

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale in
Ingegneria Aerospaziale



Tesi Magistrale

Analisi di strutture aerospaziali soggette a carichi da decompressione

Relatori:

Prof. Alfonso PAGANI

Dott. Piero CHIAIA

Candidato:

Giovanni Pio DEL MAURO

Anno Accademico 2023/2024

Ringraziamenti

Vorrei ringraziare tutti coloro che mi hanno aiutato durante questo percorso di studi. Ringrazio innanzitutto i miei relatori, il prof. Pagani e il dott. Chiaia, per la disponibilità e l'aiuto datomi durante il percorso di sviluppo della tesi, per la rapidità nel rispondere alle mail (cosa non scontata) e per il tempo dedicatomi nonostante un'agenda molto impegnata.

Vorrei ringraziare la mia famiglia, in particolare i miei genitori, che hanno sponsorizzato il tutto e che mi hanno sempre sostenuto in questi 5 anni aiutandomi nei momenti bui e consigliandomi quando non sapevo più cosa fare perché mi stavo esaurendo.

Un ringraziamento speciale va a Luana, il mio tesoro, che mi ha supportato ma soprattutto sopportato nell'ultimo anno e mezzo. Ci sei sempre stata per me sia in videochiamata quando eravamo lontani e durante le sessioni non ne potevo più, sia di persona, da agosto quando ho dovuto studiare per settembre mentre tutti erano a mare, fino ad arrivare a oggi. L'ultimo anno è stato difficile e senza di te lo sarebbe stato ancora di più. Ti amo.

Un ringraziamento va poi a tutti i miei amici, sia a Torino che a casa, con cui ho condiviso momenti indimenticabili e con cui mi sono divertito tantissimo anche durante gli anni del Covid. Ringrazio tutti voi che mi siete stati vicino e mi avete incoraggiato. Un ringraziamento in particolare va a Paolo, che mi accompagna dai banchi delle superiori, poi in camera in collegio e poi in casa. Ci siamo supportati a vicenda dall'inizio e sapevamo sempre di poter contare l'uno sull'altro.

Infine un ringraziamento va a me stesso, per non aver mai mollato, e per aver portato a termine questo percorso. Ci ho rimesso qualche capello, ma alla fine ne è valsa la pena.

Indice

Elenco delle tabelle	v
Elenco delle figure	VI
1 Introduzione	1
2 Gasdinamica della decompressione rapida	4
2.1 Concetti di base	4
2.1.1 Primo principio della termodinamica	4
2.1.2 Modello di gas perfetto. Trasformazioni termodinamiche	5
2.1.3 Flusso quasi-unidimensionale	6
2.1.4 Velocità del suono e Mach	8
2.2 Modello isentropico della decompressione di un velivolo	8
2.3 Ventilazioni attive	11
2.3.1 Pannelli incernierati	11
2.3.2 Pannelli traslazionali	12
2.4 Schema risolutivo	13
2.5 Decompressione nei lanciatori	15
2.5.1 Profili di pressione del fairing	16
3 Modello strutturale	18
3.1 Caso velivolo	18
3.1.1 Dati di riferimento	18
3.1.2 Modello CAD	22
3.1.3 Materiali	24
3.1.4 Modello FEM	28
3.2 Caso spacecraft	32
4 Analisi dei carichi da decompressione in aeroplani e veicoli spaziali	34
4.1 Decompressione di un velivolo	34
4.1.1 Camera singola	34

4.1.2	Cabina con tre compartimenti	35
4.1.3	Cabina con due compartimenti e ventilazione attiva	36
4.1.4	Velivolo con quattro compartimenti	40
4.2	Velivolo con 6 compartimenti	42
4.2.1	Scenario 1	43
4.2.2	Scenario 2	45
4.3	Analisi del modello di un Boeing 737-800	47
4.3.1	Risultati	49
4.4	Decompressione di un payload spaziale	52
5	Analisi strutturale: caso velivolo	54
5.1	Analisi statica	54
5.1.1	Analisi degli spostamenti	55
5.1.2	Analisi delle tensioni principali	58
5.1.3	Analisi dell'angolo di direzione principale di tensione	63
5.2	Andamento delle tensioni al variare del foro	66
5.3	Analisi dinamica	68
5.3.1	Porta tra cockpit e cabina	68
5.3.2	Pavimento	72
5.3.3	Cappelliere	75
5.4	Fattore di amplificazione dinamico	77
6	Analisi strutturale: caso spacecraft	79
6.0.1	Analisi dinamica	79
6.0.2	Variazione dimensione della ventilazione	82
7	Conclusioni	85
	Bibliografia	87

Elenco delle tabelle

2.1	Tipici valori di t_p	17
3.1	Dimensioni velivoli considerati	18
3.2	Dimensioni pannelli sandwich utilizzati nel modello	26
3.3	Proprietà meccaniche dei materiali usati	27
3.4	Proprietà meccaniche dei materiali usati	33
4.1	Decompressione dell'ambiente a due compartimenti	37
4.2	Tempi di attivazione e apertura delle ventilazioni attive del velivolo a 4 compartimenti	40
4.3	Descrizione compartimenti	43
4.4	Connessioni tra compartimenti	43
4.5	Descrizione compartimenti	47
4.6	Connessioni tra i compartimenti	48
4.7	Caratteristiche della decompressione del velivolo	49
4.8	Analisi della decompressione del satellite nel fairing dell'Ariane 4 . .	53
5.1	Andamento delle tensioni al variare del foro	66
6.1	Analisi della decompressione del satellite nel fairing dell'Ariane 4 nei tre casi analizzati	84

Elenco delle figure

2.1	Tubo di flusso [19]	7
2.2	Pannello incernierato	11
2.3	Pannello traslazionale	12
2.4	Area spazzata dal pannello traslazionale durante l'apertura	13
2.5	Profili di pressione $P_e(t)$ nel fairing resi adimensionali con la pressione iniziale P_i e scalati con il tempo caratteristico di ciascun lanciatore t_p [17]	16
3.1	Boeing 737-800: distanza nose-porta anteriore e dimensioni portellone [12]	19
3.2	Boeing 737-800: distanza nose-porta posteriore [12]	19
3.3	Boeing 737-800: dimensione compartimenti cargo [12]	19
3.4	Boeing 737-800: sezione della fusoliera [12]	20
3.5	Boeing 737-800: interni della fusoliera [12]	20
3.6	Boeing 737-800: porta cockpit [1]	21
3.7	Sezione del modello	22
3.8	Modello elementare di fusoliera	23
3.9	Pannello tra cockpit e cabina	23
3.10	Bulkhead posteriore	24
3.11	Modello completo della geometria della fusoliera	24
3.12	Struttura del pannello sandwich	26
3.13	Mesh definita sull'intera componente elementare di fusoliera	28
3.14	Mesh definita sulla bulkhead della fusoliera.	29
3.15	Dettaglio della mesh definita sulla parete e sulla porta tra cockpit e cabina evidenziando gli elementi connessi	30
3.16	Visualizzazione della mesh applicata sull'intero modello.	30
3.17	Caso spacecraft: modello CAD	32
3.18	Caso spacecraft: modello CAD della scocca	32
3.19	Caso spacecraft: mesh applicata sul modello	33
4.1	Andamento della pressione in camera singola	35

4.2	Cabina con tre compartimenti	35
4.3	Decompressione della cabina con tre compartimenti	36
4.4	Cabina a due compartimenti	36
4.5	Decompressione del velivolo a due compartimenti comunicanti con un pannello incernierato	37
4.6	Decompressione del velivolo a due compartimenti comunicanti con un pannello traslazionale	38
4.7	Area attiva tra i compartimenti 1 e 2 nel tempo	38
4.8	Δp registrato tra i due compartimenti nei due casi	39
4.9	Cabina con quattro compartimenti	40
4.10	Δp registrato tra i quattro compartimenti	41
4.11	Aree delle ventilazioni attive nel tempo	41
4.12	Modello del velivolo [21]	42
4.13	Confronto risultati ottenuti per la differenza di pressione tra i compartimenti 1 e 2 nel caso di perdita del parabrezza	44
4.14	Confronto risultati ottenuti per la differenza di pressione tra i compartimenti 1 e 3 nel caso di perdita del parabrezza	44
4.15	Confronto risultati ottenuti per la differenza di pressione tra i compartimenti 1 e 2 nel caso di comparsa di una breccia nel cockpit	45
4.16	Confronto risultati ottenuti per la differenza di pressione tra i compartimenti 1 e 3 nel caso di comparsa di una breccia nel cockpit	46
4.17	Differenza di pressione tra i compartimenti 1 e 3 nel caso di comparsa di una breccia nel cockpit nell'intervallo $[0,0.8]$ s	46
4.18	Modello gasdinamico	47
4.19	Andamento delle pressioni durante tutta la durata della decompressione.	49
4.20	Ingrandimento dell'andamento delle pressioni durante la decompressione dall'istante di tempo iniziale a 0.8 secondi.	50
4.21	Δp tra i vari compartimenti comunicanti dovuti alla decompressione. Ingrandimento fino al tempo di 0.8 secondi.	51
4.22	Apertura dei pannelli traslazionali durante la decompressione.	51
4.23	Fairing Ariane 4	52
4.24	Andamento pressione nel fairing e Δp agente sulle pareti del satellite	52
4.25	Pressione nel satellite nei tre casi analizzati	53
5.1	Spostamento della parete tra cockpit e cabina. Valore massimo: 641.6 mm	55
5.2	Spostamento della cabina. Valore massimo: 300.7 mm	56
5.3	Spostamento della baia cargo anteriore. Valore massimo: 31.48 mm	56
5.4	Spostamento della baia cargo posteriore. Valore massimo: 38.43 mm	57
5.5	Spostamento del pavimento rinforzato. Valore massimo: 44.93 mm	57

5.6	Tensione principale massima sulla skin esterna del pannello tra cockpit e cabina.	58
5.7	Tensione principale minima sulla skin esterna del pannello tra cockpit e cabina.	59
5.8	Tensione principale massima sul core del pannello tra cockpit e cabina.	59
5.9	Tensione principale minima sul core del pannello tra cockpit e cabina.	60
5.10	Tensione principale massima sulla skin interna del pannello tra cockpit e cabina. Valore massimo 409 MPa. Si supera la tensione di rottura di 400 MPa.	61
5.11	Tensione principale minima sulla skin interna del pannello tra cockpit e cabina.	61
5.12	Tensione principale massima sulla skin interna del pavimento. Si è vicini alla tensione di rottura di 469 MPa.	62
5.13	Tensione principale massima sui rinforzi del pavimento in prossimità della zona depressurizzata. Valore massimo 2.12 GPa. Si supera la tensione di rottura dell'alluminio di 469 MPa.	62
5.14	Angolo della direzione principale di tensione sulla skin esterna del pannello tra cockpit e cabina.	64
5.15	Angolo della direzione principale di tensione sul core pannello tra cockpit e cabina.	64
5.16	Angolo della direzione principale di tensione sulla skin interna del pannello tra cockpit e cabina.	65
5.17	Analisi statica: andamento della tensione principale massima nelle skin del pannello tra cockpit e cabina al variare delle dimensioni della breccia. In rosso è segnata la tensione di rottura del materiale, pari a 400 MPa	67
5.18	Analisi dinamica: tensione principale massima nella porta a $t = 0.06$ s dall'inizio della decompressione	69
5.19	Analisi dinamica: andamento dello spostamento di un punto della porta lungo l'asse z nel tempo	69
5.20	Analisi dinamica: andamento della tensione nella cerniera superiore della porta	70
5.21	Analisi dinamica: andamento della tensione nella cerniera inferiore della porta	71
5.22	Analisi dinamica: andamento della tensione nella serratura della porta	71
5.23	Analisi dinamica: andamento dello spostamento del pavimento in prossimità della baia cargo anteriore e andamento del Δp agente su di esso	73
5.24	Analisi dinamica: andamento dello spostamento del pavimento in prossimità della baia cargo posteriore e andamento del Δp agente su di esso	73

5.25	Analisi dinamica: andamento dello spostamento del pavimento in prossimità della zona depressurizzata rinforzata e andamento del Δp agente su di esso	74
5.26	Analisi dinamica: spostamento della cappelliera al tempo $t = 2$ s dall'inizio della decompressione	75
5.27	Analisi dinamica: tensione principale massima nella cappelliera al tempo $t = 2$ s dall'inizio della decompressione	76
5.28	Analisi dinamica: andamento della tensione principale massima nelle skin del pannello tra cockpit e cabina al variare delle dimensioni della breccia. In rosso è segnata la tensione di rottura del materiale, pari a 400 MPa	78
6.1	Analisi dinamica: spostamento del satellite al tempo $t = 90$ s pari a 0.74 mm	80
6.2	Analisi dinamica: tensione di Von Mises nel satellite al tempo $t = 90$ s pari a 0.632 MPa	80
6.3	Caso spacecraft: spostamento del pannello nel tempo	81
6.4	Caso 2 spacecraft: spostamento del pannello nel tempo	82
6.5	Caso 3 spacecraft: spostamento del pannello nel tempo	83
6.6	Analisi dinamica, caso 2: tensione di Von Mises nel satellite al tempo $t = 90$ s pari a 60.71 MPa	83
6.7	Analisi dinamica, caso 3: tensione di Von Mises nel satellite al tempo $t = 120$ s pari a 1072 MPa	84

Capitolo 1

Introduzione

Il trasporto aereo commerciale ha subito significativi progressi nel corso del XX secolo, consentendo trasferimenti più rapidi ed efficienti grazie all'adozione di elevate quote di volo, all'incirca 12000 m, che permettono di minimizzare la resistenza aerodinamica e massimizzare il rendimento del carburante. Tuttavia, il volo a quota elevata porta con sé una serie di sfide dovute alle condizioni ambientali non idonee alla presenza umana, che comporta la necessità di ricreare un ambiente ottimale pressurizzando il velivolo e dunque incrementando i carichi a cui è soggetta la struttura dello stesso. In assenza di questi accorgimenti, l'esposizione a basse pressioni atmosferiche e bassi livelli di ossigeno per lunghi periodi comporterebbero dei fattori di rischio per l'organismo umano. Gli studi condotti da esperti come Garner nel 1999 [8] e Roth nel 1968 [16] hanno dimostrato che l'esposizione a quote superiori a 3000 metri può ridurre significativamente le prestazioni del corpo umano. Questi risultati hanno influenzato la regolamentazione nel settore dell'aviazione, portando all'emanazione di normative come la CS-25 (EASA 2014), che stabilisce limiti precisi sulla pressione all'interno dei compartimenti dedicati ai passeggeri. Ad oggi, da normativa, si necessita che la pressione all'interno dei compartimenti sia necessariamente pari a quella registrata a 2438 metri alla massima altitudine operativa. Nonostante i benefici della pressurizzazione della cabina per proteggere equipaggio e passeggeri dall'ambiente esterno, gli incidenti di decompressione rimangono una preoccupazione significativa. Questi incidenti possono essere causati da una serie di fattori, come cedimenti strutturali, perforazioni delle pale della turbina, guasti nei sistemi di pressurizzazione e perdite di finestrini.

La decompressione può essere classificata in diverse categorie, con la decompressione esplosiva e rapida che rappresentano gli eventi più gravosi. La decompressione esplosiva avviene, in generale, in frazioni di secondo, con conseguenze potenzialmente catastrofiche per l'aeromobile e gli occupanti. D'altra parte, la decompressione rapida si verifica in un lasso di tempo più lungo, ma comunque abbastanza breve da rappresentare un rischio per la sicurezza e la salute delle persone a bordo.

Questi eventi sono dunque da tenere in considerazione nella progettazione di un velivolo e devono essere prese delle contromisure per affievolirne gli effetti, come la presenza di ventilazioni. Si può immaginare infatti il velivolo come costituito da una serie di compartimenti pressurizzati comunicanti fra loro attraverso delle ventilazioni che permettano il passaggio dell'aria. Durante una decompressione rapida, le pressioni nei compartimenti del velivolo saranno differenti, generando carichi sulle strutture primarie e secondarie per le differenze di pressione applicate sulle pareti degli stessi che, in assenza di ventilazioni per la gestione dei flussi di aria, possono portare al parziale cedimento della struttura.

Un esempio celebre è il caso dell'aereo di linea McDonnell Douglas DC-10, evento avvenuto il 3 marzo 1974. La causa dell'incidente fu l'apertura accidentale del portellone di carico durante il volo causando un rapido rilascio di pressione. Data l'assenza di una ventilazione tra la cabina e la baia cargo, si è rapidamente instaurata una differenza di pressione tra i due compartimenti che ha causato il collasso del pavimento. Questo, a sua volta, ha danneggiato i cavi e i tubi idraulici sottostanti che permettevano il controllo delle superfici di governo in coda all'aeromobile, portando alla perdita di controllo dello stesso e risultando in un disastro [21].

Per mitigare tali rischi, le compagnie aeree e i produttori di aeromobili devono adottare rigorose misure di sicurezza e manutenzione, nonché fornire adeguata formazione al personale di volo per affrontare efficacemente situazioni di emergenza legate alla decompressione della cabina.

Nel corso del tempo, il fenomeno della decompressione rapida ed esplosiva si è affrontato con diversi approcci.

Uno dei lavori pionieristici nell'analisi della decompressione rapida è il rapporto di Haber e Clamann [10]. Nel report, gli autori analizzano la complessità del fenomeno e sviluppano un modello politropico zero-dimensionale per l'analisi di una camera perforata, effettuando anche misurazioni sperimentali utilizzando piccole camere. Dalle loro misurazioni, gli autori individuano un esponente $n = 1.16$ di politropica per descrivere adeguatamente il fenomeno di decompressione. Si analizzano inoltre i tempi di decompressione sia nelle regioni supercritiche che subcritiche, prendendo in considerazione anche la variazione del volume della camera. Tuttavia, il loro rapporto si è concentrato sull'analisi di una singola camera pressurizzata. Demetriades [5] presenta un modello isentropico per l'analisi di veicoli spaziali perforati in volo nel vuoto. Nel lavoro proposto, si stima il tempo di decompressione come funzione delle pressioni iniziali e finali. Tuttavia, il lavoro proposto risulta limitato in quanto il fenomeno della ripressurizzazione viene ignorato. Mavriplis [11] propone modelli isotermici, isentropici e politropici per le camere pressurizzate perforate e fornisce esempi di calcolo su cabine singole, a due e tre compartimenti.

Nei lavori sopra menzionati, gli autori non hanno considerato la ventilazione

attiva tra i compartimenti. Le prese d'aria attive sono pannelli che si aprono tempestivamente quando viene raggiunta una differenza di pressione di progettazione tra due compartimenti. Questi dispositivi permettono di facilitare il flusso d'aria e il riequilibrio della pressione, limitando così le forze di pressione sulle strutture. Pratt [15] e Daidzic e Simones [4] propongono modelli di decompressione studiando l'influenza di queste ventilazioni.

Nel presente elaborato di tesi si propone l'analisi dei carichi da decompressione attraverso un modello gasdinamico quasi-unidimensionale e la relativa risposta strutturale. Attraverso questo modello, si stima la variazione di pressione nei vani considerati in caso di fenomeni di rapida decompressione, misurando successivamente i carichi risultanti sulle strutture primarie e secondarie del velivolo considerato. Nel seguente elaborato, la risposta strutturale si analizza attraverso un modello agli elementi finiti sviluppato tramite codice commerciale. L'analisi transiente della risposta meccanica della struttura si propone attraverso una procedura di accoppiamento debole: data la legge di variazione temporale delle pressioni nei compartimenti, calcolate a monte, si effettua una analisi strutturale imponendo queste forzanti nella equazione del moto, che risulta così disaccoppiata rispetto al problema gasdinamico.

Il modello gasdinamico viene dapprima validato attraverso il confronto con risultati disponibili in letteratura. Si analizza prima, come fatto da Pagani [13], la decompressione di un singolo compartimento e poi di una cabina con tre compartimenti considerando solo la presenza di ventilazioni passive. Poi si analizza una cabina con due compartimenti collegati tramite una ventilazione attiva e si confrontano i risultati ottenuti con le due tipologie di pannelli. Si passa poi all'analisi della decompressione di un velivolo con quattro compartimenti e successivamente si propone lo studio effettuato da Zhang et al. [21] di un velivolo con 6 compartimenti e ventilazioni attive e passive. Se ne analizzano due scenari, il primo che prevede la perdita totale del parabrezza e il secondo che prevede la comparsa di una breccia nel cockpit. Infine, data la procedura gasdinamica validata, si procede con l'analisi a rapida decompressione di un Boeing 737-800 nel caso di breccia nel cockpit e poi se ne fa una analisi strutturale come descritto in precedenza.

Si studia il fenomeno anche nei payload spaziali, dove però la decompressione non è rapida ed esplosiva, ma controllata, dato che si vuole depressurizzare lentamente il fairing durante l'ascesa in modo da evitare l'improvvisa esposizione del carico pagante all'ambiente spaziale. Si deve dunque opportunamente ventilare il satellite in modo da evitare carichi di pressione sulle sue strutture dovuti all'aria intrappolata in esso. Avendo già validato la procedura gasdinamica, si è analizzato direttamente un modello di satellite avente le dimensioni del UPM-sat 1, per poi proporre l'analisi transiente.

Capitolo 2

Gasdinamica della decompressione rapida

Nel seguente capitolo si presenta il problema della decompressione dal punto di vista gasdinamico e viene presentato un semplice modello zero-dimensionale per calcolare le variazioni delle grandezze termodinamiche di interesse per problemi di rapida decompressione di strutture aeronautiche.

2.1 Concetti di base

2.1.1 Primo principio della termodinamica

Consideriamo un sistema costituito da una massa di fluido che evolve nel tempo. Il sistema interagisce con l'ambiente circostante scambiando una quantità di calore Q e un lavoro L . Per il primo principio della termodinamica

$$L + Q = \Delta U \quad (2.1)$$

dove U è l'energia interna. In termini differenziali riscriviamo come

$$dq - pdv = de \quad (2.2)$$

con $-pdv$ il lavoro del fluido, dq il calore scambiato ed e l'energia interna ed è associata allo stato di eccitazione molecolare della massa di fluido considerata. Le grandezze considerate sono tutte per unità di massa.

L'entalpia in genere si introduce come $h = e + pv$, tale per cui

$$dh = de + d(pv) = de + pdv + vdp$$

e attraverso l'Eq. (2.2):

$$dh = dq + vdp \quad (2.3)$$

Nell'ipotesi di gas termicamente perfetto, il calore scambiato è legato alla variazione di temperatura

$$dq = cdT \quad (2.4)$$

con c calore specifico funzione della temperatura e della trasformazione. Riprendendo le Eq. (2.2) e (2.3), per una trasformazione isocora

$$de = dq = c_v dT \quad (2.5)$$

mentre per una trasformazione isobara

$$dh = dq = c_p dT \quad (2.6)$$

dove c_v e c_p sono i calori specifici rispettivamente a volume e pressione costante, definiti come

$$c_v = \frac{\partial e}{\partial T}; \quad c_p = \frac{\partial h}{\partial T} \quad (2.7)$$

2.1.2 Modello di gas perfetto. Trasformazioni termodinamiche

Si tratta l'aria come un gas, uno stato di aggregazione della materia caratterizzato da molecole libere di muoversi le une rispetto alle altre senza alcuna forza di coesione fra esse. Nel modello adottato, consideriamo l'aria come un gas perfetto, modello per il quale vale:

$$p = \rho RT \quad (2.8)$$

dove p è la pressione, ρ la densità, R la costante dei gas e T la temperatura.

Si suppone inoltre l'aria come un gas caloricamente costante, ossia con i calori specifici considerati costanti e non variabili con la temperatura. A partire da ciò, si introduce la costante:

$$\frac{c_p}{c_v} = \gamma = 1.4 \quad (2.9)$$

Si definiscono qui i vari processi termodinamici trattati:

- **Processo adiabatico:** una trasformazione nella quale il calore scambiato con l'ambiente circostante è pari a zero.
- **Processo reversibile:** un processo durante il quale il sistema stesso permane sempre in equilibrio termodinamico. Questo è possibile se sono assenti gradienti che generano flussi.
- **Processo isentropico:** una trasformazione adiabatica e reversibile, ovvero una trasformazione che avviene ad entropia costante. E' un caso ideale in quanto nella realtà, l'entropia tende ad aumentare per la presenza di fenomeni

dissipativi come l'attrito, reazioni chimiche o elettromagnetiche presenti nel sistema. Si può trattare il processo come isentropico solo in determinate condizioni, quando si hanno piccoli gradienti di velocità e temperatura.

Si definisce una trasformazione **politropica** una trasformazione che segue la legge

$$pv^n = \text{costante} \quad (2.10)$$

dove n è l'esponente caratteristico. Questa relazione racchiude tutte le trasformazioni elementari individuabili in base al valore dell'esponente:

- $n = 0$, trasformazione isobara
- $n = 1$, trasformazione isoterma
- $n \rightarrow \infty$, trasformazione isocora
- $n = \gamma$, trasformazione isentropica

A partire dall'Eq. (2.10) è possibile ricavare le relazioni che regolano i processi isentropici e permettono di correlare le quantità termodinamiche a due istanti di tempo differenti 1 e 2:

$$\frac{T_1}{T_2} = \left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{\rho_1}{\rho_2}\right)^{\gamma-1} \quad (2.11)$$

2.1.3 Flusso quasi-unidimensionale

Si consideri il flusso in un condotto: se le proprietà termodinamiche del flusso si mantengono costanti in tutta la sezione generica, allora il flusso si considera quasi-unidimensionale. In queste ipotesi, le proprietà termodinamiche dipenderanno esclusivamente dalla coordinata che descrive la direzione lungo la quale avviene il moto. Il vettore velocità \vec{V} che solitamente presenta tre componenti (u , v e w), si riduce alla sola componente u essendo che $v = w = \frac{\partial}{\partial y}(\cdot) = \frac{\partial}{\partial z}(\cdot) = 0$.

$$\vec{V} = u\hat{i} + v\hat{j} + w\hat{k} \rightarrow \vec{V} = u\hat{i} \quad (2.12)$$

Tracciando le linee tangenti al vettore velocità in ogni punto si ottengono le *linee di corrente*, che in regime stazionario ($\frac{\partial}{\partial t} = 0$) coincidono con le traiettorie delle particelle di fluido. Queste linee, passando attraverso una generica area A individuano un *tubo di flusso* come mostrato in Fig. 2.1. Considerando tale tubo di flusso con sezione A perpendicolare alle linee di corrente si può definire la **portata volumica** come il volume di fluido che passa attraverso A in un secondo

$$q = \int_A u dA \quad (2.13)$$

con u velocità del flusso attraverso la sezione. Si può definire anche la **portata di massa** come la massa di fluido che passa attraverso la sezione A in un secondo come

$$\dot{m} = \int_A \rho u dA \quad (2.14)$$

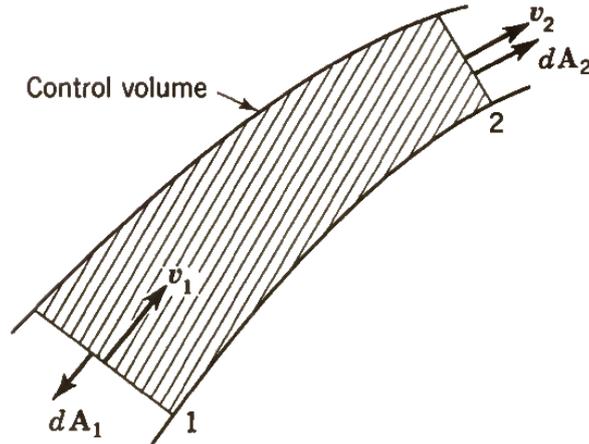


Figura 2.1: Tubo di flusso [19]

Le equazioni di bilancio della massa, quantità di moto ed energia per il flusso comprimibile quasi-unidimensionale sono mostrate di seguito in forma euleriana, considerando un volume di controllo delimitato da due sezioni (1 e 2) e da pareti adiabatiche. Si assume inoltre che l'area A del tubo di flusso sia costante e che il flusso sia stazionario. Si ottiene dunque:

$$\text{Eq. bilancio massa: } \rho u = \text{costante} \quad (2.15)$$

$$\text{Eq. bilancio q.d.m.: } p + \rho u^2 = \text{costante} \quad (2.16)$$

$$\text{Eq. bilancio energia: } h_1 + \frac{u_1^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2} \quad (2.17)$$

A partire dall'equazione dell'energia Eq. (2.17) si definisce l'**entalpia totale** come

$$h^\circ = h + \frac{u^2}{2} \quad (2.18)$$

dove h° è il valore di entalpia che raggiunge il flusso se questo si arrestasse isentropicamente. A partire dalla definizione di entalpia, nella ipotesi di gas perfetto, si ricava la definizione di **temperatura totale**:

$$T^\circ = T + \frac{u^2}{2c_p} \quad (2.19)$$

Poiché il flusso si arresta isentropicamente, si definisce a partire dalla temperatura totale, la **pressione totale** come:

$$\frac{p^\circ}{p} = \left(\frac{T^\circ}{T}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (2.20)$$

2.1.4 Velocità del suono e Mach

Chiamando la velocità del suono a , scrivendo tra monte e valle le equazioni di continuità di massa Eq. (2.15) e quantità di moto Eq. (2.16) e unendole si ottiene

$$a^2 = \frac{\partial p}{\partial \rho} = \gamma RT \quad (2.21)$$

dove nella Eq. (2.21) si utilizza l'ipotesi di gas perfetto e trasformazione isentropica per ricavare l'espressione finale. A partire da questa definizione di velocità del suono in un gas perfetto, si definisce il numero di Mach

$$M = \frac{u}{a} \quad (2.22)$$

dove u è la velocità del flusso.

Definito il Mach si può definire il flusso come **subsonico** se $M < 1$, **sonico** se $M = 1$ oppure **supersonico** se $M > 1$.

2.2 Modello isentropico della decompressione di un velivolo

La decompressione rapida è un fenomeno molto complesso che coinvolge trasferimento di calore, trasformazioni irreversibili e cambi di fase e di conseguenza si è cercato di studiarlo con vari approcci.

In base a degli studi passati effettuati da Haber [10] si è riscontrato che l'abbassamento di temperatura associato al fenomeno di decompressione può essere di circa 100° e di conseguenza non risulta possibile trattare il processo come isotermo. Inoltre a causa dello scambio termico tra l'aria e le pareti del compartimento non risulta possibile modellare, nella realtà, il fenomeno come un processo adiabatico. Haber ha inoltre dimostrato che non è possibile trascurare gli effetti dell'umidità poiché nei primi istanti della decompressione la temperatura cala al di sotto del punto di rugiada.

Tuttavia è possibile trattare il fenomeno come un processo adiabatico e reversibile (isentropico) con una accuratezza accettabile nel caso di decompressione rapida (entro i 10 s) ed esplosiva (entro i 5 s) come dimostrato da Daidzic e Simones [4]. Dunque in questo elaborato di tesi si utilizzerà proprio questo approccio.

Si considera una fusoliera costituita da un certo numero di compartimenti, che possono comunicare tra loro tramite delle ventilazioni attive o passive. Le ventilazioni passive sono sempre aperte e la loro area non cambia; le ventilazioni attive invece si aprono solo al raggiungimento di un certo livello di pressione prevedendo poi una piccola fase transitoria che dipende dalle caratteristiche del pannello. La variazione di massa nel compartimento i -esimo, \dot{m}_i è descritta dall'equazione di conservazione della massa quì descritta in forma differenziale

$$\frac{dm_i}{dt} = \dot{m}_{in} - \dot{m}_{out} \quad (2.23)$$

dove $\dot{m}_{in} - \dot{m}_{out}$ è la portata di aria netta. In particolare \dot{m}_{in} è la somma della portata in ingresso nel compartimento i -esimo sia dai compartimenti comunicanti, sia da sistemi di ripressurizzazione. \dot{m}_{out} è la somma delle portate che escono sia verso compartimenti comunicanti che verso l'esterno attraverso una breccia.

In generale, la portata di aria passante da una camera i ad una camera j dipende dalla differenza di pressione che vige tra i due vani. Da questa dipendono anche le caratteristiche del flusso che attraversa la ventilazione tra i vani stessi, poiché il flusso può essere sonico oppure subsonico, ed è possibile calcolare il valore critico di pressione che determina il passaggio tra questi due stati. Data la pressione della camera j , la pressione critica della camera i si calcola come

$$\frac{p_i^*}{p_j} = \left(\frac{\gamma + 1}{\gamma} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2.24)$$

Nel caso di trasformazione isentropica, il rapporto tra i calori specifici γ è pari a 1.4, dunque

$$p_i^* = 1.893 p_j \quad (2.25)$$

Assumendo che il condotto di ventilazione sia quasi-1D, quando la pressione p_i è maggiore o uguale a p_i^* , il flusso in corrispondenza della gola del condotto è sonico e la portata in uscita è la massima possibile. In questo caso essa dipende solamente dallo stato termodinamico del compartimento i e non dello stato del compartimento a valle del flusso. La portata massima risulta quindi:

$$\dot{m}_{ij}^* = \rho_i \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} A_{eff} \sqrt{\frac{2\gamma RT_i}{\gamma + 1}} \quad (2.26)$$

dove ρ_i e T_i sono rispettivamente la densità e la temperatura della camera i ; $R = 287 \text{ J/kg K}$ è la costante dei gas e A_{eff} è l'area effettiva della ventilazione ed è calcolata moltiplicando l'area nominale A per il coefficiente di attrito $C_D < 1$ introdotto per considerare effetti dissipativi come turbolenza, resistenze fluidodinamiche e separazioni del flusso nella portata massica. Infatti C_D rappresenta il rapporto tra la portata del flusso adiabatico e la portata approssimata del flusso isentropico. Tale coefficiente viene generalmente stimato tramite misurazioni, complesse analisi CFD o tramite analisi di sensibilità. Nel caso in cui il flusso sia subcritico, $p_i < p_i^*$, la portata dipenderà dalle condizioni di entrambe le camere e sarà descritta dalla seguente formula

$$\dot{m}_{ij} = A_{eff} \sqrt{2p_i \rho_j \frac{\gamma}{\gamma-1} \left(\frac{p_j}{p_i}\right)^{\frac{2}{\gamma}} \left[1 - \left(\frac{p_j}{p_i}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (2.27)$$

Le stesse definizioni Eq. (2.26)-(2.27) si adottano nel calcolo della portata in uscita dal compartimento danneggiato verso l'ambiente. Non si può inoltre escludere a priori la possibilità che il flusso sonico possa esistere anche attraverso due compartimenti interni del velivolo, come nel caso di una ventilazione attiva con una pressione di rilascio del pannello sufficientemente elevata.

Considerando l'ipotesi di volume del compartimento costante, il flusso di massa tra le camere si riscrive come:

$$\frac{dm_i}{dt} = \frac{d}{dt}(\rho_i V_i) = V_i \frac{d\rho_i}{dt} \quad (2.28)$$

dove V_i è il volume della camera i -esima. Sostituendo l'Eq. (2.28) nell'Eq. (2.23) si ottiene

$$\frac{d\rho_i}{dt} = \frac{1}{V_i}(\dot{m}_{in} - \dot{m}_{out}) \quad (2.29)$$

E' chiaro che, dato un velivolo costituito da N compartimenti, l'Eq. (2.29) può essere usata per ciascuna camera ottenendo un sistema di N equazioni differenziali accoppiate con $3 \times N$ incognite, ovvero variazioni di pressione, densità e temperatura in ciascun compartimento. Il problema può essere risolto aggiungendo al sistema descritto l'equazione dei gas perfetti e le relazioni delle trasformazioni isentropiche.

I processi isentropici sono regolati da relazioni ben note come già descritto nella Sez. 2.1.2 che possono essere usate per correlare quantità termodinamiche della camera i al generico tempo t con le stesse quantità allo stato iniziale, p_c° , ρ_c° e T_c° :

$$\frac{T_i}{T_c^\circ} = \left(\frac{p_i}{p_c^\circ}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{\rho_i}{\rho_c^\circ}\right)^{\gamma-1} \quad (2.30)$$

2.3 Ventilazioni attive

Per minimizzare i rischi connessi alla depressurizzazione rapida, ventilazioni attive e passive sono comunemente adottate nei moderni velivoli pressurizzati. Lo scopo di queste ventilazioni infatti è di far sì che l'aria fluisca abbastanza velocemente in modo da evitare picchi di pressione sulle strutture primarie e secondarie durante la decompressione.

Le ventilazioni passive tra due compartimenti sono considerate sempre aperte. Nel caso di ventilazioni attive invece l'area è considerata nulla fino al raggiungimento di una certa differenza di pressione tra le due camere. Non è possibile considerare l'apertura delle ventilazioni come istantanea in quanto questo determinerebbe una sottostima dei carichi agenti sulla struttura e di conseguenza è necessario simulare anche la dinamica dei pannelli di apertura. A seconda del tipo di ventilazione attiva installata, l'area varierà diversamente durante l'apertura. Se ne analizzano di seguito due tipologie: pannelli incernierati e pannelli traslazionali.

2.3.1 Pannelli incernierati

Un esempio di pannello incernierato che collega due compartimenti a pressioni differenti è mostrato in Fig. 2.2.

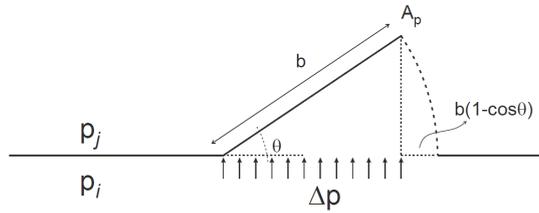


Figura 2.2: Pannello incernierato

La dinamica del pannello incernierato e delle porte è descritta dalla seconda legge di Newton, nella forma

$$\sum M = \frac{d^2\theta}{dt^2} I \quad (2.31)$$

dove $\sum M$ è la sommatoria dei momenti che agiscono sul pannello, θ è l'angolo di rotazione attorno alla cerniera e I è il momento d'inerzia del pannello. In questo studio si considera come momento agente solamente quello dovuto alla differenza di pressione $\Delta p = p_i - p_j$. L'Eq. (2.31) può essere scritta come

$$\sum M = \Delta p A_p \cos\theta \frac{b}{2} \cos\theta = \frac{1}{2} \Delta p A_p b \cos^2\theta \quad (2.32)$$

dove $A_p \cos \theta$ è la proiezione dell'area del pannello sul piano rappresentante la sua configurazione chiusa, e b è la dimensione del pannello lungo la direzione perpendicolare all'asse di rotazione. Altri effetti possono essere inclusi nell'Eq. (2.32) come la resistenza della cerniera e il peso del pannello.

E' facile verificare che il momento d'inerzia del pannello rispetto all'asse di rotazione è

$$I = \frac{m_p b^2}{3} \quad (2.33)$$

dove m_p è la massa del pannello. Sostituendo le Eq. (2.32) e (2.33) nell'Eq. (2.31), si ottiene l'equazione differenziale che descrive la dinamica rotazionale del pannello.

$$\frac{d^2 \theta}{dt^2} = \frac{3 \Delta p A_p \cos^2 \theta}{2 m_p b} \quad (2.34)$$

Si suppone il pannello inizialmente chiuso, $\theta(0) = 0$, e con velocità angolare iniziale nulla $\dot{\theta} = 0$ come condizioni iniziali. L'Eq. (2.34) è valida per $\Delta p > p_{rel}$, dove p_{rel} è la pressione di rilascio, necessaria a vincere la coppia di arresto della cerniera e iniziare ad aprire il pannello. Fin quando $\Delta p < p_{rel}$, il pannello resta chiuso.

L'area tra due compartimenti separati da un pannello incernierato è funzione dell'angolo di rotazione θ , come mostrato di seguito

$$A_{open} = A_p (1 - \cos \theta) \quad (2.35)$$

Inoltre il coefficiente di resistenza relativo alla ventilazione attiva può essere descritto il funzione di θ , tuttavia il suo effetto non viene considerato in questo studio.

2.3.2 Pannelli traslazionali

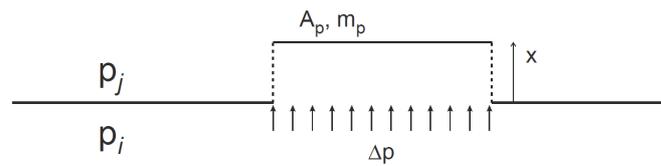


Figura 2.3: Pannello traslazionale

Come mostrato in Fig. 2.3, un pannello traslazionale è un dispositivo che, idealmente, si separa istantaneamente lungo tutti i suoi lati sollevandosi nel momento in cui la differenza di pressione tra i due compartimenti supera la pressione di rilascio p_{rel} . La dinamica del pannello traslazionale è descritta dalla seconda legge di Newton nella forma

$$\sum F = \frac{d^2x}{dt^2} m_p \quad (2.36)$$

dove $\sum F$ è la sommatoria delle forze agenti sul pannello e x è lo spostamento dalla posizione di riposo. Nel seguente studio sono considerate solamente le forze dovute alla differenza di pressione tra le due camere $\sum F = \Delta p A_p$. La dinamica del pannello traslazionale si descrive quindi attraverso la relazione:

$$\frac{d^2x}{dt^2} = \frac{\Delta p A_p}{m_p} \quad (2.37)$$

Si suppone il pannello inizialmente chiuso, $x(0) = 0$, e con velocità iniziale nulla $\dot{x} = 0$ come condizioni iniziali. L'Eq. (2.37) è valida per $\Delta p > p_{rel}$, dove p_{rel} è la pressione necessaria a vincere la forza di arresto ed iniziare ad aprire il pannello. Fin quando $\Delta p < p_{rel}$ il pannello resta chiuso.

L'area tra due compartimenti separati da un pannello traslazionale è funzione dello spostamento x . Facendo riferimento alla Fig. 2.4, si potrebbe considerare l'area di apertura come il minimo valore tra l'area del pannello e l'area spazzata da esso durante il sollevamento:

$$A_{open} = \min \left[2 \left(\frac{A_p}{b} + b \right) x, A_p \right] \quad (2.38)$$

dove b è la dimensione di uno dei lati del pannello.

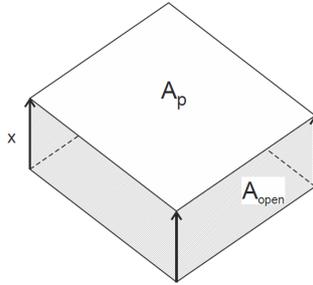


Figura 2.4: Area spazzata dal pannello traslazionale durante l'apertura

2.4 Schema risolutivo

Le equazioni di governo della gasdinamica della rapida decompressione e della dinamica dei pannelli costituiscono, insieme, un sistema di equazioni differenziali del primo ordine accoppiate. Nel seguente elaborato di tesi, si utilizza il modello numerico proposto da Pagani et al [13] basato su integrazione numerica con metodo

Eulero esplicito. Per calcolare i valori di pressione durante la decompressione rapida nei vari compartimenti si procede per fasi utilizzando piccoli incrementi temporali, tipicamente di $50 \mu s$, procedendo fino al termine dell'evento. Si assume che i cambiamenti di pressione nell' i -esimo compartimento avvengano istantaneamente ad ogni step temporale [15]. L'analisi di un velivolo costituito da N compartimenti porta ad avere un sistema composto da $N + N_r + N_t$ equazioni differenziali ordinarie (ODE) non lineari, accoppiate, con N_r numero di pannelli rotazionali e N_t , numero di pannelli traslazionali. Di seguito è descritta la procedura:

1. Si fissa la dimensione e la posizione della breccia.
2. Si inizializzano tutte le pressioni, densità, temperature, aree di ventilazione... numerando i compartimenti. Si identificano anche tutte le connessioni tra di essi.
3. Si calcola la portata di aria attraverso i compartimenti utilizzando le Eq. (2.26) oppure Eq. (2.27) a seconda del caso.
4. Si calcola la variazione di densità nel compartimento i -esimo integrando l'Eq. (2.28), ottenendo per il generico step temporale k

$$\rho_{k+1} = \rho_k + \frac{1}{V_i} \dot{m}_k \Delta t \quad (2.39)$$

5. Si calcola la pressione e la temperatura nel compartimento con le relazioni isentropiche Eq. (2.30).
6. Si incrementa lo step temporale e ripetono i passaggi dal 3 al 5 fino al raggiungimento del desiderato tempo finale.

Sulla base della tipologia di ventilazione adottata tra due compartimenti, è necessario includere nello step di integrazione temporale anche la dinamica dei pannelli in modo da calcolare coerentemente i flussi di massa. Si riscrivono quindi le equazioni differenziali del secondo ordine che governano la dinamica dei pannelli come un sistema accoppiato di due equazioni differenziali del primo ordine, introducendo una variabile ausiliaria ν_k . Per il tempo k -esimo si ottiene

$$\begin{aligned} \theta_k &= \theta_{k-1} + \nu_{k-1} \Delta t \\ \nu_k &= \nu_{k-1} + \frac{3\Delta p_{k-1} A_p \cos^2 \theta_{k-1}}{2m_p b} \Delta t \end{aligned} \quad (2.40)$$

dove θ_k è l'approssimazione di $\theta(t)$ al tempo t_k , e ν_k è l'approssimazione di $\theta'(t)$ al tempo t_k . L'equazione Eq. (2.37) può essere integrata in un modo simile. Definite quindi le rotazioni e le traslazioni dei pannelli si può calcolare la rispettiva area con le Eq. (2.35) e (2.38).

2.5 Decompressione nei lanciatori

La decompressione che avviene nei lanciatori risulta essere diversa da quella dei velivoli in quanto nei primi la decompressione è voluta e inoltre la pressione esterna al compartimento non rimane costante ma diminuisce. I lanciatori infatti prendono rapidamente quota passando dalla pressione di 1 atm del sito di lancio ad una pressione quasi nulla all'uscita dall'atmosfera in pochi minuti. Per questo motivo si deve provvedere a ventilare sufficientemente il fairing del lanciatore così che la differenza di pressione non generi un carico che porti alla rottura della struttura del fairing stesso. Per studiare la decompressione del fairing sono stati sviluppati diversi approcci con vari livelli di complessità e dettaglio. I primi studi infatti hanno sviluppato modelli teorici molto complessi che prendono in considerazione la distribuzione non omogenea delle proprietà termodinamiche, flussi interni, e il trasferimento di calore dalle pareti all'interno del fairing [7]. Dal punto di vista ingegneristico conviene invece usare dei metodi più semplici che prendano in considerazione solo i principali fenomeni e permettano un dimensionamento della ventilazione nelle prime fasi di progetto.

Il modello presentato è basato principalmente sulla conservazione della massa e sulla evoluzione politropica all'interno del fairing, considerando inoltre altre caratteristiche non secondarie come le condizioni di uscita dell'aria e i coefficienti d'attrito delle ventilazioni. Le proprietà termodinamiche nel fairing sono considerate omogenee e la presenza di gradienti spaziali è esclusa. Questa è una ipotesi molto forte in quanto il trasferimento di calore dalle pareti porta alla nascita di moti convettivi che sono enfatizzati durante il lancio dall'effetto della gravità e delle accelerazioni del lanciatore. Nel modello omogeneo i gradienti non sono considerati ma il trasferimento di calore dalle pareti è modellato in modo approssimativo tramite il coefficiente politropico, che nel caso più severo è considerato come isoterma. La variazione di temperatura del fairing non è stata presa in considerazione in quanto dai dati sperimentali si evince che nei primi 100 s del lancio la temperatura del fairing non subisce una variazione superiore ai 10 K. È stato considerato infine il flusso come continuo e l'equazione dei gas perfetti dato che l'analisi non è effettuata per il caso di pressione bassa, dove il flusso continuo diventa un moto libero di molecole. Le equazioni usate sono dunque le seguenti:

$$V \frac{d\rho_0}{dt} = -\rho_h S U_h \quad (2.41)$$

$$\frac{P_0(t)}{\rho_0(t)^n} = \frac{P_i}{\rho_i^n} \quad (2.42)$$

dove n varia da 1 (per il caso isoterma) a γ (per il caso adiabatico), mentre i pedici i e 0 stanno per indicare le condizioni iniziali e istantanee, rispettivamente.

Con queste equazioni si procede a studiare il flusso attraverso il foro della ventilazione che può essere compressibile o incompressibile a seconda del salto di pressione che si registra tra esterno e interno. I due casi sono descritti da equazioni diverse, ma entrambe le soluzioni risultano convergere nel caso di piccoli salti di pressione in quella che è definita *soluzione asintotica*.

2.5.1 Profili di pressione del fairing

I profili di pressione all'interno del fairing dipendono principalmente dall'evoluzione del lanciatore attraverso l'atmosfera e dalla geometria dei fori delle ventilazioni [17]. Si potrebbe pensare che la presenza del carico pagante all'interno del fairing influenzi tale profilo, ma si evita il problema in quanto prendendo in considerazione l'aria contenuta nel fairing stesso si include anche quella del carico pagante, evitando così di avere un sistema di equazioni accoppiate che descrivano la decompressione prima del carico e poi del fairing.

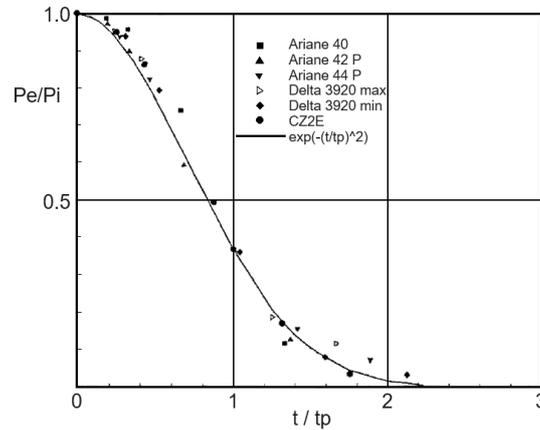


Figura 2.5: Profili di pressione $P_e(t)$ nel fairing resi adimensionali con la pressione iniziale P_i e scalati con il tempo caratteristico di ciascun lanciatore t_p [17]

Analizzando i dati sperimentali di pressione ricavati da diversi lanciatori è possibile definire un profilo di pressione generale interno al fairing come mostrato in Fig. 2.5, dove tutti i punti sono scalati con la pressione iniziale P_i sulle ordinate e il tempo caratteristico di ciascun lanciatore t_p sulle ascisse. La curva visibile è una legge esponenziale che permette di descrivere il profilo di pressione in modo approssimato secondo l'espressione:

$$\frac{p_e}{p_i} = e^{-(KT)^2} \quad (2.43)$$

dove:

- $K = t_c/t_p$ è il rapporto dei tempi caratteristici;
- $T = t/t_c$ è il tempo adimensionalizzato;
- t_c è il tempo di ventilazione caratteristico e dipende dall'area di ventilazione e dal volume d'aria;
- t_p è il tempo caratteristico relativo alla variazione di pressione all'interno del fairing (tempo caratteristico del lanciatore).

Il tempo caratteristico della variazione di pressione nel fairing t_p è determinato a partire dai dati di lancio trovando il tempo per cui $p_e = e^{-1}$, ovvero quando $KT = 1$. I valori dei tempi caratteristici di alcuni lanciatori sono mostrati in Tabella 2.1.

Dallo studio delle equazioni della soluzione asintotica ne deriva che il massimo salto di pressione nel fairing avvenga per $t \approx t_p$ e che tale salto sia pari a $P_{max} = P_i \frac{4K^2}{ne}$, dove n è 1.4 per il caso adiabatico e 1 per il caso isoterma. Il maggiore salto di pressione si registra dunque per il caso isoterma.

La validità del modello asintotico è dimostrata essere per $K < 0.1$, mentre gli altri parametri quali il C_p e n giocano un ruolo secondario. Il limite di $K = 0.1$ è dovuto dall'avanzamento del punto di chocking nell'intervallo di tempo in cui il salto di pressione è ancora vicino al picco. La soluzione è valida per qualunque tipo di lanciatore e può essere usata per il dimensionamento dei fori per la ventilazione e per stimare il carico di pressione agente sulla struttura.

t_p (s)		t_p (s)	
Ariane 40	75	Ariane 42P	73
Ariane 44P	53	Delta 3920	57
Delta 3920	44	CZ2E	58

Tabella 2.1: Tipici valori di t_p

Capitolo 3

Modello strutturale

Nel seguente capitolo viene definito il modello strutturale del velivolo che verrà adottato per l'analisi di fenomeni di decompressione rapida ed esplosiva e del satellite per il caso di decompressione durante il lancio.

3.1 Caso velivolo

3.1.1 Dati di riferimento

Si è scelto di riprodurre un velivolo molto diffuso e utilizzato dalle compagnie aeree in modo da rendere più applicabile lo studio condotto nel presente elaborato di tesi. In particolare sono stati analizzati tre velivoli le cui dimensioni più importanti sono riassunte in Tabella 3.1.

Velivolo	Posti	Diametro esterno (m)	Diametro interno (m)	Distanza nose-porta anteriore (m)	Distanza nose-porta posteriore (m)	Distanza tra le porte (m)
Boeing 737-400	168	3.76	3.54	5.03	29.08	24.05
Airbus A320-200	180	3.95	3.63	5.04	29.53	24.49
Boeing 737-800	184	3.76	3.54	5.04	31.88	26.84

Tabella 3.1: Dimensioni velivoli considerati

Si è scelto di prendere come riferimento il Boeing 737-800, molto usato soprattutto nei cieli europei da compagnie low-cost come Ryanair, Wizzair e EasyJet. Nelle Fig. 3.1, 3.2, 3.4 sono mostrate le dimensioni di riferimento e che sono descritte anche in Tabella 3.1. In più è possibile osservare anche le dimensioni dei compartimenti cargo e gli interni della fusoliera (Fig. 3.3, 3.5) [12].

2.7.1 Door Clearances: Model 737, All Models, Forward Main Entry Door No. 1

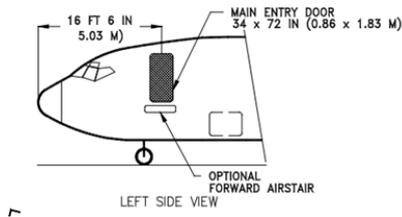


Figura 3.1: Boeing 737-800: distanza nose-porta anteriore e dimensioni portellone [12]

2.7.5 Door Clearances: Model 737, All Models, Aft Entry Door and Aft Service Door

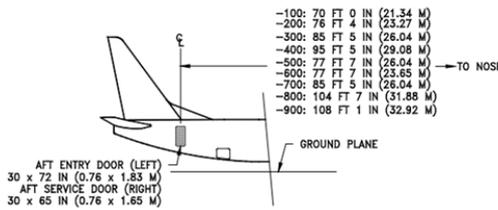
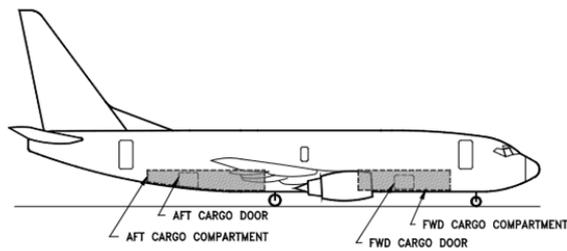


Figura 3.2: Boeing 737-800: distanza nose-porta posteriore [12]

2.6 LOWER CARGO COMPARTMENTS

2.6.1 Lower Cargo Compartments: Model 737-600, -700, -700C, -800, -800BCF, -900, -900ER With and Without Winglets, Capacities



AIRPLANE MODEL	AFT CARGO COMPARTMENT			FORWARD COMPARTMENT BULK CARGO	TOTAL BULK CARGO	NOTES
	BULK CARGO	AUXILIARY FUEL TANK CAPACITY	AUXILIARY FUEL TANK COMPARTMENT CAPACITY			
737-600	488 CU FT (13.8 CU M)	0	0	268 CU FT (7.6 CU M)	756 CU FT (21.4 CU M)	(1)
737-700, -700C	596 CU FT (16.9 CU M)	0	0	406 CU FT (11.5 CU M)	1,002 CU FT (28.4 CU M)	(1)
737-800, -800BCF	899 CU FT (25.5 CU M)	0	0	692 CU FT (19.6 CU M)	1,591 CU FT (45.1 CU M)	(1)

Figura 3.3: Boeing 737-800: dimensione compartimenti cargo [12]

2.5.2 Cabin Cross-Sections: Model 737-600, -700, -800, -900, Six-Abreast Seating

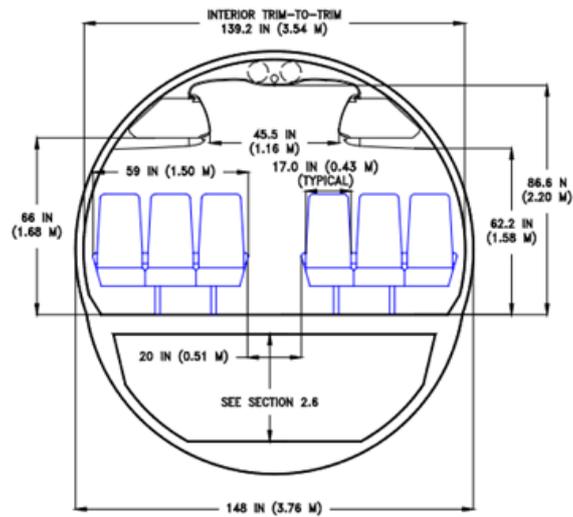


Figura 3.4: Boeing 737-800: sezione della fusoliera [12]

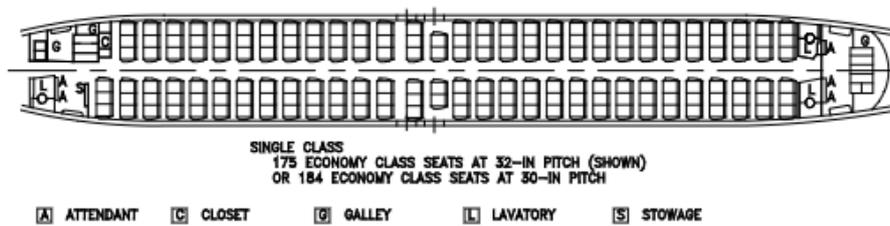


Figura 3.5: Boeing 737-800: interni della fusoliera [12]

Flight Deck Security Door
[New Flight Deck Security Door]

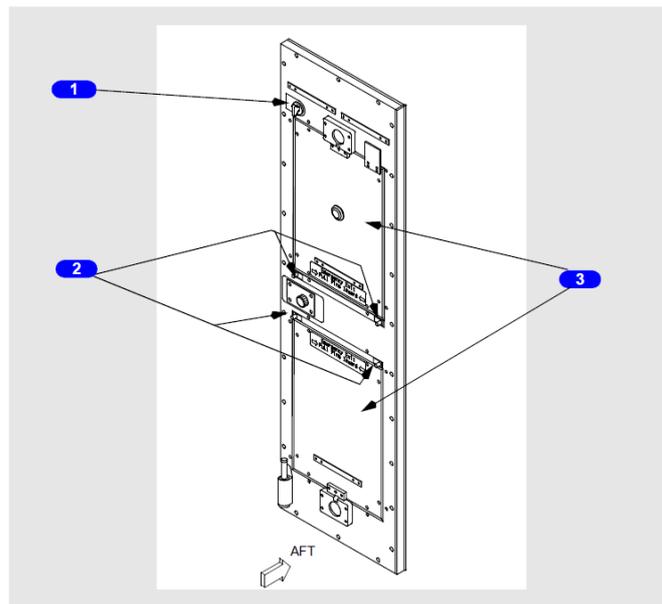


Figura 3.6: Boeing 737-800: porta cockpit [1]

3.1.2 Modello CAD

Una volta raccolti i dati riguardanti le dimensioni fisiche effettive del velivolo scelto, si procede con la generazione di un modello strutturale fedele alle caratteristiche individuate. Il suddetto modello è stato realizzato per condurre degli studi numerici sulla risposta strutturale a carichi da decompressione. Per questo tipo di analisi, la modellazione CAD e l'analisi numerica del velivolo è stata condotta attraverso l'utilizzo dell'ambiente Siemens Femap/NX Nastran. La sezione della fusoliera ottenuta è mostrata in Fig. 3.7.

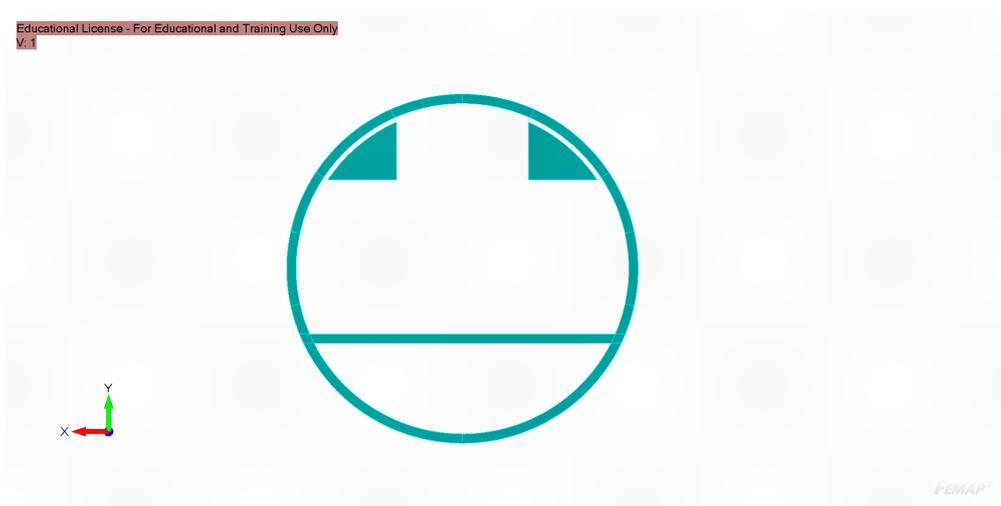


Figura 3.7: Sezione del modello

Si è fedelmente riprodotto il diametro esterno ed interno della fusoliera, così come la posizione del pavimento, che determina l'altezza della cabina, e la dimensione delle cappelliere la cui area coincide circa con quella calcolata nel modello descritto in precedenza. In particolare si è approssimata la sezione trasversale della fusoliera con una circonferenza in modo da semplificarla. Attraverso estrusione e ripetizione della unità elementare della fusoliera, che prevedere cappelliere, supporti e finestrini (Fig. 3.8), si è ottenuta l'intera fusoliera.

Si sono poi create delle superfici nel vano inferiore in modo da riprodurre l'aft cargo bay e la fwd cargo bay, che sono separate da una zona depressurizzata contenente la wingbox e il carrello principale. Si è creata una superficie per separare la cabina dal cockpit, all'interno della quale è stata inserita una porta con due aperture che rappresentano i pannelli traslazionali che permettono la depressurizzazione (Fig. 3.9). Anche in questo caso la porta è stata dimensionata riproducendo fedelmente le dimensioni e le caratteristiche della porta di un Boeing 737 (Fig. 3.6), mentre i pannelli responsabili della depressurizzazione presentano un'area complessiva che combacia perfettamente con quella considerata nelle analisi

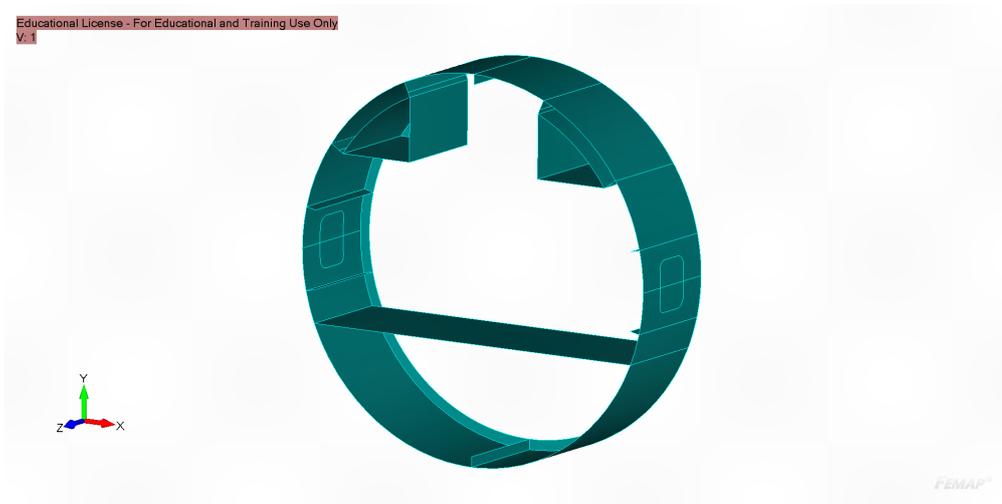


Figura 3.8: Modello elementare di fusoliera

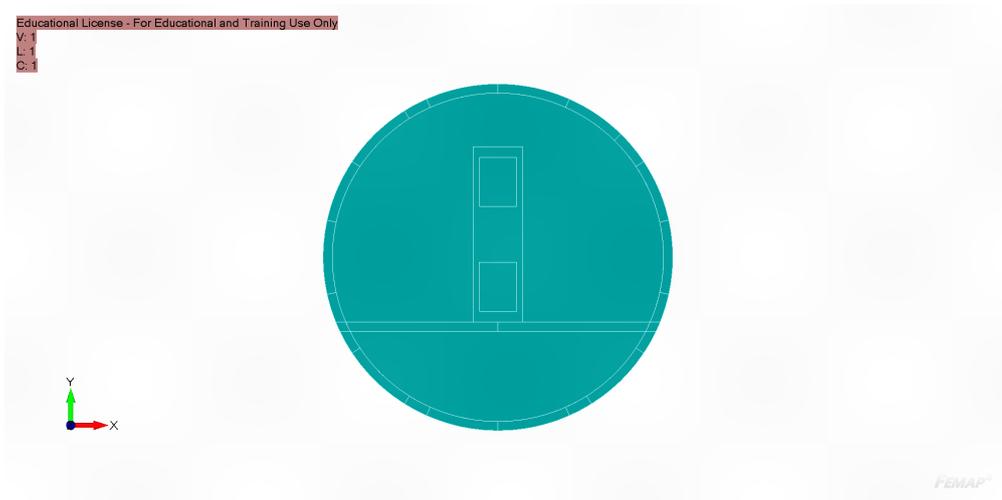


Figura 3.9: Pannello tra cockpit e cabina

gasdinamiche. Si è infine creata una bulkhead per chiudere la fusoliera nella zona posteriore (Fig. 3.10), mentre il cockpit non è stato modellato in quanto le analisi si concentreranno principalmente sulle strutture interne secondarie del velivolo.

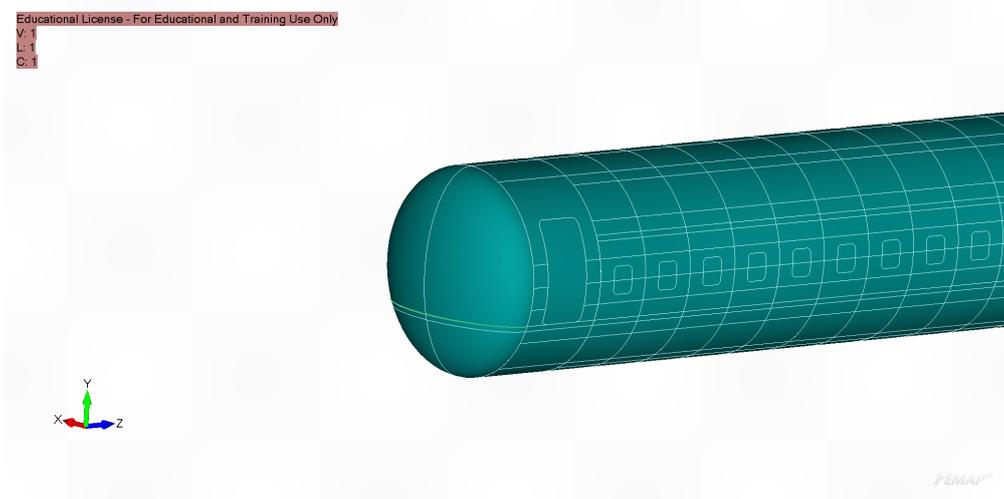


Figura 3.10: Bulkhead posteriore

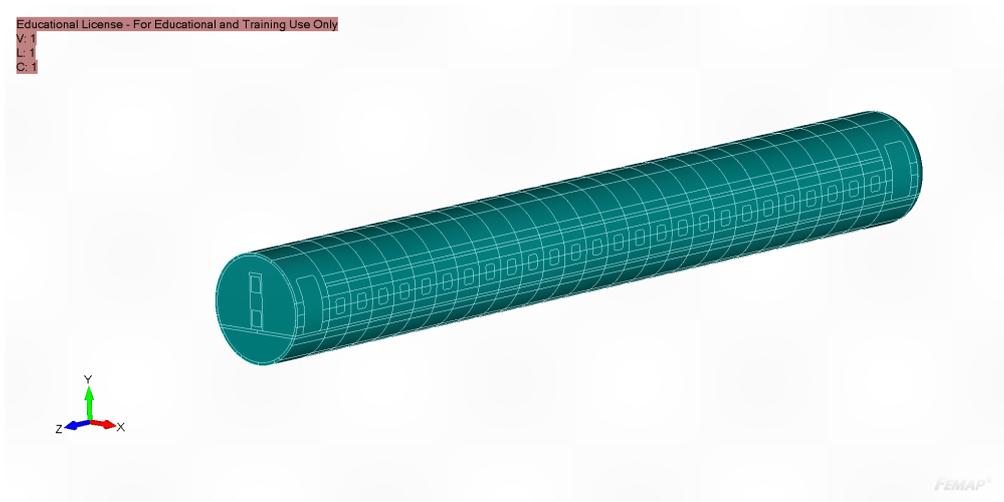


Figura 3.11: Modello completo della geometria della fusoliera

3.1.3 Materiali

Per il modello sono stati utilizzati materiali già comunemente impiegati nelle strutture aeronautiche per cercare di ottenere un modello più simile possibile alla

realità. Per la struttura primaria è stato utilizzato:

- **Alluminio 2024**, per i pannelli che compongono la struttura esterna, per gli irrigidimenti sia longitudinali che trasversali e per i portelloni.
- **Vetro**, per i finestrini.

Per gli interni dei velivoli si cerca di utilizzare dei materiali più leggeri possibili, in quanto non danno un contributo sostanziale alla struttura del velivolo, ma devono in ogni caso sottostare a determinati requisiti per garantire la sicurezza e il comfort dei passeggeri a bordo. In particolare "in caso di impatto" i pannelli interni devono essere in grado di rimanere in posizione e assorbirne l'energia così da limitare possibili infortuni alla testa dei passeggeri. Di conseguenza i costruttori devono predisporre delle protezioni così che in caso di infortunio alla testa, questo non ecceda il livello di infortunio stabilito dall'ente di competenza (FAA, EASA). Tra tutti i requisiti quello più importante è sicuramente quello riguardante la sicurezza in caso di incendio. La direttiva FAR Part 25 impone infatti che i materiali utilizzati riducano l'emissione di calore e fumo in caso di principio di incendio, e ritardino la diffusione dello stesso. Per questo motivo materiali ignifughi sono utilizzati per l'isolamento del velivolo, tappeti, pareti interne della cabina, vani porta oggetti e persino per le federe dei sedili. Tutto questo è necessario soprattutto per rispettare i requisiti sull'evacuazione del velivolo che, come indicato dall'FAA, deve avvenire entro i 90 secondi in caso di emergenza e dunque i materiali devono evitare la propagazione degli incendi sia all'interno che verso l'esterno del velivolo proprio per far avvenire l'evacuazione in sicurezza. Per finire i materiali devono garantire anche il comfort dei passeggeri e dunque l'isolamento acustico e termico della cabina.

I pannelli sandwich sono la principale soluzione per i pannelli interni data appunto la loro bassa densità, ottime proprietà meccaniche e alta durabilità. Tutto questo è ottenuto mediante la combinazione di due elementi come mostrato in Fig 3.12: un core molto spesso, poco denso e con proprietà meccaniche inferiori e una skin esterna molto sottile e con proprietà meccaniche elevate. Per la skin esterna viene principalmente utilizzata della resina epossidica rinforzata con delle fibre di vetro o carbonio, mentre per il core molto utilizzate sono delle schiume, che oltre ad avere le giuste proprietà meccaniche, permettono anche l'isolamento acustico.

I materiali scelti per gli interni del modello rispettano tutti i requisiti descritti e rispecchiano anche le scelte più comunemente fatte dai costruttori aeronautici. Si è utilizzato [14]:

- **Alluminio**, per i pannelli che dividono le baie cargo anteriore e posteriore.
- **Pannello sandwich** con skin in alluminio e core in schiuma di alluminio, per i pannelli del pavimento e per le cappelliere.

- **Pannello sandwich** con skin in glass fiber prepreg PF811-G231-32 e core in schiuma Divinycell F50, per la parete e la porta che divide cockpit e cabina.

La Divinycell F50 è realizzata da BASF e offre il più alto rapporto resistenza/densità, ottime proprietà isolanti, migliore rigidità e resistenza agli urti, eccellente adesione e resistenza alla pelatura, resistenza chimica, buona stabilità dimensionale e prestazioni termiche [6]. La fibra di vetro prepreg PF811-G231-32 è invece realizzato dalla Gurit [9]. Le dimensioni dei pannelli sandwich utilizzati nel modello sono descritte nella Tabella 3.2.

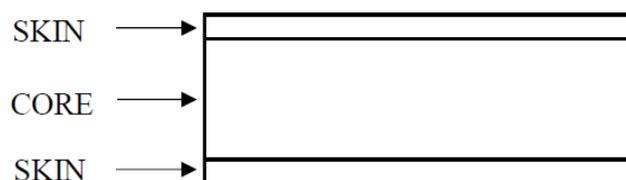


Figura 3.12: Struttura del pannello sandwich

	Core (mm)	Skin (mm)	Totale (mm)
Pavimento	18	2	22
Cappelliere	3	1	5
Parete interna	12.7	1	14.7

Tabella 3.2: Dimensioni pannelli sandwich utilizzati nel modello

Tutti i materiali trattati sono isotropi, compreso il glassfiber prepreg per semplicità di calcolo in quanto esso sarebbe quasi-isotropo. Le proprietà meccaniche principali sono descritte in Tabella 3.3.

	Densità (kg/m^3)	E (MPa)	ν	G (MPa)
Alluminio 2024	2700	7.3×10^4	0.3	2.8×10^4
Vetro	3000	4.0×10^4	0.15	1.7391×10^4
Aluminum foam	80	5.0×10^3	0.34	2.0×10^4
Glassfiber	2575	2.4×10^4	0.27	9.44881×10^3
Divinycell F50	50	4.0×10	0.32	1.515×10

Tabella 3.3: Proprietà meccaniche dei materiali usati

3.1.4 Modello FEM

Una volta ultimata la geometria si procede con la generazione di una mesh per l'analisi agli elementi finiti. Gli elementi utilizzati sono bidimensionali QUAD4, degli elementi lineari a quattro nodi, di dimensione pari a 0.1 m. Per i pannelli esterni della struttura e per quelli del pavimento si è applicata una semplice mesh regolare e strutturata. In prossimità dei portelloni, a causa della zona di interfaccia, si è infittita la mesh così da avere dei risultati più accurati, così come in prossimità dei finestrini, dove la zona risulta essere ancora più critica a causa del cambio di materiale. Una mesh differente è stata applicata agli irrigidimenti sia longitudinali che trasversali, dove si è aumentato il numero di elementi lungo l'altezza di essi in modo da avere maggiori informazioni sull'andamento di spostamento e tensione lungo tale dimensione. Di conseguenza si sono creati dei punti di raccordo con la mesh del resto del modello in modo da garantire il più possibile la continuità di essa.

Le cappelliere sono state modellate con elementi quadrati di dimensione pari sempre a 0.1 m ma in prossimità del loro raccordo con l'irrigidimento longitudinale tale mesh è stata infittita in modo da avere 3 elementi lungo la loro altezza e combaciare con la mesh dell'irrigidimento.

In Fig. 3.13 si può dunque osservare la mesh applicata sull'intero segmento elementare di fusoliera che è stato poi moltiplicato in modo da avere una fusoliera completa.

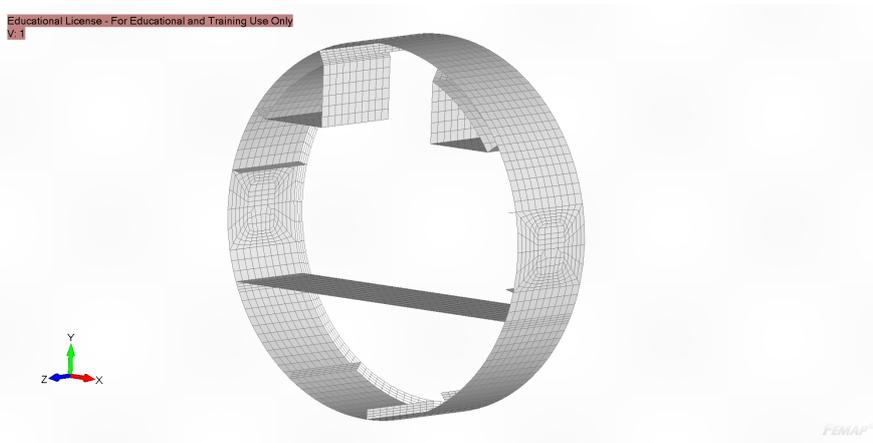


Figura 3.13: Mesh definita sull'intera componente elementare di fusoliera

Anche alla bulkhead è stata applicata la stessa mesh del resto della fusoliera con particolare attenzione ai punti di raccordo con i pannelli esterni e internamente con il pavimento che si estende fino ad intersecarla (Fig. 3.14).

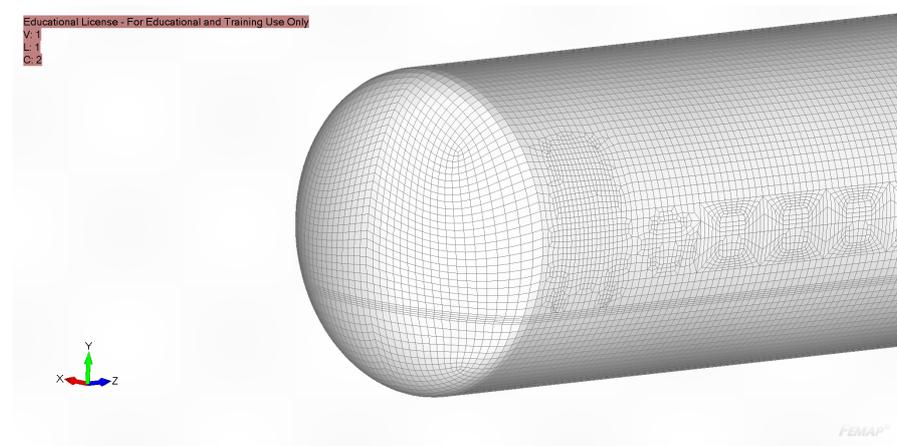


Figura 3.14: Mesh definita sulla bulkhead della fusoliera.

Sulla parete interna e sulla porta tra cockpit e cabina è stata applicata la stessa mesh del resto del modello. Tuttavia si è voluto simulare la reale connessione della porta alla parete, dunque la porta è stata trattata come un oggetto indipendente sul quale è stata applicata una mesh non connessa a quella della parete. Successivamente si sono manualmente uniti 6 nodi per simulare la connessione della porta alla parete attraverso due cerniere e una serratura come evidenziato in Fig. 3.15, dove gli elementi colorati in blu sono quelli connessi.

La mesh applicata sull'intero modello si può osservare in Fig. 3.16.

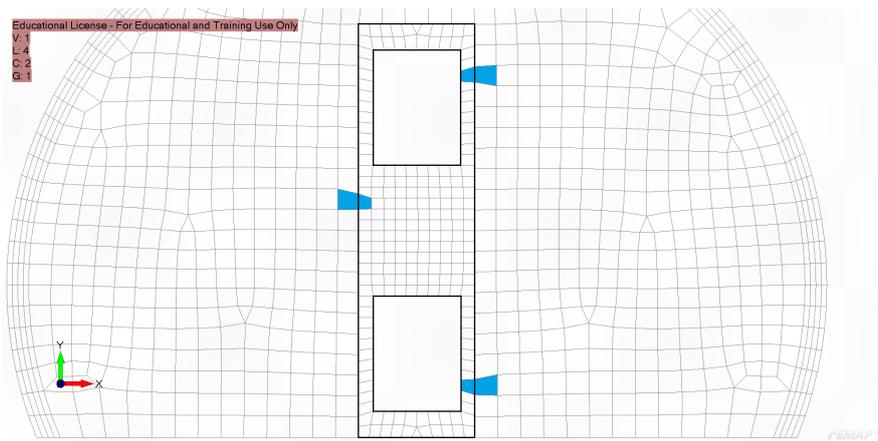


Figura 3.15: Dettaglio della mesh definita sulla parete e sulla porta tra cockpit e cabina evidenziando gli elementi connessi

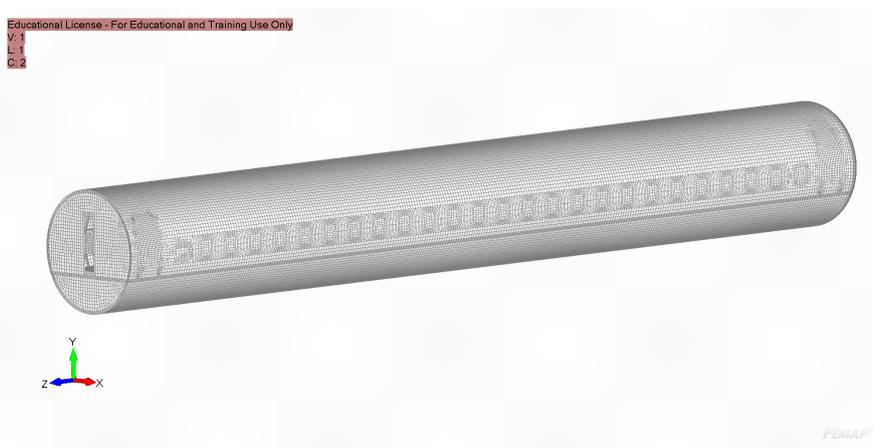


Figura 3.16: Visualizzazione della mesh applicata sull'intero modello.

Le proprietà generate associate alla mesh sono descritte di seguito:

- **Skin**, applicata a tutti i pannelli esterni presenti nel modello. E' di tipo PLATE, presenta come materiale l'alluminio e associa alla mesh uno spessore di 3 mm.
- **Stiffners**, applicata a tutti gli irrigidimenti longitudinali e trasversali della fusoliera. E' di tipo PLATE, il materiale assegnato è l'alluminio e lo spessore è di 4 mm.
- **Finestrini**, applicato, appunto, ai finestrini. E' anch'esso di tipo PLATE, il materiale assegnato è il vetro e lo spessore è di 3,5 mm.
- **Pavimento**, applicato alla superficie omonima. E' di tipo LAMINATE PLATE e il materiale assegnato è il relativo sandwich descritto in Sez. 3.1.3.
- **Porta bagagli**, applicato alle cappelliere. E' di tipo LAMINATE PLATE e il materiale assegnato è il relativo sandwich descritto nella Sez. 3.1.3.
- **Pareti interne**, applicato alla parete tra cockpit e cabina e alla porta. E' di tipo LAMINATE PLATE, e il materiale assegnato è il relativo sandwich descritto nella Sez. 3.1.3.
- **Paratia cargo**, applicato alle paratie che dividono le baie cargo inferiori. Sono di tipo PLATE, il materiale è l'alluminio e lo spessore è di 15 mm.

3.2 Caso spacecraft

Si è riprodotto un satellite di dimensioni pari all'UPM-sat 1 di $0.450 \times 0.450 \times 0.543$ mm [20] come mostrato in Fig. 3.17. Si è creata una struttura primaria, la scocca, il cui compito è quella di reggere i carichi trasmessi dal lanciatore durante il lancio e trasmetterli alle strutture secondarie, mostrata in Fig. 3.18, costituita da 4 elementi longitudinali e due piastre a chiudere il tutto. Ai 4 lati sono invece presenti dei pannelli solari.



Figura 3.17: Caso spacecraft: modello CAD



Figura 3.18: Caso spacecraft: modello CAD della scocca

I materiali scelti per il modello sono:

- **Alluminio 7075-T6**, un materiale molto utilizzato in ambito aerospaziale sia civile che militare per le sue alte prestazioni e basso peso. E' stato utilizzato per la scocca [18].

- **FR4**, un materiale usato come base per schede madri e circuiti elettrici, utilizzato per modellare i pannelli solari [3].

Le proprietà meccaniche dei materiali sono descritte in Tabella 3.4.

	Densità (kg/m^3)	E (MPa)	ν	G (MPa)
Alluminio 7075-T6	2810	7.17×10^4	0.33	2.69×10^4
FR4	1200	3.0×10^3	0.39	1.079×10^4

Tabella 3.4: Proprietà meccaniche dei materiali usati

Si è poi definita una mesh regolare, con elementi QUAD4 di 0.01 m. Le proprietà create sono descritte di seguito:

- **Scocca**, applicata a tutta la struttura primaria, è di tipo PLATE, il materiale è l'alluminio 7075-T6 con spessore di 2 mm.
- **Pannelli solari**, applicata sui pannelli laterali, è di tipo PLATE, il materiale è l'FR4 con spessore di 2 mm.

In Fig. 3.19 è possibile osservare la mesh applicata sull'intero modello: gli elementi in grigio costituiscono la scocca, mentre quelli in blu discretizzano i pannelli solari.

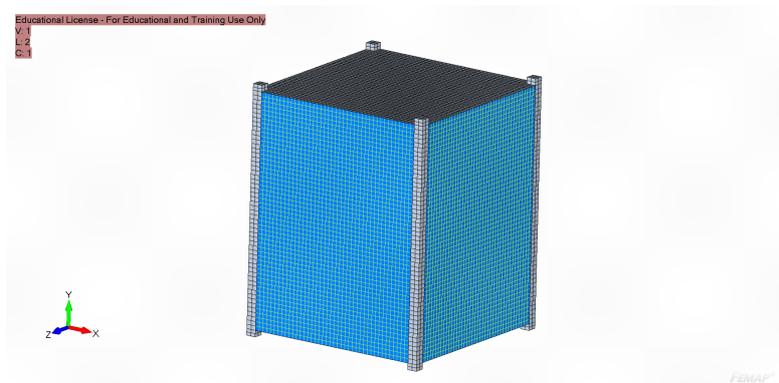


Figura 3.19: Caso spacecraft: mesh applicata sul modello

Capitolo 4

Analisi dei carichi da decompressione in aeroplani e veicoli spaziali

Nel seguente capitolo sono discussi i risultati ottenuti utilizzando il software Mul2 per lo studio della decompressione rapida ed esplosiva sia del caso velivolo che del caso lanciatore. Sono inizialmente proposte le repliche dei casi studiati da Pagani [13] per validare il metodo utilizzato, poi si propongono i risultati ottenuti da Zhang [21] ed infine si analizza il modello di Boeing 737-800 descritto nel Cap. 3.

4.1 Decompressione di un velivolo

4.1.1 Camera singola

E' inizialmente analizzato il caso più semplice nel quale vi è una singola camera pressurizzata nella quale appare un foro che ne causa la depressurizzazione. La camera ha un volume pari a 4 m^3 , la pressione interna e la temperatura iniziale sono $p_c^0 = 117.013 \text{ kPa}$ e $T_c^0 = 23^\circ \text{ C}$. La pressione ambiente è pari a $p_a = 26.4289 \text{ kPa}$, la temperatura esterna è $T_a = -50^\circ \text{ C}$ e la breccia ha un'area effettiva di 0.4 m^2 . Avviando l'analisi si ottiene che la durata totale della decompressione è di 70 ms di cui i primi 32 ms sono interessati da un flusso supercritico. L'andamento della pressione è mostrato in Fig. 4.1 dove si può notare la sua rapida diminuzione, causando di conseguenza un certo carico sulle strutture della camera.

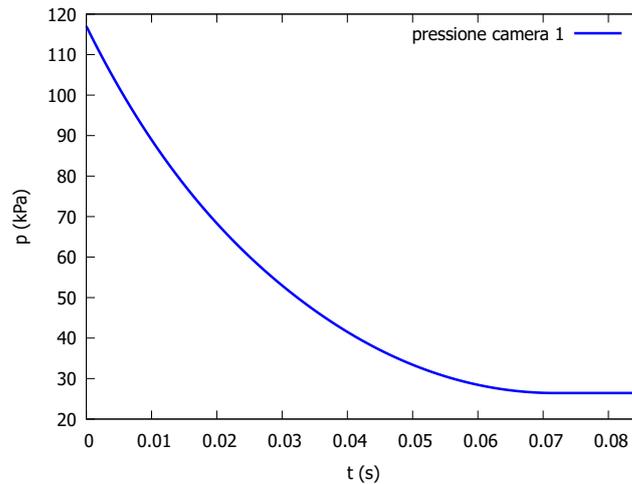


Figura 4.1: Andamento della pressione in camera singola

4.1.2 Cabina con tre compartimenti

Nel seguente caso si è analizzata una cabina pressurizzata costituita da tre ambienti comunicanti tra loro tramite delle ventilazioni passive. Lo schema è mostrato in Fig. 4.2.

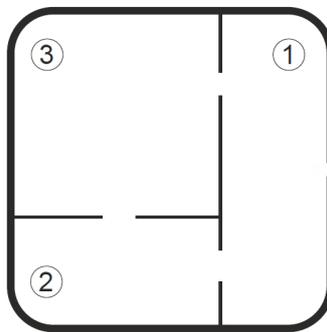


Figura 4.2: Cabina con tre compartimenti

Si immagina che il velivolo voli a 9144 m quando si verifica la rottura di una finestra del cockpit (compartimento 1). La cabina è inizialmente pressurizzata alla pressione $p_c^0 = 82.44$ kPa e $T_c^0 = 23^\circ$ C, mentre l'esterno è a $p_c^0 = 33.84$ kPa e $T_c^0 = -44.3^\circ$ C. I compartimenti interni sono il cockpit di volume $V_1 = 14.72$ m³, l'ambiente cargo $V_2 = 98.68$ m³ e la cabina passeggeri $V_3 = 207.90$ m³. La breccia ha un'area effettiva pari a $A_{1a} = 0.511$ m² mentre le aree delle ventilazioni passive sono $A_{21} = 0.019$ m², $A_{23} = 0.789$ m² e $A_{31} = 1.115$ m². Effettuata l'analisi ne risulta una durata totale della decompressione pari a 2.96 s di cui i primi 0.62

s interessati da flusso supercritico nella breccia. In Fig. 4.3 inoltre è mostrato l'andamento del salto di pressione tra i vari ambienti evidenziando il massimo valore tra la camera 2 e 1, ovvero tra cockpit e cabina passeggeri.

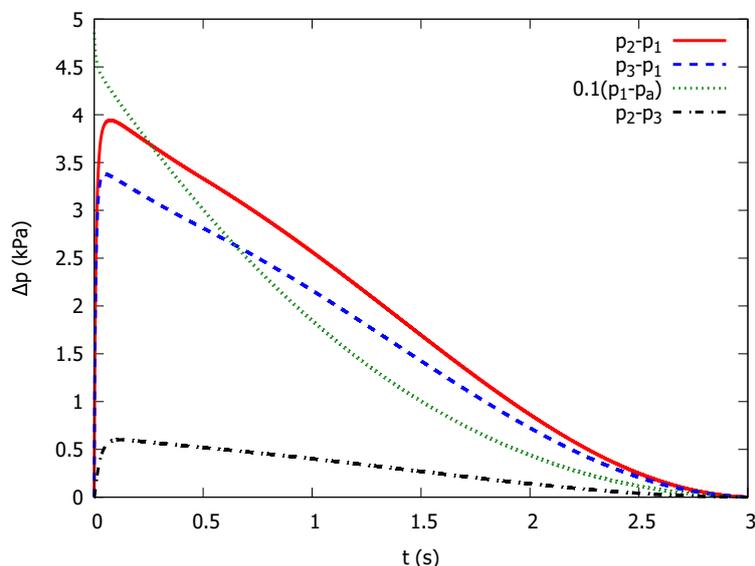


Figura 4.3: Decompressione della cabina con tre compartimenti

4.1.3 Cabina con due compartimenti e ventilazione attiva

Nel seguente caso si è analizzata una cabina costituita da due ambienti comunicanti mediante ventilazione attiva come mostrato in Fig. 4.4. Il volume del cockpit è pari a $V_1 = 4 \text{ m}^3$, mentre la cabina passeggeri $V_2 = 60 \text{ m}^3$. Le condizioni iniziali interne al velivolo sono $p_c^0 = 78.959 \text{ kPa}$ e $T_c^0 = 23^\circ \text{ C}$, mentre l'ambiente esterno ha $p_c^0 = 19.74 \text{ kPa}$ e $T_c^0 = -54.65^\circ \text{ C}$. La breccia compare nel cockpit e presenta un'area $A = 0.5 \text{ m}^2$ con $C_D = 0.8$.

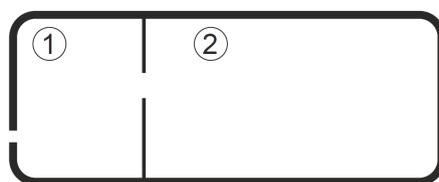


Figura 4.4: Cabina a due compartimenti

Nel primo caso si è considerata la presenza di un *pannello incernierato* come ventilazione attiva tra i due compartimenti. La dimensione caratteristica del

pannello è $b = 0.5$ m, l'area effettiva è pari a $AC_D = 0.25$ m², il peso è 6.75 kg e la pressione di rilascio $p_{rel} = 12$ kPa. In Fig. 4.5 è mostrato l'andamento della pressione e della temperatura durante la depressurizzazione e si può notare come il compartimento 1 subisca una piccola ripressurizzazione durante l'apertura del pannello.

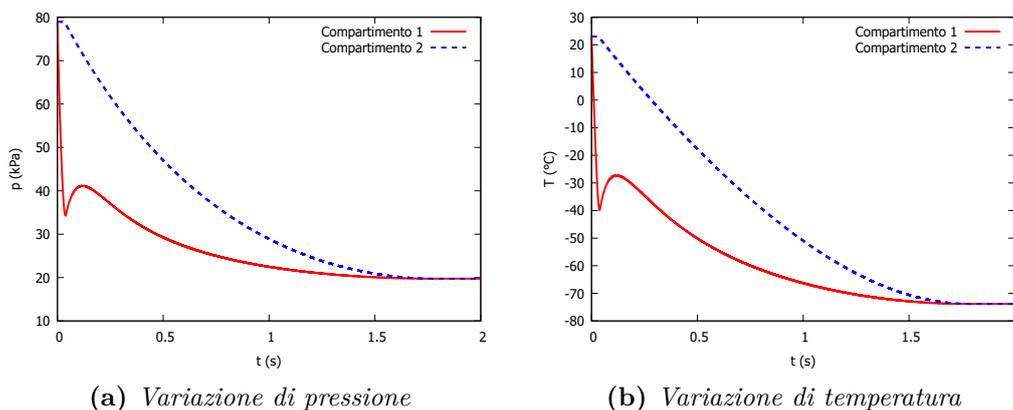


Figura 4.5: Decompressione del velivolo a due compartimenti comunicanti con un pannello incernierato

Nel secondo caso invece si è considerata la presenza di un *pannello traslazionale* come ventilazione attiva tra i compartimenti le cui caratteristiche sono identiche a quelle del pannello precedente. In Fig. 4.6 è mostrato l'andamento della pressione e della temperatura durante la depressurizzazione, mentre in Fig. 4.7 è mostrato un confronto tra le aree effettive nei due casi. Si può notare come il pannello di tipo traslazionale si apra più velocemente e per questo motivo il compartimento 1 non subisce la piccola ripressurizzazione.

	Tempo apertura pannello (ms)	Durata della fase supercritica (ms)	Durata della fase subcritica (ms)	Durata totale della decompressione	Massima differenza $p_2 - p_1$ (kPa)
Pannello incernierato	40.8	724	1029.0	1752.0	44.21
Pannello traslazionale	23.9	709.5	1028.3	1737.8	31.14

Tabella 4.1: Decompressione dell'ambiente a due compartimenti

In Tabella 4.1 sono invece mostrati i tempi relativi alle varie fasi della decompressione da un punto di vista gasdinamico e altri valori che interessano l'evento. Si può notare come l'utilizzo di un pannello traslazionale comporti un minore Δp massimo negli ambienti e dunque un minor carico sulle pareti rispetto alla sua controparte incernierata (guardare anche Fig. 4.8).

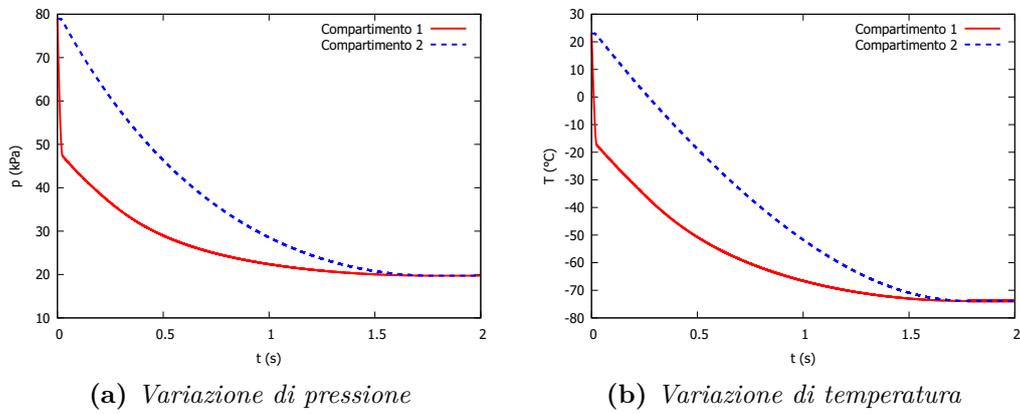


Figura 4.6: Decompressione del velivolo a due compartimenti comunicanti con un pannello traslazionale

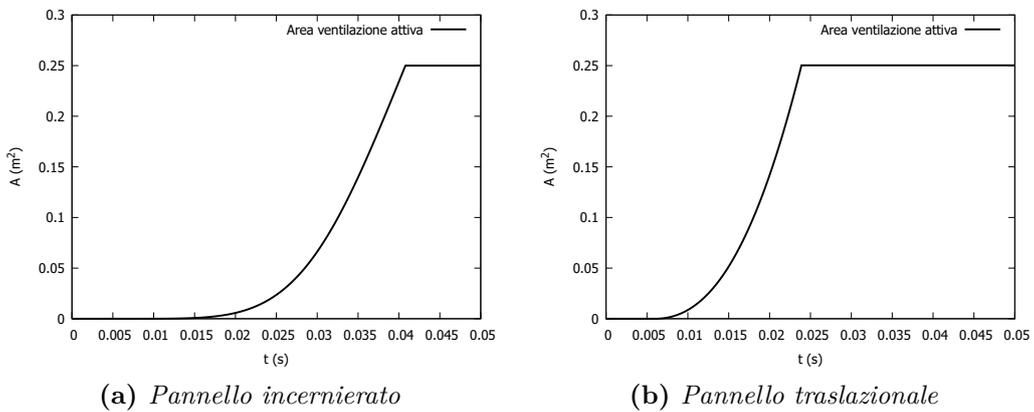


Figura 4.7: Area attiva tra i compartimenti 1 e 2 nel tempo

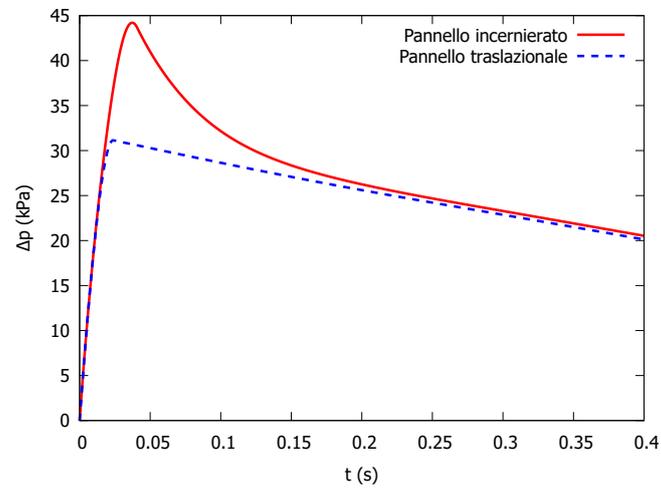


Figura 4.8: Δp registrato tra i due compartimenti nei due casi

4.1.4 Velivolo con quattro compartimenti

Si è infine considerato il caso di un velivolo la cui fusoliera è divisa in quattro ambienti come mostrato in Fig. 4.9 a rappresentare rispettivamente cabina di pilotaggio ($V_1 = 4 \text{ m}^3$), ingresso ($V_1 = 3 \text{ m}^3$), cabina passeggeri ($V_1 = 198 \text{ m}^3$) e ambiente cargo ($V_1 = 67 \text{ m}^3$). All'interno del velivolo si considera $p_c^0 = 89.786 \text{ kPa}$ e $T_c^0 = 23^\circ \text{ C}$, mentre per l'esterno $p_a = 26.5 \text{ kPa}$ e $T_a = -49.85^\circ \text{ C}$, pari ad un volo in quota 9980 m. La decompressione avviene a causa di una breccia nel compartimento 2 di area pari a $A_{2a} = 0.6 \text{ m}^2$ con $C_{D_{2a}} = 0.8$. I compartimenti sono collegati tra loro con ventilazioni attive o passive:

- Ventilazione passiva tra compartimenti 2 e 3 ($A_{23} = 0.9 \text{ m}^2$).
- Pannello incernierato tra compartimenti 1 e 2 con $b = 0.4 \text{ m}$, $A_{12} = 0.16 \text{ m}^2$, $m = 4.32 \text{ kg}$ e $p_{rel} = 6 \text{ kPa}$.
- Pannello traslazionale tra il compartimento 4 e tutti gli altri con $b = 0.3 \text{ m}$, $A_{i4} = 0.09 \text{ m}^2$, $m = 2.43 \text{ kg}$ e $p_{rel} = 4 \text{ kPa}$.

Per tutte le ventilazioni attive si è considerato $C_D = 0.7$.

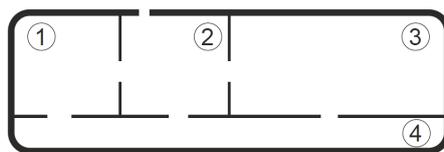


Figura 4.9: Cabina con quattro compartimenti

La decompressione dura 3.75 s. In Fig. 4.10 sono rappresentati i salti di pressione tra i vari compartimenti e si può notare come i valori massimi (10.89 kPa) vengano raggiunti tra i compartimenti 1 e 2 (cockpit e ingresso) e 4 e 2 (vano bagagli e ingresso) quasi contemporaneamente. In Fig. 4.11 sono invece mostrate le aree delle ventilazioni attive. Si nota che i pannelli si aprono in istanti temporali diversi come evidenziato in Tabella 4.2. Il primo ad aprirsi è quello tra i compartimenti 2 e 4 e successivamente tra 1 e 2.

Compartimenti	1-2	1-4	2-4	3-4
Tempo iniziale per raggiungere la pressione di rilascio, t_0 (ms)	3.3	53.9	1.8	186.6
Tempo di apertura (ms)	55.6	27.2	23.2	34

Tabella 4.2: Tempi di attivazione e apertura delle ventilazioni attive del velivolo a 4 compartimenti

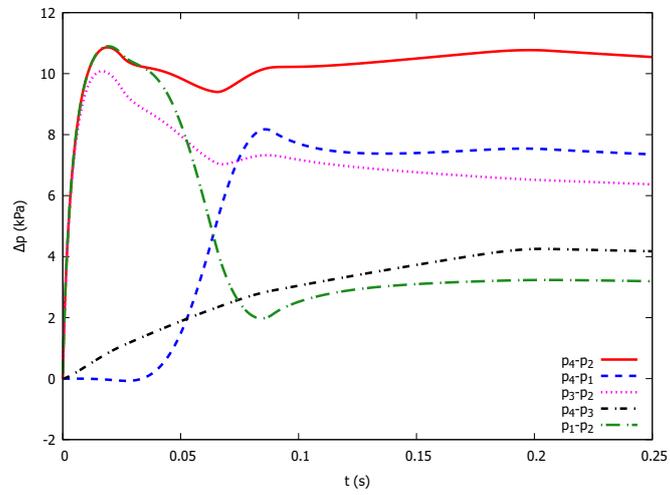


Figura 4.10: Δp registrato tra i quattro compartimenti

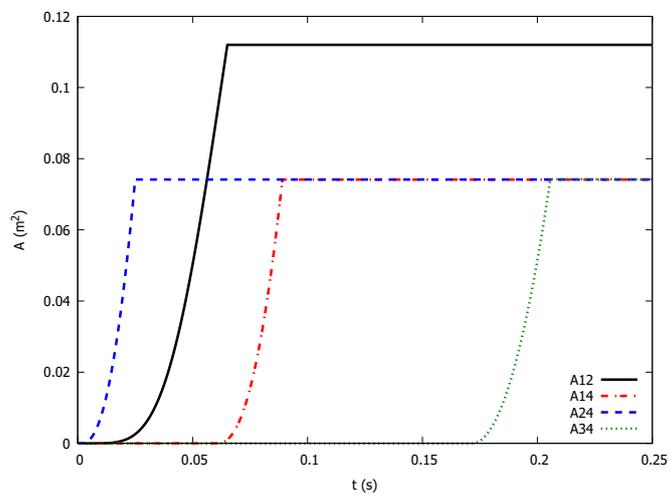


Figura 4.11: Aree delle ventilazioni attive nel tempo

4.2 Velivolo con 6 compartimenti

Nella seguente sezione si propone lo studio effettuato da Zhang et al. [21], dove si è analizzata la decompressione rapida di un velivolo costituito da sei compartimenti e modellato come mostrato in Fig. 4.12. Il modello presenta più compartimenti quali: il cockpit, la cabina, il triangolo tecnico, il vano degli equipaggiamenti elettronici anteriore e posteriore e il vano bagagli anteriore e posteriore. I volumi dei singoli compartimenti sono descritti in Tabella 4.3.

Sono presenti ventilazioni sia attive che passive. Nel caso studio di riferimento, le ventilazioni passive sono descritte esclusivamente in termini di pressione di rilascio e area della ventilazione. Si modellano quindi, sulla base dei casi studio precedentemente descritti, le ventilazioni come pannelli come traslazionali e di forma quadrata. I collegamenti fra i compartimenti sono descritti in Tabella 4.4.

Sono stati valutati due scenari di decompressione: perdita del parabrezza nel cockpit e comparsa di una breccia nel cockpit.

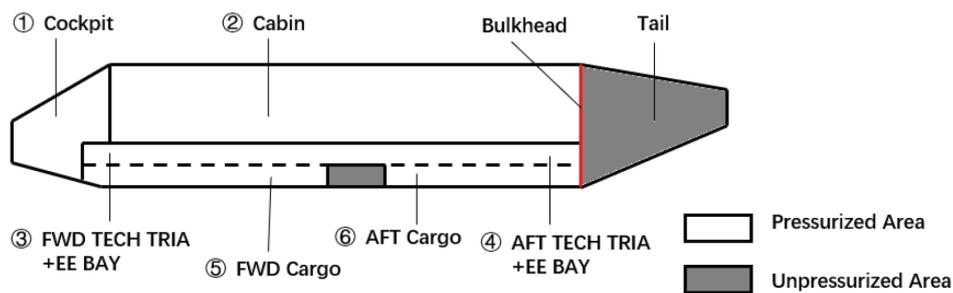


Figura 4.12: Modello del velivolo [21]

Numero	Compartimento	Volume (m^3)
1	Cockpit	9.4
2	Cabin	207
3	Fwd TECH TRIA + EE BAY	26.3
4	Aft TECH TRIA + EE BAY	12.5
5	Fwd Cargo	18.3
6	Aft Cargo	27.2

Tabella 4.3: Descrizione compartimenti

Connessioni	Area di ventilazione passiva (m^2)	Area di vantilazione attiva (m^2)	Pressione di rilascio (Pa)
1-2	0	0.426	3447
1-3	0.45	0	0
2-3	1	0	0
2-4	1.8	0	0
3-4	0.18	0	0
3-5	0	1.69	11170
4-6	0	1.056	11170

Tabella 4.4: Connessioni tra compartimenti

4.2.1 Scenario 1

Si è prima riprodotto lo scenario di decompressione con perdita del parabrezza del cockpit. Questo prevede la presenza di un foro di $1 m^2$ e si considera $C_D = 0.75$. La quota di volo è pari a 35000 ft e si considera il valore di C_D attraverso le ventilazioni pari a 0.4. Alla quota scelta nel caso studio proposto, la pressione ambiente è pari a 23.909 kPa e quella della cabina pari a 80.129 kPa. La temperatura interna è fornita ed è pari a $20^\circ C$, mentre quella esterna è calcolata mediante il modello dell'atmosfera standard ed è pari a $-54.342^\circ C$. Si propone l'andamento della pressione e il confronto con i risultati proposti nel riferimento nelle Fig. 4.13-4.14.

Si osserva che per entrambe le differenze di pressione nei compartimenti 1-2 e 1-3 vengono riprodotti il picco massimo e la durata della decompressione alla perfezione. L'unica differenza la si ritrova subito dopo il massimo, quando vi è la presenza di un secondo picco causato dall'apertura dei pannelli traslazionali che

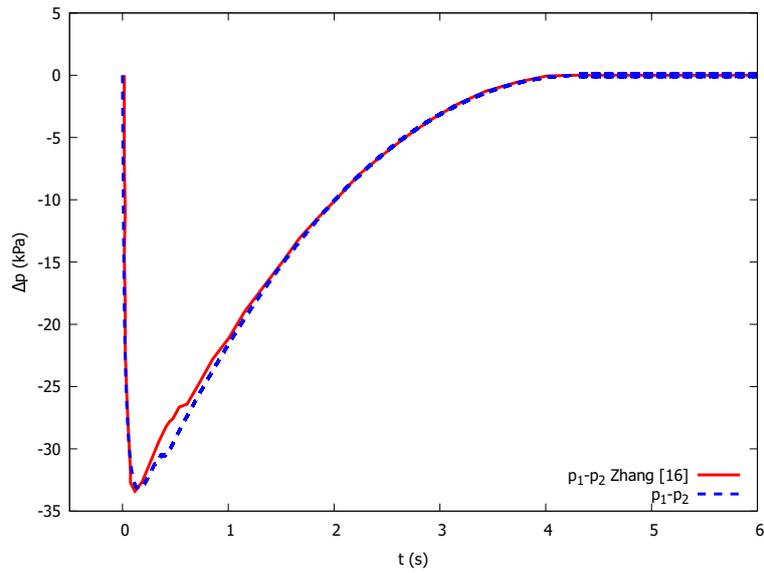


Figura 4.13: Confronto risultati ottenuti per la differenza di pressione tra i compartimenti 1 e 2 nel caso di perdita del parabrezza

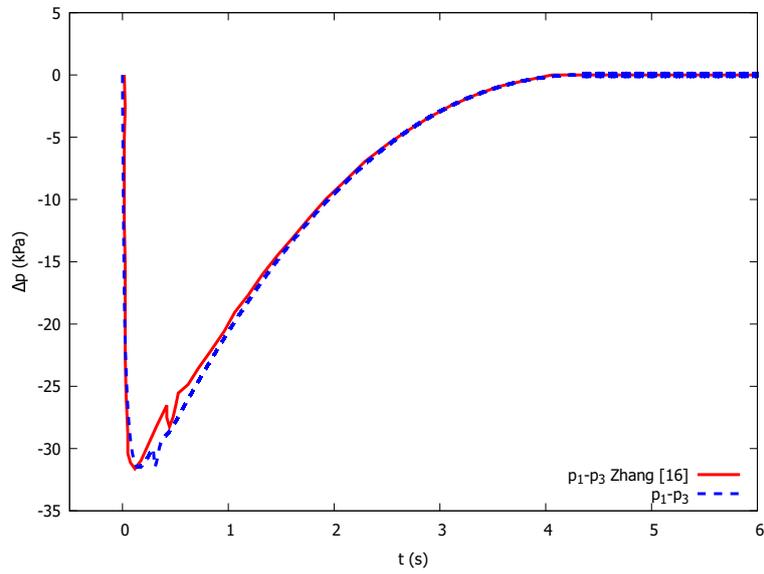


Figura 4.14: Confronto risultati ottenuti per la differenza di pressione tra i compartimenti 1 e 3 nel caso di perdita del parabrezza

in questa simulazione sono stati modellati sicuramente in modo diverso rispetto a quanto proposto nel lavoro di riferimento.

4.2.2 Scenario 2

Il secondo scenario di decompressione prevede la comparsa di una breccia nel cockpit. Questa ha un'area di 0.6 m^2 e si considera un $C_D = 0.5$ attraverso esso. La quota di volo rimane invariata rispetto allo scenario precedente così come il valore di C_D attraverso le ventilazioni. E' possibile osservare i risultati in Fig. 4.15 e 4.16.

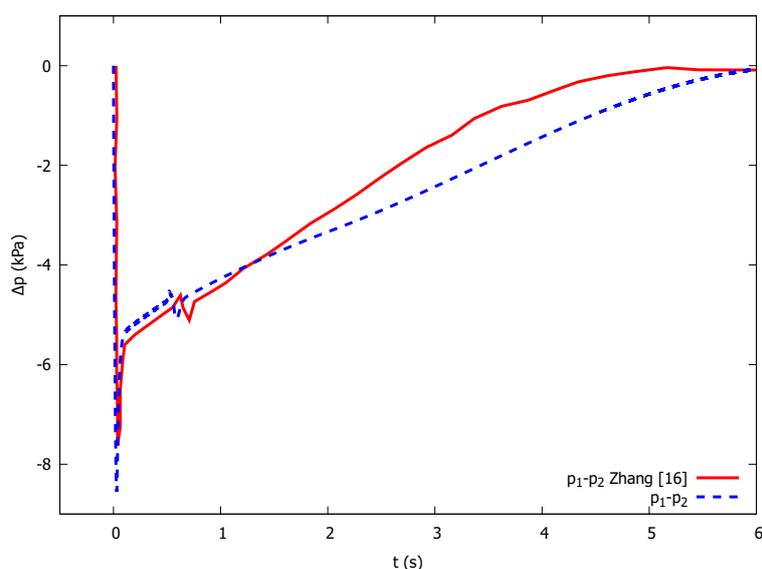


Figura 4.15: Confronto risultati ottenuti per la differenza di pressione tra i compartimenti 1 e 2 nel caso di comparsa di una breccia nel cockpit

Attraverso il modello proposto nel seguente elaborato di tesi si osserva che gli andamenti di pressione sono leggermente differenti, soprattutto per quanto riguarda il primo picco che in entrambi i casi è leggermente maggiore rispetto al caso di riferimento. Si riscontra un andamento differente anche dai 2 ai 5 secondi dall'inizio della decompressione. Tutte queste discordanze sono sicuramente da ricondursi alle approssimazioni effettuate. Si osserva in ogni caso un fenomeno di ripressurizzazione a seguito del picco dovuto all'apertura dei pannelli traslazionali. Osservando meglio il fenomeno in Fig. 4.17(a) e Fig. 4.17(b) si può notare come a circa 0.5 secondi dall'inizio della decompressione si verifichi l'apertura del pannello tra i compartimenti 3 e 5 causando la ripressurizzazione del compartimento 3 e dunque la generazione del secondo picco.

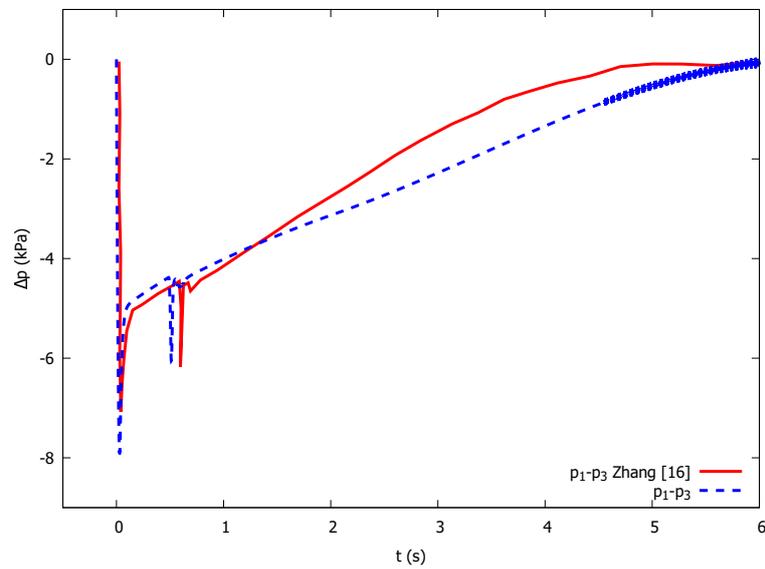


Figura 4.16: Confronto risultati ottenuti per la differenza di pressione tra i compartimenti 1 e 3 nel caso di comparsa di una breccia nel cockpit

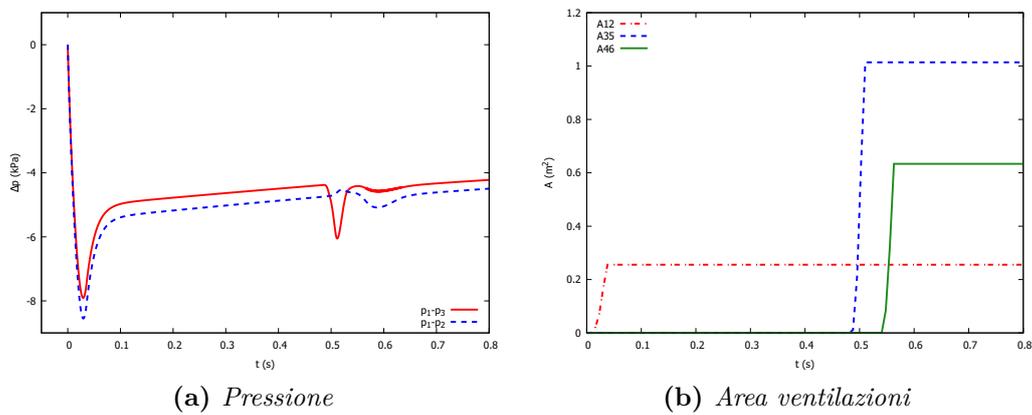


Figura 4.17: Differenza di pressione tra i compartimenti 1 e 3 nel caso di comparsa di una breccia nel cockpit nell'intervallo [0,0.8] s

4.3 Analisi del modello di un Boeing 737-800

Nella seguente sezione si descrive l'analisi gasdinamica effettuata sul modello strutturale esposto nel Cap. 3 rappresentativo di un Boeing 737-800. Per l'analisi gasdinamica della decompressione rapida, il velivolo è costituito da 4 compartimenti principali: il cockpit, la cabina, la baia cargo anteriore e posteriore. Tutti i compartimenti sono tra loro adiacenti ad eccezione di quelli inferiori che sono separati da un ambiente depressurizzato che rappresenta la zona in cui l'ala attraversa la fusoliera. Uno schema del modello è rappresentato in Fig. 4.18, mentre in Tabella 4.5 sono descritti i volumi.

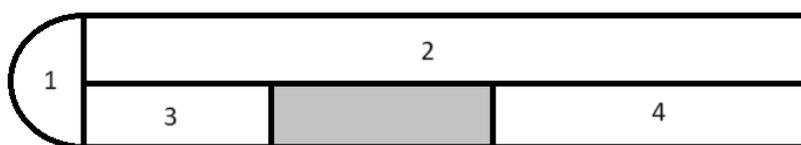


Figura 4.18: Modello gasdinamico

Numero	Compartimento	Volume (m^3)
1	Cockpit	13.91
2	Cabina	232.87
3	Baia cargo anteriore	29.165
4	Baia cargo posteriore	36.84

Tabella 4.5: Descrizione compartimenti

Le ventilazioni tra i compartimenti sono tutte attive con pannelli traslazionali. Le dimensioni di essi sono state considerate come le medesime della sezione 4.2 e sono mostrate in Tabella 4.6, mentre il C_D è stato fissato pari a 0.6.

Lo scenario di decompressione analizzato prevede la comparsa di una breccia nel cockpit di dimensione pari a $A = 0.6 m^2$, mentre il C_D attraverso esso è di 0.5, come nel caso studio proposto in Sez. 4.2 e come indicato dalla normativa CCAR 25.365(e). Si è considerata una altitudine di 35000 ft con pressione esterna $p_a = 23909 Pa$ e temperatura $T_a = -54.342^\circ C$. La pressione iniziale interna del velivolo è di 80129 Pa e la temperatura di $23^\circ C$.

Conessioni	Area di ventilazione attiva (m^2)	Pressione di rilascio (Pa)
1-2	0.426	3447
1-3	1.69	11170
2-3	1.69	11170
2-4	1.056	11170

Tabella 4.6: Conessioni tra i compartimenti

4.3.1 Risultati

In Tabella 4.7 si riportano i valori caratteristici della decompressione, mentre in Fig. 4.19 si può osservare l'andamento delle pressioni all'interno dei compartimenti.

Durata della fase supercritica (s)	Durata della fase subcritica (s)	Durata totale della decompressione (s)	Massimo Δp tra compartimenti $p_1 - p_2$ (kPa)
2.283	3.922	6.206	12.2

Tabella 4.7: Caratteristiche della decompressione del velivolo

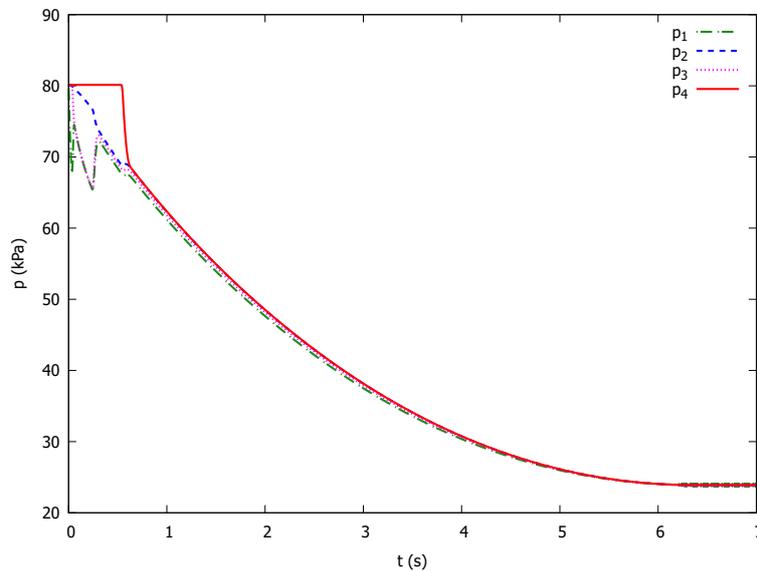


Figura 4.19: Andamento delle pressioni durante tutta la durata della decompressione.

In Fig. 4.20 si rappresenta l'andamento delle pressioni nei primi 0.8 s durante i quali si registrano i maggiori cambiamenti di pressione. Ricordando che la breccia che dà inizio alla decompressione si trova nel cockpit, si vede come la pressione p_1 cala vertiginosamente nei primi istanti proprio per la comparsa della breccia, fino a raggiungere un primo punto di minimo oltre il quale segue una altrettanto rapida ripressurizzazione dovuta all'apertura dei pannelli traslazionali comunicanti con la cabina e con la baia cargo anteriore (Fig. 4.22). Si vede a questo punto la pressione in cabina diminuire (p_2), ma con velocità inferiore rispetto alla baia cargo (p_3) in quanto l'area del pannello che mette in comunicazione la cabina con

il cockpit è minore, poiché il volume in essa è decisamente maggiore e dunque impiega più tempo a defluire. Si raggiunge dunque un secondo punto di minimo oltre il quale vi è una ulteriore ripressurizzazione dovuta questa volta all'apertura del pannello tra cabina e baia cargo anteriore per poi raggiungere un andamento stabile di abbassamento di pressione per qualche decimo di secondo. Infine vi è l'apertura dell'ultimo pannello, tra cabina e baia cargo posteriore che causa una ripressurizzazione negli altri compartimenti e un drastico calo di pressione in esso (p_4). Dopo questi eventi la depressurizzazione prosegue con valori raggiunti di pressione nei vari compartimenti comparabili, per i quali non si producono δp considerevoli, fino al raggiungimento del valore di pressione ambiente p_a .

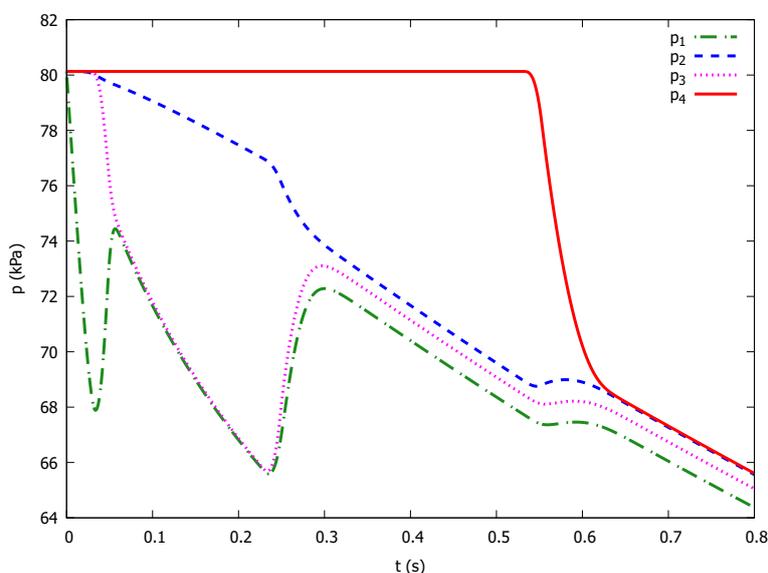


Figura 4.20: Ingrandimento dell'andamento delle pressioni durante la decompressione dall'istante di tempo iniziale a 0.8 secondi.

Per l'analisi della risposta strutturale del velivolo, si riporta in Fig. 4.21 l'andamento dei Δp tra i vari compartimenti. Si può osservare che il massimo Δp registrato tra la cabina e le baie cargo anteriore e posteriore coincide esattamente con il valore della pressione di rilascio dei pannelli da decompressione, mentre i picchi tra cockpit e cabina e baia cargo anteriore eccedono tale valore. Questo perché le aree dei pannelli sono piccole rispetto al flusso di aria che vi deve passare attraverso. Da queste osservazioni dunque, se il carico di pressione dovesse essere critico per la struttura, si potrebbe pensare di ridurre il valore di pressione di rilascio oppure di incrementare la dimensione dei pannelli al posto di irrobustire le pareti dei compartimenti, evitando di incrementare anche il peso del velivolo.

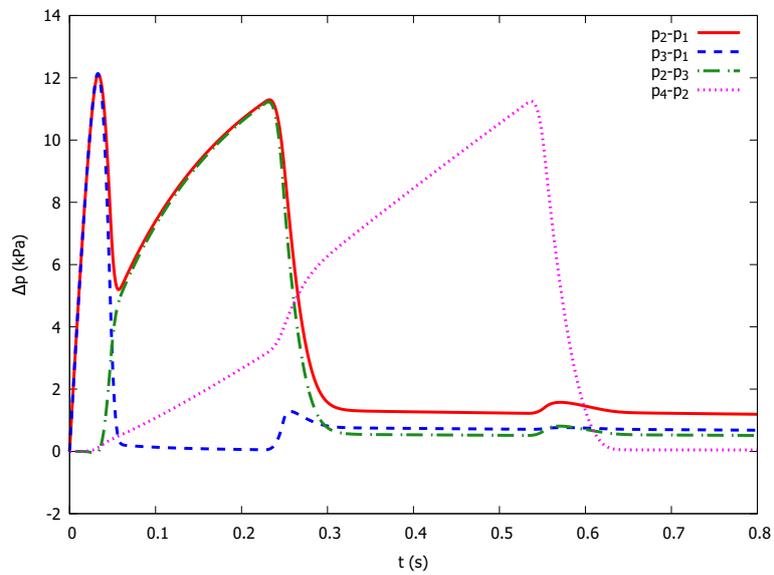


Figura 4.21: Δp tra i vari compartimenti comunicanti dovuti alla decompressione. Ingrandimento fino al tempo di 0.8 secondi.

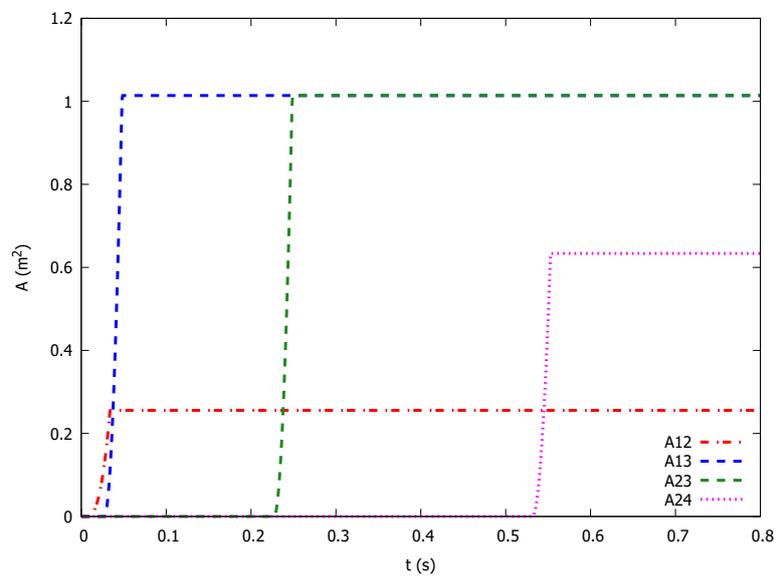


Figura 4.22: Apertura dei pannelli traslazionali durante la decompressione.

4.4 Decompressione di un payload spaziale

Nel seguente caso si analizza la depressurizzazione del fairing di un lanciatore con all'interno un satellite, il cui modello è presentato in Fig. 4.23, durante i primi 225 s dell'ascesa tramite delle aperture passive.

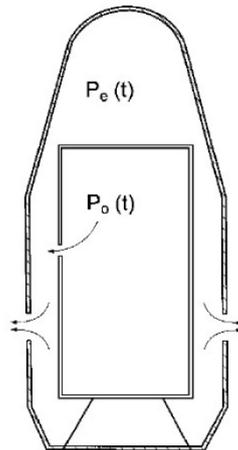


Figura 4.23: Fairing Ariane 4

Il lanciatore considerato è l'Ariane 4 con tempo caratteristico pari a 75 s, mentre il carico pagante è il UPM-sat 1 con volume pari a 0.13 m^3 , e ventilazione con area $S = 24 \times 10^{-5} \text{ m}^2$. In Fig. 4.24 è possibile osservare l'andamento della pressione all'interno del fairing e del Δp agente sulle pareti del satellite.

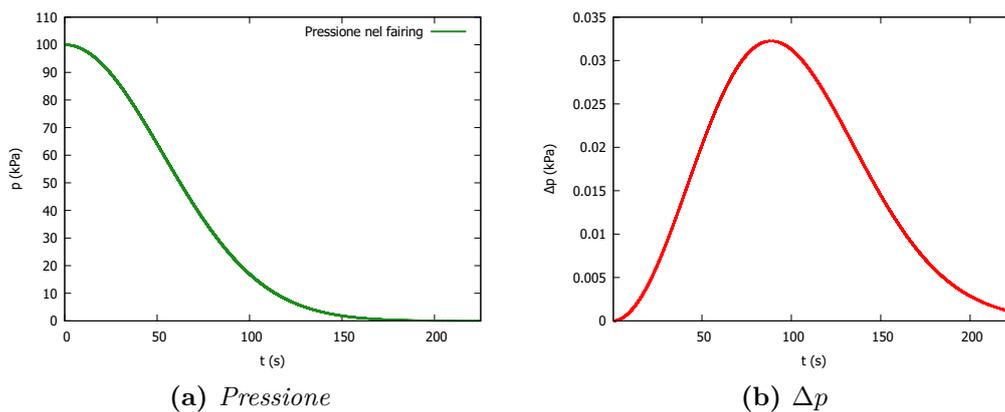


Figura 4.24: Andamento pressione nel fairing e Δp agente sulle pareti del satellite

L'analisi viene poi ripetuta considerando diversi valori per l'area della ventilazione pari a $S = (24 \times 10^{-5}, 24 \times 10^{-6}, 24 \times 10^{-7}) m^2$. Ne risultano differenti valori di Δp e di durata della fase subcritica a seconda del caso come mostrato in Tabella 4.8.

Come si può osservare, man mano che il foro diventa più piccolo, più fatica fa l'aria ad uscire e di conseguenza la pressione all'interno del satellite non riesce a diminuire alla stessa velocità di quella interna al fairing causando la presenza di un Δp maggiore. Nel primo caso l'apertura ha le giuste dimensioni per permettere l'equilibrio della pressione, tanto che il flusso risulta sempre subcritico. Nel secondo caso si inizia a creare un piccolo Δp con il flusso che diventa sonico dopo 145 s, mentre nel terzo caso la durata della fase subcritica dimezza e si crea un notevole Δp .

Dimensioni apertura (m^2)	24×10^{-5}	24×10^{-6}	24×10^{-7}
Δp massimo (kPa)	0.032	3.11	54.66
Tempo fase subcritica (s)	225.0	145.10	69.73

Tabella 4.8: Analisi della decompressione del satellite nel fairing dell'Ariane 4

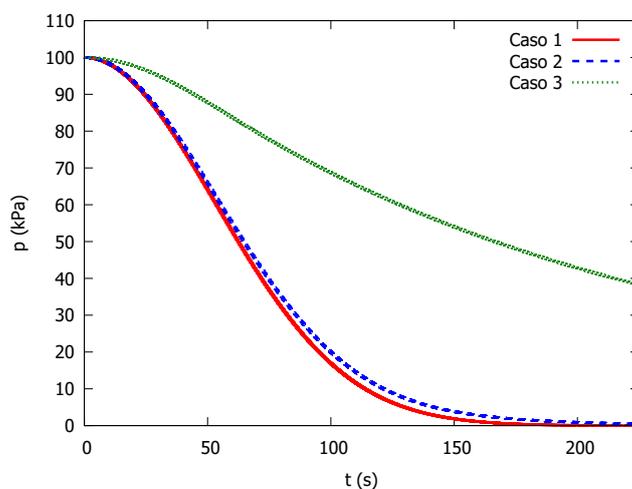


Figura 4.25: Pressione nel satellite nei tre casi analizzati

Capitolo 5

Analisi strutturale: caso velivolo

Nel seguente capitolo si presenta l'analisi strutturale del velivolo Boeing 737-800 precedentemente introdotto, quando questo è soggetto a carichi da decompressione. Nelle analisi proposte, si analizzano sia le strutture primarie (come fusoliera e pavimenti) che secondarie (come pareti interne e cappelliere), analizzando l'effettivo comportamento della struttura globale. Tale comportamento è stato inizialmente investigato attraverso una validazione del modello numerico ed una analisi statica, per poi analizzare il fenomeno della intera decompressione attraverso una analisi transiente.

5.1 Analisi statica

Per l'analisi statica del modello si è considerato il valore delle pressioni al tempo di 0.1 s dall'inizio della decompressione. I valori di pressione nei vari compartimenti sono mostrati di seguito:

- Pressione cockpit, $p_1 = 71659$ Pa
- Pressione cabina, $p_2 = 79055$ Pa
- Pressione baia cargo anteriore, $p_3 = 71794$ Pa
- Pressione baia cargo posteriore, $p_4 = 80129$ Pa
- Pressione ambiente, $p_a = 23909$ Pa

Sul modello sono stati applicati nei vari compartimenti i relativi valori di pressione, ed è stata poi aggiunta la pressione ambiente agente su tutta la superficie esterna

e nella zona depressurizzata. I carichi sono stati generati usando il comando di Femap "elemental on face".

Per l'analisi statica non è stato creato alcun vincolo sulla struttura in quanto si vuole rappresentare una condizione di volo, ma si è usata l'opzione di *inertial relief*, utilizzata proprio per trattare strutture non vincolate ma caricate. E' una condizione che bilancia i carichi esterni con carichi e accelerazioni inerziali all'interno della struttura.

5.1.1 Analisi degli spostamenti

Lo spostamento massimo si registra in corrispondenza della porta tra cockpit e cabina, la cui deformata è mostrata in Fig. 5.1, e risulta pari a 0.641 m, considerando il carico applicato di $\Delta p = 7.359 \text{ kPa}$. Figura 5.2 rappresenta la deformata e il valore di spostamento totale sul pannello che divide la cabina e la zona depressurizzata del velivolo. Si registra uno spostamento massimo di 0.307 m in corrispondenza del punto centrale sul quale agisce un carico di 55.146 kPa. E' uno spostamento grande, che influenza anche i pannelli del pavimento adiacenti, come si può osservare nelle Fig. 5.3 e 5.4. Questo tuttavia non risulta essere accettabile essendo un carico proprio della condizione di volo. Di conseguenza, si è modificato il modello rinforzando il pavimento, aggiungendo degli irrigidimenti trasversali e un secondo pannello sandwich in modo da minimizzare gli spostamenti totali. Dopo le modifiche lo spostamento massimo risultate risulta essere di 44 mm, come mostrato in Fig. 5.5, inferiore rispetto al caso iniziale.

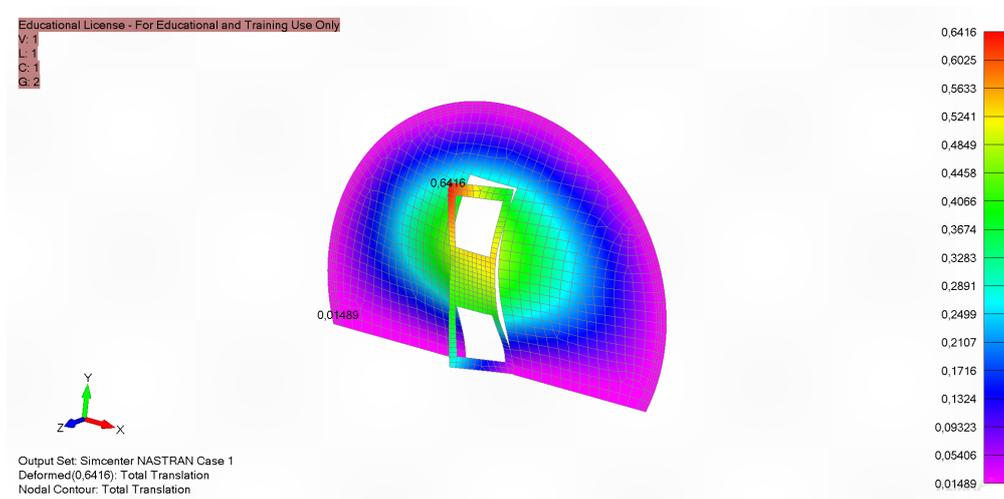


Figura 5.1: Spostamento della parete tra cockpit e cabina. Valore massimo: 641.6 mm

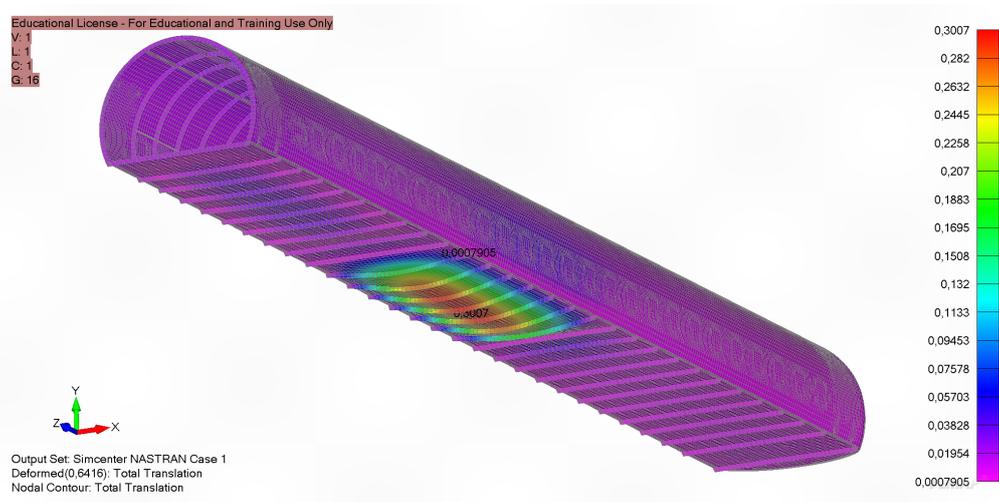


Figura 5.2: Spostamento della cabina. Valore massimo: 300.7 mm

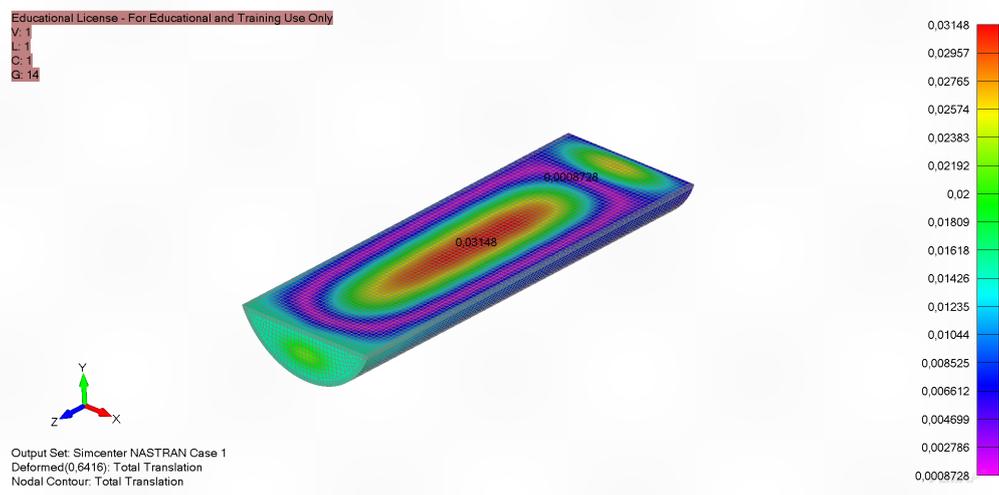


Figura 5.3: Spostamento della baia cargo anteriore. Valore massimo: 31.48 mm

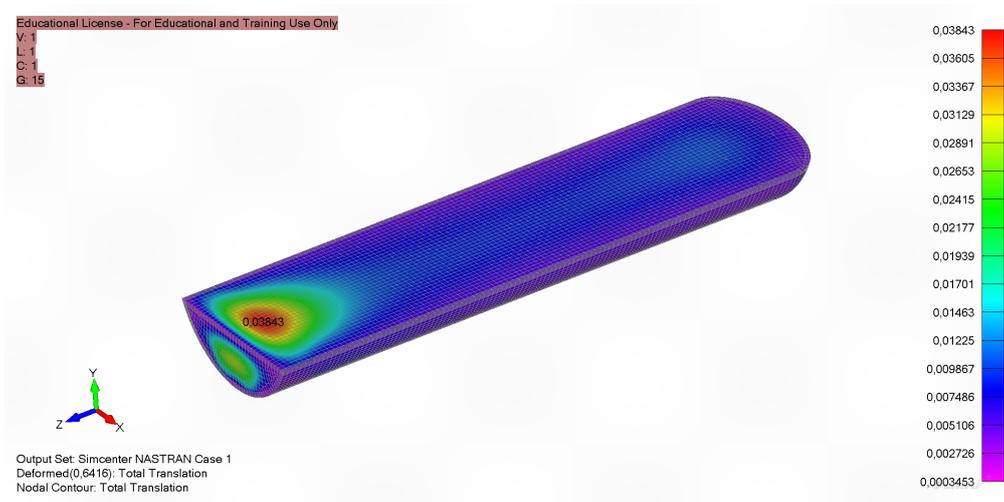


Figura 5.4: Spostamento della baia cargo posteriore. Valore massimo: 38.43 mm

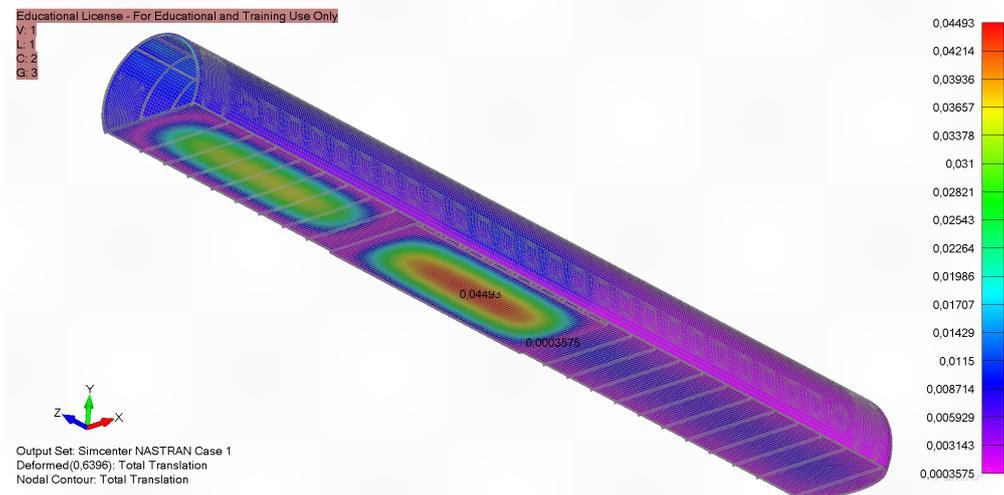


Figura 5.5: Spostamento del pavimento rinforzato. Valore massimo: 44.93 mm

5.1.2 Analisi delle tensioni principali

Le tensioni principali sono state analizzate nelle zone più critiche del modello, in particolare sulle strutture interne, a cominciare dalla parete tra cockpit e cabina. Per chiarezza espositiva si specifica che le diciture "interna" ed "esterna" utilizzate da qui in poi sono riferite esclusivamente alla cabina.

Figura 5.6 mostra l'andamento della tensione principale massima in corrispondenza della skin esterna del pannello tra cockpit e cabina. Osservando i valori risultanti, si osserva la presenza di alcune zone critiche, in termini di tensione, come in corrispondenza del raccordo con gli irrigidimenti longitudinali e trasversali della fusoliera. Sulla porta si misurano i valori di tensione massimi, ma questi risultano rientrare nei limiti di rottura del materiale pari a 469 kPa. Simili considerazioni si propongono nel caso delle tensioni principali minime, rappresentate in Fig. 5.7.

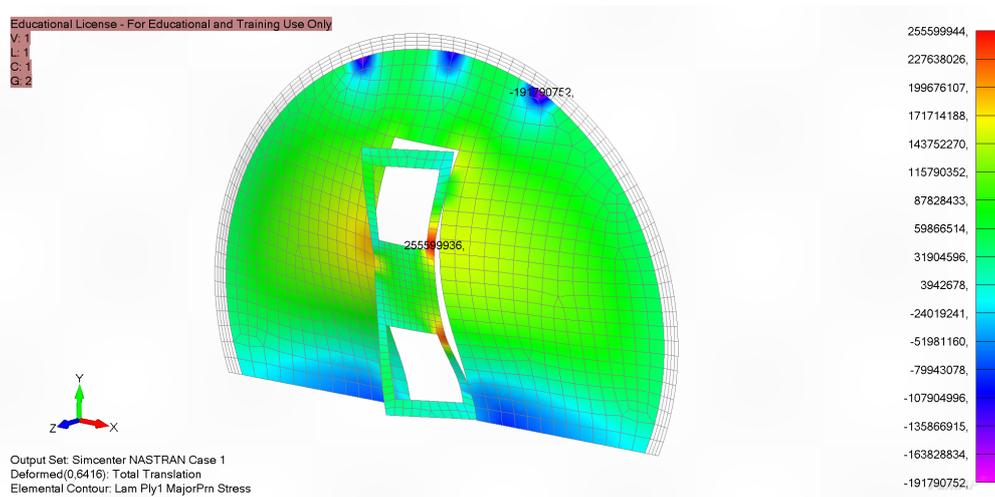


Figura 5.6: Tensione principale massima sulla skin esterna del pannello tra cockpit e cabina.

Analizzando le tensioni nel core del sandwich (Fig. 5.8 e 5.9) si osserva come la distribuzione sia abbastanza uniforme, e che i valori di tensione siano decisamente più bassi rispetto alla skin esterna, in virtù delle minori proprietà meccaniche offerte dalla schiuma metallica. Le tensioni maggiori si riscontrano in prossimità degli spigoli del pannello, dei raccordi con l'ordinata della fusoliera e in basso, in prossimità della cerniera della porta. Sulla porta stessa, invece, le tensioni sono più basse rispetto al resto della parete e non si registrano zone critiche.

Passando infine alla skin interna del sandwich (Fig. 5.10-5.11) si osserva una distribuzione di tensioni simile alla skin esterna. Le zone più critiche sono quelle di interfaccia con gli irrigidimenti longitudinali e trasversali della fusoliera e del pavimento, e si evidenzia la tensione massima non sulla porta, ma in prossimità

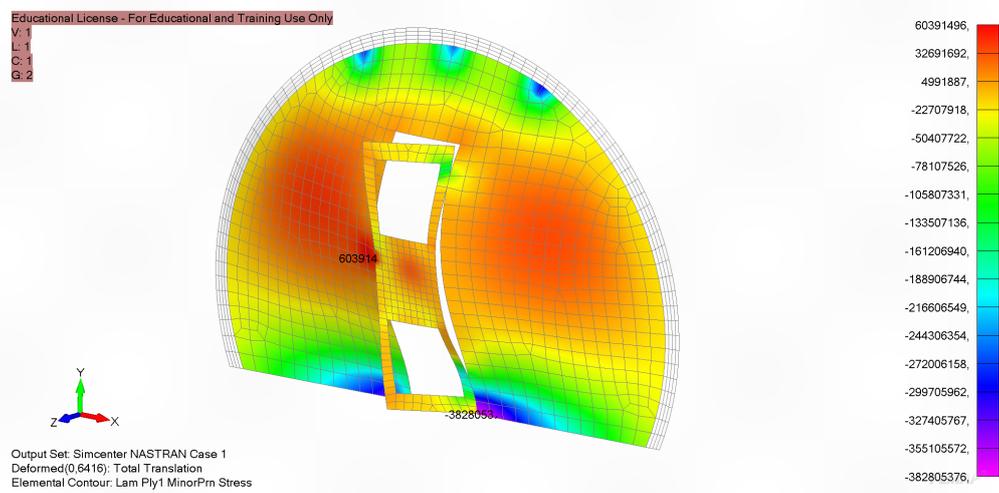


Figura 5.7: Tensione principale minima sulla skin esterna del pannello tra cockpit e cabina.

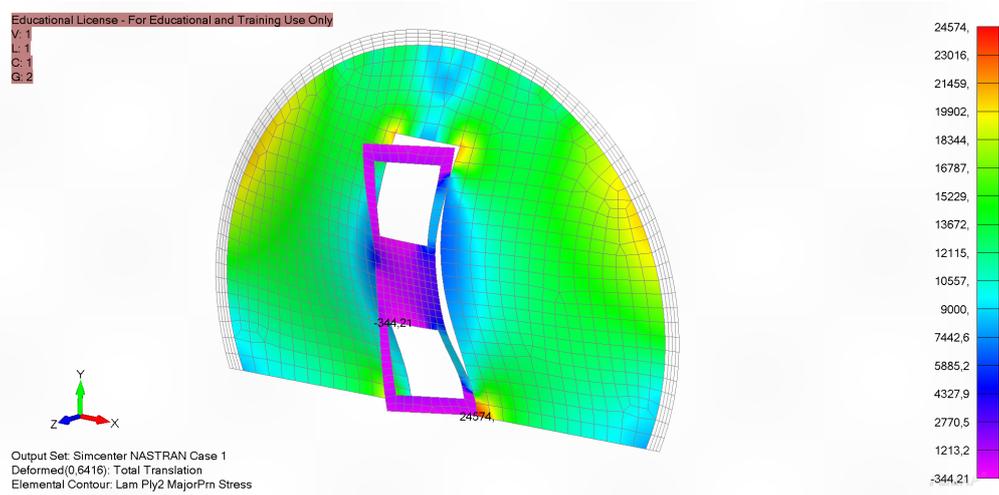


Figura 5.8: Tensione principale massima sul core del pannello tra cockpit e cabina.

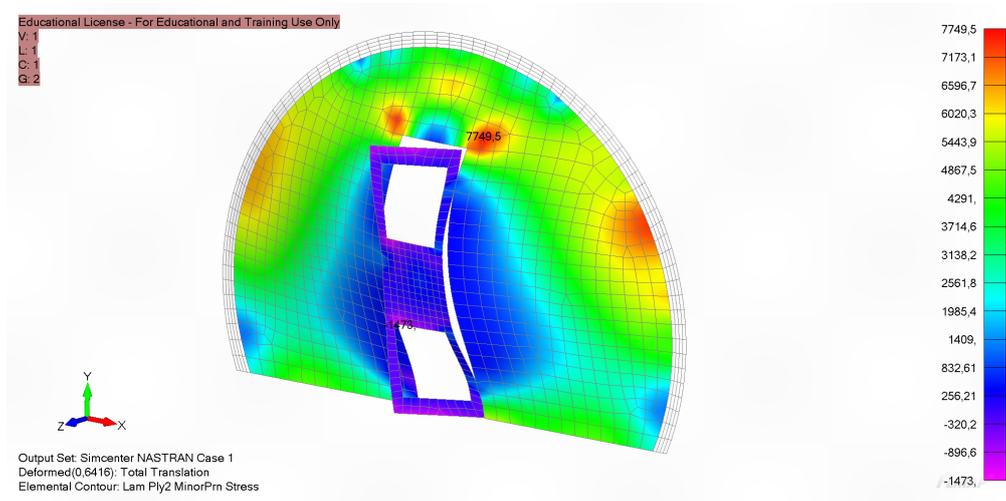


Figura 5.9: Tensione principale minima sul core del pannello tra cockpit e cabina.

dell'angolo vivo inferiore, vicino la cerniera, così come avviene nel core. Qui tuttavia si registra una tensione di 409 MPa, superiore al limite di rottura del materiale, il che indica il danneggiamento della superficie.

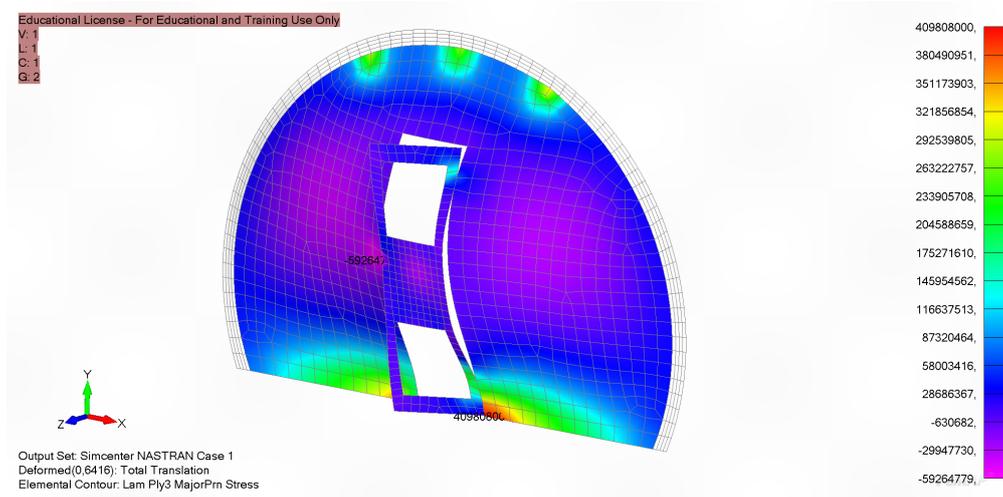


Figura 5.10: Tensione principale massima sulla skin interna del pannello tra cockpit e cabina. Valore massimo 409 MPa. Si supera la tensione di rottura di 400 MPa.

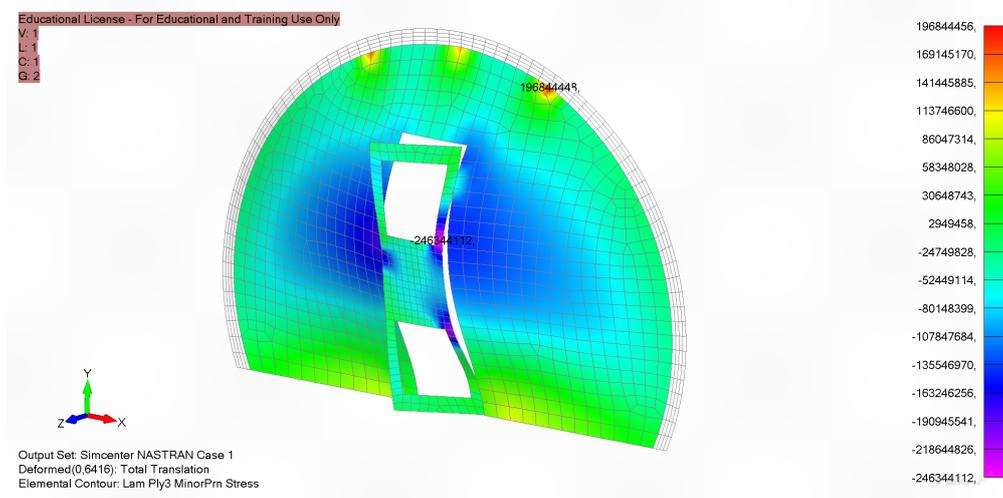


Figura 5.11: Tensione principale minima sulla skin interna del pannello tra cockpit e cabina.

Infine si mostra nelle Fig. 5.12 - 5.13 le tensioni nella zona del pavimento adiacente al compartimento depressurizzato. Come detto in precedenza nella Sez.

5.1.1 la zona risulta essere troppo sollecitata in quanto si registrano delle tensioni massime di 426 MPa sui pannelli e 2.12 GPa sui rinforzi trasversali, ben oltre i limiti di rottura. Rinforzando la struttura come precedentemente descritto si ottengono invece delle tensioni ben al di sotto di tale valore.

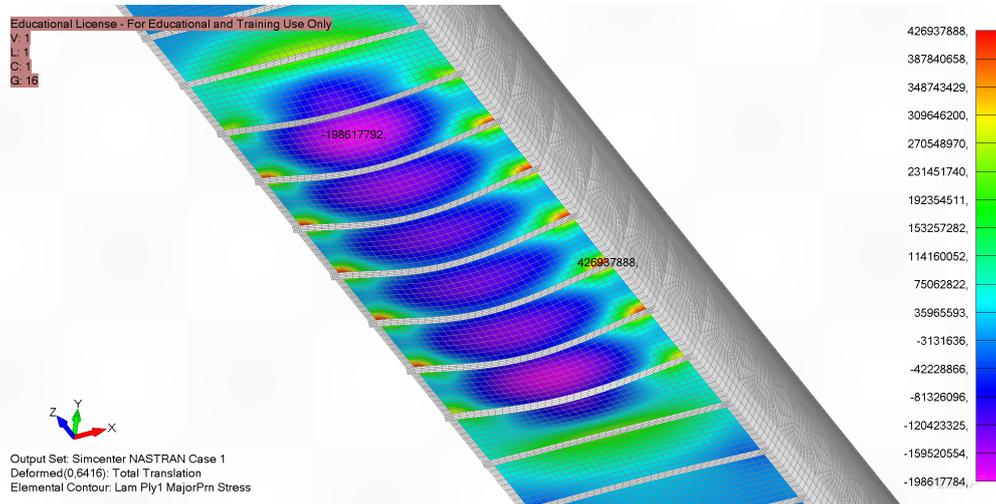


Figura 5.12: Tensione principale massima sulla skin interna del pavimento. Si è vicini alla tensione di rottura di 469 MPa.

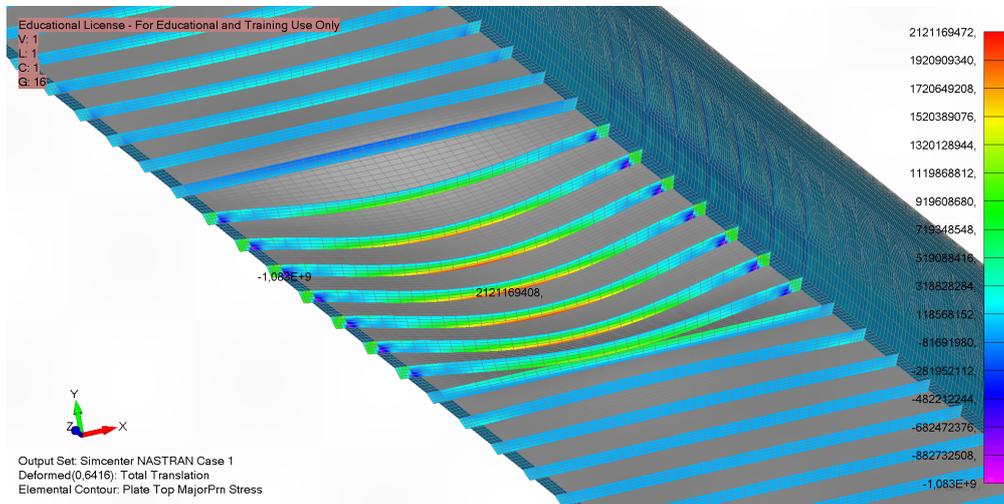


Figura 5.13: Tensione principale massima sui rinforzi del pavimento in prossimità della zona depressurizzata. Valore massimo 2.12 GPa. Si supera la tensione di rottura dell'alluminio di 469 MPa.

5.1.3 Analisi dell'angolo di direzione principale di tensione

Si è poi analizzata la variazione della direzione principale di tensione, indicatori delle direzioni di rottura, sulle superfici sottoposte ai carichi di decompressione. La direzione principale di tensione è una direzione lungo la quale agiscono solamente sforzi normali e gli sforzi di taglio sono nulli, di conseguenza il tensore delle tensioni è diagonale. Ogni punto presenta delle direzioni principali di tensione proprie e la loro variazione dipende dalla presenza di sforzi di taglio. Quando la variazione dell'angolo sarà maggiore, (la variazione massima è di 90°), anche lo sforzo di taglio sarà maggiore e sapendo che i pannelli si rompono a taglio è possibile comprendere in che modo essi è più probabile si rompano.

Le Fig. 5.14 - 5.16 mostrano la variazione dell'angolo nella skin esterna ed interna della parete tra cockpit e cabina. Queste mostrano differenti tipi di rottura, la prima in orizzontale e la seconda in verticale, mentre il core in Fig. 5.15 presenta una variazione di angolo che è un misto dei due. In particolare la rottura nel primo pannello ha origine nella cerniera superiore della porta e nella serratura e si propaga in orizzontale; nel core la rottura ha origine negli stessi punti, ma si propaga verso il basso fino ad incontrare il pavimento, mentre un'altra zona critica si sviluppa attorno la cerniera inferiore; nel secondo pannello la rottura ha origine nello spigolo superiore per poi propagarsi verso l'alto. Risulta evidente dunque che le cerniere e la serratura sono dei punti critici per la struttura dato che lì si concentrano molte tensioni. Tuttavia si ricorda che si è scelto di modellare le cerniere della porta semplicemente facendo combaciare alcuni nodi, permettendo quindi un campo degli spostamenti probabilmente non troppo realistico. Le differenze nei modi di rottura riscontrate possono essere positive, in quanto la parete potrebbe non rompersi completamente in due, ma fratturandosi in maniera scomposta e contando sulla tenuta degli incollaggi fra i tre strati, essa potrebbe rimanere ancora in posizione evitando di provocare danni ai passeggeri e ai membri dell'equipaggio.

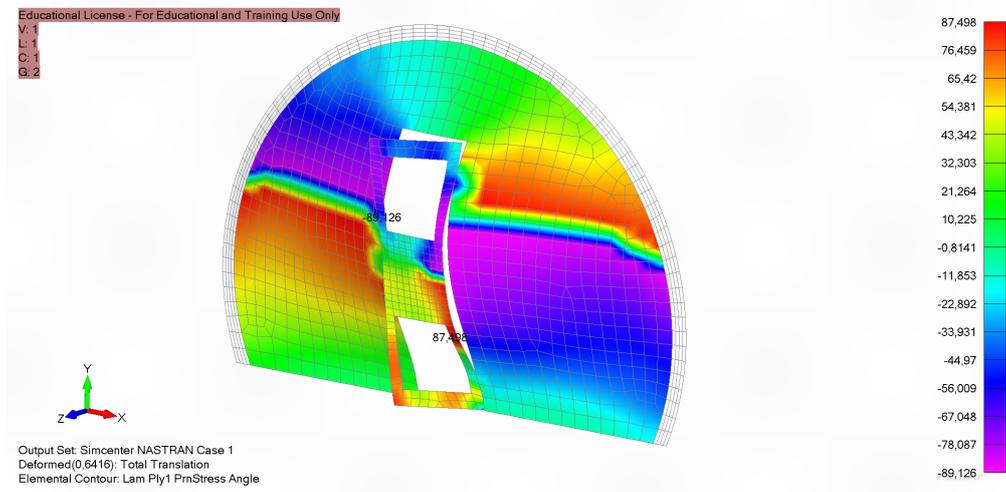


Figura 5.14: Angolo della direzione principale di tensione sulla **skin esterna** del pannello tra cockpit e cabina.

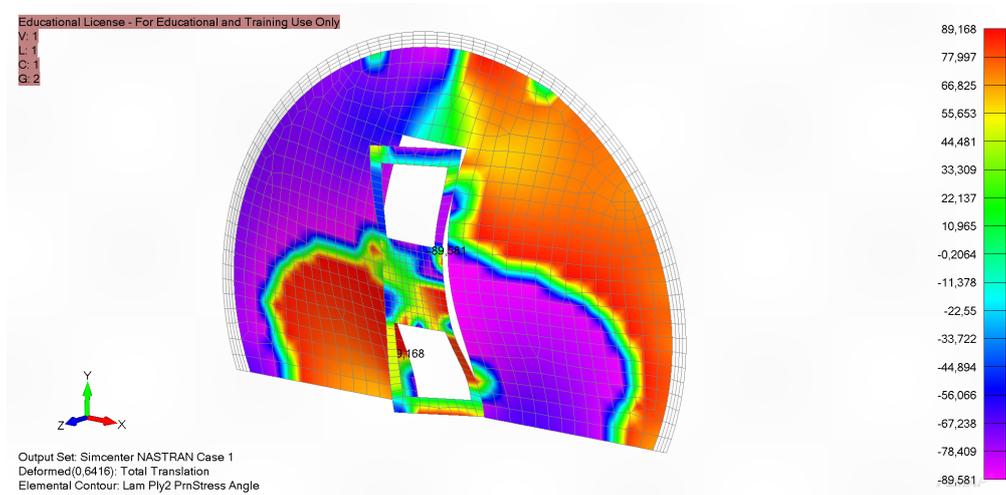


Figura 5.15: Angolo della direzione principale di tensione sul **core** pannello tra cockpit e cabina.

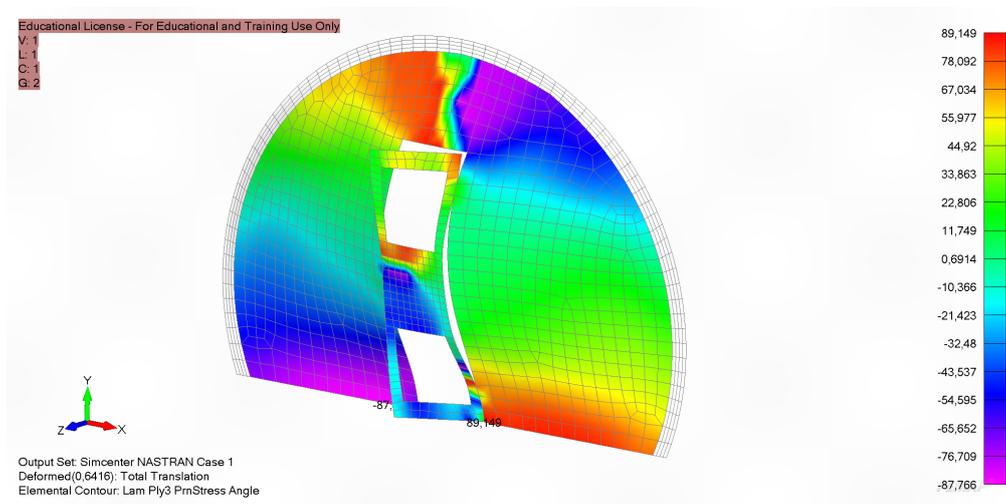


Figura 5.16: Angolo della direzione principale di tensione sulla **skin interna** del pannello tra cockpit e cabina.

5.2 Andamento delle tensioni al variare del foro

Nell'analisi statica si è constatato che la struttura più critica è la parete tra cockpit e cabina. Si sceglie di analizzare dunque la tensione massima registrata sui tre strati del sandwich al variare della dimensione della breccia nel cockpit, causa della decompressione. Le analisi statiche sono state eseguite sulla condizione di carico più gravosa riscontrata, ovvero per il primo picco di Δp rilevato sulla parete. In Tabella 5.1 si riportano i valori di Δp massimi e il tempo dall'inizio della decompressione al quale viene riscontrato, assieme ai valori massimi di tensione. Nelle analisi gasdinamiche si è sempre considerato $C_D = 0.5$.

All'aumentare delle dimensioni della breccia aumenta anche il Δp e si riduce il tempo nel quale esso viene raggiunto dall'inizio dell'evento. Di conseguenza nell'analisi statica si ottiene uno spostamento maggiore e delle tensioni maggiori. Figura 5.17 mostra l'andamento delle tensioni in funzione della dimensione della breccia, mentre in rosso è segnato il limite di rottura del materiale. Si può notare come vi sia un andamento delle tensioni con una certa pendenza fino alla breccia di dimensioni 0.6, dopo di che si registra una riduzione della pendenza, come se all'ulteriore aumentare della breccia si giungesse poi ad un asintoto.

Si evince inoltre che con una breccia superiore a 0.3 m^2 la skin esterna che costituisce il sandwich giunge a rottura, mentre la rottura della skin interna avviene per una dimensione del foro superiore a 0.6 m^2 . Se si vuole che le strutture resistano a breccie di dimensioni maggiori dovranno di conseguenza essere rinforzate.

Dimensioni breccia (m^2)	Δp massimo (kPa)	t (s)	spostamento (cm)	tensione max skin esterna (MPa)	tensione max core (MPa)	tensione max skin interna (MPa)
0.2	6.249	0.048	51.22	201.06	1.59×10^{-2}	306.12
0.4	9.425	0.037	75.57	236.60	2.50×10^{-2}	451.67
0.6	12.109	0.033	99.18	389.31	3.28×10^{-2}	592.75
0.8	13.793	0.029	113.11	444.01	3.75×10^{-2}	676.03
1.0	15.320	0.026	126.23	495.49	4.18×10^{-2}	754.41

Tabella 5.1: Andamento delle tensioni al variare del foro

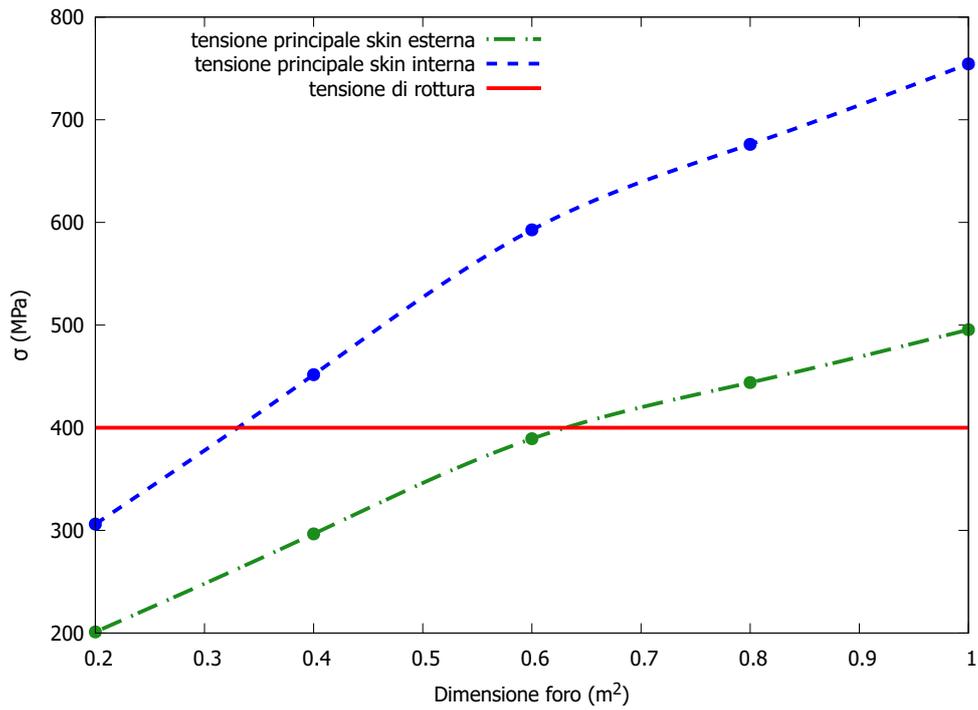


Figura 5.17: Analisi statica: andamento della tensione principale massima nelle skin del pannello tra cockpit e cabina al variare delle dimensioni della breccia. In rosso è segnata la tensione di rottura del materiale, pari a 400 MPa

5.3 Analisi dinamica

Si è effettuata una analisi dinamica per studiare la risposta meccanica della struttura considerando tutto il fenomeno di decompressione. Essa è proposta attraverso una procedura di accoppiamento debole: data la legge di variazione temporale delle pressioni nei compartimenti, calcolate a monte, si effettua una analisi strutturale imponendo queste forzanti nella equazione del moto, che risulta così disaccoppiata rispetto al problema gasdinamico.

La decompressione dura in totale 7 secondi, ma i principali eventi gasdinamici avvengono durante il primo secondo, per poi raggiungere una condizione di equilibrio nei successivi istanti temporali. Per questo motivo l'analisi è stata effettuata solamente per i primi 2 secondi dalla comparsa della breccia.

La condizione di vincolo adottata prevede il serraggio dei quattro vertici del pavimento, attraverso dei vincoli di tipo incastro, così da simulare una condizione più vicina possibile ad una reale e bloccare qualsiasi moto rigido.

Prima della decompressione il velivolo si trova già in una condizione di precarico, essendo pressurizzato rispetto all'ambiente esterno. Per questo motivo si sono creati due "subcases" nell'analisi: il primo prevede una analisi statica con le pressioni presenti durante il volo; il secondo prevede l'analisi dinamica che adotta come condizione iniziale la condizione di pre-carico analizzata nel caso di analisi statica. L'andamento della pressione nel tempo si applica a partire quindi da una configurazione iniziale deformata, causata dalle variazioni di pressione tra i compartimenti nella fase di volo in assenza di decompressione. Inizialmente, si procede con una analisi di stabilità della procedura numerica adottata, analizzando l'influenza del time-step scelto sulla risposta meccanica della struttura. Si è scelto quindi un time-step di 0.015 s.

Effettuata l'analisi si evince che vi sono delle zone nelle quali si verificano degli spostamenti molto grandi con delle tensioni che vanno ben oltre il valore di rottura. Di conseguenza, dato che l'analisi si basa sull'ipotesi di piccoli spostamenti e rotazioni, i risultati sono da considerarsi validi fino a tale soglia, e dunque si procede ad individuare quelle che sono le zone più critiche.

5.3.1 Porta tra cockpit e cabina

Una zona critica individuata è la porta tra cockpit e cabina, che presenta delle strutture molto sottili a causa della presenza di grandi pannelli di ventilazione. Al tempo $t = 0.06$ s dall'inizio della decompressione si registra su di essa una tensione di 463 MPa, che supera il limite di rottura del materiale, fissato a 400 MPa, come possibile osservare in Fig. 5.18. La porta è interessata anche da grandi spostamenti mostrati in Fig. 5.19 in funzione del tempo, facendo presagire la rottura della stessa. Dati gli spostamenti previsti dall'analisi elastica lineare, non compatibili con

l'ipotesi di piccoli spostamenti e rotazioni, si prevede quindi un irrigidimento della struttura attraverso aumento di spessore o adozione di materiali maggiormente resistenti.

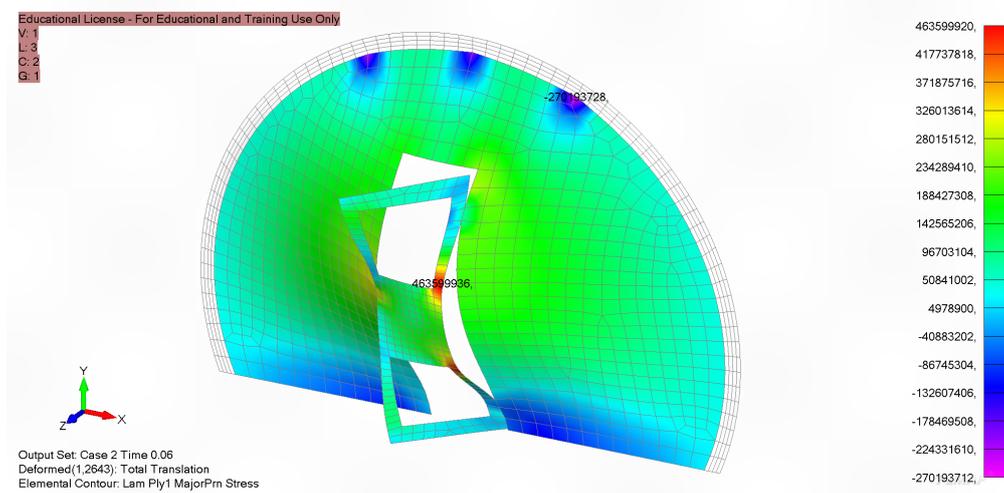


Figura 5.18: Analisi dinamica: tensione principale massima nella porta a $t = 0.06$ s dall'inizio della decompressione

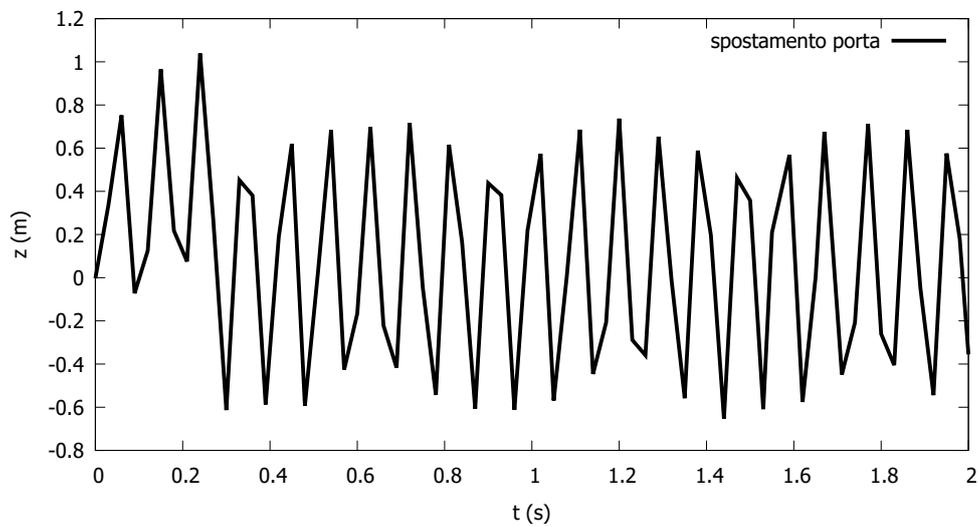


Figura 5.19: Analisi dinamica: andamento dello spostamento di un punto della porta lungo l'asse z nel tempo

Si è analizzando anche l'andamento delle tensioni nei punti critici del pannello, ovvero in prossimità delle cerniere e della serratura. Guardando le Fig. 5.20-5.21 si osserva che le tensioni rimangono sempre entro i limiti di rottura, mentre in Fig. 5.22 si vede come nella serratura inizialmente si superi leggermente tale valore, il che presume una possibile rottura in tale punto.

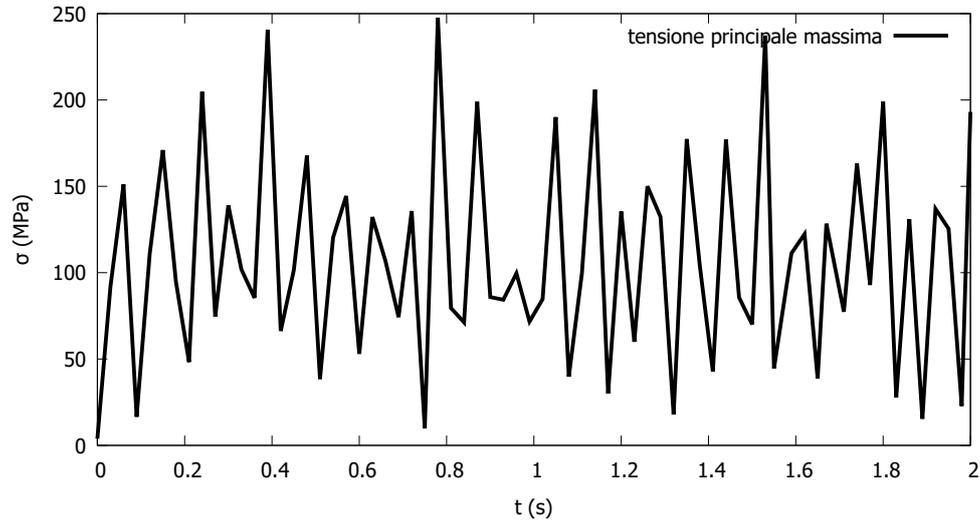


Figura 5.20: Analisi dinamica: andamento della tensione nella cerniera superiore della porta

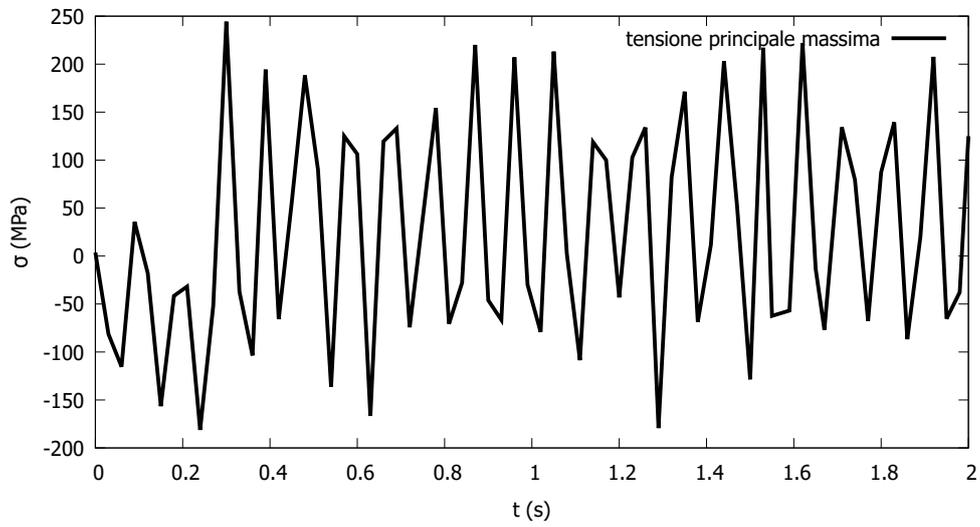


Figura 5.21: Analisi dinamica: andamento della tensione nella cerniera inferiore della porta

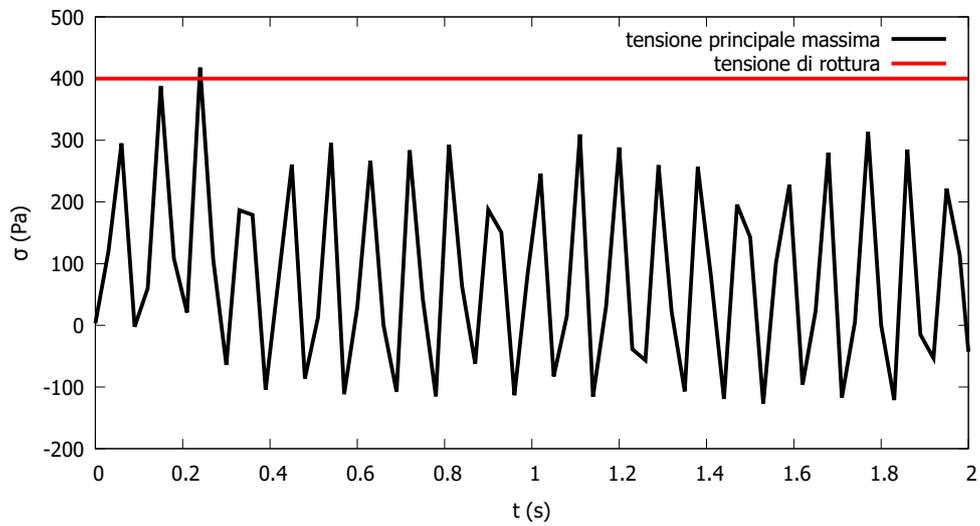


Figura 5.22: Analisi dinamica: andamento della tensione nella serratura della porta

5.3.2 Pavimento

Si presenta lo spostamento osservato sul pavimento in corrispondenza di tre diversi punti.

In Fig. 5.23 si osserva lo spostamento relativo al nodo centrale del pavimento all'interfaccia con la baia cargo anteriore. Sullo stesso grafico è inoltre riportato l'andamento del carico agente su tale parete. Si nota che gli spostamenti sono ridotti, dell'ordine del centimetro, con il picco in corrispondenza del massimo Δp al tempo di circa 0.2 secondi. Dopodiché il pavimento oscilla a causa degli effetti inerziali e del proseguimento del fenomeno di decompressione. Lo spostamento maggiore è verso il basso, in quanto la pressione è maggiore nella cabina rispetto alla baia cargo in questo intervallo di tempo e questa schiaccia il pavimento verso il basso.

Considerazioni simili si propongono riguardo lo spostamento del punto centrale del pavimento all'interfaccia con la baia cargo posteriore, rappresentato in Fig. 5.24. Gli spostamenti seguono l'andamento del Δp agente sulla parete, infatti il picco lo si ha per valori positivi di y dato che la pressione è maggiore nella baia cargo e questa spinge il pavimento verso l'alto fino all'apertura del pannello di decompressione che causa il successivo crollo di pressione nel compartimento. Dopo il picco, segue l'oscillazione del pavimento per effetti inerziali e il proseguimento della decompressione.

Infine in Fig. 5.25 si osserva lo spostamento del punto centrale del pavimento rinforzato all'interfaccia con la zona depressurizzata. Anche qui lo spostamento segue l'andamento del Δp calcolato come differenza tra la pressione in cabina e quella esterna. Dato che il velivolo si depressurizza il Δp diminuisce progressivamente e con esso lo spostamento del pavimento, inizialmente di 4 cm verso il basso, si riduce fino a raggiungere il valore nullo al termine dell'evento.

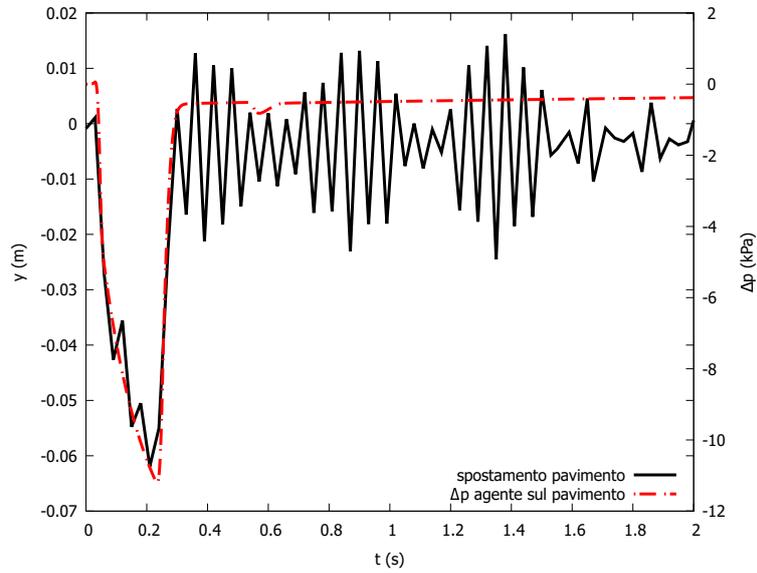


Figura 5.23: Analisi dinamica: andamento dello spostamento del pavimento in prossimità della baia cargo anteriore e andamento del Δp agente su di esso

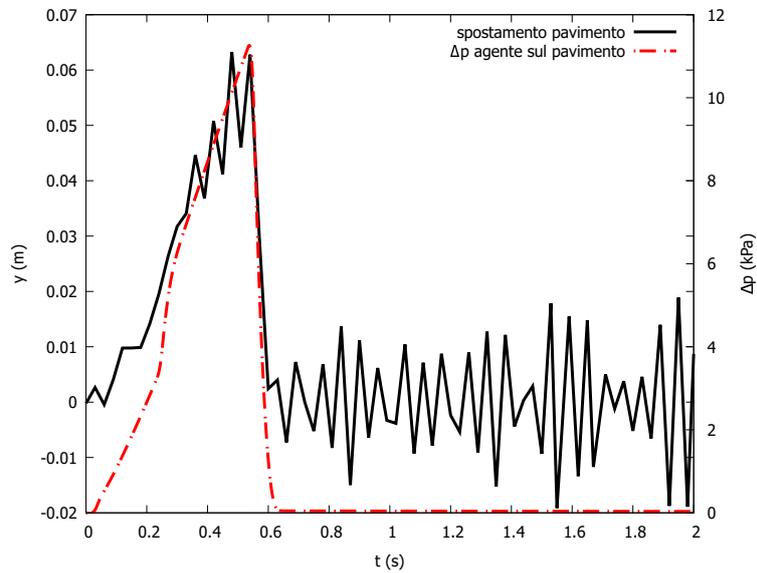


Figura 5.24: Analisi dinamica: andamento dello spostamento del pavimento in prossimità della baia cargo posteriore e andamento del Δp agente su di esso

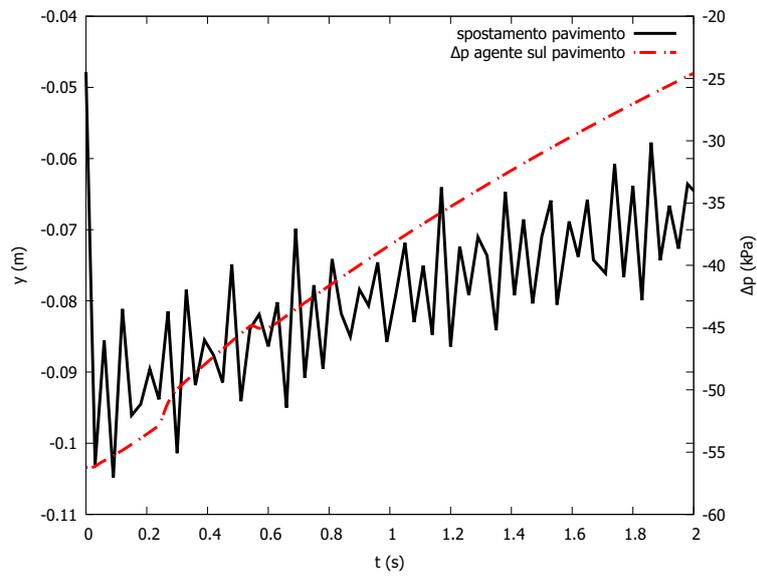


Figura 5.25: Analisi dinamica: andamento dello spostamento del pavimento in prossimità della zona depressurizzata rinforzata e andamento del Δp agente su di esso

5.3.3 Cappelliere

Si analizza anche il comportamento di alcune strutture secondarie, che vengono dimensionate a carichi da decompressione, come le cappelliere. Per esse nel modello non sono state previste delle ventilazioni, e si è assunto che all'interno di esse sia presente la pressione di cabina durante la crociera. Una volta iniziata la decompressione le cappelliere si espandono a causa della pressione in cabina che diminuisce mentre all'interno rimane costante. Nonostante la rapidità dell'evento le cappelliere non esplodono e il materiale mostra una buona tenuta, dato che dopo 2 secondi dalla comparsa della breccia lo spostamento massimo è pari a 31 mm, mentre la tensione principale massima è di 176 MPa, ben al di sotto del limite di rottura fissato a 479 MPa. Nelle Fig. 5.26-5.27 si possono osservare i risultati descritti relativi ad una singola coppia di cappelliere, ma risultati simili sono stati ottenuti per tutte le altre coppie in cabina.

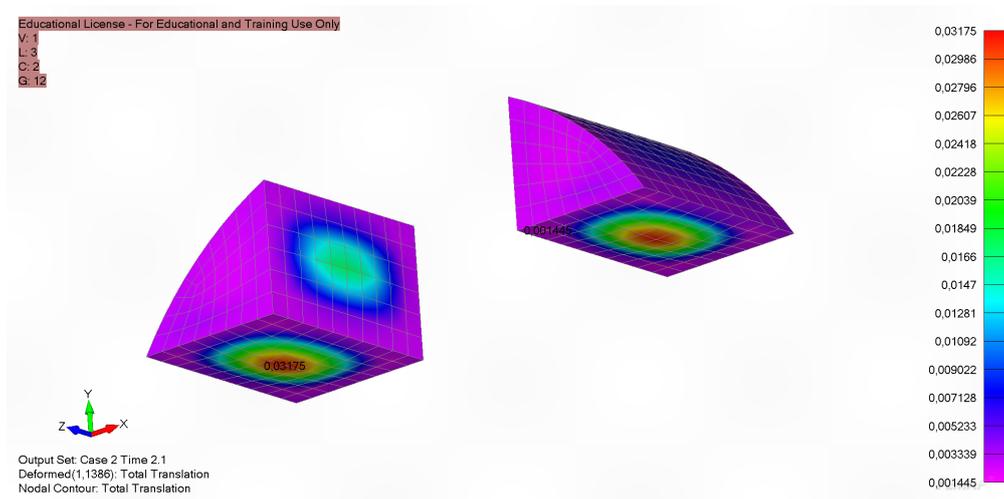


Figura 5.26: Analisi dinamica: spostamento della cappelliera al tempo $t = 2$ s dall'inizio della decompressione

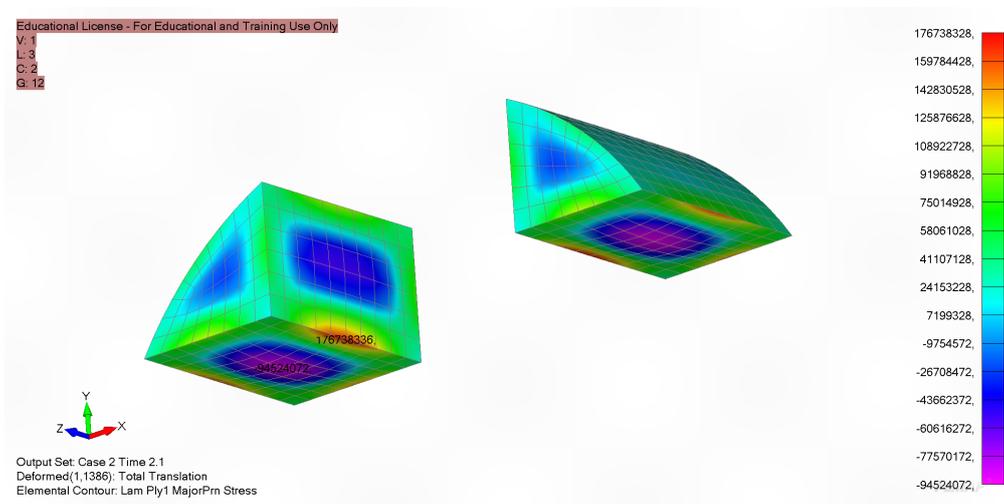


Figura 5.27: Analisi dinamica: tensione principale massima nella cappelliera al tempo $t = 2$ s dall'inizio della decompressione

5.4 Fattore di amplificazione dinamico

Avendo studiato il problema sia staticamente che dinamicamente, si può calcolare il fattore di amplificazione dinamico D , definito come il rapporto tra la risposta dinamica del sistema e la risposta statica, prodotta dallo stesso carico agente sulla struttura. Lo si calcola perché analizzando i carichi dinamicamente si è in grado di tenere in conto anche gli effetti inerziali, che possono causare una maggiore o minore risposta del sistema. Dunque, conoscendolo, si può ottenere la risposta dinamica semplicemente moltiplicando la risposta statica per esso.

In questo elaborato di tesi si calcola tale fattore relativamente al pannello tra cockpit e cabina, in quanto questa è la struttura secondaria maggiormente interessata dal fenomeno di decompressione rapida e lo si fa considerando lo spostamento in corrispondenza del massimo valore di Δp agente sulla parete. Osservando la Fig. 4.21, si deduce che il picco si verifica al tempo $t = 0.03$ s, e la differenza di pressione calcolata è 12.109 kPa. La risposta statica prevede uno spostamento massimo di 75.57 cm, mentre la risposta dinamica prevede uno spostamento di 40.97 cm. Il fattore di amplificazione dinamica risulta quindi:

$$D = \frac{x_{dinamica}}{x_{statica}} = \frac{40.97}{75.57} = 0.542 \quad (5.1)$$

E' minore di 1, in accordo con altri studi presenti in letteratura, come l'analisi di carichi impulsivi triangolari [2].

Avendo calcolato D , si ripropone l'andamento della tensione principale massima al variare della dimensione della breccia, mostrato in Fig. 5.28, scalato con tale valore.

Si osserva che le tensioni sono molto inferiori e rientrano quasi tutte entro i limiti di rottura del materiale fissato a 400 MPa.

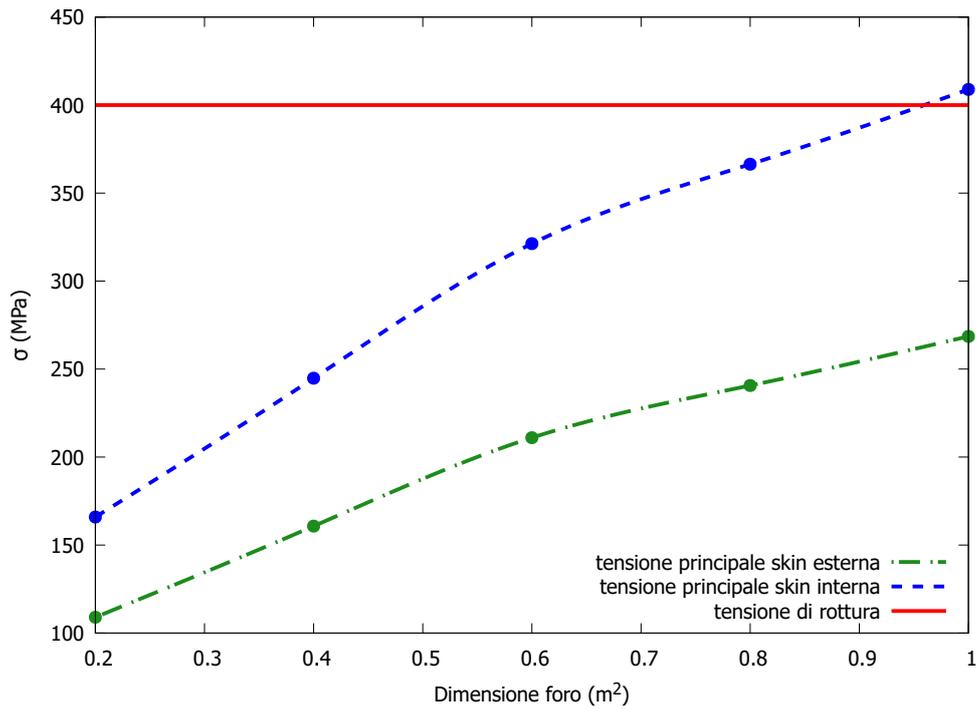


Figura 5.28: Analisi dinamica: andamento della tensione principale massima nelle skin del pannello tra cockpit e cabina al variare delle dimensioni della breccia. In rosso è segnata la tensione di rottura del materiale, pari a 400 MPa

Capitolo 6

Analisi strutturale: caso spacecraft

Si è voluto presentare anche l'analisi strutturale di un satellite nel caso di decompressione in un lanciatore. L'analisi gasdinamica del problema è stata discussa nella Sez. 4.4, dove sono stati ricavati gli andamenti di pressione, mentre la descrizione del modello è stata effettuata in Sez. 3.2.

6.0.1 Analisi dinamica

Si è effettuata una analisi dinamica per studiare la risposta meccanica della struttura considerando il fenomeno di decompressione durante tutta l'ascesa del lanciatore. Sul modello sono stati applicati i carichi di pressione interni ed esterni al satellite e come condizione al contorno si sono utilizzati 4 incastri alle estremità inferiore della struttura primaria, immaginando che siano i punti in cui il satellite è vincolato al dispenser del lanciatore.

Figura 6.1 rappresenta la deformata e il valore di spostamento totale sul satellite in corrispondenza della condizione di carico più gravosa che si verifica al tempo $t = 90$ s della decompressione. Si registra uno spostamento massimo di 0.7 mm in corrispondenza del punto centrale del pannello laterale sul quale agisce un carico di 32 Pa.

Figura 6.2 rappresenta la deformata e il valore di tensione di Von Mises sul satellite allo stesso istante di tempo. Il valore massimo registrato è pari a 0.632 MPa e si verifica agli spigoli della struttura primaria. Sono dei valori molto piccoli, con la tensione molto lontana dal limite di snervamento fissato a 503 MPa, il che indica che la ventilazione di progetto prevista è della giusta dimensione e non genera carichi eccessivi sulla struttura.

In Fig. 6.3 è rappresentato l'andamento dello spostamento totale del punto centrale del pannello laterale comparato all'andamento del carico di pressione agente su di esso nel tempo. Si osserva che i due andamenti sono congrui e che gli spostamenti non sono tali da compromettere l'integrità della struttura o di danneggiare i delicati circuiti elettrici presenti nei pannelli solari.

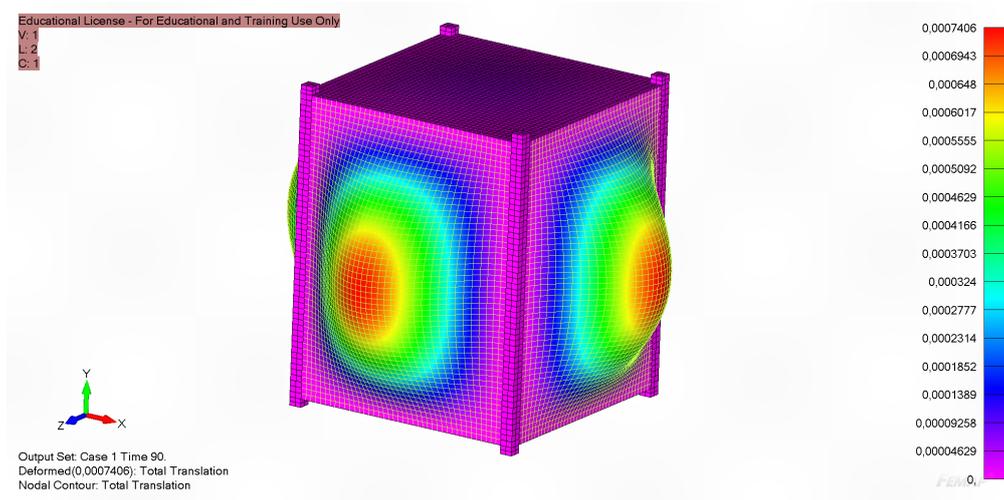


Figura 6.1: Analisi dinamica: spostamento del satellite al tempo $t = 90$ s pari a 0.74 mm

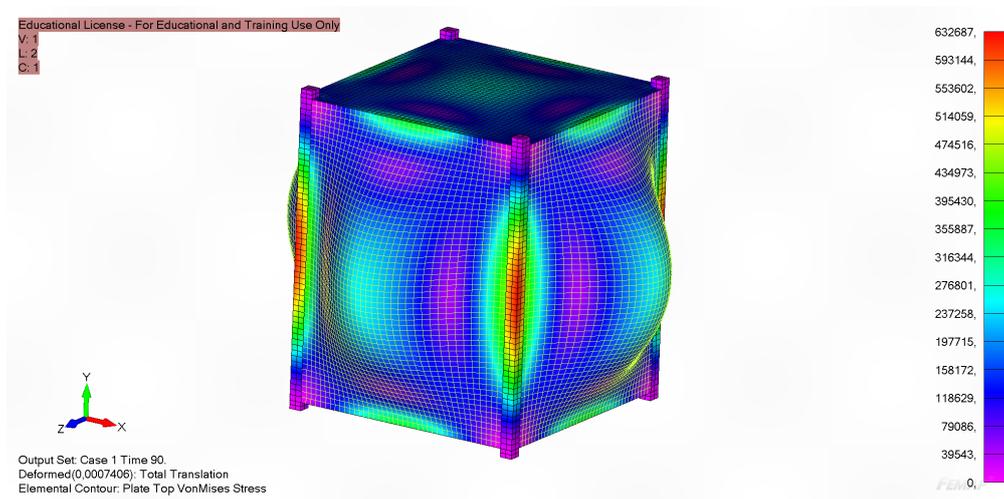


Figura 6.2: Analisi dinamica: tensione di Von Mises nel satellite al tempo $t = 90$ s pari a 0.632 MPa

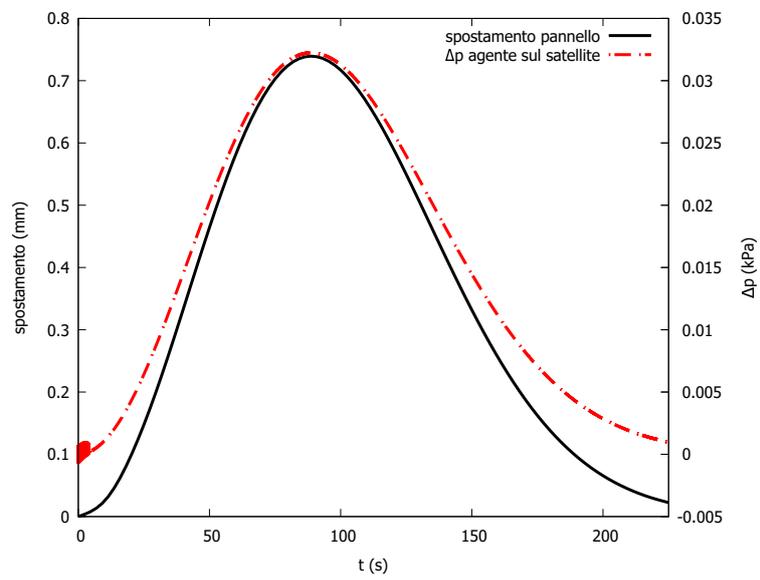


Figura 6.3: Caso spacecraft: spostamento del pannello nel tempo

6.0.2 Variazione dimensione della ventilazione

Dopo aver studiato il caso di decompressione con la ventilazione di progetto, si propone lo studio della decompressione considerando dimensioni differenti per la ventilazione, come fatto nell'analisi gasdinamica in Sez. 4.4.

Le Fig. 6.4-6.5 mostrano lo spostamento del pannello laterale durante tutta la decompressione assieme all'andamento del carico di pressione. Le Fig. 6.6-6.7 mostrano invece la deformata della struttura e il valore della tensione di Von Mises massima registrata durante l'analisi.

In Tabella 6.1 sono riportati i valori di spostamento e tensione di Von Mises in corrispondenza del massimo carico registrato. Si può osservare come riducendo la dimensione dell'apertura di un ordine di grandezza si ottenga una tensione massima entro i limiti di rottura, mentre gli spostamenti non sono trascurabili. E' un problema che si può risolvere rinforzando la struttura dei pannelli solari, mentre la struttura primaria non necessita di modifiche.

Riducendo ancora di un ordine di grandezza la dimensione della ventilazione si ottengono valori inaccettabili, con spostamenti dell'ordine del metro e tensioni dell'ordine dei GPa, ben oltre i limiti di rottura del materiale e ben oltre le capacità del metodo utilizzato che si basa sull'ipotesi di piccoli spostamenti e rotazioni. Si evidenzia dunque come riducendo l'area di ventilazione, cambi completamente la gasdinamica della decompressione, generando carichi molto più grandi che risultano critici per la struttura.

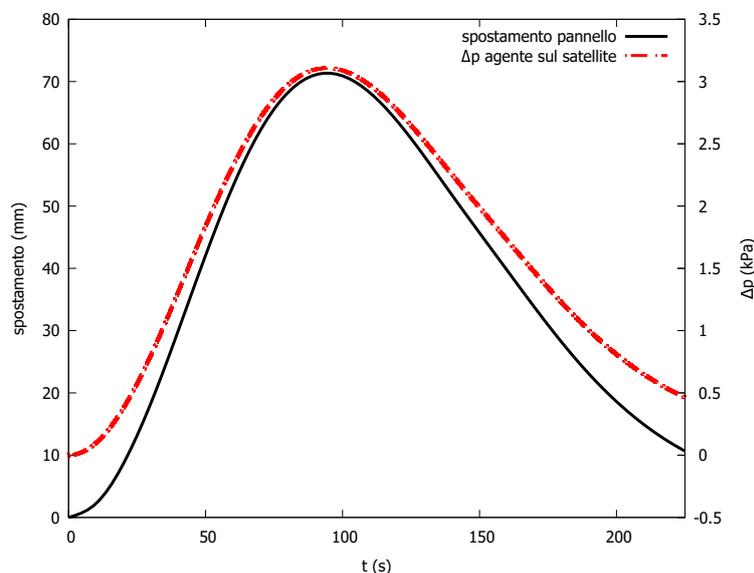


Figura 6.4: Caso 2 spacecraft: spostamento del pannello nel tempo

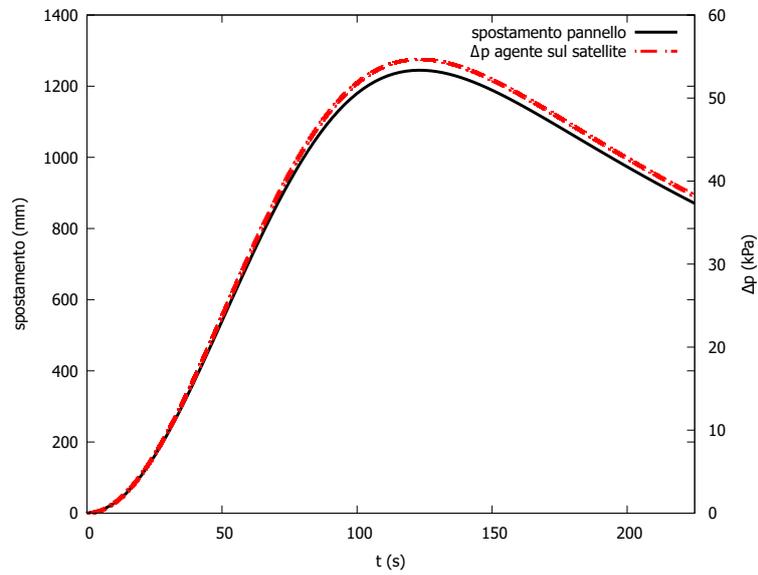


Figura 6.5: Caso 3 spacecraft: spostamento del pannello nel tempo

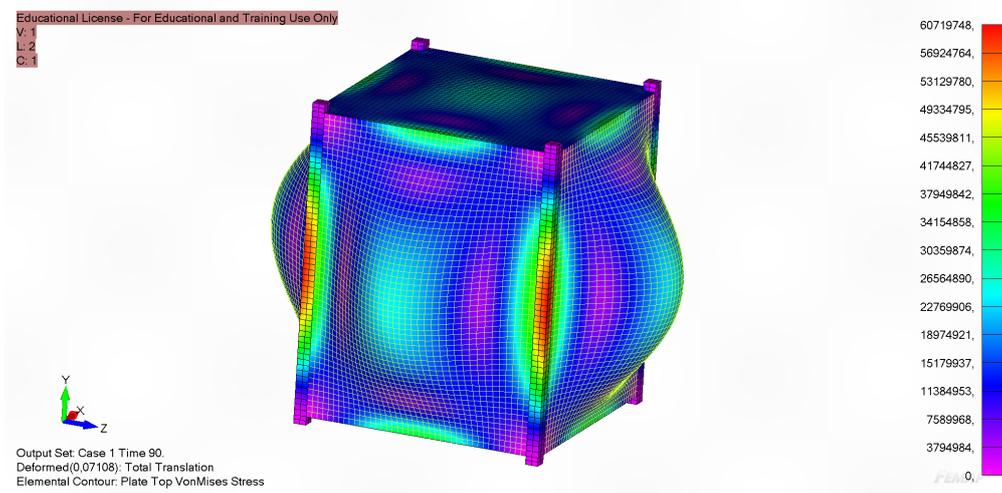


Figura 6.6: Analisi dinamica, caso 2: tensione di Von Mises nel satellite al tempo $t = 90$ s pari a 60.71 MPa

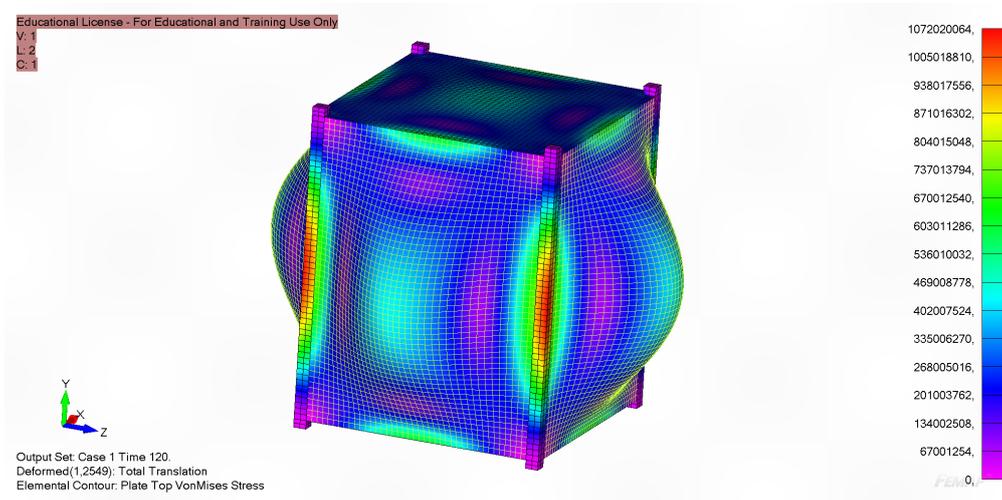


Figura 6.7: Analisi dinamica, caso 3: tensione di Von Mises nel satellite al tempo $t = 120$ s pari a 1072 MPa

Dimensioni apertura (m^2)	24×10^{-5}	24×10^{-6}	24×10^{-7}
Δp massimo (kPa)	0.032	3.11	54.66
tempo di raggiungimento (s)	90	90	120
spostamento massimo (mm)	0.7406	71.08	1254
tensione Von Mises max (MPa)	0.632	60.71	1072

Tabella 6.1: Analisi della decompressione del satellite nel fairing dell'Ariane 4 nei tre casi analizzati

Capitolo 7

Conclusioni

Nel presente elaborato di tesi si è studiato il fenomeno di decompressione rapida ed esplosiva nei veicoli aerospaziali. Per lo studio gasdinamico si è utilizzato un modello zero-dimensionale per rappresentare il velivolo diviso in compartimenti comunicanti tra loro attraverso opportune ventilazioni attive o passive. Il flusso attraverso esse è stato considerato quasi-unidimensionale e l'aria come un gas perfetto. Per ottenere gli andamenti di pressione sono state utilizzate le equazioni di continuità e delle trasformazioni isentropiche che sono state integrate con un modello di integrazione numerica con metodo Eulero esplicito. Il modello è stato validato attraverso il confronto con i casi in letteratura di cabina con un solo compartimento e poi con due, tre, quattro e sei compartimenti considerando la presenza di ventilazioni attive e passive. Una volta fatto ciò si è analizzato il modello proposto di velivolo.

Si è creato un modello di Boeing 737-800 riproducendo le dimensioni trovate in letteratura e considerando anche la presenza di strutture secondarie interne. Si è creato un modello FEM per effettuare analisi agli elementi finiti che è stato validato mediante una analisi statica e poi si è proceduto all'analisi transiente con i carichi presenti nello scenario di decompressione ipotizzato: la comparsa di una breccia nel cockpit, così come indicato dalla normativa CCAR 25.365(e). Dall'analisi gasdinamica si evince che i carichi generati sono notevoli e dalla successiva analisi transiente si verifica che la struttura che ne risente maggiormente è la parete tra cockpit e cabina che presenta spostamenti elevati e tensioni oltre il limite di rottura.

Avendo validato la procedura con il caso del velivolo si è proceduto con l'analisi della decompressione di un payload spaziale. Si è simulato il carico di pressione agente sulle pareti di uno spacecraft durante l'ascesa, riproducendo un modello di un satellite ispirato all'UPM-sat 1. Dall'analisi gasdinamica si evince che il massimo carico lo si ha a 90 s dal decollo e dall'analisi dinamica si verifica che è perfettamente gestibile dalla struttura, che risente di bassissimi spostamenti e tensioni. Si sono poi analizzati dei casi con ventilazioni di grandezza ridotta rispetto

al caso di progetto che ne ha mostrato le criticità.

In entrambi i casi, date le considerazioni emerse a valle delle analisi, è possibile avanzare delle possibili proposte per far fronte alle criticità individuate. Dal punto di vista gasdinamico si può agire incrementando la dimensione delle ventilazioni o riducendo la pressione di rilascio, così da generare un carico inferiore sulla struttura. Dal punto di vista strutturale si possono cambiare i materiali, rinforzare la struttura aggiungendo degli opportuni elementi oppure incrementare lo spessore dei pannelli, anche se questo comporta un aumento del peso della struttura che non può essere trascurato. Si deve dunque fare un trade-off.

Il lavoro potrebbe essere proseguito in futuro effettuando diversi studi:

- Analisi del modello proposto rinforzando adeguatamente le zone critiche;
- Analisi con non linearità geometriche e dei materiali, ovvero considerando grandi spostamenti e rotazioni e le possibili zone di plasticizzazione e danneggiamento dei materiali;
- Analisi dei carichi da decompressione considerando il volume del compartimento non costante;
- Analisi gasdinamica e strutturale con accoppiamento forte, che dunque preveda una integrazione simultanea nel tempo delle equazioni del moto strutturale e gasdinamiche, che consentono di prevedere la variazione di pressione nel compartimento causata dalla deformazione della struttura.

Bibliografia

- [1] *737-600/-700/-800/-900 Operations Manual*. The Boeing Company (cit. a p. 21).
- [2] K. J. Bathe. *Finite Element Procedures*. Prentice-Hall, Englewood Cliffs, 1996 (cit. a p. 77).
- [3] G. Capovilla, E. Cestino, L. M. Reyneri e G. Romeo. «Modular Multifunctional Composite Structure for CubeSat Applications: Preliminary Design and Structural Analysis». In: *Aerospace* (2020) (cit. a p. 33).
- [4] N.E. Daidzic e M.P. Simones. «Aircraft decompression with installed cockpit security door». In: *J. Aircraft*, (2010) (cit. alle pp. 3, 9).
- [5] S.T. Demetriades. «On the decompression of a punctured cabin in vacuum flight». In: *Jet Propulsion* (1954) (cit. a p. 2).
- [6] *Divinycell F*. BASF Corporation. URL: <https://aerospace.basf.com/divinycell-f.html> (cit. a p. 26).
- [7] R. Dykhuizen, W. Gill e L. Bruska. «Depressurization solutions of vented enclosures during launch». In: *CEAS Space Journal* (2011) (cit. a p. 15).
- [8] R.P. Garner. «Concepts providing for physiological protection after cabin decompression in the altitude range of 60000 to 80000 feet above sea level». In: *U.S. Department of Transportation* (1999) (cit. a p. 1).
- [9] *General Datasheet*. Gurit Group. URL: <https://www.gurit.com> (cit. a p. 26).
- [10] F. Haber. «Physical process of explosive decompression». In: *J. Aviat. Med.* (1950) (cit. alle pp. 2, 8).
- [11] F. Mavriplis. «Decompression of a pressurized cabin». In: *Can. Aeronaut. Space J.* (1963) (cit. a p. 2).
- [12] *Next-Generation 737 Airplane Characteristics for Airport Planning*. The Boeing Company. 2023 (cit. alle pp. 18–20).
- [13] A. Pagani e E. Carrera. «Gasdynamics of rapid and explosive decompressions of pressurized aircraft including active venting». In: *Advances in Aircraft and Spacecraft Science* (2016) (cit. alle pp. 3, 13, 34).

- [14] L. Pan. *Numerical Analysis of Interior Aircraft Structures made of Composite Materials*. 2019 (cit. a p. 25).
- [15] J.D. Pratt. «Rapid Decompression of Pressurized Aircraft Fuselages». In: *Journal of failure Analysis and Prevention* (2006) (cit. alle pp. 3, 14).
- [16] E.M. Roth. «Rapid (explosive) decompression emergencies in pressure-suited subjects». In: *NASA Technical Report* (1968) (cit. a p. 1).
- [17] A. Sanz-Andrés, J. Santiago-Prowald e A. Ayuso-Barca. «Spacecraft Launch Depressurization Loads». In: *Journal of Spacecraft and Rockets* (1997) (cit. a p. 16).
- [18] H. Steven e M. F. Huzain. «Requirements and design structure for Surya Satellite-1». In: *IOP Conference Series: Earth and Environmental Science PAPER* (2018) (cit. a p. 32).
- [19] V. Streeter e E. Wylie. *Fluid Mechanics*. McGraw-Hill Book Company, 1979 (cit. a p. 7).
- [20] *UPM-sat 1*. Universidad Politecnica Madrid. URL: <https://www.idr.upm.es/index.php/es/upm-sat1> (cit. a p. 32).
- [21] C. Zhang, S. Lin, H. Liu e Y. Li. «RAPID DECOMPRESSION ANALYSIS BASED ON COMMERCIAL AIRCRAFT LAYOUT». In: *International Conference on Aircraft Utility Systems (AUS 2020)* (set. 2020) (cit. alle pp. 2, 3, 34, 42).