

# POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale in

Ingegneria Civile

Tesi di Laurea Magistrale

Strutture adattive ad assetto con controllo  
intrinseco: veicoli abitativi d'emergenza ed  
esplorativi in ambito spaziale



**Relatore**

Dr. Amedeo Manuello Bertetto

**Correlatore**

Prof. Andrea Manuello Bertetto

**Candidato**

Alessio Zuncheddu

Anno Accademico 2019/2020



## INDICE

Introduzione.....	1
Sommario.....	3
1. Stato dell'arte .....	5
1.1. Nascita ed evoluzione del concetto di colonizzazione extra-terrestre.....	5
1.2. Esplorazioni spaziali .....	8
2. Esplorazione di Marte.....	13
2.1. Missioni senza equipaggio .....	13
2.2. Colonizzazione di Marte.....	28
2.3. Sviluppo degli habitat.....	38
2.4. Ambiente di esplorazione e di insediamento .....	51
3. Il veicolo-Habitat .....	67
3.1. Modello analitico .....	79
3.2. Travi Tensairity della struttura a compasso.....	97
3.3. Rotismo del veicolo in fase di movimento.....	108
4. Conclusioni .....	119
4.1. Validità del veicolo nella fase di moto .....	119
4.2. Futuri sviluppi.....	126
5. Bibliografia e Sitografia .....	129
Ringraziamenti .....	137



## **INTRODUZIONE**

L'interesse nell'esplorazione e nella colonizzazione è sempre stato presente nella storia dell'umanità, e la prossima meta designata è lo spazio. Questa offre sia risvolti tecnologici, sia scientifici che economici e sociologici, come lo sviluppo di nuove tecniche costruttive e l'indagine astrobiologica e geologica di pianeti prossimi alla Terra, che valvole di sfogo per la sovrappopolazione globale e lo sfruttamento non più sostenibile delle risorse della Terra. Sono state sviluppati metodi di stampa 3D per la creazione di alloggi abitativi (o habitat) sul suolo extraterrestre, nuove tipologie di navicella e di mezzi di esplorazione superficiale, e molte invenzioni hanno portato al progresso della tecnica sulla Terra, in ambiti più variegati, come la nascita di nuovi strumenti diagnostici per la prevenzione del tumore al seno.

Tra le mete di questo prossimo sviluppo vi è Marte. La sua esplorazione da parte di orbiter, lander e rover è iniziata negli anni '60 e prosegue ad oggi, con un interesse sempre più crescente alla realizzazione della prima missione con equipaggio, pietra miliare per una futura colonizzazione del pianeta, che richiederà un notevole impegno economico e tecnologico, con sviluppo di alloggi protetti e isolati dall'ambiente marziano e di tecnologie per il supporto vitale dell'equipaggio.

L'impegno dell'agenzia spaziale statunitense si è intensificato a fine anni '80 con l'amministrazione di George W. H. Bush, e nei decenni successivi sono nate molte società private con interessi nello spazio, sia per l'estrazione di materie prime da asteroidi, sia sviluppo di velivoli spaziali che per promuovere la colonizzazione extraterrestre.



## SOMMARIO

Nella presente tesi viene esposta una nuova tipologia di veicolo abitativo per le future missioni di colonizzazione di Marte, con lo scopo di permettere lo spostamento di una cella abitativa di dimensioni variabili: da medio-piccole, per esplorazioni nei pressi dell'insediamento principale, a grandi, per esplorazioni con maggior autonomia.

Il veicolo oggetto della Tesi è composto da una coppia di strutture a forma di compasso che sostengono un habitat, ne permettono il sollevamento dalla superficie, l'abbassamento e il trasporto a quota costante e con assetto orizzontale

Il meccanismo che controlla passivamente l'assetto è costituito da un sistema di moltiplicatore e puleggia con raggio variabile. La componente strutturale del compasso sfrutta il principio del Tensairity<sup>®</sup>, un connubio tra comportamento membranale, tensionale e flessionale, con il fine di utilizzare al massimo il materiale e ridurre la massa della struttura (quindi facilitare il suo trasporto dalla Terra a Marte).

La modellazione della parte strutturale è stata svolta con l'ausilio del programma ANSYS.

La tesi è organizzata come segue:

- Capitolo 1) Viene descritta la spinta esplorativa e coloniale nella storia del genere umano fino ad oggi, con accenno alle motivazioni economiche, sociologiche e demografiche, e la realizzazione delle missioni spaziali come ultima manifestazione di questa spinta.
- Capitolo 2) Come ambito di applicazione del veicolo-habitat viene descritto Marte, dalle missioni esplorative senza equipaggio, alla caratterizzazione dell'ambiente marziano che costituiscono i vincoli per la progettazione del mezzo.
- Capitolo 3) Viene descritto il funzionamento del veicolo-habitat, modellato analiticamente, in seguito analizzato il comportamento delle travi di tipo Tensairity e la definizione della forma della puleggia
- Capitolo 4) A conclusione della tesi viene analizzato una configurazione particolare del veicolo-habitat, scelta in base allo studio del modello analitico del veicolo, combinando l'analisi della deformata degli elementi strutturali, con il fine di dimostrare la validità del veicolo. In seguito vengono descritti possibili sviluppi futuri del veicolo presentato.





## 1. STATO DELL'ARTE

### 1.1. Nascita ed evoluzione del concetto di colonizzazione extra-terrestre

I concetti di esplorazione, migrazione e colonizzazione accompagnano l'umanità fin da quando i nostri antenati hanno lasciato un luogo in cerca di un altro migliore, più adatto alla vita, più ricco di risorse, o anche solo per sfuggire ad un'epidemia, ai predatori, ad un pericolo ricorrente.

Questo bisogno si è trasformato poi acquisendo un carattere economico. Ne sono un esempio gli antichi greci che colonizzarono l'Italia a partire dal VIII secolo a.C.<sup>1</sup>, creando città-stato politicamente indipendenti da quelle natali ma economicamente dipendenti (almeno nella prima fase), e gli antichi romani che fondarono province conquistando il Mediterraneo.

Il colonialismo di fine Quattrocento e inizio Cinquecento si caratterizza per un forte sfruttamento delle risorse e dei territori conquistati da Spagna e Portogallo, risorse poi spedite alla madre patria. Nell'era delle Esplorazioni è evidente quanto queste spedizioni siano legate a doppio filo all'innovazione tecnologica: basti pensare all'astrolabio, il cui primo utilizzo in mare risale al 1481. [1]

Un'ulteriore declinazione del concetto di esplorazione è rappresentata dall'imperialismo britannico, che ha portato alla formazione di comunità assoggettate politicamente ma con un'economia fiorente e dal neo-imperialismo dell'Ottocento, in cui i territori sono autonomi ma dipendenti economicamente. In questo periodo si assiste alla migrazione per fuggire dalla persecuzione (come i padri pellegrini della Mayflower, salpata nel Settembre del 1620) e alla proliferazione di colonie penali (come quella di Botany Bay, in Australia, fondata il 1786).

Nel secondo dopo guerra l'esplorazione affronta nuovi confini, spostando l'attenzione dalla Terra allo spazio. Così USA e URSS competono per raggiungere i primi traguardi nello spazio nell'atmosfera della Guerra Fredda.

---

<sup>1</sup> L'insediamento Pithekoussai sull'isola di Ischia è datato nella prima metà del VIII secolo a.C. ed è ritenuto essere il primo insediamento greco in Italia. Seppur non avendo le complete caratteristiche di una colonia è ritenuto un punto di svolta per la colonizzazione della Magna Grecia dei secoli successivi. [69]

In particolare l'esplorazione e la colonizzazione dello spazio aprono nuovi orizzonti e soddisfano nuove necessità: con un aumento progressivo della popolazione mondiale, stima corretta ogni anno in eccesso, si assisterà ad un quasi raddoppio degli esseri umani sul nostro pianeta prima della fine del XXI secolo (Figura 1-1). [2] E in una società occidentale

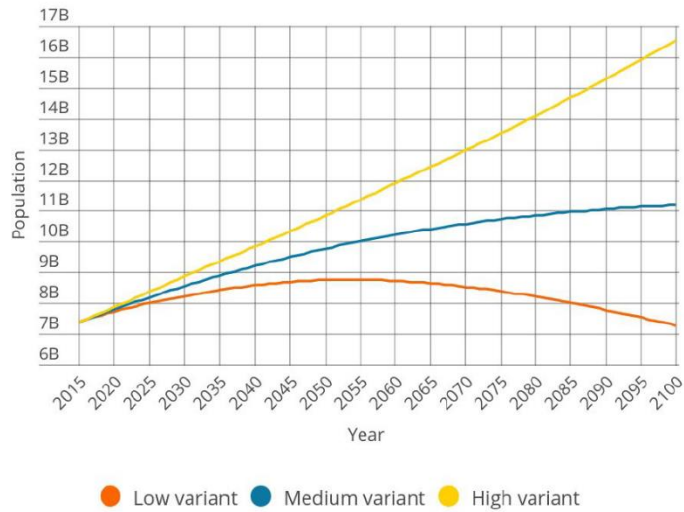


Figura 1-1 Grafico prodotto dalla Divisione per la Popolazione delle Nazioni Unite, che mostra il modello normale di crescita in blu e le due variazioni in giallo e arancione (Fonte UNFPA)

ancora permeata dal paradigma del capitalismo/consumismo, le risorse planetarie iniziano a scarseggiare. L'Earth Overshoot Day, il giorno in cui si stima siano consumate tutte le risorse biologiche che la Terra può riprodurre in quell'anno, anticipa la sua data fin dagli anni '70 [3] (Figura 1-2).

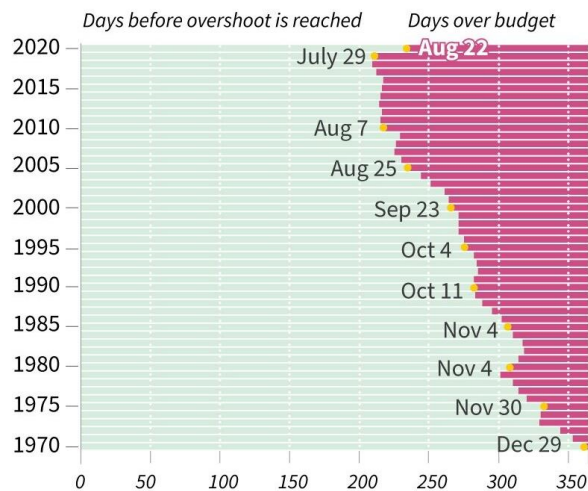


Figura 1-2 Grafico del Global Footprint Network che riporta l'Earth Overshoot Day di ogni anno a partire dal 1970 (Fonte Global Footprint Network)

Ma vi è anche una spinta meno logica e più intuitiva: la curiosità dell'ignoto e l'eterna ricerca di risposte è ciò che alimenta scienziati ed esploratori. Visitare luoghi sconosciuti può portare a porsi nuove domande o rispondere a vecchi quesiti. Così nell'osservazione degli altri pianeti del sistema solare cerchiamo la genesi del nostro e speriamo di prevederne l'evoluzione [4], o nell'osservazione delle microonde cosmiche ci interroghiamo sulla nascita dell'universo. [5]

Parallelamente l'interesse nei viaggi spaziali si permea il campo letterario. Il primo racconto che parli di viaggi sulla Luna circola già nel II secolo a.C., con *La storia vera* di

Luciano di Samosata, anche se scritto probabilmente con carattere parodistico. Come non citare Jules Verne, lo scrittore che ha inventato la fantascienza, e il suo "Dalla Terra alla Luna", in cui descrive un mancato allunaggio.

L'interesse alla vita extraterrestre, in particolare quella marziana, cresce notevolmente nel 1877 con l'individuazione di canali naturali sulla superficie da parte di Giovanni Schiaparelli, direttore dell'Osservatorio Astronomico di Brera, solo molti anni dopo riconosciuti come frutto di un'illusione ottica. La scoperta di Schiaparelli è stata tradotta erroneamente come *canals*, termine che in inglese indica canali artificiali, facendo crescere l'interesse nella possibilità dell'esistenza di una civiltà marziana

e influenzano la letteratura dell'epoca: ne sono un esempio "La guerra dei Mondi" di H.G. Wells del 1898 e "La principessa di Marte" di Edgar Rice Burroughs del 1891, primo racconto delle avventure di John Carter. Uno dei più importanti promotori della teoria di un pianeta rosso abitato fu Percival Lowell, un astronomo di Boston, che pensò nel 1894 di averne mappate una grande quantità. [6] Questa spinta artistica dà vita nel 1941 ad un sottogenere fantascientifico noto come epica spaziale o "space opera".

Pochi anni dopo vengono fondate le prime agenzie spaziali, tra le quali le più famose sono quella sovietica nel 1955 e quella statunitense nel 1958, che gareggiano per i traguardi nell'esplorazione dello spazio,<sup>2</sup> e nascono come estensione del programma di sviluppo dei missili interplanetari. [7]

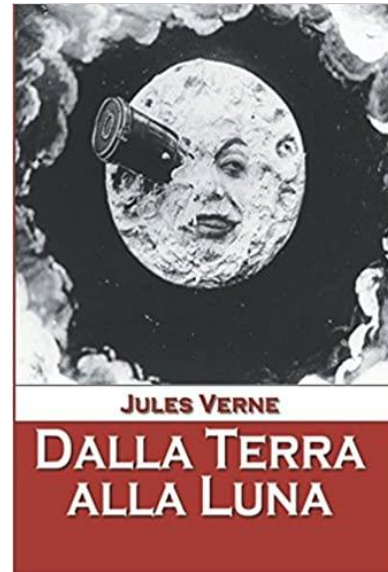


Figura 1-3 Copertina del romanzo "Dalla Terra alla Luna" di Jules Verne

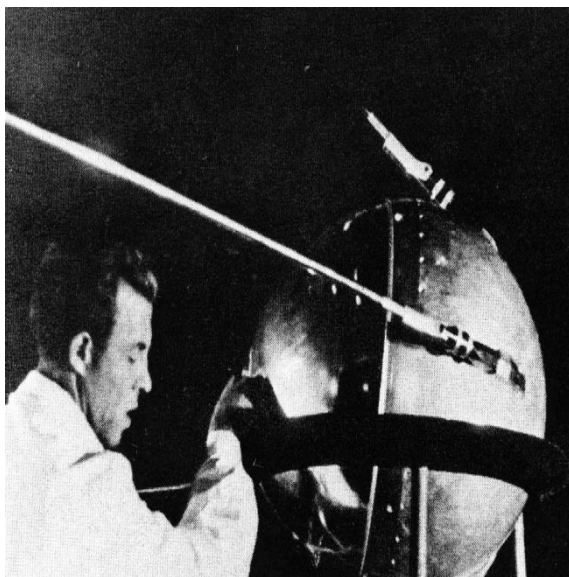
---

<sup>2</sup> Il dibattito tutt'oggi è aperto sulla definizione di "spazio". La federazione aeronautica internazionale pone il limite tra Terra e spazio a 100 km s.l.m., mentre la NASA lo pone a 80 km. Se si volesse considerare laddove finisce l'atmosfera si dovrebbe estendere questo limite fino a 800 km, ulteriormente se si considera dove il campo gravitazionale della Terra diventa trascurabile (21 milioni di km). La zona atmosferica più accreditata per essere considerata il confine è la termosfera, dove si trova l'ISS. In funzione di come cambia questa definizione molti traguardi potrebbero essere riconsiderati. Tuttavia è innegabile che pochi al mondo sono coloro che sono entrati nella mesosfera (80 km), zona in cui la densità dell'aria è tale da non permettere il funzionamento dei velivoli tradizionali. [67]

## 1.2. Esplorazioni spaziali

### Sputnik 1 e l'inizio dell'interesse statunitense [7]

Il 4 Ottobre 1957 fu lanciato in orbita il primo oggetto creato dall'uomo aprendo l'era dell'esplorazione spaziale. Questa missione nasce dalla necessità di sviluppare i missili balistici intercontinentali nei primi anni del secondo dopo guerra, dietro proposta di Sergei Korolev nel 1954, "uno dei principali progettisti del programma missilistico sovietico". La missione sovietica subì un'accelerata quando il presidente statunitense Dwight D. Eisenhower, annunciò nel 1955 che gli Stati Uniti avrebbero presto inviato in orbita un loro satellite, optando per un



*Figura 1-4 Foto dello Sputnik 1, il primo oggetto creato dall'uomo ad andare nello spazio (Fonte NASA)*

dispositivo molto più semplice. Così gli ingegneri sovietici realizzarono una sfera di 58.5 cm di diametro, con una massa di 83.6 kg e composta da due parti saldate insieme con strumentazione molto semplice a bordo: due antenne multidirezionali, un trasmettitore radio con frequenza tra 20005-40002 MHz e un sistema di raffreddamento per mantenere la temperatura al di sotto di 20°C. Il vettore di trasporto era un razzo R-7 a due stadi, che partì da quello che oggi è noto come il cosmodromo di Baikonur, in Kazakistan, da cui oggi partono i Soyuz per raggiungere la stazione spaziale internazionale.

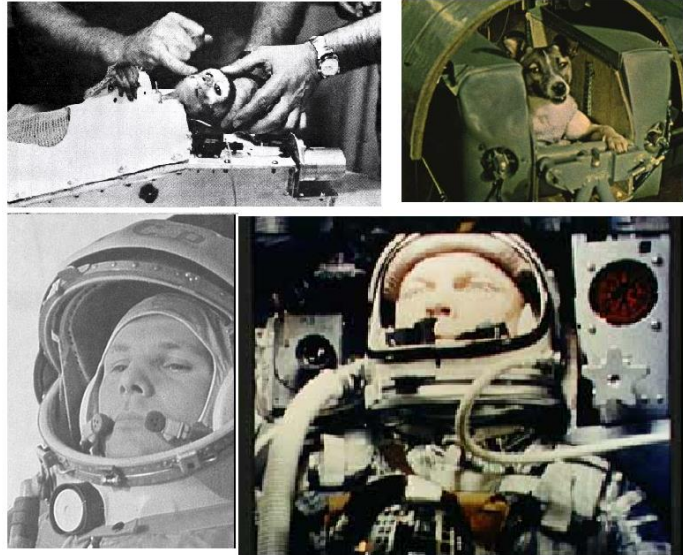
Questa primo traguardo ebbe maggior risonanza all'estero che in terra sovietica, non solo come grosso traguardo scientifico ma anche perché dimostrava la capacità dell'URSS di poter colpire il suolo americano con missili intercontinentali.

La reazione degli Stati Uniti non si fece attendere, con la fondazione della NASA il 1 Ottobre 1958 e il lancio nel primo satellite statunitense, Explorer 1, il 31 Gennaio 1958, quasi 4 mesi dopo il lancio dello Sputnik 1. A differenza del satellite sovietico che, oltre alla trasmissione radio, ottenne qualche dato sulla densità dell'atmosfera ad alta quota, il satellite statunitense montava un rivelatore di raggi cosmici per misurare le radiazioni

ambientali nell'orbita terrestre, da cui si ebbero i primi segni della presenza di quella nota in seguito come fascia di Van Allen, una zona ad alti livelli radioattivi. [8]

### Primi astronauti [9]

Il passo successivo è stato scoprire se e quanto fosse sicuro spedire un essere umano nello spazio. I primi esseri viventi a raggiungere lo spazio (ovvero superare la soglia dei 110 km di altitudine) sono stati dei moscerini della frutta su un razzo lanciato il 20 Febbraio 1947, per testare gli effetti delle radiazioni a grandi altitudini. Successivamente sono seguiti molti test, che hanno portato scimpanzé, cani ed altri animali nello spazio, fino al lancio del 28



*Figura 1-5 Alcuni dei primi astronauti umani e animali. Da alto a sinistra a destra in basso sono rappresentati Able, Laika, Yuri Gagarin e John H. Glenn Jr. (fonte NASA)*

Maggio 1959, con il primo cane, Laika, in orbita intorno alla Terra: un viaggio di sola andata, in quanto non era prevista una modalità per il ritorno in sicurezza dell'astronauta. Per quanto vi siano stati molti test riusciti di rientro in sicurezza, è necessario aspettare il 19 Agosto 1960 perché due cani, Belka e Strelka, possano orbitare intorno al pianeta e sopravvivere al ritorno. Se l'agenzia sovietica testava la sopravvivenza nello spazio sui cani, l'agenzia statunitense aveva optato per l'utilizzo di primati, riuscendo il 28 Maggio 1959 a portare in orbita e recuperare vivi Able, un macaco Rhesus, e Baker, una scimmia scoiattolo. Merita una menzione d'onore Ham, il primo scimpanzé a interagire direttamente con il veicolo il 31 Gennaio 1961, in un test di leve, necessario per verificare il funzionamento della capsula Mercury prima di spedire il primo astronauta statunitense nello spazio. [10] Tuttavia è ancora l'agenzia sovietica a raggiungere per prima questo traguardo, mandando in orbita Yuri Gagarin il 12 aprile del 1961 [11], mentre la NASA porta nello spazio Alan Shepard con la missione Freedom 7, nel 7 maggio 1961, [12] ed in orbita John H. Glenn, Jr. con la missione Friendship 7, il 20 Febbraio del 1962, entrambi su capsule Mercury. [13]

### Discorso di J.F. Kennedy – 12 Settembre 1962 [14]

“Abbiamo deciso di andare sulla Luna. Abbiamo deciso di andare sulla Luna questo decennio e di fare altre cose, non perché siano semplici, ma perché sono difficili, perché questo obiettivo ci permetterà di organizzare e di mettere alla prova il meglio delle nostre energie e capacità,

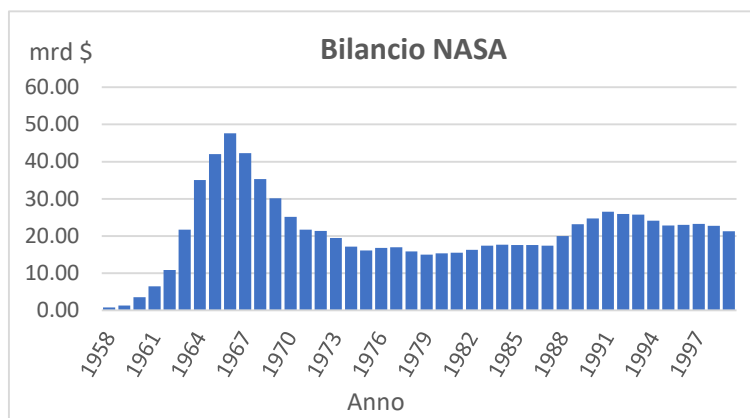


Figura 1-6 Budget annuale stanziato per la NASA corretto con l'inflazione al valore del dollare all'anno 2020. (Dati da fonte "The World Almanac and Book of Facts")

perché questa è una sfida che vogliamo accettare, non abbiamo intenzione di rimandarla e abbiamo intenzione di vincerla, così come le altre”.

“Molti anni fa, al grande esploratore inglese George Mallory, che sarebbe poi morto sul Monte Everest, fu chiesto perché volesse scalarlo. E lui rispose “Perché è lì”. Beh, lo spazio è lì e noi lo scaleremo, e la Luna e i pianeti lì fuori e le nuove speranze di conoscenza e di pace lì fuori. E, quindi, visto che stiamo per salpare, chiediamo la benedizione di Dio per l'avventura più pericolosa e rischiosa e grandiosa avventura in cui l'essere umano si sia mai imbarcato. Grazie”.

Secondo T. Keith Glennan, amministratore della NASA durante il mandato di Eisenhower, è probabile che l'incremento dei fondi e la spinta per la corsa allo spazio sia stata voluta dal presidente Kennedy come mossa per riacquistare dignità come nazione, dopo aver perso terreno nei confronti dell'URSS, con il successo dell'orbita del primo astronauta sovietico e la disfatta dell'invasione della Baia dei Porci (tentativo di ribaltare il governo di Fidel Castro). [15]

A seguito di questa dichiarazione gli stanziamenti destinati alla NASA in 3 anni più che raddoppiano. [16]

### La prima camminata nello spazio

Il Voskhod 2, con a bordo il pilota Pavel I. Belyayev e il copilota Aleksey A. Leonov, viene lanciato il 18 Marzo 1965. L'obiettivo di questa missione è compiere per la prima volta attività extra-veicolari nello spazio (EVA). Ad eseguire il test è il copilota Leonov che, per



Figura 1-7 Francobollo commemorativo della Voskhod 2 (Fonte Russian Federation)

12 minuti, cammina nello spazio, portandosi dietro una telecamera. Al momento dell'uscita dalla navicella la tuta spaziale si gonfia per il cambio di atmosfera e diventa rigida, costringendolo a espellere parte dell'ossigeno (oltre i limiti di sicurezza), per poter rientrare, esponendosi poi agli effetti della malattia da decompressione. Un ulteriore problema si verifica durante la fase di rientro a terra: a causa di un malfunzionamento nei dispositivi di orientamento dei retrorazzi, la navicella atterra in una foresta a nord dell'area programmata, causando il ritardo nel recupero dell'equipaggio. Qualche mese dopo anche la NASA riesce ad eseguire la sua prima manovra EVA. [17]

### Programma Apollo: il primo allunaggio con e senza equipaggio

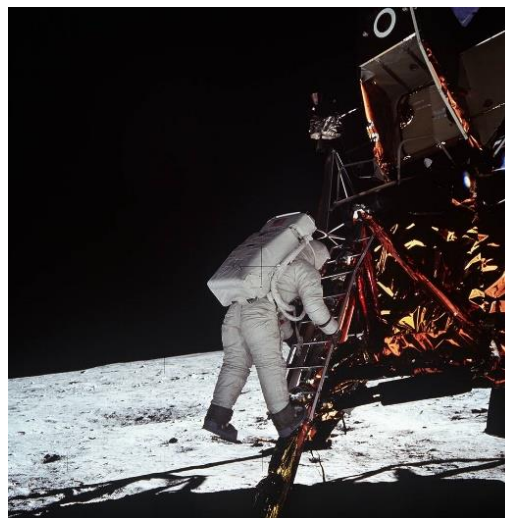
Come già accennato, il programma Apollo nasce dall'intento dell'amministrazione di J.F. Kennedy di recuperare terreno nei confronti dell'URSS, dopo i traguardi di quest'ultima in campo spaziale e le disfatte politiche degli USA (come l'insuccesso della Baia dei Porci) [15]. L'amministratore della NASA James Webb, spinse perché gli scopi tecnologici e



Figura 1-8 Prima foto della Terra catturata nello spazio durante l'Apollo 8 (Fonte NASA)

scientifici di questo programma non fossero eclissati da quelli politici. [18] Oltre agli obiettivi politici e scientifici, la ricerca in campo spaziale ha avuto ripercussioni anche sullo sviluppo di tecnologie applicate nel nostro pianeta, come filtri per l'acqua per purificazione da virus e batteri, protezioni termiche per gli oleodotti in Alaska, nuove strumentazioni per la dialisi ed altro ancora. [19]

Il programma americano si sviluppa a partire dai dati raccolti dai Mercury, che hanno portato in orbita esseri viventi, e dal progetto Gemini, in cui è stata maturata esperienza necessaria nelle manovre di rendezvous in orbita, nella capacità di operare al di fuori della navicella e nella raccolta dei dati sugli effetti fisiologici di un viaggio con permanenza prolungata nello spazio. [20] Inoltre era necessario acquisire maggior informazioni sulla Luna, quali composizione e natura della superficie e geografia, raccolte con vari orbiter. [21]



*Figura 1-9 Foto che ritrae l'astronauta Aldrin mentre scende sul suolo lunare, scattata dal comandante Neil Armstrong (Fonte NASA)*

Il programma è stato composto da 11 missioni con equipaggio: le prime 4 per testare l'equipaggiamento, altre 7 missioni per gli allunaggi di cui una fallita, l'Apollo 13.

Le missioni erano composte da razzi Saturn, a 2 o 3 stadi, dal modulo di comando Apollo (con spazio per 3 astronauti) e un modulo lunare per l'allunaggio (con spazio per 2 astronauti).

Prima dell'allunaggio dell'Apollo 11 vi sono stati alcuni lander, senza equipaggio a toccare la superficie della Luna, tra cui il primo in assoluto è stato il Luna 9, dell'agenzia sovietica, il 3 Febbraio 1966 [22] e il Surveyor 1, primo lander statunitense, il 2 Giugno 1966, con un atterraggio morbido. [23]

Le missioni più importanti del programma sono state Apollo 8 con il primo equipaggio in orbita attorno alla Luna, con l'obiettivo di testare la strumentazione necessaria per l'allunaggio (dal 21 al 27 Dicembre 1968) [24], e Apollo 11 e la prima camminata sul suolo della Luna con la storica frase *"One small step for man. One giant leap for mankind"* il 21 Luglio 1969. [25]



## 2. ESPLORAZIONE DI MARTE

Presupposto fondamentale all'esplorazione con equipaggio del pianeta è la raccolta di dati che possano definire le condizioni dell'ambiente in cui l'equipaggio opererà e vivrà, oltre alla definizione del programma per l'esecuzione della missione e la definizione delle strutture abitative, sulla base di un compromesso tra sicurezza e costo economico.

### 2.1. Missioni senza equipaggio

#### **Mariner 4 [26] [27]**

Il Marine 4 è stato lanciato il 28 Novembre 1964, dopo un malfunzionamento dei pannelli solari della sonda Mariner 3 (che ne ha impedito il funzionamento nello spazio interplanetario). Si tratta della prima sonda statunitense a raggiungere Marte e a trasmettere per la prima volta le immagini della

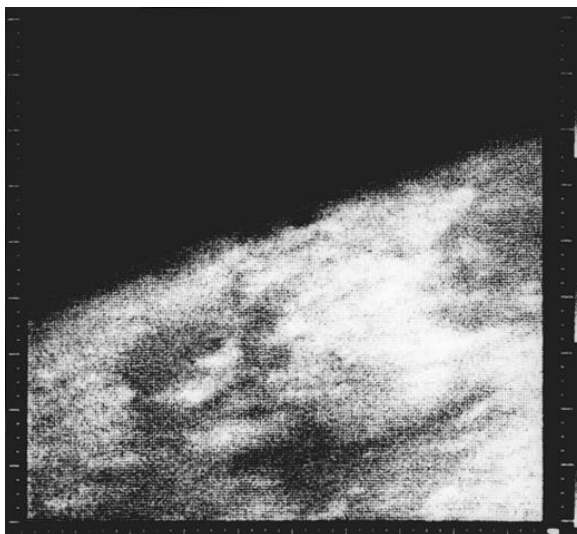


*Figura 2-1 Sonda Mariner 4 (Fonte NASA)*

superficie di un altro pianeta dallo spazio profondo, sorvolando il pianeta a partire dal 14 Luglio 1965, e iniziando a fotografarne la superficie.

Gli obiettivi principali di questa missione erano 3. Il primo era condurre esperimenti sui campi e sulle particelle nello spazio interplanetario, oltre a misurare il campo magnetico marziano, alla polvere cosmica, ai raggi cosmici e al vento solare. Il secondo era recuperare immagini della superficie del pianeta, con la speranza di rivelare processi geologici e atmosferici. Il terzo era testare la nuova tecnologia delle sonde interplanetarie, sia da un punto di vista ingegneristico che operativo su missioni interplanetarie a lungo termine.

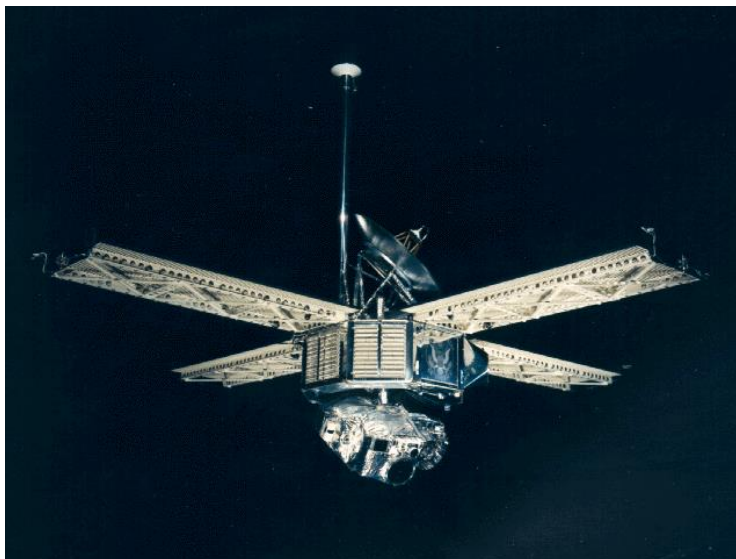
Tutti i test, tranne Geiger e la sonda per il plasma, ebbero successo. Le immagini coprivano 1% della superficie del pianeta con una risoluzione di 3 km per pixel, mostrando una superficie simile a quella lunare, con la presenza di crateri (solo in seguito fu confermato che era tipico solo della zona fotografata dal Mariner 4). Fu stimata un'atmosfera di 0.41-0.7 kPa con temperature di -100 °C, tramite la variazione in termini di ampiezza, frequenza e fase delle onde radio propagate dalla sonda. Non fu rilevato alcun campo magnetico, ciò portò ad ipotizzare una diretta interazione dei venti solari con l'atmosfera marziana e che la superficie fosse completamente esposta ai raggi solari e cosmici.



*Figura 2-2 Prima immagine di Marte. Inquadra una superficie di 330 km di larghezza e 1200 km di lunghezza, centrato a 37 N, 187 W, nei pressi dell'Elisyum Planitia. A sinistra potrebbero essere state inquadrare delle nuvole. (Fonte NASA)*

### **Mariner 6 e Mariner 7 [26] [28]**

Mariner 6 e Mariner 7 sono due missioni con sonde gemelle, progettate per il sorvolo di Marte, come la precedente Mariner 4. Sono state lanciate rispettivamente il 24 Febbraio 1969 e il 27 Marzo 1969, iniziando il sorvolo di Marte rispettivamente il 30 Luglio 1969 e il 4 Agosto 1969. Queste erano le sonde più pesanti lanciate mai fino ad allora (57.6 kg).



*Figura 2-3 Mariner 6 e Mariner 7 (Fonte NASA)*

Dall'esperienza delle precedenti missioni nasce la necessità di poter riprogrammare i

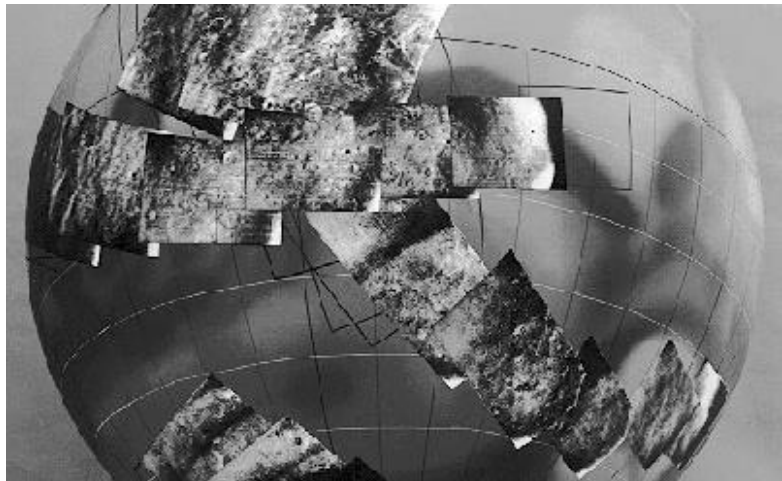
comandi delle sonde dalla Terra, tramite un computer riprogrammabile montato per lo scopo.

L'assetto della sonda era mantenuto tramite sensori riferiti al Sole e alla stella Canopo con tre giroscopi e montava una foto-telecamera, un radiometro conico, spettrometro per l'infrarosso e l'ultravioletto.

Le sonde erano progettate per concentrarsi interamente sullo studio di Marte, raccogliendo misure sulla composizione, pressione e temperatura dell'atmosfera e implementando l'esperimento di radio occultamento (utilizzato per l'analisi dell'atmosfera dei pianeti). Un altro scopo era la realizzazione un maggior numero di immagini di migliore qualità, tramite le quali, combinandole con i dati atmosferici, sarebbe stato possibile pianificare future missioni per la ricerca di vita sul pianeta.

Il 30 Luglio 1969 ci fu una perdita di contatto per 7 ore e un malfunzionamento della strumentazione adibita all'orientamento della telecamera, risolta tramite una calibrazione manuale. Questo fu un primo esempio dell'esperienza maturata nelle precedenti missioni e una prova significativa sull'importanza di montare a bordo delle sonde computer riprogrammabili da remoto.

La missione fu un successo, con la raccolta di 201 immagini che coprivano il 20% della superficie di Marte, con una risoluzione tra i 4 e 43 km per pixel per quelle più distanti e una risoluzione di 300 m per pixel per quelle più vicine. Fu sostanzialmente rigettata l'ipotesi di canali artificiali presenti sulla superficie del pianeta (nata dall'osservazione dell'astronomo Schiaparelli durante l'opposizione del 1877).



*Figura 2-4 Riorganizzazione delle immagini catturate dalle due sonde Mariner 6 e Mariner 7 in una visione globale di Marte (Fonte NASA)*

Furono rilevate la presenza di polveri sospese in atmosfera, di nuvole di ghiaccio e ghiaccio secco, di monossido di carbonio, idrogeno e ossigeno ionizzati, mentre non vennero rilevate tracce di ozono e azoto.

Grazie ai dati raccolti, venne stimato che all'equatore le temperature raggiungessero 17°C e fu confermato che le zone più scure, a minor riflessioni, erano più calde delle zone più chiare, ad alta riflessione.

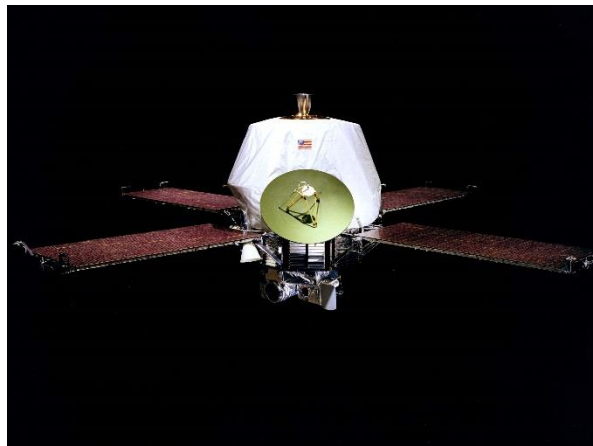
Inoltre tramite lo studio delle traiettorie delle sonde fu possibile calcolare la massa del pianeta.

Un esperimento di meccanismi dei corpi celesti si basava sull'accurata analisi della traiettoria delle sonde per calcolare la massa del pianeta. Queste missioni sono state un importante campo per maturare esperienze sui viaggi interplanetari e valutarne le tecnologie.

L'esperimento di radio-occultamento ha rilevato la presenza di ionosfera solo nella faccia illuminata dal sole.

### **Mariner 8 e Mariner 9 [26] [29]**

Le sonde gemelle Mariner 8 e Mariner 9 erano state progettate per essere i primi orbiter di Marte, distinguendosi dalle precedenti missioni di sorvolo del pianeta. Sfortunatamente per un guasto del propulsore del primo stadio il Mariner 8, lanciato il 9 Maggio 1971, cadde nell'Atlantico dopo 365 secondi dalla partenza. Al contrario il Mariner 9, lanciato il 30 Maggio 1971, raggiunse Marte il 14 Novembre 1971 e iniziò la più ambiziosa missione mai tentata.



*Figura 2-5 Orbiter Mariner 9 (Fonte NASA)*

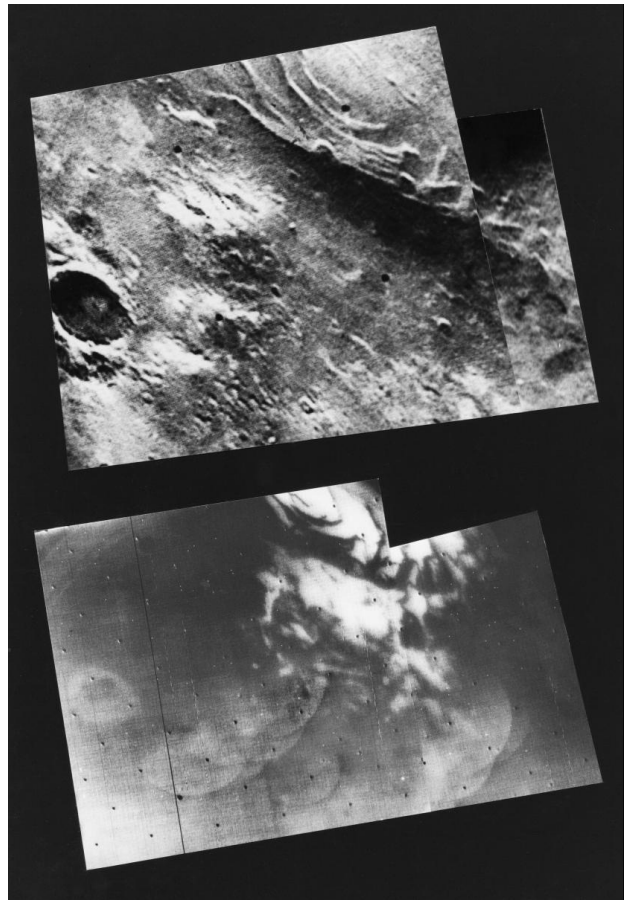
La sonda era equipaggiata con strumentazione simile a quella delle sonde precedenti, ma con un propulsore più potente.

Riuscì a superare le aspettative, mappando l'80% della superficie, contro il 70% previsto dalla missione, con risoluzione da 100m a 1000m per pixel. Anche se la mappatura del pianeta fu posticipata di qualche mese a causa di una tempesta di sabbia di scala globale

Le informazioni raccolte hanno rivoluzionato la concezione del pianeta rosso, costituendo la base del successivo programma Viking. I dati raccolti mostravano, come sperato dalla comunità scientifica, variabilità sia atmosferica che superficiale: antichi alvei, crateri, vulcani estinti, canyon, depositi polari, evidenze di erosioni causate dai venti (processi eolici), tempeste di sabbia localizzati, nuvole di ghiaccio, nebbie mattutine. Con evidenze di un passato in cui l'acqua era presente in superficie, si intensificò l'interesse sull'esistenza della vita sul pianeta.

Oltre alle immagini ci furono altri dati raccolti: mancanze di segni di attività vulcanica, irregolarità del campo gravitazionale, proprietà della ionosfera giornaliera, variazioni della pressione (0.28-0.103 kPa), misure del contenuto di vapore acqueo, rilevamento di ozono stagionale e oltre che al rilevamento dello spettro ultravioletto di Fobos.

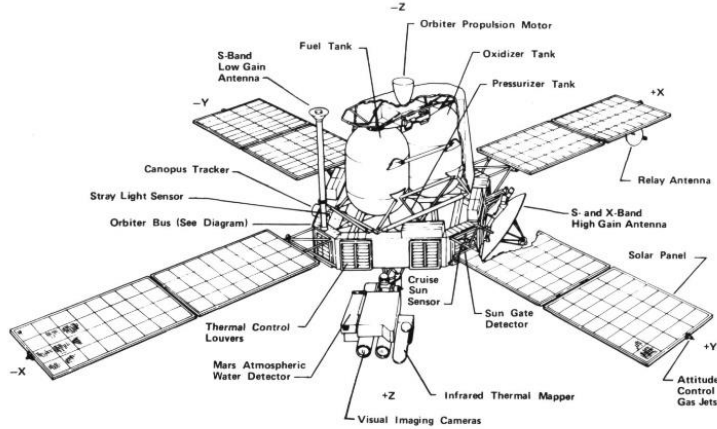
Dalle molte domande sorte da questa missione nacque la necessità di mandare un lander sul suolo marziano, la cui fase di atterraggio potesse essere progettata grazie ai dati di conferma riguardanti la pressione atmosferica del pianeta.



*Figura 2-6 Foto del polo sud di Marte scattate in alto dal Mariner 9 durante una tempesta di sabbia e in basso dal Mariner 7 durante il sorvolo del pianeta. (Fonte NASA)*

### Viking 1 e Viking 2 [30]

Il programma Viking era costituito da due lanci, il Viking 1 del 20 Agosto 1975, arrivato in orbita il 19 Giugno 1976, e il Viking 2 del 9 Settembre 1975, arrivato in orbita il 7 Agosto 1976, ognuno composto da un orbiter e un lander. La fase successiva del programma consisteva nella raccolta di dati e nella ricerca di un posto idoneo per l'atterraggio dei rispettivi lander, avvenuti il 20 Luglio 1976 e il 3 Settembre 1976. Una volta distaccati i lander, gli orbiter hanno continuato le loro analisi.



*Figura 2-7 Schema dell'orbiter del Viking 1 e gemello, in cui si può notare la presenza di strumentazione, tra cui la telecamera, su un supporto estensibile, necessario durante la selezione del sito di atterraggio.*

La manovra di atterraggio era costituita di una fase di rallentamento con scudo termico seguito dall'uso di paracaduti e infine di retrorazzi.

Sul lander erano montate due camere scan cilindriche con 360° di rotazione, un braccio estensibile per raccogliere campioni con all'estremità un sensore di temperatura e uno di magnetismo. Inoltre erano montati sensori meteorologici, di temperatura, di direzione e velocità del vento e un sismometro. All'interno di uno scompartimento in ambiente controllato erano contenuti gli esperimenti biologici e lo spettrometro di massa.

Gli obiettivi del lander erano lo studio della biologia del pianeta, composizione chimica (organica e inorganica), meteorologia, sismologia, proprietà magnetiche, apparenza e proprietà fisiche della superficie e dell'atmosfera marziana.

Come previsto dal programma, i lander prelevarono e analizzarono campioni, trasmisero immagini della superficie, e studiarono la meteorologia e composizione atmosferica e disposero sismometri.

Le immagini recuperate dagli orbiter avevano una risoluzione di 150-300 m per pixel (in confronto ai 300-4000 m per pixel del programma precedente). La superficie del pianeta

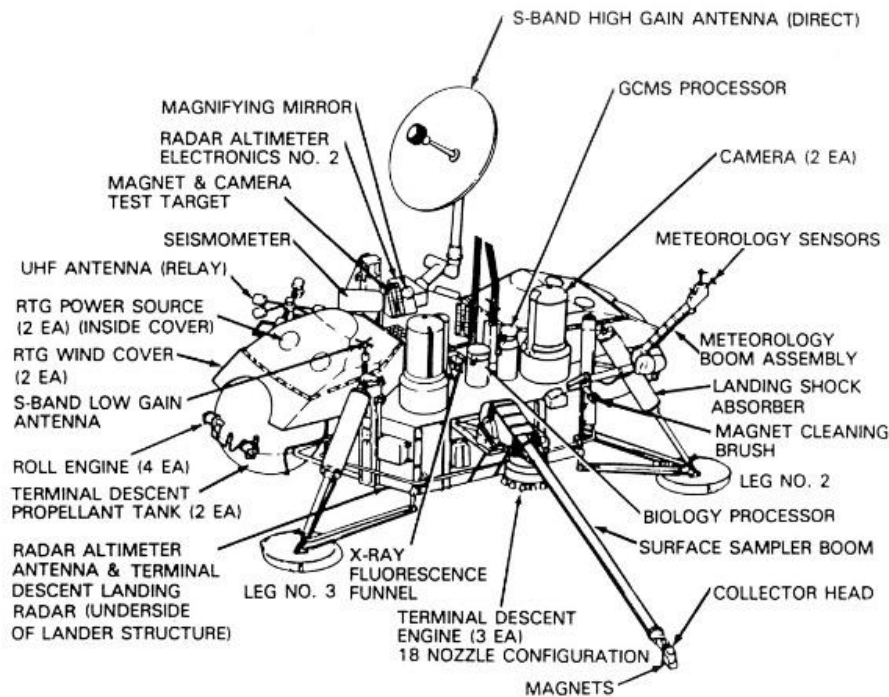


Figura 2-8 Schema del lander della missione Viking (Fonte NASA)

risulta suddivisibile in due grosse regioni: le basse pianure settentrionali e gli altopiani meridionali costellati di crateri, insieme alle zone montuose di origine vulcanica della regione del Tharsis e Elysium, e la Valles Marines, un sistema di giganteschi canyon vicini all'equatore.

La superficie di atterraggio di entrambi i lander è caratterizzata da un'argilla ad alto contenuto ferroso, mentre la temperatura misurata va da  $-120^{\circ}\text{C}$  a  $-20^{\circ}\text{C}$  circa. Sono state rivelate tempeste di polvere stagionale, cambiamenti di pressione e fenomeni di trasporto gassoso tra i poli, mentre non è stata rilevata alcuna prova di presenza di vita.

### **Mars Global Surveyor [31]**

La missione Mars Global Surveyor venne progettata in sostituzione del Mars Observer, lanciato il 25 Settembre 1992, di cui erano stati persi i contatti prima dell'entrata in orbita intorno a Marte. IL MGS fu lanciato il 7 Novembre 1996 ed entrò in orbita attorno al pianeta il 12 Settembre 1997, prima ellittica e poi quasi circolare dopo manovre di aerofrenatura e di propulsione, con tempo di rivoluzione di 2 ore, sincrona con il Sole (2:00-14:00), con periodo di ripetizione di 7 giorni. In 26 giorni fu mappata tutta la

superficie di Marte. La missione principale è durata fino a Gennaio del 2001, dopo la quale fu programmata un'estensione alla missione, fino al 2 Novembre 2006, giorno in cui furono persi i contatti con l'orbiter.

Gli obiettivi scientifici comprendevano immagini ad alta definizione della superficie, studi sulla topografia e sulla gravità, indagini sul ruolo dell'acqua e della polvere nelle dinamiche di superficie e in atmosfera, sul tempo e clima, sulla composizione della superficie e dell'atmosfera e sull'esistenza ed evoluzione del campo magnetico del pianeta.

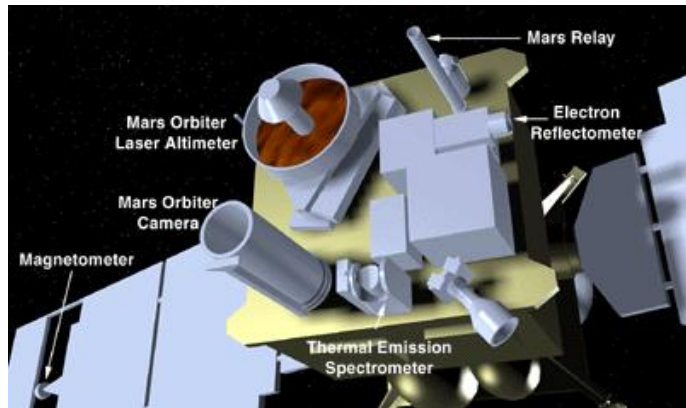


Figura 2-9 Schema della piattaforma scientifica del MGS (Fonte NASA)

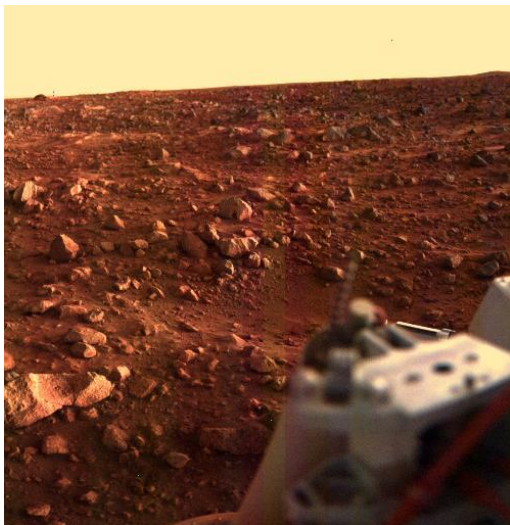


Figura 2-10 Foto scattata dal lander del suolo del sito di atterraggio (Fonte NASA)

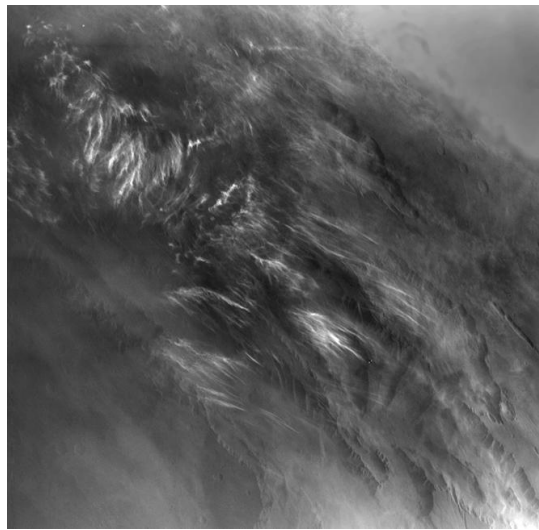


Figura 2-11 Nuvole di acqua e ghiaccio nella mattina della Valles Marineris (Fonte NASA)

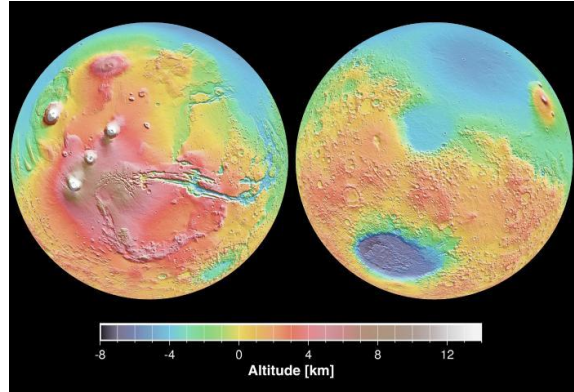
La prima missione di mappatura del pianeta è iniziata a Marzo del 1999 (posticipata di un anno per un malfunzionamento di uno dei supporti di un pannello solare). L'orbiter è stato poi riutilizzato come ritrasmettitore di dati per le successive missioni nazionali e internazionali.

Questa missione è stata caratterizzata dall'utilizzo di 6 principali strumenti di indagine:  
[32]



1. MOC (Mars Orbiter Camera): che ha permesso la realizzazione di immagini con risoluzione nell'ordine del metro per la mappatura e con risoluzione più bassa per rilevare cambiamenti temporali nell'atmosfera e nella superficie
2. TES (Thermal Emission Spectrometer): rileva lo spettro di emissione per studiare la composizione del suolo, delle rocce, del ghiaccio, della polvere atmosferica e delle nuvole.

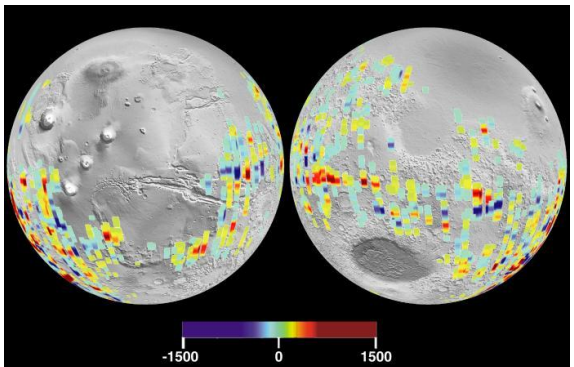
3. MOLA (Mars Orbiter Laser Altimeter): misure altimetriche integrate con la raccolta di immagini per la mappatura topografica della superficie.



4. RS (Radio Science investigation): la misura dello spostamento in frequenza dei segnali dovuti all'effetto Doppler permette di determinare con precisione i cambiamenti dell'orbita e di realizzare un modello del campo gravitazionale di Marte. Inoltre, ad ogni passaggio dal polo, l'interferenza del segnale dovuta all'atmosfera permetteva di determinarne le proprietà.

*Figura 2-12 Altimetria della superficie del pianeta rilevata dal MOLA (Fonte NASA)*

5. MAG/ER (Magnetic Fields Investigation): un magnetometro misurava la forza e orientamento del campo magnetico del pianeta, se esistente, mentre un elettro-riflessometro permetteva di misura la magnetizzazione crostale residua.



6. Mars Relay: utilizzato nelle missioni successivi per comunicare con i lander e i rover.

*Figura 2-13 Rilevamento dei campi magnetici locali residui sulla superficie del pianeta eseguiti dal MAG/ER, probabile evidenza di un passato campo magnetico più potente (Fonte NASA)*

### **Mars Pathfinder [33]**

Il Mars Pathfinder, la seconda missione interplanetaria low-cost (complessivamente 265 milioni di \$), era costituita da un lander e da un rover. I componenti furono lanciati il 4

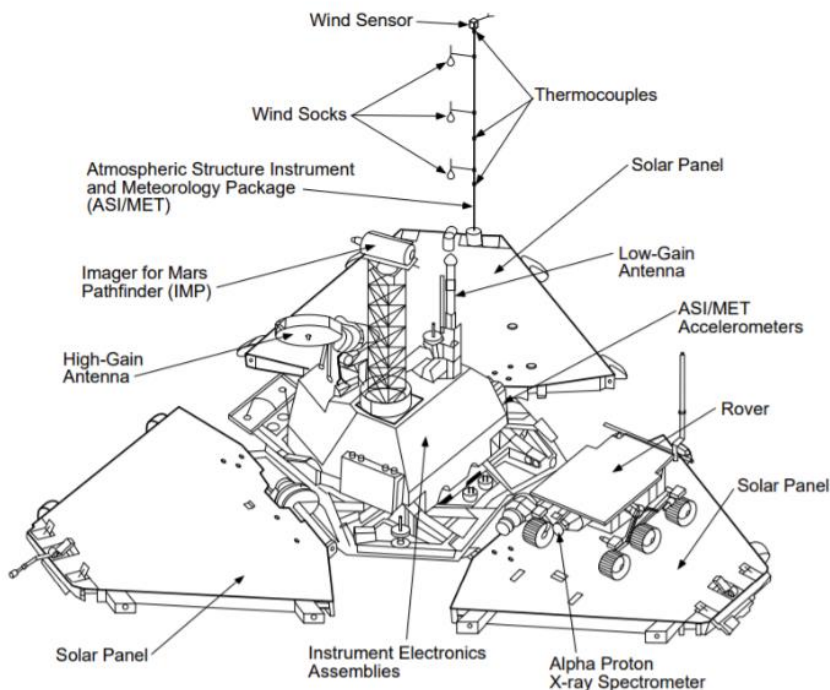
## Esplorazione di Marte

---

Dicembre 1996 e la missione si caratterizzò per due aspetti: l'entrata nell'atmosfera di Marte (4 Luglio 1997) non fu preceduta da un'entrata in orbita, raccogliendo dati atmosferici durante la discesa. In secondo luogo l'atterraggio fu eseguito con una manovra diversa rispetto alle precedenti: lo scudo termico fu rilasciato 20 secondi dopo l'apertura del paracadute e 10 secondi prima dell'atterraggio furono gonfiati 4 airbag con un diametro complessivo di 5.2m e in seguito accessi i retrorazzi. Il lander rimbalzò sul suolo almeno 15 volte prima di stabilizzarsi dopo 2.5 minuti e ad 1 km dal luogo del primo impatto, nell'Ares Vallis. In seguito vennero sgonfiati gli airbag, dispiegati i pannelli solari, trasmessi i dati raccolti e rilasciato il rover.

Il rover, chiamato Sojourner, era un piccolo veicolo a 6 ruote, lungo 63 cm, largo 48cm e alto 30 cm con un'altezza libera dal terreno di 13 cm e una massa di 17.5 kg.

L'obiettivo principale di questa missione era dimostrare la fattibilità di atterraggi e esplorazioni a basso costo di Marte. Gli obiettivi scientifici erano lo studio del terreno da un punto di vista chimico e mineralogico, lo studio della fase di entrata in atmosfera e il test sul campo del rover per ulteriori esplorazioni.



*Figura 2-14 Schema del complesso lander-rover al momento dell'atterraggio sul suolo di Marte (Fonte NASA)*

### Spirit e Opportunity: i rover gemelli [34] [35]

Spirit e Opportunity erano due rover gemelli lanciati rispettivamente il 10 Giugno 2003 e l'8 Luglio 2003 e atterrati rispettivamente il 4 Gennaio 2004 nel Gustev Crater e il 25 Gennaio 2004 nel Meridiani Planum. La modalità di landing è la stessa utilizzata per Sojourner della missione Mars Pathfinder.

I rover erano progettati per muoversi con una velocità di 1 cm/s e per potersi fermare in sicurezza su pendenze fino a 45°.

Complessivamente molto più pesanti del rover Sojourner, con una massa di 185 kg, e più grandi, con lunghezza di 1.6m, altezza di 1.5 m

Gli scopi scientifici dei due rover erano di determinare se mai fosse esistita la vita sul pianeta, caratterizzarne il clima e la geologia e preparare per un'esplorazione con equipaggio.

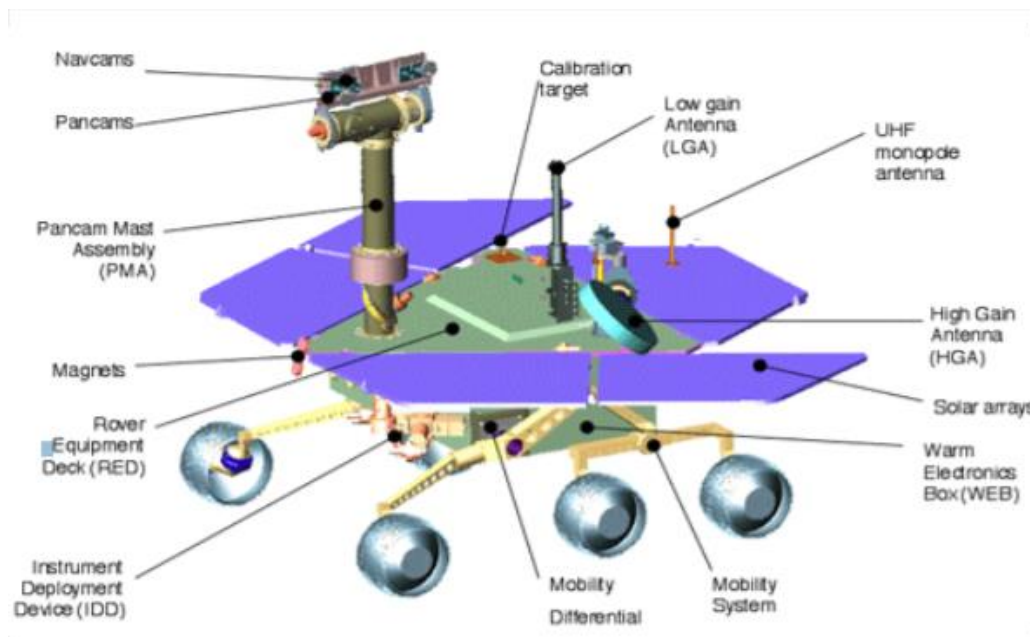


Figura 2-15 Schema del rover Spirit e Opportunity. Si può osservare la presenza della prima MastCam per la ripresa del terreno e il controllo del rover (Fonte NASA)

Per conseguirli furono stabiliti 7 obiettivi:

1. Cercare e categorizzare una varietà di rocce e suoli che potesse contenere indizi di un passato di attività acqua

2. Determinare la distribuzione e composizione dei minerali, delle rocce e del suolo nei pressi dei siti di atterraggio
3. Determinare quali processi geologici avevano dato forma al terreno nelle vicinanze e come ne avesse influenzato la chimica
4. Ricercare le verità del terreno (“ground truth”) relative alle osservazioni fatte dagli orbiter
5. Ricercare minerali ferrosi che potessero o avessero posseduto acqua
6. Caratterizzare la mineralogia e la texture delle rocce e dei suoli e i processi che li avevano creati
7. Ricercare indizi geologici sull’esistenza di condizioni ambientali passate relativi alla presenza di acqua e se queste avessero portato alla nascita della vita

In conseguenza di questa task, Opportunity ha trovato vicino al sito di atterraggio evidenza nelle rocce della presenza passata di acqua salata, con la possibilità secondo l’equipe scientifica della presenza di fossili che possano dimostrare l’esistenza passata di vita sul pianeta. Tuttavia il rover non era provvisto di strumenti per la ricerca di fossili. In seguito il rover ha cercato evidenza sulla durata e frequenza della presenza di acqua salata.

Spirit era invece destinato a investigare una piana con rocce vulcaniche e crateri da impatto, ed ha individuato la possibile presenza passata di acqua anche se non in quantità tali da favorire la vita sul pianeta.

Nel complesso, i due rover trovarono evidenze di un passato con presenza di acqua salata, di un clima umido, di flussi superficiali di acqua, con le giuste condizioni per la vita sul pianeta.

### **Mars Science Laboratory (Curiosity)**

Curiosity, Con il nome ufficiale di Mars Science Laboratory (MSL), fu lanciato il 26 Novembre 2011, atterrando sul suolo marziano nella piana del cratere Gale il 6 Agosto 2012, con modalità differente rispetto ai precedenti rover: dopo il rallentamento dovuto a paracadute e retrorazzi montati sullo stadio superiore, che agì come gru volante e adagiò il rover sul suolo, con una precisione 5 volte maggiore rispetto alle precedenti missioni. La misurazione delle radiazioni durante il viaggio dalla Terra a Marte costituì una delle basi per la realizzazione di una spedizione con equipaggio in sicurezza.

Rispetto ai precedenti, il rover non montava pannelli solari ma una coppia di generatori termici a decadimento. Presentava inoltre dimensioni maggiori dei predecessori: 3m di lunghezza, 2.7m di larghezza e 2.2 m di altezza. Curiosity era equipaggiato con un insieme di spettrometri, rilevatori di radiazioni, sensori ambientali e atmosferici. Quest'ultimi raccolsero dati importanti durante la fase di ingresso in atmosfera e di atterraggio, aiutando a determinare con maggior chiarezza gli effetti di tali sollecitazioni sui differenti componenti della navicella.

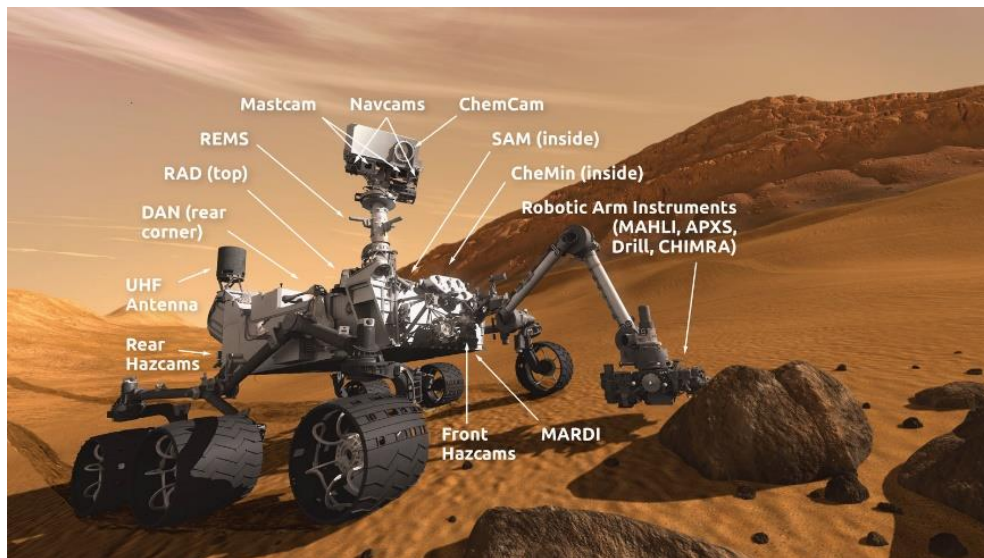


Figura 2-16 Schema della strumentazione montata sul rover Curiosity (Fonte NASA)

Il rover aveva 8 obiettivi scientifici:

1. Determinare e inventariare la natura dei composti organici al carbonio
2. Inventariare i composti chimici della vita sul pianeta
3. Identificare caratteristiche che possano rappresentare gli effetti di processi biologici
4. Investigare la composizione della superficie e dei materiali geologici sotto l'aspetto chimico, isotopico e mineralogico
5. Interpretare i processi che hanno portato alla formazione delle rocce e del suolo
6. Valutare l'evoluzione dell'atmosfera a lungo termine
7. Determinare lo stato, la distribuzione e il ciclo attuale dell'acqua e dell'anidride carbonica

8. Caratterizzare lo spettro delle radiazioni in superficie, includendo quelle cosmiche, gli eventi solari con emissioni di protoni e, secondariamente, di neutroni

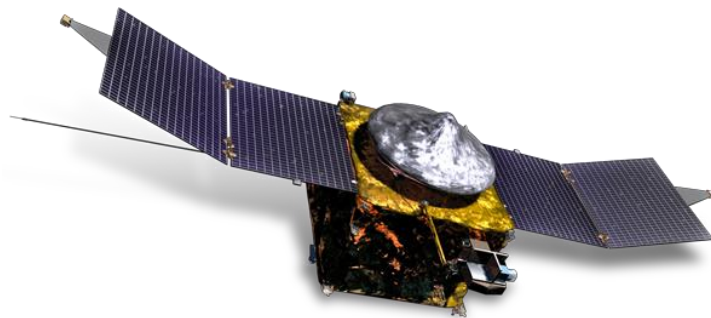
Durante i primi 8 (dei 23 mesi di cui era costituita la prima missione) il rover Curiosity è riuscito a trovare prove che in passato l'ambiente marziano avesse condizioni tali da poter consentire la vita microbiologica, tramite lo studio di campioni di rocce trivellate da aree selezionate in alcuni crateri (primi campioni mai raccolti con questa modalità). Inoltre è stata compiuta la prima datazione di un campione di Marte, evidenziando un'età delle rocce di circa 4.2 miliardi di anni ed esposizione alla superficie da soli 80 milioni di anni.

I dati raccolti vicino al luogo di atterraggio mostrano la passata presenza di flussi di acqua che fuoriuscivano dal terreno vigorosamente e le analisi sull'atmosfera hanno mostrato come la maggior parte di essa sia andata persa più per interazione con lo spazio profondo che con la superficie.

### **Missioni successive al MLS**

Successivamente al rover Curiosity è stato lanciato l'orbiter MAVEN il 18 Novembre del 2013 ed entrato in orbita intorno a Marte il 22 Settembre 2014, per investigare gli strati superiori dell'atmosfera e la ionosfera giornaliera, e più precisamente sono quattro:

1. Determinare quanto la perdita dei componenti volatili dalla parte superiore dell'atmosfera hanno influenzato la sua evoluzione
2. Determinare lo stato attuale degli strati superiori dell'atmosfera e la sua interazione con il vento solare
3. Determinare il tasso di perdita dei gas inerti e quali processi controllano questo fenomeno



*Figura 2-17 Orbiter MAVEN per lo studio dell'evoluzione dell'atmosfera di Marte (Fonte NASA)*

4. Determinare il rapporto di isotopi stabili per stimare la perdita dei componenti volatili durante la storia del pianeta [36]

Un'altra missione iniziata il 5 Maggio 2018 porta il lander Insight sul suolo di Marte il 26 Novembre 2018 nella zona occidentale dell'Elysium Planitia, con l'obiettivo di studiare la composizione interna del pianeta (crosta, mantello e nucleo), oltre a registrare l'attività tettonica e gli impatti di meteoriti. La strumentazione destinata a questi scopi è costituita dal SEIS, un sismometro a tre componenti, HP3, un insieme di sensori di temperatura e RISE, un sistema di comunicazione a banda X per il tracciamento di precisione del movimento del pianeta. Inoltre monta TWINS, un dispositivo per la misurazione del vento e della temperatura nel sito di atterraggio. [37]

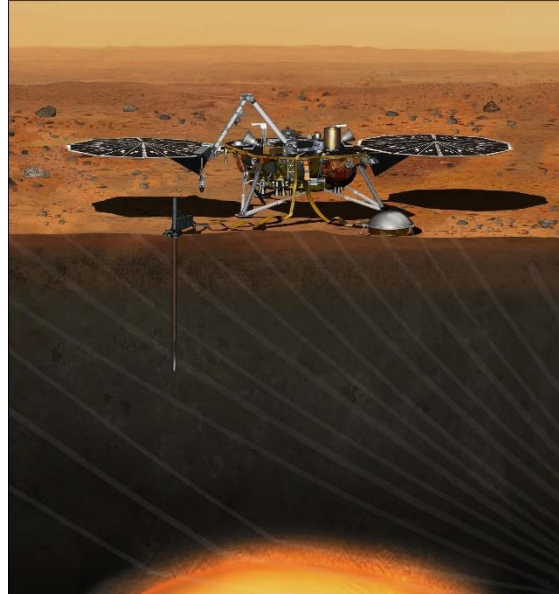


Figura 2-18 Rendering del lander Insight (Fonte NASA)

Il 30 Luglio 2020 è stata lanciata la missione Mars2020 che porterà sul suolo di Marte il nuovo rover Perseverance, con lo scopo primario di investigare l'abitabilità del pianeta, l'eventuale presenza passata di microbiologia e testare la produzione di ossigeno a partire dall'anidride carbonica contenuta nell'atmosfera (MOXIE), nonché misure relative al tempo e ai fenomeni atmosferici. [38] Il rover trasporta il Mars Helicopter, il primo velivolo ad essere progettato e testato nella sottile atmosfera del pianeta, con la massa di 1.8 kg. [39]

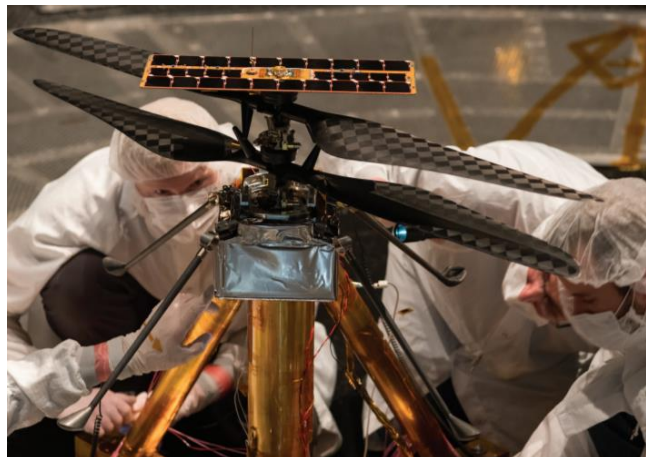


Figura 2-19 Mars Helicopter, primo velivolo per l'esplorazione nell'atmosfera di Marte (Fonte NASA)

## 2.2. Colonizzazione di Marte

Una volta terminati i territori da esplorare e colonizzare sul nostro pianeta, gli obiettivi si sono spostati all'esterno della nostra atmosfera. Durante l'era delle esplorazioni spaziali, sono stati proposti alcuni progetti riguardanti missioni per la colonizzazione di aree o pianeti oltre l'orbita terrestre. Una delle più importanti per la completezza della composizione è "Apollo on Steroids" di Vladimir M. Garin, proposta alla NASA nel 1989

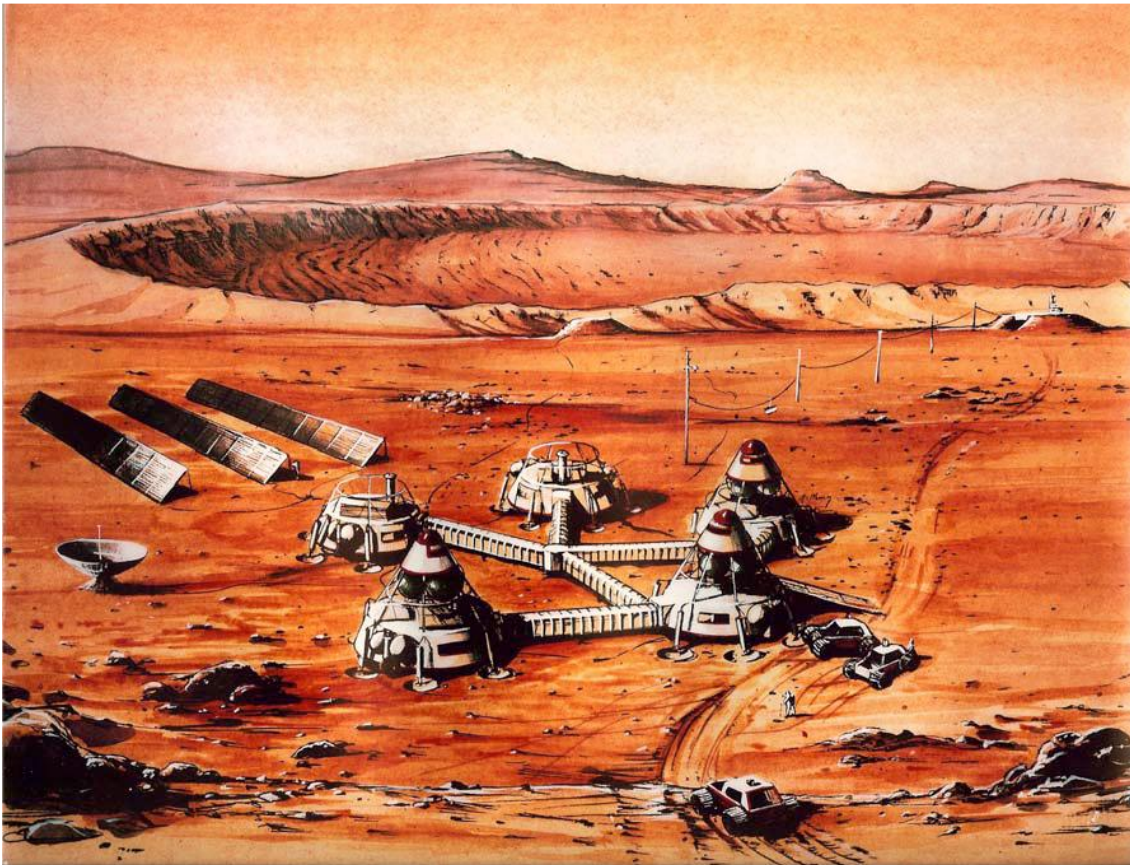


Figura 2-20 Interpretazione dell'Apollo on Steroids di Vladimir M. Garin, 1989 (Fonte First Mars Habitat Architecture [40])

(Figura 2-20). [40] Il progetto era basato sull'eredità tecnologica del programma Apollo. Consisteva nella spedizione su Marte di molti moduli simil-Apollo, montati su un lander che avrebbe dovuto raggiungere il pianeta rosso durante la fase di opposizione (posizione orbitale con minor distanza tra la Terra e Marte)<sup>3</sup>. Questi moduli erano poi

---

<sup>3</sup> Le missioni possono suddividersi in due categorie: opposizione e congiunzione. Si parla di missioni in opposizione quando Sole, Terra e Marte sono allineati con i due pianeti vicini, mentre si parla di congiunzione quando i tre corpi celesti sono allineati ma la stella si trova tra i due pianeti. Nel primo caso



collegabili tra di loro tramite corridoi gonfiabili e trasportavano ognuno un proprio rover. L'energia dell'insediamento era fornita da pannelli solari e un reattore nucleare posto a distanza di sicurezza. In questo progetto erano esposti i principali concetti, poi cardine delle future proposte, quali la visione d'insieme della missione (dalla fase di partenza a quella di atterraggio) e la ridondanza delle strutture e strumentazioni, opposta al paradigma utilizzato fino a quel momento dalla NASA che prevedeva la creazione di una procedura a prova di errore.

### **Space Exploration Initiative (SEI) e il 90-Day Study**

Sebbene fossero già presenti proposte riguardanti la colonizzazione di Marte questo tema ottenne una grossa attenzione dall'agenzia spaziale statunitense solo durante l'amministrazione di George H.W. Bush. Il presidente si insediò l'anno del 20° anniversario dell'Apollo 11, la missione che portò per la prima volta l'uomo sul suolo lunare. Il 20 Luglio 1989, a sei mesi dall'inizio del suo mandato, tenne un discorso sulla scalinata del National Air and Space Museum dell'istituto Smithsonian, in cui annunciò i piani per lo Space Exploration initiative (SEI), un programma con tre obiettivi principali:

1. la costruzione della Stazione Spaziale Freedom (mai realizzata)
2. far tornare l'uomo sulla Luna
3. realizzazione della prima missione con equipaggio su Marte. [41]

Dopo questo discorso Richard Truly, al tempo amministratore della NASA, iniziò uno studio sulle opzioni per completare gli obiettivi prefissati dal presidente Bush, che presentò al National Space Council con il nome di "90-Day Study". Da questa revisione fu stimato un budget necessario di 258 mrd di dollari [42], 5 volte il budget investito per il programma Apollo<sup>4</sup>, che causò un notevole freno per la sua realizzazione, portando alla presentazione successiva di proposte, anche da gruppi non interni alla NASA, con lo scopo di tagliare notevolmente i costi (come il Mars Direct proposto dal "Mars Underground").

---

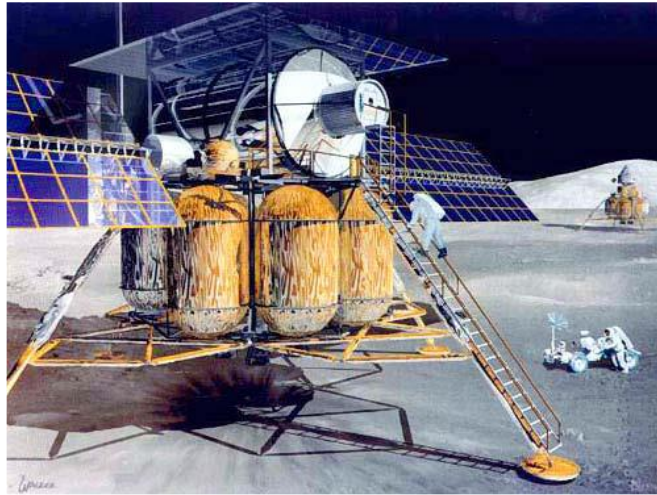
*si utilizza Venere come step intermedio per eseguire una fonda gravitazionale. La differenza principale sta nella durata prevista, in quanto con la classe di missione in opposizione il tempo stimato di permanenza sul suolo di Marte è massimo 90 giorni (per questo chiamato anche short-stay), mentre per la classe di missione in congiunzione il tempo arriva a 18 mesi (detta long-stay). [70]*

<sup>4</sup> *Il budget complessivamente investito per la realizzazione del programma Apollo ammonta ha 56 mrd di \$. [71]*

In questo report vengono confrontati vari approcci e individuate due tipologie di habitat per Marte, che corrispondevano a due fasi differenti della colonizzazione del pianeta:

- habitat iniziale
- habitat costruibile.

La prima tipologia era rappresentata dal First Lunar Outpost (FLO), un modulo abitativo simile a quelli montati sulla Stazione Spaziale Internazionale, costituito da un corpo cilindrico rigido di alluminio in pressione, disposto con l'asse orizzontale e su cui erano previste porte pressurizzate (Figura 2-21).



*Figura 2-21 Interpretazione del First Lunar Outpost del 90-Days Study*

La seconda tipologia rappresentava una svolta originale rispetto alle precedenti proposte. Questa proposta era costituita da una struttura portante con funzionamento a travatura, che individuava più piani abitabili, circondato da una sfera gonfiabile per la realizzazione dell'ambiente sotto pressione, a sua volta coperta da sacchi o tubi di regolite aventi la funzione di proteggere gli abitanti dalle radiazioni solari e cosmiche. Tramite l'utilizzo di una membrana per il contenimento dell'atmosfera interna e del materiale reperito in situ per la protezione dalle radiazioni era possibile ridurre notevolmente la massa trasportata dalla Terra, con conseguente riduzione dei costi (Figura 2-22).<sup>5</sup>

---

<sup>5</sup> Considerando il Falcon 9, il costo per spedire su Marte 1 kg di carico ha un costo di circa 15,000 \$. [68]



*Figura 2-22 L'habitat costruibile Lacus Veris del 90-Days Study*

### **Mars Direct**

Con l'intento di abbassare il budget di 258 miliardi di \$ stimati nel 90-Day Study, un gruppo di studenti universitari, noto come "Mars Underground", di cui era un esponente chiave Robert Zubrin, propose nel 1991 una missione low-cost ed eseguibile con le tecnologie disponibili al momento, al contrario del 90-Day Study, che prevedeva il rendezvous in orbita, la spedizione di grossi carichi e la necessità di sviluppare ulteriori tecnologie. Questa missione consisteva in due lanci [43]:

- il primo dopo un viaggio di 6 mesi avrebbe dovuto portare un veicolo per il rientro sulla Terra (Earth Return Vehicle – ERV), con un rover con reattori nucleari per la creazione del carburante per la fase di ritorno, stimato in 13 mesi.
- Il secondo lancio durante la finestra successiva (indicativamente ogni 26 mesi) avrebbe trasportato un altro ERV, un habitat e l'equipaggio in un viaggio di 180÷250 giorni. Nel caso in cui si fosse verificato un problema con il precedente

lancio, ERV e habitat sarebbero atterrati nella stessa zona, altrimenti l'ERV avrebbe scelto un altro sito, target della successiva missione.

Dopo 500÷600 giorni sul suolo di Marte l'equipaggio sarebbe dovuto tornare sulla Terra lasciando su Marte gli esperimenti e le attrezzature quali rover e habitat.



*Figura 2-23 Rappresentazione del minimalismo della proposta del Mars Direct (Fonte Mars Society)*

Le caratteristiche principali di questa proposta erano l'utilizzo maggiore delle risorse reperite in situ per la produzione di propellente, ossigeno, acqua e altre necessità, e una prima fase di colonizzazione volta all'austerità e al minimalismo.

La proposta prevedeva la presenza di un vettore di atterraggio/decollo, di un habitat e di una serra gonfiabile distaccata, nonché di un rover presumibilmente pressurizzato (Figura 2-23).

### **Mars Semi-Direct**

A causa di alcune criticità riguardanti il Mars Direct, Kent Joosten del Johnson Space Center (JSC) sviluppò un'ulteriore proposta unendo alcuni concetti del 90-Day Study e del Mars Direct. Questa poi è stata sviluppata ulteriormente nel 1993 da Zubrin e Weaver [44]. Il progetto era costituito da 3 lanci, per mandare tre veicoli interplanetari verso Marte:

- Il primo avrebbe trasportato un veicolo per il decollo sulla superficie di Marte insieme al sistema per la produzione delle necessità quali il carburante con le risorse in situ
- Il secondo avrebbe portato in orbita attorno a Marte il veicolo per il rientro (ERV)
- Il terzo, due anni dopo il primo lancio, avrebbe portato l'equipaggio e l'habitat, progettato sia come habitat interplanetario che da superficie.

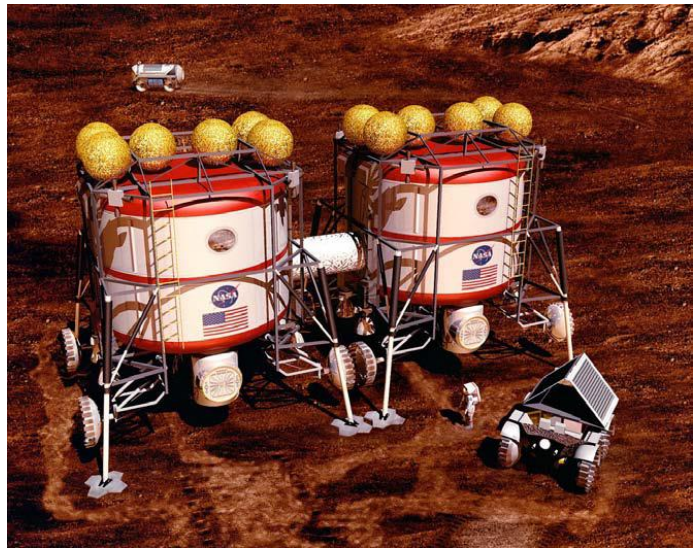


Figura 2-24 Interpretazione del Mars Semi-Direct di Kent Joosten, realizzata da John Frassinito (Fonte NASA)

Nella versione di Kent Joosten gli habitat modulari erano a forma cilindrica di diametro tra 8 e 10 m, collegabili tramite corridoio gonfiabile e muniti di rover per spostarsi sul suolo e per l'esplorazione (Figura 2-24).

### **Distinzione tra “getting there” e “being there”**

Fino alla redazione di *Strategies for Mars: A Guide for Human Exploration* (1997) di Carol R. Stoker e Carter Emmart la progettazione della missione di colonizzazione di Marte era principalmente concentrata sul come arrivare (“getting there”) piuttosto che sul cosa fare una volta arrivati sulla superficie del pianeta (“being there”).

L'approccio proposto dal saggio di Stoker ed Emmart era di spedire in anticipo il veicolo ERV in orbita intorno a Marte, il veicolo ascensionale sul pianeta insieme all'habitat di superficie e all'equipaggiamento necessario, mentre l'equipaggio, composto da 6 persone dotate di conoscenze interdisciplinari, sarebbe dovuto partire solo dopo aver verificato il corretto funzionamento delle fasi precedenti. Per la riduzione dei costi era prevista la produzione in loco di parte del cibo e del carburante per il veicolo ascensionale.

Altri aspetti su cui veniva posta attenzione erano:

- la salute, sicurezza e vivibilità nello spazio profondo e su Marte dell'equipaggio, sia riguardo ai problemi fisiologici derivanti dalla gravità bassa o nulla che dalle radiazioni ambientali (Sezione 3)
- la definizione degli obiettivi scientifici legati all'esplorazione del pianeta nonché le strategie per perseguirli (Sezione 5)

Per garantire la sicurezza dell'equipaggio, che come non mai avrebbe dovuto operare in maniera indipendente vista la distanza dalla Terra, doveva essere verificato il corretto atterraggio della strumentazione spedita in precedenza e della produzione del propulsore per il rientro. Inoltre vi dovevano essere sufficienti risorse per l'eventuale aborto della missione su Marte, sia in termini di viveri, di risorse per l'ECLSS (il sistema di controllo ambientale e di supporto vitale) e di pezzi di ricambio, per poter posticipare il rientro di 2 o 3 anni.

All'interno di Strategies for Mars compariva la realizzazione di strade tramite microonde, per poter spostare i carichi tra il sito di atterraggio e quello di colonizzazione, la

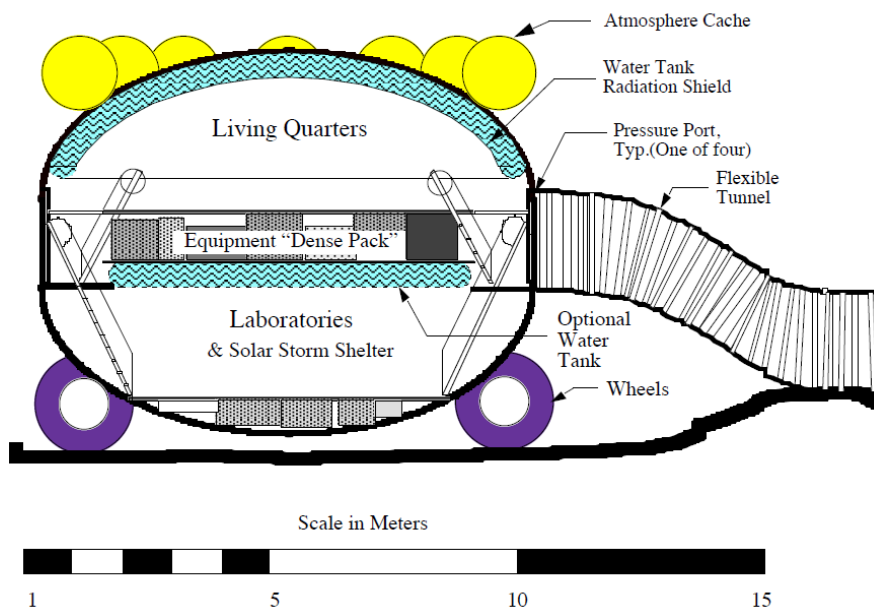


Figura 2-25 Sezione trasversale dell'habitat contenuto all'interno di "Strategies for Mars: A guide for human exploration"

separazione tra il reattore per la produzione di energia e l'insediamento, serre gonfiabili, rover pressurizzati e un laboratorio scientifico compreso all'interno dell'habitat integrato nel lander, dove sarebbero stati condotti esperimenti sulla crescita delle

colture, sull'uso della regolite come suolo coltivabile ed estrazione dell'acqua dalla regolite o dall'atmosfera marziana. La protezione dalle radiazioni ambientali sarebbe stata realizzata tramite tank di acqua (Figura 2-25).

### **MDRM 1.0**

Stephen Hoffman e David Kaplan cercarono di combinare i differenti sforzi riguardanti la progettazione delle missioni unificando gli approcci in un unico documento, "Human Exploration of Mars: The Reference Mission of the NASA Mars Exploration Study Team" (1997), noto come MDRM 1.0, che divenne le fondamenta della pianificazione della NASA, arrivando fino ad oggi con la versione MDRA 5.0 con due addendum.

L'MDRM 1.0 è costruito intorno al Mars Semi-Direct e ne riprendeva il principio di pre-posizionamento della maggior quantità di strumentazione e veicoli possibili prima della partenza dell'equipaggio, la divisione dei carichi ed equipaggio in tre lanci, un unico progetto per l'habitat da spazio profondo e da superficie e la possibilità di collegare gli habitat, ampliando l'insediamento.

Tuttavia nel progetto furono rilevate tre criticità. Le prime due riguardavano l'inutilizzo del veicolo ascensionale e del veicolo di rientro durante i primi due lanci, in quanto avrebbero viaggiato a vuoto. La terza riguardava la progettazione dell'habitat, che risultava non essere ottimizzato per nessuno dei due ambienti, spazio profondo e superficie di Marte. Infatti questi ambienti necessitano di vincoli e ipotesi diverse:

- Le radiazioni sulla superficie di Marte sono minori rispetto a quelle presenti nello spazio profondo, per effetto della massa del pianeta che copre per metà l'esposizione dell'habitat
- La protezione dalle radiazioni è realizzata tramite uno spessore di acqua o ghiaccio che ricopre l'habitat, ma quest'acqua sulla superficie marziana può essere ottenuta dalle risorse in situ, diminuendo notevolmente la massa lanciata dalla Terra e i relativi costi
- Il laboratorio durante la fase di arrivo risulterebbe inutilizzato
- Le contromisure per la mancanza di gravità sono meno importanti sulla superficie
- Il paradigma di progettazione è differente per i due ambienti: nello spazio profondo non può esserci margine di errore nelle operazioni, mentre sul suolo di

Marte è possibile realizzare una missione di recupero con basse difficoltà, fintanto che sono presenti una coppia di habitat e rover supplementare e almeno 4 astronauti.

- La natura stessa dell'habitat cambia: se nello spazio profondo devono essere obbligatoriamente integrati nella struttura o parzialmente gonfiabili, sulla superficie marziana è possibile anche realizzare completamente l'habitat con risorse reperite in situ.

### **MDRA 5.0 [45]**

Nel 2009 si giunse all'odierno programma di riferimento della NASA per l'esplorazione, MDRA 5.0. In questa linea guida erano previsti almeno 7 lanci, per 3 fasi e 3 missioni con equipaggio. Come nella precedente versione venne adottata la tipologia "split-mission" o "pre-deploy" in cui, prima della partenza dell'equipaggio, veniva spedita la maggior quantità di veicoli e strumentazioni possibile, così da poter verificare la fattibilità e sicurezza della missione prima che l'equipaggio partisse. Inoltre doveva essere verificato la salute dell'equipaggio e le contromisure per i disturbi riscontrabili come assenza di gravità (con conseguente perdita di massa magra e ossea e demineralizzazione ossea) e protezione dalle radiazioni, tramite test in orbita, sull'ISS e sulla Luna. Ancora oggi è sentita come funzionale la necessità di tornare sulla Luna ed eventualmente costruire un insediamento permanente.

La scelta di compiere 3 missioni consecutive con equipaggio in tre siti diversi è stata pensata per ammortizzare i costi di questo programma e poterne massimizzare i traguardi scientifici.

Il tipo di missione sulla superficie era "Commuter": un habitat monolitico avrebbe dovuto fungere da base dell'equipaggio mentre l'esplorazione della zona circostante veniva

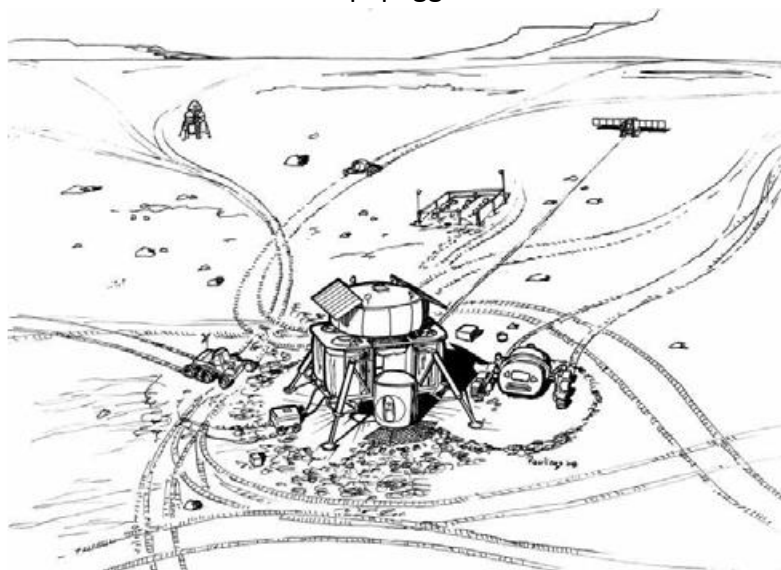


Figura 2-26 Schema di un'architettura "Commuter" (Fonte NASA)



eseguita mediante 2 rover non pressurizzati e 2 rover pressurizzati. La necessità di una coppia di vetture serviva per estendere la distanza di esplorazione dalla base da 10 km (distanza percorribile a piedi nelle tute spaziali in caso di malfunzionamento) a 100 km, essendoci un mezzo che può eseguire il recupero dell'equipaggio bloccato.

Rispetto alle precedenti versioni del MDRM, questa presentava una separazione tra l'habitat per lo spazio profondo e quello di superficie. Il primo era un TransHab mentre il secondo un "tuna can", un cilindro con un'estensione gonfiabile in sommità, utilizzata soprattutto subito dopo l'atterraggio per la fase di adattamento al nuovo campo gravitazionale. Inoltre l'habitat di superficie non veniva pre-posizionato e quindi ne sarebbe mancata la verifica prima della partenza dell'equipaggio, in quanto la fase di atterraggio avrebbe dovuto comportare dei malfunzionamenti che dovranno essere affrontati in relativa autonomia da parte dell'equipaggio. Come nelle precedenti versioni mancava un'effettiva prova che un periodo di adattamento fosse sufficiente a recuperare dagli effetti collaterali della bassa gravità.

La presenza di Suitports promette un ingresso più rapido nelle tute, minor perdita di atmosfera e maggior protezione dalla contaminazione dalla regolite di Marte [40], scoperta essere tossica per la presenza di perclorati. [46]

### **2.3. Sviluppo degli habitat**

#### **Simulazione dell'esplorazione spaziale di lunga durata**

Un aspetto importante per la realizzazione di una missione umana di lunga durata al di là dell'orbita terrestre è la realizzazione di un habitat, sia per lo spazio profondo che per la superficie, costituito da un ECLSS più chiuso possibile, così da limitare contaminazioni e massa del carico necessario da lanciare dalla Terra, una protezione dalle radiazioni adatta, con eventualmente un settore ad alta protezione in caso di eventi solari, e un laboratorio per permettere la persecuzione degli obiettivi scientifici prefissati,

Per poter definire in maniera più precisa quali sono le necessità dell'equipaggio e le problematiche dell'habitat risultano essere di fondamentale importanza i dati raccolti all'interno delle simulazioni sul campo. Pur non potendo ricreare tutti gli aspetti di una missione nello spazio profondo, come l'isolamento che non risulta della stessa entità di quello a cui andranno incontro i primi esploratori di Marte, questi esperimenti hanno permesso di studiare diversi aspetti, partendo dalla fisiologia (cardiovascolare, muscoloscheletrica, metabolica, neurofisiologica, immunologica), alla nutrizione, endocrinologia, ematologia, fino ad aspetti ambientali quali stato psichico, nervoso, sonno, performance, interazioni sociali. [47]

Le tecnologie testate e sviluppate in questi ambienti di simulazione riguardano la creazione di: [47]

- sistemi ECLSS, capaci di controllare temperatura, composizione dell'aria in termini di ossigeno e anidride carbonica, gestione dell'acustica e dell'illuminazione, ricircolo dell'aria, nonché protezione da contaminazioni
- attrezzature per riciclo delle acque di igiene, gestione dei rifiuti (con recupero) e preparazione e stoccaggio di viveri (come ad esempio la progettazione di Vertical Farm)
- Modalità di trattamento sanitario sia chirurgico che dentistico
- Nuove attrezzature per le attività extra-veicolari (EVA)
- Sistemi per comunicazione e intrattenimento
- Sistemi per contrastare gli effetti dell'assenza di gravità

Queste simulazioni hanno durata compresa tra 60 giorni e 700, con numero di equipaggio in genere compreso tra 4 e 6 persone ma che può arrivare in casi particolari anche a qualche decina, sia di genere misto che di un solo genere, di una o più

nazionalità. Altre caratteristiche che possono variare sono la pressione interna, da un minimo di 350 mBar (pressione presente sul Monte Everest, ma con una maggior concentrazione di ossigeno per non dare problemi di “fame d’aria”) fino a 1 Bar, il numero di stanze e i volumi abitabili per membro dell’equipaggio. [47]

### **Lunar-Mars Life Support Test Project – LMLSTP**

Una delle campagne di simulazione che ha raggiunto maggiori successi è il Lunar-Mars Life Support Test Project (LMLSTP) [40], dal 1995 al 1997, condotto nel 20-Foot Atmosphere Chamber al JSC, una camera di sottovuoto, divisa in 3 livelli, capace di realizzare test su habitat per lo spazio oppure isolare l’atmosfera interna da quella esterna (Figura 2-27Figura 2-27 20-Foot Atmosphere Chamber al JSC in cui la NASA ha condotto il LMLSTP (Fonte NASA)). Il principale obiettivo era testare un ECLSS chiuso che impiegasse tecniche biologiche e fisico-chimiche<sup>6</sup> per il riciclo dell’acqua, la gestione dei rifiuti, la rivitalizzazione dell’aria dell’habitat.

La campagna di simulazione era costituita da 4 fasi, con durata crescente da 15 giorni fino a 90 giorni e fu testato per la prima volta l’utilizzo di un inceneritore per le feci

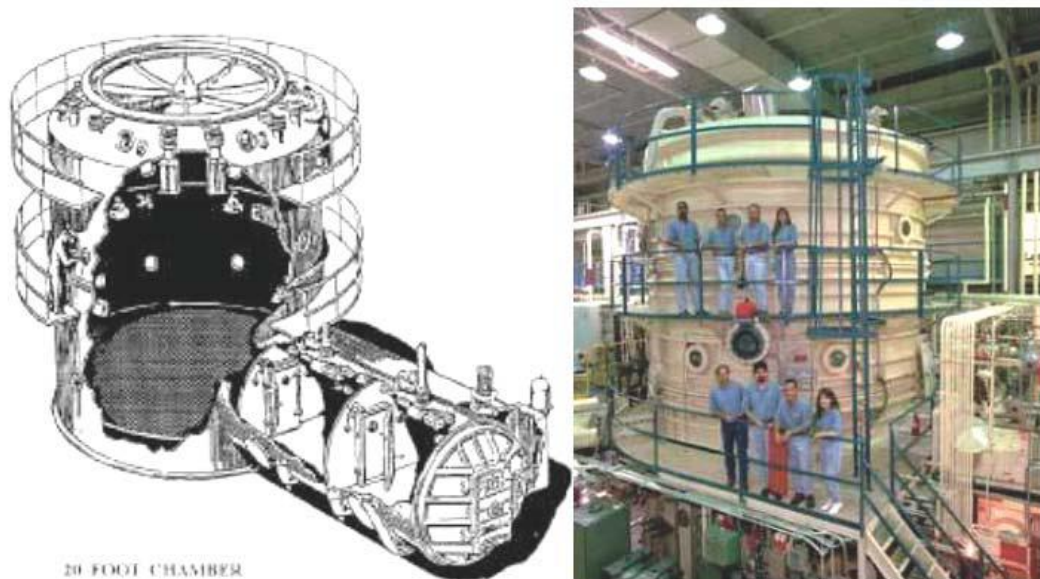


Figura 2-27 20-Foot Atmosphere Chamber al JSC in cui la NASA ha condotto il LMLSTP (Fonte NASA)

---

<sup>6</sup> La differenza tra tecniche di ECLSS fisico-chimiche e biologiche è che la seconda utilizza organismi, come batteri e piante. Ad esempio le colture possono essere utilizzate sia per la produzione di parte dei viveri necessari all’equipaggio ma anche per assorbire anidride carbonica e rilasciare ossigeno. [72]



Figura 2-28 Nelle foto i membri dell'equipaggio partecipante al LMLSTP eseguono diversi compiti (Fonte NASA, collage [48])

### Tipologie di habitat

I parametri che possono distinguere una categoria di habitat dall'altra sono tre:

1. Ambiente per cui è stato progettato: l'habitat può essere ottimizzato per lo spazio profondo, per la superficie del pianeta oppure essere progettato per entrambi gli ambienti
2. La mobilità dell'habitat: può essere vincolato alla posizione in cui viene installato o depresso, oppure può essere spostato in un altro luogo
3. La tecnologia utilizzata per la sua realizzazione

Le prime versioni del MDRM prevedevano un habitat unico sia per lo spazio che per la superficie, come il First Lunar Outpost (Figura 2-21), e solo con la versione 5.0 i due progetti sono distinti, con il TransHab per lo spazio profondo, che rimane in orbita intorno a Marte, mentre viene spedito sulla superficie l'habitat monolitico. Grazie a questa divisione è possibile realizzare la struttura del primo habitat tenendo conto

dell'assenza di gravità e permettere il trasporto dell'equipaggio dalla superficie all'orbita con veicoli più piccoli, senza dover trasportare materiale superfluo come l'acqua, utilizzata per schermare le radiazioni, ma reperibile in situ. Inoltre vi sono tecnologie esclusive per il suolo marziano, come la stampa 3D, che permette di realizzare completamente o in parte l'habitat con il materiale reperito in situ, come regolite o basalto, abbassando notevolmente i costi di costruzione relativi al trasporto dei componenti. Tuttavia vi sono alcuni vantaggi nell'utilizzo di un progetto comune, specialmente nelle prime fasi di esplorazione. Infatti permette di portare sul suolo di Marte un habitat già funzionante e permettendo all'equipaggio di restarvi per un breve periodo con il fine di riabituarsi alla forza di gravità, assente durante il viaggio.

Il secondo parametro utilizzato per distinguere gli habitat è mobilità o stazionarietà. Il vantaggio di un habitat stazionario è la possibilità di sviluppare un sito di colonizzazione con maggior attenzione, sviluppando infrastrutture e strutture anche con tecnologie come la stampa 3D, comunque utilizzando materiali presenti in situ e abbassando i costi di trasporto da Terra a Marte. Al contrario gli habitat mobili permettono di separare il sito di atterraggio da quello di colonizzazione. Questo permette di far atterrare missioni successive sempre nello stesso luogo, non avendo nei pressi habitat che potrebbero essere a rischio di danni per un problema nella fase di atterraggio. Inoltre è possibile esplorare luoghi lontani dai siti idonei per l'atterraggio, che devono rispettare requisiti sulla rigidezza del terreno e sulla presenza di ostacoli. In "Mobile Lunar and Planetary Bases" [48], Cohen identifica tre grandi famiglie di habitat mobili:

- Tractor train: presenti nelle prime proposte di habitat mobili, sono composti da un habitat pressurizzato che ha l'ulteriore funzione di motrice del "treno" di alloggi trainati dietro e affiancati da rover non pressurizzati per piccole esplorazioni
- Mega-mobile base: di dimensione e massa maggiore rispetto alla precedente tipologia, è costituito da un unico grosso veicolo che permette l'esplorazione per tempi e distanze molto più lunghe, nell'ordine delle migliaia di km. Lo svantaggio è la maggior massa da essere lanciata dalla Terra (indicativamente intorno alle 45 t).
- Wagon train: ripercorre l'idea della prima categoria, con piccoli habitat mobili, ma indipendenti uno dall'altro durante il tragitto e che possono collegarsi tra di

loro per formare una struttura più articolata. Un esempio di questa tipologia è l'Hobot.

L'ultimo parametro preso in esame è la tecnologia alla base della sua realizzazione. Cohen in "First Mars Habitat Architecture" identifica tre famiglie, riconducibili a diversi momenti della colonizzazione del pianeta:

- pre-integrato: l'habitat è integrato all'interno del lander o del veicolo interplanetario. Può essere utilizzato nelle prime fasi di esplorazione o colonizzazione perché più affidabile, in quanto non vi sono procedure di sviluppo o costruzione fallibili.
- Sviluppabile: in questa categoria rientrano i foldable e inflatable. I primi sono costituiti da elementi piegati durante il trasporto che vengono svolti quando messi in funzione, anche nota come tecnica Origami o Kirigami: un esempio largamente presente nelle navicelle è il pannello solare. I secondi sono strutture in materiale plastico messe in posizione tramite gonfiatura.
- Costruito: vi sono compresi gli habitat e le strutture realizzate con materiale reperito in situ, tramite la realizzazione di calcestruzzo a base di regolite, stampaggio 3D oppure utilizzo di materiale ligneo coltivato in situ.

### **Dal TransHab al BEAM**

Un esempio di habitat pensato solamente per lo spazio profondo, ibrido tra classe pre-esistente e sviluppabile, è il TransHab. Sviluppato dalla NASA a partire dal 1997, era suddiviso in 4 livelli e composto da un nucleo rigido interno da cui veniva gonfiata una membrana multistrati, progettata per resistere agli impatti dei meteoriti e per isolare termicamente. Pannelli sagomati di due diverse dimensioni in composto di grafite venivano montati per realizzare i livelli. Al secondo livello nel nucleo interno contenitori a parete di acqua costituivano sia la riserva idrica dell'habitat che da protezione dalle radiazioni nel caso di eventi solari, con una massa tra i 5 e 10 t [40]. Inizialmente progettato come veicolo interplanetario, venne poi ridestinato come modulo aggiuntivo all'ISS, però mai realizzato. Dopo che la NASA aveva accantonato il progetto nel 1999, la Bigelow Aerospace ne ha acquistato i diritti nel 2002 [49]. Sulla base del TransHab sono stati realizzati molti moduli abitativi, tra cui l'ultimo testato sull'ISS è il BEAM (Bigelow Expandable Activity Module).

## Esplorazione di Marte

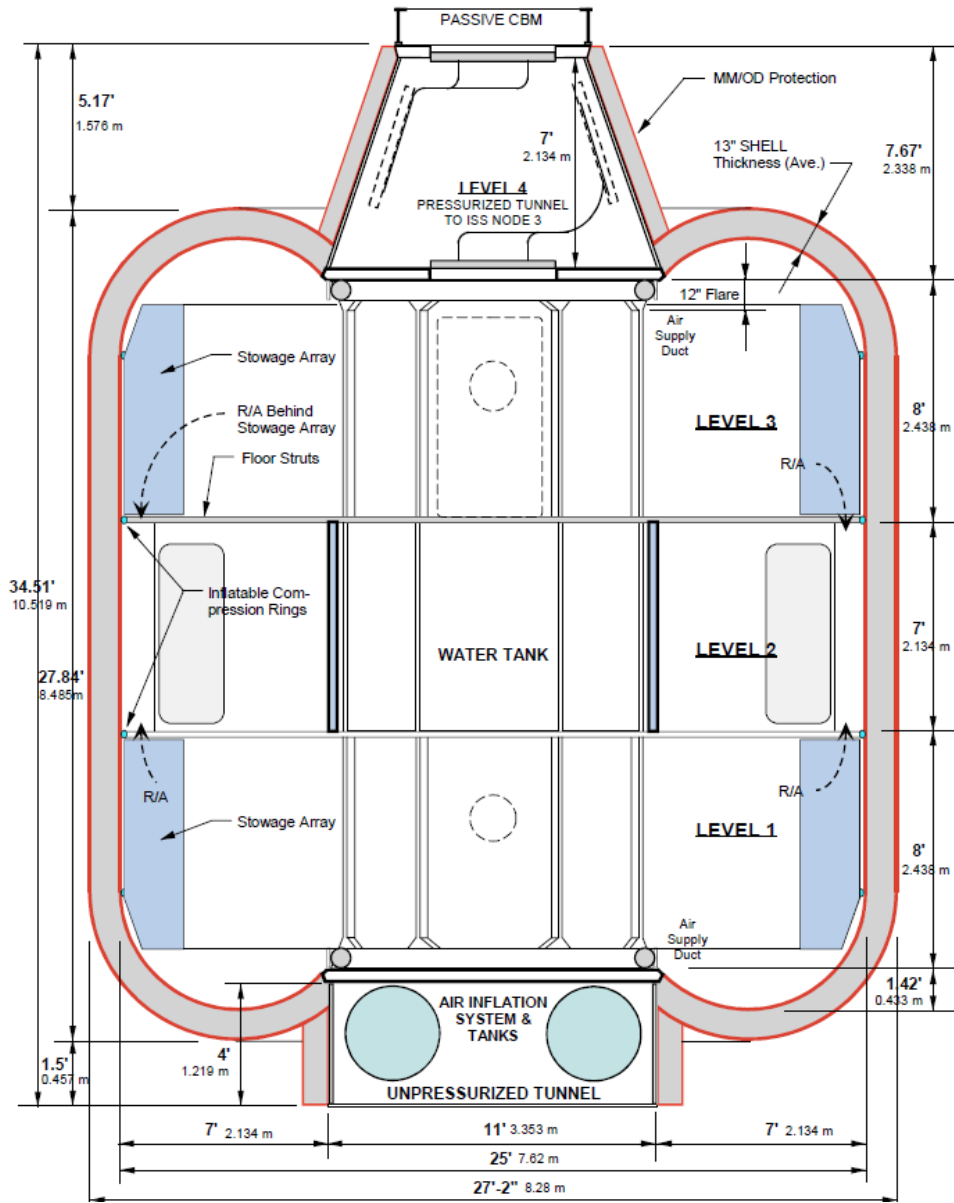


Figura 2-29 Schema del TransHab (fonte Adams e Kennedy [73])



Figura 2-30 BEAM durante il test sull'ISS, su cui è installato nel 2016 (Fonte NASA)

Le pareti risultano robuste quante quelle del TransHab, con una massa di circa  $25 \text{ kg/m}^2$ , proteggendo da meteoriti di varie dimensioni, provvedendo all'isolamento termico e alla protezione dalle radiazioni.

Questo è servito come test per la realizzazione di un modulo più grande, il B330.

### SEIM

Il Surface Endoskeletal Inflatable Module (SEIM), proposto da Constance M. Adams and Georgi Petrov [50], deriva dal paradigma del TransHab, con cui condivide la composizione e le due modalità di funzionamento, durante il lancio e sviluppata. Questo habitat è costituito da uno scheletro rigido da cui viene sviluppata la membrana gonfiandola, dopo aver rimosso i pannelli foldable a protezione durante il tragitto, rientrando negli habitat per la sola superficie, ibrido tra pre-esistente e sviluppabile e stazionario.

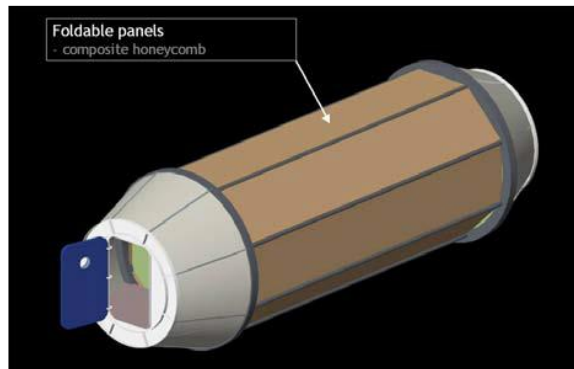


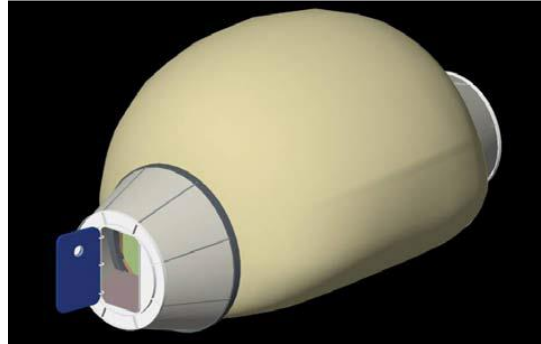
Figura 2-31 SEIM prima del gonfiamento della membrana. I pannelli modulari sono utilizzati per conferire maggior rigidità (Fonte Adams e Petrov) [51]

L'utilizzo della tecnologia inflabile permette di ridurre il rapporto massa lanciata/volume abitabile disponibile, riduce il rischio di radiazioni derivanti dai componenti metallici per effetto del bombardamento dei raggi cosmici e solari (in



quanto meno presenti questi materiali), minimizza il rischio di depressurizzazione in fase di lancio, in quanto viene sviluppata solo una volta a destinazione.

La struttura è costituita da 8 longaroni collegati a due tronchi conici alle estremità costruiti in fibra di carbonio, e da pannelli modulari che forniscono rigidità durante la fase di lancio e, quando la membrana è gonfiata, sono utilizzati per definire i piani e gli scompartimenti.



*Figura 2-32 SEIM dopo lo sviluppo della membrana. In questa fase i pannelli pieghevoli modulari vengono utilizzati all'interno per la realizzazione di piani e scompartimenti (Fonte Adams e Petrov) [51]*

### **NASA's 3D-Printed Habitat Challenge [51]**

Uno dei vincoli maggiori per la realizzazione di una missione con equipaggio su Marte è il trasporto di attrezzature, habitat e risorse dalla Terra. Nell'ottica di ridurre questi costi la NASA ha bandito nel 2015 un concorso per la progettazione di habitat costruiti tramite la tecnologia della stampa 3D con materiali riciclati e/o reperiti in situ e i macchinari relativi alla sua costruzione e manutenzione. Questa tecnologia potrà essere estesa anche all'utilizzo sulla Terra, laddove manchino o siano limitate maestranze e materiali tradizionali.

Questo concorso è stato strutturato in più fasi, alla fine di ognuna delle quali sono stati scelti finalisti e uno o più vincitori. Fino ad oggi sono state completate le prime tre fasi che vertevano su:

- Fase 1: sviluppo di idee di habitat che sfruttino le capacità uniche della stampa 3D
- Fase 2: analisi dell'aspetto strutturale dell'habitat con attenzione alle tecnologie e materiali necessari per la sua realizzazione
- Fase 3: adatta l'habitat per una scala 1:3 (con un'area di base di 10.32 m<sup>2</sup>) e sua realizzazione. È possibile che l'habitat abbia una forma diversa da quello definito nelle fasi precedenti ma è sufficiente che mostri lo stesso concetto base. Questa fase si compone in sotto-fasi riguardanti la realizzazione delle fondamenta, delle pareti a tenuta stagna con un numero sufficiente di aperture per finestre e

ingressi, completamento del modello fisico, integrazione dei dati di stampa con software BIM.

La Fase 4, prevista ma ancora non iniziata, vedrà la realizzazione dell'habitat in scala naturale, con un'area di 93 m<sup>2</sup>.

Tra i requisiti che l'habitat deve rispettare per la partecipazione a questo bando vi sono:

- una superficie abitabile di almeno 93 m<sup>2</sup> con un'altezza minima di 2.25 m
- capacità di ospitare 4 astronauti, con presenza nell'habitat di zona notte, luogo per la preparazione dei pasti, servizi igienici, ricreativi, area di lavoro, area per le comunicazioni, nonché impianti meccanici, idraulici, elettrici e sistema ECLSS, quest'ultimo a livello schematico con almeno adibito un volume di 1.3 m<sup>3</sup> per ognuno dei tre moduli previsti.
- Le componenti strutturali devono essere ad un livello di progettazione tale da permetterne la realizzazione
- La superficie esterna dell'habitat deve possedere attacchi per la tuta spaziale, portelloni, finestre e allacciati per gli impianti in numero e dimensioni ben precise. Dev'essere previsto l'attacco di almeno un rover.

I progetti sono poi stati valutati premiando l'utilizzo di materiali reperiti in situ, la maggior autonomia da eventuali operatori durante la costruzione, testando il materiale e i modelli fisici in scala con pressioni idrostatiche interne e impatti, per simulare la funzione di tenuta stagna e il comportamento in caso di collisioni da meteoriti.

### **Mars Ice House [52]**

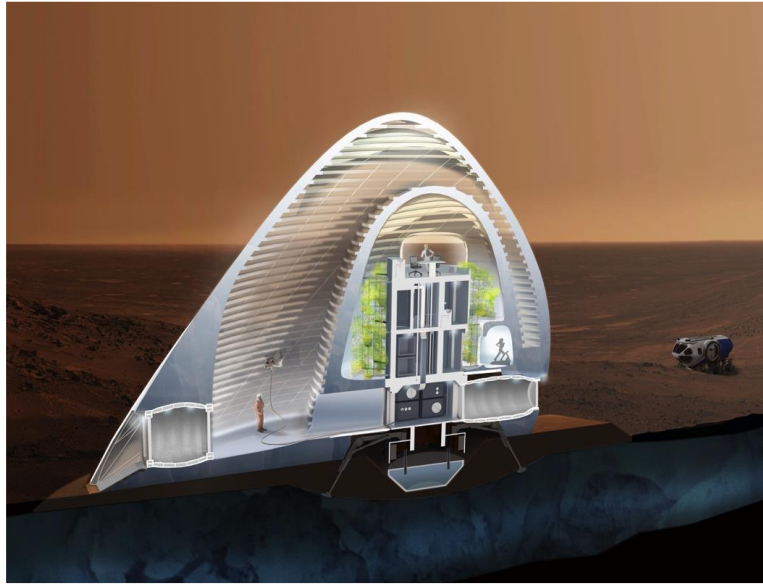
Dalla collaborazione tra SEArch+ e Cloud AO per il concorso della NASA riguardanti gli habitat costruibili con le risorse reperibili in situ, nasce il progetto Mars Ice Home. Consiste in uno spazio di 92 m<sup>2</sup>, ideato per ospitare 4 astronauti per un periodo di 500 giorni.

La caratteristica centrale di questo progetto è l'utilizzo di ghiaccio per schermare l'ambiente interno da raggi cosmici e in minor parte solari che causano una radiazione in superficie su Marte di più di 0.66 mSv/giorno (più di 230 mS/anno<sup>7</sup>), a fronte di un limite previsto per l'ISS di 200 mSv/anno. Per la schermatura sono stati finora studiati molti materiali tra cui i più interessanti sono la regolite e l'acqua per la loro grande

---

<sup>7</sup> Anno terrestre: 365 giorni

abbondanza. Tuttavia è possibile che nella regolite siano presenti perclorati, tossici per l'uomo in caso di un errato isolamento dell'ambiente interno. Per questo habitat è stato scelto quindi il ghiaccio, in quanto i materiali ricchi di idrogeno sono molto adatti alla protezione dalle particelle primarie e secondarie con poco rischio di frammentazione, data dall'interazione con i nuclei atomici. Inoltre l'utilizzo di un materiale traslucido permette di sfruttare l'illuminazione naturale.



*Figura 2-33 Sezione dell'habitat Mars Ice House, in cui si evidenziano i due ambienti interno riscaldato e intermedio a 0°C (Fonte SEArch+)*

Per la realizzazione del Mars Ice House viene lanciato un lander con habitat pre-integrato e una membrana gonfiabile che dà forma alla parete esterna. In seguito il ghiaccio viene estratto e pulito dalle impurità (ad esempio tramite sublimazione) e robot automatici o semi-automatici realizzano due strati di ghiaccio di 10 cm: uno che ricopre l'ambiente abitativo, riscaldato e isolato da un gel idrofobo traslucido, ed uno esterno che isola dall'atmosfera di Marte. Il volume tra questi due strati presenta un'atmosfera vivibile ma con temperature prossime a 0°C per evitare lo scioglimento del ghiaccio. All'interno del ghiaccio sono miscelate fibre di silice per rinforzarne la struttura senza minarne la trasparenza.

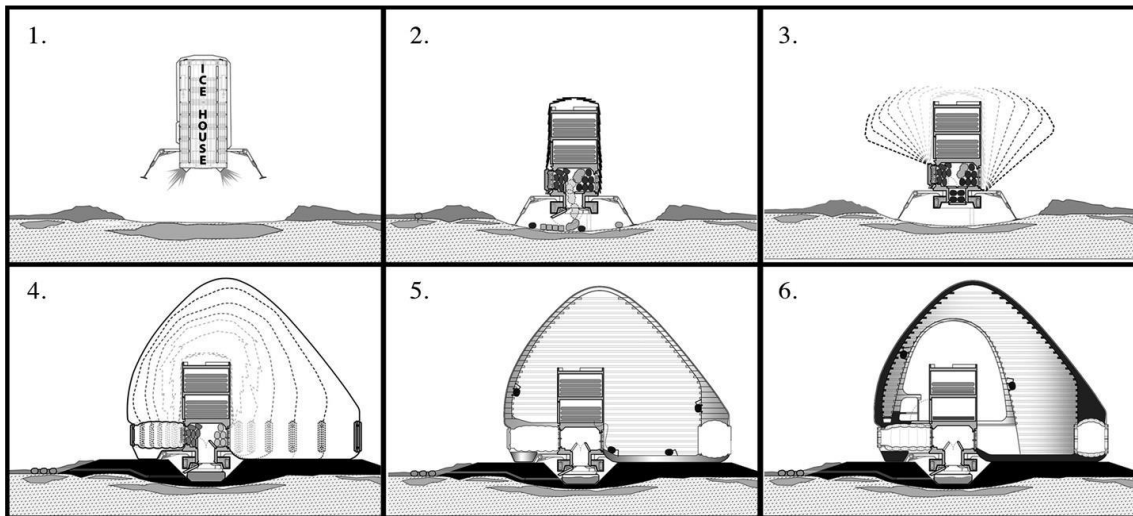


Figura 2-34 Fasi di sviluppo e costruzione del Mars Ice House. Il lander costituisce il nucleo dell'habitat, mentre la parete esterna è definita tramite il gonfiamento di una membrana posta sull'esterno del lander (Fonte SEArch+)

### Mars XHouse: Versione 1 e Versione 2 [53]

Sviluppato da SEArch+ e Apis Cor per il concorso indetto dalla NASA, differisce dalla precedente proposta in quanto questo habitat utilizza calcestruzzo di regolite, fibre di basalto come rinforzo, HDPE (polietilene ad alta densità) per la realizzazione delle pareti, sia con funzione di schermatura dalle



Figura 2-35 Renderign del Mars XHouse 1 (Fonte SEArch+)

radiazioni che strutturale di contenimento dell'ambiente in pressione (nel precedente modello svolta dalla membrana gonfiabile). Per ovviare al problema della possibile contaminazione da perclorati questa viene isolata dagli ambienti abitativi tramite l'utilizzo di uno strato di HDPE, prodotto in loco a partire dall'anidride carbonica e dall'acqua convertite in metano e poi polimerizzato, oppure dal riciclaggio di componenti del lander quali il paracadute.

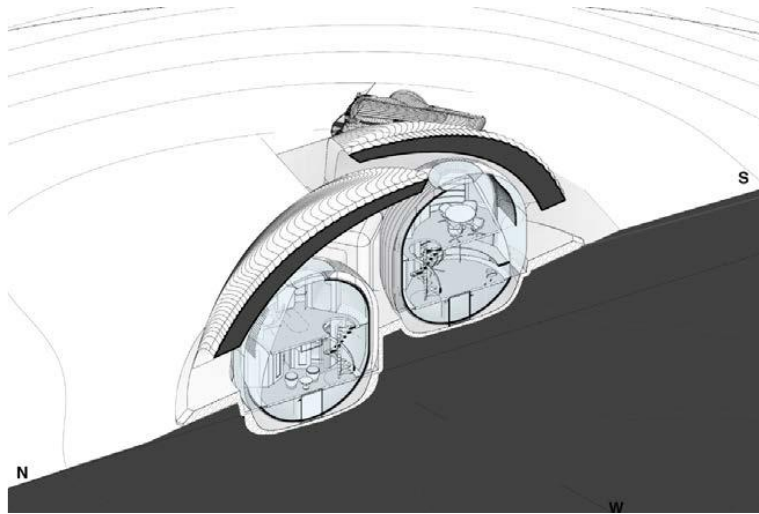


Figura 2-36 Sezione del Mars XHouse 1, in cui si identificano gli ambienti abitabili e gli scudi per le radiazioni (Fonte SEArch+)

In questo progetto è stata approfondita la tematica della protezione dalle radiazioni ambientali, distinguendo gli spessori necessari in funzione dell'angolo sull'orizzontale dei raggi incidenti. Infatti con angoli minori di 30° è stimato che l'atmosfera, il cui spessore attraversato è molto maggiore che nel caso zenitale, apporta una

protezione sufficiente. Questo permette di installare finestre per far filtrare la luce naturale all'interno degli ambienti e ridurre gli spessori degli schermi.



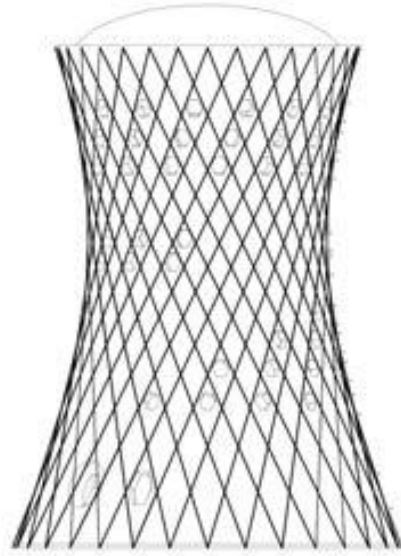
Figura 2-37 Rendering del Mars XHouse 2 (Fonte SEArch+)

Sono state ideate due versioni di questo habitat. La prima versione, più compatta e utilizzata nella fase della realizzazione in scala 1:3, mostra una separazione tra elementi strutturali e protezione dalle radiazioni. Quest'ultima è costituita da due grosse sezioni di regolite, con un'apertura

per far filtrare la luce con angolo sull'orizzontale piccolo, e disposte prevalentemente a protezione da raggi con angoli di incidenza alti. La seconda versione mostra una struttura esterna con forma iperbolica rinforzata con fibre di basalto estruso disposti diagonalmente e circolarmente. Questa forma porta la regolite, un materiale

tipicamente resistente a compressione, ad opporsi alla pressione interna atmosferica tramite un meccanismo di arco catenario, le cui spinte agli estremi vengono riprese dalla fondazione alla base e da un grande duomo nel tetto, progettato per sopportare sforzi tensivi.

Per garantire ridondanza e sicurezza, i laboratori sono separati dagli ambienti abitativi, per prevenire contagio da componenti marziane, e gli ambienti sono compartimentabili, oltre ad essere presenti uscite di sicurezza a rover o tute spaziali. Per il comfort psicofisico gli ambienti sono suddivisi in piani così da separare zone lavorative, zone giorno e zone notte.



*Figura 2-38 Mars XHouse 2: schema della forma iperbolica dell'habitat e dei rinforzi in fibra di basalto (Fonte SEArch+)*

## 2.4. Ambiente di esplorazione e di insediamento

### Marte come pianeta del sistema solare

Marte è il quarto pianeta del sistema solare, l'ultimo dei quattro pianeti terrestri, insieme a Mercurio, Venere e Terra, caratterizzato da una superficie solida modificata da clima e impatti di meteoriti, tra cui l'intenso bombardamento tardivo avvenuto tra 3.8 e 4.2 miliardi di anni fa. [54] L'orbita di Marte presenta una maggior eccentricità, un'inclinazione e obliquità<sup>8</sup> simile a quella terrestre, con periodo di rivoluzione quasi doppio e un periodo di rotazione

simile. Questi parametri orbitali, come quelli di ogni altro pianeta, sono soggetti a variazioni cicliche con periodi da migliaia a milioni di anni, detti cicli di Milankovitch, tuttavia la loro variazione è maggiore per Marte che per la Terra. Ad esempio l'inclinazione dell'asse della Terra varia di 2.4° tra il minimo di 22.1° e il massimo di 24.5° [55], mentre quella di

Marte nell'ordine di decine di gradi, oscillando tra 0° e 80°, giustificando la presenza di depositi di ghiaccio laddove oggi la loro formazione risulterebbe instabile. [56] Con l'attuale inclinazione dell'asse la cadenza delle stagioni è simile a quella terrestre, anche se presenta maggior divario sia di lunghezza delle stagioni che di temperature per la maggior eccentricità, con una primavera più lunga di un terzo rispetto all'inverno. [57, 58] Inoltre i cicli di Milankovitch influenzano le stagioni sia controllando la distribuzione delle radiazioni solari a diverse latitudini, sia come media annuale che stagionale, sia permettendo scambi degli elementi volatili tra depositi e atmosfera: la temperatura dei poli aumenta rispetto a quella dell'equatore all'aumentare dell'inclinazione dell'asse, con conseguente rilascio di anidride carbonica. Anche l'azione erosiva del vento è influenzata da questi cicli.

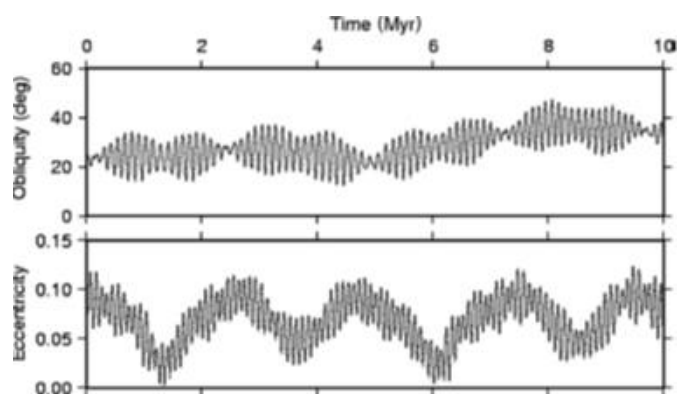


Figura 2-39 Cicli di Milankovitch di Marte relativi ai valori di obliquità ed eccentricità [75]

<sup>8</sup> O angolo di inclinazione dell'asse di rotazione del pianeta.

## Esplorazione di Marte

---

Tabella 2-1 Parametri orbitali di Marte e caratteristiche generali del pianeta

		Marte	Terra
<b>Massa [<math>10^{24}</math> kg]</b>		0.62	5.98
<b>Raggio all'equatore [km]</b>		3396	6378
<b>Accelerazione gravitazionale [<math>m/s^2</math>]</b>		3.69	9.81
<b>Campo magnetico alla superficie [nT]</b>		0.5	30600
<b>Distanza dal Sole [<math>10^6</math> km]</b>		229	150
<b>Densità del vento solare [<math>amu/cm^3</math>]<sup>9</sup></b>		3.5	8
<b>Eccentricità dell'orbita</b>		0.093	0.017
<b>Inclinazione dell'asse</b>		25.2°	23.5°
<b>Periodo di rotazione</b>		23h, 56m	24h, 37m
<b>Periodo di rivoluzione</b>		686.9	365.3
<b>Lunghezza delle stagioni nell'emisfero settentrionale</b>	<b>Primavera</b>	199	92.9
	<b>Estate</b>	183	93.6
	<b>Autunno</b>	147	89.7
	<b>Inverno</b>	158	89.1

A differenza della Terra, Marte non presenta un campo magnetico attivo anche se la presenza di rocce della crosta marziana con magnetizzazione residua, con un'intensità in superficie maggiore di un ordine rispetto a quella riscontrabile sulla Terra, fanno pensare ad una dinamo attiva nel primo Marte. Il nucleo dev'essere stato parzialmente liquido, ricco di ferro probabilmente mischiato a solfuri. Le zone attualmente con magnetizzazione residua si trovano perlopiù nell'emisfero meridionale, di cui la più intensa è nella Terra Cimberia e Terra Sirenum (30°-90° S e 130-240°E), mentre le basi dei crateri creati da grani impatti non mostrano magnetismo, il che indica che al momento dell'impatto non vi era più un campo magnetico. [59]

---

<sup>9</sup> amu: unità di massa atomica =  $1.66 \times 10^{-27}$  kg



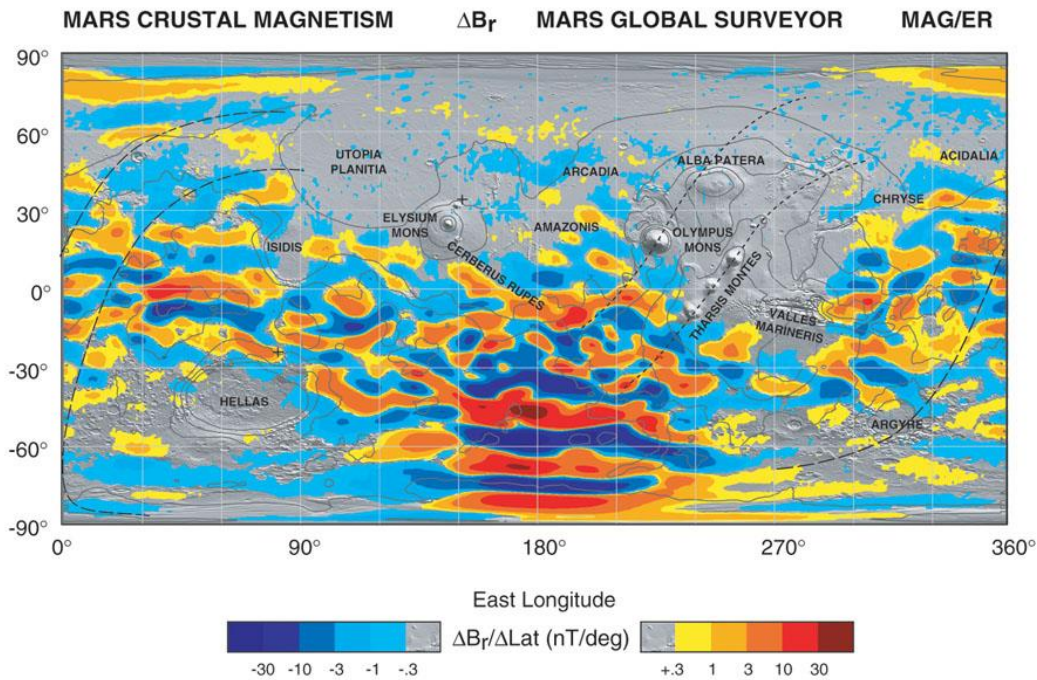


Figura 2-40 Magnetizzazione residua della crosta marziana dal Mars Global Surveyor con un angolo visivo di 1° di latitudine e longitudine (Fonte NASA)

## Atmosfera

Marte ha un passato caldo umido, con presenza di acqua stabile allo stato liquido sulla superficie capace di modellarla in reti fluviali e canyon, con un'atmosfera più densa che garantiva un'azione erosiva del vento più incisiva. Circa 3.7 miliardi di anni fa il pianeta ha perso la maggior parte della componente volatile (stimato tramite la misura del rapporto di precisi isotopi dei componenti atmosferici). Con la comparsa di un'atmosfera molto più sottile la temperatura, pressione e densità si riducono come anche l'azione del vento, permettendo ad oggi di osservare i processi geologici del pianeta degli ultimi 3.7 miliardi di anni. [57] La causa di questo assottigliamento non è ancora chiaro se sia dipesa da erosione da impatti di grandi meteoriti e/o fuga idrodinamica, effetto del vento solare dopo la scomparsa del campo magnetico.

L'attuale atmosfera è composta principalmente da anidride carbonica, 1-10 ppbv di metano, con piccole tracce di acqua sotto forma di vapore o nuvole di ghiaccio, poiché la maggioranza delle aree del pianeta hanno condizioni di pressione e temperatura ben al di sotto del punto triplo dell'acqua, impendendone la comparsa in forma liquida stabile. Seppur non siano stati rivelati solfuri è plausibile fossero presenti quando il

pianeta era vulcanicamente attivo, avendone rilevato la presenza nelle polveri e rocce superficiali, anche sotto forma di sali idrati. [57]

*Tabella 2-2 Composizione atmosferica terrestre e marziana messe a confronto. [60, 56]*

		Marte	Terra
<b>Diossido di carbonio</b>	<b>CO<sub>2</sub></b>	95.32	410 ppm
<b>Azoto</b>	<b>N<sub>2</sub></b>	2.70	78.08
<b>Argon</b>	<b>Ar</b>	1.60	0.93
<b>Ossigeno</b>	<b>O<sub>2</sub></b>	0.13	20.95
<b>Acqua</b>	<b>H<sub>2</sub>O</b>	210 ppm	Molto variabile

La temperatura oscilla tra 140 e 310 K, largamente correlata alla latitudine con grande variazione tra giornaliera e notturna, con una media di 220 K, leggermente superiore a quella di equilibrio termodinamico di 210 K, dovuto ad un piccolo effetto serra causato dall'anidride carbonica contenuta in atmosfera. [57] Temperature tipiche d'estate a latitudini di 60° variano tra 180 K e 290 K, mentre all'equatore di 210-220 K e ai poli durante l'inverno fino a 150 K, causando la formazione di calotte di anidride carbonica sopra ai depositi di acqua. [61]

La pressione atmosferica varia dai 14 mbar nel fondo del bacino di Hellas a 3 mbar in cima ai vulcani più alti, con variazioni stagionali nell'ordine del 30% dipendenti dalla sublimazione dell'anidride carbonica ai poli insieme a parte del vapore acqueo del sottostante ghiacciaio, che viene trasportata dal polo nord al polo sud, condensandosi lungo il tragitto prima di raggiungere alte latitudini meridionali. [61, 57]

L'assenza di uno strato di ozono permette a radiazioni ultraviolette molto corte di arrivare fino alla superficie (in particolare 190-300 nm, schermate sulla Terra), che comportano la formazione di radicali ossidanti liberi che causano la rapida decomposizione di qualsiasi materiale organico nei pressi della superficie. [57]

Importanti dati al riguardo del clima sono stati raccolti dal lander InSight. Nella Figura 2-42 sono riportati i dati riguardanti la variazione giornaliera di temperatura, pressione, direzione e velocità del vento, da cui si possono notare piccole variazioni di pressione ma grandi variazioni di temperatura. Nella Figura 2-41 si può osservare come la temperatura media non vari in modo sostanziale (coerente con la posizione del lander nella fascia equatoriale) mentre la pressione subisce variazioni sostanziali.

## Esplorazione di Marte

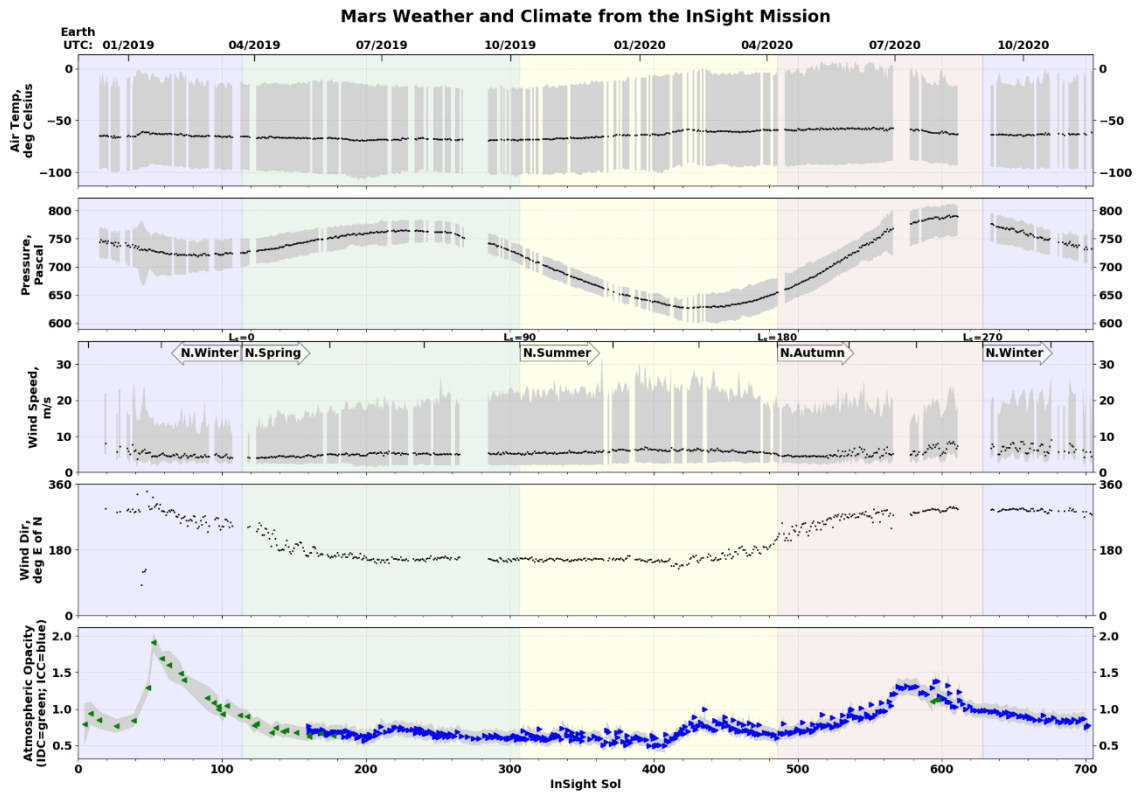


Figura 2-41 Esempio di variazioni stagionali di pressione, temperatura, opacità dell'atmosfera, direzione e velocità del vento. Misurate dal lander InSight nell'Elysium Planitia (Fonte NASA)

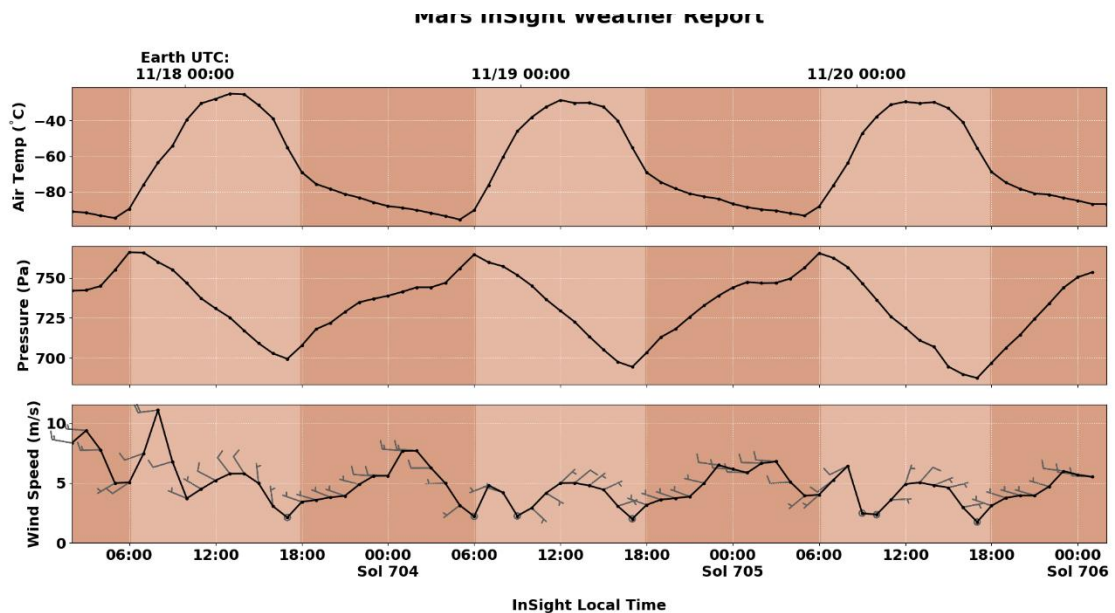


Figura 2-42 Esempio di variazioni giornaliere di pressione, temperatura, direzione e velocità del vento. Misurate dal lander InSight nell'Elysium Planitia (Fonte NASA)

### Fenomeni climatici

Sulla superficie del pianeta sono state osservate foschie mattutine (otticamente sottili) e nuvole "bianche" (otticamente spesso), dovute alla condensazione del vapore acqueo per effetto delle basse temperature notturne, specialmente nelle depressioni quali i canyon della Valles Marineris e all'interno di crateri da impatto. Molte delle nuvole bianche sono nubi orografiche, che nascono quando l'atmosfera è forzata verso altitudini maggiori dalla conformazione del terreno. [56]

L'atmosfera contiene una variabile quantità di polvere, sostanziale durante l'inverno settentrionale, che può causare un'attenuazione della luce solare che raggiunge la superficie fino a 0.7%. Questa viene trasportata in dust devil (comune nel pomeriggio estivo settentrionale), piccoli mulinelli locali, fino a tempeste che possono raggiungere scale globali con una cadenza annuale, con elementi in sospensioni di diametro fino a 1  $\mu\text{m}$ . La condizione per la nascita di questi fenomeni è una



Figura 2-43 Dust devil. In alto una foto scattata dal rover Spirit mentre in basso una foto scattata dall'orbiter Mars Reconnaissance (Fonte NASA)

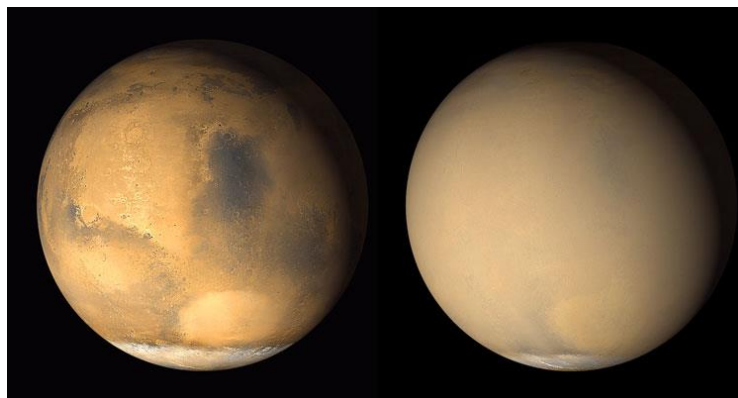


Figura 2-44 A sinistra Marte nel Giugno del 2001, a destra nell'Ottobre del 2001, durante una tempesta di polvere di scala globale (Fonte NASA)

velocità del vento di 30 m/s a 2 m dalla superficie, che diminuisce con l'aumentare della pressione, per cui più frequenti a basse altitudini, favoriti da variazioni topografiche, vicino ai poli e quando la circolazione di Hadley è più forte (durante il passaggio nel perielio). [57]

L'atmosfera è suddivisa in tre celle Hadley, celle convettive causate dal maggior irraggiamento dell'equatore e dalla rotazione del pianeta, che causa la salita di masse d'aria all'equatore e la discesa a latitudini più alte. Le celle sono dominate da una singola corrente est-ovest a basse latitudini e ovest-est a medie latitudini. Altre fonti di correnti sono i gradienti termici nati dalla differenza di temperatura diurna e notturna e il fenomeno di sublimazione e condensazione dei depositi di anidride carbonica ai poli. [56]

I venti mostrano velocità tipiche comprese tra qualche m/s con picchi di 50 m/s, attualmente con poca forza erosiva e con la funzione principale di trasporto delle polveri, nonostante l'azione erosiva possa essere più importante localmente, come a sud di Elysium Planitia e di Amazonis, dove sono presenti depositi friabili in superficie. [61]

### **Dicotomia della crosta marziana**

La crosta marziana può essere suddivisa in 2 macro zone: gli altopiani dell'emisfero meridionale e i bassopiani dell'emisfero settentrionale. Questa distinzione non solo si applica alla differenza di altitudine, che mediamente varia di 5.5 km da nord a sud, ma anche all'età geologica, presenza di crateri e spessore della crosta. Infatti gli altopiani, che costituiscono due terzi della superficie del pianeta, sono contenuti prevalentemente nell'emisfero meridionale e presentano uno spessore della crosta maggiore di 25 km rispetto a quello dei bassopiani, oltre ad una pesante e maggiore presenza di crateri. [61] Al contrario i bassopiani sono perlopiù regolari con la presenza di qualche cratere coperto, che indica la presenza di uno substrato più antico anche degli altipiani meridionali. [62] Questa dicotomia si osserva anche nella presenza di residui di magnetizzazione [63] e minor contenuto di ferro della crosta dell'emisfero meridionale. [62]. L'origine di questa dicotomia ancora non è nota anche se vi sono due teorie, la prima riguardante i moti convettivi del mantello e la seconda che ipotizza grandi impatti di meteoriti, poco avvalorata dalle osservazioni della superficie marziana. [62]

## Esplorazione di Marte

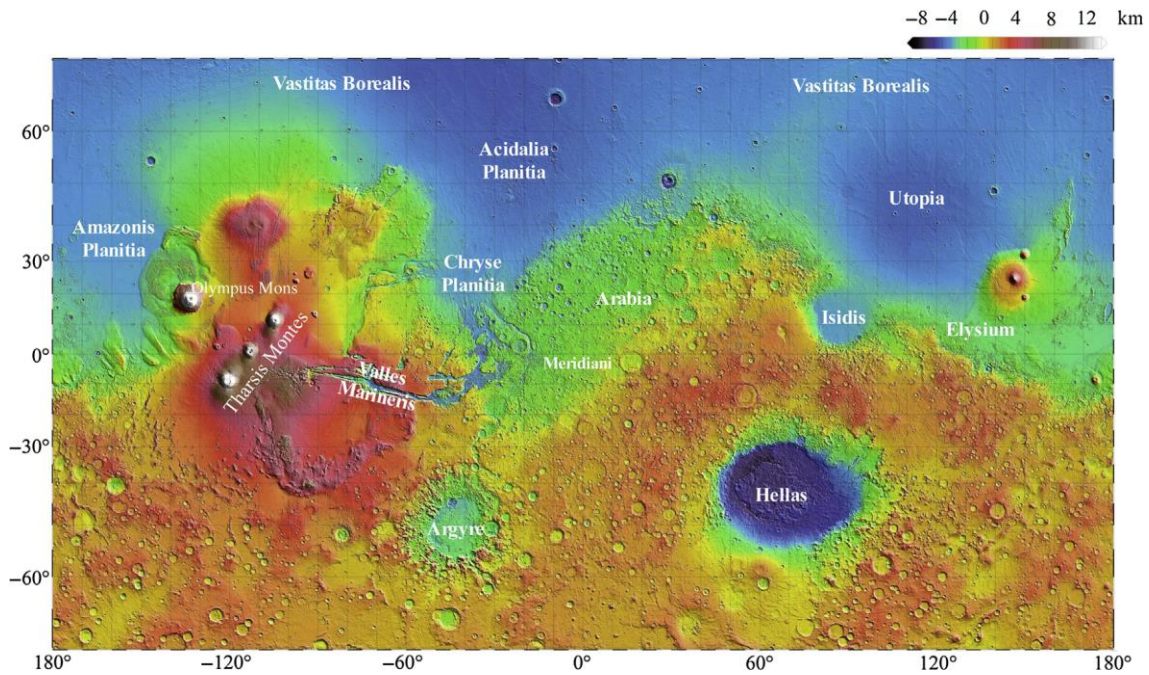


Figura 2-45 Mappa altimetrica di Marte costruita con i dati raccolti dal MOLA montato sul Mars Global Surveyor, insieme ai siti geologici più importanti (Fonte NASA)

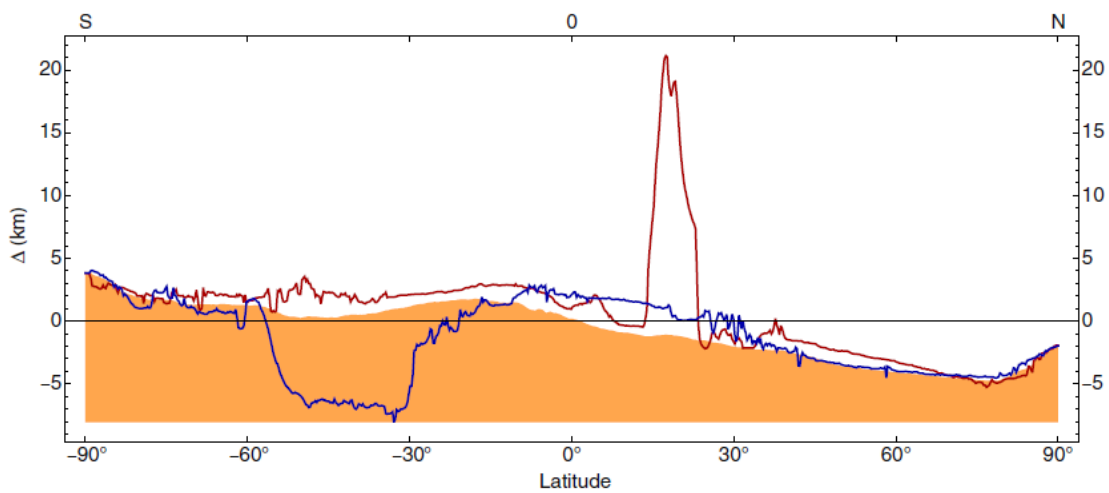
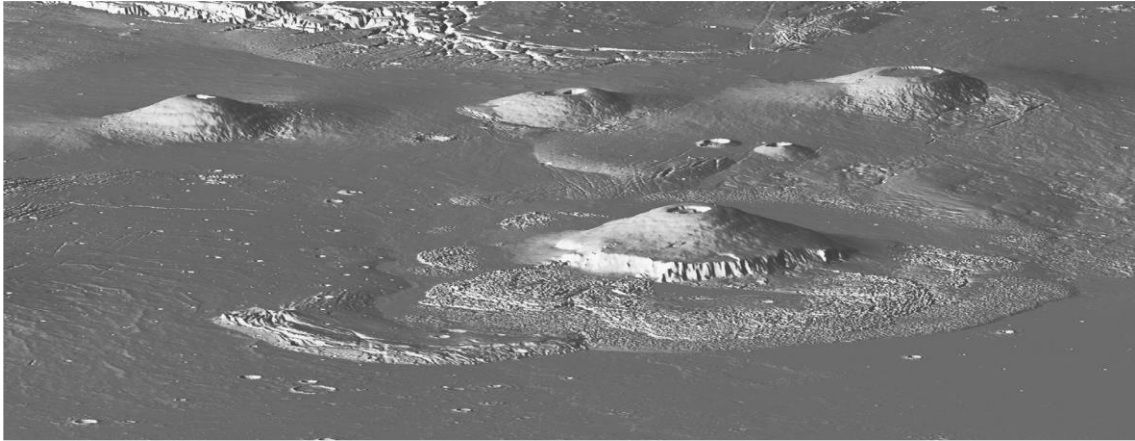


Figura 2-46 Nel grafico sono mostrati tre andamenti altimetrici della superficie di Marte. La sezione piena rappresenta l'andamento medio, la linea rossa è in corrispondenza dell'Olympus Mons, punto più alto di Marte, e la linea blu del cratere Hellas, punto più basso. La scala dei due assi è sfalsata (circa 1:200÷250) [76]

### **Geomorfologia, Attività vulcanica e tettonica**

Il pianeta non presenta una tettonica a placche, ma un'unica superficie, per cui le conformazioni orografiche non nascono dall'opposizione di placche ma dalla flessione della crosta dovuta all'attività vulcanica. [61] Questa è altamente concentrata in due centri vulcanici, il plateau del Tharsis, centrato sull'equatore ad una longitudine di 250-260° E, e Elysium, centrato a 25° N e 213 °W. Il primo di questi è il più importante con una larghezza di 5000-8000 km, un'altezza di 10 km e costituisce un quarto di tutta la superficie marziana. [61, 63] Dal centro di questa regione si estende per 4000 km verso est la rete di canyon di faglia della Valles Marineris, larga 600 km e profonda 7 km, che permette di osservare la storia geologica del Tharsis. Questo risulta di origine antica (3.5 Gyr) mentre i vulcani sono più recenti (10-100 Myr), datati grazie alla minor presenza di



*Figura 2-47 Vista dall'alto della regione del Tharsis. Il vulcano scudo in primo piano è l'Olympus Mons (Fonte NASA)*

crateri da impatto. La massa del plateau è tale da influenzare il momento d'inerzia e l'obliquità del pianeta. In questa zona sono presenti cinque grandi vulcani tra cui il più grande di Marte, Olympus Mons, come gli altri un vulcano a scudo, basaltico, con una caldera di 80 km di diametro, circondata da una rupe alta 8 km, circondata da lobi probabilmente dovuti al collasso di un precedente vulcano più grande. [61]

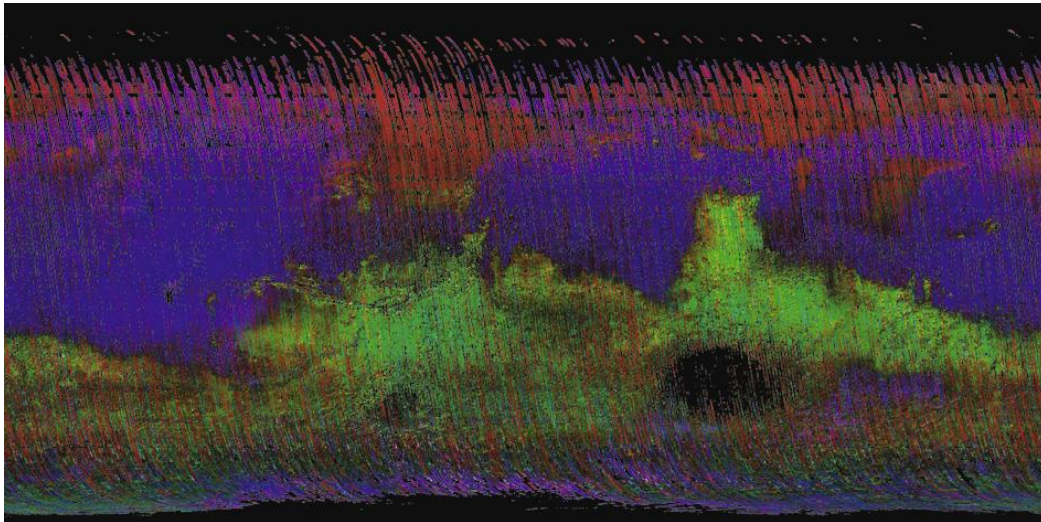
Sulla superficie del pianeta sono presenti molte fratture, da quelle dovute all'attività vulcanica intorno a Elysium, a quelle poligonali dovute alla contrazione ed espansione stagionale del permafrost ricco di ghiaccio nelle pianure settentrionali. Inoltre vi sono molti crateri da impatto, tra cui i più importanti sono Hellas, con un diametro di 2600 km, Isidis, con 1600 km, e Argyre, con 1500 km. [61]

### Composizione della superficie

Tramite le misurazioni del Thermal Emission Spectrometer (TES) sul Mars Global Surveyor e del Thermal Emission Imaging System (THEMIS) sul Mars Odyssey sono stati identificate due unità compositive, nelle aree a basso contenuto di polvere e Albedo<sup>10</sup> basso:

- ST1 ( Surface Type 1): individuato nelle regioni meridionali, è presumibile sia composto da basalto clinopirosseno-plagioclasio
- ST2 ( Surface Type 2): individuato nelle regioni settentrionali, la cui interpretazione è controversa. Può essere andesite oppure basalto alterato con componenti di argilla o silice amorfa

Questi tipi di superficie sono stati modellati in base agli spettri raccolti dagli orbiter confrontandoli con campioni ricreati sulla Terra. La distinzione in 2 tipi di rocce rispecchia la dicotomia marziana. [62]



*Figura 2-48 Mappatura globale della distribuzione di ST1 in verde e ST2 in rosso, mentre le zone blu sono aree coperte da polvere di cui è stato impossibile determinare la tipologia di terreno. Dati ottenuti dall'emissione termica rilevata dal Mars Global Surveyor (Fonte NASA)*

### Depositi di acqua

Vi sono molte prove, sia topografiche che derivanti dall'analisi di campioni di terreno, che il pianeta in passato abbia assistito a flusso superficiale di acqua, causando la

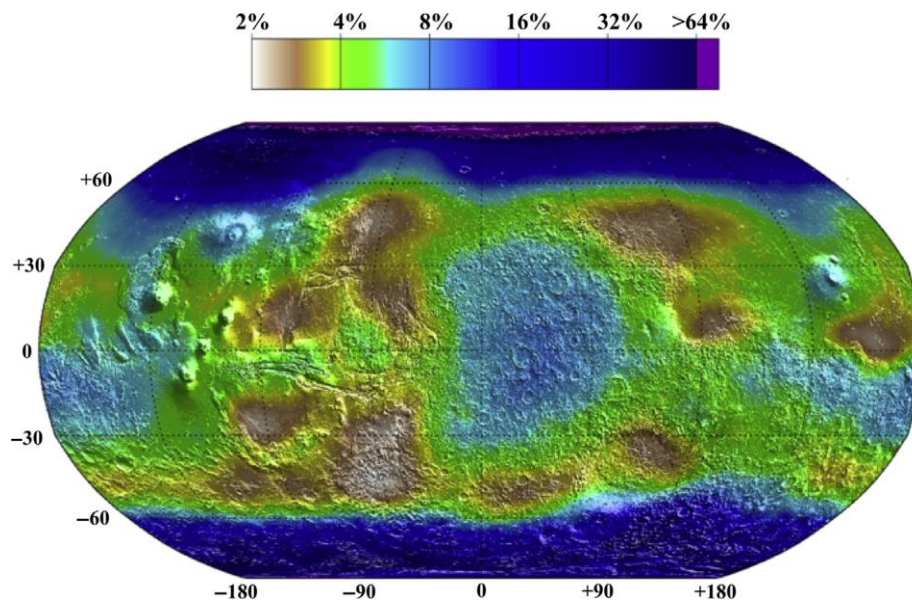
---

<sup>10</sup> Il coefficiente Albedo misura la riflessione della luce ad opera della materia e può variare tra 0 (nessuna riflessione) e 1 (riflessione totale).



formazione di reti fluviali dendritiche con forma ad U e V, canali di deflusso (100 km di larghezza e 1000 km di lunghezza), a basse latitudini nei pressi di zone vulcaniche, nonché la formazione di minerali alterali dall'acqua. [57]

Attualmente si stima che i depositi di acqua su Marte siano una piccola frazione di quelli terrestri (<0.3%). Tramite le osservazioni del Mars Odyssey dell'emissione di neutroni è stato possibile mappare la superficie del pianeta in base al contenuto d'acqua, senza poter distinguere con certezza tra acqua sotto forma di ghiaccio, componente dei minerali idrati e in miscela con polveri e regolite. Si stima che i primi metri di suolo abbiano un contenuto di acqua al 14%. È possibile trovare ghiaccio ai poli in uno spessore di 1-10 m, sotto uno strato di ghiaccio secco (stagionale nell'emisfero



*Figura 2-49 Rilevazione da parte del Mars Odyssey del contenuto di acqua nel sottosuolo, sia in forma solida che contenuto in minerali idrati (Fonte NASA)*

settentrionale), e sotto di esso, depositi stratificati di ghiaccio e detriti a granelli fini, prodotti da fenomeni erosivi eolici. Fino a latitudini di 60-70° è possibile trovare ghiaccio stabile in superficie, mentre verso l'equatore diventa instabile nello strato superficiale del terreno. A queste latitudini è possibile che vi siano depositi relativi a periodi geologici con un'asse di inclinazione del pianeta minore. [62]

Nel 2008 il lander Phoenix ha individuato la presenza di ghiaccio a 5-10 cm di profondità dalla superficie, nelle pianure settentrionali a 68.22°N. [57]

### **Siti di atterraggio [64]**

La scelta dei siti di atterraggio di lander e rover viene fatta valutando alcuni criteri, che dipendono dalle tecnologie disponibili per questa operazione e per il funzionamento dei mezzi una volta sulla superficie, quali latitudine, altitudine, orografia e interesse scientifico. I luoghi prediletti hanno latitudini comprese tra 30°N e 30°S, favorevoli sia per l'utilizzo dei pannelli solari che per la gestione termica (come nel caso del Curiosity), in quanto la luce incidente è maggiore rispetto a latitudini più alte e le temperature sono meno rigide: di fatti molti lander e rover si trovano in questa fascia equatoriale. L'altitudine invece influenza la densità dell'atmosfera e lo spessore di essa che viene attraversato prima di toccare la superficie di Marte, condizionando la manovra di frenatura del mezzo.

Un altro fattore importante è il tipo di terreno del sito, determinato tramite la stima dell'inerzia termica modellando la superficie sulla base delle osservazioni termiche, e tramite la stima del coefficiente di Albedo, che indica la riflessione della luce ad opera del suolo, comprendendo anche la geometria di esso. Superfici con media o alta inerzia termica sono costituiti presumibilmente da materiale coeso e rocce, con una resistenza meccanica maggiore, mentre bassi valori di inerzia corrispondono a terreni poco coesi e non adatti all'atterraggio dei lander o al passaggio dei rover. Luoghi con inerzia termica alta e bassi valori di albedo sono relativamente liberi dalla polvere e composti da sabbia o roccia, mentre luoghi con valori alti di inerzia e medio-alti di Albedo sono costituiti prevalentemente da roccia e suolo cementato con qualche presenza di polvere. Terreni con valori alti di Albedo e bassa inerzia presentano poche rocce.

Un ulteriore aspetto tenuto in considerazione è la distribuzione in superficie di rocce, che possono oscillare dal 5% al 50%. Tra le missioni attualmente compiute il Mars Pathfinder è quella con il luogo più impervio (17% di rocce) mentre il Meridiani Planum è ritenuto il più regolare sia a piccole scale (qualche m) che a grandi scale (qualche km). L'entrata in funzione del Mars Odyssey (con risoluzione di 25 cm/pixel) ha permesso di scoprire prima del lancio del Phoenix che il sito previsto aveva grande abbondanza di rocce in superficie, rendendolo non idoneo ad un atterraggio sicuro, contrariamente a quanto era stato stimato in precedenza.

Per quanto riguarda gli obiettivi scientifici delle missioni questi vertono sulla ricerca di acqua e ghiaccio sotto forma di minerali idrati e di strati di ghiaccio vicino alla superficie libera del pianeta (Phoenix 2008), sia sull'indagine geologica di Marte. I siti scelti sono

nei pressi di zone con possibili interazione passata con flussi di acqua, come il Pathfinder nell'Area Vallis del Chryse nella bocca di un largo canale di deflusso, Spiriti nel cratere Gustav o Opportunity nel Meridiani Planum alla ricerca di processi evaporativi, e Curiosity nel cratere Gale, che potrebbe aver ospitato un lago.

Con il progredire delle missioni e della risoluzione della mappatura del pianeta ad opera del Mars Global Surveyor e Mars Odyssey, è stato possibile ridurre l'ellisse di atterraggio

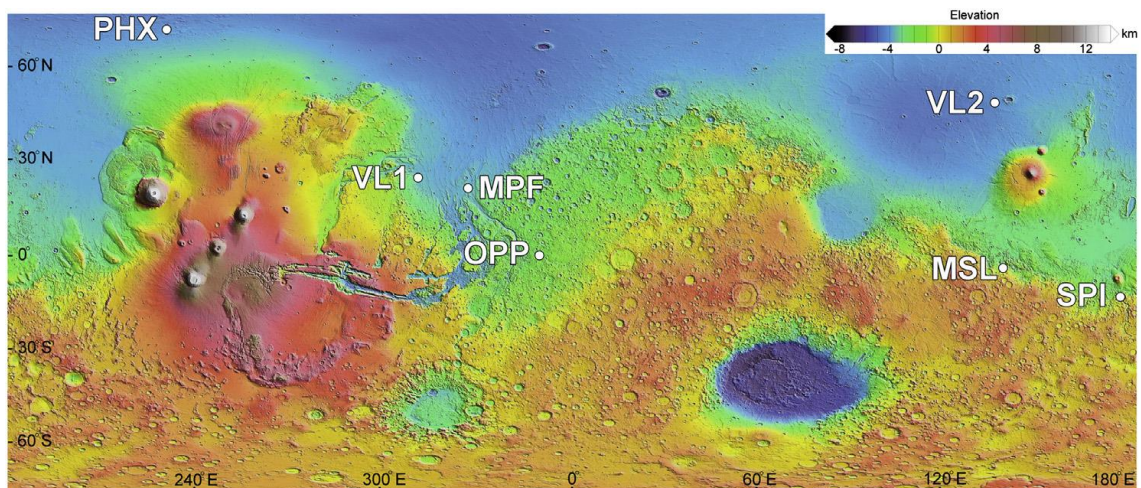


Figura 2-50 Mappa topografica di Marte con indicati i luoghi di atterraggio di alcune missioni. MPF: Mars Pathfinder. MSL: Curiosity. OPP: Opportunity. PHX: Phoenix. SPI: Spirit. VL1: Viking 1. VL2: Viking 2 [64]

dai 300x100 km del Mars Pathfinder (1997) a 100x15 km dello Spirit e Opportunity (2003). Questa individua una superficie probabile all'interno di determinati errori di misura e di manovra. Ciò ha portato a dover scegliere tra un centinaio di siti invece che tra 7.

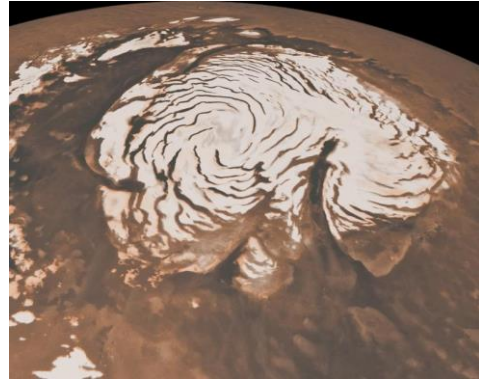
### Siti per colonizzazione [65]

Il sito di colonizzazione, in special modo nel caso della prima colonizzazione, segue ad un compromesso tra un gruppo di obiettivi e di vincoli. L'emisfero settentrionale, avendo altitudini più basse, presenta un'atmosfera più spessa e una minor presenza di radiazioni ambientali, nonché maggior facilità ad accedere a depositi di ghiaccio in superficie, specialmente ad alte latitudini. Tuttavia la crosta antica più esposta è quella dell'emisfero meridionale, dove sono più presenti anche conformazioni geologiche derivanti dall'azione passata dell'acqua, ma presenta altitudini più alte e morfologia del terreno meno regolare, con presenza di molti crateri (gli stessi che nell'emisfero settentrionale sono coperti) e di rocce in superficie, ostacoli sia per l'atterraggio che per

l'esplorazione. Inoltre i pannelli solari, sono più efficienti in zone equatoriali, dove la temperatura risulta anche maggiore e più adatta al funzionamento di rover e lander. [66]

Brian Hynek, direttore del centro di Astrobiologia dell'Università del Colorado, durante un'intervista ha ipotizzato 5 possibili siti di colonizzazione:

1. Nei pressi della calotta polare settentrionale. Questo luogo, per lo più regolare e adatto come sito di atterraggio, è vicino ad un deposito di ghiaccio di oltre 3 km di spessore che può essere utilizzato sia come risorsa per gli astronauti che come campo di indagine sull'evoluzione del clima marziano, carotando campioni da analizzare. Permette inoltre di avere per periodi più lunghi una comunicazione diretta con la Terra senza doversi affidare agli orbiter come intermediari. Tuttavia presenta temperature molto rigide, rispetto ad altre zone del pianeta
2. I profondi Canyon del Valles Marineris. Depressioni profonde centinaia di metri che possono costituire un importante sito di indagini geologiche. È possibile che sul fondo vi siano acquiferi o presenza saltuaria di acqua liquida in superficie, ma la sua raccolta e il trasporto in sommità ai Canyon, dove presumibilmente si trova il sito di atterraggio e di colonizzazione, può risultare impegnativo.
3. Bacino del cratere Hellas. Potrebbero essere presenti residui fossili di ghiacciai. Costituisce un profondo bacino nell'emisfero meridionale.



*Figura 2-51 Foto della calotta polare dell'emisfero settentrionale (Fonte NASA)*



*Figura 2-52 Canyon della Valles Marineris (Fonte NASA)*

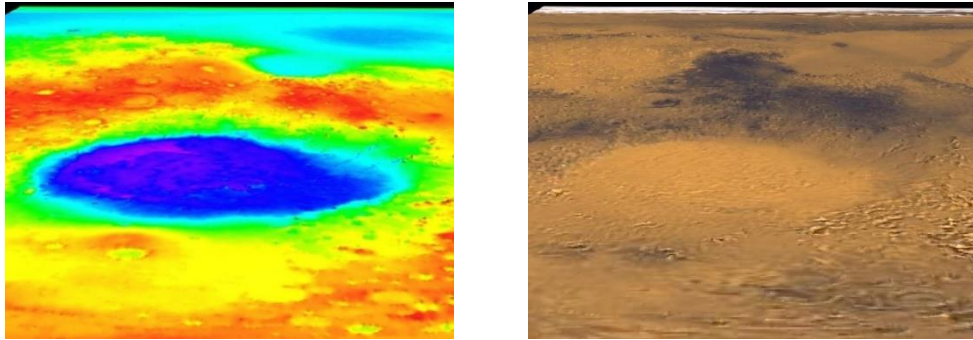


Figura 2-53 Cratere Hellas. A sinistra l'immagine altimetrica del cratere. A destra i colori naturali (Fonet NASA)

4. Arabia Terra. Pianura antica dell'emisfero settentrionale, con acqua in superficie probabilmente contenuta all'interno di materiali idrati, la cui estrazione ed elaborazione sono energeticamente dispendiosi. Per la regolarità del terreno è un sito adatto all'atterraggio.

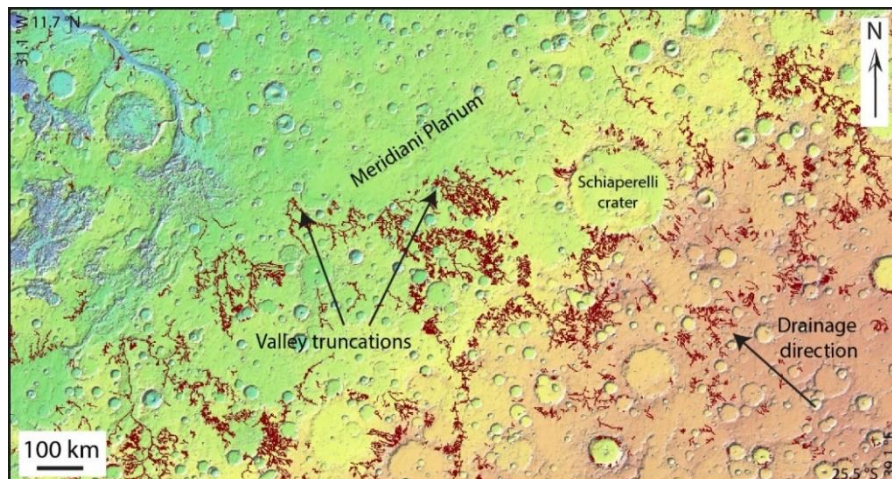


Figura 2-55 In figura è mostrata l'Arabia Terra con in rosso la rete fluviale rilevata da Hynek et al. [77]

5. Tunnel e cave laviche. Presenti in zone equatoriali, possono costituire un riparo naturale dalle radiazioni, ma non è noto se vi siano depositi di acqua al loro interno e il tragitto dal sito di atterraggio esterno al loro interno è molto impegnativo. Inoltre la crosta di queste zone è relativamente giovane.



Figura 2-54 Foto scattata dall'orbitatore Mars Reconnaissance che ritrae una cava lavica larga 35 m (Fonte NASA)



### 3. IL VEICOLO-HABITAT

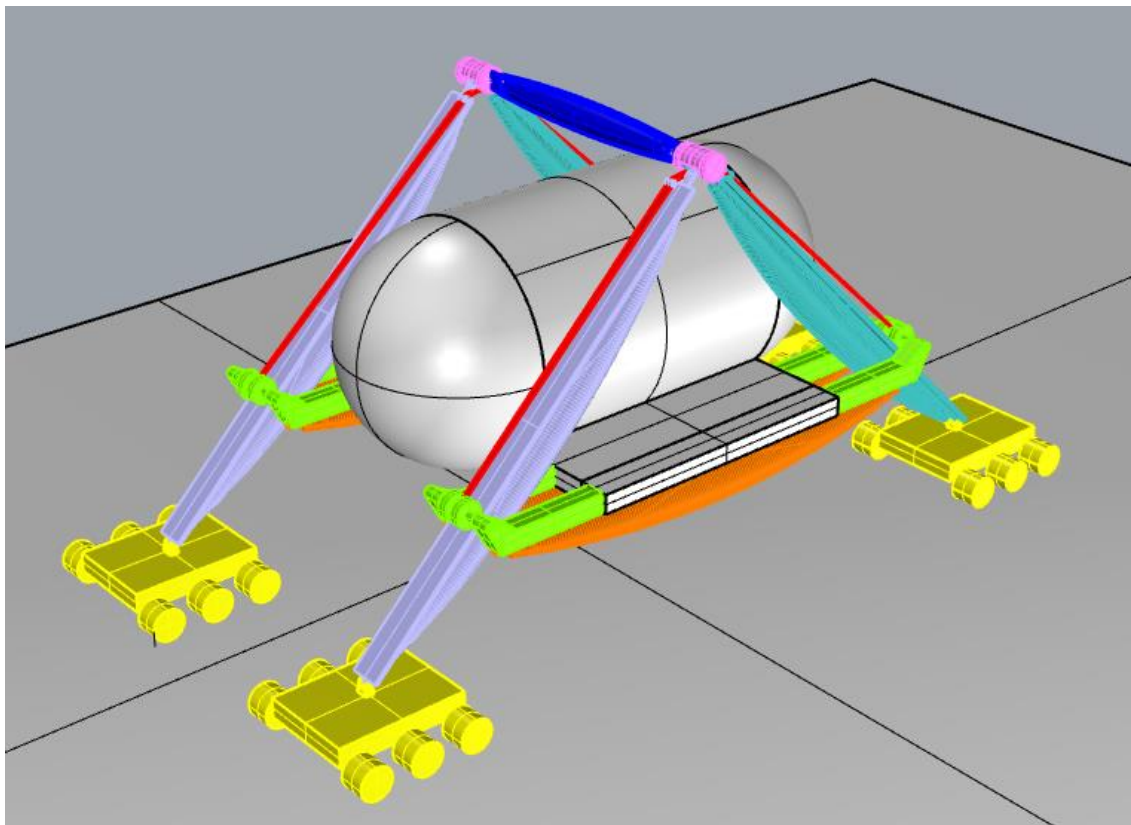


Figura 3-1 Modello 3D del veicolo-habitat di medie dimensioni. Nell'immagine sono raffigurati i componenti costituenti il veicolo-habitat.

Il veicolo-habitat ha lo scopo di trasportare un alloggio abitativo sulla superficie di Marte mantenendone la quota costante e l'assetto orizzontale durante il tragitto, oltre a poter sollevare e abbassare l'habitat dal terreno marziano a inizio e fine del percorso.

Questo dispositivo è composto da una struttura a "compasso", con la funzione di locomozione, posta ad ambo i lati di una struttura portata, l'habitat. La struttura a "compasso" è composta da due aste laterali

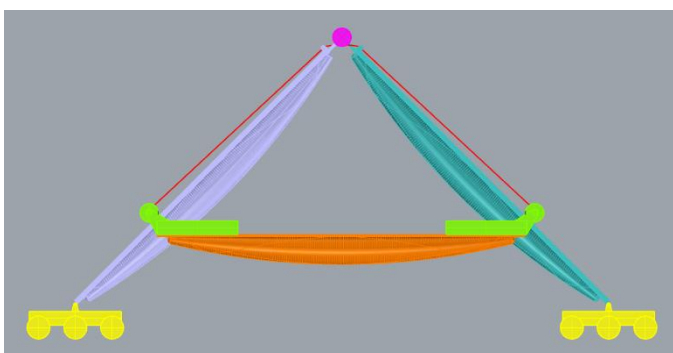


Figura 3-2 Struttura a compasso, una delle due costituenti il veicolo-habitat

identiche e simmetriche (in figura di colore turchese l'asta di destra e lavanda l'asta di sinistra) e un'asta centrale (arancione). Le aste laterali sono collegate tra di loro in sommità con un meccanismo a puleggia (magenta) e poggiano ciascuna su un rover (gialli), mentre l'asta centrale presenta alle estremità un sistema di ruote (verdi) che poggiano sulle aste laterali e che sono collegate in sommità alle pulegge tramite un flessibile (rosso). I due meccanismi a compasso sono collegati in sommità da un'asta (blu).

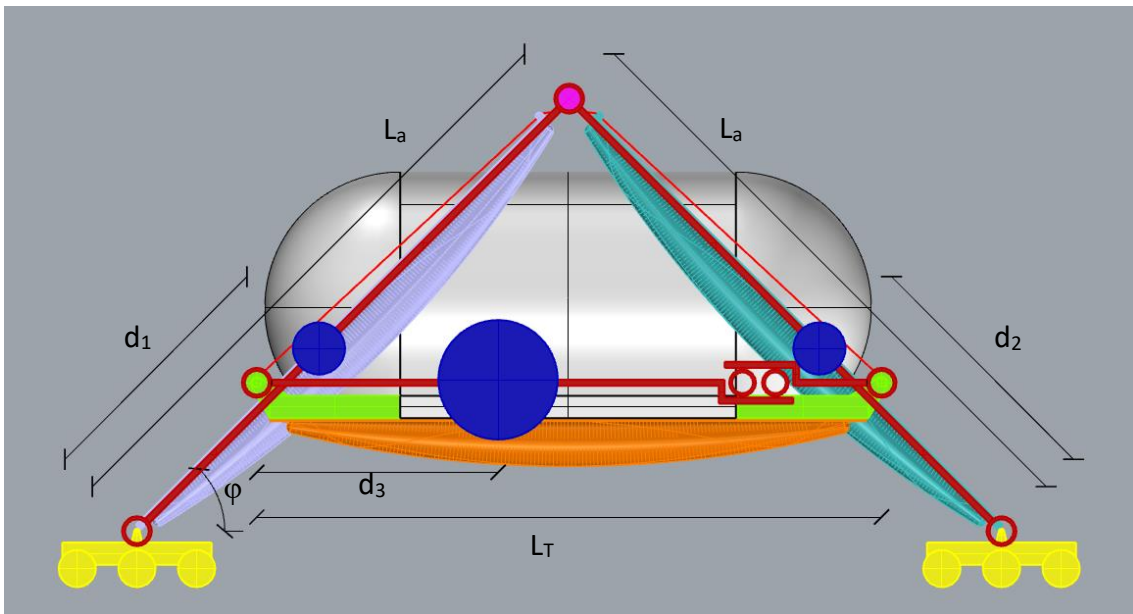


Figura 3-3 Schematizzazione bidimensionale del meccanismo o struttura a compasso con indicate i parametri geometrici che lo caratterizzano insieme alla schematizzazione delle masse come punti materiali.  $L_a$ : lunghezza asta laterale,  $L_T$ : lunghezza asta centrale,  $d_i$ : distanza della massa dal vincolo considerato,  $\varphi$ : angolo dell'asta laterale sull'orizzontale.

### Habitat

Nella presente tesi non sarà affrontato la scelta della tipologia di habitat, ma verranno analizzati gli intervalli di massa e volume che potrebbero essere scelti per i vari utilizzi del compasso.

Ai fini del suo utilizzo per il veicolo-habitat, questo deve presentare una struttura interna capace di supportarne la massa e scaricarla su appoggi posti ai lati, costituiti dalle aste centrali del meccanismo a compasso di sinistra e di destra. Per questo motivo la tipologia di habitat che meglio si presta per questo tipo di applicazioni è l'habitat pre-integrato oppure ibrido pre-integrato, siccome presenta già al suo interno una struttura solida, al



contrario della tipologia costruita in situ che richiede prima di sviluppare le tecnologie e macchinari necessari per la produzione dei materiali sul suolo di Marte.

La massa dell'habitat dipende fortemente dal tipo di missione e dal tipo di utilizzo per cui è realizzata. Più il veicolo-habitat è utilizzato per essere indipendente dall'insediamento principale, posto vicino al sito di discesa e ascesa in atmosfera, e più cresce la massa della protezione dalle radiazioni, il volume abitativo destinato ad ogni membro dell'equipaggio, lo spazio adibito alla coltivazione e allo stoccaggio dei viveri e dei pezzi di ricambio per la manutenzione. Infatti per periodi di lontananza più lunghi è necessario garantire maggiore comfort per gli astronauti, ed una soglia giornaliera di radiazioni più bassa.

All'interno dell'habitat possono essere presenti varie attrezzature e stanze come le apparecchiature per contrastare gli effetti della presenza di un campo gravitazionale minore rispetto alla Terra (che può causare perdita di massa muscolare e ossea). Tra la strumentazione necessaria vi è il sistema ECLSS, sistema di supporto vitale e controllo dell'ambiente, con la funzione di riciclare l'aria, controllare la sua composizione, pressione, temperatura. In base al tipo di ECLSS (fisico-chimico, biologico o ibrido) cambiano le masse in gioco, nonché i volumi occupati. Sono necessari luoghi adibiti alla preparazione dei pasti, allo stoccaggio dei viveri e dei rifiuti, servizi sanitari e attrezzature di laboratorio. Nel caso in cui l'utilizzo del veicolo-habitat sia previsto per periodi brevi sia i volumi che le masse di questi sistemi possono essere ridimensionati.

Per definire l'intervallo di valori si fa riferimento a due casi limite:

- Esplorazione breve per un periodo di un paio di settimane e fino a 100 km di distanza dall'habitat principale.
- Habitat indipendente per 200-500 giorni.

Per la stima delle masse minime per un'esplorazione breve si fa riferimento a quelle stimate per il SEV, Space Exploration Vehicle della NASA, un rover pressurizzato che può ospitare 2 persone, 4 in caso di emergenza. La distanza dall'habitat principale che può raggiungere è limitata a 10 km, in quanto questa è la distanza percorribile con la tuta spaziale dagli astronauti nel caso di malfunzionamento del mezzo e di necessità di tornare a piedi all'habitat principale. Questa distanza può essere estesa a 100 km se è previsto l'utilizzo di due coppie di SEV, cosicché vi sia un mezzo di emergenza per il recupero dell'equipaggio. La massa stimata è di 3 t con 1 t di carico, con una larghezza

di 4.5m, lunghezza di 4 m e altezza di 3 m, con 9 m<sup>3</sup> di volume abitabile per ogni astronauta, dotata di 6 coppie di ruote. All'interno di questo veicolo è previsto anche una schermatura per un evento solare di 72h. [67]



*Figura 3-4 Foto del SEV durante il test sul campo (Fonte NASA)*

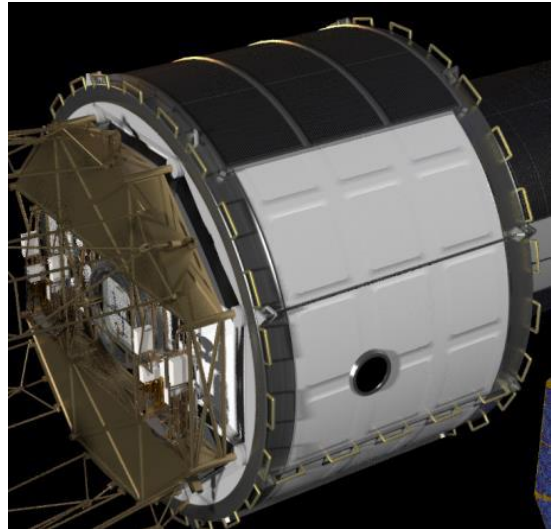
Nel caso dell'utilizzo del veicolo-habitat come mezzo con maggior indipendenza dall'habitat o insediamento principale, si considerano le masse calcolate per la realizzazione di moduli abitativi pre-integrati nell'articolo "Human mission to Mars: The 2-4-2 concept" di Jean Marc Salotti, la massa del Monolithic Habitat previsto ne "Evolvable Mars Campaign" della NASA e le configurazioni contenute nel MDRM 5.0.

Nel primo caso Salotti definisce la massa dell'habitat all'interno della descrizione di una tipologia di missione che prevede la presenza di 4 astronauti, 2 sul suolo di Marte e 2 in orbita, così da garantire ridondanza e sicurezza durante la missione. La massa prevista è di circa 13 t per 4 astronauti, al contrario di 22 t previste del MDRM 1.0 o 3.0. [68]

All'interno de "Evolvable Mars Campaign" è previsto un habitat monolitico di 3 piani, a forma cilindrica con un diametro di 7.20 m ed un'altezza di 5.92 m. Questo è progettato per ospitare 4 astronauti per un periodo di 1100 giorni, utilizzato sia come Transit Habitat che Surface Habitat, ovvero sia per il transito Terra-Marte nello spazio profondo

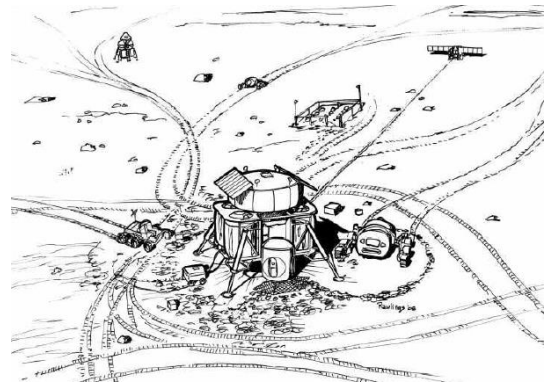
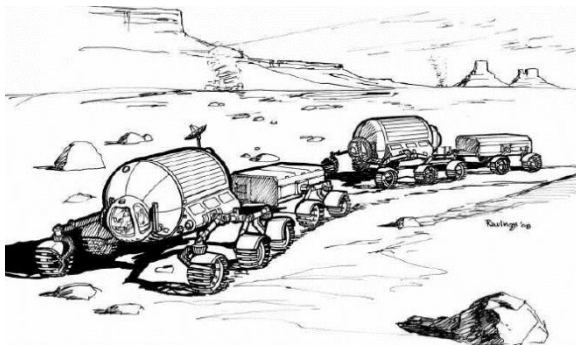
## Il veicolo-Habitat

che come habitat di superficie. Presenta un volume pressurizzato di 210.7 m<sup>3</sup> di cui 100 m<sup>3</sup> abitabili e 64.7 m<sup>3</sup> per lo stoccaggio, con un ECLSS parzialmente chiuso (che permette di abbassare la massa delle risorse consumabili quali acqua, ossigeno e viveri. La massa stimata è di circa 22 t senza considerare le risorse consumabili. [69]



*Figura 3-5 Esempio di Monolithic Habitat previsto nell'Evolvable Mars Campaign, con funzione sia habitat per lo spazio profondo che di superficie (Fonte NASA)*

Nel MDRM 5.0 vengono considerate varie configurazioni dell'insediamento iniziale, come il "commuter" grandi rover pressurizzati che possono fungere da habitat mobile, e il "telecommuter", in cui un habitat monolitico costituisce la base da cui partono rover pressurizzati e non pressurizzati per esplorare la zona nei pressi del sito di atterraggio. Sono previsti piccoli habitat di 3.5 t circa l'uno, e habitat grandi da 24.5 t. [70]



*Figura 3-6 Schizzi dell'insediamento nella versione commuter, con rover di grandi dimensioni pressurizzati nell'immagine a sinistra e habitat monolitico nell'immagine a destra (Fonte NASA)*

## Il veicolo-Habitat

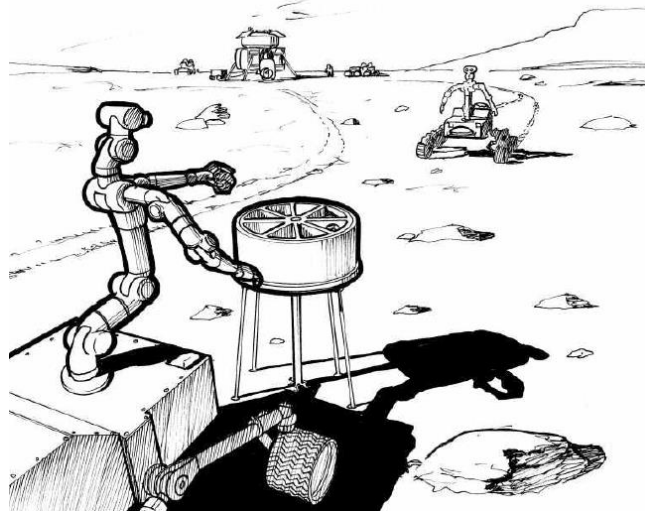


Figura 3-7 Schizzo dell'insediamento nella configurazione telecommuter, con un habitat monolitico centrale e rover robotizzati non pressurizzati (Fonte NASA)

Per quanto riguarda la stima delle risorse consumabili quali acqua e viveri, questi sono notevolmente sensibili alla scelta della tipologia di ECLSS: per un periodo di 540 giorni in superficie un equipaggio di 6 astronauti necessita di circa 3 t di acqua, ma la quantità di acqua trasportata dipende da quanto è efficiente il supporto vitale nel riciclarla. Lo stesso ragionamento può essere fatto per i viveri e l'ossigeno. [70]

Tuttavia negli habitat precedenti non è definito quanto essi sia protetti dalle radiazioni e quale sia la massa di questi scudi. Secondo alcune ricerche uno spessore di 20 cm di acqua sia liquida che sotto forma di ghiaccio è sufficiente a schermare le radiazioni cosmiche e gli eventi solari sulla superficie di Marte. [52] Ne deriva uno scudo di massa 20 g/cm<sup>2</sup>, considerando un'area di copertura di 90 m<sup>2</sup> (come nel

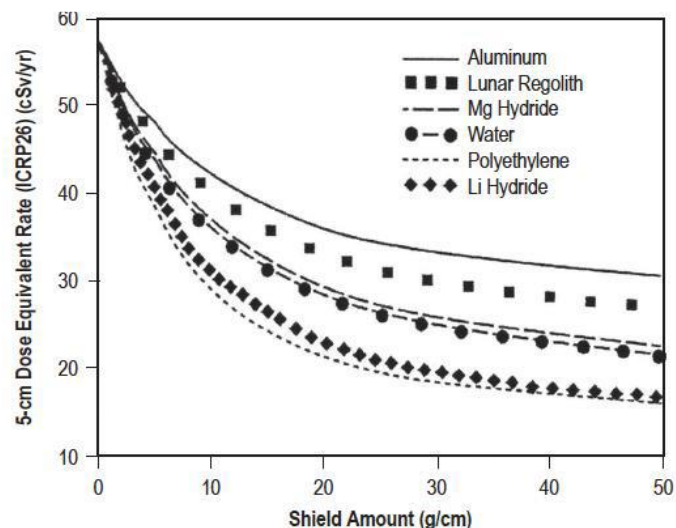


Figura 3-8 Effetto di diverse tipologie di scudi per le radiazioni in funzione della densità del materiale (Simonsen, 1991)

concorso della NASA) corrisponde ad una massa di 18 t. Questo valore è molto variabile, in quanto lo spessore può variare in funzione della forma dell'habitat, con uno spessore minore a protezione di zone in cui i raggi hanno angoli di incidenza rispetto all'orizzontale bassi, fino a quasi annullarsi sotto i 30°, aspetto affrontato da molteplici team di sviluppo durante il concorso "NASA's 3D-Printed Habitat Challenge". Inoltre lo spessore diminuisce in base alla scelta della soglia di esposizione, e per il periodo di utilizzo del veicolo. Potrebbe essere ridotto anche considerando di proteggere le zone abitabili in funzione della permanenza dell'equipaggio in questi ambienti.

Tabella 3-1 Masse degli habitat presi in esame

		Massa [t]
<b>Space Exploration Vehicle (SEV)</b>		4
<b>Human mission to Mars: The 2-4-2 concept</b>		13
<b>Evolvable Mars Campaign</b>		22
<b>MDRM 5.0 – Addendum #2</b>	<b>Habitat piccolo</b>	3.5
	<b>Habitat grande</b>	24.5

### Caso in esame

Per analizzare le varie caratteristiche del veicolo-habitat e il suo comportamento al variare di alcuni parametri si sceglie di analizzare un modello di medie dimensioni, ispirandosi al SEV per quanto riguarda il volume abitativo e al SEIM per quanto riguarda la forma. Si considera quindi un habitat ibrido tra pre-integrato (SEV) e sviluppabile (SEIM), tenendo conto che l'utilizzo delle risorse in situ potrebbe anche permettere di realizzare i materiali plastici per la membrana, materiali cementizi e fibre di rinforzo per la parte strutturale, garantendo una diminuzione dei costi per la spedizione dalla Terra a Marte, ma solo in uno stadio avanzato di sviluppo dell'insediamento.

L'habitat è composto da un cilindro di diametro 3.6 m e lunghezza di 4.5 m con alle estremità semi-sfere di diametro 3.6 m. Questa forma è ottimale per contenere un ambiente in pressione.

La massa presa in esame è di 10 t. In questa si considera la massa del SEV (che permette viaggi di 10-14 giorni), con un ulteriore scudo dalle radiazioni di 6 t, composto da acqua

## Il veicolo-Habitat

liquida o ghiacciata. Questo valore è ottenuto considerando di porre uno scudo di spessore medio 15 cm nella metà superiore dell'habitat.

Alla base di ogni asta è presente un rover, che ne garantisce il movimento.

In sommità è presente una trave tensairity con un profilato d'acciaio sia superiormente che inferiormente, per garantire che possa resistere alla flessione in entrambe le direzioni.

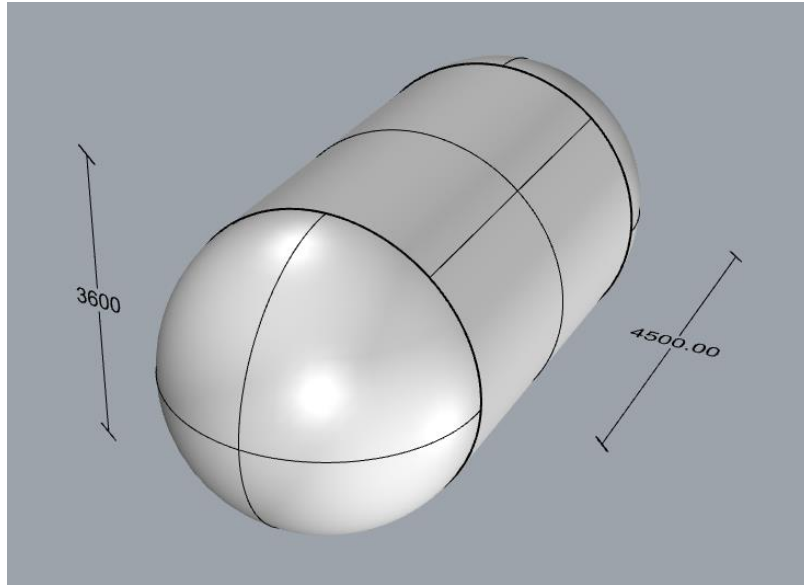


Figura 3-9 Modello 3D semplificato dell'habitat con indicati il diametro e la lunghezza della porzione cilindrica

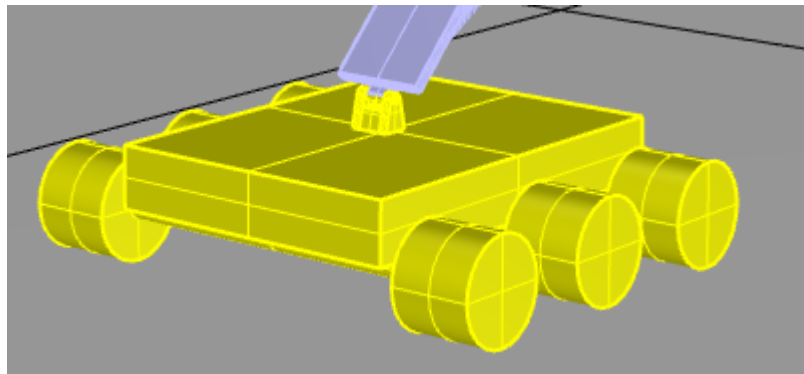


Figura 3-10 Dettaglio dell'appoggio del meccanismo a compasso sul rover

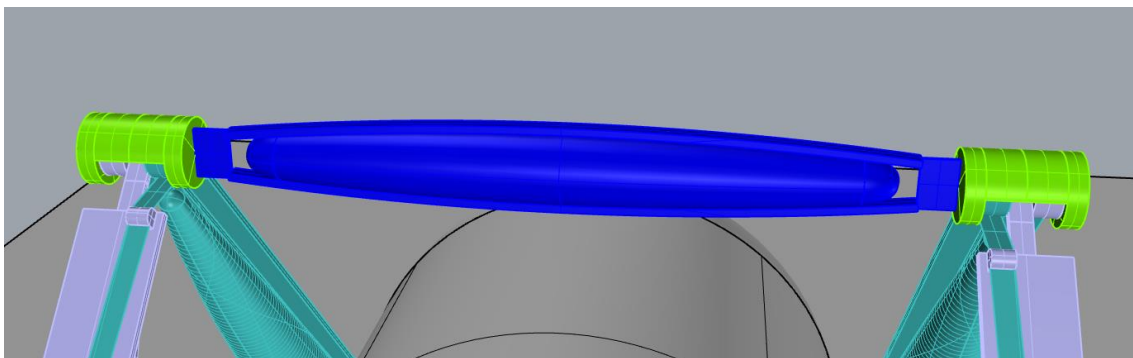


Figura 3-11 Trave di tipo tensairity a collegamento dei due meccanismo a compasso, con corrente sia superiore che inferiore

L'asta centrale del singolo meccanismo a compasso è costituito da una coppia di travi di tipologia tensairity.

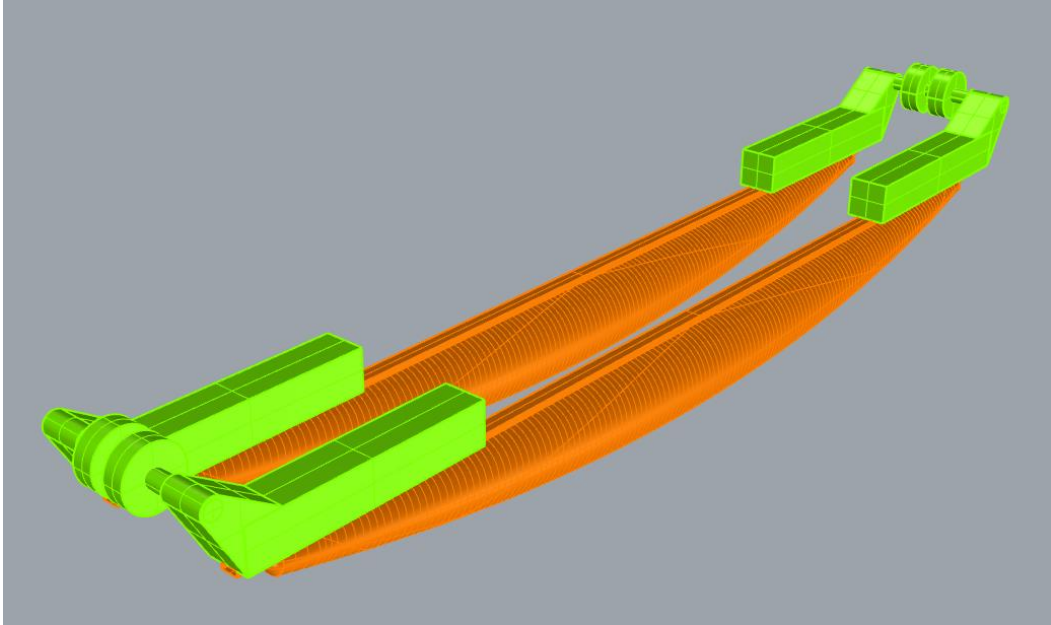


Figura 3-12 Dettaglio dell'asta centrale costituita da due travi di tipo tensairity e due vincoli alle estremità che garantiscono il tralciamento lungo l'asta laterale

### Spiegazione del funzionamento del veicolo-habitat

Per potere descrivere il meccanismo alla base del controllo della quota e del mantenimento dell'assetto orizzontale si considera la fase di movimento con quota costante, in quanto concettualmente più semplice rispetto alla fase di ascesa/discesa dell'habitat. Nelle figure che seguiranno è stato omesso il disegno del flessibile che collega il vincolo tra asta centrale e asta laterale con il rotismo in sommità costituito da una coppia di pulegge.

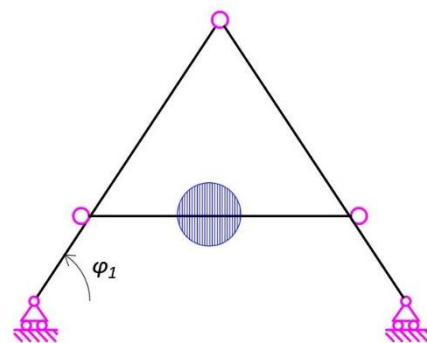


Figura 3-13 Schema del compasso. Configurazione iniziale della fase di apertura/chiusura con quota costante

Si consideri il caso in cui il rover di sinistra resti fermo e il rover di destra si muova allontanandosi dal primo di uno spostamento pari a  $s_r$ . A causa di questo spostamento “il compasso si apre”, ovvero l’angolo tra orizzontale e asta laterale diminuisce da  $\varphi_1$  e  $\varphi_2$  e il vertice del compasso si abbassa (Figura 3-14).

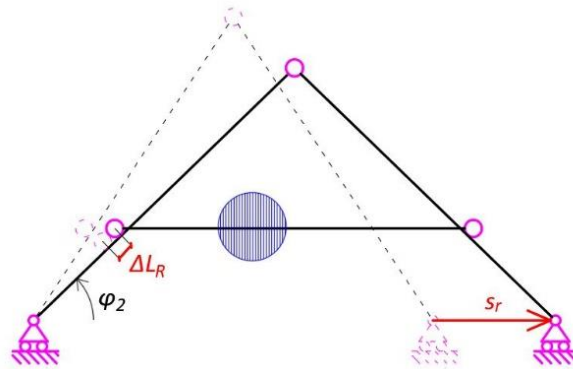


Figura 3-14 Apertura del meccanismo a compasso dall'angolo  $\varphi_1$  a  $\varphi_2$ , a fronte di uno spostamento  $s_r$  del vincolo/rover di destra. Indicato con  $\Delta L_R$  è lo spostamento “radiale” del vincolo dell’asta centrale, dal punto in cui era nella configurazione iniziale, a quello attuale, per garantire la stessa quota del punto.

Nel caso in cui la puleggia in sommità fosse fissa, il flessibile ad essa collegata non varierebbe di lunghezza per cui anche il punto di contatto tra vincolo dell’asta centrale e asta laterale si abbasserebbe (mantenendosi a una distanza costante dal centro di rotazione dell’asta). Per garantire che il vincolo di tale asta rimanga a quota costante è necessario che il flessibile si avvolga attorno alla puleggia di una lunghezza pari a  $\Delta L_R$ , tirandosi dietro il vincolo e riducendo la distanza tra esso e il vertice del meccanismo e garantendo il mantenimento della quota. Per cui ne deriva che il raggio della puleggia dev’essere funzione dell’angolo tra orizzontale e asta laterale.

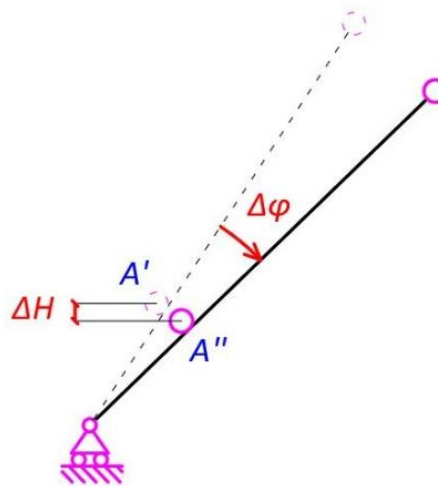


Figura 3-15 Schema della rotazione di  $\Delta\varphi$  della singola asta di sinistra, con conseguente abbassamento del punto  $A'$  in  $A''$ , considerato solidale con l’asta.

Ogni asta possiede una puleggia che ruota solidalmente con essa e su questa puleggia è avvolto il flessibile che si collega al vincolo dell’asta centrale posto sull’asta laterale opposto. In Figura 3-16 è mostrato la puleggia solidale con l’asta di destra (in rosso) e l’asta di sinistra (in nero) con il relativo flessibile (in rosso con tratto sottile).



A causa dello spostamento del rover le due aste subiscono una rotazione  $\Delta\varphi$  (in senso contrario una rispetto all'altra). Se si considera di porsi solidali con l'asta di destra (e con la relativa puleggia) e osserviamo l'asta di sinistra essa ruoterà rispetto all'asta di sinistra di un angolo pari a  $2\Delta\varphi$ . La rotazione relativa delle due aste in sommità si converte in una rotazione relativa tra asta e puleggia con conseguente avvolgimento del flessibile di una lunghezza pari a  $\Delta L_R$ .

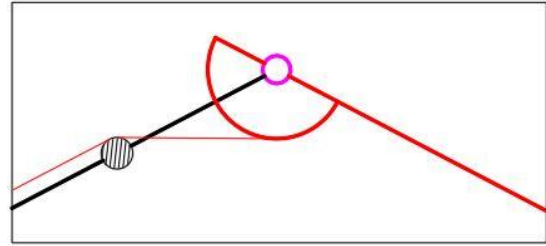


Figura 3-16 Dettaglio del rotismo in sommità. In rosso sono raffigurati sia l'asta laterale destra che la puleggia ad essa solidale, mentre a sinistra sono rappresentati con tratto rosso sottile il flessibile, con tratto nero spesso l'asta laterale sinistra e con la campitura è individuato il rullo per deviare il flessibile

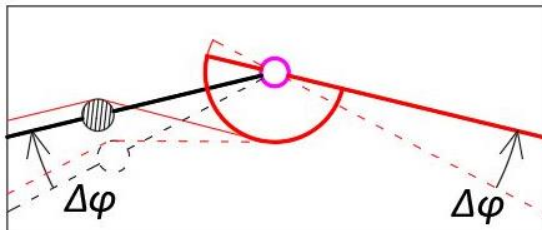


Figura 3-17 Rotazione delle due aste dovute allo spostamento del rover destro. Con il tratteggio sono identificate le posizioni precedenti, nella configurazione iniziale con angolo  $\varphi_1$

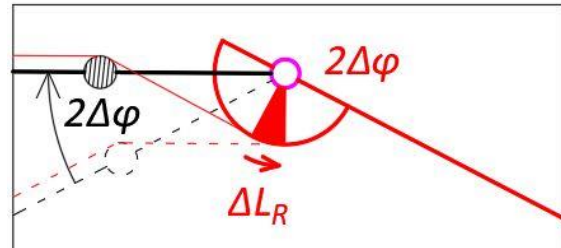


Figura 3-18 Rotazione dell'asta sinistra ponendosi come osservatori solidali all'asta di destra. Il settore rosso evidenzia la porzione di puleggia su cui si è avvolto il flessibile

Una volta che il rover di destra ha esaurito il suo spostamento questo viene bloccato e viene messo in moto il rover di sinistra. In questa fase l'angolo tra asta laterale e orizzontale cresce, il vertice del compasso sale e la puleggia ruota con verso opposto srotolando il flessibile. Il funzionamento del rotismo è analogo a quello descritto in precedenza ma solo con direzione a ritroso.

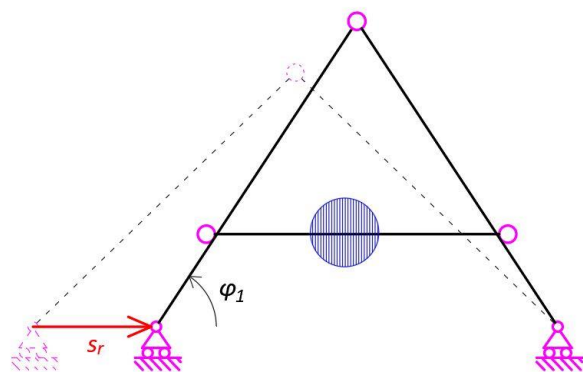
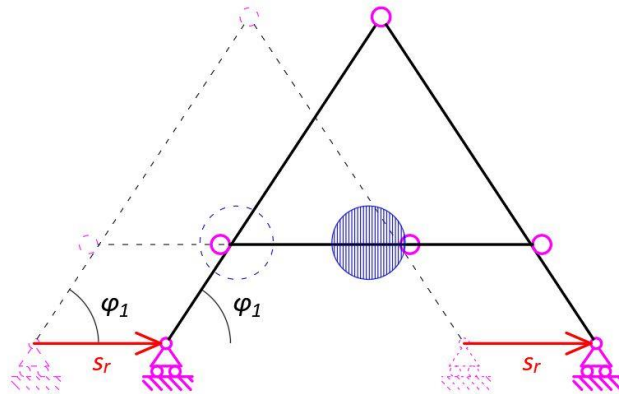


Figura 3-19 Fase di chiusura. Il rover di destra è fermo e il rover di sinistra si avvicina al primo con uno spostamento pari a  $s_r$ , portando l'angolo dell'asta laterale da  $\varphi_2$  a  $\varphi_1$

Il meccanismo nel complesso compie un moto inverso a quello della fase di apertura. Quando il rover di sinistra esaurisce il suo spostamento, eguagliando quello del rover di destra, la struttura si trova in una configurazione identica a quella iniziale ma traslata di una lunghezza pari a quella percorsa da un rover.



*Figura 3-20 Fine della fase di chiusura. la struttura a compasso si trova in una configurazione identica a quella iniziale ma traslata di uno spostamento  $s_r$*

Questo funzionamento può essere esteso anche alla modalità di ascesa/discesa dell'habitat, variando la funzione del raggio della puleggia con l'ipotesi di imporre una funzione variabile di H.

Nel caso pratico il rotismo in sommità è più complesso di quanto finora esposto. Infatti, come sarà mostrato in seguito, la dimensione della puleggia per garantire questo comportamento della struttura è dell'ordine di  $0.5 \div 1$  m. Per ridimensionare questa dimensione è stato utilizzato un moltiplicatore e la puleggia su cui si avvolge il flessibile non sarà più solidale con un'asta ma sarà messa in moto dal moltiplicatore.

Le aste del meccanismo a compasso sono costituite da una o più travi tensairity. Nel caso in esame è stata scelta una trave con forma della membrana a sigaro e corrente orizzontale per le aste laterali e due travi per l'asta centrale, mentre l'asta di collegamento in sommità (di cui non è analizzato il comportamento) è costituita da una trave con membrana a sigaro, con un corrente sia superiormente che inferiormente. Il funzionamento in dettaglio di questa tipologia di trave sarà affrontato più avanti.

In quanto all'habitat questo può essere di varie dimensioni e tipologie, in funzione dello scopo del veicolo-habitat: da esplorazioni relativamente vicine all'insediamento, fino ad esplorazioni più distanti, per trasportare moduli abitativi in altri siti o per trasportare la strumentazione necessaria per realizzarli in loco. Per permettere che il sistema possa muoversi è necessario far sì che l'asta centrale possa variare la sua lunghezza. Questo è realizzato con un vincolo di doppio pendolo ad asse verticale, che permette la traslazione orizzontale ma trasmette il momento flettente alla trave.

### 3.1. Modello analitico

Per analizzare il meccanismo a compasso consideriamo lo schema semplificato in figura.

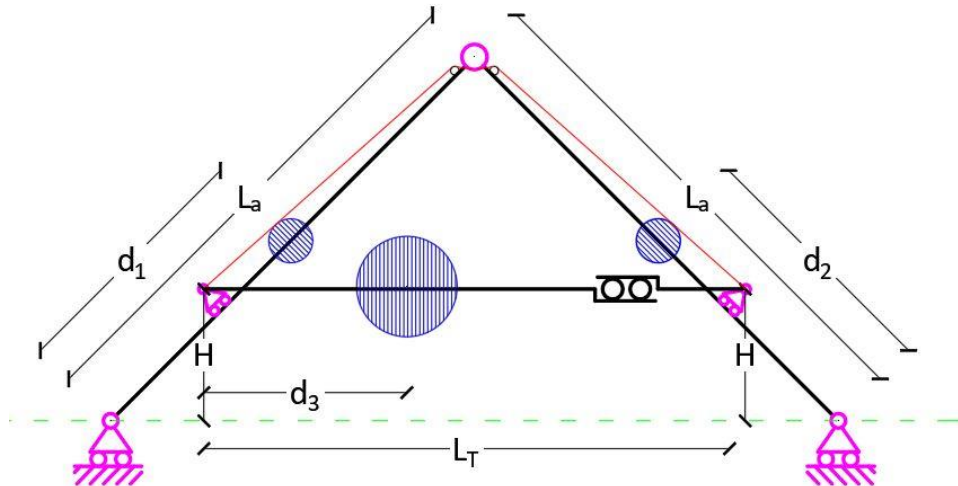


Figura 3-21 Schematizzazione del meccanismo a compasso con indicati i principali parametri geometrici che definiscono lo schema. La campitura indica la posizione del punto materiale equivalente alla massa delle aste laterali e dell'habitat insieme all'asta centrale

Le aste si ipotizzano come corpi rigidi, le masse concentrate nel baricentro di ogni asta e si studia la struttura al variare dei parametri seguenti:

- $\varphi$ : angolo alla base delle aste
- $\varphi_0$ : angolo nella configurazione iniziale della fase di ascesa
- $\varphi_1$ : angolo nella configurazione finale della fase di ascesa, coincidente con l'angolo della configurazione iniziale della fase di apertura a quota costante
- $\varphi_2$ : angolo della configurazione finale della fase di apertura a quota costante
- $m_1$ : massa dell'asta 1
- $m_2$ : massa dell'asta 2
- $m_3$ : massa dell'asta 3 (asta centrale)
- $L_a$ : lunghezza delle aste laterali, nell'ipotesi che abbiano la stessa lunghezza
- $d_1$ : distanza del centro di massa dell'asta 1 dall'estremo appoggiato a terra
- $d_2$ : distanza del centro di massa dell'asta 2 dall'estremo appoggiato a terra
- $d_3$ : distanza del centro di massa dell'asta 3 dall'estremo sinistro

- $L_T$ : distanza tra i due vincoli dell'asta 3 (centrale). Differisce dalla lunghezza di quest'asta in quanto  $L_T$  varia in funzione dell'angolo
- $H$ : quota rispetto al terreno dell'asta 3 (centrale)
- $s$ : spostamento imposto alla base del vincolo di sinistra
- $s_r$ : spostamento del vincolo destro

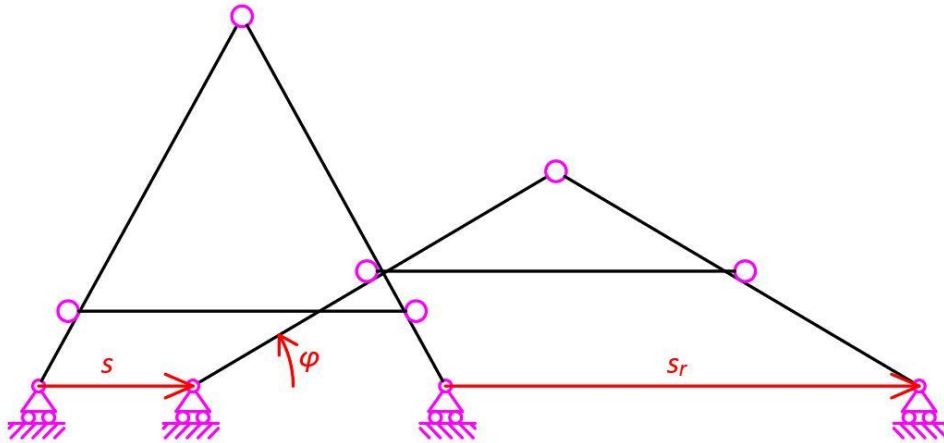


Figura 3-22 Meccanismo rappresentato in due configurazioni. Nel caso generale una configurazione è nota quando lo sono almeno due dei parametri descritti in figura.  $s$ : spostamento del vincolo a sinistra,  $\varphi$ : angolo tra orizzontale e asta laterali,  $s_r$ : spostamento del vincolo a destra

Il meccanismo a compasso può essere suddiviso in due parti: il gruppo di aste laterali e l'asta centrale. Il primo è collegato all'esterno mediante due vincoli che possono essere cerniere (nel caso di moto quasi-stazionario), una cerniera e un carrello (nel caso in cui si muova un appoggio per volta) o entrambi carrelli (nel caso in cui si muovano entrambi

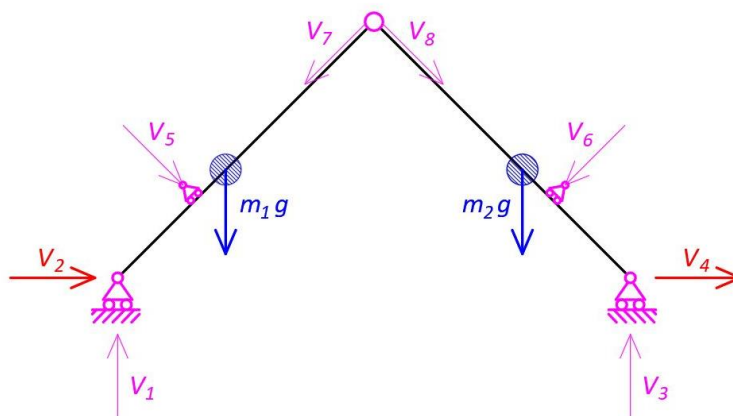


Figura 3-23 Schema delle forze peso, applicate e vincolari presenti nel solo gruppo di aste laterali

gli appoggi). Coerentemente  $V_2$  e  $V_4$  assumeranno il significato di forze applicate nel caso in cui siano carrelli, o di forze vincolari, nel caso in cui siano cerniere.

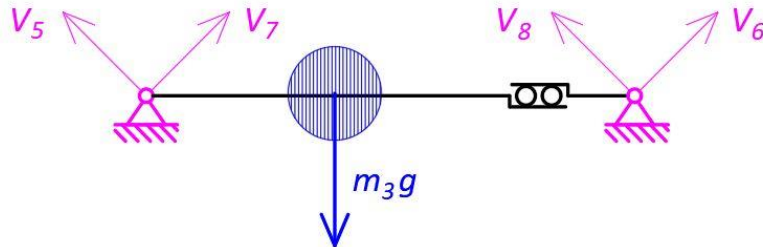


Figura 3-24 Schema delle forze vincolari e forze peso nella sola asta centrale

L'asta centrale invece presenta uno schema analogo ad un appoggio-carrello, in cui la luce della trave è variabile, in funzione dell'apertura e chiusura del meccanismo a compasso.

Si affronta il problema dinamico nella forma generale, in cui i tre punti materiali abbiano accelerazioni non trascurabili.

Si scrivono le equazioni di equilibrio dinamico del corpo nel suo insieme in direzione X e Y:

$$V_2 + V_4 - m_1 a_{1x} - m_2 a_{2x} - m_3 a_{3x} = 0 \quad (1)$$

$$V_1 + V_3 - (m_1 + m_2 + m_3) g - m_1 a_{1y} - m_2 a_{2y} - m_3 a_{3y} = 0 \quad (2)$$

Si scrive l'equazione che lega  $V_6$  e  $V_8$ , in modo che il vincolo risultante sia equivalente ad un carrello con la traslazione in direzione X libera:

$$V_6 \sin \varphi - V_8 \cos \varphi = 0 \quad (3)$$

Si scrivono le equazioni di equilibrio dinamico dell'asta 3 (asta centrale) in direzione X e Y, e alla rotazione attorno all'estremo sinistro, tenendo conto del fatto che le componenti in direzione X di  $V_6$  e  $V_8$  si annullano per l'equazione precedente:

$$-V_5 \sin \varphi + V_7 \cos \varphi - m_3 a_{3x} = 0 \quad (4)$$

$$V_5 \cos \varphi + V_7 \sin \varphi + V_6 \cos \varphi + V_8 \sin \varphi - m_3 a_{3y} - m_3 g = 0 \quad (5)$$

$$(V_6 \cos \varphi + V_8 \sin \varphi)L_T - (m_3 a_{3y} + m_3 g)d_3 = 0 \quad (6)$$

Si scrive l'equazione di equilibrio alla rotazione rispetto alla sommità del compasso della singola asta 1:

$$\begin{aligned} -V_1 L_a \cos \varphi + V_2 L_a \sin \varphi + V_5 \left( L_a - \frac{H}{\sin \varphi} \right) + (m_1 a_{1y} + m_1 g)(L_a - d_1) \cos \varphi + \\ -m_1 a_{1x} (L_a - d_1) \sin \varphi = 0 \end{aligned} \quad (7)$$

Si scrive l'equazione di equilibrio alla rotazione rispetto alla sommità del compasso della singola asta 2:

$$\begin{aligned} V_3 L_a \cos \varphi + V_4 L_a \sin \varphi - V_6 \left( L_a - \frac{H}{\sin \varphi} \right) - (m_2 a_{2y} + m_2 g)(L_a - d_2) \cos \varphi + \\ -m_2 a_{2x} (L_a - d_2) \sin \varphi = 0 \end{aligned} \quad (8)$$

Inoltre si definisce  $L_T$  come:

$$L_T = 2 \cos \varphi \left( L_a - \frac{H}{\sin \varphi} \right) \quad (9)$$

$V_2$  e  $V_4$  nel caso di moto quasi-stazionario assumono entrambi il significato di forze vincolari, mentre nel caso di moto dinamico assumono alternativamente il significato di vincolo e azione (nulla o non nulla).

Definite le precedenti equazioni si rielaborano per ottenere un sistema di 2 equazioni nelle incognite  $V_2$ ,  $V_4$ ,  $\varphi$  e  $s$ . Per risolvere il problema saranno necessarie almeno altre due ipotesi sulle precedenti incognite: queste ipotesi possono essere ad esempio di moto quasi stazionario, per cui si trascurano le forze inerziali e lo spostamento  $s$ , di moto imposto, per cui si ipotizza la funzione dello spostamento  $s$  e dell'angolo  $\varphi$ .

Dall'equazione (3) si ricava  $V_8$ :

$$V_8 = V_6 \tan \varphi \quad (10)$$

Sostituendo l'equazione (10) in (6) si ottiene  $V_6$ :

$$V_6 = \frac{(m_3 a_{3y} + m_3 g) d_3}{L_T} \cos \varphi \quad (11)$$

Dall'equazione (4) si ricava  $V_7$ :

$$V_7 = \frac{m_3 a_{3x}}{\cos \varphi} + V_5 \tan \varphi \quad (12)$$

Sostituendo l'equazione (10) e (12) in (5):

$$V_5 = (m_3 a_{3y} + m_3 g) \left(1 - \frac{d_3}{L_T}\right) \cos \varphi - m_3 a_{3x} \sin \varphi \quad (13)$$

Sommando l'equazione (7) e (8) si ottiene:

$$\begin{aligned} & (V_2 + V_4) L_a \sin \varphi + (V_3 - V_1) L_a \cos \varphi + (V_5 - V_6) \left(L_a - \frac{H}{\sin \varphi}\right) + \\ & + \cos \varphi [(m_1 a_{1y} + m_1 g)(L_a - d_1) - (m_2 a_{2y} + m_2 g)(L_a - d_2)] + \\ & - \sin \varphi [m_1 a_{1x} (L_a - d_1) + m_2 a_{2x} (L_a - d_2)] = 0 \end{aligned} \quad (14)$$

Dalla (2) si ottiene  $V_3$ :

$$V_3 = +(m_1 + m_2 + m_3) g + m_1 a_{1y} + m_2 a_{2y} + m_3 a_{3y} - V_1 \quad (15)$$

Sostituendo (1), (11), (13) e (15) in (14) si ottiene:

$$\begin{aligned} V_1 = & (m_1 a_{1x} + m_2 a_{2x} + m_3 a_{3x}) \frac{\tan \varphi}{2} + \frac{(V_5 - V_6)}{2 L_a \cos \varphi} \left(L_a - \frac{H}{\sin \varphi}\right) + \\ & + \frac{(m_1 a_{1y} + m_1 g)}{2} \left(1 - \frac{d_1}{L_a}\right) - \frac{(m_2 a_{2y} + m_2 g)}{2} \left(1 - \frac{d_2}{L_a}\right) + \\ & - \tan \varphi \left[\frac{m_1 a_{1x}}{2} \left(1 - \frac{d_1}{L_a}\right) + \frac{m_2 a_{2x}}{2} \left(1 - \frac{d_2}{L_a}\right)\right] + \end{aligned} \quad (16)$$

$$+ \frac{1}{2} [(m_1 + m_2 + m_3) g + m_1 a_{1y} + m_2 a_{2y} + m_3 a_{3y}]$$

Sottraendo l'equazione (7) alla (8) si ottiene:

$$(V_1 + V_3) L_a \cos \varphi + (V_4 - V_2) L_a \sin \varphi - (V_5 + V_6) \left( L_a - \frac{H}{\sin \varphi} \right) + \quad (17)$$

$$- \cos \varphi [(m_1 a_{1y} + m_1 g)(L_a - d_1) + (m_2 a_{2y} + m_2 g)(L_a - d_2)] +$$

$$+ \sin \varphi [m_1 a_{1x} (L_a - d_1) - m_2 a_{2x} (L_a - d_2)] = 0$$

Sostituendo l'equazione (2), (11) e (13) in (17) si ottiene:

$$(V_4 - V_2) + m_3 a_{3x} \left( 1 - \frac{H}{L_a \sin \varphi} \right) + (m_3 a_{3y} + m_3 g) \frac{H \cos \varphi}{L_a \sin^2 \varphi} + \quad (18)$$

$$+ \frac{(m_1 a_{1y} + m_1 g) d_1}{\tan \varphi} \frac{1}{L_a} + \frac{(m_2 a_{2y} + m_2 g) d_2}{\tan \varphi} \frac{1}{L_a} + m_1 a_{1x} \left( 1 - \frac{d_1}{L_a} \right) - m_2 a_{2x} \left( 1 - \frac{d_2}{L_a} \right) = 0$$

Le equazioni (1) e (18) permettono di determinare il moto del compasso, una volta noto il valore di una delle due forze  $V_2$  o  $V_4$ .

Nel caso di un moto ipotizzato si può determinare la legge oraria della forza per garantire quel moto, semplicemente derivando la legge oraria del moto ipotizzato e reinserendola all'interno delle formule che definiscono  $V_2$  e  $V_4$ .

A livello energetico è possibile scrivere l'energia meccanica totale, nell'ipotesi di assenza di forze dissipative e di corpi rigidi:

$$E = U + K = \sin \varphi (m_1 g d_1 + m_2 g d_2 + m_3 g H) + m_1 g d_1 + \quad (19)$$

$$+ \frac{1}{2} m_1 (v_{1x}^2 + v_{1y}^2) + \frac{1}{2} m_2 (v_{2x}^2 + v_{2y}^2) + \frac{1}{2} m_3 (v_{3x}^2 + v_{3y}^2) \quad (19)$$

La differenza di energia meccanica equivale al lavoro delle forze esterne.

Le accelerazioni dei tre punti materiali in cui per ipotesi si considerando concentrate le masse sono ottenute derivando la loro posizione.

Le posizioni sono date dalle seguenti equazioni, nell'ipotesi di mantenimento in orizzontale dell'asta centrale, nell'ipotesi generale che anche l'altezza in quota  $H$  sia variabile nel tempo e che il vincolo in basso a destra si muova di spostamento  $s(t)$ :



$$P_1 = (d_1 \cos \varphi + s; d_1 \sin \varphi) \quad (20)$$

$$P_2 = ((2L_a - d_2) \cos \varphi + s; d_2 \sin \varphi)$$

$$P_3 = (H \cot \varphi + d_1 + s; H)$$

Derivando una volta rispetto al tempo si ottengono le velocità dei suddetti punti:

$$v_1 = (-\dot{\varphi} d_1 \sin \varphi + \dot{s}; \dot{\varphi} d_1 \cos \varphi) \quad (21)$$

$$v_2 = (-\dot{\varphi} (2L_a - d_2) \sin \varphi + \dot{s}; \dot{\varphi} d_2 \cos \varphi)$$

$$v_3 = \left( -\frac{H \dot{\varphi}}{\sin^2 \varphi} + \dot{H} \cot \varphi + \dot{s}; \dot{H} \right)$$

Derivando due volte rispetto al tempo si ottengono le accelerazioni:

$$a_1 = (d_1(-\ddot{\varphi} \sin \varphi - \dot{\varphi}^2 \cos \varphi) + \ddot{s}; d_1(\ddot{\varphi} \cos \varphi - \dot{\varphi}^2 \sin \varphi)) \quad (22)$$

$$a_2 = ((2L_a - d_2)(-\ddot{\varphi} \sin \varphi - \dot{\varphi}^2 \cos \varphi) + \ddot{s}; d_2(\ddot{\varphi} \cos \varphi - \dot{\varphi}^2 \sin \varphi))$$

$$a_3 = \left( \frac{H}{\sin^2 \varphi} (-\ddot{\varphi} + 2\dot{\varphi}^2 \cot \varphi) + \ddot{H} \cot \varphi + \ddot{s}; \ddot{H} \right)$$

### Moto quasi-stazionario

Il sistema a compasso durante un moto quasi stazionario non presenta forze inerziali. Le equazioni sono derivate da quelle generali ponendo le accelerazioni nulle:

$$V_1 = \frac{m_3 g}{2} \left(1 - 2 \frac{d_3}{L_T}\right) \left(1 - \frac{H}{L_a \sin \varphi}\right) + \frac{m_1 g}{2} \left(1 - \frac{d_1}{L_a}\right) - \frac{m_2 g}{2} \left(1 - \frac{d_2}{L_a}\right) + \frac{1}{2} (m_1 + m_2 + m_3) g \quad (23)$$

$$V_2 = \frac{m_3 g}{2} \frac{H \cos \varphi}{L_a \sin^2 \varphi} + \frac{m_1 g}{2 \tan \varphi} \frac{d_1}{L_a} + \frac{m_2 g}{2 \tan \varphi} \frac{d_2}{L_a} \quad (24)$$

$$V_3 = \frac{1}{2} (m_1 + m_2 + m_3) g - \frac{m_3 g}{2} \left(1 - 2 \frac{d_3}{L_T}\right) \left(1 - \frac{H}{L_a \sin \varphi}\right) + \quad (25)$$

$$-\frac{m_1 g}{2} \left(1 - \frac{d_1}{L_a}\right) + \frac{m_2 g}{2} \left(1 - \frac{d_2}{L_a}\right)$$

$$V_4 = -V_2 \quad (26)$$

$$V_5 = m_3 g \left(1 - \frac{d_3}{L_T}\right) \cos \varphi \quad (27)$$

$$V_6 = \frac{m_3 g d_3}{L_T} \cos \varphi \quad (28)$$

$$V_7 = m_3 g \left(1 - \frac{d_3}{L_T}\right) \sin \varphi \quad (29)$$

$$V_8 = \frac{m_3 g d_3}{L_T} \sin \varphi \quad (30)$$

### Analisi del comportamento del modello a compasso

All'interno delle equazioni definite per il modello quasi stazionario si sostituiscono i valori del caso in esame per analizzare come il comportamento sia influenzato da alcuni parametri.

Tabella 3-2 Valori dei parametri del modello in analisi

<b>m<sub>1</sub></b>	Massa dell'asta 1	[kg]	100
<b>m<sub>2</sub></b>	Massa dell'asta 2	[kg]	100
<b>m<sub>3</sub></b>	Massa dell'asta centrale	[kg]	5000
<b>La</b>	Lunghezza delle aste laterali	[m]	8
<b>d<sub>1</sub></b>	distanza del centro di massa dell'asta 1 dall'estremo appoggiato a terra	[m]	4
<b>d<sub>2</sub></b>	distanza del centro di massa dell'asta 2 dall'estremo appoggiato a terra	[m]	4
<b>H</b>	quota rispetto al terreno dell'asta 3	[m]	2
<b>S<sub>r</sub></b>	Spostamento del vincolo destro	[m]	1

Si considera che durante l'apertura del compasso il vincolo mobile alla base compia lo spostamento  $s_r = 1$  m, così da considerare un sufficiente spazio di manovra per superare ostacoli di 50 cm (direttiva presente in molte missioni di rover). [71]

Si sceglie  $[30^\circ, 60^\circ]$  come intervallo di valore di  $\varphi_1$ , l'angolo iniziale del compasso. Per ogni valore di  $\varphi_1$  si considera che il meccanismo a compasso si apra diminuendo l'angolo fino al valore  $\varphi_2$ , che corrisponde a  $s_r = 1$  m. Per cui è possibile determinare il valore dell'angolo finale  $\varphi_2$  con la seguente formula:

$$\varphi_2 = \arccos\left(\frac{B}{2L_a} + \cos \varphi_0\right) \quad (31)$$

Si analizza la variazione dell'angolo, ovvero la differenza tra angolo iniziale e finale, si nota come questo vari tra  $4^\circ$  e  $8^\circ$ . Un minor decremento permette di creare pulegge più piccole in quanto permette di utilizzare un rapporto di trasmissione più basso. Questo aspetto verrà approfondito nel capitolo 3.3.

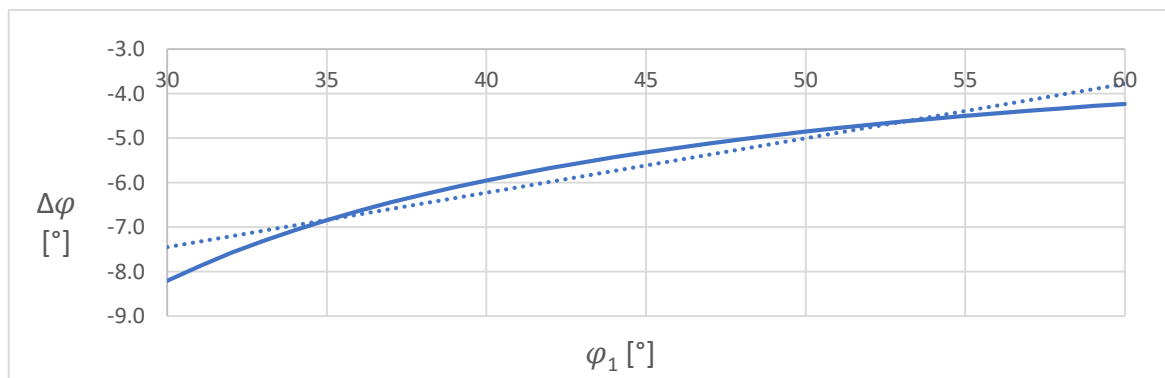


Figura 3-25 Variazione dell'angolo in funzione dell'angolo della configurazione iniziale della fase di apertura

La lunghezza  $L_T$  dell'asta centrale è definita dall'equazione (9). Diagrammandola si può notare come la differenza  $L_T(\varphi_0) - L_T(\varphi_1)$  vari insieme all'angolo iniziale  $\varphi_0$ . Una differenza maggiore implica, durante il movimento del meccanismo a compasso, la nascita di un'eccentricità maggiore della massa dell'habitat rispetto alla mezzeria dell'asta centrale e una diversa sollecitazione delle due aste laterali del compasso.

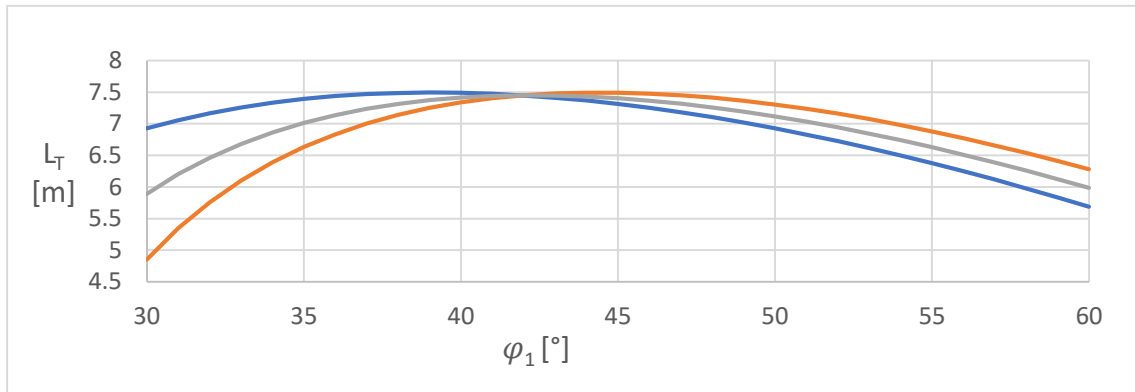


Figura 3-26 Andamento della lunghezza dell'asta centrale in funzione dell'angolo di partenza della fase di apertura nella modalità a mantenimento costante di quota. In blu il valore di  $L_T$  nella configurazione iniziale, in rosso nella configurazione finale e in grigio il valore medio

Per minimizzare l'eccentricità della massa dell'habitat rispetto alla mezzeria dell'asta centrale si definisce  $d_3 = L_{T,med}/2$ , dove  $L_{T,med}$  è calcolata come la media tra gli estremi  $\varphi_0$  e  $\varphi_1$ . Ad eccentricità maggiore durante il movimento corrisponde una minor ottimizzazione delle aste laterali.

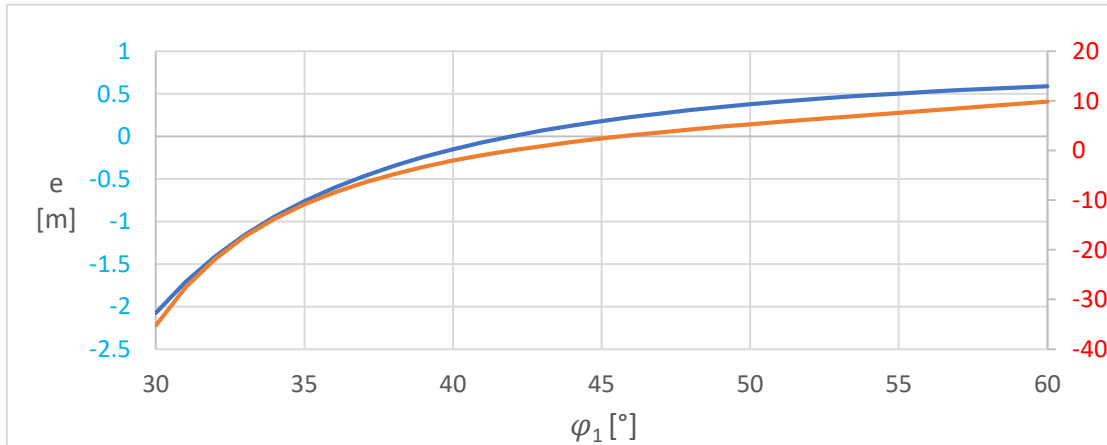


Figura 3-27 Valore dell'eccentricità della massa dell'habitat rispetto alla mezzeria dell'asta centrale, ipotizzando che  $d_3$  sia pari a metà del valore medio di  $L_T$ , tra configurazione iniziale e finale. In blu il valore dimensionale dell'eccentricità e in rosso il valore percentuale.

Al variare dell'eccentricità variano anche le forze vincolari esterne  $V_1$  e  $V_3$ . Una forchetta più ampia di questi valori influisce sulla progettazione e ottimizzazione dei rover che costituiscono l'appoggio mobile di questo meccanismo.

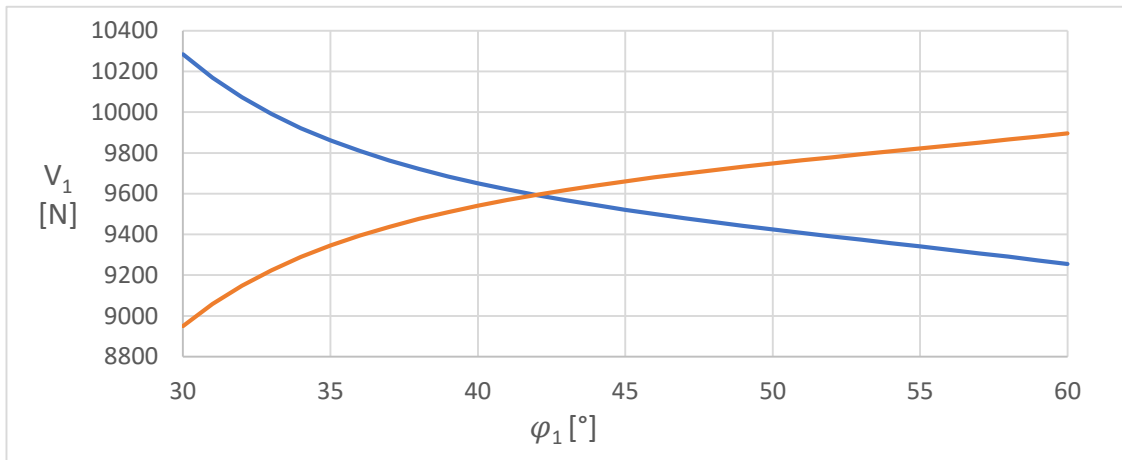


Figura 3-28 Valore della forza vincolare  $V_1$  in funzione dell'angolo della configurazione iniziale. Sono diagrammati i valori nella configurazione iniziale in blu e nella configurazione finale in rosso

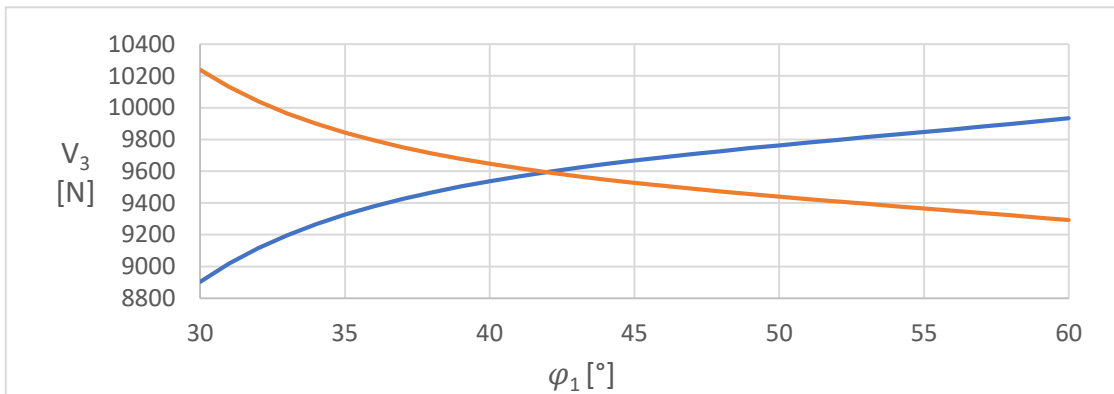


Figura 3-29 Valore della forza vincolare  $V_3$  in funzione dell'angolo della configurazione iniziale. Sono diagrammati i valori nella configurazione iniziale in blu e nella configurazione finale in rosso

Per poter dimensionare l'asta laterale è necessario conoscerne le sollecitazioni. Il vincolo interno tra asta centrale e asta laterale sinistra esercita una reazione vincolare interna sull'asta laterale che si suddivide in due componenti: una normale all'asse di tale asta, che deriva dalla pressione di contatto, e una parallela all'asse, che viene trasmessa tramite la cinghia alla puleggia dell'asta laterale opposta, e questa scarica, tramite la cerniera in sommità, sull'asta laterale 1. Ai fini dell'analisi della trave di tipo tensairity si calcolano:

- $V_5$  = Reazione vincolare interna applicata all'asta laterale sinistra dal vincolo interno con l'asta centrale 3, in direzione normale all'asse dell'asta laterale sinistra

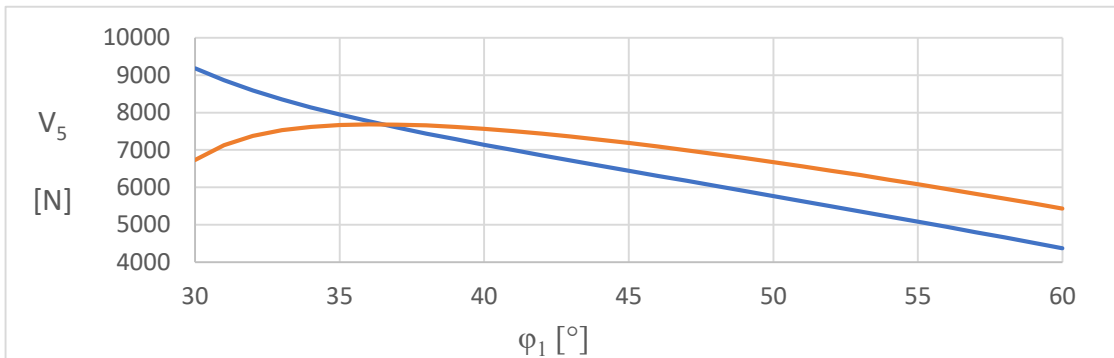


Figura 3-30 Valore della forza vincolare  $V_5$  in funzione dell'angolo della configurazione iniziale. Sono diagrammati i valori nella configurazione iniziale in blu e nella configurazione finale in rosso

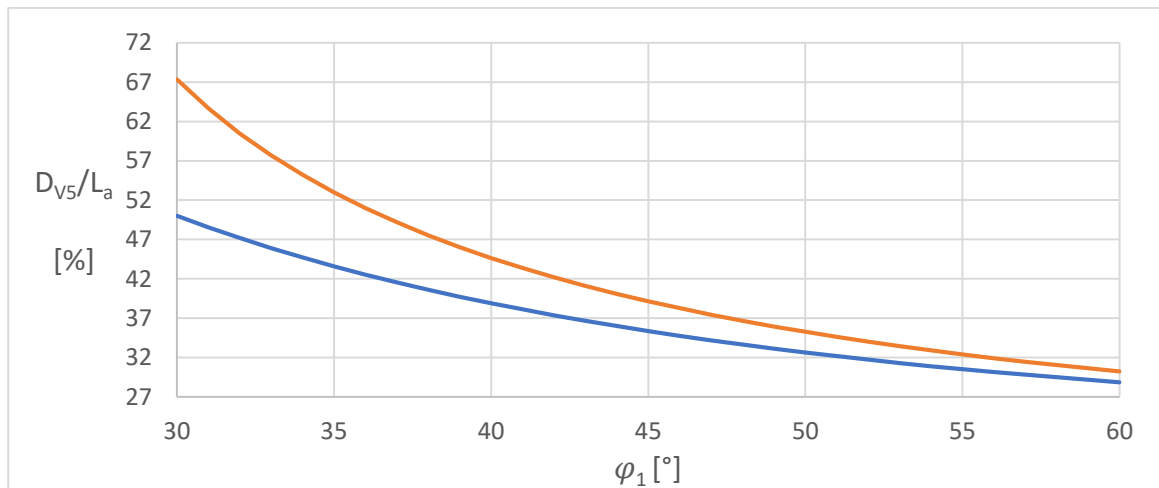


Figura 3-31 Rapporto tra distanza  $d_{V5}$  e la lunghezza dell'asta laterale  $L_a$  nella configurazione iniziale della fase di apertura in blu e nella configurazione finale in rosso

- $D_{V5}$  = distanza dall'appoggio alla base del vincolo interno tra asta centrale 3 e asta laterale 1

$$D_{V5} = \frac{H}{\sin \varphi} \quad (32)$$

Come si osserva nel grafico di  $V_5$  con un angolo iniziale di  $36.5^\circ$ , durante il movimento del compasso non si ha variazione nelle sollecitazioni della trave laterale.

Dai grafici precedenti si evidenzia come, all'aumentare dell'angolo iniziale il vincolo dell'asta centrale si sposti verso il vincolo esterno, con una minor forchetta di variazione tra configurazione iniziale e finale, che si traduce in una minor variazione della deformata tra le due configurazioni.

Con il diminuire dell'angolo a causa dell'apertura del meccanismo a compasso, per garantire che l'asta centrale rimanga a quota H costante, il vincolo interno tra asta centrale e asta laterale deve scorrere lungo quest'ultima allontanandosi dall'appoggio a terra.

Inoltre è possibile definire la reazione vincolare dell'asta centrale nello schema di cerniera-appoggio. In quanto il moto è quasi stazionario la reazione è solamente verticale. Per cui è possibile determinare la quota parte di reazione vincolare, legata esclusivamente alla trave centrale, che si trasforma in carico di punta ( $\alpha_{7s}$ ) e in carico normale ( $\alpha_{5s}$ ). Inoltre si può analizzare il rapporto tra  $\rho_{57} = V_7/V_5$ , utilizzato in seguito per analizzare il comportamento della trave laterale di tipo tensairity.

$$V_s = \frac{V_5}{\cos \varphi} = m_3 g \left( 1 - \frac{d_3}{L_T} \right) \quad (33)$$

$$\alpha_{5s} = \cos \varphi$$

$$\alpha_{7s} = \sin \varphi$$

$$\rho_{57} = \tan \varphi$$

Con il passaggio alla configurazione finale l'asta presenta un aumento della compressione che è tanto minore (rispetto alla configurazione iniziale) quanto maggiore è l'angolo iniziale.

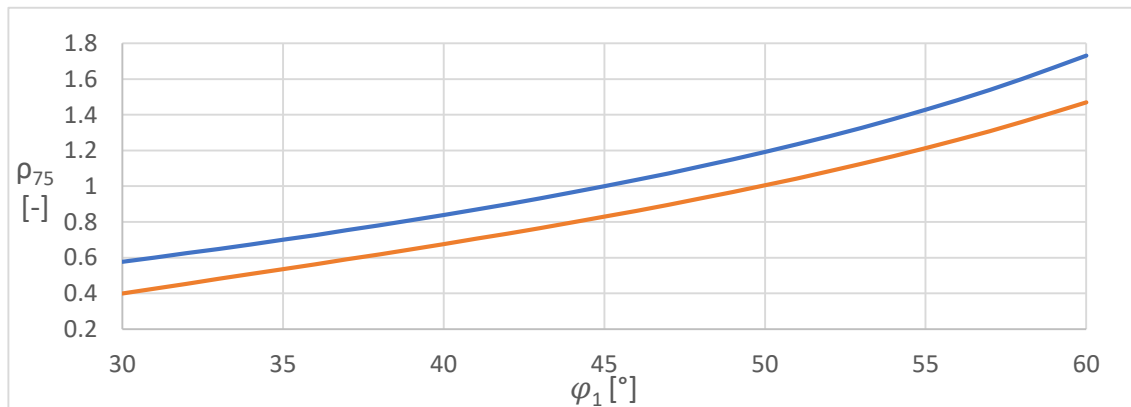


Figura 3-32 Rapporto  $\rho_{75}$  che rappresenta come la forza vincolare totale dell'asta centrale si distribuisca in termini di flessione e di compressione nell'asta laterale

### Modalità di Ascesa

Per analizzare questa modalità è necessario prima definire la funzione  $H(t)$ , che deve assumere all'estremi dell'intervallo temporale della modalità di ascesa  $H(t_0) = H_0$  e  $H(t_1) = H_1$ . Inoltre deve rispettare due condizioni:

1. Le velocità dei centri di massa del compasso siano nulle all'istante iniziale  $t = t_0$  e all'istante finale  $t = t_1$  poiché l'asta si deve fermare quando arriva in quota.
2. Il raggio della puleggia a fine della fase di ascesa deve coincidere con il raggio della puleggia nella fase a quota costante, così da garantire continuità nel raggio della puleggia, e presentare continuità anche nella derivata prima rispetto all'angolo, per evitare la presenza di punti angolosi

Per la prima condizione è necessario tener presente le equazioni (21) che definiscono le velocità dei centri di massa delle aste 1 (sinistra), 2 (destra) e 3 (centrale). Consideriamo un moto a scatti, per cui  $s = 0$ . Per garantire che le velocità delle aste 1 e 2 siano nulle è sufficiente che:

$$\dot{\varphi}(t_0) = \dot{\varphi}(t_1) = 0 \quad (34)$$

Per l'asta 3 è necessaria che  $\dot{H} = 0$ . Quest'ultima equazione è soddisfatta fintanto che  $H = H(\varphi)$  in quanto è soddisfatta fintanto che la condizione (34) è verificata:

$$\dot{H} = \frac{dH}{d\varphi} \dot{\varphi} = H' \dot{\varphi} \quad (35)$$

La condizione (34) inoltre dev'essere verificata per  $t_0$ , in quanto istante iniziale di quiete, e per  $t_1$ , per permettere che la rotazione dell'asta possa essere invertita.

La seconda condizione si traduce nell'equazione (61) e (63), dimostrata nel capitolo 3.3:

$$H'(\varphi_1) = 0 \quad (61)$$

$$H''(\varphi_1) = 0 \quad (62)$$



La funzione  $H(\varphi)$  deve soddisfare l'equazione (61) ed avere  $H(\varphi_0) = H_0$  e  $H(\varphi_1) = H_1$ . La funzione più semplice che soddisfi tali condizioni è una parabolica con vertice in  $\varphi_1$ :

$$H(\varphi) = \frac{H_0 - H_1}{(\varphi_0 - \varphi_1)^3} (\varphi - \varphi_1)^3 + H_1 \quad (63)$$

Come quota iniziale  $H_0$  si sceglie 0.5 m, in quanto la quota di riferimento dello schema è la cerniera posta sul vettore di spostamento (nell'ipotesi attuale un rover), per cui sul terreno vi è un ulteriore margine di sicurezza a protezione da ostacoli quali rocce esposte.

Si analizza il comportamento del meccanismo per 3 valori di  $s_r$ , lo spostamento del vincolo destro: 1 m, 2 m, 4 m.

All'aumentare del valore di  $s_r$  aumenta la variazione dell'angolo alla base del compasso. Una variazione maggiore comporta una limitazione al rapporto di trasmissione e comporta di dover impegnare un settore più ampio della puleggia per le manovre di sollevamento dell'habitat in quota. Tuttavia, come sarà mostrato nel capitolo 3.3, variazioni maggiori permettono di limitare il raggio della puleggia.

Ne consegue che per permettere aperture maggiori l'angolo iniziale da cui ha inizio la manovra di ascesa dell'habitat assume valori maggiori, fino ad un massimo di circa 75°.

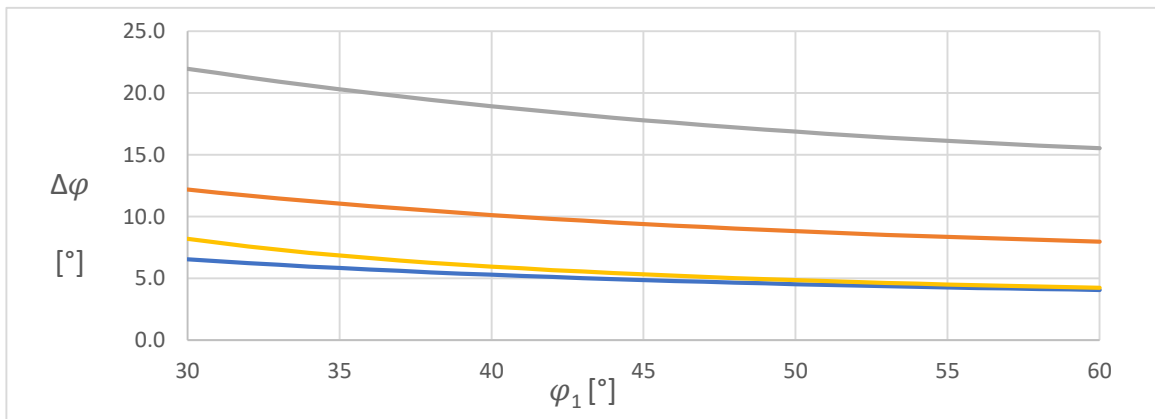


Figura 3-33 Variazione dell'angolo in funzione dell'angolo  $\varphi_1$  della configurazione finale della fase di apertura nella modalità di ascesa dell'habitat per 3 diversi valori di  $s_r$ : 1 m (in blu), 2 m (in rosso), 4 m (in grigio). Questi sono messi a confronto con la variazione dell'angolo nella fase con quota costante calcolata con l'angolo della configurazione iniziale pari a  $\varphi_1$  (in giallo).

All'aumentare dello spostamento  $s_r$  si ha una diminuzione della lunghezza dell'asta centrale a inizio modalità di ascesa. Con angolo  $\varphi_1$  prossimo a  $42^\circ$  si minimizza la variazione della lunghezza dell'asta centrale. Questo comporta notevoli vantaggi, sia nei confronti della nascita di maggiori asimmetrie nelle sollecitazioni delle aste laterali, sia nella realizzazione dello svincolo della traslazione orizzontale nell'asta centrale.

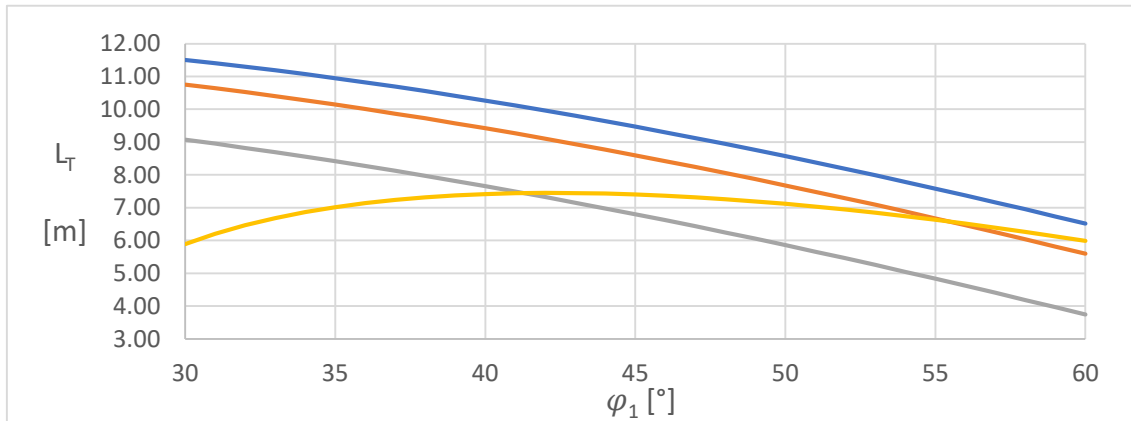


Figura 3-34 Lunghezza dell'asta centrale in funzione dell'angolo  $\varphi_1$  della configurazione finale della fase di apertura nella modalità di ascesa dell'habitat per 3 diversi valori di  $s_r$ : 1 m (in blu), 2 m (in rosso), 4 m (in grigio). Questi sono messi a confronto con la lunghezza media dell'asta centrale nella fase con quota costante (in giallo).

Dal grafico seguente si può notare quanto l'asta centrale aumenti in proporzione alla lunghezza di riferimento, media della fase a quota costante. Con angoli bassi avremo un incremento molto alto, tra il 50% e il 100%. Questo potrebbe comportare notevoli

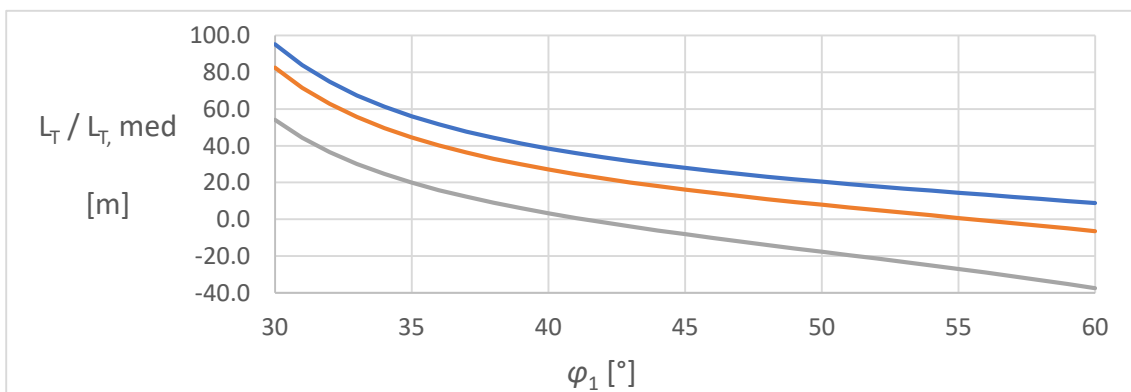


Figura 3-35 Rapporto tra la lunghezza dell'asta centrale nella configurazione iniziale della fase di apertura nella modalità di ascesa dell'habitat e la lunghezza media della fase a quota costante per 3 diversi valori di  $s_r$ : 1 m (in blu), 2 m (in rosso), 4 m (in grigio). La lunghezza media della fase a quota costante è calcolata considerando che l'angolo finale della fase di ascesa coincida con l'angolo iniziale della fase a quota costante

problemi costruttivi nonché una bassa ottimizzazione delle strutture create, in quanto questa porzione di eccesso dell'asta centrale viene utilizzata solo in questa fase.

Un comportamento analogo a quanto visto finora si riscontra anche nelle forze vincolari. All'aumentare dello spostamento  $s_r$  l'intensità di questa reazione vincolare cresce, e questa crescita è più marcata per angoli più alti. Inoltre, più l'angolo  $\varphi_1$  si allontana dal valore di  $42^\circ$  circa, e più le sollecitazioni si discostano da quelle della modalità a quota costante, peggiorando l'ottimizzazione strutturale delle travi.

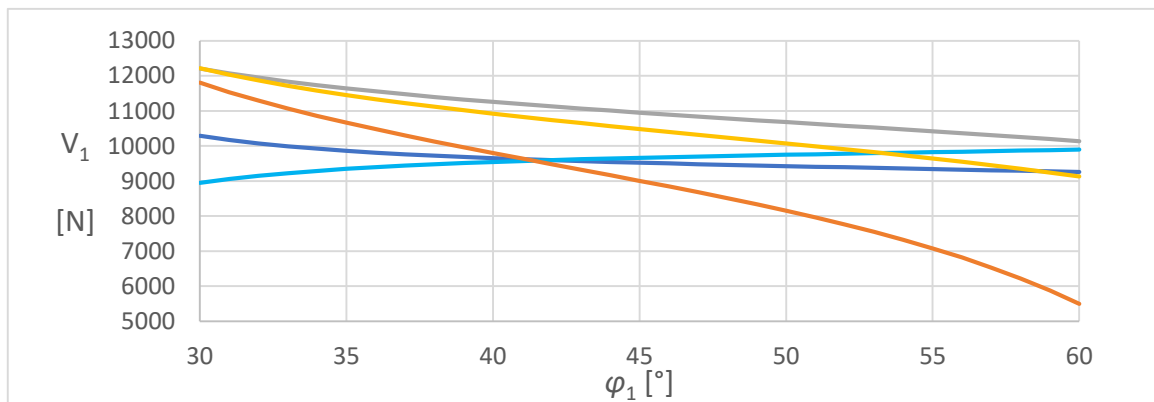


Figura 3-36 Valore della forza vincolare  $V_1$  al variare dell'angolo  $\varphi_1$  per diversi valori di  $s_r$ : 1 m (in grigio), 2 m (in giallo), 4 m (in rosso). Questi sono messi a confronto con la fase a quota costante con le configurazioni iniziali (blu) e finali (azzurro).

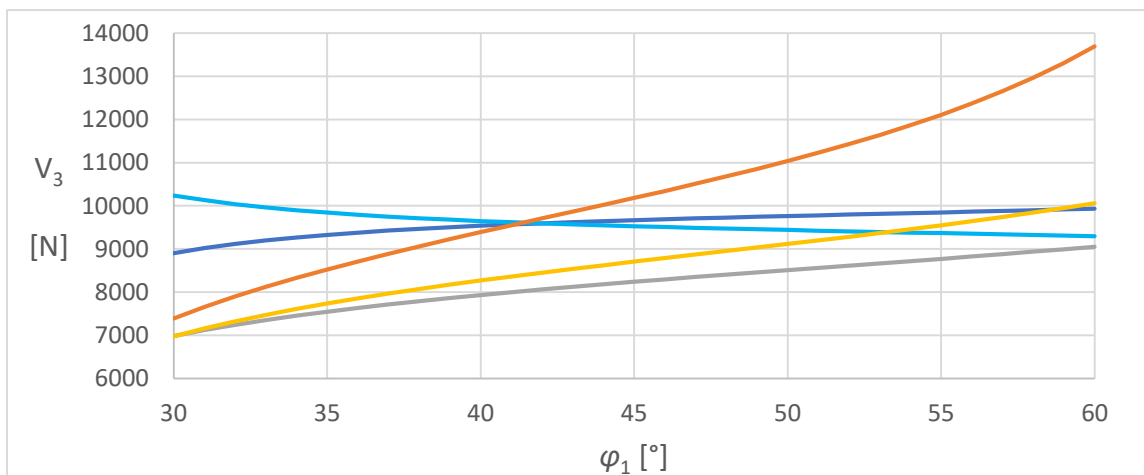


Figura 3-37 Valore della forza vincolare  $V_3$  al variare dell'angolo  $\varphi_1$  per diversi valori di  $s_r$ : 1 m (in grigio), 2 m (in giallo), 4 m (in rosso). Questi sono messi a confronto con la fase a quota costante con le configurazioni iniziali (blu) e finali (azzurro).

Un andamento analogo ma opposto si riscontra anche nell'andamento della reazione  $V_3$ . In entrambi i casi il valore di  $\varphi_1$  per cui le forze delle due modalità sono più simili è nell'intorno di  $42^\circ$ .

Valori di  $s_r$  più bassi permettono di avere minori variazioni delle sollecitazioni tra la modalità d'ascesa e a quota costante a fronte di una variazione di lunghezza dell'asta centrale molto più importante.

A fronte di queste osservazioni un range di  $[35^\circ, 45^\circ]$  è ottimale per la scelta dell'angolo  $\varphi_1$ , che identifica la fine della modalità di ascesa e, nel caso di unica puleggia per entrambe le fasi, anche l'angolo dell'inizio della modalità a quota costante.

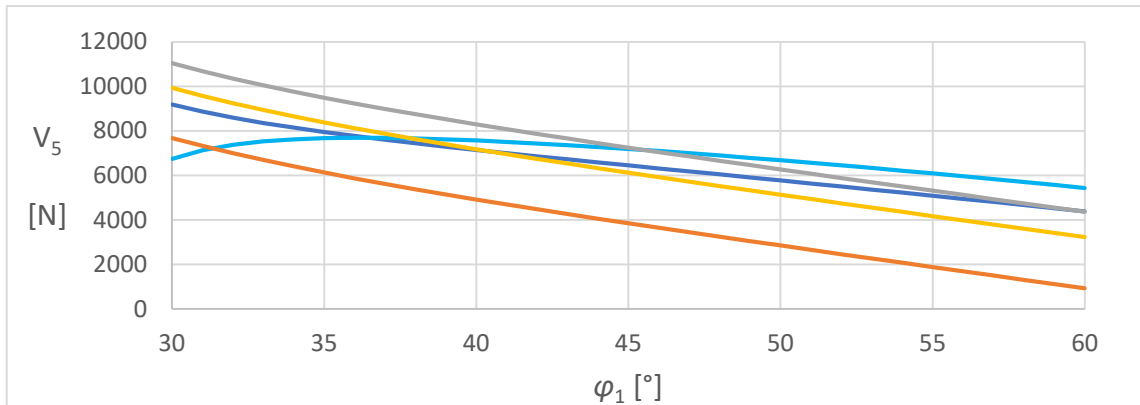


Figura 3-38 Valore della forza vincolare  $V_5$  al variare dell'angolo  $\varphi_1$  per diversi valori di  $s_r$ : 1 m (in grigio), 2 m (in giallo), 4 m (in rosso). Questi sono messi a confronto con la fase a quota costante con le configurazioni iniziali (blu) e finali (azzurro).

### 3.2. Travi Tensairity della struttura a compasso

Per la realizzazione delle componenti strutturali del sistema è stata scelta la tecnologia del tensairity, che permettere di realizzare strutture sviluppabili sia temporanee che permanenti con una massa notevolmente ridotta, capaci di essere stoccate quando smontate in un ridotto volume. Queste caratteristiche le rendono molto adatte per il trasporto su Marte, in quanto volume e massa sono dei vincoli economici molto importanti nell'ambito delle esplorazioni spaziali.

Il concetto del Tensairity [72] è stato sviluppato a partite dai primi anni 2000 da Luchsinger et al, come un'evoluzione del principio di separare componente compressa e tesa nel tensegrity. In questo tipo di elementi la compressione e la tensione nella sezione, che nascono per equilibrare una flessione, sono separate da un air beam, una membrana chiusa pressurizzata, che ha lo scopo di stabilizzare l'elemento compresso e di mettere in pretensione l'elemento teso. Questo connubio permette di ottenere un elemento strutturale in cui il carico limite dell'elemento compresso non è più legato a fenomeni di instabilità, ma allo snervamento della sezione, con conseguente riduzione della sezione e della massa strutturale. Inoltre la pressione interna della membrana è molto inferiore a quella di un semplice air beam.

#### Principio del Tensairity

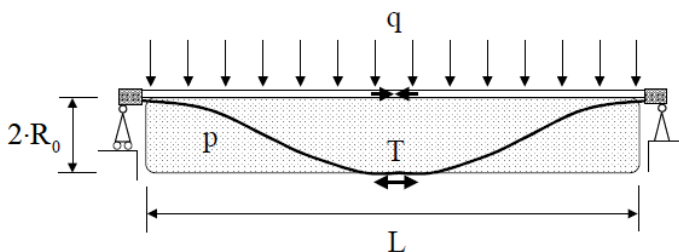


Figura 3-39 Schema di semplice appoggio di una trave di tipo Tensairity (Fonte [72])

Nell'articolo "The new structural concept Tensairity: Basic principles" di Luchsinger et al (2004) [72] è stato esposto per la prima volta il funzionamento del principio Tensairity. Per la compressione dei meccanismi alla base del

comportamento di questo genere di travi è stato costruito un modello semplificato, costituito da:

- un air beam cilindrico in pressione di raggio  $R_0$
- un elemento in sommità interamente compresso, e strettamente connesso alla membrana

- una coppia di cavi a spirale che avvolgono la membrana e si collegano all'elemento compresso in corrispondenza dei vincoli esterni

Si ipotizza che la trave sia soggetta ad un carico distribuito uniforme  $q$ . Il momento flettente massimo in questo caso è in mezzeria e vale:

$$M = \frac{q L^2}{8} \quad (36)$$

Se si considera la sezione in mezzeria questo momento sarà eguagliato dalla coppia di forze  $C$  e  $T$  con braccio  $2 R_0$ , in cui  $C$  è la risultante delle compressioni nel corrente superiore e  $T$  è la risultante delle tensioni nei due cavi.

Per cui, introducendo la snellezza della trave  $\gamma = L/2R_0$  si ottiene il valore di  $T$ :

$$T = \frac{q L}{8} \gamma \quad (37)$$

Per effetto del carico  $q$  la membrana scende e ne consegue che il cavo preme all'interno della membrana. La tensione del cavo risulta essere legata al carico normale ad esso, esercitato dalla membrana, e dal raggio di curvatura del cavo stesso.

$$T = 2 f \rho \quad (38)$$

Dove il 2 compare in quanto si stanno considerando 2 cavi,  $f$  è la forza normale al cavo e  $\rho$  il raggio di curvatura del cavo. Questo, nel caso di cavo a spirale e in presenza di travi snelle, assume la seguente forma:

$$\rho = R_0 \left( 1 + \frac{\gamma^2}{\pi^2} \right) \cong R_0 \frac{\gamma^2}{\pi^2} \quad \text{per } \gamma \gg 1 \quad (39)$$

La forza normale  $f$  invece dipende da quanto il cavo entra all'interno della membrana. Si considera una sezione della membrana, per riducendo il caso ad un problema piano, in quanto vi sarebbero contributi fuori dal piano delle altre sezioni di membrana che si oppongono a questa deformazione. Si ipotizza la presenza di due corpi che premono contro la membrana, uno in alto e uno in basso, e che la membrana sia inestensibile, e quindi che la lunghezza in sezione non cambi. Per effetto dei due corpi la forma della membrana cambia. Poiché sta agendo all'interno una pressione interna, ovvero vi è un carico distribuito uniforme normale alla membrana, la forma che essa assumerà sarà quella di due archi di circonferenza, la cui somma delle lunghezze è pari alla lunghezza della circonferenza con raggio  $R_0$ . In quanto vi sono solo due forze, per poter essere in equilibrio devono essere uguali di intensità e poste su un asse di simmetria della membrana. È possibile quindi scrivere  $R$  in funzione di  $R_0$ , raggio della circonferenza iniziale, e  $\phi$ , angolo al centro di una delle due nuove circonferenze:

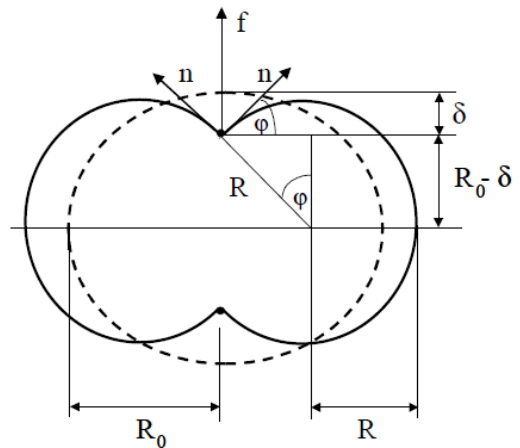


Figura 3-40 Schema dell'interazione tra cavo e membrana in sezione (Fonte [72])

$$R = R_0 \left( 1 + \frac{2\phi}{\pi} \right)^{-1} \quad (40)$$

L'ipotesi di inestensibilità della membrana è corretta se si considera che quello che interessa è la deformazione tra lo stato in pressione ma con carico nullo, e quello con carico  $q$ . Inoltre, a causa della diminuzione di  $R$  del raggio di curvatura con il crescere del carico  $q$ , la membrana presenta una diminuzione della tensione nella sezione.

Conoscendo il raggio di curvatura della membrana è possibile scrivere forza membranale  $n$ :

$$n = p R \quad (41)$$

Dove  $p$  è la sovrappressione della membrana.

Chiamando  $\delta$  la penetrazione di uno dei due corpi nella membrana si ottiene

$$\delta = R_0 - R \cos \varphi \quad (42)$$

Per equilibrio si può scrivere la forza  $f$ , carico normale agente sul cavo:

$$f = 2 n \sin \varphi = 2 p R \sin \varphi \quad (43)$$

Nella formulazione di questa forza si trascura la quota derivante dalla superficie reale di contatto tra il cavo e la membrana, in quanto si ipotizza piccola.

Approssimando  $R(\delta)$  con una serie di McLaurin al primo ordine si ottiene

$$f = p \pi \delta = k \delta \quad (44)$$

Per cui la membrana si oppone al cavo (e in parte all'elemento compresso) come fosse un suolo elastico alla Winkler in cui la costante elastica del terreno dipende dalla pressione interna alla membrana.

Questo permette di scrivere il carico per instabilità di punta di una trave su fondazione elastica: [73]

$$P = 2 \sqrt{k E I} = 2 \sqrt{p \pi E I} \quad (45)$$

Da cui si può notare l'indipendenza dalla lunghezza dell'elemento e come si possa aumentare il carico di buckling incrementando la pressione interna.

Inoltre variando la pressione è possibile anche variare la rigidezza della trave in quanto la risposta della membrana è direttamente proporzionale alla pressione interna ad essa.

La connessione tra elemento compresso e membrana è fondamentale perché la membrana possa agire come stabilizzatore nel confronto del fenomeno di buckling. Per realizzare ciò l'elemento compresso viene inserito in una tasca cucita con la membrana e solidale ad essa. In questo modo quando la membrana tende ad allontanarsi dall'elemento compresso, esso esercita una pressione sulla parte superiore della tasca, che viene trasmessa alla membrana.



### **Travi sviluppabili**

Nel caso di travi sviluppabili l'elemento compresso è costituito da più sezioni. Questo è possibile poiché le sezioni non sono interessate da tensioni di trazione ma solo di compressione; nel momento in cui la membrana viene messa in pressione, i cavi entrano in uno stato di tensione che scaricano sulla trave. Grazie alla presenza di un carrello ad un estremo la trave è libera di accorciarsi, quindi di trasmettere una precompressione all'elemento in sommità, che riacquista la sua continuità (almeno da un punto di vista strutturale).

### **Tipologia Tensairity del veicolo-habitat**

Vi possono essere molte varianti di trave Tensairity, modificando la forma da cilindrica a forma di sigaro, da trave rettilinea a trave ad arco, con sezioni di acciaio che compongono sia il corrente superiore che inferiore, garantendo il funzionamento anche nel caso di inversione della flessione, con presenza di membrane interne per irrigidire la trave.

Nell'ambito di questa tesi è stato scelto la trave con corrente superiore orizzontale, membrana a forma di sigaro [74], con due gruppi di cavi: 2 cavi "lunghi" che avvolgono la membrana, ancorandosi agli estremi del corrente superiore, e 4 cavi "corti", che si ancora agli estremi e in mezzera. La funzione del primo gruppo è resistente, in quanto collaborano, insieme alla compressione del corrente superiore, per generare un momento resistente. Il secondo gruppo ha la funzione di stabilizzare la membrana e offrire un supporto ad essa nei pressi dei suoi estremi.

### **Geometria della trave**

La trave di tipo tensairity è composta tra tre gruppi di elementi: corrente compresso, insieme di cavi e membrana chiusa. Le proprietà geometriche di questi elementi sono tratti dall'articolo "Structural behavior of asymmetric spindle-shaped Tensairity girders under bending loads" di Luchsinger et al, [74] in quanto presenta carichi applicati simili a quelli presi in esame. Vengono considerate delle variazioni di queste proprietà per poter analizzare come il comportamento della trave vari con esse. In particolare viene considerata una sezione scatolare di altezza doppia, e un'area doppia dei cavi.

Il corrente superiore è costituito da un profilato cavo rettangolare di 120mm di larghezza, 40mm di altezza e 3 mm di spessore, con una lunghezza di 8 m.

La membrana ha forma a sigaro, ottenuta dall'estrusione di una circonferenza a raggio variabile tra 75 mm agli estremi e 300 mm in mezzeria, lungo due binari, quello superiore orizzontale e quello inferiore parabolico. La circonferenza terminale ha un'inclinazione di 13° rispetto alla verticale. La lunghezza della membrana a contatto con lo scatolare è di 7390 mm. Lo spessore della membrana è di 0.85 mm.

I cavi lunghi sono cavi 6x7 in acciaio con diametro 8 mm e area efficace 29.1 mm<sup>2</sup>, ancorati a 60 mm dall'estremità dello scatolare in modo che ogni cavo abbia i due ancoraggi su lati opposti del corrente superiore.

I cavi corti sono cavi 6x7 in acciaio con diametro 6 mm ed area efficace 15.7 mm<sup>2</sup>, ancorati a 500 mm dalle estremità dello scatolare e a 25 mm dalla mezzeria, in modo che gli ancoraggi di un cavo si trovino su lati opposti del corrente superiore.

### **Proprietà meccaniche**

La membrana è costituita da fibre di poliestere rivestite con PVC, materiale ortotropo con modulo di Young in direzione dell'ordito pari a 1.06 GPa e in direzione della trama di 0.53 GPa, con un coefficiente di Poisson pari a 0.386 e densità di 1177 kg/m<sup>3</sup>

I cavi e lo scatolare sono di acciaio, con densità di 7850 kg/m<sup>3</sup>, modulo di Young relativamente di 100 GPa e 200 GPa.

### **Carichi applicati**

La trave di tipo tensairity è soggetta ad un'azione dovuta alla pressione interna alla membrana. Questa causa la nascita di uno stato deformativo e tensionale in quanto mette in tensione i cavi e tende a sollevare il corrente superiore. Tuttavia questo carico non influenza le reazioni vincolari, in quanto auto-equilibrato.

Nel capitolo sul modello analitico del meccanismo a compasso è stato osservato come la sollecitazione che grava sulle aste vari sia in intensità, in quanto la massa dell'habitat si sposta rispetto alla mezzeria dell'asta centrale, portando ad un'asimmetria dei carichi sulle aste laterali, sia perché la variazione dell'angolo alla base comporta una diversa distribuzione del carico dovuto alla massa dell'habitat in termini di carico normale e carico di punta.

Si considerano come valori di pressione  $p_1 = 20$  kPa e  $p_2 = 40$  kPa.

Si considerano due forze concentrate che corrispondono a  $V_5$  e  $V_7$ . La prima è normale all'asse e applicata nella mezzeria della trave, per massimizzare l'effetto flessionale, mentre la seconda è una compressione applicata nel vincolo di carrello con direzione parallela all'asse della trave.

Per analizzare la trave si incrementano questi carichi fino alla mancata convergenza del modello. Si considerano 5 rapporti  $V_7 / V_5$ , che corrispondono a 5 diversi valori dell'angolo tra l'asse della trave e l'orizzontale:

Tabella 3-3 Rapporto tra il carico di compressione  $V_7$  e concentrato ortogonale all'asse  $V_5$ , in funzione dell'angolo tra orizzontale e asta laterale  $\varphi$

$V_7 / V_5$	0	0.4	0.83	1	2
$\varphi$	0	22	40	45	63

### Modello FEM

Per la modellazione della trave è stato utilizzato il programma ANSYS, licenza studenti. A causa della limitazione nel numero di elementi finiti modellabili con tale licenza è stato creato un modello simmetrico rispetto al piano verticale contenente l'asse della trave. Il gruppo di cavi corti non è stato modellato all'interno del programma, sia perché la funzione stabilizzante è garantita dall'ipotesi di simmetria, sia perché non contribuisce in modo sostanziale alla definizione del grafico Carico-Spostamento. La quota maggiore del limite di elementi modellabili è costituito dagli elementi di contatto, necessari per modellare il comportamento relativo tra cavo e membrana. Difatti il cavo, durante la sollecitazione della trave, scorre lungo la membrana, per disporsi sulla geodetica.

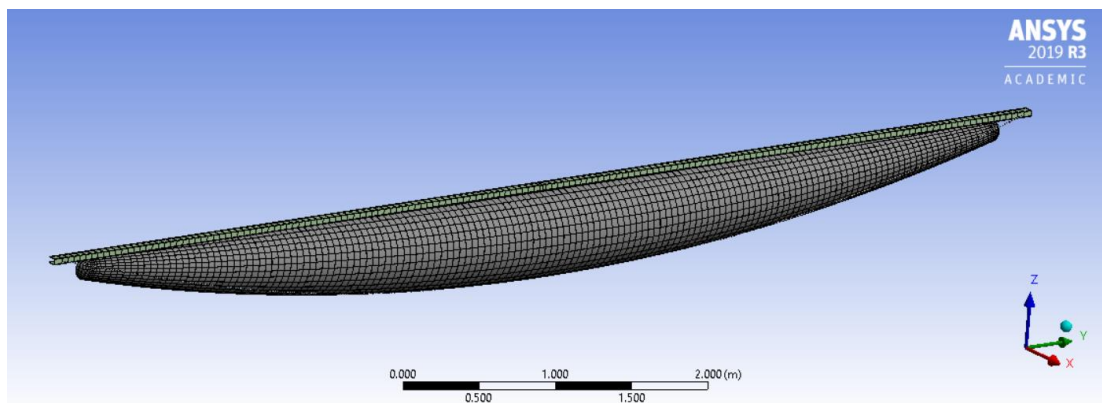


Figura 3-41 Modello 3D della discretizzazione FEM per l'analisi tramite il programma ANSYS

Ai fini della modellazione tutti i materiali sono stati considerati elastici lineari isotropi.

Per garantire la conversione della soluzione il contatto tra cavo e membrana è stato modellato come contatto reagente a pressione e non a trazione, con un coefficiente di attrito di 0.5.

### **Analisi del comportamento della trave**

Per poter mettere a confronto i diversi risultati ottenuti con le diverse configurazioni di carico sono state fatte alcune ipotesi. La prima, a vantaggio di sicurezza, è che il vincolo interno tra asta centrale e asta laterale si trovi in mezzeria e non si sposti durante il movimento del meccanismo. La seconda è che l'habitat non si sposti dalla mezzeria dell'asta centrale: quest'ipotesi è una buona approssimazione fintanto che l'intervallo di angoli scelto per il funzionamento del modello a compasso minimizzi la nascita di eccentricità del peso dell'habitat rispetto alla mezzeria dell'asta centrale.

Grazie a queste ipotesi è stato possibile legare la forza  $V_5$  con la massa dell'habitat presa in carico dal singolo meccanismo a compasso:

$$m_3 = \frac{V_5}{2 \cos\left(\arctan \frac{V_7}{V_5}\right)} \quad (46)$$

Si costruisce il grafico variando l'angolo della trave, da cui deriva una diversa distribuzione delle sollecitazioni dovute alla massa dell'habitat tra sforzo di compressione,  $V_7$ , e carico concentrato ortogonale all'asse,  $V_5$ . Per confrontare il comportamento al variare dell'angolo è necessario trasformare la rampa di carico delle forze nell'equivalente rampa  $m_3$ , massa dell'habitat, grazie all'equazione (46). È possibile osservare come un'inclinazione maggiore permetta di sopportare gli sforzi derivante dalla stessa massa dell'habitat con una minor deformazione della trave. Questo comportamento è ulteriormente accentuato se si tiene conto che il grafico è costruito senza considerare lo spostamento del punto di applicazione di  $V_5$ , che comporterebbe un ulteriore effetto irrigidente.

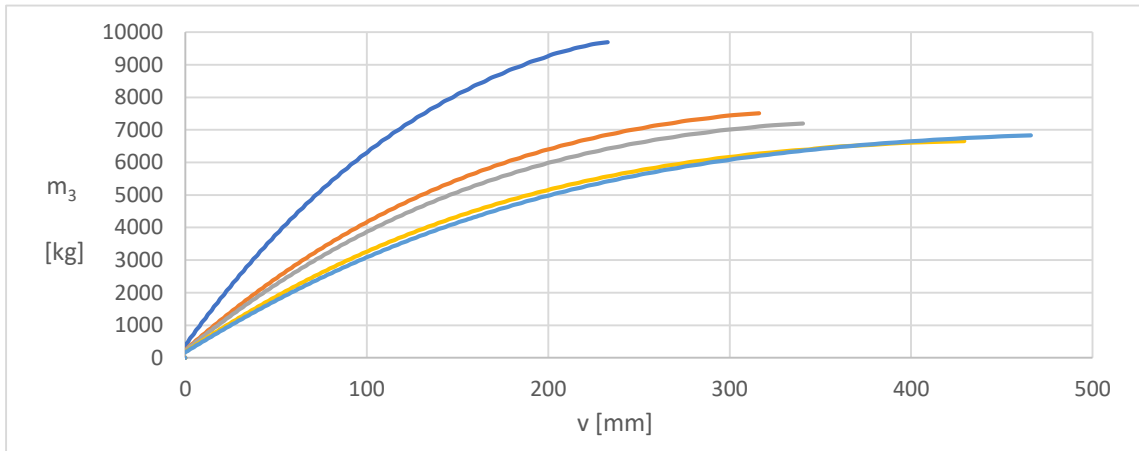


Figura 3-42 È diagrammato l'abbassamento della mezzeria della trave in funzione della massa  $m_3$  dell'asta centrale, per diversi valori di inclinazione della trave secondo l'equazione (46) e la Tabella 3-3. Nel grafico le curve a sinistra presentano un angolo maggiore delle curve a destra. Le curve non passano per il centro del sistema di riferimento in quanto la messa in pressione della membrana genera uno spostamento opposto a quello del carico.

L'aumento della sezione dei cavi resistenti, nel modello costituiti dai cosiddetti cavi lunghi, che abbracciano tutta la trave, comporta un irrigidimento della trave (nel grafico in grigio). Stesso effetto è dato dall'aumento della sezione della trave, con intensità maggiore se l'aumento è a carico dell'altezza della sezione scatolare (in blu).

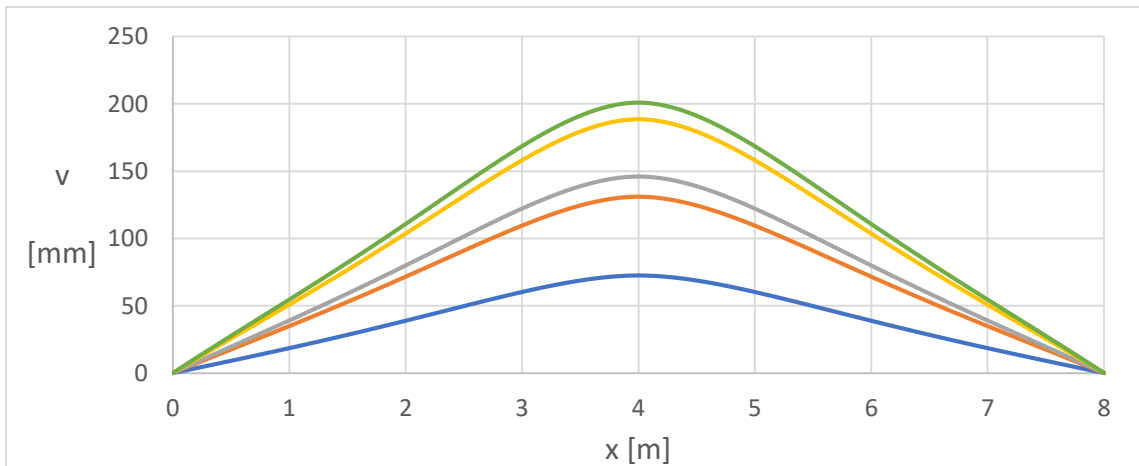


Figura 3-43 È riportata la deformata della trave, sulle ascisse la progressiva dell'asse, nel caso di massa  $m_3 = 5000$  kg al variare dell'inclinazione della trave la Tabella 3-3. All'aumentare dell'angolo la deformata si riduce.

È possibile osservare come la pressione della membrana garantisca un incremento della rigidità della trave, confrontando la deformata della trave con identica geometria ma una pressione di 20 kPa (in blu) e 40 kPa (in rosso). Questo aspetto permette di poter correggere l'assetto dell'habitat anche tramite la variazione di questa pressione, incrementando la rigidità della trave più sollecitata e diminuendo quella della trave meno sollecitata.

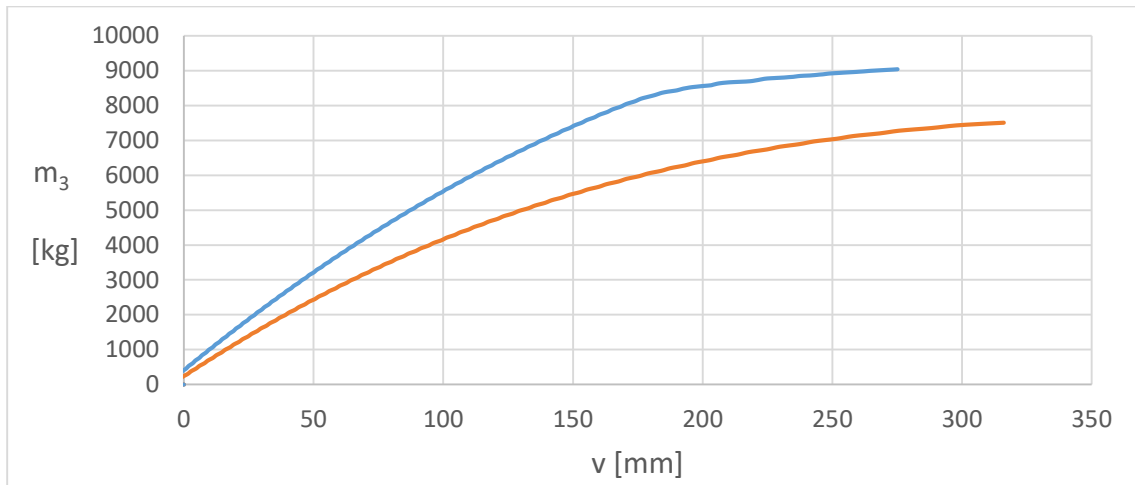


Figura 3-44 Si considera l'abbassamento della mezzeria della trave con inclinazione 45°, con carico concentrato ortogonale  $V_5$  e relativo carico di compressione  $V_7$ , convertiti in termini di massa dell'habitat che grava sull'asta laterale. In rosso la geometria di riferimento con pressione della membrana di 20 kPa e in blu con una pressione di 40 kPa

Si considera una massa dell'habitat a carico dell'asta centrale di 5000 kg con due valori di pressione interna della membrana: 20 kPa (in Blu) e 40 kPa (in rosso). Il decremento di spostamento in mezzeria è di circa il 50%. Questo garantisce un buon margine di

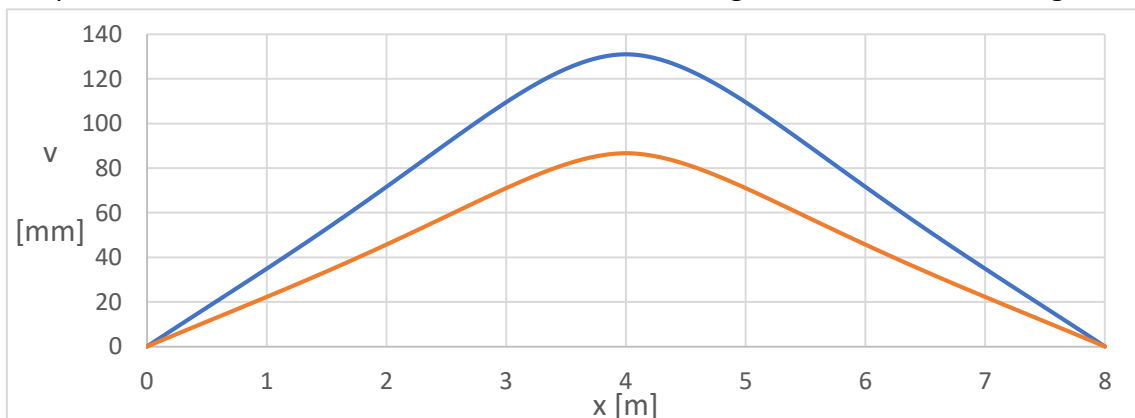


Figura 3-45 È riportata la deformata della trave, sulle ascisse la progressiva dell'asse, nel caso di massa  $m_3 = 5000$  kg con inclinazione 45° e pressione della membrana 20 kPa (in blu) e 40 kPa (in rosso)

operabilità nel caso si scelga di utilizzare la pressione della membrana come componente attiva nel mantenimento dell'assetto orizzontale.

Si ipotizza di variare la geometria della trave, raddoppiando l'area dei cavi (in rosso) o raddoppiando l'altezza della sezione costituente il corrente superiore (in blu). Nel grafico si può notare quanto entrambe le modifiche, a scapito di una piccola variazione della massa della struttura (nell'ordine della decina di kg su una luce di 8 m), comporta

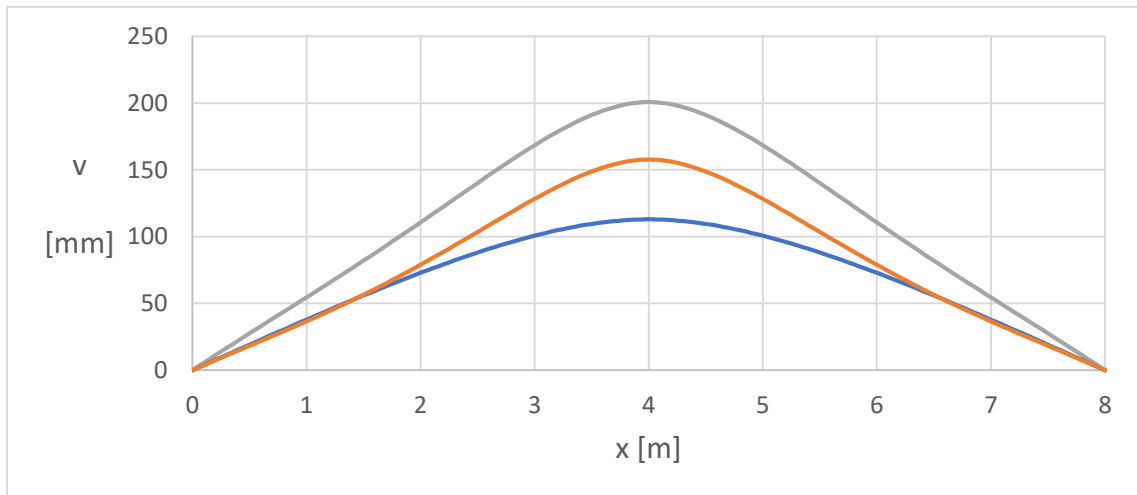


Figura 3-46 È riportata la deformata della trave, sulle ascisse la progressiva dell'asse, nel caso di massa  $m_3 = 5000$  kg con inclinazione  $0^\circ$  e geometria di riferimento (in grigio), area dei cavi resistenti doppia (in rosso) e sezione del corrente superiore con altezza doppia (in blu)

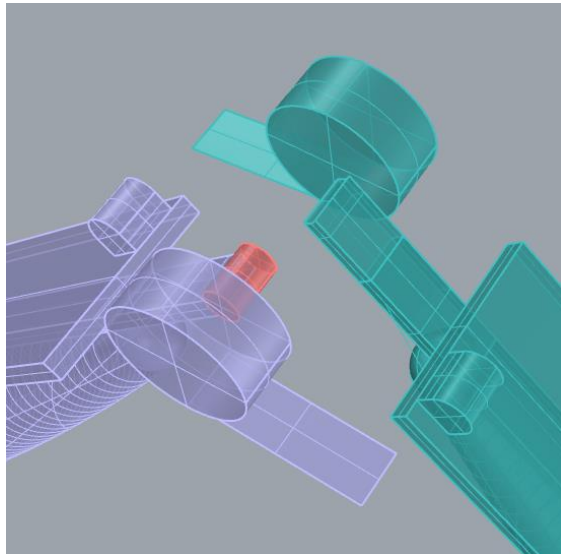
un notevole miglioramento della risposta deformativa della struttura. Tra le due componenti, il cavo partecipa più che altro nell'aumento del momento resistente, mentre il maggior contributo alla rigidità della trave di tipo tensairity deriva dal momento d'inerzia della sezione scatolare.

Poiché il modello richiede l'utilizzo di elementi finiti di contatto tra cavi e membrana, reagenti a compressione e non a trazioni, il risolutore utilizzato è basato sul metodo Newton-Raphson con ipotesi di grandi spostamenti. Ne deriva che le deformate calcolate sono deformate del second'ordine. Tuttavia, per l'ipotesi di modello simmetrico, il carico limite della struttura potrebbe essere sovrastimato, motivo per cui non è stato discusso questo aspetto nella trattazione della componente strutturale.

### 3.3. Rotismo del veicolo in fase di movimento

La caratteristica fondamentale di questo veicolo-habitat è che permette di controllare la quota dell'habitat e mantenerne l'assetto orizzontale.

Questa funzione è garantita da una coppia di pulegge poste in sommità (eventualmente accoppiate con un moltiplicatore). Ogni puleggia è solidale con un'asta. Attorno alla puleggia si avvolge un flessibile collegato al vincolo dell'asta centrale, in modo che la puleggia dell'asta di sinistra sia collegata al vincolo che scorre sull'asta laterale destra e viceversa.



*Figura 3-47 Esploso del rotismo in sommità al meccanismo. È rappresentata un tratto di flessibile per ogni puleggia e la cerniera cilindrica in rosso che garantisce lo svincolo e la rotazione relativa delle due travi*

La rotazione delle aste alla base, grazie alla cerniera cilindrica (in rosso in figura)

corrisponde ad una rotazione relativa tra le aste in sommità, ovvero ad una rotazione relativa tra un'asta e la puleggia solidale all'asta opposta. Questa rotazione causa un accorciamento o allungamento del flessibile.

L'entità di questa variazione di lunghezza è definita in modo da garantire di:

- sollevare l'habitat in modo che la funzione della quota rispetti determinate condizioni iniziali e finali descritte dall'equazione (61)
- mantenere la quota costante durante l'apertura e chiusura nel veicolo durante il tragitto

L'assetto orizzontale è garantito dall'utilizzo di due pulegge identiche per le due aste e dall'utilizzo di componenti strutturali (nella presente tesi, travi di tipologia Tensairity®) che garantiscano una deformata pressoché simmetrica delle due travi rispetto all'asse verticale passante per la sommità del meccanismo.



**Formulazione analitica**

Per ricavare l'equazione definente il raggio della puleggia (e quindi la sua forma), si ipotizza di considerare un'asta di forma generica, in cui il flessibile sia vincolato a seguire la forma dell'asta durante il suo movimento. Tale aspetto è realizzabile con coppie di rulli poste a distanze tali che la spezzata che ne derivi sia una buona approssimazione della forma dell'asta.

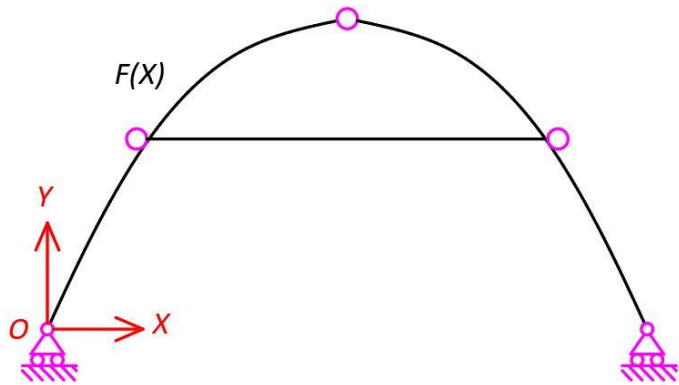


Figura 3-48 Schema del meccanismo a compasso nell'ipotesi generale di asta laterale di forma qualsiasi  $F(x)$

Si ipotizza che l'asta in questione abbia una forma definita da  $F(x)$ , funzione dell'ascissa spaziale orizzontale  $x$ .

Si considera una rotazione rigida  $\varphi$  dell'asta con centro il vincolo esterno sinistro. Si definiscono due sistemi di riferimento con la stessa origine nel vincolo:

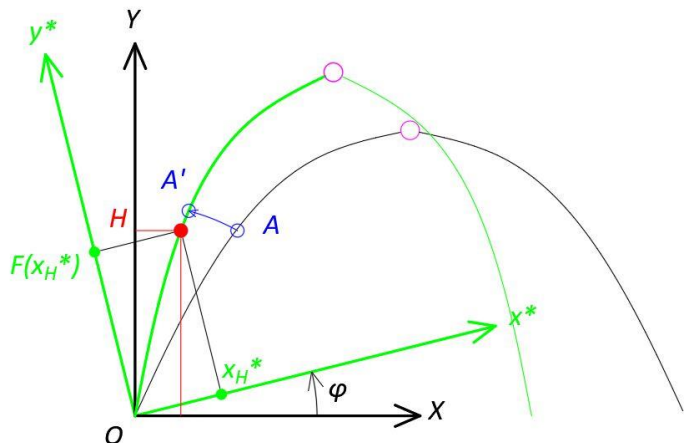


Figura 3-49 Schema di chiusura del meccanismo a compasso generico. Il punto  $A$  è il punto nella configurazione iniziale, il punto  $A'$  è la rotazione rigida del punto  $A$ , mentre il punto rosso ( $A''$ , etichetta omessa per chiarezza dello schema) è la nuova posizione del vincolo per mantenere la quota costante.  $x_H^*$  e  $F(x_H^*)$  sono le coordinate del punto  $A''$  nel SR  $(x^*, y^*)$  solidale con l'asta.

- il sistema di riferimento globale  $X, Y$ : fisso durante la rotazione e rispetto a cui si calcola la quota  $H$  del vincolo dell'asta centrale sull'asta laterale
- il sistema di riferimento locale  $(x^*, y^*)$ : questo è solidale con l'asta di forma  $F(x^*)$ , per cui l'asse  $x^*$  è ruotato di  $\varphi$  rispetto all'asse  $X$ , analogo per l'asse  $y^*$

Durante la rotazione dell'asta il punto A di quota H nel sistema di riferimento globale, ruota solidalmente con l'asta portandosi in posizione A', ad una quota maggiore di H.

Se si considera il caso in cui la quota debba rimanere costante allora il flessibile dovrà allungarsi di  $\Delta L_R$  per riportare il punto in A'', con quota H (Figura 3-50).

Per definire questo allungamento è necessario riscrivere la quota del punto A'' nel sistema di riferimento solidale con l'asta ( $x^*, y^*$ ) (Figura 3-49):

$$H = \text{sen } \varphi x_H^* + F(x_H^*) \cos \varphi \quad (47)$$

Per la definizione di questa equazione non è necessaria l'ipotesi di H costante, per cui è applicabile anche nella modalità di ascesa e discesa dell'habitat, ed è ottenuta con l'ipotesi di comportamento rigido dell'asta durante la rotazione. In base alla funzione  $F(x^*)$  può essere possibile riscrivere la precedente equazione per ottenere l'ascissa  $x_H^*$  del punto nel sistema di riferimento locale in funzione dell'angolo  $\varphi$  di rotazione.

Per definire la puleggia a raggio variabile è necessario prima definire la lunghezza del flessibile (Figura 3-51)

$$L_R = L_a - L_x \quad (48)$$

Dove  $L_x$  è la lunghezza della curva  $F(x^*)$  dal vincolo esterno fino al punto A'' ed  $L_a$  è la lunghezza della trave laterale, considerata costante durante il moto (per cui si ipotizzano trascurabili le variazioni della deformazioni della trave tra la configurazione iniziale e finale della fase di ascesa/discesa o della fase a quota costante).

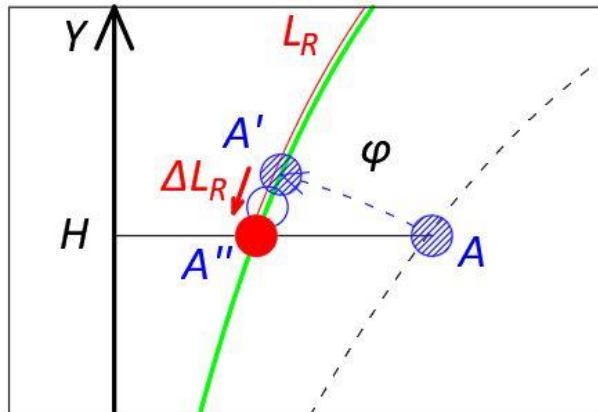


Figura 3-50 Dettaglio della variazione della posizione del vincolo. A: posizione del vincolo in configurazione iniziale. A': rotazione rigida rispetto al centro O del punto A. A'': traslazione del punto A' per effetto del rotismo in sommità.

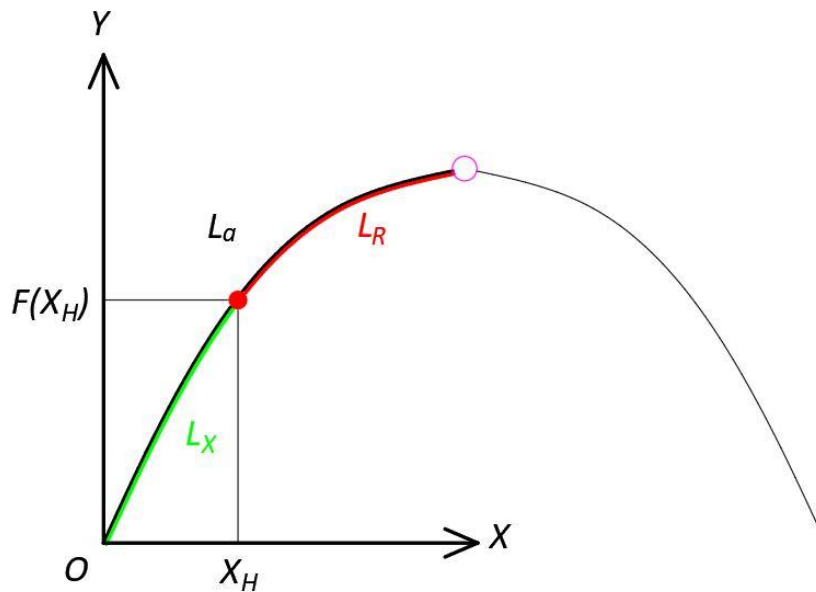


Figura 3-51 Schema del meccanismo a compasso con asta di forma qualsiasi.  $L_a$  indica la lunghezza dell'asta da vincolo esterno a sommità, dove è collocato il rotismo.  $L_R$  è la lunghezza del flessibile che collega il vincolo dell'asta centrale con la puleggia in sommità.  $L_x$  è la differenza tra queste lunghezze

È possibile definire  $L_x$  come integrale di linea nel sistema di riferimento locale  $(x^*, y^*)$  tra  $x^* = 0$  e  $x^* = x_H^*(\varphi)$

$$L_x = \int_0^{x_H^*(\varphi)} \sqrt{1 + \left(\frac{\partial F(x^*)}{\partial x^*}\right)^2} dx^* \quad (49)$$

La precedente equazione dipende dall'angolo di rotazione  $\varphi$  e dalla funzione definente la forma dell'asta laterale.

Poiché il meccanismo in esame presenta aste laterali simmetriche, si può mettere in relazione l'angolo tra le due aste con l'angolo alla base.

$$\theta_0 - \theta = \pi - 2(\varphi + \varphi_0) \quad (50)$$

Dove  $\varphi_0$  e  $\theta_0$  sono gli angoli iniziali mentre  $\varphi$  e  $\theta$  sono le rispettive variazioni (con significato differente da quello di angolo della configurazione iniziale della manovra di ascea).

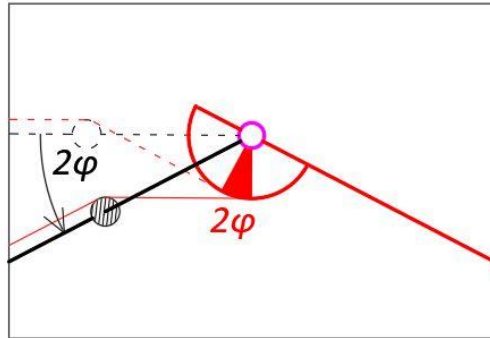


Figura 3-52 Dettaglio del rotismo in sommità. Rotazione dell'asta sinistra vista da un osservatore solidale con l'asta destra e corrispondenza tra rotazione relativa e rotazione della puleggia

Per il Teorema di Euclide sulla somma degli angoli interni del triangolo si ha  $\theta_0 = \pi - 2\varphi_0$  per cui l'equazione (50) diventa:

$$\theta = 2\varphi \quad (51)$$

È possibile definire il raggio della puleggia con rapporto di trasmissione unitario in relazione alla variazione dell'angolo tra le due aste.

$$d\theta R(\theta) = d(L_R) = -dL_x \quad (52)$$

Derivando l'equazione (52) e sostituendo insieme all'equazione (49) all'interno dell'equazione (52) si ottiene:

$$R(\theta) = -\frac{dL_x}{d\theta} = -\frac{1}{2} \frac{d}{d\varphi} \int_0^{x_H^*(\varphi)} \sqrt{1 + \left(\frac{\partial F(x^*)}{\partial x^*}\right)^2} dx^* \quad (53)$$

Per il Teorema fondamentale del calcolo integrale l'equazione (53) diventa:

$$R(\theta) = -\frac{1}{2} \sqrt{1 + \left(\frac{\partial F(x^*)}{\partial x^*} \Big|_{x_H^*(\varphi)}\right)^2} \frac{\partial x_H^*(\varphi)}{\partial \varphi} \quad (54)$$

La formula così ottenuta è valida per qualsiasi forma di asta. Nel caso di funzioni  $F(x^*)$  che non permettano di ottenere dall'equazione (47)  $x_H^*$  in forma chiusa è sempre possibile risolvere numericamente la (47) e la (54) ottenendo la funzione  $R(\theta)$  per punti.

### Asta rettilinea

Si considera come  $F(x^*)$  una funzione lineare in quanto ci permette di analizzare in forma chiusa la definizione del raggio di curvatura. Inoltre finché le sollecitazioni sulle aste laterali sono simili, lo sono anche le deformate, che comporta il mantenimento dell'assetto orizzontale anche se in presenza di un abbassamento del valore della quota  $H$  sul terreno dell'asta centrale.

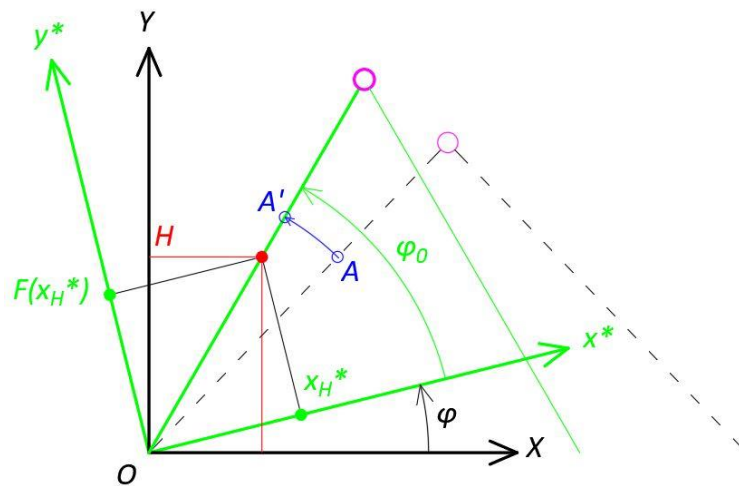


Figura 3-53 Schema di chiusura del meccanismo a compasso con asta di forma lineare. Il punto A è il punto nella configurazione iniziale, il punto A' è la rotazione rigida del punto A, mentre il punto rosso (A'', etichetta omessa per chiarezza dello schema) è la nuova posizione del vincolo per mantenere la quota costante.  $x_H^*$  e  $F(x_H^*)$  sono le coordinate del punto A'' nel SR  $(x^*, y^*)$  solidale con l'asta

Si definisce quindi la funzione  $F(x^*)$  come segue:

$$F(x^*) = \tan \varphi_0 x^* \quad (55)$$

La derivata prima dell'equazione (51) è costante e pari a  $\tan \varphi_0$ , mentre l'equazione (47) può essere riscritta nella forma:

$$x_H^*(\varphi) = \frac{H \cos \varphi_0}{\sin (\varphi + \varphi_0)} \quad (56)$$

Infatti nel caso della rotazione di una retta la nuova funzione  $F(x)$  nel sistema di riferimento globale avrà come coefficiente angolare  $\tan(\varphi + \theta_0)$  per cui sarà possibile scrivere l'equazione seguente che uguaglia l'ipotenusa del triangolo ABC e quella del triangolo ABD:

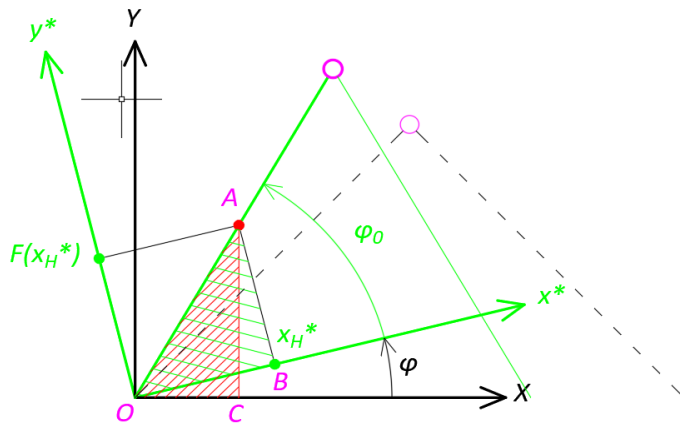


Figura 3-54 Dimostrazione con identità geometrica dell'equazione (57)

$$\frac{x_H^*(\varphi)}{\cos \varphi_0} = \frac{H}{\sin(\varphi + \varphi_0)} \quad (57)$$

Per cui il raggio della puleggia è dato dalla seguente formula (dove si è sostituito  $\varphi + \varphi_0$  con  $\varphi$ , per semplicità di utilizzo delle formule in seguito):

$$R(\theta) = -\frac{H'(\varphi)}{2 \sin(\varphi)} + \frac{H(\varphi) \cos(\varphi)}{2 \sin^2(\varphi)} \quad (58)$$

### Altezza costante

Nell'ipotesi in cui H sia costante, derivando la (56) e sostituendo nella (58) si ottiene (

$$R(\theta) = \frac{\cos(\varphi)H}{2 \sin^2(\varphi)} \quad (59)$$

Si diagramma il raggio della puleggia al variare dell'angolo  $\varphi$  tra  $\varphi_1$  e  $\varphi_2$  definiti precedentemente nel modello analitico del compasso rispettivamente tra  $30^\circ$  e  $60^\circ$  e in modo tale che lo spostamento  $s_r$  dei vincoli alla base sia pari a 1 m. Si osserva come la dimensione del raggio aumenti al diminuire del valore di  $\varphi_1$ . Osservano la precedente

equazione si può notare come il valore del raggio non sia influenzato dalla scelta dell'ampiezza della variazione dell'angolo  $\varphi_1 - \varphi_2$ .

I valori che si ottengono sono nel caso in cui il rapporto di trasmissione sia pari a 1. Poiché la variazione dell'angolo tra  $\varphi_0$  e  $\varphi_1$  nelle succitate ipotesi è minore di  $8^\circ$  è possibile ridurre notevolmente il raggio della puleggia. Tuttavia raggi minori richiedono maggior precisione nella realizzazione della puleggia e di tutti i meccanismi collegati.

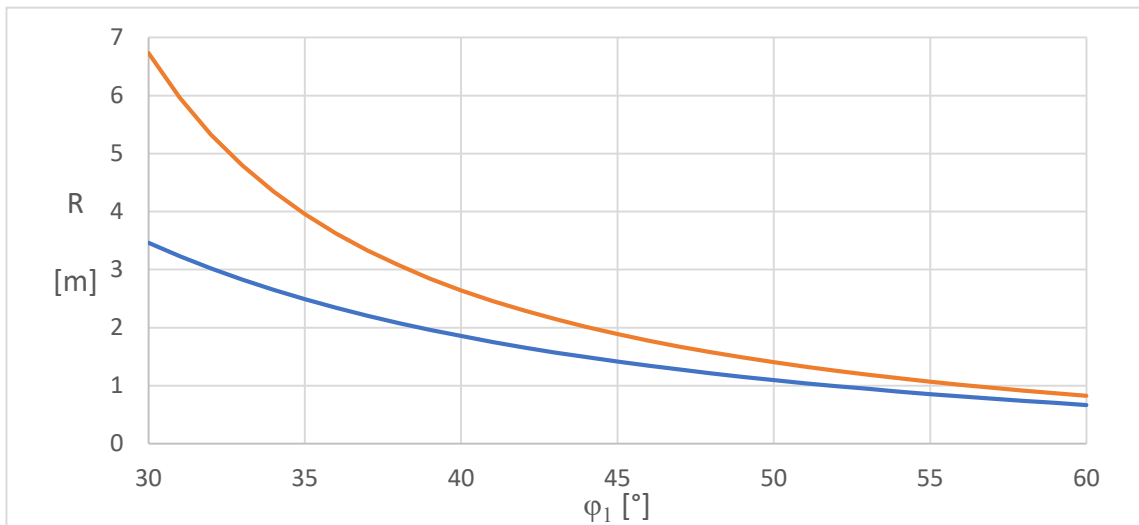


Figura 3-55 È diagrammato il valore del raggio della puleggia nella configurazione iniziale della fase di apertura a quota costante (in blu) e nella configurazione finale (in rosso), al variare dell'angolo  $\varphi_1$  della configurazione iniziale della fase di apertura

### Fase ascesa

In questa modalità la quota non è costante, ma varia tra un valore iniziale  $H_0$  e un valore finale  $H_1$ , che coincide con la quota della fase a quota costante.

Vi sono due condizioni che la funzione di H deve rispettare, come visto nel capitolo 3.1:

1. Le velocità dei centri di massa del compasso siano nulle all'istante iniziale  $t = t_0$  e all'istante finale  $t = t_1$  poiché l'asta si deve fermare quando arriva in quota.
2. Il raggio della puleggia a fine della fase di ascesa deve coincidere con il raggio della puleggia nella fase a quota costante, così da garantire continuità nel raggio della puleggia, e presentare continuità anche nella derivata prima rispetto all'angolo, per evitare la presenza di punti angolosi

La prima condizione è trattata nel capitolo 3.1.

La seconda condizione si traduce nella seguente equazione, nell'ipotesi di  $F(x)$  lineare dell'equazione (55):

$$-\frac{H'(\varphi_1)}{2 \sin(\varphi_1)} + \frac{H(\varphi_1) \cos(\varphi_1)}{2 \sin^2(\varphi_1)} = \frac{H_1 \cos(\varphi_1)}{2 \sin^2(\varphi_1)} \quad (60)$$

Tenendo conto che  $H(\varphi_1) = H_1$  e semplificando l'equazione (60) si ottiene:

$$H'(\varphi_1) = 0 \quad (61)$$

Analogamente, derivando la funzione del raggio della puleggia rispetto all'angolo, e imponendo continuità della derivata con la configurazione iniziale della fase a quota costante, si ottiene la condizione:

$$H''(\varphi_1) = 0 \quad (62)$$

La funzione  $H(\varphi)$  deve soddisfare l'equazione (61) ed valere  $H(\varphi_0) = H_0$  e  $H(\varphi_1) = H_1$ . La funzione più semplice che soddisfi tali condizioni è una parabolica con vertice in  $\varphi_1$ :

$$H(\varphi) = \frac{H_0 - H_1}{(\varphi_0 - \varphi_1)^3} (\varphi - \varphi_1)^3 + H_1 \quad (63)$$

Perché l'equazione (58) sia valida dev'essere rispettata una delle seguenti condizioni, che derivano dall'aver imposto che  $R(\theta)$ . Posto noto  $\varphi_1$  allora:

$$\begin{aligned} \varphi_0 &> \varphi_1 \\ \varphi_0 - 2 \left(1 - \frac{H_1}{H_0}\right) \tan \varphi_0 &< \varphi_1 \end{aligned} \quad (64)$$

Per la definizione precedente nel caso di quota costante, quando il compasso si apre, l'angolo alla base  $\varphi$  diminuisce (rotazione oraria) mentre quello in sommità aumenta (rotazione antioraria). Per cui ne deriva ad una rotazione oraria dell'asta laterale sinistra corrisponde un accorciamento della cinghia. Se  $R(\theta)$  risulta negativo significa che è necessario che ad una rotazione oraria dell'asta laterale sinistra corrisponde un



allungamento della cinghia. Ciò causerebbe una discontinuità nel funzionamento della puleggia da cui deriva la condizione (64).

Per l'ipotesi del caso in esame  $\frac{H_1}{H_0} = 4$  per cui la seconda condizione di (64) non può essere mai verificata nell'intervallo  $\left[0, \frac{\pi}{2}\right]$  per cui l'angolo della configurazione iniziale con  $H_0$  dev'essere maggiore dell'angolo finale della fase di ascesa dell'asta centrale.

Questo comporta un ulteriore vantaggio: durante la fase di ascesa dell'asta centrale, le masse delle due aste laterali scendono di quota, partecipando passivamente all'alzata dell'asta centrale. Questo contributo è tanto più importante quanto la differenza tra le masse dell'habitat e delle aste laterali è minore.

Si analizza come il raggio della puleggia vari considerando un'ampiezza maggiore nella quale si esegue la manovra di ascesa dell'habitat. Si scelgono per  $s_r$ , lo spostamento del vincolo destro, tre valori: 1m, 2m, 4m. Dal valore di  $s_r$  si ottiene il valore dell'angolo iniziale, tenendo conto che questo dovrà essere maggiore dell'angolo da cui inizia la fase ad H costante.

Dal grafico è possibile osservare come il raggio R vari con un andamento di proporzionalità inversa con  $s_r$ . Infatti considerando un valore doppio di  $s_r$  il valore del raggio R viene dimezzato. Per limitare la variazione del raggio tra fase ad H costante e istante iniziale della fase di ascesa è bene utilizzare valori di  $s_r$  superiori a 2 m.

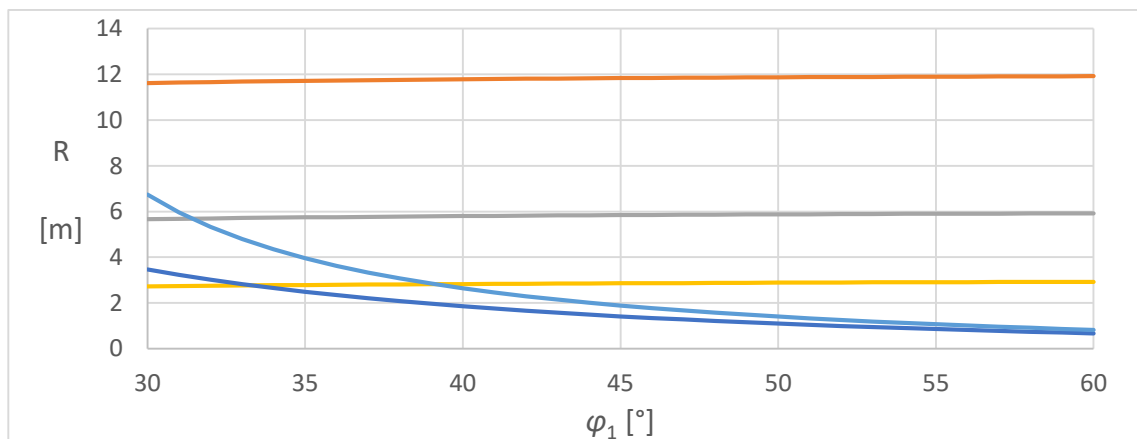


Figura 3-56 È diagrammato il valore del raggio della puleggia nella configurazione iniziale della fase di apertura nella modalità di ascesa dell'habitat in funzione dell'angolo  $\varphi_1$  e per diversi valori di  $s_r$ : 1 m (in rosso), 2 m (in grigio), 4m (in giallo). Questi sono messi a confronto con l'andamento del raggio nella configurazione iniziale (in blu) e finale (in azzurro) di apertura con modalità a quota costante, al variare dell'angolo  $\varphi_1$

### Moltiplicatore

Osservando i valori ottenuti per il raggio della puleggia si osserva come questi siano dell'ordine del metro, non adatti ad essere messi in pratica, per cui è necessario ricorrere all'utilizzo di un moltiplicatore. Questo dispositivo ha lo scopo di trasmettere un movimento rotatorio tra due organi rotanti, nel nostro caso la cerniera in sommità e le pulegge poste sulle aste, aumentandone la velocità angolare.

È possibile definire il rapporto di trasmissione tra una ruota conduttrice di raggio  $r_1$ , velocità angolare  $\omega_1$  ed una ruota condotta di raggio  $r_2$ , velocità angolare  $\omega_2$  con la seguente equazione:

$$\alpha = \frac{r_1}{r_2} = \frac{\omega_2}{\omega_1} \quad (65)$$

Il raggio della puleggia nel caso in cui la puleggia sia unica sia per la fase di ascesa/discesa che per quella a velocità costante assume valore massimo in corrispondenza dell'istante iniziale della fase di ascesa, tanto più grande quanto più piccolo è  $s_r$ , lo spostamento del vincolo mobile, ovvero tanto più piccola è la variazione dell'angolo  $\varphi$ .

Possiamo riscrivere la formula (65) in funzione degli angoli di rotazione nell'unità di tempo della ruota conduttrice  $\theta_1$  e della ruota condotta  $\theta_2$ :

$$\alpha = \frac{\theta_2}{\theta_1} \quad (66)$$

Sostituendo l'equazione (66) nell'equazione (50) si ottiene:

$$\theta_2 = \alpha \theta_1 = 2 \alpha \varphi \quad (67)$$

Per cui la formulazione generale del raggio della puleggia si ottiene applicando la precedente equazioni alla (58):

$$R(\theta) = \frac{1}{2 \alpha} \left( -\frac{H'(\varphi)}{\sin(\varphi)} + \frac{H(\varphi) \cos(\varphi)}{\sin^2(\varphi)} \right) \quad (68)$$

## 4. CONCLUSIONI

### 4.1. Validità del veicolo nella fase di moto

Per poter verificare la validità del veicolo si analizza l'assetto e quota dell'habitat nell'ipotesi di travi deformabili.

A tal fine si considera il comportamento della struttura in fase di movimentazione con quota costante, poiché si ipotizza che questa modalità sia quella preponderante. Inoltre si definisce, insieme ai dati geometrici e di massa già definiti in precedenza, anche l'angolo  $\varphi_1$  della configurazione iniziale della fase di apertura. Per poter scegliere il valore di  $\varphi_1$  si tiene conto del comportamento della struttura a compasso in termini di variazione della lunghezza dell'asta centrale (Figura 3-26). È possibile osservare come questa variazione sia pressoché nulla (minore di 1 cm) per un valore di  $\varphi_1 = 42^\circ$ . Si considera quindi un angolo pari a  $45^\circ$ , prevedendo un margine di sicurezza nella progettazione e realizzazione del veicolo-habitat e della determinazione del centro di massa dell'habitat.

I dati del caso in esame sono riepilogati nella Tabella 4-1.

Tabella 4-1 Dati del veicolo-habitat analizzato

$m_1$	Massa dell'asta 1	[kg]	100
$m_2$	Massa dell'asta 2	[kg]	100
$m_3$	Massa dell'asta centrale	[kg]	5000
$L_a$	Lunghezza delle aste laterali	[m]	8
$d_1$	distanza del centro di massa dell'asta 1 dall'estremo appoggiato a terra	[m]	4
$d_2$	distanza del centro di massa dell'asta 2 dall'estremo appoggiato a terra	[m]	4
$H$	quota rispetto al terreno dell'asta 3	[m]	2
$S_r$	Spostamento del vincolo destro	[m]	1
$\varphi_1$	Angolo nella configurazione iniziale della fase di apertura	[°]	45

È possibile tracciare le curve relative alle variazioni delle forze vincolari dell'asta centrale che vengono trasmesse alle aste laterali. Si ricorda che  $V_5$  e  $V_6$  per le aste laterali

## Conclusioni

costituiscono carico concentrati normali all'asse, che ne causano la flessione, mentre  $V_7$  e  $V_8$ , sono sforzi normali di compressione applicati in sommità.

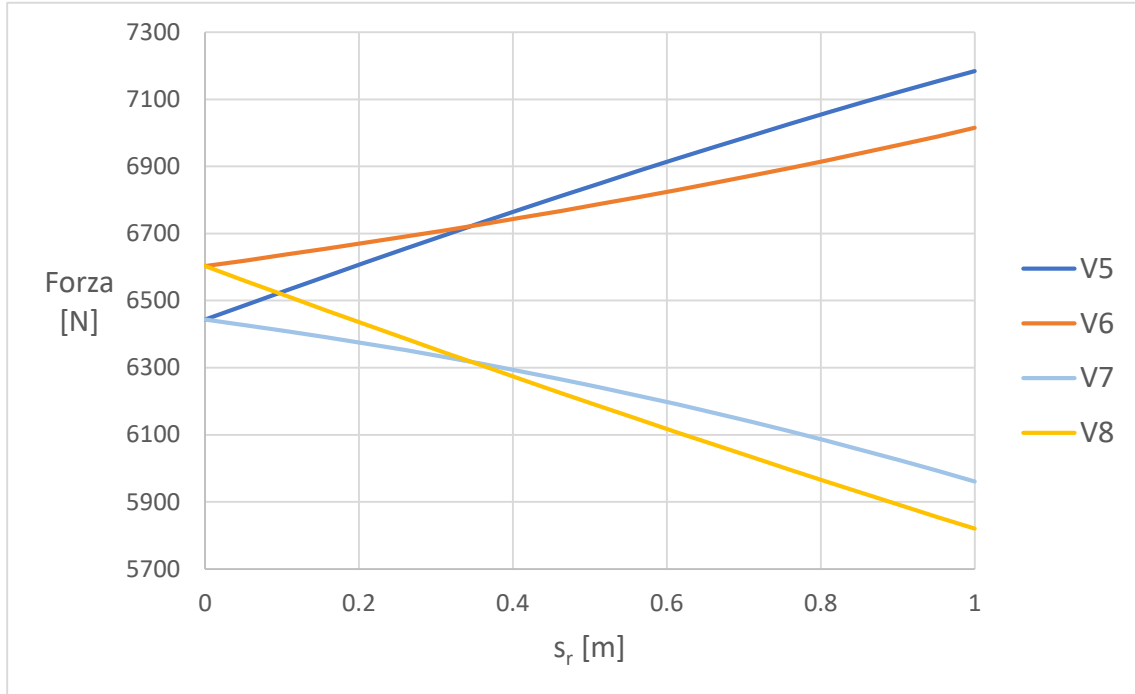


Figura 4-1 Variazione delle reazioni vincolari dell'asta centrale in funzione dello spostamento della base del compasso

Note queste forze si applicano al modello ANSYS della trave tensairity. Con ipotesi cautelativa si considerano le forze  $V_5$  e  $V_6$  applicate nella mezzeria della trave, posizione in cui si massimizza l'effetto deformativo di tale forza. Inoltre per l'analisi dell'assetto e quota dell'habitat si considerano i valori massimi di spostamento normale e parallelo all'asse della trave (ipotesi cautelativi).

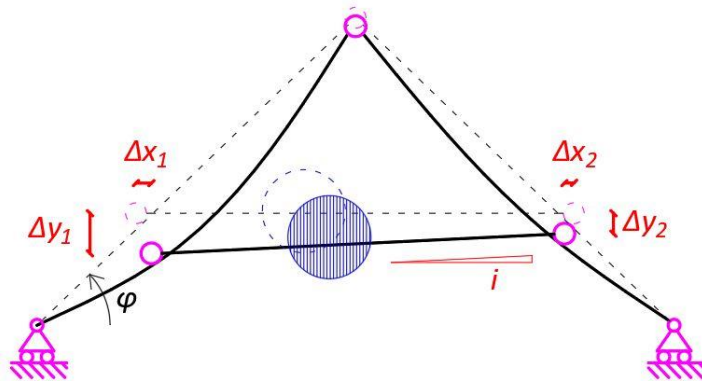


Figura 4-2 Schema del compasso nell'ipotesi di travi deformabili laterali, dove gli spostamenti sono positivi se orizzontali verso destra o verticali verso l'alto

## Conclusioni

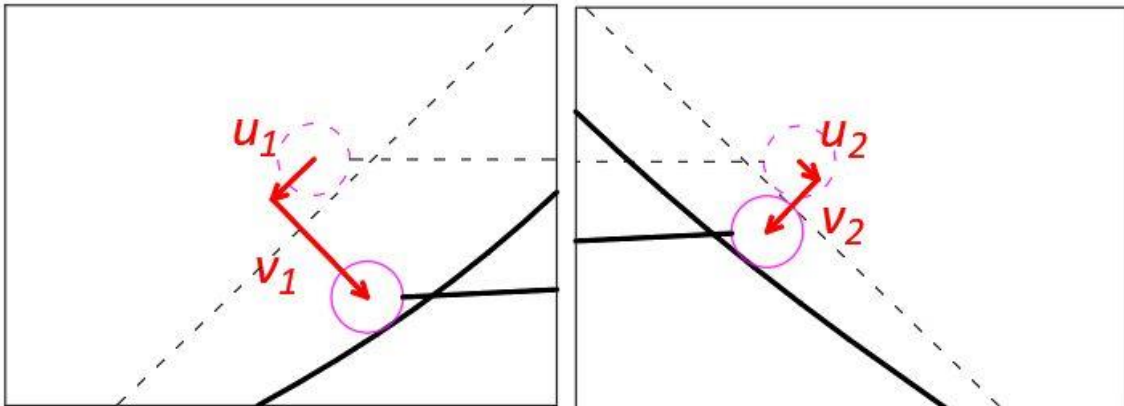


Figura 4-3 A sinistra il dettaglio del vincolo sinistro dell'asta centrale e a destra il dettaglio del vincolo destro. Gli spostamenti sono quelli calcolati per le rispettive forze vincolari, considerando positivi se concordi con i versi in figura. Le linee tratteggiate identificano lo schema con ipotesi di aste rigide relative all'angolo  $\varphi$  considerato

Si calcola lo spostamento risultante da semplici osservazioni trigonometriche e si definisce la variazione media della quota, considerando negativo se tende a ridurre la quota della configurazione con aste rigide:

$$\Delta H_{med} = \frac{\Delta y_1 + \Delta y_2}{2} \quad (69)$$

Si definisce anche la differenza tra la quota media di ogni istante e la media di tutte le quote medie della fase di apertura, così da separare l'abbassamento stabile della struttura, dovuto alla presenza delle sollecitazioni, dalla quota parte dovuta alla variazione di tali sollecitazioni:

$$\Delta H_r = media(\Delta H_{med}) \quad (70)$$

Si definisce anche la pendenza come:

$$i = \frac{\Delta y_2 - \Delta y_1}{L_T - \Delta x_1 + \Delta x_2} \quad (71)$$

Dal grafico seguente si può notare come l'habitat subisca un abbassamento medio durante tutto la fase di apertura a quota costante pari a circa 10 cm. Questo può essere

## Conclusioni

compensato prevedendo un valore di riferimento  $H_1$  maggiore, comprensivo dell'abbassamento previsto in fase di utilizzo.

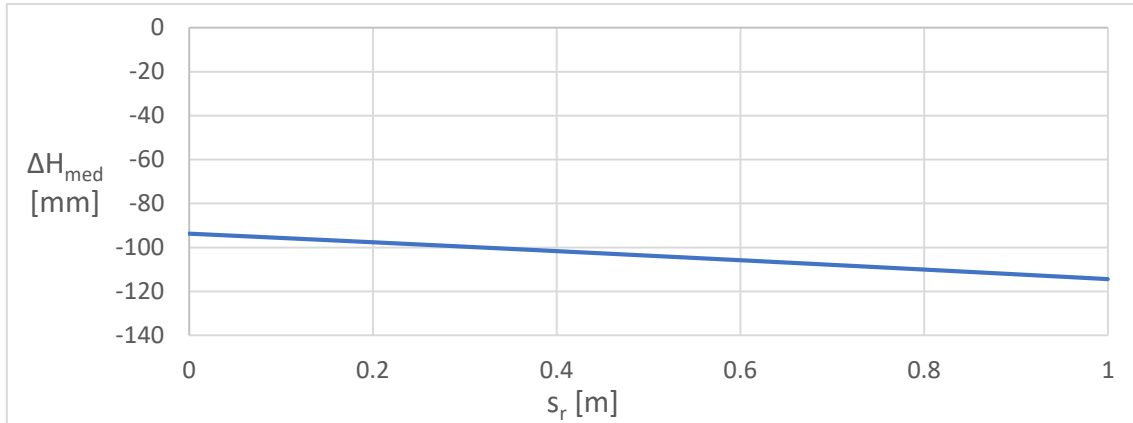


Figura 4-4 Variazione media della quota del meccanismo considerato con aste laterali deformabili, rispetto alla quota di riferimento  $H = 2$  m

Si considera la variazione di quota rispetto al valore medio della fase di apertura, pari a  $H_1 = 1.9$  m, per tener conto della variazione di quota durante il tragitto.

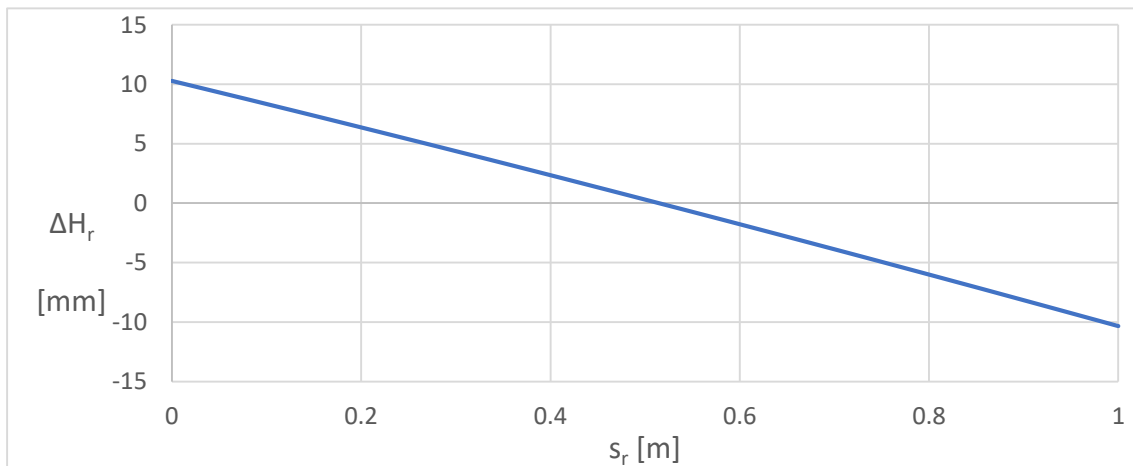


Figura 4-5 Grafico con la variazione di quota media tra i due estremi dell'asta centrale, con lo spostamento alla base sull'asse delle ascisse. Se il valore è negativo l'asta si è abbassata

Una variazione di circa 1 cm durante il tragitto implica una variazione dell'energia potenziale del sistema dovuta alla massa dell'habitat di circa 200 J equivalente a quella dovuta alla variazione di quota del baricentro delle aste laterali, pari a 28 cm. Ulteriori considerazioni riguardanti il consumo energetico del veicolo richiedono la sua definizione in dettaglio con la quantificazione delle forze dissipative in atto durante il moto.

## Conclusioni

In quanto all'assetto dell'habitat nel caso di aste laterali composte da travi deformabili, è interessante notare come l'eccentricità che nasce durante l'apertura del meccanismo a compasso non è tale da generare una pendenza maggiore di 0.06 %.

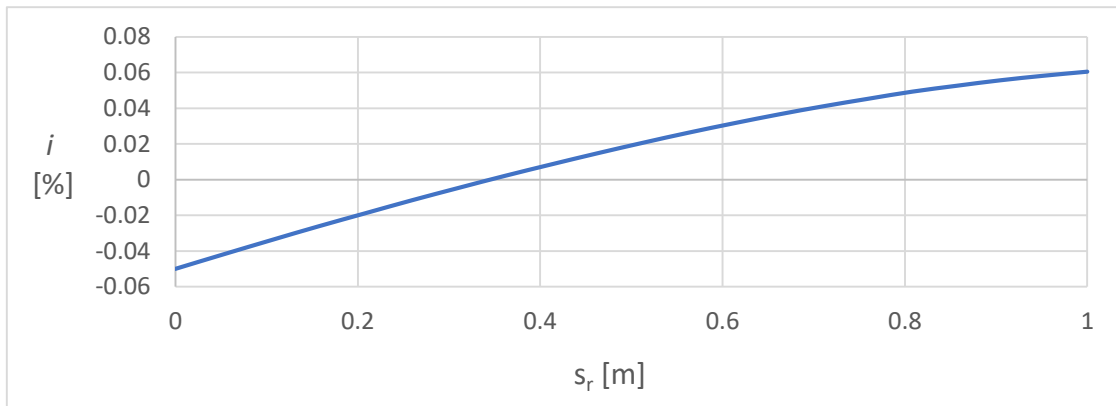


Figura 4-6 Grafico della pendenza della trave centrale in funzione dello spostamento alla base del compasso

È possibile inoltre definire la forma della puleggia in presenza di un moltiplicatore con rapporto 30. Il tratto rappresentato in figura è quello che regola il mantenimento dell'assetto e della quota durante il tragitto.

Per completezza si analizza la fase di ascesa di questo meccanismo con angolo  $\varphi_1$  pari a  $45^\circ$  nell'ipotesi di spostamento  $s_r$  pari a 2 m e a 4 m. Per poter

confrontare questi due casi si definisce lo spostamento adimensionale  $s_r / s_{rmax}$ , con valore tra -1 e 0 se modalità di ascesa, tra 0 e 1 se modalità con quota costante.

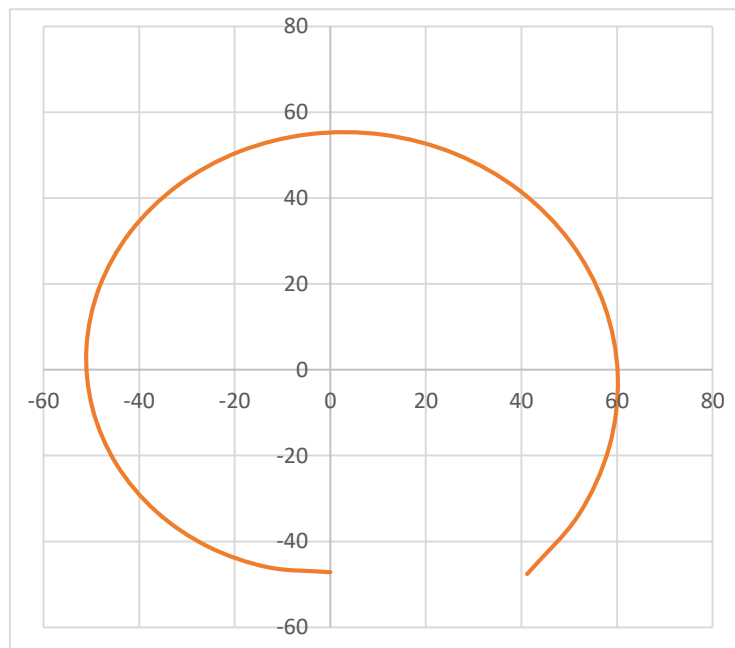


Figura 4-7 Vista laterale della guida della puleggia collegata al flessibile dell'asta di sinistra, collegata con un moltiplicatore con rapporto di trasmissione 30, nella configurazione iniziale della fase di apertura

## Conclusioni

È possibile osservare come il carico ortogonale all'asse dell'asta sinistra presenti una variazione tanto maggiore quanto è maggiore l'apertura del compasso. Il caso di  $s_r$  pari a 2 m presenta una variazione di  $V_5$  dello stesso ordine di quella della fase a quota costante.

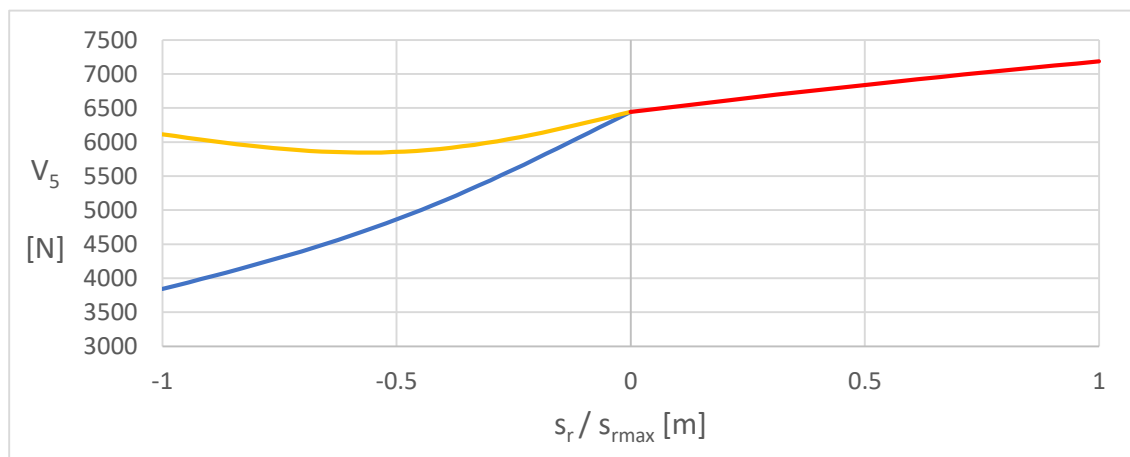


Figura 4-8 Forza ortogonale all'asse dell'asta laterale sinistra, in funzione dello spostamento adimensionale. L'origine coincide con la configurazione iniziale della fase di apertura con angolo  $\varphi_1$ . In rosso la fase a quota costante, in blu la fase di ascesa/discesa con spostamento di 4 m, e in giallo di 2 m

Al contrario della forza  $V_5$ , la forza analoga applicata all'asta laterale opposta  $V_6$  non presenta una sostanziale differenza tra il caso con spostamento  $s_r = 2$  m (in giallo) e  $s_r = 4$  m (in blu). Questo è dovuto al fatto che il punto di applicazione di questa forza sull'asta centrale è ad una distanza variabile dal centro di massa dell'habitat, al contrario della forza  $V_5$ , la cui distanza rimane costante.

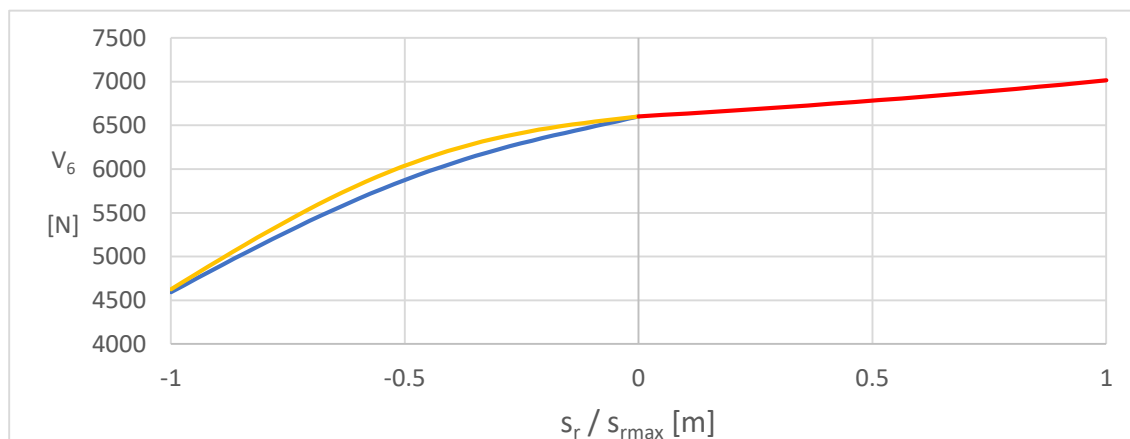


Figura 4-9 Forza ortogonale all'asse dell'asta laterale destra, in funzione dello spostamento adimensionale. L'origine coincide con la configurazione iniziale della fase di apertura con angolo  $\varphi_1$ . In rosso la fase a quota costante, in blu la fase di ascesa/discesa con spostamento di 4 m, e in giallo di 2 m



## Conclusioni

Lo spostamento  $s_r$  influisce sulla lunghezza dell'asta centrale  $L_T$ . Dal grafico seguente si può notare che per  $s_r = 2$  m (in giallo) la lunghezza diminuisce dalla configurazione iniziale della fase di ascesa, mentre per  $s_r = 4$  m (in blu) si abbia un aumento di tale lunghezza. Questo aspetto è spiegabile dal fatto, a parità quota, l'asta centrale minore è quella del meccanismo con angolo più grande. A confronto della fase di ascesa/discesa, quella a quota costante presenta una variazione di  $L_T$  trascurabile. La scelta dello spostamento  $s_r = 4$  m permette di limitare la lunghezza della trave, ottimizzando la struttura.

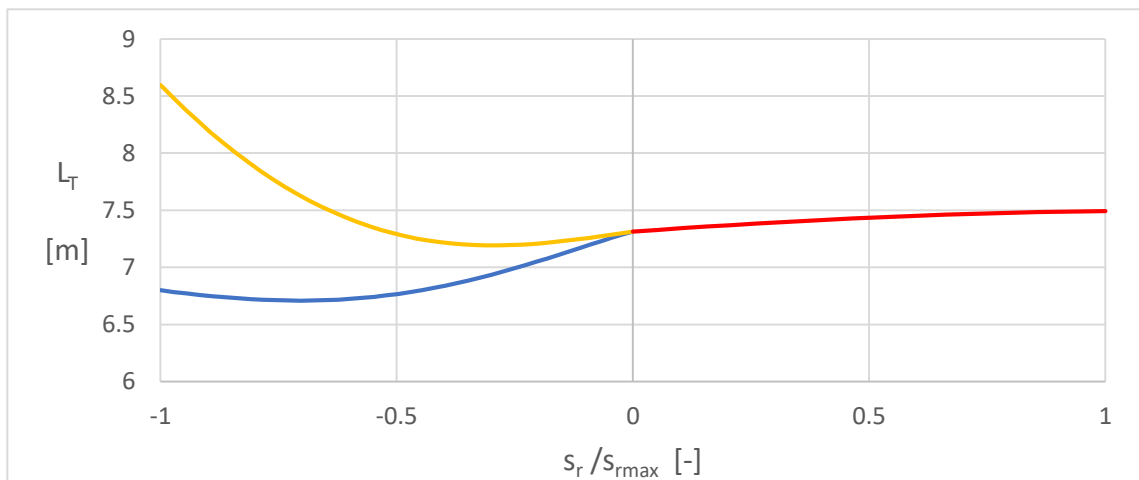


Figura 4-10 Lunghezza dell'asta centrale nella fase di ascesa per uno spostamento  $s_r = 2$  m (in giallo) e 4 m (in blu), messe a confronto con la fase a quota costante.

Si ipotizza di realizzare un'unica puleggia per entrambe le fasi, di ascesa e a quota costante, considerando uno spostamento  $s_r = 2$  m (in giallo) e 4 m (in blu). È evidente come il primo comporti la realizzazione di una puleggia di dimensione maggiore.

È possibile suddividere il meccanismo in due pulegge o considerare l'utilizzo di due moltiplicatori con due rapporti di trasmissione differenti.

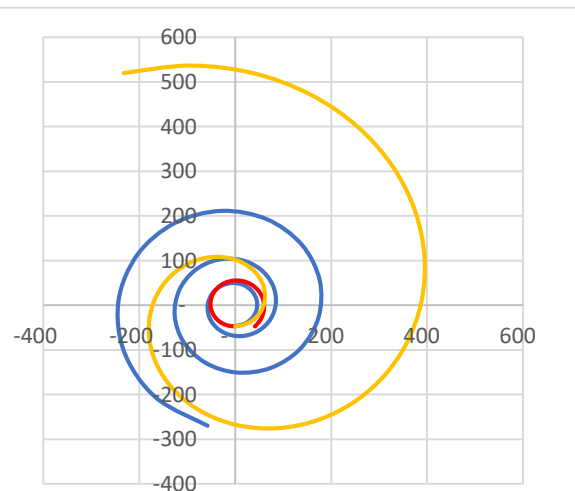


Figura 4-11 Vista laterale della puleggia collegata al flessibile di sinistra. In rosso la guida della puleggia della fase a quota costante, in giallo la fase d'ascesa con spostamento 2 m, e in blu con spostamento 4 m

## **4.2. Futuri sviluppi**

Vi sono notevoli possibilità sia nell'ambito di un'analisi più approfondita di questo veicolo-habitat, sia nella creazione di varie tipologie fondate sullo stesso funzionamento, sia nel potenziamento di questo funzionamento.

Il veicolo-habitat presentato in questa tesi è definito per un terreno tendenzialmente piano. Seppur la grande luce tra gli appoggi permetta di diminuire la pendenza dell'habitat in presenza di variazioni del terreno locali, a differenza di un classico habitat a vagone o treno, è necessario sviluppare una modalità anche per affrontare terreni inclinati. Questo funzionamento può essere raggiunto realizzando una coppia di pulegge non simmetriche che permette di differenziare la variazione della lunghezza del flessibile lungo le due aste, permettendo di mantenere l'assetto orizzontale o limitarne la pendenza.

Inoltre è necessario quantificare il dispendio di energia di questo meccanismo, mettendolo a confronto con altre tipologie di veicolo, e definire sia i costi di trasporto e fabbricazione, che la durabilità dei meccanismi in presenza di sbalzi termici importanti e di tempeste di sabbia frequenti.

Un altro aspetto che necessita future ricerche è la stabilità del veicolo fuori dal piano individuato dal compasso, sia in presenza di un andamento non regolare del terreno in questa direzione, sia in presenza di spostamenti o slittamenti.

Anche la possibile torsione dell'asta centrale per effetto della massa dell'habitat dev'essere presa in esame, e come essa si trasmetta al meccanismo a compasso.

Come elemento strutturale può essere analizzato l'utilizzo di archi tensairity o strutture più complesse con comportamento tridimensionale, come volte e cupole, per garantire maggior stabilità del mezzo.

Vi sono alcune ricerche riguardanti la creazione di fibre di basalto, polietilene ad alta densità e materiali cementizi in situ sulla superficie di Marte, che potrebbero permettere di ridurre ulteriormente i costi del trasporto di questo veicolo-habitat.

Può essere investigata la realizzazione di rover separabili dal veicolo habitat quando esso è stazionario, per essere utilizzati a fini esplorativi nelle sue prossimità.

## Conclusioni

---

Inoltre può essere indagata la possibilità di realizzare veicolo-habitat in serie o in parallelo, i cui alloggi abitativi possono essere collegati da corridoi gonfiabili.

È possibile indagare il comportamento e la richiesta energetica del meccanismo a compasso nel caso in cui l'habitat si muova di moto uniforme, ovvero quando la variazione di energia meccanica è a carico delle sole aste laterali.

Seppur il numero di ruote montate sul veicolo-habitat e la loro tipologia sia coerente con quelle montate sui rover passati e presenti, è necessario indagare sulla stabilità degli appoggi del veicolo-habitat in presenza di differenti tipologie di terreno.



## 5. BIBLIOGRAFIA E SITOGRAFIA

- [1] «Technological Innovations of the Age of Exploration,» [Online]. Available: <https://sites.google.com/a/ucps.k12.nc.us/mrms-7th-grade-social-studies-textbook/the-age-of-exploration/technological-innovations-of-the-age-of-exploration>.
- [2] «NEWS ON WORLD POPULATION TRENDS,» 29 Agosto 2017. [Online]. Available: <https://www.unfpa.org/world-population-trends>.
- [3] K. MacNamara, «Humans overshoot 2020 planetary 'budget' on August 22: report,» 20 Agosto 2020. [Online]. Available: <https://phys.org/news/2020-08-humans-overshoot-planetary-august.html>.
- [4] «NASA - NASA Selects 'MAVEN' Mission to Study Mars Atmosphere,» 15 Settembre 2008. [Online]. Available: [https://www.nasa.gov/mission\\_pages/mars/news/maven\\_20080915.html](https://www.nasa.gov/mission_pages/mars/news/maven_20080915.html).
- [5] D. Castelvechi, «Mystery over Universe's expansion deepens with fresh data,» 15 Luglio 2020. [Online]. Available: <https://www.nature.com/articles/d41586-020-02126-6>.
- [6] «The 'Canali' and the First Martians,» [Online]. Available: [https://www.nasa.gov/audience/forstudents/postsecondary/features/F\\_Canali\\_and\\_First\\_Martians.html](https://www.nasa.gov/audience/forstudents/postsecondary/features/F_Canali_and_First_Martians.html).
- [7] «"Il lancio dello Sputnik, 60 anni fa",» 4 Ottobre 2017. [Online]. Available: <https://www.ilpost.it/2017/10/04/sputnik/>.
- [8] «"Mission to Earth - Explorer 1",» [Online]. Available: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/explorer-1/>.
- [9] E. Dohrer, «Laika the Dog & the First Animals in Space,» 31 Maggio 2017. [Online]. Available: <https://www.space.com/17764-laika-first-animals-in-space.html>.

## Bibliografia e Sitografia

---

- [10] K. Grinter, «Chimpanzee Ham with Trainers,» [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/image-feature/chimpanzee-ham-with-trainers>.
- [11] «Vostok 1,» [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1961-012A>.
- [12] «Mercury-Redstone 3,» [Online]. Available: [https://www.nasa.gov/mission\\_pages/mercury/missions/freedom7.html](https://www.nasa.gov/mission_pages/mercury/missions/freedom7.html).
- [13] «Mercury-Atlas 6,» [Online]. Available: [https://www.nasa.gov/mission\\_pages/mercury/missions/friendship7.html](https://www.nasa.gov/mission_pages/mercury/missions/friendship7.html).
- [14] «John F. Kennedy Moon Speech - Rice Stadium,» 12 Settembre 1962. [Online]. Available: <https://er.jsc.nasa.gov/seh/ricetalk.htm>.
- [15] T. K. Glennan, *The Birth of NASA: The Diary of T. Keith Glennan*, Washington: J.D. Hunley, 1993.
- [16] R. Braastad, «Putting NASA's Budget in Perspective,» [Online]. Available: <http://www.richardb.us/nasa.html#graph>.
- [17] «Voshkod 2,» [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1965-022A>.
- [18] J. E. Webb, *NASA Historical Reference Collection*, 2 Maggio 1961.
- [19] «Apollo Spinoffs,» [Online]. Available: [https://spinoff.nasa.gov/pdf/Apollo\\_Flyer.pdf](https://spinoff.nasa.gov/pdf/Apollo_Flyer.pdf).
- [20] «Project Apollo: A Retrospective Analysis,» [Online]. Available: <https://history.nasa.gov/Apollomon/Apollo.html#note65>.
- [21] R. C. Hall, *Lunar Impact: A History of Project Ranger*, Washington, DC: NASA, 1977.
- [22] «Luna 9,» [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1966-006A>.
- [23] «Surveyor 1,» [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1966-045A>.

## Bibliografia e Sitografia

---

- [24] «Apollo 8,» [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1968-118A>.
- [25] «Apollo 11 Command and Service Module (CSM),» [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1969-059A>.
- [26] M. J. Shaw, «"The Mariner Mars Missions",» [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/mars/mariner.html>.
- [27] I. E. Bell, «Mariner 4,» 14 Maggio 2020. [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1964-077A>.
- [28] «Mariner 6,» [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1969-014A>.
- [29] «Mariner 9,» [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1971-051A>.
- [30] «"Viking Mission to Mars",» [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/viking.html>.
- [31] «Mars Global Surveyor,» [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/marsurv.html>.
- [32] «Science Instruments,» [Online]. Available: [https://mars.nasa.gov/mgs/mission/sc\\_instruments.html](https://mars.nasa.gov/mgs/mission/sc_instruments.html).
- [33] «Mars Pathfinder Project Information,» [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/mesur.html>.
- [34] «Spirit,» [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=2003-027A>.
- [35] «Opportunity,» [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=2003-032A>.
- [36] «MAVEN,» [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=2013-063A>.

## Bibliografia e Sitografia

---

- [37] «Insight,» [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=INSIGHT>.
- [38] «Mars2020/Perseverance,» [Online]. Available: Mars 2020/Perseverance.
- [39] «Mars Helicopter,» [Online]. Available: [https://mars.nasa.gov/files/mars2020/Mars2020\\_Helicopter\\_Fact\\_Sheet.pdf](https://mars.nasa.gov/files/mars2020/Mars2020_Helicopter_Fact_Sheet.pdf).
- [40] M. M. Cohen, «First Mars Habitat Architecture,» in *AIAA 2015 Space and Astronautics Forum*, Pasadena, California, 2015.
- [41] S. Dick, «Summary of Space Exploration Initiative,» [Online]. Available: <https://history.nasa.gov/seisummary.htm>.
- [42] «90 Day Study,» [Online]. Available: [http://www.astronautix.com/9/90daystudy.html#:~:text=To%20provide%20alternates%20for%20presidential,\(including%20%24141%20billion%20contingency\)](http://www.astronautix.com/9/90daystudy.html#:~:text=To%20provide%20alternates%20for%20presidential,(including%20%24141%20billion%20contingency).).
- [43] «Mars Direct,» [Online]. Available: <https://www.marsociety.org/concepts/mars-direct/>.
- [44] R. Zubrin e D. Weaver, «Practical methods for near-term piloted Mars missions,» in *proceedings of the 29th AIAA/ASME*.
- [45] «Human Exploration of Mars Design Reference Architecture 5.0,» Bret G. Drake, Luglio 2009.
- [46] C. Wanjek, *Spacefarers*, Cambridge, Massachusetts. Londra, Inghilterra: Harvard University Press, 2020.
- [47] S. Mohanty, S. Fairburn, B. Imhof, S. Ransom e A. Vogler, «Survey of Past, Present and Planned Human Space Mission Simulators,» *SAE Technical Papers*, 2008.
- [48] M. M. Cohen, «Mobile Lunar and Planetary Bases,» *AIAA*, 2003.
- [49] E. Seedhouse, *Bigelow Aerospace: Colonizing Space One Module at a Time*, Svizzera: Springer, 2015.



- [50] C. M. Adams e G. Petrov, «The Surface Endoskeletal Inflatable Module [SEIM]».
- [51] «On-site Habitat Competition Rules,» NASA e Bradley University, 2017.
- [52] C. Ciardullo, M. Yashar e J. Montes, «Martian Ice Habitats: Approaches to Additive Manufacturing with H2O Beyond Mars Ice House,» *ResearchGate*, 2016.
- [53] M. Yashar e C. Ciardullo, «Mars X-House: Design Principles for an Autonomously 3D- Printed ISRU Surface Habitat,» *ResearchGate*, 2019.
- [54] P. R. Weissman, «Chapter 1 - The Solar System and Its Place in the Galaxy,» in *Encyclopedia of the Solar System*, Elsevier, 2014, pp. 3-28.
- [55] A. Buis, «Milankovitch (Orbital) Cycles and Their Role in Earth's Climate,» 27 Febbraio 2020. [Online]. Available: <https://climate.nasa.gov/news/2948/milankovitch-orbital-cycles-and-their-role-in-earths-climate/>.
- [56] N. Barlow, «Chapter 6 - Atmospheric conditions and evolution,» in *Mars: an introduction to its inferior, superior and atmosphere*, Cambridge University Press, 2008, pp. 163-186.
- [57] D. C. Catling, «Chapter 16 - Mars Atmosphere: History and Surface Interactions,» in *Encyclopedia of the Solar System*, Elsevier, 2014, pp. 343-357.
- [58] N. Barlow, «Chapter 7 - History of water on Mars,» in *Mars: An introduction to its interior, surface and atmosphere*, Cambridge University Press, 2008, pp. 187-202.
- [59] N. Barlow, «Chapter 3 - Geophysical measurements and inferred interior structure,» in *Mars: an introduction to its interior, surface and atmosphere*, Cambridge University Press, 2008, pp. 51-71.
- [60] W. Williams, «Earth Fact Sheet,» 2020. [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/earthfact.html>.
- [61] M. H. Carr e J. F. Bell, «Chapter 17 - Mars: Surface and Interior,» in *Encyclopedia of the Solar System*, Elsevier, 2014, pp. 359-377.

- [62] S. R. Taylor e S. M. McLennan, «Chapter 6 - Mars: crustal composition and evolution,» in *Planetary Crusts*, Cambridge University Press, 2009, pp. 141-180.
- [63] S. R. Taylor e S. M. McLennan, «Chapter 5 - Mars: early differentiation and planetary composition,» in *Planetary Crusts*, Cambridge University Press, 2009, pp. 103-140.
- [64] M. P. Golombek e H. Y. McSween, «Chapter 19 - Mars: Landing Site Geology, Mineralogy, and Geochemistry,» in *Encyclopedia of the Solar System*, Elsevier, 2014, pp. 397-420.
- [65] B. Dormine, «5 Top Landing Sites For A Manned Mission To Mars,» 9 Dicembre 2014. [Online]. Available: <https://www.forbes.com/sites/brucedorminey/2014/12/09/5-top-landing-sites-for-a-manned-mission-to-mars/?sh=1dc4a3e63c18>.
- [66] F. Crossman, «A self-sustainable smart city design,» in *Mars Colonies - Plans for Settling the Red Planet*, Polaris Books, 2020.
- [67] «Space Exploration Vehicle ConceptBackgroundNASA,» NASA.
- [68] J. M. Salotti, «Human mission to Mars: The 2-4-2 concept,» 2012.
- [69] M. A. Simon, L. Toups, A. S. Howe e S. Wald, «Evolvable Mars Campaign Long Duration Habitation Strategies: Architectural Approaches to Enable Human Exploration Missions,» *AIAA SPACE*, 2015.
- [70] B. G. D. a. K. D. Watts, «Human Exploration of Mars - Addendum #2,» NASA Johnson Space Center, Houston, Texas, 2014.
- [71] «Mars Curiosity Rover - Wheels and Legs,» [Online]. Available: <https://mars.nasa.gov/msl/spacecraft/rover/wheels/>.
- [72] R. Luchsinger, A. Pedretti, M. Pedretti e P. Steingruber, «The new structural concept Tensairity: Basic principles,» Zigoni, Londra, 2004.
- [73] I. Szabo, *Höhere Technische Mechanik*, Berlino: Springer, 1977.

## Bibliografia e Sitografia

---

- [74] R. H. Luchsinger, A. Sydow e R. Crettol, «Structural behavior of asymmetric spindle-shaped Tensairity girders under bending loads,» *Elsevier*, 2011.
- [75] «Dove finisce la Terra e inizia lo Spazio?,» [Online]. Available: <https://www.ilpost.it/2014/08/22/confine-terra-spazio/>.
- [76] «Capabilities & Services,» [Online]. Available: <https://www.spacex.com/media/Capabilities&Services.pdf>.
- [77] R. Dewan, «A Mediterranean Mosaic: The Archaeological Evidence for Ethnic Diversity at Pithekoussai,» *Laurier Undergraduate Journal of the Arts*, vol. 1, n. 1, pp. 1-28, 2014.
- [78] M. O'Hare, «The first space walk,» [Online]. Available: <https://www.newscientist.com/term/first-space-walk/>.
- [79] R. Truly, «Report of the 90-Day Study on Human Exploration of the Moon and Mars,» Novembre 1989.
- [80] «Apollo Program Budget Appropriations (\$000),» [Online]. Available: [https://history.nasa.gov/SP-4029/Apollo\\_18-16\\_Apollo\\_Program\\_Budget\\_Appropriations.htm](https://history.nasa.gov/SP-4029/Apollo_18-16_Apollo_Program_Budget_Appropriations.htm).
- [81] A. E. Drysdale, M. K. Ewert e A. J. Hanford, «Life Support Approaches for Mars Missions,» *Elsevier Science Ltd*, 2003.
- [82] K. J. Kennedy e C. M. Adams, «ISS TransHab: An Inflatable Habitat».
- [83] «Mars in our Night Sky,» [Online]. Available: <https://mars.nasa.gov/all-about-mars/night-sky/close-approach/#:~:text=The%20minimum%20distance%20from%20Earth,the%20sun%20during%20Close%20Approach..>
- [84] J. C. L. C. B. & Q. T. Armstrong, A 1 Gyr climate model for Mars: New orbital statistics and the importance of seasonally resolved polar processes, *Icarus*, 2004, pp. 255-271.

### Bibliografia e Sitografia

---

- [85] T. Van Hoolst e A. Rivoldini, «Chapter 18 - Interior Structure and Evolution of Mars,» in *Encyclopedia of the Solar System*, Elsevier, 2014, pp. 379-396.
- [86] B. M. Hynes, M. Beach e . M. Hoke, «Updated global map of Martian valley networks and implications for climate and hydrologic processes,» *Planets*, 2010.

## **RINGRAZIAMENTI**

Vorrei ringraziare il relatore Dr. Amedeo Manuello Bertetto e il correlatore Prof. Andrea Manuello Bertetto per la loro disponibilità e i loro preziosi consigli in tutte le fasi della realizzazione dell'elaborato.

Grazie anche a mio padre e mia madre per il grande sostegno e supporto che mi hanno dato in tutta la mia carriera universitaria, a mio fratello per la sua disponibilità ad un confronto costruttivo. A mia cognata e mio nipote per l'affetto.

Un ringraziamento in particolare ad un caro amico e collega fisico, Emanuele Viviani, che è sempre stato presente per un riscontro sulle interpretazioni fisiche delle idee che sono nate durante la stesura di questa tesi.

Ringrazio infinitamente la mia compagna Laura Filetti per avermi sempre incoraggiato, spronato e per aver saputo ascoltarmi in silenzio, soprattutto nei momenti di sconforto.