

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea

**Analisi strutturale di un
satellite soggetto a carichi di
decompressione dovuti alla fase
di lancio**



Relatori

prof. Erasmo Carrera

prof. Alfonso Pagani

Candidato

Agostino Maria Formica

Aprile 2021

*Alla mia grande famiglia.
Ad Agostino Contino.*

Indice

| | | |
|----------|--|-----------|
| 1 | Introduzione | 1 |
| 2 | Fisica della decompressione | 4 |
| 2.1 | I primi studi | 6 |
| 2.1.1 | Risultati sperimentali | 14 |
| 2.2 | Ultimi studi | 15 |
| 3 | Detriti spaziali | 18 |
| 3.1 | Ambiente spaziale | 18 |
| 3.2 | Probabilità di impatto | 22 |
| 3.3 | Eventi causati da una collisione | 25 |
| 3.4 | Pressure wall | 30 |
| 4 | Descrizione del modello | 33 |
| 4.1 | Definizione problema | 37 |
| 4.1.1 | Modello isentropico | 38 |
| 4.2 | Algoritmo | 40 |
| 4.3 | Input algoritmo | 42 |
| 5 | Risultati fluidodinamici | 43 |
| 5.1 | Ariane 40 | 45 |
| 5.2 | Confronto lanciatori | 48 |
| 5.2.1 | Discussione risultati | 53 |
| 6 | Analisi Strutturale | 55 |
| 6.1 | UPM-Sat-1 | 56 |
| 6.1.1 | Struttura | 57 |
| 6.2 | Modello | 60 |
| 6.2.1 | Elementi 0D | 62 |
| 6.2.2 | Elementi 1D | 62 |
| 6.2.3 | Elementi 2D | 62 |

| | | |
|----------|---------------------------------|------------|
| 6.2.4 | Analisi modale | 69 |
| 6.2.5 | Analisi statica | 83 |
| 6.2.6 | Analisi dinamica | 86 |
| 6.2.7 | Discussione risultati | 96 |
| 7 | Conclusioni | 97 |
| 8 | Ringraziamenti | 101 |
| A | Simulazioni effettuate | 102 |

Elenco delle figure

| | | |
|-----|--|----|
| 2.1 | Variazione della funzione di pressione P_1 rispetto al rapporto di pressione [3]. | 8 |
| 2.2 | Interpolazione lineare per il calcolo della differenza di pressione desiderata [3]. | 10 |
| 2.3 | Tempo di decompressione in funzione della pressione iniziale in camera. Le linee continue indicano la pressione ambiente, le linee tratteggiate la differenza di pressione [3]. | 11 |
| 2.4 | La funzione di pressione P_2 in funzione della variazione della rapporto iniziale di pressione [3]. | 12 |
| 2.5 | Variazione del rapporto iniziale di pressione calcolata per una t_c di 1 s [3]. | 12 |
| 2.6 | Definizione di t_r [3]. | 13 |
| 2.7 | Rapporto tra la durata totale della decompressione, t_e , e la time-constant, t_c , in funzione della variazione del rapporto di pressioni [3]. | 14 |
| 2.8 | Risultati degli esperimenti di decompressione dopo aver applicato i coefficienti correttivi [3]. | 15 |
| 3.1 | Tipici fori causati da un impatto ad ipervelocità di un proiettile in nylon. A: foro randomico. B: frammentazione a spirale. C: frammentazione con linee radiali. D: Anelli concentrici [8]. | 20 |
| 3.2 | Funzionamento di un tipico <i>Whipple Shield</i> . Nella prima immagine si vede come il <i>bumper</i> sia separato da uno spazio vuoto dal <i>rear wall</i> . La seconda immagine mostra la creazione della nuvola di detriti dopo l'impatto. La terza immagine mostra come il <i>rear wall</i> sopravviva all'impatto nonostante la creazione di frammenti della parete [21]. | 21 |
| 3.3 | Paragone tra il flusso e il diametro di meteoroidi e di detriti orbitali [9]. | 23 |
| 3.4 | Diametro del foro del pressure wall rispetto al diametro del proiettile [24]. | 30 |

| | | |
|------|--|----|
| 4.1 | Sistema di ventilazione tra compartimenti [26]. | 34 |
| 5.1 | Ariane 40: Confronto pressione satellite e pressione <i>fairing</i> per un'area di $24e-5 m^2$ | 46 |
| 5.2 | Ariane 40: Confronto pressione satellite e pressione <i>fairing</i> per un'area di $24e-6 m^2$ | 47 |
| 5.3 | Ariane 40: Confronto pressione satellite e pressione <i>fairing</i> per un'area di $24e-7 m^2$ | 47 |
| 5.4 | Differenza di pressione tra satellite e <i>fairing</i> per diversi lan- ciatori con un'area di $24e-5 m^2$ | 48 |
| 5.5 | Differenza di temperatura tra satellite e <i>fairing</i> per diversi lanciatori con un'area di $24e-5 m^2$ | 49 |
| 5.6 | Differenza di densità tra satellite e <i>fairing</i> per diversi lancia- tori con un'area di $24e-5 m^2$ | 49 |
| 5.7 | Differenza di pressione tra satellite e <i>fairing</i> per diversi lan- ciatori con un'area di $24e-6 m^2$ | 50 |
| 5.8 | Differenza di temperatura tra satellite e <i>fairing</i> per diversi lanciatori con un'area di $24e-6 m^2$ | 50 |
| 5.9 | Differenza di densità tra satellite e <i>fairing</i> per diversi lancia- tori con un'area di $24e-6 m^2$ | 51 |
| 5.10 | Differenza di pressione tra satellite e <i>fairing</i> per diversi lan- ciatori con un'area di $24e-7 m^2$ | 51 |
| 5.11 | Differenza di temperatura tra satellite e <i>fairing</i> per diversi lanciatori con un'area di $24e-7 m^2$ | 52 |
| 5.12 | Differenza di densità tra satellite e <i>fairing</i> per diversi lancia- tori con un'area di $24e-7 m^2$ | 52 |
| 6.1 | UPM-Sat1 in cui è possibile notare il manto termico posto sulla superficie superiore. | 55 |
| 6.2 | Dettaglio del satellite in cui vengono mostrati i componenti e i sottosistemi utilizzati: 0) manto termico; 1) antenna; 2) magnetopareti; 3) payload scientifico; 4) magnetometri; 5)gi- roscopi; 6) scatola di equipaggiamento elettrico; 7) batterie; 8) pannelli laterali; 9) pannelli solari [27]. | 56 |
| 6.3 | Struttura satellite: A-B-C-D piastre quadrate; S pannelli re- sistenti a taglio; P pannelli laterali; N pannelli solari [27]. | 58 |
| 6.4 | Sezione della trave del modello studiato | 63 |
| 6.5 | Elemento trave del modello | 63 |
| 6.6 | Piastre del modello posizionate a 0-55-280-470 mm di altezza rispetto la coordinata z del sistema di riferimento | 64 |
| 6.7 | Dettaglio delle piastre in cui viene mostrato lo spessore. | 64 |

| | | |
|------|--|----|
| 6.8 | Insieme del gruppo centine posizionate il cui piano medio è posizionato a 2.5-55-280-470 mm | 65 |
| 6.9 | Dettaglio della centina inferiore con relativo spessore | 65 |
| 6.10 | Pannelli resistenti a taglio. | 66 |
| 6.11 | Pannelli laterali del modello | 67 |
| 6.12 | Interno del modello in cui viene mostrato lo spessore delle superfici. | 68 |
| 6.13 | Modello assemblato in cui si mostrano tutti gli elementi che lo compongono. | 68 |
| 6.14 | modo 1 | 73 |
| 6.15 | modo 2 | 73 |
| 6.16 | modo 3 | 73 |
| 6.17 | modo 4 | 74 |
| 6.18 | modo 5 | 74 |
| 6.19 | modo 6 | 74 |
| 6.20 | modo 7 | 74 |
| 6.21 | modo 8 | 74 |
| 6.22 | modo 9 | 75 |
| 6.23 | modo 10 | 75 |
| 6.24 | modo 11 | 75 |
| 6.25 | modo 12 | 75 |
| 6.26 | modo 13 | 75 |
| 6.27 | modo 14 | 76 |
| 6.28 | modo 15 | 76 |
| 6.29 | modo 16 | 76 |
| 6.30 | modo 17 | 76 |
| 6.31 | modo 18 | 76 |
| 6.32 | modo 19 | 77 |
| 6.33 | modo 20 | 77 |
| 6.34 | modo 21 | 77 |
| 6.35 | modo 22 | 77 |
| 6.36 | modo 23 | 77 |
| 6.37 | modo 24 | 78 |
| 6.38 | modo 25 | 78 |
| 6.39 | modo 26 | 78 |
| 6.40 | modo 27 | 78 |
| 6.41 | modo 28 | 78 |
| 6.42 | modo 29 | 79 |
| 6.43 | modo 30 | 79 |
| 6.44 | modo 31 | 79 |
| 6.45 | modo 32 | 79 |

| | |
|---|----|
| 6.46 modo 33 | 79 |
| 6.47 modo 34 | 80 |
| 6.48 modo 35 | 80 |
| 6.49 modo 36 | 80 |
| 6.50 modo 37 | 80 |
| 6.51 modo 38 | 80 |
| 6.52 modo 39 | 81 |
| 6.53 modo 40 | 81 |
| 6.54 modo 41 | 81 |
| 6.55 modo 42 | 81 |
| 6.56 modo 43 | 81 |
| 6.57 modo 44 | 82 |
| 6.58 modo 45 | 82 |
| 6.59 modo 46 | 82 |
| 6.60 modo 47 | 82 |
| 6.61 modo 48 | 82 |
| 6.62 modo 49 | 83 |
| 6.63 modo 50 | 83 |
| 6.64 Deformazioni in condizione di massima pressione con deforma- zazione massima di 60 mm. | 84 |
| 6.65 Deformazioni in condizione di minima pressione con deforma- zazione massima di 0.73 mm. | 84 |
| 6.66 Deformazioni in condizione di massima pressione con deforma- zazione massima di 4.22 mm. Interno modello. | 85 |
| 6.67 Deformazioni in condizione di minima pressione con deforma- zazione massima di 0.5 mm. Interno modello. | 85 |
| 6.68 Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-5 m^2$ | 87 |
| 6.69 Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-5 m^2$. Dettaglio degli spostamenti della struttura interna del modello. | 87 |
| 6.70 Andamento degli Stress nel tempo dovute ai carichi di pres- sione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-5 m^2$ | 88 |
| 6.71 Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-5 m^2$ | 88 |
| 6.72 Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-5 m^2$. Dettaglio degli spostamenti della struttura interna del modello. | 89 |

| | | |
|------|---|-----|
| 6.73 | Andamento degli Stress nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-5 m^2$ | 89 |
| 6.74 | Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-6 m^2$ | 90 |
| 6.75 | Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-6 m^2$. Dettaglio degli spostamenti della struttura interna del modello. | 90 |
| 6.76 | Andamento degli Stress nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-6 m^2$ | 91 |
| 6.77 | Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-6 m^2$ | 91 |
| 6.78 | Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-6 m^2$. Dettaglio degli spostamenti della struttura interna del modello. | 92 |
| 6.79 | Andamento degli Stress nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-6 m^2$ | 92 |
| 6.80 | Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-7 m^2$ | 93 |
| 6.81 | Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-7 m^2$. Dettaglio degli spostamenti della struttura interna del modello. | 93 |
| 6.82 | Andamento degli Stress nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-7 m^2$. Interno modello | 94 |
| 6.83 | Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-7 m^2$ | 94 |
| 6.84 | Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-7 m^2$. Dettaglio degli spostamenti della struttura interna del modello. | 95 |
| 6.85 | Andamento degli Stress nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-7 m^2$ | 95 |
| A.1 | Ariane 40:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-5$ | 103 |
| A.2 | Ariane 40:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-5$ | 104 |

| | | |
|------|--|-----|
| A.3 | Ariane 40:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-6$ | 105 |
| A.4 | Ariane 40:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-6$ | 106 |
| A.5 | Ariane 40:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-7$ | 107 |
| A.6 | Ariane 40:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-7$ | 108 |
| A.7 | Ariane 42P:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-5$ | 109 |
| A.8 | Ariane 42P:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-5$ | 110 |
| A.9 | Ariane 42P:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-6$ | 111 |
| A.10 | Ariane 42P:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-6$ | 112 |
| A.11 | Ariane 42P:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-7$ | 113 |
| A.12 | Ariane 42P:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-7$ | 114 |
| A.13 | Ariane 44P:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-5$ | 115 |
| A.14 | Ariane 44P:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-5$ | 116 |
| A.15 | Ariane 44P:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-6$ | 117 |
| A.16 | Ariane 44P:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-6$ | 118 |
| A.17 | Ariane 44P:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-7$ | 119 |
| A.18 | Ariane 44P:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-7$ | 120 |
| A.19 | Delta 3920 max:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-5$ | 121 |
| A.20 | Delta 3920 max:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-5$ | 122 |
| A.21 | Delta 3920 max:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-6$ | 123 |
| A.22 | Delta 3920 max:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-6$ | 124 |

| | | |
|------|--|-----|
| A.23 | Delta 3920 max:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-7$ | 125 |
| A.24 | Delta 3920 max:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-7$ | 126 |
| A.25 | Delta 3920 min:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-5$ | 127 |
| A.26 | Delta 3920 min:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-5$ | 128 |
| A.27 | Delta 3920 min:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-6$ | 129 |
| A.28 | Delta 3920 min:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-6$ | 130 |
| A.29 | Delta 3920 min:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-7$ | 131 |
| A.30 | Delta 3920 min:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-7$ | 132 |
| A.31 | CZ2E:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-5$ | 133 |
| A.32 | CZ2E:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-5$ | 134 |
| A.33 | CZ2E:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-6$ | 135 |
| A.34 | CZ2E:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-6$ | 136 |
| A.35 | CZ2E:Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-7$ | 137 |
| A.36 | CZ2E:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-7$ | 138 |

Elenco delle tabelle

| | | |
|-----|--|----|
| 4.1 | Dati di input per le simulazioni. | 42 |
| 5.1 | Tempi caratteristici lanciatori analizzati. | 44 |
| 5.2 | Dati input simulazioni. | 44 |
| 5.3 | Fasi decompressione Ariane 40. | 48 |
| 5.4 | Fasi decompressione dei lanciatori studiati. | 54 |
| 6.1 | Fattori di sicurezza in funzione della fase di volo [27]. | 60 |
| 6.2 | Unità di misura adottate per la realizzazione del modello agli elementi finiti. | 60 |
| 6.3 | Analisi modale in cui vengono mostrate le frequenze proprie, il numero di semionde lungo l'asse x , lungo l'asse z e gli spostamenti massimi. Valori riportati per i pannelli laterali . . | 71 |
| 6.4 | Analisi modale in cui vengono mostrate le frequenze proprie, il numero di semionde lungo l'asse x , lungo l'asse y e gli spostamenti massimi. | 73 |

Capitolo 1

Introduzione

“Quando camminerete sulla terra dopo aver volato, guarderete il cielo perché là siete stati e là vorrete tornare”.

Così affermava Leonardo da Vinci ipotizzando un futuro in cui l'uomo sarebbe stato in grado di volare. Siamo andati anche oltre, siamo riusciti a raggiungere anche lo spazio e non sembriamo intenzionati a fermare la ricerca di qualcosa di ancora più grande.

Seppur infinito, lo spazio ci sembra ormai sempre più a portata di mano e la ricerca e la voglia di conoscere sempre più dettagli non sembra voler diminuire. Siamo nell'era della scoperta dell'universo e il compito di un ingegnere è creare delle sicure basi per continuare a percorrere questa strada.

La ISS (*International Space Station*) ha ormai compiuto vent'anni e all'interno della stazione i membri dell'equipaggio godono di un ottimo trattamento grazie alla continua supervisione di esperti. È una delle più grandi opere costruite dall'uomo, ma che essendo tale non è affetta da errori e/o da rischi da parte dell'uomo e dell'ambiente esterno.

L'industria commerciale del volo spaziale umano è guidata dai requisiti dei passeggeri che dipendono dal tipo di volo e dalla durata dello stesso. I requisiti quali *safety*, performance, comfort sono complessi da rispettare parlando di *aircraft*, maggiormente lo sono per i voli sub-orbitali e orbitali.

I requisiti dei passeggeri in termini psicologici e fisiologici sono fattori principali per il *system planning* del trasporto spaziale, per il *system architecture* e l'*engineering design*. Inoltre, andando a considerare i requisiti e le raccomandazioni per le operazioni, il design, lo sviluppo, la produzione, lo smaltimento, il ciclo operativo della missione e l'*overall life cycle* del velivolo sono elementi critici che portano allo sviluppo del costo e della sicurezza del trasporto [1].

Alcuni degli aspetti per il Progetto e l'architettura di un velivolo spaziale possono essere:

- *Human system integration*
Nelle operazioni odierne di aviazione le *failure* di safety sono principalmente causate da errore umano che da errori dei singoli componenti;
- *Fire events*
Un incendio pone una seria minaccia ai passeggeri ed aumenta la probabilità di sviluppare ulteriori rischi, come l'inspirazione di gas tossici, possibili ustioni e danni al velivolo che possono compromettere la riuscita della missione;
- *Ionizing radiation effects*
È una tematica molto studiata quella della radiazione, infatti, la storia dell'aviazione ha rilevato danni permanenti da parte del personale di volo causati dall'esposizione alla radiazione ionica, specialmente durante i voli intercontinentali. Quindi risulta essere già un argomento critico per quote di volo tipiche dell'aviazione civile;
- *Air quality*
È un fattore critico per mantenere i livelli dei componenti d'aria adatti per l'essere umano e le pressioni al livello nominale. In campo spaziale questo compito è gestito da *ECLSS*, insieme ad altri, come immettere O_2 per il consumo metabolico, fornire acqua per scopi igienici e per la preparazione del cibo, rimuovere CO_2 , filtrare particelle e microorganismi;
- *Pressure systems*
Uno dei problemi nel progetto di un velivolo spaziale risiede nel rischio di avere decompressione. Sono presenti diversi livelli di depressurizzazione che può coinvolgere un velivolo spaziale. La depressurizzazione rapida tipicamente dura più di 0.1-0.5 s, che consente ancora ai polmoni di decomprimersi più velocemente della cabina. Il rischio di avere un danno ai polmoni è presente, ma ridotto. Nel caso di decompressione esplosiva, la cabina si decomprime in meno di 0.1-0.5 s, ciò comporta il rischio di avere traumi ai polmoni così come la rottura dello stomaco, gravi patologie da decompressione, e temperature che calano drasticamente. Inoltre, il rischio che la struttura ceda su se stessa a causa del gradiente di pressione è presente. Tutti questi fattori portano alla possibilità di sopravvivenza dopo una decompressione esplosiva a circa 0.

- *G-loads*

Tra tutti i rischi e gli effetti alla salute possibile del *g-load* il più significativo è l'accelerazione lungo l'asse z . Il progetto di un velivolo spaziale deve tenere conto di eventuali periodi in cui i passeggeri, o peggio, l'equipaggio, rimangano incoscienti a causa di accelerazioni più o meno durature. Dove possibile, bisognerebbe evitare accelerazioni brusche o, quando inevitabili, durante la fase di rientro di approccio per l'atterraggio, rendere possibile l'utilizzo di sistemi, come maschere o tute, che aiutino a sostenere il periodo di *g-loads*;

- *Emergency equipment*

A seconda del tipo di missione che si sta progettando gli strumenti di emergenza saranno diversi: se infatti, in caso di un volo suborbitale, si avrà la necessità di strumenti tipici di un comune volo civile; in caso di volo orbitale questi aumenteranno notevolmente. Saranno presenti delle superfici che riescano a contrastare le microgravità come manici, imbottiture, cinghie o anche strumenti per il primo soccorso come maschere *CPR* (*cardiopulmonary resuscitation*).

In questo testo, in particolare, verranno presentate le conseguenze possono provocare, in una struttura spaziale, i tipi di decompressione, esplosiva, rapida, lenta e verranno studiati gli effetti di quest'ultima decompressione su un particolare satellite, tramite un algoritmo di calcolo.

Il primo step sarà quello di definire, nel dettaglio, cosa è una decompressione e quali leggi fisiche regolano il comportamento della stessa.

Successivamente, verranno presentate le possibili origini di una decompressione di un velivolo spaziale. Le cause possono essere molteplici, potrebbe essere presente un foro a causa di un errore nel progetto o anche si potrebbe provocare un danno durante il trasporto o durante l'assemblaggio dei vari componenti che costituiranno la struttura. Un altro possibile rischio di avere un foro che provochi una decompressione risiede nell'impatto di un meteorite o di detriti spaziali. Questi ultimi rappresentano una tematica molto discussa dagli enti spaziali in quanto il loro numero continua ad aumentare e il rischio di compromettere future missioni spaziali cresce con gli anni.

Successivamente verrà presentato un modello di calcolo per trattare la decompressione lenta che è tipica della fase di lancio e studiare l'evoluzione nel tempo di pressione, temperatura e densità.

Infine, l'ultimo passo sarà quello di valutare gli effetti della decompressione sulla struttura, in modo da evidenziare eventuali criticità nel design di uno *spacecraft* e presentare alcuni miglioramenti e raccomandazioni per incrementare il livello di *safety* dello stesso.

Capitolo 2

Fisica della decompressione

Come discusso da Haber e Clamann [3], la decompressione è un fenomeno molto complesso, che riguarda scambio di calore, effetti irreversibili e cambiamenti di fase. I due studiosi hanno analizzato la complessità del fenomeno e sviluppato un modello politropico 0D da cui hanno ricavato come esponente per la politropica il valore 1.16, che descriveva bene il fenomeno della decompressione, ma per una singola camera.

Demetriades [15] sviluppa un modello per uno spacecraft nel vuoto con la presenza di un foro, stima la decompressione dalle pressioni finali e iniziali, ma non considera la ripressurizzazione, che è una delle più comuni contromisure presente nei moderni spacecraft.

Considerazioni teoretiche indicano che l'analisi di un intero processo di decompressione rapida può essere divisa in due parti: la prima, include le grandezze geometriche e aerodinamiche del sistema considerato e può essere rappresentato al meglio tramite un termine definito *time-constant*, che setta la scala temporale per l'intero processo; la seconda parte contiene, invece, una funzione di pressione, che determina la dipendenza del processo fisico tramite l'evoluzione della pressione. L'iniziale variazione di rapporto di pressione è discussa e presentata in un modo simile.

Mavriplis [14] ha pubblicato uno studio riguardante la decompressione di *aircraft* e *spacecraft*, usando diversi modelli con camere fino a tre compartimenti, sviluppando modelli isotermici, isentropici e politropici. Ha formulato equazioni per il calcolo del flusso in uscita, il tempo di decompressione, la portata d'aria richiesta in ingresso per aumentare il tempo di decompressione e lo storico pressione-tempo per ogni singola camera.

Burlutsky [16], recentemente, studia, in campo 1D, i flussi di gas nei condotti con differente composizione, con possibile uso in applicazione aerospaziale.

Pratt [18] ha modellato *swinging* e *traslational blowout panels* per l'analisi della decompressione, ma solo di tipo subcritico. Ha sviluppato un modello

isentropico ed evidenziato l'importanza di dover considerare il peso dei pannelli nella stima dei differenziali di pressione nei compartimenti.

Daidzic e Simones [17], in campo 0D, hanno sviluppato un modello isotermico e isentropico prendendo in considerazione la porta di sicurezza del *cockpit*. Allo stesso tempo, i sistemi di ventilazione attiva e passiva sono considerati essere istantanei e si considerano solo sistemi con uno o due compartimenti. Daidzic [19] mostra come stimare i tempi e le quote che una cabina può raggiungere durante la depressurizzazione per varie condizioni di volo. Il modello sviluppato può essere utilizzato per ottimizzare le tecniche dei piloti durante le fasi di discesa in emergenza, calcolare le riserve di ossigeno e valutare i fattori aero-medici. Il rischio di decompressione per velivoli ad alta quota, orbitali e suborbitali rappresenta un grande pericolo per i passeggeri, per l'equipaggio e per la stessa integrità della struttura del velivolo. Risultata impossibile eliminare la possibilità di *failure* del sistema di supporto alla vita o strutturale che possono causare una decompressione della cabina, così anche impatti di micro-detriti, danni a motori o altro. In caso di decompressione rapida o esplosiva, la cabina raggiungerà la pressione ambiente prima che l'equipaggio possa iniziare la discesa di emergenza (*emergency descent, ED*). Una volta che le valvole sono chiuse, qualsiasi perdita di aria in cabina porterà ad una riduzione di T , p , ρ , umidità. La velocità con cui avviene questo fenomeno indicherà se la decompressione è esplosiva (< 0.5 s), rapida (0.5-10 s), veloce (10-100 s), lenta (100-1000 s) o molto lenta (> 1000 s). Come misura preventiva, i condotti di aria attivi sono incorporati in modo da attenuare velocemente la differenza di pressione e ridurre il carico strutturale interno del velivolo.

Burlutsky [16] presenta un modello matematico transitorio 1D per una miscela di gas multicomponente che fluisce in alcuni condotti. Il set di equazioni per la massa, il momento e l'entalpia per la fase gas è risolto. Le proprietà termo-fisiche della miscela sono calcolate risolvendo il modello dell'equazione di stato. Il modello scelto è il *Soave-Redlich-Kwong*. La viscosità della miscela è calcolata sulla base della correlazione *Lee-Gonzales-Eakin*. L'analisi numerica sulla decompressione rapida viene eseguita usando l'apposito modello matematico, il quale è validato su valori misurati dell'onda di decompressione nelle miscele di gas naturali secchi. Tutte le previsioni combaciano molto bene con i dati sperimentali a bassa e alta pressione. La propagazione della frattura viene interrotta quando la velocità dell'onda di decompressione nelle miscele di gas è più veloce della velocità della propagazione della frattura nella parete del condotto. L'attrito, a causa dell'apparizione del liquido, cambia drasticamente la velocità della decompressione nei gas naturali. Le informazioni sui modelli matematici e sugli studi sperimentali sulla decompressione in gas naturali sono limitate nella letteratura. Il modello non

prevede bene la velocità dell'onda di decompressione a bassi valori di rapporti di pressione perché non tiene in considerazione la presenza di liquido nel tubo d'urto.

In campo spaziale numerosi studi, fin dagli arbori dell'era spaziale, negli anni '60, sono stati effettuati per comprendere i possibili effetti di una decompressione rapida o esplosiva sugli astronauti e sulle strutture. Billingham [4] studiò gli effetti fisiologici, patologici e comportamentali, su diversi tipi di animali, ad un'esposizione, di durate molteplici, al vuoto, seguita da una precompressione ad una quota di 35.000 ft con ossigeno. Questo studio fu necessario per ricavare alcune informazioni sulla probabilità di sopravvivenza, sul conseguente tipo di danni ai tessuti e sulla successiva abilità di eseguire i task. Inoltre, furono sviluppati dei laboratori adatti a rispecchiare l'ambiente spaziale e delle tute adatte ad esso.

Sargusingh [5] descrive i dettagli sviluppati per derivare la *suit pressure garment* e i parametri per le performance del sistema di ventilazione che porterebbero ad avere la più alta probabilità di sopravvivenza dell'equipaggio dopo una improvvisa depressurizzazione della cabina, rimanendo nella fattibilità del progetto di una tuta. In particolare, è stato possibile sviluppare il requisito di “*do not pop*”, ovvero che una tuta spaziale rimanga operativa dopo un evento di depressurizzazione rapida (EVA 2089: l'elemento tuta deve rimanere operativa dopo un evento di decompressione rapida in cui la pressione del veicolo diminuisce dal valore nominale di 14.7 psia al valore 0.0 psia in 3 s). Da questo studio si può dimostrare come *LEA (Launch Entry and Abort) Suit* sia capace di fornire la protezione all'equipaggio richiesta, in caso di decompressione rapida della cabina.

2.1 I primi studi

In particolare, uno dei primi studi effettuati riguardanti la decompressione è stato svolto da Haber e Clamann, i quali hanno sviluppato un modello 0D che riporta dei risultati attendibili per lo studio della decompressione per una singola camera.

Approssimando il cambiamento di pressione in termini di pressione iniziale p_c , il Δp può essere scritto come:

$$\frac{\Delta p}{p_c} = \frac{\Delta V}{V_c} \quad (2.1)$$

Definendo con ΔV la variazione di volume d'aria che è passata attraverso il foro e V_c il volume di cabina, la perdita ΔV può essere scritta come:

$$\Delta V = Aw\Delta t \quad (2.2)$$

Ovvero come prodotto tra area, rapporto di flusso nel foro e tempo. Sostituendo quest'equazione nella precedente si trova:

$$\frac{\Delta p}{p_c} = \frac{A}{V_c} w \Delta t \quad (2.3)$$

La densità può essere così trascurata dall'equazione introducendo la velocità del suono come caratteristica del flusso, si ha quindi:

$$w = cf\left(\frac{p_f}{p_c}\right) \quad (2.4)$$

Dove la velocità del flusso è funzione della c , velocità del suono e del rapporto tra la pressione dopo la decompressione e la pressione iniziale.

Il rapporto non sarà mai maggiore di uno e quindi la w non sarà mai c .

Sostituendo 2.3 in 2.4 si ottiene:

$$\frac{\Delta p}{p_c} = \frac{Ac}{V_c} f\left(\frac{p_f}{p_c}\right) \Delta t \quad (2.5)$$

Da quest'ultima si può ricavare la variazione di tempo:

$$\Delta t = \frac{V_c}{Ac} \frac{\frac{\Delta p}{p_c}}{f\left(\frac{p_f}{p_c}\right)} \quad (2.6)$$

in cui il termine $V_c/(Ac)$ determina il fattore tempo della decompressione rapida e può essere definito come *time-constant* t_c che determina la durata totale della decompressione t_e :

$$t_e = t_c P_1 \quad (2.7)$$

L'equazione mostra come il tempo t_e sia funzione di t_c e P_1 , funzione della pressione di cabina prima della decompressione e della pressione ambiente, ovvero come funzione di $\frac{p_c - p_{amb}}{p_c}$.

Il valore di P_1 non dipende dalla differenza assoluta di pressione p_c e p_{amb} , ma dipende solamente dal rapporto tra la loro differenza e la pressione p_c . La relativa riduzione di pressione iniziale è il fattore più importante e non l'assoluta riduzione. Trovando il valore del tempo di decompressione è possibile ricavare il valore pertinente di P_1 e quindi t_e . La figura da cui si ricava P_1 è utilizzabile solo con un valore di *back pressure* costante.

Per una decompressione da una camera piccola ad una più grande, sarà necessario usare una forma leggermente diversa della funzione P_1 , stesso discorso per il *time-constant*. È stato dimostrato che la funzione generale mostrata in fig. 2.1, è applicabile se la pressione finale p_f è usata invece della pressione iniziale p_{amb} .

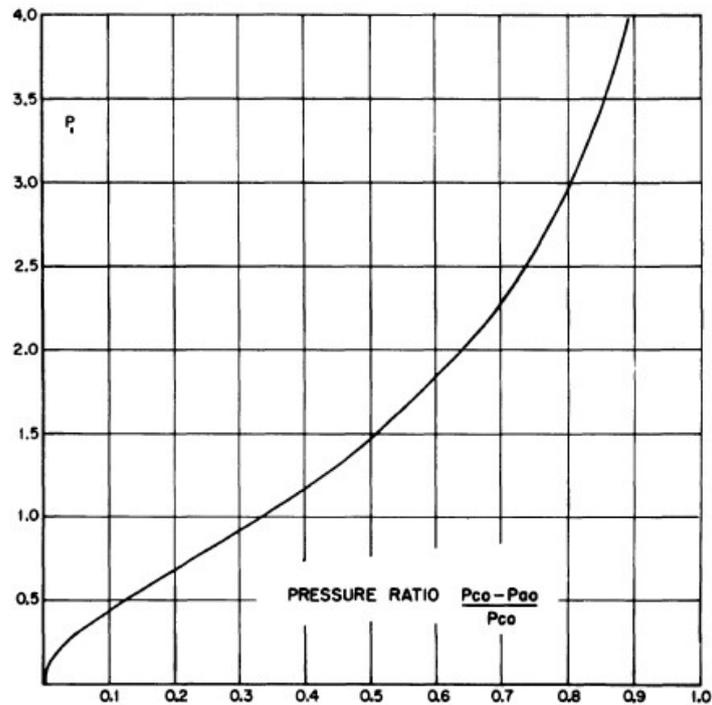


Figura 2.1: Variazione della funzione di pressione P_1 rispetto al rapporto di pressione [3].

La pressione finale p_f è la pressione presente in entrambe le camere dopo la decompressione e può essere determinata facilmente dalla legge dei gas:

$$p_f = p_{amb} \frac{V_a}{V_a + V_c} + p_c \frac{V_c}{V_a + V_c} \quad (2.8)$$

Definendo con V_a volume della camera più grande e V_c il volume della camera più piccola, la differenza di pressione usata nella fig. 2.1 è $p_c - p_f$ invece di $p_c - p_{amb}$ ed è data da:

$$p_c - p_f = (p_c - p_{amb}) \frac{V_c}{V_a + V_c} \quad (2.9)$$

Per gli scopi pratici questa sostituzione è soddisfacente con sufficiente accuratezza. Per arrivare alla differenza di pressione desiderata $p_c - p_f$ è necessario far evacuare la camera grande alla pressione p_{amb} , che è minore della pressione p_f . La fig. 2.2 mostra come calcolare la differenza di pressione per vari rapporti di V_c/V_a .

Una valutazione della fig. 2.1 è fatta per un time-constant di 1 s, ed è presentato in fig. 2.3. Questa mostra il tempo di decompressione come dipendente dalla pressione iniziale p_c e dalla pressione ambiente p_{amb} .

Mostra, inoltre, che per un *time - constant* oltre 1 s il tempo di decompressione cambia di conseguenza. In molti casi è importante conoscere il rapporto iniziale del cambiamento di pressione, come:

$$\frac{dp_c}{dt} = -\frac{p_c}{t_c} P_2 \quad (2.10)$$

L'equazione mostra che la pressione iniziale p_c e il *time-constant* t_c sono i fattori determinanti per l'iniziale rapporto del cambiamento di pressione. Il termine P_2 è nuovamente una funzione della differenza di pressione $(p_c - p_{amb})/p_c$ ed è mostrato in fig. 2.4.

Nel range supercritico il termine P_2 diventa costante poiché la velocità nel foro non aumenta se il rapporto di pressione aumenta. In fig. 2.5 si vede come per valori di *time-constant* maggiori di 1 il rapporto iniziale di pressione cambia conseguentemente.

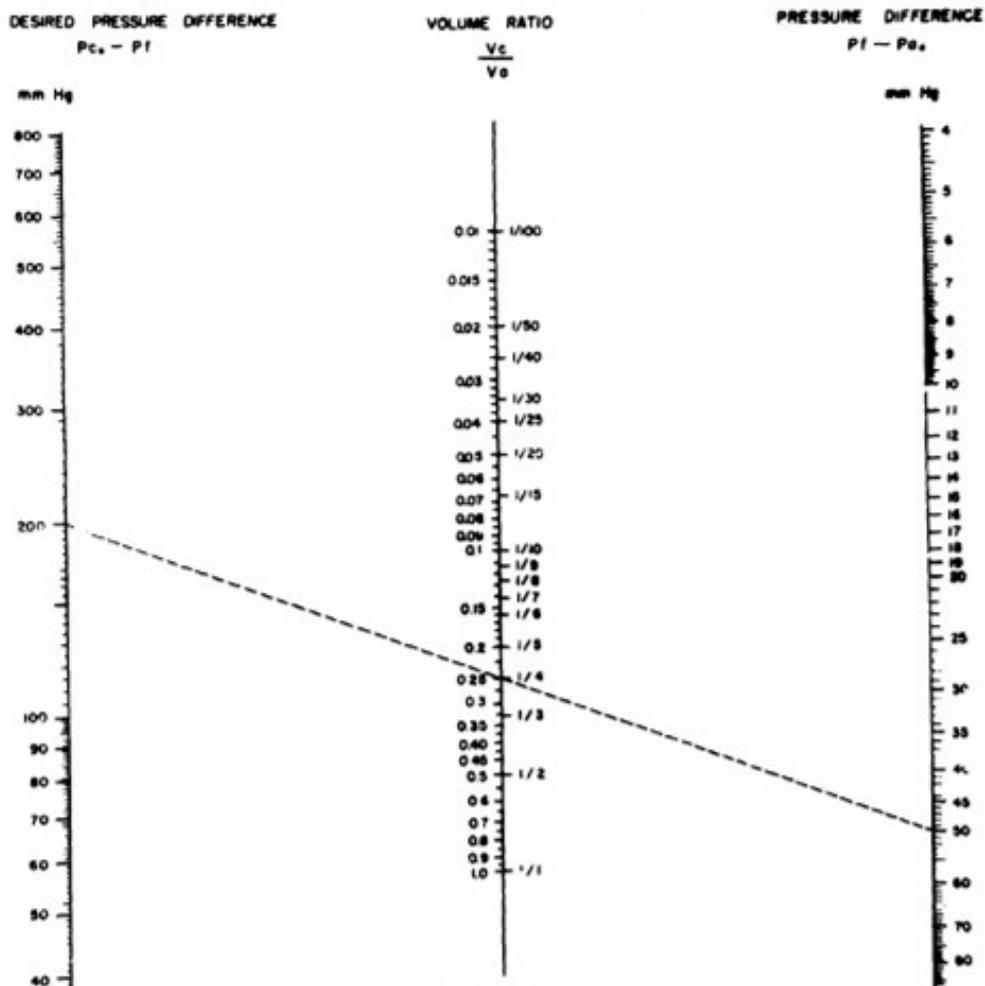


Figura 2.2: Interpolazione lineare per il calcolo della differenza di pressione desiderata [3].

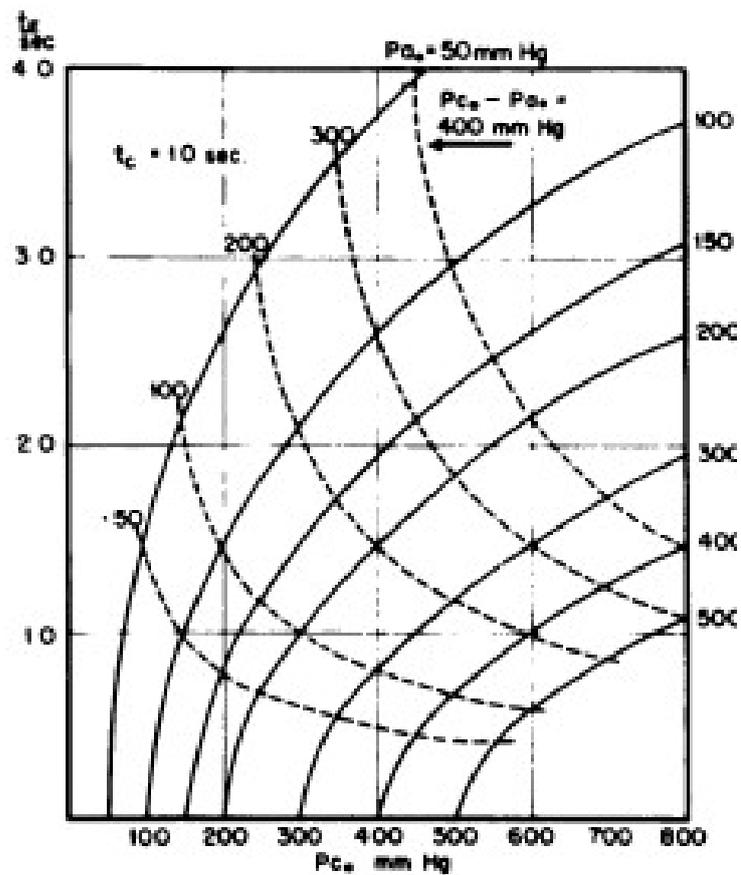


Figura 2.3: Tempo di decompressione in funzione della pressione iniziale in camera. Le linee continue indicano la pressione ambiente, le linee tratteggiate la differenza di pressione [3].

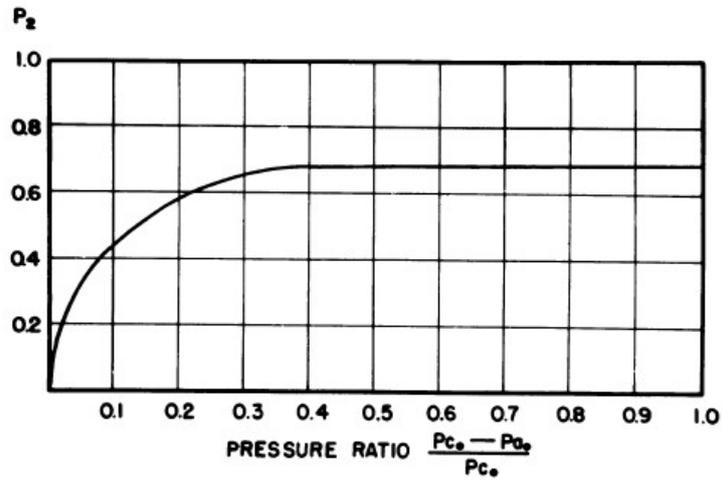


Figura 2.4: La funzione di pressione P_2 in funzione della variazione della rapporto iniziale di pressione [3].

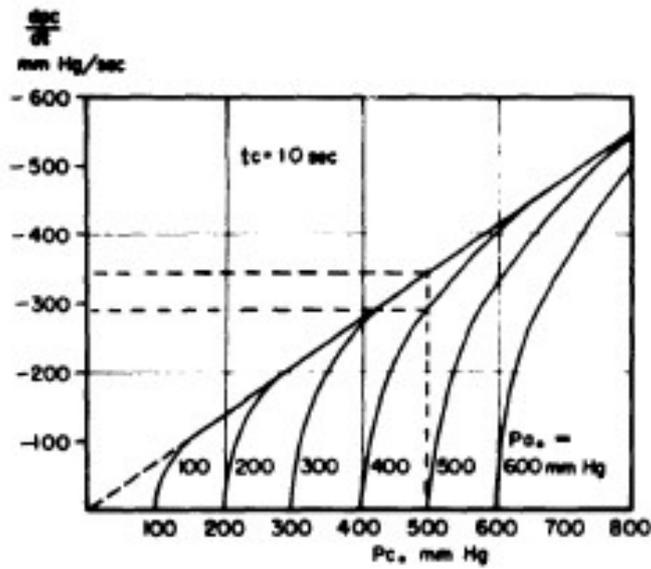


Figura 2.5: Variazione del rapporto iniziale di pressione calcolata per una t_c di 1 s [3].

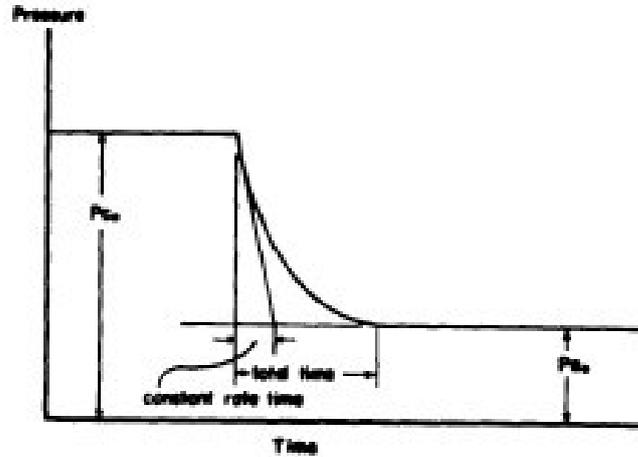


Figura 2.6: Definizione di t_r [3].

Avendo p_c , p_{amb} , t_c è possibile ricavare la differenza tra le due pressioni e dividerla per p_c . Successivamente si ricava il valore di P_2 ed infine la variazione nel tempo della pressione come in fig. 2.5. Il tempo di decompressione è determinato dal fatto che la p_c diventa come la p_{amb} dopo un completo bilancio di pressione.

Questo tempo diventa infinito se la pressione ambiente è quella del vuoto, di conseguenza i tempi si allungano se la p_{amb} è bassa. Per facilitare la valutazione è stato suggerito di usare un altro intervallo temporale per caratterizzare il processo di decompressione, rispetto al tempo totale. La scelta migliore sarebbe quella di usare il tempo che impiega una data differenza di pressione iniziale per raggiungere una data frazione del suo valore iniziale.

In fig. 2.6 il punto di intersezione definisce un tempo che è evidentemente collegato all'iniziale rapporto di pressione e alla differenza di pressione. Questo tempo si definisce come *constant rate time*, $t_r = t_c P_3$, dove P_3 è sempre funzione delle altre due pressioni. Si evince come per rapporti di pressione subcritici il t_r è circa la metà del tempo della decompressione totale.

Inoltre, il tempo totale o il t_r o l'iniziale rapporto di pressione possono essere usati per determinare alcuni fattori che sono stati inavvertitamente omessi negli esperimenti o nei report. Infatti, è possibile determinare il *time - constant* se le pressioni coinvolte e il tempo di decompressione sono dati come $t_c = t_R/P_1$. D'altro canto, è possibile determinare il rapporto di pressione se t_c e il tempo di decompressione sono dati.

2.1.1 Risultati sperimentali

Per gli esperimenti pratici è stata collegata una camera piccola con una di dimensione più grande tramite delle valvole che possono operare indipendentemente una dall'altra. Sono state prese misure conoscendo V_c , p_c , p_{amb} . Inoltre, sono stati registrati i cambiamenti di temperatura.

Le letture dei dati sono state prima valutate in riferimento alla relazione di pressione-temperatura essendo collegati dalla relazione tipica di un processo politropico. Si trova il valore $n=1.16$ come esponente della politropica, utile per calcolare il P_1 . Inoltre, il valore ha un'influenza sul valore della velocità del suono.

Per valutare il tempo di decompressione si calcola t_c assumendo il coefficiente del foro. Successivamente, il tempo t_e è stato valutato e si è calcolato il rapporto t_e/t_c . Infine, è possibile diagrammare i valori con il solito $(p_c - p_{amb})/p_c$ come in fig. 2.7.

La fig. 2.7 mette anche in risalto come i valori sperimentali deviano da quelli teorici, mostrando come l'effettiva sezione trasversale nel foro differi-

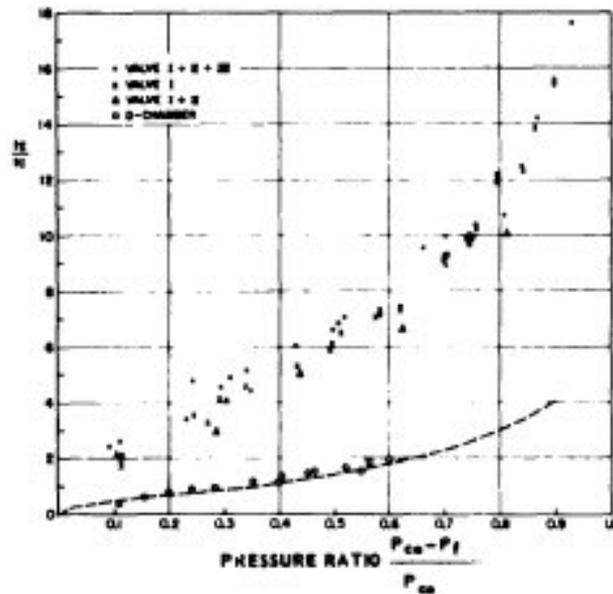


Figura 2.7: Rapporto tra la durata totale della decompressione, t_e , e la time-constant, t_c , in funzione della variazione del rapporto di pressioni [3].

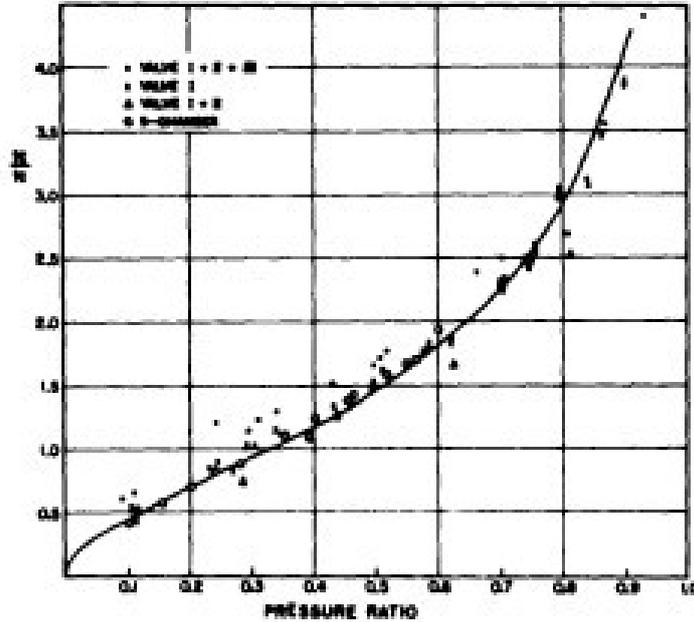


Figura 2.8: Risultati degli esperimenti di decompressione dopo aver applicato i coefficienti correttivi [3].

sca da quella geometrica. Bisogna compensare inserendo un coefficiente per ridurre la sezione geometrica da quella effettiva, come in fig. 2.8. È possibile determinare il coefficiente del foro plottando il rapporto del valore teorico del tempo di decompressione con quello sperimentale. Si trovano valori del coefficiente di efflusso di 0.2-0.3, ottimi per la camera piccola e valori di 0.9-1 per quella grande. Il primo va bene in presenza di condotti e piegamenti e improvvisi cambi nel diametro.

2.2 Ultimi studi

Lo studio svolto da Haber e Clamann [3] mostra dei risultati attendibili con i valori sperimentali, ma si limita a considerare una sola camera.

Come anticipato precedentemente, molti sono stati gli studi effettuati in questi 70 anni riguardanti la decompressione e si è sentita la necessità di descrivere sommariamente uno dei metodi sviluppati per trattare questo fenomeno. Da questo, grazie all'utilizzo di calcolatori, si è giunti alla conclusione di poter trattare il fenomeno in maniera più dettagliata, senza limitarsi ad una

sola camera.

In particolare, Pagani e Carrera [7] hanno sviluppato un metodo che permette di considerare un numero N di camere.

La variazione di massa del gas nel tempo dentro l' i -esimo compartimento è stata descritta dall'equazione della conservazione della massa, ovvero:

$$\frac{dm_i}{dt} = \dot{m}_{in} - \dot{m}_{out} \quad (2.11)$$

Dove $\dot{m}_{in} - \dot{m}_{out}$ rappresenta la variazione di portata di gas: il primo termine è la somma del flusso di massa entranti nel compartimento i , sia dalle camere comunicanti che dal sistema di sicurezza di ripressurizzazione; il secondo termine è il flusso di massa che esce dalla camera i , sia dal foro nella struttura che dai condotti di ventilazione, se presenti, attraverso le camere. Il rapporto del flusso di massa da una camera i ad una j dipende dai rapporti di pressione tra i due compartimenti. Il flusso attraverso la ventola che connette le due camere può essere sonico ($M = 1$, critico/supercritico o flusso *choked*) oppure subsonico ($M < 1$, flusso subcritico).

Data la pressione della camera j , p_j e la pressione critica della camera i , p_i^* , il flusso risulta supercritico quando:

$$\frac{p_i^*}{p_j} = \frac{\gamma + 1}{\gamma} \quad (2.12)$$

In caso di una trasformazione isoentropica, γ è uguale a 1.4, per cui:

$$p_i^* = 1.893p_j \quad (2.13)$$

Quando il compartimento di pressione p_i presenta una pressione maggiore o uguale alla pressione critica p_i^* , il flusso in corrispondenza della gola della ventola è sonico e il flusso uscente è il massimo possibile. In questo caso, il rapporto del flusso di massimo tra i compartimenti i e j dipende solamente dallo stato termodinamico del compartimento i :

$$\dot{m}_{ij}^* = \rho_i \frac{2}{\gamma + 1} \frac{1}{\gamma - 1} A_{eff} \sqrt{\frac{2\gamma RT_i}{\gamma + 1}} \quad (2.14)$$

Dove ρ_i e T_i sono, rispettivamente, la densità e la temperatura della camera i ; $R=287$ J/kg K è la costante dei gas ideali; A_{eff} è l'area effettiva della ventola ed è calcolata moltiplicando l'area A per il coefficiente di efflusso

$C_D < 1$ per tenere in considerazione i fenomeni irreversibili. Il coefficiente può essere valutato attraverso analisi CFD.

Nel caso in cui $p_i < p_i^*$, la portata di massa dipenderà dalle condizioni di entrambe le camere:

$$\dot{m}_{ij}^* = A_{eff} \sqrt{\frac{2p_i \rho_i \gamma}{\gamma - 1} \left(\frac{p_j}{p_i}\right)^{\frac{2}{\gamma}} \left[1 - \left(\frac{p_j}{p_i}\right)\right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (2.15)$$

Queste ultime due equazioni possono essere usate per valutare la portata d'aria uscente dal compartimento danneggiato verso l'ambiente. Bisogna sottolineare come non si possa escludere a priori la possibilità di avere flusso sonico tra i due compartimenti studiati; ciò può essere possibile nel caso in cui ci sia ventilazione attiva con sufficiente rilascio di pressione tra i pannelli. Utilizzando l'ipotesi di volume del compartimento costante, risulta semplice legare la variazione di densità alla portata d'aria; infatti:

$$\frac{dm_i}{dt} = \frac{d}{dt}(\rho_i V_i) = \frac{d\rho_i}{dt} \quad (2.16)$$

Dove V_i è il volume dell' i -esima camera. Sostituendo (2.16) in (2.11) si ricava:

$$\frac{d\rho_i}{dt} = \frac{\dot{m}_{in} - \dot{m}_{out}}{V_i} \quad (2.17)$$

È semplice notare, data una struttura costituita da N compartimenti, come quest'ultima equazione possa essere usata per ogni camera con il risultato di avere un sistema di N relazioni differenziali accoppiate in $3 \times N$ sconosciute, come pressione, densità e cambiamenti di temperatura per ogni camera studiata.

Il problema può essere risolto aggiungendo al sistema descritto la legge dei gas perfetti (equazione di stato), la quale attualmente ha già un uso implicito, e le relazioni di trasformazione isoentropica.

I processi isentropici sono regolati da relazioni ben note [25] che, per esempio, possono essere usate per correlare le quantità termodinamiche della camera i al generico tempo t con le stesse quantità nello stato iniziale, chiamate p_c^0 , ρ_c^0 , T_c^0 :

$$\frac{T_i}{T_c^0} = \left(\frac{p_i}{p_c^0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(\frac{\rho_i}{\rho_c^0}\right)^{\gamma-1} \quad (2.18)$$

Capitolo 3

Detriti spaziali

In questo capitolo verrà trattato un tema di interesse, ormai, internazionale: i detriti spaziali orbitali.

La conoscenza di questo tema è di fondamentale importanza per poter ricavare le dimensioni tipiche di eventuali fori che possono venirsi a creare dopo la collisione tra un oggetto in orbita non controllabile, un detrito, e uno *spacecraft*.

3.1 Ambiente spaziale

Fin dalle prime missioni spaziali sono rimasti in orbita dei detriti di vario tipo, creatisi in diversi modi.

Al giorno d'oggi solo il 10% degli oggetti sono satelliti operativi, la restante parte è la così detta "*space junk*", di questa spazzatura il 50% è formata da frammenti, mentre la percentuale rimanente comprende satelliti non operativi, oggetti legati alle missioni come viti, dadi, stadi di lanciatori.

In orbita ci sono circa 8 mila tonnellate di detriti spaziali, 29 mila oggetti di oltre 10 centimetri e più di un milione di frammenti troppo piccoli per essere tracciati [20]. L'elevato numero di oggetti che orbitano attorno alla terra fanno sì che le collisioni indesiderate siano molto preoccupanti; a causa di ciò, risulta essenziale sapere quanti e in che posizione siano i detriti per poter prevenire eventuali danni catastrofici.

L'impatto di questi detriti, seppur piccoli, può provocare la perdita dell'intero *spacecraft* data l'alta velocità. Inoltre, eventuali collisioni tra oggetti di grandi dimensioni danno luogo all'aumento di detriti che produrranno altri frammenti con future collisioni. Con lo sviluppo di queste e con le velocità in gioco vi è la possibilità che determinate orbite possano diventare imprati-

cabili per il rischio di collisioni, o che un'intera costellazione di satelliti possa andare perduta a causa di un effetto a catena; ciò potrebbe portare un probabile conflitto futuro causato dalla riduzione delle orbite operative.

Basti pensare che nel 2007 la Cina (così come L'USA nel 2009) ha distrutto un proprio satellite producendo più di 3000 detriti che hanno occupato un'intera orbita, inviando un messaggio molto chiaro al mondo intero sulla fattibilità di poter ripetere la cosa.

Se la probabilità di avere in un anno, un impatto tra un satellite e un detrito, nel 2007, era del 17-20%, considerando dimensioni maggiori ad 1 cm di diametro, questa è aumentata al 25-33% dopo che la Cina, nello stesso anno, ha testato il suo missile anti-satellite.

La stessa probabilità è salita al 50% dopo che Iridium-33 e Cosmos-2251 collidendo ad una velocità di 42000 km/h, hanno prodotto oltre 1000 frammenti di dimensione oltre 10 cm di diametro e molti altri, di dimensione maggiore, non tracciabili.

Come Cina e USA, anche India nel 2019 ha eseguito una missione per la distruzione di un proprio satellite: inizialmente, si pensava che i detriti prodotti sarebbero rientrati in atmosfera in tempi brevi, invece sono rimasti in orbita più del previsto e sono stati potenzialmente dannosi per l'ISS.

Anche l'ISS, nonostante le sue dimensioni e i dispositivi che presenta per minimizzare i danni provocati da eventuali collisioni, deve compiere spesso delle manovre per evitare i detriti più pericolosi. Infatti, sebbene siano presenti dei telescopi in grado di tracciare decine di migliaia di oggetti contemporaneamente, alcuni di questi non possono essere individuati per la loro ridotta dimensione.

La ISS è progettata per sopportare gli impatti di detriti di dimensioni di 1 cm di diametro ed evitare oggetti tracciabili di dimensioni di oltre 10 cm. Il vero rischio che corre la stazione spaziale risiede nella possibile collisione con oggetti di dimensione tra 1 e 10 cm in larghezza, abbastanza grandi da poter fare importanti danni e troppo piccoli da poter essere tracciati.

In caso di emergenza è possibile far spostare gli astronauti nelle Soyuz attualmente disponibili per evitare la perdita di equipaggio.

Per prevenire possibili danni alle strutture spaziali ed in particolare all'ISS, si è ritenuto necessario sviluppare un apposito tipo di protezione adatto all'ambiente spaziale e ai suoi pericoli. Notando quanto il costo per progettare ed eventualmente costruire eventuali scudi in *Al* fosse troppo elevato, si è preferito adottare i *Whipple Shield*, composti da sottili pannelli e separati da uno spazio vuoto, il quale fa sì che prima l'oggetto colpisca il pannello esterno "*Bumper*" vaporizzandosi e creando frammenti che andranno ad impattare il pannello interno "*Rear*". Questi frammenti possiederanno parte dell'energia dell'oggetto iniziale, permettendo di suddividere l'elevata energia che possie-

de l'unico corpo, in frazioni di energia minori che possono essere sopportate dalla parete più interna.

Particolarmente interessante risulta essere lo studio svolto da Loft, Price, Cole, Burchell [8] in cui vengono trattati gli impatti ad iper velocità tra proiettili in nylon e pannelli in alluminio. Lo studio in questione ha mostrato le diverse categorie di pattern che possono crearsi a causa di impatti maggiori a 1 km/s: random (velocità inferiori a 3 km/s); anelli concentrici (velocità superiori a 2 km/s); spirali (velocità comprese tra 6 e 7.5 km/s); linee radiali (velocità superiori a 2 km/s).

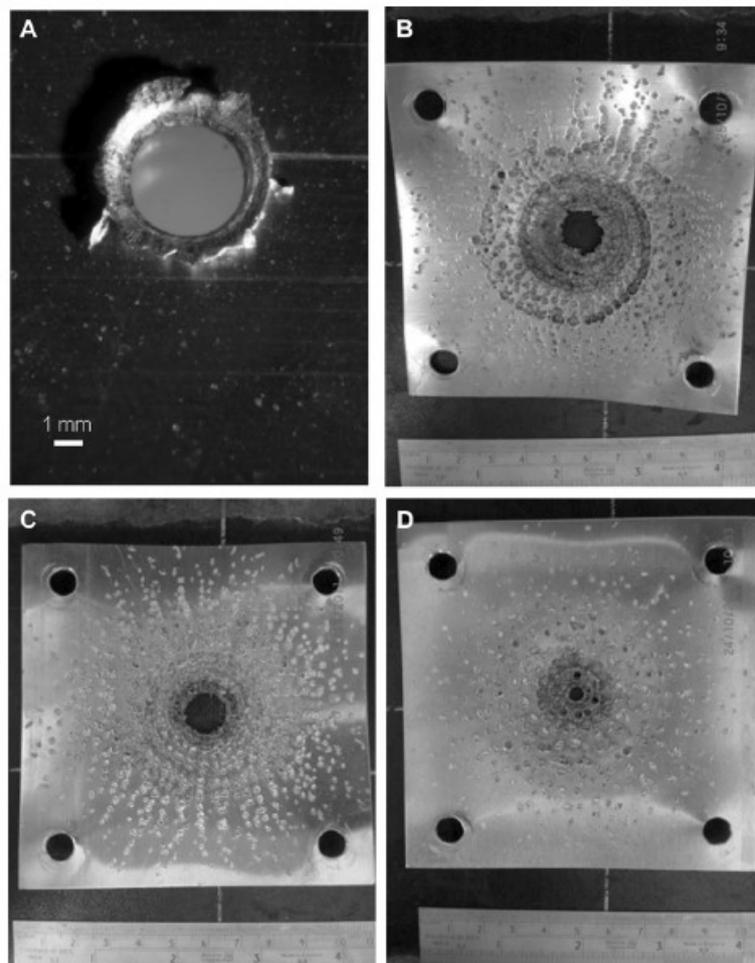


Figura 3.1: Tipici fori causati da un impatto ad iper velocità di un proiettile in nylon. A: foro randomico. B: frammentazione a spirale. C: frammentazione con linee radiali. D: Anelli concentrici [8].

Guardando passo dopo passo una collisione è possibile notare come il proiettile decelererà molto velocemente non appena impatta l'oggetto, causando la compressione sia della parete che del proiettile. Aumentando la pressione di entrambi, la temperatura arriva ad essere abbastanza alta da far fondere l'area di impatto e far vaporizzare il proiettile; la compressione invia un'onda d'urto attraverso l'oggetto con abbastanza forza da distruggere completamente il materiale. Tutto ciò avviene in una frazione di secondo, facendo sì che per gli astronauti sia impossibile vedere il fenomeno.

La configurazione della parete e dell'eventuale isolante multistrato tra il *bumper* e la parete risulta essere importante per lo studio del foro risultante e per le dimensioni delle fratture. Elfer è uno dei principali esponenti dello studio sulla lunghezza critica di crack che causa "*unzipping*", ovvero la crescita della frattura che non può essere fermata e che causa decompressione esplosiva.

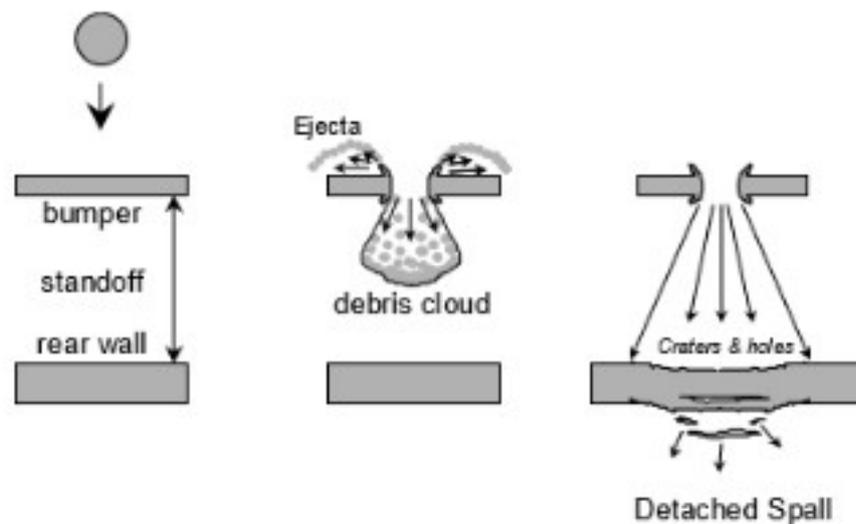


Figura 3.2: Funzionamento di un tipico Whipple Shield. Nella prima immagine si vede come il bumper sia separato da uno spazio vuoto dal rear wall. La seconda immagine mostra la creazione della nuvola di detriti dopo l'impatto. La terza immagine mostra come il rear wall sopravviva all'impatto nonostante la creazione di frammenti della parete [21].

Bisogna anche ricordare l'esistenza delle *Graveyard orbit*, ovvero le orbite in cui vengono lasciati i satelliti ad orbitare lontani dalle comuni orbite operative.

Holger Cragg (ESA) afferma che:

"Le collisioni tra gli oggetti rappresentano solo una piccola parte della formazione di detriti, il fattore determinante è rappresentato dalle esplosioni in orbita, causate dall'energia rimasta all'interno dei satelliti, localizzata nel carburante e nelle batterie." [22]

La fase di *disposal*, infatti, seppure prevista non sembra essere affrontata come previsto. Numerose manovre per evitare le collisioni sono effettuate ogni anno, in particolare solo quest'anno la ISS ha dovuto effettuare tre manovre di emergenza per evitare collisioni fatali con detriti spaziali.

Infine, degna di citazione è la *Kessler syndrome* che descrive un evento in cui la densità di oggetti in LEO è talmente alta che le collisioni tra oggetti porterebbero ad un effetto a cascata in cui ciascuna collisione genera detriti spaziali che aumentano la probabilità di future collisioni. Tutto ciò potrebbe portare a rendere complicate le tipiche attività ed operazioni nelle aree più a rischio, come le orbite LEO.

Inoltre, le perturbazioni terrestri fanno sì che i nuovi detriti creati, che inizialmente seguivano una determinata orbita (si hanno delle fasce di detriti), vadano a modificare la propria orbita e traiettoria.

Nel 1960 NASA impose un vincolo stringente strutturale per prevenire la penetrazione di meteoroidi in *spacecraft* abitati. Infatti, il vincolo per il progetto strutturale dello Space Shuttle per le pareti di cabina e i finestrini fu caratterizzato dalla probabilità del 95% di avere nessuna penetrazione di meteoroidi su 500 missioni tipiche. Alla fine degli anni '70, aumentando il numero di oggetti nello spazio, iniziò ad essere influente il numero di detriti lasciati nello spazio e quindi si iniziò a considerare il danno da detriti nello studio delle strutture spaziali. Questo provocò un "*overdesign*" per prevenire eventuali danni catastrofici.

3.2 Probabilità di impatto

Williamsen [9] mostra come il rischio di impattare dei detriti spaziali fosse maggiore rispetto al rischio di impattare meteoroidi quando il diametro del corpo impattante superava 0.1 cm (fig. 3.3).

Si nota come per dimensioni superiori a 1 cm di diametro i detriti orbitali hanno maggior probabilità di impattare un spacecraft in un anno rispetto ad un meteoroido della stessa dimensione.

Oltre questo dato bisogna considerare che le densità medie in gioco sono diverse: se infatti per i meteoroidi si parla di 0.5 g/cm^2 , essendo composti

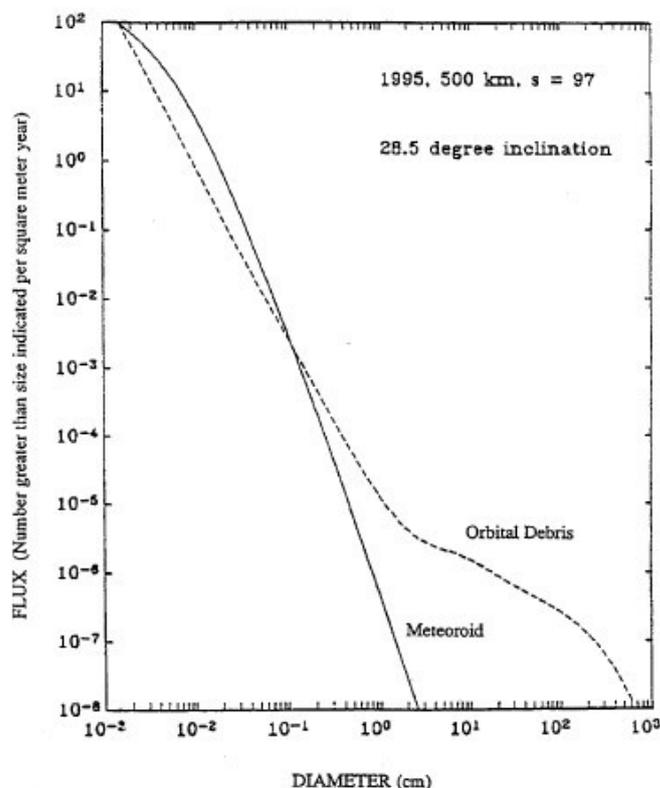


Figura 3.3: Paragone tra il flusso e il diametro di meteoroidi e di detriti orbitali [9].

maggiormente di ghiaccio o materiale ferritico, per i detriti spaziali si parla di 2.8 g/cm^2 , ovvero quella dell'alluminio che rappresenta il 65% dei detriti spaziali. Altre due differenze tra i due tipi di corpi sono la velocità e la direzionalità delle particelle: se i meteoroidi hanno origine interplanetaria la loro velocità si aggirerà intorno ai 20 km/s.

I detriti orbitali si muovono in moto circolare attorno alla Terra e generalmente il loro impatto avviene ad una velocità minore di 10 km/s (relativa alla velocità dello *spacecraft*). Inoltre, se l'ambiente del meteoroido è di natura omnidirezionale relativamente alla superficie dello *spacecraft*, l'impatto di un detrito spaziale ha natura direzionale a causa della loro orbita circolare.

Usando il modello Kessler per il flusso di particelle, si può determinare la probabilità che uno *spacecraft* collida con una particella di detrito di diametro maggiore di un valore critico. Questa funzione per di "probabilità di impatto" è stata descritta da Horn e Avans [23] come:

$$P[d > D_{crit}] = 1 - e^{-fat} \quad (3.1)$$

Dove f rappresenta il flusso di detriti, il numero di particelle per metro quadro annuo di diametro d o maggiore; a è l'area effettiva dello *spacecraft* (area incrementale moltiplicata per la probabilità incrementale dell'avvicinamento del detrito) in metri quadri; t è il tempo in anni.

Negli ultimi 40 anni la probabilità di impattare un detrito rispetto ad un meteoroido è aumentata in maniera spropositata, quindi lo studio dei parametri riguardo la penetrazione di detriti risulta più importante di prima: *diameter / obliquity / velocity (dov)*. Risulta, inoltre, evidente come le facce dello *spacecraft* esposte in direzione del vettore velocità siano quelle maggiormente a rischio.

La probabilità di impatto di un detrito non è semplicemente una funzione della distribuzione dei detriti in una data direzione, ma è il prodotto dell'area esposta del modulo per ogni direzione di approccio e la relativa probabilità che un detrito approcci da un dato angolo diviso la somma dell'aree diviso in numero di aree totali. Gli shock possono essere molteplici e di diverso tipo: termici e meccanici. Tra questi la decompressione ha l'effetto più grave, potrebbe infatti comportare la perdita dello *spacecraft* o, peggio, la perdita di un membro dell'equipaggio.

Il livello più critico si può avere se, a causa della rottura del *pressure wall*, si ha una decompressione esplosiva che elimina tutto l'equipaggio a bordo. Bisogna, quindi, studiare la durata della decompressione e valutare il tempo di azione da parte dell'equipaggio.

Williamsen ha condotto delle ricerche riguardo i metodi applicabili allo studio dei rischi derivanti dall'impatto di strutture spaziali con detriti orbitali, identificando i modi di *failure* tipici della penetrazione, sviluppando un modello probabilistico e uno strumento di simulazione per calcolare la perdita dei membri dell'equipaggio, creando dei modi operativi e alternative progettuali utili alla riduzione di *failure*. Nello studio riporta che la probabilità di perdere un membro dell'equipaggio aumenta con il diminuire della lunghezza del *pressure wall critical crack*, così come diminuisce la possibilità di avere una penetrazione con l'aumentare di questa lunghezza. Si raggiunge un asintoto per entrambe le grandezze all'aumentare della lunghezza.

Inoltre, riferisce alcune possibili modifiche per ridurre ulteriormente la probabilità che una penetrazione comporti la perdita dello *spacecraft* o di membri dell'equipaggio: la differenza tra una lunghezza di 7 e 12 *in* di *critical crack lenght* risiede in una riduzione del 20% della probabilità di avere danno al-

l'equipaggio in termini di decompressione in diverse situazioni tra cui la fase a riposo, mentre con una lunghezza di 24 la diminuzione è poco significativa rispetto al peso apportato alla struttura; spostare la posizione in cui dormono gli astronauti può ridurre la possibilità di riportare ferite; chiudere i portelli divisorii può diminuire la probabilità di depressurizzazione dell'intero *spacecraft* così come può ridurre il tempo di reazione dell'equipaggio.

3.3 Eventi causati da una collisione

Nel 2001 l'università di Denver insieme al *Marshall Space Flight Center* [10] hanno ripreso lo studio per quantificare e diminuire la probabilità di perdita di astronauti dopo la penetrazione di un detrito orbitale. L'obiettivo era quello di simulare gli eventi che possono causare la perdita di equipaggio a causa di una collisione con un detrito spaziale:

- *Critical cracking* (decompressione esplosiva).
- *Critical external equipment penetration* (impatto con un serbatoio).
- *Critical internal system penetration* (guidance, control o altri componenti vitali).
- *Hazardous payload penetration*.
- *Crew injury*.
- *Hypoxia from loss of cabin pressure*.
- *Thrust from module hole*: spinta prodotta dal foro nel modulo che causa elevate velocità angolari (prodotte quando si danneggiano *GN&C*) e che quindi complica l'abbandono del modulo da parte dell'equipaggio.

È possibile migliorare la possibilità di salvare l'equipaggio dopo una penetrazione di un detrito migliorando le operazioni dell'equipaggio stesso e dei design interni.

Sebbene gli impatti contro la ISS possano provocare dei danni e la perdita di alcuni membri dell'equipaggio, non tutti gli impatti causano penetrazione, non tutte le penetrazioni portano alla perdita di membri. Per modellizzare gli impatti e quantificare il possibile danno che può provocare la perdita degli astronauti, la NASA (MSFC) insieme a DRI ha sviluppato un codice apposito.

Nel 2001 gli obiettivi erano:

- quantificare il parametro R , la probabilità di perdita a causa di una penetrazione e la σ limite superiore e inferiore per i moduli ISS;
- esaminare come R sia affetta da volumi minori, da protocolli dell'equipaggio più corti, e altri feature di configurazioni di assemblaggio precedente;
- usare i fattori R predetti in congiunzione con la probabilità di nessuna penetrazione (PNP) per stimare le probabilità di avere nessuna perdita (PNL);
- esaminare quali operazioni dell'equipaggio possano ridurre il fattore R .

Dal 1992 [10] la NASA e DIR hanno sviluppato e rifinito il codice *Manned Spacecraft and Crew Survivability (MSCSurv)* utile per determinare la probabilità che la penetrazione di un detrito orbitale causi la morte di membri della crew dalla fase di completamento della stazione ISS.

MSCSurv è una simulazione Monte Carlo che calcola la probabilità che avvenga la perdita di membri dopo la penetrazione di un detrito orbitale. Nel codice una penetrazione può causare una tra queste sette *failure mode*:

1. *critical external equipment failure.*
2. *manned module critical cracking ("unzipping").*
3. *critical internal system equipment failure.*
4. *critical internal payload equipment failure.*
5. *crew hypoxia during escape or rescue.*
6. *fatal fragmentation injury to crew.*
7. *critical thrust from module hole causing high angular velocity* (nel caso il *GN&C* fosse danneggiato).

Molti di questi danni possono precludere la possibilità di rioccupare la stazione senza eccessivi costi.

La probabilità di nessuna perdita PNL a causa di impatto di detriti può essere calcolata usando l'equazione $PNL = PNP$. Sapendo che PNP è la funzione del flusso di particelle, dell'area della superficie del modulo, del tempo di esposizione, del limite balistico dello scudo, determinato dal codice *BUMPER*. Per calcolare il fattore R , il codice *MSCSurv*:

- genera randomicamente un grande numero di particelle di detrito basato sui modelli orbitali ambientali presenti;

- seleziona la posizione dell'impatto con la stazione spaziale per ogni particella, basandosi sull'esposizione della stazione rispetto alla direzione di approccio;
- determina quale particella penetra gli scudi della stazione prendendo in considerazione la particella studiata e dai parametri dello scudo;
- prevede il danno risultante di ogni particella che penetra la stazione;
- compara il danno predetto dall'impatto con i livelli critici richiesti per avere la perdita di uno o più membri, considerando il tempo di esposizione dei membri ai livelli di danni presenti e la loro abilità di scappare da essi;
- quantifica il fattore R per ogni modulo e per l'insieme dei moduli persi come un unico, mediato su milioni di simulazioni.

Per il terzo punto il codice usa le stesse relazioni empiriche e analitiche del limite balistico usato per il codice $BUMPER^{TM}$ per quantificare il numero di particelle che penetreranno gli scudi dello *spacecraft*.

Per il quarto punto si fa uso di equazioni per prevedere il danno causato da un impatto ad ipervelocità e per determinare la dimensione del foro, la lunghezza della frattura e la profondità di penetrazione all'interno del modulo. Mentre gli step 3 e 4 sono collegati strettamente alla fenomenologia dell'impatto ad ipervelocità, lo step 5 richiede altre assunzioni riguardanti la capacità della stazione di tollerare danni, così come le reazioni dell'equipaggio alla situazione e la loro capacità fisica a resistere a danni durante la fuga.

Una volta completata, la simulazione mostra il fattore R per ogni modulo basato sui sette modi di *failure*. Modificando i parametri di input riguardanti le operazioni dell'equipaggio, la composizione interna dei moduli della stazione e altri fattori di progetto, è possibile comparare i modi di safety delle operazioni della ISS.

Una volta stabilito che c'è stata una penetrazione, *MSCSurv* calcola la dimensione del foro tramite due modelli: *Schonberg/Williamson* oppure *Burch model*. Il primo è un modello empirico basato sui dati ottenuti dai test in laboratorio di configurazioni di scudi di date stazioni; è usato tutte le volte in cui i parametri dell'attuale scudo somigliano ai parametri dello scudo testato entro una variazione del 25% della distanza tra i materiali dello scudo ed entro una variazione del 50% dello spessore della parete posteriore. Il secondo modello è un generico modello per la prevenzione della dimensione del foro sviluppato negli anni '60 per i pannelli in alluminio ed è usato per gli scudi per cui non è applicabile il primo modello.

Durante il 52° *IAC (International Astronautical Congress)* [10] venne mostrato la dimensione prevista dei fori per un milione di penetrazioni per ogni modulo abitato presente nei primi anni 2000. Insieme a questi dati venne riportata la distribuzione prevista della lunghezza di crack per gli stessi moduli.

Per le dimensioni delle fratture si usa nuovamente il modello S/W se le condizioni lo permettono, oppure il *Burch*.

In particolare, venne discusso il fenomeno di "*unzipping*", il quale comporta la rottura di un modulo abitato causato dalla crescita incontrollata seguendo una penetrazione di una parete da parte di un detrito orbitale.

Ogni progetto di una *pressure wall* di un modulo abitato ha la sua propria suscettività al modo di *failure* che è misurata dalla lunghezza critica di frattura. Si calcola questa lunghezza usando la combinazione di parametri di progetto, includendo lo spessore della parete di pressione, la curvatura, la lega, lo stato di stress. Si nota come ogni modulo possa avere diverse lunghezze di frattura critiche a seconda dei parametri appena citati.

Risulta fondamentale anche lo studio dei danni a serbatoi ed eventuali danni ad equipaggio a causa dei frammenti; in caso di non *unzipping* bisogna vedere se e come il serbatoio si stacca dal modulo a causa di possibili spinte che si possono creare.

Inoltre, per prevenire l'ipossia, l'equipaggio deve sigillare parte della stazione o abbandonare tutto e usare una delle Soyuz disponibili. Inizialmente si riuniscono nella *Service Module* per discutere e capire quanto tempo rimane prima di arrivare alla condizione di "*bail pressure*" ovvero la pressione di minimo valore predeterminato, tempo nominato "*reserve time*". Se minore di 30 minuti si deve evacuare, se maggiore si cerca di sigillare. Se dovesse esserci un ferito non si lascia la stazione senza prima averlo messo in salvo: prima si recupera il ferito e successivamente si cerca di sigillare il modulo.

Si riportano, infine, alcuni dettagli caratteristici dello studio: la pressione critica era stata fissata a 9.5 psi; un membro può percepire un foro di 2 centimetri e nel caso in cui riuscisse a individuarlo ha la possibilità di isolare il modulo intaccato; il valore di R medio risulta essere di 0.285, questo valore significa che il 28.5 % delle volte si ha un morto per perforazione.

Dallo studio effettuato si evince come migliorare gli scudi e migliorare le operazioni dell'equipaggio possa far ridurre il rischio di perdita di un membro dell'equipaggio stesso; inoltre, si nota come R aumenti molto a causa dell'ipossia e di un danno a equipaggiamento esterno.

Una volta definito il fattore R , il rapporto tra le penetrazioni dei detriti che avrebbero causato la perdita di uno o più membri dell'equipaggio o la perdita dell'intero *spacecraft* rispetto a tutte le penetrazioni dei detriti, è

possibile calcolare la probabilità di non avere una *failure* catastrofica (PNFC) tramite l'equazione:

$$PNCF = PNP^R \quad (3.2)$$

Dove PNP è la probabilità di non avere penetrazioni, data da:

$$PNP = \exp(-N) \quad (3.3)$$

N è il numero totale di impatti causati da eventuali penetrazioni sommate per l'intera aera della superficie dello *spacecraft* studiato. PNP è determinato usando il codice *Bumper*, ed è funzione del flusso di particelle, dell'area della superficie del modulo, del tempo di esposizione e del limite dello scudo balistico.

Il modello per calcolare il fattore R richiede l'uso di equazioni per prevedere il danno da impatto e calcolare la dimensione dei fori e la lunghezza di frattura provocati da una penetrazione di una parete di un modulo da parte di una particella di detrito.

Una volta che è avvenuta la penetrazione, bisogna studiare il danno esteso alla parete del modulo. Quest'ultimo è definito in termini di dimensione del foro creato dall'impatto della nuvola di detrito formata dall'iniziale penetrazione della particella sull'esterno *bumper plate* e la lunghezza di frattura associata.

Le dimensioni di foro previste sono definite in termini di diametro equivalente ad un foro circolare (utile per il futuro studio di depressurizzazione) e le dimensioni della frattura in termini di massimo *tip-to-tip crack length* (per determinare se un modulo si rompe o se avviene una rottura catastrofica "unzip"). Si presume, per lo studio, di avere un detrito di *Al* di diametro D_p . La versione 9.0 prevede l'uso di due metodi di calcolo della dimensione del *pressure wall hole*: il metodo *Burch-D90*, che descrive un diametro che circonda il 90% del danno su un dato piatto, con velocità minori di 6km/s; il metodo *Schonberg-Williamson* (S-W), che consiste in 13 separate equazioni separate di previsione per 13 tipi di scudo, che considera una condizione di impatto con obliquità compresa tra 0 e 60° e velocità di impatto di 6.5 km/s. Si preferisce, generalmente, usare il secondo metodo per una approssimazione migliore nello studio dell'impatto di detriti.

3.4 Pressure wall

In figura 3.4 si può notare una generica curva diametro foro-diametro proiettile, per una data velocità di impatto e per un dato sistema di protezione. Vi sono tre regioni per lo studio dell'impatto del detrito, ciascuna regione corrisponde ad un dato tipo di andamento tra la risposta del proiettile e la crescita del foro del *pressure wall*. La prima regione è sfumata per indicare dove è possibile modellare il diametro del foro; la fenomenologia del diametro del foro è governata dalla natura del carico della nuvola di detriti sul *pressure wall* del modulo. Nella regione I il proiettile viene completamente frantumato nell'impatto con la parete e il grado di frammentazione aumenta con l'aumento del diametro del proiettile. Ciò comporta che la nuvola di detriti creata aumenta come l'effettivo diametro del foro nel *pressure wall*.

Da un certo diametro del proiettile, l'efficacia del sistema del paraurti esterno viene meno e la quantità di frammenti prodotti si riduce con l'aumento del diametro del proiettile, così come la nuvola di detriti e la dimensione del foro.

In particolare, si nota come con l'aumentare del diametro del detrito, il foro causato aumenta di dimensioni fino ad arrivare ad un massimo e si sottolinea il fatto che il detrito si frantumi in diversi pezzi creando una "nuvola" che si disperde grazie al sistema di schermatura.

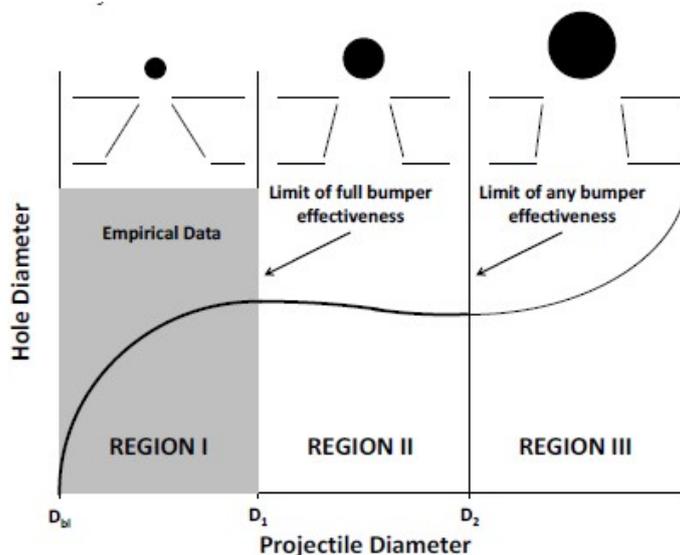


Figura 3.4: Diametro del foro del *pressure wall* rispetto al diametro del proiettile [24].

Ovviamente, la natura e l'estensione delle varie regioni dipende dalla geometria e dalle proprietà dei materiali del sistema di protezione considerati.

Lo studio delle tre regioni, il calcolo della dimensione dei fori e della frattura è dettato da tre fattori: un'equazione basata sui dati raccolti per lo studio della regione I; un'equazione interpolata per lo studio della regione II; un'equazione *single-wall* per l'ultima regione che inizia nel punto in cui il diametro del proiettile diventa così grande da rendere impossibile la frammentazione da parte della parete esterna.

Dopo numerose analisi e vari test condotti sul sistema di protezione, le seguenti considerazioni sono state usate per determinare la forma delle equazioni per le tre regioni.

La prima regione mostra come una maggiore distanza tra le due pareti comporti una minore probabilità di penetrazione, ma allo stesso tempo un foro o una frattura di dimensioni maggiori nel caso di penetrazione. Un *rear wall* spesso produce un foro più piccolo. La presenza di un massiccio *bumper* fa sì che la *failure* del *rear wall* sia caratterizzata da imbozzamento, non da perforazione; ciò comporta che si venga a creare un grande foro, una volta superato il limite balistico (energia di soglia limite per formare fori), abbastanza velocemente.

Aumentando il rapporto tra il diametro del proiettile e lo spessore del *bumper*, la nuvola di detriti diviene molto concentrata: più grande è lo scudo intermedio, più grande sarà il foro e più lontano è posizionato dal *rear wall*, minore sarà l'effetto. Allo stesso tempo un *bumper* più massiccio diminuisce gli effetti di obliquità, poiché le traiettorie dei frammenti tendono a diventare sempre più normali al *bumper*, facendole agire come un unico corpo nuovamente.

Gli impatti obliqui senza *bumper* intermedi tendono a far diminuire la dimensione dei fori e la lunghezza di frattura. Questo effetto si amplifica nelle pareti che sono maggiormente distanziate l'una dall'altra, la nuvola di detriti prodotta presenterà dei frammenti che si comporteranno in maniera indipendente e ciò comporta la formazione di fori di dimensione minore.

L'effetto di obliquità viene meno con velocità di impatto elevate; queste velocità fanno sì che il *rear wall* vada in *failure* a causa di imbozzamento, che comporta la formazione di grandi fori più velocemente.

Si evince, quindi, come parametri che fanno aumentare il danno tendano a far diminuire la probabilità dello stesso. Bisognerebbe bilanciare questi parametri e i loro effetti sulla resistenza alla penetrazione durante la fase di progetto degli scudi, per ottimizzare in generale la sicurezza dello *spacecraft* e dei membri dell'equipaggio

Per la regione II, il diametro del foro e la lunghezza di frattura della regione

precedente sono estesi a diametri di dimensioni maggiori per giustificare la minor efficacia dei *bumper* nel rompere i proiettili e formare la nuvola di detriti. Interpolando i valori raccolti tra le dimensioni tipiche della regione I e le dimensioni tipiche della regione III è possibile ricavare la dimensione del foro per la regione II.

Il confine tra la regione I e la regione II si ricava quando il proiettile è troppo grande per essere completamente frantumato dallo scudo esterno. È stato assunto che il confine tra queste due regioni lo si ha quando il rapporto tra il diametro del proiettile e lo spessore del *bumper* è circa 20.

Il confine tra la regione II e la regione III si ricava quando il proiettile è talmente più grande rispetto allo spessore del *bumper* che questo non ha praticamente nessun effetto sull'impatto del proiettile. In questo caso la dimensione del foro risulta essere leggermente più grande della dimensione del proiettile stesso.

Si assume che il *bumper* è inefficace quando il foro nello stesso *bumper plate* è solo il 10% più largo del diametro del proiettile.

Per la regione III si usa il metodo russo in cui si afferma che il proiettile è così grande che fora il *bumper* e rimane intatto arrivando praticamente illeso al *rear wall*. Il diametro della particella impattante il *rear wall* può essere considerato uguale a quello prima della collisione, così come la velocità può essere considerata costante tra l'istante prima della penetrazione del *bumper* e l'istante precedente alla penetrazione del *rear wall*. Con queste condizioni risulta molto semplice lo studio di questa regione, in quanto è possibile utilizzare lo stesso tipo di equazioni per tutta la durata della collisione.

Capitolo 4

Descrizione del modello

Come decompressione si intende un fenomeno in cui la pressione di una camera di volume iniziale d'aria, V , diminuisce. Nel caso di più camere comunicanti la condizione in cui l'aria possa passare dai fori che collegano le camere fa sì che si crei un differenziale di pressione. Questo Δp , dovuto al transitorio, crea dei carichi sulle strutture secondarie che devono essere considerati secondo normativa. Anche durante il lancio, il lanciatore attraversa l'atmosfera la cui pressione varia con la quota, fino a pressione nulla. Questo crea un differenziale di pressione tra il *fairing* e il *payload*. Il satellite va dimensionato e deve prevedere delle ventilazioni, in campo spaziale passive, affinché l'aria defluisca senza creare Δp eccessivi.

I differenziali di pressione possono causare la rottura o la formazione di elevati carichi che possono produrre *failure* di tensione, di compressione o di taglio; anche piccoli differenziali possono risultare critici se accoppiati a carichi di compressione assiale in modo tale da provocare il fenomeno del *buckling*.

I carichi di pressione hanno causato diversi cedimenti strutturali durante i voli spaziali. Un intero lanciatore è andato distrutto a causa della presenza di un condotto di ventilazione nella regione di un urto retto: il condotto è stato erroneamente collocato dal lato sbagliato dell'urto, provocando un'eccessiva pressione sotto lo scudo termico che ha comportato una *failure* distruttiva. Il progetto di buoni condotti di ventilazione limita l'importanza dei differenziali di pressione o minimizza gli effetti attraverso l'uso di condotti che agevolino il flusso d'aria, di configurazioni di fori adatti alla quantità d'aria che deve fluire e al posizionamento degli stessi.

Per le future analisi verrà preso in considerazione un *payload* che, durante la fase di lancio, attraverso un transitorio, porterà la sua pressione da pres-

sione ambiente a pressione nulla. Saranno inevitabili i problemi di *heating*, poiché il satellite risulta scaldato con differenze di pressione che nascono di conseguenza.

Il lanciatore può essere studiato come una struttura multi comparto in cui si ha un flusso in entrata e uno in uscita. In questa analisi, per semplicità, non verranno considerate le perdite non volute (*unplanned leakage flow*).

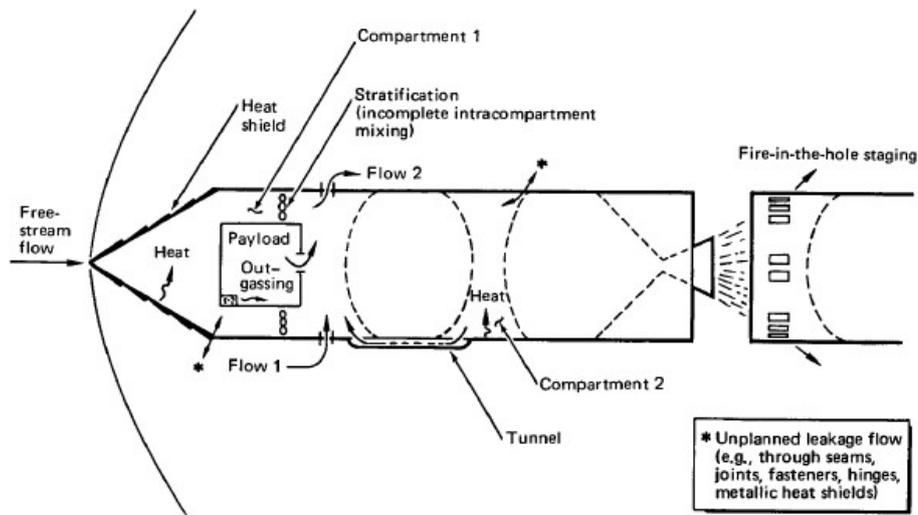


Figura 4.1: Sistema di ventilazione tra compartimenti [26].

I satelliti non devono essere a tenuta stagna: si deve fare in modo che l'aria fluisca dal satellite al *fairing* e da questo all'esterno in maniera molto rapida. Creare delle ostruzioni nella struttura che impediscono il passaggio dell'aria, può creare dei carichi che possono distruggere il satellite.

Si utilizza, quindi, un modello 0D per valutare le variazioni di pressione, densità e temperatura all'interno di uno *spacecraft* causate dal fenomeno della decompressione. Il modello si basa su un'integrazione numerica nel tempo, che risulta essere un'ottima approssimazione per lo studio di pochi compartimenti.

Misure sperimentali, effettuate da Haber [13] hanno dimostrato come il salto di temperatura associata alla rapida decompressione può essere davvero grande, può arrivare anche ad essere di 100°C; quindi, il processo di decompressione come isoterma non è giustificato. Oltretutto, il processo non può essere definito adiabatico poiché è presente uno scambio di calore tra l'aria e

la parete della cabina che non può essere ignorato.

Ai fenomeni di decompressione vengono anche associati degli effetti d'umidità: la T scende sotto il punto di rugiada nei primi momenti di decompressione, la restante parte della decompressione avverrà in aria con 100 % di umidità, indipendentemente dall'umidità iniziale. Il calore rilasciato dalla condensazione del vapore acqueo produrrà inoltre una deviazione dal processo adiabatico di un gas ideale; di conseguenza, il processo dovrebbe essere trattato come un processo politropico (tra un adiabatico ed un isoterma).

Si può considerare un processo adiabatico e reversibile nel caso di decompressione esplosiva (<5s) o rapida (10s).

Come ipotesi del modello si ha:

- Struttura indeformabile, volume non varia durante la decompressione.
- L'atmosfera esterna è considerata come un volume infinito che non varia nonostante il flusso in uscita.
- Effetti diabatici e irreversibili attraverso le aree di ventilazione e delle brecce sono prese in considerazione adottando un coefficiente di efflusso.
- L'aria è considerata come gas ideale.
- Le proprietà dell'aria sono uniformi nel volume, modello 0D.
- L'effetto di umidità relativa e il calore latente di condensazione e sublimazione vengono trascurati.
- Le fluttuazioni di pressione all'esterno lungo la struttura non sono prese in considerazione.

Questo effetto potrebbe essere inserito considerando un livello equivalente di volo medio o coefficienti di pressioni appropriati che derivano da analisi aerodinamiche. Nel caso di moduli spaziali abitati, in presenza di una perdita di portata di gas, si innesca un processo caratterizzato da un sistema che rilascia gas (O_x) che ripressurizza la cabina.

Determinato il Δp tra i due compartimenti, applicando la normativa, si fa in modo che le strutture secondarie, che separano i compartimenti, soddisfino i requisiti di *safety*.

Nel caso di un lancio, il *payload* si troverà ad affrontare una situazione in cui la pressione iniziale è quella ambiente, mentre quella finale è prossima allo zero. In questo transitorio si hanno dei problemi di *heating*, durante l'attraversamento dell'atmosfera, che riscaldando il *fairing* fanno nascere al suo interno delle differenze di pressione, con relativi problemi di *out-gassing*.

Solitamente si considera il lanciatore come una struttura multi-compartimento: ogni compartimento ha un suo flusso in entrata e un flusso in uscita, stessa cosa può dirsi per il *payload*.

Bisogna far in modo che tra i compartimenti e il *payload* si abbiano delle ventilazioni per dare possibilità all'aria di confluire dal *payload* verso il *fairing* e da lì verso l'esterno in maniera abbastanza rapida. Se si creano dei tappi o delle ostruzioni al flusso, nasce il rischio di dar vita a delle differenze di pressione che compromettono la *safety* del *payload*.

Per un lancio devono essere fatte delle considerazioni:

- La pressione esterna non è costante, questa varia da punto a punto sulla superficie del mezzo in funzione della quota, della posizione e della velocità.
- Il coefficiente di efflusso C_D passa da valori di 0.9 per $M < 0.5$, a valori di $C_D = 0.1$ per $3.5 < M < 4$.

Considerando un qualsiasi tipo di velivolo in volo, la *back pressure* è uguale alla pressione atmosferica dell'aria ambiente e rimane costante durante il processo di decompressione.

Considerando due camere, una di dimensione minore all'altra ad una pressione di cabina, l'alta a pressione ambiente tipica di una fase di crociera, una volta aperta la porta che separa le due camere si vede come la pressione aumenti nella camera a pressione minore a causa del flusso d'aria. Ciò è differente rispetto ad una situazione reale.

Si definiscono p_c e p_{amb} come, rispettivamente, la pressione in cabina e la pressione ambiente.; se il rapporto di pressione tra la p_c e p_{amb} aumenta, la velocità nel foro aumenta. Nel caso adiabatico la velocità del suono è raggiunta con un rapporto di pressione di 1.89, definito come rapporti di pressione critico. In caso di rapporti minori si ha un caso subcritico, mentre per maggiori si ha una condizione supercritica. Nei processi politropici il rapporto è inferiore a 1.89.

L'area della breccia da considerare non è quella misurata. Il flusso reale dell'aria attraverso un foro si discosta dal flusso teoretico per numerose ragioni, da cui si hanno queste deviazioni. La velocità reale che attraversa il foro è minore a causa dell'attrito o dalla formazione di vortici o da improvvisi cambi nella sezione trasversale. Tutte queste modifiche sono tipicamente chiarite dall'introduzione di un coefficiente medio del foro, che dipende dalla forma dello stesso. È anche possibile includere le perdite di pressione nei condotti e nelle piegature in questo coefficiente. La sezione trasversale geometrica del foro si riduce a quella chiamata sezione trasversale effettiva tramite l'utilizzo

del coefficiente di efflusso C_D :

$$C_D = \frac{\text{flusso reale dovuto ad un processo adiabatico irreversibile}}{\text{flusso teorico massimo possibile dopo un processo isentropico}} < 1 \quad (4.1)$$

Il caso in cui $C_D=0$ corrisponde ad un'area tappata completamente e a pressioni che tendono a carichi interni molto elevati. Conosciuta la natura del processo termodinamico è possibile derivare conclusioni riguardo i fatti aerodinamici di rapida decompressione come la perdita di pressione e le proprietà aerodinamiche del foro.

4.1 Definizione problema

Si definisce il problema tramite la legge di conservazione della massa, nel caso di gas perfetto in volume costante:

$$\frac{dp_c(t)}{dt} = \frac{nRT_c(t)}{V_c}(\dot{m}_i(t) - \dot{m}_o(t)) \quad (4.2)$$

Ricordando la differenza tra flusso sonico, in cui il rapporto tra p_c/p^* è maggiore o uguale di 1.89, e flusso subsonico, in cui il rapporto tra le due pressioni è minore di 1.89, è possibile riportare la definizione del flusso di aria in uscita \dot{m}_o nei due casi considerati:

$$\dot{m}_{o,max_{sonico}} = C_D A \psi \frac{p_c}{RT_c} \sqrt{kRT_c} = \frac{A_{eff} \psi \sqrt{k}}{RT_c} p_c = A_{eff} \psi' \frac{p_c}{RT_c} \quad (4.3)$$

dove:

$$\psi \equiv \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} = 0.5787 \quad (4.4)$$

$$\psi' \equiv \psi \sqrt{k} = 0.6847 \quad (4.5)$$

Ψ' dipende da k che è il coefficiente di espansione adiabatica (1.4). La durata della depressurizzazione in campo sonico è dato da 4.13 ; il flusso

rallenta e diventa subsonico.

$$\begin{aligned}\dot{m}_{o,subsonico} &= C_D A \bar{u} \rho_c = A_{eff} \sqrt{\frac{2k}{k-1} \rho_c p_c \left[\left(\frac{p_a}{p_c}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_a}{p_c}\right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \\ &= A_{eff} p_a \left(\frac{2k}{k-1}\right)^{1/2} \left(\frac{1}{RT_c}\right)^{1/2} \tilde{p}^{\frac{k-1}{k}} [1 - \tilde{p}^{\frac{1-k}{k}}]^{1/2}\end{aligned}\quad (4.6)$$

dove:

$$\tilde{p} = p_c/p_a \quad (4.7)$$

Come è possibile notare dalle equazioni sopra riportate, il flusso sonico è funzione della pressione solamente della camera, mentre il flusso subsonico è funzione della pressione in camera e della pressione ambiente.

4.1.1 Modello isentropico

Le equazioni 4.3 e 4.6 possono essere risolte in maniera analitica. Questa soluzione esiste quando il flusso \dot{m}_i è nullo.

Utilizzando le ipotesi di depressurizzazione isoentropica ($n=k$) e flusso critico, l'equazione che si deve risolvere è l'eq. 4.8, da cui è possibile ricavare la variazione di temperatura e densità, utilizzando la legge dell'isentropica:

$$\frac{dp_c(t)}{dt} = \frac{kRT_c}{V_c} (\dot{m}_i - \dot{m}_o) = kR \left(\frac{\dot{m}_i}{V_c}\right) T_c(t) - \left(\frac{A_{eff}}{V_c}\right) (\psi' k \sqrt{R}) \sqrt{T_c(t)} p_c(t) \quad (4.8)$$

Sostituendo le relazioni dell'isentropica:

$$\frac{T_c}{T_c^0} = \left(\frac{p_c}{p_c^0}\right)^{\frac{k-1}{k}} \implies T_c(t) = T_c^0 \left[\frac{p_c(t)}{p_c^0}\right]^{\frac{k-1}{k}} \quad (4.9)$$

Si ricava:

$$\frac{dp_c(t)}{dt} = (kR) \zeta \left(\frac{\dot{m}_i}{V_c}\right) p_c^{\frac{k-1}{k}} - \left(\frac{A_{eff}}{V_c}\right) (\psi' k \sqrt{R}) \zeta^{1/2} p_c^{\frac{3k-1}{2k}} \quad (4.10)$$

dove $\zeta = T_c^0 / (p_c^0)^{\frac{k-1}{k}}$.

In caso di ripressurizzazione nulla ($\dot{m}_i=0$), l'equazione può essere risolta nel seguente modo analiticamente:

$$\frac{dp_c(t)}{dt} = -\left(\frac{A_{eff}}{V_c}\right)(\psi' k \sqrt{R}) \zeta^{1/2} p_c^{\frac{(3k-1)}{2k}} \quad (4.11)$$

Ovvero:

$$p_c(t) = p_c^0 \left[1 - \left(\frac{A_{eff}}{V_c}\right) (\psi' \frac{1-k}{2} \sqrt{RT_c^0}) t \right]^{\frac{2k}{1-k}} \quad (4.12)$$

Infine, si riporta la formula approssimata per la durata della decompressione in campo sonico, nel caso di ripressurizzazione nulla e temperatura dell'aria pari a 23°:

$$\Omega \approx 0.025 \frac{V_c}{A_{eff}} [(0.5283 \tilde{p}^0)^{1/7} - 1] \quad (4.13)$$

Nel caso di flusso subcritico, invece, si ha:

$$\frac{p_c}{dt} = kRT_c(t) \left(\frac{\dot{m}_i}{V_c}\right) - kRT_c(t) \left(\frac{A_{eff}}{V_c}\right) \sqrt{\frac{2k}{k-1} \rho_c p_c \left[\left(\frac{p_a}{p_c}\right)^{2/k} - \left(\frac{p_a}{p_c}\right)^{\frac{k+1}{k}} \right]} \quad (4.14)$$

Riportando le relazioni dell'isentropica e assumendo $\dot{m}_i=0$ si ottiene:

$$\frac{\tilde{p}}{dt} = -\left(\frac{A_{eff}}{V_c}\right) k \left(\frac{2k}{k-1}\right)^{1/2} \sqrt{RT_c^0} (\tilde{p}^0)^{\frac{1-k}{2k}} (\tilde{p})^{\frac{3(k-1)}{2k}} (1 - \tilde{p}^{\frac{1-k}{k}})^{1/2} \quad (4.15)$$

In questo caso la formula approssimata per la durata della depressurizzazione in campo subsonico nel caso di ripressurizzazione nulla e temperatura dell'aria di 23°C sarà:

$$\tau = 3.5 * 10^{-3} \frac{V_c}{A_{eff}} \quad (4.16)$$

4.2 Algoritmo

La prima richiesta dell'algoritmo implementato consiste nel numerare i compartimenti inseriti e di inizializzare il tempo e le grandezze termodinamiche (t, ρ, p, T).

Eseguito questo comando si entra in un ciclo *for* che terminerà nel momento in cui il tempo t non sarà uguale al tempo finale t_{final} .

L'algoritmo durante il ciclo salverà in un file output le condizioni termodinamiche nel tempo t , ovvero $p(t), \rho(t), T(t)$.

Il passaggio successivo consiste nel calcolare la portata d'aria tra tutti i compartimenti comunicati presenti, utilizzando l'equazione 4.17, nel caso di flusso sonico, l'equazione 4.18, nel caso subsonico, a seconda del valore del rapporto di pressione (≤ 1.89).

Successivamente si calcola la variazione di massa totale dM nel tempo dt in ogni compartimento usando l'eq 4.19.

Dalla variazione di massa è così possibile ricavare la variazione di densità nell'intervallo di tempo dt utilizzando l'eq 4.20.

Tramite le leggi dell'isentropica è, infine, possibile ottenere le variazioni di temperatura e di pressione tramite le equazioni 4.21 e 4.22.

L'ultimo passaggio consiste nel incrementare il tempo per il ciclo successivo ($t = t + dt$).

$$\dot{m}_{ij} = \rho_i \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k+1}} A_{ij} C_{D_{ij}} \sqrt{\frac{2kRT_i}{k+1}} \quad (4.17)$$

$$\dot{m}_{ij} = A_{ij} C_{D_{ij}} \sqrt{2p_i \rho_i \frac{k}{k+1} \left(\frac{p_j}{p_i} \right)^{\frac{2}{k}} \left[1 - \left(\frac{p_j}{p_i} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (4.18)$$

$$dM(t+dt) = (\dot{m}_i(t) - \dot{m}_o(t))dt \quad (4.19)$$

$$d\rho(t+dt) = \frac{dM(t+dt)}{V} \quad (4.20)$$

$$p(t + dt) = p_c^0 \left(\frac{\rho(t + dt)}{\rho_c^0} \right)^k \quad (4.21)$$

$$T(t + dt) = T_c^0 \left(\frac{\rho(t + dt)}{\rho_c^0} \right)^{k-1} \quad (4.22)$$

Nel caso di un velivolo in quota si ha già un differenza di pressione tra esterno e l'interno del velivolo e la fase di decompressione può essere considerata terminata quando le due pressioni si eguagliano. In questo caso è possibile parlare di decompressione esplosiva o rapida a seconda dei tempi studiati.

Nel caso del lanciatore si è nella condizione in cui il lanciatore è alla pressione ambiente, non è, quindi, presente, un Δp . Questo si crea con la variazione di quota durante tutta la fase di lancio; e visti i tempi necessari a terminare la fase di lancio la decompressione risulta essere lenta.

Lo scopo di questo testo è di valutare i picchi di pressione che si verranno a creare a causa dei Δp e studiare, tramite un analisi dinamica, la risposta della struttura a questi carichi. Non si può fare un 'analisi statica come in campo aeronautico e applicare un semplice fattore di sicurezza. Bisogna fare un analisi dinamica con un modello agli elementi finiti.

4.3 Input algoritmo

Per effettuare l'analisi l'algoritmo richiede alcuni input che sono presentati nella tabella seguente.

| Dato | Descrizione |
|-------------|--|
| t_f | Durata dell' analisi |
| dt | Step temporale |
| N | Numero di compartimenti |
| V_i | Volume d'aria |
| T_c | Temperatura cabina |
| T_a | Temperatura ambiente (<i>fairing</i>) |
| p_c | Pressione cabina |
| p_a | Pressione ambiente |
| t_p | Tempo caratteristico lanciatore |
| A_{ij} | Area effettiva tra i compartimenti i e j |

Tabella 4.1: Dati di input per le simulazioni.

Capitolo 5

Risultati fluidodinamici

Volendo studiare i picchi di pressione dovuti ad una decompressione lenta, tipica della fase di lancio di un qualsiasi lanciatore, si è optato di confrontare diversi lanciatori presenti in commercio per evidenziare quale tra questi presentasse i picchi di pressione maggiori, rispetto ad uno stesso KT (t/t_p). Definendo infatti K come rapporto dei tempi caratteristici, T come tempo adimensionalizzato si ha:

$$\begin{aligned}K &= t_c/t_p \\T &= t/t_c \\KT &= t/t_p\end{aligned}\tag{5.1}$$

Dove t_c è il tempo di ventilazione caratteristico, t_p è un tempo caratteristico del lanciatore che descrive con che velocità l'aria confluisce dal *fairing* al lanciatore. Queste due grandezze vengono misurate tramite dei sensori posizionati nel *fairing*, fondamentali per studiare i picchi di pressione e progettare i condotti di ventilazione adatti ad evitare carichi troppo elevati e possibilmente dannosi alla struttura.

Per le analisi svolte si è deciso di studiare i seguenti lanciatori che presentano determinati tempi caratteristici t_p :

| Lanciatore | t_p [s] |
|-------------------|-----------------------------|
| Ariane 40 | 75 |
| Ariane 42P | 73 |
| Ariane 44P | 53 |
| Delta 3290 | 57 |
| Delta 3290 | 44 |
| CZ2E | 58s |

Tabella 5.1: *Tempi caratteristici lanciatori analizzati.*

Le grandezze necessarie per effettuare l'analisi fluidodinamica della tabella 4.1 sono riportate nella tabella 5.2:

| Dato | Valore |
|-------------|---------------------------|
| t_f | 225 219 159 171 132 174 s |
| dt | 0.001 s |
| N | 1 |
| V_i | 0.13 m^3 |
| T_c | 23°C |
| T_a | 23°C |
| p_c | 100 kPa |
| p_a | 100 kPa |
| t_p | 75 73 53 57 44 58 s |
| A_{ij} | 24e-5 24e-6 24e-7 m^2 |

Tabella 5.2: *Dati input simulazioni.*

Come è possibile notare dalla tabella 5.2 il tempo di analisi varia a seconda del tipo di lanciatore studiato. Infatti, dato il tempo caratteristico t_p , che equivale ad un terzo del tempo per annullare la pressione all'interno del *fairing*, è possibile ricavare il tempo di analisi necessario ad individuare il picco di pressione dovuto alla decompressione.

È stato impostato come *timestep* un tempo di 0.001 s per evitare di avere un onere computazionale troppo elevato e per i buoni risultati ottenuti dalle simulazioni effettuate.

Il numero di compartimenti risulta essere uno poiché viene considerato come ambiente la zona del *fairing*.

Il volume d'aria considerato è quello di un tipico satellite *CubeSat*, come può essere il UPM-Sat 1 (6.1).

Il coefficiente correttivo, C_D (4.1), è stato considerato all'interno del dato A_{ij} . Le grandezze termodinamiche quali pressione e temperatura del satellite e del *fairing* vengono inizializzate come quelle ambiente poiché il lancio avviene da quota zero e quindi le grandezze riportano i valori tipici della quota *sea level*. Risulta, quindi, importante notare come non ci siano differenze iniziali tra la pressione all'interno del satellite e quella nel *fairing*.

Infine sono state scelte tre diverse aree effettive di ventilazione (24-5, 24e-6, 24e-7 m^2), passive, per avere un quadro ampio del tipo di risultati ottenibili.

5.1 Ariane 40

Prendendo come riferimento il lanciatore *Ariane 40* si osserva come le pressioni, nelle figure 5.1, 5.2, 5.3, partano da valori tipici del *sea level* e raggiungano valori molto inferiori. Questo è dovuto alla decompressione lenta. Come da normativa, è infatti previsto che il satellite diminuisca la propria pressione interna durante la fase di lancio, per evitare, di avere dei carichi di pressione che provocherebbero danni alla struttura.

Nel caso di aree di ventilazione passiva di 24e-5 m^2 si nota come la pressione, così come la temperatura e la densità, si porti agli stessi valori termodinamici del *fairing*, con dei ΔP , ΔT e $\Delta \rho$ molto piccoli. Il discorso non vale diminuendo l'area di ventilazione; infatti, si nota come la differenza tra le grandezze cresca nel caso di aree minori. Ciò viene determinato dalla mancanza di tempo necessario al satellite di raggiungere la pressione del *fairing* prima che la quota aumenti ancora. Aumentando la quota, infatti, la pressione diminuisce e tra il satellite e il *fairing* (che nella simulazione corrisponde all'ambiente esterno), vi sarà una differenza di pressione. Un buon progetto di design prevederà la presenza di aree di ventilazione passive tra satellite e

fairing in modo da ridurre al minimo la differenza tra le pressioni di questi due ambienti. Se le aree sono troppo piccole si rischia di non avere il tempo adeguato per portare la pressione interna del satellite a quella del *fairing* e si verranno a creare dei carichi di pressione. Questi dovranno essere previsti nella fase progettuale per rendere la struttura adeguatamente resistente. Ciò viene confermato anche dal tipo di condizione in cui si svolge la decompressione: nel caso di breccia di dimensioni di $24e-5 \text{ m}^2$ tutta la fase di decompressione avviene in condizioni subcritiche, ovvero il rapporto tra le pressioni è minore del valore critico; ciò comporta che il flusso che fuoriesce sarà subsonico per tutta la durata della fase di decompressione. Diminuendo l'area, il flusso in uscita sarà in parte subsonico e in parte critico, ciò significa che il rapporto tra le pressioni sarà maggiore del valore critico. Diminuendo la pressione il flusso, invece tornerà ad essere subsonico e quindi la condizione di decompressione sarà subcritica. Le durate delle fasi di decompressione si possono vedere nella tabella 5.3.

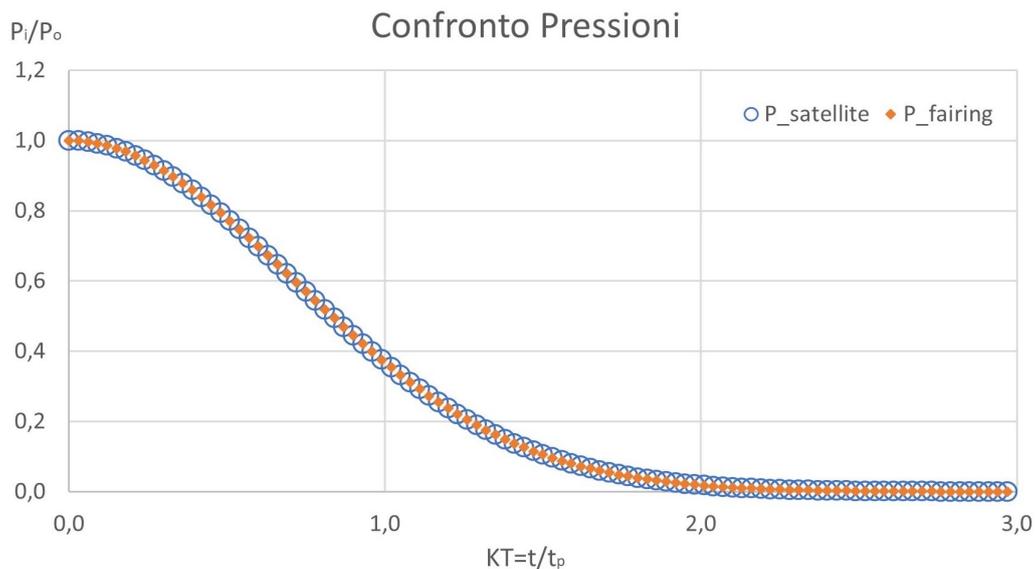


Figura 5.1: Ariane 40: Confronto pressione satellite e pressione fairing per un'area di $24e-5 \text{ m}^2$.

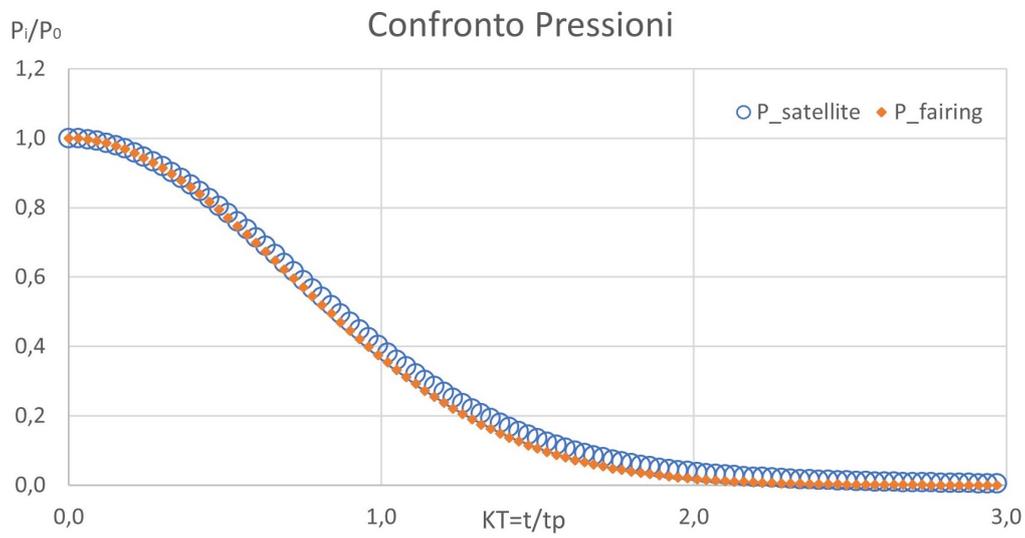


Figura 5.2: Ariane 40: Confronto pressione satellite e pressione fairing per un'area di $24e-6 \text{ m}^2$.

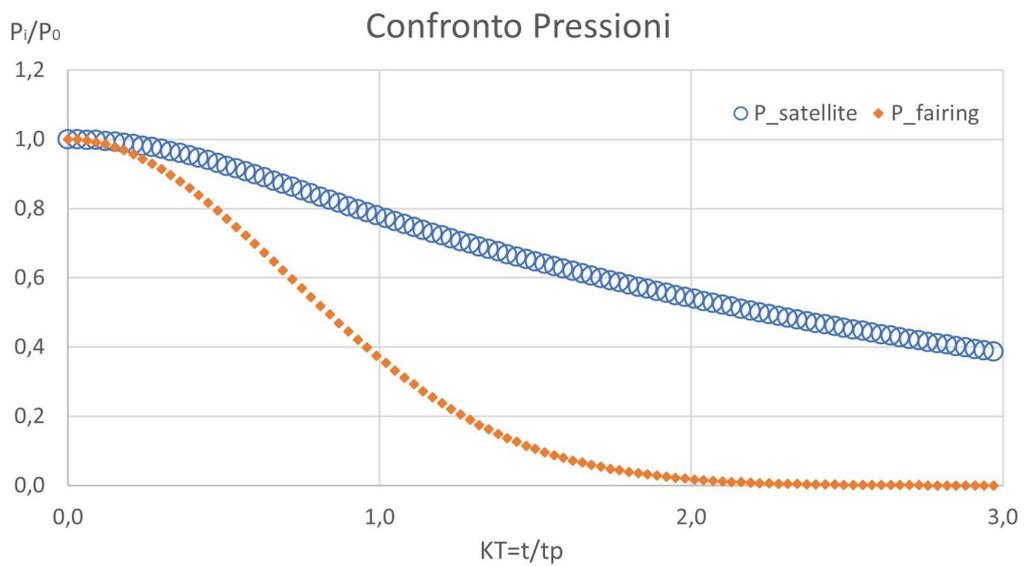


Figura 5.3: Ariane 40: Confronto pressione satellite e pressione fairing per un'area di $24e-7 \text{ m}^2$.

| Area [m^2] | Durata fase subcritica [s] | Durata fase sonora [s] |
|----------------|----------------------------|------------------------|
| 24e-5 | 225 | - |
| 24e-6 | 145 | 80 |
| 24e-7 | 70 | 155 |

Tabella 5.3: Fasi decompressione Ariane 40.

5.2 Confronto lanciatori

Nelle figure 5.4-5.12 si riportano le differenze di pressione, temperatura e densità tra il satellite e il *fairing* dei satelliti studiati per le varie aree di ventilazione prese in considerazione.

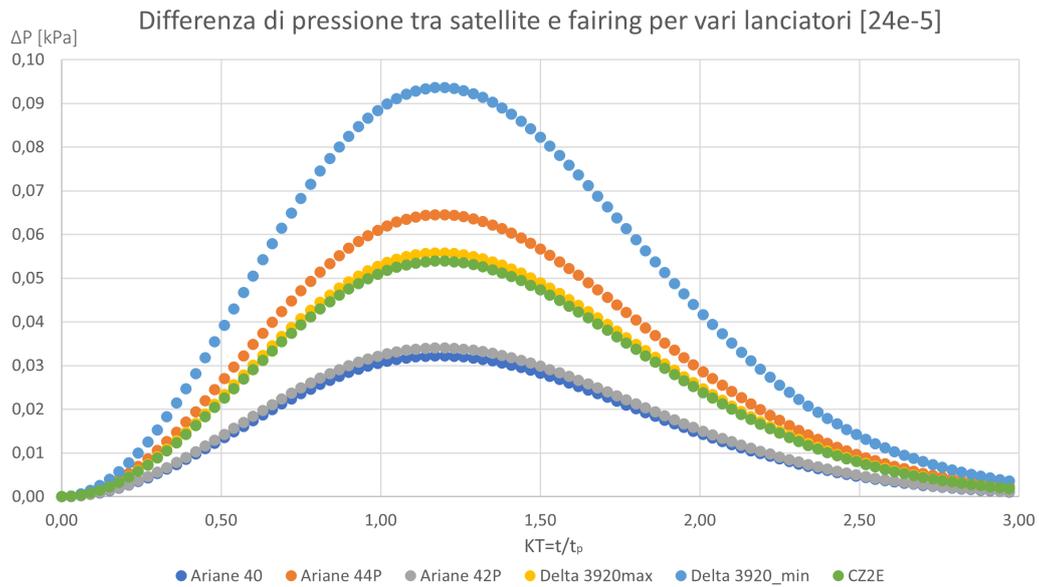


Figura 5.4: Differenza di pressione tra satellite e fairing per diversi lanciatori con un'area di $24e-5 m^2$.

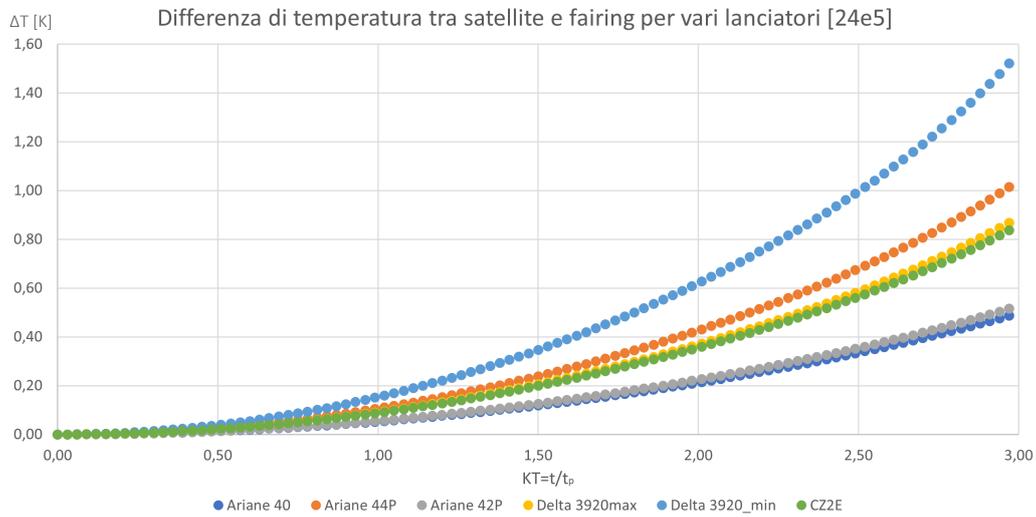


Figura 5.5: Differenza di temperatura tra satellite e fairing per diversi lanciatori con un'area di $24e-5 \text{ m}^2$.

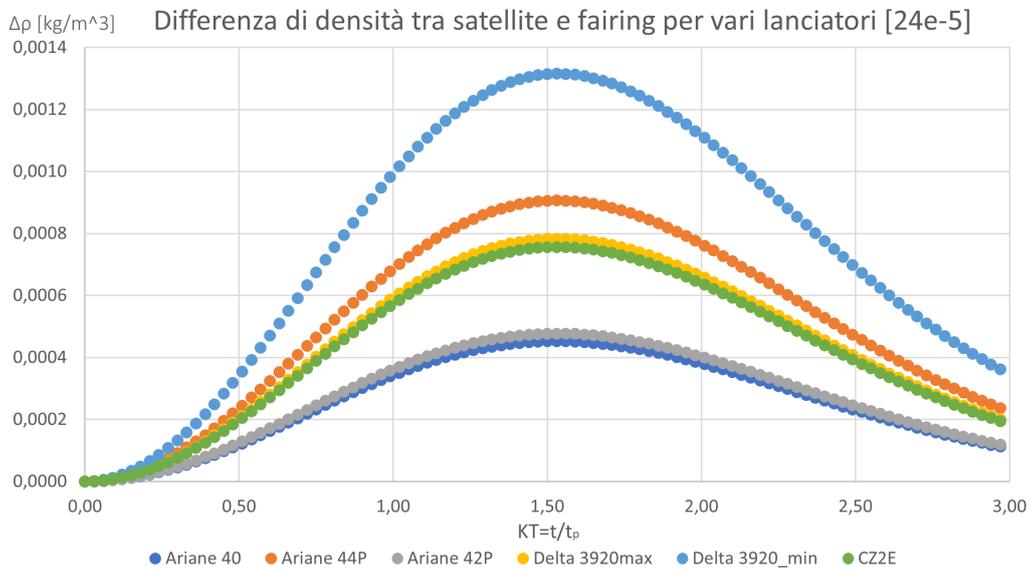


Figura 5.6: Differenza di densità tra satellite e fairing per diversi lanciatori con un'area di $24e-5 \text{ m}^2$.

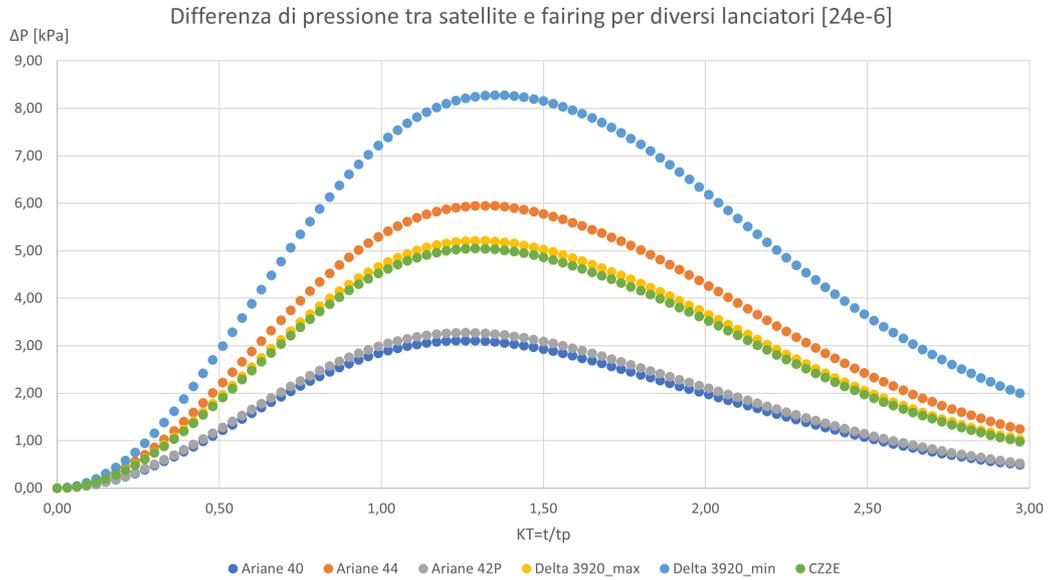


Figura 5.7: Differenza di pressione tra satellite e fairing per diversi lanciatori con un'area di $24e-6 \text{ m}^2$.

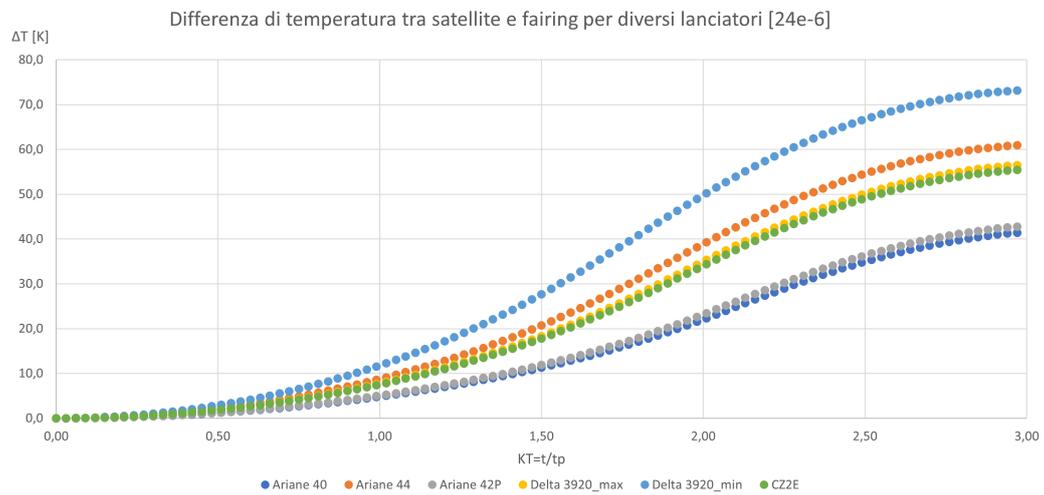


Figura 5.8: Differenza di temperatura tra satellite e fairing per diversi lanciatori con un'area di $24e-6 \text{ m}^2$.

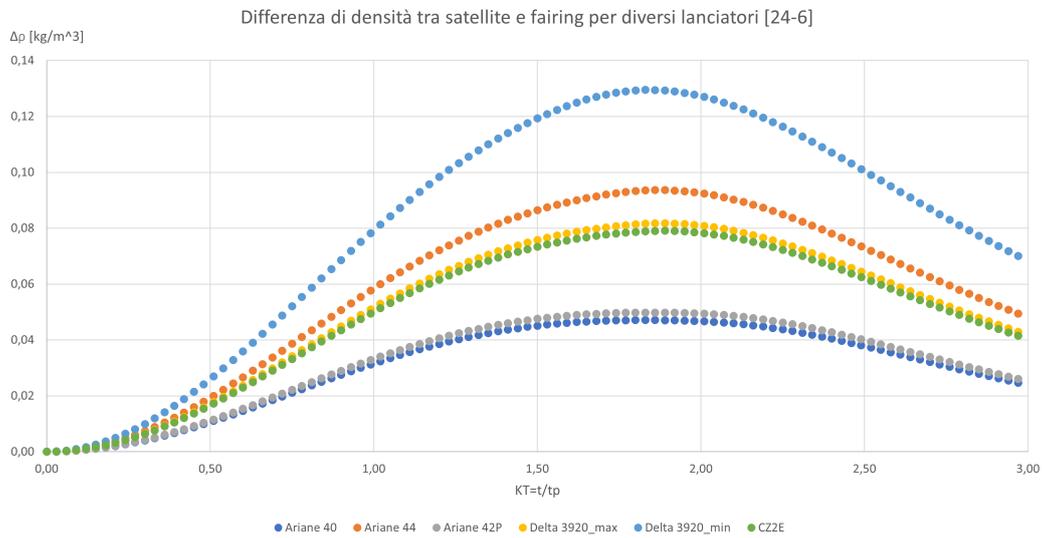


Figura 5.9: Differenza di densità tra satellite e fairing per diversi lanciatori con un'area di $24e-6 \text{ m}^2$.

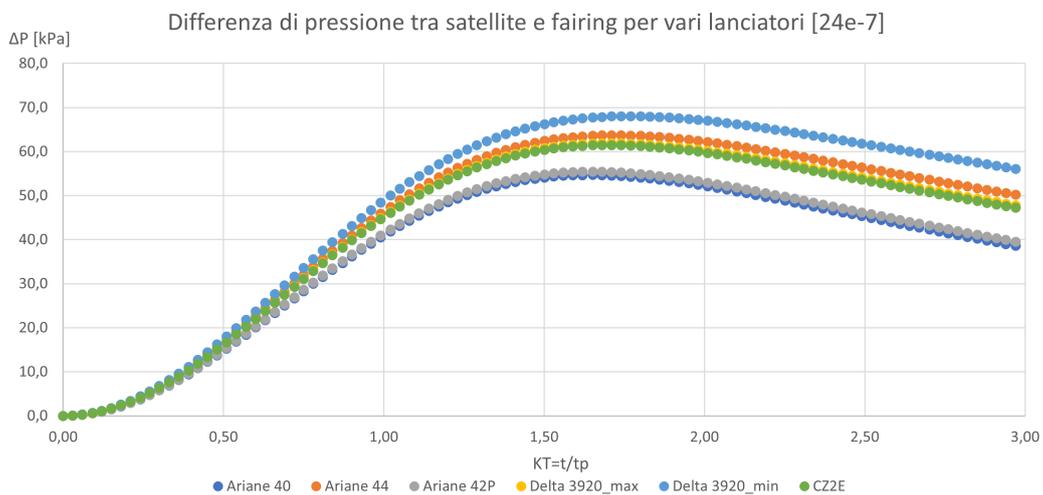


Figura 5.10: Differenza di pressione tra satellite e fairing per diversi lanciatori con un'area di $24e-7 \text{ m}^2$.

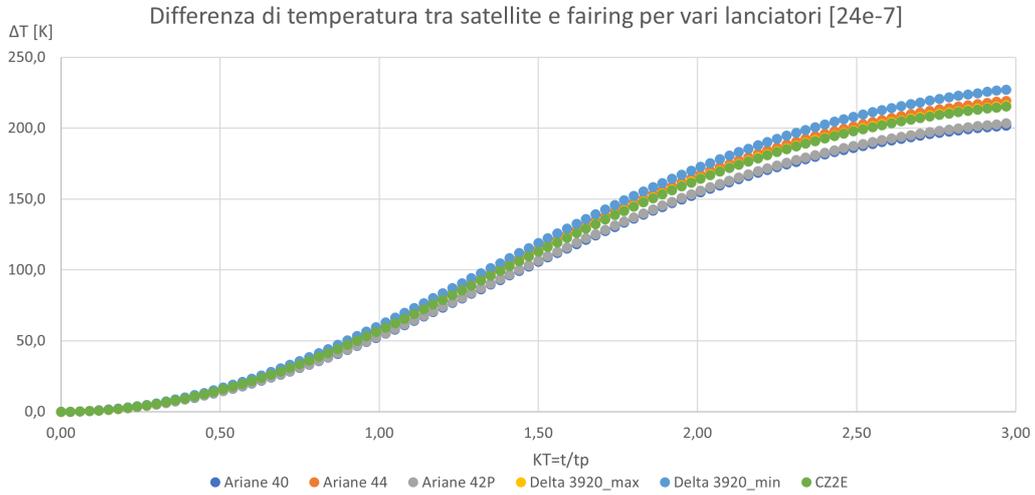


Figura 5.11: Differenza di temperatura tra satellite e fairing per diversi lanciatori con un'area di $24e-7 \text{ m}^2$.

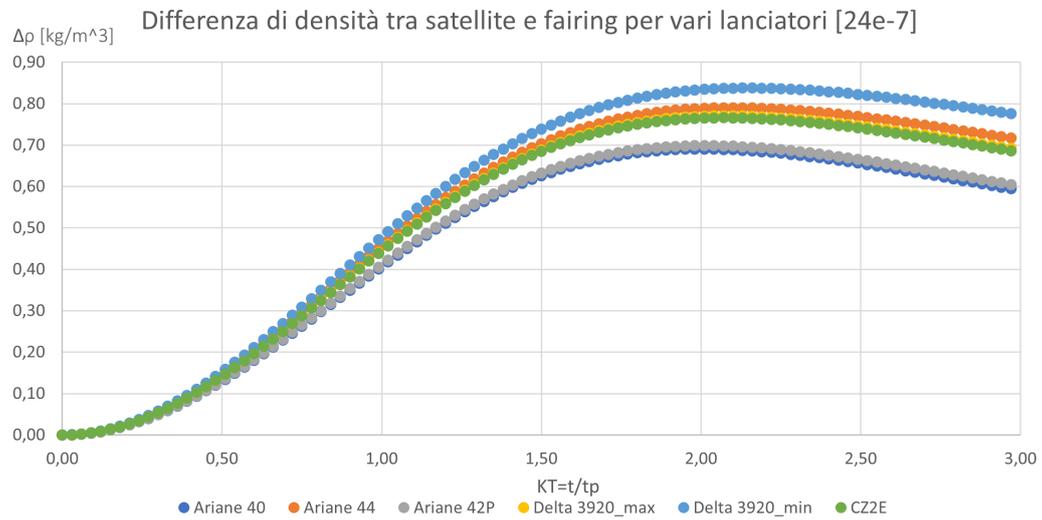


Figura 5.12: Differenza di densità tra satellite e fairing per diversi lanciatori con un'area di $24e-7 \text{ m}^2$.

5.2.1 Discussione risultati

Si riportano le variazioni, delle varie grandezze termodinamiche, del satellite rispetto al *fairing*, in un unico diagramma per poter visualizzare quali, tra i lanciatori studiati, presentano i risultati più interessanti per l'analisi strutturale.

I Δp presentano un picco di pressione, che poi successivamente viene meno. Come prevedibile, i carichi di pressione più rilevanti si avranno nella simulazione che presenta la minore area della breccia. Infatti, rimanendo invariato il volume d'aria da far defluire, la struttura subirà un maggior carico di pressione nel caso di fori di aree minori.

Nell'appendice 8, è possibile visualizzare i vari cambiamenti di pressione, temperatura e densità per i lanciatori studiati (5.1).

Inoltre, risulta importante sottolineare come, nelle analisi effettuate, si preferisca studiare i picchi di pressione e non l'intero intervallo di decompressione. D'altronde, risulta evidente dalle figure, come le pressioni non si riportino ad un valore nullo. Ciò avverrà per tempistiche diverse per ogni lanciatore. Si è preferito studiare, invece, i picchi di pressione e riportarli per lo stesso intervallo di tempo adimensionalizzato K [0-3], in modo da diminuire l'onere computazionale e visualizzare meglio i picchi di pressione.

Dalle figure 5.4, 5.7, 5.10, è possibile notare come i picchi di pressione maggiori si hanno per il lanciatore *Delta 3920* (min), mentre i minori per il *Ariane 40*. Nello specifico, vi è una differenza tra i picchi di pressione di 0.06 kPa, 5.17 kPa, 13.16 kPa. Risulta importante evidenziare anche i salti di temperatura che caratterizzano il fenomeno della decompressione, arrivando ad essere anche di 100 K in 100 s, concludendo che l'approssimazione adiabatica, seppur forzata, risulti essere attendibile.

Come anticipato nella sezione precedente, la fase di decompressione sarà caratterizzata da una durata subcritica e da una sonica. La differenza risiede nel rapporto tra la pressione del satellite e quella del *fairing* (ambiente). Nel caso in cui il rapporto sia maggiore o uguale del valore critico (2.13), si è nella condizione sonica, altrimenti in quella subcritica.

Si riportano le durate della fase di decompressione per i lanciatori studiati nella tabella 5.4. Come è possibile, vedere la durata della fase sonica massima rispetto al tempo totale della decompressione la si trova nel caso del lanciatore che presenta i picchi di pressione maggiore (*Delta 3920* min), in perfetto accordo con le ipotesi fatte.

| Area [m^2] | Durata fase subcritica [s] | Durata fase sonica [s] |
|--------------------|----------------------------|------------------------|
| Ariane 40 | | |
| 24e-5 | 225 | - |
| 24e-6 | 145 | 80 |
| 24e-7 | 70 | 155 |
| Ariane 42P | | |
| 24e-5 | 219 | - |
| 24e-6 | 140 | 79 |
| 24e-7 | 68 | 151 |
| Ariane 44P | | |
| 24e-5 | 159 | - |
| 24e-6 | 89 | 70 |
| 24e-7 | 47 | 112 |
| Delta 3920M | | |
| 24e-5 | 171 | - |
| 24e-6 | 99 | 72 |
| 24e-7 | 51 | 120 |
| Delta 3920m | | |
| 24e-5 | 132 | - |
| 24e-6 | 68 | 64 |
| 24e-7 | 38 | 94 |
| CZ2E | | |
| 24e-5 | 174 | - |
| 24e-6 | 101 | 73 |
| 24e-7 | 52 | 122 |

Tabella 5.4: Fasi decompressione dei lanciatori studiati.

Capitolo 6

Analisi Strutturale

Ottenuti i carichi di pressione tramite l'analisi fluidodinamica è possibile ricavare i carichi strutturali che ne derivano.

Per l'analisi svolta si è utilizzato il satellite UPM-Sat-1 (fig.6.1), sviluppato in Spagna nei primi anni '00. La missione del satellite era di studiare il comportamento di liquidi in condizione di microgravità, testare una tecnologia di celle solari e una di comunicazione [27].

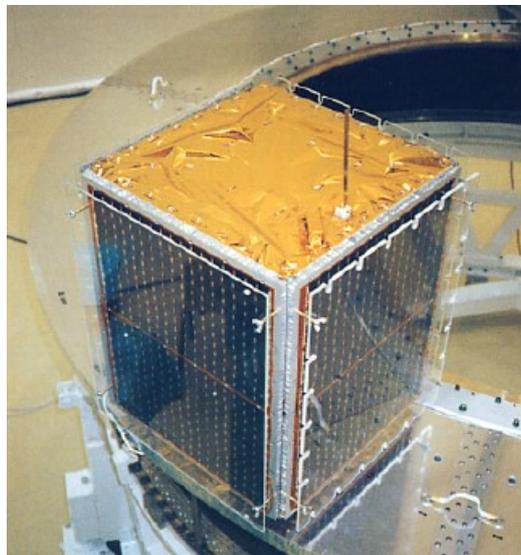


Figura 6.1: UPM-Sat1 in cui è possibile notare il manto termico posto sulla superficie superiore.

6.1 UPM-Sat-1

L'architettura generale del micro-satellite è definita secondo le figure 6.2, 6.3 in cui è possibile notare una scatola centrale formata da 4 supporti sopra i quali risiedono gli strumenti e gli equipaggiamenti. Le facce laterali sono coperte da pannelli sopra cui risiedono i pannelli solari, mentre le facce superiore e inferiore dal manto termico.

Il supporto *A*, situato nella parte inferiore del satellite svolge la funzione di unire il sottosistema di separazione, utilizzato per il rilascio in orbita del satellite una volta che la terza tappa del lanciatore raggiunge la posizione orbitale desiderata, con il resto del satellite. Sopra lo stesso alloggianno i componenti del sistema di generazione e gestione di energia.

Il supporto *B* è l'elemento strutturale che serve da supporto alla scatola elettronica, mentre sopra il terzo supporto *C* sono posizionati il carico utile dei ponti liquidi (il *payload* per la missione scientifica), i giroscopi e i magnetometri del sistema di controllo di altitudine. Infine, il supporto *D* è l'elemento strutturale di copertura del satellite per la parte superiore e svolge il ruolo di supporto dell'antenna di comunicazione e del connettore per le verifiche di funzionamento durante il processo di integrazione.

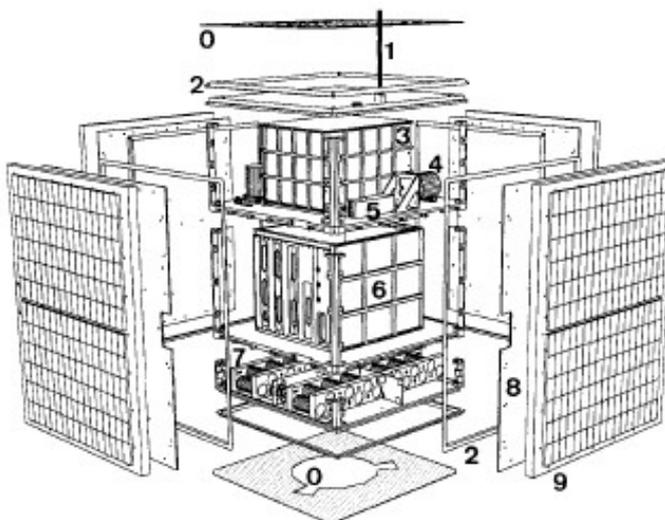


Figura 6.2: Dettaglio del satellite in cui vengono mostrati i componenti e i sottosistemi utilizzati: 0) manto termico; 1) antenna; 2) magnetopareti; 3) payload scientifico; 4) magnetometri; 5) giroscopi; 6) scatola di equipaggiamento elettrico; 7) batterie; 8) pannelli laterali; 9) pannelli solari [27].

6.1.1 Struttura

La struttura ha lo scopo di sopportare i carichi che vengono prodotti durante le operazioni critiche. Gli elementi che compongono questo sottosistema sono i supporti, le barre di separazione, i pannelli resistenti a taglio, i pannelli di copertura laterali e i substrati dei pannelli solari. La considerazione dei substrati dei pannelli solari come elementi della struttura si deve al fatto che questi compiono anche una funzione strutturale oltre a ricaricare il sistema elettrico. Tutti gli elementi del sottosistema strutturale sono stati disegnati e fabbricati in modo che si facilitasse il montaggio del sistema completo, così come l'accessibilità agli elementi degli altri sottosistemi per possibili verifiche e sostituzioni nel caso di necessità.

I materiali utilizzati per la fabbricazione degli elementi della struttura primaria e secondaria del satellite, selezionati secondo la norma apposita, sono lega di Al-Zn e Hostaform C9021.

Il supporto *A* è situato, come detto, nella parte inferiore del satellite e serve per l'unione con il sistema di separazione, per cui il disegno è stato condizionato per la forma di questo. Il supporto è una placca quadrata di 425 mm di lato e 5 mm di spessore e per dargli rigidezza si è costruito con centine di 10 mm di altezza e 5 mm di larghezza. Queste centine adottano una disposizione radiale per facilitare l'unione con il sistema di separazione. Ai lati del supporto si avvitano, tramite viti "M3", i pannelli di copertura, *P*, i pannelli solari, *N*, mentre la faccia esterna è ricoperta, nella parte non occupata dal sistema di separazione, da un manto termico che isola il satellite dall'ambiente esterno.

Il supporto *B* è anche di forma quadrata, di 425 mm di lato, ma presenta uno spessore di 6 mm, con centine di 9 mm di altezza e 5 mm di larghezza realizzati sulla parte inferiore secondo una disposizione rettangolare. Uno dei lati della placca presenta due aperture nelle centine per permettere il passaggio del circuito elettrico e, come nell'elemento precedente, esistono dei fori di 3 mm in ogni lato del supporto per l'unione dell'elemento con i pannelli esterni.

Il supporto *C*, come il supporto *D*, presenta forme e dimensioni analoghe a quelle del supporto *B*. Anche qui esiste un'apertura per il passaggio del circuito elettrico dentro due centine e a questo supporto si collegano i pannelli esterni tramite viti "M3". Anche nelle facce laterali del supporto *D*, la cui superficie esterna è ricoperta dal manto termico, esistono dei fori di 3 mm per il fissaggio dei pannelli esterni.

Gli elementi separatori *AB* servono per l'unione dei supporti *A* e *B*. Questi componenti sono semplicemente delle travi di 55 mm di lunghezza e

sezione a "L". Si trovano ai lati dei supporti e collegano le piastre tramite viti "M4", oltre ad unirsi con i pannelli esterni.

I separatori BC , elementi strutturali di unione dei supporti B e C , presentano la stessa forma generale degli elementi precedenti, con lunghezza di 235 mm. Si avvitano ai lati dei supporti tramite viti "M4" e si uniscono ai pannelli esterni nello stesso modo degli elementi AB . Infine, i connettori CD , che consentono l'unione tra i supporti C e D , sono uguali a quelli precedenti ma di 180 mm di lunghezza.

Fanno parte della struttura anche i pannelli resistenti a taglio, S , elementi strutturali la cui funzione principale è rafforzare la struttura per aumentare la rigidità laterale. Questi pannelli sono lastre rettangolari di 1.5 mm di spessore e si trovano tra la lastra A e la lastra B .

I pannelli laterali, che si uniscono con viti "M3" ai supporti, alle travi e successivamente ai pannelli solari, sono lastre rettangolari di 1 mm di spessore. I substrati dei pannelli solari, di 9 mm di spessore, sono di tipo "sandwich" e sono formate da lastre di alluminio di 0.5 mm di spessore e una matrice a nido d'ape, anch'essa di Al di 8 mm di spessore. La scatola dell'equipaggiamento elettronico, E , ha anche una funzione strutturale, seppur secondaria.

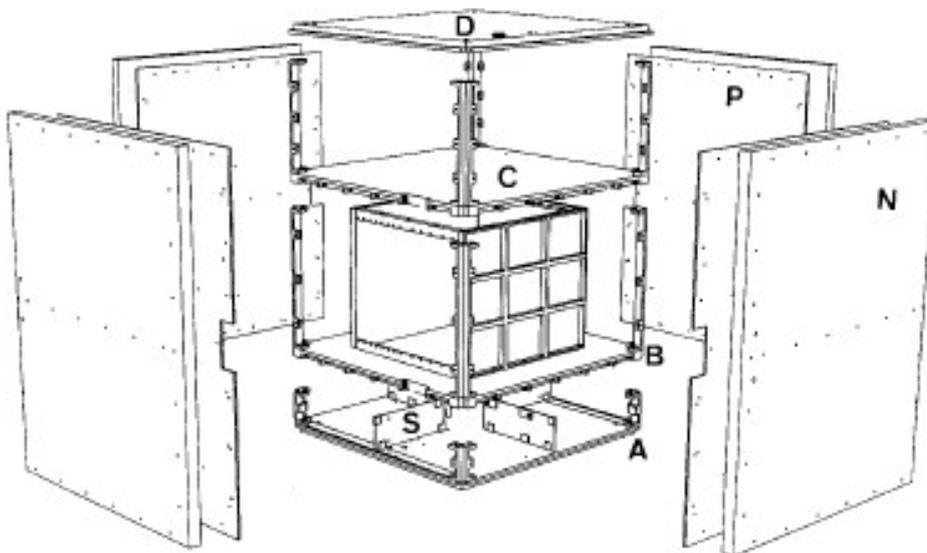


Figura 6.3: Struttura satellite: A-B-C-D piastre quadrate; S pannelli resistenti a taglio; P pannelli laterali; N pannelli solari [27].

Questa scatola si trova sopra il supporto B , e oltre a fungere da supporto per la scheda elettronica, trasmette i carichi dal supporto B al C , aumentando la rigidità laterale e assiale della struttura principale. Questo elemento è composto da due placche laterali, di forma rettangolare, da 4 montanti, due anteriori e due posteriori, dove si avvitano i supporti frontali e posteriori delle schede elettroniche.

Per determinare le dimensioni dei componenti della struttura primaria, il criterio di disegno è stato basato fondamentalmente per rispettare le specifiche di *ArianeSpace* rispetto alla risposta della struttura ai carichi dinamici, da cui si ricava che il requisito più severo da rispettare è che la struttura abbia una frequenza propria superiore a 50 Hz per il primo modo di vibrazione laterale e 100 Hz per il primo modo di vibrazione longitudinale. Non è stato necessario ottimizzare la massa della struttura perché il bilancio di massa del satellite ha fornito un ampio margine di manovra per questo sottosistema. È stata ricavata una massa finale di 47 kg.

Nel modello teorico per il dimensionamento della struttura le distinte parti del satellite si traducono in masse concentrate unite a elementi che rappresentano la rigidità del sistema, essendo il modello distinto secondo l'analisi di vibrazione laterale o longitudinale. Nel caso laterale, tenendo in conto la simmetria del satellite rispetto agli assi XY il modello è 2D, e presenta 4 supporti uniti tramite 4 travi e i due pannelli laterali che resistono a taglio. Nel caso di vibrazioni longitudinali il sistema presenta 4 supporti uniti ciascuno ai due adiacenti tramite 4 barre di separazione e 4 pannelli laterali, con il supporto inferiore unito anche al sistema di separazione. Discorso simile vale nel modello di vibrazione laterale in cui si considerano elementi con masse concentrate, determinate con lo stesso criterio del caso precedente, elementi con energia potenziale che si modellano tramite molle di trazione-compressione e il sistema di separazione come una trave che lavora a trazione-compressione. Il processo per la definizione della struttura è stato supportato da un modello ad elementi finiti di 400 nodi sviluppato su NASTRAN. I risultati ottenuti dai modelli semplici si sono dimostrati essere in accordo con i risultati medi delle prime prove realizzate e hanno permesso un dimensionamento preliminare degli elementi strutturali.

Il risultato finale del processo di calcolo e di validazione è stato che la piattaforma UPM-Sat 1 ha ottenuto la qualifica da Arianespace per il lancio. Una volta validato il programma degli elementi finiti utilizzato per il calcolo della struttura con i risultati delle prove di vibrazione, si utilizza detto modello per il calcolo dei fattori di sicurezza da considerare nel progetto finale, mostrati in tabella 6.1.

| Fase | Acc. lat. | Acc. long. | Fattore di sicurezza |
|---------------------------|-----------|------------|----------------------|
| Max pressione dinamica | ± 1.5 | -3.0 | 59.0 |
| Fine della fase propulsa | ± 1.0 | -5.5 | 50.1 |
| Fine della fase di spinta | ± 1.0 | +2.5 | 30.0 |

Tabella 6.1: *Fattori di sicurezza in funzione della fase di volo [27].*

Come si può vedere in tabella, i fattori di sicurezza sono più grandi del necessario. La causa di questo eccesso risiede nel fatto che la struttura è stata dimensionata affinché presenti frequenze di risonanza alte, il che implica una rigidità strutturale elevata, e anche se i carichi randomici sono ridotti, per il calcolo statico sono emersi dei valori degli sforzi massimi piccoli che hanno comportato questi fattori di sicurezza elevati.

6.2 Modello

Come anticipato nella sezione precedente, il satellite utilizzato per l'analisi fluidodinamica è il UPM-Sat1. Per effettuare l'analisi strutturale e studiare l'effetto dei carichi di pressione ricavati è stato sviluppato un modello del satellite tramite i software PATRAN, che svolge la parte di pre/post-processing dell'analisi strutturale, e NASTRAN, che svolge il fase di processing dell'analisi.

Il satellite è stato modellizzato come infinitamente rigido, avendo vincolato il supporto A nelle direzioni di traslazione e rotazione. Per una migliore analisi strutturale si è optato per l'utilizzo delle unità di misura riportate in tabella 6.2.

| Grandezza | Unità di misura |
|-----------------|-----------------|
| Lunghezza | mm |
| Forza | N |
| Modulo elastico | MPa |
| Massa | Mg |
| Densità | Mg/mm^3 |
| Accelerazione | mm/s^2 |

Tabella 6.2: *Unità di misura adottate per la realizzazione del modello agli elementi finiti.*

Il fine di questa analisi strutturale è stato ricavare le deformazioni e gli stress che una struttura spaziale, di piccole dimensioni, potesse presentare in seguito all'introduzione di carichi di pressione tipici di una fase di lancio. Quindi, si è sviluppato un modello agli elementi finiti che rappresentasse la struttura primaria del satellite e che potesse essere studiata con una buona approssimazione grazie alla sua semplicità.

Per lo studio desiderato si considerano, quindi, solo i componenti che compongono la struttura principale ovvero le quattro piastre quadrate, i pannelli resistenti a taglio, i pannelli laterali, le centine di irrigidimento e le travi che collegano i componenti della struttura.

In questo modello si ignorano, allora, le possibili rigidità fornite dalle scatole dell'equipaggiamento elettronico e dai substrati dei pannelli solari.

Nel modello si distinguono gli elementi che si considerano come masse concentrate e con momento di inerzia, situati nelle posizioni del centro di massa di ogni supporto o pannello bi-dimensionale, elementi che si modellano come travi che lavorano a flessione-torsione incastrate in corrispondenza del primo supporto e pannelli resistenti a taglio come pannelli che lavorano a taglio.

Per il calcolo delle frequenze proprie, seguendo il procedimento abituale si calcolano l'energia cinetica del sistema e quella potenziale che permettono di stabilire le equazioni differenziali che definiscono il movimento libero del sistema, i cui autovalori determinano le frequenze proprie dello stesso.

Tutti gli elementi del modello presentano lo stesso materiale, lega di alluminio 7075 (Ergal). Il modulo elastico della lega è di 73000 MPa , il poission ratio è di 0.3, mentre la densità è di $2.8 \cdot 10^{-9} \text{ Mg/mm}^3$.

Sono state create 14 diverse proprietà per la realizzazione del modello: una 0-dimensionale per la definizione della massa dell'intero satellite che è stata associata al baricentro del modello; quattro 1-dimensionale per le travi; nove 2-dimensionali per gli elementi quali supporti, pannelli laterali e quelli resistenti a taglio.

Per realizzare il collegamento con il sistema di separazione sono stati vincolati in tutte le direzioni di traslazione e rotazione tutti i nodi con coordinata nulla secondo l'asse z ; mentre per realizzare un corretto collegamento tra i vari elementi del modello sono stati cancellati dei nodi la cui distanza era inferiore a 0.005 mm tramite il comando "Equivalence".

Realizzato il modello e verificato che non ci fossero dei lembi liberi e che ogni elemento fosse associato alla corretta proprietà, è stata effettuata un'analisi modale (SOL 103) per verificare i modi propri di vibrazione.

Durante la realizzazione del modello sono state diverse le iterazioni per poter giungere a convergenza e ottenere un modello che presentasse un numero di elementi e nodi tali da poter rispecchiare al meglio le esigenze dello studio

voluto. Così, sono stati studiati modelli di analisi modale per comprovare sperimentalmente i valori delle frequenze proprie, sia nel caso longitudinale che in quello laterale, con il fine di provare i requisiti necessari all'analisi strutturale.

Conclusa la fase di verifica preliminare sono state svolte delle analisi statiche con i carichi di pressione, prima con il valore di pressione maggiore e successivamente con quello di pressione minore, per poter visualizzare lo stress massimo e minimo e le deformazioni massime e minime. Ricavati i risultati e analizzando gli output ottenuti è stato possibile verificare che gli andamenti di sforzi e deformazioni fossero in accordo con le ipotesi preliminari.

Infine, è stata svolta un'analisi dinamica per studiare le deformazioni e gli stress, dovuti all'applicazione del carico di pressione, nel tempo.

6.2.1 Elementi 0D

Il modello studiato è costituito da componenti dello stesso materiale (Ergal) ed avendo impostato la densità nella definizione del materiale, è possibile calcolare il peso della struttura primaria e l'influenza che questa ha nell'analisi affrontata. Per poter avere dei risultati più accurati è stata aggiunta una proprietà 0D a cui è stata associata la massa del satellite di 0.045 Mg ed è stata applicata in prossimità del baricentro dell'intero satellite.

6.2.2 Elementi 1D

Gli elementi 1D presenti nel modello sono delle travi, la cui sezione è a "L". Questi collegano le piastre tra di loro e le relative centine e i pannelli esterni con il resto della struttura. Sono 4 travi la cui sezione è visualizzabile nella fig. 6.4. È stato necessario introdurre un offset per ognuno delle 4 travi e orientare le travi in modo da garantire il corretto collegamento con gli altri elementi.

In fig. 6.5 è possibile notare come sono disposte le travi all'interno del modello.

6.2.3 Elementi 2D

Il modello è composto da 4 piastre rettangolari, modellizzate come pannelli *thin* di 425 mm di lato e spessore di 5 mm per il supporto che è collegato con il sistema di separazione, mentre le restanti 3 piastre presentano uno spessore di 6 mm. Come è possibile vedere dalla fig. 6.6 si è utilizzata una

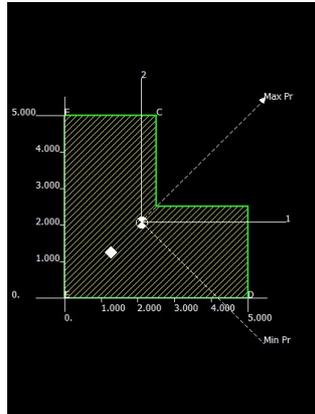


Figura 6.4: Sezione della trave del modello studiato

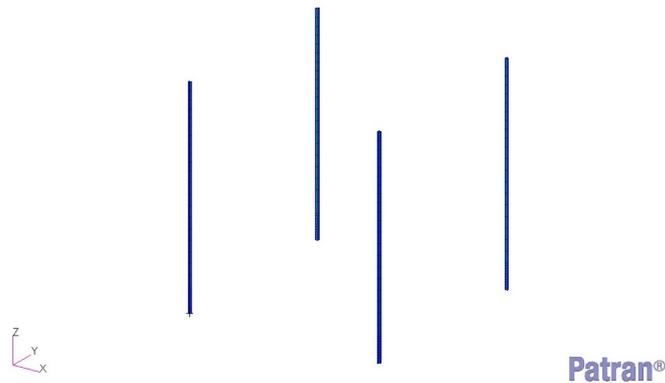


Figura 6.5: Elemento trave del modello

mesh uniforme dei supporti che presentano lo stesso numero di elementi e di nodi (2500 elementi e 2600 nodi).

Tutte le piastre sono parallele al piano X-Y del modello, il supporto *A* è posizionato in corrispondenza dell'origine del sistema di riferimento e ha coordinata z nulla. Il supporto è vincolato in tutte le 3 direzioni di traslazione e rotazione per simulare il collegamento con il sistema di separazione.

Le piastre *B* e *C*, invece, sono posizionate con riferimento all'asse z , a 55 mm e a 290 mm. Entrambe le piastre presentano un offset di 1.5 mm rispetto alla geometria di origine, in modo che la superficie disponibile, considerando piastra e relative centine, sia la massima possibile.

Infine, la piastra *D* è posizionata a 470 mm di distanza rispetto al piano d'origine. L'offset di questo componente è di 3 mm per poter dare maggior volume disponibile tra i supporti *C* e *D*.

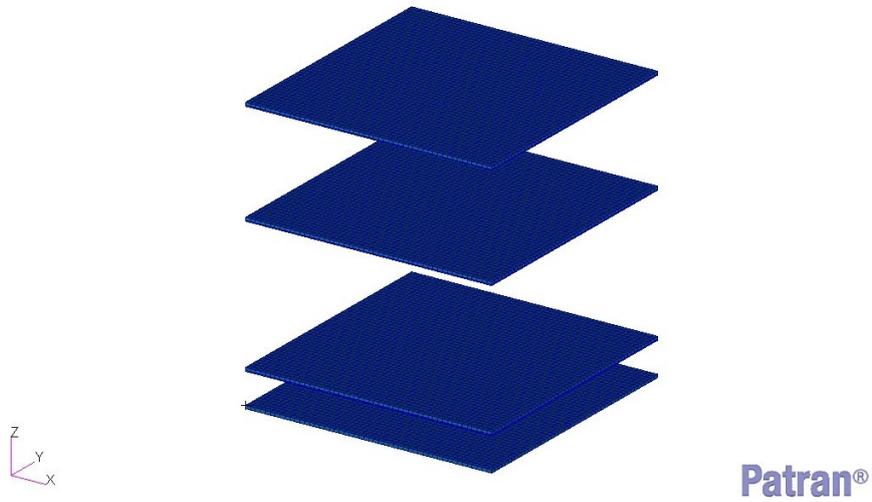


Figura 6.6: Piastre del modello posizionate a 0-55-280-470 mm di altezza rispetto la coordinata z del sistema di riferimento

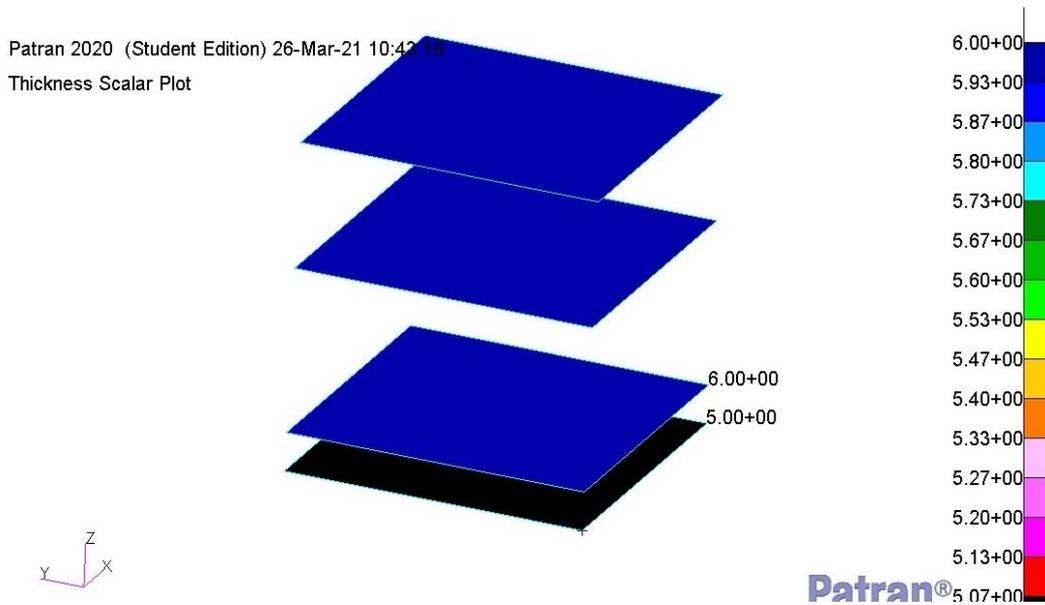


Figura 6.7: Dettaglio delle piastre in cui viene mostrato lo spessore.

In fig. 6.6 è possibile notare i nodi e gli elementi creati tramite la mesh delle superfici di ogni piastra, mentre nella fig. 6.7 si mostra il dettaglio della prima piastra in cui si può apprezzare lo spessore. Per irrigidire le piastre sono state inserite delle centine, modellizzate come pannelli *thick* posizionate radialmente per facilitare il collegamento con la

struttura restante. Le centine del supporto *A*, hanno spessore di 10 mm, mentre le restanti centine presentano uno spessore di 9 mm.

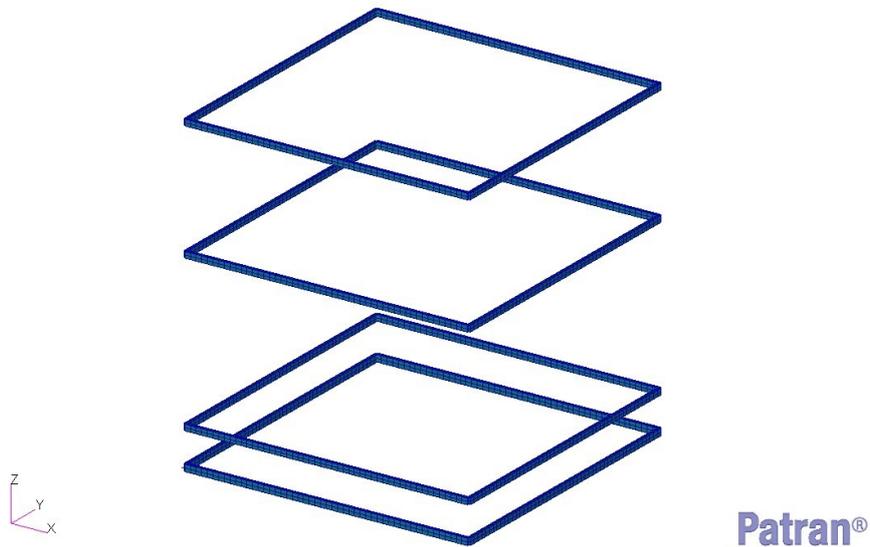


Figura 6.8: Insieme del gruppo centine posizionate il cui piano medio è posizionato a 2.5-55-280-470 mm

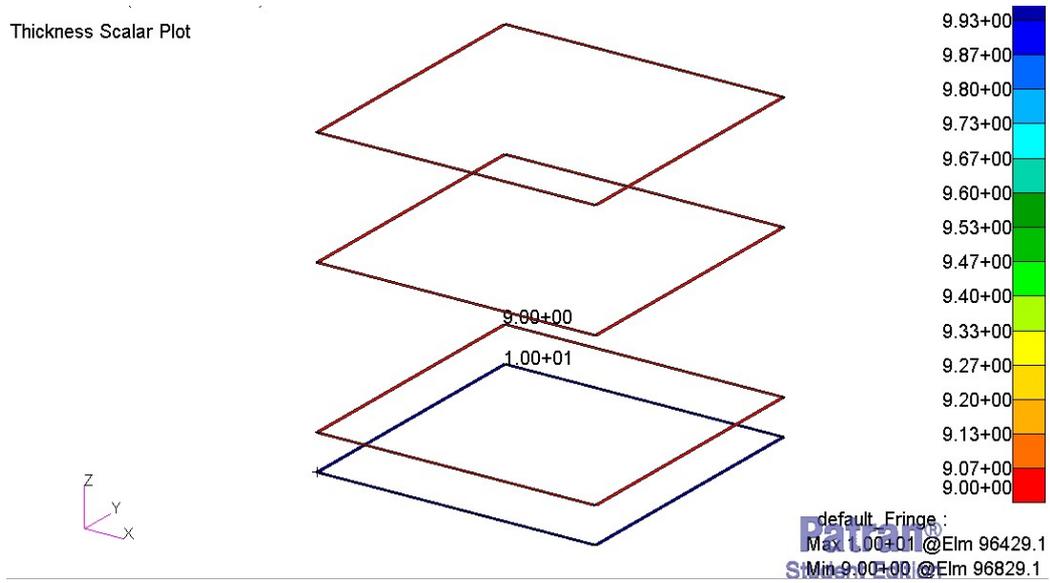


Figura 6.9: Dettaglio della centina inferiore con relativo spessore

È stato impostato un offset di 2.5 mm per le centine A in modo tale da avere sullo stesso piano la superficie che andrà a rappresentare il collegamento con il sistema di separazione.

Dovendo essere una struttura unica ed essendo le centine il collegamento tra i pannelli, le travi e i supporti che ospitano i sottosistemi del satellite, è stato fondamentale la riuscita del comando "Equivalence" per poter eliminare i nodi che superassero la tolleranza impostata e collegare correttamente i singoli componenti.

Nelle fig. 6.8 è possibile visualizzare la mesh adottata per le centine e nella fig. 6.9 un dettaglio delle centine.

Il supporto A, inoltre, è unito direttamente nella parte inferiore al sistema di separazione e al supporto B con due pannelli (S) resistenti a taglio addizionali, fondamentali per aumentare la rigidità laterale. Questi pannelli hanno uno spessore di 1.5 mm e presentano 1100 nodi e 1000 elementi. Per la mesh di questi componenti si ha optato per la medesima distribuzione di nodi adottata per le piastre, per ottimizzare il collegamento tra i due supporti e i pannelli.

In fig. 6.10 si visualizza la mesh realizzata per i pannelli S.

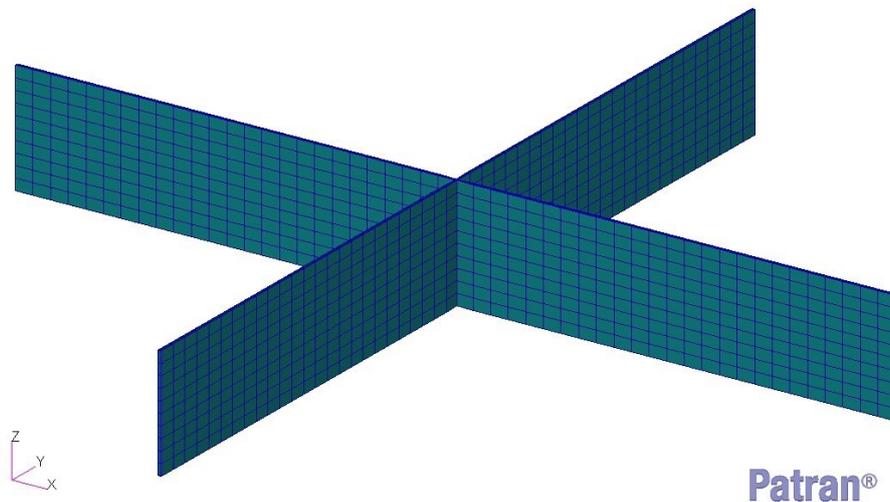


Figura 6.10: Pannelli resistenti a taglio.

Infine, si hanno i pannelli laterali che ricoprono tutta la struttura e che presentano uno spessore di 1 mm. L'offset è di 2.5 mm in modo tale che il collegamento centine-travi-pannelli laterali sia ottimale. I nodi dei pannelli sono 6200, mentre gli elementi 6000.

Per questi elementi è stato necessario dividere il pannello in tre superfici distinte e quindi in tre piccoli pannelli. Infatti, per non rinunciare ad avere una mesh che permettesse di studiare al meglio il comportamento del modello, avendo un numero prestabilito di elementi da creare, non è stato possibile realizzare un unico pannello laterale che presentasse una fitta mesh. In fig. 6.11 viene mostrata la mesh creata per questi elementi 2D.

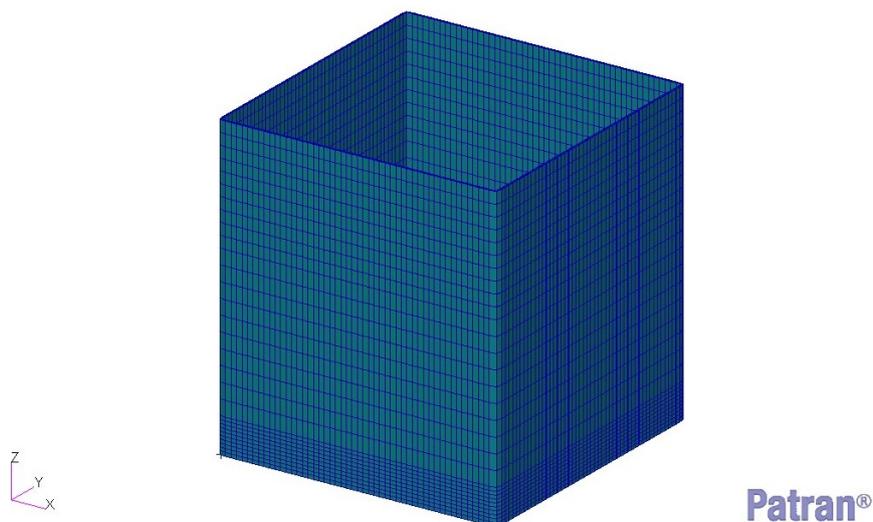


Figura 6.11: Pannelli laterali del modello

È così possibile visualizzare l'interno del modello tramite alla fig.6.12; mentre in fig. 6.13 viene mostrato il modello compreso dei pannelli laterali esterni.

Thickness Scalar Plot

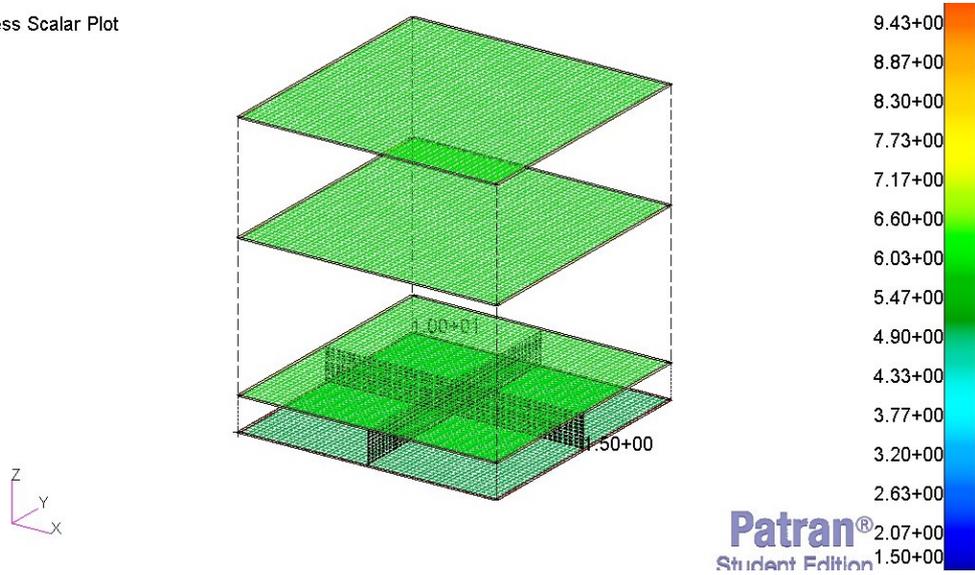


Figura 6.12: Interno del modello in cui viene mostrato lo spessore delle superfici.

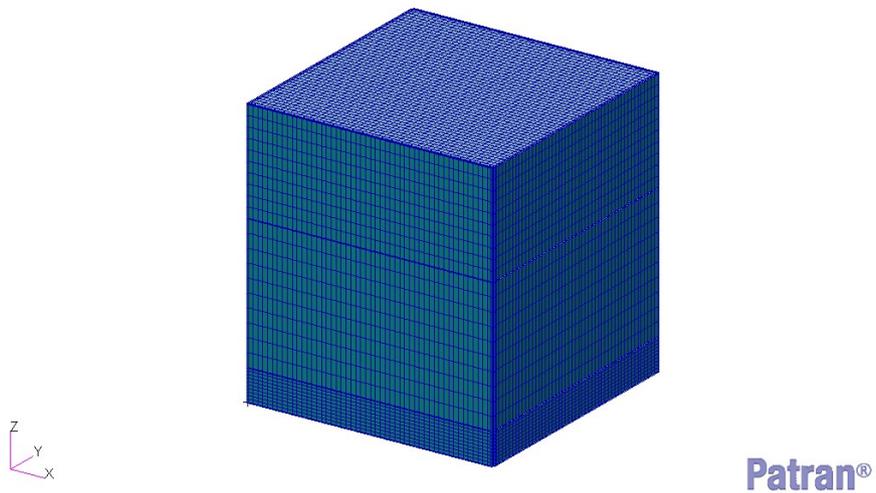


Figura 6.13: Modello assemblato in cui si mostrano tutti gli elementi che lo compongono.

Il modello presenta 4 gradi di libertà: uno di rotazione del supporto inferiore rispetto al punto di unione del sistema di separazione, e gli altri 3 di traslazione nella direzione perpendicolare all'asse longitudinale di ciascuna degli altri 3 supporti rispetto a quello inferiore. Per il calcolo delle frequenze proprie, seguendo il procedimento abituale si calcolano l'energia cinetica del sistema e quella potenziale che permette di stabilire le equazioni differenziali che definiscono il movimento libero del sistema, i cui autovalori determinano le frequenze proprie dello stesso.

Nel caso di vibrazioni longitudinali, il sistema presenta 4 supporti uniti ciascuno ai due adiacenti tramite 4 barre di separazione e 4 pannelli laterali, con il supporto inferiore unito anche al sistema di separazione. Discorso simile vale nel modello di vibrazione laterale, dove si considerano gli elementi con masse concentrate, determinate con lo stesso criterio del caso precedente, gli elementi con energia potenziale, modellati con molle di trazione-compressione. Procedendo in maniera analoga al caso di vibrazioni laterali, si calcolano l'energia cinetica e quella potenziale del satellite, si ottengono le equazioni differenziali corrispondenti al movimento libero e si aggiunge un tipico problema agli autovalori le cui soluzioni sono proporzionali ai valori delle frequenze proprie.

6.2.4 Analisi modale

L'analisi strutturale di una struttura necessita di un tipo di analisi quale l'analisi modale. Questa cerca i modi propri di vibrare di un sistema strutturale. Un sistema vibrante avrà tanti modi di vibrare quanti sono i suoi gradi di libertà, ciascun modo di vibrare sarà caratterizzato dal suo periodo di vibrazione.

Un grado di libertà permette di definire in ogni istante la posizione della struttura. L'analisi modale permette di ottenere i modi di vibrare del sistema e il periodo di vibrazione di ciascun modo. Fornisce quella particolare condizione di spostamenti iniziali definita da valori univoci dei gradi di libertà che determinano un andamento sinusoidale degli spostamenti.

Per un piastra piana le frequenze naturali possono essere calcolate con la seguente espressione:

$$f_{ijk} = \frac{\lambda_{ij}^2}{2\pi a^2} \left[\frac{Eh^3}{12\gamma(1-\nu^2)} \right]^{1/2} \quad (6.1)$$

Dove λ rappresenta gli autovalori della soluzione di Fourier, i il numero di semionde nell'asse orizzontale locale, j il numero di semionde nell'asse verticale, a la lunghezza della piastra, E il modulo elastico, h lo spessore, γ la

massa per unità di area, ν il Poisson ratio.

Nella tabella 6.3 si riportano i primi 50 modi di vibrare del modello studiato con le relative frequenze, semionde e i relativi spostamenti; mentre nella tabella 6.4 si riportano i dati precedenti ma dell'interno del satellite, quindi escludendo i pannelli laterali. Dalle fig. 6.14 fino alla 6.63 sono riportate le frequenze di vibrazione e i relativi spostamenti.

| Modo | Frequenza [Hz] | semionde i | semionde j | Max Deformazione [mm] |
|------|----------------|--------------|--------------|-----------------------|
| 1 | 108.20 | 1 | 1 | 70.08 |
| 2 | 109.52 | 1 | 1 | 96.22 |
| 3 | 109.52 | 1 | 1 | 97.21 |
| 4 | 110.74 | 1 | 1 | 72.24 |
| 5 | 138.78 | 2 | 1 | 68.04 |
| 6 | 144.51 | 2 | 1 | 91.62 |
| 7 | 144.52 | 2 | 1 | 92.44 |
| 8 | 151.28 | 2 | 1 | 69.98 |
| 9 | 152.64 | 1 | 1 | 28.57 |
| 10 | 156.15 | 1 | 2 | 29.67 |
| 11 | 177.33 | 1 | 1 | 131.71 |
| 12 | 177.33 | 1 | 1 | 112.78 |
| 13 | 177.40 | 1 | 1 | 110.21 |
| 14 | 183.40 | 1 | 1 | 76.95 |
| 15 | 196.30 | 3 | 1 | 66.89 |
| 16 | 205.77 | 2 | 1 | 79.43 |
| 17 | 208.42 | 3 | 1 | 91.89 |
| 18 | 208.43 | 3 | 1 | 91.50 |
| 19 | 209.58 | 2 | 1 | 109.47 |
| 20 | 209.58 | 2 | 1 | 110.99 |
| 21 | 213.91 | 2 | 1 | 79.97 |
| 22 | 222.28 | 3 | 1 | 69.05 |
| 23 | 259.35 | 3 | 1 | 78.41 |
| 24 | 267.75 | 3 | 1 | 106.72 |
| 25 | 267.76 | 3 | 1 | 108.34 |
| 26 | 278.10 | 3 | 1 | 79.00 |
| 27 | 281.60 | 4 | 1 | 65.41 |
| 28 | 283.22 | 1 | 2 | 87.23 |
| 29 | 283.22 | 1 | 2 | 83.85 |
| 30 | 283.53 | 1 | 2 | 70.18 |

| Modo | Frequenza [Hz] | Semionde i | Semionde j | Max Deformazione [mm] |
|------|----------------|--------------|--------------|-----------------------|
| 31 | 285.06 | 1 | 2 | 66.82 |
| 32 | 301.25 | 4 | 1 | 75.45 |
| 33 | 301.26 | 4 | 1 | 75.65 |
| 34 | 315.91 | 2 | 2 | 67.08 |
| 35 | 317.89 | 2 | 2 | 83.39 |
| 36 | 317.89 | 2 | 2 | 85.09 |
| 37 | 320.23 | 2 | 2 | 65.94 |
| 38 | 322.86 | 4 | 1 | 68.53 |
| 39 | 340.25 | 2 | 1 | 76.85 |
| 40 | 355.76 | 2 | 1 | 105.87 |
| 41 | 355.77 | 2 | 1 | 107.28 |
| 42 | 372.41 | 3 | 2 | 66.30 |
| 43 | 372.60 | 4 | 1 | 78.39 |
| 44 | 376.92 | 3 | 2 | 67.10 |
| 45 | 376.92 | 3 | 2 | 68.26 |
| 46 | 379.97 | 3 | 2 | 39.70 |
| 47 | 379.97 | 3 | 2 | 39.80 |
| 48 | 383.21 | 3 | 2 | 65.27 |
| 49 | 391.43 | 2 | 3 | 29.32 |
| 50 | 391.43 | 2 | 3 | 29.32 |

Tabella 6.3: *Analisi modale in cui vengono mostrate le frequenze proprie, il numero di semionde lungo l'asse x , lungo l'asse z e gli spostamenti massimi. Valori riportati per i pannelli laterali*

| Modo | Frequenza [Hz] | Semionde i | Semionde j | Max Deformazione [mm] |
|------|----------------|--------------|--------------|-----------------------|
| 1 | 108.20 | 2 | 2 | 1.14 |
| 2 | 109.52 | 1 | 2 | 1.10 |
| 3 | 109.52 | 2 | 1 | 1.10 |
| 4 | 110.74 | 1 | 1 | 3.68 |
| 5 | 138.78 | 2 | 2 | 2.43 |
| 6 | 144.51 | 2 | 1 | 2.27 |
| 7 | 144.52 | 1 | 2 | 2.27 |
| 8 | 151.28 | 2 | 2 | 0.27 |
| 9 | 152.64 | 1 | 1 | 28.57 |
| 10 | 156.15 | 1 | 1 | 29.67 |

| Modo | Frequenza [Hz] | Semionde i | Semionde j | Max Deformazione [mm] |
|------|----------------|--------------|--------------|-----------------------|
| 11 | 177.33 | 2 | 1 | 1.45 |
| 12 | 177.33 | 1 | 2 | 1.23 |
| 13 | 177.40 | 2 | 1 | 1.37 |
| 14 | 183.40 | 1 | 1 | 10.04 |
| 15 | 196.30 | 2 | 2 | 3.81 |
| 16 | 205.77 | 2 | 2 | 2.56 |
| 17 | 208.42 | 2 | 2 | 3.36 |
| 18 | 208.43 | 2 | 2 | 3.33 |
| 19 | 209.58 | 2 | 1 | 1.82 |
| 20 | 209.58 | 1 | 2 | 1.83 |
| 21 | 213.91 | 2 | 2 | 0.54 |
| 22 | 222.28 | 2 | 2 | 0.31 |
| 23 | 259.35 | 2 | 2 | 3.84 |
| 24 | 267.75 | 1 | 2 | 3.23 |
| 25 | 267.76 | 2 | 1 | 3.23 |
| 26 | 278.10 | 2 | 2 | 0.33 |
| 27 | 281.60 | 4 | 4 | 5.35 |
| 28 | 283.22 | 2 | 1 | 2.60 |
| 29 | 283.22 | 1 | 2 | 2.59 |
| 30 | 283.53 | 2 | 2 | 0.71 |
| 31 | 285.06 | 1 | 1 | 2.83 |
| 32 | 301.25 | 1 | 1 | 5.52 |
| 33 | 301.26 | 1 | 1 | 5.53 |
| 34 | 315.91 | 4 | 4 | 1.53 |
| 35 | 317.89 | 2 | 1 | 2.02 |
| 36 | 317.89 | 1 | 2 | 2.02 |
| 37 | 320.23 | 2 | 2 | 0.90 |
| 38 | 322.86 | 2 | 2 | 0.13 |
| 39 | 340.25 | 2 | 2 | 5.68 |
| 40 | 355.76 | 2 | 1 | 3.94 |
| 41 | 355.77 | 1 | 2 | 3.97 |
| 42 | 372.41 | 2 | 2 | 2.43 |
| 43 | 372.60 | 2 | 2 | 0.24 |
| 44 | 376.92 | 2 | 1 | 10.68 |
| 45 | 376.92 | 1 | 2 | 10.69 |

| Modo | Frequenza [Hz] | Semionde i | Semionde j | Max Deformazione [mm] |
|------|----------------|--------------|--------------|-----------------------|
| 46 | 379.97 | 2 | 1 | 25.62 |
| 47 | 379.97 | 1 | 2 | 25.61 |
| 48 | 383.21 | 2 | 2 | 0.50 |
| 49 | 391.43 | 2 | 1 | 29.32 |
| 50 | 391.43 | 1 | 2 | 29.32 |

Tabella 6.4: Analisi modale in cui vengono mostrate le frequenze proprie, il numero di semionde lungo l'asse x , lungo l'asse y e gli spostamenti massimi.

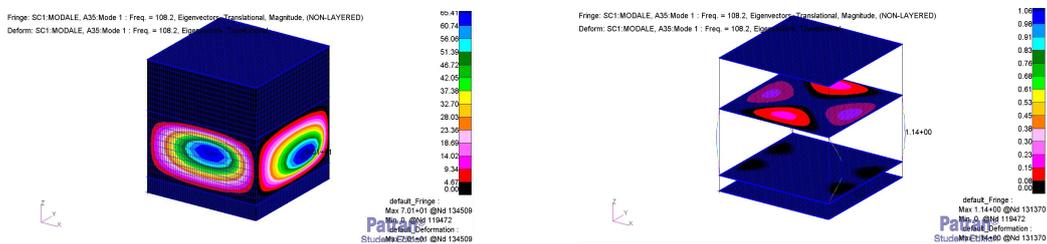


Figura 6.14: modo 1

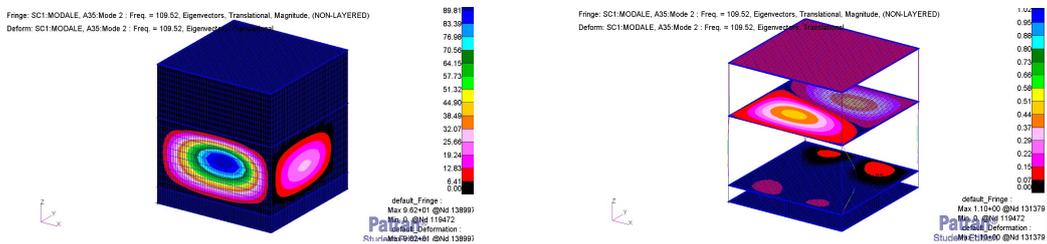


Figura 6.15: modo 2

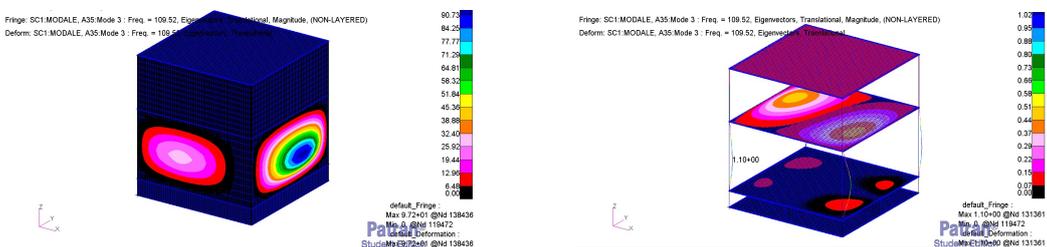


Figura 6.16: modo 3

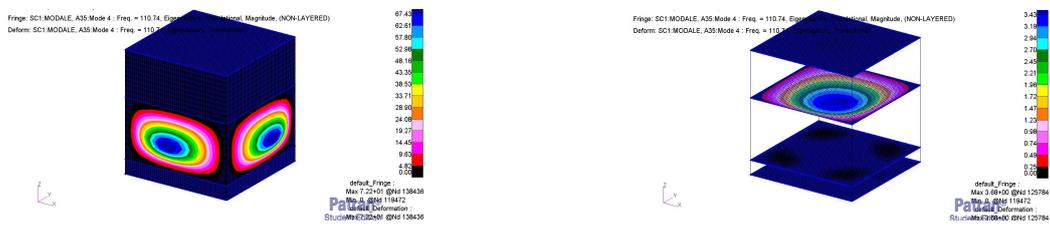


Figura 6.17: modo 4

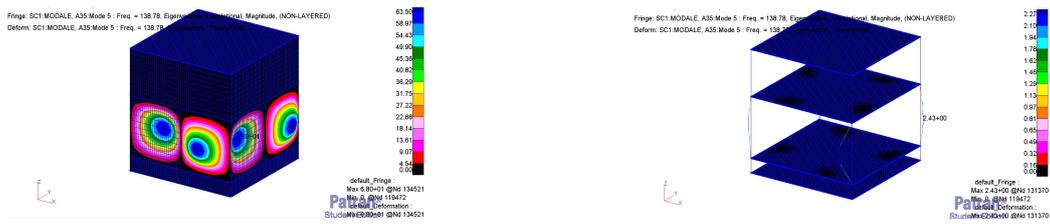


Figura 6.18: modo 5

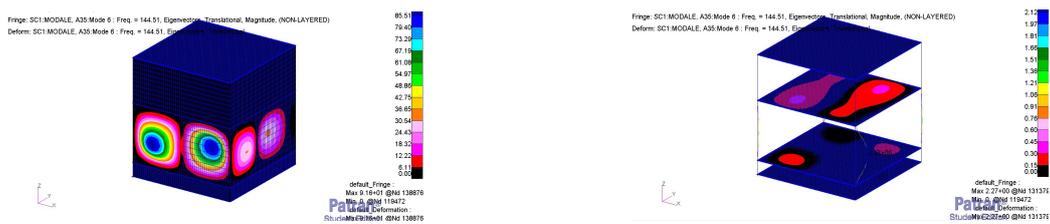


Figura 6.19: modo 6

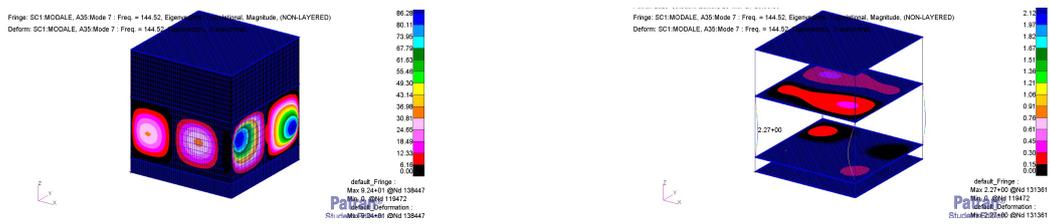


Figura 6.20: modo 7

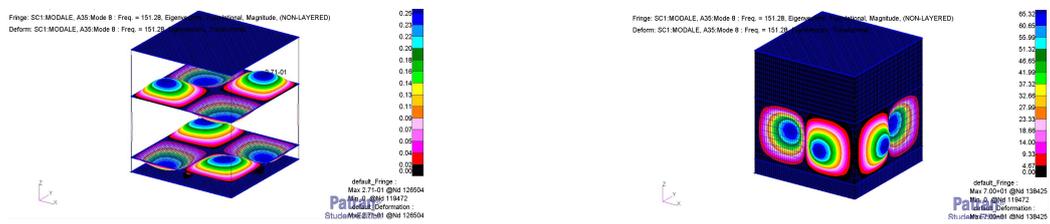


Figura 6.21: modo 8

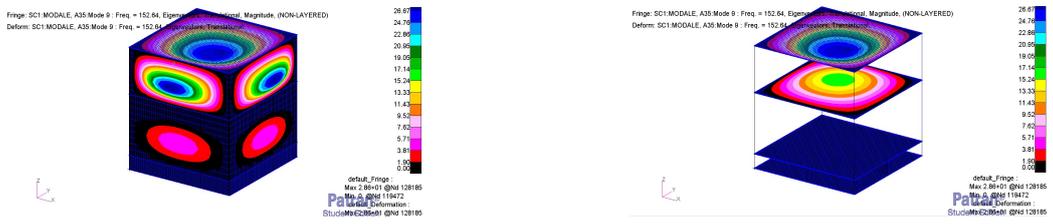


Figura 6.22: modo 9

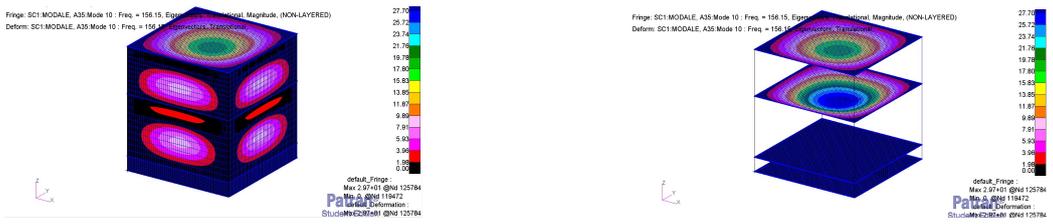


Figura 6.23: modo 10

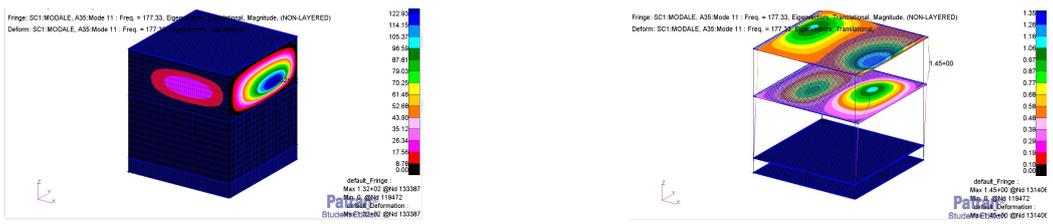


Figura 6.24: modo 11

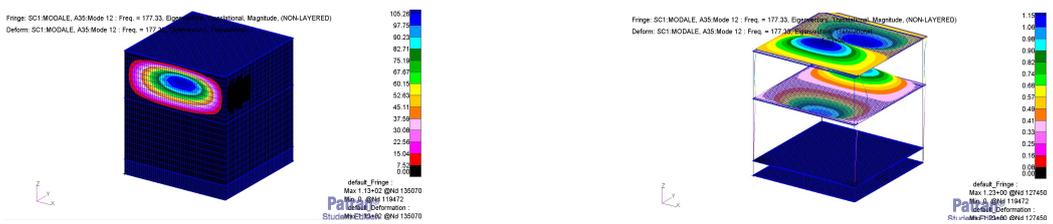


Figura 6.25: modo 12

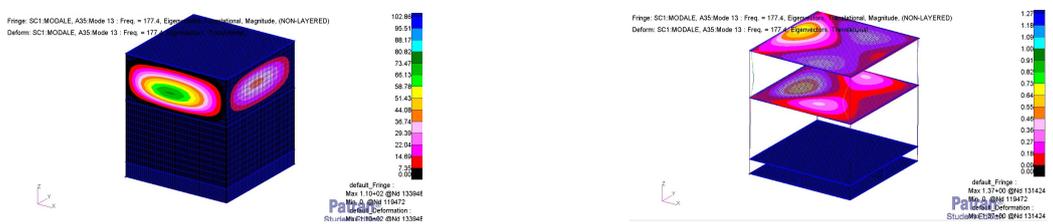


Figura 6.26: modo 13

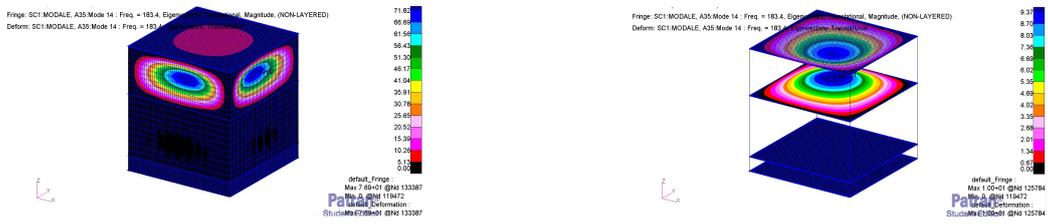


Figura 6.27: modo 14

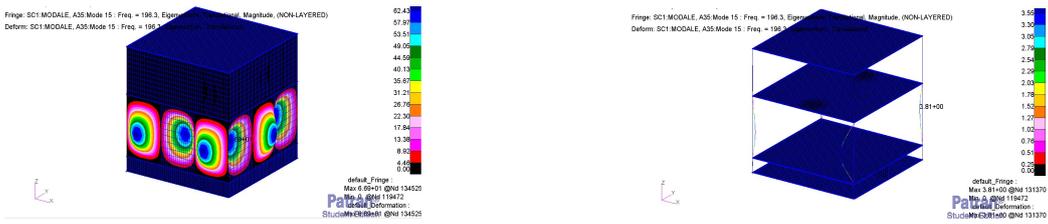


Figura 6.28: modo 15

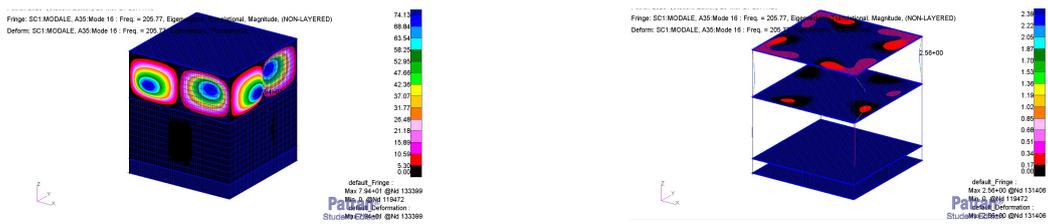


Figura 6.29: modo 16

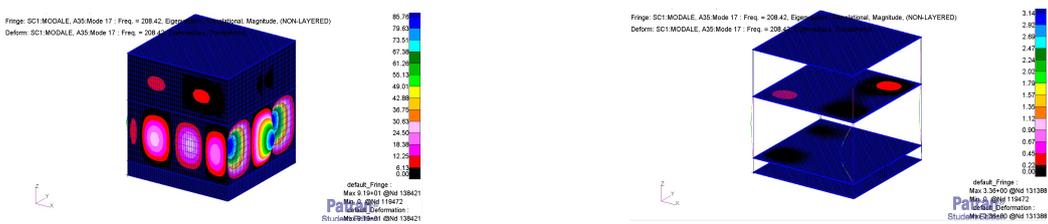


Figura 6.30: modo 17

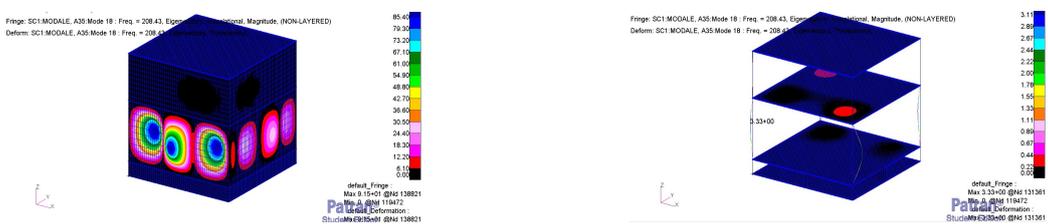


Figura 6.31: modo 18

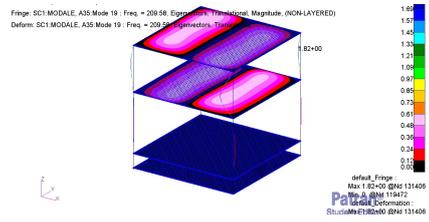
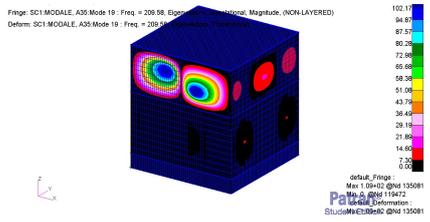


Figura 6.32: modo 19

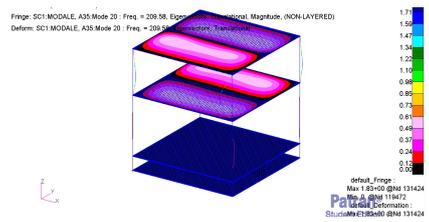
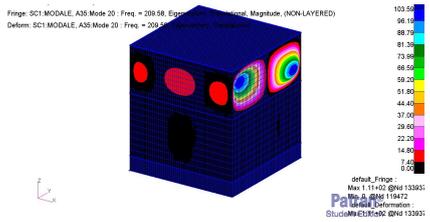


Figura 6.33: modo 20

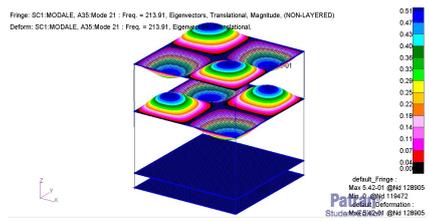
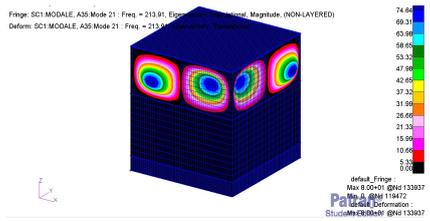


Figura 6.34: modo 21

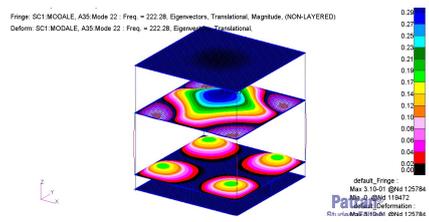
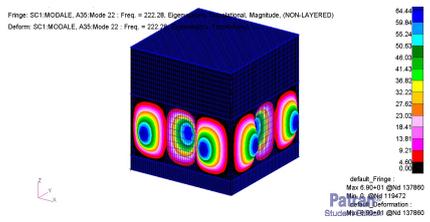


Figura 6.35: modo 22

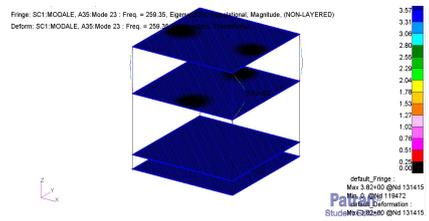
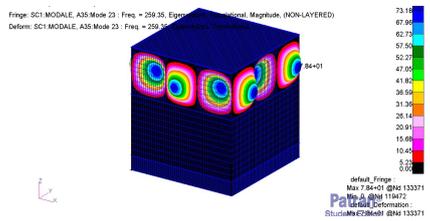


Figura 6.36: modo 23

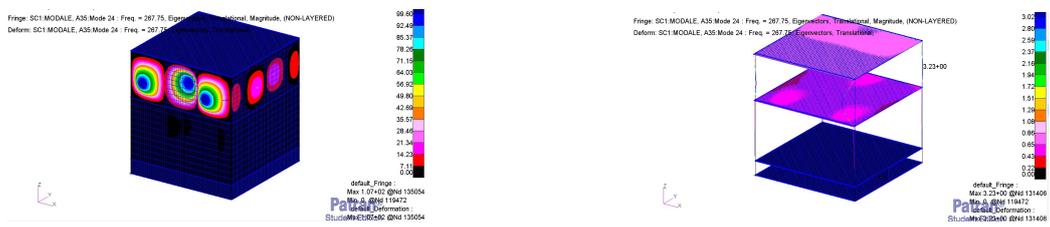


Figura 6.37: modo 24

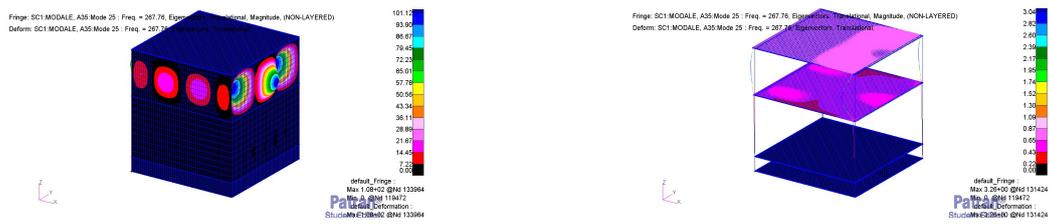


Figura 6.38: modo 25

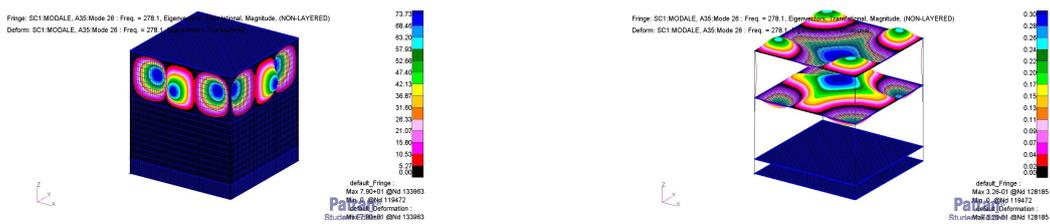


Figura 6.39: modo 26



Figura 6.40: modo 27

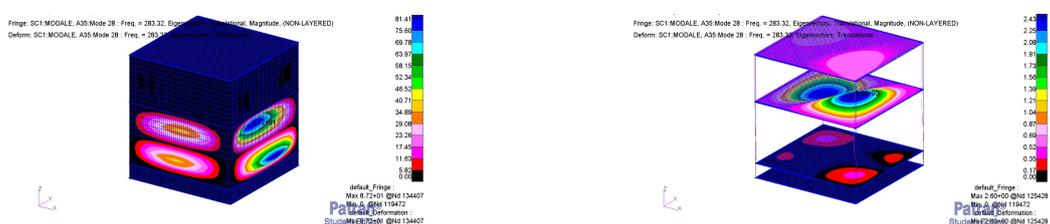


Figura 6.41: modo 28

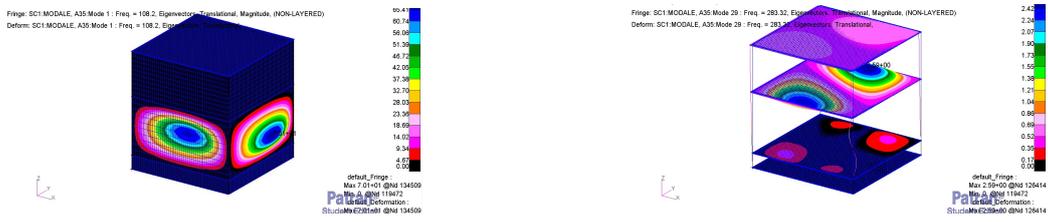


Figura 6.42: modo 29

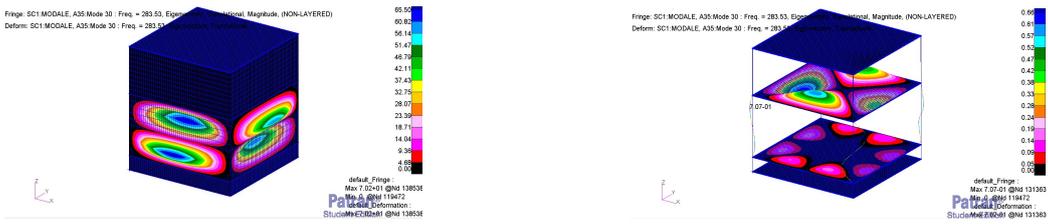


Figura 6.43: modo 30

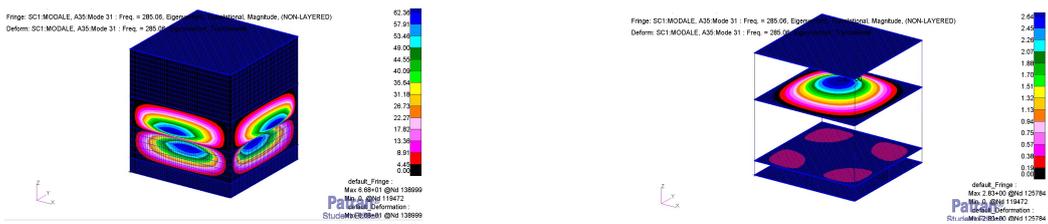


Figura 6.44: modo 31

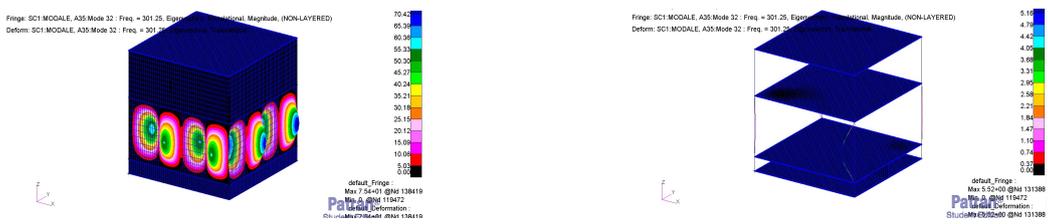


Figura 6.45: modo 32

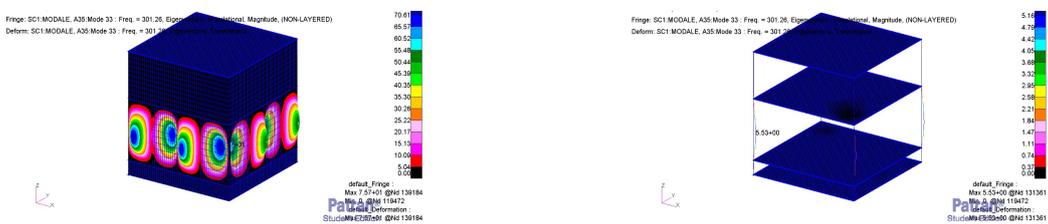


Figura 6.46: modo 33

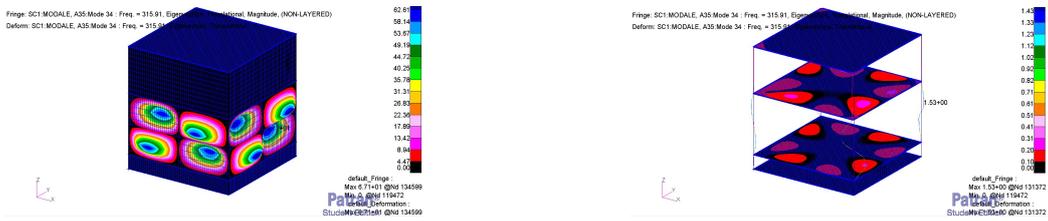


Figura 6.47: modo 34

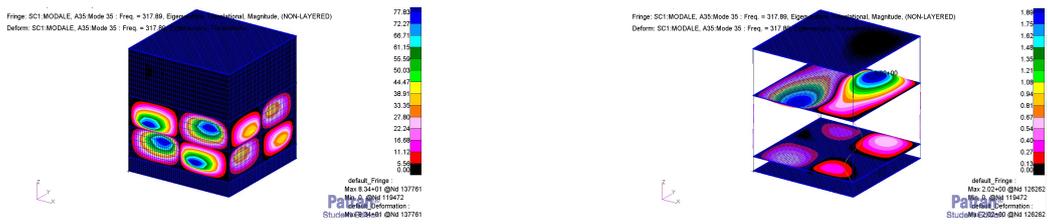


Figura 6.48: modo 35

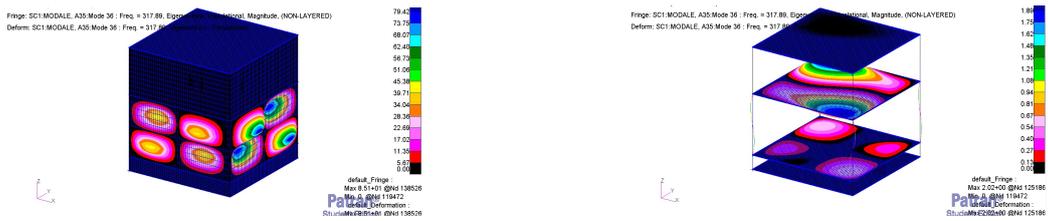


Figura 6.49: modo 36

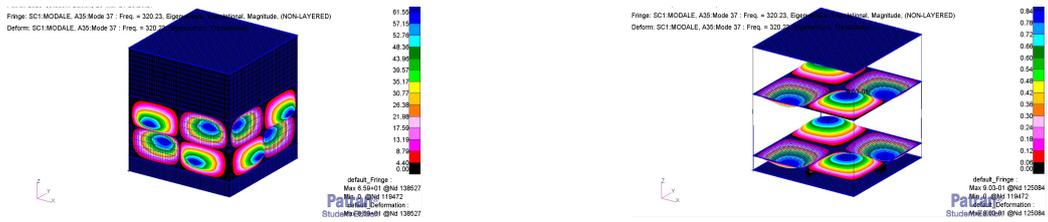


Figura 6.50: modo 37

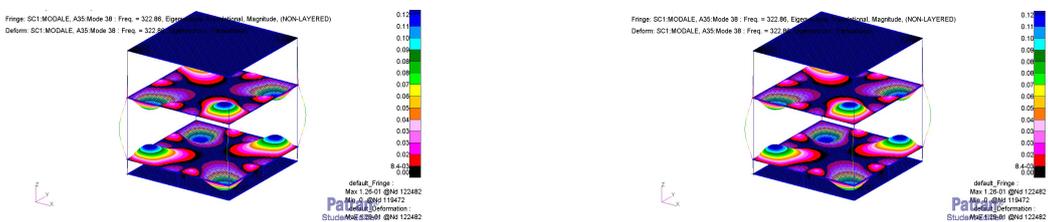


Figura 6.51: modo 38

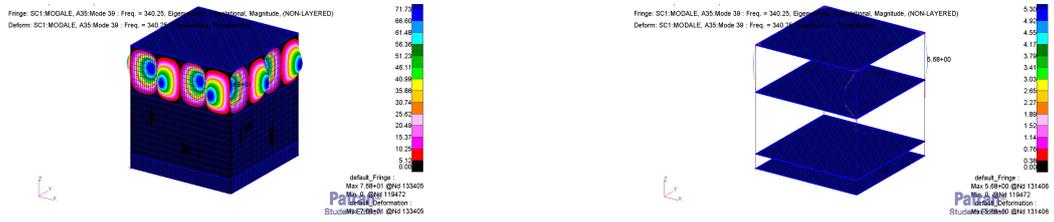


Figura 6.52: modo 39

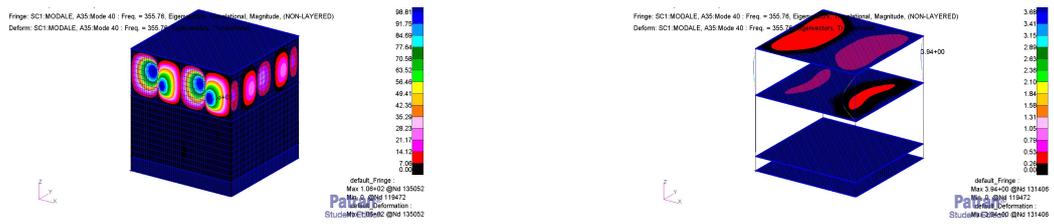


Figura 6.53: modo 40

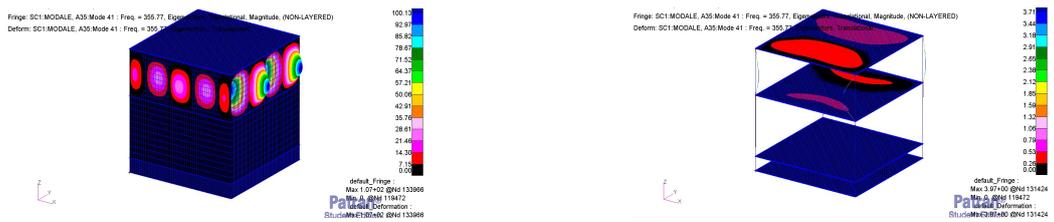


Figura 6.54: modo 41

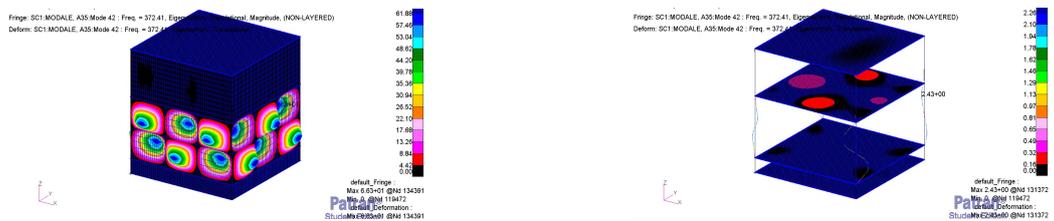


Figura 6.55: modo 42

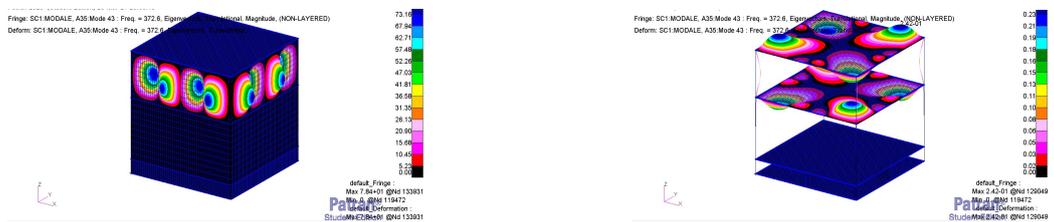


Figura 6.56: modo 43

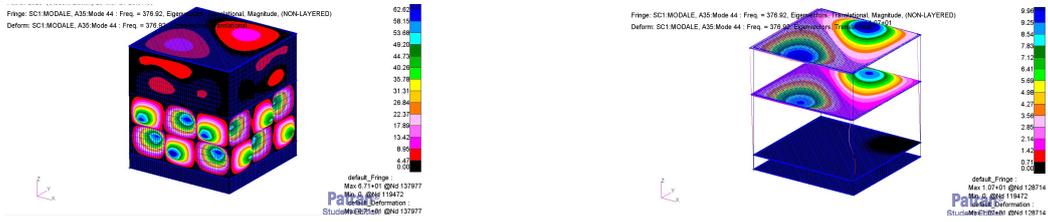


Figura 6.57: modo 44

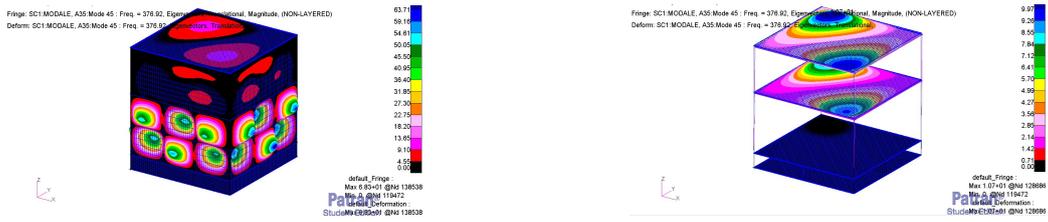


Figura 6.58: modo 45

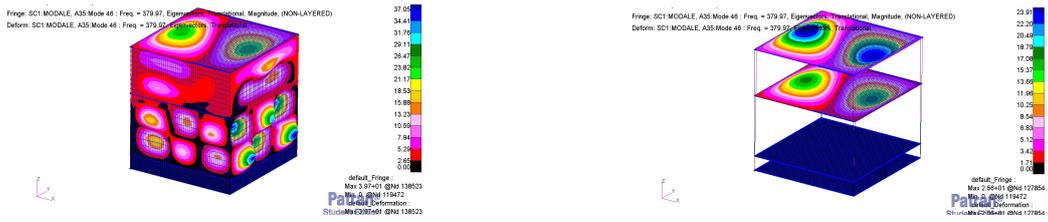


Figura 6.59: modo 46

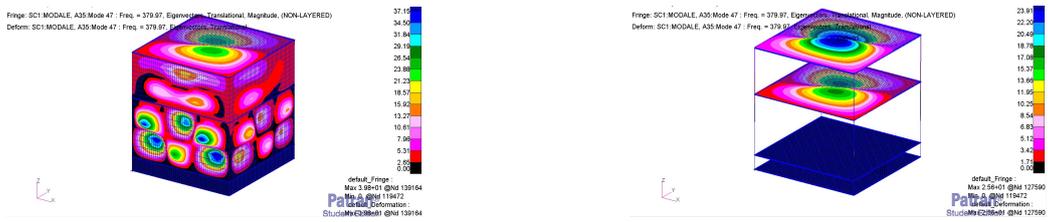


Figura 6.60: modo 47

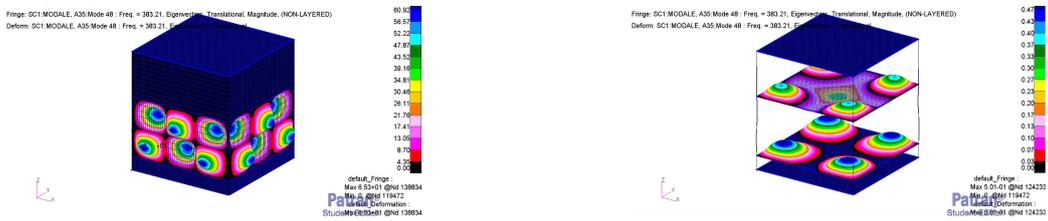


Figura 6.61: modo 48

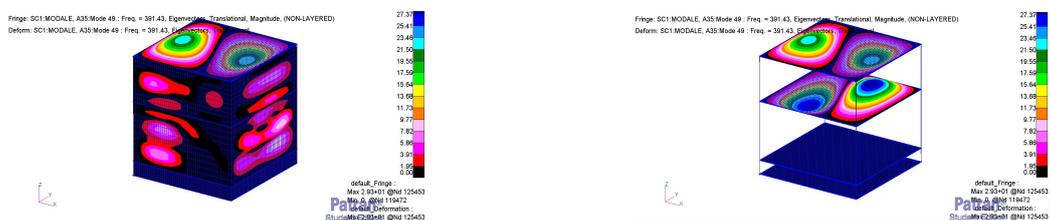


Figura 6.62: modo 49

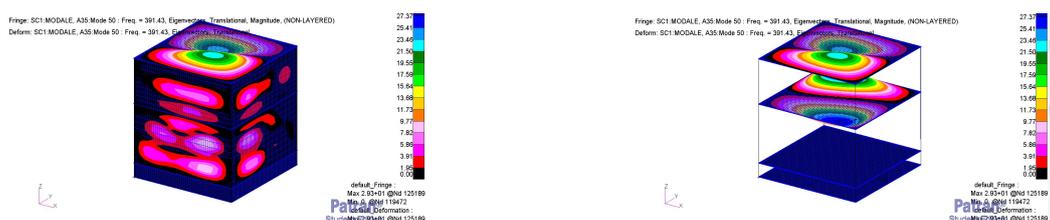


Figura 6.63: modo 50

6.2.5 Analisi statica

Per convalidare il modello e verificare le ipotesi è stata effettuata un'analisi statica (SOL 101) applicando alla struttura i carichi di pressione massima e minima ottenuti dall'analisi fluidodinamica. Questi carichi sono stati applicati considerando che la struttura debba deformarsi a causa carico di pressione. Sono state così svolte due analisi statiche, una applicando una pressione lungo le superfici di 0.006 MPa e una applicando una pressione di 0.05 MPa, che corrispondono ai carichi di pressione minima e massima ottenuti dall'analisi precedente. Svolta questa simulazione è stato possibile compiere un'ulteriore analisi dinamica considerando i carichi di pressione in funzione del tempo caratteristici della fase di lancio. Questa analisi è stata svolta, in particolare, per poter visualizzare le deformazioni massime che presentasse il modello.

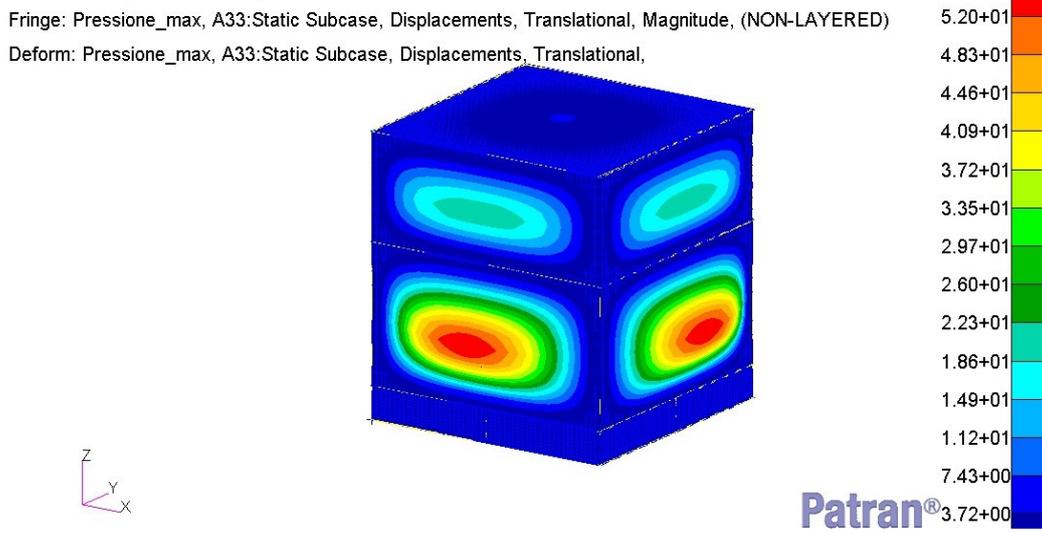


Figura 6.64: Deformazioni in condizione di massima pressione con deformazione massima di 60 mm.

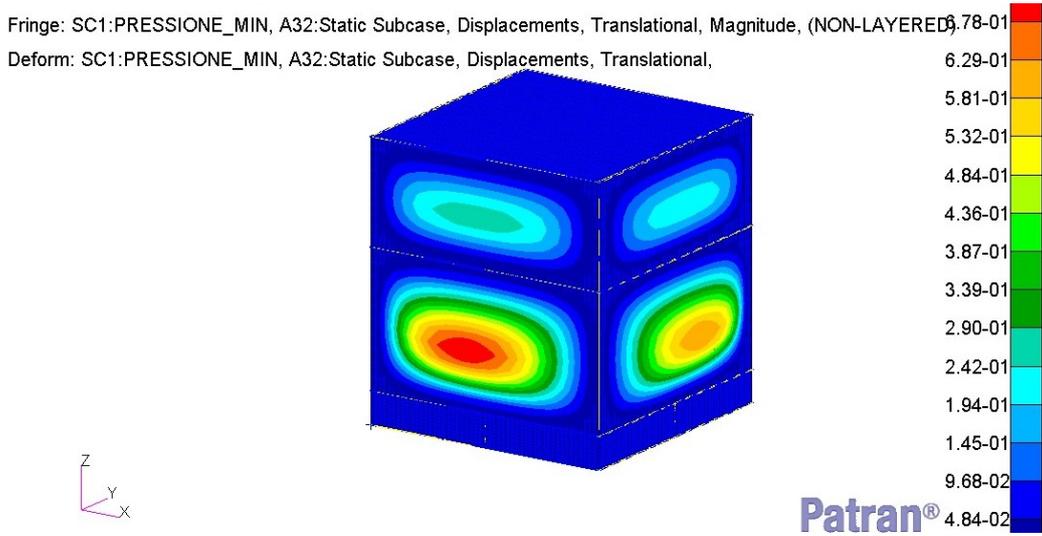


Figura 6.65: Deformazioni in condizione di minima pressione con deformazione massima di 0.73 mm.

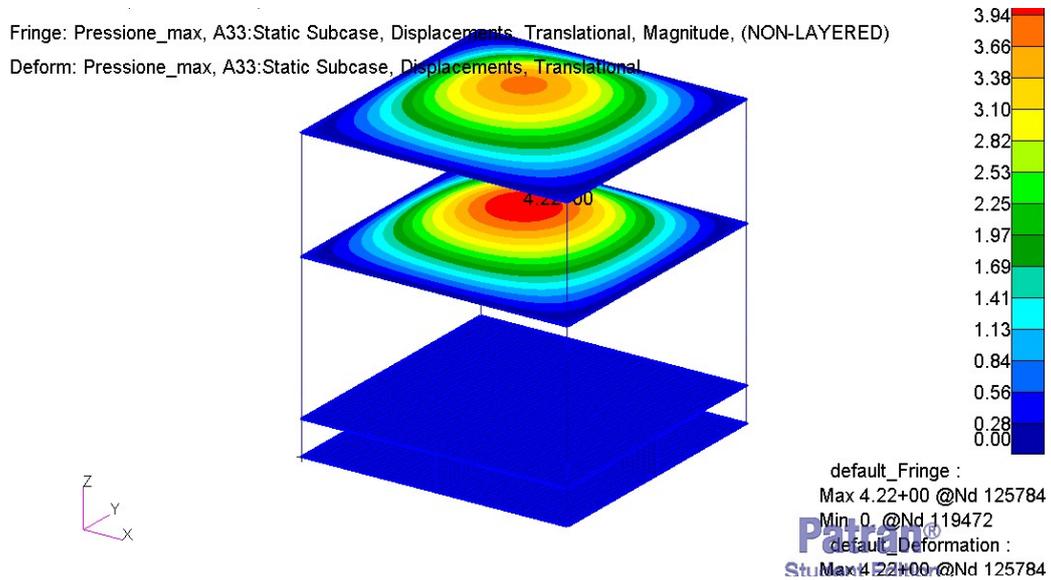


Figura 6.66: Deformazioni in condizione di massima pressione con deformazione massima di 4.22 mm. Interno modello.

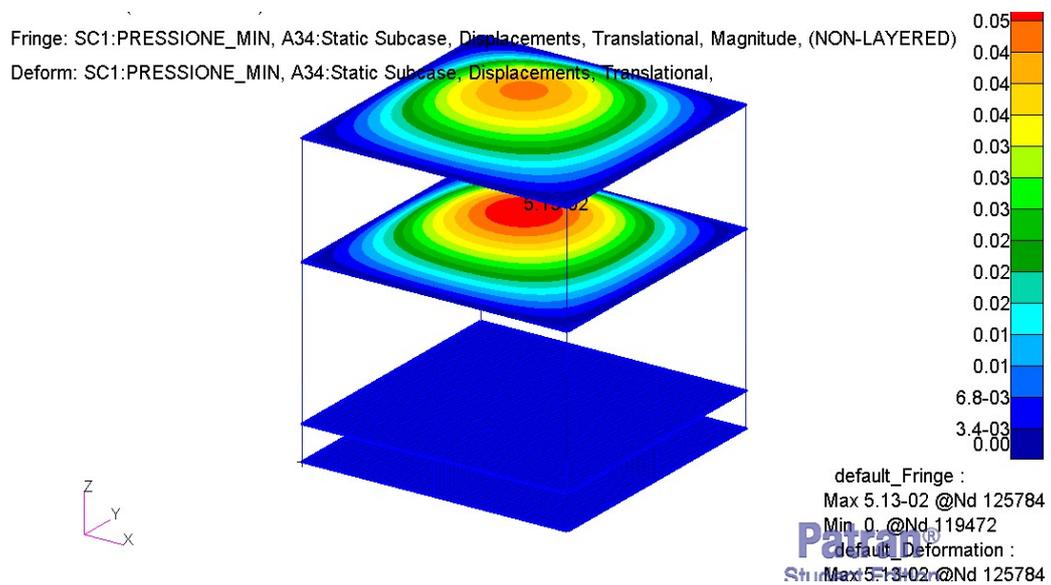


Figura 6.67: Deformazioni in condizione di minima pressione con deformazione massima di 0.5 mm. Interno modello.

6.2.6 Analisi dinamica

Per effettuare l'analisi dinamica sono stati creati due '*Field*': uno spaziale e uno non-spaziale. Il primo è necessario per creare una nuova variabile nel modello che permetta di rappresentare il dato della pressione che varierà nel tempo, mentre tramite il secondo è possibile inserire gli step temporali a cui sono associati i carichi di pressione. Per avere una analisi fitta ma al contempo non troppo onerosa in termini computazionali sono stati inseriti 100 step temporali e 100 carichi di pressione.

Per l'analisi dinamica sono stati studiati i due lanciatori che hanno riportato i carichi di pressione massimi (Delta 3920) e minimi (Ariane 40) nel tempo. Sono state svolte un totale di sei analisi, tre per ogni lanciatore, ognuna delle quali presentava una diversa area di ventilazione (24e-5, 24e-6, 24e-7).

Dovendo simulare il comportamento di una struttura in presenza di carichi di decompressione, una volta definiti i '*Field*', sono state create due tipologie di carico di pressione a seconda dell'orientazione della superficie rispetto al sistema di riferimento. Un carico di pressione è stato applicato al "top" delle seguenti superfici: pannelli laterali, supporto B e C, mentre l'altro carico di pressione è stato applicato al "bot" delle superfici dei supporti A e B.

Nelle figura successive, 6.68-6.85 si riportano l'andamento delle deformazioni e degli stress (Von Mises) dei nodi principali delle elementi 2D nel tempo. In particolare il nodo 138997 corrisponde allo spostamento massimo che caratterizza i pannelli L, il nodo 125784 al supporto C, il nodo 128185 al supporto D, il nodo 119472 alla centina del supporto D, il nodo 131246 alla centina del supporto C, il nodo 123933 al supporto B, il nodo 131881 alla centina del supporto B e il nodo 131408 corrisponde allo spostamento massimo dei pannelli S.

Come prevedibile le deformazioni e gli stress massimi saranno relativi ai pannelli laterali L.

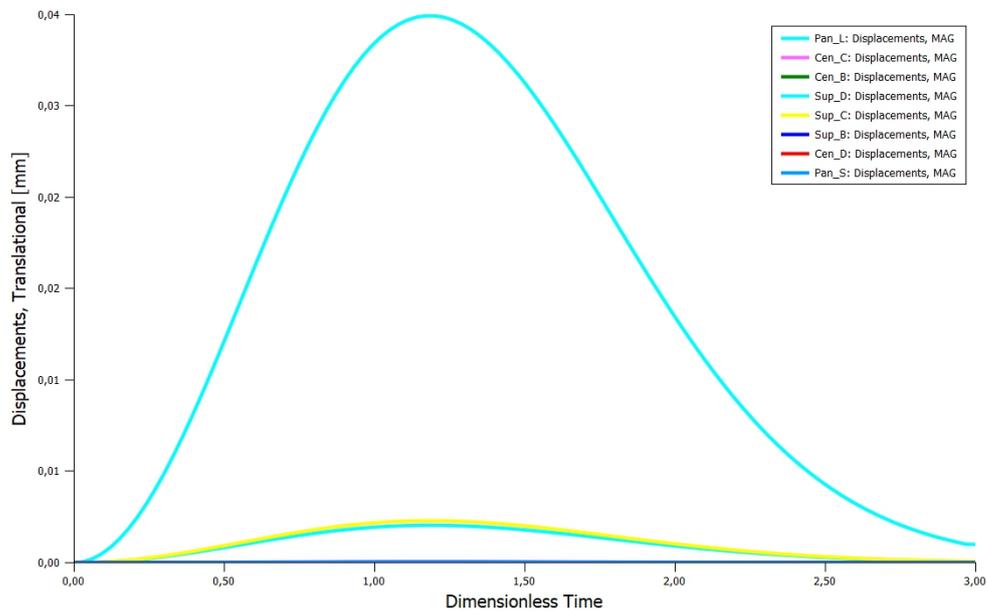


Figura 6.68: Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-5 \text{ m}^2$.

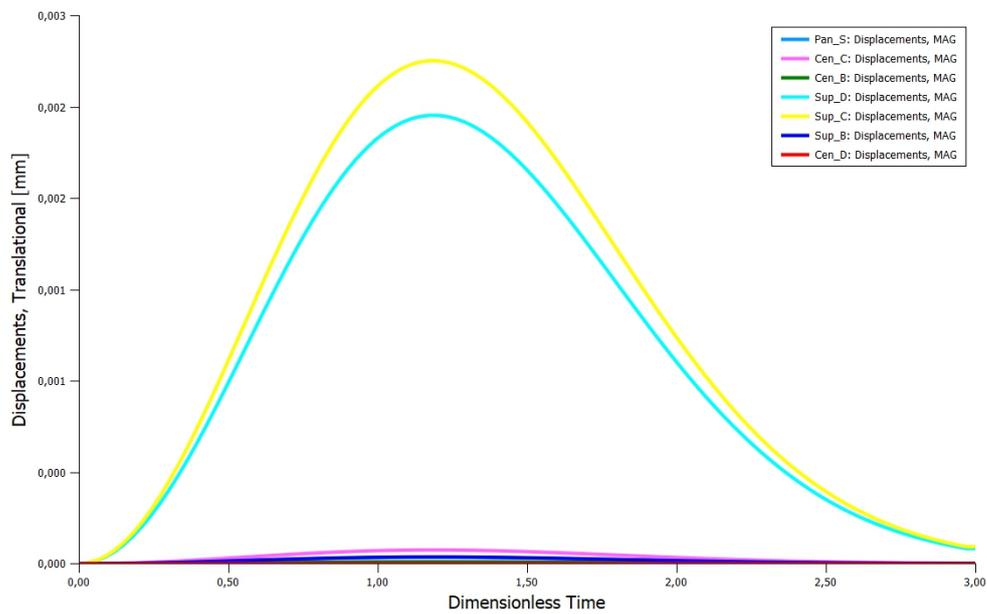


Figura 6.69: Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-5 \text{ m}^2$. Dettaglio degli spostamenti della struttura interna del modello.

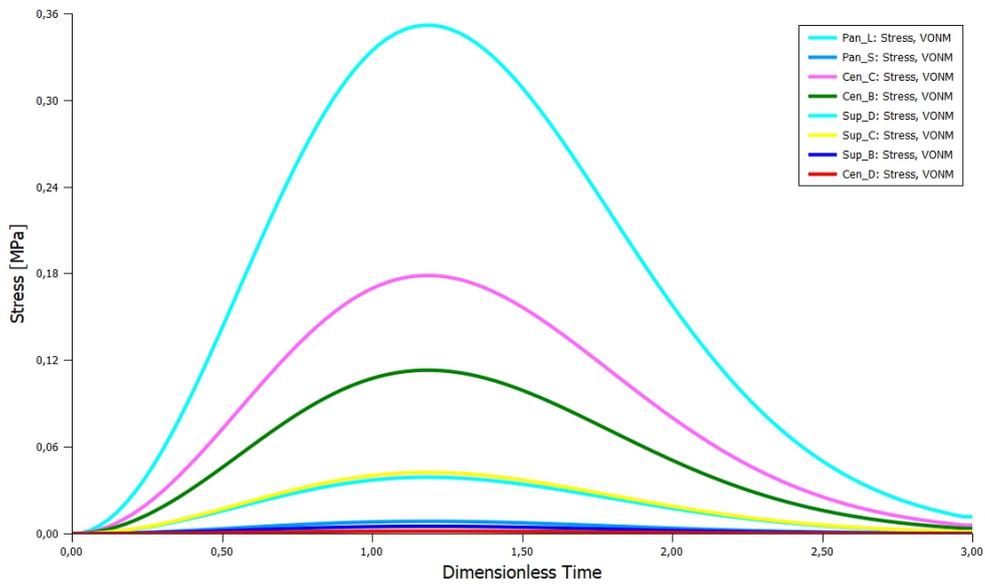


Figura 6.70: Andamento degli Stress nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-5 \text{ m}^2$.

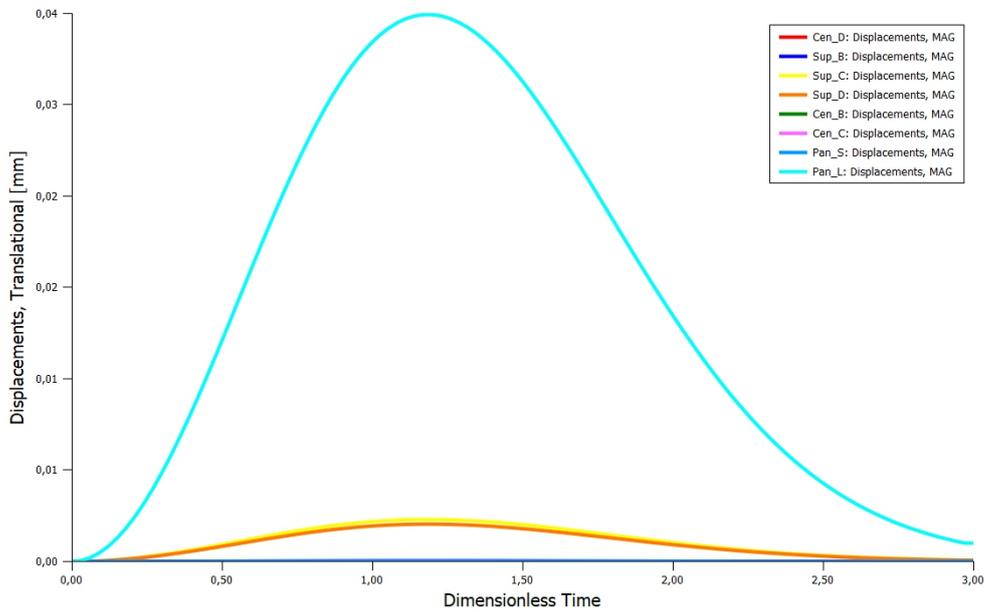


Figura 6.71: Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-5 \text{ m}^2$.

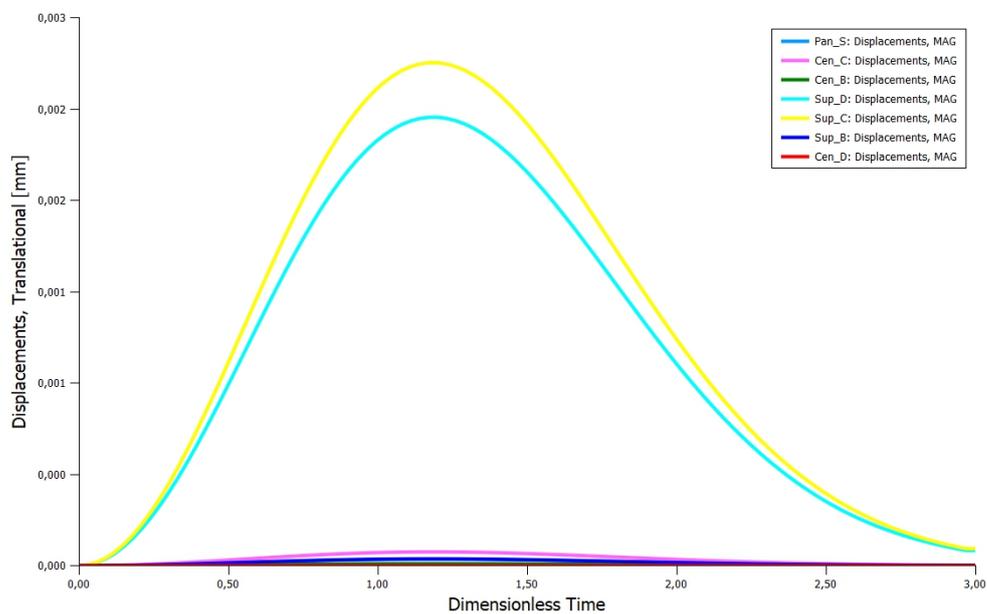


Figura 6.72: Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-5 \text{ m}^2$. Dettaglio degli spostamenti della struttura interna del modello.

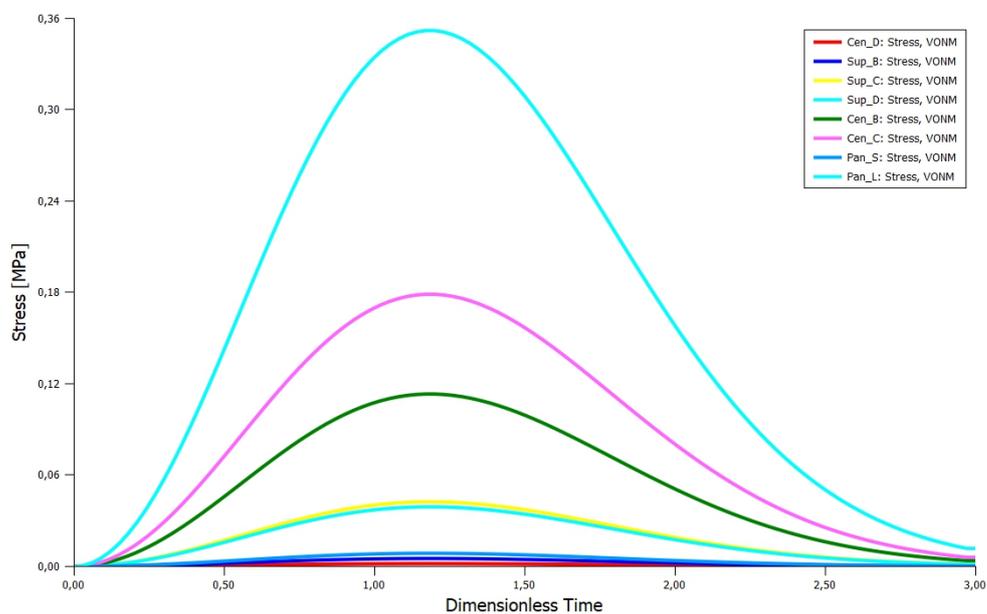


Figura 6.73: Andamento degli Stress nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-5 \text{ m}^2$.

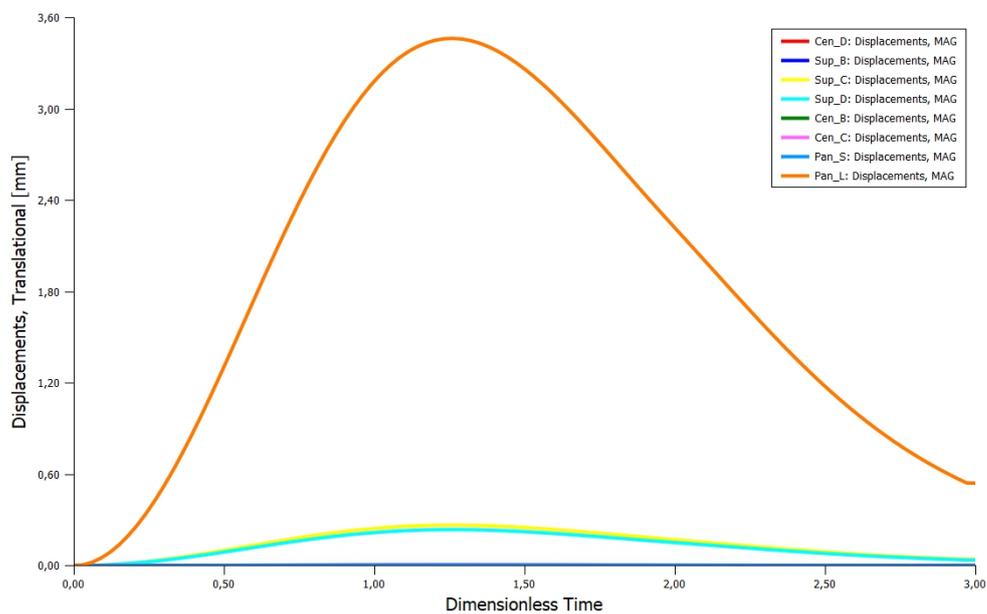


Figura 6.74: Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-6 \text{ m}^2$.

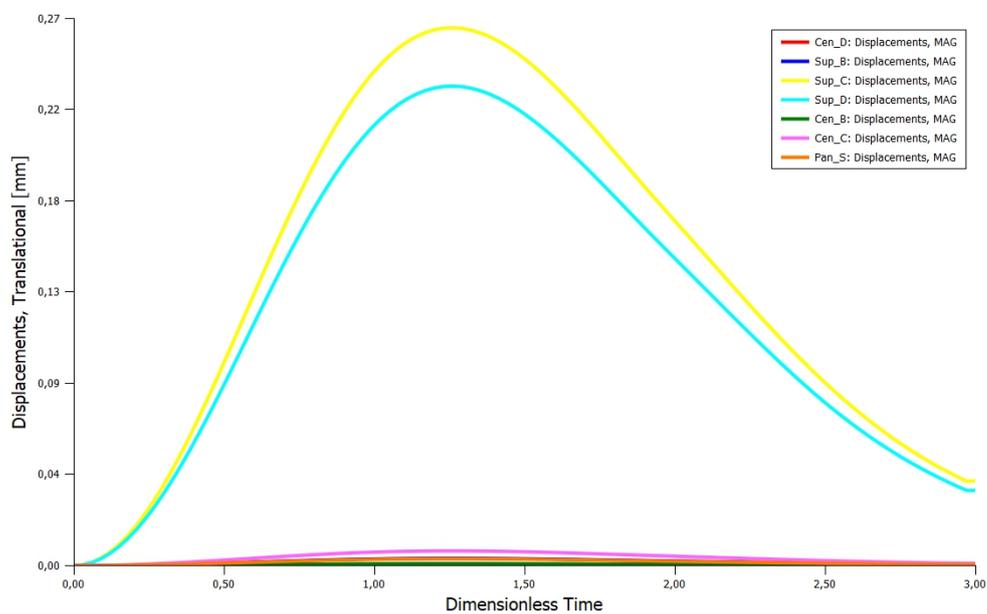


Figura 6.75: Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-6 \text{ m}^2$. Dettaglio degli spostamenti della struttura interna del modello.

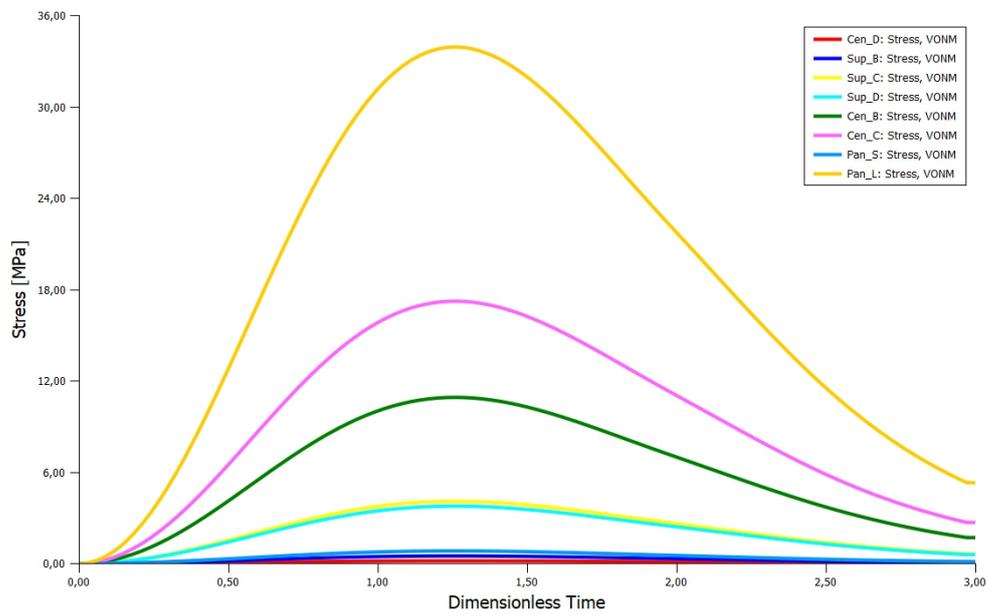


Figura 6.76: Andamento degli Stress nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-6 \text{ m}^2$.

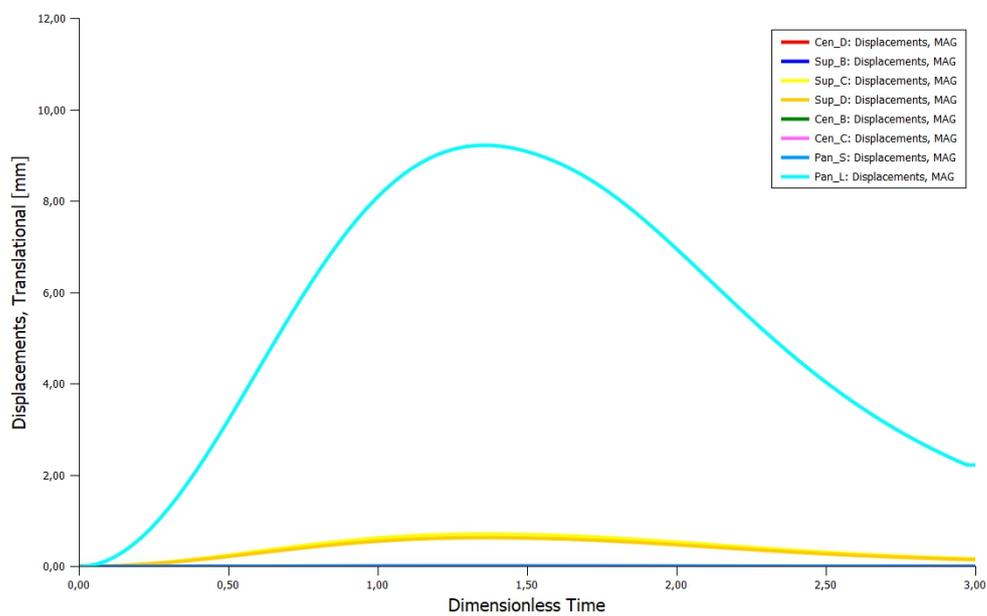


Figura 6.77: Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-6 \text{ m}^2$.

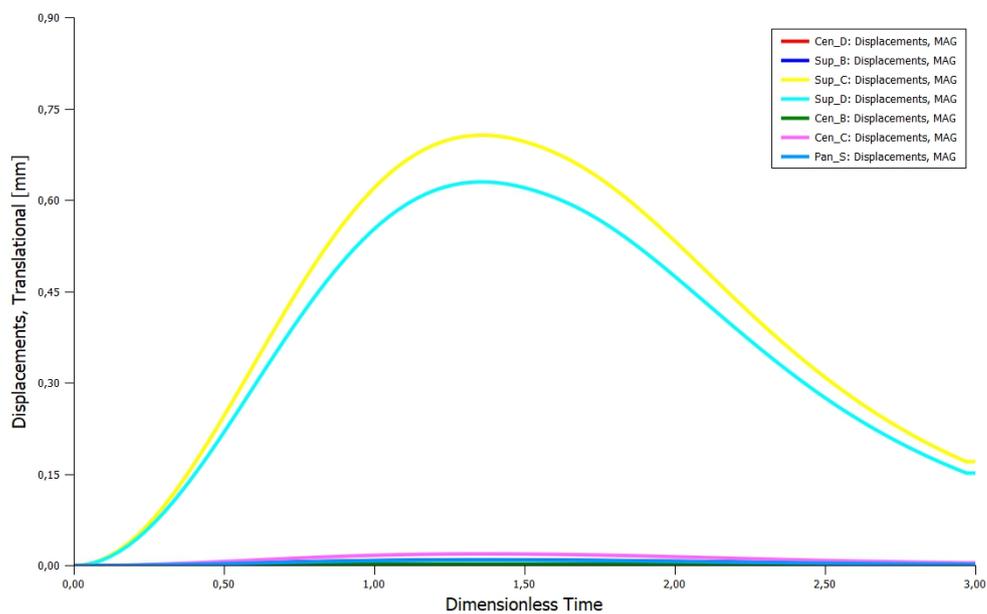


Figura 6.78: Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-6 \text{ m}^2$. Dettaglio degli spostamenti della struttura interna del modello.

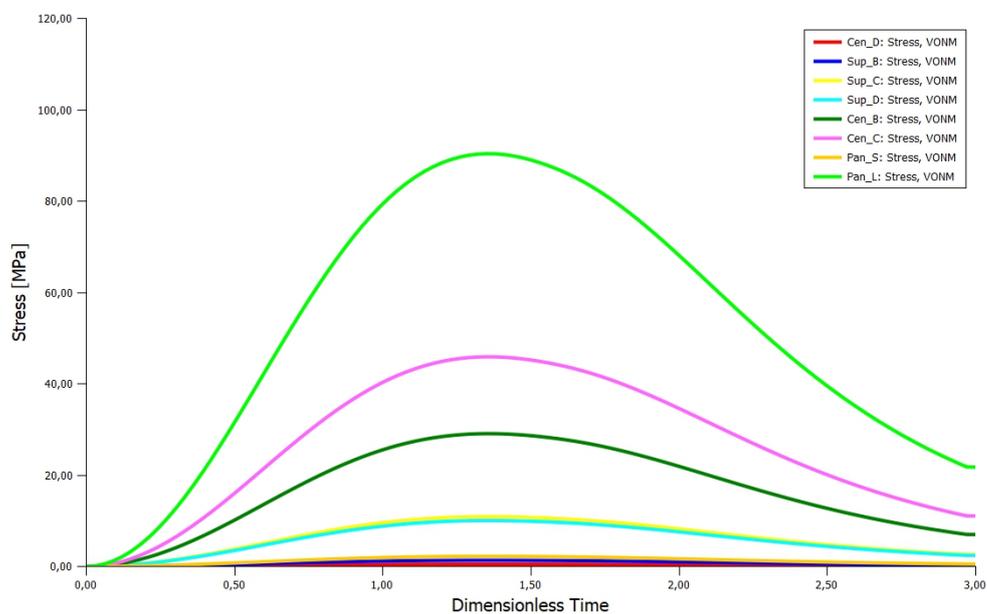


Figura 6.79: Andamento degli Stress nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-6 \text{ m}^2$.

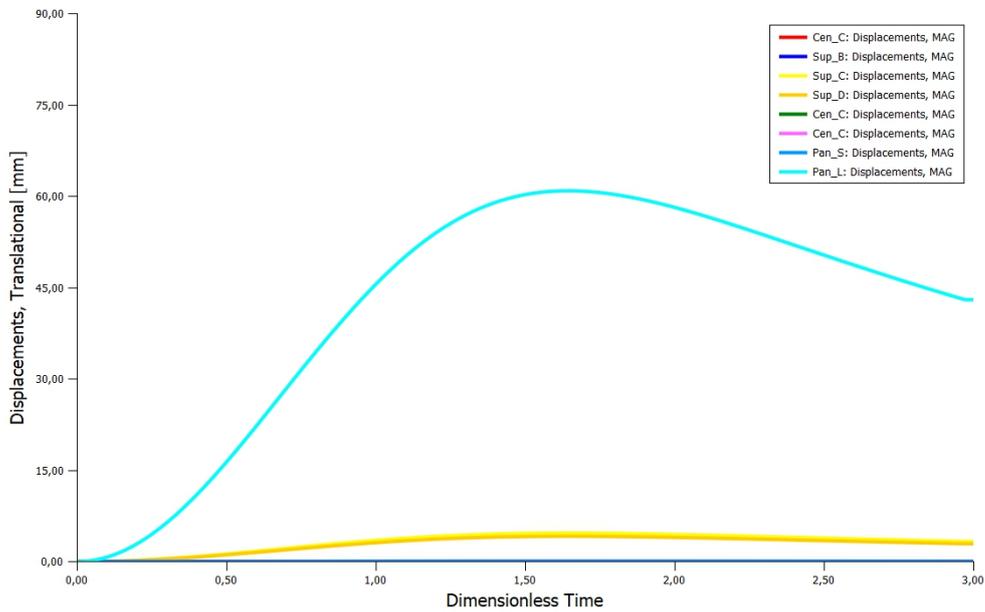


Figura 6.80: Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-7 \text{ m}^2$.

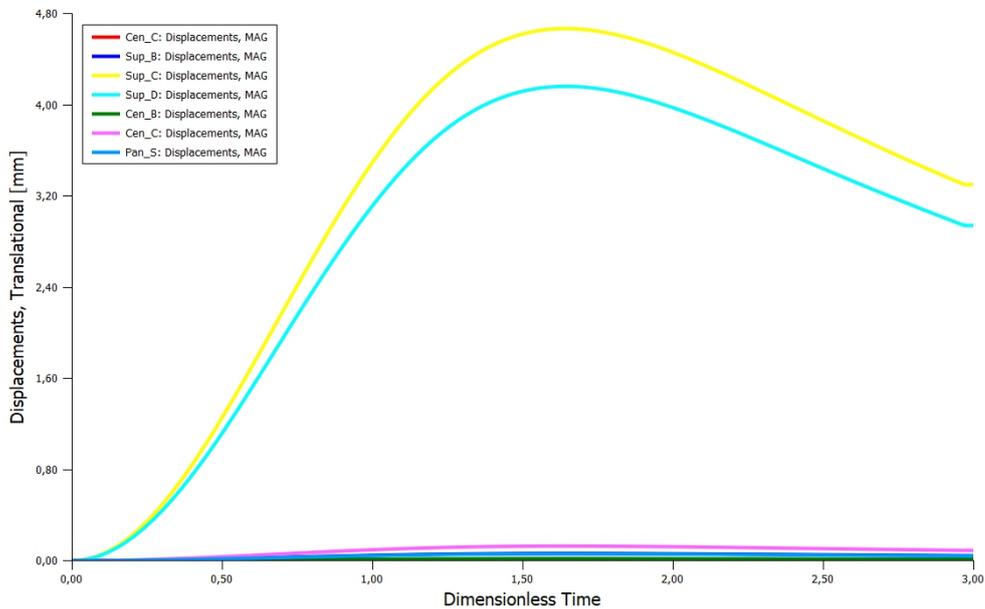


Figura 6.81: Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-7 \text{ m}^2$. Dettaglio degli spostamenti della struttura interna del modello.

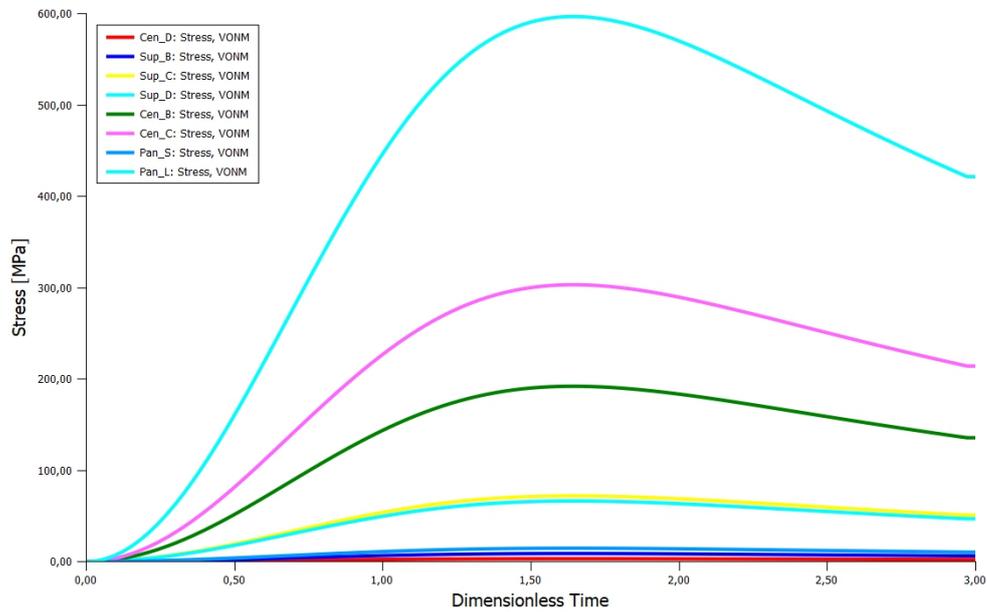


Figura 6.82: Andamento degli Stress nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Ariane 40 per un'area di ventilazione di $24e-7 \text{ m}^2$. Interno modello

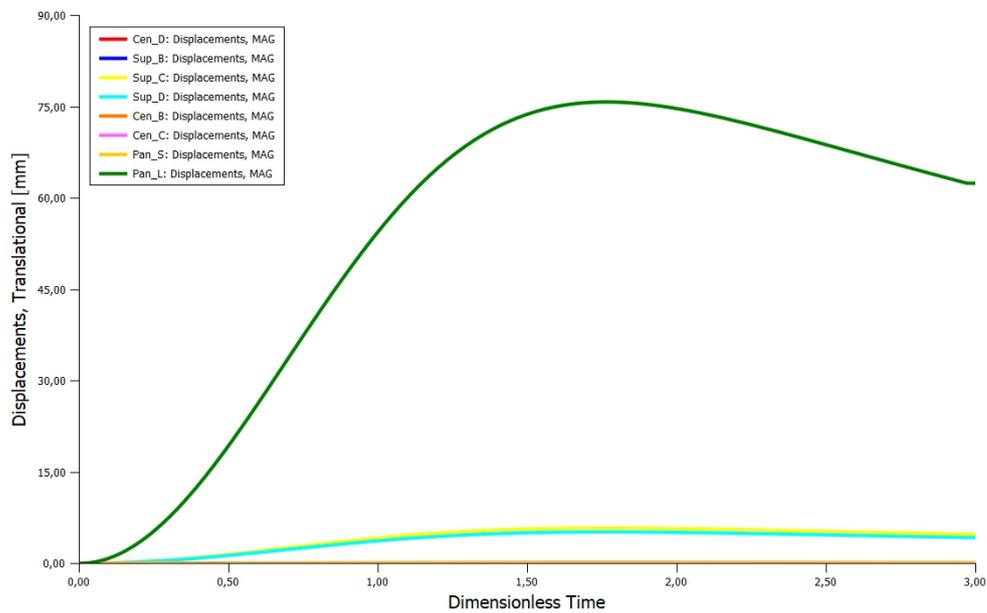


Figura 6.83: Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-7 \text{ m}^2$.

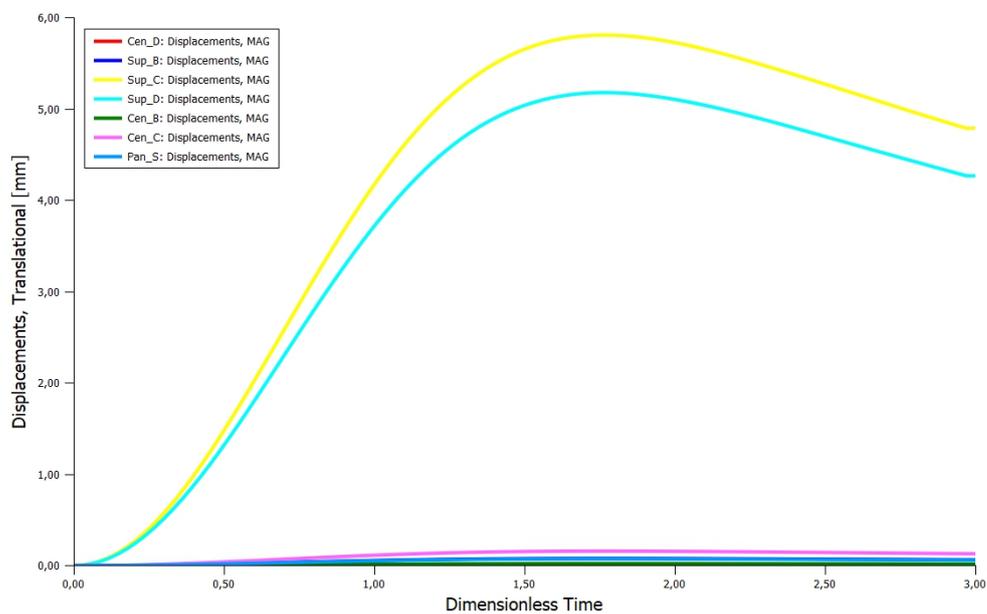


Figura 6.84: Deformazioni nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-7 \text{ m}^2$. Dettaglio degli spostamenti della struttura interna del modello.

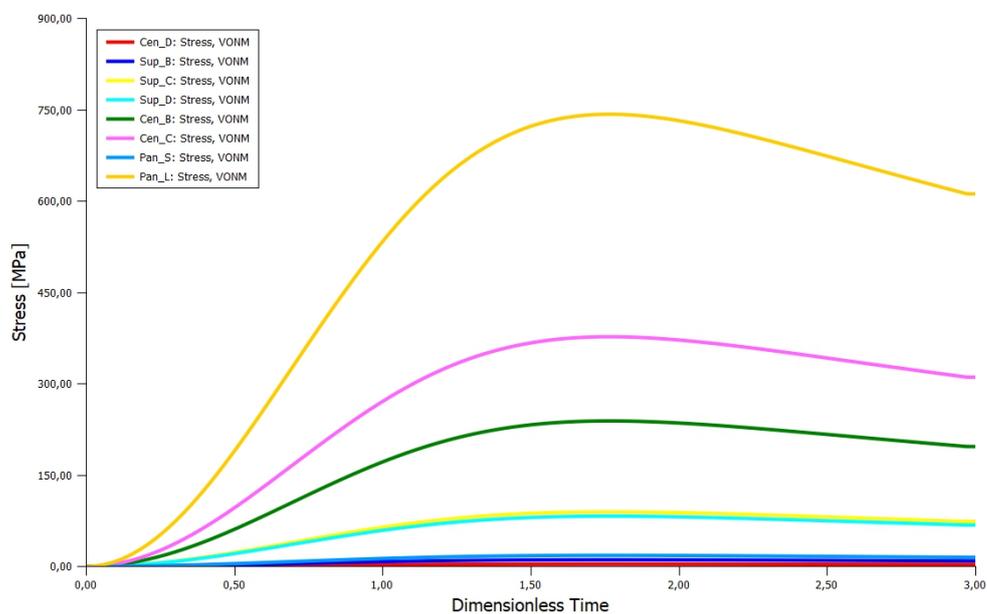


Figura 6.85: Andamento degli Stress nel tempo dovute ai carichi di pressione per il lanciatore Delta 3920 per un'area di ventilazione di $24e-7 \text{ m}^2$.

6.2.7 Discussione risultati

Le figure riportate nella sezione precedente mostrano l'andamento delle deformazioni dell'intero modello, dell'interno di questo e degli stress risultanti, in funzione del tempo adimensionalizzato. Si ricorda che il tempo T è stato definito come il rapporto tempo di analisi e il tempo caratteristico del lanciatore.

Dall'analisi dinamica svolta risulta evidente come con il diminuire dell'area di ventilazione disponibile il carico di pressione aumenti e ciò provochi una crescita delle deformazioni e degli stress della struttura. In particolare, i pannelli laterali sono gli elementi che subiscono le maggiori deformazioni e i maggiori stress. Infatti, è possibile notare come ci siano almeno due ordini di grandezza di differenza tra le deformazioni subite dai pannelli laterali e il resto del satellite. Inoltre, è semplice notare come l'andamento delle deformazioni della struttura segua quello del carico di pressione, sinonimo del fatto che un maggior carico applicato comporti una maggiore deformazione. Anche gli stress risultanti aumentano con il diminuire dell'area di ventilazione installata: partendo da valori dell'ordine di 0.36 MPa fino a giungere a valori di 900 MPa, quattro ordini di grandezza di differenza. Ciò significa che la struttura non riuscirebbe a sopportare tali carichi di pressione e il satellite andrebbe distrutto, mettendo fine alla missione.

La struttura riesce a sopportare i carichi di pressione e i relativi stress per l'area di ventilazione dell'ordine di $24e-5 m^2$.

L'analisi, per questa area di ventilazione, presenta deformazioni dell'ordine di 0.04 mm e stress di 0.36 MPa.

Risulta fondamentale, infine, un corretto progetto del sistema di ventilazione passiva per evitare dei carichi che comprometterebbero la riuscita della missione.

Capitolo 7

Conclusioni

La decompressione è un fenomeno molto complesso che riguarda scambio di calore, effetti irreversibili e cambiamenti di fase. Con il termine decompressione si intende un fenomeno in cui la pressione di una camera di volume iniziale d'aria V diminuisce provocando differenziali di pressione Δp che creano dei carichi che devono essere considerati secondo normativa.

La velocità con cui avviene questo fenomeno indicherà se la decompressione è esplosiva (< 0.5 s), veloce (10-100 s), lenta (100-1000 s) o molto lenta (> 1000 s).

Nel caso di un velivolo in quota si ha già una differenza di pressione tra esterno e l'interno del velivolo e la fase di decompressione può essere considerata terminata quando le due pressioni si eguagliano. In questo caso è possibile parlare di decompressione esplosiva o rapida a seconda dei tempi studiati.

Nel caso di un lanciatore si è nella condizione in cui il lanciatore è alla pressione ambiente, non è presente, quindi, un Δp . Questo si crea con la variazione di quota durante tutta la fase di lancio. Visti i tempi necessari a terminare la fase di lancio la decompressione risulta essere lenta.

L'obiettivo di questa tesi è stato di riportare il comportamento tipico di una struttura spaziale soggetta a carichi di decompressione tipici di una fase di lancio. Durante questa fase di missione la pressione diminuisce da valori tipici di condizione a terra fino a valori nulli. Risulta quindi fondamentale dotare la struttura di sbocchi per far defluire l'aria verso l'esterno ed evitare che si creino delle differenze di pressione tra esterno e interno del satellite che possano essere dannose per la struttura. Sono state analizzate tre diverse aree di ventilazione passiva ($24e-5$, $24e-6$, $24e-7$ m^2) tra il satellite e il suo fairing in modo da avere a disposizione un'ampia visione del caso di studio. In questa tesi è stato presentato un modello di calcolo per studiare la decompressione tipica della fase di lancio. Il focus strutturale è ricaduto su un

satellite di modeste dimensioni per la facilità di analisi. È stato presentato un modello agli elementi finiti per rappresentare al meglio il comportamento del satellite reale.

Considerando un lanciatore, che sta attraversando l'atmosfera in cui la pressione varia con la quota, si avrà una differenza di pressione tra il payload e il fairing. Il satellite deve essere dimensionato e progettato con delle ventilazioni che consentano un corretto defluire dell'aria contenuta all'interno per evitare il crearsi di carichi di pressioni non sopportabili dalla struttura. Infatti, anche piccoli differenziali di pressione possono risultare critici se accoppiati a carichi di compressione in modo tale da provocare il fenomeno del buckling. Risulta quindi fondamentale progettare un sistema di ventilazione per minimizzare gli effetti della decompressione.

È possibile studiare la variazione di massa di gas nel tempo tramite l'equazione della conservazione della massa. Il flusso attraverso il condotto di ventilazione può essere sonico o subsonico. Data la pressione di due camera i e j è possibile definire la pressione critica, p_i^* come $1.893 p_j$. Quando la pressione dell'ambiente i presenta una pressione maggiore del valore critico il flusso è sonico ed è il massimo possibile. La portata di gas tra i due flussi risulta quindi dipendente dalle grandezze termodinamiche ρ , T e p così come dall'area effettiva (funzione del CD, coefficiente di efflusso) ma del solo compartimento i . In condizione subcritiche la portata di massa dipenderà dalle condizioni termodinamiche di entrambe le camere.

È stato utilizzato un modello 0D per valutare le variazioni di pressione, temperatura e densità nel tempo. Il modello si basa su un'integrazione numerica nel tempo che è risultata essere un'ottima approssimazione per lo studio svolto.

Gli input necessari per svolgere l'analisi fluidodinamica sono stati: la durata dell'analisi; lo step temporale; il numero di compartimenti; il volume d'aria; la temperatura interna e del fairing; la pressione interna e del fairing; il tempo caratteristico del lanciatore; l'area effettiva tra i compartimenti (compreso il fattore di efflusso).

Sono stati considerati sei diversi tipi di lanciatori, ognuno con tempi caratteristici di lancio, a cui sono stati associati tre diverse aree di ventilazione passiva. Per ognuno dei lanciatori è stato possibile ricavare, tramite un software di calcolo, le grandezze termodinamiche quali temperatura, densità e pressione lungo tutta la fase di lancio.

Ottenuti gli andamenti di tali grandezze nel tempo, la fase successiva è stato il confronto tra i lanciatori in funzione delle grandezze delle aree di ventilazione. Come prevedibile è stato riscontrato che per aree minori i carichi di pressione aumentavano, ciò si deve all'incapacità della struttura di far defluire l'aria con il diminuire della pressione, provocando una sempre crescente

differenza tra la pressione all'interno del satellite e l'esterno, a cui corrisponde il fairing.

Inoltre, è stato mostrato come i carichi di pressione, in corrispondenza delle aree minore, presentassero dei picchi, a cui segue una diminuzione del differenziale di pressione. Discorso diverso per le aree di dimensioni maggiori, in cui a seguito del picco di pressione la differenza di pressione tende ad annullarsi.

Ottenuti i carichi di pressione è stato possibile procedere con l'analisi strutturale. Per effettuarla è stato necessario creare un modello agli elementi finiti. È stata modellizzata la struttura primaria del satellite studiato (UPM-Sat 1) tramite il software PATRAN. È stata definita la geometria del satellite, a cui è stata associata una mesh abbastanza fitta da permettere una corretta analisi del fenomeno della decompressione. Per convalidare il modello è stata effettuata un'analisi modale per ricavare le frequenze proprie di vibrare del modello. Questo è risultato essere infinitamente rigido, avendo vincolato le tre direzioni di traslazione e di rotazione della piastra inferiore del modello, per poter simulare il collegamento con il sistema di separazione reale.

Svolta l'analisi modale è stata svolta un'analisi statica con i carichi massimi e minimi di pressione ricavati precedentemente e permettere così di visualizzare le deformazioni massime e gli stress massimi che presentava la struttura. Infine, è stata svolta un'analisi dinamica per ricavare le deformazioni e gli stress nel tempo della struttura. Come prevedibile le deformazioni e gli stress maggiori si sono ottenuti per i carichi di pressione maggiori, che sono legati alle aree di ventilazione minori. In particolare, sono stati riportati gli andamenti del tempo di spostamenti, carichi applicati e stress per le due simulazioni fluidodinamiche più significative, ovvero quelle che presentavano il massimo e il minimo differenziale di pressione, che si riferiscono al lanciatore Ariane 40 e al lanciatore Delta 3920.

È stato evidente come nel caso di aree di ventilazione di $24e-5 m^2$ i bassi carichi di pressione provocassero stress e deformazioni accettabili per la struttura, mentre per aree decrescenti gli stress e le deformazioni aumentassero risultando così eccessivi per la struttura e mettendo a rischio la riuscita della missione.

I carichi di pressione hanno causato diversi cedimenti strutturali durante le fasi di lancio. Un intero lanciatore è andato perduto a causa della presenza di un condotto di ventilazione posizionato nelle vicinanze di un urto retto: il condotto era stato collocato erroneamente dal lato sbagliato dell'urto, provocando un'eccessiva pressione e comportando la perdita dell'intera struttura. Risulta, quindi, fondamentale, per la riuscita di una missione spaziale, il progetto di condotti di ventilazione per limitare l'importanza dei differenziali di pressione e minimizzarne gli effetti.

Capitolo 8

Ringraziamenti

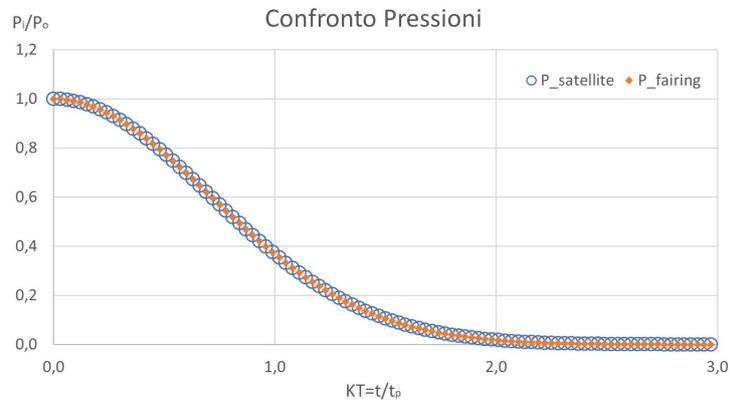
Vorrei ringraziare i miei relatori per il risultato ottenuto, per la pazienza e la disponibilità mostrata.

Un sincero ringraziamento va alla mia famiglia che mi ha supportato in questi anni di università e in questo ultimo lavoro, in particolare mia sorella Lucrezia che si è sempre resa disponibile per "l'ultima rilettura".

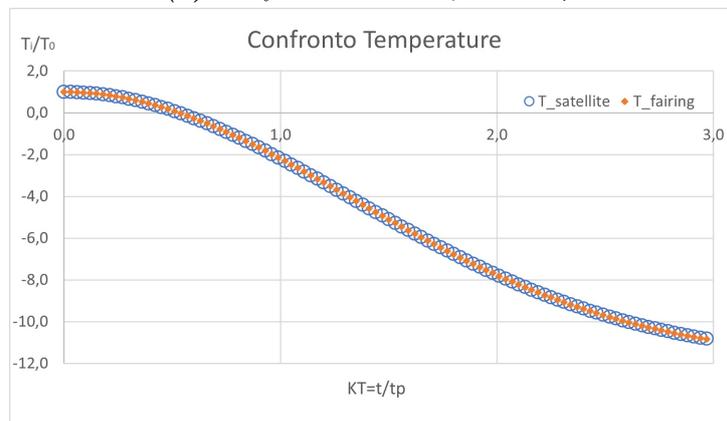
Vorrei infine ringraziare gli amici e i colleghi che mi hanno sopportato e supportato fino alla fine di questo percorso.

Appendice A

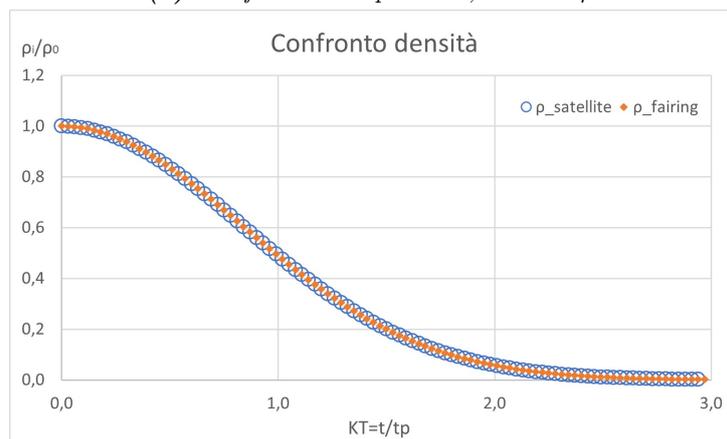
Simulazioni effettuate



(a) Confronto Pressioni, Ariane 40

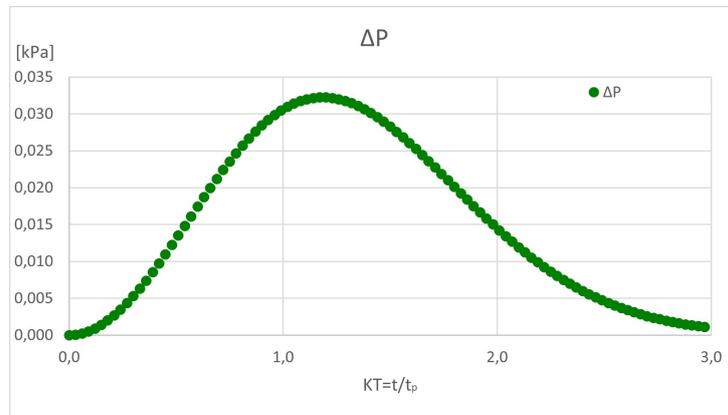


(b) Confronto Temperature, Ariane 40

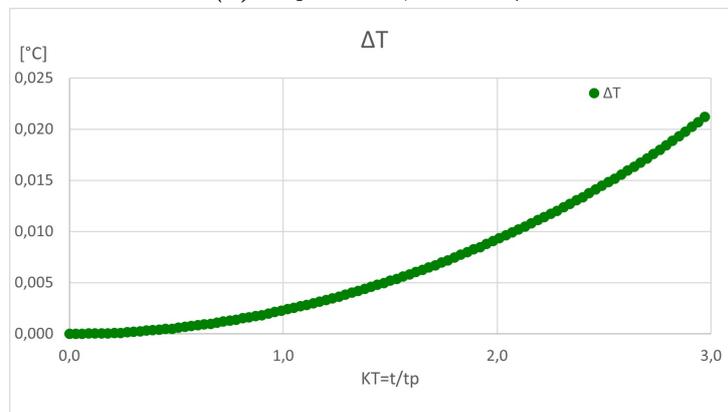


(c) Confronto densità, Ariane 40

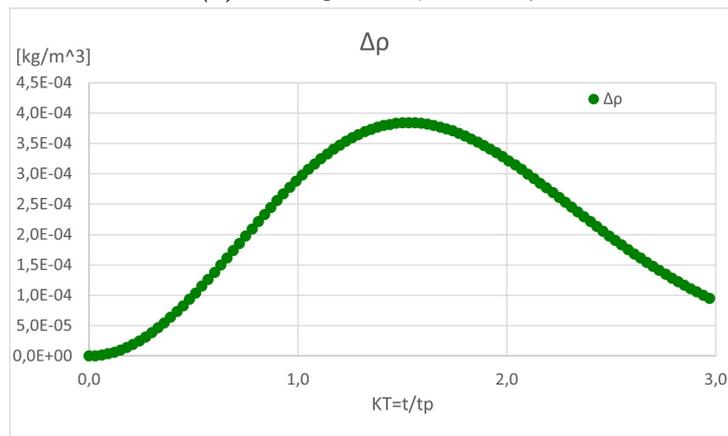
Figura A.1: Ariane 40: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-5$



(a) Δ pressione, Ariane 40

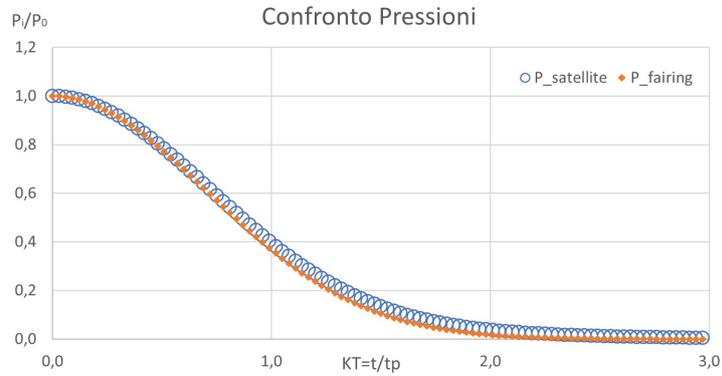


(b) Δ temperature, Ariane 40

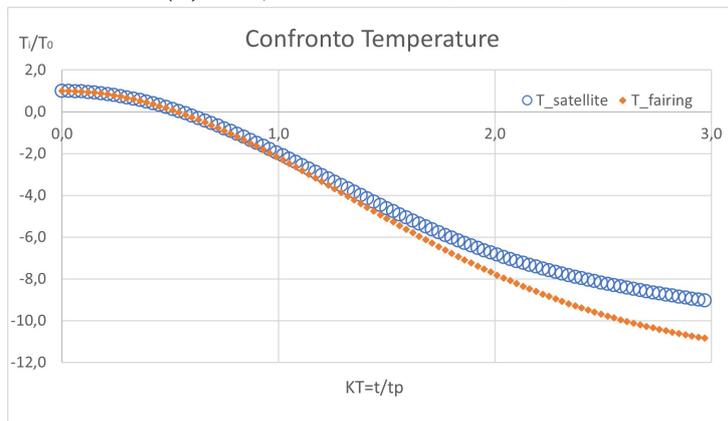


(c) Δ densità, Ariane 40

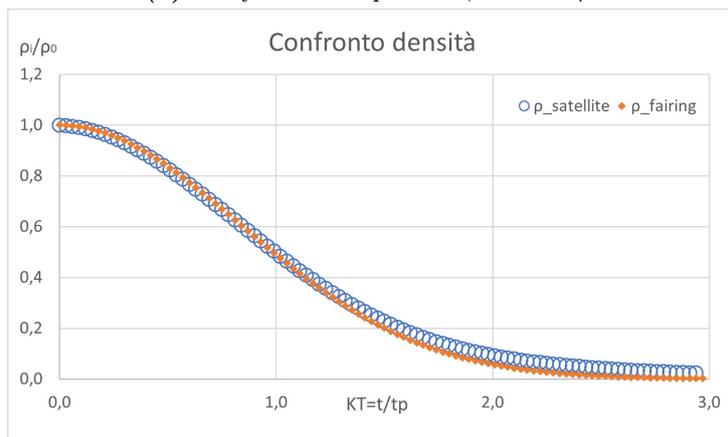
Figura A.2: Ariane 40: Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-5$



(a) Confronto Pressioni, Ariane 40

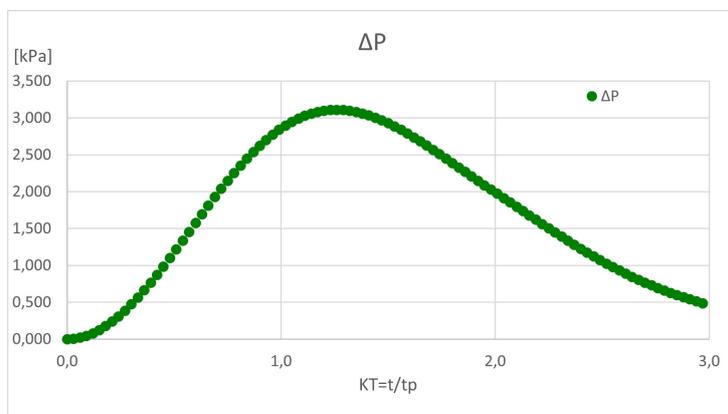


(b) Confronto Temperature, Ariane 40

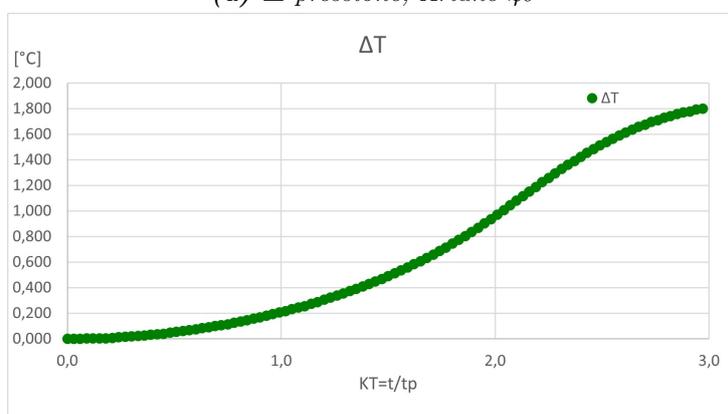


(c) Confronto densità, Ariane 40

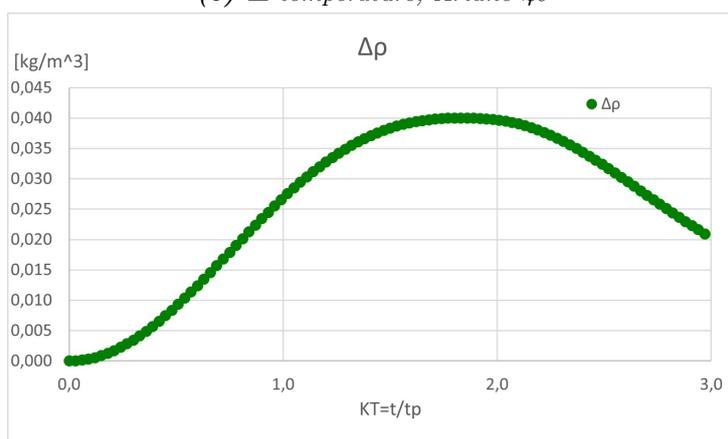
Figura A.3: Ariane 40: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-6$



(a) Δ pressione, Ariane 40

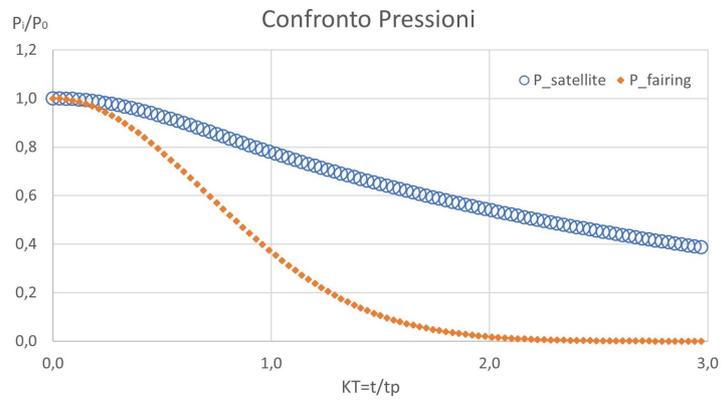


(b) Δ temperature, Ariane 40

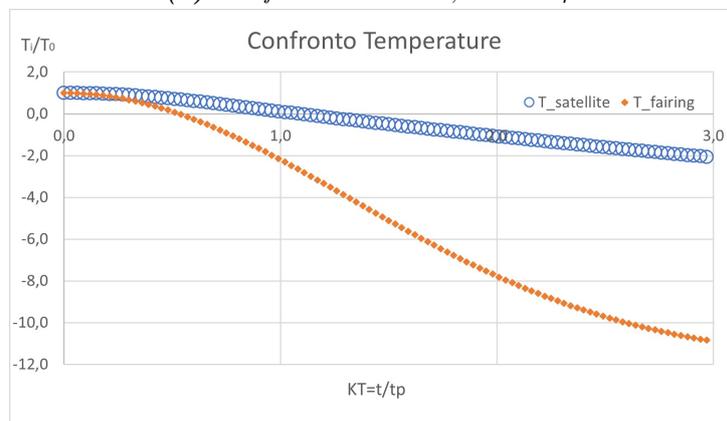


(c) Δ densità, Ariane 40

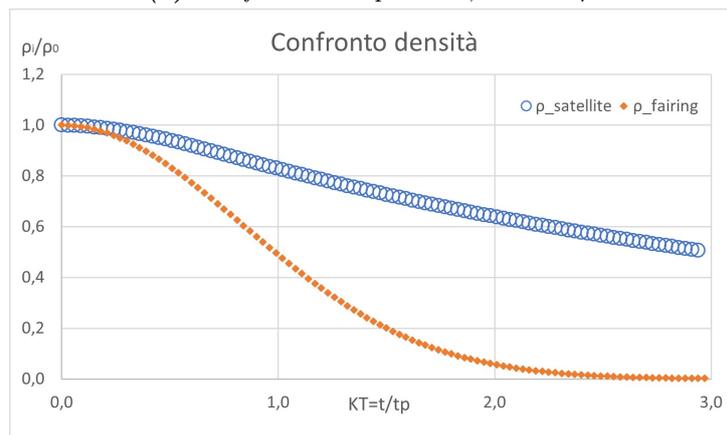
Figura A.4: Ariane 40: Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-6$



(a) Confronto Pressioni, Ariane 40

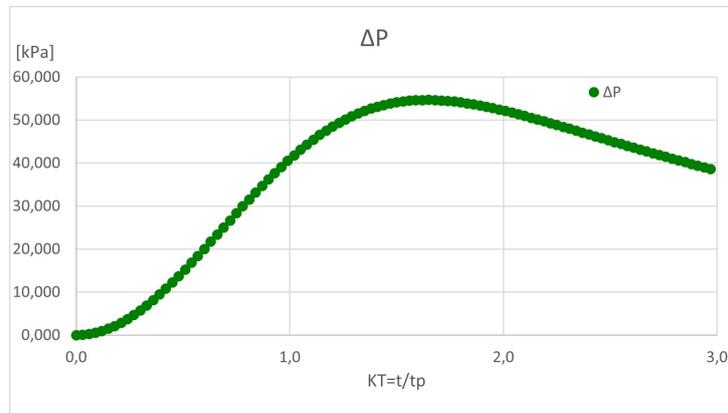


(b) Confronto Temperature, Ariane 40

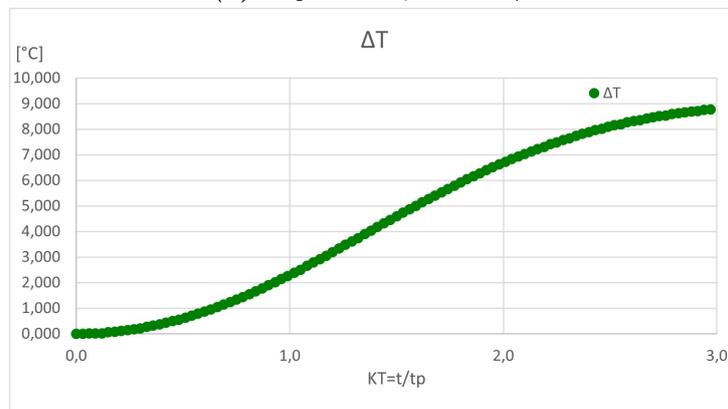


(c) Confronto densità, Ariane 40

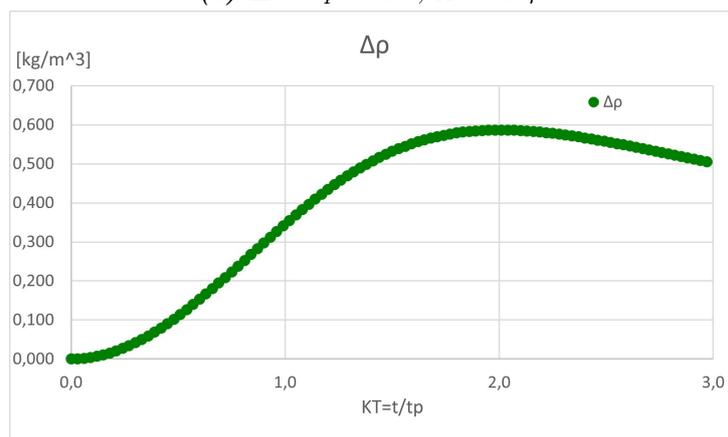
Figura A.5: Ariane 40: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-7$



(a) Δ pressione, Ariane 40

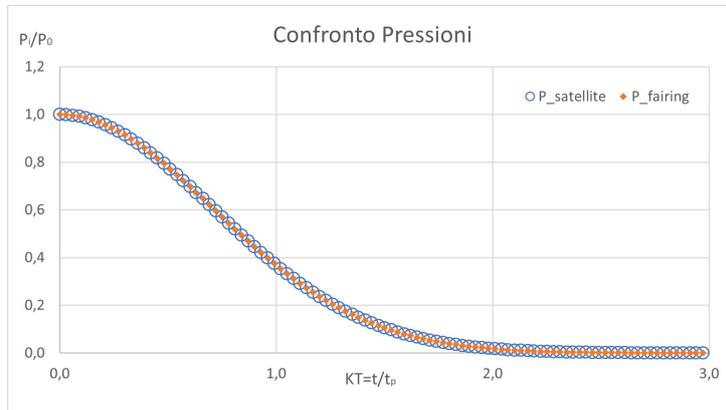


(b) Δ temperature, Ariane 40

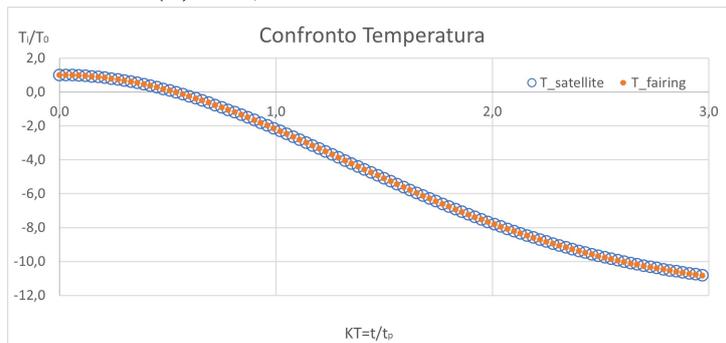


(c) Δ densità, Ariane 40

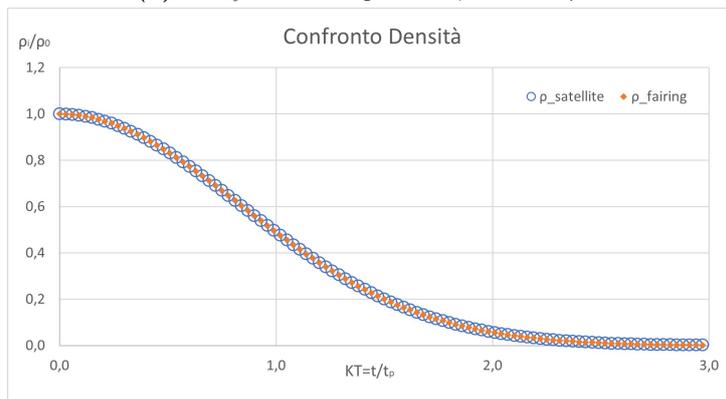
Figura A.6: Ariane 40: Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-7$



(a) Confronto Pressioni, Ariane 42P

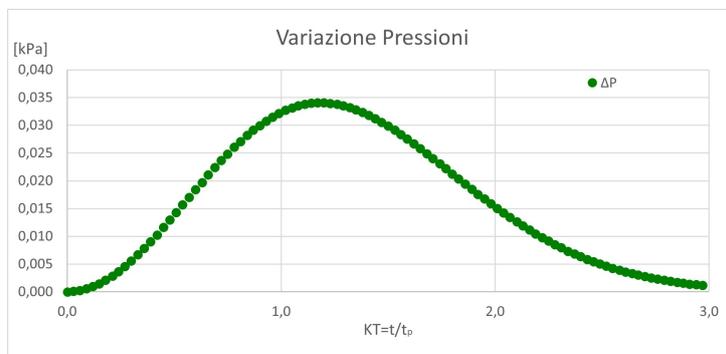


(b) Confronto Temperatura, Ariane 42P

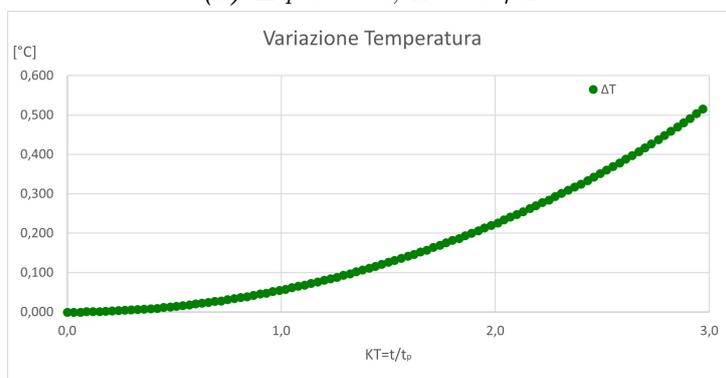


(c) Confronto densità, Ariane 42P

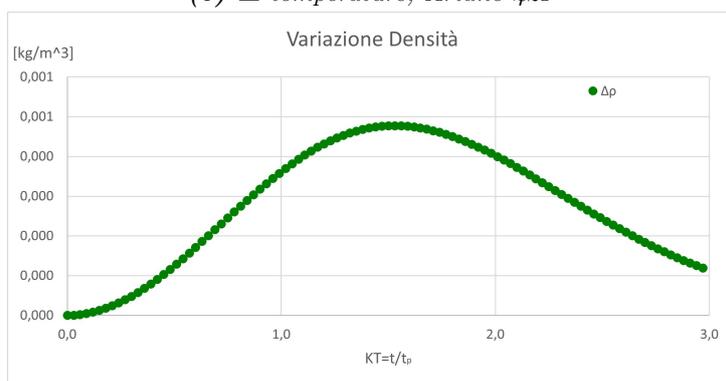
Figura A.7: Ariane 42P: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-5$



(a) Δ pressione, Ariane 42P

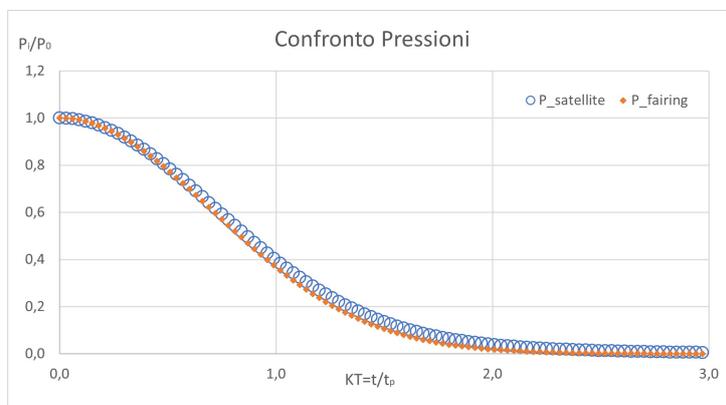


(b) Δ temperature, Ariane 42P

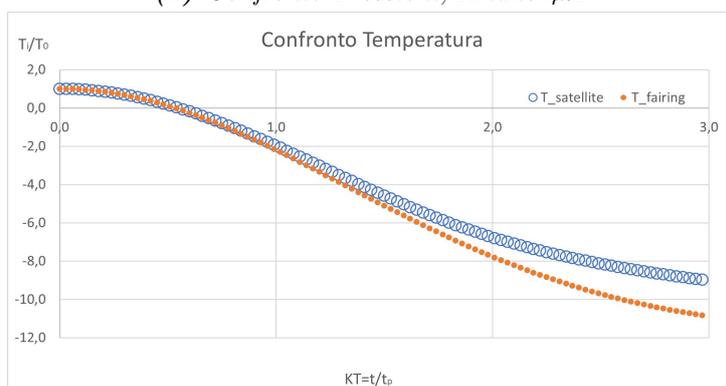


(c) Δ densità, Ariane 42P

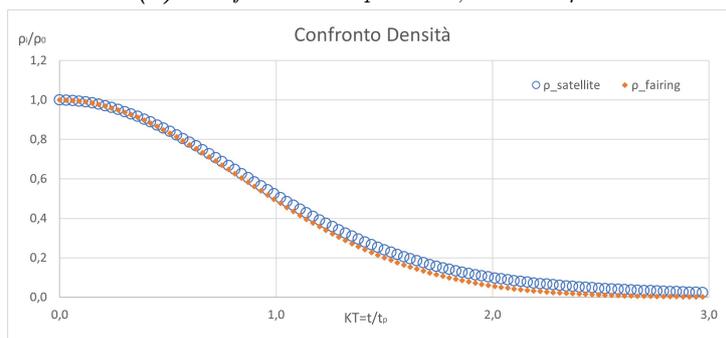
Figura A.8: Ariane 42P: Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-5$



(a) Confronto Pressioni, Ariane 42P

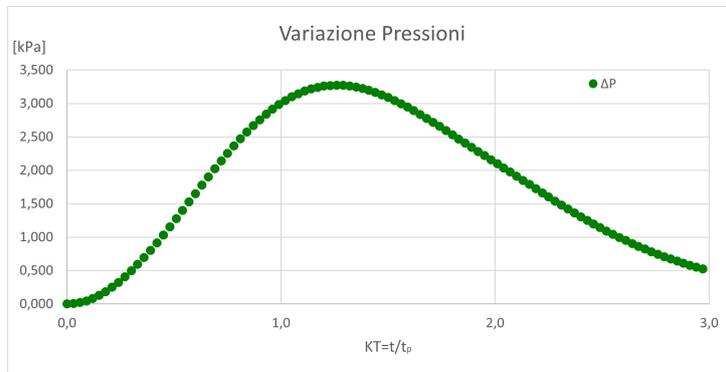


(b) Confronto Temperature, Ariane 42P

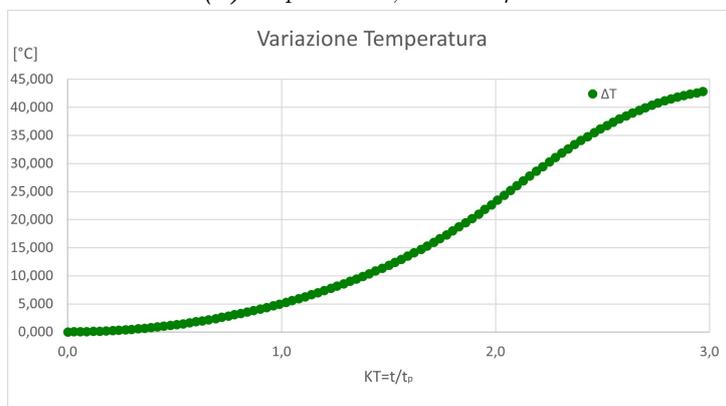


(c) Confronto densità, Ariane 42P

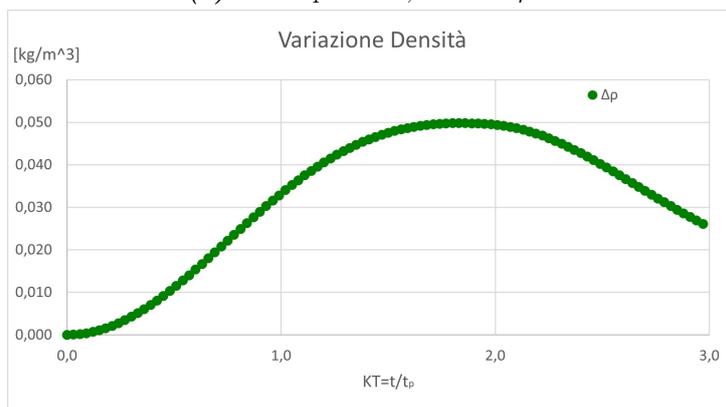
Figura A.9: Ariane 42P: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-6$



(a) Δ pressione, Ariane 42P

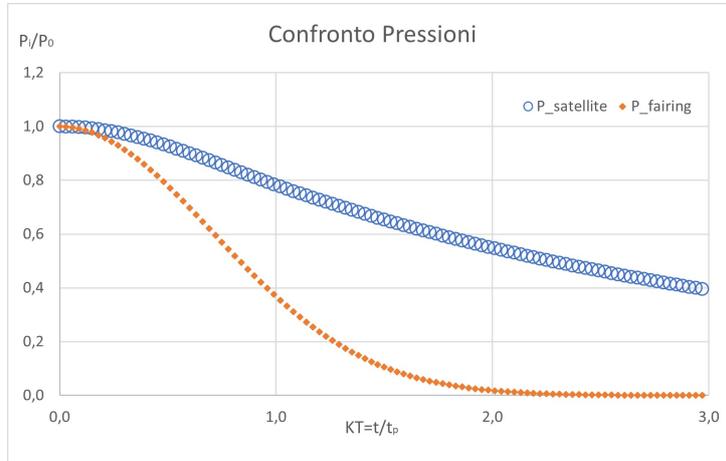


(b) Δ temperature, Ariane 42P

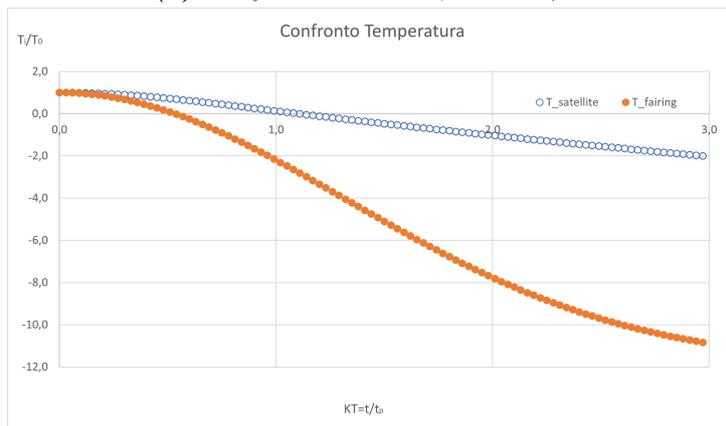


(c) Δ densità, Ariane 42P

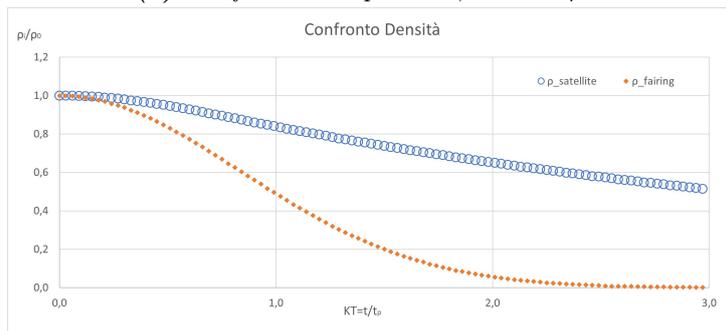
Figura A.10: Ariane 42P: Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-6$



(a) Confronto Pressioni, Ariane 42P

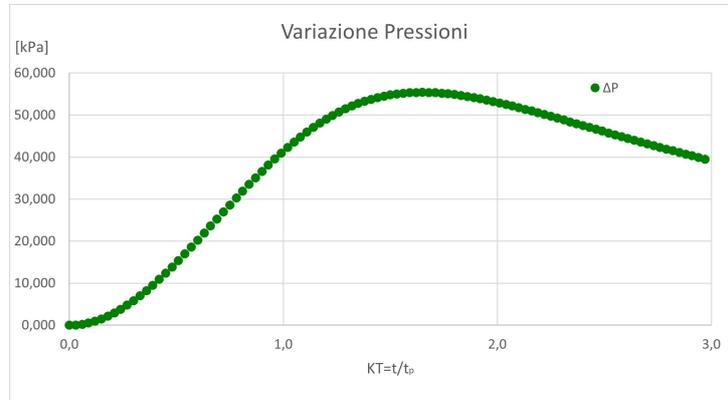


(b) Confronto Temperature, Ariane 42P

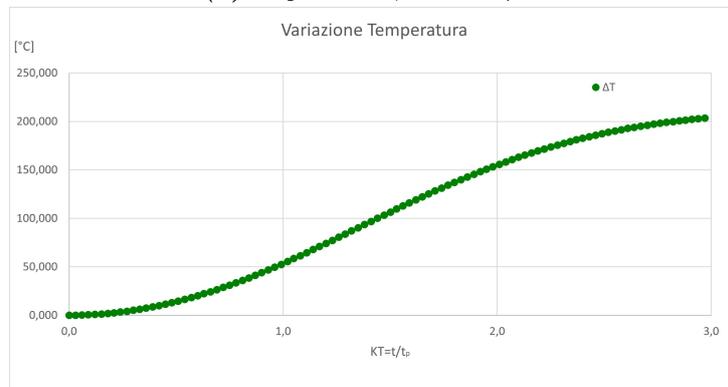


(c) Confronto densità, Ariane 42P

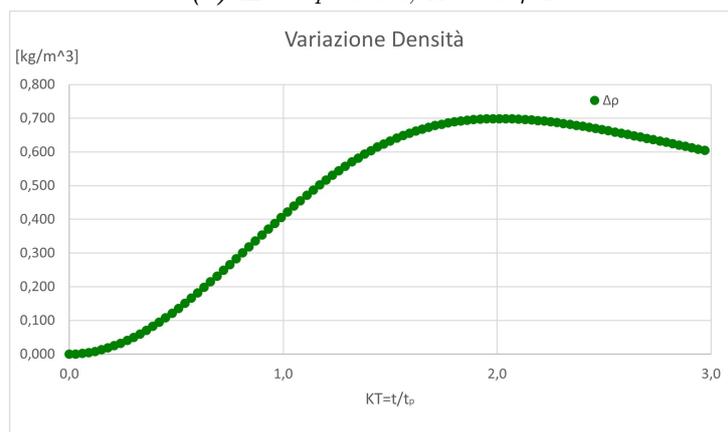
Figura A.11: Ariane 42P: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-7$



(a) Δ pressione, Ariane 42P

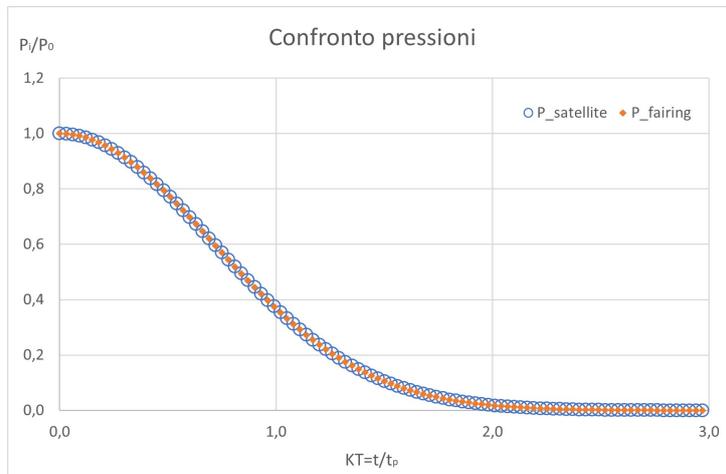


(b) Δ temperature, Ariane 42P

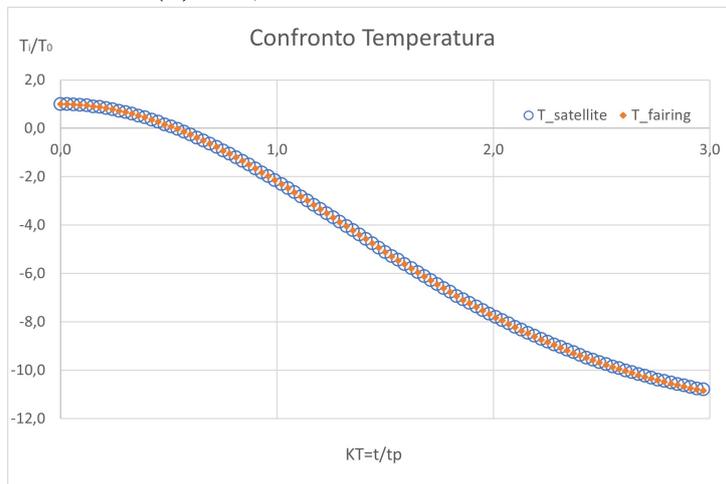


(c) Δ densità, Ariane 42P

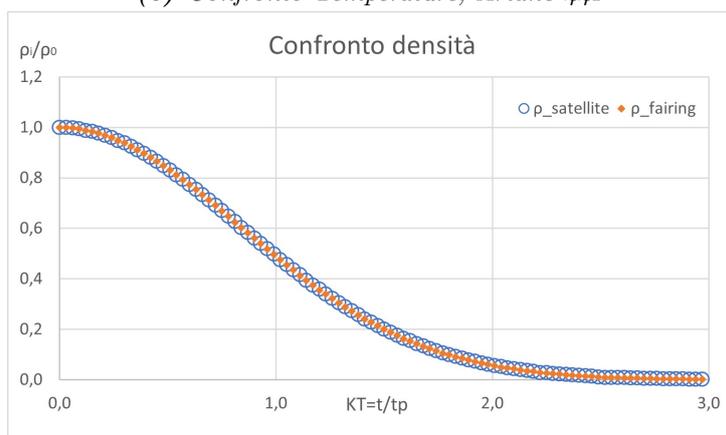
Figura A.12: Ariane 42P:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-7$



(a) Confronto Pressioni, Ariane 44P

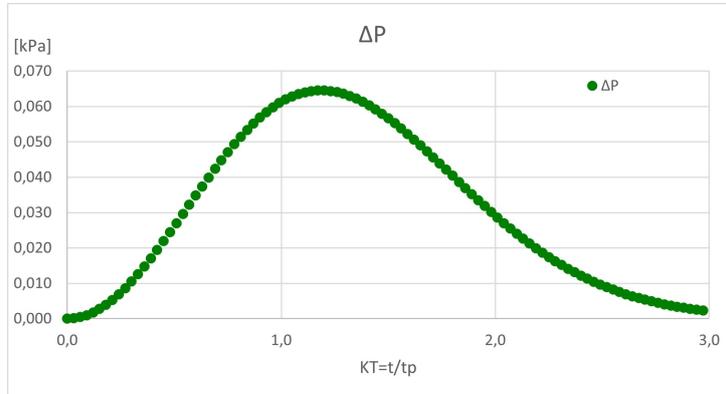


(b) Confronto Temperature, Ariane 44P

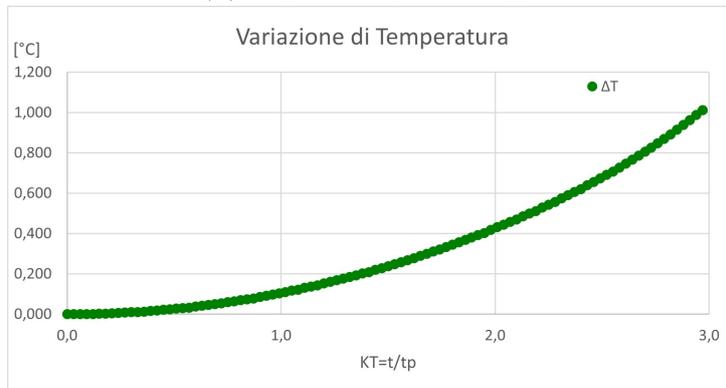


(c) Confronto densità, Ariane 44P

Figura A.13: Ariane 44P: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-5$



(a) Δ pressione, Ariane 44P

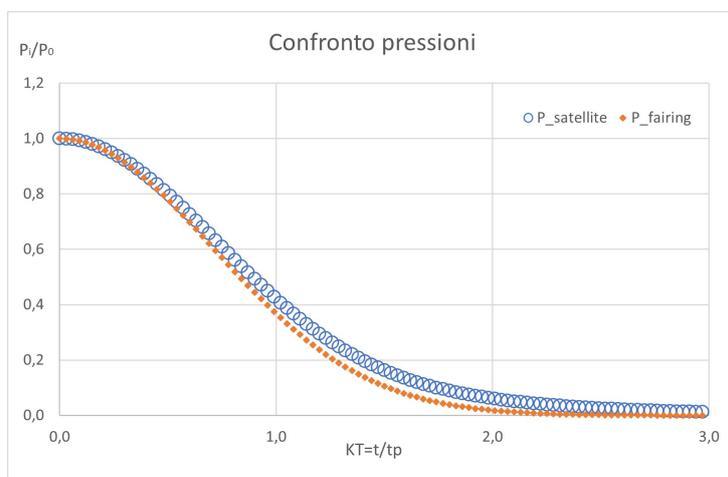


(b) Δ temperature, Ariane 44P

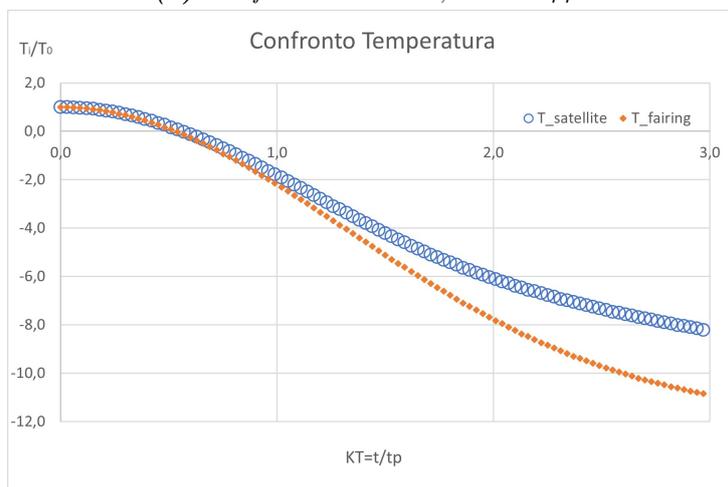


(c) Δ densità, Ariane 44P

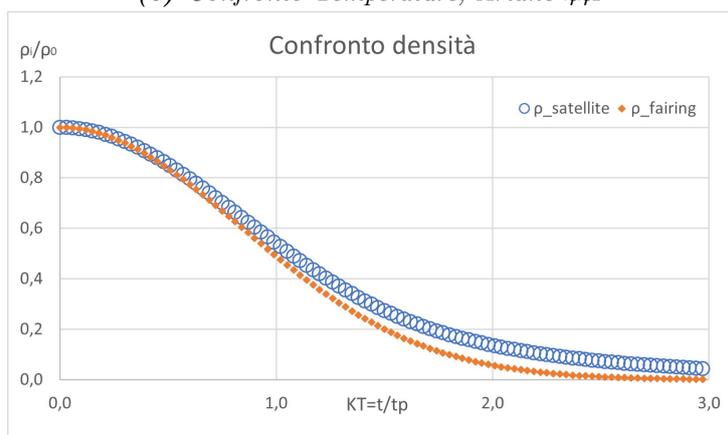
Figura A.14: Ariane 44P: Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-5$



(a) Confronto Pressioni, Ariane 44P

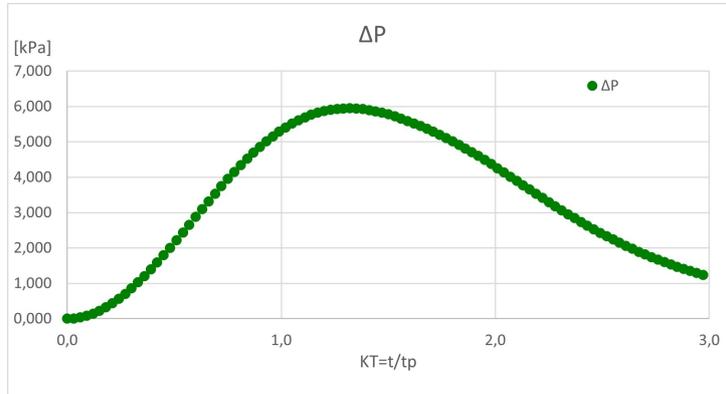


(b) Confronto Temperature, Ariane 44P

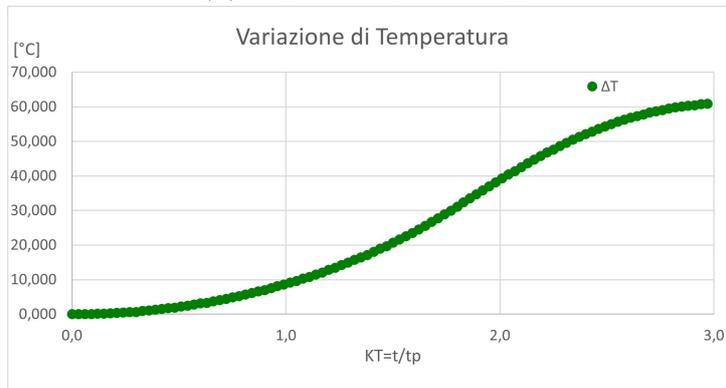


(c) Confronto densità, Ariane 44P

Figura A.15: Ariane 44P: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-6$



(a) Δ pressione, Ariane 44P

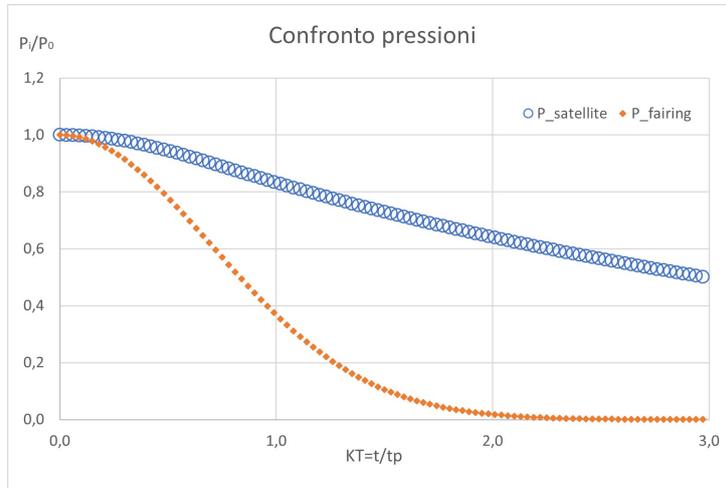


(b) Δ temperature, Ariane 44P

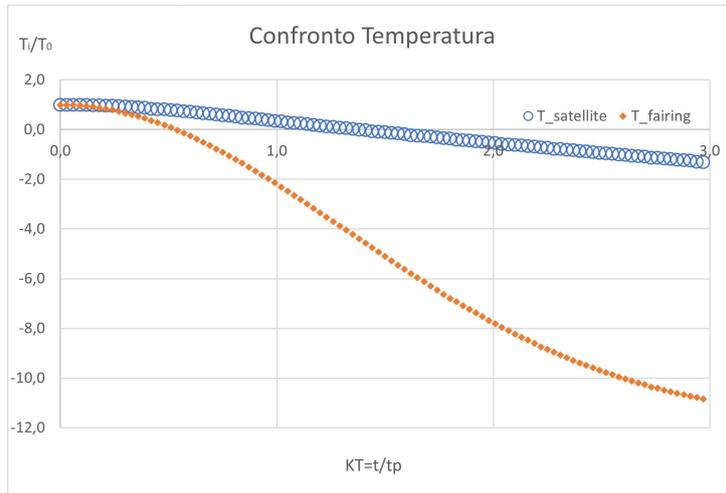


(c) Δ densità, Ariane 44P

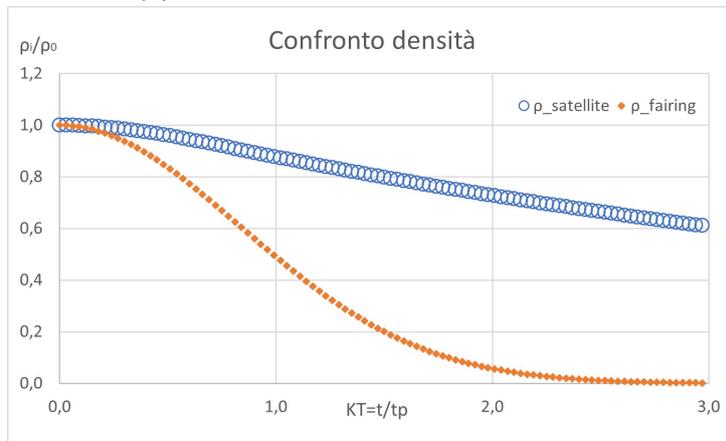
Figura A.16: Ariane 44P: Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-6$



(a) Confronto Pressioni, Ariane 44P

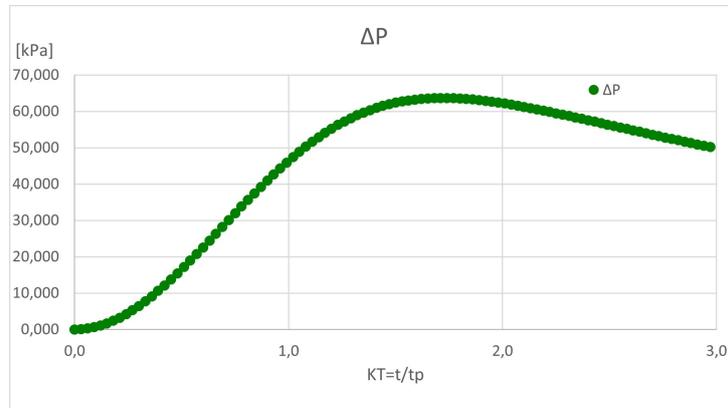


(b) Confronto Temperature, Ariane 44P

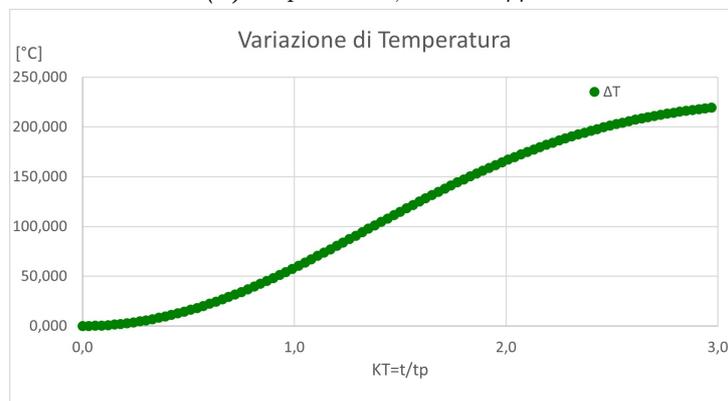


(c) Confronto densità, Ariane 44P

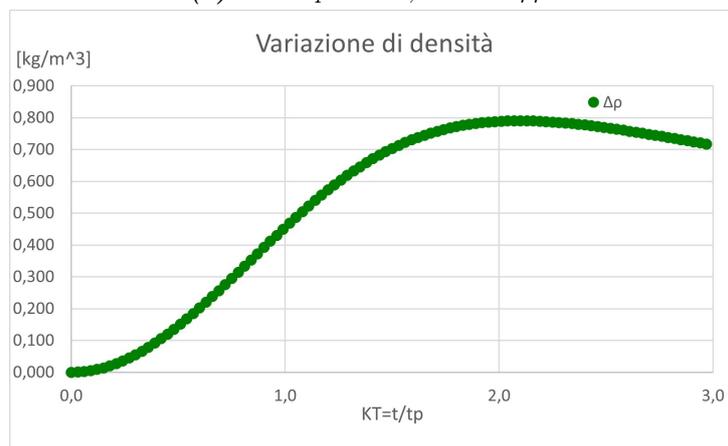
Figura A.17: Ariane 44P: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-7$



(a) Δ pressione, Ariane 44P

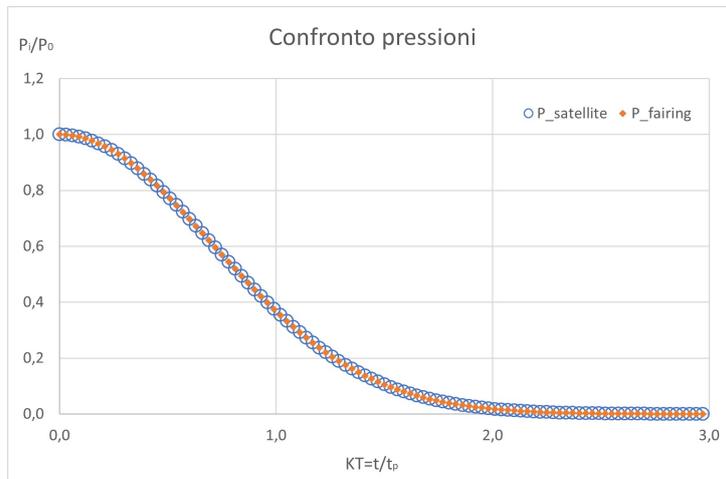


(b) Δ temperature, Ariane 44P

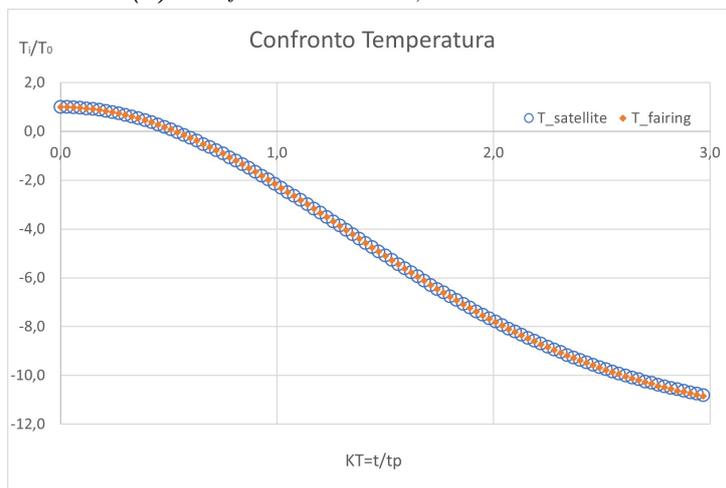


(c) Δ densità, Ariane 44P

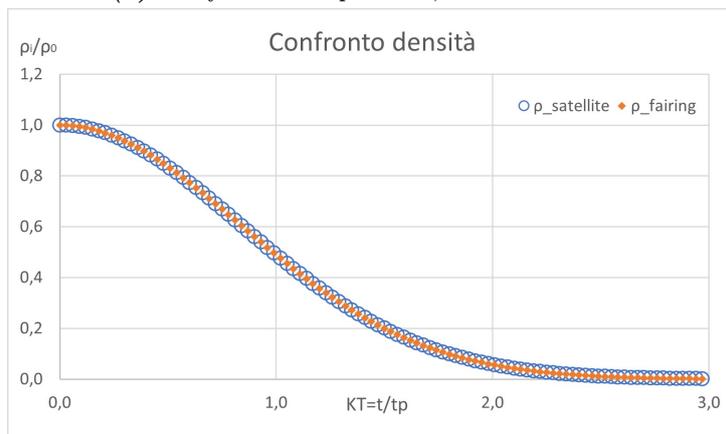
Figura A.18: Ariane 44P:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-7$



(a) Confronto Pressioni, Delta 3920 max

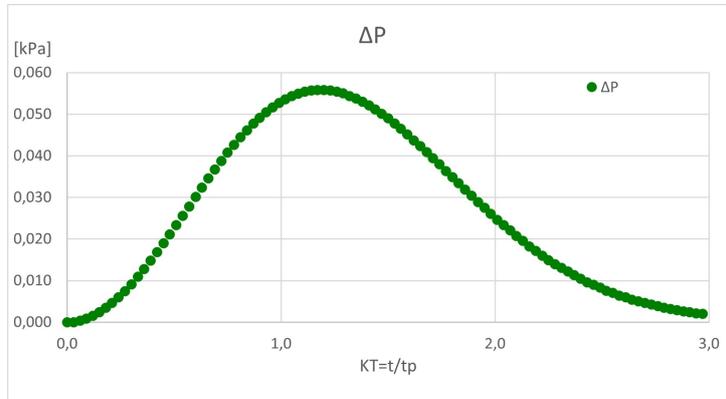


(b) Confronto Temperature, Delta 3920 max

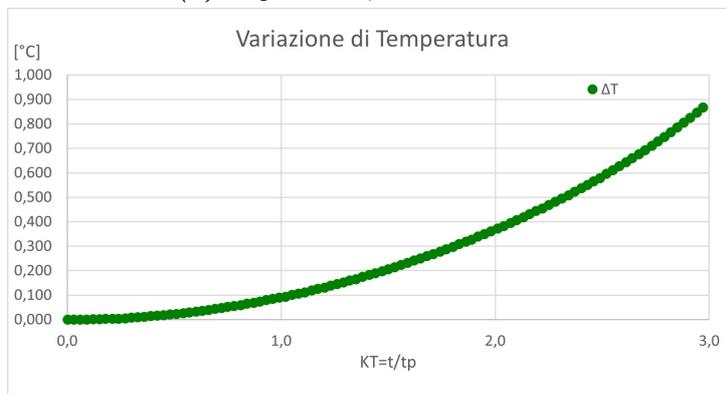


(c) Confronto densità, Delta 3920 max

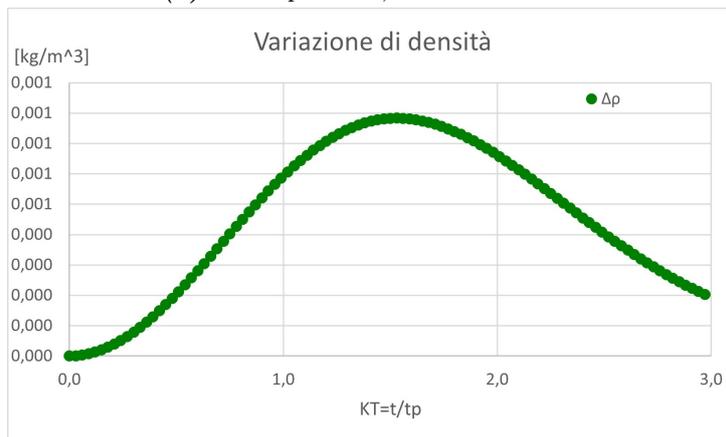
Figura A.19: Delta 3920 max: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-5_{121}$



(a) Δ pressione, Delta 3920 max

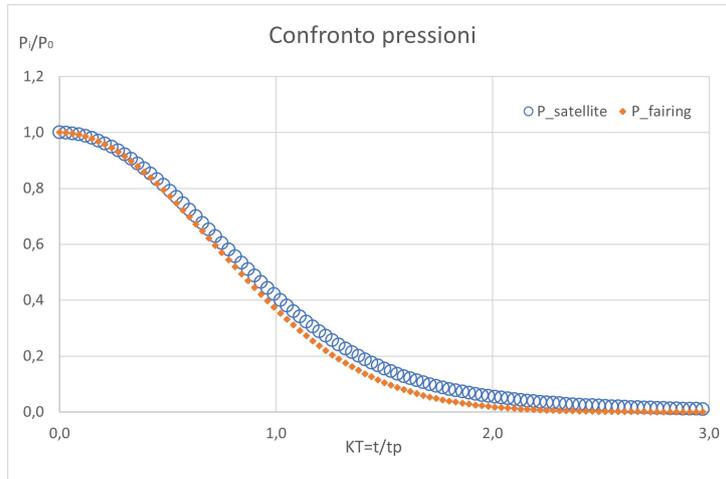


(b) Δ temperature, Delta 3920 max

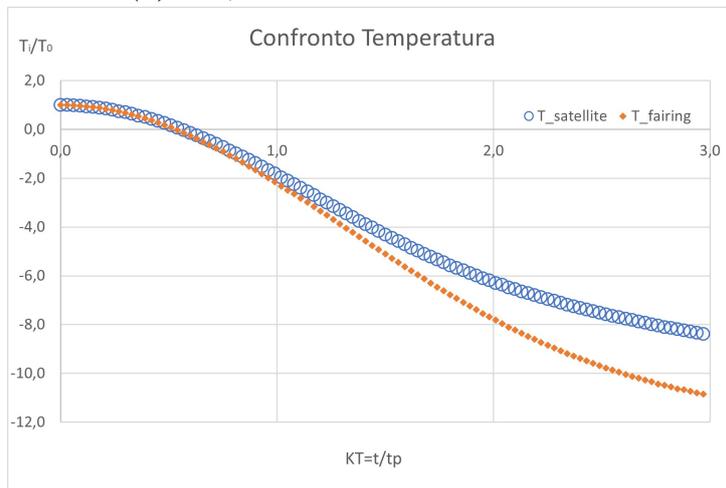


(c) Δ densità, Delta 3920 max

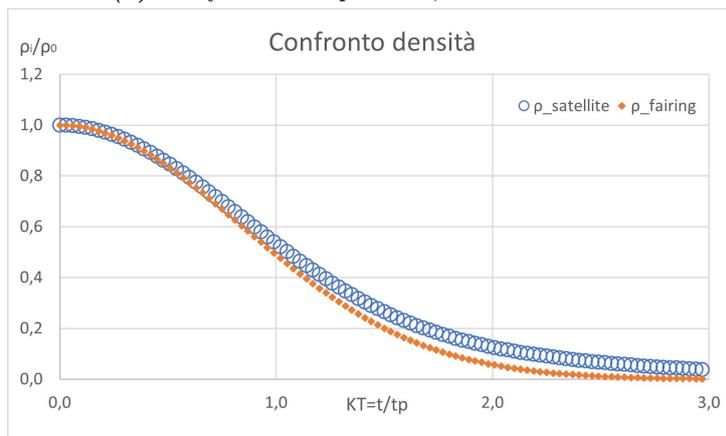
Figura A.20: Delta 3920 max: Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-5$



(a) Confronto Pressioni, Delta 3920 max

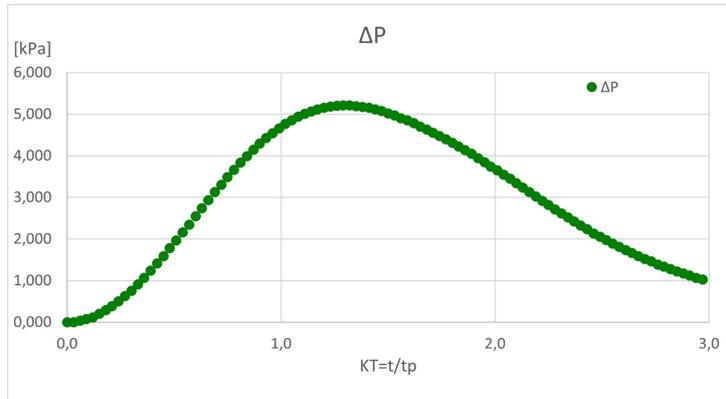


(b) Confronto Temperature, Delta 3920 max

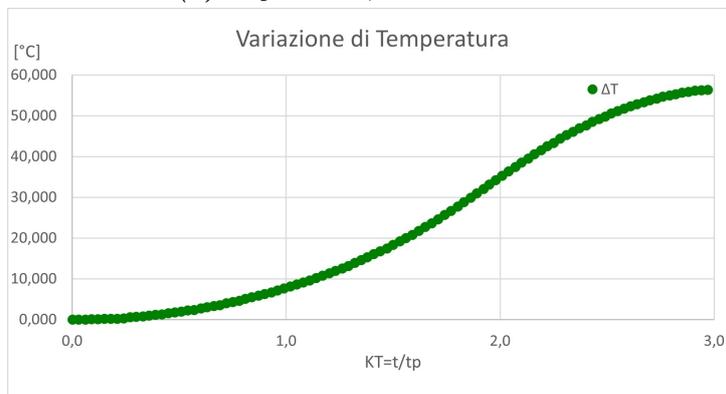


(c) Confronto densità, Delta 3920 max

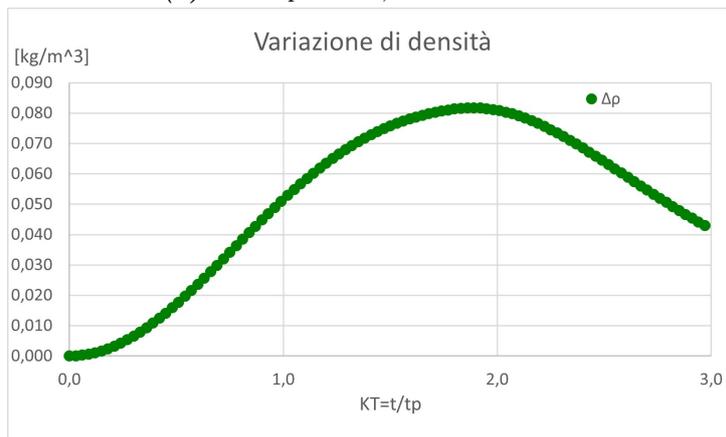
Figura A.21: Delta 3920 max: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-6_{123}$



(a) Δ pressione, Delta 3920 max

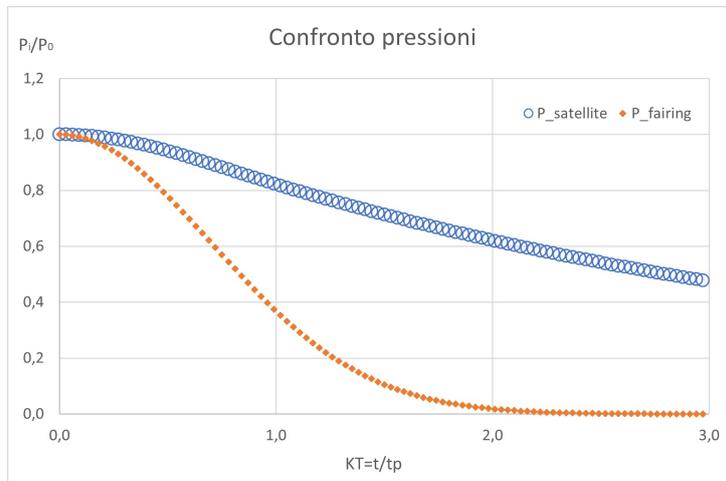


(b) Δ temperature, Delta 3920 max

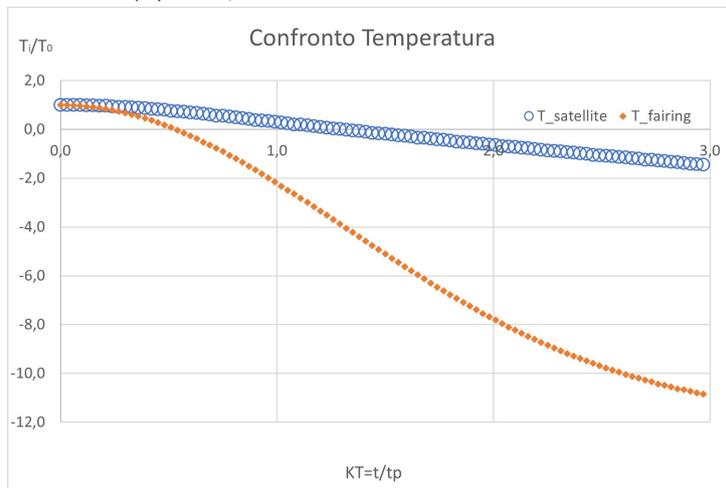


(c) Δ densità, Delta 3920 max

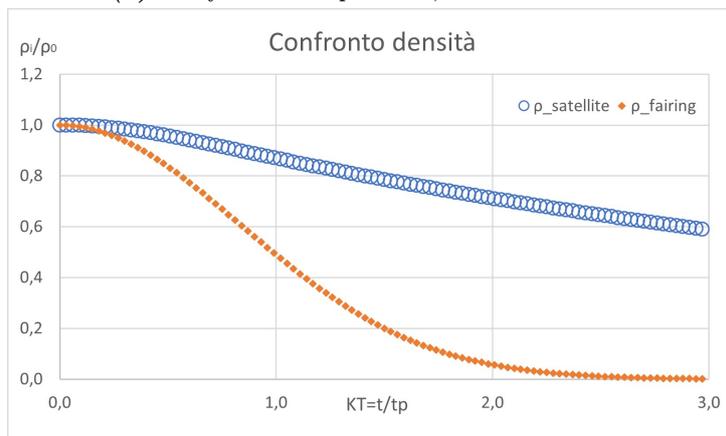
Figura A.22: Delta 3920 max: Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-6$



(a) Confronto Pressioni, Delta 3920 max

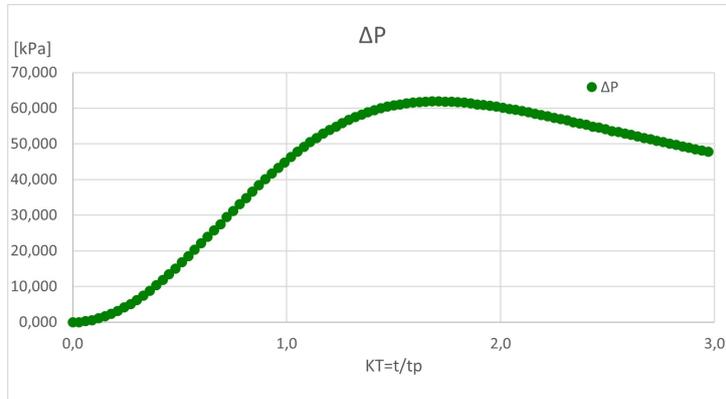


(b) Confronto Temperature, Delta 3920 max

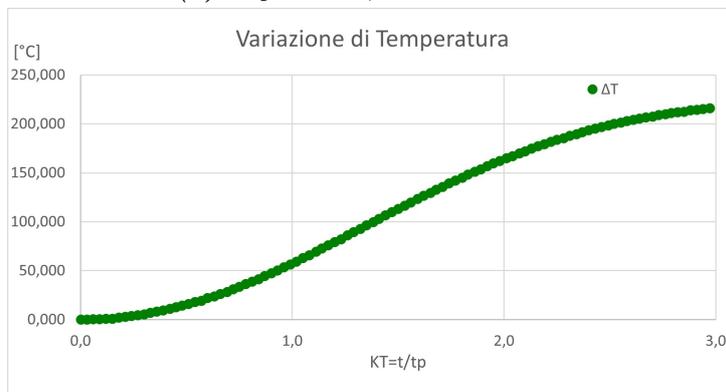


(c) Confronto densità, Delta 3920 max

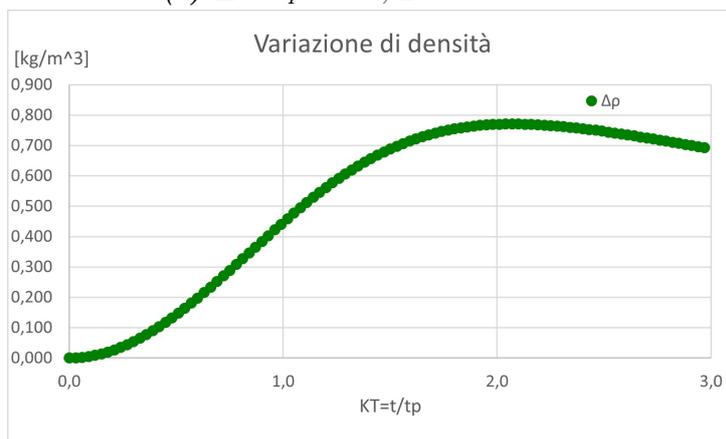
Figura A.23: Delta 3920 max: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e^{-7}125$



(a) Δ pressione, Delta 3920 max

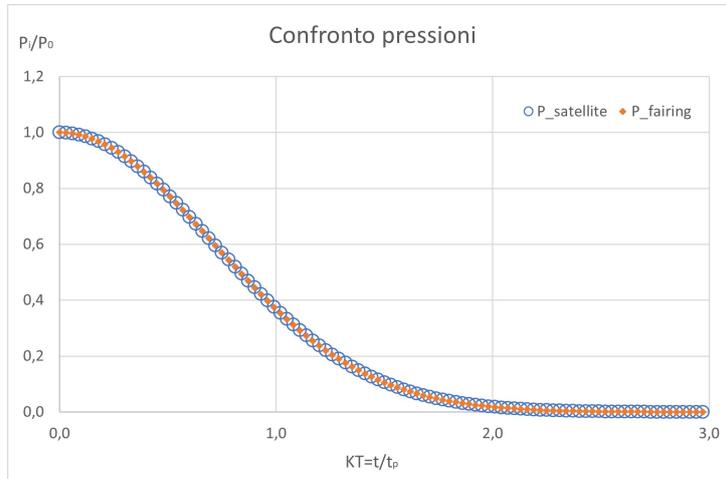


(b) Δ temperature, Delta 3920 max

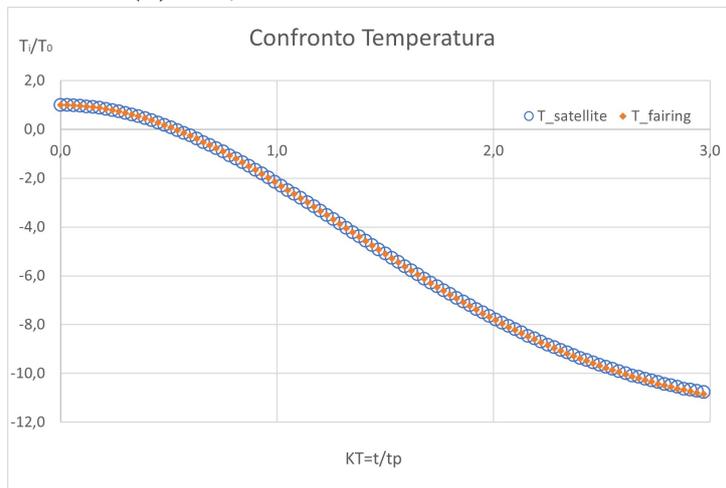


(c) Δ densità, Delta 3920 max

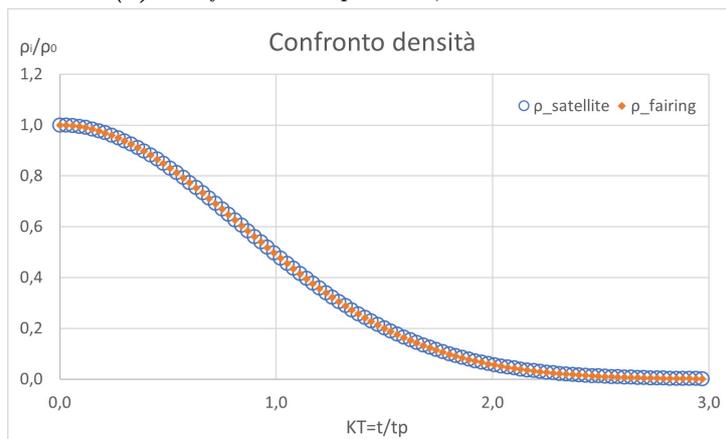
Figura A.24: Delta 3920 max: Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-7$



(a) Confronto Pressioni, Delta 3920 min

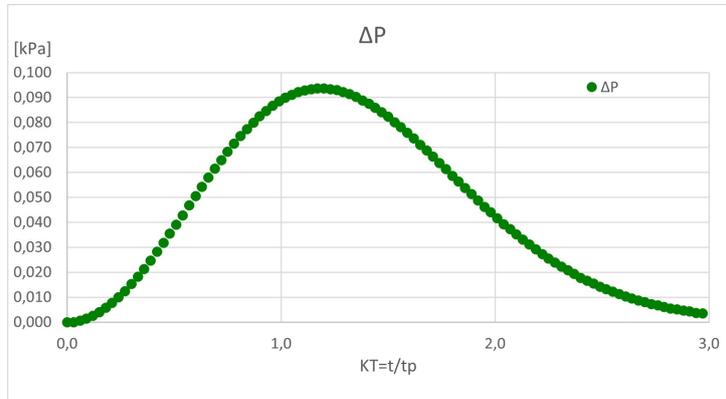


(b) Confronto Temperature, Delta 3920 min

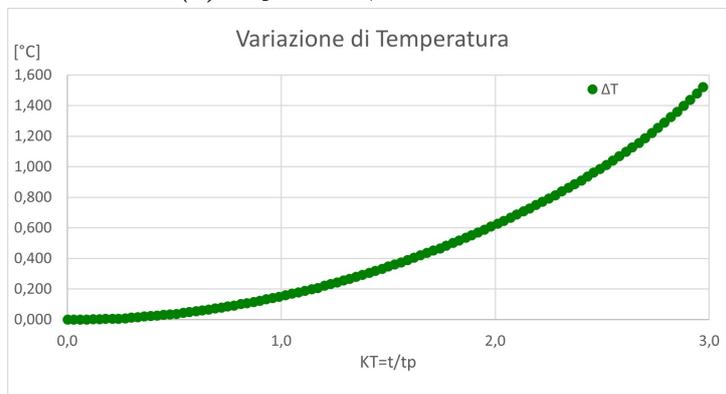


(c) Confronto densità, Delta 3920 min

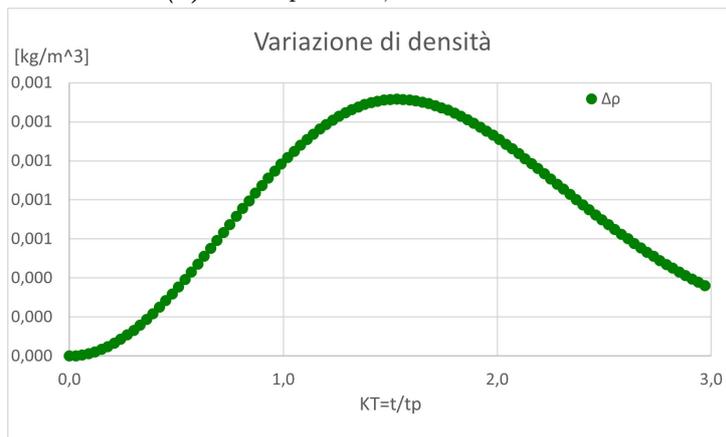
Figura A.25: Delta 3920 min: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-5_{127}$



(a) Δ pressione, Delta 3920 min

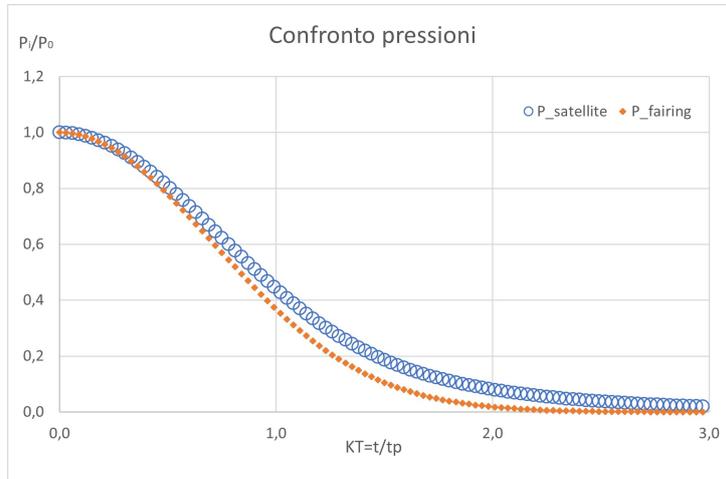


(b) Δ temperature, Delta 3920 min

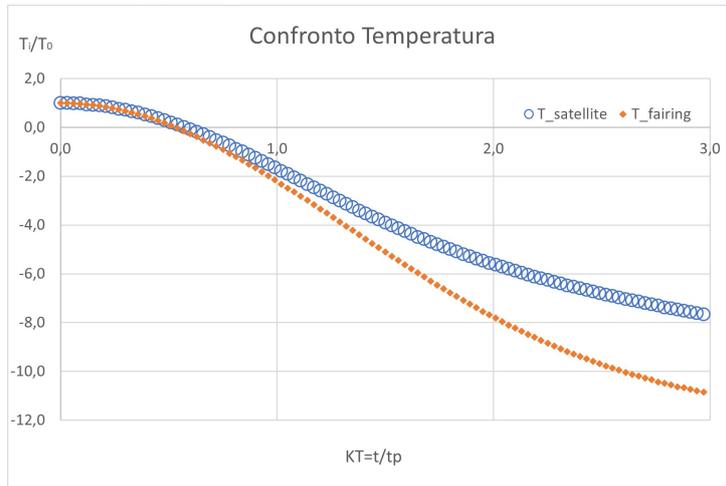


(c) Δ densità, Delta 3920 min

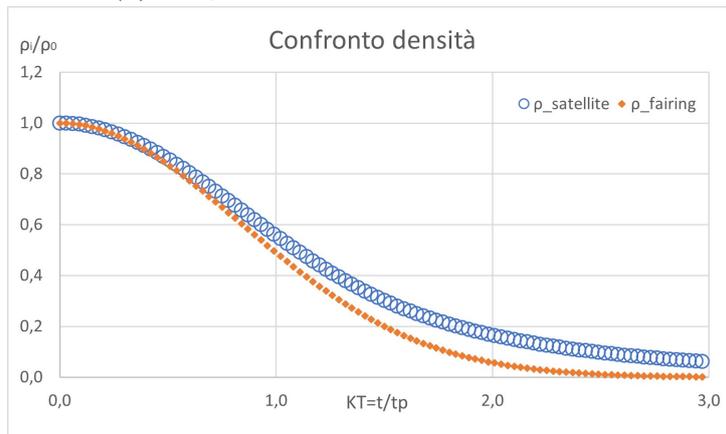
Figura A.26: Delta 3920 min: Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-5$



(a) Confronto Pressioni, Delta 3920 min

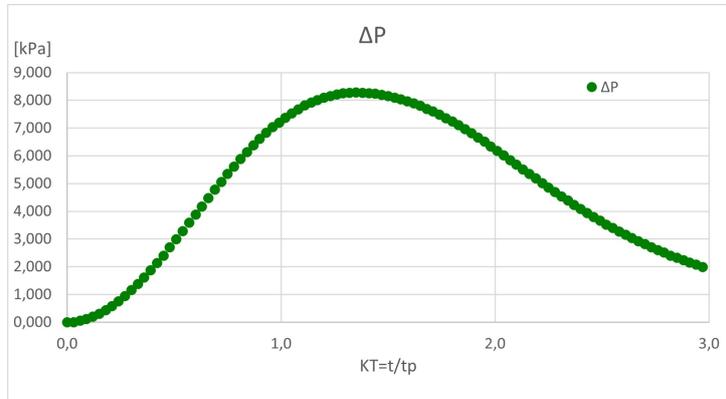


(b) Confronto Temperature, Delta 3920 min

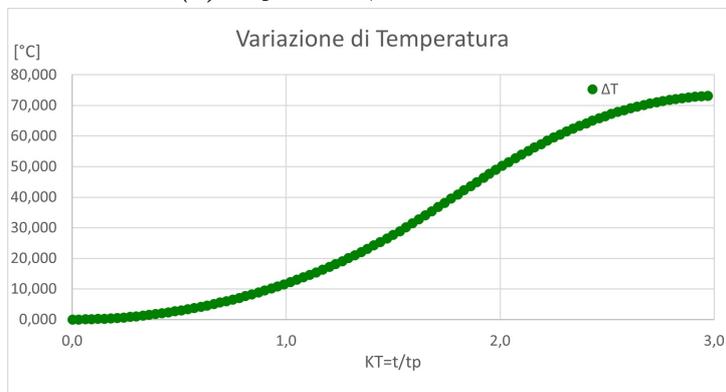


(c) Confronto densità, Delta 3920 min

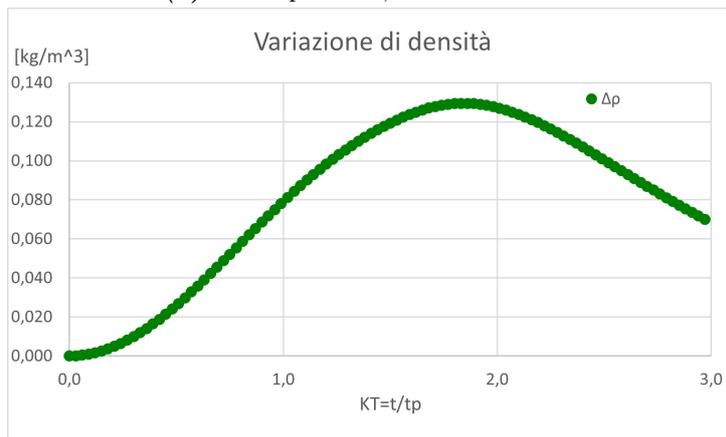
Figura A.27: Delta 3920 min: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-6_{129}$



(a) Δ pressione, Delta 3920 min

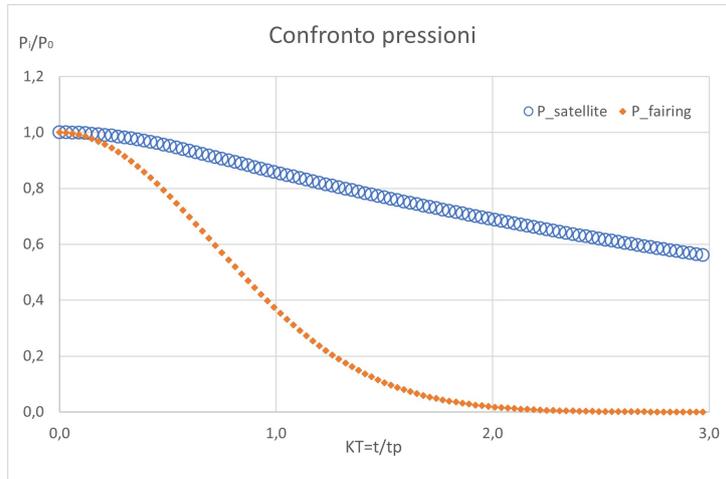


(b) Δ temperature, Delta 3920 min

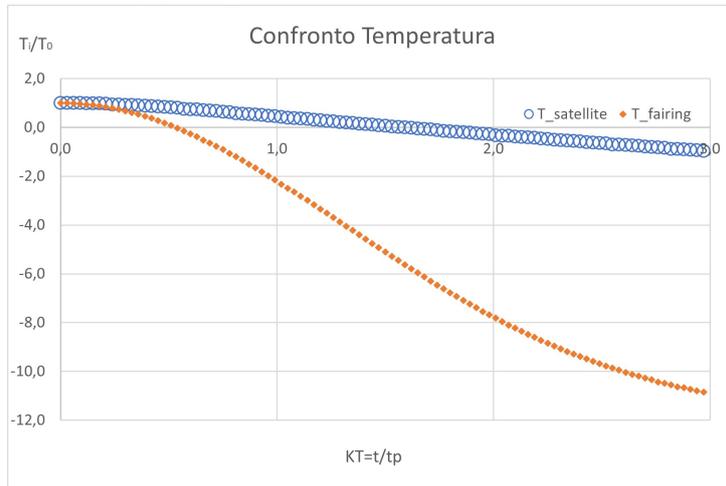


(c) Δ densità, Delta 3920 min

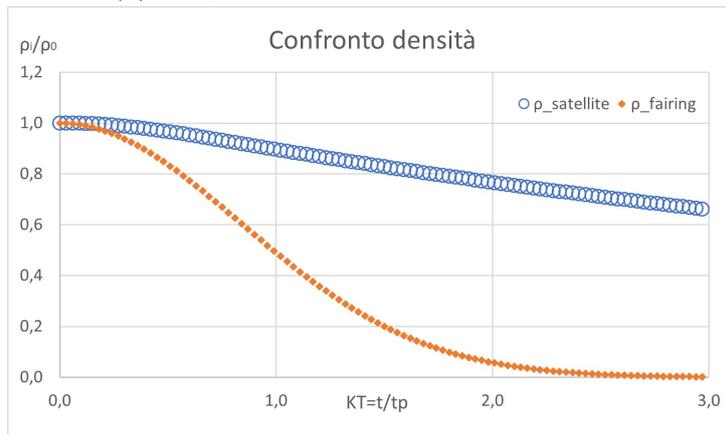
Figura A.28: Delta 3920 min: Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-6$



(a) Confronto Pressioni, Delta 3920 min

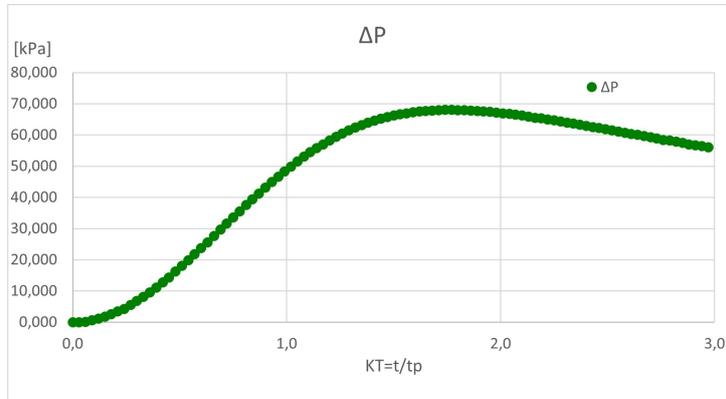


(b) Confronto Temperature, Delta 3920 min

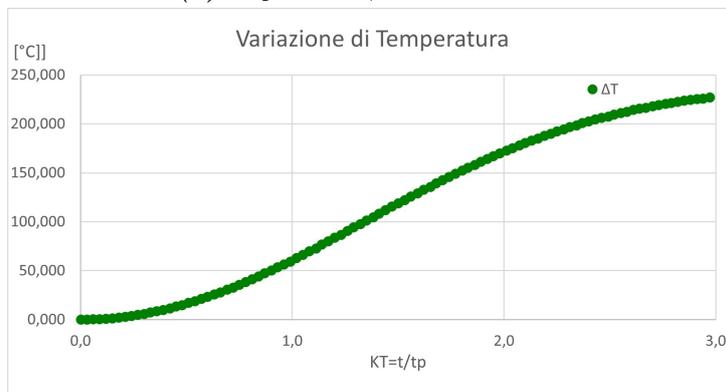


(c) Confronto densità, Delta 3920 min

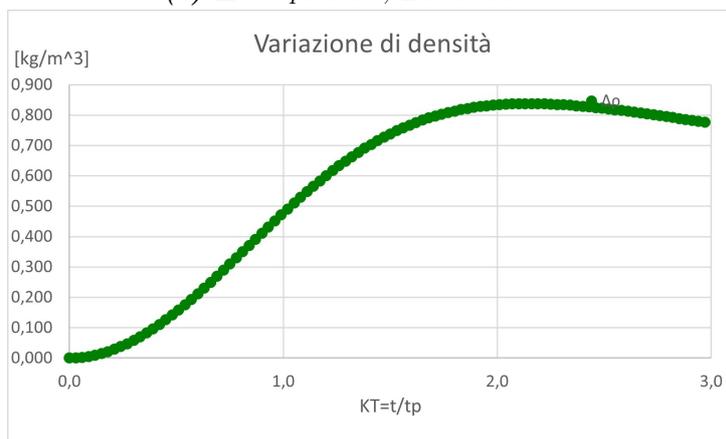
Figura A.29: Delta 3920 min: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e^{-7}131$



(a) Δ pressione, Delta 3920 min

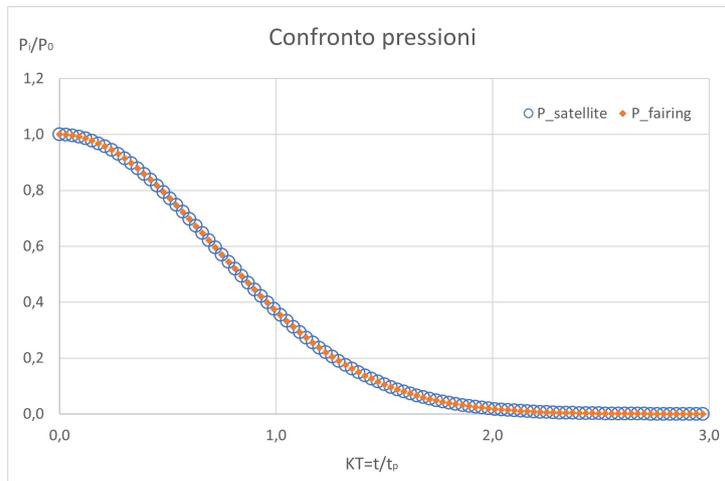


(b) Δ temperature, Delta 3920 min

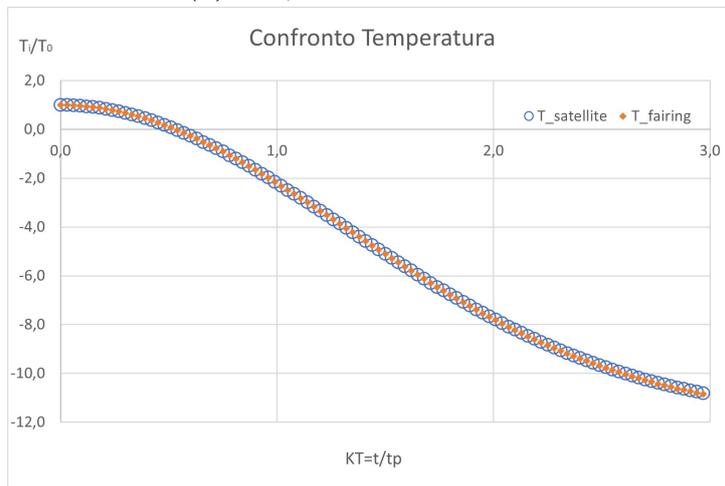


(c) Δ densità, Delta 3920 min

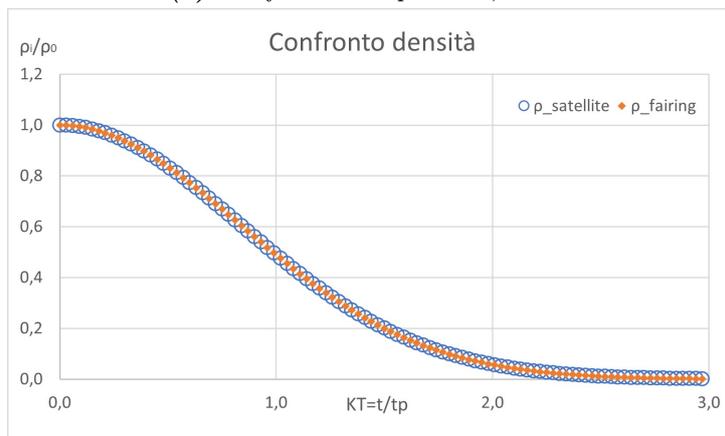
Figura A.30: Delta 3920 min: Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-7$



(a) Confronto Pressioni, CZ2E

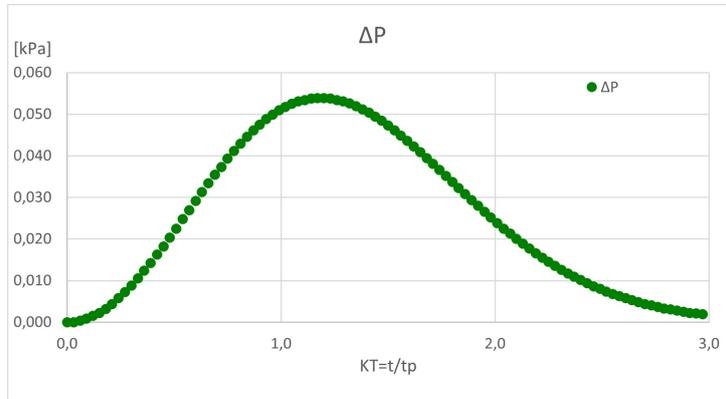


(b) Confronto Temperature, CZ2E

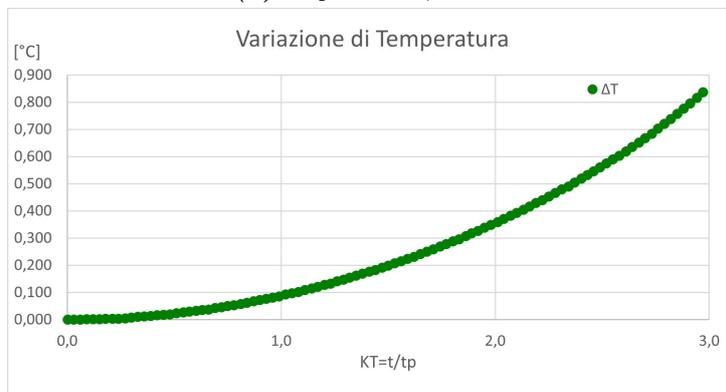


(c) Confronto densità, CZ2E

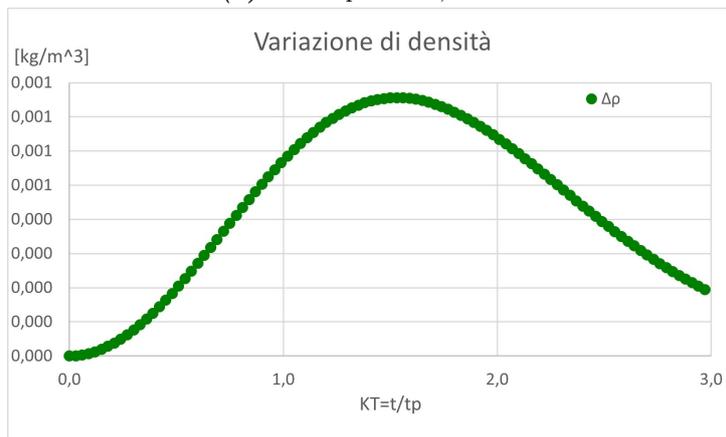
Figura A.31: CZ2E: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-5$



(a) Δ pressione, CZ2E

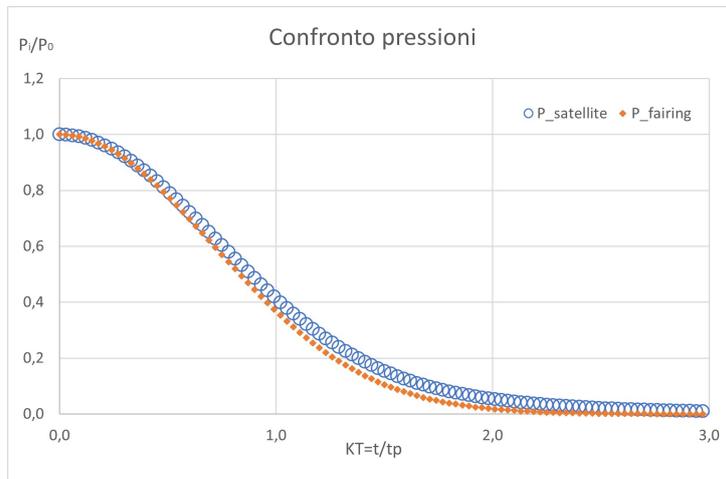


(b) Δ temperature, CZ2E

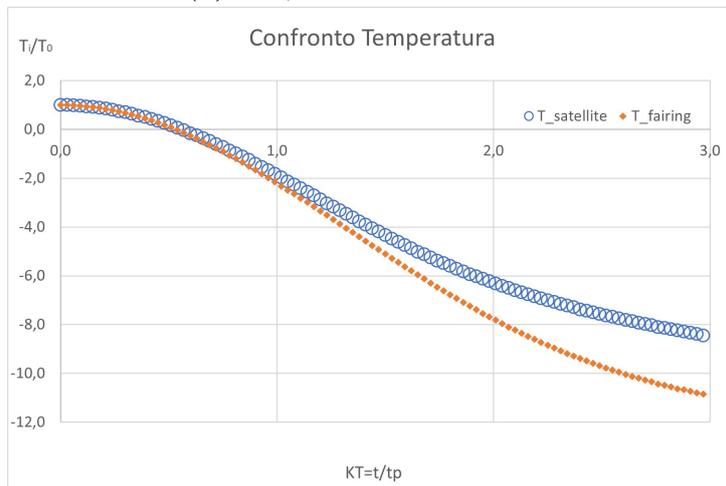


(c) Δ densità, CZ2E

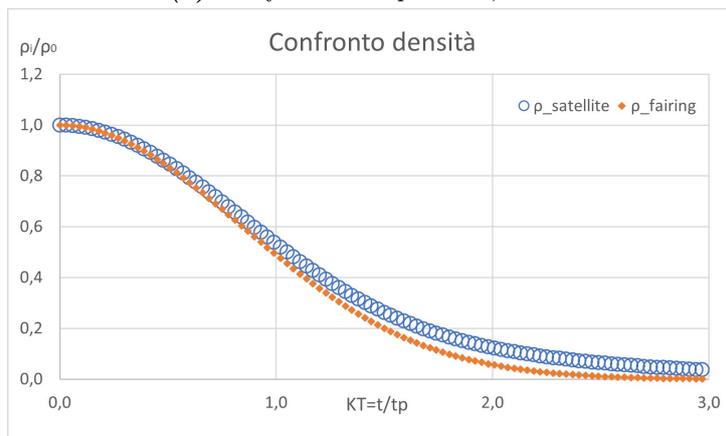
Figura A.32: CZ2E: Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-5$



(a) Confronto Pressioni, CZ2E

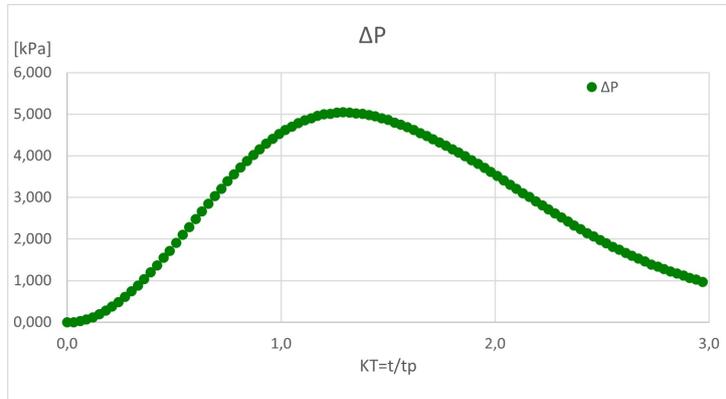


(b) Confronto Temperature, CZ2E

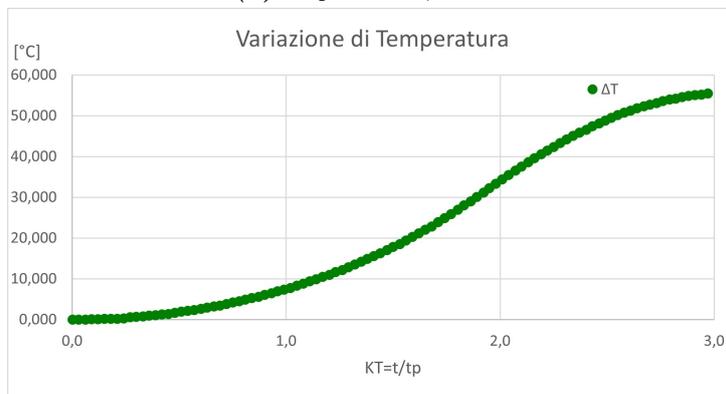


(c) Confronto densità, CZ2E

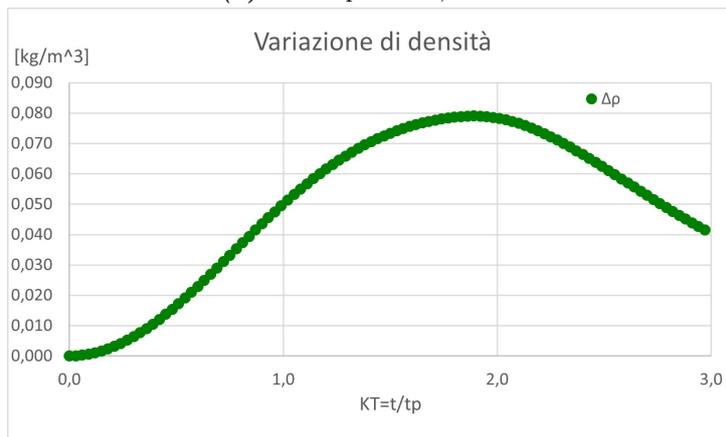
Figura A.33: CZ2E: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-6$



(a) Δ pressione, CZ2E

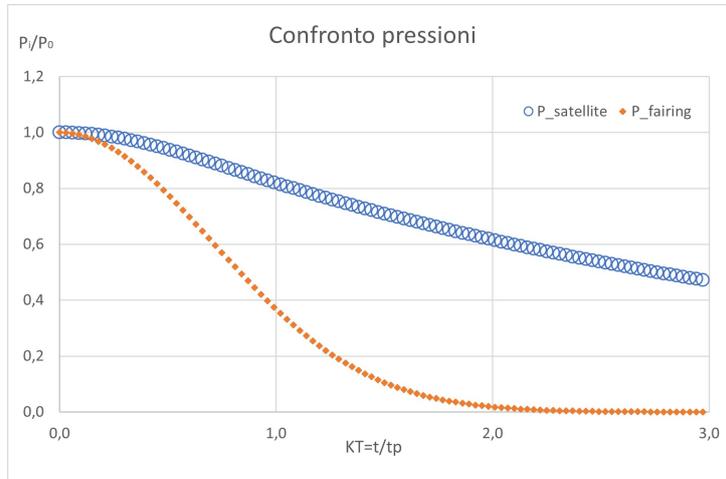


(b) Δ temperature, CZ2E

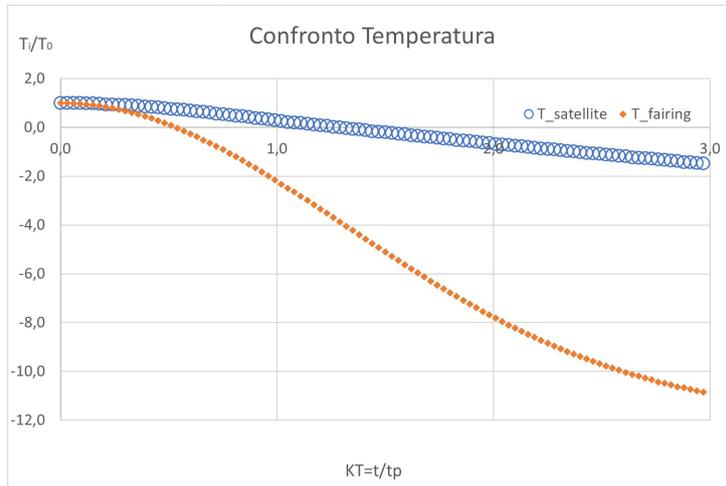


(c) Δ densità, CZ2E

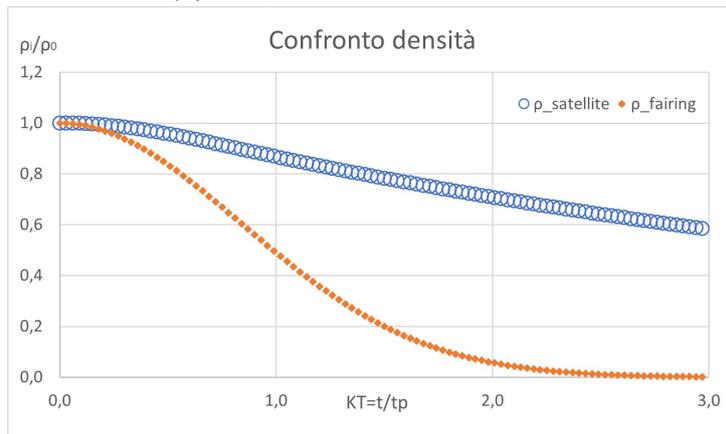
Figura A.34: CZ2E: Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-6$



(a) Confronto Pressioni, CZ2E

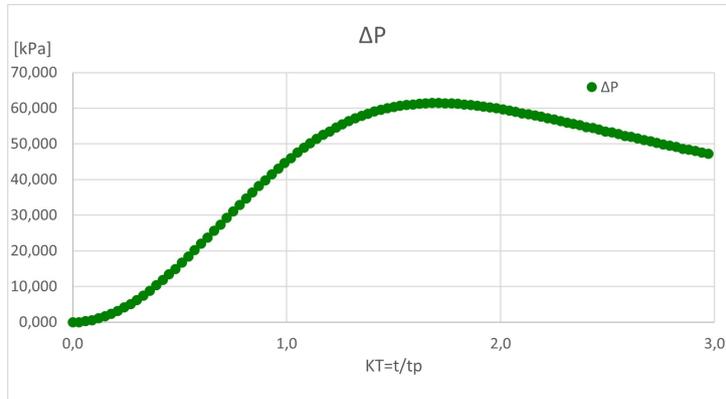


(b) Confronto Temperature, CZ2E

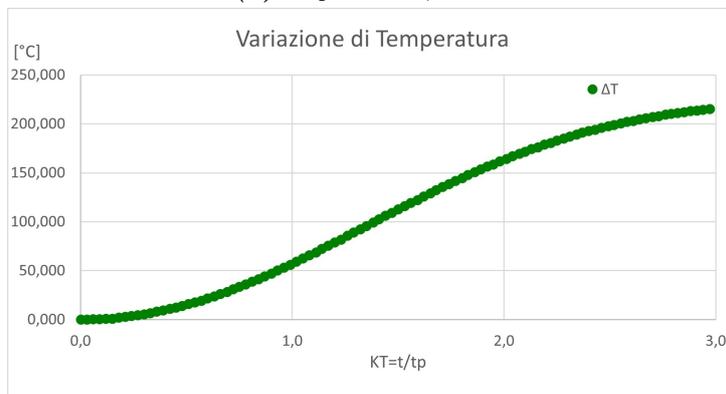


(c) Confronto densità, CZ2E

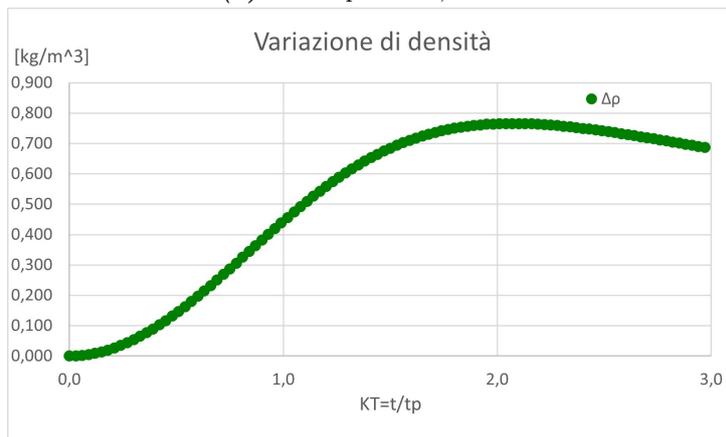
Figura A.35: CZ2E: Confronto grandezze termodinamiche rispetto alla condizione iniziale per un'area di $24e-7$



(a) Δ pressione, CZ2E



(b) Δ temperature, CZ2E



(c) Δ densità, CZ2E

Figura A.36: CZ2E:Variazione grandezze termodinamiche tra satellite e fairing per un'area di $24e-7$

Bibliografia

- [1] Ondrej Doule, De Vere Kiss, Yash Mehta, Keith Crisman, Esther Beltran, and Michael Miller (2019), *Design and Operational Considerations for Human Spaceflight Occupant Safety*.
- [2] Bréard, C., Lednicer, D., Lachendro, N. and Murvine, E. (2004), *A CFD ANALYSIS OF SUDDEN COCKPIT DECOMPRESSION*, 42nd AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, AIAA Paper 2004-0054, Reno, USA, January.
- [3] Fritz Haber, Mans Georg Clamann (1953), *PHYSICS AND ENGINEERING OF RAPID DECOMPRESSION. A General Theory of Rapid Decompression*.
- [4] John Billingham, M.A., B.M., B.CH.(1964), *Survival After Decompression to a vacuum*.
- [5] Miriam J. Sargusingh (2012), *Crew Survivability after a Rapid Cabin Depressurization Event*.
- [6] Joel E. Williamsen, William P. Schonberg, Hilary J. Evans (2013), *Spacecraft Module Hole Size and Crack Length Prediction Following a Penetrating Debris Particle Impact*.
- [7] Alfonso Pagani, Erasmo Carrera (2015), *Gasdynamics of rapid and explosive decompressions of pressurized aircraft including active venting*.
- [8] Loft, Price, Cole, & Burchell (2012), *Impacts into metals targets at velocities greater than 1 km/s: A new online resource for the hypervelocity impact community and an illustration of the geometric change of debris cloud impact patterns with impact velocity*. International Journal of Impact Engineering, 47-60.
- [9] Williamsen (1994), *Vulnerability of Manned Spacecraft to Crew Loss from Orbital Debris Penetration*. NASA Technical Memorandum.

- [10] Williamsen, Evans, Bohl, & Evans , *Quantifying and Improving International Space Station Survivability Following Orbital Debris Penetration. 52nd International Astronautical Congress (p. 1-9). Toulouse: IAF.*
- [11] Williamsen, Schonberg, & Evans (2001), *Spacecraft Module Hole Size and Crack Length Prediction Following a Penetrating Debris Particle Impact. Procedia Engineering.*
- [12] European Aviation Safety Agency - EASA (2014), *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes, CS-25/Amendment 15.*
- [13] F. Haber (1950), *Physical process of explosive decompression.*
- [14] Mavriplis (1963), *Decompression of a pressurized cabin.*
- [15] Demetriades (1954), *On the decompression of a punctured cabin in vacuum flight.*
- [16] Burlutskiy (2012), *Numerical analysis on rapid decompression in conventional dry gases using one-dimensional mathematical modeling.*
- [17] Daidzic, N.E. and Simones, M.P. (2010), *Aircraft decompression with installed cockpit security door.*
- [18] J.D.Pratt (2006), *Rapid Decompression of Pressurized Aircraft Fuselages.*
- [19] Nihad E. Daidzic (2017), *An algebraic model of high-altitude aircraft decompression and emergency descent.*
- [20] Daria Guidetti (2020), *Rifiuti spaziali, se li conosci li eviti,*
<https://www.youtube.com/watch?v=fN01EMwu9TQ&t=932s>
- [21] Y. Gupta (2015), *Active and passive protection of low earth orbit satellites from space environmental effects.*
- [22] Wisner (2020), *Space Junk: Earth's Orbital Debris Problem / Mini Documentary.*
<https://www.youtube.com/watch?v=c479V6AnqN8&pbjreload=101>
- [23] Horn, Avans (1989), *Analysis Procedures for Meteoroid/Debris Protection of Space Structures.*, Fifth Technical and Business Exhibition/Symposium, Huntsville, AL.

- [24] Joel E. Williamsen, William P. Schonberg, Hilary J. Evans (2012), *Generic module wall damage prediction equations for habitable spacecraft crew survivability evaluations*.
- [25] Streeter, V.L. and Wylie, E.B. (1975), *Fluid Mechanics*, (1975).
- [26] NASA SP-8060 (1970), *Compartment Venting*.
- [27] José Meseguer Ruiz e Angel Sanz Andrés, Instituto de Microgravedad "Ignacio da Riva", E.T.S.I. Aeronàuticos, Universidad Politécnica de Madrid (1998), *El satélite UPM-Sat 1*