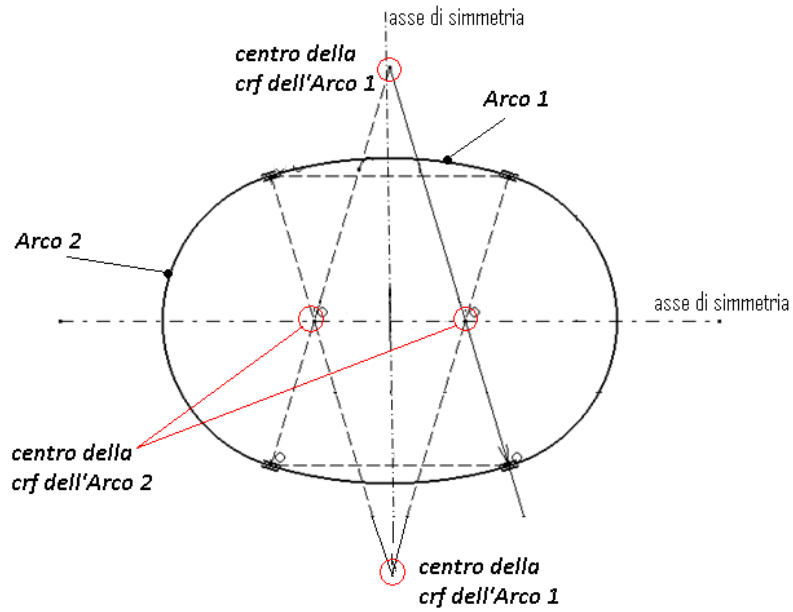


Fig. 2.3 Costruzione geometrica della sezione bilobata, III soluzione

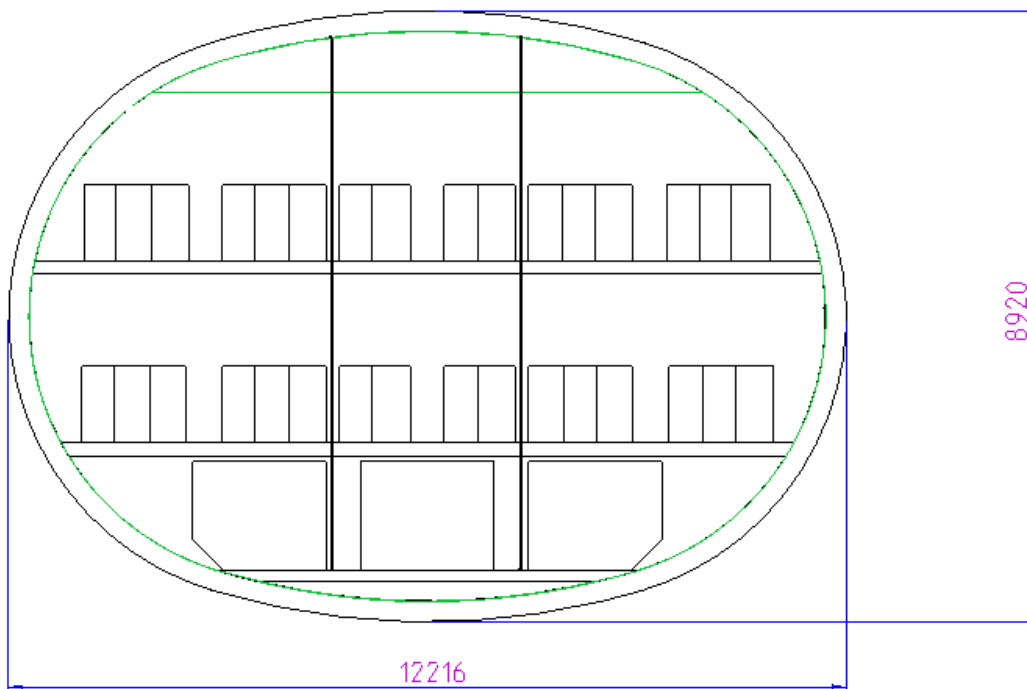


Fig. 2.4 Geometria della sezione retta: sezione bilobata, III soluzione

Con riferimento alla Fig. 2.3, bisogna precisare che, nel punto in cui si ha variazione del raggio di curvatura, è stato imposto il vincolo di tangenza tra le due circonferenze, in modo tale da garantire la continuità della derivata prima della superficie della fusoliera nel punto considerato. È necessario osservare che la forma della sezione di Fig. 2.4 è generata con 2 porzioni di circonferenza e che la fusoliera, con questa sezione, ha un doppio asse di simmetria.

2.2 Generazione della superficie esterna della fusoliera

La generazione della geometria esterna della fusoliera è stata effettuata mediante una *Toolbox* di Matlab realizzata al Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale di Pisa, chiamata ASD (*Aerodynamic shape design*).

Il codice ASD genera, in modo parametrico, superfici aerodinamiche per le analisi CFD e per lo sviluppo di modelli CAD. La finestra che si apre avviando il codice è rappresentata in Fig. 2.5

Da questa finestra è possibile osservare come la *Toolbox* permetta la generazione delle diverse superfici esterne che compongono un velivolo.

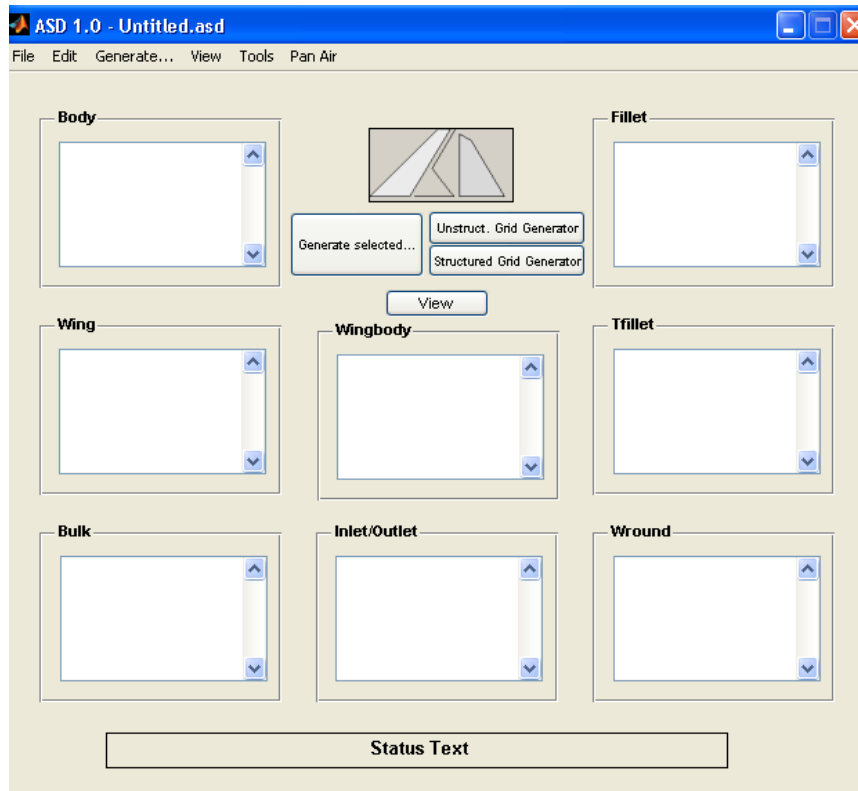


Fig. 2.5 Finestra *User-Friendly* del codice ASD

La finestra di creazione di un *body* è riportata in Fig. 2.6. La generazione del *body* avviene assegnando la forma delle ordinate, nella sezione superiore e inferiore, l'intervallo tra le stesse (*frame spacing*) e le linee guida del *body* (*bottom line*, *top line*, *side line*, *center line*). Queste ultime sono generate mediante un'altra *toolbox* di Matlab: *Lines*, la cui finestra di dialogo è riportata in Fig. 2.7. L'interpolazione di queste curve genera la superficie parametrizzata.

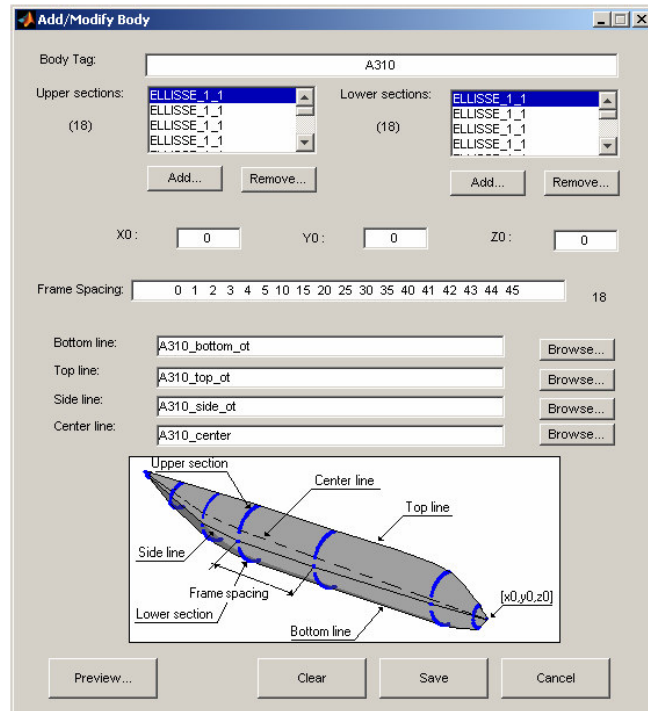


Fig. 2.6 Finestra per la generazione di un *Body*, codice ASD

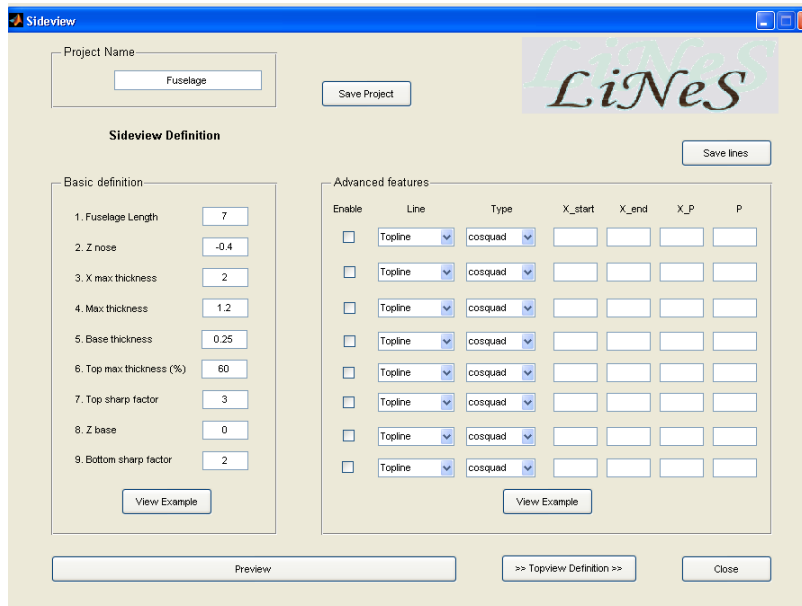


Fig. 2.7 *Toolbox Lines*

La generazione delle ali (e di altre parti del velivolo) segue una logica analoga a quella adottata per generare il *body*. Nel caso particolare delle ali, ad esempio, al posto della forma delle ordinate va assegnata la forma del profilo aerodinamico.

Quando la superficie è stata creata, il codice ASD permette di esportare la griglia della superficie in un *file* di formato *.iges*. Questo tipo di *file* può essere usato direttamente per generare mesh strutturali, griglie per analisi aerodinamiche e modelli CAD.

2.3 Generazione della geometria mediante il codice ASD ed esportazione nel software Catia

La superficie della fusoliera con 32 posti in sezione, scelta come modello da analizzare nella presente tesi, è stata creata mediante il codice ASD, Fig. 2.8.

La forma finale è quella che consente di coniugare le esigenze di minima superficie bagnata per un assegnato *payload*.

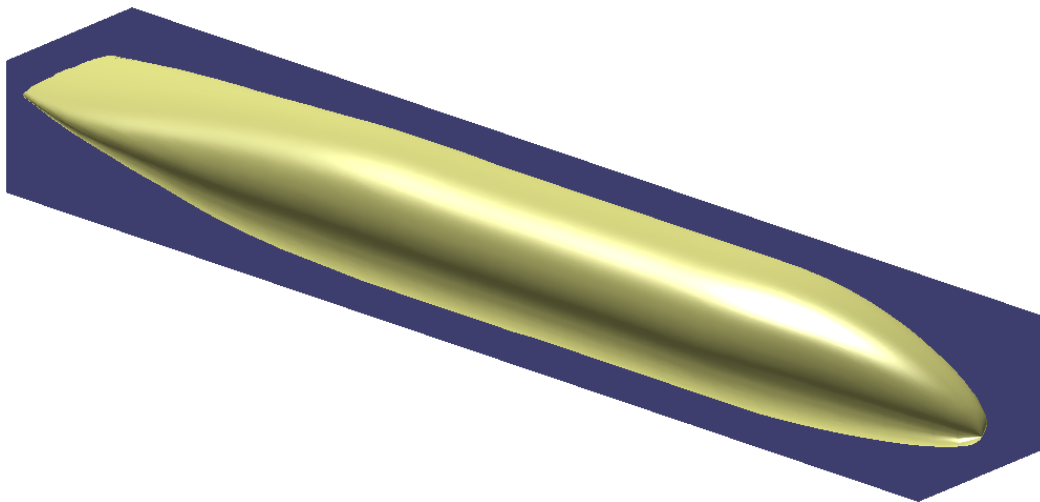


Fig. 2.8 Superficie esterna della fusoliera, visualizzazione mediante codice ASD

Sono state fatte considerazioni di tipo aerodinamico, condotte in studi precedenti [R9], che hanno evidenziato come la distanza tra i *fin* (posti nella parte terminale di fusoliera) deve essere la più grande possibile per rispettare i requisiti di stabilità del velivolo nel piano latero-direzionale e i problemi strutturali del sistema portante relativi al dimensionamento a *flutter*. Conseguentemente la larghezza della parte terminale della fusoliera è stata mantenuta costante.

Al fine di esportare il *file* dal codice ASD è stato effettuato il salvataggio della superficie come *file .iges* ed è stato importato nel *software* di modellazione 3D *Catia*, Fig. 2.9

A questo punto, tutte le modifiche apportate alla geometria, come ad esempio finestrini e porte, sono state fatte mediante il *workbench* di *Catia*: *Wireframe and Surface Design*.

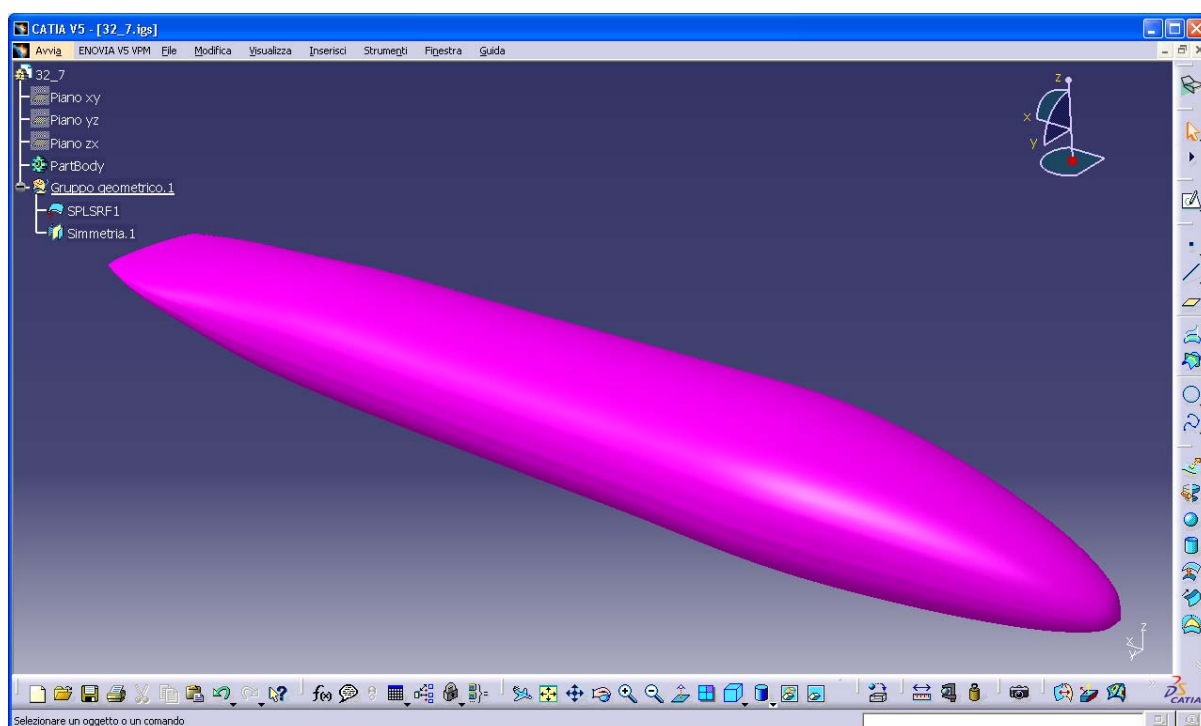


Fig. 2.9 Superficie esterna della fusoliera, visualizzazione con il *software* CATIA

3 PROGETTO CONCETTUALE DELLA FUSOLIERA

Lo scopo di questo capitolo è definire una possibile architettura della fusoliera in modo da poter determinare in prima approssimazione un valore del peso massimo al decollo (WTO).

I requisiti di partenza sono:

- numero di passeggeri superiore al migliaio disposti in singola classe economy;
- tratta di riferimento: 6000 nm (long range);
- quota di crociera: 10500 m;
- Mach di crociera: 0.85.

3.1 Layout degli interni

La disposizione dei piani passeggeri e cargo è riportata in Fig. 3.1.

Data la considerevole larghezza della sezione della fusoliera, studi precedenti [R8] hanno mostrato che la disposizione di *struts* verticali, che attraversano i piani passeggeri e cargo, permette una riduzione del peso a vuoto della fusoliera; la presenza di tali elementi strutturali produce una limitazione tollerabile sulla utilizzazione degli spazi interni (nelle zone in corrispondenza delle uscite di sicurezza gli *struts* non sono presenti).

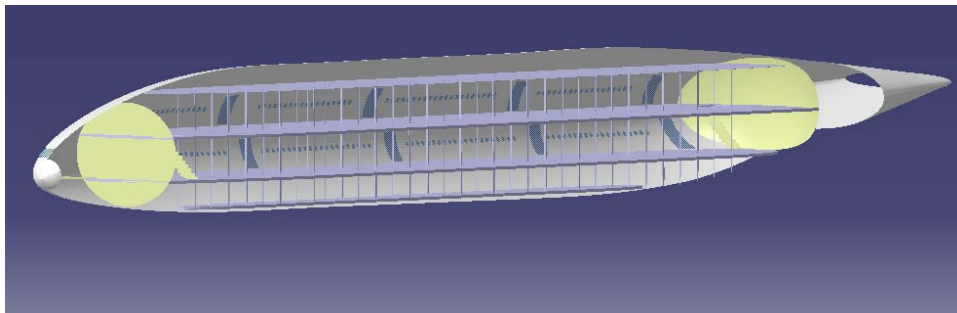


Fig. 3.1 Disposizione dei piani passeggeri e cargo

La configurazione a massima densità permette di alloggiare i passeggeri nel seguente modo:

- 746 al piano inferiore
- 752 al piano superiore

I passeggeri sono disposti in configurazione *full economy* con un passo tra i sedili di 35 inch in modo da rendere più confortevole il viaggio.

La disposizione dei sedili e dei servizi è stata fatta applicando i requisiti AEA (*Association of European Airlines*) ed è riportata nelle seguenti Fig. 3.2, Fig. 3.3.

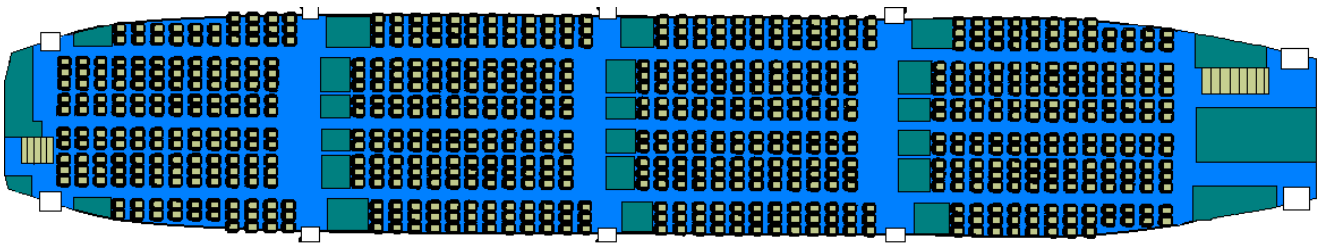


Fig. 3.2 *Layout* del primo piano passeggeri

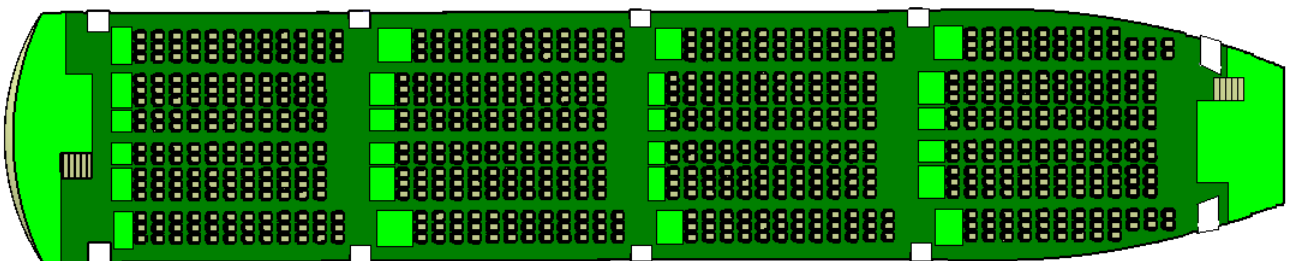


Fig. 3.3 *Layout* del secondo piano passeggeri

Le dimensioni dei sedili sono quelle tipiche dei sedili di classe *economy*, Fig. 3.4

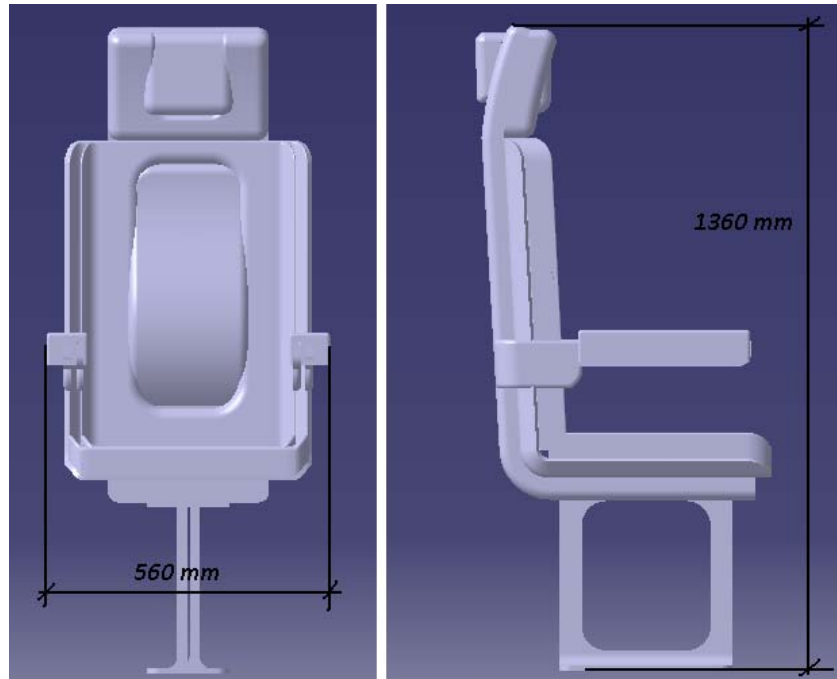


Fig. 3.4 Dimensioni dei sedili di classe *economy*

Come è possibile notare, su ogni piano, tutti i sedili sono divisi in quattro grandi blocchi, ognuno con tre corridoi di larghezza pari a 550 mm, superiore ai valori normalmente adottati, in modo da migliorare le operazioni di evacuazione rapida.

Le dimensioni di tutte le porte, dieci per piano, sono di 1.93 m in altezza e 1.07 m in larghezza, pari ai valori delle porte certificate come uscite di sicurezza di *tipo A*. La scelta di prevedere un certo spazio libero di fronte ad ogni uscita di sicurezza (2 m in larghezza) e la disposizione di un certo numero di uscite permette di agevolare il flusso di passeggeri durante l'evacuazione e, quindi, di rispettare i requisiti sui tempi massimi di evacuazione.

I finestrini sono di forma rettangolare con gli spigoli arrotondati, alti 300 mm e larghi 250 mm. Il centro di ogni finestrino è posizionato a 1 m dal livello del pavimento e il passo tra un finestrino e il successivo è di 500 mm.

I regolamenti *AEA* [R6] richiedono, per la classe *economy*, la presenza dei seguenti servizi:

- un bagno ogni 40 passeggeri (l'area di ogni bagno deve essere $\sim 1.2 \text{ m}^2$);

- 0.05 m² di galley per ogni passeggero;
- 0.065 m² di bagagliaio per passeggero.

Dato il numero di passeggeri per bagno si ha, quindi:

- 19 bagni al piano inferiore di cui uno di dimensioni adatte all'uso da parte di passeggeri con handicap;
- 19 bagni al piano superiore di cui uno di dimensioni adatte all'uso da parte di passeggeri con handicap;

Tutti questi servizi sono disposti negli spazi tra i blocchi di sedili come riportato nelle seguenti Figg. 3.5-3.9.

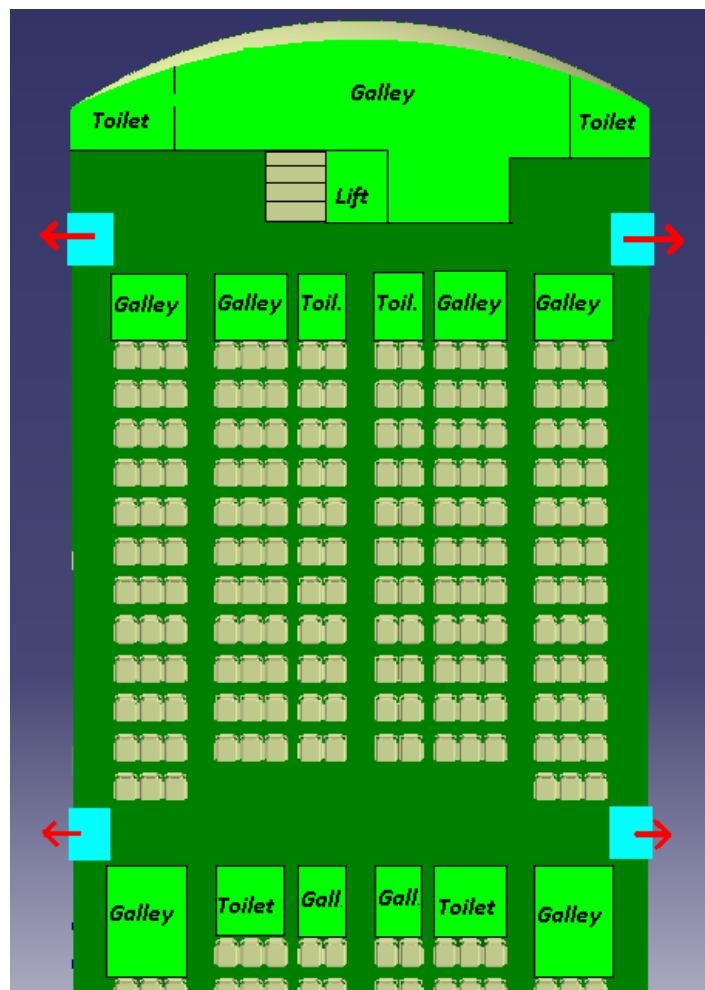


Fig. 3.5 I e II isola del secondo piano passeggeri

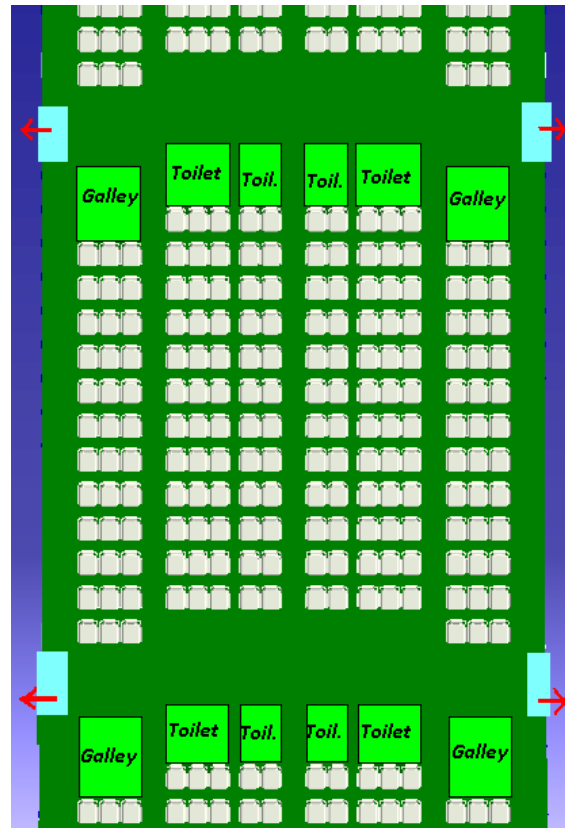


Fig. 3.6 III e IV isola del secondo piano passeggeri

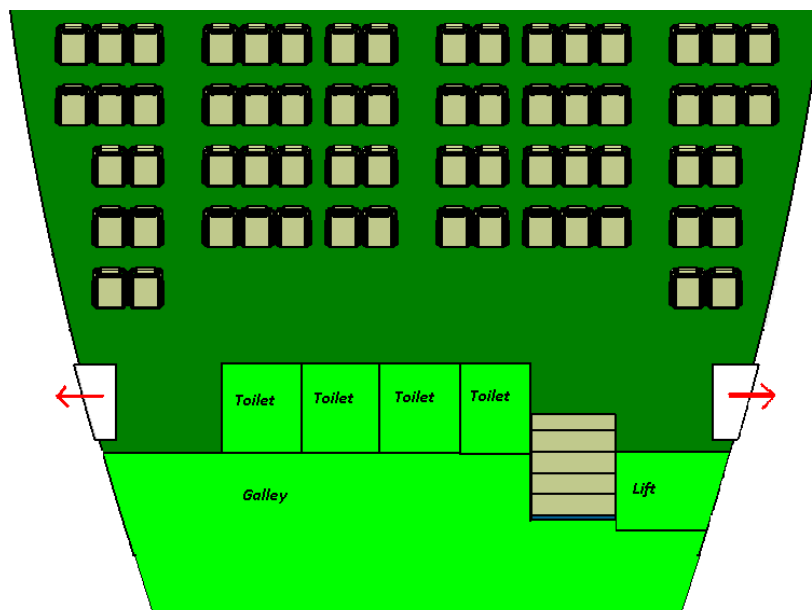


Fig. 3.7 V isola del secondo piano passeggeri

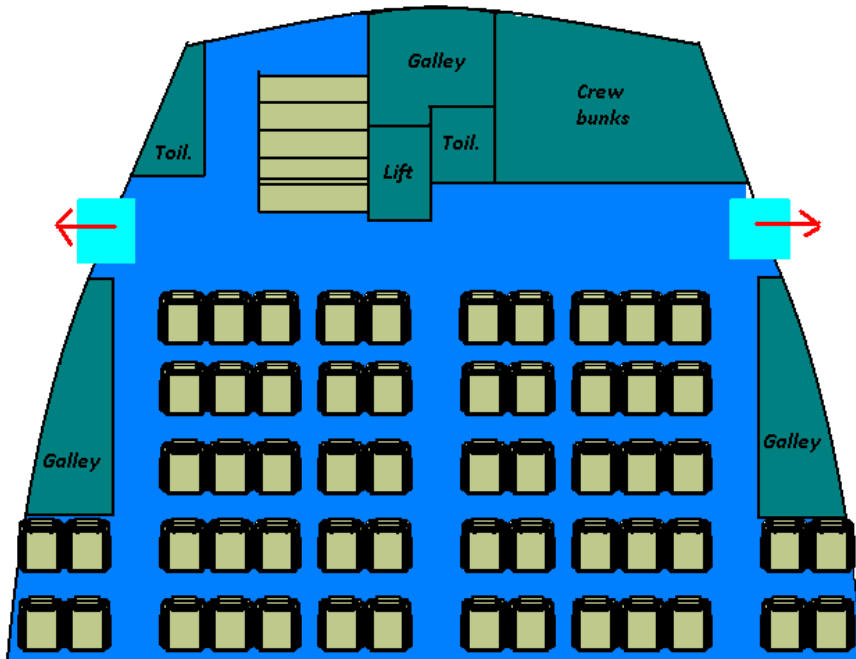


Fig. 3.8 I sola del primo piano passeggeri

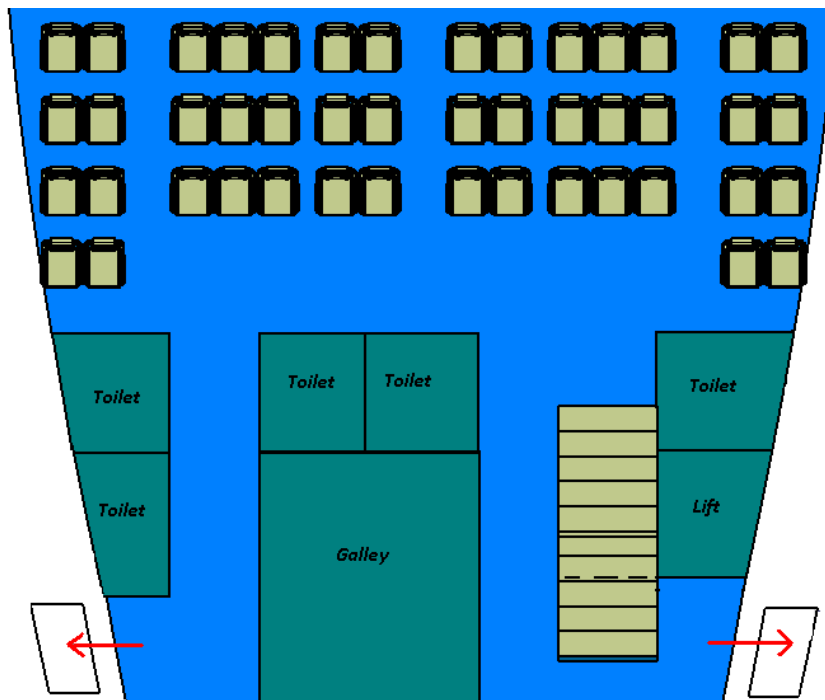


Fig. 3.9 V isola del primo piano passeggeri

Sono previste, inoltre, due scalinate che congiungono i due piani passeggeri disposte una a poppa e una a prua. Accanto ad ogni scalinata è disposto un ascensore per facilitare l'accesso ai piani ai passeggeri con handicap.

Il numero totale di membri dell'equipaggio è:

- 43 assistenti di volo
- 2/3 piloti

Ai membri dell'equipaggio è dedicata la restante area della zona anteriore della fusoliera.

3.2 Cabina piloti

Il *cockpit* è stato progettato tenendo presente il seguente aspetto: le dimensioni della sezione della fusoliera impongono di posizionare la cabina piloti in una posizione estremamente avanzata e bassa per soddisfare i requisiti di visibilità, Fig. 3.10, Fig. 3.11

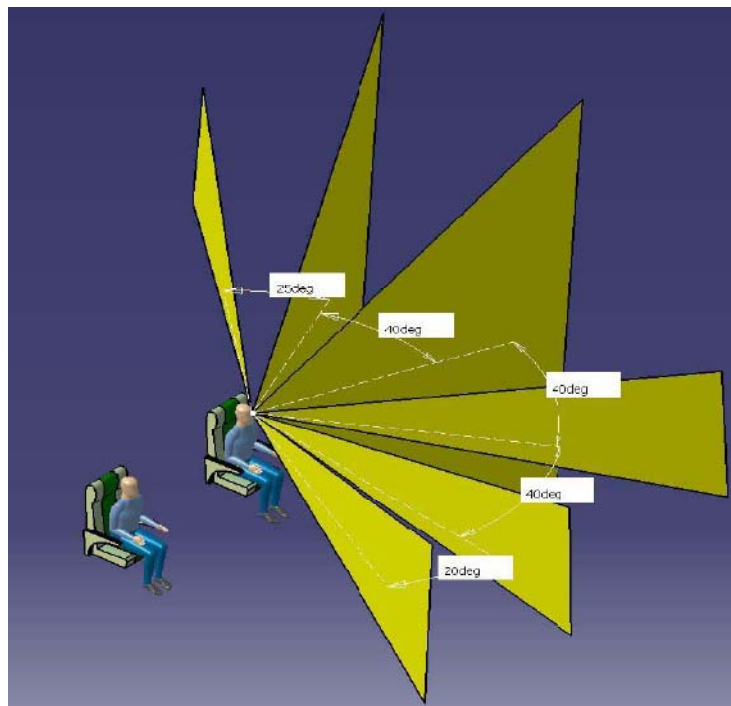


Fig. 3.10 Requisito di visibilità orizzontale

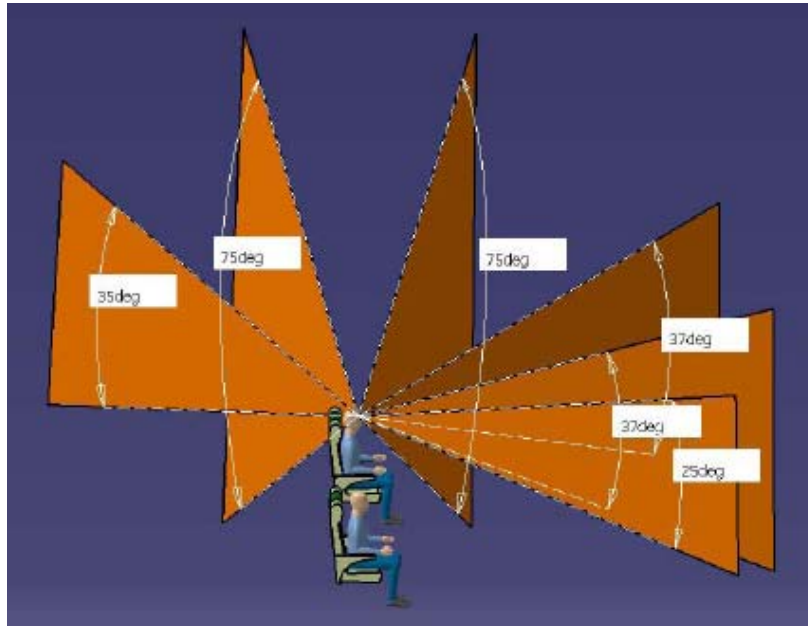


Fig. 3.11 Requisito di visibilità verticale

Per rispettare, quindi, i requisiti di visibilità non è stato possibile posizionare il pavimento della cabina piloti in corrispondenza di uno dei due piani per i passeggeri. D'altra parte, questo ha permesso di creare una cabina piloti completamente isolata da quella dei passeggeri, accessibile solo dal personale di volo, Fig. 3.12, al fine di ridurre il rischio di attentati, come quanto avvenuto alle *Twin towers*.

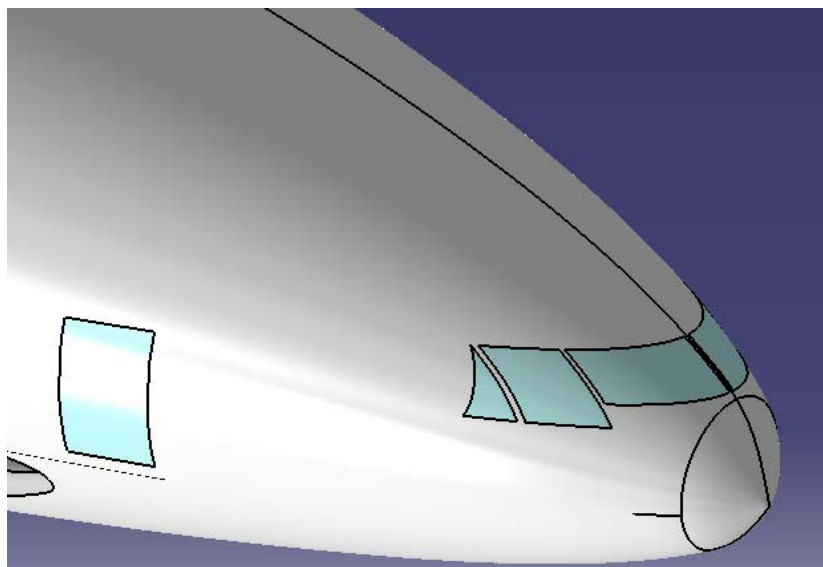


Fig. 3.12 Layout esterno della cabina di pilotaggio

L'interno della cabina piloti, Fig. 3.13, è costituito dalla cabina di pilotaggio vera e propria e da una zona fornita di brandine, una *toilet* e un magazzino per i viveri. Lo spazio rimanente può essere utilizzato per alloggiare la strumentazione di bordo.

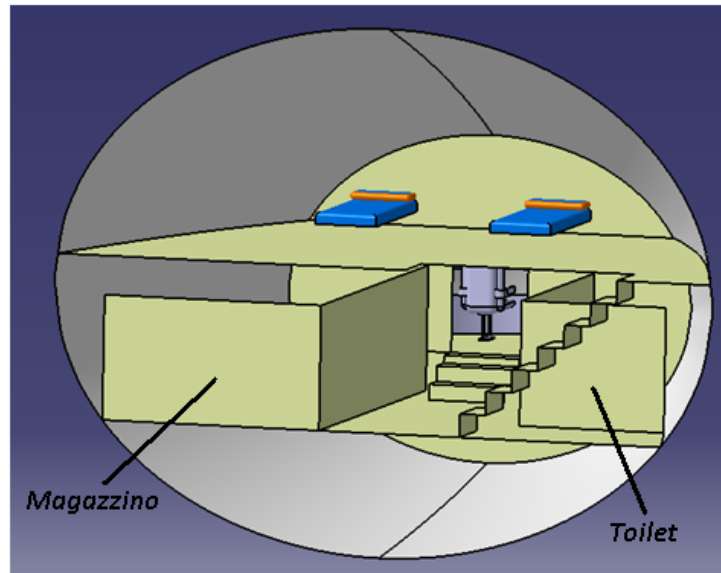


Fig. 3.13 *Layout* interno della cabina piloti

3.3 Piano cargo

L'ala anteriore del velivolo attraversa la fusoliera all'altezza del piano cargo, Fig. 3.14. La posizione, estremamente avanzata, dell'ala anteriore e la posizione dei carrelli, posti lateralmente alla fusoliera, permette di ottenere una disposizione dei *container* in un unico blocco facilitando, così, le operazioni di carico e scarico merci. Nella generica sezione lo spazio disponibile permette di alloggiare tre *container* di dimensioni standard LD3. Nella direzione longitudinale, invece, è possibile alloggiare 17 container in fila.

L'accesso al piano cargo è reso possibile mediante due porte posizionate lateralmente nella coda della fusoliera e altre due vicino l'ala anteriore.

Tale disposizione permette di non interferire con la paratia di pressurizzazione posta in coda.

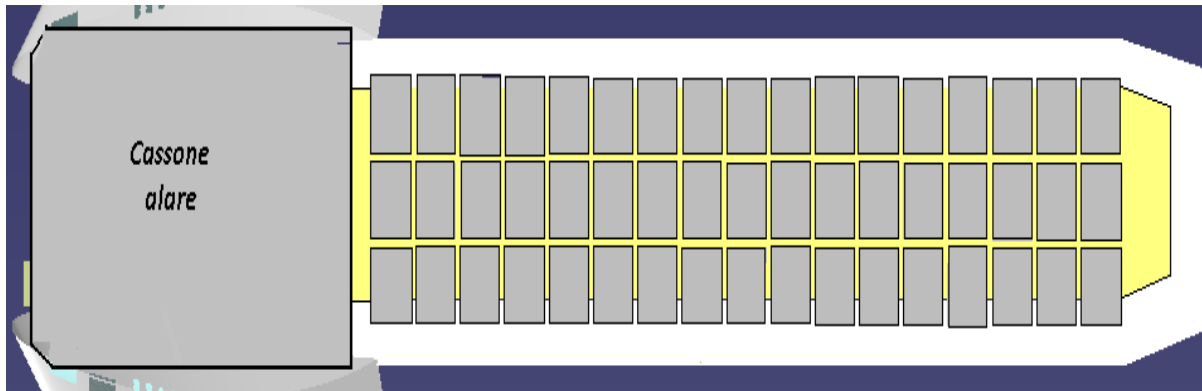


Fig. 3.14 *Layout del piano cargo*

3.4 Disposizione dei carrelli e dei motori

La posizione e le dimensioni dei carrelli dipendono dalla posizione del centro di gravità del velivolo in condizioni operative e dalle prestazioni aerodinamiche del velivolo alle basse velocità. I carrelli posteriore e anteriore devono, infatti, costituire un triangolo di appoggio entro cui deve essere situato il baricentro del velivolo, in modo da garantire la stabilità al suolo.

Conseguentemente, nella presente tesi, si fanno solo delle assunzioni preliminari riguardo la posizione degli stessi.

La disposizione dell'ala anteriore non permette di disporre il carrello posteriore nelle ali, come in una configurazione convenzionale, per cui si può pensare ad una soluzione con le seguenti caratteristiche:

- i carrelli possono essere disposti lateralmente alla fusoliera in modo da non interferire con il piano cargo e da garantire la stabilità al suolo
- per motivi aerodinamici, il vano per alloggiare i carrelli può avere una forma come quella riportata in Fig. 3.15

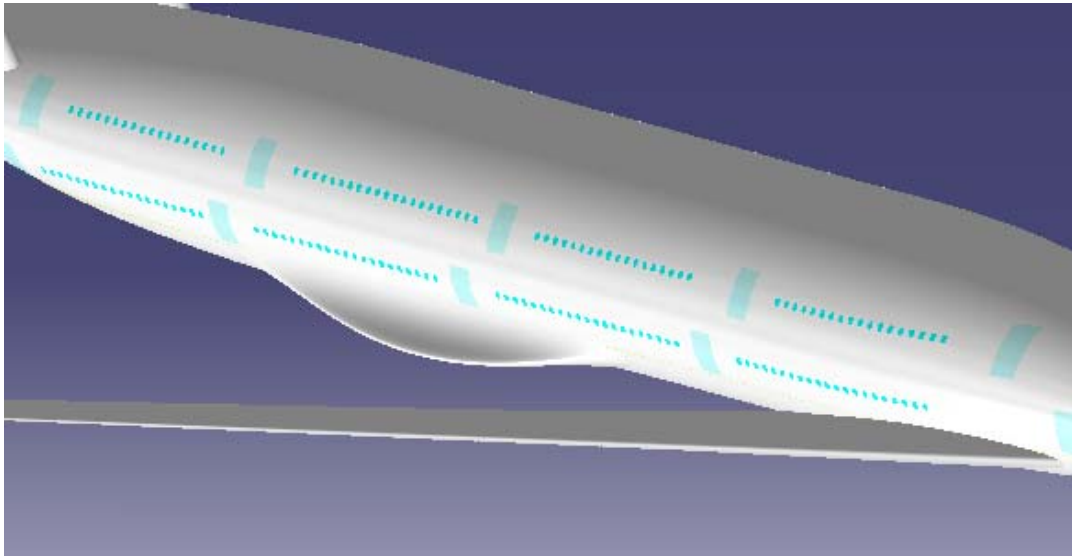


Fig. 3.15 Vano per alloggiare i carrelli in fusoliera

Un discorso analogo può essere fatto per i motori. Date le dimensioni considerevoli del velivolo, e di conseguenza, dato il peso elevato, si prevede l'adozione di quattro motori ad alto rapporto di *bypass* da poter disporre a coppie su ogni ala.

4 VALUTAZIONE DEL PESO MASSIMO AL DECOLLO

La valutazione del peso massimo al decollo di un velivolo non convenzionale, in fase di progetto concettuale, è un problema piuttosto complesso. In questo caso, infatti, non è possibile far riferimento né ad informazioni presenti in letteratura, né al confronto con velivoli di taglia simile.

Il peso al decollo di un velivolo può essere così espresso:

$$W_{TO} = W_{payload} + W_{crew} + W_{fuel} + W_{empty}$$

in cui:

- W_{TO} è il peso massimo al decollo;
- $W_{payload}$ è il peso del carico pagante;
- W_{crew} è il peso dell'equipaggio;
- W_{fuel} è il peso del carburante;
- W_{empty} è il peso a vuoto dell'intera struttura.

Il peso a vuoto dell'intera struttura ed il peso del combustibile sono fortemente dipendenti dal peso massimo al decollo, dunque, sono espressi come frazioni di quest'ultimo:

$$W_{TO} = \frac{W_{payload} + W_{crew}}{\left[1 - \left(\frac{W_{empty}}{W_{TO}} + \frac{W_{fuel}}{W_{TO}}\right)\right]}$$

Da studi precedenti [R9] condotti sulla configurazione non convenzionale di velivolo Prandtl-Plane, è stata determinata la frazione di peso strutturale del velivolo secondo quanto riportato nella seguente Tabella 4.1.

Componente	$\frac{W_{componente}}{W_{TO}}$
<i>Wings</i>	0.15
<i>Tail</i>	0.017
<i>Fuselage</i>	0.134
<i>Powerplant</i>	0.05
<i>Landing Gear</i>	0.039
<i>Fixed Equipment</i>	0.08
$\frac{W_{empty}}{W_{TO}}$	0.47

Tabella 4.1 Frazione in peso dei componenti strutturali di un velivolo PP

A causa della presenza dei carrelli installati sulla fusoliera, la frazione in peso di quest'ultima risulta notevolmente superiore a quella di una fusoliera di un velivolo convenzionale passando da un valore di 0.122 a 0.134.

Tenendo conto che il velivolo in esame è allo stato di concezione preliminare e anche che, negli ultimi anni sono state introdotte nuove tecnologie nel campo dei materiali compositi, si può pensare ad una riduzione della frazione del peso strutturale del velivolo del 5%, ottenuta realizzando parte della struttura delle ali e della fusoliera in materiale composito o in materiali derivanti da tecnologie future.

In conclusione, si assume come valore congruo della frazione di peso strutturale del velivolo il seguente:

$$\frac{W_{empty}}{W_{TO}} = 0.4465$$

Il peso del carburante può essere stimato conoscendo il coefficiente di Oswald e_{PP} , l'*aspect ratio* delle ali AR, e il carico alare in crociera W/S.

Il coefficiente di Oswald di un velivolo Prandtl-Plane è dato da:

$$e_{PP} = \frac{e_m}{k}$$

in cui:

- e_m è il coefficiente di Oswald per un monoplano, pari all'unità per una distribuzione di portanza ellittica;
- k è il rapporto tra la resistenza indotta del Prandtl-Plane assunto come *Best Wing System* (D_{PP}) e la resistenza indotta di un monoplano con distribuzione di portanza ellittica (D_m).

Si ha:

$$k = \frac{D_{PP}}{D_m} = \frac{1 + 0.45 \frac{h}{b}}{1.04 + 2.81 \frac{h}{b}}$$

Assumendo per il rapporto tra il *gap* fra le due ali (h) e l'apertura alare, $\frac{h}{b}$, un valore pari a 0.2, si ha:

$$k = 0.679$$

Dal grafico di Fig. 4.1, si nota che calcolando il valore di k , per il *Best Wing System*, si commette un errore di sottostima del 3% circa rispetto al caso reale. Per cui, il valore adatto per il coefficiente k è:

$$k = 0.679 \cdot 1.03 = 0.699$$

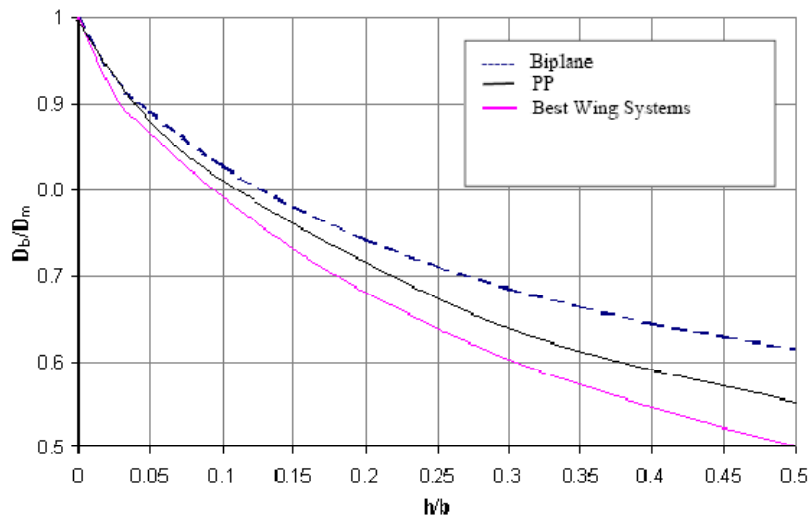


Fig. 4.1 Andamento del fattore k in funzione del *gap* tra le ali

Considerando, infine, che per un monoplano con *design* sofisticato si ha $e_m = 1$ si ottiene:

$$e_{PP} = 1.43$$

Il carico alare del velivolo in crociera può esprimersi come:

$$\frac{W}{S} = q \sqrt{\frac{\pi AR e_{PP} C_{D0}}{3}}$$

in cui:

- q è la pressione dinamica alla quota e al mach di crociera;
- AR è l'aspect Ratio delle ali del Prandtl-Plane;

- C_{D0} è la resistenza a portanza nulla, assunta pari a 0.022 (valore tipico per un *wide-body aircraft*).

Assumendo 35000 *ft* come valore per la quota di crociera, 0.85 come valore del mach di crociera e 6 come valore di AR, pari al rapporto tra l'apertura alare e tutta la superficie di riferimento, si ha:

$$\frac{W}{S} \cong 558 \frac{kg}{m^2}$$

L'efficienza in crociera è valutata come:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{cruise} = \frac{1}{\frac{qC_{D0}}{W/S} + \frac{W/S}{q\pi AR e_{PP}}}$$

ossia, numericamente:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{cruise} = 15.625$$

Quindi, l'efficienza massima diventa:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \left(\frac{L}{D}\right)_{cruise} \cdot \frac{1}{0.866} = 18$$

Per determinare il valore della frazione del peso del combustibile, è necessario fare riferimento alla tipica missione assegnata al velivolo, Fig. 4.2. La frazione in peso del combustibile è espressa in funzione del peso totale al decollo come segue:

$$\frac{W_{fuel}}{W_{TO}} = \frac{W_{f_mis}}{W_{TO}} + \frac{W_{f_ris}}{W_{TO}}$$

dove:

- W_{f_mis} è il combustibile necessario a completare la tratta;
- W_{f_ris} è il combustibile necessario a completare l'eventuale fase di diversione.

I valori delle varie fasi sono determinati mediante dati storici e relazioni che coinvolgono le prestazioni del velivolo, Tabella 4.2.

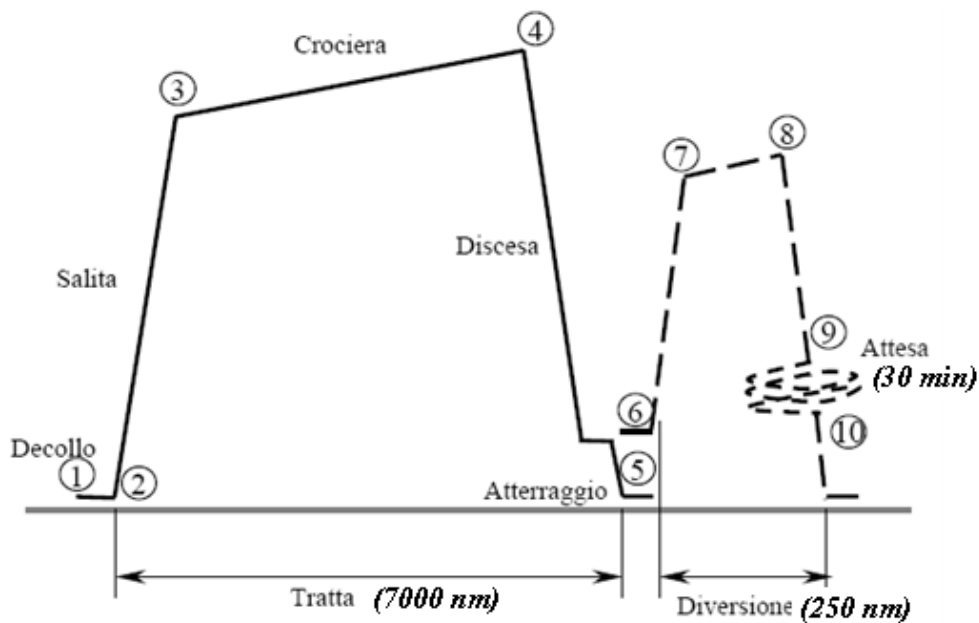


Fig. 4.2 Missione tipica di un velivolo *Long Range*

<i>Fase</i>	<i>Frazione in peso del combustibile</i>
Decollo (1-2)	$\frac{W_2}{W_{TO}} = 0.97$
Salita (2-3)	$\frac{W_3}{W_2} = 0.985$
Crociera (3-4) $R = 6000 \text{ nm}$ $c = 0.5 \text{ 1/h}$ $V = 252 \text{ m/s}$ $M = 0.85$ $h = 35000 \text{ ft}$	$\frac{W_4}{W_3} = e^{-\frac{Rc}{VE_{cruise}}}$
Discesa (4-5)	$\frac{W_5}{W_4} = 0.995$
Atterraggio (5-6)	$\frac{W_6}{W_5} = 0.997$
Salita_diversione (6-7)	$\frac{W_7}{W_6} \cong 1$
Crociera_diversione (7-8) $R = 250 \text{ nm}$ $c = 0.5 \text{ 1/h}$ (high-bypass turbofan) $M = 0.65$ $h = 25000 \text{ ft}$	$\frac{W_8}{W_7} = e^{-\frac{Rc}{VE_{cruise}}}$
Discesa_diversione (8-9)	$\frac{W_9}{W_8} \cong 1$
Attesa (9-10) $T = 30 \text{ min}$ $c = 0.4 \frac{1}{h}$ (high-bypass turbofan) $h = 1500 \text{ ft}$	$\frac{W_{10}}{W_9} = e^{-\frac{Tc}{VE_{max}}}$

Tabella 4.2 Valori delle frazioni in peso di combustibile nelle diverse fasi della missione

Si ottiene quindi:

$$\frac{W_{fuel}}{W_{TO}} = 0.437$$

Per determinare il peso dovuto all'equipaggio si deve determinare il numero dei membri. La normativa [R5] prevede che vi siano:

- due piloti con peso medio di 90 Kg;
- un membro dell'equipaggio ogni 35 passeggeri con peso medio di 90 Kg;

per cui il peso totale dovuto all'equipaggio è:

$$W_{crew} = (2 \times 90)kg + [(1488/35) \times 90]kg \cong 4050 kg$$

Il peso dovuto ai passeggeri è dato dal peso medio per passeggero di 75 kg (incluso il bagaglio a mano) sommato ad un peso di 20 kg, dato dal bagaglio da alloggiare nella stiva; si ottiene quindi:

$$W_{payload} = 1498 \times (75 + 20)kg = 142\,310 kg$$

Il peso massimo al decollo è, quindi, pari a:

$$W_{TO} = 896\,205 kg$$

il peso di combustibile necessario a concludere la missione è:

$$W_{fuel} = 351\,440 kg$$

e il peso strutturale è:

$$W_{empty} = 398\,405 \text{ kg}$$

Mediante quest'ultimo valore è possibile determinare il peso dei vari componenti (Tabella 4.3):

<i>Componente</i>	<i>Stima del peso in prima approssimazione [kg]</i>
<i>Wings</i>	133 842
<i>Fin</i>	15 168
<i>Fuselage</i>	119 566
<i>Powerplant</i>	44 614
<i>Landing Gear</i>	34 799
<i>Fixed Equipment</i>	71 382

Tabella 4.3 Peso dei diversi componenti

4.1 Valutazione della superficie in pianta dell'ala di alta velocità

Il progetto aerodinamico di un velivolo da trasporto passeggeri che voli in condizioni transoniche, richiede una fase di studio di aerodinamica computazionale e una successiva verifica mediante *tests* condotti in galleria del vento. La presente tesi non comprende uno studio aerodinamico e una relativa analisi CFD, ma si propone di definire solo una valutazione preliminare della superficie in pianta dell'ala necessaria a portare il velivolo in crociera.

La procedura seguita è una procedura di primissima approssimazione. I dati di partenza necessari sono:

- $W_{TO} = 896\,205 \text{ kg}$;
- $M_{cr} = 0.85$;
- $h_{cr} = 10\,000 \text{ m}$;
- $V_{cr} = 254.5 \text{ m/s}$;

Per garantire l'equilibrio in crociera deve essere:

$$L = W = \frac{1}{2} \rho_{cr} V_{cr}^2 C_{Lcr} S$$

in cui si approssima $W \cong W_{TO}$.

Per determinare il valore della superficie di riferimento va scelto un valore per il C_{Lcr} tale da garantire un carico alare in crociera tipico di un aereo transonico, ossia:

$$\frac{W}{S} = 600 \div 700 \text{ kg/m}^2$$

Un valore adatto è:

$$C_{Lcr} = 0.5$$

per cui si ha:

$$\frac{W}{S} = 660 \text{ kg/m}^2$$

e quindi:

$$S = 1357.3 \text{ m}^2$$

Tale superficie va distribuita tra l'ala anteriore, considerando anche la superficie della zona di attraversamento in fusoliera, e quella posteriore. La percentuale dei due contributi è stata scelta in base a soluzioni aerodinamiche di velivoli *Prandtl Plane* condotte in studi precedenti [R9]. Si ha:

$$S_{Wforward} = 0.55 \cdot S$$

$$S_{Wback} = 0.45 \cdot S$$

e quindi:

$$S_{Wforward} = 746.35 \text{ m}^2$$

$$S_{Wback} = 610.8 \text{ m}^2$$

Per cui ogni ala avrà il seguente *AR*:

$$AR_{forward} = 8.5$$

$$AR_{back} = 10.5$$

La superficie alare può anche essere definita come:

$$S = \bar{c} \cdot b$$

in cui \bar{c} è la corda media aerodinamica e b è l'apertura alare, che è un valore imposto, pari a 80 m^2 .

Per le due ali, quindi, si ha:

$$\bar{c}_{forward} = 9.3 \text{ m}$$

$$\bar{c}_{back} = 7.6 \text{ m}$$

Associando alle due ali un valore di Λ_{25} pari al valore degli angoli di freccia adottati in precedenti soluzioni [R8], [R9]:

$$\Lambda_{25}(forward) = 35 \text{ deg}$$

$$\Lambda_{25}(back) = 17 \text{ deg}$$

e un valore costante di t/c pari a 0.12, è stato possibile avere una visualizzazione delle ali del velivolo, Fig. 4.3.

La posizione delle ali sulla fusoliera, Fig. 4.4, è stata scelta in modo da:

- garantire una opportuna inclinazione per le paratie che collegano le due ali;
- posizionare l'ala posteriore in modo da non superare gli 80 m di lunghezza.

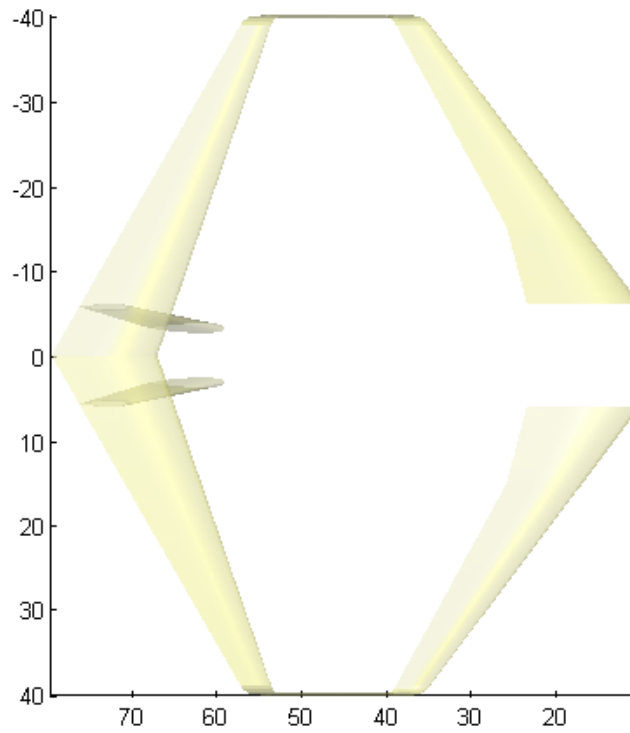


Fig. 4.3 Vista in pianta delle ali in configurazione di alta velocità

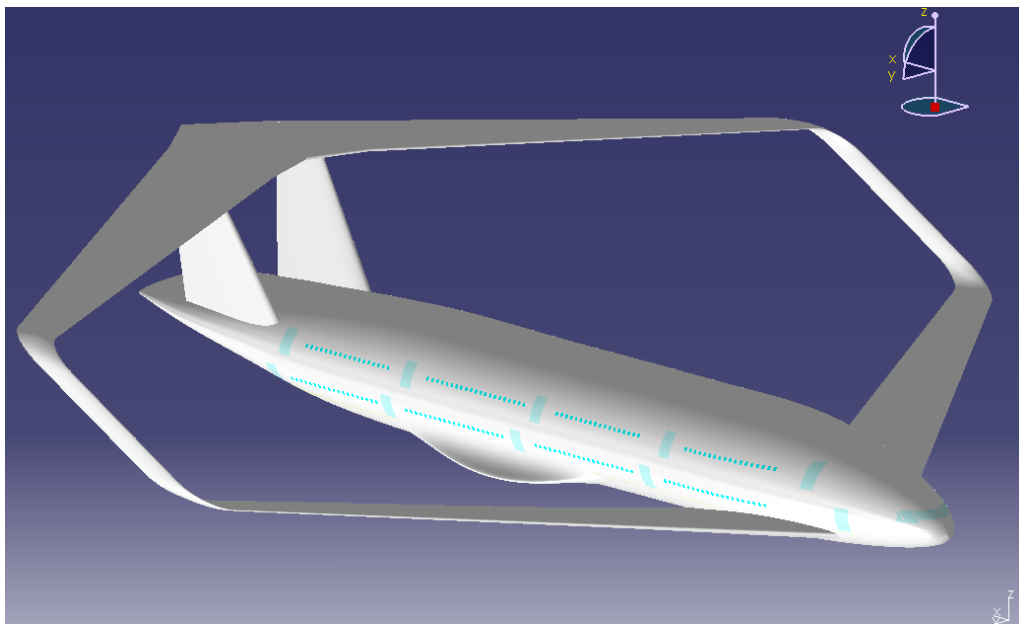


Fig. 4.4 *Layout* del velivolo completo (configurazione di alta velocità)

5 CONDIZIONI DI CARICO PER LA FUSOLIERA

La fusoliera di un velivolo è una struttura che deve soddisfare requisiti di varia natura:

- strutturali;
- aerodinamici;
- commerciali.

L'ultimo requisito è stato ampiamente discusso nei capitoli precedenti. I primi due, invece, sono oggetto del presente capitolo. Nei seguenti paragrafi, si delinea una panoramica delle condizioni di carico cui una fusoliera è generalmente sottoposta.

5.1 Condizioni generali di carico

Le condizioni di carico considerate nel progetto di una fusoliera sono molteplici. In particolare si effettuano le seguenti analisi:

- analisi di condizioni di carico ultimo relative a:
 - carichi in volo;
 - carichi in volo combinati con carichi di pressurizzazione in condizioni di massima pressione differenziale;
 - carichi di pressurizzazione;
 - carichi in atterraggio;
 - carichi a terra;
- analisi a fatica;
- analisi di carichi particolari, quali:
 - depressurizzazione di un comparto;
 - impatto con volatili;
 - carichi concentrati applicati sul pavimento della cabina passeggeri;
 - carichi accidentali.

Nel caso in esame, date le notevoli dimensioni della sezione della fusoliera, particolare rilievo va dato ai carichi di pressurizzazione. In questo caso la FAR 25.365 [R5] definisce le condizioni di carico cui è sottoposta la struttura:

- pressurizzazione combinata con i carichi di atterraggio;
- pressurizzazione ultima, data dal valore della pressione limite (relativa al *maximum relief valve setting*) moltiplicata per un coefficiente di sicurezza pari a 1.33;
- pressurizzazione combinata con i carichi in volo in condizioni limite.

5.2 Condizioni di carico analizzate

Le condizioni di carico analizzate riguardano la verifica statica del tronco centrale di fusoliera sottoposto, in un primo caso, a sola pressurizzazione e, nel secondo, a carichi combinati di massa e pressurizzazione in condizioni limite. Tale scelta è dettata dal fatto che, le condizioni di carico appena esposte, sembrano essere le più critiche per questa zona.

Le altre condizioni vengono, perciò, tralasciate, vista la natura preliminare del dimensionamento, perché coinvolgono particolari strutturali, come ad esempio le ordinate di forza, che nel presente lavoro non vengono trattate.

5.3 Valutazione dei carichi di massa

In questo paragrafo si procede con la determinazione dei carichi dovuti alla massa dei passeggeri e del cargo.

Il valore del carico derivante dalla massa dei passeggeri e dei sedili, e pensato applicato alla trave di pavimento, si determina mediante la procedura descritta nel seguito.

Considerando che i sedili sono distanziati con un passo medio di 864 mm (equivalente ai 34 inch della disposizione in classe *economy*) si ricava che il peso di una fila di passeggeri e di sedili si ripartisce

approssimativamente su 1,73 ordinate (derivante dal rapporto tra passo medio tra le file e passo tra le ordinate).

Il peso complessivo di una singola fila è stato ottenuto considerando il peso di quattro strutture di seggiolini a tre posti più due strutture da due posti affiancate, cui va aggiunto il peso di sedici passeggeri. La normativa stabilisce che i pesi standard dei componenti sopra citati devono essere:

$$W_{passeggero} = 75 \text{ kg}$$

$$W_{3sedili} = 35 \text{ kg}$$

$$W_{2sedili} = 23 \text{ kg}$$

per cui si ottiene un carico totale per fila pari a:

$$P_{fila} = 4 \cdot W_{3sedili} + 2 \cdot W_{2sedili} + 16 \cdot W_{passeggero} = 1386 \text{ kg}$$

Il carico, dovuto ai due piani passeggeri, che insiste su ogni ordinata, è dunque:

$$P_{ordinata} = \frac{2P_{fila}}{1.73} = 1602 \text{ kg}$$

Il carico, distribuito per unità di lunghezza, agente sulla trave di pavimento di ogni piano passeggeri (11058 mm per il primo piano e 11842 mm per il secondo piano) è dato da:

$$p_{1^\circ \text{piano}} = \frac{P_{\text{fila}}}{1.73} \cdot \frac{1}{l_{\text{trave}1^\circ}} = 0.07 \frac{\text{kg}}{\text{mm}}$$

$$p_{2^\circ \text{piano}} = \frac{P_{\text{fila}}}{1.73} \cdot \frac{1}{l_{\text{trave}2^\circ}} = 0.066 \frac{\text{kg}}{\text{mm}}$$

Per quanto riguarda i carichi dovuti al peso del cargo, la normativa impone i seguenti valori per il peso di un container LD3 a pieno carico:

$$W_{LD3} = 1588 \text{ kg}$$

Considerando che la profondità di un container LD3 è pari a 1530 mm, si ha che il peso di tre container (numero di container distribuiti su ogni fila) è distribuito approssimativamente su 3.06 ordinate. Il carico agente sulla singola ordinata dovuto al cargo è:

$$P_{\text{cargo}} = \frac{3 \cdot W_{LD3}}{3.06} = 1500 \text{ kg}$$

Infine, dalla lunghezza della trave del piano cargo pari a 6425 mm si ottiene il carico distribuito per unità di lunghezza agente sulla stessa:

$$p_{\text{cargo}} = \frac{P_{\text{cargo}}}{6425 \text{ mm}} = 0.26 \frac{\text{kg}}{\text{mm}}$$

In Fig. 5.1 si riporta la schematizzazione dei carichi determinati, agenti sulla generica ordinata sulle rispettive travi di pavimento e cargo.

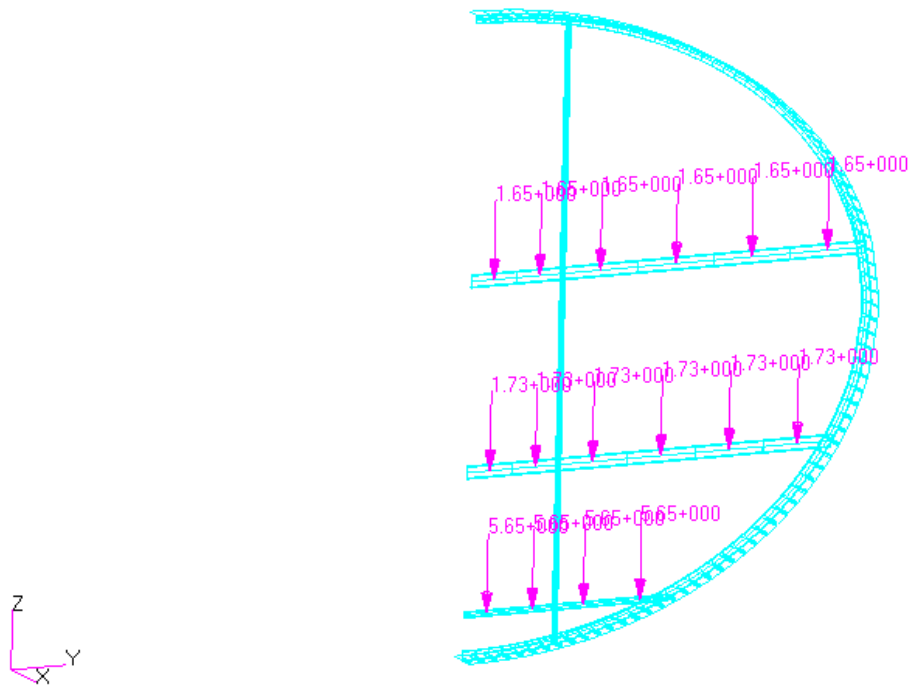


Fig. 5.2 Carichi di massa in condizioni limite

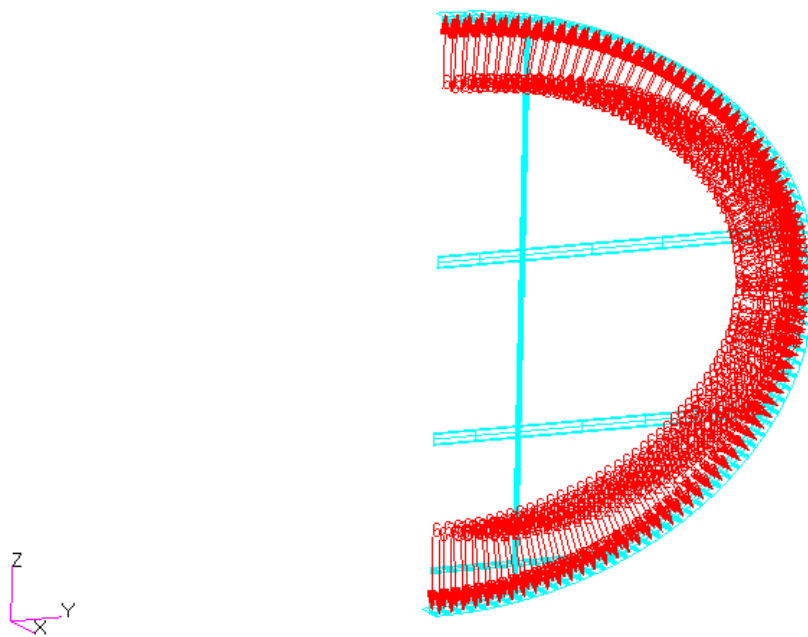


Fig. 5.3 Carichi di pressurizzazione in condizioni limite

6 MODELLO STRUTTURALE DELLA FUSOLIERA

In questo capitolo si procede con la descrizione del modello agli elementi finiti del tronco di fusoliera realizzato per condurre le analisi descritte nel capitolo 5.

Il materiale con cui si suppone siano realizzati tutti i componenti strutturali è la lega di alluminio 2024-T3 che presenta le seguenti caratteristiche:

- tensione di snervamento $\sigma_y = 330 \text{ MPa}$;
- tensione di rottura $\sigma_u = 414 \text{ MPa}$;
- coefficiente di Poisson $\nu = 0.32$;
- modulo elastico $E = 72000 \text{ MPa}$;
- densità $\rho = 2.7 \times 10^{-6} \frac{\text{kg}}{\text{mm}^3}$.

6.1 Caratteristiche del modello di fusoliera

La fusoliera di un velivolo PrandtlPlane è sostenuta, diversamente da un velivolo convenzionale, da un doppio sistema portante: l'ala anteriore e l'ala posteriore.

La fusoliera, quindi, può essere schematizzata con il modello a travi riportato in Fig. 6.1. Procedendo in maniera cautelativa, non è stato considerato il peso dovuto al *nose* e al *tail* che tendono a ridurre il momento flettente che si genera nella mezzeria della fusoliera.

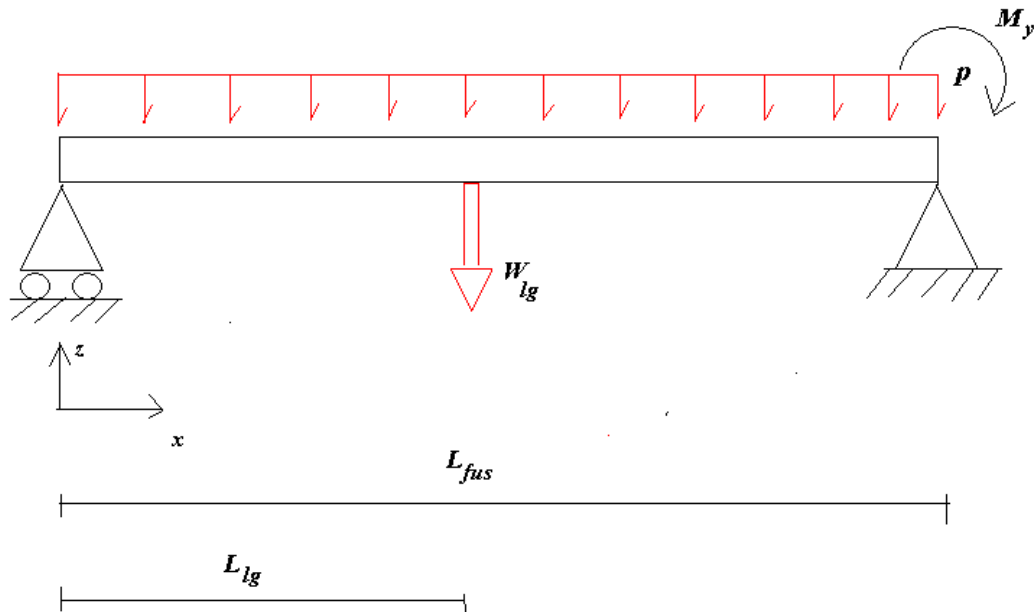


Fig. 6.1 Schematizzazione del tronco centrale di fusoliera con il modello trave

In questa prima schematizzazione la fusoliera è stata trattata come una trave appoggiata in corrispondenza delle due ali, precisamente nel punto in cui si pensa applicata la portanza generata da ognuna. In particolare, per l'ala anteriore la portanza si pensa trasmessa alla fusoliera ad $\frac{1}{4}$ della corda alla radice; mentre, per l'ala posteriore la portanza è trasmessa a $\frac{1}{4}$ della corda del profilo in corrispondenza del collegamento con i fin verticali. In particolare, la parte di fusoliera compresa tra questi due punti è stata schematizzata come una trave vincolata ad un'estremità con un appoggio in corrispondenza dell'attacco con l'ala anteriore e all'altra con un appoggio semplice in corrispondenza dell'ala posteriore, in modo da permettere la traslazione in senso assiale della fusoliera sottoposta a carico di pressurizzazione. Si riporta in Fig. 6.3 il modello FEM.

Sfruttando la simmetria della struttura e dei carichi applicati rispetto al piano longitudinale, è stato effettuato lo studio di una sola metà del tronco di fusoliera, Fig. 6.2.

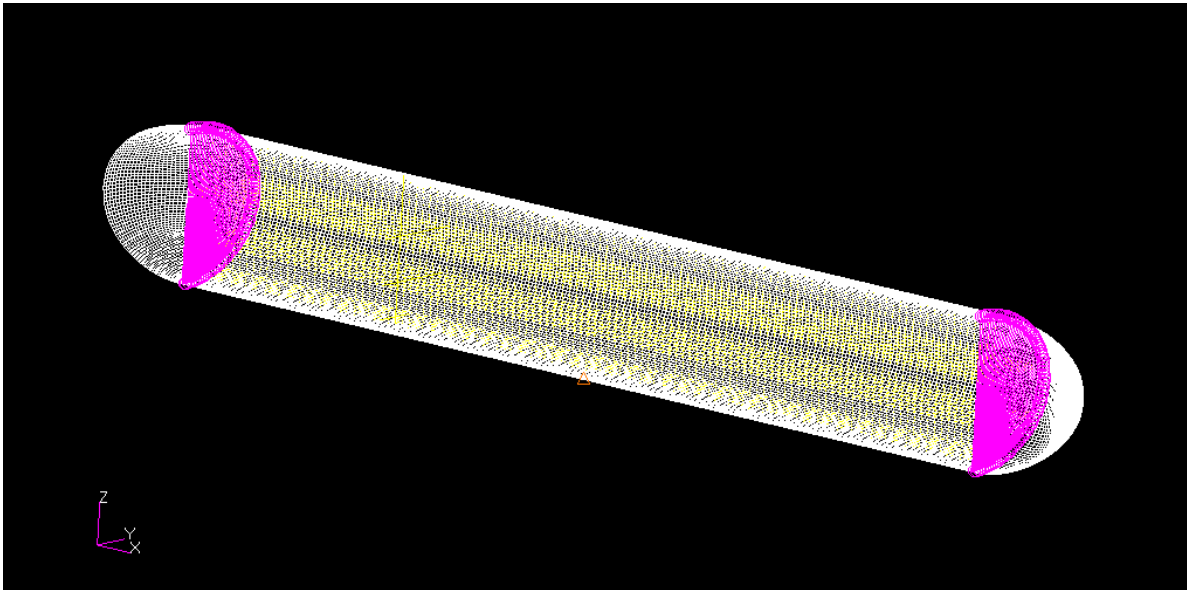


Fig. 6.3 Modello FEM del tronco centrale di fusoliera

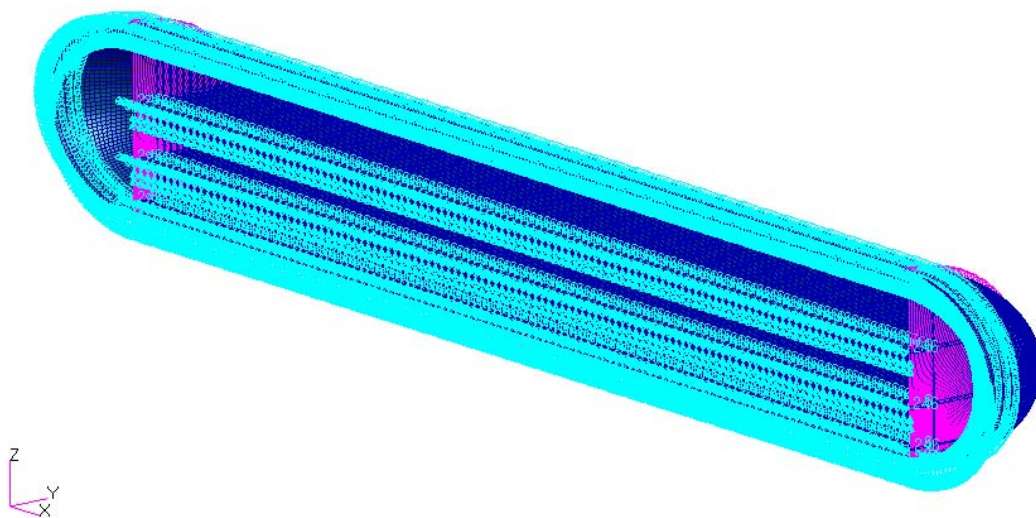


Fig. 6.2 Modello FEM del semitronco di fusoliera con i vincoli di simmetria

Nelle zone di attacco dell'ala anteriore e posteriore sono stati inseriti due *bulkhead* fittizi, Fig. 6.4, che hanno solo la funzione di chiudere la fusoliera per imporre le condizioni al contorno dovute alla pressurizzazione.

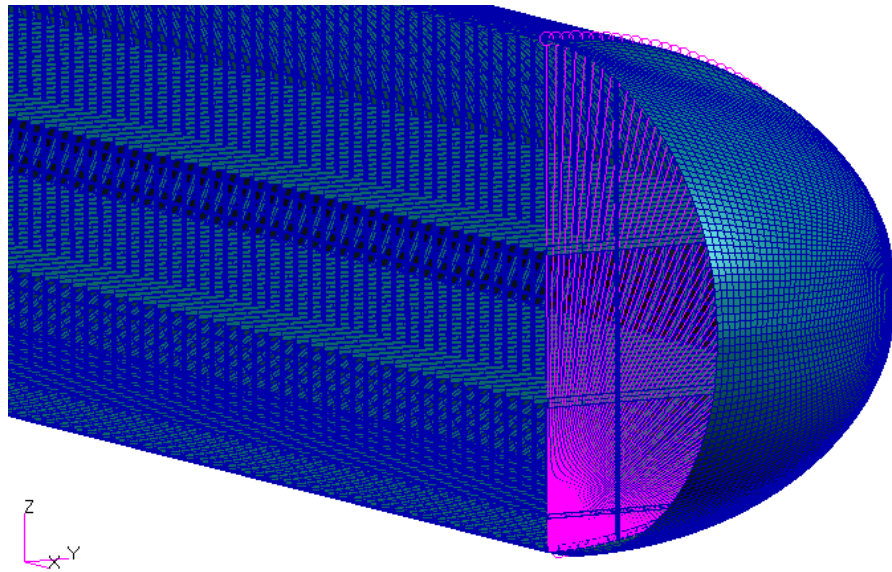


Fig. 6.4 *Bulkhead* in corrispondenza dell'ala anteriore

Il carrello di atterraggio è schematizzato come una massa concentrata e posizionato nel baricentro relativo al sistema dei carrelli, Fig. 6.6.

I vincoli di appoggio alle due estremità sono stati applicati nei punti A e B, Fig. 6.6. Al fine di schematizzare, in prima approssimazione, il comportamento delle ordinate di forza (cui è collegata la struttura alare ed il *bulkhead*) nelle sezioni che contengono i punti A e B è stato inserito un MPC (*Multi Point Constraint*) il cui compito è quello di annullare gli spostamenti relativi tra i punti della sezione producendo un irrigidimento della stessa, Fig. 6.5.

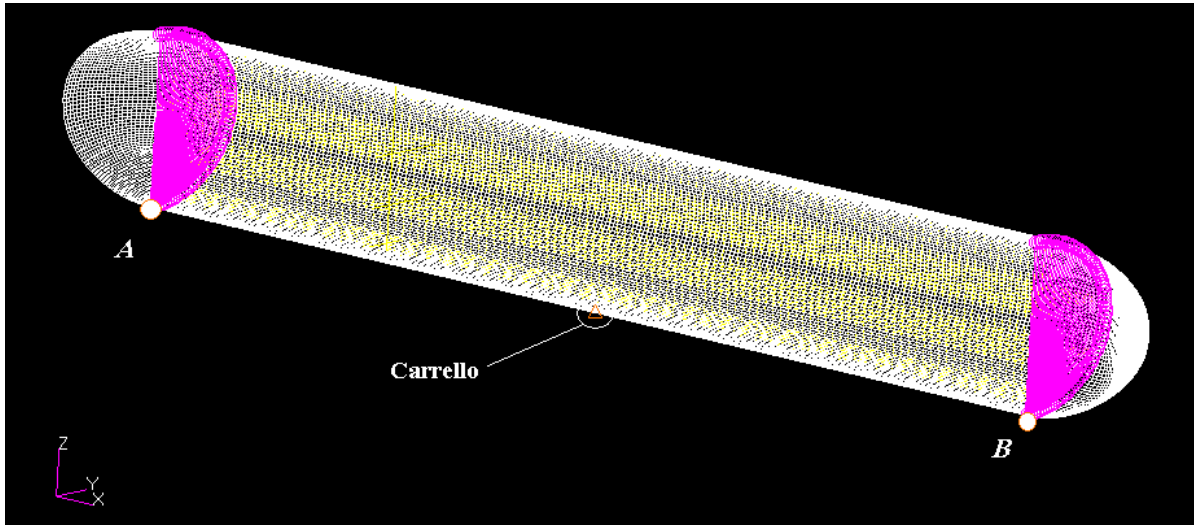


Fig. 6.6 Posizione del carrello di atterraggio

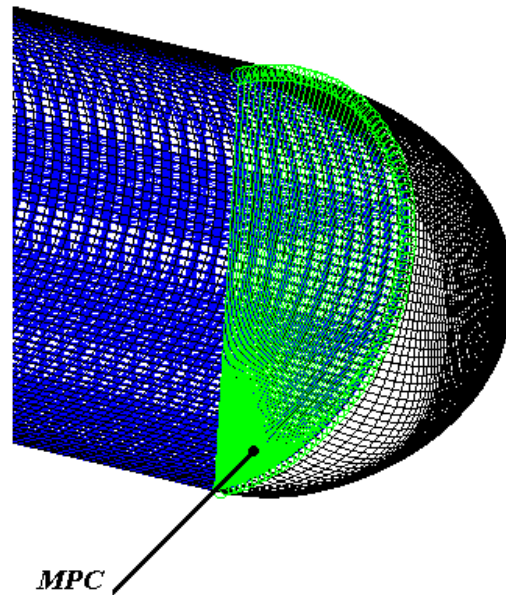


Fig. 6.5 Elemento MPC

Infine, è stata fatta l'assunzione, in base a risultati di tesi precedenti [R8], che la portanza del velivolo si ripartisce per il 55% sull'ala anteriore e per il 45% sull'ala posteriore. Per riprodurre questa condizione è, quindi, necessario introdurre un momento flettente picchiante nel punto di attacco dell'ala anteriore in modo da ripartire le reazioni in corrispondenza dei vincoli in maniera analoga alla ripartizione delle forze di portanza sulle due ali. La procedura seguita per determinare il valore del momento viene discussa nel capitolo 7.

6.2 Il modello agli elementi finiti della fusoliera

Il modello FEM realizzato è adatto per il solo studio preliminare.

Tutti gli elementi di irrigidimento (ordinate e correnti), le travi di pavimento, la trave cargo e lo *strut* verticale sono stati realizzati come elementi CBAR2 ossia come elementi monodimensionali caratterizzati da due nodi di estremità cui è stata data la proprietà BEAM, ossia di comportamento tipo trave cui va assegnata forma e dimensioni della sezione.

Lo *skin* e i *bulkhead* sono stati realizzati come elementi CQUAD4, ossia come elementi quadrangolari aventi quattro nodi ai quali è stata assegnata la proprietà SHELL ossia di comportamento tipo corpo sottile cui va assegnato lo spessore.

Inoltre, le travi di pavimento e cargo, gli irrigidimenti e lo *skin* sono collegati tra loro in corrispondenza di singoli nodi tramite lo strumento *Equivalence* di Patran che permette di far coincidere in un solo punto nodi appartenenti a diversi elementi e posti ad una distanza inferiore al grado di tolleranza imposto.

Tale approccio all'analisi, nel *software* Patran, garantisce da un lato una maggiore flessibilità e dall'altro la possibilità di mutare rapidamente le proprietà di ogni elemento della struttura, senza richiedere eccessivi tempi di calcolo per generare la soluzione.

Si riportano, quindi, nelle Figg 6.7, 6.8 le visualizzazioni di una sezione tipica del modello realizzato.

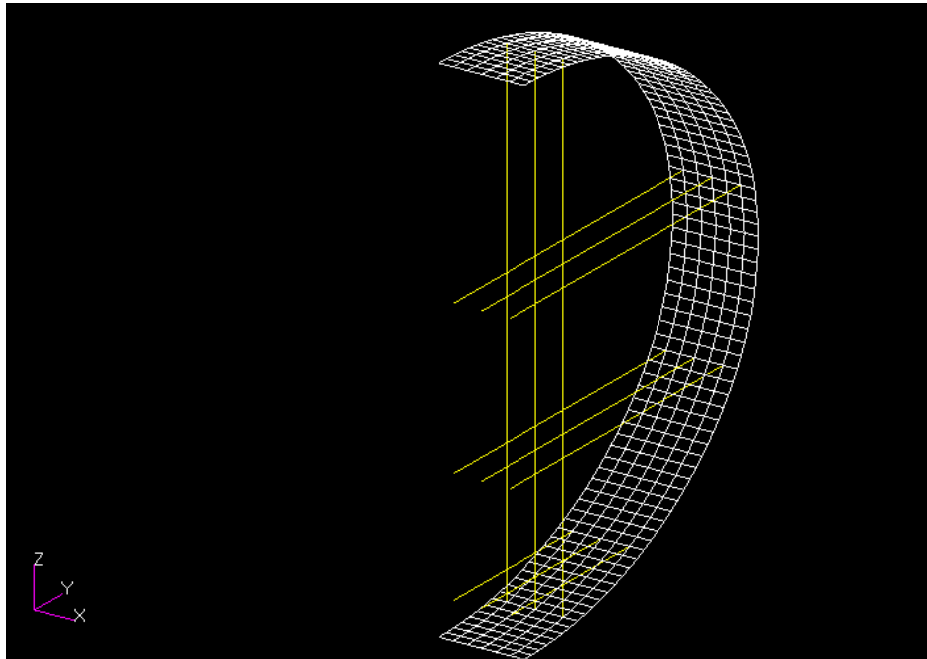


Fig. 6.8 Visualizzazione di tre baie caratteristiche del tronco di fusoliera

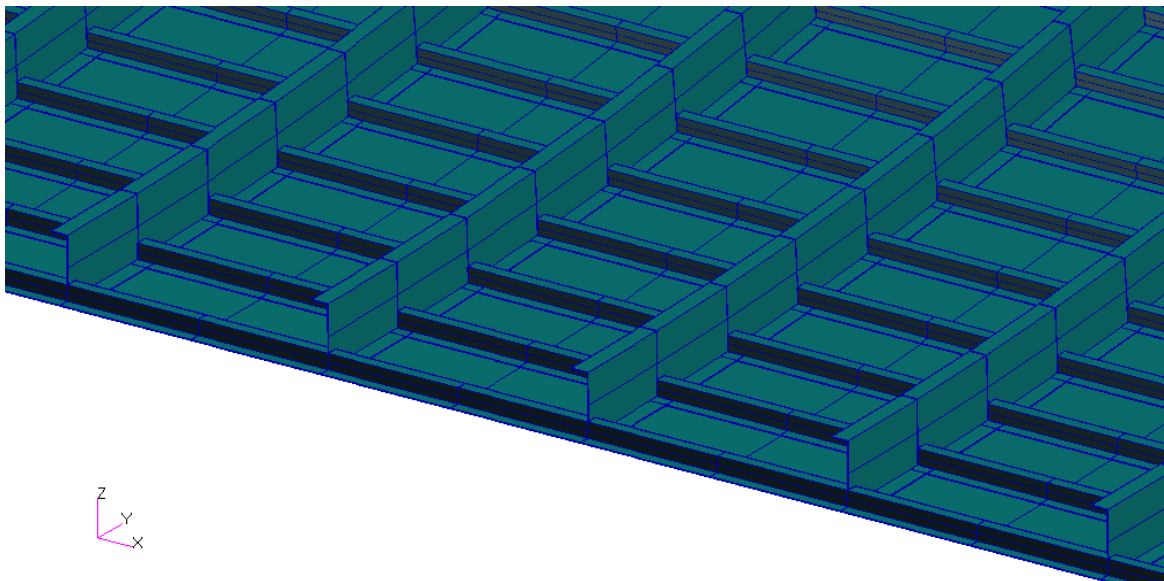


Fig. 6.7 Visualizzazione delle ordinate e dei correnti con *offset*

La soluzione ottenuta risulta valida se riferita alla fase di progetto preliminare. In questo modo si hanno, infatti, informazioni non attendibili sull'entità delle forze e dei momenti, trasmessi in corrispondenza dei punti di collegamento tra i componenti, i quali risultano fortemente sovrastimati.

7 ANALISI STRUTTURALE

Lo studio, in condizioni di carico limite, del modello descritto nel Capitolo 6 si prefigge lo scopo di determinare lo stato di tensione in tutti i componenti della sezione di riferimento.

Come sezione caratteristica si considera la sezione posta ad una distanza eguale dal cono di coda e dal punto di applicazione del carico dovuto ai carrelli, Fig. 7.1.

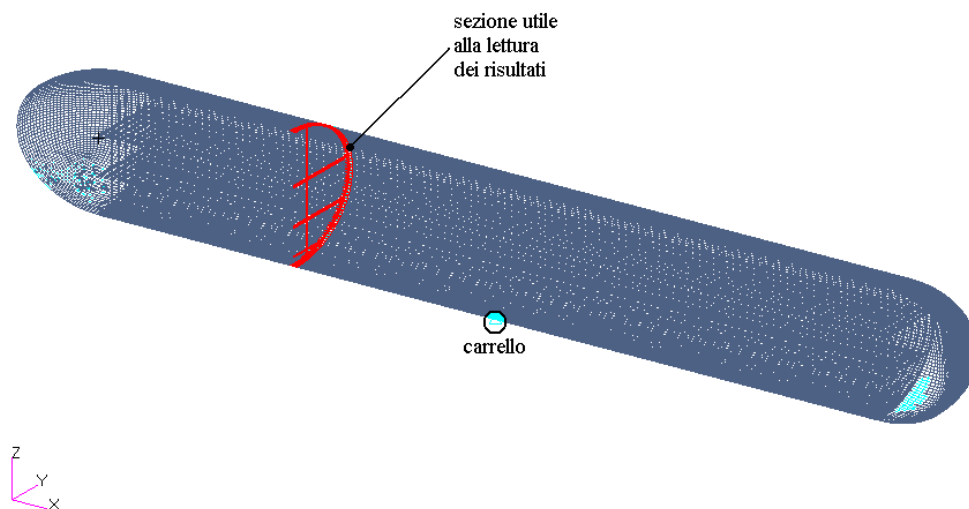


Fig. 7.1 Posizione della sezione di riferimento

Questo studio si propone come obiettivo generale un dimensionamento globale della sezione tipica di fusoliera e quindi di tracciare le linee guida di un eventuale sviluppo per un dimensionamento ottimale.

7.1 Prima analisi

7.1.1 Dimensioni dei componenti strutturali

Le dimensioni geometriche dei componenti strutturali, utilizzati per condurre questa prima analisi, sono state tratte da quelle dei componenti relativi ad un velivolo della classe da 250 posti.

Lo skin ha uno spessore uniforme di 2 mm.

Le ordinate, Fig. 7.2, hanno una sezione a Z e sono equidistanziate, secondo la direzione dell'asse di fusoliera, con un passo di 500 mm. Le dimensioni della sezione trasversale dell'ordinata sono riportate in Tabella 7.1.

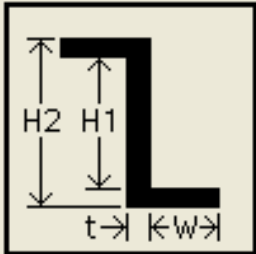
Forma della sezione	Dimensioni principali
	$W = 30.3 \text{ mm}$
	$t = 1.7 \text{ mm}$
	$H1 = 112.6 \text{ mm}$
	$H2 = 116 \text{ mm}$

Tabella 7.1 Dimensioni della sezione dell'ordinata

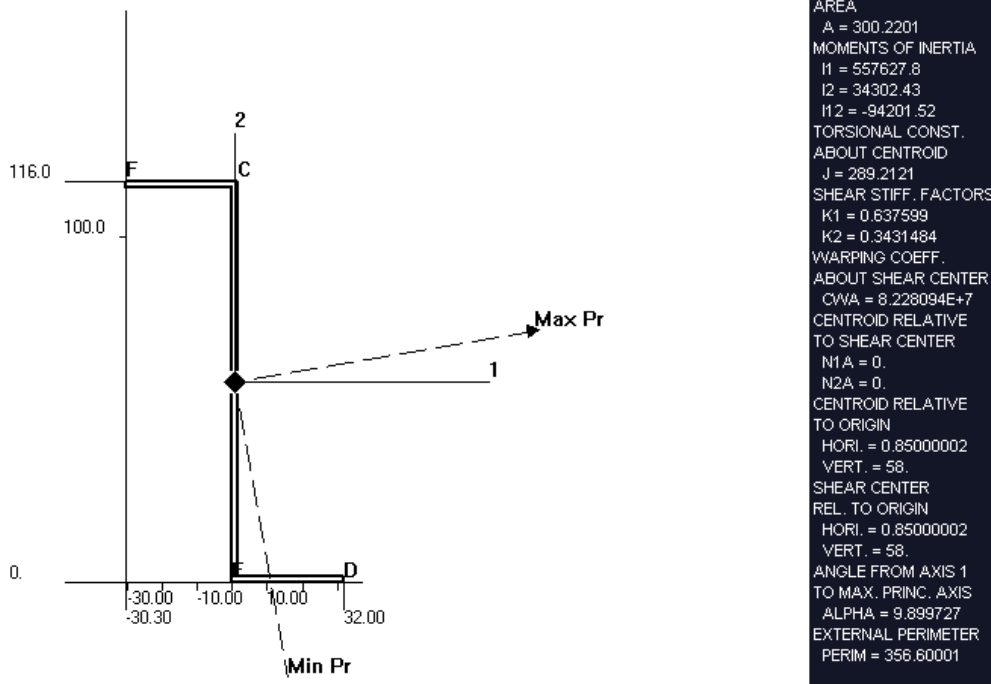


Fig. 7.2 Sezione dell'ordinata

I correnti, Fig. 7.3, sono posti sullo *skin*, diretti parallelamente all'asse di fusoliera. Hanno una sezione a Z il cui asse principale è orientato secondo la direzione individuata dal versore locale, normale alla superficie, e sono distribuiti sullo *skin* con un passo costante di 200 mm in direzione tangenziale. Le dimensioni della sezione sono riportate in Tabella 7.2

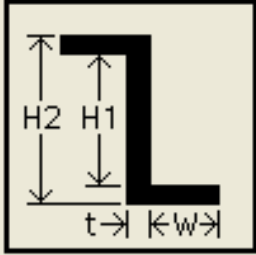
Forma della sezione	Dimensioni principali
	$W = 20.3 \text{ mm}$
	$t = 1.7 \text{ mm}$
	$H1 = 26.6 \text{ mm}$
	$H2 = 30 \text{ mm}$

Tabella 7.2 Dimensioni della sezione del corrente

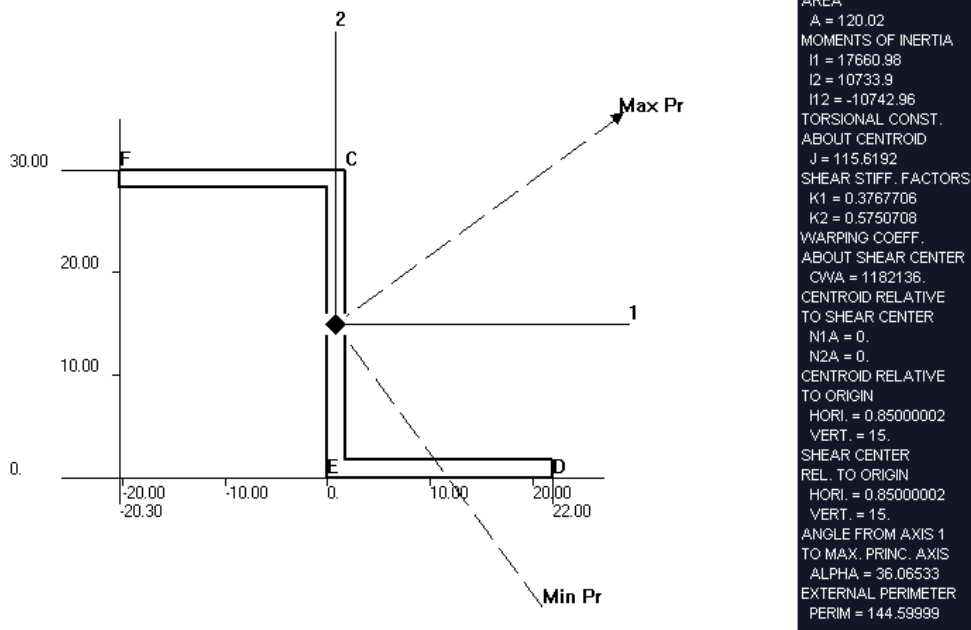


Fig. 7.3 Sezione del corrente

Le travi passeggeri, Fig. 7.4, hanno una sezione a doppio T e sono collegate alle estremità all'ordinata e sostenute da due *struts* centrali. Le dimensioni della sezione sono riportate in Tabella 7.3.

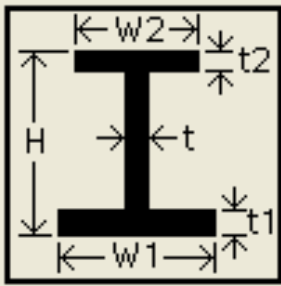
Forma della sezione	Dimensioni principali
	$H = 170 \text{ mm}$
	$W1 = 50 \text{ mm}$
	$W2 = 50 \text{ mm}$
	$t = 2 \text{ mm}$
	$t1 = 3 \text{ mm}$
	$t2 = 3 \text{ mm}$

Tabella 7.3 Dimensioni della sezione della trave passeggeri

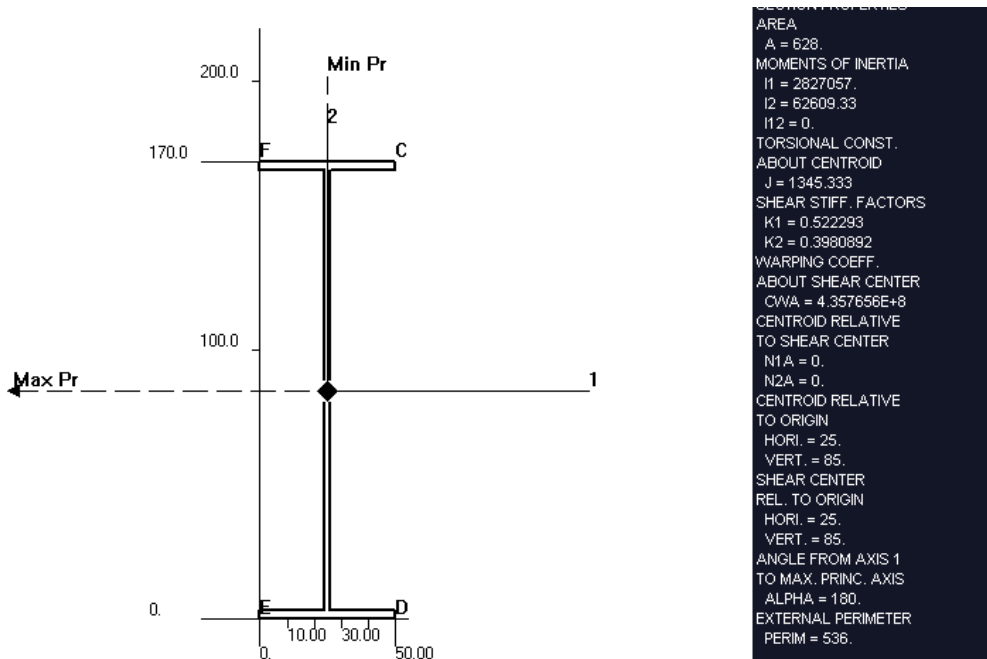


Fig. 7.4 Sezione della trave passeggeri

Le travi cargo, Fig. 7.5, hanno una sezione a doppio T e sono collegate alle estremità all'ordinata e sostenute da due *struts* centrali. Le dimensioni della sezione sono riportate in Tabella 7.4.

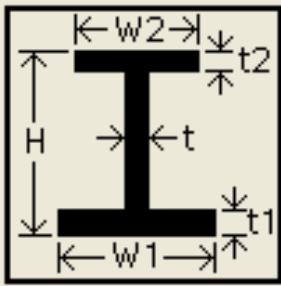
Forma della sezione	Dimensioni principali
	$H = 75 \text{ mm}$
	$W1 = 50 \text{ mm}$
	$W2 = 50 \text{ mm}$
	$t = 2 \text{ mm}$
	$t1 = 3 \text{ mm}$
	$t2 = 3 \text{ mm}$

Tabella 7.4 Dimensioni della sezione della trave cargo

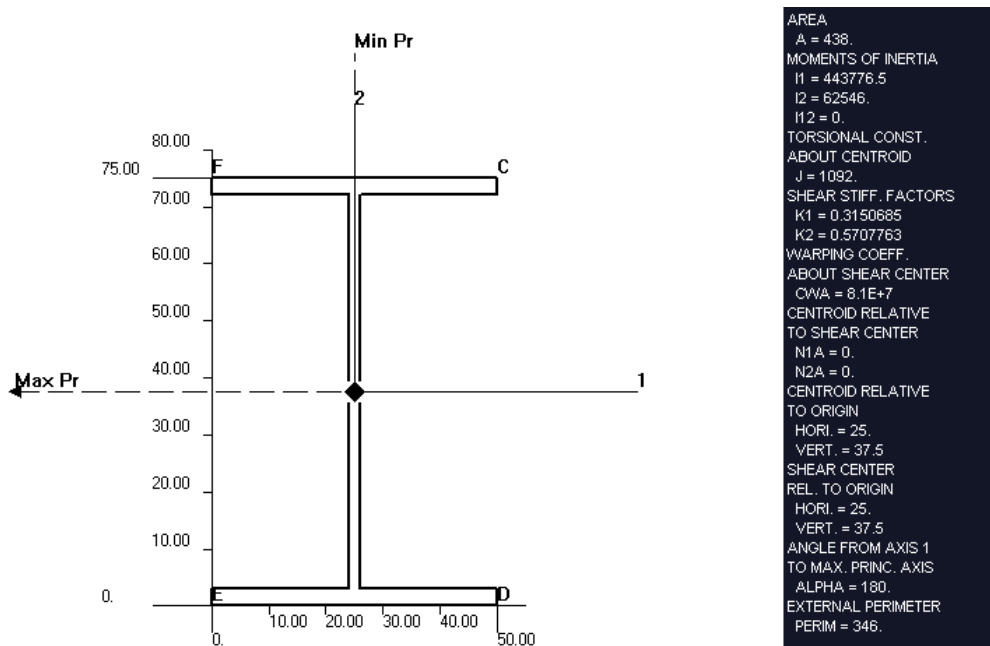


Fig. 7.5 Sezione della trave cargo

Infine, **gli struts verticali**, Fig. 7.6, hanno una sezione tubolare e sono collegati alle estremità alle ordinate e in corrispondenza degli attraversamenti con le travi passeggeri e cargo. Le dimensioni della sezione sono riportate in Tabella 7.5.

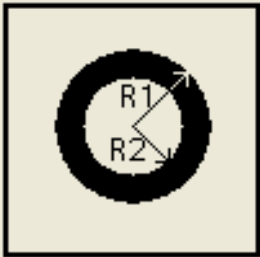
<i>Forma della sezione</i>	<i>Dimensioni principali</i>
	$R1 = 35 \text{ mm}$
	$R2 = 31 \text{ mm}$

Tabella 7.5 Dimensioni della sezione dello *strut*

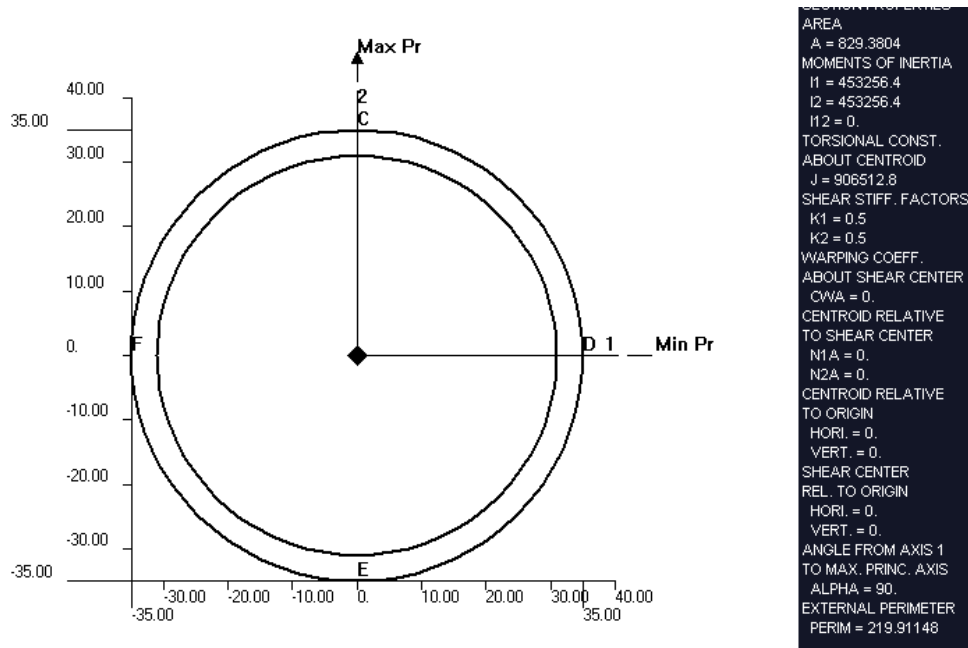


Fig. 7.6 Sezione dello *strut*

7.1.2 Analisi

Per riprodurre la condizione di ripartizione della portanza per il 55% sull'ala anteriore e per il 45% sull'ala posteriore, come spiegato nel Capitolo 6, è stato necessario introdurre un momento flettente picchiante nel punto di attacco dell'ala anteriore, punto B di Fig. 7.7.

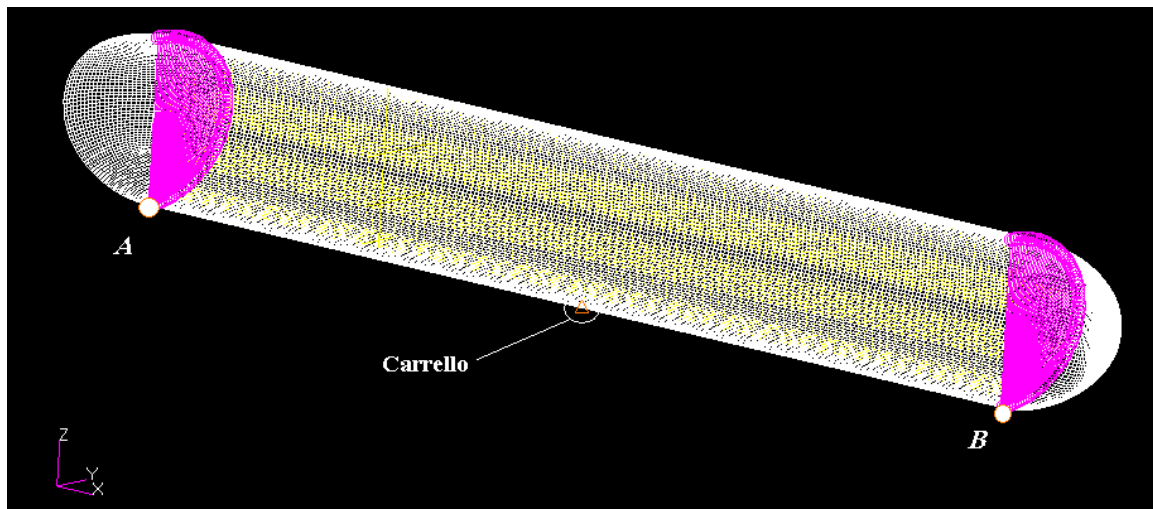


Fig. 7.7 *Layout della posizione dei vincoli e del carrello*

La procedura seguita per determinare il valore del momento consiste, in primo luogo, nel valutare la risultante delle reazioni verticali dei due vincoli quando la struttura è sottoposta ad una situazione di carico in cui i carichi agenti sulla stessa sono dati da:

- peso dei diversi componenti strutturali;
- peso del carrello;
- carichi di massa associati ai passeggeri e alle merci;

tali carichi sono moltiplicati per il fattore di carico in condizioni limite $n = 2.5$. In queste condizioni, le reazioni esplicitate dai vincoli assumono i seguenti valori:

$$R_{zA} = 2.5575 \cdot 10^6 N$$

$$R_{zB} = 2.565 \cdot 10^6 N$$

Per cui il peso totale del modello in condizioni limite è:

$$W_{st} = 5.1225 \cdot 10^6 N$$

Per riprodurre la differente distribuzione del carico, secondo quanto riportato sopra, è necessario introdurre la coppia esterna nel punto B pari a:

$$M_B = 1.485 \cdot 10^{10} N \cdot mm$$

Quindi, con tale distribuzione, le reazioni vincolari risultano essere:

$$R_{zA} = 2.82 \cdot 10^6 N = 0.55 \cdot W_{st}$$

$$R_{zB} = 2.3 \cdot 10^6 N = 0.45 \cdot W_{st}$$

In questo modo, le reazioni vincolari del modello assumono il ruolo di introdurre le azioni aerodinamiche di portanza in grado di garantire l'equilibrio.

Si fa inoltre presente che, per i risultati relativi agli elementi strutturali modellati come travi, è stata necessaria una valutazione separata degli stress prodotti dagli sforzi assiali e da quelli flessionali a causa del tipo di visualizzazione che si ottiene in *output*, nella fase di *post-processing*, del software *Patran*. Quindi, per ottenere il valore totale dello stress agente nel generico elemento si deve effettuare la somma algebrica dei due contributi.

7.1.3 Caso con carichi di massa e aerodinamici in condizioni limite

Per verificare il grado di accuratezza dei risultati ottenuti con il modello FEM in esame, le prime analisi condotte sono state effettuate ai fini di ottenere un confronto diretto tra i valori degli stress determinabili analiticamente e i valori ottenuti mediante l'analisi agli elementi finiti.

In questo primo caso è stato valutato il valore dello stress assiale nello *skin* della sezione di riferimento. Il valore del raggio di un cilindro equivalente avente la stessa area della sezione in esame, Fig. 7.8, risulta essere:

$$R_{EQ} = 5187.65 \text{ mm}$$

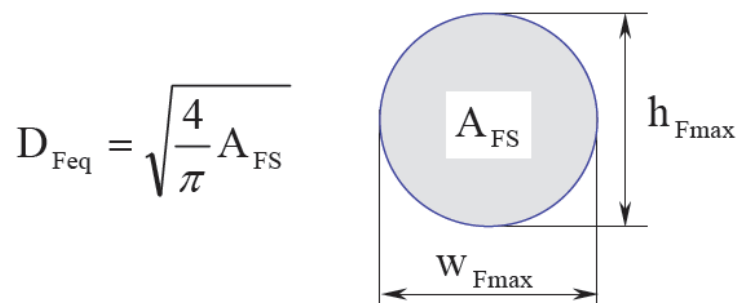


Fig. 7.8 Diametro equivalente

Successivamente è stato determinato il valore dello spessore generalizzato dello *skin*, ottenuto distribuendo, in modo uniforme, la sezione del corrente sulla porzione del pannello di spessore t e di larghezza pari al passo tra i correnti, ottenendo:

$$\bar{t} = t + \frac{A_S}{b} = 2.6 \text{ mm}$$

dove $t = 2 \text{ mm}$ è lo spessore dello *skin*, $A_S = 120.02 \text{ mm}^2$ è l'area della sezione del corrente e $b = 200 \text{ mm}$ è il valore del passo tra i correnti. La relazione utilizzata per il calcolo della tensione fa riferimento al momento di inerzia del cilindro equivalente:

$$\sigma_{max} = \frac{M_{sez_rif}}{J_x} \cdot y_{max} = 226.66 \text{ MPa}$$

in cui:

- $M_{sez_rif} = 249.25 \text{ N} \cdot \text{mm}$ è il momento flettente agente nella sezione di riferimento in condizioni limite;
- $J_x = \frac{\pi}{2} R_{EQ}^3 \bar{t}$ è il momento di inerzia del cilindro equivalente;
- $y_{max} = R_{EQ}$ è la massima distanza dall'asse neutro.

Si riporta in Fig. 7.9 il valore delle tensioni nello *skin*, ottenute mediante analisi agli elementi finiti, con carichi di massa e aerodinamici in condizioni limite.

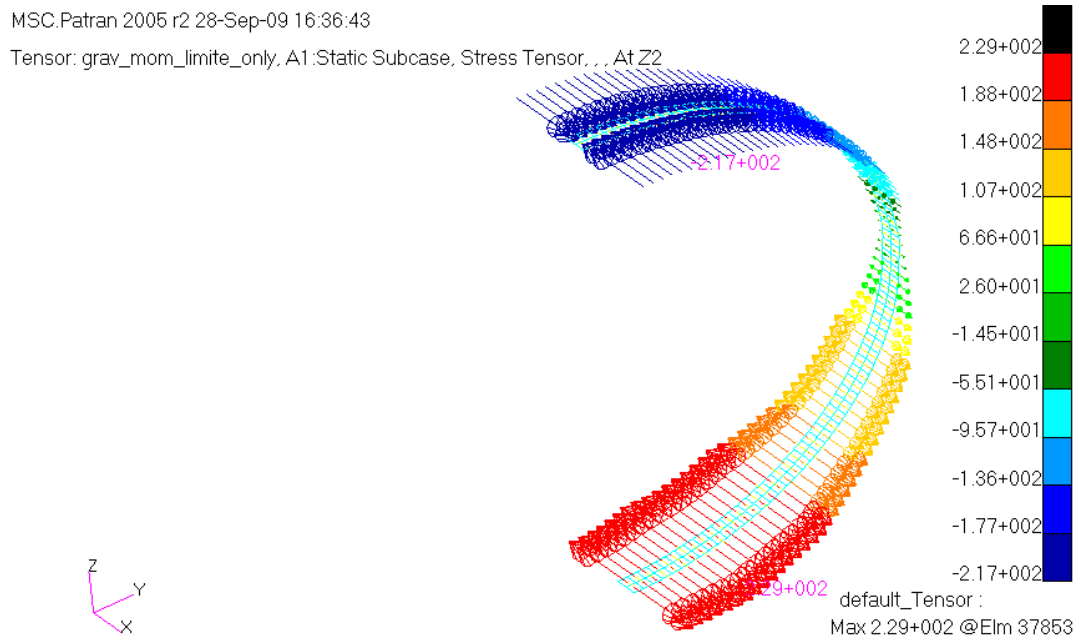


Fig. 7.9 Tensioni longitudinali nello *skin*, carichi di massa in condizioni limite

Analogamente ai valori calcolati analiticamente, anche nel modello agli elementi finiti si hanno le tensioni massime, positive e negative, in corrispondenza della zona a massima distanza dall'asse neutro (in corrispondenza del piano di simmetria) con valori prossimi a quelli determinati analiticamente; all'altezza dell'asse neutro si ha, inoltre, un annullamento delle tensioni, in accordo con quanto affermato dalla teoria.

7.1.4 Pressurizzazione limite

Per l'analisi della struttura, sottoposta a sola pressurizzazione in condizioni limite, sono stati posti a confronto i risultati della Teoria Elementare delle Membrane con quelli dell'analisi FEM.

A causa dei due diversi raggi di curvatura, presenti nella sezione di fusoliera, è stato utilizzato il raggio del cilindro equivalente, inoltre lo spessore dello *skin* è stato posto pari allo spessore generalizzato \bar{t} . Dalla teoria delle membrane si ha che le tensioni circonferenziali, σ_p , e quelle assiali, σ_m , sono date dalle seguenti relazioni:

$$\sigma_p = p \frac{R_{EQ}}{t} = 125.7 \text{ MPa}$$

$$\sigma_m = p \frac{R_{EQ}}{2t} = 62.85 \text{ MPa}$$

in cui $p = 0.063 \text{ MPa}$ è il valore della pressione limite agente all'interno del cilindro.

Nelle Fig. 7.10, Fig. 7.11 sono riportati i risultati ottenuti mediante analisi FEM, con il solo carico di pressurizzazione in condizioni limite.



Fig. 7.10 Tensioni longitudinali nello skin, carico di pressurizzazione in condizioni limite



Fig. 7.11 Tensioni circonferenziali nello *skin*, carico di pressurizzazione in condizioni limite

Come è possibile notare dalle precedenti figure, i valori delle tensioni circonferenziali provocate dalla sola pressurizzazione in condizioni limite sono circa il doppio delle tensioni assiali; inoltre, i valori medi di queste tensioni sono prossimi ai valori determinati mediante la Teoria delle Membrane. In APPENDICE A è stato effettuato il confronto dei risultati ottenuti dall'analisi FEM con quelli della teoria dei gusci irrigiditi sottoposti ad un carico di pressione differenziale.

7.1.5 Carichi limite combinati

Si riportano di seguito i risultati relativi alla sezione di riferimento.

In Fig. 7.12 è possibile notare l'andamento degli spostamenti, in particolare si ha un picco di 365 mm di spostamento verso il basso che interessa globalmente l'intera sezione.

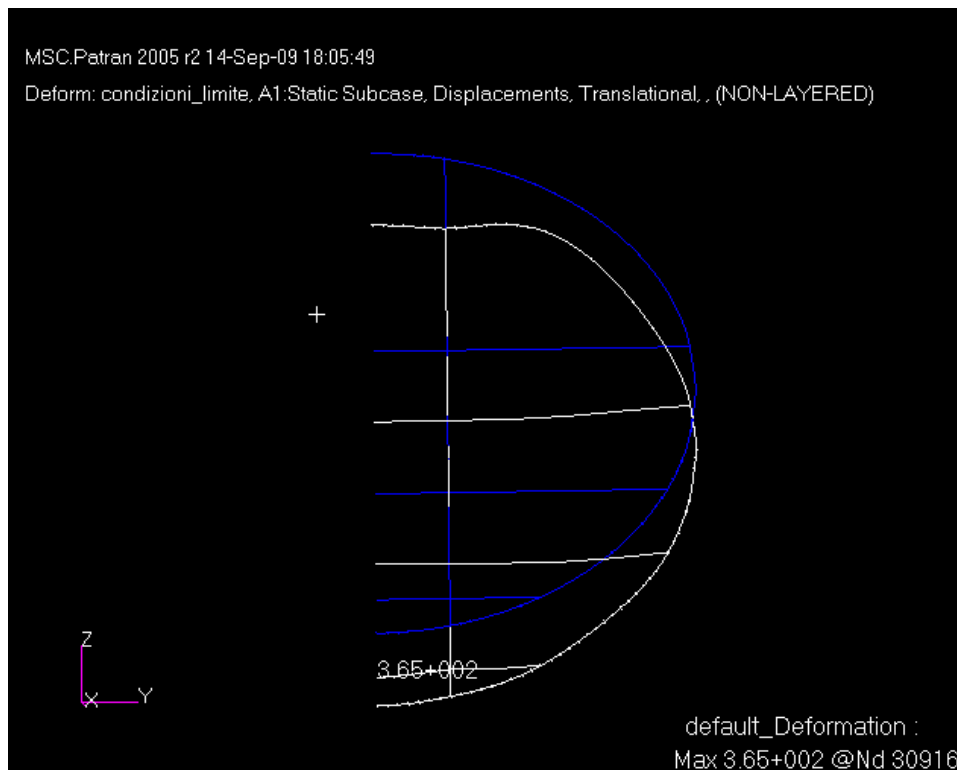


Fig. 7.12 Layout della deformatata della sezione tipica, carichi combinati

Ordinata

Per determinare l'andamento degli stress lungo la linea d'asse dell'ordinata è stato scelto un sistema di riferimento di tipo *Projected*, avente l'asse x diretto secondo la tangente alla linea d'asse dell'ordinata, l'asse z diretto secondo la normale (negativa) locale alla superficie dello *skin* e l'asse y diretto in modo da rendere la terna levogira.

Come risulta dalle Fig. 7.14, Fig. 7.13, le tensioni normali lungo la linea d'asse dell'ordinata sono molto elevate e superano abbondantemente il limite di snervamento del materiale. Infatti, già i singoli contributi, assiale e flessionale, raggiungono dei valori di picco superiori a 400 MPa .

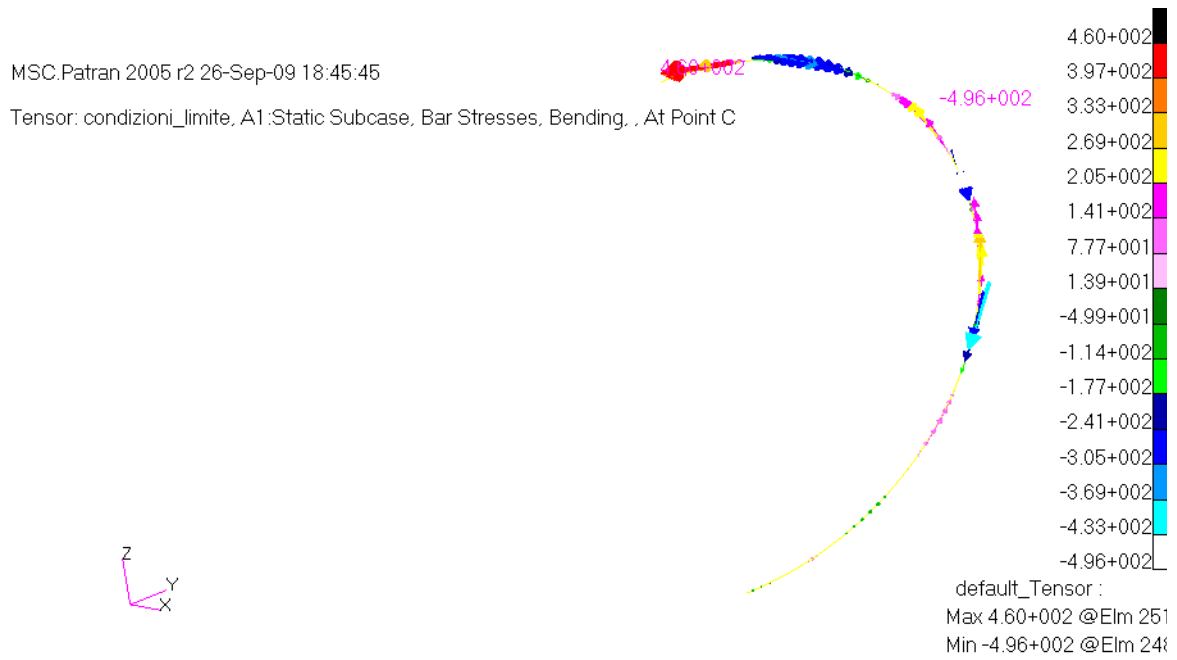


Fig. 7.13 Tensioni flessionali nell'ordinata

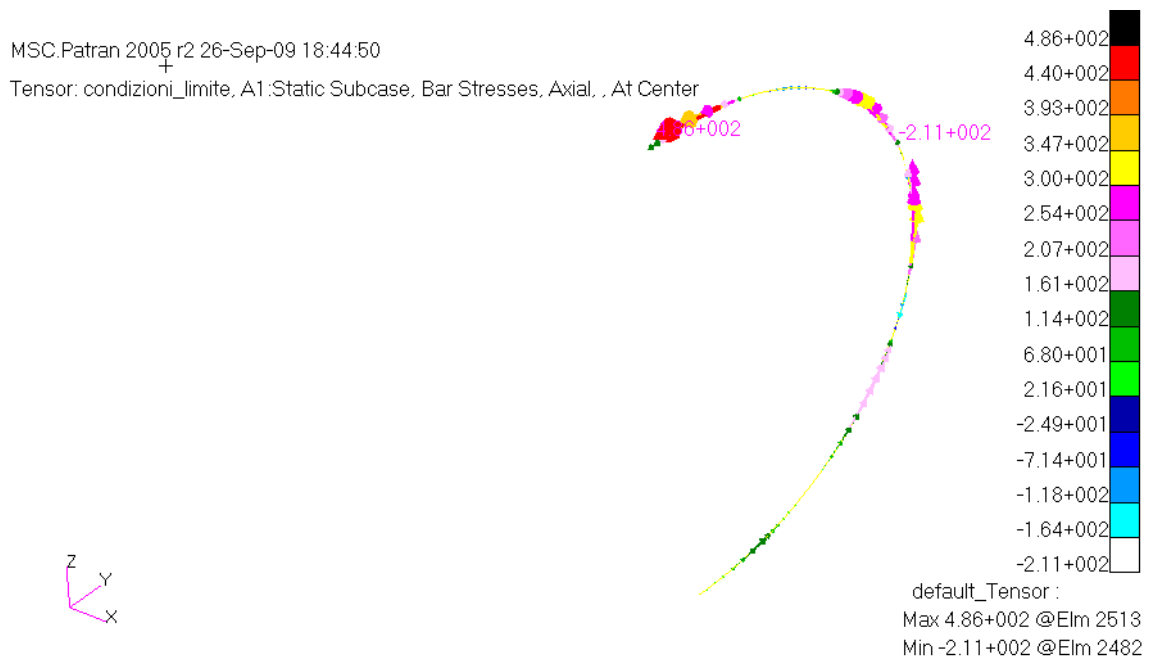


Fig. 7.14 Tensioni dovute a sforzo normale nell'ordinata

Ordinata	Stress axial [MPa]	Stress bending [MPa]	Tot. [MPa]
Max compressione	-211	-496	-707
Max trazione	486	460	946

In particolare i valori di picco si raggiungono in corrispondenza della zona di collegamento con lo *strut* verticale, sia quelli dovuti allo sforzo assiale sia quelli dovuti al momento flettente, e per questo si sommano. Anche se tale valore è estremamente superiore ad un valore reale, a causa dell'assenza di elementi che simulano la presenza di collegamenti rivettati, globalmente lungo tutta l'ordinata sono presenti valori di tensione piuttosto elevati.

Correnti

Diversamente da quanto accade nell'ordinata, i correnti non risultano essere particolarmente sollecitati, Fig. 7.15, Fig. 7.16.

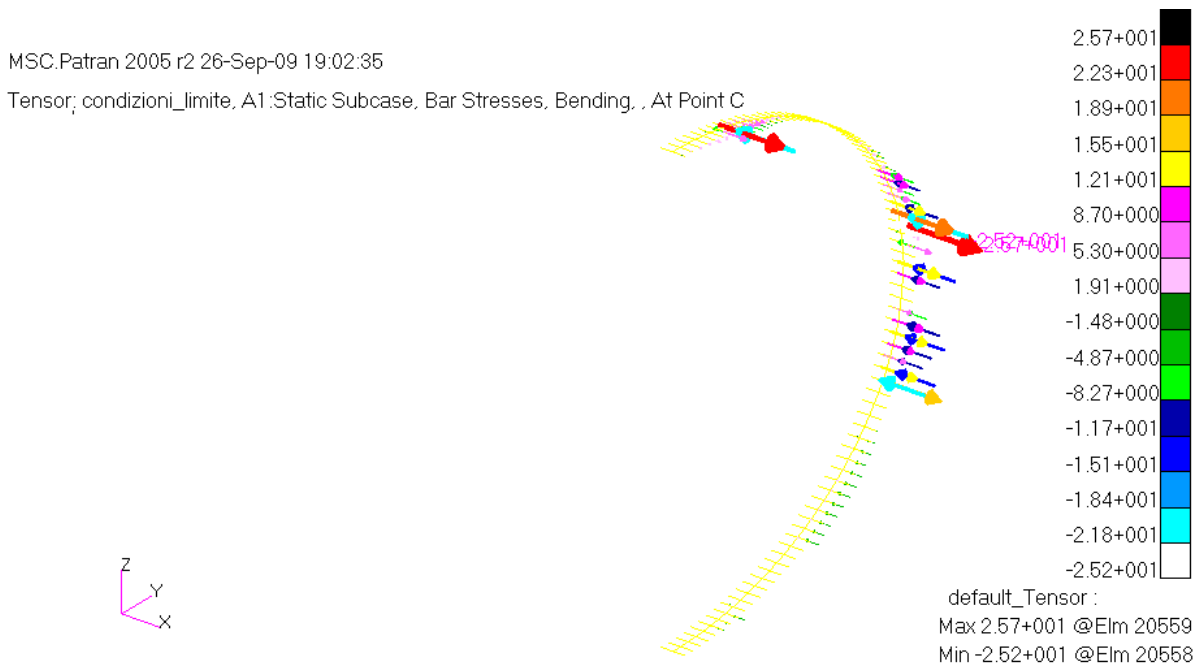


Fig. 7.15 Tensioni flessionali nei correnti

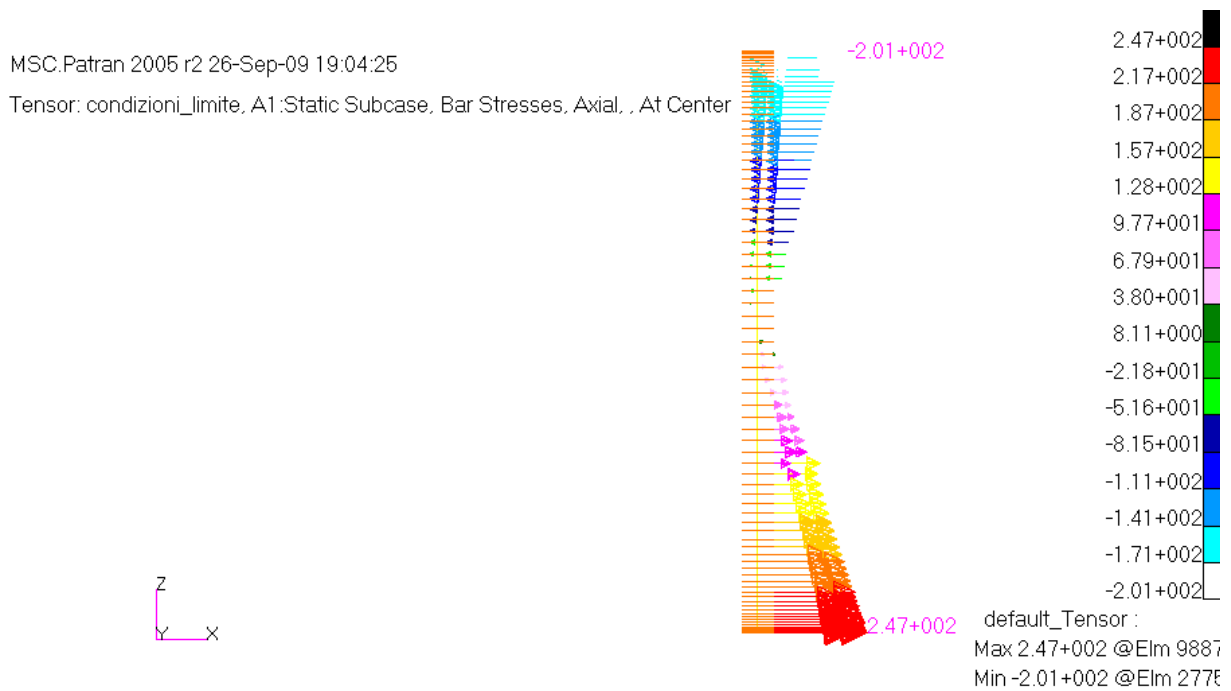


Fig. 7.16 Tensioni dovute a sforzo normale nei correnti

Corrente	Stress axial [MPa]	Stress bending [MPa]
Max compressione	-201	-25,2
Max trazione	247	25,7

In questo caso i valori di picco non si sommano perché riguardano correnti diversi. Il contributo del momento flettente è, praticamente, trascurabile in accordo con quanto previsto dalla teoria. Il contributo dovuto allo sforzo normale introduce degli stress di trazione inferiori al limite elastico del materiale e localizzati in corrispondenza del pannello ventrale. Gli stress di compressione, invece, interessano la zona superiore della fusoliera e raggiungono il valore massimo in corrispondenza del pannello dorsale. In questo caso è stata, quindi, condotta una verifica all'instabilità approssimando il corrente come una trave caricata di punta, appoggiata in corrispondenza delle ordinate e di lunghezza pari al passo tra queste ultime. La scelta del vincolo di appoggio, in luogo del vincolo di incastro, è cautelativa e quindi da un valore della tensione critica Euleriana inferiore, in valore assoluto, a quello che si avrebbe imponendo il vincolo di incastro.

La tensione critica, in tali condizioni, è data dalla relazione:

$$\sigma_{cr} = \frac{\pi^2 EJ}{L_0^2 A_S} = 253.95 \text{ MPa}$$

dove:

- $E = 70\,000 \text{ MPa}$ è il modulo elastico dell'alluminio;
- $J = 10733.9 \text{ mm}^2$ è il momento di inerzia rispetto al piano di minima rigidezza flessionale;
- $A_S = 120.02 \text{ mm}^2$ è l'area della sezione del corrente;
- $L_0 = 500 \text{ mm}$ è la lunghezza libera di inflessione.

Tale valore della tensione critica è superiore, in valore assoluto, al valore massimo di compressione rilevato sui correnti, pertanto questo tipo di componente della fusoliera soddisfa i requisiti progettuali.

Skin

Le tensioni presenti nello *skin* sono dovute all'effetto della pressurizzazione e ai flussi di taglio trasmessi dall'ordinata per effetto dei carichi di massa.

Analogamente a quanto fatto per l'ordinata, anche in questo caso si utilizza lo stesso sistema di riferimento di tipo *Projected* in modo da determinare facilmente le tensioni circonferenziali e assiali.

Come visibile in Fig. 7.17, la componente assiale degli stress nel rivestimento varia da un picco di compressione di -185 MPa nella zona dorsale ad un picco di trazione di 316 MPa nella zona ventrale. In Fig. 7.18 si riporta, invece, lo stress circonferenziale che risulta essere esclusivamente di trazione.

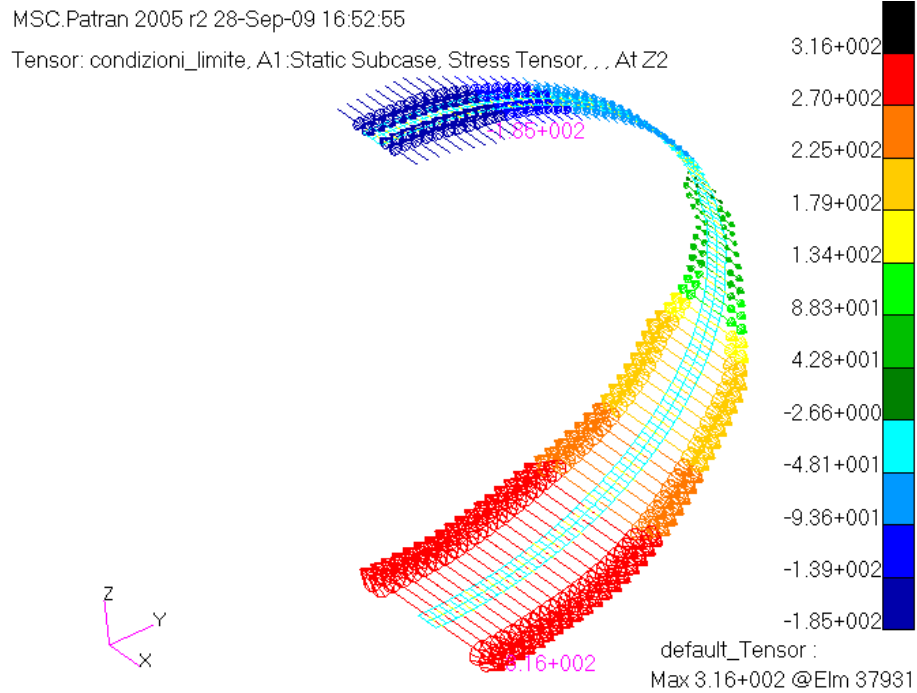


Fig. 7.17 Tensioni longitudinali nello skin

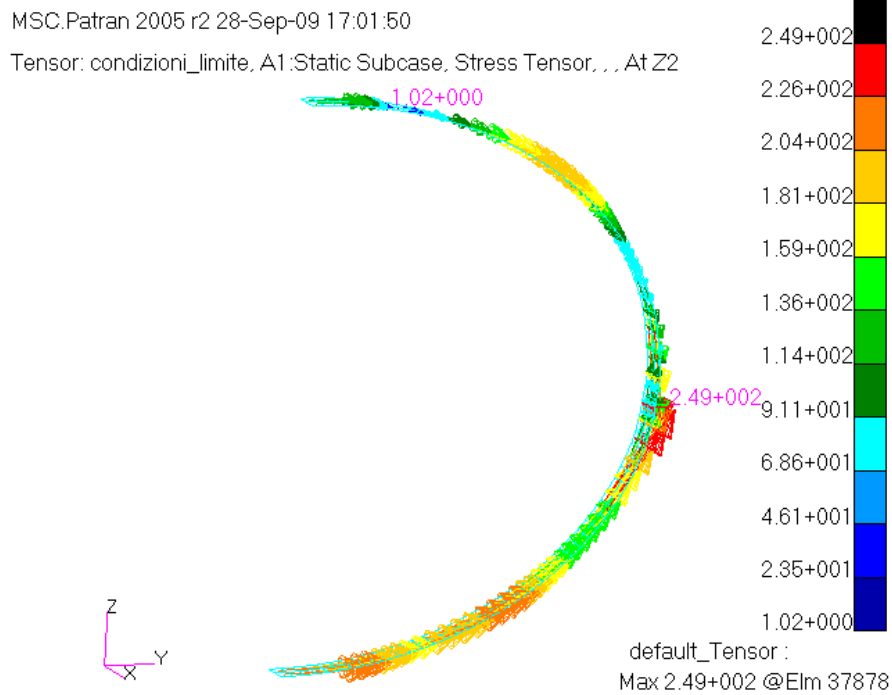


Fig. 7.18 Tensioni circonferenziali nello skin

Il valore massimo di trazione rilevato mediante il criterio di Von Mises è di 285 MPa., Fig. 7.19

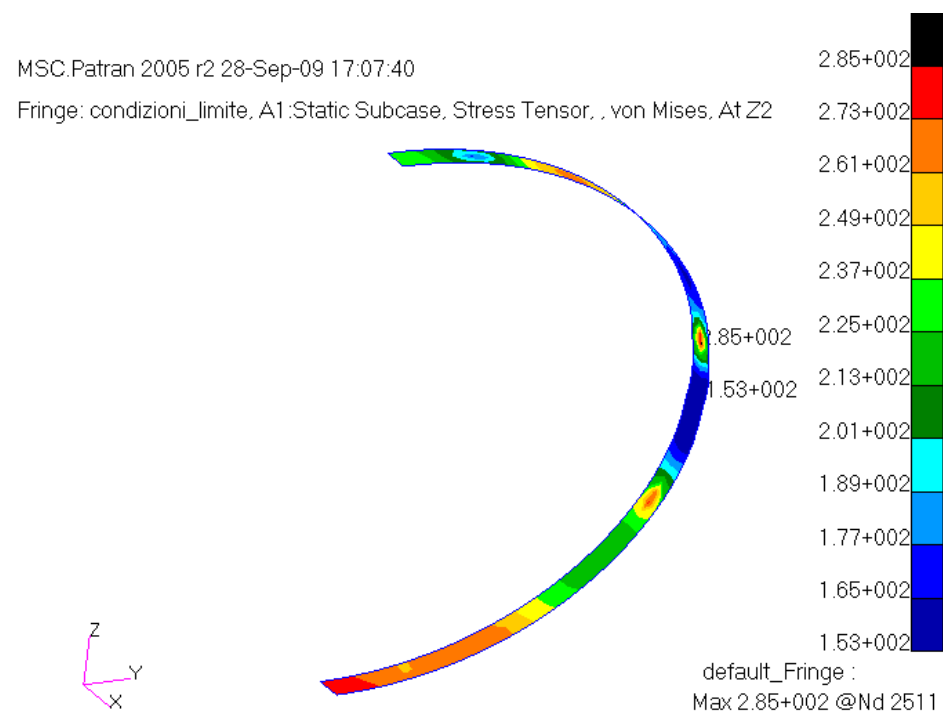


Fig. 7.19 Tensioni equivalenti secondo Von Mises nello *skin*

Travi Pavimento

Nelle Fig. 7.20- Fig. 7.23 si riportano i valori tensionali prodotti dallo sforzo assiale e dai carichi flessionali sulle travi passeggeri del primo e secondo piano.

MSC.Patran 2005 r2 27-Sep-09 18:15:46

Tensor: condizioni_limite, A1:Static Subcase, Bar Stresses, Axial, . At Center

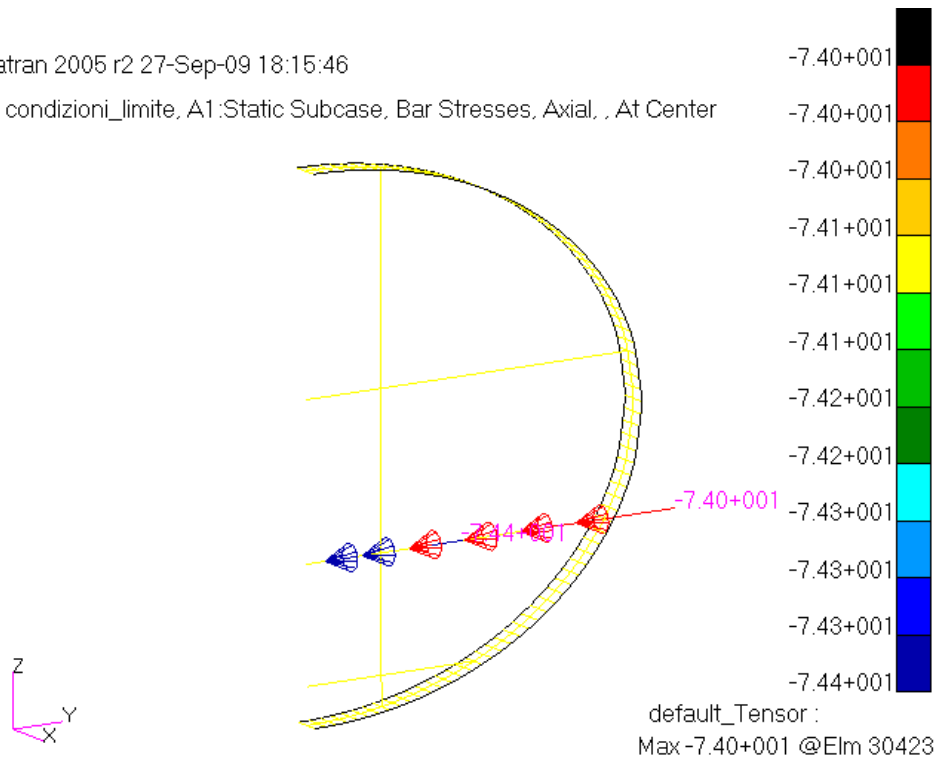


Fig. 7.20 Tensioni dovute a sforzo normale nella trave passeggeri, I piano

MSC.Patran 2005 r2 27-Sep-09 18:16:10

Tensor: condizioni_limite, A1:Static Subcase, Bar Stresses, Bending, . At Point C

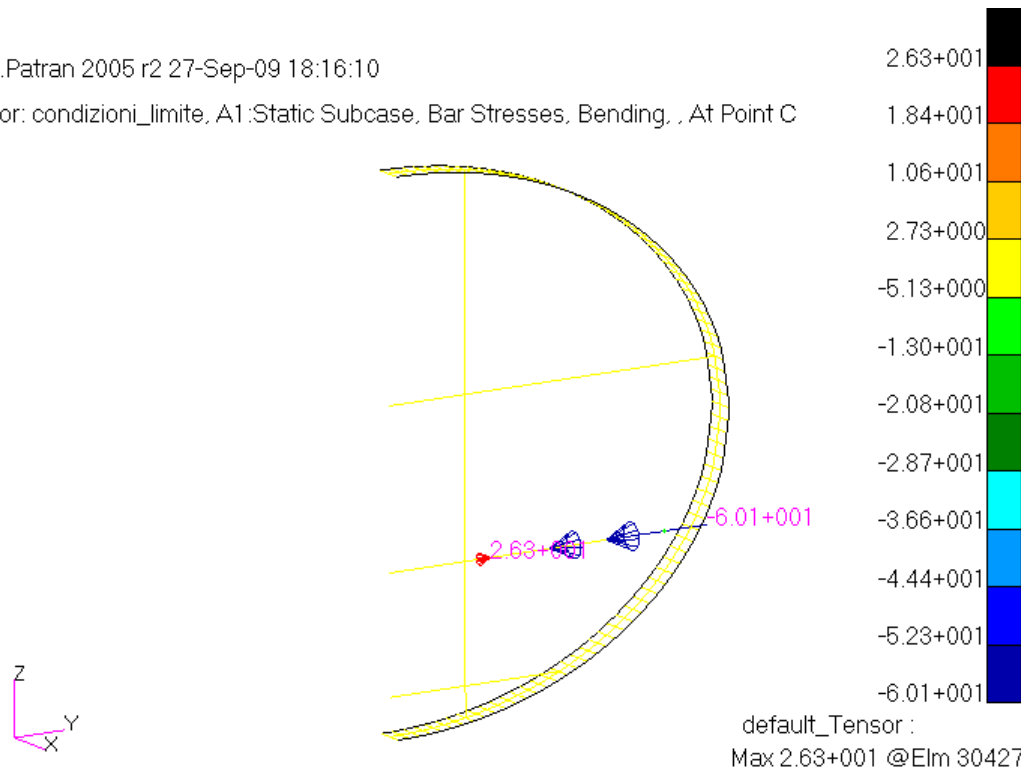


Fig. 7.21 Tensioni flessionali nella trave passeggeri, I piano

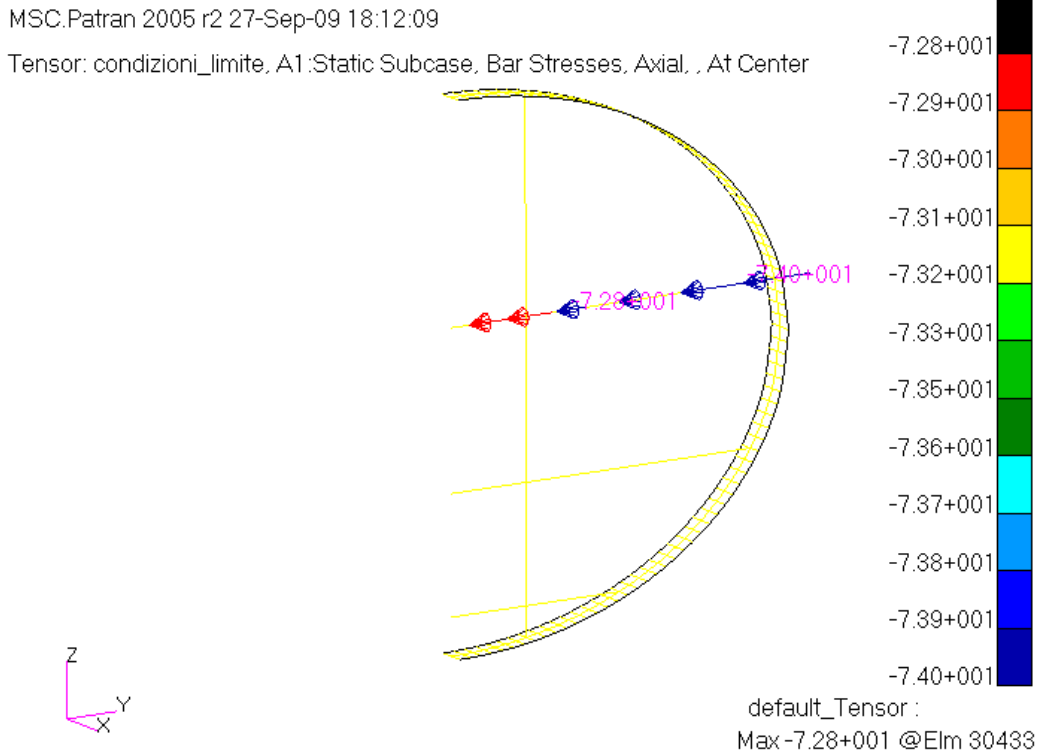


Fig. 7.22 Tensioni dovute a sforzo normale nella trave passeggeri, II piano

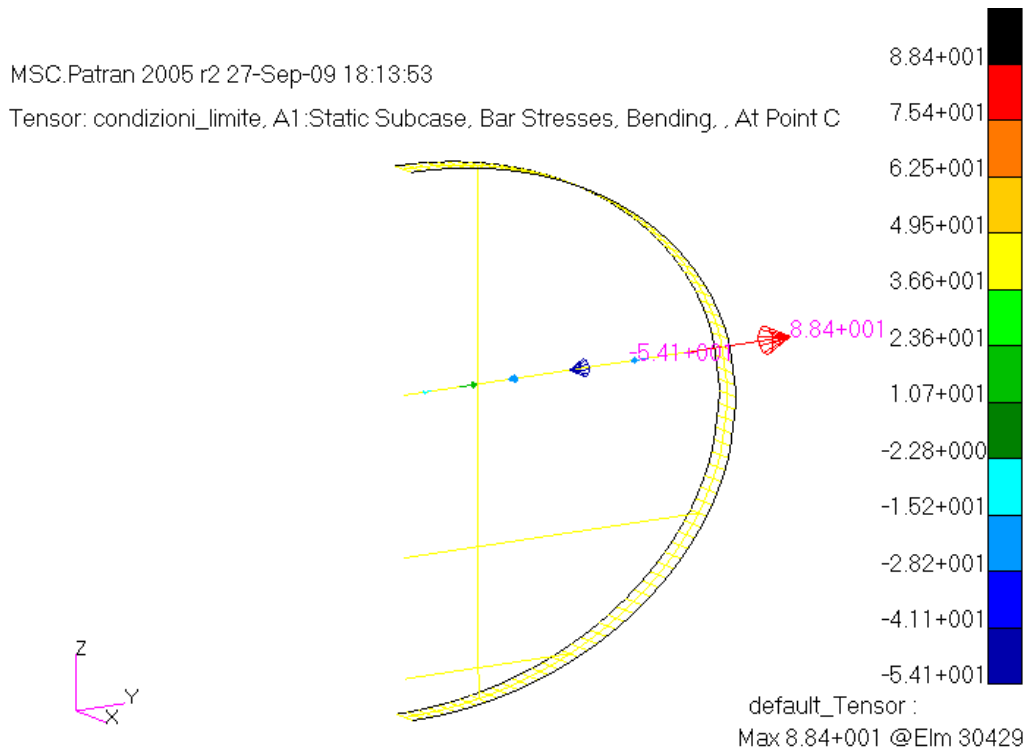


Fig. 7.23 Tensioni flessionali nella trave passeggeri, II piano

Trave pass. 1° piano	Stress axial [MPa]	Stress bending [MPa]	Tot. [MPa]
Max stress	-74	26.3	-47.7
Min stress	-74.4	-60.1	-134.4

Si può notare che la trave del primo piano risulta globalmente compressa a causa della compressione causata dall'ordinata. D'altra parte, le tensioni di compressione tendono a diminuire e a divenire di trazione nella parte centrale della sezione a causa del carico distribuito prodotto dai passeggeri.

Trave pass. 2° piano	Stress axial [MPa]	Stress bending [MPa]	Tot. [MPa]
Max stress	-72.8	88.4	15.6
Min stress	-74	-54.1	-128.1

Discorso analogo a quello fatto per la trave di pavimento del primo piano, vale per la trave di pavimento del secondo piano.

Travi Cargo

La trave cargo è soggetta ad uno stato tensionale di compressione a causa del contributo di compressione prodotto dall'ordinata, Fig. 7.24, Fig. 7.25.

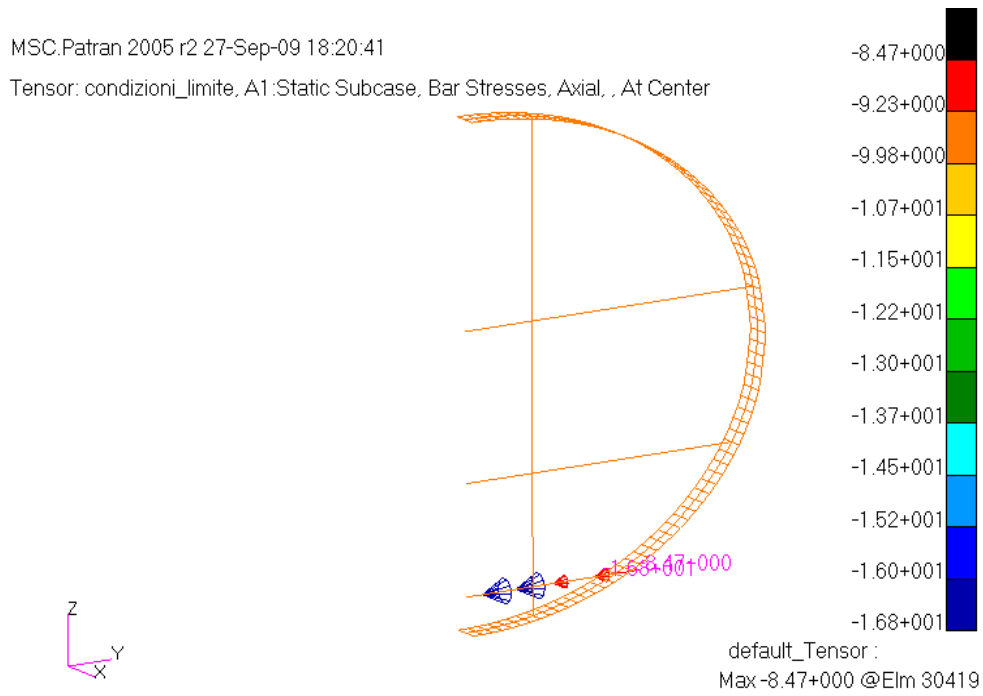


Fig. 7.24 Tensioni dovute a sforzo normale nella trave cargo

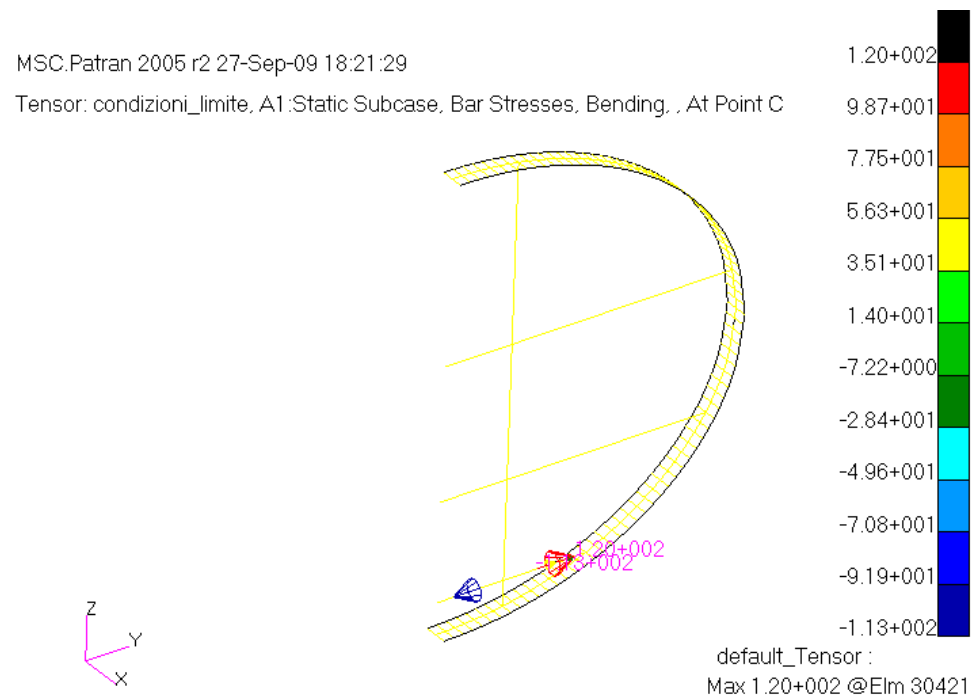


Fig. 7.25 Tensioni flessionali nella trave cargo

Trave cargo	Stress axial [MPa]	Stress bending [MPa]	Tot. [MPa]
Max stress	-8.47	120	155.53
Min stress	-16.8	-113	-129.8

Struts

Da lavori precedenti [R8] è stato studiato l'effetto dell'assenza degli *struts* verticali; in base ai risultati ottenuti sono stati rilevati significativi valori di deformazione complessiva e di tensione prodotti dalle componenti flessionali nel tratto di variazione del raggio.

Tale componente risulta in uno stato di tensione globalmente di trazione. I valori sono inferiori al limite di snervamento del materiale; in particolare il contributo maggiore è dato dal momento flettente, Fig. 7.26, Fig. 7.27.

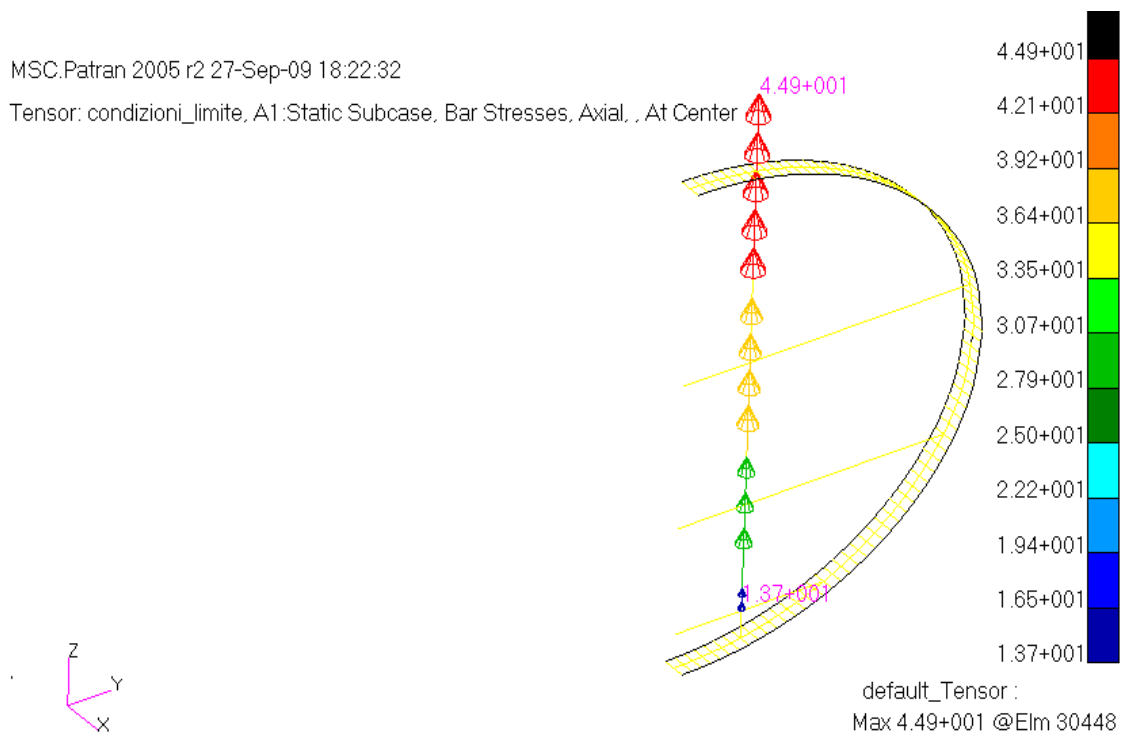
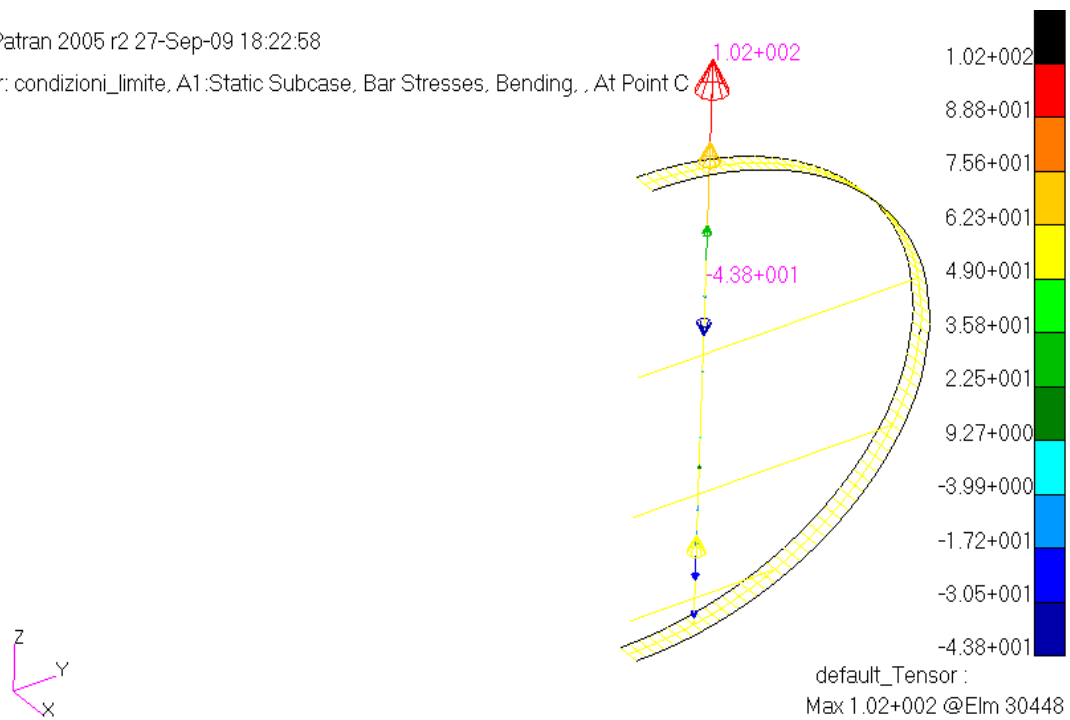


Fig. 7.26 Tensioni dovute a sforzo normale nello *strut*

MSC.Patran 2005 r2 27-Sep-09 18:22:58

Tensor: condizioni_limite, A1:Static-Subcase, Bar Stresses, Bending, ., At Point C

Fig. 7.27 Tensioni flessionali nello *strut*

Strut	Stress axial [MPa]	Stress bending [MPa]	Tot. [MPa]
Max stress	44.9	102	146.9
Min stress	13.7	-43.8	-30.1

7.2 Seconda analisi

7.2.1 Dimensioni degli elementi strutturali

Le dimensioni geometriche degli elementi utilizzati per condurre questa seconda analisi sono le medesime utilizzate per la prima, eccetto quelle della sezione dell'ordinata, Fig. 7.28, che è stata ingrandita, a causa degli elevati livelli di stress riscontrati nella precedente analisi.

Le dimensioni della sezione dell'ordinata sono riportate in Tabella 7.6.

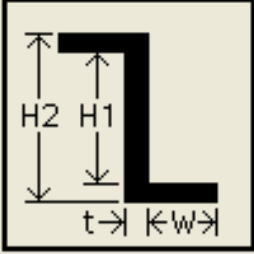
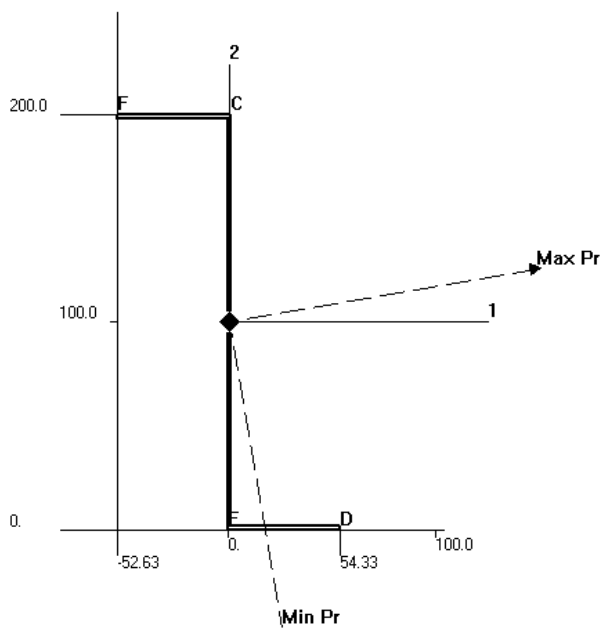
Forma della sezione	Dimensioni principali
	$W = 52.2 \text{ mm}$
	$t = 1.7 \text{ mm}$
	$H1 = 196.6 \text{ mm}$
	$H2 = 200 \text{ mm}$

Tabella 7.6 Dimensioni della sezione dell'ordinata



```

AREA
A = 518.9417
MOMENTS OF INERTIA
I1 = 2692503.
I2 = 173434.1
I12 = -481963.3
TORSIONAL CONST.
ABOUT CENTROID
J = 499.9132
SHEAR STIFF. FACTORS
K1 = 0.6440415
K2 = 0.3448204
WARPING COEFF.
ABOUT SHEAR CENTER
CVWA = 1.256338E+9
CENTROID RELATIVE
TO SHEAR CENTER
N1A = 0.
N2A = 0.
CENTROID RELATIVE
TO ORIGIN
HORI. = 0.85000002
VERT. = 100.
SHEAR CENTER
REL. TO ORIGIN
HORI. = 0.85000002
VERT. = 100.
ANGLE FROM AXIS 1
TO MAX. PRINC. AXIS
ALPHA = 9.759865
EXTERNAL PERIMETER
PERIM = 613.91998

```

Fig. 7.28 Sezione dell'ordinata

7.2.2 Analisi

Anche in questo caso, per riprodurre la condizione di ripartizione della portanza per il 55% sull'ala anteriore e per il 45% sull'ala posteriore è stato necessario introdurre un momento flettente picchiante nel punto di attacco dell'ala anteriore.

Le reazioni verticali esplicate dai due risultano essere:

$$R_{zA} = 2.57 \cdot 10^6 N$$

$$R_{zB} = 2.575 \cdot 10^6 N$$

Per cui il peso totale del modello in condizioni limite è:

$$W_{st} = 5.145 \cdot 10^6 N$$

Per riprodurre la differente distribuzione del carico secondo quanto riportato sopra è necessario introdurre la coppia esterna nel punto B pari a:

$$M_B = 1.492 \cdot 10^{10} N \cdot mm$$

e, con tale distribuzione, le reazioni vincolari assumono i seguenti valori:

$$R_{zA} = 2.315 \cdot 10^6 N$$

$$R_{zB} = 2.83 \cdot 10^6 N$$

In questo modo, le reazioni vincolari del modello assumono il ruolo di introdurre le azioni aerodinamiche di portanza in grado di garantire l'equilibrio.

7.2.3 Carichi di massa e aerodinamici in condizioni limite

Anche in questo caso è stato determinato il valore dello stress assiale dello *skin* della sezione di riferimento. Il valore dello spessore generalizzato dello *skin* è il medesimo, poiché non sono state cambiate le dimensioni dei correnti e dello spessore dello *skin*.

La relazione utilizzata per il calcolo della tensione fa sempre riferimento al momento di inerzia del cilindro equivalente:

$$\sigma_{max} = \frac{M_{sez_rif}}{J_x} \cdot y_{max} = 227.46 MPa$$

Si riporta quindi in Fig. 7.29 il valore delle tensioni determinate mediante analisi agli elementi finiti con carichi di massa e aerodinamici in condizioni limite.

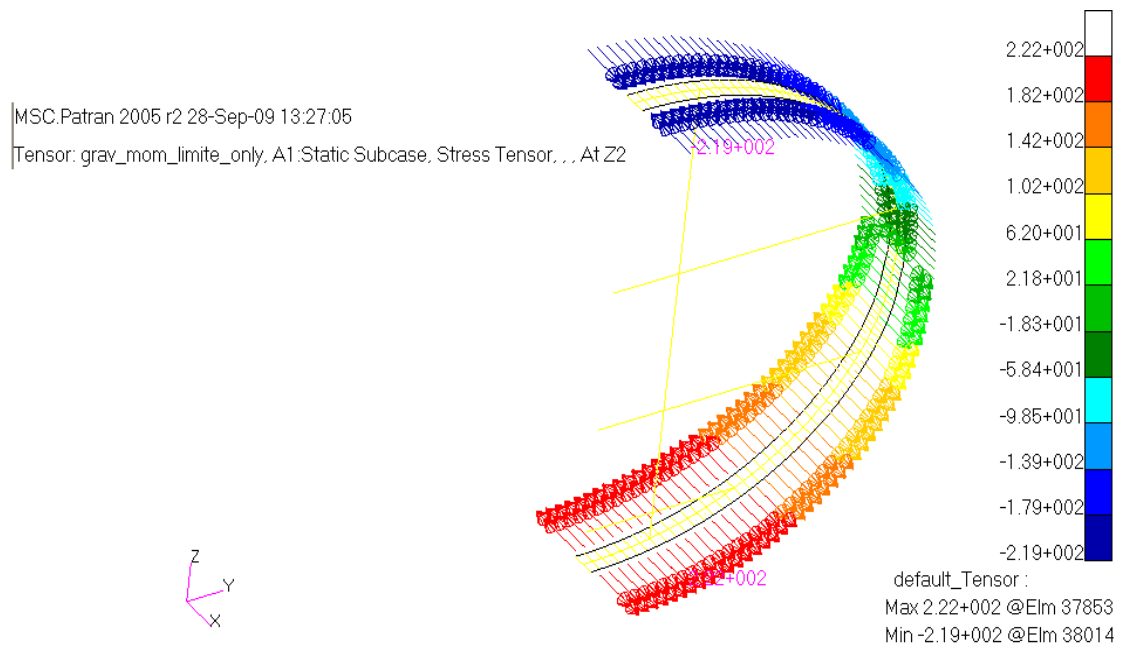


Fig. 7.29 Tensioni longitudinali nello *skin*, carichi di massa in condizioni limite

Anche in questa seconda analisi valgono le stesse osservazioni fatte nella prima.

7.2.4 Pressurizzazione limite

Per l'analisi della struttura sottoposta a sola pressurizzazione in condizioni limite sono stati messi a confronto i risultati della Teoria Elementare delle Membrane e quelli dell'analisi agli Elementi Finiti.

Dalla teoria delle membrane si ha che le tensioni circonferenziali, σ_p , e quelle assiali, σ_m , sono date dalle seguenti relazioni:

$$\sigma_p = p \frac{R_{EQ}}{t} = 125.7 \text{ MPa}$$

$$\sigma_m = p \frac{R_{EQ}}{2t} = 62.85 \text{ MPa}$$

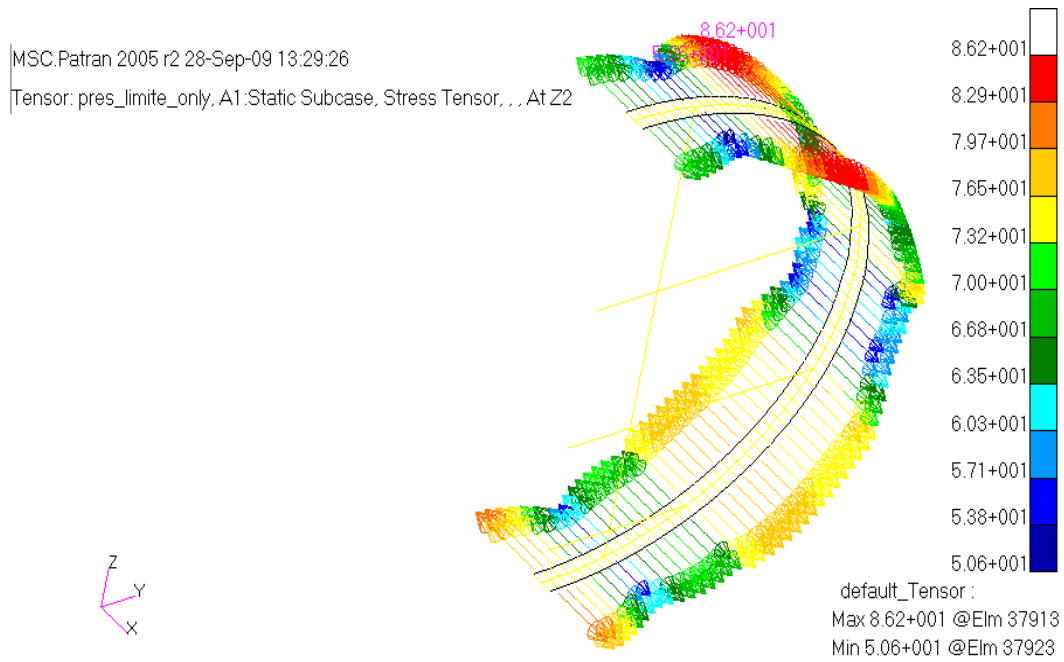


Fig. 7.30 Tensioni longitudinali nello *skin*, pressurizzazione limite



Fig. 7.31 Tensioni circonferenziali nello *skin*, pressurizzazione limite

I valori delle tensioni circonferenziali, Fig. 7.31, provocate dalla sola pressurizzazione in condizioni limite, sono circa il doppio delle tensioni assiali, Fig. 7.30; inoltre, i valori medi di queste tensioni sono prossimi ai valori determinati mediante la Teoria delle Membrane.

7.2.5 Carichi limite combinati

Si riportano di seguito i risultati relativi alla sezione di riferimento. In Fig. 7.32 è possibile notare l'andamento degli spostamenti; in particolare, si ha un picco di 361 mm di spostamento verso il basso che interessa globalmente l'intera sezione.

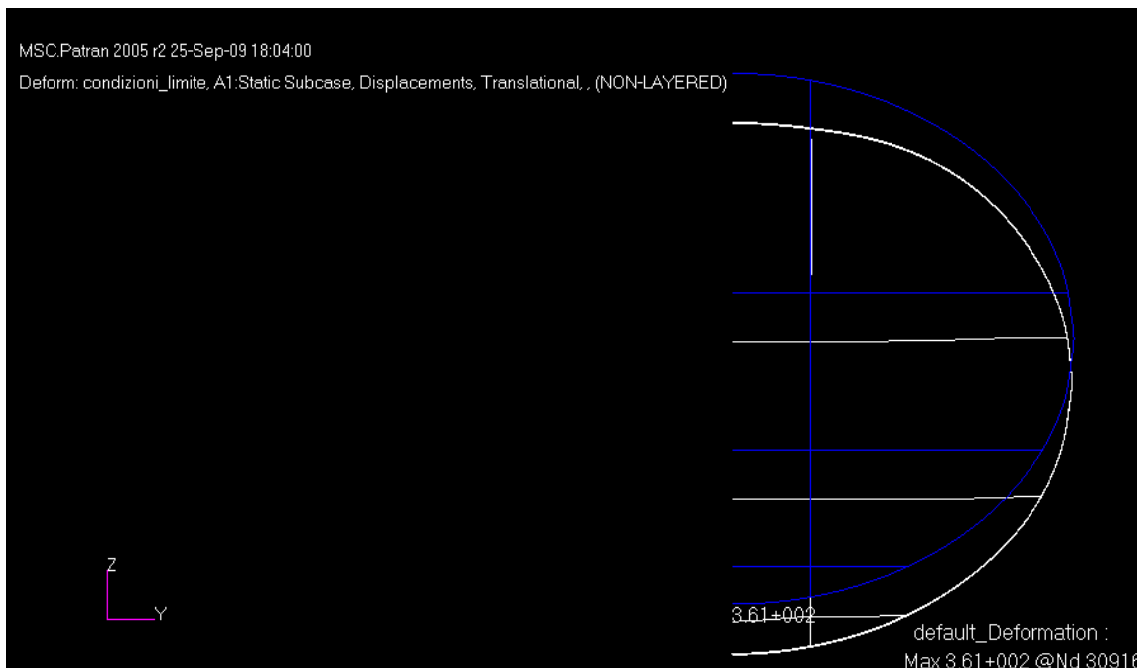


Fig. 7.32 Layout della deformata della sezione caratteristica

Ordinata

Per determinare l'andamento degli stress lungo la linea d'asse dell'ordinata è stato scelto un sistema di riferimento di tipo *Projected*, avente l'asse x diretto secondo la tangente alla linea d'asse dell'ordinata, l'asse z diretto secondo la normale (negativa) locale alla superficie dello *skin* e l'asse y diretto in modo da rendere la terna levogira.

Come risulta dalle Fig. 7.33, Fig. 7.34, in questo secondo caso, le tensioni normali lungo la linea d'asse dell'ordinata sono diminuite, rispetto al caso precedente.

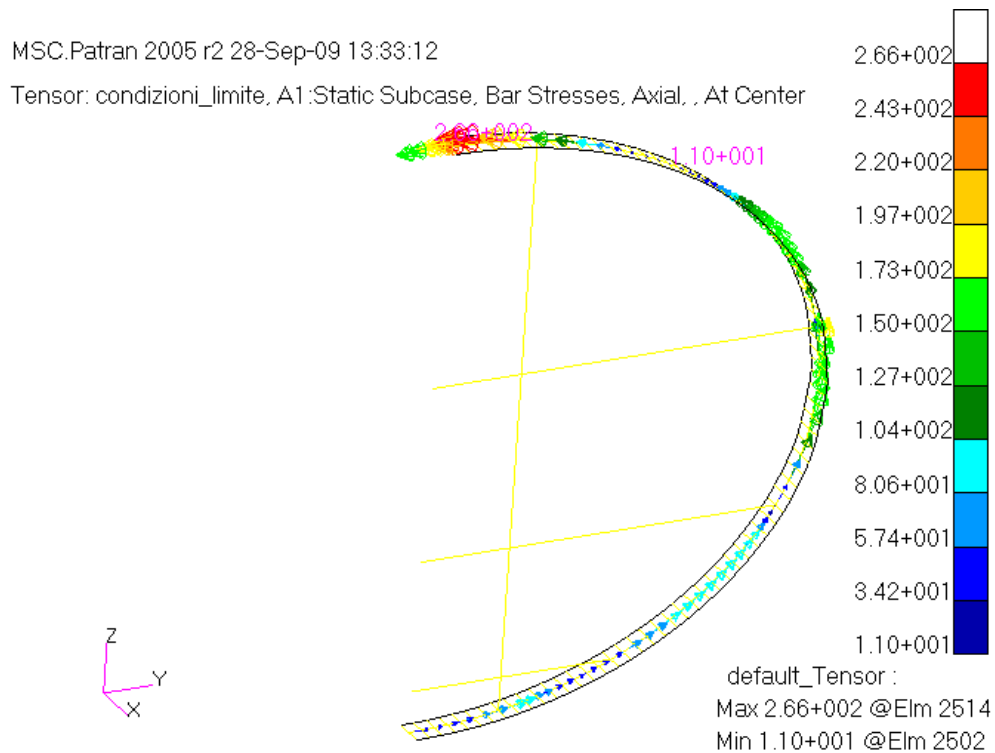


Fig. 7.33 Tensioni dovute a sforzo normale nell'ordinata

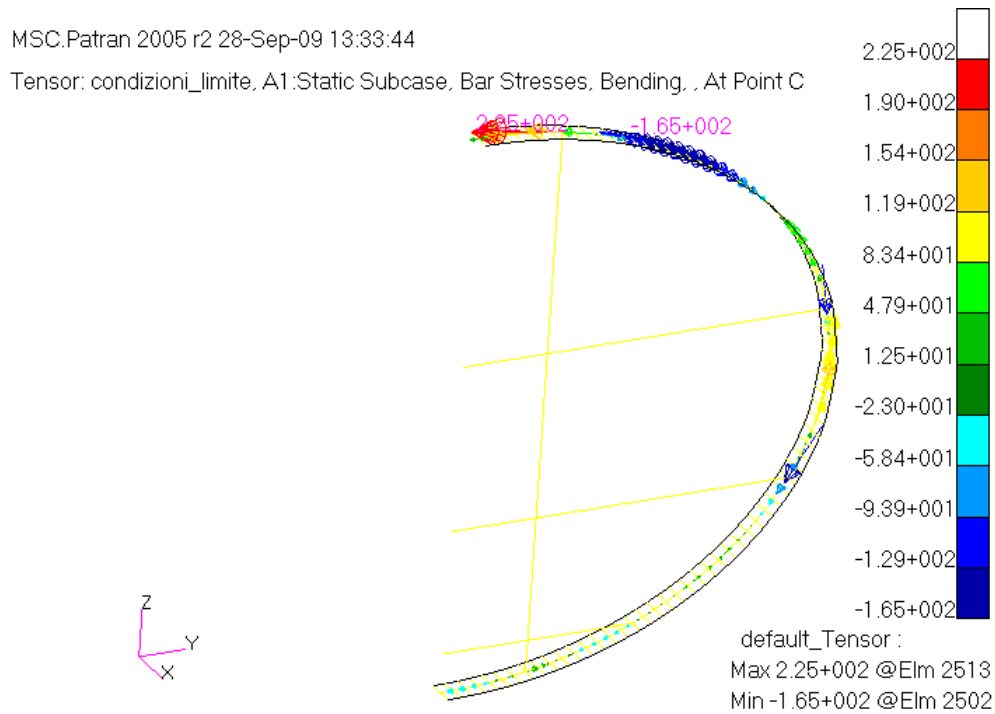


Fig. 7.34 Tensioni flessionali nell'ordinata

Ordinata	Stress axial [MPa]	Stress bending [MPa]	Tot. [MPa]
Max stress	266	225	491
Max stress	11	-165	-154

In particolare i valori di picco si raggiungono in corrispondenza della zona di collegamento con lo *strut* verticale, sia quelli dovuti allo sforzo assiale sia quelli dovuti al momento flettente, e per questo si sommano.

Per verificare se le dimensioni scelte per l'ordinata sono adatte, si riporta, in Fig. 7.35, il grafico dell'andamento delle tensioni normali massime agenti nell'ordinata, lungo la coordinata curvilinea che ne identifica la linea d'asse.

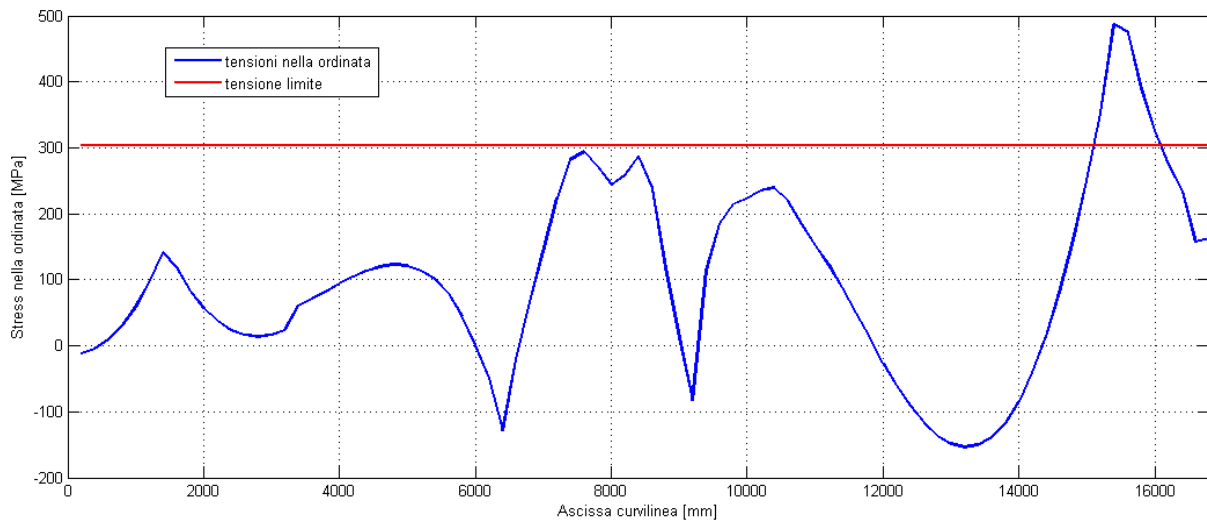


Fig. 7.35 Stress totale massimo nell'ordinata

La zona in cui le tensioni superano il limite di snervamento del materiale si trova in corrispondenza del collegamento dell'ordinata con lo *strut*, dove, a causa dell'assenza di elementi di collegamento, si hanno dei carichi concentrati che producono il picco di tensione di quasi 500 MPa. Tale valore è estremamente superiore ad un valore reale, quindi si può affermare che, globalmente, lungo tutta l'ordinata sono presenti valori di tensione contenuti nei limiti.

Correnti

I correnti non risultano essere particolarmente sollecitati, Fig. 7.36, Fig. 7.37.

MSC.Patran 2005 r2 28-Sep-09 13:36:51

Tensor: condizioni_limite, A1:Static Subcase, Bar Stresses, Bending, , At Point C

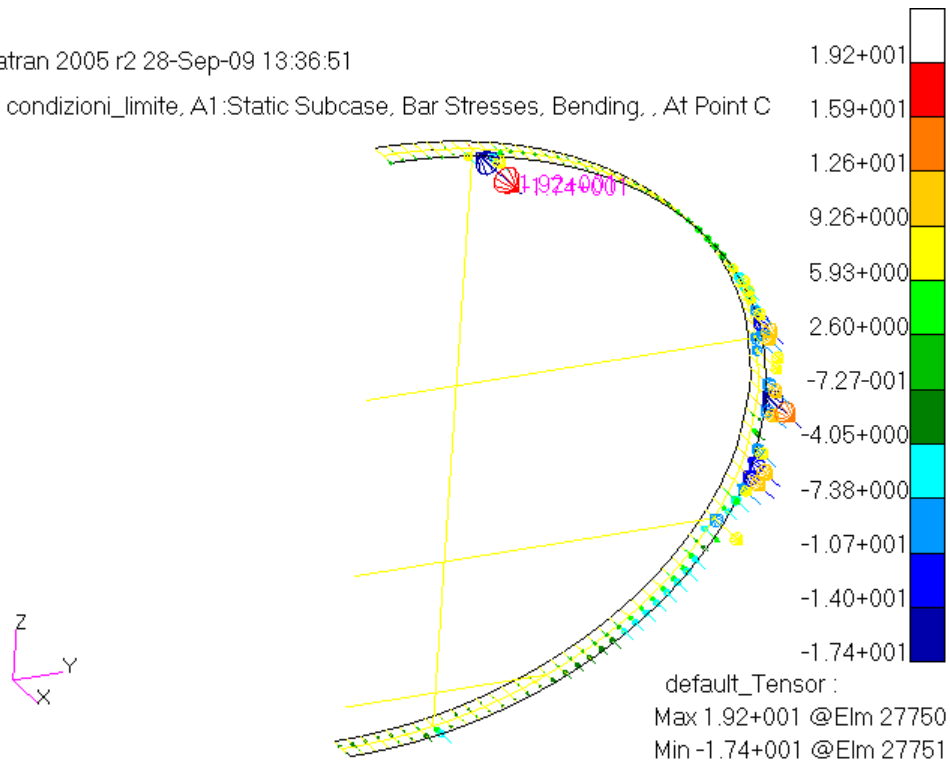


Fig. 7.36 Tensioni flessionali nei correnti

MSC.Patran 2005 r2 28-Sep-09 13:36:03

Tensor: condizioni_limite, A1:Static Subcase, Bar Stresses, Axial, , At Center

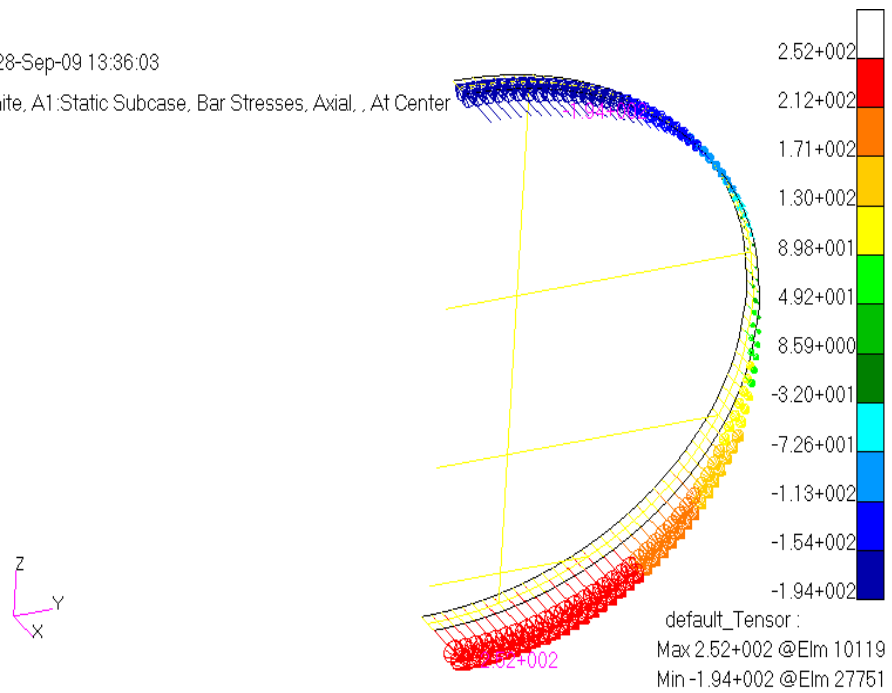


Fig. 7.37 Tensioni dovute a sforzo normale nei correnti

Corrente	Stress axial [MPa]	Stress bending [MPa]
Max stress	252	19.2
Min stress	-194	-17.4

In questo caso i valori di picco non si sommano perché riguardano correnti diversi. Il contributo del momento flettente è trascurabile in accordo con quanto previsto dalla teoria. Il picco di stress positivo dovuto allo sforzo normale è inferiore al limite elastico del materiale e localizzato in corrispondenza del pannello ventrale. Gli stress di compressione interessano la zona superiore della fusoliera e raggiungono l'apice in corrispondenza del pannello dorsale e anche in questo caso il valore della tensione critica Euleriana ($\sigma_{cr} = 253.95 \text{ MPa}$) è superiore, in valore assoluto, al picco registrato.

Skin

Le tensioni presenti nello *skin* sono dovute all'effetto della pressurizzazione e ai flussi di taglio trasmessi dall'ordinata per effetto dei carichi di massa. Utilizzando sempre il sistema di riferimento di tipo *Projected* si visualizzano le tensioni circonferenziali e assiali agenti nell'ordinata.

La componente assiale degli stress nel rivestimento varia da un picco di compressione di -178 MPa nella zona dorsale ad un picco di trazione di 311 MPa nella zona ventrale, Fig. 7.38.

In Fig. 7.39 si riporta, invece, lo stress circonferenziale che risulta essere esclusivamente di trazione.

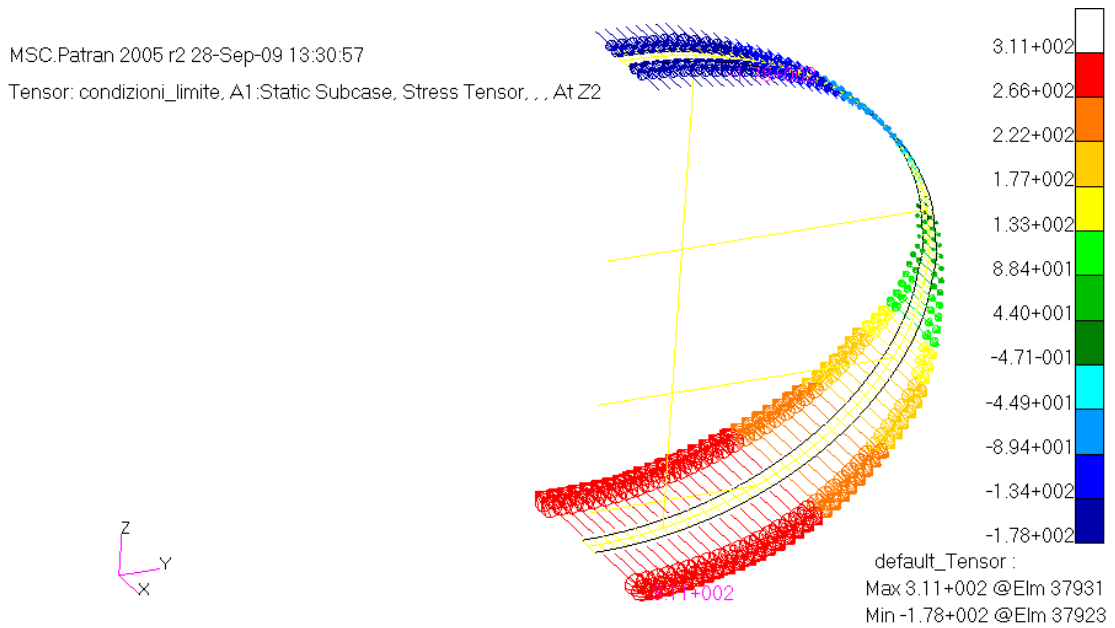


Fig. 7.38 Tensioni longitudinali nello *skin*

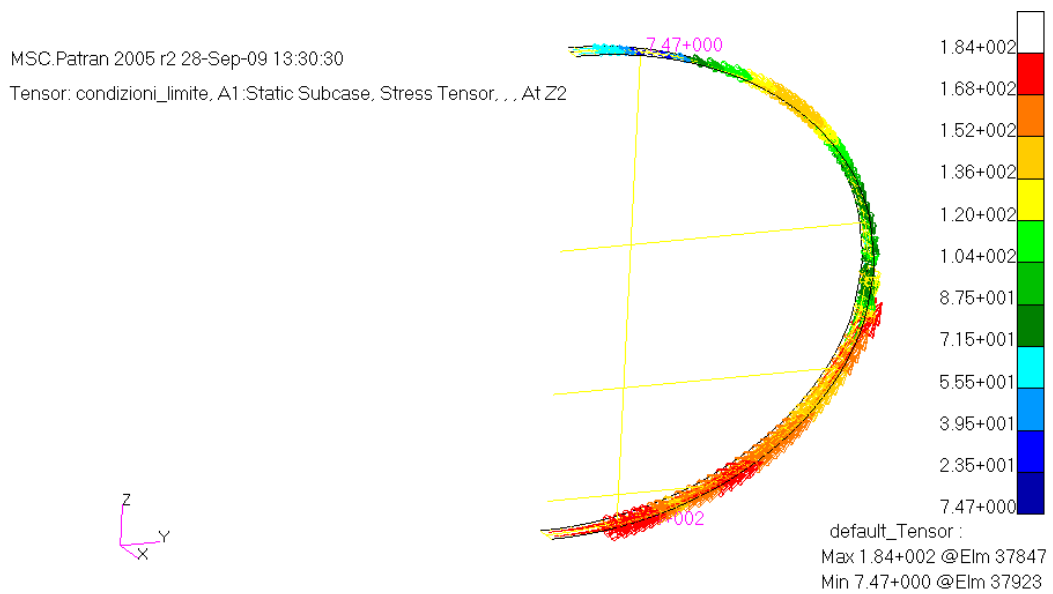


Fig. 7.39 Tensioni circonferenziali nello *skin*

Il valore massimo di trazione rilevato, mediante il criterio di Von Mises, è di 272 MPa , inferiore al limite di elasticità del materiale, Fig. 7.40.

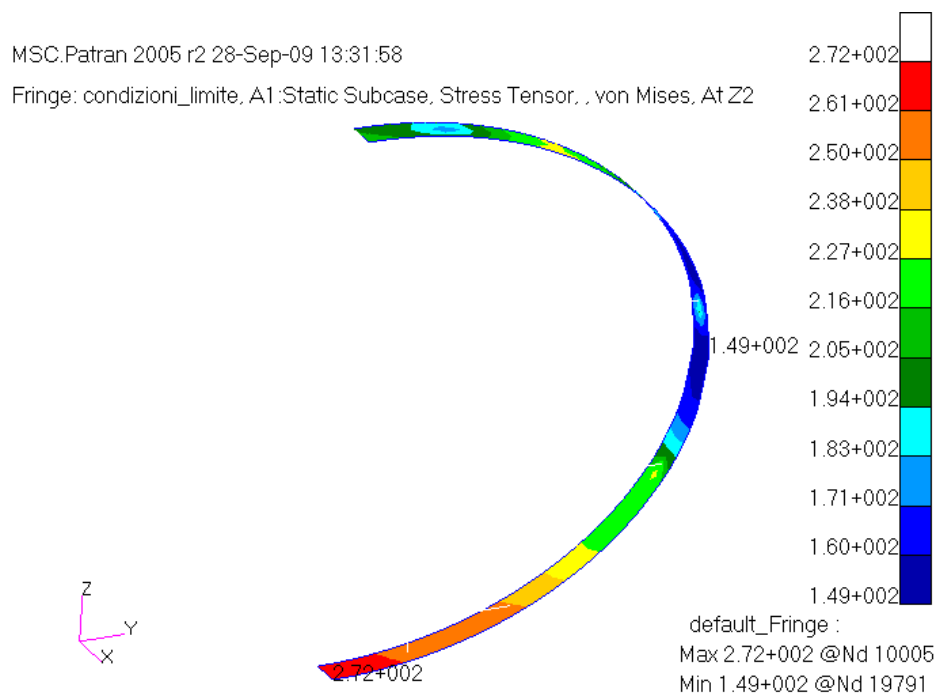


Fig. 7.40 Tensioni equivalenti secondo Von Mises nello *skin*

Travi Pavimento

Nelle Fig. 7.41-Fig. 7.44 si riportano i valori tensionali prodotti dallo sforzo assiale e dai carichi flessionali sulle travi passeggeri del primo e secondo piano.

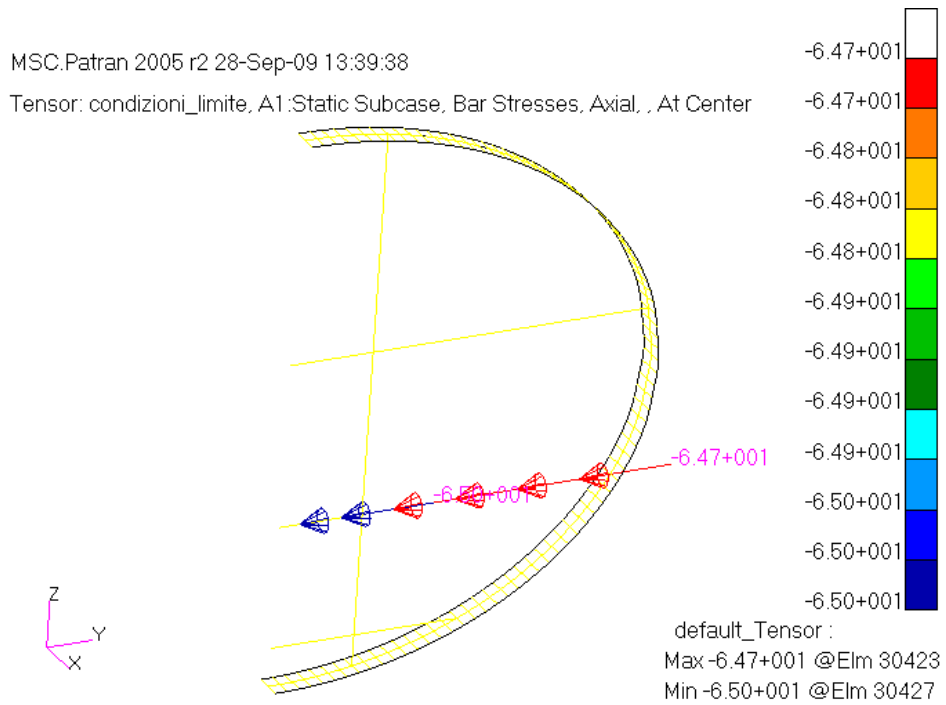


Fig. 7.41 Tensioni dovute a sforzo normale nella trave passeggeri, I piano

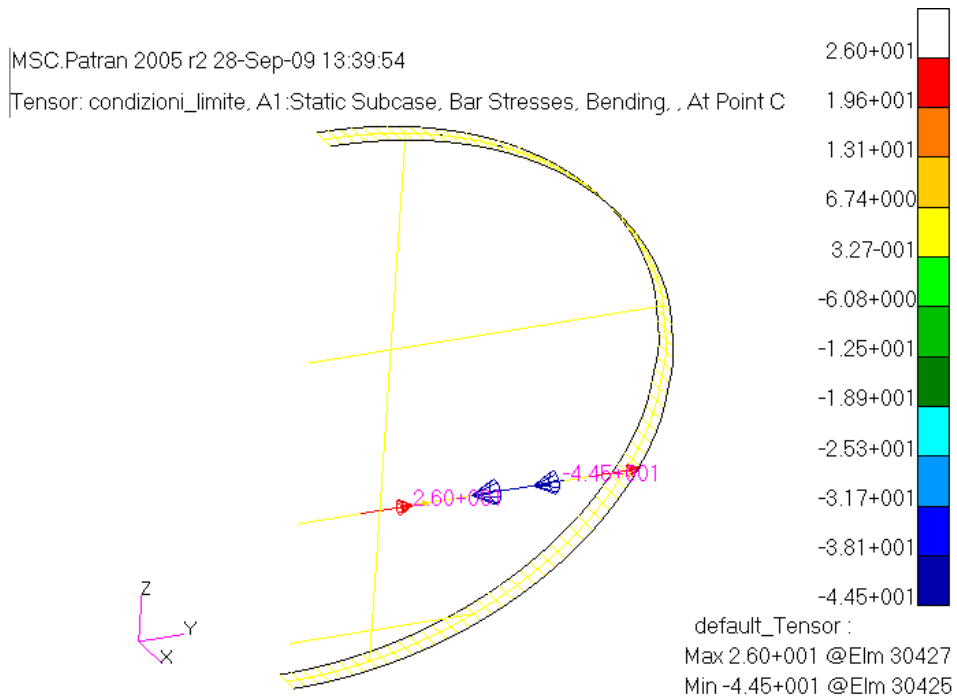


Fig. 7.42 Tensioni flessionali nella trave passeggeri, II piano

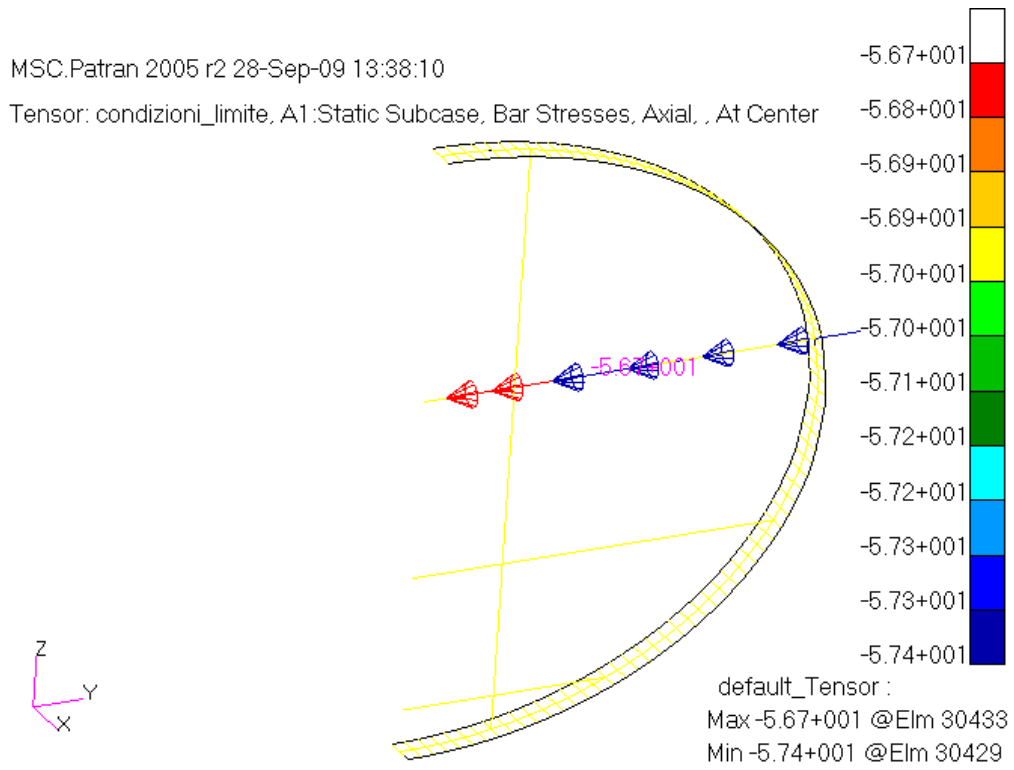


Fig. 7.43 Tensioni dovute a sforzo normale nella trave passeggeri, II piano

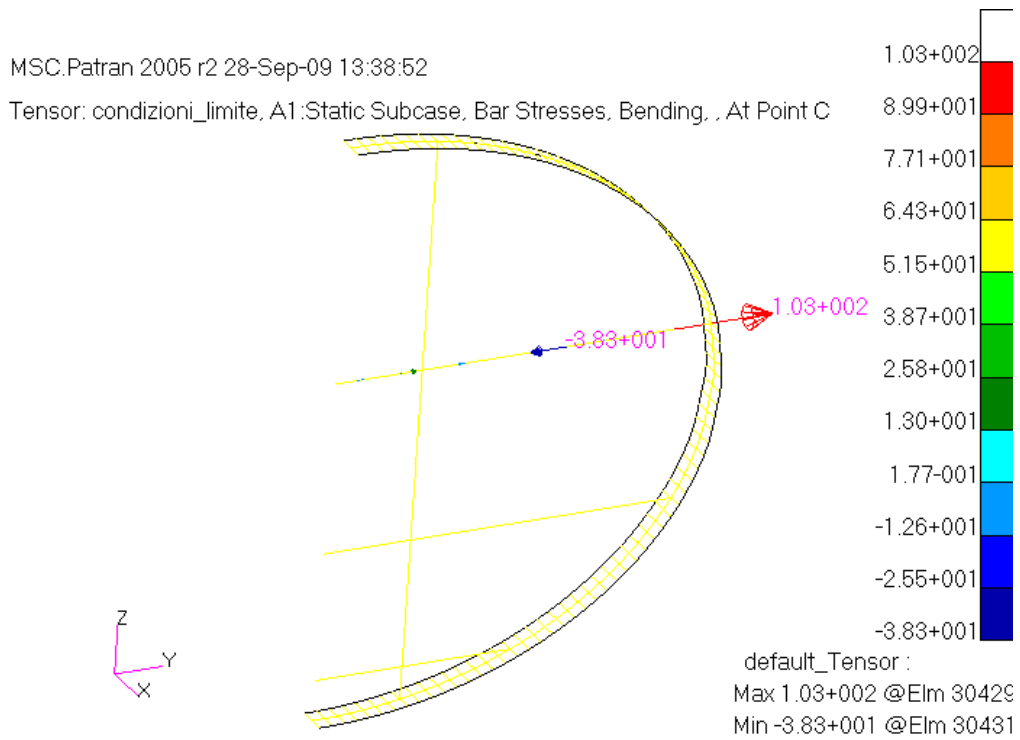


Fig. 7.44 Tensioni flessionali nella trave passeggeri, II piano

Trave pass. 1° piano	Stress axial [MPa]	Stress bending [MPa]
Max stress	-64	26
Min stress	-65	-44.5

Si può notare che la trave del primo piano risulta globalmente compressa a causa dell'azione di compressione esercitata dall'ordinata. D'altra parte, le tensioni di compressione tendono a diminuire e a divenire di trazione nella parte centrale della sezione a causa del carico distribuito dovuto ai passeggeri.

Trave pass. 2° piano	Stress axial [MPa]	Stress bending [MPa]
Max stress	-56.7	103
Min stress	-57.4	-38.3

Discorso analogo a quello fatto per la trave di pavimento del primo piano, vale per la trave di pavimento del secondo piano.

Travi Cargo

La trave cargo è in uno stato complessivo di compressione a causa del contributo di compressione prodotto dall'ordinata, Fig. 7.45, Fig. 7.46.

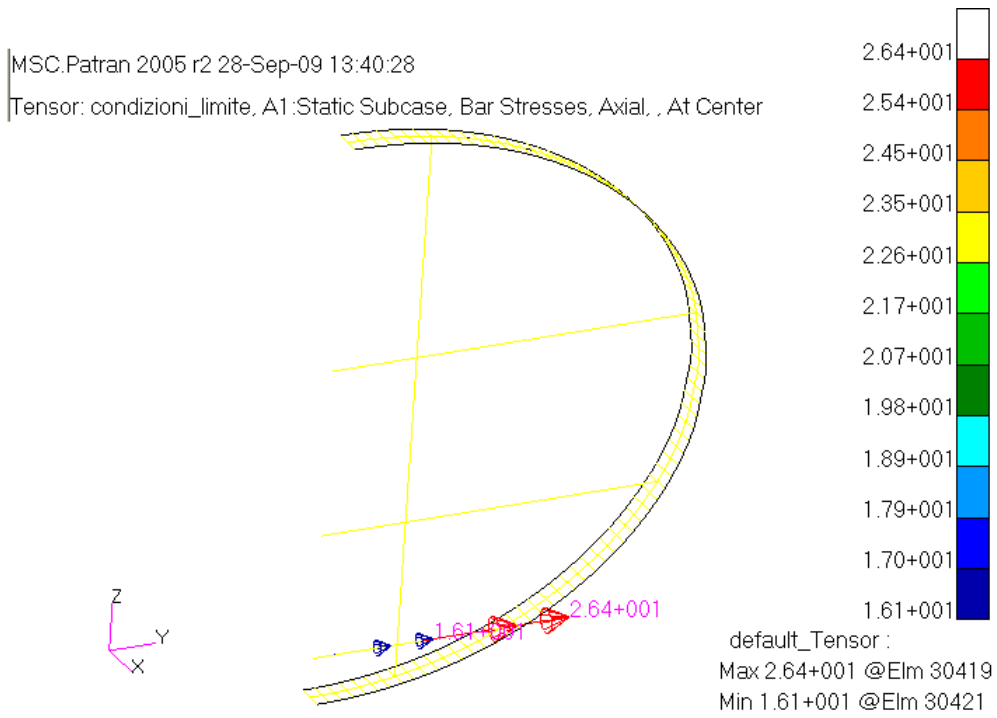


Fig. 7.45 Tensioni dovute a sforzo normale nella trave cargo

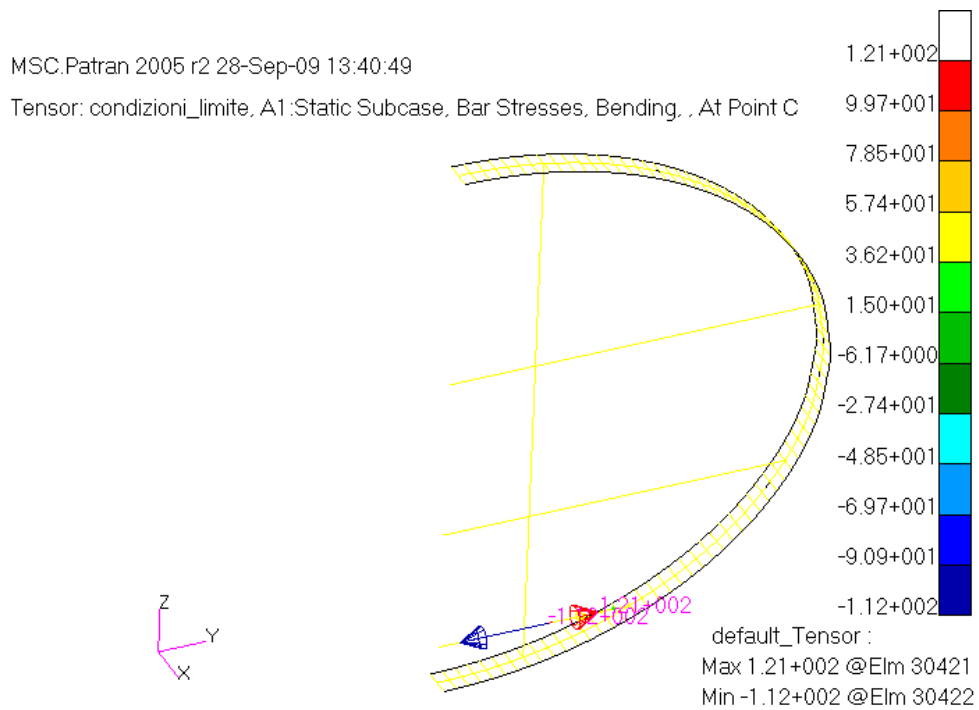


Fig. 7.46 Tensioni flessionali nella trave cargo

Trave cargo	Stress axial [MPa]	Stress bending [MPa]
Max stress	26.4	121
Min stress	16.1	-112

Struts

Tale componente è soggetto ad uno stato tensionale di trazione non particolarmente elevato, Fig. 7.47, Fig. 7.48

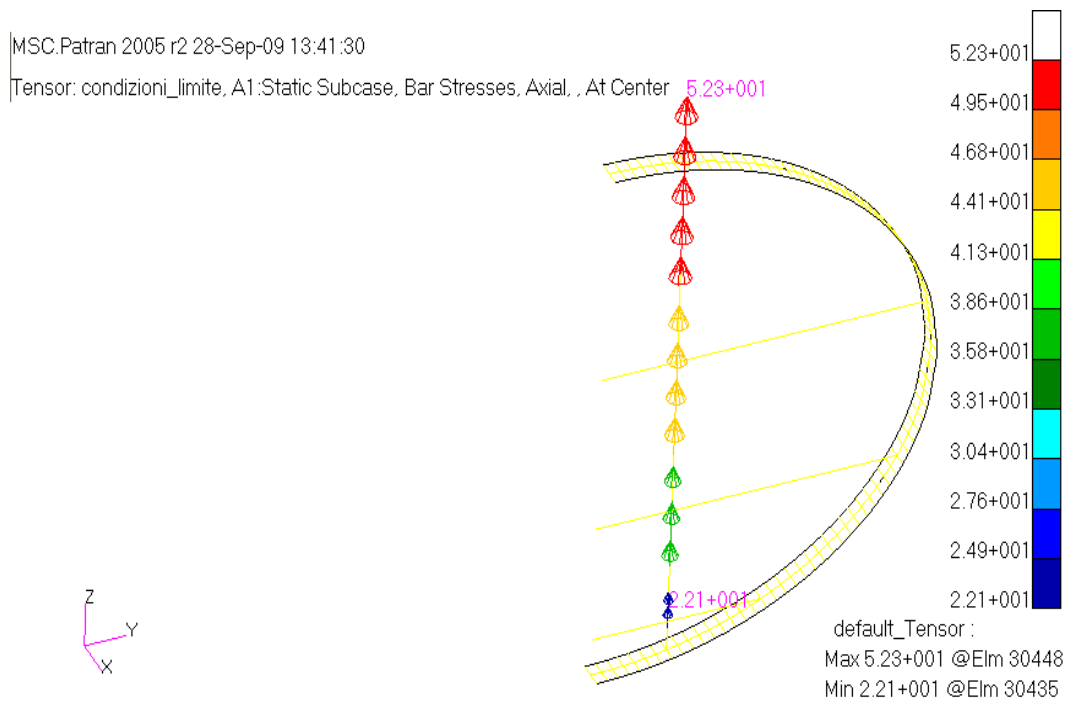


Fig. 7.47 Tensioni dovute a sforzo normale nello *strut*

MSC.Patran 2005 r2 28-Sep-09 13:41:40

Tensor: condizioni_limite, A1:Static Subcase, Bar Stresses, Bending, . At Point C

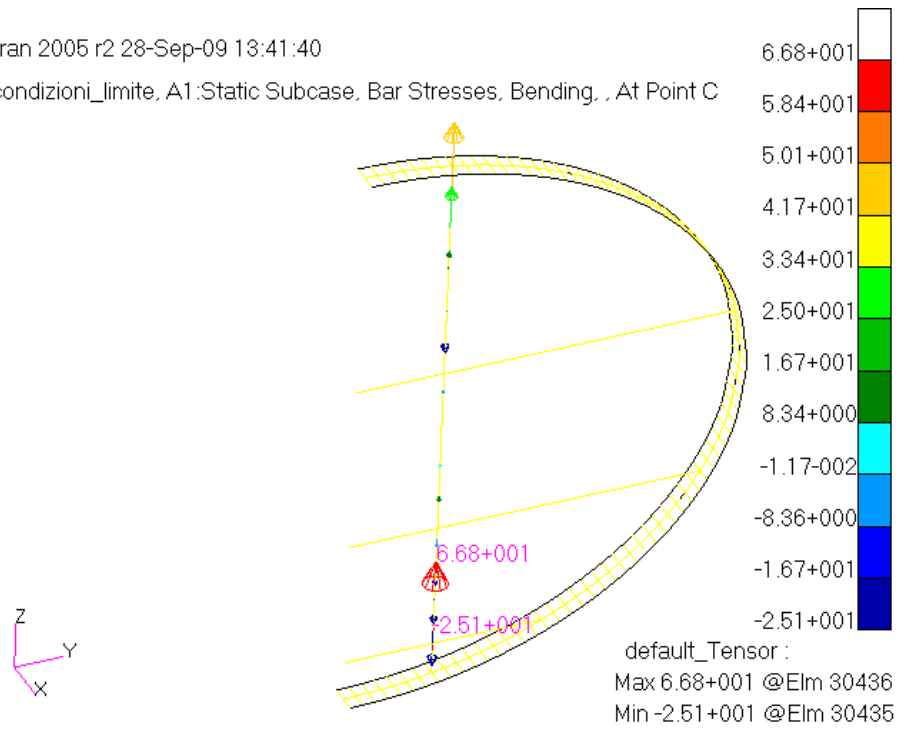


Fig. 7.48 Tensioni flessionali nello *strut*

Strut	Stress axial [MPa]	Stress bending [MPa]
Max stress	52.3	66.8
Min stress	22.1	-25.1

7.3 Effetto dell'assenza degli *struts*

Procedendo in maniera analoga a quanto fatto sino ad ora, si riportano in seguito le tensioni che si sviluppano nella sezione di riferimento a seguito dell'applicazione dei carichi limite e in assenza di *struts* verticali per un tratto di 7 baie, Fig. 7.49.

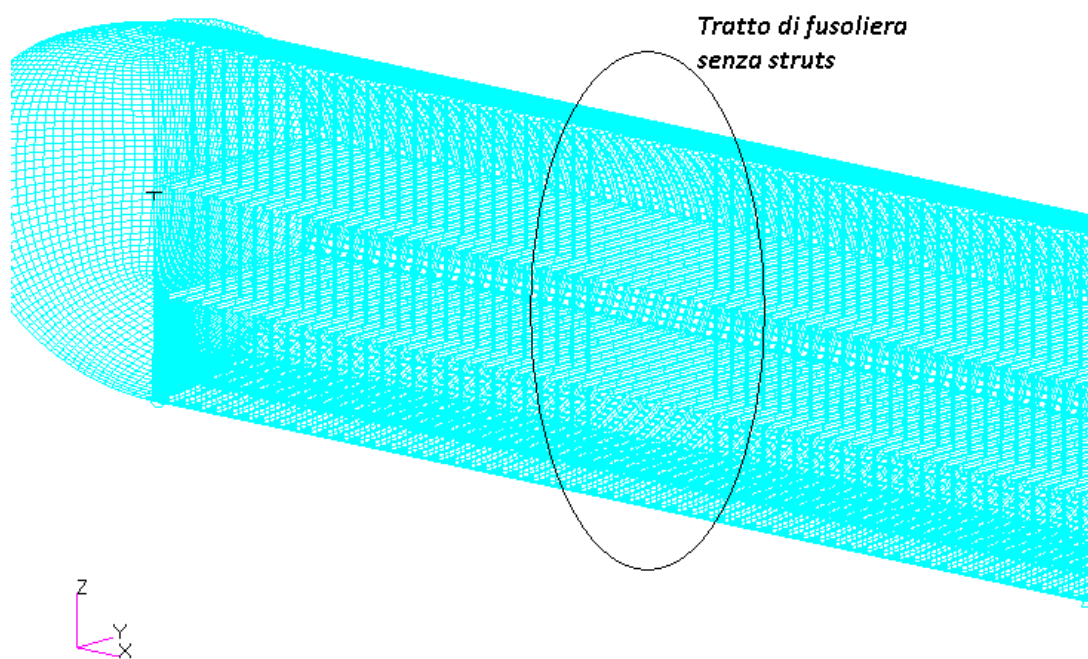


Fig. 7.49 Visualizzazione del tratto di fusoliera privo di *struts*

7.3.1 Carichi di massa e aerodinamici in condizioni limite

Anche in questo caso è stato determinato il valore dello stress assiale dello *skin* della sezione di riferimento.

$$\sigma_{max} = \frac{M_{sez_rif}}{J_x} \cdot y_{max} = 227.46 \text{ MPa}$$

Si riporta quindi in Fig. 7.50 il valore delle tensioni determinate mediante analisi agli elementi finiti con carichi di massa e aerodinamici in condizioni limite.

In questo caso, lo *skin* risulta meno stressato, perché meno vincolato, a causa dell'assenza dello *strut*.

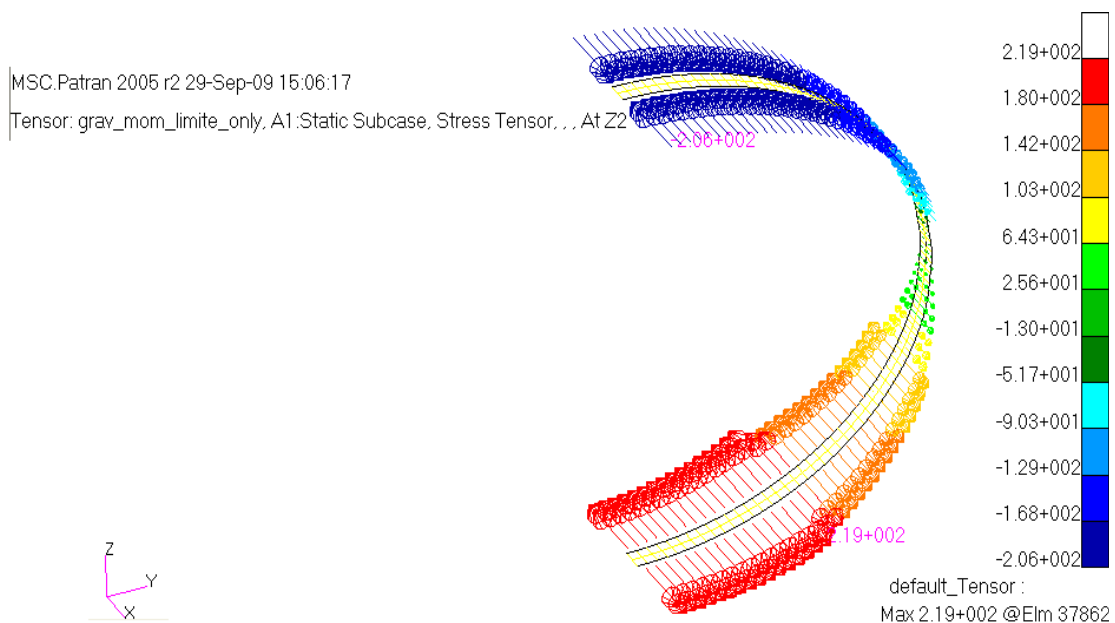


Fig. 7.50 Tensioni longitudinali nello *skin*, carichi di massa in condizioni limite

7.3.2 Pressurizzazione limite

Procedendo in maniera analoga alla prima e alla seconda analisi, le tensioni circonferenziali e quelle assiali sono date dalle seguenti relazioni:

$$\sigma_p = p \frac{R_{EQ}}{\bar{t}} = 125.7 \text{ MPa}$$

$$\sigma_m = p \frac{R_{EQ}}{2\bar{t}} = 62.85 \text{ MPa}$$

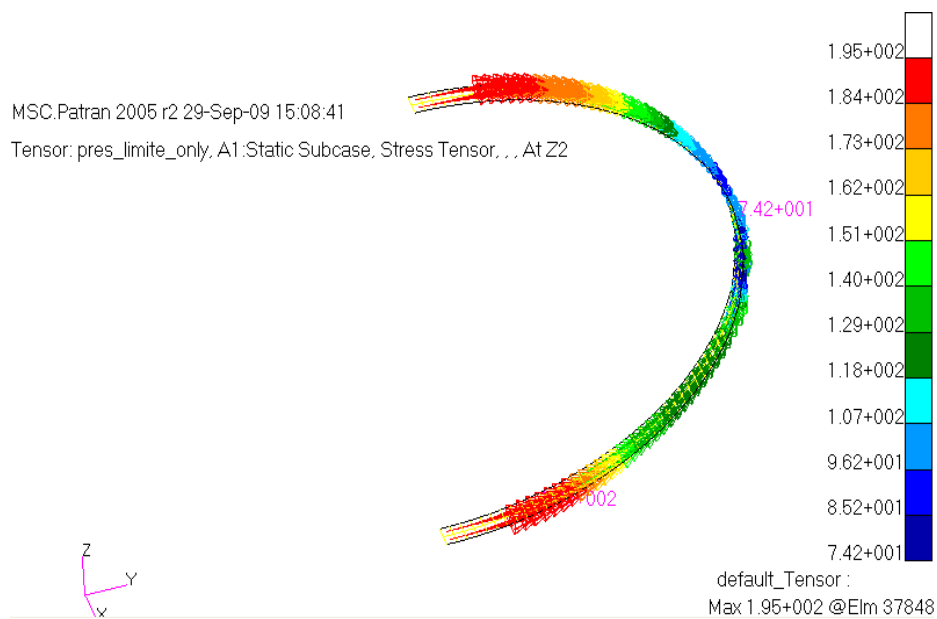


Fig. 7.51 Tensioni circonferenziali nello *skin*, pressurizzazione limite

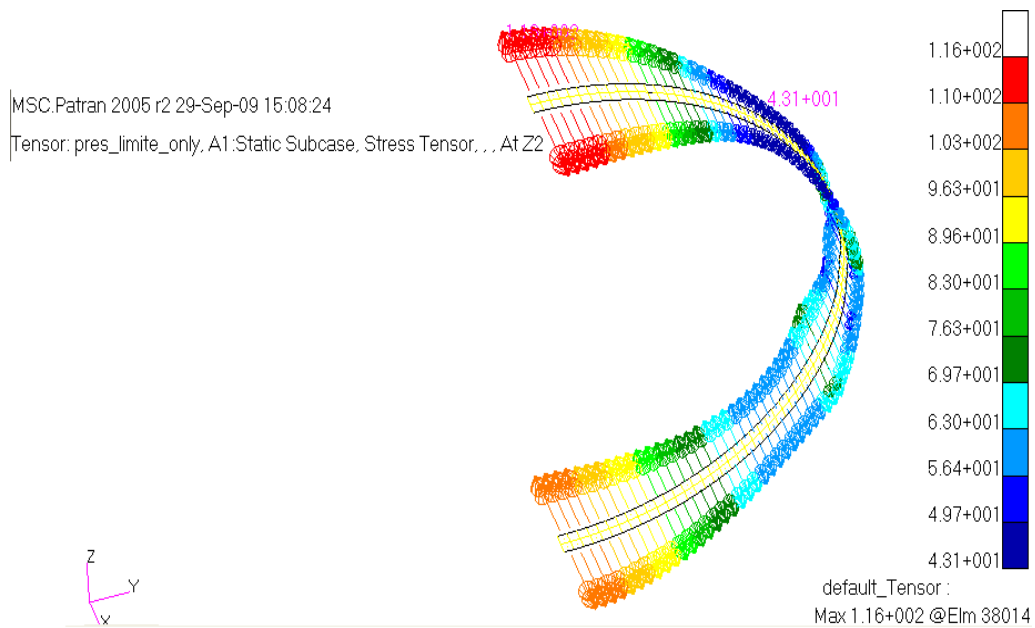


Fig. 7.52 Tensioni longitudinali nello *skin*, pressurizzazione limite

Come nei precedenti casi, i valori delle tensioni circonferenziali, Fig. 7.51, provocate dalla sola pressurizzazione in condizioni limite sono circa il doppio delle tensioni assiali, Fig. 7.52. I valori medi di queste tensioni sono prossimi ai valori determinati mediante la Teoria delle Membrane.

7.3.3 Carichi limite combinati

Ordinata

Come risulta dalle Fig. 7.53, Fig. 7.54, globalmente, i gradienti di tensione lungo la linea d'asse dell'ordinata sono più contenuti. I valori delle tensioni normali lungo la linea d'asse dell'ordinata sono più contenuti, ma in alcune zone raggiungono dei picchi significativi. Non è presente il picco di tensione dovuto alla presenza dello *strut*. In questo caso i valori massimi dello *stress* si registrano in corrispondenza dei punti di attacco con le travi pavimento.

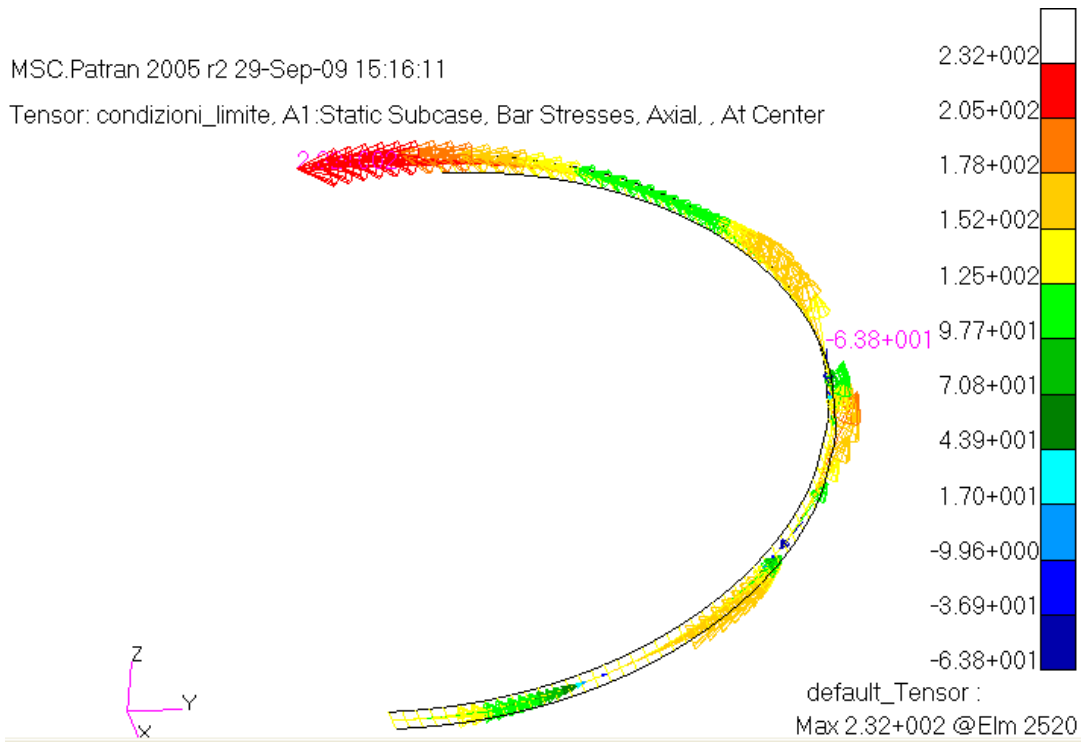


Fig. 7.53 Tensioni dovute a sforzo normale nell'ordinata

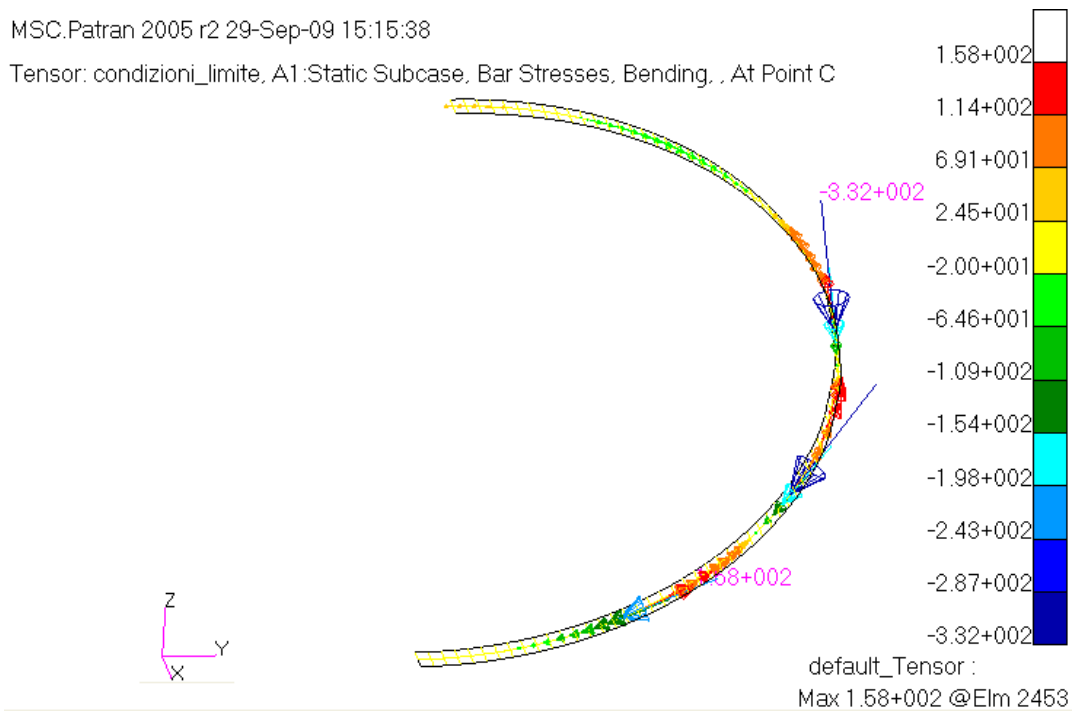


Fig. 7.54 Tensioni flessionali nell'ordinata

Ordinata	Stress axial [MPa]	Stress bending [MPa]	Tot. [MPa]
Max stress	232	158	-
Max stress	-63.8	-332	-395.8

Correnti

Anche in questo caso i correnti non risultano essere particolarmente sollecitati, Fig. 7.55, Fig. 7.56.

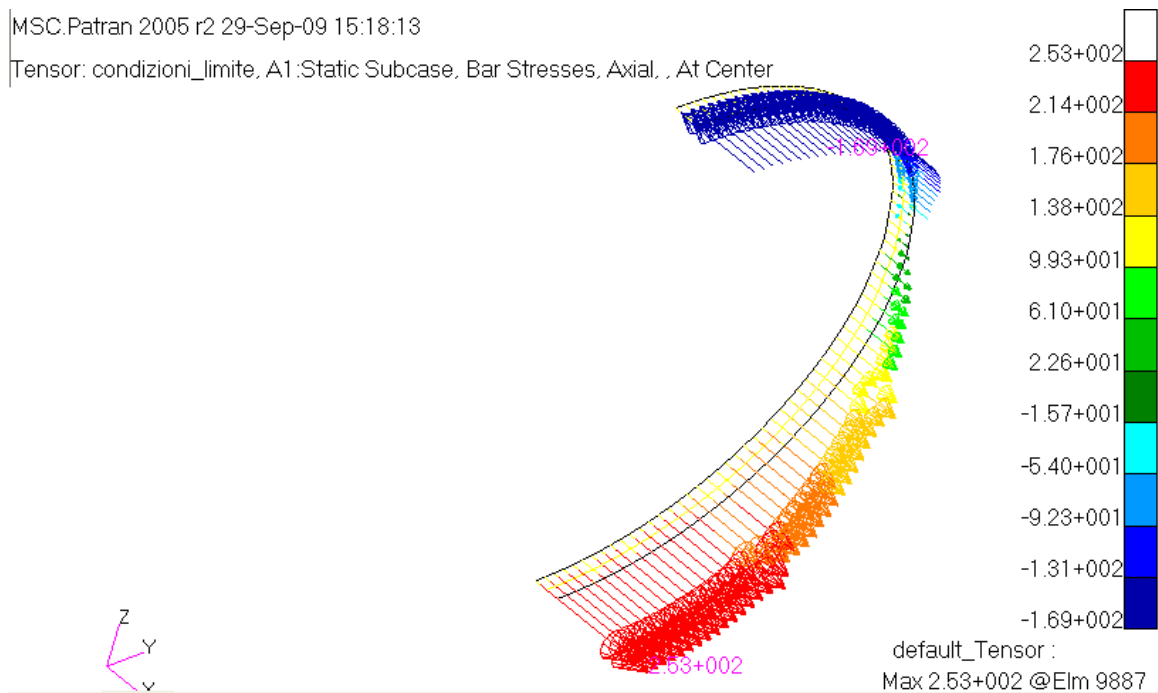


Fig. 7.55 Tensioni dovute a sforzo normale nei correnti

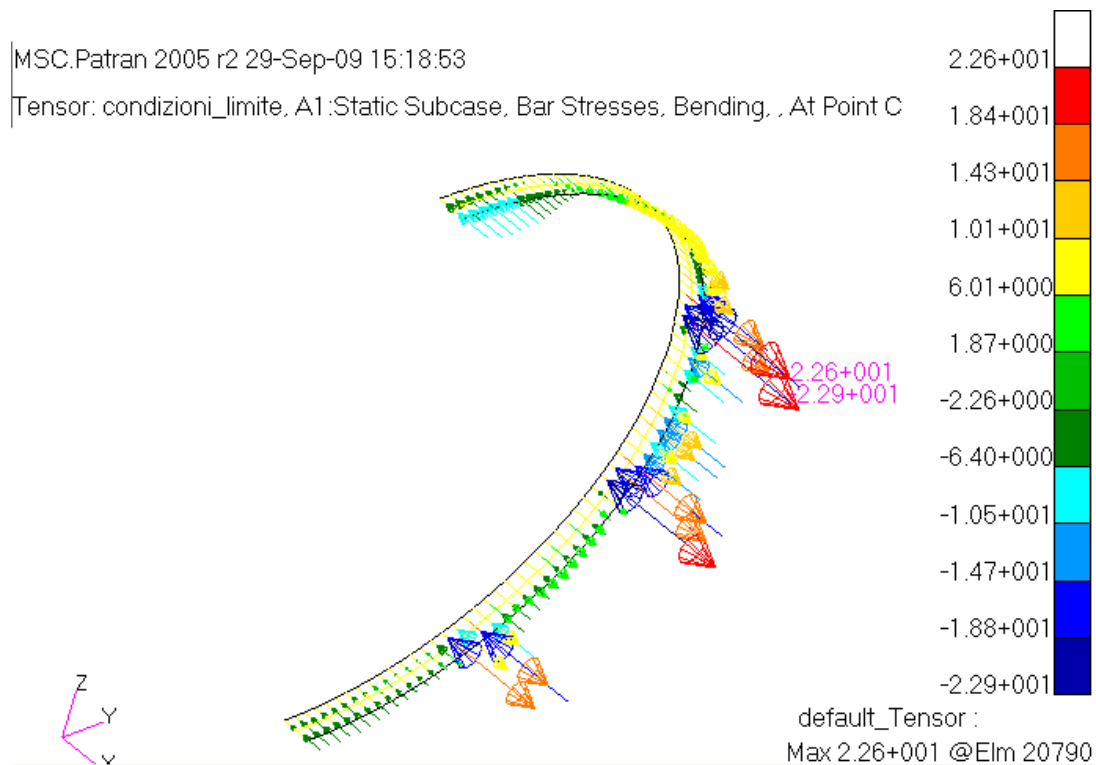


Fig. 7.56 Tensioni flessionali nei correnti

Corrente	Stress axial [MPa]	Stress bending [MPa]
Max stress	253	22.6
Min stress	-169	-22.9

Anche in questo caso i valori di picco non si sommano perché riguardano correnti diversi. Il contributo del momento flettente è praticamente trascurabile, mentre il contributo dovuto allo sforzo normale introduce degli stress di trazione che restano inferiori al limite elastico del materiale e localizzati in corrispondenza del pannello ventrale. Gli stress di compressione, invece, interessano la zona superiore della fusoliera e raggiungono il massimo valore in corrispondenza del pannello dorsale. La tensione critica Euleriana è quella determinata per i casi precedenti:

$$\sigma_{cr} = \frac{\pi^2 EJ}{L_0^2 A_S} = 253.95 \text{ MPa}$$

ed è superiore, in valore assoluto, al valore massimo di compressione rilevato sui correnti, pertanto questo tipo di componente della fusoliera soddisfa i requisiti progettuali.

Skin

Il sistema di riferimento qui utilizzato è sempre di tipo *Projected* in modo da determinare facilmente le tensioni circonferenziali e assiali.

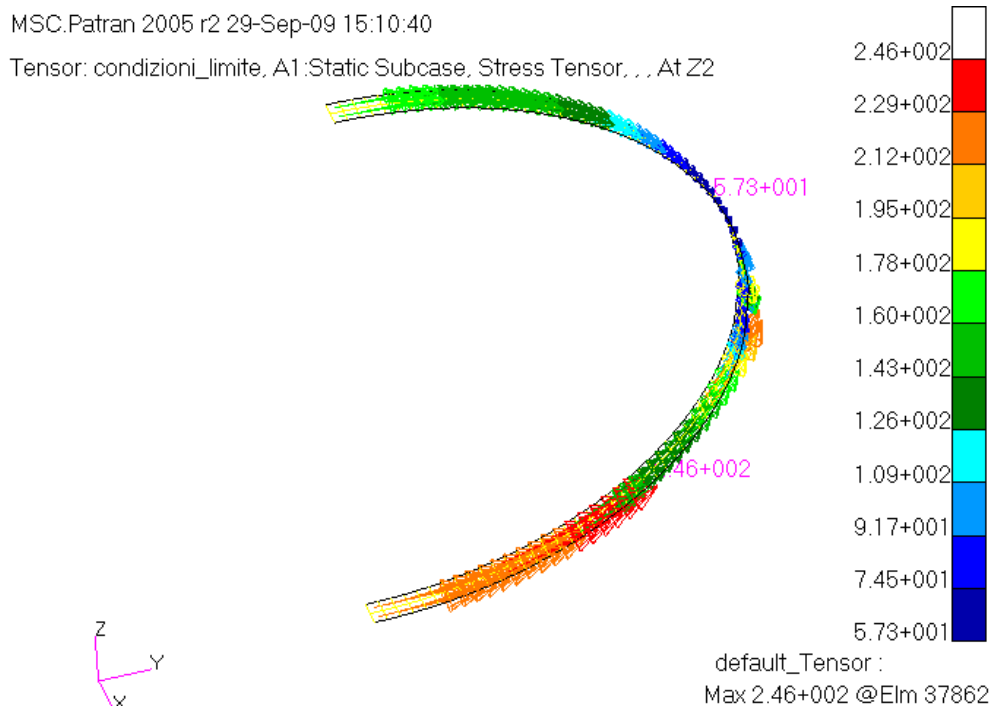


Fig. 7.57 Tensioni circonferenziali nello *skin*

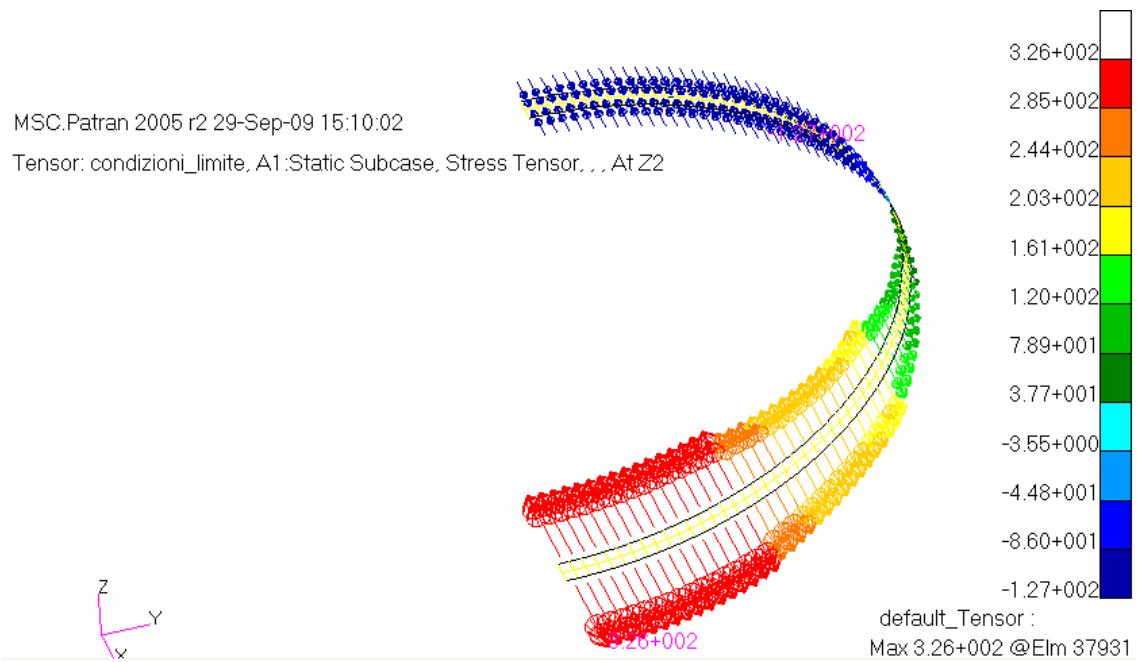


Fig. 7.58 Tensioni longitudinali nello skin

Come visibile in Fig. 7.57, la componente circonferenziale degli stress è di trazione con un picco di 246 MPa in corrispondenza della zona in cui l'ordinata è collegata alla trave cargo.

In Fig. 7.58 si riporta, invece, la componente assiale degli stress nel rivestimento che varia da un picco di compressione di -127 MPa nella zona dorsale ad un picco di trazione di 326 MPa nella zona ventrale.

Il valore massimo di trazione registrato mediante il criterio di Von Mises è di 301 MPa , molto prossimo al limite elastico del materiale, Fig. 7.59.

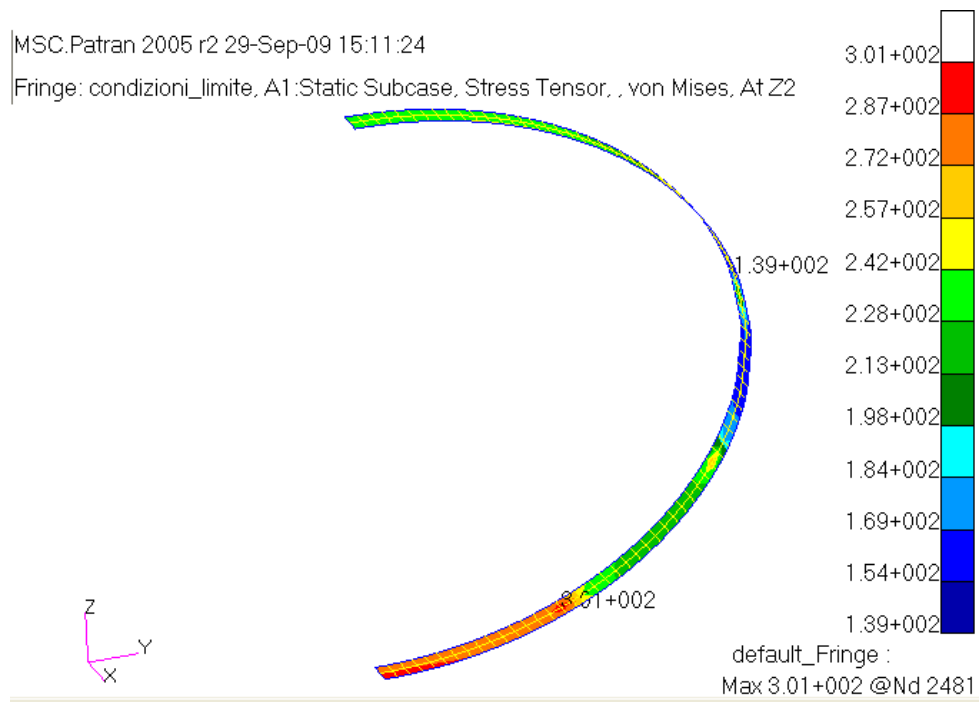


Fig. 7.59 Tensioni equivalenti secondo Von Mises nello *skin*

Travi Pavimento

Nelle Fig. 7.60-Fig. 7.63, si riportano i valori tensionali prodotti dallo sforzo assiale e dai carichi flessionali sulle travi passeggeri del primo e secondo piano.

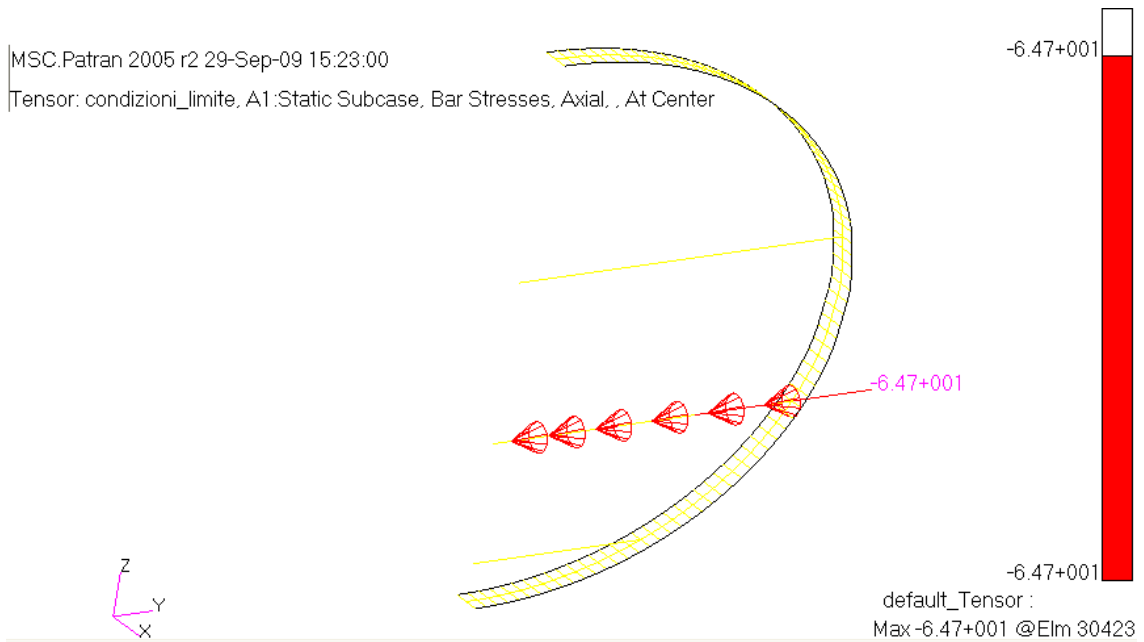


Fig. 7.60 Tensioni dovute a sforzo normale nella trave passeggeri, I piano

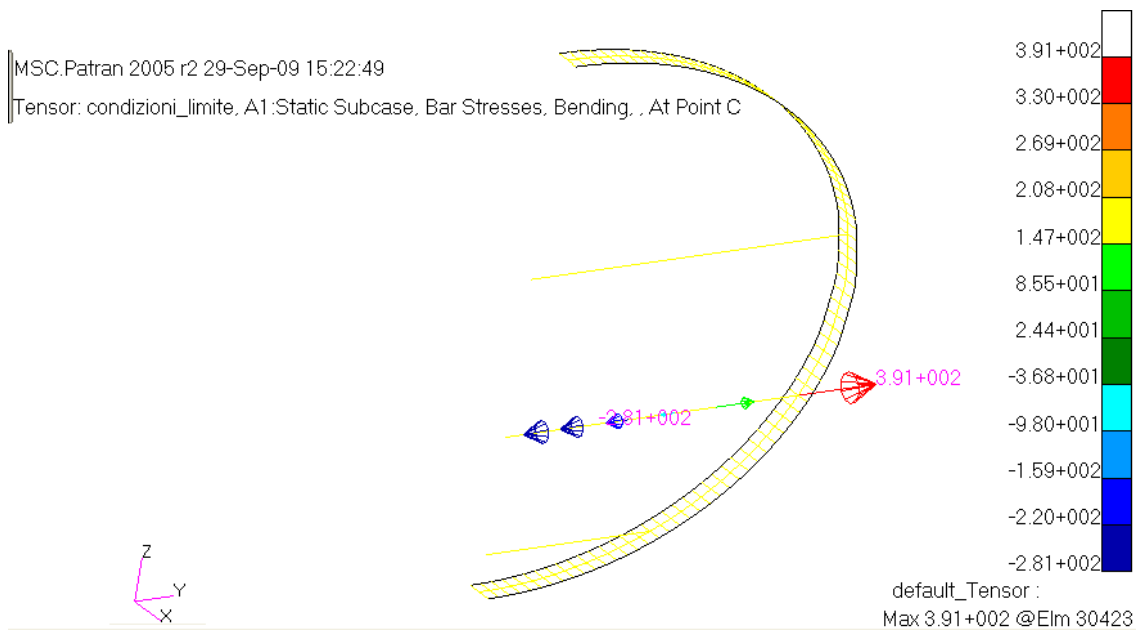


Fig. 7.61 Tensioni flessionali nella trave passeggeri, I piano

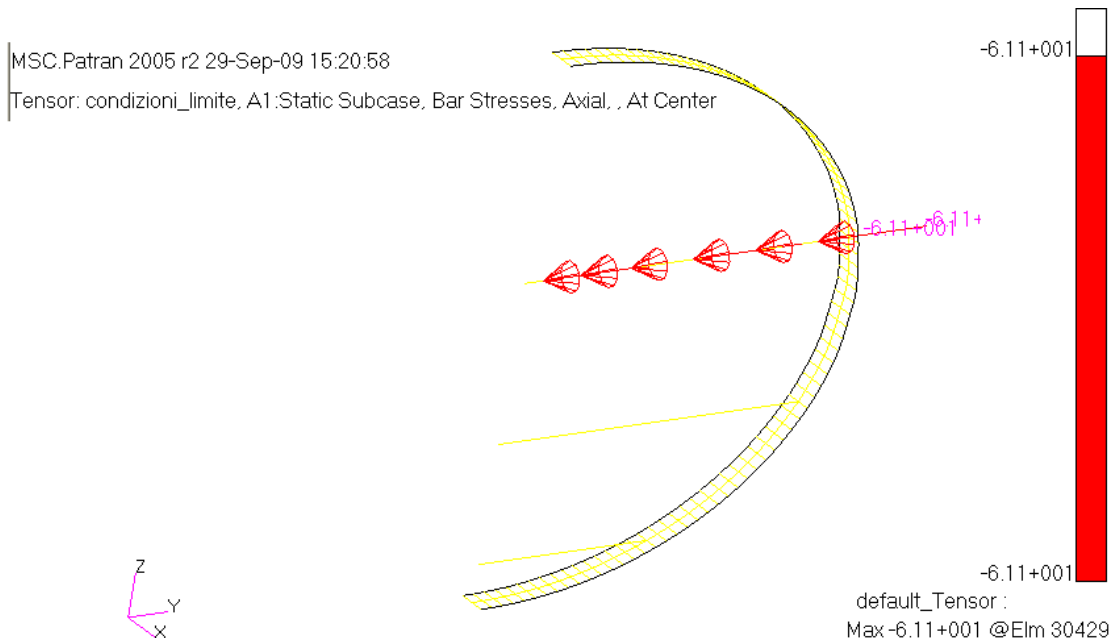


Fig. 7.62 Tensioni dovute a sforzo normale nella trave passeggeri, II piano

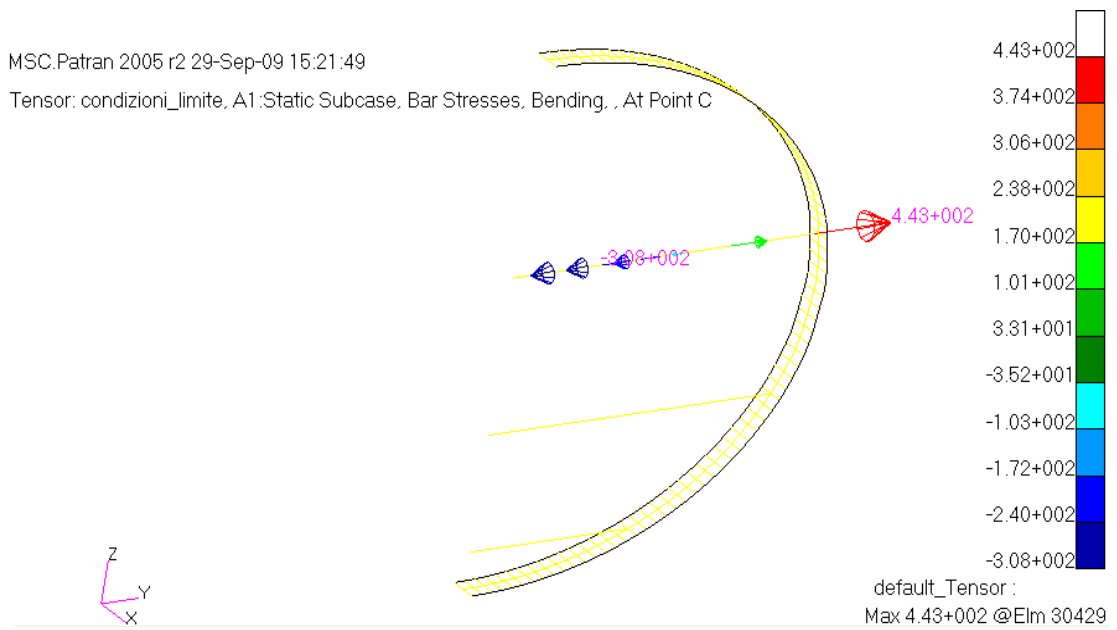


Fig. 7.63 Tensioni flessionali nella trave passeggeri, II piano

Trave pass. 1° piano	Stress axial [MPa]	Stress bending [MPa]	Tot. [MPa]
Max stress	-64.7	391	326.3
Min stress	-64.7	-281	-345.7

Si può notare che la trave del primo piano risulta essere molto sollecitata. Le tensioni positive raggiungono un picco di 326.3 MPa in corrispondenza del collegamento con l'ordinata, poi tendono diminuire fino a divenire negative in corrispondenza del piano di simmetria della sezione, dove raggiungono il picco di -345.7 MPa . Entrambi questi valori sono più elevati, in valore assoluto, del limite di snervamento del materiale.

Trave pass. 2° piano	Stress axial [MPa]	Stress bending [MPa]	Tot. [MPa]
Max stress	-61.1	443	381.9
Min stress	-61.1	-308	-369.1

Anche in questo caso i livelli tensionali totali sono superiori al limite di proporzionalità del materiale.

Travi Cargo

Si riportano nelle Fig. 7.64, Fig. 7.65 gli stress registrati nella trave cargo in assenza dello *strut* verticale.

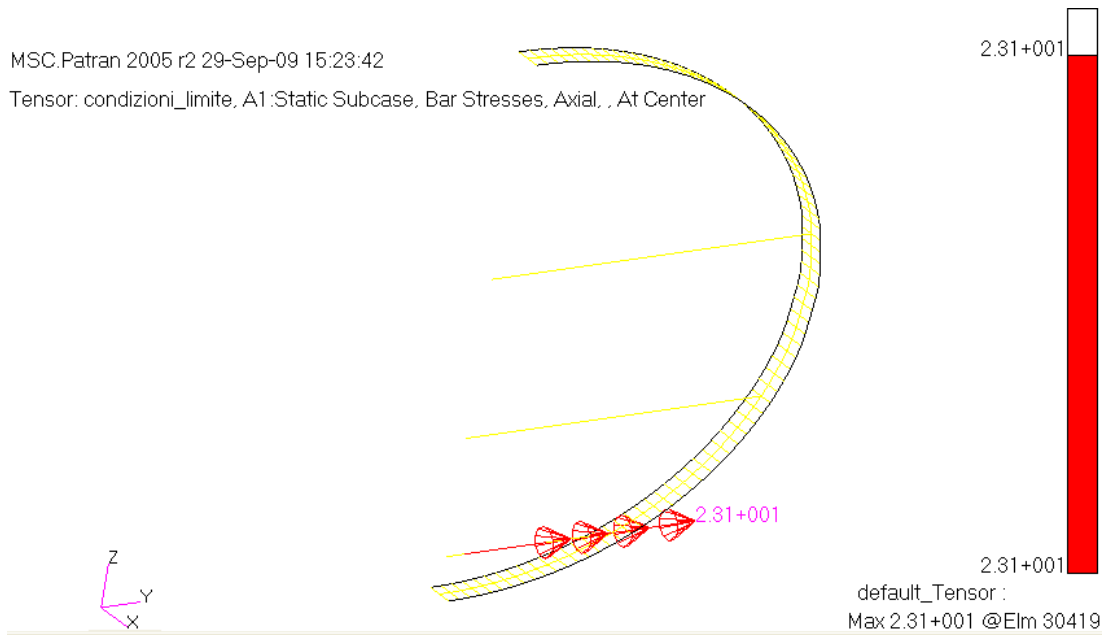


Fig. 7.64 Tensioni dovute a sforzo normale nella trave cargo

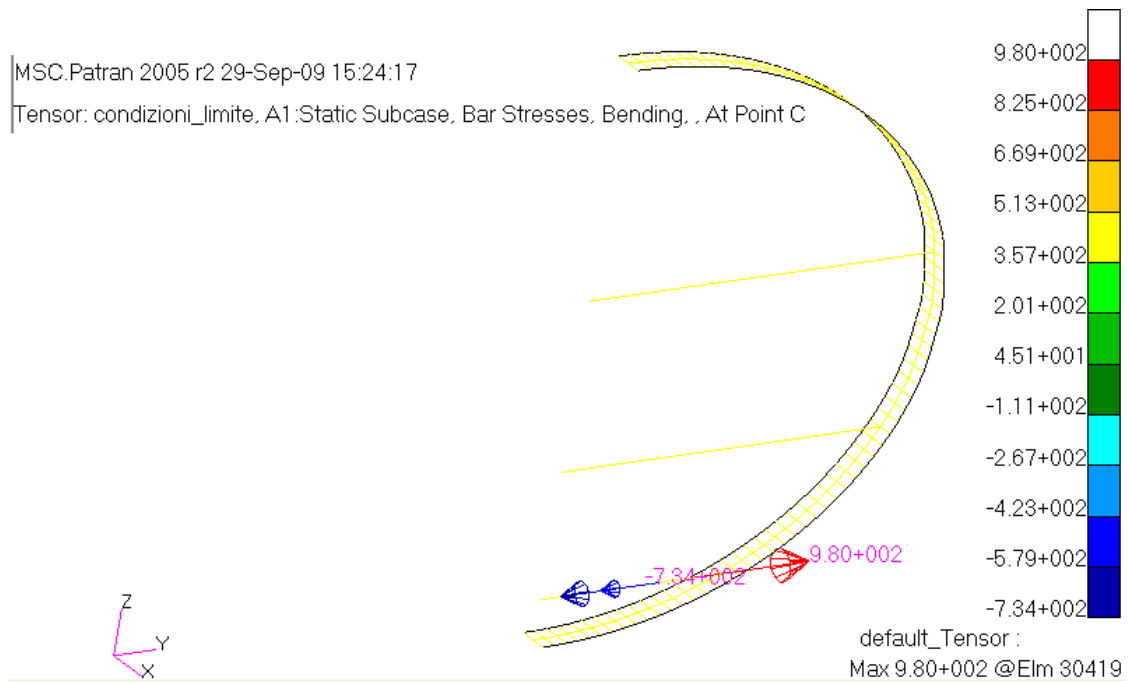


Fig. 7.65 Tensioni flessionali nella trave cargo

Trave cargo	Stress axial [MPa]	Stress bending [MPa]	Tot. [MPa]
Max stress	23.1	980	1003.1
Min stress	23.1	-734	-710.9

La trave cargo assume un comportamento analogo a quello delle travi pavimento, ma le tensioni registrate sono notevolmente superiori (ben oltre la tensione di rottura del materiale). Appare, dunque, evidente come le dimensioni adottate non siano adatte e come sia necessaria una progettazione dell'intera sezione di fusoliera in modo da ottimizzare i livelli tensionali in tutte le travi pavimento.

Si riporta, infine, in Fig. 7.66 la deformata globale, in termini di spostamento, della sezione caratteristica priva di *struts*.

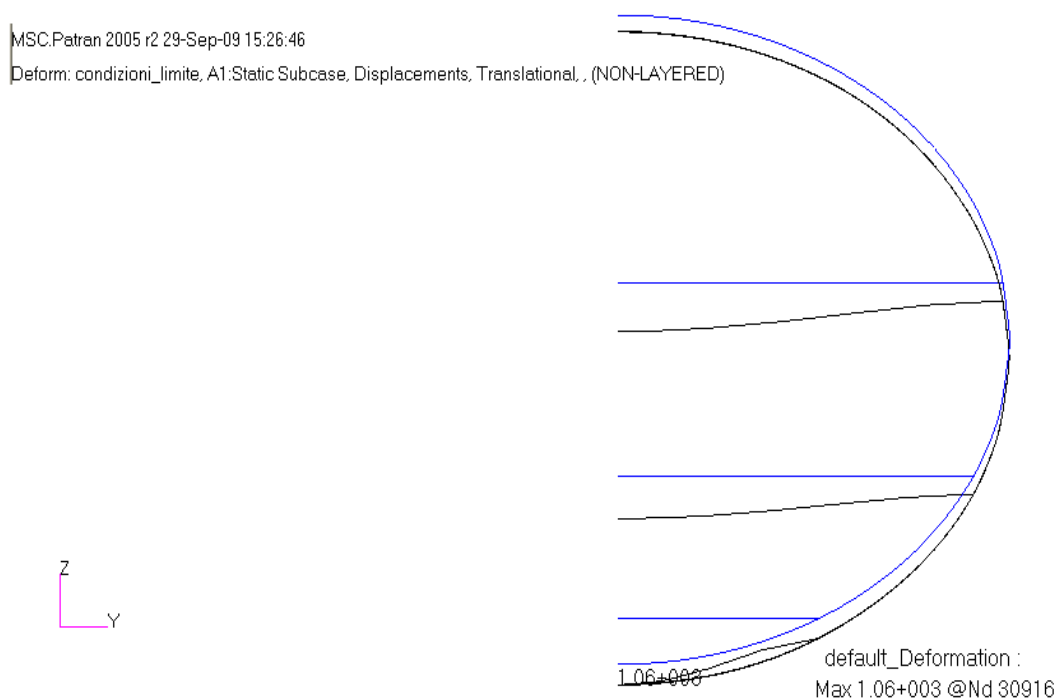


Fig. 7.66 Layout della deformata della sezione caratteristica

In questo caso il valore dello spostamento massimo è nettamente superiore rispetto ai casi precedenti, raggiungendo un valore di 1060 mm . Tale valore risulta essere inaccettabile poiché paragonabile, in termini di ordine di grandezza, alle dimensioni tipiche della sezione. Occorre dunque un irrigidimento della stessa per far fronte all'eccessiva deformabilità.

7.4 Analisi dei pesi

Il peso della sezione caratteristica del tronco centrale di fusoliera, modellato nel *software Patran*, è stato determinato mediante un'unica simulazione in cui agisce la sola forza gravitazionale. Le dimensioni degli elementi strutturali sono quelle relative alla seconda analisi. Il peso della sezione risulta, quindi, essere:

$$W_{sezione} = 231\text{ Kg}$$

Per determinare l'efficienza della struttura, si calcola il rapporto tra il peso della sezione tipica del tronco di fusoliera del PP, ed il numero di passeggeri contenuti in tale sezione. Il confronto viene fatto con lo stesso tipo di dati, tratti da un precedente lavoro di tesi, [R8], relativi al velivolo A330-200, il quale è in grado di portare 8 passeggeri per sezione in classe *economy*.

Per i due velivoli in esame si ha, rispettivamente:

$$\frac{W_{sezione}}{N_{pass}}(PP) = \frac{231\text{ Kg}}{32} = 7.2 \frac{\text{Kg}}{pass}$$

$$\frac{W_{sezione}}{N_{pass}}(A330 - 200) = \frac{132\text{ Kg}}{8} = 16.5 \frac{\text{Kg}}{pass}$$

Tale indice riguarda due velivoli con disposizione dei passeggeri in versione *full economy*, e quindi a massima densità. Si può notare che nonostante le dimensioni notevoli della fusoliera del PP, ad ogni passeggero corrisponde un valore di peso della sezione di riferimento di circa 7.2 kg , ossia 9.3 Kg in meno rispetto ad un velivolo avente una configurazione convenzionale del tipo A330-200, di medie dimensioni.

7.5 Osservazioni

Dai risultati delle analisi sopraelencate si possono dedurre le seguenti osservazioni:

- a causa dell'incremento notevole delle dimensioni della sezione della fusoliera, l'aumento dell'inerzia della struttura fa sì che le dimensioni dei componenti di un velivolo di medie dimensioni possano essere adattate ad un velivolo di grandi dimensioni come è, appunto, il caso della configurazione PP in esame;
- la presenza degli *struts* permette un irrigidimento globale della struttura, riguardo ai carichi di pressurizzazione, con un incremento di peso estremamente inferiore rispetto a quello che si sarebbe ottenuto irrobustendo ogni singolo componente;
- le zone di attraversamento dei piani passeggeri in corrispondenza delle uscite di emergenza, presentano una situazione critica dal punto di vista strutturale a causa dell'assenza degli *strut* i cui effetti sono stati studiati nell'ultima analisi; in queste zone va quindi studiata una soluzione per rimediare agli elevati spostamenti ed ai notevoli livelli tensionali registrati nella sezione;
- l'unico componente rivelatosi critico, mediante l'uso di componenti strutturali aventi le stesse dimensioni della sezione di riferimento, è stata l'ordinata. Il problema in questo caso è stato ovviato raddoppiando l'altezza dell'anima e di conseguenza le dimensioni della flangia per mantenere lo stesso rapporto. Il risultato ottenuto, in questo secondo caso, è stato positivo e l'aumento di peso riscontrato è poco inferiore alle cinque tonnellate.

CONCLUSIONI E SVILUPPI FUTURI

La tecnologia aeronautica attuale ha dimostrato che il limite della configurazione convenzionale di velivolo commerciale è rappresentato dall'*Airbus A380*. Sembra interessante, quindi, approfondire il problema dello sviluppo di nuove configurazioni che possano permettere il superamento dei limiti attuali.

Nella prima parte della tesi è stata discussa la configurazione di velivolo PrandtlPlane partendo da conclusioni inerenti la soluzione di problemi aerodinamici e strutturali già acquisite in lavori precedenti [R8], [R9]. In questo lavoro è stato affrontato il problema di rendere possibile la realizzazione di un velivolo che superasse i limiti del più grande attualmente esistente, l'A380. Per raggiungere questo obiettivo è necessario concepire un disegno innovativo della fusoliera. È stata definita, infatti, una nuova forma della sezione caratteristica di fusoliera in cui vengono allocati 32 passeggeri e 3 *containers*. Questa forma permette di alloggiare un numero di container superiore a quello strettamente necessario per i bagagli dei passeggeri, consentendo anche un eventuale servizio cargo.

La valutazione preliminare del peso al decollo e della superficie di riferimento del sistema portante, in configurazione di alta velocità, ha confermato la capacità della configurazione Prandtl-Plane di soddisfare le attese prestazioni in termini di tratta, 6000 nm, e di numero di passeggeri, 1498 (essendo questi i requisiti principali sui quali si è posto l'accento in questo studio preliminare).

Nella seconda parte della tesi, è stata condotta un'analisi agli elementi finiti sulla sezione caratteristica di un tronco di fusoliera di lunghezza pari alla distanza fra i centri aerodinamici delle due ali. Si è scelta come sezione tipica, quella collocata ad una distanza intermedia tra la posizione del carrello di atterraggio e la posizione del centro aerodinamico dell'ala posteriore. Il tronco è provvisto di due *bulkhead* fittizi i quali hanno lo scopo di rendere le condizioni al contorno, in termini di tensioni, relative al carico di pressurizzazione. Le condizioni di carico esterno sono date dai carichi gravitazionali e dai carichi di massa dovuti ai passeggeri, al cargo e al carrello, in aggiunta ai quali è stata introdotta una coppia esterna, in corrispondenza dell'ala anteriore, in maniera tale da distribuire le reazioni sulle ali pari al 55% (del peso totale) sull'ala anteriore e al 45% sull'ala posteriore. Inoltre, data la simmetria del tronco rispetto al piano longitudinale, è stata analizzata solo metà struttura, ponendo le condizioni di vincolo di simmetria sui punti appartenenti al piano longitudinale. Le ulteriori

condizioni di vincolo riguardano le sezioni del tronco in corrispondenza dei centri aerodinamici delle ali: si è utilizzato un vincolo di appoggio semplice, per ciò che riguarda la sezione cui è collegata l'ala anteriore, ed un vincolo di carrello in corrispondenza del centro aerodinamico dell'ala posteriore in modo da consentire l'espansione del tronco di fusoliera, secondo la direzione individuata dall'asse longitudinale, quando è sottoposto ad un carico di pressurizzazione.

L'analisi strutturale della sezione caratteristica del tronco centrale di fusoliera, ha dimostrato come le dimensioni notevoli della struttura, e quindi l'elevato valore dei momenti di inerzia della stessa, permettano di utilizzare dei componenti di dimensioni approssimativamente uguali a quelle di un velivolo di medie dimensioni. Infatti l'unico elemento critico, l'ordinata, è stato modificato raddoppiando l'altezza dell'anima, a spese di un incremento di peso della struttura. Infine, l'inserimento di due *struts* verticali, in ogni sezione, ha rappresentato una valida alternativa all'ispessimento dello *skin*, ottenendo così l'effetto di irrigidire la struttura in ogni sezione con un incremento di peso inferiore a quello che si avrebbe aumentando le dimensioni dello *skin*. Gli *struts* agiscono anche come controventature delle travi di pavimento. Ciò richiede un disegno accurato di tali elementi, ai fini della stabilità a compressione, quando agiscono i soli carichi di massa, e della resistenza a trazione, quando la fusoliera è soggetta esclusivamente a carico di pressurizzazione. Questo aspetti non sono stati affrontati nel presente lavoro.

Al termine dell'analisi FEM è stato valutato l'indice di efficienza strutturale. Tale indice, determinato come rapporto tra il peso della sezione di riferimento, del tronco centrale di fusoliera, e il numero di passeggeri che questo può contenere in configurazione *full economy*, ha permesso di evidenziare il vantaggio che si ottiene, in termini di peso per passeggero, realizzando un velivolo di grandi dimensioni in luogo di uno di dimensioni medie; infatti, nel caso in esame l'indice vale 7.2 kg/pass , mentre per un velivolo da 250 posti (del tipo A330-200) vale 16.5 kg/pass . Questo fatto (i valori numerici si devono considerare come puramente indicativi) mostra che ad un aumento delle dimensioni corrisponde un incremento di efficienza strutturale della fusoliera.

Gli eventuali sviluppi futuri del presente lavoro potrebbero riguardare temi che in questa tesi non sono stati esaminati, quali ad esempio:

- uno studio approfondito del sistema portante del velivolo, in termini aerodinamici e strutturali;

- un dimensionamento ottimizzato, nei confronti del peso, dell'ordinata di forma e in particolare in corrispondenza delle zone prive di *strut* dove le sollecitazioni aumentano notevolmente;
- un dimensionamento di tutti i componenti che non sono stati oggetto di studio nel presente lavoro, come le ordinate di forza in corrispondenza della zona di attacco dei carrelli, dell'ala anteriore e dei *fin*;
- una valutazione degli stress generati nei componenti della fusoliera in seguito all'applicazione di carichi agenti nel piano latero-direzionale;

APPENDICE A

Per avere una valutazione analitica più accurata delle tensioni che si generano nello *skin*, a seguito dell'applicazione del carico di pressurizzazione in condizioni limite, si riporta la trattazione completa della teoria delle strutture in parete sottile soggette a carichi di pressione differenziale, in presenza di irrigidimenti.

Si consideri un cilindro indefinito di raggio R , (pari al raggio equivalente $R_{EQ} = 5187.65$) soggetto a pressione differenziale $p = p_{lim}$.

A causa della presenza dell'irrigidimento, l'espansione radiale del guscio è diversa da quella dell'irrigidimento stesso, per cui allo stato di tensione membranale va aggiunta una componente flessionale, Fig. A.1.

Le ipotesi su cui si basa tale teoria sono le seguenti:

1. si considerano strutture a simmetria assiale (con asse di simmetria coincidente con l'asse X globale);
2. si assume che, localmente, lo spessore del guscio sia molto piccolo se confrontato con il raggio di curvatura locale, ovvero $R(P) \gg t(P)$;
3. si suppone che l'irrigidimento sia simmetrico rispetto al piano ortogonale all'asse X ;
4. si assume un modello cinematico alla Kirchhoff ovvero:
 - a. segmenti ortogonali alla superficie media, rimangono tali anche nella configurazione deformata;
 - b. tali segmenti non variano la propria lunghezza passando dalla configurazione indeformata a quella deformata;
5. si assume che spostamenti e rotazioni siano di piccola entità (ipotesi di piccole perturbazioni);
6. il materiale con cui è realizzata la struttura è a comportamento elastico, lineare iperelastico, omogeneo ed isotropo.

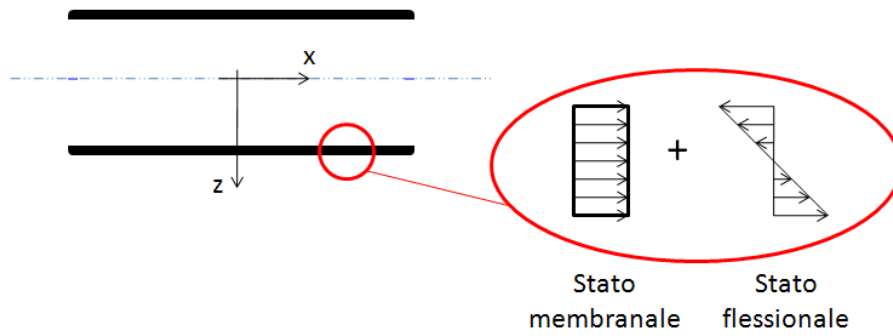


Fig. A.1 Stato tensionale nello skin

Considerando forze e momenti per unità di lunghezza, si ha:

$$\begin{aligned}
 N_x &\triangleq \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x dz & M_x &\triangleq - \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_x z dz \\
 N_\varphi &\triangleq \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_\varphi dz & M_\varphi &\triangleq - \int_{-t/2}^{t/2} \sigma_\varphi z dz \\
 N_{x\varphi} &\triangleq \int_{-t/2}^{t/2} \tau_{x\varphi} dz & M_{x\varphi} &\triangleq \int_{-t/2}^{t/2} \tau_{x\varphi} z dz \\
 Q_x &\triangleq \int_{-t/2}^{t/2} \tau_{xz} dz & Q_\varphi &\triangleq \int_{-t/2}^{t/2} \tau_{\varphi z} dz
 \end{aligned}$$

A.1

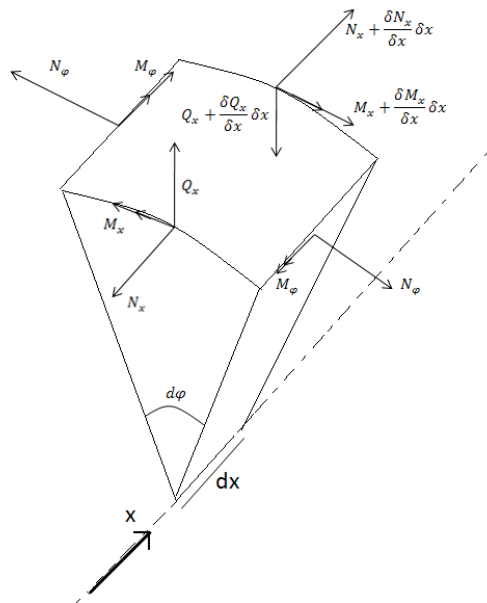


Fig. A.2 Azioni agenti sull'elemento di guscio

in cui $t = 2.6 \text{ mm}$ è lo spessore generalizzato dello *skin*.

Per l'ipotesi 1 valgono le seguenti:

$$Q_\varphi \equiv 0 \quad \text{A.2}$$

$$N_{x\varphi} \equiv 0 \quad \text{A.3}$$

$$M_{x\varphi} \equiv 0 \quad \text{A.4}$$

Le uniche componenti non nulle sono quelle di Fig. A.2. Trascrivendo l'equilibrio alla traslazione lungo l'asse x , si ha:

$$\left(N_x + \frac{\delta N_x}{\delta x} dx\right) R d\varphi - N_x R d\varphi = 0 \quad \text{A.5}$$

ossia:

$$\frac{\delta N_x}{\delta x} = 0 \rightarrow N_x = T = \frac{pR}{2} \quad \text{A.6}$$

Trascrivendo l'equilibrio alla rotazione attorno alla tangente locale, si ha:

$$R d\varphi \left(M_x + \frac{\delta M_x}{\delta x} dx\right) - M_x R d\varphi - \left(Q_x + \frac{\delta Q_x}{\delta x} dx\right) dx R d\varphi + p dx R d\varphi \frac{dx}{2} = 0 \quad \text{A.7}$$

ossia:

$$\frac{\delta M_x}{\delta x} dx - Q_x dx - \frac{\delta Q_x}{\delta x} dx^2 + p \frac{dx^2}{2} = 0 \quad \mathbf{A.8}$$

in cui $\frac{\delta Q_x}{\delta x} dx^2$, e $p \frac{dx^2}{2}$ sono infinitesimi del secondo ordine e perciò trascurabili rispetto ai primi due termini. L'equilibrio alla rotazione attorno alla tangente locale, in definitiva, si può scrivere come:

$$Q_x = \frac{\delta M_x}{\delta x} \quad \mathbf{A.9}$$

Trascrivendo, infine, l'equilibrio lungo la normale \bar{n} al guscio nella configurazione deformata, si ottiene:

$$p dx R d\varphi = 2N_\varphi dx \frac{d\varphi}{2} + \frac{\delta Q_x}{\delta x} dx R d\varphi + N_x \frac{\delta \alpha}{\delta x} dx R d\varphi \quad \mathbf{A.10}$$

Indicando con w lo spostamento radiale, si ha:

$$\alpha = \frac{\delta w}{\delta x} \quad \mathbf{A.11}$$

Sostituendo la precedente nell'equazione di equilibrio lungo la normale si ottiene:

$$p = \frac{N_\varphi}{R} + N_x \frac{\delta w^2}{\delta x^2} + \frac{\delta Q_x}{\delta x} \quad \mathbf{A.12}$$

Considerando le **A.9** e **A.6** la precedente diviene:

$$p = \frac{N_\varphi}{R} + T \frac{\delta^2 w}{\delta x^2} + \frac{\delta^2 M_x}{\delta x^2} \quad \mathbf{A.13}$$

Dal legame costitutivo, per i gusci sottili, si ha:

$$N_x = \frac{Et}{1-\nu^2} (\hat{\varepsilon}_x + \nu \hat{\varepsilon}_\varphi) \quad \mathbf{A.14}$$

$$N_\varphi = \frac{Et}{1-\nu^2} (\hat{\varepsilon}_\varphi + \nu \hat{\varepsilon}_x) \quad \mathbf{A.15}$$

$$M_x = -D \frac{\delta^2 w}{\delta x^2} \quad \mathbf{A.16}$$

$$M_\varphi = -\nu D \frac{\delta^2 w}{\delta x^2} \quad \mathbf{A.17}$$

in cui:

- $\hat{\varepsilon}_x$ e $\hat{\varepsilon}_\varphi$ sono le componenti della deformazione in direzione assiale e circonferenziale, rispettivamente, valutate sul piano medio;
- $\nu = 0.32$ è il rapporto di Poisson del materiale;
- $D = \frac{Et^3}{12(1-\nu^2)}$ è la rigidezza flessionale del corpo sottile.

Dalle relazioni cinematiche, per l'ipotesi 4, risulta essere:

$$\hat{\varepsilon}_x = \frac{du}{dx} \quad \mathbf{A.18}$$

$$\hat{\varepsilon}_\varphi = -\frac{w}{R} \quad \mathbf{A.19}$$

in cui:

- u è lo spostamento assiale;
- w è l'espansione radiale.

Sostituendo **A.18**, **A.19** in **A.14** e considerando la **A.6**, si ha:

$$\hat{\varepsilon}_x = \frac{du}{dx} = T \frac{(1 - \nu^2)}{Et} + \nu \frac{w}{R} \quad \text{A.20}$$

che sostituita nella **A.15** fornisce:

$$N_\varphi = \nu T - \frac{w}{R} Et \quad \text{A.21}$$

Tenendo conto della relazione appena trovata, la **A.13** diventa:

$$p = \frac{\nu T}{R} - \frac{w}{R^2} Et + T \frac{d^2 w}{dx^2} - D \frac{d^4 w}{dx^4} \quad \text{A.22}$$

in cui:

- $\frac{\nu T}{R}$ è il contributo dovuto all'effetto Poisson. Tale stato di tensione si sottrae alla pressione differenziale in direzione normale alla superficie a causa del fatto che il materiale è trazonato in direzione assiale;
- $\frac{w}{R^2} Et$ è il contributo che ha un effetto analogo a quello di una fondazione elastica.

Ponendo:

$$p_1 \triangleq p - \frac{\nu T}{R} \quad \text{A.23}$$

la **A.22** diventa:

$$-\frac{p_1}{D} = \frac{w}{DR^2}Et - \frac{T}{D} \frac{d^2w}{dx^2} + \frac{d^4w}{dx^4} \quad \text{A.24}$$

L'integrale generale di questa equazione è del tipo:

$$w(x) = w_{om}(x) + \bar{w}(x) \quad \text{A.25}$$

dove:

$$\bar{w}(x) = -p \frac{R^2}{Et} \left(1 - \frac{\nu}{2}\right) \quad \text{A.26}$$

che è l'integrale particolare, rappresenta l'espansione radiale che si avrebbe se lo stato di tensione fosse puramente membranale, e:

$$w_{om}(x) = Re \left\{ \sum_{j=1}^4 A_j e^{\lambda_j x} \right\} \text{ con } A_j, \lambda_j \in \mathbb{C} \quad \text{A.27}$$

rappresenta l'integrale dell'equazione differenziale omogenea associata.

L'equazione differenziale omogenea associata è:

$$\frac{d^4 w}{dx^4} - \frac{T}{D} \frac{d^2 w}{dx^2} + \frac{w}{DR^2} Et = 0 \quad \mathbf{A.28}$$

La cui equazione caratteristica per la ricerca degli autovalori λ_j è del tipo:

$$\lambda^4 - \frac{T}{D} \lambda^2 + \frac{Et}{DR^2} = 0 \quad \mathbf{A.29}$$

Le soluzioni della **A.29** sono:

$$\lambda_{1,2,3,4} = \pm \sqrt{\frac{\frac{T}{D} \pm \sqrt{\left(\frac{T}{D}\right)^2 - 4 \frac{Et}{DR^2}}}{2}} \quad \mathbf{A.30}$$

Per avere radici reali e distinte, il discriminante, Δ , dell'equazione caratteristica deve essere positivo, ossia, deve essere:

$$\frac{t}{R} < \sqrt[4]{\frac{3(1-\nu^2)}{4} \frac{E^2}{E^2} p^2} \quad \mathbf{A.31}$$

Numericamente, relativamente al caso in esame, si ha:

$$5 \times 10^{-4} < 8.47 \times 10^{-4}$$

La diseuguaglianza è soddisfatta, per cui l'equazione caratteristica ha una soluzione del tipo:

$$w_{om}(x) = Ae^{\lambda_1 x} + Be^{\lambda_2 x} + Ce^{\lambda_3 x} + De^{\lambda_4 x} \quad \mathbf{A.32}$$

In cui le costanti A, B, C, D sono determinate imponendo le condizioni al contorno relative al caso specifico in esame.

A.1 Caso di ordinate infinitamente rigide

In questa prima analisi, le condizioni al contorno sono quelle relative al caso di cilindro indefinito con infinite ordinate aventi rigidezza infinita.

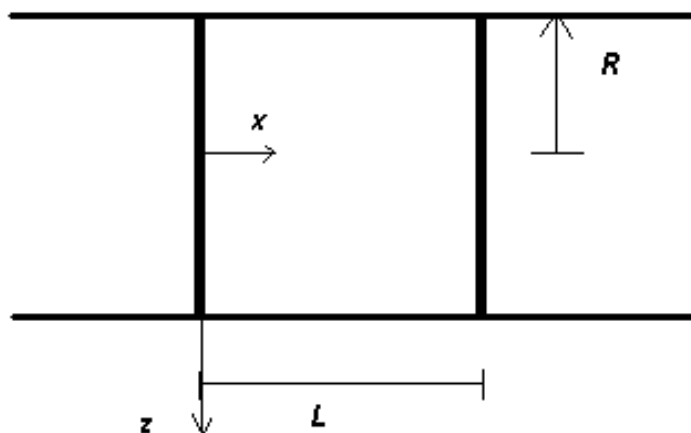


Fig. A.3 Rappresentazione schematica della generica baia

Considerando la generica baia, Fig. A.3, di larghezza $L = 500 \text{ mm}$, pari al passo tra le ordinate, le condizioni al contorno sono:

$$\begin{cases} w(0) = 0 \\ w(L) = 0 \\ \left. \frac{dw}{dx} \right|_{x=0} = 0 \\ \left. \frac{dw}{dx} \right|_{x=L} = 0 \end{cases} \quad \text{A.33}$$

Sostituendo l'espressione dello spostamento data da **A.25**, tenendo conto della **A.32**, le condizioni al contorno **A.33** forniscono le costanti A, B, C, D e quindi risulta univocamente determinata l'espressione dell'espansione radiale dello *skin* in presenza degli irrigidimenti.

Tale processo è stato implementato in ambiente *Matlab*. Nelle Figg. A.4, A.5, A.6 si riporta l'andamento dell'espansione radiale dello *skin* lungo una baia (in particolare in corrispondenza dell'ordinata ($x = 0 \text{ mm}; x = 500 \text{ mm}$) si ha $w = 0$) e le tensioni longitudinali, valutate sulle facce superiori ed inferiori dello *skin*.

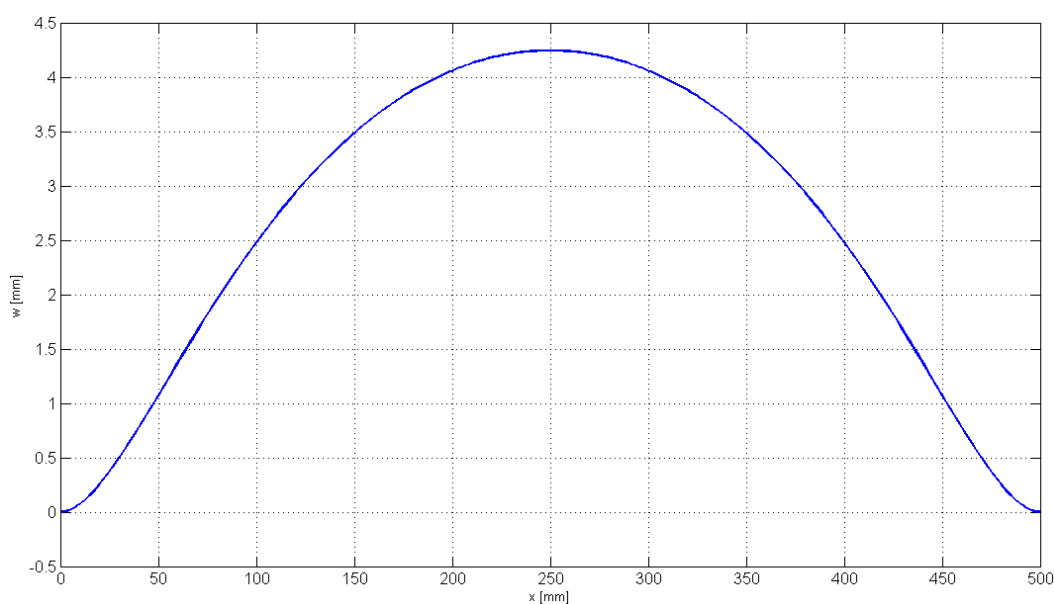


Fig. A.4 Andamento dello spostamento radiale dello *skin*

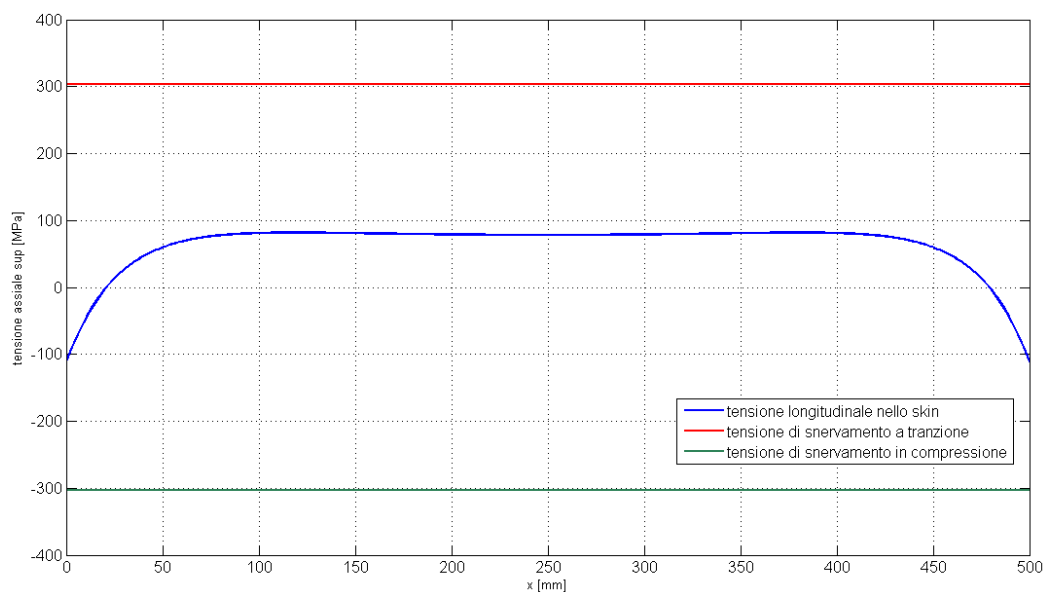


Fig. A.5 Tensioni longitudinali sulla faccia superiore dello *skin*

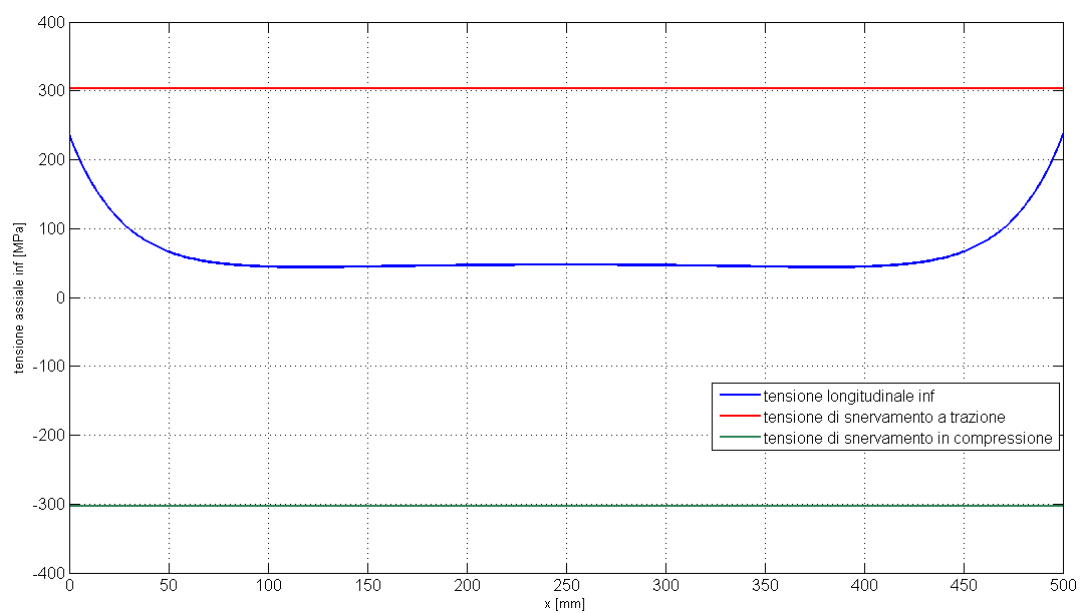


Fig. A.6 Tensioni longitudinali sulla faccia inferiore dello *skin*

Come si nota, le tensioni si mantengono sotto il limite di proporzionalità.

A.2 Caso di ordinate aventi una determinata cedevolezza

In questa seconda analisi, le condizioni al contorno sono quelle relative al caso di cilindro indefinito con infinite ordinate aventi una certa cedevolezza.

Considerando la generica baia, Fig. A.4, di larghezza $L = 500 \text{ mm}$, pari al passo tra le ordinate, le condizioni al contorno sono:

$$\begin{cases} w(0) = w_f \\ w(L) = w_f \\ \left. \frac{dw}{dx} \right|_{x=0} = 0 \\ \left. \frac{dw}{dx} \right|_{x=L} = 0 \end{cases} \quad \text{A.34}$$

Poiché l'ordinata ha una certa cedevolezza, essa subisce una espansione radiale w_f . Si procede, quindi, con la valutazione numerica di tale spostamento.

Sia yz il piano ortogonale all'asse di simmetria della struttura. Per l'ipotesi 3 esso è piano di simmetria per l'ordinata, per cui essa risulta caricata come in Fig. A.7 a).

Trascrivendo l'equilibrio lungo la normale uscente dalla superficie, si ha:

$$2N_f \frac{d\varphi}{2} = qRd\varphi \quad \text{A.35}$$

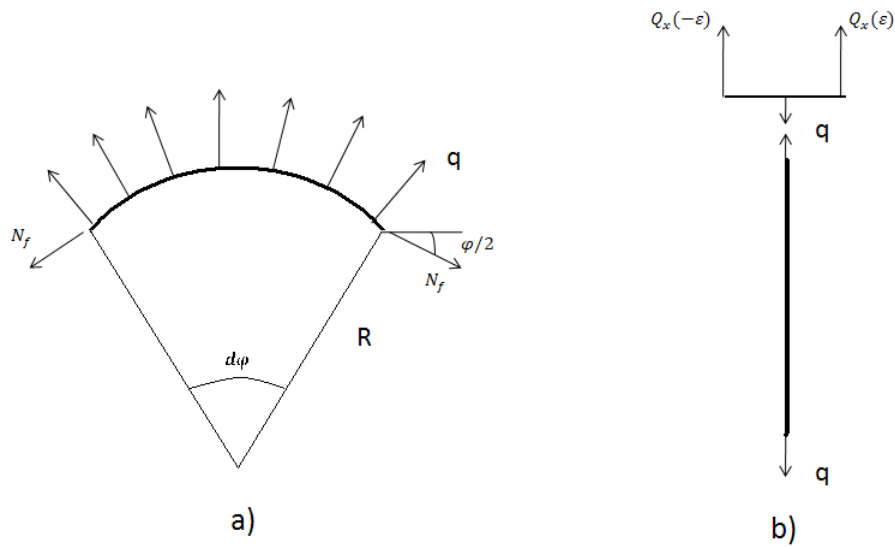


Fig. A.7 Carichi agenti sull'ordinata a) piano yz b) piano xz

Ma, come si osserva dalla Fig. A.7 b), risulta essere:

$$q = 2Q_x(0) \quad \text{A.36}$$

Ma N_f si può esprimere anche come:

$$N_f = EA_f \varepsilon_f = EA_f \left(\frac{w_f}{R} \right) \quad \text{A.37}$$

Ed essendo:

$$q = 2Q_x(0) = -2D \left. \frac{d^3 w}{dx^3} \right|_{x=0} \quad \text{A.38}$$

Si ha:

$$-2DR \left. \frac{d^3 w}{dx^3} \right|_{x=0} = EA_f \left(\frac{w_f}{R} \right) \quad \text{A.39}$$

Ovvero:

$$w_f = -\frac{2DR^2}{EA_f} \left. \frac{d^3 w}{dx^3} \right|_{x=0} \quad \text{A.40}$$

Che costituisce la condizione al contorno aggiuntiva, necessaria a risolvere il sistema. È così possibile determinare le costanti A, B, C, D e quindi completare l'espressione dell'espansione radiale dello *skin* in presenza degli irrigidimenti. Tale processo è stato implementato in ambiente *Matlab*. Nelle Fig. A.8, A.9 e A.10 si riporta l'andamento dell'espansione radiale dello *skin* lungo una baia (in particolare in corrispondenza dell'ordinata ($x = 0 \text{ mm}; x = 500 \text{ mm}$) si ha $w = w_f$), e le tensioni longitudinali, valutate sulle facce superiori ed inferiori dello *skin*..

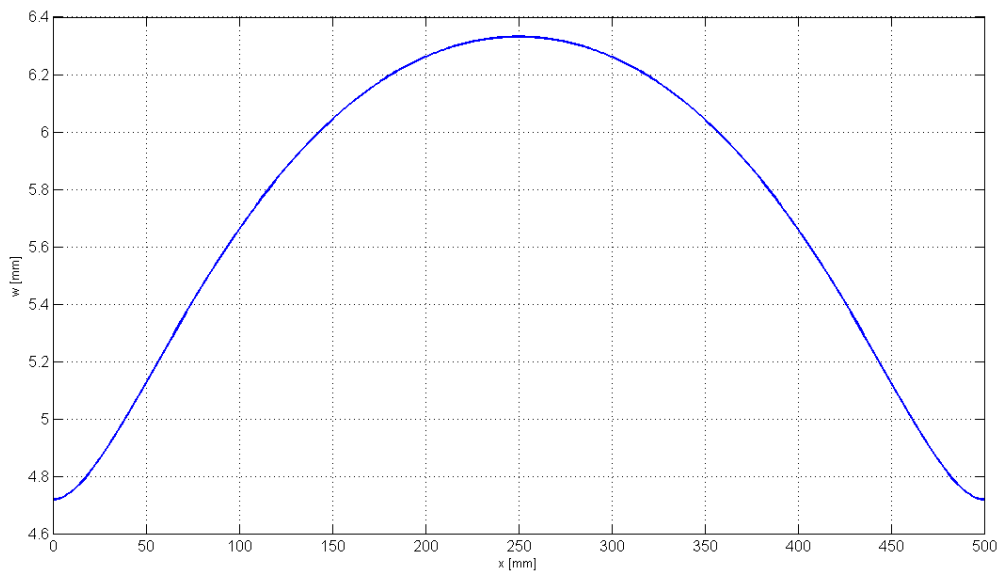


Fig. A.8 Andamento dello spostamento radiale dello *skin*

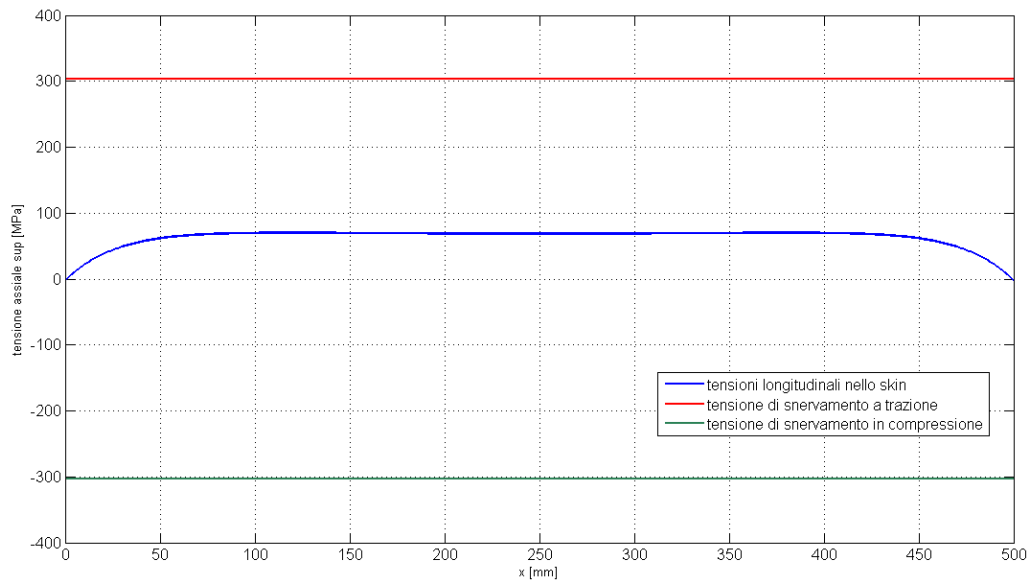


Fig. A.9 Tensioni longitudinali sulla faccia superiore dello *skin*

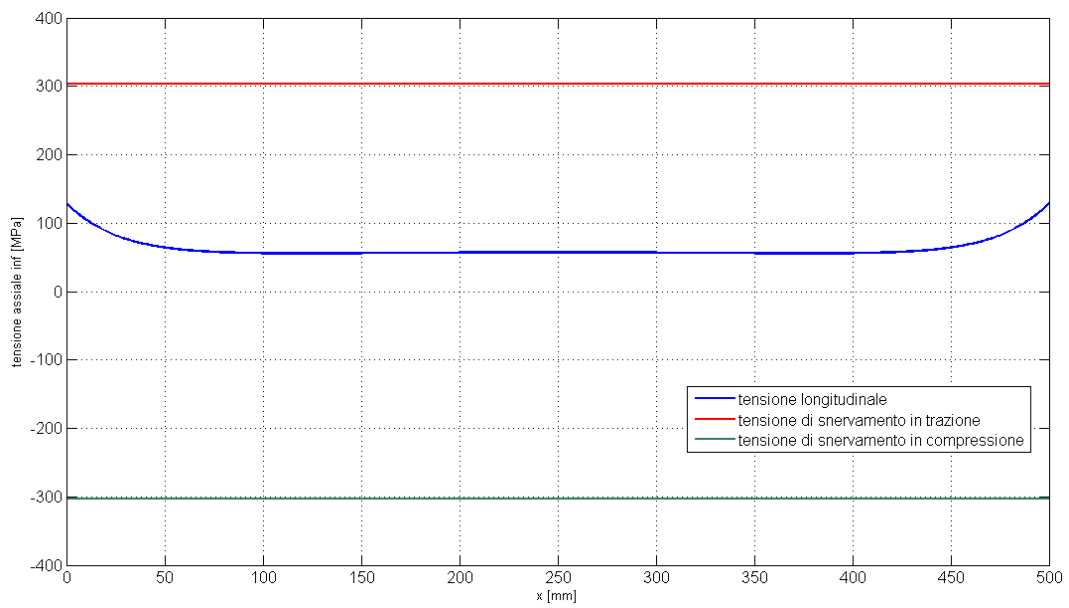


Fig. A.10 Tensioni longitudinali sulla faccia inferiore dello *skin*

Nella seguente tabella sono riportate le tensioni longitudinali agenti nello *skin*, ottenute analiticamente e mediante analisi FEM, ad una distanza di 250 mm dal piano dell'ordinata e ad una distanza dall'asse di fusoliera pari al raggio equivalente.

	Soluzione analitica	Analisi FEM
<i>Tensioni longitudinali nello skin a distanza pari a 250 mm dal piano dell'ordinata [MPa]</i>	70	72.2

Come si nota, le tensioni si mantengono sotto il limite di proporzionalità e i valori sono prossimi ai valori registrati nell'analisi FEM, Fig. A.11, considerando il tratto di *skin* nel modello privo di *struts*.



Fig. A.11 Tensioni longitudinali nello *skin*, analisi FEM

BIBLIOGRAFIA

- [R1] *Vision 2020*, by the *Advisory Council for Aeronautics Research in Europe*, October 2002.
- [R2] **T.L.Lomax**, *Structural loads analysis for commercial transports aircraft: theory and practice*, AIAA Education Series, 1996.
- [R3] **A.Frediani, G.Montanari**, *Problemi di minimo della resistenza indotta in sistemi portanti chiusi*, Tesi di laurea, Università di Pisa, 1998.
- [R4] **Niu M. C.**, *Airframe structural design*, 1988 (Conmlit Press, Hong Kong).
- [R5] **Far 25.365**, subpart C e D.
- [R6] **AEA**, *Requirementsi*.
- [R7] **L.Boni, D.Fanteria**, *Development of analytical methods for fuselage design: validation by means of finite element analyses*, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Pisa, 2004
- [R8] **C. Dimartino, M.Baldini**, *Analisi agli elementi finiti di un tronco di fusoliera di un velivolo PrandtlPlane sottoposto a carichi limite di pressurizzazione e di massa*, Tesi di laurea specialistica in Ingegneria Aerospaziale, Pisa 2008.
- [R9] **C. Bottoni, J. Scanu**, *Preliminary design of a 250 passenger PrandtlPlane aircraft*, Tesi di Laurea Specialistica, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale, Pisa, 2004.