POLITECNICO DI TORINO

Collegio di Ingegneria Aerospaziale

Corso di Laurea Magistrale
in Ingegneria Aerospaziale - Orientamento spazio

Tesi di Laurea di 2^ livello

Mars Sample Return

Relatore

prof. Giancarlo Genta

Candidato

Garrone Daniel

Marzo 2018

Indice

1 Introduzione 1
2 Premessa 2
2.1 Perché Marte? 2
3 Caratteristiche di Marte 2
3.1 Storia dell'esplorazione 2
3.2 Storia delle precedenti missioni su Marte 4
3.3 Caratteristiche fisico-atmosferiche e astronomiche di Marte 8
3.4 Storia e caratteristiche dei satelliti 9
4 Come raggiungere Marte 11
4.1 Come non andare su Marte 11
4.2 Trasferta di Hohmann 13
4.2.1 L'orbita di trasferimento 13
4.2.2 Posizione Marte 14
4.2.3 L'arrivo vicino a Marte 15
4.2.4 Le orbite di Hohmann verso Marte e al ritorno 16
4.2.5 Il periodo sinodico 17
4.2.6 Riflessioni finali 18
4.3 Cattura balistica 18
4.4 Aerocattura 21
4.5 *Altre traiettorie per il viaggio su Marte* 21
4.6 Durata della missione 22
5 Propulsione adottata 22
5.1 Trasporto dalla Terra in orbita 22
5.2 Propulsione chimica avanzata 23
5.3 Propulsione termica nucleare 23
5.4 Motivi per scegliere la propulsione nucleare 24
5.5 Motivi per scegliere la propulsione chimica 25
5.6 Considerazioni sulla scelta del sistema propulsivo 27
5.7 Accenni e paragoni con la propulsione elettrica solare (SEP) 27
6 Mars sample return 28
6.1 Introduzione 28
6.2 Premesse 29
6.3 Valore scientifico della missione 29

6.4 Breve storia della MSR 30
6.5 Scenari di missione proposti dalla NASA 31
6.5.1 Architettura a lancio singolo 31
6.5.2 Architettura a due lanci 31
6.5.3 Architettura a tre lanci 31
7 Mars sample return Classica 32
7.1 Introduzione: Tre approcci alla MSR 32
7.1.1 L'approccio Brute Force 32
7.1.2 L' approccio Orbital Rendezvous (OR) 33
7.1.3 Opzione Propellente in situ 35
7.2 Rischio missione: Affidabilità vs. Testabilità 35
7.3 Stime di costo e di massa per le missioni MSR 36
7.4 Requisiti minimi di una generale MSR classica 38
7.5 Obiettivi scientifici 39
7.5.1 Campioni necessari per raggiungere gli obiettivi 39
7.6 Composizione navicella 40
7.6.1 Mobilità di superficie 40
7.6.2 Selezione dei campioni e documentazione del sito di estrazione 41
7.6.3 Sistema di acquisizione del campione 41
7.7 Restituzione dei campioni in una condizione scientificamente utile 42
7.7.1 Preoccupazioni relative alla contaminazione del campione 43
7.7.2 Laboratori di analisi dei campioni terrestri 43
7.8 Requisiti minimi MSR 44
7.9 Riassunto missione e componenti necessari 49
8 Capsula Orion 52
8.1 Breve storia 52
8.2 Progetto 54
8.2.1 Modulo dell'equipaggio 55
8.2.2 Scudo termico 56
8.2.3 Paracadute 57
8.2.4 Modulo di servizio 57
8.3 Test Annullamento del lancio 59
8.4 Launch Escape system (LES) 60
8.5 Test 61
8.5.1 Ambientali 61

8.5.2 Launch Abort system (LAS) 61
8.5.3 Test di recupero di Orion dopo l'ammaraggio 62
8.5.4 Exploration flight test 1 62
8.5.5 Exploration mission 1 63
9 Bigelow 65
9.1 Obiettivi 65
9.2 Caratteristiche 66
9.3 Storia 67
9.4 Sviluppo di Bigelow 67
10 Mars Sample return rivisitata e introduzione ad una missione umana 69
10.1 Elementi critici e possibili missioni 70
10.1.1 Analisi della missione di riferimento della NASA 70
10.1.2 Elementi critici della missione umana su Marte 71
10.2 Possibili missioni 72
10.3 MSR rivisitata 74
10.3.1 Una HMSR è necessaria 74
10.3.2 Studi passati su MSR 74
10.3.3 Modifiche MSR 74
10.4 Missione HEO 76
10.4.1 Proposta di missione 77
10.5 Conclusione 78
11 Programma aurora 78
11.1 Missioni 79
11.2 Missioni Arrow 79
11.3 Piano di sviluppo del programma Aurora 80
11.4 Descrizione completa del programma 80
11.4.1 Il programma Aurora approvato 81
11.4.2 Programma principale 81
11.4.3 Missioni robotizzate 82
11.5 Descrizione Exomars 82
11.5.1 Carico scientifico 84
11.6 Conclusioni 85
12 Ringraziamenti 91
13 Sitografia 92

Elenco figure

Figura 1: Mappa canali Schiapparelli 3
Figura 2: Mariner 4 4
Figura 3: Viking 5
Figura 4: Missione sovietica Phobos 1 5
Figura 7: Formazione dei satelliti 10
Figura 10: Posizione di minima distanza Marte-Terra 12
Figura 11: Esempio orbita per Marte 13
Figura 12: Finestra di lancio per l'andata 15
Figura 13: Finestra di lancio per il ritorno 16
Figura 14: Ellisse di Hohmann 17
Figura 15: Schema della cattura balistica elaborata per i viaggi su Marte 19
Figura 16: Risultati simulazioni cattura balistica 20
Figura 17: Manovra di Aerocattura 21
Figura 18: Altre traiettorie per il viaggio su Marte 21
Figura 19: Rappresentazione ideale di un lancio del MAV 29
Figura 20: Tissint Martian meteorite 30
Figura 21: Rappresentazione di una MSR 31
Figura 22: Mars 2020 Rover 32
Figura 23: Navicella per approccio BF 33
Figura 24: Navicella per approccio OR 35
Figura 25: Rover Curiosity 41
Figura 26: Riassunto fasi di una missione su Marte 49
Figura 27: Orion CEV 54
Figura 28: Orion MPCV 54
Figura 29: Paragoni tra Orion e le altre navicelle spaziali 55
Figura 30: Orion CEV nel dettaglio 56
Figura 31: Scudo termico Orion 57
Figura 32: Paracadute Orion 57
Figura 33: Esempio di motore 58
Figura 34: Modulo di servizio 59
Figura 35: Lancio di prova di Orion 60
Figura 36: Missione pad abort 61
Figura 37: Lancio exploration flight test 1 62

Figura 38: Exploration mission 1 63
Figura 39: Bigelow attaccato a Orion 65
Figura 40: Interno del modulo di Bigelow 66
Figura 41: Sezione del progetto di Bigelow 67
Figura 42: Espansione del modulo Bigelow 68
Figura 43: Scenari ISECG 70
Figura 44: Simulazione della gravità con moduli legati tra loro 78
Figura 45: Locandina programma Aurora 79
Figura 46: Programma Aurora 81
Figura 47: Programma principale di Aurora 82
Figura 48: Exomars 83
Figura 51: Rover a bordo di Exomars 85

Elenco Tabelle

Tabella 1: Caratteristiche fisico-atmosferiche di Marte 8
Tabella 2: Composizione dei gas in atmosfera 8
Tabella 3: Periodi ed epoche marziane 9
Tabella 4: Caratteristiche satelliti 11
Tabella 5: Parametri per la traferta di Hohmann 19
Tabella 6: Eccesso di velocità iperbolica 20
Tabella 7: Durata della missione 22
Tabella 8: ΔV richiesti per un lancio in LEO a 400 km 26
Tabella 9: Confronto tra missione OR e ISPP 37
Tabella 10: Missioni preparatorie 38
Tabella 11: Requisiti MSR 44
Tabella 12: Componenti necessari e relativa descrizione per una MSR 49
Tabella 13: Costi missione Orion 63
Tabella 14: Riassunto missioni Orion 64
Tabella 15: Comparazione elementi critici e missioni 73
Tabella 16: Riepilogo missioni su Marte 87

Lista Acronimi

ACM	Attitude Control Motor
ACS	Atmospheric Chemestry Suite
AES	Advanced Exploration System
ATV	Automated Transfer Vehicle
BEAM	Bigelow Expandable Activity Module
BF	Brute Force
CaSSIS	Colour and Stereo Surface Imaging System
CEV	Crew Exploration Vehicle
CLUPI	Close-up Imager
CM	Crew Module
CMS	Crew and Service Module
COSPAR	Committee on Space Research
DECA	Descent Camera
DRA	Design Reference Architecture
DREAMS	Dust Characterization, Risk Assessment, and Environment Analyser on the Martian Surface
EDL	Entry descent and Landing
EDM	Entry, Descent and Landing Demonstrator Module
EEV	Earth Entry Vehicle
EFT	Orion Exploration Flight Test
EM 1 E 2	Orion Exploration Mission
ERV	Earch Return Vehicle
ESA	European Space Agency
ESM	European Service Module
FREND	Fine Resolution Epithermal Neutron Detector
GNC	Guidance, Navigation and Control System
HEO	High Earth Orbit
HMSR	Heavy Mars Sample Return
IADS	inflatable atmospheric decelerator
IMARS	Mars Architecture for the Return of Samples
IMLEO	initial mass in LEO
ISECG	International Space Exploration Coordination Group
ISP	Specific Impulse
ISPP	in situ propellant production
ISRU	in situ resource utilization
ISS	International Space Station
kW	Kilowatt
LAS	Launch Abort System
LEO	low Earth orbit
LES	Launch Escape System
LOX	Liquid Oxygen
LPD	Landing Platform Dck
MAV	Mars Ascent Vehicle

MEPAG	Mars Exploration Program Analysis Group
MER	Mars Exploration Rover Mission
Micr Omega - IR	Infrared Imaging Spectrometer
MOMA	Molecular Organic Molecule Analyzer
MPCV	Orion Multi-Purpose Crew Vehicle
MSL	Mars Science Laboratory
MSR	Mars Sample Return
MTV	Mars Transfer Vehicle
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NEO	Near Earth Object
NEP	Nuclear Electric Propulsion
NERVA	Nuclear Engine for Rocket Vehicle Application
NOMAD	Nadir and Occultation for Mars Discovery
NSF	National Science Foundation
NTP	Nuclear Thermal Propulsion
NTR	Nuclear Thermal Rocket
OR	Orbital Rendez-vous
Pancam	Panoramic Camera System
PICA	Phenolic Impregnated Carbon Ablator
PORT	Post-landing Orion Recovery Test
SEP	Solar Electric Propulsion
SLS	Space Launch System
SM	Service Module
SNC	Sierra Nevada Corporation
SRB	Solid Rocket Booster
SRT	Stationary Recovery test
SSME	Space Shuttle Main Engine
TBD	To be Defined
TGO	Trace Gas Orbiter
TMI	Trans Mars Injection
TRL	Technology Readiness Level
URT	Orion Underway Recovery Test
VASIMIR	Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket
VSE	Vision for Space Exploration
WISDOM	Water Ice and Subsurface Deposit Observations on Mars

1 Introduzione

La realizzazione di una missione spaziale umana su Marte è uno degli obiettivi a lungo termine fissati dall'astronautica fin dal suo inizio. Ritenuta inizialmente un tema della fantascienza, è diventata per alcuni scienziati, in seguito allo sbarco dell'uomo sulla Luna avvenuto nel 1969, la prossima fase dell'esplorazione dello spazio. Tuttavia il successo di questo progetto richiede risorse finanziarie ancora ben al di sopra di quelle del programma Apollo, che si era realizzato in presenza di una combinazione particolarmente favorevole di circostanze (guerra fredda, la ripresa economica). Il volo con equipaggio su Marte è anche una sfida tecnica e umana di dimensioni incomparabili rispetto a quella che si è affrontata per il volo verso la Luna.
Il lavoro svolto nella tesi si suddivide in tre sezioni.
La prima sezione vuole spiegare quali siano le caratteristiche del suolo e dell'ambiente marziano ripercorrendo le scoperte degli astronomi del passato e delle sonde inviate passando per le possibili traiettorie per raggiungere il pianeta rosso fino alle finestre di lancio. Chiude la sezione il paragrafo sulla propulsione adottata dove vengono effettuati i paragoni tra i principali sistemi propulsivi (nucleare, chimica e solare elettrica) e valutati i principali vantaggi e svantaggi.
La seconda sezione è il fulcro della tesi, vuole mostrare lo sviluppo di una Mars Sample Return partendo dagli obiettivi passando al valore scientifico fino alle architetture di missione proposte dalla NASA. Si possono distinguere due tipologie di MSR, quella classica che riporterebbe sulla Terra un numero ridotto di campioni, e una MSR rivisitata (HMSR) di dimensioni molto maggiori rispetto alla precedente. Quest'ultima sarebbe un grande passo in vista di una missione umana su Marte perché avendo dimensioni simili ad una missione umana, permetterebbe di effettuare la maggior parte dei test dei principali sistemi (sistema di supporto vitale, sistemi EDL, sistemi di risalita da Marte). L'unico svantaggio di questa missione è che non avendo astronauti a bordo, non permette di comprendere il comportamento dell'uomo per un lungo periodo nello spazio in assenza di gravità. A questo problema si pone rimedio nel paragrafo della missione HEO, una missione in alta orbita terrestre con equipaggio per completare il quadro dei test.
Viene inoltre trattato il modulo per l'equipaggio ovvero la capsula Orion e la possibilità di aumentare lo spazio tramite i nuovi moduli gonfiabili BEAM in corso di sperimentazione sulla ISS.
L'ultima sezione è composta dal Programma Aurora, uno dei più importanti programmi spaziali e si conclude con un excursur di tutte le missioni per l'esplorazione di Marte con i risultati ottenuti.

2 Premessa

La colonizzazione del pianeta Marte è ritenuta un passaggio inevitabile nello sviluppo futuro dell'umanità; attorno a Marte si è concentrata l'attenzione delle principali agenzie spaziali terrestri, nel tentativo di sviluppare un piano organico per l'installazione di possibili colonie umane sul pianeta.
Marte è raggiungibile dalla Terra con il minor impiego di energia, sebbene con le tecnologie attuali un eventuale viaggio richiederebbe almeno sei mesi.

2.1 Perché Marte?

Dopo la Terra, Marte è il pianeta con il clima più ospitale del sistema solare. Canali di deflusso e altre caratteristiche geologiche forniscono un'ampia prova che miliardi di anni fa l'acqua liquida scorreva sulla superficie di Marte. Attualmente la temperatura è troppo bassa e l'atmosfera troppo sottile per consentire all'acqua liquida di esistere in superficie.
Che cosa ha causato il cambiamento climatico di Marte? Quali erano le condizioni necessarie affinché la vita nascesse e rimanesse sempre presente su Marte? Ci potrebbero essere batteri nel sottosuolo vivi oggi?
Queste sono le domande che ci portano a esplorare Marte. Il clima di Marte si è ovviamente raffreddato rapidamente. Studiando le ragioni del cambiamento climatico su Marte, che non è influenzato dagli oceani, della biosfera e dei contaminanti industriali, possiamo cominciare a capire le forze che guidano il cambiamento climatico sulla Terra.
Mentre cominciamo a esplorare l'universo e a cercare pianeti in altri sistemi solari, dobbiamo prima porre la domanda: "La vita si è verificata su un altro pianeta nel nostro sistema solare"? e "Quali sono le condizioni minime necessarie per la formazione della vita"?

3 Caratteristiche di Marte

3.1 Storia dell'esplorazione

Il legame tra Marte e la scienza è vecchio quanto la scienza moderna stessa. Nel 1609 Keplero, grazie alle osservazioni di Marte di Tycho Brahe, pubblicò le prime sue due leggi.
L'esplorazione vera e propria di Marte, a livello di osservazione, iniziò pochi mesi dopo: Galileo fatta la sua prima osservazione della Luna il 30 novembre 1609, osservò Marte già nel 1610. I primi risultati furono ottenuti da due astronomi che lavorarono per il re Sole nella seconda metà del secolo: l'olandese Huygens e l'italiano Cassini. Risultati come la lunghezza del giorno marziano, la stima della distanza Terra-Marte, la scoperta della calotta polare meridionale e della Syrtis Major furono merito dei due grandi scienziati.
Dopo di loro bisogna aspettare la venuta di Herschel, lo scopritore di Urano, per vedere nuovi progressi nello studio del pianeta.
Nel XVIII secolo furono così fissate le "misure astronomiche" del pianeta rosso: il periodo di rotazione, l'inclinazione dell'asse, le calotte polari, l'esistenza di un'atmosfera.
Nel 1800 la grande sfida fu, contemporaneamente alla corsa verso strumenti sempre più grandi e potenti e siti sempre meno disturbati dall'atmosfera, lo studio della geografia marziana.
Da questo punto di vista, Marte non è certo un oggetto facile da studiare: è piccolo, con un diametro poco superiore alla metà di quello terrestre, è lontano, mai meno di 56 milioni di chilometri e in aggiunta è rosso, ovunque. Marte manca di strutture che spicchino o di forti contrasti come possono essere quelli tra gli oceani e i continenti sulla Terra.

Conseguenti a queste proprietà sono, da un lato, la necessità di strumenti tecnicamente avanzati e condizioni atmosferiche e astronomiche favorevoli per studiare Marte, e dall'altro la capacità dell'astronomo di discernere ciò che realmente si vede da ciò che la sua mente vuole vedere.
Nonostante le difficoltà, i progressi tecnici permisero la compilazione dei primi atlanti marziani (Beer e Madler, Dawes, Secchi), nonché la scoperta di Phobos e Deimos, le due lune del pianeta (Hall, 1877).
Alla fine del secolo risalgono le prime osservazioni significative dell'astronomo italiano Giovanni Schiapparelli (1835-1910). Egli, insieme al francese Camille Flammarion e all'americano Percival Lowel, portò l'esplorazione di Marte al grande pubblico mondiale, nel reame della speranza, dell'immaginazione e del sogno.
L'episodio scatenante è noto ai più: Schiaparelli, mentre osservava da Milano il pianeta durante l'opposizione del 1877, vide un insieme di "canali" rettilinei che incrociavano la superficie di Marte (figura 1) e ipotizzò l'esistenza di una razza intelligente che li avesse costruiti. Per di più il termine "canale" fu tradotto in inglese come "canal" (canale artificiale) anziché "channel" (canale naturale) e col diffondersi della scoperta si diffuse anche l'idea di un pianeta abitato.

Figura 1: Mappa canali Schiapparelli

Nei decenni successivi si videro confrontarsi opinioni diverse, ma concordi, sull'immagine Lowelliana di un Marte "vivo" e abitato da una razza intelligente che, per sopravvivere al progressivo inaridimento del pianeta, aveva creato e mantenuto una vasta rete di canali per imbrigliare e sfruttare le acque delle calotte polari.
Verso la fine del secolo, con il progressivo miglioramento dei mezzi tecnici, cominciarono a comparire voci che confutavano l'esistenza dei canali: solo in pochi li vedevano e quei pochi solo in alcune circostanze particolari. Moltissimi ricercatori non furono mai in grado di percepirli.
A seguito di ulteriori osservazioni si concluse che i canali non esistono: sotto particolari condizioni osservative i complessi dettagli della superficie marziana sono percepiti come un intrecciarsi di linee sottili.
Nonostante questo, l'inesistenza non ci permette di dimenticare i canali e la "Grande Illusione" del mondo morente che avrebbero dovuto salvare, a causa della mancanza di acqua, soprattutto per l'influenza che hanno avuto sulla letteratura e sulle persone che, negli anni successivi, avrebbero creato l'esplorazione spaziale.
A cominciare dalle teorie di H.G. Wells o dalle suggestioni invocate dal Barsoom di Edgar Rice Burroghs, i canali e il mondo morente che avrebbero dovuto salvare fanno parte di

quell'immaginario collettivo che è stato il motore delle prime esplorazioni spaziali e che a tutt'oggi è un elemento importante nelle motivazioni di coloro che si occupano di spazio.
Negli anni che seguirono la prima guerra mondiale, sebbene la teoria dei canali fosse definitivamente tramontata agli occhi della comunità scientifica, la visione di Lowell rimase influente e fu confermata ancora per molti anni da astronomi che, oltre all'osservazione diretta, si affidarono a nuove tecniche d'indagine: i loro strumenti erano gli spettroscopi, i polarimetri e le termocoppie.
Furono fatti numerosi tentativi di determinare le proprietà dell'atmosfera, della superficie e del ciclo termico marziani, tentativi che, grazie a scienziati come Kuiper, Kaplan, Dollfus, diedero corpo a un'idea del pianeta rosso più vicina alla realtà.
Dagli studi si dedusse che il pianeta è aridissimo, dotato di un'atmosfera estremamente rarefatta e composta in gran parte di anidride carbonica, con una superficie molto corrugata e le cui trasformazioni sono causate dalla polvere sollevata dal vento anziché da un ciclo della vegetazione.
Pur essendo ben coadiuvate da prove sperimentali e da dati certi, queste teorie rimanevano troppo fredde e astratte, insufficienti a cambiare le idee del grande pubblico, ancora affascinato dalla romantica visione lowelliana.
Queste teorie e la fascinazione dei canali, contribuirono insieme, a cambiare la nostra percezione del pianeta rosso: la prima sonda umana, Mariner 4, effettuò il primo passaggio ravvicinato nei pressi del quarto pianeta del sistema solare, il 14 luglio 1965.

3.2 Storia delle precedenti missioni su Marte

La prima visione complessiva di Marte e dei suoi satelliti è stata fornita dalle sei missioni effettuate tra il 1964 e il 1976 dalle sonde statunitensi "Mariner": le prime quattro si limitarono a transitare in vicinanza del pianeta e a raccogliere immagini ravvicinate della superficie (anche se una di queste non portò a termine la missione); le ultime due invece erano entrarono per la prima volta in orbita intorno al pianeta e lo osservarono in modo più sistematico (anche in questo caso solo una delle due missioni fu portata a termine con successo).
Mariner 4 (figura 2) Passò a 9844 km da Marte, scattando, come programmato, 22 immagini.

Figura 2: Mariner 4

Nel 1976 furono inviate su Marte le prime sonde di tipo "Lander", cioè capaci di posarsi sul suolo: Viking 1 e 2 (figura 3), che svolsero le prime indagini alla ricerca di tracce di vita sul pianeta. Mostrarono un paesaggio desertico che, per la temperatura, era più simile alla tundra

terrestre. Gli orbiter (la parte della sonda che rimase in orbita marziana) riuscirono a mappare il 97% del pianeta.

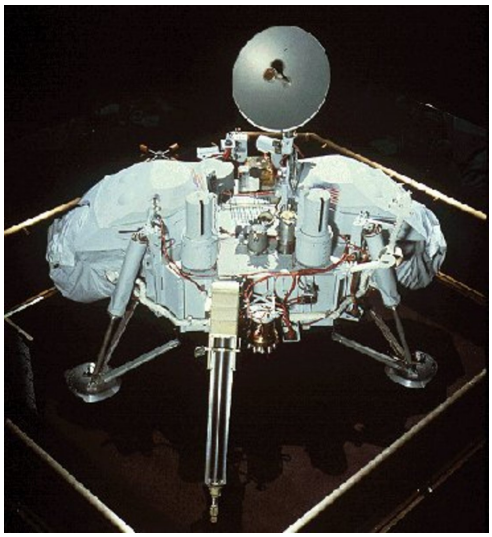


Figura 3: Viking

Seguirono, nel 1988, due missioni sovietiche (figura 4) volte all'esplorazione del satellite Phobos, entrambe fallite. Soltanto una delle due, prima che si perdesse il contatto radio, riuscì ad inviare a Terra alcuni dati ed immagini.

Figura 4: Missione sovietica Phobos 1

Negli anni '90 la NASA ha promosso un vasto programma di missioni alla ricerca di acqua e di tracce di vita su Marte. Sono state inviate diverse sonde, sia del tipo "Orbiter" che del tipo "Lander" (le prime si limitarono a orbitare attorno a Marte e le seconde invece scesero sulla superficie), progettate per raccogliere immagini, effettuare analisi chimiche e misurare parametri fisici.

Alcune di esse sono andate perdute prima del compimento della missione (Mars Climate Observer, Mars Polar Lander); altre, invece, hanno funzionato correttamente.
Dopo la conclusione, nel gennaio 2001, della missione Mars Global Surveyor, che ha portato alla mappatura completa della superficie del pianeta, è seguita la Mars Odyssey: entrata in

orbita nell'ottobre del 2001, la sonda doveva rivelare l'eventuale presenza di acqua nel sottosuolo e studiare le condizioni elettromagnetiche del pianeta, in vista di future, più approfondite esplorazioni. Seguirono altre missioni NASA, alcune delle quali condotte in collaborazione con l'Agenzia Spaziale Europea (ESA): Mars Express e Mars Esploration Rovere nel 2003 e, l'ultima, basata sull'uso di una coppia di sonde simili al Pathfinder, Mars Reconnaissance Orbiter, lanciate quest'anno.

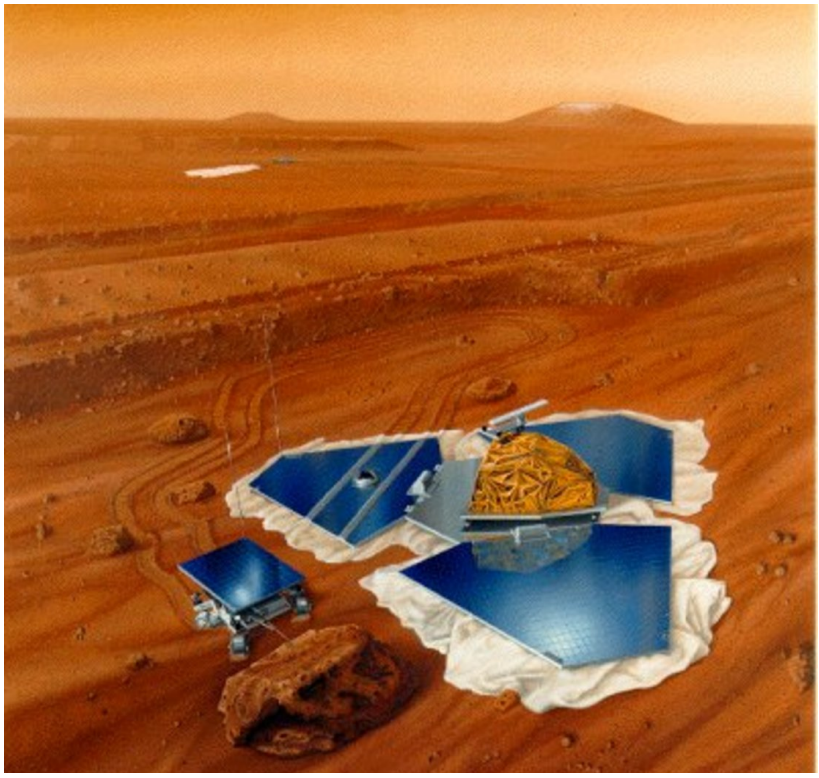


Figura 5: Mars Pathfinder

Il 4 luglio 1997 la sonda spaziale Pathfinder (figura 5), dopo aver rapidamente attraversato la sottile e rarefatta atmosfera del pianeta Marte, si è sganciata dai paracadute che ne rallentavano la discesa e, protetta da un airbag, è rimbalzata numerose volte prima di fermarsi definitivamente sul suolo del "pianeta rosso". Nella piana rocciosa Ares Vallis, sito d'impatto della sonda, la temperatura al suolo era di circa 100°C sotto zero. Con questo evento, alle 19:07 (ora italiana), riprendeva, a distanza di 21 anni dalle missioni Viking, l'avventura dell'uomo nell'esplorazione interplanetaria.

Le immagini della superficie del pianeta Marte raccolte nel corso delle missioni Viking nel 1976 inducevano a pensare che sul pianeta si fosse verificata un'intensa erosione, segno inequivocabile della presenza di acqua in superficie e quindi, forse, della presenza, in un'epoca lontana, di qualche forma di vita. Incisioni dall'andamento tortuoso, forme simili a bacini lacustri e altre tracce del tutto paragonabili ai segni lasciati sulla superficie terrestre dall'azione di antichi fiumi avevano portato a ipotizzare che in passato si compisse su Marte un ciclo dell'acqua analogo a quello che noi conosciamo e che, forse, fosse presente un oceano. Quell'acqua sarebbe in parte rimasta intrappolata soprattutto nelle calotte polari del pianeta e, sotto forma di permafrost (permanentemente congelato), in gran parte del sottosuolo; una frazione, infine, si sarebbe dispersa nello spazio. Dopo 21 anni, grazie alla sonda Pathfinder, gli scienziati hanno potuto determinare la struttura di Marte. La struttura è composta dalla crosta, come quella terrestre, è formata da uno strato superficiale, uno sottostante di materiale solido, detto mantello, e un nucleo interno composto prevalentemente da ferro. È stata inoltre confermata la supposizione secondo cui milioni di anni fa Marte avrebbe avuto cicli climatici e acqua, condizioni che spiegherebbero le molte varietà di roccia presenti, e sarebbe stato avvolto da un'atmosfera, più calda rispetto ad oggi, che avrebbe dato origine a nuvole, venti e stagioni.

Per un'esplorazione ravvicinata della superficie marziana è stato utilizzato un piccolo veicolo rettangolare a sei ruote: il Sojourner, lungo 65 cm e largo 48 cm, in grado di avventurarsi a qualche distanza dalla sonda madre per riprendere il maggior numero possibile d'immagini. Il Sojourner è stato all'altezza delle aspettative: già nei primi due giorni di escursione ha

trasmesso a Terra (al centro operativo della NASA di Pasadena, in California) oltre 11.500 immagini ad alta definizione che mostrano un paesaggio per qualche aspetto familiare agli occhi umani, assai simile ad un ambiente desertico terrestre (gli scienziati statunitensi della NASA lo hanno paragonato al deserto dell'Arizona) e con chiare forme di tipo alluvionale.

Le immagini e i dati delle misurazioni hanno fornito anche altri elementi di grande interesse. Sono state rilevate, ad esempio, escursioni di temperatura ampie e rapidissime: fino a 20°C nel giro di pochi minuti o addirittura di poche decine di secondi. In corrispondenza del mezzogiorno marziano, i sensori della sonda madre hanno registrato temperature al suolo comprese tra i 16° e i 21°C, ma già ad un'altezza di poche decine di centimetri dal suolo la temperatura precipita tra i 23° e i 27°C sotto zero. La pressione atmosferica mostra pure grandi sbalzi: sulla Terra, salti di pressione altrettanto pronunciati, in proporzione, scatenerebbero uragani devastanti.
Per la prima volta una sonda ha potuto fotografare anche nubi marziane (costituite, si suppone, da cristalli di ghiaccio e polvere), effettuare alcuni campionamenti di rocce marziane e sottoporre il materiale prelevato all'analisi di uno spettrometro di dimensioni contenute, che ha rilevato un'alta percentuale di biossido di silicio (silice), molto comune nelle rocce della crosta terrestre.
I dati inviati a Terra dalla sonda Global Surveyor, entrata in orbita intorno a Marte l'11 settembre 1997, hanno consentito invece di rilevare la presenza di un debole campo magnetico generato dal pianeta e sembrano dunque confermare l'ipotesi che milioni di anni fa su Marte esistessero forme di vita. Fra i dati, anche immagini del paesaggio marziano, che mostrano successioni di dune, valli profonde e i resti di quello che un tempo potrebbe essere stato un fondale marino.
Il pianeta Marte, osservato dalla Terra, si presenta come un oggetto rossastro di luminosità variabile. Nel momento di massima vicinanza alla Terra (55 milioni di km) è, dopo la Luna e Venere, l'oggetto più luminoso del cielo notturno. Le condizioni migliori per l'osservazione diretta si verificano quando si trova più vicino alla Terra: ogni 15 anni circa. Se osservata con un telescopio, la superficie di Marte presenta ampie regioni di un colore arancione brillante, alcune aree più scure e altre rossastre, i cui confini variano seguendo il ciclo delle stagioni del pianeta. A causa dell'inclinazione dell'asse di rotazione e dell'eccentricità dell'orbita, infatti, il pianeta è caratterizzato da estati meridionali corte e calde e da inverni lunghi e freddi. Il colore rossastro è dovuto alla superficie molto ossidata, mentre le aree scure sono probabilmente composte da rocce simili ai basalti terrestri, con una superficie ossidata e alterata dagli agenti atmosferici. Le aree luminose sembrano di composizione simile e sono ricoperte da polveri fini. La scapolite, un minerale abbastanza raro sulla Terra, è diffusa ovunque sulla superficie marziana e potrebbe forse liberare nell'atmosfera notevoli quantità di anidride carbonica. Ai poli del pianeta vi sono ampie calotte apparentemente composte da ghiaccio, i cui confini si allargano e si ritirano secondo le stagioni.
Questo ciclo stagionale è seguito da almeno due secoli: nel corso dell'autunno, si formano in prossimità dei poli addensamenti di nubi brillanti, al di sotto dei quali si deposita un sottile strato di anidride carbonica. In primavera, alla fine della lunga notte polare, queste nubi si dissipano e i confini delle calotte glaciali si ritirano gradualmente verso i poli, evaporando a causa del calore solare. A metà estate la contrazione delle calotte si arresta e fino all'autunno successivo sopravvive un brillante deposito di brina e ghiaccio. Oltre alle nubi polari, composte prevalentemente da anidride carbonica, si osservano foschie dall'alta quota e nubi di ghiaccio. Queste ultime derivano dal raffreddamento di masse d'aria che s’ innalzano sopra le alture. Ampie nubi giallastre, che trasportano la polvere sollevata dai venti, sono particolarmente evidenti durante le estati nell'emisfero meridionale.

3.3 Caratteristiche fisico-atmosferiche e astronomiche di Marte

Marte è il quarto pianeta del sistema solare. È il pianeta che più assomiglia alla Terra, sebbene sia molto più piccolo. La superficie delle terre emerse è pari a quella terrestre.

Tabella 1: Caratteristiche fisico-atmosferiche di Marte

Diametro equatoriale	6804,9 km
Diametro polare	6754,8 km
Superficie	$1{,}45 \cdot 10^{14}\ m^2$
Volume	$1{,}6 \cdot 10^{20}\ m^3$
Massa	$6{,}4 \cdot 10^{23}\ kg$
Densità media	$3{,}9 \cdot 10^{3}\ \ kg/m^3$
Distanza dal sole	$2{,}278 \cdot 10^{8} km\ - 9{,}4 \cdot 10^{8}\ km$
Distanza dalla Terra	$5{,}5 \cdot 10^{7} km\ (ogni\ 15\ anni) \leftrightarrow 1{,}01 \cdot 10^{8}\ km$
Accelerazione gravitazionale	$3{,}69\ \ m/s^2$
Velocità di fuga	$5027\ \ m/s$
Periodo di rotazione (giorni terrestri)	1026
Periodo di rivoluzione (giorni terrestri)	696,98
Velocità di rotazione	$242{,}1\ \ m/s^2$
Inclinazione sull'asse dell'eclittica	25,19 °
Temperatura superficie min	$133\ K\ (-140°C)$
Temperatura superficie max	$293\ K\ (\ 20°C)$
Pressione atmosferica	8000 Pa
Albedo	0,15

L'atmosfera marziana è molto sottile, probabilmente a causa del continuo bombardamento dei venti solari che asportano atomi dalla sua parte più esterna.

Tabella 2: Composizione dei gas in atmosfera

Anidride carbonica	95,32 %	CO_2
Azoto	2,7 %	N_2
Argon	1,6 %	Ar
Ossigeno	0,13 %	O_2
Monossido di carbonio	0,07 %	CO
Acqua	0,03 %	H_2O
Monossido di azoto	0,01 %	NO_x
Neon	$Tracce$	Ne
Kripton	$Tracce$	Kr
Xenon	$Tracce$	Xe
Ozono	$Tracce$	O_3
Metano	$Tracce$	CH_4

Infine, per concludere la panoramica sulle caratteristiche di Marte, si vuole affrontare il tema della cronostratigrafia. L'età del Pianeta Rosso, non essendo ancora possibile applicare i concetti di datazione basati su livelli marker, correlazioni stratigrafiche (datazione relativa) e

decadimento radioattivo (datazione assoluta), si basa sul criterio per il quale maggiore è la craterizzazione di una superficie, più antico sarà il terreno (concetto già utilizzato per osservazioni lunari).
La storia geologica della superficie di Marte, quindi, è stata determinata in funzione della densità dei crateri, della loro dimensione e del loro numero.
I tre grandi periodi in cui è stata suddivisa la stratigrafia marziana sono quindi:

- Noachiano: periodo di bombardamento primitivo d'età superiore a 3,7 Ga;
- Esperiano: periodo intermedio tra 3,7 e circa 3 Ga;
- Amazoniano: da 3 Ga ad oggi.

La tabella 3 illustra le suddivisioni dei periodi in epoche e il metodo utilizzato: nelle celle compare il numero N di crateri di diametro superiore a D per milione di km^2. I dati si riferiscono a Tanaka e basati rispettivamente sulla distinzione in anni di Hartmann-Tanaka (HT) e Neukum-Wise (NW) che rappresentano i due differenti modelli interpretativi della scala del tempo.

Tabella 3: Periodi ed epoche marziane

Period		Crater-Density Range: N(D) = no. > D/10^6 km^2			Absolute-Age Range (Gyr)	
		N(2)	N(5)	N(16)	HT	NW
	Late	<40			0,25-0	0,70-0
	Middle	40-150	<25		0,70-0,25	2,50-0,70
Amazonian	Early	150-400	25-67		1,80-0,70	3,55-2,50
	Late	400-750	67-125		3,10-1,80	3,70-3,55
Hesperian	Early	750-1200	125-200	<25	3,50-3,10	3,80-3,70
	Late		200-400	25-100	3,85-3,50	4,30-3,80
	Middle		>400	100-200	3,92-3,85	4,50-4,30
Noachian	Early			>200	4,60-3,92	4,60-4,50

3.4 Storia e caratteristiche dei satelliti

Phobos e Deimos, le due lune di Marte, sono ciò che resta di un numero ben maggiore di satelliti, oggi scomparsi, prodotti da un antico, gigantesco impatto del pianeta con un altro corpo celeste. È questo lo scenario che emerge dalle simulazioni condotte da un gruppo di ricercatori dell'Observatoire Royal de Belgique, dell'Università di Parigi Diderot e dell'Università di Rennes, che firmarono un articolo pubblicato su "Nature Geoscience".
L'origine delle lune di Marte ha sempre lasciato perplessi gli astronomi: la loro forma allungata e le loro minuscole dimensioni; il diametro medio di Phobos è 22 chilometri, e quello di Deimos appena 12, avevano fatto supporre che si trattasse di due asteroidi catturati dal pianeta.

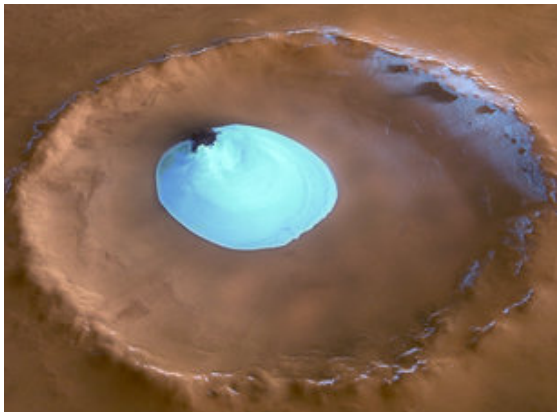


Figura 6: Cratere Vastitas Borealis

I loro parametri orbitali, le orbite quasi perfettamente circolari sul piano equatoriale di Marte e una rotazione sincrona con quella del pianeta, indussero poi gli scienziati a ritenere più

probabile che avessero avuto origine dall'impatto con un corpo celeste di circa 2000 chilometri di diametro. Una testimonianza dell'evento sarebbe Vastitas Borealis (figura 6), il vasto bassopiano che occupa due quinti dell'intera superficie del pianeta. .
Resta però un problema: perché quell'impatto si è concluso con la formazione di due piccole lune e non con una sola grande luna, come la nostra, o con un anello di detriti orbitanti? Pascal Rosenblatt e colleghi hanno condotto 288 simulazioni per altrettante possibili condizioni iniziali, riscontrando che in un numero significativo di esse (oltre il 31 per cento) l'enorme massa di detriti prodotta dall'impatto (circa 5 per 10^{20} chilogrammi) avrebbe dato origine, per aggregazione progressiva, a una sola luna. Altre condizioni iniziali danno luogo a situazioni più complesse e un numero ristretto di esse porta, sul lungo periodo, a un assetto planetario compatibile con quello che osserviamo oggi.
Queste simulazioni mostrano in particolare che nella parte più interna dell'anello di detriti inizialmente si sarebbero formate una o più grandi lune che però, sotto l'azione delle forze di marea provocate dal vicino e intenso campo gravitazionale di Marte, si sarebbero poi disgregate.
I loro resti sarebbero infine precipitati sul pianeta. .
La stessa sorte sarebbe toccata anche ai satelliti più piccoli e toccherà in futuro (fra i 20 e i 40 milioni di anni) anche a Phobos, la cui orbita, già pericolosamente vicina al punto di frantumazione, si restringe ogni anno di circa due centimetri. A quel punto Marte resterà solo con Deimos, sufficientemente lontano da avere un'orbita stabile.
Lo scenario avanzato da Rosenblatt e colleghi, osserva in un commento Erik Asphaug dell'Arizona State University, che non ha preso parte allo studio, appare convincente, e potrà essere confermato (o confutato) dalla missione giapponese Martian Moons Explorer (MMX), che prevede il lancio nel 2020 di una sonda destinata a raggiungere Phobos e prelevarne campioni di roccia.

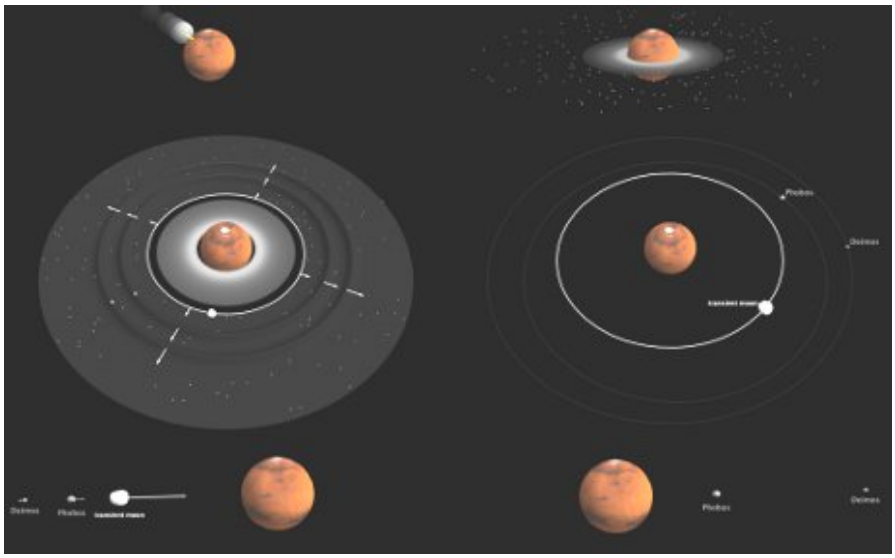


Figura 7: Formazione dei satelliti

Phobos (dal greco ***paura***) è un corpo allungato di forma irregolare ed orbita attorno a Marte ad una distanza di 9380 km. Phobos è costellato di crateri per i vari scontri con altri corpi celesti ed è a questo che si attribuisce la forma irregolare (figura 7).

Deimos (dal greco ***terrore***) ha la forma di un uovo, orbita attorno a Marte ad una distanza di 23460 km. Anche Deimos come Phobos presenta crateri, anche se molto più piccoli. Entrambi per composizione chimica sono simili agli asteroidi, infatti si è ipotizzato potessero essere asteroidi catturati dalle gravità marziana (figura 8).

Figura 9: Phobos

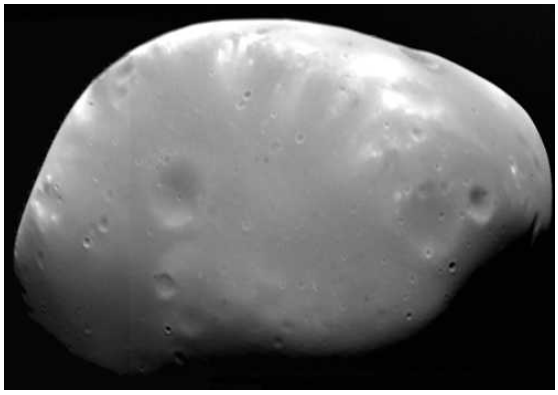


Figura 8: Deimos

Tabella 4: Caratteristiche satelliti

Nome	Marte I	Marte II
	Phobos	Deimos
Dimensioni	26,8 × 22,4 × 18,4 km	15 × 12,2 × 10,4 km
Massa	1,0659 × 10^16 kg	1,4762 × 1015 kg
Densità media	1,872 × 10³ kg/m³	1,471 × 10³ kg/m³
Semiasse maggiore	9 375 km	23 459 km
Periodo orbitale	7,65 h	30,30 h
Ecc. orbit.	0,01511	0,00024
Inclinaz. Orbit.	1,0756°	1,7878°
Scoperta	1877	1877

4 Come raggiungere Marte

Per semplificare i calcoli effettuiamo qualche approssimazione. Supponiamo che:

- le orbite della Terra e di Marte siano entrambe circolari e che giacciano sullo stesso piano, con il Sole nel centro;
- il raggio dell'orbita terrestre, che indicheremo con r_1, è pari a circa 150˙000˙000 chilometri (una distanza che è nota come unità astronomica **UA**) e misureremo il tempo in anni;
- per la Terra r_1 è 1 UA e il periodo orbitale T_1 è 1 anno;
- per Marte (con indice 2), r_2 è 1,523691 e T_2 è 1,8822;

4.1 Come non andare su Marte

Chi non ha familiarità con i calcoli orbitali potrebbe pensare che il modo migliore per raggiungere Marte dalla Terra sia quello di aspettare fino a che i due pianeti siano il più vicino possibile l'uno all'altro (figura 10), e quindi puntare il razzo verso Marte e partire.
Questo metodo non funzionerebbe (in nessuno dei due versi) per vari motivi.

- Primo, la gravità terrestre incurverebbe la traiettoria di ogni veicolo spaziale lanciato da qui. Per eliminare questo fattore, supponiamo che il razzo sia stato già immesso su

un'orbita lontana attorno alla Terra, dove la gravità terrestre sia debole e il moto orbitale sia lento, così da poter trascurare entrambi questi effetti. In un reale calcolo orbitale, tali effetti devono sempre essere presi in considerazione per fare delle correzioni.

- Anche così, però, il razzo sarebbe ancora in orbita attorno al Sole insieme alla Terra, a cui resta comunque debolmente attaccato, muovendosi a circa 30 km/sec, una velocità che indicheremo con V_0. Questo moto è molto più veloce di quanto ci occorre per raggiungere l'orbita di Marte. Se il razzo viene lanciato quando Marte è nel punto più vicino alla Terra (figura 10), V_0 è in direzione trasversale rispetto alla direzione di puntamento, per cui il razzo partirà in una direzione molto diversa da quella diretta verso Marte, e inoltre Marte si sarà spostato molto prima che si sia percorsa la distanza dal pianeta. Questo è il secondo motivo.
- Il terzo motivo è che l'intero sistema solare è dominato dalla gravità solare. Tutti gli oggetti si muovono lungo orbite (o traiettorie) che, per le leggi di Keplero, sono parti di sezioni coniche, e, in questo caso, ellissi.

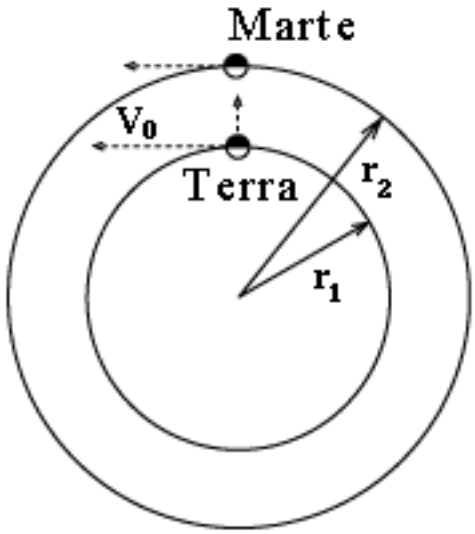


Figura 10: Posizione di minima distanza Marte-Terra

4.2 Trasferta di Hohmann

4.2.1 L'orbita di trasferimento

Pertanto, invece di "prendere la mira e tirare", è meglio cercare un'orbita (figura 11) che porti l'astronave dalla Terra a Marte, e scegliere il momento del lancio in modo che l'arrivo sull'orbita marziana coincida con l'arrivo di Marte stesso in quella medesima posizione.

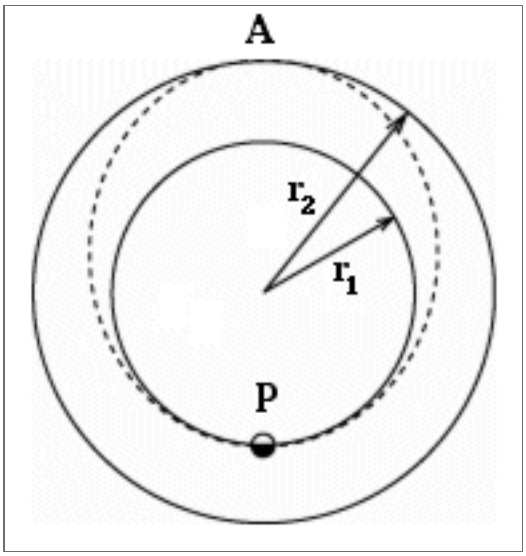


Figura 11: Esempio orbita per Marte

Inoltre, occorre coordinare la velocità e la direzione dell'astronave al momento dell'arrivo con quelle di Marte. Questo porta alla cosiddetta **ellisse di trasferimento di Hohmann** (oppure orbita di trasferimento), proposta per la prima volta nel 1925 dall'ingegnere tedesco Wolfgang Hohmann. Si tratta di un'ellisse in cui il **perielio P** (il punto più vicino al Sole) sta sull'orbita della Terra e l'**afelio A** (il punto più lontano dal Sole) sta su quella di Marte (figura 11).
Il lancio avviene dal punto **P,** dando al razzo una ulteriore velocità oltre a quella $\mathbf{V_0}$ inserendolo quindi in una ellisse più grande.
Al momento del lancio Marte deve trovarsi, rispetto alla Terra, in una posizione tale per cui raggiunga il punto A nello stesso momento in cui tale punto sarà raggiunto dall'astronave. Per determinare una tale posizione occorre conoscere la durata del volo da P ad A. Questa verrà ricavata adesso, usando la terza legge di Keplero.

4.2.1.1 Calcolo della durata

3° legge di Keplero
La terza legge di Keplero afferma che il quadrato del periodo di rivoluzione di un pianeta attorno al Sole è proporzionale al cubo della sua distanza media dal Sole:

$$T^2 \,/\, a^3 \;=\; costante$$

dove "T" è il periodo orbitale e "a" il semiasse maggiore dell'orbita, pari alla metà della lunghezza dell'ellisse ("a"= "r" per orbite circolari). La costante è la stessa per tutti gli oggetti in orbita attorno al Sole, inclusa naturalmente la Terra. Il suo esatto valore dipende dalle unità di misura usate per "T" e "a". Tale valore risulta semplice da calcolare se "T" è misurato in anni e "a" in UA; effettuando i calcoli per il nostro caso otteniamo:

$$T = 1{,}417454 \;\; anni$$

Questo è il tempo per andare da P ad A e di nuovo indietro fino a P.
Il tempo di sola andata verso Marte è quindi la metà, cioè 0,70873 anni **o circa 8,5 mesi.**

4.2.2 Posizione Marte

Marte impiega 1,8822 anni a compiere un'orbita intera di 360°. Pertanto, assumendo un'orbita circolare e un moto uniforme (un'approssimazione che è un po' meno accurata per Marte di quanto non lo sia per la Terra), in 0,70873 anni, Marte dovrebbe percorrere (figura 12):

$$360° \cdot \left(\frac{0{,}70886}{1{,}88}\right) = 135{,}555°$$

Quindi effettueremo il lancio quando Marte, nella sua orbita, è **135,555°** lontano dal punto **A.**

Abbiamo introdotto la velocità orbitale V_0 della Terra attorno al Sole, pari a circa 30 km/s (più precisamente 29,77 km/s), molto più grande di $v_0 \sim 8$ km/s richiesta da un satellite per orbitare attorno alla Terra appena al di sopra della superficie (trascurando l'atmosfera). Notando che la velocità di fuga $\mathbf{v_f}$ da una tale orbita bassa si ottiene moltiplicando $\mathbf{v_0}$ per la radice quadrata di 2, pari a 1,41. Si ottiene così:

$$v_f = 1{,}414 \cdot v_0 = 1{,}414 \cdot 8 = 11{,}312 \frac{km}{s}$$

Un tale veicolo spaziale, tuttavia, non è ancora libero di muoversi verso ogni punto nello spazio. La velocità v_f lo ha liberato dalla gravità terrestre, ma non dall'attrazione del Sole attorno al quale continuerà a muoversi in un'orbita simile a quella terrestre, a circa $V_0 = 30$ km/s.
La situazione è ora completamente analoga alla fuga da un'orbita bassa attorno alla Terra (solo che il costo è più alto). Per liberarsi da un'orbita circolare attorno al Sole e lasciare il Sistema Solare, l'astronave deve lanciare i suoi razzi a una "seconda velocità di fuga".

$$V_f = 1{,}414 \cdot V_0 = 1{,}414 \cdot 30 = 42{,}42 \frac{km}{s}$$

Per raggiungere V_f il razzo deve in qualche modo aumentare la sua velocità di ulteriori 12,42 km/s, più di quanto non sia necessario per sfuggire alla gravità della Terra, partendo da uno stato di quiete sulla sua superficie.
Altre velocità che entrano nei calcoli sono la velocità V_1 con cui l'astronave parte dalle vicinanze della Terra per entrare nell'ellisse di Hohmann (a una distanza r_1 dal Sole), e la velocità V_2 con cui raggiunge l'orbita di Marte (a una distanza r_2). Inoltre, V_3 sarà la velocità di Marte nella sua orbita, assumendo che tale velocità abbia una grandezza costante (cioè con l'ipotesi che l'orbita di Marte sia circolare).
Se $V_2 > V_3$, l'astronave sorpasserà Marte, mentre se $V_2 < V_3$ ne sarà sorpassata.
Utilizzando la seconda legge di Keplero (la linea che congiunge un pianeta al Sole spazza aree uguali in tempi uguali) otteniamo:

$$r_1 \cdot V_1 = r_2 \cdot V_2$$

successivamente usiamo l'equazione dell'energia (l'energia si conserva e assume lo stesso valore in qualsiasi punto dell'orbita):

$$E = \left(\frac{1}{2}\right) m \cdot V^2 - \frac{k \cdot m}{r}$$

sostituendo la velocità di fuga otterremo:

$$E_0 = 0$$

Da questa espressione comprendiamo il significato del segno di E:

- **E negativa** corrisponde sempre ad orbite **ellittiche**, legate alla gravità del Sole, come quelle dei pianeti;
- **E positiva** caratterizza traiettorie "**iperboliche**", non legate alla gravità solare, come quella della sonda spaziale Voyager 2, che si allontana dal Sistema Solare verso lo spazio immenso ed oscuro, mantenendo sempre una certa velocità;
- infine i moti con **E = 0** sono "**parabolici**" e costituiscono il confine tra i due gruppi, non sono limitati in distanza, ma rallentano sempre di più al crescere della distanza. Alcune orbite di comete non periodiche si comportano più o meno in questo modo.

Dopo una serie di calcoli, otteniamo:

$$V_1 = 1{,}098867 \cdot V_0 = 1{,}098867 \cdot 30 = 32{,}966 \frac{km}{s}$$

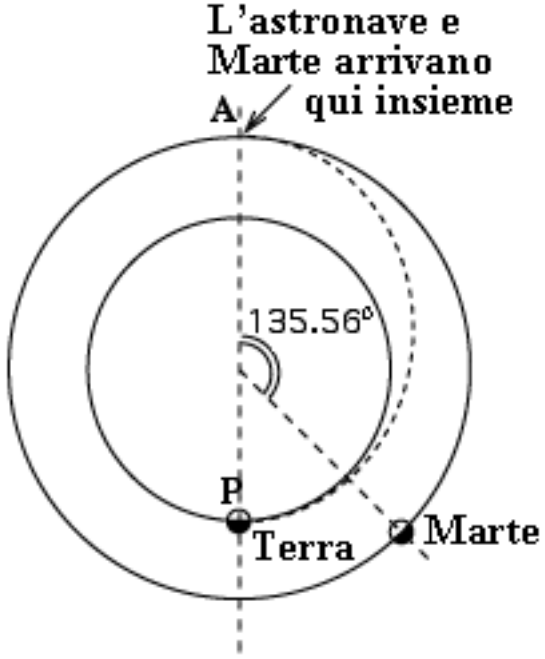


Figura 12: Finestra di lancio per l'andata

4.2.3 L'arrivo vicino a Marte

$$V_2 = V_1 \left(\frac{r_1}{r_2}\right) = \frac{1}{1{,}523691} \cdot 32{,}9674 \frac{km}{s} = 21{,}6356 \frac{km}{s}.$$

L'astronave ha ceduto un po' della sua energia cinetica per contrastare l'attrazione solare e spostarsi più lontano dal Sole. La questione importante è ora quella di confrontare questa velocità con quella V_3 di Marte sulla sua orbita sapendo che T = 1,8822 anni = 687,473 giorni.

Durante questo tempo l'astronave percorre 2,088880 km/giorno e di qui si può ricavare **la velocità V_3 = 24,177 km/s e** vediamo che è Marte quello che si muove più rapidamente e sorpasserà l'astronave. Per accordare la sua velocità con quella di Marte, l'astronave dovrà generare un'ulteriore aumento di velocità di 2,545 km/s.

4.2.4 Le orbite di Hohmann verso Marte e al ritorno

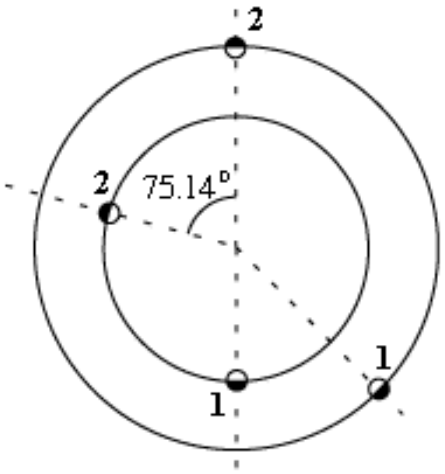


Figura 13: Finestra di lancio per il ritorno

Nella figura 13, i cerchi indicano il moto della Terra (**ellisse più interna**) e di Marte (**ellisse più esterna**) lungo le loro orbite.
Quando un'astronave viene lanciata dalla Terra verso Marte, i due pianeti devono trovarsi nei punti indicati con "1". Dopo 0,70873 anni, l'astronave arriva nelle vicinanze di Marte, il quale nel frattempo si è spostato nel punto indicato con "2".
Dove si trova la Terra in quel momento? In un anno la Terra percorre 360 gradi, per cui in 0,70873 anni avrà percorso:

$$0{,}70873 \cdot 360 = 255{,}14°$$

Avrà quindi raggiunto la posizione "2" sul cerchio più interno, 75,14° oltre la posizione di Marte. Va notato che la Terra ha sorpassato Marte che al lancio (posizione "1") stava indietro rispetto a Marte, ma ora sta avanti. Come è mostrato dalla 3ª legge di Keplero, più un pianeta è vicino al Sole e più rapidamente percorre la sua orbita. Nel nostro caso la Terra è più vicina al Sole di quanto non lo sia Marte.
Supponiamo che l'astronave che è arrivata su Marte sia una sonda automatica che raccolga dei campioni e riparta immediatamente per il suo viaggio di ritorno. Lanciata dal punto (2), dopo essere sfuggita alla gravità del pianeta, l'astronave seguirà ancora un'ellisse di trasferimento di Hohmann, che è l'immagine speculare di quella percorsa nel viaggio di andata verso Marte (figura 14)
Il viaggio di ritorno inizia con una spinta all'indietro di 2,545 km/s, per ridurre la velocità orbitale dell'astronave da V_3 a V_2. Pertanto, dopo 0,70873 anni, essa arriverà nel punto indicato con (1) con una velocità V_1, che deve essere ridotta al valore della velocità orbitale della Terra V_0 mediante una spinta all'indietro di 2,966 km/s.

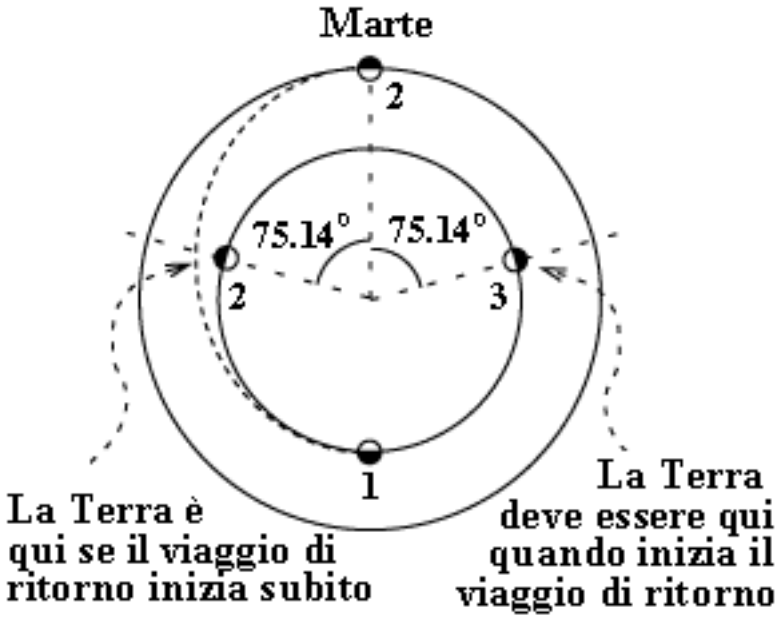


Figura 14: Ellisse di Hohmann

4.2.5 Il periodo sinodico

Vediamo dove dovrebbe stare la Terra al momento del lancio da Marte perché alla fine del viaggio di ritorno venga incontrata al momento giusto.
Il viaggio di ritorno, essendo costituito dalla metà dell'ellisse di Hohmann, durerà 0,70873 anni, e durante questo tempo (come è stato calcolato precedentemente) la Terra avrà percorso un arco di orbita di 255,14°. Per incontrare il razzo al suo ritorno, quando raggiungerà l'orbita terrestre nel punto (1), la Terra deve trovarsi, al momento dell'inizio del viaggio di ritorno da Marte, 255,14° **indietro** rispetto al punto "1" della sua orbita.
Questo la posiziona nel punto (3), 75,14° **indietro** rispetto alla posizione di Marte, non nella posizione (2) dove la Terra è 75,14° **in avanti** rispetto a Marte.
Poiché la Terra e Marte cambiano continuamente la loro posizione relativa, è logico che, se ritardiamo sufficientemente il viaggio di ritorno, la Terra si sposterà dalla posizione (2) rispetto a Marte alla posizione (3), e in quel momento può iniziare il viaggio di ritorno.
Calcoliamo ora quel tempo di attesa. Per semplificare il calcolo dell'attesa, calcoliamo la **velocità relativa di rivoluzione** tra la Terra e Marte intorno al Sole:

- la velocità di rivoluzione della Terra è di 1 orbita all'anno.
- la velocità di rivoluzione di Marte è di 1 orbita ogni 1,8822 anni, cioè:

$$\frac{1}{1{,}8822} = 0{,}531293\,\frac{orbite}{anno}$$

Ogni anno, la Terra aumenta il suo vantaggio su Marte di:

$$1 - 0{,}531293 = 0{,}468707\ orbite.$$

In 2 anni, il vantaggio è: $2 \cdot 0{,}468707 = 0{,}937414\ orbite$.

La Terra sarà avanti di un'orbita intera dopo:

$$\frac{1}{0{,}468707} = 2{,}13353 \text{ anni.}$$

Se Marte e la Terra iniziano un'orbita fianco a fianco, dopo 2,13353 anni essi si troveranno di nuovo fianco a fianco. Dal punto di vista di un osservatore sulla Terra, questo è il tempo necessario a Marte per compiere un giro completo nel cielo. Tale tempo è chiamato **periodo sinodico** di Marte e dura circa **25,6 mesi.**
Perché la Terra cambi la sua posizione rispetto a Marte da (2) a (3), occorre che la Terra avanzi (rispetto a Marte) di

$$360 - (2 \cdot 75{,}14) = 209{,}72°$$

Per avanzare di 360° occorrono 2,13353 anni, e quindi per avanzare di quell'angolo occorrono:

$$\frac{209{,}72}{360} \cdot 2{,}13353 = 1{,}2429 \text{ anni} = 454 \text{ giorni}$$

Un calcolo più accurato dà 459 giorni (il nostro calcolo conteneva delle approssimazioni). Quando il razzo nel suo viaggio di ritorno arriverà nelle vicinanze della Terra la sorpasserà, poiché la sua velocità V_1 supera quella della Terra di circa 3 km/s. Prima di scendere in tutta sicurezza al suolo, l'astronave dovrà smaltire la velocità v_0 dovuta all'attrazione terrestre, pari a circa 11,3 km/s. Tuttavia, se il rientro a volo radente nell'atmosfera ha un "corretto angolo", l'energia cinetica in eccesso sarà dissipata tranquillamente in calore, senza la necessità di usare razzi frenanti.

4.2.6 Riflessioni finali

Le nostre considerazioni riguardavano soltanto orbite circolari attorno al Sole, a velocità pressoché costante. Il moto relativo della Terra e di Marte in cielo è molto più variabile, poiché la distanza Terra-Marte varia continuamente. In effetti, quando la Terra è nel punto più vicino a Marte e lo sorpassa, Marte sembrerà (per un breve periodo) muoversi all'indietro rispetto alle stelle. Il periodo totale resta comunque di 25,6 mesi, piuttosto diverso dall'effettivo periodo orbitale di Marte attorno al Sole che è di 1,8822 anni = 22,6 mesi.
Considerando tutte queste complicazioni, non possiamo fare a meno di apprezzare la sottigliezza del lavoro di Copernico e di Keplero, che sono riusciti ad estrarre modelli chiari e regolari del moto, partendo da quelli molto meno regolari dei pianeti attraverso il cielo.

4.3 Cattura balistica

La premessa della cattura balistica è che invece di calcolare in quale punto dell'orbita si troverà Marte quando la sonda spaziale arriverà a destinazione, come avviene convenzionalmente con il trasferimento di Hohmann, la sonda viene lanciata nell'orbita marziana in modo che preceda il pianeta sulla sua traiettoria. I costi di costruzione della navicella e del lancio rimangono gli stessi, ma si evita l'enorme consumo di propellente richiesto dal rallentamento. Per la cattura balistica, la navicella viaggia ad una velocità di poco inferiore a quella orbitale di Marte, e viene risucchiata gravitazionalmente dal pianeta in un'orbita planetaria.

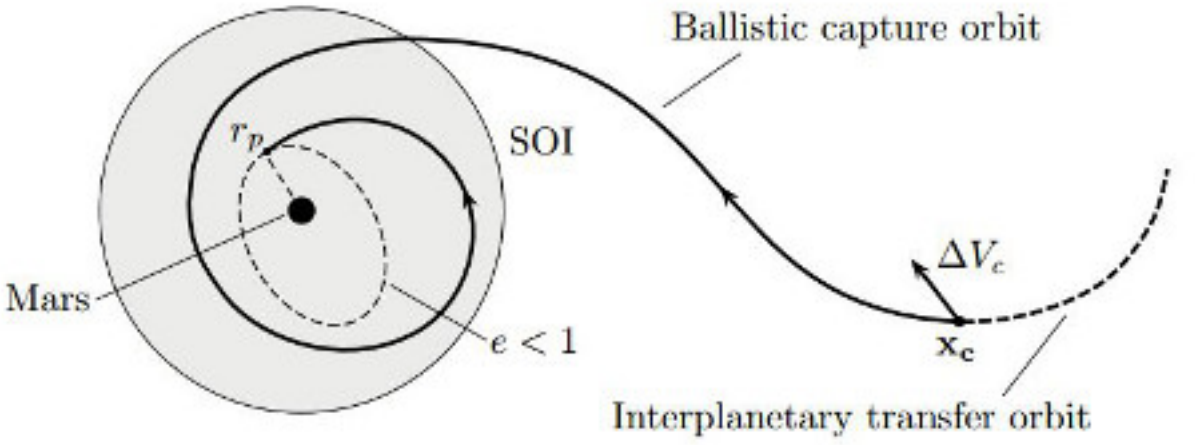


Figura 15: Schema della cattura balistica elaborata per i viaggi su Marte

In sostanza, la cattura balistica offre molti vantaggi rispetto ai metodi attuali per arrivare su Marte. Per esempio, oltre a evitare il consumo di propellente del trasferimento di Hohmann, riduce i rischi perché la navicella non deve più decelerare in un breve spazio e in una ristretta finestra di tempo, rischiando di fermarsi prima od oltre il punto stabilito. L'approccio diminuisce del 25% anche il consumo di propellente del viaggio complessivo. Questa riduzione potrebbe essere utilizzata per risparmiare denaro, ma potrebbe anche permettere payload (carichi utili) più consistenti a prezzi paragonabili. Portare più massa in orbita marziana potrebbe significare avere a disposizione più rover e altre apparecchiature sulla superficie del pianeta.
Per le missioni con equipaggio, il trasferimento balistico sarebbe un'arma a doppio taglio: la maggiore lunghezza del viaggio si aggiungerebbe alla lunga lista di sfide da superare per portare esseri umani su Marte. Sei mesi di viaggio per un equipaggio stipato in una piccola capsula sono già un problema, per non parlare dell'assorbimento di una dose di radiazione che raggiungerebbe livelli inaccettabili. Per questa ragione, le missioni robotiche sembrano essere i primi potenziali beneficiari dei trasferimenti a bassa energia.

Vediamo ora alcuni calcoli.
I parametri per i trasferimenti Hohmann di riferimento dalla Terra a Marte sono elencati in tabella 5: questi dati corrispondono a geometrie in cui sono possibili quattro diversi trasferimenti bitangenziali.

Tabella 5: Parametri per la traferta di Hohmann

Caso	Terra	Marte	$\Delta V_1 (km/s)$	$\Delta V_{2,\infty} (km/s)$	$\Delta V (km/s)$	$\Delta t (days)$
H1	@P	@P	2,179	3,388	5,568	234
H2	@P	@A	3,398	2,090	5,466	278
H3	@A	@P	2,414	3,163	5,577	239
H4	@A	@A	3,629	1,881	5,510	283

L'eccesso di velocità iperbolica di Marte per questi trasferimenti bitangenziali sono elencati nella tabella 6.

Tabella 6: Eccesso di velocità iperbolica

Caso	$V_\infty\ (km/s)$
H1	3,388
H2	2,09
H3	3,163
H4	1,881

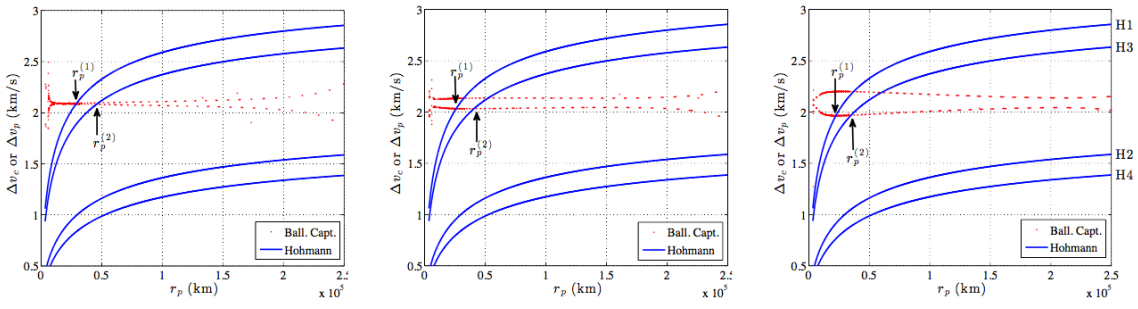
Quando ci si avvicina a Marte con traiettoria iperbolica con eccesso di velocità V_∞ , il costo per entrare in un' orbita ellittica con eccentricità '*e*' fissa e raggio di *periasse* r_P è calcolata come segue:

$$\Delta V_2 = \sqrt{V_\infty^2 + \frac{2\mu_M}{r_P}} - \sqrt{\frac{\mu_M \cdot (1+e)}{r_P}}$$

Dove:

$\mu_M = 4{,}2828 \cdot 10^4 \frac{km^3}{s^2}$ è il parametro di accelerazione gravitazionale di Marte.

Ora studiamo le prestazioni dei trasferimenti con cattura balistica dalla Terra a Marte dal punto di vista del Δv rispetto ai trasferimenti di Hohmann, con specifici valori di periasse (punto più vicino al centro gravitazionale nell'orbita di un satellite).
Nel caso in cui x_c dista 1 milione di km da Marte, il valore di ΔV_1 sia per i trasferimenti di Hohmann che per quelli balistici è approssimativamente lo stesso.
Abbiamo realizzato una valutazione dei trasferimenti di cattura balistica i cui stati x_c sono ricavati con questi valori e = 0,99 e $f_0 = 0, \pi/4, \pi/2$.
I risultati sono riassunti nella figura 16. In queste figure i punti rossi rappresentano il costo ΔV_c delle soluzioni balistiche di cattura dei due casi, mentre il costo ΔV_c delle curve blu sono le funzioni $\Delta V_2\ (r_P)$ associate ai quattro trasferimenti bi-tangenziali Hohmann nella tabella 5.
Dall'ispezione della figura 16 si nota che i trasferimenti di cattura balistica sono più costosi di tutti i trasferimenti di Hohmann per basse altitudini. Tuttavia, quando il r_P aumenta, il trasferimento balistico nei casi H1 e H3 è più performante.
Nei casi di H2, H4, i trasferimenti di cattura balistica non sono convenienti come i trasferimenti di Hohmann per qualsiasi valore di r_P.



(a) $f_0 = 0$ (b) $f_0 = \pi/4$ (c) $f_0 = \pi/2$

Figura 16: Risultati simulazioni cattura balistica

4.4 Aerocattura

L'aerocattura prevede che una navicella in arrivo penetri nell'atmosfera marziana e lasci che l'attrito diminuisca la velocità in eccesso. Questo metodo, tuttavia, richiede un pesante scudo termico, e perciò comporta ulteriori costi e peso da portare in orbita, vanificando il guadagno in termini di peso dovuto il risparmio di propellente.

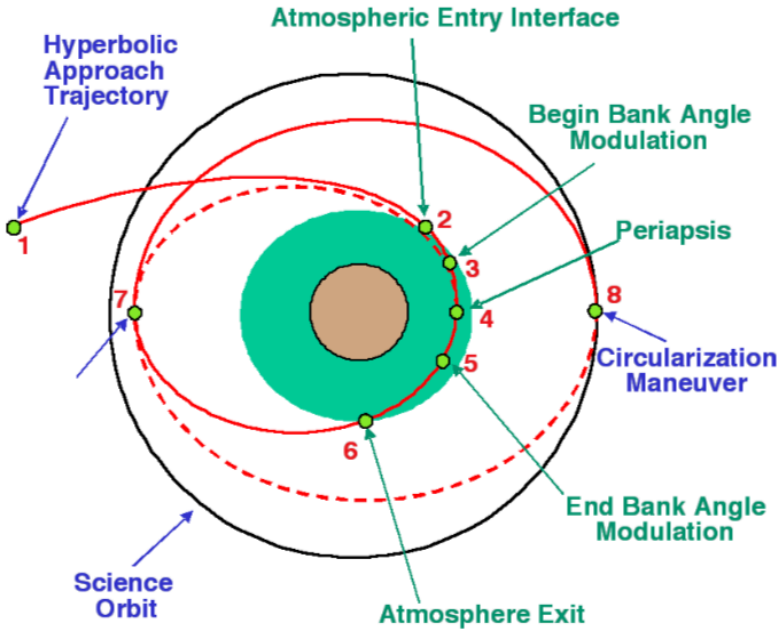


Figura 17: Manovra di Aerocattura

4.5 *Altre traiettorie per il viaggio su Marte*

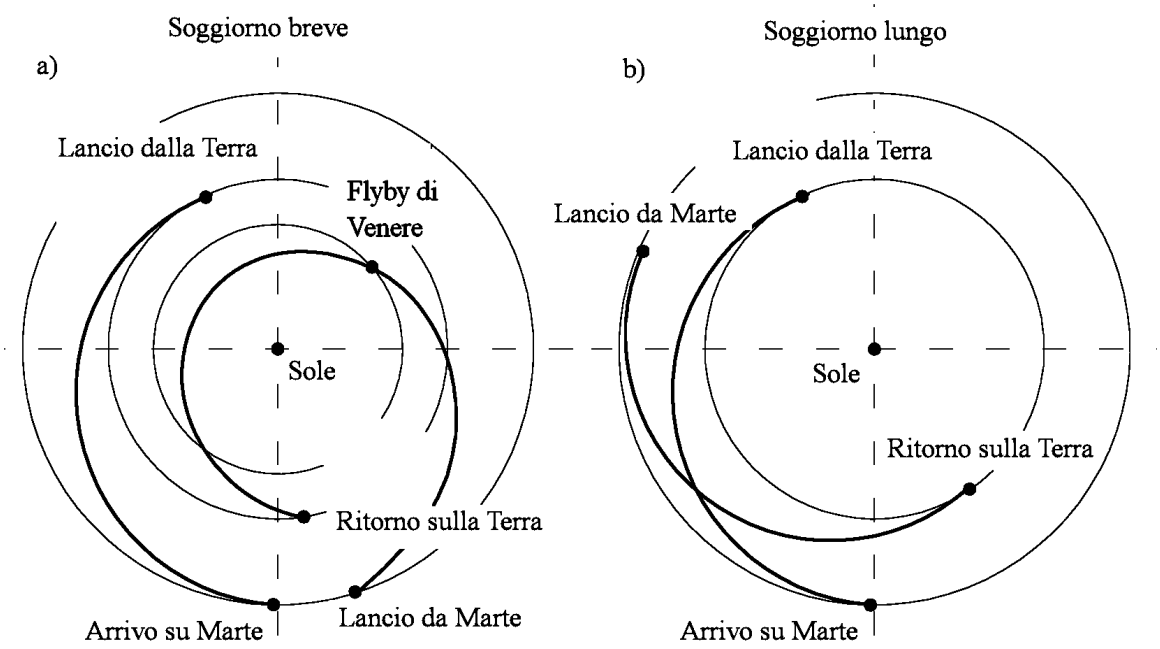


Figura 18: Altre traiettorie per il viaggio su Marte

4.6 Durata della missione

La scelta è drastica: 40 o 500 giorni. Una via di mezzo è esclusa perché i pianeti, compresi Marte e la Terra, girano intorno al Sole e, quindi, le occasioni ottimali per il ritorno si verificano solo in questi archi temporali (tabella 7).

Tabella 7: Durata della missione

	Short-stay (opposizione)	Long-stay (congiunzione) (minima energia)	Long-stay (congiunzione) (viaggio rapido)
Andata	224	224	150
Soggiorno	30	458	619
Ritorno	291	237	110
Totale	545	919	879
Totale viaggio	515	461	260

I problemi sono principalmente di tipo tecnologico ed umano: il viaggio Terra – Marte con propulsori tradizionali durerebbe all'incirca 3 anni e la difficoltà da affrontare starebbe nel preparare psicologicamente gli astronauti ad un viaggio così lungo in un ambiente difficile come può esserlo una navetta spaziale od uno shuttle. Inoltre sono in corso di valutazione i pericoli dovuti all'esposizione alle radiazioni solari sul pianeta.
Si pensa esistano sulla superficie dei minerali che presentino elementi che, in polvere, potrebbero entrare nei sistemi di respirazione delle tute spaziali provocando danni ai polmoni.

5 Propulsione adottata

5.1 Trasporto dalla Terra in orbita

L'Ares V HLLV, attualmente in fase di sviluppo nel CxP della NASA, è un vettore per trasportare carichi pesanti e voluminosi in orbita LEO. Il veicolo di riferimento Ares V è progettato specificamente per rispettare i requisiti per le missioni umane nello spazio.
Il payload da integrare per una missione su Marte sarebbe da due a quattro volte più grande di qualsiasi altro payload delle missioni precedenti.
Le operazioni di supporto sarebbero impegnative per molti aspetti in quanto l'Ares V richiede più carburante (criogenico), gas di supporto (elio), esigenze di trasporto e boosters più grandi rispetto a quelli forniti in precedenza, il che porterebbe probabilmente a un processo di integrazione più complesso.
La campagna di lancio verso Marte, con lanci multipli, necessita di un'affidabilità molto più elevata rispetto ai dati in nostro possesso e richiede anche capacità di durata maggiore per il payload in quanto tutti gli strumenti devono funzionare perfettamente per tutta la missione.

Le strutture composite occupano una posizione di rilievo nei veicoli di lancio Ares V, tra cui la struttura primaria e la carenatura del payload. Inoltre, sono state studiate opzioni per migliorare le prestazioni attraverso l'utilizzo di SRB e il passaggio a propellente HTPB (polibutadiene con radicali ossidrilici terminali), più energetico e potrebbe creare una pressione interna più elevata fornendo così un sostanziale miglioramento delle prestazioni.

Un'altra sfida chiave per il lancio del veicolo a supporto delle future missioni su Marte è la capacità non solo di portare grandi payload, ma anche grandi volumi. Una strategia di

packaging e supporto per l'utilizzo della carenatura del carico utile del veicolo di lancio, come struttura primaria per il sistema Mars EDL, è molto promettente. Per determinare la fattibilità di questo approccio sono necessarie ulteriori valutazioni in termini di capacità di integrazione del lander, della forma appropriata della carenatura del veicolo di lancio e degli approcci TPS.

5.2 Propulsione chimica avanzata

La tecnologia proposta per i sistemi di propulsione di discesa e salita DRA 5.0 su Marte utilizza una combinazione di propellente LOX/CH_4. Il sistema di propulsione basato su O_2 è stato scelto non solo per migliorare le prestazioni, ma anche perché l'ISRU potesse essere utilizzato per produrre la quantità di O_2 necessaria per la salita da Marte invece di doverla trasportare dalla Terra. Non si tratta di un concetto nuovo, in quanto analizzato a fondo nelle precedenti missioni Mars Design Reference. Attualmente non sono in produzione motori LOX/CH_4 alimentati a pompa, ma sono in fase di sviluppo solo motori alimentati a pressione.
Per produrre un motore ad alimentazione a pompa altamente affidabile e in grado di soddisfare i requisiti richiesti, sono necessarie molte ricerche e prove. I motori LOX/CH_4 affrontano la sfida di doversi mettere in moto dopo un lungo periodo di inattività (in questo caso sulla superficie marziana). Si è ritenuto che i motori alimentati a pressione attenuino questa preoccupazione. Senza i turbocompressori rotanti, i motori ad alimentazione a pressione sono molto più semplici e affidabili dei loro omologhi alimentati a pompa. Tuttavia, mentre la massa a secco del motore alimentato a pressione è inferiore a quella del motore alimentato a pompa, la massa complessiva del sistema di alimentazione è molto più elevata a causa della pressione che deve essere mantenuta nei serbatoi del propellente (250 psi contro 50 psi). Anche il peso del pressurizzante per l'elio richiesto (e dei serbatoi) è maggiore. Questo problema è ulteriormente aggravato dal minore I_{sp} e dal corrispondente maggiore fabbisogno di propellente della tecnologia alimentata a pressione. Questi fattori si traducono in carichi utili molto più bassi da portare a destinazione. Pertanto, i motori alimentati a pompa sono scelti per i motori CH_4. Inoltre, il lavoro e i test necessari per verificare che il motore LOX/LH_2 si avvii dopo lunghi periodi d'inattività risolverebbero, si spera, qualsiasi problema con la capacità di avviamento LOX/CH_4 .

5.3 Propulsione termica nucleare

NTP è una tecnologia che ha il potenziale per realizzare future missioni umane su Marte con requisiti di massa ragionevoli e un numero credibile di lanci per il vettore Ares V.
È stato dimostrato che tale tecnologia ha assicurato alti livelli di TRL, durante i programmi Rover/NERVA nel sito di prova del Nevada, per i quali sono state sviluppate e testate varie combinazioni di carburante e un'ampia gamma di motori.
Quasi alla fine del programma "open - air" il test dei motori è proseguito in modo più specifico utilizzando un sistema per trattare lo scarico di H_2.
Il continuo sviluppo dei sistemi di propulsione chimica ha portato a significativi progressi delle prestazioni nei settori dei motori non nucleari (dei diversi stadi dei componenti che sono necessari per l'NTP MTV), mentre nell'area nucleare è necessario ulteriore lavoro, e adeguati finanziamenti, volti a conseguire i seguenti obiettivi:

1. stabilire requisiti di sistema dei motori NTP utilizzando analisi e stime aggiornate della missione su Marte e del carico utile;
2. riconfigurazione della tecnologia del Rover NERVA, l'utilizzo del biossido di uranio UO_2 nella tecnologia del combustibile "cermet" al tungsteno metallico;
3. realizzazione di modelli affidabili, progettazione e ingegneria di sistemi per i motori presi in considerazione;
4. preparazione dei necessari impianti di prova;

5. esecuzione delle necessarie prove di dimostrazione nucleare e non nucleare di combustibili, componenti e sottosistemi NTP in preparazione di prove a terra su scala reale di motori dimostrativi e, successivamente, di motori di volo.

5.4 Motivi per scegliere la propulsione nucleare

Un impulso specifico più elevato permette una significativa riduzione dell'IMLEO.
Nel complesso, i sistemi di propulsione nucleare, termici (NTP) o elettrici (NEP) sono tecnologie chiave per il futuro dell'esplorazione spaziale.
Un'altra possibilità per aumentare l'impulso specifico è attraverso l'uso di propulsione elettrica solare, ma questa soluzione sembra essere molto meno vantaggiosa rispetto al NEP a causa della massa e delle dimensioni del generatore elettrico e quindi non sarà ulteriormente considerata in questo confronto.
In particolare, se la missione su Marte è considerata la prima di una serie di missioni, le spese necessarie per sviluppare NTP o PNA rappresentano un investimento che sarà ottimizzato dai risparmi realizzati in ciascuna missione successiva. È quindi possibile affermare che se l'umanità vuole diventare una civiltà spaziale, dovrà sviluppare la propulsione nucleare.
Il principale svantaggio della propulsione nucleare è che non è una tecnologia pienamente testata, cioè ha un TRL inferiore a quello della propulsione chimica. I test effettuati negli anni '70 sui prototipi dei propulsori termici nucleari permettono già di affermare che lo sviluppo di un propulsore sicuro e affidabile di questo tipo può essere effettuato in tempi e con costi ragionevoli.
Per la propulsione elettrica nucleare il problema del TRL può essere suddiviso in due parti:

- la progettazione della centrale elettrica;
- la progettazione dei propulsori.

Nel primo caso, lo sviluppo è abbastanza avanzato e richiede il perfezionamento del reattore nucleare leggero per la produzione di energia per le missioni su Marte.
Nel secondo caso, i propulsori elettrici sono una tecnologia conosciuta per quanto riguarda i piccoli propulsori. Sono in corso ricerche volte ad aumentare la tecnologia e a migliorarne le prestazioni. In particolare, il razzo a scarica magnetoplasmadinamica a impulsi specifici variabili (VASIMR) ha raggiunto un buon TRL.
Viene menzionato un ulteriore problema del NTP: è impossibile testare l'intero sistema sulla Terra in quanto il lancio di un razzo di questo tipo nell'atmosfera non è più consentito (rispetto alla situazione degli anni' 70), a meno che non si utilizzi un centro di prova in grado di catturare eventuali rilasci di prodotti di fissione. Tuttavia, sulla base dei risultati di test precedenti, un test in orbita sicura non è né impossibile né particolarmente costoso. Analogamente, anche un test su un impianto di terra completamente legale è possibile e non eccessivamente complesso e costoso.
L'uso della propulsione nucleare renderebbe superfluo il ricorso a tecnologie che non offrono ancora un TRL sufficiente (come l'aerocattura) e renderebbe meno rigorosi tutti i limiti legati a IMLEO.
Un punto molto importante è quello di consentire un viaggio più veloce da e per Marte, in modo da ridurre i tempi di esposizione dell'equipaggio alle radiazioni e alla microgravità, quindi la propulsione nucleare diverrà l'unica scelta possibile.
La propulsione nucleare consente di progettare una navicella spaziale in grado di effettuare il viaggio di andata e ritorno dall'orbita terrestre all'orbita terrestre, dove può essere rinnovata e riparata senza un atterraggio sulla Terra per una successiva missione verso Marte. I viaggi multipli potrebbero quindi essere effettuati in modo economicamente vantaggioso. Una navicella spaziale non rientrerebbe nell'atmosfera terrestre da una traiettoria iperbolica, ma entrerebbe in LEO (o in un'orbita leggermente più alta) e l'equipaggio potrebbe passare la quarantena sulla Terra o in una stazione spaziale, riducendo i pericoli di contaminazione.

Inoltre, anche se la propulsione chimica può essere adeguata per una missione di tipo "flag-and-footprint", le missioni più complesse che prevedono la costruzione di un avamposto e successivamente una vera e propria colonizzazione richiederanno la propulsione nucleare. Se sono previste varie missioni successive, i costi di sviluppo della propulsione nucleare (termica o elettrica) possono essere considerati come un investimento che viene ottimizzato con il minor costo di organizzare diverse missioni individuali.
Infine, una volta sviluppata, la propulsione nucleare favorirebbe una più facile esplorazione, umana e robotica, dell'intero sistema solare.

5.5 Motivi per scegliere la propulsione chimica

Come primo punto, non è giusto limitarsi a confrontare l'impulso specifico. È vero che un impulso specifico più elevato riduce i requisiti del propellente, e il propellente è il primo requisito. Tuttavia, per essere equi nei confronti della massa, il criterio migliore è l'IMLEO. In ultima analisi, per qualsiasi missione, il criterio finale non è la massa, ma la decisione politica, che tiene conto di altri criteri come il costo totale, la durata e i costi delle missioni preparatorie.
Per quanto riguarda la massa, è necessario considerare i seguenti dettagli:

- non è possibile inviare un motore nucleare a basse altitudini a causa della resistenza atmosferica e del rischio di rientro (ad esempio, l'ISS viene regolarmente spinta in orbite più alte per evitare la distruzione con il rientro atmosferico). Pertanto, per motivi di sicurezza, se si dovesse utilizzare un qualsiasi motore nucleare, esso dovrebbe essere inviato ad un'orbita superiore prima del suo avviamento. L'altitudine è ancora da definire, ma probabilmente si aggirerebbe sui 1000 km per un sistema di propulsione nucleare, mentre è di circa 400 km per un sistema chimico. La conseguenza diretta è rappresentata dalle masse per il lancio dei moduli nucleari e dei loro payload;
- esistono problemi di radiazioni per le missioni umane su Marte. Se la navicella dovesse essere equipaggiata con un reattore nucleare, le questioni relative alle protezioni sarebbero più rilevanti. La soluzione più semplice è quella di fornire uno scudo resistente alle radiazioni, ma a scapito della massa del veicolo;
- nel caso dei razzi termici nucleari, è preferibile generalmente utilizzare l'idrogeno. L'uso dell'idrogeno pone molti problemi: lo stoccaggio, le dimensioni e la massa dei serbatoi. È importante sottolineare che un modo efficace per ridurre la massa del propellente (e quindi IMLEO) consiste nell' utilizzare una procedura di aerocattura per l'inserimento in orbita di Marte, invece di una frenata propulsiva, ma se il serbatoio è molto grande, è difficile effettuare l'aerocattura. Gli scudi termici sono molto più pesanti, il controllo del veicolo è molto più difficile e questa strategia non è molto efficiente. La conseguenza è un importante aumento della massa. Questo particolare problema esiste anche per i grandi veicoli a propulsione chimica, ma può essere attenuato con l'uso di più veicoli o la riduzione del payload inviato su Marte (ad esempio, equipaggi più piccoli). In altre parole, se l'aerocattura è resa possibile da adeguate architetture di missione, i requisiti del propellente sono fortemente ridotti, il che rende i sistemi di propulsione chimica molto più attraenti;
- il problema con le architetture basate sul nucleare è che tali ottimizzazioni sono più difficili (ad esempio, la fattibilità dell'aerocattura con serbatoi di idrogeno giganti);
- un parametro importante di qualsiasi sistema di propulsione nucleare è la potenza specifica che si può ottenere: se il reattore nucleare è molto pesante, vale a dire 100 tonnellate o più, indipendentemente dall'impulso specifico, anche se la massa del propellente è trascurabile, non sarà competitivo con le architetture basate su altri

sistemi di propulsione per una missione su Marte. Il problema non è quindi solo costruire un sistema di propulsione basato sul nucleare, ma anche un sistema leggero e molto potente (ad esempio, 10 MW);

- per quanto riguarda le architetture SEP, si concorda sul fatto che si tratta di un approccio interessante. La tecnologia è già utilizzata per le sonde di piccole dimensioni, l'affidabilità è relativamente elevata e lo sviluppo di rimorchiatori solari da 300 kW o similari è già avanzato. Tuttavia, con la SEP vi sono 4 importanti svantaggi:
  - in primo luogo, con i sistemi di propulsione a bassa spinta, ci sono perdite gravitazionali importanti, che riducono i vantaggi derivanti dall'utilizzo di un I_{sp} elevato;
  - in secondo luogo, è quasi impossibile effettuare l'aerocattura su Marte con pannelli solari giganti e fragili. C'è quindi una penalizzazione di massa per la frenata, che riduce anche i vantaggi derivanti dall'utilizzo di un I_{sp} elevato. Anche in questo caso, l'IMLEO è l'unico parametro di cui si dovrebbe tener conto per un confronto equo;
  - in generale, dal momento che la spinta dei sistemi SEP è molto bassa e il trasferimento ad un'alta orbita terrestre è molto lunga, è preferibile inviare l'habitat nello spazio profondo senza equipaggio e di utilizzare la propulsione chimica con una piccola capsula per un transito più veloce. Si tratta di un'organizzazione complessa e vi sono problemi di backup;
  - per accelerare l'uscita è necessario utilizzare sistemi di propulsione chimica o un NTR. La SEP deve quindi essere combinata con altri sistemi di propulsione.

Tutto sommato, i sistemi di propulsione basati sul nucleare sembrano appropriati solo se su Marte saranno inviate navicelle spaziali di grandi dimensioni.

Per quanto riguarda l'argomento del "fast transit", si ritiene che sia di rilevanza parziale per due motivi:

- poiché la bruciatura che raggiunge la TMI (Trans Mars Injection) è fornita in LEO, l'aumento ΔV per una traiettoria di 4-5 mesi non è così elevato. I requisiti sono presentati nella tabella 8;

Tabella 8: ΔV richiesti per un lancio in LEO a 400 km

	Trasferta di Hohmann per il perielio di Marte	Trasferta di Hohmann per l'afelio di Marte	Free return (periodo di 2 anni attorno al sole)
V_∞(km/s)	2,3	3,51	5,08
ΔV 400 km (km/s)	3,42	3,73	4,31
Durata viaggio (giorni)	237	281	157 (all'afelio di Marte)

- il razzo è inviato su Marte in un periodo di 2 anni con traiettoria ellittica intorno al sole in modo che incontri la Terra esattamente dopo 2 anni se non c' è nessuna sosta su Marte. Tale traiettoria implica un ΔV più elevato (rispetto alla traiettoria di Hohmann), ma l'impatto sui requisiti del propellente è accettabile.

Si sostiene che i costi ricorrenti (i costi dei razzi e del propellente) sarebbero fortemente ridotti utilizzando la propulsione nucleare, in quanto il veicolo potrebbe essere utilizzato più volte.
Nel settore spaziale, vi sono esempi che dimostrano che un veicolo riutilizzabile è più costoso di un veicolo "usa e getta" (ad esempio, navicelle spaziali).
Il percorso per la riutilizzabilità sarà probabilmente molto lungo.
I criteri più importanti a livello politico sono il costo, la durata e il rendimento degli investimenti delle missioni preparatorie. E' improbabile che un costoso progetto di 40 anni possa essere finanziato solo ai fini di una prima missione su Marte con equipaggio. Di conseguenza, si ritiene che l'uso di sistemi di propulsione nucleare potrebbe avvenire in ulteriori missioni con equipaggio su Marte, una volta che queste tecnologie siano state sviluppate e utilizzate per altre missioni di esplorazione. Non esiste una tabella di marcia sostenibile per tale progetto.
Per quanto riguarda l'argomento di una possibile interruzione del programma esplorativo di Marte dopo le prime missioni (sindrome di Apollo), si pensa che non siamo nello stesso contesto della corsa lunare con solo poche missioni sulla Luna e poi nulla. A condizione che la prima missione sia attuata e coronata da successo, la natura internazionale di tali missioni e l'interesse del settore privato permetteranno certamente di concentrarsi a lungo termine sul pianeta rosso, portando eventualmente ad insediamenti permanenti.

5.6 Considerazioni sulla scelta del sistema propulsivo

La scelta tra propulsione nucleare e chimica, ed eventualmente se si sceglie la prima, quella tra NTP e NEP, non dipende solo da considerazioni legate alla propulsione, all'IMLEO o a fattori già citati, come il numero di missioni da effettuare o la riutilizzabilità dei veicoli interplanetari, ma anche da:

- il periodo generale in cui ci si aspetta che la missione su Marte abbia luogo (più lungo è questo periodo, più facilmente la propulsione nucleare sarà disponibile per la missione);
- il costo della satellizzazione, che può diminuire drasticamente se si verificasse un maggiore coinvolgimento di organizzazioni private nelle attività spaziali, o lo sviluppo di attività come il turismo spaziale o l'estrazione mineraria da asteroidi.

Queste considerazioni possono consentire non solo di scegliere tra propulsione chimica e nucleare, ma anche tra le due forme di quest'ultima.

5.7 Accenni e paragoni con la propulsione elettrica solare (SEP)

I sistemi di propulsione elettrica sono interessanti grazie all'impulso specifico elevato. La fonte di energia può essere una centrale nucleare o un ampio set di celle solari fotovoltaiche. La seconda opzione è molto interessante per diversi motivi:

- i pannelli solari sono molto economici, semplici e affidabili;
- la propulsione elettrica solare è già stata utilizzata per sonde interplanetarie ed il suo TRL è quindi superiore all'energia nucleare;
- la tecnologia fotovoltaica è stata migliorata sin dal suo primo utilizzo nello spazio. Pannelli solari molto leggeri ed efficienti possono essere costruiti in modo che la tecnologia sia competitiva con l'energia nucleare in termini di potenza specifica;
- l'utilizzo di SEP ad alta potenza rende l'architettura molto meno sensibile alla crescita di massa e migliora la flessibilità;
- nella missione di riferimento della NASA, basata sui sistemi di propulsione termica nucleare, la capsula Orion e il suo modulo di servizio sono sottoutilizzati. La capsula

viene utilizzata solo all'inizio e all' ultimo giorno della missione, mentre è in grado di supportare un equipaggio per 21 giorni e può operare importanti trasferimenti in orbita. Il suo utilizzo è quindi un'importante penalizzazione di massa per l'architettura, mentre sarebbe sufficiente una capsula molto più piccola. Nello scenario SEP, il veicolo Orion può essere utilizzato per trasferire l'equipaggio in un'orbita terrestre alta ed effettuare un incontro con il principale veicolo interplanetario. In tal caso, le dimensioni e la massa sono adeguate;

- per la propulsione chimica, la quantità di propellente per il TMI dipende fortemente dalla posizione di Marte sulla sua orbita, che è ellittica. Poiché i requisiti del propellente sono molto meno richiesti per SEP, le architetture basate su SEP sono meno sensibili di quelle chimiche alla configurazione dei pianeti;
- in futuro, i sistemi di propulsione elettrica svolgeranno certamente un ruolo importante cambiando le tecnologie per il trasporto nello spazio profondo. Potrebbe essere difficile distribuire diversi chilometri quadrati di pannelli solari per ottenere diversi MW di potenza e allo stesso tempo mantenere la massa complessiva bassa e la robustezza elevata. Potrebbe essere più facile ottenere la stessa potenza con centrali nucleari ultraleggere. Qualunque sia la fonte di alimentazione del futuro, fornirà energia elettrica ai propulsori ionici con un impulso specifico elevato. Un rimorchiatore SEP da 300 kW è quindi un passo importante in questa direzione.

Nel complesso, la SEP potrebbe essere il miglior compromesso tra tutte le architetture chimiche e quelle basate sul nucleare.

6 Mars sample return

6.1 Introduzione

La missione ‘Mars Sample Return’ (MSR) è una missione di volo spaziale il cui obiettivo è la raccolta di campioni di roccia e polvere dal suolo marziano e portarli sulla Terra, al fine di sottoporli a indagini più approfondite e a un maggior numero di test rispetto a quelli possibili sulle navicelle spaziali. Inoltre, la presenza dei campioni sulla Terra permetterebbe ulteriori indagini future anche anni e decenni dopo la MSR.

Secondo Louis Friedman, Direttore Esecutivo di The Planetary Society, una missione Mars Sample Return è spesso descritta dalla comunità scientifica planetaria come una delle più importanti missioni spaziali robotizzate, dato l’elevato ritorno scientifico atteso.
Nel corso del tempo sono state programmate diverse missioni, ma nessuna ha superato la fase di pianificazione.
Le tre ultime proposte per una missione MSR sono una proposta NASA-ESA, una proposta russa (Mars-Grunt) e una proposta cinese.

Figura 19: Rappresentazione ideale di un lancio del MAV

6.2 Premesse

Uno dei sistemi più importanti da testare in vista di una MSR e di una futura missione umana è il sistema EDL (entry descent landing system) ovvero il sistema di entrata in atmosfera marziana e di atterraggio sul pianeta.
I sistemi EDL dipendono fortemente dalla massa e dalla forma del veicolo di atterraggio, rendendo impossibile qualificare tali sistemi utilizzando veicoli in scala ridotta.
È invece teoricamente possibile procedere al test di tali sistemi nella prima fase della missione umana, utilizzando un carico che viene inviato alla superficie di Marte qualche mese o anno prima dell'equipaggio. Tuttavia, tale opzione è molto rischiosa e inadeguata, in quanto il TRL di tali sistemi è molto basso, l'ambiente marziano è molto rigido, le incertezze sono elevate e potrebbe essere necessario effettuare almeno due o tre test con esito positivo per confermare l'affidabilità dei sistemi ad un livello accettabile.
Una missione robotica preliminare è quindi indispensabile. Dato che un payload deve essere inviato sulla superficie, questa è anche una buona opportunità per includere esperimenti scientifici, raccogliere campioni e testare altre importanti tecnologie.
Quindi una 'Heavy Mars Sample Return' (HMSR) è un passo logico che deve essere implementato prima della missione umana su Marte.
HMSR è un'opportunità per:

- testare e qualificare in modo completo i sistemi EDL;
- utilizzare e migliorare l'affidabilità del lanciatore pesante scelto per la missione;
- test del trasporto interplanetario: il veicolo che dovrà essere inviato su Marte è necessario che sia di massa e forma similare a quello progettato per una futura missione umana;
- test dei sistemi di utilizzo delle risorse in situ per la produzione di propellente;
- test di un MAV (Mars ascent vehicle);
- test delle operazioni da svolgere nello spazio profondo.

6.3 Valore scientifico della missione

Nel 2006, il MEPAG ha identificato 55 importanti indagini scientifiche relative all'esplorazione di Marte. Di queste, circa la metà potrebbero essere svolte da una MSR, mentre una parte significativa delle indagini non potrà essere svolta senza una missione che riporti campioni del suolo marziano sulla Terra.
Con il passare degli anni, sono "arrivati" sulla Terra numerosi meteoriti, degli oltre 61.000 trovati, 132 sono stati identificati come marziani il 3 marzo 2014. Questi meteoriti sono considerati appartenenti a Marte perché hanno composizioni elementari e isotopiche simili alle rocce e gas atmosferici analizzati dalle navicelle spaziali inviate su Marte.

Nel 1996 è stata riconsiderata la possibilità della presenza di vita su Marte quando su un meteorite di Marte sono state trovate tracce di vita (resti di organismi viventi). Questo ha ovviamente accresciuto l'interesse per una MSR.
L'amministratore della NASA Goldin ha definito tre opzioni per la MSR:

1. "paced"
2. "accelerated"
3. "aggressive"

con un investimento minimo al di sotto di 100 milioni di USD.

Figura 20: Tissint Martian meteorite

6.4 Breve storia della MSR

L'Unione Sovietica ha pianificato una MSR, Mars 5NM, nel 1975, ma è stata cancellata a causa dei ripetuti fallimenti del razzo N1 che sarebbe dovuto essere utilizzato per lanciarla.
Nel 1979 sono state annullate due missioni MSR, Mars 5M (Mars-79), a causa dell'elevata complessità e per problemi tecnici.
Per almeno tre decenni gli scienziati occidentali hanno sostenuto il programma MSR lanciato dall'Unione Sovietica. Inizialmente, era stata pianificata una missione per riportare i campioni entro il 2008, poi annullata a seguito di una revisione del programma.
Il programma Mars Exploration degli Stati Uniti, nato dopo il fallimento di Mars Observer nel settembre 1992, sosteneva la MSR.
All'inizio del 2011, il National Research Council's Planetary Science Decadal Survey, che ha definito le priorità di pianificazione delle missioni per il periodo 2013-2022 su richiesta della NASA e del NSF, ha dichiarato la campagna MSR prioritaria.
Nel settembre 2012, il Mars Program Planning Group degli Stati Uniti ha approvato una MSR per gli anni 2020, dopo aver valutato i piani a lungo termine di Marte.

Figura 21: Rappresentazione di una MSR

6.5 Scenari di missione proposti dalla NASA

Nel settembre 2012, la NASA ha annunciato l'intenzione di studiare diverse strategie per riportare un campione di Marte sulla Terra già nel 2020, in dettaglio:

- architettura a lancio singolo;
- architettura a due lanci;
- architettura a tre lanci.

6.5.1 Architettura a lancio singolo

La propulsione solare-elettrica potrebbe consentire una MSR effettuando un singolo lancio. Utilizzando un propulsore a effetto Hall alimentato da energia solare, sarebbe necessario meno propellente rispetto alla propulsione chimica, consentendo di lanciare insieme lander e il veicolo di ritorno.

6.5.2 Architettura a due lanci

La MSR si articolerebbe in due lanci con un intervallo di circa quattro anni. Il primo lancio dovrebbe avvenire per l'orbiter, il secondo per il lander. Il resto della missione avrà lo stesso design della missione ad un solo lancio.

6.5.3 Architettura a tre lanci

Il rover di raccolta del campione (ad esempio, Mars 2020 rover) sarebbe lanciato separatamente per atterrare prima su Marte ed effettuare analisi e raccolta del campione per un periodo di almeno 500 Sols (giorni Marziani).
Quattro anni dopo, verrebbe lanciato l'orbiter, seguito dal lander che comprende il Mars Ascent Vehicle (MAV). Invece di un rover per la raccolta del campione, il lander sarebbe equipaggiato con un rover più piccolo e semplice, la cui unica funzione sarebbe quella di recuperare il contenitore del campione dal rover e restituirlo al lander dove verrà caricato sul MAV.
Questo progetto semplificherebbe la programmazione dell'intera missione, dando ai tecnici il tempo necessario per effettuare le operazioni richieste. Inoltre, distribuendo la massa della missione su due payload (il rover per la raccolta del campione e poi il MAV), il programma potrebbe fare affidamento sul sistema di atterraggio sviluppato con successo per il Mars

Science Laboratory (ovvero il primo Rover che venne lanciato). Ciò eviterebbe i costi e i rischi associati allo sviluppo e alla sperimentazione di un altro sistema di atterraggio.

È possibile un'ulteriore architettura a tre lanci che consisterebbe nell'avere un lancio di un rover per la raccolta dei campioni, un secondo lancio con un rover, per recuperare i campioni dall'altro rover, e un veicolo per portare i campioni in orbita marziana, e infine un veicolo spaziale (che recupererebbe i campioni tramite rendez-vous) per riportarli sulla Terra.

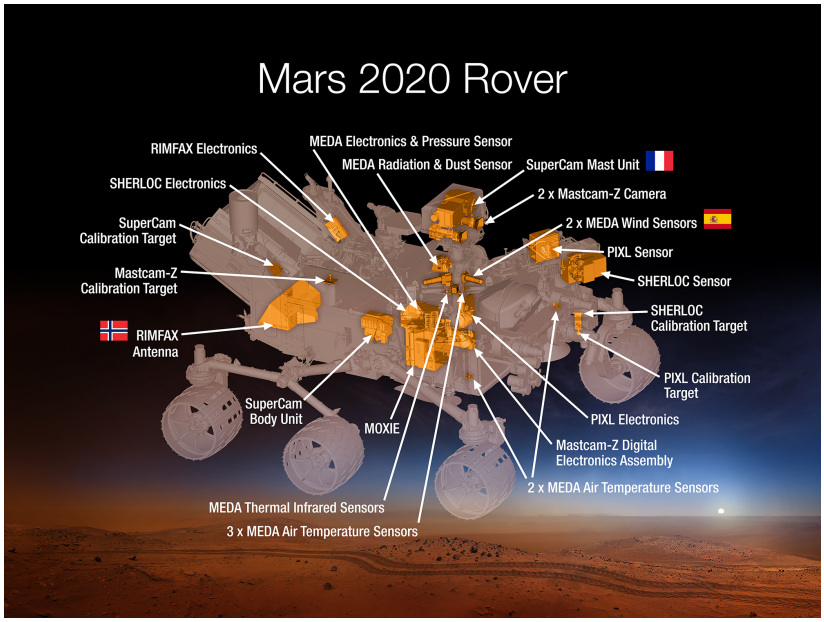


Figura 22: Mars 2020 Rover

7 Mars sample return Classica

7.1 Introduzione: Tre approcci alla MSR

Data la limitata capacità di analisi offerta dalle indagini svolte fino ad oggi su Marte, come ad esempio gli esperimenti di presenza di vita delle sonde Viking, sono ancora considerati da alcuni contraddittori e ambigui, mentre i campioni portati sulla Terra consentirebbero l'esecuzione di migliaia di test e analisi sugli stessi, che non lascerebbero alcun dubbio nell'interpretazione dei risultati.

Ci sono fondamentalmente tre modi in cui questo potrebbe essere fatto:

- approccio Brute Force (BF);
- approccio Orbital Rendezvous (OR);
- approccio In-Situ Propellant Production (ISPP).

7.1.1 L'approccio Brute Force

La prima, e concettualmente più semplice delle strategie di missione MSR, è il metodo della "forza bruta".
In questo caso, un veicolo di lancio della classe del Titan IV sarebbe utilizzato per portare sulla superficie di Marte un payload molto grande costituito da un lander, un Mars Ascent Vehicle (MAV), che pesa circa 500 kg, completamente alimentato per una salita da Marte e da un ERV per il ritorno sulla Terra. Il lander ha a bordo un rover robotizzato che viene spedito in esplorazione per raccogliere campioni di interesse geologico.

I campioni vengono quindi caricati a bordo di una capsula posta sul veicolo di lancio (MAV). Quando si apre la finestra di lancio da Marte verso la Terra, circa 1,5 anni dopo l' arrivo, il MAV sale in orbita e parte verso la Terra. Avvicinandosi alla Terra, la capsula si separa dal resto del veicolo ed effettua un rientro ad alta velocità, molto simile a una capsula Apollo. A seconda del design, la capsula può essere decelerata da un paracadute o semplicemente si può utilizzare un materiale come legno di balsa o polistirolo per ammortizzare l'impatto nel deserto.

La missione Brute Force è abbastanza semplice concettualmente, ma molto costosa, come tutte le missioni di esplorazioni robotiche.

Il Titan IV costa 400 milioni di dollari, e il lander per portare indietro il campione rifornito di carburante per il rientro è anch'esso molto costoso.
Sono stati eseguiti diversi studi per una MSR con l'approccio brute force, ma il suo elevato costo ha reso la missione irrealizzabile.

Per ridurre il costo dell'approccio Brute Force si potrebbe utilizzare un Proton russo come veicolo di lancio. C'è un problema tecnico a questo proposito, in quanto il grande carico utile richiesto dalla missione BF richiede un grande scudo termico, che potrebbe non essere in grado di adattarsi all'interno dei 3,6 metri di diametro del Proton (il Titan IV ha un diametro interno di 4,6 metri).

Figura 23: Navicella per approccio BF

7.1.2 L' approccio Orbital Rendezvous (OR)

Una delle alternative all'approccio Brute Force è il Mars Orbital Rendezvous, o piano OR. In questo schema, due navicelle spaziali sono inviate su Marte, ciascuna lanciata da un booster Delta 2 con costi relativamente bassi (circa $55 milioni ciascuno).
Una navicella rimane nell'orbita marziana ed è pronta per ritornare sulla Terra, mentre l'altra scende sulla superficie marziana con un MAV, equipaggiato con un rover, e pieno di carburante per ritornare nell'orbita di Marte.
Il rover viene utilizzato per raccogliere i campioni e successivamente il MAV decolla per l'orbita marziana dove esegue un rendez-vous autonomo e attracca con l'ERV (Earth return vehicle). Il campione viene quindi trasferito dal MAV alla capsula di rientro a bordo dell'ERV. Le due navicelle si separano, il MAV rimane in orbita marziana con la funzione di "ascensore" e l'ERV rimane in attesa in orbita marziana fino a quando si apre la finestra di lancio verso la Terra.

Il resto della missione procede come nella missione Brute-Force.

Il principale punto a favore dell'approccio OR è la riduzione dei di costi di lancio rispetto al programma Brute Force. Il MAV deve solo effettuare il volo di andata verso Marte, non tutta la strada di ritorno verso la Terra, e inoltre deve solo riportare in orbita il campione e non l'intera navicella di rientro, come nell'approccio Brute Force.

Così il lander, necessario per consegnarlo, può essere più piccolo, più leggero e più economico. Tuttavia l'approccio OR presenta gravi problemi:

- in primo luogo sono necessari due lanci e se uno dei due fallisce comporta il fallimento della missione;
- in secondo luogo sono necessari due veicoli spaziali completi, ciascuno dei quali deve essere progettato, costruito, controllato e sottoposto a prove ambientali di lancio, e ciascuno di essi deve essere integrato in un veicolo di lancio;

Di conseguenza si raddoppierebbero i costi di missione. Inoltre, le interfacce tra le due navicelle spaziali devono essere perfette, non solo in fabbrica, ma anche dopo il lancio e gli anni di volo nello spazio e di ciclo termico. Un problema di progettazione molto difficile da risolvere anche perché non può essere testato in anticipo.
La storia delle missioni robotiche su Marte fino ad oggi dà un'idea abbastanza precisa di quanto rischiosa sia una tale proposta. Infine, il rendez-vous autonomo e il trasferimento di campioni in orbita marziana necessitano di una tecnologia che sarà molto costosa da sviluppare e che non potrà essere testata prima della missione. Ciò moltiplica ulteriormente il rischio associato a questo approccio.

Nel tentativo di rendere l'approccio OR più "attraente", alcuni sostenitori delle OR hanno suggerito vari accorgimenti, ad esempio di attribuire il costo dei due lanci necessari a missioni separate oppure di far volare il rover in una missione precedente, in modo che i suoi costi e quelli delle sue operazioni possano essere addebitati ad altre missioni.
In questo caso il lander che trasporta il MAV dovrà soddisfare l'ulteriore requisito di eseguire un atterraggio con precisione quasi puntuale vicino al rover. Ancora una volta, questa fase non può essere testata in anticipo, ma rappresenterebbe un drastico miglioramento (~5 ordini di grandezza) rispetto allo stato attuale della precisione, che comporta errori di atterraggio fino a 100 km.
In un recente studio, i sostenitori di questo piano suggerivano che la massa poteva essere ridotta anche attraverso l'eliminazione del carrello di atterraggio, a condizione che il MAV potesse volare direttamente vicino al rover e sorvolarlo mentre i campioni venivano rapidamente trasferiti.
I requisiti tecnologici per compiere una tale manovra sono talmente superiori allo stato attuale della tecnologia, che anche uno dei suoi sostenitori ha ammesso che può essere considerata solo come un'operazione estrema in quanto il lancio dei campioni dal suolo marziano deve essere molto preciso e la cattura in orbita è molto difficile.

Lo stesso gruppo ha anche proposto di spostare il luogo del rendez-vous dall'orbita marziana allo spazio interplanetario. Questo fa risparmiare propellente all'ERV, perché non deve effettuare operazioni in orbita marziana e quindi non deve compensare l'attrazione dell'atmosfera, ma questo aggiunge non solo una notevole quantità di propellente al MAV, ma è indispensabile che il MAV sia in grado di eseguire un rendez-vous iperbolico nello spazio profondo con un ERV che si muove a una velocità relativa di 5 km/s rispetto a Marte. Questo potrebbe essere molto difficile da garantire, dal punto di vista dei soli sistemi dell'ingegneria del MAV, considerando la possibilità di maltempo alla data di decollo pre-impostata.

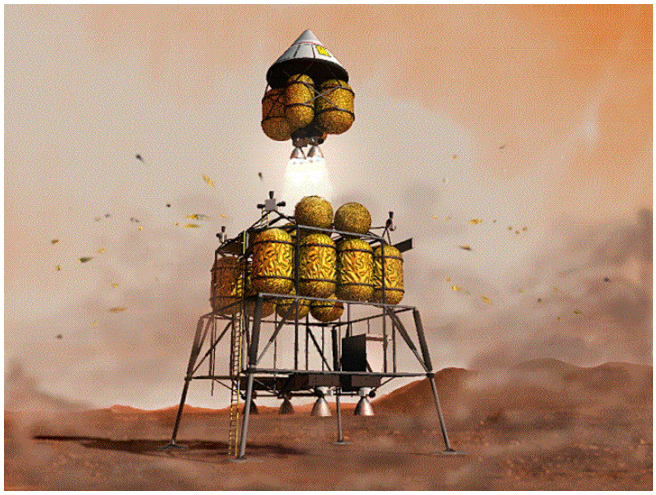


Figura 24: Navicella per approccio OR

7.1.3 Opzione Propellente in situ

Questo terzo approccio è noto come In-Situ Propellent Production, o ISPP.
Nell'approccio ISPP un Delta 2 viene utilizzato per inviare un singolo MAV, senza propellente, alla superficie marziana insieme ad un rover. Mentre il rover raccoglie campioni, il MAV utilizza un piccolo impianto chimico di bordo, per trasformare il gas presente nell'atmosfera marziana in propellente per razzi, riempiendo i serbatoi del MAV.
Sono stati proposti sistemi di produzione di monossido di carbonio/ossigeno e metano/ossigeno per creare il propellente per il MAV.
Il propellente necessario per il volo di ritorno viene prodotto nel tempo d'attesa della finestra di lancio per il rientro sulla Terra, poi con i campioni raccolti, il MAV decolla e ritorna direttamente sulla Terra, proprio come nel caso della missione Brute Force. Il ritorno diretto sulla Terra è possibile con una navicella spaziale lanciata da Delta perché, insieme al lander, hanno dovuto portare solo il MAV (massa di circa 70 kg) sulla superficie marziana, invece della massa maggiore necessaria per eseguire la missione Brute Force.

La missione ISPP è probabilmente di gran lunga la più economica dei piani di missione discussi perché, invece di impiegare un Titan IV con una grande navicella spaziale o due Delta con due piccole navicelle, può essere utilizzato un solo Delta con una piccola navicella. Inoltre, il rischio è molto più basso rispetto al piano OR perché la "tecnologia avanzata" richiesta per l'impianto di produzione di propellente in situ (ISPP), può essere completamente testata in anticipo nelle camere di simulazione del suolo marziano presenti sulla Terra. Ancora, l'unità ISPP rappresenta un sistema meno complesso rispetto all'avionica richiesta per un rendez-vous autonomo in orbita marziana (non solo lo spazio profondo). Un'unità ISPP a grandezza naturale che produce sia metano che ossigeno è stata costruita e ha dimostrato di operare con successo alla Martin Marietta corporation, con un costo accettabile ($47.000 Fase I, $110.000 Fase II) per un budget MSR.

7.2 Rischio missione: Affidabilità vs. Testabilità

L'approccio ISPP è stato spesso criticato perché ritenuto molto rischioso per una MSR in quanto non si ha la certezza di riuscire a "creare" il propellente necessario.
Sia gli impianti ISPP Martin che quelli dell'Univ. dell'Arizona stanno lavorando con un modello sperimentale non ancora testato e nessuno può razionalmente sostenere che la produzione di propellenti in situ rappresenti oggi una tecnologia collaudata pronta per la missione.

La questione del rischio di missione, associato a una nuova tecnologia, richiede innanzitutto la testabilità. Poiché è testabile, la tecnologia ISPP presenta un rischio decisamente inferiore rispetto alle tecnologie di rendez-vous richieste per la missione OR.
Se si decide di utilizzare due veicoli spaziali per la missione ISPP, essi saranno identici (cioè ancora meno costosi di due veicoli spaziali diversi necessari per la missione OR), ed è sufficiente che uno dei due porti indietro il campione perché la missione abbia successo. Al contrario, nella missione OR, se una delle due navicelle non raggiunge l'obiettivo, la missione fallisce. Quindi, anche mettendo da parte il rischio associato all'incontestabile rendez-vous orbitale autonomo in orbita marziana, il rischio della missione OR è maggiore. Ad esempio, attribuiamo una probabilità di successo di 0,7 a ciascuna delle due navicelle spaziali utilizzate nelle missioni ISPP e OR (i responsabili di programma della NASA affermano che la probabilità di successo delle navicelle spaziali interplanetarie è stata calcolata con varie tecniche sofisticate per essere 0,99 o superiore, ma se guardiamo al track record è evidente che 0,7 è un numero molto più realistico).
Quindi la probabilità di fallimento della missione ISPP è (0,3)(0,3) =0,09, mentre quella della missione OR è 1- (0,7)(0,7) = 0,51.
Quindi, anche ignorando il rischio associato alla manovra di rendez-vous, la probabilità di fallimento della missione OR è quasi sei volte maggiore. Se si desidera ridurre al minimo il rischio per una MSR, un ritorno diretto dalla superficie marziana è l'unica possibilità. Inoltre, se entrambi i veicoli della missione OR e ISPP lavorano con successo, la missione OR avrà restituito un solo campione da un unico luogo, mentre la missione ISPP avrà restituito due campioni da due luoghi separati. La missione ISPP offre quindi un potenziale di ritorno scientifico superiore rispetto all'approccio delle OR con costi e rischi inferiori.

7.3 Stime di costo e di massa per le missioni MSR

La missione ISPP descritta ha una Trans-Mars injection di 540 kg, con un margine di lancio dell' 85% se lanciata da un Delta 7925. Il costo stimato dagli analisti di Lockheed Martin è di 302 milioni di dollari. Questo costo comprende non solo la navicella spaziale, ma anche il lanciatore, tutte le operazioni, lo sviluppo tecnologico, le riserve, i profitti e tutto il necessario per la missione. Gli analisti di Lockheed Martin hanno effettuato un'analisi dei costi anche della missione con approccio "brute force" e di quella con approccio orbital rendez-vous , rendendo i risultati comparabili (Tabella 9).
Tuttavia in questi studi sono state utilizzate ipotesi molto diverse, che richiedono ulteriori e più approfondite analisi:

- nella missione ISPP non sono stati ipotizzati progressi tecnologici dell'avionica oltre a quelli effettivamente previsti per i lander del 2001 utilizzati per il programma Mars Surveyor;
- nel caso della missione OR sono stati ipotizzati prodotti dell'avionica molto più leggeri, così come la propulsione avanzata CPF (con impulsi specifici di 400 s), e il costo di sviluppo di questi sistemi non è stato incluso nel costo della missione OR;
- la missione OR ha mantenuto la massa e i costi bassi, impiegando una navicella spaziale "single string" (ovvero uno spacecraft senza elementi di backup) per la discesa su Marte, la salita e il rendez-vous, il che presenta un livello intollerabile di rischi. Inoltre non è stato incluso nel costo della missione il rover necessario per raccogliere il campione prima dell'arrivo dell'ERV nel luogo previsto per il rendez-vous. L'inclusione di tali costi avrebbe all'incirca triplicato la stima di quelli della missione OR.

Un confronto tra i due progetti di missione Lockheed Martin è riportato nella Tabella 9. Viene anche fornita una stima approssimativa della probabilità di successo della missione, basata

sull'ipotesi che una navicella spaziale interplanetaria a "double string" (ovvero uno spacecraft con ridondanza doppia e quindi con la presenza di elementi di backup) abbia una probabilità di successo di 0,7, una navicella spaziale "single string" abbia una probabilità di successo di 0,5 e ogni operazione non testata da una navicella spaziale a "double string" abbia una probabilità di successo di 0,9 mentre ogni operazione non testata da una navicella spaziale "single string" abbia una probabilità di successo di 0,8.

Si può vedere che la missione di Lockheed Martin ISPP supera la missione OR di Lockheed Martin per un fattore di circa 2,7 in termini di costo e un fattore di probabilità di successo pari a 4.

Tabella 9: Confronto tra missione OR e ISPP

	Rendez-vous iperbolico	ISPP
Trans-Mars injection	500 kg	540 kg
Veicolo di lancio	Delta II	Delta II
Costo nominale stimato	$ 300 milioni	$ 302 milioni
Tipo di veicolo spaziale	Single string	Double string
Avionica richiesta	Speculative Microspacecraft	Mars Surveyor 2001 SOA
Propulsione richiesta	CPF 400 s Isp	CH_4/O_2 380 s Isp
Precursore richiesto	Missione Rover	Nessuna
Costi non pagati	Missione Rover	Nessuna
	Propulsione CPF	
	Microspacecraft avionics	
	Tecnologia di rendez-vous sulla superficie marziana	
	Rendez-vous iperbolico autonomo	
	Trasferimento dei campioni	
Operazioni non testabili	Salita da Marte e ritorno sulla Terra	Salita da Marte e ritorno sulla Terra
	Precisione rendez-vous	
	Trasferimento dei campioni su	
	Rendez-vous iperbolico autonomo e trasferimento dei campioni	
	Tempo di discesa e ascesa	
Costo reale stimato	~$800 milioni	$302 milioni
Probabilità di successo della missione	(0.7)(0.5)(0.8)(0.8)(0.8)(0.9)= 0.16	(0.7)(0.9)= 0.63

7.4 Requisiti minimi di una generale MSR classica

Sulla Terra è possibile testare importanti sistemi e funzionalità riproducendo l'ambiente marziano anche se non è l'ambiente di prova perfetto:

- rover;
- superficie abitabile (eventualmente sotto una cupola non pressurizzata);
- potenza necessaria (per i pannelli solari, è possibile utilizzare l'illuminazione artificiale);
- sistemi di utilizzo delle risorse in situ;
- Vveicoli di salita Marte (MAV).

Alcuni test complementari possono essere effettuati durante la missione MSR, ma sarà impossibile qualificare le tute spaziali nell' ambiente marziano senza inviare astronauti.
Tutto sommato, se pensiamo a ciò che si può testare sulla Terra e alle due missioni spaziali necessarie (HMSR e missione nello spazio cislunare), la tabella mostra che c'è una serie di 3 missioni sufficienti per testare tutte le potenzialità della missione su Marte:

- Terra;
- missione nello spazio cislunare;
- HMSR.

Tabella 10: Missioni preparatorie

◆Utilizzo completo in ambiente rilevante ■Riduzione dei rischi in ambiente rilevante ⊙Convalida della fattibilità iniziale / parziale	Terra	ISS/Orbita bassa terrestre	Vicinanza lunare	Superficie lunare	Vicinanza marziana	Superficie marziana (missioni robotiche)	Heavy MSR
Trasporto passeggeri oltre orbita bassa terrestre			■	■	◆		◆
Lancio veicolo pesante			⊙ ■	■	◆		◆
Catena di approvvigionamento ridotta		⊙	■	■	◆		■
Operazioni autonome dell'equipaggio	⊙	⊙	■ ◆	■	◆		
Operazioni nello spazio profondo			◆		◆		◆
Salita da Marte	⊙			⊙		⊙	■
Protezione dalle radiazioni nello spazio		⊙	■ ◆	■	◆		
Supporto vitale & sistema abitabile		■	■ ◆	■	◆		
Sistema di discesa e atterraggio	⊙			⊙		■	◆
Potenza di superficie & gestione energia	⊙ ■			■		◆	◆
Mobilità di superficie	⊙ ■			■		■	■
Integrazione robotica	⊙	■	◆	◆	◆	◆	■
Utilizzo risorse In-situ	⊙ ■			⊙		■	■
Salute umana nel lungo periodo	⊙	■	■ ◆	■	■ ◆		
Tecniche di operazione nello spazio profondo	⊙	⊙	■		◆		◆

Da un'analisi della tabella 10 si evince che una missione umana sulla superficie della Luna è un requisito necessario prima di quella su Marte. Una missione di questo tipo fornirebbe un ambiente sperimentale interessante. Tuttavia, non si può sostenere che si tratti di una missione indispensabile. Ci sono solo due missioni spaziali indispensabili, che sono necessarie e sufficienti come missioni preparatorie nella tabella di marcia di una missione umana verso Marte: la HMSR e la missione nello spazio cislunare.

7.5 Obiettivi scientifici

Sono stati individuati dieci obiettivi scientifici per la MSR dal MEPAG ND-SAG (2008). Tuttavia, è importante notare che la scelta del luogo di atterraggio svolgerebbe un ruolo fondamentale nel determinare quanti di questi obiettivi possano rientrare nel piano di missione e con quale livello di dettaglio dovranno essere perseguiti.
Gli obiettivi elencati in ordine di priorità sono:

1. determinare la composizione chimica, mineralogica e isotopica dei "serbatoi" di carbonio, azoto, zolfo e altri elementi con i quali ci si trova a contatto e caratterizzare le fasi di carbonio, azoto e zolfo, al fine di documentare i processi che potrebbero sostenere la presenza di vita su Marte sia oggi che in passato;
2. valutare le tracce dei processi prebiotici, della vita passata e/o della vita esistente su Marte caratterizzando le indicazioni di questi fenomeni sotto forma di struttura/morfologia, biominerali, composizioni organiche molecolari e isotopiche e altre tracce nelle ere geologiche;
3. studiare le interazioni tra acqua e roccia marziane attraverso lo studio dei loro prodotti minerali;
4. determinare l'età dei principali processi geologici marziani, compresa la sedimentazione, diagenesi, vulcanismo/plutonismo, formazione di regolite, alterazione idrotermale, alterazioni atmosferiche e crateri;
5. comprendere i paleo-ambienti e la storia delle acque su Marte individuando le componenti clastiche e chimiche, i processi depositali e le storie post-deposizionali delle sequenze sedimentarie;
6. determinare il meccanismo e la tempistica dell'accrescimento planetario, la differenziazione e la successiva evoluzione della crosta marziana, del mantello e del nucleo;
7. determinare come si è formato e modificato la regolite marziana, come e perché differisce da un luogo all' altro;
8. determinare i rischi per i futuri esploratori umani, la tossicità dei materiali e delle polveri/granulari e contribuire alla valutazione delle potenziali risorse in situ per fondare una colonia umana su Marte;
9. per le conoscenze attuali della superficie marziana e gli ambienti del sottosuolo accessibili, determinare la presenza di tracce chimiche di organismi viventi e la chimica prebiotica, valutando lo stato di ossidazione in funzione della profondità, della permeabilità;
10. determinare la composizione iniziale dell'atmosfera marziana, i cambiamenti nelle ere geologiche e le interazioni con gas generati dalla superficie.

7.5.1 Campioni necessari per raggiungere gli obiettivi

L'ampia gamma dei potenziali obiettivi scientifici richiederebbe il campionamento di una serie di diversi tipi di rocce. Ciò deriva dalla varietà di processi (ignei, sedimentari, idrotermali ecc.), che hanno avuto un ruolo chiave nella formazione della crosta e dell'atmosfera marziana.
Ogni processo crea materiali che differiscono per composizione, posizione, ecc. e che collettivamente possono essere utilizzati per interpretare tale processo.

Il team iMARS ha definito una "suite di campioni" necessari per determinare i processi chiave che li hanno formati.

Ma difficilmente la MSR sarà in grado di riportare tutti i campioni necessari, in quanto i diversi campioni si troverebbero in luoghi troppo distanti tra loro e non raggiungibili da un singolo rover e in una singola missione.
Ciò che si può ottenere da una singola missione su Marte dipende innanzitutto dalla mobilità del rover e poi dalla sua tecnologia per estrarre i campioni.
La selezione del sito di atterraggio è pertanto una parte essenziale della pianificazione scientifica. I programmi esplorativi di Marte effettuati dalla NASA e dall'ESA consentono di identificare i migliori siti di atterraggio.
Sulla Terra, le "suite" sono generalmente costituite da poche centinaia di campioni, a seconda della natura, della scala e del processo di formazione che hanno subito. Tuttavia, "suite" di circa 5-8 campioni rappresenterebbero un ragionevole compromesso tra esigenze scientifiche e vincoli di missione per una MSR.
Le "suite di campioni" presi in considerazione per una MSR di riferimento, anche se non sarebbe quasi certamente possibile raccoglierli tutti durante una singola missione e in un unico luogo di atterraggio, sono:

- campioni di materiali sedimentari;
- campioni di roccia idrotermale;
- campioni di roccia alterata da bassa temperatura;
- campioni di roccia ignea;
- regolite;
- gas atmosferico;
- polvere;
- campioni di profondità;
- altri campioni.

7.6 Composizione navicella

7.6.1 Mobilità di superficie

Il raggiungimento degli obiettivi scientifici della MSR dipende dai tipi di campioni che verranno raccolti, che a loro volta dipenderanno dal meccanismo di raccolta.
Sono previsti due sistemi di campionamento distinti, che garantirebbero la ridondanza di campionamento e ridurrebbero il rischio della missione:

- sistema di campionamento sul rover.
  La MSR avrebbe la capacità di effettuare una traversata di 2,5 km per raccogliere dei campioni e poi tornare al lander.
  Nell'ambito di questo sistema di campionamento, il rover potrebbe visitare diverse località all' interno di un unico sito. Ad esempio, prelevare materiale da diverse posizioni all'interno di un singolo affioramento di roccia, e visitare diversi siti anche distanti tra loro da decine a centinaia di metri.
  Il sistema di acquisizione del campione basato sul rover avrebbe la capacità di raccogliere campioni di roccia, materiali granulari e campioni atmosferici nonché nuclei singoli fino a profondità di ~ 5 cm sotto la superficie;
- sistema di campionamento sul lander.
  Il sistema di campionamento basato sul lander, previsto in funzione poco dopo l'atterraggio, prevede di raccogliere campioni a diverse profondità in funzione delle trivelle presenti a bordo e all'interno del sito di atterraggio e campioni atmosferici.

Inoltre, se il Laboratorio Mars Science Laboratory (MSL) della NASA terminerà la sua missione in una posizione accessibile con a bordo un campione, la MSR dovrebbe essere progettata per avere la capacità di recuperare il campione.

Figura 25: Rover Curiosity

7.6.2 Selezione dei campioni e documentazione del sito di estrazione

Per ottenere la diversità nella raccolta dei campioni, è necessario disporre di conoscenze sufficienti per poter selezionare i pochi campioni che potranno essere riportati sulla Terra. L'interpretazione corretta della diversità di una "suite di campioni" richiede la conoscenza del sito di atterraggio. Per ottenere queste funzioni, sono necessarie misurazioni del campione sul suolo marziano. Se la MSR è stata inviata ad un sito di atterraggio non visitato in precedenza, o è stata inviata "fuori dalla traccia battuta" (fuori dalla traccia seguita dalle missioni precedenti), il valore dei dati del campione è sicuro e incontaminato. Se il rover dovesse "seguire le orme" di un rover precedente, i dati relativi al campione sarebbero comunque utili, anche con un numero di misurazioni ridotte.

Sebbene esistano alcune differenze di prospettiva tra i diversi scienziati, si ritiene in genere che cinque misurazioni siano sufficienti:

1. un'immagine panoramica a colori di alta qualità sarebbe essenziale per identificare i campioni di interesse e determinare il loro contesto geologico locale;
2. un'immagine al microscopio che esamina le strutture di roccia e sedimenti per individuare testimonianze su processi e ambienti di formazione;
3. determinante è la mineralogia per discriminare una roccia da un'altra e per stabilire il contesto geologico dei campioni. Ad esempio, i fillosilicati, solfati, carbonati e minerali ricchi di silice sono utili per individuare le prove della presenza di acqua sulla superficie marziana e quindi presenza di organismi viventi;
4. una gran quantità di misurazioni saranno di fondamentale importanza durante la missione del MER e saranno essenziali per comprendere i diversi tipi di roccia all'interno di un sito e per individuare gli effetti dei processi geologici;
5. misurazioni ridotte del carbonio sarebbero essenziali per comprendere la chimica prebiotica e la presenza di organismi viventi.

7.6.3 Sistema di acquisizione del campione

7.6.3.1 Campioni di Roccia

Al fine di ottimizzare il valore scientifico dei campioni di roccia, il sistema di acquisizione dei campioni basato sul rover dovrebbe essere in grado di:

- prelevare campioni da affioramenti dove il contesto geologico è ben noto e anche da rocce sgretolate;

- esaminare sia l'esterno esposto alle intemperie che l'interno del campione;
- campioni di siti specifici;
- prelevare campioni di dimensioni e forma adeguate.

Per queste priorità necessiterebbe un "mini-corer" in grado di accedere a terreni non soggetti a disgregazione e di acquisire piccoli campioni.

7.6.3.2 Campioni di regolite/polvere

Il modo più semplice e più efficace per campionare i materiali granulari, come regolite e polvere, avviene con l'uso di un misuratore. Tuttavia potrebbe essere possibile progettare un "mini-corer" in modo che possa essere utilizzato anche per il campionamento di materiali granulari.

7.6.3.3 Campione di gas atmosferico

A causa delle diverse concentrazioni di gas nell'atmosfera marziana, la quantità di gas atmosferico necessaria per la misurazione varia notevolmente tra le diverse principali specie presenti.
Il ND-SAG (2008) ha raccomandato un campione minimo di gas pari a 10 cm^3 ad una pressione di 0,5 bar.
In questo modo si fornirebbe materiale sufficiente per effettuare un'analisi. Poiché la pressione atmosferica marziana è di circa 0,006 bar, ciò implica che il campione di gas venga compresso con un rapporto compressione di circa 100:1.
Il campione di gas deve essere isolato dai campioni di roccia. Il sistema di campionamento deve quindi essere costituito da un piccolo compressore e da un piccolo recipiente, preferibilmente con una valvola. Quest'ultimo renderebbe il campione molto più facile da trattare sulla Terra senza essere contaminato dall'atmosfera terrestre.

7.7 Restituzione dei campioni in una condizione scientificamente utile

Il team di iMARS ha concluso che, se i campioni non potessero essere analizzati completamente una volta tornati sulla Terra (a causa di strumenti non sufficientemente sofisticati), il valore della missione MSR complessiva diminuirebbe notevolmente.
Le caratteristiche principali dei campioni dovranno essere preservate nel tempo per dare significatività scientifica ai risultati delle analisi da effettuare.
Anche se sono alterati dal lungo viaggio verso la Terra, dall'esposizione a condizioni molto diverse dalla superficie e dal sottosuolo di Marte, dall'impatto dell'atterraggio sulla Terra, sarebbe fondamentale poter ricreare insieme i cambiamenti che potrebbero essersi verificati durante il viaggio per analizzarli al meglio così come sono stati raccolti. A tal fine, ogni campione deve essere confezionato singolarmente o incapsulato.
Sarà necessario un imballaggio sicuro e appropriato per evitare che i campioni vengano mescolati, danneggiati o contaminati. Per evitare la miscelazione e la contaminazione incrociata di campioni di roccia e materiali granulari, è previsto un contenitore a tenuta stagna per ogni campione. Inoltre, alcuni potrebbero contenere componenti volatili che se mescolati col campione successivo, comporterebbe la possibilità di una reazione chimica rendendo inutilizzabili entrambi i campioni. Pertanto, i tappi dei flaconi contenenti i campioni dovranno essere ermetici.
Inoltre, per i campioni di roccia, la struttura interna è importante per il valore scientifico e sarebbe gravemente compromessa se il campione fosse polverizzato.

La manipolazione e l'imballaggio dei campioni dovranno garantire che non vengano polverizzati o frantumati durante la raccolta, l'incapsulamento e il trasporto da Marte alla Terra.
Per un campione di gas avere un recipiente con valvola sarebbe un vantaggio per:

1) mantenere l'integrità del campione quando la navicella verrà aperta nell'atmosfera terrestre;
2) dividere il campione e introdurlo negli strumenti di analisi appropriati.

7.7.1 Preoccupazioni relative alla contaminazione del campione

La MSR dovrà limitare la contaminazione dei campioni da almeno tre categorie di contaminanti:

1) molecole organiche di origine terrestre;
2) sostanze inorganiche di origine terrestre;
3) organismi viventi.

Tale limitazione dovrà essere estesa dal momento in cui i campioni vengono raccolti su Marte fino alla loro analisi sulla Terra, dando luogo a requisiti minimi sia per i sistemi di volo che per quelli di terra. Si noti che per quanto riguarda i problemi di contaminazione del campione, la preoccupazione riguarda esclusivamente la fase di trasferimento in quanto a causa di collisioni si possono mescolare i campioni:

- per i composti organici, Mahaffy et al. (2004) ha proposto un limite complessivo di 40 parti per milione (ppm), con sotto limite per ciascuna delle sei principali classi di molecole organiche di interesse; e MacPherson et al. (2005) ha raccomandato di ridurre questo limite per la MSR di un fattore 4, per un totale di 10 ppm;
- per i contaminanti inorganici, MacPherson et al. (2005) ha raccomandato di fissare i livelli allo 0,1% della concentrazione di Shergotty e Nakhla, due dei meteoriti marziani;
- per la contaminazione biologica terrestre i vincoli sono stabiliti in base alla categoria di protezione planetaria IV b per il sistema di volo. L'obiettivo della categoria IV b è quello di evitare falsi positivi nel protocollo della prova di protezione planetaria.

7.7.2 Laboratori di analisi dei campioni terrestri

Si prevede che i campioni marziani riportati sulla Terra saranno analizzati utilizzando tutti i laboratori di ricerca del mondo, come avvenuto con i campioni lunari restituiti da Apollo.
Questo permetterebbe di adattare il programma investigativo, di effettuare misurazioni critiche con metodi diversi e di sviluppare nuovi strumenti in futuro.
Se i campioni vengono riportati sulla Terra si potrebbero analizzare utilizzando strumenti di grandi dimensioni che non possono essere impiegati in loco (un presupposto che deve essere preso in considerazione da missioni in situ) dove non è possibile effettuare analisi che richiedono complesse procedure di preparazione del campione.
Poiché gli strumenti e le competenze professionali pertinenti sono distribuiti in tutto il mondo, anche in settori di laboratorio tradizionalmente estranei alle scienze spaziali, la MSR potrebbe coinvolgere un ampio spettro della comunità scientifica su base internazionale.

7.8 Requisiti minimi MSR

Tabella 11: Requisiti MSR

Tipo di requisito	Titolo	Descrizione
Scienza		
Aquisizione campione	Recupero campione	Se la MSL termina la sua missione in un luogo accessibile con un campione a bordo, la MSR dovrebbe essere progettata per avere la capacità di recuperarlo.
	Tipi di campione	MSR avrà la capacità di raccogliere rocce, materiali granulari (regolito, polvere) e campioni atmosferici.
	Ridondanza del campionamento	La MSR avrà un sistema di campionamento basato sul rover e un sistema di campionamento basato sul lander.
	Sistema di campiona-mento basato sul rover	MSR avrà un sistema di acquisizione del campione basato su rover
	Sistema di campionamento basato sui Länder	MSR avrà la capacità di raccogliere campioni presso il sito di atterraggio
		Il sistema basato sul lander sarà in grado di raccogliere campioni di emergenza nel momento dell' atterraggio. Nota: da definire nella Fase II].
		Il sistema lander-based sarà in grado di raccogliere campioni del nucleo di TBD (cm) da una profondità fino a TBD (m) in regolite o roccia molle e un campione atmosferico
	Campioni di rocce: numero e volume	MSR raccoglierà minimo 20 campioni di almeno 3,5 cc ciascuno.
	Materiali granulari: numero e volume	MSR raccoglierà minimo 4 campioni di almeno 3,5 cc ciascuno.
	Campione di gas: numero e volume	MSR raccoglierà 1 campione di 10 cc alla pressione di 0,5 bar.
	Incapsulamento del campione	MSR avrà la capacità di incapsulare ogni campione in un recipiente ermetico per trattenere i componenti volatili dei campioni solidi e proteggerli
		MSR avrà la capacità di incapsulare i campioni atmosferici
	Massa totale del campione	MSR restituirà un minimo di 500 g di massa del campione
	Mobilità orizzontale	MSR avrà la capacità di muoversi fino a un raggio di di 2,5 km attorno al sito di atterraggio e tornare al lander.
	Luogo di campionamen-to (fascia di latitudine)	MSR sarà in grado di accedere ai siti di atterraggio e campionamento con una latitudine di +/- 30 gradi.

Tipo di requisito	Titolo	Descrizione
Scienza (continua)		
Conservazione del campione	Temperatura del campione (max °C per la durata t)	La missione MSR end-to-end tratterà i campioni ad una temperatura massima di +20°C e registrerà la temperatura del campione con frequenza TBD fino all' atterraggio sulla Terra.
	Integrità del campione	Tutti i componenti di movimentazione e trasferimento dei campioni, compreso il contenitore, saranno progettati per evitare la frantumazione o polverizzazione dei campioni di roccia raccolti.
	Contaminazione massima ammissibile dei campioni	PROGETTO: la contaminazione massima ammissibile dei campioni da contaminanti organici di origine terrestre prima dell' analisi sarà rappresentata dal carbonio organico totale residuo[nota; da definire, in base ai dati aggiuntivi forniti da MSL ed ExoMars]. Limiti aggiuntivi per classe di molecole al 25% dei livelli specificati da Mahaffy et al. (2004, Tabella 2).
	Contaminazione massima ammissibile dei campioni	PROGETTO: la contaminazione massima ammissibile dei campioni da contaminanti inorganici di origine terrestre prima dell'analisi sarà pari allo 0,1% della concentrazione nei meteoriti SNC.
		PROGETTO: il requisito scientifico relativo alla contaminazione massima ammissibile dei campioni da parte di organismi viventi di origine terrestre prima dell' analisi è equivalente a quello specificato dalla protezione planetaria.
	Riconoscere lo sfondo di contaminazione	MSR stabilirà e implementerà procedure per riconoscere e caratterizzare il livello di contaminazione.
	Mitigazione della contaminazione del campione da contaminanti di origine marina	Da definire

Tipo di requisito	Titolo	Descrizione
Scienza (continua)		
Misure supplementari	Capacità di caratterizzazione del campione	PROGETTO: MSR avrà la capacità di documentare l'aspetto, caratterizzare la mineralogia e la chimica di massa, e identificare la presenza di carbonio organico
	Capacità di caratterizzazione del sito	PROGETTO: MSR avrà la capacità di caratterizzare potenziali siti di campionamento per consentire la scelta del sito e la capacità di documentare le caratteristiche fisiche e ambientali in ogni sito di raccolta dei campioni.
	Stoccaggio a lungo termine	Gli impianti di terra MSR provvederanno a immagazzinare tutti i campioni e i sottocampioni, nonché i tagliandi di prova di tutti i materiali che potrebbero venire a contatto con i campioni in condizioni di sicurezza TBD, ambiente TBD e pulizia TBD, per un periodo non inferiore a 30 anni (proposti) di TBD.
Protezione planetaria		
Controllo in avanti	Limite totale di carico biologico e limite di probabilità d' impatto	Il controllo totale del carico biologico (<5E5 spore batteriche) o il requisito di durata utile (<1E-2 probabilità d'impatto) devono essere applicabili ai sistemi di volo (orbiter, hardware per tutte le fasi di missione).
	Limite di bioburden (la popolazione di microrganismi vitali presente in un prodotto prima del processo di sterilizzazione) per i sistemi sbarcati (per categoria IVb)	Il carico biologico del sistema sbarcato deve essere uguale o inferiore al livello di post-sterilizzazione di Viking, o a un livello determinato dalla natura e dalla sensibilità della particolare indagine sul rischio biologico, a seconda di quale dei due sia più rigoroso, oppure i sottosistemi coinvolti nell'acquisizione, nella consegna e nell' analisi dei campioni utilizzati per la valutazione del rischio biologico e un metodo per impedire la loro ricontaminazione e la contaminazione dei campioni da analizzare. La prevenzione della ricontaminazione è applicabile fino all' analisi in SRF.

Tipo di requisito	Titolo	Descrizione
Protezione planetaria (continua)		
Controllo indietro	Probabilità di contaminazione della Terra	Soddisfare i requisiti COSPAR. La probabilità che una singola particella non sterilizzata di diametro uguale o superiore a 0,2 micron venga rilasciata nell'ambiente terrestre deve essere inferiore a 1x10-6. (TBC)
	Interrompere la catena di contatto	La missione e la progettazione del veicolo spaziale forniscono un metodo per spezzare la catena di contatto tra Terra e Marte. Nessun hardware che è andato in contattato con Marte, direttamente o indirettamente, potrà essere riportato sulla Terra.
Missione		
Lancio e traiettoria Terra-Marte	Numero e tipo di lanciatori	La pianificazione della missione MSR consentirà la cooperazione internazionale
	Sequenza di avvio	La pianificazione della missione MSR consentirà la cooperazione internazionale
Arrivo e sbarco Marte	Vincoli di lancio	TBD a seconda del veicolo di lancio selezionato
	Periodo di atterraggio	Gli atterraggi degli elementi MSR non devono avvenire durante i periodi di congiunzione e tempeste di polvere (probabilità inferiore al 20 % della profondità ottica > 1).
	Marte sequenza di arrivo	Ci sarà una risorsa in orbita con la capacità di comunicare per la telemetria di eventi critici per ogni missione che deve atterrare. Questa capacità di comunicazione può essere fornita da un elemento della missione MSR o da un altro veicolo spaziale..
	Precisione di atterraggio	La precisione di atterraggio è ±3 km (raggio di ellisse di atterraggio di 3 km, 3 sigma)
	Atterraggio sicuro	La probabilità di un atterraggio sicuro sarà costituita dalla presenza di TBD.
	Periodo delle operazioni di superficie	La navicella della MSR che è atterrrata sarà in grado di sopravvivere e mantenere le comunicazioni attraverso tempeste di polvere.
Operazioni Marte	Durata della missione di superficie (dall'atterraggio al lancio MAV)	Gli elementi di acquisizione dei campioni MSR saranno in grado di operare sulla superficie di Marte per un minimo di mesi TBD
	Rilevamento, appuntamento e durata della cattura	L' appuntamento orbitale MSR e la cattura richiederanno non più di mesi TBD.

Tipo di requisito	Titolo	Descrizione
Missione (continua)		
Ritorno a terra	Velocità massima di ingresso in orbita terrestre	La velocità massima di ingresso in orbita terrestre sarà < 12 km/s.
	Requisiti di aborto	I sistemi MSR di rientro edi ingresso in orbita terrestre soddisfano i requisiti di protezione planetaria COSPAR.
	Posizione di atterraggio terra	TBD. Nessun requisito, ha un impatto sul trasporto dal luogo di atterraggio al FFR
	Tempo massimo di recupero EEV dopo l'atterraggio	Ore TBD.
Programmazione		
Tempistica del programma	Date di lancio	TBD Lancio del Lander entro il 2020
	Tempo totale di missione	MSR restituirà i campioni entro 5 anni dal lancio della prima navicella
Ripartizione delle responsabilità	Responsabilità di missione	La pianificazione della missione MSR consentirà la cooperazione internazionale
	Veicolo/i di lancio	La pianificazione della missione MSR consentirà la cooperazione internazionale
Attenuazione dei rischi	Esempio di impianto o impianti riceventi. Responsabilità e ubicazione	La pianificazione della missione MSR consentirà la cooperazione internazionale
	Duplicazione dei contenitori dei campioni	TBD.

7.9 Riassunto missione e componenti necessari

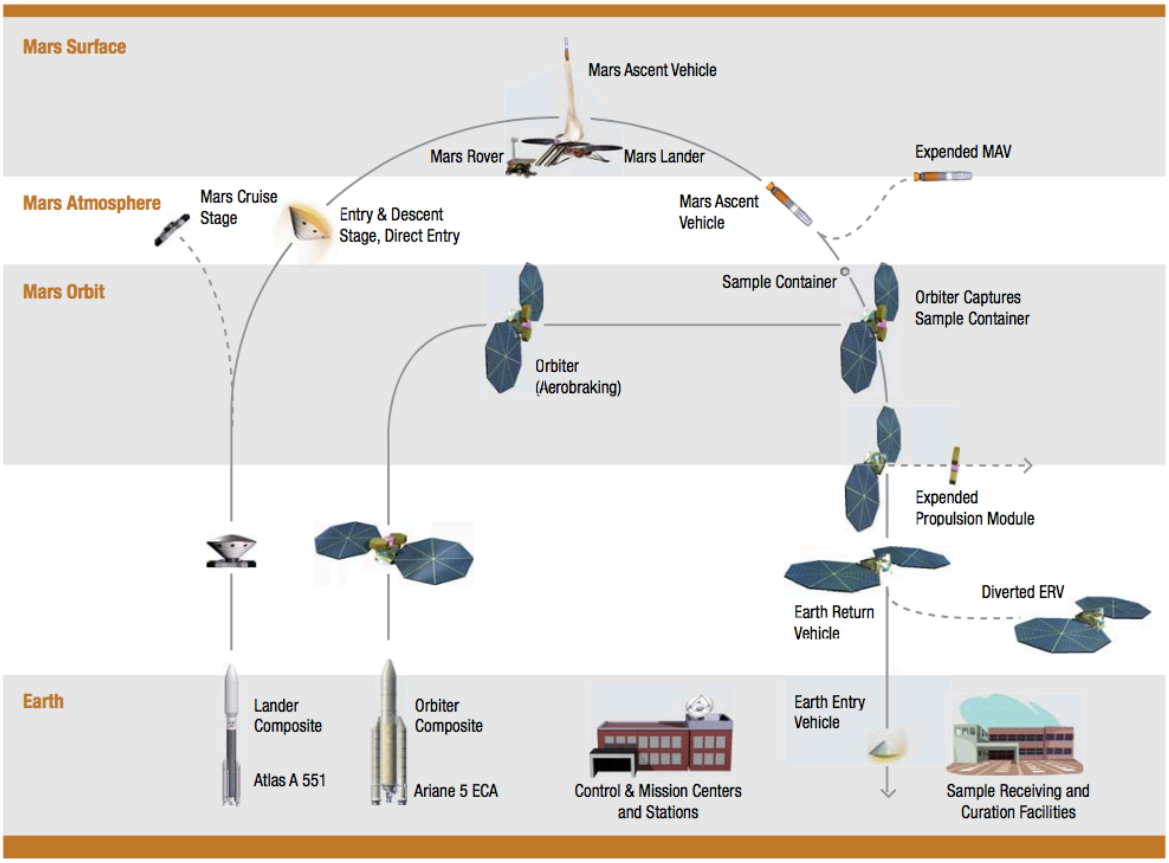


Figura 26: Riassunto fasi di una missione su Marte

Tabella 12: Componenti necessari e relativa descrizione per una MSR

Nome	Descrizione funzionale	Tecnologia richiesta
Composizione Orbiter		
Veicolo di lancio per l'Orbiter	• Lancio orbiter	• Nessuna: veicolo di lancio convenzionale sarebbe sufficiente
Orbiter	• Esegue comunicazione dati con Lander e rover dall'orbita marziana. • Svolge il sistema di rendez-vous e recupero ERV con EEV • Recupero contenitore con campione in orbita marziana • Comunicazioni ERV/EEV	• Sensori di rendez-vous autonomi, GNC, algoritmi e operazioni
ERV	• Trasporta e rilascia l'EEV • Devia la traiettoria per evitare l'impatto con la Terra	• Nessuna

Nome	Descrizione funzionale	Tecnologia richiesta
Composizione orbiter (continua)		
EEV	• È trasportata da ERV • Rientra nell'atmosfera terrestre e atterra con campioni riportati da Marte	• Protezione del campione • Sistema end-to-end
Modulo di propulsione	• Fornisce propulsione/combustibile per raggiungere Marte e inserirlo in orbita • Effettua le manovre di rendez-vous • Aziona l'ERV dall'orbita di Marte.	• Nessuna
Sistema Rendez-vous & recupero	• Rileva e recupera il contenitore del campione in orbita marziana	• Rilevamento in condizioni di luce scarsa • Autonomia
verifica del campione	• Sigilla il contenitore del campione e lo verifica durante il viaggio di ritorno	• Tecnologie di verifica della tenuta
Composizione Lander		
Veicolo di lancio per Lander	• Lancio Lander	• Nessuno: veicolo di lancio convenzionale sarebbe sufficiente
Viaggio verso Marte	• Porta il Lander dal lancio al suo punto di ingresso nell'atmosfera marziana.	• Nessuna
Lander, compreso EDL	• Sistemi di sbarco per rover, MAV e i contenitori dei campioni sulla superficie di Marte • Esegue l'atterraggio entro i requisiti di precisione • Raccolta di campioni e sistema di contenimento	• Sistema di raccolta e contenimento dei campioni, atterraggio di precisione, sistema di trasferimento dei campioni
Rover	• Sistema mobile per l' acquisizione di campioni • Trasporto di strumenti • Sistema di raccolta e contenimento del campione trasportato • Trasferimento dei campioni al Lander	• Sistema di raccolta e contenimento dei campioni • Sistema di trasferimento del campione
Strumenti del rover	• Ispezionano il sito di campionamento e cercano i campioni richiesti	• Nessuna
Sistema di Acquisizione del campione: Rover	• Include strumenti per acquisire campioni di terreno, roccia, regolite e atmosfera • Mette i campioni nei contenitori	• Utensili di carotaggio • Altri strumenti di acquisizione campioni

Nome	Descrizione funzionale	Tecnologia richiesta
Composizione Lander (continua)		
Sistema di acquisizione del campione: Lander	• Porta gli strumenti per acquisire campioni di terreno e di atmosfera e possibile acquisizione di campioni del sottosuolo. • Porta il sistema di incapsulamento dei campioni • Trasferimento dei campioni al loro contenitore	• Utensili di campionamento, sistema di trasferimento del campione • Possibile trapano da 2-3 m
MAV	• Porta il contenitore del campione dalla superficie di Marte al Lander • Lancio del contenitore del campione nell'orbita rendez-vous di Marte	• Propellente e materiali per stoccaggio a lunga durata e prestazioni in ambiente marziano • avionica leggera
Contenitore campione	• Arriva alla superficie di Marte vuoto • Viene riempito dal rover e/o dal sistema di trasferimento dei campioni del lander • Viene lanciato dal MAV	• Rilevamento orbitale • Contenimento affidabile ma con massa ridotta • Pulizia
Strutture a Terra		
Recupero sulla Terra	• Monitoraggio dell'atterraggio del veicolo di rientro • Accesso all'EEV atterrato • Trasporto del contenitore del campione in uno o più SRF	• Tecnologie di trasporto sicure
Impianto/i di ricezione del campione (SRF)	• Fornisce il controllo del contenuto e della contaminazione per i campioni restituiti • Contiene strumenti per catalogare campioni e condurre protocolli PP	• Manipolazione dei campioni con rigoroso controllo della contaminazione • Protocollo di test PP ottimizzato
Impianti di raccolta dei campioni	• Prevede la documentazione, l'immagazzinamento e la distribuzione dei campioni una volta stabilito che non presentano minacce per la salute umana o per l'ambiente. • Può essere collocato con SRF (s)	• Nessuna

Nome	Descrizione funzionale	Tecnologia richiesta
Strutture a Terra (continua)		
Supporto scientifico	• Partecipa allo sviluppo dei requisiti, alla selezione del sito di atterraggio, alla selezione dei campioni durante le operazioni di superficie di Marte e all' analisi scientifica dei campioni restituiti. • Valutare opportunità di missione estese per le attività sbarcate in superficie su Marte dopo il ritorno del campione	• Nessuna
Missione Ops Centro-Arbitro	• Effettua operazioni di missione comandando e controllando - molva l' Orbiter Composite	• Nessuna
Missione Ops Centro-Lander/ Rover	• Effettua operazioni di missione comandando e controllando il Lander Composite, comprese le operazioni di rover in superficie.	• Nessuna
Laboratori di ricerca	• L' infrastruttura di laboratorio mondiale	• Nessuno, a meno che il campione non risulti pericoloso

8 Capsula Orion

Durante una missione MSR si dovrà testare, in previsione di una futura missione umana su Marte, un modulo abitabile e i sistemi di supporto vitali, utilizzando la capsula Orion.

L'Orion Multi-Purpose Crew Vehicle (MPCV) è un veicolo spaziale con equipaggio attualmente in fase di sviluppo da parte della NASA, basato sul **Crew Exploration Vehicle** del programma Constellation, per il trasporto di astronauti in orbita lunare.
Secondo i piani attuali della NASA sarà utilizzato nell'esplorazione umana degli asteroidi e degli spazi cislunari, in vista di un futuro sbarco su Marte.
Il primo volo di collaudo di una capsula Orion, senza equipaggio, è avvenuto il 5 dicembre 2014: il veicolo è stato lanciato da Cape Canaveral con un razzo Delta IV e ha compiuto due orbite terrestri raggiungendo un'altitudine di 5700 km prima di ammarare nell'Oceano Pacifico, al largo della California.
Il primo volo con equipaggio è previsto per il 2021.

8.1 Breve storia

In seguito al disastro dello Space Shuttle Columbia all'interno del VSE (Vision for Space Exploration) fu annunciata l'intenzione di mettere a punto e testare un nuovo veicolo spaziale, denominato genericamente Crew Exploration Vehicle (CEV), da impiegarsi come navetta per la Stazione Spaziale Internazionale, dopo il ritiro dello Shuttle e anche per trasportare astronauti oltre l'orbita terrestre, per la prima volta dal programma Apollo.

Il 9 dicembre 2004 la NASA emanò un documento preliminare sullo sviluppo di Orion e, successivamente, il 21 gennaio 2005 una richiesta di proposte a tal fine, che si concretizzò il primo marzo 2005 con l'invito formale ai potenziali offerenti a rispondere entro il 2 maggio 2005.

Inizialmente venne suggerito l'uso di un sistema di lancio derivato dallo Space Shuttle, costituito da un razzo a combustibile solido (simile agli SRB) e uno stadio superiore spinto da un propulsore di tipo SSME (Space Shuttle Main Engine). La navetta doveva essere configurata per supportare l'esplorazione con equipaggio o trasportare carichi senza astronauti, in modo da poter essere impiegata per inviare materiali agli astronauti sulla stazione spaziale, portare quattro persone sulla Luna e mantenere fino a sei astronauti in una missione su Marte.
Il Programma Shuttle quindi venne abbandonato, sia per l'impossibilità dell'orbiter di spingersi oltre l'orbita bassa terrestre, sia per i costi elevati.

Il 13 giugno 2005 la NASA rese nota la scelta di due società per l'ulteriore sviluppo di Orion: la Lockheed Martin ed il team formato da Northrop Grumman Corp. e Boeing, ciascuna delle quali ha ricevuto un contratto pari a 28 milioni di dollari a fronte della presentazione di un progetto completo per Orion e del lancio del veicolo entro i primi mesi del 2006;
Nell'estate 2006 la NASA annunciò il nome della navicella, Orion, e poco dopo, il 31 agosto 2006, venne pubblicato il vincitore dell'appalto: la Lockheed Martin, con cui la NASA aveva firmato un contratto fino al 2013 di 3,9 miliardi di dollari. Successivamente, nell'aprile 2007, il contratto fu esteso includendo due anni aggiuntivi alla fase di progetto e due voli aggiuntivi per il sistema di annullamento del lancio, per un valore totale di 4,3 miliardi di dollari fino al dicembre 2013.
All'inizio del 2006 fu pubblicata la seconda versione dei requisiti di progetto. In essa vennero indicati maggiori dettagli sulla navicella, tra cui la sua forma a capsula, di tipo "a corpo tozzo".
I primi test iniziarono a febbraio 2006, tra cui 66 test nella galleria del vento per determinare la forma ottimale. A marzo 2007 venne completata la revisione dei requisiti di sistema della navetta Orion e fu iniziata al Glenn Research Center l'ampliamento di una struttura chiamata Space Power Facility che può simulare le condizioni presenti nello spazio. Questa struttura avrà il compito di condurre i test in ambiente simulato della navicella.
Dopo la cancellazione del programma Constellation, diversamente dai vettori Ares I, IV e V e il Earth Departure Stage, che vennero riconvertiti nel vettore pesante Space Launch System, la capsula Orion e il modulo Altair (noto precedentemente come Lunar Surface Access Module (LSAM) era un veicolo progettato per l'allunaggio che avrebbe dovuto riportare gli astronauti sulla luna attorno al 2020) vennero riproposti e negli anni seguenti al 2011 vennero totalmente riprogettati.

Nell'ottobre 2014 la capsula cambiò nome in Orion Multi Purpose Crew Vehicle, riprogettato interamente il modulo di servizio, lasciando invariato il modulo dell'equipaggio. Il 5 dicembre 2014 è avvenuto con successo il primo lancio senza equipaggio dell'Orion MPCV.

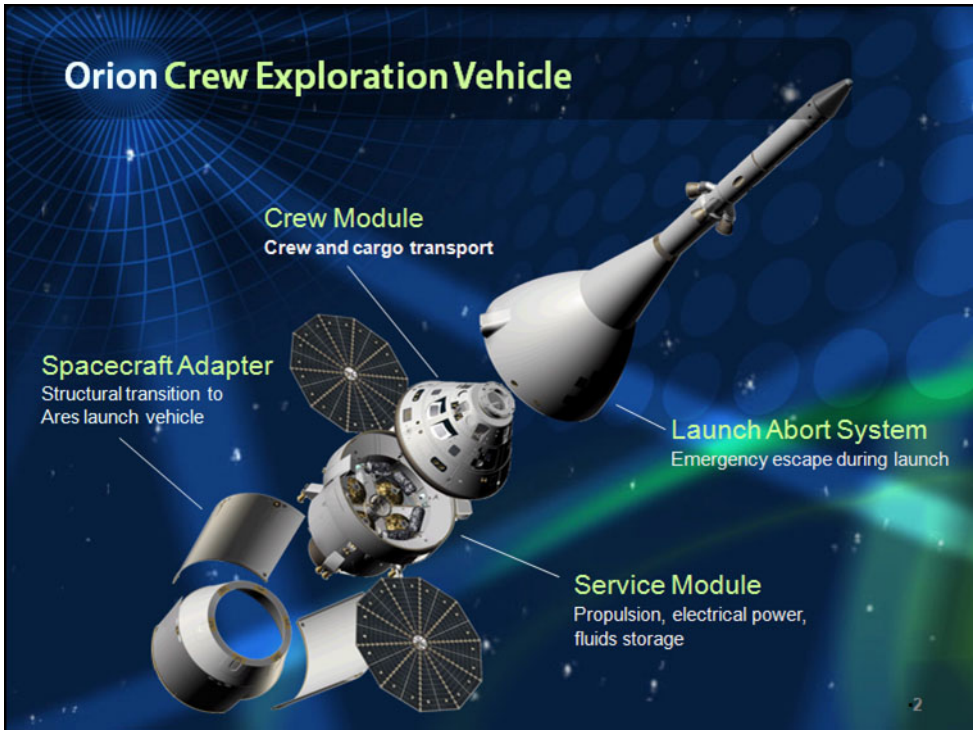


Figura 27: Orion CEV

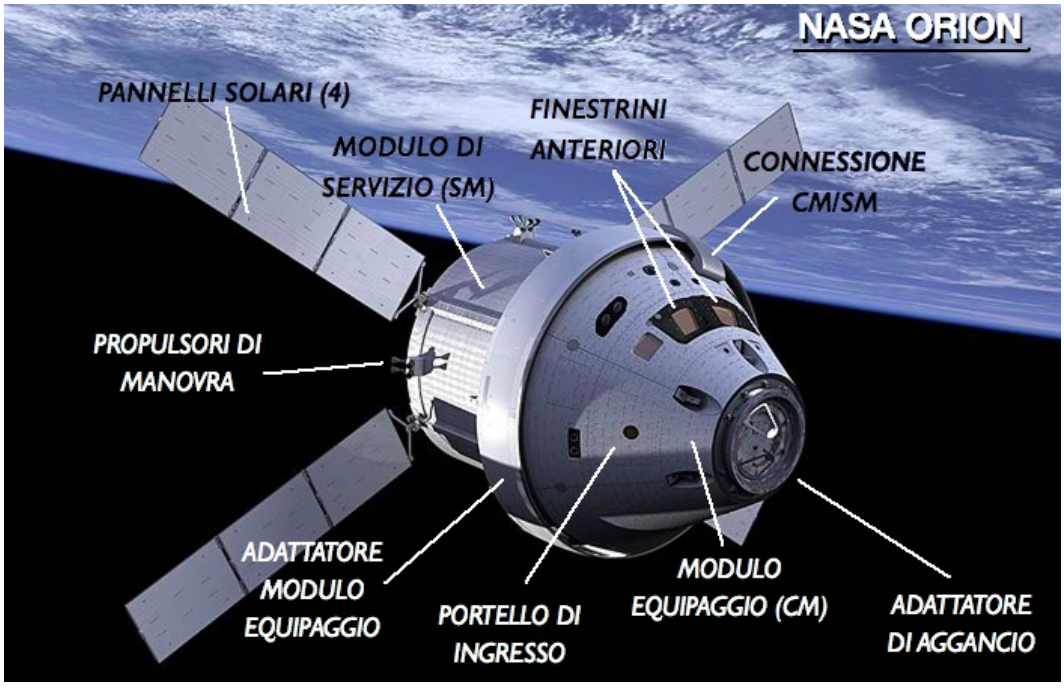


Figura 28: Orion MPCV

8.2 Progetto

L'Orion Crew and Service Module (CMS) è costituito da due componenti principali: un modulo dell'equipaggio (Crew Module - CM) a forma di cono e un Modulo di servizio (Service Module - SM) contenente il sistema di propulsione e i rifornimenti di bordo. Entrambi sono stati progettati sullo stile del modulo di comando e servizio del Programma Apollo, aggiornati con le più moderne tecnologie.
L'Orion CEV pesa circa 23 tonnellate, meno del modulo di comando di Apollo che era circa 30. Il modulo di equipaggio peserebbe circa 8,9 tonnellate in più del modulo di comando di

Apollo che pesava 5,8; con un diametro di 5 metri rispetto ai 3,9 metri, l'Orion CEV fornirà 2,5 volte più spazio rispetto all'Apollo.
Il modulo di servizio è stato originariamente progettato per utilizzare il metano liquido (LCH_4) come combustibile, ma si è passato a propellenti ipergolici a causa del fatto che le tecnologie a razzo ossigeno / metano poco sviluppate per l'obiettivo di lanciare Orion CEV entro il 2012.

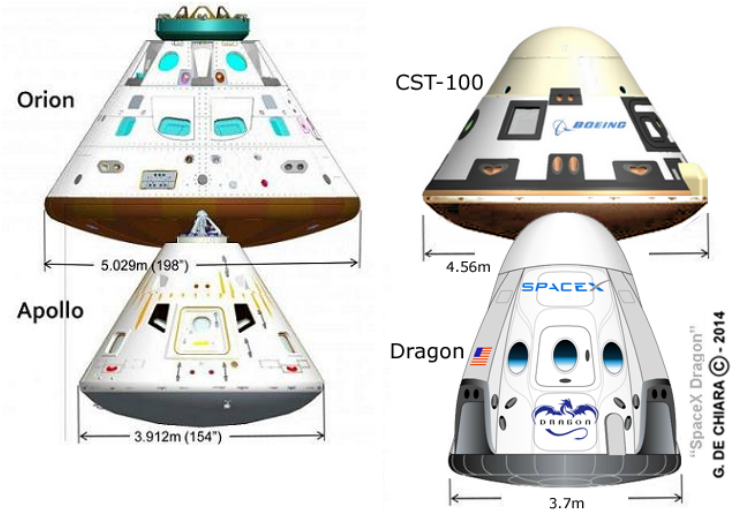


Figura 29: Paragoni tra Orion e le altre navicelle spaziali

8.2.1 Modulo dell'equipaggio

Il modulo dell'equipaggio costruito dalla Lockheed Martin Corporation ospiterà da quattro a sei astronauti, a differenza dei tre del modulo dell'Apollo. Nonostante la somiglianza con quest'ultimo, il modulo di Orion conterrà molte tecnologie innovative, come:

- un sistema di controllo digitale di tipo glass cockpit, derivato da quello del Boeing 787;
- la capacità di "auto-aggancio", come per la navetta russa Progress e l'europeo Automated Transfer Vehicle, con la possibilità per l'equipaggio di passare al controllo manuale del veicolo in caso di emergenza;
- un'atmosfera mista azoto/ossigeno (N_2/O_2) con pressione a livello del mare (101,300 kPa, 14,7 psi) o leggermente ridotta (da 55,2 kPa a 70,3 kPa, 8,0 psi - 10,2 psi);
- computer di bordo più moderni rispetto agli attuali veicoli spaziali.

Altra caratteristica importante in sviluppo è un nuovo sistema per il recupero della capsula al rientro che impiegherà una combinazione di paracadute e retrorazzi o airbag. In questo modo sarebbe possibile anche una discesa sulla terra ferma, come il modulo della navetta Sojuz russa.
Il modulo dell'equipaggio sarà parzialmente riutilizzabile, con una vita operativa fino a circa 10 voli. Sia il modulo dell'equipaggio che il modulo di servizio saranno di una lega in alluminio/litio (Al/Li) (utilizzata nel serbatoio esterno dello Space Shuttle e nei vettori Delta IV e Atlas V), resistente come l'alluminio aeronautico dell'orbiter, ma più leggero. Il modulo dell'equipaggio sarà ricoperto con un rivestimento protettivo in nomex usato nelle parti non critiche dello Shuttle.
Per permettere a Orion di attraccare alla stazione spaziale e per connettersi agli altri veicoli del progetto Constellation, verrà utilizzato un nuovo sistema di aggancio, una versione

semplificata dell'APAS e l'anello di attracco universale usato nella flotta di Space Shuttle. Quest'ultimo era stato ulteriormente derivato da un progetto russo sviluppato durante il progetto Apollo-Sojuz del 1975.

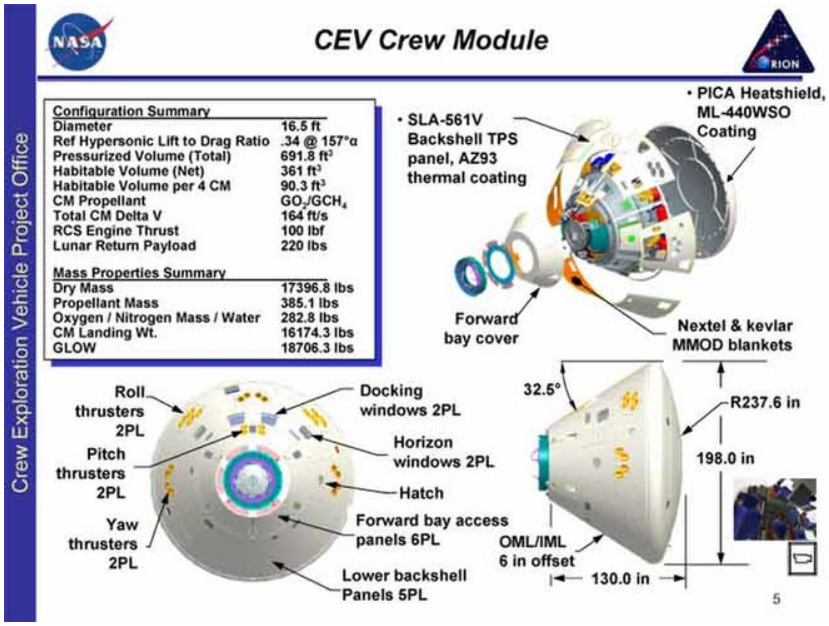


Figura 30: Orion CEV nel dettaglio

8.2.2 Scudo termico

A settembre 2006 la NASA selezionò la Boeing per lo sviluppo di uno scudo termico per Orion in grado di resistere ai rientri atmosferici terrestri, sia nelle missioni destinate alla stazione spaziale, sia nelle missioni lunari. In queste ultime, la velocità di rientro è infatti superiore, pari a circa 25000 miglia (40000 km/h). Il materiale utilizzato sarà il Phenolic Impregnated Carbon Ablator (PICA) già impiegato nella sonda Stardust, la cui proprietà appartiene alla Fiber Materials.

A gennaio 2008 iniziarono i test di valutazione del prototipo di uno scudo termico per la navetta Orion. Il prototipo non è in scala, misura circa 5 metri di diametro e combina le caratteristiche ablative degli scudi termici del Programma Apollo con le recenti tecniche perfezionate per lo scudo termico degli Shuttle, in particolare per i metodi di saldatura tra il materiale ablativo e la base dello scudo.

A maggio 2008 venne incaricata la Boeing di sviluppare tre materiali alternativi per lo scudo termico. Questi verranno utilizzati nel caso il materiale primario, il PICA, non soddisfacesse i requisiti di progetto.
A differenza del sistema di protezione termico dello Shuttle, che deve contrastare temperature di punta di circa 2300 °F (1260 °C), quello della navetta Orion dovrà essere in grado di sostenere temperature fino a 5000 °F (2760 °C), per cui saranno utilizzati materiali ablativi che si consumano durante il rientro, a differenza delle mattonelle usate per lo Shuttle che invece sono riutilizzabili.

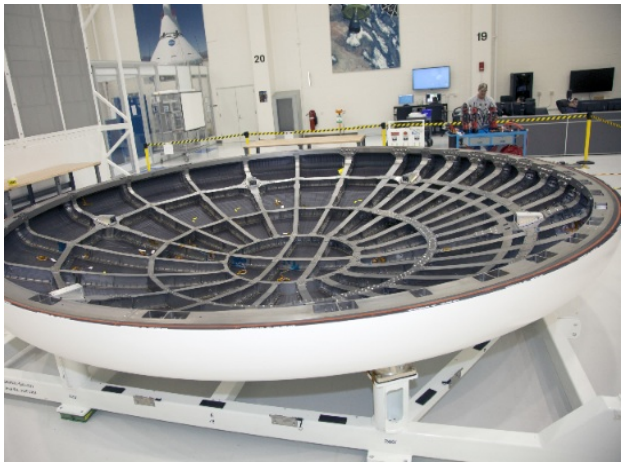


Figura 31: Scudo termico Orion

8.2.3 Paracadute

I paracadute di recupero, anch'essi riutilizzabili, saranno basati su quelli usati sia nella capsula che nei Solid Rocket Booster. Il sistema è costituito da otto paracadute, suddivisi in tre funzionalità distinte: due stabilizzano la navetta, altri tre servono per estrarre i rispettivi paracadute principali e questi ultimi forniscono la resistenza aerodinamica per rallentarla fino a terra.

Figura 32: Paracadute Orion

8.2.4 Modulo di servizio

Prima della cancellazione del programma Costellation, il modulo di servizio doveva avere una forma approssimativamente cilindrica, ma più largo, più corto e più leggero, costruito nella stessa lega Al-Li del modulo dell'equipaggio ed avrebbe dovuto avere due pannelli fotovoltaici, simili a quelli impiegati nella Sonda Phoenix.
In questo modo sarebbe stato possibile eliminare le celle a combustibile e i relativi serbatoi d'idrogeno liquido (LH_2).

Il sistema di propulsione principale era costituito da un motore Aerojet AJ-10, derivato dal secondo stadio del razzo Delta III e alimentato da propellente ipergolico (tetrossido di azoto e

idrazina) contenuto in serbatoi sferici in titanio. Il Reaction Control System, ovvero il sistema di propulsori di manovra, utilizzavano lo stesso propellente.
L'aria da respirare era fornita dai doppi serbatoi di ossigeno liquido e dal singolo serbatoio di azoto liquido (N_2). Delle cartucce d'idrossido di litio (LiOH) avrebbero riciclato l'aria della navetta rimuovendo l'anidride carbonica (CO_2) emessa dagli astronauti. A causa dell'eliminazione delle celle a combustibile e dei serbatoi d'idrogeno liquido, la navetta doveva contenere serbatoi di acqua potabile in entrambi i moduli per l'equipaggio e acqua mescolata con glicoli per il raffreddamento dell'elettronica.
Il modulo di servizio comprendeva anche dei radiatori per disperdere il calore in eccesso e i pannelli solari. Questi ultimi, assieme alle batterie di riserva situate nel modulo dell'equipaggio, fornivano l'energia ai sistemi (con una tensione di 28 V in DC).
Dopo la cancellazione del programma Constellation e la riprogettazione della capsula Orion, si decise di sostituire il modulo di servizio iniziale, di costruzione americana, con una versione appositamente modificata dell'Automated Transfer Vehicle dell'ESA, denominata European Service Module (ESM). In cambio del pagamento da parte della NASA del contributo europeo al mantenimento della Stazione Spaziale Internazionale, l'ESA si farà carico di sviluppare e costruire due moduli di servizio, da impiegare nelle missioni EM-1 ed EM-2.
Escludendo gli ugelli dell'apparato propulsivo e i pannelli fotovoltaici, l'European Service Module avrà un diametro di circa 5 metri e sarà lungo 4 metri; avrà quattro pannelli fotovoltaici in arseniuro di gallio, costruiti dalla compagnia olandese Dutch Space, con un'apertura di 18,8 metri e capaci di generare circa 11 kW di elettricità; la massa a vuoto sarà di circa 3500 kg, e potrà trasportare fino a 8600 kg di propellente (mono-metil-idrazina e tetraossido di diazoto, ipergolici). Forniranno energia elettrica, propulsione, termoregolazione e supporto vitale (acqua e aria) al modulo dell'equipaggio.
Il motore principale è derivato dall'AJ-10 utilizzato per l'Orbital Maneuvering System dello Space Shuttle, con 26 kN di spinta, e potrà essere impiegato per manovre orbitali e annullamento della missione ad alta quota. Gli si affiancano otto propulsori Rocketdyne R-4D, già in dotazione all'ATV, con una spinta totale di 490 N, utilizzati per il controllo dell'assetto e come riserva per il ritorno sulla Terra dall'orbita lunare in caso di malfunzionamento del motore principale.

Figura 33: Esempio di motore

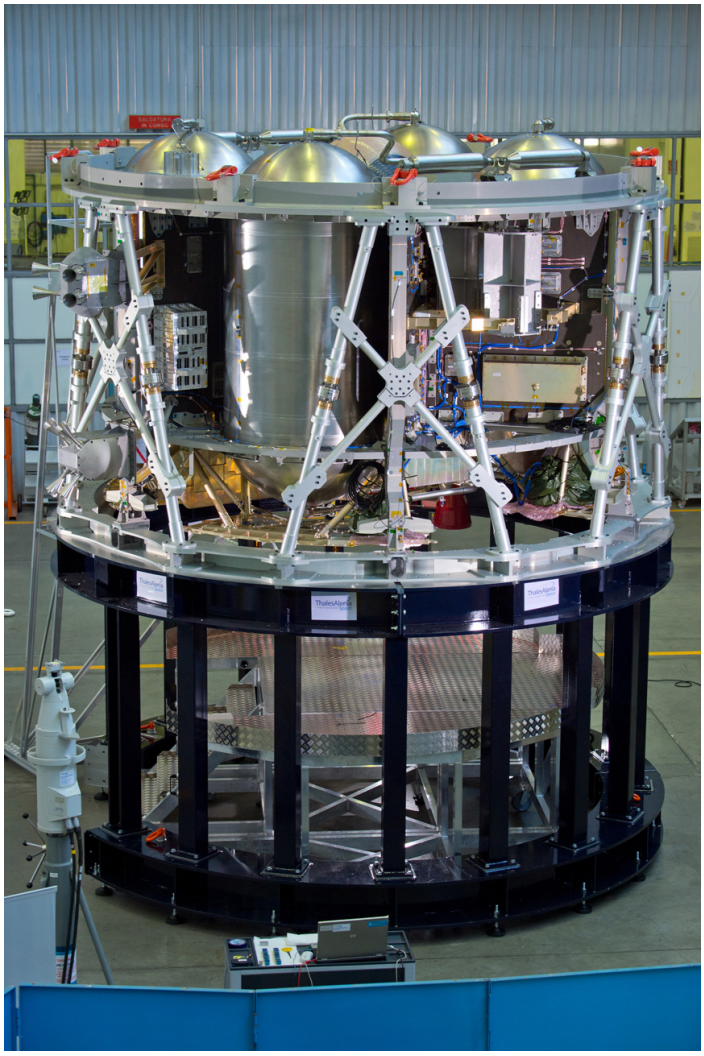


Figura 34: Modulo di servizio

8.3 Test Annullamento del lancio

Nel 2008 è iniziata la progettazione e la costruzione delle strutture per i test delle modalità di annullamento della missione (utilizzati in caso di fallimento del lancio oppure aborto della missione durante la prima fase).
Dopo l'installazione dei computer di bordo, della strumentazione e dell'elettronica, il modello è stato inviato alla base White Sands per l'utilizzo nei test di annullamento della missione. Il primo dei test, chiamato Pad Abort-1, era previsto per la fine del 2008 e prevedeva l'espulsione di una navetta Orion di prova, senza equipaggio, dalla piattaforma di lancio per mezzo del launch abort system. Il contractor per lo sviluppo di questo propulsore è la Alliant Tech Systems (ATK) e permette alla navicella di essere espulsa raggiungendo circa 2 chilometri di altezza e altrettanti di distanza. A novembre 2008 è stato effettuato con successo il test del propulsore senza la navetta.
Il test fornirà i primi dati e sarà seguito da un test per l'annullamento durante la fase di ascesa nel 2009 e un secondo test sulla piattaforma di lancio 2010, entrambi nella base White Sands. Il propulsore di annullamento è dunque pensato per lanciare il modulo dell'equipaggio lontano dal razzo Space Launch System in una eventuale situazione di emergenza sulla piattaforma di lancio o durante la fase di ascesa fino ad un'altezza di circa 300000 ft (91440m).

Figura 35: Lancio di prova di Orion

8.4 Launch Escape system (LES)

In caso di emergenza sulla rampa di lancio o durante la risalita, un sistema di fuga chiamato Launch Escape System (LES) separerà il modulo dell'equipaggio dal veicolo di lancio tramite il lancio di un razzo a propellente solido. Ci sono due sistemi di propulsione nel LES: il motore di controllo dell'assetto (ACM) e il motore a getto (JM). Il 10 luglio del 2007, Orbital Sciences, il primo contractor per il LES, ha assegnato alla Alliant Techsystems (ATK) 62,5 milioni dollari di subcontratto per progettare, sviluppare, produrre, testare e consegnare un Launch Escape System. Nel luglio 2008 la NASA e la Alliant Technosystems (ATK) hanno raggiunto un'altra tappa importante con il positivo test di accensione di un componente di sicurezza critico per il veicolo da esplorazione con equipaggio Orion, un iniettore per il motore di interruzione di emergenza ("abort") del sistema globale di abbandono del lancio di Orion, della lunghezza di circa 90 cm, e' stato attivato presso la sede dell'ATK a Promontory, Utah.
Un altro contractor, Aerojet, si è aggiudicato la progettazione e lo sviluppo del motore a getto per il LES. A partire da settembre 2008 Aerojet ha dimostrato, con i membri del team Orbital Sciences e Lockheed Martin, con successo due prove di accensione in scala reale del motore a getto. Questo motore ha la funzione di allontanare il LES dall'Orion dopo un lancio, in caso di problemi. Il motore funziona nello stesso modo in uno scenario di aborto.

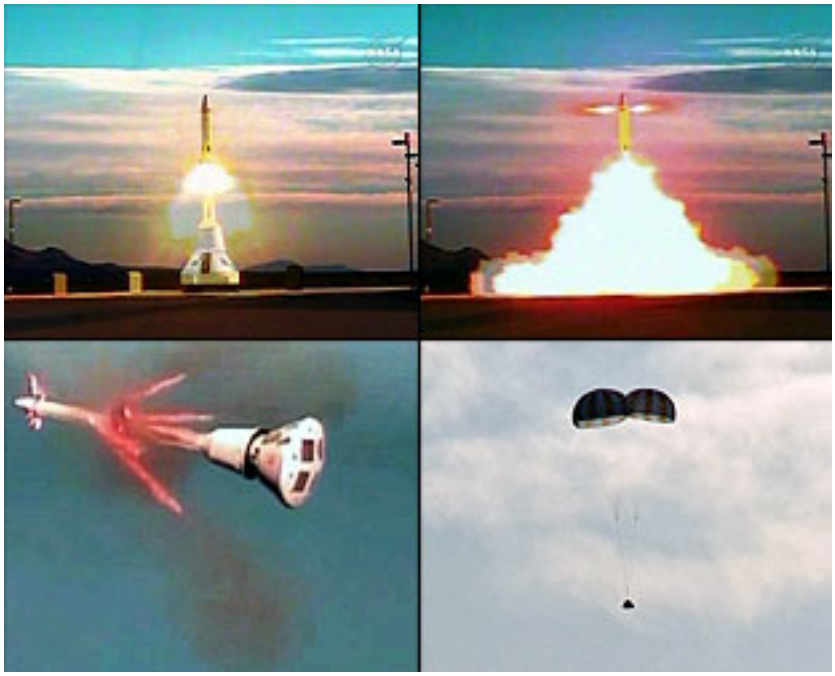


Figura 36: Missione pad abort

8.5 Test

8.5.1 Ambientali

La NASA ha eseguito test ambientali di Orion dal 2007 al 2011 presso la stazione Glenn Research Center Plum Brook a Sandusky, Ohio. Lo Space Power Facility del Centro è la più grande camera a vuoto termica del mondo.

8.5.2 Launch Abort system (LAS)

Il Launch Abort System, o LAS, è posizionato in cima al modulo dell'equipaggio di Orion. È progettato per proteggere gli astronauti in caso di problemi durante il lancio estraendo la navicella. Con un peso di circa 16000 libbre, il LAS può attivarsi in pochi millisecondi per mettere in sicurezza il veicolo e posizionare il modulo per un atterraggio sicuro. Il LAS è composto da tre motori a razzo a propellente solido: il motore di interruzione, un motore di controllo dell'assetto e un motore di scarico.

ATK Aerospace ha completato con successo il primo test (LAS) per Orion il 20 novembre 2008. Il motore LAS, con tecnologia di propulsione inversa, potrebbe fornire 500000 lbf (2200 kN) di spinta nel caso in cui si verifichi una situazione di emergenza sulla piattaforma di lancio o durante i primi 300000 piedi (91 km) della salita del razzo in orbita. Testato per la prima volta in assoluto nel 2008.

Il 2 marzo 2009, il modulo di comando a pieno carico mockup (pathfinder) ha iniziato il suo viaggio dal Langley Research Center al Missile Range di White Sands, New Mexico, per l'assemblamento del veicolo di lancio per il test LAS.

Il 10 maggio 2010, la NASA ha eseguito con successo il test LAS PAD-Abort-1 a White Sands New Mexico, lanciando una capsula di Orion a un'altitudine di circa 6000 piedi.

8.5.3 Test di recupero di Orion dopo l'ammaraggio

Prima del primo volo di prova e del recupero del veicolo spaziale Orion in mare nel dicembre 2014, sono stati eseguiti diversi test preparatori. Nel 2009, durante la fase del programma Costellation, Post-landing Orion Recovery Test (PORT) è stato progettato per valutare i metodi di salvataggio dell'equipaggio da parte del team di recupero, quali movimenti l'equipaggio stesso potrebbe fare dopo l'atterraggio, le attrezzature necessarie, le navi di appoggio.
La fase di "crawl" è stata eseguita dal 12 al 16 agosto 2013 con il Stationary Recovery test (SRT). Il test ha verificato l'hardware e le tecniche che dovevano essere impiegate per il recupero del modulo di equipaggio di Orion nelle acque protette della stazione navale Norfolk che utilizza la USS Arlington, nave di assalto anfibi LPD 17, come nave di recupero.
Le fasi "walk" e "run" sono state eseguite con il test di recupero Underway (URT). Utilizzando anche la nave di classe LPD 17, l'URT è stato eseguito in condizioni marine più realistiche al largo della costa della California all'inizio del 2014 per preparare la squadra US Navy / NASA a recuperare il modulo di equipaggio Orion di Exploration Flight Test 1 (EFT-1).
I test URT hanno completato la fase di prova pre-lancio del sistema di recupero di Orion.

8.5.4 Exploration flight test 1

Il 5 dicembre 2014 la capsula Orion è stata lanciata da un razzo pesante Delta IV per il suo primo volo di prova ed è ammarata nell'Oceano Pacifico circa 4,5 ore più tardi. Il volo, di due orbite, è stato il primo lancio della NASA di un veicolo per il volo spaziale umano dopo il ritiro della flotta Space Shuttle nel 2011 e la prima volta che la NASA ha lanciato una navicella spaziale in grado di portare gli esseri umani oltre l'orbita bassa terrestre (LEO) da Apollo 17 nel 1972 (42 anni prima). Orion ha raggiunto un'altitudine di 3600 miglia (5800 km) e velocità fino a 20000 mph (8900 m/s) su un volo che ha provato lo scudo termico di Orion, i paracadute e i computer di bordo. Orion è stato recuperato dalla USS Anchorage e portato a San Diego, California, prima del suo ritorno al Kennedy Space Center in Florida.

Figura 37: Lancio exploration flight test 1

8.5.5 Exploration mission 1

Il primo volo dello Space Launch System (SLS), è previsto per il 2019, ma non includerà un equipaggio umano.
Sebbene la NASA abbia pianificato che il primo volo di SLS avvenisse senza un equipaggio a bordo, la squadra di transizione dell'amministrazione di Trump ha chiesto, all'inizio del 2017, una valutazione sulla possibilità di effettuare un volo con equipaggio. Robert Lightfoot, allora amministratore delegato della NASA, ha dichiarato che, basandosi sui risultati di questa valutazione interna, un volo con equipaggio sarebbe tecnicamente fattibile, ma l'agenzia procederà con il suo piano iniziale per far partire il primo volo del razzo senza equipaggio.

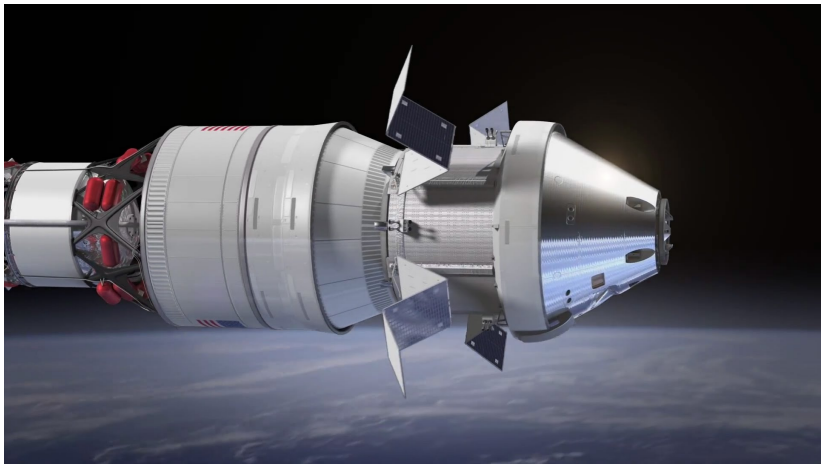


Figura 38: Exploration mission 1

Tabella 13: Costi missione Orion

Fiscal Year	Funding ($millions)	Line Item Name
2006	$839.2	CEV
2007	$714.5	CEV
2008	$1,174.1	CEV
2009	$1,747.9	CEV
2010	$1,640	CEV
2011	$1,196.0	MPCV
2012	$1,200	Orion MPCV
2013	$1,138	Orion MPCV
2014	$1,197	Orion Program
2015	$1,194	Orion Program
2006–2015	Total = $11,136 million	All of the Above

Tabella 14: Riassunto missioni Orion

Missioni Orion, tabella lanci								
Missione	**Acronimi**	**Razzo**	**Equipag-gio**	**Data di lancio**	**Risultato**	**Durata**	**Destinatione**	**Osservazioni**
Pad Abort 1	PA-1	Orion LAS	No	06-mag-10	Riuscita	95 Secondi	Troposfera	Abort test 1
Exploration Flight Test 1	EFT-1	Delta IV Heavy	No	05-dic-14	Riuscita	4 ore, 24 minuti, 2 orbite	Orbita alta terrestre	Test del modulo dell'equipaggio di Orion all'apogeo terrestre
Ascent Abort Test 1	AAT-1	Orion Abort Test Booster	No	dic-18	Pianificata	1 minuto e 40 secondi	Stratosfera	Abort test 2
Exploration Mission 1	EM-1	SLS Block 1 Crew	No	2019	Pianificata	26–40giorni	Orbita lunare	Invio capsula Orion nello spazio cislunare
Exploration Mission 2	EM-2	SLS Block 1B Crew	Si	ago-21	Pianificata	8–21 giorni	Multi TLI free return flight	Invio Capsula Orion con 4 membri dell'equipaggio ad effettuare un flyby della Luna e inizare la costruzione della DSG (Deep Space Gateway - stazione spaziale attorno alla luna)
Exploration Mission 3	EM-3	SLS Block 1B Crew	Si	Tra il 2023 e il 2024	Pianificata	16-26 giorni	Gateway Station	Modulo abitabile della DSG, prima visita dell'equipaggio alla stazione
Exploration Mission 4	EM-4	SLS Block 1B Crew	Si	2025	Pianificata	26-42 giorni	Gateway station	Modulo logistico della stazione
Exploration Mission 5	EM-5	SLS Block 1B Crew	Si	2026	Pianificata	26-42 giorni	Gateway station	Completamento della stazione DST e pressurizzazione
Exploration Mission 6	EM-6	SLS Block 1B Cargo	No	2027	Pianificata	Cargo flight	Gateway station	Trasporto payload per future missioni nello spazio profondo sulla DST
Exploration Mission 7	EM-7	SLS Block 1B Crew	Si	2027	Pianificata	191-221 giorni	Gateway station	Trasporto equipaggio che deve può soggiornare per 191.221 giorni, checkout del DST
Exploration Mission 8	EM-8	SLS Block 2 Cargo	No	2028	Pianificata	Cargo flight	Spazio profondo	Trasporto logistica e rifornimento
Exploration Mission 9	EM-9	SLS Block 2 Crew	Si	2029	Pianificata	1 anno	Orbita lunare	Test finale della stazione DST in orbita lunare per 300-400 giorni
Exploration Mission 10	EM-10	SLS Block 2A Cargo	No	2030	Pianificata	Cargo flight	Spazio profondo	Trasporto logistica e rifornimento
Exploration Mission 11	EM-11	SLS Block 2A Crew	Si	2036	Pianificata	2 anni	Orbita Marziana	Lancio della DST per una missione su Marte, ritorno allla stazione spaziale DSG in orbita Halo

9 Bigelow

Il modulo Bigelow Expandable Activity Module (BEAM) è un modulo espandibile sperimentale per la stazione spaziale sviluppato da Bigelow Aerospace, sotto contratto con la NASA, per il collaudo come modulo temporaneo sulla Stazione Spaziale Internazionale (ISS) dal 2016 ad almeno il 2020. E' arrivato all'ISS il 10 aprile 2016, è stato ormeggiato alla stazione il 16 aprile ed è stato ampliato e pressurizzato il 28 maggio 2016.
Bigelow prevede di costruire un secondo modulo BEAM come camera di compensazione per la stazione spaziale commerciale Bigelow.

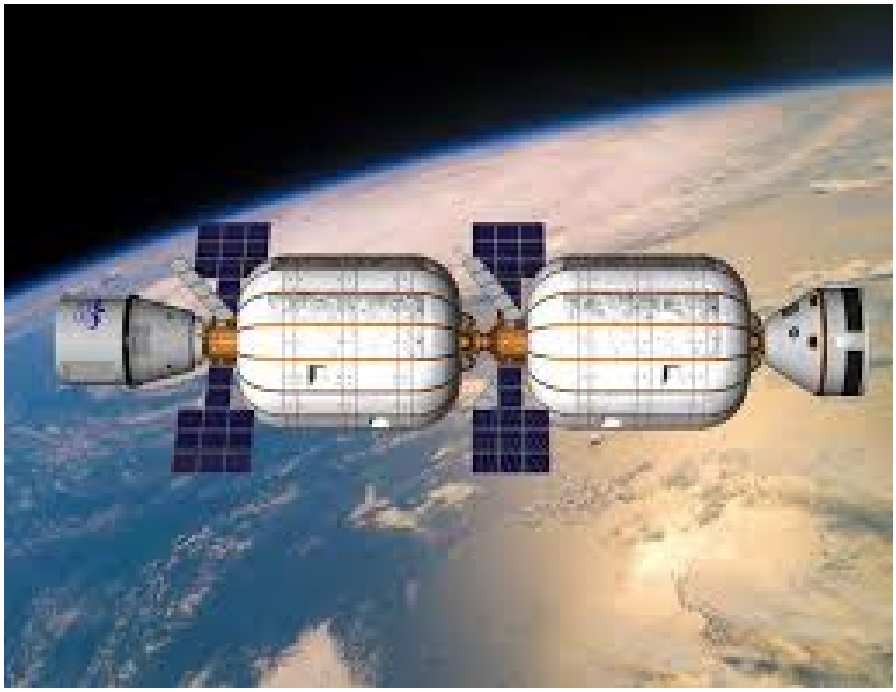


Figura 39: Bigelow attaccato a Orion

9.1 Obiettivi

Il BEAM è un programma sperimentale per testare e convalidare la tecnologia degli habitat espandibili. Se BEAM supera i test, potrebbe portare allo sviluppo di strutture abitative espandibili per futuri equipaggi che viaggeranno nello spazio profondo.
Il periodo di prova dovrà:

- dimostrare la fattibilità del lancio e lo sviluppo di un modulo gonfiabile commerciale;
- eseguire tecniche di piegatura e imballaggio per il modulo gonfiabile; durante la salita verso l'ISS, bisognerà installare un sistema di sfiato;
- dimostrare la capacità delle strutture gonfiabili di resistere alle radiazioni;
- verificare le prestazioni;
- dimostrare la sicurezza e il funzionamento della struttura gonfiabile in missione.

Al termine della missione il BEAM sarà rimosso dall'ISS e fatto bruciare durante il rientro in atmosfera terrestre.

9.2 Caratteristiche

BEAM è composto da due paratie metalliche, una struttura in alluminio e diversi strati di tessuto morbido con intercapedine tra gli strati, che proteggono un sistema interno di contenimento; non ha finestre. Il modulo è stato ampliato circa un mese dopo essere stato collegato alla stazione spaziale. È stato gonfiato dalle sue dimensioni imballate di 2,16 m di lunghezza (7,1 ft) e 2,36 m di diametro fino alle dimensioni pressurizzate di 4,01 m di lunghezza (13,2 ft) e 3,23 m di diametro.
Le dimensioni interne del BEAM forniscono 16 m^3 di volume dove un membro dell'equipaggio entrerà nel modulo tre o quattro volte all'anno per raccogliere i dati dai sensori, eseguire il campionamento delle superfici microbiche, effettuare la sostituzione periodica dei monitor nell'area di irraggiamento e controllare le condizioni generali del modulo. Il portello del modulo rimarrà chiuso. Il suo interno è descritto come "un grande armadio con pareti bianche imbottite", con varie attrezzature e sensori collegati a due supporti centrali.

Figura 40: Interno del modulo di Bigelow

I materiali flessibili utilizzati sono come il Kevlar (fibra sintetica aramidica inventata nel 1965 da Stephanie Kwolek, una ricercatrice della DuPont. La sua caratteristica principale è la grande resistenza meccanica alla trazione, tanto che a parità di massa è 5 volte più resistente dell'acciaio. Possiede anche una grande resistenza al calore e alla fiamma. Per le sue caratteristiche di resistenza viene utilizzato come fibra di rinforzo per la costruzione di giubbotti antiproiettile, di attrezzature per gli sport estremi e per componenti usati in aeroplani, imbarcazioni e vetture da competizione).
Si prevede che i molteplici strati di tessuto flessibile e schiuma polimerica vinilica a celle chiuse nel guscio strutturale BEAM forniscano una protezione contro gli urti e una protezione dalle radiazioni, ma i calcoli del modello devono essere convalidati da misurazioni reali.
In uno studio condotto dalla NASA nel 2002, è stato suggerito che i materiali ad alto contenuto d'idrogeno, come il polietilene, possono ridurre le radiazioni primarie e secondarie in misura maggiore rispetto ai metalli, come l'alluminio.
Il polimero vinilico può essere utilizzato anche in laboratori e in altre applicazioni per gli indumenti di protezione contro le radiazioni.

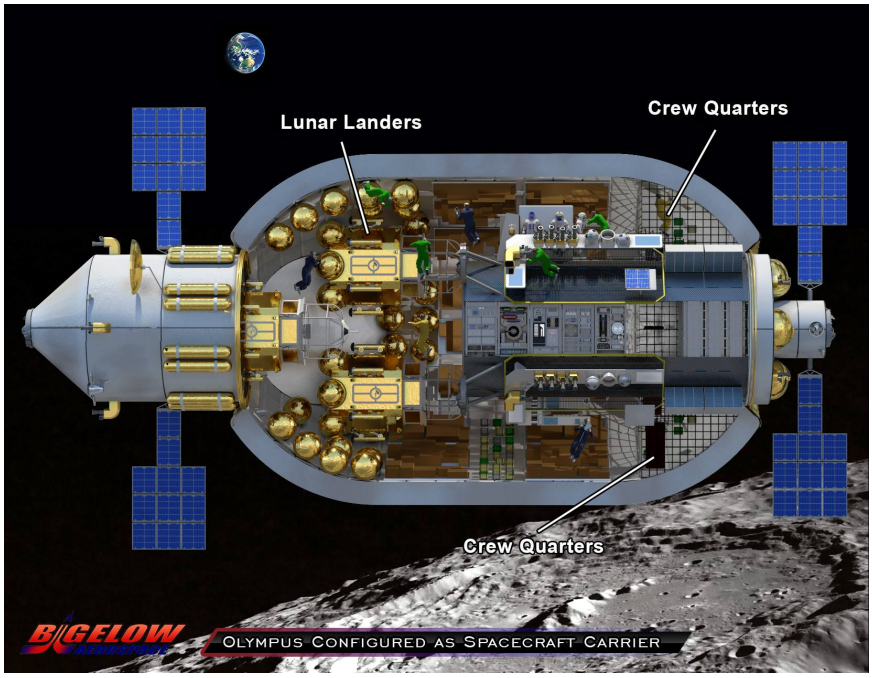


Figura 41: Sezione del progetto di Bigelow

9.3 Storia

Originariamente la NASA considerò l'idea di habitat gonfiabili già negli anni' 60 e sviluppò il concetto di modulo gonfiabile TransHab alla fine degli anni' 90. Il progetto TransHab è stato annullato dal Congresso nel 2000 e Bigelow Aerospace ha acquistato i diritti sui brevetti sviluppati dalla NASA per perseguire progetti di stazioni spaziali private. Nel 2006 e nel 2007 Bigelow ha lanciato due moduli dimostrativi sull'orbita terrestre, Genesis I e Genesis II.
La NASA ha ripreso l'analisi della tecnologia dei moduli espandibili per una serie di potenziali missioni a partire dall'inizio del 2010. Sono state prese in considerazione varie opzioni, compreso l'approvvigionamento dal fornitore commerciale Bigelow Aerospace, per fornire quello che nel 2010 era stato proposto come modulo di stoccaggio a forma di toroide per la Stazione Spaziale Internazionale.

Nel gennaio 2011 Bigelow ha previsto che il modulo BEAM potesse essere costruito e reso pronto per il volo 24 mesi dopo la stipula del contratto di costruzione.
Il 20 dicembre 2012, la NASA ha assegnato a Bigelow Aerospace un contratto da 17,8 milioni di dollari USA per la costruzione del modulo Bigelow Expandable Activity Module nell'ambito del programma Advanced Exploration Systems (AES) della NASA.
Sierra Nevada Corporation ha costruito il Common Berthing Mechanism da 2 milioni di dollari nel maggio 2013 con un contratto di 16 mesi aggiudicatosi nel maggio 2013.
I piani della NASA resi pubblici a metà del 2013 prevedevano la consegna del modulo all'ISS nel 2015.Durante una conferenza stampa tenutasi il 12 marzo 2015 presso lo stabilimento aerospaziale di Bigelow a Las Vegas, è stata esposta, per i media, l'unità destinata alla ISS, compatta e con due attrezzature Canadarm2 collegate.

9.4 Sviluppo di Bigelow

All'inizio del 2015, era previsto lo spiegamento del BEAM sul veicolo da trasporto per l'ISS, SpaceX CRS-8, il cui lancio era previsto per settembre 2015.
A causa di un'avaria del razzo durante il lancio dello SpaceX CRS-7 nel giugno 2015, la consegna del BEAM è stata ritardata. Il lancio di SpaceX CRS-8 è avvenuto con successo l'8 aprile 2016, e il 10 aprile il veicolo Dragon è stato ormeggiato nel porto nadir del nodo

Harmony. Il 16 aprile, l'astronauta britannico Tim Peake ha estratto il BEAM dal Dragon usando Canadarm2 e lo ha installato nel nodo Tranquillity.
Il primo tentativo di gonfiaggio del modulo è avvenuto il 26 maggio 2016, ed è stato sospeso dopo che la pressione dell'aria all'interno del BEAM era troppo elevata.
Il tentativo è stato riprovato due ore dopo. La mancata espansione e apertura era dovuta al ritardo di 10 mesi nel gonfiaggio dei moduli, che può aver causato l'incollaggio degli strati di tessuto. Il modulo è stato ampliato il 28 maggio in sette ore, con l'iniezione di aria per 25 volte per un totale di 2 minuti e 27 secondi. La sua lunghezza è di 170 cm (67 in) rispetto alla sua configurazione compressa, 2,5 cm (1 in) in meno del previsto.
Dopo l'espansione completa, sono stati aperti i serbatoi d'aria a bordo del BEAM per eguagliare la pressione nel modulo con quella dell'ISS. Il modulo sarà monitorato per due anni.
Il 6 giugno 2016, l'astronauta Jeff Williams e il cosmonauta Oleg Skripochka hanno aperto il portello del BEAM e sono entrati per raccogliere un campione d'aria, scaricare i dati di espansione dai sensori e installare apparecchiature di monitoraggio. Il portello del BEAM è stato richiuso l'8 giugno dopo tre giorni di test. Una seconda serie di prove si è svolta il 29 settembre dello stesso anno, quando l'astronauta Kathleen Rubins è entrata nel modulo per installare un dispositivo di monitoraggio temporaneo.
Nel maggio 2017 la NASA ha osservato che, dopo un anno trascorso nello spazio, la strumentazione del BEAM aveva registrato alcuni impatti con detriti e micro-meteoriti spaziali, ma che gli strati protettivi del modulo avevano resistito alla penetrazione. I primi risultati rilevati sui monitor all'interno del modulo hanno dimostrato che i livelli di radiazione cosmica sono paragonabili a quelli del resto della stazione spaziale. Ulteriori test cercheranno di comprendere se la struttura gonfiabile è più resistente alle radiazioni rispetto ai tradizionali moduli metallici.
Nell'ottobre 2017 è stato annunciato che il modulo rimarrà collegato all'ISS per altri tre anni, con opzioni per altre due proroghe di un anno. Il modulo servirà per immagazzinare fino a 130 sacchi di rifiuti nel tentativo di liberare ulteriore spazio a bordo della stazione.

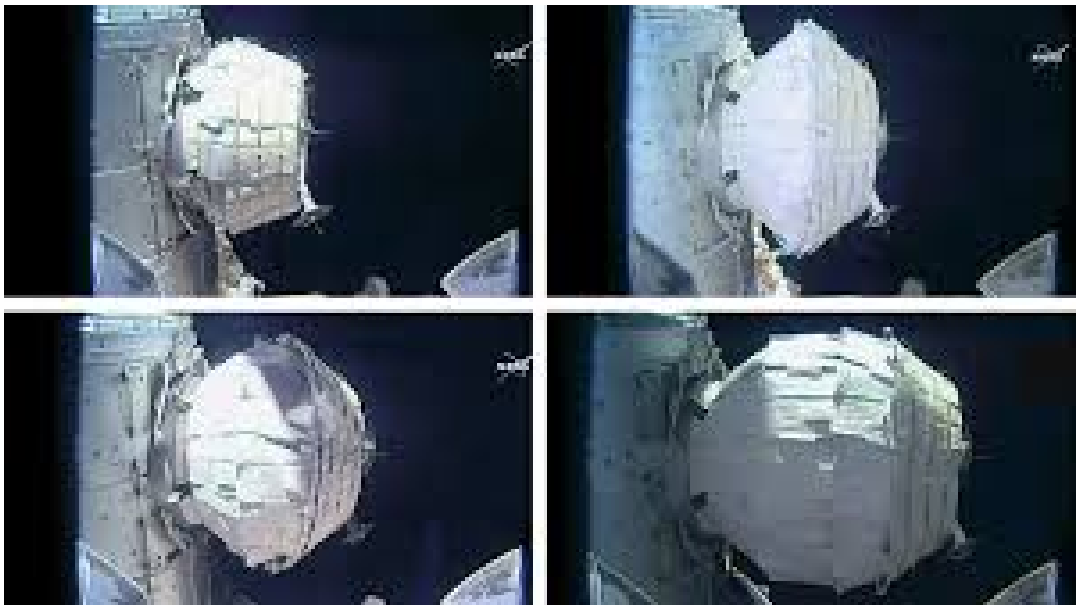


Figura 42: Espansione del modulo Bigelow

10 Mars Sample return rivisitata e introduzione ad una missione umana

Sono stati proposti numerosi scenari per le missioni umane su Marte, ma attualmente non c' è accordo su quali siano i migliori. Lo scenario più dettagliato, ma anche il più complesso, è quello della NASA. Secondo lo studio della NASA, esiste un lungo elenco di tecnologie che devono essere sviluppate e testate, prima che la prima missione possa essere intrapresa, che richiedono una pianificazione integrata.

Un gruppo internazionale, ISECG, che sta lavorando sul futuro dell'esplorazione spaziale, ha proposto una possibile tabella di marcia con un elenco di tecnologie e capacità che potrebbero essere sviluppate per l'attuazione di diverse missioni verso destinazioni intermedie, come la Luna, lo spazio profondo e gli asteroidi della terra.
Tuttavia, questa tabella di marcia presenta alcune incertezze:

- in primo luogo non essendoci ancora accordo sullo scenario finale della missione su Marte l'elenco delle tecnologie da sviluppare può essere sottovalutato e vi è anche il rischio che diversi sviluppi tecnologici proposti nella tabella di marcia potrebbero essere inutili per la Missione finale;
- in secondo, c'è un divario tecnologico tra le missioni intermedie (luna e asteroidi) e la missione su Marte, rappresentata da una linea tratteggiata nel grafico della tabella di marcia ISECG (figura 43), senza una chiara indicazione del numero di missioni antecedenti e della loro difficoltà. Ad esempio, le prove dei sistemi EDL (Entry, Descenting and Landing) per veicoli pesanti potrebbero richiedere diverse missioni complesse su Marte.

Da evidenziare che altre roadmap proposte in letteratura presentano gli stessi inconvenienti. L'obiettivo finale è una missione umana su Marte, ma le motivazioni delle missioni intermedie non sono chiare.
Per esempio, si presume che la qualificazione di un veicolo di ascesa lunare sarebbe molto utile per la qualificazione di un veicolo di risalita da Marte. Questa ipotesi non è sicura in quanto il veicolo non avrà lo stesso carico utile, il campo gravitazionale è molto diverso e la potenza dei motori sarà diversa, così come la quantità di propellente e vincoli termici e atmosferici. Nel complesso, le prove di un veicolo di risalita lanciato dalla superficie della Terra potrebbero fornire dati più preziosi di quelli provenienti dalla superficie della Luna.
Un'altra interessante missione preparatoria è il flyby di Marte, come proposto ad esempio da Dennis Tito. E' un passo importante prima di una missione in superficie, ma non è chiaro se questa sia preferibile ad una missione vicino alla Terra (NEO), ad una nello spazio cislunare ad un punto Lagrangiano. Dal punto di vista psicologico e politico, potrebbe essere più appropriato intraprendere un flyby di Marte, ma ciò non offre chiari vantaggi tecnologici rispetto ad altre destinazioni e non è stato evidenziato nella tabella di marcia ISECG.
Fondamentalmente, dato che la missione umana verso il pianeta rosso non è ben definita, l'approccio ISECG è basato sulla tecnologia e sulle capacità, mentre un approccio orientato agli obiettivi potrebbe essere più efficiente, come nel caso del programma Apollo.

Vengono quindi presentati gli elementi più importanti di una classe di scenari per una missione umana su Marte. Questi scenari sono più semplici, meno costosi e probabilmente più affidabili della missione di riferimento della NASA. Quindi, gli elementi proposti sono utilizzati per elaborare l'elenco delle nuove tecnologie e dei nuovi sistemi che dovrebbero essere sviluppati.
Sulla base di tale elenco, vengono proposte due importanti missioni intermedie per qualificare la maggior parte dei sistemi:

- una heavy mars sample return (HMSR);

- una missione in orbita alta terrestre con equipaggio.

Queste due missioni sono descritte nei capitoli successivi.

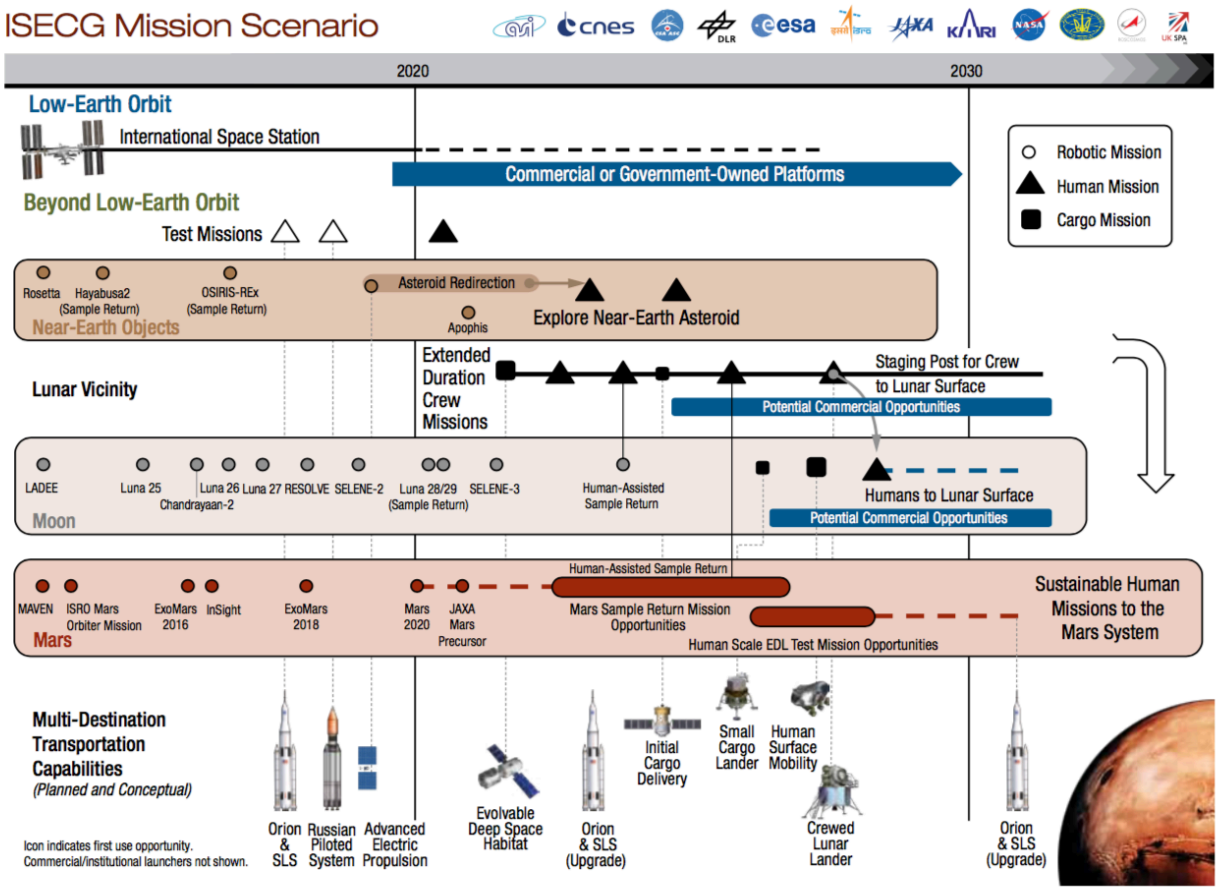


Figura 43: Scenari ISECG

10.1 Elementi critici e possibili missioni

10.1.1 Analisi della missione di riferimento della NASA

La missione di riferimento della NASA è nota per la sua complessità. Nella stessa relazione della NASA si afferma chiaramente che esiste un problema metodologico a causa dei numerosi rischi che devono essere considerati e ridotti a livelli accettabili. I principali rischi sono legati alla fase di entrata, discesa e atterraggio (EDL), all'assemblaggio lungo e complesso di navicelle spaziali giganti in orbita bassa terrestre e all'uso di motori termici nucleari per i quali il livello di preparazione tecnologica (TRL) è basso. Questo problema metodologico è stato evidenziato in diversi studi, che a loro volta dimostrano l'esistenza di altre opzioni che consentirebbero la riduzione dei rischi.

L'idea principale è quella di ridimensionare l'intera missione attraverso diverse semplificazioni:

- l'equipaggio può essere ridotto a 3 o 4 astronauti;
- eseguire una manovra di aerocattura, per l'inserimento in orbita marziana, a condizione che la massa e il volume dei veicoli interplanetari siano ridotti;
- i veicoli di atterraggio possono avere una forma standard a capsula con scudi termici rigidi o piccoli IADs, a condizione che la massa del payload sia inferiore ad una soglia per poter utilizzare i lanciatori esistenti.

È importante notare che in un recente studio è stato dimostrato che, se si sceglie un equipaggio di sei persone, la soluzione migliore in termini di massa e complessità è di dividere l'equipaggio in due equipaggi di tre persone e atterrare con veicoli di piccole dimensioni piuttosto che più grandi;

- i veicoli interplanetari possono essere inviati su Marte dopo un semplice assemblaggio in orbita bassa terrestre con l'impiego di sistemi di propulsione chimica.

Queste scelte strategiche consentono l'utilizzo di tecnologie e sistemi con TRL più elevati, riducendo la complessità dei possibili scenari, i rischi e i costi di sviluppo.

10.1.2 Elementi critici della missione umana su Marte

Lo scopo è quello di definire gli elementi più importanti che rispettino le semplificazioni presentate precedentemente.
Secondo lo studio ISECG, gli elementi critici sono:

1. trasporto dell'equipaggio oltre l'orbita bassa terrestre;
2. lancio del veicolo pesante;
3. operazioni dell'equipaggio autonome;
4. operazioni di assemblaggio nello spazio profondo;
5. salita da Marte;
6. protezione dalle radiazioni nello spazio;
7. sistemi di supporto vitale;
8. sistemi EDL;
9. potenza necessaria sulla superficie e gestione dell'energia;
10. mobilità di superficie;
11. integrazione umana robotizzata;
12. utilizzo delle risorse di Marte in situ;
13. salute umana nel lungo periodo;
14. tecniche di operazioni nello spazio profondo;
15. aerocattura marziana;
16. ingresso nell'atmosfera terrestre ad alta velocità;
17. fattori umani, compreso il vivere in gravità parziale.

Nel volo spaziale umano, per motivi di sicurezza, i requisiti dei sistemi sono molto restrittivi. Per ottenere la certificazione per una missione umana è necessario seguire un lungo elenco di procedure e prove dalla progettazione e costruzione fino all'integrazione nel veicolo spaziale. E' importante che alla fine del processo, i sistemi siano "collaudati in volo" per la stessa configurazione e durata della missione umana (ad esempio con una HMSR).

Di conseguenza:

a) i sistemi di propulsione devono essere testati con lo stesso payload, la stessa configurazione del veicolo e lo stesso ambiente di quelli previsti per la missione umana;
b) i moduli abitabili devono essere sottoposti a prove con gli stessi dispositivi di supporto vitale, lo stesso numero di astronauti e gli stessi requisiti di durata senza il supporto di altri veicoli;
c) le manovre di aerocattura e quelle di EDL devono essere provate prima con la stessa forma e le stesse dimensioni del veicolo e con le stesse attrezzature e procedure;
d) l'impiego e l'uso dei sistemi di produzione di propellente in situ (ISPP) devono essere testati nello stesso ambiente con la stessa durata prevista per la missione umana;
e) la salita da Marte deve essere testata in anticipo con la stessa configurazione del veicolo;
f) rendez-vous in orbita marziana deve essere testato prima con gli stessi vincoli;

g) il rientro in atmosfera terrestre finale deve essere sottoposto a prova con lo stesso scudo termico, lo stesso tipo di veicolo e gli stessi vincoli fisici (stessa velocità, stesso angolo d'attacco, stesso carico termico);
h) devono essere presi in considerazione anche i fattori umani. In particolare, non c'è esperienza di esseri umani nella gravità marziana. Alcuni esperimenti devono essere condotti in gravità marziana o in un ambiente analogo per determinare gli impatti fisiologici e le prestazioni delle interazioni dei sistemi umani (ad esempio vivere e lavorare con le tute spaziali marziane).

10.2 Possibili missioni

Come proposto nella tabella di marcia dell'ISECG, consideriamo diverse missioni preparatorie e vediamo come potrebbero contribuire a testare i sistemi per la missione umana su Marte:

- test sulla superficie terrestre;
- missione sulla ISS o LEO;
- missione in orbita cislunare, HEO (High Earth Orbit), punto Lagrangiano o missione per visitare un NEO (Near Earth Object);
- missione sulla superficie della Luna;
- missione nelle vicinanze di Marte;
- missione sulla superficie di Marte (MSR);
- Heavy Mars Sample Return (HMSR).

È stata realizzata una tabella con i 17 elementi elencati in precedenza e sette tipi di possibili missioni. (Tabella 15)

Tabella 15: Comparazione elementi critici e missioni

Qualificazione dei systemi + : test preliminari ++: possibile qualificazione	Test sulla superficie terrestre	Missione ISS o LEO	Missione in orbita cislunare, HEO, NEO	Missione sulla superficie della Luna	Missione nelle vicinanze di Marte	Missione sulla superficie di Marte (MRS)	Heavy Mars Sample return (HMSR)
Trasporto dell'equipaggio oltre l'orbita bassa terrestre			++	++	++		++
Lancio del veicolo pesante		++	++	++	++		++
Operazioni dell'equipaggio autonome	+	++	++	++	++		
Operazioni di assemblaggio nello spazio profondo		+	++	++	++		++
Salita da Marte	+			+		+	++
Protezione dalle radiazioni nello spazio	+	+	++	++	++		
Sistemi di supporto vitale	+	++	++	++	++		
Sistemi EDL	+			+		+	++
Potenza necessaria sulla superficie e gestione dell'energia	++			++		+	+
Mobilità di superficie	++			++		+	+
Integrazione umana robotizzata	++	++	++	++	++		
Utilizzo delle risorse di Marte in situ	+					+	++
Salute umana nel lungo periodo	+	++	++	++	++		
Tecniche di operazioni nello spazio profondo	+	+	++	++	++	+	+
Aerocattura marziana						+	++
Ingresso nell'atmosfera terrestre ad alta velocità		+	++	++	++	+	++
Fattori umani, compreso il vivere in gravità parziale	+	++	++	++	++		

La missione descritta nell'ultima colonna è necessaria perché questo tipo di missione consente di testare e qualificare diversi elementi importanti. Per esempio, la HMSR può essere progettata in modo tale che sia possibile testare il lanciatore pesante (tipicamente un lanciatore di classe Space Launch System con capacità in orbita LEO da 130t) e i sistemi di trasporto interplanetario che dovrebbero essere utilizzati con l'equipaggio. Non sarebbe come una normale Mars Sample Return (MSR) ma è possibile farlo in vista della missione umana.
Un'altra differenza è la possibile qualificazione di numerosi sistemi sulla Terra, anche se si suggerisce che nel rapporto ISECG c'è solo una "convalida parziale". È il caso della "mobilità di superficie". La differenza tra la Luna e Marte è allo stesso livello della differenza tra la Terra e Marte. Il rapporto gravitazionale è di 1/3 in entrambi i casi, la geologia è completamente diversa e anche l'atmosfera non è comparabile. Inoltre, è più facile simulare gli ambienti marziani sulla Terra che sulla Luna.
Per esempio, alcuni campioni di rocce e polvere possono essere riportati da Marte con l'aiuto di robot e poi ricreati chimicamente in laboratori sulla Terra.
Le tempeste di polvere possono anche essere parzialmente riprodotte in laboratorio, mentre tali condizioni non possono mai essere soddisfatte sulla Luna.
E' pertanto necessario che i veicoli di superficie e le tute spaziali risultino di qualità elevata già nei test sulla Terra. Lo stesso ragionamento vale per i sistemi di erogazione della potenza necessaria in superficie.

La HMSR è infatti l'unica missione che permette di qualificare l'EDL. Tenendo conto di ciò che può essere qualificato sulla Terra, oltre ad una missione in orbita LEO, qualsiasi altra missione fornisce i test complementari e le qualifiche richieste. In particolare, nel caso di una missione in un'orbita terrestre, in un'orbita lunare o sulla superficie della Luna, si ritiene che la stessa sia sufficientemente lunga e in totale autonomia per testare i sistemi di supporto vitale e lo sfruttamento del modulo abitabile nel contesto della preparazione per il trasferimento interplanetario Terra - Marte.
Considerando tutte le missioni possibili, supponendo che la Heavy Mars Sample Return sia nella roadmap e che si desideri ridurre al minimo i costi e la durata della fase preparatoria, la seconda missione più semplice è probabilmente in orbita HEO o nello spazio cislunare.
Di conseguenza, e questo è uno dei risultati principali di questo studio, non sarebbe necessaria una missione sulla superficie della Luna per soddisfare gli obiettivi descritti in precedenza, potrebbe fornire esperienze complementari, ma non è strettamente necessaria per la qualificazione dei sistemi nella fase preparatoria di una missione umana su Marte.
Le due missioni proposte (HMSR e HEO) sono ulteriormente sviluppate successivamente.

10.3 MSR rivisitata

10.3.1 Una HMSR è necessaria

Per le prove e la qualificazione dei sistemi di aerocaptura ed EDL, così come per i sistemi ISPP e il veicolo di salita da Marte, non è possibile creare un ambiente analogo perfetto. Sono pertanto necessari esperimenti nell'atmosfera marziana e sulla superficie di Marte. Poiché gli esseri umani non possono essere presenti su Marte per la qualificazione dei sistemi, c'è bisogno di implementare una o più missioni robotizzate pesanti, complesse e molto costose. Da evidenziare la necessità che le missioni HMSR siano svolte su Marte, anche se le stesse fossero testate in diverse missioni lunari o su asteroidi

Per le missioni HMSR è pertanto importante un'attenta pianificazione al fine di testare il maggior numero possibile di sistemi e raggiungere un livello adeguato dei requisiti per l'accettabilità della missione. Tenendo conto che si deve testare un lancio dalla superficie marziana, ci sono buone ragioni per progettare una missione MSR e quindi riportare indietro dei campioni

10.3.2 Studi passati su MSR

Una Mars Sample return (MSR) è già stata segnalata dalla NASA come una missione preparatoria fondamentale nella tabella di marcia per arrivare su Marte. Sono stati proposti diversi scenari MSR. Tuttavia, non sono mai stati progettati con l'obiettivo di testare e qualificare gli stessi sistemi che saranno utilizzati per la missione umana per migliorarne l'affidabilità.

10.3.3 Modifiche MSR

Per preparare la missione umana, è necessario modificare diversi elementi importanti:

- è necessaria una manovra di aerocattura perché la manovra di aerofrenaggio che dura nove mesi non è adatta ad una missione umana in quanto troppo lunga. L'impatto è più complesso, ma vi sarebbero alcuni vantaggi in termini di massa;
- per la fase EDL è importante testare i sistemi con la stessa configurazione prevista per la missione umana. Se la velocità di entrata, il coefficiente balistico o il rapporto portanza/resistenza sono diversi, i vincoli, i sistemi EDL e le procedure EDL sarebbero molto diversi. Di conseguenza, il veicolo di atterraggio deve essere prima

inserito in orbita marziana, non con entrata diretta, ma mediante una manovra di aerocattura e la massa del suo payload deve essere notevolmente aumentata. Secondo uno studio recente, il veicolo d'atterraggio più leggero di una missione con equipaggio composto da 3 astronauti avrebbe un payload nell'ordine di 12-15 t per un totale di 30-40 t all'ingresso di Marte. Pertanto, un forte vincolo della HMSR dovrebbe essere quello di progettare la missione con un payload simile e la stessa configurazione di atterraggio prevista per la missione umana;

- è importante includere l'impianto ISPP nella HMSR. Poiché il payload aumenta, è possibile includerlo nel lander e produrre parte o tutto il propellente per MAV su Marte;
- un veicolo da 30t all' ingresso di Marte sarebbe troppo pesante per un lanciatore Ariane o Atlas. Tuttavia, il sistema di lancio spaziale attualmente in fase di sviluppo da parte della NASA dovrebbe avere una capacità LEO di 130 t e una capacità di lancio di Marte di 40 t. Poiché è anche importante testare il lanciatore delle missioni umane per aumentarne l'affidabilità, si propone di utilizzarlo per la MSR. È interessante notare che, nella missione di riferimento della NASA, il veicolo terrestre ha una massa superiore a 100 t all'ingresso di Marte. Se un tale veicolo dovesse essere qualificato con MSR, sarebbe necessario un assemblaggio in LEO e la MSR diventerebbe eccessivamente complessa. In altre parole, uno scenario semplificato per la missione umana ne semplifica enormemente la preparazione.
  Nello studio ISECG, si suggerisce che una missione sulla Luna permetterebbe di qualificare i sistemi di trasporto per missioni oltre l'orbita LEO. Visti i vincoli del "flight proven" per le missioni umane, questa ipotesi non è scontata. I veicoli devono essere testati in volo con la stessa configurazione e gli stessi vincoli. Il ΔV per Luna e Marte sono diversi, soprattutto se si desidera ridurre il transito interplanetario. Anche se i sistemi di propulsione sono simili, ciò implica che la massa del propellente sarebbe diversa, così come la durata della fase di propulsione.
  La qualificazione dei sistemi di propulsione con la HMSR proposta, utilizzando un veicolo di dimensioni comparabili a quello dei veicoli della missione umana, è probabilmente più appropriata;
- la massa dell'orbiter deve essere aumentata per un test della manovra di aerocattura. Maggiore sarà il numero di campioni prelevati dalla superficie marziana, maggiore dovrà essere il propellente presente sull'ERV.

Con le modifiche proposte, la MSR consentirebbe di testare e qualificare 8 elementi importanti dei 17 (tabella 15).
Le prove dei sistemi ISPP non avrebbero le stesse dimensioni e il MAV sarebbe molto più leggero. Tuttavia, molti sottosistemi possono essere testati nell'ambiente marziano (potenza, navigazione, controllo di assetto).
Nel complesso la MSR potrebbe diventare la missione preparatoria più importante della tabella di marcia.

Ovviamente, diverse missioni MSR potrebbero essere attuate con una graduale complessità. È necessaria un'analisi approfondita per determinare quante missioni più semplici sono necessarie e quindi quante HMSR. Dal punto di vista del rischio, il numero di missioni HMSR dipende probabilmente dal livello di affidabilità che le agenzie spaziali vogliono raggiungere per i sistemi EDL, che sono i sistemi più critici della missione. Infine, le missioni robotizzate e MSR saranno importanti anche per la determinazione dell'esatta localizzazione delle missioni con equipaggio, soprattutto se sono necessarie risorse specifiche. Per esempio, se si desidera estrarre acqua dal terreno per la produzione di propellente, occorre assicurarsi che la concentrazione in molecole d'acqua sia sufficiente nella zona di atterraggio prevista.

10.4 Missione HEO

La qualificazione del modulo abitabile con i sistemi di supporto vitale e lo svolgimento dei compiti degli astronauti non possono essere affrontati dalla missione MSR. Pertanto, come suggerito dalla tabella 15, occorre effettuare un altro tipo di missione, ovvero una missione in HEO con equipaggio.

Grazie alle numerose missioni sulla Mir, Skylab e ISS, i sistemi di supporto vitale utilizzati nello spazio hanno un TRL relativamente alto e sono stati testati e qualificati per lunghi soggiorni. Tuttavia, i sistemi non sono ottimizzati per la minimizzazione della massa per una missione di 2,5 anni su Marte e l'autonomia è piuttosto limitata. Almeno una volta all'anno, sarà necessaria una missione per rifornire la stazione spaziale di materiali di consumo, elementi di supporto vitale, vestiti nuovi, ecc. Inoltre, i moduli abitabili non sono organizzati per una lunga missione nello spazio profondo con dispositivi specifici per contromisure di microgravità (ad esempio una piccola centrifuga o una rotazione di due moduli per simulare la gravità), pareti d'acqua per protezioni contro le radiazioni, ecc.

L'ISS non può fornire un ambiente adatto per la qualificazione del modulo abitabile che sarà utilizzato per una missione umana su Marte. Per preparare la missione è necessario progettare, costruire e testare il modulo abitabile nello spazio con gli stessi vincoli e requisiti di durata.
L'habitat deve essere progettato in modo semplice e intuitivo: facile accesso alle diverse ubicazioni, facile utilizzo dei sistemi di supporto vitale, facile manutenzione ed eventualmente facile riparazione dei sistemi. Gli astronauti devono sentirsi a casa come se fossero sulla Terra. Il modulo abitabile può essere piccolo, ma dovrebbe essere abbastanza grande per vivere in condizioni piacevoli. Ci dovrebbero essere spazi abitativi comuni e privati. È, infatti, essenziale che l'equipaggio mantenga la propria privacy e libertà. Un'attenzione particolare va rivolta alla zona privata, che dovrebbe offrire comfort, tranquillità e possibilità di riorganizzazione degli arredi. Anche le condizioni d'illuminazione dovrebbero essere testate, così come l'aspetto visivo degli oggetti e gli ambienti toccanti, olfattivi e sonori.
In orbita terrestre, il vantaggio è quello di poter interrompere la missione in qualsiasi momento in caso di emergenza. Un'opzione possibile è quella di eseguire un test in LEO ma tuttavia, un'opzione più interessante è quella di eseguire i test in alta orbita terrestre (HEO).
Un singolo modulo abitabile sarebbe sufficiente per testare i sistemi di supporto vitale. Tuttavia, è anche necessario testare la vita e il lavoro in gravità marziana e si prevede che ci sarà un sistema di gravità artificiale per evitare i problemi fisiologici posti dall'ambiente di microgravità.
Al fine di ridurre gli effetti della microgravità, esistono tre opzioni:

- accettazione dei rischi e attuazione di contromisure forti: l'uso di ben noti dispositivi microgravity (ad esempio, "penguin suits") e l'obbligo di esercizi fisici ogni giorno per mitigare gli effetti;
- l'uso regolare di una centrifuga a braccio corto come proposto dall' ESA;
- la rotazione di 2 moduli spaziali l'uno intorno all' altro per simulare una gravità permanente.

La rotazione di 2 moduli spaziali è l' opzione preferita, almeno durante una parte della missione.

10.4.1 Proposta di missione

Le principali caratteristiche per una missione umana in HEO sono:

- a date diverse, due moduli abitabili con il loro modulo di servizio e capsule di ritorno sono lanciati in LEO tramite due lanciatori della classe SLS. La massa prevista del carico utile è di circa 100 tonnellate. La massa del modulo di servizio è di 75 tonnellate, la massa del modulo abitabile è di 20 tonnellate e la massa della capsula è di 5 tonnellate;
- ogni modulo di servizio viene utilizzato per inviare gli altri moduli ad un'orbita terrestre elevata, per esempio ad un'altitudine di 10000 km. Ogni modulo è normalmente abitabile da un equipaggio di due o tre astronauti;
- devono esserci sufficienti provviste e ricambi per 3 anni senza rifornimenti;
- la forma del modulo abitabile potrebbe essere simile ad una capsula Orion di dimensioni maggiori, poiché tale forma sembra appropriata per l'aerocattura e l'atterraggio su Marte;
- una volta che i due moduli abitabili sono in orbita, si esegue un rendez-vous e si segue una procedura specifica per collegarli e farli ruotare uno intorno all'altro per simulare la gravità artificiale in entrambi;
- la missione dura almeno 6 mesi. Poi gli astronauti fermano la rotazione, lasciano il modulo abitabile, entrano nella capsula di ritorno e usano il modulo di servizio per inviare la capsula in una traiettoria atmosferica di rientro;
- un altro equipaggio viene inviato al modulo abitabile tramite un nuovo modulo di servizio e una nuova capsula lanciata da un lanciatore di classe SLS.
  Dovranno essere effettuate diverse rotazioni degli equipaggi. Se ogni rotazione dura 6 mesi, ci sono 6 missioni umane per modulo abitabile per raggiungere il periodo tipico di 3 anni di una missione su Marte. Con 2 moduli abitabili, servirebbero 12 missioni spaziali umane.

Nel corso di queste missioni, saranno effettuati numerosi esperimenti nei settori dei sistemi di sostegno alla vita, gravità artificiale (tipicamente equivalente alla gravità marziana), fisiologia (compresi gli effetti delle radiazioni), psicologia, sociologia, cognizione e interazioni tra i sistemi umani. Le comunicazioni con la Terra sarebbero costantemente ritardate per simulare il contesto di una missione su Marte.

La proposta è quindi di inviare due moduli abitabili in orbita HEO e di collegare entrambi ad un cavo o ad una struttura rigida che può essere messa in rotazione per simulare la gravità marziana (vedi Fig. 44). Questa missione potrebbe durare da tre a cinque anni e, se necessario, può essere simulata la gravità marziana durante la maggior parte della missione.
La gravità marziana simulata sarà anche interessante per testare l'habitat di superficie e la vita in quell'ambiente, la missione sarebbe divisa in due fasi della stessa durata. Sarà il luogo migliore per testare le tute spaziali che saranno utilizzate sulla superficie marziana.
Sarà inoltre importante testare i sistemi di supporto vitale nelle stesse condizioni. Di conseguenza, a meno che non sia necessario effettuare delle sostituzioni a bordo e quindi di riavviare le prove, non ci sarà carico per rifornire gli habitat spaziali. Sarebbe anche una buona occasione per testare i fattori umani. Diversi equipaggi possono eventualmente alternarsi per testare diverse configurazioni, differenti rapporti con la stazione di terra e anche diverse contromisure per limitare l'esposizione alle radiazioni.
Infine, è richiesta la qualificazione dei sistemi per il rientro in atmosfera terrestre. I moduli non controllati saranno testati e qualificati prima di qualsiasi test con persone a bordo. Le missioni HEO contribuiranno inoltre ad aumentare l'esperienza e l' affidabilità dei sistemi di rientro. Per il ritorno da HEO, con un ΔV compreso tra 2 e 3 km/s, che sarà necessario per

utilizzare sistemi di propulsione pesanti. Questa situazione è paragonabile al ritorno da Marte, si tratta quindi di un'altra buona opportunità per testare l'uso di motori pesanti e lo stoccaggio del propellente dopo un lungo periodo di tempo nello spazio.

Figura 44: Simulazione della gravità con moduli legati tra loro

10.5 Conclusione

Sono state proposte due importanti missioni spaziali per la preparazione della prima missione umana su Marte.

Il primo è uno scenario rivisitato di una MSR (Mars Sample return) e il secondo è quello di una missione con equipaggio in HEO (High Earth Orbit). Queste due missioni sono complementari e forniscono le condizioni adeguate per i test e le qualifiche delle procedure e dei sistemi più complessi che saranno utilizzati in una missione umana su Marte.

L'idea chiave è che la missione umana sul pianeta rosso possa essere intrapresa già nel 2030.

Prima però è necessario definire la missione su Marte in modo dettagliato, affinché i veicoli possano essere duplicati e integrati nelle due specifiche missioni. Oltre a queste missioni, è necessario molto lavoro sulla Terra per progettare e testare i sistemi di propulsione, i veicoli, le tute spaziali, per selezionare e addestrare gli astronauti. Tuttavia, se si segue l'approccio orientato agli obiettivi proposti, non è necessario implementare una missione agli asteroidi o alla Luna come suggerito da ISECG. È anche possibile attendere lo sviluppo e la qualificazione di sistemi di propulsione nucleare, sistemi di supporto bio-rigenerativo della vita, enormi scudi termici gonfiabili e forse formidabili robot che potrebbero costruire un'intera base marziana utilizzando risorse in situ per preparare l'arrivo di una colonia. Tuttavia, sebbene tali obiettivi possano essere chiaramente inclusi nella roadmap globale della conquista dello spazio, va considerata anche la sostenibilità del programma spaziale. Il costo è una delle ragioni principali per cui una missione umana su Marte non è stata ancora realizzata. La tabella di marcia (figura 43) è un tentativo di semplificare e ridurre i costi della prima missione umana su Marte senza compromettere la sicurezza.

11 Programma aurora

Il Programma Aurora dell'Agenzia Spaziale Europea è un ambizioso programma di esplorazione spaziale alla ricerca di tracce di vita nel Sistema Solare e in particolare del pianeta Marte, mediante l'utilizzo di sonde automatiche ed esplorazione umana.

Il programma è iniziato nel 2001 con l'approvazione dei ministri di diversi paesi della comunità europea, ai quali si è aggiunto il Canada, che collabora anch'esso con l'ESA. Sono previste diverse missioni di approccio a Marte, e una spedizione umana per il pianeta rosso nel 2030.

Figura 45: Locandina programma Aurora

11.1 Missioni

Sono previste diverse missioni complementari: Exomars, MSR, Arrow.

La prima missione è **ExoMars**, una doppia missione robotica su Marte realizzata in collaborazione con l'Agenzia Spaziale Russa (Roskosmos). Essa è costituita da:

- Orbiter ExoMars Trace Gas Orbiter;
- un lander (Schiaparelli lander);
- il rover ExoMars.

Il lancio è stato effettuato il 14 marzo 2016, il lander si è schiantato sul suolo marziano il 19 ottobre 2016, ma l'orbiter sta continuando la sua missione, che prevede l'arrotondamento dell'orbita mediante l'aerofrenaggio (tecnica attraverso la quale una sonda spaziale sfrutta l'attrito dell'atmosfera di un pianeta per ridurre la propria velocità).

Un'altra missione robotica su Marte è la **Mars Sample Return**, che potrebbe essere lanciata tra il 2020 e il 2022 e che prevede il ritorno sulla Terra della sonda con i campioni recuperati su Marte.
E' prevista anche una missione spaziale umana ma a lungo termine, secondo i piani non prima del 2030.

11.2 Missioni Arrow

Le Missioni Arrow sono delle dimostrazioni tecniche concentrate sullo sviluppo di tecnologie necessarie per le missioni principali. Le missioni Arrow attualmente approvate al 30 gennaio 2003 sono:

- Earth re-entry vehicle/capsule, un componente che verrà utilizzato nella missione Mars Sample Return;
- Mars aerocapture demonstrator, sviluppo della tecnica che utilizza l'atmosfera del pianeta di arrivo per rallentare la sonda e portarla in orbita. Questa missione potrebbe essere modificata e ampliata al fine di sperimentare diversi fattori come aerobraking / aerocapture, propulsione elettrica solare e atterraggio morbido.

11.3 Piano di sviluppo del programma Aurora

Il piano di sviluppo proposto (anche se non più attuale) comprende:

- 2016 – ExoMars, e Mars rover. Gli obiettivi scientifici includono studi exobiologici e studi della superficie di Marte;
- 2018 – Missione Mars Sample Return;
- 2018 – Una dimostrazione tecnica di aerobraking/aerocapture, propulsione elettrica solare e atterraggio morbido;
- 2024 – Missione umana sulla Luna;
- 2026 – Missione automatica su Marte;
- 2030/2033 – Prima missione umana su Marte, sarà una missione divisa in più lanci.

11.4 Descrizione completa del programma

La fase preparatoria è durata dall'inizio del 2002 al dicembre 2005, con un aumento del numero di paesi partecipanti e dei finanziamenti. Dei 14 milioni di euro iniziali, la dotazione ha raggiunto più di 48 milioni di euro provenienti da 12 Stati (Austria, Belgio, Canada, Francia, Germania, Italia, Paesi Bassi, Portogallo, Spagna, Svezia, Svizzera e Regno Unito). L'Italia è stata il principale contributore.
Nel gennaio 2004, il Presidente degli Stati Uniti ha annunciato una nuova politica spaziale che indirizzò la NASA all'attuazione della Vision for Space Exploration. Questa è stata una svolta nella politica spaziale globale, creando un rinnovato interesse per l'esplorazione spaziale tra le nazioni. Una valutazione della misura in cui questa nuova politica avrebbe influito sul programma di esplorazione dell'Europa è stata condotta in collaborazione con le agenzie spaziali europee, l'industria e altre parti interessate riunite nel gruppo di valutazione della politica di esplorazione dello spazio. Nel contempo, è stata effettuata una revisione approfondita della missione ExoMars e dei suoi obiettivi scientifici con la comunità scientifica e le delegazioni nazionali.
La natura lungimirante e visionaria dell'esplorazione spaziale richiede un sostegno ben radicato da parte della società nel suo complesso. Per questo motivo, nel corso del 2005 è stato condotto un dialogo con le parti interessate e con i settori solitamente non coinvolti nello spazio. L'obiettivo era quello di individuare i principali elementi che dovrebbero guidare il costante coinvolgimento dell'Europa nell'esplorazione dello spazio con i suoi partner internazionali. Al termine delle consultazioni sono stati individuati quattro fattori principali:

- europei nello spazio: permettere all'Europa di essere un partner importante nell'esplorazione garantendo l'accesso alle tecnologie necessarie, la presenza della cultura europea nelle future iniziative spaziali, il rafforzamento dell'integrazione europea e la creazione di un gruppo europeo per un progetto di cooperazione stimolante e ambizioso;
- abitabilità e vita al di là della Terra: aumentare la nostra conoscenza della vita, della sua evoluzione e del suo ambiente;
- vita umana sostenibile nello spazio: lo sviluppo di tecnologie abilitanti per sostenere la vita e proteggere la salute, accedere all'energia, gestire i rischi ambientali e sfruttare le risorse locali;
- condividere l'avventura spaziale e i benefici: comunicare l'entusiasmo del volo spaziale umano e dell'esplorazione e condividerne i benefici con il grande pubblico.

Sulla base di quanto descritto in precedenza, unitamente alle indicazioni di sostegno fornite dagli Stati membri, è stata elaborata una proposta ambiziosa ma realistica per il programma di esplorazione spaziale Aurora e presentata al Consiglio dell' ESA riunitosi a livello ministeriale a Berlino il 5-6 dicembre 2005.

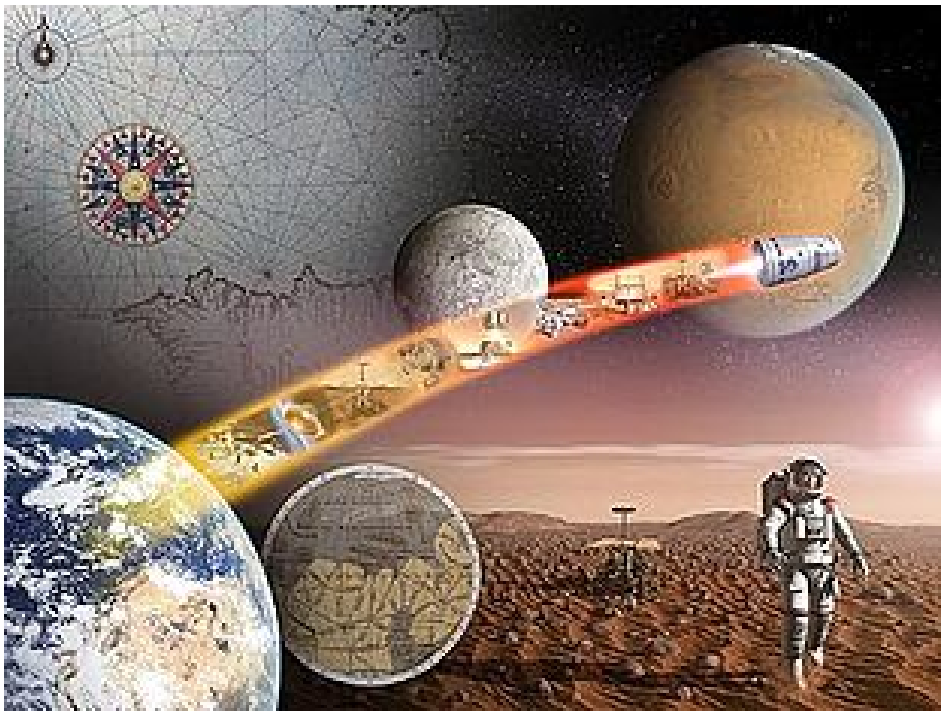


Figura 46: Programma Aurora

11.4.1 Il programma Aurora approvato

I Ministri europei hanno confermato, la volontà dell'Europa di svolgere un ruolo significativo nell' esplorare e comprendere il sistema solare, in particolare Marte e la Luna.
Il programma di esplorazione spaziale Aurora, approvato, si compone di due elementi principali:

- il programma Core che consiste nel definire architetture e scenari, preparare le missioni e le loro tecnologie abilitanti;
- le missioni robotiche che sviluppano missioni concrete.

11.4.2 Programma principale

Il programma fondamentale mira a consentire all'Europa di partecipare in modo significativo ai futuri sforzi di esplorazione, anche se saranno necessarie ulteriori decisioni in Consigli ministeriali successivi. Le attività garantiranno la solidità del contributo dell'Europa e comprenderanno:

- mappe di esplorazione, scenari e studi di architettura. Aggiornamento degli scenari e delle tabelle di marcia elaborate durante la precedente fase preparatoria, sulla base di una continua consultazione con gli stakeholder che condurranno a studi di sistema e architetture di missione per l'uomo e le robotizzazioni sulla Luna e Marte. Queste attività consentiranno all'Europa di determinare i suoi obiettivi, interessi e priorità individuando ulteriori missioni ed elementi da realizzare;
- sviluppo di tecnologie abilitanti per il Mars Sample Return (MSR). L'obiettivo di riportare il primo campione di suolo marziano è una grande sfida tecnologica e una grande opportunità per il mondo scientifico. Ha importanti implicazioni per comprendere i pianeti, studiare l'origine del sistema solare e cercare la vita su Marte. MSR è anche una pietra miliare per l'esplorazione perché il suo profilo di missione è adatto per una successiva missione umana su Marte;

- sviluppo di tecnologie generali idonee all'esplorazione, dimostrazioni di volo e preparazione di potenziali contributi europei all'esplorazione lunare;
- attività di sensibilizzazione, in associazione con l'Unione europea, per coinvolgere i cittadini europei nell'esplorazione dello spazio e ispirare le nuove generazioni attraverso, tra l'altro, il coinvolgimento delle università nell'elaborazione di future missioni esplorative. .

Figura 47: Programma principale di Aurora

11.4.3 Missioni robotizzate

Questa componente riguarda lo sviluppo, il lancio e la gestione di missioni di esplorazione selezionate. La prima missione europea proposta è ExoMars - la prima missione di esobiologia sul pianeta. Presentato per il lancio nel 2011, avrebbe dovuto offrire una preziosa esperienza nella progettazione e nel funzionamento di nuove tecnologie e capacità abilitanti: il sistema di entrata, discesa e atterraggio e i sistemi rover, trapano e acquisizione campioni. Essa avrebbe dovuto aprire così la strada a future missioni scientifiche ed esplorative. Allo stesso tempo, ExoMars avrebbe dovuto restituire eccellenti informazioni scientifiche alla ricerca di tracce della vita passata e presente, caratterizzando l'ambiente biologico del pianeta, migliorando la nostra conoscenza dell'ambiente marziano e della geofisica e identificando i pericoli prima dell'arrivo di altre navicelle spaziali. ExoMars avrebbe dovuto qualificare l'Europa per intraprendere future esplorazioni su Marte.

11.5 Descrizione Exomars

ExoMars è un progetto composto da due missioni, entrambe con l'obiettivo di cercare biotracce su Marte.

La prima missione è stata lanciata dal cosmodromo di Bajkonur, con un vettore Proton-M, il 14 marzo 2016, ed è composta dal Trace Gas Orbiter (TGO), dotato di strumenti per l'analisi

dei gas atmosferici e la mappatura delle loro fonti, e dal lander Schiaparelli (andato distrutto il 19 ottobre 2016 avendo tentato senza successo di posarsi sulla superficie di Marte) che avrebbe dovuto fungere da dimostratore di tecnologia per l'ingresso nell'atmosfera e l'atterraggio sul suolo marziano. Il sito prescelto per l'atterraggio era il Meridiani Planum.

Alimentato a batterie, Schiaparelli avrebbe dovuto operare per quattro sol. Successivamente il TGO utilizzerà l'aerofrenaggio per circolarizzare la propria orbita a un'altitudine di 400 km nel corso di sette mesi, e inizierà la propria missione scientifica primaria, restando attivo almeno fino al 2022.

La seconda missione sarà lanciata da Bajkonur con un Proton-M nel 2020, in seguito al rinvio del lancio programmato per il 2018, e consisterà di un modulo di atterraggio costruito per la gran parte dalla compagnia russa Lavočkin sulla base dei dati raccolti da Schiaparelli che porterà sulla superficie del pianeta un rover ESA. La scelta del sito di atterraggio sarà operata sulla base dei dati ottenuti dal TGO; attualmente i quattro candidati sono Ia Mawrth Vallis, l'Oxia Planum, l'Hypanis Vallis e l'Aram Dorsum. Tutti i siti candidati sono nella zona equatoriale, sono geologicamente antichi e recano segni di una passata presenza di acqua liquida. Attualmente l'ESA sta valutando ciascun sito sulla base della difficoltà di atterraggio e di spostamento del rover sulla superficie.

Il rover, alimentato da celle fotovoltaiche e capace di muoversi autonomamente sulla superficie, effettuerà analisi geologiche e biochimiche per caratterizzare la formazione delle rocce in prossimità della superficie e cercare tracce di vita presente o passata. I dati dalla superficie saranno poi trasmessi alla Terra due volte per sol attraverso il Trace Gas Orbiter.

La durata prevista della missione è di almeno sette mesi, spostandosi di almeno 70 metri per sol e raccogliendo un minimo di 17 campioni di roccia.

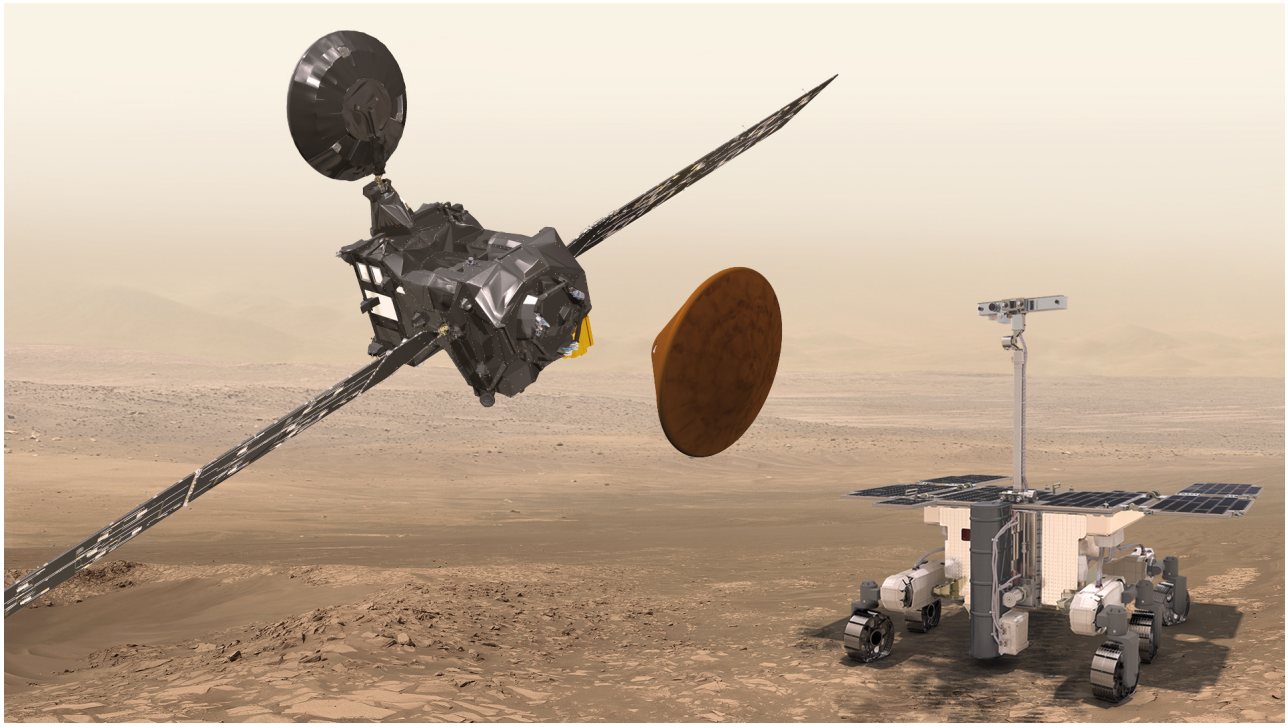


Figura 48: Exomars

11.5.1 Carico scientifico

11.5.1.1 Trace Gas Orbiter

Il carico scientifico ha una massa di 115 kg ed è costituito da quattro strumenti:

Figura 49: TGO

- Nadir and Occultation for Mars Discovery (NOMAD) e Atmospheric Chemistry Suite (ACS), consistenti in una serie di spettrometri nella banda dell'infrarosso, del visibile, dell'ultravioletto, per la rilevazione e la mappatura della distribuzione di numerosi gas presenti in tracce nell'atmosfera del pianeta;
- Colour and Stereo Surface Imaging System (CaSSIS), una fotocamera a colori con risoluzione di 4,5 m/pixel, per creare modelli accurati dell'elevazione del suolo marziano e aiutare nella scelta del sito di atterraggio del rover;
- Fine Resolution Epithermal Neutron Detector (FREND), un rilevatore di neutroni che permetterà di mappare la presenza d'idrogeno sulla superficie e individuare potenziali depositi di acqua o idrati fino a un metro di profondità. .

11.5.1.2 Schiaparelli EDM Lander

Il lander (andato distrutto il 19 ottobre 2016 avendo tentato senza successo di posarsi sulla superficie di Marte) era equipaggiato con una stazione meteorologica (DREAMS - Dust Characterization, Risk Assessment, and Environment Analyser on the Martian Surface) con sensori per la misurazione della velocità e della direzione del vento, dell'umidità, della pressione e della temperatura alla superficie, della trasparenza e i campi elettrici dell'atmosfera marziana. In aggiunta, una fotocamera (DECA - Descent Camera) avrebbe dovuto fornire immagini durante la discesa.

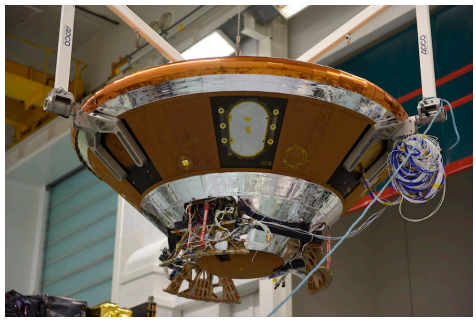


Figura 50: Lander Schiapparelli

11.5.1.3 Rover

- Panoramic Camera System (PanCam), costituita da due camere stereo ad ampio angolo e una terza ad alta risoluzione, usata per la ripresa del terreno circostante e la navigazione;
- un trapano in grado di raccogliere campioni di terreno di 1 cm di diametro e 3 cm di lunghezza fino a una profondità di due metri, ed equipaggiato con uno spettrometro a infrarossi miniaturizzato (Ma-Miss) per l'osservazione delle pareti del foro del trapano;
- Water Ice and Subsurface Deposit Observations on Mars (WISDOM), un georadar per studiare la stratificazione del suolo marziano fino a due o tre metri di profondità, e aiutare nella scelta dei siti dove raccogliere campioni;

- Close-up Imager (CLUPI), una camera per studiare visivamente e a distanza ravvicinata (fino a 50 cm) le rocce da perforare, con risoluzione superiore al millimetro;
- ISEM, uno spettrometro a infrarossi;
- ADRON, uno spettrometro a neutroni;
- uno spettrometro Fourier.

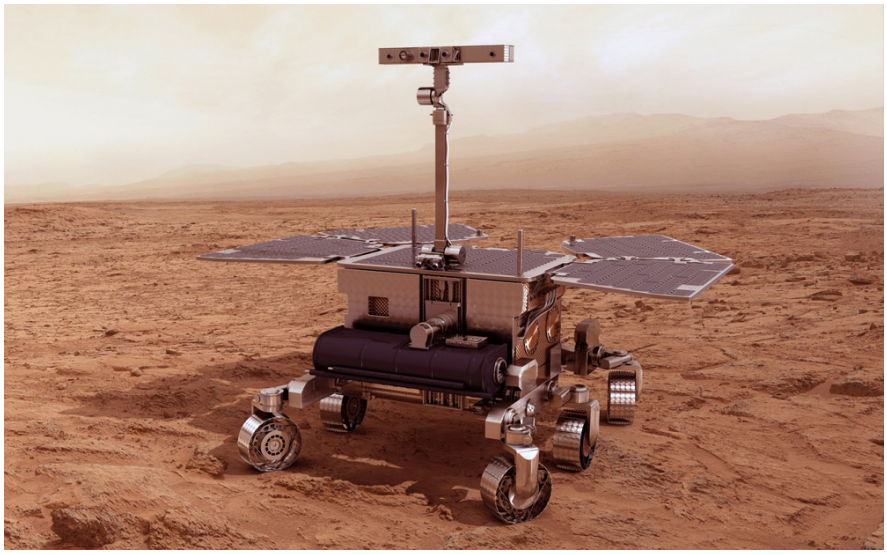


Figura 51: Rover a bordo di Exomars

11.5.1.4 Laboratorio di analisi Pasteur

- Molecular Organic Molecule Analyzer (MOMA), per l'estrazione e l'identificazione di possibili molecole organiche presenti nei campioni;
- Infrared Imaging Spectrometer (MicrOmega-IR), uno spettrometro a infrarossi;
- uno spettrometro Raman.

11.6 Conclusioni

Aurora è il quadro di riferimento dell'Europa, attraverso l'ESA, per definire e sviluppare il contributo europeo, grazie alle capacità esistenti, agli elementi costitutivi o con missioni autonome, all' impegno globale dell' esplorazione robotica e umana della Luna e di Marte.

L'ambizione dell'Europa è quella di elaborare una strategia di esplorazione globale e a lungo termine, basata su un certo grado di indipendenza, accanto a una comunanza significativa con i piani della NASA e di altri partner.

L'Europa sta cercando di diventare un partner chiave, basandosi sui risultati e sull'esperienza acquisita nelle missioni robotizzate, scientifiche e planetarie, nello sviluppo delle infrastrutture e nei voli spaziali umani.

Le missioni robotiche previste dall'ESA sono pienamente in linea con la strategia concordata a livello internazionale per l'esplorazione scientifica di Marte. Si adattano bene in termini di tempi e obiettivi scientifici con altre missioni su Marte.
In un contesto internazionale in evoluzione, è importante che il contributo europeo sia solido e sostenibile e, per quanto possibile, non dipenda in modo critico dalle capacità di un singolo partner. Fin dall'inizio di Aurora, la cooperazione internazionale è sempre stata identificata come un elemento chiave per il raggiungimento degli obiettivi a lungo termine.

Una cooperazione internazionale solida e flessibile è quindi un elemento importante per la sostenibilità e la solidità dell'impegno mondiale in cui l'Europa e l'ESA intendono svolgere un ruolo significativo.

Tabella 16: Riepilogo missioni su Marte

Missione	Paese	Data del lancio	Scopo	Risultati
Marsnik 1 (Mars 1960A)	URSS	10 ottobre 1960	Flyby di Marte	Non ha raggiunto l'orbita terrestre
Marsnik 2 (Mars 1960B)	URSS	14 ottobre 1960	Flyby di Marte	Non ha raggiunto l'orbita terrestre
Sputnik 22	URSS	24 ottobre 1962	Flyby di Marte	Raggiunta solo l'orbita terrestre
Mars 1	URSS	1 novembre 1962	Flyby di Marte	Guasto alla radio a 106 milioni di km
Sputnik 24	URSS	4 novembre 1962	Flyby di Marte	Raggiunta solo l'orbita terrestre
Mariner 3	Stati Uniti	5 novembre 1964	Flyby di Marte	Mancata apertura dello scudo protettivo
Mariner 4	Stati Uniti	28 novembre 1964	Primo flyby di Marte il 14 luglio 1965	Inviate 21 foto
Zond 2	URSS	30 novembre 1964	Flyby di Marte	Arrivato a Marte, ma un guasto alla radio ha impedito di ricevere qualunque dato
Mariner 6	Stati Uniti	24 febbraio 1969	Flyby di Marte il 31 luglio 1969	Inviate 75 foto
Mariner 7	Stati Uniti	27 marzo 1969	Flyby di Marte il 5 agosto 1969	Inviate 126 foto
Mariner 8	Stati Uniti	8 maggio 1971	Orbiter	Lancio fallito
Cosmos 419	URSS	10 maggio 1971	Lander	Raggiunta Solo l'orbita terrestre
Mars 2	URSS	19 maggio 1971	Orbiter/lander arrivato il 27 novembre 1971	Nessun dato utile, lander distrutto
Mars 3	URSS	28 maggio 1971	Orbiter/lander, arrivato il 3 dicembre 1971	Qualche dato e poche foto
Mariner 9	Stati Uniti	30 maggio 1971	Orbiter, in orbita dal 13 nov1971 al 27 ottobre 1972	Inviate 7 329 foto

Missione	Paese	Data del lancio	Scopo	Risultati
Mars 4	URSS	21 luglio 1973	Orbiter	Volo vicino a Marte il 10 febbraio 1974 (fallito l'inserimento in orbita)
Mars 5	URSS	25 luglio 1973	Orbiter, arrivato il 12 febbraio 1974	Durato pochi giorni
Mars 6	URSS	5 agosto 1973	Orbiter/lander, arrivato il 12 marzo 1974	Pochi dati
Mars 7	URSS	9 agosto 1973	Orbiter/lander, arrivato il 9 marzo 1974	Pochi dati
Viking 1	Stati Uniti	20 agosto 1975	Orbiter/lander, in orbita 19 giugno/76-1980, al suolo 20 luglio/76-1982	I due Viking (orbiter e lander) hanno inviato più di 50 000 foto
Viking 2	Stati Uniti	9 settembre 1975	Orbiter/lander, in orbita 7 agosto/1976-1987, al suolo 6 settembre/1976-1980	I due Viking (orbiter e lander) hanno inviato più di 50 000 foto
Phobos 1	URSS	7 luglio 1988	Orbiter/lander su Marte e Fobos	Persi nel settembre 1988 durante l'avvicinamento a Marte
Phobos 2	URSS	12 luglio 1988	Mars/Phobos orbiter/lander	Perso nel marzo 1989 nei pressi di Fobos
Mars Observer	Stati Uniti	25 settembre 1992	Orbiter	Perso poco prima di arrivare su Marte, il 21 agosto 1993
Mars Global Surveyor	Stati Uniti	7 novembre 1996	Orbiter, arrivato il 12 settembre 1997	Missione primaria di mappatura terminata, estesa la sua missione. Ultima trasmissione 21 novembre 2006.

Missione	Paese	Data del lancio	Scopo	Risultati
Mars 96	Russia	16 novembre 1996	Orbiter e lander	Lancio fallito
Mars Pathfinder	Stati Uniti	4 dicembre 1996	Lander e rover (*Sojourner*), atterrati il 4 luglio 1997	Primo rover su Marte. Ultima trasmissione 27 settembre 1997
Nozomi (Planet-B)	Giappone	4 luglio 1998	Orbiter	Arrivo su Marte fallito causa problemi alla propulsione
Mars Climate Orbiter	Stati Uniti	11 dicembre 1998	Orbiter	Perso all'arrivo su Marte il 23 settembre 1999
Mars Polar Lander	Stati Uniti	3 gennaio 1999	Lander/sonde di discesa per esplorare il polo sud marziano	Perso all'arrivo il 3 dicembre 1999
Mars Odyssey	Stati Uniti	7 aprile 2001	Orbiter	Missione primaria di mappatura scientifica (in corso)
Mars Express	Unione europea	2 giugno 2003	Orbiter e lander (*Beagle 2*)	Sonda operativa, lander disperso
Mars Exploration Rover	Stati Uniti	7-10 giugno 2003	2 rover: *Spirit* e *Opportunity*	Analisi del pianeta, un rover ancora operativo
Mars Reconnaissance Orbiter	Stati Uniti	12 agosto 2005	Orbiter	Analisi del pianeta, operativa
Phoenix Mars Lander	Stati Uniti	4 agosto 2007	Lander	Missione conclusa; ultima trasmissione il 2 novembre 2008
Fobos-Grunt	Russia	8 novembre 2011	Lander (destinato alla luna Fobos), avrebbe dovuto trasportare in orbita marziana l'orbiter cinese Yinghuo-1	Fallita dopo il lancio, è caduta nell'Oceano Pacifico il 15 gennaio 2012

Missione	**Paese**	**Data del lancio**	**Scopo**	**Risultati**
Mars Science Laboratory	Stati Uniti	26 novembre 2011	Rover: *Curiosity*	Analisi del pianeta, operativa
Mars Orbiter Mission	India	5 novembre 2013	Orbiter	In corso
MAVEN	Stati Uniti	18 novembre 2013	Orbiter	Analisi dell'atmosfera, operativa
ExoMars	Unione europea	14 marzo 2016	Orbiter e lander (Schiapparelli)	Orbiter in posizione, atterraggio lander fallito il 19 ottobre 2016

12 Ringraziamenti

Desidero ringraziare il Prof. Giancarlo Genta, relatore di questa tesi, per la grande disponibilità e per tutti i preziosi consigli che mi ha fornito nel corso del lavoro di ricerca che ha portato alla stesura di questo elaborato.
Egli mi ha dato la possibilità di lavorare su una tematica interessante e stimolante facendomi conoscere e apprezzare l'evoluzione dell'esplorazione spaziale.
Desidero ringraziare i miei genitori per avermi concesso la bellissima opportunità di intraprendere la carriera universitaria, mi hanno sempre sostenuto, non mi hanno mai fatto mancare nulla, nemmeno le cose più superflue, e mi hanno permesso di arrivare dove sono.

13 Sitografia

http://www.lescienze.it/news/2016/07/04/news/origine_lune_marte_impatto_phobos_deimos-3148178/

http://www.esa.int/ita/ESA_in_your_country/Italy/La_storia_dell_esplorazione_di_Marte

http://www.nationalgeographic.it/scienza/spazio/2015/10/04/news/andare_su_marte_il_problema_e_tornare_the_martian-2791104/

http://www.phy6.org/stargaze/Imars1.htm

http://www.ilpost.it/2016/09/28/elon-musk-piano-marte/

http://www.link2universe.net/2010-02-27/viaggio-fino-a-marte-in-soli-39-giorni/

https://www.focus.it/scienza/spazio/i-piani-della-nasa-per-marte

https://www.tomshw.it/dalla-terra-marte-70-giorni-la-propulsione-elettromagnetica-si-puo-fare-66008

https://ilpositivismo.com/propulsione-laser-marte/

https://mars.nasa.gov/msl/mission/technology/technologiesofbroadbenefit/power/

http://www.lescienze.it/news/2015/01/06/news/nuovo_modo_raggiungere_marte-2430710/

http://www.russianspaceweb.com/msr.html

https://mars.nasa.gov/programmissions/missions/missiontypes/samplereturns/

https://www.nasa.gov/exploration/systems/orion/about/index.html

https://it.wikipedia.org/wiki/Orion_(veicolo_spaziale)

https://en.wikipedia.org/wiki/Orion_(spacecraft)

https://www.nasa.gov/content/bigelow-expandable-activity-module

https://bigelowaerospace.com/pages/beam/