

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

持続的な有人火星滞在に向けた システムアーキテクチャの構築

秋山 靖博, 稲谷 芳文

2012年8月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目次

1. 序論	2
1.1. 有人宇宙ミッション	4
1.1.1. 有人宇宙ミッションの歴史	4
1.1.2. 有人探査計画の現在と将来	6
1.2. 火星探査	13
1.2.1. 火星の天体的特徴	13
1.2.2. 火星の物理的特徴	14
1.2.3. 火星探査の歴史	15
1.3. 持続的火星滞在にむけて	16
1.3.1. これまでの有人ミッションとの相違	17
1.3.2. 持続的有人火星滞在の課題	19
1.4. 本研究の目的と構成	20
2. 有人火星滞在システムを構成する技術要素の研究現状	22
2.1. 有人宇宙活動システム	23
2.1.1. 宇宙空間における人類の生存条件	23
2.1.2. 大気循環再生システム	29
2.1.3. 水再生循環システム	34
2.1.4. 排泄物処理	36
2.1.5. 環境管理	37
2.1.6. 電源システム	39
2.1.7. 基地構造体	39
2.1.8. 資源調達システム	41
2.1.9. 安全対策	42
2.2. 宇宙輸送システム	46
2.2.1. 低軌道輸送システム	46
2.2.2. 惑星間輸送システム	49
2.2.3. 将来型推進システム研究の動向	55
2.2.4. 原子力を用いた電気推進	56
2.2.5. 原子力推進	58
2.3. 持続的有人火星滞在モデル作成に向けて	63
3. 輸送システムのモデル化	64
3.1. 軌道設計	64
3.1.1. Direct 軌道	65

3.1.2.	Stop-Over 軌道	69
3.1.3.	Cycler 軌道	71
3.1.4.	Spiral 軌道	74
3.1.5.	緊急輸送軌道	75
3.2.	推進システムモデルの作成	77
3.2.1.	推進システムの決定	77
3.2.2.	エンジンのサイジング	78
3.2.3.	インパルス加速近似における推力のペナルティ	80
3.2.4.	推進剤質量の計算	82
3.3.	輸送システムの全体構成	82
3.3.1.	輸送システムの構成	82
3.3.2.	Stop-Over 型輸送システム	84
3.3.3.	Cycler 型輸送システム	84
3.3.4.	輸送システムの質量計算	85
3.4.	輸送システムモデルのまとめ	87
4.	火星基地システムのモデル化	88
4.1.	生命維持システムモデルの作成	88
4.1.1.	標準的物資消費量の設定	89
4.1.2.	ISS 型空気循環サイクル	89
4.1.3.	完全再生型空気循環サイクル	90
4.1.4.	水再生循環サイクル	90
4.1.5.	炭素消費	91
4.2.	火星における資源採取法	91
4.2.1.	CO ₂ の採取	91
4.2.2.	H ₂ O の採取	92
4.3.	生命維持システムの質量算出	93
4.4.	探査機材の推定	96
4.5.	その他の基地構成要素モデルの作成	96
4.5.1.	基地構造体	96
4.5.2.	電力・熱制御システム	97
4.5.3.	生存物資貯蔵システム	97
4.6.	設備の保全及び安全体制の構築	98
4.6.1.	持続的火星有人滞在に存在するリスク	98
4.6.2.	持続的有人火星滞在におけるリスク対策	99
4.7.	物資消費モデルに基づく必要物資量の計算	100
4.8.	基地システムの全体構成	102

4.9.	火星基地モデルのまとめ.....	104
5.	持続的有人火星滞在システムの構築.....	104
5.1.	持続的火星滞在システムモデルの構成.....	105
5.2.	持続的有人火星滞在システムの評価方法.....	111
5.3.	持続的火星滞在システムの最適化パラメータ.....	112
5.4.	本研究における遺伝的アルゴリズムの適用による最適化.....	112
5.5.	最適火星滞在システムの構築.....	114
5.5.1.	Stop-Over 輸送を用いた持続的有人火星滞在システムの構築.....	114
5.5.2.	Cycler 輸送による輸送量削減効果.....	120
5.5.3.	救援輸送による輸送量削減効果.....	125
5.5.4.	持続的有人火星滞在システムのまとめ.....	129
5.6.	モデルの不確定性および自由度の影響.....	129
5.6.1.	有人輸送機および基地資材質量の変動.....	129
5.6.2.	設備の更新率の変動.....	132
5.6.3.	救援発生率の変化による地球からの救援の有効性変化.....	134
5.6.4.	滞在日数の影響.....	136
5.6.5.	輸送日数の影響.....	138
5.7.	標準条件における最適な持続的有人火星滞在システムの構築.....	141
6.	持続的有人火星滞在システムについての考察.....	143
6.1.	高エネルギー推進および火星での資源採取の効果.....	144
6.2.	生存性向上方法の検討.....	158
6.3.	水採取に要求される産出量と許容される採掘装置質量.....	163
6.4.	さらなる将来技術の検討.....	166
6.4.1.	火星における農業の実施の実現性.....	166
6.4.2.	さらなる高 Isp 推進の実現による輸送量の削減.....	169
6.4.3.	火星基地の将来的な拡張についての考察.....	172
6.5.	持続的有人火星滞在システムの特長についての考察.....	173
6.5.1.	有人惑星間輸送システムについての考察.....	173
6.5.2.	物資欠乏リスク対策システムについての考察.....	174
6.6.	地球低軌道輸送からみた持続的火星滞在の実現性.....	175
6.7.	考察のまとめ.....	176
7.	結論.....	183
	参考文献.....	185

持続的な有人火星滞在に向けたシステムアーキテクチャの構築

秋山 靖博*¹, 稲谷 芳文*²

Construction of System Architecture for Sustainable Manned Mars Habitation

by

Yasuhiro Akiyama*¹ and Yoshifumi Inatani*²

Abstract : One of the important goal of human space exploration is to construct sustainable outpost which can be operated without resupply transformation from Earth. Sustainable human Mars exploration will become important milestone to achieve this goal. Mars outpost must prepare to long time isolation because several hundred of days are needed to transfer materials between Earth and Mars. On the other hand, essential materials such as air and water will be extracted from Mars air and soil.

In this research, method of sustainable operation of long-distance outpost is focused in contrast to previous short-distance outpost, depending on short time and frequent transportation to and from Earth. Especially, improvement of survivability and reduction of initial mass in LEO are aimed and logistics system of in sustainable manned Mars exploration is constructed.

One important suggestion resulting from the consideration using sustainable manned Mars exploration logistics system is that, huge materials as same amount as ISS must be transferred to LEO every year to maintain Mars base if Mars mission is done in present technology level. So, developing new technologies such as nuclear propulsion, advanced life support system and in-situation resource utilization are required. In this research effect of these new technologies are evaluated quantitatively. At last, feature of logistics method of sustainable manned Mars habitation is totally discussed.

Keywords : Human space mission, Mars habitation, Logistics

概要

地球から自立して持続的に活動可能な宇宙拠点を設置・維持することは、人類の宇宙進

*1 名古屋大学 機械理工学専攻 (Department of Mechanical Science & Engineering, Nagoya University)

*2 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 宇宙飛行工学研究系 (Department of Space Flight Systems, ISAS/JAXA)

出における目標の一つであるが、持続的有人火星滞在の実現はそれに向けた重要なマイルストーンである。これは、火星への輸送は数 100 日の輸送期間を必要とし、長期間の孤立を前提とした基地運用が求められることによる。また、火星大気、地質から、酸素や水などの有用な資源を採取する事で自立性を高める事も可能である。

本研究では、近距離輸送による地球との緊密な物質的連絡を前提としていたこれまでの有人宇宙活動に対し、遠距離での持続的な拠点運用という視点から取り組んだ。特に、持続的有人火星滞在を行う際の生存率の向上と必要質量の低減を目的とした検討を行い、持続的有人火星滞在システムのロジスティクスについて考察を行った。

本研究では、持続的有人火星滞在システムを用いた検討により、現状の技術水準で持続的火星滞在を行う場合、火星拠点の維持のために地球低軌道に毎年 ISS に相当する質量の物資を輸送しなくてはならないことを示した。さらに、原子力推進などの高エネルギー推進や火星における資源の調達等の新規の技術開発による効果や滞在期間等の運用条件の影響について定量的に検討し、それらの必要性、重要性を明らかにした。また、これらの結果を用い、持続的有人火星滞在システムの特性を包括的に考察した。

1. 序論

将来型の有人宇宙活動には持続性の視点が必要である。人類の遠隔地への到達自体を目的とし、最小限の装備、機材による単発ミッションを原則として行われた宇宙開発競争は、社会情勢の変化からもはや多くの国で過去のものとなった。今後の有人宇宙開発では、有人の利点を生かした十分な科学的成果や、さらには人類の宇宙進出を前提としたより長期的視点からの有人拠点の設置が求められ、ミッションの持続性という観点が重要性を増している。

有人宇宙探査には、柔軟性、即応性といった多くの利点があり、無人探査主体で行われている昨今の太陽系探査において、有人探査による更なる科学的成果の獲得が期待される。また、恒久拠点をを使用した長期間の継続的探査による成果の拡大も見込まれる。月や火星はそうした持続的有人滞在型探査の初期の対象として有望であるが、比較的探査実績も少ない火星は、特に大きな成果が期待される。持続的火星探査によって、火星における地磁気、地殻および大気流動などの研究の進歩が期待され、宇宙科学のみならず地球科学に多大な貢献をすると考えられる。

人類の宇宙進出における拠点の確保という意味においても、持続的火星滞在は大きな意義を持つ。これまでの有人宇宙活動は地球からの物資に 100%依存して行われ、膨大な初期物資や、高速・頻繁な輸送によって補給される物資を消費することによってのみ成立してきた。しかし、宇宙植民、地球圏外での有人ミッションなどの更なる宇宙進出には、高度な物質循環や資源の現地調達によって物資の消耗、消費を抑制し、地球へ依存度、依存量を低下させる事が重要となる。そして、さらなる将来には火星での生産活動に基づく火星

基地の物質的あるいは経済的な自立を視野に入れることができる。火星は、そうした従来とは異なるタイプの有人宇宙活動を要求する地球外天体の中では最も地球に近く、持続的な有人拠点の建設、維持には適している。また、酸素を調達可能である点でも、将来的な地球依存度の低下および自立の可能性を有している。

このように地球依存の低減という視点を踏まえると、持続的な有人火星滞在はこれまでの有人宇宙ミッションとは大きく異なるシステムが必要とされることが明らかとなる。そもそも、これまで行われた LEO の宇宙ステーションと比較すると、火星滞在は距離、輸送に要するエネルギーなど多くの環境が異なり、火星滞在をこれまでのステーション運用の延長と捉えて対処すること自体が困難である。そのため新たなロジスティクスの構築が求められるが、現在なされている研究は単発のミッションを前提としたものであり、持続性という観点からの検討は不十分である。そこで本研究では、持続的な有人火星滞在に向けて、中継基地、備蓄、救援等を有機的に結合した新たなシステムを提案すると共に、高エネルギー推進、資源の現地採取などの技術開発の必要性を定量化し、今後の研究の指針を示すことを目的とする。

本章では、持続的な有人火星滞在に至る背景を述べる。まず、これまでの有人宇宙活動の経緯とそこで培われた有人宇宙活動技術および人間の生理的限界について述べ、現在の有人宇宙活動の技術水準を俯瞰する。次に、これまでの観測、探査で判明している火星の特徴に触れると共に将来の探査の必要性、重要性を述べ、合わせてこれまでの火星探査の経緯をまとめる。最後に、今後の持続的な有人火星探査の必要性、意義を述べた上で現在の有人宇宙活動技術では対応できない新たな課題を提示し、それらを解決する方策として本研究で提案する持続的な有人火星滞在システムの概観を述べる。

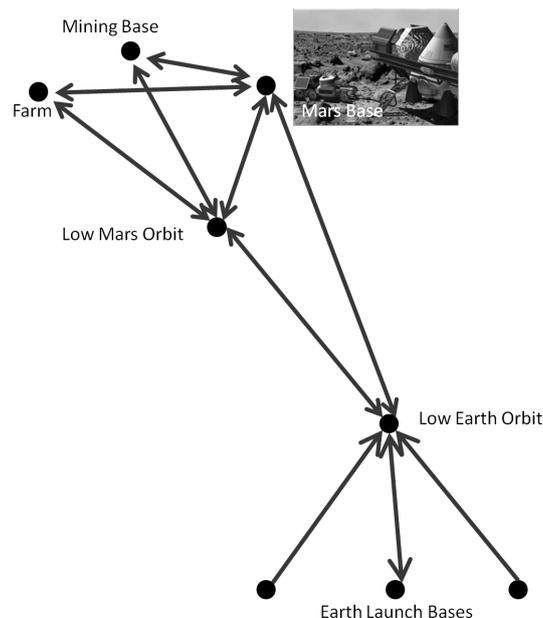


図 1.1. 有人宇宙ミッションにおけるロジスティクス

1.1. 有人宇宙ミッション

1.1.1. 有人宇宙ミッションの歴史

宇宙に人間を送るという発想は古くからあり、Jules Verne を始めとした多くの SF 作家によって宇宙旅行が描かれてきた。しかし、現実的な目標として有人宇宙ミッションが検討され始めたのは、冷戦の中で米ソの宇宙開発競争が盛んになった 1950 年代の事である。1957 年、ソ連のスプートニク 1 号によって人類初の人工衛星が打ち上げられたが、その次の目標として有人宇宙飛行が注目を集めた。

人類初の有人宇宙飛行は、1961 年、ソ連のボストーク 1 号に乗ったユーリ・ガガーリンによって成し遂げられた。ガガーリンは地球を一周して 2 時間ほどで帰還したが、その後、2 機のボストーク宇宙船を使用したランデブー、滞在時間の延長など、急激に有人宇宙ミッションの幅は広がっていった。アメリカも、Mercury 計画で有人宇宙開発を進め、1962 年、Mercury6 において John Glenn の軌道周回に成功した。



図 1.2. ボストーク宇宙船^[1]

軌道周回の次は、有人月着陸が目標とされた。米ソ両国は宇宙開発競争の中で多額の予算および人員を投入したため宇宙技術は急速な進歩を遂げ、初の宇宙飛行からわずか 8 年後の 1969 年、アメリカの Apollo11 によって人類初の有人月着陸ミッションが行われた。その後、Apollo 計画では通算で 6 回の月着陸を行い、12 人の宇宙飛行士が月に降り立った。なお、地球外の天体への着陸を成功させた有人宇宙ミッションは現在でも Apollo 計画が唯一である。

Apollo 計画では回を重ねるごとに徐々にミッションを長期化、高度化させ、最終的には月面に 3 日ほど滞在し、合計で 10 日から 12 日間の長期ミッションとなった。Apollo 計画は、月面車の使用や地質学者の派遣、多くの試料の獲得等、多くの科学的、技術的成果を残している。また、この時期までにはリスクマネジメント面でも長足の進歩を遂げ、機器設計、軌道設計などに反映されている。中でも、Apollo13 は往路での高圧タンクの破裂という大事故にもかかわらずクルー全員の生還に成功し、リスクマネジメントの優秀さを示

すと共に多くの設計改善のきっかけとなった。

月着陸の成功により宇宙開発競争はひとまずの終結を見た。米ソ両国の財政事情もあり、以後は地球周回軌道での科学・技術ミッションが主体となっていた。ソ連のサリュート、アメリカの Skylab はいずれも科学実験・観測と共に、人間の宇宙滞在技術の向上を目的としたミッションである。ソ連はサリュートの成果を基に、1986年から2001年までの15年もの長期にわたり、宇宙滞在拠点として宇宙ステーション・ミールを運用した。

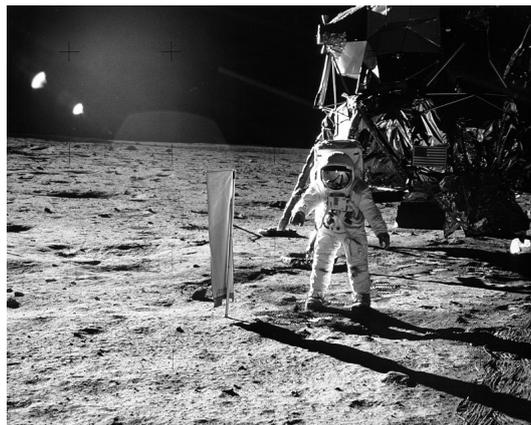


図 1.3. 月面に立つオールドリン飛行士^[2]

この間に、ワレリー・ポリャコフは 438 日という最長宇宙滞在記録を樹立しており、これは現在も破られていない。また、合計宇宙滞在期間の最長はセルゲイ・クリカレフの 803 日であるが、彼も Mir において長期の滞在中を経験している。また、Mir は一時無人になる期間もあったものの、連続で 3644 日の有人宇宙滞在を達成している。こうした長期間の滞在中により、長期宇宙滞在におけるクルーの心身への影響、システム管理技術など多くの分野において非常に重要な知見が得られ、以後の宇宙滞在中に生かされる事となった。Mir は最終的に 124t の巨大構造物となり、原則的に 3 人のクルーが滞在中した。また、15 年間の運用で搭乗したクルーの人数は 100 人を超える。

現在では、アメリカ、ロシアを始めとした 15 ヶ国の国際協力の元で 1999 年より国際宇宙ステーション(ISS)の建設が進み、現在でも運用が行われている。ISS は、344t というこれまでに最大の宇宙構造物であり、6 人の長期滞在中が可能である。また、上記 Mir の記録を抜いて人類の宇宙滞在中の記録を更新し続けている。ISS においては、宇宙環境を利用した長期間に及ぶ高度な宇宙実験が実施されると共に、生命維持技術、システム構築、宇宙ロボット等の数多くの最新の工学技術の実証が行われている。長期滞在中するクルーを対象とした宇宙医学の研究も進んでおり、これまでの宇宙ミッションで大きな課題であった長期滞在中に伴う筋力の衰えなども相当程度克服できている。

こうした成果は、今後の地球外天体を対象とした有人宇宙ミッションにおいても非常に重要な知見を与える物と目されている^[3]。また、一時期は商業宇宙旅行の対象ともなり、こ

れまでで8人の旅行者がISSに搭乗している。このように、今後も宇宙ステーションには科学実験以外にも観光、月面以遠へ向かう場合の中継基地など、多くの用途が存在すると期待されている^[4]。

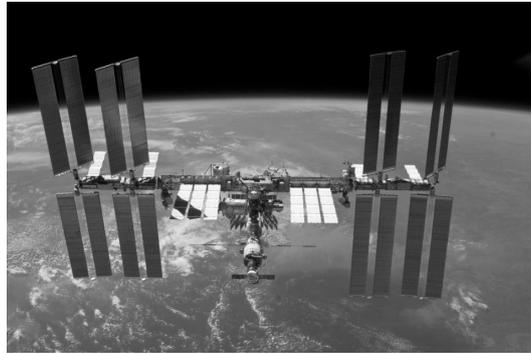


図 1.4. ISS 全景(2010/2/19)^[2]

1. 1. 2. 有人探査計画の現在と将来

1. 1. 2. 1. 国際宇宙ステーションの運用

現在運用されているISSは、持続的に地球外に基地を維持する輸送・補給システムの構築という点でも貴重な試みである。ISSでは、現在6人のクルーが6カ月交代で滞在している。地上との往復にはソユーズおよびスペースシャトルが用いられ、ソユーズは同時に緊急時の脱出機としての役割も負っている。このように、クルーを交代しながら持続的に基地を維持する宇宙活動は、Mir等ごく限られたミッションで行われた例があるのみである。

また、クルー以外の物資の輸送はクルーの交代よりも高頻度で行われており、プログレス宇宙船、スペースシャトルに加え、日本のHTV、EUのATVを用いた輸送が行われ、合計すると概ね2,3カ月に一回程度のペースで輸送が行われている。ISSへの物資補給量は年間で20t程度であるが、ISSからの物資の持ち帰りは実験機材などごく一部であり、輸送機は廃棄物を搭載して地球への再突入時に焼却される。つまり、ISSへの物資の輸送はほぼ一方通行であるといえる。こうした輸送においては、酸素、水、食料などの消耗品に加え、各種実験装置、交換機器等も輸送されており、これまでには生命維持に関わる機器も含め多くの機器が交換されている。

クルーの安全対策については2章で詳述するが、ISSでは、火災、有毒ガス、感電等、短時間でクルーの生命を脅かすハザードに主眼を置いた対策が施されている。そして、最終的な安全確保の手段として、常にクルーの人数分のソユーズ宇宙船がISSに係留されており、地球への帰還が可能となっている。それ以外の、装置の故障等に対しては、地球から交換コンポーネントを送り軌道上で交換する方法で対処されてきた。過去には、デブリの接近、機器の故障、スペースシャトルの事故等の問題が発生した事があるが、緊急帰還が実行されてISSが無人人となった事は運用開始以来一度もない。

1.1.2.2. 有人月探査計画

Apollo 計画終了以降、有人月ミッションは行われていない。しかし、月ミッションの研究自体は引き続き行われており、2006年にはアメリカが Constellation 計画を発表し、ISS および月へのミッションを試みた。この計画は2010年に中止となったが、有人ロケット Ares1、大型貨物ロケット Ares5、有人宇宙船 Orion、月着陸船 Altair と言った宇宙機の新規開発を含む意欲的な計画であった。なお、Constellation 計画で予定されたミッションは4-6人のクルーが月面に到達するもので、アポロ計画を拡張したような滞在計画であったが、有人機と貨物機を別々に打ち上げて地球低軌道上でドッキングさせる、有人宇宙機は数回の繰り返し使用を行う、など、月面長期滞在ミッション、火星ミッションといった将来の展開を見据えた計画であった。

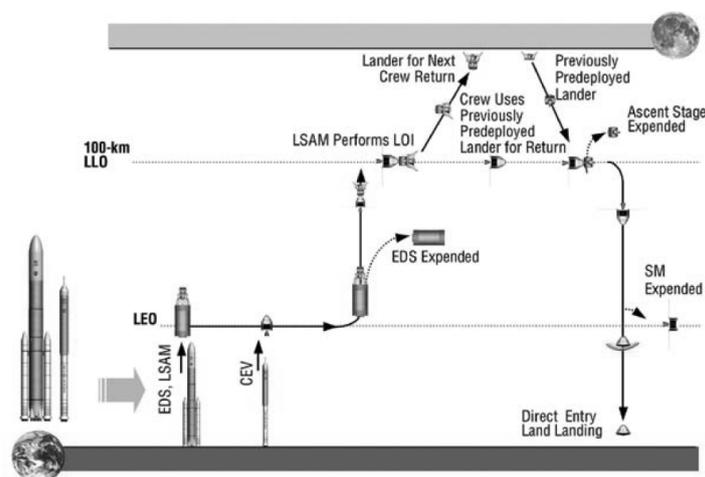


図 1.5. NASA 月面持続的滞在計画^[5]

なお、NASA は将来の月ミッションに向けた研究を続けており、何種類かの提案の中には Apollo 型の月面到達ミッション以外に月面滞在ミッションも含まれる^[5]。このミッションでは、月面南極に設置した拠点に6か月ごとに貨物と4人のクルーを送り、持続的に月面基地を維持する計画である。この際、補給量は地球低軌道質量で125tを想定している。これは、これまで地球低軌道のみで行われてきた持続的な有人拠点を月面で運用する試みであり、月のレゴリスから酸素を生成する事も想定している。

また、将来の有人基地の拡張を技術レベルごとに検討した研究が行われている^[3]。これは、初期の宇宙ミッションにおいては Apollo 計画のように完成した滞在モジュールを地球から持ち込むのに対し、展開や組み立てなどの現地での作業の比率を徐々に増やし、より高度な基地設備を構築する必要性を指摘している。具体的には、インフレーション構造による月面でのモジュールの展開や、複数モジュールの結合、放射線対策のための被覆材への月面レゴリスの利用などを通し、レゴリスを用いた月面でのコンクリート製造による基地建

設などに至る事が想定されている。月面資材の利用を行う事で輸送品も構造材そのものからその生産設備へとシフトし、月面基地の自立性が高まる事で地球から輸送する資材の減少が見込まれる。

- **CLASS I:** Preintegrated, Hard Shell Module
- **CLASS II:** Prefabricated, Surface Assembled
- **CLASS III:** ISRU Derived Structure w/ Integrated Earth components

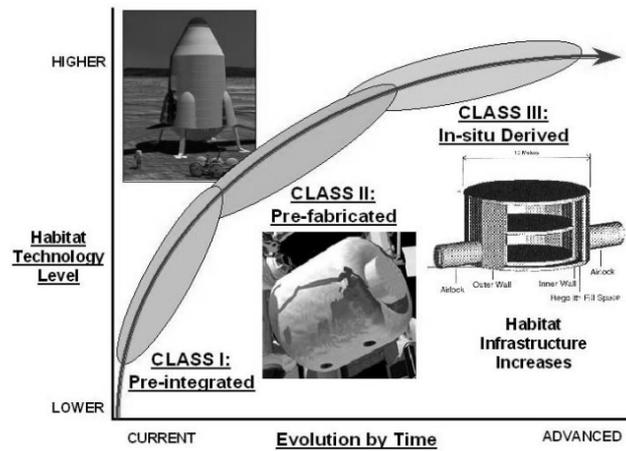


図 1.6. 有人基地の発展構想^[3]

なお、この研究では主に月面基地を想定し、滞在期間、滞在人数を考慮した基地設備の構成を検討している。以下の図は、地球で製造したインフレータブル構造物を月面で展開して構築する基地の例で、同時に12人が滞在可能となっている。基地の具体的な運用計画には触れていないが、レゴリスを採掘して推進剤を製造する大規模な基地である。このように、高度化、大規模化した月面基地の研究は、将来の有人宇宙計画として盛んに研究されている。

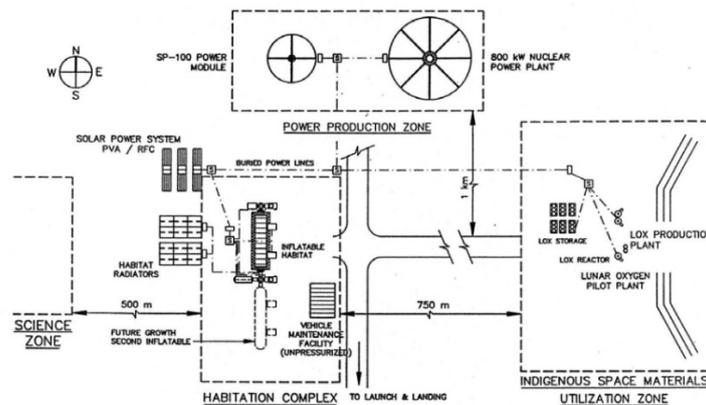


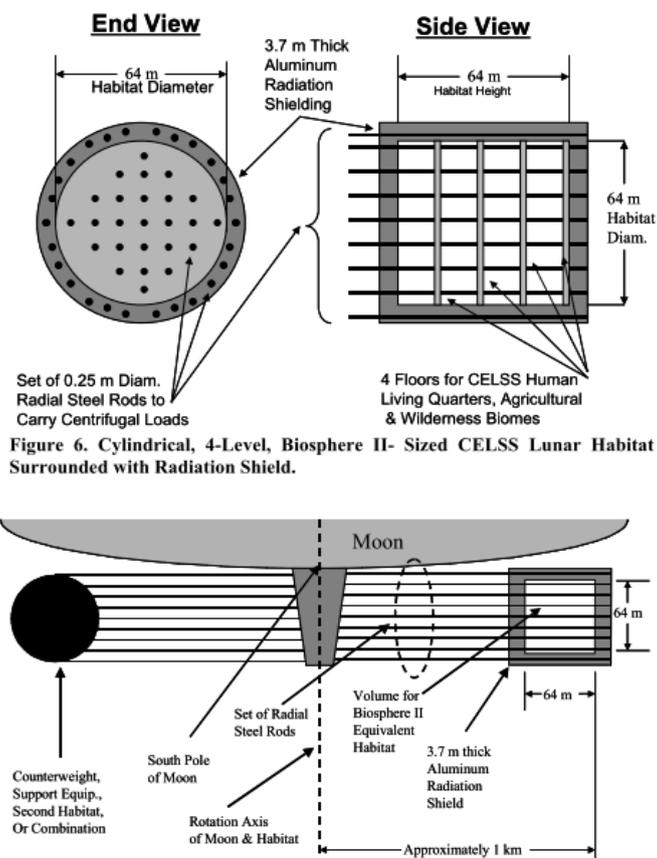
図 1.7. 有人月面基地のレイアウト^[3]

また、アメリカでは NASA が中心となり、**Concept Exploration and Refinement (CE&R) Study** という、さらに高い視点からの有人月面ミッションのコンセプトスタディが行われている^[6]。この計画では、将来の火星ミッションも見据えた長期の視点から月面ミッションの目的、システムの構成等の議論が行われた。

滞在計画全体を通じた研究以外にも、月滞在計画実現に重要となると考えられる月面での資源採集についての研究も行われている。文献[7]では、レゴリスの採掘、精製によって生命維持システムからの酸素の消費を補う工程の検討がなされている。この例では、年間 1000kg の酸素を調達する事を目的とし、レゴリスを採取、還元、貯蔵するプロセスおよび設備を検討している。レゴリスを原料とすることや、地球とは異なる重力環境であることから処理プロセス段階からの検討を行い、月面でのレゴリス処理に最適化した工場設備としてレゴリス中のイルメナイトを分離、還元、電気分解する事で酸素を調達する工程および設備を考案している。その結果、年間 20t 程度のレゴリスを処理するシステムの構成におよそ 10t が必要であると結論付けている。

この研究では、将来的には月面のレゴリスを大規模に採掘し、酸素、各種金属を生産する事で月面工業を行う事を目標としている。さらに、核融合発電の燃料となるヘリウム 3 の生産も視野に入れている。ヘリウム 3 は月では豊富であるが地球での入手が難しい物質であり、核融合発電実用化の際には月面基地が経済的に価値を持つ可能性も考えられる。

さらに、月面での自給自足を目的とした研究も行われている。文献[8]では、アリゾナ州にある閉鎖生態系実験設備 **Biosphere2** の実績を基に、月面での閉鎖生態系構築を検討している。この研究では、13,000m² の床面積を持つ下図のような農業プラントを想定し、10⁸kg オーダーの資材が必要と見積もっている。

図 1.8. 月面での食糧生産プラント^[8]

1.1.2.3. 有人火星探査計画

これまでに実現された有人火星探査は存在しない。しかし、有人宇宙ミッションに向けた検討は行われており、これまでの無人探査、天文探査の結果も踏まえて様々なシミュレーション、実験が行われている。例えば、火星ミッションでは往復、滞在を含めて3年近くに及ぶミッション期間が要求されるため、地上において長期間の閉鎖的な環境を構築し、数人の被験者に滞在させる研究が行われている。

また、火星上での作業プロセス、物資管理等を模擬して地球上で行われている研究もある。NASAが行っている Haughton-Mars Project (HMP)は、カナダのデボン島にあるホートンクレーターで毎夏行われる科学探査において実施されるプロジェクトで、遠隔地における物資のマネジメントを対象とした研究である。

この研究では、現地拠点、探査地点、補給拠点という複数のノードとそれらを接続するリンクを設定し、それらの物流量を事前に予想し、実際の運用と比較する事でより精度の高い物資管理を目標としている。また、機材をRFIDによって管理し、整理、記録する事で効率的な物資管理の研究も行っている。図 1.10 に、HMPで構築されたロジスティクスの概観を示す。ロジスティクスという概念を持って継続的に行われた宇宙ミッションはこれま

で存在しないため、現在では図 1.11 のように物資流通の記録を行う段階からの研究が行われている。



図 1.9. HMP 現地拠点^[9]

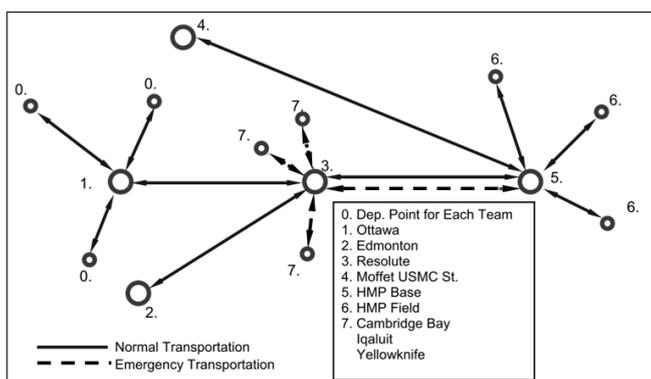


図 1.10. HMP のロジスティクス網^[9]

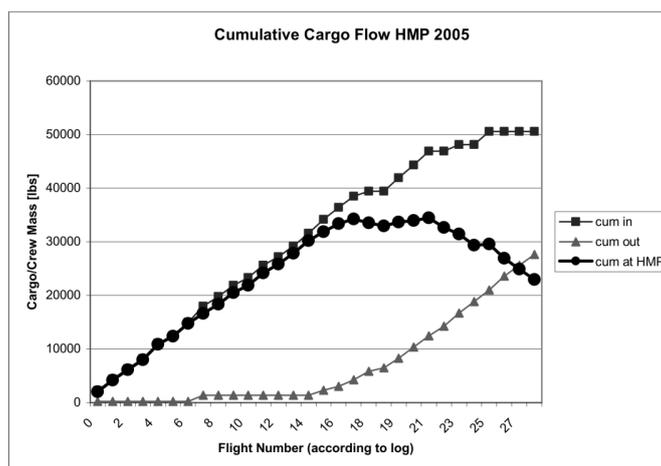


図 1.11. HMP における物資の出入り^[9]

Desert RATS は、NASA が行うもう一つの地上実験である。こちらも毎年行われているが、場所はアリゾナ砂漠である。こちらは、居住モジュールとローバーを用いて行う実験で、

火星での作業を模擬した運用を行い、現地で使用する機材、作業プロセスについての研究が進められている。



図 1.12. Desert RATS 機材^[10]

また、有人火星ミッション計画としてされた研究には、Mars Directがある。これは、1990年の研究であるが、火星に4人のクルーを送り込み、900日前後で帰還させるミッションである。この研究は、火星のCO₂を用いて帰還燃料を確保する試みにより大幅に地球からの輸送量を削減する事を主張した。また、この研究ではその他にも原子力エンジンの使用を想定した検討を行っている。

さらに、NASAもDesign Reference Architecture (DRA)と題する一連の火星ミッションの研究を行っており、現在は5.0まで公表されている。この研究では、6人のクルーが900日弱の期間で火星探査を行うケースについてのフェージビリティスタディを行っている。原子力推進、原子力発電、資源調達等の効果について検討し、それらの実用化により最終的には低軌道質量825tでのミッション遂行が可能との結論を得ている^[11]。

これらのミッションは、有人火星ミッションの嚆矢と呼べるものであり、原子力推進、資源調達など、有人火星ミッションにとって重要な構成要素を提示した意義深い研究である。しかし、これらは基本的には単発のミッションであり、場合によってはこれらを繰り返すという運用によって長期的な探査を可能としている。そのため、毎年の輸送量は同一であり、長期探査の利点を活用できていない。また、火星基地でのハザードに対して明確な対策を施していない点も、ミッションを実現するまでの課題となっている。

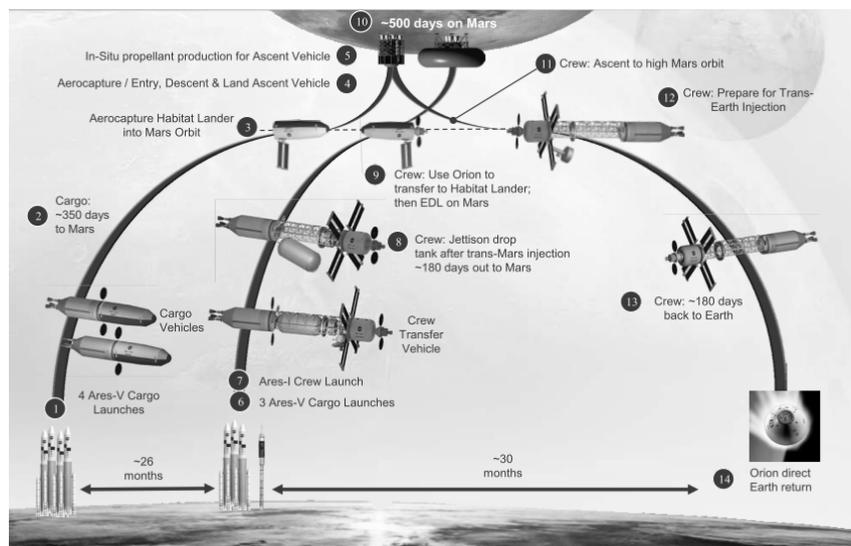


図 1.13. NASA 有人火星ミッション計画^[11]

1.2. 火星探査

1.2.1. 火星の天体的特徴

火星は金星に次いで地球に近い惑星であり、肉眼での観測が容易である。そのため、古来より観測が行われ、現在にいたるまで研究され続けている。図 1.14 および表 1.1 に、火星の写真およびその軌道の特徴を示す。

火星は、公転半径が地球の約 1.5 倍であることから軌道速度は遅く、公転周期は 686.98 日と地球と比べるとかなり長い。また、地球との会合周期はほぼ 2.14 年である。ただし、火星は太陽系の惑星としては大きい約 0.09 の離心率を持ち、15-17 年ごとに近日点付近での会合(火星大接近)がおこる。

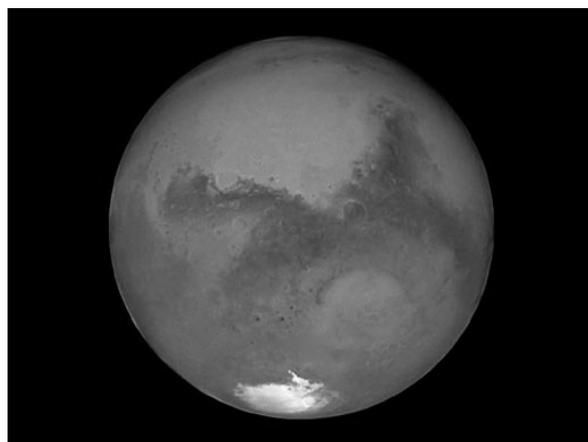


図 1.14. Hubble 宇宙望遠鏡で観測した火星^[2]

表 1.1. 火星の軌道^[12]

平均公転半径	227,942,275km
軌道長半径	1.5237 AU
離心率	0.0934
公転周期	686.98 日
平均軌道速度	24.08 km/s
軌道傾斜角	1.849°
近日点引数	336.107°
昇交点黄経	49.527°

1.2.2. 火星の物理的特徴

表 1.2 及び表 1.3 に、火星の物理的特徴を示す。火星は地球と同様の固体型惑星であるが、直径が地球の半分ほど、重力が 0.38 倍ほどである。重力が小さいことから大気も希薄であり、大気圧は約 0.01 気圧ほどである。

こうした点から人間が火星地表で暮らすことは容易ではないが、これまで観測された天体の中では火星の環境は非常に地球に近いと言える。火星にも以前は液体の水があったのではないかと考えられており、現在もその痕跡および水自体の発見に力が注がれている。

表 1.2. 火星の物理的性質^[12]

赤道面直径	6,792km
質量	6.416×10^{23} kg
平均密度	3.93g/cm^3
表面重力	3.72m/s^2
自転周期	24.624 時間
赤道傾斜角	25.19°
表面温度	250K

表 1.3. 火星の大気組成^[12]

成分	分圧 [kPa]	構成比 [%]
CO ₂	0.57	95
N ₂	0.016	2.7
Ar	0.0096	1.6
O ₂	7.8×10^{-4}	0.13
CO	4.2×10^{-4}	0.07
H ₂ O	1.8×10^{-4}	0.03
Other	2.8×10^{-3}	0.47
Total	0.6	100.00

また、大気の主成分は二酸化炭素であり、地球でその多くを占める窒素、酸素の構成比は非常に少ない。また、公転半径が地球より大きいことから太陽の放射熱が少なく、気温は地球よりも低い。火星表面の写真を図 1.15 に示した。



図 1.15. Mars Pathfinder が撮影した火星^[2]

1. 2. 3. 火星探査の歴史

1. 2. 3. 1. 望遠鏡による観測

火星は肉眼でも観測可能な天体であり、人類が文明をもったごく初期から観測され、太陽、月、金星などと同様に多くの神話、伝説に登場する重要な天体である。そうした距離的な近さから天文学の黎明期より盛んに観測が行われ、16世紀には Tycho Brahe, Johannes Kepler によって軌道が計算され、地動説の確立に重要な役割を果たした。

また、1877年の火星最接近の際には Asaph Hall の観測によりフォボス、ダイモスの二つの衛星が発見されている。同時期には、Giovanni Schiaparelli が火星の地表を観測し、溝状の構造を発見したことから、地球外生命の存在に大いに期待がもたれた。20世紀には光学技術がさらに発展し、分光分析によって大気組成の分析が行われている。

1. 2. 3. 2. 無人探査機による観測

人類の宇宙進出によって、これまで地上からの望遠鏡を用いた観測が全てであった天文学に、探査機の投入による直接観測という道が開かれた。火星への探査機の派遣は、米ソの宇宙開発競争の中で行われ、両国は競って火星探査機を打ち上げた。当時、惑星間航行を行うミッションは人類初の試みであった事もあり、初期の火星探査機は失敗を重ねた。しかし、その中で1965年にはアメリカの Mariner4 が火星通過時に地表写真を撮影することに成功した。また、1971年にはアメリカの Mariner9、ソ連のマルス3号が相次いで火星周回軌道進入に成功し、火星表面の約70%の領域が撮影された。

初の火星着陸はソ連のマルス3号の着陸機であるが20秒で通信が途絶している。本格的な火星着陸探査を行った初の機体はアメリカの Viking1 であり、ほぼ同時期に降下した Viking 2 とともに初の火星地質探査を行った。これは、1976年の出来事であり、地表撮影から10年を要することからも火星着陸探査の困難がうかがえる。また、Viking 計画では、各種地質探査を行ったが、火星での生命の発見を目的としており、光合成の実験やガスの測定による生命探査を行った。しかし、結果として有機物を始めとした生命の痕跡を発見する事は出来なかった。火星における生命の存在については Viking 以降も議論が続いており、いまだに結論は出ていない。



図 1.16. Mariner4 号が撮影した火星^[2]

その後、無人探査機による火星探査はアメリカ主体で進められ、1996 年には、Mars Pathfinder が Viking 以来 2 回目の火星着陸を果たしている。また、2003 年に打ち上げられた Mars Exploration Rove は、現在も火星地表の観測を続けている。



図 1.17. Mars Pathfinder のローバー(Sojourner)^[2]

1.3. 持続的火星滞在に向けて

地球外天体の探査は、宇宙論、地質学、生物史など数多くの学問分野において重要な意味を持つ非常に重要な意義を持つ。数多くの地球外天体の組成、地質学的活動、磁場などを調べる事で、天体の環境を構成する普遍的な要因について理解を深める事ができ、地球環境を相対的に評価する事も可能になる。

特に火星は、その軌道、地質的組成、大気組成等が地球にきわめて近く、地球と比較することによって宇宙における生命誕生過程の研究に非常に役立つと考えられている。そのため、これまでも多くの観測、探査が行われている事は1.2で述べたとおりである。火星有人探査、持続的滞在は、そうしたこれまでの探査の次の段階として位置づけられる。

これまでの地球外天体探査は、月を除いて無人の探査機によって行われてきた。それには、リモートセンシングだけでなく、天体に着陸し、現地の試料を採取、分析する探査も含まれる。しかし、これは無人の探査機、ローバーが人間のクルーよりも優れた性能を発揮することを意味しない。クルーは、突発的な事態に迅速に対応する高度な判断力を持つと共に、探査における学術的な観察力及び判断力においてもローバーを用いた自律的または間接的な探査よりも優れている。1972年に月面着陸を行った Apollo17号のクルーの一人、Harrison Schmitt は、地質学者であり、彼の持ち帰った岩石資料である Troctolite 76535 は地質資料としての価値が非常に高い。

現在の宇宙探査が無人探査機で行われているのは、クルーの活動拠点の構築およびそれらの輸送に要する物資が莫大であるため、現実的なミッションと捉えられていない点も大きいと考えられる。将来的にはそれらの要因を解決し、多くの地球外天体で有人直接探査を行う事が科学的な観点からは望まれている。また、そうした天体観測は成果を積み上げる事でより重要な知見に迫る事ができるため長期的、継続的に行う事が望ましい。さらに、磁場、地質活動などの長期的な天体活動を捉えるためには持続的探査が不可欠である。そのため、将来型有人宇宙探査のシステムアーキテクチャとして、持続的有人滞在システムを構築する事が望まれている。

また、持続的有人火星滞在は、重要な科学的知見を得られるだけでなく、将来の人類の宇宙進出においても重要な位置を占める計画である。これまでの人類の宇宙進出は、地球からの物資に100%依存し、高速・頻繁な輸送が可能な状況においてのみ成立している。それに対し、宇宙植民、地球圏外での有人ミッションなど、更なる宇宙進出にはこうした方法のみでは対応できなくなる事態が予想される。その際重要になるのが、地球からの物資供給の低頻度化、少量化である。さらには、資源の現地調達により地球依存の物資を削減し、基地の物質的自立あるいは地球との交易による経済的自立が最終的には望まれる。

火星は、そうした地球からの輸送に困難を抱えた地球外天体の中では最も地球に近い天体であることから、持続的有人拠点の建設、維持には最も適している。また、酸素を調達可能である点でも、将来的な維持コストの低減可能性を有する。本節では、そうした持続的火星滞在ミッションに向けた環境について述べる。

1.3.1. これまでの有人ミッションとの相違

これまで行われた有人宇宙ミッションでは、月、低軌道のみが対象となっている。Apollo計画による月ミッションは地球圏外で行われた唯一のミッションであるが、打ち上げから帰還まで約10日のミッションであり、月面滞在も最大で3日程に留まる。一方、低軌道ミ

ミッションでは宇宙開発黎明期から徐々に滞在期間を延長し、ミール、ISSは持続的宇宙活動の基地としての役割を持って運用された。特にISSは現在も活動中である。なお、こうした低軌道宇宙ステーションは高度500km前後の軌道を周回しており、地上からのアクセスは数日以内で可能である。代表的な有人宇宙ミッションの構成を表1.4に示す。

この表から、持続的有人火星ミッションは、これまでの有人宇宙ミッションとは大きく異なる環境で行われる事が分かる。その主たる要因は、地球-火星間の距離による輸送の困難である。両惑星の公転運動の影響により距離は変化するが、地球-火星間は最短で約0.5AU、最長で約2.5AUであり、これは地球-月間の38万kmと比較して200倍以上の遠距離である。そのため、輸送期間は非常に長期にわたり、NASAでは150-200日を目途としている。

表 1.4. 有人宇宙ミッションの規模

	Objective	Crew	Transportation* ¹	Stay	Mass	Size
Apollo* ²	Moon	2 [people]	3 [days]	3 [days]	16.4[t]	6.7[m ³]
Salyut	LEO	3	0	683	19.8	90
Skylab	LEO	3	0	171	77.1	283.2
Mir	LEO	3	0	4592	129.7	350
ISS	LEO	6	0	>3690* ³	344.4	373
Mars Mission	Mars	4-6	About 200	>500	Unknown	Unknown

*1:LEOより

*2:Apollo16月面モジュール

*3:更新中

また、ローンチウインドウの制限も極めて深刻な問題である。地球低軌道への打上ではステーションとの会合周期を考慮する必要があるが、周期が短いことから一日以内での再打ち上げが可能である。月への打上では、低軌道にパーキングすることでローンチウインドウの問題は解決できる。しかし、火星へのローンチウインドウは、地球、火星の公転運動の影響によるものであるため、約2.14年周期という長周期となる。

同時に、輸送に要するエネルギーも非常に大きなものとなる。輸送に要するエネルギーを評価する一般的な指標である増速量(ΔV)を用いると、地球から低軌道であれば ΔV は10km/s弱であり、月であっても10km/s程度である。しかし、火星への遷移では、15~20km/s程度の ΔV が必要となる。そのため、火星への大量輸送は輸送系の大きな負担となり、火星では可能な限り独立した基地運用が求められることになる。

それらの要因により補給の頻度、所要期間が異なる点が、火星ミッションの大きな特徴である。これまで持続的滞在を行ってきた宇宙ステーションはLEOにあり、数ヵ月間隔の補給が可能だった。しかし、火星はローンチウインドウに限られることから、2.14年間隔の補給が標準的な頻度となる。

また、上記の輸送期間の問題と併せて、非常事態においても火星では数100日の孤立を余儀なくされると考えられ、その間単独で生存が可能でなくてはならない。図1.18に、LEO

宇宙ステーションと火星滞在ミッションにおける輸送、補給のダイアグラムを示す。これまで構想されている火星有人ミッションはこうした継続的な補給を考慮しない単発ミッションであった。そのため、必要物資はすべて始めに持ち込み、現地で消費して帰還するという運用が想定される。しかし、持続的な基地の維持を行うためには補給による物資の補充やクルーの交代が不可欠であり、それらの点で、持続的火星探査には LEO の宇宙ステーション、Apollo 計画のいずれとも異なる物資輸送・補給システムが必要である。

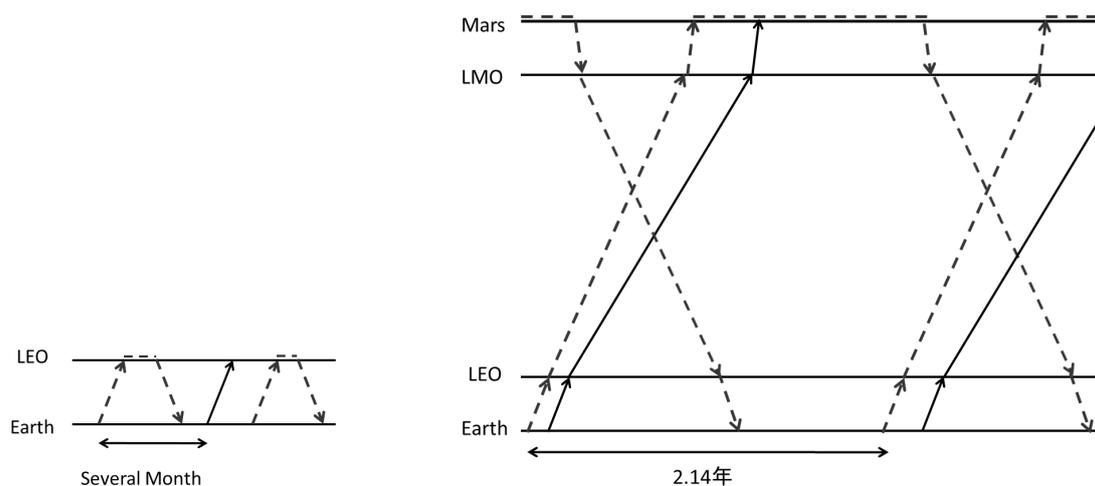


図 1.18. 持続的基地の運用における補給輸送のイメージ (左)ISS, (右)火星

1.3.2. 持続的な有人火星滞在の課題

これまでの有人ミッションでとられてきた安全管理法は、LEO もしくは月程度の距離での運用を前提としていた。そのため、短期間でクルーやミッションを脅かすハザードに対しては非常に有効である。しかし、長期間の孤立を余儀なくされる火星滞在におけるリスクを完全にはカバーしきれていない。なぜならば、前節で述べた輸送の困難により、持続的火星滞在を始めとした長期、遠距離ミッションには新たなリスクが発生する可能性があるからである。

それらのリスクは、これまで対策が施されてきた、短期間に死に至る類のリスクとは異なる性質を持つ。すなわち、ハザード発生時にすぐにクルーの生命が失われるわけではないが、物資の欠乏等を招き、長期的にはクルーの生還を不可能とする類のリスクである。これらは、持続的ミッションではあっても短期間での補給、帰還が可能な ISS や、単発ミッションであった Apollo 計画ではさしたる問題とならなかった。しかし、短期間の輸送が困難な火星ミッションにおいてはクルーに危険を及ぼす可能性があり、対策が必要である。

短期間での輸送が不可能であることにより生ずるリスクに対応するためには、交換部品を始めとした修理設備の十分な用意、予備生存物資の備蓄、緊急輸送等が考えられる。火星基地の実際の運用においてはこれらを選択、組み合わせる事で要求生存度を達成する事

が求められる。

このような点から持続的有人火星滞在にはこれまでのミッションにはない新たなリスクが存在し、対策が要求される。そのため、持続的有人火星滞在には物資欠乏リスクに対応可能な持続的滞在システムアーキテクチャが必要となるが、適切なシステムを構築する事が出来れば長期的には生存率の向上と輸送量の削減の両方を実現する事が期待される。

なぜならば、単発ミッションにおいてはすべての資材を持ち込まなくてはならないのに対し、持続的ミッションでは基地資材の多くを使用し続ける事によって補給輸送量を抑制する事が可能だからである。そのため、長期的、継続的な滞在を行うには、単発ミッションを繰り返し行うよりも持続的滞在を前提とした滞在システムを構築する事が求められている。

1.4. 本研究の目的と構成

持続的有人火星滞在の実現は将来の人類の宇宙進出に向けた重要なステップとなると考えられる。なぜなら、持続的有人火星滞在によって地球からの供給に完全に依存した有人宇宙活動から自立性の高い宇宙拠点を有した宇宙進出へと進むためのモデルケースとなる事が期待されるからである。さらに、実現する継続的、長期的火星探査による科学的成果の獲得も期待される。

しかし、Apollo 計画、ISS といったこれまでの有人宇宙ミッションにおけるシステム構築の考え方の延長に頼るのみでは持続的有人火星滞在ミッションを実現する事は出来ない。なぜなら、低頻度の輸送、基地の長期間の孤立といった環境によって著しい生存性の低下、輸送量の増大が発生すると考えられるからである。それに対し、これまで提案されている火星有人ミッションは Apollo 計画の延長としての単発のミッションを前提としており、こうした課題の解決については十分に考えられていない。

持続的有人火星滞在システムには、そうした単発あるいは近距離の有人ミッションとは異なる視点からのシステム再構築が必要である。例えば、繰り返し輸送を前提とした輸送軌道の設計や、ハザード発生率に合わせた救援態勢の構築などである。また、それらに加え、高エネルギー推進システムや火星での資源調達技術を開発することによる物資消費量の低減が求められる可能性も高い。

そうした将来型技術の研究は現在も行われているが、一方でその効果を定量的に評価してミッション構築を行うと共に開発目標のフィードバックを行う研究はあまり行われていない。そうした技術開発に対する具体的な目標設定は開発計画の策定及び資金調達に有効であると考えられる。

それらを考慮し、本研究では持続的有人火星滞在に向けて、中継拠点、物資の備蓄、緊急時の救援等を有機的に結合した新たなシステムアーキテクチャを構築する事を目指す。その際、物資欠乏リスクに対処して生存率を向上し、年間打ち上げ量を抑制する事を目的とする。また、将来型推進システム、将来型物質循環システム等の技術開発が当システム

に与える影響を評価する事でそれらの必要性を定量化し、今後の技術開発の指針を示す事を目指す。

本論文は、本章を含めた7章により構成する。まず、本章である1章では、これまでの有人宇宙ミッション及び火星探査について俯瞰し、地球からの依存から脱却した宇宙進出に向けて有人火星滞在ミッションが果たすべき役割を示した。また、その実現に向けて解決すべき課題として、低頻度輸送、火星基地の長期孤立等を提示した。さらに、本研究で構築する持続的な有人火星滞在システムの概念として、ロジスティクスシステムの構築およびサプライチェーンマネジメントの導入について述べた。

続く2章では、持続的な有人火星滞在システムモデル構築の前提として、システムの構成要素である有人宇宙活動、惑星間輸送、火星基地システムのそれぞれについての研究の現状に触れる。中でも、生命維持システムの構成、惑星間輸送軌道の設計などは滞在システム全体の構成及び質量の増減に大きな役割を果たすと考えられる重要な要素である。さらに、原子力を用いた高エネルギー推進システムや火星における資源採集の可能性等、将来の宇宙開発に貢献すると考えられる多くの新規技術の概要および予想される性能、効果について述べ、本研究で構築する持続的な火星滞在システムモデル作成の基礎とする。

3章では、本研究で構築する持続的な有人火星滞在システムを構成する輸送システムのモデルを構築する。持続的な輸送という新たな視点から、2章で紹介した既存の宇宙輸送システムを再検討し、長期的視野に立った効率的な輸送法を検討する。また、将来の高エネルギー推進を想定した推進システムモデルを作成し、その性能及び質量の計算を可能とする。さらに、緊急輸送に向けた新たな輸送方法の提案、複数の輸送方法の併用等を組合せ、持続的な輸送に適した輸送システムモデルを構築する。

4章では、持続的な有人火星滞在システムを構成する火星基地システムモデルについて検討する。特に、これまでの単発の宇宙ミッションでは考慮されてこなかったが持続的な有人滞在において必須となる補給という視点を加味した検討を行う。物資再生サイクルの構築による物資消耗の抑制、火星での資源採集による補給の削減等を図ることで、長期間の継続的使用を前提とした火星有人基地のモデルを構築する。

次に、それらのモデルを統合して持続的な有人火星滞在システムを構築する。5章では、3章で構築する惑星間輸送モデル、4章で構築する火星基地モデルを統合し、持続的な有人火星滞在システムモデルを構築する。また、その上で本モデルの最適化パラメータおよび最適化法について述べ、最適化計算を含む一連の計算フローを示す。さらに、標準条件として現在の技術水準を下敷きとした設定を行い、新規技術の開発によらない条件のもとで運用上の工夫によって必要質量を最小化する。これにより、現在の技術水準における火星滞在システムを構築できる。

6章では、5章で構築した持続的な有人火星滞在システムを基に、更なる技術開発等の進歩を想定した発展的な条件においてどのような持続的な有人火星滞在システムが最適となるかを考察し、技術開発の必要性、物資欠乏リスクに対する効果的な対策法等について述べる。

最後に、7章で本研究の結論を述べる。

なお、各章のつながりについて図 1.19 に示す。

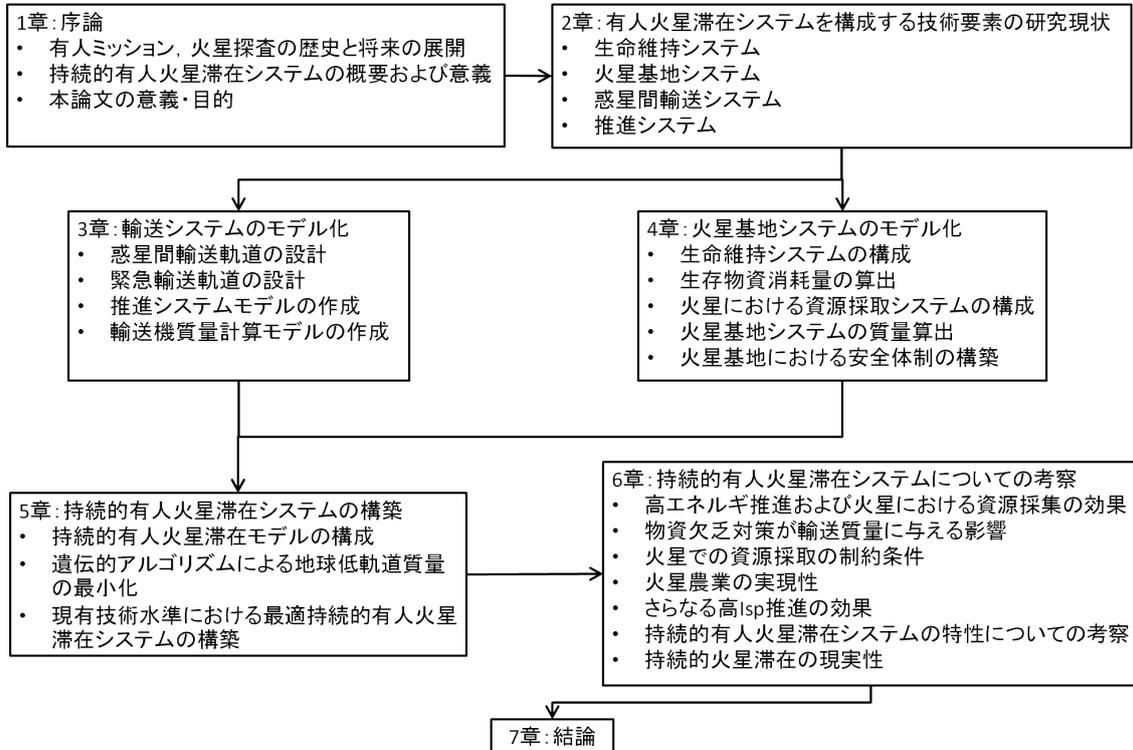


図 1.19. 本論文の構成

2. 有人火星滞在システムを構成する技術要素の研究現状

有人火星滞在システムは、宇宙工学の集大成ともいえるべき巨大なシステムであり、その設計、運用には非常に多岐にわたる技術的課題を解決する必要がある。それらの内の一部は多くの宇宙ミッションの共通の課題であり、一部は有人ミッションあるいは火星ミッションに特有のものである。こうした技術的課題の中から、本研究における持続的有人火星滞在システムの構築に当たり考慮すべき要素を表 2.1 に示す。これらは、持続的有人火星滞在システムに不可欠であり、ミッションの実現性を左右する技術要素およびその効率に著しい影響を与えると考えられる要素である。

前章で述べたように、本章ではまずこれら要素を個別に検討し、表 2.1 に示した各要素の重要性を示すと共に、それらのこれまでの研究・開発の現状について概観し、次章以降におけるモデル構築の基礎資料とすると共に現在利用可能な技術水準を明らかにする。

持続的有人火星滞在の実例あるいはそれを想定した研究は現在のところ乏しいが、それを構成する要素技術には、これまでの宇宙活動で研究・開発が進んでいる要素も少なくない。中でも生命維持システムはすべての有人宇宙活動に必須であることからこれまでに研

究・開発が進んでおり、データも豊富に公開されている。また、地球 - 火星遷移軌道についても研究が進んでいる。本章では特にそれらの技術について研究・開発の現状及び将来の展望を述べる。また、資源採取、高エネルギー推進など、将来の宇宙開発に貢献すると考えられる多くの技術についても研究例を紹介し、その概要および期待される性能について述べる。

表 2.1. 持続的な有人火星滞在システムに要求される構成要素

輸送システム	基地システム
<ul style="list-style-type: none"> ・地球軌道往還 ・惑星間輸送 ・火星軌道往還 ・貨物輸送 ・有人輸送 ・救援輸送 ・推進システム ・物資備蓄 ・機体保守管理 	<ul style="list-style-type: none"> ・大気再生循環 ・水再生循環 ・食糧管理 ・資源採取 ・事前展開 ・物資備蓄 ・与圧モジュール ・熱, 電力供給 ・設備保全 ・探査機材

2.1. 有人宇宙活動システム

地球外天体に有人拠点を設ける場合、ISS を始めとした宇宙ステーションの技術を部分的には利用可能である。中でもあらゆる有人宇宙ミッションに不可欠な生命維持システム (ECLSS) はこれまでの多くの有人宇宙ミッションにおける主要なテーマであり、研究・開発が進んでいる^{[13]-[17]}。しかし、火星ミッションはこれまでより非常に長期のミッションとなることから生存物資の再生がより重視されると考えられるが、そうした技術の多くは現在も研究や開発の途上にある。

本節ではまず、有人宇宙活動の前提として人間の基本的な代謝および生存条件について述べる。その後、ECLSS を始めとしたこれまでに構築された有人宇宙活動技術について述べると共に、資源調達等、実績のない要素についてもこれまでの研究について触れる。また、次章以降ではこれらの成果に基づいて持続的な火星滞在システムモデルの構築を行う。

2.1.1. 宇宙空間における人類の生存条件

地上で生活する限り人間は自分の生活環境を強く意識することは稀である。しかし、地上においては地球の大気、重力や自然環境によって特に注意を払うことなく維持されている生活環境は、宇宙空間においてはすべて人工のシステムによって構成されなくてはならない。本節では、人間の生存に必要な環境、物資等についてこれまでに明らかになった条件および宇宙空間に滞在することの人体への影響について述べる。本研究では、これらの条件を踏まえた上でクルーの長期的な生存を保証するシステムを構築する。

2.1.1.1. 代謝に伴う物資の消費

人間は、生存している限り常に代謝を行っており、一定量の飲食物を摂取し、呼吸を続けなくてはならない。また、それと同時に老廃物を体外に排出している。地球上の生活においては、広大な自然環境が存在するためにそれらを厳密に管理する必要はない。しかし、宇宙ミッションでクルーが生活する空間は、完全に人工的な、しかも小規模の閉鎖的な環境であるため、クルーの代謝に伴う物資の消費および排出物の処理は厳密に管理されなくてはならない。表 2.2 に一般的な人間の一日の代謝量を示す。人間は酸素、水、食料を消費し、二酸化炭素、糞尿、汗等を排出する事が分かる。特に、飲料水の消費が大きい。

表 2.2. 人間の代謝^[18]

Input		Output	
O ₂	0.835[kg/person-day]	CO ₂	0.998[kg/person-day]
Food(dry)	0.617	Fecal Solid Waste	0.032
		Perspiration Solid Waste	0.018
		Urine Solid Waste	0.059
Portable Water	3.909	Urine	1.886
		Fecal Water	0.091
		Respiration and Perspiration Water	2.277
Energy(from Food)	11.82 [MJ/person-day]	Latent Metabolic Heat Load	5.51[MJ/person-day]
		Sensible Metabolic Heat Load	6.31

また、宇宙ステーションにおいては厳格な物資管理が必要とされることからこれまでの運用を通じてクルーの代謝量を測定している。表 2.3 に、ISS におけるクルーの平均的な代謝量を示す。多少値は異なるが、代謝の傾向は表 2.2 と同様である。

表 2.3. ISS におけるクルーの代謝^[19]

Input [kg/person-day]		Output	
O ₂	0.84	CO ₂	1.00
H ₂ O	3.55	H ₂ O	1.83
Food(dry)	0.64	Urine	1.63
		Feces	0.12
Hygiene water	6.80	Waste Water	6.80
Total	11.83	Total	11.38

人間は飲料水以外にも衛生上の目的に日常的に水を消費する。表 2.3 の、Hygiene Water はそうした用途の水の消費を示している。Hygiene Water の内訳については、表 2.4 に詳しい。1991 年のデータを用いているため数値は異なるが、クルーの衛生管理に水を消費することが分かる。また、地球からの補給を数ヵ月以内の間隔で行う ISS と、長期孤立を想定した惑星表面の基地では水消費量が大きく異なる事が分かる。これは、特に衣服の洗濯や食器の

洗浄の影響が大きいためである。ISS ではそれらの生活用品は再利用せずに廃棄しているが、長期滞在基地では再利用が求められる可能性も高く、水消費が増大すると考えられている。

表 2.4. 様々な有人宇宙ミッションにおける想定水消費量^[18]

Parameter	ISS	Mature Planetary Base
Crew Drink	2.00 [kg/person-day]	2.00
Urinal Flush	0.30	0.50
Oral Hygiene	0.37	0.37
Hand Wash	N/A	4.08
Shower	N/A	2.72
Laundry	N/A	12.47
Dish Wash	N/A	5.44
Payload	2.18	TBD
Total	4.85	27.58

次に、食物の消費についてより詳細に述べる。人間は、食物を摂取し化学的に分解する事でエネルギーを得て活動しているが、この過程は食物の化学組成および反応を調査する事で追跡可能である。人間の摂取する食物の代表的な構成物である炭水化物および脂質について、図 2.1、図 2.2 に代表的な組成を示す。

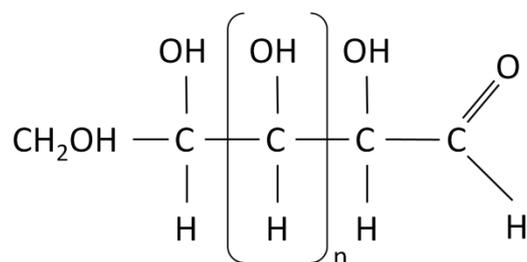


図 2.1. アルドース化学組成

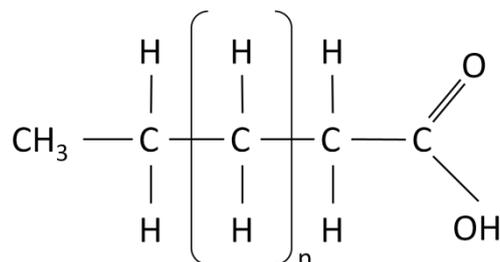


図 2.2. 飽和脂肪酸化学組成

炭水化物、脂質とも n が大きいため、両者は下記のように表しても特に問題は生じない。

[CH₂O]_n : 炭水化物
 [CH₂]_n : 脂質

これらの食物は、呼吸で得た O₂ を用いて細胞内で分解され、細胞にエネルギーを供給する。その過程は炭水化物、脂質を代表して以下の式(2.1)で表される。α は、炭水化物、脂質の構成比率によって決定される 0-1 の値であり、概ね 0.7 程度となるとされている。β は、分解に要する酸素であり、α に従属する 1-1.5 の値である。



この式から、基礎代謝に伴い食物の水素及び酸素が水として環境中に放出される事が分かる。食物摂取量より計算するとその量は概ね 0.3kg/person-day 程度であり、全体の水消費量からすると大きな値ではない。

2.1.1.2. 大気組成の影響

普段我々が生活をする中で、大気組成、大気圧等を意識することはまれである。しかし、有人宇宙ミッションにおいてはこれらは意図的に制御され、クルーに提供されなくてはならない。これらの制御に失敗し、許容範囲を逸脱した場合、クルーは深刻な危機に陥る。表 2.5 に、地球上における正常な大気の成分比と分圧を示す。宇宙ミッションにおいてもこれらの値を保つ事が好ましいが、システム構成、輸送量の問題から部分的な簡略化を図る場合も存在する。また、事故の発生で生命維持機能が不調となる場合も想定される。

表 2.5. 地球大気の組成と分圧^[19]

成分	分圧(kPa)	分圧比(%)
N ₂	78.60	77.55
O ₂	21.37	21.08
CO ₂	0.04	0.04
Others	1.35	1.33
Total	101.36	100

生命維持機能の不調において問題になるのが、酸素の減少と二酸化炭素の増加である。表 2.6、表 2.7 に、酸素欠乏、二酸化炭素増加の程度とその時の症状を示す。酸素濃度の低下、二酸化炭素濃度の上昇が、人体に深刻な影響を及ぼす事が分かる。

これらは地上における工業従事者を想定した表なのでパーセント表記となっているが、宇宙空間においては相当する分圧において症状が発生する事が知られている。こうした問題から、酸素分圧、二酸化炭素分圧は可能な限り地上同様の環境を提供する事が求められ

ている。

一方、全圧の低下については影響は異なる。スキューバダイビング等で減圧症という症状が知られているが、人体は一定程度以上の急激な減圧に際して血液の沸騰が発生し、場合によっては死に至る危険がある。そのため、宇宙服使用時などには数時間の時間をかけて低圧環境に適応する過程を要する。しかし、低圧自体は健康を害する要素ではない。上記の酸素分圧が保たれていれば低圧環境においても人間は長期的に活動でき、1/3 気圧の環境であっても、不快ではあるものの活動は可能である事がこれまでの有人ミッション等を通して判明している。

表 2.6. 酸素欠乏症の症状^[20]

酸素濃度 [%]	症状
21	正常濃度
18	安全限界
16	脈拍, 呼吸数の上昇 頭痛悪心 吐き気
12	筋力低下 めまい 吐き気
10	嘔吐, 昏睡 死の危険
<6	呼吸停止 けいれん 死亡

表 2.7. 二酸化炭素中毒の症状^[21]

二酸化炭素濃度 [%]	症状
0.04	正常濃度
0.5	長期安全限界
2	呼吸が深くなる
3	作業性低下 血圧, 心拍数変化
4	喘ぎ 相当の不快感
5	呼吸困難 重度の喘ぎ 吐き気
7-9	15 分程度で意識不明
10-11	10 分程度で意識不明
25-30	呼吸低下, 血圧低下 昏睡, 麻痺 反射能力喪失 数時間で死亡

2.1.1.3. 低重力環境における体力の減退

宇宙空間では、宇宙飛行士は定常的に低重力環境にさらされる。これまでの宇宙飛行士やラットを対象とした研究により、長期の低重力環境は循環器、骨格、筋肉等に影響を与える事が分かっている。人間は普段直立しているだけでも筋肉を使用している状態にあり、それらの筋肉は起立筋と呼ばれている。低重力環境ではそうした筋肉が使用されなくなるため徐々に減衰し、地球帰還時に起立できないなどの影響を及ぼす。

図 2.3 に、Skylab2,3,4 号に滞在した宇宙飛行士の筋力変化の様子を示す。なお、それぞれの滞在期間は 28,59,84 日である。ややばらつきはあるものの、宇宙ステーションへの滞在によって筋力が低下する傾向が見られることがわかる。これら筋力の低下はミッション遂行及び帰還後のクルーの生活に悪影響を及ぼすため、筋力の低下を抑制する方法として自転車エルゴメーター、トレッドミル、ボート漕ぎ機器等が使用されている。しかし、これらの運動はクルーの貴重な活動時間を消費するため、短時間で最大限の効果を得る運動法および薬剤の研究が進められている。

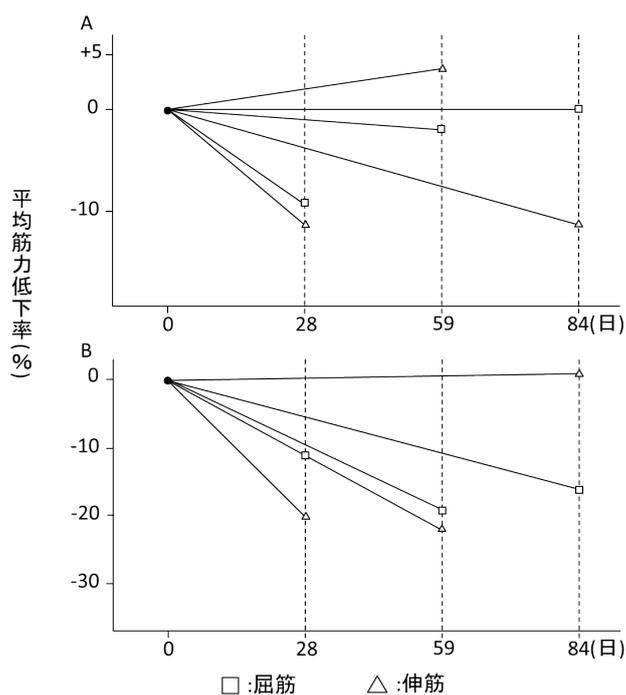


図 2.3. Skylab 滞在時の平均筋力の変化(A)上腕, (B)大腿^[22]

2.1.1.4. 閉鎖空間における精神の消耗

少人数で長期間にわたり閉所に滞在する事は人間に対し精神的な負担を与える。そのため、宇宙飛行士の選抜において精神的要因が重視され、訓練も行われる。また、地上においても被験者を募って少人数、長期間、限定空間での閉鎖環境実験を行っている^[23]。また、

プライバシーの保たれた一定程度の生活空間の確保はクルーの精神安定に有効であると考
えられており、現在、長期間の滞在においては一人当たり 20m³ 程度の空間の確保が求めら
れている。

2.1.1.5. 放射線による染色体への影響

宇宙空間では、宇宙飛行士は銀河、太陽等からの放射線に被曝する。Van Allen 帯によっ
てそうした放射線の多くは吸収されるため地球上において宇宙からの放射線が問題となる
ことはないが、火星滞在を行うクルーは往復及び火星滞在の期間中放射線を浴びる事とな
り、染色体の障害やそれにとまなうガン、白血病の発症に備えなくてはならない。表 2.8 に、
NASA が定めた ISS 滞在飛行士を対象とした被曝量の限界値を示す。この数値は、ガンによ
る死亡率を 3% 高める被曝線量を基準として定められている。なお、地球上では、多くの
人は最大でも年間 10mSv 程度を浴びるにすぎないと言われている。一方で、火星往復ではお
よそ 1000mSv の被曝が予想されており、表 2.8 の基準では若年者には困難なミッションで
ある。

表 2.8. ISS 搭乗宇宙飛行士の生涯実効線量当量制限値^[24]

初めて宇宙飛行を行った年齢	男性 [mSv]	女性 [mSv]
27-29	600	600
30-34	900	800
35-39	1000	900
40-	1200	1100

被曝対策として、金属、土等で十分な厚みの壁を作り、放射線の透過を妨げる事で被曝
量を抑える方法が有効である。しかし、宇宙機質量の増加を招くことから問題も多い。そ
のため、宇宙機、基地の一部に遮蔽を施した避難室を作り、放射線増大時にはそこに避難
する事で被曝線量を抑制する方法も考案されている。この方法では太陽フレアに伴う大規
模な放射が対象とされ、宇宙天気予報の研究が進められている。

2.1.2. 大気循環再生システム

大気循環システムはクルーの滞在施設を生存可能な空気を満たすためのシステムであり、
生命維持システムの中でも中核的な位置を占めている。大気循環システムの主な役割は、
酸素の発生および二酸化炭素の除去である。

2.1.2.1. 酸素発生システム

酸素の発生は生命維持システムの中心となる重要な機能である。酸素を供給する手段は、
高压タンク等でそのまま貯蔵する方法と、水の電気分解等で化学的に生成する方法がある。
初期の宇宙ミッションでは、滞在期間が短期であることから高压タンクによる方法が主流
であった。しかし、活動が長期になるとタンク質量の増加が問題となり、水を電気分解す

る方法が用いられるようになった。ISSにおいては、高圧タンクによる貯蔵と併用して水の電気分解も使用して酸素を供給している。

式(2.2)に、一般的な水の電気分解の反応式を示す。この反応はごく一般的な化学反応であり、地上においても広く用いられている。また、逆に酸素と水素を反応させる事で電力を取り出す方法も燃料電池として用いられている。現在のところ実用例はないが、将来的には反応方向を可逆としたリバーシブルセルの導入により酸素・水素の供給と電力の供給を運用によって使い分ける事で効率的な運用を行う事も検討されている。^[25]



また、式(2.3)に示す反応によって、過塩素酸リチウム(LiClO₄)から酸素を発生させる事が出来る。この反応は450°C程度の高温条件で発生することから、実際の使用においてはキャンドル状に成型した過塩素酸リチウムを燃焼させるという方法が用いられる。この方法は、ISSにおいて主に非常用の酸素供給源として使用されている。しかし、使用中の高温による火災の恐れがあり、ロシアの宇宙ステーションである Mir において、酸素キャンドルを火元とする火災が発生した事例がある。



酸素を気体で貯蔵するために低密度、高圧力となる高圧タンクに対し、酸素を液化して貯蔵する低温タンクが研究されている^{[26][27]}。低温タンクは、高い断熱性および冷却システムによって酸素を液化し、蒸発した酸素も冷却して再液化する事で高密度、低圧の貯蔵を可能とする。作動には電力を必要とするが、質量、体積では高圧タンクを大きく下回ると考えられている。

表 2.9 に、各貯蔵法の効率の比較を行った。貯蔵に要する質量の比において、水の電気分解、低温貯蔵が優れていると考えられる。

表 2.9. 酸素貯蔵法と質量^[19]

貯蔵法	酸素密度 (kg/m ³)	タンク質量 (kg/kg)
高圧タンク	約 300	2.0
低温タンク	1,140	0.25
酸素キャンドル	>300	2.5
水電解	約 880	<0.24

2.1.2.2. 二酸化炭素除去システム

クルーは、呼吸により酸素を消費するとともに約 1kg/day の二酸化炭素を放出する。2.1.1 で述べたように二酸化炭素分圧の上昇はクルーの健康に深刻な影響を与えるため、二酸化炭素の除去はクルーの生存性、生産性を維持するために必須である。

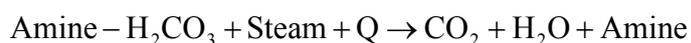
二酸化炭素除去の方法は、非再生的手法、再生的手法に分類できる。非再生的手法では、水酸化リチウム(LiOH)に二酸化炭素を吸着させることにより空気中の二酸化炭素を除去する方法が用いられている。水酸化リチウムが二酸化炭素を吸着する反応を式(2.4)に示す。



この方法を実際に運用するにあたっては、水酸化リチウムをカートリッジに収めて使用し、使用後は交換、廃棄する運用が行われている。使い捨て式のため、必要量は滞在期間に比例する。一人のクルーが放出する二酸化炭素を処理するために、水酸化リチウムは 1.088kg/day が必要であり、容器も含めると 2-3kg/day となる。この方法は短期間のミッションで有効であるため、Apollo 計画を始めとした多くの有人ミッションで用いられてきた。

しかし、長期間の滞在を行う場合には水酸化リチウムの消費量が問題となる。そのため、ミッション期間が長期にわたる火星滞在等においては再生的方法が有効であると言われていいる。再生的方法は、物理的、化学的に二酸化炭素を吸着し、後に真空暴露や熱入力によって二酸化炭素を放出させる事で二酸化炭素を分離すると同時に吸着材の再生を行う方法である。非再生的方法と比べ、長期間の運用でも機材質量の増加が抑えられる利点がある。

化学的に二酸化炭素を吸着する方法では、固体アミンが用いられる。式(2.5)に示す反応によって二酸化炭素の吸着、放出を行う事ができる。この方法は、除湿、水溶性有害物質の除去を兼ねる点で後述する物理吸着法よりシステムの簡素化が可能であるが、再生に大量の蒸気が必要である点が欠点である。固体アミンを用いた再生法を図 2.4 に示す。吸着、放出のサイクルを維持するため、二機のカートリッジを運用する事で連続的な二酸化炭素処理を可能としている。



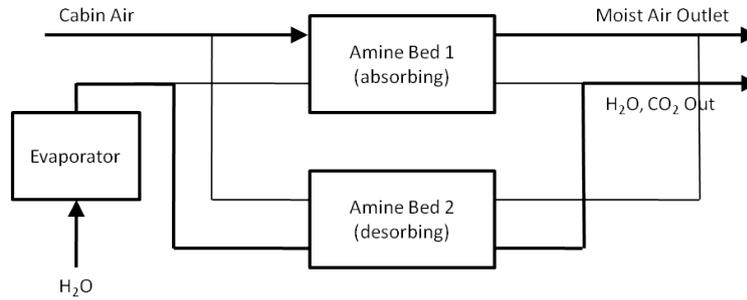


図 2.4. 固体アミン式 CO₂ 除去装置(SAWD)^[19]

物理的に二酸化炭素を吸着する場合、ゼオライトが最適であるとされている。ゼオライトは、細孔の多い分子構造をしており、微粒子を物理的に吸着する能力が非常に高い。さらに、陽イオンを含む事から電気的にも微粒子の吸着が可能である。表面積を拡大する為に粒子化し、表面加工を施したゼオライトに空気を吹き込むことにより、ゼオライト表面に二酸化炭素を効率的に吸着する事が出来る。ただし、ゼオライトは吸湿性も高いため、事前に除湿をする必要があり、システムが複雑になる。図 2.5 に、ISS で用いられる 4BMS と呼ばれる二酸化炭素分離システムを示す。このシステムでは、前述の固体アミン同様に、2 機のカートリッジによって二酸化炭素の吸着、放出を連続的におこなっている。なお、ゼオライトの再生には 500°C 程の過熱を要する。

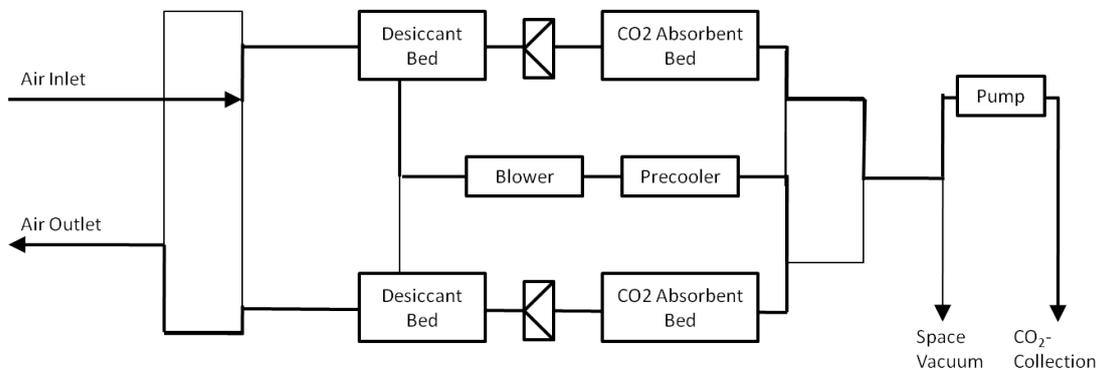


図 2.5. ゼオライト式 CO₂ 除去装置(4BMS)^[19]

クルーに供給する空気から二酸化炭素を除去することは極めて重要であるが、それに加えて二酸化炭素を化学的に処理することで酸素を再生する事が出来れば、酸素の消費量を飛躍的に削減でき、輸送量を大きく軽減できる。そのため、近年の大気循環システムには、酸素の生成、呼吸による酸素の消費と二酸化炭素の放出、二酸化炭素の除去と再生処理というサイクルの形成と、再生効率向上によるサイクル外への酸素流失量の抑制が求められている。

現在の代表的な酸素再生法が、Sabatier 法である。Sabatier 法では、式(2.6)に示す化学反応

により酸素を生成できる。この過程では、ルテニウム等の触媒を使用して 370℃以上に加熱する必要がある。



Sabatier 反応では水素を消費するが、水の電気分解と併用することで水素は調達可能である。しかし、副生成物のメタン(CH₄)を外部空間に廃棄する場合、水素がサイクル外へ失われる。この場合、水素の消耗から再生率は理論上 50%にとどまる。電気分解、Sabatier 反応を用いた循環サイクルの概要を図 2.6 に示す。ISS の大気再生サイクルは最終的にこのサイクルとなる予定である。

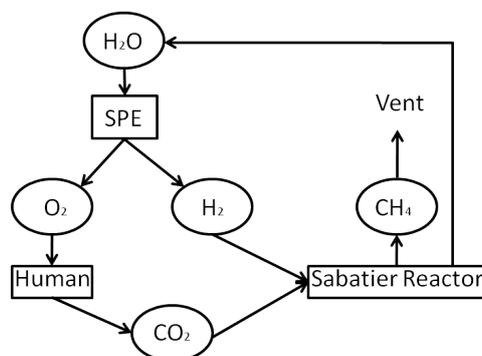


図 2.6. ISS 型大気循環サイクル

さらに再生率を高める試みは継続的に行われており、Sabatier 第二反応^[19]、Bosch 反応^[19]などが研究されている。これらの方法を用いる事で、理論上は 100%の酸素再生が可能である。Sabatier 第二反応は、式(2.7)に示すようにメタンを熱分解する事で水素を回収する方法である。鉄触媒等を使用しながら 1000℃以上に加熱する事で以下の反応が発生し、水素を取り出す事が出来る。この方法を用いる反応器は、Carbon Formation Unit (CFU)と呼ばれている。Sabatier 反応で放出するメタンから水素を回収できるため、Sabatier 反応との併用により酸素を 100%再生できる。



Bosch 反応は、式(2.8)に示す一段階の反応で二酸化炭素から水を生成する反応である。Bosch 反応は、鉄触媒等を使用しながら 530-730℃程度まで加熱することで発生する。



2.1.2.3. その他のシステム

また、人体からは微量ながらメタン、アンモニア、メタノール、一酸化炭素が放出されるため、これらの蓄積を防ぐために除去を行う必要がある。これらは現在、活性炭に吸着させる物理的な方法によって行われているが、吸着性、再生方法等の向上に向けた研究が継続されている。なお、上記のガスを含め、人体および周囲の危機から放出される微量の有害ガスは、その濃度をモニターした上で所定の基準以下に抑える事が求められている。

2.1.3. 水再生循環システム

長期の有人ミッションにおいては、尿、生活排水等の汚水を再生し、空調等から生じる凝集水を回収することで、水循環サイクルを構成することが求められている。クルーに提供される水は、全有機体炭素(TOC)、pH、透明度、伝導度、個別のイオン濃度、微生物量などの指標が許容範囲内でなくてはならないため、フィルター、化学薬品、蒸留等を利用して水を再生する試みがなされている。2.1.1 で述べたように、遠隔地の恒久拠点における水の消費量は 30kg/person-day 程度と大きい。そのため、再生率の向上によってサイクル外へ廃棄される汚水の量を削減することによる補給輸送量の抑制は非常に重要である。

フィルターによるろ過は、地上でも一般的な方法であるが、宇宙でもやはり基本的な水再生法として使用されている。複数のフィルターを介することで多種の不純物を吸着する事が出来る。しかし、フィルターは使い捨てであるため、長期間のミッションでは輸送量の増加が問題となる。また、蒸留を行う事で原理的にほぼすべての不純物を除去することが可能であるが、揮発性の物質を除去する際には蒸留のみでは対応できない場合もあるため、他の方法との併用が必要である。現在では、液体の浸透を防ぐ多孔質膜を利用することでコンパクトなスペースで蒸留を行うシステムが開発されている。

現在 ISS で用いられているのは、上記のフィルター、揮発性物質除去、多孔質膜による蒸留を組み合わせた方法である。図 2.7 に、その様子を示す。多数の方法を併用し、順次処理を行う事で最終的に浄水を得ている。しかし、フィルターに頼る部分が大きいため、フィルターの交換が運用上の大きな問題となる。

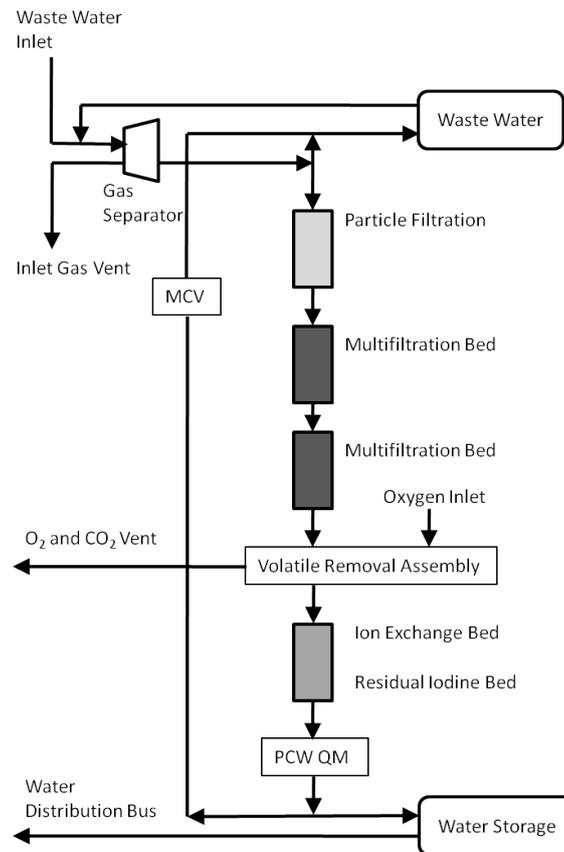


図 2.7. ISS 型水再生システム^[19]

また、現在研究中的の方法としては、逆浸透膜法(RO)、気相触媒アンモニア除去法(VPCAR)がある。ROは、図 2.8 のように、半透膜を用いて汚水、浄水を分割した上で汚水側に適切な圧力を付加することで浄水を得る方法である。この方法は加熱が不要である点が蒸留より優れている。

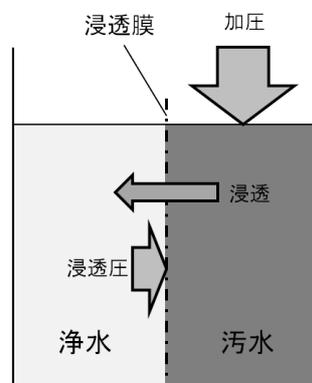


図 2.8. 逆浸透膜法(RO)

VPCAR は、高温条件で酸素を作用させることにより炭化水素と同時にアンモニアを除去する方法である。反応式とシステム構成図を図 2.9 に示す。NASA では、VPCAR と凍結乾燥器を用いて水再生を行う方法を研究している。

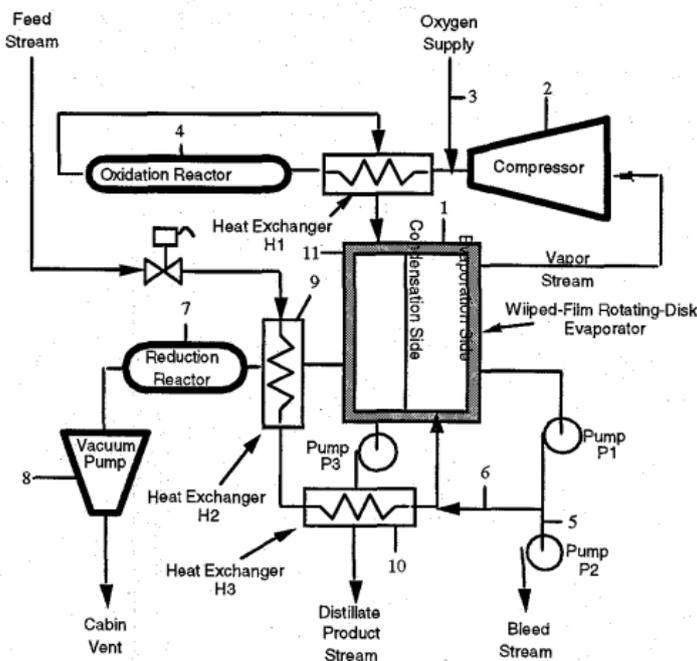
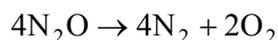
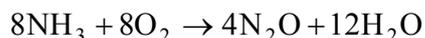
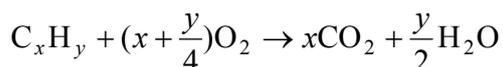


図 2.9. 気相触媒アンモニア除去法(VPCAR)^[28]



(2.9)



2.1.4. 排泄物処理

日本においては人糞、尿は古来から貴重な肥料であり、それらの再利用によって高度なリサイクル社会を構築する事ができた。リソースの限られた宇宙ミッションにおいても資源の再生は極めて重要であり、宇宙農業等によって排泄物も有効な資源とする事が期待されている。しかし、処理条件の管理、不安定等が問題となり生物学的手法に基づいた処理は現在のところ行われておらず、現時点ではクルーの固形排泄物は減量処理の上で廃棄処理されている。

現在の物理・化学的方法における減量処理過程では、可能な限りの減量化とそれに伴う水分の回収が行われている。2.1.3 で述べた凍結乾燥器を用いた方法は、そうした方針に沿ったものと言える。また、将来的な分解、再利用を目指して湿式酸化や超臨界水酸化(SCWO)等の研究がおこなわれている。両方法とも、高温、高圧を利用して分解を進め、最終的に

は二酸化炭素、水、無機イオンなどの物質にして再利用する事が可能である。特に SCWO は、922K、22MPa という高温、高压化で行われる。また、湿式酸化は地上においても有用な技術であり、これまでの研究によって地上では実用段階にある。

なお、尿はほぼ水分で占められるため、2.1.3 で述べたように水再生循環システムに取り込まれ、再利用される。

2.1.5. 環境管理

酸素、水の供給は生存の最低条件だが、人間の生存にはそうした物資の供給のみでなく生存環境の維持が必要である。本節では、そうした要素について述べる。

2.1.5.1. 温湿度管理

温度・湿度調整の不調はクルーの健康に重大な影響を及ぼすため、適切に管理されなくてはならない。温度は、ヒーター、ヒートパイプ等のデバイスによって空調を通して管理されている。湿度は放置するとクルーの発汗によって上昇するため、除湿が必要となる。現在 ISS では、2.1.2 で述べたように二酸化炭素除去の過程や、空調機において除湿を行っている。除湿の過程で生じた凝集水は、水循環サイクルに回収することで消耗を極力減らす努力がなされている。また、水温については水循環系で管理を行っている。表 2.10 に、これまでの代表的な有人宇宙ミッションで適用された温度基準を示す。これらより、ミッションによってばらつきはあるものの徐々に温度帯が定まりつつある事が分かる。

表 2.10. 代表的な有人ミッションにおける温湿度要求^[19]

Space Vehicle	T(°C)	Humidity(%)
Mercury	32-38	
Gemini	15.5-27	
Apollo	21.2-26.8	40-70
Skylab	14-32	
Space Shuttle	18-27	30-70
Spacelab	18-27	30-70

2.1.5.2. 与圧管理

図 2.10 に、代表的なミッションにおける全圧および酸素分圧の関係を示す。2.1.1 で述べたように、酸素分圧の低下はクルーの健康、生産性に悪影響を及ぼすため、適正な酸素分圧が求められている。そのため、全てのミッションにおいて地球以上の酸素分圧が保たれている事が分かる。しかし、全圧の抑制は多くのミッションで行われており、特に初期の有人ミッションにおいては、純酸素を充填した 1/3 気圧程度のミッションが多く行われている事が分かる。

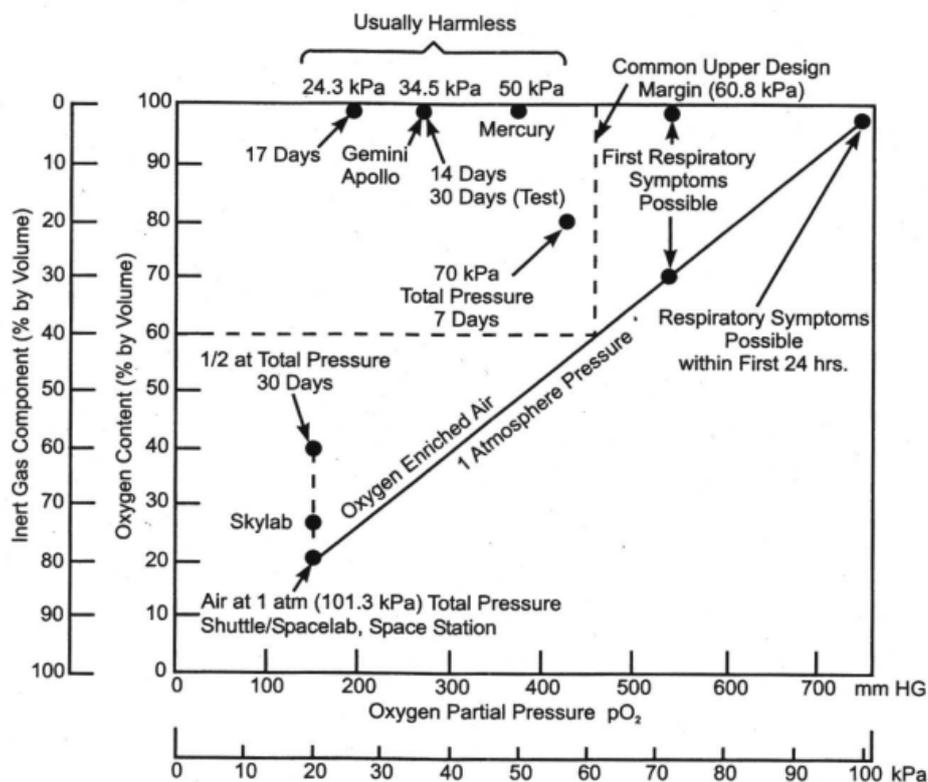


図 2.10. 与圧モジュールの酸素分圧および酸素比率^[19]

これは、ガスの搭載量を削減できる上に全圧を減少させる事で与圧モジュールの構造を軽量化でき、宇宙機の質量と物資を抑制できるためである。しかし、全圧の減少は生存という観点のみから見れば問題が生じないものの、不快であるらしくクルーには不評であり、以降の、長期間の滞在を行う ISS や Skylab では地球大気に近い全圧が設定されている。また、純酸素環境では火災発生リスクと火災発生時の被害が大きくなりやすいという問題もある。以下に、長期滞在環境における与圧管理の例として ISS における大気組成を示すが、温度、湿度等を含めて地表に近い環境となっている事が分かる。

表 2.11. ISS 大気組成条件^[29]

要求項目	要求水準
全圧	99.9-102.7kPa
酸素分圧	19.5-23.1kPa
窒素分圧	79kPa
二酸化炭素分圧	0.4kPa
温度	18.3-23.9℃
相対湿度	30-70%
有害ガス	<SMAC Level
換気	0.08-0.2m/s

2.1.6. 電源システム

電力の確保はすべての宇宙ミッションにおける最優先事項の一つである。短時間であれば燃料電池等のバッテリー，地球近傍であれば太陽電池，外宇宙探査機であれば原子力電池を用いた方法がこれまでは一般的であった。近年の火星探査機は，太陽電池を使用している。

それに対し，有人火星基地の電源としては，太陽電池あるいは原子力発電の使用が有効であると考えられている。太陽電池を用いた発電システムは，地上，宇宙共に実績が豊富であり，現時点で最も確実な方法である。しかし，火星は地球と比べ太陽から約 1.5 倍離れている事，夜が存在するため効率的に発電が行えるのは滞在期間の 1/3 程であること，夜間電力を貯蔵するための大型の蓄電池を要する事等が欠点としてあげられる。

一方，原子力発電は地上では実績豊富なものの，宇宙用原子炉の開発例はない事，原子炉本体以外に付随する機器類の質量が大きくなる可能性がある事が問題である。ただ，艦船用原子炉の搭載例もあることから，基本的にメンテナンスフリーのモジュール化した原子炉を構成することは現時点で可能と考えられる。そうした宇宙用原子炉の代表的な検討例は，月での電力確保を目的とした SP-100 発電プラントである。SP-100 は，基地の電源以外にも多くの研究で参照されている。SP-100 の詳細は 2.2.3 で述べる事とする。

NASA の有人火星ミッションの計画である DRA5.0 においては，そうした要素を比較した上で宇宙用原子炉の採用を進めている^[11]。また，同じく NASA の Advanced Life Support の検討において，太陽光利用発電および原子力発電の比較を行っている^[18]。表 2.12 にその結果を示す。この表では，赤道上で太陽光発電および太陽熱発電を行った場合と，SP-100 に基づいた原子力発電を行った場合の発電量とシステム質量の比較を行っている。太陽光発電および太陽熱発電システムには夜間のストレージとして燃料電池が含まれており，太陽との距離や日照時間も考慮した結果，現在宇宙ミッションで用いられている太陽光発電よりもシステム質量が増加している。その結果，システム質量当たりの発電量は原子力発電が太陽発電の両ケースを大きく上回っている事が分かる。

表 2.12. 火星地表での発電システム比較^[18]

System	kg/kWe	kW/kg	Comments
Solar Dynamic Power Generation	338	0.0030	At equatorial site on Mars
Solar Photovoltaic Power Generation	178	0.0056	At equatorial site on Mars 30% Efficiency
Nuclear Power Generation	87	0.0110	Based on SP-100 Program

2.1.7. 基地構造体

地球外天体における基地の構築についてはこれまで多くの研究がなされているが，これらは月面基地に関するものが大半を占めている。月ではレゴリスが豊富に使用可能であるため，それを用いたコンクリートを製造する方法や，インフレータブル構造物とする事で体積を抑制する方法などが考案されている^{[30][31]}。ただしこれらの火星への適用については

不明である。また、宇宙ステーションで用いられているシリンダ状の圧力容器型の施設も依然として有力な選択肢である。

火星は 0.01 気圧環境であり、大気組成も地球とは異なるため、月面と同様、クルーの生存には与圧モジュールが欠かせない。与圧モジュールにかかる内圧はたかだか 1 気圧であり、単純な圧力容器としては厳しい条件ではない。しかし、徹底した軽量化や、二次構造物の存在のため、地上で用いられる圧力容器とは大きく異なる。表 2.13 にこれまでの宇宙ステーションの与圧モジュールおよびシステムバスの諸元を示す。

表 2.13. 宇宙ステーション与圧モジュールの諸元^[29]

名称	質量 (kg)	容積 (m ³)	容積当たり重量 (kg/m ³)
Mir Base Block	21000	95	221
KVANT	20600	40	275
ISS US-lab	20230	160	126
ISS JEM-lab	19880	163	122
ISS COLUMBUS-lab	8813	90	98

過去の宇宙ステーションのモジュール質量を比較すると、大きく二つに分かれる事が分かる。Mir および KVANT は 200kg/m³ 程度と重いのが、ISS の実験室は概ね 100kg/m³ 前後に抑えられている。これは、前者がモジュール内に主要な生命維持システムを持つのにに対し、後者は生命維持機能の多くを他のモジュールに頼っているためであると考えられる。

JEM モジュールにおける生命維持システムの構成を表 2.14 に示す。これを見ると JEM は換気、火災対策等の生命維持、リスク管理に最低限必要な機能を持つが、CO₂ の除去や O₂ の供給、水の再生処理といった生命維持システムの中核となる機能は持たない事が分かる。COLUMBUS など、他の実験モジュールも同様であり、最低限の生命維持システムを備えた与圧モジュールを建造する場合、100kg/m³ 前後が与圧モジュールとして現在の最低限の質量となっていると考えられる。

表 2.14. JEM における生命維持システム^[32]

機能	小区分	JEM への機能配分		
		与圧部	補給部	ISS 依存
圧力/O ₂ 分圧制御機能	N ₂ /O ₂ ガス供給			○
	圧力/O ₂ 分圧制御			○
	圧力リリース	○	○	
	船外排気(ベント)	○	○	
	再加圧	○	○	
	均圧	○	○	
空気調和機能	空気温度制御	○		
	空気湿度制御	○		
	空気中微生物/微粒子除去	○		
	モジュール内空気循環	○	○	
	モジュール間通風換気	○	○	
空気再生機能	CO ₂ 除去			○
	有害ガス処理			○
	CO ₂ 還元			△
	O ₂ 製造			○
環境監視機能	キャビン空気温度監視	○	○	
	キャビン空気圧力監視	○	○	
	大気主成分監視			○
	有害ガス成分監視			○
火災検知/消化機能	火災検知	○	○	
	火災封じ込め	○	○	
	消火	○	○	
	消火後処理	○	○	
水供給/回収機能	搭乗員等への水供給			○
	水回収	○		
	水再生			○
	尿処理			△

2.1.8. 資源調達システム

月・火星といった天体における有人宇宙ミッションにおいて、現地での資源調達(ISRU)は重要な意味を持つ。現地で酸素、水といったクルーの生存に不可欠の資源を調達できれば、ミッションにおける輸送系の負担が劇的に改善される。さらに、それらはロケットの推進剤および酸化剤ともなるため推進剤の地球からの輸送を減らす事が出来る。また、金属等の有用な資源の採取は宇宙工業へとつながる可能性を秘めている^{[33]-[37]}。月におけるISRUについては、1.1.2でも触れた。

現時点で火星において調達できると考えられている資源は、酸素である。火星大気は0.01気圧と希薄であるもののその97%は二酸化炭素で構成されており、大気は地表付近に普遍的に存在する。火星大気を収集し、適切な処理を行う事で酸素を採取できると考えられる。

大気中からの二酸化炭素の採取、処理は、生命維持システムの大気循環サイクルで用いられる二酸化炭素除去、再生法を用いる事で基本的には可能である。ただし、物資再生サイクルの構成によってはその過程で水素を失う場合がある。その場合には地球から十分な水素を持ち込む必要があり、貯蔵の困難及び危険性を考慮しなくてはならない。一方、水素の消耗がないサイクルを構築できれば物資の制限なく酸素を生成でき、非常に有用である。

火星における水の存在については長く議論されており、初の火星探査機である Viking は、否定的な結果を示した。しかし、以後の探査により水の痕跡が見つかり、最近の探査では直近に水が噴き出したと考えられる痕跡を捉えた。しかしながら現時点では、水の存在の有無、場所、量などについて包括的な結果は得られておらず、全てが不明である。ただ、水の調達は生命維持システム、推進システムなどミッション全体に大きな影響を持つため、その調査は工学的にも非常に重要である。

これまでの探査で、火星地表には水および氷は露出していないと考えられるため、水が発見された場合でも、地中からの採取となることが想定される。そのため、作業用ローバーを始めとした採掘、輸送システムが必要となる。図 2.11 に、NASA が月面でのレゴリスの採取を想定して開発している作業機械を示す^{[38][39]}。



図 2.11. 月面でのレゴリス採取を想定した地上実験^[38]

基地まで水を輸送する事が出来れば、水の利用は水循環システムに取り込む事で可能である。ただし、水が化合物で存在する場合、水処理システムで対処不可能な不純物が存在する場合、不純物含有量が大きい場合などは特別な前処理を要する可能性もある。それらの必要性、システムの質量等、現時点では不明確な要素は非常に多い。

2.1.9. 安全対策

有人宇宙ミッションではクルーの生命は完全に周囲の人工的なシステムに依存しており、そうしたシステムのハザードはミッションの失敗やクルーの死亡に直結する。そのため、地上における多くの同種のシステムよりも厳格な安全性が求められる。また、同じ宇宙システムであっても人命に関わる点で有人ミッションのハザードは無人ミッションよりも社会的な影響が大きく、より慎重な対策が必要とされる。そのため、これまでの宇宙開発において多くの犠牲者を出しながらも有人宇宙ミッションのハザードマネジメント技術は進

歩を続けている。本節では、そうした技術の中でも最先端の成果である ISS におけるハザードマネジメントを対象として、有人安全技術の現状について述べる。

2.1.9.1. ハザードマトリクス

ハザードマトリクスは、想定されるリスクを頻度、被害を用いて定性的に分類する手法で、ハザードマネジメントの初期においてハザードの重要度を評価するために用いられる。図 2.12 に、ISS において用いられた分類を示す。ISS において用いられたマトリクスは、MIL-STD-882D をベースにしている。こうしたマトリクスによって、予想されるハザードを重要性に応じていくつか分類し、各カテゴリごとに安全基準を設定することでハザードの管理を行う。ISS においては、致命的ハザードの回避に特に注力し、この場合は発生頻度によらずに対策を施している事が分かる。一方で、結果が致命的でなく、発生率が低い場合については特に対処を行っていない。

		発生時の被害		
		軽微	重大	致命的
発生頻度	発生しうる			
	発生したとしても少ない	ハザード制御対象		厳密なハザード制御
	めったに起こらない			
	ほとんど発生し得ない	対処不要		
		発生しない		

図 2.12. ISS におけるハザードマトリクス^[40]

2.1.9.2. 故障解析

ハザードマトリクスを用いた検討により、特に対策を要する故障イベントが選択される。表 2.15 に、ISS において考慮されている故障イベントを列挙する。ISS のリスク対策ではこれらをトップレベルハザードとし、図 2.13 に示すような故障の木を用いた故障要素解析を用いてこれらの故障を引き起こす原因の特定、除去を行う。

表 2.15. ISS において想定されるハザード^[41]

No.	Hazard
1	Toxic Material Offgassing (Crew Cabin Materials)
2	Broken Glass
3	Excessive Ionizing Radiation
4	EVA Contact Hazards
5	IVA Touch Temperature
6	IVA Crew Contact Hazards
7	Electrical Shock
8	Crew Exposure to LASER Emissions
9	Electrical Shock from Physiological Test Equipment
10	Battery Leakage / Rapture
11	Use of Flammable Materials
12	Hazardous Fluids Leakage in the Payload Bay
13	Ignition of Flammable Atmospheres
14	Electrical Power Distribution Circuitry Damage
15	Radio Frequency Radiation Interfering With STS Circuitry and / or Other Payload
16	Exposure of the Orbiter / Payload to Excessive Level of EMI Radiation
17	Rupture and / or Explosion of Pressure System
18	Leakage / Rapture of Sealed Containers
19	Structure Failure
20	Failure of Rotating Equipment
21	Safety Critical Mechanical Systems Functional Failure or Partial / Incomplete
22	Collision / Impact During Planned Deployment
23	Premature / Inadvertent Pyrotechnic Device Operation
24	Must Work Pyrotechnics / Debris Generation
25	Collision Following Premature / Inadvertent Appendage Deployment or Payload Release / Deployment
26	Premature / Inadvertent Liquid Engine or Attitude Control System Operation
27	Premature / Inadvertent Solid Rocket Motor Firing

故障の木を用いた故障要素解析はシステムの特要素の故障が起こすハザードを全システムにわたって追跡する方法で、最終的なハザードイベントからトップダウンで行う FTA と、詳細化されたコンポーネント単位の故障の最終的な影響範囲を追跡する FMEA の二種類が用いられる。

FTA は、最終的に発生を防止すべき致命的なイベントを列挙し、それらを引き起こすサブシステム、コンポーネントの故障を上位のシステムから順にたどり、最下位のコンポーネントおよびそれらのつながりを可視化する事でハザードを生ずる原因を特定し、排除することを目指す手法である。一方 FMEA では、各個のコンポーネント単位の故障が及ぼす影響を追跡し、その波及範囲を評価する。両手法に共通する点は、コンポーネントの故障が影響する範囲を故障の木を用いて分析するという点である。

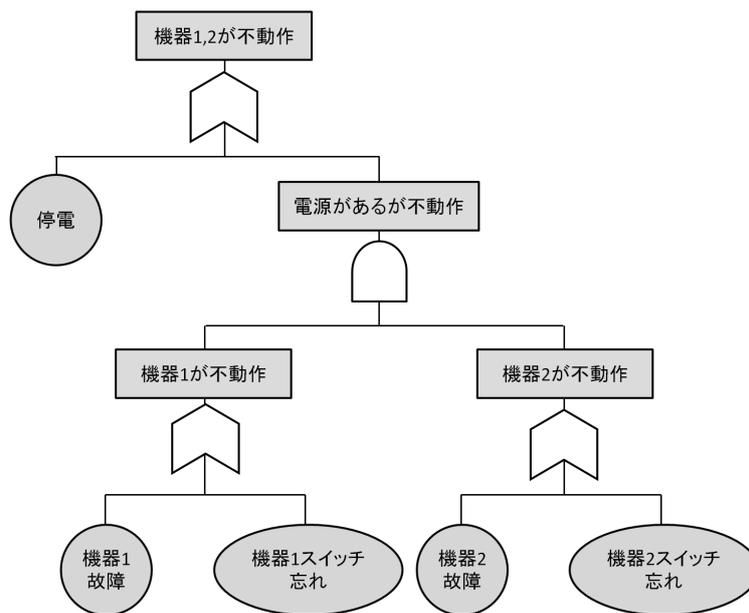


図 2.13. 故障ツリーの例^[42]

2.1.9.3. 管理技術

ハザードマトリクスおよび故障解析を用いて分類，特定した故障原因に対し，適切にシステムを構築する事で要求生存性を達成することが求められる．ISS では，想定されるハザードの重要性に応じて，表 2.16 のような安全管理基準が用いられている．

表 2.16. ISS の安全基準^[43]

カテゴリ	ハザード被害の度合い	対策
カタストロフィック (致命的)	能力の喪失に至る人間の傷害、致命的な人間の傷害。スペースシャトル、宇宙ステーション、あるいは主要な地上設備の喪失の原因となりうる状態。	2 故障許容
クリティカル (重大)	重度な人間の障害、もしくは重度の職業上の疾病をもたらす状態。宇宙ステーションエレメント、軌道上の生命維持機能、あるいは緊急システムの喪失の原因となりうる状態。	1 故障許容
マージナル (軽微)	安全監視機能、緊急制御機能、または緊急システムの重大な損傷。応急手当を要する人間の軽度の障害。打ち上げまたはサービスビークル、主要な宇宙ステーションエレメント、軌道上の生命維持機能、地上設備、あるいは全てのクリティカルな地上支援装置の軽度の損傷を伴う状態。	故障許容適用なし

2 故障許容とは、いかなる組み合わせの二か所の同時故障も致命的なハザードを招かない事を意味する。故障許容設計は、冗長系の確保、インヒビット、シングルイベントの除去等により達成されるが、流体配管、与圧容器など、達成が困難な個所も存在する。そうした場合に備え、表 2.17 に示すような安全管理が行われている。これらを組み合わせる事で ISS ではクルーへの危険を許容水準に抑えている。また、ISS には常に乗員脱出用のソユーズ宇宙船が接続されており、最終的にはそれを用いて地球へ緊急帰還する事が可能となっている。

表 2.17. ISS における安全管理法^[43]

優先順位	対策	内容
1	ハザードを最小にする設計	故障許容設計、適切な部品・材料の選定および適切なマージンの確保により、発生しうるハザードが最小になるようにする
2	安全装置	異常が発生したときでも被害を最小にするように安全装置を付加する
3	警報・非常装置	異常が発生した場合には、警報を作動させ人に知らせる。さらに、緊急の措置を要する状況になった場合には緊急警報が作動し、乗員が速やかに対応できるような非常設備および防護具等を備える。
4	運用手順	ハザードが最小になるような運用手順を整備する
5	保全	適切な予防保全により異常の発生頻度を小さくする

2.2. 宇宙輸送システム

本節では、宇宙輸送システムの構成要素について述べる。低軌道輸送はあらゆる宇宙活動に影響するため、運用コスト低減、信頼性向上、輸送量向上といった点で不断努力が続いている。また、惑星間輸送システムは、これまで有人輸送を行った事はないが多くの無人探査ミッションの実績を持つ。推進システムはそれらの輸送に重要な影響を与える事から、今後の更なる進歩が期待される。持続的有人火星滞在は前例のないミッションであることから、それら輸送システムをそのまま用いて持続的有人火星滞在モデルを構築することは困難であるが、本研究ではそれらを基としたモデル作成を行う。本節では、その基礎資料として、それら技術の現状及び今後の見通しに触れる。

2.2.1. 低軌道輸送システム

地球上から宇宙空間への輸送を行うロケットは、すべての宇宙活動に不可欠の要素であり、その重要性は明らかである。表 2.18 に、昨今の代表的な大型ロケットのおおよその性能を示す。現時点で、地球低軌道への打上を行うロケットはスペースシャトルを除くすべてが使い捨ての化学推進ロケットである。

表 2.18. 世界の大型ロケット^{[44]-[50]}

ロケット名	Delta-4H	Atlas5 551	Arian 5 ECA	Proton M	H-2B	
国名	アメリカ		欧州	ロシア	日本	
段数	2	2	2	4	2	
全長(m)	71	65.5	50.5	60	56.6	
直径(m)	5	5	5.4	7.4	5.2	
全備質量(t)	N/A	N/A	780	705	531(ペイロード除く)	
低軌道打上能力(t)	22.6	18.8	20	23.0	16.5	
静止トランスファ軌道 打上能力(t)	13.0	8.9	10	6.9	8	
推進段	補助ブースタ	液体酸素 / 液体水素	固体	固体		固体
	第1段	液体酸素 / 液体水素	液体酸素 / ケロシン	液体酸素 / 液体水素	四酸化二窒素 / ヒドラジン	液体酸素 / 液体水素
	第2段	液体酸素 / 液体水素	液体酸素 / 液体水素	液体酸素 / 液体水素	四酸化二窒素 / ヒドラジン	液体酸素 / 液体水素
	第3段				四酸化二窒素 / ヒドラジン	
	第4段				四酸化二窒素 / ヒドラジン	

現在の打ち上げはこれらのロケットを用いて行われており、通信衛星、GPS 衛星、地球観測衛星、深宇宙探査機など、搭載される衛星は多岐にわたる。通信衛星を中心とした一部の衛星は商業的な用途で利用されており、打ち上げサービス自体も商業化が進んでいる。中でも ESA のアリアンロケットが商用打ち上げ需要中で大きなシェアを占めており、商業的には最も成功している。

しかしながら、現在ではこうしたロケットは製造、打ち上げ準備が長期にわたることや気象条件等の制約から打ち上げには最短でも数カ月を要し、価格も 10M\$/ton 程度と高価であることから需要は伸び悩んでいる。また、需要の伸び悩みがコストダウンを阻害する要因でもあることからロケットの打ち上げ市場は構造的な問題を抱えている。

図 2.14 に、FAA による年度ごとの商用衛星の打上数予測を示す。これを見ると、現在の年間打上量は商用衛星の打ち上げがおおよそ 50 機程度であり、低軌道への年間輸送量はおよそ 100t 程度と考えられる。また、ISS への補給輸送を始めとした非商用の打上も行われているが、現在の各国のロケットの打ち上げ頻度から推測すると、それらを含めても年間 200t 程度と考えられる。

さらに、現時点では有人輸送の選択肢は非常に限られている。ソユーズ、長征、スペースシャトル等は有人輸送用の設計がなされているがそれ以外のロケットでは現在有人輸送を行う事は出来ない。有人輸送は、信頼度、加速、輸送力など多くの点で達成すべき条件が存在するためである。そのため、ISS で行われているように、有人機と貨物機で使用するロケットを分けるという運用が行われている。

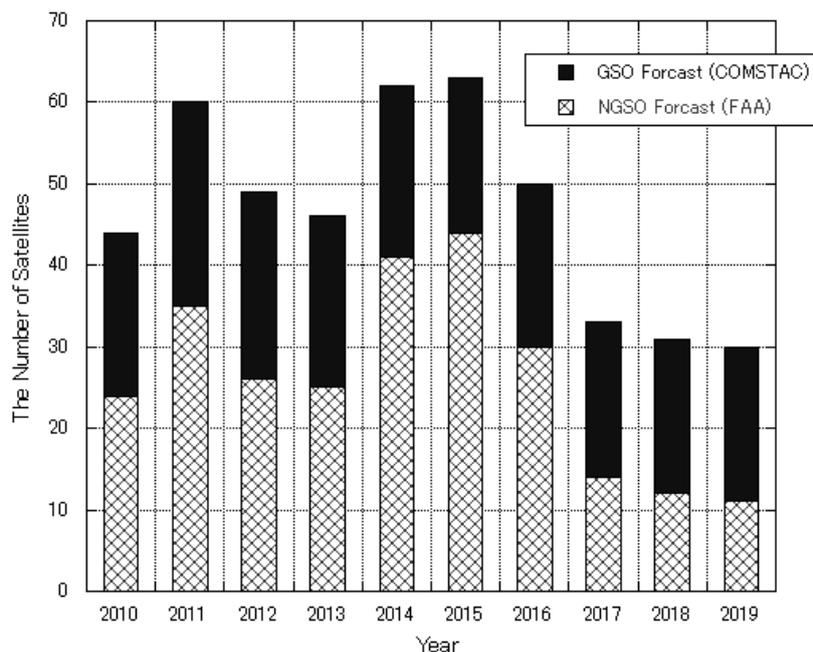


図 2.14. 商用衛星の打上数予想^[51]

しかし、現時点では実現していないものの、いくつかの宇宙事業は将来的に輸送系のコストダウン、輸送力向上がなされれば実現され、打ち上げ市場および宇宙利用市場を拡大すると考えられている。宇宙旅行、軌道上サービス、太陽発電衛星などがそうした事業として挙げられる。そのため、輸送コスト低減、高頻度輸送を目的として多くの研究がおこなわれている。

そうした将来輸送系の主流と目されるのが、再使用型宇宙輸送システムである。ロケットが使い捨てである事がコストを高める要因の一つであり、再使用型軌道往還機を用いる事でランニングコストを低下させる事が出来ると考えられている。アメリカのスペースシャトルは当初そうした意図をもって開発されたが、実際には点検、整備の期間とコストが抑制できず、コストの削減には失敗した。

現在、そうした課題の解決も含めて再使用宇宙輸送システムの研究が進められている。本格的な宇宙活動に不可欠な地球周回軌道への投入を成し遂げた再使用ロケットはスペースシャトル以降現れていないが、アメリカの **Scaled Composites** 社は、弾道飛行ではあるものの再使用ロケットの開発に成功しており、ランニングコストの削減による宇宙観光の商業化に向けて開発を継続している。こうした再使用技術の低コスト化は、今後の周回軌道投入に向けたロケットの研究開発にも貢献することが期待される。また、日本においても再使用型宇宙往還機 の概念検討および試験が行われており、地球低軌道への往復を目指して液体酸素と液体水素を用いた高性能推進システムの再使用化、構造系の質量削減やターンアラウンド時間の短縮に取り組んでいる。そして、こちらは地上試験において 1 日周期での繰り返し飛行に成功している。

また、近年の技術の進歩により衛星構成部品の小型高性能化が進んでおり、マイクロ・ナノサテライトと呼ばれる、10-100kg 程の超小型衛星が開発されている。こうした衛星は低コストであるが数10年前の大型衛星をしのぐ性能を有し、様々なミッションに対応できると考えられている。これらの小型衛星の打上には従来の大型ロケットよりもより小型のロケットが適しており、こうした小型衛星市場の拡大は従来の大型衛星、大型ロケットで占められた商用宇宙活動の市場構造を大きく変化させることが予想される。具体的には、小型衛星打ち上げ需要の増加による宇宙輸送量の増大や、少量高頻度輸送という選択肢を宇宙輸送に持ち込むことによる即応性の向上、大規模宇宙構造物の構築および維持への分散打ち上げの導入などである。

現在の宇宙輸送は航空輸送、船舶輸送等の地上の輸送システムと比べれば制限は大きいものの、将来的には、こうした再使用ロケットによる低コスト高頻度輸送や中小型ロケットによる小口高頻度輸送の実現により、宇宙輸送市場全体としての高頻度、大量輸送が可能となると考えられる。その際には、地球上から低軌道への輸送には現在のような一機単位の受注生産によるオーダーメイド型の輸送ではなく、現在の陸運、海運同様の、輸送ネットワークを利用したサプライチェーン型の輸送が主流となると考えられる。そうした輸送環境の実現は、大量輸送および緊急輸送を可能とする点で、今後の地球外宇宙活動にも重要な影響を及ぼすと考えられる。

2.2.2. 惑星間輸送システム

多くの宇宙機は地球周回軌道上で運用されており、地球圏外へ向かう宇宙機は科学探査機や工学実験機に限られている。そのため、惑星間航行を行う宇宙機ごとに軌道、推進系の設計を行っており、汎用性のある惑星間輸送プラットフォームは構築されていない。

しかしながら、これまでの研究および運用を通じて、惑星間飛行にはいくつかの代表的な手法が確立されてきた。2インパルス遷移、スイングバイ、低推力推進などがそれである。それらは最終速度、 ΔV 等が異なり、使用するエンジンによって I_{sp} も異なるため、ミッションごとにこれらを組み合わせて選択、設計が行われている^{[52][53]}。また、将来の有人惑星間輸送にはこれまでの無人探査とは異なり、輸送期間の短縮が強く求められる。そのため、有人火星輸送を視野に入れた新たな輸送方法の研究も行われている。本節では、それらの惑星間輸送方法について述べ、各方法の性質および持続的な有人火星滞在システムにおける適性を検討する。

2.2.2.1. これまで用いられた代表的な惑星間輸送方法

地球脱出時と目標天体到着時に大きな ΔV を作用させ、それ以外の期間には軌道修正を除く推進を基本的に行わない方法が、2インパルス遷移である。Apollo 計画における月探査や、日本の金星探査機 PLANET-C においてはこの方法が用いられている。2インパルス遷移では ΔV を大きくすることで輸送期間を短縮できる利点があるが、深宇宙探査では必要な Δ

V が大きく適さない場合も多い。また、短時間で加速を行うため、大きな推力が求められる。

それに対し、深宇宙探査で多く用いられる方法がスイングバイである。スイングバイは惑星の付近を通過することで惑星の重力を利用して加速度を得る方法である。これにより宇宙機の推力を用いる事なく加速することができるため、大きな ΔV が必要な深宇宙探査機に多く用いられる。しかし、惑星との会合周期を合わせるためにローンチウィンドウが限られる事や、複数回のスイングバイを行う場合には必然的に長期間のミッションとなることからミッションの自由度は低い。日本の火星探査機である PLANET-B で用いられた例があるが、これは機器の故障により選択された例であり、結果として火星到達には 5 年を要した。ただし、初めのスイングバイを地球以外の天体で行う場合、何らかの手段により初期加速を行う必要がある。

低推力推進による方法では、継続的に推力を出し続ける事によって加速し、最終的に大きな ΔV を得る^{[54] [55]}。この方法は、電気推進の特徴である低推力、高 Isp を生かして行われる。電気推進を使用した宇宙探査機では、継続的な加速によりらせん状の軌道を辿りながら目的の天体に向かう。初期加速用の化学推進ロケットと併用する場合もある。また、スイングバイと併用することも盛んに行われている。この方法は、少量の推進剤で高 ΔV を得る事ができるため深宇宙探査機によく用いられるが、加速に時間がかかることから必然的に長期間のミッションに適用される。

以下に、これまで述べた推進方法をまとめた結果を以下の表 2.19 に示す。

表 2.19. 惑星間輸送システム

	2 インパルス遷移	スイングバイ	低推力推進
推力	大	小	小
輸送期間	短	長	長
ローンチウィンドウ	中	狭	広
適用例	PLANET-C Viking1,2 Mars Global Surveyor	PLANET-B New Horizons	MUSES-C Deep Space 1

このように、惑星間航行には複数の手法がありそれぞれの性質が異なるため、実際の運用においてはそれらの利点を生かした複合的な方法を用いる事も多い。そうした、複合的な手法による惑星間航行の例として、日本の小惑星探査機はやぶさがある。はやぶさの航行においては、打上ロケット二段目を用いた初期加速を行い、電気推進とスイングバイを併用して小惑星イトカワに向かっている。

2.2.2.2. 有人輸送に向けた惑星間航行の方法

これまで有人の惑星間飛行がおこなわれた例はないが、火星に向けた有人惑星間飛行が行われる日がいずれ来るであろう。その際、無人の宇宙機よりも輸送条件は厳しくなる。なぜなら、2.1.1 で述べたように長期の閉鎖環境および宇宙滞在はクルーの心身に悪影響を

与えるといわれているためである。そのため、NASA は、火星への輸送期間は 200 日以内が妥当であると主張している^[56]。

表 2.20 に、これまで行われた火星探査の飛行期間を示した。無人探査機はみな 2 インパルス遷移により火星に到達したが、多くは 200 日以上をかけて火星に到達している事が分かる。そのため、有人輸送を行う際には輸送期間の短縮が必要である。

表 2.20. 火星探査機の輸送期間

打上年	名称	輸送期間
1971	Mariner 9	167
1975	Viking 1	306
1996	Mars Global Surveyor	311
2003	Mars Exploration Rover	208

地球－火星輸送に適した軌道の設計は数十年にわたり研究されており、数多くの軌道が提案されている。図 2.15 に、これまで研究された主な軌道の例を示す。

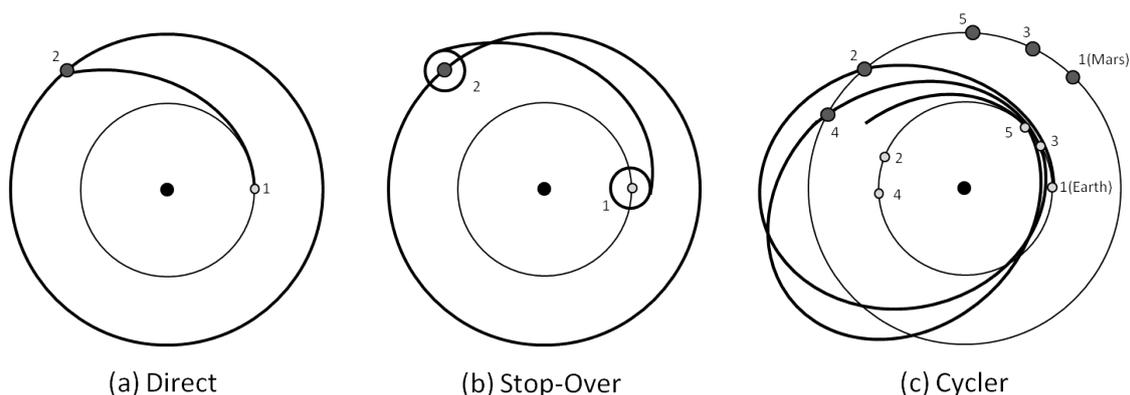


図 2.15. 地球－火星輸送軌道

まず、Direct 軌道は、インパルス遷移を用いた方法であり、直接火星表面への輸送を行う点特徴的である。上記の火星探査機でも用いられている方法であり、Hohman 軌道以外にも、 ΔV を変化させて輸送期間を増減した各種の楕円軌道が用いられている。また、エアロキャプチャーやエアロブレーキを使用することで ΔV をさらに削減することも可能と考えられている。

エアロキャプチャーは、惑星通過時に惑星大気の抵抗によって減速を行い、惑星周回軌道に投入する方法である。また、エアロブレーキは周回軌道投入後に惑星大気を用いた減速を行って徐々に軌道高度を下げ、最終的に目標軌道に到達する手法である。これらの方法は、加熱率を抑えられるものの減速に時間をかけるため、最終的な目標軌道への投入に数カ月かかる場合も珍しくない。一方、惑星地表に突入する際に、惑星大気の抵抗によっ

で減速を行う方法も考えられる。この方法は、素早く惑星地表に到達できるが高い加熱率となる傾向にある。

表 2.21 及び表 2.22 に、Mars Science Laboratory および Mars Aero-flyby Sample Collection において想定される耐熱シエルの質量比を示す。Mars Science Laboratory は高速で火星大気に突入し、空力的に減速を行う。また、Mars Aero-flyby Sample Collection は、火星大気をかすめる形でエアロキャプチャーを行い、早期に再加速を行い火星軌道を離脱する探査機である。これらは、概ねペイロード質量の 15-20%程度の耐熱シエルを用いる事で、減速、突入を行う予定である。

表 2.21. Mars Science Laboratory の質量内訳^[2]

	Allocated Mass [kg]
Rover	850
Descent stage (dry)	829
Descent Stage Propellant	390
Heat Shield	382
Cruise Stage (wet)	600
Backshell	349
Total	3400

表 2.22. Mars Aero-flyby Sample Collection の質量内訳^[51]

Case	1	2	3
質量 [kg] ノーズ	8.872	8.872	8.872
側面	73.165	54.387	54.387
底面	30.981	23.029	17.728
合計	113.018	86.288	80.987
重量比 [%]	22.604	17.258	16.197

また、Stop-Over 軌道は、地球、火星の周回軌道を使用する点で Direct 軌道と異なる。惑星間遷移は Direct 軌道と同様に行われるが、宇宙機は周回軌道に留まるため火星大気への突入を前提とした大減速は行なえず、 ΔV を余計に必要とする。また、前述のエアロブレーキによって減速する事は可能であるが、輸送期間の増加が有人輸送の際には問題となる。しかし、Stop-Over 軌道を使用すれば往復、繰り返し輸送が可能であり、周回軌道と惑星地表の間で軌道往還機を使用することで惑星表面への物資輸送も可能である。そのため有人輸送には適していると考えられ、これまで提案された火星有人ミッションにおいてもこの

軌道を採用するものが多い。

次に、Cycler 軌道は、図 2.16 のように地球、火星でスイングバイを繰り返しながら惑星間航行を続ける軌道である。この方法は両惑星に繰り返しランデブーしながらスイングバイによって軌道要素を変化させるため、軌道修正を除き Cycler 軌道上の宇宙機には追加の ΔV が原則的に必要ない事である。この Cycler 機を地球-火星輸送の中継基地として使用することで、長期的には地球から打ち上げる推進剤等を大幅に削減することが期待される。

Cycler 軌道の欠点は、その軌道が両惑星の公転に依存するために輸送期間を自由に設定できない事である。表 2.23 に、Cycler 軌道の一覧を示す。なお、この軌道は、中間軌道修正を行う事で多少の変更を行うことはできる。また、往路と復路で輸送期間が大きく異なるため、往復には別の機体を使用する必要がある。この軌道は、70 年代から研究されており、繰り返し利用によって長期的には Stop-Over に比べ打上量を抑制できるという指摘も多い [58]- [66]。

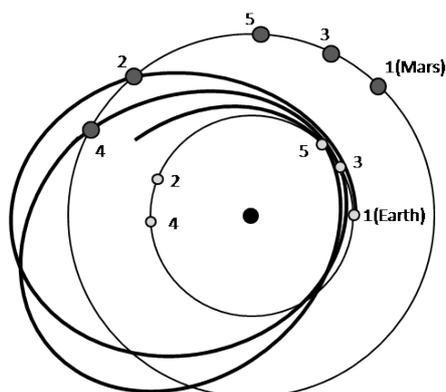


図 2.16. Cycler 軌道イメージ

表 2.23. Cyclers 軌道の分類^[67]

Cycler 周回回数	Cycler会合周期 / 地球-火星会合周期			
	1	2	3	4
1				
2				
3				
4				
5				
6				
7				
8				

また、上記以外の方法として、低推力の推進を常に行う事で徐々に軌道を変更する **Spiral** 軌道が存在する。Spiral 軌道は、電気推進等の低推力推進を用いる場合に使用される軌道で、持続的に推進を行う事により軌道高度を変化させる方法である。火星到着までに複数回の太陽周回を伴う場合があり、輸送期間は数年以上の長期にわたる場合もある。

さらに、上記を組み合わせた軌道も数多く考案されている。一回のスイングバイで出発惑星周回軌道に帰還する **Semi-Cycler** 軌道は、**Stop-Over** 軌道と **Cycler** 軌道を組み合わせた軌道である。また、将来的には原子炉の電力を利用して大規模な電気推進を行い、持続的に高推力を用いるという構想も存在する。

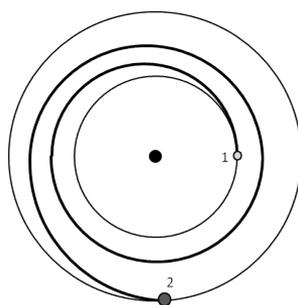


図 2.17. Spiral 軌道

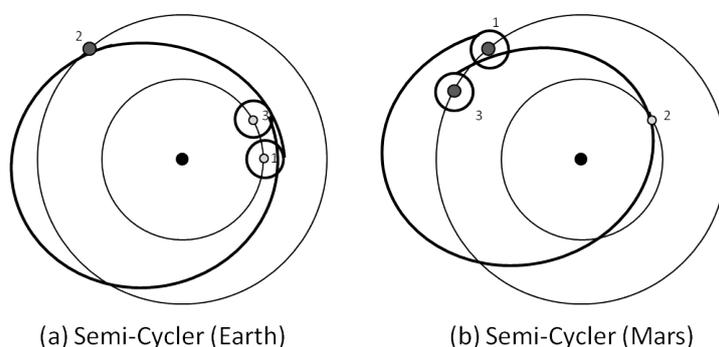
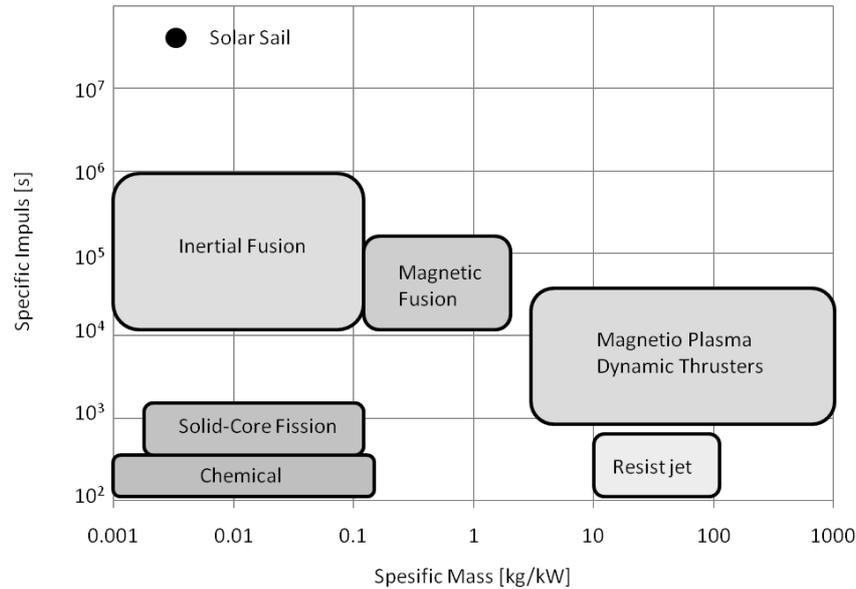


図 2.18. Semi-Cycler 軌道図

2.2.3. 将来型推進システム研究の動向

現在，宇宙機の推進システムは化学推進，電気推進が用いられている．化学推進は低軌道への輸送で一般的な方法であり，高推力が期待できるが Isp の向上が頭打ちとなっており，高い ΔV を要求するとペイロード比が著しく低下する．また，電気推進は Isp は高いものの消費電力の問題から高推力を出すことが難しい．しかし，地球-火星輸送には Isp，推力の双方が求められることから，新たな推進システムを開発し，輸送条件を向上することが研究されてきた．図 2.19 に，推進システムの性能比較を示す．

推力，比推力の向上という観点から現在期待され，研究されているのが，原子力を用いた推進システムである．原子力エネルギーを用いた推進システムは，原子炉の熱を直接使用して推進剤を加熱，噴射する方法と，原子力発電で電力に変換した上で電気推進を用いる方法の二種類が検討されている^{[69]-[71]}．

図 2.19. 推進システムの比較^[68]

2.2.4. 原子力を用いた電気推進

電気推進を用いる方法は Nuclear Electric Propulsion (NEP) と呼ばれており、原子炉から生じる熱を用いて発電を行い、その電力で電気推進を駆動する事で推進する。宇宙用原子炉の概念検討は 1980 年代に行われており、月での電力確保を目的とした SP-100 リアクターが考案されている^[72]。

表 2.24 および表 2.25 に、SP-100 の性能および構成質量の内訳を示す。このシステムでは、24.2kg/kWe 程度の性能が達成できるとされている。また、この時の発電効率は 33% である。SP-100 は、宇宙基地の電源確保だけに留まらず、以降の、宇宙用原子炉を用いた後の多くの研究において電源として参照されている。

例えば、文献[70]では SP-100 を用いた電気推進のモデリングを行っている。表 2.26 に、SP-100 を用いた推進システムの構成を示す。この研究では、SP-100 を基にした 10MWe のリアクターの使用を想定している。原子力発電の使用によって、太陽光発電を用いた既存の宇宙機よりも非常に高い質量電力比を達成している。

表 2.24. SP-100 の性能表^[72]

Term	Value
Reactor thermal power [kW]	2500
Reactor lifetime [year]	7
Electrical output (6 of 8 engines) [kWe]	825
Thermal - to - electric efficiency [%]	33

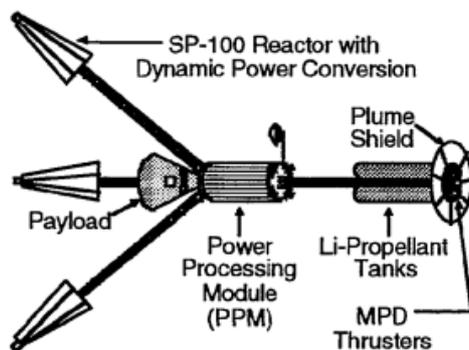
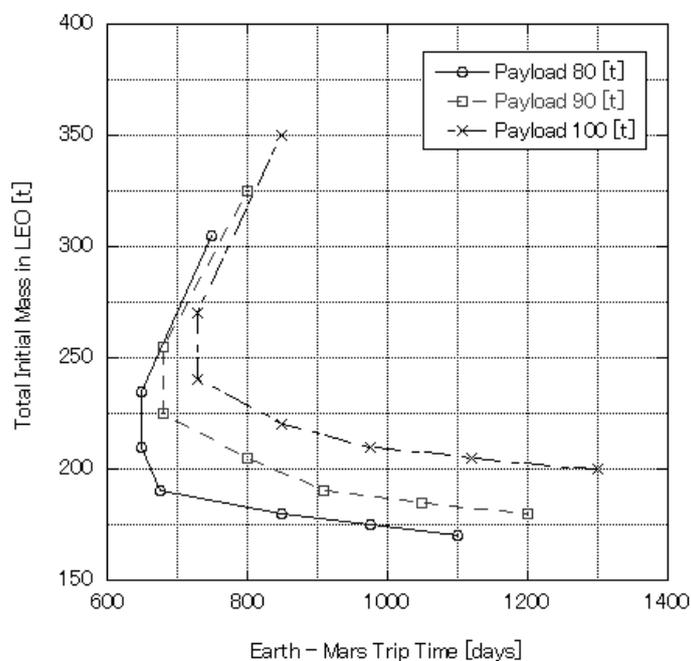
表 2.25. SP-100 構成質量内訳^[72]

System and Components	Mass [kg]
Reactor and shield subsystem	
Rector	755
Instrumentation and control	359
Instrument shield	931
Primary heat transport subsystem	
Pump, Piping, Joints and thaw heat pipes	342
Inlet and Outlet manifold	423
Power conversion subsystem	
Stirling engines, alternators, hot heat exchangers and piping	5,871
Heat rejection subsystem	
Pumps, accumulators, and piping	832
Heat pipe radiator (including fluid)	6,240
Power management and distribution subsystem	
Ac-to-dc converters and parasitic load resistors	1,650
Transmission cabling (5km)	917
Surface structure	
Reactor excavation bulkhead	679
Engine support platforms	1,005
System Total	20,004

表 2.26. 原子力発電を用いた電気推進システム^[70]

Rankine / Ion NEP System		Brayton / Ion NEP System	
System			
Power Output	10 [MWe]	Power Output	10 [MWe]
Full Power Life	10 [years]	Full Power Life	10 [years]
System Mass Breakdown			
Reactor	12,000 [kg]	Reactor / Shield / Structure	29,800 [kg]
Shield	18,500 [kg]		
Power Conversion	24,200 [kg]	Power Conversion	35,400 [kg]
Radiators	10,100 [kg]	Radiators	47,300 [kg]
Power Condition and Distribution	25,000 [kg]	Power Condition and Distribution	26,800 [kg]
Ion Propulsion	12,000 [kg]	Ion Propulsion	12,000 [kg]
Total	101,800 [kg]	Total	151,300 [kg]
Specific Mass	10.2 [kg/kWe]	Specific Mass	15.1 [kg/kWe]

文献[73]では電気推進を用いた火星貨物輸送を検討している。図 2.20 に、この研究で想定している輸送機の概観を示す。この機体は、90t のペイロードを高度 500km の LEO から高度 6000km の LMO へ輸送する事を想定した貨物輸送機である。この研究では輸送期間と初期質量の関係を評価しており、図 2.21 にそれを示す。これより、輸送期間は 600 日を超え、1 周以上の太陽周回を行っている事が分かる。

図 2.20. NEP 貨物輸送機^[73]図 2.21. 輸送期間と初期質量の関係^[73]

2.2.5. 原子力推進

原子力推進は、原子炉の熱を電力に変換する電気推進以外に、直接推進剤を加熱する事で高推力、高比推力を達成する方法である Nuclear Thermal Rocket (NTR)が研究されている。この方式において最も重視されるのは、推進剤温度を可能な限り高温とする事である。推進剤を加熱して放出するという単純な方式ゆえに、加熱量の多寡が Isp に直接影響を与える。そのため、推進剤との熱伝達を行う炉壁の耐熱性の向上が重要な課題である。なお、NTR においては比推力向上のため推進剤に水素が用いられる事が一般的である。図 2.22 に、NTR の概念図を示す。これは、Solid Core NTR と呼ばれ、炉壁を介した固体伝熱によって熱交換を行い、推進剤を加熱する方法である。

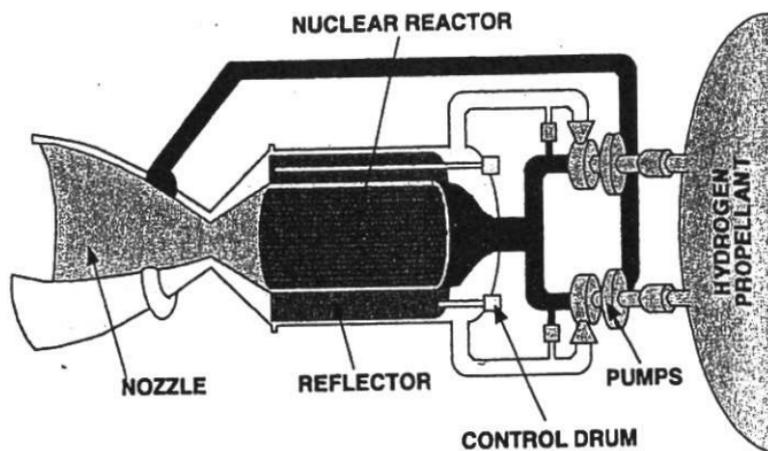


図 2.22. 原子力推進(Solid Core NTR)イメージ^[74]

NTR の実用化を図ったプロジェクトとしては、NERVA (Nuclear Engine for Rocket Vehicle Applications)が挙げられる。NERVA は 1947 年から 1972 年にかけて行った計画で、ミサイルの推進力としての利用を図ったものである。以下に、NERVA の成果およびエンジンの構造図を示す。

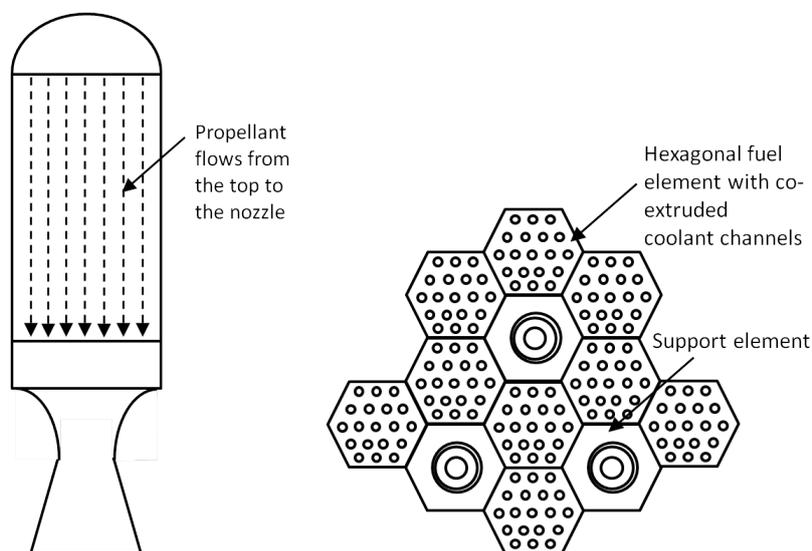


図 2.23. NERVA の構造^[68](左)側面図, (右)上面図

表 2.27. NERVA の成果^[68]

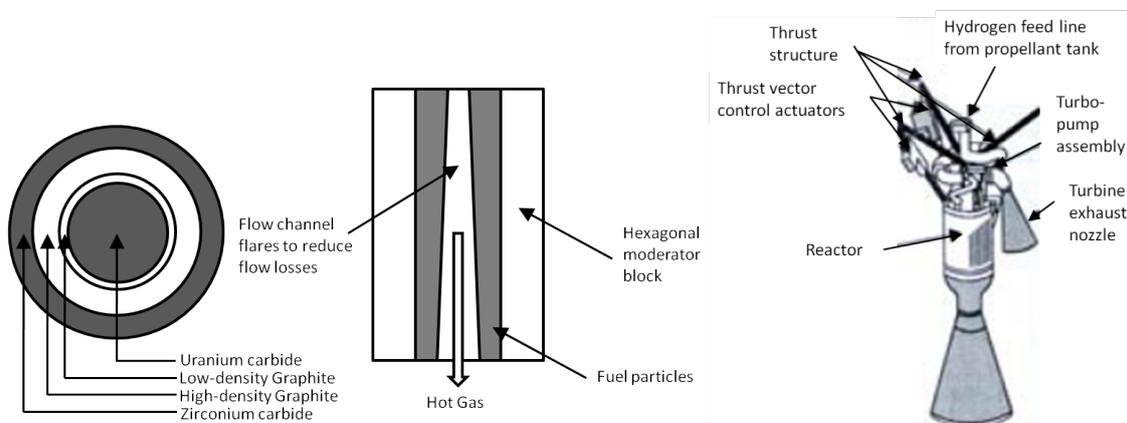
試験回数	再始動を含む 28 回の全力運転試験
運転寿命	30 分の連続試験, 90 分の総寿命
出力	300-200,000MW
開発要素	水素供給システム 高温燃料の開発(3000K) 高温水素による腐食への対策
比推力	835s
推力	Max 890,000N
推重比	3-4

NERVA は、筒状に成型した核燃料と並行して推進剤である水素を流す事で加熱を行い、ノズルから噴射する事で推力を得る形式のエンジンであり、高い出力から惑星間航行用にも利用が期待されていた。後述するように、NERVA の使用を想定した火星輸送の研究も行われた例がある。

また、炉心部の構造が異なる Particle Bed Rocket (PBR)についても開発が進められた。PBR は NERVA と同様に ZrC を使用して推進剤と反応部を区分するが、核燃料のウランを細かな粒子状に加工して推進剤流路に設置することによってより熱交換効率を高める事が出来る。PBR の構造及び開発が中止されるまでの成果を以下に示す。

表 2.28. PBR 成果^[68]

試験内容	最高 3000K での燃料試験 1 セグメントでの核反応試験 1000MW での臨界試験 高エネルギー密度での熱水力学的試験 様々なミッションデザイン 反応力学を模擬するシミュレーション
------	--

図 2.24. Particle Bed Rocket (PBR)構造図^[68](左)燃料粒, (中)燃料筒, (右)エンジン全体

さらに、それ以外にも、核反応に高速中性子を用いる CERMAT という方式についても検討がなされた。

表 2.29 に、これまで述べた NTR の性能比較を行った。推進剤温度は 2000K から 3000K であり、Isp は 1000s 近くに達する。また、推力重量比も PBR は 20 に達し、非常に強力である。

表 2.29. Nuclear Thermal Rocket 性能表^[68]

	NERVA	Particle bed	CERMET
Power [MW]	1570	1945	2000
Thrust [kN]	334.061	333.617	445.267
Propellant	H ₂	H ₂	H ₂
Fuel element	Solid rod	Porous particle bed	Solid rod
Maximum Propellant Temperature [K]	2361	3200	2507
Isp [s]	825	971	930
Chamber pressure [MPa]	3.102	6.893	4.136
Nozzle expansion ratio	100	125	120
Engine mass [kg]	10138	1705	9091
Engine thrust / weight	3.4	20.0	5.0

さらに高温に推進剤を加熱するための方法として、Nuclear Light Bulb (NLB)が考案されている。NLB は 1960 年代から盛んに研究され、1979 年で開発を終了した計画であるが、NTR をはるかに超える推進剤温度と比推力を目標としたロケットである。NLB は、Gas Core NTR と呼ばれる方法を採用しており、Solid Core NTR を用いた NERVA 等のエンジンと一線を画す。Gas Core NTR の特徴は核燃料をガス状にして噴き出して反応を起こす点であるが、構造によって二種類に区別できる。図 2.25 および図 2.26 に概念図を示す。

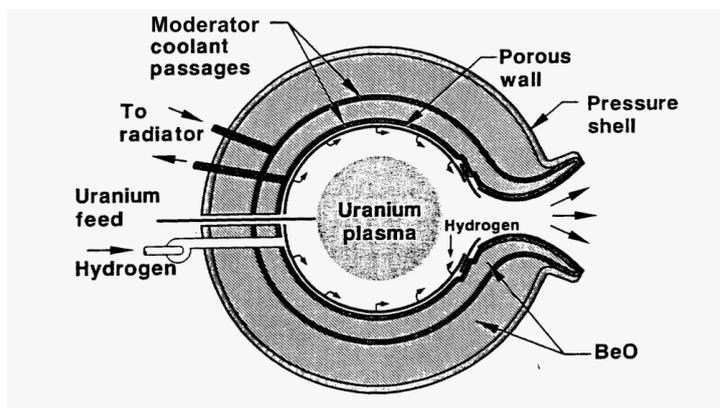


図 2.25. Open gas core type Nuclear Thermal Rocket^[75]

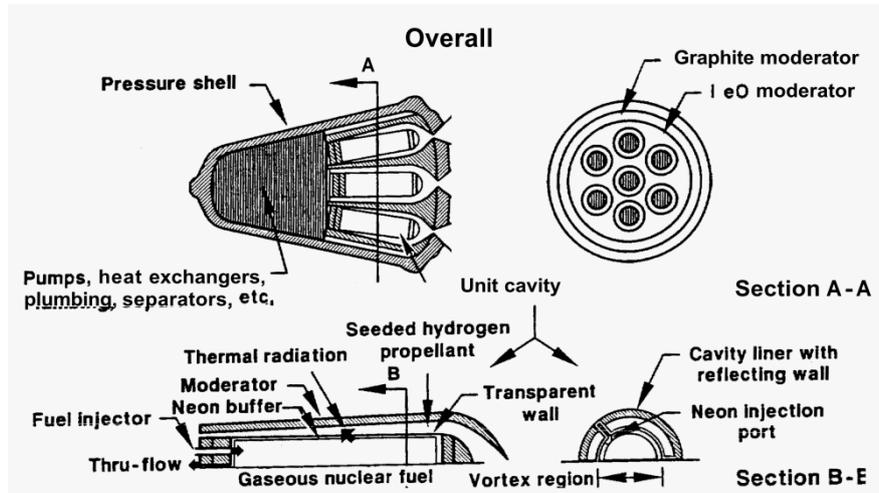


図 2.26. Closed cycle nuclear light bulb engine^[75]

Open gas core タイプは、チャンバーに核燃料を噴きだして反応させ、推進剤も同一空間に噴き出す事で加熱する。それに対し Closed cycle nuclear light bulb タイプでは、ガス化した核燃料と推進剤の間を高純度の二酸化ケイ素で区切っている。Open タイプにおいては推進剤は高温の核燃料と攪拌されて直接加熱されるため、伝熱壁の制約を無視する事が出来る。また、Close タイプでは、透明な二酸化ケイ素の壁を通じて輻射による伝熱が行われる。そのため、両方法とも熱伝導に基づく方法よりもより高温環境を維持できる。NLB は Close タイプの手法を用いている。

次に、NLB エンジンの熱出力でサイジングを行った際の目標性能を表 2.30 に示す。全体的に NTR よりも高温であり、5000K 以上が期待される。それに応じて Isp も向上し、1000 から 3000 の Isp が実現可能と考えられている。

表 2.30. Nuclear Light Bulb エンジン性能表^[75]

Power [MW]	Radiating temperature [K]	Isp [s]	Pressure [atm]	H ₂ flow [kg/s]	Weight [kg]	Thrust [kN]	Thrust/Weight
730	5,000	1,120	310	9.0	26,000	98.1	0.38
2,500	7,000	1,570	430	16.0	29,000	245.2	0.85
4,600	8,333	1,870	500	22.5	31,000	411.9	1.30
10,000	10,000	2,150	630	37.2	34,000	784.5	2.30
22,000	12,000	2,500	790	59.8	38,000	1,470	4.00
51,000	15,000	2,700	1,000	119.0	53,000	3,138	6.00
160,000	20,000	3,100	1,300	309.5			

NLB は惑星間輸送への適用を考慮して構想されたため、これを用いた惑星間輸送の研究も行われている。文献^[75]では、NLB を用いた火星輸送機を想定してミッション評価を行っている。いくつかの推進システムを想定した結果を図 2.27 に示す。NTR, NLB について検

討が行われているが、200日程度での輸送がNLBを用いる事で実現できると考えられる。

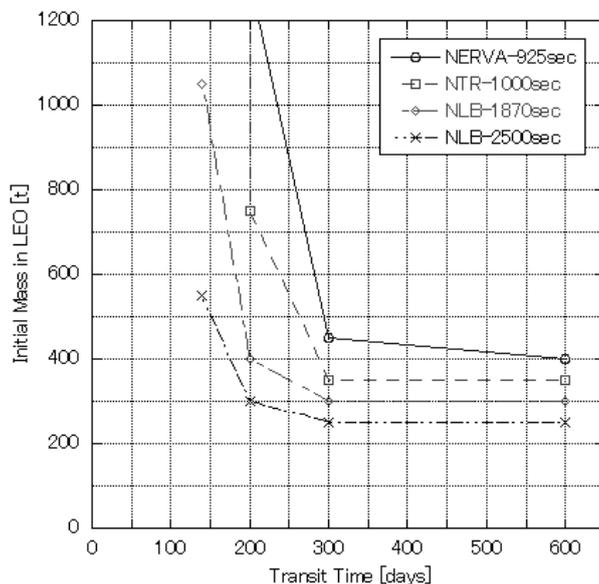


図 2.27. 原子力推進を用いた火星への輸送^[75]

最後に、本節で述べた原子力推進を含めた将来型推進システムの展望を表 2.31 に示す。既存の化学推進で達成される 400s 程度の Isp に比べ、原子力推進は非常に高い Isp を示す。また、本節で紹介したように、実用化に向けた燃焼試験を行った例のある原子力推進システムは Isp=1000s 付近の Nuclear Thermal Rocket までであるが、推進方式によっては更なる高 Isp が期待される。こうした推進システムが開発・実用化されれば、将来の宇宙輸送環境は大きく変化する事が予想される。

表 2.31. 高エネルギー推進システム性能比較^[74]

System	Isp [s]
Fission	
Solid core	800-1,000
Gas core	2,000-7,000
Pulsed (ORION)	2,500-150,000
Fission fragment	10^6
Fusion	20,000- 10^6
Antimatter	10^7

2.3. 持続的な有人火星滞在モデル作成に向けて

本章では、有人火星滞在計画において必要とされる技術要素について、これまでの研究内容および実績を個別に述べた。中でも、生命維持システムはこれまでの宇宙ステーションでの運用において実績を積んでおり、技術的な進歩は著しい。そうした宇宙ステーショ

ンでの成果を基に、生命維持システムの基本的な目的、性能について述べた上で、火星での使用に対しては再生率、消耗品の交換等で現行のシステムには問題が多い事にも触れ、有人火星滞在に向けた高再生率、高効率物質循環システムに向けた技術開発の必要性についても指摘した。

また、生命維持システムを含む火星基地システム全体についても触れ、電力供給、熱管理など、基地を構成する重要なコンポーネントについて、これまでの研究・開発状況と、それを基に性能、質量の予測を行う事の困難と現時点で作成可能なモデルについて述べた。さらに、火星において可能と考えられている資源の現地採取は、重要な資源である水の存在状況すら不明であるが、その効果の大きさから出来る限りの検討を行った。特に、火星で利用できる可能性がある水、酸素は、生命維持システム内でも使用される重要な物質であり、生命維持システムと一体化した物質循環システムを構築する事で効率的に利用可能である点について述べ、各種資源採取システムを概観した。これら、基地システムモデルの作成については4章で扱う。

また、地球-火星輸送システムについては、低軌道輸送、惑星間輸送の研究・実績を述べた。中でも惑星間輸送は、有人輸送機にはこれまでの無人探査機とは異なる短時間での輸送が求められることから新たな検討が必要であり、有人輸送への適用可能性を重視した検討を行った。また、それに際し原子力エネルギーの使用を前提とした推進システムの必要性が指摘されており、本研究においてもその効果、必要性を検討することからこれまでの原子力推進の研究について述べた。原子力推進は、原子炉の熱で推進剤を加熱する方式、原子力発電により高エネルギーの電気推進を駆動する方式の二種類が主に検討されており、それらの差異と予想される性能について検討する事で持続的火星滞在システムへの適用の足がかりとした。これら輸送システムモデルの構築については、続く3章で扱う。

3. 輸送システムのモデル化

本章では、本研究で使用した地球-火星輸送システムモデルを構築する。持続的輸送という観点から組織的な輸送網を構築した研究はこれまで行われておらず、本研究では複数の輸送方法を併用した継続的輸送という新たな視点からの輸送モデルの構築に取り組む。さらに、これまで考慮された例のない火星への緊急輸送モデルを構築し、火星でのハザード期間の短縮を試みる。輸送システムの構築に当たっては、軌道計算に基づく ΔV 、輸送期間の導出を行った後、推進システム、生命維持システムといった輸送系を構成するコンポーネントのモデルを作成し、輸送方法、軌道の決定および輸送機の質量の概算を行う。

3.1. 軌道設計

惑星間輸送において用いられる軌道の概要は2.2.2で述べた。本節では、それらの軌道を基に軌道計算を行い、各輸送法の特徴を明らかにすると共に輸送期間、 ΔV の定量化を試み

る。また、それらを用いて滞在計画を策定する。なお、本研究は持続的滞在システムの構築を目指すものであり、特定の期間の火星滞在を目標としたものではなく、特定の期日のミッションを想定したものでもない。そのため、本研究では地球、火星の軌道は離心率 0 の円軌道として期日に中立な条件とすると共に、計算を簡略化する。こうした特徴のため、実際の運用においては軌道離心率、傾斜角等を詳細に検討した上で、期日に合わせた微調整や追加の加速を行う必要があるだろう。

3.1.1. Direct 軌道

Direct 軌道は、地球低軌道から火星へのインパルス遷移に基づく軌道である。まず、軌道設計のために Lambert 則に用いて遷移時間を計算した。図 3.1 に、Lambert 則に基づく輸送期間と ΔV の関係を示す。図 3.1 は、図 3.2 に示すように、黄道面上で火星が 40° 地球に先行する時点で地球を出発した場合の惑星間航行条件について計算した結果である。

インパルス遷移においては、輸送期間を長くすれば必要な ΔV は減少するが、さらに輸送期間を延長した条件では、 ΔV は増加に転じる。これは、火星および宇宙機の軌道要素が複雑に影響するため、輸送期間と ΔV が単純な反比例関係および単調変化の関係にはない事を示している。

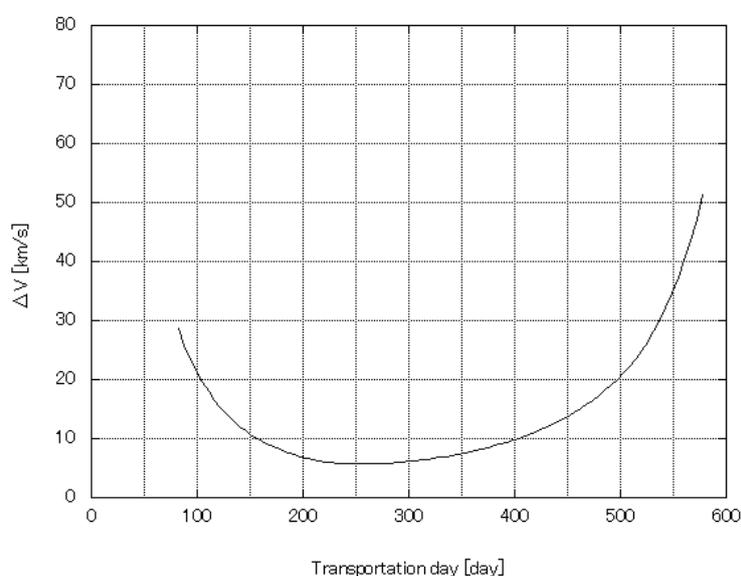


図 3.1. 輸送期間と所要 ΔV の関係(相対角度 40°)

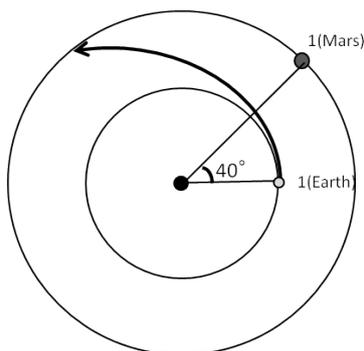
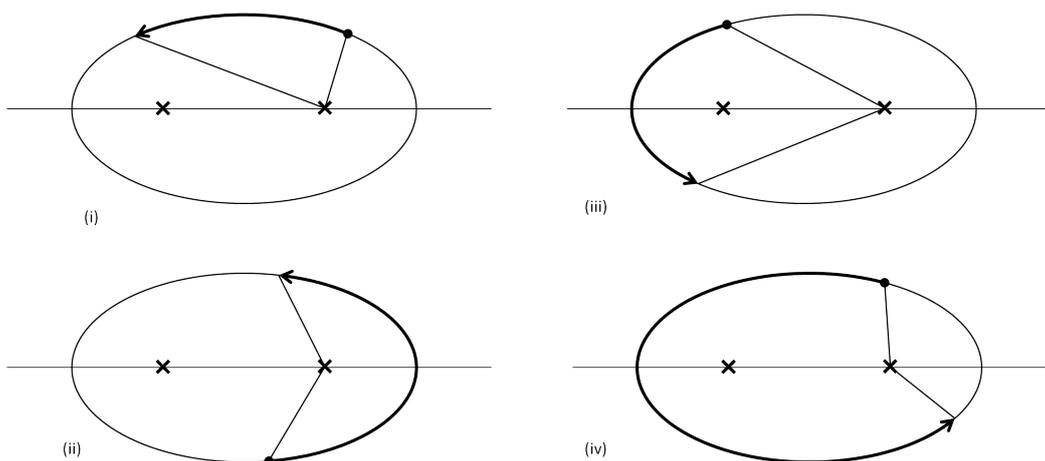


図 3.2. 地球出発時点での相対位置

次に、図 3.3 に、インパルス遷移を行う際に用いる軌道を遷移角度および遷移時間の大小に基づいて 4 つに分類したものを示す。これら 4 つの軌道は、それぞれ輸送期間、 ΔV の関係が異なるため、同一に扱う事は出来ない。図 3.1 のケースでは、 ΔV 最小点までは、(i) の軌道であるが、さらに輸送期間を延長すると(iv)の軌道に移り、輸送期間の延長と ΔV の増加が同時に起こる。輸送ミッションにおいては ΔV 、輸送期間共に小さい方が好ましいので、このケースでは ΔV 最小である 260 日以内が輸送条件の候補となる。

輸送期間、 ΔV の関係は輸送時の地球と火星の相対角度によって変化するため、図 3.4 のように、異なる相対位置から輸送を開始すれば異なる傾向を示す。このケースでは、(ii), (iv), (iii)の順で軌道が変化しており、(iii)のケースでは 1 回の太陽周回を行っている。

図 3.3. Direct 輸送における軌道^[76]

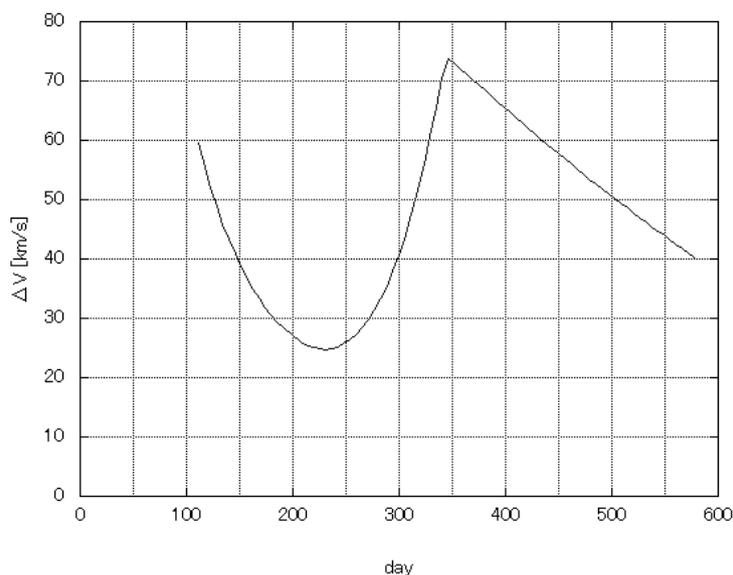


図 3.4. 輸送期間と所要 ΔV の関係(相対角度 180°)

相対位置による輸送期間, ΔV の変化を捉えるため, 輸送時期を横軸にとり, 各時点で最小となる ΔV とその時の輸送期間を縦軸にとった図を図 3.5 に示した. 2.14 年周期で輸送条件が変わり, 輸送に適したウィンドウはごく限られている事が分かる. このように, Direct 軌道の設計においては, 出発時期- ΔV -輸送期間の関係を考慮する事が非常に重要である.

本研究では, 片道輸送に適していることから Direct 軌道を貨物輸送に使用する. この時, 輸送条件として優先されるべきなのは ΔV であるため, 出発時期, 輸送期間はそれに応じて調整される. ΔV 最小を考えると, 図 3.5 より, 相対角度 40° で輸送を開始する場合は最も適している. この時, 輸送期間は 260 日, ΔV は 5.7km/s となる. なお, この際の計算では, 周回軌道からの出発を想定して Patched-Conics 法を用いた. Patched-Conics 法については次節で述べる.

なお, 二つの円軌道間の遷移において ΔV を最小化できる軌道として Hohman 軌道が知られている. 今回のケースに Hohman 軌道を用いると, 輸送期間 259 日, $\Delta V=5.6\text{km/s}$ が得られ, 結果はほぼ一致することから, 貨物輸送においては Hohman 遷移が最適である. 以下に, Hohman 軌道の図を図 3.6 に, 計算式を式(3.1)に示す.

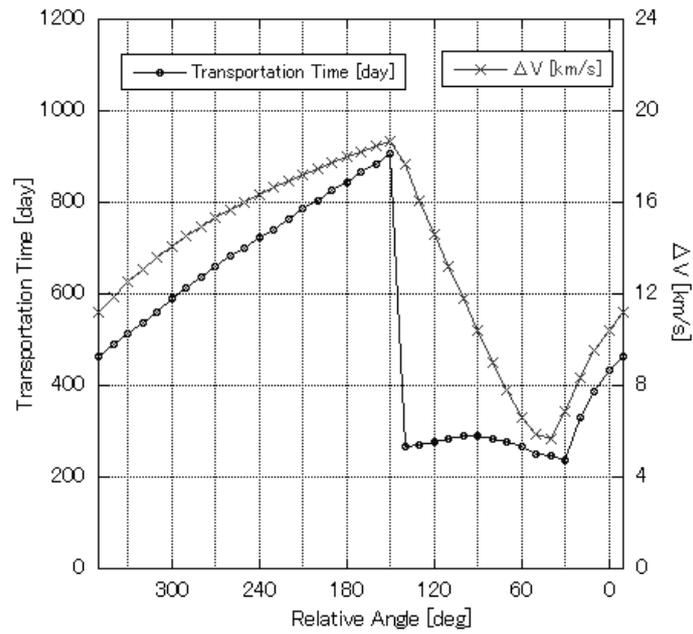


図 3.5. 出発時間と輸送期間の関係

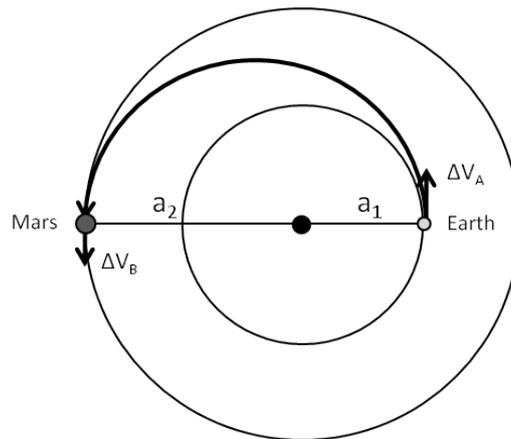


図 3.6. Hohman 軌道図

$$a_1 = a(1 - e)$$

$$a_2 = a(1 + e)$$

$$\Delta v_A = \sqrt{\frac{\mu}{a_1}} \left(\sqrt{\frac{2a_2}{a_1 + a_2}} - 1 \right)$$

$$\Delta v_B = \sqrt{\frac{\mu}{a_2}} \left(1 - \sqrt{\frac{2a_1}{a_1 + a_2}} \right)$$

(3.1)

また、片道輸送では、火星突入時の大気抵抗を利用して減速を行い、推進剤を削減することが可能である。火星大気による摩擦を利用した減速であるためヒートシールドの搭載が必要であるが火星突入時の ΔV を削減する事で Hohman 軌道で 2.7km/s 程度の減速を代替できることから大きな効果が期待できる。

そのため、本研究においては、Direct 軌道を用いた片道の輸送については火星大気突入時にヒートシールドを搭載した減速を行なうことを想定した。ヒートシールドの質量については 1.2.2 で触れたが、表 2.14 及び表 2.15 に示すように質量比で 10-20%が必要とされる。本研究では、突入時の加熱率及びヒートシールドの設計には踏み込まず、ヒートシールドの質量は以下のように輸送質量の 15%のペナルティとしてモデル化した。なお、 R_s はヒートシールドとペイロードの質量比であり、本研究では上記のとおり 0.15 である。

$$M_{shield} [kg] = M_{payload} [kg] \times R_s [kg / kg] \quad (3.2)$$

3.1.2. Stop-Over 軌道

Stop-Over 軌道は、地球、火星周回軌道を起点とする以外は Direct 軌道と同様であり、前節の条件がそのまま成り立つ。さらに、Stop-Over 軌道では各惑星周回軌道投入時の ΔV を見積もるため、Patched-Conics 法を用いて軌道計算を行った。Patched-Conics 法では、惑星間航行と惑星近傍の影響圏でそれぞれ軌道計算を行い、影響圏境界で接続する。

Patched-Conic 法に基づく軌道計算の模式図を図 3.7 に示す。本研究では、2 の惑星間航行区間では Lambert 則に基づいた計算を行った。また、1 および 3 の惑星影響圏内の飛行は、各惑星と宇宙機の二体問題として扱い、惑星周回軌道からの離脱および投入を Kepler 方程式によって計算し、影響圏外縁での速度を惑星間航行での初期、終期速度と一致させた。ただし、影響圏の大きさは惑星間航行においては無視できる程度に留まるため、惑星間軌道の計算における始点、終点は影響圏の大きさを無視して各惑星の軌道位置とした。

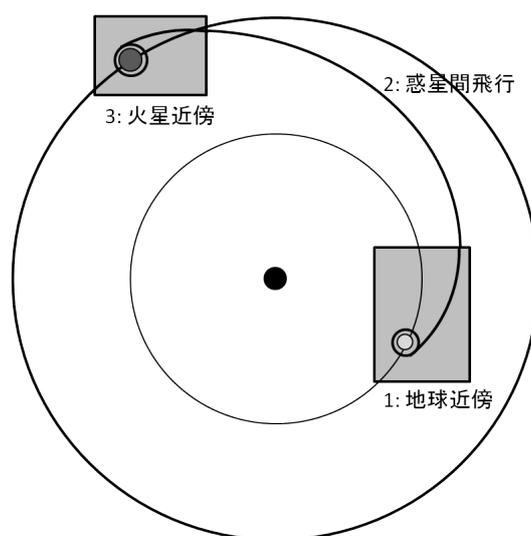


図 3.7. Patched-Conics 法による軌道設計

Stop-Over 軌道は輸送機を軌道上にとどめる事が特色の一つとなっており，往復輸送に適している事から本研究では有人輸送に使用した．本研究では地球周回軌道を地表面より高度 1000km，火星周回軌道を高度 300km に設定し，両周回軌道を Stop-Over 軌道の出発点，到着点とした．低軌道高度は既存の衛星との干渉を考慮して設定したが，高度の多少の変更は惑星間飛行における ΔV にはさして影響を及ぼさない．

惑星間軌道の設計が輸送期間， ΔV ，出発時期のトレードオフとなるのは Direct 軌道と同様であるが，Stop-Over 軌道を用いた有人輸送においては輸送期間の短縮も重視されるため ΔV 最小が必ずしも最適とならず，最適化が必要である．しかし，システム最適化を行う際に軌道計算を繰り返し行う事は非効率であるため，本研究では軌道計算をあらかじめ行いデータシートを作成することで最適化プロセスを簡素化した．

表 3.1 に，各相対位置ごとに ΔV - 輸送期間の関係を数値化して作成したデータシートを示す．これは，火星到着時の地球 - 火星相対角を横軸にとり，惑星間航行における ΔV を縦軸にとった場合の，惑星間航行帰還を示したものである．火星到着時に地球が 60° 前方に出ているケースが最も低 ΔV での遷移が可能であることが分かる．これはちょうど Hohman 軌道に近い地点である．また，それ以外の相対角では輸送期間及び遷移期間が大幅に上昇しており，公転運動の影響を強く受けている事が分かる．

表 3.1. 相対位置による ΔV —輸送期間の関係

ΔV [km/s]	相対角 [deg]					
	0	-60	-120	-180	-240	-300
20	95.5 [days]	111.9	207.9	298.6	381.9	55.9
15	153.1	127.5	229.9	324.8	411.4	302.7
12.5	203.0	139.3	246.0	345.14	436.8	N/A
10	253.0	151.1	262.0	365.4	462.3	N/A
9.5	N/A	158.0	269.7	375.0	474.9	N/A
9	N/A	164.9	277.4	384.6	N/A	N/A
8.5	N/A	171.7	285.1	394.3	N/A	N/A
8	N/A	178.6	292.8	403.9	N/A	N/A
7.5	N/A	185.5	300.5	N/A	N/A	N/A
7	N/A	192.4	308.3	N/A	N/A	N/A
6.5	N/A	199.2	316.0	N/A	N/A	N/A
6	N/A	206.1	N/A	N/A	N/A	N/A
5.5	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

3.1.3. Cycler 軌道

図 2.16 に示したように、Cycler 軌道は地球、火星でのスイングバイを繰り返すことによって継続的に惑星間輸送を行う軌道である。これまでの Cycler 軌道を用いた研究では離心率も考慮し、ミッション期間中の地球、火星の詳細な軌道を用いて軌道最適化を行う軌道設計を行う方法が一般的であった。しかし、持続的輸送を考える上では特定期間に限定して最適化を行うことは普遍性がなく適当ではない。そのため、本研究では両惑星及び宇宙機の相対位置、速度の初期条件と終期条件が一致するように Cycler 軌道を設計した。そして、このサイクルを繰り返すことで持続的輸送のモデルを構築した。

円運動を仮定した場合、地球、火星の会合周期は 2.14 年である。公転運動と同期しなくては繰り返し輸送が行えないため、Cycler 軌道の 1 サイクルの期間はこの相対運動の倍数とすることが必要である。本研究では、高速輸送が求められること、人員の交代サイクルを短くする事が求められることから、設定可能なサイクルのうち最も短期間となる 2.14 年を Cycler 軌道の 1 サイクルとした。この期間において、Cycler 輸送機は地球 - 火星 - 地球の一周回を行う。

Cyclor 軌道は、図 3.8 のように輸送フェーズ、回送フェーズ、両惑星でのスイングバイで構成される。周期を 2.14 年とするためには輸送期間と回送期間の和が 2.14 年でなければならない。持続的輸送を行うには両惑星通過時の軌道要素変化がスイングバイにより調整可能

でなければならない。惑星間遷移である輸送フェーズおよび回送フェーズは Lambert 則を用いて計算し、輸送期間及び両惑星通過時の速度ベクトルを求めた。

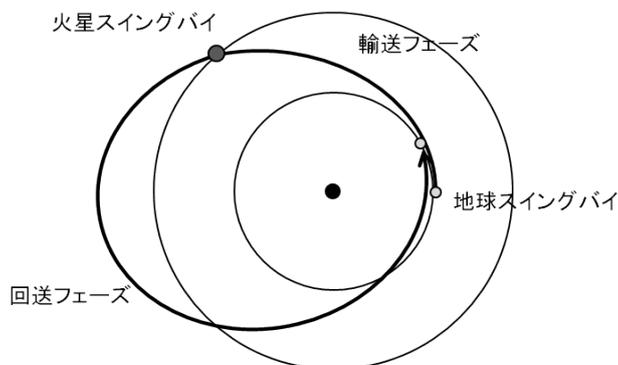


図 3.8. Cypher 軌道フェーズ

表 3.2 に、遷移期間の配分と惑星通過時の両フェーズの速度差を示す。スイングバイでは惑星に対する相対速度を変化させることはできないため、惑星通過時の速度変化を最小とすることが必要である。本研究では速度差を最小とする条件から輸送期間 145 日、回送期間 636 日の Cypher 軌道を用いた。

表 3.2. 軌道要素の差

輸送期間	回送期間	サイクル周期	火星通過時 dV	地球通過時 dV
147.1 [day]	639.4 [day]	780.7 [day]	0.03903 [km/s]	0.32382 [km/s]
147.1	638.2	781.4	0.00783	0.2241
146.1	636.9	781.1	0.02844	0.1052
145.1	636.4	781.5	0.03675	0.019769
144.1	635.0	781.0	0.05048	0.1506

また、スイングバイによる速度ベクトル変化は以下の式 3.3 及び図 3.9 によって表される。 V_{in} および V_{out} は軌道速度であり、 V_{∞} は惑星に対する相対速度である。惑星の軌道速度 V_p および地心重力定数 μ によって惑星通過後の宇宙機は角度 δ だけ進行方向が変化することが示されている。

惑星に対する相対速度とその時に変化可能な進行角度の関係を図 3.10 にまとめた。前述の軌道における δ は地球通過時が 14° 、火星通過時が 0.07° であるため条件を満たし、スイングバイによる速度ベクトル調整が可能である。

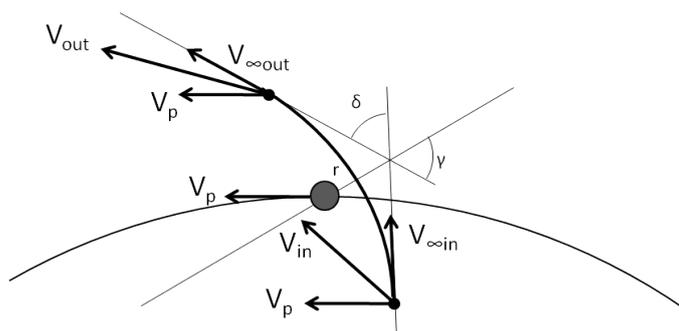


図 3.9. スイングバイによる速度ベクトル変化

$$\begin{aligned}
 \cos \gamma &= \frac{1}{e} \\
 a &= -\frac{\mu}{v_{\infty}^2} \\
 e &= 1 - \frac{r}{a} \\
 \therefore \sin \frac{\delta}{2} &= \sin \frac{\pi - 2\gamma}{2} \\
 &= \cos \beta \\
 &= \frac{\mu}{\mu + v_{\infty}^2 r} \\
 \therefore \delta &= 2 \arcsin\left(\frac{\mu}{\mu + v_{\infty}^2 r}\right)
 \end{aligned}
 \tag{3.3}$$

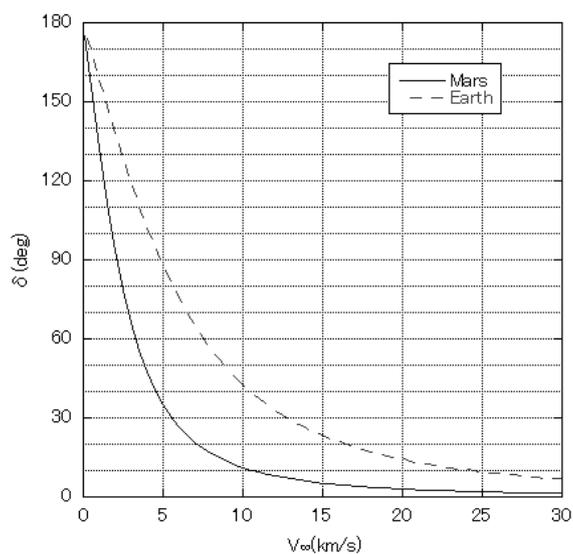


図 3.10. スイングバイによる \$V_{\infty}\$ と \$\delta\$ の関係

なお、火星 - 地球輸送を行う輸送機については地球 - 火星輸送機とは輸送期間、回送期間を逆にした軌道を用いるため、輸送期間および惑星通過速度は往復とも同一である。Cycler 軌道を用いた滞在計画を図 3.11, 3.12 に示す。図 3.11 中、1 から 2 は火星への輸送であり、輸送機は火星を通過し輸送後も飛行を続ける。一方、クルーは火星上で約二年の滞在を行い(2-3)、最後に 3 から 4 の過程で火星から地球に帰還する。この際も Cycler 輸送機が用いられるが、これは往路で用いた機体とは異なる機体である。

また、前述のように Cycler 軌道を設計したため、輸送可能な時期および輸送期間は固定される。その拘束から火星での滞在期間は 733 日に固定され、クルー交代時には火星基地に 48 日間の無人期間が生じる。また、この時の両惑星通過時の相対速度差およびランデブ時に必要な ΔV を Lambert 則および Patched Conic 法を用いて計算した結果を表 3.3 に示す。

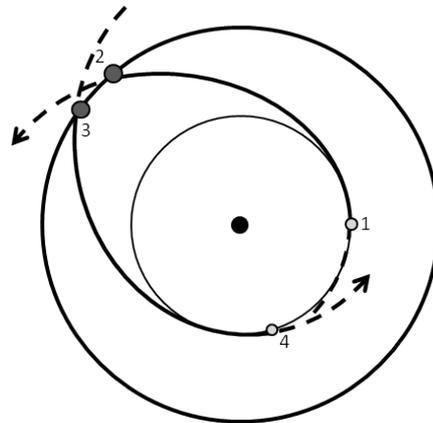


図 3.11. Cycler 軌道による往復

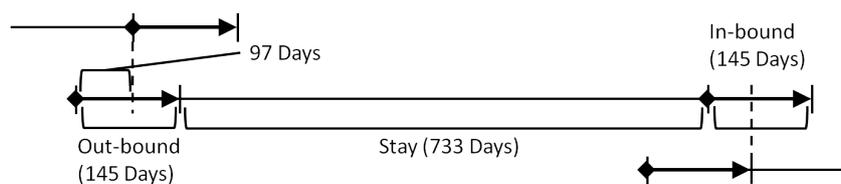


図 3.12. Cycler 軌道使用时滞在計画

表 3.3. Cycler 軌道使用時の必要 ΔV

対象惑星	相対速度差 [km/s]	ランデブ時 ΔV [km/s]
地球	6.5	4.9
火星	9.7	7.4

3.1.4. Spiral 軌道

Spiral 軌道は低推力の推進システムを用いて定常的に加速を行う軌道であり、電気推進システムの使用を前提としている。Spiral 軌道は太陽の周囲を周回しながら目標の惑星軌道に

接近する手法であり、地球 - 火星間では一周回りに 1-2 年を要するため、輸送期間が長期間となりがちである。

実際、2.2.4 に述べたように、原子力発電と電気推進を用いた火星輸送には最低でも 650 日程が必要と考えられている。この場合、往復だけで 3.5 年を要し、こうした長期間の輸送法はクルーの大きな負担となると考えられる。また、NASA の火星探査検討においても 200 日以下の輸送が推奨されている。そのため、Spiral 軌道を用いた遷移は本研究では行わない事とする。

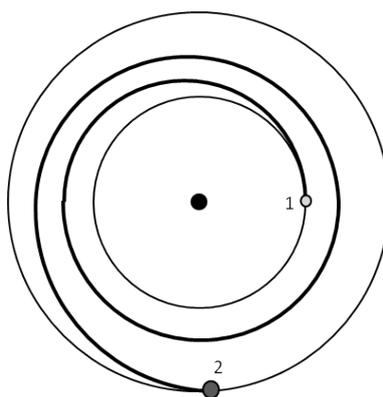


図 3.AA. Spiral 軌道

3.1.5. 緊急輸送軌道

本研究では、ハザード発生時の対応手段として救援輸送を想定した。図 3.13 に、救援輸送として設定した 4 通りの輸送法を示す。

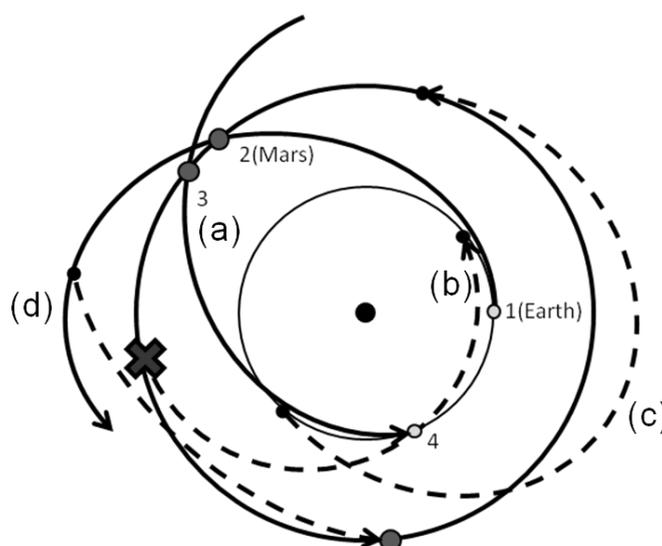


図 3.13. 緊急輸送軌道

- (a)待機
- (b)緊急帰還
- (c)地球からの救援
- (d)Cyclor 輸送機による救援

(a)は、ハザード発生時にも特に緊急輸送を行わずに残存の物資を用いて火星上で耐え、当初の予定通りに帰還する方法である。緊急輸送を行わない為、火星基地に十分な生存物資を蓄えておく必要がある。

(b)は、緊急時には地球への帰還を行う方法である。緊急帰還を行う場合、帰還用のロケットと物資を備えておくことが必要となり、火星基地への初期輸送量を増大させる可能性がある。しかし、**Stop-Over** 輸送を行う場合には有人輸送機が軌道上に存在するため、それを用いる事で帰還用ロケットの負担は大幅に低下する。

(c)は、地球からの救援機を送り込む方法である。救援によって消耗品の補給、物質循環サイクルの復旧が行われれば当面の緊急事態は解消されるので、その後は予定通りの帰還が可能となる。

地球からの救援を送ることの利点は、他の方法と違い最初に地球外に備えをする必要がないという点である。そのため、定常運用をしている限り他の方法に比べ輸送系の負担は軽減される。救援輸送の負担をどの程度定常運用時の輸送量に算入するかは事故率や求める安全性によって設定されるべき数値である。本研究ではこの数値はパラメータとし、考察の対象とした。

(d)は、非常時には **Cyclor** 輸送機を救援機として火星基地に向かわせる方法である。救援機の機能は(c)と同様であり、救援後は当初の予定通り帰還する。**Cyclor** 機には生命維持システム及び消耗物資があらかじめ備わっているため、救援機設置の負担が軽減される。

また、本研究では往復に際し2機の **Cyclor** 機を用いるが、そのうち救援機として利用可能なのは往路の地球 - 火星輸送に用いる **Out-bound** 機のみである。これは、復路輸送に用いられる **In-bound** 機を救援に使用するとその後の帰還が困難になる点、相対位置の関係から **In-bound** 機による救援は **Out-bound** 機によるものに比べ長期間の輸送を要する点による。

緊急輸送時の輸送期間及び ΔV はトレードオフの関係にあり、緊急事態発生時の相対位置による影響も非常に大きい。緊急輸送の軌道計算のため、3.1.2 節と同様に表 3.4 のようなデータシートを作成した。

表 3.4. 緊急帰還時の ΔV —輸送期間の関係

ΔV [km/s]	ハザード発生時相対角 [deg]					
	0	-60	-120	-180	-240	-300
20	95.5	55.9	381.9	298.6	207.9	111.9
15	153.1	302.7	411.5	324.8	229.9	127.5
12.5	203.0	554.0	436.8	345.1	246.0	139.3
10	253.0	582.4	462.3	365.4	262.0	151.2
9.5	735.2	605.1	474.9	375.0	269.7	158.0
9	756.6	626.5	496.3	384.6	277.4	164.9
8.5	777.0	646.9	516.7	394.3	285.1	171.7
8	794.4	664.2	534.1	403.9	292.8	178.6
7.5	810.8	680.6	550.4	420.3	300.5	185.4
7	824.1	693.9	563.8	433.6	308.2	192.3
6.5	836.6	706.4	576.2	446.1	315.9	199.2
6	849.9	719.7	589.6	459.4	329.3	206.0
5.5	875.4	745.2	615.1	484.9	354.8	N/A
5	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

3.2. 推進システムモデルの作成

3.2.1. 推進システムの決定

火星輸送においても現行の化学推進が主に用いられる可能性はあるが、高い ΔV が必要なことから高 I_{sp} を実現する次世代型推進システムの開発が進められている事を 2.2.3 で述べた。本研究では、次世代型推進システムとして、高エネルギー電気推進システム、原子力エンジンを検討した。

高エネルギー電気推進を用いる場合、課題となるのは推力である。高効率のエンジンではあるが、質量当たりの推力が弱いため、短期間の輸送には適さない。図 2.21 及び図 2.27 のように、400 日以上輸送期間を見込む必要があると考えられる。そのため、滞在期間も含めると 1 サイクルで 3 年以上を要する事になりクルーの負担は大きい。また、NASA は 200 日以内での輸送を求めている。これらの点から本研究では有人輸送機に対する高エネルギー電気推進の使用は見送った。

次に、原子力エンジンについて検討した。原子力エンジンは高推力、高比推力が期待されることから惑星間輸送に対する適性は非常に高いといえる。そのため、本研究では原子力推進の導入を試み、その効果を考察する事とした。

原子力推進は現時点ですべてが研究段階であり、性能については表 3.5 に示す研究中のエ

エンジンの目標値程度しか指標がない。そのため本研究においてはこれらの性能を持つエンジンを基準とした検討を行う。

表 3.5. 代表的原子力推進システムの性能

Propulsion	Engine	Thrust [kN]	Isp [s]	Mass [t]	T/W Ratio	Status
Chemical	RL10-A	73.4	446	0.14	52.4	Qualified
Solid core NTR	NERVA	220.6	850	5.27	4.2	In Research
Gas core NTR	Nuclear Light Bulb (NLB)	3138	2700	53	6	In Research

3.2.2. エンジンのサイジング

様々な推力要求に対応するため、エンジンのサイジングが必要となるが、上記のように原子力エンジンには十分な開発例がないので経験値による設定は困難である。そのため、化学推進システムの例を参考として考える。

表 3.6 に実績に基づいた化学推進システムの推力と質量の関係、図 3.14 にそれをグラフ化したものを示す。この例では Isp は 300-450s 程度である。図 3.14 からは、推力 - エンジン質量の関係は概ね線形形状となっていることが分かる。原子力推進においても線形性が成り立つ保証はないが、原子力エンジンに対する合理的なサイジングのモデルが手に入らないため、本研究では暫定的に原子力エンジンにおいても線形性を仮定したサイジングを行った。

表 3.6. 化学推進エンジンの性能^[77]

Engine	Thrust [N]	Isp [s]	Mass [kg]
XLR-132	16,700	340	51.26
Transtar	16,700	330-338	57.15
Transtage	35,600	315	107.95
Delta- II	43,600	320	99.79
R-4D	4,000	309	7.26
OME/UR	26,700	340	90.72
RL10-A	73,400	446	138.35
DM/LAE	445	315	4.54
R4-D	489	310	3.76
R42	890	305	4.54
MMBPS	445	302	5.22
RS-41	11,100	312	113.4
ADLAE	445	330	4.5
Chandra X-Ray Observatory	4,250	322.5	4.5
HS 601 AKE	489	312	4.08
R-40A	4,000	309	7.26
HPLAM	445	325	4.6

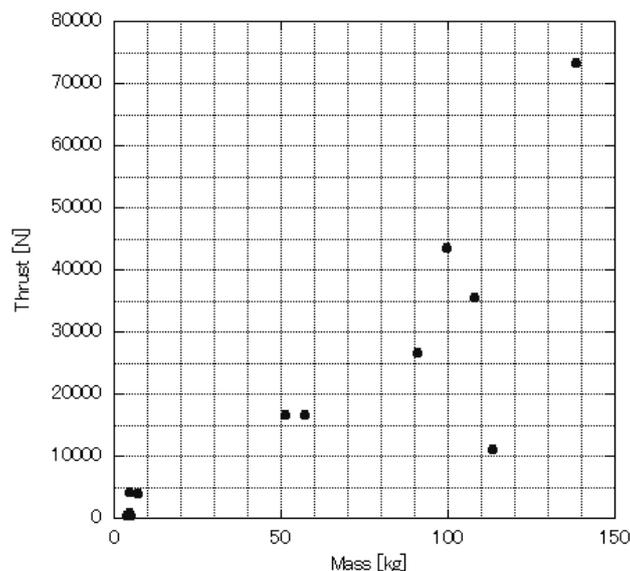


図 3.14. 化学推進エンジンの質量と推力の関係

以下に，本研究で用いたエンジンの質量計算式および推力-エンジン質量の関係を示す．

$$M_{engine}[kg] = F [N] \times P[kg/N] \tag{3.4}$$

ここで， P はエンジンの推力 - 質量の関係を表す係数で，本研究では表 3.5 に示した値を用いて，エンジンごとに表 3.7 のように設定した．また，図 3.15 に，これをグラフ化したものを示す．原子力推進は I_{sp} は高いものの，推力質量比の低さから化学推進に比べて質量の増加が著しい．しかし，これらの原子力推進は地上からの打上も想定して研究されていた事もあり，惑星間輸送を行う際に必要となるインパルス遷移を行うための加速を行うためには，十分な推力重量比を有している．

表 3.7. エンジンの種類と推力 - 質量係数

推進方式	I_{sp} [s]	P [kg/N]
化学推進	446	1.91
原子力推進 1 (NTR)	850	23.9
原子力推進 2 (NLB)	2700	16.9

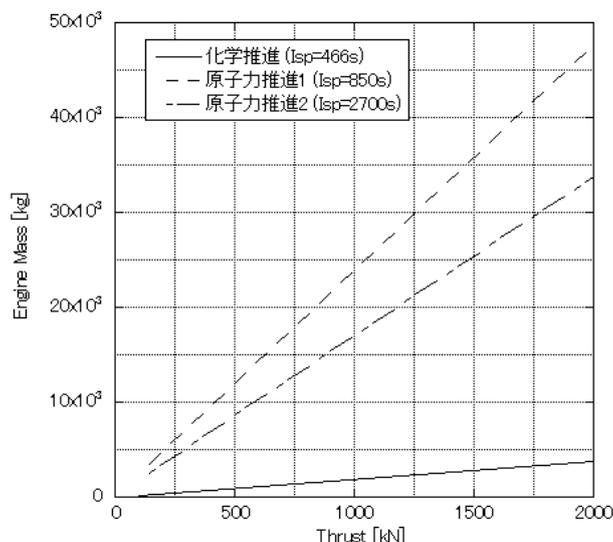


図 3.15. 本研究で用いたエンジンの推力と質量の関係

3.2.3. インパルス加速近似における推力のペナルティ

3.1 で述べたように、本研究では惑星間輸送にインパルス加速を想定した。しかし、実際に宇宙機を加速する際には推力が有限であることから有限の加速時間が必要である。そのため、インパルス加速はあくまで近似的な物に留まり、必要 ΔV の増加を伴う。その際、インパルス近似を外れて加速時間が長くなるほど ΔV のペナルティが大きくなり、非効率となる。

しかし、加速時間の短縮には推力の増加が必要であり、エンジンの大規模化を伴うため、エンジン規模の観点からは推力の増加は好ましくない。図 3.16 に、地球周回軌道から総計 6km/s の周方向加速を行った場合の無限遠速度を示す。加速時間が増加するほど最終到達速度が低下し、それを補完するために追加の加速が必要となる事が分かる。火星脱出時の結果も同様である事が図 3.17 からわかる。

また、加速時間と速度ロスの関係は式(3.5)^[78]で示される事が分かっており、図 3.16 および図 3.17 の結果も概ねそれに沿った結果となっている。なお、加速は t_1-t_2 で行う事とし、 θ は加速方向と局所水平面のなす角であり、 r は加速時の地心高度である。

これらを考慮した上で、必要推力および ΔV のトレードオフとして最適な必要推力及び ΔV を決定する事が出来る。傾向としては、エンジン質量が宇宙機全体に占める割合は推進剤と比較して微少であるため、加速時間短縮による ΔV 抑制が重視されると考えられる。しかし、エンジンの推重比の制限から加速度を際限なく上昇させることはできない。

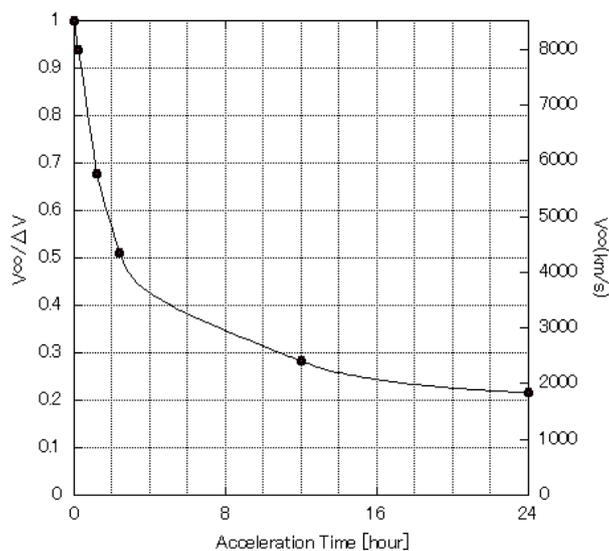


図 3.16. 地球周回軌道脱出時の加速時間と最終加速の関係

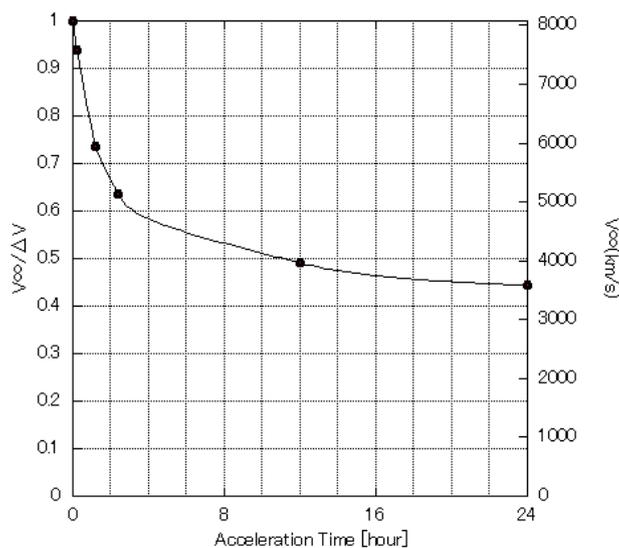


図 3.17. 火星周回軌道脱出時の加速時間と最終加速の関係

$$\delta(\Delta V) = \frac{\mu}{r^3} (1 - 3 \sin^2 \theta) (t_2 - t_1)^2 \frac{\Delta V}{24} \quad (3.5)$$

それらを踏まえ、本研究では簡単のため図 3.16、図 3.17 から加速時間および ΔV を概算で求め、インパルス加速の近似として 0.01 日での加速を想定して推力を決定し、その際の ΔV には損失分として 5% のペナルティを加算した。これらより、推進システムの推力、 ΔV の関係は下式で示される。 P_l は、インパルス加速近似における ΔV の損失であり、本研究では 0.05 である。

$$\frac{F[N]}{M_{total}[kg]} = \frac{\Delta V[m/s] \times (1 + P_t)}{\Delta t[s]} \quad (3.6)$$

3.2.4. 推進剤質量の計算

推進剤質量は ΔV に応じて決定される。本研究では、下式に示す一般的なロケット方程式を用いて必要量を計算した。ただし、推進剤にはタンクが必要であるため、タンク質量を付随して考慮する必要がある。本研究では、既存のロケットを基にタンク質量を推進剤質量の1%として見積もった。すなわち、下式において $R_t = 0.01$ である。

$$M_{propellant}[kg] = (M_{total}[kg] - M_{propellant}[kg]) \times \left(e^{\frac{\Delta V \times (1 + P_t)}{I_{sp} \times g}} - 1 \right) \quad (3.7)$$

$$M_t[kg] = M_{propellant}[kg] \times R_t[kg/kg] \quad (3.8)$$

3.3. 輸送システムの全体構成

前節までにおいて、輸送システムを構成する各要素について検討を行った。本節ではそれらを組み合わせて構築する火星輸送システムについて述べる。なお、輸送システムの詳細な構成は輸送期間、 ΔV および搭載物資質量等により変化するため最適化が必要であるが、その過程は5章において述べる。

3.3.1. 輸送システムの構成

地球から火星への輸送には、以下の3つのフェーズが存在する。

- (1)地球表面 - 地球低軌道
- (2)地球低軌道 - 火星低軌道
- (3)火星低軌道 - 火星表面

このうち、(1)の地球表面 - 地球周回軌道の輸送については、地球からの打上に莫大な ΔV を要する事からミッション全体に与える影響は大きい。そのため、その進歩によって同じ惑星間輸送システム、基地システムの構成を用いても持続的有人火星滞在が劇的に容易になる可能性もある。しかし、惑星間輸送システムや火星基地システムの変化が相互作用を持ち、複雑に影響をおよぼし合うと考えられるのに対し、低軌道輸送系の変化が持続的有

人火星滞在システムの構成に与える影響はそれらと独立したものであると考えられる。なぜならば、地球上-地球低軌道輸送を惑星間輸送で同一のロケットを使う事は輸送機の繰り返し使用という点から明らかに不適切であり、輸送量も大きくなることから荷物の積み替えを含む軌道上作業が必要であるため、輸送系が一度完全に分断されるからである。また、地球上-地球低軌道間の輸送条件は基本的に一定であり、その間の輸送は輸送コスト、輸送量といったパラメータで代表することが可能である。そのため、本研究では地球周回軌道からの輸送を扱う事とし、地球表面-周回軌道の輸送については持続的な有人火星滞在システムには含まない。低軌道輸送系の影響については、輸送コスト等の観点から後に考察を行う事とする。

(2)の惑星間輸送システムは本研究の主たるテーマでもあり、2章および本章で詳細を述べた。本研究で構築する惑星間輸送システムは、貨物輸送システムと有人輸送システムに大別される。貨物輸送システムは ΔV 最小化の観点から Hohman 軌道を用いた Direct 輸送とした。一方、有人輸送システムには Cycler 型と Stop-Over 型の2種類の輸送システムを想定し、持続的な有人火星滞在システムにおいては両者を用いたケースを比較し、考察の対象とする。また、Cycler 輸送時には、Cycler 輸送機は惑星低軌道に進入しないために低軌道と Cycler 輸送機の間でクルーの輸送を行う機体が必要である。本研究では、これを Transit 機と呼称し、Cycler 輸送時に運用を行う。Transit 機は軌道間輸送機であり、推進剤の補給によって繰り返し利用が可能である。

最後に、(3)火星周回軌道と火星上の有人輸送については、Lander を用いたピストン輸送を行う。これは、クルーの期間を考慮すると有人惑星間輸送機を直接火星地上に降下させる事は適切でないと考えられるためである。また、Lander は火星基地と火星周回軌道の往復にのみ用い、推進剤を補給する事で繰り返しの使用を行い、資材の消費を削減する事とする。

これらを総合し、本研究で用いる輸送システムの構成を表 3.8 に示す。Stop-Over 輸送を行う際には地球低軌道から惑星間輸送機で火星低軌道に到達し、Lander で火星基地へ降下する。それに対し Cycler 輸送では、Cycler 軌道を周回する惑星間輸送機にランデブするため、Transit 機が必要となる。Transit 機は、地球低軌道からクルーを搭乗させ、惑星間輸送機とドッキングした上で火星周回軌道に進入する。復路も同様である。

表 3.8. 輸送システム構成

輸送フェーズ	Stop-Over 型	Cycler 型
Earth - LEO (1000km)	N/A	N/A
LEO - LMO	Stop-Over 輸送機	Cycler 輸送機, Transit 機
LMO (300km) - Mars	Lander	Lander

また、本研究では 3.1.4 に挙げた、(a)待機、(b)緊急帰還、(c)地球からの救援、(d)Cycler 輸送機による救援、の4通りの緊急輸送を行う。いずれの輸送法を用いるかは運用開始前

に決定し、初期設計時点で生存物資、推進剤の備蓄及び宇宙機の設計を行う。救援を行う事により、物資の補給および生存物資再生機能の回復が可能となる。これにより、物資備蓄量の削減による地球からの輸送負担を軽減することが期待される。

また、本研究では地球、火星の会合周期である 2.14 年を一周期の輸送サイクルとして扱い、このサイクルを継続的に運用する事で持続的輸送をモデル化する。これは、3.1 で述べた惑星間輸送の周期性から、会合周期に同期して輸送機会が得られるためである。また、3.1.3 に述べたように、Cycler 軌道の設計にはこの方法が特に適している。

惑星間輸送システムの選択により輸送システムの構成は大きく異なるため、次節以降で両者について輸送システムの構成を述べる。

3.3.2. Stop-Over 型輸送システム

惑星間輸送に Stop-Over 輸送を行う場合の輸送ダイヤグラムを図 3.18 に示す。LEO より有人輸送機、貨物輸送機を別々に出発させ、火星へ送る。また、ハザード発生時には(a)待機型の他に、(b)緊急帰還、(c)地球からの救援が考慮される。

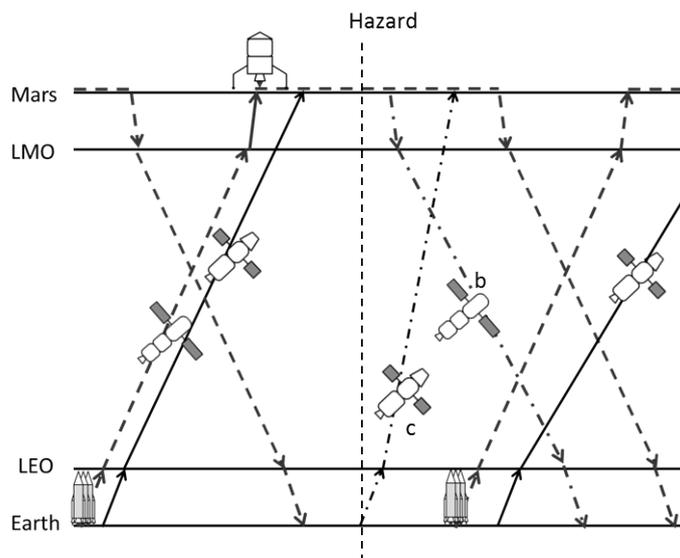


図 3.18. Stop-Over 軌道使用時の輸送ダイヤグラム

輸送期間と ΔV を調整することで火星への到着時期、帰還時期は変化する。本研究においては 3.1.2 に挙げた表 3.1 を詳細化したものを用いて惑星間輸送計画を設計した。Stop-Over 輸送を用いる場合、Cycler 輸送機を用いた救援は救援のみを目的とした宇宙機を新たに運用することになり明らかに不合理であるため、考慮しない。

3.3.3. Cycler 型輸送システム

Cycler 軌道を用いた惑星間輸送を行う場合、輸送期間、時期を自由に設計することはできないため、輸送ダイヤグラムは強く拘束される。図 3.19 に、輸送ダイヤグラムを示す。有

人惑星間輸送機と貨物機が分けて打ち上げられる点は Stop-Over 輸送と同様であるが、惑星間には往路、復路用の 2 機の Cycler 輸送機が周回しており、Transit 機を使用してそれに乗りこむ点が異なっている。また、ハザード発生時の対応も、(a)待機型の他に、(b)緊急帰還、(c)地球からの救援(d)Cycler 輸送機による救援が考慮される。

Cycler 輸送の利点は惑星間輸送機の軌道変更のスイングバイを用いる事で推進剤を削減できる事であり、Transit 機のみに加減速が求められる。Transit 機に必要な ΔV は軌道から決定され、地球通過時に 4.9km/s、火星通過時に 7.4km/s である。また、Cycler 機は地球出発時に初期加速を行った後は加速を行わないため、 $\Delta V=4.9\text{km/s}$ となる。

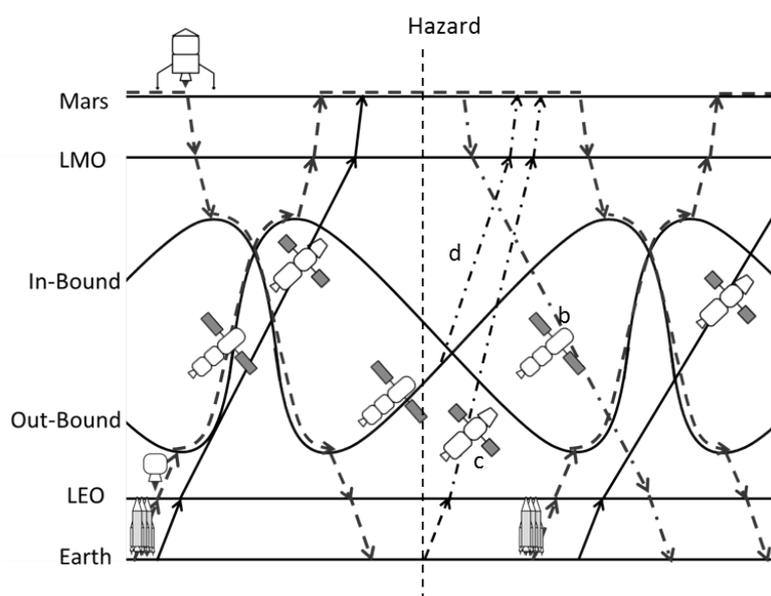


図 3.19. Cycler 軌道使用時の輸送ダイヤグラム

3.3.4. 輸送システムの質量計算

本研究では、前節までに示した式を使用して輸送システムの質量を計算する。以下に、それらの式を再掲する。

$$M_{shield} [kg] = M_{payload} [kg] \times R_s [kg / kg] \tag{3.2}$$

$$M_{engine} [kg] = F [N] \times P [kg/N] \tag{3.4}$$

$$\frac{F [N]}{M_{total} [kg]} = \frac{\Delta V [m / s] \times (1 + P_t)}{\Delta t [s]} \tag{3.6}$$

$$M_{propellant} [kg] = (M_{total} [kg] - M_{propellant} [kg]) \times \left(e^{\frac{\Delta V \times (1+P_t)}{Isp \times g}} - 1 \right) \quad (3.7)$$

$$M_t = M_{propellant} \times R_t \quad (3.8)$$

また、これらを用いて求まる最終的な輸送系質量は以下である。

$$M_{total} [kg] = M_{payload} + M_{shield} + M_{propellant} + M_t + M_{engine} \quad (3.9)$$

また、式中の係数は以下のように設定した。使用するエンジンによって選択される値と、運用によって変更される値がある。また、各輸送機について個別にこれらを考慮した。

表3.9. 輸送システムの質量計算に用いた係数

係数	内容	単位	値
R_s	ペイロード質量当たりの ヒートシールド質量	[kg/kg]	0.15
P	エンジン推力質量比	[kg/N]	1.91(化学推進) 23.9(原子力推進 1) 16.9(原子力推進 2)
Isp	比推力	[s]	446(化学推進) 850(原子力推進 1) 2700(原子力推進 2)
P_t	インパルス近似による加速度増加率		0.05
Δt	加速時間	[s]	864
ΔV	輸送時増速度	[m/s]	運用に依存
R_t	タンク質量比	[kg/kg]	0.01

次に、 $M_{payload}$ の算出法について述べる。 $M_{payload}$ の構成品は表 3.10、表 3.11、表 3.12 に示すように輸送機によって異なって設定される。表には、各輸送機のペイロードの内訳

と、本論文中で各項目について述べた個所を示す。貨物輸送機では主に火星基地の物資、資材と、帰還用の推進剤、物資を輸送している。帰還推進剤、帰還時用物資を貨物機で輸送するのは、貨物機の方が有人機に比べ ΔV が小さいために効率的な輸送が行えるためである。そのため、有人輸送機および Transit 機、Lander には、クルーを片道輸送するための機材、物資しか積み込まれない。また、Lander は専らクルーの火星基地-火星低軌道間の往復に用いられ、火星基地に付属する機材として運用されることから、Lander の火星への輸送には貨物機を用いることとした。

なお、今回は ISS のように逐次の打ち上げにより基地を組み立てるという形態をとらず、可能な限り一括での打ち上げを想定した。そのため、各コンポーネントの構造部材を利用することで貨物機、有人機の構造質量を抑制することが期待できる。また、主要なコンポーネントの構造質量はコンポーネント質量に含まれ、 $M_{payload}$ に算入されている。そのため、貨物機、有人機の構造質量については改めて定義していない。また、宇宙機に付随するアビオニクス等の機器については、その質量が、想定される宇宙機の規模に対して著しく軽量となるため、無視することとした。

表 3.10. 有人輸送機構成要素

Category	Details	Ref
Crew Habitation	Crew Module	4.5.1
	Life Support System	4.1,4.3
	Consumables	4.7
	Transit Vehicle	3.3.4, 4.1, 4.3

表 3.11. 貨物輸送機構成要素

Category	Details	Ref
Cargo	Mars Base Materials	4.5.1
	Mars Base Consumables	4.7
	Propellant (Return Flight)	3.2.4
	Consumables (Return Flight)	4.7
	Lander (First Transportation only)	3.3.4, 4.1, 4.3

表 3.12. Transit および Lander 構成要素

Category	Details	Ref
Crew Transportation	Crew Module	4.5.1
	Life Support System	4.1, 4.3

3.4. 輸送システムモデルのまとめ

本章では、惑星間輸送システムモデルを作成し、クルー、貨物の輸送を行う際の輸送システム質量計算モデルを作成した。惑星間貨物輸送機、有人惑星間輸送機、軌道間輸送機のモデルを個別に作成し、有人惑星間輸送機については ΔV を可変とすることで、様々な輸送条件への対処を可能としている。また、惑星の公転運動のため、出発、到着時期によつ

でも輸送条件が著しく変化する。そのため、 ΔV 、輸送期間、滞在期間の条件を考慮して適切な輸送時期を選択した。輸送期間、滞在期間などは、4章でモデルを構築する火星基地の構成および運用にも影響を与えるため、5章において火星基地モデルと総合した上で持続的有人火星滞在システムとしての検討を行う。

本研究における輸送システムの構築には、これまでの宇宙ミッションにおける開発、使用実績から構築された経験則に基づいたパラメータを多く用いた。しかし、原子力推進システムについてはこれまでに完成、実用化された十分な実績がなく、暫定的な値とせざるを得なかった。また、貨物輸送機材についても、4章に述べるように火星基地コンポーネントの詳細な保守・整備方法の設定は難しく、単に輸送質量を見積もったに過ぎない。有人輸送機の機材も必要最小限であり、更なる設備増強が求められる可能性もある。そうした、モデルの不正確さによる影響を考慮するため、本研究では5章において、輸送システムの質量変化が持続的有人火星滞在システム全体に及ぼす影響を検討する事とする。

本研究では、原子力推進を想定した高性能推進システムモデルも作成した。こうした将来技術の導入は持続的有人火星滞在の実現をより容易にすると考えられる。本研究では、5章以降の考察により、こうした次世代技術の効果を検討することとする。

4. 火星基地システムのモデル化

本章では、表 4.1 に示す各要素を考慮して火星基地システムモデルを構築する。火星滞在实际は現時点では存在しないため、本研究ではこれまでの有人活動および研究を基として独自の火星基地システムモデルを構築する。さらに、従来研究された有人火星ミッションは単発の運用を前提としているために補給という概念は存在しなかったが、本研究において構築する火星基地滞在モデルでは長期的、継続的な運用を前提として物資、機材の管理、補給を考慮する。

表 4.1. 本章で扱う基地システム構成要素

Category	Ref
Base Structure	4.5.1
Life Support System (ECLSS)	4.1, 4.3
Consumables (O ₂ ,H ₂ O)	4.7
In-Situation Resource Utilization (ISRU)	4.2, 4.3

4.1. 生命維持システムモデルの作成

生命維持システムを構成する要素については2.1で述べた。本節では、それらを組み合わせる事で物資再生循環再生サイクルを構築した。これに、火星における資源採取を組み合わせる事で更なる高性能化が可能であるが、それらについては4.2で述べる。

4.1.1. 標準的物資消費量の設定

本研究においては、ISS の実績を参照して表 4.2 のようにクルーの物資消費量を設定した。特に、クルーが摂取する酸素、水、食料等の数値は人間の生理的な要求であるため、変更は困難である。

表 4.2. 本研究で用いたクルーの消費リソース量

Input[kg/person-day]		Output	
O ₂	0.84	CO ₂	1.0
H ₂ O (Short Stay)	2.7	H ₂ O	2.7
H ₂ O (Long Stay)	27	H ₂ O	27
Food(dry)	0.64		

ただし、火星滞在に伴う長期孤立のため、生活用水の使用量は ISS の実績値をそのまま用いる事は出来ない。ISS においては数ヵ月おきに補給がおこなわれるために衣類は使い捨てであり、食事を使い捨て容器にパッケージ化されて輸送される。しかし、火星滞在および往復の輸送期間中においては、総計で 2 年以上にも及ぶ長期間の無補給状態のために使い捨て方式では輸送量の増大が懸念される。そのため、衣類、食器の洗濯が必要と考えられ、表 2.4 に示したように生活用水消費量は増大する。本研究では、ごく短期間の滞在に留まる Mars Lander および Cycler Transit と、長期間滞在する Inter Planetary Spacecraft および Mars Base では異なる水使用量を設定した。

4.1.2. ISS 型空気循環サイクル

本研究では、空気再生循環サイクルとしていくつかのサイクルを想定した。サイクル外へ失われる物質がある場合、原理的に 100%の再生率を達成できない場合がある。そうした場合、理論再生率の向上にはサイクルの組み換えが必要である。

まず、現在実現されている技術を用いたケースとして、図 4.1 に ISS で用いられているサイクルを示す。このサイクルを構成する各装置の反応式を式(4.1)に示す。ISS 型のサイクルでは CH₄を真空中に放出するため、再生率は理論上 50%となる。本研究では、ISS 型の物資循環サイクルを標準条件として使用する。

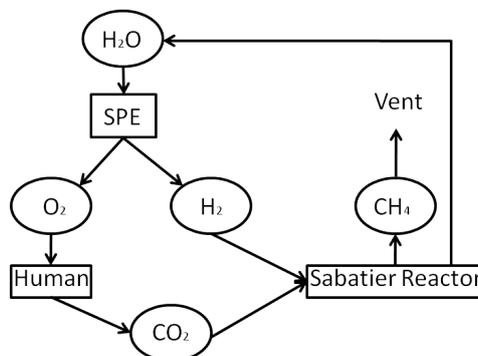
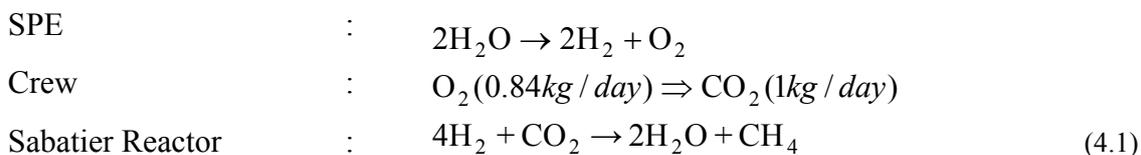


図 4.1. ISS 型空気循環サイクル



4.1.3. 完全再生型空気循環サイクル

2.1.1 で、ISS 型サイクルを向上させる試みとして、CO₂ の完全な再生を行うコンポーネント構成を提示した。こうした技術を取り入れる事で、空気の完全再生が可能となる。図 4.2 に、完全再生型の空気循環サイクルを示す。また、このサイクルで用いられた反応式を式(4.2) に示す。Carbon Formation Unit により水素の消費なしでサイクルを構成する事が出来る。

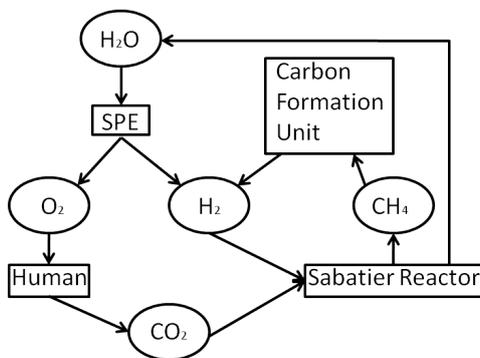
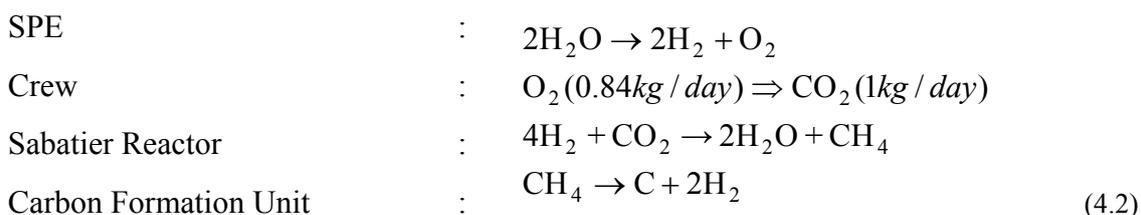


図 4.2. 完全再生型空気循環サイクル



なお、再生率の向上に伴い CO₂ の処理量が増加する事から、Sabatier Reactor は ISS 型の倍の処理量を求められる。また、CFU の駆動にも電力消費、発熱を伴う。将来型の物質循環サイクルとして、本研究では上記サイクルを使用する。

4.1.4. 水再生循環サイクル

2.1.2 に述べたように、尿および生活排水の再生は ISS ではフィルター及びイオン交換膜を使用して行われている。水の再生では、サイクルの構成よりも装置の効率により再生率

が決定され、現行のシステムでの再生率は約 97%とされている。しかし、稼働率が低い
ため、実際の運用においては所与の性能を発揮していないといわれており、長期的には理
論値を達成できていない。また、火星での使用には交換用フィルターの質量が課題となる。

そのため、本研究においては、NASA が将来型の水再生法として研究を進めている気相触
媒アンモニア除去法と凍結乾燥器を用いる方法を想定する。また、水再生率は理想的には
100%であるが、その通り達成されるかは未知である。そのため、本研究においては暫定的
に 50%、100%の二通りの再生率を仮定し、比較する事で水再生率の影響を考察した。

4.1.5. 炭素消費

炭素は人体を構成する主要な成分であり、食料によって供給され、呼吸、排泄物によっ
て環境中に放出される。人間は炭素を直接取り込めないため、これらを再利用するため
には再び食料として炭水化物、タンパク質等を構成しなければならないが、化学的に食料を
合成する事は困難である。そのため、現在では CH_4 としてシステム外に放出されており、
水素の回収を行った場合でも C として廃棄される。

現在、土壌、微生物、植物等を用いて炭素の取り込みを図る方法が提案されており、宇
宙農業と呼ばれている。しかし、クルーの食品全てを賄う規模の農業システムの構築は現
時点では困難な上、システムの信頼度も未知数である。そのため、本研究では宇宙農業に
よる食料供給は標準的な滞在システムには組み込まず、考察においてその効果について議
論した。しかし、長期の滞在におけるクルーの心身の健康を維持するため、小規模な野菜
栽培を行う事を想定している。ただし、野菜栽培は生存システムの根幹には含まず、表 4.2
の必要食料の全量を地球から輸送するものとした。

4.2. 火星における資源採取法

火星における資源の採取(ISRU)は、火星滞在における生命維持システム(ECLSS)および推
進剤確保の負担を劇的に軽減すると考えられる。本節では、火星における資源採集の可能
性およびそれらの採取法、利用法について述べた。

4.2.1. CO_2 の採取

これまでの火星観測及び探査の結果、火星大気中から CO_2 を採取できると考えられる。
また、2.3.5 で示したように、火星大気中の CO_2 を採取し、利用する研究が進んでいる。 CO_2
採取の利点は、酸素を火星で調達することで地球からの酸素輸送を大幅に削減することが
できる点である。酸素は生存に不可欠な物資であると同時に化学推進エンジンの推進剤と
しても用いられるため、ISRU による酸素の現地採取は非常に価値が高い。また、クルー到
着に先駆けて基地を無人で設置して ISRU を行う事で、地球からの酸素の持ち込みなしに基
地を立ち上げる事も可能である。

本研究では、図 4.3 に示す、大気中の二酸化炭素を分離、採取し、大気循環システムに取

り込む形式での ISRU を想定した。ISRU を組み込んだ ECLSS サイクルを以下に示す。本研究では ECLSS に Sabatier Reactor を使用しているため、取り込んだ CO_2 も同様に処理する事とした。その際、処理量に応じて Sabatier Reactor および電気分解装置(SPE)を増強した。

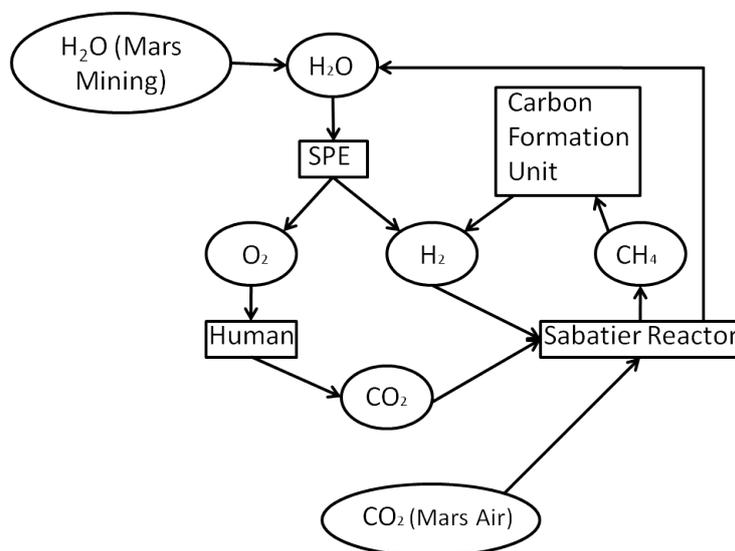


図 4.3. CO_2 利用型大気循環システム

4. 2. 2. H_2O の採取

火星における水の存在は現時点では確認されていないが、将来、火星において水が発見される可能性は残されている。水の発見は科学的にも一大発見であるが、工学的にも非常に大きな価値を持つ。それは、水の確保は同時に酸素の確保をも意味するため、クルーの生存に必要な物質の大部分および推進剤を現地で調達できる事を意味するからである。

火星に水が存在する場合、地層内に固体、化合物、液体等の形で存在すると考えられ、採取方法も様々であるため現時点では十分な推定を行う事は出来ない。しかし、最終的には何らかの前処理によって水を分離し、ECLSS で処理可能な状態にして ECLSS 内に取り込む形での運用が考えられる。また、推進剤、酸素として用いる場合には電気分解が必要であるため、必要分解量に応じて SPE を増強する必要がある。 CO_2 から酸素を生成する場合には Sabatier Reactor の増強も必要である事を鑑みると、水を利用した方が ECLSS 質量への影響は少ない。

これまでの火星探査の結果、火星表面に固体または液体の水が露出した地点は発見されていない。そのため、火星で水を採取する場合には地下から採掘する必要があると考えられ、その点で火星大気の採取による O_2 生成よりも採取装置が大型化すると考えられる。また、水が化合物を形成している場合には熱化学的な処理が必要である。そうした採取、生成装置の質量を現時点で見積もることは困難であるが、水採取の効果に対する関心は高い。

そのため、本研究ではまず水採取システムの質量を無視した上で物資輸送量削減効果を定量的に示し、水採取が有効となる採取システムの質量の上限について考察を行った。

4.3. 生命維持システムの質量算出

宇宙基地を構成する二次構造物はそれ自体の質量以外に、与圧空間、電力、熱管理、作業時間等を必要とするため、システム質量を推定するにはそうした付属的要素を考慮する必要がある。本研究では、ESM (Equivalent System Mass) 法を用いる事で ECLSS 質量の概算を行った。ESM は、上記のようなシステムに付随する要素についても見積りを行う手法であり、生命維持システムの概念的な設計において利用されている方法である^{[79]-[85]}。式(4.3)に、ESM で用いる基本的な式を示す。

$$ESM = M + (V \cdot V_{eq}) + (P \cdot P_{eq}) + (C \cdot C_{eq}) + (CT \cdot D \cdot CT_{eq})$$

ESM : the equivalent system mass value of the system of interest [kg]

M : the total mass of the system [kg]

V : the total pressurized volume of system [m³]

V_{eq} : the mass equivalency factor for the pressurized volume infrastructure [kg/m³]

P : the total power requirement of the system [kW_e]

P_{eq} : the mass equivalency factor for the power generation infrastructure [kg/kW_e]

C : the total coolong requirement of the system [kW_{th}]

C_{eq} : the mass equivalency factor for the coolong infrastructure [kg/kW_{th}]

CT : the total crewtime requiemment of the system [CM - h/y]

D : the duration of the mission segment of interest [y]

CT_{eq} : the mass equivalency factor for the crewtime support [kg/CM - h]

(4.3)^[82]

ESM では、各システムコンポーネントの質量、体積、消費電力、排熱、作業時間にそれぞれ係数をかける事で質量に変換する。コンポーネントの仕様と、発電プラント、熱管理システムなどの付随設備の仕様が判明していれば、付属設備質量を処理量に比例したサイジングによって算出する事ができるため、システム全体の質量を推定できる。

現在では、ISS を始めとしたこれまでの実績から、生命維持システムを構成する多くのコンポーネントについてデータが得られる。そのため、それらを用いて質量を見積もる事が可能である。さらに、いまだ研究開発中のコンポーネントについても、現在までの研究成果を反映する事で推定が可能である。

本研究では、そうした実績、研究を元に NASA が構築し公開しているデータベースを使

用して ESM を計算した。表 4.3, 表 4.4 に, 本研究で用いた ECLSS 構成要素の性能表を示す。これらの表は 6 人のクルーが滞在する場合のシステム構成であり, 惑星間輸送は 360 日, 火星基地は 600 日の運用を想定している。なお, 酸素, 水およびそれらのタンク質量は滞在期間に応じて可変であるため除外してある。

ECLSS を構成するコンポーネントの多くはクルーの代謝に基づいて処理量を設定するため, クルーの人数が固定であれば基本的に質量は変化しない。しかし, 物資貯蔵量は滞在期間, 物資再生率の変化とともに変化するため, 本研究では他の ECLSS コンポーネントとは区別して扱い, 個別に質量計算を行った。また, ISRU を行う場合には上記のように SPE, Sabatier Reactor の処理量が増大する。そのため, ISRU を行うケースでは, 処理量の増加に対処するため SPE, Sabatier Reactor についても処理量に応じた質量を加算した。また, CFU, 資源採集システムは現時点で基礎となるデータがなく, 見積りは困難である。そのため, 本研究においてはこれらの質量を個別に想定せず, 基地質量増加を想定した検討, 考察を行った。

表 4.3. ESM に用いる生命維持システムの構成内訳 (Interplanetary Spacecraft)^[86]

Subsystem	Mass [kg]	Volume [m ³]	Power [kW _e]	Cooling [kW _{th}]	Crewtime [CM-h]
Air	1004	2.44	4.344	2.856	12.78
Biomass	761	17.00	6.099	6.099	0.00
Food	2343	10.50	0.960	0.960	0.00
Thermal	336	1.00	0.914	0.914	2.00
Waste	252	6.20	0.014	0.014	0.00
Water	1011	2.92	3.048	3.048	180.00
Human Accommodation	863	1.35	0.633	0.633	0.00
Mass equivalent factors					
		9.16 [kg/m ³]	237.0 [kg/kW _e]	30 [kg/kW _{th}]	0.565 [kg/CM-h]

表 4.4. ESM に用いる生命維持システムの構成内訳(Mars Habitation Base)^[86]

Subsystem	Mass [kg]	Volume [m ³]	Power [kW _e]	Cooling [kW _{th}]	Crewtime [CM-h]
Air	1428	3.22	6.008	3.895	21.30
Biomass	898	17.03	6.099	6.099	0.00
Food	3881	17.35	0.960	0.960	0.00
Thermal	376	1.16	0.999	0.999	3.33
Waste	392	6.69	0.353	0.353	360.00
Water	1533	3.32	3.104	3.104	300.00
EVA Support	1292	2.91	2.500	2.500	0.00
Human Accommodation	1349	1.87	0.633	0.633	0.00
Mass equivalent factors					
		9.16 [kg/m ³]	87.0 [kg/kW _e]	121 [kg/kW _{th}]	0.465 [kg/CM-h]

以下に、表 4.3 および表 4.4 から求めたクルー一人当たりの ESM の係数を示す。なお、ECLSS の各コンポーネントは人数に比例して増大する線形のサイズ変化を仮定した。

表 4.5. クルー一人当たりの ECLSS 質量見積り表

	Interplanetary Spacecraft		Mars Habitation Base	
	Subsystem	Mass equivalent factors	Subsystem	Mass equivalent factors
Mass	1095 [kg]		1858.2 [kg]	
Volume	6.9 [m ³]	9.16 [kg/m ³]	8.9 [m ³]	9.16 [kg/m ³]
Power	2.7 [kW _e]	237.0 [kg/kW _e]	3.4 [kW _e]	87.0 [kg/kW _e]
Cooling	2.4 [kW _{th}]	30 [kg/kW _{th}]	3.1 [kW _{th}]	121 [kg/kW _{th}]
Total (m_{ESM})	1870.0 [kg/person]		2610.6 [kg]	
Crewtime (m_{ct})	0.05 [kg/person/day]		0.09 [kg/person/day]	

表 4.5 で示した係数を用いて、以下にクルー人数 N_c に対する ECLSS 質量の計算式を式(4.4)に示す。なお、酸素、水などの消耗物資とその容器については本節の計算には含まず、4.7 において計算式を示した。また、式(4.4)における係数は表 4.5 に示した値であり、惑星間輸送機、火星基地および滞在計画により異なる。

$$M_{ECLSS} [kg] = m_{ESM} [kg/person] \times N_c + m_{ct} [kg/person/day] \times N_c \times T_{stay} [day] \quad (4.4)$$

また、上式は酸素再生率 50%の状態における値であり、酸素再生率を上昇させた場合、SPE の能力を向上させる必要があり、質量が増加する。SPE の質量は、文献[86]より酸素発生量当たり 0.24[kg/(kg/day)]で上昇するので、ECLSS の追加質量は下式であらわされる。なお、 r_o は酸素再生率である。

$$M_{or} [kg] = m_o [kg / person / day] \times N_c \times (r_o - 0.5) \times m_{SPE} [kg / (kg / day)] \quad (4.5)$$

また、資源調達実施時には SPE および Sabatier Reactor の処理量が増加することから、酸素製造量に応じて ECLSS を増強する必要がある。資源調達量に応じた質量増加量 m_{ISRU} を前述の文献[86]より求めると、O₂ 調達量に対して、二酸化炭素調達時 0.28[kg/(kg/day)]、水調達時 0.24[kg/(kg/day)]となる。これらを係数として、資源調達に必要な質量を求める式を以下に示す。 m_{oi} 酸素調達量である。なお、これには水、二酸化炭素採取機構自体の質量は

含まない。

$$M_{ISRU} [kg] = m_{oi} [kg/day] \times m_{ISRU} [kg / (kg / day)] \quad (4.6)$$

なお、これら以外の有人機として、Cycler 輸送時に低軌道と Cycler 輸送機を行き来する Transit 機および火星 Lander が存在する。これらは、滞在期間が数日間と短期である上に滞在期間の変動もなく、生命維持システム質量を固定的に見積もる事が可能である。そのため、上記と同様の計算を行って得た以下の式を用いる。また、前述の長期滞在システムと異なり、この結果には酸素、水といった消耗品の質量も含まれる。

$$M_{ECLSS} [kg] = 630 [kg / person] \times N_c \quad (4.7)$$

4.4. 探査機材の推定

火星滞在の目的の一つは継続的、広範囲の科学探査である。そのため、ローバーを始めとした探査機器を持ち込むことが求められる。探査機器の質量上限を需要側から設定される事はないと考えられるので、輸送力の制約が上限を決定する。あるいは、探査機材を火星滞在システムのペイロードと捉え、どれだけペイロード比の高いシステムを組み上げる事が出来るかで評価すべき指標でもある。

しかし、現時点においてはクルーの滞在自体の輸送量が十分解明されていないため、ペイロードの設定については本研究では主要な検討対象としない。また、生命維持システムを始めとして現時点では質量が不明確なコンポーネントが多く存在するため、ペイロードの質量の影響を個別に取り扱う事は困難である。そのため本研究では、それらを基地質量の増加分としてまとめて扱い、基地質量の増減に対する考察を行った。

4.5. その他の基地構成要素モデルの作成

4.5.1. 基地構造体

クルーの居住空間は、肉体的、精神的な見地からある程度以上の容積が求められる。表 4.6 に、火星輸送及び ISS における居住空間の目安を示す。ISS において用いられている基準は火星輸送においても適正とされる値に近い事が分かる。本研究では一人当たり 18.41 m³ を基準としてモデルを作成した。なお、これは滞在のみに必要な空間であり、本研究では考慮しないものの実験室等の確保により最終的にはそれを上回る与圧空間が必要となると考えられる。また、惑星間輸送の中継的役割のため短期間の滞中に留まる Cycler Transit および Lander の一人当たり居住空間は、短期間の滞在である事を考慮して表 4.6 から 4.25 m³ とした。

表 4.6. クルーに要求される居住空間^{[18][43]}

	Tolerable	Performance	Optimal
ISS	0.88 (m ³ /person)	-	20
Transit (Earth-Mars)	5.10	9.91	18.41
Descent/Ascent (7days)	1.13	3.54	4.25
Descent/Ascent (30days)	2.27	4.25	10.62
Surface Phase	5.10	9.91	18.41

また、構造体質量についても、宇宙ステーションにおいてはおよそ 100kg/m³であったが、0.3G の重力の存在、0.01atm の気圧の存在、風塵の発生など、多くの影響要因が存在する。これらに対しては有効なモデルが現時点で構築されていない事から、本研究においては体積当たりの基地構造 m_h は 100kg/m³ とし、居住用スペースのみを考慮した。また、生命維持システムが占める容積は前述のように ESM によって別途計算した。探査に要する実験室および支持機材の影響は、前述のように基地質量の増減として考察した。

以下に、モジュール質量の計算式を示す。なお、 v_h は一人当たりの居住空間であり、前述のように、長期滞在を行う惑星間輸送機および火星基地は 18.41m³/person、短期間の利用に留まる Transit および Lander は 0.88m³/person とする。

$$M_h [kg] = v_h [m^3 / person] \times m_h [kg / m^3] \times N_c \quad (4.8)$$

4.5.2. 電力・熱制御システム

火星表面における電力確保には太陽電池、原子力発電が考えられているが、表 2.12 より、原子力発電が適していると考えられる。そのため、本研究では原子力発電の適用を前提とし、同表から、発電システムの kW 当たりの質量を 87.0kg/kW とし必要電力に応じた発電システム質量を線形的に見積もった。

熱制御システムは、基地内部での熱輸送には単相ループヒートパイプを用い、ラジエターで外部への放熱を行うシステムとした。熱輸送システムも文献[86]から参照し、121.0kg/kWth として見積もった。

本研究においては、滞在クルーの生命維持システムのみが電力・熱制御を要するコンポーネントであるため、両システムの質量は 4.3 に示した生命維持システムの質量計算に含まれる。

4.5.3. 生存物資貯蔵システム

酸素、窒素の貯蔵方法は、高圧タンク、低温タンクを用いた方法があるが、表 2.9 より、質量の削減には低温貯蔵の法が適している。そのため本研究では低温貯蔵を想定し、貯蔵

質量当たりのタンク質量 m_{rt} を 0.25kg/kg と設定した。タンク質量は 4.7 で計算する貯蔵量に応じて下式を用いて求められる。また、水の貯蔵は酸素に比べ容易であると考えられるが、タンク質量についてのモデルが存在しないため上限の値として他の物資と同様の値を用いた。

$$M_{rt}[\text{kg}] = M_{res}[\text{kg}] \times m_{rt}[\text{kg} / \text{kg}]$$

$$M_{et}[\text{kg}] = M_{emergency}[\text{kg}] \times m_{rt}[\text{kg} / \text{kg}] \quad (4.9)$$

4.6. 設備の保全及び安全体制の構築

長期間にわたり地球外天体に滞在する以上、設備の保全およびハザードに対する対策は必須である。これまでの有人宇宙活動において施された対策については 2.1.8 でふれたが、地球低軌道および月周辺での活動を前提とした対策では持続的火星滞在には不十分であると考えられる。本節では、そうしたリスクの所在を確認した後、本研究で構築した持続的火星滞在システムにおけるそれらに対する対策について述べる。

4.6.1. 持続的火星有人滞存在に存在するリスク

長期間の孤立を余儀なくされる火星滞存在がこれまでの有人宇宙活動と決定的に異なる点は、輸送の困難が存在することである。これにより、即座の緊急帰還や救援が困難となる。そうした状況を考慮したリスクの分類を、表 4.7 に示す。

即死リスクは、これまでの宇宙活動においても検討されていた類のリスクである。持続的有人火星滞存在においても火災・有毒ガス等の発生は脅威であり、引き続きこうした対策を施す事が求められる。

表 4.7. ミッションリスクの分類

	即死リスク	安全体制劣化リスク	物資欠乏リスク
原因	火災・ガス等	機材修理の遅延	物資流失及び機材の修理不能
顕在化する条件	全てのミッション	数日以上の輸送期間	数 10 - 数 100 日の輸送期間 輸送期間の変動
対策	二故障許容 リスク最小化設計 ...	稼働率管理 ...	冗長系・予備物資 緊急輸送 ...
現状	ISS で対策済み	工場等で実用	研究例なし
宇宙ミッションの例	ISS Skylab Mir Apollo		Mars Mission (Single Shot) Sustainable Mars mission

安全体制劣化リスクは、故障発生時に修理が迅速に行われない事によって冗長システムの不足等が発生し、即死リスクに対する耐久性が低下する事を示す。つまり、システムが

完全ではない状態が長引く事によるリスクである。

これに対しては、システムの故障を想定した上で、故障時にも安全を保ち、速やかに元の状態に復帰できる管理体制が求められる。そのためには、平均故障間隔(MTBF)や平均修理期間(MTTR)といった指標を用いた稼働率管理が有効である。システムの稼働率とは、全運用期間に占めるシステムが正常に稼働している期間の割合である。上記の MTBF, MTTR を用いて、システムの稼働率は以下の式(1.2)で表せる。

$$\text{稼働率} = \frac{MTBF}{MTBF + MTTR} \quad (4.10)$$

つまり、稼働率は故障間隔の延長または修理に要する期間の短縮によって向上する。そして、有人ミッションのリスクマネジメントという観点からは、稼働率を算出することによってクルーの長期的な生存性を定量化できる点が最も重要である。稼働率を用いて稼働率の向上あるいは故障時を考慮したシステム設計を行う事で、即死リスクに対する信頼度を評価し、向上させる事が可能となる。稼働率、信頼度といった指標を利用したシステム管理は、オペレーションズリサーチの代表的な手法として地上の工場管理に用いられている。

物資欠乏リスクは、クルーの火星滞在中に O₂ や H₂O などの生存に必要な物資が欠乏してしまうリスクを示す。長期ミッションにおいては高度な物質循環システムの構築により物資の消耗を抑える事が必要である。高度な物質循環システムにより高い再生率を実現する事が出来れば、地球からの補給量を抑制することができるからである。そのため、理想的には再生率の維持を前提とした生存物資が基地に備えてあればよい。しかし、滞在期間中に循環システムが故障し、性能低下、停止した場合には当初の予定よりも物資を著しく消耗することとなる。特に修理不可能な故障、交換部品の欠乏等が発生した場合には物資の欠乏によりクルーの最終的な生存は困難である。

物資欠乏リスクに対応するためには、交換部品を始めとした修理設備の十分な用意、予備生存物資の備蓄、緊急輸送等が考えられる。火星基地の実際の運用においてはこれらを選択、組み合わせる事で要求生存度を達成する事が求められる。

4.6.2. 持続的な有人火星滞在におけるリスク対策

前節では、有人宇宙ミッションにおける 3 通りのリスクを示した。即死リスク、安全体制劣化リスク、物資欠乏リスクである。ISS 同様の、故障許容設計、リスク最小化設計等による即死リスク対策は火星滞在においても当然必要とされる。本研究で設定したモデルは ISS 等の運用実績に基づいており、そうした対策は織り込まれているため、本研究ではさらに追加の即死リスク対策は考慮しない。

また、火星滞在においては安全体制劣化リスクに備えた交換部品の保管も必要である。しかし、適正な保管部品の個数を設定するには故障率およびコンポーネント構成の詳細な内容が必要であり、現時点でそれらを精密に設定することは非現実的である。なぜなら、持続的有人火星滞在システムを構成すると考えられる要素技術の中には開発段階にあるものが多く、システムを構成するための詳細な設計、製造過程を経た物はさらに少ないためである。

そこで本研究では、JEM を始めとした ISS の各モジュールが 10 年の寿命を設定されている点に注目する。現在用いられている ECLSS 等のモデルも ISS に準拠したものであり、構成品の多くは 10 年間の使用を想定している。そのため本研究では、2.14 年の輸送サイクルごとに機材の 20% を更新すると想定し、10 年前後で基地全体を更新する運用とした。ISS の運用においては、故障によるユニット交換やフィルター交換が多く行われているため、機器寿命のみに基づいた想定は妥当ではない。しかし、火星滞在システムにおいては可能な限り消耗品を抑えるモデルを採用しているため、消耗品の補給は個別には扱わず、機器寿命に基づいた機材更新を導入しても問題はないと考えられる。また、20% 以外の機材更新率を設定した場合についても検討し、設計寿命の変更による輸送負荷への影響を考察する。

物資欠乏リスクへの対策は本研究の主なテーマの一つであるため、本研究では予備物資の貯蔵、救援輸送による対応により、生存物資の再生が行われなくなった場合でも生存が保障される体制を構築する。ただし、冗長系の拡張等で信頼度を向上させるという対策が有効である可能性もある。物資欠乏リスクに対する適当な対策については、後の節で考察を行う。

4.7. 物資消費モデルに基づく必要物資量の計算

クルーが滞在することで、 O_2 、 H_2O は定常的に消費される。また、ハザード発生時には物資再生の停止により急激な物資の消耗が発生する。そのため、持続的な基地運用にはそれらの継続的な補給が必要である。本研究では、定常的、あるいは緊急の補給によって基地および有人輸送機の物資が枯渇しない事をクルーの生存条件として設定した。

物資の貯蔵量が最低となるのは、通常運用においては補給の直前、ハザード発生時には救援の直前あるいは基地出発の直前である。本研究では、これらの時点で物資が枯渇することのないように補給量を設定した。図 4.4 に、物資消耗のイメージを示す。図 4.4 には、再生率 $R=r_n$ で定常的に物資が消費され、貨物輸送によって補給が行われる様子が示されている。また、ハザード発生時には $R=0$ となり急激に物資を消耗するが、救援の到着により物資の補給を受けると共に再生率を回復する事が分かる。

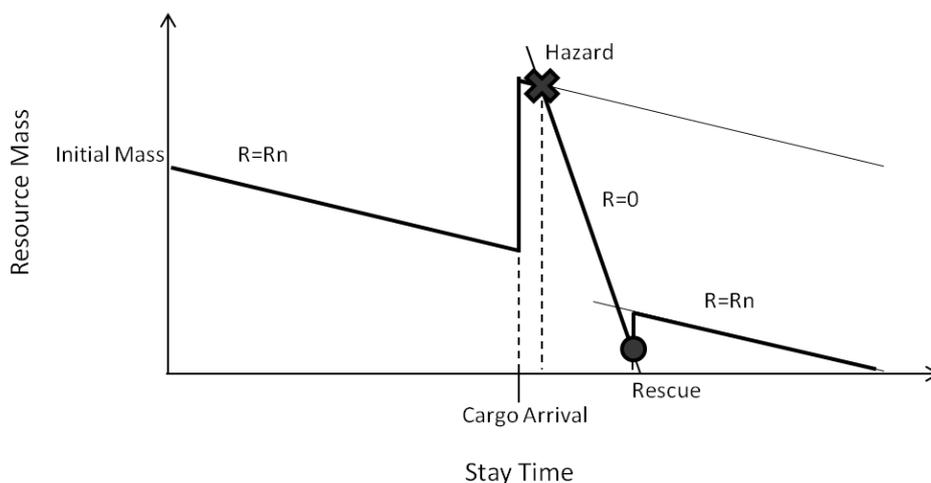


図 4.4. ハザード発生時の生存物資貯蔵量の変化

通常運用であれば、会合周期ごとに補給を行えるためその間の物資消費量に等しい量の補給を行うことで定常的な運用が可能となる。しかし、ハザード発生時にも生存するためには、救援期間中あるいは基地出発までの物資をさらに備蓄しておく必要がある。また、救援機に搭載する物資も、救援到着からクルーの火星出発までの期間に消費する以上の量が必要である。こうした、非常用の備蓄および救援物資の必要量は、ハザード発生時期によって変化する。そのため、滞在中の全期間にわたってクルーの安全を保証するには、ハザード発生時期によらずに貯蔵量を 0 以上に維持しなくてはならない。そのため、滞在中のあらゆる時期のハザードに対して必要物資量を計算し、その内で最大のものを備蓄量、救援輸送量として使用した。

以下に、惑星間輸送機および火星基地における物資消費量、必要物資備蓄量の式を示す。また、 r_o, r_w は酸素および水の再生率であり、本研究では 0.5 もしくは 1.0 を用いた。

物資消費量

$$M_{res} [kg] = (m_o [kg / person / day] \times r_o + m_w [kg / person / day] \times r_w + m_f [kg / person / day]) \times Nc \times T_{stay} [day] \tag{4.11}$$

必要物資備蓄量

$$M_{stock} [kg] = (m_o [kg / person / day] + m_w [kg / person / day] + m_f [kg / person / day]) \times Nc \times T_{emergency} [day]$$

(4.12)

4.8. 基地システムの全体構成

本研究では、本章において示した式を用いて火星基地機材の質量計算を行う。以下に、火星基地システムの計算式を再掲する。

$$M_{ECLSS} [kg] = m_{ESM} [kg/person] \times N_c + m_{ct} [kg/person/day] \times N_c \times T_{stay} [day] \quad (4.4)$$

$$M_{or} [kg] = m_o [kg/person/day] \times N_c \times (r_o - 0.5) \times m_{SPE} [kg/(kg/day)] \quad (4.5)$$

$$M_{ISRU} [kg] = m_{oi} [kg/day] \times m_{ISRU} [kg/(kg/day)] \quad (4.6)$$

$$M_h [kg] = v_h [m^3/person] \times m_h [kg/m^3] \times N_c \quad (4.8)$$

$$M_{rt} [kg] = M_{res} [kg] \times m_{rt} [kg/kg]$$

$$M_{st} [kg] = M_{stock} [kg] \times m_{rt} [kg/kg] \quad (4.9)$$

$$M_{res} [kg] = (m_o [kg/person/day] \times r_o + m_w [kg/person/day] \times r_w + m_f [kg/person/day]) \times N_c \times T_{stay} [day]$$

(4.11)

$$M_{stock} [kg] = (m_o [kg/person/day] + m_w [kg/person/day] + m_f [kg/person/day]) \times N_c \times T_{emergency} [day]$$

(4.12)

これらを用い、最終的な基地システム質量は以下のように求める。また、この式は惑星間有人輸送機におけるクルー関連機材の質量計算としても用いた。

$$M_{base}[kg] = M_h + M_{ECLSS} + M_{or} + M_{ISRU} + M_{res} + M_{rt} + M_{stock} + M_{st} \quad (4.13)$$

また、式中の係数を表 4.8 のように設定した。本研究では、生命維持システムの物質再生率、資源調達の有無および量、滞在期間および救援期間をシステムの運用条件によって様々な値に定め、各場合を想定した基地コンポーネントの質量計算を行った。これらにより、運用条件に応じた基地の構造体、生命維持システム、生存物資などの質量を見積もることが可能となった。

表 4.8. 火星基地システムの質量計算に用いた係数

係数	内容	単位	値
m_o	酸素消費量	[kg/person/day]	0.84
m_w	水消費量	[kg/person/day]	27.58
m_f	食料消費量	[kg/person/day]	0.64
m_{ESM}	生命維持システム質量	[kg/person]	1870.0(惑星間輸送機) 2610.6(火星滞在)
m_{ct}	一日あたり生命維持システム維持質量	[kg/person/day]	0.05(惑星間輸送機) 0.09(火星滞在)
m_{SPE}	酸素生成量当たりの生命維持システム質量増加量	[kg/(kg/day)]	0.24
m_{ISRU}	酸素生成量当たりの資源処理設備質量	[kg/(kg/day)]	0.24(水調達) 0.28(二酸化炭素調達)
m_{oi}	酸素生成量	[kg/day]	運用に依存
v_h	居住空間	[m ³ /person]	18.41 (火星基地, 惑星間輸送機) 0.88(Transit, Lander)
m_h	居住空間体積当たり質量	[kg/m ³]	100
m_{rt}	ガス質量当たりタンク質量	[kg/kg]	0.25
r_o	酸素再生率		運用に依存
r_w	水再生率		運用に依存
Nc	滞在人数		6
T_{stay}	滞在期間	[day]	運用に依存
$T_{emergency}$	救援期間	[day]	運用に依存

4.9. 火星基地モデルのまとめ

本章では、火星基地を構成するコンポーネントおよび火星において消費される物資について検討し、それらの質量計算モデルを作成した。本研究で構築した基地モデルでは、パラメータの設定に既存のコンポーネントの運用実績を主に用い、研究中の部分についても現時点で想定される値を可能な限り用いてある。

ただし、持続的火星滞在に用いられると考えられるコンポーネントには現時点では十分に検討が進んでおらず、妥当なパラメータを設定する事が困難な箇所も存在した。そうした箇所については、暫定的に類似のシステムを基にした質量設定を行い、概算した。また、不可避の質量誤差の影響を考慮するため、後に5章において基地システムの質量の変動が持続的有人火星滞在システム全体に与える影響について考察する事とする。

表4.8において明確な値が設定されていないもののうち、酸素、水の再生率は生命維持システムの構成の影響を受け、現在の技術では100%の再生率を達成する事は難しい。しかし、将来の技術開発によってそれら再生率の向上が見込まれている事は本章および2.1で述べたとおりである。また、酸素生成量は火星での資源採取により帰還推進剤を調達する場合のパラメータである。これも、将来的に実施が期待される技術要素の一つである。これらの技術開発の効果については次章以降で扱い、考察を行う。

また、火星基地質量は滞在期間および救援期間等の影響も受けるが、それらは輸送システムおよびその運用に依存したパラメータである。さらに、酸素生成量も輸送システムの影響を強く受ける。これらのパラメータは、次の5章において輸送システムと統合した上で持続的有人火星滞在システムの質量計算を行う際に、輸送システムと連動して決定する事とする。

5. 持続的有人火星滞在システムの構築

これまでの有人宇宙開発は、Apollo、ISSなど、単発型のミッションや地球近傍ミッションとして行われてきた。単発型のミッションでは、ミッションペイロードを頂点に、それをサポートするシステム、それらを輸送する輸送機とが一体となって設計・製作・運用されてきた。また、地球近傍ミッションでは基地を持続的なシステムとして運用しているが、輸送に非常に融通がきくことから組織的輸送網の構築が必ずしも重視されてこなかった。

それに対し、自立した宇宙拠点の嚆矢を目指す持続的火星滞在はそれらとは一線を画す宇宙システムとならざるを得ない。なぜなら、地球への依存度を減らす目的からすれば単発ミッションの連続は非効率な上に、連続ではあるが持続的とは言えない。また、距離が遠く輸送が困難であることから輸送システムのより高度な組織化が不可欠である。

それらの点を考慮して本研究で構築する火星滞在システムアーキテクチャが目指すのは、基地システム、輸送システムの設置、運用をこれまでのような一時的な事象として扱うのではなく、長期繰り返し使用、保守点検、外部からの資源調達などを通じて持続的システム

として運用することで、長期持続的なインフラストラクチャーとしての性格を持たせる事である。これらの基地システム、輸送網に拠点となる地球を加え、それらの中で相互に物資、人員のやり取りを行う事で有機的な接続を実現する事が期待される。こうした宇宙システムの変化を図 5.1 にまとめた。

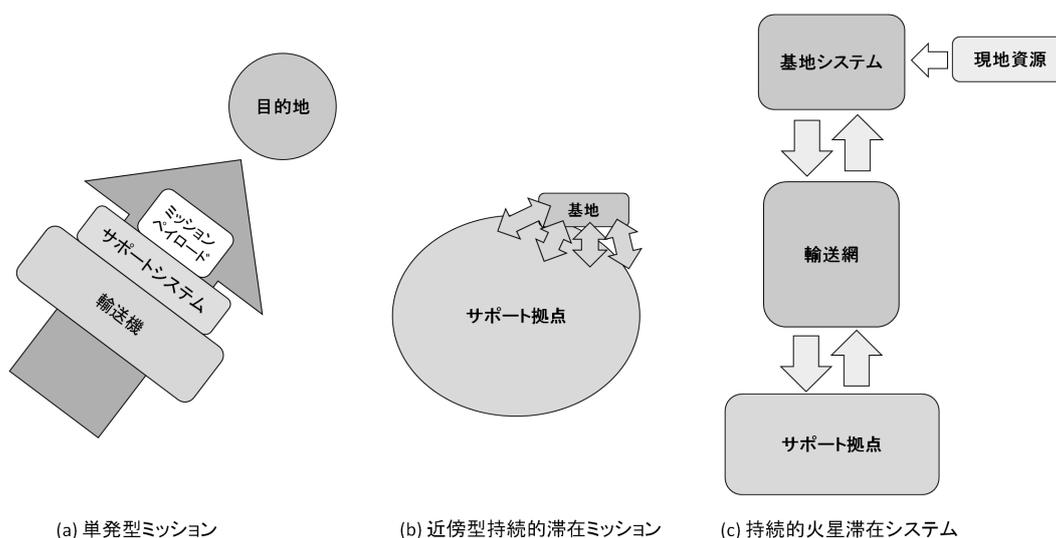


図 5.1. 火星滞在システムアーキテクチャの考え方

本論文では、前章までに持続的な有人火星滞在システムの構成要素である輸送システムモデル、基地システムモデルの構築を行ってきた。本章では、それらを組み合わせて持続的な有人火星滞在システムを構築する。次に、構築した持続的な有人火星滞在システムの評価法について検討する。宇宙ミッションの評価には、費用、開発期間、打上質量、技術開発の必要性など様々な要因が絡む。それらを含めた検討により、持続的な有人火星滞在システムの評価軸を決定する。また、持続的な有人火星滞在システムにはいくつか任意に決定できるパラメータが存在し、それらを調整する事によりシステムは決定した構成の範囲内で変化する。そのため次に、最適化によってそれらパラメータの調整を行い、前述の評価の最大化を試みる。最後に、最適化によって決定された代表的な持続的な有人火星滞在システムの詳細について述べ、次章の考察の基礎とする。

5.1. 持続的な火星滞在システムモデルの構成

持続的な火星滞在システムは、これまで展開されてきた地球依存型の有人宇宙ミッションの次の段階として、長期孤立、低頻度輸送などを前提とした高度な資源循環や非常時の生存性、現地での資源調達等による自立を目指したシステムである。そのため、長期間の基地運用を前提とし、特定期間に限定したシステム構築および運用は行わない事とした。

また、将来的には宇宙植民の実現により地球への帰還を前提としない輸送が行われる可

能性がある。しかし、本研究ではあくまで人類の宇宙進出の拠点およびテストケースとしての基地構築、運用を想定し、クルーは地球への帰還を保証されているものとする。すなわち、クルーの輸送は必ず往復輸送とする。

すなわち、本研究においては、以下の点を踏まえて持続的有人火星滞在システムを構築、運用するものとする。

- ・運用期間を限定しない
- ・クルーは帰還する

また、本研究においては、持続的有人火星滞在システム構築にあたって以下の仮定を置いた。

- ・滞在人数は6人とする
- ・地球上 - 地球低軌道間の輸送を考慮しない
- ・1サイクルの輸送の周期を会合周期に同期させる
- ・クルーが死亡するリスクを定義し、それを避ける運用を行う

本研究における持続的有人火星滞在モデルでは、6人のクルーが交代しながら火星に滞在し、観測、探査を行うケースを想定する。滞在人数はミッションに応じて変更する必要があるが、基地の保守管理作業の必要や、複数の探査・実験の同時実施、休息の必要等が必要であり、本研究では現在運用されている持続的宇宙拠点であるISSを参考として6人を想定した。なお、本研究以外の有人宇宙活動計画では、NASAが検討したExploration Systems Architecture Study (ESAS)における有人月ミッションでは4人、同じくNASAのDRAにおける有人火星ミッションでは6人が想定されており^[5]、同じく有人火星ミッションであるMars Directにおいては4人が想定されている^[87]。滞在人数は具体的な探査内容や基地の運用方法によって変化するが、本研究においてはそうした細部に立ち入った想定を行っておらず、滞在人数は暫定値である。しかし、4章に示した質量計算の式によって人員の増加、減少に伴うシステム質量の変化を検討することは可能である。

本研究で構築する持続的有人火星滞在システムは、高度1000kmの周回軌道からの輸送を扱い、地球表面から周回軌道への輸送は扱わない。これは、3.3.1にも述べたように、低軌道への輸送システムは惑星間輸送システムと火星基地システムの相互作用からは独立した存在であり、システム構成には影響を与えないと考えられるからである。ただ、その輸送能力によっては持続的有人火星滞在の実現性を左右する重要性も持つため、後の章で輸送コスト、現状の輸送規模などを基に実現可能性を考察する。

持続的輸送には、会合周期と一致した輸送サイクルを継続的に行うモデルを構築した。これは、3.1で述べたように、輸送条件が会合周期と同期して変化するため、最適な輸送条

件を選択すると会合周期を 1 サイクルとする輸送が適しているためである。また、これにより長期間のシステム運用においてもサイクルごとの輸送を基に評価を行う事が可能となった。

有人宇宙活動には、常にクルーの死亡というリスクが存在する。それらのリスクを本研究では、4.6 で述べたように、火災等の短期的な死につながるもの、修理の遅れによって安全性が低下するもの、物資の欠乏により長期的な死を招くものの三種類に分類した。その中で、火災等により死亡するケースは現在の態勢で十分に対策がされているものとして扱い、本研究では特に考慮しない。また、修理の遅れ等を考慮した稼働率の評価も、現時点では不明確な部分が多く正確なモデルを作成できないため行わず、設計寿命に合わせた補修部品の確保によって防がれると仮定する。最後の、物資が欠乏するリスクは、同様の理由から正確なモデル作成が困難であるため、その発生原因を深く追求することはせず、生命維持システムの物資再生の停止という事象のみを設定し、発生時の生還を求めた。生還の条件は、地球帰還まで酸素、水が枯渇しない事である。

次に、持続的な有人火星滞在システムの構成について述べる。本システムは、大きく分けて輸送システム、基地システムの二つのシステムによって構成されるが、それぞれいくつかの選択的な要素を含んでいる。図 5.2 および表 5.1, 表 5.2 に、本システムの選択的構成要素をまとめた。輸送システムには、惑星間輸送軌道、各輸送機の Isp, 緊急時の救援方法を選択する余地があり、基地システムには、酸素、水の再生率およびそれらの現地採取の有無および採取量を選択する余地がある。

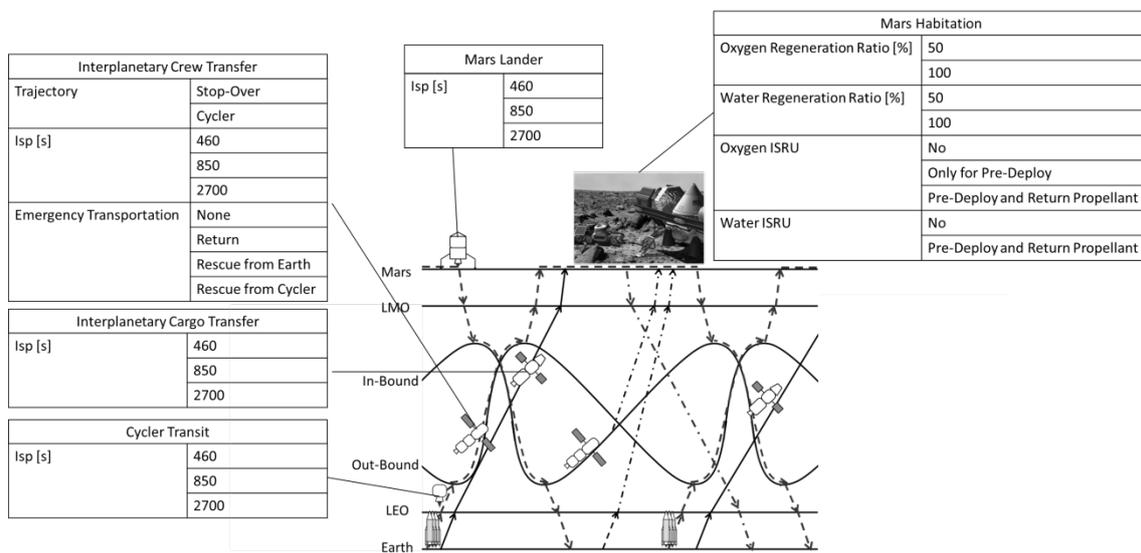


図 5.2. 持続的な火星滞在システムの選択的構成要素

表.5.1. 輸送システムにおける選択的構成要素

Category	Option
Trajectory	Stop-Over
	Cycler
Isp [s]	460 (Chemical)
	850 (Nuclear Thermal Propulsion)
	2700 (Nuclear Light Bulb)
Emergency Transportation	None
	Return
	Rescue from Earth
	Rescue from Cycler

表 5.2. 基地システムにおける選択的構成要素

Category	Option
Oxygen Regeneration Ratio [%]	50
	100
Water Regeneration Ratio [%]	50
	100
Oxygen ISRU	No
	Only for Pre-Deploy
	Pre-Deploy and Return Propellant
Water ISRU	No
	Pre-Deploy and Return Propellant

これらの内、輸送機の Isp、物資再生率および物資採取の有無は、現在のところその要素技術が確立されていないものの、それらが火星ミッションの負荷を大幅に軽減する事が可能である事は以前より主張されている。そのため、これらは将来の技術開発の効果を検討するための項目という色彩が強い。それに対し、惑星間輸送法、緊急救援法は運用上の選択肢であり、現在でもその構築は不可能ではない。以下に、これら選択要素の概要およびその選択肢について概説する。

まず、地球周回軌道から火星周回軌道の惑星間輸送には、3.3.1 で述べたように、Stop-Over 軌道及び Cycler 軌道を用いた二通りの輸送モデルを構築した。Stop-Over 輸送では惑星間輸送機が周回軌道に直接投入されるためクルーの乗降が容易であるうえ、滞在期間中に帰還用輸送機が常に使用可能である点から緊急帰還が行いやすいと考えられるが、巨大な惑星

間輸送機が輸送ごとに ΔV を必要とする。一方, **Cycler** 輸送においては惑星間輸送機は両惑星付近を通過するのみであるため, **Cycler** 輸送機の ΔV は抑えられるが, 惑星通過時に惑星低軌道にクルーを輸送するため, **Transit** 機が必要である。また, **Transit** 機の ΔV は **Stop-Over** 軌道を用いる場合よりも多くの場合大きくなる。なお, クルーの帰還のためには惑星間輸送機が火星表面に突入することは著しい不利となる。そのため, いずれのケースにおいても火星周回軌道と火星上の基地の往還には別途 **Lander** を用いる。

なお, こうした方法がとられるのは有人輸送のみであり, 貨物の輸送は ΔV を抑制するためクルーの輸送とは別の宇宙機を用いて行い, **Hohman** 軌道を用いた。同時に, 火星からの復路輸送量は往路輸送量に比較して非常に少量であるため, 貨物機には再使用性は求められない。そのため, 貨物機は火星突入時にエアロシェルを用いた減速を行なう事で推進剤の削減を図った。

これらの惑星間輸送法の相違については図 5.3 に示した。両方で惑星低軌道間の輸送法が異なる事が分かる。また, **Cycler** 輸送機は地球 - 火星間を常に航行しており, 往復用に二機が使用されている。**Cycler** 軌道の詳細は 3.1.3 で述べた。また, 図中に示されたハザード時の対応については以下に述べる。

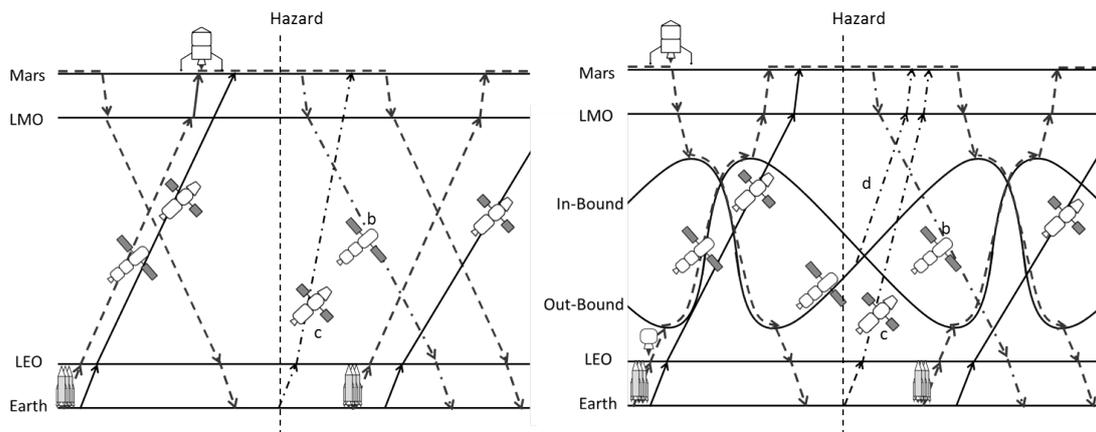


図 5.3. 有人惑星間輸送機概念図(左)Stop-Over 型, (右)Cycler 型

次に, 火星滞在中にハザードが発生し物資欠乏リスクが顕在化した場合に備え, 3.1.4 に述べた 4 種類の生存方法を想定した。それらの詳細について図 5.4 および表 5.3 に示す。本研究で想定した, 物資欠乏リスクに対する基本的な対処方針は, 十分な生存物資の確保と早期の物資再生機能の回復である。そのため, 救援時には物資の補充および予備の物資再生システムを輸送する。また, それらを使用しても救援到着前あるいは地球帰還前に物資の欠乏が発生すると考えられる場合, 事前に予備物資を火星基地に蓄積しておく事で対処する事とする。

表 5.3 を見ると, (a), (b)が事前に基地に十分な物資を蓄積する事で対応するのに対し, (c),

(d)では基地外からの救援によって緊急事態を終了させる事で対応する方針であることが分かる。緊急帰還ケースは、基地の物資再生機能は回復しないものの基地を放棄して帰還を図るため、輸送機の生命維持システムを使用可能であるという点で再生機能が回復したとみなすこともできる。

また、輸送機のリスク対策は、予備物資の蓄積のみによって行った。これは、クルーが輸送機に搭乗中には輸送日数の関係から 200 日以内に目的地に到着可能であるため、救援を送るよりも目的地到着が早いであろうことによる。

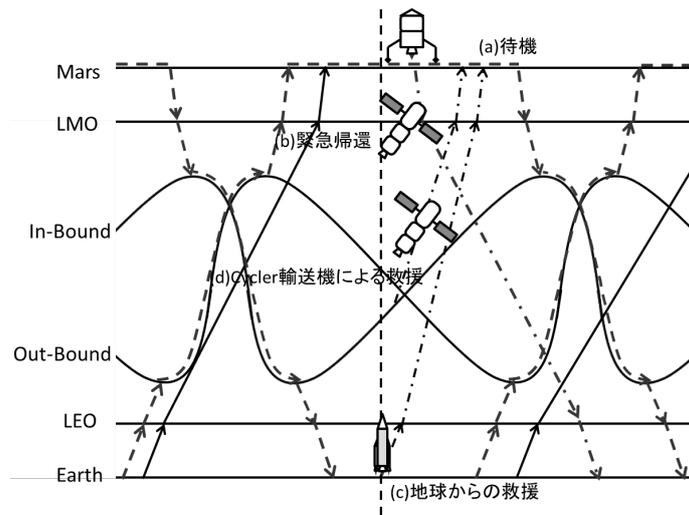


図 5.4. 緊急輸送法

表 5.3. 緊急輸送法の詳細

緊急輸送法	輸送法詳細	物資補充	物資再生機能回復
(a)待機	ハザード発生時にも救援は行わず、予定どおり帰還する	×	×
(b)緊急帰還	ハザード発生時には帰還用輸送機を用いてすぐに地球に帰還する	×	△
(c)地球からの救援	ハザード発生時には地球から救援機を送る	○	○
(d)Cycloper 輸送機による救援	ハザード発生時には Cycloper 輸送機が緊急加速を行い、火星基地に急行する	○	○

また、新たな推進システムの開発を想定し、現行の化学推進システムに加え、原子力エネルギーによる高い Isp を実現した推進システムを使用したケースを想定した。推進システムのモデルは 3.2 に示した。最後に、火星基地においても将来の技術開発を想定し、酸素、水の再生率の異なる複数の生命維持システム及び資源調達システムを設定した。

5.2. 持続的な有人火星滞在システムの評価方法

宇宙ミッションの評価パラメータには複数の方法がある。ミッションに要するコスト、信頼性、打上総重量等である。これらの方法の内、金銭的な側面を直接評価するのが、ミッションコストである。衛星の製造費、運用費、打ち上げ費用、保険料等を総合したコスト計算を行う事でミッションを評価する事が出来る。この方法の利点は、直接費用を計算する事で商業的な成立性や予算の評価を行いやすい事である。

そのため、通信・放送衛星などの商業用途で用いられる衛星や、地球観測衛星などの同等機能の衛星が多数運用されているような場合の評価に適している。また、為替レートや経済循環の影響を避けるため、要する工数を直接評価する、MY [Man-Year] を用いた方法も、コスト計算の派生であると言えるだろう。

また、打上総重量の評価は、深宇宙探査などの輸送条件の厳しい条件で多く用いられる。そうした大きな ΔV を要するミッションでは打上重量の増加が大きなミッションコストを伴うため、質量の削減が強く求められるためである。同時に、そうしたミッションは科学探査などの金銭換算が難しいミッションが多く、直接的な利益評価を行う事が困難である場合が多い。

多くの有人ミッションにおいては、クルーの安全性も重要な指標となる。地上の多くの乗り物と同様に宇宙ミッションにおいても搭乗人員の生存性にはある程度コストを無視した優先度が与えられるため、直接生存性を評価する事が必要となるからである。

本研究においては、後述のように持続的な有人火星滞在ミッションには現在の輸送系と比較して多大な輸送量を要すると考えられ、輸送コストの多寡がミッションの成立性に重大な影響を及ぼすと考えられる。そのため、火星滞在システムの評価には必要質量を用いることが適当である。なかでも、地球低軌道質量は輸送コストにも直結することから、質量自体および輸送コストを通じて持続的な有人火星滞在の実現性の検討を行う事が容易である。そのため、本研究では地球低軌道質量を指標としてミッションの評価を行った。

地球低軌道質量には、始めに基地を設置する場合の初期輸送量、基地を維持しクルーを交代させるための補給輸送量、一部の場合において緊急時のみに必要となる緊急輸送量を想定する。初期輸送量と補給輸送量の間には正の相関関係があり、初期輸送量、補給輸送量のどちらを評価値として最小化を図っても同様の結果が得られた。そのため、本研究においては初期輸送量を評価値として最小化を図った。

また、緊急輸送量は地球からの救援を行う場合のみ算出されるため統一的な評価指標としては不適當であるが、地球からの緊急輸送が考えられる場合にはその輸送量を考慮する必要がある。緊急輸送はハザード発生時のみ必要となるため、本研究では救援発生率による重み付けを行ったうえで初期輸送量に加える事で最終評価に反映した。救援発生率の算定にはコンポーネント単位での信頼度評価とハザード解析が必要であり、多くの構成要素が概念的な検討に留まる現時点では、火星滞在システムのハザード発生率の正確な評価は困難である。そのため、本研究では救援発生率はパラメータとし、考察の対象とした。

5.3. 持続的火星滞在システムの最適化パラメータ

本研究では、5.1 で述べたように持続的有人火星滞在システムを構成する要素の中でも惑星間輸送の方法、救援方法、物資再生率等の大枠は選択的に決定している。しかし、決定した構成内でも任意に変更できるパラメータがいくつか存在する。Stop-Over 軌道使用時の惑星間輸送機 ΔV 、緊急輸送想定時の緊急輸送時 ΔV がそれである。これらのパラメータを変更する事で持続的有人火星滞在システムの地球低軌道質量は大幅に変動するため、これらパラメータの最適化が不可欠である。そのため、本研究では Stop-Over 軌道使用時の惑星間輸送機 ΔV 、緊急輸送想定時の緊急輸送時 ΔV を設計パラメータとし、最適化を行った。

Stop-Over 輸送においては輸送機の ΔV と輸送期間、輸送時期はトレードオフの関係にある。本研究においては、その中の ΔV のみを設計パラメータとし、輸送期間の制限を満たしながら滞在期間を最大化する軌道を選択する事で Stop-Over 軌道の設計を行った。Stop-Over 軌道の ΔV 、輸送期間、輸送時期の関係は 3.1.2 で述べた。また、Cycler 軌道は自由度が限られるため、3.1.3 で述べたように本研究では輸送、滞在期間等の内容は変化しない。

緊急輸送を行う場合、ハザード発生時期、利用可能な ΔV によって救援時間は決定される。そのため、 ΔV をパラメータとする事でハザード発生時期ごとの救援軌道を決定し、救援時間を算出する事が可能である。緊急輸送軌道の詳細は 3.1.4 に述べた。本研究では、生存性確保の観点からハザード発生時期によらずに救援可能である事を前提とするため、最も救援が困難なハザード発生時期に応じて物資の備蓄を行う事とした。

表 5.4. 最適化対象パラメータ

パラメータ	内容
Stop-Over 輸送機 ΔV	Stop-Over 輸送実行時に惑星間輸送機が片道の輸送で要する ΔV
緊急輸送機 ΔV	緊急輸送(緊急帰還、地球からの救援、Cycler 機からの救援)を実施する際に、救援を行う輸送機が要する ΔV

5.4. 本研究における遺伝的アルゴリズムの適用による最適化

持続的有人火星滞在システムの構成を 5.1 で述べた。また、設定した構成の範囲内で任意に設定できるパラメータが存在する事を述べ、それらパラメータを表 5.4 に示した。本研究においては、5.2 に述べたように地球低軌道質量を用いて持続的有人火星滞在システムを評価するが、上記パラメータを調整する事で地球低軌道輸送量は大幅に変化する。そのため、最適化を行って地球低軌道質量を最小化するように各パラメータを設定しなくてはならない。

本研究においては、最適化に遺伝的アルゴリズムを使用し、交叉モデルに SPX、世代交代モデルに基数的ルーレットによる復元抽出と全個体を対象とした淘汰を用いた上で ARGGA を使用した。本研究で用いた最適化手法の概要は Appendix に示す。また、本研究で用いた遺伝的アルゴリズムにおける設定値を表 5.5 に示す。

表 5.5. GA 設計パラメータ

設計変数	設定値
個体数	20
子世代数	15
ARGA 間隔	5
突然変異確率	0.3
終了条件	100 世代以降で 50 世代の間 1%以上の最適値更新なし

次に、これらをまとめた最適化による滞在システムの設計法を図 5.5 に示す。設計値を設定し、それを用いて持続的な有人火星滞在システムの質量計算を行い、地球低軌道質量を算出する。次に、地球低軌道質量を評価値として遺伝的アルゴリズムによって設計値を更新する。最終的には、結果の改善が見込まれなくなった時に最適解を実現したと判断し、最適解を得る。

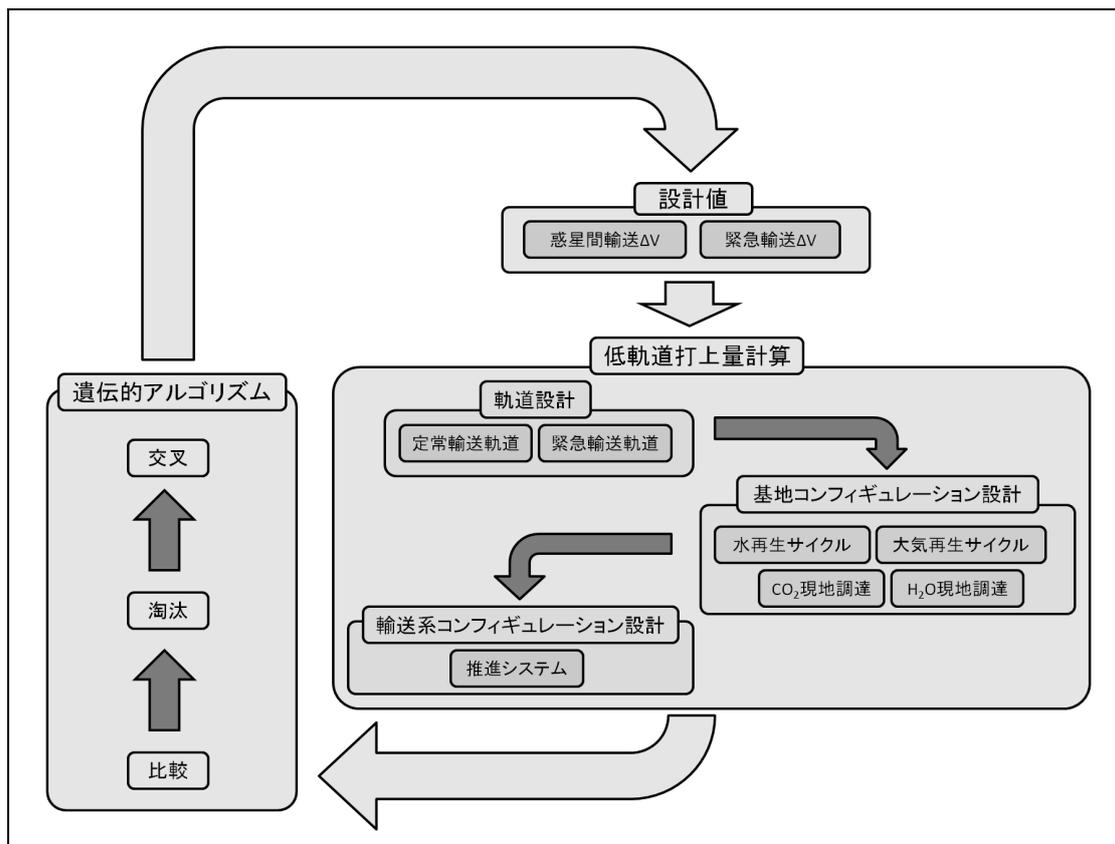


図 5.5. 持続的な有人火星滞在システムの最適化プロセス

最後に、これらをまとめた最適化の概要を表 5.6 に示す。次節以降では、本手法を用いて最適化を行った結果を示し、持続的有人火星滞在システムの構成とその詳細を示す。

表 5.6. 持続的有人火星滞在システムの最適化の概要

項目	内容
設計パラメータ	Stop-Over 軌道使用時の惑星間輸送機 ΔV 緊急輸送想定時の緊急輸送時 ΔV
最適化法	Adaptive Range Genetic Algorithm
評価値	地球低軌道質量

5.5. 最適火星滞在システムの構築

本節では、これまでの惑星探査や ISS の経験を通じて確立されている、あるいは確立されつつある手法を想定した標準条件および滞在条件の拘束を表 5.7 及び表 5.8 のように定め、標準条件における火星滞在システムの概要を示す。標準条件における再生率は ISS での実績に基づいて設定した。また、 I_{sp} は化学推進を想定した値であり、機材更新率は、現在の ISS に基づき機器寿命を 10 年前後とした設定である。輸送期間は、クルーの健康上の配慮などから 200 日を上限とし^[56]、滞在期間は条件を定めない事とした。

表 5.7. 標準条件

O ₂ 再生率	50%
H ₂ O 再生率	50%
ISRU	なし
I_{sp}	466 [s]
機材更新率	0.2
救援	なし

表 5.8. 拘束条件

輸送期間	< 200 [days]
滞在期間	N/A

以下の節ではまず、有人惑星間輸送に Stop-Over 輸送を使用し、救援を行わない場合について最適解を示し、その結果について考察する。次に、現有技術水準に基づいた地球低軌道質量の削減策として、Cycler 輸送を使用する場合、救援輸送を考慮する場合について検討する。

5.5.1. Stop-Over 輸送を用いた持続的有人火星滞在システムの構築

表 5.7 で示した標準条件について、Stop-Over 輸送の下で最適化した結果を表 5.9 及び図 5.6 に示す。図 5.6 の 1 は地球出発時の惑星相対位置を示す。その後、200 日の輸送期間を経て 2 の位置で火星に到着する。その間、貨物機は別便で航行しており、259 日の航行を経

でクルーの到着後 31 日で火星に到着している。クルーは 520 日間火星に滞在し、3 の位置で火星を出発する。その後、往路と同様に 200 日の航行を行って 4 で地球に帰還する。

この輸送条件では次のクルーが到着する前に前便のクルーは火星を離れるため、クルー交代時に一定期間基地が無人とになっている。また、クルー、貨物の輸送は別便で行うため、出発、到着時期には差が生じている。クルーの火星到着から貨物到着までの期間の生存に必要な物資は前便の貨物に搭載することで、クルー交代時にも連続した運用を行える。

また、この結果では滞在期間が 520 日となり、会合周期である 781 日と比較すると、人間が滞在する期間の比率はおよそ 67%である事が分かる。また、このケースでは救援は行わないので、緊急輸送および備蓄率は無効となっている。

このケースが最適となった理由は、有人惑星間輸送に定義域の上限である 200 日の輸送期間をかけ、輸送機の ΔV を最小化したためであると考えられる。また、滞在期間に制限を設けていないため、出発時期も ΔV 最小で設定されたと考えられる。520 日間の滞在は、輸送スケジュールの調整の結果生じた日数である。 ΔV を上昇させても滞在期間を短縮する事で消費物資を削減するという解も考えられるが、最適解として使用されていないのは ΔV 増加の影響が大きいと推測される。

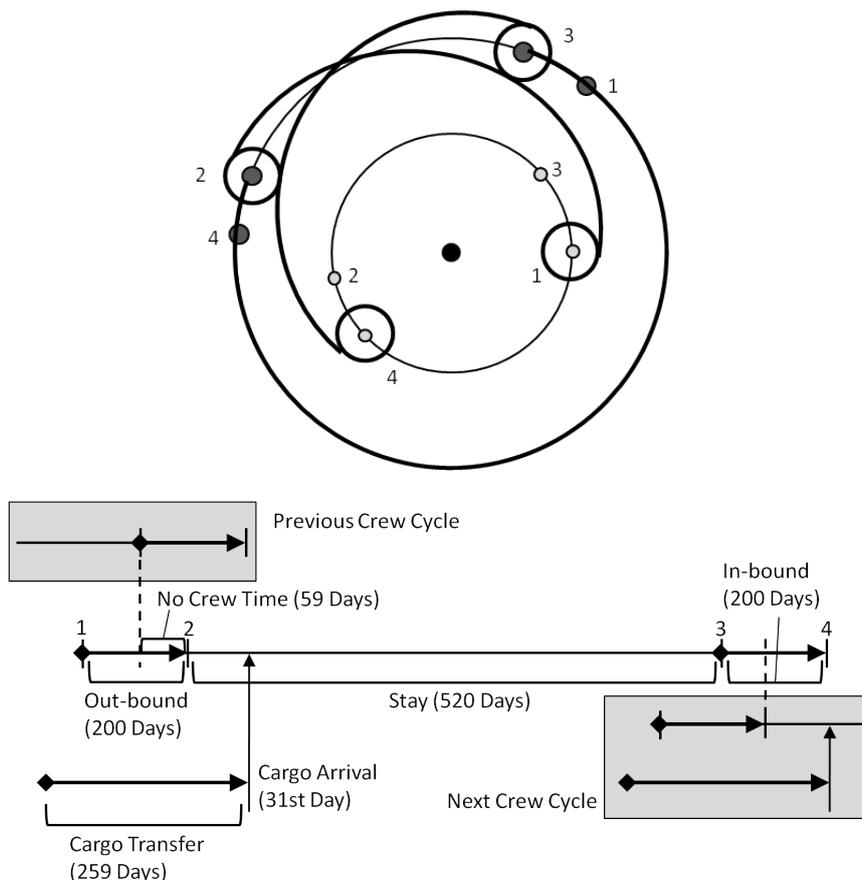


図 5.6. 最適滞在計画

表 5.9. Stop-Over 型最適滞在計画

輸送期間	200 [days]
滞在期間	520.6 [days]
輸送時 ΔV	6.4 [km/s]
緊急輸送時 ΔV	N / A
備蓄率	N / A
補給到着時期	31.3 [days]

次に、火星滞在システム設置時の貨物輸送および有人輸送機の質量構成を表 5.10 に示す。これは、基地設置時の地球低軌道輸送量であり、定常運用時の補給については表 5.11 を用いて後に議論する。また、図 5.7 に、火星輸送における資材の流れを示す。

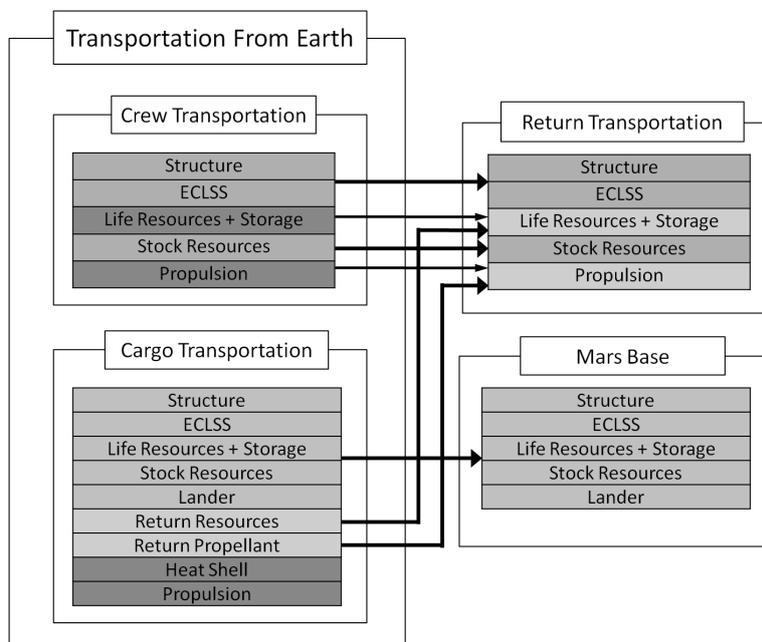


図 5.7. 資材輸送の流れ

表 5.10. Stop-Over 型滞在システム初期質量

	Crew Transportation	Cargo	Initial IMLEO	
Structure	11.0 [t]	11.0		
ECLSS	11.3	15.5		
Life Resources + Storage	21.6	61.3		
Stock Resources	20.9	45.5		
Lander	N/A	42.1		
Return Resources	N/A	21.6		
Return Propellant	N/A	261.3		
Heat Shield	N/A	68.7		
Propellant	261.3	572.3		
Engine	2.4	3.8		
Total	328.5	1103.1		1431.6

図 5.7 で資材の流れを追うと、有人機の、Structure, ECLSS, は惑星間航行中のクルーの生活に要する機材であるため、そのまま復路の輸送に用いられる。輸送中のハザードに備えた予備の生存物資である Stock Resources も同様である。一方で、Life Resources と Propulsion は生存物資および推進剤が大半であるため、片道の輸送で消費する。3.3.4 で述べたように、帰還用の物資は往路は貨物機で輸送し、火星において補給を行っている。また、貨物機の資材は火星基地資材と先述の帰還用資材で構成されており、最終的には地球帰還までに全て配分、消費される。

表 5.10 で各資材の質量を見ると、クルーの居住に関わる機器に生存物資を合わせた質量は 65t 程度であり、その中に占める生存物資の割合は 7 割近い。また、生存物資の半分程度は非常時用の備えである。また、それらを輸送するための推進システムである Propellant および Engine は、全体の 8 割を占める事がわかる。

それに対し、地球低軌道時点で貨物機に占める推進系の質量は全体のおよそ 52% であり、有人機と比較すると推進系の占める割合は著しく低い。これは、有人機が短時間の輸送を求められることから高い ΔV を消費し、復路での使用を考慮して火星到着時にも推進機による減速を行なうのに対し、貨物機は ΔV を最小化する Hohman 軌道を使用した上で火星大気による減速を行うためである。

また、火星に届ける貨物である約 460t の内、6 割は帰還用の物資であり、そのほとんどは推進剤である。この事からも、推進システムが総質量に非常に大きく影響している事が分かる。

図 5.8 に、滞在システム全体の IMLEO の構成比内訳を示す。初期輸送においては総 IMLEO の内 80% 弱を貨物機が占めている事が分かる。これをみると、貨物機のペイロード比は高いもののその中の多くは帰還用推進剤であり、実際の基地構築に用いられる質量はわずかである。最終的に、総 IMLEO の内、火星基地の構築に使用されるのはおよそ 9% であり、残りはそれら資材の輸送およびクルーの往復のために費やされる。

ただし、それら輸送に用いられた資材の一部は輸送インフラの構築のための輸送である。有人機機材・物資は、往復で消費した生存物資を除き再使用されるので、全体の 5% 弱を占める有人機機材の設置も持続的な有人火星滞在システムの初期構築に用いられたと考える事が出来る。

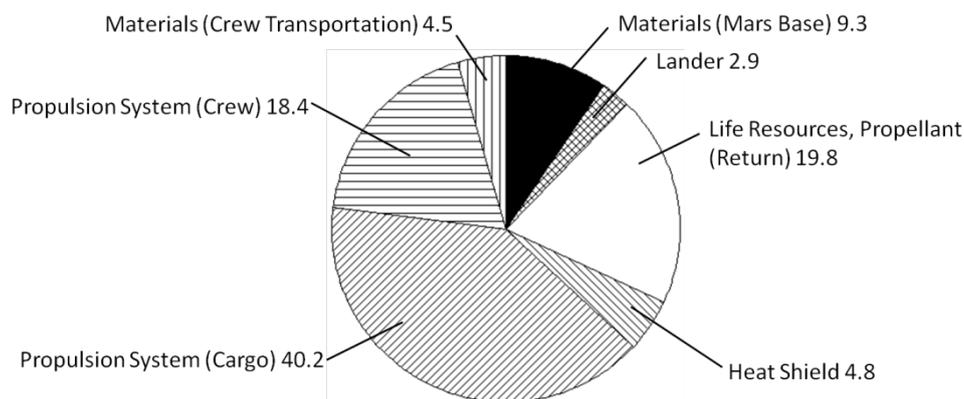


図 5.8. 初期輸送時地球低軌道質量の構成比

有人火星基地初期設置時には多量の資材を火星に送る必要があることから貨物機および火星に送り込む資材の割合が増加することは当然であるが、そうした状況であってもその多くが消費され、最終的に基地システム、輸送システムとして設置されたのは基地 9%、輸送系 5%の 14%にすぎない。この事は火星輸送の困難を示している。

次に、基地設置後の定常運用状態における補給輸送について述べる。表 5.10 に示した質量は基地設置を含む初期輸送量であるが、基地設置後も継続的に補給を行う必要があり、その際の補給輸送量の検討も重要である。表 5.11 に、補給輸送量とその内訳を示す。また、図 5.9 に、補給時の物資輸送の流れを示す。なお、補給は地球、火星の会合周期およびクルーの滞在周期と同期して 2.14 年ごとに行う。

表 5.11. Stop-Over 型滞在システム補給質量

	Crew Transportation	Cargo	Refill IMLEO
Repair	5.0 [t]	6.6	
Refill (Resources)	21.6	45.5	
Refill (Propellant)	261.3	35.4	
Refill (Return Resources)	N/A	21.6	
Refill (Return Propellant)	N/A	261.3	
Heat Shell	N/A	7.5	
Propellant	N/A	410.4	
Engine	N/A	2.7	
Total	287.9	791.0	1078.9

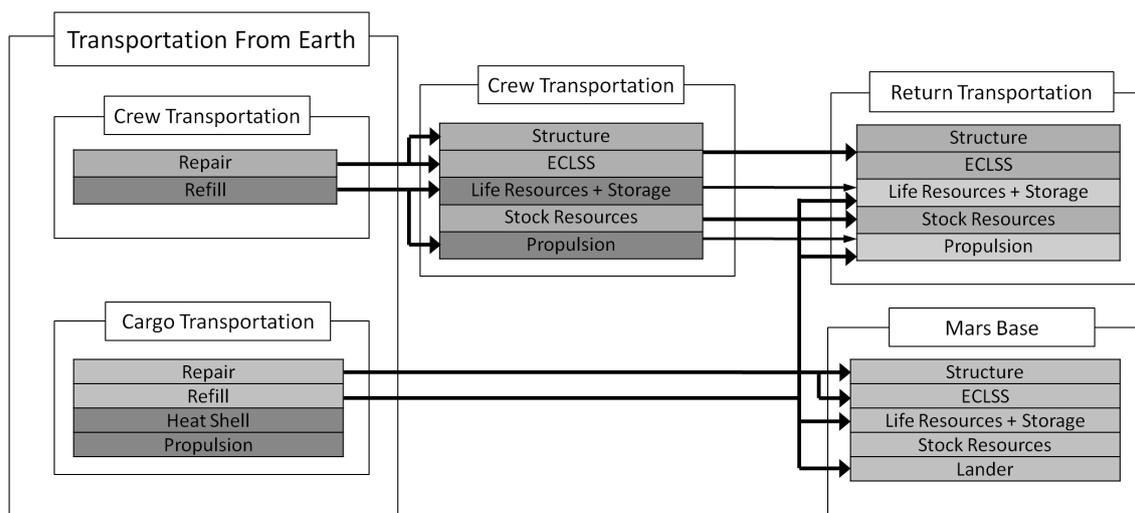


図 5.9. 補給時の資材輸送の流れ

図 5.9 を見ると、補給輸送においては有人機に対しても補給を行っている事が分かる。この時点では有人機は地球低軌道に帰還しているため、有人機に対する補給には推進システムを必要としていない。有人機には、機体の保守、更新のための機材と、消耗物資、推進剤が新たに補充される。Repair は有人機の機材更新に用いられる物資であり、Refill は、酸素、水、推進剤等の消耗品を示す。

貨物輸送も同様に火星基地の保守、更新資材が Repair 欄に計上されている。また、Refill は、火星基地における生存物資の補給、Lander の推進剤補給、有人機の帰還用推進剤及び帰還時生存物資である。

表 5.11 を見ると、初期輸送時よりも有人機、補給機共に IMLEO が軽減されている事が分かる。これは、初期輸送において長期利用可能な機材を設置し終えているためである。なお、IMLEO の減少率を見ると、貨物機が 30%弱減少しているのに対し、有人機は 10%程度の減少に留まる。これは、元々有人機はクルーの輸送のみのために用いられ、輸送インフラとして長期間設置される機材が少ない事によると考えられる。つまり、Stop-Over 輸送を行う場合、繰り返し輸送による IMLEO の減少はさほど見込めないという事になる。

また、図 5.10 に補給輸送時の IMLEO の構成比の内訳を示す。補給輸送時には火星基地物資および有人機機材の比率が初期輸送時より低下している事が分かる。これは、新たに大規模な機材を設置しない補給輸送の特性として自明である。

また、有人輸送機の割合が初期設置時より高くなっている。これは、定常運用時にはクルーの往復および基地に対する補給が主となる事で、火星に対する資材輸送の需要が低下する事によると考えられる。

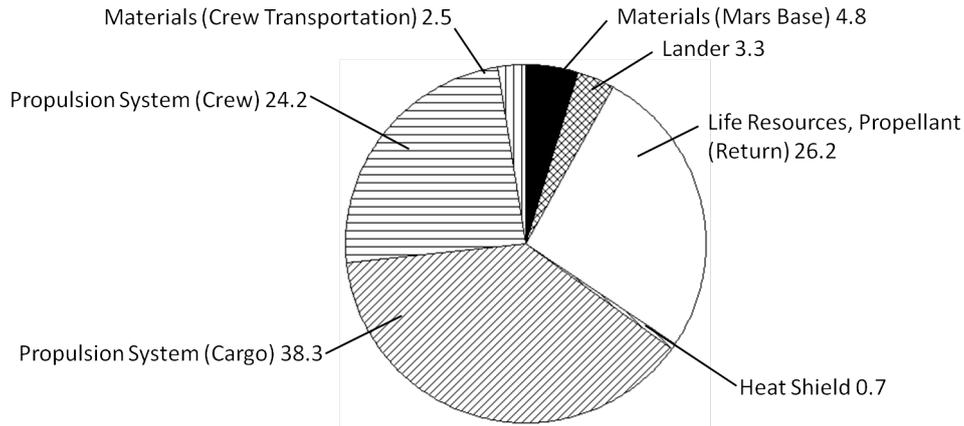


図 5.10. 補給輸送時地球低軌道質量の構成比

現在の年間低軌道打上量が 200t 程度である事を鑑みると、持続的火星滞在に要する初期輸送量、補給輸送量のいずれも現在の水準を大きく超える輸送量を要求するミッションである。また、輸送量の多くは推進剤が占めている。この事は、補給輸送量が初期輸送量の 80%以上にも上ることからも示される。中でも、有人輸送機が復路で使用する推進剤を火星へ輸送する事に伴う低軌道輸送量の増大が著しい。

5.5.2. Cyclor 輸送による輸送量削減効果

前節では Stop-Over 輸送を前提として構築した持続的有人火星滞在システムを最適化した結果を示した。それに続き本節では、表 5.7 で示した標準条件の元で Cyclor 輸送を導入した持続的有人火星滞在システムを構築することで、地球低軌道時点での質量を削減する可能性について前節の結果と比較検討する。

以下に、Cyclor 軌道採用時の火星滞在システム構成と質量内訳を示す。このケースでは有効な設計パラメータが存在しない事から、最適化は行っていない。図 5.11 は、Cyclor 輸送を用いた場合の火星滞在計画および輸送時の軌道の概略である。クルーは図中の 1 から 4 の順に惑星間移動、火星滞在を行う。なお、火星滞在は火星の一年である 687 日を超える事から、図中 2 から 3 では火星軌道を一周している。なお、往復の惑星間航行に用いる機体は同一ではなく、2 機の輸送機が使用される。

Stop-Over 軌道を用いた滞在計画である図 5.6 と比較すると、輸送期間が 200 日から 145 日に短縮され、滞在期間が 520 日から 733 日に延びている事が分かる。これは、Stop-Over 輸送の際は輸送期間を拘束条件いっぱいの 200 日とする事で ΔV を削減し、IMLEO を抑制したのに対し、Cyclor 軌道は ΔV を自由度に取れないため、固定的な滞在計画となるためである。また、Cyclor 輸送を行う際にも火星基地の無人期間は存在する事が分かる。

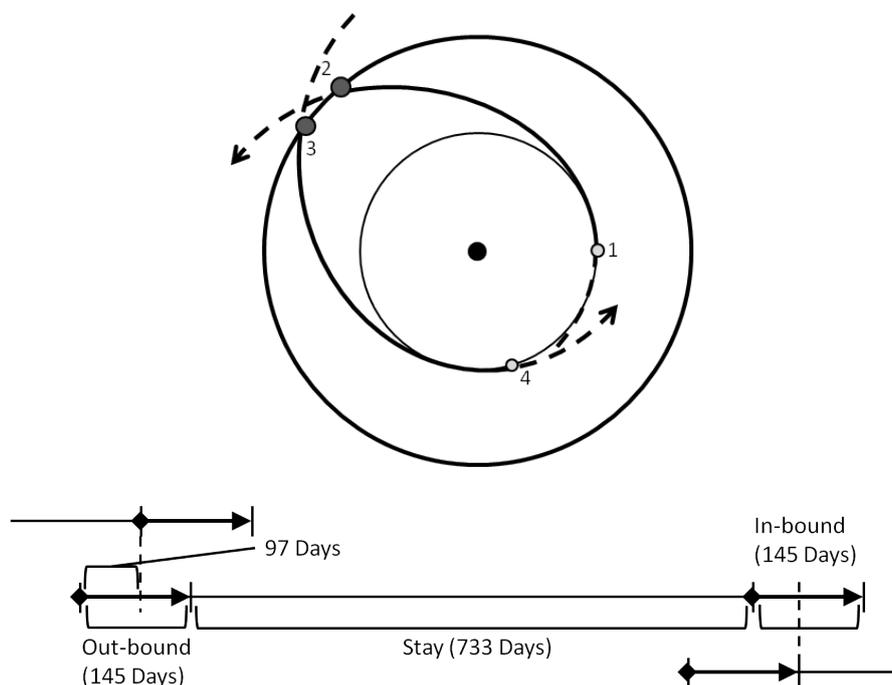


図 5.11. Cycluser 型最適滞在計画

次に、Cycluser 輸送を行う際の初期輸送時の IMLEO を表 5.12 および図 5.12 に示す。図 5.7 の Stop-Over 輸送と比較すると、有人輸送機を 2 機使用している点が明らかな違いである。また、往路と復路で別の惑星間輸送機を使用するため、復路用の物資を貨物機で送る必要がなくなっている。一方で、Cycluser 輸送機と惑星周回軌道の輸送を行う Transit 機を運用する必要があり、帰還推進剤はやはり必要である。

また、表 5.12 より分かる IMLEO は、有人惑星間輸送システムの質量が Stop-Over では 328.5t なのに対し 501.8t と、5 割ほど増加している。しかしこれは帰還推進剤を含まない値であり、帰還推進剤は Stop-Over 輸送時の方が Cycluser 輸送時の倍以上多く、130t ほど増加している。そのため、帰還推進剤の輸送も含めるとおそらく Cycluser 輸送の方が推進システム質量を抑制できていると考えられる。

なお、Cycluser 輸送時は Stop-Over 輸送と比べて輸送期間が短く、逆に滞在期間が長いことから、生存物資および予備物資の量はそれに応じて増減している。

表 5.12. Cyclер 型滞在システム初期質量

	Out-Bound Cyclер	In-Bound Cyclер	Mars Base	Initial IMLEO	
Structure	11.0 [t]	11.0	11.0		
ECLSS	11.3	11.3	15.5		
Life Resources + Storage	15.7	15.7	75.0		
Stock Resources	15.1	15.1	61.2		
Transit	42.0	N/A	N/A		
Return Propellant	N/A	N/A	129.6		
Lander	N/A	N/A	42.1		
Heat Shell	N/A	N/A	50.3		
Propellant	225.8	125.7	419.0		
Engine	1.0	1.0	2.8		
Total	321.9	179.8	806.5		1308.2

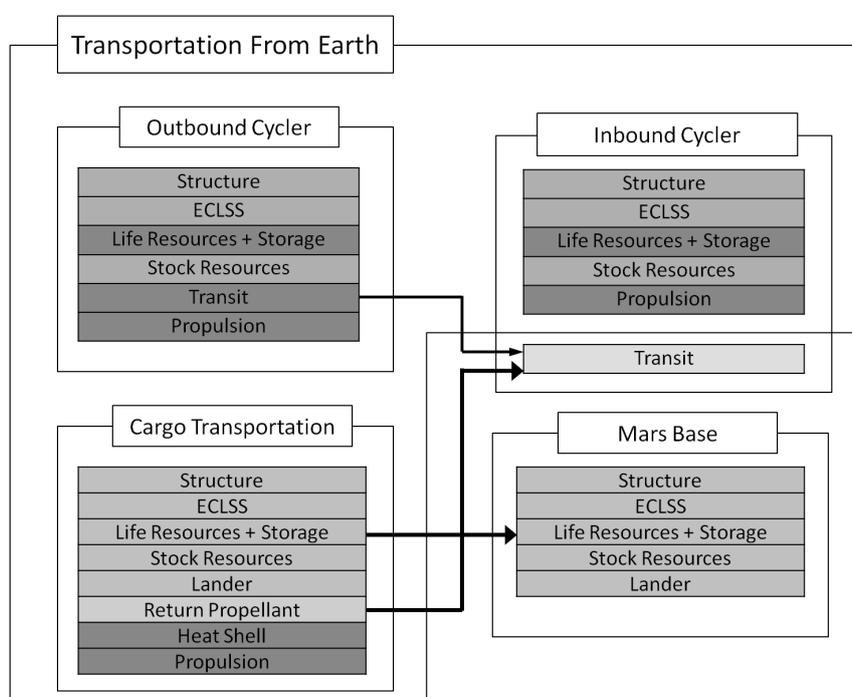


図 5.12. Cyclер 輸送時の物資の流れ

次に、基地定常運用時の輸送量及び資材の流れを表 5.13 および図 5.13 に示す。往路輸送機、貨物のみでなく、復路輸送機にも補給が行われる点が Cyclер 輸送の特徴である。また、Cyclер 輸送機への補給は地球通過時に行うのが最も効率的であるため、往路輸送機にはクルー出発と同じ時期、復路輸送機には直前のクルー帰還時に行うことになる。

表 5.13. Cycler 型滞在システム補給質量

	Out-Bound Cycler	In-Bound Cycler	Mars Base	Refill IMLEO
Repair	4.7 [t]	4.7	6.6	
Refill (Resources)	15.7	15.7	64.0	
Refill (Propellant)	N/A	N/A	165.3	
Transit	42.0	N/A	N/A	
Heat Shield	N/A	N/A	10.2	
Propellant	148.6	48.1	267.2	
Engine	0.4	0.4	1.8	
Total	211.4	68.9	515.1	

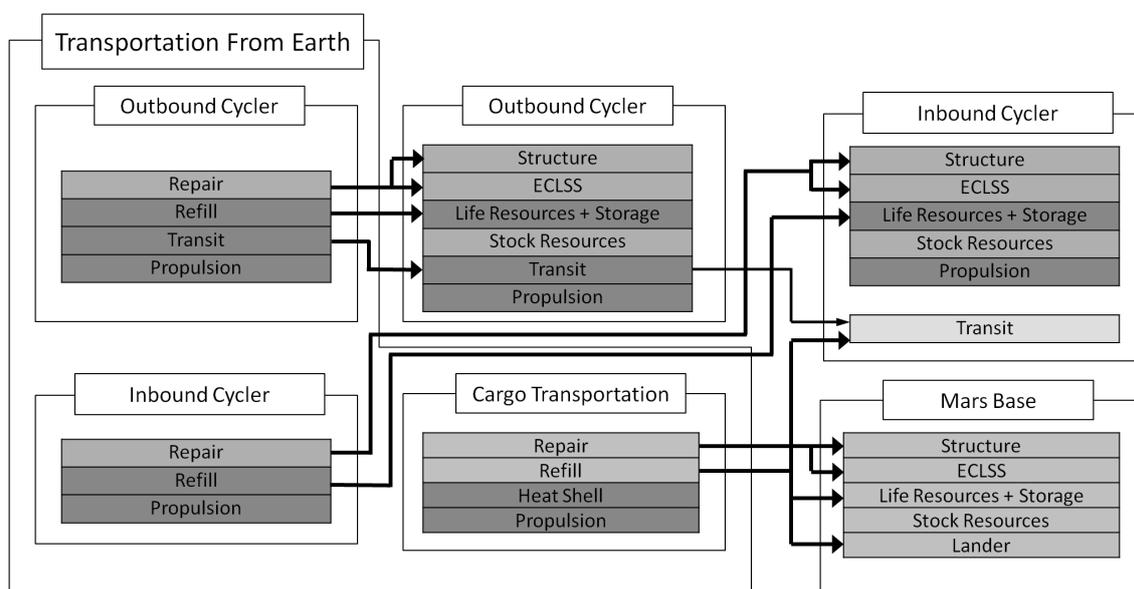


図 5.13. Cycler 補給時の物資の流れ

また、一度 Cycler に設置された Cycler 輸送機には追加の加速を必要としないため、推進系への補給が不要である一方で、惑星間飛行を続けて低軌道に進入しないため、補給機に推進システムが必要である点も Stop-Over 輸送との相違点である。

図 5.14 に、Stop-Over と Cycler における IMLEO の比較を示す。この図は、Stop-Over 輸送、Cycler 輸送のそれぞれの場合について、初期輸送時 IMLEO、補給輸送時 IMLEO を比較したものである。なお、補給時 IMLEO は補給輸送一回当たりの質量を示している。始めに基地を設置した後は補給輸送においてクルーの交代及び保守管理を行う運用となるため、いずれのケースでも補給輸送量は初期輸送量よりも少なくなる。

また、図 5.14 からは、Cycler 輸送の方が初期、補給時とも IMLEO が小さい事が分かる。同時に、初期輸送時 IMLEO に対する補給輸送時 IMLEO の比をみると Stop-Over ケースでは 75%であるが、Cycler ケースでは 61%となっており、Cycler 輸送を採用した方が補給輸送で

の IMLEO 減少率が高い事が分かる。

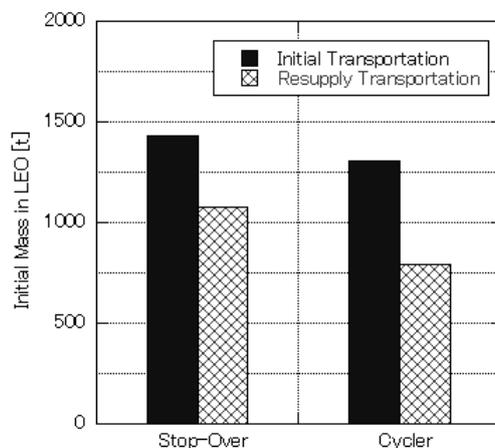


図 5.14. Cyclar 輸送による IMLEO 低減

これらについて検討するため、図 5.15 に各ケースの IMLEO の内訳を示した。この図に示したのは、有人輸送機および貨物機に搭載するペイロード（基地機材、輸送機構造体、生存物資等）と、両輸送機の輸送システム（推進剤、エンジン）の割合である。

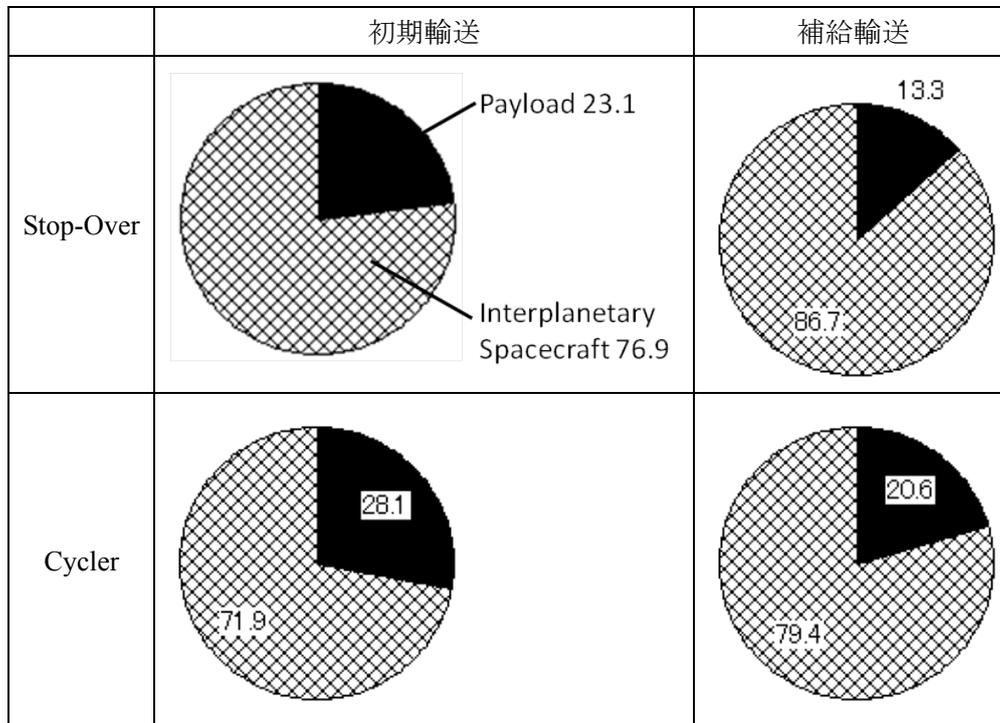


図 5.15. 輸送量の内訳(資材と輸送システムの比率)

図 5.15 を一見して明らかな事は、Cyclar 輸送時の方が必要資材の量が多い事およびペイ

ロード比が高い事である。資材の量が多い事は、2機の有人輸送機を設置する事による輸送機質量の増加と滞在期間が長期化することによる火星基地での生存物資の増加が原因である。また、宇宙機ごとのペイロード比は、必要とする ΔV の差から貨物輸送機、Cyclor機、Stop-Over機の順に高くなる。そのため、Cyclorケースの方が全体に高いペイロード比を達成していると考えられる。

また、必要とする資材自体はCyclorケースの方が多いため、Cyclor輸送のIMLEOがStop-Over輸送を下回るのはペイロード比が高いためである事がこの図から分かる。

次に、補給輸送におけるIMLEOの減少について検討する。前述のように、補給輸送におけるIMLEOの減少率はCyclor輸送ケースの方が10%以上高い。しかし、補給資材質量は、Cyclorでは初期輸送の44.5%、Stop-Over輸送では43.3%と大差はない。このため、Cyclor輸送における補給輸送時のIMLEOの急激な減少を資材の減少率のみに求める事は出来ないと考えられる。

補給輸送では、初期輸送と比較するとペイロード比も変化している。Cyclor、Stop-Over共に補給輸送ではペイロード比が下がっているが、これは全資材に占める貨物輸送の割合が低下したためである。すなわち、基地設置時には大量の資材を火星に輸送する必要があったため貨物輸送の比率が高まったが、補給輸送においては相対的に有人輸送機による輸送の比率が高まっている事を意味する。ペイロード比の変化を比較すると、Stop-Over輸送ではペイロード比は45%低下しているのに対し、Cyclor輸送では25%の低下に留まっている。このペイロード比の差も、補給輸送におけるIMLEOの減少率変化の要因であろう。

このように、Cyclor輸送によって基地設置時、補給時ともIMLEOを削減できると同時に、補給時のIMLEO減少率も大きくなる事が分かった。また、これらは主にCyclor輸送のペイロード比の高さによって実現されている事も明らかとなった。これにより、必要とする資材の量自体はStop-Over型を使用する場合よりも多いにもかかわらず、総合的にはIMLEOを低下される事が出来ると考えられる。

5.5.3. 救援輸送による輸送量削減効果

次に、救援輸送の導入による輸送量削減について検討する。非常時の救援輸送体制を整備する事で火星基地の備蓄量を削減する事が、救援輸送による輸送量削減の目的である。本研究では、緊急帰還、地球からの救援、Cyclor輸送機による救援の3通りの救援輸送について検討した。

また、地球からの救援を行う場合には、他の方法と異なり救援に要する機材が確実に必要となるわけではない。地球外からの緊急輸送を行う場合、輸送機材を事前に輸送、設置する事が不可欠であるが、地球からの救援においては救援機材を地球低軌道待機あるいは地上待機させる事が可能であり、未使用時の流用等を行える可能性がある。そのため、地球からの救援を行うケースでは緊急輸送が行われる可能性や流用の可否等を勘案した上で緊急輸送量に重み付けを行い、地球低軌道輸送量に加算する必要がある。この重み付けの

係数を本研究では救援発生率と呼称するが、これはコンポーネント、システムの信頼度や要求生存率、流用可能性などにより設定されるため、現時点では精密な決定は不可能である。そのため、本研究の標準条件では暫定的に 0.1 と定め、以降の節でその変化の影響を考察する。

その結果、標準条件では、緊急帰還、地球からの救援、Cycler 輸送機による救援のいずれのケースにおいても、Stop-Over 輸送、Cycler 輸送のどちらにおいても IMLEO を削減できない事が明らかになった。これは、緊急輸送に要する推進剤質量が、火星基地に備蓄を行う場合の備蓄量を上回るためである。緊急輸送の ΔV を低下させれば推進剤質量は減少するが、その場合救援にかかる時間が増加し、結果的に救援の有効性を失わせる。それに対し、物資の再生率が向上すれば、通常運用時の物資必要量が減少する事による必要備蓄量の増加や救援による物資再生率向上効果の向上により救援輸送が有効になりやすいと考えられる。しかし、試験的に物資再生率を 100%とした場合も救援輸送よりも物資備蓄の方が地球低軌道質量削減の観点からは有効であった。

このように、標準条件において緊急輸送は有効ではないが、この時の緊急輸送の状態を考察するため、緊急輸送時 ΔV に対して最適化を行わずに緊急輸送時 ΔV を 10km/s に固定して IMLEO の計算を行った。図 5.16 で、緊急輸送時 $\Delta V=10\text{km/s}$ とした際の、救援なしの場合の IMLEO との比較を、図 5.17 で、その際の IMLEO を輸送機ごとに比較を行った。図中の Wait は待機ケース(救援なし)、Rescue from Earth は地球からの救援を行う場合、Return は地球への緊急帰還を行う場合である。無理に緊急輸送を行った場合、明らかに IMLEO が増加している。特に、図 5.17 からは、有人機、貨物機、緊急輸送機の全てにおいて、物資貯蔵によって耐えるケースを上回る質量を要する事が分かる。

地球への緊急帰還を行う場合の初期貨物輸送量の明らかな増大は、緊急帰還用の推進剤を火星に持ち込んだためである。通常運用時の輸送機 ΔV は 6.5km/s 程度に対し、緊急帰還時は 10km/s の加速を要求したため、追加の推進剤が必要となり貨物が増加した。

緊急帰還設備の整備により、物資欠乏ハザード発生時に火星で帰還を待つための物資は不要となるはずであるが、緊急帰還用推進剤の方が影響が大きく、結果的に質量の増大を招いたと考えられる。

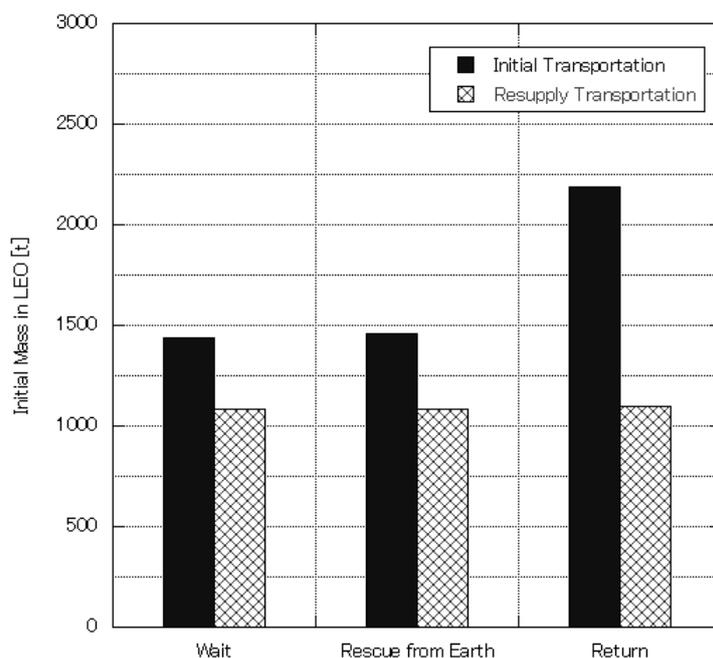


図 5.16. Stop-Over 輸送における救援輸送による地球低軌道質量の増加

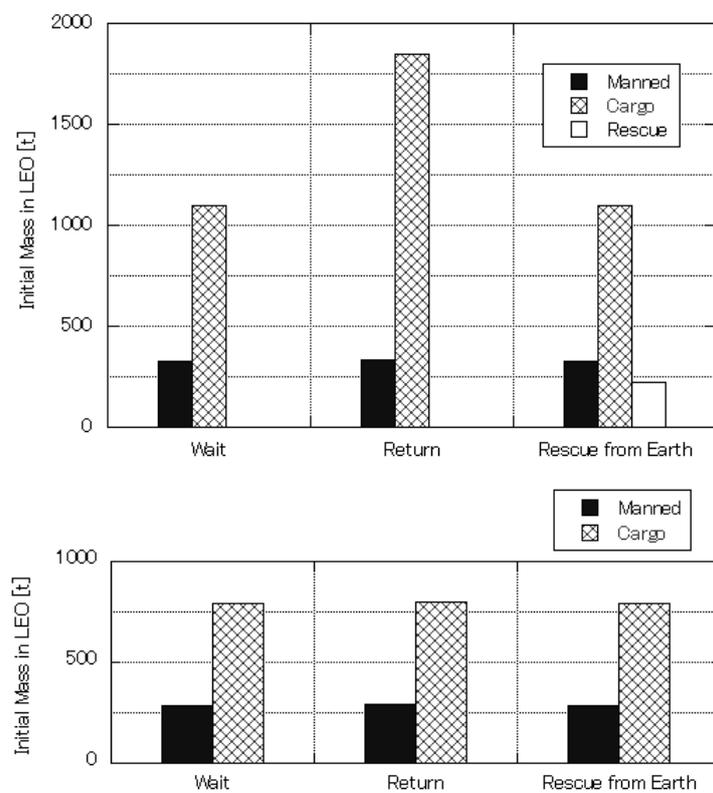


図 5.17. Stop-Over 輸送時の救援実施時の質量内訳(上)初期輸送, (下)補給輸送

次に、地球からの救援を送るケースであるが、緊急輸送機を整備する質量が増加したのみであり、貨物機、有人輸送機共に質量の減少が見られない。これは、実際には救援が有効ではない事を意味している。このケースでは、 $\Delta V=10\text{km/s}$ の条件では、クルーの火星滞在時に救援機を到達させる事が出来ず、結局のところ火星基地には救援なしのケースと同様の物資貯蔵が必要である。そのため、救援機が無駄足となり質量が増加するのみである。

次に、Cycler 輸送時にも同様の検討を行う。Cycler 輸送採用時に地球への緊急帰還を行うためには、Cycler 輸送機とは別に緊急帰還用の惑星間輸送機を火星に備える必要があり、これは標準条件では明らかに不合理である。また、地球からの救援を行うケースでは、Stop-Over 輸送実施時と同様の傾向が見られた。そのため、以下では Cycler 輸送時に特有の、Cycler 輸送機による救援のケースについて述べる

Cycler 輸送機特有の緊急輸送法としては、Cycler 輸送機が火星基地に急行するというものがある。それを検討した結果が、図 5.18 および図 5.19 である。Cycler 輸送機による救援を考慮するケースでは、明らかに Cycler 輸送機の質量が増している。これは、図 5.17 における緊急帰還と同様の現象であり、緊急輸送用に大量の推進剤が必要となることにより Cycler 輸送機の質量がましたと考えられる。

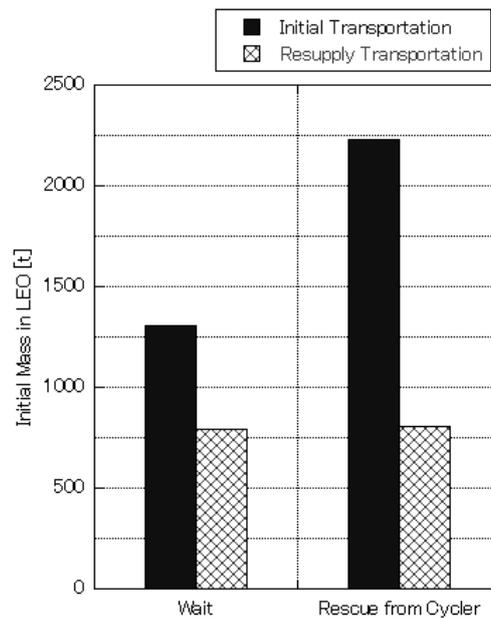


図 5.18. Cycler 輸送における救援輸送による地球低軌道質量の増加

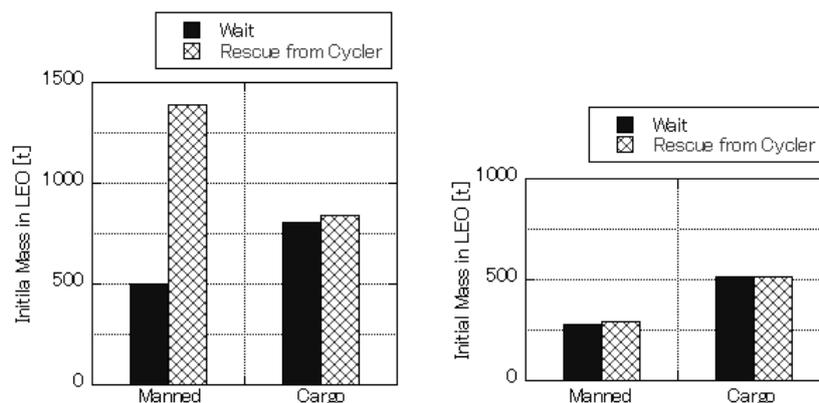


図 5.19. Cyclor 輸送時の救援実施時の質量内訳(左)初期輸送, (右)補給輸送

5.5.4. 持続的な有人火星滞在システムのまとめ

本節ではこれまで、現行技術を用いた惑星間輸送法、緊急輸送法の選択による最適な持続的な有人火星滞在システムの構築について検討してきた。これらは、高エネルギー推進システムや高再生率資源循環システムなどの高度な技術開発を要さず、それらに比較すると実現が容易なシステム上の変更である。これらの導入による低軌道輸送量削減効果を検討した結果、下記の2点が明らかとなった。

- ・宇宙飛行士の惑星間輸送には Cyclor 輸送を用いる事で、基地設置時、乗員交代時共に地球低軌道輸送量を削減する事が出来る。
- ・各種救援輸送は、標準条件においては地球低軌道輸送量の削減には有効とは言えず、火星基地に十分な生存物資の備蓄を行う方が地球低軌道輸送量を抑制できる。

5.6. モデルの不確実性および自由度の影響

本研究で構築した持続的な有人火星滞在システムには、機材更新率、救援発生確率が環境変数として組み込まれている。これらは運用環境および機材の信頼度等により変化するパラメータである。また、モデルの精度および探査機材の積み込みにより、輸送システムおよび基地システムの質量は増減する。これらの要因により、本研究で構築した持続的な有人火星滞在モデルは不確実性および自由度を有する。本節では、それらの影響および感度について考察し、システム開発に向けた指針を示す事を試みる。

5.6.1. 有人輸送機および基地資材質量の変動

本研究で用いた持続的な火星滞在モデルでは、クルーの生存に最低限必要な物資、資材のみを想定し、ローバー、各種分析機器など、火星上での活動に必要な機材は考慮されていない。また、与圧モジュール質量、一部の生命維持システム構成要素など、既存の技術を

基にした質量計算には不確定性が存在する。そのため、基地、輸送系の質量の変動が全体のIMLEOにおよぼす影響を考察することは持続的火星滞在システム実現に向けた重要な課題である。

図 5.20 及び図 5.21 に、基地機材質量、輸送系機材質量を変化させた場合の計算結果を示す。Low ケースはこれまで用いた標準条件であり、High ケースでは基地、輸送系の構造質量が 10t 増加した場合を想定した。10t という値は質量増加量の暫定値であり、モデル不確定性の評価のために本節では増加量自体ではなく主に機材質量増加量に対する IMLEO の増加率を用いた議論を行う。なお、10t の質量増加は、クルーの生存に関わる構造部及び生命維持システムの質量に対し惑星間輸送機は 45%、火星基地では 60%の質量増加に相当する。

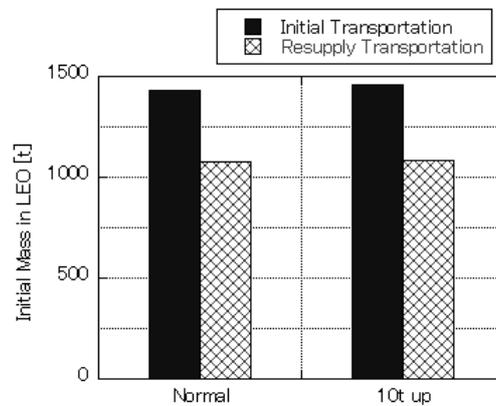


図 5.20. 基地資材が 10t 増加した場合の低軌道輸送量

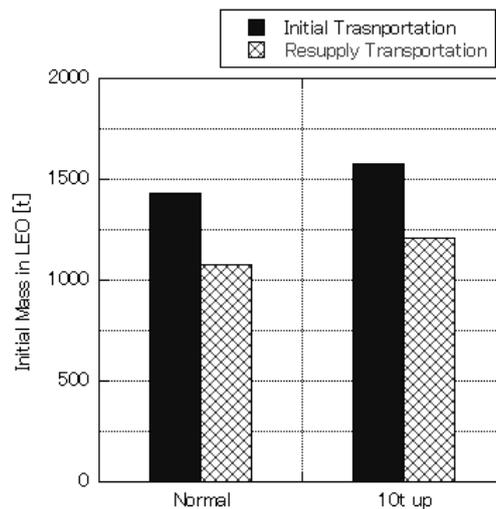


図 5.21. 輸送機質量が 10t 増加した場合の低軌道輸送量

資材の増加が全体 IMLEO の増加を招くことは明らかであるが、その増加率は各場合で異なる。基地質量の増加は 10t の基地質量増加に対し初期輸送量 25t 程度の増加となる程度で

ある一方で、輸送系質量の増加は 10t の質量増加に対して低軌道打上量は初期、補給時とも 150t 程度増加している。

つまり、資材増加に対する IMLEO の増加率は、基地資材増加で 2.5 倍に対し、輸送系質量増加では 15 倍と大きな開きがあり、輸送系質量増加の影響は大きい。また、補給輸送に対する影響も、基地質量の増加は補給輸送量にほぼ影響しないのに対し、輸送系質量の増加は補給輸送量に対しても 13 倍程度の大きな増加率を持つ事が分かる。

基地資材増加の影響が限定的なのは、基地資材は貨物輸送で送るため ΔV が最小限であり、初期輸送後は保守管理に必要な輸送のみを行うために補給輸送量の増加が最低限に抑えられるためである。一方、図 5.8 に示したように元々のペイロード比が 10% 台である事を考えると、輸送系質量増加時の 10 倍以上の質量増加率は奇異に感じられる。

この影響を考察するために、図 5.22 で資材質量増加ケースごとに資材、帰還推進剤、往路推進システムの IMLEO をそれぞれ比較した。推進システムは、惑星間輸送機と貨物機のエンジン質量および推進剤質量の和である。この図からは、輸送系質量の増加が帰還推進剤の大幅な増加を招いている事が分かる。それに対し、基地資材は片道輸送であるためその質量増加は帰還用推進剤には影響しない。その結果、往路推進システムの質量増加量には大きな差が発生している。

つまり、輸送系質量増加時の急激な IMLEO の増加は、有人輸送機は貨物輸送機に比べ大きな ΔV を要するために往路、復路の推進剤質量が大きく増加することに加え、帰還用推進剤を火星に輸送する事も必要であるためにさらに推進システム質量が増大する事により引き起こされると考えられる。

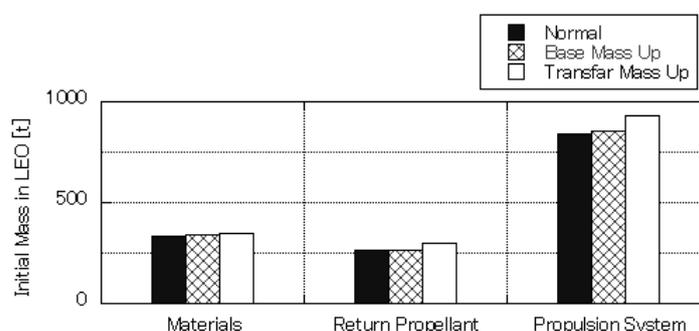


図 5.22. 質量増加ケースにおける初期質量の内訳

さらに、輸送機質量の増大は補給輸送量にも 13 倍程度の高い IMLEO 増加率を持つが、これも初期輸送と同様の原因に基づくものと考えられる。補給輸送時にも有人輸送機には高い ΔV を必要とすることから、有人輸送機の質量増加は推進剤の増加を招く。そのため、基地質量増加の影響がほぼ初期輸送時のみに留まるのに対し、輸送機質量の増加は長期的にも IMLEO を増加させると考えられる。高い質量増加率も、初期輸送と同様に帰還推進剤輸送の必要によるものである。

すなわち、探査機材の輸送等による基地資材の質量増加は、概ね増加分の 2.5 倍の初期輸送量増加と僅かな補給輸送量増加を招くに留まる一方で、与圧モジュール、生命維持システムモデルの不確定性などを考慮した有人輸送機の質量変動は、初期、補給時とも 13-15 倍の IMLEO 増加率を示す事が分かる。このため、基地システムに比較すると有人輸送機の精密なモデリングおよび質量削減の重要度は非常に高い事が定量的に示された。

また、輸送系質量の変動が IMLEO に及ぼす影響は、図 5.23 に示すように Cycler 輸送では異なる傾向を示す。なお、基地質量増加の影響は有人輸送系の影響を受けず、Stop-Over 輸送時と一致するため、ここでは特に議論しない。一方、輸送系の質量増加の影響は初期輸送時 IMLEO で 6.8 倍程度、補給輸送時で 1.4 倍程度である。これは Stop-Over 輸送の 15 倍、13 倍と比較すると明らかに小さい。

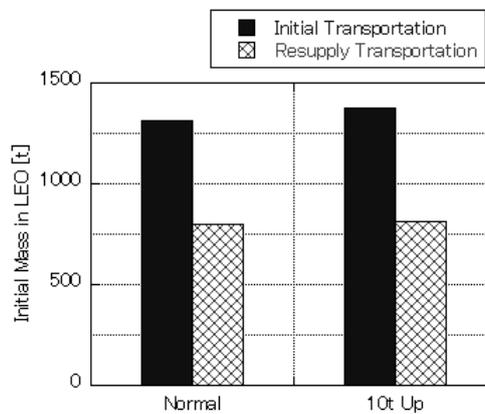


図 5.23. Cycler 輸送時の輸送系質量増加の影響

これは、Cycler 輸送においては Cycler 輸送機の帰還推進剤が不要であるため質量増加率が低く抑えられる事と、Cycler 輸送機は軌道投入後の ΔV が微少である事による結果であると考えられる。つまり、有人輸送機の質量増加の影響は Cycler 輸送で少なく、大型の有人輸送機を用いる場合でも全体の輸送量増加を最小限に抑えられる事が示された。

ただし、Cycler 輸送で用いられる Transit 機に要求される ΔV は Stop-Over 輸送機本体よりも大きく、帰還推進剤の輸送が必要であることからその質量変動の影響は大きく、補給輸送にも影響すると考えられる。しかし、Transit 機は運用が短時間である事からその機材質量が惑星間輸送機の 12%程度であり、その質量変動が持続的火星滞在システム全体に及ぼす影響はより限定的であると考えられる。

5.6.2. 設備の更新率の変動

次に、設備の維持管理に要する資材の影響を考察する。本研究では、基地構造体、生命維持システムなどの保守管理、更新に要する資材輸送量を評価するパラメータとして、4.6 で述べた機材更新率を導入している。機材更新率は、基地および輸送機の資材の内、一回

のクルー滞在の際に更新される質量の割合を表す値であり、表 5.7 に示すように、ISS の設計寿命を参考として標準では 0.2 に設定した。これは、約 10 年で全体を更新する程度の保守管理コストである。それに対し、更新率を倍の 0.4 として IMLEO を比較した結果を図 5.24 に示す。

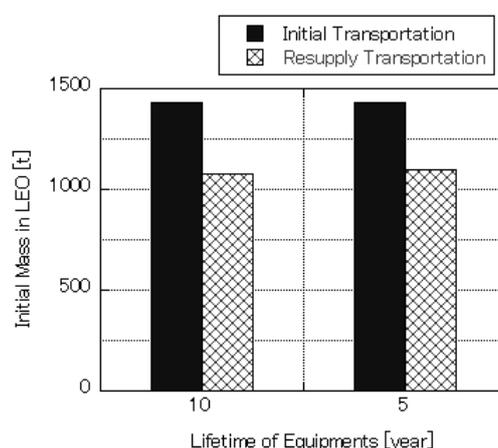


図 5.24. 機器寿命低下時の IMLEO の増加

図 5.24 からは補給輸送時の IMLEO の変化が僅かに読み取れるが、大勢に影響はない。これは、そもそも保守、更新の対象となる機材が全輸送量に占める割合が高くないためである。機材更新の対象となるのは、表 5.10 で示した物資の内の Structure, ECLSS, Lander のドライ質量であり、輸送機で 22.3t、火星基地で 33.3t である。機材更新率の大小により、このうちの 2 割もしくは 4 割が更新の対象となる。つまり、11.1t もしくは 22.2t の更新需要が生ずる。

こうした更新需要に対し、それらの輸送に要する推進システムを加えた値が、補給時の IMLEO に加算されている。しかし、有人輸送機に対する補給は LEO で行われるため推進システム質量は不要であり、火星基地も貨物輸送によって資材を運搬することからその推進システム質量はさほど大きくない。結果として、機材更新率が倍化した際の IMLEO の増加は 2t 程である。すなわち、機材増加量 11.1t と、ほぼ同量の推進システム増加量が生じている事が分かる。

このように、更新機材増加時の IMLEO 増加率は約 2 倍であり無視できる値ではないが、消耗物資および有人輸送に用いる推進剤に比べると基地・輸送機本体の占める質量割合は低く、影響は少ない。Cycler 輸送についても同様の傾向が見られ、図 5.25 に示すようにやはり設備置換率の影響は少ない。

この傾向は一見奇異に感じられる。なぜなら、長期的に基地を維持することによる補給輸送の削減は同一の資材を使用し続ける事により達成されるのに対し、高い設備置換率はこの利点を大きく損なうからである。しかし、本研究で示された結果は、設備置換率上昇

の影響は限定的であるというものである。これは、初期輸送量の多くが機材そのものではなく、予備の生存物資の輸送に費やされている事によると考えられる。すなわち、物資欠乏対策に火星への備蓄を選択した場合には、基地の長期運用の利点は備蓄資材を流用できる事による補給輸送量の削減から生じていると考えられる。

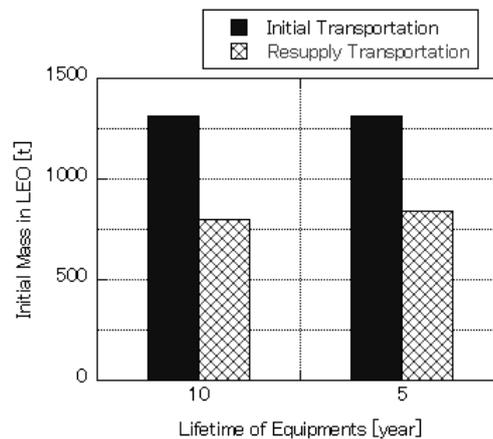


図 5.25. Cyclers 輸送時の設備置換率の影響

5.6.3. 救援発生率の変化による地球からの救援の有効性変化

次に、地球からの救援を行う場合の救援発生率の影響について検討する。前述のように、救援方法に地球からの緊急輸送を考える場合、救援発生率を考慮して火星滞在ミッション実行時の地球低軌道質量の期待値を求める必要がある。

しかし、救援発生率はすなわちハザード発生率であり、その想定には個々のシステムの信頼性を始めとした多くの要素を考慮する必要がある。しかも、その多くは現時点では合理的な設定が困難な要素である。そのため、本研究では標準条件で 0.1 の救援発生率を設定した。これに対し本節では、救援発生率を変化させた場合の地球からの救援の有効性について検討する。

Stop-Over 輸送においては、救援発生率を 0.01 に設定した場合においても地球からの救援は有効ではないという結果が得られた。これは、前述のように高い ΔV による推進システム質量の増大が主な問題であると考えられることから、原子力推進を導入し、 I_{sp} を向上した場合について同様の検討を行った。その結果、 $I_{sp}=2700s$ の条件であれば、地球からの救援が有効となるケースがある事が明らかとなった。図 5.26 にその際の IMLEO の比較を示す。図中の Wait は待機ケース(救援なし)を示し、地球からの救援を想定した場合について救援発生率を変化させて比較した。

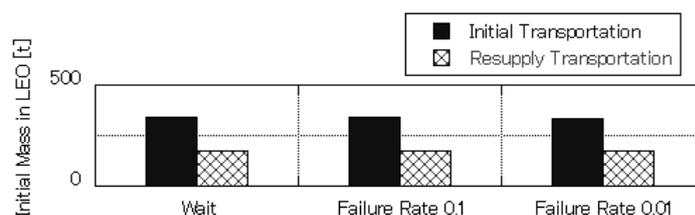


図 5.26. Stop-Over 輸送時における救援発生率変化による地球からの救援の有効性

グラフ上、初期輸送量、補給輸送量とも、変化があるようには見えないが、これらのケースでは、初期輸送時の IMLEO がそれぞれ数 t だけ減少している。しかし、図 5.27 に示すこれらの輸送量の内訳をみると、かなりの差がある事が分かる。救援発生率が低下するにつれ初期輸送時 IMLEO が若干低下し、救援輸送時の IMLEO が急激に増大する。つまり、初期輸送において物資欠乏リスク対策を簡素化することにより IMLEO を削減する代わりに、非常時には大きな輸送量が必要とされる事になる。

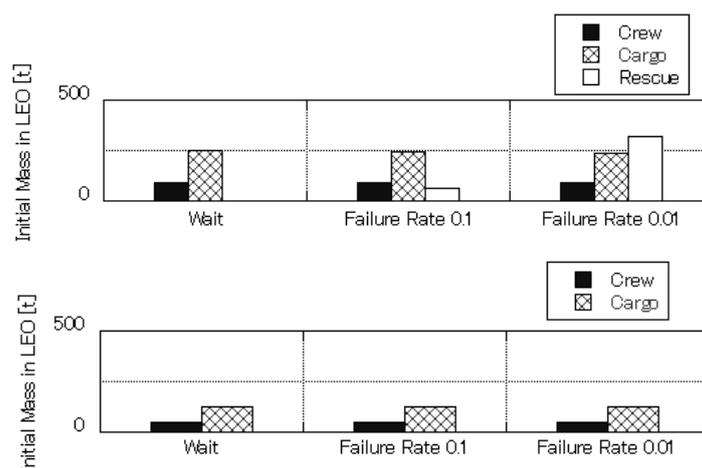


図 5.27. 地球からの救援輸送を実施する場合の地球低軌道質量の内訳
(上)初期輸送, (下)補給輸送

しかし、この場合の初期輸送 IMLEO の低下は数 t に留まるため、通常運用時には使用されないものの莫大な緊急輸送機を常に発射可能な状態で維持するコストを考慮するとその有効性は甚だしく疑問である。

また、図 5.28 に Cycler 輸送時における救援発生率変化時の IMLEO を示す。Cycler 輸送の場合、化学推進を用いた標準条件においても救援発生率 0.01 であれば地球からの救援により IMLEO を削減できる事が分かるが、その効果はやはり僅かであり、その導入コストに見合うだけの質量減少であるとは考えられない。

こうした結果から、救援発生率が低下した場合においても地球からの救援はさして有効であるとは考えられない。しかし、Isp がさらに向上した場合には、高い ΔV による負担が

軽減され、IMLEO 削減に貢献できる可能性はあると考えられる。高 Isp を実現した際の救援輸送の効果については後述する。

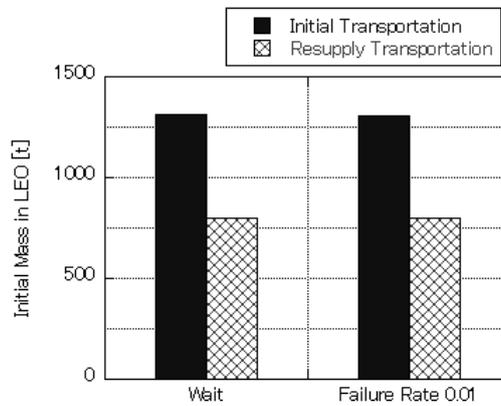


図 5.28. Cyclers 輸送時における救援発生率変化による地球からの救援の有効性

5.6.4. 滞在日数の影響

次に、滞在日数の影響について考慮した。滞在日数に制限を設けない場合、Stop-Over 輸送時の滞在期間は IMLEO 最小化の観点では表 5.9 に示したように 520 日が最適となる。しかし、この条件ではクルーが火星基地に滞在しているのはミッション期間の 67%に留まる。一方、Cycler 輸送では 733 日間の滞在を行っており、滞在期間は 94%に上る。

火星において長期、継続的な科学探査を行う場合、探査不可能な時期が発生する事を避けるためには滞在率が高い方が好ましいと考えられ、持続的な基地の運用という観点からもなるべく高い有人率が求められる。そのため本節では、Stop-Over 輸送を用いた場合の滞在期間の延長について検討する。Stop-Over 軌道を用いて滞在日数の下限を設定した場合の結果を図 5.29 に示す。滞在期間の延長に伴い、IMLEO が大きく上昇している。

600 日間の滞在を要求する場合、有人輸送機の必要 ΔV が約 7.0km/s まで上昇し、推進システム質量を大きく上昇させる。さらに、滞在期間の延長に伴い火星での物資消費も増加するため、総合的な IMLEO は大きく増加する。700 日間の滞在はさらに厳しい条件であり、劇的に IMLEO が増加している。この時、 ΔV は 12.7km/s に達している。

こうした結果は、制限を設けない場合に選択される 520 日間の滞在は輸送時の ΔV を最小化できる条件であったのに対し、滞在期間を増加させる事は輸送時期に制約を課すことにつながるためである。制約した滞在期間を確保するためには大きな ΔV が必要な時期での惑星間輸送を行わざるを得ない。そのため、IMLEO の大幅な増加を招く事となっている。

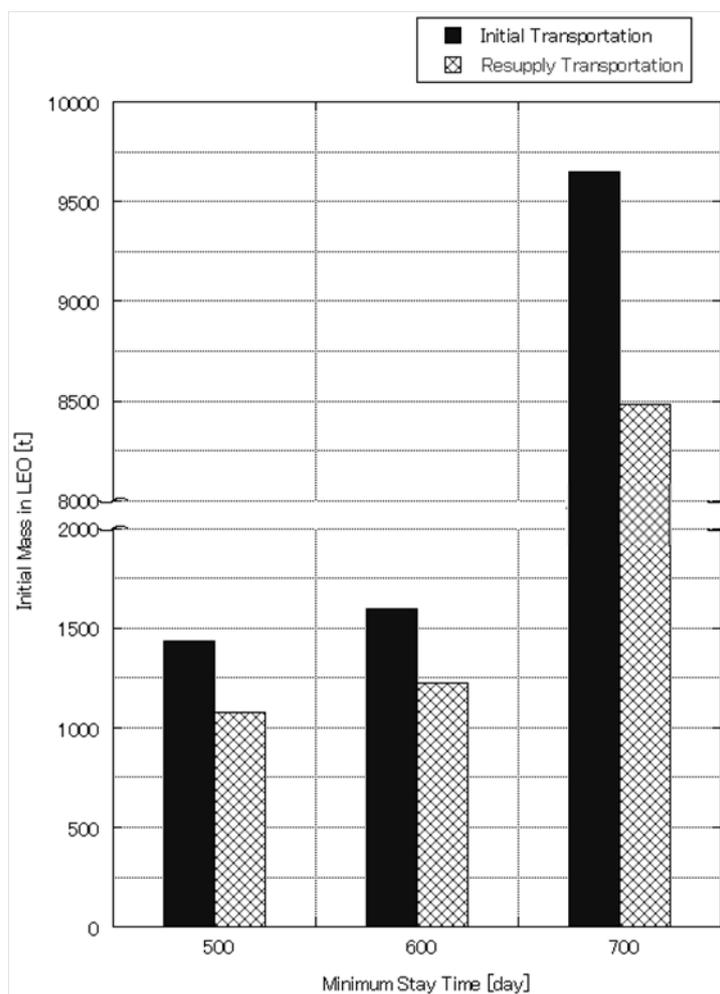


図 5.29. 滞在日数増加による地球低軌道輸送量の増加

図 5.30 に、滞在日数を変化させた場合の IMLEO の内訳を示す。滞在日数を延長すると、有人輸送の ΔV が上昇するために推進システムおよび帰還推進剤量が増加する。結果として、Stop-Over 輸送における滞在期間を Cyclar 輸送に近づけると、Cyclar 輸送との IMLEO の差は大きく開く事になる。

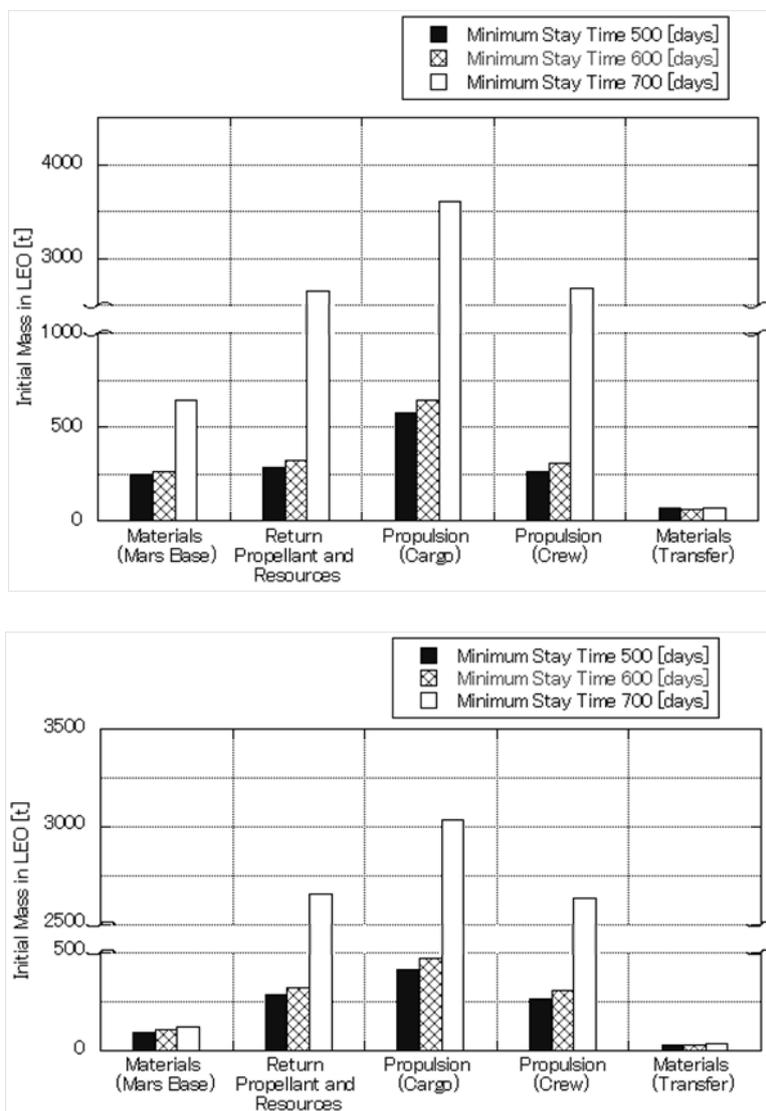


図 5.30. 滞在日数延長時の地球低軌道輸送量の内訳
(上)初期輸送, (下)補給輸送

5.6.5. 輸送日数の影響

最後に、地球-火星間の輸送期間の影響について検討した。本研究では、これまでの NASA の検討例などを参考に惑星間輸送期間の上限を 200 日と設定した。しかし、こうした輸送期間の制限は推進システムの質量増加を招く可能性もある。そのため本節では、輸送期間の制限を変更した場合の滞在計画の変化を考察し、持続的火星滞在ミッションの潜在的な地球低軌道輸送量削減の可能性を検討した。

表 5.14 及び図 5.31 に、輸送期間および滞在期間の制限を行わない条件についての滞在計画を示す。輸送期間の制限を行わない事によって輸送期間が増加しているが、その期間は 259 日に留まっている。これは、地球-火星間の Hohman 軌道を用いた輸送に要する期間と

同一であり、すなわち Hohman 軌道を用いて輸送を行っている。そのため、貨物機、有人機は同時に火星に到着している。また、その輸送量は輸送期間に 200 日の制限を設けた場合よりも減少している。一方、輸送期間の制限をより短縮した場合には輸送量の増大が見られる。これらは、輸送期間の制限によって輸送システム質量が増減する様子を示している。

表 5.14. 輸送期間に制限を設けない条件での滞在計画

輸送期間	259 [days]
滞在期間	434 [days]
輸送時 ΔV	5.6 [km/s]
緊急輸送時 ΔV	N / A
備蓄率	N / A
補給到着時期	0 [days]

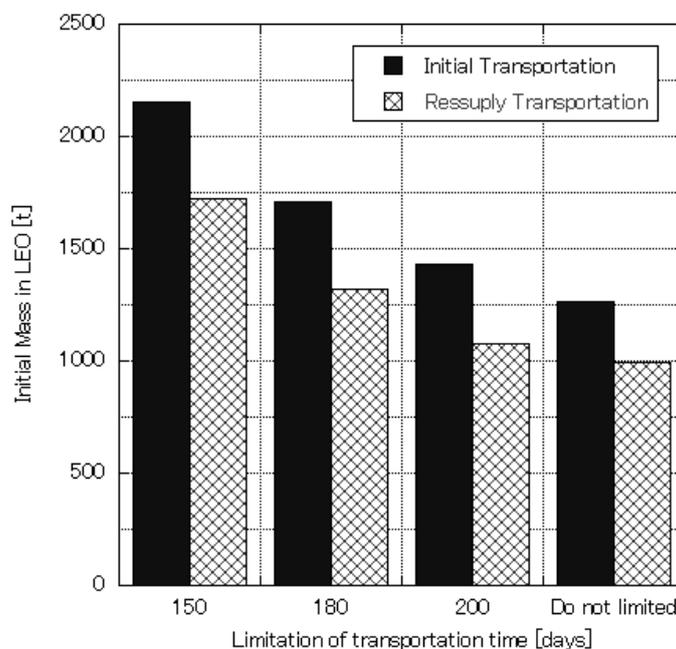


図 5.31. 輸送期間の制限を変更した場合の地球低軌道輸送量

このように、輸送期間の増加は地球低軌道輸送量の削減を可能とするが、滞在期間の減少にもつながっていることが分かる。そのため、滞在期間の要求によっては最適惑星間輸送条件が変わることが考えられる。表 5.15 に、輸送期間および滞在期間の拘束条件を変化させた場合の火星滞在計画を示す。輸送期間の制限を設けると滞在期間が制約され、要求滞在期間以上の滞在が必要となるケースが増加していることが分かる。一方、滞在期間の増加も輸送期間に影響を与えており、特に輸送期間の制限なしの条件における輸送期間は大きく変動している。しかし、輸送期間の制限を加えた場合には概ね上限値を用いた輸送を行っており、現在の技術条件下では輸送期間の増加による推進システムの質量削減が非

常に重要である事を示している。

表 5.15. 輸送期間および滞在期間の制限が火星滞在計画に及ぼす影響

		滞在期間下限[day]				
		制限なし	500	600	700	
輸送期間上限[day]	150	輸送期間[day] : 150 滞在期間[day] : 607	150 607	150 607	N/A	
	180		180 607	180 607	176 781	
	200		200 520	200 520	190 607	200 781
	制限なし		259 434	205 520	190 607	253 781

次に、輸送期間に制限を行わない場合の、滞在期間変化の影響を図 5.32 に示す。図 5.29 と同様に、滞在期間が増大するとともに地球低軌道輸送量が増加する様子が示されている。しかし、700 日滞在時の輸送量は図 5.29 で示されている値の半分以下であり、輸送期間の増加によって推進システムの負荷が減り、地球低軌道輸送量を大幅に削減できることがわかる。

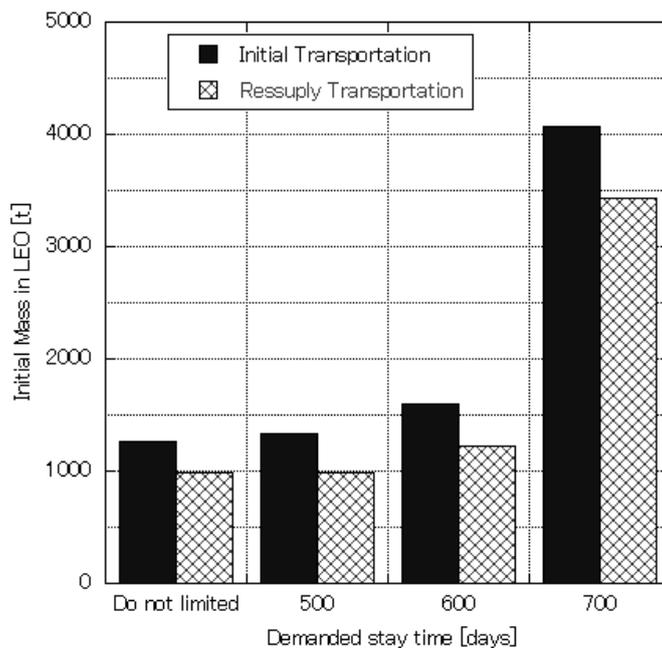


図 5.32. 輸送期間を制限しない条件下での滞在期間変化による地球低軌道輸送量の変化

5.7. 標準条件における最適な持続的な有人火星滞在システムの構築

本章では、有人惑星間輸送方法、生存物資再生率などの持続的な有人火星滞在システムの選択的な要素を示したうえで、それらを組み合わせて火星滞在システムを構築した。また、本システムの評価軸として地球低軌道質量を用いる事が適当である事を述べた。次に、システム構成決定後に任意で変更できるパラメータを示した上でそれらの最適化が必要である事を述べた。さらに、本研究で用いた遺伝的アルゴリズムによる最適化について触れ、最適解を示した。

また、標準条件を設定した上でいくつかの条件での最適化結果を比較し、現在の技術水準において持続的な有人火星滞在システムの構成を変更し、運用する事で地球低軌道輸送量を削減する可能性について検討した。本章で検討した持続的な有人火星滞在システムの構成は以下の点である。これらを計算した結果、表 5.16 に示す結果が得られた。

- ・ 有人惑星間輸送システムに対する Cyclor 輸送の導入
- ・ 緊急時の救援輸送として、緊急帰還、地球からの救援、Cyclor 機による救援の導入

表 5.16. 本章で計算した持続的な有人火星滞在システムの地球低軌道質量比較

有人惑星間輸送	救援輸送	初期輸送時地球低軌道質量	補給輸送時地球低軌道質量
Stop-Over	待機	1431.6 [t]	1078.9 [t]
Cyclor	待機	1308.2	795.4

地球低軌道質量の比較からは、Cyclor 輸送が優れている事が分かる。また、各種緊急輸送については、最適化の結果いずれの場合も緊急輸送を行わず火星基地に予備物資を蓄積する方法が最も地球低軌道質量を抑制できるという結果が得られた。

これらより、Isp、物資再生率に現有技術水準を想定した値を想定して表 5.7 のように設定した条件では、Cyclor 輸送を用い、物資欠乏リスク対策として火星基地に物資を備蓄する火星滞在システムが地球低軌道質量を基地設置時、補給時共に最小化できる事を示した。最適な火星滞在システムの概要を図 5.33 に示す。また、当火星滞在システムの詳細な質量設定および滞在計画は、5.5.2 に述べた。

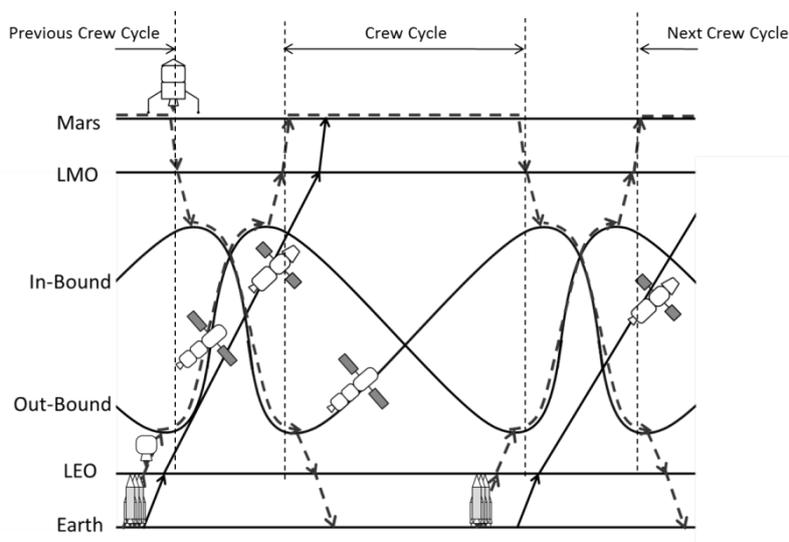


図 5.33. 標準条件における最適火星滞在システム概要

この結果が最適である理由は、Cycler 輸送を用いる事で有人輸送の推進剤を Stop-Over 輸送に比較して大きく抑制できるためである。Cycler 輸送では、惑星間輸送機を惑星周回軌道に進入させないため、大質量の惑星間輸送機を繰り返し加速する必要がない。そのため、火星まで運ぶ帰還用の推進剤を大きく削減できる。

また、緊急輸送を行う際には通常の惑星間輸送と比較して大きな ΔV が必要であり、これにより推進システム質量が著しく増大する。一方で ΔV を抑制すると到達に数 100 日の期間が掛かり、物資節約効果が薄いばかりか当初の帰還輸送のタイミングまでに到達できず、全くの徒労となる。そのため、Isp の低い現在の条件では緊急輸送は行わず、 ΔV が最小となる貨物機で十分な物資を蓄える事が最適であると考えられる。

また、モデルに含まれる不確定性、不完全性の影響について検討した結果、以下の事が分かった。

- ・有人輸送機の質量変動がシステムの地球低軌道質量に与える影響は Stop-Over 輸送時には基地システムの質量変動より約 6 倍大きい
- ・Cycler 輸送時には輸送機、基地の質量変動は Stop-Over 輸送ほど急激な地球低軌道質量増加を招かない
- ・設備寿命の変動が増加させる地球低軌道質量は全体の数%程度に収まる
- ・救援発生率が低下しても標準条件では地球からの救援は有効ではない
- ・Stop-Over 軌道における滞在日数の増加は地球低軌道質量を増加させ、600 日の滞在は 500 日の滞在よりも 10 数%の質量増大を招く

基地、輸送機の質量変動の影響は両者の輸送に要する ΔV の差によるものであり輸送機の

質量変動の影響が大きくなると考えられる。Cycler 輸送における影響が Stop-Over 輸送よりも少ない理由も同様である。また、本システムにおいては輸送資材の大半は生存物資、帰還推進剤といった消耗品で占められ、長期運用機材が全体に占める割合はわずかである。そのため、その補修のための資材質量の変動は大きな影響を与えないと考えられる。

救援発生率については、発生率の減少が地球からの救援をより有利とすることは明らかであるが、それを持っていても輸送量の増大を上回るわけではないと考えられる。滞在期間の増加が地球低軌道質量の増加を招くのは自明であるが、その増加には滞在期間の増加による生存物資の増加だけでなく、輸送に適さない時期に有人惑星間輸送を行う事による ΔV の増加も影響している。

本章では、現在の技術水準に則した条件での持続的火星滞在システムの構築を行ったが、将来的には新技術の開発により持続的火星滞在がより容易になると考えられる。こうした新規技術開発の効果を考察するため、標準ケースを基に次章では高 Isp 推進、火星における資源採取等を想定したケースを扱う。期待される新技術の発展がどのような効果をもたらすかを見るため、これら新技術の開発による地球低軌道質量削減効果および各技術要素の感度、重要性等を評価する。これにより、より実現可能性の高い持続的有人火星滞在システムの構築が期待される。また、さまざまな条件を想定した計算と考察により持続的有人火星滞在システムの特徴を把握することで、さらなる将来の火星基地の発展についての考察を行う。

6. 持続的有人火星滞在システムについての考察

本章では、前章までに作成した持続的火星滞在システムを用いた考察を行う。前章では持続的有人火星滞在システムを構築し、表 5.7 に示した標準的な構成の元で遺伝的アルゴリズムを用いた最適化を行った。また、引き続き現在から技術的な飛躍を抑えた条件のもとで Cycler 軌道の導入、緊急輸送の実施といった運用の改善によって地球低軌道質量の抑制を図った。

その結果、現在の技術に基づいた条件では、有人惑星間輸送に Cycler 輸送機を用い、ハザード対策には緊急輸送ではなく火星基地への十分な物資の備蓄によって対応する事が最も地球低軌道質量を抑制できることが判明した。この時、基地設置時の初期輸送では約 1300t、定常運用状態における補給輸送では年間約 370t の低軌道輸送量が必要となる事が分かった。これは毎年の補給のみで現在運用されている ISS に匹敵する質量であり、現在の低軌道輸送能力を越えていると考えるべきであろう。

そこで本章では、高エネルギー推進などの推進システム性能の向上、高物資再生率をはじめとした現在研究中の技術を導入した場合も視野に入れて検討し、持続的有人火星滞在システムの特徴の把握を試みる。また、新規技術開発の効果を評価する事でそれらの実用化の意義を考察すると共に、持続的有人火星滞在システムの地球低軌道質量の削減をはかり、

地球低軌道への輸送能力の観点からもより実現性の高い持続的有人火星滞在システムの構築を目指す。

まず、3.2 および 4.2 で述べた、原子力を用いた高エネルギー推進、火星での資源採取(ISRU)の導入効果を検証する。これらの新規技術は他の宇宙活動に対するのと同様に、火星滞在における地球からの輸送の負担を軽減すると考えられ、期待されている。しかし、その効果を総合的に評価した研究は乏しく、持続性という観点からの検証はなされていない。本研究ではそうした新規技術開発の効果を定量化し、それらの開発優先度決定に対する指標を提示する事を目指す。

持続的有人火星滞在における物資欠乏リスク対策には、4.6 で述べたように消耗物資の備蓄、冗長系の増設や交換部品の搭載量増加、修理不可能部分の削減等の複数の選択肢が存在するが、それらの採否を決定するための情報は現時点では乏しい。また、システムの信頼性、故障率等の改善とそれに伴う質量増加の関係などは現時点では信頼できる資料に乏しく合理的なモデルの作成は困難である。そこで、本研究では質量計算が容易な消耗物資の備蓄をリスク対策として行い、対策を行わない場合と比較して質量増加ペナルティを算出する事でリスク対策に許容される輸送量増加がどの程度であるかを提示し、効果的なリスク対策の選択、開発の基準の作成に資する事を目指す。

本研究では将来の持続的火星滞在向けて、火星拠点の維持のために地球で必要となる物資がどの程度のものとなるかを主に地球低軌道への輸送量を基準として検討した。次に、そうして検討を行った結果算出された輸送量が、現在の宇宙輸送システムの規模と比較して質量、金銭的に実現可能であるかどうかを検討する。

最後に、これまで火星における水の利用、農業の実施などの可能性が示唆されているが、それらの効果は十分に明らかにされていない。また、それらには機材の輸送等が必要であり、大局的な観点から費用対効果を検討して実施の可否を判断する事が必要である。本研究では、それら技術について定量的に評価する事で更なる長期火星滞在向けた輸送量軽減法を検討する。

6.1. 高エネルギー推進および火星での資源採取の効果

高 Isp 推進の実用化、再生率の向上による生存物資消費量の抑制、火星での資源採取による帰還用推進剤の調達といった技術を開発することで物資の必要量および輸送量が削減され、地球低軌道質量の削減につながる事が期待される。

しかし、これら技術の開発には多額の費用を要すると考えられ、技術開発の優先度を決定した上で集中的な研究開発を行う事が求められる。本節ではそれらの技術開発の効果を定量化し、開発の方向性の指針を提示する事を試みる。

まず、表 6.1 に対象とした条件を列挙する。Case0 は、現行の ISS の再生率を基にした標準的な条件であり、詳細は表 5.7 で示した。それに対し、Case1-Case3 は物資再生率を向上させた条件である。火星での資源調達を含む条件が Case4-Case6 で、Case4 では生命維持シ

システムの酸素を地球からの持ち込みではなく現地調達で賄っている。それに加え、Case5では帰還推進剤の酸素も火星で調達するケースである。さらに、Case6は火星で水を調達可能とした条件であり、やはり生命維持システムと帰還用推進剤の現地調達を行う。最後に、Case7, Case8は原子力推進の導入により Isp の向上を図った条件である。

表 6.1. 技術発展を想定した条件設定

	case0	case 1	case 2	Case3	Case4	Case5	Case6	Case7	Case8
Resource Regeneration Rate [%]									
O ₂	50	100	50	100	100	100	100	50	50
H ₂ O	50	50	100	100	100	100	100	50	50
ISRU (For Life-Support)									
O ₂	No	No	No	No	Yes	Yes	Yes	No	No
H ₂ O	No	No	No	No	No	No	Yes	No	No
ISRU (For Return Propellant)									
O ₂	No	No	No	No	No	Yes	Yes	No	No
H ₂ O	No	No	No	No	No	No	Yes	No	No
Propulsion System Isp [s]									
Isp	466	466	466	466	466	466	466	850	2700

図 6.1 に、各ケースの初期輸送量及び補給輸送量の変化を示す。この結果からは、いくつかの条件で輸送量が大きく減少している事が分かる。

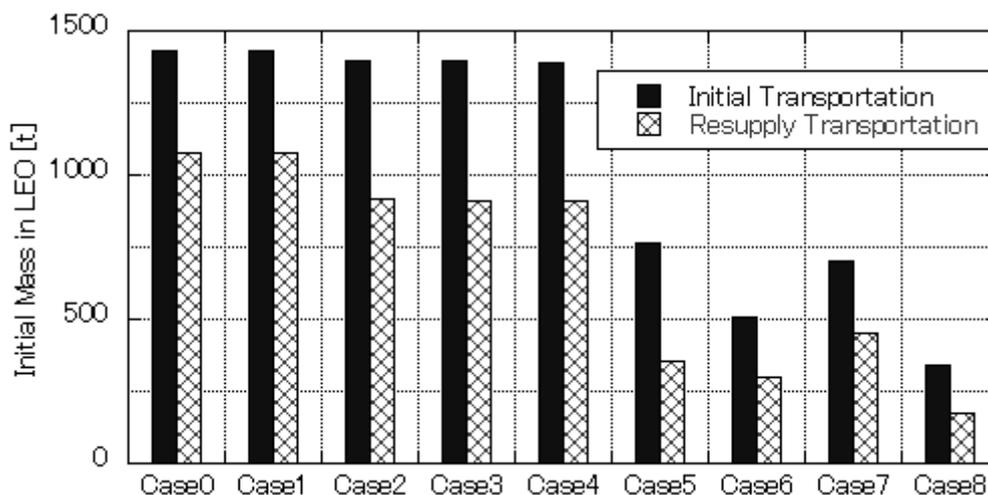


図 6.1. 新規技術開発による地球低軌道質量の削減効果

まず、Case0 と Case3 を比較する事で、再生率の向上により補給輸送量を 170t 程削減できる事が分かる。これは、運用に伴う物資の消耗を抑制する事が出来るためである。再生率 50%の標準ケース(Case0)において一回の滞在で失われている惑星間輸送機および火星基地における酸素および水の量は表 5.11 から 88.7t と分かるので、完全な再生を行う Case3 では同量の輸送量が削減される。残りの 80t 程の地球低軌道質量の低下は、付随する輸送システ

ムの削減である。

次に、輸送物資削減に対する酸素および水の寄与の程度について検討する。Case0 から酸素のみの再生率を向上させた Case1 では、地球低軌道質量の改善はほぼ見られないのに対し、水の再生率のみを向上させた Case2 ではほぼ Case3 と変わらないほど地球低軌道質量が削減されている。このことから、水の再生率向上が輸送物資削減に大きく寄与している一方、酸素再生率の向上はほぼ影響を与えていないことが分かる。これは、クルーの一日の水消費量が酸素の約 30 倍にも及ぶことから妥当と考えられる。

再生率向上に続く生命維持システムの性能向上としては、火星で酸素及び水を調達する ISRU が考案されている。Case4 は、そうした資源調達の中でも最も処理量の少ないケースであり、生命維持用の酸素のみを採取する事を想定している。このケースでは、元来地球から輸送せねばならない火星及び復路で消費する酸素を現地で調達することによる地球低軌道質量の削減が期待されている。

しかし、図 6.1 から分かるように、Case4 では Case3 から初期輸送量が 6t 程度減少するのみであり、ほぼ効果は見られない。これは、元来の酸素消費量が 2t 弱であり、地球低軌道質量全体に占める割合が余りにも低いためである。したがって、火星資源の採取による地球低軌道質量の削減を効果的に行うには、さらに大きな処理量によって、生命維持に要する以上の酸素を採取する必要がある。

そうした火星資源採取の結果が、Case5、および Case6 である。Case5 では、火星資源の利用によってクルーが呼吸により消費する酸素に加えて帰還推進剤の酸素を賄う事を想定している。Case5 は、Case3 と比較して初期輸送量、補給輸送量共に顕著な減少がみられる。これは、推進用に用いられる酸素の量が、図 6.2. に示すように生存物資としての酸素消費量と比較して非常に大きいためである。さらに、それらを火星に輸送する推進剤も削減されるため帰還推進剤調達の効果は非常に大きいと考えられる。さらに、帰還推進剤は初期輸送だけでなく補給輸送においても定常的に必要とされるため、帰還推進剤確保の効果は補給輸送時の地球低軌道質量削減にも大きく貢献している。

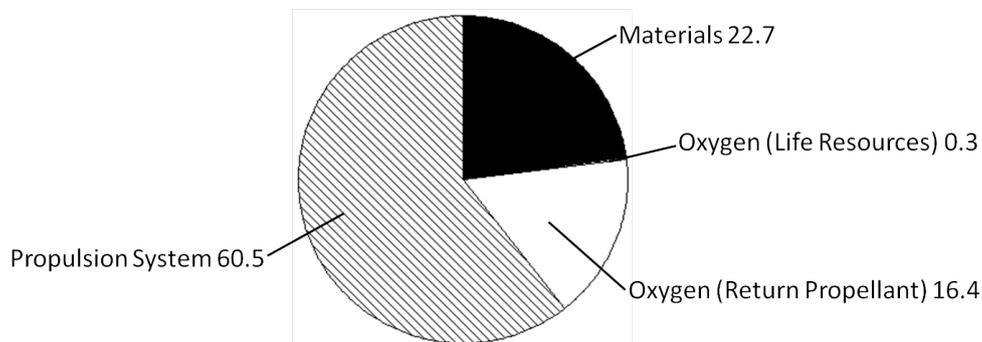


図 6.2. 標準ケースにおける酸素の占める割合

さらに、火星で水の採取を行う場合を想定した Case6 では、火星大気を利用して酸素のみを採取する Case5 にくらべ初期輸送量は 260t 程、補給輸送量は 60t 程削減されている。これは、火星基地に必要とされる水の備蓄を地球から輸送する必要がなくなる事による効果大きい。表 5.10 から火星における水の備蓄は 40t 程度に上る事が分かるが、地球からの輸送資材を 40t 削減できる事による効果は非常に大きい。また、帰還推進剤は酸素と水素で構成されるため、酸素のみを火星で調達していた Case5 に比べると推進剤をさらに削減でき、補給時の地球低軌道質量の削減につながっていると考えられる。

これらから、Case5 では Case0 と比較して初期低軌道質量を 53%、補給時定軌道質量を 33% 程度に削減でき、Case6 ではそれぞれ 35%、28% に削減できる事が分かる。すなわち、火星における資源採取による地球低軌道質量削減効果は、初期、補給時とも非常に大きいと考えられる。

一方、Isp の向上を図った場合、Isp=850s の Case7 であっても標準の Case0 の 49% 程度の初期輸送量と 42% 程度の補給輸送量が実現される。これは、初期輸送量については O_2 を調達する場合を下回る値である。しかし、補給輸送量の削減はそこまで進まず、Case5 の 1.5 倍ほどを要する。また、Isp=2700s を想定した Case8 ではさらに削減効果は大きい。

Isp 向上による地球低軌道質量の削減は、推進システムの質量削減によると考えられるが、これを確かめるため、図 6.3 に、各場合の資材と推進システムの質量内訳を示す。Isp の向上により資材はわずかに変化しているが、推進システムの質量削減効果が非常に大きい事が分かる。

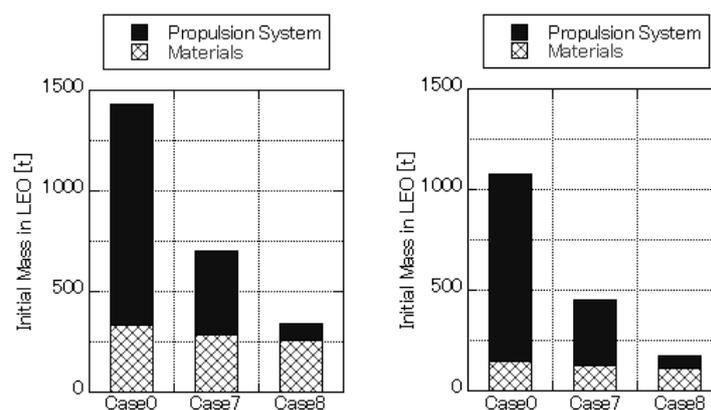


図 6.3. 原子力推進実現時の推進システム質量の減少(左)初期輸送, (右)補給輸送

こうしたことから、持続的火星滞在実現のためには、以下の要素が重要な役割を果たすと考えられる。

- ・水の再生率向上

- ・火星における酸素の調達
- ・火星における水の調達
- ・推進系の Isp の向上

中でも、火星資源の採取および Isp の向上は大きな影響を持つことから、これら技術を重点的に開発する事が重要であると考えられる。また、酸素、水再生技術は火星資源の利用の前提条件ともなるため、火星資源採取システムを開発する過程でこれらの課題を解決し、再生率を高める事も重要であると考えられる。

次に、図 6.4 では、Stop-Over 輸送で効果が地球低軌道質量削減効果が高かった Case0, Case3, Case5 から Case8 について、Cycler 輸送時の輸送量と比較した結果を示す。Cycler 輸送時の結果は、地球低軌道質量の増減の傾向自体は Stop-Over 輸送時と同様であり、再生率の上昇、火星資源の採取、Isp の向上により地球低軌道質量を大きく削減できている事が分かる。

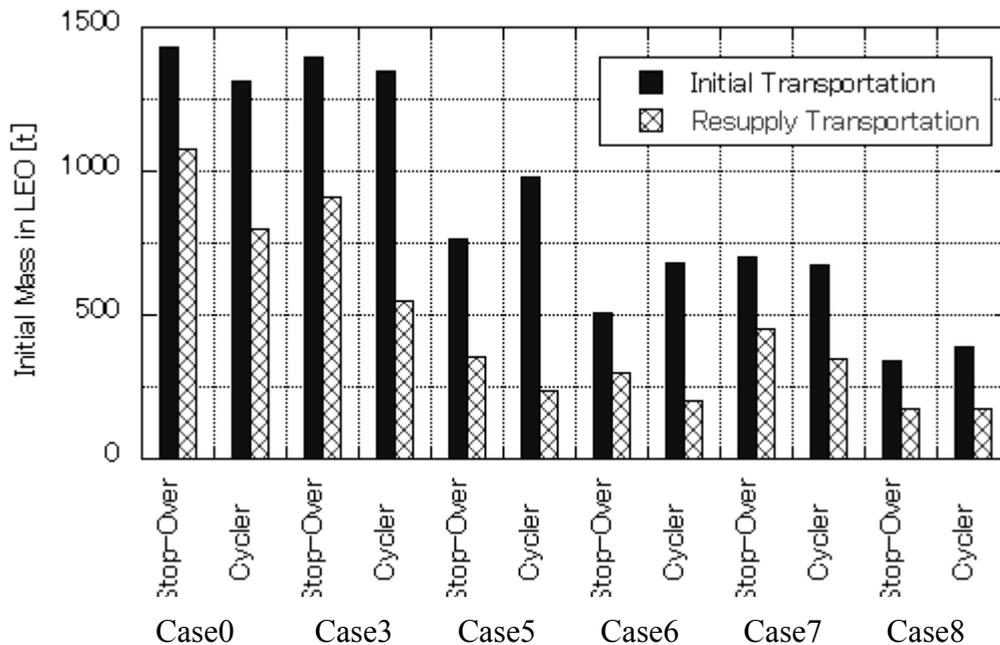


図 6.4. 新規技術開発による地球低軌道質量削減効果の輸送法による変化

しかし、Stop-Over 輸送との優劣については一定ではない。Cycler 輸送では、Isp=2700s の高エネルギー推進を用いる Case8 を除く全てのケースで Stop-Over 輸送に対して補給時の地球低軌道質量を削減できる。それに対し基地設置時 Case0, Case3, Case7 では Cycler 輸送の方が小さくなるが、Case5, Case6, Case8 では Stop-Over 輸送の方が小さくなっている。

こうした差は、Stop-Over 輸送と Cyclер 輸送での輸送内容の差に起因すると考えられる。すなわち、Stop-Over 輸送を行う場合、火星に輸送する帰還推進剤質量が Cyclер 輸送時と比べて質量、割合共に大きいという事である。それにより、Stop-Over 輸送の方が推進剤質量の削減に敏感に反応する傾向にある。この現象を詳細に検討するため、図 6.5 に、Stop-Over 輸送、Cyclер 輸送の各場合の質量構成比を示す。Stop-Over と Cyclер、初期輸送と補給輸送によって、その質量構成比が大きく異なる事が分かる。

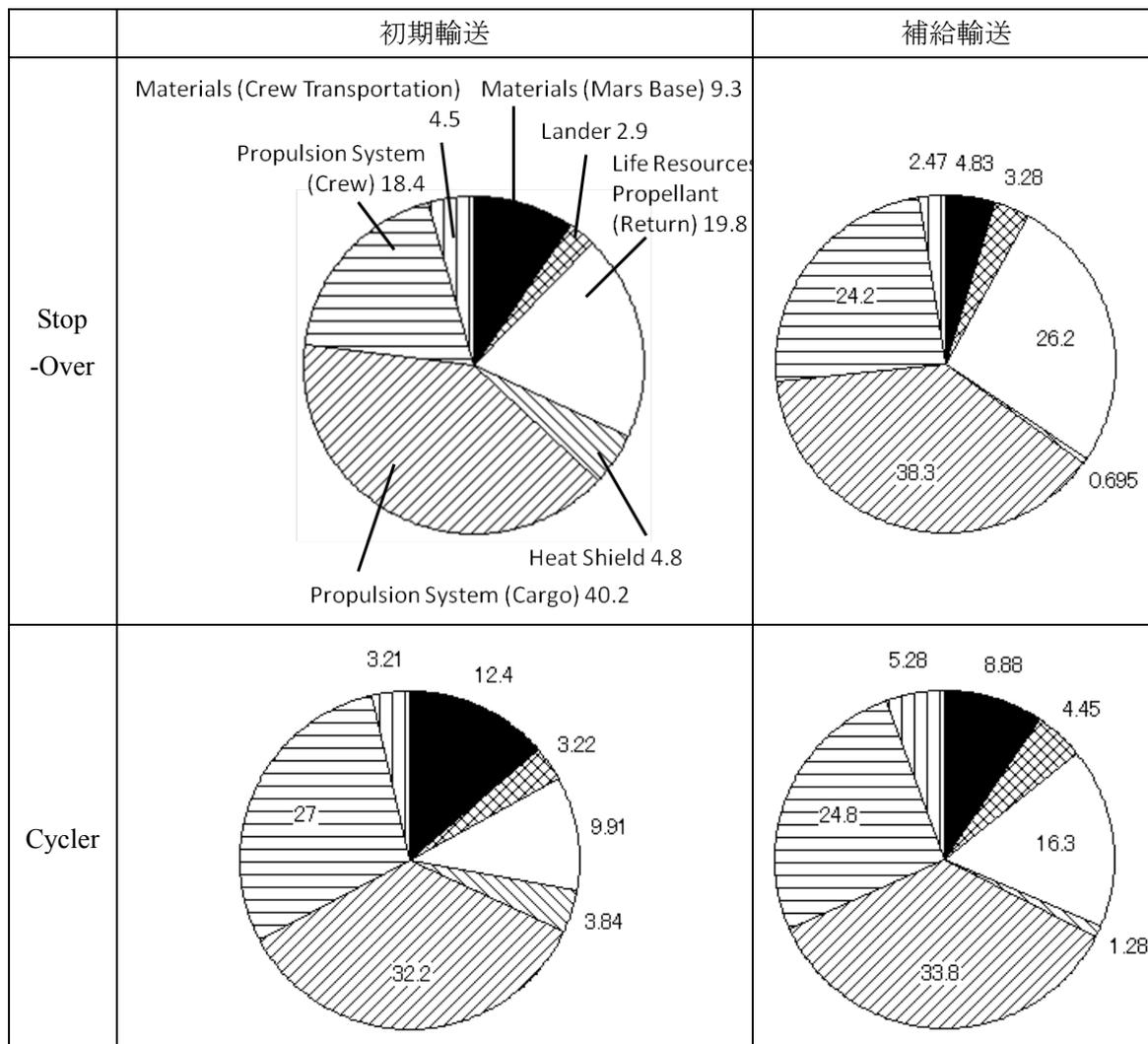


図 6.5. 地球低軌道質量の構成比

Stop-Over 輸送と Cyclер 輸送の顕著な相違点は、帰還推進剤の比率である。Stop-Over 輸送においては帰還用推進剤・物資の割合が 20%以上に上るのに対し、Cyclер 輸送では 10%台に留まる。さらに、帰還用推進剤を火星に輸送するために貨物機の推進剤が必要である事を考慮すると、帰還用推進剤が Stop-Over 輸送の大きな負担となっている事が分かる。

Case5 および Case6 では、火星資源の採取によってこの帰還用推進剤を火星で調達する事が出来るようになる。そのため、総地球低軌道質量に占める帰還用推進剤の占める比率が高い Stop-Over 輸送の方が資源採取の効果が高く、両ケースにおいては Stop-Over 輸送の初期輸送時地球低軌道質量が Cyclar 輸送を下回る結果となったと考えられる。

一方、同様に Stop-Over 輸送の方が初期輸送時地球低軌道質量を抑制できる Case8 には別の原因が考えられる。Isp の向上は、貨物機、有人機の両惑星間輸送機だけでなく、その帰還用推進剤、さらには Transit, Lander といった輸送系全般に及ぶ。そのため、元々のペイロード比が低い Stop-Over 輸送においてより大きな地球低軌道質量削減効果が生ずると考えられる。

こうした結果から、火星における資源採取の実用化、Isp の向上といった新規技術開発の動向によっては、一概に Cyclar 輸送の導入が持続的火星滞在システムに有効であるとは判断できない。しかし、多くの場合において Cyclar 輸送による補給輸送量の削減が可能であり、長期的運用には Cyclar 輸送に優位があると考えられる。

次に、資源採取の実施と Isp の向上の両方を実現した場合にはどの程度の効果が得られるかを以下に検討する。図 6.6 は、Isp=850s の NTR の実用化と共に再生率向上および火星資源の採取を行った場合の結果である。

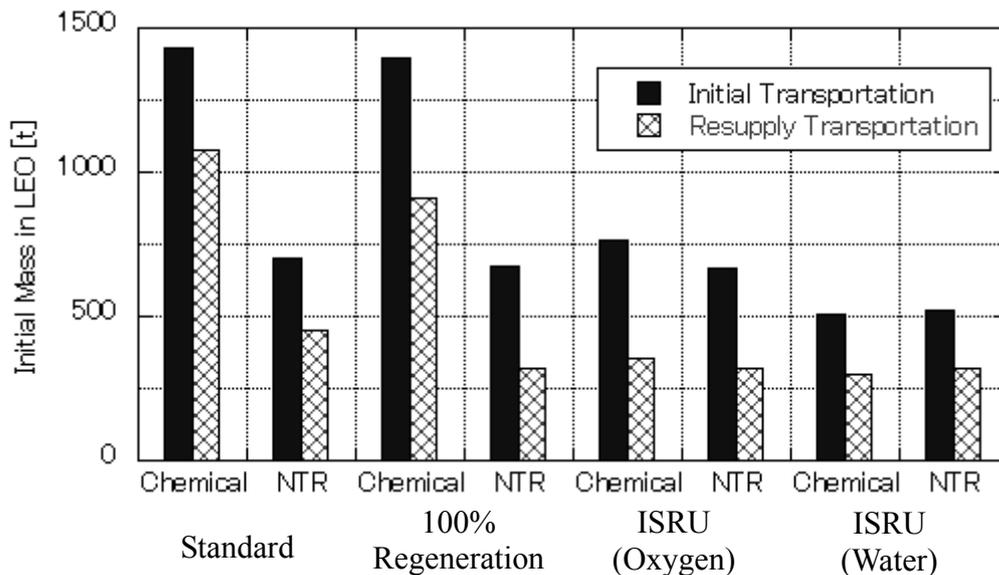


図 6.6. NTR(Isp=850)条件での生命維持システム向上の効果

Isp 向上時には、再生率が 50%の標準条件および再生率を向上したケース(Case3 相当)においては初期輸送、補給輸送を半分以上削減する事が可能である。しかし、火星での酸素採取を実施したケースでは Isp 向上による輸送量減少は標準ケースと比較するとほとんど見られず、水発見時のケースではむしろ輸送量が増加する。つまり、原子力推進を使用したケ

ースでは Isp 向上の効果がほぼ得られないか、むしろ輸送量を増加させる結果となってしまう。

これは、原子力推進では推進剤に水素を用いるため、酸素の採取は帰還推進剤の確保に貢献できないためである。さらに、水を採取しても必要量の水素を滞在期間中に確保する事は容易ではない。水採取量とそれに要する採取装置質量の検討については 6.3 で考察する。

図 6.5 に示したように、帰還推進剤が地球低軌道質量に占める割合は高く、図 6.1 における Case4 と Case5 の比較によっても火星での資源採取による帰還推進剤確保の重要性は明らかである。これらより、原子力推進と火星における資源採取は必ずしも相乗効果を発揮するわけではなく、条件によっては輸送量を増加させる事が示される。図 6.7 に、火星における酸素採取時の地球低軌道質量の内訳を示す。原子力推進使用により推進システム質量は削減されているものの、帰還用推進剤の存在が輸送量を圧迫している事が分かる。

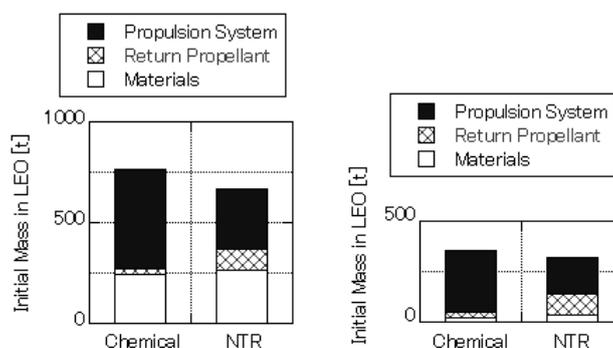


図 6.7. 酸素火星採取時の地球低軌道質量の内訳(左)初期輸送時, (右)補給輸送時

これまでの検討では、有人惑星間輸送機、貨物機、Lander の全てに一律の推進系を適用してきた。しかし、運用上はそうした適用を行う必然性はなく、部分的に原子力推進を導入することは問題ない。むしろ、コストの側面やシステム信頼性、寿命管理等の面からも各推進システムについての得失を考慮した上で部分的な導入を行う事は理にかなっていると考えられる。そのため、次に部分的な原子力推進の導入について検討する。それにより、火星資源の採取および高エネルギー推進の相乗効果を高める事も期待される。

貨物輸送は片道輸送であり、火星資源の採取による輸送量削減効果を受けない。そのため、貨物輸送に高エネルギー推進を導入することが輸送量の低下につながることは明らかである。一方、有人輸送機および火星 Lander は、火星資源の採取による推進剤の確保により地球からの推進剤輸送量を削減する事が可能であり、水素のみを燃料とするため火星資源利用による推進剤確保が望めない原子力推進を導入しない方が総輸送量を削減できる可能性がある。そこで、図 6.8 及び図 6.9 で、火星での資源採取による帰還推進剤確保が可能な Case5 および Case6 において部分的に高エネルギー推進を導入した場合の地球低軌道質量を示した。

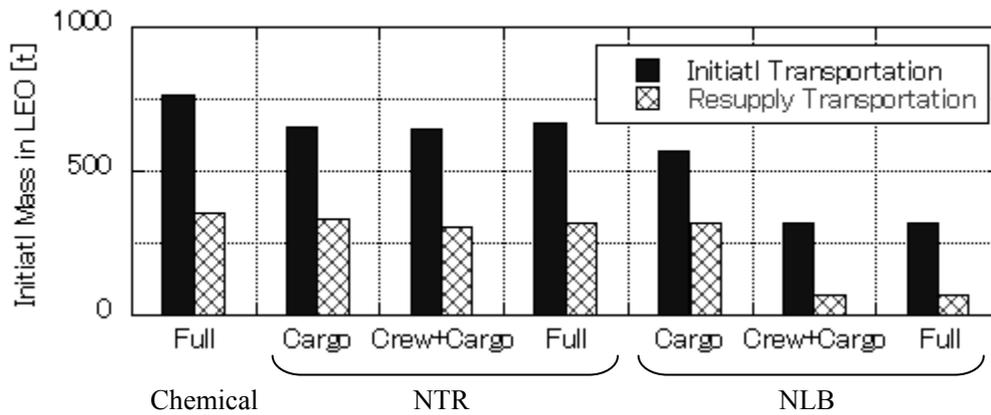


図 6.8. Case5 で部分的に原子力推進を導入した場合の地球低軌道質量

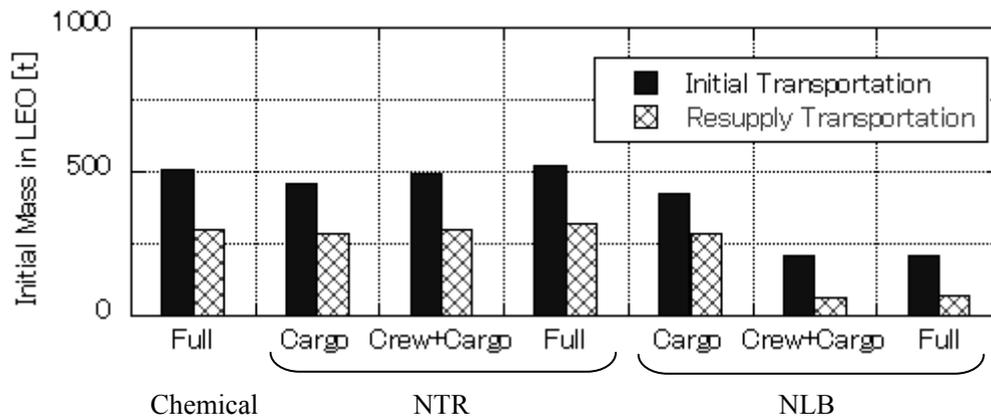


図 6.9. Case6 で部分的に原子力推進を導入した場合の地球低軌道質量

火星での推進剤の現地調達、これまで見てきたように帰還推進剤およびその輸送に要する質量を削減する事ができる。一方、全輸送系に対する高エネルギー推進の導入は往復の消費推進剤を低下させるが、2章で述べたように原子力推進を用いる場合は水素が推進剤として用いられる。そのため、原子力推進剤の導入は酸素採取時の帰還推進剤の現地確保を不可能とし、水確保時も液酸/液水の推進剤に比較して約10倍の産出量を要求するため条件が非常に悪化する。これらの点から、火星における資源調達、中でも酸素の採取と原子力推進の導入の効果を両立させる事は困難である。

図 6.8, 図 6.9 を見ると、Case5, Case6 共、原子力推進(Isp=2700s)を導入したケースでは高エネルギー推進を進める程に輸送量が低下する傾向が見られるが、先ほどの点に留意すると、Isp=2700s の条件では往路の必要推進剤量の低下が復路推進剤の現地確保の効果を上回る事により輸送量の削減が可能となったと考えられる。

図 6.10 に、それを検証するための輸送量内訳を示す。有人輸送機にも高エネルギー推進を導入した右端のケースにおいても、帰還用推進剤が増加していない事が分かる。このケースでは、有人輸送機に原子力推進を導入する事で帰還推進剤の現地確保は不可能となった。

しかし、Isp が向上した事で必要推進剤量を削減する事が出来る。すなわち、有人輸送機に対する原子力推進の導入によって火星基地の運用は全く異なっている。それにもかかわらず図 6.10 において帰還推進剤量が同程度であるのは、単なる偶然である。

つまり、Isp=2700s 程度の高エネルギー推進系の導入は、Isp の上昇によって帰還推進剤を現地調達と同程度に削減し、さらに往路の推進システム質量も大きく削減できる事により総地球低軌道質量の大幅な削減が可能となっている事が分かる。

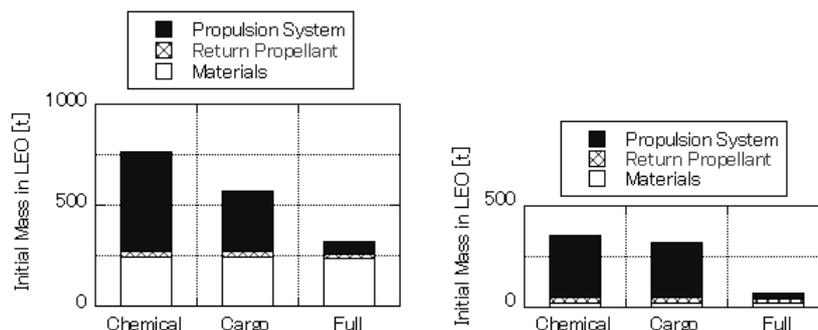


図 6.10. Case5 で部分的に Isp=2700s の高エネルギー推進系を導入するケースの質量内訳 (左)初期輸送時, (右)補給輸送時

一方、原子力推進(Isp=850s)のケースでは異なる傾向が見られる。完全に高エネルギー推進に置き換える場合よりも部分的に導入した場合の方が初期、補給量とも低下する。中でも、貨物機のみを高エネルギー推進を導入する方法が最も輸送量を削減できる。特に図 6.9 に示したように、Case6 においては他の方法では化学推進ケースよりも輸送量が増加してしまう。

これは、有人輸送機の帰還推進剤を地球から輸送しなければならない事による輸送量増加が Isp 向上による消費推進剤の削減効果を上回ったためであると考えられる。このため、火星資源の採取による帰還推進剤の確保を行う場合、貨物輸送を高エネルギー推進化する事が総輸送量の削減につながる事が明らかとなった。

次に、Cycler 輸送を行う場合の結果を図 6.11 及び図 6.12 に示す。Cycler 輸送の場合、図 6.9 では見られた、高エネルギー推進の導入により地球低軌道質量が逆に上昇してしまうという傾向は見られない。また、貨物機のみを高 Isp 化するよりも、有人輸送機も含めて原子力推進を採用した場合の方が地球低軌道質量減少効果は大きい。この点は、Stop-Over 輸送と顕著に異なる傾向を示す。

これは、図 6.5 に示した地球低軌道質量の内訳から原因を見出す事ができる。Cycler 輸送の場合、貨物機に占める帰還推進剤の割合は Stop-Over に比べて低い一方、有人輸送機の推進システムが高い割合を持っている。帰還推進剤の現地調達は帰還推進剤及びそれを輸送する貨物機推進システムの質量を削減するが、有人輸送機推進システムの削減を行う事はできない。

それに対し、高エネルギー推進システムの導入は有人輸送機の推進システム質量を直接削

減する事が出来るため、地球低軌道質量削減効果は大きい。そのため、Cycler 輸送においては、有人輸送系に高エネルギー推進を導入する場合の地球低軌道質量削減効果が高いと考えられる。

これらから、 $I_{sp}=850s$ 付近の輸送系を採用する場合、Stop-Over 輸送では、貨物機のみを高エネルギー推進を採用し、残りは化学推進を用いた上で帰還燃料の現地調達を試みる形式が最も地球低軌道質量を削減できるのに対し、Cycler 輸送時には貨物機のみでなく有人惑星間往還機も高エネルギー化した方が地球低軌道質量削減効果は高い事が明らかとなった。

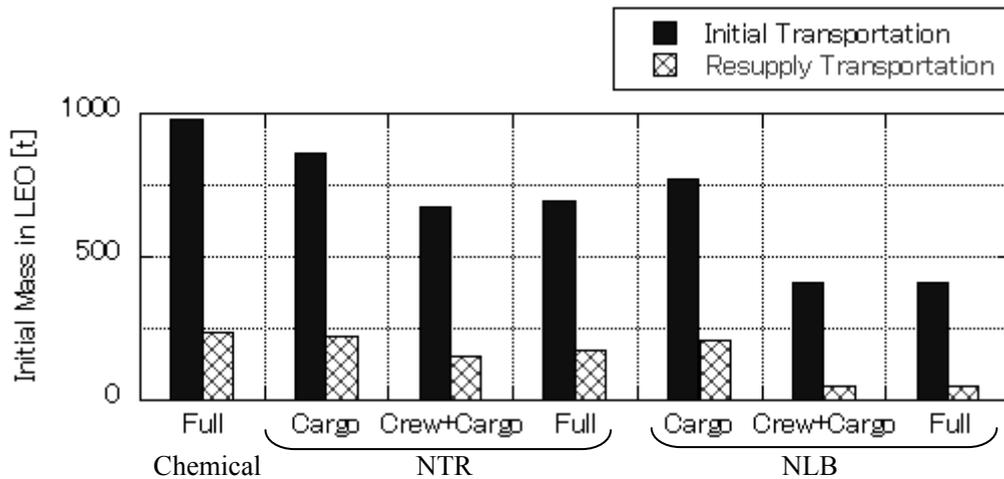


図 6.11. Cycler 輸送時の Case5 での I_{sp} 向上の効果

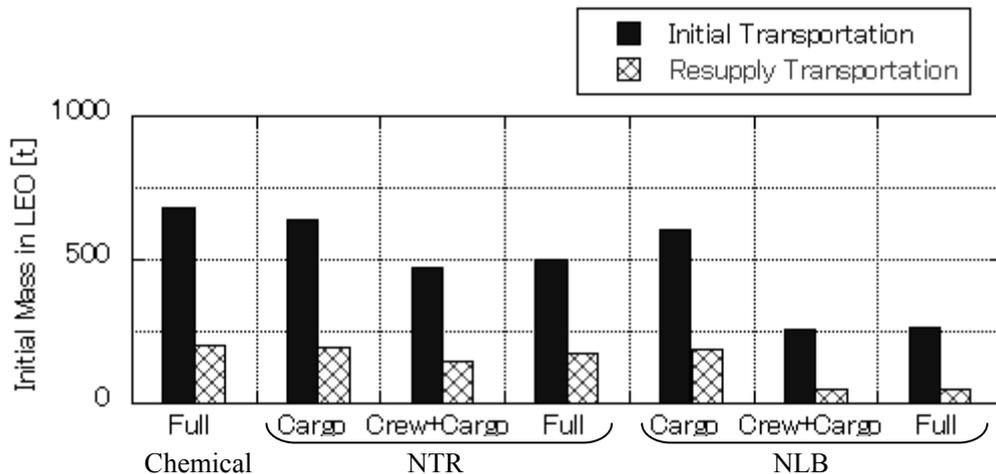


図 6.12. Cycler 輸送時の Case6 での I_{sp} 向上の効果

このように、原子力推進で推進剤として用いられる水素を火星で調達することが困難であることから原子力推進と火星資源採取の相乗効果は限定的なものとなるが、火星におい

て水を採取可能な場合、水の電気分解によって水素を調達する事が可能となる。水素のみを推進剤に使用する場合、酸素も用いる場合と比較すると同じ推進剤質量を調達するための採取量は9倍となるが、Ispの向上による推進剤質量の減少によって必要採取量の減少も見込まれる。そのため、以下では火星での水の調達を前提に、原子力推進で用いる水素燃料の調達による地球低軌道質量削減効果を検証する。

図 6.13, 図 6.14 に、水採取と原子力推進を併用した場合の地球低軌道質量の変化を示した。帰還推進剤の調達を行う事で、火星資源を帰還推進剤調達に用いない場合よりも地球低軌道質量を削減できる事が分かる。NTR(Isp=850s)と NLB(Isp=2700s)を比較する場合、Stop-Over, Cycler 共に NTR の方が帰還推進剤調達の効果は大きい。これは、推進剤質量が大きいことから導かれる当然の帰結である。また、Stop-Over と Cycler を比較すると、やはり必要推進剤質量が大きいことから、Stop-Over 輸送の方が帰還推進剤調達による地球低軌道質量の削減率が高い事が見てとれる。

一方、この時必要となる推進剤質量は、Chemical 使用時で 160-260t であるのに対し、NTR では Stop-Over で 100t, Cycler で 30t 程度である。しかし、これは水素の質量であり、これを調達するために必要な水の採取量は、900t, 300t となる。このため、特に Stop-Over 輸送を行う場合、NTR を導入する事で必要採取量は大幅に増加する。それに対し、NLB を導入する場合、水採取量は Stop-Over で 180t, Cycler で 45t であり、Chemical の場合よりもむしろ低下する。そのため、NLB 導入時には水採取との併用により帰還推進剤を調達する事はシステム全体の地球低軌道質量を削減出来る事が分かる。ただし、Isp がここまで向上すると、帰還推進剤調達による地球低軌道質量の抑制効果はわずかであり、火星における必要生存物資を火星資源で調達できる事による効果の方が大きくなっている。

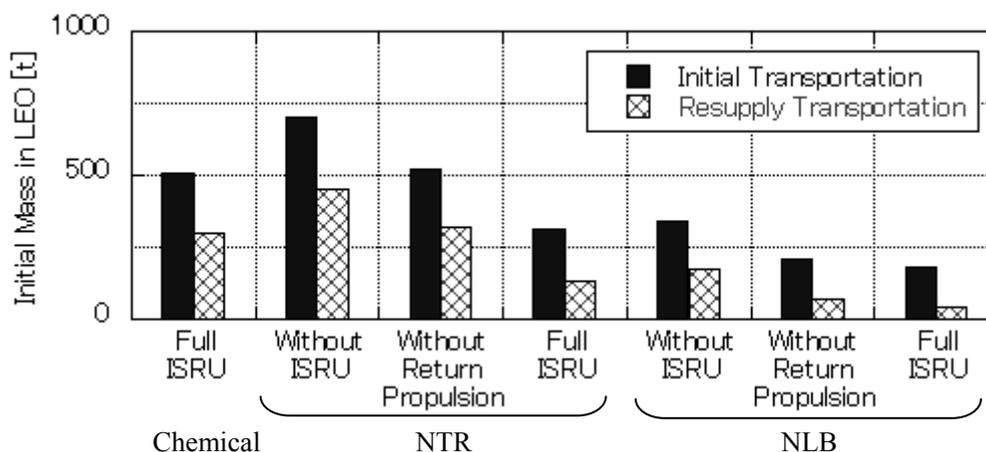


図 6.13. Stop-Over 輸送時の水採取と原子力推進の併用効果

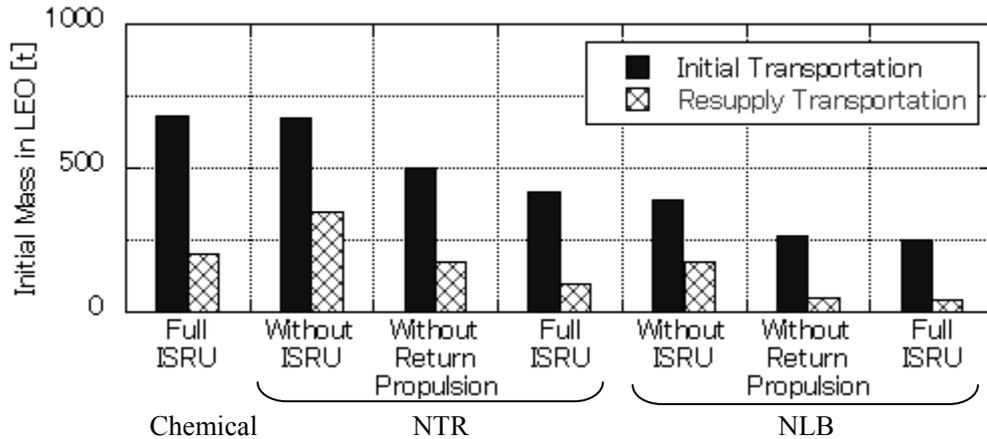


図 6.14. Cyclers 輸送時の水採取と原子力推進の併用効果

また、前述のように、火星資源の採取との相乗効果を考慮する場合以外にも、コスト要因等から輸送システムの一部を優先的に高エネルギー推進化する事が考えられる。そこで、標準条件において各輸送系に高エネルギー推進を適用した場合の地球低軌道質量を比較し、各輸送システムに対する適用効果を考察する。Case0 の条件からの部分的な高エネルギー推進導入結果を図 6.15 に示す、

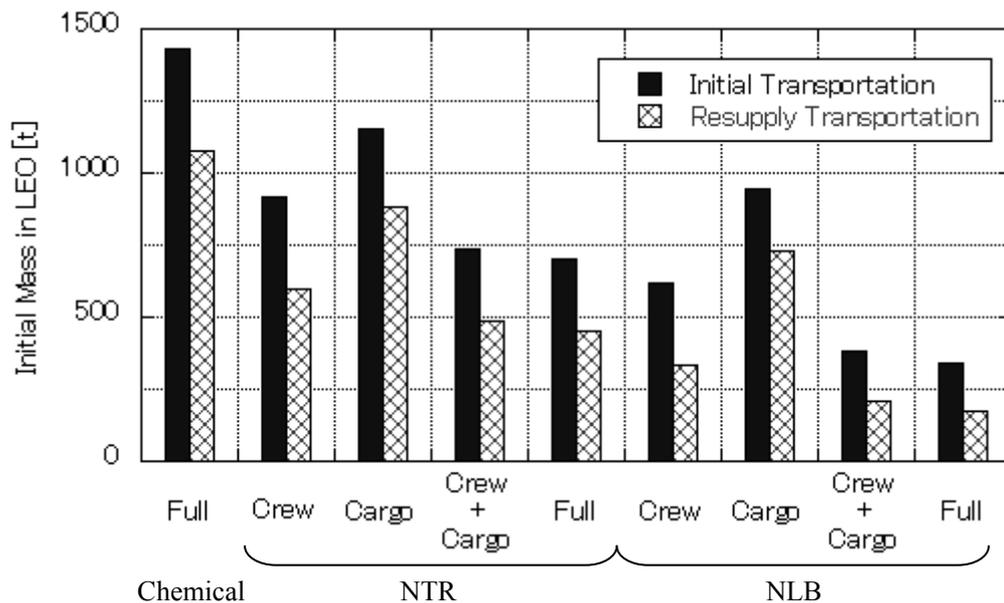


図 6.15. 一部輸送系の高エネルギー推進化の効果

原子力推進 ($I_{sp}=850s$)、原子力推進 ($I_{sp}=2700s$)の両ケースとも、Crew+Cargo と Full で地球低軌道質量にほぼ差がないことから、Lander の高エネルギー推進化は他の要素に比べると効果が低い事が分かる。また、有人機の高エネルギー化の方が貨物機よりも効果が大きい。

搭載するペイロード量自体は貨物の方が大きいですが、有人機は帰還時も含めて大きな総 ΔV を必要とする事から、優先的に高エネルギー推進の導入を図る効果が高いと考えられる。

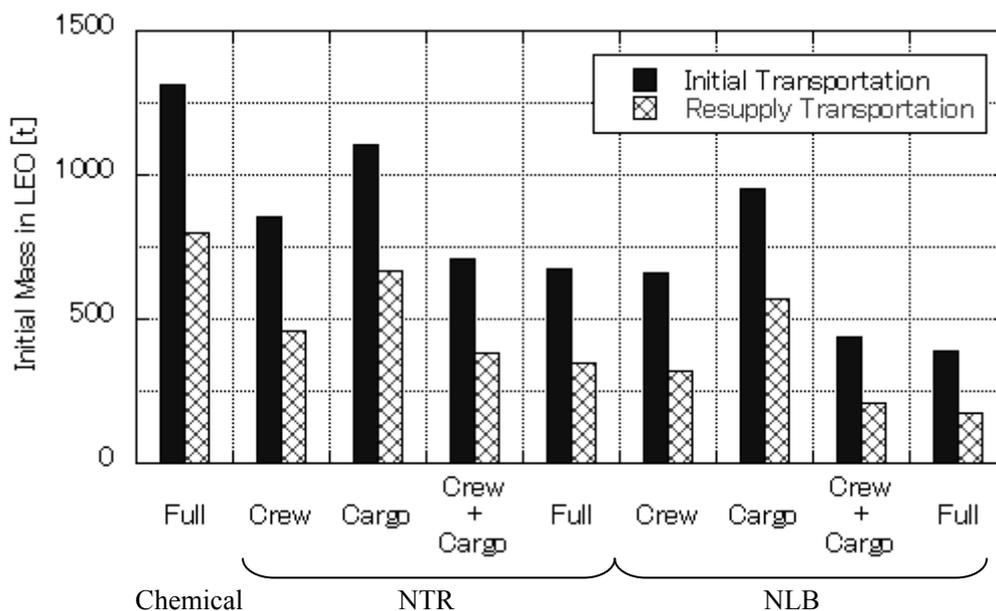


図 6.16. Cyclер 輸送における高エネルギー推進化の効果

同様の傾向は図 6.16 に示すように Cyclер 輸送時にも見られる。Cyclер 輸送では有人輸送に要する推進剤が Stop-Over 輸送時よりも低減されているが、Transit 機が消費する推進剤は依然として無視できない。そのため、有人輸送の高エネルギー化がより有効であると考えられる。

本節の計算及び考察から、持続的な有人火星滞在システムに対する高エネルギー推進、生存物資再生率の向上および火星における資源採取の効果について以下の事が判明した。

- 火星での資源採取は、生命維持システムに使用するのみではあまり意味がないが、帰還推進剤の調達を含めて行う場合には地球低軌道質量を半減させる事ができ非常に効果的である。
- 資源採取、高エネルギー推進の導入によっても通常運用時の Cyclер 輸送の優位は保たれるが、初期輸送量は Stop-Over を上回り、不利となる場合がある。
- 原子力推進を導入すると推進剤に水素を必要とするため帰還推進剤の火星での調達が難しくなるため、現地調達と原子力推進を単独で導入する場合よりも輸送量が増える場合がある
- 資源の現地調達が行えない場合、有人輸送機を高エネルギー推進化の方が貨物機の高エネルギー推進化よりも輸送量削減効果が大きい
- 資源の現地調達を行える場合、Stop-Over 輸送時には貨物機の高エネルギー推進化が有効で

あるのに対し、Cycler 輸送時には有人輸送機を高エネルギー推進化の方が効果的である。

次節では、本節で検討した将来技術の影響を考慮しながら、効果的な物資欠乏リスク対策法について検討を行う。

6.2. 生存性向上方法の検討

火星長期滞在における物資欠乏リスクへの対策としては、消耗物資の備蓄、冗長系の増設や交換部品の搭載量増加、修理不可能部分の削減等の様々な方法が候補として考えられる。しかし、冗長系数、部品の備蓄量の決定には、システム、コンポーネントの信頼度評価および詳細な設計モデルが求められる。現時点では開発中の技術要素が多く、運用実績も少ないことからそれらの値を決定することは困難である。

そのため、本研究ではその中でも質量の想定が容易である予備物資の蓄積による対応を前提として検討を進めてきた。本節では、予備物資による対応が、物資欠乏リスク対策を行わない場合と比較してどの程度の地球低軌道質量の増加を招くかを計算し、物資欠乏リスク対策に要する質量について考察する。

図 6.17 に、物資欠乏リスクに対する予備物資の貯蔵を行う場合と行わない場合を比較した計算結果を示す。また、両条件におけるハザード対策を表 6.2 に示す。表 6.2 に示すように、惑星間輸送機、火星基地のそれぞれにおいて、予備物資貯蔵を行う場合と行わない場合を設定した。

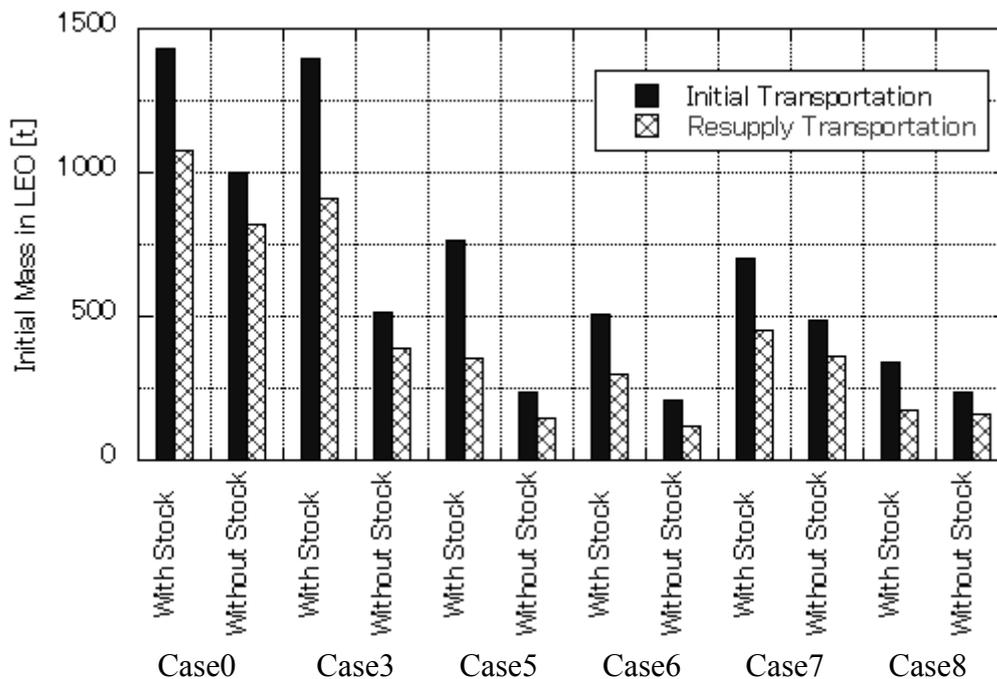


図 6.17. 物資欠乏リスクに対する対策による地球低軌道質量の増加

表 6.2. 物資欠乏リスク対策

	貯蔵あり	対策なし
輸送系消耗物資	出発直後に物資再生不可能となっても目的地到達まで生存可能	通常運用再生率から予想される消耗分のみ
基地系消耗物資	到着直後に物資再生不可能となっても帰還時まで生存可能	通常運用再生率から予想される消耗分のみ

リスク対策によって初期地球低軌道質量，補給時地球低軌道質量共に大きく増加している事が分かる。中でも，物資再生率を向上させた Case3 と，火星で酸素の採取を行う Case5 において特に著しい差がみられる。これは，水の再生率向上により水の消耗が抑えられるため，対策を施さない場合には有人輸送系の質量が著しく軽くなるためであると考えられる。また，水を現地で調達できる Case6 以外では，基地に蓄える水を輸送することによる初期輸送量の増加も影響していると考えられる。

図 6.18 に，Case3 における地球低軌道質量の内訳を示す。リスク対策の物資および推進システムにより，地球低軌道質量が大きく増加している事が分かる。推進システムの質量の増加は予備物資を火星に運搬するだけでなく，予備物資で質量を増した有人輸送機を運行する事によっても発生する。そのため，予備生存物資の運搬を行わない補給輸送時においても，推進システム質量を大きく増加させている。

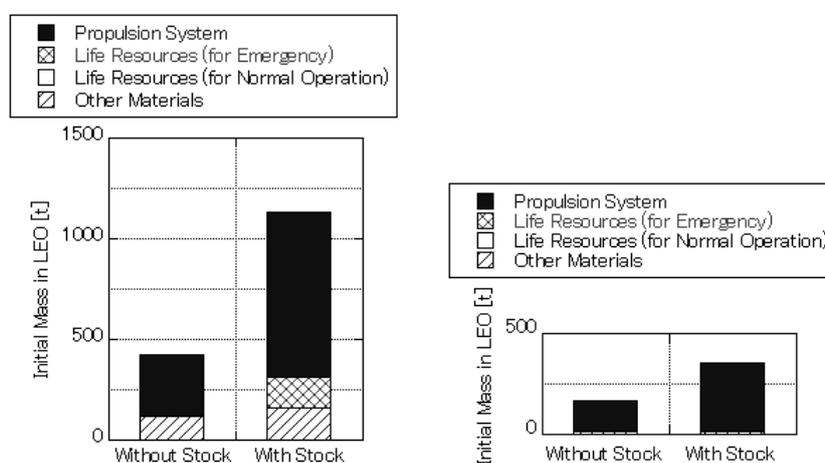


図 6.18. システム質量内訳の物資欠乏対策の有無による比較(左)初期輸送，(右)補給輸送

次に，基地，有人輸送系それぞれのリスク対策の影響を個別に評価するため，火星基地のみで安全対策を行った場合の結果を図 6.19 に示す。図 6.19 から，基地物資の貯蔵によって全てのケースで初期輸送時地球低軌道質量は増加しているものの，その量は特に Case0-Case6 で図 6.17 と比べれば大きく減少しており，補給輸送時地球低軌道質量はすべて

のケースではほぼ変化が見られない事が分かる。

補給輸送量が変化しない理由は、基地に備蓄を行う場合、初期輸送で備蓄を行った後はタンクの補修程度でしか追加の輸送を必要としないためであると考えられる。また、初期の備蓄は、再生率が高いケースほど物資消費が少ないので、備蓄として輸送する量が逆に増加する。そのため、図 6.17 と同様に Case3, Case5 で最も大きな差が出ている。この傾向は、図 6.18 で示したものと同様である。一方、水を現地で調達できる Case6 では備蓄物資を地球から輸送する必要がないため、増加するのはタンク重量程度である。また、Isp 上昇ケースでは輸送量増加に伴う推進剤質量の増加割合が低下しているため、総地球低軌道質量の増加が抑制されている。

この結果から、図 6.17 で見られた安全対策による大きな質量ペナルティの内、補給輸送量増加分と初期輸送量増加分の残りの部分は有人輸送機のリスク対策によるものであると分かる。有人輸送機に貯蔵した物資は惑星間航行を行うたびに推進剤を消費するため、初期輸送、補給輸送の双方で輸送量を増大させる。

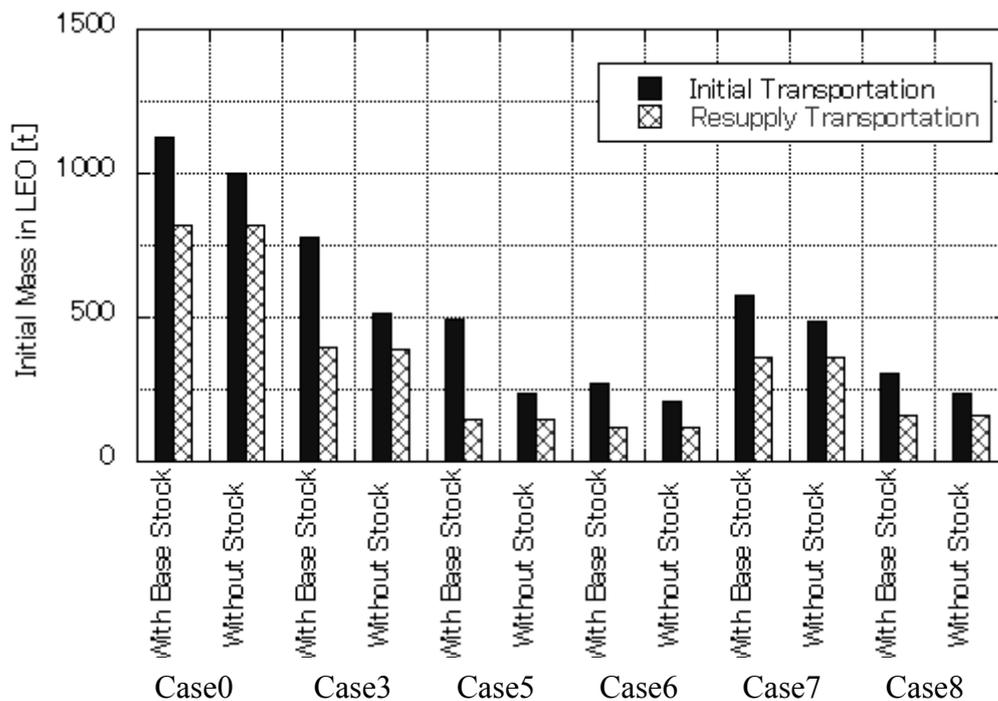


図 6.19. 火星基地のみに物資貯蔵を行った場合の質量増加

これは再生率が向上した Case3 において最も顕著であり、Case5 においては帰還燃料の火星での調達によって負担が減少することから地球低軌道質量の差は縮小する。さらに、Case6 において帰還推進剤および初期の水輸送の負担がなくなることからさらに地球低軌道質量の差は縮小すると考えられる。

こうした、物資貯蔵による質量の増加を整理した結果を表 6.3 に示す。この表に示した値は、生存物資の増加量そのものであり、タンク質量増加の影響は含まれていない。有人輸送機および火星基地において、冗長システム、スペア部品等によりリスク対策を行う場合においてこれらの値が質量増加分の一つの目安となると考えられる。

また、最終的にはこれらを輸送するために推進剤消費量が増加するため、これらの削減による最終的な地球低軌道質量の削減効果はさらに大きい。特に有人輸送機の追加物資を削減することは初期輸送だけでなく補給輸送質量の継続的な減少につながるうえ、必要とされる ΔV も基地資材に比べ大きいため、非常に重要である。

表 6.3. 物資欠乏リスク対策による輸送系および基地資材の質量増加

	Transport	Base
Case0	16.7 [t]	43.4
Case3	33.4	86.9
Case5	33.4	84.2
Case6	33.4	0
Case7	33.4	43.4
Case8	33.4	43.4

物資欠乏リスク対策の手段として物資貯蔵を行う事による地球低軌道質量の増加は、Cyclor 輸送を行う場合には低減される可能性がある。なぜなら、Cyclor 輸送機は繰り返し輸送に推力を使用した加速を行わないため、輸送機質量の増加が初期輸送以外には影響を及ぼさないためである。図 6.20 に、Cyclor 輸送時の物資欠乏対策の影響をまとめた結果を示す。

Cyclor 輸送の場合、再生率、火星資源調達、Isp の各ケースにおいて補給輸送量は物資欠乏リスク対策によって変化しない。一方、初期輸送量は Stop-Over 輸送程ではないが増加している。Cyclor 輸送時には 2 機の輸送機を用いるため、初期輸送時地球低軌道質量に輸送機の予備物資が与える影響が大きいと考えられる。図 6.21 に、Case3 における Cyclor 輸送時の質量内訳の比較を示す。これにより、Cyclor 輸送時には補給輸送時の推進剤が増加しない事が分かる。

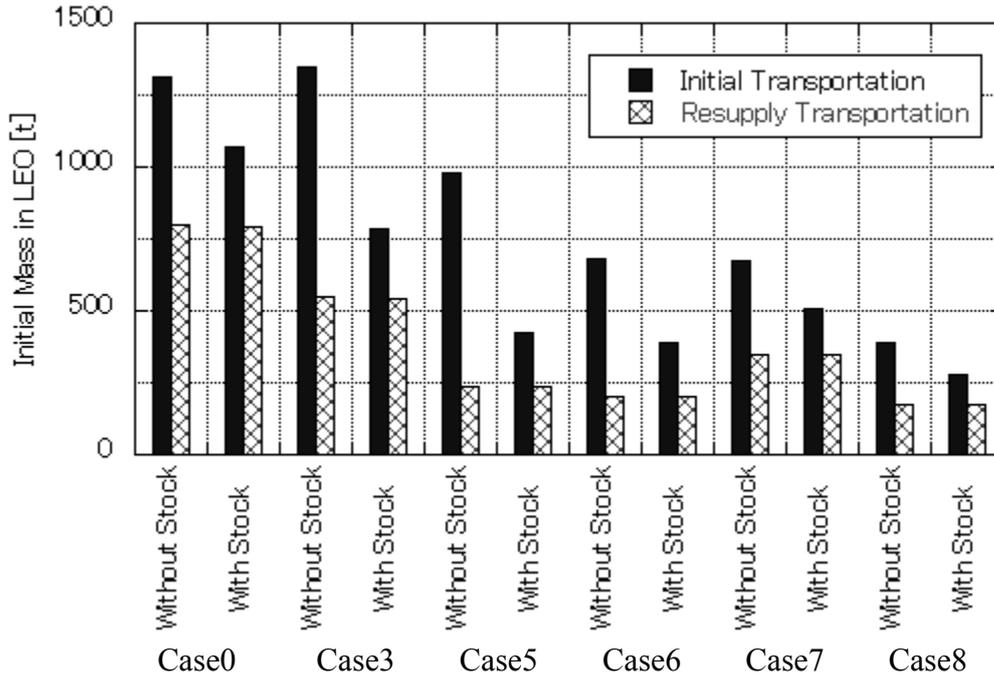


図 6.20. Cyclor 輸送時の物資欠乏リスク対策の影響

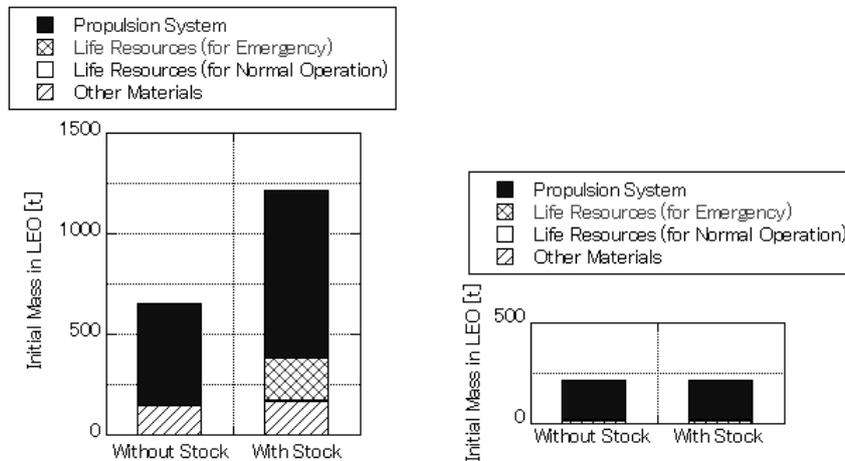


図 6.21. Cyclor 輸送時における質量内訳の物資欠乏対策の有無による比較
(左)初期輸送, (右)補給輸送

本節では、物資欠乏リスク対策として予備物資を運用する際のペナルティがどの程度のものであるかを計算し、それを基に将来の物資欠乏リスク対策法が留意すべき点、満たすべき条件の設定に資する事を目指した。その結果、本節においては以下の結果を得た。

- Stop-Over 輸送時には、予備物資の配備によって初期輸送量、補給輸送量共に著しく増大し、特に初期質量の 110-880t という非常に大きな質量増加を招く

- ・ **Stop-Over** 輸送時の予備物資の配備によって地球低軌道質量の増加を招く程度は、火星基地に対する配備よりも有人輸送機に対する配備の影響が卓越している
- ・ **Cycler** 輸送時には予備物資の配備は初期輸送量の 120-600t の増大を招くが、補給輸送量は増加させない。
- ・ 冗長システムの拡充や予備部品の貯蔵などで物資欠乏リスク対策を行う場合、それに要する質量が、輸送機であれば約 30t、基地であれば約 40-90t 程度を超過するようであれば予備物資を備える方が地球低軌道質量を抑制できる。

次節では、これまで質量を考慮してこなかった火星における水採取システムの質量及び水採取量について検討し、合理的な採取量およびシステム質量の上限について検討する。

6.3. 水採取に要求される産出量と許容される採掘装置質量

火星において水を発見できるかどうかは科学的に重要な関心事項である。しかしそれと同時に、利用可能な水の発見が持続的火星滞在システムの地球低軌道質量低減に大きく貢献する事はこれまでの考察からも示されている。

まず、水を調達した場合、クルーの生命維持、帰還推進剤への使用が可能である。クルーの水消費量は一回の滞在で 80t 程度であり、再生利用も行う事を考えると 40t 以下の損耗と考えられる。ただし、物資欠乏リスク対策として水の備蓄を行う場合、基地設置時に 80t 程度の調達が求められる。それに対し、表 5.11 で示されているように、帰還推進剤は標準条件で **Stop-Over** 輸送を用いた場合に約 260t を消費する。

これらを地球から輸送する場合、貨物輸送によって運搬する必要があるため推進システムがさらに必要であり、地球低軌道質量に与える影響はさらに増大する。そのため、水を現地で調達することにより地球低軌道質量を大幅に削減する事が期待される。**Stop-Over** 輸送を行う場合において、水採取の有無による地球低軌道質量の差を比較した図を以下に示す。帰還推進剤および生命維持システムの水が減少し、推進システム質量も低下している事が分かる。

これまでの火星探査において、火星軌道上から火星表面のほぼ全域が探査されている。しかし、その結果火星表面に固体または液体の水が露出した地点は発見されていない。そのため現時点では、火星で水を採取する場合には地下から採掘する必要があると考えられる。また、水が何らかの化合物を形成している場合、単体の水を取り出すための物理的あるいは熱化学的な処理が必要である。

そうした資材を要する点で、火星大気からの二酸化炭素の採取によって行われる火星における酸素の調達よりも水の採取は高度な技術と資材を要すると考えられる。それら、採掘、処理機材の質量を現時点で見積もることは困難であるが、水を地球から輸送する場合と火星で調達する場合の輸送質量を比較する事で、採取、処理機材が満たすべき条件について議論する事が出来る。そのためには、採取に与えられた時間的制約とその間に要求さ

れる採取量を基に単位時間当たりの要求採取量を設定する必要がある。

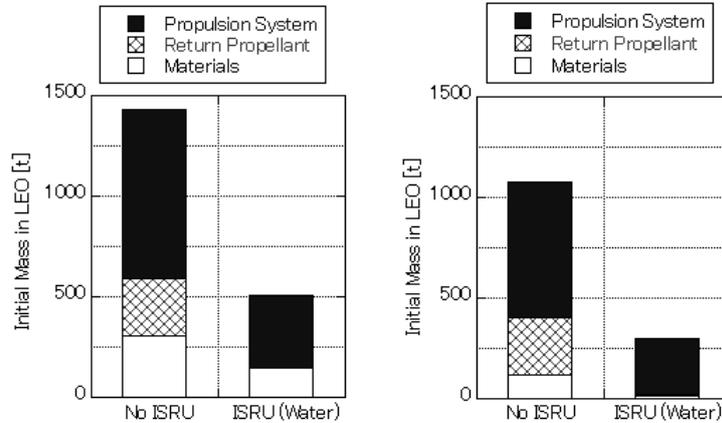


図 6.22. 水採取による地球低軌道輸送量の削減効果
(左)初期輸送, (右)補給輸送

非常時用の備蓄として火星での水の採取を行う場合、貨物輸送機を先行させて無人のまま資源採取を行い、クルー到着前に要求量を貯蔵する事でクルーの生存性を落とすことなく水採取の時間を確保できる。この場合、採取の進行を考慮してクルーの到着時期を設定する事ができるため水調達に対する時間的制約は緩く、準備時間を長く取る事で要求採取量の確保が可能である。また、採取量も帰還推進剤に比べると少なくすむ。仮に 1 会合周期での調達を行うとすると、日産 0.1t の採取要求となる。

一方、クルーが滞在中に消費する水の補給あるいは帰還推進剤を火星で調達する場合、両ケースともクルーの滞在サイクルに合わせて定期的に一定量の水を調達する必要がある。本研究では地球-火星の会合周期が 1 サイクルの水調達に許容される期間となる。Stop-Over 型を想定した 260t の帰還推進剤を調達する場合、日産 0.33t 程度の水の調達が要求される。また、Cycler 輸送を用いる場合、帰還推進剤は約 165t であり、日産 0.21t で十分である。

これらの要求量を調達するために必要な採取システムの質量上限は、調達する水自体の質量および設備の寿命の影響を受ける。つまり、設備運用期間中に調達可能な水の質量を設備質量が下回れば、水採取による地球低軌道質量の低減が見込まれる事になる。

図 6.23 に、設備寿命、日産量および設備許容質量の関係を示す。設備の長寿命化によって、設備の重量化が許容される事が分かる。逆に、水の存在状況によって採取設備が大型化せざるを得ない場合、設備の長寿命化が欠かせない。ただ、他の設備と同様に 10 年程度の寿命を想定した場合、許容質量は 1000t を越えており、埋蔵量が十分であれば水採取が有効である可能性が高いと考えられる。

一方、非常用の備蓄としての水を確保するケースでは基地設置時しか水の調達を行わないので設備の寿命を考慮することは基本的に不要であり、調達すべき水の質量である 80t

程が採取設備の質量上限となる。

また、一方で酸素採取によっても帰還推進剤の確保が可能である。この場合水素は採取できないため帰還推進剤をすべて賄う事は出来ないが、質量比で帰還推進剤のおよそ 9 割を調達可能である。酸素は火星大気の CO_2 から生成可能であるため、採取機構はファン、メッシュフィルタ等で構成された簡素な構成となると考えられる。

そのため、水および酸素の採取システムの構成によっては水発見時にも帰還推進剤調達については酸素調達のみを行う事が有効となるケースも考えられる。その場合、水の採取機構は物資欠乏リスク対策用の水採取のみを行う小型のものとするか、あるいは水採取自体を行わない方が最適である場合も発生しうる。

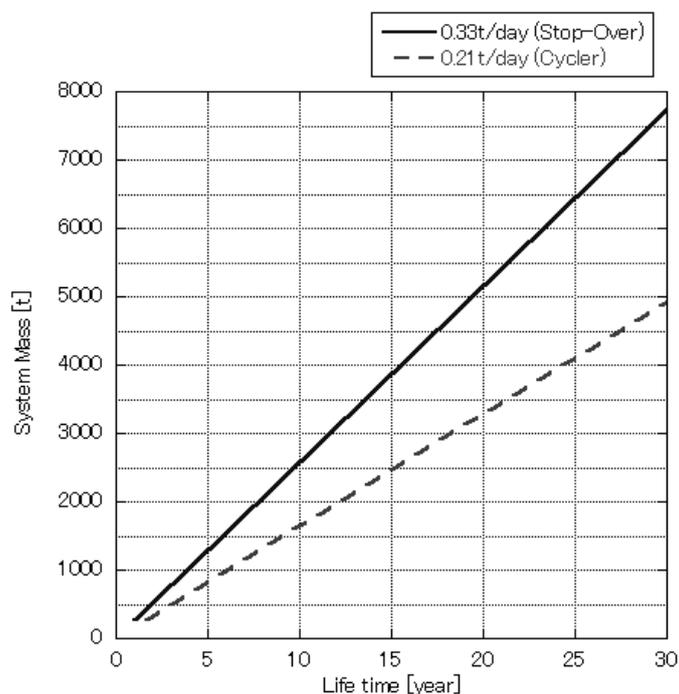


図 6.23. 水採取設備の許容質量と設備寿命および日産量の関係

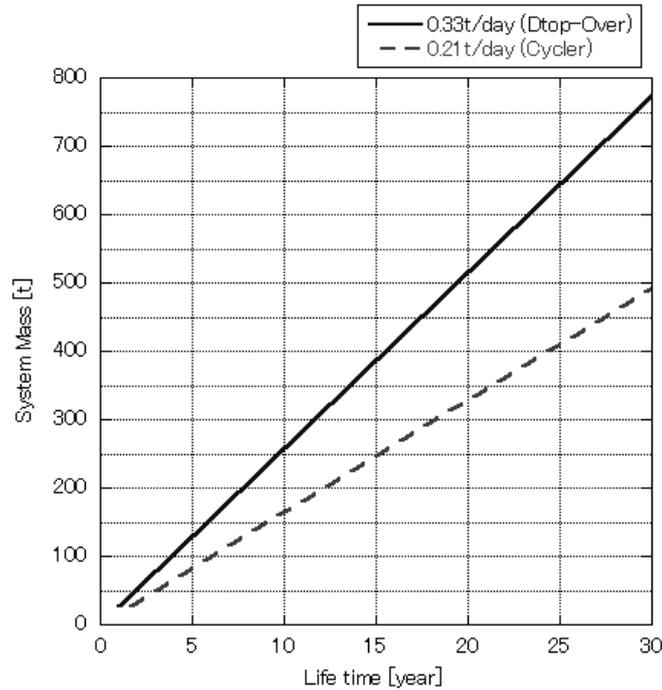


図 6.24. 水採取が酸素採取に比較して有利となる条件

これらを考慮すると、実際には図 6.23 で示されたのは水採取装置および酸素採取装置の質量の和の上限と言うべきであり、水、酸素採取のいずれを行うかは両採取装置の質量および寿命等を考慮して決定すべきである。なお、水採取の方が酸素のみの採取よりも最終的に調達可能な質量は多いため、水採取が単体で効果的となるケースも存在する。その場合の条件を図 6.24 に示す。これは、酸素採取では調達できない水素のみの質量を基準に算出した場合であり、この場合酸素採取は完全に不要となる。標準条件で設定した 10 年の寿命を仮定した場合、質量の上限は約 160-260t である。

本節では主に、帰還推進剤を確保するために火星において水の採取を行う場合に、水採取システムに許容される質量の上限について考察した。その結果、以下の事が判明した。

- Stop-Over 輸送実施時には日産 0.33t 程の水を調達する必要があり、設備寿命が 10 年ならば採取設備は約 2600t まで許容される
- Cycler 輸送時には日産 0.21t 程の水が必要であり、設備寿命 10 年で許容される設備質量は約 1600t である。
- 帰還推進剤の大部分は酸素採取でも代替でき、酸素採取設備に要する質量によっては、水採取は行わず、酸素採取のみにとどめる方が良い場合もある。

6. 4. さらなる将来技術の検討

6. 4. 1. 火星における農業の実施の実現性

地球外天体において長期的、大規模な滞在を行う場合、現地で農業を行う事が効率的ではないかという提案は多くなされており、火星農業の研究がされている。農業の実現によって食料を確保できるだけでなく植物の光合成によって CO₂ 除去、O₂ 生成も可能であることから、生命維持システムのかかなりの機能は農業プラントによって代替できると考えられる。

しかし、農業プラントの設置には広大な面積、電力が必要とされることから設置のための輸送量が問題となる事は確実である。そのため、現時点で導入を見据えた具体的な提案は行われておらず、宇宙農業の研究は多くが生態系の理解、小規模生態系の構築といった基礎的な研究に留まり、化学的処理を行う現在の生命維持システムや食料の輸送に対する優位性をシステムとして包括的に検討した研究は少ない。

表 6.4 に、そうした研究によって示された結果を示す。この研究では、ピーナッツ、ジャガイモ、小麦を育てる火星農業を想定している。この表の結果は、コンポーネントの体積、消費電力等に係数をかける事で質量を概算する方法である ESM を用いて、火星農業資材の見積りを行ったものである。4 章で述べたように、ESM は本研究における生命維持システムの質量計算にも用いた。

表 6.4. 火星における農業機材^[85]

component	Mass	Volume	Power	Cooling	Total ESM	Logistics
units	kg/m ²	m ³ /m ²	kWe/m ²	kWth/m ²	kg/m ²	kg/m ² -year
	101.5	1.03	2.6	2.6	1,296	3.81
Mass equivalent						
units	kg/m ²	kg/m ³	kg/kWe	kg/kWth		
	1	215.5	228	146		

表 6.4 における質量は平方メートル当たりを示してあり、生産量の関係からクルー一人当たりで農業プラントは 41.2m²が必要とされている。そのため、式 4.3 を用いて計算するとクルー一人の食料調達のために、53.4t の農業設備が必要である。

ただし、表 6.4 における ESM の変換係数は、4 章において設定した係数と比較すると体積、電力について大きく異なる。体積については、農場ゆえの特殊性を考慮する必要があるが、電力は、本研究では原子力発電を用いたのに対し、文献[85]の研究では太陽光を用いた発電を行っているためである。そのため、農業プラントにも原子力発電を導入したと想定し、電力-質量間の変換係数を本研究の火星基地モデルで用いた物と同じ 87.0kg/kW として計算を行った。その結果、ESM は 716.7kg/m²となり、一人当たり 29.5t となった。先ほどの結果と比較すると 45%程質量が削減されている事が分かる。

しかし、4 章で設定した本研究における生命維持システムモデルにおいて、O₂ 生成、CO₂ 除去および食物プラントを受け持つ化学的手法を用いた生命維持システムの質量を計算すると、一人当たり 720kg 程である。そのため、両者の初期質量の差は極めて大きい。

ただし、火星農業の初期質量が大きい事は火星農業が構想された初期より指摘されてい

る。一方で、火星農業の利点は、一度システムが構築されれば後の補給を大幅に削減できる点である。つまり、火星農業は初期質量の大きさを維持質量の優位によって長期的に賄う事で、既存の方法に対する優位を得る事が出来ると考えられてる。以下に、運用に要する質量についての検討を行う。

本研究において構築した生命維持システムにおいては、食料は完全に地球からの供給に依存している。食料の消費量は表 4.2 に示したようにクルー一人当たり 0.64kg/day であり、年間に直すと 233.6kg/year である。それに対し、農業実施時に農業プラントを維持するために必要な補給は文献[85]の研究によると 157.0kg/year であり、こちらは食料輸送時よりも少し少ない。そのため、然るべき長期間の運用を行えば火星農業が優位となると考えられる。

次の問題は、どの程度の運用で火星農業が優位となるかという点である。こうした点を考慮して火星農業が有利となる時期を計算すると、図 6.25 のような結果が得られる。図 6.25 は、火星基地の運用を続けた場合に火星で必要とされる食料および生命維持システムの質量を運用開始時から合計したものである。比較されているのは、生存物資を再生せず、全て地球から持ち込む場合、化学的再生サイクルによる生命維持システム(酸素、水の再生率 100%)、火星農業、火星農業において初期質量の低減を図った場合、の 4 通りである。

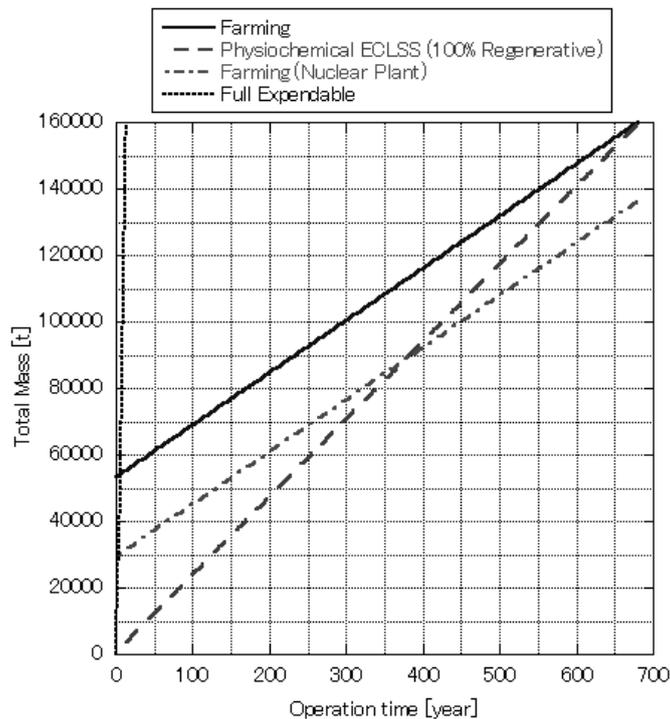


図 6.25. 火星基地運用時間と生命維持・食糧調達システムの質量の関係

初めは完全使い捨てが有利であるが、完全使い捨て型では、水、酸素、食料の消費および二酸化炭素の除去に用いる LiOH で、 11004.8kg/year が必要である。そのため、一年以内

に再生型の生命維持システムが有利となる。その後は再生型生命維持システムの優位が続
き、350年ほどで原子力発電で軽量化を図った火星農業が有効となる。

この結果を見ると、現在構想されている有人火星計画の範囲においては再生型生命維持
システムが有効であり、農業が有効となるのは数世代以上にわたる長期間の居住を想定し
た場合、すなわち殖民を行う場合であると考えられる。

6.4.2. さらなる高 Isp 推進の実現による輸送量の削減

本研究ではこれまで、水を含む火星資源の調達、Isp=2700s の高エネルギー推進システム等
の新技术導入の効果について考察した。その結果、Isp=2700s の推進システムの導入により、
初期輸送を 350t、補給輸送を 80t 程に削減できる事が分かった。しかし、これらは ISS の運
用を上回る負担であり、実現は容易ではない。そのため、持続的火星滞在実現のためには
システム全体のさらなる地球低軌道質量削減が求められる。

しかし、火星での水の調達について本研究で想定した条件は、採取・処理システムの質
量を見捨てた上で火星で使用する全ての水を賄うというものであり、将来的に水の現地用
達によってこれ以上輸送量を削減する事は望めない。一方、Isp の向上については、表 2.31
に示したようにさらなる向上の検討がされている。そうした Isp 向上の効果の評価のため、
Isp を仮想的に向上させた場合の地球低軌道質量を図 6.26 に示す。

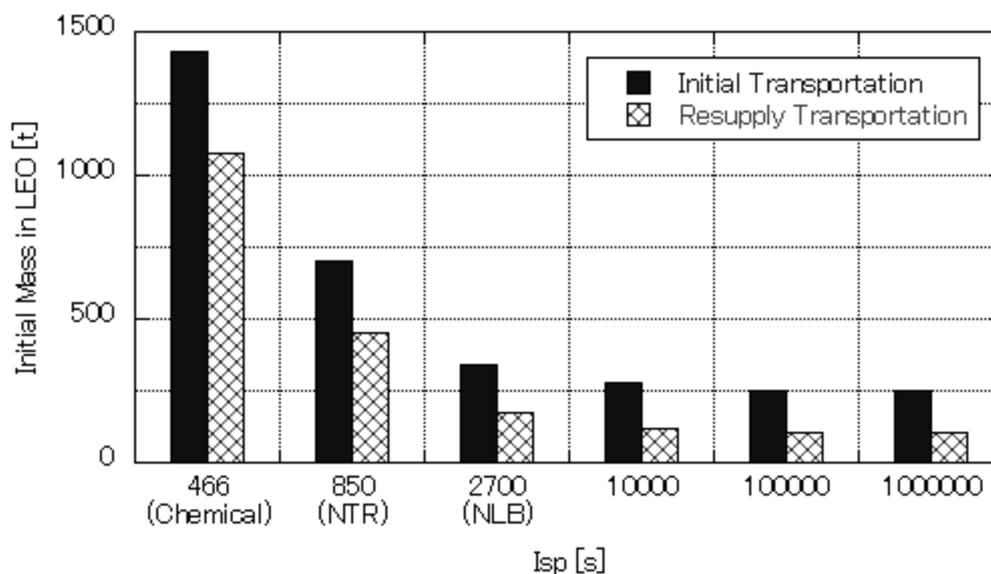


図 6.26. さらなる Isp 向上による地球低軌道質量の低下

Isp=10000s 程度で地球低軌道質量は頭打ちとなっている。これは、Isp がある程度以上向
上した場合、全地球低軌道質量に占める推進システムの割合が低下し、輸送質量が地球低
軌道質量を決定する支配的なパラメータとなるためであると考えられる。図 6.27 に、Isp 向

上時の輸送量の内訳を示す。Isp=10000s の時点で、推進システムの占める割合は2-3割となっており、推進システムのさらなる性能向上による地球低軌道質量の削減は困難となっている。

ペイロード比の上昇による地球低軌道質量の低下が限界となった後は、Isp の向上は ΔV の増加による輸送期間の短縮に用いる事が適当であると考えられる。表 6.5 に、図 6.26 に示した各ケースにおける輸送期間、滞在期間の変化を示す。Isp が向上するにつれ、 ΔV を増加させて輸送期間の短縮を行っている事が分かる。

輸送機のハザードに備えた物資貯蔵は、必要とする ΔV の差から火星基地における同量の貯蔵よりも地球低軌道質量を悪化させる。そのため、Isp が上昇するにつれ輸送期間を短縮する事が地球低軌道質量の削減に有効となったと考えられる。これにより、地球低軌道質量はさらに僅かずつ低下する事が分かる。

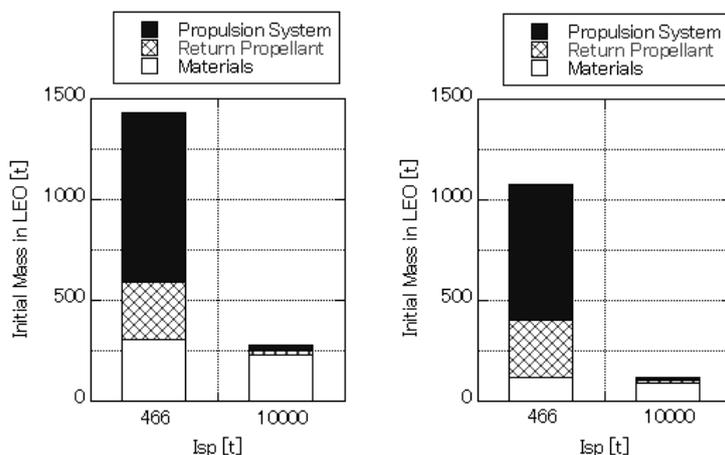


図 6.27. Isp 向上時の地球低軌道質量の内訳(左)初期輸送, (右)補給輸送

表 6.5. Isp 向上による輸送期間と滞在期間の変化

Isp [s]	ΔV [km/s]	輸送期間 [days]	滞在期間 [days]
466	6.5	200	520
850	6.5	200	520
2700	6.5	200	520
10^4	10.0	123	607
10^5	11.6	115	607
10^6	11.6	115	607

次に、高 Isp での救援及び ECLSS の再生率向上の効果について検討した。図 6.28 に示すように、地球からの救援システムを整備する事により初期輸送量を 25%ほど削減できる。Isp が上昇するにつれ緊急輸送の負担は低下するため、こうした地球低軌道質量削減効果が期待されると考えられる。

また、Isp の向上により地球への緊急帰還が有効となる傾向が見られる。これは、緊急帰

還に要する追加の推進剤量が低下し、救援を行わない場合の物資貯蔵量を下回ったためであると考えられる。これらについて考察するため、滞在計画の詳細を以下の表に示す。

救援を行うケースでは輸送期間の減少、滞在期間の増加が顕著であることから、Isp 向上時と同様に、輸送期間を短縮する事で輸送中のハザードに備えた物資の削減を図っている事が分かる。滞在期間の延長により火星における予備物資の必要量は本来ならば増加するが、緊急輸送によって予備物資の増加を代替できるため、最終的には滞在期間の延長が選択されたと考えられる。

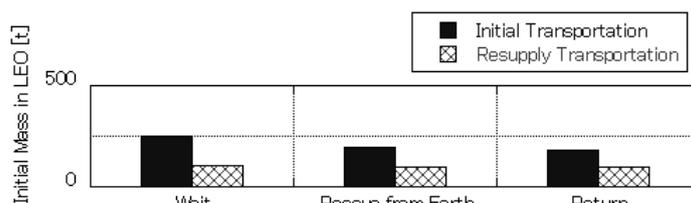


図 6.28. 高 Isp(=10⁶s)条件での救援輸送の効果

表 6.6. 救援輸送実施時の滞在計画

救援計画	輸送機 ΔV [km/s]	輸送期間 [days]	滞在期間 [days]	緊急輸送時 ΔV[km/s]	最大緊急輸送時輸送期間[days]
物資貯蔵	11.6	115.2	607.4	N/A	N/A
地球からの救援	25.3	56.4	694.1	43.1	234.6
緊急帰還	25.3	56.4	694.1	40.6	203.0

この傾向についてさらに詳しく検討するため、以下の図 6.29 に地球低軌道質量の惑星間輸送機による区分を示す。まず、救援なしのケースでは明らかに貨物機質量が大きい。これは、物資欠乏リスク対策として備えた備蓄物資質量の影響である。備蓄を削減した分、緊急輸送を行う事による物資の増大が予想されるが、地球からの救援を想定したケースでは、緊急時輸送量によってこの増加分が賄われている。なお、緊急輸送量は前述のように救援発生率で期待値をとるので、実際に期待される地球低軌道質量は、直接の和である図 6.29 よりも少なくなる。

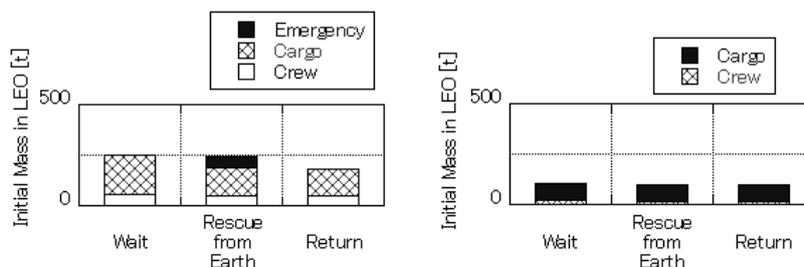


図 6.29. 高 Isp(=10⁶s)条件における救援輸送時の地球低軌道質量の内訳
(左)初期輸送, (右)補給輸送

一方、緊急帰還を選択したケースでは、追加の推進剤を搭載することにより備蓄の不足を補う事になる。しかし、 $I_{sp}=10^6s$ の条件下では、推進剤の増加はほぼ問題にならない。そのため、貨物機の質量減少の影響が大きくなり、地球低軌道質量は減少している。

次に、生存物資再生率の向上の効果を図 6.30 に示す。再生率の向上により補給輸送量が劇的に低下している事が分かる。補給輸送において必要となる物資は、設備の保全に要する物資、 O_2 、 H_2O 等の消耗分、帰還推進剤であるが、 I_{sp} が劇的に向上したこの時点では、消耗する生存物資の補給が大部分を占める。そのため、物資再生率の向上による生存物資消耗の低下により大きな削減割合となったと考えられる。

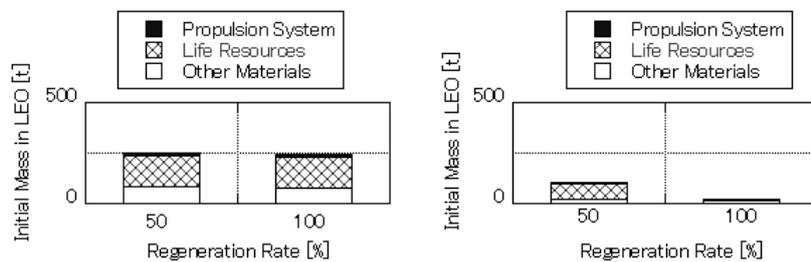


図 6.30. 高 $I_{sp}(=10^6s)$ かつ高再生率条件での地球低軌道質量の内訳
(左)初期輸送, (右)補給輸送

6.4.3. 火星基地の将来的な拡張についての考察

本研究においては6人の火星滞在を前提としたが、本研究で構築した持続的有人火星滞在システムは滞在人数に応じた地球低軌道質量の算出を可能としている。その際、本システムでは地球低軌道質量は人数に比例して変化する。しかしながら、本モデルは滞在人数の著しい増加を想定しておらず、そうした際には新たなモデルの構築が必要と考えられる。本節では、そうした将来の火星基地の拡大を想定した本モデルの適用限界について考察する。

まず、滞在人数が増加したとしても、彼らのある程度の人数ごとに区分して本モデルで想定した火星基地を単純に並列的に運用するならばモデルの精度に変化は生じない。しかし、人数が増加するとこうした運用は非効率となると考えられる。なぜならば、並列運用を行う基地は互いに物資の融通を行う事でより安定した運用が可能となる可能性があるからである。これは、個々のリスク対策に要する物資を削減する事に相当する。また、本研究では、発電設備、物資循環システム、推進システムなどの多くの設備について処理能力に比例した質量を設定した。しかし、実際の運用では各設備を大型化する事による質量軽減効果が働く事も考えられる。例えば、原子力発電設備などはスケールメリットが存在する事が地上での運用から分かっている。そのため、本研究で構築したモデルにより算出した地球低軌道質量は多人数運用を想定した際の上限であると考えられる。

次に、基地の拡張を行う場合についても検討する。初めに小規模な基地を設置し、徐々

に滞在人数を増やして大人数滞在とする場合、大型の設備の方が効率的であっても新規に大型設備を導入する事が適当であるとは一概には言えない。多くのケースでは、モジュール化した設備を徐々に拡張する事で対応の方が適していると考えられる。そのため、基地は必然的に並列化した複数の少人数滞在基地という構成となるだろう。

この場合スケールメリットは得られないが、リスク対策物資の共用化の効果は大きい。システムの信頼度が同一である場合、並列する複数の基地に同時にハザードが発生する確率は単独の基地運用を行う場合に比べて低く、同一の生存性を達成するために必要な予備物資は滞在人数に対する線形的な増加を想定した場合よりも低下する。そのため、基地拡張時に増加する予備物資を抑制する事が可能となり、滞在人数の増加とともに一人当たり質量を低下させる事ができる。しかしながら一方で、この場合一件以上のハザードが発生する確率は高まる点にも留意する必要がある。

また、基地を急激に大型化する場合、小規模基地を破棄して新規に大型基地を設置する方が効率的である可能性もある。これはスケールメリットと設備の置き換えコストとのトレードオフにより決定される。

このように、大規模な基地の設営を行う場合、基地の基地の拡張方法を考慮に入れる場合とも、本モデルで設定した質量は大人数滞在の上限値となると考えられる。

6.5. 持続的な有人火星滞在システムの特長についての考察

これまでの考察では、持続的な火星滞在システムを構成するパラメータのいくつかを変化させることによる地球低軌道質量の増減を見る事で各パラメータの影響について評価した。本節ではそれらの結果を用いて総合的に持続的な有人火星滞在システムの特長を考察し、持続的な有人火星滞在システムを構成する要素の各パラメータと惑星間輸送法、緊急輸送法の優劣の関係を明らかとする事を試みた。ここまでの考察で、高性能推進システムの導入、資源調達、物資再生率等が惑星間輸送法の優劣に大きく影響している事が明らかとなっているが、本節ではそれら相互の関係も含めて惑星間輸送法、緊急輸送法を考察した。

6.5.1. 有人惑星間輸送システムについての考察

本研究においては、Stop-Over 輸送、Cycler 輸送の二種類の有人惑星間輸送法について比較検討を行った。その結果、両者の有効性は持続的な有人火星滞在システムを構成するいくつかのパラメータの影響を受けて大きく変化する事が分かった。図 6.31 に、補給輸送に着目した場合の主要なパラメータとその時に有効な有人惑星間輸送方法を示す。推進システムの性能、帰還推進剤調達、有人輸送機の補給・保守物資比率が Stop-Over 輸送、Cycler 輸送の選択に重要な影響を与えている。

Isp の向上が Stop-Over 輸送に有利に働く事は図 6.2 および表 5.11、表 5.13 より分かる。Stop-Over 輸送の方が元々の推進剤量が高いことから、Isp 向上による推進剤削減効果がより大きく働く。機材質量自体は Cycler 輸送時の方が大きいことから、ある程度以上の Isp では

Stop-Over 輸送の方がシステム質量を抑制する事が出来る。同様の理由により、帰還推進剤の確保も Stop-Over 輸送の実現に有利に働く

また、Cycler 輸送は惑星間輸送機の加速が不要である事により長期的な利益を得ているが、地球、火星での乗降に要する加速量は Stop-Over 輸送よりも大きくなる。そのため、有人輸送機に対する生存物資、機材保守に要する補給物資の割合が高くなると Cycler 輸送には不利に働く。

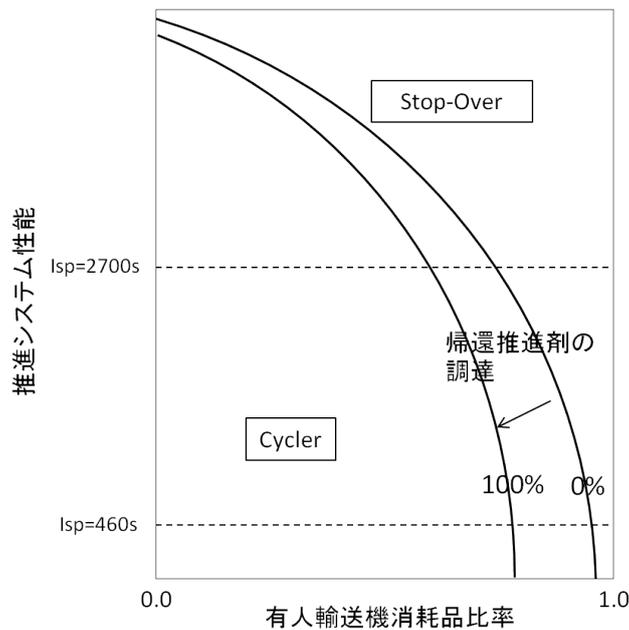


図 6.31. 有人惑星間輸送システムの選択基準

6.5.2. 物資欠乏リスク対策システムについての考察

本研究では、火星滞在において新たに課題となる物資欠乏リスクに対する対策を検討した。それらは、物資の備蓄と緊急輸送に大別される。本研究におけるこれまでの検討では、多くの場合に物資備蓄を行う事が有効であるという結果が得られたが、一方で緊急輸送が有効となる場合も存在する事が明らかとなっている。それらを考慮し、物資欠乏リスク対策に影響を与えるパラメータとその際に地球低軌道質量抑制の観点から有効となる物資欠乏対策の関係を図 6.32 に示した。生存物資再生率、推進システム性能、物資再生システムの質量が物資欠乏リスク対策に影響を与えている事が示されている。

5.5.3 の議論より、化学推進($I_{sp}=460s$)を用いた条件では生存物資再生率に関わらず救援輸送は有効ではない一方で、原子力推進($I_{sp}=2700s$)を用いるケースでは救援輸送が僅かながら有効である事が示された。また、図 6.28、図 6.29 から、 I_{sp} が向上したケースでは緊急輸送が有効となっている事が分かる。これは、救援輸送に必要な高い ΔV による推進剤質量の増大の影響が I_{sp} の向上により緩和された事によると考えられる。緊急輸送の利点は、救援

に伴い推進システムの質量が増加するが、短期間での救援を前提とする事で火星基地の備蓄資材を削減できる事である。Isp の向上は救援輸送実施時の推進システムの負担を軽減する事で救援輸送に有利に働く。

一方、生存物資再生率の向上は通常運用時の消耗物資を削減する事から、備蓄物資の必要量を増大させる。また、救援による物資循環システム修理の効果を高める。これらから、生存物資再生率の向上は救援輸送の実施に有利に働くと考えられる。特に、本研究においては明示的に扱っていないが、完全非再生の生命維持システムを用いる際には通常運用段階で完全備蓄型の運用がなされることから、救援輸送を行う余地はない。また、物資循環システムの質量が増大すると救援輸送質量の増大を招くことから、救援輸送に不利に働くと考えられる。

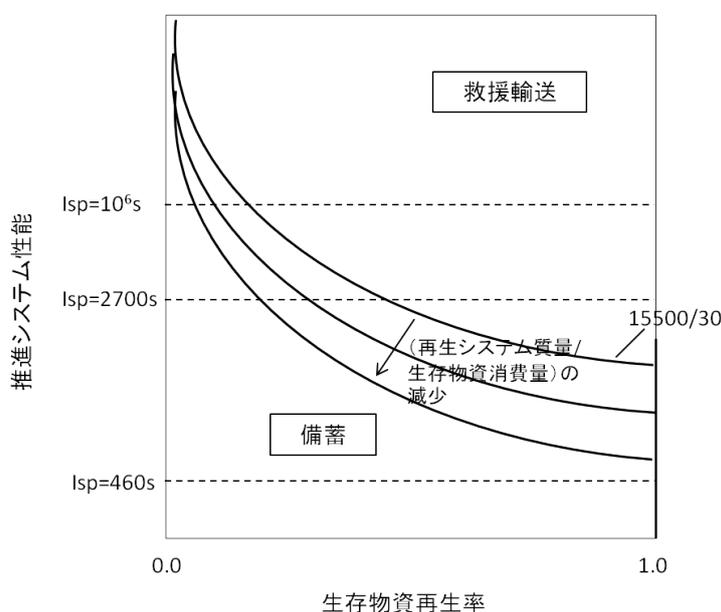


図 6.32. 物資欠乏リスク対策の選択基準

6.6. 地球低軌道輸送からみた持続的火星滞在の実現性

これまでの節においては、地球低軌道質量の多寡を基準として持続的火星滞在システムの比較評価を行ってきた。本節では、そうした地球低軌道質量が地球上ー地球低軌道輸送システムに与える影響を検討し、持続的火星滞在ミッションの実現性について考察する。

まず、低軌道輸送量自体の規模であるが、現行の年間打上量は 2.2.1 で示したように商業市場が 100t 程度である。また、ISS にはクルーの輸送を除き年間 20t 程度の物資が補給されている。なお、ISS 本体が約 350t である。それに対し、火星基地設置時に必要となる質量は標準条件では 1300-1400t に達する。酸素の現地採取や Isp=850s の推進システムを前提としても 700t 前後が必要である。そのため、現行の打上システムを使用した場合、非常な長期

間にわたる準備期間を経て、軌道上に資材を蓄積する事にならざるを得ない。

さらに、運用を開始した後には定期的な補給が必要である。将来的には基地の完全な自立が望まれるが、工業製品が自弁可能となるためには工業が成立する必要がある初期には地球からの支援が欠かせない。殖民をしない限りクルーの交代のための輸送は不可欠である。補給に要する低軌道輸送量は標準条件で Cyclers 輸送を行っても年間 370t 前後、酸素の調達および $I_{sp}=850s$ の高エネルギー推進を使用した場合でも 100-200t が必要であり、こちらは年間輸送量であるため長期間の準備によって対応することは困難である。すなわち、輸送量の点から考慮すると地球からの打上システムの拡充は必須である。例えば、Apollo 計画で用いた Saturn V は、LEO に約 130t の輸送が可能である。また、近年の NASA の Constellation 計画で開発が進められていた Ares V は LEO に約 190t を輸送する予定であった。そうした重量物打上用のロケットを開発し年に数回の打ち上げを行うか、現行のロケットを用いてさらに数 10 回の打上を行う等の対処が求められる。

次に、打上に要するコストについて検討する。現在の低軌道打上コストはおよそ 10M\$/t のオーダーで推移しており、アリアン V 等で下落の傾向にはあるものの劇的な価格低下は望みにくい状況にある。10M\$/t の打上コストで試算した場合、標準条件では基地の設置には約 13-14B\$ が必要である。また、基地の維持には年間およそ 4B\$ が必要である。なお、これは打ち上げ費用のみであるため、機器の開発・製造には別途費用を要する。ここで、火星における資源採取、高エネルギー推進の開発に伴う地球低軌道質量の低下を打上コスト削減効果として計算すると、基地設置時で 7-8B\$、維持費用で年間 2-3B\$ 程度の費用削減が可能である。特に維持費用削減の効果は大きく、両技術の開発が強く求められる理由となるであろう。

つまり、費用および質量の両面から、資源採取および高エネルギー推進システムの開発は必要とされている。しかし、それだけでは火星持続的滞在は不可能で、地球上からの打上能力を引き上げる事も同時に求められると考えられる。

6.7. 考察のまとめ

本章では、前章までに構築した火星滞在システムを基に様々な技術開発、運用方法の定量的な評価を行い、持続的火星滞在システムの特長についての検討を進めた。以下に、本考察で扱った内容を示す。

- ・原子力推進による高性能推進システムの導入
- ・生存物資の再生率の向上
- ・火星での酸素・水の採取
- ・物資欠乏リスク対策に要する質量ペナルティの考察
- ・火星における資源採取システムに要する質量の検討
- ・火星農業の実現性

- ・核融合を始めとしたさらに高性能の推進システム導入
- ・地球低軌道輸送システムから見た火星滞在の実現性についての考察

高 Isp を実現する原子力推進，火星での酸素・水採取システムの開発はいずれも火星滞在の負担を劇的に軽減すると考えられている．それらの効果を定量化した結果，地球低軌道質量を削減する上で特に有効であるのは以下の4点である事が明らかとなった．

- ・生命維持システム内部における水の再生率向上
- ・火星における酸素の調達
- ・火星における水の調達
- ・推進システムの Isp の向上

図 6.33 に，これらを導入した場合の，表 5.7 に示す標準条件に対する各技術導入時の地球低軌道質量の割合を示す．惑星間輸送法，基地設置時と安定運用時ではばらつきはあるが，特に安定運用時にこれらの導入によって地球低軌道質量が顕著に減少している事が分かる．最終的には，水の調達あるいは Isp=2700s 程度の推進システムの導入と Cyclер 輸送を組み合わせることで，初期輸送を 700t，補給輸送を 100t/year 以下に削減できると考えられる．

また，資源採取の実施は Stop-Over 輸送と比較した Cyclер 輸送時の補給輸送量を大きく削減すると共に，初期輸送量については逆に増大させる影響がある事が判明した．そのため，資源採取実施時は，初期輸送量を許容できるかどうかによって Stop-Over 輸送と Cyclер 輸送を選択する事が求められる．

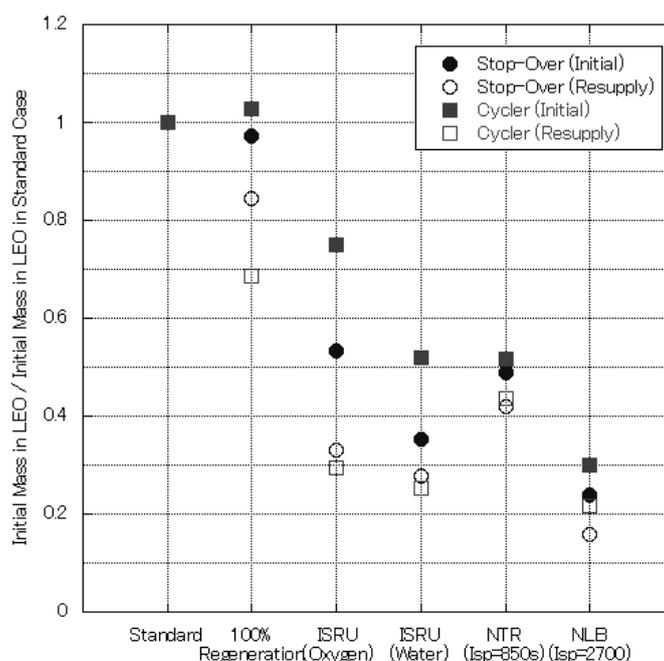


図 6.33. 標準ケースに対する地球低軌道質量の減少率

一方、原子力推進を部分的に実用化するケースを想定した検討では、地球低軌道質量低下に着目すれば、**Stop-Over** 輸送、**Cycler** 輸送の双方において、有人輸送機、貨物輸送機の順で質量削減効果が高い事を示した。原子力推進システムおよび資源採取を導入する場合に特筆すべき点としては、両者を導入する事で必ずしも相乗効果が得られるとは限らない事である。本研究では、資源現地採取の重要な利点である帰還推進剤の確保が、原子力推進の導入による推進剤の変更の影響により行えなくなる事で、システム全体としての地球低軌道質量削減効果が大きく損なわれる場合も存在する事が分かった。図 6.34 に **NTR(Isp=850s)**を導入する場合の地球低軌道質量の減少率を示す。資源採取と併用する場合、原子力推進導入を単独で行う場合に比べて質量減少率が低くなり、場合によってはほとんど併用の効果がないケースもある事が分かる。

資源採取と部分的な原子力推進の導入を行う場合、酸素採取を行う前提を置き、**Cycler** 輸送を行う際に有人輸送機と貨物機の両方に **Isp=850s** の原子力推進を導入する事で地球低軌道質量を貨物機のみを導入した場合の **860t** から **670t** 程度まで削減できる。一方で、**Stop-Over** 輸送においては貨物輸送機のみで原子力推進を導入した場合と有人輸送機も原子力推進化した場合で地球低軌道質量がほぼ変わらない点は興味深い。この場合、地球低軌道質量は **650t** 程度になる。しかし、さらに比推力の高い原子力推進(**Isp=2700s**)を導入する場合、**Isp** 向上の効果は大きく、全系を原子力推進化の方が高い効果を持つ。また、その際には資源採集の有無はシステム質量にほぼ影響せず、**Isp** 向上の効果が卓越する。

また、火星で水を採取する場合には原子力推進の推進剤である水素を調達できるため両者の相乗効果が期待でき、**Stop-Over** 輸送時に特に高い効果が得られる事が示された。また、原子力推進の中でも **Isp** が比較的低い **NTR** 使用時に効果が高い。しかし、水に含まれる酸素のみを使用するため、必要な水生産量は大きく増加し、**Chemical** 使用時の数倍の生産力が必要となる事が明らかとなった。

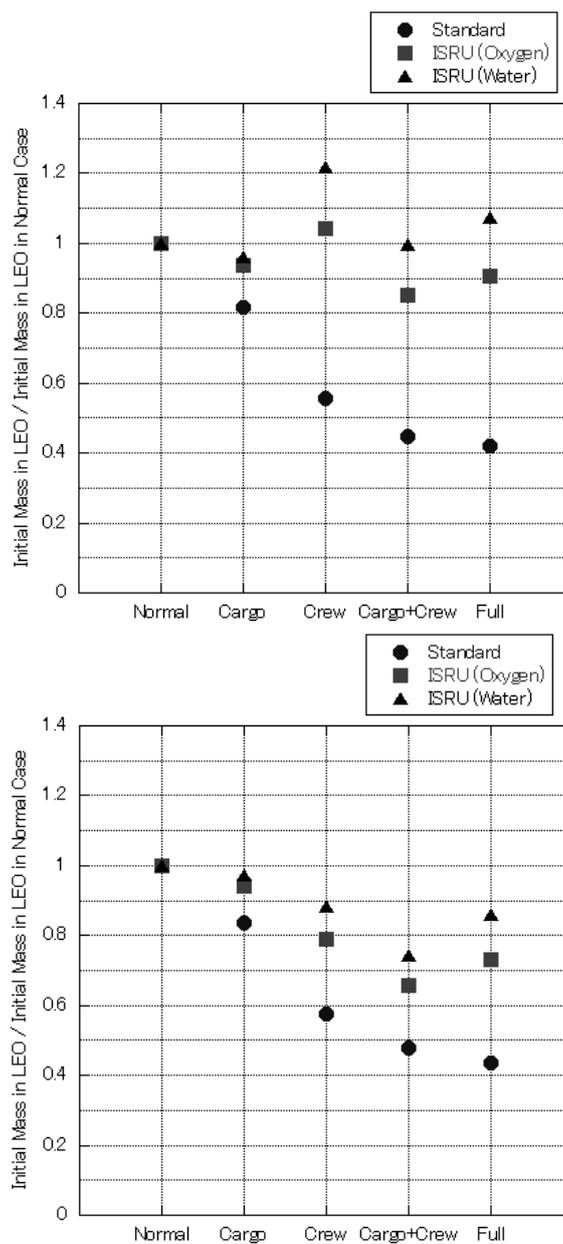


図 6.34. 高性能推進と資源採取を併用する場合の補給輸送量の削減率
(上)Stop-Over 輸送(下)Cyclers 輸送

このように資源採取，高エネルギー推進を統合的に検討した例はなく，両者の併用による相乗効果を期待するためには推進システムの性能によっては部分的な原子力推進導入にとどめる方が地球低軌道質量削減には有効である事が本研究により明らかとなった．本研究における原子力推進の導入および資源現地採取の併用についての検討において明らかとなったのは，以下の各点である．

- Isp=850s 程度では，資源採取との併用による地球低軌道質量削減効果

は小さい

- **Cycler** 輸送においては、火星 **Lander** を除く惑星間輸送システムに原子力推進を導入することで資源採取と **Isp** 向上による更なる質量低減効果を得られる
- **Stop-Over** 輸送においては貨物機のみを高エネルギー推進化し、資源採取と併用する方が質量を削減できる
- **Isp=2700s** 程度まで向上した場合には全系を原子力推進化することによる推進剤の必要量の低下により地球低軌道質量削減効果が高く、帰還推進剤の調達により地球低軌道質量の削減が可能となる資源採集の効果はほぼ生かされない

物資欠乏リスク対策に要する質量ペナルティについての議論として、消耗物資の備蓄に要する質量増加を計算した結果、**Cycler** 輸送においては標準条件で初期質量を 20%以上増加させる効果がある事が分かった。これは、地球低軌道質量にして 240t 程である。一方、補給輸送量増加の効果は見られず、長期的運用においては大きな問題とはならないと考えられる。

ただし、**Stop-Over** 輸送を行う場合、初期輸送、補給輸送とも大きな質量増加を招き、地球低軌道質量を標準条件でおよそ 40%増加させる。これは、惑星間輸送機の質量増加の影響が大きく、惑星間輸送機のリスク対策を放棄すれば、質量増加は 10%程度に抑えられる。この事は逆に、物資欠乏リスク対策を放棄すれば **Stop-Over** 輸送の方が地球低軌道質量を低減できる事を意味しており、今後のリスク対策にとって重要な示唆を与える。これらの明らかとなった事を以下にまとめる。

- 物資欠乏リスク対策は **Cycler** 輸送時の初期輸送量を増大させる
- 物資欠乏リスク対策は **Stop-Over** 輸送時には初期輸送量、補給輸送量の双方を大きく増大させる
- 物資欠乏リスク対策を放棄すれば、**Stop-Over** 輸送の方が地球低軌道質量を低減できる場合がある

火星における水の採取には不確定な要素が非常に多く含まれているため、その可否を判断することは現時点では難しいが、本研究では水採取システムに許容される質量を算出する事でその指針を提供する事を目指した。水採取システムの質量の要求は、要求される産出量、採取システムの寿命によって規定され、標準条件における **Cycler** 輸送時には約 1600t、**Stop-Over** 輸送時には約 2600t が上限となる。そのため、水採取システムの導入が質量の観点からは有効となる可能性が高いと考えられる。ただし、帰還推進剤の確保の大部分は酸素採取システムによって代替できることから、その採否には酸素採取システムの質量も大

大きく影響する。

さらに将来に向けた検討として、火星農業の実現性についても検討した。火星農業は高度に自立的な生命維持、食料調達システムであるが、その設置に必要な質量は現在主流の物理化学的手法を用いた生命維持システムに比べ非常に大きく、補給量が少ない事による優位を生かすためには長期間の運用が前提となる。本研究においては、両者の質量計算を行った結果、火星農業が本研究で用いた化学的物資再生システムを質量の点で下回るのは、運用期間が 350 年程度を過ぎた場合であると明らかになった。これは、ほぼ火星殖民を行う事を意味する。

将来的には、核融合推進の実現等によってさらに Isp を高めた推進システムを導入する事が可能となる可能性がある。そうした、超高 Isp 推進を使用した場合、地球低軌道質量に定める推進システム質量の比率が著しく低下することから、Isp=10000s 程度で輸送量削減効果はほぼ頭打ちとなり、初期輸送 280t、補給輸送 60t 程度となると考えられる。それ以上の Isp 向上は、輸送期間の短縮による若干の地球低軌道質量低下につながる。

本研究では 6 人の滞在を想定したが、将来的には基地を拡張し、より大規模な滞在进行の可能性もある。そうした状況を想定し、基地の大規模化を行う際の本モデルの適用について考察した。基地の大規模化に伴いリスク発生率は上昇するものの、それが滞在システム全体に危険を及ぼす確率は低下する。そのため、リスク対策物資の抑制が期待できることから、大規模化を行った場合には本モデルで想定される地球低軌道質量を下回ると考えられる。

これらの検討から、持続的な有人火星滞在システムの特性を考察し、システムを構成する要素の各パラメータと惑星間輸送法、緊急輸送法の優劣の関係を明らかとした。惑星間輸送法の決定には、推進システムの性能、有人輸送機に占める補給必要品の比率、火星資源による帰還推進剤の調達の影響が大きく、現在の条件では Cycler 輸送に優位があるが、技術の進歩によって Stop-Over 輸送が有効となる傾向にある。一方、緊急輸送については、推進システム性能、生存物資再生率の影響を強く受け、資源循環設備質量の影響も受ける。現在は備蓄によるリスク対策が最も地球低軌道質量を削減できるが、推進システムの進歩によって緊急輸送が有効となる傾向が明らかとなった。

最後に、持続的な有人火星滞在システムの地球低軌道質量を現在の地球における年間打上質量と比較し、その実現性について検討した。その結果、Isp=2700s 程度の原子力推進の導入、火星での水の採取などを駆使しても年間 100t 程度の打上が必要であり、現在の宇宙輸送システムには質量の点から大きな負担となる事が分かった。また、火星における資源採取、高エネルギー推進の開発に伴う地球低軌道質量の低下による打上コスト削減効果は大きく、初期輸送時に 7-8B\$, 運用時には年間で 2-3B\$ 程度のコスト削減が期待される。そのため、持続的な有人火星滞在の実現には、火星における資源採取、高エネルギー推進の開発と、地球-地球低軌道間の輸送システムの大幅な拡充が求められる。

また、本研究では地球低軌道質量およびそこから推定される打上コストに着目して検討

を行ってきた。しかし、実際にシステム開発を行う上では、機材の開発・製造に要する時間及び費用、運用に要する費用など、多くの観点からの評価が必要である。一般に、新規技術の開発には多額の費用を要し、運用初期には実績も少ないことから信頼性も低い。そうした点からは、既存技術を多用する方が安定した運用が可能であると考えられる。新規技術開発による輸送コスト低減効果については6.6において考察し、それにより新規技術開発に費やす事が出来る費用を概算したが、将来的にはさらに詳細な検討が必要となるだろう。

さらに、本研究では一部のコンポーネントについてはこれまでの開発運用実績の不足等によって十分なモデルを構築できなかった。そのため、これらの各点については将来的に更なる研究を行う事による正確な持続的有人火星滞在システムの構築が期待される。また、本研究では直接の対象としなかったものの持続的有人火星滞在システムの実現に影響すると考えられる要素についても今後の検討が待たれる。それらの点について、以下に記した。

- ・火星滞在において有効と考えられるシステムを構成するコンポーネントの多くは現時点で安定した実績を持っていないばかりか開発も終了しておらず、その仕様に不明確な点が多い。それは、高エネルギー推進、資源採取システム等の技術に限らず、生存物資再生システムの一部や基地構造体等も含む広い範囲に及ぶ。本研究ではそれらの多くを概算で設定したが、より詳細な検討のためにはそれらのモデルを精緻化する必要がある。さらに、本研究で構築した持続的有人火星滞在システムでは軌道上作業、機器メンテナンス等が必須となるが、そうした技術も現在は未獲得であり、不確定要素が多い。それらのオペレーションコストや信頼性も持続的有人火星滞在システム構成に大きな影響を与える事から、今後のさらなる検討が望まれる。それらを踏まえ、打上質量、各種コスト、要求生存率、開発リスク等を包括的に考慮する事で、持続的有人火星滞在システムよりも総合的な検討を行う事が最終的には求められる。
- ・有人宇宙活動において保守管理や設備の更新を通じてシステムの信頼性およびクルーの生存性を長期的に維持する方法は、十分に研究されているとは言えない。本研究では遠隔地において長期的に拠点を維持する事を検討したが、信頼性、生存性管理の面ではそうした点で十分に踏み込む事が出来なかった。将来的には、予備物資の蓄積以外にも冗長系の拡充、交換部品貯蔵量の拡充等を含めた対処が検討されて然るべきである。さらに、前提となるハザードについても、故障モード解析等を通じたハザードの定量化が必要である。最終的にはそれらを用いてクルー生存率および必要物資増加量を評価した上での総合的ハザード対策戦略を構築する事が求められる。

こうした点は、持続的な有人火星滞在を実現し、人類が更なる宇宙進出を図る上で不可欠の要素であるが、現時点では基礎的な情報の不足から十分な検討が困難な状態である。しかし、本研究で構築したモデルはそれら技術の開発効果を検証し、その必要性を評価する意図に基づくため、技術開発の進展なくしては得られない性能、信頼性等の詳細な情報がモデル構築に必要となるのでは本末転倒である。そのため、今後は、技術開発の進展によるモデルの精緻化と、より詳細なモデルの作成による開発目標の設定を両輪として徐々にモデルの精度を向上させながら研究、開発を進めていくことが求められる。

7. 結論

人類の更なる宇宙進出実現のための持続的な火星探査について考察した。初めに、持続的な火星滞在の意義および必要性を述べ、地球低軌道、月などと比較して地球 - 火星間輸送には多くの困難が伴い、それを主たる原因として多くの課題が生ずる事を示した。それらの課題として代表的なものは、高頻度輸送の困難、火星基地の長期間の孤立、ハザード発生時の物資欠乏リスクの存在などである。こうした課題に対処しながら持続的な有人火星滞在を実現するため、本研究ではクルーの生存率向上および地球からの輸送負担の軽減を実現する持続的な有人火星滞在システムモデルの構築に取り組み、持続的な運用を前提とした火星基地システムモデルおよび惑星間輸送システムモデルと、それらを有機的に統合した持続的な有人火星滞在システムモデルを構築した。

持続的な有人火星滞在システムモデルを用いた検討の結果、現在実現可能な技術を用いて Cyclor 輸送機の使用による有人惑星間輸送システムの構築および緊急時に備えた火星への予備物資の事前貯蔵により、地球低軌道質量を基地設置時において 1300t、基地の定常運用時において 370t 程度となる事を示した。

また、これまでの有人ミッションにおいて有効とされてきた地球への緊急帰還が、持続的な有人火星滞在ミッションにおける地球低軌道質量の削減という観点からは物資の事前貯蔵に劣ることも明らかとした。さらに、原子力推進の導入による推進システムの向上、火星における酸素、水採取システム等の新規の技術開発による地球低軌道質量の削減効果について検討し、水の調達あるいは Nuclear Light Bulb 推進相当の推進システムの導入と Cyclor 輸送を組み合わせるによって、初期輸送を 700t、補給輸送を 100t/year 以下に削減できる事を示した。

こうした結果から、現行の化学推進を用いた惑星間輸送および必要物資の完全な地球依存に基づく条件では毎年 ISS 相当質量の地球低軌道質量が必要であるが、原子力を用いた高エネルギー推進もしくは火星における資源の調達により地球低軌道質量の大幅な削減が可能である事を定量的に示し、結果として地球低軌道質量は現行ケースの 3 割程度となる事を明らかにした。

また、原子力推進の導入は推進剤を水素へと変更するため帰還用推進剤の現地調達が困難となることから、火星での資源調達と原子力推進の併用が必ずしも相乗効果を及ぼさない事を定量的に示した。さらに、有人輸送機、貨物機等の複数機の推進システムを個別に原子力推進化する場合の地球低軌道質量の削減効果や資源調達との相乗効果についても検討を行い、資源調達と併用する場合には惑星間輸送法によって各輸送機に対する高エネルギー推進の導入効果が異なる事を示した。これは、資源調達法、惑星間輸送法、高エネルギー推進導入個所が互いの有効性に強い影響を及ぼす事を意味し、今後の技術開発に重要な示唆を与える。さらに火星における水採取の重要性を改めて指摘したが、それに加えて水採取システムの質量及び水産出量の検討を行い、水採取システムに要求される質量、寿命、採取能力の関係を明らかにした。

さらに本研究では、火星農業、さらなる高性能推進の実用化といった、これまで研究例の少なかったさらなる将来の技術についても検討し、定量化を行った。その結果、火星農業に依存した持続的滞在は、殖民を前提とした長期間の運用が前提となる事が明らかとなった、また、高エネルギー推進による地球低軌道質量の削減は比推力 10000s 程度で下限に達し、それ以降は火星での資材質量の影響が支配的となる事を示した。また、高性能推進システム導入時には、現状の条件ではあまり有効ではない緊急時の救援が有効に働く事も明らかにした。また、これらの結果を用いて、推進システム性能、物資再生率、火星資源調達量などの技術の発展の程度から決まるパラメータと、採用すべき惑星間輸送法、緊急輸送法の関係を明らかとし、持続的有人火星滞在を構成する各システムの総合的な理解を試みた。

しかし、現時点では持続的有人火星滞在用する必要があると考えられる技術の多くが研究・開発の途上にあり、それらの詳細な質量、機能、寿命等の仕様を特定したモデル化は行えなかった。そのため、本研究ではそれらのコンポーネントの詳細には踏み込まず、質量を始めとした概算に留めた。今後は、技術開発の進展によるモデルの精緻化と、より詳細なモデルの作成による開発目標の設定を両輪として研究、開発を進めていくことが期待される。また、それにより将来的には信頼度、生存率の詳細な見積りに基づく総合的なハザード対策戦略の構築が求められる。

本研究では、人類のさらなる宇宙進出に向けたマイルストーンとして、これまでのような近距離輸送による地球との緊密な物質的連絡を前提としない、輸送に長期間を要する地球外天体において持続的に有人基地を維持するための持続的有人火星滞在システムのモデルを構築した。これにより、以前から指摘されていた原子力推進などの高エネルギー推進や火星における資源の調達等の新規の技術開発による効果や滞在期間等の運用条件の影響について定量的に検討する事が可能となり、それらの必要性、重要性を明らかにした。また、これらの結果を用い、持続的有人火星滞在システムの特性を包括的に考察した。これを持って本研究の結びとする。

参考文献

- [1] <http://www.jaxa.jp/>
- [2] <http://www.nasa.gov/>
- [3] Kriss Kennedy, Larry Toups and David Smitherman, "Lunar Habitation Strategies", AIAA 2007-6275
- [4] Nikolay N. Sevastiyarov and Nikolay A. Brukhanov, "Space Stations evolution and New Programs", IAC-06-B4.4.04
- [5] NASA, "NASA's Exploration Systems Architecture Study Final Report", NASA/TM-2005-214062
- [6] Kenneth J. Bocam, Charlotte M. Brown, Douglas K. Nelson and John A. Hildebrand, "A Space Exploration Architecture for Human Lunar Missions and Beyond", AIAA 2005-2529
- [7] 月面基地と月資源開発研究会, "第 2(月資源工場システム)分科会報告書", 未来工学研究所, 1990
- [8] Lloyd R. Purves, "Use of a Lunar Outpost for Developing Space Settlement Technologies", AIAA 2008-7680
- [9] Olivier de Weck and David Simchi-Levi, "Haughton-Mars Project Expedition 2005 Final Report", NASA/TP-2006-214196
- [10] http://www.nasa.gov/exploration/analogs/hdu_project.html
- [11] Bret G. Drake, "Human Exploration of Mars Design Reference Architecture 5.0", JSC/NASA, Dec, 2008
- [12] 国立天文台, "理科年表", 丸善, 2010
- [13] Robyn L. Carrasquillo, "ISS ECLSS Technology Evolution for Exploration", AIAA-2005-0337
- [14] Kenny Mitchell, "PAST, PRESENT AND FUTURE ADVANCED ECLS SYSTEMS FOR HUMAN EXPLORATION OF SPACE", NASA/CP—2004-213205
- [15] P.O. Wieland, "Living Together in Space: The Design and Operation of the Life Support Systems on the International Space Station", NASA/TM-98-206956/VOL1
- [16] 中根昌克, 篠崎伊久磨, 石川芳男, 宮嶋宏行, "物質循環型生命維持システムの制御方法の検討", 第 53 回宇宙科学連合後援会講演集, JSASS-2009-4342
- [17] 宮嶋宏行, "月面拠点のための生命維持システム技術インテグレーションの検討", 第 53 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2009-4341
- [18] Anthony J. Hanford, "Advanced Life Support Baseline Values and Assumptions Document", NASA/CR-2004-208941
- [19] Ernst Messerschmid and Reinhold Bertrand, "Space Stations Systems and Utilization", Springer, 1999
- [20] 総合安全工学研究所, "新工事の安全", 総合安全工学研究所, 1995

- [21] <http://www.showa-tansan.co.jp>
- [22] 関口千春 他, "宇宙医学・生理学", 社会保険出版社, 1998
- [23] 関口千春, "ロシア長期閉鎖実験の参加目的と実験概要", 宇宙航空環境医学, vol.39, no.2, 2002, p.33-36
- [24] 藤高和信, 福田俊, 保田浩志, "宇宙から人を眺めて", 研成社, 2004
- [25] Yasunari Hashimoto, Koji Tanaka, Kyoichiro Toki, Tadashi Ishii, Takashi Fujita and Masayuki Sato, "Studies of Water-Energy-Cycle Space Propulsion System Experimental Study", AIAA 2007-5438
- [26] Wesley L. Johnson, Steven G. Sutherlin and Stephen P. Tucker, "Cryogenic Propellant Insulation System Design Tools for Mass Optimization of Space Vehicles", AIAA 2008-7765
- [27] J. Baik, "Zero-Boil-Off Liquid Hydrogen Storage Tanks", NASA/CR—2009-215441
- [28] Kristin Tomes, .David Long, and Layne Carter and Michael Flynn, "Assessment of the vapor Phase Catalytic Ammonia. Removal (VPCAR) Technology at the MSFC ECLS Test. Facility", NASA 2007-01-3036
- [29] Wiley J. Larson, Linda K. Pranke, "Human Spaceflight", McGraw Hill, 1999
- [30] 甲斐芳郎, "月面基地の建築構造と材料・工法", コンクリート工学, vol.31, no.11, 1993, pp.83-89
- [31] 斎藤俊夫, "月面地下基地の構築方法", センサ技術, vol.13, no.8, 1993, pp.81-84
- [32] 青木伊知郎, 立原悟, 伊藤定, 笹山広幸, "系統概要(5)環境制御系", 日本航空宇宙学会誌 vol. 511, no. 582, 2002, pp.153-162
- [33] Carole A. McLemore, John C. Fikes, Kevin S. McCarley, Charles A. Darby, Peter A. Curreri, James P. Kennedy, James E. Good and Scott D. Gilley, "Sustainable Human Presence on the Moon Using In Situ Resources", AIAA2008-7855
- [34] Gerald B. Sanders and Michael Duke, "In-Situ Resource Utilization (ISRU) Capability Roadmap Final Report", NASA
- [35] Ryan Odegard, Jim Keller and Geoffrey A. Landis, "Oxygen generation and storage for a Mars sample return mission utilizing in-situ resources", AIAA 2007-6066
- [36] Robert Zubrin, Tony Muscatello and Brian Birnbaum, "Progress in Mars ISRU Technology", AIAA-2002-0461
- [37] G. B. Sanders, "ISRU: An Overview of NASA's Current Development Activities and Long-Term Goals", AIAA 2000-1062
- [38] Gerald B. Sanders, William E. Larson, Kurt R. Sacksteder and Carole A. McLemore, "NASA In-Situ Resource Utilization (ISRU) Project - Development & Implementation", AIAA 2008-7853
- [39] Douglas A. Comstock and Andy Petro, "NASA's Centennial Challenges contributions to ISRU", AIAA 2009-1205
- [40] 長谷川義幸, 吉原徹, 朝田洋雄, "国際宇宙ステーション開発プロジェクトにおけるリスクマネージメント -有人安全設計手法と安全管理-", PM シンポジウム 2006

- [41] Leland D. Hill, "GUIDELINES FOR THE PREPARATION OF PAYLOAD FLIGHT SAFETY DATA PACKAGES AND HAZARD REPORTS", JSC26943
- [42] 古田一雄, 長崎晋也, "安全学入門", 日科技連, 2007
- [43] 吉原徹, 深津敦, 大賀公二, "宇宙ステーション特有の設計(1)安全設計", 日本航空宇宙学会誌, vol.50, no.587, 2002, pp.300-307
- [44] <http://www.jaxa.jp/>
- [45] <http://www.arianespace.com/>
- [46] arianespace, "Ariane 5 User's Manual, Issue 5 Revision 0", 2008
- [47] ILS International Launch Services, "PROTON Launch System Mission Planner's Guide, Revision 7", 2009
- [48] <http://www.ulalaunch.com/>
- [49] United Launch Alliance, "Delta IV Payload Planners Guide", 2007
- [50] United Launch Alliance, "Atlas V Launch Services User's Guide", 2010
- [51] FAA, "2010 Commercial Space Transportation Forecasts", 2010
- [52] John T. Betts, "Optimal Interplanetary Orbit Transfers by Direct Transcription", The Journal of the Astronautical sciences, vol.42, No 3, 1994, pp.247-268
- [53] Sean Tang and Bruce A. Conway, "Optimization of Low-Thrust Interplanetary Trajectories Using Collocation and Nonlinear Programming", Journal of Guidance, Control and Dynamics vol. 18, no. 3, 1995, pp.599-604
- [54] W. G. Melbourne, C. G. Sauer Jr, "Optimum Interplanetary Rendezvous With Power-Limited Vehicles", AIAA Journal Vol.1, No.1, pp.54-60
- [55] K. Joseph Chen, Kevin W. Kloster and James M. Longuski, "A Graphical Method for Preliminary Design of Low-Thrust Gravity-Assist Trajectories", AIAA 2008-6952
- [56] Bret U. Drake, "Reference Mission Version 3.0 Addendum to the Human Exploration of Mars: The Reference Mission of the NASA Mars Exploration Study Team", NASA/SP-1998-6107
- [57] 鈴木俊之, 藤田和央, 古館美智子, "火星無着陸サンプルリターンに向けたアプリケーション熱防御システムの検討", 平成 21 年度 宇宙航行の力学シンポジウム
- [58] Damon F. Landau, James M. Longuski and Buzz Aldrin, "Continuous Mars Habitation with a Limited Number of Cycler Vehicles", AIAA 2006-6020
- [59] K. Joseph Chen, Masataka Okutsu, Damon F. Landau and James M. Longuski, "Low-Thrust Aldrin Cycler with Reduced Encounter Vehicles", AIAA 2006-6021
- [60] K. Joseph Chen, Damon F. Landau, T. Troy McConaghy, Masataka Okutsu, James M. Longuski and Buzz Aldrin, "PRELIMINARY ANALYSIS AND DESIGN OF POWERED EARTH-MARS CYCLING TRAJECTRIES", AIAA 2002-4422
- [61] G. A. Rauwolf, A. L. Friedlander, K. T. Nock, "A MARS CYCLER ARCHITECTURE UTILIZING LOW-THRUST PROPULSION", AIAA 2002-5046

- [62] Alan L. Friedlander, John C. Niehoff, Dennis V. Byrnes and James M. Longuski, "CIRCULATING TRANSPORTATION ORBITS BETWEEN EARTH AND MARS", AIAA1986-2009
- [63] Dennis V. Byrnes, James M. Longuski, Buzz Aldrin, "Cycler Orbit Between Earth and Mars", Journal of Spacecraft and Rockets, vol. 30, no. 3, 1993, pp.334-336
- [64] Damon F. Landau and James M Longuski, "Human Exploration of Mars via Earth-Mars Semicyclers", Journal of Spacecraft and Rockets, vol. 44, no.1, 2007, pp.203-210
- [65] Damon F. Landau and James M. Longuski, "Trajectories for Human Missions to Mars", Journal of Spacecraft and Rockets, vol. 43, no.5, 2006, pp.1035-1047
- [66] Chit Hong Yam and James M. Longuski, "Reduced Parameterization for Optimization of Low-Thrust Gravity-Assist Trajectories Case Studies", AIAA 2006-6744
- [67] T. Troy McConaghy, James M. Longuski and Dennis V. Byrnes, "Analysis of a Class of Earth-Mars Cycler Trajectories", Journal of Spacecraft and Rockets, vol.41, no.4, 2004, pp.622-628
- [68] C. Bruno, T.A. Lawrence, D.G. Fearn, M. Auweter-Kurtz and H. Kurtz, R.X. Lenard, "IAA Position Paper on Nuclear Power and Propulsion", IAC-06-D2.8/C3.5/C4.701
- [69] J. A. George, "Multimegawatt Nuclear Power Systems for Nuclear Electric Propulsion", AIAA 1991-3607
- [70] J. Gilland and J. George, "EARLY TRACK" NEP SYSTEM OPTIONS FOR SEI MISSIONS", AIAA 1992-3200
- [71] Mookesh Dhanasar and Frederick Ferguson, "Meeting the need of In-Space Propulsion using a Fission Fragment Reactor Concept; an Introduction", AIAA 2006-5088
- [72] Lee S. Mason, Harvey S. Bloomfield, Donald C. Hainley, "SP-100 Power System Conceptual Design for Lunar Base Applications", NASA Technical Memorandum 102090
- [73] Robert H. Frisbee and Nathan J. Hoffman, "Electric propulsion options for Mars cargo missions", AIAA 1996-3173
- [74] Robert H. Frisbee, "Advanced Space Propulsion for the 21st Century", Journal of Propulsion and Power vol.19, no.6, 2003, pp.1129-1154
- [75] T. Latham and C. R. Joyner II, "Summary of Nuclear Light Bulb Development Status", AIAA 91-3512
- [76] 木田隆, 小松敬治, 川口淳一郎, "宇宙工学シリーズ 3 人工衛星と宇宙探査機", コロナ社, 2001
- [77] James R. Wertz and Wiley J. Larson, "Space Mission Analysis and Design 3rd edition", Microcosm Press and Kluwer Academic Publishers, 1999
- [78] 日本航空宇宙学会, "航空宇宙工学便覧 第3版", 丸善, 2005
- [79] H.Y. (Jannivine) Yeh, Frank F. Jeng, Cheryl B. Brown, Chin H. Lin and Michael K. Ewert, "Advanced Life Support Sizing Analysis Tool (ALSSAT) Using Microsoft Excel", SAE paper series 2001-01-2304

- [80] M.Czapalla and T.Dirlich, "An Approach to LSS Optimization Based on Equivalent System Mass, System Stability and Mission Success", SAE paper series 2007-01-3222
- [81] Julie A. Levri, John W Fisher, Harry W Jones, Alan E. Drysdale, Michael K. Ewert, Anthony J. Hanford, John A. Hogan, Jitendri A. Joshi and David A. Vaccari, "Advanced Life Support Equivalent System Mass Guidelines Document", NASA/TM-2003-212278
- [82] Julie A. Levri, David A. Vaccari, Alan E. Drysdale, "Theory and Application of the Equivalent System Mass Metric", SAE paper series 2000-01-2395
- [83] Harry Jones and Mark Kliss, "Mars Transit Life Support", SAE paper series 2007-01-3160
- [84] Michael Lasinski, James. F. Russell, Seza Orcun, Joseph Pekny, Raj Arangarasan, Meiqi Ren, Kenny Redman and Jimmy Stine, "Application of Supply Chain Optimization and Protocol Environment Architecture to ALS Modeling and Visualization of a Mars Surface Habitat", SAE paper series 2006-01-218
- [85] Harry Jones, "Comparison of Bioregenerative and Physical Chemical Life Support System", SAE paper series 2006-01-2082
- [86] Anthony J. Hanford, "Advanced Life Support Research and Technology Development Metric – Fiscal Year 2005", NASA/CR-2006-213694
- [87] Robert M. Zubrin, David A. Baker and Owen Gwynne, " Mars Direct: A Simple, Robust, and Cost Effective Architecture for the Space Exploration initiative ", AIAA-91-0328

Appendix 遺伝的アルゴリズムを用いた最適化法

I. 一般的な遺伝的アルゴリズム

遺伝的アルゴリズム(GA)は、ダーウィンの進化論を基にした最適化手法であり、解の候補を遺伝子と捉え、優秀な遺伝子を持つ個体(解)ほど繁殖するという生物の進化を模擬した探索を行う。GAは、1970年代にJohn Hollandらによって開発されて以来、広い範囲を効率よく探索する方法として広く用いられており、様々な改良が加えられた派生的な手法を持つ。しかし、基本的には、図A.1の流れを1サイクルとし、繰り返し計算を行う中で最適解を発見することを目的としている。各個体は一つの解候補を、二進数で表された遺伝子として持つ。計算の過程では、この遺伝子に対して、交叉、突然変異、淘汰を行い、世代を交代する中で遺伝子を受け継いでゆく。各個体には、評価関数によって遺伝子に応じた評価値が割り当てられ、評価値の大小が各操作の過程に影響を与える。総じて、自然界と同様に評価値の高い個体が増加し、低い個体は減少する。これにより、計算を進めるにつれ、個体群として平均的にも高い評価値を示すようになる。終了条件は、評価値の改善が見られなくなった時や、解が収束したとき、事前に設定した世代数が経過した時など様々である。GAでは、初期値の設定、交叉、突然変異の発生など、確率的な要因が入る操作が多く存在する。こうした操作に対して様々な改良が試みられて来たが、それらは大きく分けて、交叉、突然変異、世代交代に分類される。また、個体数の設定や作成する子世代の数なども最適化性能に大きな影響を与える。

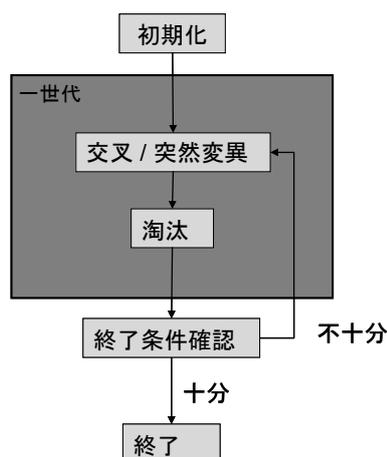


図 A.1. 遺伝的アルゴリズム流れ図

II. 遺伝的アルゴリズムの構成要素

II - i) 交叉

親の個体から子の個体を作成する際に、交叉を行う。これは、親の遺伝子を途中で切断し、入れ替えることで、子には複数の親の遺伝子をランダムに組み合わせた遺伝子を受け継がせる操作である。これにより、生物と同様に子の個体は複数の親の遺伝子を組み合わせた性質を持つ。組合せ最適化の過程では、以前の解の組合せを部分的に入れ替えた解を作成する操作である。代表的なものとしては、一か所で入れ替えを行う一点交叉法が挙げられるが、多点交叉等、様々な手法が提案されている。

II - ii) 突然変異

これは、自然界における突然変異を模擬したもので、ランダムに選ばれた遺伝子の値を反転させる操作である。交叉のみでは、初期の世代に現れていない遺伝子が新たに現れることはない。初期設定の段階で、なるべく広い探索範囲を確保できるようにランダムに配置を行うが、それだけでは計算の初期に探索空間を限定することになり、最適化性能を不十分なものとする。突然変異によって新たな遺伝子を導入することで、初期値にとらわれない広い探索範囲を確保できる。また、計算が収束するにつれ探索範囲は狭まるが、この際に局所最適解に収束してしまうと交叉のみでそれを脱することは困難である。突然変異を導入することで探索空間を不連続的に移動し、より良い解への到達が可能となる。

突然変異の発生は乱数を用いて決定されるが、この発生確率の設定は慎重を要する。大きければ広い範囲を探索できるが収束が遅れ、小さければ収束が早くなるが局所最適となる危険が高まる。

II - iii) 世代交代

世代交代モデルは、親の選択と淘汰の二つの部分からなる。

親の選択は、個体群から子世代を作成する際、どの個体を親として選択するかを決めるものである。また、親世代から子世代を作成したあと、どの個体群を次世代の親として残すかを選択する操作が、淘汰である。

これらは、解の収束性と探索範囲のバランスを決定する重要な要因となっている。評価値の高い個体を親として選び、淘汰の際にも残すのが標準的な操作である。この傾向が強いと収束性が向上するが、場合によっては十分な範囲を探索せずに局所収束に陥る。また、弱いと探索範囲が広がるが、その場合収束は遅くなり、計算時間がかさむことになる。

III. 実数型遺伝的アルゴリズムの概要

GAを改良した最適化手法に、実数型遺伝的アルゴリズム(RCGA)がある。これは、GAでは二進数化した遺伝子を用いていたのに対し、実数値をそのまま遺伝子として用いる手法である。これにより、連続的な変数を離散化する必要が無くなり、遺伝子座の縮小につな

がった。しかし、交叉等の操作において従来用いられていた手法には、RCGA で用いるのが難しいものもある。そのため、操作によっては従来とは異なる方法を用いる必要がある。本研究では、使用する変数に広い幅を持つものが多いため、RCGA の導入による精度の向上を図った。

IV. 実数型遺伝的アルゴリズムの構成要素

IV - i) 交叉

交叉は、RCGA の導入によって最も大きな変化を生じた部分である。各遺伝子座の変数が 1,0 ではなく範囲のある値を持つため、従来の、遺伝子座で入れ替える交叉では十分な探索範囲が確保できない。そのため、親の遺伝子を元にして各変数を直接いじる作業が必要である。本研究では、交叉手法としてシンプレクス交叉(SPX)を使用した。シンプレクス交叉は子供一つを作る際、 n 個の親を用いる方法である。ある変数 x について、親の持つ値を x^0, \dots, x^n とすると、この変数について重心 g が以下のように定義できる。

$$g = \frac{1}{n+1} \sum_i x^i \quad \dots(A.1)$$

次に、 $k=1,2,\dots,n$ について、

$$p^k = g + \alpha(x^k - g) \quad \dots(A.2)$$

$$c^k = \gamma_{k-1}(p^{k-1} - p^k + c^{k-1}) \quad \dots(A.3)$$

を定義すると、子の変数 x は、

$$x^c = p^n + c^n \quad \dots(A.4)$$

で与えられる。ただし、

$$p^0 = g + \alpha(x^0 - g) \quad \dots(A.5)$$

$$c^0 = o$$

…(A.6)

であり、係数には、

$$\alpha = \sqrt{n+2} \quad \dots(A.7)$$

$$\gamma_k = (u(0,1))^{\frac{1}{k+1}} \quad \dots(A.8)$$

を用いた。u(0,1)は、0~1の乱数である。

IV - ii) 突然変異

RCGA においては各遺伝子が2進数化されていないため、ビット反転という方法は使用できない。そのため、ランダムに選択された変数に対し、新しい数値を当てはめる。新しい数値は、定義域内から全くランダムに選択することもできるし、それまでの数値からの変化を指定することも可能である。本研究において用いる際には、それまでの数値からある程度の範囲内を指定し、その中でランダムに新数値を発生させる手法を用いた。

IV - iii) 世代交代

世代交代モデルは、通常のGAと同様である。

親を選択する過程には、親世代の中から全くランダムに選択する方法、個体の評価値の大小によって親として選択される確率に重みをつけた方法(ルーレット選択)、が用いられる。また、同じ個体を繰り返し親として選択できるかどうかの設定も性能を左右する。総じて、ルーレット選択を用いて親の繰り返し選択を行う場合は評価値の高い親の遺伝子に短期間で収束しやすく、ランダムに選択する場合は個体群全体として遺伝子の多様性を維持する傾向にある。また、ルーレット選択を行う場合、評価値を序数的に用いる場合と基数的に用いる場合が考えられる。基数的に用いる場合のほうが、高速で収束させる事が可能である。

淘汰の過程においては、無条件で親世代を子世代と入れ替えて次世代の親とする方法、子世代の上位の個体と親世代の下位の個体を一定数だけ入れ替える方法、両世代を混ぜてから評価値の高い順に残す方法などが考えられる。これも、方法によって収束の速さと多様性の維持のトレードオフとなる。また、淘汰の方法によってはそれまでの最適解が淘汰されてしまい、個体群全体の最適解の評価値が低下する場合がある。それを避ける場合、エリート法を導入する。これは、子世代にそれ以上の評価値を持つものがない場合、親世代で評価値の高い個体を順に一定数残すという操作である。これにより、最適解の交代を避ける事ができる。

本研究では、親世代をルーレット選択により基数的に繰り返し抽出し、淘汰においては両世代から優れた個体を残す方式を使用した。また、エリート法を用いた。

V. 実数型遺伝的アルゴリズムの適用

ARGA は、GA の高速化、高精度化を図る手法の一つである。通常の GA では図 A.1 のように、一度初期値を定めた後は個体の収束を待つ方法を用いられる。それに対し、ARGA では、図 A.2 のように、一定世代を経るごとにその時の分布状態に応じて全個体を再配置する方法をとる。これにより、収束地点周辺の効率的な探索を行う事ができ、再配置によって探索の多様性も確保できる。

再配置を行う際は、変数ごとに個体群における値の分布を調べ、その平均、標準偏差を求める。それに沿って新たな個体群では全体として正規分布となるように確率的に変数を配置する。これをすべての変数について行うことで、その時点での平均値付近を重点的に探索する事ができる。図 A.3 に再配置の例を示す。再配置を行うことにより、最適値付近を効率よく探索できている事がわかる。

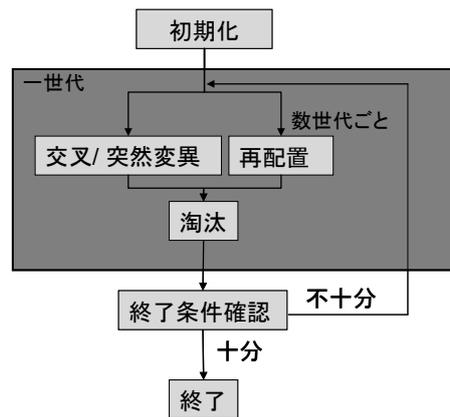


図 A.2. ARGA 流れ図

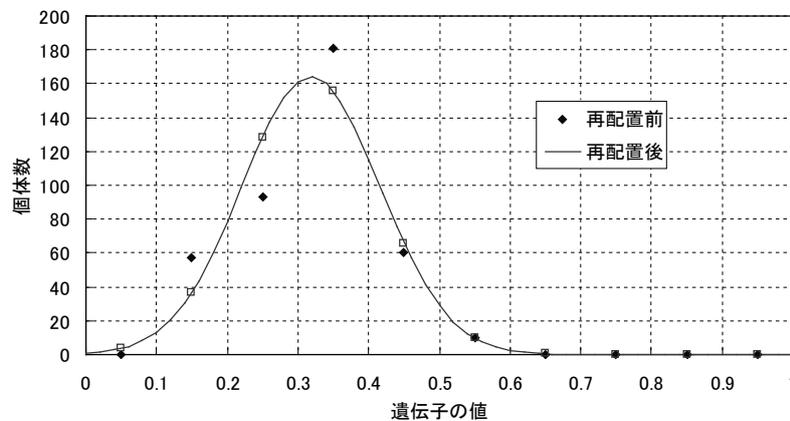


図 A.3. ARGA による遺伝子の再配置

