

火星砂漠研究基地でのアナログミッション成果を踏まえた有人火星探査ミッションの検討

Study of Manned Mars Exploration Mission based on Results of Analog Mission at Mars Desert Research Station

宮嶋宏行 (東京女学館大)

Hiroyuki Miyajima*

* Tokyo Jogakkan College, 1105 Tsuruma, Machida, Tokyo 194-0004, Japan

E-mail : miyajima@m.tjk.ac.jp

Abstract

The Inspiration Mars Foundation is committed to sending a two-person American crew, a man and a woman, on a journey to fly around Mars and then return to Earth safely. In 2018, Earth and Mars will share a unique orbit, creating an opportunity to travel to Mars and back in only 501 days. In this paper, we conducted the design of the mission and spacecraft for the Inspiration Mars mission and then evaluated them based on the rules of the Mars Society International Student Design Competition. We especially focused on the habitable volume which is an important system driver for designing spacecraft. The Initial Mass in Low Earth Orbit for this mission was calculated using the rocket equations while varying the habitable volume per crewmember from 6 m³ to 18 m³ (24 m³ to 72 m³ total pressurized volume). As a new spacecraft design, a Crew Reentry Vehicle (CRV) with 10 m³ and a Mars Transit Habitat (MTH) with 62 m³ pressurized volume and hybrid Life Support System (LSS) remained by comparing the Life Cycle Cost (LCC)s and failure rates.

Key words: Habitable Volume, Life Cycle Cost, Life Support System, Spacecraft Design

1. はじめに

2013年2月にインスピレーションマーズ基金がインスピレーションマーズと呼ばれる有人フライバイ火星飛行計画を発表した。この計画は、米国人の男女二人を、火星から160キロの距離を飛行させ、地球に安全に帰還させるものである。2018年には火星に飛行し地球に501日で帰還できる軌道が提供される。2013年には、このミッションに関する国際学生設計コンペが火星協会から発表され、15カ国、56大学から38チームがエントリーした。

このミッションを実現するためには2017年末までにすべてのシステムを打ち上げる必要がある。システム開発期間が短いことがミッションデザインの大きな制約となる。そのため既存のシステムや技術を利用して、ミッションを実現する必要があり、ミッションの選択の範囲は非常に限られる。そこで本論文では、文献 Human Spaceflight¹⁾に示された設計手順にもとづいてインスピレーションマーズのミッションと宇宙船設計について検討する。特に、著者の火星砂漠研究基地での経験を踏まえて、与圧居住体積に着目する。

2. ミッションアーキテクチャ

本ミッションでは、男女2名のクルー、宇宙船、501日分の物資が輸送機で地球から打ち上げられ、火星へ向い、火星でフライバイを行い、自由帰還軌道で地球に戻ってくる。このミッションを構成する主要要素のうち本検討では、打ち上げ回数、地球帰還機の開発方式、与圧居住体積、ECLSSタイプの4つをトレードオフ可能な要素と考える。打ち上げ回数は、分割打ち上げと結合打ち上げの2オプション、地球帰還機は、政府ベースのOrionと商業ベースのDragonの2オプション、与圧居住体積は、18 m³/CM(Crewmember)と6 m³/CMの2オプション、ECLSSタイプは、貯蔵型、再生型、ハイブリッド型の3オプションを想定し、これら4要素の組み合わせからトレードツリーを作成した。

与圧居住体積と宇宙船質量

宇宙船の質量を一人当たりの与圧居住体積をもとに計算する。この体積をもとに宇宙船の質量推算式からマヌーバ後の宇宙船の質量を求める¹⁾。宇宙船の質量の大部分を占める推進剤質量は、宇宙船の質量と推進装置の効率、増速度により決まる¹⁾。

ECLSS方式

居住に関するペイロードの大きさは、クルーの生命維持や生活に必要な供給物資によって決まる。クルーの入出力代謝量を5.01 kg/CM-dayに設定した。クルーの生活に必要な供給物資は、国際宇

宙ステーションの実績データを用いて6.89 kg/CM-dayに設定した。

JonesによるECLSSの故障率計算³⁾から500日以上ミッションに対応できる貯蔵型(110%の貯蔵)、再生型(5冗長系、交換部品10%の準備、50日分物資貯蔵)、ハイブリッド型(4冗長系、交換部品10%の準備、92日分物資貯蔵)の3つのシステム構成について検討した。サブシステムデータ¹⁾をもとにこの3つの構成についてECLSSの質量と体積を計算した。

ライフサイクルコスト

ECLSSの貯蔵型、再生型、ハイブリッド型についてライフサイクルコストを計算する。ライフサイクルコストは、開発コストと製造コストも含む。開発製造コストの計算には、NASAが開発したAdvanced Mission Cost Model (AMCM)を用いた¹⁾。ライフサイクルコストの計算結果をTable 1に示す。貯蔵型は貯蔵物質量が大きいため打ち上げコストが一番大きい、開発製造コスト、運用コストが小さいため、ライフサイクルコストは一番小さい。

Table 1 ECLSS方式とライフサイクルコスト

	貯蔵型 LSS	再生型 LSS	ハイブリッド型 LSS
LSSシステム質量, kg	-	1,738	1,390
貯蔵物質量, kg	10,250	1,056	1,912
開発製造コスト, \$M	125	821	767
打ち上げコスト, \$M	65	18	21
運用コスト, \$M	19	123	115
Total (LCC), \$M	209	962	903

次に、地球帰還船、居住船の開発・製造コストについて検討する。現存するもしくは開発中の宇宙船の仕様をもとにAMCMにより開発・製造コストを求めるとTable 2ようになる。このコスト計算は、地球帰還船をOrion、Dragonをもとに開発した場合、居住船をNode 3、Cygnus、HTVをもとに開発した場合を示す。係数0.5、2.8を掛けているのは要求される与圧体積に揃えるためである。地球帰還船については、大型のOrionをベースにするよりも小型のDragonをベースにする方が開発・製造コストが小さくなり、居住船については3つの開発・製造コストがほとんど横並びとなった。

Table 2 宇宙船の開発・製造コスト

宇宙船	参照宇宙船	\$M
CRV	Orion x 0.5	4,634
	Dragon	1,562
MTH	Node 3	1,287
	Cygnus x 2.8	1,282
	HTV	1,327

3. ベースライン設計

本設計では、与圧居住体積を重要なミッションドライバーとして考える。文献 STD-3000 に示された一人当たりの与圧体積は、Tolerable 5.10 m³/CM、Performance 9.91 m³/CM、Optimal 18.41 m³/CM である²⁾。3つのタイプの ECLSS を利用した場合について、一人当たりの与圧居住体積を6 ~18 m³/CM に変化させるとロケット方程式から IMLEO (LEO での初期質量) は Fig.1 のようになる。

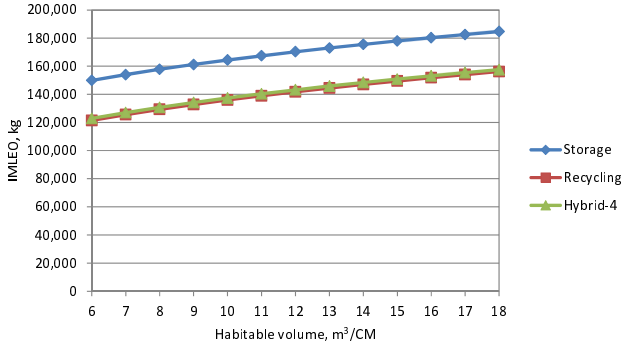


Fig. 1 一人当たりの与圧居住体積と IMLEO

トレードツリーのオプション 7-12 の与圧居住体積、ECLSS 型、打ち上げ回数、LEO 打ち上げ能力、IMLEO、全与圧体積、CS (Crew Supply) +LSS (Life Support System) 体積の比較を Table 3 に示す。一人当たりの与圧居住体積が 18 m³、6 m³、ECLSS 方式が貯蔵型、再生型、ハイブリッド型の組み合わせについて、全与圧体積 (一人当たりの与圧体積×人数×2) と CS+LSS 体積を比較する。一人当たりの与圧居住体積が 6 m³/CM のとき、貯蔵型 19.2 m³、再生型 19.9 m³、ハイブリッド型 19.2 m³ の体積が全与圧体積 24 m³ の 80%、83%、80% を占め、この宇宙船の成立は難しい。次に一人当たりの与圧居住体積が 18 m³/CM のとき、体積の問題は発生しないが、貯蔵型 LSS の IMLEO 184.6 ton が、LEO 打ち上げ能力 159 ton を超える (Fig. 1)。よって与圧居住体積 18 m³/CM では再生型、ハイブリッド型が最終選択肢として残る。信頼性の観点からは、貯蔵型と再生型の 2 つの方式のハイブリッド型が再生型よりも有利と考えられる。

Table 3 ミッショントレードツリー

#	与圧居住体積 m ³ /CM	ECLSS 型	FH 打ち上げ回数	LEO 打ち上げ能力 ton	IMLEO ton	全与圧体積 m ³	CS+LSS 体積*1 m ³	評価
7	18	貯蔵	3	159	184.6	72	19.2	
8		再生	3	159	155.3	72	19.9	x
9		ハイブリッド	3	159	157.6	72	19.2	x
10	6	貯蔵	3	159	149.9	24	19.2	
11		再生	3	159	120.6	24	19.9	
12		ハイブリッド	3	159	122.9	24	19.2	

FH: Falcon Heavy、LEO: Low Earth Orbit、IMLEO: Initial Mass in LEO

*1 Crew Supply + LSS subsystem + LiOH のみ与圧部に積載、水・酸素・窒素を非与圧部に積載した場合の体積

オプション9のリファレンスミッション/運用コンセプトを Fig. 2 に示す。このとき地球帰還船を Dragon、居住船を Node 3 をベースに開発した場合のレイアウトおよび質量配分例を Fig. 3、Table 4 に示す。このミッションアーキテクチャは、1 回のクルー打ち上げ、2 回の貨物打ち上げからなり、ミッションを構成する地球帰還船 (CRV)、居住船 (MTH)、TMI ブースターは LEO でランデブー、ドッキングして、増速後に火星へ向かう。軌道上での組み立てには、ISS で実績のある技術やノウハウをそのまま利用する。そのため新規の投資や人員育成は最小限に抑えることができる。最後にミッション全体のライフサイクルコストを Table 5 に示す。

4. まとめ

本論文では、Human spaceflight: mission analysis and design に示された手順および火星協会国際学生設計コンペのルールに従ってインスピレーションマーズミッションのミッションおよび宇宙船を

設計した。その結果、Dragon をベースにした 10m³ の帰還船と与圧体積 62 m³ の居住船、ハイブリッド LSS からなる最終設計案が残った。

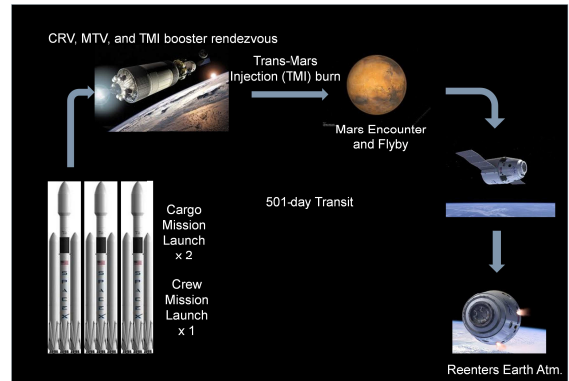


Fig. 2 レファレンスミッション/運用コンセプト

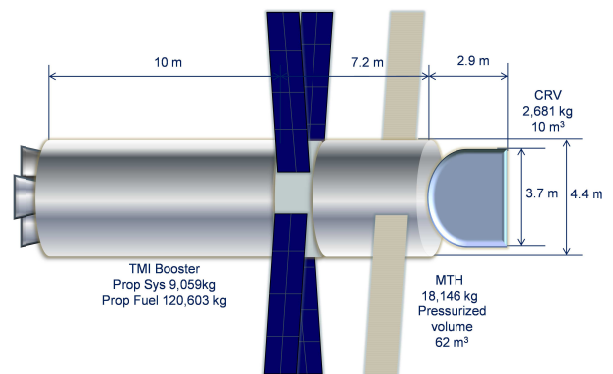


Fig. 3 地球帰還船と居住船の質量、および体積の配分

Table 4 質量配分の一例

サブシステム	質量配分, kg
構造	4,022
機構	1,564
熱防御	1,787
姿勢制御	447
電力	2,681
アビオニクスと制御	1,787
ECLSS (Hybrid-4)	1,390
居住設備	1,787
地球帰還船	2,681
推進系システム	9,059
居住船 (推進系あり) 合計	27,205
クルー	220
消費物資	8,812
居住船・クルー・消費物資 合計	36,237
推進系燃料	120,603
姿勢制御用燃料	816
合計	157,656

Table 5 ミッション全体のライフサイクルコスト

コスト項目	\$M
開発・製造コスト (Dragon 改良 + Node 3 改良)	2,849
打ち上げコスト (1454 \$/kg x IMLEO)	229
運用コスト (開発・製造コスト x 0.109 x 501days/365days)	426
合計	3,504

引用文献

1. Wiley J. Larson and Werner Balogh, Human Spaceflight: Mission analysis and design, McGraw- Hill Companies, Inc, 1999.
2. Man-System Integration Standards, NASA STD-3000, 1995.
3. Harry W. Jones, Design and Analysis of a Flexible, Reliable Deep Space Life Support System, AIAA 2012-3418, 2012.