

ALMA MATER STUDIORUM  
UNIVERSITA' 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: PROGETTAZIONE E ANALISI DI STRUTTURE PER  
CUBESAT 2U

CANDIDATO  
BATH AVTAR SINGH

RELATORE  
PROF. ALFREDO LOCARINI

CORRELATORE  
ING. DAVIDE RASTELLI

ANNO ACCADEMICO 2018/19



## INDICE

- INTRODUZIONE Pag.4
- 1-STUDIO DEI CARICHI NELLA FASE DI LANCIO Pag.5
  - 1.1- CARICHI QUASI STATICI Pag.5
  - 1.2-CARICHI A BASSA FREQUENZA (SINE) Pag.8
  - 1.3-CARICHI RANDOM Pag.11
  - 1.4-CARICHI SHOCK Pag.15
- 2-MODELLO CAD Pag.18
  - 2.1-MODELLO LAMINA PIEGATA Pag.18
  - 2.2-CUBESAT 2 Pag.24
- 3-ANALISI FEM Pag.31
  - 3.1-ANALISI FEM STRUTTURA A LAMINA PIEGATA Pag.34
    - 3.1.1-ANALISI STATICA (1) Pag.35
    - 3.1.2-ANALISI STATICA (2) Pag.37
    - 3.1.3-ANALISI MODALE Pag.39
    - 3.1.4- ANALISI RANDOM(DIREZIONE Z) Pag.41
    - 3.1.5-ANALISI RANDOM (DIREZIONE Y) Pag.42
  - 3.2-ANALISI FEM CUBESAT 2° STRUTTURA Pag.44
    - 3.2.1-ANALISI STATICA (1) Pag.45
    - 3.2.2-ANALISI STATICA (2) Pag.47
    - 3.2.3-ANALISI MODALE Pag.49
    - 3.2.4-ANALISI RANDOM (DIREZIONE Z) Pag.51
    - 3.2.5-ANALISI RANDOM( DIREZIONE Y) Pag.52
- 4-CONFRONTO TRA LE STRUTTURE Pag.54
- CONCLUSIONI Pag.56
- BIBLIOGRAFIA Pag.56
- RINGRAZIAMENTI Pag.57

## INTRODUZIONE

L'elaborato della tesi riguarda lo studio di strutture per Cubesat, che sono dei nanosatelliti standardizzati a livello internazionale. Questi satelliti di dimensioni contenute sono divenuti sempre più popolari nell'ambito spaziale visto che piccole/medie aziende, università e privati possono sviluppare un proprio Cubesat a prezzi relativamente bassi.

L'attività svolta si è concentrata in particolare sullo studio di strutture per Cubesat 2U. Il tutto è iniziato disegnando su solidworks configurazioni che tenessero conto di tutti i requisiti standardizzati a livello internazionale. Si è arrivati così a due modelli differenti, uno diverso da geometrie usualmente commercializzate mentre l'altro è stato disegnato facendo riferimento ai Cubesat prodotti dall'azienda N.P.C New production Concept Srl di Imola. Le attività inerenti alla tesi sono state svolte proprio in quest'azienda, dove da qualche anno nella divisione Spacemind ingegneri aerospaziali si occupano di progettare Cubesat.

Successivamente entrambe le versioni di strutture per Cubesat sono state analizzate con Ansys, un programma di analisi FEM, e sono stati fatti paragoni col fine di mettere in risalto i vantaggi e svantaggi delle rispettive configurazioni. I carichi utilizzati durante le analisi sono ottenuti da manuali di lanciatori disponibili sul web. I lanciatori che sono stati presi in considerazione sono: VEGA, FALCON9, ROCKET-LAB, SOYUZ, PSLV. Con l'uso di EXCEL sono stati comparati i vari carichi dei diversi lanciatori ottenendo così in output dati di maggior rilevanza che metterebbero nelle condizioni peggiori il Cubesat per quanto concerne i carichi che può sopportare.

# 1-STUDIO DEI CARICHI NELLA FASE DI LANCIO

In questa fase di lavoro, come già menzionato in precedenza sono state ricavate le condizioni peggiori che il payload e la struttura in generale può incontrare nella fase di lancio. Le analisi fatte riguardano carichi quasi-statici (QSL), carichi a bassa frequenza (SINE), carichi in alta frequenza (RANDOM) e carichi SHOCK. Le analisi sono state eseguite nelle stesse modalità per tutte e due le configurazioni a fin di poter fare un confronto tra di loro. E' molto importante tenere conto dei fattori di sicurezza, per salvaguardare il Cubesat nei casi di picchi dei carichi. Senza entrare nei dettagli di questi fattori adotteremo come fattore universale un moltiplicatore di 1.5. Alla fine di ogni confronto di carichi il risultato verrà moltiplicato per questo fattore.

## 1.1-CARICHI QUASI-STATICI

Sono carichi causati dalla spinta dei motori, da staging, carichi di trasporto e pressione del propellente. Questi carichi sono specificati nello User Manual di ogni lanciatore come accelerazioni espressi in (g) e scaturiscono da una combinazione di fenomeni a bassa frequenza a terra ed in volo.

E' molto importante verificare la struttura a questi carichi perché essi predominano la situazione in tutta la fase di lancio. Per ogni lanciatore sono stati riportati solamente i carichi più gravosi .

Load Event		QSL (g) (+ = tension ; - = compression)		
		Longitudinal		Lateral
		Compression	Tension	
1	Lift-off phase	-4.5	+3.0	±0.9
2	Flight with maximum dynamic pressure (Q <sub>max</sub> )	-3.0	N/A	±0.9
3	1 <sup>st</sup> stage flight with maximal acceleration and tail off	-5.0	N/A	±0.7
4	2 <sup>nd</sup> stage ignition and flight, 3 <sup>rd</sup> stage ignition	-5.0	+3.0	±0.7
5	3 <sup>rd</sup> stage maximal acceleration	-7.0 + M <sup>(3)</sup> / 1000	N/A	±0.2
6	AVUM flight	-1.0	+0.5	±0.7

Tab. 1.1.1 carichi (QSL) lanciatore VEGA

Nella tab. 1.1.1 sono riportati i carichi QSL per quanto riguarda il lanciatore VEGA. I carichi fanno riferimento a diverse fasi del volo, a partire dal Lift-off fino alla separazione dei vari stadi. I carichi come menzionato in precedenza sono espressi in (g) e sono riportati sia quelli laterali che quelli longitudinali.

Load Event		QSL (g) (+ = tension; - = compression)					
		Lateral			Longitudinal		
		Static	Dynamic	Total	Static	Dynamic	Total
0	Ground transportation	-	±0,3	±0,3	-1,0	±0,3	min -1,3 max -0,7
1	Lift-off	±0,2	±1,6	±1,8	-1,0	±0,6	min -1,6 max -0,4
2	Flight with maximum dynamic pressure (Qmax)	±0,4	±0,7	±1,1	-2,4	±0,4	min -2,8 max -2,0
3	First-stage flight with maximal acceleration	±0,1	±0,8	±0,9	-4,3	±0,7	min -5,0 max -3,6
4	Separation between first and second stages	±0,2	±0,9	±1,1	-4,1 -1,0	±0,2 ±0,4	min -4,3 max -0,6
5	Second-stage flight	±0,1	±1,1	±1,2	-1,0 -2,6	±0,4 ±1,4	min -4,0 max -0,6
6	Separation between second and third stages	±0,2	±0,6	±0,8	-2,6 -0,2	±0,7 ±1,5	min -3,3 max +1,3
7	Beginning of third-stage flight	±0,2	±0,6	±0,8	-1,0	±1,9	min -2,9 max +0,9
8	Third-stage engine cutoff	±0,1	±0,3	±0,4	-4,0 0,0	0,0 ±1,8	min -4,0 max +1,8

Tab. 1.1.2 carichi (QSL) lanciatore soyuz

Nella tab. 1.1.2 sono riportati in carichi QSL laterali e longitudinali per il lanciatore SOYUZ. I dati sono specificati in funzione delle diverse fasi del lancio.

Falcon 9	longitudinali(g)	-4	-1,5	4	8,5
	laterali(g)	-3	-2	2	3

Tab. 1.1.3 carichi (QSL) lanciatore Falcon 9

Nella tab. 1.1.3 sono riportati i carichi QSL del lanciatore FALCON 9. Sono riportati solamente i valori più significativi e sono riportati in funzione della direzione in cui agiscono ( laterale o longitudinale).

Rocketlab	longitudinali(g)	-4	8
	laterali(g)	-2	2

1.1.4 Carichi (QSL) lanciatore Rocket-lab

Nella tab. 1.1.4 sono riportati i carichi QSL per il lanciatore ROCKET-LAB. Sono riportati sia i carichi laterali sia quelli longitudinali.

PSLV	longitudinali(g)	2,5	7
	lateral(g)	-2,5	2,5

Tab. 1.1.5 Carichi (QSL) lanciatore PSLV

Nella tab. 1.1.5 sono riportati i carichi QSL longitudinali e laterali per il lanciatore PSLV. Anche in questo caso sono riportati sola mente i carichi più gravanti.

Dopo aver fatto il paragone fra i vari carichi quasi-statici è stato preso quello più alto. Dal paragone si è visto che i carichi QSL più critici riguardano il lanciatore Falcon 9. La struttura dovrà essere inoltre verificata lungo tutte le direzioni visto che non si sa in che assetto il Cubesat verrà posizionato all'interno del lanciatore. Il valore assiale più critico è di 8.5 g che dovrà essere moltiplicato per il fattore di sicurezza di 1.5, vale la stessa cosa per il carico laterale di 3 g. Sono riportati nella tab.1.1.6 la i carichi massimi considerando il fattore di sicurezza.

lat(x)	long(z)	lat(y)	modulo
4.5	12.75	4.5	14.25

Tab. 1.1.6 Carichi massimi moltiplicati per il fattore di sicurezza

## 1.2-CARICHI A BASSA FREQUENZA (SINE)

I carichi SINE possono nascere da fenomeni di diverso tipo, ad esempio: cut-off dei motori, inerzie di manovra, sloshing del propellente. Sono quindi eccitazioni periodiche a bassa frequenza (transitori) nella fase atmosferica che possono creare carichi dannosi per la struttura stessa del satellite. Va conferita a loro quindi la stessa importanza delle altre tipologie di carichi. Alcuni lanciatori non forniscono tutte le tipologie di dati quindi sono stati tenuti in considerazione i carichi sine solo per alcuni lanciatori. I dati riguardanti i carichi Sine sono riportati solamente per scopo illustrativo, non sono stati considerati durante le analisi FEM.

Direction	Frequency Band (Hz)			
	1 - 5	5 - 45	45 - 110	110 - 125
	Sine Amplitude (g)			
<b>Longitudinal</b>	0.4	0.8	1.0	0.2
<b>Lateral</b>	0.4	0.5	0.5	0.2

Tab. 1.2.1 carichi sine VEGA

Nella Tab. 1.2.1 sono riportati i carichi Sine longitudinali e laterali per quanto riguarda il lanciatore VEGA. I dati riportati riguardano la frequency band (hz) e sine amplitude(g).

Direction	Frequency Band (Hz)						
	1 - 5	5 - 10	10 - 20	20 - 30	30 - 40	40 - 60	60 - 100
	Sine Amplitude (g)						
<b>Longitudinal</b>	0.4	0.5	0.8	0.8	0.5	0.5	0.3
<b>Lateral</b>	0.4	0.6	0.6	0.4	0.4	0.3	0.3

Tab. 1.2.2 carichi sine SOYUZ

Nella Tab. 1.2.2 sono riportati i carichi Sine longitudinali e laterali per quanto riguarda il lanciatore SOYUZ..I dati riportati riguardano la frequency band (hz) e sine amplitude(g).

direction	frequency band(hz)					
	5	20	30	75	85	100
	sine amplitude (g)					
longitudinal	0.5	0.5	0.8	0.6	0.9	0.9
lateral	0.5	\	\	\	0.5	0.6

Tab. 1.2.3 Carichi sine Falcon 9

Nella Tab. 1.2.3 sono riportati i carichi Sine longitudinali e laterali per quanto riguarda il lanciatore FALCON 9..I dati riportati riguardano la frequency band (hz) e sine amplitude(g). Per alcuni valori di reuqenza non sono riportati i valori di Sine Amplitude. In seguito per il paragone verranno presi in considerazione i carichi più gravosi tra quelli riportati in tabella.

	Freq. Range (Hz)	Qualification level	Acceptance level
Longitudinal axis	5.0 – 10.0	12.5mm (0 to peak)	10mm (0 to peak)
	10-100	2.5g	2.0g
Lateral axis	5-8	12.5mm (0 to peak)	10mm (0 to peak)
	8 – 100	2.5g	2.0g

Tab. 1.2.4 Carichi sine PSLV

Nella tab. 1.2.3 vengono riportati i carichi Sine laterali e longitudinali per quanto riguarda il lanciatore PSLV.

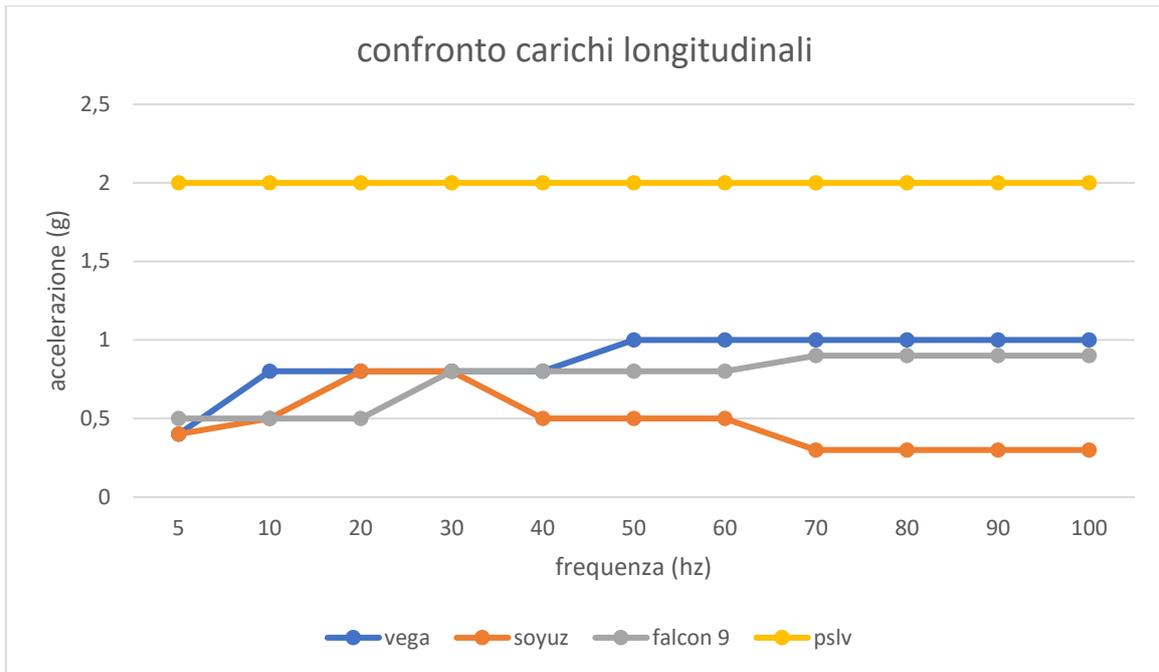


Fig. 1.2.5 confronto carichi sine longitudinali

Nella fig. 1.2.5 viene riportato il paragone per i carichi Sine longitudinali fatto tra i diversi lanciatori. Come si può notare il carico più gravoso riguarda il lanciatore PSLV.

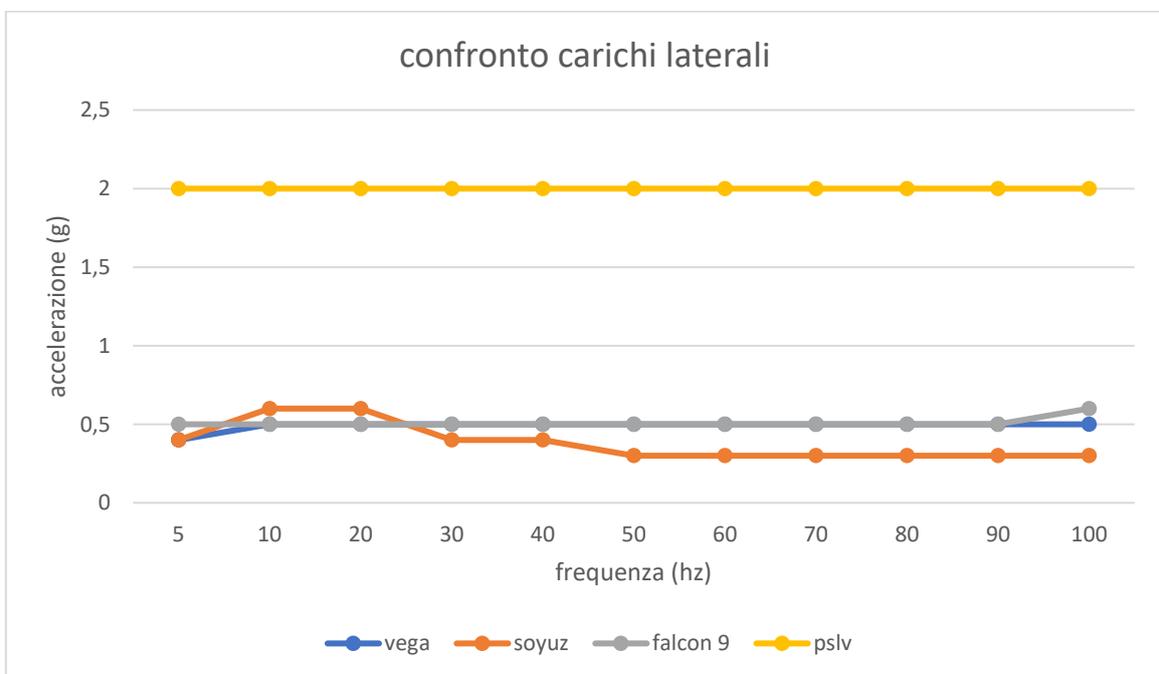


Fig. 1.2.6 confronto carichi sine laterali

Nella fig.1.2.6 viene riportato il confronto per i carichi Sine laterali tra i diversi lanciatori. Come nel caso dei carichi longitudinali anche qui i carichi più gravosi riguardano il lanciatore PSLV.

Come si nota subito il carico più critico equivale a 2 g.

Questo valore deve essere moltiplicato per il fattore di sicurezza. Nella fig.1.2.7 viene riportato il carico peggiore moltiplicato per il fattore di sicurezza.

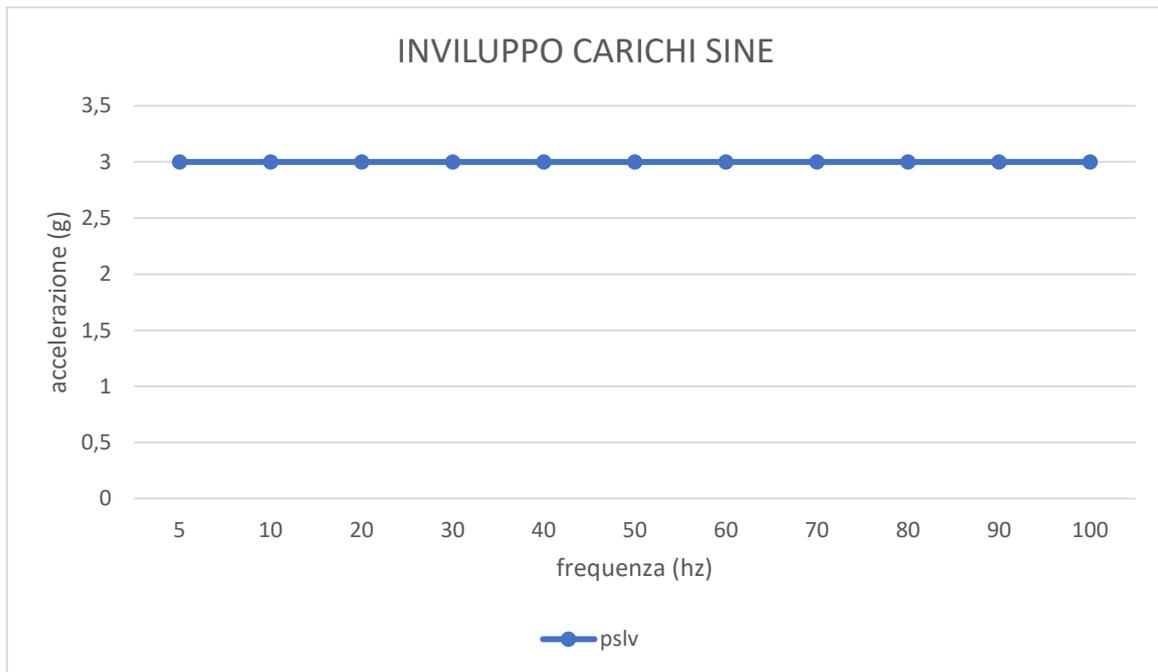


Fig.1.2.7 inviluppo carichi sine

### 1.3-CARICHI RANDOM

Questi carichi si manifestano nel range di frequenze che va da 20 HZ a 2000 HZ. Sono causati da vari motivi: fenomeni come accensione, transitorio di spinta e vibrazioni indotte dai motori, carichi aerodinamici, vento e turbolenze. Come per altro tipo di carichi anche questi possono recare grandi danni alla struttura del Cubesat. A differenza dei carichi Sine i carichi Random verranno ripresi in seguito per analizzare la struttura per questi carichi.

Event	Frequency Band (Hz)						G <sub>RMS</sub> (g)	Duration of application (s)
	20 - 50	50 - 100	100 - 200	200 - 500	500 - 1000	1000 - 2000		
	PSD, Power Spectral Density <sup>(1)</sup> (10 <sup>-3</sup> g <sup>2</sup> /Hz)							
1 <sup>st</sup> stage flight	5.0	5.0 10.0	10.0 25.0	25.0	25.0 10.0	10.0 5.0	4.94	120
2 <sup>nd</sup> stage and 3 <sup>rd</sup> stage flight	2.5	2.5 5.0	5.0 10.0	10.0	10.0 5.0	5.0 2.5	3.31	480
Fregat flight	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0 1.0	1.0	1.63	1100

Tab. 1.3.1 carichi random soyuz

Nella tab. 1.3.1 vengono riportati i carichi Random per quanto riguarda il lanciatore SOYUZ. I dati sono riportati in funzione di diverse fasi di lancio. Come si può notare i carichi più gravosi riguardano la prima fase di lancio.

<b>Random Vibration test levels</b>		
Frequency Hz	Qualification PSD (g <sup>2</sup> /Hz)	Acceptance PSD (g <sup>2</sup> /Hz)
20	0.002	0.001
110	0.002	0.001
250	0.034	0.015
1000	0.034	0.015
2000	0.009	0.004
gRMS	6.7	4.47
Duration	2min/axis	1 min/axis

Tab. 1.3.2 carichi random PSLV

Nella tab. 1.3.2 vengono riportati i carichi Random per quanto riguarda il lanciatore PSLV. I dati sono riportati in funzione della frequenza in qualification PSD e acceptance PSD.

Frequenzy(HZ)	PSD(G <sup>2</sup> /HZ)
20	0.013
50	0.080
800	0.080
2000	0.013

Tab. 1.3.3 carichi random Rocketlab

Nella tab. 1.3.3 sono riportati i carichi Random per il lanciatore Rocketlab.

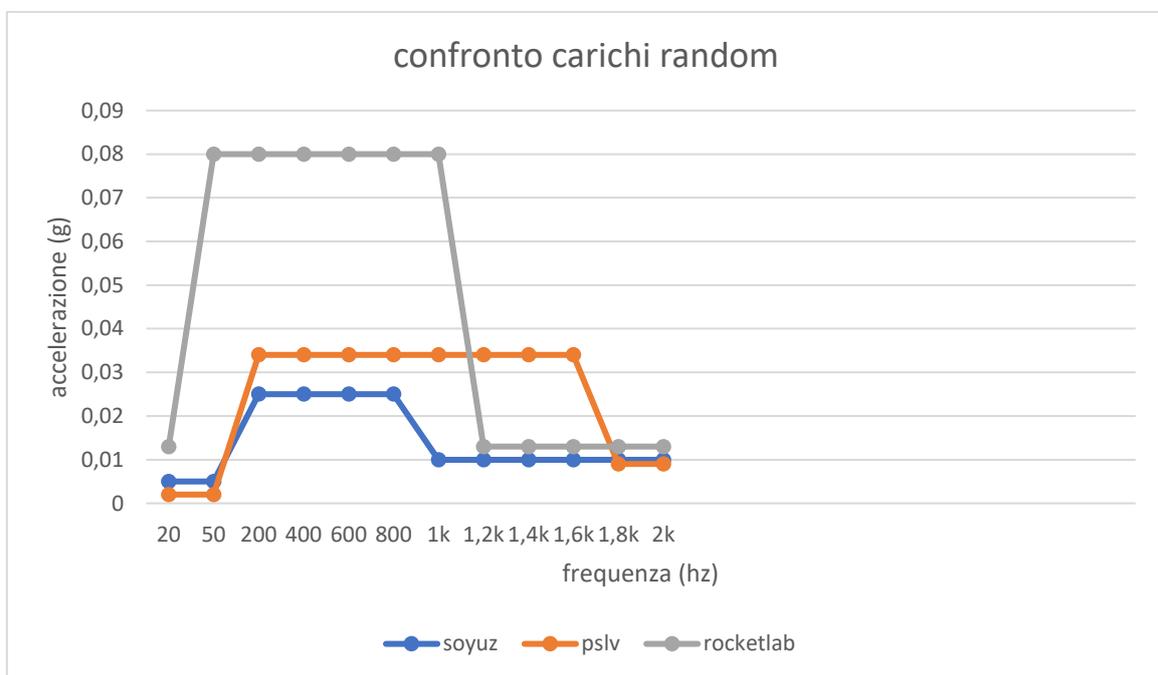


Fig. 1.3.4 confronto carichi random

Come si può vedere dal confronto il carico più critico è del lanciatore Rocketlab. Questo valore deve essere moltiplicato per il fattore di sicurezza 1.5. Ma non basta vedere il carico più grave pr poter analizzare la struttura a questi carichi. Bisogna tener conto della dinamica di questi carichi e come variano nel tempo. Per questo motivo riporto nella fig. 1.3.5 l'involuppo totale dei carichi.

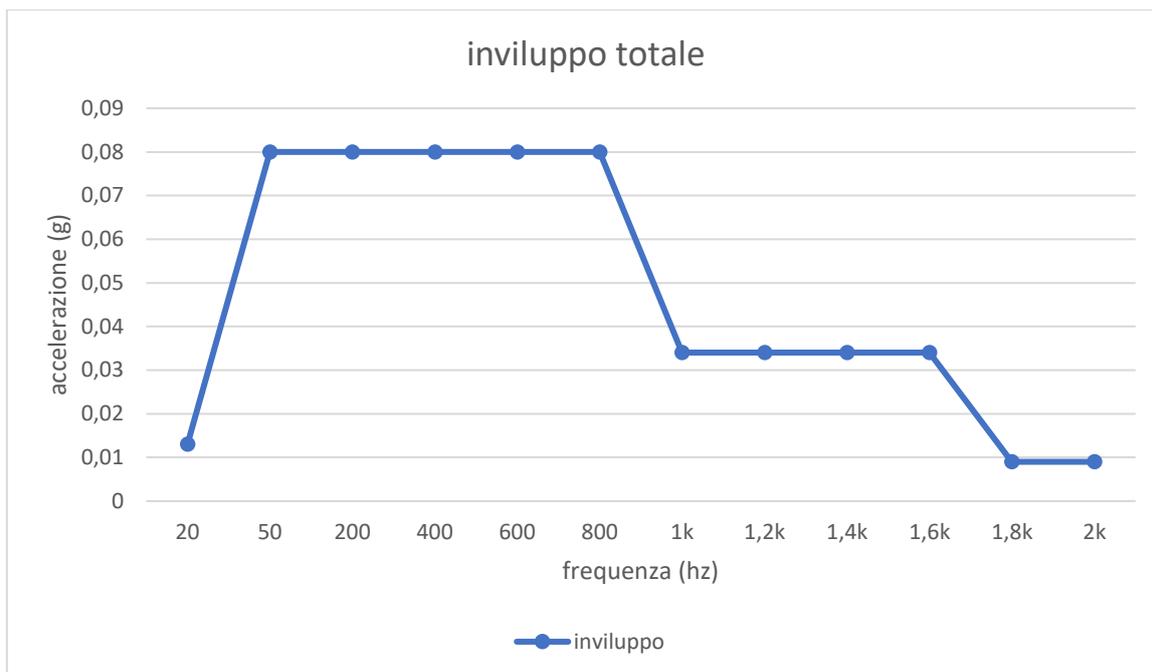


Fig. 1.3.5 inviluppo carichi

Il carico gRMS è inferiore a quello standardizzato dall'ESA, perciò per fare le analisi si adotteranno valori standard riportati nella tab.1.3.6.

Frequenza (hz)	$g^2/hz$
20	0.057
153	0.057
190	0.099
250	0.099
270	0.099
750	0.055
2000	0.018
gRMS	9.47

Tab.1.3.6 tabella valori standard ESA

Nella tab. 1.3.6 sono riportati valori standardizzati per quanto riguarda i carichi Random. Per fare le analisi verranno utilizzati questi dati.

## 1.4-CARICHI SHOCK

I fenomeni di questo tipo hanno una durata molto breve. Possono essere causati da cariche pirotecniche per la separazione dei stadi. Anche in questo caso i dati vengono riportati solo per scopo illustrativo. Questi dati non saranno utilizzati durante le analisi FEM.

Falcon 9	
Frequency(hz)	Shock response (g)
100	30
1000	1000
10000	1000

Tab. 1.4.1 carichi shock Falcon 9

Nella tab. 1.4.1 sono riportati i carichi shock per il lanciatore FALCON 9. I carichi sono espressi in (g) in funzione della frequenza alla quale avviene il carico.

soyuz	
Frequency(hz)	Shock response (g)
100-1000	15-350
1000-2000	350
2000-5000	350-200

Tab. 1.4.2 carichi shock soyuz

Nella tab. 1.4.2 sono riportati i carichi shock per il lanciatore SOYUZ. I carichi sono espressi in (g) in funzione della frequenza alla quale avviene il carico.

Rocketlab	
Frequency(hz)	Shock response (g)
100-1000	50
1000-2000	800
2000-5000	800

Tab. 1.4.3 carichi shock Rocketlab

Nella tab. 1.4.3 sono riportati i carichi shock per il lanciatore Rocketlab. Come nel caso degli altri lanciatori i valori vengono riportati in (g) in funzione della frequenza che va da 100 (hz) a 5000 (hz).

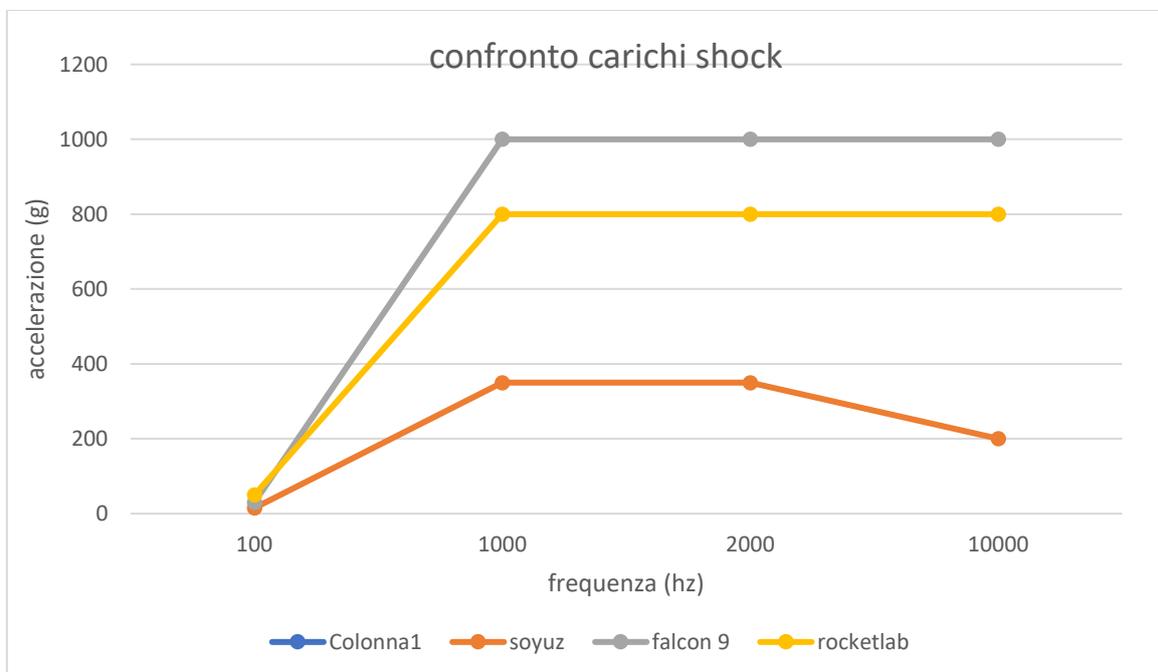


Fig. 1.4.4 confronto carichi shock

Nella fig.1.4.4 viene riportato il confronto per i carichi Shock per i vari lanciatori. Il carico più critico riguarda il lanciatore Falcon 9.

Come si può subito notare dalla fig.1.4.5 anche nel caso dell'inviluppo totale il carico più critico si raggiunge con il lanciatore falcon 9 anche se nella fase iniziale il carico dominante è del Rocketlab. Il carico è di 1000 g che deve essere moltiplicato per fattore di sicurezza di 1.5. In seguito riporto il grafico con il valore maggiorato. Specifico inoltre che non verranno fatte analisi sul Shock. Questi dati sono riportati semplicemente per fare un paragone.

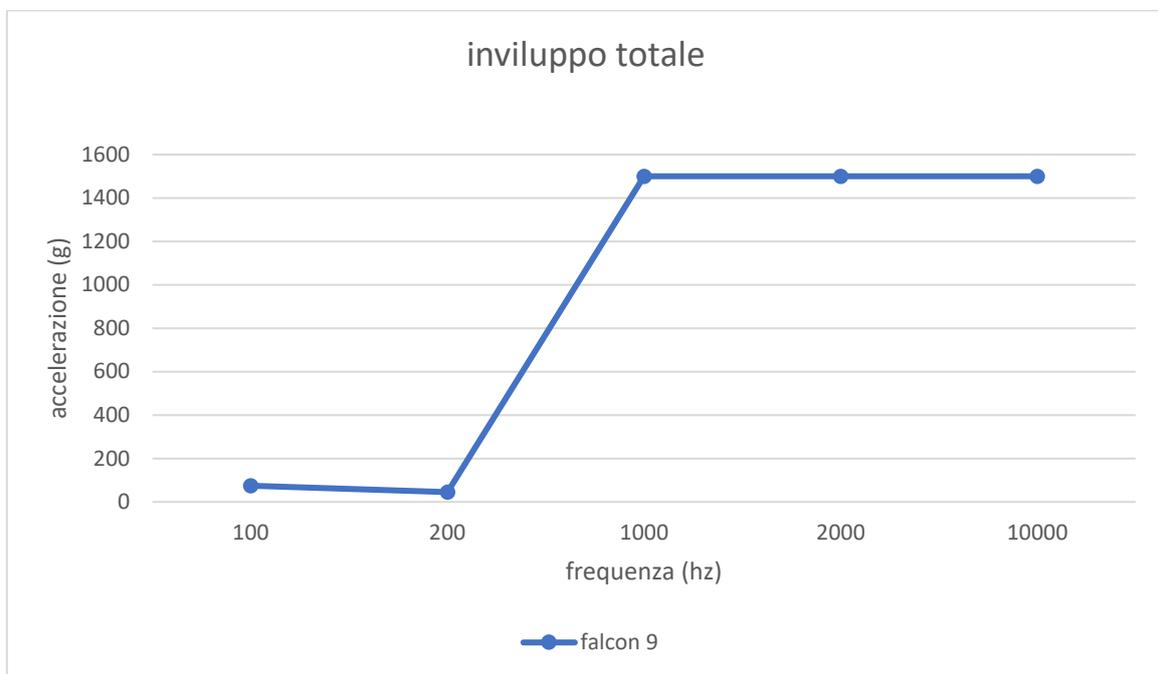


Fig. 1.4.5 inviluppo carichi shock

## 2-MODELLO CAD

Come già menzionato in precedenza i modelli CAD sono stati disegnati usando Solidworks. Sono state tenute in considerazione le misure esterne dei Cubesat standardizzate a fin di riuscire a caricare i modelli sul P-POD. Il materiale di costruzione è lo stesso in tutti i due i modelli ed è un alluminio 7075-T6 (SN) molto utilizzato nel ambito spaziale. Le differenze tra i due modelli sono sostanzialmente il design e la procedura per la realizzazione. I standard internazionali impongono vincoli di diverso tipo.

Le dimensioni della struttura entro le quali realizzare il progetto sono state molto restrittive. Queste dimensioni verranno riportate nella illustrazione delle varie componenti dei due modelli. Sono stati tenuti in considerazione vincoli sul peso delle strutture che nel caso della struttura a 2U è di 190 g .

### 2.1- MODELLO LAMINA PIEGATA

Uno dei vantaggi di questo modello è la sua semplicità costruttiva. Infatti tutte le facce laterali sono un unico componente. Questo componente viene chiuso da sopra e da sotto con due componenti molto simili tra loro. Questa è una grossolana descrizione del Cubesat. Ogni componente verrà descritto con le apposite raffigurazioni e dimensioni in seguito.

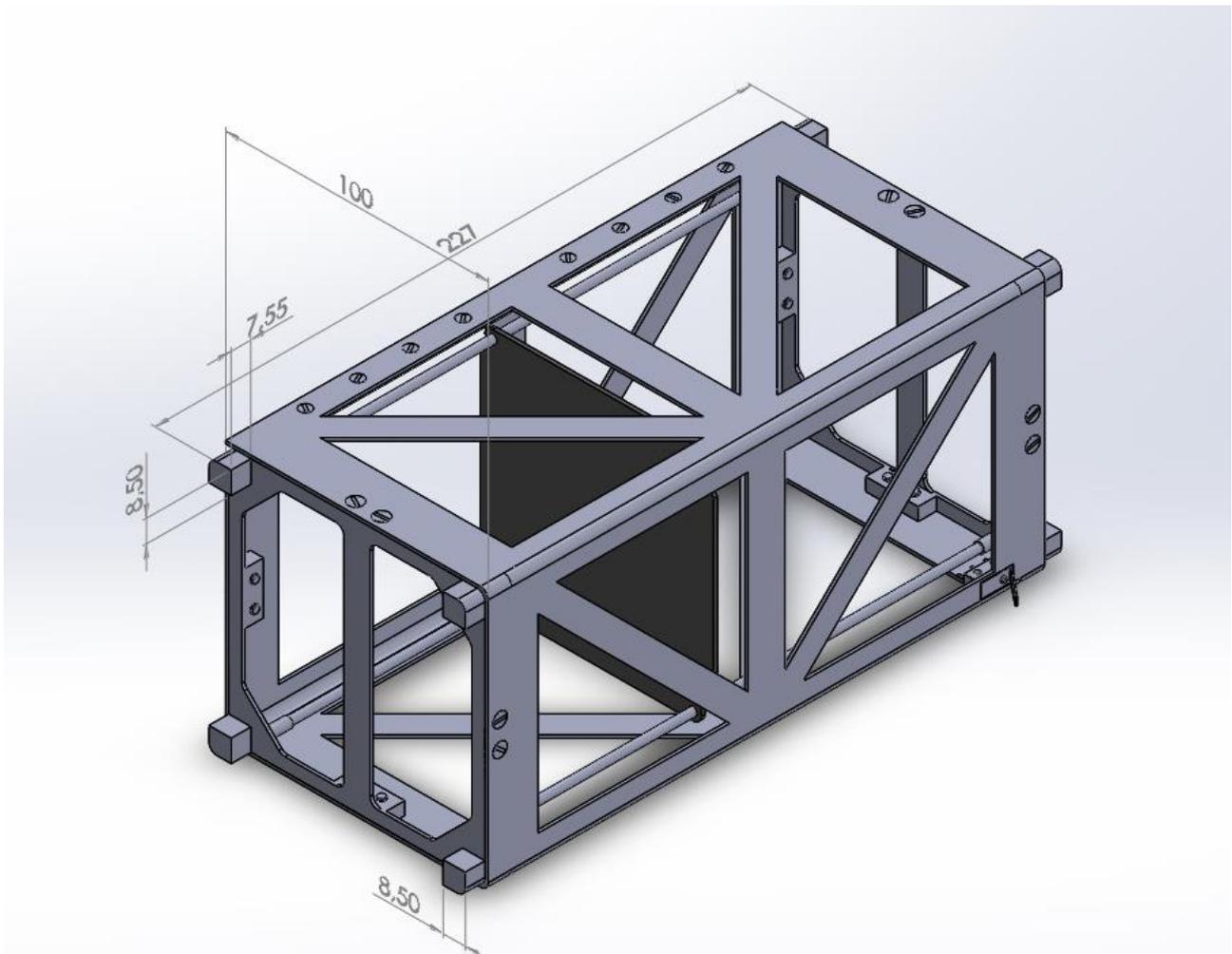


Fig. 2.1.1 assieme lamina piegata

Peso struttura (g)
190

Nella fig.2.1.1 è rappresentato l'assieme del Cubesat a lamina piegata. Questo assieme è composto da una lamina piegata tre volte che viene chiusa dai due lati da due facce di simile costruzione. Queste facce si collegano alla lamina tramite 16 viti M 2.5. Ogni faccia è collegata alla lamina con 8 viti. Sulle facce sono ricavati anche i fori filettati per l'inserimento di barre da 3 mm di diametro. Queste barre servono per poter mettere le schede con standard PC-104. Ogni componente verrà descritto in seguito.

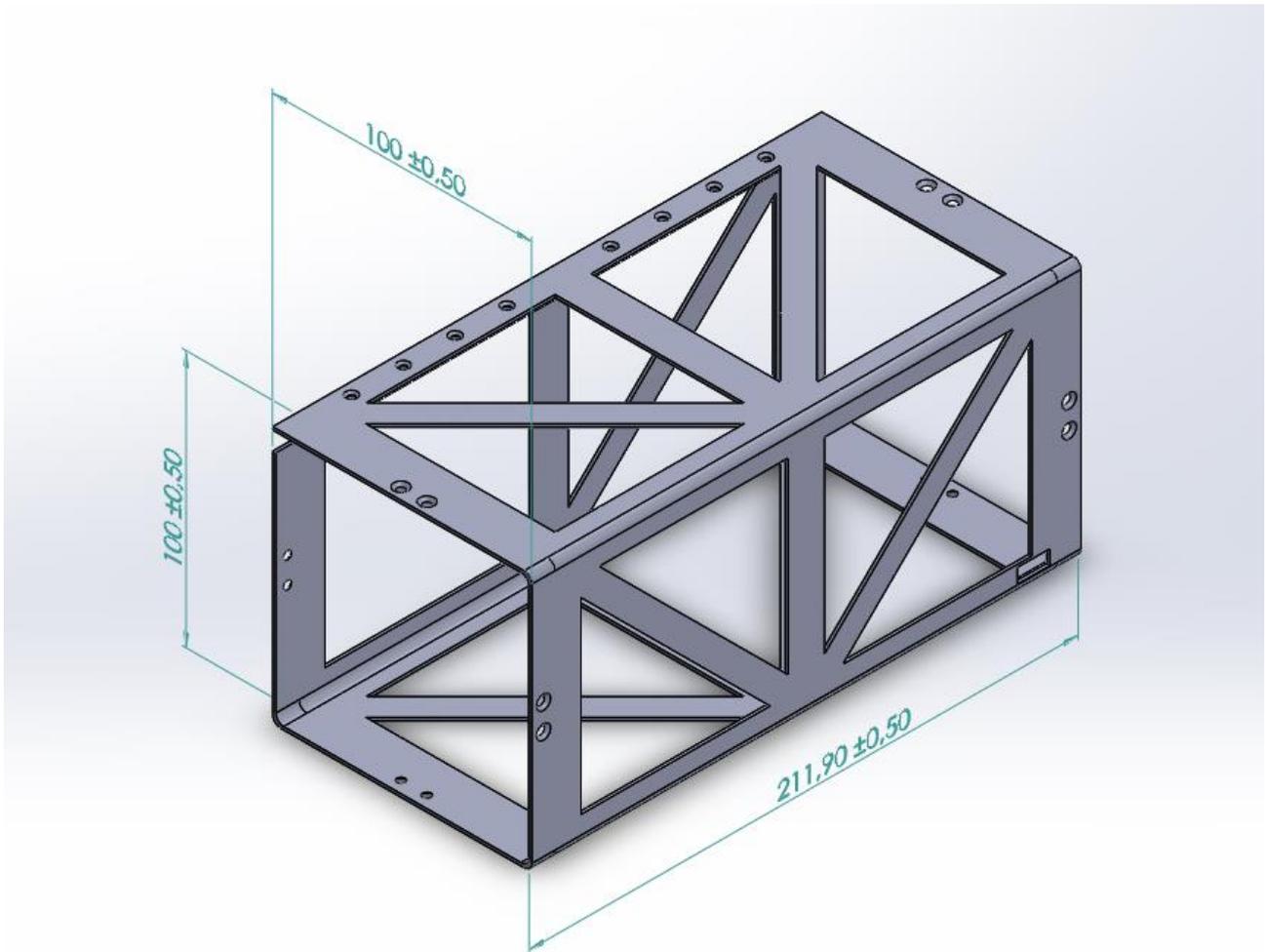


Fig.2.1.2 lamina piegata

Nella fig.2.1.2 è rappresentata la lamina piegata con ritagli a fin di alleggerire il componente senza però togliere troppa rigidezza. Sono ricavati inoltre fori per il fissaggio delle facce alla lamina. Lo spessore della lamina è di 1,2 mm.

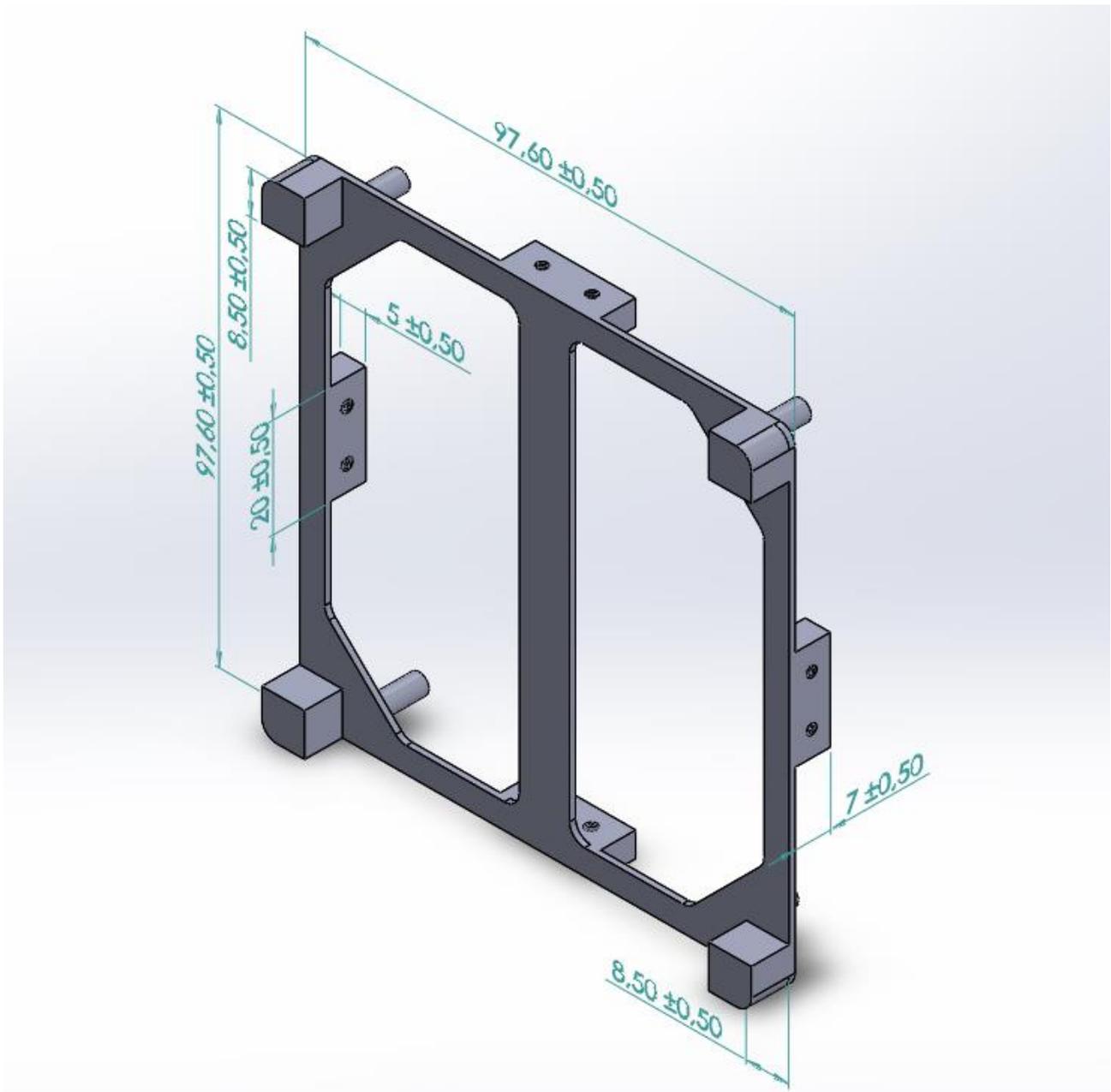


Fig.2.1.3 faccia superiore ed inferiore

Nella fig.2.1.3 è rappresentato il componente che va a chiudere la lamina piegata.

Questo componente viene usato 2 volte sia per la parte superiore che per la parte inferiore. Sono stati fatti dei ritagli per alleggerire il pezzo senza però togliere spazio ai fori per le schede PC-104. Sono stati fatti dei rialzi

sui quattro angoli che servono ad appoggiarsi nel P-POD. Le altre quattro colonnine forate con filettatura servono per attaccarsi alla lamina piegata. Lo spessore della faccia è di 1,2 mm. Le altre misure sono standardizzate a livello internazionale.

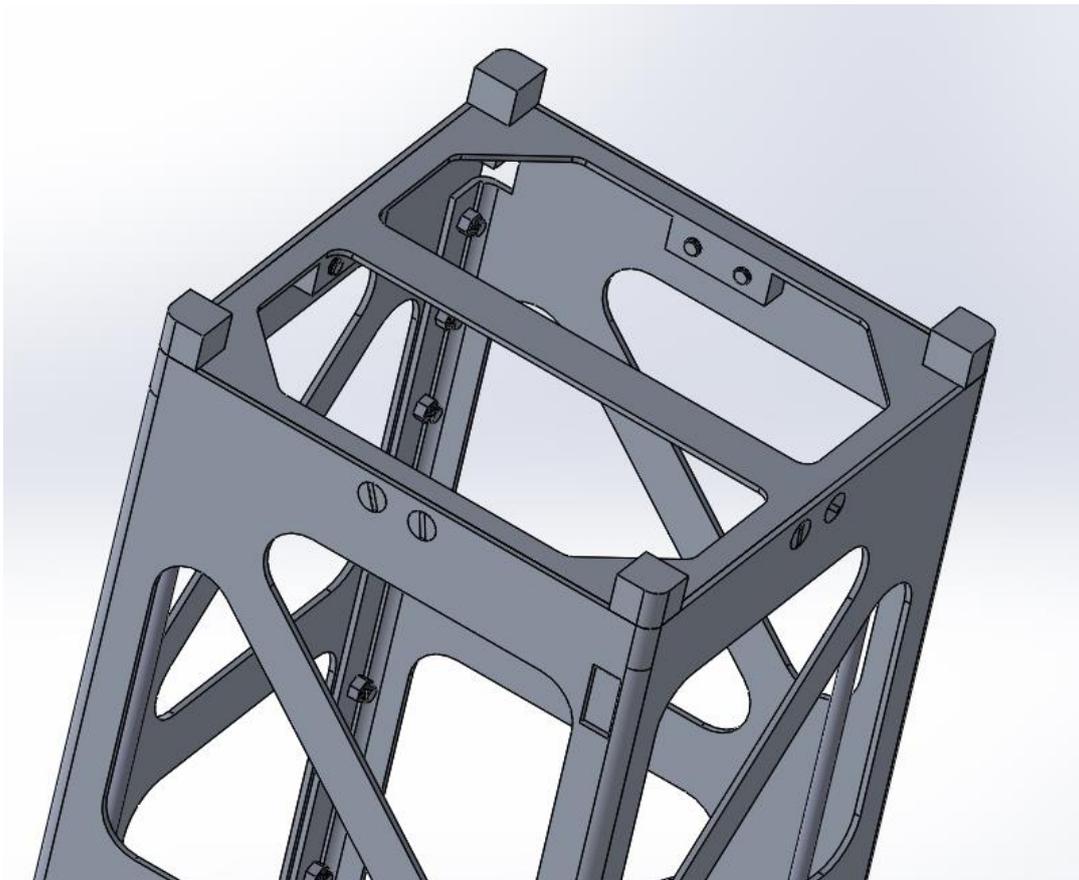


Fig.2.1.4 rappresentazione dei collegamenti della struttura

Nella fig.2.1.4 sono mostrati i vari collegamenti. Come si può notare la lamina piegata è stata chiusa con dei viti-dado. Queste viti sono delle M2. Il motivo dell'uso di queste viti è il ridotto spessore della lamina. Si nota dalla figura come le facce siano vincolate alla lamina tramite viti.

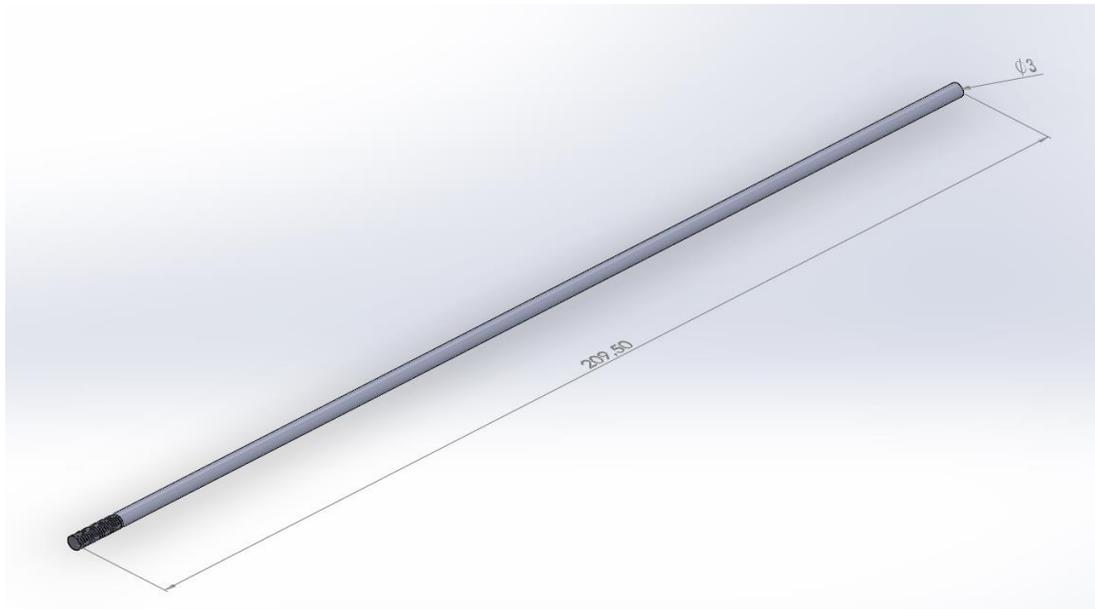


Fig.2.1.5 barra con estremità filettate

Nella fig.2.1.5 è raffigurata la barra con estremità filettata che andrà a fissarsi nei fori ricavati sulle facce superiori ed inferiori. Su queste barre saranno montate le schede PC-104.

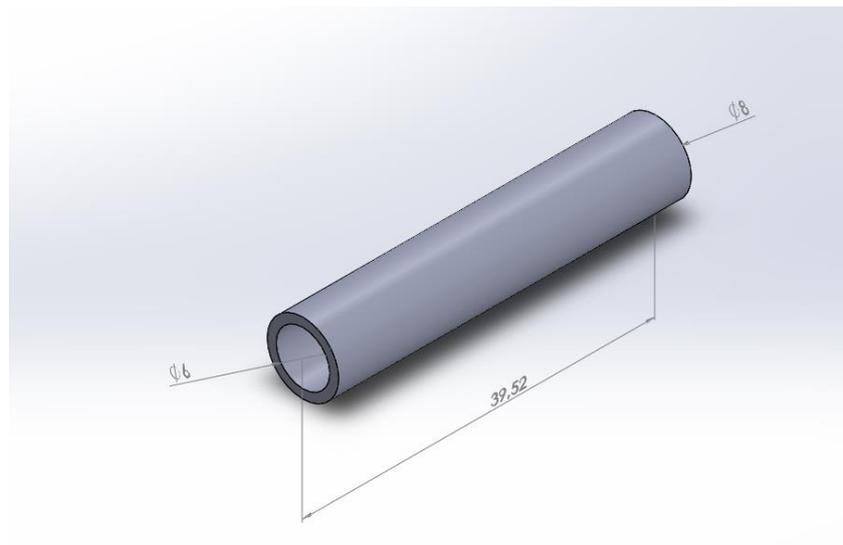


Fig.2.1.5 distanziatori schede

Nella fig.2.1.5 è rappresentato il distanziatore delle schede PC-104.

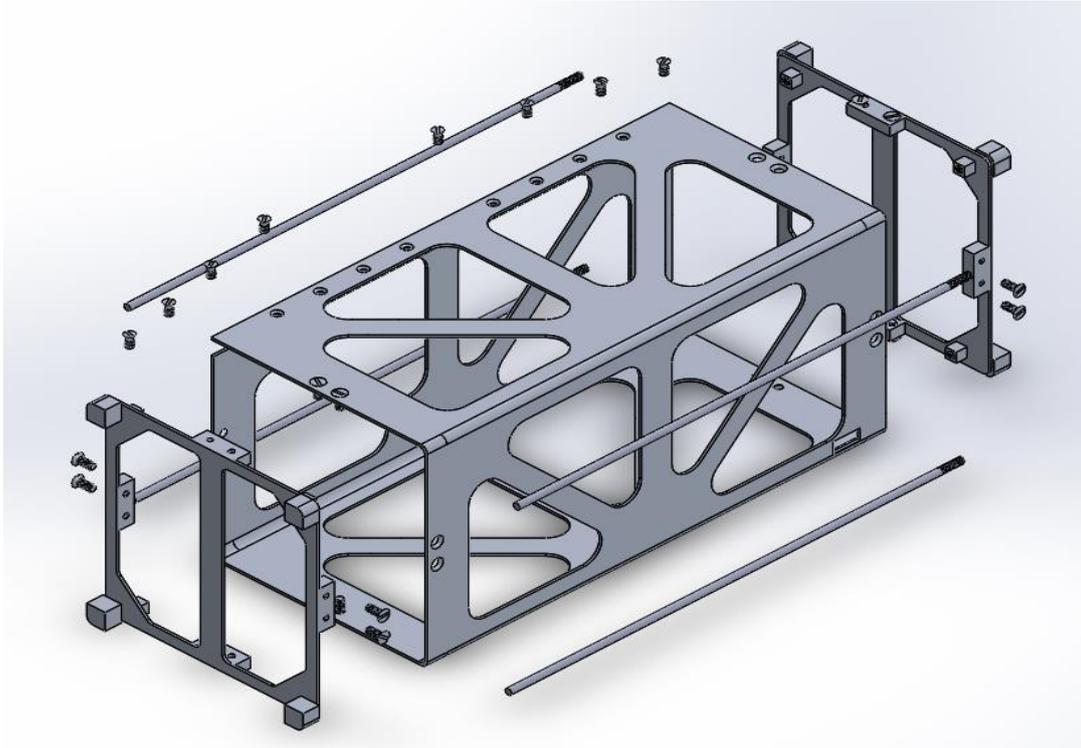


Fig.2.1.6 esploso assieme lamina piegata

Nella fig.2.1.6 è rappresentato l'esploso di tutto l'assieme. Si riesce a capire bene come i vari componenti siano collegati tra loro.

## 2.2-CUBESAT 2

Questo secondo modello è molto simile a Cubesat che si trovano in commercio. E' anche il tipo di modello che producono al NPC Spacemind di Imola. E' proprio seguendo i loro modelli che sono arrivato a questa configurazione. La struttura in generale è molto simile a quella progettata da NPC Spacemind ma differisce sensibilmente nei piccoli dettagli ad esempio il collegamento delle varie parti, fori destinati alle schede PC-104 che si possono vedere chiaramente dalla Fig.2.2.1.

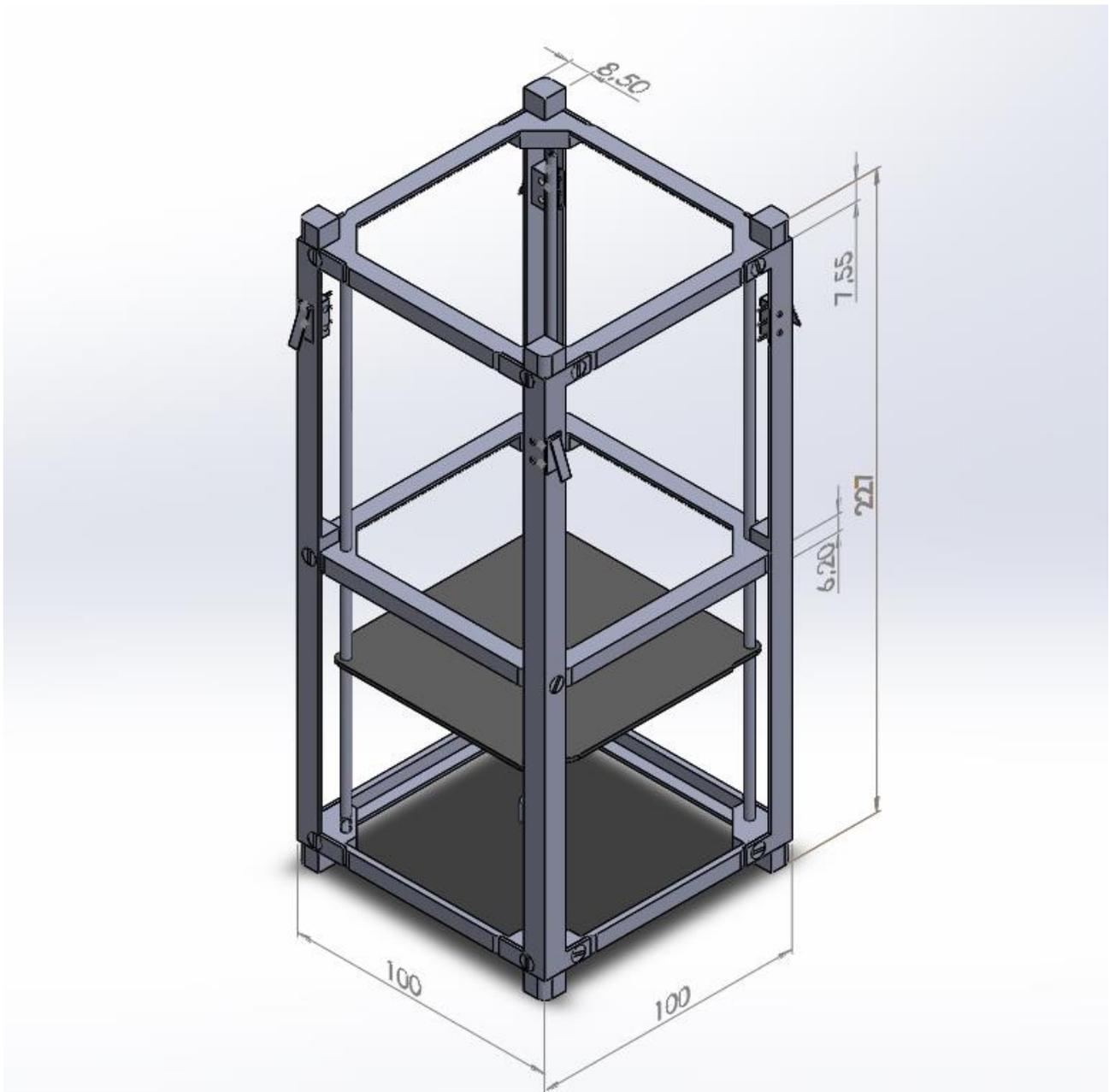


Fig.2.2.1 assieme

Nella fig.2.2.1 è rappresentato il secondo modello di Cubesat. Sostanzialmente è formato da quattro colonne a sezione quadrata poste ai lati della struttura che vanno poi ad attaccarsi alla faccia superiore ed inferiore. Anche in questo caso la faccia superiore ed inferiore sono simili tra loro. In questa configurazione è stata inoltre aggiunta una cornice centrale che ha lo scopo di irrigidire la struttura e creare se lo si vuole una separazione tra le schede PC-104.

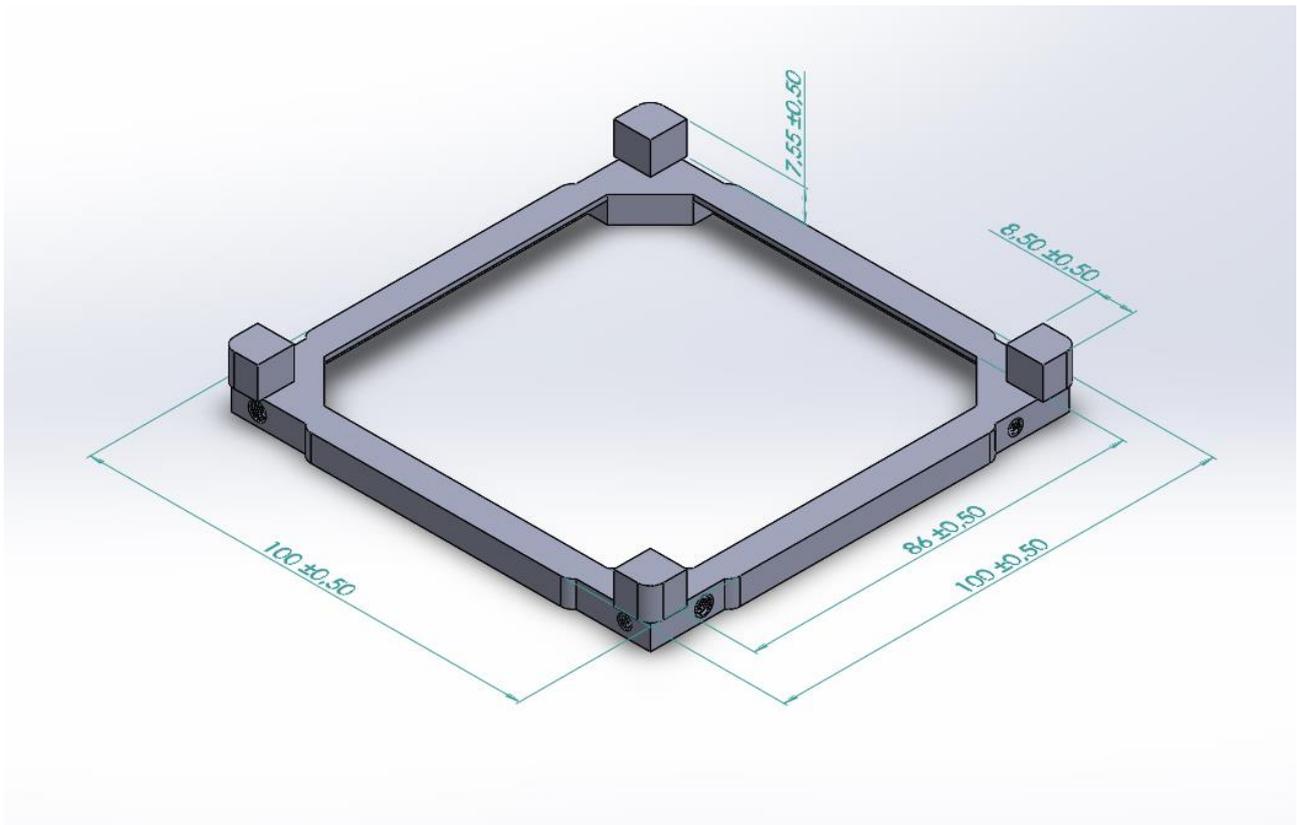


Fig.2.2.2 cornice superiore ed inferiore

Nella fig.2.2.2 è rappresentata la cornice superiore ed inferiore. Questa va ad agganciarsi alle 4 colonne tramite fori filettati ricavati ai lati. Sono inoltre ricavati fori per le schede PC-104.

Per quanto riguarda la forma delle colonne verrà sottolineata nella figura dell'esploso nelle pagine seguenti.

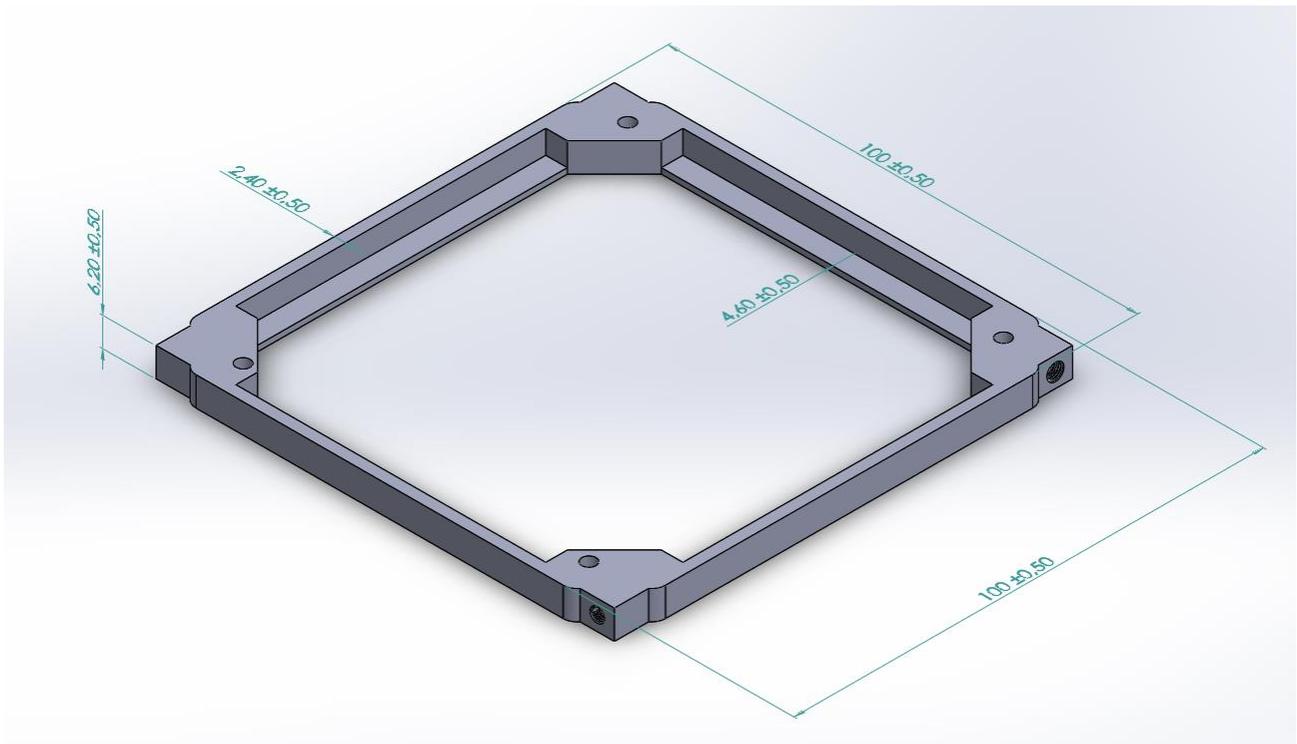


Fig.2.2.3 cornice centrale

Nella figura 2.2.3 è rappresentata la cornice centrale che come già detto in precedenza ha lo scopo di irrigidire la struttura. Questa si vincola alle 4 colonne tramite fori filettati ai lati. Sono ricavati anche qui fori per le schede standard PC-104.

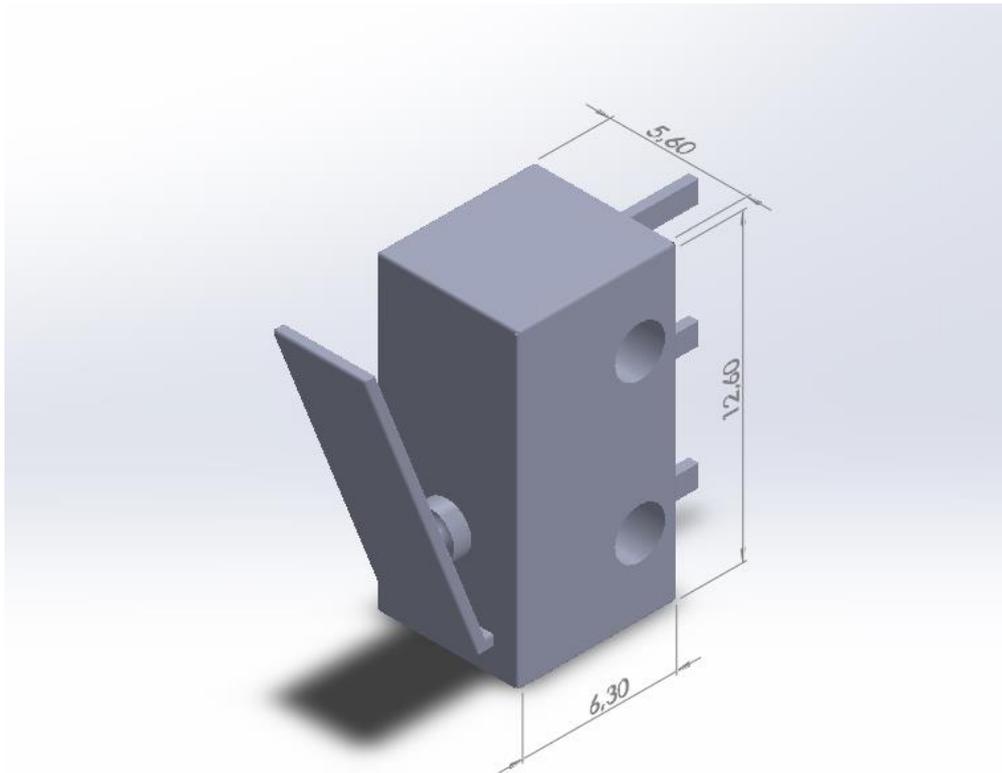


Fig.2.2.4 interruttore

Nella fig.2.2.4 è rappresentato l'interruttore posto su ognuna delle quattro colonne. Come si può notare dalla Fig.2.2.4 sopra l'interruttore è presente una parte sporgente. Questa parte sporgente viene chiusa una volta che il Cubesat è inserito all'interno del P-Pod. All' momento del rilascio del Cubesat da parte del P-Pod nello spazio gli interruttori ritornano nella loro posizione di riposo collegando in modo automatico i circuiti elettrici destinati alle varie funzioni. Riassumendo il compito dell'interruttore è quello di avviare i diversi sistemi del Cubesat una volta che quest'ultimo viene rilasciato nello spazio.

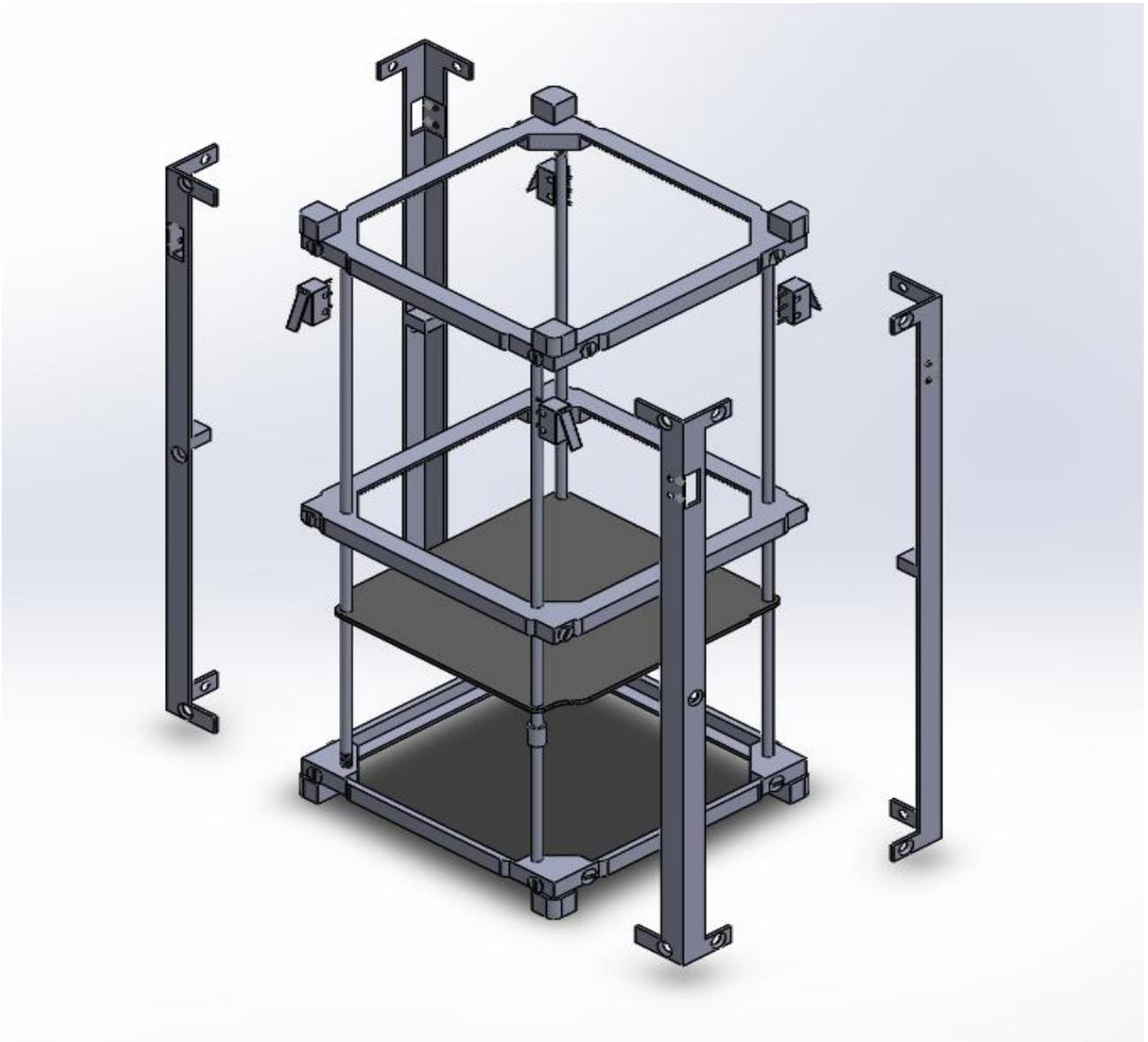


Fig.2.2.5 esploso dell'assieme

Nella fig.2.2.5 è rappresentato l'esploso dell'assieme. Si può notare come le 4 colonne vadano a vincolarsi con il resto della struttura.

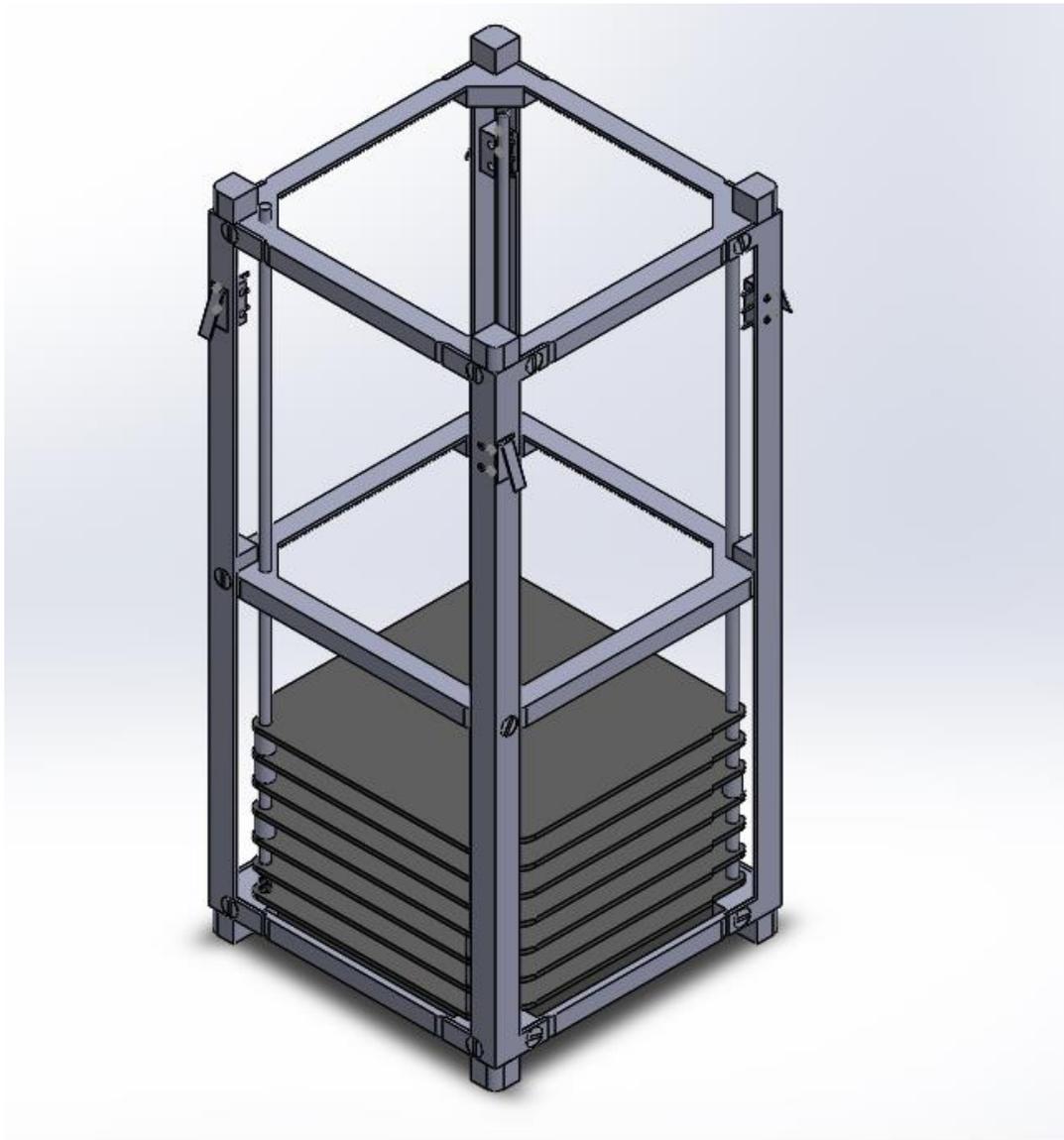


Fig.2.2.5 assieme con schede PC-104

Nella fig.2.2.5 è riportato l'assieme con un po' di schede PC-104. Queste schede sono divise da dei distanziatori che si possono trovare in diverse misure in commercio.

### 3-Analisi FEM

Per fare le analisi FEM è stato utilizzato il programma ANSYS, in versione accademica, scaricabile con pochi passi dal web. Questa versione però impone dei limiti sul numero di nodi ed elementi rendendo impossibile utilizzare la struttura disegnata su solidworks. Si è dovuto quindi ridisegnare la struttura in ambiente ANSYS semplificandola in modo da poter stare entro i limiti imposti senza però allontanarsi troppo dalla realtà della struttura disegnata su solidworks. Di seguito riporto le due strutture disegnate in ambiente ANSYS.

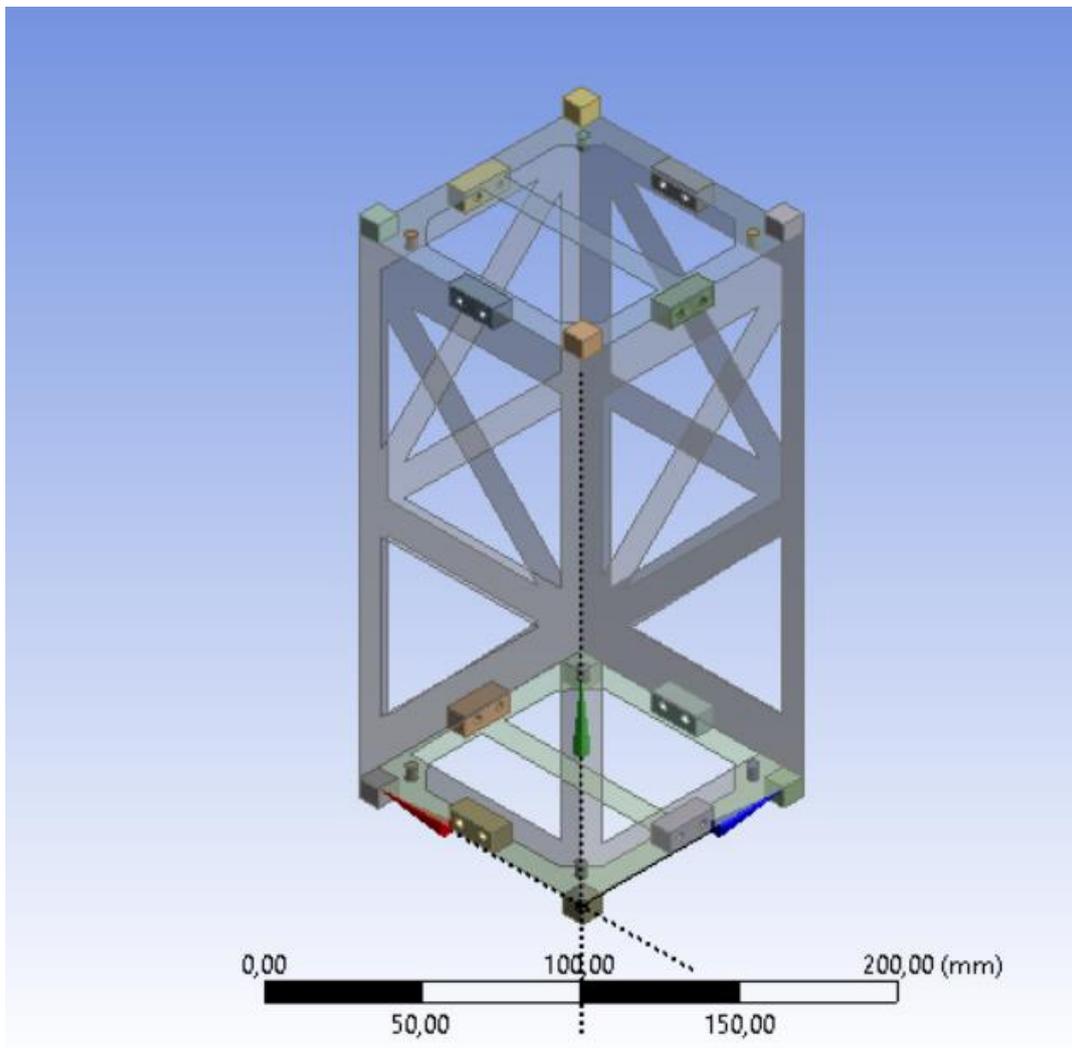


Fig.3.1 struttura a lamina piegata

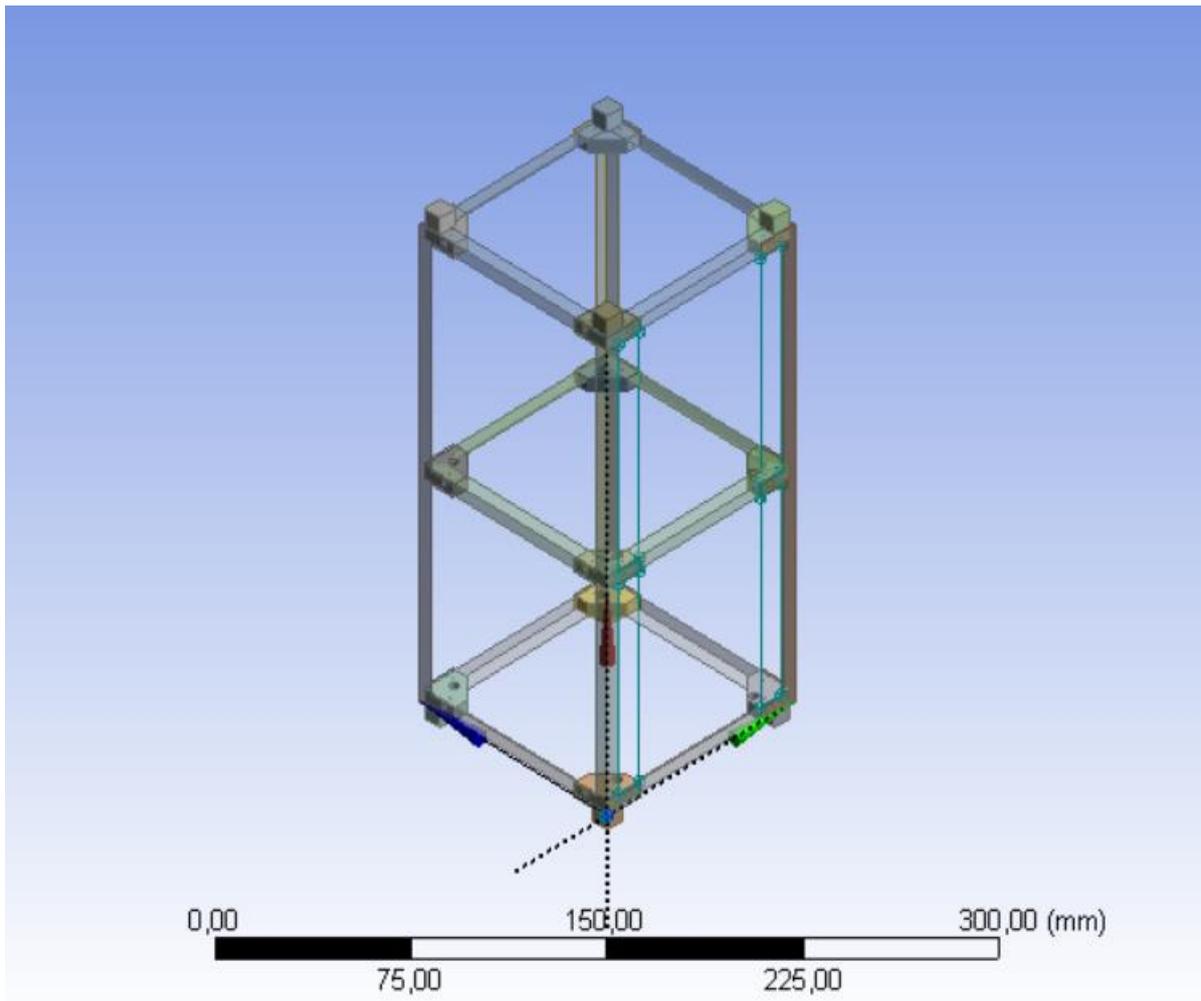


Fig.3.2 struttura Cubesat 2

Nella fig.3.1 è rappresentato il Cubesat a lamina piegata mentre nella fog.3.2 è riportato il Cubesat simile a quello prodotto al NPC Spacemind.

Come si può notare dalle figure appena riportate la maggior parte dei componenti è stata disegnata come superfici bidimensionali a cui nel momento in cui si eseguono le analisi viene dato uno spessore. Mentre le superfici di appoggio ed altri componenti di rilevante importanza sono stati modellati come pezzi tridimensionali.

Questi pezzi sono molto semplici dal punto di vista costruttivo quindi non eccedono i limiti imposti da ANSYS sul numero di nodi. Per semplificare il tutto non sono state modellate le schede e componenti da inserire all'interno del Cubesat ma al loro posto è stata posta una massa fittizia di 2kg.

Il materiale usato per fare le analisi è il classico alluminio aeronautico 70-75, le cui proprietà sono riportate nella seguente tabella.

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

Fig.3.3 tabella proprietà alluminio 70-75

### 3.1- Analisi FEM struttura a lamina piegata



Fig.3.1.1 procedura analisi

Nella figura appena riportata si possono vedere le analisi fatte sul Cubesat a lamina piegata. E' stata svolta l'analisi statica, modale e quella Random. L'analisi statica è stata svolta due volte anche se nella figura viene riportata solo una volta mentre l'analisi Random come si vede è stata svolta due volte. Sono state fatte quindi analisi lungo l'asse longitudinale e solamente lungo uno degli assi laterali essendo la struttura simmetrica.

Per quanto riguarda il peso , questo si aggira attorno ai 190 g per il Cubesat a lamina piegata. Nel fare le analisi lo spessore di alcuni componenti è stato aumentato da 1,2 mm a 1,6 mm. Questo anche per compensare il fatto che la struttura nel passaggio da solidworks ad ANSYS ha perso la rigidità visto che la struttura è stata semplificata. Nei sottocapitoli seguenti saranno riportate le analisi in dettaglio.

### 3.1.1- Analisi quasi-statica (1)

Nello svolgimento di quest'analisi come già menzionato in precedenza è stata posta una massa di 2kg al centro del Cubesat che sostituisce il peso dello stack di schede. Lungo l'asse longitudinale (z) è stata applicata un'accelerazione di 12.75 g e lungo l'asse laterale un'accelerazione di 4.5 g.

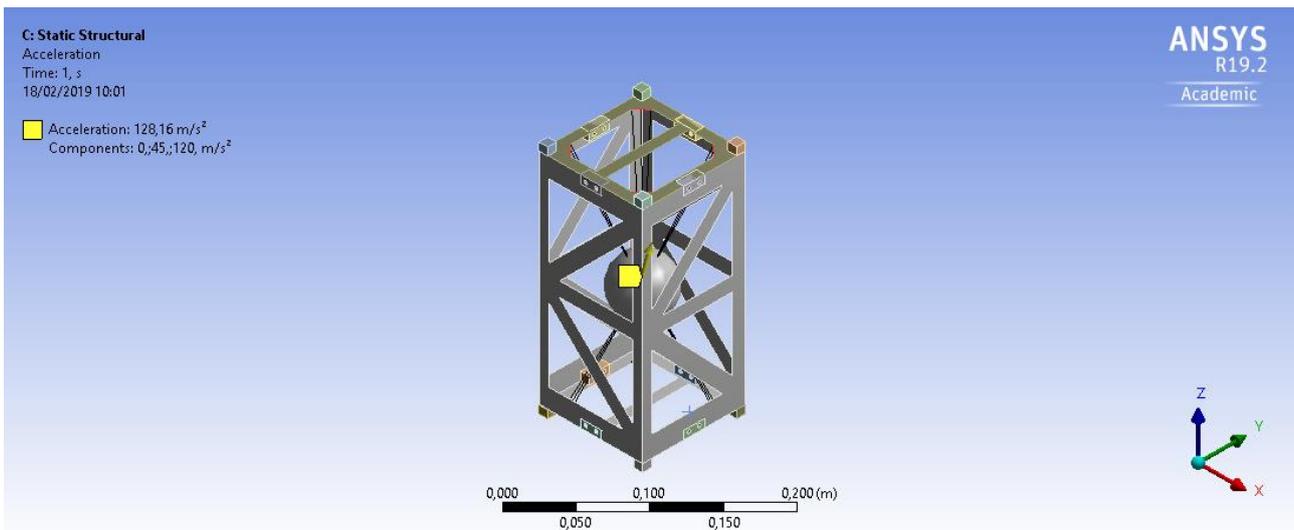


Fig.3.1.1.1 posizione massa e direzione accelerazione

Nella Fig.3.1.1.1 è riportato il posizionamento della massa di 2 kg all'interno del Cubesat. Si può anche notare la direzione assegnata all'accelerazione evidenziata dalla freccia posta sulla massa in questione.

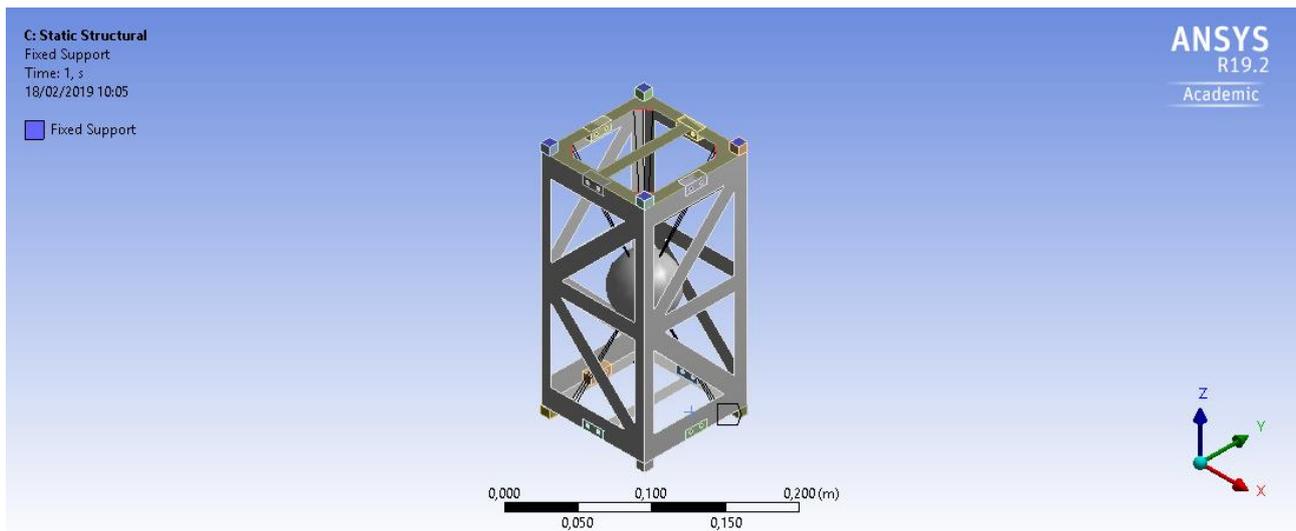


Fig.3.1.1.2 fissaggio della struttura

Nella Fig.3.1.1.2 è riportato il modo in cui è stata fissata la struttura per poter essere analizzata. Le parti scelte come parti fisse sono le estremità delle colonnine poste sulla parte superiore ed inferiore dell Cubesat. Nella Fig.3.1.1.2 queste parti sono evidenziate in blu.

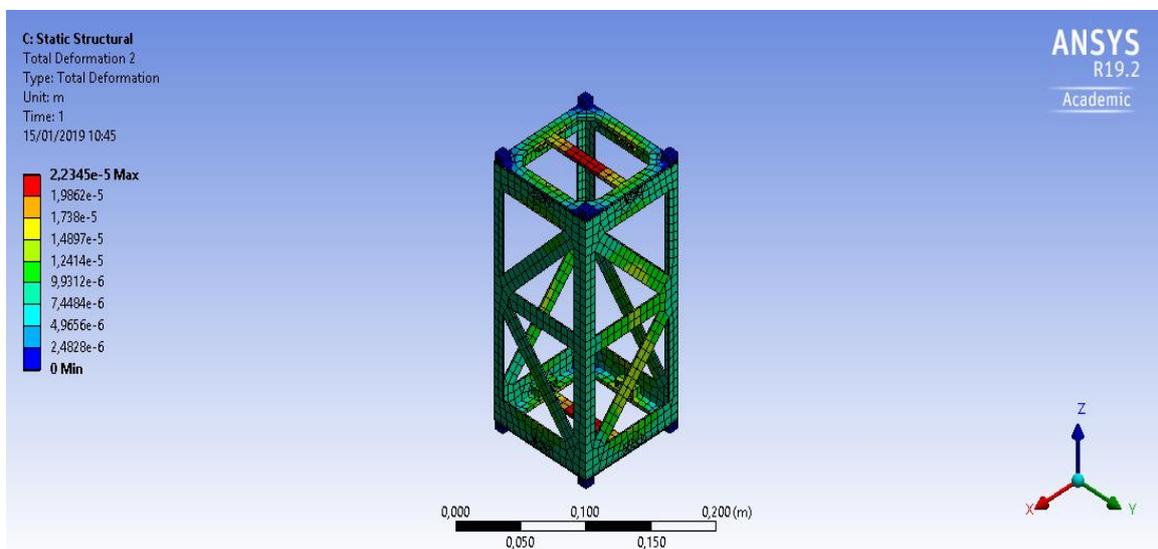


Fig.3.1.1.3 deformazione totale struttura

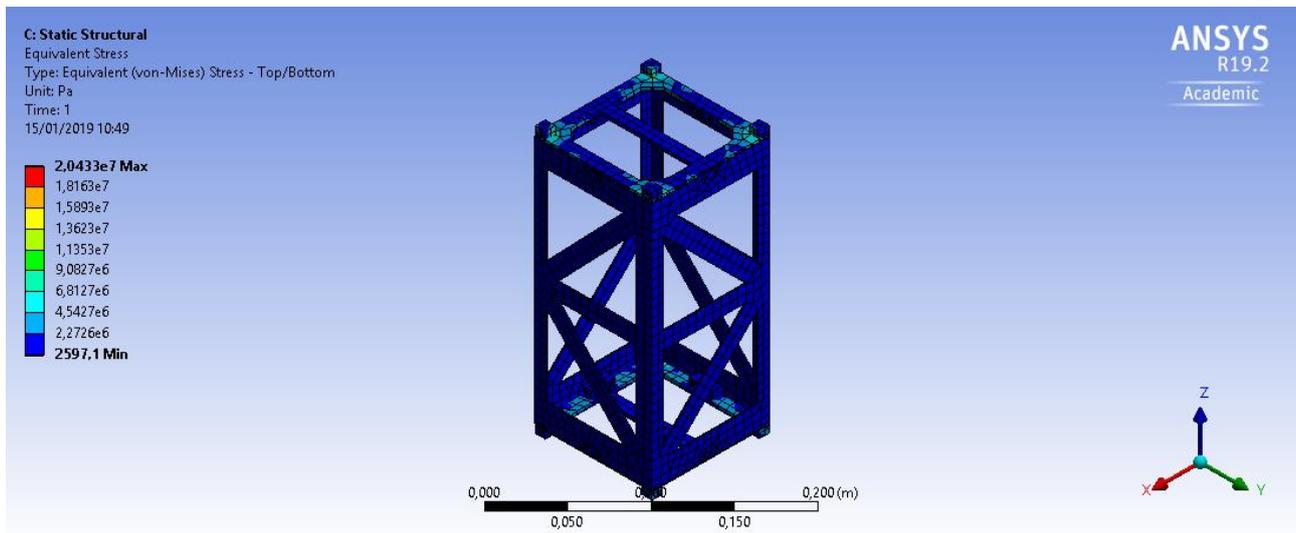


Fig.3.1.1.4 equivalent (von-mises) stress

Come si può notare dalle due fig.3.1.1.3 3, fig.3.1.1.4 sia la deformazione più alta e sia lo stress più alto si trova nella parte superiore ed inferiore del Cubesat.

Deformazione totale struttura (m)	Equivalent (von-mises) stress (pa)
$2,2345 \times 10^{-5}$	$2,0433 \times 10^{(7)}$

### 3.1.2- Analisi quasi-statica (2)

In quest'analisi mantenendo la massa di 2 kg al centro del Cubesat sono stati invertiti semplicemente i carichi applicati lungo gli assi. Non sapendo in che modo verrà montato il Cubesat questa volta il carico di 12.75 g è applicato lungo un'asse laterale (y), mentre l'accelerazione di 4.5 g è stata applicata lungo l'asse longitudinale (z).

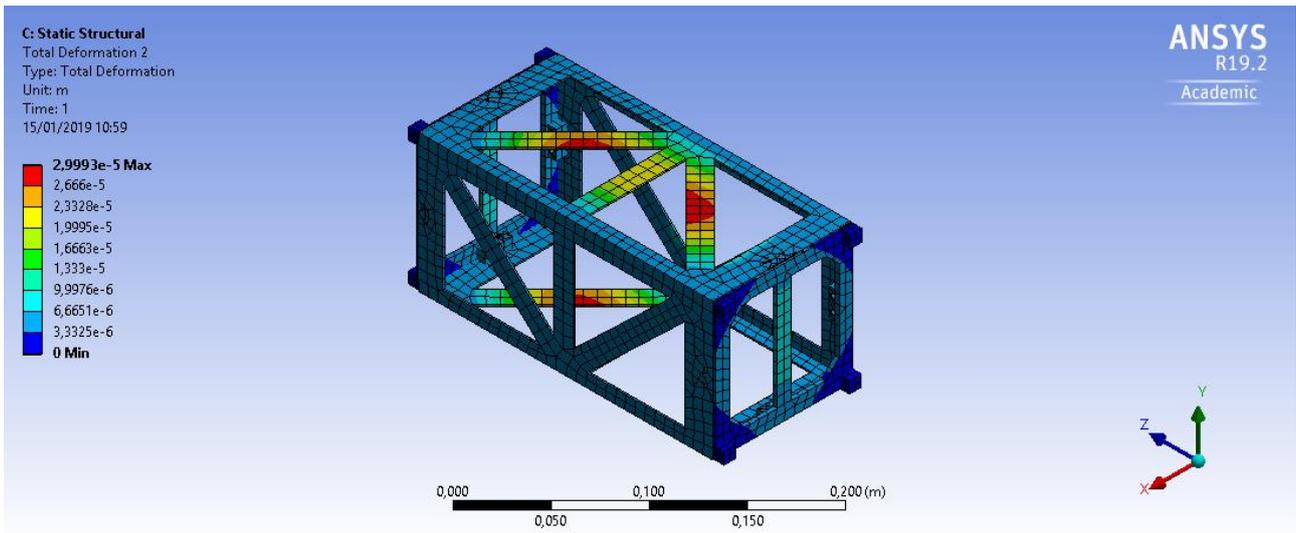


Fig.3.1.2.1 deformazione totale struttura

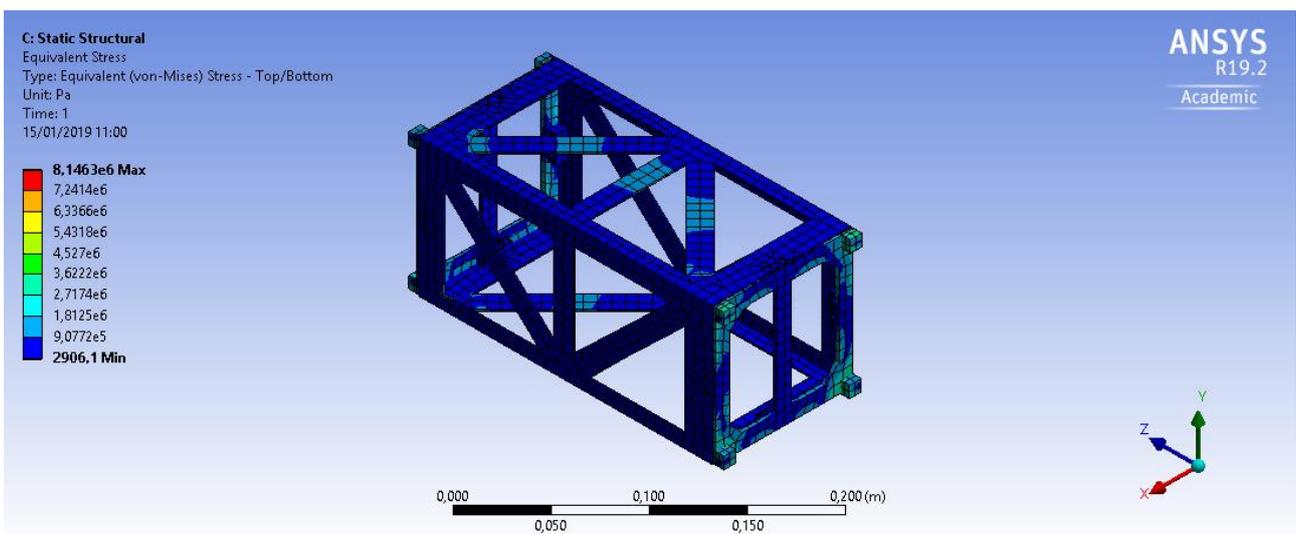


Fig.3.1.2.2 equivalent (von-mises) stress

In questo caso sia dal punto di vista della deformazione che dal punto di vista dello stress le facce più sollecitate sono quelle laterali.

Deformazione totale struttura (m)	Equivalent (von-mises) stress (pa)
$2,9993 \times 10^{-5}$	$8,1463 \times 10^6$

### 3.1.3-Analisi modale

Per l'analisi modale non sono 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. I modi principali verranno analizzati per quanto riguarda le deformazioni. Anche quest'analisi è stata fatta lasciando invariati i punti fissi di contatto.

modi	frequenza
1	321,46
2	400,87
3	411,46
4	465
5	478,44
6	499,75

Fig.3.1.3.1 tabella delle frequenze di risonanza

Per i standard dell'ESA la prima frequenza di risonanza deve essere maggiore di 100 hz. Essendo la struttura molto rigida questo requisito è ben superato.

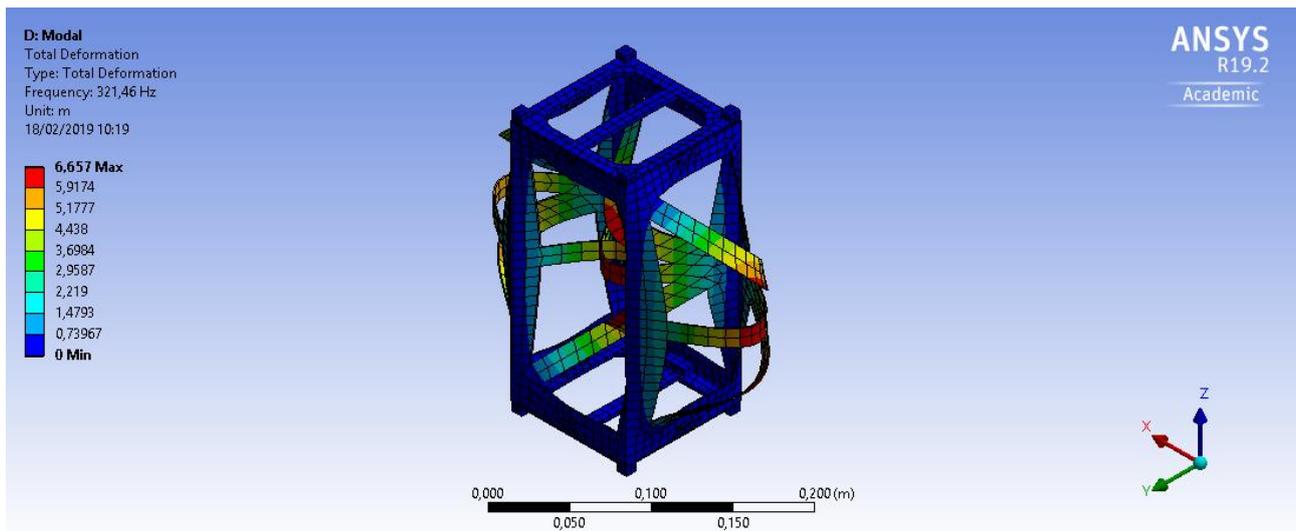


Fig.3.1.3.1 deformazione 1° modo

Nella fig.3.1.3.1 è rappresentata la deformazione totale data dal primo modo di risonanza. Le deformazioni riportate non sono in scala 1:1 ma in scala 1:100.

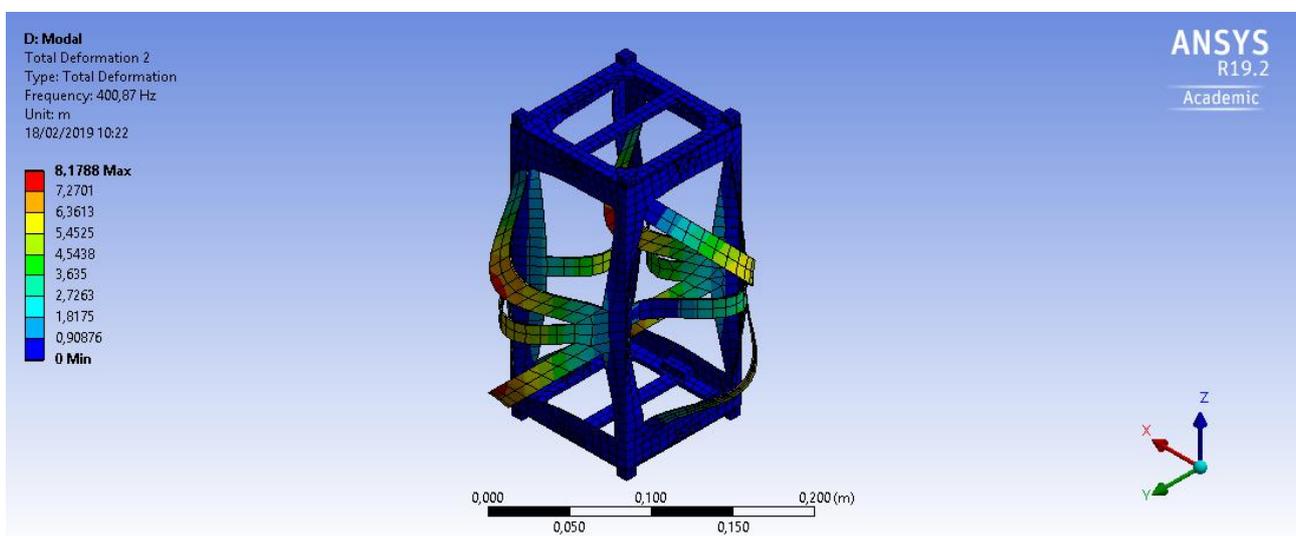


Fig.3.1.3.2 deformazione 2° modo

Nella fig.3.1.3.2 è rappresentata la deformazione totale data dal secondo modo di risonanza. Le deformazioni riportate non sono in scala 1:1 ma in scala 1:100.

### 3.1.4- Analisi Random (direzione z)

Come input sono stati utilizzati dati che usa l'ESA. Sono state fatte analisi lungo l'asse longitudinale e lungo uno dei due assi laterali essendo la struttura simmetrica. Per i risultati è stata adottata la logica "3 sigma". Con questa logica il programma moltiplica il Grsm per 3 considerando così i possibili picchi e coprendo così il 99.73% dei casi.

Frequenza (hz)	G^(2)/hz
20	0.057
153	0.057
190	0.099
250	0.099
270	0.099
750	0.055
2000	0.018
Grms	9.47 g

Fig.3.1.4.1 valori input analisi random

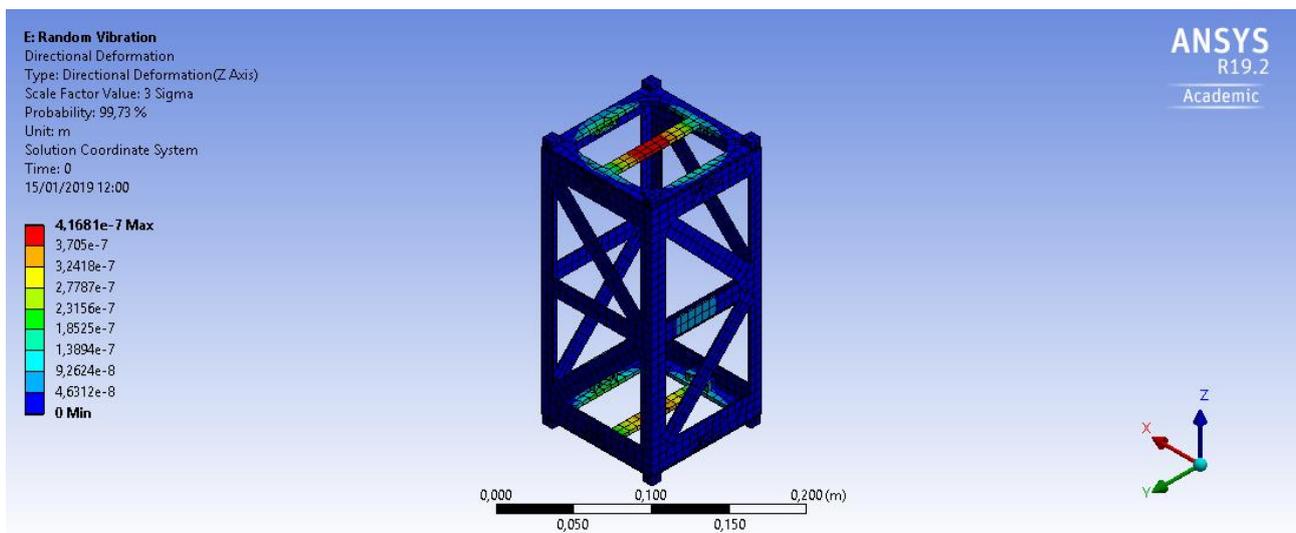


Fig.3.1.4.2 deformazione direzionale

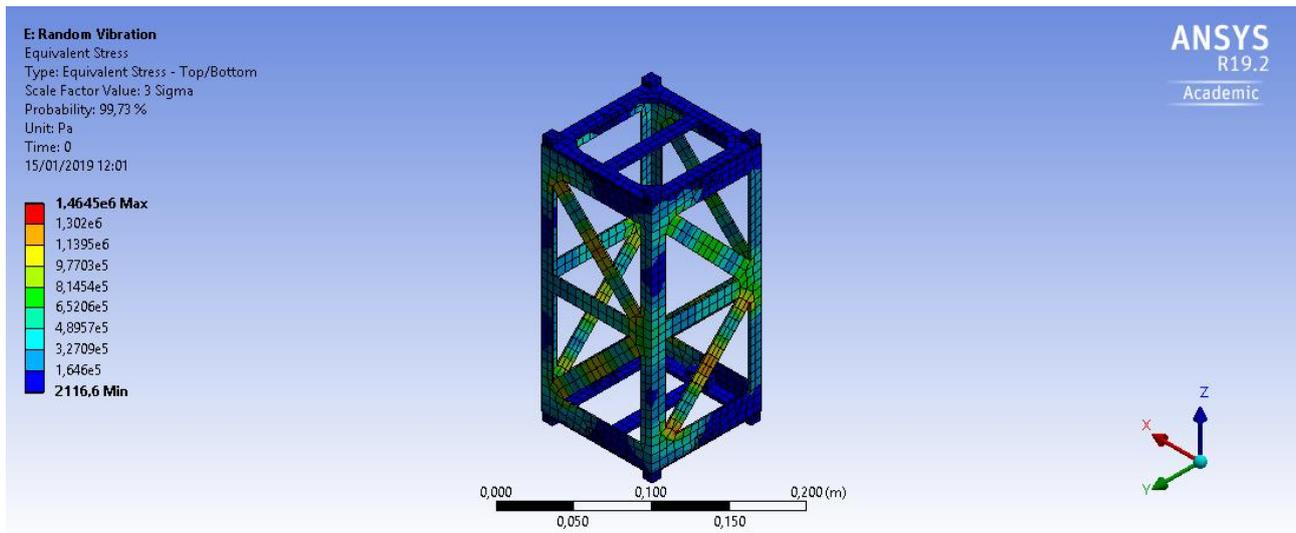


Fig.3.1.4.3 equivalent stress

Come si nota dalle figure appena riportate le deformazioni riguardano prevalentemente la faccia superiore ed inferiore mentre lo stress si manifesta su tutte e quattro facce laterali.

Deformazione direzionale (m)	Equivalent stress (pa)
$4,1681 \times 10^{-7}$	$1,4645 \times 10^6$

### 3.1.5- Analisi Random (direzione y)

In quest'analisi il carico è stato applicato lungo l'asse laterale. Essendo la struttura simmetrica basta lungo uno dei due assi laterali. Anche in questo caso è stata usata la logica "3 sigma" e anche i valori sono quelli usati nel caso precedente.

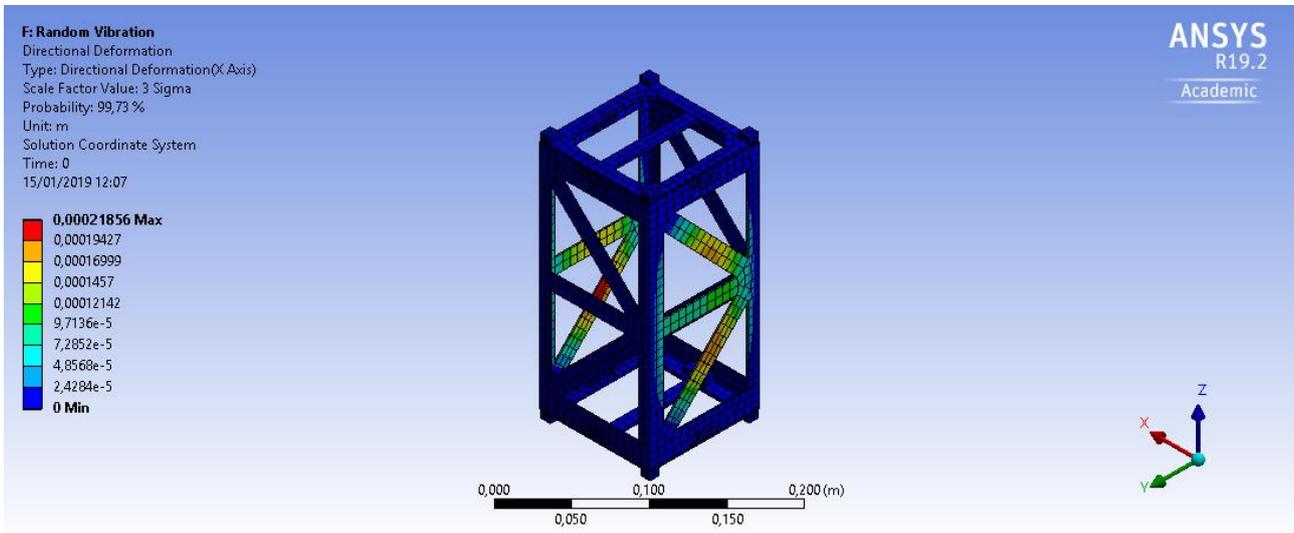


Fig.3.1.5.1 deformazione drezionale

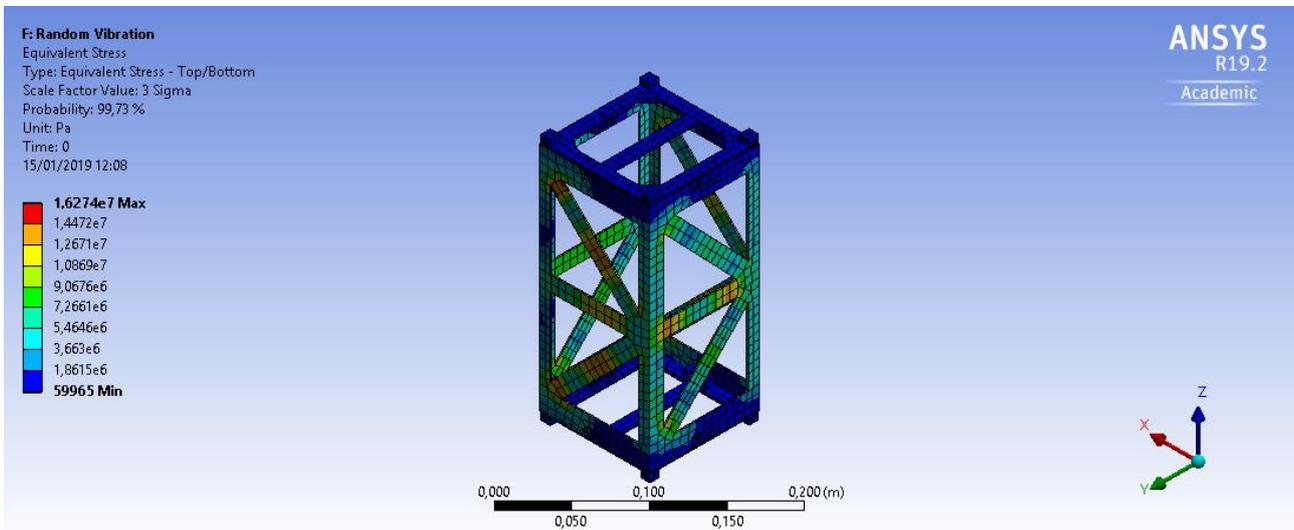


Fig.3.1.5.2 equivalent stress

Si nota subito che sia nel caso delle deformazioni che nel caso dello stress equivalente le parti più sollecitate sono le quattro facce laterali.

Deformazione direzionale (m)	Equivalent stress( pa)
0,0002185	1,6274x10 <sup>(7)</sup>

Per quanto riguarda i margini di sicurezza questi verranno riportati nel capitolo 4 (confronto fra le strutture).

### 3.2-Analisi FEM Cubesat 2° modello

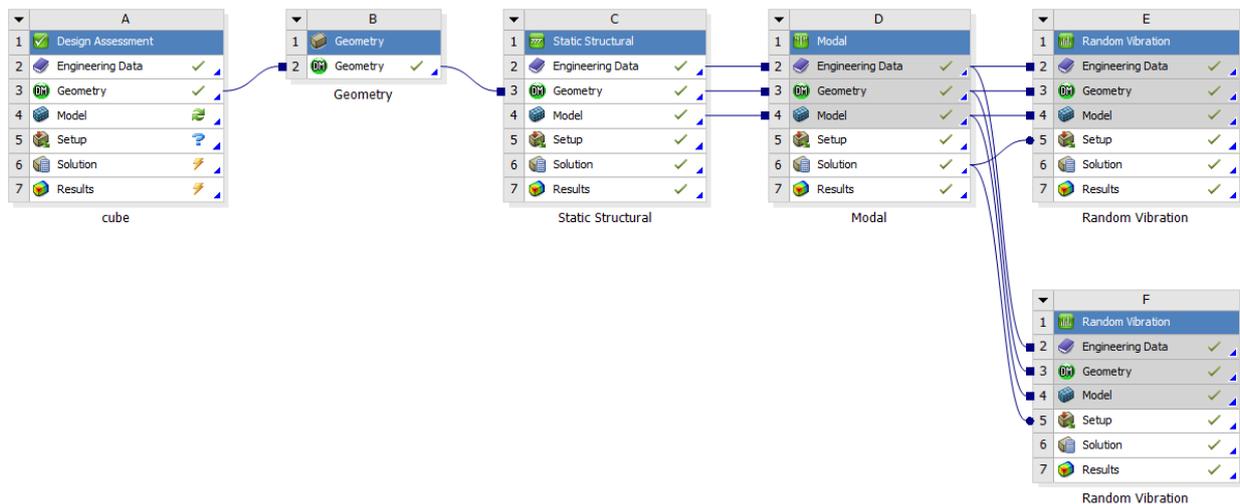


Fig.3.2.1 procedura analisi 2° modello

Nella fig.3.2.1 sono riportate le analisi eseguite per il 2° tipo di struttura. Come per il Cubesat a lamina piegata sono state svolte 2 analisi statiche( anche se nello schema viene riportata solo una), analisi modale e due analisi Random. Anche in questo caso non sapendo in quale assetto verrà montato il Cubesat all'interno del lanciatore,verranno fatte analisi lungo diversi assi per poter coprire la maggioranza dei casi possibili. Come già menzionato in precedenza la struttura è stata semplificata molto nel passaggio da Solidworks ad Ansys, ma riman sempre attinente agli scopi prefissati.

Il peso della struttura si aggira attorno ai 130 g, che è compatibile conle indicazione contenute nei standard Cubesat. Per maggiore sicurezza lo spessore è stato

aumentato a 1.6 mm come per il Cubesat a lamina piegata. Le cornici e gli angolari della struttura sono fatti ad "I" che rinforzano la struttura migliorando le performance durante le analisi. Di seguito riporto tutte le analisi fatte su questo tipo di struttura.

### 3.2.1- Analisi statica (1)

Nello svolgimento di quest'analisi è stata posta una massa di 2 kg all'interno della struttura che sostituisce le diverse componenti e schede che andrebbero allocate nel Cubesat. In questo caso verrà data un'accelerazione di 12.75 g lungo l'asse z e un'accelerazione di 4.5 g lungo l'asse y ( uno dei due assi laterali).

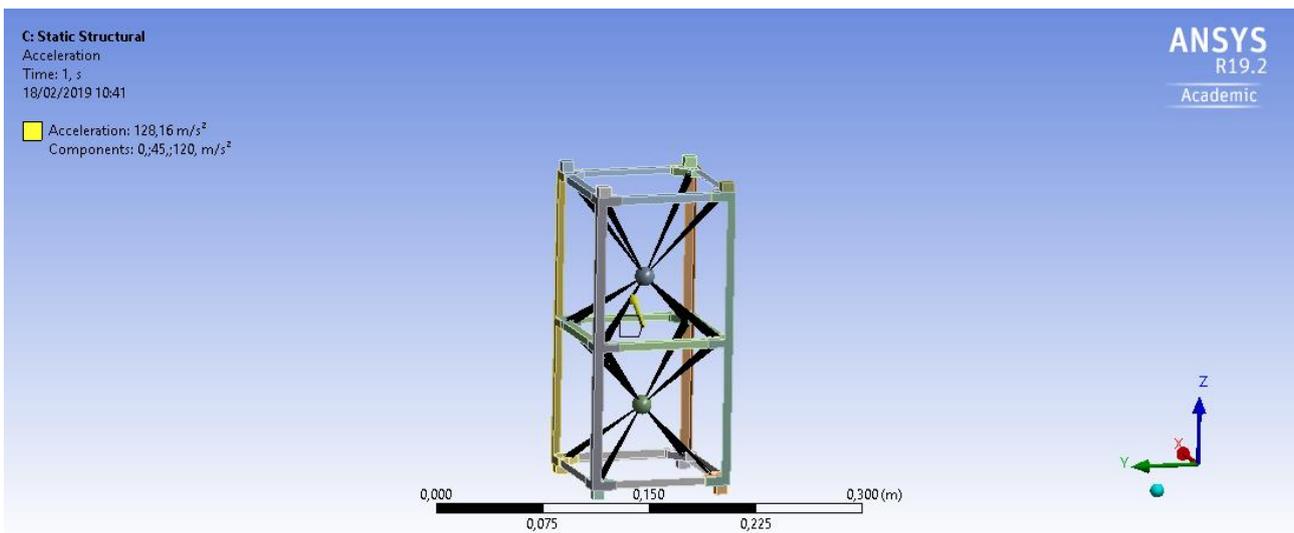


Fig.3.2.1.1 posizionamento massa e direzione accelerazione

Nella fig.3.2.1.1 è rappresentato il modo in cui sono state posizionate le masse di 1 kg ciascuna e la direzione dell'accelerazione che è evidenziata da una freccia gialla.

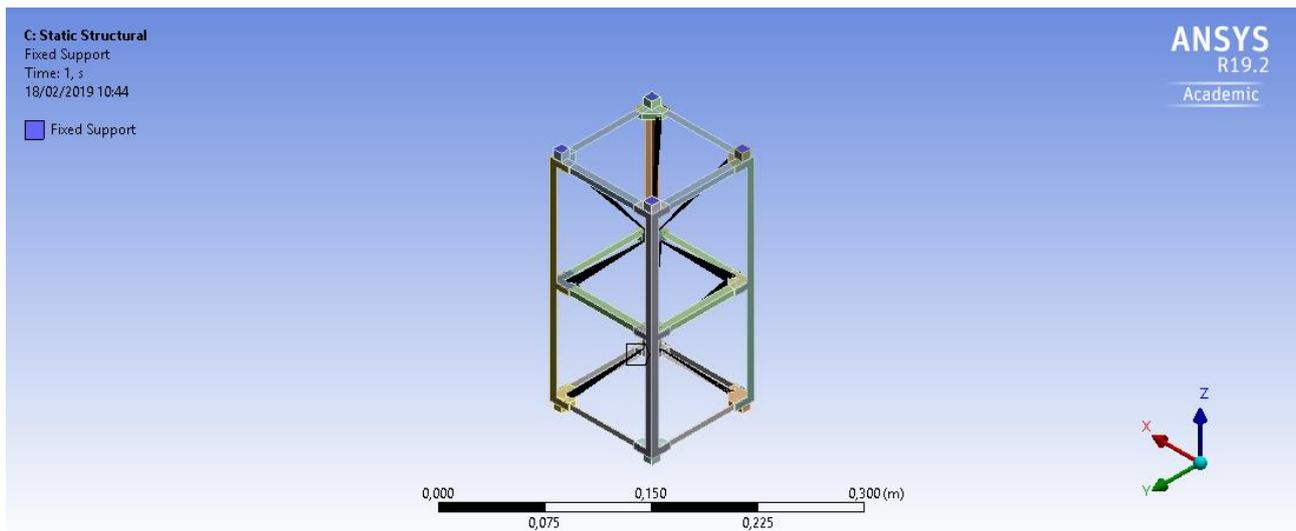


Fig.3.2.1.2 fissaggio struttura

Nella fig.3.2.1.2 è riportata la figura che evidenzia le parti che sono fissate per fare le analisi. Queste parti sono evidenziate in blu.

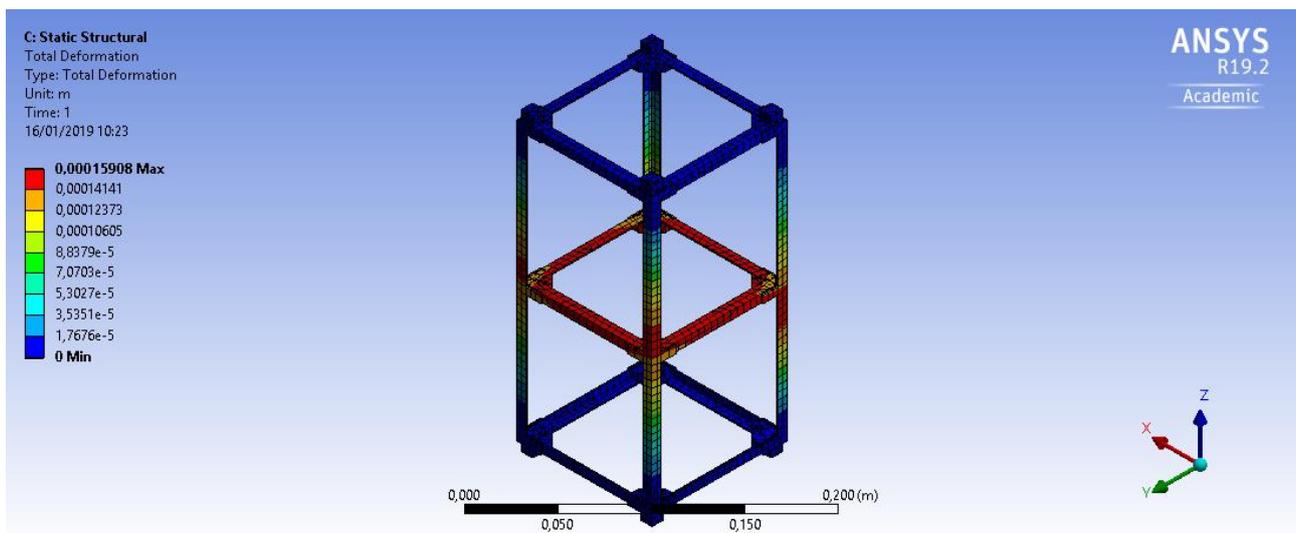


Fig.3.2.1.3 deformazioni totali

Come si nota nella Fig.3.2.1.3 la maggior deformazione si ha nella cornice centrale ed è di 0.00015908 m.

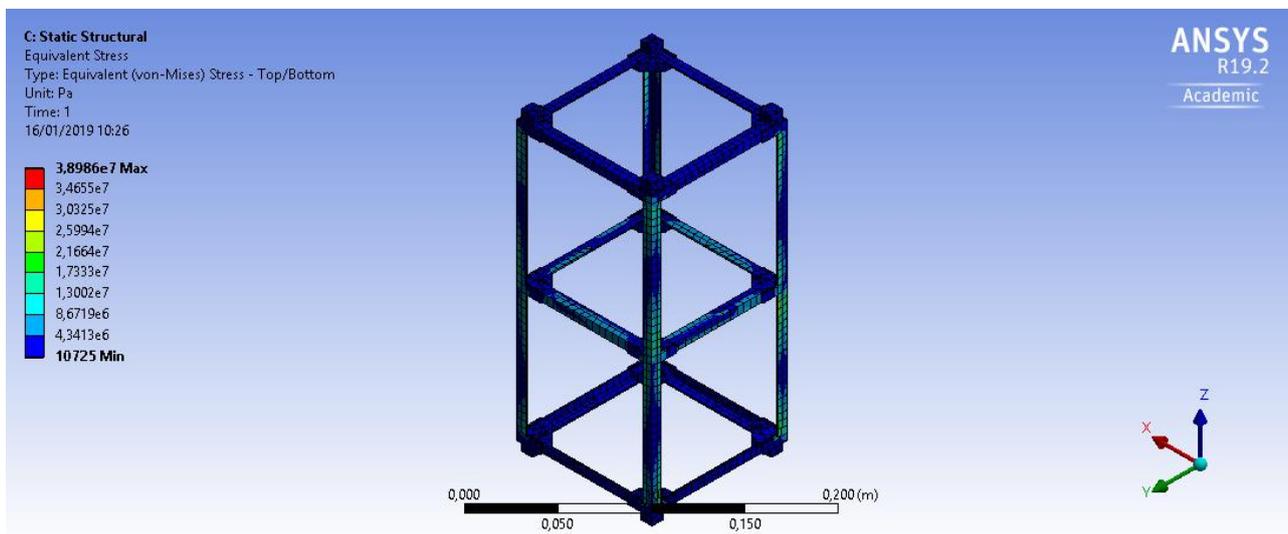


Fig.3.2.1.4 equivalent stress

Come si può notare dalla fig.3.2.1.4 la parte critica della struttura sono gli angolari.

Deformazione totale (m)	Equivalent stress (pa)
0,0001590	3,8986x10 <sup>(7)</sup>

### 3.2.2-Analisi statica (2)

Anche quest'analisi è stata svolta con una massa fittizia di 2 kg all'interno del Cubesat. Precisamente questa massa è vincolata ai fori delle schede PC-104.

Nello svolgimento di quest'analisi l'asse laterale (y) è stata caricata con un'accelerazione di 12.75 g e l'asse longitudinale con un'accelerazione di 4.5 g.

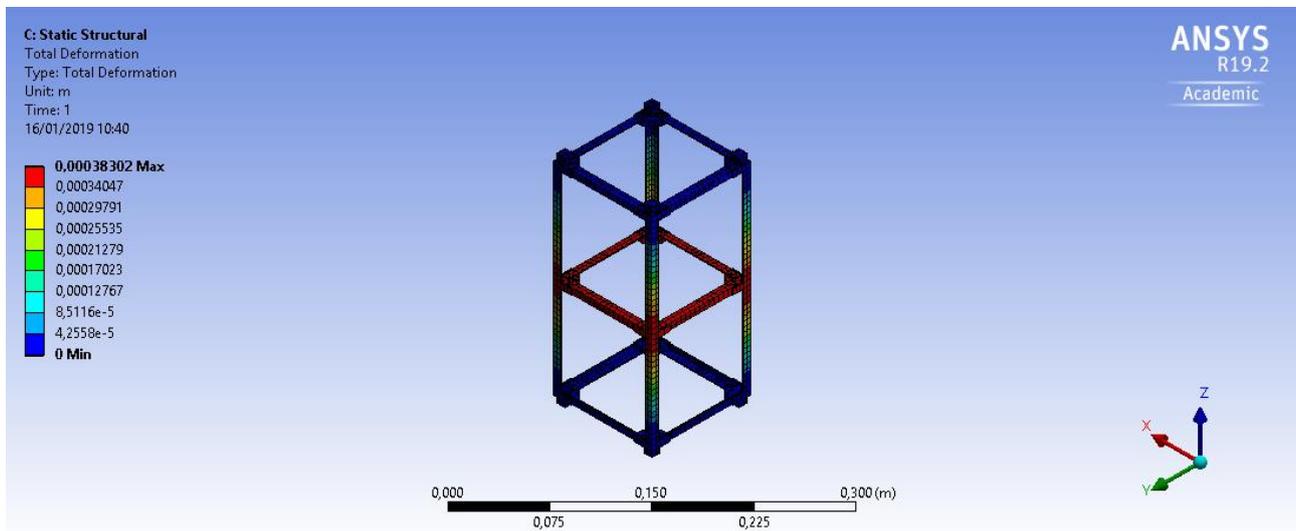


Fig.3.2.2.1 deformazioni totali

In questo caso le deformazioni sono leggermente maggiori rispetto al caso precedente. La zona di maggior deformazione rimane comunque la cornice centrale e angolari.

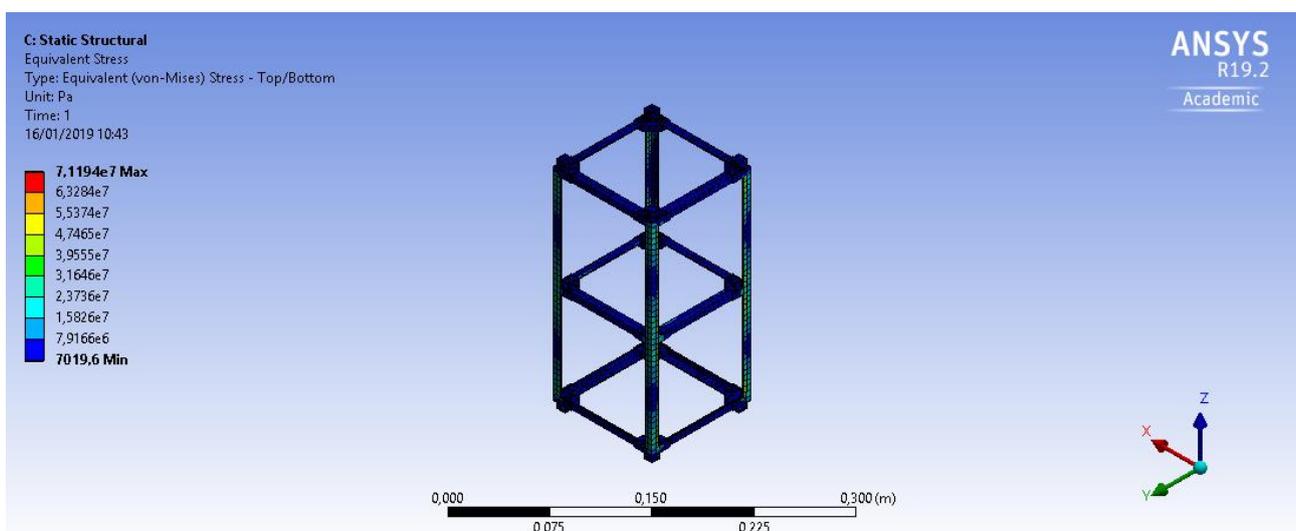


Fig.3.2.2.2 equivalent stress

Anche nel caso dello stress equivalente le parti più soggette a criticità rimangono sempre gli angolari.

Deformazioni totali (m)	Equivalent stress (pa)
0,0003830	$7,1194 \times 10^7$

### 3.2.3-Analisi modale

Per l'analisi modale non sono 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.

modi	Frequenza (hz)
1	133,92
2	137,63
3	433,07
4	763,71
5	833,31
6	1604,02

Fig.3.2.3.1 valori frequenze di risonanza

Per regolamentazioni internazionali la prima frequenza di risonanza deve essere maggiore di 100 hz. Nel nostro caso la prima frequenza è di 117 hz, perciò il requisito è verificato.

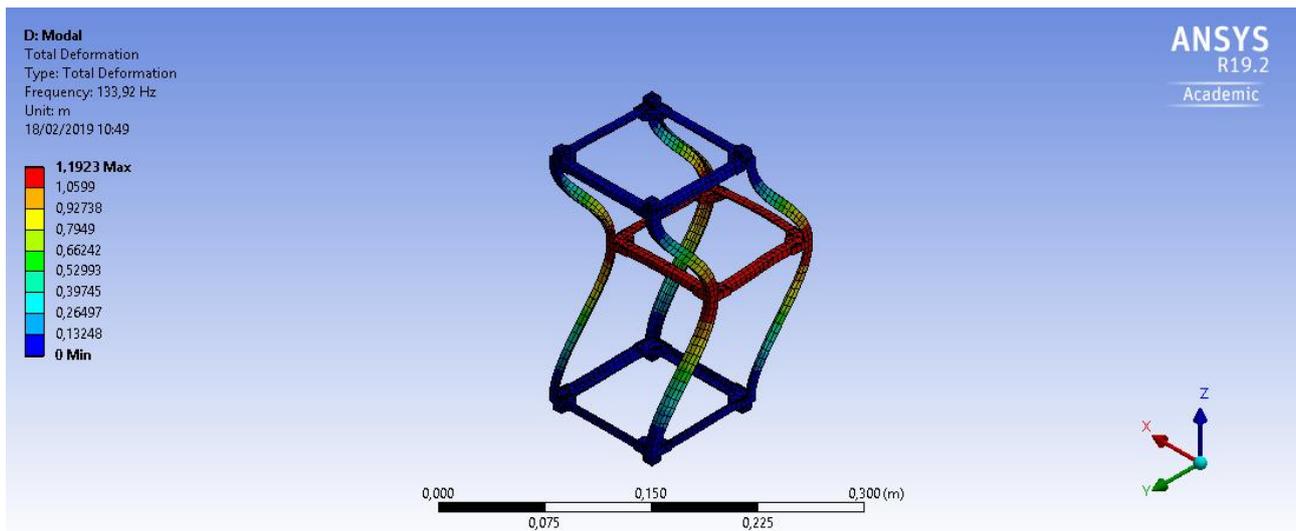


Fig.3.2.3.1 deformazione 1° modo risonanza

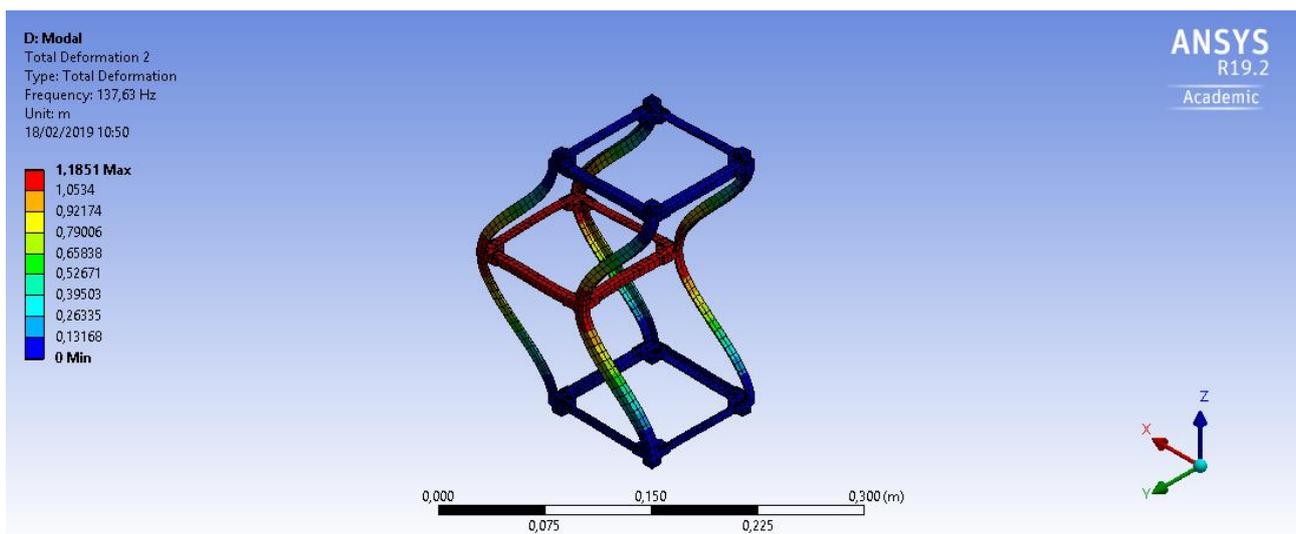


Fig.3.2.3.2 deformazione 2° modo risonanza

Nelle figure fig.3.2.3.1 e fig.3.2.3.2 sono riportati i primi due modi di risonanza. La scala di rappresentazione è di 1:100.

### 3.2.4-Analisi Random (direzione z)

Anche nel caso di questa struttura sono stati utilizzati dati utilizzati dall'Esa. In quest'analisi solamente l'asse z è soggetta al carico. In seguito verrà fatta un'analisi lungo l'asse laterale (y). Per i risultati è stata adottata la logica "3 sigma". Con questa logica il programma moltiplica il Grsm per 3 considerando così i possibili picchi e coprendo così il 99.73% dei casi.

Frequenza (hz)	G^(2)/hz
20	0.057
153	0.057
190	0.099
250	0.099
270	0.099
750	0.055
2000	0.018
Grms	9.47 g

Fig.3.2.4.1 valori input analisi random

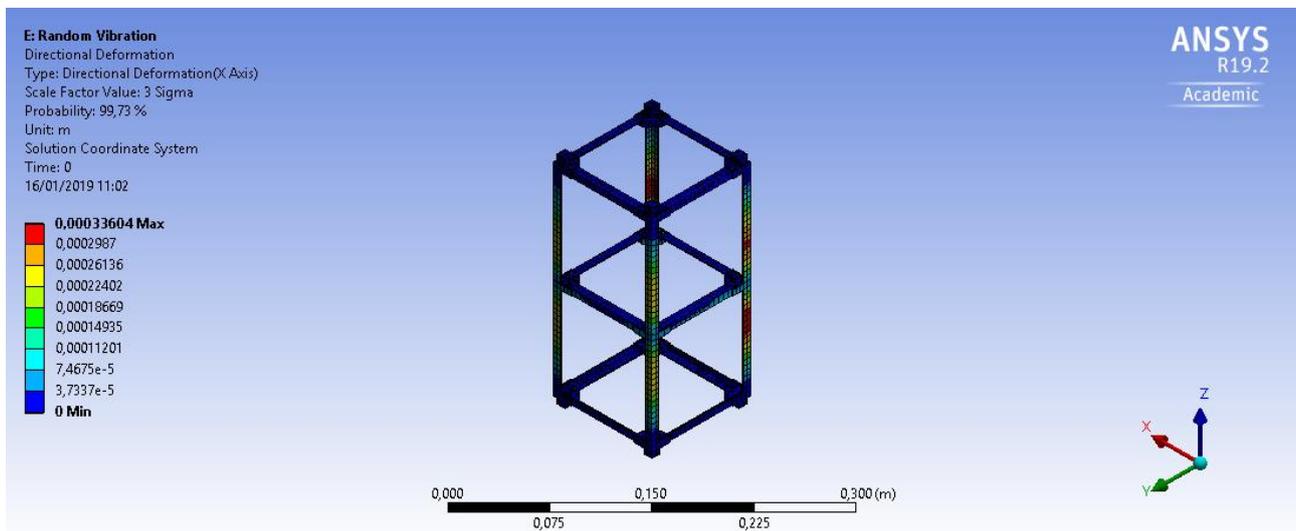


Fig.3.2.3.2 deformazione direzionale

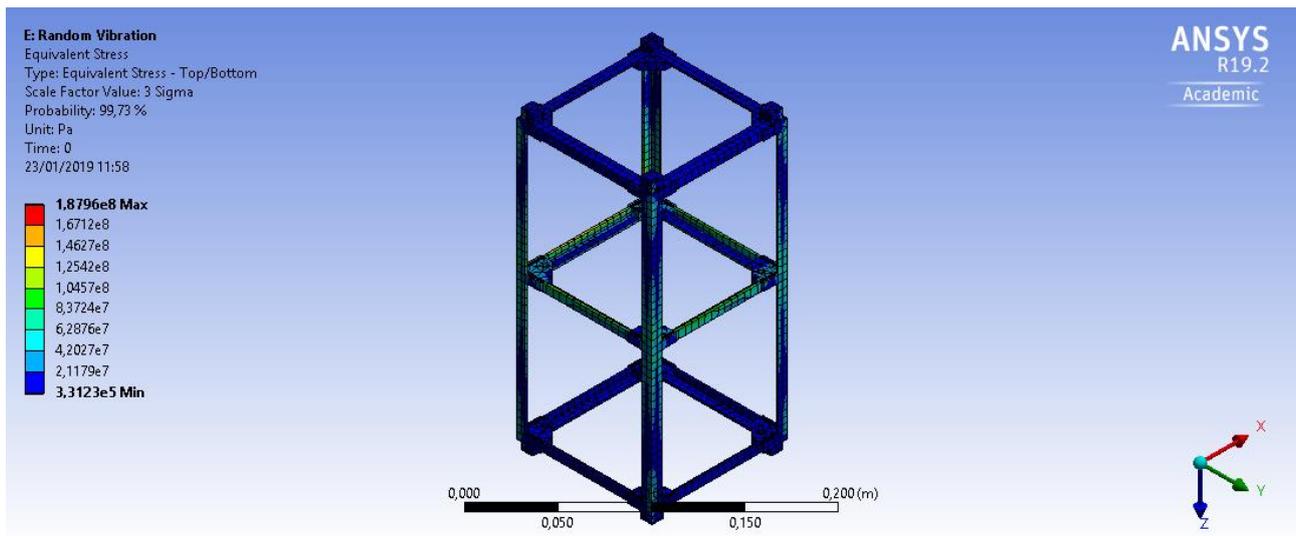


Fig.3.2.3.3 equivalent stress

Come si può vedere dalle figure riportate le parti più critiche sia nel caso delle deformazioni che stress equivalente sono gli angolari e la cornice centrale.

Deformazione direzionale (m)	equivalent stress (pa)
0,0003360	1,8796x10 <sup>(8)</sup>

### 3.2.5-Analisi Random (direzione y)

In quest'analisi il è soggetta al carico l'asse laterale y. I dati usati sono quelli del caso precedente e anche qui è stata utilizzata la logica "3 sigma".

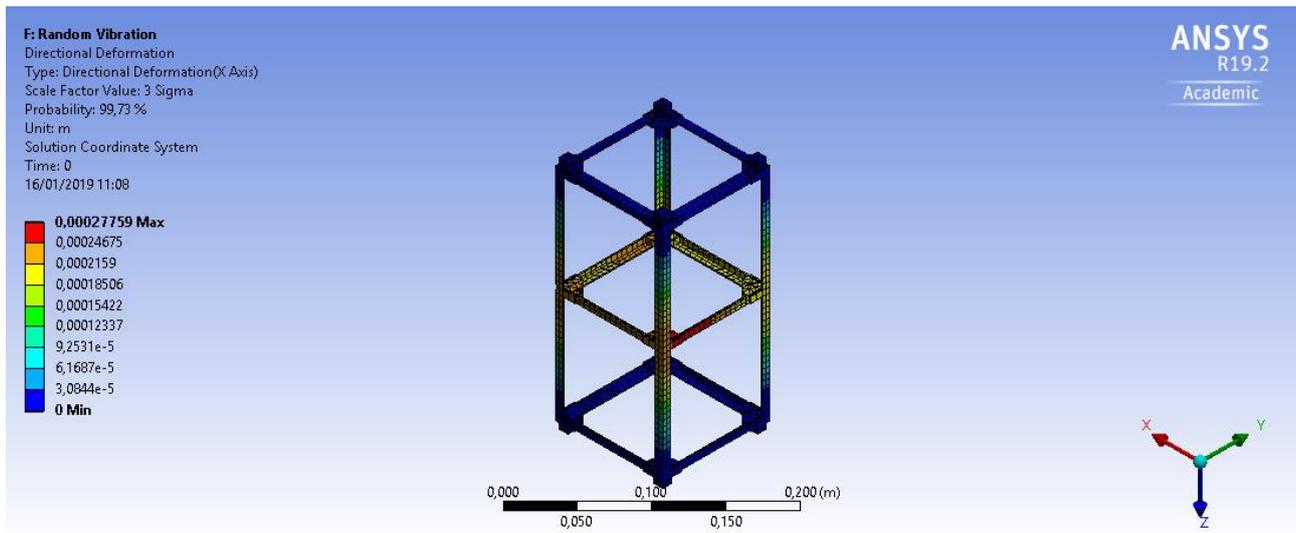


Fig.3.2.5.1 deformazioni direzionali

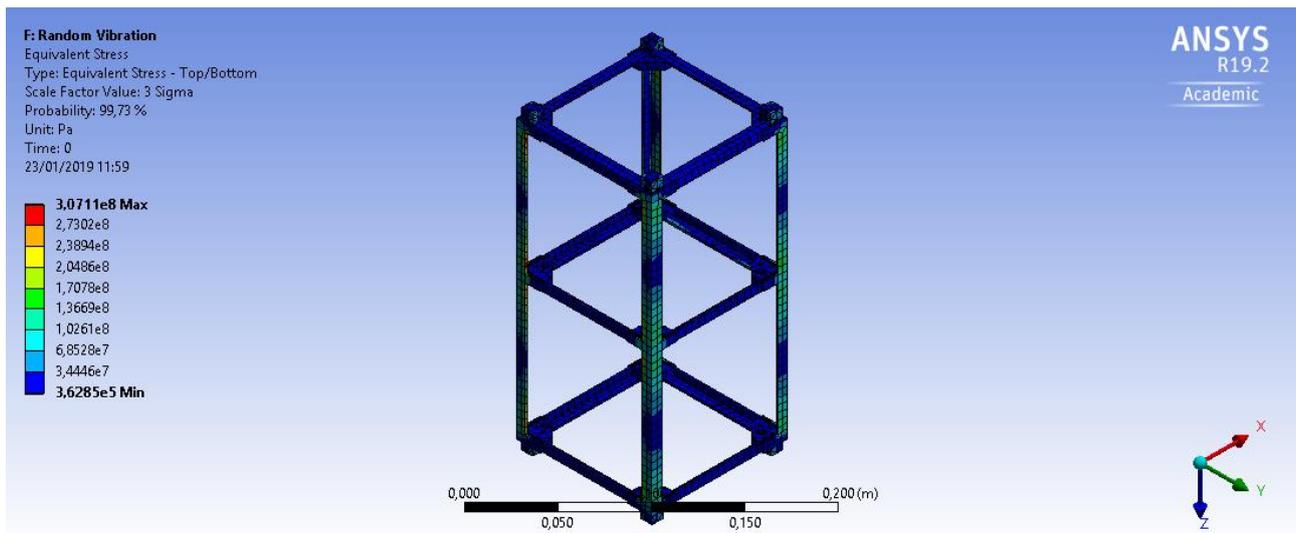


Fig.3.2.5.1 stress equivalente

Anche da quest'analisi si capisce chiaramente che le parti più critiche sono la cornice centrale e gli angolari.

Anche nel caso di questa configurazione i margini di sicurezza verranno riportati nel capitolo dedicato al confronto delle strutture.

Deformazione direzionale (m)	Equivalent stress (pa)
0,0002776	3,0711x10 <sup>8</sup>

## 4-Confronto tra le due strutture

Il 2° tipo di struttura ( simile a quelle progettate nell'azienda NPC Spacemind), in termini di peso è molto più leggera della struttura a lamina piegata. Questo è un grande vantaggio perché il minor peso ci lascia più spazio nel poter collocare componenti di diverso peso all'interno del Cubesat.

Peso struttura lamina piegata	Peso 2° struttura
190	130

Fig.4.1 confronto peso delle due strutture

Assieme agli stress in ogni analisi verranno riportati in tabelle margini di sicurezza sia per snervamento che per rottura. Questo dovranno essere tutti positivi per verificare la struttura. I margini di sicurezza sono calcolati con la seguente formula:

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

L'Indice di failure si calcola dividendo lo stress equivalente trovato nei singoli casi per il carico di snervamento del materiale o il carico di rottura.

Carico snervamento (pa)	Carico rottura (pa)
$3.75 \times 10^8$	$4.48 \times 10^8$

Fig.4.2 carico snervamento e carico rottura dell'alluminio

Per quando riguarda le deformazioni totali date dall'analisi statica sono molto piccole in tutti e due i casi. Essendo la struttura a lamina piegata più rigida dell'altra struttura ha una deformazione minore. Le deformazioni maggiori si hanno quando la struttura è caricata lateralmente

Deformazione lamina piegata (m)	Deformazione 2° struttura (m)
0.0000299	0.000382

Fig.4.3 confronto massima deformazione per analisi statica tra le due strutture

Per quanto riguarda lo stress equivalente dato dalle analisi statiche è maggiore nel caso della 2° struttura quando questa è caricata lateralmente.

Stress equivalente lamina piegata (pa)	Stress equivalente 2° struttura (pa)
2.04x10 <sup>7</sup>	7.11x10 <sup>7</sup>

Fig.4.4 confronto stress equivalente per analisi statica tra le due strutture

MOS snervamento Lamina piegata	MOS rottura Lamina piegata	MOS Snervamento 2° struttura	MOS rottura 2° struttura
17.38	20.96	4.27	5.30

Fig.4.5 margini di sicurezza per le due strutture nel caso dell'analisi statica

Per quanto riguarda l'analisi modale la struttura a lamina piegata ha la meglio in quanto la prima frequenza di risonanza è a 321 hz mentre quella del secondo Cubesat è a 117 hz.

Le deformazioni direzionali nel caso dell'analisi random per tutte e due le strutture sono molto piccole. Nel caso della struttura a lamina piegata la deformazioni maggiore si ha nel caso in cui la struttura è caricata lateralmente mentre nell'altra struttura quando questa è caricata longitudinalmente.

deformazioni direzionali lamina piegata(m)	Deformazioni direzionali 2° struttura (m)
0.000218	0.00033

Fig.4.6 confronto deformazioni direzionali per analisi Random

Stress equivalente struttura lamina piegata (pa)	Stress equivalente 2° struttura (pa)
1.62x10 <sup>7</sup>	3.07x10 <sup>8</sup>

Fig.4.7 confronto stress equivalente

MOS snervamento lamina piegata	MOS rottura Lamina piegata	MOS snervamento 2° struttura	MOS rottura 2° struttura
22.14	26.65	0.22	0.46

Fig.4.8 margini di sicurezza per le analisi random

Il giudizio finale si riesce a dare nel caso dello stress equivalente per l'analisi random. Nel caso della 2° struttura lo stress è molto alto. Come si può vedere dai margini di sicurezza la struttura a lamina piegata sta abbondantemente dalla parte del sicuro. Per quanto riguarda la 2° struttura essendo comunque verificata ( visto che i MOS sono positivi) ha un margine di sicurezza molto basso .Per questo motivo possiamo dire che la struttura a lamina piegata si comporta in maniera migliore rispetto all'altra struttura.

## Conclusioni

L'idea di questo progetto era di sviluppare due strutture di diverso tipo, fatte con lo stesso materiale per fare un confronto finale a seguito delle analisi statiche, modale e Random. Per quanto riguarda le analisi statiche e modale le due strutture presentano vantaggi e svantaggi. Da una parte la struttura a lamina piegata ha la prima frequenza di risonanza molto alta, dall'altra parte la 2° struttura ha il vantaggio di essere molto leggera. Il giudizio finale è stato dato a seguito delle analisi Random. Il margine di sicurezza per la 2° struttura è molto basso quindi la struttura vincente rimane quella a lamina piegata.

## Bibliografia

- [www.cubesat.org](http://www.cubesat.org)
- [www.isispace.com](http://www.isispace.com)
- [www.pumpkinspace.com](http://www.pumpkinspace.com)
- [www.npcspacemind.com](http://www.npcspacemind.com)
- Falcon 9 Users Guide
- Soyuz User's Manual
- PSLV User's Manual
- VEGA User's Manual
- ROCKETLAB User's Manual

## Ringraziamenti

Questo progetto conclude il mio percorso dei tre anni in Ingegneria. Lavorando su questo progetto ho imparato come ci si muove quando si incontrano problemi di vario tipo. Ho imparato a collaborare con gli altri. Un sentito grazie a Davide Rastelli (il mio co-relatore e referente presso l'azienda NPC Spacemind) che è sempre stato disponibile durante lo svolgimento della tesi. Un sentito grazie alla mia famiglia e ai miei amici che sono sempre stati vicini non solamente nell'ultimo periodo ma anche in questi tre anni. Vorrei inoltre ringraziare prof. Alfredo Locarini per aver supervisionato il mio lavoro e di essere stato capace di farmi piacere la sua materia.

Un sentito grazie a tutti.

Bath Avtar Singh,

16 Gennaio 2019