

**ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITÀ DI BOLOGNA**

**SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA
Sede di Forlì**

**Corso di Laurea in:
INGEGNERIA AEROSPAZIALE
Codice 8263: Classe L-9**

**ELABORATO FINALE DI LAUREA
in
SATELLITI E MISSIONI SPAZIALI**

**PROGETTO DI STRUTTURA 6U PER CUBESAT CON
ELEMENTI IN CARBON FIBER REINFORCED
POLYMER**

**CANDIDATO
Lorenzo Sanità**

**RELATORE
Prof. Paolo Tortora**

**CORRELATORI
Ing. Davide Rastelli
Prof. Alessandro Ceruti**

Anno Accademico 2017/2018

INDICE

• Introduzione	p.5
• 1 - CubeSat 1U	p.6
• 2 - Studio sui carichi nella fase di lancio	p.8
2.1 – I lanciatori	p.8
2.2 – Safety Factor	p.9
2.3 – Carichi quasi-statici (QSL)	p.11
2.4 – Carichi a bassa frequenza (Sine)	p.13
2.5 – Carichi Random	p.17
2.6 – Carichi acustici (Acoustic)	p.20
2.7 – Carichi Shock	p.26
2.8 – Frequenze di risonanza	p.29
• 3 - Modelli CAD	p.30
3.1 Modello in alluminio	p.30
3.2 Modello in CFRP	p.34
• 4 - Analisi FEM	p.38
4.1 Analisi FEM sulla struttura in alluminio (7075)	p.40
4.1.1 Static Structural (+)	p.42
4.1.2 Static Structural (-)	p.43
4.1.3 Analisi Modale	p.44
4.1.6 Harmonic Response – Direzione Z	p.45
4.1.7 Random Vibration – Direzione X	p.47
4.1.8 Random Vibration – Direzione Y	p.48
4.1.9 Random Vibration – Direzione Z	p.59
4.1.10 Response Spectrum – Direzione X	p.50
4.1.11 Response Spectrum – Direzione Y	p.51

4.1.12 Response Spectrum – Direzione X	p.52
4.1.13 MoS per la struttura in alluminio	p.53
4.2 Analisi FEM sulla struttura in CFRP	p.55
4.1.1 Static Structural (+)	p.57
4.1.2 Static Structural (-)	p.58
4.1.3 Analisi Modale	p.59
4.1.6 Harmonic Response – Direzione Z	p.60
4.1.7 Random Vibration – Direzione X	p.62
4.1.8 Random Vibration – Direzione Y	p.63
4.1.9 Random Vibration – Direzione Z	p.64
4.1.10 Response Spectrum – Direzione X	p.65
4.1.11 Response Spectrum – Direzione Y	p.66
4.1.12 Response Spectrum – Direzione X	p.67
4.1.13 MoS per la struttura in CFRP	p.68
• Conclusioni	p.70
• Bibliografia e riferimenti	p.71
• Ringraziamenti	p.72

INTRODUZIONE

L'attività di lavoro alla tesi è stata svolta presso gli uffici dell'azienda N.P.C. New Production Concept Srl di Imola. Da qualche anno è stata avviata all'interno dell'azienda la divisione Spacemind che, con a capo esperti ingegneri aerospaziali, si occupano di progetti di missioni CubeSat e di tecnologia in ambito spaziale.

Il progetto su cui verte il lavoro di tesi è uno studio di dettaglio di strutture per CubeSat 6U. Questi ultimi sono dei nanosatelliti che presentano il vantaggio di essere standardizzati a livello internazionale, a differenza di qualsiasi prodotto in ambito spaziale. Ciò permette ad una vasta gamma di soggetti, come piccole/medie aziende private o università, di sviluppare il proprio satellite con costi contenuti. Nell'ambito del lavoro di tesi sono state sviluppate una classica configurazione di struttura in alluminio ed una più innovativa in fibra di carbonio. Successivamente entrambe le versioni sono state analizzate col programma di analisi FEM Ansys Academic con dei carichi che un payload secondario potrebbe effettivamente dover sopportare durante la fase di lancio. Questo progetto è nato come uno sviluppo dell'attività di tirocinio svoltasi durante il corso dell'anno presso NPC Italy. Infatti l'argomento era anche in questo caso uno studio preliminare di strutture CubeSat 3U in configurazione alluminio e fibra di carbonio. L'obiettivo finale del lavoro di tesi è quello di ottenere una struttura per CubeSat 6U in CFRP con caratteristiche meccaniche adeguate a sopportare i carichi di lancio maggiorati da diversi coefficienti di sicurezza e che presenti inoltre vantaggi in termini di peso rispetto alle classiche configurazioni di CubeSat in alluminio.

Durante il periodo di lavoro c'è stata anche la collaborazione allo sviluppo della struttura di un Cubesat 1U che è stato lanciato nei primi giorni di dicembre di quest'anno. Si parlerà inizialmente di questa attività per poi passare all'illustrazione del progetto principale del lavoro di tesi.

1 - CUBESAT 1U

Come già anticipato, durante il periodo di lavoro in azienda è stato sviluppato il modello CAD di una struttura CubeSat 1U per una missione spaziale nel breve periodo. Inizialmente si era pensato all'utilizzo di una struttura commerciale di una compagnia chiamata ISIS (Innovative Solutions In Space) con i pannelli solari e il sistema di antenne di un'altra compagnia chiamata GOMSpace. L'idea di utilizzare una struttura originale è nata dal fatto che, durante il periodo di tirocinio, è stata sviluppata una struttura CubeSat 3U partendo proprio da quella di casa ISIS ma semplificandone notevolmente i componenti e, di conseguenza, il costo di realizzazione.



Fig.1.1 Struttura ISIS 1U.

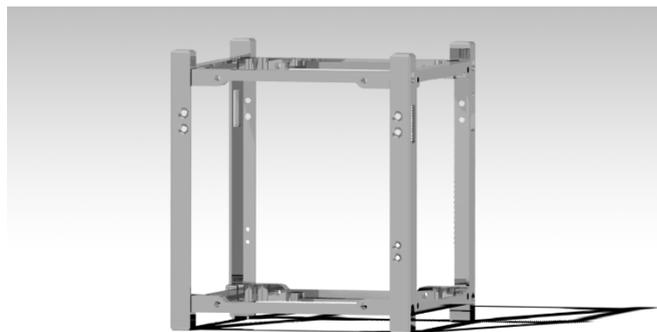


Fig.1.2 Struttura 1U nuova versione.

La nuova versione si compone di soli tre componenti differenti ripetuti al più due volte nella struttura completa. L'insieme è comunque compatibile con i componenti GOMSpace previsti per la versione commerciale. Il pezzo in Fig. 1.3 è ripetuto due volte, esattamente come i pezzi in Fig. 1.4. Questi ultimi sono tra di loro simmetrici, il che ne semplifica la produzione a livello di software.



Fig. 1.3 Pezzo frontale del CubeSat 1U.

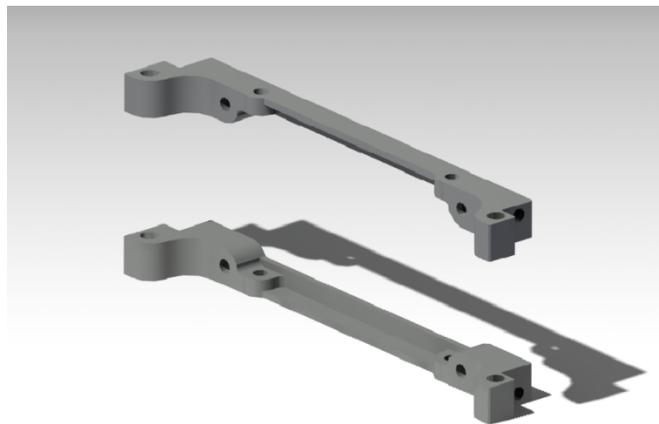


Fig 1.4 Sostegni laterali del CubeSat 1U.

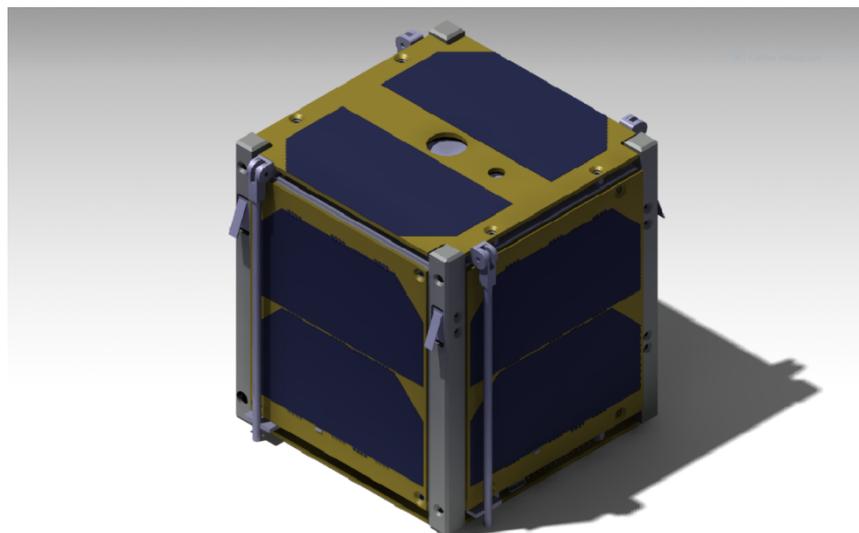


Fig. 1.5 CubeSat 1U con struttura originale e componenti GOMSpace.

2 – STUDIO SUI CARICHI NELLA FASE DI LANCIO

Una fase importante del lavoro di tesi è sicuramente la ricerca delle condizioni di carico peggiori che il payload potrebbe incontrare nella fase di lancio. Precisamente è stata svolta un'attività consultazione di manuali di diversi lanciatori per poi effettuare un confronto tra essi su carichi quasi-statici (QSL), carichi a bassa frequenza (Sine) e in alta frequenza (Random), carichi acustici, carichi shock e sulle frequenze di risonanza. I valori più alti derivati da tale confronto sono i valori che sono stati utilizzati successivamente nelle analisi FEM sia per la configurazione del satellite CubeSat in alluminio che quella in CFRP.

2.1 – I LANCIATORI

VEGA (Vettore Europeo di Generazione Avanzata): è il vettore operativo dell'Arianespace ed è stato ideato per il lancio di piccoli satelliti.

FALCON 9: vettore a due stadi ideato e progettato da SpaceX con la possibilità di riutilizzare il primo stadio.

SOYUZ: razzo sviluppato dall'Unione Sovietica progettato per il trasporto dell'omonima navicella spaziale ma attualmente utilizzato come lanciatore generico.

PSLV (Polar Satellite Launch Vehicle): lanciatore progettato dal programma spaziale indiano e utilizzato per la messa in orbita di piccoli satelliti.

NASA-GEVS e SPACEFLIGHT: le Nasa-Gevs sono normative per le verifiche ambientali per payload. La piattaforma Spaceflight invece è un adattatore standardizzato per payload secondari. Non sono propriamente lanciatori ma forniscono ugualmente valori di carico per le verifiche.

2.2 – SAFETY FACTOR

E' necessaria l'introduzione di questi fattori per poter avere un certo margine di sicurezza nei risultati delle analisi. I carichi sono stati moltiplicati per KM (coeff. Che tiene conto della modellazione), KP (coeff. che tiene conto di possibili variazioni nell'evoluzione del modello), KQ (coeff. di qualifica) ed eventualmente Kse (coefficiente per carichi secondari). I valori di FoSY e FoSU sono stati applicati dopo le verifiche sui carichi massimi perché entrambi sono uguali per tutti i lanciatori.

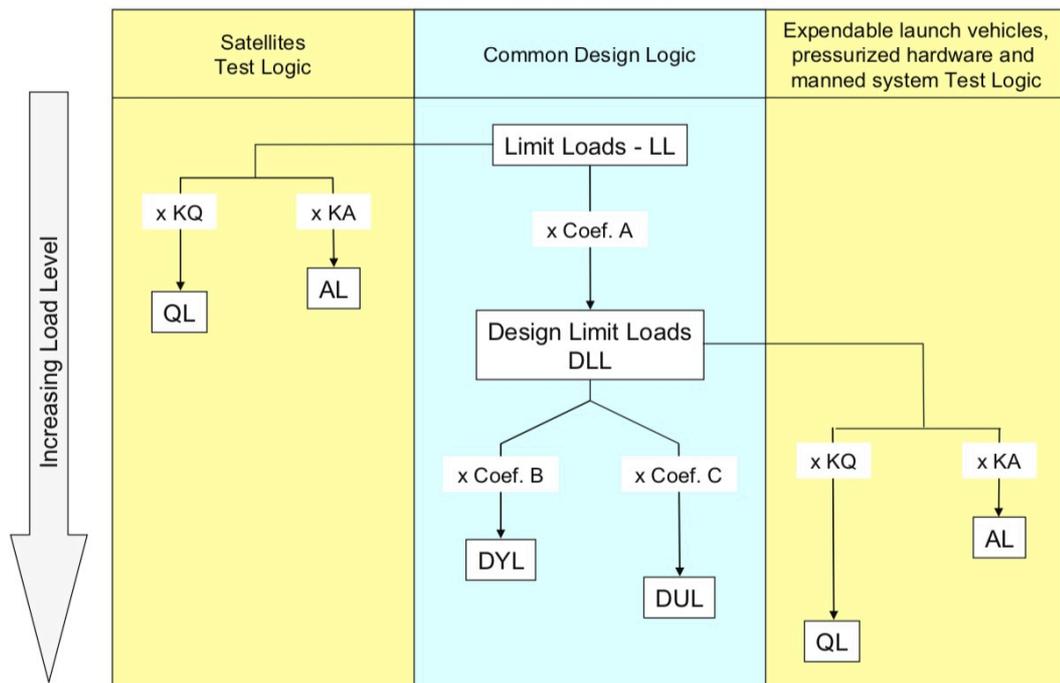


Fig. 2.2.1 Schema della logica utilizzata per la verifica strutturale. (Fonte ECSS-E-ST-32-10C Rev.1)

QSL Safety Factors							
Lanciatore	KM	KP	KQ	Kse long. Static	Kse long. Dynamic	Kse lat. Static	Kse lat. Dynamic
Vega	1,2	1,1	1,25	1	1,5	1	5
Soyuz	1,2	1,1	1,3	1	1,5	1	5
Falcon 9	1,2	1,1	-	-	-	-	-
PSLV	1,2	1,1	-	-	-	-	-
Spaceflight (NASA-GEVS)	1,2	1,1	-	-	-	-	-

Sine Safety Factor					
Lanciatore	KM	KP	KQ	Kse Sine long.	Kse Sine lat.
Vega	1,2	1,1	1,25	1,5	5
Soyuz	1,2	1,1	1,3	1,5	5
Falcon 9	1,2	1,1	1,25	1,5	5
PSLV	1,2	1,1	-	-	-
Spaceflight (NASA-GEVS)	-	-	-	-	-

Acoustic Safety Factor	
Lanciatore	KQ (dB)
Vega	3
Soyuz	3
Falcon 9	6
PSLV	-
Spaceflight (NASA-GEVS)	3

Random Safety Factor				
Lanciatore	KM	KP	KQ	KSE Random
Vega	-	-	-	-
Soyuz	1,2	1,1	2,25	1
Falcon 9	-	-	-	-
PSLV	1,2	1,1	-	-
Spaceflight (NASA-GEVS)	1,2	1,1	1	1

Shock Safety Factors				
Lanciatore	KM	KP	KQ	Kse Shock
Vega	1,2	1,1	1	0,25
Soyuz	1,2	1,1	2	0,25
Falcon 9	1,2	1,1	2	0,25
Pslv	1,2	1,1	-	0,5
Spaceflight (NASA-GEVS)	1,2	1,1	1,4	0,25

Tabelle 2.2.1 Safety Factor utilizzati per le tabelle dei diversi carichi.

Le tabelle riportate sopra illustrano i fattori di sicurezza utilizzati per correggere i valori delle tabelle dei carichi individuati per i diversi lanciatori. Si anticipa infatti che i valori dei carichi riportati nelle tabelle a seguire sono di fatto già DLL o DL (Design Limit Load). Dato che non tutti i manuali erano forniti dei valori di tutti i carichi e dei fattori di sicurezza, si è semplicemente deciso di utilizzare solo quelli disponibili nel materiale di dominio pubblico. Si nota inoltre che le normative Nasa-Gevs e la piattaforma Spaceflight condividono gli stessi coefficienti per il fatto che il manuale di quest'ultimo rimanda direttamente alle normative.

Si avvisa che è stata adottata la convenzione per cui i carichi con segno positivo fanno riferimento a tensioni e quelli con segno negativo a compressioni.

2.3 – CARICHI QUASI-STATICI (QSL)

I carichi quasi-statici sono quelli che predominano nella fase di lancio e vengono utilizzati per il dimensionamento delle strutture, essendo generalmente i più gravosi.

Vega	DLL (KM x KP x KQ x Kse) [G]					
	Longitudinali			Lateralì		
	Statici	Dinamici	Totali	Statici	Dinamici	Totali
Fase di decollo	-2,48	+4,95	+2,48	+0,00	+7,43	+7,43
	-2,48	-4,95	-7,43	+0,00	-7,43	-7,43
Con Max pressione dinamica	-4,13	+1,24	-2,89	+0,00	+7,43	+7,43
	-4,13	-1,24	-5,36	+0,00	-7,43	-7,43
1° Stadio	-7,43	+1,24	-6,19	+0,00	+4,13	+4,13
	-7,43	-1,24	-8,66	+0,00	-4,13	-4,13
2° e 3° Stadio	-9,41	+0,50	-8,91	+0,00	+1,65	+1,65
	-9,41	-0,50	-9,90	+0,00	-1,65	-1,65
4° Stadio (AVUM)	+0,00	+7,43	+7,43	+0,00	+1,65	+1,65
	+0,00	-12,38	-12,38	+0,00	-1,65	-1,65

Tab. 2.3.1 DLL dei carichi quasi-statici del lanciatore Vega.

Soyuz	DLL (KM x KP x KQ x Kse) [G]									
	Lateralì			Longitudinali						
	Statici		Dinamici	Totali		Statici	Dinamici		Totali	
Fase di decollo	0,343	-0,343	13,728	-13,728	14,071	-14,071	-1,716	1,544	-1,544	-3,260
Max pressione dinamica	0,686	-0,686	6,006	-6,006	6,692	-6,692	-4,118	1,030	-1,030	-5,148
1° Stadio	0,172	-0,172	6,864	-6,864	7,036	-7,036	-7,379	1,802	-1,802	-9,181
Separazione 1° e 2° stadio	0,343	-0,343	7,722	-7,722	8,065	-8,065	-7,036	0,515	-0,515	-7,550
							-1,716	1,030	-1,030	
2° Stadio	0,172	-0,172	9,438	-9,438	9,610	-9,610	-1,888	1,030	-1,030	-8,065
							-4,462	3,604	-3,604	
Separazione 2° e 3° stadio	0,343	-0,343	5,148	-5,148	5,491	-5,491	-4,462	1,802	-1,802	-6,263
							-0,343	3,861	-3,861	
Inizio 3° Stadio	0,515	-0,515	5,148	-5,148	5,663	-5,663	-1,716	4,891	-4,891	-6,607
Cut-off 3° stadio	0,172	-0,172	2,574	-2,574	2,746	-2,746	-6,864	0,000	0,000	-4,633
							0,000	4,633	-4,633	

Tab. 2.3.2 DLL dei carichi quasi-statici del lanciatore Soyuz.

Falcon 9	DLL (KP x KM) [G]											
	Longitudinali						Lateralì					
Longitudinali	11,22	5,28	5,28	-1,98	-1,98	-5,28	-5,28	-1,98	-1,980	5,280	5,28	11,220
Lateralì	2,64	2,64	3,96	3,96	2,64	2,64	-2,64	-2,64	-3,960	-3,960	-2,64	-2,640

Tab. 2.3.3 DLL dei carichi quasi-statici del lanciatore Falcon 9.

PSLV	DLL (KM x KP) [G]					
	Longitudinali			Lateral		
	Statici	Dinamici	Tot.	Statici	Dinamici	Tot.
1° Stadio	6,60	1,32	7,92	0,66	0,66	1,32
2° Stadio	5,94	0,26	6,20	0,79	0,40	1,19
3° Stadio	8,18	0,26	8,45	0,79	0,66	1,45
4° Stadio	1,32	0,26	1,58	0,40	0,66	1,06

Tab. 2.3.4 DLL dei carichi quasi-statici del lanciatore PSLV.

Spaceflight (Nasa-Gevs)	DLL (KP x KM)											
Longitudinal	9,768	5,28	-0,528	-1,98	-1,98	-2,64	-2,64	-1,98	-1,98	-0,528	5,28	9,768
Lateral	4,224	5,28	5,28	2,64	0,66	0,66	-0,66	-0,66	-2,64	-5,28	-5,28	-4,224

Tab. 2.3.5 DLL dei carichi quasi-statici per Spaceflight (Nasa-Gevs).

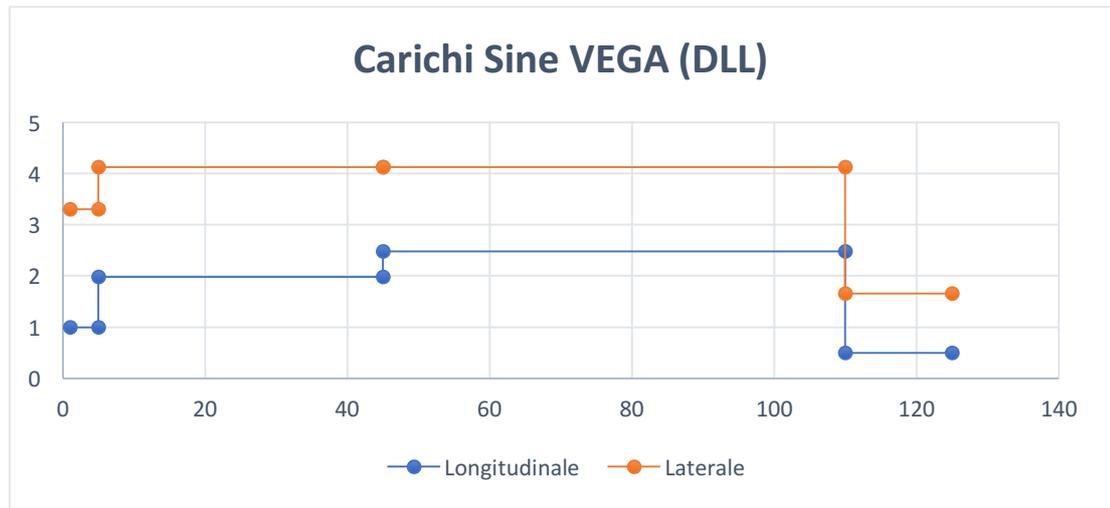
Dopo aver compilato queste tabelle è stato trovato il valore massimo assoluto tra tutti i carichi (indifferentemente dal fatto di essere longitudinali, laterali, statici dinamici o totali) e sono state individuate le configurazioni di carico da andare ad analizzare successivamente. La necessità di andare a verificare la struttura per accelerazioni in tutte le direzioni nasce dal fatto che non è noto l'orientamento del CubeSat nel P-Pod. Dalla Tab 2.3.5 si può vedere che si è effettivamente usato un solo valore di accelerazione (quello massimo assoluto) in tutte le direzioni e con tutte le combinazioni di segno.

X	Z	Y	Modulo
Lat.	Long.	Lat.	
+14,071	+14,071	+14,071	+24,372
-14,071	+14,071	-14,071	+24,372
+14,071	+14,071	-14,071	+24,372
-14,071	+14,071	+14,071	+24,372
+14,071	-14,071	+14,071	+24,372
-14,071	-14,071	-14,071	+24,372
+14,071	-14,071	-14,071	+24,372
-14,071	-14,071	+14,071	+24,372

Tab. 2.3.6 Configurazioni di carico nei casi peggiori.

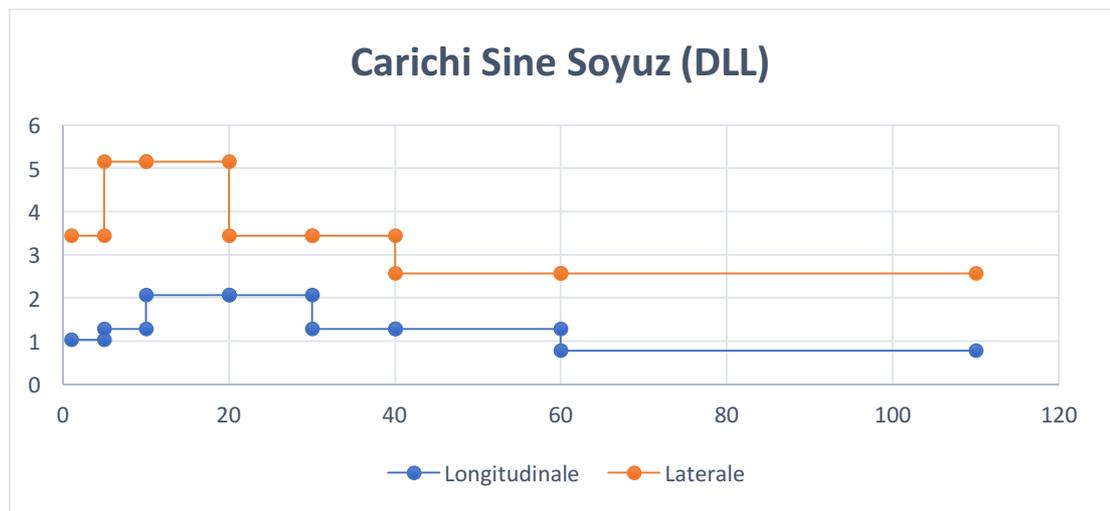
2.4 – CARICHI A BASSA FREQUENZA (SINE)

I carichi a bassa frequenza sono quelli che nascono da fenomeni dinamici come il cut-off dei motori, le inerzie di manovra e lo sloshing del propellente del lanciatore.



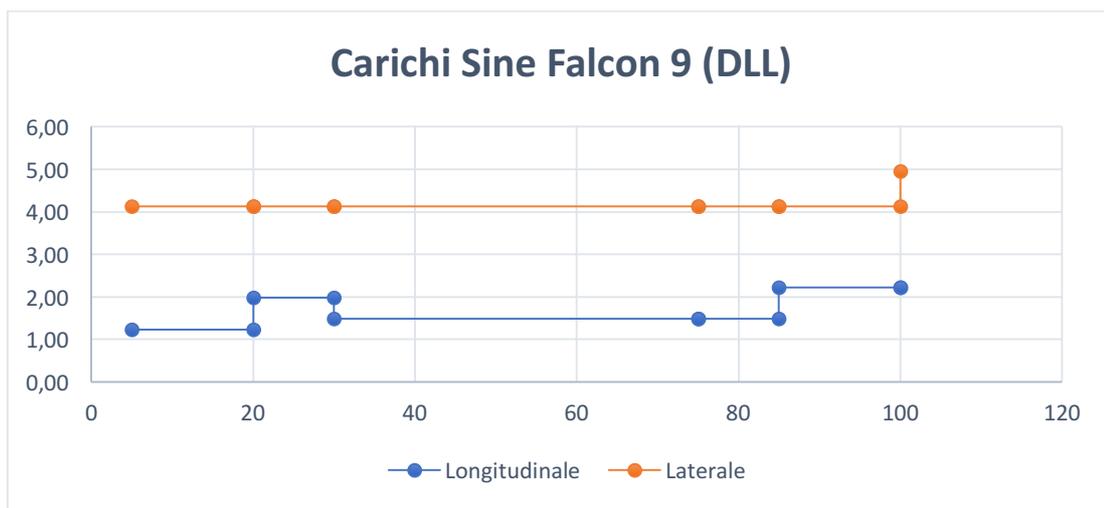
Vega	Banda di frequenza (Hz)							
	1	5	5	45	45	110	110	125
	DLL (KM x KP x KQ x Kse) [G]							
Longitudinale	0,99	0,99	1,98	1,98	2,5	2,5	0,495	0,495
Laterale	3,3	3,3	4,125	4,125	4,125	4,125	1,65	1,65

Fig. e Tab. 2.4.1 Grafico e tabella dei carichi Sine per lanciatore Vega.



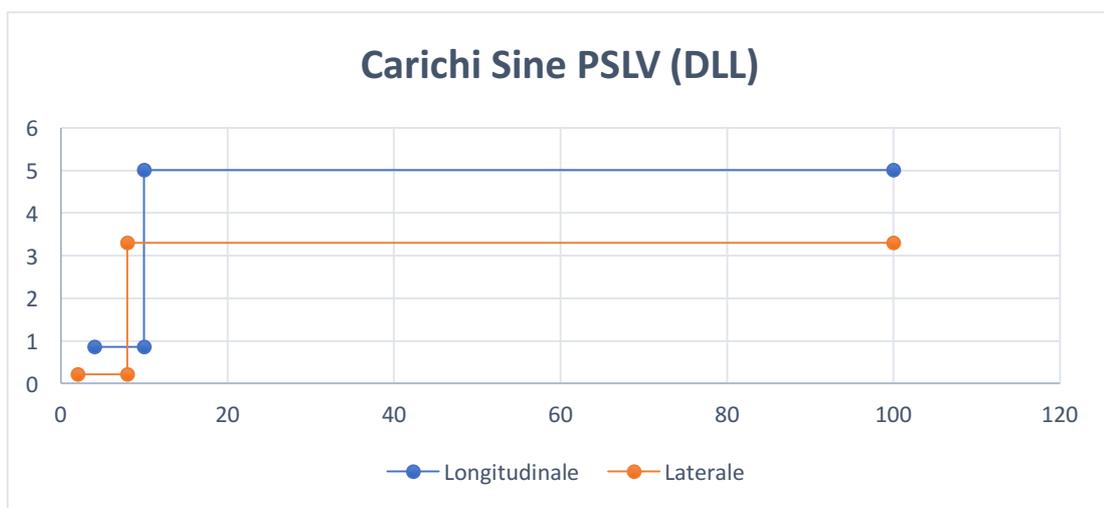
Soyuz	Banda di frequenza (Hz)													
	1	5	5	10	10	20	20	30	30	40	40	60	60	110
	DLL (KM x KP x KQ x Kse) [G]													
Longitudinale	1,029	1,029	1,287	1,287	2,059	2,059	2,059	2,059	1,287	1,287	1,287	1,287	0,772	0,772
Laterale	3,432	3,432	5,148	5,148	5,148	5,148	3,432	3,432	3,432	3,432	2,574	2,574	2,574	2,574

Fig. e Tab. 2.4.2 Grafico e tabella dei carichi Sine per il lanciatore Soyuz.



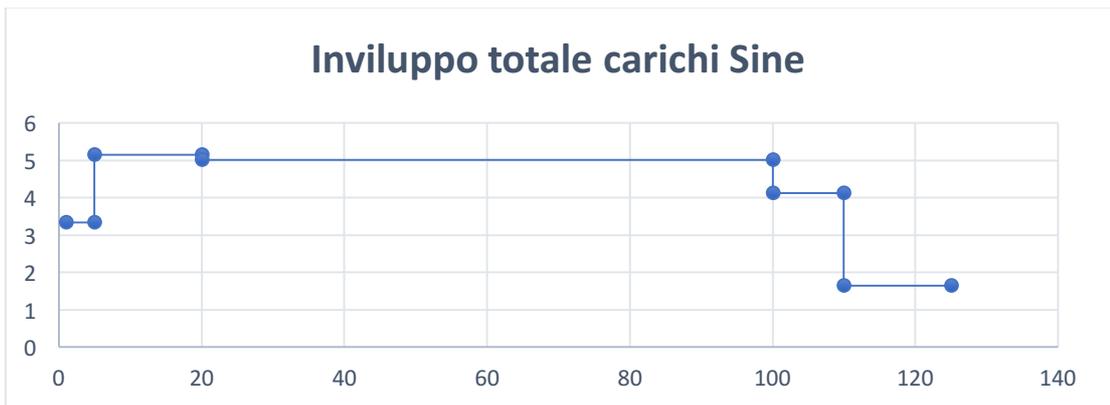
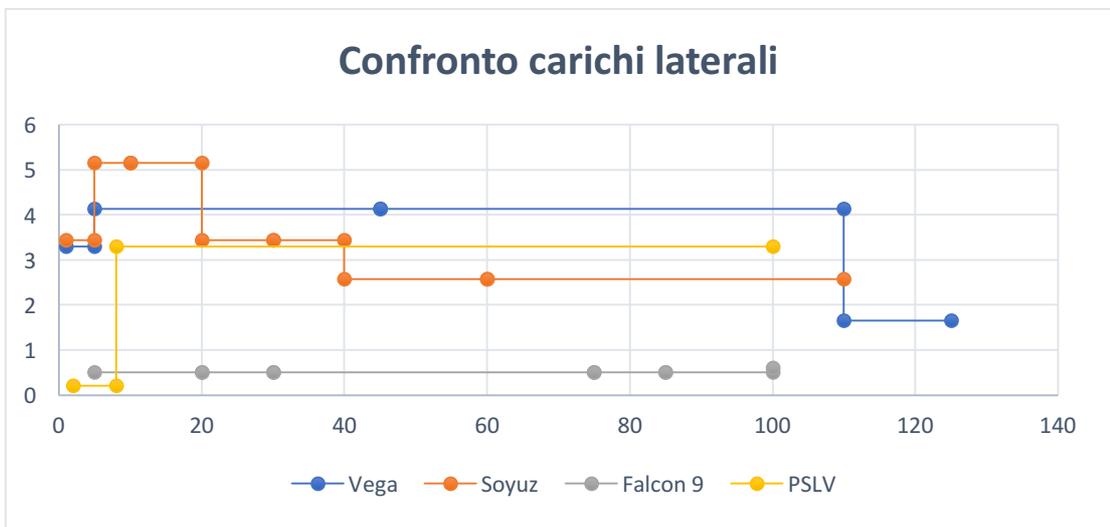
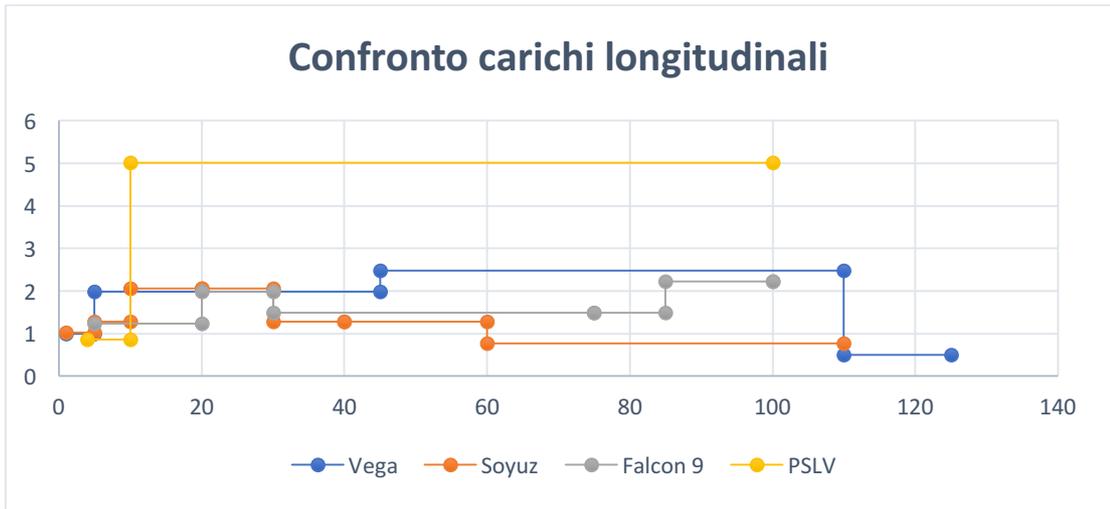
Falcon 9	Banda di frequenza										
	5	20	20	30	30	75	75	85	85	100	100
Longitudinale	1,24	1,24	1,98	1,98	1,49	1,49	1,49	1,49	2,23	2,23	2,23
Laterale	4,13	4,13	4,13	4,13	4,13	4,13	4,13	4,13	4,13	4,13	4,95

Fig. e Tab. 2.4.3 Grafico e tabella dei carichi Sine per il lanciatore Falcon 9.



PSLV	Frequenza (Hz)		DLL (KM x KP) [G]
	Longitudinale	Laterale	
Longitudinale	4		0,858
	10		0,858
	10		5,016
	100		5,016
Laterale	2		0,2112
	8		0,2112
	8		3,3
	100		3,3

Fig. e Tab. 2.4.4 Grafico e tabella dei carichi Sine per il lanciatore PSLV.



Frequenza (Hz)	1	5	5	20	20	100	100	110	110	125
Accelerazione (G)	3,342	3,342	5,148	5,148	5,016	5,016	4,125	4,125	1,65	1,65

Fig. 2.4.5 e 2.4.6 Grafici generali dei carichi Sine longitudinali e laterali.

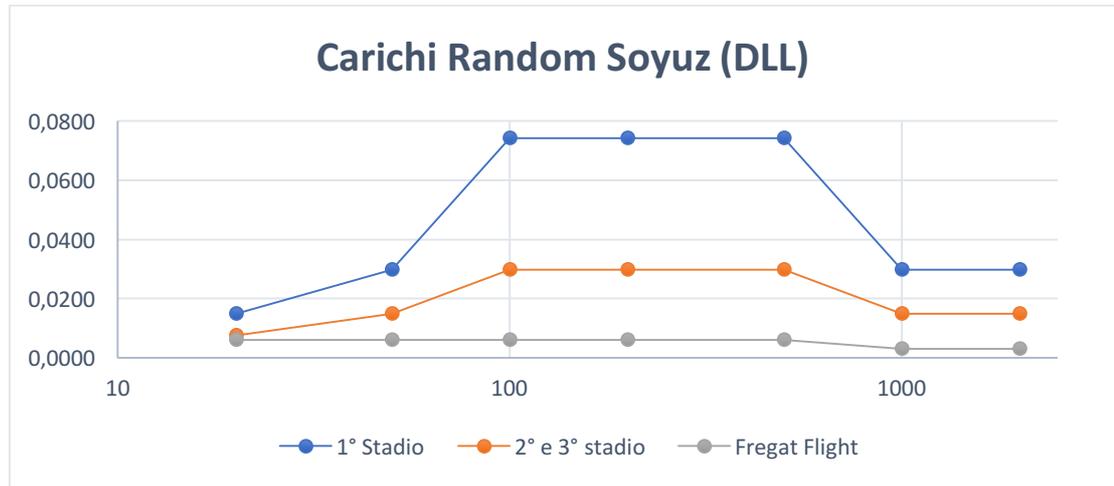
Fig. 2.4.7 grafico dell'inviluppo dei carichi laterali e longitudinali.

Tab. 2.4.5 Andamento Frequenza-Accelerazione dell'inviluppo dei carichi Sine.

E' stato necessario ricavare l'involuppo della Fig. 2.4.7 perché è l'informazione di input per le analisi FEM. Sono stati utilizzati contemporaneamente i carichi laterali e longitudinali per ottenere il grafico con i carichi più gravosi in assoluto.

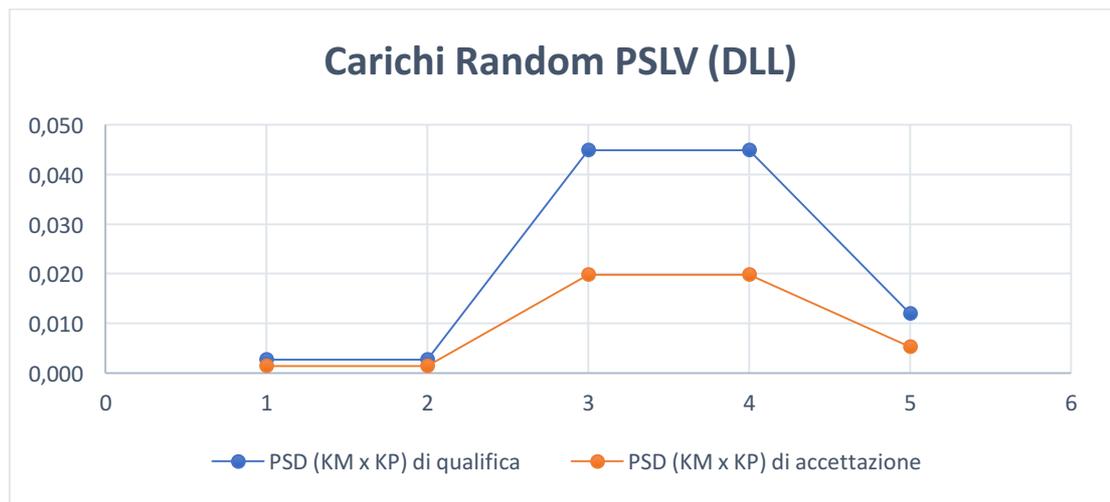
2.5 – CARICHI RANDOM

I carichi Random nascono da fenomeni dinamici come transitori, vibrazioni dei motori e fenomeni turbolenti e si manifestano generalmente nel range di frequenze che va dai 20 Hz ai 2000Hz.



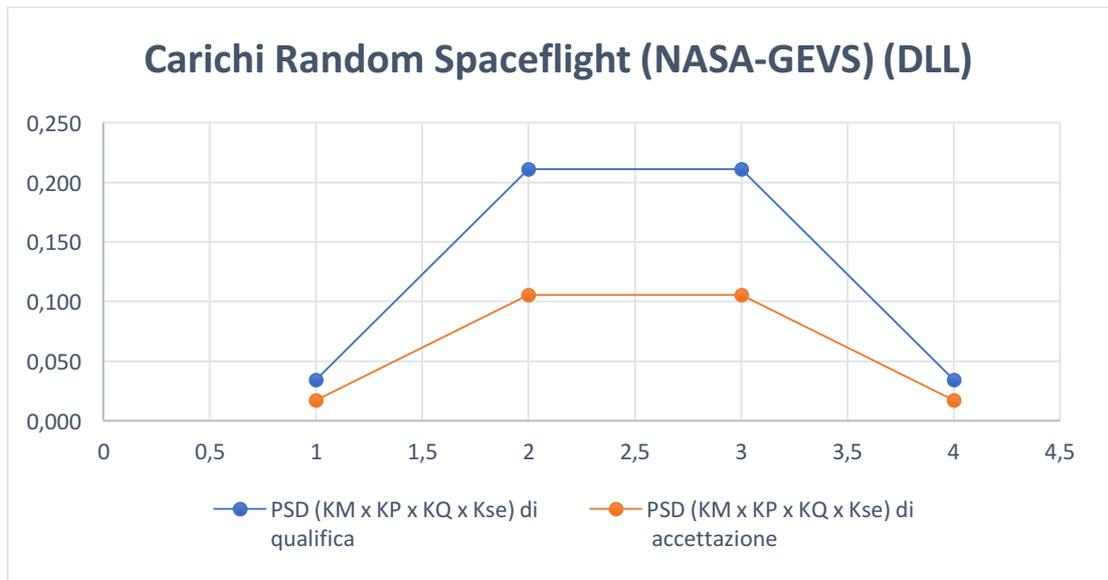
Soyuz	Banda di frequenza (Hz)							G(rsm)
	20	50	100	200	500	1000	2000	
	Power spectral density (G^2/Hz) (KM x KP x KQ x Kse)							
1° Stadio	0,0149	0,0297	0,0743	0,0743	0,0743	0,0297	0,0297	9,26
2° e 3° stadio	0,0074	0,0149	0,0297	0,0297	0,0297	0,0149	0,0149	6,2100
Fregat Flight	0,0059	0,0059	0,0059	0,0059	0,0059	0,0030	0,0030	2,8100

Fig. e Tab. 2.5.1 Grafico e tabella dei carichi Random per il lanciatore Soyuz.



PSLV	Frequenza (Hz)					Overall level G(rsm)
	20	110	250	1000	2000	
PSD (KM x KP) di qualifica (G^2/Hz)	0,003	0,003	0,045	0,045	0,012	7,73
PSD (KM x KP) di accettazione (G^2/Hz)	0,001	0,001	0,020	0,020	0,005	5,110

Fig. e Tab. 2.5.2 Grafico e tabella dei carichi Random per il lanciatore PSLV.



Spaceflight (NASA-GEVS)	Frequenza (Hz)				Overall level G(rsm)
	20	50	800	2000	
PSD (KM x KP x KQ x Kse) di qualifica (G ² /Hz)	0,034	0,211	0,211	0,034	16,22
PSD (KM x KP x KA x Kse) di accettazione (G ² /Hz)	0,017	0,106	0,106	0,017	11,49

Fig. e Tab. 2.5.3 Grafico e tabella dei carichi Random per Spaceflight e Nasa-Gevs.

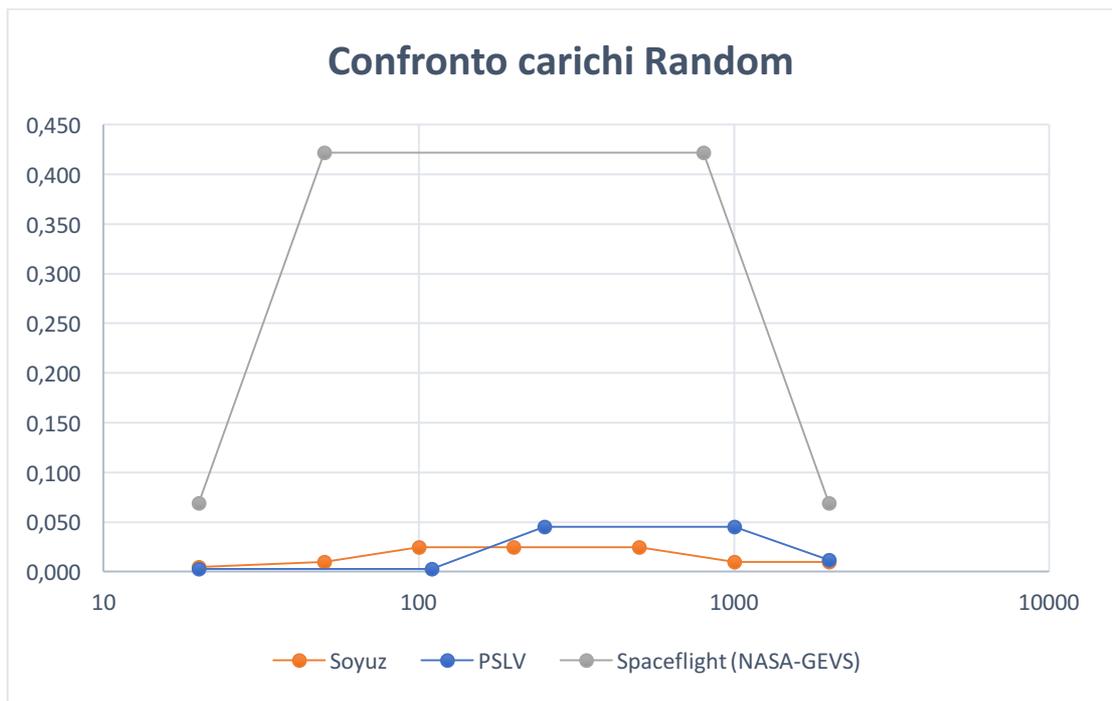
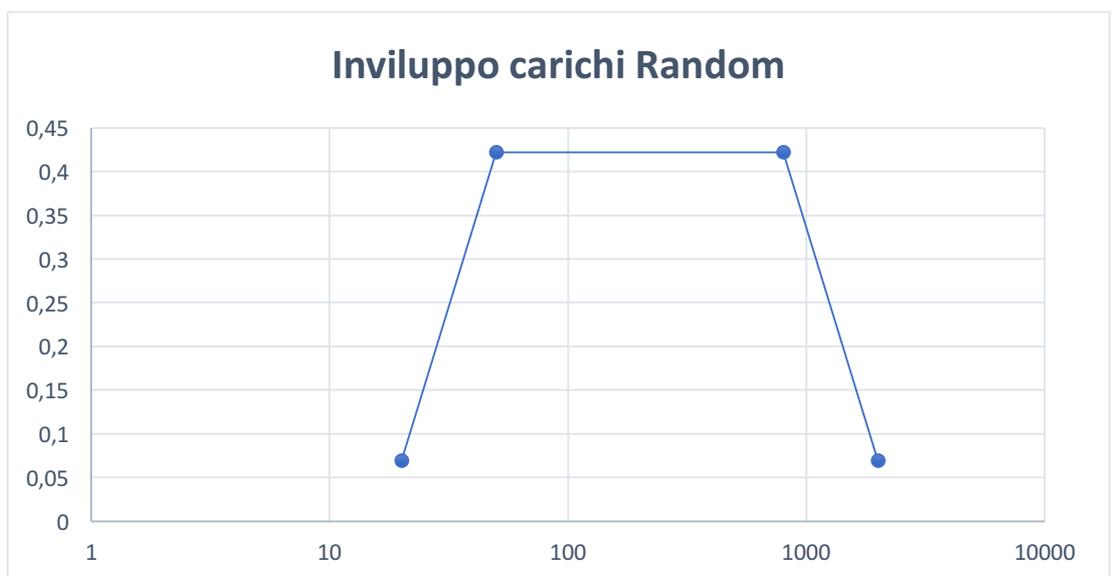


Fig. 2.5.4 Grafico generale dei carichi Random per i diversi lanciatori.



Frequenza (Hz)	20	50	800	2000
Accelerazione (G²/Hz)	0,069	0,422	0,422	0,069

Fig. 2.5.5 e Tab. 2.5.4 Inviluppo dei carichi Random e tabella del relativo andamento.

Si nota che per i carichi Random l'inviluppo è dato esclusivamente dalla normativa Nasa-Gevs. Questo andamento sarà l'input per le analisi FEM sui modelli CubeSat. Dalle informazioni contenute nei manuali dei lanciatori Vega e Falcon 9 si sa che le verifiche per i carichi random sono coperte dalle verifiche Acoustic e Sine.

2.6 – CARICHI ACUSTICI (ACOUSTIC)

Sono quei carichi dovuti a vibrazioni indotte da onde di pressione su ampie superfici come le pareti dei laniatori. Si anticipa che per questa tipologia di carichi non sono state effettuate le analisi FEM perché non sono state ritenute necessarie.

Vega		
Octave center frequency	DLL (+ KQ acoustic) [dB]	
	Lift-Off	Fase di volo
31,5	115	113
47,7	115	113
47,7	126	123
63	126	123
88,7	126	123
88,7	129	125
125	129	125
176,8	129	125
176,8	138	130
250	138	130
353,5	138	130
353,5	141	133
500	141	133
707,1	141	133
707,1	130	130
1000	130	130
1414,2	130	130
1414,2	123	121
2000	123	121
OASPL	143,3	136,7
Durata	3 sec	55 sec

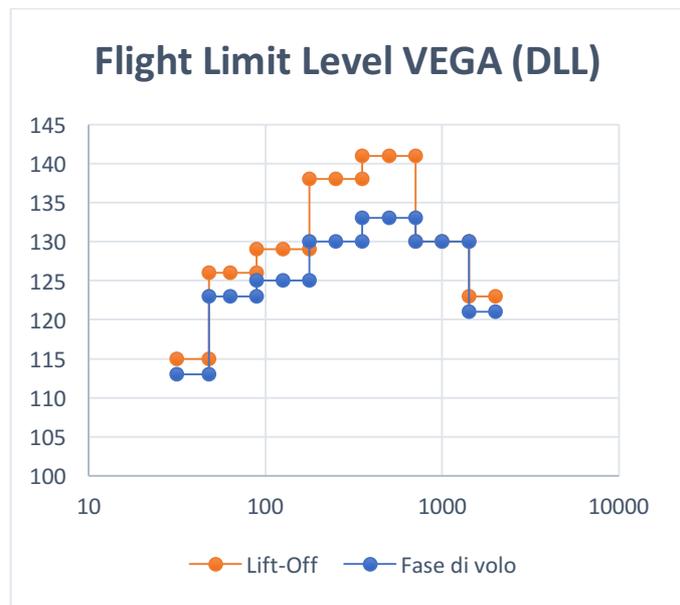


Fig. e Tab. 2.6.1 Grafico e tabella dei carichi acustici per il lanciatore Vega.

Soyuz		
Octave center frequency	DLL (+ KQ acoustic) [dB]	
	Filling Factor $\leq 50\%$	$50\% < \text{Filling Factor} \leq 70\%$
31,5	128	129
47,7	128	129
47,7	135	136
63	135	136
88,7	135	136
88,7	137	139
125	137	139
176,8	137	139
176,8	139	141
250	139	141
353,5	139	141
353,5	137	137
500	137	137
707,1	137	137
707,1	128	128
1000	128	128
1414,2	128	128
1414,2	124	124

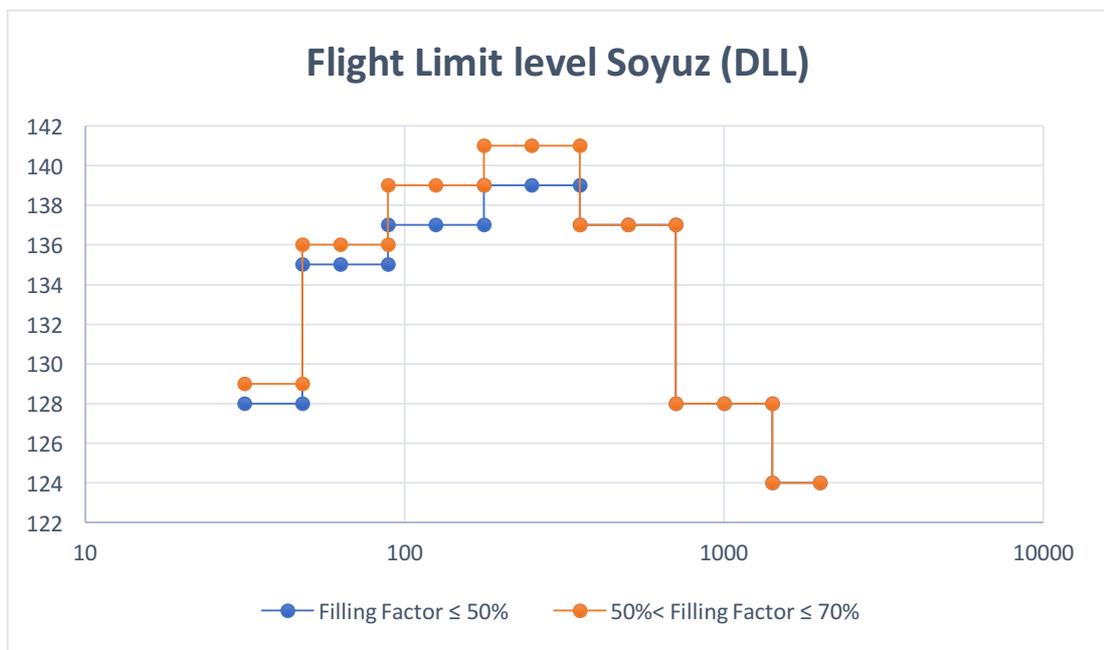


Fig. e Tab 2.6.2 Grafico e tabella dei carichi acustici per il lanciatore Soyuz.

Falcon 9	
Octave center frequency	DLL (+ KQ acoustic) [dB]
31,5	128,4
47,7	128,4
47,7	130,7
63	130,7
88,7	130,7
88,7	127,6
125	127,6
176,8	127,6
176,8	131,2
250	131,2
353,5	131,2
353,5	126,1
500	126,1
707,1	126,1
707,1	120,4
1000	120,4
1414,2	120,4
1414,2	116,8
2000	116,8
2828,3	116,8
2828,3	113,8
4000	113,8
5656,5	113,8
5656,5	110,8
8000	110,8
OASPL	135,97

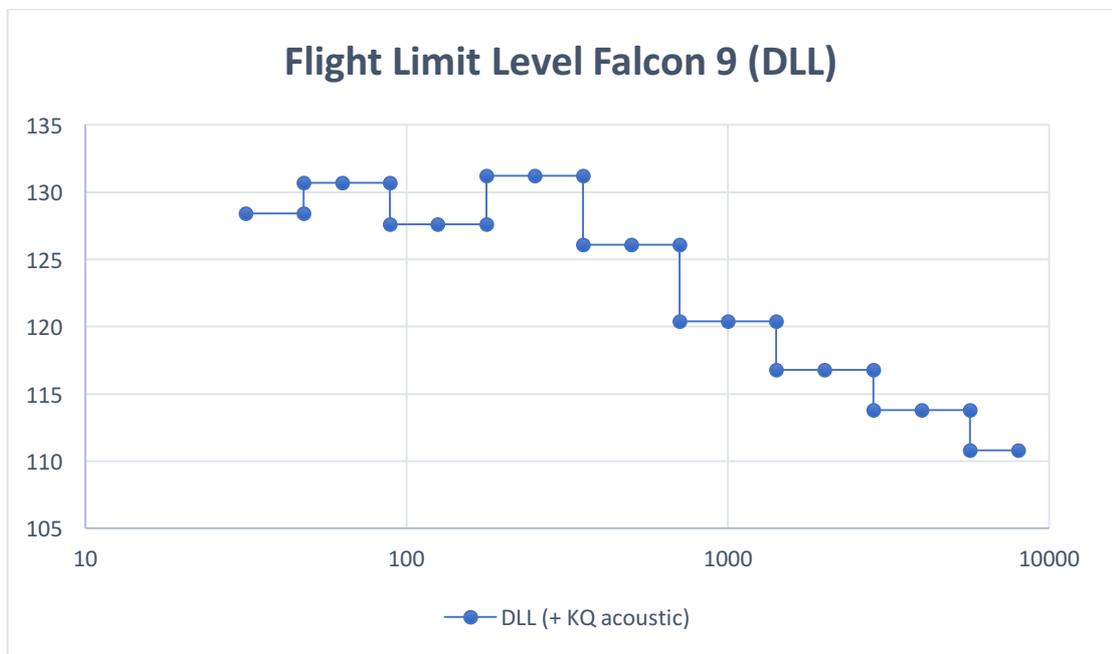


Fig. e Tab. 2.6.3 Grafico e tabella dei carichi acustici per il lanciatore Falcon 9.

PSLV		
Octave center frequency (Hz)	DLL (KQ included) [dB]	
	Qualification	Acceptance
31,5	133	129
47,7	133	129
47,7	137	133
63	137	133
88,7	137	133
88,7	142	138
125	142	138
176,8	142	138
176,8	141	137
250	141	137
353,5	141	137
353,5	141	137
500	141	137
707,1	141	137
707,1	134	130
1000	134	130
1414,2	134	130
1414,2	129	125
2000	129	125
2828,3	129	125
2828,3	124	120
4000	124	120
5656,5	124	120
5656,5	121	117
8000	121	117
OASPL	147	143
Durata	2 min	1 min

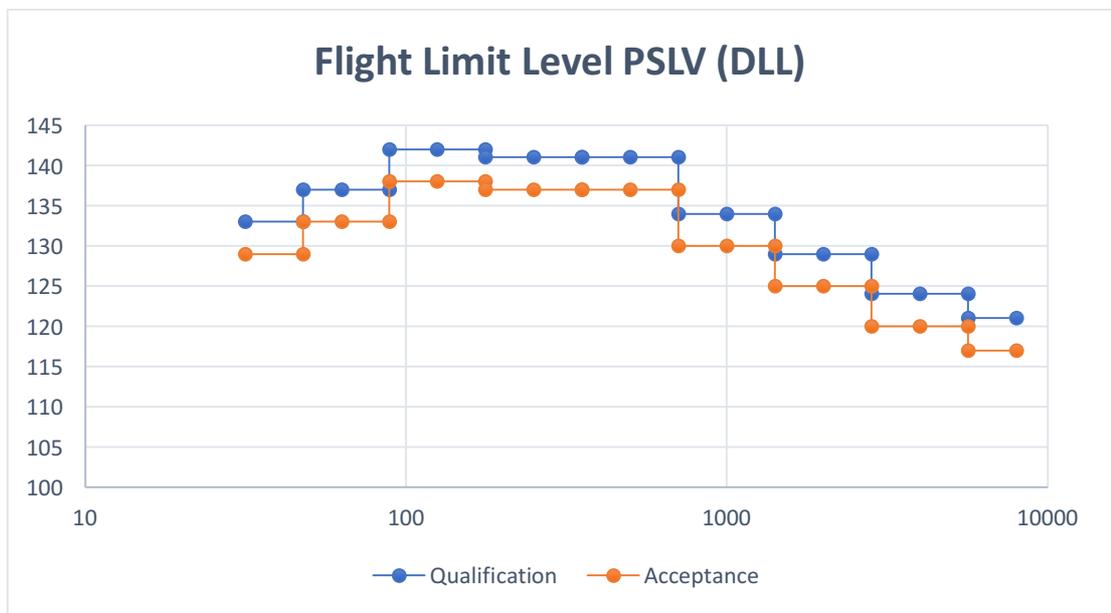


Fig. e Tab 2.6.4 Grafico e tabella dei carichi acustici per il lanciatore PSLV.

Spaceflight	
Octave center frequency (Hz)	DLL (+ KQ acoustic) [dB]
31,5	131,0
47,7	131,0
47,7	134,0
63	134,0
88,7	134,0
88,7	138,2
125	138,2
176,8	138,2
176,8	136,6
250	136,6
353,5	136,6
353,5	133,3
500	133,3
707,1	133,3
707,1	129,0
1000	129,0
1414,2	129,0
1414,2	123,0
2000	123,0
2828,3	123,0
2828,3	119,0
4000	119,0
OASPL	142,33

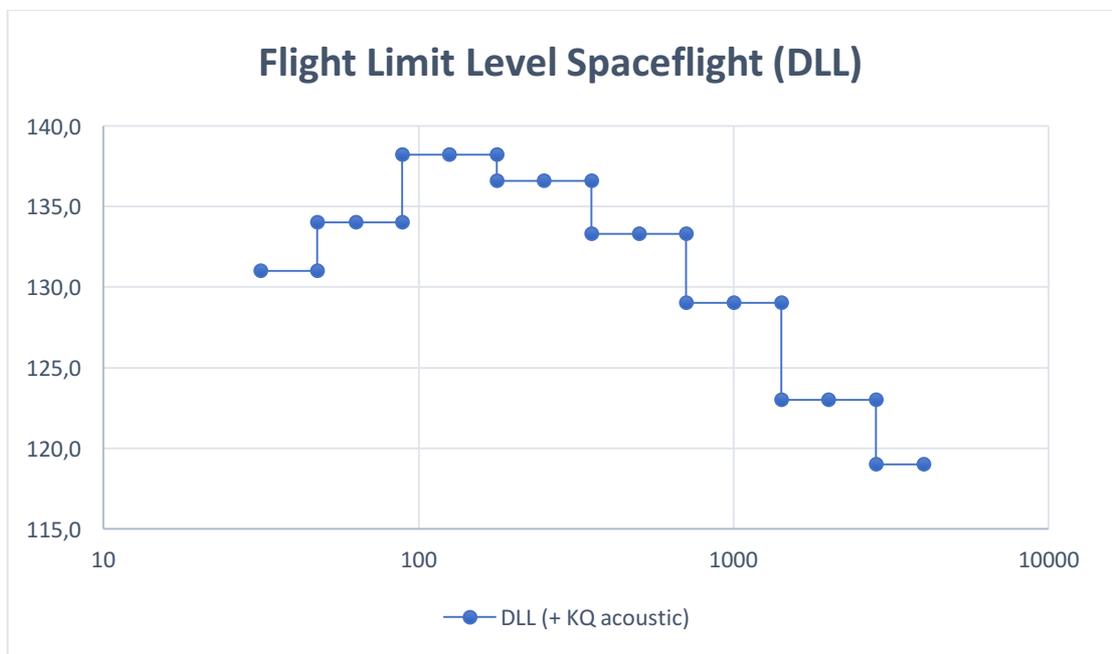


Fig. e Tab. 2.6.5 Grafico e tabella dei carichi acustici per Spaceflight.

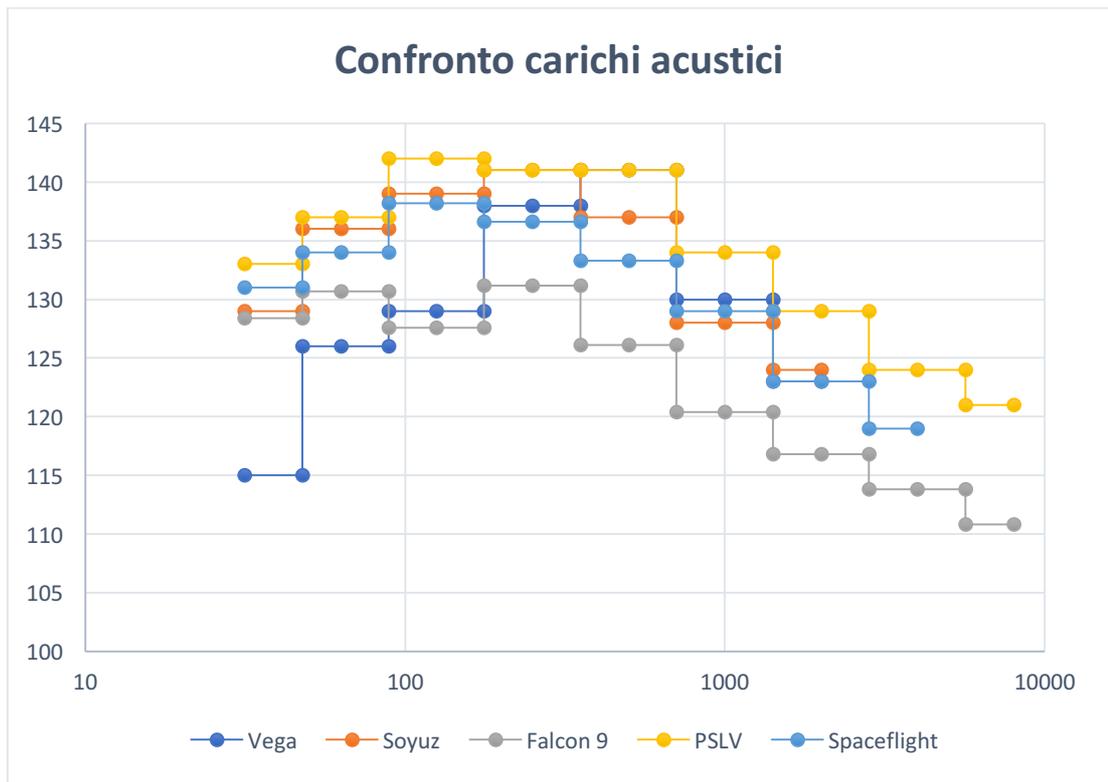


Fig. 2.6.6 Grafico generale dei carichi acustici per i diversi lanciatori.

2.7 – CARICHI SHOCK

I carichi shock sono quelli che nascono a causa di fenomeni di brevissima durata ma di alta intensità come cariche pirotecniche per la separazione degli stadi dei lanciatori.

Vega	
Frequenza (Hz)	DLL (KM x KP x KQ x Kse) [G]
100	6,6
2000	660
10000	660

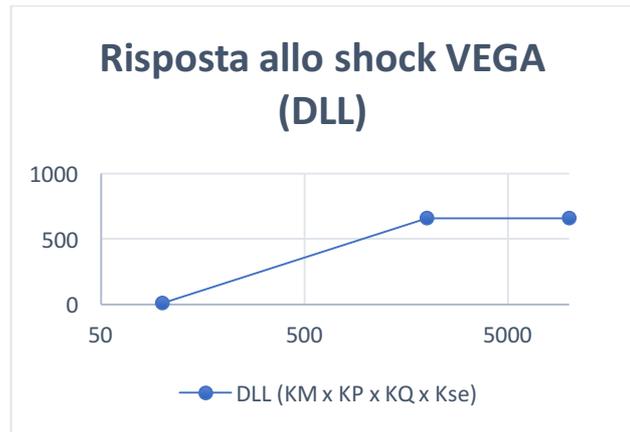


Fig. e Tab. 2.7.1 Grafico e tabella dei carichi Shock per il lanciatore Vega.

Soyuz	
Frequenza (Hz)	DLL (KM x KP x KQ x Kse) [G]
10	9,9
1000	231
2000	231
5000	132

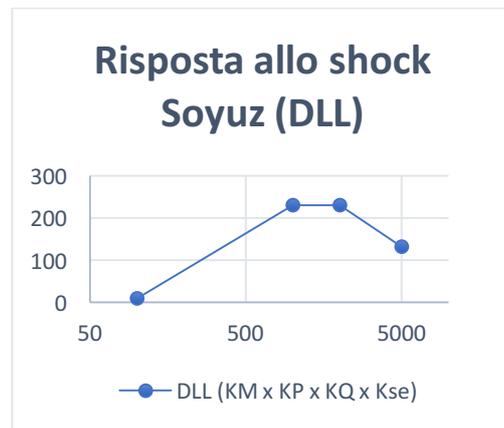


Fig. e Tab. 2.7.2 Grafico e tabella dei carichi Shock per il lanciatore Soyuz.

Falcon 9	
Frequenza (Hz)	DLL (KM x KP x KQ x Kse) [G]
100	19,8
1000	660
10000	660

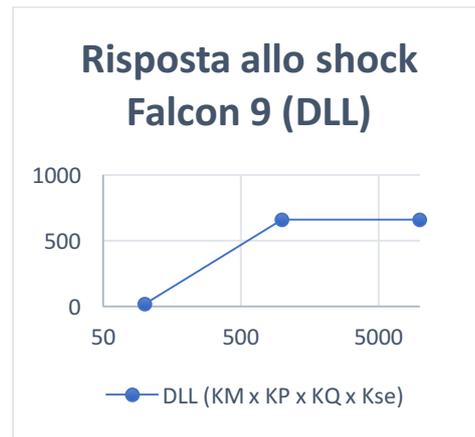


Fig. e Tab. 2.7.3 Grafico e tabella dei carichi Shock per il lanciatore Falcon 9.

PSLV	
Frequenza (Hz)	DLL (KM x KP x KQ x Kse) [G]
100	13,2
1000	660
5000	660

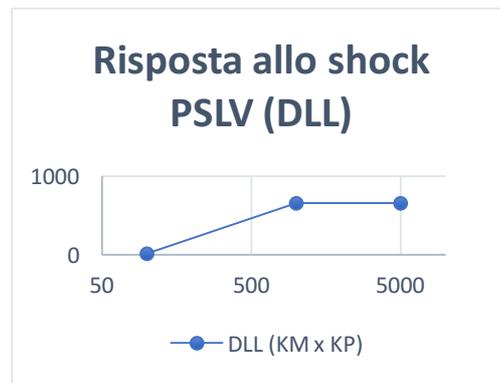


Fig. e Tab 2.7.4 Grafico e tabella dei carichi Shock per il lanciatore PSLV.

NASA-GEVS	
Frequenza (Hz)	DLL (KM x KP x KQ x Kse) [G]
100	36,96
500	185
1000	231

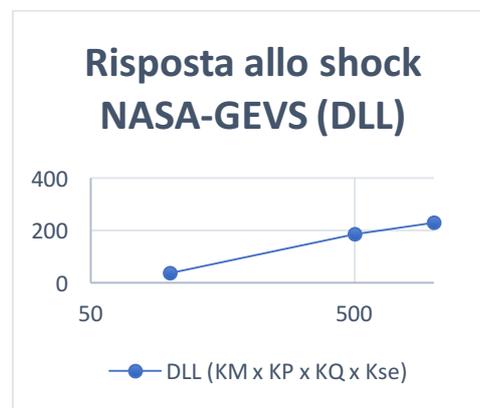


Fig. e Tab. 2.7.5 Grafico e tabella dei carichi Shock per la normativa Nasa-Gevs.

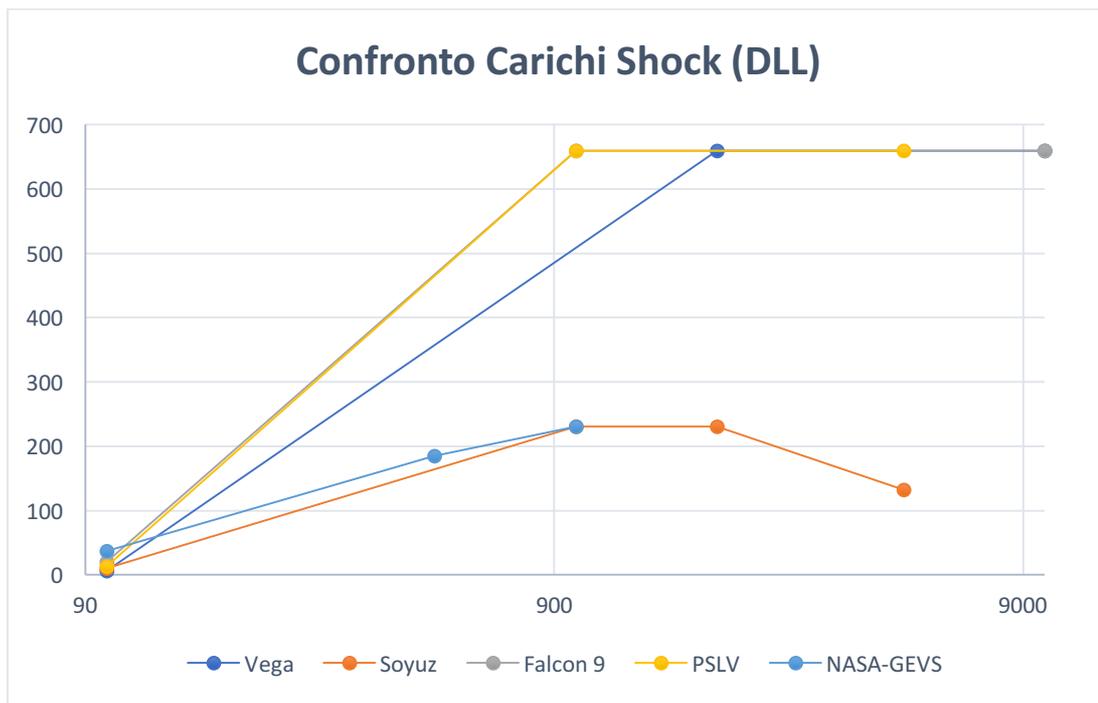
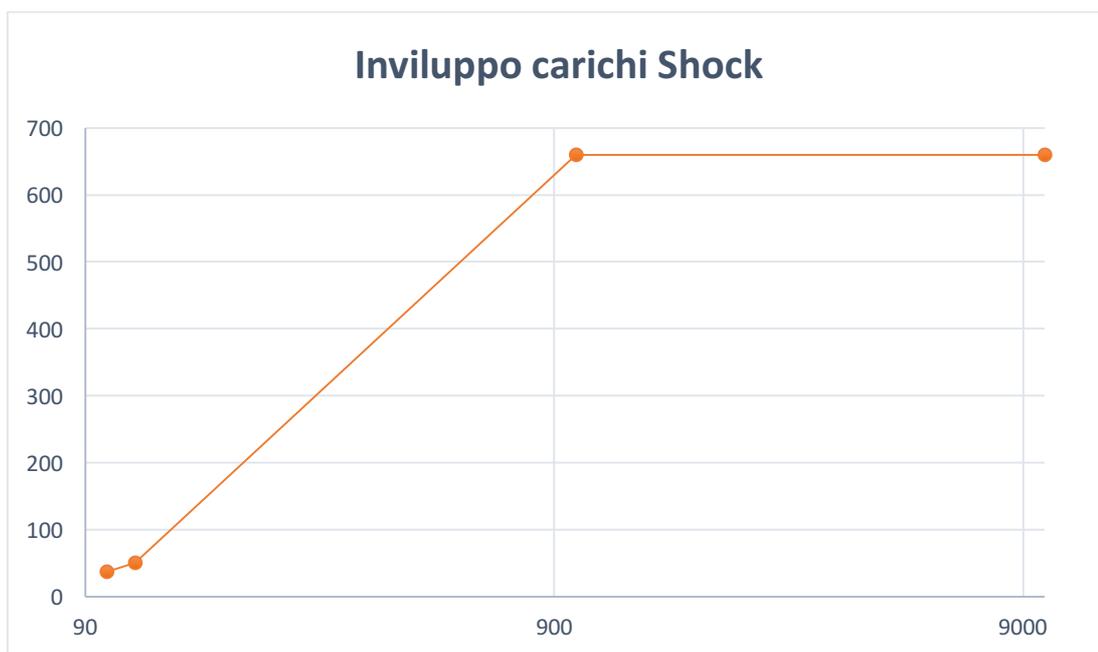


Fig. 2.7.6 Grafico generale dei carichi Shock per i diversi lanciatori.



Frequenza (Hz)	100	115	1000	10000
Accelerazione (G)	36,96	50,1	660	660

Fig. 2.7.7 e Tab. 2.7.6 Grafico dell'inviluppo dei carichi shock e tabella del relativo andamento.

Anche in questo caso l'inviluppo dei carichi Shock è necessario come input per le analisi FEM degli omonimi carichi.

2.8 FREQUENZE DI RISONANZA

L'individuazione delle frequenze di risonanza di strutture per elementi in ambito spaziale è di fondamentale importanza per evitare che si verifichino accoppiamenti con le frequenze proprie del lanciatore durante la fase di lancio. Se questo dovesse succedere le conseguenze sulla struttura potrebbero essere altamente dannose.

Lanciatore	Laterale	Longitudinale
Vega	$f \geq 15 \text{ Hz}$	$20 \text{ Hz} < f < 45 \text{ Hz}$ o $> 60 \text{ Hz}$
Soyuz	$f \geq 15 \text{ Hz}$	$f \geq 35 \text{ Hz}$
PSLV	$f > 18 \text{ Hz}$	$f > 40 \text{ Hz}$
Spaceflight	$f > 35 \text{ Hz}$	$f > 35 \text{ Hz}$

Tab 2.8.1 Tabella sulle frequenze di risonanza per i diversi lanciatori.

3 – MODELLI CAD

Come già preannunciato per il lavoro di tesi sono stati sviluppati due modelli CAD di CubeSat 6U, uno in alluminio e uno in CFRP. Entrambe le configurazioni sono state sviluppate seguendo le specifiche internazionali CubeSat per poter essere caricati senza complicazioni nei P-Pod all'interno dei lanciatori. Inoltre i modelli sono stati creati per essere compatibili con il sistema per il deorbiting dei CubeSat ARTICA (Aerodynamic Reentry Technology In CubeSat Application) progettato dagli ingegneri di NPC Spacemind.



Fig. 3.1 Modello CAD semplificato di ARTICA.

3.1 MODELLO IN ALLUMINIO

Questa configurazione è stata creata prendendo ispirazione dal CubeSat 6U Supernova di casa Pumpkin Inc., e rielaborandone la struttura per la compatibilità con ARTICA.

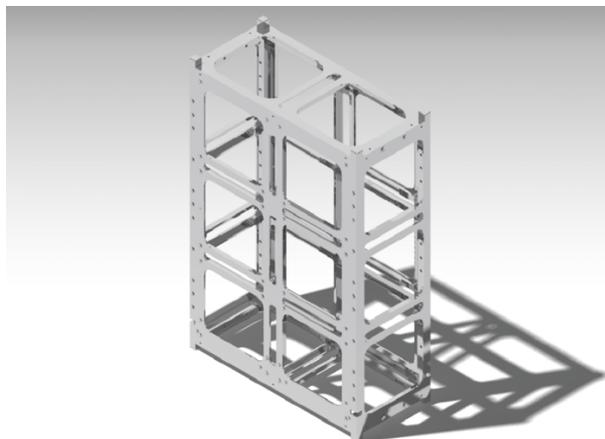


Fig. 3.1.1 Struttura CubeSat 6U in alluminio.

La struttura è composta da tre componenti differenti che si ripetono due volte all'interno dell'assieme.

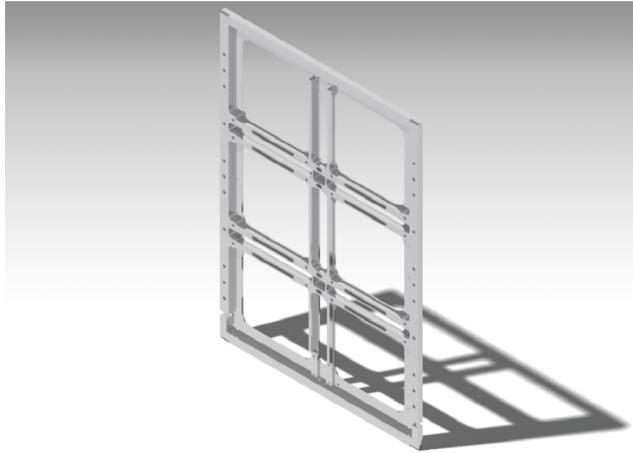


Fig. 3.1.2 Componente frontale della struttura. Il suo equivalente è posto di fronte ad esso.



Fig. 3.1.3 Componente laterale della struttura. Il suo equivalente è posto di fronte ad esso.

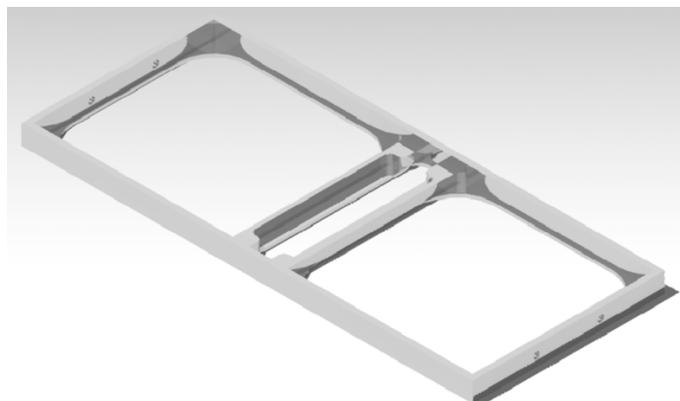


Fig. 3.1.4 Componente superiore ed inferiore della struttura del satellite.

La struttura presenta uno spessore di 1,5 mm e degli irrigidimenti lungo gli angoli e le facce dei componenti per ovvie ragioni strutturali. Come si vede dalla Fig. 2.1.4 il sistema ARTICA è installato sulla parte della struttura con due aperture (Componente inferiore della Fig. 2.1.3). In Fig. 2.1.5 è visualizzato un esempio di stack di schede in formato standard PC104. Le cornici sono state progettate per essere compatibili con la struttura del CubeSat mentre gli elementi distanziali e i circuiti sono a scopo esemplificativo.

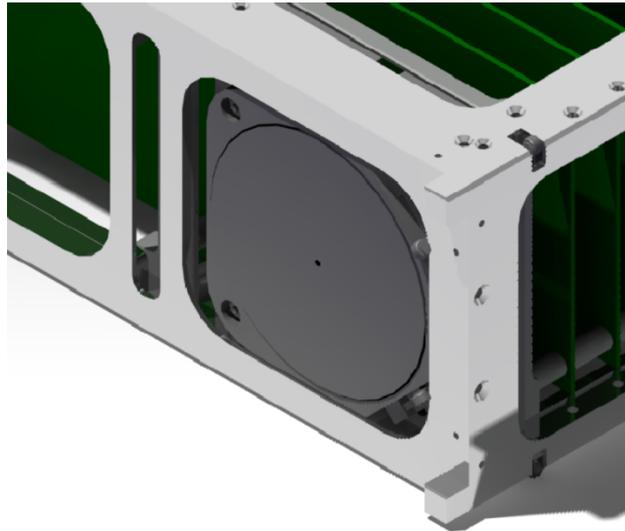


Fig. 3.1.5 ARTICA installato nella struttura del CubeSat

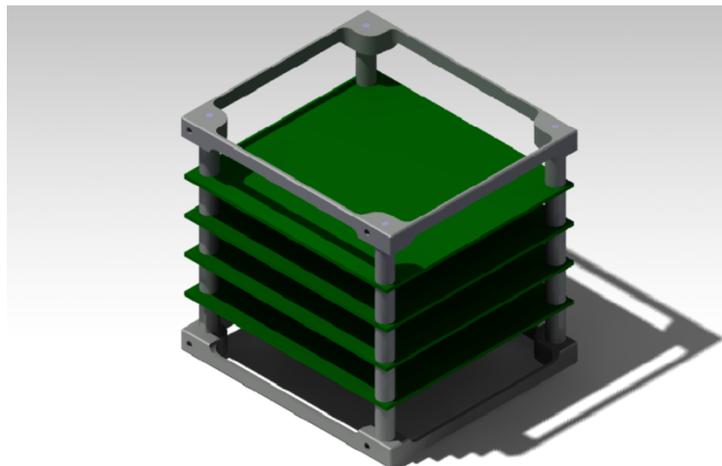


Fig. 3.1.6 Stack di schede esemplificativo in formato 1U.

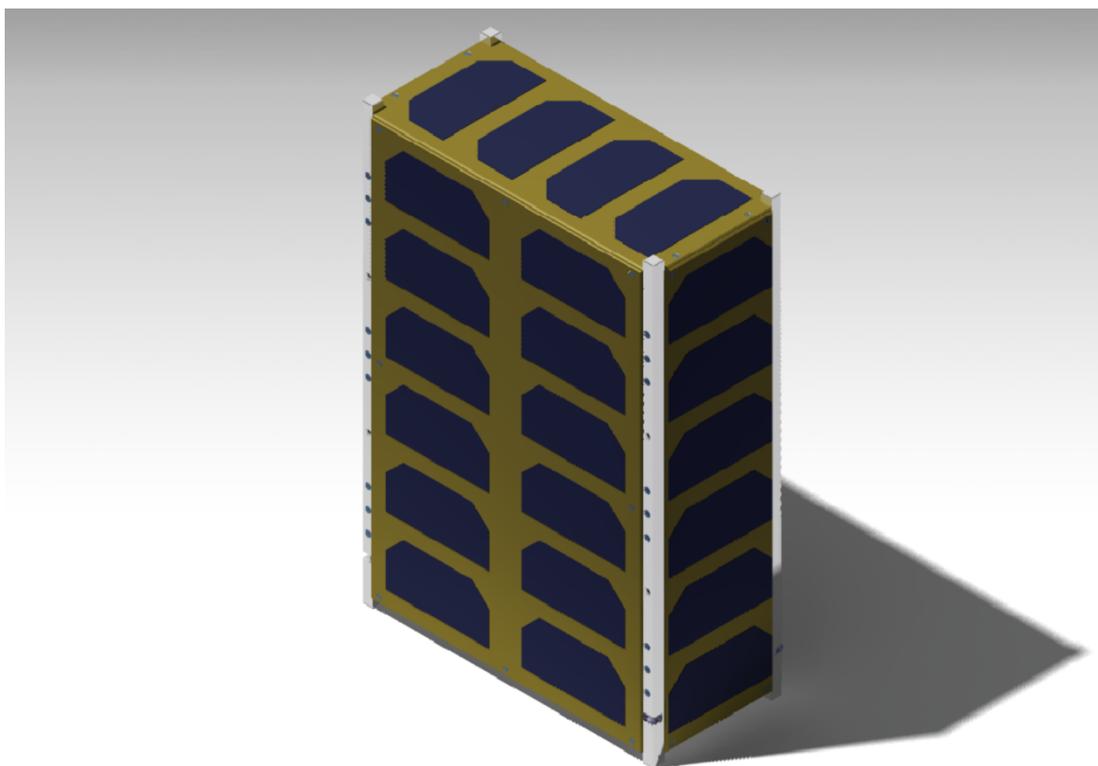


Fig. 3.1.7 CubeSat 6U in alluminio con pannelli solari esemplificativi.

Nella Fig. 2.1.5 è rappresentato l'insieme di tutti i componenti della struttura con l'aggiunta di pannelli esemplificativi montati. E' comunque possibile utilizzare dei pannelli commerciali esistenti.

3.2 – MODELLO IN CFRP

Questa versione del CubeSat 6U è stata realizzata partendo dal modello in alluminio precedentemente realizzato.

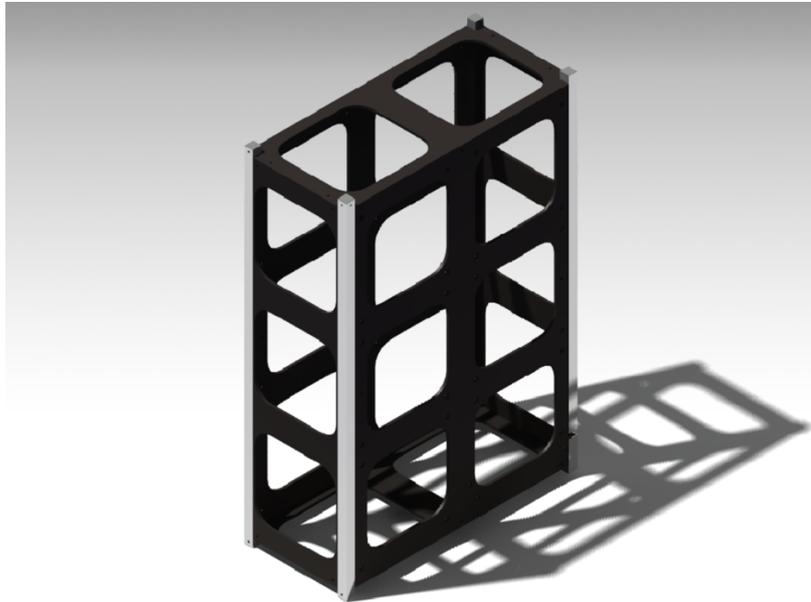


Fig. 3.2.1 Struttura CubeSat 6U in CFRP.

La struttura è composta da un body in CFRP, che comprende tutte le facce laterali, e da due pannelli, uno superiore ed uno inferiore. Si nota poi che negli angoli della struttura sono presenti delle colonnine in alluminio dello spessore di 0,5 mm necessarie per mantenere un determinato coefficiente di attrito con la struttura del P-Pod durante l'espulsione del satellite.

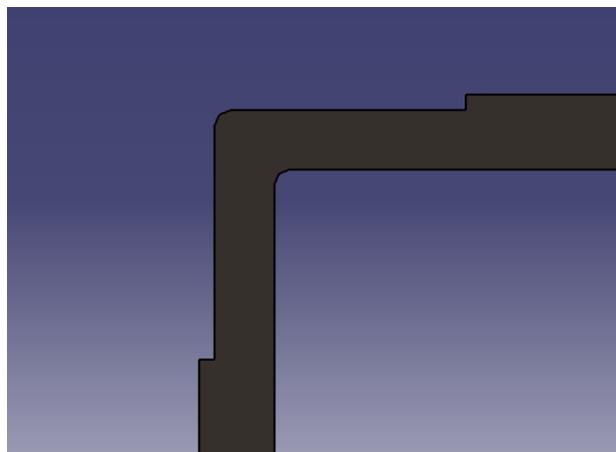


Fig. 3.2.2 Dettaglio dello scavo per la colonnina in alluminio (vista dall'alto).

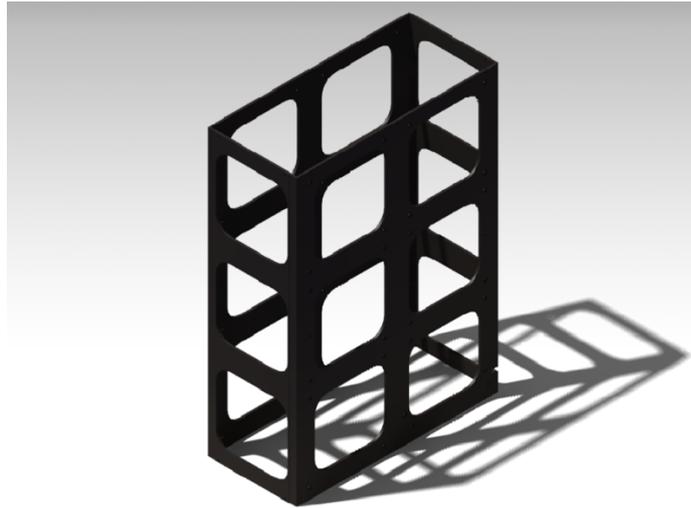


Fig. 3.2.3 Body in CFRP.

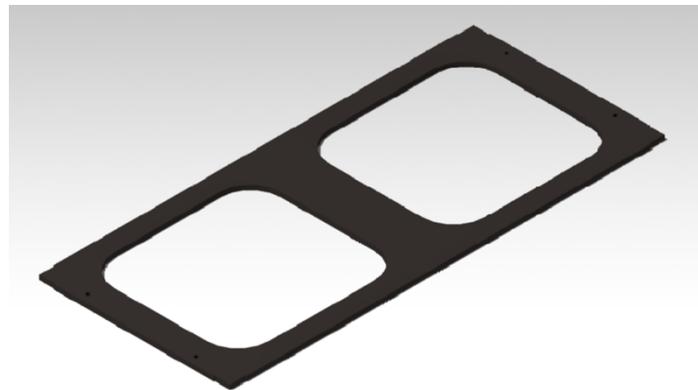


Fig. 3.2.4 Pannello superiore ed inferiore in CFRP.

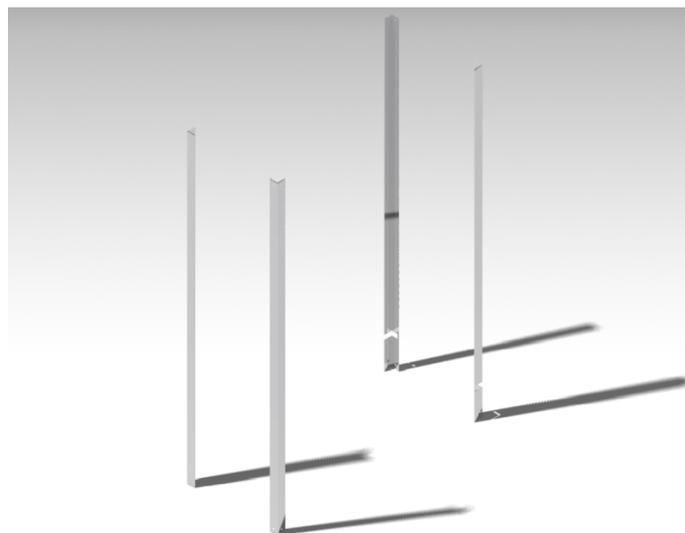


Fig. 3.2.5 Colonnine in alluminio. Le due colonnine sulla sinistra presentano un'apertura per gli interruttori del sistema ARTICA.

Il processo di realizzazione dei pannelli in fibra di carbonio è una semplice laminazione ma non si può dire lo stesso del body. Infatti quest'ultimo è prodotto andando a laminare la fibra di carbonio attorno ad un tubo d'acciaio a sezione rettangolare per poi compattarla con un sacco a vuoto dall'esterno durante il ciclo di curing. In Fig. 3.2.2 è rappresentato il dettaglio dello scavo per le colonnine nella fibra di carbonio. Quest'ultimo infatti è realizzato successivamente al ciclo di curing e non tramite laminazione. Nella Fig. 3.2.6 è rappresentata l'installazione di ARTICA similmente al modello in alluminio, mentre nella Fig. 3.2.7 è rappresentato lo stack di schede in formato PC104 con le cornici progettate appositamente per questo modello.

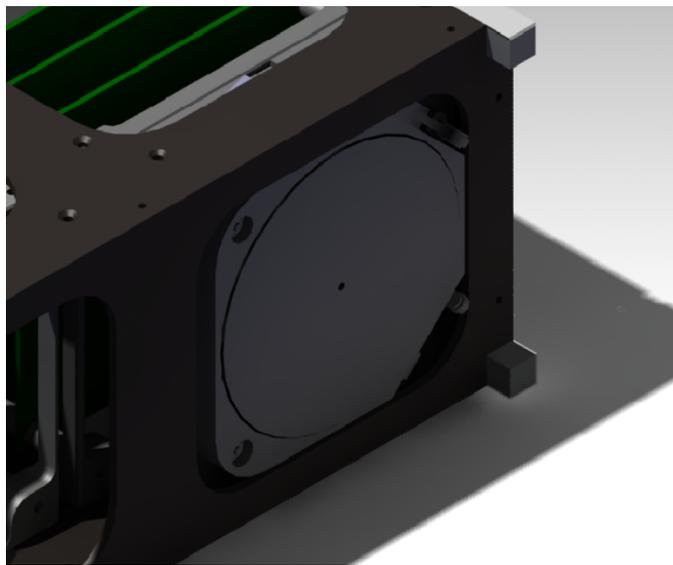


Fig. 3.2.6 Installazione di ARTICA nel modello in CFRP.

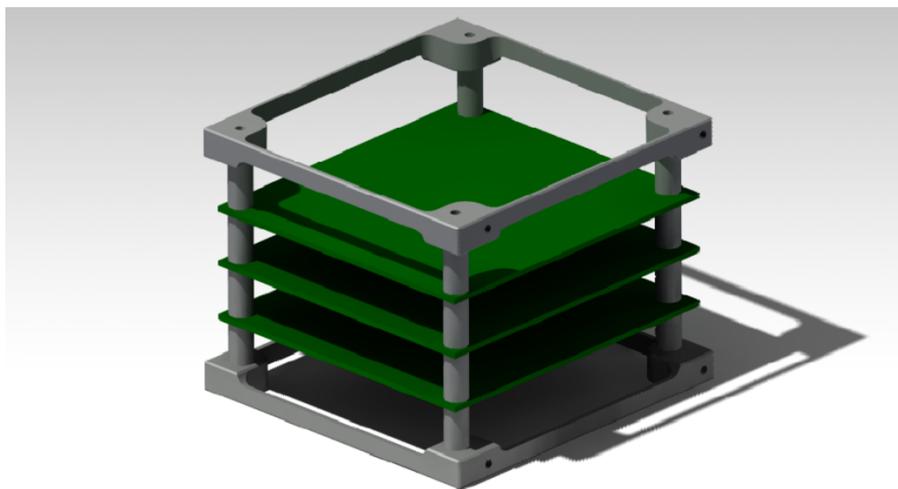


Fig. 3.2.7 Stack di schede in formato 1U per il modello in CFRP.

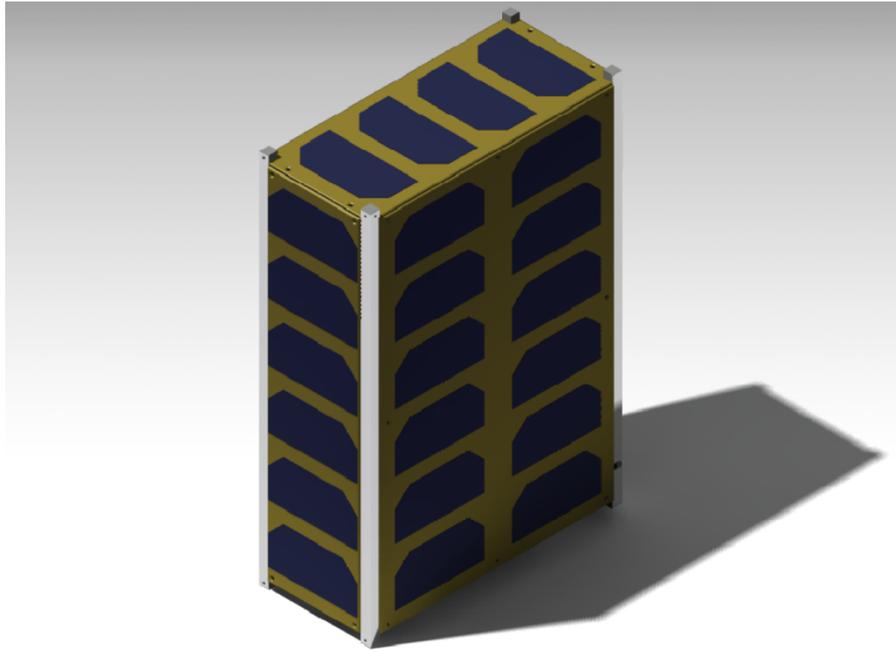


Fig. 3.2.8 CubeSat 6U in CFRP con pannelli solari esemplificativi.

Nella Fig. 3.2.8 è rappresentato il Cubesat con pannelli esemplificativi montati. Proprio come nel modello in alluminio è comunque possibile utilizzare dei pannelli commerciali esistenti. Sia la versione in alluminio che quella in CFRP sono state progettate per essere compatibili con le tab per il dispenser per CubeSat della Planetary Systems Corporation (CDS Canisterized Satellite Dispenser). Con questo sistema il satellite non è vincolato negli angoli, ma solamente nelle superfici delle tab, le quali devono scorrere all'interno del dispenser. In Fig. 3.2.9 è mostrato l'esempio della struttura in alluminio.

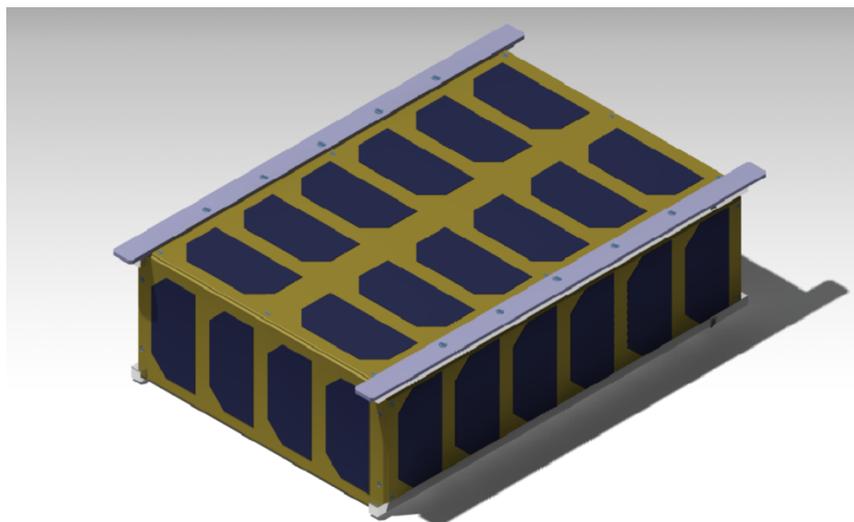


Fig. 3.2.9 CubeSat in alluminio con le tab per la compatibilità col CDS.

4 – ANALISI FEM

Il programma utilizzato per le analisi FEM è Ansys Academic. Dato il limitato numero di nodi della licenza studenti, non è stato possibile utilizzare i modelli CAD per le analisi ma sono stati preparati dei modelli semplificati. Lo stesso discorso vale per gli esempi di payload del satellite (Stack di schede), infatti non sono stati modellati tutti quanti ma solamente due e di dimensioni doppie e uno di dimensioni normali ma senza cornici. Le cornici per le schede sono state modellate creando un ibrido tra file Step creato in ambiente CAD e superfici create in ambiente Ansys. Per avere un certo grado di dettaglio per le analisi sono state modellate anche le viti per il fissaggio delle cornici.

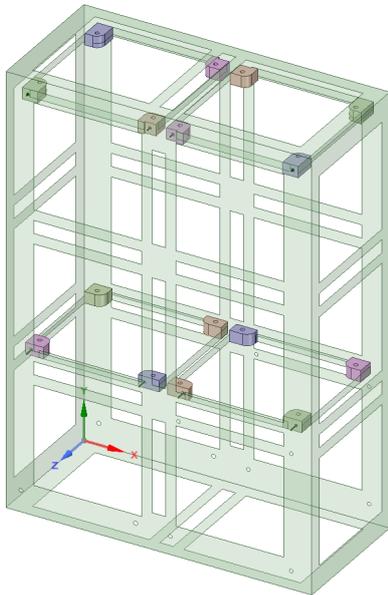


Fig. 4.1 Modello per la struttura in alluminio.

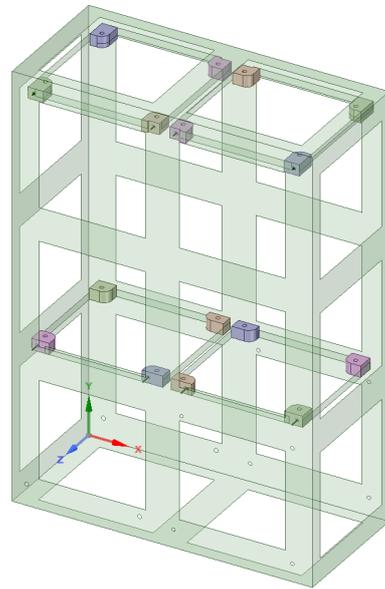


Fig. 4.2 Modello per la struttura in CFRP.

Come si nota dalle Fig. 4.1 e 4.2 le strutture, a causa della modellazione hanno perso gradi di dettaglio (irrigidimenti per la versione in alluminio e colonnine per la versione in CFRP: il loro contributo sarà modellato in modo semplificato oppure trascurato (nei casi in cui il contributo all'analisi non sia considerato rilevante). Inoltre con questo metodo si riduce la mole di calcolo e il tempo di risoluzione delle analisi. Le masse delle schede degli stack e di ARTICA sono state simulate come masse puntiformi vincolate negli stessi punti delle loro versioni reali. Di seguito verranno illustrate le analisi FEM effettuate rispettivamente sulla modellazione della struttura in alluminio e sulla struttura in carbonio per i vari carichi di cui si è già parlato precedentemente.

In Fig. 4.3 A-B-C sono rappresentate le posizioni che il satellite potrebbe avere per il montaggio sul lanciatore. In questi sistemi di riferimento si considera che l'asse longitudinale del vettore coincida con l'asse Y. Nella Fig. 4.3 A è rappresentato il posizionamento del satellite rispetto alla terna di riferimento che è stata utilizzata per le analisi. Per simulare tutte le altre posizioni, i carichi longitudinali sono stati applicati nelle diverse direzioni (sempre facendo riferimento alla terna in Fig. 4.3 A)

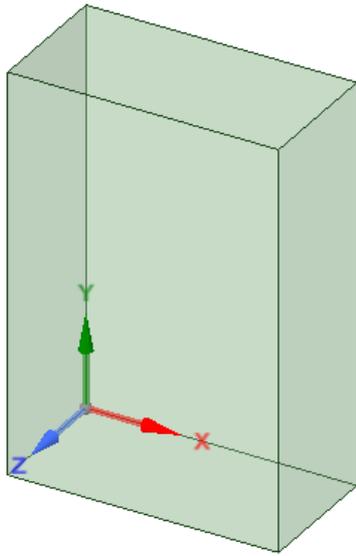


Fig. 4.3 A Posizionamento sul piano XY con base sul piano XZ.

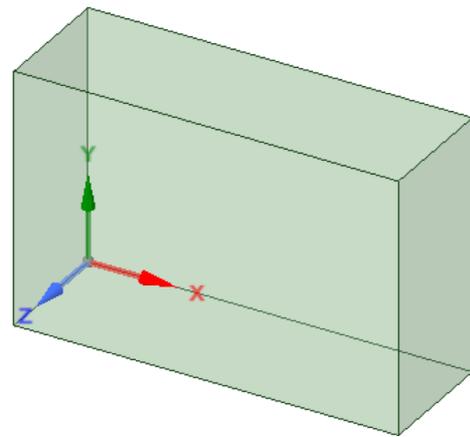


Fig. 4.3 B Posizionamento sul piano XY con base sul piano YZ.

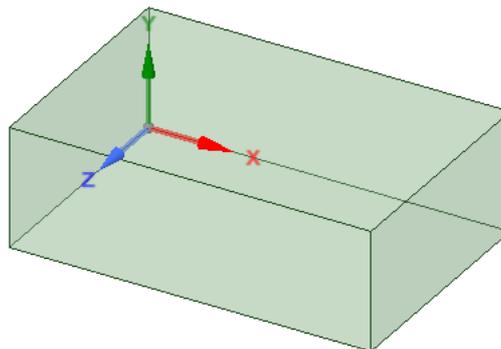


Fig. 4.3 C Posizionamento Sul piano XZ con base sul piano YZ.

4.1 – ANALISI FEM SULLA STRUTTURA IN ALLUMINIO (7075)

Per la struttura in alluminio si è deciso di utilizzare il classico alluminio aeronautico 7075 le cui proprietà sono riportate nella Tab.4.1.1

Proprietà	Valore	Unità di misura
Densità	2810	Kg/m ³
Carico a snervamento	$3,75 \times 10^8$	Pa
Carico a rottura	$4,48 \times 10^8$	Pa
Modulo di Young	70×10^9	Pa
Modulo di Poisson	0,3	-

Tab. 4.1.1 Proprietà principali dell'alluminio 7075.

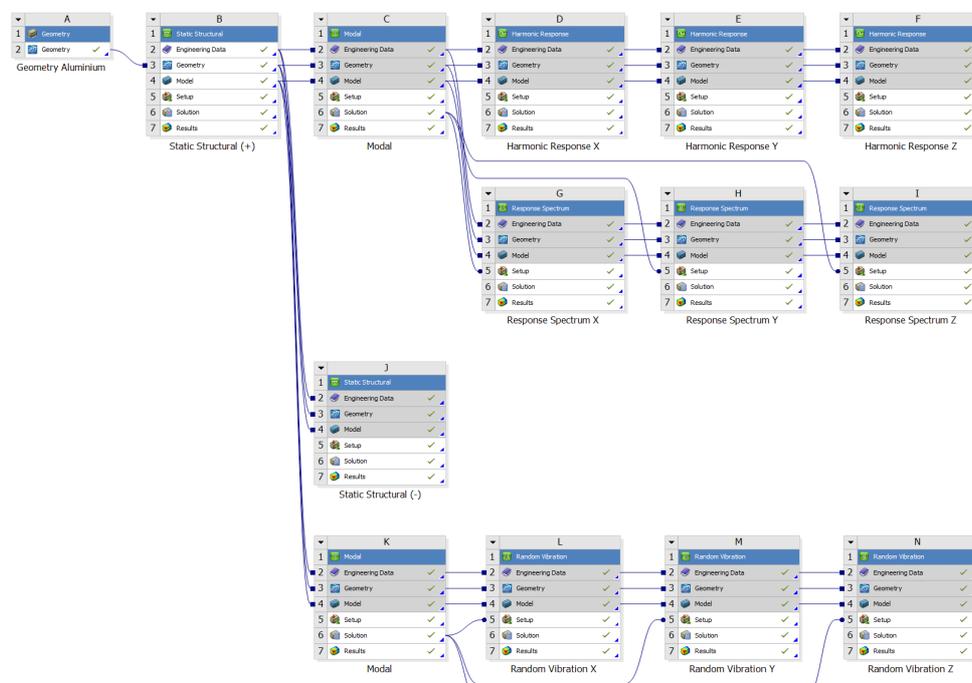


Fig. 4.1.1 Schema delle analisi effettuate per la configurazione in alluminio

Si nota dalla Fig. 4.1.1 che sono state effettuate solamente due analisi quasi-statiche (uno con tutti i carichi positivi e una con tutti i carichi negativi) perché il valore assoluto dei carichi è lo stesso per ogni direzione e la modellazione semplificata del CubeSat presenta delle simmetrie. Come analisi di primo tentativo si è partiti con uno spessore delle pareti di 1,5 mm, spessore generalmente usato dalla maggior parte delle case produttrici. Alla fine del processo iterativo si è giunti ad uno spessore di 2,5 mm. Nonostante nel modello CAD lo spessore sia diverso da quello utilizzato nelle analisi, è comunque un'approssimazione lecita perché nella modellazione per le analisi non si è tenuto conto degli irrigidimenti. Si è per questo deciso di aumentare lo spessore

facendo in modo che complessivamente la massa della struttura semplificata modellata in Ansys si avvicinasse a quella del modello CAD fino ad avere dei margini di sicurezza positivi. La massa raggiunta alla fine con lo spessore di 2,5 mm è di 0,699 kg. Le analisi illustrate di seguito sono state effettuate con quest'ultimo spessore.

4.1.1 - Static Structural (+) (QSL)

Il carico utilizzato in questa analisi è l'accelerazione massima ricavata dalle tabelle dei carichi dei lanciatori (14,071g) applicata contemporaneamente in tutte e tre le direzioni della terna di riferimento. Si nota dalle immagini che la deformazione massima si ha verso il centro della parte più grande del CubeSat e lo stress più alto sull'angolo di una cornice pe lo stack di schede.

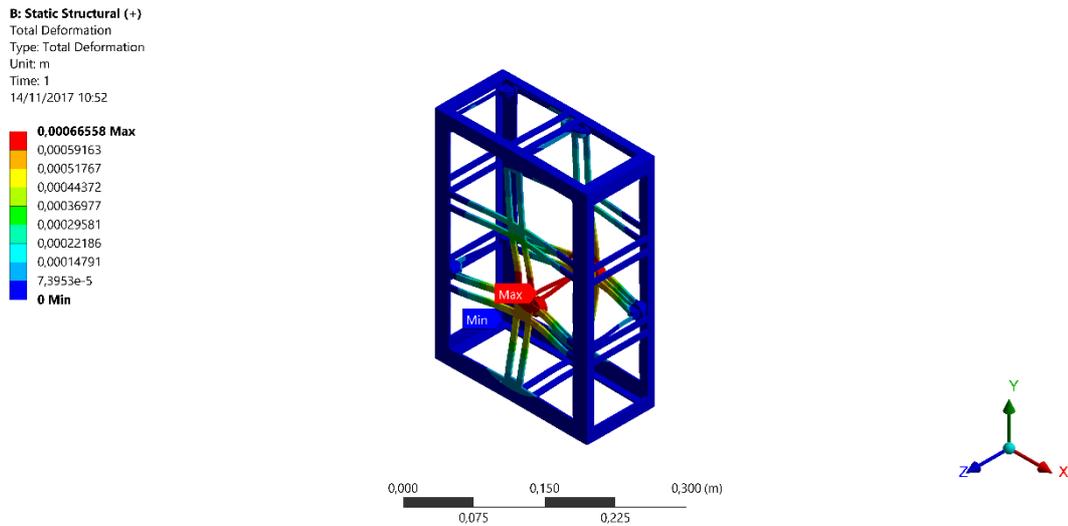


Fig. 4.1.1.1 Deformazioni della struttura completa per analisi QSL (+).

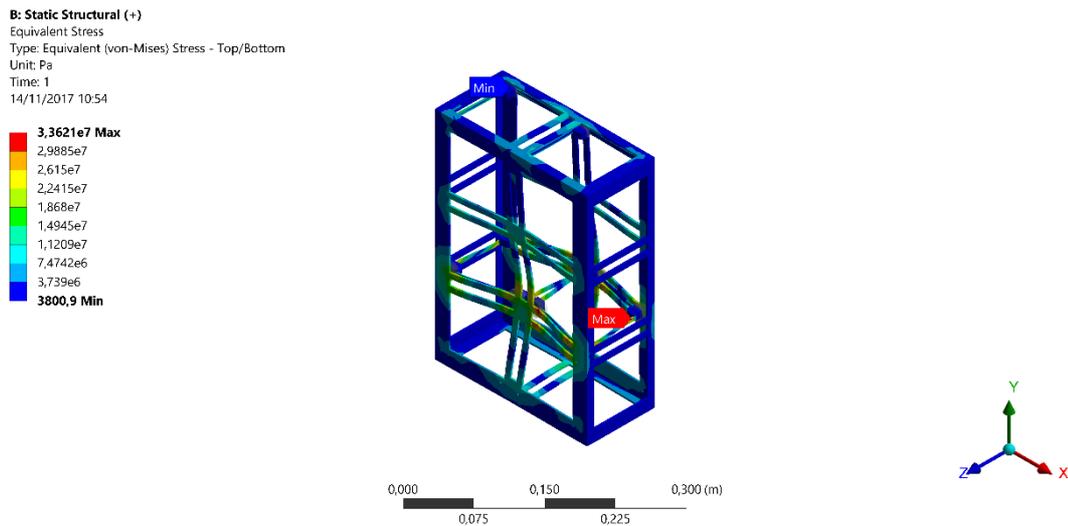


Fig. 4.1.1.2 Stress equivalenti (Von Mises) della struttura completa per analisi QSL (+).

4.1.2 - Static Structural (-) (QSL)

Il carico per quest'analisi è anch'esso il massimo assoluto ricavato dalle tabelle, ma in questo caso ha segno inverso in ogni direzione. Come ci si poteva aspettare i valori e le posizioni in cui si hanno deformazioni e stress massimi sono gli stessi per ragioni di simmetria della struttura.

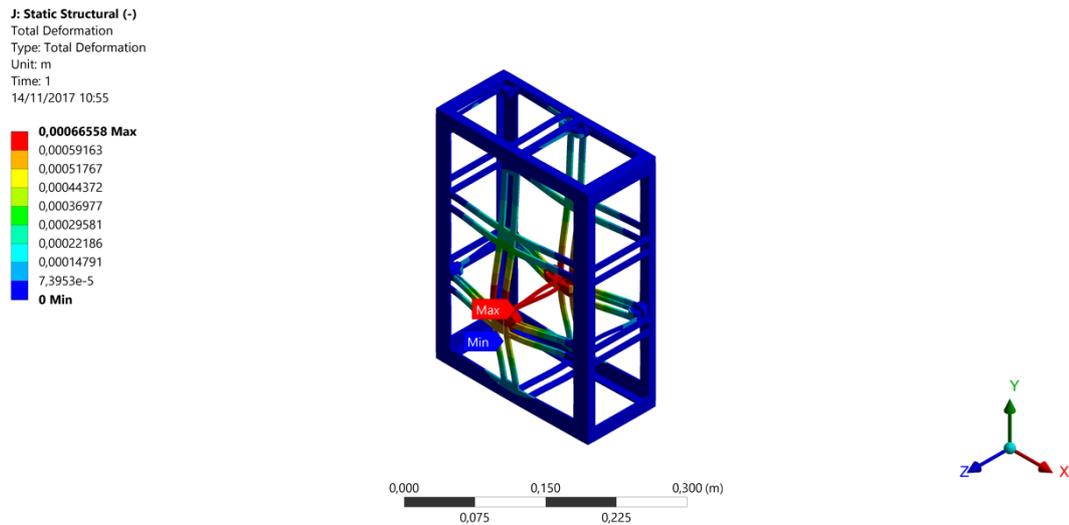


Fig.4.1.2.1 Deformazioni della struttura completa per analisi QSL (-).

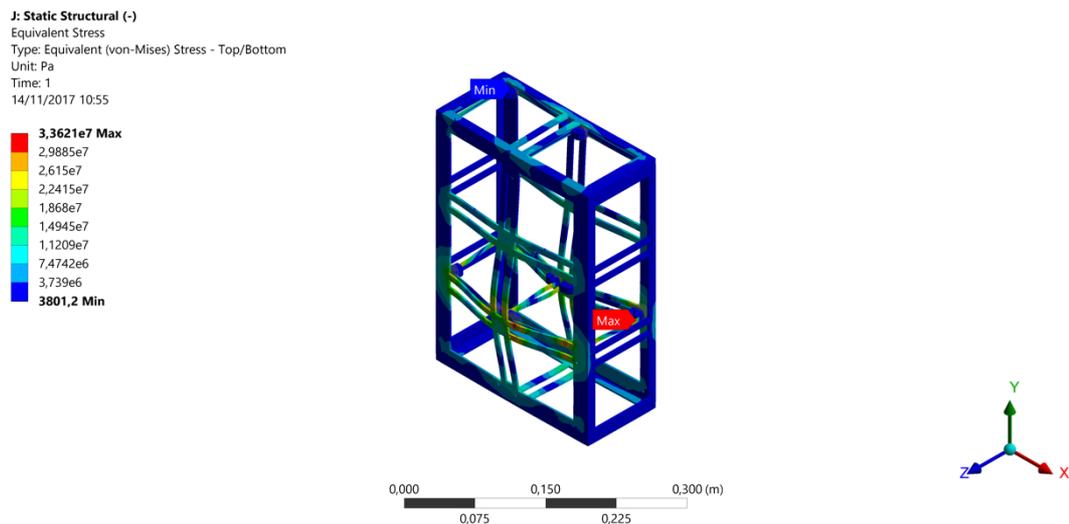


Fig. 4.1.2.2 Stress equivalenti (Von Mises) della struttura completa per analisi QSL (-).

4.1.3 - Analisi Modale

Per l'analisi modale non sono stati necessari input. La struttura, tramite la sua forma e per le sue caratteristiche in termini di rigidità, ha per sua natura dei valori di frequenza di risonanza che potrebbero portarla ad amplificare le sollecitazioni in modo dannoso. Dalla Tab. 2.8.1 del capitolo sui carichi dei lanciatori si vede che le frequenze proprie del satellite sono rispettano i requisiti definiti dai diversi valori dei lanciatori.

Modi	Frequenza
I	114,6 Hz
II	302,66 Hz
III	340,78 Hz

Tab. 4.1.3.1 Valori delle frequenze di risonanza per la struttura completa.

Lanciatore	Laterale	Longitudinale
Vega	$f \geq 15$ Hz	$20 \text{ Hz} < f < 45 \text{ Hz}$ o > 60 Hz
Soyuz	$f \geq 15$ Hz	$f \geq 35$ Hz
PSLV	$f > 18$ Hz	$f > 40$ Hz
Spaceflight	$f > 35$ Hz	$f > 35$ Hz

Tab 2.8.1 Tabella sulle frequenze di risonanza per i diversi lanciatori.

4.1.4 - Harmonic Response (Sine) – Direzione Z

Si è deciso di riportare esclusivamente le analisi in direzione Z perché sono le uniche significative per quanto riguarda i risultati. L'input dell'analisi è l'involuppo dei carichi Sine. Gli stress e le deformazioni sono ubicati nella parte centrale del satellite e sulla cornice. Viene anche riportato l'andamento delle accelerazioni delle masse concentrate delle schede e di ARTICA: tali grafici permettono di osservare l'amplificazione dinamica.

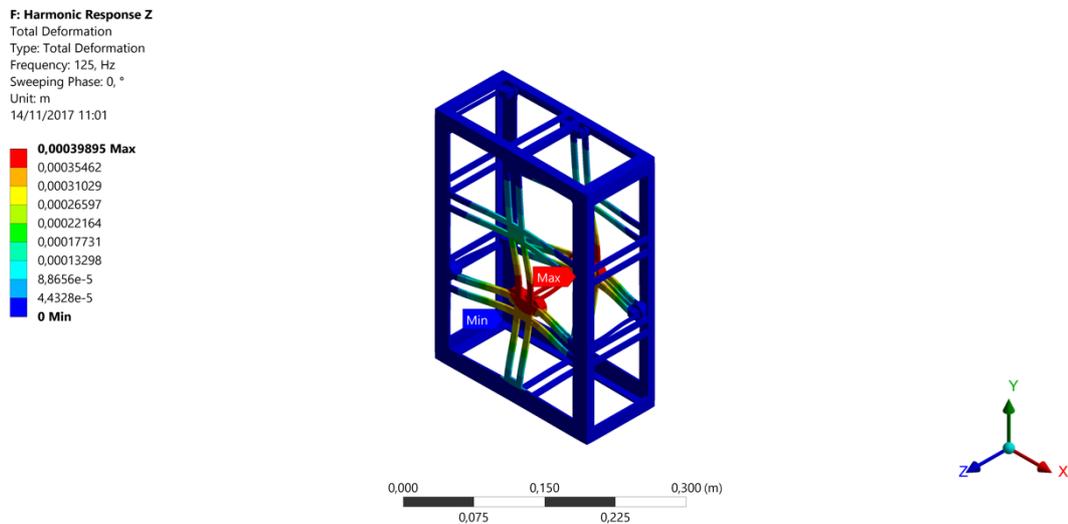


Fig. 4.1.4.1 Deformazioni della struttura completa per carichi Sine in direzione Z.

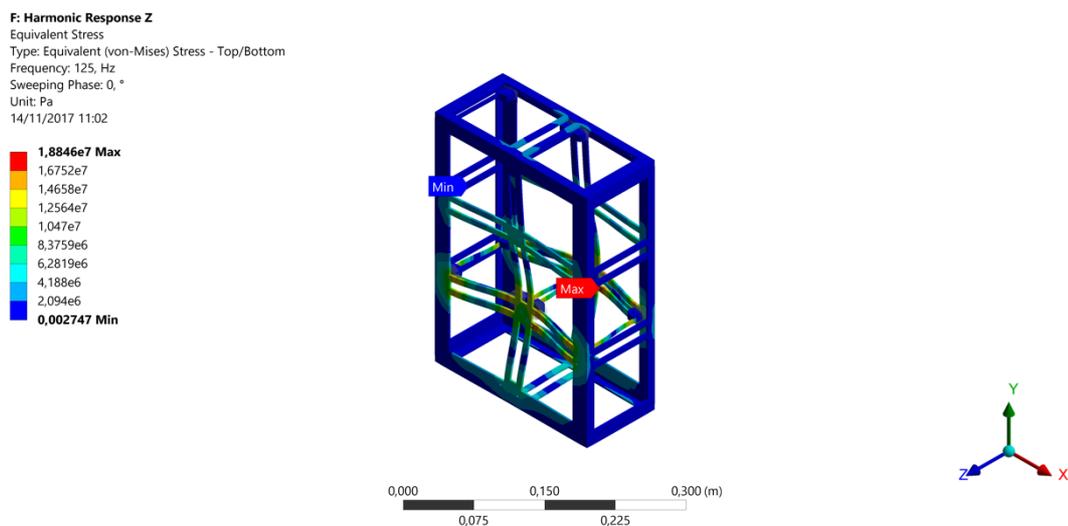


Fig. 4.1.4.3 Stress equivalenti (Von Mises) della struttura completa per carichi Sine in direzione Z.

Schede	
Frequency [Hz]	Amplitude [m/s _²]
42,333	4,93E+00
83,667	3,22E+01
125	6,58E+01

Tab. 4.1.4.1 Andamento accelerazioni delle schede.

ARTICA	
Frequency [Hz]	Amplitude [m/s _²]
42,333	8,22E-01
83,667	5,37E+00
125	1,10E+01

Tab. 4.1.4. Andamento accelerazioni di ARTICA.

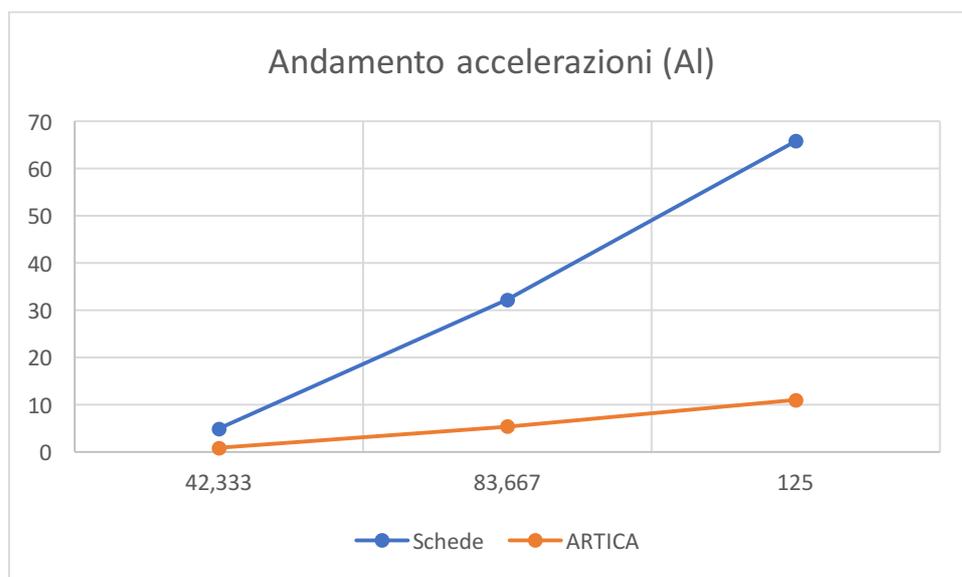


Fig. 4.1.4.3 Grafico generale delle accelerazioni delle schede e di ARTICA.

4.1.5 - Random Vibration – Direzione X

Per i risultati dell'analisi Random è stata adottata la logica "3Sigma", ovvero il programma moltiplica automaticamente il massimo valore $G(rsm)$ (Root Mean Square) tra tutti i lanciatori per 3 per tenere conto di eventuali picchi, ottenendo così una copertura del 99,73% dei casi possibili. In questa analisi si ha la massima deformazione in un lato della cornice per le schede e il massimo stress nell'angolo.

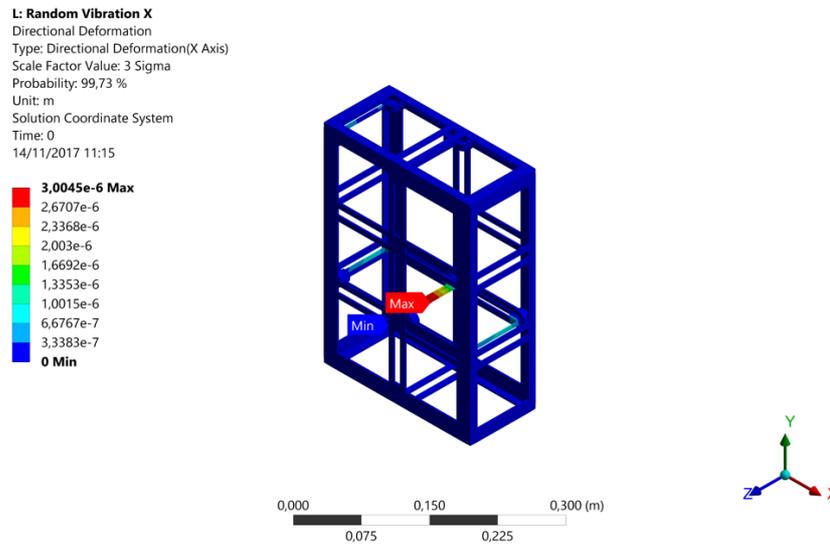


Fig. 4.1.5.1 Deformazioni della struttura completa per carichi Random in direzione X.

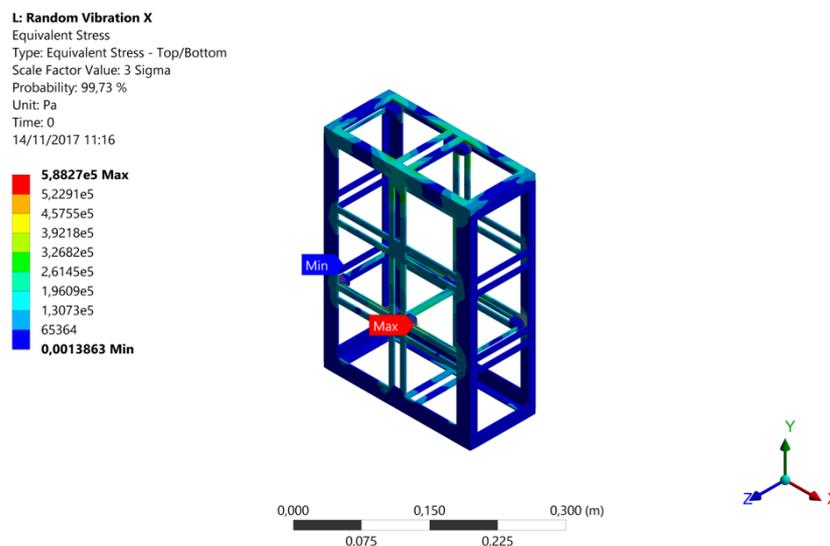


Fig. 4.1.5.2 Stress equivalenti (Von Mises) della struttura completa per carichi Random in direzione X.

4.1.6 - Random Vibration – Direzione Y

Anche in questo caso è stata adottata la logica “3Sigma”. Rispetto ai valori raggiunti per deformazioni e stress in direzione X la direzione Y ha valori più alti che cominciano ad essere dello stesso ordine di grandezza della tensione di snervamento dell’alluminio 7075. La massima deformazione si ha in un lato della cornice mentre lo stress massimo si trova nell’angolo.

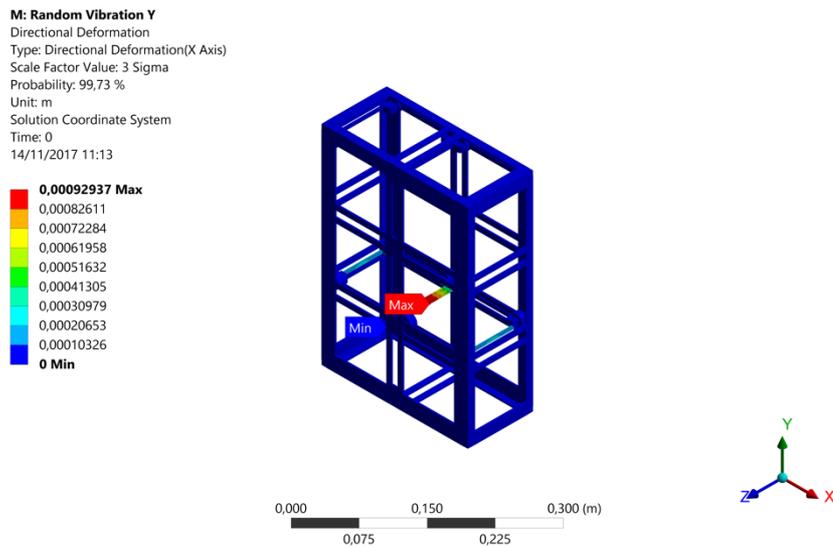


Fig. 4.1.6.1 Deformazioni della struttura completa per carichi Random in direzione Y.

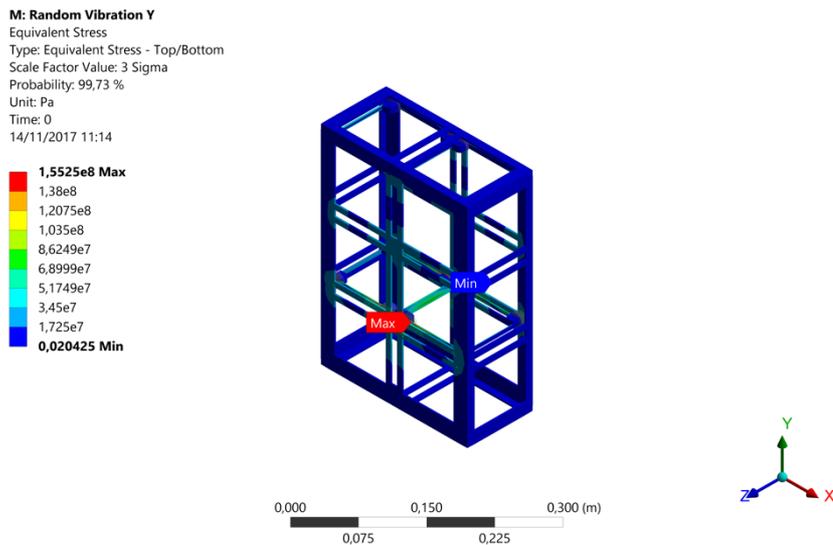


Fig. 4.1.6.2 Stress equivalenti (Von Mises) della struttura completa per carichi Random in direzione Y.

4.1.7 - Random Vibration – Direzione Z

Come per i carichi Sine visti in precedenza si nota dai valori raggiunti che anche in questa tipologia di analisi la direzione Z è quella maggiormente sollecitata, raggiungendo i valori di stress più alti visti finora. Nonostante questo siamo al di sotto del carico di snervamento del materiale: i margini di sicurezza saranno riassunti in Tab. 4.1.11.2. In questo caso le deformazioni maggiori si hanno sui lati delle cornici, mentre il valore massimo di carico si ha nella parte della struttura del satellite dove sono fissate le viti delle cornici.

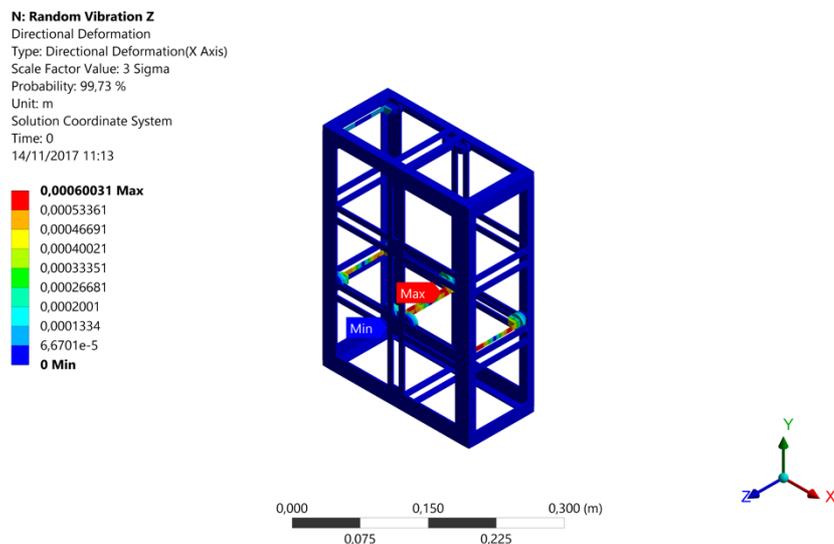


Fig. 4.1.7.1 Deformazioni della struttura completa per carichi Random in direzione Z.

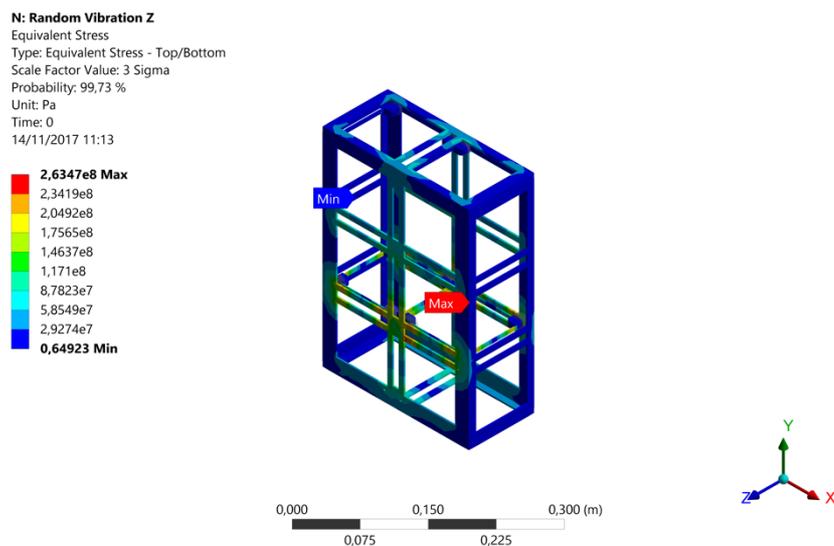


Fig. 4.1.7.2 Stress equivalenti (Von Mises) della struttura completa per carichi Random in direzione Z.

4.1.8 - Response Spectrum (Shock) – Direzione X

Anche per i carichi Shock l'input per le analisi è l'involuppo dei carichi massimi tra i diversi lanciatori. Come ci si aspettava i valori di stress sono abbastanza alti (per natura dei carichi Shock), e il massimo si viene a trovare nell'angolo della cornice di fissaggio delle schede. La massima deformazione si ha invece verso il centro della struttura del satellite.

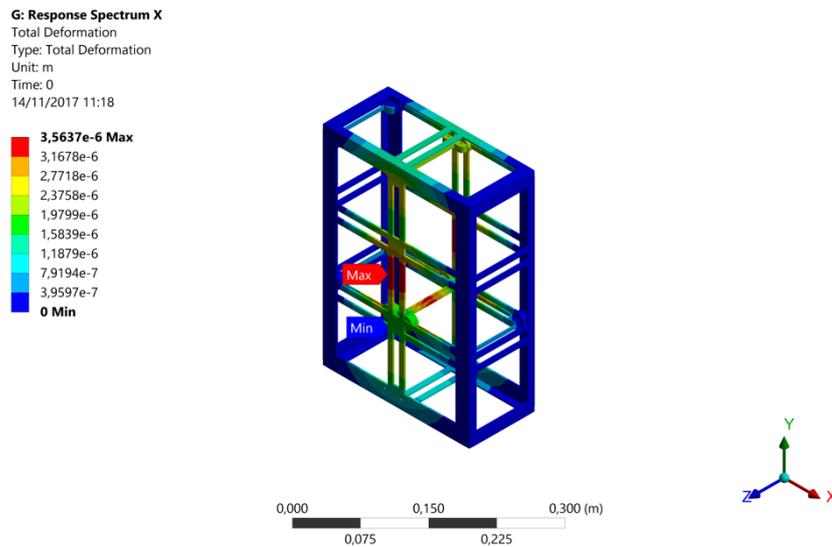


Fig. 4.1.8.1 Deformazioni della struttura completa per carichi Shock in direzione X.

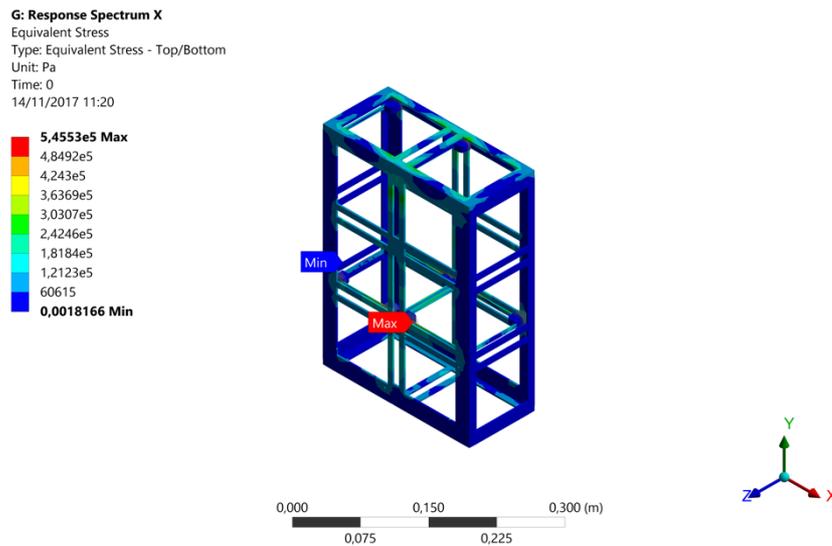


Fig. 4.1.8.2 Stress equivalenti (Von Mises) della struttura completa per carichi Shock in direzione X.

4.1.9 - Response Spectrum (Shock) – Direzione Y

L'input dell'analisi è anche in questo caso l'involuppo dei carichi massimi. Si nota che in direzione Y si raggiungono stress e deformazioni maggiori rispetto alla direzione X. Il massimo scostamento si trova sui lati centrali delle cornici delle schede, mentre il carico massimo si trova nell'angolo della cornice nella zona di fissaggio alla struttura.

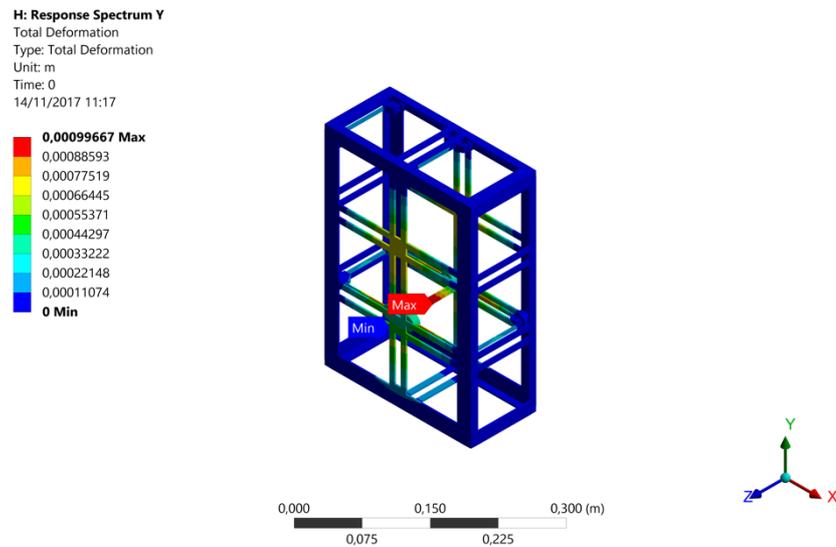


Fig. 4.1.9.1 Deformazioni della struttura completa per carichi Shock in direzione Y.

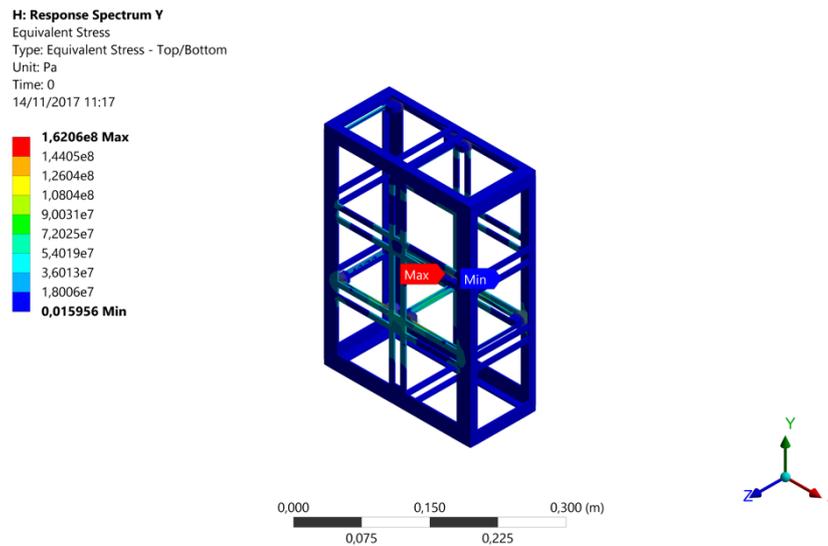


Fig. 4.1.9.2 Stress equivalenti (Von Mises) della struttura completa per carichi Shock in direzione Y.

4.1.10 - Response Spectrum (Shock) – Direzione Z

Si nota che anche in questo caso i valori di carico raggiunti sono dello stesso ordine di grandezza del carico di snervamento del materiale ma non superiori. Il valore massimo di deformazione si ha nei lati centrali delle cornici, mentre il massimo carico si ha in corrispondenza di fori di fissaggio dello stack di schede.

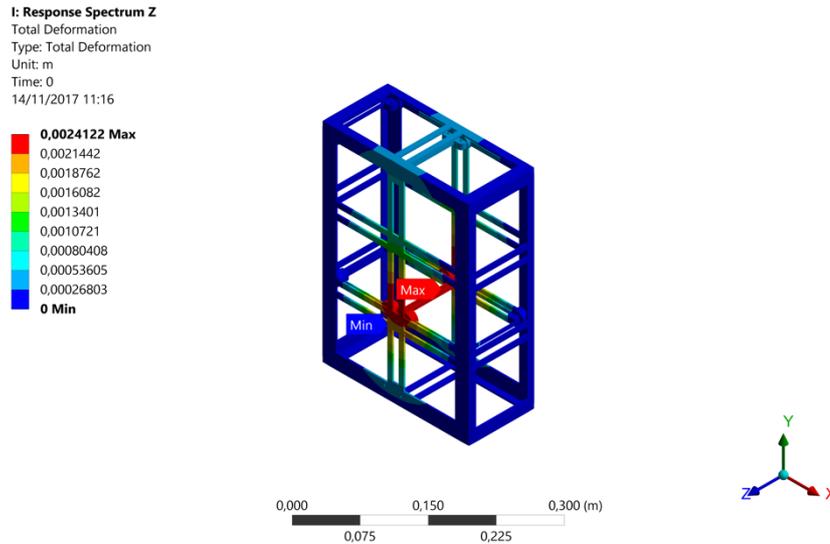


Fig. 4.1.10.1 Deformazioni della struttura completa per carichi Shock in direzione Z.

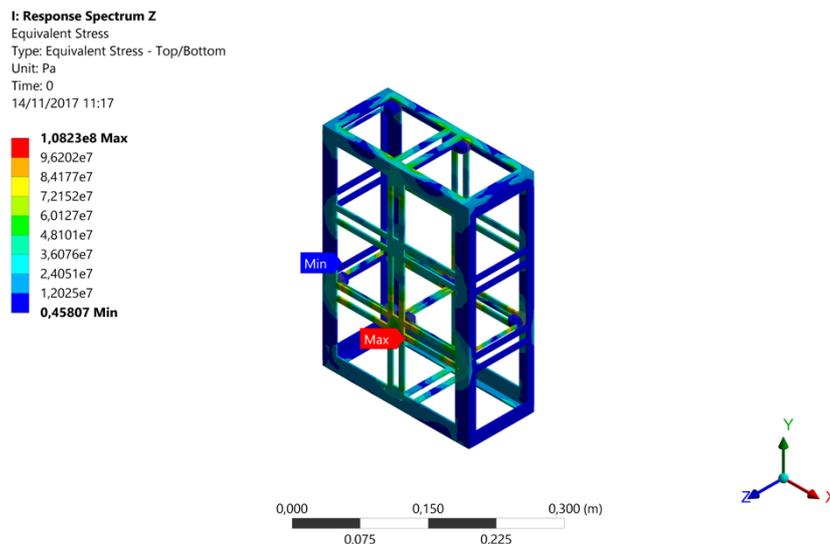


Fig. 4.1.10.2 Stress equivalenti (Von Mises) della struttura completa per carichi Shock in direzione Z.

4.1.11 - Margini di Sicurezza per la struttura in alluminio

Nel seguito sono stati calcolati i margini di sicurezza considerando le tensioni ottenute per le diverse condizioni di carico analizzate: sono stati calcolati i margini di sicurezza per snervamento (MoSY) e per rottura (MoSU) tramite le seguenti formule:

$$MoSY = \frac{\text{Carico di snervamento}}{\text{Carico effettivo} \cdot FoSY} - 1$$

$$MoSU = \frac{\text{Carico di rottura}}{\text{Carico effettivo} \cdot FoSU} - 1$$

Entrambi i coefficienti dovranno essere maggiori di zero per poter assicurare la resistenza della struttura. Per ogni tipologia di carico sono stati utilizzati gli stessi valori di FoSY (Factor of Safety Yield) e FoSU (Factor of Safety Ultimate) riportati nella tabella seguente:

Alluminio 7075	
FoSY	1,1
FoSU	1,25
Carico di snervamento (Yield)	3,75E+08
Carico di rottura (Ultimate)	4,48E+08

Tab. 4.1.11.1 Fattori di sicurezza e carichi limite per l'alluminio
7075

In ogni caso i margini di sicurezza sono positivi, per questo motivo la struttura si può dire verificata per i carichi ricavati dalle tabelle dei diversi lanciatori. Si nota comunque che alcuni margini sono molto alti, il che indica che siamo molto lontani da pericoli di snervamento o rottura, mentre altri sono decisamente più bassi. Si fa notare che per i margini dei carichi Sine si sono utilizzate solamente le analisi in direzione Z perché per le altre direzioni le tensioni calcolate sono trascurabili. Si ricorda che la massa della struttura è di 0,699 kg con uno spessore delle pareti di 2,5 mm (modello Ansys).

QSL			
Elemento	Tensione (Pa)	MoSY	MoSU
Struttura (+)	3,31E+07	9,30	9,82
Cornici (+)	3,36E+07	9,14	9,66
Struttura (-)	3,31E+07	9,30	9,82
Cornici (-)	3,36E+07	9,14	9,66

Shock			
Elemento	Tensione (Pa)	MoSY	MoSU
X			
Struttura	3,14E+05	1083,21	1138,84
Cornici	5,37E+05	633,77	666,34
Y			
Struttura	6,23E+07	4,47	4,75
Cornici	1,62E+08	1,10	1,21
Z			
Struttura	1,08E+08	2,15	2,31
Cornici	9,50E+07	2,59	2,77

Random			
Elemento	Tensione (Pa)	MoSY	MoSU
X			
Struttura	3,12E+05	1091,20	1147,24
Cornici	5,83E+05	584,25	614,28
Y			
Struttura	6,53E+07	4,22	4,49
Cornici	1,55E+08	1,20	1,32
Z			
Struttura	2,63E+08	0,29	0,36
Cornici	2,10E+08	0,62	0,71

Sine			
Elemento	Tensione (Pa)	MoSY	MoSU
Z			
Struttura	1,88E+07	17,09	18,02
Cornici	1,51E+07	21,52	22,68

Tab. 4.1.11.2 Tabella riassuntiva dei carichi maggiori per la struttura in alluminio con i margini di sicurezza calcolati.

4.2 – ANALISI FEM SULLA STRUTTURA IN CFRP

Proprietà	Valore	Unità di misura
Densità	1750	Kg/m ³
Modulo elastico	130000	MPa
Tensione limite in X	2231	MPa
Tensione limite in Y	19	MPa
Tensione limite in Z	19	MPa
Limite in compressione in X	-1082	MPa
Limite in compressione in Y	100	MPa
Limite in compressione in Z	100	MPa
Stress di taglio XY	60	MPa
Stress di taglio YZ	32	MPa
Stress di taglio XZ	60	MPa

Tab. 4.2.1 Tabella delle proprietà dell'Epoxy Carbon UD Prepreg (fonte Ansys Academic)

Per le analisi FEM sul modello in CFRP si è deciso di utilizzare l'Epoxy Carbon UD Prepreg, presente nella libreria di Ansys.

Le analisi effettuate sul modello in CFRP sono identiche a quelle sul modello in alluminio 7075. C'è però una differenza sostanziale per quanto riguarda i risultati in output dalle analisi: la fibra di carbonio è un materiale anisotropo e per questa ragione non può essere studiata come un materiale isotropo come l'alluminio. Quindi nella parte successiva alle analisi sono stati calcolati dei Margini di Sicurezza tramite degli Indici di Failure ottenuti con la teoria di Tsai-Wu per i materiali compositi, i quali dovranno essere necessariamente minori di uno per evitare il fallimento della struttura). Per trovare questi indici è stato necessario utilizzare le funzioni di Pre e Post-processing di Ansys. Più precisamente nella parte di Pre-Processing è stata modellata la struttura andando a definire il numero di ply di fibre di carbonio, il loro spessore e il loro orientamento. Nella parte di post, invece, si sono ottenuti automaticamente gli indici di failure di Tsai-Wu per calcolare i margini di sicurezza.

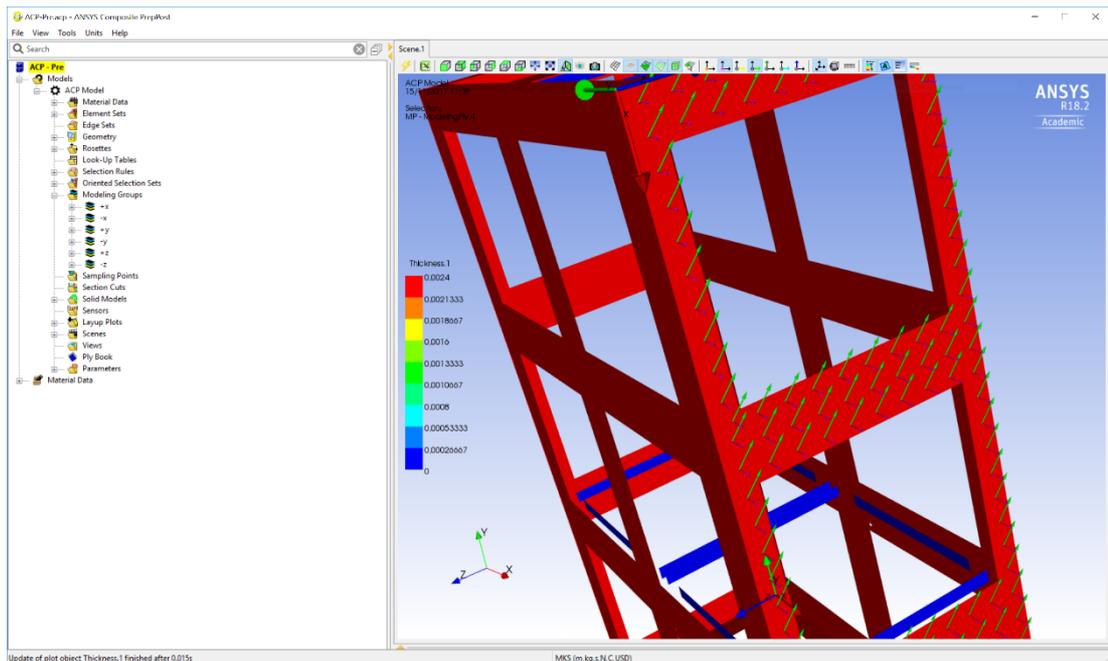


Fig. 4.2.1 Schermata dell'ACP pre-processing di Ansys. Nella parte sinistra della schermata si vedono le varie opzioni per la personalizzazione del materiale composito. Nella parte destra si vede un lato della struttura con delle frecce colorate, la freccia viola indica la direzione in cui sono stati posati i ply di fibra di carbonio, la freccia verde mostra invece la direzione della fibra stessa.

Come analisi di primo tentativo si è partiti con uno spessore delle pareti di 1,5 mm (5 ply da 0,3 mm), spessore generalmente usato dalla maggior parte delle case produttrici. Alla fine del processo iterativo sono stati aggiunti altri strati fino ad arrivare ad uno spessore di 2,4 mm ed una massa di 0,416 kg. Le analisi illustrate di seguito sono state effettuate con quest'ultimo spessore (che garantisce spostamenti limitati e margini di sicurezza positivi per tutte le condizioni di carico valutate).

4.2.1 - Static Structural (+) (QSL)

Dalla Fig. 4.2.1.1 si nota che le deformazioni maggiori si hanno nella zona centrale del satellite all'altezza delle cornici per le schede. Nella Fig. 4.2.1.2 si può vedere invece le zone più caricate secondo gli indici di failure. Si nota subito che in nessuna zona del satellite si supera il valore limite di uno perché il massimo raggiunto è di 0,19941.

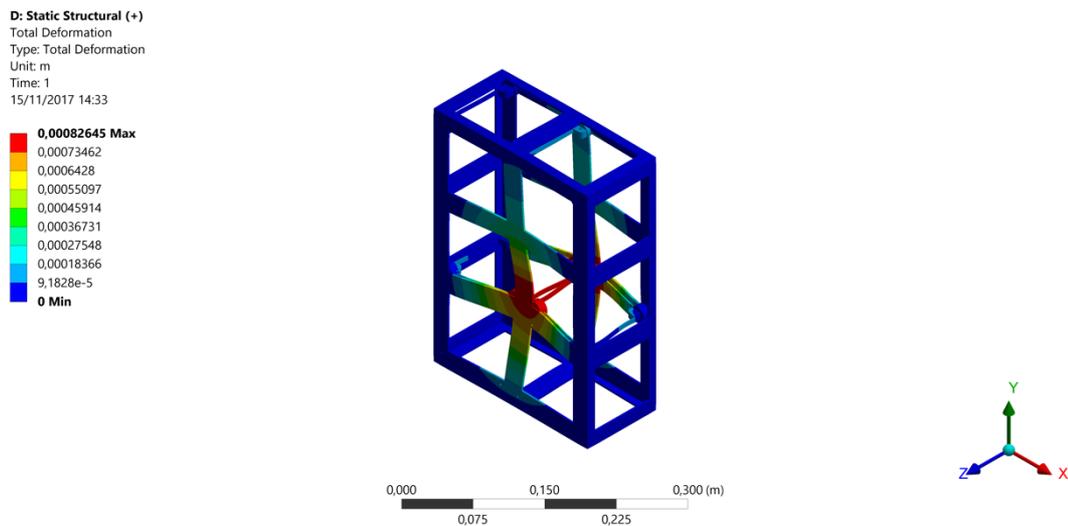


Fig. 4.2.1.1 Deformazioni della struttura completa per carichi QSL (+).

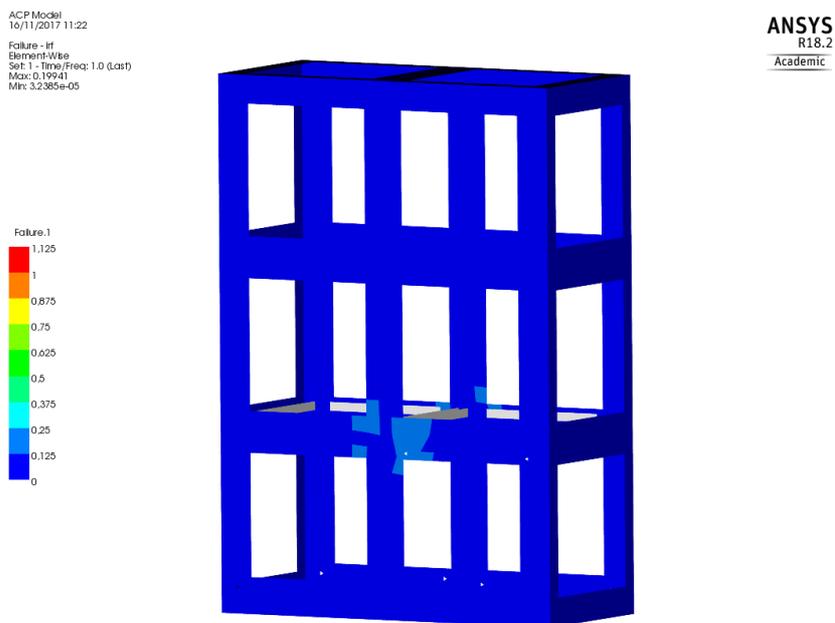


Fig. 4.2.1.2 Indici di failure di Tsai-Wu della struttura in CFRP per carichi QSL (+).

4.2.2 - Static Structural (-) (QSL)

Anche in questa analisi le deformazioni sono nella parte centrale della struttura all'altezza delle cornici. Dai risultati sugli indici di failure si vede che anche in questo caso siamo molto lontani dal superare il valore limite unitario.

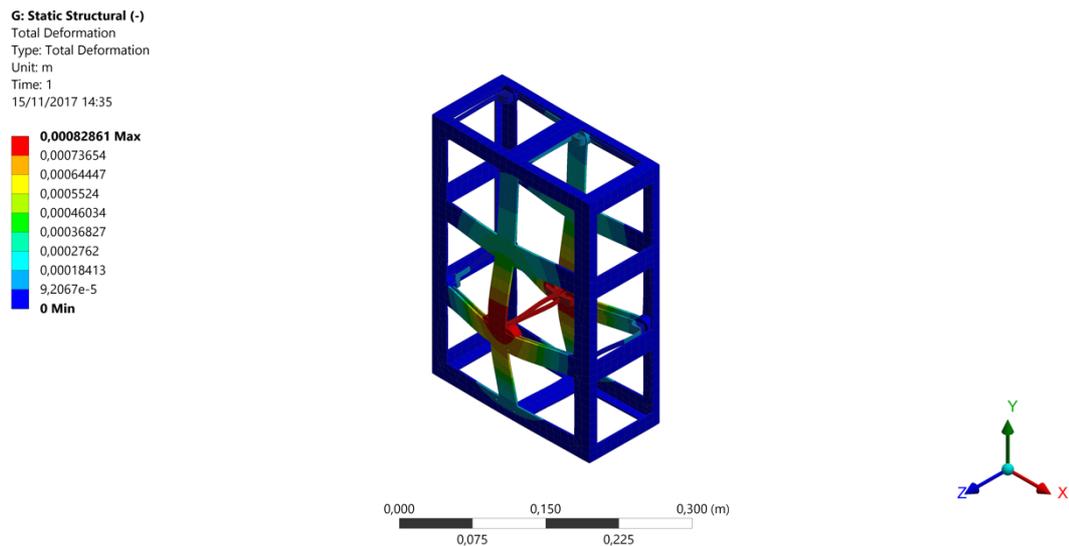


Fig. 4.2.2.1 Deformazioni della struttura completa per carichi QSL (-).

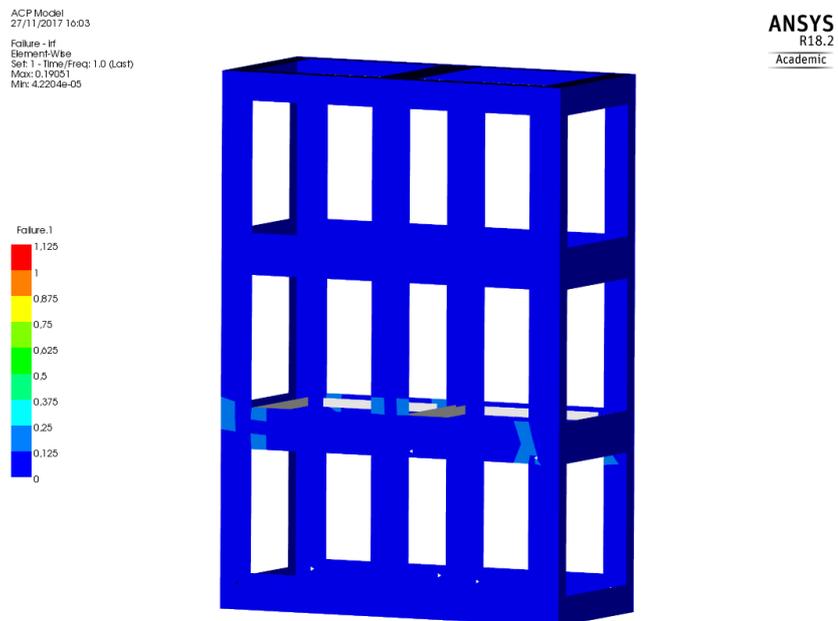


Fig. 4.2.2.2 Indici di failure di Tsai-Wu della struttura in CFRP per carichi QSL (-).

4.2.3 - Analisi Modale

Come per il satellite in configurazione alluminio, anche la versione in CFRP rispetta i vincoli sulle frequenze di risonanza imposti dai valori trovati nei manuali dei diversi lanciatori.

Modi	Frequenza
I	102,3 Hz
II	208,18 Hz
III	263,45 Hz

Tab. 4.2.3.1 Valori delle frequenze di risonanza per la struttura in CFRP.

Lanciatore	Laterale	Longitudinale
Vega	$f \geq 15 \text{ Hz}$	$20 \text{ Hz} < f < 45 \text{ Hz}$ o $> 60 \text{ Hz}$
Soyuz	$f \geq 15 \text{ Hz}$	$f \geq 35 \text{ Hz}$
PSLV	$f > 18 \text{ Hz}$	$f > 40 \text{ Hz}$
Spaceflight	$f > 35 \text{ Hz}$	$f > 35 \text{ Hz}$

Tab 2.8.1 Tabella sulle frequenze di risonanza per i diversi lanciatori.

4.2.4 - Harmonic Response (Sine) – Direzione Z

Anche per la struttura in CFRP sono mostrati solamente i risultati in direzione Z. Le deformazioni massime si trovano nella zona centrale del satellite all'altezza delle cornici e sui lati centrali di esse. Gli indici di failure rimangono molto al di sotto del valore unitario. Inoltre sono riportati gli andamenti delle accelerazioni per le masse concentrate delle schede e del sistema ARTICA.

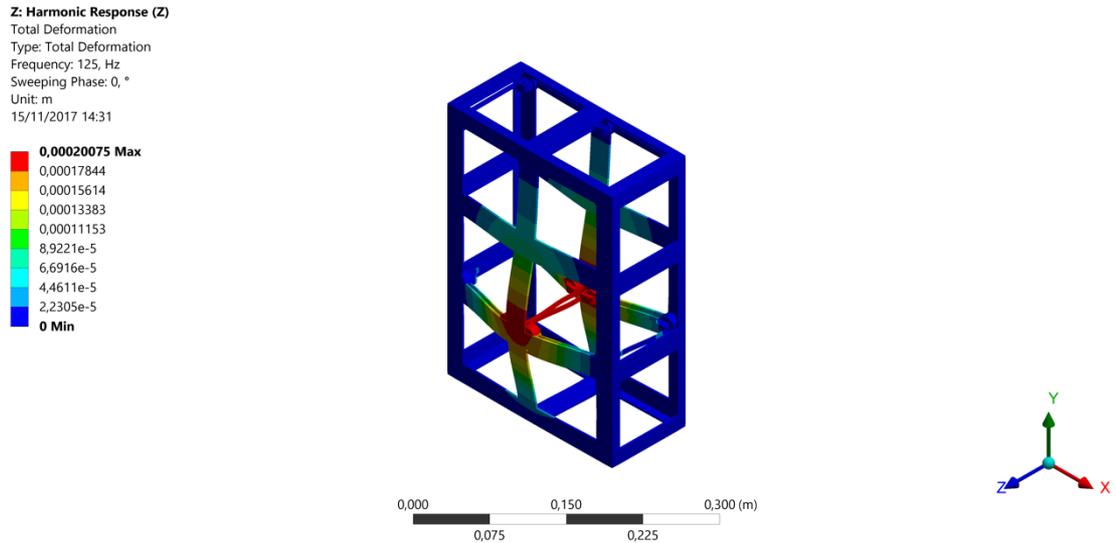


Fig. 4.2.4.1 Deformazioni della struttura completa per carichi Sine in direzione Z.

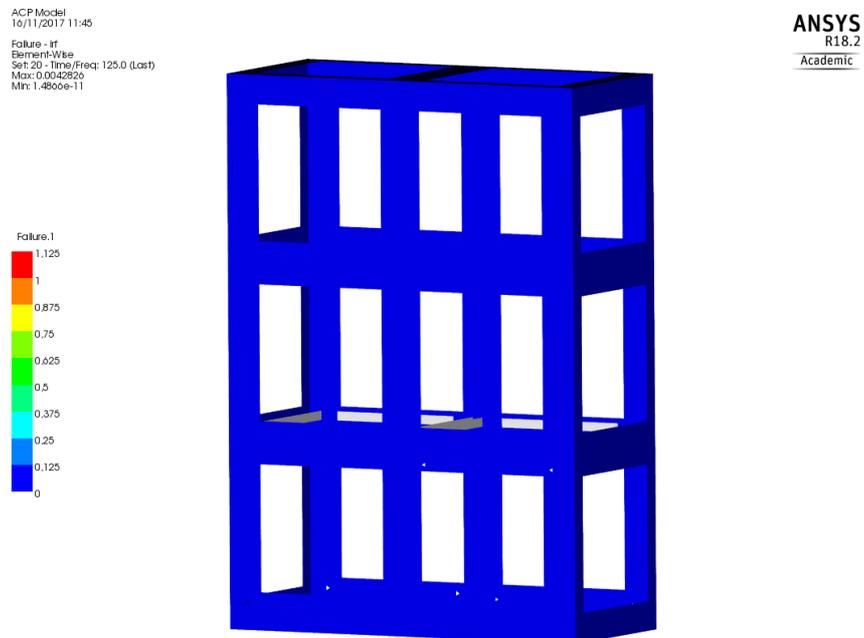


Fig. 4.2.4.2 Indici di failure di Tsai-Wu della struttura in CFRP per carichi Sine in direzione Y.

Schede	
Frequency [Hz]	Amplitude [m/s_]
13,4	5,94E-01
25,8	2,25E+00
38,2	5,22E+00
50,6	1,01E+01
63	1,85E+01
75,4	34,956
87,8	79,089
100,2	463,4
112,6	62,043
125	33,338

Tab. 4.2.4.1 Andamento accelerazioni delle schede.

ARTICA	
Frequency [Hz]	Amplitude [m/s_]
13,4	1,18E-01
25,8	4,49E-01
38,2	1,04E+00
50,6	2,02E+00
63	3,70E+00
75,4	6,97E+00
87,8	1,58E+01
100,2	9,23E+01
112,6	1,24E+01
125	6,64E+00

Tab. 4.2.4.2 Andamento accelerazioni di ARTICA.

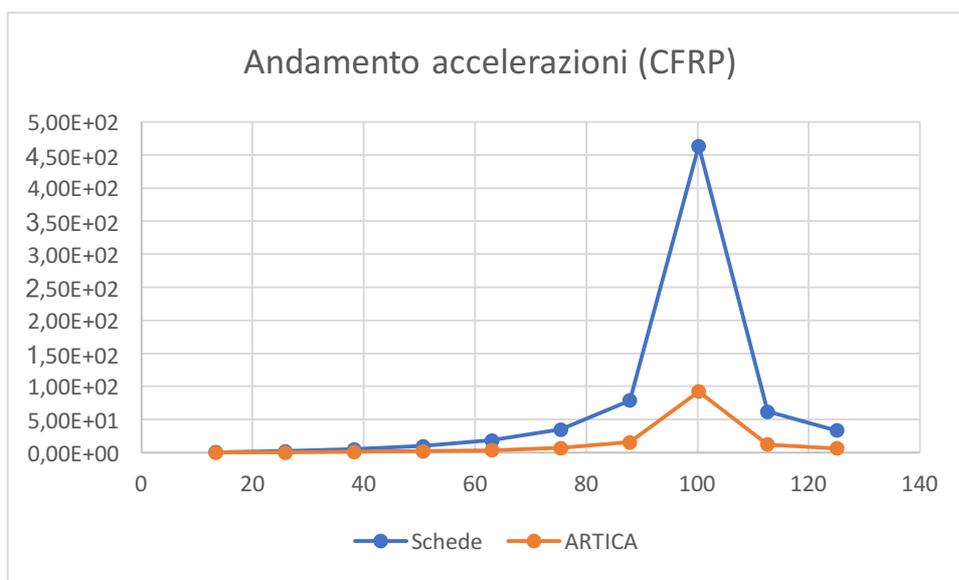


Fig. 4.2.4.3 Grafico generale dell'andamento delle accelerazioni delle schede e di ARTICA.

4.2.5 - Random Vibraton – Direzione X

Dalla Fig. 4.2.5.1 si vede che le parti più deformate a causa del carico sono le cornici per le schede. Per ottenere gli indici di Tsai-Wu per le analisi Random è stato necessario convertire l'omonimo carico in un equivalente statico adoperando la metodologia 3Sigma (ovvero moltiplicando per tre il valore efficace per tenere conto di tutti i picchi) ed infine adoperare il post-processing di Ansys su quest'ultimo.

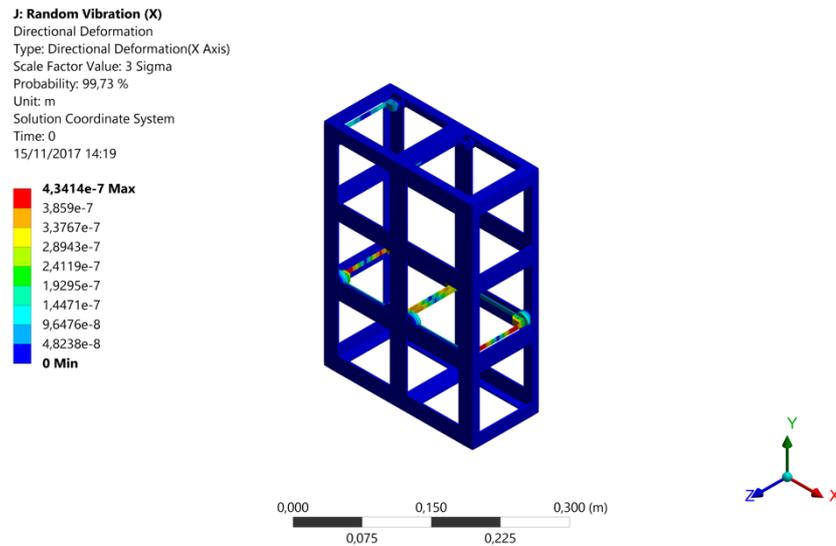


Fig. 4.2.5.1 Deformazioni della struttura completa per carichi Random in direzione X

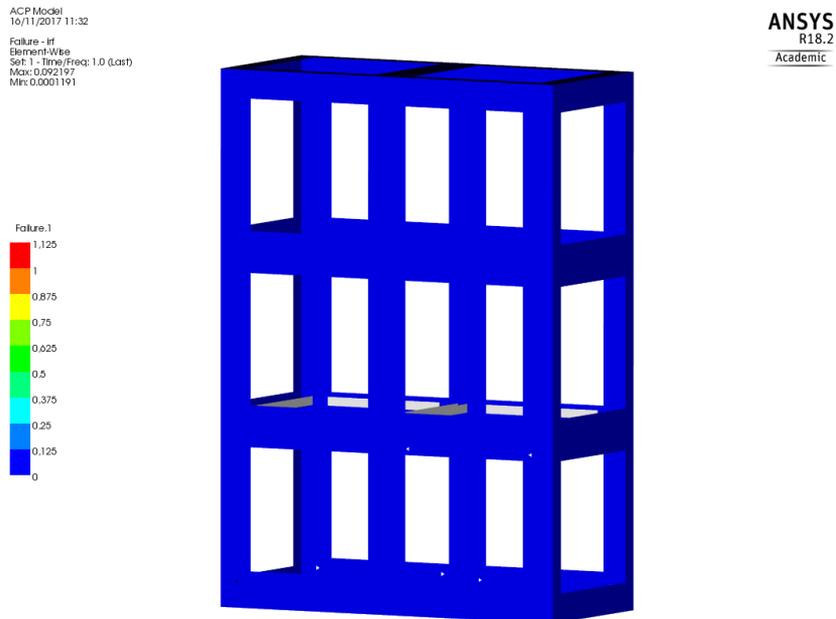


Fig. 4.2.5.2 Indici di failure di Tsai-Wu della struttura in CFRP per carichi Random in direzione Y.

4.2.6 - Random Vibraton – Direzione Y

Si nota che per questa analisi le zone più deformate sono la parte alta e bassa della struttura e i lati centrali delle cornici. Per quanto riguarda gli indici di Tsai-Wu non viene mai superato il valore unitario di sicurezza.

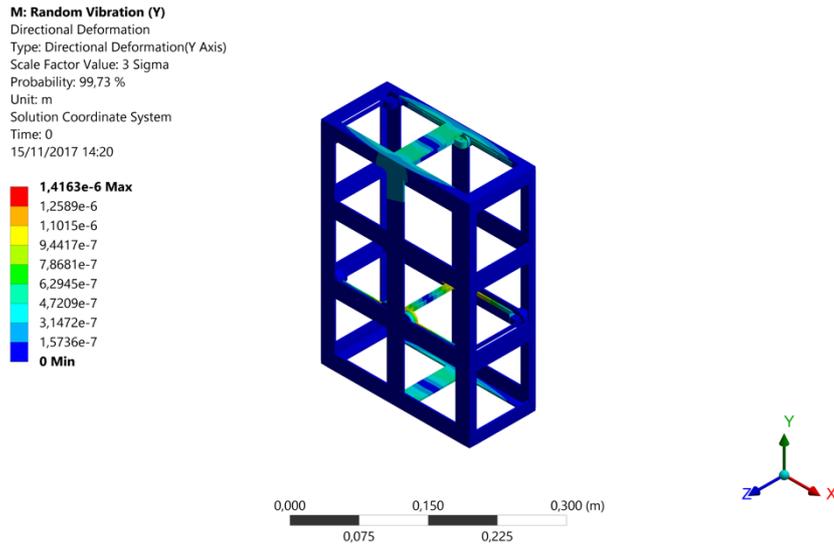


Fig. 4.2.6.1 Deformazioni della struttura completa per carichi Random in direzione Y.

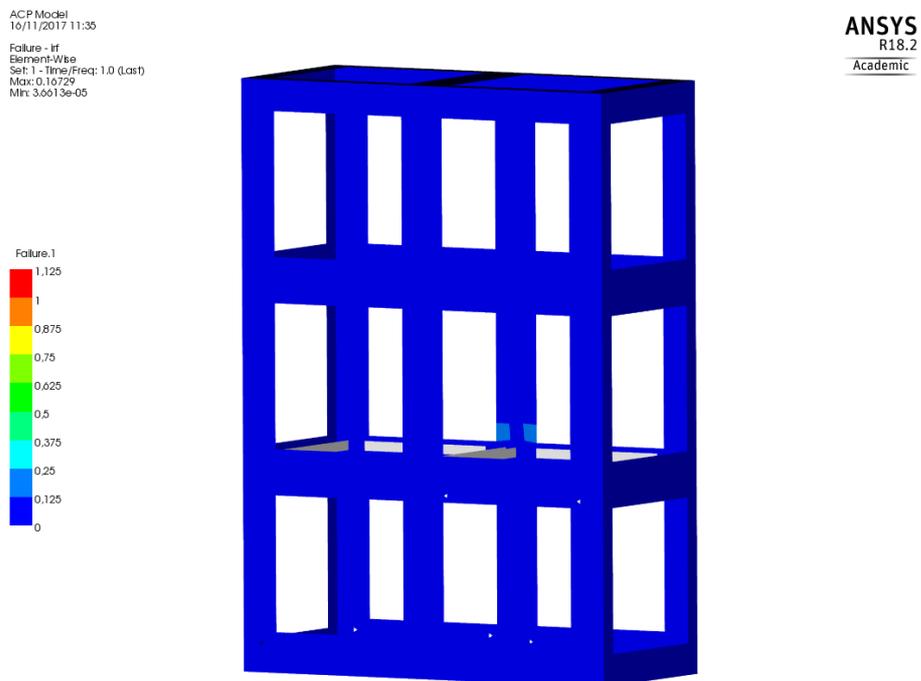


Fig. 4.2.6.2 Indici di failure di Tsai-Wu della struttura in CFRP per carichi Random in direzione Y.

4.2.7 - Random Vibraton – Direzione Z

Dalle immagini sopra riportate si vede che le deformazioni massime si hanno in corrispondenza delle cornici per le schede. Rispetto alle altre analisi si vede che gli indici di Tsai-Wu sono molto più alti, ma non si incorre nella failure dato che i valori sono comunque inferiori a uno.

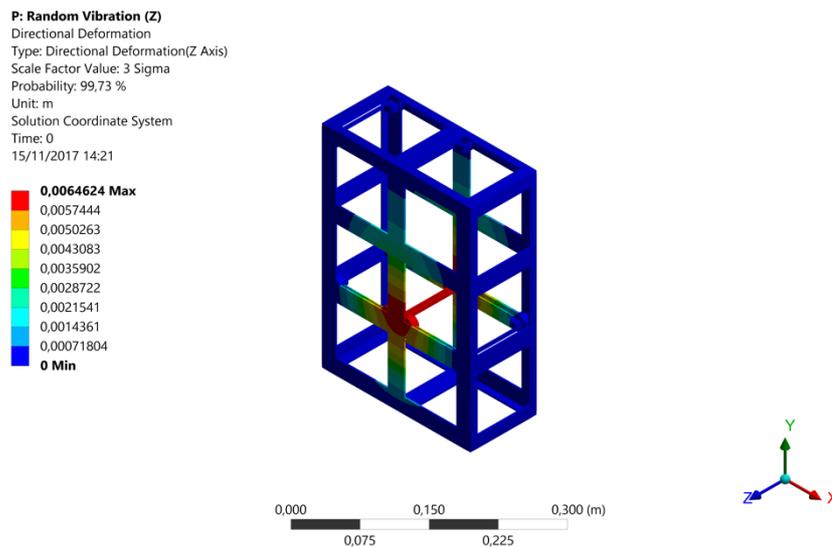


Fig. 4.2.7.1 Deformazioni della struttura completa per carichi Random in direzione Z.

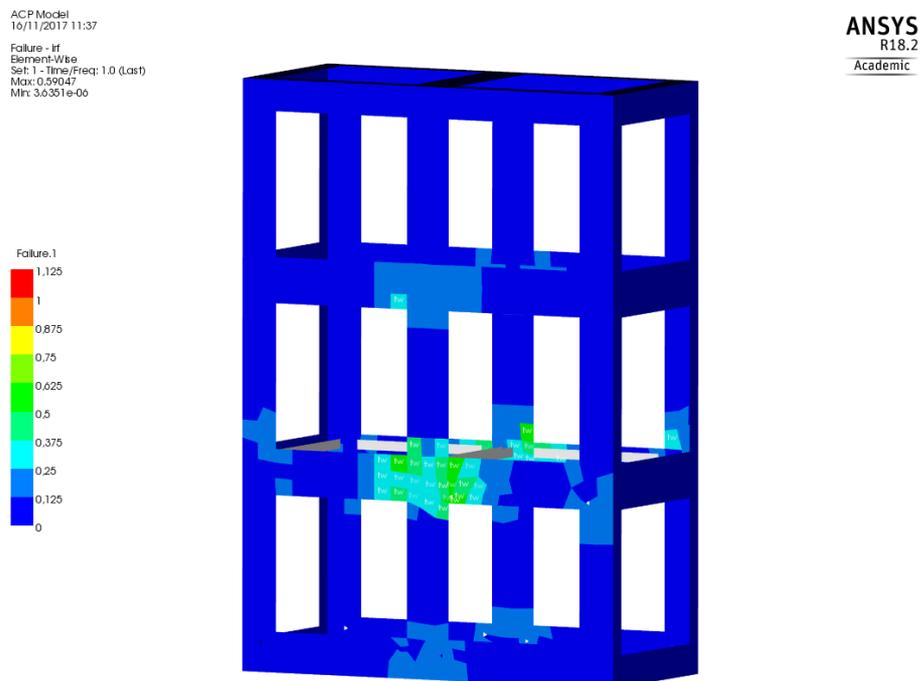


Fig. 4.2.7.1 Indici di failure di Tsai-Wu della struttura in CFRP per carichi Random in direzione Z.

4.2.8 - Response Spectrum (Shock) – Direzione X

Per le analisi Shock purtroppo non è possibile ottenere gli indici di failure di Tsai-Wu, quindi i risultati mostrati si limitano a deformazioni e stress massimi. Come si vede dalla Fig. 4.2.8.1 si vede che le deformazioni massime si trovano in corrispondenza delle cornici e della parte centrale del satellite e si sviluppano in verticale. I carichi massimi invece sono lungo le fasce orizzontali e non sono particolarmente elevati e quindi sicuramente non intaccheranno l'integrità strutturale.

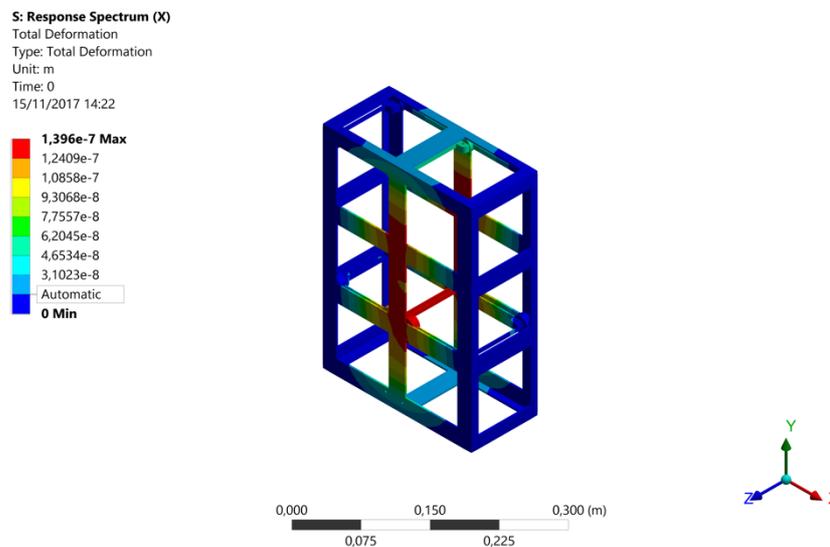


Fig. 4.2.8.1 Deformazioni della struttura completa per carichi Shock in direzione X.

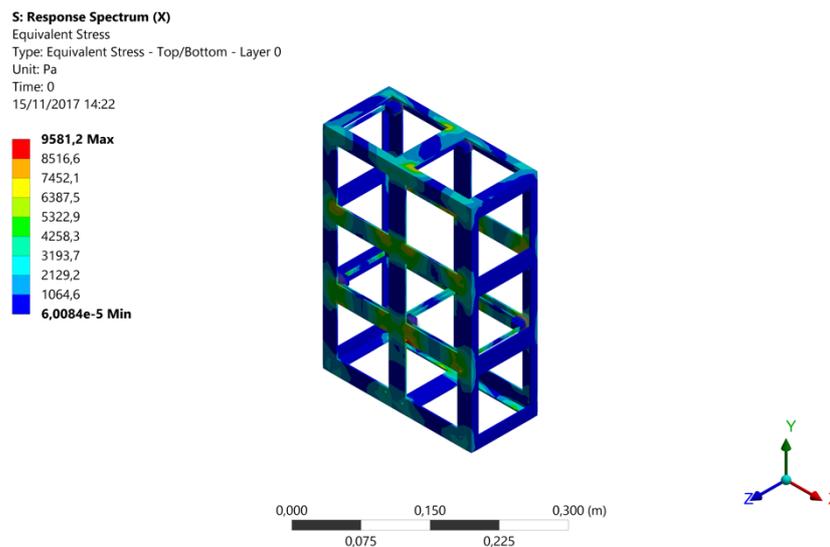


Fig. 4.2.8.1 Stress massimi della struttura completa in CFRP per carichi Shock in direzione X.

4.2.9 - Response Spectrum (Shock) – Direzione Y

In questo caso le deformazioni si trovano nella fascia verticale della struttura, nella parte alta. Gli stress massimi invece sono ubicati nelle fasce orizzontali e anche in questo caso i valori non sono particolarmente alti.

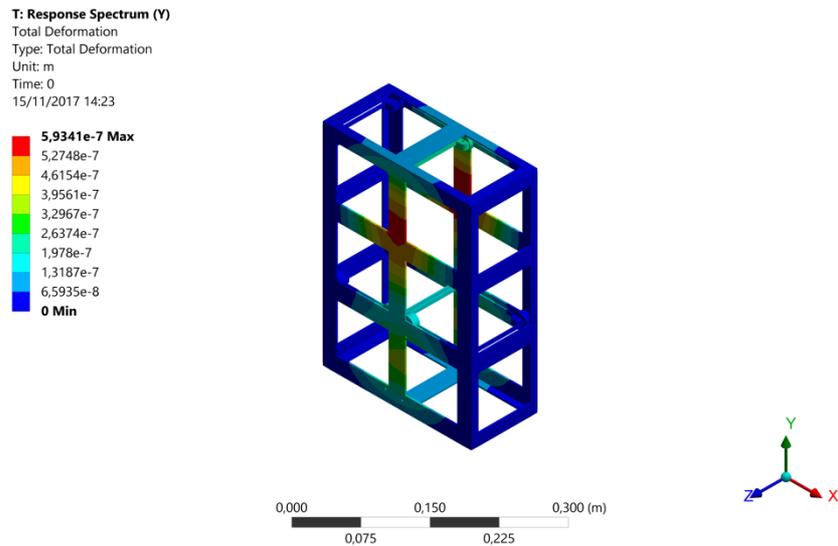


Fig. 4.2.9.1 Deformazioni della struttura completa per carichi Shock in direzione Y.

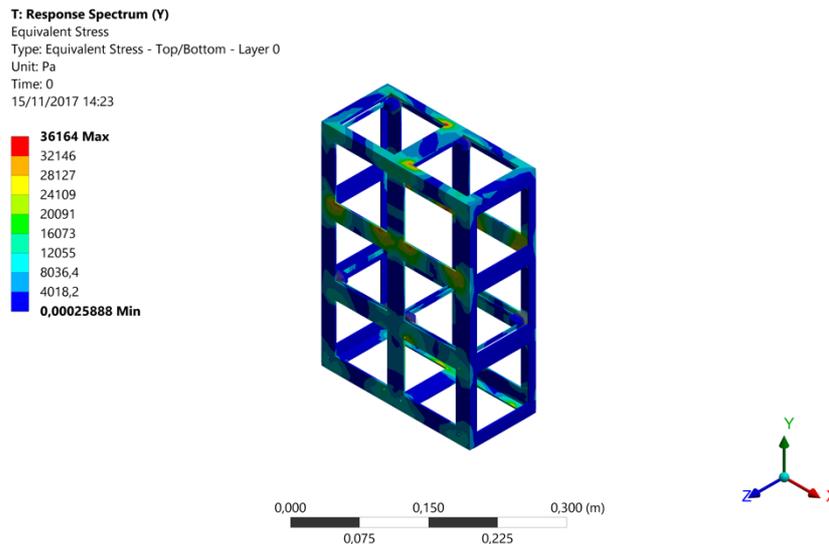


Fig. 4.2.9.2 Stress massimi della struttura completa in CFRP per carichi Shock in direzione Y.

4.2.10 - Response Spectrum (Shock) – Direzione Z

Per le analisi in direzione Z si vede che le deformazioni massime sono all'altezza delle cornici per le schede e sui lati interni di queste ultime. Gli stress massimi sono molto più elevati rispetto a quelli trovati nelle altre direzioni ma comunque molto inferiori ai limiti del materiale considerato.

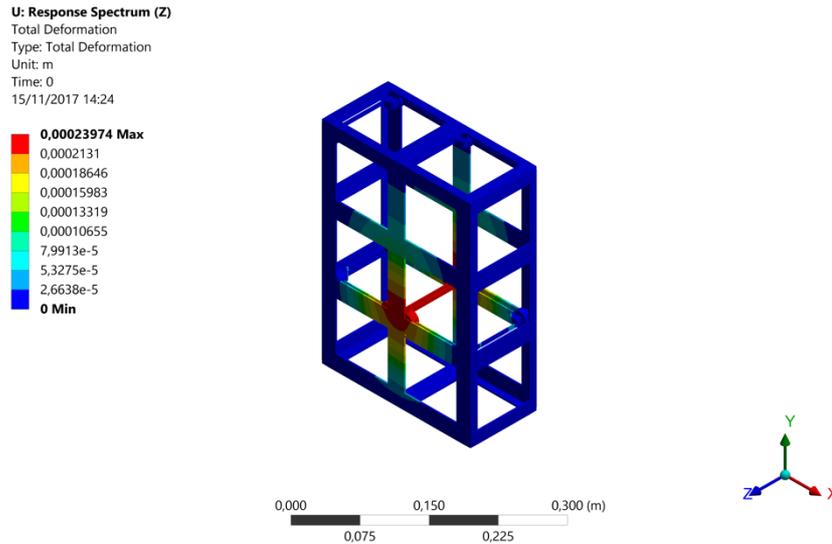


Fig. 4.2.10.1 Deformazioni della struttura completa per carichi Shock in direzione Z

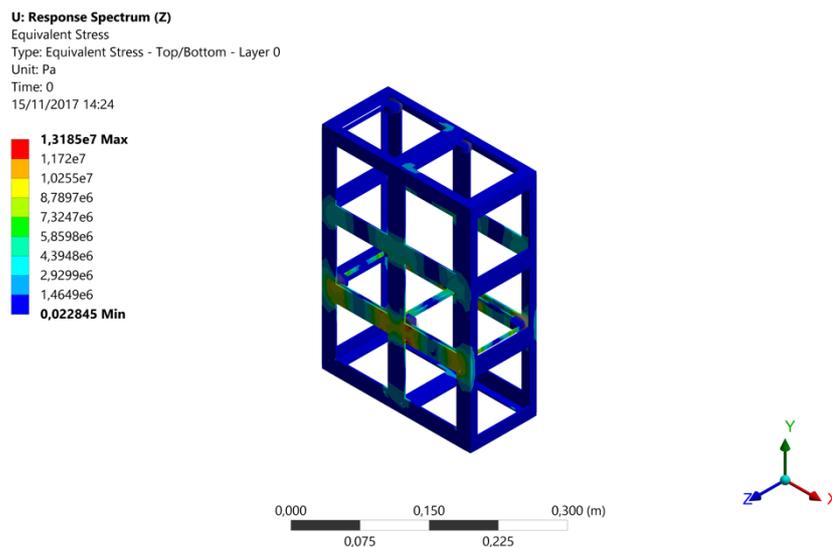


Fig. 4.2.10.2 Stress massimi della struttura completa in CFRP per carichi Shock in direzione Z.

4.2.11 - Margini di Sicurezza per la struttura in CFRP

Ai fini delle verifiche strutturali del CubeSat in CFRP è stato necessario stabilire dei margini di sicurezza. Di seguito sono riportati i carichi massimi con i corrispondenti MoSY e i MoSU delle cornici per le schede (essendo elementi in alluminio). Per la struttura in CFRP invece sono riportati gli indici di failure con dei margini denominati generalmente MoS. Per calcolare questi ultimi è stata utilizzata la seguente formula:

$$MoS = \frac{1}{Indice\ di\ Failure} - 1$$

Questo margine di sicurezza dovrà essere necessariamente positivo per l'integrità della struttura. Si ricorda che per i carichi shock non è stato possibile ottenere indici di failure. Per questa ragione sono riportati solamente i carichi shock massimi.

Dalla Tab. 4.2.11.1 si può vedere che in ogni caso i margini di sicurezza sono positivi, per questo motivo la struttura si può dire verificata per i carichi ricavati dalle tabelle dei diversi lanciatori. Sono comunque presenti alcuni margini particolarmente alti, ciò indica che siamo molto lontani da pericoli di snervamento o rottura. Come nel caso della struttura in alluminio, per i margini dei carichi Sine sono state utilizzate solamente le analisi in direzione Z perché per le altre direzioni le tensioni ottenute sono trascurabili. Si ricorda nuovamente che la massa della struttura è di 0,416 kg con uno spessore delle pareti di 2,4 mm.

QSL				
Elemento	Carico (Pa) [Cornici] Failure Index [Struttura]	MoSY	MoSU	MoS
Struttura (+)	1,99E-01	-	-	4,01
Cornici (+)	3,91E+07	7,73	8,17	-
Struttura (-)	1,91E-01	-	-	4,25
Cornici (-)	3,92E+07	7,70	8,15	-

Shock			
Direzione	Carico (Pa)	MoSY	MoSU
X			
Struttura	9,58E+03	-	-
Cornici	5,22E+03	65361,10	68714,61
Y			
Struttura	3,62E+04	-	-
Cornici	1,33E+04	25650,55	26966,64
Z			
Struttura	1,32E+07	-	-
Cornici	9,25E+06	35,85	37,74

Random				
Direzione	Carico (Pa) [Cornici] Failure Index [Struttura]	MoSY	MoSU	MoS
X				
Struttura	9,22E-02	-	-	9,85
Cornici	1,46E+05	2340,41	2460,54	-
Y				
Struttura	1,67E-01	-	-	4,98
Cornici	2,01E+05	1693,21	1780,14	-
Z				
Struttura	5,90E-01	-	-	0,69
Cornici	2,60E+08	0,31	0,38	-

Sine				
Direzione	Carico (Pa) [Cornici] Failure Index [Struttura]	MoSY	MoSU	MoS
Z				
Struttura	4,28E-03	-	-	232,50
Cornici	8,02E+06	41,51	43,69	-

Tab. 4.2.11.1 Tabella dei margini di sicurezza per la struttura in CFRP.

CONCLUSIONI

L'idea alla base del progetto era quella di ideare un satellite CubeSat 6U con struttura in CFRP. Le ragioni per cui si è cercata questa soluzione sono diverse, come le elevate proprietà meccaniche della fibra di carbonio e il suo basso peso rispetto all'alluminio. Oltre a verificare l'integrità strutturale per i maggiori carichi dei lanciatori presi in esame, è infatti molto importante anche tenere sotto controllo il peso degli oggetti da lanciare nello spazio perché il costo del lancio è legato alla massa (mandare un chilogrammo di massa nello spazio costa approssimativamente tra i 25.000 € ed i 75.000 €). Andando a valutare i pesi delle strutture, forniti dai programmi utilizzati per il lavoro di tesi, si ottiene un peso di 0,989 kg per la configurazione in alluminio e un peso di 0,416 kg per la configurazione in fibra di carbonio che permette comunque di ottenere spostamenti limitati e margini di sicurezza positivi per tutte le condizioni di carico analizzate. Quest'ultima presenta quindi un risparmio in peso del 57%. La produzione delle parti del satellite in CFRP ha però generalmente un costo maggiore rispetto alla produzione dei pezzi in alluminio, ma si ipotizza di riuscire a coprire queste spese col guadagno in massa o con la possibilità di aggiungere payload aggiuntivi al satellite rimanendo sempre nelle specifiche CubeSat.

BIBLIOGRAFIA e RIFERIMENTI

- www.cubesat.org
- www.isispace.com
- www.pumpkinspace.com
- www.npcspacemind.com

- 6U CubeSat Design Specification Rev. PROVISIONAL
- Spaceflight Inc. Secondary Payload Users Guide
- Falcon 9 Users Guide
- Soyuz User's Manual
- PSLV User's Manual
- VEGA User's Manual
- ECSS-E-ST-32-10C Rev.1

RINGRAZIAMENTI

Dopo mesi di lavoro, finalmente il giorno è arrivato. È stato un periodo di apprendimento, non solo a livello scientifico, ma anche personale e lavorativo. Vorrei spendere due parole di ringraziamento nei confronti di tutte le persone che mi hanno sostenuto e aiutato durante questo periodo.

Vorrei ringraziare Davide Rastelli, il mio correlatore e referente presso l'azienda NPC New Production Concept Srl durante il periodo di tesi. Mi ha spiegato tutto quello che c'era da sapere ed è sempre stato disponibilissimo. Ringrazio anche il professor Alessandro Ceruti in particolare per avermi seguito durante il periodo di tirocinio formativo che ha poi portato allo sviluppo di questo lavoro di tesi.

Un ringraziamento particolare va al mio relatore, il professor Paolo Tortora per la supervisione del mio lavoro di tesi, per i suoi consigli in merito e per essere stato un professore capace di far piacere le materie che insegna e di ispirare i suoi studenti.

Vorrei infine ringraziare i miei genitori e tutta la mia famiglia per i loro saggi consigli, la loro capacità di ascoltarmi e per essermi stati vicino per tutti questi anni, accademici e non.

Ringrazio anche i miei amici. Ci siamo sempre sostenuti a vicenda, nella buona e nella cattiva sorte, sia durante le fatiche e i momenti negativi che ci hanno portato al raggiungimento dei nostri traguardi.

Ultimo ma non per importanza vorrei ringraziare mio cugino Federico, con il quale ho condiviso gioie e dolori in questi anni di università. Abbiamo cominciato insieme e insieme quest'oggi concludiamo questo nostro percorso.

Un sentito grazie a tutti.

Lorenzo Sanità

14 dicembre 2017