

ALMA MATER STUDIORUM  
UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA  
Sede di Forlì

Corso di Laurea in  
INGEGNERIA AEROSPAZIALE  
Classe L-9

ELABORATO FINALE DI LAUREA  
in IND-ING/05

TITOLO

Progettazione dell'architettura e modellazione CAD 3D di una  
piattaforma CubeSat 2U

CANDIDATO

Leonardo Ricci

RELATORE

Alfredo Locarini

Anno Accademico 2018/2019

# Abstract

Il progetto di tesi consiste nel progettare e modellare, utilizzando un software di disegno CAD 3D, l'architettura di un nanosatellite CubeSat a partire dallo sviluppo della struttura. Nello specifico esso si declina in una prima parte, dedicata allo sviluppo della struttura con relative analisi per la verifica della resistenza della stessa ai carichi a cui sarà sottoposta durante il lancio, e in una seconda con la quale si ottiene il modello completo passando per la descrizione dei componenti e sottosistemi inseriti. L'obiettivo del presente elaborato è valutare la possibilità di integrare i componenti necessari ad una missione di raccolta dati per una navigazione GPS con componenti miniaturizzati all'interno di una struttura che rientri nella specifica CubeSat 2U.

# Sommario

<b>Acronimi</b>	<b>4</b>
<b>1.Introduzione</b>	<b>5</b>
<b>2. Sviluppo della struttura</b>	<b>7</b>
2.1 Requisiti di progetto	7
2.2 Idea Preliminare	8
2.3 Lamina piegata a tre facce	9
2.4 Lamina di chiusura	15
2.5 Piastre di chiusura: superiore e inferiore	16
2.6 Aste e componenti accessori	20
2.7 Struttura complessiva	21
2.8 Analisi FEM della struttura	22
2.8.1 Generalità sul processo di analisi	22
2.8.2 Analisi dei carichi quasi statici	24
2.8.3 Analisi Modale	28
2.8.4 Analisi Random	29
<b>3. Sottosistemi del satellite</b>	<b>34</b>
3.1 Generalità	34
3.2 Electrical Power Supply	35
3.2.1 Deployment Switches	36
3.2.2 Modulo batterie	38
3.3.3 Pannelli solari	39
3.3 Attitude determination and control system	41
3.3.1 Generalità	41
3.3.2 Attitude Control System e approccio al controllo d'assetto	42
3.3.3 Attitude Determination System	47
3.4 Telecomunicazioni	50
3.6 OBDH e On Board Computer	55
3.7 Payload	58
<b>4. Integrazione dei componenti</b>	<b>61</b>
<b>5. Conclusione</b>	<b>67</b>
<b>Bibliografia e sitografia</b>	<b>68</b>



# Acronimi

ADCS: Attitude Determination and Control System

CAD: Computer-Aided Design

CDS: CubeSat Design Specification

CMOS: Complementary Metal Oxide Semiconductor

ESA: European Space Agency

EPS: Electrical Power Supply

FEM: Finite Element Method

GPS: Global Positioning System

LEO: Low Earth Orbit

LV: Launch Vehicle

MoS: Margin of Safety, margine di sicurezza

OBDH: On Board Data Handling

OS: Sistema Operativo

PCB: Printed Circuit Board

P-Pod: Poly Picosatellite Orbital Deployer

PSD: Power Spectral Density

RBF: Remove Before Flight

RTC: Real Time Clock

# 1.Introduzione

Nel 1999 i Professori Jordi Puig-Suari e Bob Twiggs rispettivamente della California Polytechnic State University e dello Stanford University's Space Systems Development Laboratory hanno cominciato a collaborare per dare vita a quella che oggi è la realtà più diffusa nel mondo del commercio e dello studio spaziale: la specifica CubeSat. L'idea originale era quella di fornire uno standard per la costruzione e lo sviluppo di satelliti in modo da semplificare il processo progettuale e produttivo nonché snellire la timeline dall'idea al lancio. Letteralmente un CubeSat è un multiplo di un nanosatellite cubico elementare di lato 10 cm e peso di 1,33 Kg, esso viene rilasciato in orbita dal così detto P-Pod (Poly Picosatellite Orbital Deployer) ossia un contenitore provvisto di una molla in grado di convogliare fuori i satelliti una volta aperto. Esso si interfaccia sul CubeSat mediante delle rotaie laterali dette "rails", unico componente del satellite che può toccare il P-Pod.

Nell'arco dei 20 anni trascorsi da allora ad oggi questo concept è diventato realtà, a tal punto che vi sono veri e propri store on-line di componenti standard per CubeSat che si possono acquistare e implementare direttamente e centinaia di progetti, universitari e non, che vengono lanciati su base quasi quotidiana. L'enorme risparmio economico garantito dall'esistenza di un ben definito standard internazionale e le piccole dimensioni<sup>1</sup> fanno sì che anche a livello universitario si possano produrre architetture valide e funzionanti.

L'Università di Bologna vuole da qui a qualche anno sperimentare un nanosatellite che raccolga dati riguardo alla fattibilità di una navigazione in orbita bassa utilizzando il segnale GPS. Per far ciò si sta sviluppando un hardware basato su piattaforma CubeSat che ha l'obiettivo di portare un payload costituito da un computer, un'antenna GPS e da relativo algoritmo di navigazione. La sfida consiste nell'implementare una tecnologia di tale genere, che già esiste in architetture più grandi, in una struttura delle dimensioni di un CubeSat. Il presente elaborato presenta una possibile struttura che rientra nella specifica CubeSat e un'analisi degli

---

<sup>1</sup> Lanciati come Payload secondari di altre missioni, il risparmio economico è massiccio.

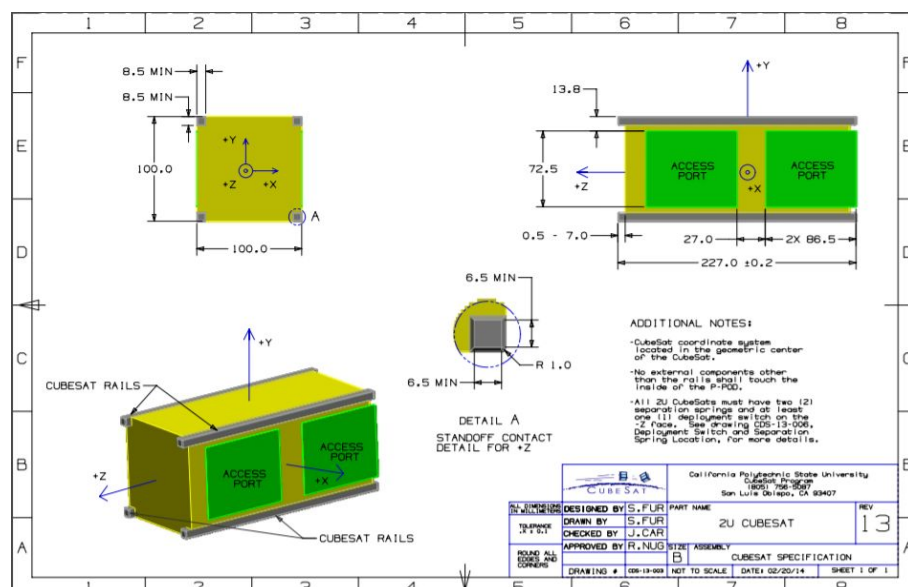
ingombri dei sottosistemi che si ritiene saranno necessari al corretto svolgimento della missione sopra menzionata; non si procederà tuttavia ad un dimensionamento completo dei componenti ma solo ad una valutazione degli ingombri in termini di massa e volume degli stessi. Si vuole verificare, infatti, che si riesca a rientrare nei termini di progetto per un CubeSat 2U.

## 2. Sviluppo della struttura

### 2.1 Requisiti di progetto

Avendo già introdotto il concetto e l'idea di CubeSat nell'introduzione si procede di seguito a descrivere il procedimento seguito per lo sviluppo della struttura esterna del modello illustrato nel presente elaborato di tesi. La prima cosa da tenere in considerazione in fase di progetto preliminare è la specifica CubeSat (CDS, Rev 13) nella quale sono elencate le dimensioni esterne e gli ingombri che la struttura deve avere per rientrare nei requisiti dello standard. In questo caso, volendo implementare un CubeSat 2U, le dimensioni sono 100x100x227 (mm) rispettivamente su assi X, Y e Z. Inoltre occorre scegliere un sistema di riferimento coerente con quanto specificato nel documento menzionato cosicché si possa procedere ad una verifica del matching con il P-Pod (sistema di rilascio in orbita). La specifica impone che il centro geometrico del CubeSat coincida con quello dell'SdR scelto per il modello CAD utilizzato. Rispetto a tale punto poi le specifiche richiedono che il centro di massa del satellite completo rientri in un range di 20 mm (sugli assi X e Y) di distanza da esso e di 45 mm lungo l'asse Z.

Fig. 1, Disegno riassuntivo delle specifiche meccaniche per CubeSat 2U





In figura 1 sono elencati la maggior parte dei requisiti da rispettare, inoltre sono mostrati anche altri requisiti specifici per alcune parti della struttura, come ad esempio l'ingombro laterale dei componenti fissati all'esterno della struttura, che non deve superare i 6.5mm, o la posizione delle aperture nelle quali posizionare le porte di accesso per la diagnostica del sistema e il pin remove before flight (RBF). Questi servono, rispettivamente, per eseguire una analisi del sistema satellite completo e assemblato e per staccare tutti i sistemi elettrici dello stesso durante il trasporto a terra. Ciò che concerne questi e altri requisiti più specifici verrà trattato in seguito, nel dettaglio dei singoli componenti.

Ulteriori specifiche dettano la massa complessiva dell'architettura che deve essere, nel caso 2U, di massimo 2,66 Kg. Per rispettarla con un certo margine si fissa il limite di peso della struttura esterna a 190 g.

Anche il materiale è dettato da specifica (CDS, Rev 13, Mechanical Requirements 3.2.15), e per evitare di sottoporsi a test aggiuntivi e ritardare il lancio si richiede di usare una lega di alluminio scelta tra 7075, 6061, 5005, e/o 5052. Si precisa inoltre che la finitura superficiale, almeno su rails e standoff, deve essere anodizzata per evitare la saldatura a freddo a contatto con il P-Pod e che la rugosità superficiale non deve superare gli 1,6  $\mu\text{m}$ .

## 2.2 Idea Preliminare

Il primo passo che è necessario allo sviluppo della struttura è la scelta del sistema di riferimento del disegno 3D e quindi poi dell'intero modello. L'SdR scelto ha origine nell'origine degli assi del modello CAD utilizzato e si fa coincidere con il centro geometrico della struttura. Per facilitare la soddisfazione delle specifiche sul centro di massa l'idea è quella di disegnare una struttura simmetrica rispetto ai piani orizzontale e verticale passanti per l'origine. Gli unici elementi che potranno non rispondere a queste caratteristiche di simmetria sono alcuni fori per le viti di fissaggio e le rispettive viti stesse che, data la loro massa ridotta, non influiscono pesantemente sulla distribuzione di massa complessiva.

Per quanto riguarda la forma della struttura si è scelto di seguire un approccio modulare: l' assieme è costituito da una lamina piegata su tre facce che rappresenta la struttura portante che sostiene e protegge i sottosistemi del CubeSat sui lati X+, Y+ e Y- . A questa si aggiunge una lamina, fissata mediante viti M2, che chiuda il lato X- e completa la struttura lateralmente. Si è scelto di procedere in questa maniera così da poter aver accesso ai componenti interni anche una volta fissata la struttura principale alle basi, questa caratteristica è fondamentale per poter eseguire aggiustamenti successivi al montaggio. Per evitare di dover sottoporre il CubeSat ad ulteriori verifiche e di dover ripetere test eventualmente già effettuati, infatti, lo standard CubeSat prevede, in accordo con i provider di LV, di non effettuare modifiche invasive una volta conclusi l'assemblaggio e fase preliminare di test. In ogni caso questa caratteristica concede un grado di libertà in più quando si tratta di dover perfezionare l'architettura interna una volta terminato l'accorpamento dei componenti.

Per realizzare il disegno si utilizza il software di disegno 3D Solidworks.

## 2.3 Lamina piegata a tre facce

La lamina principale da cui è ricavata la struttura è una lamina in lega di alluminio dello spessore di 1,1 mm la quale è pensata per essere piegata in 4 punti a 90° per ottenere complessivamente 3 facce, ciascuna con una larghezza di 100 mm, e due supporti per il fissaggio della lamina di chiusura.

Il raggio di curvatura in corrispondenza delle piegature è di 3 mm esternamente e 2 mm internamente, ciò rispecchia un risultato ottenibile da un normale processo produttivo ma soprattutto è in accordo con lo standard CubeSat (CDS, Rev13, Mechanical Requirements 3.2.7) che prevede almeno 1 mm di raggio di curvatura esterno. Le piegature, infatti, corrispondono agli spigoli dei cosiddetti "rails" del satellite, letteralmente rotaie, queste parti devono interfacciarsi direttamente con il dispositivo di rilascio in orbita e devono essere rifinite con elevata precisione. La larghezza richiesta per i rails è almeno 8,5mm, nel caso di questa lamina il requisito è soddisfatto tant'è che la superficie risulta uniforme per una larghezza di 10mm (raccordo incluso) costituendo un solido supporto per l'interfaccia con il P-Pod.

Ciascuna faccia ottenuta piegando la lamina è uguale alle altre per dimensione, questo conferisce al satellite una simmetria rispetto ai carichi sul piano orizzontale facilitando così il processo di analisi strutturale che deve valutarne la fattibilità operativa. Inoltre esse sono simmetriche rispetto all'asse che le divide a metà orizzontalmente rendendo identica la capacità della struttura di reagire a carichi provenienti dalla direzione positiva dell'asse Z piuttosto che da quella negativa. La geometria delle facce presenta un layout a doppia X (per l'appunto simmetrico) alleggerito mediante fori triangolari privi di spigoli. Si è pensato, nel realizzarlo, ad una tipologia di alleggerimento che fosse sostanziale nel ridurre il peso ma che non pregiudicasse la rigidità della struttura rispetto all'asse verticale, per il quale, la sezione resistente è costituita dal solo spessore della lamina.

In figura si riportano alcune viste della lamina descritta:

Fig. 2, Lamina piegata a tre facce lato X+

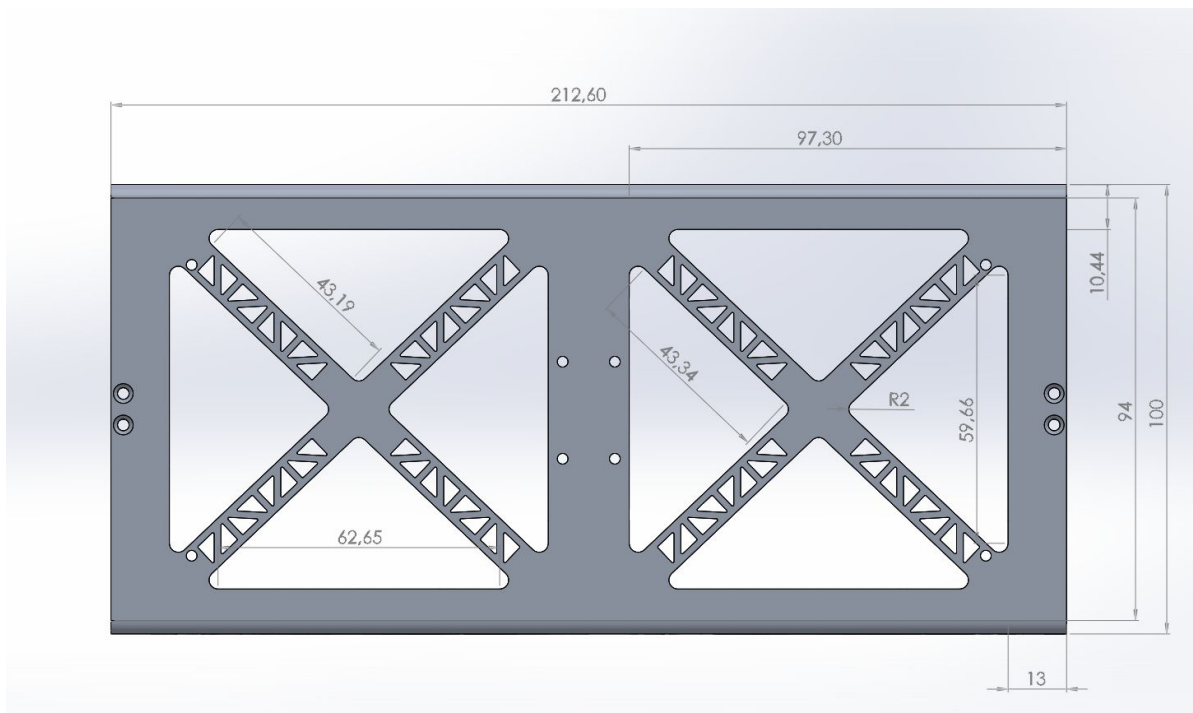


Fig. 3, Lamina piegata a tre facce vista in pianta

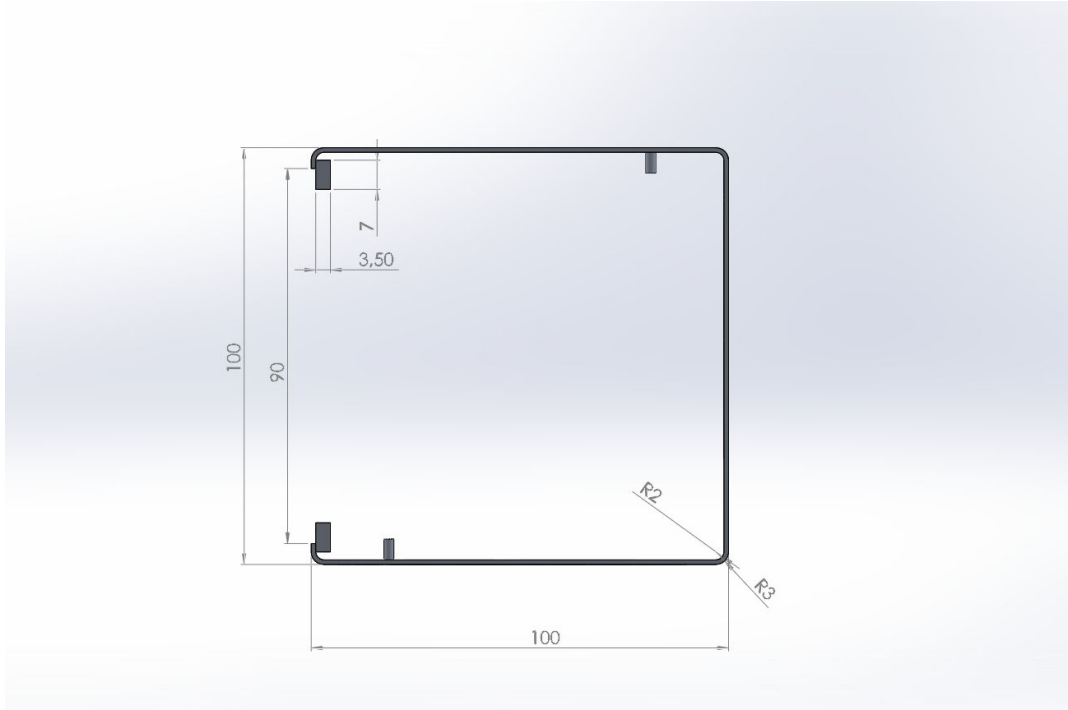
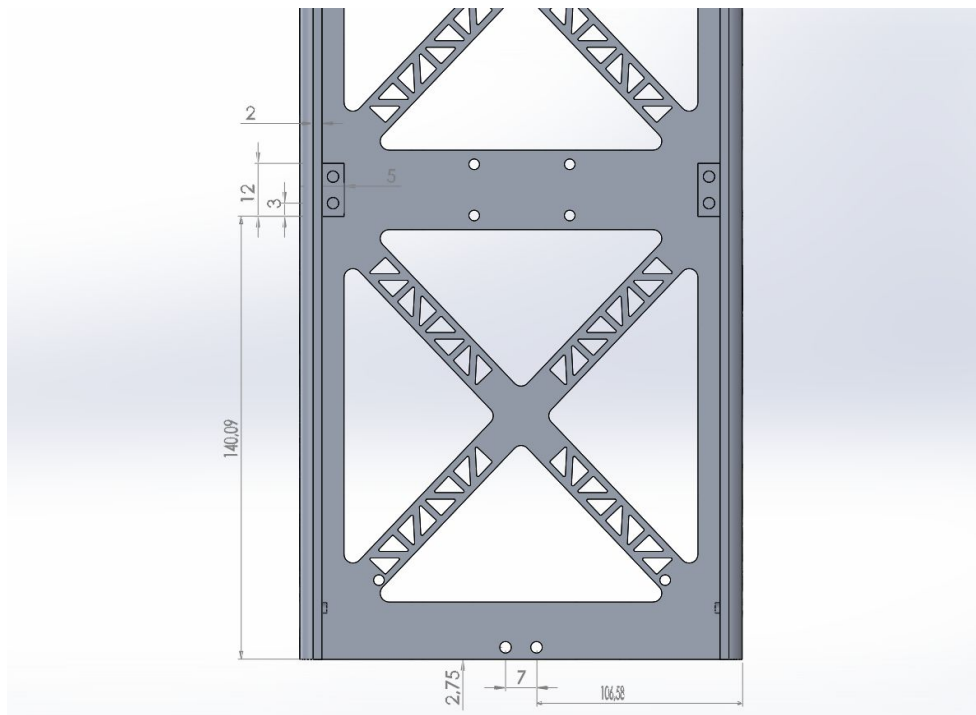


Fig. 4, Dettaglio delle giunzioni forate per il fissaggio della lamina X-



In figura 4 sono rappresentati, con relative quote, i due supporti per la lamina da fissare per chiudere il perimetro della struttura, i fori sono adatti per le viti M2 (per il dettaglio degli stessi si veda la sezione relativa alla lamina di chiusura).

Sulla lamina sono stati praticati diversi fori, alcuni atti ad ospitare le viti di fissaggio delle piastre superiore ed inferiore, altri per la necessità specifica di alcuni componenti. I fori presentano tutti uno svasamento adatto ad alloggiare viti M2.

Se ne veda il dettaglio nelle seguenti figure 5 e 6.

Nella figura 6 si può notare la presenza di un foro e di un supporto di necessità non strettamente strutturale, essi servono per poter montare un componente detto "deployment switch" le cui caratteristiche sono descritte nella sezione dedicata.

Fig. 5, Dettaglio fori per viti di fissaggio piastra superiore, lato Y-

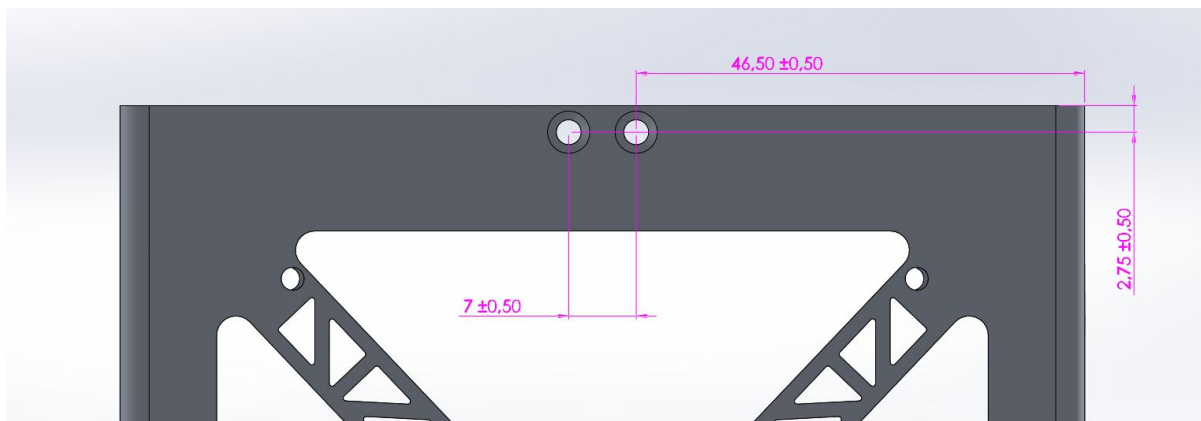
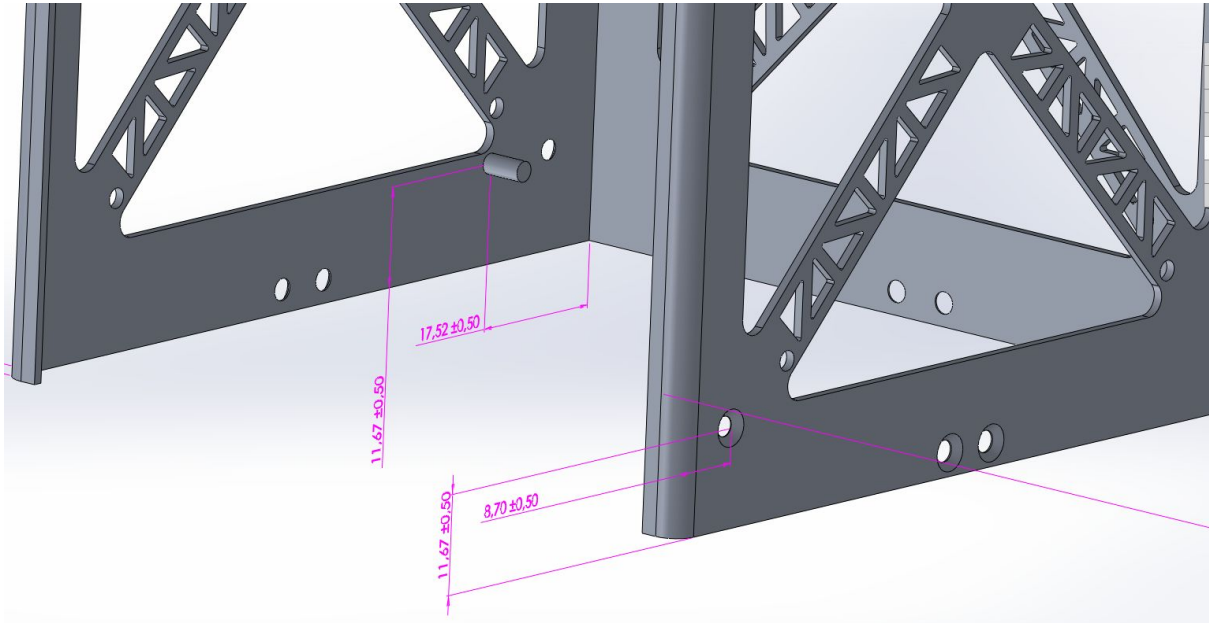


Fig. 6, Dettaglio fori e supporti per fissaggio deployment switch



La lamina presenta, infine, i fori per il fissaggio dei pannelli solari. Tali fori sono praticati in maniera tale da consentire ai suddetti componenti di avere un ingombro ottimizzato per lasciare spazio ai “rails” laterali. Questo è un requisito fondamentale della specifica CubeSat: infatti essi, in quanto unico punto di contatto tra il satellite e l’orbital deployer non devono interferire con alcun altro componente. Nel posizionare i fori si è inoltre tenuto conto dell’indebolimento strutturale che essi avrebbero potuto provocare. Nonostante il vincolo posto dalla geometria dei pannelli, la posizione dei fori vicini alle estremità (superiore ed inferiore) è mantenuta sufficientemente lontana dal raccordo da non inficiare la resistenza di quella regione rispetto ai flussi di taglio.

Fig. 7, Quotature fori per pannelli solari

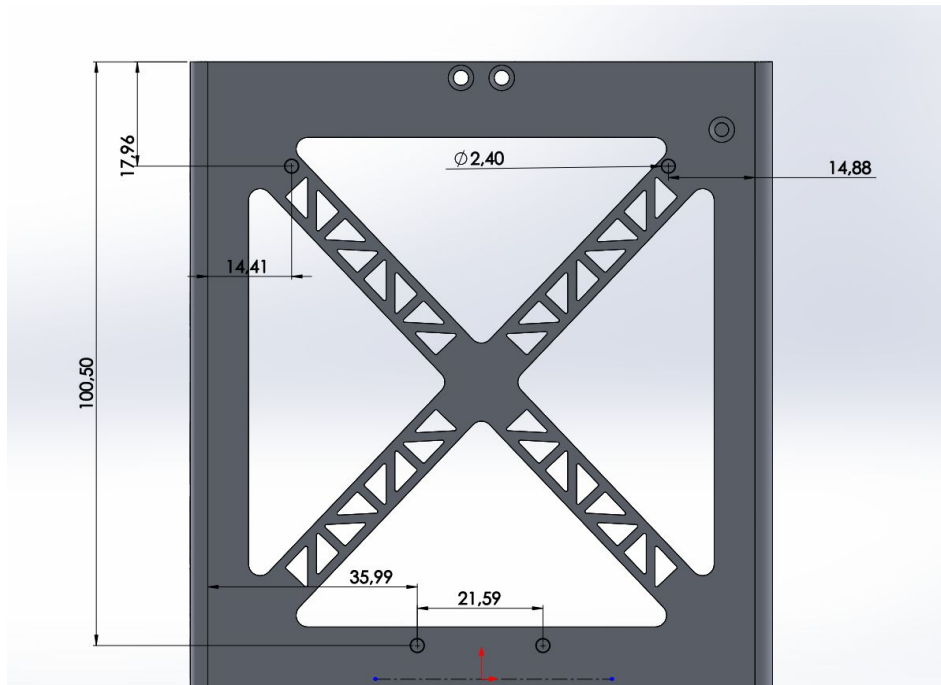
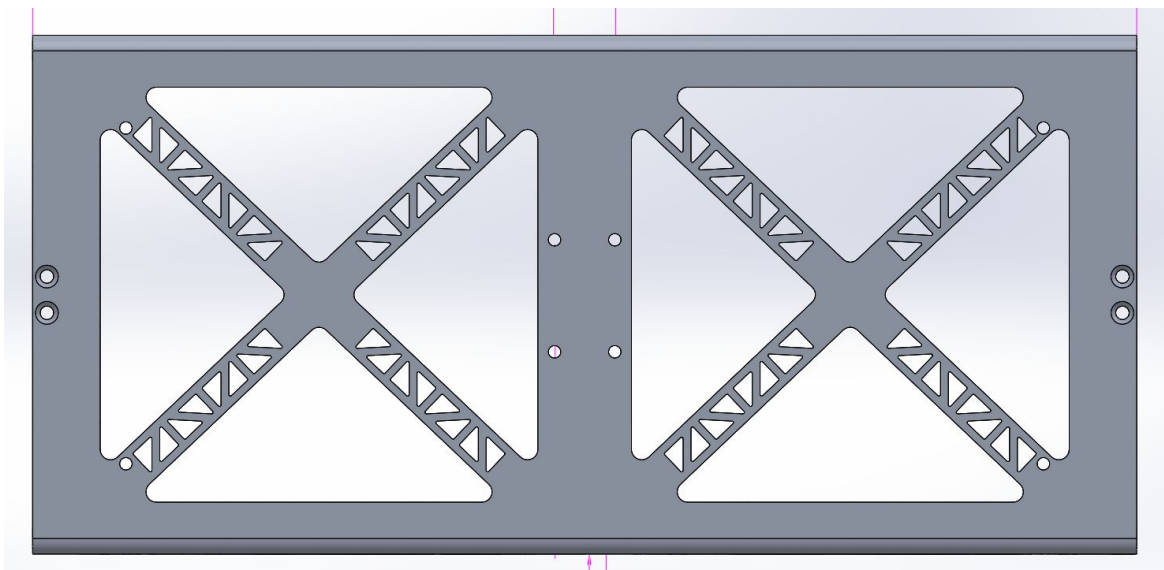


Fig. 8, Vista dei fori per pannelli solari



## 2.4 Lamina di chiusura

La lamina del lato X- del satellite è stata realizzata appositamente separata dal resto della struttura che costituisce il guscio del CubeSat proprio per conferire maggior modularità e praticità alla stessa. In fase di montaggio è infatti necessario poter accedere, per il più lungo tempo possibile, ai componenti interni, così come nella sequenza di test a cui il CubeSat deve essere sottoposto una volta ultimato. La rimovibilità della lamina qui descritta si allinea con questa filosofia di progetto. Per realizzarla si è tenuto conto della necessità di inserirla e fissarla nell'alloggiamento previsto sull'altra lamina. In figura 9 se ne possono vedere le dimensioni.

Per la realizzazione si è usata la stessa lega di alluminio (7075-T6) e lo stesso spessore (1,1 mm) della lamina piegata a tre facce.

D'uopo è specificare che si è scelto di mantenere inalterata, anche su questa faccia, la tipologia di alleggerimenti. Ciò è stato fatto per due motivi, essi conferiscono una buona resistenza ai carichi alla struttura e garantiscono una simmetria. La simmetria è fondamentale per semplificare il processo di analisi e test, si possono infatti valutare i carichi laterali lungo un asse nello stesso modo in cui lo si farebbe per l'altro. Questo vale sia per il verso positivo che per quello negativo. Data la complessità computazionale di una analisi FEM e di conseguenza la difficoltà a rendere similmente accurati tra loro i risultati è vantaggioso poterne effettuare il minor numero possibile.

Fig. 9a, Lamina X- vista isometrica

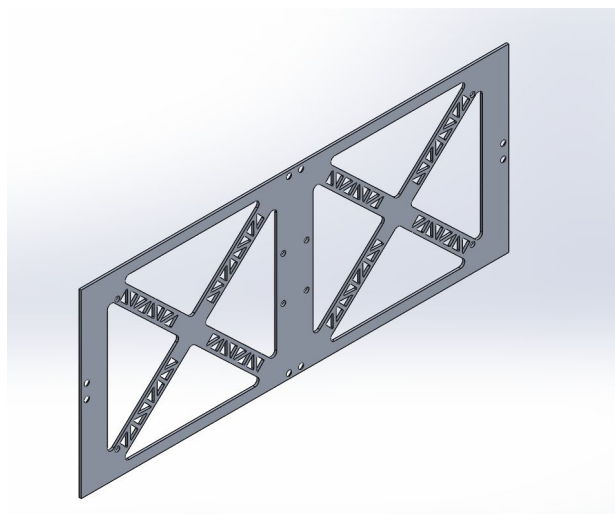
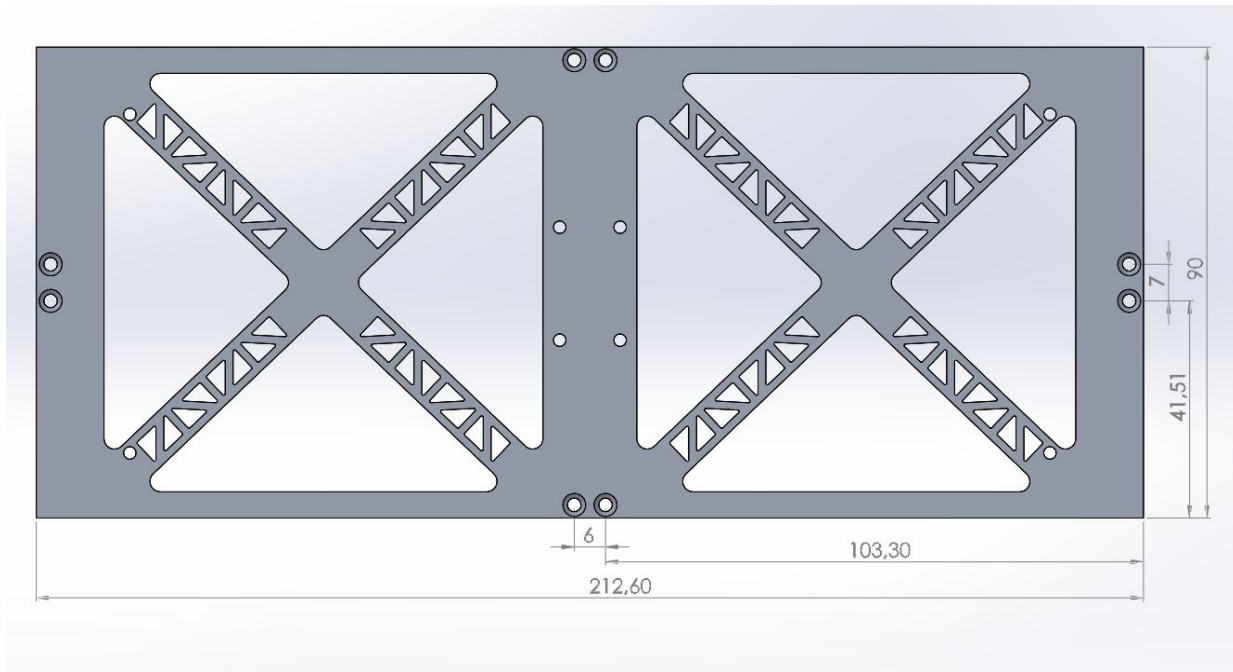




Fig. 9b, Lamina X-



## 2.5 Piastre di chiusura: superiore e inferiore

Le piastre di chiusura, inferiore e superiore della struttura sono componenti imprescindibili nell'architettura CubeSat, esse infatti ospitano i supporti per le aste sulle quali tutti i componenti interni, necessari allo svolgimento della missione, sono innestati. Per la precisione il posizionamento di tali supporti deve rispettare lo standard PC-104: normativa internazionale per le schede di circuito stampato, come quelle dei sottosistemi del satellite, che definisce tra le altre cose la posizione dei fori per le aste di sostegno passanti (vedi, PC104 Spec, V.2.6). Inoltre le due piastre di chiusura, avendo spessore limitato e la superficie che si estende sul piano XY (dell'SdR del CubeSat) devono avere una forma che consenta loro di resistere alle accelerazioni verticali, nel caso in cui il CubeSat vi fosse sottoposto. Tali accelerazioni sollecitano la struttura se il LV carica i payload con l'asse Z allineato con il proprio (consueta configurazione quando un satellite è il payload principale).

La piastra inferiore presenta un alleggerimento in due parti con una parte di rinforzo nel mezzo. Quella superiore era originariamente identica, per ragioni di comprovata resistenza ai carichi, infatti si sono effettuati i test strutturali (vedi 2.6) su una configurazione di tale tipologia. Per fare posto all'antenna del payload del nanosatellite però la sua forma è stata modificata lasciando un alleggerimento unico e centrale con la rimozione del rinforzo centrale. Per garantire una resistenza a sforzo analoga si è ispessita la superficie laterale lasciando complessivamente quasi inalterate massa e superficie di base.

Il materiale per entrambe le componenti è la lega di alluminio 7075-T6, come per il resto della struttura. Sulla parte di piastra che si rivolge verso l'esterno (sia sopra che sotto) vi sono i cosiddetti "standoff": letteralmente piedistalli che consentono di sovrapporre i vari CubeSat all'interno del P-Pod. I piedistalli della parte inferiore sono forati per consentire, come da specifica (vedi CDS, rev. 13) il montaggio delle molle di separazione e dei deployment switches, interruttori che spengono il sistema di potenza del satellite durante le fasi del lancio. Inoltre questi standoff devono essere raccordati con raccordi di raggio 1 mm (vedi Fig. 1, tratta dal CDS, REv. 13).

Le piastre sono fissate al resto della lamina mediante due viti M2 per ciascuna faccia, due quindi saranno necessarie anche per il completo fissaggio della lamina X- di chiusura. Inoltre gli alloggiamenti delle aste, di diametro 3 mm, sono filettati, nella piastra inferiore per consentire il fissaggio delle aste stesse. Da ultimo, la piastra inferiore presenta dei fori per fissaggio dell'antenna di uplink e downlink, per semplicità di diametro adatto ad alloggiare una vite M2, da fissare con dado di bloccaggio.

Fig.10a, Piastra di chiusura superiore vista in pianta

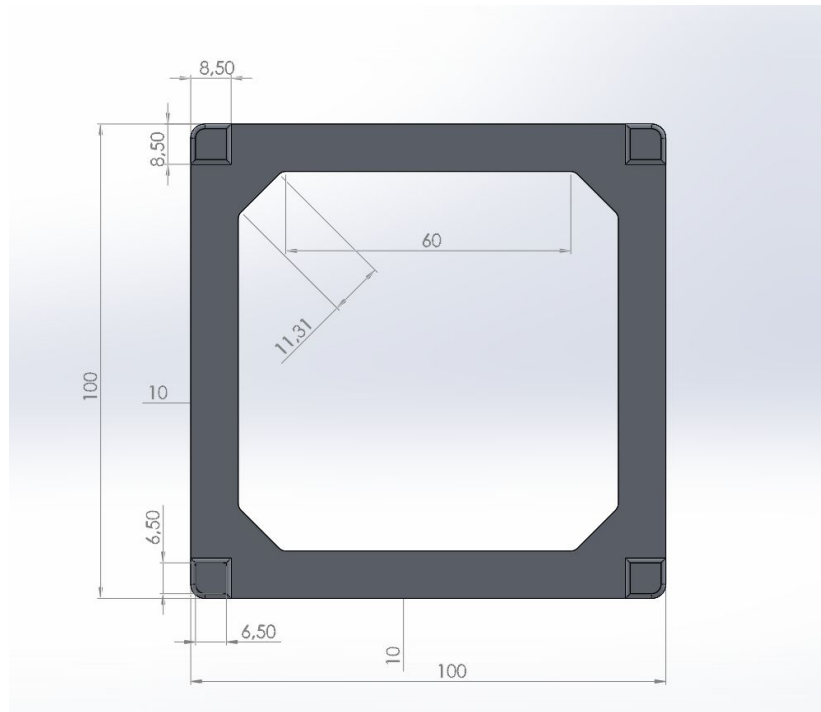


Fig. 10b, Piastra di chiusura superiore vista laterale

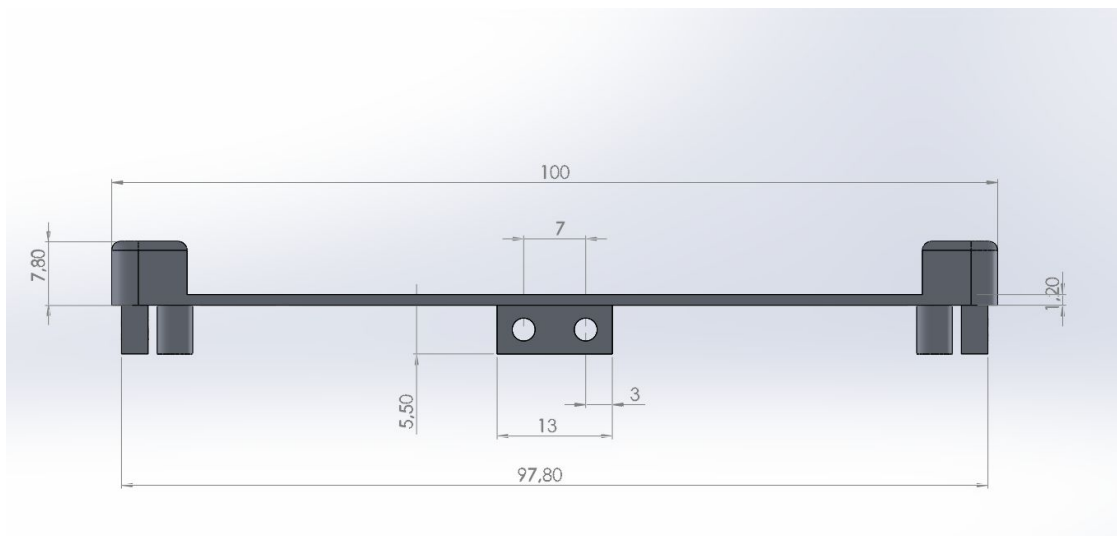


Fig. 11, Piastra di chiusura inferiore

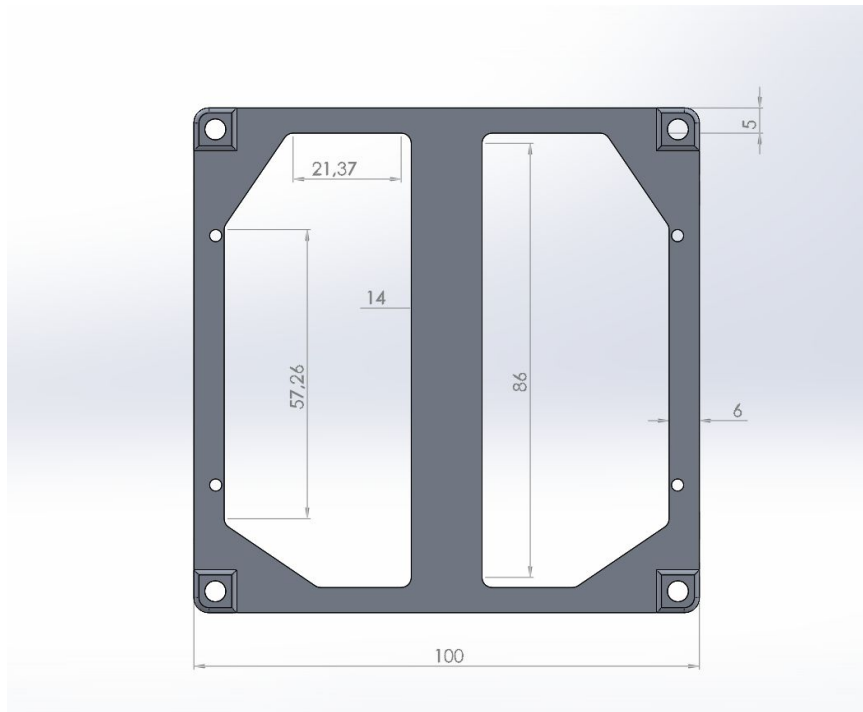
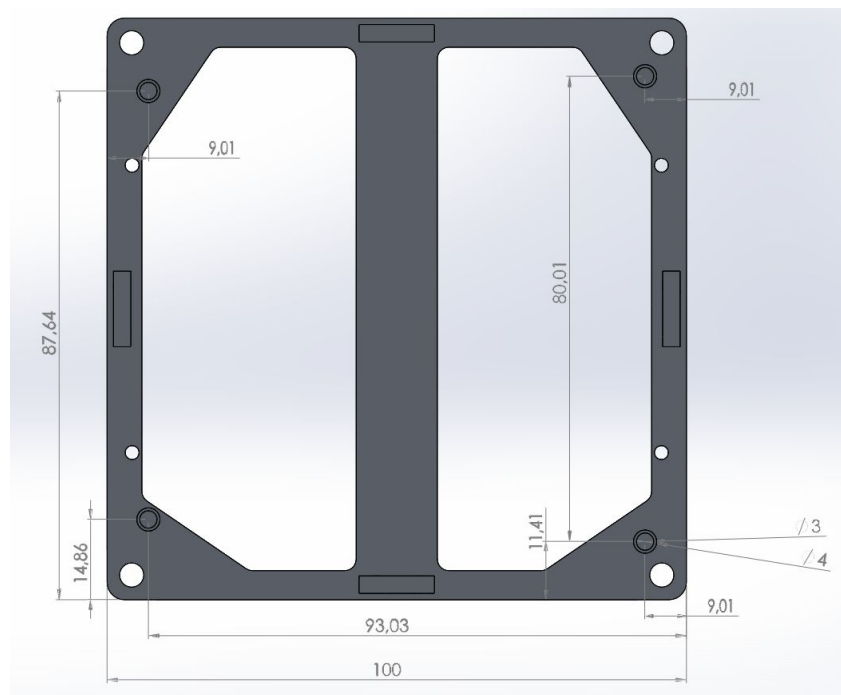


Fig. 12, Dettaglio quotature supporti per aste



## 2.6 Aste e componenti accessori

Per completare la struttura sono state inserite le aste, con estremità filettate per potersi avvitare sulla piastra inferiore. Le aste (figura 13) hanno l'obiettivo di sostenere i sottosistemi all'interno del satellite, essi, separati da degli spaziatori (figura 14), vengono inseriti dall'alto e alloggiati impilati l'uno sull'altro.

Fig. 13, Asta filettata

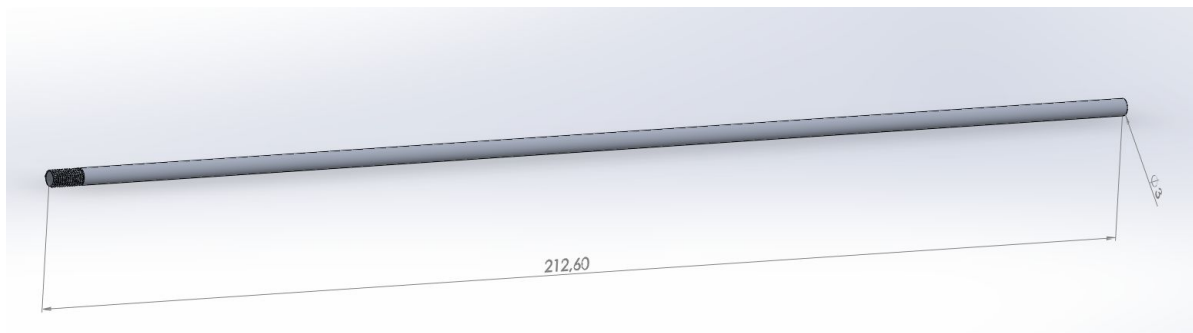
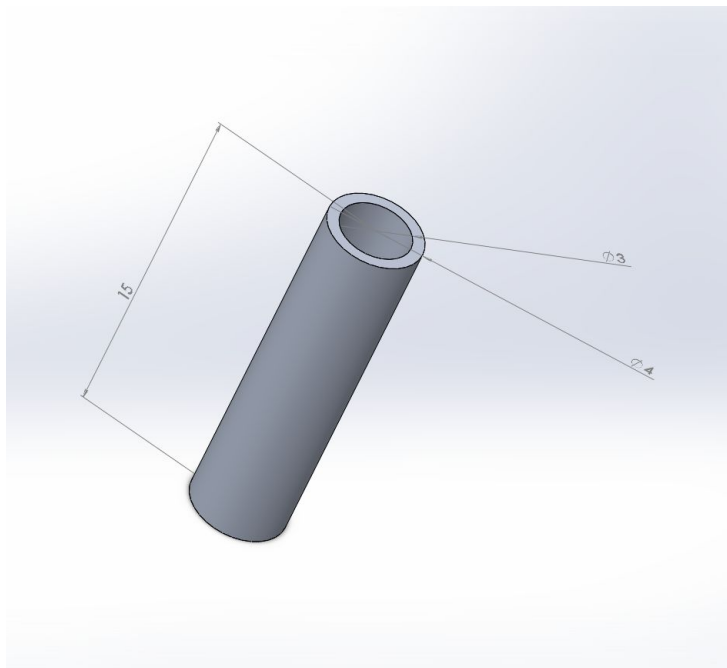


Fig. 14, Spaziatore



## 2.7 Struttura complessiva

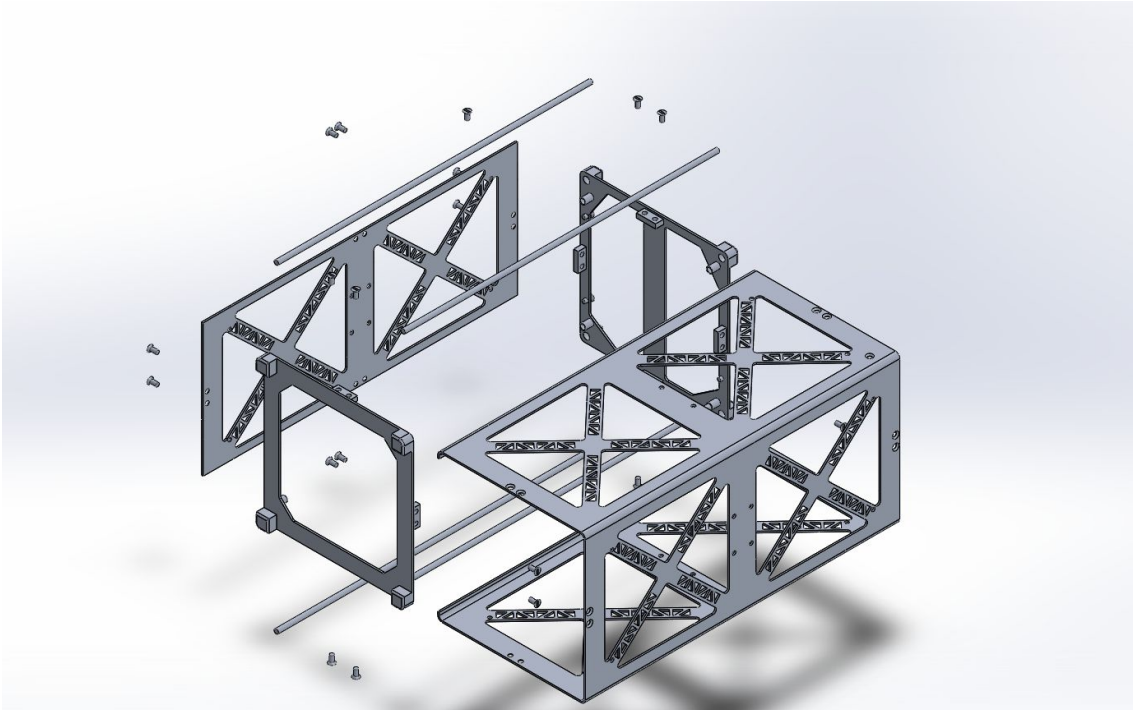
La struttura è costituita, quindi, da una lamina piegata su tre facce alla quale è fissata con viti M2 una lamina laterale che ne completa il quarto lato. Il guscio è poi chiuso con una piastra inferiore e una superiore, ottenute mediante lo stesso disegno di base, nell'ottica di ridurre la complessità costruttiva, ma con gli alloggiamenti delle aste fissati specularmente (i dettagli della disposizione dei suddetti supporti sono riportati in seguito) per rispettare le necessità dei sottosistemi. Le aste sono necessarie per sostenere i componenti interni che presentano tutti le apposite aperture per potersi infilare, sovrapposti, nelle stesse e garantire così rigidità d'insieme. Le piastre di chiusura, così come la lamina laterale, sono fissate al resto mediante viti M2 con le filettature che sono praticate nei componenti, non sono previsti infatti dadi per il fissaggio delle lamine.

Per capire meglio come sono assemblate le varie parti tra loro fare riferimento a figura 15.

Il peso della struttura complessiva è di circa 182g avendo usato alluminio 7075-T6 con uno spessore di 1,1 mm per le lamine laterali e di 1,2 mm per le coperture. Il valore di peso rientra nel limite delle specifiche sopra menzionato.

Un elemento chiave dal punto di vista delle caratteristiche strutturali è il materiale: in questo caso deve essere leggero ma resistente ma anche economico e facilmente modellabile. La lega di alluminio proposta è stata scelta tra quelle elencate su falsariga del lavoro fatto da uno studente che aveva portato avanti un altro progetto di struttura (vedi la tesi di Bath Avtar Singh in bibliografia), con essa è infatti possibile rientrare, oltre agli altri, nei requisiti di rugosità superficiale di meno di 1,6 micrometri (CDS, Rev13, Mechanical Requirements 3.2.6) mantenendo bassi i costi da sostenere per la lavorazione.

Fig. 15, vista isometrica assieme struttura



## 2.8 Analisi FEM della struttura

### 2.8.1 Generalità sul processo di analisi

Una volta finito il disegno al CAD della struttura è stato necessario procedere ad una analisi agli elementi finiti che valutasse diverse tipologie di carichi su di essa, al fine di stabilire fattibilità operativa dell'utilizzo di tale struttura come guscio esterno di un CubeSat. Un'analisi agli elementi finiti è l'implementazione di un metodo matematico per risolvere un complesso sistema di equazioni differenziali alle derivate parziali che consente di ottenere risultati, in termini di stress e deformazioni a cui vanno incontro, per le strutture. Gli input sono i carichi, statici o variabili nel tempo, e poiché il sistema di equazioni è di validità generale nel continuo non è risolvibile. Si suddivide quindi la struttura, come dice il nome stesso, in unità finite di piccole dimensioni e geometria nota sulle quali si effettua un'integrazione di tipo numerico. Al giorno d'oggi l'avvento dei calcolatori rende possibile effettuare questo tipo di

analisi rimpicciolendo le unità e aumentandone il numero. La potenza computazionale richiesta è elevata, ma i moderni computer portatili rendono fruibile questo tipo di metodologia consentendo di ottenere risultati molto accurati. La dimensione e la densità di queste unità elementari, nelle quali viene suddivisa la struttura in analisi, influiscono sulla precisione del risultato. Tante più se ne posizionano tanto più sarà preciso ma lungo il calcolo. Si procede solitamente ad un infittimento mirato che prevede di aumentare il numero di unità elementari per unità di superficie della struttura, laddove si abbiano i punti più carichi o dove siano localizzate componenti dalla geometria particolari. Sia per ragioni di inaccuratezza del metodo, dovuta al mal condizionamento del problema connesso all'implementazione al computer della risoluzione, che per ragioni di incertezza sui calcoli i risultati prodotti sono approssimazioni dei valori reali. Per far fronte a ciò si utilizzano dei "fattori di sicurezza", ossia coefficienti moltiplicativi che consentono di ottenere risultati conservativi, sui quali un margine di errore è accettabile.

Durante la vita operativa di un satellite i carichi sono concentrati sostanzialmente al momento del lancio e alla fine della vita operativa, durante il rientro. In queste fasi la struttura è sottoposta diverse tipologie di sollecitazioni dovute ad esempio alla separazione degli stadi dell'LV oppure all'immissione in orbita da parte del P-Pod.

L'obiettivo dell'analisi qui presentata, essendo questo un lavoro di modellizzazione 3D del componente, è quello di sottoporre la struttura solo ad alcune di queste tipologie di carichi per assicurarsi che possa poi essere effettivamente utilizzata. Una volta superata questa fase preliminare si dovranno poi effettuare opportuni test di resistenza strutturale sul componente reale e non più soltanto a livello software.

Le analisi sono state condotte su una versione semplificata del componente, infatti le funzioni più complesse del software di disegno al calcolatore, come ad esempio raccordi o fori svasati, rendono difficile per il software generare una mesh: ossia suddividere il componente in elementi finiti come se, per l'appunto, vi si intesse una rete (o mesh) attorno. Inoltre è opportuno specificare che per quanto riguarda i requisiti strutturali di resistenza ai carichi, essi dovrebbero essere valutati ad hoc per



il tipo di missione anche mediante una “coupled load analysis”<sup>2</sup> con il Launch Vehicle. Però non essendo noto il lanciatore, dato che il progetto è in fase preliminare, si è scelto di utilizzare gli involucri dei carichi a cui i payload sono sottoposti durante il lancio sui principali lanciatori attuali (carichi diversi corrispondono ad LV diversi) e di verificare la struttura per quelli più gravosi. Questi dati sono stati raccolti dal collega Bath (vedi: Tesi Bath Avtar Singh) ricercando specificamente i singoli carichi, per tipologia, sugli user manual dei lanciatori sopra menzionati. L’analisi dei dati raccolti non sarà riportata integralmente, si evidenzieranno solo i valori usati per l’analisi condotta.

### 2.8.2 Analisi dei carichi quasi statici

Durante il lancio il payload è sottoposto a carichi, in termini di accelerazioni [g], che hanno una frequenza tale nel tempo da essere considerati quasi-statici. Questi carichi sono ad esempio dovuti all'accelerazione dei propulsori che si ripercuote sulla struttura del satellite o a particolari fasi della separazione degli stadi. Risulta importante specificare che solitamente il CubeSat non è il principale carico pagante di un lanciatore, per questa ragione gli alloggiamenti degli orbital deployer (P-Pod) non sono necessariamente montati con asse Z (del proprio sistema di riferimento locale) allineato con quello del razzo. La struttura, quindi, è stata sottoposta ad un processo di analisi che ne valuti la resistenza ai carichi più gravosi sopra menzionati sia lungo l’asse verticale sia lungo uno dei due orizzontali (data la simmetria). I carichi usati sono delle accelerazioni di componenti 12g e 4,5g rispettivamente lungo l’asse verticale e orizzontale (già moltiplicati per il fattore di sicurezza, vedi di seguito). Sono state eseguite due analisi, nella seconda i carichi sono stati modificati. A fronte dello stress equivalente rilevato dal software di analisi nelle differenti condizioni di carico si è poi calcolato l’indice di failure (sia a snervamento che a rottura) utilizzando la condizione più stressante per il materiale. Da ultimo si è ricavato il valore del margine di sicurezza. Tale valore deve essere maggiore di 1 per

---

<sup>2</sup> Analisi dei carichi basata sui carichi a cui è sottoposto il satellite quando effettivamente accoppiato con un dato lanciatore.

considerare la struttura accettabile. In quest'analisi tuttavia si cercavano valori più elevati. Infatti è stata eseguita in assenza dei componenti interni del CubeSat i quali, principali contributi massivi, producono inerzie consistenti che devono essere bilanciate da una struttura molto resistente. Nello scegliere i carichi si è tenuto conto di un fattore di sicurezza di 1.5 (volutamente leggermente più elevato dei canonici valori tra 1.2 e 1.4) moltiplicando il massimo valore del carico per esso.

Di seguito, in tabella e figura, sono riportati i risultati delle analisi. Il software usato per le analisi dei carichi quasi statici è Solidworks Simulation.

La formula usata per ricavare i margini di sicurezza è la (1), l'indice di failure si può calcolare come indicato nella (2).

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

$$Indice\ di\ Failure = \frac{Stress\ Equivalente}{Carico\ di\ Rottura} \quad (2)$$

Fig. 16a, Deformazione Tot, analisi statica Z(12 g), Y(4,5 g)

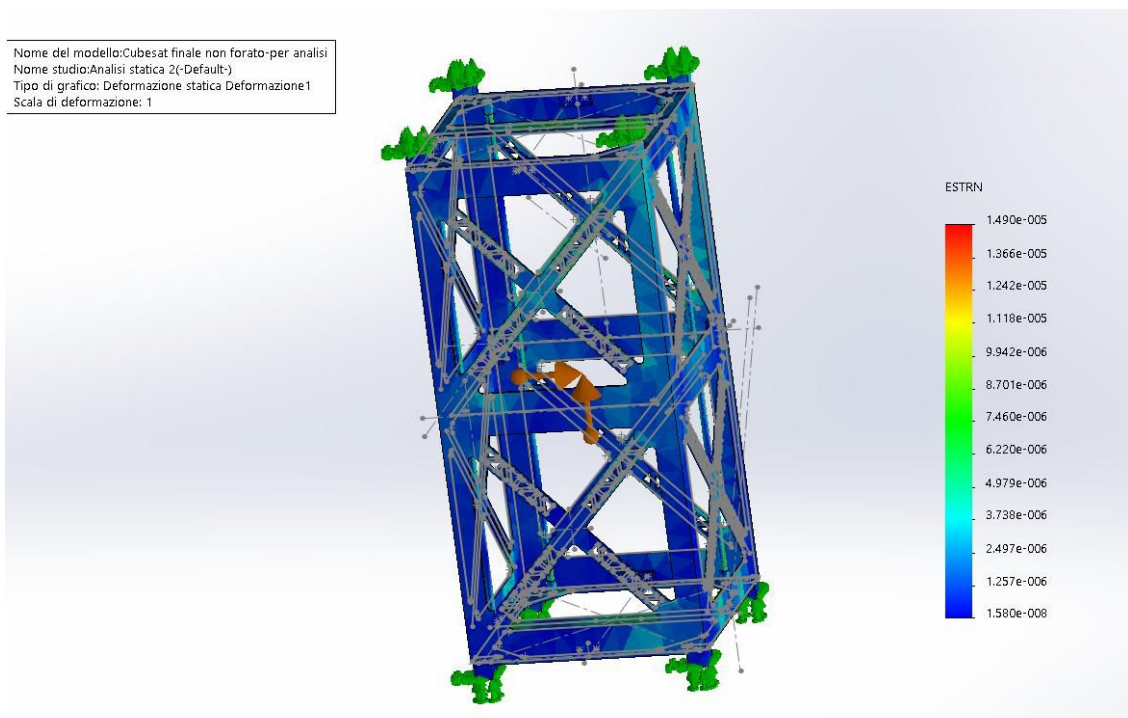


Fig.16b, Stress equivalente: rappresentazione in scala, analisi statica Z(12 g),  
Y(4,5g)

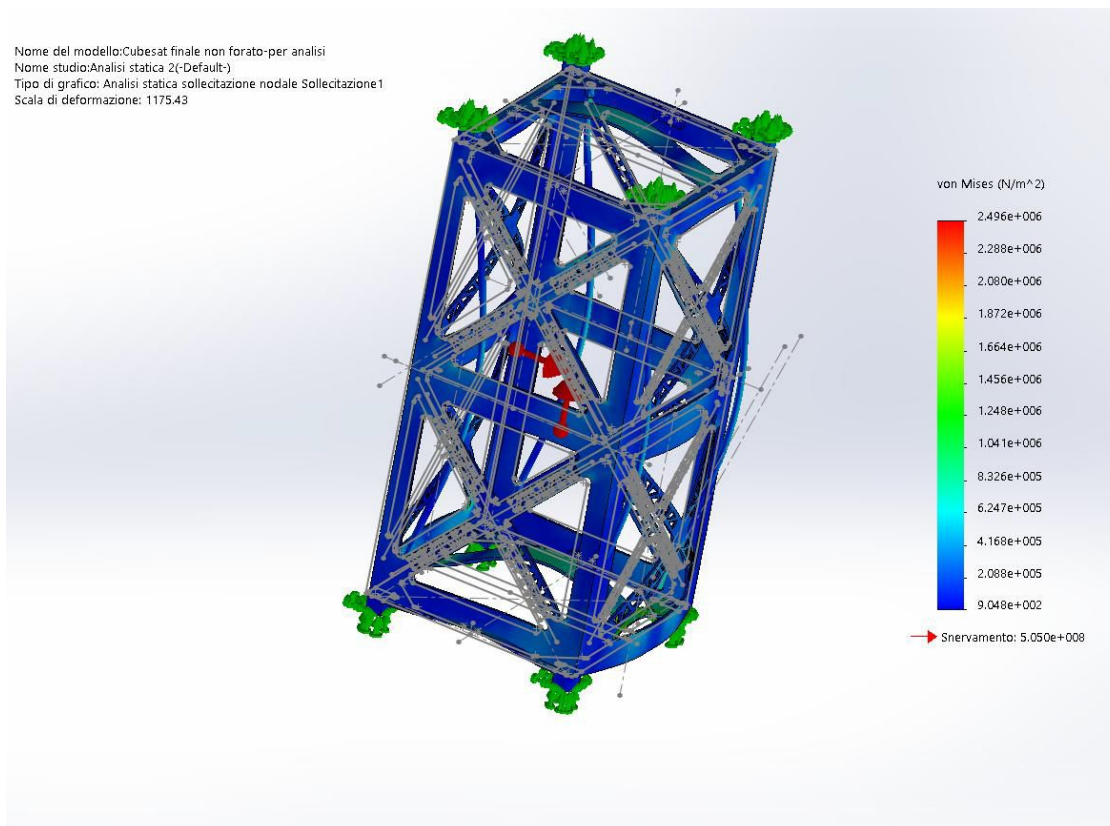


Fig. 17a, Deformazione Tot, analisi statica Z(4,5g), Y(12g)

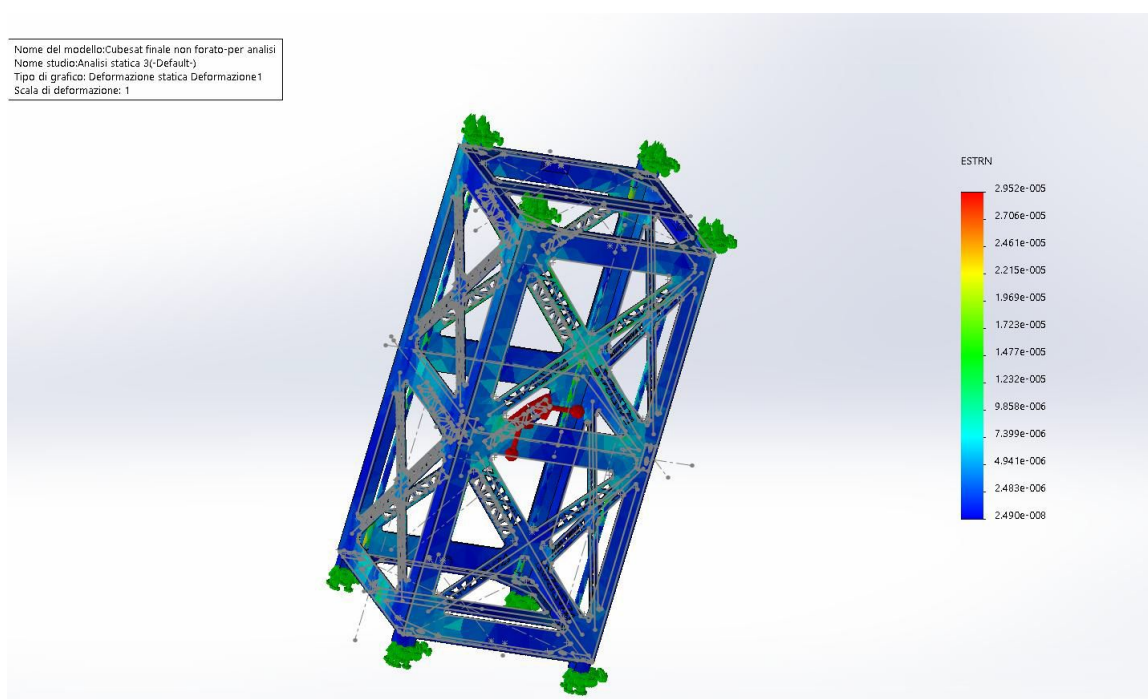
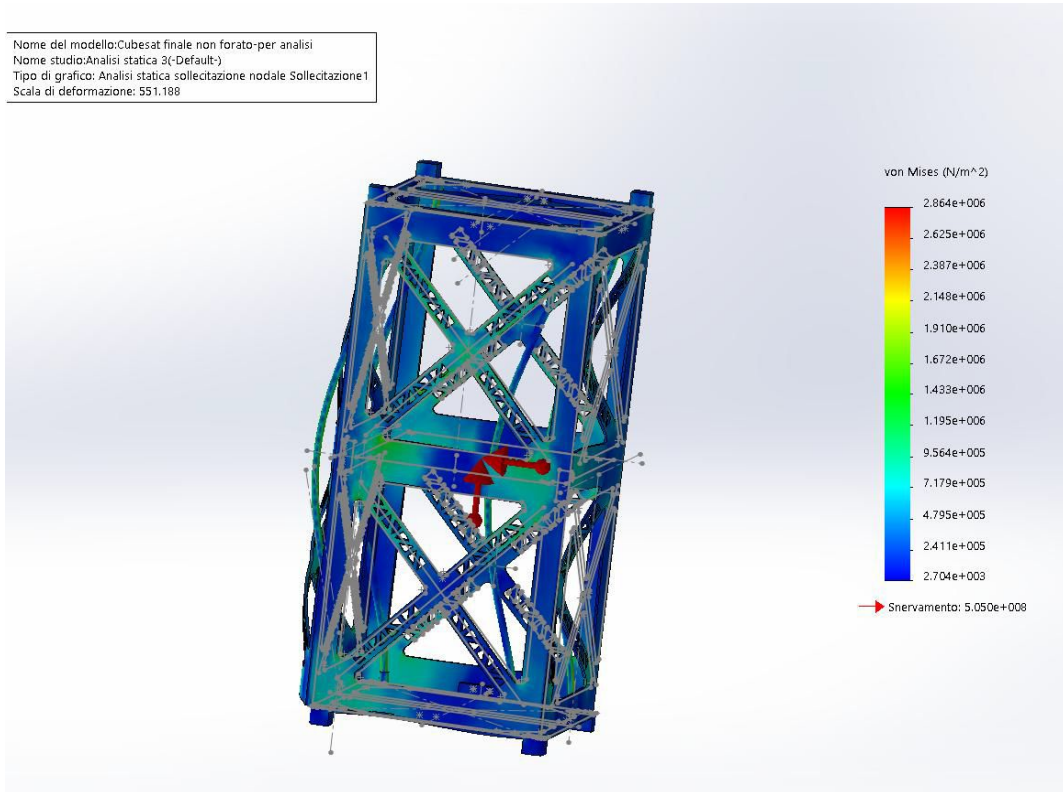


Fig.17b, Stress equivalente: rappresentazione in scala, analisi statica Z(4,5g), Y(12g)



Tab.1, Dati raccolti con l'analisi quasi statica

Materiale	Limite di Snervamento	Carico di Rottura	Deformazione totale [Z(12g), Y(4,5g)]	Deformazione totale [Z(4,5g), Y(12g)]	Stress equivalente [Z(12g), Y(4,5g)]
Alluminio 7075-T6	505 MPa	550 Mpa	0,0000149	0,00002952	2496000
Stress equivalente [Z(4,5g), Y(12g)]	Indice di failure Snervamento	Indice di failure Rottura	Margine di sicurezza Snervamento	Margine di sicurezza Rottura	
0,00002952	0,00567128	0,00520727	175,326815	191,0391061	

I risultati ottenuti, da leggere in termini di margini di sicurezza (MoS), sono buoni. Infatti, occorre che siano positivi per ottenere un esito affermativo circa la fattibilità operativa della struttura. Qui si leggono valori alti e ciò è dovuto al fatto che nel processo di analisi si è trascurata la presenza di masse ulteriori (i sottosistemi) all'interno del satellite quando sottoposto ai carichi. Essi hanno un'inerzia che diminuirebbe certamente i valori dei MoS in gioco.

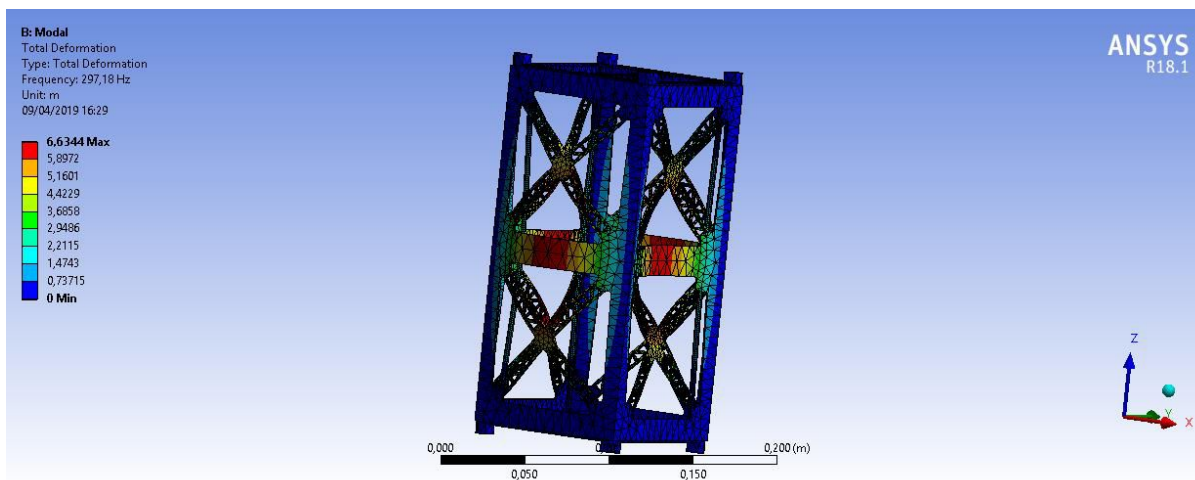
### 2.8.3 Analisi Modale

L'analisi modale consiste nello studio della risposta dinamica di una struttura quando sottoposta a vibrazione, in particolare l'obiettivo è quello di cercare i modi propri del corpo e verificarne le caratteristiche. I modi propri, o frequenze di risonanza, sono quelle frequenze alle quali l'oscillazione prodotta da un carico esterno viene naturalmente amplificata dalla struttura. Quelle frequenze cioè per cui avviene il cosiddetto fenomeno di risonanza. Ancora una volta, data la complessità della struttura l'analisi è stata attuata mediante un software, Ansys, che procedesse ad una valutazione agli elementi finiti dei modi del corpo. Per soddisfare gli standard ESA sulle strutture dei nanosatelliti CubeSat la più bassa frequenza di risonanza deve essere maggiore di 100 Hz. A seguito dell'azione di una forza con una frequenza analoga ad una di risonanza, seppure di piccola intensità, la sua amplificazione porterà gli stress sul materiale ben oltre i limiti di rottura, causando la perdita del carico pagante. Durante il lancio, soprattutto nelle fasi iniziali dove l'atmosfera è più densa o durante la separazione degli stadi le frequenze di vibrazione dei carichi possono diventare anche elevate, questa è la ragione di una specifica di tale genere. Di seguito, in tabella, vediamo riportati i modi di risonanza della struttura proposta.

Tab. 2, Modi di risonanza

MODO	FREQUENZA [Hz]
1	297,18
2	305,06
3	307,87
4	309,35
5	309,56
6	310,21

Fig. 18, Primo modo di risonanza



## 2.8.4 Analisi Random

Durante le fasi della vita operativa del satellite in cui è sottoposto a sollecitazioni consistenti, come durante i transitori tra le procedure del lancio, esso è soggetto a carichi ad alta frequenza, da 200 Hz a 2000 Hz che si manifestano per lo più in maniera randomica data la loro natura oscillatoria ad alta frequenza caratteristica. Sottoporre la struttura ad un carico ad alta frequenza misurato sotto forma di segnale randomico sarebbe computazionalmente e temporalmente troppo

dispendioso per essere attuabile. Si definisce quindi la Power Spectral Density o PSD: una funzione che consente di valutare la quantità di energia contenuta nelle vibrazioni random, suddivise per range di frequenza. L'input dell'analisi FEM sarà quindi un set discreto e limitato di valori di PSD a diverse frequenze. Con esso si valutano gli stress agenti sulla struttura in condizioni più simili possibile a quelle reali di carico dotato di frequenza. I valori di PSD generati durante le fasi critiche del lancio sono riportati sui manuali del lanciatore, ancora una volta occorre specificare che essendo un progetto questo in fase preliminare non si è scelto un provider di LV con cui poter procedere ad una load analysis definitiva. Si sfruttano per tanto i dati raccolti dal collega Bath (vedi: Tesi Bath Avtar Singh) nel suo elaborato di tesi. A fronte di un involuppo dei carichi, gli stessi risultano meno gravosi di quanto non lo siano quelli forniti da ESA come standard. Si sono, pertanto, usati questi ultimi dati (tabella 3) come input per il software di analisi FEM. Tale software è, ancora una volta, Ansys, scelto perché consente di inserire la PSD alle varie frequenze in maniera diretta e user friendly e consente una scelta della logica di probabilità direttamente sulle impostazioni dei risultati. Infine, dopo aver raccolto i dati, e ne è fatta una analisi e si sono calcolati anche per questa tipologia di carico i margini di sicurezza.

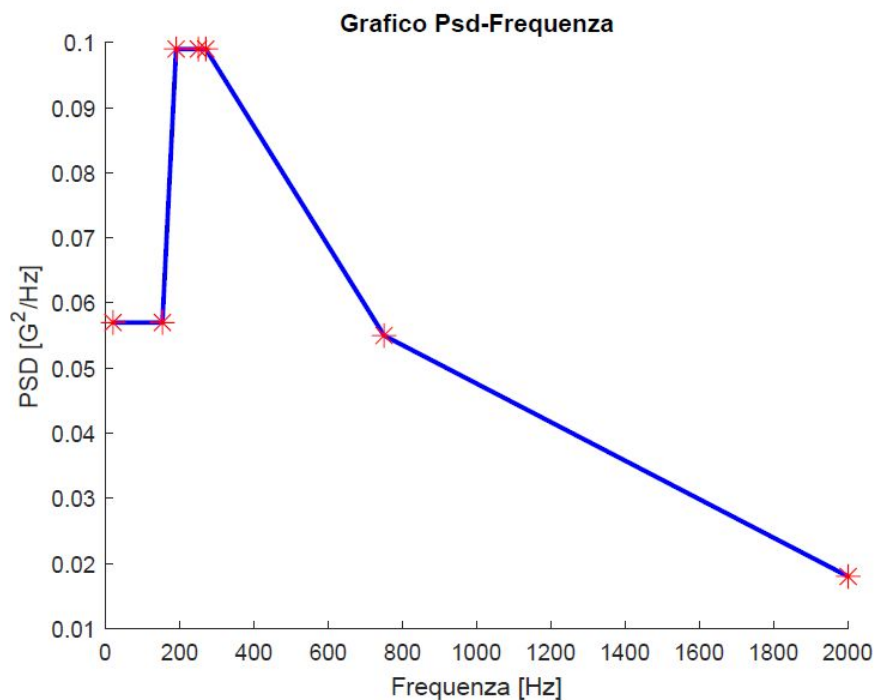
Tab. 3, Dati di input per analisi random

Frequenza [Hz]	PSD [ $G^2/Hz$ ]
20	0,057
153	0,057
190	0,099
250	0,099
270	0,099
750	0,055
2000	0,018

Tab. 4, Analisi dei dati Random Vibration

Limite di Snervamento	505 MPa
Carico di Rottura	550 MPa
Indice di Failure di Rottura	0,21671
Indice di Failure di Snervamento	0,23610
Stress Equivalente	1,1919e7 Pa
MoS snervamento	41,37
MoS rottura	45,14

Fig. 19



Sopra si trovano riportati inoltre: la tabella con l'analisi dei dati e il grafico della PSD in funzione della frequenza. Da ultime sono mostrate le immagini dell'analisi del



componente. Si noti come per ottenere i risultati si sia scelta la logica 3sigma. Questo significa che il programma valuta il 99,73% dei casi tenendo conto dei valori fino a tre deviazioni standard dal valore medio. Essendo la sollecitazione casuale, infatti, i risultati sono riprodotti mediante una curva Gaussiana la cui mediana è la sollecitazione più probabile a fronte del carico inserito. A seconda della complessità computazionale che si è disposti a sostenere e della precisione che si vuole ottenere si possono valutare diverse probabilità di carichi. Sono riportate soltanto le analisi lungo l'asse Z. Come per le analisi quasi statiche, infatti, sono state fatte due analisi, una con il carico diretto lungo l'asse verticale del componente (Z) e una con il carico sul piano orizzontale, in questo caso lungo l'asse Y. Sul piano orizzontale, data la simmetria della struttura, è possibile analizzare un solo asse (lungo una sola direzione) arbitrariamente scelto. Per l'analisi dei dati si è considerato lo stress equivalente del caso peggiore.

Fig. 20.a, Deformazione, analisi random asse Z

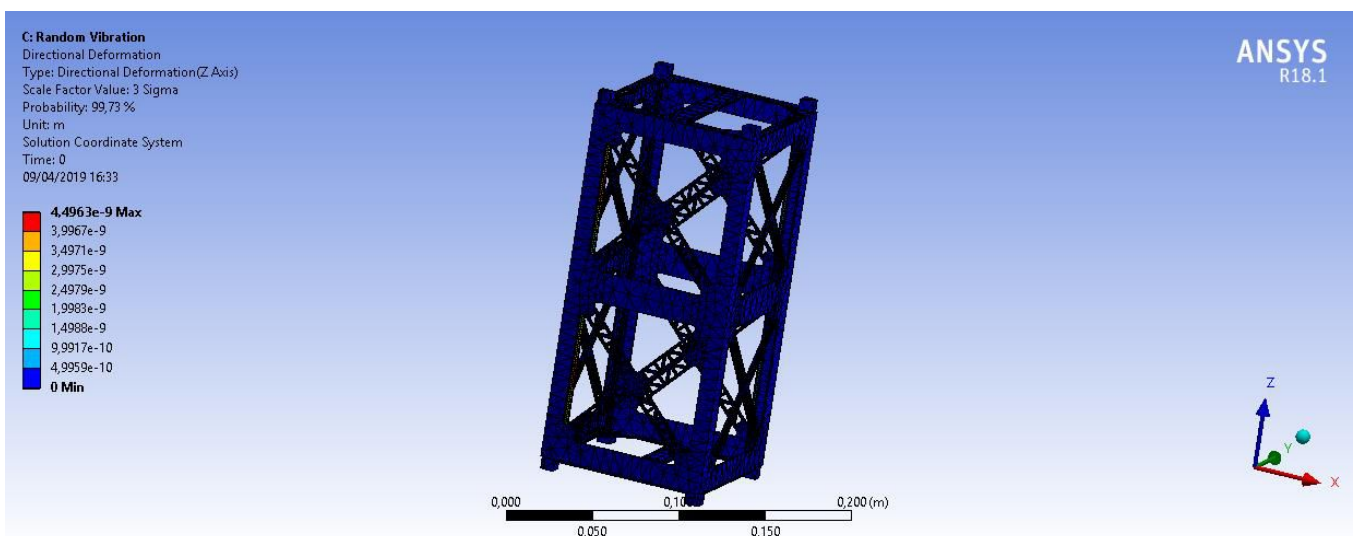
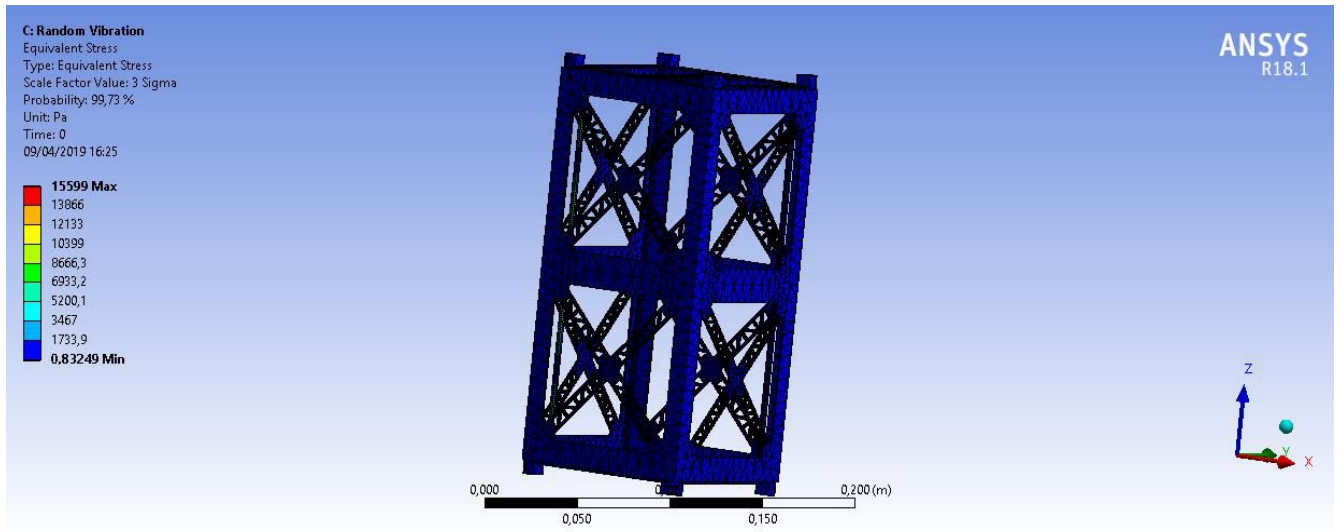


Fig. 20.b, Stress equivalente, analisi random asse Z



## 3. Sottosistemi del satellite

### 3.1 Generalità

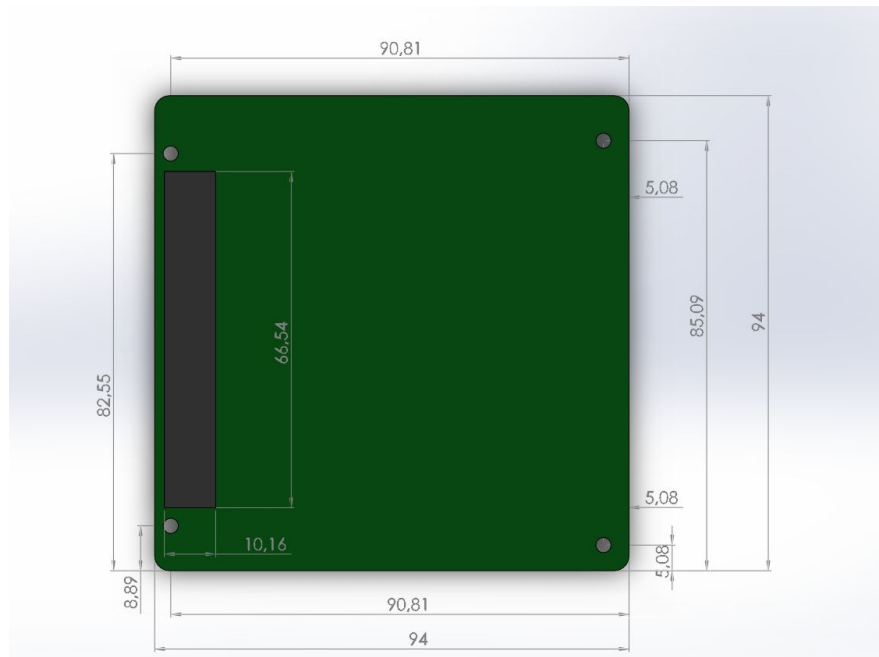
Per essere totalmente operativo un satellite necessita di alcuni componenti fondamentali che lo rendono un'entità funzionante e capace di comunicare (scambiando dati) con la stazione di terra. Inoltre per perseguire lo scopo della missione occorre sempre tenere conto, a progetto, dello spazio (e della disponibilità di peso) necessario ad ospitare un payload. Il payload, o carico pagante, come già accennato è l'apparato che concretizza l'obiettivo che il satellite persegue, la ragione per cui è lanciato. Esso affianca gli altri sottosistemi che di fatto sono al suo servizio nel mantenere nominali le sue condizioni di funzionamento. In questo specifico caso il payload è un ricevitore GPS che, affiancato da un algoritmo di navigazione opportunamente progettato, ha il compito di testare la fattibilità e la precisione (errori sulla posizione, dispendio di energia, etc..) di un sistema di navigazione di tale tipo miniaturizzato per alloggiare in un CubeSat. Nonostante la specifica CubeSat consenta una architettura semplificata per quanto riguarda la componentistica necessaria al corretto svolgimento della missione ci sono una serie di componenti che non possono comunque mancare:

- EPS: electrical power supply;
- ADCS: attitude determination and control system;
- Telecomunicazioni;
- OBDH e On Board Computer;
- Payload;

Dietro alla progettazione e all'integrazione di questi componenti l'uno con l'altro c'è un approfondito studio basato sulle caratteristiche dell'orbita, dell'hardware a disposizione e delle necessità di missione. Lo scopo del presente elaborato è quello di delineare ingombri e funzionamento generale di questo complesso schema di componenti. Di seguito verranno analizzati uno ad uno e ne verranno enunciate le principali specifiche e generalità motivandone la scelta.

Tutti i componenti presentati di seguito hanno come base una scheda di circuito stampato progettata secondo lo standard PC-104 che definisce principalmente la posizione dei fori passanti attraverso i quali si inserisce il componente nelle aste della struttura.

Fig. 21, Base per schede componenti



### 3.2 Electrical Power Supply

Questo sottosistema ha il compito di fornire energia al satellite, la tipologia di energia prediletta per questo tipo di missioni CubeSat è quella elettrica, anche e soprattutto viste le limitate dimensioni del satellite. La capacità della batteria deve essere sufficiente a fornire al satellite, quindi a tutti i suoi sottosistemi, energia sufficiente a svolgere le minime funzioni necessarie durante i periodi di eclissi (fase dell'orbita in cui il satellite non riceve l'irraggiamento solare) e ad assorbire eventuali picchi anche durante le fasi di maggior attività. A quest'ultimo compito provvedono anche i pannelli solari che mediante la tecnologia fotovoltaica convertono la luce solare in energia elettrica. Le funzioni che solitamente rimangono attive anche durante i periodi di eclissi sono ad esempio la raccolta dati del payload, determinazione e

controllo d'assetto ed eventualmente comunicazione di uplink e downlink con la stazione di terra.

Complessivamente il sistema di potenza elettrica si compone di vari componenti:

- ❑ Deployment Switches;
- ❑ Modulo batteria, che di solito include anche componenti di regolazione di potenza;
- ❑ Pannelli solari.

### 3.2.1 Deployment Switches

Uno dei requisiti fondamentali per la specifica CubeSat è quello di disconnettere il sistema di potenza una volta inserito il satellite nell'orbital deployer pronto per il lancio. Si deve infatti attivare solo una volta rilasciato in orbita. Disconnettere il sistema di potenza significa spegnere ogni sistema alimentato da energia elettrica, compresi RTC (real time clock) e sistema di ricezione. La disconnessione avviene attraverso appositi interruttori che quando attivati aprono il circuito principale del CubeSat impedendo alla corrente di raggiungere gli altri sottosistemi. Ci sono diverse filosofie per quanto riguarda il progetto di questi componenti, possono essere integrati lateralmente nei rails oppure posti al di sotto della struttura, integrandoli negli standoff. per questo progetto si è scelto di montarli, appunto, nella parte inferiore del CubeSat. Quando quest'ultimo viene inserito nel P-Pod il suo peso o la forza applicata dalla porta del P-Pod in direzione negativa lungo l'asse Z del satellite) gli consente di applicare una pressione sufficiente da mantenere premuto l'interruttore. Ciò provoca la deflessione di un'asticella che disconnette meccanicamente il circuito agendo da interruttore. Nel design si è seguito lo standard proposto da Pumpkin Space (nota azienda produttrice di componenti per CubeSat), sia perchè nel caso si scelga di acquistarli, in fase di costruzione, sarebbero facilmente reperibili, sia perchè sono facilmente replicabili nel caso si scelga di costruirli nel proprio laboratorio.

Fig. 22, Deployment switch corpo e asticella

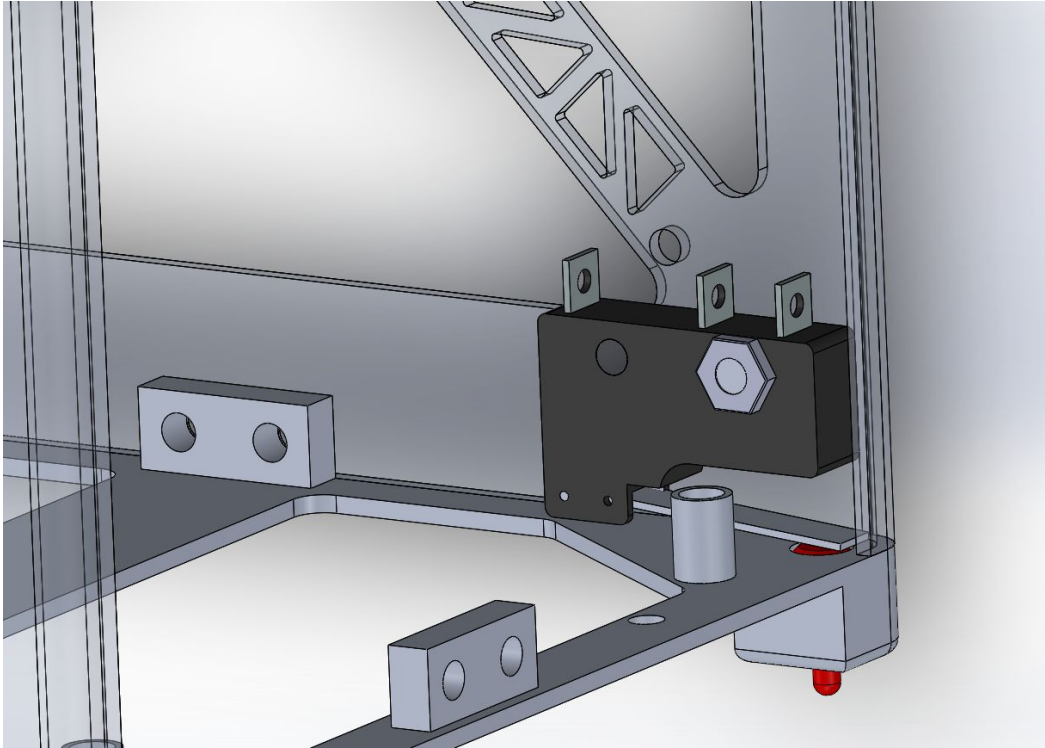
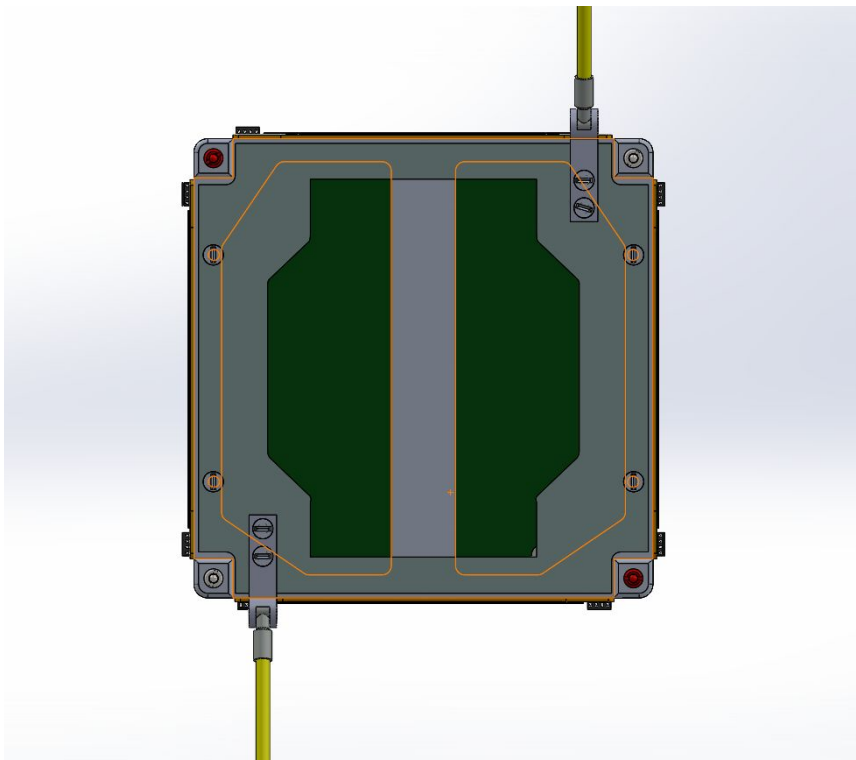


Fig. 23, Disposizione interruttori sulla piastra inferiore



La disposizione degli interruttori proposta in figura 23 è concorde con il CDS (vedi CDS, Rev 13, Figure 7, option A) .

Come si può notare dalla figura 22 il corpo degli interruttori è fissato alla lamina (piegata) mediante un supporto cilindrico integrato nella lamina stessa che blocca quattro gradi di libertà e mediante una vite con dado che blocca i restanti due. La parte di interruttore che viene effettivamente compressa è stata rappresentata in rosso per evidenziare la differenza con le molle di separazione.

### 3.2.2 Modulo batterie

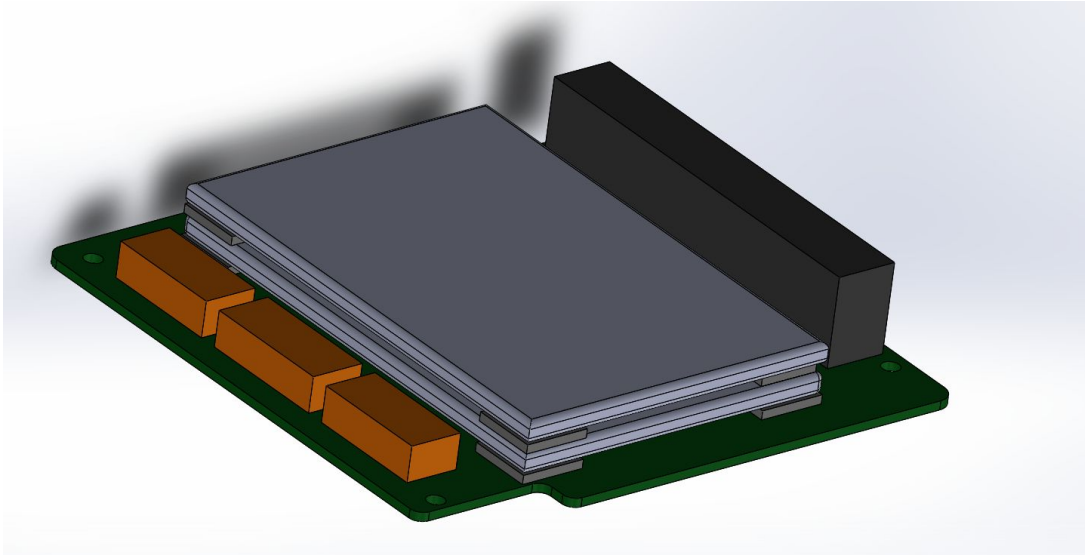
Il modulo qui descritto, basato su circuito stampato che segue la normativa PC-104, consiste di una batteria a due celle da 1500 mAh che generano un voltaggio di 3.7 volt ciascuna.

Come già intuibile si è scelto di montare una batteria ricaricabile, infatti la possibilità di avere una batteria con una singola carica si è esclusa immediatamente visti i tempi di vita che ci si aspetta per questo satellite, di almeno due anni. Nonostante l'andamento dei cicli di ricarica con la profondità di scarica giochi a sfavore delle batterie al litio, la scelta di questo materiale è obbligata dalla necessità di leggerezza. La massa complessiva di questo componente è infatti solamente di 155 g.

Per scegliere la capacità della batteria è necessario eseguire un power budget completo che trascende gli scopi del presente elaborato, si è scelto perciò di seguire un design che modulare che consentisse di aggiungere in una seconda fase una o più celle per avere una capacità ed una potenza sfruttabile maggiori. Per far ciò si è seguito, ancora una volta il modello proposto da Pumpkin Space (vedi Linear Eps datasheet).

Le restanti installazioni sulla scheda del modulo batterie servono alla gestione del controllo dei flussi di corrente in carica e scarica, che servono nonostante le batterie al litio non siano soggette ad effetto memoria, e ad ospitare l'algoritmo di gestione della batteria che lavora insieme al vero e proprio programma che gira sul modulo della scheda madre.

Fig. 24, Modulo batterie



### 3.3.3 Pannelli solari

I pannelli solari sono la principale fonte di approvvigionamento di energia del satellite, il loro irraggiamento consente di produrre corrente elettrica sfruttando l'energia rilasciata dai fotoni della luce solare. Più specificamente l'architettura è suddivisa in strati, detti giunzioni, costituiti da materiali semiconduttori, drogati aggiungendo e sottraendo elettroni, circondati da materiali conduttori che fungono anche da poli del generatore. In situazione di non illuminazione si raggiunge un equilibrio dello scambio di cariche tra la parte positiva e negativa, si ha la formazione delle cosiddette coppie "electron-hole" (elettrone-protone). Quando il pannello viene illuminato dal raggio solare, il fotone fornisce l'energia necessaria a rompere la coppia di cariche che si era creata durante la fase di equilibrio. L'accumulo di cariche positive da un lato, e negative dall'altro che ne consegue, genera una differenza di potenziale che induce lo scorrere di corrente. I principali parametri che caratterizzano un pannello solare sono il numero di giunzioni ed il rendimento. In questo caso si sono scelti pannelli in silicio, poiché più facilmente reperibili ma con alto rendimento (28,3%). Esso è dovuto anche al fatto che utilizzano una tecnologia a tre giunzioni, ossia tre coppie di strati sovrapposti di materiale semiconduttore che



consentono lo sfruttamento di una maggior porzione del fascio di raggi solari. La scelta di una efficienza così elevata è dovuta al fatto che i pannelli sono fissi, “body mounted” in gergo, per ciò corrono il rischio di non essere sempre in condizioni di illuminazione ottimale durante l’orbita e necessitano di alta efficienza per garantire la quantità di energia necessaria. Si sono scelti, per semplicità di rappresentazione, i pannelli di Pumpkin Space che ne rende disponibili i CAD ai fini della progettazione. Il fissaggio alla struttura del satellite è fatto mediante viti di diametro 2,4 mm che sono poi bloccate con dadi appositi. L’architettura proposta prevede 7 pannelli solari formalmente pensati per satelliti CubeSat 1U, ciò per avere una maggior modularità e per necessità di lasciare una faccia parzialmente scoperta per lasciare spazio ai sensori di controllo d’assetto. Questa scelta rende necessari più connettori ed un cablaggio interno più consistente ma vista la quantità di spazio non impegnato all’interno della configurazione 2U, e la necessità di creare accoppiamenti opportuni con la struttura proposta si è valutato che i vantaggi superano gli svantaggi.

Fig. 25, Pannello solare con dettaglio sulle viti di fissaggio usate

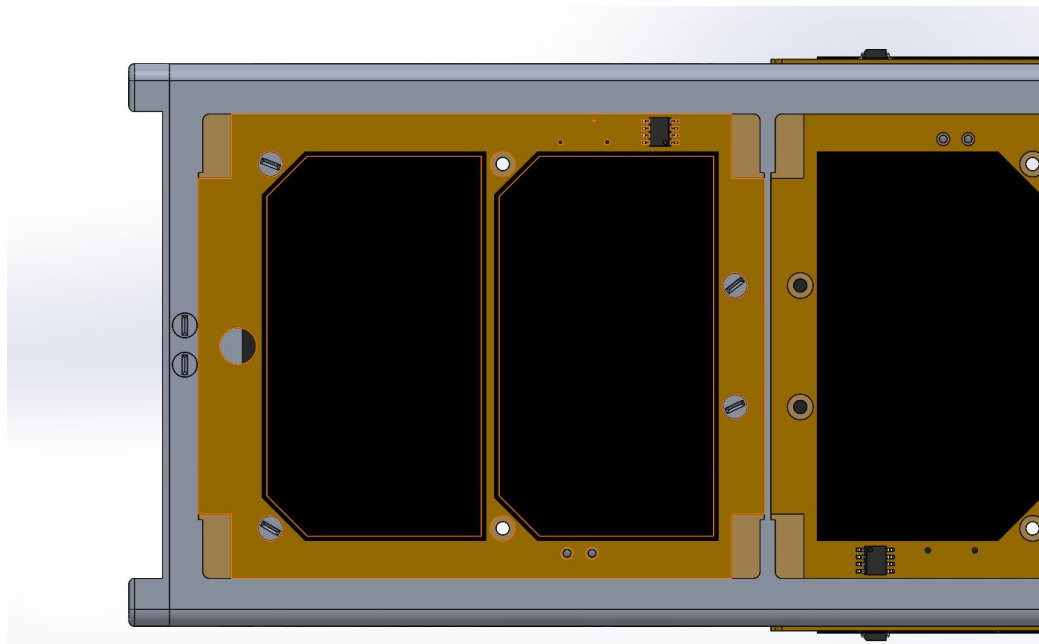
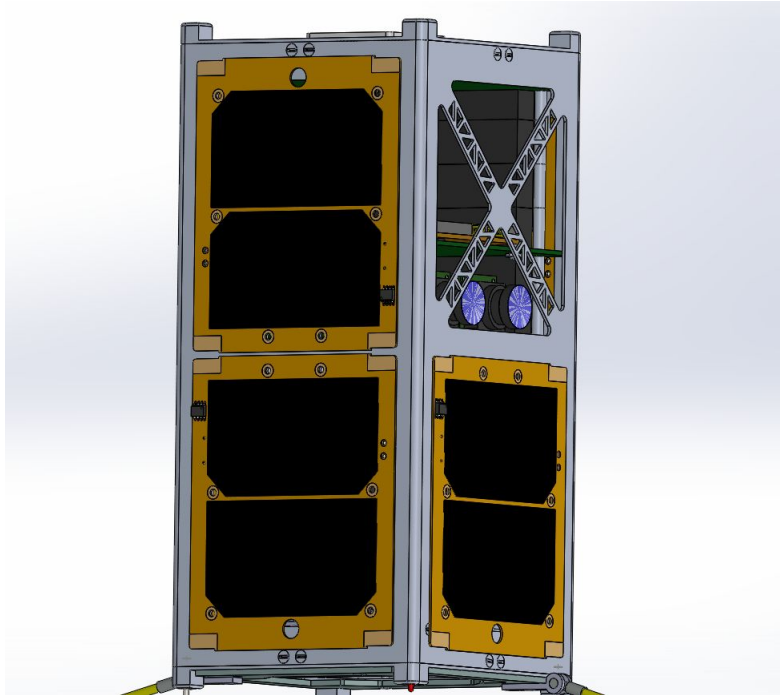


Fig. 26, Layout pannelli solari sulla struttura



In figura 26 è mostrata la disposizione dei pannelli solari, si sottolinea l'assenza delle viti di fissaggio dell'assieme finale al solo scopo di alleggerire la visualizzazione del modello al CAD. Inoltre è opportuno specificare che le facce laterali sono tutte coperte integralmente (come quella sulla sinistra della figura 26) eccetto la faccia dell'asse Y rappresentata in figura. Le due piastre inferiore e superiore invece non sono coperte da pannelli solari essendo dirette allo zenith e al nadir ed ospitando componenti preposti ad altre funzioni.

### 3.3 Attitude determination and control system

#### 3.3.1 Generalità

Una volta in orbita un satellite solitamente ha la necessità di mantenere un certo assetto nel tempo. Questo, ad esempio, per puntare in una direzione a seconda di quelli che sono i requisiti di missione. Nel caso di questo progetto vi è la necessità di mantenere la antenna che riceve il segnale GPS per il payload puntata verso

l'esterno dell' orbita per evitare disturbi nella ricezione del segnale dovuti al cattivo posizionamento, che può causare attenuazione ed eccessi di rumore. Per la precisione si è scelto di mantenere l'asse Z allineato con il piano dell'orbita, con il verso positivo puntato verso lo zenith, questo ed altri accorgimenti relativi alla posizione del ricevitore concorrono ad una buona ricezione del segnale. Il semiasse maggiore dell'orbita, più piccolo di quello dell'orbita dei satelliti GPS, suggerisce che puntare il ricevitore allo zenith sia ottimale per aumentare la qualità della ricezione. Per soddisfare questo requisito il sottosistema in analisi si avvale di sensori ed attuatori con i quali determina l'assetto del CubeSat nel tempo e lo corregge neutralizzando i disturbi, inoltre provvede al puntamento nella direzione desiderata. Una parte consiste quindi nella determinazione dell'assetto, l'altra nel controllo vero e proprio. Per ottemperare ad entrambi i compiti l'architettura proposta prevede due diverse schede PC-104 e alcuni componenti accessori.

### 3.3.2 Attitude Control System e approccio al controllo d'assetto

La prima fase del progetto di un sistema di controllo d'assetto è scegliere quali linee guida seguire dal punto di vista del modo in cui si contrastano i disturbi concatenatamente a come si compiono le manovre di puntamento. Questa fase coincide con la cosiddetta scelta della filosofia di controllo d'assetto. Solitamente, infatti, si considerano come disturbi due tipologie di coppie esterne che perturbano l'assetto nel tempo: cicliche (valor medio nullo sull'orbita) e secolari (si accumulano orbita dopo orbita). Queste coppie si possono contrastare mediante altre coppie esterne (prodotte ad esempio con dei propulsori) o accumulando internamente un eccesso di momento angolare mediante un componente in rotazione. Secondo la specifica CubeSat eventuali propulsori prevedono ulteriori restrizioni e diminuiscono la praticità e semplicità di lancio di un nanosatellite per via della necessità di verifiche aggiuntive, non è pertanto d'uso installarne su applicazioni di questo tipo. Si è scelto quindi di conferire rigidità giroscopica rispetto agli assi del piano dell'orbita. Letteralmente la rigidità giroscopica è la tendenza di un corpo, che

possiede un certo momento angolare, di resistere alle coppie che farebbero cambiare la direzione di quest'ultimo. Infatti la coppia esterna è proporzionale alla variazione di momento angolare secondo l'equazione (3): tanto più alto  $H$ , proporzionale alla velocità di rotazione del sistema, tanto maggiore la coppia necessaria a variarlo. In questo caso l'aumento di momento angolare avviene all'interno della struttura, attraverso la momentum wheel che per l'appunto ruota.

$$\frac{dH}{dt} = T \quad (3)$$

Ciò consente di mantenere inerzialmente fisso l'asse perpendicolare all'orbita ottenendo quello che si dice "momentum bias". Per farlo si usano delle ruote di momento che, ruotando a velocità molto elevate di 5000-10000 rpm, danno energia all'asse attorno al quale ruotano che in questo caso è appunto l'asse perpendicolare al piano dell'orbita: l'unico che permetterebbe di avere l'assetto voluto. In questa maniera il CubeSat orbita stando ritto, ossia con l'asse verticale perpendicolare alla superficie terrestre. Ciò è importante per diverse ragioni, permette di mantenere il payload puntato allo zenith e consente di sfruttare il gravity gradient. Quest'ultimo è un effetto che sfrutta l'inerzia dei corpi allungati i quali, in orbita bassa, hanno la tendenza ad allineare l'asse rispetto al quale si sviluppano in lunghezza con la congiungente tra se stessi e il centro della terra. Per quanto il suddetto effetto possa essere minimo sul presente nanosatellite, viste le sue ridotte dimensioni, occorre tenerne complessivamente conto: in questo caso si è scelto di sfruttarlo a proprio vantaggio.

Un'altra cosa importante da tenere in considerazione quando si attua un controllo basato su momentum bias è l'inerzia complessiva del satellite. Infatti energizzando un asse non principale d'inerzia quello che accade è che praticamente si fornisce una componente di rigidità giroscopica anche ad un altro degli assi d'inerzia del satellite. Questo provoca un comportamento divergente rispetto quello atteso e pensato a progetto, sia per quanto riguarda l'orientazione del satellite nello spazio che dal punto di vista del controllo mediante altri attuatori. Per evitare questa non

voluta componente su un altro asse occorre posizionare la ruota di momento allineata con uno degli assi principali d'inerzia. Per quanto si cerchi di mantenere l'intera distribuzione di massa simmetrica rispetto a tutti gli assi, non si riesce mai ad avere una matrice d'inerzia diagonale per l'sdr baricentrico orientato come gli assi geometrici del satellite che renderebbe sufficiente allineare l'asse di rotazione con quello geometrico desiderato. Perciò è importante attuare tecniche di determinazione della matrice d'inerzia e di ricerca degli assi principali d'inerzia. Questa operazione viene fatta in automatico dalla maggior parte dei software CAD, tra cui Solidworks usato per questo progetto, ma è accurata solo se per ogni componente viene indicato il materiale in maniera precisa e minuziosa determinando la distribuzione di massa dello stesso. Siccome la scelta dei materiali viene fatta in fasi del processo di design più avanzate, il presente elaborato riporta solo le masse dei componenti e non la loro distribuzione precisa, quindi non è stato possibile attuare questa tecnica. Per ora si è scelto di posizionare la ruota di momento più vicino possibile al baricentro così da facilitare gli aggiustamenti successivi.

Oltre a mantenere un asse inerzialmente fisso, per compiere le manovre di puntamento, occorre avere la possibilità di controllare le coppie erogate attorno agli assi del satellite. Teoricamente è possibile, variando la velocità di rotazione della ruota di momento, esercitare una coppia attorno all'asse di rotazione della ruota di momento ma per ragioni di ridondanza e maggior accuratezza si è scelto di montare altri tre attuatori. Questi attuatori sfruttano tutti l'interazione con il campo magnetico terrestre e consentono un controllo a tre assi. Nell'ordine vi sono due magnetorquers, assi X e Y, ed una bobina per l'asse Z (vedi figura 27).

Genericamente gli attuatori magnetici quando alimentati da corrente producono un dipolo magnetico  $D$  che interagisce con il campo magnetico terrestre  $B$  producendo una coppia  $T$  proporzionale a dipolo e campo magnetico e ortogonale agli stessi secondo la legge (4):

$$T = D \times B \quad (4)$$

Al contrario delle ruote di momento la vita operativa di questi componenti è molto lunga e non presentano modalità di failure catastrofiche, inoltre consentono di risolvere il problema dell'eccessivo momento angolare che si accumula nella ruota di

momento ad opera delle coppie esterne (secolari), consentono cioè la desaturazione mediante la dispersione di energia cinetica. Infatti, l'accumulo delle coppie esterne genera aumenti o diminuzioni della velocità di rotazione della ruota (e quindi di momento momento angolare) che la portano oltre al proprio limite di saturazione.

La bobina è un componente piuttosto semplice e di consueto si sceglie per il controllo attorno all'asse Z dato che il suo ingombro verticale non è eccessivo. Sarebbe invece molto complesso elaborare lo spazio per un magnetorquer montato verticalmente affinché svolga la medesima funzione, come si vede in figura 27 i magnetorquers sono di forma cilindrica e allungata. Il controllo della coppia prodotta dalla bobina si fa a partire dalla corrente che vi circola secondo la formula descritta dall'equazione (5).

$$T = n c A (I \times B) \quad (5)$$

Dove  $n$  è il numero di fili,  $I$  la corrente,  $A$  l'area della spira,  $c$  la lunghezza della singola spira e  $B$  il campo magnetico terrestre.

Per il progetto di quella montata sulla presente architettura si è usato il lavoro fatto negli anni precedenti dal collega Andrea Fabbri (vedi Tesi Andrea Fabbri), al quale sono state apportate alcune modifiche per integrarla correttamente con la struttura.

Il core della bobina, ossia il materiale racchiuso dagli avvolgimenti è l'aria, tutt'altro che ferromagnetica, questo è svantaggioso dal punto di vista della coppia prodotta ma è inevitabile se si vuole un basso ingombro verticale.

I magnetorquers, che sfruttano il medesimo principio di interazione col campo magnetico, sono anch'essi costituiti da avvolgimenti di materiale conduttore attorno, questa volta, ad un bastone di materiale ferromagnetico che consente una maggiore produzione di coppia a pari potenza fornita. Quest'ultimo punto di forza però va a discapito dell'ingombro che consegue dalla presenza di un bastone cilindrico.

Fig. 27, ACS, dettaglio sulla ruota di momento, magnetorquers e dadi di fissaggio per le viti della bobina

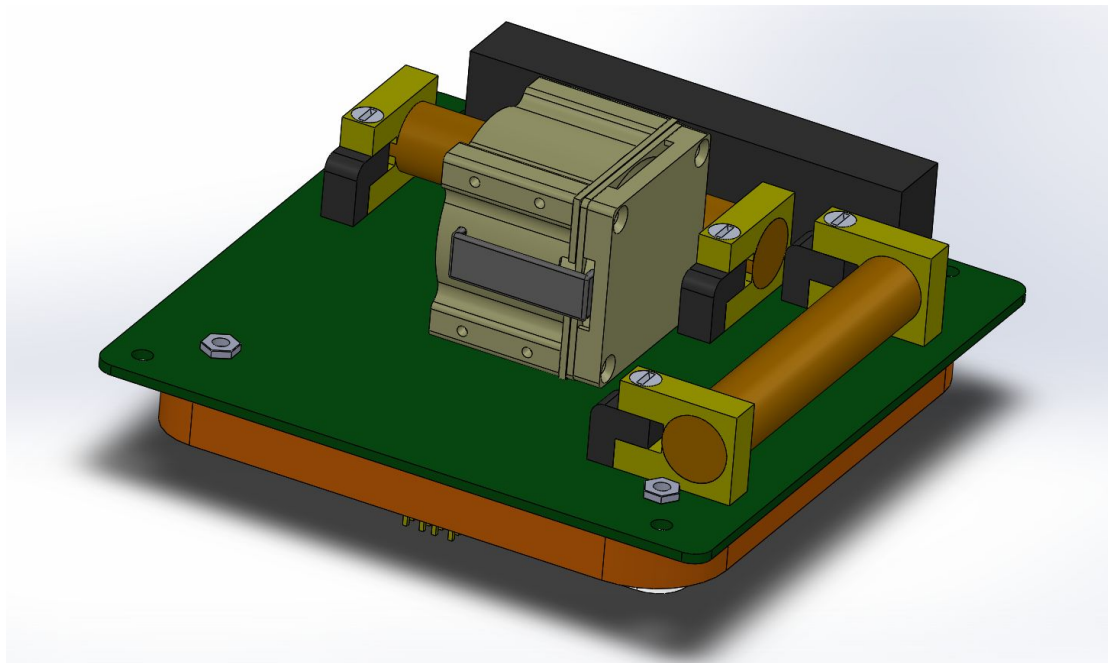
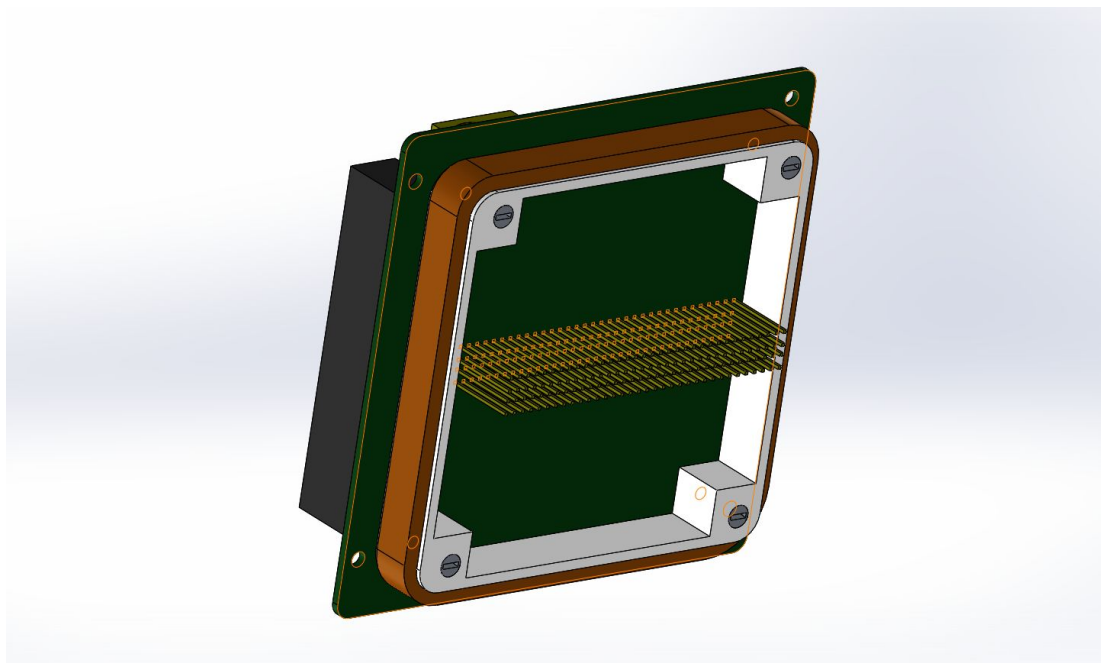


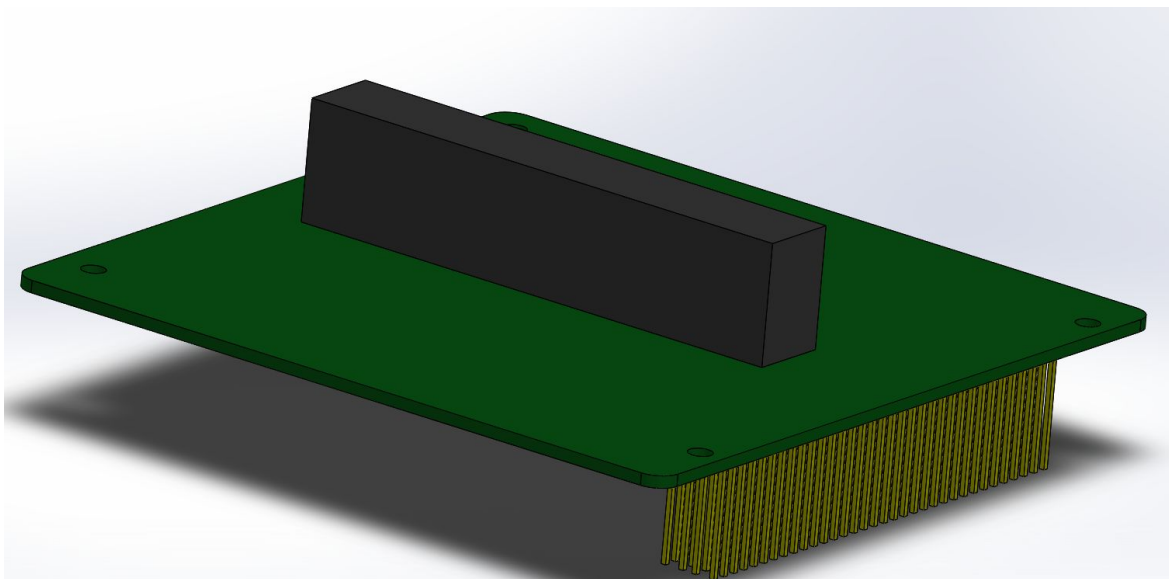
Fig. 28, Dettaglio della bobina e dei pin per la bus bar



In figura 28 si può osservare come la bobina in materiale plastico, facilmente ottenibile da stampa 3D, si circonda da avvolgimenti di materiale conduttore (in

questo caso rame). Si evince inoltre come è stato necessario posizionare i pin di collegamento della scheda di circuito stampato in una posizione non convenzionale; sono infatti solitamente su uno dei lati, sotto al componente di innesto per la scheda superiore (qui in nero). Ciò perché si è scelto di posizionare la bobina sulla medesima scheda del resto degli attuatori. Per adattare l'innesto proposto alla consueta posizione dei pin e dei connettori della busbar si propone una scheda che funge da adattatore (vedi figura 29). Questo problema coinvolge solo l'attacco inferiore dato che quello superiore è nella posizione nominale.

Fig. 29, Scheda per adattare l'attacco dei pin



### 3.3.3 Attitude Determination System

Per attuare il controllo d'assetto sopra descritto in maniera efficace occorre sapere sempre dove e come è posizionato il satellite rispetto alla sua orbita nel tempo, così da poter efficacemente filtrare i disturbi e puntare il payload. Di questo si occupa il sistema di determinazione dell'assetto che con diverse tipologie di sensori interagisce con l'ambiente circostante e con l'on board data handling per rilevare posizione e orientamento dello spacecraft. Nello specifico vi sono due tipologie di sensori che si possono utilizzare:



- reference sensors;
- inertial sensor.

I primi riconoscono la posizione del satellite rispetto ad un sistema di riferimento costituito da oggetti esterni come il sole, la terra o le stelle fisse. Essi misurano l'assetto del satellite ad intervalli discreti rilevando la posizione dei riferimenti che loro competono a seconda della tipologia. Al contrario i sensori inerziali misurano l'assetto continuamente nel tempo risolvendo le equazioni differenziali del moto a partire dalle velocità angolari attorno agli assi del satellite che vengono misurate. Per loro natura i sensori inerziali sono soggetti all'accumulo di errori nel tempo e necessitano di essere accoppiati a sensori reference per poter eseguire periodiche calibrizioni. Vista la semplicità della missione del presente CubeSat si è scelto di progettare l'ADS omettendo una unità inerziale accettando di determinare l'assetto solo ad intervalli discreti. Per il payload eventuali piccoli errori di puntamento che ne possono derivare sono trascurabili e così facendo si ha un notevole contenimento dei costi.

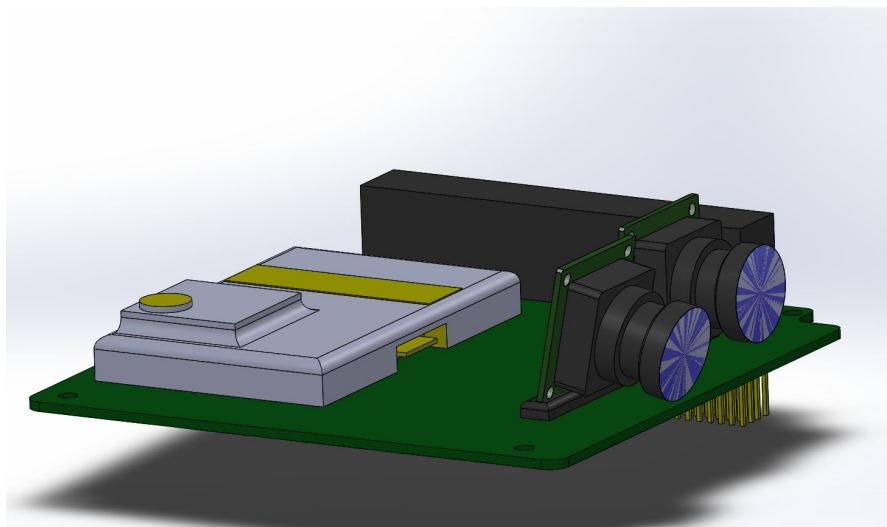
L'hardware del sistema di determinazione d'assetto è quindi costituito da un magnetometro e da due sensori CMOS (complementary metal oxide semiconductor) uno che svolge la funzione di sun sensor e l'altro di sensore di orizzonte (vedi figura 30). La dualità è dovuta al fatto che in situazioni di eclisse, periodi a volte anche consistenti nel corso dell'orbita, il sun sensor è limitato da problemi di visibilità e il solo magnetometro non è in grado di fare la determinazione completa dell'assetto. Il magnetometro infatti è in grado di rilevare l'orientamento del satellite nello spazio rispetto al campo magnetico terrestre, convertendolo poi in un output di assetto anche attraverso un confronto con i modelli del campo magnetico terrestre. Solitamente per questo tipo di missione si scelgono magnetometri a induzione che si basano sulla legge di Faraday: in una spira conduttrice posta in un flusso di campo magnetico variabile si genera una forza elettromotrice secondo l'equazione (6) in cui  $V$  è la forza elettromotrice e  $\Phi b$  è il flusso di campo magnetico.

$$V = - \frac{d\Phi b}{dt} \quad (6)$$

Più specificamente si misura il vettore del campo magnetico attraverso la tensione elettrica ai capi di un circuito con una bobina avvolta attorno ad un materiale ferromagnetico nel quale viene indotta una forza elettromotrice. Questi sensori sono leggeri, economici e tendenzialmente durevoli dato anche che non hanno parti in movimento, ma non sono molto precisi per via della necessità di confrontarsi con i modelli del campo magnetico terrestre che non è ancora completamente noto. Inoltre come detto non determinano la posizione dell'orbita del satellite, necessitano quindi di essere accoppiati ad altri sensori.

L'architettura proposta prevede un sun sensor ed un sensore di orizzonte. Il primo, sun sensor, misura uno o due angoli d'incidenza della luce solare basandosi su fotocellule che emettono corrente quando illuminate, il secondo rileva il confine dell'orizzonte terrestre con lo spazio profondo usando la radiazione infrarossa correlata alla temperatura. Si è scelto di montare sensori digitali che forniscono un segnale discreto e codificato funzione dell'angolo d'incidenza sul sensore della radiazione cercata: luce solare o infrarossa fornendo così la posizione del satellite nello spazio. Inoltre si sottolinea come il campo visivo di entrambi gli strumenti sia sufficientemente elevato da consentire il montaggio sul lato della struttura. Inoltre per favorire il puntamento del sensore di orizzonte lo stesso viene montato inclinato verso il basso così da mantenere, in orbita bassa, l'orizzonte nella fascia centrale del field of view dello strumento.

Fig. 30, ADS, dettaglio su magnetometro, sun sensor e sensore di orizzonte



Come di consueto la scheda del sistema di determinazione d'assetto presenta anche i pin e l'innesto di connessione per il bus bar che collega tra loro tutte le schede e ne consente lo scambio di dati e di energia.

### 3.4 Telecomunicazioni

Una volta in orbita il satellite ha l'obiettivo di raccogliere dei dati riguardo la fattibilità di una navigazione GPS anche con componenti hardware miniaturizzati, queste informazioni devono poter essere trasmesse alla stazione di terra dove si raccolgono ed elaborano. Per fare ciò è necessario stabilire una connessione con il satellite, progettare cioè un "link" tra stazione di terra e spacecraft sul quale possano viaggiare, sotto forma di onde radio<sup>3</sup>, tutte le informazioni del caso. Infatti, oltre ai dati raccolti dal payload, vengono trasmessi sul canale di trasmissione tutti i telecomandi che vengono dati al satellite dalla stazione di terra e le informazioni relative alla telemetria e al tracciamento del CubeSat stesso. La progettazione del link, e quindi della scelta della componentistica di bordo inizia dalla determinazione della stazione di terra. In questo caso specifico la stazione di terra è una soltanto: presso il Tecnopolo dell'università di Bologna nella sede di Forlì. Vista anche la tipologia di orbita (LEO a bassa eccentricità) è quindi necessario memorizzare buona parte dei dati raccolti dato che per la trasmissione (e la ricezione) si può contare solo sul tempo di passaggio sopra all'unica stazione di terra. Per tale motivo questo sistema lavora a stretto contatto con l'on board data handling che memorizza e cronometra le istruzioni da impartire e le relative risposte quando la comunicazione non può avvenire direttamente.

Successivamente bisogna tenere conto del tipo di assetto che il satellite deve mantenere durante l'orbita per scegliere numero e posizione delle antenne. In questo caso l'installazione di due antenne rigide collegate alla piastra di chiusura inferiore, che puntano a nadir, garantisce una comunicazione solida e ridondata (vedi figura 31). In seguito verranno trattate le motivazioni legate a questa scelta. La

---

<sup>3</sup> tecnicamente modulate su onde radio.

dimensione delle antenne si sceglie in base all'ingombro disponibile sulla struttura e alla lunghezza d'onda alla quale avviene lo scambio di informazioni. Infatti più la lunghezza dell'antenna è simile alla lunghezza d'onda minore sarà l'attenuazione del segnale dovuta al passaggio del segnale sulla stessa.

La lunghezza d'onda è inversamente proporzionale alla frequenza e quindi alla potenza, fattore da tenere sempre in considerazione nel progetto del link. Se, infatti, la stazione di terra può inviare segnali anche ad alta frequenza poiché dispone di tutta la potenza necessaria, a bordo le potenze in gioco sono limitate. Questo soprattutto se la comunicazione in downlink (dal satellite a terra) avviene in una fase in cui i pannelli solari non sono irraggiati. Il downlink quindi viene sempre effettuato a frequenza più bassa. Inoltre per ridurre ulteriormente la potenza necessaria alla trasmissione del segnale da parte del satellite, esso viene processato a bordo in modo da essere modulato sull'onda portante in maniera più compatta possibile. Inoltre più bassa è la frequenza minore è l'attenuazione atmosferica, fattore che molto influenza il segnale trasmesso a più basse potenze ed efficienza dal trasmettitore di bordo.

La scelta della frequenza viene fatta computando potenza disponibile, dimensioni dell'antenna e caratteristiche di attenuazione della atmosfera cercando di far sì che il rapporto tra segnale e rumore presso il ricevitore mantenga un valore consono alla decodifica dello stesso. Inoltre si tiene conto anche della mole di dati che è necessario trasmettere. Il range di frequenze di trasmissione eleggibile è, quindi, dalla banda UHF alla banda S, con frequenze che spaziano dai 300 MHz ai 4 GHz: non essendo ancora stato effettuato un link budget completo, viste le dimensioni del satellite e la potenza auspicata questa risulta la decisione più sensata. Su una carrier ad una di queste frequenze vengono poi modulati i segnali dal modulatore. Solitamente si modulano in frequenza i segnali analogici e con modulazioni narrow band o wide band<sup>4</sup> quelli digitali.

I segnali trasmessi da questo satellite sono di tipo digitale, quindi anche eventuali segnali per loro natura analogici vengono campionati e quantizzati e poi codificati

---

<sup>4</sup> L'ampiezza di banda a cui si fa qui riferimento è il range di frequenze entro cui il segnale viene attenuato di meno di 3 dB quando passa attraverso il canale.

per rendere più efficiente la trasmissione. Tutte queste operazioni devono essere svolte da componenti a servizio del sistema di telecomunicazioni. Nella presente architettura sono presenti due unità transceiver identiche che svolgono le funzioni sopra descritte (vedi figura 32). Si occupano anche di demodulare il segnale ricevuto, dell'amplificazione dello stesso e di eventuale gestione di operazioni di multiplexing, che consistono sostanzialmente nella trasmissione di più segnali contemporaneamente sullo stesso canale per sfruttare al meglio il poco tempo di link availability dettato dalle caratteristiche dell'orbita.

Il link budget, analisi delle potenze necessarie e degli errori prodotti nel trasmettere un segnale ad una certa frequenza in maniera efficiente e il progetto del link vero e proprio non sono ancora stati effettuati per il satellite di cui si analizza l'architettura. Tuttavia si sono seguite in questa fase preliminare scelte progettuali, riguardo: dimensione, tipologia e posizionamento dell'antenna, che favoriscono l'utilizzo della struttura esterna proposta. Si è tenuto conto dei limiti imposti dalla specifica CubeSat per quanto riguarda gli ingombri laterali e si è cercato di pensare ad un tipo di componenti che potessero alloggiare anche un maggior numero di antenne nel caso si volesse poi scegliere di avere un'antenna che funziona come omnidirezionale<sup>5</sup>.

Le antenne scelte sono rigide, prevengono il rischio di deformazione, e quando retratte si distendono sui lati del CubeSat. Sono lunghe 163 mm ed hanno un diametro di 3 mm, ogni asta ha una massa di 1 grammo. Le aste sono bloccate in posizione chiusa da sistemi a filo di tipo "burning wire": per disinnescare il bloccaggio il filo viene bruciato da una resistenza (vedi figure 33 e 34). Poi delle molle a torsione montate all'interno degli innesti attuano il dispiegamento fino alla posizione di fine corsa. Le aste sono ancorate ad un pannello fissato con viti M2, bloccate con dadi all'estremità opposta, sulla piastra di chiusura inferiore che presenta i fori necessari al fissaggio dello stesso. Tale pannello funge anche da circuito stampato per l'antenna e ne garantisce la connessione con il transceiver e con il sistema di potenza. Fondamentale è garantire che da chiuse le antenne non sporgano rispetto

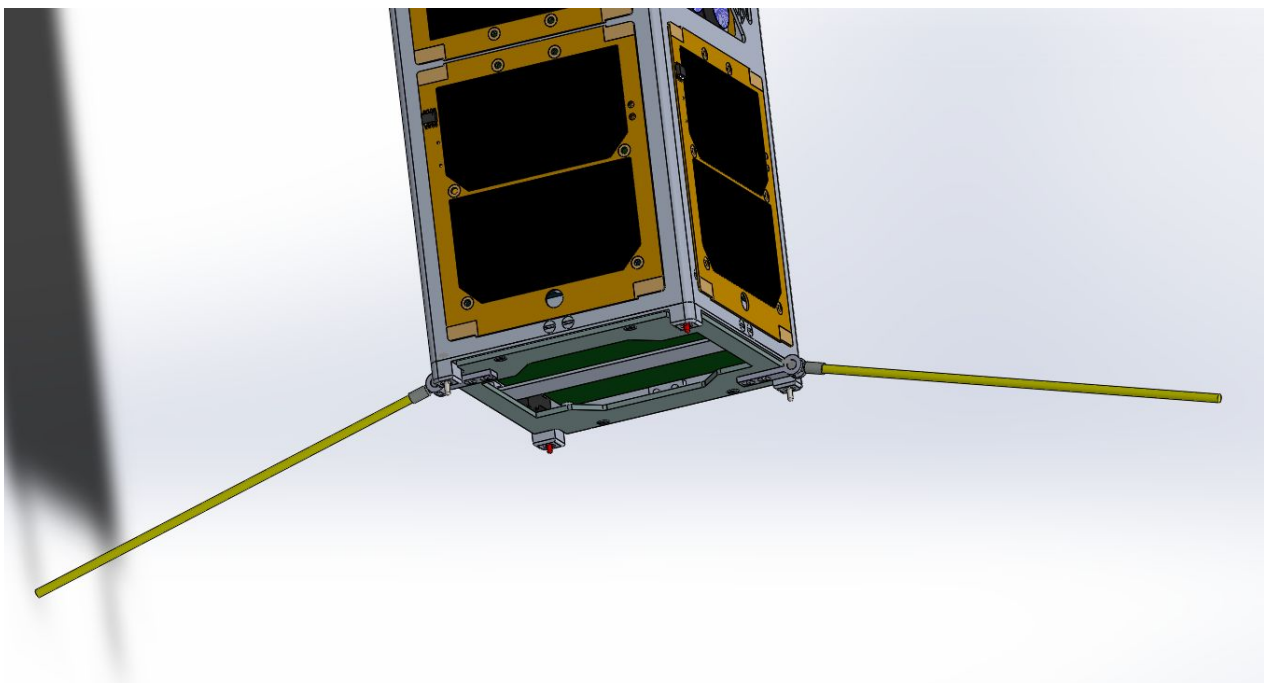
---

<sup>5</sup> E' infatti possibile montare quattro antenne collegate alle piastra inferiore affinché non ci siano punti ciechi: come se fosse una singola antenna circolare.

alla superficie del rails di più di 6,5 mm, questo requisito è soddisfatto e verificato dai presenti componenti.

Il modulo che ospita i transceiver presenta due unità per ragioni di ridondanza e di posizionamento del centro di massa. Disponendoli simmetricamente rispetto all'asse di mezzeria del piano orizzontale, infatti, si garantisce che il contributo di massa del sottosistema alla struttura non sposti il baricentro del satellite orizzontalmente: vi sono infatti normative restrittive a riguardo<sup>6</sup> per rientrare nella specifica CubeSat.

Fig. 31, Antenna dispiegata



---

<sup>6</sup> Il centro di massa si deve trovare all'interno di un quadrato di lato 2 cm con centro il centro geometrico, sul piano orizzontale in cui giace. (Vedi CDS, Rev 13, Pag 9).

Fig. 32, Modulo Transceiver

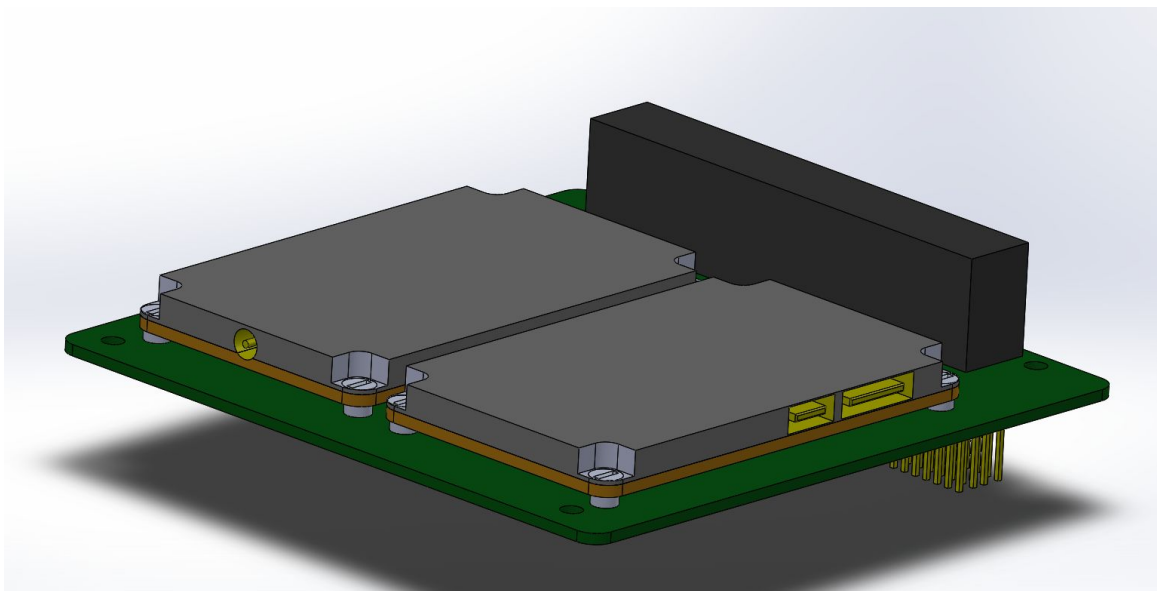


Fig. 33, Dettaglio sistema di bloccaggio dell'antenna quando retracts

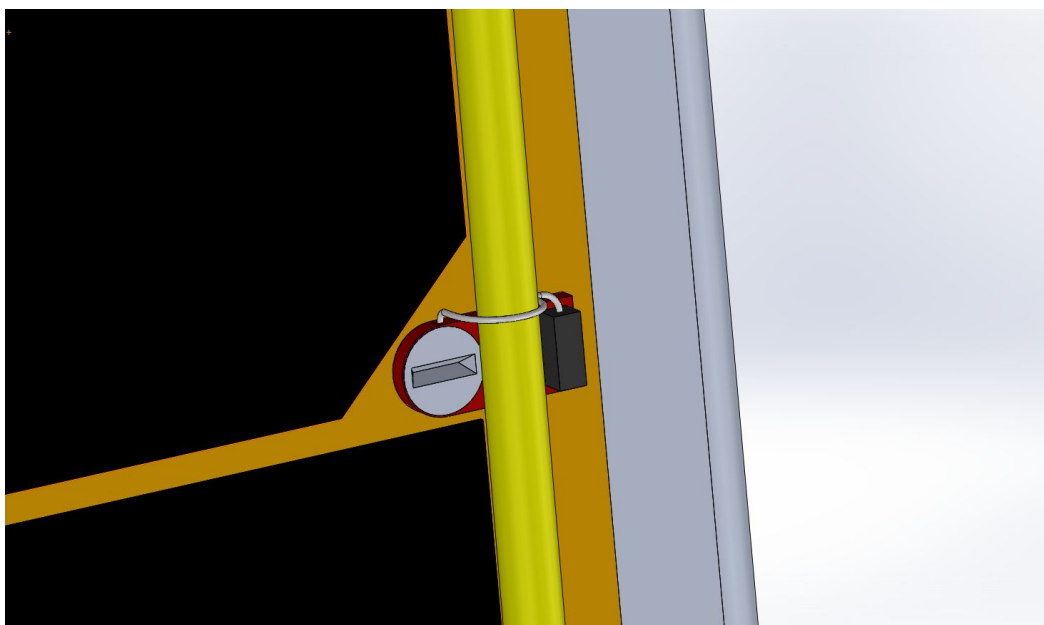
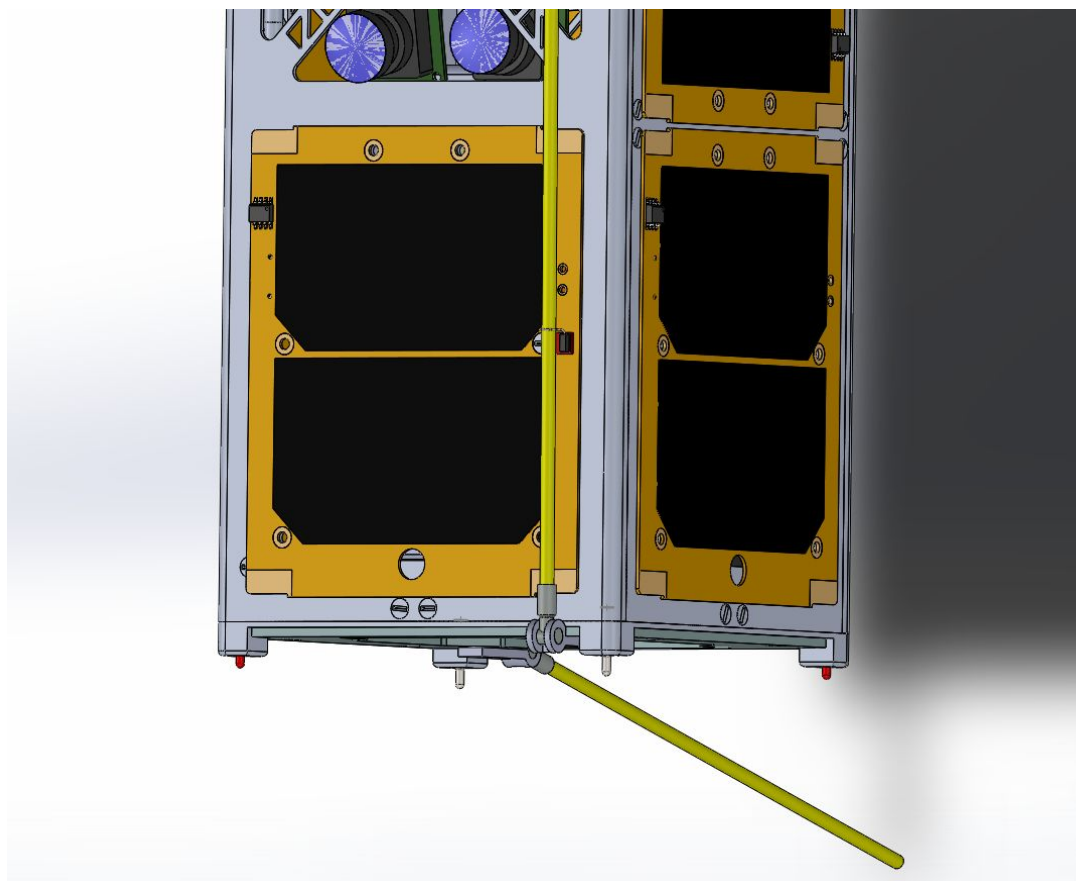


Fig. 34, Sistema di bloccaggio integrato nella struttura



### 3.6 OBDH e On Board Computer

La funzione principale di questo componente è l'on board data handling ossia l'elaborazione dei dati utili a bord quali itelecomandi provenienti dalla stazione di terra e la raccolta e trasmissione delle telemetrie. Inoltre è qui che risiede il sistema operativo del satellite che, attraverso il processore, gestisce le funzioni quali flussi di corrente ai componenti e memorizzazione di dati sullo status degli altri componenti. Il codice dell'OS tradotto in linguaggio macchina va ad agire direttamente sulla corrente che circola nelle PCB. Viste le ridotte dimensioni dell'architettura proposta ci si è chiesti se fosse opportuno dedicare un'intera scheda a questa tipologia di componente, infatti sarebbe stato possibile ricavare spazio nel modulo EPS per installare componenti che gestissero le suddette operazioni. Così facendo però si sarebbero contingentate date le potenzialità di ottimizzazione del software limitando la capacità dell'unità di prendere decisioni in risposta ad eventi esterni. Si è quindi

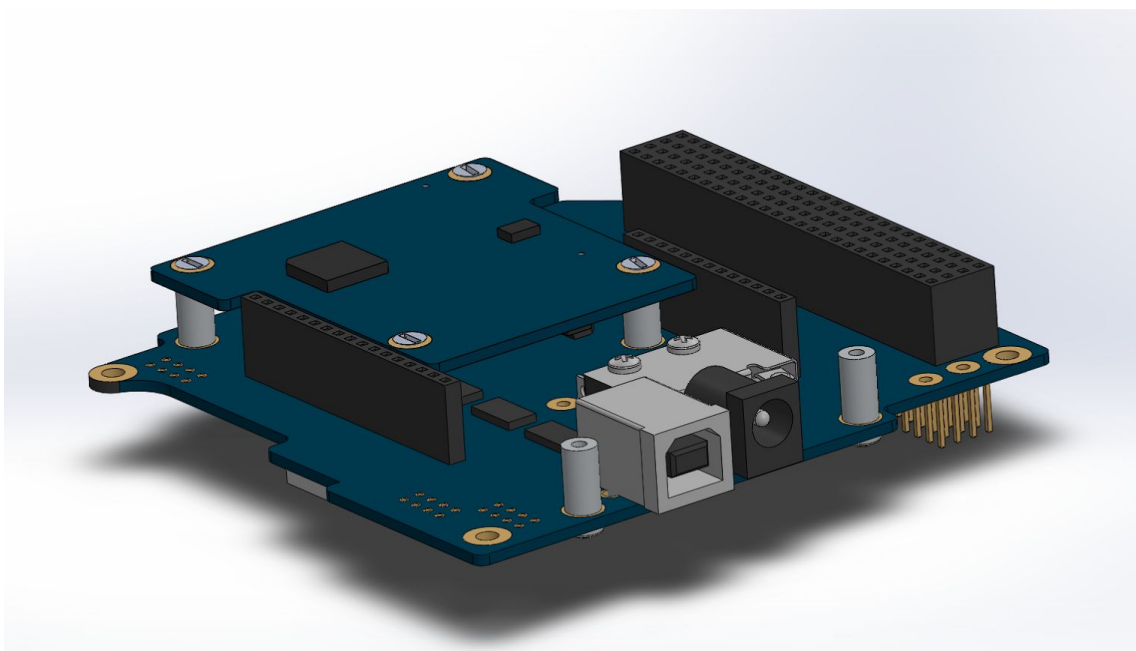


deciso di optare per l'installazione di un computer di bordo rappresentato da questo modulo. Le operazioni demandate al componente sono principalmente legate alla messa in pratica delle istruzioni ricevute da terra, sia in tempo reale che programmate, al cronometrando del tempo, qui risiede il real time clock (RTC), e alla raccolta di dati relativi alla telemetria.

La ricezione dei telecomandi, e la loro messa in pratica, è fondamentale per modifiche d'assetto, attivazione di modi operativi e operazioni di aggiornamento o riparazione del software. Il processo è standardizzato perché tali sono i telecomandi: pacchetti di dati suddivisi in sezioni ben precise a seconda di qual è l'azione che devono provocare. Il compito di questo sottosistema è far sì che il processo di controllo e decodifica avvenga senza intoppi e possa effettivamente avere l'effetto desiderato. Inoltre esso deve provvedere a registrare l'esecuzione del comando e mandare un segnale di avvenuta operazione al passaggio successivo sopra alla stazione di terra.

La telemetria è l'insieme dei dati provenienti dal payload, dei dati relativi all'assetto e di quelli di housekeeping. Anche questi dati sono trasmessi sempre in formati standardizzati e stabiliti a livello internazionale. Come per i telecomandi, inoltre, questo tipo di dati devono essere elaborati a bordo per ridurre il data rate richiesto per la comunicazione, poi modulati e multiplexati prima di essere trasmessi. Ancora una volta la trasmissione avviene in tempo reale o memorizzando e inviando i dati durante il primo passaggio utile sopra alla stazione di terra. I concetti di dati di assetto e telecomandi sono già stati introdotti precedentemente mentre non si è specificato ancora nulla sulle informazioni di housekeeping. Come dice la parola stessa infatti questi dati registrano tutto ciò che concerne lo stato interno del satellite: temperature, modi operativi, funzionamento dei componenti, livello di carica della batteria e tutto ciò che concorre al monitoraggio del corretto svolgimento delle operazioni di bordo.

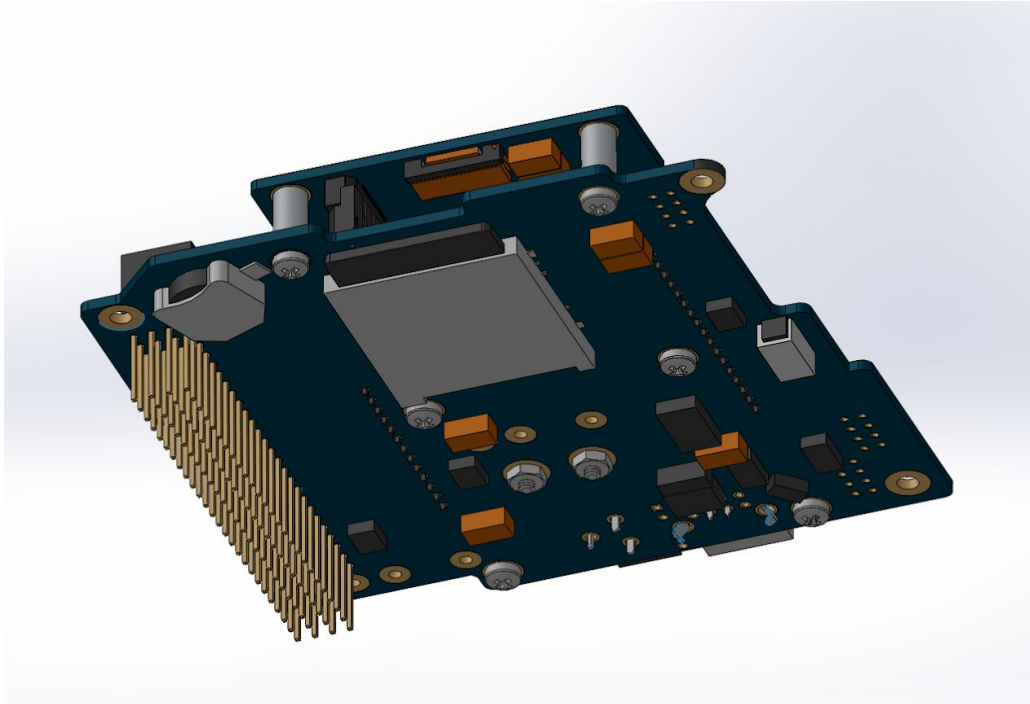
Fig. 35, Scheda madre e processore, con dettaglio sulle interfacce con l'esterno



Occorre specificare che il componente di figura 35 è stato disegnato conformemente a schede madri presenti sul mercato prodotte da Pumpkin Space. In figura 35 è visibile inoltre uno switch che è pensato per ospitare un pin RBF; esso, analogamente ai deployment switch spegne completamente il sistema di potenza quando inserito. Il suo scopo è quello di evitare che, durante il trasporto, il compito di mantenere spento il sistema sia demandato ai soli suddetti switches che potrebbero essere accidentalmente mossi. L'RBF pin è inoltre un componente necessario ad una architettura che voglia rientrare nelle specifiche CubeSat.

D'uopo è descrivere il layout generale dei componenti su una scheda che ospita il computer di bordo. Vi si trovano infatti sempre un microprocessore, un'unità di memoria e delle interfacce con i sensori e gli altri sottosistemi. Nel caso dei CubeSat la quasi totalità di queste interfacce passa attraverso il bus bar costituito dai pin (vedi parte sinistra figura 36) e dall'alloggiamento per i pin della scheda sovrastante. Si trovano infine le interfacce con l'ambiente esterno (Fig. 35) e, in questo caso specifico anche l'alloggiamento per una scheda di memoria SD (Figura 36).

Fig.36, Vista da sotto con dettaglio sulle unità di memoria



### 3.7 Payload

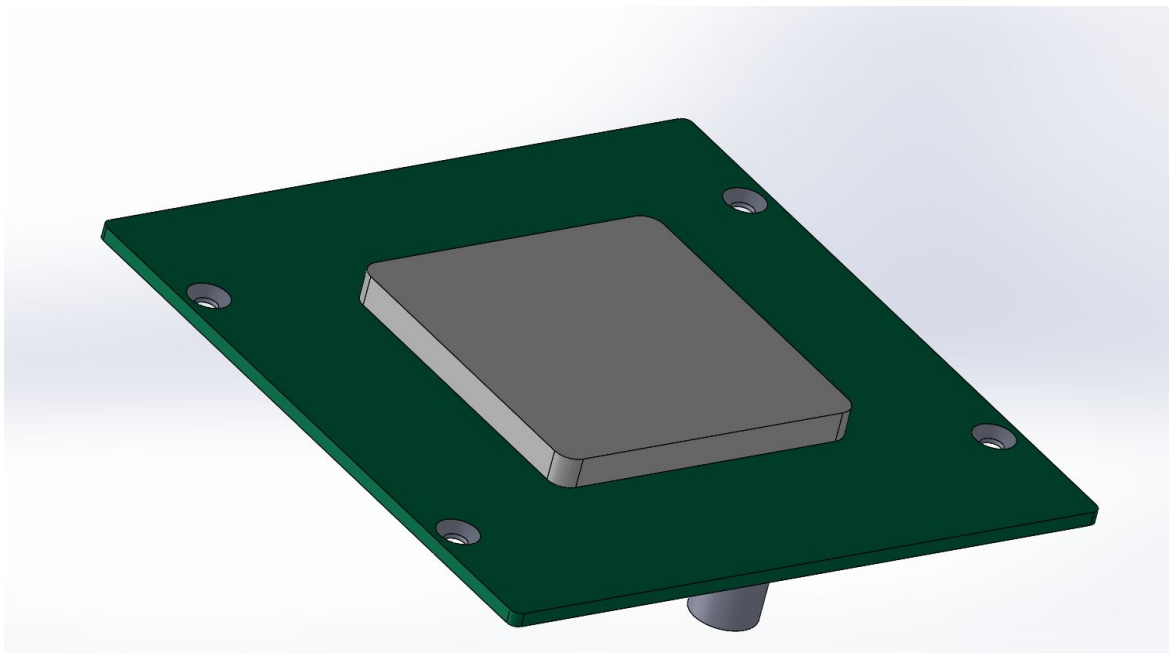
“Payload” è un termine strettamente legato alle missioni spaziali, letteralmente significa carico pagante, praticamente rappresenta l’obiettivo della missione: il motivo per cui ha luogo il progetto integrato di una struttura con tutti i suoi sottosistemi. Di fatto è quindi il motivo per cui si “paga” il costo della missione. Nel caso dell’architettura proposta il payload è un ricevitore di segnale GPS con relativo algoritmo di navigazione sviluppato dagli studenti dell’Università di Bologna.

L’antenna scelta si può trovare in commercio, è un componente miniaturizzato appositamente per l’utilizzo sui CubeSat prodotto da SkyFoxLabs (vedi miniPATCH-L1Datasheet ,rev A). Specificamente si tratta di una antenna “patch” ossia non possiede la propria scheda PCB di tipo PC-104, ma deve essere montata su un modulo apposito per potersi interfacciare con le aste di supporto del satellite. Occorre avere accortezza nel posizionamento per evitare di metterla in zone della struttura dove potrebbe avere delle schermature come ad esempio all’interno del guscio di alluminio coperto dai pannelli solari. Si è scelto di posizionarla nell’estremo

superiore della struttura modificando appositamente la piastra di chiusura superiore, così facendo l'antenna fuoriesce dalla lamina laterale e dalla piastra stessa pur sempre restando all'interno dei limiti di altezza massima imposti: gli standoff. Il manuale del componente poi chiede che esso sia montato più distante possibile dalle antenne del sistema di telecomunicazioni per evitare interferenze con la ricezione del segnale GPS.

L'antenna ha forma quadrata di lato 35 mm e spessore di 4 mm ed è montata su un supporto di lato 7 mm. Tale supporto è poi installato su una scheda PC-104 con 4 viti di fissaggio. Sulla scheda hanno anche sede i componenti dove sarà installato il software di navigazione (vedi figura 38).

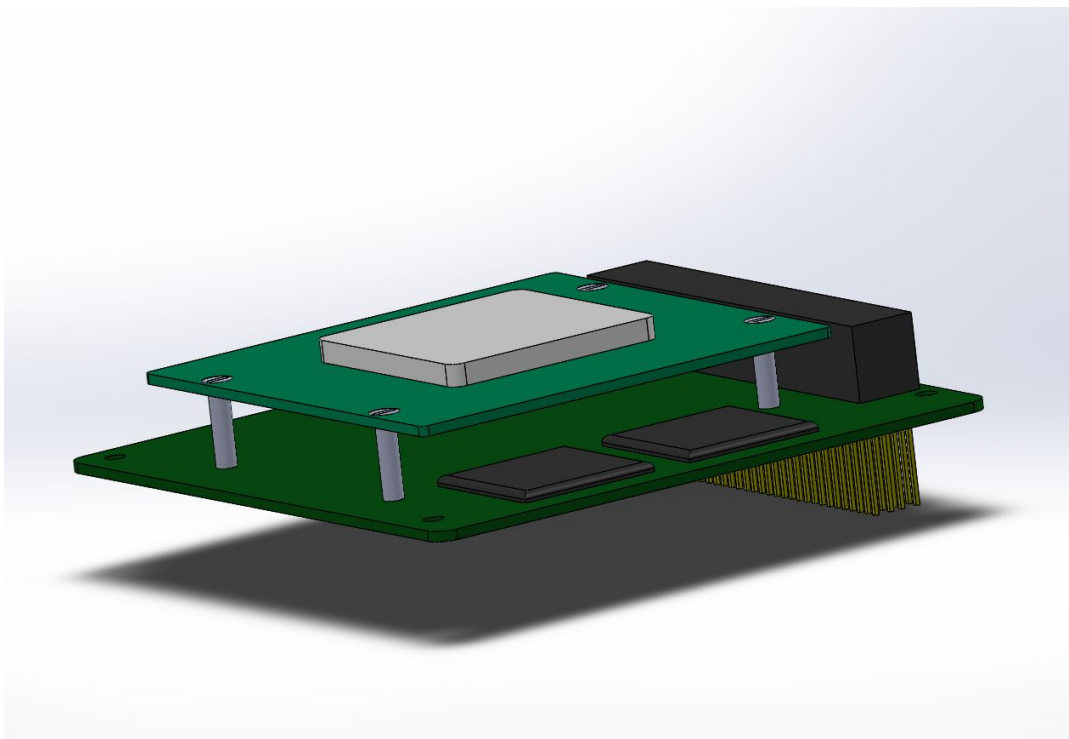
Fig. 37, Patch antenna



Il segnale GPS si divide in diverse categorie in base alla frequenza della carrier sul quale viene modulato. La frequenza principale a cui viene trasmesso il segnale è la L1 che corrisponde a 1575.42 MHz. Due tipi di codici vengono inviati su queste frequenze, il “coarse/acquisition code” e il “precision code”: il primo è di pubblico

accesso, il secondo contiene informazioni per posizionamento di precisione ed è accesso ristretto. Si ricorda che la tecnologia GPS è monopolio del dipartimento della difesa del governo degli Stati Uniti d'America che si riservano di fornire selettivamente la posizione in modo più o meno preciso, nonostante ciò da ormai diversi anche per utilizzo civile il livello di precisione è molto elevato. Il coarse/acquisition code modulato su carrier di frequenza L1, è una sequenza pseudo random univoca per ciascun satellite ed altamente ortogonale a quelle prodotte dagli altri. Essa consente di distinguere il satellite che sta trasmettendo tra tutti quelli alla stessa frequenza. Inoltre ogni satellite manda un segnale di navigazione suddiviso in tre parti che contiene le informazioni necessarie al ricevitore per l'identificazione della propria posizione. Dal segnale di navigazione si possono ricavare anche informazioni riguardanti lo stato di salute del satellite e su posizione e stato degli altri satelliti della costellazione così da rendere più facile il loro riconoscimento ed il loro utilizzo combinato. Vista la fruibilità delle informazioni sulla frequenza L1, che è anche la più collaudata essendo quella che esiste da più tempo, si è scelto un ricevitore che riceve il segnale proprio a questa frequenza.

Fig. 38, Scheda del payload



## 4. Integrazione dei componenti

Dopo aver descritto uno ad uno i sottosistemi che fanno parte della architettura CubeSat proposta si procede ad evidenziare come sono stati integrati tra loro e perchè. Per prima cosa è stato fondamentale verificare gli ingombri di ciascun componente e che complessivamente la struttura esterna sviluppata potesse alloggiarli tutti. Gli ingombri sono stati valutati non solo dal punto di vista delle dimensioni geometriche (volume) ma anche dal punto di vista massivo. La massa massima di un CubeSat 2U è di 2,66 Kg al momento del lancio, il peso complessivo della struttura proposta comprensiva di sottosistemi è di 1325 grammi, abbondantemente entro i requisiti. Di seguito in tabella 5 si riassumono le masse dei principali componenti:

Tab. 5

<b>COMPONENTE</b>	<b>MASSA</b>
Struttura esterna	178,96 g
Electrical Power Supply	162,55 g
Attitude Determination and Control	309,45 g
Telecomunicazioni	131,01 g
Scheda madre e Processore	42 g
Payload	93,41 g
Componentistica extra	407,62 g

Si sottolinea che nella componentistica extra rientrano tutti quei componenti quali gli spaziatori che separano le schede tra loro, le molle di separazione, le viti e i dadi.

Successivamente alla computazione della massa complessiva si è proceduto con il posizionamento dei singoli componenti ad uno ad uno.

Alcuni componenti hanno posizionamento obbligato, come: deployment switches, molle di separazione o pannelli solari. Le schede PC-104 dei componenti sono tutte infilate dal lato superiore sulle aste filettate, a loro volta avvitate sulla piastra di chiusura inferiore. Essendo i fori passanti sulle schede, di diametro 3 mm, non simmetrici rispetto al centro delle schede stesse esse hanno un verso e sono accoppiate di conseguenza. Per far sì che le connessioni elettriche tra le schede avvengano correttamente il verso deve essere lo stesso per tutte le schede. In altre parole occorre fare attenzione al fatto che i pin delle schede superiori si trovino dalla stessa parte dei connettori delle busbar. Questo tipo di considerazioni devono essere fatte già durante il progetto delle schede cosicché poi l'assemblaggio risulti semplificato.

Per fissare le schede si usano gli spaziatori (Fig. 14, Pag. 17) che fisicamente impediscono lo scorrimento della scheda sull'asta; la scheda del modulo batterie dell'EPS è in battuta contro la piastra inferiore. A partire da questa gli spacers bloccano e separano le schede fino alla cima sempre frapponendosi tra di esse. La scheda immediatamente superiore è la scheda madre che necessita di più spazio verticale di quanto permesso dall'allacciamento per i pin della scheda soprastante. Per far fronte a casi come questo si sono sviluppati degli adattatori che consentono di prolungare l'allacciamento dei pin. La loro altezza è identica a quella sia degli spaziatori che dei connettori del bus bar sulle schede. In questo modo l'assemblaggio risulta semplificato, basta inserire gli spacers tra una scheda e l'altra in numero uguale a quanti connettori del bus bar vi sono.

Continuando verso l'estremità superiore si trova il modulo di controllo d'assetto, la posizione qui è forzata dalla coincidenza della ruota di momento con una posizione molto prossima a quella del centro di massa. Si sottolinea anche come la posizione del baricentro sia (Figura 40) leggermente al di sotto del centro geometrico, questo è stato fatto per far meglio corrispondere la ruota di momento al baricentro stesso. Infatti le schede, e la ruota di conseguenza, possono assumere solo un numero discreto di posizioni che è funzione della dimensione degli spaziatori. Per abbassare il centro di massa è stato sufficiente concentrare un numero più elevato di schede nella metà inferiore (Z-) del satellite.

Fig. 39, Adattatore busbar

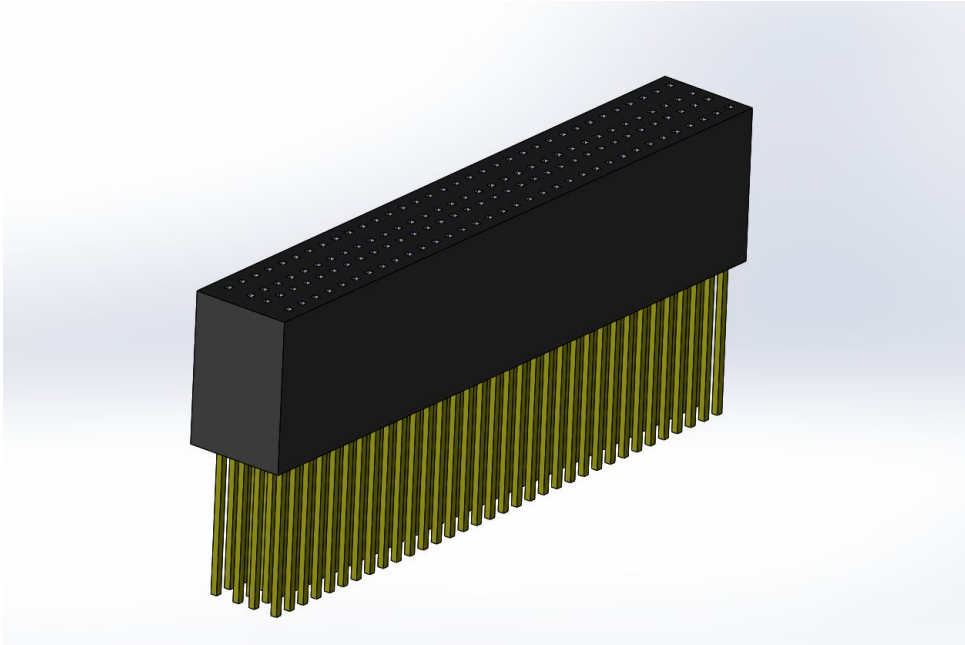
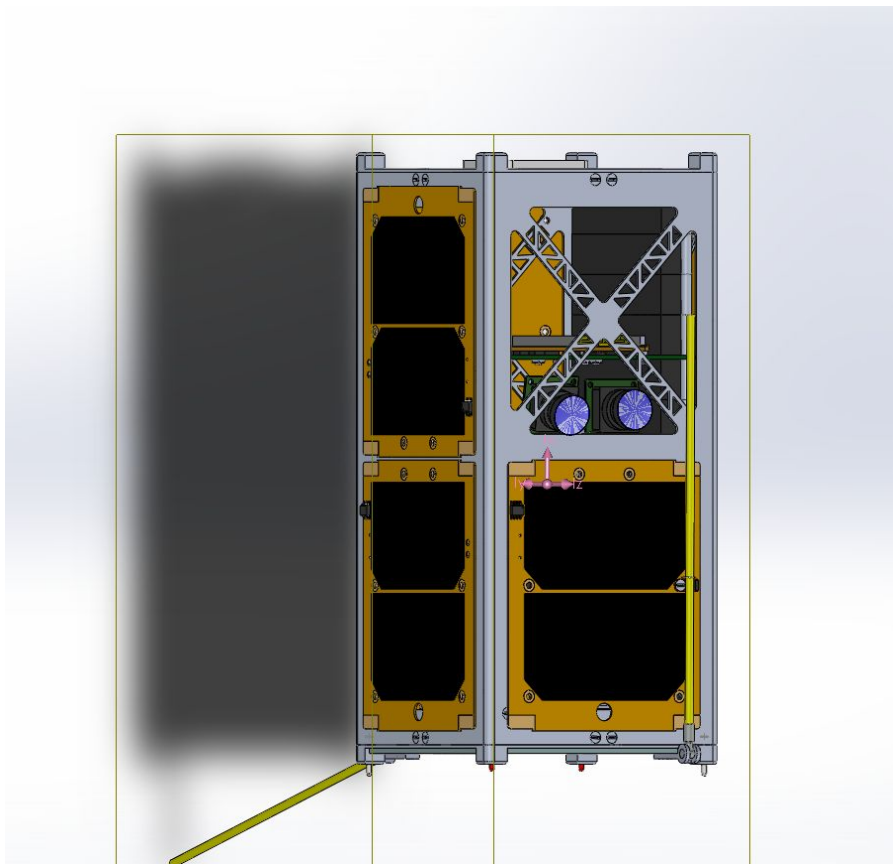


Fig. 40, Vista del centro di massa



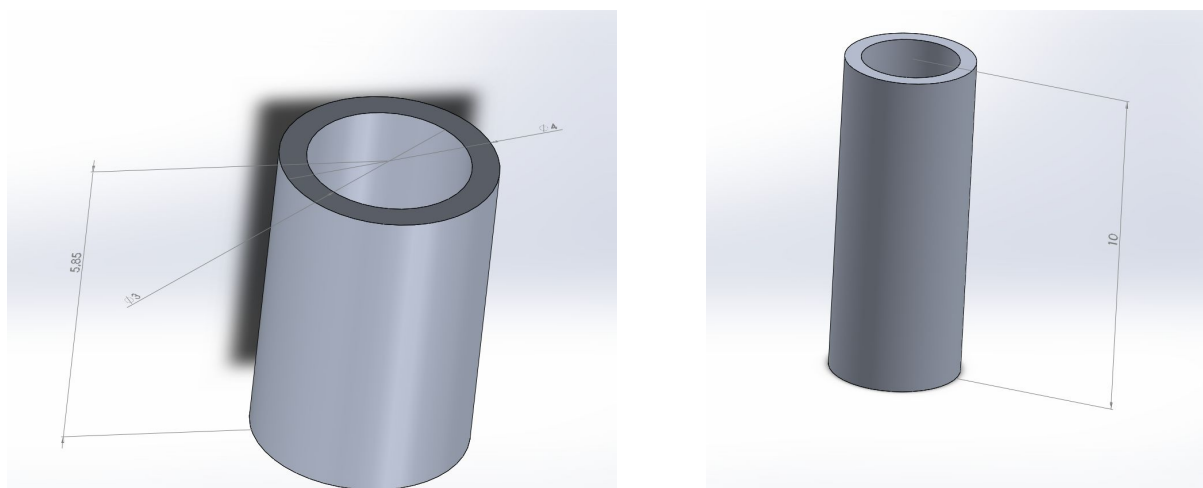


Di seguito, sopra al ACS si trova l'ADS, la posizione è forzata dalla necessità di avere una luce nella struttura, che in questo caso coincide con lo scavo di alleggerimento della faccia Y+ della lamina piegata, per far funzionare earth e sun sensor (vedi figura 40)

. Viene poi il modulo che alloggia i transceiver e da ultimo, a 4 spaziatori di distanza, il payload. Esso è, come detto sopra<sup>7</sup>, posizionato distante dal resto della componentistica all'estremità superiore.

Per bloccare tutte le schede a dovere è stato inoltre necessario usare degli spaziatori di dimensione ridotta rispetto a quelli inizialmente pensati di 15 mm, se ne sono aggiunti ad hoc di alti 10 mm. Al pari di essi anche gli adattatori del bus bar hanno alcuni componenti alti (in Z) 10 mm anziché 15 mm. Si sono infine installati dei componenti di bloccaggio tra la piastra di chiusura superiore e l'ultima scheda verso l'altro, essi hanno l'altezza necessaria a fissare l'assieme in posizione.

Fig. 41, Blocco superiore e spacer da 10 mm



Si propongono infine alcune viste esplose della struttura completamente assemblata per mostrare meglio l'integrazione dei componenti.

---

<sup>7</sup> Vedi Pag. 54

Fig. 42, Vista d'assieme esplicitiva dell'assemblaggio

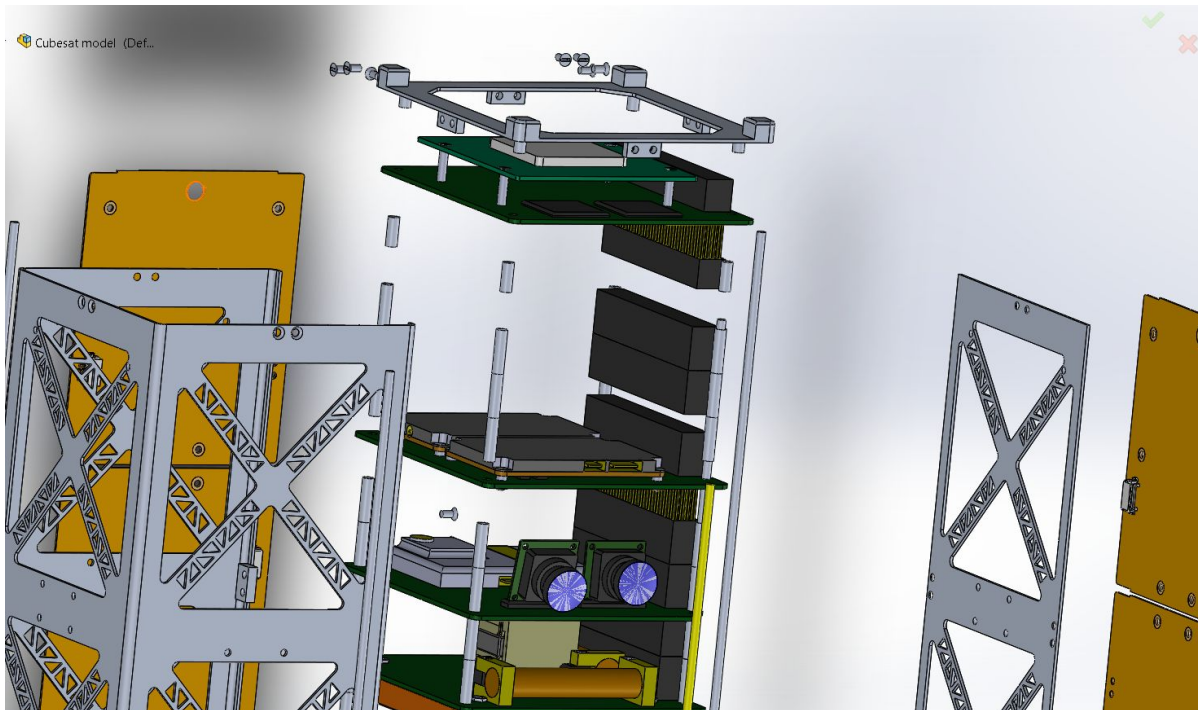


Fig. 43, Vista d'assieme che mostra tutti i componenti

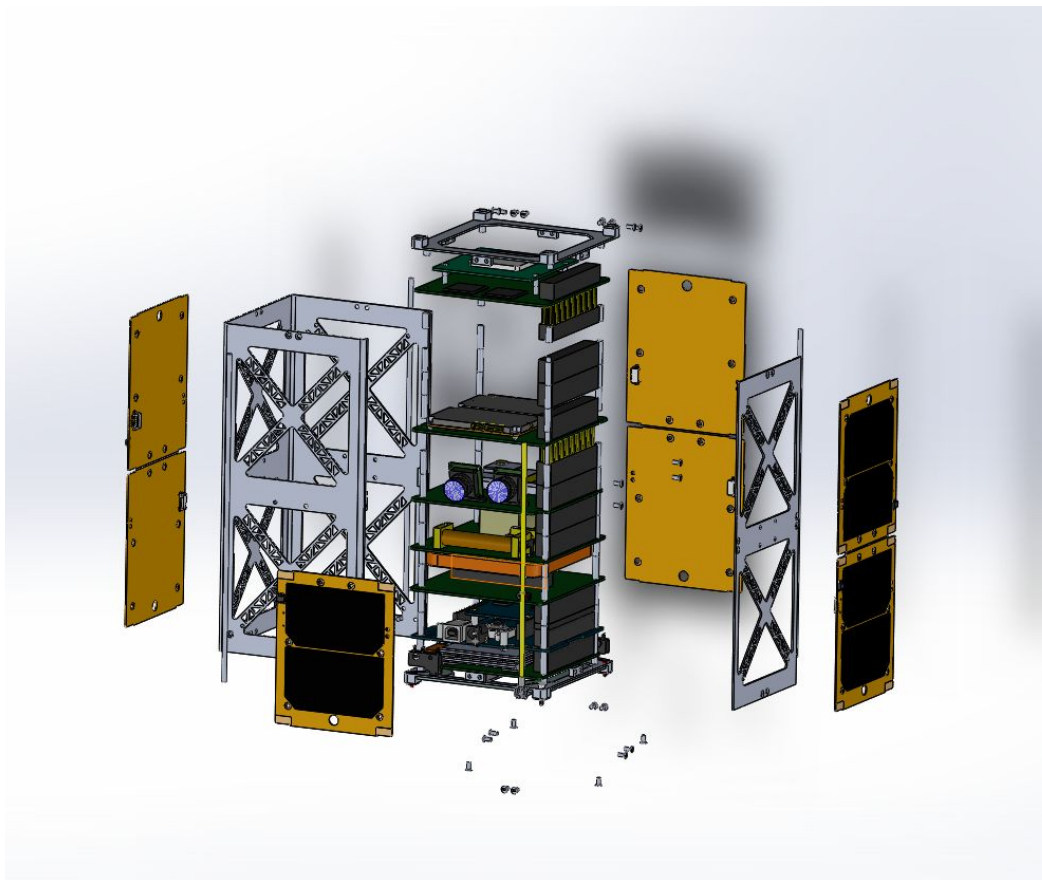
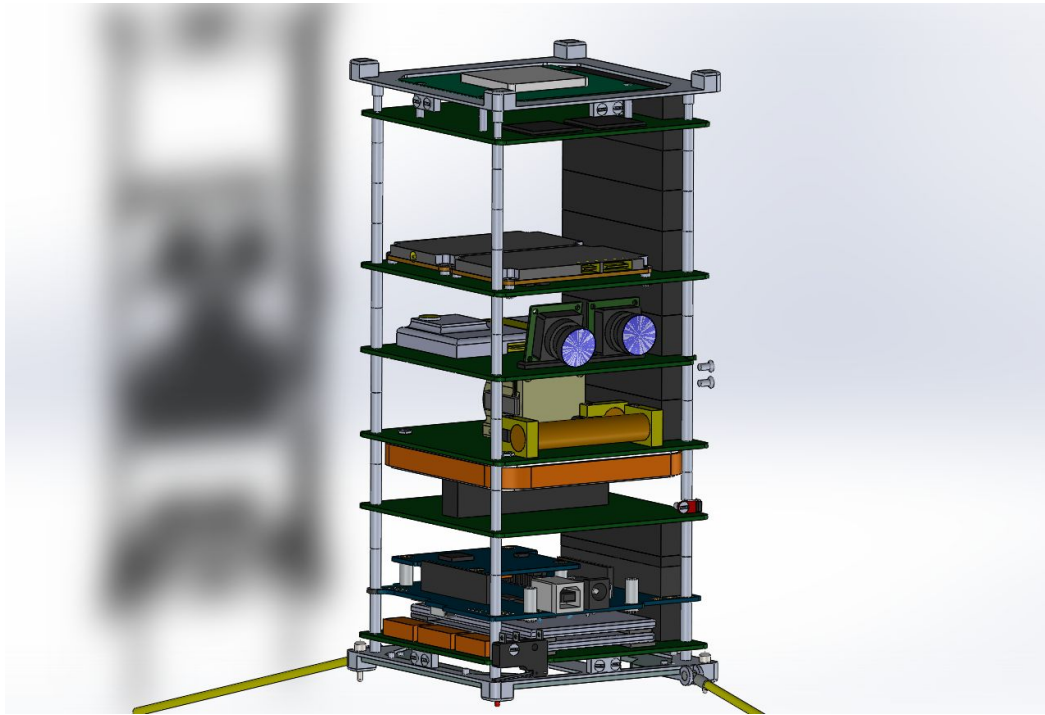


Fig. 44

(Vista dei sottosistemi del CubeSat)



## 5. Conclusione

Questo progetto trae le sue origini nell'obiettivo a lungo termine di UniBo di lanciare un nanosatellite CubeSat che raccolga dati circa la precisione di un sistema di navigazione GPS con componenti miniaturizzati. Il presente elaborato presenta lo sviluppo di una struttura esterna modulare che rientri nei requisiti della specifica CubeSat, ne dimostra inoltre la resistenza ai carichi che di consueto sono applicati durante il lancio mediante una analisi FEM preliminare. Si è scelta un'architettura modulare ricavata da una lamina piegata a 3 facce e varie altre lamine di chiusura proprio per garantire simmetria e facilità di accesso ai componenti interni una volta installati. Tutti gli elementi della struttura presentano degli alleggerimenti per rientrare nei limiti di peso, tutti però mirati per non inficiare i requisiti strutturali.

Successivamente si sono evidenziati i componenti e sottosistemi necessari al corretto svolgimento della missione e si è verificato che si interagissero con precisione fra loro all'interno della struttura. Per fare ciò, oltre ad aver presentato un possibile layout degli stessi, se ne sono verificati gli ingombri di massa e volume.

A fronte di quanto illustrato sopra è possibile racchiudere in una struttura che soddisfi i requisiti della specifica Cubesat, in particolare 2U, quanto necessario a rendere possibile la missione. Acquisire, cioè, dati utili allo sviluppo di un sistema di navigazione GPS per nanosatelliti. Si evince inoltre che sia dal punto di vista della massa che da quello del volume rimane molto spazio vuoto a disposizione nell'architettura 2U. Si consiglia quindi di tentare lo sviluppo del progetto definitivo mediante architettura 1.5U, più piccola e leggera, e quindi più economica, ma che dovrebbe comunque garantire spazio vitale sufficiente ad alloggiare tutti i componenti. Per garantire un corretto approvvigionamento di energia ad un'architettura più piccola si potrebbe, in futuro, pensare di montare dei pannelli solari dispiegabili e dimensionarli per verificare l'effettiva superficie necessaria. Inoltre si potrebbe procedere ad un link budget e al progetto delle singole schede per poter aver accesso alla determinazione del sistema di assi principali d'inerzia.

## Bibliografia e sitografia

- Pumpkin Space, <https://www.pumpkinspace.com/> ;
- SkyFox Labs, <https://www.skyfoxlabs.com/> ;
- Cubesat Design Specification, Rev 13 ;
- PC/104 Specification, Version 2.6, Ottobre 13 2008 ;
- Bath Avtar Singh, “Struttura CubeSat 2U” ;
- Andrea Fabbri, “Progetto e sviluppo di un attuatore magnetico per il controllo dell’assetto di un CubeSat 1U “ ;
- Geoconnect, <http://geoconnect.com.au/gps-signals-I1-I2-I5/> ;
- Linear Eps Datasheet,  
[http://www.cubesatkit.com/docs/datasheet/DS\\_CSK\\_Linear\\_EPS\\_711-00338-D.pdf](http://www.cubesatkit.com/docs/datasheet/DS_CSK_Linear_EPS_711-00338-D.pdf);
- W.J. Larson, J.R. Wertz, “Space Mission Analysis and Design”, Kluwer, 1992