

**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**

**ANALISI MECCANICA DI UNA PIATTAFORMA  
NANOSATELLITARE CUBESAT 12U**

**CANDIDATO**

**Mattia De Simeì**

**RELATORE**

**Prof. Paolo Tortora**

**CORRELATORE**

**Ing. Davide Rastelli**

**Anno Accademico 2018/2019**



# INDICE

- **Introduzione** **p.5**
  
- **1 - Cubesat** **p.6**
  - 1.1 Requisiti dimensionali e di massa** **p.7**
  - 1.2 Progetti e modelli Cubesat** **p.7**
  
- **2 - Studio sui carichi nella fase di lancio** **p.9**
  - 2.1 Confronto risultati lanciatori** **p.15**
  
- **3 – Modelli Cubesat 12U** **p.16**
  - 3.1 Modello 12U satellite** **p.16**
  - 3.2 Modello 12 U usato per  
analisi FEM** **p.17**
  
- **4 – Descrizione modello FEM** **p.18**
  - 4.1 Meshing** **p.18**
  - 4.2 Connessione delle parti** **p.20**
  - 4.3 Masse per simulare payload** **p.21**
  - 4.4 Proprietà materiali** **p.22**
  - 4.5 Vincoli** **p.23**

• 5 – Analisi statica	p.24
5.1 Carichi applicati	p.25
5.2 Risultati: tensioni e spostamenti	p.26
5.3 Calcolo margini di sicurezza	p.26
• 6 – Analisi modale	p.27
6.1 Tabella delle frequenze ottenute	p.27
6.2 Margine rispetto ai requisiti lanciatore	p.27
• 7 - Conclusioni	p.28
• 8 – Bibliografia	p.28

## INTRODUZIONE

L'attività di lavoro alla tesi è stata svolta in parte negli uffici dell'azienda N.P.C. New Production Srl di Imola e in gran parte online. La divisione Spacemind in azienda formata da esperti ingegneri aerospaziali si occupa di progetti di missioni Cubesat e di tecnologia in ambito spaziale.

Il progetto di tesi riguarda l'analisi meccanica di una piattaforma Cubesat 12U. Sono nanosatelliti standardizzati a livello internazionale in ambito spaziale. Dopo un breve excursus sui loro requisiti, i vincoli e capacità di carico ci si è focalizzati sui lanciatori e analisi di carichi al lancio annesse. Il modello 12U considerato è un modello privo di parti secondarie come viti, smussi e raggi di raccordo. La versione è stata analizzata con modulo FEM via programma CAD Catia e sottoposto ad analisi modale per verificare le frequenze proprie di risonanza e analisi dimensionale statica.

L'obiettivo finale è quello di verificare che la struttura abbia le caratteristiche meccaniche adeguate a sopportare i carichi di lancio maggiorati da diversi coefficienti di sicurezza.

## 1 – CUBESAT

Il Cubesat è un tipo di satellite o veicolo spaziale miniaturizzato (nanosatellite) di forma cubica con volume di 1 dm<sup>3</sup> e massa non superiore a 1,33 kg (1U) che rispetta le specifiche descritte nel progetto Cubesat. La sua elettronica viene realizzata utilizzando dei componenti COTS ovvero componenti hardware e software disponibili sul mercato per l'acquisto da parte di aziende di sviluppo interessate a utilizzarli nei loro progetti. E' stato sviluppato a partire dal 1999 dall'Università Politecnica della California e dall'Università di Stanford.

Ha riscontrato enorme successo per la facilità nel raggiungere lo spazio. Le sue dimensioni ridotte massimizzano le opportunità di lancio e consentono ampia libertà su materiali e tecniche di produzione. Inoltre, consente al veicolo di lancio di utilizzare le capacità esistenti con un rischio minimo per il carico utile primario.

Le sue caratteristiche principali si sintetizzano in: bassi costi e tempi di sviluppo ridotti, tecnologie semplici con componenti COTS e sistemi elettronici industriali/automobilistici.

Le specifiche dei Cubesat sono state studiate per raggiungere diversi obiettivi. La semplificazione del satellite rende possibili la progettazione e la costruzione di satelliti funzionanti con un costo basso. La standardizzazione dell'interfaccia tra il lanciatore ed il carico utile riduce il lavoro necessario per accoppiare il satellite con il lanciatore.

Lo standard di 10×10×10 cm è chiamato Cubesat 1U, che significa "un'unità". È possibile aumentare la lunghezza dei Cubesat lungo un solo asse aggiungendo unità delle stesse dimensioni. Quindi un Cubesat 2U (due unità) avrà dimensioni 20×10×10 cm e uno 3U 30×10×10 cm, via via fino ad arrivare ad unità più grandi come 12U o 15U. Il meccanismo utilizzato più comunemente per il rilascio si chiama Poly-PicoSatellite Orbital Deployer (P-POD), anch'esso sviluppato dal Politecnico della California. Il sistema standard P-POD minimizza le potenziali interazioni con il carico primario su un veicolo di lancio racchiudendo fisicamente i Cubesat e richiedendo che vengano lanciati in uno stato "off" dormiente.

## 1.1 Requisiti dimensionali e di massa

La nostra attenzione è rivolta principalmente al satellite Cubesat 12U: massa fino a 24 kg e dimensioni 24 cm x 24 cm x 36 cm.

## 1.2 Progetti e modelli Cubesat 12U (lanciati e in fase di lancio)

Si nota con l' avanzare degli anni un aumento esponenziale di Cubesat progettati e lanciati. Qui il riferimento ai Cubesat 12U.

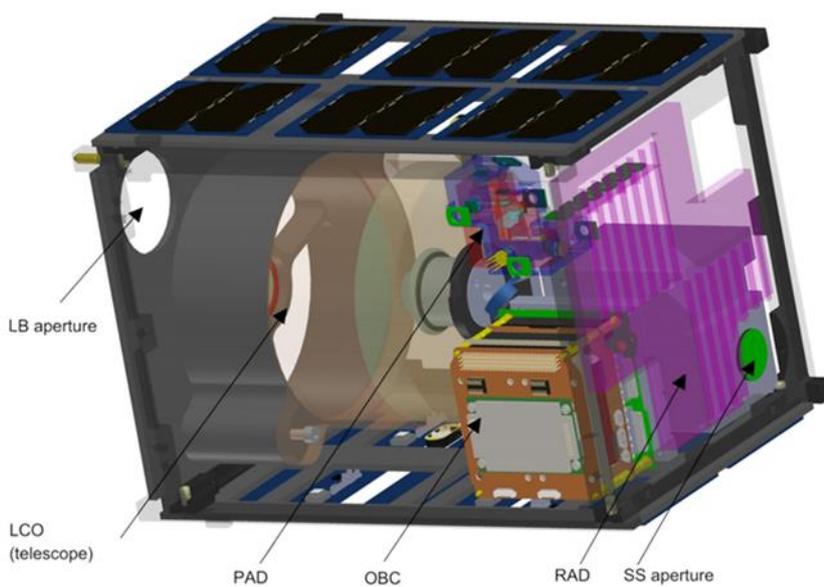
Nome	Fornitore	Nazione	Anno di lancio
Aoxiang Zhixing (Star Of Aoxiang, SAOX, AX-1)	Northwestern Polytechnic University	Cina	25.06.2016
ANGELS (Argos Neo on a Generic Economic and Light Satellite)	CNES Space Agency	Francia	In attesa di lancio 2019
iSAT-1 (Iodine Hall, iodine Satellite)	Space agency NASA Marshall Space Flight Center	USA	In attesa di lancio 2019
Linus 1-2	Lockheed Martin Company	USA	In attesa di lancio fine 2019
MCNAIR	Akash Systems Company	USA	In attesa di lancio 2020
NanoBob	Grenoble University	Francia	In attesa di lancio 2020
Amur State University Cubesat	Amur State University	Russia	In attesa di lancio 2020
ASCENT	Air Force Research Laboratory (AFRL) Military	USA	In attesa di lancio 2020
ERNST (Experimental Spacecraft based on Nanosatellite Technology)	Fraunhofer EMI Institute	Germania	In attesa di lancio 2020
GOMX-5 A-B	GomSpace Company	Danimarca	In attesa di lancio fine 2020
SkyHopper	Melbourne University	Australia	In attesa di lancio 2020
Spectrolite	ISIS-Innovative Solutions In Space Company	Olanda (Paesi Bassi)	In attesa di lancio 2020
Waypoint 1	Spacefab.US Company	USA	In attesa di lancio 2020
ATISE (Auroral Thermosphere Ionosphere Spectrometer Experiment, Zegrensat)	CSUG-IPAV (Grenoble Alpes University)	Francia	In attesa di lancio 2021

CLE (Neherlands China Low Frequency Explorer) A-B-C	ISIS-Innovative Solutions In Space Company	Olanda (Paesi Bassi)	In attesa di lancio fine 2021
EON-MW	Massachusetts Institute of Technology University	USA	In attesa di lancio 2021
M-ARGO (Miniaturised Asteroid Remote Geophysical Observer)	ESA Space Agency	Europa	In attesa di lancio 2023

Tabella Cubesat 12U



Aoxiang Zhixing satellite



NanoBob satellite

I satelliti Cubesat 12U lanciati e in fase di lancio, riportati nella precedente tabella, hanno diverse strutture differenti tra loro a seconda dei fornitori. Le maggiori differenze tra questi Cubesat riguardano la tipologia di configurazione, ad esempio per quanto riguarda pannelli e materiali usati. I materiali sono tipicamente alluminio o materiali compositi in modo da avere strutture più leggere e performanti. Si ha massima flessibilità nel processo di progettazione che prevede l'assemblamento della struttura primaria con la secondaria, integrata con diversi telai che permettono di ottenere diverse configurazioni di montaggio.

## 2 – STUDIO SUI CARICHI NELLA FASE DI LANCIO

Una breve introduzione sugli obiettivi del confronto, per determinare i requisiti di lancio più severi, da adottare per le verifiche meccaniche sul satellite Cubesat 12U. Si considerano diversi lanciatori e specifiche. Si è effettuato un confronto tra accelerazioni quasi statiche e requisiti sulla frequenza naturale dello spacecraft.

I lanciatori considerati:

**VEGA (Vettore Europeo di Generazione Avanzata):** è il lanciatore satellitare dell' ESA (Agenzia Spaziale Europea) e dell' Agenzia Spaziale Italiana. E' un vettore operativo prodotto dalla Avio, in uso dalla Arianespace, progettato per portare carichi utili leggeri in orbita terrestre.

**FALCON:** è un vettore a due stadi ideato e progettato dalla SpaceX. E' un tipo di lanciatore a razzo, con la caratteristica di poter riutilizzare il primo stadio.

**PSLV (Polar Satellite Launch Vehicle):** è un piccolo lanciatore satellitare utilizzato per la messa in orbita di piccoli satelliti. E' di "origine" asiatica, progettato dal programma spaziale indiano e sviluppato dall' Organizzazione Indiana per le Ricerche Spaziali.

**NASA-GEVS:** da GEVS ovvero General Environmental Verification Specification. Sono delle normative che si occupano delle verifiche ambientali riguardo i carichi utile.

**ELECTRON:** è un razzo sviluppato dalla Rocket Lab che fornisce lanci per nanosatelliti e Cubesat. Rocket Lab è un' azienda americana che si occupa di produrre razzi spaziali e il loro lancio.

Riguardo i lanciatori sono fondamentali i requisiti ambientali e i carichi al lancio. Per ogni lanciatore si possono analizzare i requisiti specifici e i carichi utilizzati, poi, per le analisi. I parametri di interesse sono: i requisiti di rigidità con annessa frequenza naturale, i carichi quasi-statici (QSL: quasi-static loads), i carichi random e shock e i fattori di sicurezza riguardanti i casi peggiori. I carichi random sono causati da fenomeni come accensione, carichi aerodinamici, vento o vibrazioni indotte dai motori e sono carichi che si manifestano nel range di frequenze che va dai 20 Hz ai 2000 Hz. I carichi shock sono causati da cariche pirotecniche per via della separazione degli stadi e sono fenomeni che hanno durata molto breve.

Ci si è concentrati maggiormente però sui requisiti di rigidità e sui carichi quasi-statici perché utili al fine delle analisi finali, trascurando i carichi random e shock per le analisi preliminari. I **requisiti di rigidità** sono limiti imposti dal lanciatore o dalle specifiche sulla frequenza naturale del satellite (laterale e assiale) per evitare accoppiamenti dinamici con il lanciatore. Si tratta di requisiti di frequenza. Il veicolo spaziale dovrebbe essere progettato con una rigidità strutturale che garantisca il rispetto di questi requisiti. I **carichi quasi-statici** (QSL) sono i carichi che si applicano al centro di gravità o baricentro del veicolo spaziale e sono le combinazioni più severe di accelerazioni dinamiche e statiche che possono essere incontrate. I livelli limite di carichi quasi-statici, presi in considerazione per la progettazione e il dimensionamento della struttura primaria del velivolo, sono riportati in tabella. I primi sono da usare come requisiti per l'analisi modale mentre i secondi per l'analisi statica.

## **VEGA:**

### **Requisiti di rigidità:**

Frequenze laterali: è la frequenza (primaria) fondamentale nell'asse laterale di un veicolo spaziale e deve essere  $f \geq 15$  Hz.

Frequenze longitudinali: è la frequenza (primaria) fondamentale nell'asse longitudinale di un veicolo spaziale e deve essere  $20 \text{ Hz} < f < 45 \text{ Hz}$  oppure  $f > 60 \text{ Hz}$ .

Nessun modo secondario dovrebbe essere inferiore al modo primario. Il modo primario è associato a grandi masse effettive mentre i secondari sono associati ad una massa effettiva ridotta.

**Carichi quasi statici (QSL) - (accelerazione in g):**

Fase di carico	QSL (g) (+ tensione ; - compressione)		
	Longitudinale		Laterale
	Compressione	Tensione	
1 Decollo	-4.5	+3.0	±0.9
2 Volo con pressione max (Q max)	-3.0	N/A	±0.9
3 Primo stadio volo con max accelerazione e coda off	-5.0	N/A	±0.7
4 Secondo stadio accensione e volo, terzo stadio accensione	-5.0	+3.0	±0.7
5 Terzo stadio con max accelerazione	-7.0 + M/1000	N/A	±0.2
6 Volo AVUM	-1.0	+0.5	±0.7

**Carichi QSL lanciatore Vega**

M sta ad indicare la massa in kg. Il segno “-“ indica la compressione lungo l’ asse longitudinale mentre il segno “+” indica la tensione. I carichi laterali possono agire in qualsiasi direzione contemporaneamente ai carichi longitudinali, il carico di gravità è incluso. I valori riportati in tabella sono per masse > 300 kg.

Nel caso di masse < 300 kg si ha:

	Fattori
<b>Statico QSL</b>	1.25

**Carico QSL lanciatore Vega**

## **FALCON:**

### **Requisiti di rigidezza:**

I progetti di strutture secondarie dovrebbero prendere in considerazione il mantenimento di una frequenza di risonanza minima superiore a 35 Hz per evitare l'interazione con la dinamica del veicolo di lancio, quindi si ha:  $f > 35$  Hz.

### **Carichi quasi statici (QSL):**

<b>Falcon 9</b>				
Longitudinali (g)	-4	-1.5	4	8.5
Laterali (g)	-3	-2	2	3

#### Carichi QSL lanciatore Falcon

Durante il volo il carico utile subirà una serie di accelerazioni assiali e laterali. L'accelerazione assiale è guidata dalla spinta del veicolo e dai profili di resistenza; l'accelerazione laterale è principalmente guidata da raffiche di vento, manovre del gimbal del motore, arresto del motore del primo stadio e altri eventi di breve durata.

Un valore assiale positivo (+) indica una tensione, mentre un valore negativo (-) indica una compressione. I carichi, le accelerazioni e le deflessioni effettive del carico utile sono una funzione sia delle proprietà dinamiche strutturali del veicolo di lancio che del carico utile e possono essere determinate con precisione mediante un'analisi accoppiata tra lanciatore e satellite.

## **PSLV:**

E' un veicolo spaziale a 4 stadi dove il primo e il terzo utilizzano propellente solido mentre il secondo e il quarto stadio utilizzano propellente liquido.

### **Requisiti di rigidezza:**

Per evitare l' accoppiamento dinamico tra l' eccitazione a bassa frequenza e i modi di vibrare del veicolo spaziale, la rigidità della struttura del veicolo spaziale deve essere progettata per produrre le seguenti frequenze fondamentali:

Frequenza fondamentale nell' asse longitudinale  $f > 90\text{Hz}$ ;

Frequenza fondamentale nell' asse laterale  $f > 45\text{Hz}$ .

### **Carichi quasi-statici:**

Le accelerazioni statiche e dinamiche massime che si verificano all' interfaccia del veicolo spaziale durante il volo sono:

<b>Accelerazione longitudinale</b> (statica + dinamica)	7 g compressione (-) e 2.5 g tensione (+)
<b>Accelerazione laterale</b> (statica + dinamica)	$\pm 2.5$ g all' interfaccia

### Carichi QSL lanciatore PSLV

Il controllo del progetto deve essere eseguito per il carico finale. I carichi laterali agiscono contemporaneamente con i longitudinali e tutti questi carichi agiscono sul centro di massa.

## **NASA-GEVS:**

### **Requisiti di rigidità:**

Si richiede una frequenza naturale pari a  $f > 70$  Hz.

### **Carichi quasi statici (QSL):**

<b>Accelerazione longitudinale</b> (statica + dinamica)	7 g compressione e 2.5 g tensione
<b>Accelerazione laterale</b> (statica + dinamica)	$\pm 2.5$ g all' interfaccia

Carichi QSL lanciatore NASA-GEVS

## **ELECTRON:**

### **Carichi quasi statici e di accelerazione:**

Il carico utile sarà soggetto a una serie di accelerazioni assiali e laterali durante il volo. I fattori di carico massimi previsti saranno generalmente all'interno dell'involucro. Questi limiti involupano carichi statici e dinamici.

<b>Electron (Rocket Lab)</b>		
Longitudinali / Assiali max (g)	-1	8
Laterali max (g)	-2	2

Carichi QSL lanciatore Electron

Il segno positivo rappresenta i carichi di compressione, quello negativo i carichi di tensione.

## 2.1 Confronto risultati lanciatori

E' importante una volta ottenuti tutti i risultati relativi ai diversi lanciatori, fare un' analisi e un confronto dei valori ottenuti, per ottenere le condizioni più conservative per lo svolgimento delle analisi strutturali. I parametri che saranno confrontati sono: la frequenza naturale ed i livelli di accelerazione statica. Tali requisiti saranno utilizzati per un' analisi modale e un' analisi statica.

Il procedimento da seguire è il seguente:

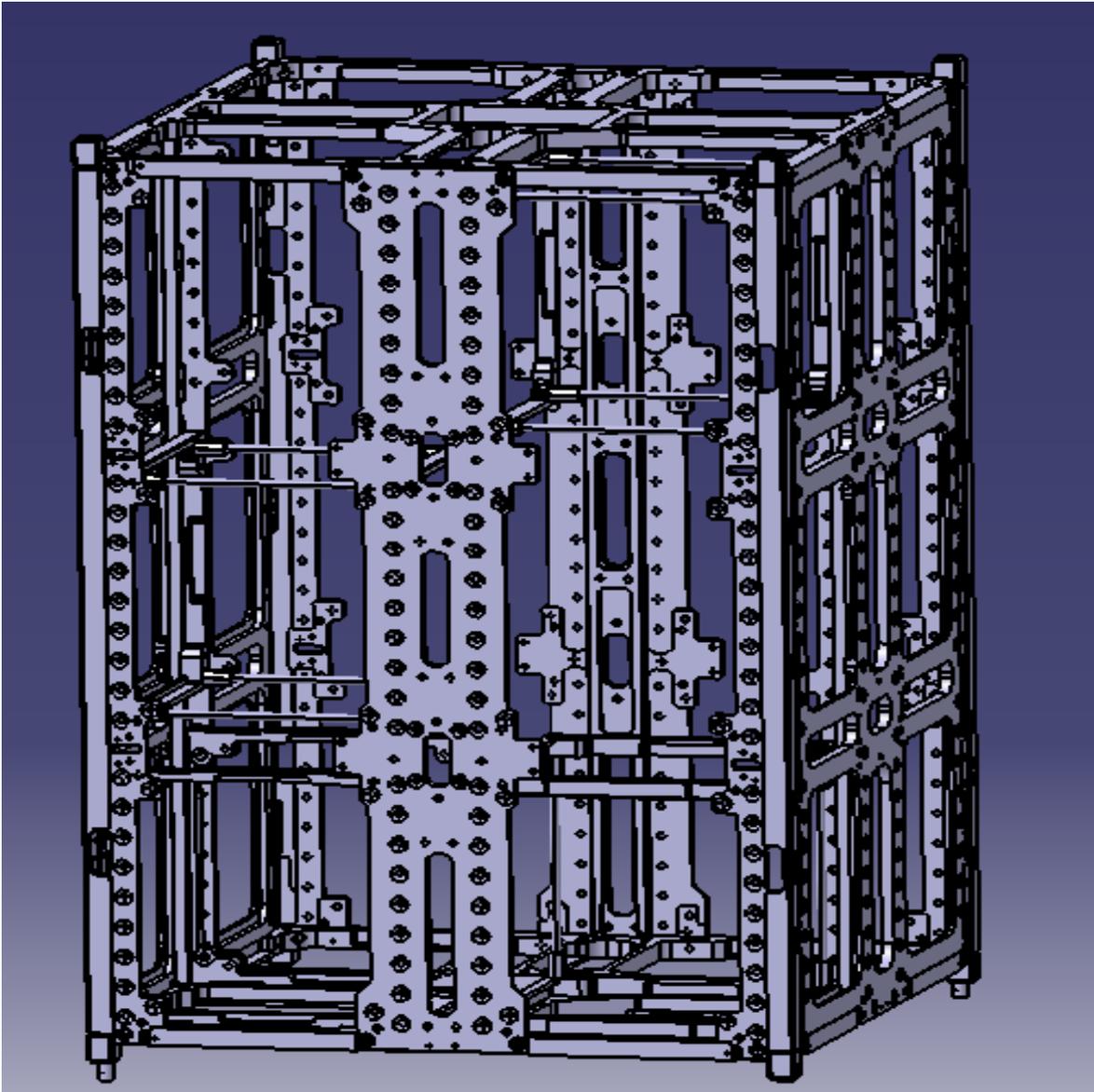
- Per l' analisi statica: si considera il valore più alto di accelerazione assiale e accelerazione laterale tra i vari lanciatori analizzati per poi moltiplicare il valore considerato per un fattore di sicurezza pari a 1.5.
- Per i requisiti di rigidezza: si considera il valore più alto tra quello laterale e assiale riferito ad ogni lanciatore, in modo che la struttura così risulti sufficientemente rigida da avere una frequenza naturale compatibile con tale requisito, per poi andare a moltiplicare il valore per un fattore di sicurezza pari a 1.5.

Dati i valori ricavati per ogni lanciatore, si ottengono i seguenti valori per le accelerazioni statiche: come accelerazione assiale (longitudinale) si ha +8.5 g e come accelerazione laterale si ha +3 g, moltiplicandoli per il fattore di sicurezza 1.5 si ottengono come valori 12.75 g (accelerazione assiale) e 4.5 g (accelerazione laterale).

Come requisito di rigidezza si ha frequenza  $f > 90$  Hz, moltiplicandola per il fattore di sicurezza 1.5 e si ottiene come valore 135 (frequenza naturale).

### 3 - MODELLI CUBESAT 12U

#### 3.1 Descrizione modello 12U satellite

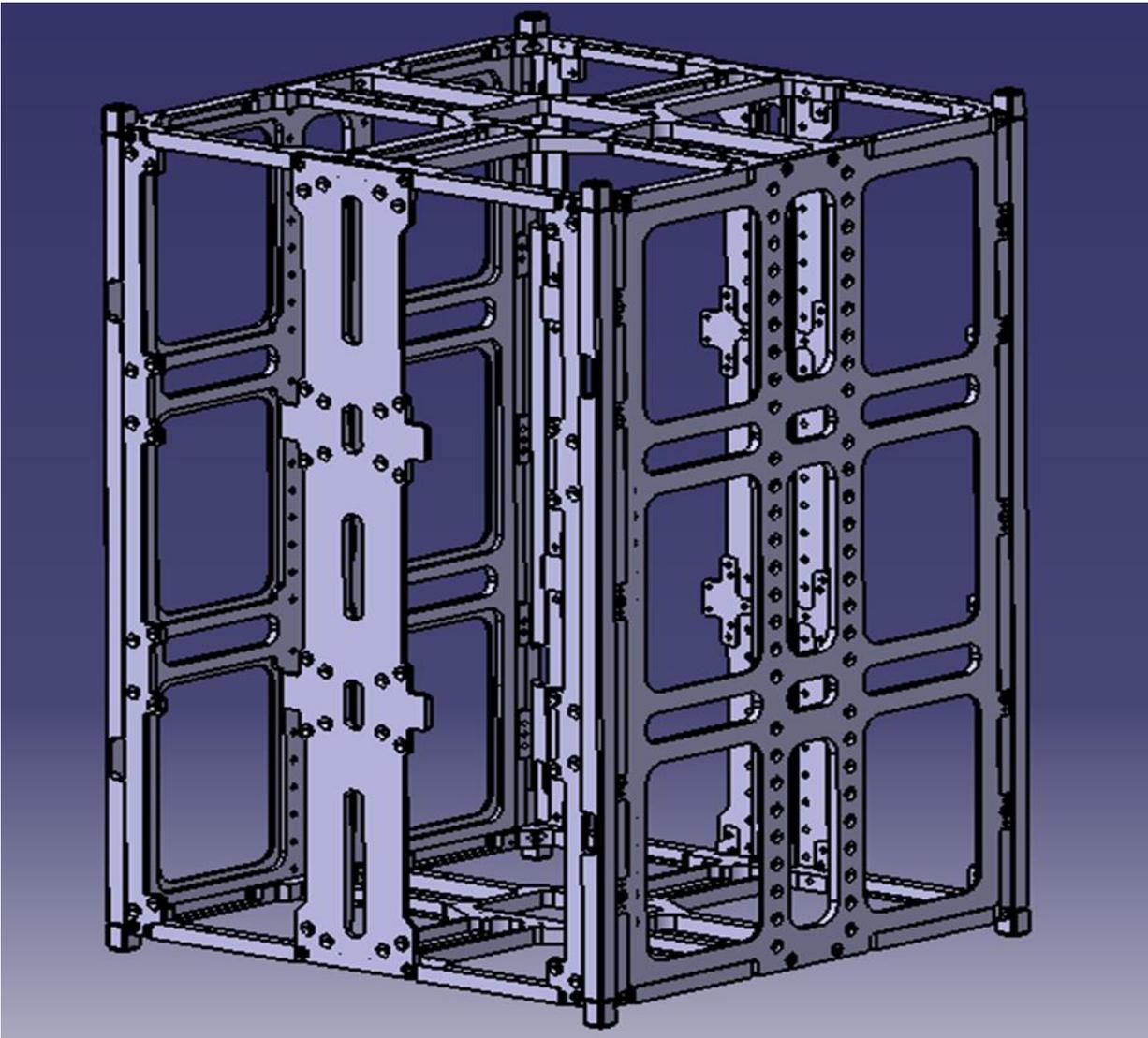


Modello 12U satellite

Questo è il modello Cubesat 12U del satellite considerato, composto da tutti i suoi componenti principali e secondari incluse le viti, i fori, i raccordi e gli smussi.

### 3.2 Descrizione modello 12U usato per analisi FEM

Il modello è in formato Step. Il modello 12U del satellite contiene più informazioni rispetto a quelle necessarie per creare un modello di simulazione e lavorare in ambiente di analisi. Per rendere l'analisi FEM completa e soddisfacente, c'è bisogno di modificare la geometria del modello Cubesat 12U del satellite semplificandola, eliminandone viti, raccordi, smussi e fori, ovvero elementi superflui che possono dare problemi durante l'analisi.



Modello 12U satellite semplificato

Questi elementi hanno dimensioni troppo piccole per avere significato e dare un contributo nel modello analitico. Se non vengono rimossi si rischia di avere complicazioni. Sono anche stati eliminati i fori che non saranno effettivamente usati; gli unici presenti sono utili perché al loro interno sono state inserite delle masse distribuite per simulare la rappresentazione dei payload del satellite.

## 4 – DESCRIZIONE MODELLO FEM

Il software CAD usato per lo svolgimento delle analisi FEM è Catia.

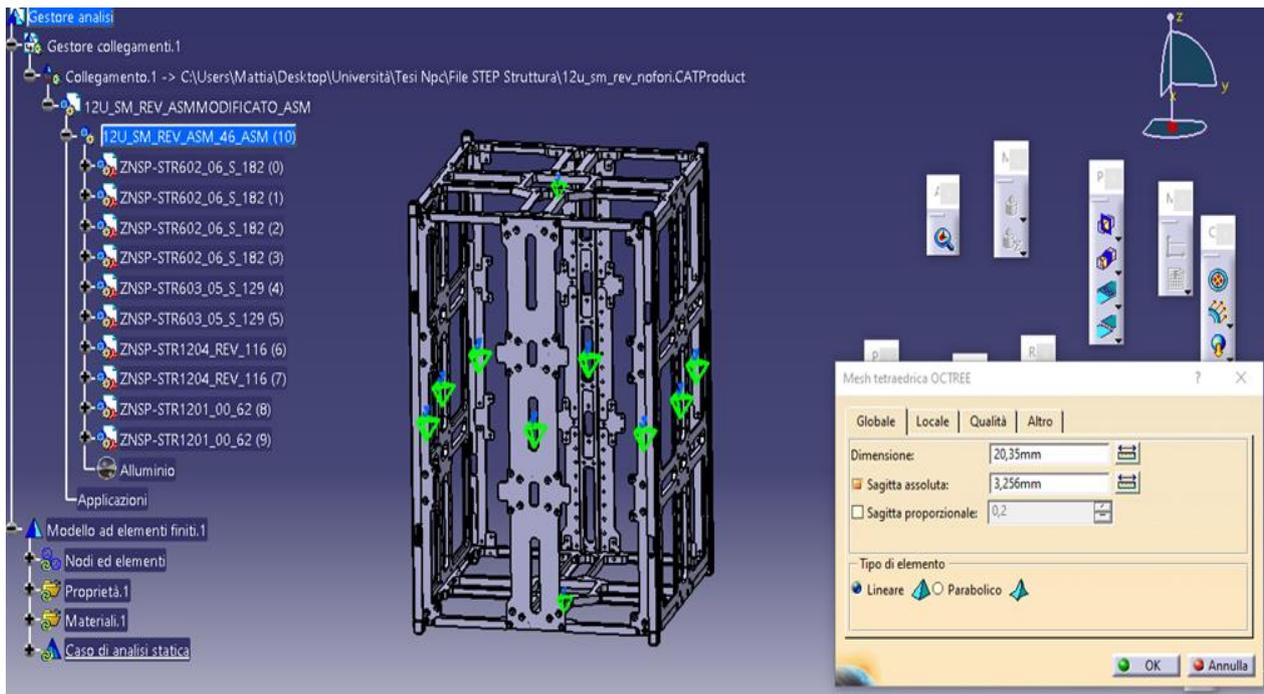
Il processo della simulazione ha inizio con la geometria del modello creata con un sistema CAD (Catia), in seguito si va a modificare la geometria che può contenere dettagli non importanti per l'analisi strutturale, quindi la geometria va resa idonea all'analisi e questa fase è detta preparazione della geometria. La fase successiva è la creazione del modello discreto (discretizzazione del modello):

- si crea la mesh, ovvero la griglia di nodi ed elementi;
- si specifica come sono collegate tra loro le varie parti (unione dei pezzi);
- si applicano i carichi e i vincoli (introduzione di masse distribuite);
- si definisce il materiale delle varie parti;
- si aggiungono le condizioni al contorno: si simula la condizione del satellite all'interno del sistema di rilascio durante il lancio.

Questa fase è la **modellazione FEM vera e propria** in cui definire tutti gli aspetti del caso di studio che si analizzano. Segue la vera e propria soluzione del problema dove a partire dal modello sono eseguiti i calcoli e scritti i risultati in output. La fase finale è la comprensione dei risultati dove si interpretano i risultati per valutare le prestazioni del sistema: a seguito della fase di valutazione dei risultati si può ad esempio scegliere se irrobustire o alleggerire il prodotto in specifiche aree.

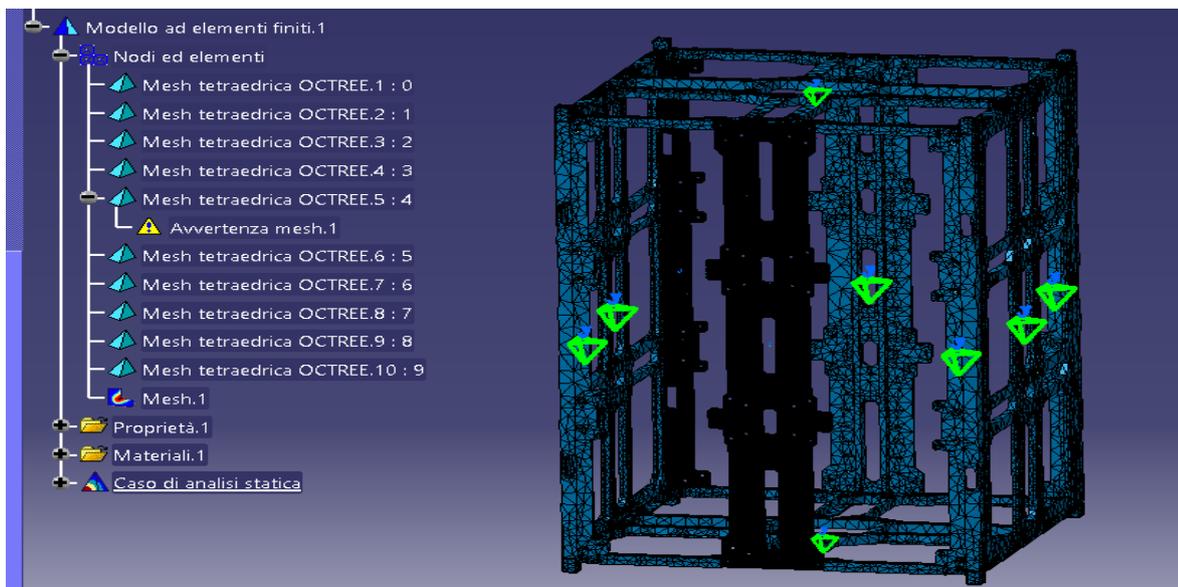
### 4.1 Meshing

L'ambiente meshing è caratterizzato dalla presenza di nodi ed elementi su tutta la struttura. La mesh viene fatta ad ogni singola parte, la quale presenta un triangolino verde presente sul baricentro di ogni parte, una volta che si accede all'ambiente di analisi.



Ambiente di analisi meshing con dimensioni

In questo ambiente c'è la possibilità di scegliere la dimensione della mesh tetraedrica di ogni parte. La funzione "Misura" ci permette di vedere le dimensioni della struttura: si analizza per essere più precisi la dimensione di uno degli elementi più piccoli come può essere un foro. Si inserisce come valore relativo a dimensione e sagitta assoluta (errore ammissibile tra zona lineare e zona circolare) il valore pari a 1mm che equivale al diametro del foro. Si passa alla funzione di calcolo con successiva mesh. In questo caso si ha un numero elevato di nodi ed elementi, quindi un alto livello di accuratezza.

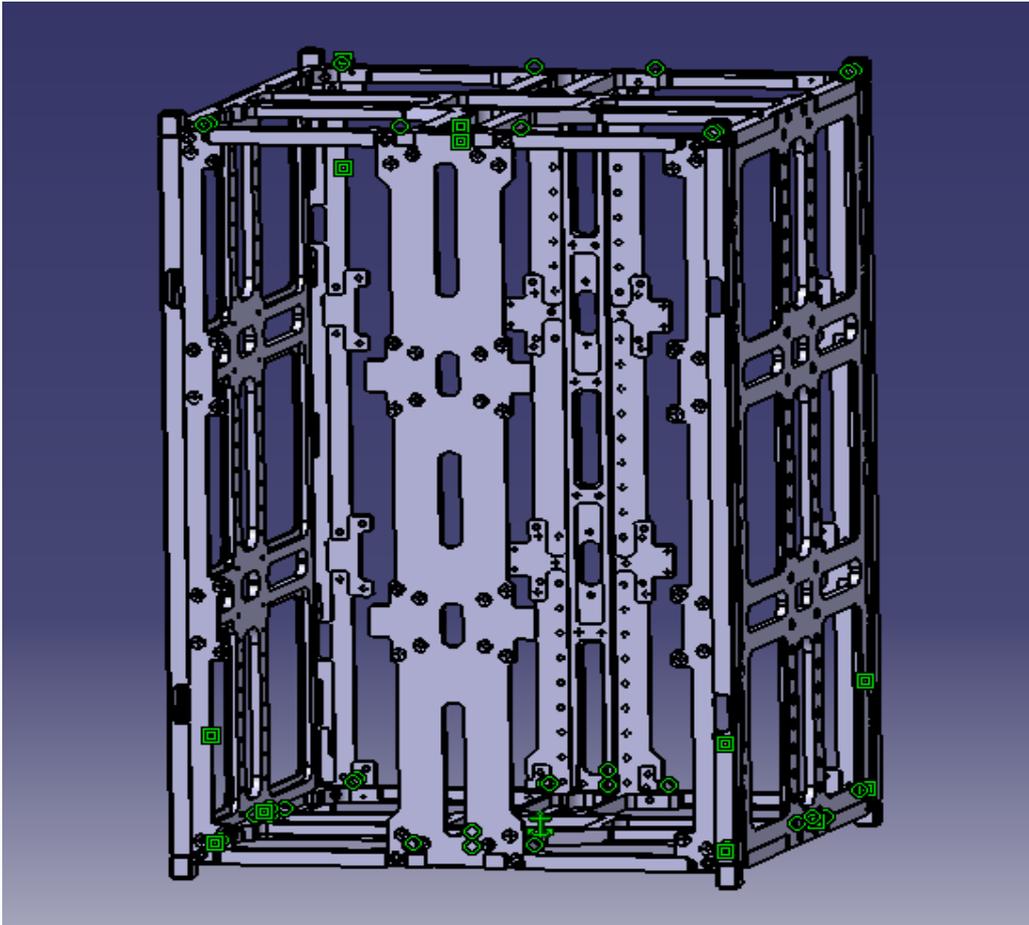


Mesh in corso singole parti

Terminata la mesh, è necessario imporre dei vincoli al modello per unire i pezzi.

## 4.2 Connessione delle parti

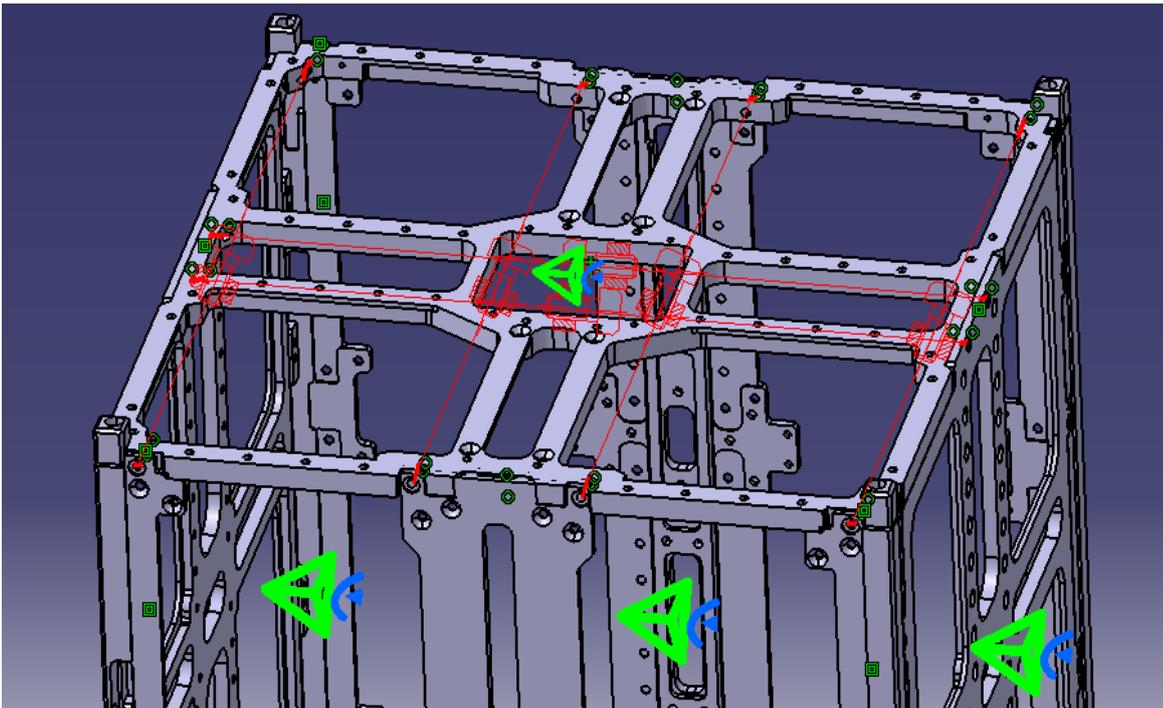
Nello step legato alla connessione delle parti vanno applicati dei vincoli. Si lavora in ambiente Product per riassemblare tutte le parti dei pezzi singolarmente tramite vincoli di coincidenza e vincoli di contatto, questi sono vincoli di costruzione. Poi si disattiva la mesh per applicare vincoli rigidi fissi ovvero vincoli che uniscono i vari pezzi come se fossero "incollati" tra loro.



Modello Cubesat 12U semplificato con vincoli di costruzione (coincidenza e contatto)

Questi vincoli che rendono le parti rigide e fisse sono vincoli interni. Si è scelto di applicare ai vincoli di costruzione delle proprietà specifiche, ovvero proprietà di contatto. Queste proprietà sono proprietà di connessione con bullonatura semplice.

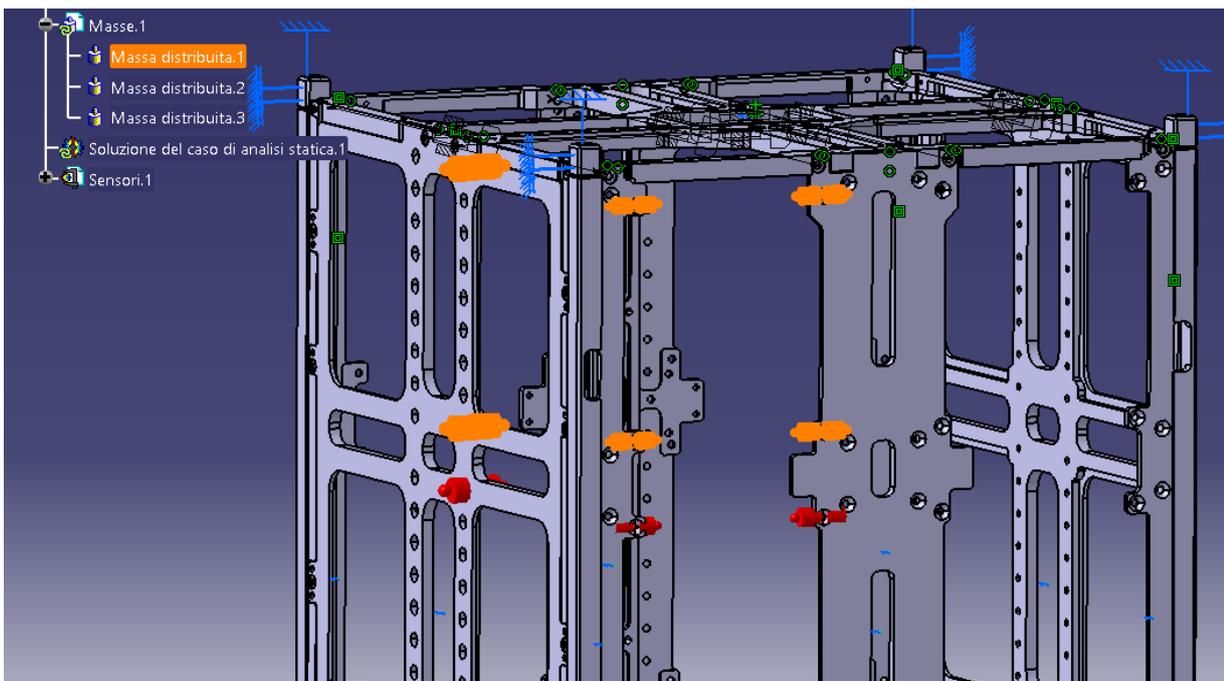
Nell' applicare queste proprietà è necessario applicare un valore legato alla forza. Questa forza è la forza di serraggio. Il valore considerato è pari a quello di una forza di serraggio relativa ad una vite M3 in inox pari a 1000 N.



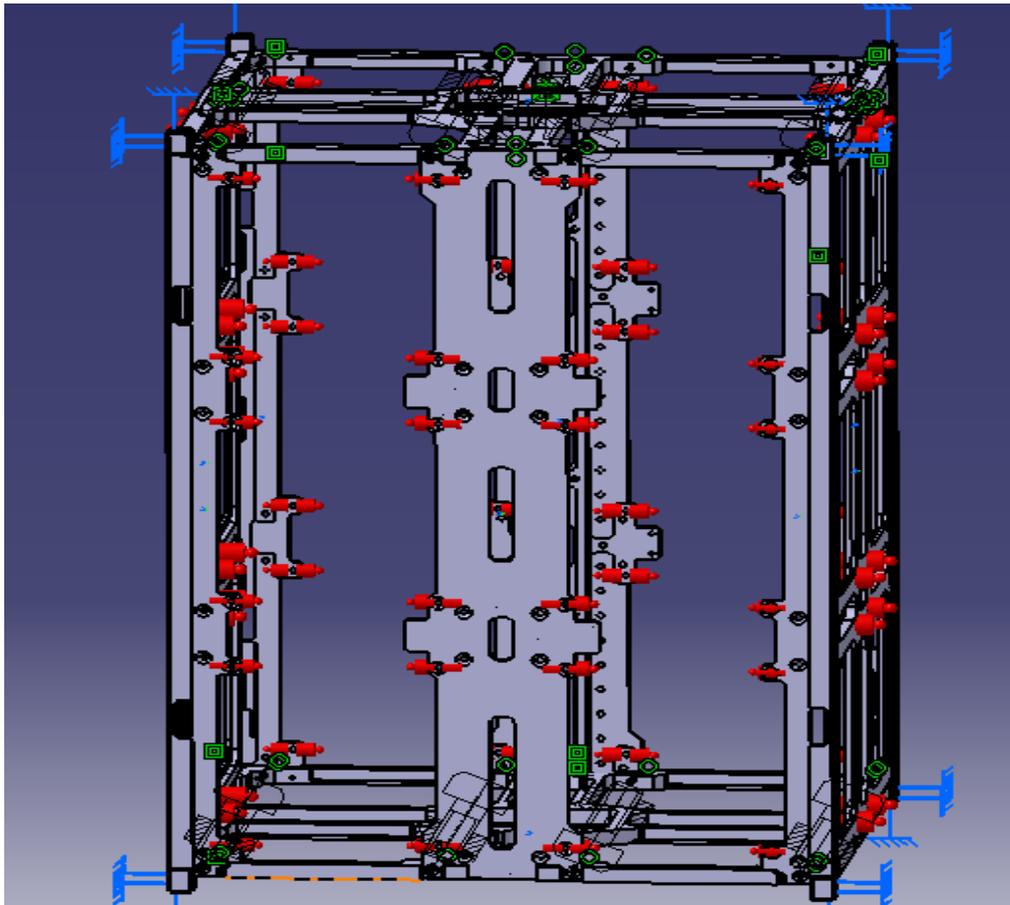
Struttura con vincolo bullonatura semplice

#### 4.3 Masse per simulare payload

Lo step successivo riguarda la generazione di masse. Sono state aggiunte diverse masse distribuite. Le masse sono collegate ai fori di interfaccia: 6 fori per ogni massa distribuita con massa dal valore di 2 kg ciascuna. In totale ci sono 12 masse uguali, la cui somma è pari al limite di massa consentito da una struttura 12U (24 kg).



Struttura con massa distribuita 1 (in evidenza) dal valore totale di 1kg



Masse distribuite dal valore totale di 24 kg

#### 4.4 Proprietà materiali

Risulta importante applicare un materiale al modello Cubesat, in questo caso si preferisce l' alluminio.

Si analizzano le proprietà del materiale attraverso l' ambiente di analisi, tra cui le proprietà strutturali risultano le più interessanti:

Densità 2700 kg/m<sup>3</sup>

Modulo di young 70 GPa

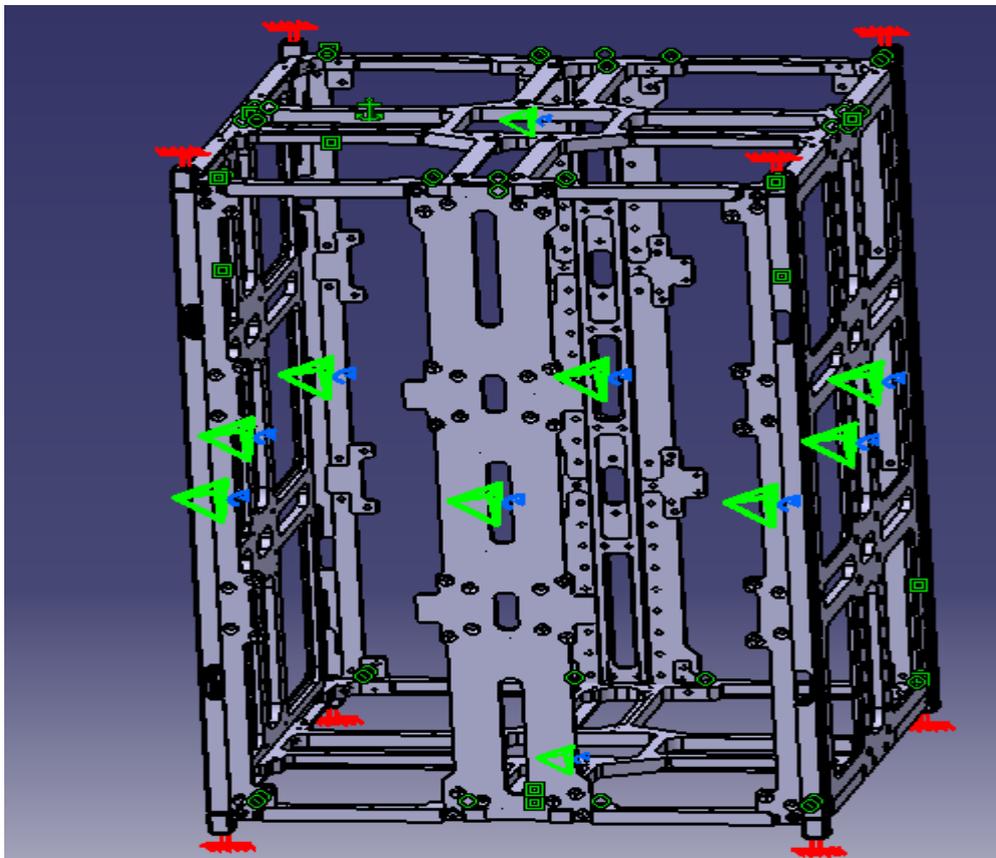
Tensione di snervamento 276 Mpa



Tab proprietà alluminio

#### 4.5 Vincoli

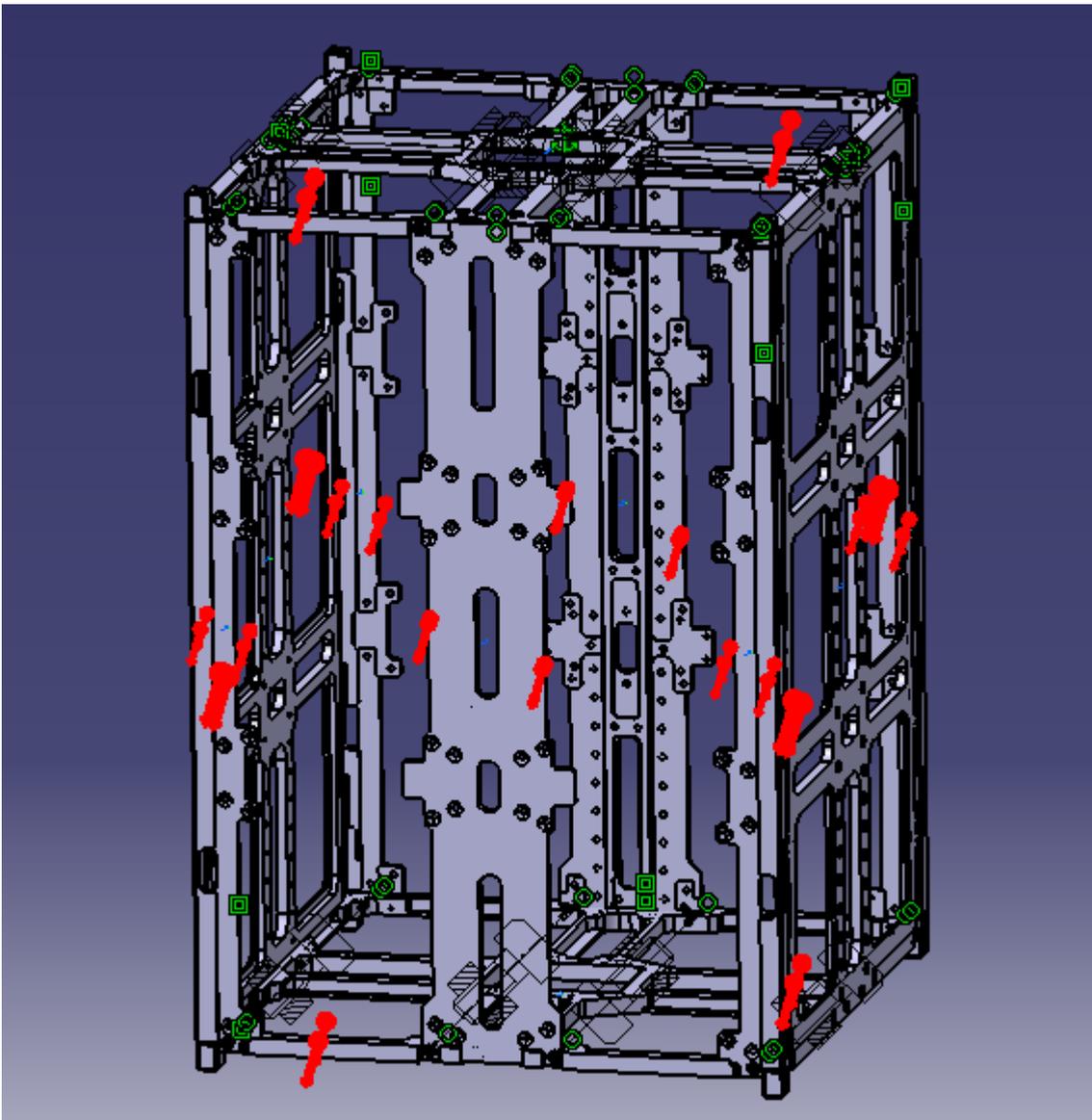
E' l' ultimo step prima dell' inizio dell' analisi statica. Si vanno ad applicare dei vincoli complessivi alla struttura. Si devono quindi bloccare le colonnine e gli stand-off con dei veri e propri vincoli esterni. Si è scelto di adottare dei vincoli ad incastro come se si bloccassero le colonnine esterne e gli stand-off. In questo modo si è cercato di simulare che il satellite fosse dentro al sistema di rilascio P-POD.



Struttura vincolata con incastri (in rosso)

## 5 – ANALISI STATICA

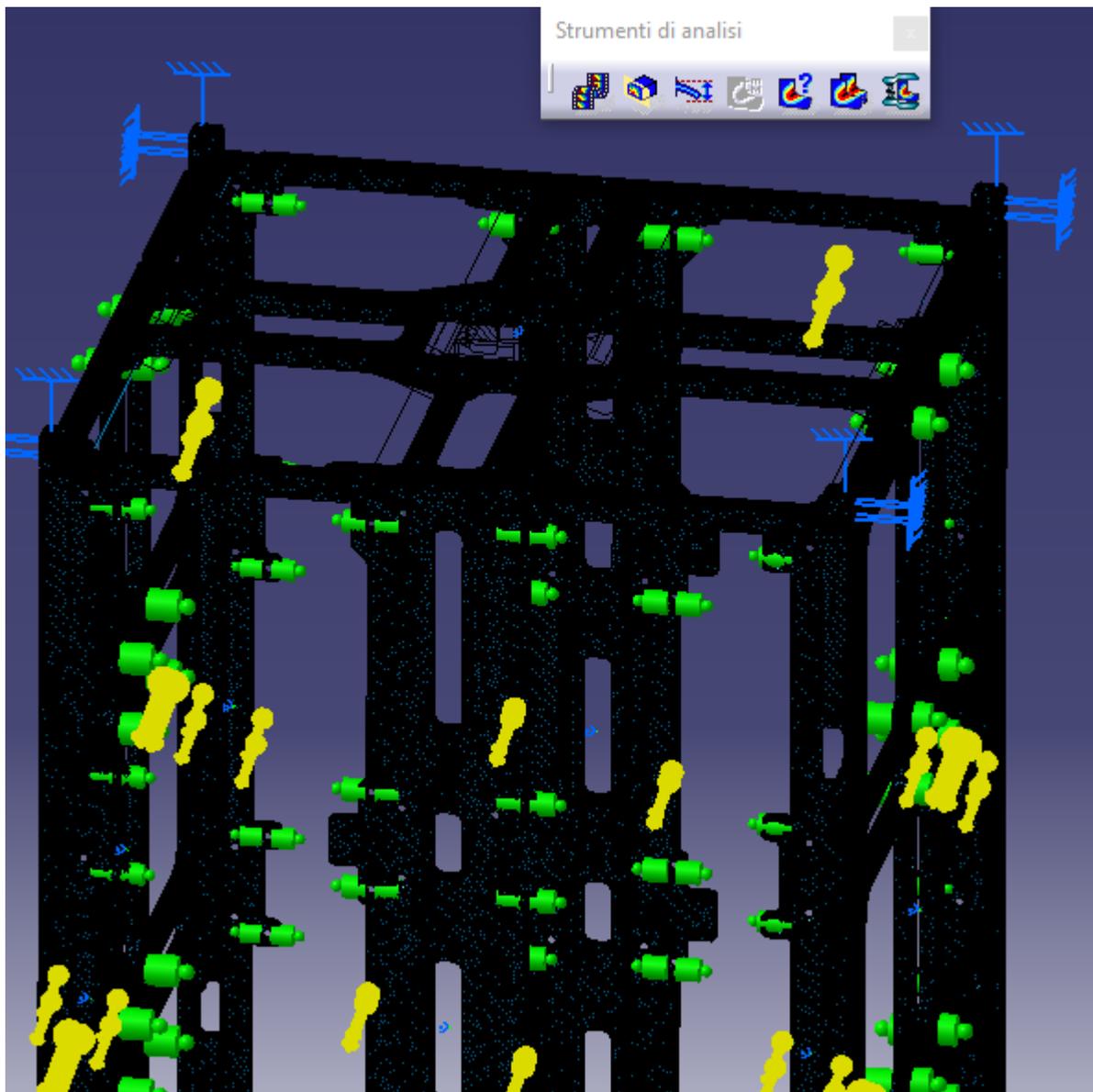
E' l' analisi inerente ai carichi quasi-statici e si vanno ad assegnare delle accelerazioni massime, tenendo conto delle unità di misura corrette. Poste le masse per simulare il payload, lungo l' asse longitudinale è stata applicata un' accelerazione assiale di 12.75 g e lungo l' asse laterale un' accelerazione laterale di 4.5 g. Questi sono i valori delle accelerazioni massime ricavate in precedenza dai lanciatori analizzati, tenendo conto che  $1\text{ g} = 9.80665\dots\text{m/s}^2$ , si hanno accelerazione assiale pari a circa 125.034  $\text{m/s}^2$  e accelerazione laterale pari a circa 44.129  $\text{m/s}^2$ .



Accelerazioni assiale e laterale applicate alla struttura (in rosso)

## 5.1 Carichi applicati

In questa fase si vede il comportamento di tutti i carichi, dando una maggiore importanza alle informazioni inerenti alle zone più sollecitate e più deformate tra cui le deformazioni sotto carico.



Struttura deformata

Dai comandi relativi alla deformazione e sforzi di Von Mises si sono considerati i carichi e i gradienti, evitando di tralasciare gli estremi globali delle sollecitazioni.

## 5.2 Risultati: tensioni e spostamenti

La deformazione maggiore e lo stress più elevato sono concentrati nella parte centrale della struttura e agli angoli, dove sono anche presenti le masse, della struttura Cubesat 12U:

Deformazione max struttura (m)	Sforzo max equivalente (Von Mises) – (Pa)
$7.4569 \times 10^{-4}$	$8.235 \times 10^7$

Valori di riferimento

## 5.3 Calcolo margini di sicurezza

E' fondamentale analizzare se la struttura risulta rigida al punto giusto, per reggere e resistere agli urti. Si parla dei requisiti di resistenza.

Il margine di sicurezza si ricava dalla tensione ammissibile del materiale della struttura (alluminio) rapportato al valore max di tensione trovata durante l' analisi FEM. Il valore deve essere sempre positivo per essere in sicurezza.

**Formula Margine di Sicurezza (MOS):**

$$MoS = \frac{\sigma_{allowable}}{\sigma_{applied} \cdot FoS} - 1 \geq 0$$

Formula inerente al margine di sicurezza

Considerato che al numeratore si ha la tensione ammissibile dell' alluminio (tensione di snervamento) pari a 270 Mpa e al denominatore si ha la tensione (sforzo) massimo equivalente Von Mises pari a  $82.35 \times 10^6$  Pa equivalenti a 82.35 Mpa con un MoS pari a: **3.27868**.

Un margine di sicurezza positivo che stabilisce la sicurezza necessaria.

## 6 – ANALISI MODALE

E' l' analisi che si basa sulle frequenze. Per questa analisi non sono necessari input. L' analisi è fatta lasciando invariati i punti di contatto. La struttura ha per natura dei valori di risonanza che possono portare ad amplificare le sollecitazioni in modo dannoso. I modi principali vengono analizzati per quanto riguarda le deformazioni.

### 6.1 Tabella delle frequenze ottenute

Tabella con elencate frequenze di risonanza trovate durante l' analisi:

Modi	Frequenza (Hz)
1	152.65
2	165.87
3	560.54
4	850.76
5	985.83

Valori frequenze di risonanza

### 6.2 Margine rispetto ai requisiti lanciatore

Si parla del confronto tra la frequenza di risonanza dell' analisi modale al pari della frequenza massima dei lanciatori analizzati. Riguardo al modo 1 si ha una frequenza di 152.65 Hz dove  $f > 100$  Hz mentre per quanto riguarda il valore del requisito di rigidità dei lanciatori analizzati, il valore max raggiunto è quello di  $f > 135$  Hz.

Standard ESA	Frequenza lanciatore	Frequenza di risonanza I modo
$f > 100$ Hz	$f = 135$ Hz	$f = 152.65$ Hz

Tabella di confronto

Per gli standard ESA la prima frequenza di risonanza deve essere una  $f > 100$  Hz. Dato il tipo di struttura molto rigida e i valori ottenuti questo requisito è stato raggiunto con successo.

## 7 - CONCLUSIONI

L'idea del progetto è stata di fare un'analisi generale della struttura Cubesat 12 U, concentrandosi su un'attività di ricerca e studio legata al modello Cubesat e ad i lanciatori che aderiscono al progetto 12U per poi concentrarsi su un'analisi FEM su programma CAD Catia, su analisi statica e modale. Questo progetto ha fornito risultati soddisfacenti per la struttura vista la sua rigidità e il margine di sicurezza soddisfacente legata alle tensioni e sforzi analizzati. L'obiettivo finale è stato quello di verificare che la struttura avesse caratteristiche meccaniche adeguate a sopportare i carichi di lancio maggiorati da diversi coefficienti di sicurezza.

## 8 - BIBLIOGRAFIA

- [www.cubesat.org](http://www.cubesat.org)
- [www.npcspacemind.com](http://www.npcspacemind.com)
- [www.isispace.com](http://www.isispace.com)
- [www.gunter'sspacepage.com](http://www.gunter'sspacepage.com)
- [www.cubesatnanosatsdatabase.com](http://www.cubesatnanosatsdatabase.com)
- Vega User's Manual
- Falcon 9 User's Manual
- Pslv User's Manual
- Nasa-Gevs User's Manual
- Rocket Lab User's Manual
- I 3 step dell'analisi FEM.pdf