

**UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA**

Università degli Studi di Padova

Dipartimento di Ingegneria Industriale DII

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

**Design preliminare del sistema di raccolta
campioni per uno strumento operante in ambiente
marziano**

Relatore: Prof. Giacomo Colombatti

Laureanda: Elena Pilone
mat. 2053215

Anno Accademico 2023-2024

Sommario

La ricerca di tracce di molecole biologiche è uno dei principali obiettivi dell'esplorazione spaziale planetaria.

Composti organici semplici sono i costituenti fondamentali per la vita, la loro scoperta in oggetti del Sistema Solare potrebbe rappresentare una prova cruciale di abitabilità di tali corpi celesti. Parallelamente, l'individuazione di molecole organiche complesse potrebbe fornire prove di tracce di vita estinta. In quest'ottica, l'analisi in situ diventa uno strumento fondamentale di ricerca.

Il progetto in fase di sviluppo da INAF (Istituto Nazionale di Astrofisica) e CISAS (Centro di Ateneo di Studi e Attività Spaziali), coordinato e finanziato da ASI (Agenzia Spaziale Italiana), ha come obiettivo la realizzazione di VENOM (Venture the ExtractioN of Organic Molecules), una breadboard lab-on-a-chip innovativa miniaturizzata che funga da piattaforma in situ. Tale strumento, posizionato all'interno di un cubesat, sarà in grado di effettuare test di carattere immunologico ed enzimatico in grado di rilevare, identificare e valutare i composti biogenici marziani con una sensibilità che raggiunge la parte per miliardo.

In questo documento viene descritta la fase di progettazione che prevede la realizzazione di un design preliminare del meccanismo di apertura del sistema di raccolta in sviluppo per lo strumento, in modo da convalidarne il corretto funzionamento.

Abstract

The search for traces of biological molecules is one of the main objectives of planetary space exploration.

Simple organic compounds are the fundamental constituents for life, their discovery in Solar System objectives could represent crucial evidence of the habitability of such celestial bodies. Moreover, the identification of complex organic molecules could provide evidence of traces of extinct life on them. In situ analysis becomes a fundamental tool for detecting organic molecules and traces of past life.

The project being developed by INAF (Istituto Nazionale di Astrofisica) and CISAS (Centro di Ateneo di Studi e Attività Spaziali) and coordinated and financed by ASI (Agenzia Spaziale Italiana), has as its objective the creation of VENOM (Venture the ExtractioN of Organic Molecules), a innovative miniaturized lab-on-a-chip breadboard that serves as an in situ platform.

This instrument, to be positioned inside a cubesat, will carry out immunological and enzymatic tests. Doing those, it will be possible to detect, identify and evaluate martian biogenic compounds with a sensitivity reaching parts-per-billion.

This document describes the preliminary design phase involving the creation of a preliminary design for the sample container's opening mechanism developed for the VENOM instrument, in order to validate its correct functioning.

Indice

1	Introduzione	1
2	Stato dell'arte	3
2.1	Astrobiologia	3
2.2	Il rover Curiosity	4
2.2.1	Obiettivi della missione	5
2.2.2	Strumenti scientifici	5
2.2.3	Scoperte effettuate	7
2.3	Il rover Perseverance	8
2.3.1	Obiettivi di missione	9
2.3.2	Strumenti scientifici	10
2.3.3	Scoperte effettuate	12
2.4	Il cubesat Astrobio	13
2.4.1	Obiettivi di missione	13
2.4.2	L'esperimento	14
2.4.3	Risultati ottenuti	14
3	Il progetto VENOM	17
3.1	Lo strumento	17
4	Caso in esame	21
4.1	Meccanismi individuati	23
4.1.1	Apertura con motore e magnete	23
4.1.2	Apertura verso l'interno	24
4.1.3	Valvola a ghigliottina	26
4.1.4	Valvola a pendolo	28
5	Design finale	35
5.1	Dimensionamento del motore	35
5.2	Potenza termica	36
5.3	Metodo degli elementi finiti	37
5.3.1	Ansys	39
5.4	Tenuta della pressione	40
5.4.1	O-ring	40
5.4.2	Calcolo delle perdite	42
5.4.3	Resistenza alla pressione	44
5.4.4	Buckling	49
5.5	Analisi di resistenza ai carichi di lancio	51
5.5.1	Risultati ottenuti	53
5.5.2	Deformazione	54
5.5.3	Stress	59
5.6	Modello CAD	65
5.6.1	Sistema di raccolta	65
5.6.2	Pompe e valvole	67

6	Conclusioni	71
6.1	Sviluppi futuri	72

Elenco delle figure

1	Il cratere Jezero con il delta del fiume.	1
2	Il rover Sojourner su Marte.	3
3	Autoscatto del rover Curiosity su Marte.	4
4	Il braccio robotico di Curiosity.	6
5	Autoscatto del rover Perseverance con l'elicottero Ingenuity su Marte.	8
6	Set delle punte a disposizione del trapano: una da regolite, 6 da carotaggio e 2 abrasive.	9
7	Lo strumento SHERLOC.	10
8	Rappresentazione CAD del sistema di stoccaggio dei campioni con a sinistra il braccio riposto e le porte del carosello chiuse, a destra il braccio esteso e le porte del carosello aperte.	11
9	Il cubesat AstroBio	13
10	Layout della piastra piegata ad origami.	15
11	Schematica della fiala di raccolta dei campioni. Sono evidenziati gli ingressi e le uscite necessarie e le caratteristiche principali del sistema.	21
12	Schematica del sistema di raccolta di campioni. Sono evidenziate le connessioni necessarie con i vari sottosistemi.	22
13	Schematica del meccanismo di apertura con chiusura magnetica.	23
14	Vista esplosa del meccanismo con apertura verso l'interno con identificazione dei tre componenti.	24
15	Visualizzazione in 2D del meccanismo nelle due configurazioni.	25
16	Valvole a saracinesca.	26
17	Ingombri all'interno di una struttura 4U con serbatoi di gas (grigio) e acqua (blu), il modulo di detezione (ocra) e le pompe e valvole necessarie.	27
18	Sistema di raccolta assemblato.	29
19	Visualizzazione della sede del motore.	30
20	Specifiche della cava trapezoidale.	30
21	Vista esplosa della valvola a pendolo. <i>a)</i> Parte superiore (la parte della struttura non è visualizzata per garantire maggiore chiarezza). <i>b)</i> Tappo. <i>c)</i> Parte inferiore con la fiala e la sede del motore.	31
22	Meccanismo di apertura	32
23	Fori di collegamento. In rosso sono rappresentati quelli di collegamento tra il pezzo inferiore ed il superiore, in giallo quelli della chiusura della sede del motore.	33
24	Fori di ingresso/uscita dalla fiala.	33
25	Schematica del meccanismo in 2D con le forze agenti.	35
26	Riscaldatore avvolto attorno alla fiala.	36
27	Esempio di mesh.	38
28	Specifiche degli O-ring selezionati.	41
29	Tasso di dispersione dato dalla somma della diffusione attraverso l'O-ring e la migrazione del gas attraverso le irregolarità superficiali nelle zone di tenuta non completamente riempite dal materiale.	42
30	Coefficiente di permeabilità del gas.	43
31	Grafico del fattore di correzione Q nei due casi: secco (1) e lubrificato (2)	44

32	Punti a cui sono stati impostati dei collegamenti di tipo joints nel modello.	45
33	(a) Mesh realizzata per il modello. (b) Zoom sulla sede degli O-ring. .	45
34	In rosso sono rappresentate le zone dove è stato applicato il carico di pressione.	46
35	Deformazione della struttura quando sollecitata ad una pressione di 2 bar. (a) Meccanismo completo. (b) Pezzo inferiore.	46
36	Deformazione del retro della struttura quando sollecitata ad una pressione di 2 bar. (a) Meccanismo completo. (b) Pezzo inferiore.	47
37	(a) Tensione sul meccanismo totale. (b) Tensione sul pezzo inferiore del meccanismo.	47
38	(a) Vista posteriore della tensione sul meccanismo totale. (b) Vista posteriore della tensione sul pezzo inferiore del meccanismo.	47
39	Zoom sulle giunzioni, parti più soggette a tensione.	48
40	Visualizzazione di come cala drasticamente il picco di tensione quando ci si allontana dal nodo.	48
41	(a) Prima forma modale. (b) Seconda forma modale. Si vede come le due siano simmetriche.	50
42	(a) Terza forma modale. (b) Quarta forma modale. Si vede come le due siano simmetriche.	50
43	Livelli limite di volo per un satellite con una massa superiore a 3,4 kg. . .	53
44	(a) Vista frontale della deformazione sul meccanismo totale. (b) Deformazione sul pezzo inferiore del meccanismo.	54
45	(a) Deformazione del retro del meccanismo totale. (b) Deformazione del retro del pezzo inferiore del meccanismo.	54
46	Deformazione della fiala vista in sezione.	55
47	(a) Vista frontale della deformazione sul meccanismo totale. (b) Vista frontale della deformazione sul pezzo inferiore del meccanismo.	55
48	(a) Deformazione sul retro del meccanismo totale. (b) Deformazione sul retro del pezzo inferiore del meccanismo.	56
49	Deformazione della fiala vista in sezione.	56
50	(a) Vista frontale della deformazione sul meccanismo totale. (b) Deformazione sul pezzo inferiore del meccanismo.	57
51	(a) Deformazione del retro del meccanismo totale. (b) Deformazione del retro del pezzo inferiore del meccanismo.	57
52	Deformazione della fiala vista in sezione.	58
53	(a) Tensione sul meccanismo totale. (b) Tensione sul pezzo inferiore del meccanismo.	59
54	(a) Tensione del retro del meccanismo totale. (b) Tensione del retro del pezzo inferiore del meccanismo.	59
55	Zoom sulle zone più soggette a tensione. Si vede come le giunzioni siano più sollecitate.	60
56	Zoom sulle zone più soggette a tensione. Le zone più chiare sono quelle dove si hanno valori di tensione maggiori.	60
57	(a) Tensione sul meccanismo totale. (b) Tensione sul pezzo inferiore del meccanismo.	61
58	(a) Deformazione del retro del meccanismo totale. (b) Deformazione sul pezzo inferiore del meccanismo.	61

59	Zoom sulle zone più soggette a tensione con carico applicato lungo l'asse Y. Le zone più chiare sono quelle dove si hanno valori di tensione maggiori.	62
60	Zoom sulle zone più soggette a tensione con carico applicato lungo l'asse Y. Le zone più chiare sono quelle dove si hanno valori di tensione maggiori.	62
61	(a) Tensione sul meccanismo totale. (b) Tensione sul pezzo inferiore del meccanismo.	63
62	(a) Deformazione del retro del meccanismo totale. (b) Deformazione sul pezzo inferiore del meccanismo.	63
63	Zoom sulle zone più soggette a tensione con carico applicato lungo l'asse Z. Si vede come le zone di giunzione sono quelle più sollecitate.	64
64	Zoom sulle zone più soggette a tensione con carico applicato lungo l'asse Z. Si notano le zone più chiare dove si hanno dei valori di tensione maggiori.	64
65	Vista della valvola assemblata con tutti i componenti.	65
66	Vista esplosa della valvola con tutti i componenti.	66
67	Assieme completo con indicazione dei vari componenti. Non sono rappresentati i tubi di collegamento.	68
68	Rappresentazione di VENOM completamente assemblato senza la faccia superiore.	69
69	Rappresentazione di VENOM completamente assemblato. In alto completamente chiuso, in basso con la struttura laterale trasparente. .	70

Acronimi

ABCS AstroBio CubeSat

ASI Agenzia Spaziale Italiana

CAD Computer-Aided Design - Progettazione assistita da computer

CCR Corner Cube Retroreflector - Riflettori angolari cubici

CISAS Centro di ateneo di Studi e Attività Spaziali

ESA European Space Agency - Agenzia spaziale europea

FEA Finite Element Analysis - Analisi agli elementi finiti

FEM Finite Element Method - Metodo degli elementi finiti

INAF Istituto Nazionale di Astrofisica

JPL Jet Propulsion Laboratory

TRL Technology Readiness Level - Livello di maturità tecnologica

MEO Medium Earth Orbit - Orbita terrestre media

NASA National Aeronautics and Space Administration

VENOM Venture the ExtractioN of Organic Molecules

1 Introduzione

La ricerca della vita al di fuori del nostro pianeta vede Marte come principale protagonista. La sua somiglianza con la Terra e la posizione al confine più esterno della zona abitabile, lo rendono il candidato favorito su cui focalizzare le ricerche.

La risposta alla domanda "siamo soli nell'universo?" parte quindi proprio dal pianeta rosso.

Ci sono diverse ragioni che spingono gli esseri umani ad esplorare Marte, tra queste il fatto che sia il pianeta a noi più accessibile del Sistema Solare.

Marte offre la possibilità di rispondere a domande sull'origine e l'evoluzione della vita e potrebbe diventare un giorno una destinazione di sopravvivenza per il genere umano. [9]

I primi passi compiuti verso l'esplorazione marziana sono stati fatti negli anni '60, quando vennero effettuati i primi flyby¹ del pianeta.

L'inizio delle ricerche sul suolo marziano sono invece datate 1976, quando le sonde Viking 1 e Viking 2 effettuarono le prime raccolte di dati e fotografie della superficie. Le due sonde furono anche le prime ad effettuare esperimenti biologici per rilevare tracce di vita sul pianeta. Tuttavia, questi primi esperimenti portarono a risultati inconcludenti. [18]

Per portare avanti le ricerche, la NASA decise di non mirare a trovare tracce della vita stessa, bensì all'effettuare indagini sull'abitabilità del pianeta.

Finora non sono state trovate prove certe della presenza di vita, ma sono state collezionate numerose prove della presenza di acqua liquida nel passato di Marte.

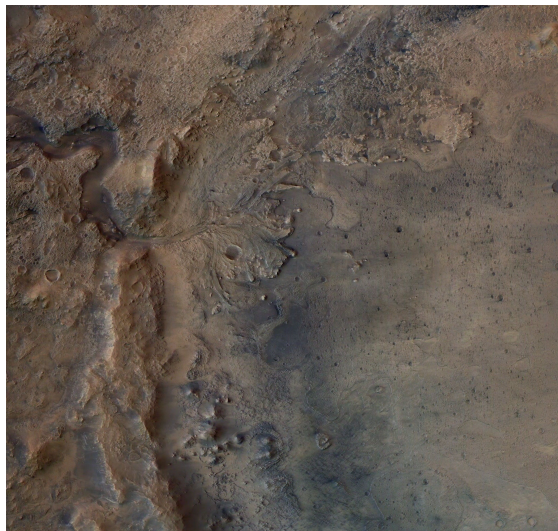


Figura 1: Il cratere Jezero con il delta del fiume.

Fonte: ESA/DLR/FU-Berlin

¹Volo di un veicolo spaziale attorno ad un corpo celeste ad una distanza tale da ottenere dati scientifici.

A supporto di tali prove, con i dati raccolti dal Mars Reconnaissance Orbiter (MRO) lanciato nel 2005, è stato possibile rilevare la presenza di acqua sul pianeta fino a un periodo compreso tra 2 e 2,5 miliardi di anni fa. L'acqua, che forniva un potenziale habitat per la vita microbica, è successivamente evaporata man mano che l'atmosfera andava assottigliandosi. [17]

Con il lancio nel 2011 del rover Curiosity 2.2, la tesi dell'abitabilità di Marte è diventata ancora più forte. Le ricerche hanno fornito prove dell'abbondante presenza d'acqua e di ambienti favorevoli alla vita.

Nel febbraio 2021, con il rover Perseverance 2.3, la NASA ha ufficialmente riaperto l'attività di ricerca della presenza di tracce di vita; il cratere Jezero, rappresentato in figura 1 - un tempo un lago avente anche un delta di un fiume - è stato scelto come luogo ideale dove cercare tracce di composti organici.

Perseverance è dotato di una serie di strumenti sia per esaminare le rocce marziane sia per esplorare il loro contesto ambientale. Il rover sta inoltre raccogliendo e immagazzinando campioni che saranno successivamente riportati a Terra attraverso il programma Mars Sample Return della NASA, in fase di sviluppo.[5]

Le missioni robotiche di esplorazione attive su Marte, oltre a ricercare la presenza della vita, stanno anche aiutando a scoprire le potenziali risorse e i rischi del pianeta per l'essere umano.

Prima di procedere con le spedizioni umane è necessario valutare tutte le possibili problematiche legate all'ambiente ostile, oltre che i possibili rischi biologici.

I campioni raccolti e le analisi effettuate dai rover aiutano a individuare dove risorse importanti, come l'acqua, possano trovarsi e come possano essere sfruttate dalle future missioni umane. [10]

2 Stato dell'arte

L'esplorazione moderna di Marte iniziò nel 1964 con la sonda Mariner 4, ma i primi dettagli si ottennero solo nel 1971 quando la Mariner 9 fornì prove della presenza di acqua fotografando solchi nel terreno che rassomigliavano spartiacque fluviali.

Altre missioni di successo del passato sono state lo sbarco delle sonde Viking 1 e 2 nel 1976, e la messa in orbita del Mars Global Surveyor nel 1996. Quest'ultima durante la sua attività, è riuscita a ricostruire una mappa dettagliata della superficie del pianeta.

Nel 1997 il Sojourner (Figura 2), appartenente alla missione Mars Pathfinder, è stato il primo rover a sbarcare sul suolo marziano. Con questo evento si è iniziata alla vera e propria esplorazione del pianeta.

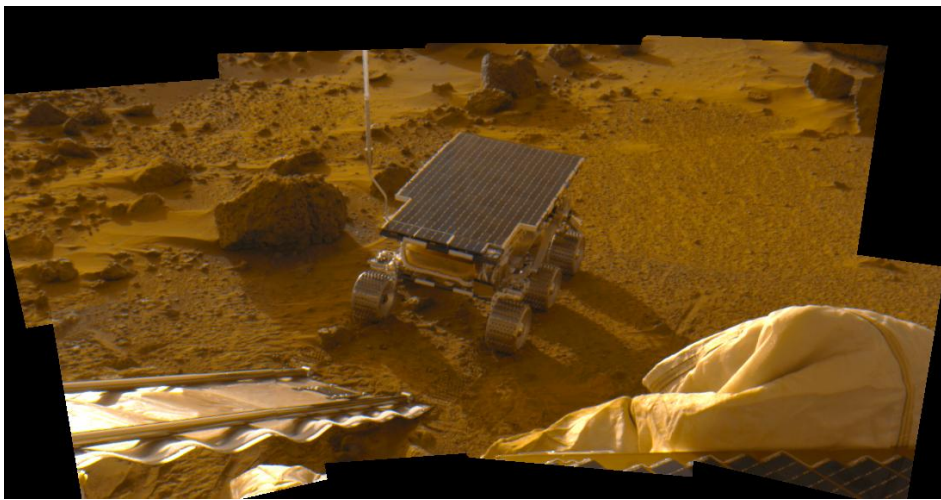


Figura 2: Il rover Sojourner su Marte.

Fonte: NASA/JPL

Le successive missioni dei rover di esplorazione Spirit ed Opportunity esaminarono rocce e minerali. Le loro analisi furono in grado di stabilire che vi era stata davvero presenza di acqua liquida nel passato del pianeta.

La successiva fase di esplorazione è iniziata nel 2011 con il lancio della missione Mars Science Laboratory, il cui rover Curiosity aveva l'obiettivo di studiare formazioni geologiche e dare ulteriori prove della presenza di acqua.

Nel 2020 la missione della NASA Mars 2020 ha presentato il successore di Curiosity, il rover Perseverance. Il suo principale obiettivo è di ricercare l'effettiva presenza di eventuali forme di vita nel pianeta. [41]

I due rover sopra citati saranno approfonditi nelle sezioni 2.2 e 2.3 con anche una descrizione della missione AstroBio del 2022 in sezione 2.4.

2.1 Astrobiologia

L'origine e l'evoluzione della vita nell'Universo è uno dei temi scientifici che negli ultimi anni sta riscontrando un interesse crescente. Con esso si è sviluppato anche un nuovo campo di studi: l'astrobiologia.

L'astrobiologia ha come scopo quello di studiare come si è formata la vita nell'Universo e ricercare se questa è presente anche in altri corpi celesti. Lo studio della vita al di fuori di quella che conosciamo sul pianeta Terra presuppone una profonda comprensione della natura, delle interazioni e dei processi che la supportano ma anche la conoscenza delle interazioni e dei processi che avvengono a livello planetario. Per fornire questa comprensione, l'astrobiologia combina conoscenze e tecniche di molti campi tra cui l'astronomia, la biologia, la chimica, la geologia.

Le principali questioni che vengono affrontate in questo campo riguardano: come si origina ed evolve la vita e di che tipo di ambiente necessita per sopravvivere; come potrebbe essere su altri corpi celesti nel nostro Sistema Solare o al di fuori di esso; come possiamo individuare un corpo celeste abitabile e che futuro ha la vita sul pianeta Terra.

Tracce di vita al di fuori della Terra possono essere cercate nelle cellule conservate nelle rocce o, su scala molto più piccola, in composti chiamati biofirme. Questi sono composti specifici sotto forma di fossili che possono dare indicazioni sugli organismi che li hanno creati. [16] [39] [40]

Con il progresso delle tecnologie e delle conoscenze scientifiche, l'astrobiologia è entrata in sempre più campi e ha permesso di porre le basi per la ricerca e l'individuazione di antichi segni di vita. [21]

2.2 Il rover Curiosity

Il Mars Exploration Program della NASA nasce nel 1993 e si è dimostrato il più articolato programma a lungo termine di esplorazione spaziale dai tempi dell'Apollo. L'obiettivo finale è quello di portare l'uomo sul pianeta rosso attraverso una serie di passi intermedi. Tra questi vi è il Mars Science Laboratory (MSL), rappresentato dal rover Curiosity (figura 3), contenente la più grande e avanzata suite di strumenti scientifici mai inviati prima su Marte. [20]

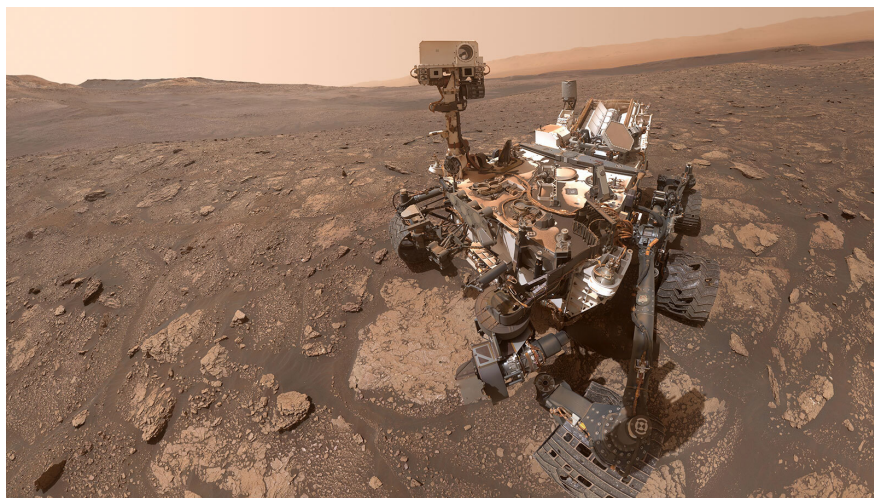


Figura 3: Autoscatto del rover Curiosity su Marte.
Fonte: NASA/JPL-Caltech/MSSS

Gli obiettivi della missione, riportati nella sezione 2.2.1, includono la realizzazione di analisi riguardanti il clima di Marte e la sua geologia, valutando se nel sito di atterraggio - all'interno del cratere di Gale - vi siano mai state condizioni favorevoli alla vita microbica. Come ulteriore obiettivo ha quello di effettuare studi sull'abitabilità del pianeta in modo da poter preparare un eventuale esplorazione umana. [25]

2.2.1 Obiettivi della missione

I principali obiettivi di missione del MSL possono essere racchiusi in quattro macro-categorie:

- **Biologici:** a questo obiettivo sono legate le ricerche di composti organici del carbonio ed elementi chimici costitutivi della vita oltre che l'identificazione di prodotti dei processi biologici;
- **Geologici e geochimici:** la missione si propone di investigare la composizione chimica e mineralogica della superficie marziana e dei suoi materiali geologici oltre che di interpretare i processi che hanno formato e modificato le rocce e il suolo del pianeta;
- **Processi planetari:** l'obiettivo è quello di valutare i processi di evoluzione dell'atmosfera marziana e caratterizzarne lo stato attuale oltre che cercare di determinare il ciclo dell'acqua e dell'anidride carbonica;
- **Radiazione superficiale:** la missione si pone di caratterizzare lo spettro della radiazione superficiale presente sia sul pianeta che durante il viaggio verso di esso. La raccolta di queste informazioni è importante per future missioni umane per valutarne gli effetti ed problematiche sul corpo. [30]

2.2.2 Strumenti scientifici

Curiosity ha al suo interno tra le attrezzature scientifiche più avanzate mai utilizzate prima sulla superficie del pianeta. Tra i numerosi strumenti presenti vi è un braccio robotico, rappresentato in figura 4, che permette al rover di raccogliere ed analizzare le rocce del suolo marziano.

All'estremità di tale braccio è presente una struttura a torretta su cui sono montati cinque strumenti. Due di questi (lo spettrometro a particelle alpha APXS e il Mars Hand Lens Imager MAHLI) sono strumenti che analizzano direttamente il suolo di Marte. I restanti sono invece legati alla funzione di raccolta e preparazione dei campioni. [29]

Per misurare le quantità e i tipi di elementi chimici presenti su una roccia o nel suolo, l'APXS utilizza due tipi di radiazioni: particelle alfa e raggi X. Il MAHLI fornisce invece agli scienziati viste ravvicinate dei minerali, delle strutture delle rocce marziane e dello strato superficiale di detriti rocciosi e polvere. Il team scientifico usa MAHLI per comprendere la storia geologica del sito di atterraggio e selezionare i campioni per effettuare ulteriori indagini. [22] [27]

Gli strumenti di raccolta e preparazione dei campioni sono invece i seguenti:

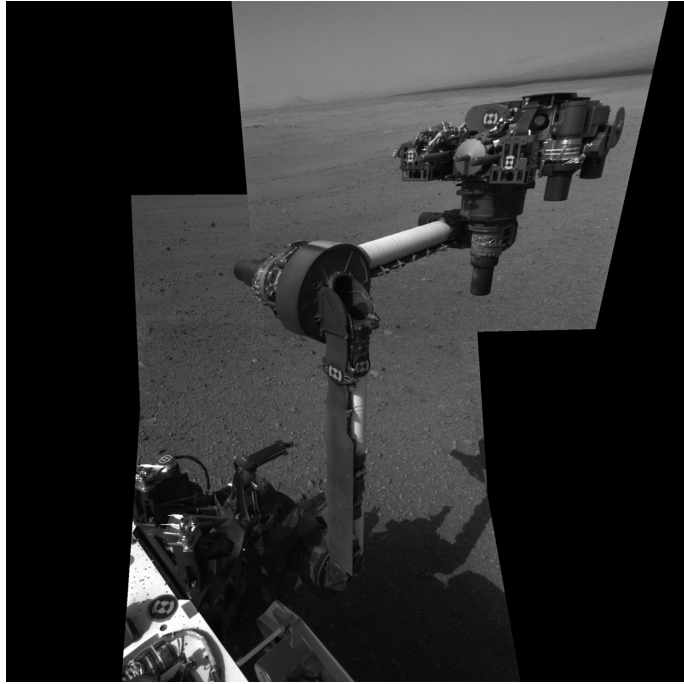


Figura 4: Il braccio robotico di Curiosity.

Fonte: NASA

- CHIMRA - Collection and Handling for In-situ Rock Analysis: questo strumento permette al rover di smistare i campioni di rocce raccolti. Presenta inoltre un sistema di camere e labirinti che consente di ordinarle e setacciarle. Tali rocce saranno poi portate agli strumenti di analisi (SAM e CheMin);
- Il sistema di perforazione: costituito da un trapano, viene utilizzato per raccogliere i campioni fino a 5 cm sotto la superficie della roccia. Il trapano penetra e polverizza il campione fino alla granulometria corretta che viene successivamente inviata agli strumenti di elaborazione per essere analizzata;
- DRT - Dust Removal Tool: questo strumento, dotato di spazzole con setole metalliche, viene usato dal rover per rimuovere strati di polvere da superfici rocciose consentendo agli altri strumenti di analizzare la composizione e la struttura della roccia. In questo modo è possibile stabilire se i campioni provengono da rocce formatesi in acqua o se sono venute in contatto con essa.

Tra gli strumenti di analisi dei campioni troviamo il Sample Analysis at Mars (SAM) costituito a sua volta da tre diversi strumenti che ricercano e misurano sostanze chimiche organiche ed elementi leggeri potenzialmente associati alla vita. SAM occupa all'interno del rover più della metà del carico utile e ha il compito di cercare composti del carbonio studiando i modi in cui vengono generati e distrutti sul pianeta.

I campioni di roccia o terreno vengono riscaldati all'interno del SAM. In questo modo i componenti al loro interno vaporizzano e vengono convogliati ai diversi strumenti. Lo spettrometro di massa separa elementi e composti in base alla massa per l'identificazione e la misurazione; il gascromatografo separa i gas in vari componenti per l'analisi; lo spettrometro laser misura la quantità dei vari isotopi di carbonio,

idrogeno e ossigeno nei gas atmosferici come metano, vapore acqueo e anidride carbonica.

Comprendere l'abbondanza relativa di questi componenti è essenziale per valutare se Marte avrebbe potuto fornire un ambiente favorevole alla vita. [37]

Il Chemistry and Mineralogy instrument (CheMin) identifica e misura l'abbondanza di vari minerali su Marte, indicativi delle condizioni ambientali presenti quando si sono formati. Utilizzando CheMin, gli scienziati sono in grado di studiare il ruolo svolto dall'acqua nella formazione dei minerali. Le diverse tipologie sono collegate a determinati tipi di ambienti e con questo strumento si cercano indizi indicativi di un passato in cui vi era presenza di acqua.

Per preparare i campioni per l'analisi il rover perfora le rocce, raccoglie la polvere fine ottenuta e la consegna a un contenitore per campioni.

CheMin dirige quindi un fascio di raggi X attraverso il materiale; quando interagisce con il campione, alcuni raggi vengono assorbiti e riemessi alle energie caratteristiche degli atomi presenti.

Poiché tutti i minerali diffrangono i raggi X secondo uno schema caratteristico e tutti gli elementi li riemettono con un caratteristico livello di energia, è possibile utilizzare le informazioni della diffrazione per identificare la struttura cristallina dei materiali che il rover incontra. [24]

Ulteriori strumenti sono il ChemCam che tramite un laser, uno spettrografo e una fotocamera identifica la composizione chimica e minerale di rocce e terreni; il Dynamic Albedo of Neutrons (DAN) che cerca cambiamenti nelle energie dei neutroni rilasciati dal sottosuolo marziano, indicando quanta acqua è chimicamente legata nel suolo o nelle rocce. In questo modo riesce a tracciare l'abbondanza di minerali che presentano molecole di acqua nella struttura cristalline. Il Rover Environmental Monitoring Station (REMS) contiene tutti gli strumenti meteorologici necessari per fornire rapporti giornalieri e stagionali sulle condizioni meteorologiche come pressione atmosferica, umidità, radiazione ultravioletta, temperatura di aria e suolo presenti intorno al rover. [23] [26] [35]

Infine il Radiation Assessment Detector (RAD) misura e identifica tutte le radiazioni ad alta energia sulla superficie marziana includendo non solo la radiazione diretta proveniente dal Sole e dallo spazio, ma anche la radiazione secondaria prodotta dall'interazione con l'atmosfera, le rocce e il suolo.

RAD raccoglie dati che consentono di calcolare la dose equivalente a cui gli astronauti sarebbero esposti sulla superficie di Marte. Valuta anche il pericolo rappresentato dalle radiazioni per la potenziale vita microbica, passata e presente, sia sopra che sotto la superficie marziana. Inoltre, indaga su come le radiazioni hanno influenzato la composizione chimica e isotopica delle rocce e del suolo.

Questo strumento è uno dei primi inviati su Marte appositamente per prepararsi alla futura esplorazione umana. [34]

2.2.3 Scoperte effettuate

Dopo l'atterraggio nel cratere di Gale, Curiosity ha raccolto campioni di terreno che hanno rivelato la presenza di diversi composti chimici quali acqua, zolfo, azoto, ossigeno, fosforo, carbonio e sostanze contenenti cloro.

Le molecole organiche sono state scoperte dopo una lunga ricerca effettuata dallo strumento SAM in diversi campioni. La scoperta non significa necessariamente che ci sia stata vita su Marte, ma dimostra che esistevano gli ingredienti di base affinché si potesse sviluppare.

Durante il viaggio verso Marte, Curiosity ha sperimentato livelli di radiazioni che superano il limite stabilito dalla NASA per gli astronauti se lasciati senza protezione. Lo strumento RAD ha individuato due tipologie di radiazioni che pongono potenziali rischi per la salute degli astronauti. Il primo riguarda i raggi cosmici galattici, particelle causate da esplosioni di supernove e altri eventi ad alta energia al di fuori del Sistema Solare. Il secondo vede le particelle energetiche solari associate ai brillamenti solari e alle espulsioni di massa coronale dal Sole. I dati ottenuti dal Curiosity verranno quindi sfruttati per progettare missioni sicure per future esplorazioni umane.

La missione Mars Science Laboratory ha rappresentato un enorme passo avanti nell'esplorazione di Marte e ha aperto la via alla successiva missione di ricerca della vita sul pianeta con il rover Perseverance. [36]

2.3 Il rover Perseverance

Con le missioni precedenti era stato scoperto che c'era stata la presenza di acqua liquida su Marte.

Dopo che Curiosity ha analizzato l'abitabilità del pianeta, trovato possibili nutrienti e fonti di energia che sarebbero potuti essere sfruttati da microbi e stabilito che sul pianeta ci fossero state zone favorevoli allo sviluppo di forme di vita, Perseverance sta continuando il lavoro cercando effettivi segni della presenza di vita.

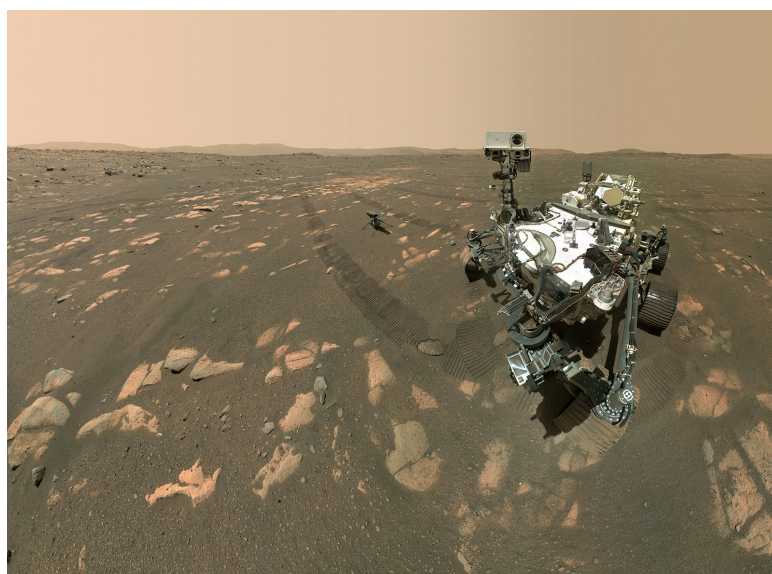


Figura 5: Autoscatto del rover Perseverance con l'elicottero Ingenuity su Marte.
Fonte: NASA/JPL-Caltech/MSSS

Il rover è atterrato nel cratere Jezero, formatosi in seguito all’impatto successivo di due meteoriti. Il primo ha formato un cratere di circa 1200 km di diametro modificando la roccia alla base dello stesso. Il secondo, più piccolo, generò il luogo dove opera ora Perseverance. Tale località è ritenuta dagli scienziati promettente visto che questa serie di eventi è probabile abbia creato ambienti favorevoli alla vita. [33]

Tra le varie attività che il rover sta compiendo su Marte troviamo: la raccolta e lo stoccaggio di campioni rocce di particolare interesse; la realizzazione di test di tecnologie per la futura esplorazione robotica e umana del pianeta. [38]

2.3.1 Obiettivi di missione

Gli obiettivi scientifici principali di Perseverance sono racchiusi in quattro categorie, e ricalcano gli obiettivi previsti per il rover Curiosity:

- Caratterizzare la geologia: Perseverance è progettato per studiare i reperti rocciosi e rivelare di più sui processi geologici che hanno creato e modificato la crosta e la superficie marziana nel tempo. Il rover cerca anche tracce di rocce che si sono formate nell’acqua e che conservino prove di sostanze organiche;
- Caratterizzare il clima: le condizioni climatiche marziane del passato sono al centro della missione del rover che è alla ricerca di prove di ambienti abitabili in cui la vita microbica avrebbe potuto esistere in passato.
- Determinare se la vita è mai esistita: Perseverance è il primo rover avente come obiettivo quello di concentrare le analisi alla ricerca di segni di biofirme in campioni di roccia. I primi rover infatti si sono soffermati sul dare una conferma definitiva della presenza passata di condizioni abitabili su Marte.
- Preparare l’esplorazione umana: il rover sta dimostrando le tecnologie chiave per l’utilizzo delle risorse naturali nell’ambiente marziano per il supporto vitale e il carburante. Sta inoltre monitorando le condizioni ambientali in modo da comprendere al meglio come proteggere dall’ambiente ostile futuri esploratori umani. [28]



Figura 6: Set delle punte a disposizione del trapano: una da regolite, 6 da carotaggio e 2 abrasive.

Fonte: NASA.

2.3.2 Strumenti scientifici

Il design del Curiosity funge da base per quello del Perseverance. Come il suo predecessore, anche Perseverance è dotato di un braccio robotico di circa 2 metri che, grazie alle 3 articolazioni, permette di avere cinque gradi di libertà.

All'estremità del braccio si trovano cinque strumenti: SHERLOC e WATSON, PIXL, GDRT, il sensore di contatto con il suolo ed il sistema di perforazione costituito dal trapano.

Il trapano, perforando la superficie marziana, permette di raccogliere campioni per effettuarne analisi. È dotato di sei punte di tre tipologie differenti allocate in un sistema a carosello. Due di queste sono usate per raccogliere direttamente i campioni all'interno delle provette, la terza tipologia costituita da una punta abrasiva, viene usata per raschiare la superficie delle rocce ed esporre parti che non siano state in contatto con agenti atmosferici (Figura 6). [32]

All'estremità del braccio è presente la torretta su cui sono montati diversi strumenti di seguito riportati:

- SHERLOC (Scanning Habitable Environments with Raman and Luminescence for Organics and Chemicals): pensato per studiare i minerali, utilizza spettrometri, un laser ed una fotocamera per cercare sostanze organiche e minerali che sono stati alterati dagli ambienti acquosi e che potrebbero dare segni di vita microbica (Figura 7).

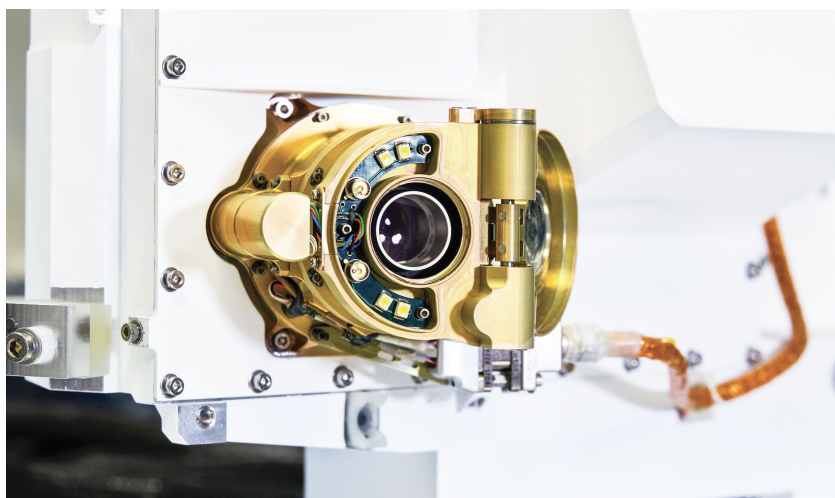


Figura 7: Lo strumento SHERLOC.

Fonte: NASA/JPL-Caltech

- WATSON (Wide Angle Topographic Sensor for Operations and eNginEering): costituito da una telecamera che, oltre a supportare SHERLOC, fornisce anche immagini dei vari sistemi del rover come le ruote e gli strumenti posizionati in basso.
- PIXL (Planetary Instrument for X-ray Lithochemistry): è costituito da uno spettrometro a fluorescenza a raggi X che contiene un imager ad alta risoluzione per determinare la composizione elementare su piccola scala dei mate-

riali presenti sulla superficie marziana. Le informazioni raccolte vengono poi utilizzate per decidere gli obiettivi scientificamente più interessanti.

La torretta è inoltre dotata di un sensore che segnala al braccio di fermarsi proteggendolo da eventuali danni nel caso di contatto con la superficie. Il rover ha anche il compito di raccogliere ed immagazzinare campioni che si prevede possano essere inviati a Terra con una missione dedicata.

Le tre fasi di gestione dei campioni sono:

1. **Raccolta dei campioni:** la parte inferiore del rover ospita l'attrezzatura e i materiali necessari per la raccolta dei campioni. Contiene un carosello rotante avente i diversi tipi di punte per il trapano. Al suo fianco si trovano 43 provette per la raccolta dei campioni. Un ulteriore braccio, più piccolo del principale, preleva e colloca le provette sul trapano e trasferisce i campioni pieni nello spazio dove vengono sigillati e conservati.

Le misure di protezione da contaminazione biologica in atto per il rover sono molto stringenti. Proprio per questo motivo cinque delle 43 provette fungono da "provette testimone". Queste sono simili alle provette campione ma sono precaricate con una serie di materiali testimone in grado di catturare contaminanti molecolari e particolati, come per esempio gas che possono essere rilasciati o "degassati" da diversi materiali sul rover, residui chimici derivanti dall'accensione del sistema di propulsione di atterraggio o qualsiasi altro materiale terrestre organico o inorganico che potrebbe essere arrivato su Marte a bordo del rover. Tali provette non sono adibite alla raccolta di campioni, ma verranno ugualmente sigillate e conservate.

Se i campioni verranno riportati sulla Terra in futuro, la presenza di queste provette permetterà di determinare se durante la raccolta erano presenti contaminanti terrestri.

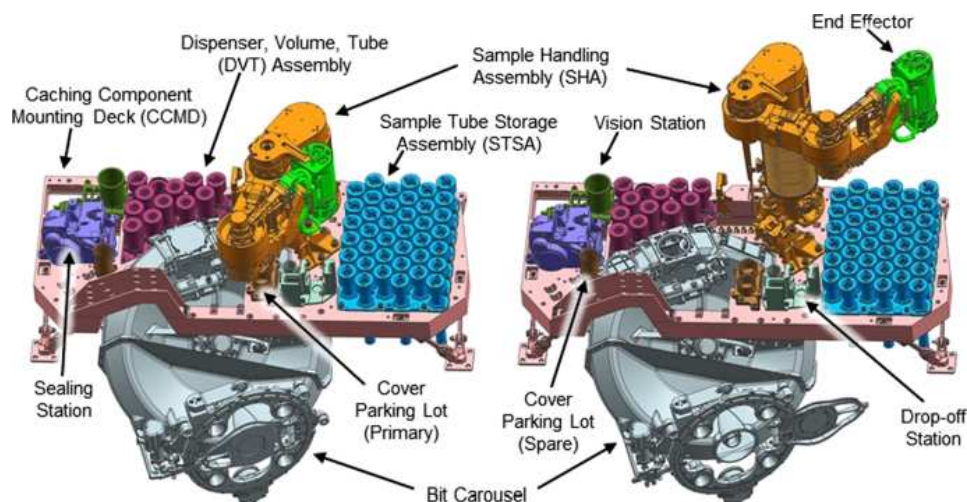


Figura 8: Rappresentazione CAD del sistema di stoccaggio dei campioni con a sinistra il braccio riposto e le porte del carosello chiuse, a destra il braccio esteso e le porte del carosello aperte.

Fonte: NASA

2. **Sigillatura e conservazione** del campione a bordo: dopo aver raccolto il campione la provetta viene portata alla stazione di ispezione e sigillatura. Una volta sigillate ermeticamente le fiale sono conservate all'interno del rover fino a quando non avviene il loro rilascio sulla superficie.
3. **Deposito dei campioni** in uno o più luoghi specifici: nel momento e luogo prestabiliti i campioni vengono depositati. La posizione o le posizioni dei luoghi di deposito devono essere ben documentate sia da coordinate locali sia da coordinate precise ottenute da misurazioni orbitali.

Ulteriori strumenti presenti all'interno di Perseverance sono: [31]

- Mastcam-Z: costituito da un sistema di telecamere avanzato avente possibilità di effettuare zoom. Lo strumento determinerà anche la mineralogia della superficie marziana e assisterà il rover nelle operazioni;
- MEDA (Mars Environmental Dynamics Analyzer): formato da una serie di sensori che forniranno misurazioni di temperatura, velocità e direzione del vento, pressione, umidità relativa e dimensione e forma della polvere;
- MOXIE (Mars Oxygen ISRU Experiment): costituisce uno strumento che sperimenta la produzione di ossigeno dal biossido di carbonio presente nell'atmosfera marziana. Questa tecnologia potrebbe anche essere sfruttata da futuri astronauti per produrre ossigeno necessario per la respirazione e per la combustione del carburante;
- RIMFAX (Radar Imager for Mars' Subsurface Experiment): costituito da un radar che penetrando nel terreno che fornisce una risoluzione su scala centimetrica della struttura geologica del sottosuolo.

2.3.3 Scoperte effettuate

Una delle prime scoperte effettuate dal rover riguarda proprio il suo luogo di atterraggio. Dopo la prima perforazione è risultato che il substrato roccioso del cratere Jezero era costituito da due tipi di roccia ignea: uno formatosi nel sottosuolo dal magma e l'altro dall'attività vulcanica superficiale. È stato inoltre possibile concludere che le rocce nel cratere hanno più volte interagito con l'acqua e che alcune contengono molecole organiche.

A causa della sua modalità di formazione, la roccia ignea non è l'ideale per preservare eventuali segni di vita. Al contrario, le rocce sedimentarie presenti lungo il delta del fiume si formano spesso in ambienti acquatici adatti alla vita ed hanno una maggiore capacità di preservarla. È proprio in questa zona che il rover sta raccogliendo campioni che possano essere poi inviati a Terra per essere analizzati. [13]

Un'ulteriore scoperta arriva dallo strumento SHERLOC. Lo strumento ha individuato molecole contenenti carbonio non solo all'interno ma anche sulla polvere di rocce che non sono state abrase. La conferma della presenza di sostanze organiche non rappresenta tuttavia una prova che una volta su Jezero esistesse la vita. Esistono infatti meccanismi biologici che non danno origine a sostanze organiche. Curiosity durante la sua missione aveva rilevato la presenza di sostanze organiche nel cratere di Gale, il progresso compiuto da SHERLOC riguarda la capacità di

mappare la distribuzione spaziale di tali sostanze all'interno delle rocce, mettendole in relazione con i minerali trovati.

In questo modo si riesce a comprendere l'ambiente in cui si sono formate ma sono necessarie ulteriori analisi per determinare il come si siano formate.

La conservazione di sostanze organiche all'interno delle rocce - indipendentemente dall'origine - significa che anche potenziali biofirme potrebbero essersi preservate. La questione tuttavia è ancora aperta e potrebbe non essere risolta finché i campioni non verranno riportati sulla Terra. Quando questi verranno analizzati è molto probabile saranno fonte di numerose scoperte scientifiche. [2]

2.4 Il cubesat AstroBio

AstroBio CubeSat (ABCS) è un cubesat 3U che ospita un mini laboratorio per le ricerche nel campo dell'astrobiologia, delle scienze della vita, della biotecnologia e delle tecnologie farmaceutiche.

Il progetto è sostenuto dall'Agenzia Spaziale Italiana in collaborazione con l'Istituto Nazionale di Astrofisica, l'Osservatorio Astrofisico di Arcetri e la Scuola di Ingegneria Aerospaziale dell'Università Sapienza di Roma.

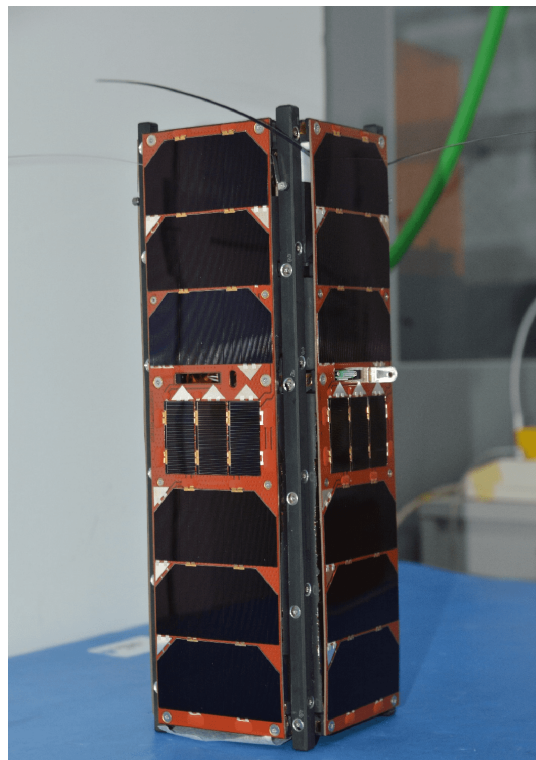


Figura 9: Il cubesat AstroBio

Fonte: Nanosat Database

2.4.1 Obiettivi di missione

L'obiettivo del progetto è testare in orbita MEO (all'interno della cintura di Van Allen) un laboratorio automatico basato sulla tecnologia lab-on-chip avente un sistema

di assemblaggio simile ad un origami. Il sistema fornisce una piattaforma multiparametrica in situ altamente integrata che utilizza test immunologici sfruttando il rilevamento della chemiluminescenza.

2.4.2 L'esperimento

Gli esperimenti mireranno a valutare i test funzionali del dispositivo (consegna di reagenti, miscelazione di sostanze chimiche, rilevamento di fotoni emessi, elettronica, archiviazione e trasmissione di dati) e la stabilità di sostanze chimiche e biomolecole in ambiente spaziale per condurre indagini astrobiologiche. [1]

L'insieme, rappresentato in figura 10, è piegato in tre livelli: gli ingressi al livello 1, i canali fluidici al livello 2 e il sistema di detezione al livello 3.

Le pompe peristaltiche iniettano liquidi all'interno degli ingressi, dove sono posizionati i tamponi, e successivamente fluiscono verso i canali fluidici. Tutti i canali di livello, tranne quelli fluidici, sono resi idrofobici per garantire il flusso del liquido esclusivamente lungo di essi. Posti immediatamente sotto i canali si trovano i siti di reazione, la cui geometria dipende dalle caratteristiche dei reagenti. Una volta che i liquidi entrano in contatto con i reagenti vengono effettuate le reazioni.

Quando il sistema di erogazione fornisce un volume di reagente liquido alla piattaforma di partenza, le forze capillari guidano i reagenti attraverso il percorso dell'origami. Durante il flusso, i reagenti liquidi si solubilizzano e trasportano i reagenti depositati, innescando delle specifiche reazioni.

Le sperimentazioni mirano a valutare:

- i test funzionali del dispositivo (consegna di reagenti, miscelazione di sostanze chimiche, rilevamento di fotoni emessi, elettronica, archiviazione e trasmissione dei dati);
- la stabilità delle sostanze chimiche e delle biomolecole impiegate in condizioni spaziali per verificarne l'impatto sulle indagini astrobiologiche.

La validazione in orbita della tecnologia proposta rappresenta un passo avanti significativo per l'esecuzione autonoma di esperimenti bioanalitici nello spazio, con potenziale applicazione nell'esplorazione planetaria. In questo modo si potrebbero rilevare biomarcatori, fornire assistenza sanitaria agli astronauti, monitorare l'ambiente delle stazioni spaziali e altro ancora.

2.4.3 Risultati ottenuti

L'analisi dei dati di volo ha dimostrato che la tenuta della struttura chiusa ermeticamente ha funzionato correttamente durante tutta la missione, con un tasso di perdita inferiore al valore nominale per la tenuta al gas. Inoltre è stato dimostrato che le variazioni di pressione corrispondevano a variazioni di temperatura all'interno della struttura, fornendo una seconda prova dell'assenza di perdite durante la durata della missione.

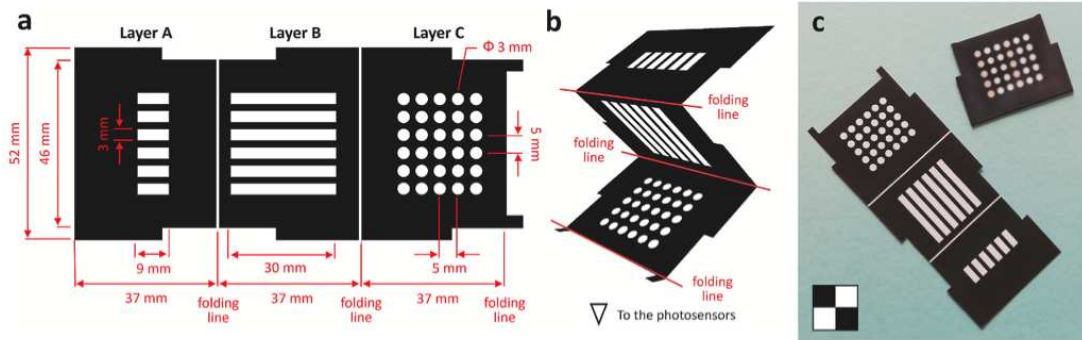


Figura 10: Layout della piastra piegata ad origami.

Fonte: AstroBio CubeSat

Sebbene un'anomalia verificatasi durante l'esecuzione degli esperimenti non abbia consentito l'osservazione della chemiluminescenza, che avrebbe fornito una completa validazione del carico utile, l'architettura del sistema ha permesso di verificare quali componenti hanno funzionato nominalmente, consentendo così la validazione del lab-on-chip. [8] [19]

3 Il progetto VENOM

Come citato nei capitoli precedenti, la ricerca delle biofirme molecolari si delinea come obiettivo principale nei programmi di esplorazione planetaria. Queste hanno la capacità di offrire prove della presenza di vita direttamente osservabili al contrario di altri tipi di biofirme, dove la produzione biologica viene solamente dedotta.

Insieme alle biofirme, anche il rilevamento di materiale organico gioca un ruolo fondamentale nello stabilire l'abitabilità di un pianeta. Composti organici semplici sono nutrienti essenziali per le forme di vita e il loro ritrovamento potrebbe essere usato come prova di abitabilità.

Allo stesso tempo, la ricerca di molecole organiche complesse potrebbe identificare tracce di vita estinta. Proprio per questo l'analisi in situ con tecniche all'avanguardia diventa fondamentale per estrarre e rilevare molecole organiche e biofirme molecolari.

La presenza di composti organici rilevanti su pianeti potrebbe essere correlata all'origine del Sistema Solare e alle condizioni iniziali presenti nella nube molecolare interstellare da cui si è condensato.

Per rilevare i biomarcatori, è essenziale un preciso processo di preparazione del campione. Il processo prevede la liquefazione, il filtraggio (per eliminare potenziali particelle solide del terreno), la dissalazione e la concentrazione, quest'ultima essenziale per rilevare le molecole a livelli inferiori a una parte per milione.

La capacità di rilevare biomolecole appartenenti ad un'ampia gamma di dimensioni molecolari, con origini biotiche inequivocabili, migliorerebbe significativamente la robustezza della strategia di rilevamento della vita nello spazio, permettendo di avanzare sempre di più con la ricerca della vita su Marte. [6]

3.1 Lo strumento

Lo strumento VENOM (Venture the ExtractioN of Organic Molecules) si basa su una tecnica di rilevamento molto potente che permette di identificare una vasta gamma di composti biogenici, che vanno da piccole biomolecole a grandi strutture come le cellule.

L'obiettivo del progetto è quello di sviluppare una breadboard lab-on-chip miniaturizzata e innovativa che funga da piattaforma in situ altamente integrata e multiparametrica. Questa piattaforma utilizzerà test immunologici ed enzimatici per rilevare, identificare e valutare i composti biogenici con una sensibilità che raggiunge la parte per miliardo.

Il progetto mira alla realizzazione di uno strumento che dia prova di: robustezza rispetto alle procedure di sterilizzazione per soddisfare i requisiti di protezione planetaria; idoneità rispetto alle condizioni operative per la durata della missione; effettuare un efficace stoccaggio dei rifiuti a seguito della rimozione degli scarti dei campioni analizzati.

Lo strumento proposto è dotato di sensori e attuatori integrati che automatizzano l'esecuzione delle fasi di estrazione, separazione e rilevamento. Il dispositivo è costituito da tre componenti principali:

- **Modulo di campionamento:** responsabile della raccolta e dell'inserimento dei campioni nel sistema. La progettazione del design di questo sottosistema verrà affrontata in questo elaborato;

- **Modulo di rete microfluidica:** dedicato alla gestione dei reagenti liquidi in tutto il sistema. Esegue attività come il filtraggio e la dissalazione del campione.

La rete microfluidica è costituita da attuatori fluidici, valvole e scomparti di miscelazione dei reagenti azionati da pompe. L'erogazione di campioni e reagenti è attuata da mini attuatori bidirezionali (come per esempio pompe peristaltiche).

Il flusso del liquido circolante nella rete viene controllato da un flussimetro in modo tale da mantenere costante la portata. È inoltre previsto un serbatoio di scarti per raccogliere le soluzioni già analizzate, in modo da evitare qualsiasi dispersione e contaminazione dell'ambiente marziano. Il serbatoio degli scarti è univoco per tutte le soluzioni usate per le analisi ed è integrato nel modulo della rete microfluidica. Per la sua costruzione è previsto l'uso di un materiale elastico per evitare un'entrata o un'uscita d'aria quando il liquido esce o entra nel serbatoio.

- **Modulo di rilevamento:** progettato per rilevare e quantificare la presenza di biomarcatori. Utilizza microsfere magnetiche per isolare le biomolecole e impiega la chemiluminescenza per il loro rilevamento. La chemiluminescenza è considerata una tecnica di rilevamento molto vantaggiosa per i dispositivi lab-on-chip, poiché offre elevata rilevabilità in piccoli volumi, elevata specificità e semplici requisiti strumentali.

Per ciascun reagente verrà sviluppato uno specifico test immunologico o enzimatico basato sulla rilevazione in chemiluminescenza. Ognuno verrà poi analizzato sfruttando le microsfere magnetiche come tecnica di isolamento delle biomolecole. Queste sono sferette plastiche ($< \mu\text{m}$) con all'interno ossido di ferro e la cui superficie esterna viene funzionalizzata; presentano cioè delle catene di composti organici con la specifica funzione di legarsi a determinati gruppi funzionali, in modo che questi possano legarsi a loro volta alla superficie delle sfere. Una volta avvenuto il legame è necessario eliminare i componenti organici non di interesse attraverso due lavaggi con delle soluzioni dei solventi. Durante tali lavaggi le microbeads sono conservate accendendo un magnete. Successivamente vanno separate le componenti organiche dalle superfici delle beads attraverso l'eluizione con un solvente. Il campione viene poi mandato al modulo di detezione.

Alla fine del processo le microbeads sono inviate al serbatoio degli scarti.

Un compito importante del progetto è di garantire la stabilità a lungo termine dei reagenti in tutte le fasi, dal lancio all'utilizzo su Marte.

Proprio per questo motivo VENOM è dotato di un sottosistema di controllo termico sia attivo che passivo.

Tutto l'interno dello strumento deve essere mantenuto a temperatura e pressione ambiente ($\simeq 20^\circ\text{C}$, 1 bar). Un controllo attivo viene implementato nel caso in cui il controllo passivo non sia sufficiente a proteggere i reagenti e i prodotti chimici durante il viaggio. Questi hanno infatti bisogno di essere stoccati ad una temperatura

$\geq 10^{\circ}\text{C}$.

Sebbene sia stata studiata la stabilità a lungo termine degli anticorpi in condizioni spaziali, strategie di conservazione per altri reagenti saranno testate durante lo sviluppo del progetto.

VENOM è concepito per dimostrare una capacità completa e avanzata di gestione di campioni extraterrestri, trattamento di fluidi e rilevazione precisa di biomarcatori. Alla fine del progetto il livello di preparazione tecnologica dello strumento dovrà essere pari a un TRL 5, con la realizzazione della breadboard che abbia effettuato le verifiche in un ambiente che sia riconducibile a quello operativo. [7]

4 Caso in esame

Come accennato in sezione 3.1, il lavoro presentato in questo elaborato riguarda la realizzazione del modello preliminare del sistema di raccolta campioni per lo strumento VENOM.

L'esperimento prevede la raccolta di 100 mg di materiale proveniente dal suolo marziano all'interno di una fiala di almeno 200 ml di volume. A questi vengono aggiunti 200 ml di acqua contenente un reagente; l'inserimento avviene in modo tale che ci sia miscelazione tra le due fasi. La miscela viene poi portata alla temperatura di 80°C da un riscaldatore per favorire il rilascio del materiale organico. Sia la presenza del reagente che l'aumento di temperatura permettono di disciogliere le tracce biologiche presenti nel campione, consentendone la valutazione. Uno schema rappresentativo dei collegamenti presenti nella fiala è mostrato in figura 11.

Una volta scaldato il contenuto, 100 μ l di campione vengono prelevati e inviati al modulo di detezione, dove avviene la miscelazione con le micro sfere magnetiche e i solventi. Le microsfeere isolano le biomolecole in modo che possano essere rilevate attraverso la tecnica della chemiluminescenza.

Il sistema fluidico viene poi pulito per eseguire un'altra analisi con un solvente diverso. Il campione analizzato in precedenza viene portato in un serbatoio, adibito alla raccolta degli scarti.

La rete fluidica è controllata da una serie di pompe e valvole, la cui schematica è rappresentata in figura 12.

In questa fase di design preliminare ci si è soffermati sulla realizzazione di una sola provetta. L'obiettivo è quello di realizzare un meccanismo affidabile e che sia il più semplice possibile.

Le iterazioni che hanno portato alla scelta del design finale sono riportate in sezione 4.1. I modelli presentati sono stati realizzati tramite Solidworks, un software che permette la creazione di disegni 2D e 3D di solidi e superfici.

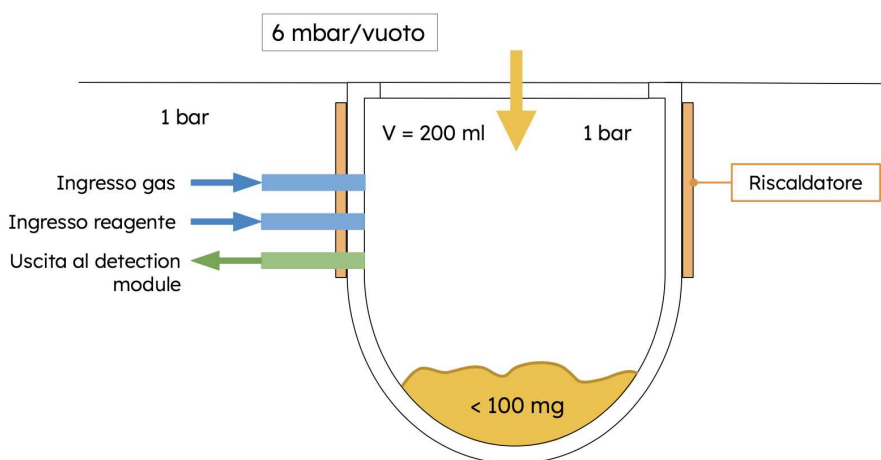


Figura 11: Schematica della fiala di raccolta dei campioni. Sono evidenziati gli ingressi e le uscite necessarie e le caratteristiche principali del sistema.

4.1 Meccanismi individuati

Il filo conduttore che ha guidato il processo iterativo è stato la successiva semplificazione del design. In questo modo si è cercato di rendere più affidabile possibile il meccanismo di apertura per una futura realizzazione dello strumento.

Per semplicità di narrazione, nelle successive sezioni ci si riferirà alla struttura esterna come cubesat, anche se lo strumento non può essere allocato all'interno della categoria.

4.1.1 Apertura con motore e magnete

La prima iterazione del design è rappresentata in maniera schematica in figura 13. Il sistema prevede una fiala montata sulla struttura, in modo che sia a contatto con l'ambiente esterno. Sopra è posizionato il tappo, azionato da un motore, avente l'apertura verso l'esterno. La chiusura viene assicurata da un magnete posto all'estremità opposta del motore.

Il magnete è stato aggiunto per garantire la chiusura sia durante la fase di trasferimento verso Marte, che durante l'esecuzione delle analisi.

Questo primo design presenta numerose problematiche; la prima riguarda la chiusura magnetica.

Questa non garantisce una compressione uniforme delle guarnizioni, causando una depressurizzazione del sistema durante l'esperimento.

Una seconda problematica legata sempre a questa tipologia chiusura riguarda la dimensione del magnete da utilizzare.

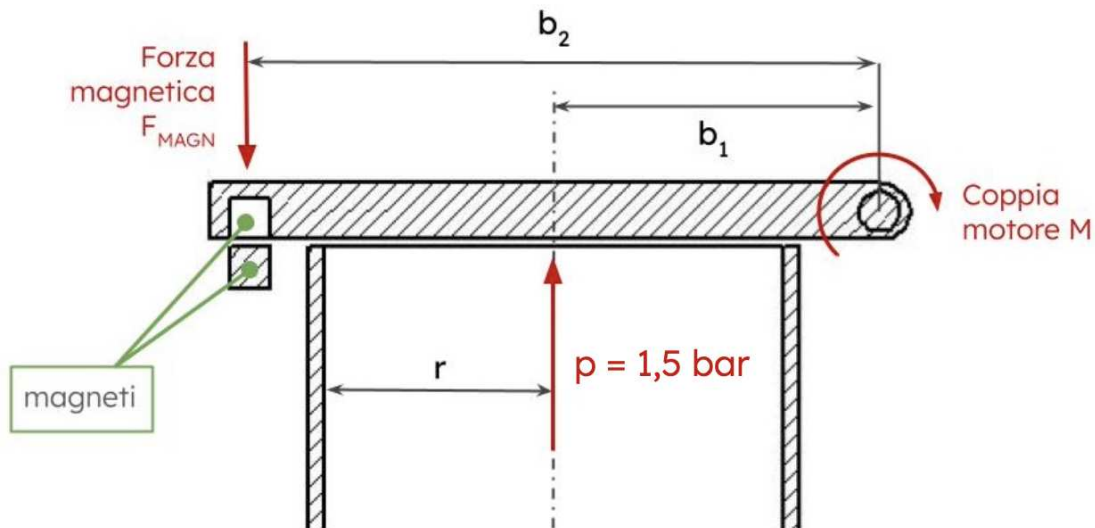


Figura 13: Schematica del meccanismo di apertura con chiusura magnetica.

Consideriamo lo schema in figura 13 con la fiala avente raggio interno r . Si chiamino la distanza tra il centro di rotazione del tappo e il punto di applicazione della risultante della forza di pressione b_1 , la distanza tra il centro di rotazione del tappo e il punto di applicazione della forza magnetica b_2 . Si suppongono $r = 27,5 \text{ mm}$, $b_1 = 40 \text{ mm}$, $b_2 = 80 \text{ mm}$ ed una pressione interna $p = 1,5 \text{ bar}$, in modo tale da

ottenere dei risultati che presentino un certo margine di sicurezza. Tali dimensioni sono state scelte in modo da mantenere l'altezza totale della fiala entro i 10 cm (altezza massima della struttura).

Con questi dati si ottiene una forza pari a $F_p = \pi r^2 p = 356,37 \text{ N}$ da cui risolvendo l'uguaglianza $F_p b_1 = F_{Magn} b_2$, si ricava una forza di attrazione magnetica $F_{Magn} = 178,19 \text{ N}$.

Il magnete deve quindi esercitare $F_{Magn} / g = 178,19 \text{ N} / 9,81 \text{ m/s}^2 = 18,16 \text{ kg}$ di forza di attrazione in modo da almeno eguagliare forza data dalla pressione. Dischi magnetici di questo tipo in commercio hanno un diametro di 30 mm e un'altezza di 10 mm, troppo grandi per l'applicazione richiesta.

Una seconda problematica riguarda il posizionamento del motore. L'albero, dovendo essere allineato con il perno del tappo, si trova al di fuori della struttura del cubesat, sfiorando così le dimensioni previste per lo strumento.

VENOM, non essendo dotato di un sistema di movimento autonomo, dovrà essere integrato ad un rover che possa raccogliere per lui i campioni da analizzare.

Un criticità che può insorgere con l'utilizzo di un braccio robotico, e che va tenuta in considerazione, riguarda il suo grado di precisione. Se questo dovesse accidentalmente urtare e rompere il tappo aperto, il risultato sarebbe un fallimento di tutto l'esperimento.

Viste le numerose problematiche di questo primo meccanismo, si è proseguito con la seconda iterazione.

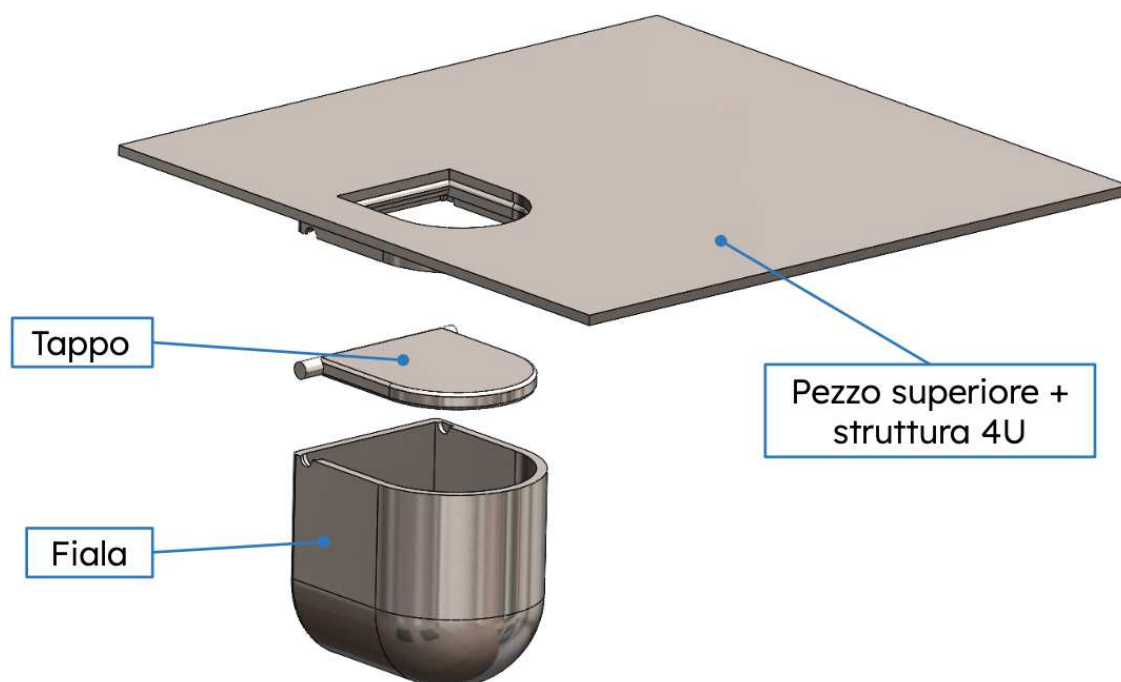


Figura 14: Vista esplosa del meccanismo con apertura verso l'interno con identificazione dei tre componenti.

4.1.2 Apertura verso l'interno

Una seconda proposta prende in considerazione l'apertura verso l'interno della fiala. Il modello del meccanismo è rappresentato in figura 14.

Il sistema in questo caso è diviso in tre pezzi per consentirne la costruzione. Il primo componente è parte integrante di una faccia del cubesat (considerato un $4U^2$); il secondo è costituito dalla fiala vera e propria, avente un volume pari a 200 ml; la terza parte è costituita dal tappo.

Quest'ultimo, azionato da un motore, garantisce la chiusura andando in battuta con il pezzo integrato sulla faccia, come mostrato in figura 15.

La tenuta della pressione interna è garantita dalla presenza di una guarnizione posta lungo tutto il bordo della chiusura. Un secondo punto dove va garantita la tenuta della pressione è rappresentato dal perno attorno a cui ruota il tappo. Anche qui è stata prevista una guarnizione di tipo O-ring per scongiurare la possibilità di perdite.

Per poter garantire l'apertura del tappo, è necessario avere un motore in grado di esercitare una coppia tale da vincere la forza generata dalla pressione interna alla fiala, che tende a tenere chiuso il meccanismo.

Considerando un'area della chiusura pari a $A = 2,5 \times 10^{-3} \text{ m}^2$, una pressione interna di 1,5 bar e una distanza tra il perno ed il centro di applicazione della forza di pressione pari a $b = 30 \text{ mm}$ (posta al centro del tappo), si ottiene una coppia pari a $M_{Mot} = A p b = 11,42 \text{ Nm}$. Anche in questo caso però il motore si trova al di fuori della struttura, sforando così le dimensioni previste per lo strumento.

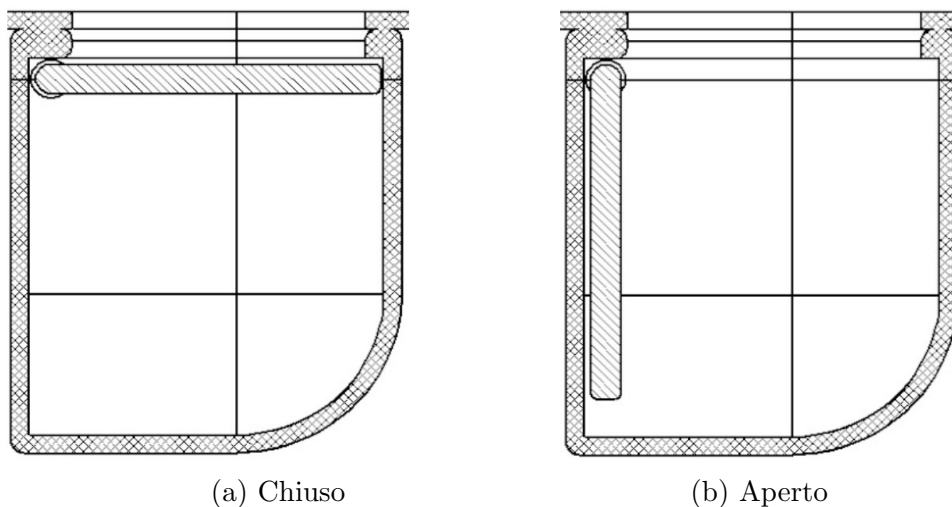


Figura 15: Visualizzazione in 2D del meccanismo nelle due configurazioni.

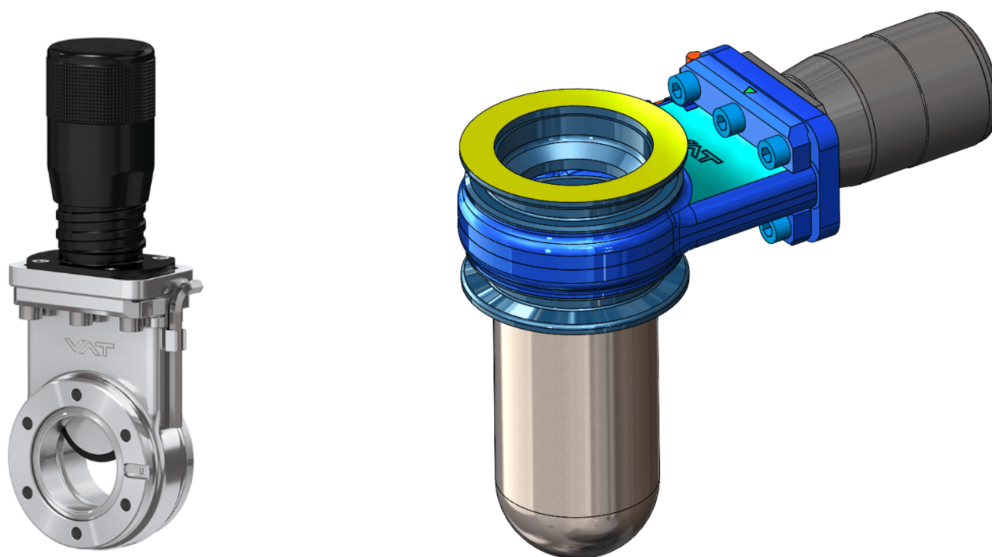
A questa problematica si aggiunge anche che la superficie superiore del tappo possa essere sporcata durante l'inserimento del materiale raccolto. Tale possibilità può causare una degradazione le prestazioni delle guarnizioni, compromettendo la riuscita dell'esperimento.

Sebbene questo design sia indirizzato verso una buona strada, le problematiche citate hanno portato al proseguimento delle iterazioni.

²Unità cubesat: le unità cubesat sono costituite da dei cubi 10x10x10 cm assemblabili tra loro in varie configurazioni.

4.1.3 Valvola a ghigliottina

Per il terzo design si è effettuata una ricerca in ambito industriale, nel campo delle applicazioni ad alto vuoto. Tra le proposte in commercio si è individuato il meccanismo con la valvola a ghigliottina, in figura 16(a).



(a) Valvola a saracinesca della VAT. (b) Valvola con assemblata la fiala.

Figura 16: Valvole a saracinesca.

Fonte: VAT

Assemblando alla valvola la fiala per la raccolta dei campioni, si ottiene il meccanismo completo (Figura 16(b)). L'apertura del tappo è azionata da un motore che fa scorrere la saracinesca.

Dalle specifiche ottenute dalla scheda tecnica di questo tipo di valvole, realizzate dalla VAT, le perdite di pressione sono dell'ordine di 10^{-9} mbar $l\ s^{-1}$. [43]

Montando la faccia opposta alla fiala su una faccia del cubesat, si riesce ad isolare l'interno della struttura dall'esterno. In questo modo solo l'interno della fiala sarà a contatto con l'ambiente marziano, mantenendo così l'interno del cubesat alla pressione richiesta di 1 bar.

Nonostante questa si sia rivelata una buona soluzione, presenta una problematica principale riguardante gli ingombri totali.

Il meccanismo a scorrimento, delle dimensioni di $19,3 \times 7,5 \times 16$ cm, richiede infatti troppo spazio per poter essere alloggiato all'interno della struttura.

Considerando le dimensioni tipiche di un cubesat 4U ($200 \times 200 \times 100$ mm), rappresentato in figura 17, si vede come la maggior parte del volume sia dedicato al meccanismo. Viene lasciato così poco spazio per l'alloggiamento delle numerose pompe e valvole e dei serbatoi, oltre che per i tubi di collegamento.

Questa soluzione è quindi stata scartata e si è cercato, con la successiva, di contenere le dimensioni seppur mantenendo le caratteristiche di tenuta di questo meccanismo.

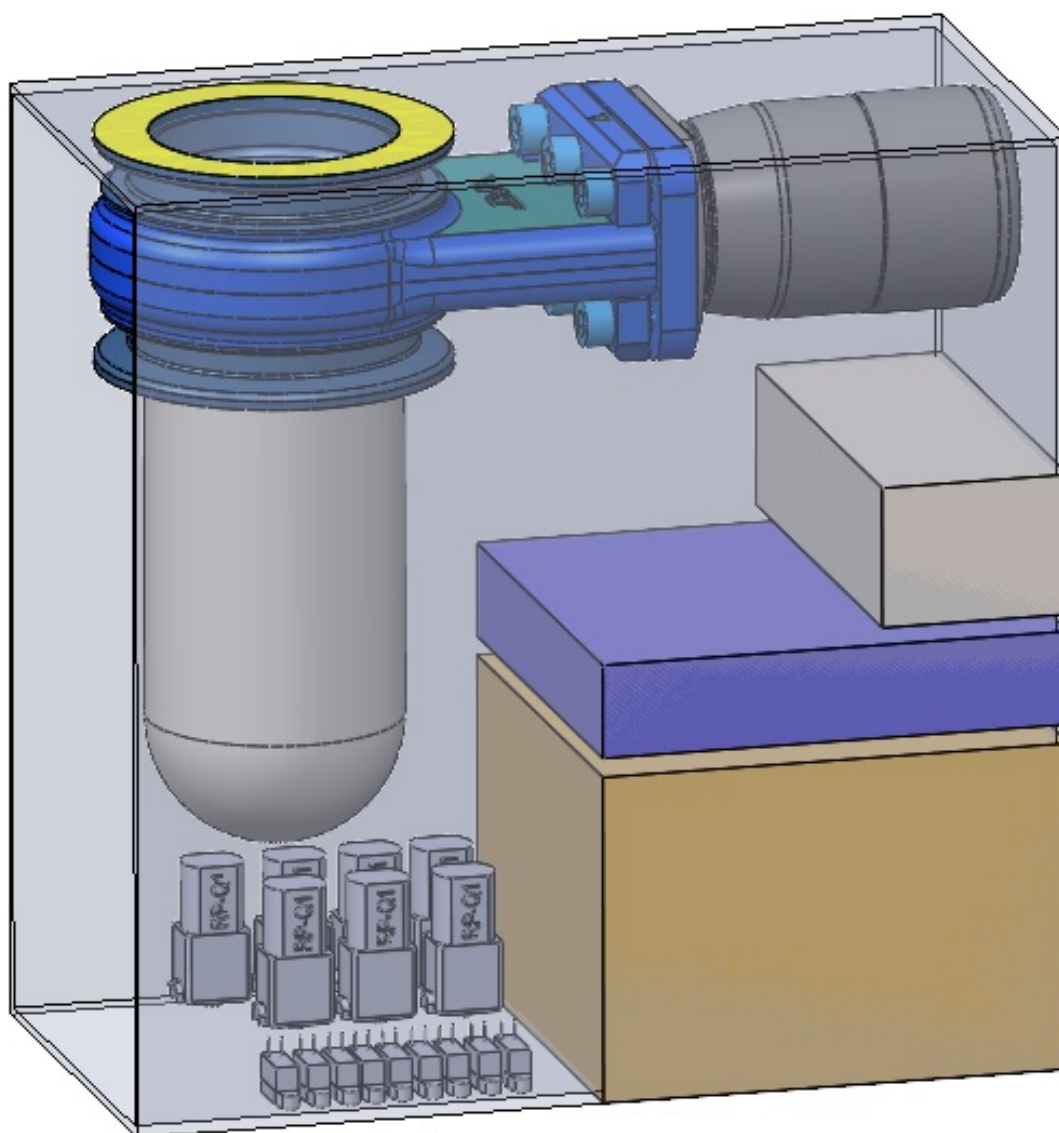


Figura 17: Ingombri all'interno di una struttura 4U con serbatoi di gas (grigio) e acqua (blu), il modulo di detezione (ocra) e le pompe e valvole necessarie.

4.1.4 Valvola a pendolo

L'evoluzione della valvola precedente che ha permesso di contenere le dimensioni totali, è rappresentata dalla valvola a pendolo (Figura 18).

Inizialmente si è ricercato se sul mercato fossero disponibili valvole di questo tipo di dimensioni ridotte, tuttavia quelle trovate sono risultate troppo grandi o troppo pesanti. Proprio per questo motivo si è deciso di passare alla realizzazione "in casa" del sistema, basandosi sui design presenti in commercio.

La struttura è composta di tre pezzi principali distinti, riportati in figura 21:

1. Il pezzo superiore integrato con una faccia del cubesat (non rappresentata in figura);
2. Il tappo che ruotando permette di aprire e chiudere la fiala;
3. Il pezzo inferiore costituito dalla fiala e dalla sede dove sarà alloggiato il motore.

L'intero meccanismo può essere contenuto in una scatola avente dimensioni $13 \times 15,4 \times 10$ cm.

Il meccanismo di apertura viene azionato da un servomotore, posto all'intero di una sede integrata al pezzo inferiore (Figura 19).

Le dimensioni della sede non sono quelle definitive in quanto sono riferite ad un servomotore da modellismo, non conforme all'uso in ambiente spaziale. Un motore ad uso spazio sarà poi sostituito a quello scelto effettuando, se necessario, opportune modifiche alla sede.

Il motore permette al tappo di compiere una rotazione che consente l'apertura completa della porta della fiala. In questo modo, la possibilità che venga sporcato dal terreno raccolto è scongiurata essendo completamente coperto dalla struttura del cubesat (Figura 22).

La valvola presenta quattro punti che la mettono in contatto o con l'interno della struttura o con l'ambiente esterno, diventando possibili punti di perdita.

Il primo è costituito dai fori per il montaggio della parte superiore con l'inferiore (Figura 23). Il secondo riguarda i fori sul coperchio della sede dove è alloggiato il motore (Figura 23). Il terzo interessa l'apertura per inserire i campioni. L'ultimo riguarda i fori per poter riempire la fiala con la soluzione di acqua e reagente, e poter estrarre il campione da analizzare (Figura 24).

Affinché non vi siano perdite di pressione, ogni foro deve essere opportunamente isolato con una guarnizione di tipo O-ring.

La sede degli O-ring è stata realizzata con una geometria a coda di rondine rappresentata in figura 20. Questa consente di evitare la possibilità di fuoriuscita della guarnizione dalla sede stessa. Tale accorgimento è importante soprattutto per le due poste attorno al foro di apertura, che rischiano di essere rimosse durante il movimento del tappo.

Nel capitolo seguente sono riportate le analisi di controllo della tenuta e resistenza alla pressione, termiche e di resistenza ai carichi di lancio.

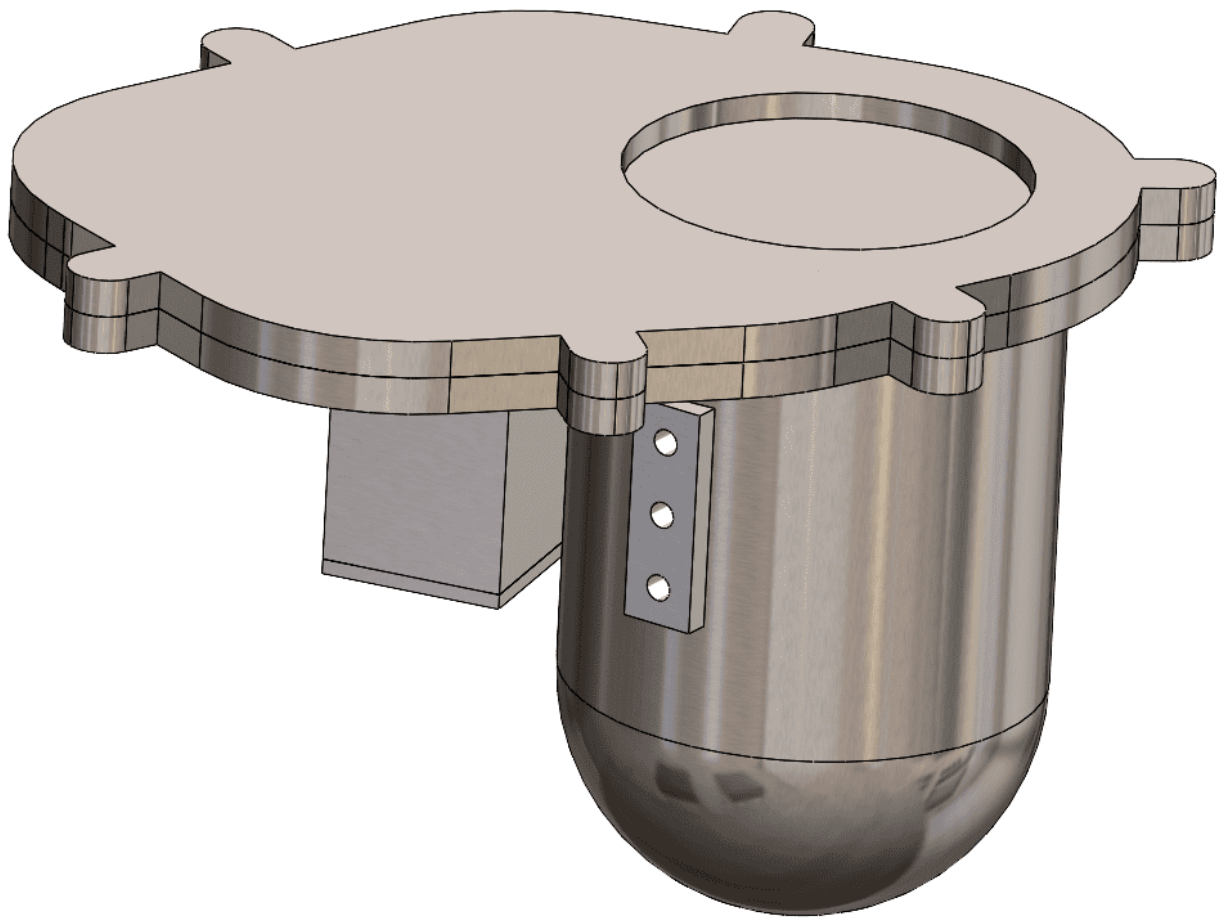


Figura 18: Sistema di raccolta assemblato.

Sede del motore

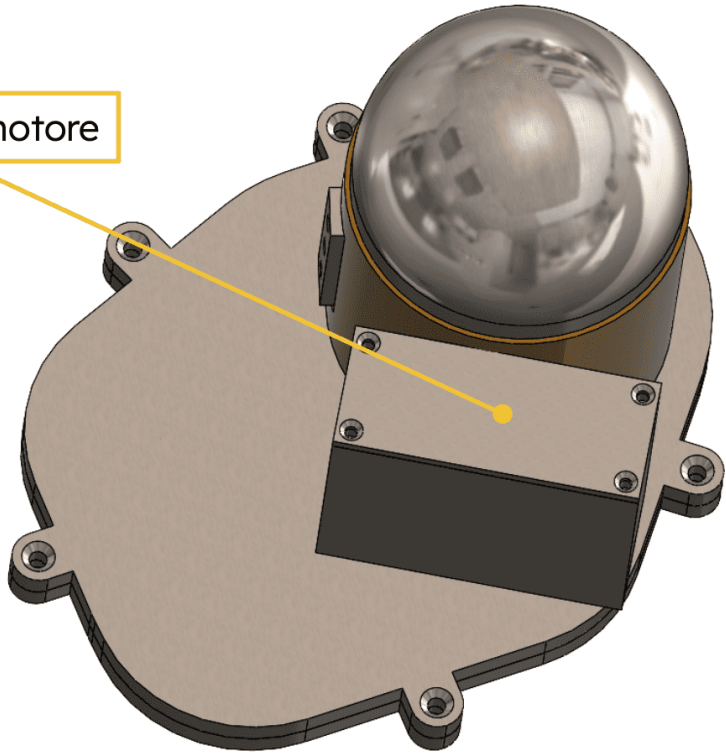
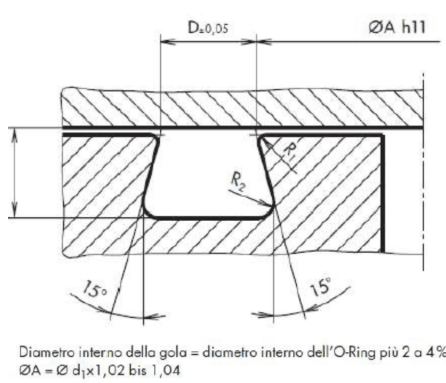


Figura 19: Visualizzazione della sede del motore.



Dimensionamento della sede trapezoidale		Dovetail groove dimensions		
Diametro della corda dell'O-Ring Diameter of O-Ring cross-section d_2	Profondità della sede $D_{\pm 0,05}$ of groove D	Larghezza della sede $W_{B,0,1}$ of groove C	Raggio Radius R_1	Raggio max. Radius max. R_2
mm	mm	mm	mm	mm
3,0	2,4	2,6	0,1 - 0,2	0,75
3,5	2,9	3,0	0,1 - 0,2	0,75
3,53	2,9	3,0	0,1 - 0,2	0,75
3,55	2,9	3,0	0,1 - 0,2	0,75
3,6	3,0	3,1	0,1 - 0,2	0,75
4,0	3,3	3,4	0,1 - 0,2	0,75
5,0	4,1	4,2	0,1 - 0,2	0,75
5,3	4,5	4,5	0,1 - 0,2	0,75
5,34	4,5	4,5	0,1 - 0,2	0,75
5,7	4,85	5,0	0,1 - 0,2	0,75
6,99	6,0	6,2	0,1 - 0,2	1,50
7,0	6,0	6,2	0,1 - 0,2	1,50
8,4	7,5	7,8	0,1 - 0,2	1,50

For O-Ring con una durezza ≥ 80 IRHD/Shore A, la larghezza della sede deve essere aumentata del 3%.
 Where the hardness of the O-Rings ≥ 80 IRHD/Shore A a groove width C approximately 3% larger must be selected.

Figura 20: Specifiche della cava trapezoidale.
 Fonte: Parker o-ring handbook

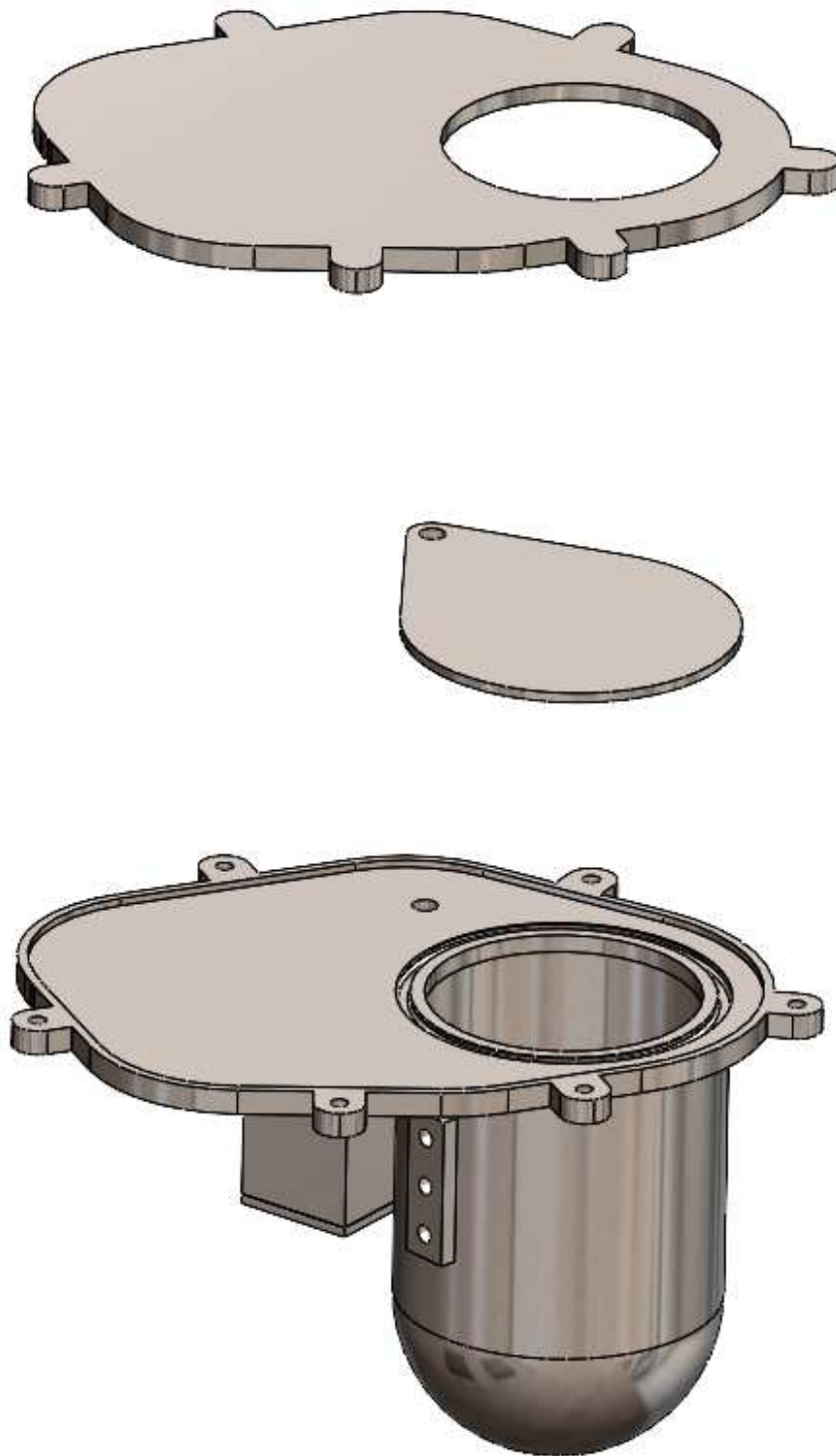
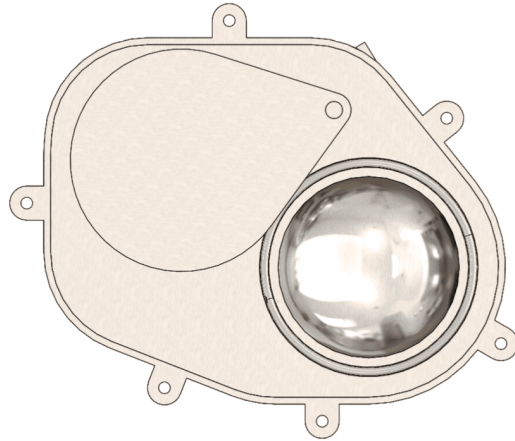
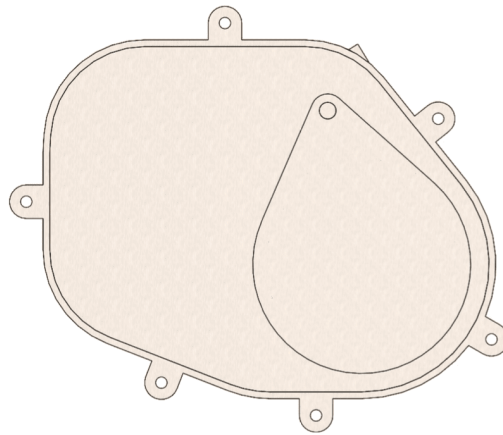


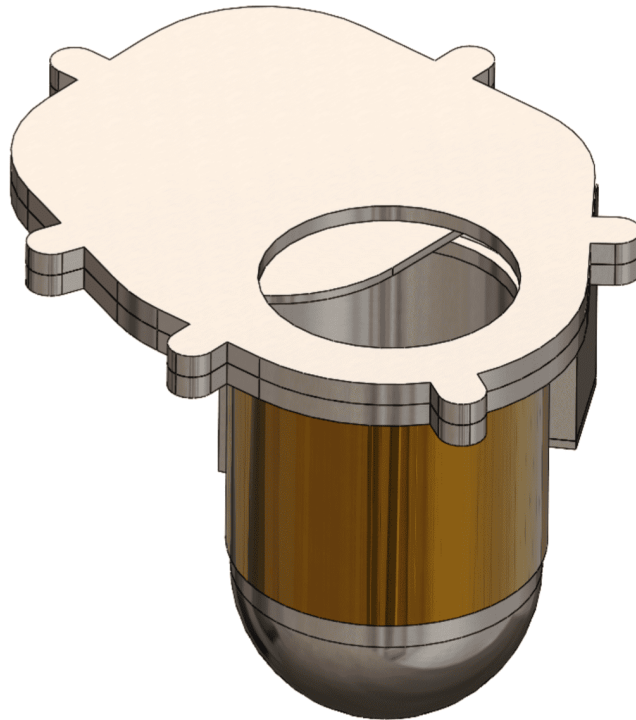
Figura 21: Vista esplosa della valvola a pendolo. *a*) Parte superiore (la parte della struttura non è visualizzata per garantire maggiore chiarezza). *b*) Tappo. *c*) Parte inferiore con la fiala e la sede del motore.



(a) Tappo aperto.



(b) Tappo chiuso.



(c) Vista in prospettiva dell'apertura.

Figura 22: Meccanismo di apertura

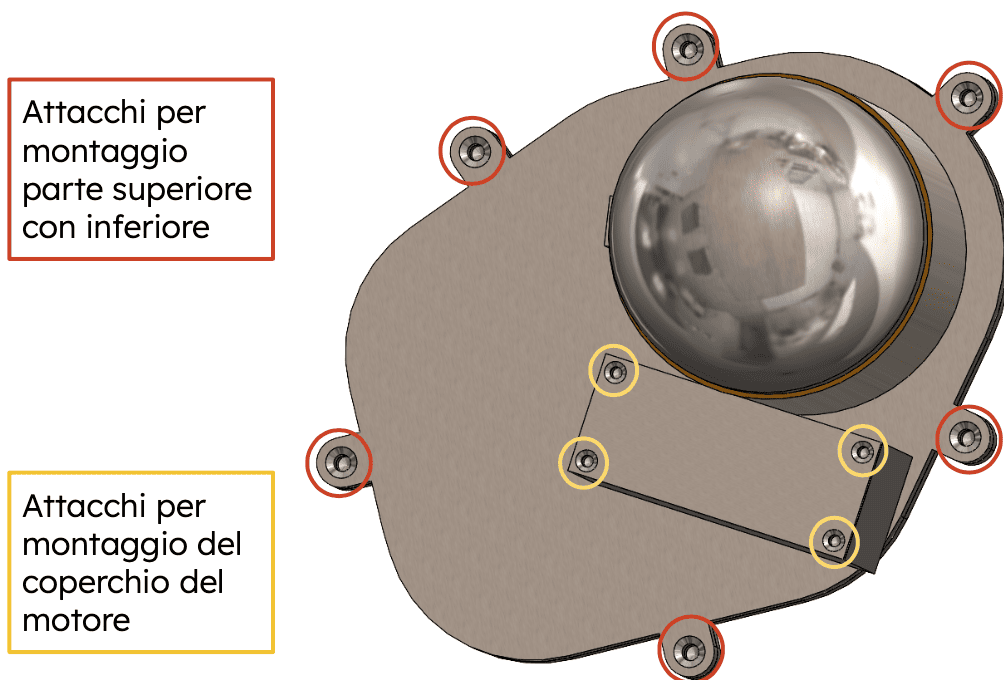


Figura 23: Fori di collegamento. In rosso sono rappresentati quelli di collegamento tra il pezzo inferiore ed il superiore, in giallo quelli della chiusura della sede del motore.

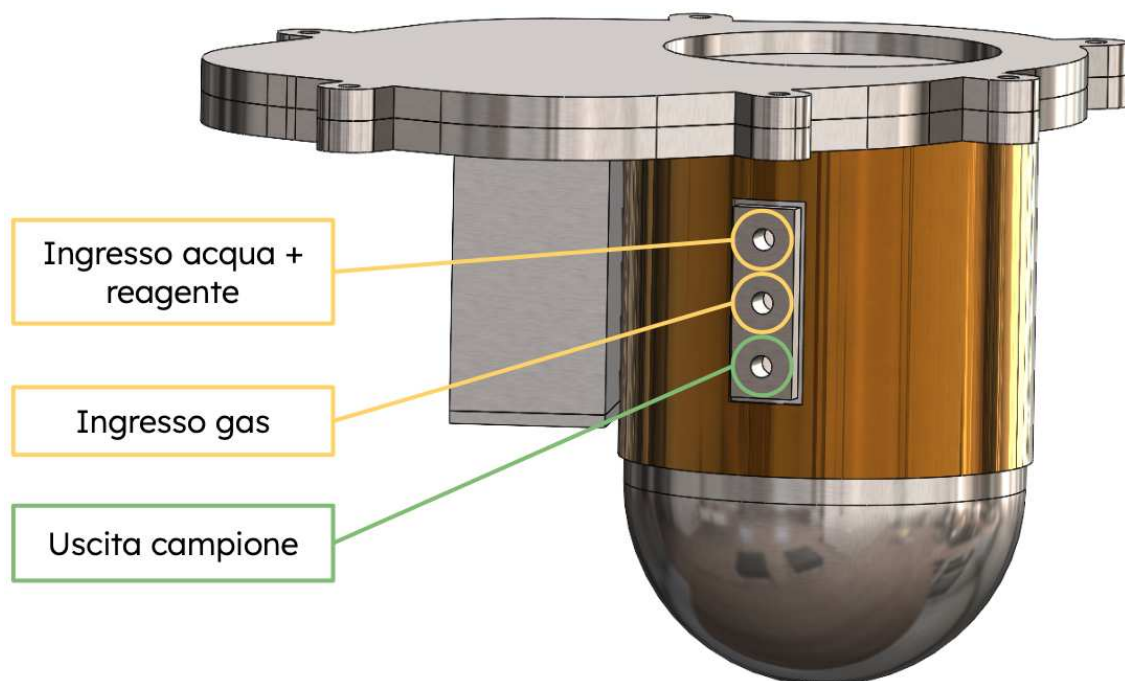


Figura 24: Fori di ingresso/uscita dalla fiala.

5 Design finale

In questa sezione sono riportate le analisi preliminari svolte sul meccanismo. In particolare sono state analizzate la coppia necessaria ad aprire il tappo, la potenza necessaria a scaldare l'acqua, la resistenza alla pressione, le perdite attraverso le guarnizioni e la resistenza ai carichi di lancio.

5.1 Dimensionamento del motore

Affinché possano essere raccolti i campioni di terreno, la fiala deve aprirsi con successo. La configurazione di partenza la vede con l'unica uscita verso l'esterno chiusa dal tappo. È necessario calcolare quindi quanta coppia sia necessaria al motore per garantire l'apertura.

Per mantenere la lunghezza della fiala ridotta, in modo che potesse essere contenuta nei 10 cm di altezza della struttura, è stato scelto un diametro interno pari a 57 mm. Affinché il volume fosse di circa 200 ml, l'altezza minima è risultata essere 87 mm.

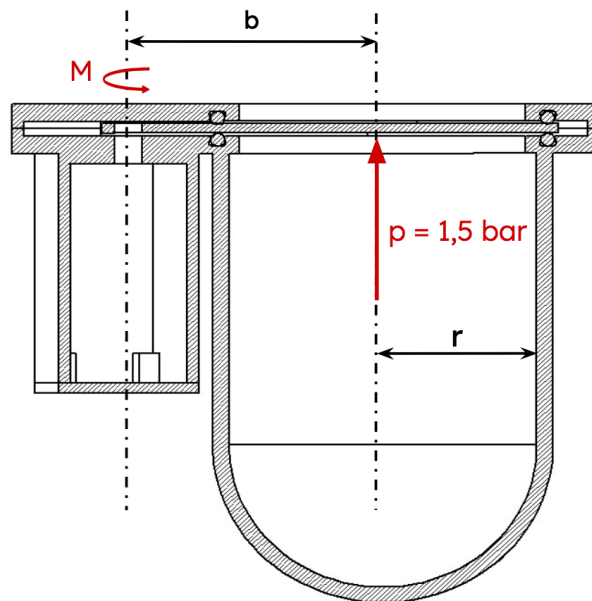


Figura 25: Schematica del meccanismo in 2D con le forze agenti.

Considerando una pressione interna di 1,5 bar (aumentata rispetto alla reale per avere un margine di sicurezza), per aprire il tappo sarà necessario vincere la forza di attrito statico, presente nei punti di contatto con i due O-ring.

La forza di attrito statico è data dalla formula:

$$F_{AttS} = \mu_s F_{\perp}$$

Per il coefficiente di attrito statico è stato considerato il caso peggiore in cui vi sia il contatto tra il metallo. In questa condizione $\mu_s = 0,78$. La forza perpendicolare è quella di pressione, calcolata come $F_p = \pi r^2 p$. Considerando un raggio della fiala di 26,5 mm e il braccio b di 47 mm, si ottiene una $F_{AttS} = 258,12 \text{ N}$. Moltiplicando

per il braccio si ottiene la coppia necessaria al motore per vincere la forza di attrito, pari a $M = F_p b = 12,12 \text{ Nm}$.

5.2 Potenza termica

Una volta raccolto il campione è necessario che venga miscelato con una soluzione di acqua e reagente, successivamente scaldata fino alla temperatura di 80°C . Questa procedura permette che l'estrazione dei campioni biologici avvenga con successo. A tale scopo è stato previsto un riscaldatore da posizionare attorno alla fiala, come rappresentato in figura 26.

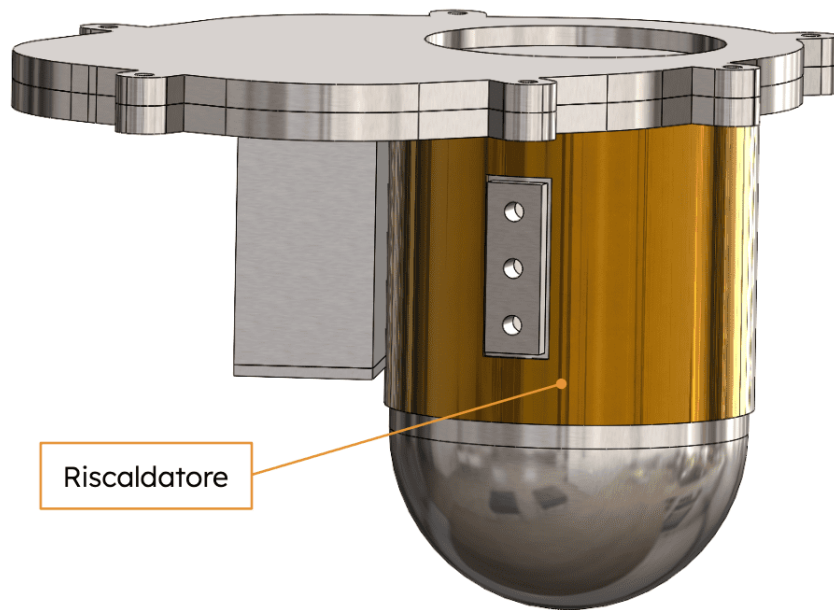


Figura 26: Riscaldatore avvolto attorno alla fiala.

Si è calcolata in maniera preliminare la potenza necessaria a scaldare 200 ml di acqua dalla temperatura iniziale di -50°C alla finale di 80°C . La formula utilizzata per questo calcolo è quella del calore:

$$Q = c_s m \Delta T$$

dove Q è il calore espresso in Joule [J], c_s il calore specifico della sostanza in $J/kg K$, m la massa del corpo da scaldare in kg e ΔT la variazione di temperatura a cui è soggetto il corpo in Kelvin [K].

Consideriamo per primo il calore necessario a scaldare l'acqua. Il suo calore specifico è pari a $c_s = 4186 J/kg K$, per cui si ottiene

$$Q_{H_2O} = 4186 \times 0,2 \times (353,15 - 293,15) = 10,884 \text{ kJ}$$

Supponendo il tempo impiegato per scaldare tale massa pari a $t = 25$ minuti (1500 s), si ottiene una potenza pari a

$$P_{H_2O} = \frac{Q_{H_2O}}{t} = \frac{108836 [J]}{1500 [s]} = 72,56 \text{ W}$$

Passando alla fiala, questa è realizzata in titanio, il cui calore specifico è pari a $c_s = 520 \text{ J/kg K}$. La sua massa è pari a $m_{\text{Titanio}} = 217,63 \text{ g}$, ottenuta applicando in Solidworks la densità del titanio all'intero sistema, ($\rho_{\text{Titanio}} = 4,5 \text{ g/cm}^3$). Risolvendo in maniera analoga a prima, si ricava un calore pari a $Q_{\text{Titanio}} = 14,7 \text{ kJ}$ da cui si ottiene la potenza necessaria a scaldare la fiala da 20°C a 80°C

$$P_{\text{Titanio}} = \frac{Q_{\text{Titanio}}}{t} = \frac{14711,79 \text{ [J]}}{1500 \text{ [s]}} = 9,81 \text{ W}$$

Sommando i due contributi si ricava la potenza totale necessaria a effettuare il ΔT desiderato

$$P = P_{\text{H}_2\text{O}} + P_{\text{Titanio}} = 72,56 + 9,81 = 82,37 \text{ W}$$

Il sistema di potenza esterno dovrà quindi prevedere di fornire almeno 90 W per poter scaldare il contenuto della fiala.

Questo risultato è stato ottenuto non considerando le perdite presenti nel sistema. La potenza ottenuta è quella necessaria solamente a ottenere il ΔT richiesto in condizioni adiabatiche.

La temperatura di 80°C andrà poi mantenuta per la totale durata dell'esperimento, pari a circa 3 ore . Durante questa fase di mantenimento sarà necessario tenere conto di tutte le perdite presenti. Tra queste si ricordano quelle ottenute dallo scambio convettivo tra la parete della fiala e l'azoto all'interno della struttura, e quelle ottenute dallo scambio per irraggiamento tra la superficie esterna del tappo e il vuoto dell'ambiente esterno.

5.3 Metodo degli elementi finiti

Esistono tre metodi generali per risolvere problemi ingegneristici complessi: metodi analitici, metodi sperimentali e metodi numerici. Sebbene i metodi analitici forniscano soluzioni accurate, sono limitati a geometrie minime. I metodi sperimentali possono fornire risultati accurati, ma prevedono un impiego importante di risorse economiche, risultando inadeguati per effettuare analisi preliminari. L'analisi agli elementi finiti (FEA) infine, è una tecnica numerica molto versatile e completa che fornisce soluzioni affidabili. La caratteristica saliente della FEA, è la discretizzazione di un dato dominio in un insieme di semplici sottodomini chiamati elementi finiti. Maggiore è il numero di questi elementi, più accurata sarà la modellazione e la successiva analisi.

Il metodo degli elementi finiti è un procedimento matematico basato sulla risoluzione di equazioni differenziali. Lo scopo della FEA è trasformare le equazioni differenziali di un sistema in un insieme di equazioni lineari, che possano poi essere risolte tramite software.

Attraverso tali analisi è possibile valutare il comportamento di corpi sottoposti a carichi aventi determinate condizioni al contorno. Tipici problemi che possono essere risolti sono:

1. Statici: come per esempio l'analisi strutturale che permette di sapere quali parti sono sottoposte a stress più elevato, indicando così quali devono essere più resistenti;

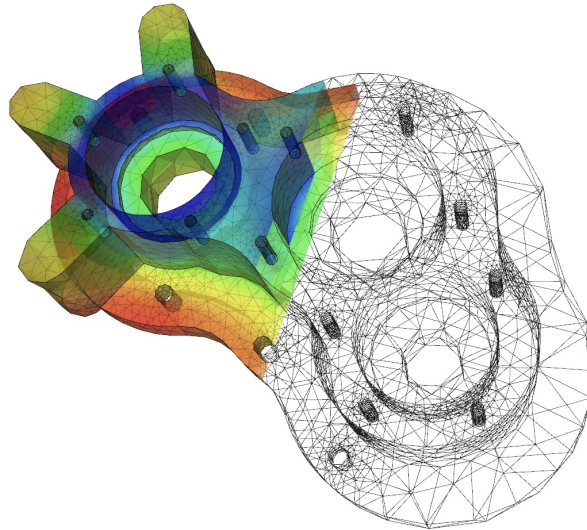


Figura 27: Esempio di mesh.

2. Dinamici: utile quando le forze applicate al sistema cambiano nel tempo, come per esempio il flusso di calore attraverso un componente;
3. Modali: utile per analizzare gli effetti delle vibrazioni su un sistema.

L'analisi degli elementi finiti discretizza un dominio fisico complesso in molti elementi di forma più semplice. Tale suddivisione del modello è chiamata mesh. Le equazioni che descrivono la fisica di questi singoli elementi semplici vengono risolte simultaneamente e assemblate, permettendo così di risolvere il problema complesso di partenza.

La creazione della mesh è una fase fondamentale nell'analisi del progetto. La precisione della soluzione dipende infatti dalla qualità della mesh generata; più fine sarà la mesh più accurato sarà il risultato finale. Spesso le sollecitazioni critiche sono limitate a piccole aree. Quando si utilizza una mesh dettagliata globalmente, questa può risultare troppo fine in aree che non sono rilevanti per il processo di valutazione, rallentando così inutilmente la risoluzione. Un approccio più efficiente consiste nel perfezionare la mesh localmente, dove ci si aspetta si trovino le regioni di stress critiche.

Ogni elemento della mesh è caratterizzato da diverse proprietà:

- Dimensione: si possono avere mesh 1D, 2D, 3D;
- Nodi: sono punti precisi dell'elemento che ne individuano la geometria. Ad ogni nodo è associato il valore di un campo o gradiente che interessa l'intera struttura. Nel caso di elementi meccanici il campo è quello delle reazioni vincolari e degli spostamenti;
- Gradi di libertà: sono i possibili valori che possono assumere campi o gradienti nei nodi.
- Forze sui nodi: possono essere forze esterne applicate sui nodi o effetti delle reazioni vincolari. Esiste una relazione di dualità tra forze e reazioni vincolari.

Chiamando \mathbf{f} il vettore delle forze esterne agente sul nodo e \mathbf{u} il vettore dei gradi di libertà si assume linearità tra i due

$$\mathbf{K} \mathbf{u} = \mathbf{f}$$

con \mathbf{K} matrice di rigidità. Il prodotto scalare tra \mathbf{f} e \mathbf{u} è associato al valore del lavoro compiuto dalle forze esterne;

- Proprietà costitutive: rappresentano le proprietà dell'elemento e il suo comportamento;
- Soluzione di un sistema di equazioni, anche non lineari risolte per via numerica dall'elaboratore.

Per poter risolvere il problema è necessario definire il materiale del modello e le condizioni al contorno. Queste ultime devono essere scelte in modo tale che le condizioni reali vengano simulate senza però risultare troppo semplificate. Proprio per questo motivo, assieme alla creazione della mesh, la loro definizione richiede una certa attenzione. Infine vanno impostati i carichi agenti sul sistema che possono essere: forze, momenti, accelerazioni o termici.

I risultati ottenuti dalle simulazioni permettono di esaminare il comportamento del sistema, valutandone le prestazioni e le criticità. [4]

5.3.1 Ansys

Ansys è un software di simulazione ad elementi finiti, usato per analizzare il comportamento di sistemi quando sono sottoposti a diverse condizioni.

Il programma fornisce una piattaforma per lo sviluppo del prodotto, dall'ideazione fino alla fase di test e validazione. Il pilastro di Ansys è Ansys Workbench. Questo tiene traccia delle dipendenze tra i vari tipi di dati nel progetto e se qualcosa cambia a monte, lo schema mostra che a valle il sistema deve essere aggiornato per incorporare i cambiamenti.

Come molti altri programmi analisi agli elementi finiti (FEA), anche Ansys è diviso in tre parti principali: il pre-processore, il processore di soluzione e il post-processore.

Il pre-processore consente di costruire geometrie, definire materiali e generare mesh di elementi; il processore permette di applicare i carichi ottenendo delle soluzioni; il post-processore fornisce una visualizzazione dei risultati in forma tabellare o come stampe.

L'utilizzo del software permette di avere subito dei risultati affidabili, senza dover necessariamente passare per la fase di costruzione e test sperimentali. In questo modo si ha una notevole accelerazione dei tempi di produzione e una riduzione dei costi.

Nell'ambito di questo lavoro, Ansys è stato utilizzato per realizzare le analisi di resistenza alla pressione e ai carichi di lancio, presentate nelle sezioni 5.4.3 e 5.5.1.

5.4 Tenuta della pressione

Come detto nel capitolo 3, l'interno di VENOM deve essere mantenuto per tutta la durata della missione a pressione e temperatura ambiente. Il mantenimento di tali condizioni è necessario affinché sia garantita la stabilità dei reagenti.

Le soluzioni messe in atto per mantenere la pressione interna costante sono riportate nelle sezioni seguenti.

5.4.1 O-ring

Per evitare che i fori della struttura e del meccanismo presentino perdite di gas, è stato scelto di utilizzare delle guarnizioni di tipo O-ring.

Gli O-ring vengono utilizzati in svariati campi come elementi di tenuta. Ad oggi, sono la guarnizione più utilizzata grazie ai metodi di produzione economici e alla facilità di utilizzo.

Gli O-ring possono essere utilizzati in vari tipi di applicazioni; le applicazioni statiche riguardano sistemi come coperture o perni, se invece le parti del meccanismo sono in movimento l'una rispetto all'altra, si parla di tenuta dinamica.

Per applicazioni di tenuta di tipo statico sono particolarmente indicati; la deformazione applicata produce un effetto di tenuta che cresce con l'aumentare della pressione del sistema.

Per avere un rendimento migliore, sarebbe opportuno selezionare un O-ring avente la sezione trasversale più grande possibile consentita dall'applicazione. Generalmente la circonferenza di un O-ring non dovrebbe essere allungata più del 6 % nè compressa più del 1-3 % del valore della sua circonferenza.

La durezza va poi selezionata in base alla pressione applicata, alle tolleranze e alla finitura superficiale degli elementi da mettere in tenuta.

Nel nostro caso in particolare, si ha la sezione dell'O-ring deformata in direzione assiale, per cui è stato effettuato il dimensionamento tenendo conto di un'applicazione statica.

Il posizionamento all'interno della sede dipende dalla direzione della pressione:

- Se la pressione è interna, l'O-ring dovrebbe toccare il diametro esterno della sede (compressione ottimale da 1-3 % della sua circonferenza).
- Se la pressione è esterna, l'O-ring dovrebbe toccare il diametro interno della sede (allungamento fino al 6 %).

Gli O-ring sono generalmente realizzati in gomma sintetica, e l'effetto di tenuta deriva dalla compressione assiale o radiale. L'efficacia della guarnizione è influenzata sia dalla corretta progettazione della sede che dalla scelta della miscela. [15]

Input (mm)	Nominal Size	Standard/Fit	Lower Tolerance Limit	Upper Tolerance Limit	Min. Dimension	Max. Dimension	
Groove Outside-Ø	d_7	67.000	H9*	0.000	0.074	67.000	67.074
Groove Inside-Ø	d_8	59.500	h9*	-0.074	0.000	59.426	59.500
Height Of Seal Housing	h	1.800	recom.	0.000	0.100	1.800	1.900
Groove Radius	r	0.300	recom.	-0.100	0.100	0.200	0.400
O-Ring Inside-Ø (23 °C)	d_1	58.42	ISO-B	-0.54	0.54	57.88	58.96
OR Cross-Section-Ø (23 °C)	d_2	2.62	ISO-B	-0.09	0.09	2.53	2.71

Temperature	°C	23	Linear Thermal Expansion Coefficient 10^{-6}K^{-1}	220
O-Ring Material Group	FVMQ	O-Ring Material Hardness (IRHD)		

Calculation Results	Axial Sealing		TSS Part No: QRAR00141
	Min.	Max.	
Compression (%)	24.90	33.58	
Compression (mm)	0.63	0.91	
Housing Fill (%)	66.24	84.17	
Stretch OR Inside-Ø (%)	0.79	2.80	
Compression OR Outside-Ø (%)	-	-	
Groove Width b_4 (mm)	3.75	3.82	
Total Compression Force (N)	-	-	

Figura 26: Tabella con le caratteristiche della sede per un O-ring da 58,42 mm di diametro interno. Sono anche riportati i valori massimi e minimi di compressione, la percentuale di riempimento della sede e l'allungamento interno all'O-ring.

Input (mm)	Nominal Size	Standard/Fit	Lower Tolerance Limit	Upper Tolerance Limit	Min. Dimension	Max. Dimension	
Groove Outside-Ø	d_7	9.000	H9*	0.000	0.036	9.000	9.036
Groove Inside-Ø	d_8	4.700	h9*	-0.030	0.000	4.670	4.700
Height Of Seal Housing	h	1.100	recom.	0.000	0.100	1.100	1.200
Groove Radius	r	0.300	recom.	-0.100	0.100	0.200	0.400
O-Ring Inside-Ø (23 °C)	d_1	5.00	ISO-B	-0.15	0.15	4.85	5.15
OR Cross-Section-Ø (23 °C)	d_2	1.50	ISO-B	-0.08	0.08	1.42	1.58

Temperature	°C	23	Linear Thermal Expansion Coefficient 10^{-6}K^{-1}	220
O-Ring Material Group	FVMQ	O-Ring Material Hardness (IRHD)		

Calculation Results	Axial Sealing		TSS Part No:
	Min.	Max.	
Compression (%)	15.49	30.38	
Compression (mm)	0.22	0.48	
Housing Fill (%)	55.68	83.89	
Stretch OR Inside-Ø (%)	-	-	
Compression OR Outside-Ø (%)	-	-	
Groove Width b_4 (mm)	2.15	2.18	
Total Compression Force (N)	-	-	

Figura 27: Tabella con le caratteristiche della sede per un O-ring da 5 mm di diametro interno. Sono anche riportati i valori massimi e minimi di compressione, la percentuale di riempimento della sede e l'allungamento interno all'O-ring.

Figura 28: Specifiche degli O-ring selezionati.

Fonte: Trellerg

Per quanto riguarda la scelta della mescola ci siamo affidati ai venditori stessi che ci hanno indirizzato verso il fluorosilicone (FVMK). Questo è adatto alle applicazioni spaziali e può operare in un range di temperature che va da -60°C a $+170^{\circ}\text{C}$, racchiudendo dunque l'intervallo di nostro interesse.

Il dimensionamento della sede è stato effettuato con il tool reperibile sul sito di Trellerg [42], azienda produttrice di prodotti in gomma.

Si è considerata una applicazione statica con pressione assiale proveniente dall'interno.

Il tool permette di calcolare rapidamente le dimensioni dell'O-ring e il layout appropriato dell'alloggiamento, in conformità con lo standard internazionale ISO 3601. Inserendo le specifiche di installazione per un particolare tipo di applicazione, consiglia l'O-ring, le misure dell'anello, la disposizione dell'alloggiamento e i codici dei prodotti corrispondenti.

Il processo prevede di iterare i valori di d_7 , d_8 e h (indicati nella figura in tabella 28) fino ad ottenere dei risultati soddisfacenti e che siano conformi con le normative. Per i valori di compressione per le applicazioni statiche è consigliato di stare in un range che va dal 13 % al 35 %; la percentuale di riempimento della sede di non superare l'85 % mentre l'allungamento all'interno dell'O-ring deve essere inferiore al 3%.

Nelle tabelle 28, sono riportati i risultati ottenuti per le due tipologie di O-ring considerati.

5.4.2 Calcolo delle perdite

Tutti gli elastomeri consentono al gas sotto pressione di penetrare, permeare e fuoriuscire dal materiale dal lato non pressurizzato. La velocità di permeabilità dipende dal tipo di gas, dall'elastomero, dalla temperatura e dalla pressione.

Il tasso di dispersione di gas attraverso una guarnizione di tipo O-ring può essere calcolato con una certa approssimazione se è noto il coefficiente di permeabilità dell'elastomero alla temperatura di esercizio.

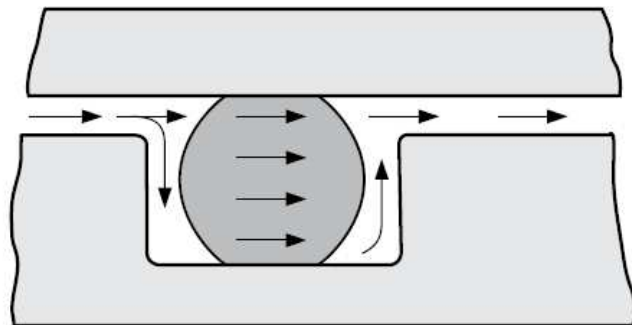


Figura 29: Tasso di dispersione dato dalla somma della diffusione attraverso l'O-ring e la migrazione del gas attraverso le irregolarità superficiali nelle zone di tenuta non completamente riempite dal materiale.

Fonte: Parker O-ring handbook

Considerando che il nostro sistema deve essere tenuto a temperatura ambiente per tutta la durata del viaggio a Marte, e che il gas pressurizzante è l'azoto, si può calcolare il tasso di dispersione approssimativo L misurato in cm^3/s con la seguente formula

$$L = 0,4 F d_1 P Q (1 - S)^2$$

dove:

- F è il coefficiente di permeabilità del gas in cm^3/s , ed è ricavato dalla tabella riportata in figura 30.

Fluido: Azoto		
Base polimero	Temperatura [°C]	Coefficiente di permeabilità del gas ¹⁾
FVMQ	25	40
CR	30	1
CR	85	17
NBR	20	0,5
NBR	80	14
VMQ	30	150
VMQ	50	240

Figura 30: Coefficiente di permeabilità del gas.

Fonte: Parker O-ring handbook

- d_1 è il diametro interno dell'O-ring in cm
- P è la differenza di pressione in bar
- Q è un fattore di correzione dipendente dalla compressione e dalla lubrificazione della superficie (Figura 31)
- S è la compressione della sezione trasversale dell'O-ring espressa come decimale.

Il risultato ottenuto fornisce solo un valore approssimato in quanto di basa su alcune ipotesi:

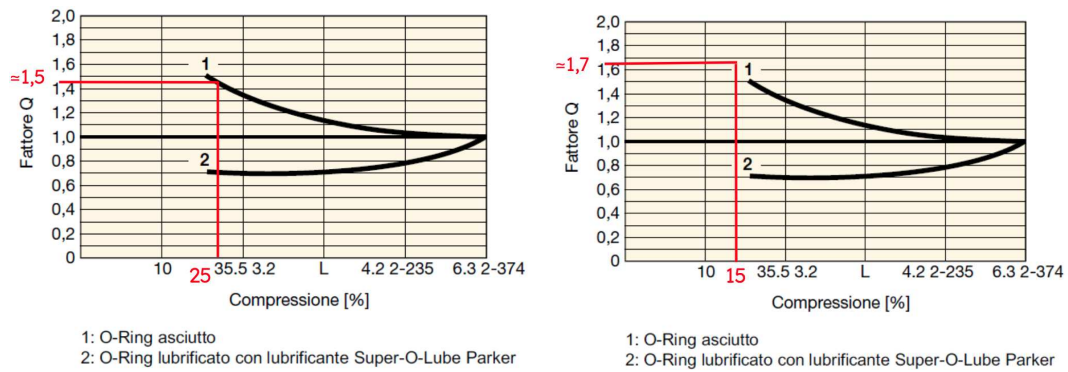
1. La sezione trasversale dell'O-ring deformato è rettangolare;
2. L'area dell'O-ring compresso è uguale a quella dell'O-ring non compresso;
3. Il tasso di permeabilità del gas è proporzionale alla differenza di pressione.

Per quanto riguarda l'applicazione a VENOM, sono state calcolate le perdite per gli O-ring presenti attorno al foro di apertura della fiala, e per quelli da posizionare attorno alle chiusure della struttura.

Consideriamo per primi gli O-ring della fiala, che rappresentano anche il caso peggiore. Il loro diametro interno è pari a 58,42 mm ed il tasso di compressione, ottenuto dalla tabella in sezione 5.4.1, va da un minimo di 24,9 % ad un massimo di 33,58 %. Ci si pone nel caso peggiore di O-ring non lubrificato e compressione minima, ottenendo dal grafico 31 un valore di Q pari a 1,5.

Risolvendo, tenendo conto di una differenza di pressione di 1,5 bar, si ricava il tasso di permeabilità

$$L = 1,19 \cdot 10^{-6} \text{ cm}^3/s$$



(a) Fattore Q per un O-ring con diametro interno 58,42 mm. (b) Fattore Q per un O-ring con diametro interno 5 mm.

Figura 31: Grafico del fattore di correzione Q nei due casi: secco (1) e lubrificato (2)

Fonte: Parker O-ring handbook

Moltiplicando per la durata del trasferimento verso Marte (circa 1 anno), si ottiene una perdita pari a 37,43 ml.

In maniera analoga, si calcola la perdita ottenuta durante l'esecuzione dell'esperimento. Considerando un intervallo di tempo di circa 3 ore, questa ammonta a 0,0128 ml.

Consideriamo ora gli O-ring posizionati attorno alle viti per la chiusura della struttura.

In questo caso il diametro interno è ridotto a 5 mm. Il tasso di compressione minimo è pari a 15,49 %, il massimo è 30,38 % (ottenuti dalla tabella nella sezione precedente 5.4.1). Il valore di Q, nel caso peggiore di compressione minima e O-ring non lubrificato, è pari a circa 1,7. Il valore finale di L diventa così

$$L = 1,46 \cdot 10^{-7} \text{ cm}^3/\text{s}$$

Moltiplicando per la durata del viaggio a Marte si ottiene la perdita per un singolo O-ring pari a 4,6 ml, mentre ammonta a 0,00157 ml se si considera la sola durata dell'esperimento. Questi risultati vanno poi moltiplicati per il numero di O-ring che si prevede di utilizzare.

Tutte queste perdite devono essere compensate dimensionando il serbatoio del gas in maniera opportuna.

5.4.3 Resistenza alla pressione

Per verificare che il modello fosse in grado di resistere alle forze di pressione, sono state effettuate delle analisi agli elementi finiti con Ansys.

È stato importato il modello della valvola assemblata realizzato con Solidworks ed è stato impostato il materiale: nel nostro caso il titanio.

Sono poi stati definiti i contatti tra i vari componenti e le condizioni al contorno.

In particolare, ai punti di contatto tra i due pezzi, rappresentati in figura 32, sono stati applicati dei collegamenti di tipo joint. Questi possono essere assimilati a delle bullonature e rappresentano in maniera veritiera la condizione reale.

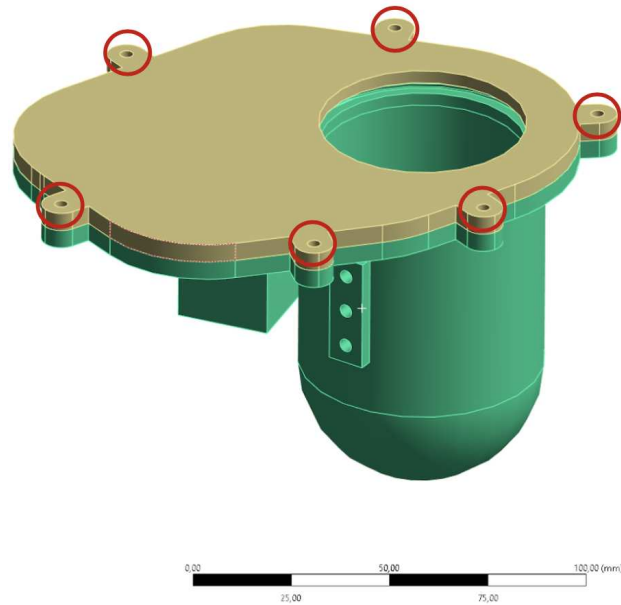


Figura 32: Punti a cui sono stati impostati dei collegamenti di tipo joints nel modello.

Si è passati poi alla realizzazione della mesh. È stata scelta una mesh di tipo tetragonale per elementi solidi. Per la sua realizzazione si è prestata particolare attenzione alla superficie della fiala e agli spigoli presenti sulla sede degli O-ring, a cui è stata applicata una surface mesh.

I risultati finali sono riportati nelle immagini che seguono. Ci si è focalizzati in particolare nell'analisi degli spostamenti e alla tensione equivalente di Von Mises a seguito dell'applicazione del carico. Durante l'apertura del tappo, la superficie esterna della fiala è soggetta ad un carico di pressione proveniente dall'interno del cubesat.

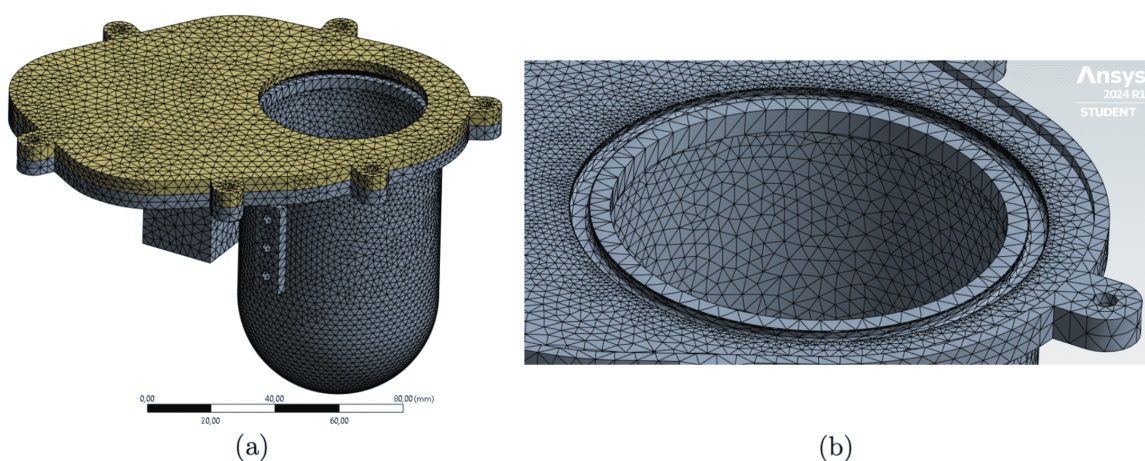


Figura 33: (a) Mesh realizzata per il modello. (b) Zoom sulla sede degli O-ring.

Una pressione di 2 bar (0,2 MPa) è quindi stata applicata alle zone evidenziate in rosso in figura 34, per vedere come queste rispondono a tale carico.

La deformazione media risultante è pari a 0,1 mm. Il massimo lo si raggiunge in corrispondenza dell'estremità inferiore della fiala e sulla faccia laterale della sede del motore, ma resta contenuta ad un valore pari a 0,2 mm.

Per quanto riguarda gli sforzi di tensione che vengono prodotti, si può notare in figura 37, che i punti più sollecitati sono quelli di giunzione tra i due pezzi (Figura 39).

Il valore massimo è pari a circa 235 MPa e cala rapidamente man mano che ci si allontana dai punti dove sono stati applicati i vincoli, raggiungendo il valore nominale di circa 16 MPa (Figura 40). Tutti i valori di tensione si trovano ben al di sotto rispetto alla tensione di snervamento del titanio, pari a 930 MPa.

È stato analizzato inoltre il fattore di sicurezza dell'intero meccanismo. Nei punti più sollecitati questo è risultato essere pari a 4, portando alla conclusione che il carico applicato non crea problematiche al pezzo dal punto di vista strutturale.

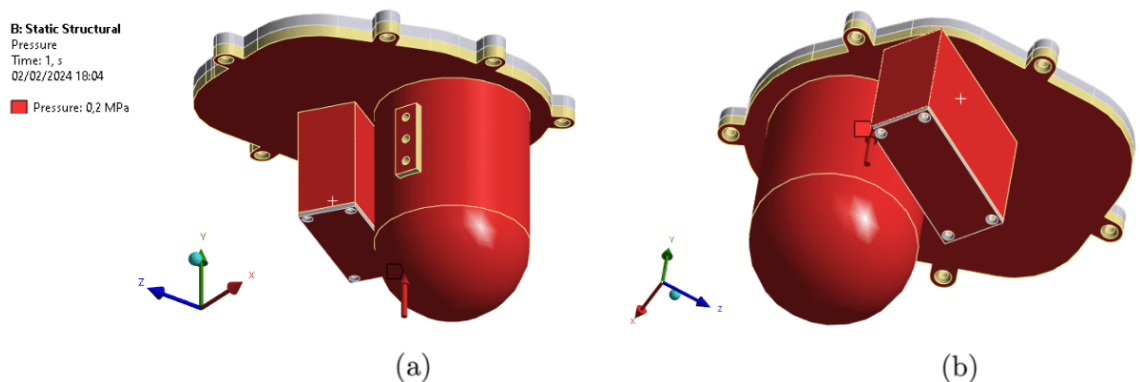


Figura 34: In rosso sono rappresentate le zone dove è stato applicato il carico di pressione.

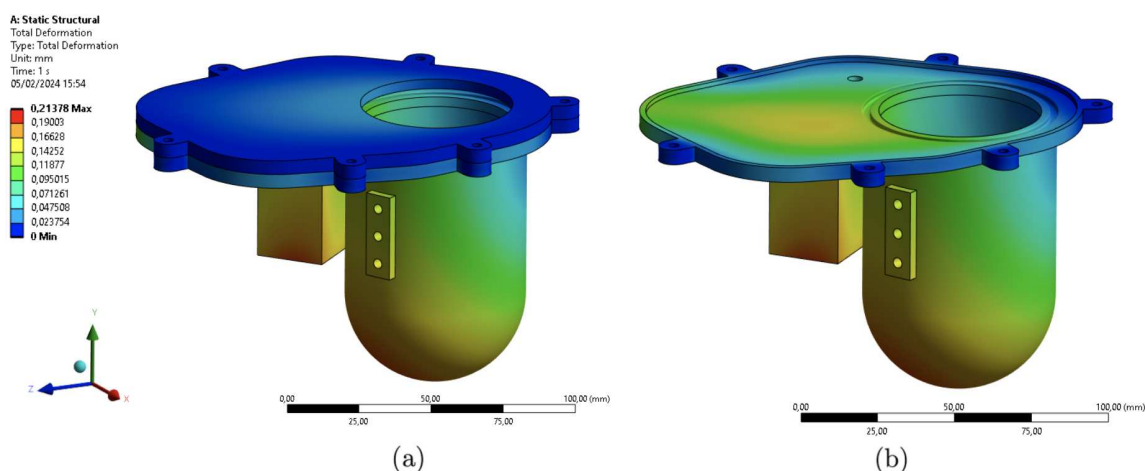


Figura 35: Deformazione della struttura quando sollecitata ad una pressione di 2 bar. (a) Meccanismo completo. (b) Pezzo inferiore.

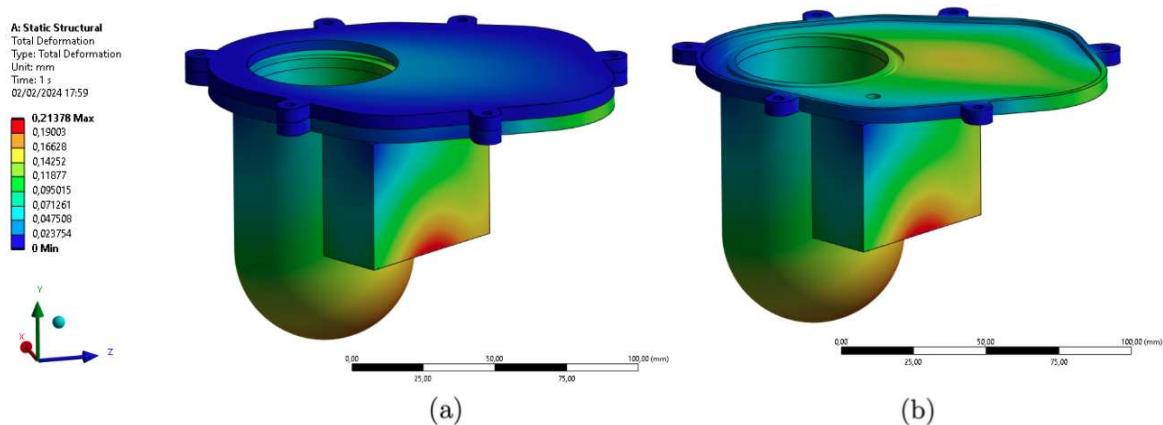


Figura 36: Deformazione del retro della struttura quando sollecitata ad una pressione di 2 bar. (a) Meccanismo completo. (b) Pezzo inferiore.

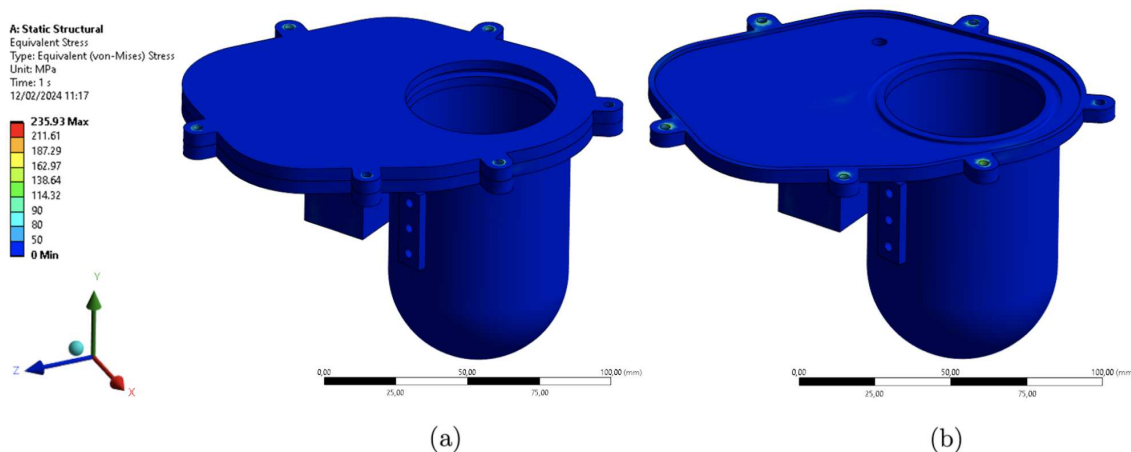


Figura 37: (a) Tensione sul meccanismo totale. (b) Tensione sul pezzo inferiore del meccanismo.

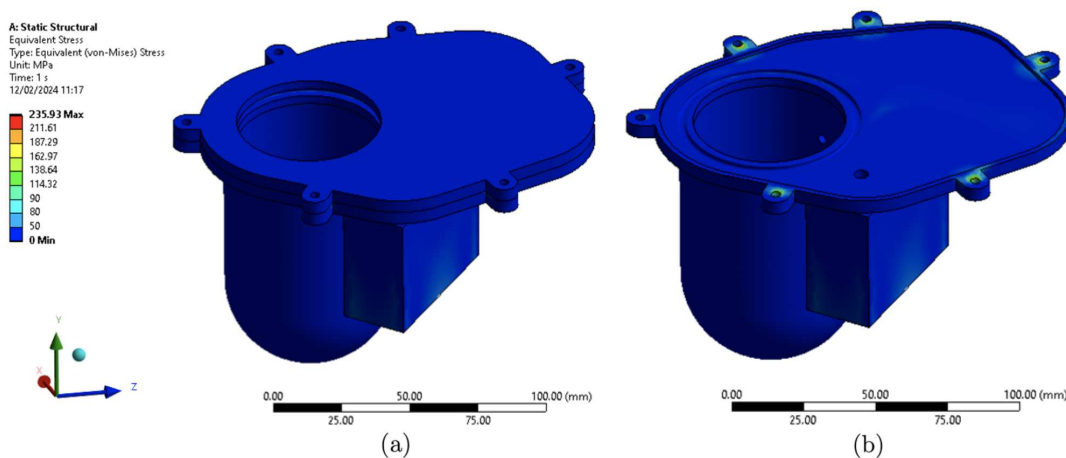


Figura 38: (a) Vista posteriore della tensione sul meccanismo totale. (b) Vista posteriore della tensione sul pezzo inferiore del meccanismo.

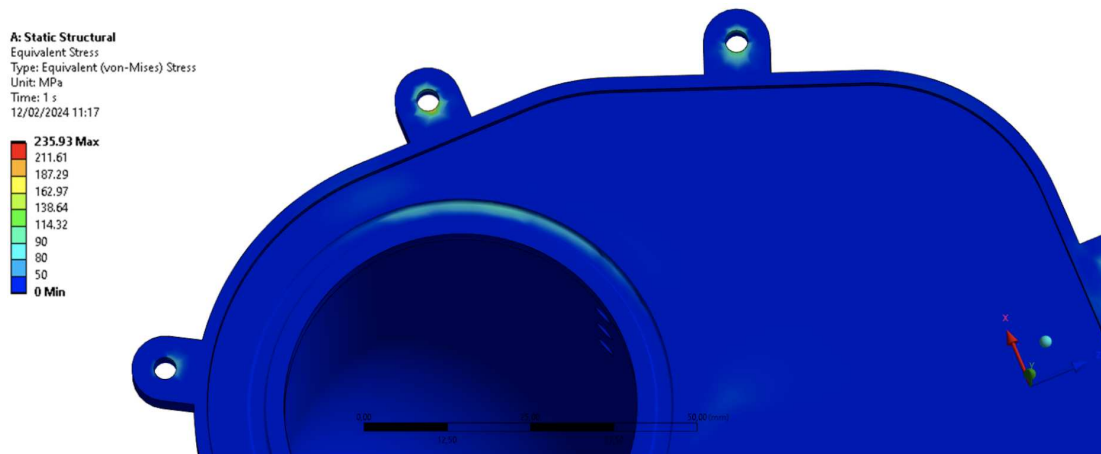


Figura 39: Zoom sulle giunzioni, parti più soggette a tensione.

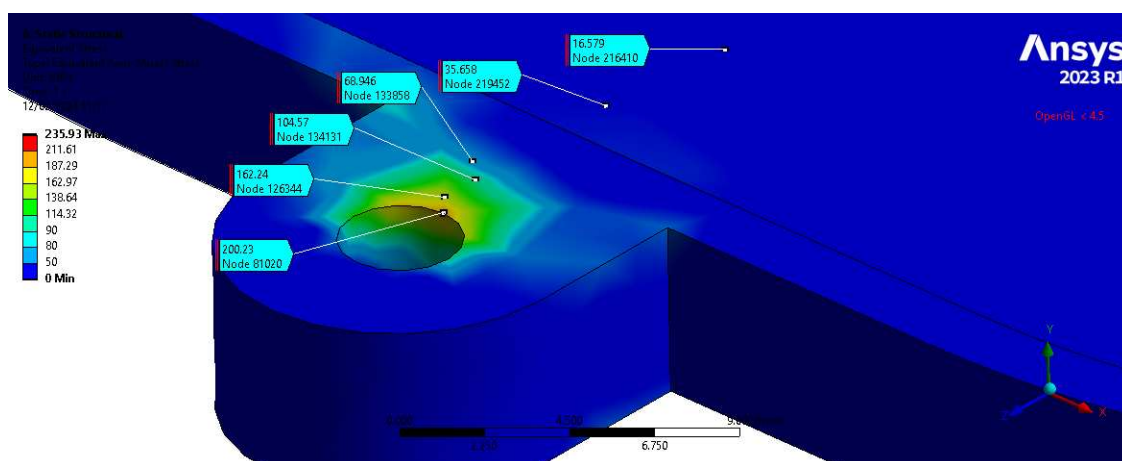


Figura 40: Visualizzazione di come cala drasticamente il picco di tensione quando ci si allontana dal nodo.

5.4.4 Buckling

Il buckling è una tipologia di instabilità in cui la struttura va in contro a una rapida deformazione laterale. Tale fenomeno è causato dalla perdita improvvisa di rigidità e generalmente si verifica quando sono applicati carichi di compressione.

A seconda della capacità della struttura di essere in grado o meno di sostenere il carico applicato a seguito del buckling, questo può essere classificato in due categorie:

1. Buckling locale: la struttura perde parte della rigidità in una piccola area, ma riesce complessivamente a sostenere il carico.
2. Deformazione: in questo caso si ha il cedimento della struttura con la conseguente perdita della rigidità. In questa condizione il carico non riesce più ad essere sostenuto.

Nella maggior parte dei casi si vuole calcolare il carico sotto cui si ha un cedimento della struttura. L'equazione che governa tale comportamento è

$$[\mathbf{K} + \lambda_i[\mathbf{S}]]\{\Phi_i\} = 0$$

con \mathbf{K} matrice di rigidità e \mathbf{S} è la matrice differenziale di sollecitazione iniziale e rigidità del carico dovuta al modello di carico incrementale.

Il risultato di tale analisi è il fattore di carico λ_i e la forma modale Φ_i .

Il fattore di carico è il valore per cui deve essere moltiplicato il carico applicato affinché la struttura si deformi. La forma modale (o modo di vibrare) rappresenta invece la direzione in cui la struttura si deforma ed è associata al fattore di carico. Modi superiori al primo sono di poco interesse pratico in quanto ottenuto vincolando in punti specifici il corpo.

Nel nostro caso è stato valutato il buckling nella condizione critica in cui la fiala è sottoposta a pressione esterna pari a 2 bar, mentre all'interno vi sia il vuoto.

Per effettuare l'analisi è stata presa in considerazione la sola fiala. La faccia superiore è stata impostata con un vincolo fisso. Nelle figure 41 e 42, sono riportate le deformazioni dei primi quattro modi.

Per la prima forma modale è stato trovato un fattore di carico pari 836,3, ciò significa che il carico necessario a far insorgere la prima instabilità è pari a circa 840 volte il carico applicato.

I successivi modi presentano fattori di carico maggiori, per cui per l'applicazione considerata non si hanno problematiche derivanti da fenomeni di instabilità. [3]

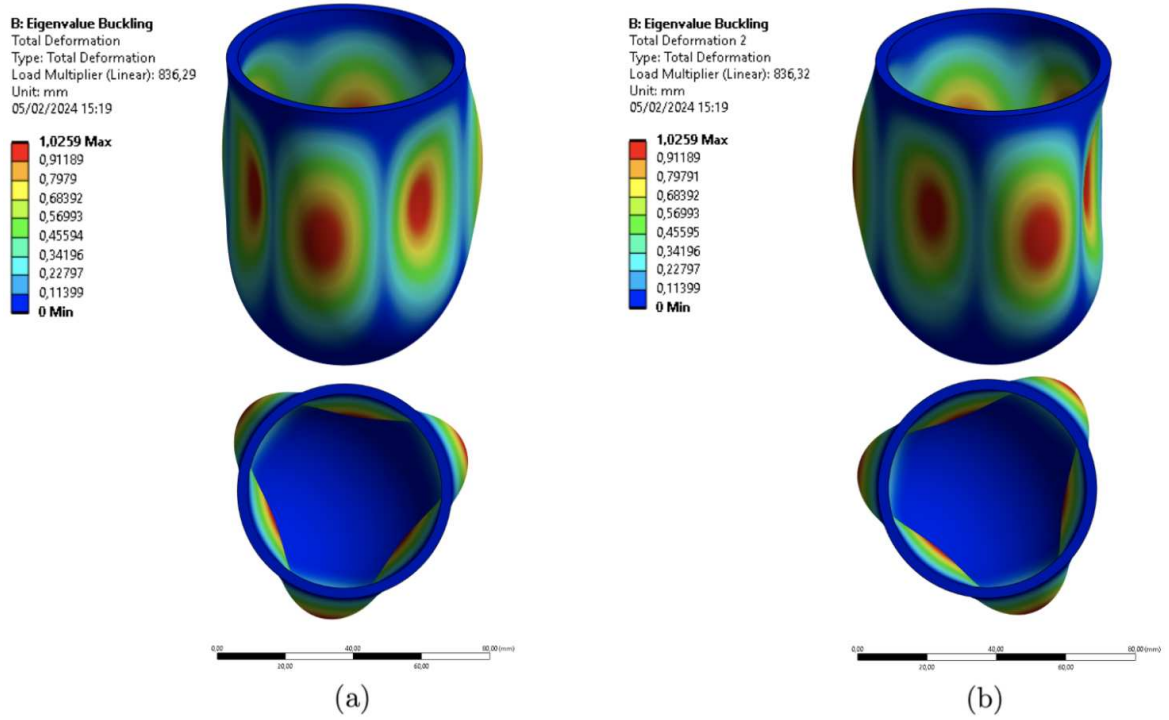


Figura 41: (a) Prima forma modale. (b) Seconda forma modale.
 Si vede come le due siano simmetriche.

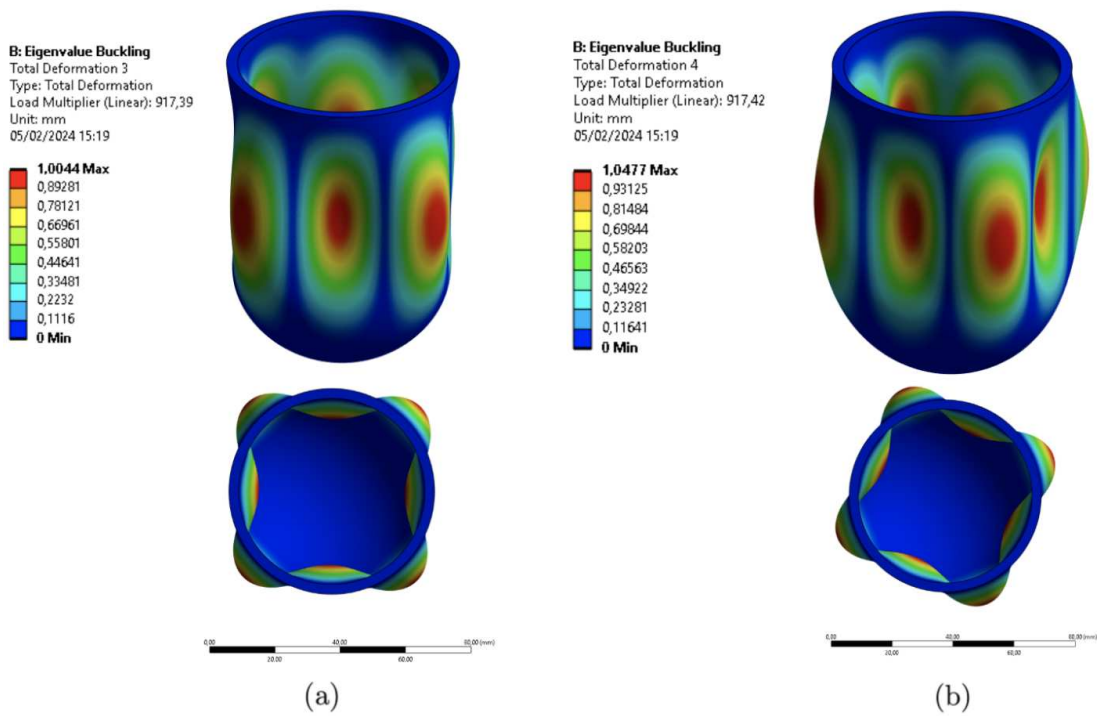


Figura 42: (a) Terza forma modale. (b) Quarta forma modale.
 Si vede come le due siano simmetriche.

5.5 Analisi di resistenza ai carichi di lancio

Il momento del lancio di un veicolo spaziale è la più critica dal punto di vista strutturale. In questa fase, il sistema viene sottoposto ad una serie di accelerazioni, vibrazioni, urti e carichi acustici che sono caratteristici per ogni lanciatore.

Sebbene la durata del lancio riguardi un lasso di tempo quasi irrilevante se si considera per esempio una missione a Marte, in quel periodo il sistema può andare in contro a rottura se non è dimensionato in maniera opportuna.

Proprio per verificare che la struttura sia in grado di sopportare valori di stress così elevati, vengono effettuati numerosi test sia tramite simulazioni software che hardware.

L'analisi dei carichi è un compito cruciale nella progettazione di una struttura spaziale. Questa costituisce la base per determinare i carichi di prova statici e sinusoidali usati per verificare la resistenza delle strutture primarie e secondarie. Prevedere le risposte è importante sia per valutare la capacità della struttura di resistere, ma anche per fornire ambienti di progettazione e test attendibili. I test a terra devono infatti essere rappresentativi degli ambienti di missione, a cui viene applicato un certo margine di sicurezza. [11]

La tecnica preliminare per effettuare l'analisi e verifica dei carichi di lancio è quella del load factor, o fattore di carico. Questo rappresenta un fattore di amplificazione del peso del satellite ed è usato per descrivere l'accelerazione longitudinale e trasversale impartita dal lanciatore al payload.

Il valore del fattore di carico è tipico per ogni lanciatore ed è > 1 . Il carico dinamico a cui è sottoposto il satellite può essere calcolato come

$$F_{de} = m g LF$$

con F_{de} fattore dinamico equivalente, m la massa del satellite, g l'accelerazione di gravità e LF il load factor.

In questo modo viene attribuito al sistema un fattore di sicurezza rispetto al carico reale.

La caratteristica distintiva dei carichi di lancio è quella di essere variabili nel tempo. Questi possono essere classificati secondo vari criteri, come per esempio:

- Il contenuto in frequenza del carico e la sua intensità. Il contenuto in frequenza della storia di carico è definito come la massima frequenza dell'armonica che descrive la storia di carico;
- La sorgente, ossia da cosa è prodotta la sollecitazione considerata;
- Il percorso di carico, ossia l'identificazione delle strutture e dei mezzi attraverso cui si propaga la sollecitazione.

Si considerano i carichi classificati in base alla loro **frequenza**. Questi possono essere a loro volta distinti in carichi a bassa frequenza (inferiore a 100 Hz) e ad alta frequenza (superiore a 100 Hz).

Entrambe queste categorie presentano due sottogruppi. La prima è costituita dai carichi **quasi statici** aventi la caratteristica di ripetersi ciclicamente per un intervallo

di tempo ragionevolmente lungo, rispetto alla durata della fase di lancio; la seconda include i carichi **transitori** in cui la sollecitazione è contenuta in un intervallo di tempo ridotto.

I carichi ad **alta frequenza** quasi statici possono essere di natura randomica, come conseguenza dei fenomeni aerodinamici (come il passaggio al volo transonico), o essere di tipo acustico ossia connessi alla propagazione di onde di pressione su superfici estese.

Tra le due categorie vi è una differenza nella modalità di propagazione; i primi si propagano dalla struttura del lanciatore a quella del payload, i secondi si propagano come onde di pressione attraverso l'atmosfera residua.

Esiste poi un'ulteriore categoria di sollecitazioni ad alta frequenza, dovute a fenomeni di shock: i carichi transitori. Questi possono essere dovuti all'esplosione di cariche per innescare rotture controllate di componenti strutturali (per esempio durante la separazione degli stadi), o ad impatti con oggetti.

Anche per i carichi a **bassa frequenza** si ha la distinzione tra transitori e quasi statici, e sono normalmente i carichi più critici. I transitori sono connessi a momenti come l'accensione dei motori e il distacco dalla rampa di lancio. Carichi quasi statici includono l'accelerazione impartita dal lanciatore al payload, il vento, la depressurizzazione del fairing³ ed altri.

I test riguardanti i carichi statici sono usati per verificare la resistenza delle strutture dei veicoli spaziali. In particolare vengono eseguite prove di carico statico per confermare l'integrità progettuale degli elementi strutturali primari. La prova consiste tipicamente in diversi casi di carico, ognuno dei quali testa una parte diversa della struttura. Una prova statica di qualificazione del prototipo prevede: una prova di snervamento, in cui viene verificata la capacità della struttura di sopportare un certo livello di carico senza deformazioni dannose; una prova finale, in cui la struttura deve sopportare un livello di carico più elevato senza presentare rotture e senza che collassi.

La quasi totalità dei lanciatori impartisce carichi sinusoidali, associati al funzionamento dei motori. Le frequenze tipiche vanno da 100 a 200 Hz. Questi carichi sono indispensabili da simulare, in particolare nelle fasi di test di qualifica e accettazione del progetto.

Generalmente per la realizzazione di tali test sono utilizzati shaker elettrodinamici controllati con sine sweep⁴.

I carichi random di natura aerodinamica hanno frequenze inferiori a 2 kHz, e si propagano attraverso le strutture verso il satellite. I carichi aerodinamici hanno un contenuto in frequenza ripetibile ma le armoniche che li costituiscono si combinano in maniera randomica, generando storie di carico differenti.

Anche in questo caso i test sono molto importanti e vengono effettuati con shaker elettrodinamici con l'uso di Power Spectral Density⁵ (PSD).

³Parte finale del razzo che funge da copertura per il payload.

⁴Variazione di sinusoidi in un campo di frequenza predefinito

⁵Quadrato dell'ampiezza della trasformata di Fourier della storia di carico, rapportata all'intervallo di frequenza considerato.

Ogni lanciatore ha la sua specifica PSD conosciuta attraverso dati empirici, ed è usata per sintetizzare le vibrazioni impartite dal lanciatore.

I carichi acustici sono di natura aerodinamica e si diversificano per il percorso che unisce la sorgente al payload. Il metodo di propagazione è infatti attraverso l'atmosfera residua presente all'interno del fairing.

La vibrazione di quest'ultimo produce onde di pressione che incidono sul payload e risulta rilevante per superfici estese e flessibili (come i pannelli solari).

Per quanto riguarda questo lavoro, sono state simulate le accelerazioni impartite dal lanciatore durante la fase di lancio. I risultati sono esposti nella sezione successiva 5.5.1. [12]

5.5.1 Risultati ottenuti

Per le analisi è stato consultato il manuale di utilizzo del lanciatore Ariane 6 di Ariane Group.

Per un veicolo spaziale conforme ai requisiti di rigidità definiti nel capitolo 4 del manuale, avente una massa superiore a 3,4 kg, i livelli limite di carichi quasi statici di cui tenere conto per la progettazione e il dimensionamento della struttura primaria del veicolo spaziale sono indicati in tabella 43. [14]

Per effettuare l'analisi è stato selezionato il valore più critico a cui il sistema va in contro durante la fase di lancio. Questo è risultato essere pari a 6 volte l'accelerazione di gravità ($\simeq 58,86 \text{ m/s}^2$).

Critical flight event	CLA Load cases	Longitudinal				Lateral
		Static	Dynamic	Min	Max	
Lift-off	ESR Ignition					
	Blast-wave 1st Acoustic Mode (7s)	Max -1.0 Min -2.0	±1.5	-3.5	0.5	±1.8
Aerodynamic phase	Rear part buffeting					
	Front part buffeting					
	Gust during atmospheric flight 1st Acoustic Mode (79s) 2nd Acoustic Mode (79s)	Max -1.3 Min -2.8	±0.8	-3.6	-0.5	±1.8
ESR End of Flight	1st Acoustic Mode (132s)	Max -2.2 Min -4.6	±1.4	-6.0	-0.8	±1.0
	2nd Acoustic Mode (132s)					
ESR Jettisoning	Symmetrical	Max -0.6 Min -0.9	±3.1	-4.0	2.5	±0.9
	Asymmetrical					
LLPM Cut-off	Vulcain chugging	Max 0.0 Min -2.9	±1.4	-4.3	1.4	±0.5
ULPM Ignitions and Cut-off	Vinci chugging	Max 0.0 Min -3.1	±1.4	-4.5	1.4	±0.5

LLPM = Flight between ESR separation and LLPM separation
ULPM = Flight between VINCI ignition and Payload separation
The minus sign with longitudinal axis values indicates compression.
Lateral loads may act in any direction simultaneously with longitudinal loads.
The gravity load is included.

Figura 43: Livelli limite di volo per un satellite con una massa superiore a 3,4 kg.

Fonte: Ariane user's manual

Tale carico è stato poi simulato lungo i 3 assi, non avendo informazioni riguardanti il posizionamento dello strumento nel lanciatore.

Sia i punti di contatto con i relativi collegamenti che la mesh sono state lasciate invariate rispetto all'analisi precedente.

Vengono di seguito riportati i risultati ottenuti.

5.5.2 Deformazione

In questa sezione vengono riportati i risultati delle deformazioni ottenute applicando un carico pari a $9g$ ($\simeq 88,29 \text{ m/s}^2$) su ciascun asse del meccanismo (carico aumentato per avere un margine di sicurezza).

- **Carico applicato lungo l'asse X**

Si vede come in questo caso il carico applicato lungo l'asse X porti ad una deformazione massima all'estremità inferiore della fiala (colorata in rosso nelle figure riportate).

Le zone in cui sono stati impostati i vincoli di fissaggio riportano degli spostamenti praticamente nulli (in blu nelle figure). Man mano che ci si sposta verso il basso le deformazioni aumentano, seppur restando sempre contenute. Lo spostamento massimo è infatti dell'ordine di 10^{-3} mm, non comportando particolari problematiche dal punto di vista strutturale.

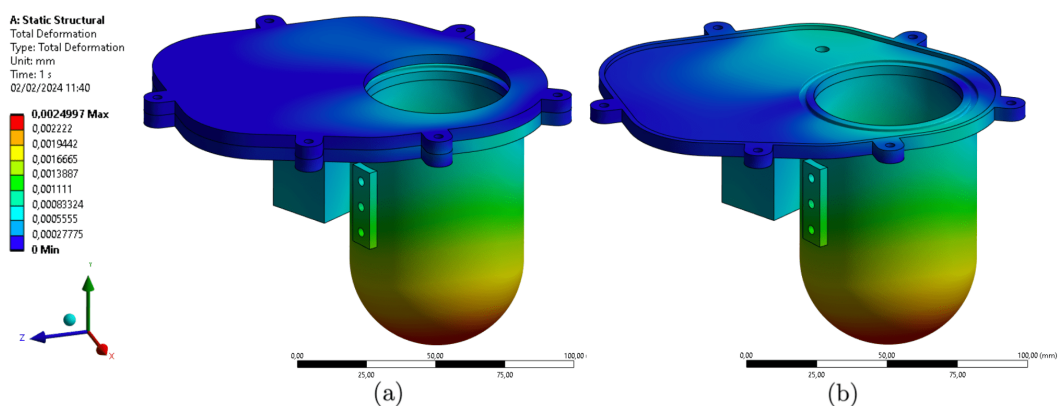


Figura 44: (a) Vista frontale della deformazione sul meccanismo totale. (b) Deformazione sul pezzo inferiore del meccanismo.

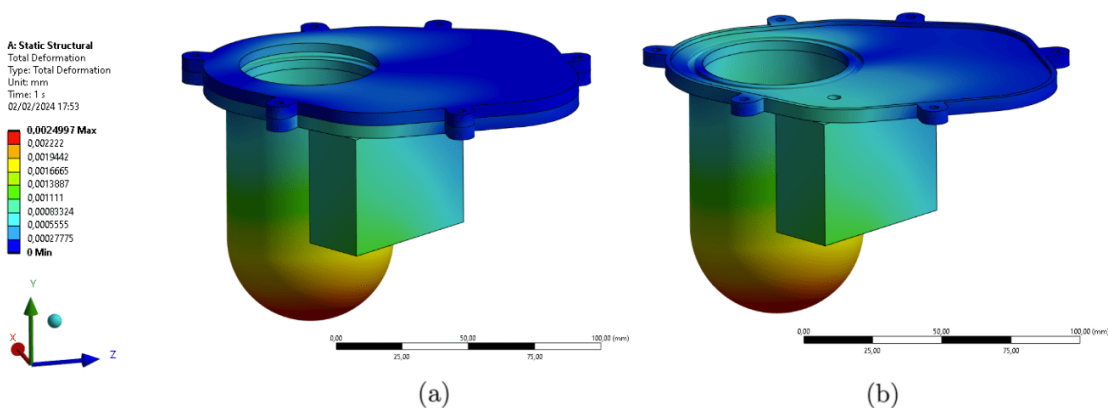


Figura 45: (a) Deformazione del retro del meccanismo totale. (b) Deformazione del retro del pezzo inferiore del meccanismo.

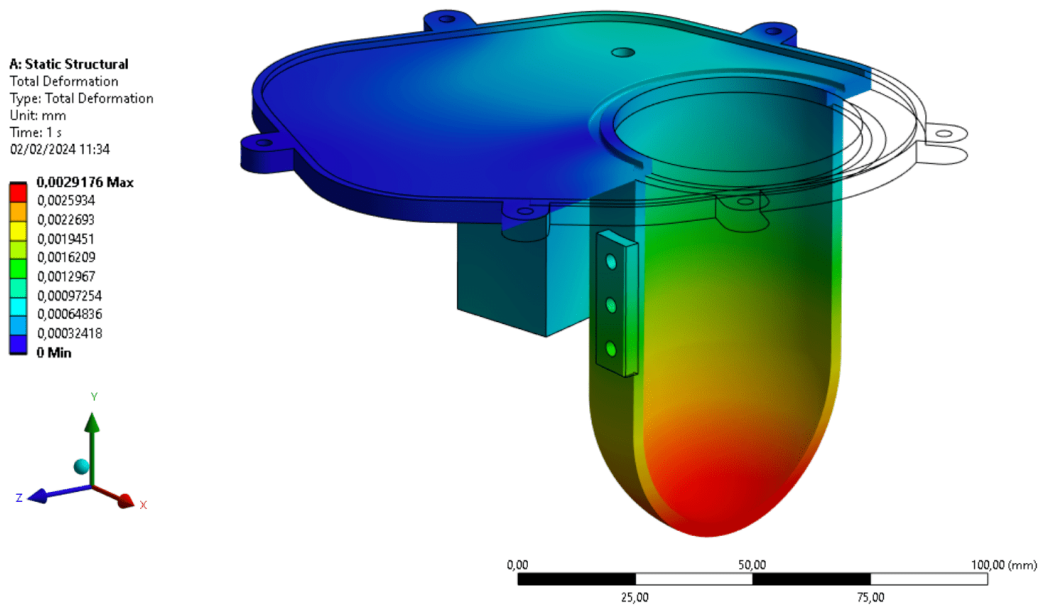


Figura 46: Deformazione della fiala vista in sezione.

- **Carico applicato lungo l'asse Y**

Quando il carico viene applicato lungo l'asse Y si ottengono valori di deformazione maggiori sulle facce piane del tappo rispetto al caso precedente. Questo è dovuto al fatto che il carico è applicato perpendicolarmente ad esse, causando così una maggiore sollecitazione.

Il minimo lo si trova in corrispondenza dei punti di giuntura ma, a differenza del caso precedente, si nota un aumento di circa un'ordine di grandezza quando si raggiunge il centro della faccia.

Il massimo lo si trova sempre in corrispondenza dell'estremità inferiore della fiala, ma resta dell'ordine di grandezza di 10^{-3} mm, come il precedente.

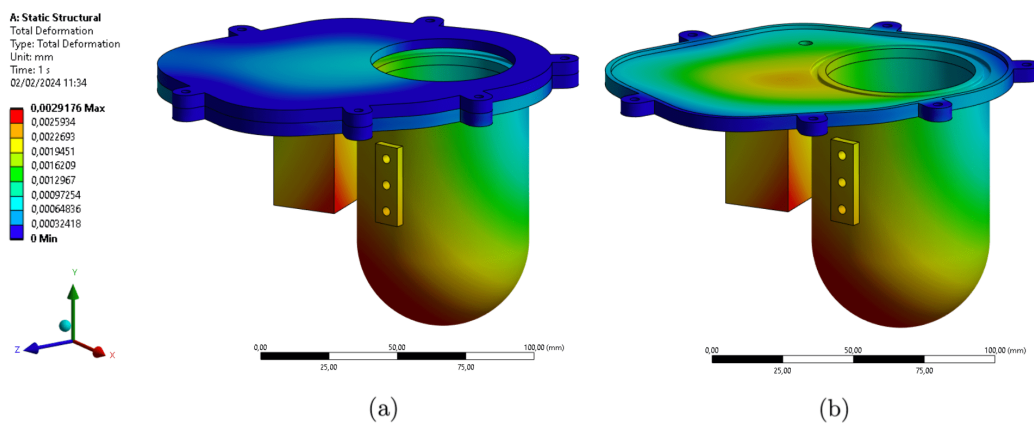


Figura 47: (a) Vista frontale della deformazione sul meccanismo totale. (b) Vista frontale della deformazione sul pezzo inferiore del meccanismo.

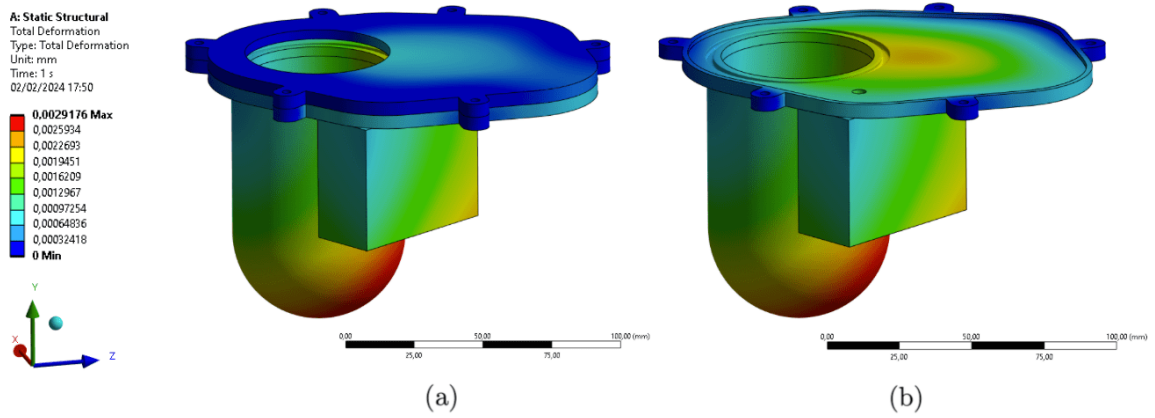


Figura 48: (a) Deformazione sul retro del meccanismo totale. (b) Deformazione sul retro del pezzo inferiore del meccanismo.

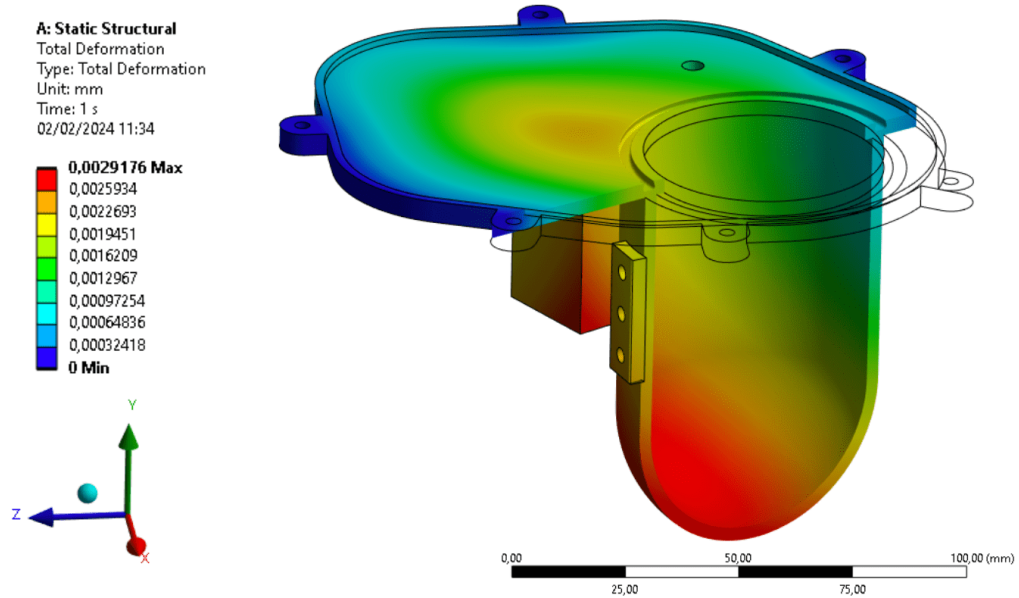


Figura 49: Deformazione della fiala vista in sezione.

- Carico applicato lungo l'asse Z

Si vede come in questo caso il carico applicato lungo l'asse Z porti a risultati molto simili al caso con il carico applicato lungo X. Anche qui il picco massimo di deformazione è dell'ordine di 10^{-3} mm, collocato sulla parte finale della fiala.

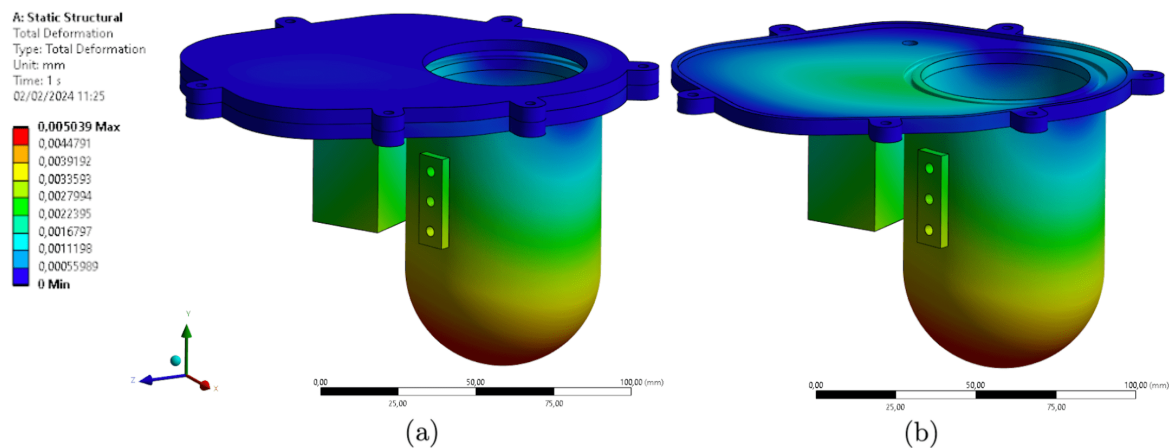


Figura 50: (a) Vista frontale della deformazione sul meccanismo totale. (b) Deformazione sul pezzo inferiore del meccanismo.

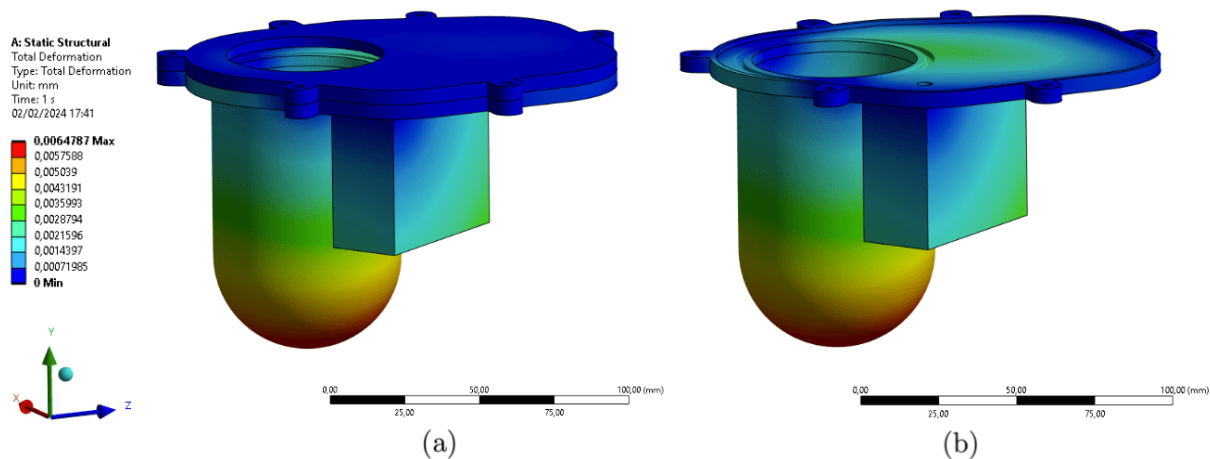


Figura 51: (a) Deformazione del retro del meccanismo totale. (b) Deformazione del retro del pezzo inferiore del meccanismo.

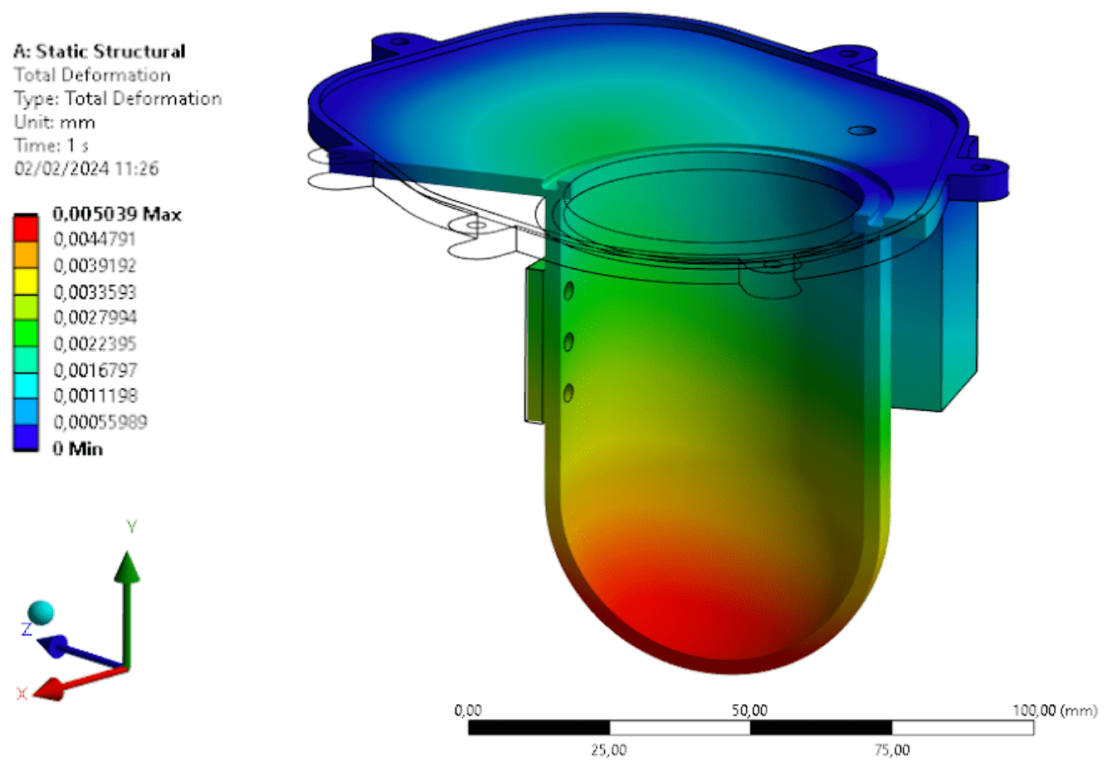


Figura 52: Deformazione della fiala vista in sezione.

5.5.3 Stress

In questa sezione vengono riportati i risultati degli stress ottenuti applicando lo stesso valore di accelerazione del caso precedente su ciascun asse.

- **Carico applicato lungo l'asse X**

I risultati dell'analisi mostrano come le zone più soggette a tensione siano quelle di giunzione.

In questi punti si ottengono dei valori massimi di sollecitazione pari a 6,2 MPa, ma si portano velocemente a valori prossimi allo zero su tutto il resto della struttura.

I valori ottenuti sono ben lontani dalla tensione di snervamento del titanio, pari a 930 MPa, non comportando rischi per il meccanismo dal punto di vista strutturale.

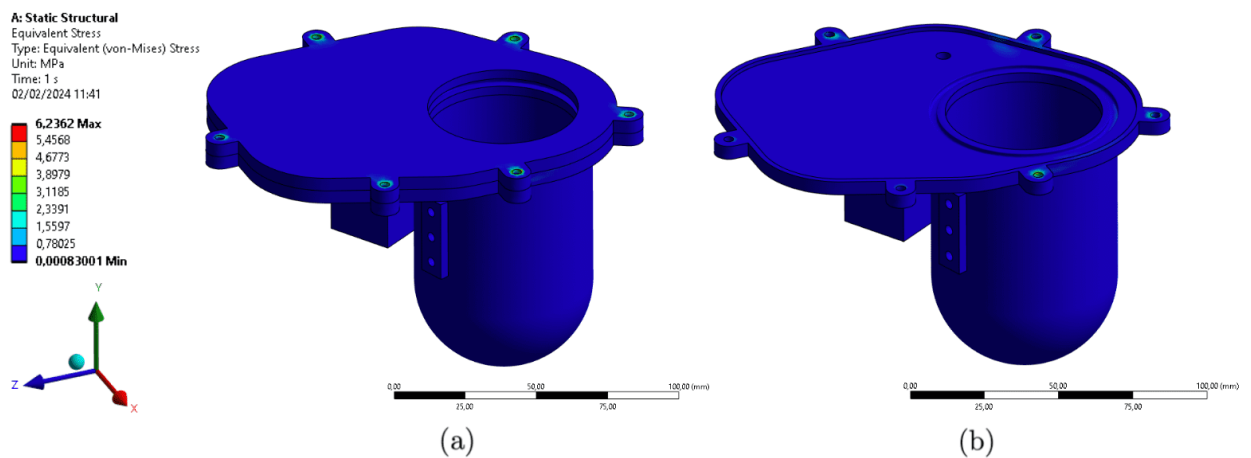


Figura 53: (a) Tensione sul meccanismo totale. (b) Tensione sul pezzo inferiore del meccanismo.

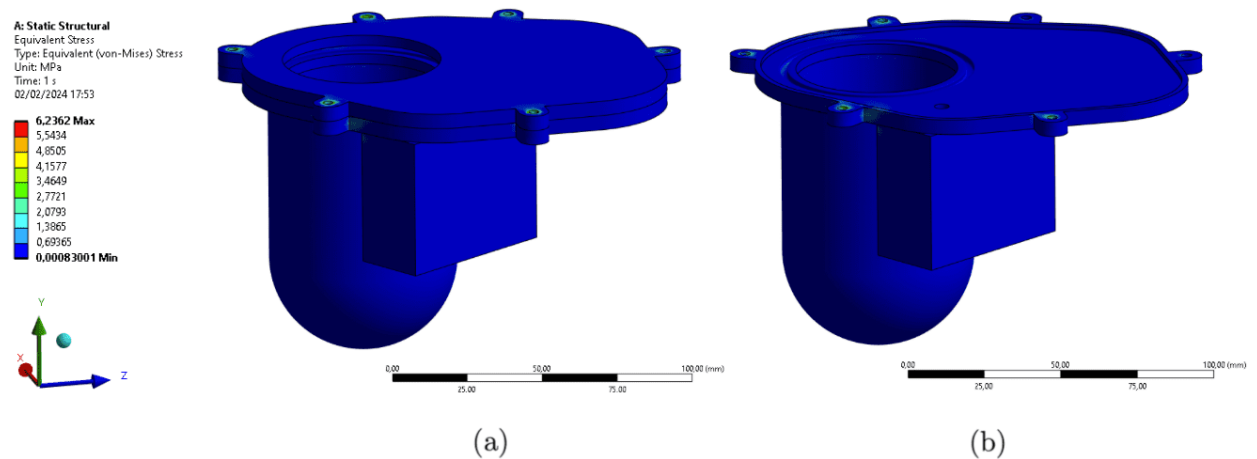


Figura 54: (a) Tensione del retro del meccanismo totale. (b) Tensione del retro del pezzo inferiore del meccanismo.

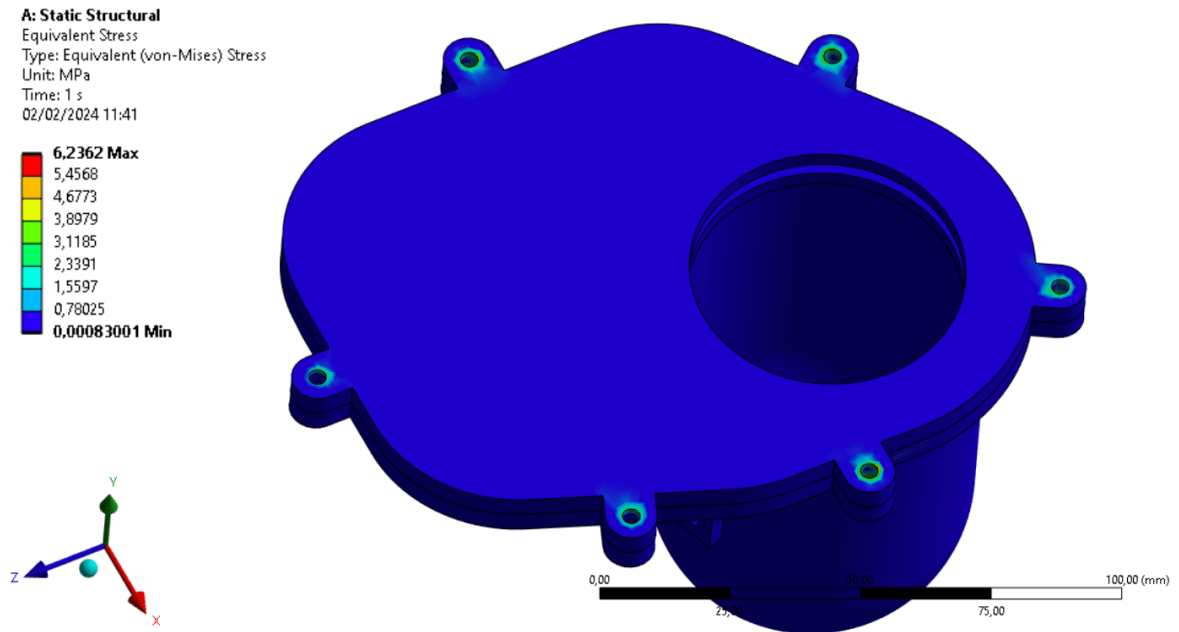


Figura 55: Zoom sulle zone più soggette a tensione. Si vede come le giunzioni siano più sollecitate.

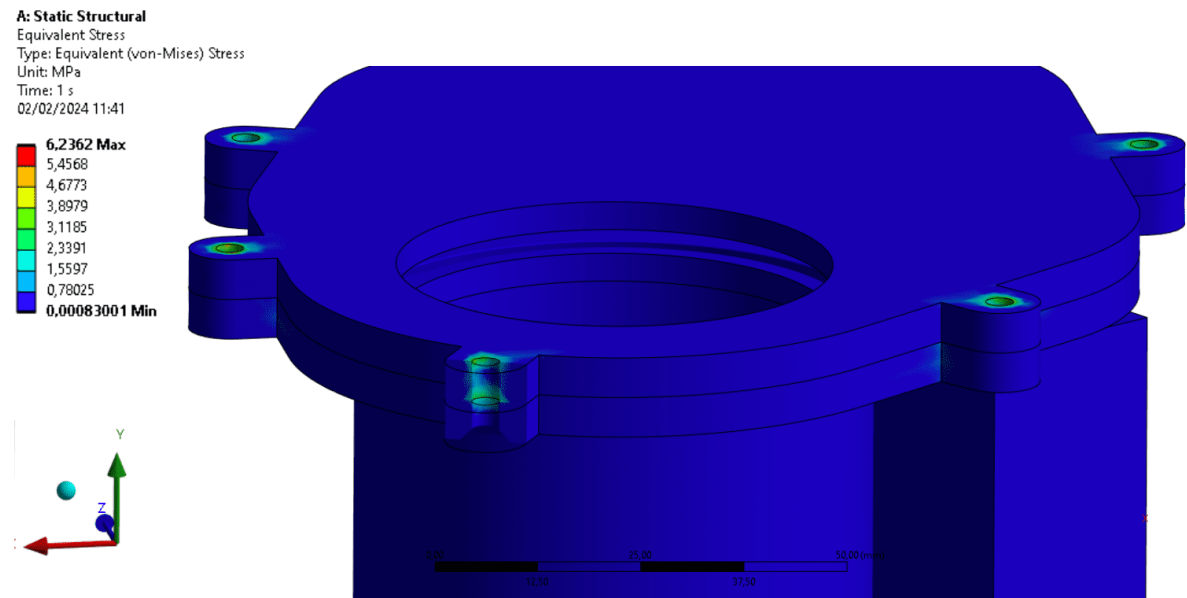


Figura 56: Zoom sulle zone più soggette a tensione. Le zone più chiare sono quelle dove si hanno valori di tensione maggiori.

- Carico applicato lungo l'asse Y

Anche in questo caso le zone più soggette a tensione sono quelle di giunzione. In questi punti si ottengono dei valori massimi di sollecitazione pari a 7,5 MPa che si portano rapidamente a zero non appena ci si allontana.

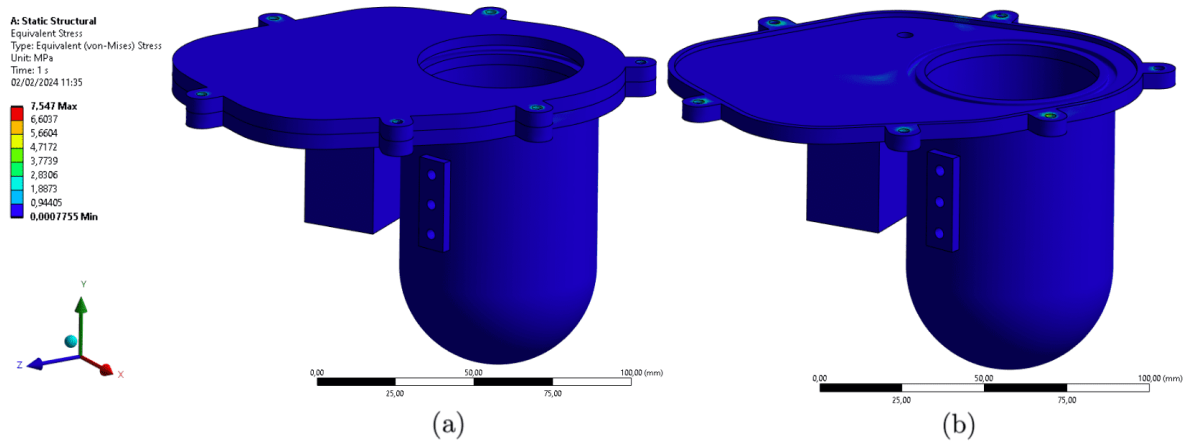


Figura 57: (a) Tensione sul meccanismo totale. (b) Tensione sul pezzo inferiore del meccanismo.

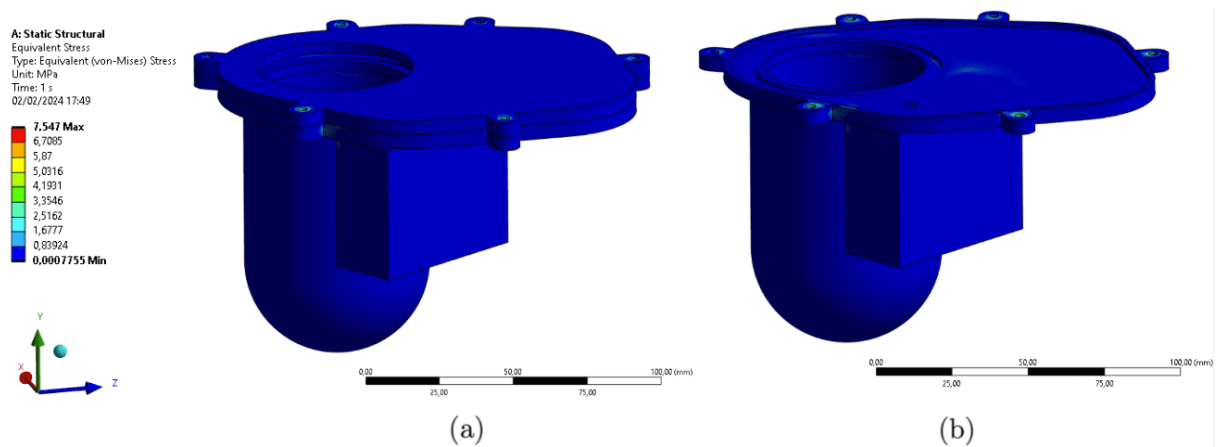


Figura 58: (a) Deformazione del retro del meccanismo totale. (b) Deformazione sul pezzo inferiore del meccanismo.

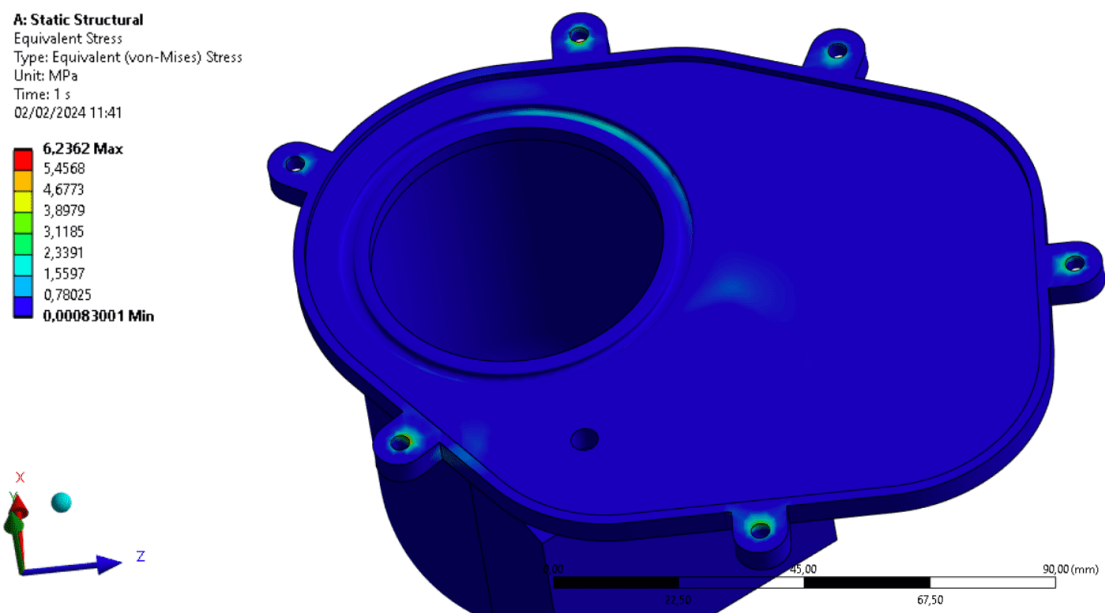


Figura 59: Zoom sulle zone più soggette a tensione con carico applicato lungo l'asse Y. Le zone più chiare sono quelle dove si hanno valori di tensione maggiori.

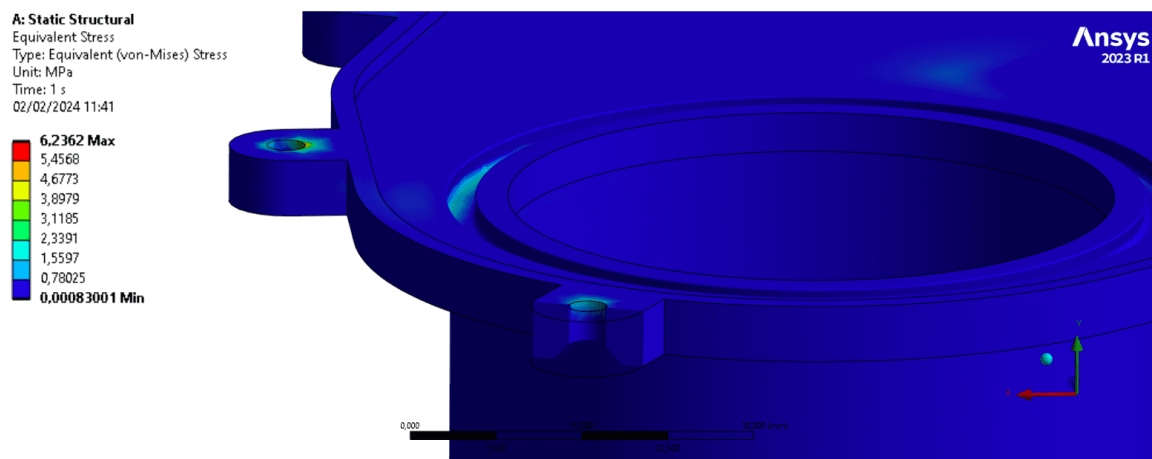


Figura 60: Zoom sulle zone più soggette a tensione con carico applicato lungo l'asse Y. Le zone più chiare sono quelle dove si hanno valori di tensione maggiori.

- Carico applicato lungo l'asse Z

I risultati lungo Z ricalcano quelli dei casi precedenti, con una tensione massima pari a 6,4 MPa.

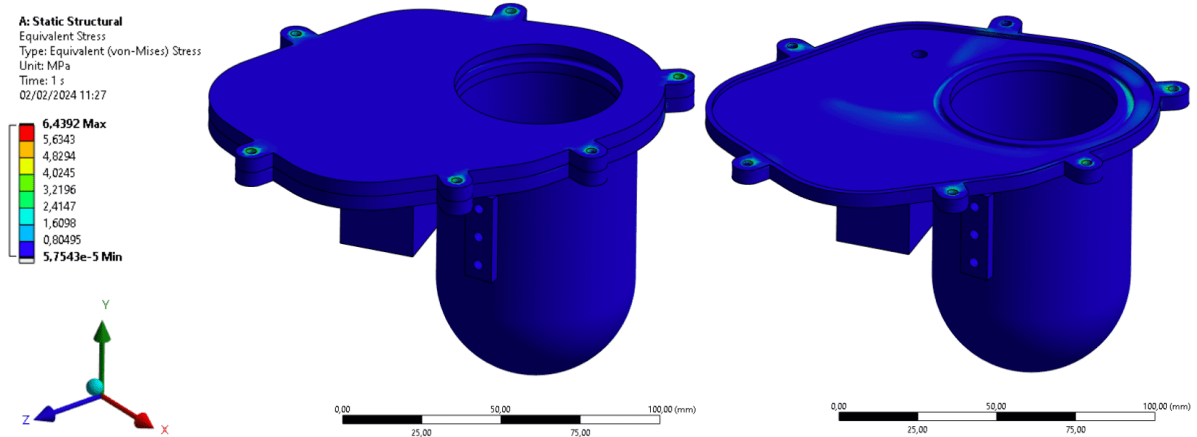


Figura 61: (a) Tensione sul meccanismo totale. (b) Tensione sul pezzo inferiore del meccanismo.

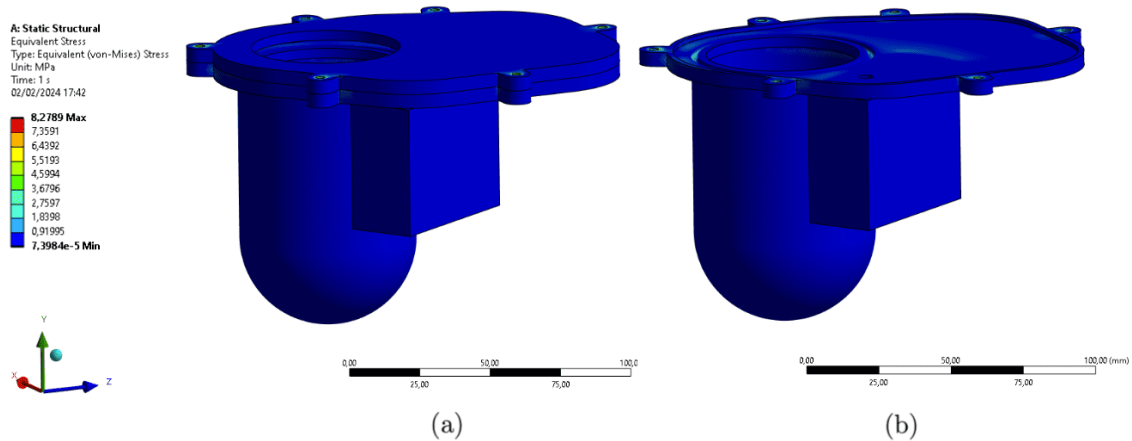


Figura 62: (a) Deformazione del retro del meccanismo totale. (b) Deformazione sul pezzo inferiore del meccanismo.

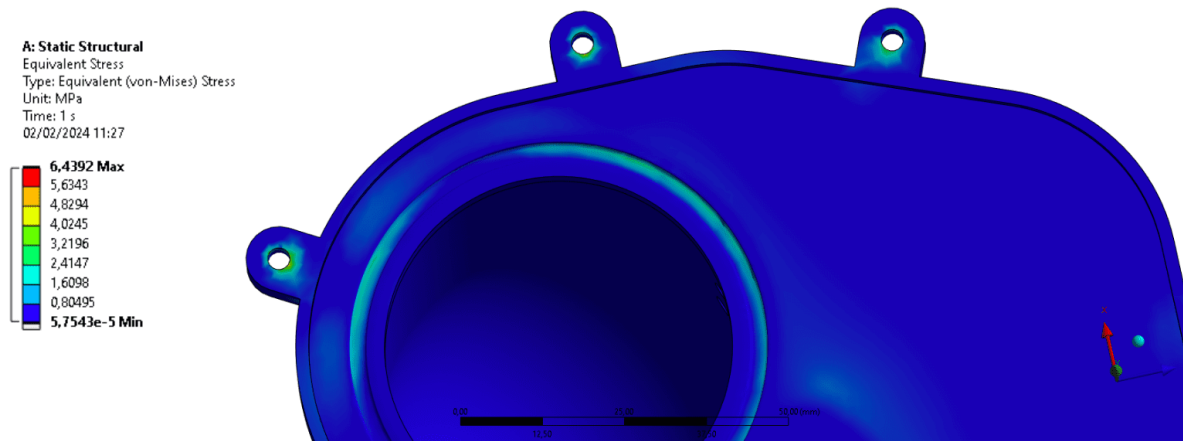


Figura 63: Zoom sulle zone più soggette a tensione con carico applicato lungo l'asse Z. Si vede come le zone di giunzione sono quelle più sollecitate.

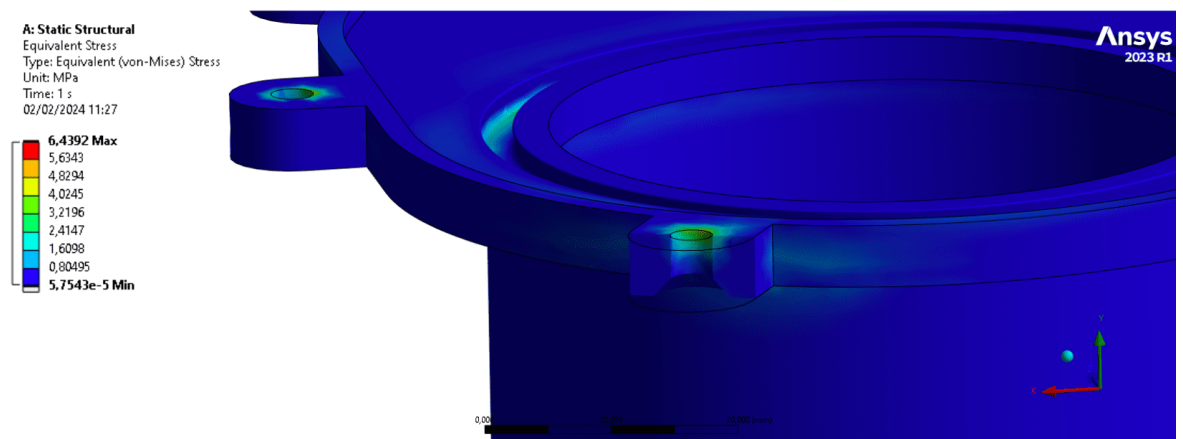


Figura 64: Zoom sulle zone più soggette a tensione con carico applicato lungo l'asse Z. Si notano le zone più chiare dove si hanno dei valori di tensione maggiori.

5.6 Modello CAD

Dopo aver effettuato le varie analisi e ottenuto dei risultati soddisfacenti, si è passati all'integrazione di tutti i vari componenti in una struttura delle dimensioni di un cubesat 4U. Questo è servito per verificare gli ingombri e assicurarsi che vi fosse abbastanza spazio per l'inserimento dei tubi di collegamento.

Vengono di seguito riportate le visualizzazioni di: sistema di raccolta completo (sez. 5.6.1), del posizionamento di pompe e valvole con una breve descrizione di ognuna (sez. 5.6.2), e l'assieme completo nella sezione finale (sez. 5.6.3).

5.6.1 Sistema di raccolta

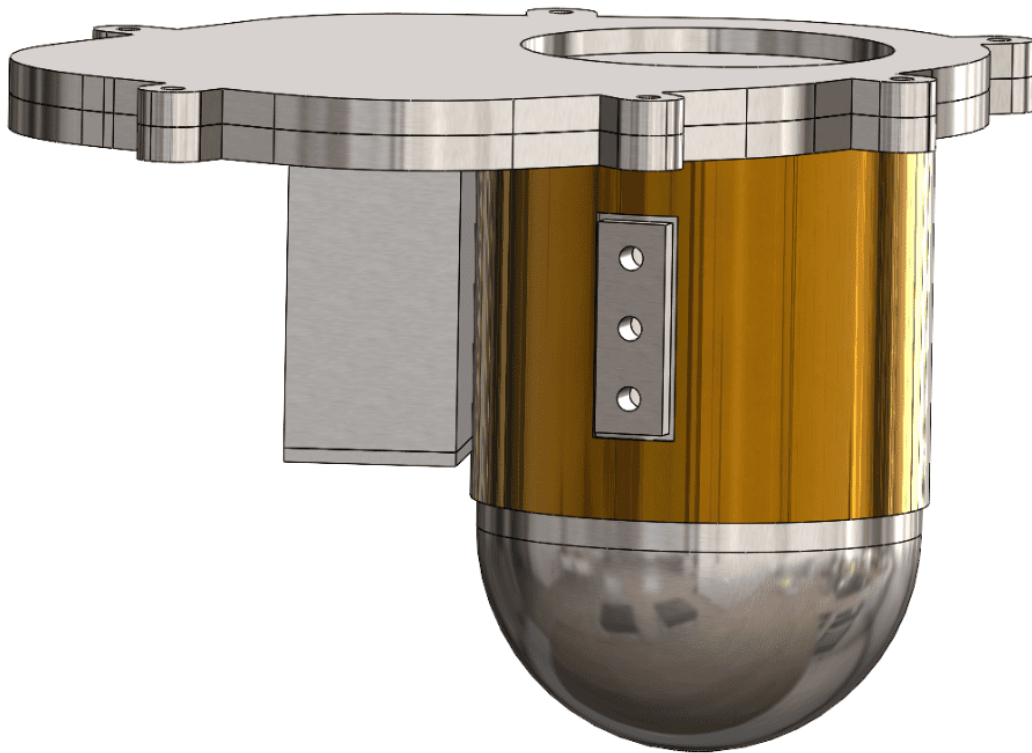


Figura 65: Vista della valvola assemblata con tutti i componenti.

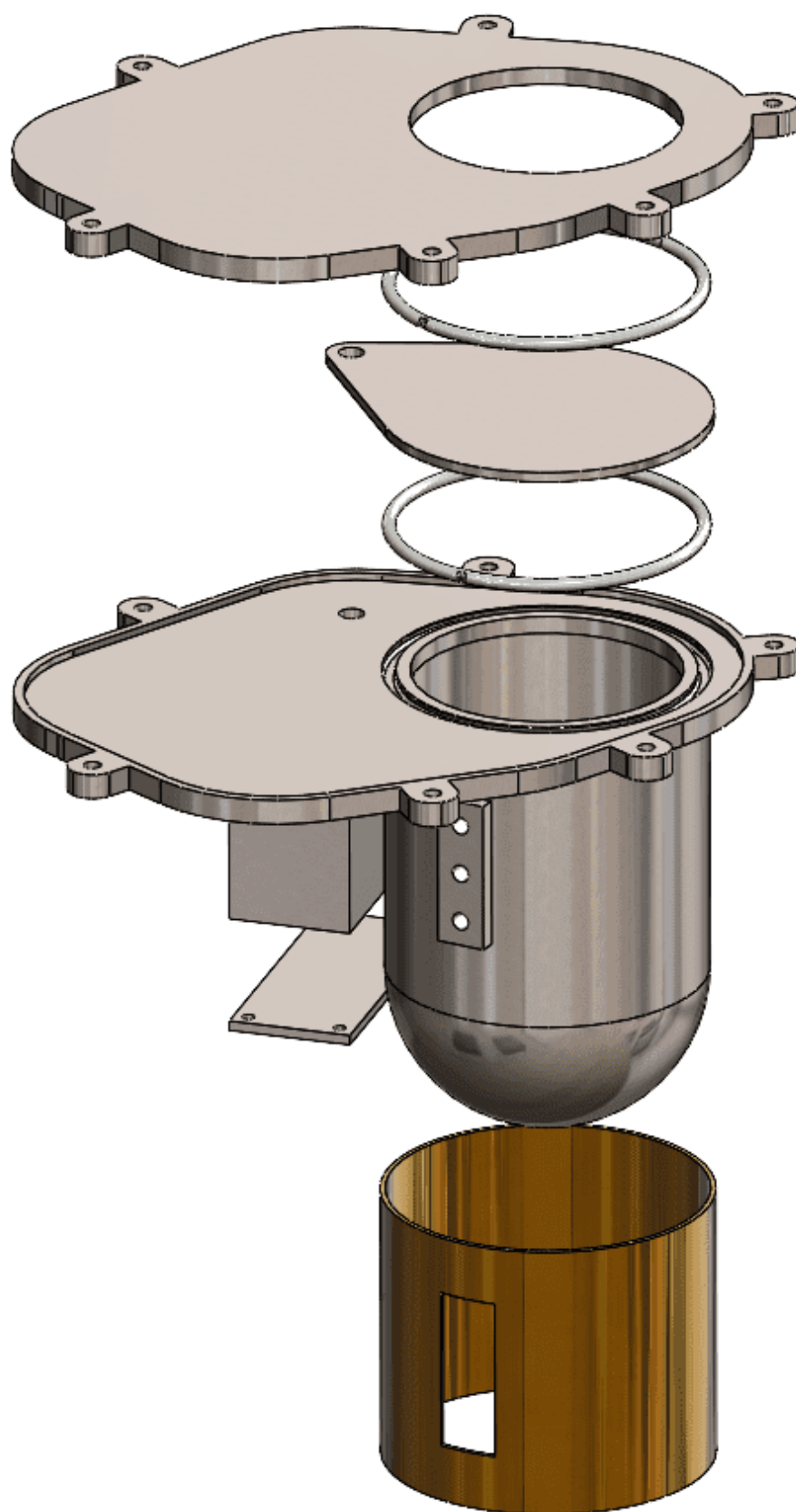


Figura 66: Vista esplosa della valvola con tutti i componenti.

5.6.2 Pompe e valvole

1. SP 270 EC-BLa-L - Schwarzer Precision

Pompa a membrana eccentrica per liquidi, posizionata in uscita dal serbatoio dell'acqua. Permette di avere una portata massima di 100 ml/min, consentendo il rapido riempimento della fiala. Le sue dimensioni sono di $16 \times 25,1 \times 37$ mm, per un peso di 23 g.

2. RP-QIII Miniature Peristaltic Pump - Takasago

Pompe miniaturizzate da posizionare: in uscita alla fiala per portare il campione al serbatoio dove avviene la miscelazione, lungo tutti i collegamenti tra serbatoio dei reagenti e quello dove avviene la miscelazione, e in uscita da tale serbatoio per portare il campione al modulo di detezione. Dato l'elevato numero di pompe necessarie (5 in totale), e la quantità ridotta di liquido da movimentare, è stata privilegiata la compattezza del design. Queste pompe permettono di avere una portata di 2,2 ml/min e delle dimensioni di $17 \times 24,3 \times 32,2$ mm.

3. Solenoid Valve STV-2-M6KG-15 -Takasago

Valvola da posizionare in uscita al serbatoio dell'acqua. Presenta un diametro dell'orifizio compreso tra 1 e 1,2 mm. Le dimensioni sono pari a 20 mm di diametro e 42,5 mm di altezza.

4. C21 Miniature Cartridge Solenoid Valve - Parker

Questa valvola verrà posizionata in corrispondenza di ogni uscita dal serbatoio del gas. Presenta un diametro dell'orifizio pari ad 1 mm, range di temperature in cui è operativa che vanno da 0°C a 50°C, un peso pari a 60 g ed un tasso di perdita inferiore a 0,0116 sccm (standard cubic centimeter per minute - centimetro cubo standard al minuto). Nonostante sia abbastanza ingombrante (20 mm di diametro e 40 mm di altezza), è stata scelta per evitare le maggiori perdite che si avrebbero utilizzando una valvola più piccola.

5. Normally closed microvalve - Memetis

Valvole miniaturizzate da posizionare in ingresso e uscita ai collegamenti tra fiala, serbatoi dei reagenti, modulo di detezione e serbatoio dove avviene la miscelazione. Quattro di queste sono montate sul serbatoio per la miscelazione (contenente anche le microsferine magnetiche). Anche in questo caso si è data precedenza alla miniaturizzazione del sistema. Queste valvole hanno infatti delle dimensioni pari a $20 \times 5 \times 8$ mm ed un peso di 0,8 g, con un tasso di perdita inferiore a 10^{-3} mbar l / s.

6. Serbatoio microbeads e solventi

Serbatoio con attacchi per il montaggio delle valvole Memetis. Sono presenti quattro fori di ingresso adibiti ai tre solventi e al campione proveniente dalla fiala, e un'uscita sul lato opposto per l'invio del campione al modulo di detezione.

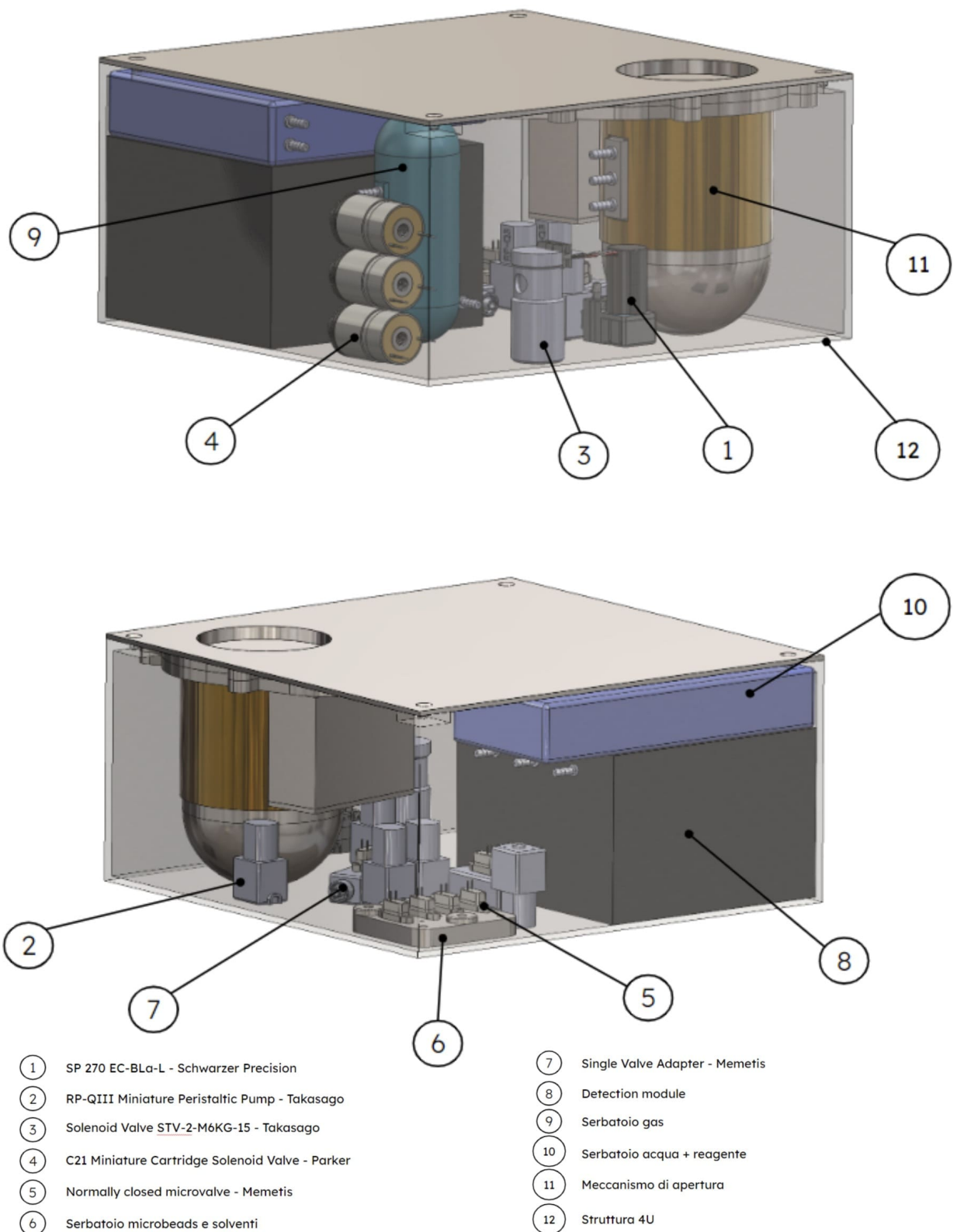


Figura 67: Assieme completo con indicazione dei vari componenti. Non sono rappresentati i tubi di collegamento.

5.6.3 Assieme completo

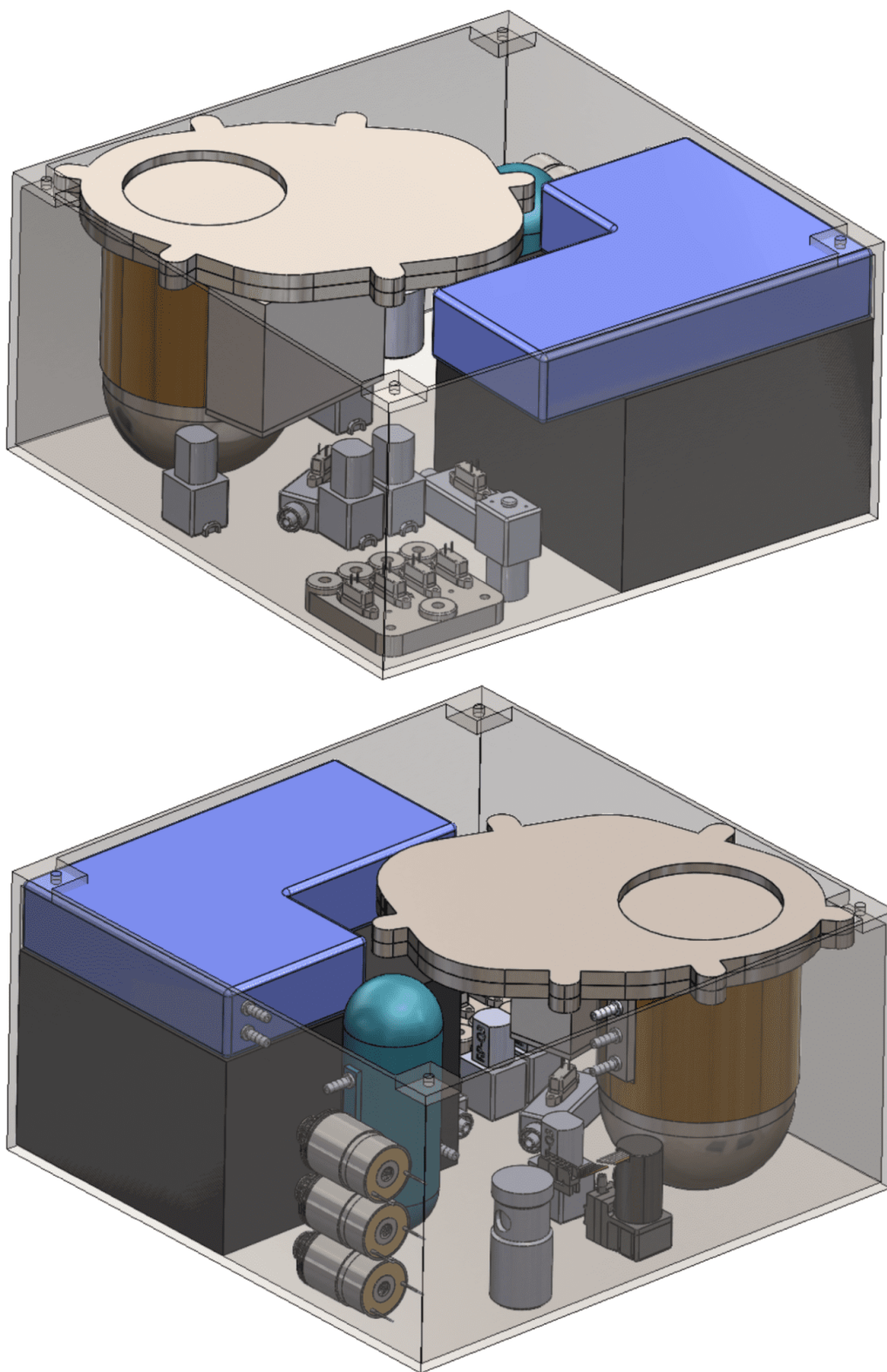


Figura 68: Rappresentazione di VENOM completamente assemblato senza la faccia superiore.

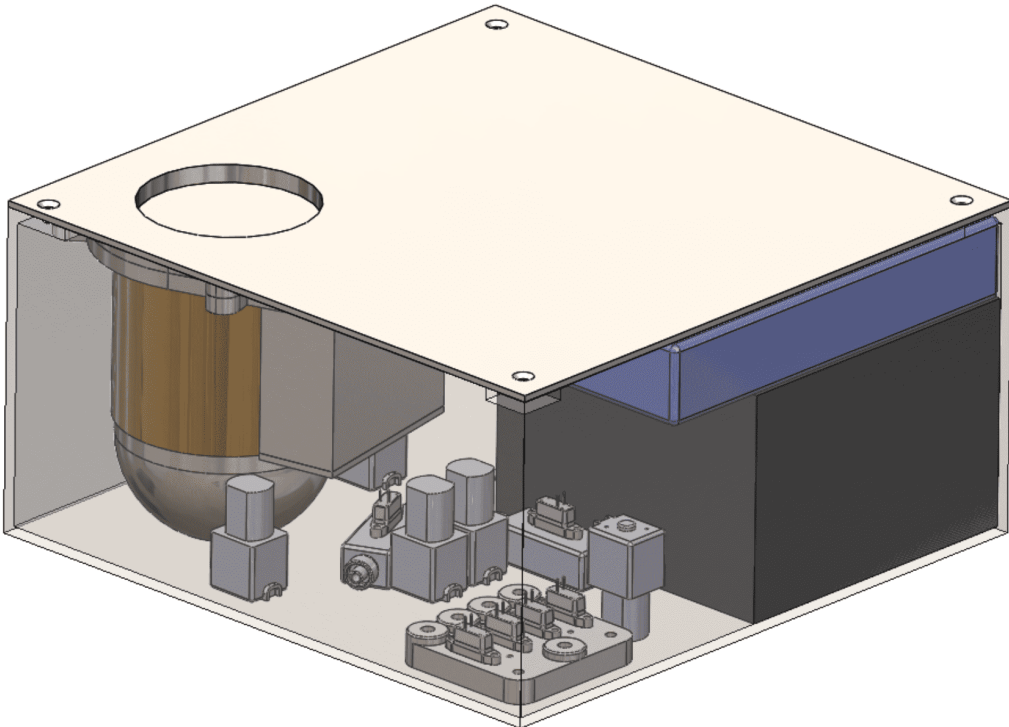
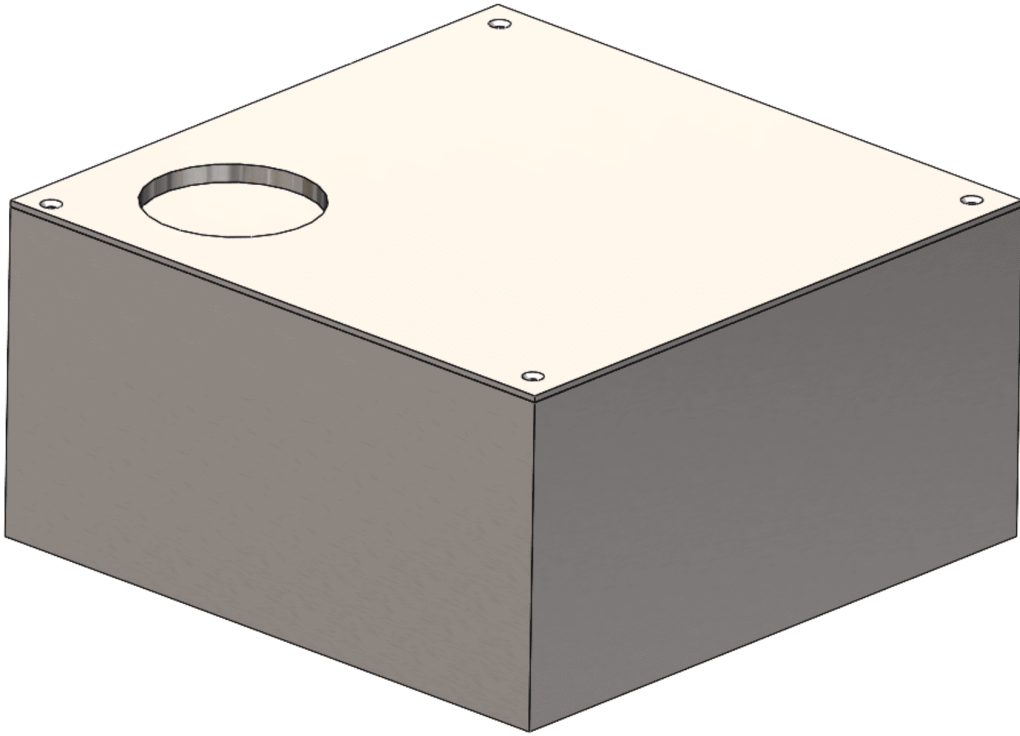


Figura 69: Rappresentazione di VENOM completamente assemblato. In alto completamente chiuso, in basso con la struttura laterale trasparente.

6 Conclusioni

Obiettivo del lavoro presentato in questa tesi è quello di realizzare un meccanismo che permetta la raccolta di campioni di terreno su Marte.

La proposta iniziale comprendeva la realizzazione di 3 fiale, tuttavia l'impossibilità di alloggiare tutte le strumentazioni necessarie in una struttura contenuta, ha portato alla traslazione della progettazione verso la realizzazione di una sola fiala.

Il design finale ad una fiala, risulta essere compatto e semplice, e presenta un solo componente mobile. Queste caratteristiche rendono il sistema più affidabile e idoneo all'uso per applicazioni spaziali rispetto ad un meccanismo con molte parti in movimento.

Le tensioni e le deformazioni ottenute dalle analisi effettuate sono compatibili con i carichi applicati. Per quanto riguarda le deformazioni le zone critiche subiscono uno spostamento quasi nullo, non risultando quindi un problema per il meccanismo. Le deformazioni massime si hanno all'estremità inferiore della fiala ma non compromettono l'integrità del sistema.

Per le tensioni è stato analizzato il coefficiente di sicurezza su tutto il meccanismo. Il valore minimo riportato è risultato essere pari a 4, confermando così che i carichi simulati non rappresentano un pericolo per la struttura.

I valori di tensione ottenuti raggiungono un massimo di 235 MPa, generato dal carico di pressione. Tale valore risulta essere ben al di sotto rispetto alla tensione di snervamento del titanio, pari a 930 MPa.

Data la presenza di un carico di pressione esterno alla fiala avente al suo interno il vuoto, sono state effettuate anche delle analisi preliminari relative al buckling. Dalle simulazioni è stato trovato un fattore di amplificazione pari a circa 830, ciò significa che il carico necessario a far insorgere la prima instabilità è pari a circa 840 volte il carico applicato.

Data l'importanza di mantenere la pressione all'interno della struttura ad 1 bar per tutta la durata della missione, sono state scelte delle guarnizioni di tipo O-ring per garantire la tenuta. Le perdite più gravose riguardano quelle provenienti dalla guarnizione del foro di apertura. Queste in un anno di missione provocano una fuoriuscita di circa 40 ml di gas, a cui vanno sommati i circa 5 ml per ogni guarnizione presente sui fori per il montaggio della struttura.

Tutte queste perdite possono tuttavia essere facilmente compensate dimensionando opportunamente il serbatoio del gas.

Per quanto riguarda il sistema per scaldare la miscela di acqua, reagente e terreno, si sta valutando la possibilità di posizionare il riscaldatore internamente alla fiala. In questo modo si può diminuire la potenza necessaria ad effettuare tale operazione. Sarebbe inoltre possibile cambiare anche il materiale della fiala stessa, non dovendo questa più avere proprietà conduttive.

La scelta per esempio di un materiale composito, permetterebbe di alleggerire notevolmente la fiala (ad ora avente una massa di circa 600 g), riducendo così anche i costi di lancio.

6.1 Sviluppi futuri

I successivi step della progettazione riguardano la realizzazione dell'intero sistema attraverso l'uso della stampa 3D. In questo modo sarà possibile fare una prima valutazione degli ingombri reali, permettendo di includere anche tutti i tubi di collegamento.

Con i pezzi realizzati in 3D, sarà anche possibile eseguire dei primi test per verificare il corretto funzionamento dell'apertura e della tenuta della pressione delle guarnizioni.

A settembre 2024 sarà poi scelto il design finale tra quelli proposti con cui si procederà con gli step successivi della progettazione.

Il progetto, finanziato da ASI, prevede infatti un'attività di 36 mesi, al termine dei quali dovrà essere raggiunto un TRL 5 dello strumento. La progettazione è condotta con l'obiettivo di avere un sistema pronto al volo, facilitando così lo sviluppo futuro.

Assieme al design del sistema di raccolta, durante il primo anno saranno definiti e testati in laboratorio i protocolli per il metodo di rilevamento, progettato il sottosistema di preparazione del campione, modellato l'ambiente termico e valutata la stabilità dei reagenti e delle biomolecole in ambiente spaziale simulato.

Nel corso del secondo anno si prevede di: ottimizzare la rete microfluidica, avviare l'approvvigionamento e la produzione degli elementi del modulo di rilevamento, del modulo microfluidico e del modulo di campionamento, progettare il software.

Nell'ultimo anno saranno eseguiti test sulle breadboard e, sulla base dei risultati, saranno implementate modifiche ai protocolli di rilevamento, ai componenti hardware e alla loro disposizione, ove necessario. Saranno testate le breadboard per verificare e migliorare le loro prestazioni complessive in termini di qualità della preparazione del campione, capacità di rilevamento e sensibilità, verificandone le funzioni critiche. Sarà finalizzato il software per l'esecuzione automatica dei protocolli di rilevamento e per le altre attività come monitoraggio dello stato del sistema. Infine saranno condotti test completi con le breadboard in un ambiente simile a quello marziano utilizzando una camera ambientale e una camera a termovuoto.

Riferimenti bibliografici

- [1] AstroBio Cubesat ABCS. *AstroBio CubeSat*. Ultima visita: 09/01/2024. URL: <https://sites.google.com/view/astrobiocubesat/home>.
- [2] DC Agle, Karen Fox e Alana Johnson. «NASA's Perseverance Mars Rover Makes Surprising Discoveries». In: *Jet Propulsion Laboratory* (2021).
- [3] Ansys. *Buckling*. Ultima visita: 05/02/2024. URL: <https://courses.ansys.com/wp-content/uploads/2021/01/Lesson3-Buckling.pdf>.
- [4] Apex. *The Finite Element Method (FEM)*. Ultima visita: 03/02/2024. URL: <https://www.jousefmurad.com/fem/the-finite-element-method-beginners-guide/>.
- [5] Pat Brennan. *The hunt for life on Mars - and elsewhere in the Solar System*. Ultima visita: 29/12/2023. URL: <https://exoplanets.nasa.gov/news/1763/the-hunt-for-life-on-mars-and-elsewhere-in-the-solar-system/>.
- [6] Giacomo Colombatti e John R. et al. Burcato. «VENOM - Venture the ExtractioN of Organic Molecules». In: (2023).
- [7] Giacomo Colombatti e John R. et al. Burcato. «VENOM: Venture the ExtractioN of Organic Molecules – Preliminary design of the instrument». In: (2023).
- [8] et al. Donato Calabria. «AstroBio-CubeSat: A lab-in-space for chemiluminescence-based astrobiology experiments». In: *Biosensors and Bioelectronics* (2023). URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0956566323000520>.
- [9] Shi En Kim. *The Seven Most Amazing Discoveries We've Made by Exploring Mars*. Ultima visita: 29/12/2023. 2023. URL: <https://www.smithsonianmag.com/science-nature/the-seven-most-amazing-discoveries-weve-made-by-exploring-mars-180983078/>.
- [10] ESA. *Why go to Mars?* Ultima visita: 02/01/2024. URL: https://www.esa.int/Science_Exploration/Human_and_Robotic_Exploration/Exploration/Why_go_to_Mars.
- [11] European Cooperation for Space Standardization. *Space engineering - Spacecraft mechanical loads analysis handbook*. ESA - ESTEC, 2013.
- [12] Alessandro Francesconi. *Appunti del corso di impianti e sistemi spaziali*. 2020.
- [13] Andrew Good, Karen Fox e Alana Johnson. «NASA's Perseverance Makes New Discoveries in Mars' Jezero Crater». In: *Jet Propulsion Laboratory* (2022).
- [14] Ariane Space Group. *Ariane 6 User's Manual*. Ariane Space Group, 2021.
- [15] Parker Hannifin. *O-ring Handbook*.
- [16] INAF. *Astrobiologia*. Ultima visita: 08/01/2024. URL: <http://www.inaf.it/it/campi-di-attivita/sole-e-sistema-solare/i-pianeti-e-i-corpi-minori-del-sistema-solare-e-di-altri-sistemi-stellari/sviluppi-futuri-delle-ricerche-planetologiche-in-italia>.

- [17] Jet Propulsion Laboratory. *NASA's MRO Finds Water Flowed on Mars Longer Than Previously Thought*. Ultima visita: 30/12/2023. URL: <https://www.nasa.gov/solar-system/nasas-mro-finds-water-flowed-on-mars-longer-than-previously-thought/#:~:text=Caltech%20researchers%20used%20the%20Mars,potential%20habitat%20for%20microbial%20life..>
- [18] Christopher P. McKay. *The search for life on Mars*. National Library of Medicine, 1997.
- [19] et al. Meneghin Andrea. «AstroBio CubeSat: a nanosatellite for space astrobiology experiments». In: *Europlanet Science Congress* (2020).
- [20] Alessandro Mortarino. *Atlante delle esplorazioni spaziali*. Libreria Geografica, 2018.
- [21] NASA. *A history of astrobiology*. Ultima visita: 18/01/2024. URL: <https://astrobiology.nasa.gov/about/history-of-astrobiology/>.
- [22] NASA. *APXS Instrument*. Ultima visita: 18/01/2024. URL: <https://mars.nasa.gov/msl/spacecraft/instruments/apxs/>.
- [23] NASA. *ChemCam Instrument*. Ultima visita: 18/01/2024. URL: <https://mars.nasa.gov/msl/spacecraft/instruments/chemcam/>.
- [24] NASA. *CheMin Instrument*. Ultima visita: 18/01/2024. URL: <https://mars.nasa.gov/msl/spacecraft/instruments/chemin/>.
- [25] NASA. *Curiosity Rover Mission Overview*. Ultima visita: 02/01/2024. URL: <https://mars.nasa.gov/msl/mission/overview/>.
- [26] NASA. *DAN Instrument*. Ultima visita: 18/01/2024. URL: <https://mars.nasa.gov/msl/spacecraft/instruments/dan/>.
- [27] NASA. *MAHLI Instrument*. Ultima visita: 18/01/2024. URL: <https://mars.nasa.gov/msl/spacecraft/instruments/mahli/>.
- [28] NASA. *Mars 2020 Mission Contributions to NASA's Mars Exploration Program Science Goal*. Ultima visita: 09/08/2021. URL: <https://mars.nasa.gov/mars2020/mission/science/goals/>.
- [29] NASA. *Mars Curiosity Rover - Robotic Arm*. Ultima visita: 05/01/2024. URL: <https://mars.nasa.gov/msl/spacecraft/rover/arm/>.
- [30] NASA. *Mars Science Laboratory*. Ultima visita: 08/01/2024. URL: http://www.nasa.gov/mission_pages/sunearth/news/curiosity-stuntdouble.html.
- [31] NASA. *Perseverance instruments*. Ultima visita: 18/01/2024. URL: <https://mars.nasa.gov/mars2020/spacecraft/instruments/>.
- [32] NASA. *Perseverance Robotic arm*. Ultima visita: 18/01/2024. URL: <https://mars.nasa.gov/mars2020/spacecraft/rover/arm/>.
- [33] NASA. *Perseverance rover's landing site: Jezero crater*. Ultima visita: 18/01/2024. URL: <https://mars.nasa.gov/mars2020/mission/science/landing-site/#:~:text=0n%20Earth%2C%20scientists%20have%20found,preserve%20signs%20of%20past%20life..>
- [34] NASA. *RAD Instrument*. Ultima visita: 18/01/2024. URL: <https://mars.nasa.gov/msl/spacecraft/instruments/rad/>.

- [35] NASA. *REMS Instrument*. Ultima visita: 18/01/2024. URL: <https://mars.nasa.gov/msl/spacecraft/instruments/rem/>.
- [36] NASA. *Results*. Ultima visita: 18/01/2024. URL: <https://mars.nasa.gov/msl/mission/science/results/#:~:text=A%20Suitable%20Home%20for%20Life&text=The%20Curiosity%20rover%20found%20that,Sheepbed%22%20mudstone%20in%20Yellowknife%20Bay..>
- [37] NASA. *SAM Instrument*. Ultima visita: 18/01/2024. URL: <https://mars.nasa.gov/msl/spacecraft/instruments/sam/>.
- [38] NASA. *Science With Perseverance*. Ultima visita: 09/08/2021. URL: <https://mars.nasa.gov/mars2020/mission/science/>.
- [39] NASA. *The Red Planet - Astrobiology*. Ultima visita: 02/01/2024. URL: https://mars.nasa.gov/#red_planet/4.
- [40] University of Washington. *What is astrobiology*. Ultima visita: 08/01/2024. URL: <https://depts.washington.edu/astrobio/wordpress/about-us/what-is-astrobiology/>.
- [41] James Trefil. *Atlante dello spazio*. National Geographic, 2019.
- [42] Trellerborg. *O-ring calculator*. Ultima visita: 02/02/2024. URL: <https://www.trelleborg.com/en/seals/resources/design-support-and-engineering-tools/o-ring-calculator>.
- [43] VAT valves. *Vacuum Valves*. Ultima visita: 05/02/2024. URL: <https://www.vatvalve.com/page/vacuum-valves>.

Ringraziamenti

Arrivata a questo traguardo così importante non mi resta che dedicare uno spazio anche a tutti coloro che mi sono stati a fianco in questi anni.

In primis voglio ringraziare il professor Colombatti per la gentilezza e disponibilità che ha avuto nel guidarmi in tutte le fasi di questo progetto.

Non è stato un percorso per niente facile e per questo non posso che essere grata a tutta la mia famiglia; a mamma, papà e Ale ma anche ai miei nonni, ai cugini e agli zii. Grazie per aver sempre creduto in me, anche quando ero la prima a non farlo.

Ad Alessandra, amica con la A maiuscola; grazie per esserci stata sempre, nei bei e brutti momenti. Ad Angelica, Alberto, Francesco e tutti gli amici "vecchi" e "nuovi", grazie per regalare momenti di spensieratezza e divertimento, ma anche per tutte le volte che mi avete ascoltata e consigliata. Alle mie sorelle acquisite Benedetta, Cecilia, Laura e Maddalena siete un esempio di grande forza e determinazione.

A Federica, compagna di fatiche fin dal primo giorno durante questi lunghi anni di studio. A Francesca e Monica per aver condiviso gli ultimi folli mesi in aula, tra momenti di sconforto e felicità.

Infine Francesco. Grazie per essermi stato a fianco sempre, per avermi incoraggiata, supportata, aiutata (non poco) e per essere stato fin da subito il primo a credere in me. Mi sento estremamente fortunata e felice di averti accanto e poter condividere con te questo traguardo.

Un ultimo ringraziamento lo voglio fare a me stessa, per tutte le volte in cui mi sono sentita fuori posto, non all'altezza e ho pensato di mollare: ce l'hai fatta, ora inizia un nuovo capitolo.