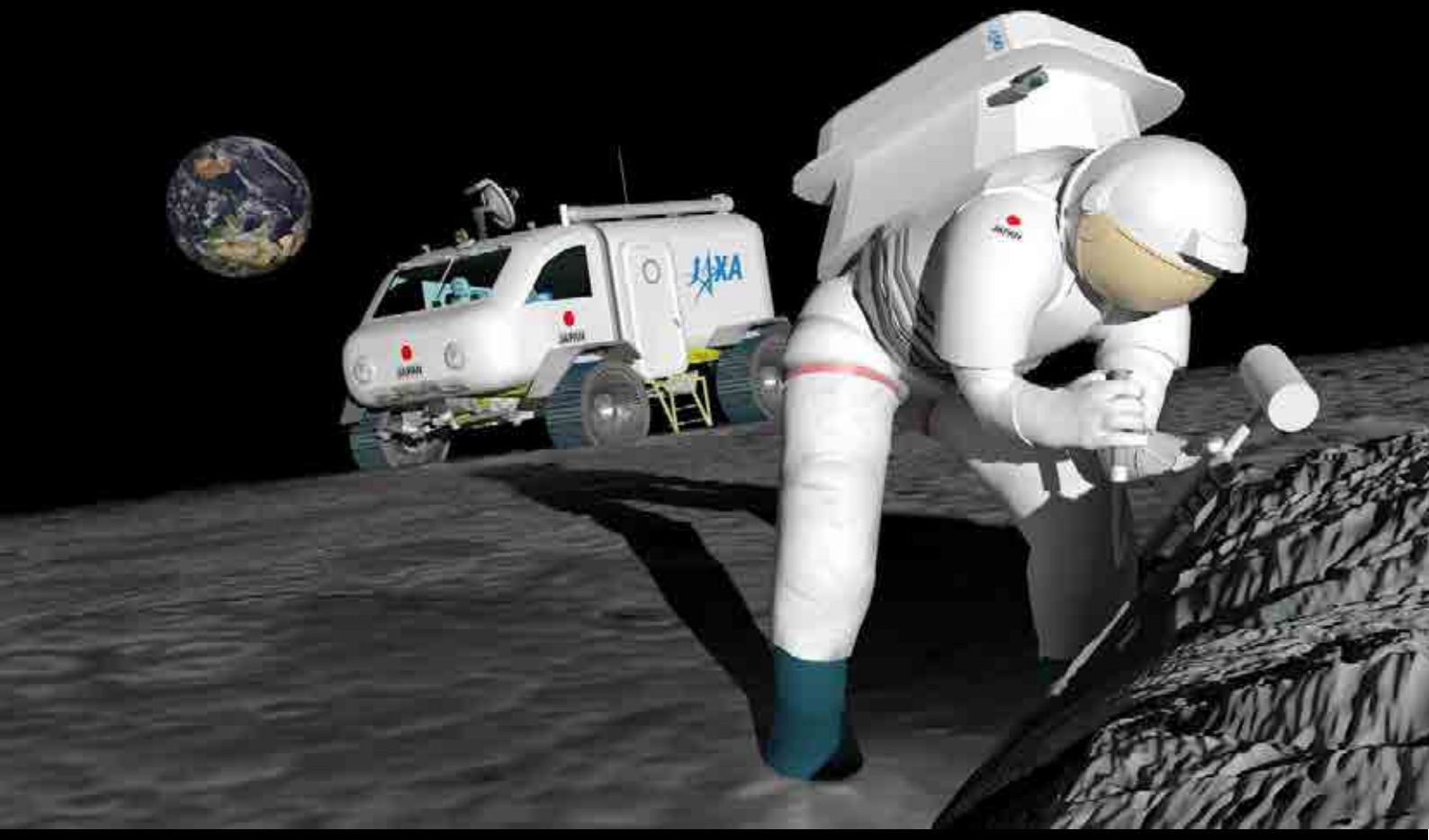
公開版
（国際宇宙探査センター）

EZA-2021001

日本の国際宇宙探査シナリオ(案)
2021



EZA-2021001

日本の国際宇宙探査シナリオ(案)
2021

令和 4 年 3 月

宇宙航空研究開発機構
国際宇宙探査センター
宇宙探査システム技術ユニット

目次

1. 経緯と概要 1
1.1. 経緯 1
1.2. 概要 2
2. 序論 6
2.1. 目的と範囲 6
2.1.1. 検討体制 6
2.1.2. 検討方針 6
3. 宇宙探査の目標設定 8
3.1. 宇宙探査の目標 8
3.2. 有人活動に関する目標 8
3.3. 科学に関する目標 10
4. 国際宇宙探査における科学ロードマップ 13
4.1. エクゼクティブ・サマリー 13
4.1.1. 経緯 13
4.1.2. 調査結果と提言 13
4.2. 月での科学 25
4.2.1. 太陽系年代の理解 25
4.2.2. 月の形成・進化の理解 30
4.2.3. 月面環境の理解 44
4.2.4. 月での宇宙物理観測・基礎物理実験 45
4.3. 月を含む科学、月開発に向けた月科学・工学 51
4.3.1. 月を含む宇宙科学 51
4.3.2. 月開発に向けた月科学・工学 54
4.4. 月探査ミッション例 58
4.4.1. 月周回および月面を利用した探査 58
4.4.2. 月面その場観測探査 61
4.4.3. サンプルリターン探査 64
4.5. 火星での科学 66
4.5.1. 惑星科学における火星探査の意義・科学目標 66
4.5.2. 戦略的火星探査プログラム提案 72
4.6. 火星探査ミッション例 74
4.6.1. 惑星科学における火星探査の意義・科学目標 74
4.6.2. 戦略的火星探査プログラムの科学推進体制 80
4.7. サンプルリターン探査に向けたキュレーション体制 82
4.7.1. サンプルリターン探査の背景 82

4.7.2. 日本のキュレーション体制 83
4.8. 参考資料 84
4.9. 4章の執筆（協力）者、査読者 85
5. 有人科学探査ミッション検討 86
5.1. 有人の役割・意義 86
5.2. 有人活動の前提 89
5.2.1. 概要 89
5.2.2. 有人安全の考え方 91
5.2.3. ミッション制約の仮定 93
5.2.4. 科学調査 94
5.3. ミッションと探査要求 102
5.4. 基本コンセプトの検討 111
5.4.1. 移動手段 111
5.4.2. 移動手段への要求 112
5.4.3. 作業ツール 116
5.5. 有人月面基地構想 117
5.5.1. 有人月面基地の目的 117
5.5.2. 基地建設における実証の要件 117
5.5.3. 基地建設の前提と制約 118
5.5.4. 全体シナリオにおける位置付け 119
5.5.5. 建設場所の想定 122
5.5.6. 建設シナリオの詳細 124
5.5.7. 技術課題への取り組み 126
6. 環境・資源データ整理 131
6.1. 月 131
6.1.1. 水 131
6.1.2. 放射線 137
6.1.3. レゴリス安全性 138
6.1.4. レゴリス土質特性 139
6.1.5. レゴリスによる汚染 140
6.1.6. 地形 142
6.1.7. 温度 142
6.1.8. 日照 143
6.1.9. プラズマ 144
6.1.10. 隕石 145
6.1.11. 重力 146
6.1.12. まとめ 147
6.2. 火星 150

6.2.1. 大気・気象 150
6.2.2. 放射線 153
6.2.3. 汚染 155
6.2.4. 隕石 157
6.2.5. 地形 159
6.2.6. 土質特性 162
6.2.7. 重力 163
6.2.8. 資源利用(ISRU)に関わるデータ 164
6.3. 新規取得が必要な月面及び月近傍の自然環境条件・資源データ分析 174
6.3.1. 地形・地質・レゴリス特性 176
6.3.2. 水氷関連データ 176
7. 全体アーキテクチャ 177
7.1. 概要 177
7.1.1. アーキテクチャ検討の考え方 177
7.1.2. アーキテクチャの主要トレードオフ項目とそのオプション 177
7.1.3. 輸送アーキテクチャ検討結果 183
7.2. 月探査におけるアーキテクチャ検討 186
7.2.1. 月近傍拠点 186
7.2.2. 月近傍拠点までの貨物輸送 190
7.2.3. 有人月離着陸機 223
7.2.4. 有人与圧ローバ 254
7.2.5. 推薬生成プラント 279
7.3. 火星探査におけるアーキテクチャ検討 308
7.3.1. 火星周回軌道への投入手法 308
7.3.2. 火星周回軌道から火星表面への着陸手法 316
7.3.3. 推進系エンジン 330
7.3.4. 有人火星着陸船の推力 331
7.3.5. 資源利用（ISRU ： In-Situ Resource Utilization） 338
7.4. 通信・測位アーキテクチャ 366
7.4.1. 通信・測位アーキテクチャ検討の基本的な考え方 366
7.4.2. 通信・測位に関する基本要求 366
7.4.3. 通信に関するアーキテクチャ検討 374
7.4.4. 測位に関するアーキテクチャ検討 402
7.4.5. 通信測位の総合アーキテクチャ検討 413
8. 主な技術目標 417
8.1. 重力天体着陸技術 417
8.2. 重力天体表面探査技術 417
8.2.1. 電力 417

8.2.2. 走行 417
8.3. 有人宇宙滞在技術 417
8.4. 深宇宙補給技術 418
8.5. 通信技術 418
8.6. 測位技術 418
9. 技術ロードマップ 419
9.1. 着陸・離陸技術 419
9.1.1. 宇宙探査での目標 420
9.1.2. 世界の技術動向（ベンチマーク） 425
9.1.3. 目標とのギャップ 430
9.1.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ 439
9.2. サンプルリターン技術 446
9.2.1. 宇宙探査での目標 448
9.2.2. 世界の技術動向（ベンチマーク） 449
9.2.3. 目標とのギャップ 452
9.2.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ 453
9.3. 探査技術（エネルギ） 455
9.3.1. 宇宙探査での目標 455
9.3.2. 世界の技術動向（ベンチマーク） 457
9.3.3. 目標とのギャップ 464
9.3.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ 464
9.4. 探査技術（表面移動技術・作業技術） 466
9.4.1. 宇宙探査での目標 466
9.4.2. 世界の技術動向（ベンチマーク） 468
9.4.3. 目標とのギャップ 471
9.4.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ 471
9.5. 探査技術（分散協調探査） 486
9.5.1. 宇宙探査での目標 486
9.5.2. 世界の動向（ベンチマーク） 486
9.5.3. 目標とのギャップ 487
9.5.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ 488
9.6. 滞在技術（ECLSS） 490
9.6.1. 宇宙探査での目標 490
9.6.2. 世界の技術動向（ベンチマーク） 495
9.6.3. 目標とのギャップ 500
9.6.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ 501
9.7. 滞在技術（健康管理） 505
9.7.1. 宇宙探査での目標 505

9.7.2. 世界の技術動向（ベンチマーク） 505
9.7.3. 目標とのギャップ 506
9.7.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ 507
9.8. ランデブ・ドッキング技術 534
9.8.1. 宇宙探査での目標 535
9.8.2. 世界の技術動向（ベンチマーク） 543
9.8.3. 目標のギャップ 546
9.8.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ 548
9.9. 通信・測位技術 552
9.9.1. 宇宙探査での目標 552
9.9.2. 世界の技術動向（ベンチマーク） 553
9.9.3. 目標とのギャップ 555
9.9.4. ギャップを埋めるための技術ロードマップ 556
9.10. 探査技術（月面推薬生成プラント） 558
9.10.1. 宇宙探査での目標 558
9.10.2. 世界の技術動向（ベンチマーク） 559
9.10.3. 各国の水資源利用実証計画 563
9.10.4. 目標とのギャップ 565
9.10.5. 技術課題に対する JAXA の取り組み状況 566
9.10.6. 技術開発ロードマップ 576
9.11. 食料生産 591
9.11.1. 宇宙探査での目標 591
9.11.2. 世界の技術動向（ベンチマーク） 594
9.11.3. 目標とのギャップ 595
9.11.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ 597
10. 全体シナリオ・ロードマップの統合 599
10.1. 599
11. 2020 年代前半までに立ち上げるべきミッション 603
11.1. 超小型月着陸機 OMOTENASHI 603
11.1.1. ミッションの背景 603
11.1.2. ミッションの目的 605
11.1.3. ミッションの概要 607
11.1.4. 探査機システム 610
11.2. EQUULEUS 612
11.2.1. ミッションの目的 612
11.2.2. ミッションの概要 614
11.3. SLIM 617
11.3.1. ミッションの目的 617

11.3.2. ミッションの概要 618
11.4. 月極域探査ミッション 626
11.4.1. 背景 626
11.4.2. ミッション目的 627
11.4.3. ミッションの概要 629
11.4.4. ミッション運用コンセプト 631
11.4.5. 着陸地点 635
11.5. Gateway 居住モジュールへの ECLSS 技術提供 637
11.5.1. Gateway の目的 637
11.5.2. I-Hab の概要 637
11.5.3. Gateway への参加意義と技術獲得シナリオ 638
11.5.4. JAXA 提供機器の技術検討 640
11.6. HTV-X による Gateway 補給 653
11.6.1. 背景・経緯 653
11.6.2. ミッションの意義・価値 653
11.6.3. ミッション要求の設定 653
11.6.4. Gateway 補給ミッションシナリオ 654
11.6.5. 運用コンセプト 658
11.6.6. HTV-XG 機体システムコンセプト 659
11.7. 中型カーゴランダ 667
11.7.1. ミッションの目的 667
11.7.2. ミッションの概要 668
11.7.3. システムコンセプト 671
11.7.4. 開発スケジュール 674
11.7.5. ミッション達成に必要な事前環境データ 676
11.8. （欠番） 679
11.9. 火星衛星探査計画（MMX: Martian Moons eXploration） 680
11.9.1. ミッションの目的 680
11.9.2. ミッションの概要 684
11.9.3. 参考文献 689
11.10. 有人与圧ローバ（Habitable Mobillity Platform: HMP） 690
11.10.1. ミッションの目的・意義 690
11.10.2. ミッションの概要 690
11.10.3. 有人与圧ローバの概要 692
11.10.4. 運用コンセプト 693
11.10.5. 事前実証及び月面環境データ取得 696
11.11. 月探査促進ミッション 702
11.11.1. ミッションの目的 702

11.11.2. ミッションの概要 704
12. 参考文献 714

付録-1　　月探査の歴史と各国計画
付録-2　　国際宇宙探査協同グループ(ISECG)の状況
付録-3　　Gateway 計画の状況
付録-4　　略語
付録-5　　執筆者一覧

図表目次

図 1.1-1　Global Exploration Roadmap (GER) Supplement 2
図 1.2-1 国際宇宙探査ミッションシナリオ（案）..... 4
図 2.1-1 システム検討のフロー..... 7
図 3.1-1 宇宙探査の目標..... 8
図 3.2-1 宇宙探査での「有人活動」の長期的な目標..... 9
図 3.3-1 太陽系の構造..... 10
図 4.1-1 人類活動圏の拡大のイメージ..... 14
図 4.2-1 地球の水の D/H 比と太陽系他天体の比較..... 26
図 4.2-2 地球の水の D/H 比と太陽系他天体の比較..... 26
図 4.2-3 地球とコンドライト隕石の酸素同位体の比較..... 27
図 4.2-4 アポロ・ルナ岩石資料の放射線年代とクレータ数密度との関係(クレータ年代関数) 30
図 4.2-5 「かぐや」搭載スペクトルプロファイラデータから得られた月の高地のマグネシウム分布..... 34
図 4.2-6 「かぐや」搭載ガンマ線分光計から得られた月の Th 分布..... 34
図 4.2-7 月の巨大斜長岩（PAN）層モデル..... 35
図 4.2-8 「かぐや」搭載スペクトルプロファイラから得られた月の橄欖石と PAN の分布..... 35
図 4.2-9 月の近くの二段階成長モデル..... 35
図 4.2-10 「かぐや」搭載地形カメラデータから得られたクレータ年代学による月の溶岩ユニットのモデル年代..... 36
図 4.2-11 「かぐや」搭載マルチバンドイメージャデータから推定された月の TiO_2 分布..... 37
図 4.2-12 月の PKT 領域の海の Ti 量の変遷..... 37
図 4.2-13 「かぐや」搭載磁力計による月の磁場マップ..... 38
図 4.2-14 「かぐや」とルナープロスペクタ搭載磁力計から得られた過去の磁極移動..... 39
図 4.2-15 アポロサンプルからの月の磁力の推定..... 39
図 4.2-16 コンプトンベルコビッチ地域..... 42
図 4.2-17 左図：INA: Irregular Mare Patch (IMP)の代表例..... 42
図 4.2-18 上段：海領域に発見されている縦孔・陥没地形..... 43
図 4.2-19 宇宙の初期からの中性水素の状態の概念図..... 48
図 4.2-20 「かぐや」による月の裏側（上段）および表側（地球の夜）の 1−14MHz 帯の地球起源

と考えられる背景雑音 49
図 4.5-1 将来火星探査計画（Mars Exploration Program report）の概要 68
図 4.5-2 火星探査プログラムにおける科学目標 69
図 4.5-3 戦略的火星探査プログラム案の概略 73
図 4.5-4 戦略的火星探査プログラムと国際探査計画との関係 73
図 4.6-1 大学機関との連携による科学推進体制の例 81
図 5.1-1 アポロの宇宙飛行士のその場判断能力が貢献した科学成果 88
図 5.3-1 SPA の地質探査における探査地点（例） 103
図 5.3-2 月面大規模干渉計の配列例 109
図 5.4-1 移動手段のイメージ 112
図 5.5-1 想定する建設場所と配置方式 122
図 5.5-2 建設場所の具体例と配置案 122
図 5.5-3 ゾーン配置案（月の南極の場合） 123
図 5.5-4 施工手順の例 127
図 5.5-5 ベース部分を共通化した多目的月面車両 128
図 5.5-6 月の模擬砂から作った焼結ブロック 129
図 5.5-7 架線を活用したシステム 130
図 6.1-1 月南極域の水氷の質量比率（推定値） 131
図 6.1-2 月極域の中性子分光（熱外中性子）観測データ 132
図 6.1-3 複数条件を満足する探査候補領域（南極） 133
図 6.1-4 複数条件を満足する探査候補領域（北極） 134
図 6.1-5 探査候補領域（南極）における通信可視性 135
図 6.1-6 探査候補領域（北極）における通信可視性 135
図 6.1-7 探査候補領域（南極）における 1 ヶ月間の日照率 136
図 6.1-8 探査候補領域（北極）における 1 ヶ月間の日照率 136
図 6.1-9 これまでの宇宙放射線計測データ 137
図 6.1-10 Apollo 計画等で取得されたレゴリス機械特性データ 140
図 6.1-11 Apollo 17 活動時の宇宙服へのレゴリス付着 141
図 6.1-12 LADEE による＞0.3μm ダストの密度分布 141
図 6.1-13 月南極域の地形データ（JAXA 作成） 142
図 6.1-14 月南極域の月面上時刻 24 時近辺の温度分布 143
図 6.1-15 月南極域の地形データを用いた 2020/4/30 00:00:00 における日照・日陰分布シミュレーション結果（JAXA 作成） 144
図 6.1-16 Apollo 計画で測定された月面の電位変化 145
図 6.1-17 石衝突による月面のクレータサイズ分布（Lunar Sourcebook より引用） 146
図 6.1-18 月周回機 GRAIL で計測された重力場分布 147
図 6.2-1 MAVEN(LPW)による高層大気中のダストの観測点数の例 152
図 6.2-2 MGS による日中、夜間の大気温度の観測例 152

図 6.2-3 核子あたりのエネルギーと LET の相関 153
図 6.2-4 これまでの宇宙放射線計測データ 154
図 6.2-5 クレータ生成率の観測事例と 2 つのモデル 158
図 6.2-6 Mars Express (HRSC)の画像取得範囲 159
図 6.2-7 MSG MOLA による火星全球の地形図の例 160
図 6.2-8 フォボス・ダイモスの HRSC/SRC 画像の取得範囲と解像度 161
図 6.2-9 VIS/NIR 反射率スペクトラム特性 162
図 6.2-10 火星の重力分布図 163
図 6.2-11 マーズオデッセイの中性子分光計データ（地下 1m 以内） 165
図 7.1-1 アーキテクチャの主要トレードオフ項目とオプション 178
図 7.1-2 国際宇宙探査全体アーキテクチャ 185
図 7.2-1 月極軌道からの地球帰還タイミング（拠点が極軌道の LLO にあった場合） 188
図 7.2-2 各軌道の概要図 190
図 7.2-3 地球から月面到達(途中軌道を含む)に必要な増速量(ΔV) 191
図 7.2-4 HTV-X 発展型の構成 193
図 7.2-5 直接遷移の軌道遷移図 195
図 7.2-6 間接遷移(月での Powered スイングバイ)の軌道遷移図 195
図 7.2-7 低エネルギー遷移(WSB)の軌道遷移図 196
図 7.2-8 電気推進によるスパイラル軌道(EOR)遷移図 196
図 7.2-9 電気推進と月重力アシストを併用した軌道(EDV-LGA)遷移図 197
図 7.2-10 電気推進の構造効率算出式 198
図 7.2-11 電気推進における構造効率と輸送質量の感度 200
図 7.2-12 電気推進における輸送期間（推力要求）と構造効率の感度 200
図 7.2-13 地球‐月固定系 XZ 平面上で見た EML2 点周り Southern-Halo 軌道群 205
図 7.2-14 X 方向最大変位と安定度指標[Grebow, 2006] 206
図 7.2-15 地球中心白道面基準慣性系で見た EML2-NRHO 直接遷移軌道の例 208
図 7.2-16 地球‐月固定系で見た EML2-NRHO 直接遷移軌道の例 209
図 7.2-17 地球‐月固定系で見た NRHO 投入点近傍の軌道図(3D) 209
図 7.2-18 地球中心白道面基準慣性系で見た EML2-NRHO 間接遷移軌道の例 211
図 7.2-19 地球‐月固定系で見た EML2-NRHO 間接遷移軌道の例 211
図 7.2-20 地球‐月固定系で見た NRHO 投入点近傍の軌道図(3D) 212
図 7.2-21 地球中心白道面基準慣性系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(往路) 213
図 7.2-22 地球‐月固定系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(往路) 214
図 7.2-23 太陽‐地球固定系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(往路) 214
図 7.2-24 地球中心白道面基準慣性系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(復路) 216
図 7.2-25 地球‐月固定系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(復路) 216

図 7.2-26 太陽‐地球固定系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(復路) 217
図 7.2-27 DSM-ΔV と飛行期間の相関(往路) 218
図 7.2-28 DSM-ΔV と飛行期間の相関(復路) 219
図 7.2-29 EML1 Halo 軌道への EOR 例 [Ozimek and Howell, 2010] 220
図 7.2-30 地球中心白道面基準慣性系で見た EML2-NRHO EDV-LGA 遷移軌道の例 ... 221
図 7.2-31 地球‐月固定系で見た EML2-NRHO EDV-LGA 軌道の例 222
図 7.2-32 有人月離着陸機検討における前提条件 225
図 7.2-33 有人月離着陸機のコンフィギュレーションのオプション 232
図 7.2-34 有人離着陸機のサイジング検討結課 243
図 7.2-35 完全再使用型有人離着陸機の構造効率に対する全備質量の感度解析結果 245
図 7.2-36 有人与圧ローバの検討の検討プロセス 255
図 7.2-37 有人与圧ローバの構成候補案 256
図 7.2-38 前提とする有人月探査の運用コンセプト 257
図 7.2-39 RPS を用いない場合の電力プロファイル 262
図 7.2-40 RPS を用いる場合の電力プロファイル 263
図 7.2-41 有人月面探査で想定する探査領域 267
図 7.2-42 経路解析の例 268
図 7.2-43 有人与圧ローバの運用シナリオ 269
図 7.2-44 月面での電力プロファイル 270
図 7.2-45 月面でのエネルギーマネジメントコンセプト 270
図 7.2-46 有人運用時の航続距離に対する電源構成の違い 272
図 7.2-47 無人運用の消費電力プロファイル 273
図 7.2-48 与圧ローバと電源トレーラの電源系系統図 274
図 7.2-49 有人探査の実施回数に対する地球低軌道出発時の質量 277
図 7.2-50 有人与圧ローバのシステム仕様案 278
図 7.2-51 月面の水資源利用シナリオ 280
図 7.2-52 推薬プラントを利用する場合の有人月探査シナリオ 282
図 7.2-53 月面広域探査の概念図 283
図 7.2-54 月面上のホッパー移動距離に対する ΔV 量の傾向 284
図 7.2-55 完全再使用型離着陸機の構造効率に対する全備・推薬質量の感度結果 287
図 7.2-56 再使用型離着陸船の概念図 288
図 7.2-57 推薬生成プラントの運用コンセプト 293
図 7.2-58 月面の水利用プロセス 294
図 7.2-59 推薬プラントの各ステップにおける処理プロセスの前提 296
図 7.2-60 推薬プラントの各ステップにおける比質量・比電力パラメータ 298
図 7.2-61 レゴリスの水含有率に対する推薬生成プラントの質量 300
図 7.2-62 レゴリスの水含有率に対する推薬生成プラントの質量比 300
図 7.2-63 月面の水利用『無し』のケース（ISECG のシナリオ） 302

図 7.2-64 月面の水利用『有り』のケース（本検討でのシナリオ） 302
図 7.2-65 有人探査を行う回数に対する地球低軌道での必要物資質量 303
図 7.2-66 掘削深さと掘削場距離の相関 305
図 7.2-67 掘削場と推薬生成設備の位置関係(想定) 306
図 7.2-68 運搬期間（必要な時間）と運搬台数の相関 307
図 7.3-1 エアロキャプチャ中の飛行プロファイル 311
図 7.3-2 エアロキャプチャ中の空力加熱条件 311
図 7.3-3 エアロキャプチャ中の探査機各面の温度プロファイル 314
図 7.3-4 動力降下手法の降下プロファイル 319
図 7.3-5 動力降下手法の降下環境 319
図 7.3-6 大気減速時の降下プロファイル 322
図 7.3-7 大気減速時の飛行条件 322
図 7.3-8 動力降下時の降下プロファイル 323
図 7.3-9 動力降下時の飛行条件 323
図 7.3-10 大気減速時の降下プロファイル 326
図 7.3-11 大気減速時の飛行条件 326
図 7.3-12 パラシュート、動力降下時の降下プロファイル 327
図 7.3-13 パラシュート、動力降下時の飛行条件 327
図 7.3-14 液体酸素、液体水素の保存時の消失量プロファイル 336
図 7.3-15 メタン、液体酸素の保存時の消失量プロファイル 336
図 7.3-16 推進剤を製造し EML2 に輸送する資源利用システムの概略 338
図 7.3-17 水氷とレゴリスとの混合物の場合 339
図 7.3-18 水氷が塊の場合 339
図 7.3-19 電力見積 342
図 7.3-20 質量見積 342
図 7.3-21 トレードオフ結果 344
図 7.3-22 電源のトレードオフ結果 344
図 7.3-23 火星表面での大気密度と、水が流れた痕跡画像 345
図 7.3-24 火星軌道離脱用推薬生成の概念図 347
図 7.3-25 TEI 用推薬生成設備を地球から輸送する輸送便の本数と火星探査回数の関係 354
図 7.3-26 有人離陸船（MAV）推薬生成の概念図 357
図 7.3-27 推薬生成の化学反応の分子量比と推薬混合比の関係 361
図 7.3-28 地上における DAC：Direct Air Capture 装置 361
図 7.3-29 有人離陸船（MAV）用推薬生成設備を地球から輸送する輸送便の本数と火星探査回数の関係 363
図 7.3-30 LOX/LH2 エンジンのケースにおける、ISRU 有無のシナリオ差 364
図 7.3-31 LOX/CH4 エンジンのケースにおける、ISRU 有無のシナリオ差 364
図 7.4-1 月面拠点基本構成イメージ 369

図 7.4-2 通信アーキテクチャの要素分解 374
図 7.4-3 SCAWG 月データ中継衛星構成検討 375
図 7.4-4 LCAWG 月中継軌道検討 376
図 7.4-5 月近傍中継通信アーキテクチャの要素分解(コスト試算観点) 379
図 7.4-6 月近傍中継通信アーキテクチャのコスト試算結果(ユーザ/インフラ) 381
図 7.4-7 月近傍中継通信アーキテクチャの要素分解(分析観点) 381
図 7.4-8 インフラ通信系コストの成分分解(対月面通信系/対地球通信系衛星バスプラットフォーム) 382
図 7.4-9 ELFO コンステレーションの可視解析結果 383
図 7.4-10 NRHO 中継の可視解析結果 383
図 7.4-11 月面からの直接通信と拠点網を用いた通信のトポロジーイメージ 398
図 7.4-12 高高度での GNSS 測位の概念 402
図 7.4-13 代表的な測位手段のイメージ 403
図 7.4-14 LNSS コンステレーション構成と DOP 405
図 7.4-15 ELFO8 機のコンステレーション軌道 406
図 7.4-16 ELFO8機のコンステレーションの DOP 評価 406
図 7.4-17 軌道時刻推定方式のイメージ図 407
図 7.4-18 LNSS 実証ミッション構成 411
図 7.4-19 通信測位総合アーキテクチャのコスト試算 414
図 7.4-20 月探査通信測位アーキテクチャ概念図 416
図 9.1-1 月着陸シーケンスと必要な技術 420
図 9.1-2 探査対象天体の特徴 421
図 9.1-3 着陸候補エリアの例（南極付近の日照条件の良い場所） 424
図 9.1-4 着陸候補エリアの例（ジャクソンクレータ） 424
図 9.1-5 ルノホートの展開イラスト 428
図 9.1-6 スカイクレーンのイメージ図 429
図 9.1-7 探査機 Wet 質量の推移 429
図 9.1-8 エアロキャプチャ時の飛行プロファイル 432
図 9.1-9 エアロキャプチャ時の温度プロファイル 432
図 9.1-10 ボイルオフ低減の効果 435
図 9.1-11 地形照合航法の原理 436
図 9.1-12 画像による障害物検出の例 437
図 9.1-13 SpaceX Lunar Lander Concept 438
図 9.1-14 NASA で検討中の中型着陸機の例 439
図 9.1-15 戦略的火星探査プログラム（JSMEP）の全体像. 442
図 9.1-16 科学探査と月探査を利用した火星特有技術獲得のロードマップ 442
図 9.1-17 着陸技術ロードマップ 443
図 9.1-18 惑星保護の技術開発ロードマップ（案） 445

図 9.2-1 サンプリング技術のベンチマーク 450
図 9.2-2 リエントリカプセル技術のベンチマーク 452
図 9.2-3 サンプルリターン技術ロードマップ 454
図 9.3-1 NASA の重点分野 459
図 9.3-2 タワー型の太陽電池 460
図 9.3-3 発電デバイス（RPS の動向） 461
図 9.3-4 発電デバイス（FPS の動向） 461
図 9.3-5 蓄電デバイス（LIB の動向） 462
図 9.3-6 蓄電デバイス（RFC の動向） 463
図 9.3-7 ESA PHILIP の概念図 463
図 9.3-8 技術ロードマップ(電力) 465
図 9.4-1 有人与圧ローバのシステム仕様案(図 7.2-50 再掲) 466
図 9.4-2 ローバ質量と走行距離（地球 1 日当たり） 470
図 9.4-3 技術ロードマップ（表面移動技術・作業技術） 472
図 9.4-4 過去の月・火星ローバのスタック事例 474
図 9.4-5 運用段階に応じた効率化 476
図 9.4-6 地図作成・経路生成の一例 476
図 9.4-7 有人月面基地の無人建設を想定した建設作業の実施例（遠隔操作と自動作業の融合） 477
図 9.4-8 部品レベルの防塵 481
図 9.5-1 月面における昆虫型分散協調探査 487
図 9.5-2 火星における分散協調探査 488
図 9.6-1 水・酸素補給ゼロ ECLSS 概念図 492
図 9.6-2 廃棄物処理・CH4 分解の追加による水収支改善 493
図 9.6-3 水補給に係るベンチマーク 496
図 9.6-4 空気再生システム系統図 498
図 9.6-5 水再生システム系統図 499
図 9.6-6 技術ロードマップ（全体） 503
図 9.6-7 技術ロードマップ（構成要素別） 504
図 9.7-1 抗菌剤固着技術研究開発のロードマップ 508
図 9.7-2 放射線被ばくによる骨髄抑制対策方法の開発 ロードマップ 510
図 9.7-3 放射線被ばく線量評価の確立 ロードマップ 512
図 9.7-4 重力再適応のための経皮的ノイズ前庭電気刺激（nGVS）による前庭機能低下の予防と機能改善 ロードマップ 515
図 9.7-5 皮膚状態セルフモニタリング手法の開発 ロードマップ 517
図 9.7-6 腎組織障害に係る研究開発 ロードマップ 520
図 9.7-7 可搬型高精細超音波可視化装置にかかる研究開発 ロードマップ 521
図 9.7-8 将来有人探査に向けた放射線防護研究開発要素 全体マップ 533

図 9.8-1 想定されるランデブ・ドッキングミッション 534
図 9.8-2 航法センサの運用イメージ 539
図 9.8-3 次世代航法センサシステムの軌道上実証 (実績・計画) 544
図 9.8-4 技術ロードマップ(ランデブドッキング) 549
図 9.9-1 通信測位アーキテクチャ概要 556
図 9.9-2 通信測位 技術ロードマップ 557
図 9.10-1 Lunar Auger Dryer ISRU（LADI）の BBM モデル外観図 559
図 9.10-2 中国空間技術研究院（CAST）における水抽出技術研究の概略図 560
図 9.10-3 NASA 研究におけるマイクロ波照射による水抽出技術研究の概略図 560
図 9.10-4 NASA 研究におけるガスを用いた水蒸気回収装置 561
図 9.10-5 NASA 研究における推薬貯蔵システムの概略図 562
図 9.10-6 各国の水資源利用実証計画 564
図 9.10-7 レゴリスの水含有率に対する推薬生成プラントの電力比 565
図 9.10-8 磁気冷凍機の外観 567
図 9.10-9 NICS-MLI 研究の概要 568
図 9.10-10 ボイルオフガスを活用したタンク冷却システムの原理 569
図 9.10-11 ボイルオフガスを活用したタンク冷却システムの外観図 570
図 9.10-12 複合材タンクへのめっき処理及びライナー施工過程 571
図 9.10-13 センサ BBM 572
図 9.10-14 PLS 法を用いた解析結果の一例 573
図 9.10-15 実験装置原理図 574
図 9.10-16 実験装置セットアップ 574
図 9.10-17 レゴリス混合による水抽出に関する取得データの一例 574
図 9.10-18 JAXA の研究における超高圧複合容器のイメージ図 575
図 9.10-19 月面推薬生成プラントの実現に向けた技術ロードマップ 577
図 9.10-20 接地幅変化に伴う地盤支持力の変化[3] 584
図 9.10-21 各ミッションにおけるレゴリスの含水率[10] 588
図 9.11-1 閉鎖空間での植物栽培の概念図 593
図 9.11-2 栽培作物候補と特徴（QOL 作物／カロリー作物） 594
図 9.11-3 植物栽培技術全体発展マップ 596
図 9.11-4 技術開発ロードマップ 598
図 10.1-1 全体シナリオ・ロードマップ(サマリ版) 601
図 10.1-2 全体シナリオ・ロードマップの統合 602
図 11.1-1 SLS と CubeSat の搭載位置 608
図 11.1-2 CubeSat の分離タイミング 608
図 11.1-3 ミッションシーケンス 610
図 11.1-4 探査機の外観図 610
図 11.1-5 探査機の透視図 611

図 11.2-1 EQUULEUS の軌道例 614
図 11.2-2 各ミッションフェーズの運用概要 615
図 11.2-3 初期運用（LEOP）での運用項目 616
図 11.2-4 EQUULEUS の機器構成と機器開発担当機関 616
図 11.3-1 着陸後の SLIM 探査機（想像図） 617
図 11.3-2 着陸候補地点 623
図 11.3-3 SLIM 探査機外観図 624
図 11.3-4 飛行プロファイル 624
図 11.4-1 探査時のイメージ図 630
図 11.4-2 分担案 630
図 11.4-3 揮発性物質探査の観測運用の概要 632
図 11.4-4 疎観測の概略イメージ 633
図 11.4-5 詳細観測の概略イメージ 634
図 11.4-6 着陸地点検討に必要な条件 636
図 11.5-1 Gateway 構成図 638
図 11.5-2 Gateway と I-HAB 開発シナリオ 639
図 11.5-3 ECLSS 系統図（Partial Closed ECLSS） 642
図 11.5-4 ECLSS 系統図（Closed ECLSS） 643
図 11.5-5 クルー1 人当たりの水消費量 644
図 11.5-6 新規ポンプ外観図 647
図 11.5-7 全固体電池コンセプト 648
図 11.5-8 ランデブ・ドッキングセンサ概要 649
図 11.5-9 IHAB 機器レイアウト図（案） 650
図 11.5-10 IHAB 機器レイアウト図（案） 650
図 11.6-1 Op.4&5 シーケンスオブイベント 657
図 11.6-2 Op.6α シーケンスオブイベント 657
図 11.6-3 HTV-XG 機体システム定義案 659
図 11.6-4 HTV-XG 機体システム スケマチック案 660
図 11.6-5 打上時機体形態案 661
図 11.7-1 国際宇宙探査ミッションシナリオでの位置づけ 667
図 11.7-2 中型カーゴランダが想定するペイロード例 668
図 11.7-3 海外の着陸機のベンチマーク 669
図 11.7-4 H3 ロケット 24L 型(左)と基幹ロケット発展型(右) 669
図 11.7-5 Artemis 計画における着陸候補地点 670
図 11.7-6 着陸候補地点の着陸可能領域の例 671
図 11.7-7 LNG エンジン燃焼試験 672
図 11.7-8 断熱システム試作 672
図 11.7-9 着陸降下運用イメージ 673

図 11.7-10 推進系毎のリファレンスシステム比較(H3 打上げケース)..... 674
図 11.7-11 推進系毎のリファレンスシステム比較(基幹ロケット発展型ケース)..... 674
図 11.7-12 中型カーゴランダ 開発スケジュール案..... 675
図 11.9-1 宇宙基本計画工程表「25 宇宙科学・探査」..... 681
図 11.9-2 ISAS の小天体探査戦略..... 681
図 11.9-3 宇宙基本計画工程表「27 国際有人宇宙探査」1)..... 683
図 11.9-4 MMX と国際有人宇宙探査との連携 2)..... 683
図 11.9-5 ミッションプロファイル..... 685
図 11.9-6 往路の軌道計画概要..... 685
図 11.9-7 火星衛星近傍運用の概観..... 686
図 11.9-8 火星衛星探査機の概観..... 687
図 11.10-1 探査領域..... 691
図 11.10-2 有人与圧ローバ（外観図）..... 692
図 11.10-3 有人ミッション運用イメージ（フェーズ#1）..... 693
図 11.10-4 有人ミッション運用イメージ（フェーズ#2）..... 695
図 11.11-1 宇宙基本計画工程表（令和 3 年 12 月 28 日 宇宙開発戦略本部決定、強調部編集）..... 702
図 11.11-2 月面活動に関する基本的な考え方..... 703
図 11.11-3 全体シナリオにおける本ミッションの位置づけ（中央朱枠部）..... 705
図 11.11-4 月探査促進ミッションの基本構成..... 705
図 11.11-5 宇宙科学研究所で開発を行った月探査用ペネトレータ構想図..... 711
図 11.11-6 縦穴探査のイメージ図..... 713

表 3.2-1 2040 年（25 年後）、2030 年（15 年後）の目標の整理結果 9
表 3.3-1 地球型惑星領域で目指すべき科学の課題、調査項目、主な探査の関係 11
表 4.2-1 観測波長における月面の優位性 46
表 4.2-2 月面における宇宙物理観測の課題 46
表 5.2-1 越夜手段のトレードオフの結果 90
表 5.2-2 有人の観点からのミッション制約 93
表 5.2-3 有人ミッション（科学・利用調査）の整理 95
表 5.4-1 性能要求（有人フェーズ2を想定） 114
表 5.4-2 車両の概略 114
表 5.5-1 拠点建設の前提条件 118
表 5.5-2 拠点建設の制約条件 118
表 5.5-3 本検討における探査フェーズの整理 119
表 5.5-4 有人フェーズの詳細シナリオ 121
表 6.1-1 ダストの人体への影響 139
表 6.1-2 環境・資源データ（月）の整理結果 148
表 6.2-1 エアロキャプチャに関する必要なデータと現状の整理 151
表 6.2-2 惑星保護に関する COSPAR が策定する 5 つのカテゴリ規定の概要 156
表 6.2-3 探査機による観測結果とシミュラントの化学組成 162
表 6.2-4 環境・資源データ（火星）の整理結果 166
表 6.2-5 環境・資源データ（フォボス・ダイモス）の整理結果 172
表 6.3-1 検討対象ミッションの一覧 174
表 6.3-2 今後取得すべき自然環境データの識別結果【有人与圧ローバ・中型月着陸船向け】 175
表 6.3-3 今後取得すべき自然環境データの識別結果【月面推薬生成プラントの開発・運用向け】 175
表 7.1-1 月探査における主要トレードオフ項目と検討したオプション 179
表 7.1-2 火星探査における主要トレードオフ項目と検討したオプション 182
表 7.2-1 有人月面探査ミッションにおける月近傍拠点の有無の評価 186
表 7.2-2 月近傍拠点軌道に対するトレードオフ 189
表 7.2-3 Gateway への遷移軌道・遷移手段のトレードオフ結果 202
表 7.2-4 NRHO への輸送オプション 207
表 7.2-5 NRHO 直接遷移軌道例 210
表 7.2-6 EML2 Southern NRHO 間接遷移軌道例 212
表 7.2-7 EML2 Southern NRHO 低エネルギー遷移軌道例(往路) 215
表 7.2-8 EML2 Southern NRHO 低エネルギー遷移軌道例(復路) 215
表 7.2-9 EML1 Halo 軌道 EOR 例 220
表 7.2-10 EML1 NRHO EDV-LGA 遷移例 222

表 7.2-11 HERACLES における LOX/LCH4 を用いた際の構造効率検討結果 226
表 7.2-12 LOX/LH2、LOX/LCH4 の場合の構造効率検討結果 228
表 7.2-13 断熱材と極低温推薬のボイルオフレートに応じた消失量 229
表 7.2-14 有人月離着陸機に関する国際動向（一部無人機を含む） 234
表 7.2-15 推薬保存方式の検討 235
表 7.2-16 推薬充填方式の検討 236
表 7.2-17 サービスモジュールの有無における比較 238
表 7.2-18 再使用オプションのケースにおける比較 240
表 7.2-19 推薬オプションのケースにおける比較 242
表 7.2-20 輸送機の能力との適合・コスト算出結果 244
表 7.2-21 有人月離着陸機のトレードオフ検討結果 247
表 7.2-22 有人月着陸船のメインエンジン推力と降下プロファイル 250
表 7.2-23 月着陸船の推進系エンジンの推力と重力損失のトレードオフ 252
表 7.2-24 有人与圧ローバの仕様検討結果の一覧 259
表 7.2-25 有人与圧ローバの運用フェーズ別の必要電力 260
表 7.2-26 ベースラインとなる運用コンセプト 261
表 7.2-27 運用コンセプト詳細（RPS を用いない場合） 262
表 7.2-28 運用コンセプト詳細（RPS を用いる場合） 263
表 7.2-29 電源系候補の構成と、そのトレードオフ結果 265
表 7.2-30 再生型の有無に対するトレードオフ結果 276
表 7.2-31 推薬プラントの水生成/電解・液化能力の要求整理 282
表 7.2-32 月面上のホッパー移動距離に対する必要推薬の見積り 284
表 7.2-33 ホッパーの種類ごとの質量見積り 285
表 7.2-34 再使用型離着陸船の質量内訳 288
表 7.2-35 資源利用を対象としたアーキテクチャ検討例 291
表 7.2-36 資源利用の各プロセス設備規模算出のためのパラメータ 295
表 7.2-37 推薬生成プラントの質量・電力推定値 299
表 7.2-38 推薬生成プラントの規模算出のための係数 304
表 7.3-1 火星周回軌道投入（MOI）のための減速量 309
表 7.3-2 MOI 実施時の大気飛行環境 312
表 7.3-3 熱防御シェル（TPS）の概要 314
表 7.3-4 火星周回軌道への投入手法の比較 315
表 7.3-5 火星表面着陸のための減速量 317
表 7.3-6 動力降下手法の概要 320
表 7.3-7 大気減速、および動力降下と合わせた複合手法の概要 324
表 7.3-8 大気減速（パラシュート含む）、および動力降下と合わせた複合手法の概要 328
表 7.3-9 対象天体への着陸手法の比較 329
表 7.3-10 火星着陸船の推進系エンジンのトレードオフ 332

表 7.3-11 エンジン性能と推薬保存の比較 333
表 7.3-12 有人離陸船（MAV）における推進系エンジンの比較 334
表 7.3-13 推進系エンジンの比較 335
表 7.3-14 推進系エンジンの比較 337
表 7.3-15 推薬輸送システム検討結果 1 340
表 7.3-16 推薬輸送システム検討結果 2 340
表 7.3-17 プラント検討結果 341
表 7.3-18 火星での資源調達可能性の整理 345
表 7.3-19 地球遷移軌道投入（TEI）推薬生成のための推薬輸送機の比較 351
表 7.3-20 推薬輸送方式における火星での推薬生成プラントの比較 353
表 7.3-21 火星軌道離脱用推薬生成における必要初期質量（IMLEO）の比較 355
表 7.3-22 火星での推薬生成プラントの比較 362
表 7.3-23 有人離陸船推薬生成における必要初期質量（IMLEO）の比較 365
表 7.4-1 通信要求のサマリ 373
表 7.4-2 中継（月周回）アーキテクチャ 377
表 7.4-3 月近傍通信アーキテクチャのトレードオフ 385
表 7.4-4 月/地球間のアーキテクチャ例 387
表 7.4-5 月地球間通信回線アーキテクチャのトレードオフ 388
表 7.4-6 光通信変調方式比較 390
表 7.4-7 地球周辺光通信アーキテクチャコスト試算 392
表 7.4-8 光通信アーキテクチャトレードオフ 393
表 7.4-9 アーキテクチャリソース配分に応じたアーキテクチャコスト 396
表 7.4-10 アーキテクチャ構成基数に応じたアーキテクチャコスト 397
表 7.4-11 月面局のトレードオフ 398
表 7.4-12 月面局高さと視野範囲の関係 399
表 7.4-13 無線方式の比較 399
表 7.4-14 月周回拠点に関する通信方式 401
表 7.4-15 測位要求 402
表 7.4-16 測位方式の比較トレードオフ 404
表 7.4-17 LNSS 衛星搭載時計に応じた月面測位精度の評価 408
表 7.4-18 通信測位総合アーキテクチャのトレードオフ 415
表 9.1-1 世界の軟着陸ミッション（成功したもののみ記載） 427
表 9.1-2 これまでの火星着陸機と使用した技術オプション 428
表 9.1-3 探査機用大型エンジン 433
表 9.2-1 無人サンプルリターンミッションの実例 450
表 9.2-2 リエントリカプセルの実例 451
表 9.3-1 電力システムの質量概略見積 456
表 9.3-2 世界の技術動向（電力） 458

表 9.3-3 電力技術の目標とギャップ 464
表 9.4-1 表面移動技術の目標 468
表 9.4-2 世界の月・火星ローバ（実施済み／実施中／宇宙機関） 469
表 9.4-3 表面移動技術・作業技術に関する探査ハブ研究の例 473
表 9.4-4 技術開発の方針（走行機構技術） 475
表 9.4-5 技術開発の方針（操作制御技術） 478
表 9.4-6 技術開発の方針（作業技術） 480
表 9.4-7 技術開発の方針（耐環境技術） 482
表 9.4-8 月極域探査機ミッションで得られた技術や月面データの有人与圧ローバミッションへの応用コンセプト 484
表 9.5-1 世界の探査ロボット 487
表 9.6-1 CO_2 吸着の国際ベンチマーク 497
表 9.6-2 O_2 製造の国際ベンチマーク 497
表 9.6-3 CO_2 還元の国際ベンチマーク 498
表 9.6-4 水再生の国際的ベンチマーク 499
表 9.7-1 将来有人宇宙活動に向けた宇宙医学/健康管理技術の技術ギャップ一覧（第 2 版 2020 年 2 月）(1/9) 524
表 9.8-1 各ランデブミッションの特徴 535
表 9.8-2 候補となる航法センサ 537
表 9.8-3 代表的なレーザセンサの機能性能比較 540
表 9.10-1 月面推薬生成プラントにおける推薬生成量の目標 558
表 9.10-2 2018 年以降の ISECG 参加機関の無人月探査ミッション 563
表 9.10-3 NASA の水資源利用実証計画 564
表 9.10-4 月面推薬生成プラントの実現に向けた技術課題一覧（液化、貯蔵） 565
表 9.10-5 水資源利用技術に関する探査ハブ研究の例 566
表 9.10-6 センシング技術の比較 572
表 9.10-7 (1/2) 月面推薬生成プラントの開発・運用に必要な自然環境条件（地質・地形・レゴリス特性）の識別結果 579
表 9.10-8 (1/2) 地質・地形・レゴリス特性に関するデータ取得計画 581
表 9.10-9 深さ毎のレゴリスのかさ密度変化[7] 585
表 9.10-10 水氷に関する自然環境条件の識別 589
表 9.11-1 植物工場における生産性と必要栽培面積 593
表 11.1-1 SLS EM-1 搭載 CubeSat 604
表 11.1-2 Strategic Knowledge Gap 607
表 11.1-3 探査機の主要諸元 611
表 11.3-1 SLIM の成功基準 620
表 11.4-1 月極域探査ミッションの概要 629
表 11.4-2 搭載候補観測機器リスト 631

表 11.5-1 Phase I ミッションでの水補給量（Partial Closed ECLSS） 645
表 11.5-2 Phase I ミッションでの水補給量（Closed ECLSS） 645
表 11.5-3 ECLSS DTO の機器搭載シナリオ 646
表 11.5-4 質量及び消費電力見積り（案） 652
表 11.6-1 Gateway 補給ミッション要求（案） 654
表 11.6-2 Gateway 補給ミッショントレードオフ 656
表 11.6-3 軌道上運用フェーズの定義 659
表 11.6-4 機体質量例 662
表 11.6-5 （1/4） SLS-SPEC-159 と ISS 環境の比較 663
表 11.7-1 中型カーゴランダ開発に関する環境条件 678
表 11.9-1 科学観測機器構成 687
表 11.9-2 クリティカル技術要素 688
表 11.10-1 各ミッションの概要 691
表 11.10-2 主要諸元 692
表 11.10-3 データ取得項目の整理結果（1/3） 699
表 11.11-1 搭載ミッション（JAXA）候補の識別内容 706
表 11.11-2 打ち上げ実績を有するか FM レベルまで開発が完了した観測センサ 712

1. 経緯と概要

1.1. 経緯

本文書「日本の国際宇宙探査シナリオ(案)」は、政府の国際宇宙探査政策／計画への提言を宇宙機関としてまとめることを目的に 2015 年から検討・作成作業を開始し、2017 年 3 月に制定した初版（2016 年版）にまとめられた国際宇宙探査シナリオや技術ロードマップは、JAXA からの提案として、2017 年の宇宙基本計画工程表改定や JAXA の第 4 次中期目標の国際宇宙探査に関する政策議論に資された。

2019 年版では、新たにシナリオに加えられた HTV-X による Gateway 補給ミッションが、2020 年に改定された宇宙基本計画に盛り込まれるとともに、Gateway Memorandum of Understanding (MOU)にて米国と日本の政府間でも合意された。また、本シナリオの中核となっている月の水資源利用の最初のステップでもある月極域探査も 2020 年改訂の宇宙基本計画で開発することが明記された。さらに、日本の国際宇宙探査シナリオにおいて技術的・プログラム的に最も重要な要素である与圧ローバについては、2020 年 7 月の文部科学省と NASA による共同宣言文書において共同で検討を進めることが明記された。

また、本文書にまとめられた技術ロードマップは、先導研究「宇宙探査技術の研究」におけるベースラインとして活用されてきている。

このように、本文書は国際宇宙探査にかかる政策策定や国際合意形成において技術的なバックグラウンドを支えるとともに、個々のミッションやプロジェクトに対して日本としての国際宇宙探査シナリオとしての位置づけを明確にするという役割を果たしてきている。

その 2019 年版発行以降の大きな動きとしては、まず米国が 2024 年までに有人月着陸を行う計画(アルテミス計画)を発表し、国際的な宇宙探査の検討を加速する大きな原動力となっている。この米国の動きを踏まえ、ISECG(International Space Exploration Coordination Group)では、アルテミス計画も考慮した国際間共通の月探査ロードマップの検討を開始し、2020 年 8 月に Global Exploration Roadmap(GER) Supplement の公表という形で、国際協力で実施する有人月面探査の共通の目標やロードマップを示した。

国内サイエンスコミュニティとの関係においては、2017 年 9 月に ISAS 理工学委員会のもとに設置された国際宇宙探査専門委員会で国際宇宙探査に対する提言をまとめる活動が開始され、特に 2021 年に入ってからは、国際宇宙探査専門委員会が中心となって月面でのサイエンスに関して国内サイエンスコミュニティから広くヒアリングする活動を行い、月でのサイエンスミッションやサイエンスに関連する技術開発の具体化を図るとともに、サイエンスに関するロードマップも更新を行った。また。宇宙政策委員会が出した「月面活動に関する基本的な考え方」では、本シナリオでも提案されていた、月面天文台構築、月の初期進化理解のためのサンプルリターン、月震計ネットワークが月科学の主題とされた。

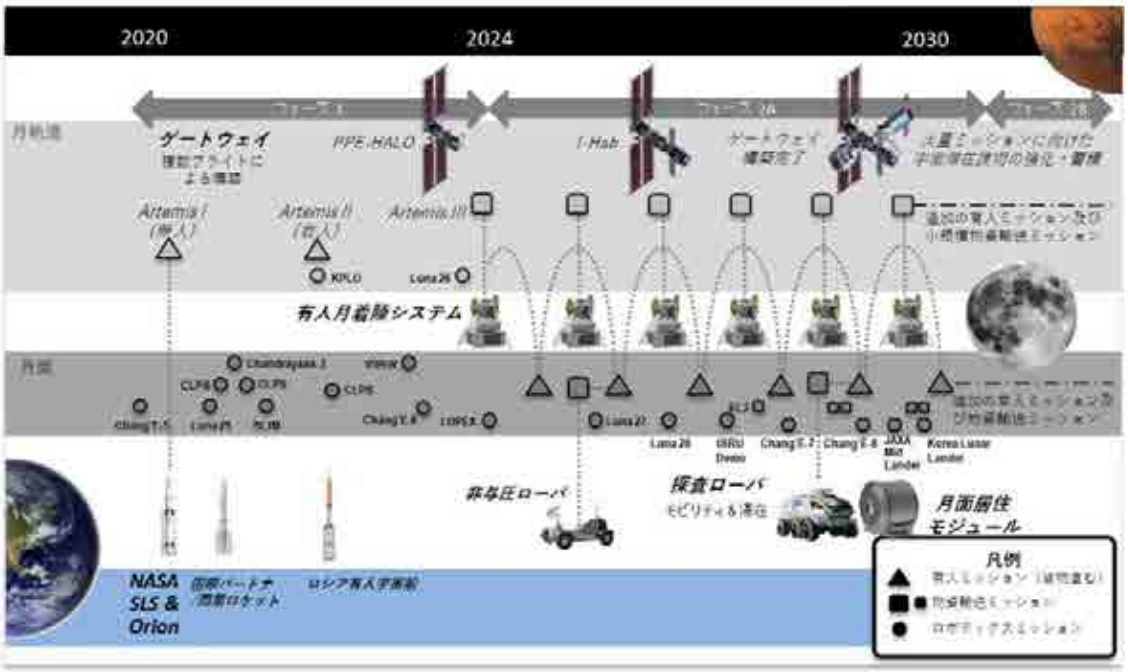


図 1.1-1　Global Exploration Roadmap (GER) Supplement

また、2019 年末に実施した「地球周回以遠の超小型探査機ミッションに関する情報提供要請（RFI）」において、60 件以上の多数の応募があったことを踏まえ、月周回／月面への定期的な輸送を行うプロジェクトの構築について検討を開始した。提供された情報の中には月周回の測位衛星実験に関するものもあったことを踏まえ、JAXA でも月周りに測位衛星を配置する構想検討を開始した。この構想と関連する研究提案は 2021 年 3 月から開始された月に関する内閣府の宇宙開発利用加速化戦略プログラムにも採用された。

火星に関しては、有人火星探査を見据えた無人火星探査の準備や計画検討が国際間で継続して行われる中、新たに Mars Ice Mapper (MIM)計画の検討が国際間で開始されたことを踏まえ、JAXA 内でも MMX 後の火星探査計画について関係者を交えた議論を進めてきた結果、JAXA としての有人火星探査までのシナリオが描けるまでに至った。

一方で、これまで水以外に関しては大まかな評価にとどめていた月の環境情報に関して、今後のさまざまなミッションを行う上で十分な環境データがそろっているかに着目してあらためて評価を行い、不足している環境データを明確化し、時間軸的に優先度の高い環境計測項目を抽出した。

このような国際間調整、国内での議論、JAXA での検討の進捗を踏まえ、本文書を 2021 年版として最新化した。

1.2.　概要

2016 年版から今回の 2021 年版まで、国際宇宙探査の長期目標としては、国際協力で行う有人火星探査としつつ、有人火星探査そのものに関しては国際間の議論や国内の議論もほとんど進

んでいないため、それに向けた準備と商業化を含む月面活動の本格化を見据えて主に有人月探査について検討を行っている。ただし、2019 年版以降、日本が目指すべき火星探査を明確にし有人火星探査に貢献するという観点から火星探査に向けたシナリオについても検討を深めてきている。

検討のアウトプット目標は、有人探査・無人探査を統合した日本の宇宙探査の骨格となる全体シナリオ、および科学・技術のロードマップを整理することである。そのための手法としてはシステムズエンジニアリング的な手法に則り、宇宙探査のトップレベルの目標の設定をベースとして、その目標を実現するためのアーキテクチャ検討やシステム要求検討を行いつつ技術ロードマップにブレークダウンするとともに、科学的目標を達成するための科学ロードマップ作成、環境・資源に関するデータ整理と今後の取得計画の整理を行い、それらを統合する形で、具体的なミッションとを結びつける統合的なロードマップを作成した。第 2 章にそのフローをまとめた。

宇宙探査の目標としては、これまでに地球上での探査とのアナロジーから新しい科学的発見を求める「科学」と、人類の新しい活動の場所を求める「有人活動」に分けて目標を設定した。「有人活動」については、25 年後頃に最初の有人火星探査を実現すること、具体的には 500 日間の火星表面滞在、火星までの航行日数 300 日(片道)、現地での帰還燃料生成を目標として設定した。「科学」については、地球型惑星領域での下記3課題を目標として設定した。(第 3 章)

- 地球型惑星領域への水や有機物の供給過程を把握する
- 地球型惑星形成過程の骨格をなす天体衝突過程を理解する
- 金星・火星と地球は，その表層環境の進化過程において，どのように道を違えたのかを把握する

上記の 3 課題について、現在把握できていることの整理を踏まえて目標に向けて今後実行すべき観測・調査についてまとめロードマップの形に整理した。この中で、月に関しては、地殻・マントル・コアの化学成層把握、極域の水・揮発性成分把握、キークレータ年代確定のため、着陸によるその場観測が次のステップであるとした。(第 4 章)

第 5 章では、有人と科学をつなぐミッションとしての、月面での有人探査ミッションについて検討を行った結果についてまとめた。結果として、与圧ローバの必要性や主なシステム要求(走行距離や搭乗人数)を明確にした。

第 6 章では、有人探査を実行するにあたって必要な環境や資源のデータと、そのうち現在得られているデータについてそれぞれ整理した結果、月の水の分布量の調査、放射線(スペクトラム)の取得が緊急かつ重要性の高い課題であることが分かった。

第 6.3 章では、有人火星探査および有人月探査を実現するための全体アーキテクチャについて検討した結果をまとめた。有人月面探査に関するアーキテクチャ検討としては、中継基地としての

月周回拠点の必要性や最適な軌道、月周回拠点までの貨物輸送軌道、月面着陸の推進系トレードオフ、月面での移動能力としての与圧ローバシステムトレードオフ、月面推薬プラントのシステム規模と水の存在量との関連などについてまとめた。火星に関しては、火星での帰還推進剤調達の是非、月での火星までの推進剤調達の是非、火星周回軌道投入方法などについて、トレードオフを行い、火星・月とも現地での推進剤調達の方が、地球から推進剤を輸送するよりもメリットが大きいとの結論が得られた。さらには、月探査を支援する通信・測位に関しても、その目標の整理からアーキテクチャの検討まで行った結果を含めた。

第 8 章では、当初から優先的に開発を進めてきた 4 つの技術（重力天体着陸技術、重力天体表面探査技術、有人滞在技術、深宇宙補給技術）および通信・測位技術に関して、上記のアーキテクチャを達成するための主な技術要求についてまとめた。さらに、それらの要求を達成するための技術ロードマップについて、ベンチマークの整理も踏まえて検討した結果を第 9 章にまとめた。国際宇宙探査専門委員会の工学に関する提言も技術ロードマップに取り入れている。

第 10 章では、第 4 章で整理された科学ロードマップ、第 6 章で整理された今後取得すべき環境・資源データ、第 9 章で整理された技術ロードマップを統合し、さらに具体的ミッションとの関連性を整理する形で統合ロードマップとしてまとめた。そのサマリ版としての国際宇宙探査シナリオ（案）を図 1.2-1 に示す。

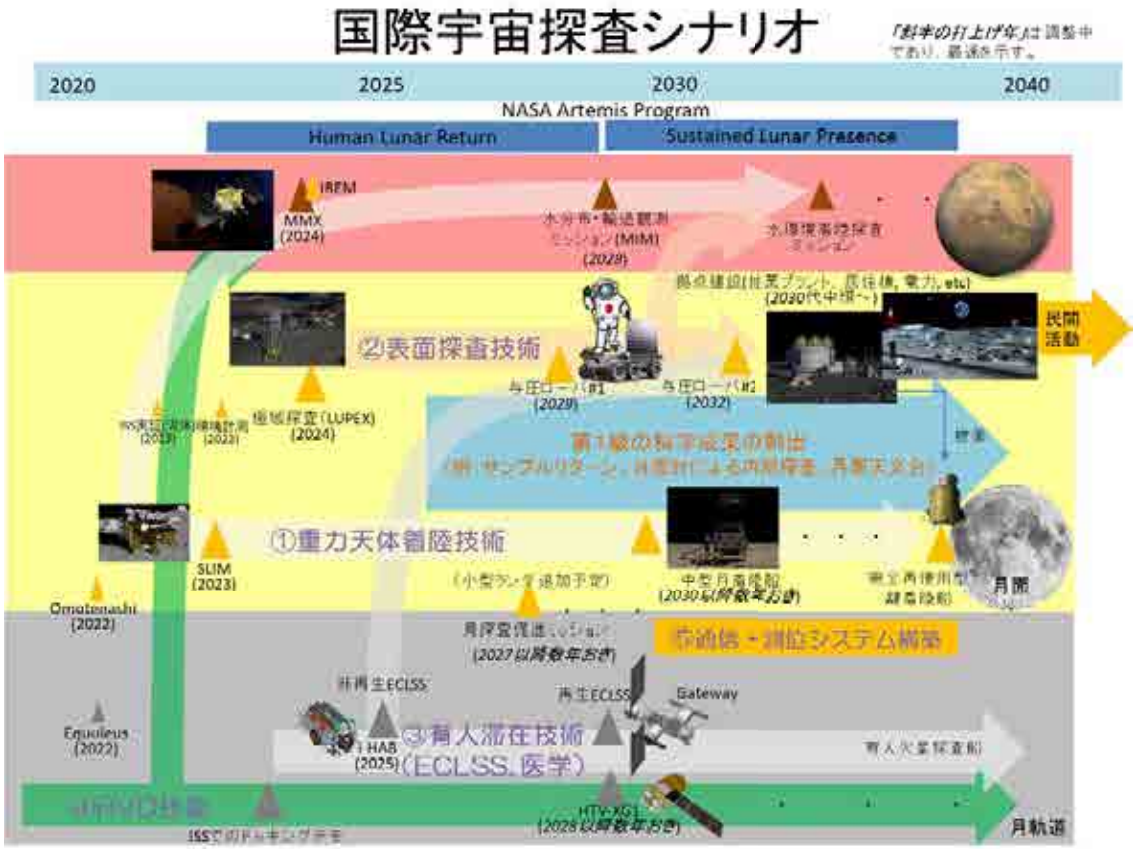


図 1.2-1 国際宇宙探査ミッションシナリオ（案）

第 11 章では、これらの検討結果及び統合ロードマップに基づき、2020 年代に実施する、もしくは実施が提案されるミッションとして SLIM、月極域水氷探査(LUPEX)、Gateway での国際居住モジュール、月周回軌道利用促進プロジェクト、有人与圧ローバ、中型ランダ、MMX のコンセプトと本全体シナリオとの位置づけを整理した。

2. 序論

2.1. 目的と範囲

本文書は、「日本の宇宙探査全体シナリオ 2019」をベースに、その後の国内ステークホルダとの調整、国際間の調整、ミッション／システム検討や要素技術の研究の進捗を踏まえて更新を行ったものである。この更新されたシナリオは、今後の国内／国際間のさまざまな調整、技術検討、要素研究におけるベースラインとなるものである。

国際宇宙探査における探査の範囲は、宇宙開発利用部会でも議論された通り、「月」、「火星」（その衛星を含む）とする。

また、検討の範囲としては、国際宇宙探査の目標、全体アーキテクチャ、環境データ分析、科学ロードマップ、技術ロードマップ、具体的ミッション検討とする。

2.1.1. 検討体制

今回の検討はオール JAXA の体制で実施すべく関連部署から専門家を集めた、国際宇宙探査システム検討チームを 2018 年 12 月 1 日付の国際宇宙探査センター長決定で発足させた。2021 版検討における構成メンバーは付録-5 に示す。

2.1.2. 検討方針

基本的に、図 2.1-1 に示すようなシステマティックなフローに基づいた検討を行う。なお、（旧）国際宇宙探査推進チームで実施した検討は最大限活用して効率化を図った。

具体的には、宇宙探査としての目標を科学と有人活動に分けて具体的に設定した上で、a)科学に関しては現状の科学的知見のステータスと目標とする知見との差異を明確にした上で今後実行すべき活動（ミッション含む）を科学ロードマップの形で整理し、b)技術的には有人活動としてのその目標、および有人能力を活用した科学ミッションを実行するために必要な全体アーキテクチャについてトレードオフを行いながらレファレンス案を設定し、そのレファレンス案を実現するために必要な技術的目標を明確にした上で技術ロードマップを検討した。一方、レファレンスとなるアーキテクチャの成立性を左右する資源データや有人安全上もしくはアーキテクチャを構成するシステムの設計にクリティカルな環境データについてもその現状ステータスを明確にするとともに今後取得すべきデータを整理した。

最終的にはこれらを総合的なロードマップとしてまとめるとともに、国際的な有人探査シナリオの調整状況も考慮しつつ、日本として実行すべきミッションシナリオを構築した。

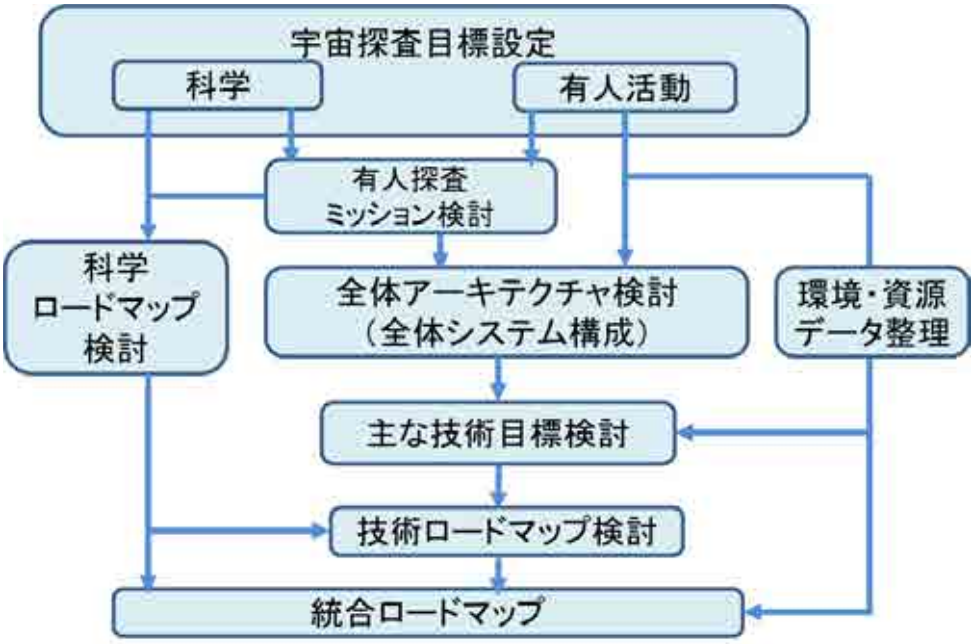


図 2.1-1 システム検討のフロー

3. 宇宙探査の目標設定

3.1. 宇宙探査の目標

宇宙探査の目的は、これまでの地球上の探査(探検)とのアナロジーから考えると、①新しい科学的な発見を求めること(科学)と、②人類の新しい活動拠点の地を求めること(有人活動)と捉えるのが適当と思われる。そこで、「科学」と「有人活動」それぞれの目的について具体的な目標を設定することとした。

なお、資源を地球へ持ち帰って利用することは、現段階でコスト的には見合わず、現実的でないと考えられる。一方で拠点での活動（及びそのための飛行士輸送）のためのその場資源利用は十分にあり得るシナリオであり、有人活動の一部としてその目標を設定する。

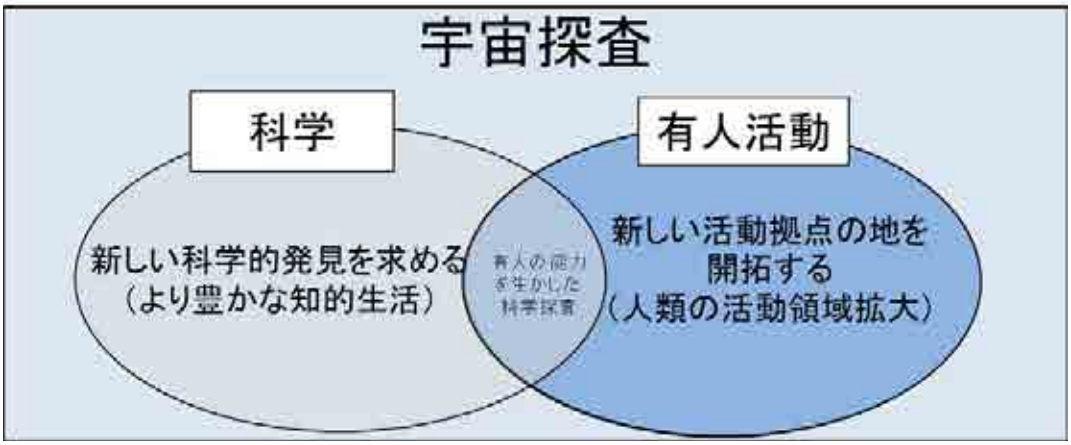


図 3.1-1 宇宙探査の目標

3.2. 有人活動に関する目標

宇宙探査での「有人活動」の長期的な目標として、20 年後(2040 年頃)の有人火星探査を一つの目標として設定した。地球低軌道では、国際宇宙ステーションによる 6 人の常時滞在が行われており、宇宙探査に向けた技術実証、及び 0G（地球低軌道）での有人火星探査での深宇宙航行を模擬する。今後 10 年後頃までの間に、月近傍ミッションとして、4 人が 300 日滞在し、有人火星探査での深宇宙航行（片道 300 日程度）の模擬を行う。20 年後までには有人月探査の中で、有人火星探査での低重力滞在（500 日程度）の模擬を行い、資源利用としての燃料製造実証も行う。最終的には 20 年後頃には、燃料の現地調達により 6 人で 500 日の火星有人滞在を行うことを目標とする。

また、月については、官主導によりこれらのミッションおよび技術開発やインフラ整備を達成した後は、獲得した技術を活用した民主導の持続的な月面活動に移行する。

宇宙探査での「有人活動」の長期的な目標の関係を図 3.2-1 に、10 年後、20 年後の目標の整理結果を示す。

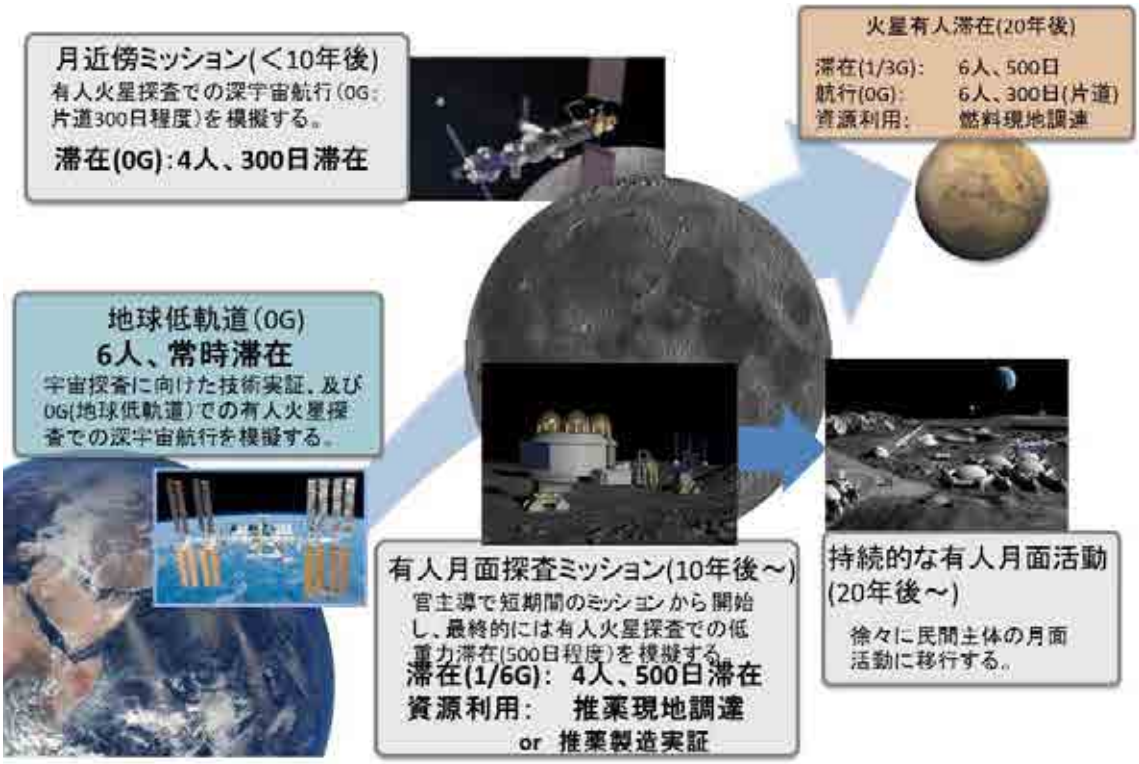


図 3.2-1 宇宙探査での「有人活動」の長期的な目標

目的地	目標	根拠／内容
月	4人	有人火星探査のデモンストレーションとして最低限必要な人数(4人)、およびOrionの搭乗人数(4人)という制約条件を考慮して設定
	42日	現実的な与圧ローバに滞在可能な範囲で、月の昼間を最大限にした日数。
	300日(月近傍空間)	地球と火星との軌道の関係から往復にかかるエネルギー最小の場合の火星までの片道機間の最大が約300日であることから、その実証ミッションの期間として設定。
	資源利用	資源利用の実証を行う。
2035年～2040年の目標		
月	500日滞在(月面)	低重力という観点から火星と類似の月面で、宇宙飛行士の生理学的反応も含めた火星滞在目標である500日滞在のデモンストレーションを行うため。
	資源利用	• 資源利用を本格化させ、持続性を高める。
	民間による持続的有人活動開始	• 官主導の技術開発・インフラ整備フェーズから民間による持続的な有人活動に徐々に移行する。
2040年頃の目標		
火星	6人	• 最低人数は船外調査をバディで常に行うことを考慮し、2人×2＝4人。 • 宇宙船運用およびサイエンス的な必要性からは、宇宙船操作者2人＋機器維持のための技術者1人＋各種分野のサイエンス調査に必要な科学者(地質学者1人、医者・生物学者1人、天文学者1人)⇒6人 • 4人と6人では技術的な質は大きく変わらないと想定し、多めの6人でアーキテクチャ検討を進めることとした。
	500日	• 地球と火星との軌道の関係から往復にかかるエネルギー最小の場合が火星滞在約500日であることから設定。
	資源利用	• 水、CO2から帰路に必要な推薬(酸素、メタンもしくは水素)を現地調達する。

表 3.2-1 2040 年(25 年後)、2030 年(15 年後)の目標の整理結果

3.3. 科学に関する目標

惑星科学の大目的は太陽系および惑星の「起源と進化」ならびに「構造と現象」を明らかにし、「我々の住む世界」の成り立ちを理解することにある。これを達成するための大きな目標として以下の 3 つを置くことができる。

惑星科学の 3 大目標

- 太陽系の様々な形態を見せる天体が、どのようにして形成したのかを知る
- 太陽系天体という場で提供された様々な環境が、いかに複雑な物質進化を可能にしたのか、また一部では生命発生をも可能にしたのか、その道筋を理解する
- それが宇宙の中でどれぐらいに普遍的なのか、あるいは特殊なのかを知る

太陽系の構造の認識にたち、探査の戦略指針は、前述の大目標を意識して以下のように策定されるべきである。

- 初期状態（原始太陽系円盤）を理解する探査（小天体）
- 巨大惑星とその衛星系を理解する探査（木星、土星）
- 地球型惑星領域での惑星形成を理解する探査（月、火星、金星、水星）

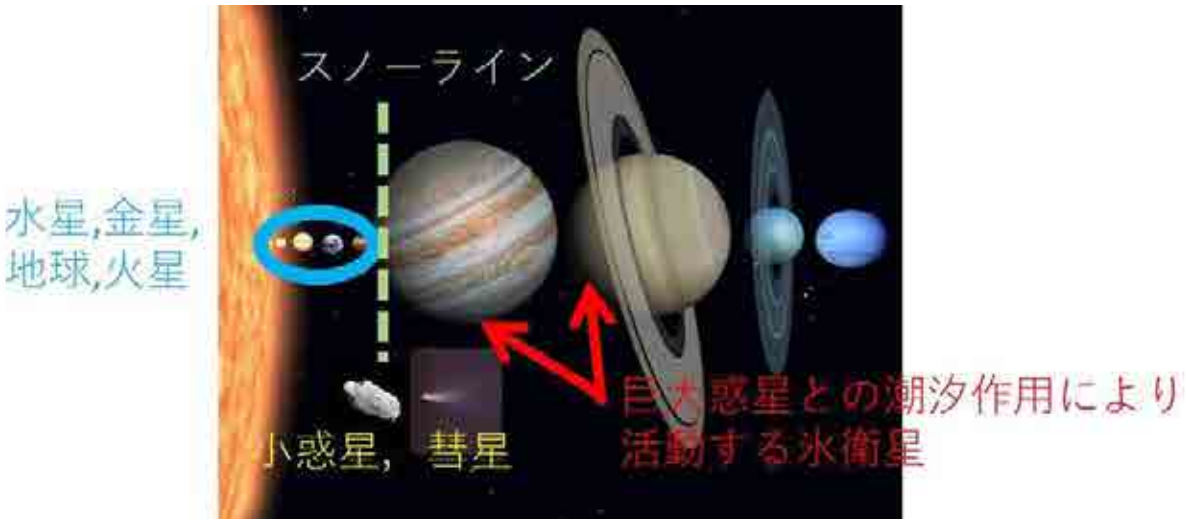


図 3.3-1 太陽系の構造

また、惑星科学における探査目的に対して直接貢献できる科学に留まらず、月を含む宇宙科学、人類の活動圏拡大にもつながる月開発に向けた月科学・工学、そして高度かつタイムリーなサンプルリターン探査に向けた惑星保護技術の向上およびキュレーション体制の構築も、探査の戦略指針に組み込むべきである。

戦略指針に沿って掲げている地球型惑星領域で目指すべき課題と、その課題解決に向けて何を調べるべきなのか、そしてそれを目指す現行・準備・検討中の探査の対応関係を表 3.3-1 に示

す。ここでは、紙面の都合上、日本、そして米国・欧州の主な探査を示した。なお、惑星科学の探査を支える工学そして月開発科学・工学については、4.3.1.4 項「宇宙工学」、 4.3.2 節「月開発に向けた月科学・工学」、9 章「技術ロードマップ」を参照されたい。

表 3.3-1 地球型惑星領域で目指すべき科学の課題、調査項目、主な探査の関係

課題	調査項目	現行・準備・検討中の主な探査
1. 太陽系年代の理解		
1.1 地球型惑星領域への水や有機物の供給過程	・始原天体・月表層の物質情報（水や有機物を含む）、始原天体の移動・輸送情報	小惑星 SR：OSIRIS-REx (NASA) 小惑星 SR：はやぶさ２ （JAXA） *火星衛星 SR: MMX(JAXA)* *月極域探査:LUPEX（ISRO-JAXA）* *深宇宙探査技術実証機:DESTINY*$^{+}$
1.2 太陽系年代学の確立	・月からのSR	（月 SR 探査）
2. 月の形成・進化の理解		
2.1 巨大衝突説	・月からのSR、古月磁場測定	月周回探査：かぐや (JAXA) *月着陸探査:SLIM (JAXA)*
2.2 内部層構造形成過程	・月からのSR、その場元素分析、月震観測、熱流量計測	（月着陸探査） （月 SR 探査）
2.3 火成活動	・溶岩元素比の年代・地域性の把握、その場元素分析	（月着陸探査） （月 SR 探査）
3. 月面環境の理解		
3.1 月面環境の理解	・大気や磁場をもたない小天体での宇宙線・電磁気環境の理解	*月周回有人拠点:Gateway* （月着陸探査）
4. 月での宇宙物理観測・基礎物理実験		
4.1 低周波電波干渉計による観測	・月面からの天文学・宇宙物理観測 ・月面環境を利用した基礎物理実験	（月着陸探査） （月 SR 探査） （月面天文台） （宇宙環境利用実験）
4.2 月面および月周回軌道での様々な計測・実験		

5. 月を含む宇宙科学		
5.1 地球惑星科学	・月の表面および比較的近い宇宙環境での直接観測 ・惑星環境のリモート観測	*月周回有人拠点:Gateway* 火星探査:MAVEN、Curiosity (NASA)
5.2 天文学	ガンマ線、X 線、紫外線、可視光、赤外線、電波に至る全波長に亘る観測	*月周回有人拠点:Gateway* （月面天文台）
5.3 アストロバイオロジー	・原始地球環境での有機物合成過程の模擬 ・宇宙環境での微生物生存測定、微粒子の捕集	*月周回有人拠点:Gateway* *火星衛星 SR: MMX (JAXA)*
6. 火星・金星・水星における表層環境の進化過程の把握		
6.1 火星での科学	・地球型惑星の活動史を解読する探査	*火星衛星 SR: MMX (JAXA)* 火星探査:MAVEN、Curiosity (NASA)
6.2 金星での科学	・地球型惑星の活動史を解読する探査	金星探査:あかつき(JAXA) 金星探査:PioneerVenus (NASA) 火星・金星探査:Venus/MarsExpress (ESA)
6.3 水星での科学	・地球型惑星の活動史を解読する探査 ・両端の水星と火星が小さいのは何故か？	水星探査:MESSENGER (NASA) *水星探査:BepiC (JAXA/ESA)*

※　下線は国内で実施かつ打ち上げ済みの探査、斜字は国内もしくは国際協力により準備中の探査、かっこ付きは検討中の探査。他は海外の探査。

4. 国際宇宙探査における科学ロードマップ

4.1. エクゼクティブ・サマリー

4.1.1. 経緯

月国際宇宙探査に係る近年の大きな動向を踏まえ、JAXA 宇宙科学研究所宇宙理学委員会、宇宙工学委員会のもとに 2017 年 9 月に設置された国際宇宙探査専門委員会で国際宇宙探査に対する科学の視点からの提言をまとめる活動が開始され、各種報告書が提出された（4.8 章「参考文献」を参照のこと）。そして、2021 年に入ってからは、同専門委員会が中心となって月面におけるサイエンスに関して国内サイエンスコミュニティから広くヒアリングする活動を行い、月でのサイエンスミッションや関連する技術開発の具体化を図ってきた。そして、最近の国際間調整、国内での議論、JAXA 内での検討の進捗を踏まえてシナリオが 2021 年版として最新化されることに伴い、サイエンスに関するロードマップの更新を行うこととなった。

惑星科学における探査目的自体は基本的に 2019 年度版で言及された内容から大きく変わらないものの、その後の状況変化を踏まえつつ国際宇宙探査専門委員会での検討結果を反映して以下の方針に従い更新した。

1. 惑星科学の目標は変わらないものの、国際宇宙探査の対象として、月・火星にフォーカスした記述とし、水星・金星・小惑星などは対象外とした。
2. 惑星科学における探査目的に対して貢献できる、月での科学、月を含む宇宙科学、月開発に向けた月科学・工学、火星での科学としてまとめた。特にこれまで手薄だった火星での科学を詳細化した。そして、月・火星探査ミッション例を追加し、それぞれのミッション例が惑星科学の探査目的にどのように貢献するかについて記載した。
3. 今後のサンプルリターン探査に向けた惑星保護およびキュレーション体制の充足に関する提言を追加した。
4. 国際宇宙探査専門委員会が作成した報告書を参考資料として引用することで、コンパクト化を図った。
5. 査読方式を採用して内容のブラッシュアップを図った。

なお、本章は国際宇宙探査専門委員会における議論を踏まえ横断的な検討を行ったものであるが、時間的な制限もあり、必ずしも広範囲の科学コミュニティからの意見をまとめたものではない点に注意すべきである。今後も、同専門委員会において、各方面の科学コミュニティの意見を定期的に反映するとともに継続的に議論を行い、より良い検討体制を構築していくことが重要である。

4.1.2. 調査結果と提言

宇宙政策委員会宇宙科学・探査小委員会においては、将来における月面インフラを活用して活動することへの興味が広い範囲において高いことを踏まえつつも（図 4.1-1）、日本が主導的に月面

活動を展開していく上で、30 年後の世界を構想するだけでなく、それまでの期間における活動、特に次の 10 年間の技術開発を支えるものは何か、すなわち、2030 年代で実現すべきことは何かという議論が展開された。その結果を踏まえ、宇宙政策委員会基本政策部会より、「月面活動に関する基本的な考え方（案）」において、「アルテミス計画への参画により我が国の月面活動の機会が拡大していくことを念頭に、当該機会を活用して新たな知の創造につながる世界的な科学の成果を創出することを目指す。」と示された。この方針決定とは、日本はアルテミス計画において、アポロ計画が現代惑星科学を誕生させたのと同じインパクトを持つ成果を打ち出すことを我が国の目標にしたことを意味する。

この観点から、**第一級の成果をもたらす月面での宇宙科学探査として同基本政策部会により以下の3テーマが例示された（※）：月面からの天体観測（月面天文台）、重要な科学的知見をもたらす月サンプルの選別・採取・地球帰還、月震計ネットワークによる月内部構造の把握。これらは、国際宇宙探査専門委員会で議論を重ねてきた、以下で述べる理工学に密接に関わる象徴的なものである。**

※宇宙政策委員会　宇宙科学・探査小委員会　第 44 回資料「月面における科学」、および第 45 回資料「月面における科学（その2）」



図 4.1-1　人類活動圏の拡大のイメージ

国内サイエンスコミュニティから広くヒアリングした結果を
基に国際宇宙探査専門委員会分科会が作成した。

4.1.2.1.　月での科学

月そして火星は、天体が小規模であるために、固体重力天体の進化初期の歴史のみならず太陽系初期形成段階における物質移動の歴史をもとどめる。1960 年代、70 年代のアポロ計画を始めとして、多くの探査によって様々なデータが得られ、その解釈により月の起源と進化過程の描像が、かなり具体的になってきた。しかし、その後かなりの間月探査は停止する。そして、1990 年代になってやっとクレメンタイン、ルナープロスペクタを皮切りに 2000 年代、「かぐや」等による大型のものも含めて数多くの遠隔探査があらためて行われるようになってきた。そして、新たな知見が

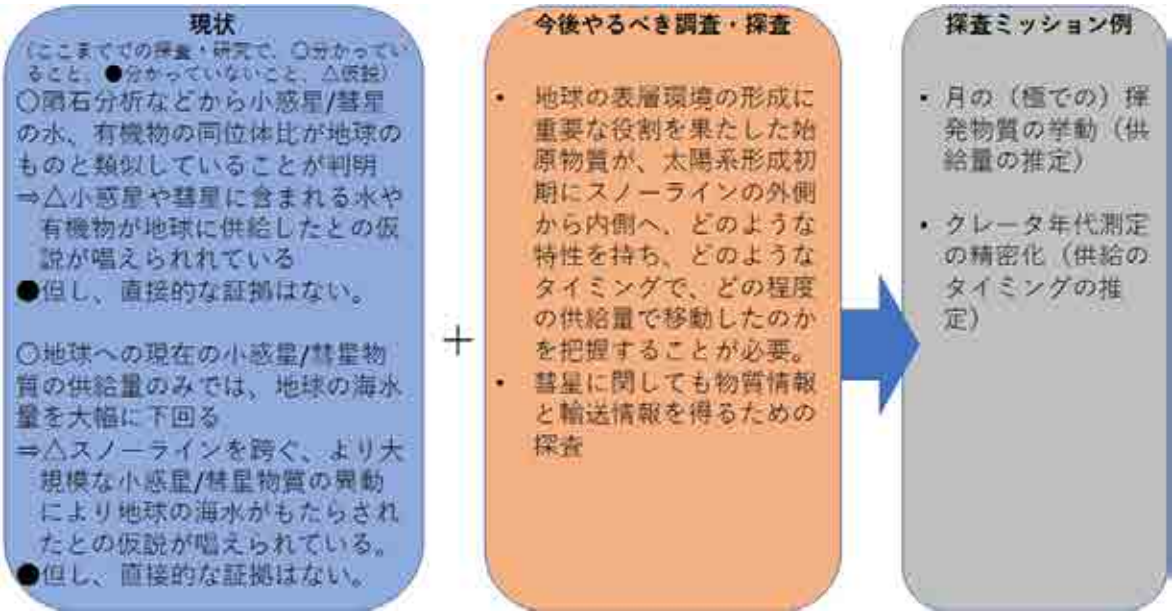
集積されはじめると、「アポロ時代に得られていた月の描像に多くの見直しが必要とされる」、という認識が高まってきた。また、現在の月のような大気や磁場をもたない環境は太陽系の大多数を占める「小天体」などでは一般的であり、月の宇宙線・電磁気環境は宇宙において現れる環境の代表といってもよい。宇宙線・電磁気環境は、月面宇宙線環境と月面プラズマ環境に大別される。これらの詳細な理解は、太陽系科学の進展そして将来の本格的な有人宇宙活動においても重要な課題である。

地球に最も身近な存在である月、太陽系内重力天体の中で質量的に小さくエンドメンバーとしての位置づけになる月の課題は多岐にわたるが、それらの中でも、

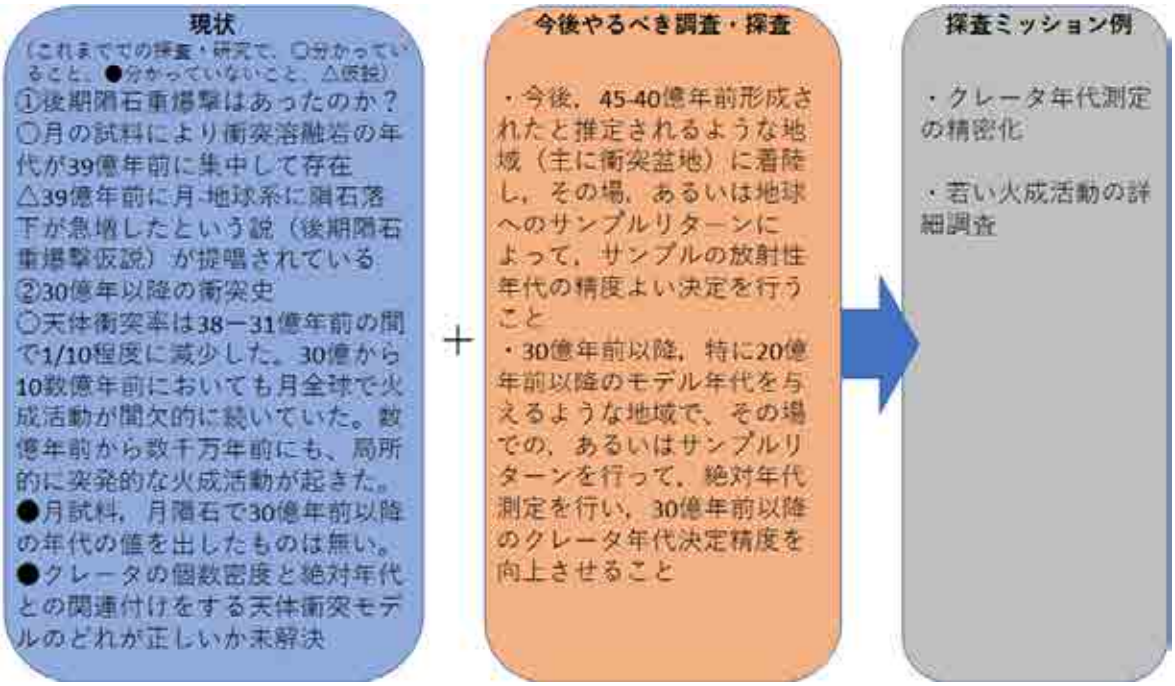
- **「太陽系年代の理解」**
  地球型惑星領域への水や有機物の供給過程、太陽系年代学の確立
- **「月の形成・進化の理解」**
  巨大衝突説、内部層構造形成過程、火成活動
- **「月面環境の理解」**
  宇宙線・プラズマ電磁環境

を特に重要な科学として提言する。

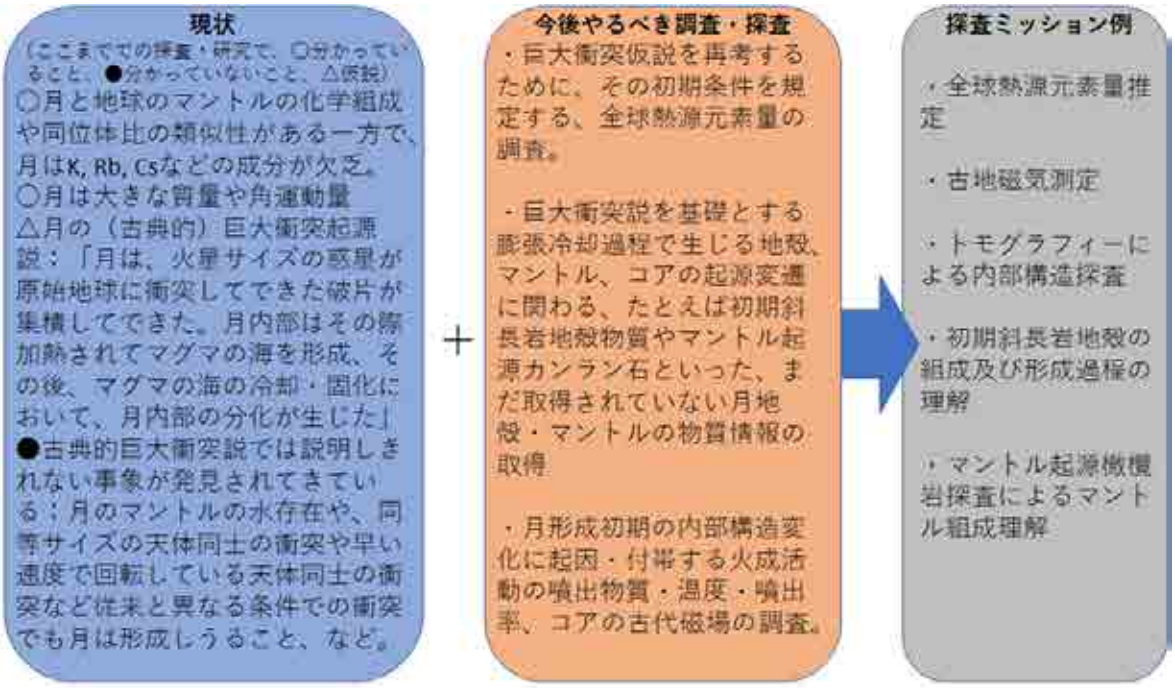
➢ **地球型惑星領域への水や有機物の供給過程**



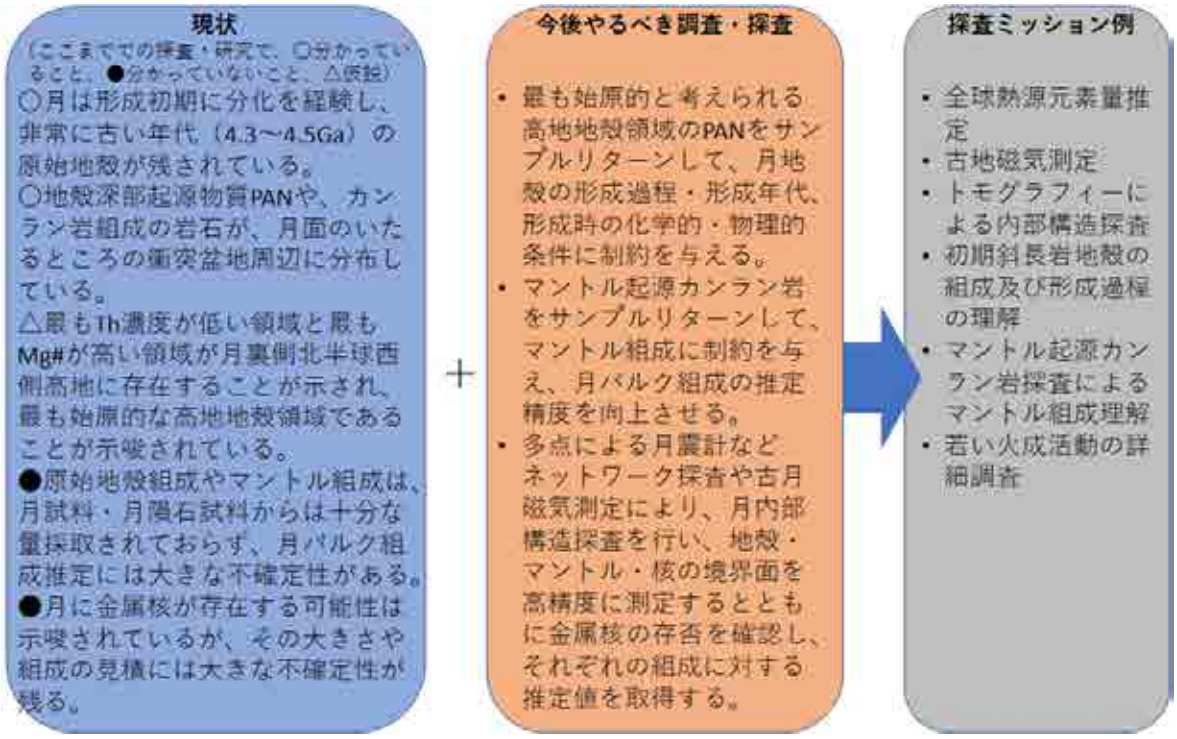
- **太陽系年代学の確立**



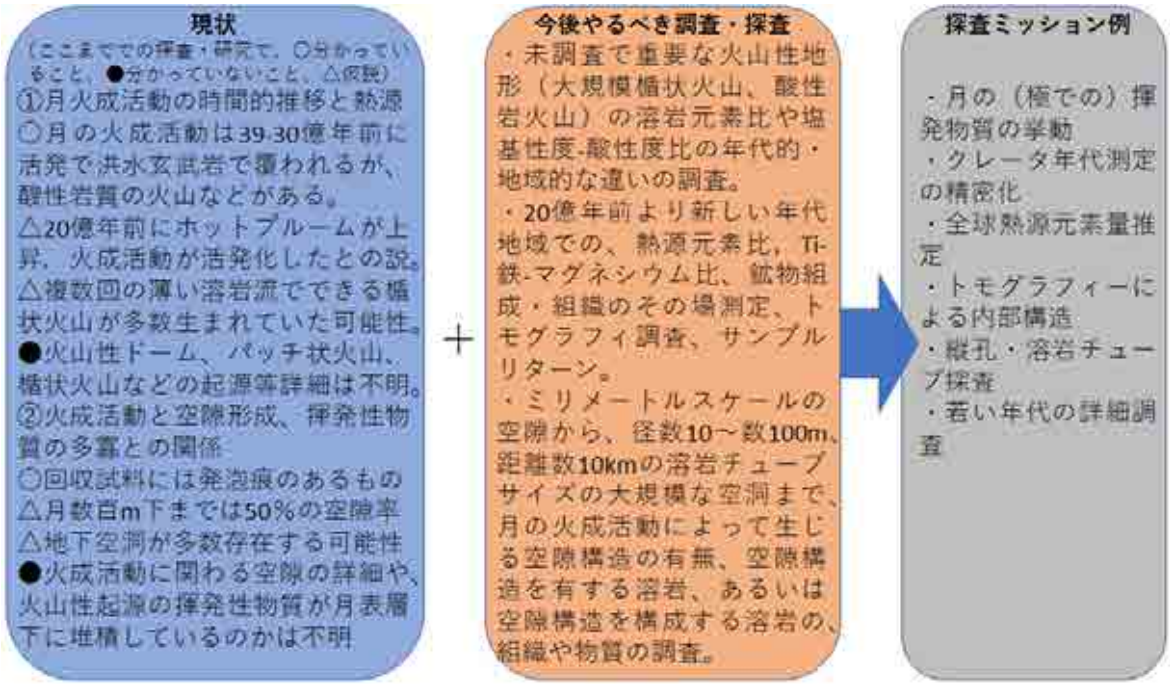
- **巨大衝突説**



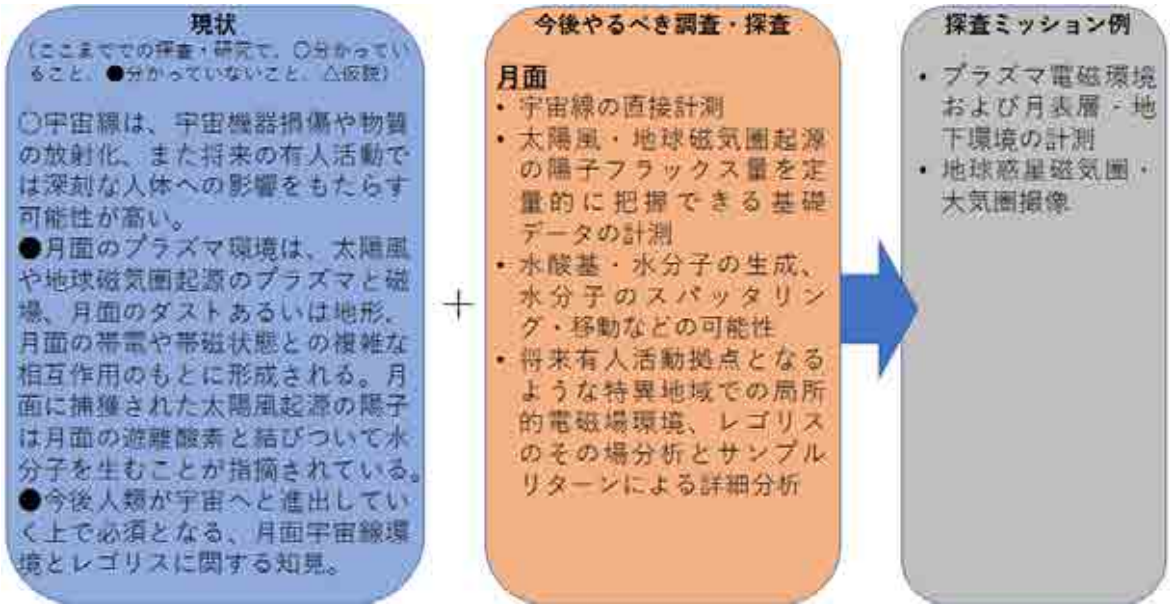
➢ **内部層構造形成過程**



➢ **火成活動**



➢ **宇宙線・プラズマ電磁環境**

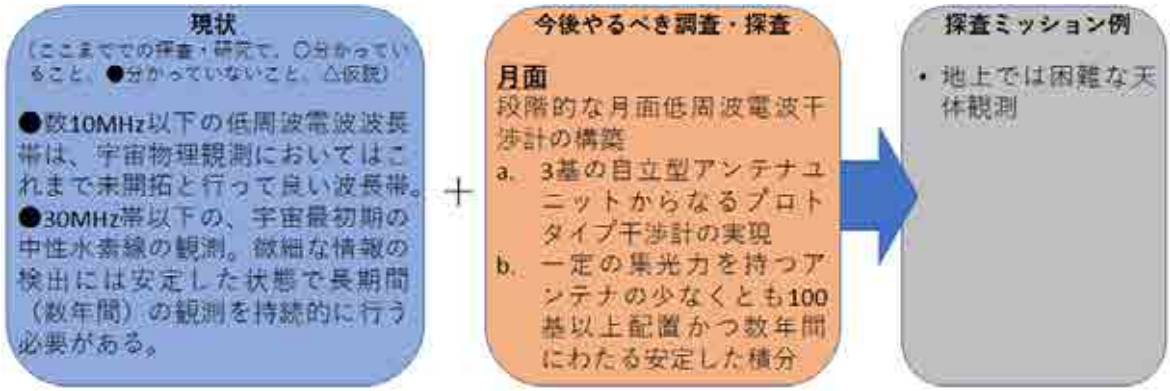


月面からの天文学・宇宙物理観測、あるいは月面環境を利用した基礎物理実験についても月の科学としてとりあげることができる。一般に、スペースにおける天文観測や物理実験においては、地球周回軌道、太陽-地球 L2 や Earth Trailing などの遠隔軌道などがこれまでも活用されてきている。月面からの宇宙物理観測・実験は、これらと比べても、月面において行うことの優位性が明確であることが求められる。

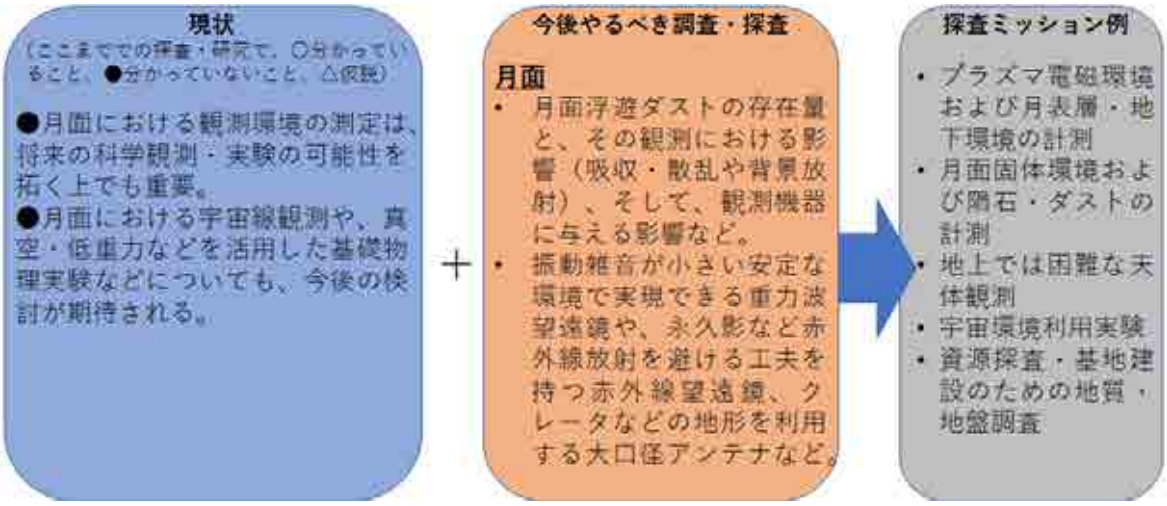
● **「月での宇宙物理観測・基礎物理」**
低周波電波干渉計による観測、月面および月周回軌道での様々な計測・実験、

を特に重要な科学として提言する。

➢ **低周波電波干渉計による観測**



➢ **月面および月周回軌道での様々な計測・実験**



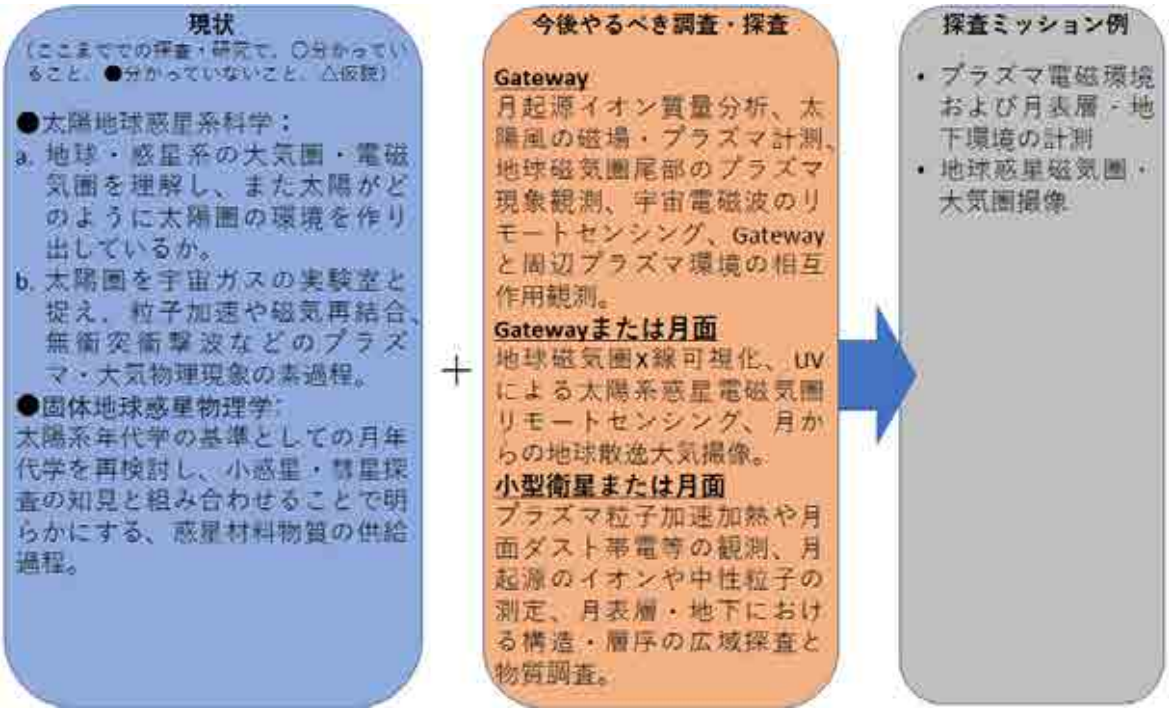
4.1.2.2. 月を含む宇宙科学、月開発に向けた月科学・工学

人類が 1972 年を最後に月面から去って以来、2020 年代になって再び月探査への国際的機運が高まっており、月は優れた科学成果創出の場、そしてビジネスも含めた人類の新たな活動圏として位置付けられようとしている。特に月における科学としては、たとえば月周回衛星の利用や月面での研究インフラの構築により、長期的・恒常的な地球環境、惑星間空間、他惑星、宇宙の観測そして月ならではの実験が期待される。また、民間資本による月での活動は、いかに経済的価値を生み出すかという目的を持ち、そのためにどのように月面に機器を持ち込むか、資源を開発するか、エネルギーを獲得するか、といった点が重視される。月開発に向けた新しい月科学・工学は今後注目を集めると考えられるが、こうした分野の研究は従来の惑星科学的な探査と調和的に進めることができる。それらの中でも、

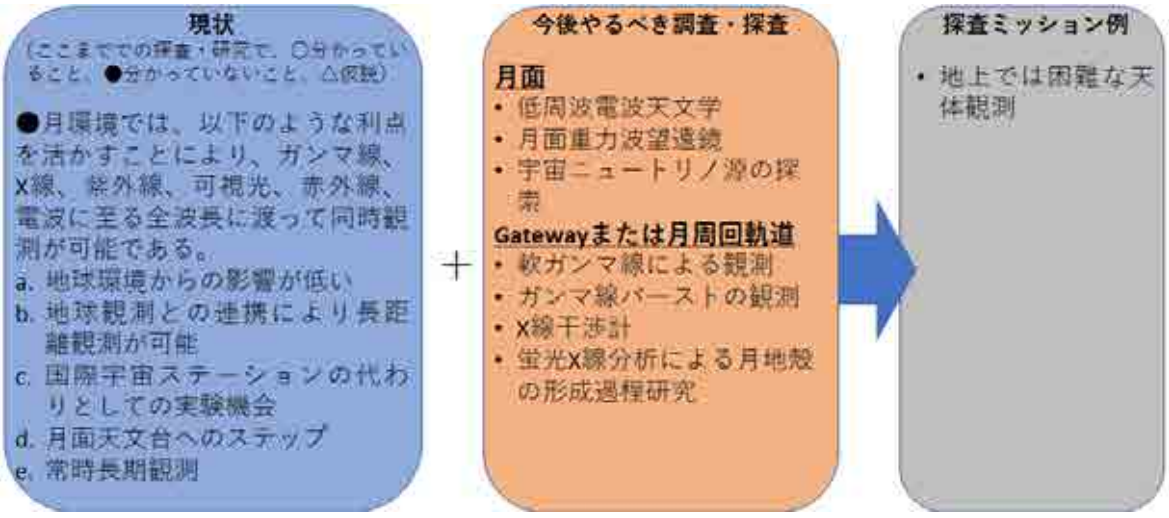
- **「月を含む宇宙科学」**
  地球惑星科学、天文学、アストロバイオロジー、宇宙工学
- **「月開発に向けた月科学・工学」**
  月資源の可能性の調査、月面での活動に向けた準備、月での建設、月での居住

を特に重要な科学および工学として提言する。

➢ **地球惑星科学**


現状
（ここまでの探査・研究で、○分かっていること、●分かっていないこと、△仮説）
●太陽地球惑星系科学：
a. 地球・惑星系の大気圏・電磁気圏を理解し、また太陽がどのように太陽圏の環境を作り出しているか。
b. 太陽圏を宇宙ガスの実験室と捉え、粒子加速や磁気再結合、無衝突衝撃波などのプラズマ・大気物理現象の素過程。
●固体地球惑星物理学：
太陽系年代学の基準としての月年代学を再検討し、小惑星・彗星探査の知見と組み合わせることで明らかにする、惑星材料物質の供給過程。
+
今後やるべき調査・探査
Gateway
月起源イオン質量分析、太陽風の磁場・プラズマ計測、地球磁気圏尾部のプラズマ現象観測、宇宙電磁波のリモートセンシング、Gatewayと周辺プラズマ環境の相互作用観測。
Gatewayまたは月面
地球磁気圏X線可視化、UVによる太陽系惑星電磁気圏リモートセンシング、月からの地球散逸大気撮像。
小型衛星または月面
プラズマ粒子加速加熱や月面ダスト帯電等の観測、月起源のイオンや中性粒子の測定、月表層・地下における構造・層序の広域探査と物質調査。
探査ミッション例
• プラズマ電磁環境および月表層・地下環境の計測
• 地球惑星磁気圏・大気圏撮像

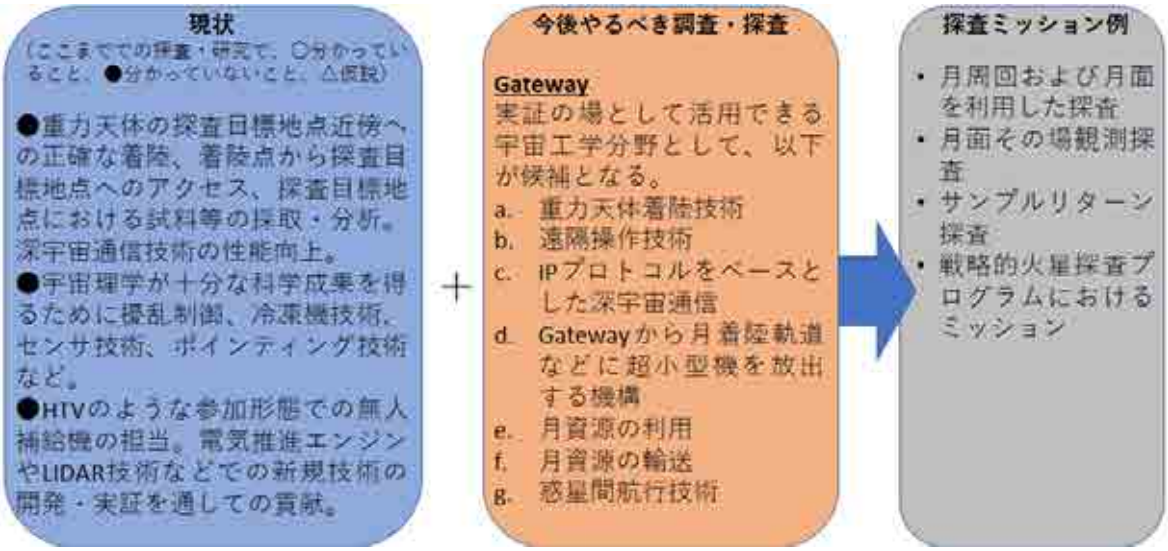
➢ **天文学**


現状
（ここまでの探査・研究で、○分かっていること、●分かっていないこと、△仮説）
●月環境では、以下のような利点を活かすことにより、ガンマ線、X線、紫外線、可視光、赤外線、電波に至る全波長に渡って同時観測が可能である。
a. 地球環境からの影響が低い
b. 地球観測との連携により長距離観測が可能
c. 国際宇宙ステーションの代わりとしての実験機会
d. 月面天文台へのステップ
e. 常時長期観測
+
今後やるべき調査・探査
月面
• 低周波電波天文学
• 月面重力波望遠鏡
• 宇宙ニュートリノ源の探索
Gatewayまたは月周回軌道
• 軟ガンマ線による観測
• ガンマ線バーストの観測
• X線干渉計
• 蛍光X線分析による月地殻の形成過程研究
探査ミッション例
• 地上では困難な天体観測

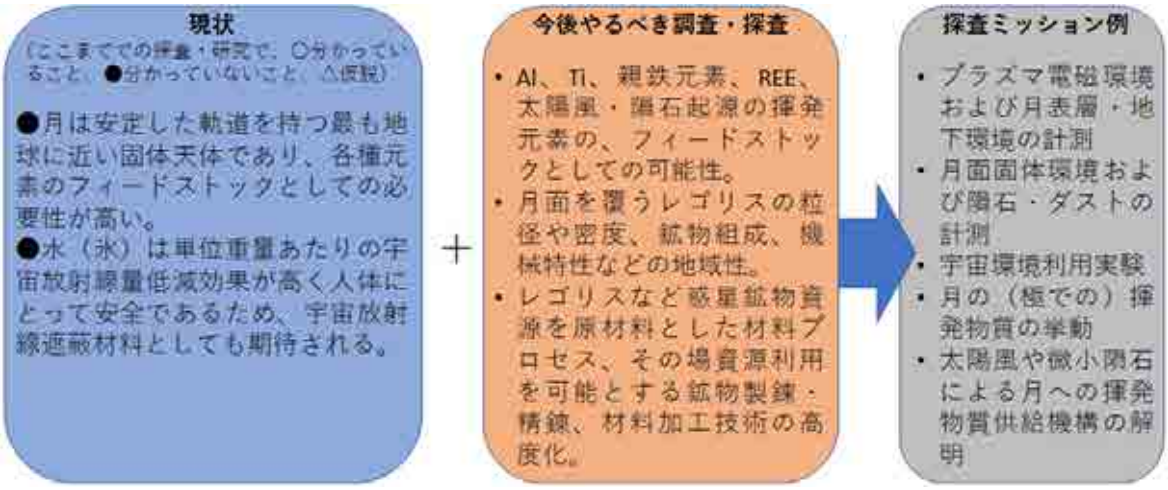
➢ **アストロバイオロジー**



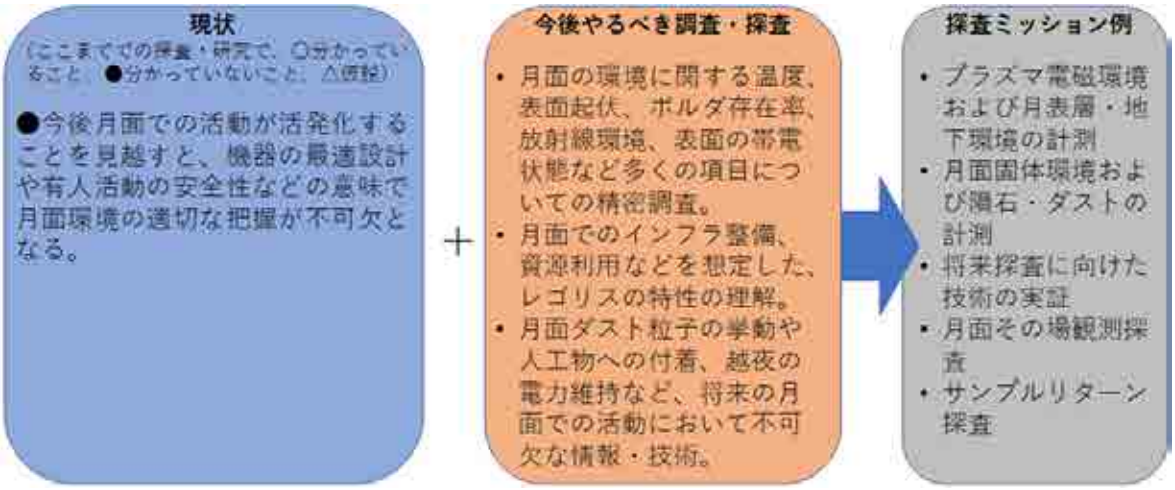
➢ **宇宙工学**



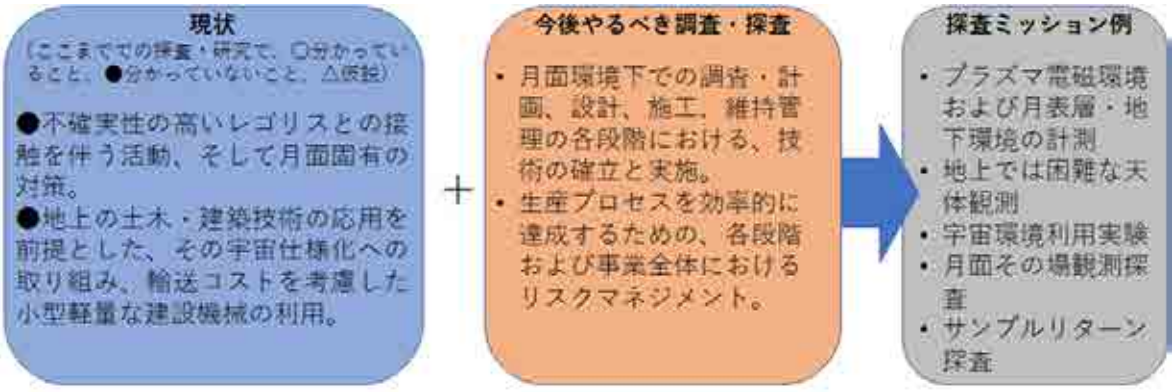
➢ **月資源の可能性の調査**



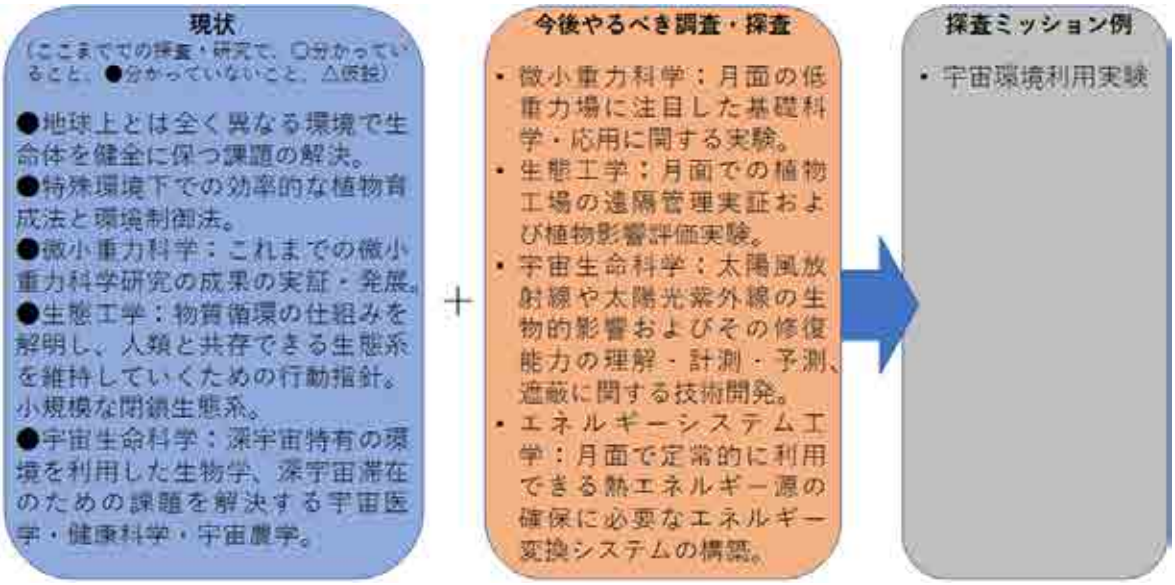
➢ **月面での活動に向けた準備**



➢ **月での建設**



➢ **月での居住**



4.1.2.3. 月探査ミッション例

4.1.2.1 項、4.1.2.2 項の要求に応えるための月探査ミッション例として、以下を提言する。

- **「月周回および月面を利用した探査」**
  プラズマ電磁環境および月表層・地下環境の計測、地球惑星磁気圏・大気圏撮像、月面固体環境および隕石・ダストの計測、地上では困難な天体観測、宇宙環境利用実験、将来探査に向けた技術の実証
- **「月面その場観測探査」**
  月の（極での）揮発物質の挙動、クレータ年代測定の精密化、全球熱源元素量推定、古月磁場測定、トモグラフィー内部構造探査、溶岩チューブの構造探査、資源探査・基地建設のための地質・地盤調査
- **「サンプルリターン探査」**
  初期斜長岩地殻の組成及び形成過程の理解、マントル起源橄欖岩探査によるマントル組成理解、若い火成活動の詳細調査、太陽風や微小隕石による月への揮発物質供給機構の解明

4.1.2.4. 火星での科学

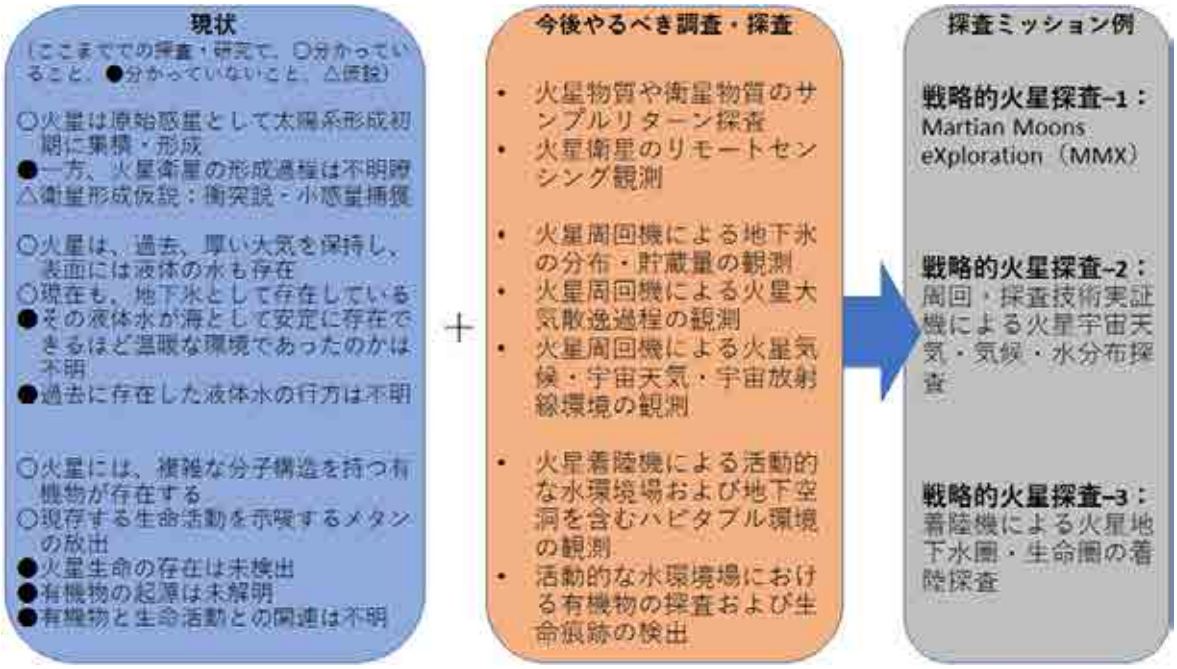
火星は、内側太陽系の外縁部、すなわちスノーラインに近接する位置に存在するため、外側太陽系からの物質輸送や巨大ガス惑星の移動に対して、これらの影響を最も鋭敏に受けてきたことが予想される。また、初期火星の表層には豊富に水が存在し、生命生存可能な表層環境が地質年代に渡って存在していたことが、これまでの探査から明らかになっている。内部海が存在する氷天体は太陽系にも複数存在するが、表層に液体の水が長期間存在していたのは、地球を除けば火星のみである。つまり火星は、惑星科学コミュニティの掲げるビジョン「太陽系における持続的生命生存可能環境の探索」で提示される、2 つの根源的な問い「 A. 生命生存可能環境の普遍性」および「 B. 生命生存可能環境の多様性」に迫ることのできる理想的な天体である。に答えることのできる、唯一無二の天体といえる。**本ロードマップでは、これらの問いに答えることを目指し戦略的に配置された火星探査ミッション群を提案している。**

4.1.2.5. 火星探査ミッション例

JAXA では、2030 年代の「火星地下水圏・生命圏探査火星着陸探査」を今後 20 年のマイルストーンと見据え、2020 年代の「MMX」および、それに続く「Marc Ice Mapper 計画」の 3 つからなる、戦略的火星探査計画を提案する。JAXA の戦略的火星探査計画は、工学および観測装置の技術開発の観点において、月探査やその他の惑星探査ミッションと紐づけられ、国際宇宙探査の視点で JAXA 全体の惑星探査ロードマップに組み込まれるよう策定した。つまり、**(1) 2020 年代中盤の MMX を端緒に、同時期に実施される月着陸探査（SLIM・月極域探査など）で獲得される重力天体着陸技術を生かしながら、(2) 2020 年代後半から 2030 年代初頭にかけ、火星での着陸実証技術の獲得を目指した火星周回機探査 Mars Ice Mapper を行い、(3) 2030 年代の本格**

的火星着陸探査へとつなげていく。また、2020 年代から 2030 年代にかけては、国際協働での MSR 計画が実施される。日本が MSR に主体的に参画していくためには、技術協力やリターンサンプルの共有などで国際化の進みつつある MMX を参考に、火星周回探査においても国際協働の枠組みでの実施を検討する。

- **MMX から周回機・着陸探査へと向かう探査戦略**



月から火星へと工学を含む科学が接続展開するような繋がりについては、特に本格的火星着陸探査で実施する地下水圏の探査においては、月の水資源探査で獲得される、傾斜地へのアクセス技術・走破技術や掘削・サンプリング技術の発展的利用が必須である。工学的には月探査で開発される軌道間輸送、電気推進式輸送機、通信・測位コンステレーションが火星探査実現への必要条件である。つまり、月探査とはそれ自身の価値に加え、火星探査を行うという境界条件のもと、その存在意義が担保されることとなる。

4.1.2.6. サンプルリターン探査に向けたキュレーション体制

はやぶさ・はやぶさ2の成功により、太陽系の歴史、惑星進化、宇宙と生命の起源の解明を目指す惑星科学・惑星探査においてサンプルリターン探査の重要性が強く認識されるようになった。サンプルリターンは持ち帰ったサンプルを地上での大型の高性能の分析装置で解析することを可能にするという点で、探査機での現場分析に比べて格段に分析精度を上げることができるという利点を持っている。その利点を最大化するためには、**サンプルリターン探査では帰還試料による汚染から地球を守る惑星保護、そして帰還試料の維持・管理・分配を行うキュレーション活動が必須となる。**

4.2. 月での科学

4.2.1. 太陽系年代の理解

月そして火星は、天体が小規模であるために、固体重力天体の進化初期の歴史のみならず太陽系初期形成段階における物質移動の歴史をもとどめる。

4.2.1.1. 地球型惑星領域への水や有機物の供給過程

太陽系の初期形成段階において、生命起源物質である水や有機物は、水の氷/水蒸気昇華境界であるスノーラインの外側の低温領域で形成された太陽系小天体（小惑星や彗星）の主な構成物質であった。これら始原小天体は、金属核形成後の初期地球に多数飛来し、水や有機物、強親鉄性元素などを地球表層に供給したと考えられている（レイトベニア仮説）。メインベルト小惑星はその外側の木星や土星、カイパーベルト天体はその内側の海王星の重力の影響を受け軌道進化し、地球型惑星に供給された可能性がある。また、地球の水や炭素の量は地球の形成時に降着したミリサイズの小石によって供給されたとする pebble 仮説も提唱されている。このようにして付加された始原物質は、地球型惑星の海洋、大気などの表層生命環境の形成に重要な役割を果たしたと考えられる。したがって、太陽系形成初期にスノーラインの外側から内側へ、どのような特性を持つ始原物質が、どのタイミングで、どの程度の供給量で移動したのかを把握することは、惑星科学の第一級の課題である。

【これまでの成果】

- 小惑星や彗星に含まれる水が地球に供給されたという考えを支持する証拠として、地球の水と小惑星/彗星の水の水素同位体比が近いことが挙げられる。図 4.2-1 および図 4.2-2 は、地球の水の D/H 比と、小惑星（コンドライト隕石）、彗星（オールト雲由来長周期彗星、カイパーベルト由来短周期彗星）、惑星（木星など）、および原始太陽系星雲の D/H 比を示したものである。図 4.2-2 は最近のロゼッタミッションで測定したチュリュモフ・ゲラシメンコ短周期彗星の値を含む。地球の水の D/H 比は原始太陽系星雲ガスの D/H 比より高く、小惑星や彗星のものに近い。また、小惑星と彗星のどちらかといえば、小惑星のほうにより近い。酸素同位体比に関しても、小惑星（コンドライト隕石）の水は地球の水に近い値を示すことが知られている（図 4.2-3）。
- 一方、有機物に関しても、水と同様に、炭素や窒素の同位体比から小惑星（コンドライト隕石）と地球の有機物との類似性が指摘されている（たとえば、Alexander *et al.* 2012)。彗星の窒素の同位体比は地球のものよりも少し高いようである（Marty, 2012）。
- 現在も地球に小惑星や彗星の物質が継続的に飛来していることが解っている。最も多い地球外物質は直径 1mm以下の宇宙塵である。宇宙塵は年間約4万トン（Love and Brownlee, 1993）飛来し、小惑星と彗星の両方の物質が含まれている。ほとんどが小惑星物質である隕石の地球への降下量は年間 500 トン以下 (Bland *et al.* 1996) であり、宇宙塵の降下量より 2 桁以上小さい。これらの宇宙塵や隕石が現在のフラックスで 46 億年間地球に供給さ

れても、たとえば水に関しては地球の海水量に足りない。したがって、地球の海洋を形成するには、現在よりも遥かに高いフラックスで始原物質が供給されていた時期があったことになる。最近の研究では、太陽系の形成初期には木星や土星など大型の惑星は現在の位置にはなく、それら大型惑星が移動することに伴い周辺の小惑星や彗星などの物質を大量に地球近傍に供給した（惑星大移動）結果、現在よりも高いフラックスで始原物質が地球に供給された隕石重爆撃期が存在したとする説が提唱されている。

- 太陽風プロトンと物質の反応により水が形成した可能性が指摘されている。

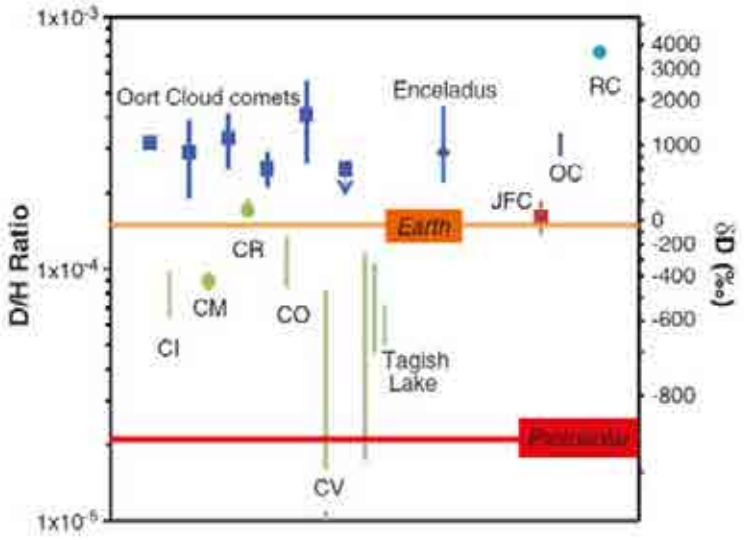


図 4.2-1 地球の水の D/H 比と太陽系他天体の比較
（Data from Alexander *et al.* 2011 and references therein）

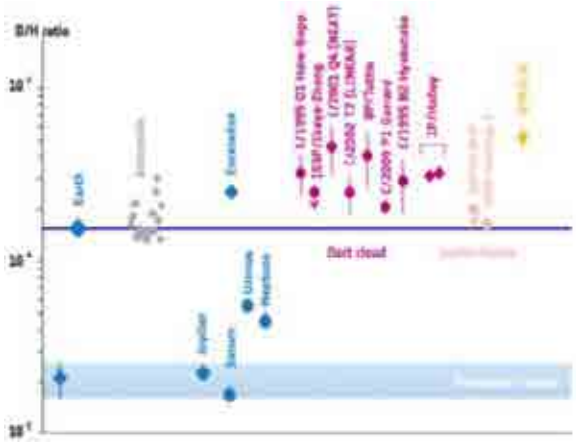


図 4.2-2 地球の水の D/H 比と太陽系他天体の比較
（Data from Altwegg *et al.* 2014 and references therein）

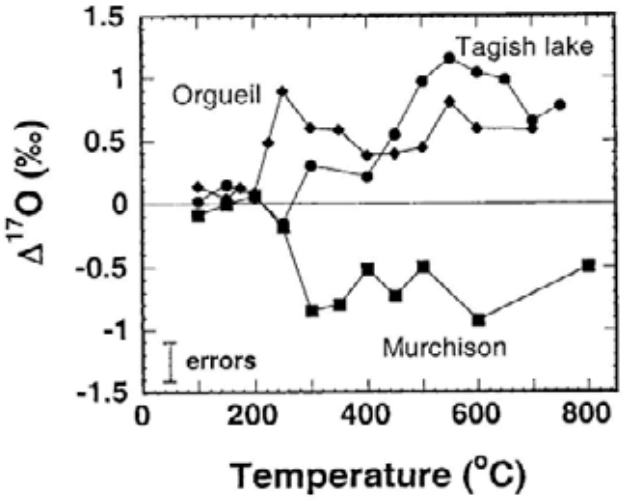


図 4.2-3 地球とコンドライト隕石の酸素同位体の比較
（Data from Baker *et al.* 2002 and references therein）

【残された課題】

地球型惑星の海洋、大気などの表層生命環境の形成に重要な役割を果たした始原物質が、太陽系形成初期にスノーラインの外側から内側へ、どのような特性を持ち、どのタイミングで、どの程度の供給量で移動したのか、また太陽風により形成された水の割合などを把握することが必要である。

【今後必要な探査】

隕石や宇宙塵の物質科学的研究を行うことで、地球型惑星に飛来する始原物質の特性を詳細に把握することができる。しかしながら、これらの地球外物質は、地上で分析される際には、すでに水（鉱物に含まれる水を除く）や揮発性の高い低分子有機物を失っている。逆に地球の水や有機物が吸着、付着し、それらの物質で汚染されてしまっている。そのため、始原天体探査により小惑星や彗星の水や有機物の情報を得、そこから太陽系形成初期にスノーラインの外側から内側へ、どのような特性を持ち、どのタイミングで、どの程度の供給量で移動したのかを知る必要がある。

地球型惑星領域への水や有機物の供給過程を理解するには、(1)始原天体の物質情報（水や有機物を含む）、(2)始原天体の移動・輸送情報　の２点に集約される。スノーラインの外側で形成された小惑星の代表は C 型小惑星である。したがって、C 型小惑星の物質情報（上記(1)）を得るために、はやぶさ2サンプルリターンが実施された。今後はやぶさ2リターンサンプルの分析により上記(1)に関する知見が得られることが期待される。上記(2)に関しては、月面のクレータ分布より始原物質の移動の時期とフラックスについてある程度の情報が得られるが、クレータ分布を調べ

ても実際に移動していた始原天体の物質情報を得るのは難しい。一方、彗星に関しても、上記の(1)および(2)の情報を得るための探査が重要である。

月表層には形成初期から現在に至るまで水や有機物が供給されてきた。月表層、特に極域には水や揮発性成分が濃集されていることが報告されており、これらの存在量や分布、濃集原理を把握することで、水や揮発性成分の月面における挙動や月への供給源・供給時期を知ることができる。

【参考資料】

月極域探査タスクフォース最終報告(2018 年 5 月 18 日版) 5.1 項、日本の宇宙探査全体シナリオ(案)2019 4.1 項、国際宇宙探査専門委員会中間報告書 第 3 章(2019 年 3 月)

4.2.1.2. 太陽系年代学の確立

天体への衝突現象は、地球では生物の大量絶滅の要因としても挙げられるほど表層環境を激変させる因子である一方、水や有機物といった生命活動に必要な物質やエネルギーを供給する因子とも捉えられる。天体表面に記録された衝突クレータの数密度は隕石衝突フラックスの現在に至るまでの累積結果であり、生成時期・起源の異なる地表のクレータ数密度の空間分布を時系列に焼き直すことで、衝突フラックスの時間変化や地表年代（層序）を相対的に把握することができる。さらに、サンプルリターンによる絶対年代測定と組み合わせることで、クレータ数密度に基づく相対年代に定量的な時間軸を与えることができる。月は顕著な大気を持たず降水もないことから風雨による風化浸食が起こらず、地球のようなマルチプレート運動も確認されていない。地球では失われてしまっているが、月では比較的形成初期から現在に至るまでの様々な年代の衝突履歴が保存されている。地球―月系の衝突フラックスを考察するレベルで月と地球の衝突史は同一視され、失われた地球の衝突史は月を調べることで得られる。それは、地球におけるハビタビリティ（生命圏の誕生と持続条件）の成立、持続、変化、終焉を考察するための重要な手掛かりとなる。

一般に、固体表面を持つ太陽系天体は探査機画像で確認される衝突クレータ数密度を手掛かりにして地表地質区それぞれの相対年代が決定される。さらに小天体の軌道進化や軌道力学モデルを介して、月を基準とした太陽系における衝突フラックスの時空間分布に外挿すると、各天体の地質区それぞれの絶対年代を算出することができる。このようなアプローチで各天体の衝突史を復元していく手法をクレータ年代学と呼び、アポロ計画以来最もよく探査・研究されている月はその標準天体として位置付けられている。ここ半世紀の研究により、月固有のクレータ年代学から太陽系年代学への拡張が進んでいる。統計的に意味のある数密度であることが前提であるが、各天体各地質区を特徴付ける事象の履歴を束ねることで各天体の進化履歴を、さらにそれを束ねることで太陽系の進化履歴を、それぞれ復元する道が開けた。まるで関連していないように見える懸け離れた天体同士であっても、天体衝突を手掛かりにして太陽系の進化履歴を俯瞰できるようになった。月のクレータ年代学が精密になるほど、太陽系年代学も精緻化するので、月におけ

る天体衝突を詳しく調べることには大きな意義がある。太陽系全体を知るためにも、クレータ数密度を変える全ての月固有の因子を詳らかにしていく必要がある。

月の地質年代は、相対年代で5つに区分される。古い順に、Pre-Nectarian、Nectarian、Imbrian、Eratosthenian、Copernican である。絶対年代測定で 45 億年ほど前に誕生したとされる月は、Pre-Nectarian から Nectarian および Imbrian にかけて直径 300km 以上の衝突盆地を形成するような巨大衝突があったこと、その凹部を玄武岩質の溶岩で埋めて海を形成したこと、衝突フラックスが指数関数的に減ってきたこと、などが言われてきた。しかし、2000 年代の探査を踏まえて月への天体衝突史の描像が変わりつつある。月の年代学の精密化に伴って以下に述べるような課題が出てきた。これを明らかにすることで太陽系年代学も大きく進歩することになる。

① **後期隕石重爆撃はあったのか？**

【これまでの成果】

アポロ・ルナ探査によって、月の試料が持ち帰られた。それらの分析結果を総合整理すると、衝突溶融岩の年代が 39 億年前に集中して存在することが認められた。このことから、39 億年前に月―地球系への衝突フラックスが急増したという説（後期隕石重爆撃仮説）が提唱されている（図 4.2-4）。この後期隕石重爆撃の原因として巨大惑星の大移動があったとするモデルが提案されている (Gomes *et al.* 2005、Morbidelli *et al.* 2012、Bottke *et al.* 2012)。この仮説が正しいとすると、地球には 39 億年前あたりに急激な大量の隕石が落下し、地球外物質とエネルギーを表層に供給したことになる。このことは、地球の大気や海洋を形成する水が重水素に富むこと、生命の発現がこの時期を境に急増しているようにみえることなどと調和的である。この仮説の検証は、太陽系の力学的な進化と深く関係している興味ある問題であるとともに、ハビタビリティ（生命圏の誕生と持続条件）の知見という観点からも非常に重要である。しかし、後期隕石重爆撃を受けたとされるその時期や規模の推定については注意が必要である。というのも 40 億年より前の古い時代の地域の衝突クレータ数密度が飽和、すなわちクレータの生成と消失が均衡している可能性があり、もしそうだとすると原理的にそれ以上は年代を遡ることができないからである。

【残された課題】

クレータ年代学では遡りきれない 45-40 億年前に形成されたと推定されるような衝突盆地に着陸し、試料（サンプル）のその場分析、あるいは地球に回収（リターン）しての放射性年代の測定を行う。並行して、衝突クレータ数密度が飽和しているか否かを統計的に精査することで、後期隕石重爆撃があったか否か、あったらそれはいつどの程度のものであったのか、といった議論をすることができるだろう。

【参考資料】

国際宇宙探査専門委員会中間報告書 第 3 章(2019 年 3 月)、日本の国際宇宙探査シナリオ(案)(2019 年)

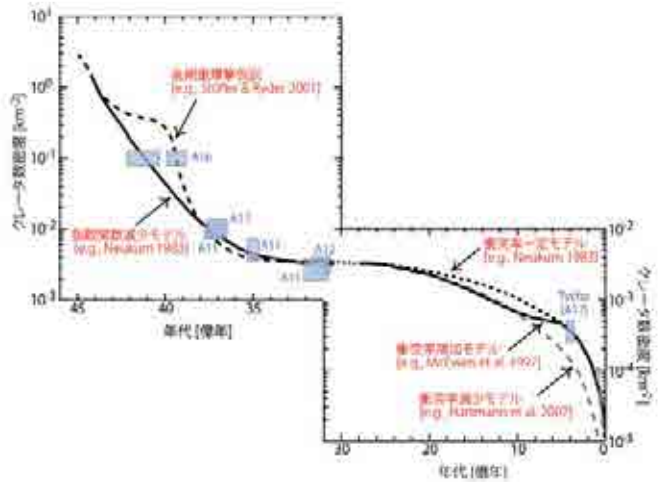


図 4.2-4 アポロ・ルナ岩石資料の放射線年代とクレータ数密度との関係(クレータ年代関数)
(諸田ほか。来る 10 年の月惑星探査提案書より)

4.2.2. 月の形成・進化の理解

1960 年代、70 年代のアポロ計画を始めとして、多くの探査によって様々なデータが得られ、その解釈により月の起源と進化過程の描像が、かなり具体的になってきた。しかし、その後かなりの間月探査は停止する。そして、1990 年代になってやっとクレメンタイン、ルナープロスペクタを皮切りに 2000 年代、「かぐや」等による大型のものも含めて数多くの遠隔探査があらためて行われるようになってきた。そして、新たな知見が集積されはじめると、「アポロ時代に得られていた月の描像に多くの見直しが必要とされる」、という認識が高まってきた。言い換えると、月における物質・エネルギーの循環、固定、散逸・消失の観点からの様々な課題が新たに見えてきたのである。地球に最も身近な存在である月、太陽系内重力天体の中で質量的に小さくエンドメンバーとしての位置づけになる月の課題は多岐にわたるが、「かぐや」による成果を中心として、それら課題の中でも最も重要と考えられる課題を、これまで得られた成果との関係で以下に整理する。

4.2.2.1. 巨大衝突説

太陽系の天体は天体同士が衝突・成長することにより形成したと考えられている。特に太陽系の形成の後期において、比較的大型に成長した原始惑星同士が衝突する現象を巨大衝突と呼び、地球や月の形成過程としてこの巨大衝突説が最も有力である。この巨大衝突の規模・頻度・時期や、衝突天体の起源、衝突によって規定される形成直後の惑星内部の熱的・化学的状態を理解することは、惑星形成過程の理解のみならず、生命誕生に至る地球の初期環境や地球のような

環境を持つ惑星の形成頻度を知るためにも非常に重要な第一級の課題である。この課題を実証的に解明するためには、形成当時の情報が最も多く残されており、詳細な研究が可能な地球・月系の「巨大衝突説」を月探査データに基づき検証し、形成条件を把握することが最も有望な出発点となる。

【これまでの成果】

アポロなど月探査により地球に持ち帰られた斜長岩や玄武岩など月の地殻を構成する岩石や月隕石の分析によって、月と地球の岩石の主要元素の化学組成や同位体比（特に酸素）に類似性がある一方で、月は K、Rb、Cs などの揮発性成分に欠乏していることがわかった。これら成果と、月の質量が大きいことや地球・月系が持つ大きな角運動量などもふまえて、以下のような月の（古典的）「巨大衝突説」が提唱された：

「月は、火星サイズの惑星（テイア）が原始地球に衝突してできた破片からなる円盤から集積してできた。月はその際加熱されて、形成直後の月内部は大規模に溶融し『マグマの海』を形成した。その後、マグマの海の冷却・固化に伴い月内部が分化（地殻やマントルなど成層構造が形成）した」。

その後、「マグマの海」は月だけでなく地球においても存在したと考えられるようになり、火星にも存在した可能性が指摘されるなど、地球や火星など固体天体の進化を理解する上で重要な現象であると考えられるようになった。ところが、マグマの海の痕跡は地球では形成直後の情報が地殻変動などにより失われていることからほとんど見つからず、また火星では近年の探査から地殻はマグマの海ではなく通常の火山活動により太陽系形成から数千万年のうちに形成されたとする報告もある。アポロ試料が示す証拠から、月が巨大衝突により形成され、その形成直後にマグマの海があったことは間違いないと考えられるが、上記のような月の巨大衝突説の「古典的描像」を見直し、月形成および進化過程の詳細な理解を実証的に解明することが喫緊の課題となりつつある。

アポロ後も月探査は精力的に進められ、月の起源を紐解くいくつかの大きな発見があった。

1. 月は最初の数億年間膨張しており、海の火山活動がピークに達したのも 40~35 億年前でありそれ以前はあまり活発ではなかった。このことは、最初の数億年、月の内部の温度は上昇したことを示しており、（形成直後の高温条件が急速な冷却やその後の火成活動により上書きされていないと仮定すれば）形成直後は古典的な巨大衝突説から期待されるほど高温ではなかったことが示唆される。
2. アポロの試料が示す酸素など主要構成元素の同位体比は地球と似ているが、わずかな違いがあることが近年指摘されつつある。古典的な巨大衝突説に従うと、月は主に衝突天体（テイア）の物質が飛び出してできたと予言されているが、この同位体比の類似性とわずかな違いは古典的な巨大衝突説では定量的に説明がつかないと考えられており、予言が必ずしも

正しいとは限らないことを意味している。

3. PKT 領域全体で地殻の岩石が形成された年代は 43.4 億年前ほどであり、現在の太陽系形成論から巨大衝突が起きたとされる年代（45 億年前頃まで）より有意に若いとする報告がある（ただし、これまでの月試料は全て形成後に衝突や溶融過程を経ており、マグマの海から固化した当時の情報を残す地殻物質は得られていないとする考えもあり、論争は続いている）。もし、巨大衝突が本当に 43.4 億年前に起きたのであれば、これは太陽系形成過程全体を再考する必要があることを示している。あるいは、もし月が 45 億年前頃に形成したのであれば、前述の若い PKT の年齢は、マグマの海の寿命が理論的な予想に反して 1 億年以上あり、その過程で PKT のような大きな水平不均質構造を生み出すプロセスが働いたか、あるいは、マグマの海の冷却・固化後に PKT を生み出すプロセスが働いたことになるが、現在の月の初期進化の理解ではそのようなプロセスは知られていない。
4. 月表層の岩石試料において揮発性元素は全般に欠乏しているが、それにもかかわらず、マントルに水が存在することが示唆されている。古典的な巨大衝突説では形成直後の高温により水を含む揮発性成分に乏しい月が形成されると説明されてきたが、これらの成分の中でも水の揮発性は特に高く、古典的な巨大衝突説でこのような水の存在が許容されるのか大いに疑問である。

巨大衝突の数値シミュレーションにおいて、ここ数年で同等サイズの天体同士の衝突や、早い速度で回転している天体同士の衝突など、従来と異なる条件での衝突により月が形成したとする研究も進んでいる。同等サイズの天体同士の衝突による月形成という条件のもとでは月は衝突天体でなく地球を起源とする物質から構成される。地球と衝突天体の酸素同位体値は異なると推定され、月が巨大衝突で形成されかつ月は衝突天体側の物質を起源とする物質から構成されるのであれば、地球と月の酸素同位体は異なるはずである（にも関わらず実際には類似する）ことから、前述のような新しい衝突条件（天体のサイズや回転エネルギーなど）により巨大衝突説の課題を解決する研究が進められている。

以上のように、近年の月探査からは、古典的な巨大衝突説は再考する必要があることが示唆される。観測と理論の両面から、形成直後の月や地球がどのような状態であったかを改めて研究する必要が生じている。

【残された課題】

巨大衝突説を再考するためには、その初期条件を規定する必要があり、その最も重要な情報が全球熱源元素量である。加えて、巨大衝突説を基礎とする膨張冷却過程で生じる地殻、マントル、コアの起源変遷に関わる、たとえば初期斜長岩地殻物質やマントル起源橄欖石といった、まだ取得されていない月地殻・マントルの物質情報の取得も必須である。斜長岩地殻物質やマントル起源橄欖岩の組成や粒径などから、これらの物質の晶出時のマグマの化学・物理条件を制約し、月バルク組成を推定することができる。月バルク組成を推定することで、月が巨大衝突を経験

した時の天体間での元素分配や熱による元素散逸の様子を紐解くことができる。また、月形成初期の内部構造変化に起因・付帯する火成活動の実態がわかっておらず、38 億年以前の火成活動に関わる噴出物質や温度、噴出率、あるいは、コア形成や強制対流に関わる古代磁場の調査が求められる。

【参考資料】

ヘラクレス計画の科学探査タスクフォース中間報告書(2019 年 2 月 28 日版）

4.2.2.2. 内部層構造形成過程

【これまでの理解】

太陽系の天体の中で、地球や火星など岩石でできている惑星（地球型惑星）や衛星は、天体同士が衝突・成長し、重力の支配が大きくなってくるような天体（重力天体）では、大規模な溶融を経験した結果、内部に層構造が形成される。月は、そのサイズにおいて、重力天体のサイズにおける端成分に位置し、月の内部構造の形成過程の理解は、固体天体の多様な内部構造の形成、進化を理解する上で重要な情報を与える。月における内部層構造は地球と同様、地殻、マントル、コアの三層よりなると考えられるが、それらがいつ、どのように形成され、どのように進化したのかを、物質やエネルギーの循環、固定、散逸・消失といった観点から説き明かしていくことが求められる。

月の内部層構造形成過程の理解において、解明すべき課題は多岐にわたって出されているが、なかでも、重要と考えられる課題は以下のようなものである。

① <u>原始地殻の形成過程はどのようなものだったか</u>

「かぐや」に搭載されたスペクトルプロファイラのデータから様々な知見が得られ、これまで斜長岩高地とひとくくりにされていた裏側高地地殻において、それらを基に原始地殻形成に関わる重要な仮説も提唱されてもいる。たとえば、裏側高地地殻において水平方向に系統的な鉄・マグネシウムの組成変化（Ohtake *et al.* 2012）（図 4.2-5）と、パッチ状の Th の組成変化傾向が発見された(Kobayashi *et al.* 2012、Yamamoto *et al.* 2016)（図 4.2-6）。

また、スペクトルプロファイラデータから、鉄・マグネシウムが非常に少ない斜長岩が発見され(Matsunaga *et al.* 2008)、更にそうした斜長岩は全球的に分布しているのが「かぐや」搭載のマルチバンドイメージャデータから確かめられた(Ohtake *et al.* 2009)。この斜長岩は純粋斜長岩（Purest Anorthosite: PAN）と名付けられた。この PAN の特徴に合致する岩石片は、その後、月隕石の中にも特定されている(Nagaoka *et al.* 2014）。一方、やはりスペクトルプロファイラのデータにより、衝突盆地のクレータの内壁などに、橄欖岩が PAN と隣接して分布していることが発見されている(Yamamoto *et al.* 2012)（図 4.2-7、図 4.2-8）。これらの発見を基に、月の原始地殻

については、そのごく表層はパッチ状に成長しつつ（Yamamoto *et al.* 2016）（図 4.2-9）、全体には裏側から徐々に表側に向かって成長しつつ（Ohtake *et al.* 2012）、地殻の下部には巨大な PAN 層が、そして更にその下には橄欖岩の岩体が形成された(Yamamoto *et al.* 2012)（図 4.2-7）、といったモデルが提案されているが、橄欖岩がマントル由来あるいは、下部地殻由来なのかといった点などはいまだ不明で、その解明は今後の探査（SLIM など）に期待される。

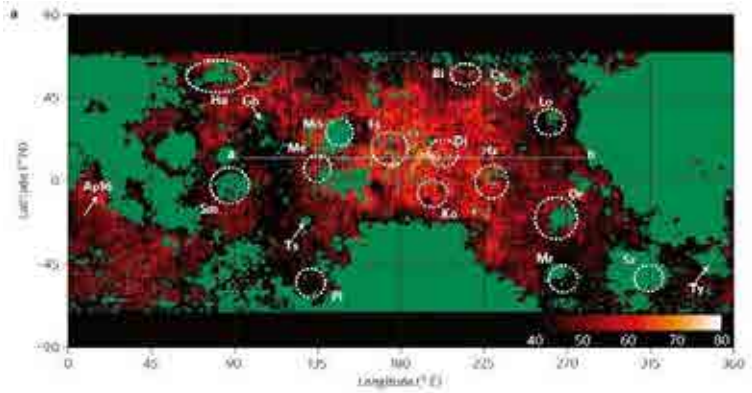


図 4.2-5 「かぐや」搭載スペクトルプロファイラデータから得られた月の高地のマグネシウム分布（Ohtake *et al.* 2012）

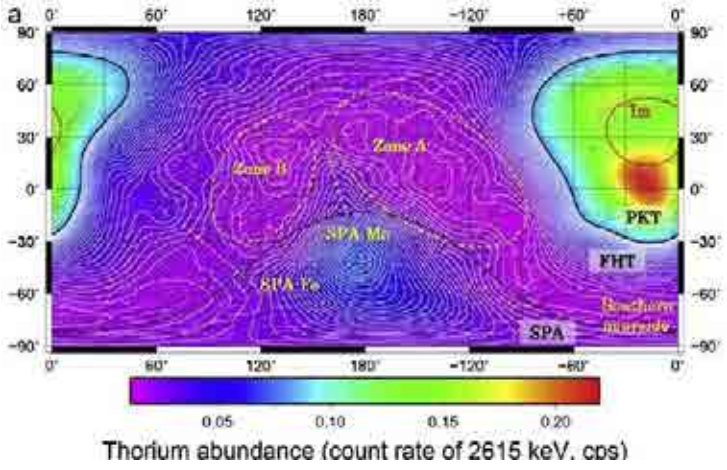


図 4.2-6 「かぐや」搭載ガンマ線分光計から得られた月の Th 分布（Kobayashi *et al.* 2012）

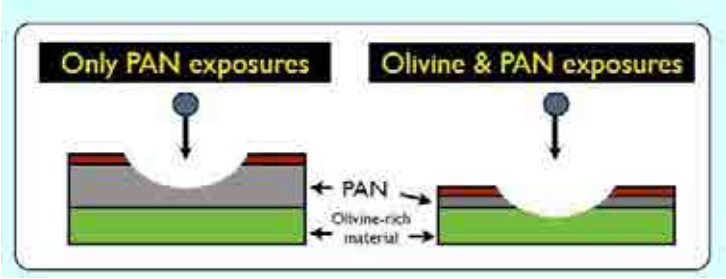


図 4.2-7 月の巨大斜長岩(PAN)層モデル

(Yamamoto *et al.* 2012)。月地殻下部には巨大な PAN 層が横たわり、その下には橄欖石に富む層が存在していると考えている。

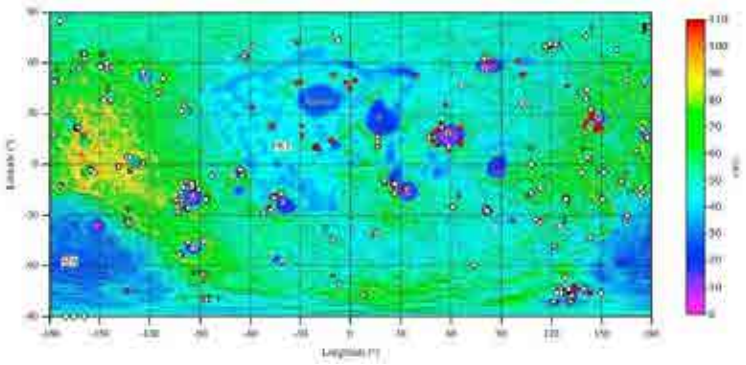


図 4.2-8 「かぐや」搭載スペクトルプロファイラから得られた月の橄欖石と PAN の分布

(Yamamoto *et al.* 2012)

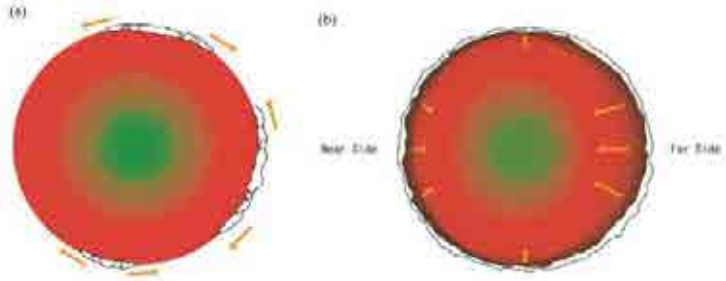


図 4.2-9 月の近くの二段階成長モデル

(Yamamoto *et al.* 2016)。マグマオーシャンの固化にともない、パッチ状に地殻形成が起き始めるが、その後もしくはそれに平行して、裏側中心部から下方深部への地殻成長が始まったと、Yamamoto らは考えている。

【残された課題】

従来の一様な地殻が形成したとするシンプルなマグマオーシャン説と、新たに「かぐや」により提案された上記の原始地殻の形成モデルを今後比較検証する必要がある。具体的には、PAN が原始地殻であるかどうかを検証する必要がある。その検証のためには PAN をサンプルリターンし、固化年代を測定することが必要である。また、広域・多地点でのその場観測により、衝突盆地・大規模クレータの内壁の露頭での橄欖岩層と PAN 層を詳細に光学観測し、露頭物質のその場元素分析を行うことで、地殻内での物質の層構造をより詳細に把握することができる。さらに月震観測による地殻厚さの決定や、熱流量計測による地殻内放射性物質の内蔵量決定などを組み合わせることで、月内部の層構造形成モデルの理解に強く貢献することができる。

② 月の内部で熱源元素の濃集は、いつどのように生じたのか？

「かぐや」搭載の地形カメラによるクレータ分布の把握により、月の溶岩流出地域である「海」において、多様な年代噴出を持つ地質ユニットの分布の詳細が分かるようになってきた(Haruyama *et al.* 2009、Morota *et al.* 2009, 2011, 2014)（図 4.2-10）。加えてマルチバンドイメージャから、各ユニットの元素量なども推定され、結果、たとえば噴出した玄武岩の Ti 量が約 20 億年前に上昇に転じる傾向なども明らかにされてきている(Kato *et al.* 2017)（図 4.2-11、図 4.2-12）。このような若い年代の玄武岩は、熱源元素である Th の濃集が確認される PKT に集中しており、若い火成活動を担った玄武岩の母マグマと熱源元素量の関係性が注目されている。熱源元素の濃集は、天体でのエネルギー密度の多寡の空間的時間的不均質性、すなわち天体表面における大量のパルス的なエネルギー発生をもたらすことに繋がる。

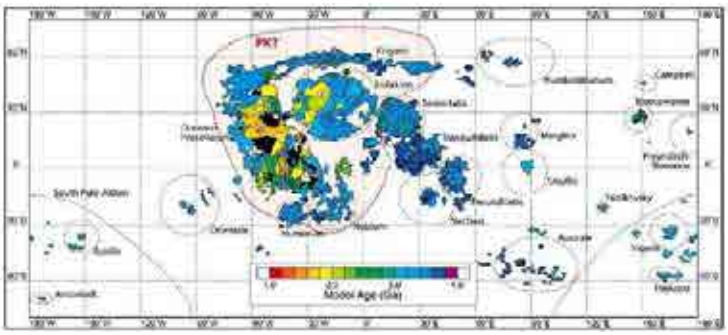


図 4.2-10 「かぐや」搭載地形カメラデータから得られたクレータ年代学による月の溶岩ユニットのモデル年代

（Morota *et al.* 2011）

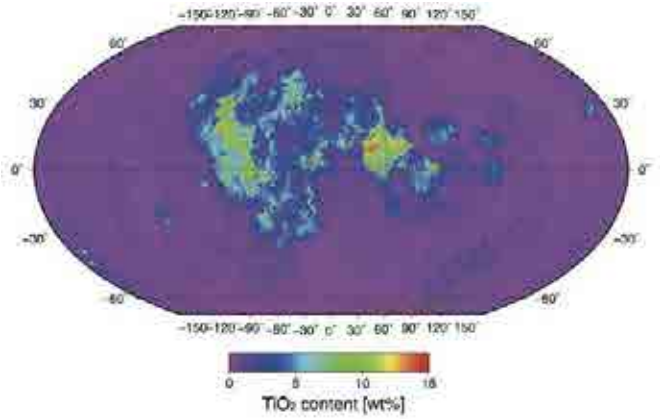


図 4.2-11 「かぐや」搭載マルチバンドイメージャデータから推定された月の TiO_2 分布

（Kato *et al.* 2017）

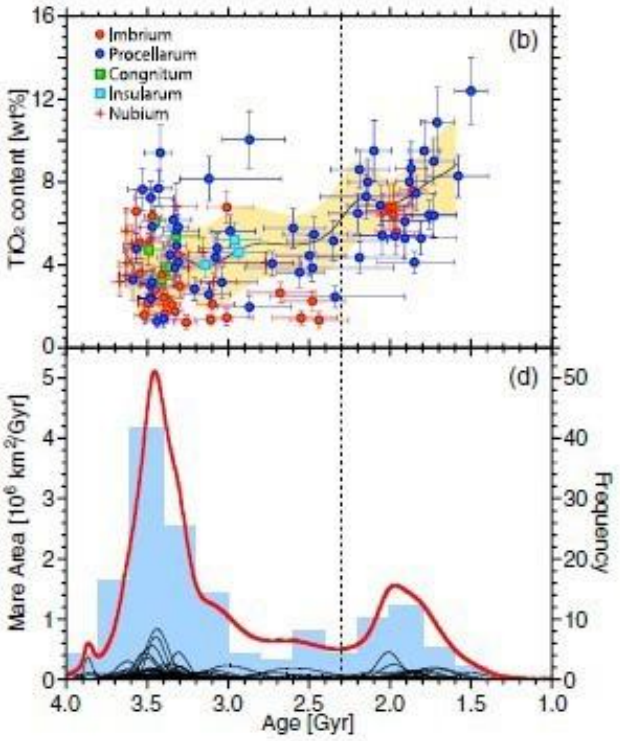


図 4.2-12 月の PKT 領域の海の Ti 量の変遷

（Kato *et al.* 2017）。Kato らは、一旦マントル下部へと沈み込んだ Ti に富む層が約 20 億年前以降にプリュームとして上昇、噴出したのではないかと考えている。

熱源元素の濃集は、嵐の大洋と雨の海を囲むように存在し、PKT（Procellarum KREEP Terrane）領域と呼ばれる（Jolliff *et al.* 2000）。 PKT 領域の中でも広大な領域を占める嵐の大洋、その中心部、あるいは、特に濃集が見られる雨の海周辺は、これまでアポロ計画によるサンプルリターンがなされていない。PKT 域の物質の詳細調査、また、熱源元素の濃集量を知るための濃集層厚の月震観測や熱流量観測による調査が求められる。

③ 月の核形成は、どのようなものであったのか

月は地球と同様、金属の核を持つとされているが、月は小さいため核は冷えかたまっていると考えられていた。しかし、2000 年代の探査機の軌道データを利用することで、月の微小な回転のふらつきが高精度で測定され、月のマントル下部の核との境界付近ではまだ、完全に流動性を失うには至っていないという研究も発表されている（Harada *et al.* 2013)。

核の現在の状態や進化史においては、磁場の発生や消長も重要な研究課題である。「かぐや」に搭載された月磁場計測機により、全球の磁場の様子が詳しく分かってきた（Tsunakawa *et al.* 2010）(図 4.2-13)。これを基に、かつて全球的な磁場（ダイナモ磁場）が生じていて、その磁極は移動したのでは無いかという説が出されている(Takahashi *et al.* 2014)(図 4.2-14)。また、アポロ計画で持ち帰られたサンプルや月隕石からは、約 10-20 億年前までででも月の核とマントルの境界に磁場が存在し、その強さは、現在の地球の外核とマントルの境界におけるレベルの非常に強いものであることが分かっている（たとえば、Runcorn 1996、Garric-Berthell *et al.* 2009、Suavet *et al.* 2013 (3.56Ga)、）（図 4.2-15）。更に遡って 40 億年前にはその 100 倍もの磁場の存在もサンプルなどから示唆されている(たとえば、Runcorn 1996、Garric-Berthell *et al.* 2009、Suavet *et al.* 2013)。しかし、実際、こうした古磁場が、月のような小さな天体に実際生じたのか、もし生じたのが事実だとすると、その詳細はどのようなものであったのかは未解明であり、月の核の研究とも関連して、重要な課題である。

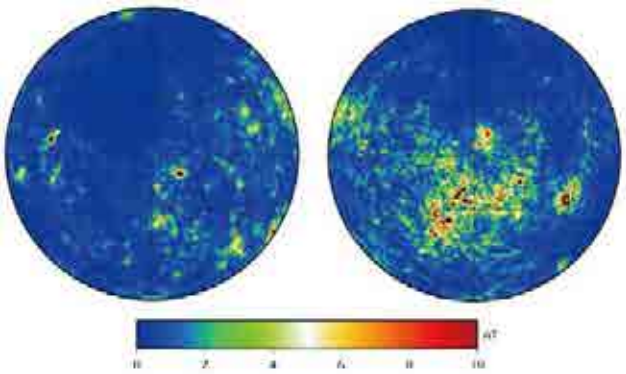


図 4.2-13 「かぐや」搭載磁力計による月の磁場マップ
（Tsunakawa *et al.* 2015）。多くの磁気異常の詳細が明らかになった。

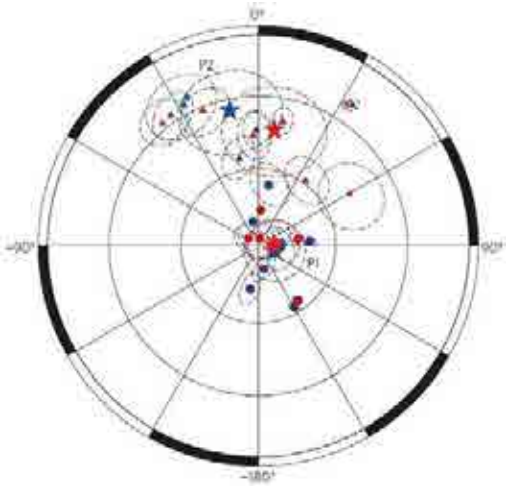


図 4.2-14 「かぐや」とルナープロスペクタ搭載磁力計から得られた過去の磁極移動（Takahashi *et al.* 2014）。丸、三角はそれぞれ P1、P2 とした領域から推定された磁極。明らかに P1 と P2 からそれぞれ推定される極の位置は異なっている。

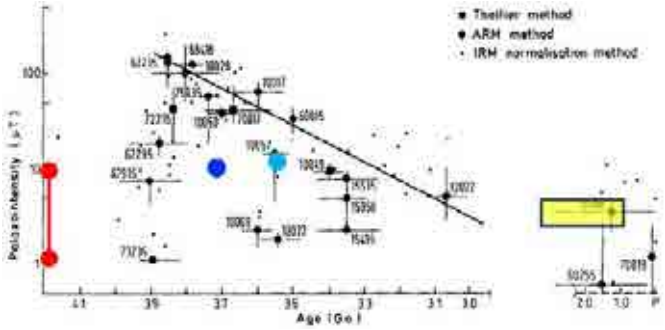


図 4.2-15 アポロサンプルからの月の磁力の推定

Runcorn 1996 に加筆。赤丸は Garric – Berthell *et al.* 2009 (4.2Ga)、青丸は Shea *et al.* 2012 (3.7Ga)、水色は、Suavet *et al.* 2013 (3.56Ga)、黄色は Tikoo *et al.* 2017 (～1 to 2.5Ga)。10 億年前でも、1 μT の磁場が存在していた可能性がある。この値から推定される月コア–マントル境界の磁場は、現在の地球のそれと同等ということになる（図は清水久芳氏提供）。

月の核のサイズは 250 から 430 km 程度との報告が、アポロ計画で設置された月震計データの解析によりされている（Weber *et al.* 2011）。しかし、初期の金属量の推定などにもっとコアサイズを限定する必要がある。今後、月震観測によって核のサイズ推定精度を高める必要がある。また、磁場の変遷に関わるデータの収集も重要である。磁場は溶岩の冷却とともに獲得される一方で、月のように隕石衝突を大量に受けると溶岩は砕屑されてしまい、古磁場の方向性が失われて

しまう。そこで、破砕の影響を受けていない溶岩岩体での残留磁気計測による、古磁場形成の有無、存在時期、磁極移動の有無を知ることができるその場観測、更にはサンプルリターンが望まれる。

【参考資料】

国際宇宙探査専門委員会中間報告書 第 3 章(2019 年 3 月)

4.2.2.3. 火成活動

太陽系内の岩石が主たる成分の惑星や月のような大型の衛星は、規模こそ様々であるが、形成初期にマグマの海をなし、その後の冷却過程で、内部に層構造を生むような「分化」を生んだと言われる。分化を起こすと、その過程で熱源元素の濃集領域を天体内部に生む。熱源元素の濃集は、岩石の再溶融を生み、溶融岩体、つまりマグマの上昇の結果、天体表面に噴出するに至る火成活動を引き起こす原因となる。火成活動を通して、物質やエネルギーが、どう循環、固定、散逸・消失したかは、その天体の進化を理解する上で最も基本的なことである。更に言うならば、火成活動は、物質やエネルギーの供給を生むことはもちろん、既存の環境の大規模な変革をもたらすことも、周知のことである。逆に地球の場合は、プレートテクトニクスという大規模な火成活動による物質循環が、表層環境を安定させることに寄与している。つまり、天体での火成活動の理解は、天体でのハビタビリティ(生命圏の誕生と持続条件)の成立・持続／変化・終焉にもっとも重要かつ決定的な要素の一つである。月はかつて、多分に隕石衝突による表面の大規模掘削・破壊に誘導され、火成活動が生じている。月は、太陽系内で岩石を主とする天体としては、「小さい」側のエンドメンバーであり、月における熱源元素の濃集に起因する火成活動の理解は、さまざまな惑星・衛星の火成活動の理解をする上で、基本的な情報となる。

① **<u>月火成活動の時間的推移はどのようなものであったのか？その熱源は何か？</u>**

【これまでの理解】

前世紀、アポロ試料や月隕石、クレータ数密度から、月の火成活動は 39-30 億年前に活発であったことが理解されてきた。また、火成活動の多くは洪水玄武岩型のものとして現れているが、中にはケイ素が多い酸性岩質のものもあることがわかってきた。今世紀に入り、「かぐや」や LRO による全球の高解像度画像データの集積により、月の火成活動は、さらに時間的、空間的に多様なものであったことが認められるに至っている。衝突盆地形成において大規模な溶岩流をともなうような溶岩被覆のみならず、地球や火星にみられるような複成火山様式を伴うような差し渡し 1000km にも及ぶ大規模な楯状火山が複数確認されてきている(Spudis *et al.* 2013)。これは、今世紀になって高精度の標高データが得られたことによる。さらに高解像度画像データや希土類元素に関する新しいデータからは、月の裏側の高地に Th 濃集点でかつ酸性岩が露出している領域(コンプトン-ベルコビッチ領域)があることが発見された(Jolliff *et al.* 2012)(図 4.2-16)。そ

の他、酸性岩体の候補の多くは、熱源が集中する PKT 領域（Procellarum KREEP Terrane）で多く報告されている（e.g., Glotch *et al.* 2010、Hagerty *et al.* 2006）。しかし、こうした楯状火山や酸性岩体などの形成過程や溶岩被覆様式は、惑星の表層を（場合によっては大気形成をともなって）大きく変容させる重要な要素であるにも関わらず、よく分かっていない。裏側の火成活動も 30 億年前以降も継続していたことが確認され(Haruyama *et al.* 2009)、さらにそれらは全球規模で数度にわたるピークをもつようなものであった可能性も指摘されている(Haruyama *et al.* 2008, Morota *et al.* 2009, 2011, 2014, Kato *et al.* 2017)。20 億年前以降になってみられる火成活動には、PKT 領域では Ti 量の増大という傾向も見られるという報告もなされている(Kato *et al.* 2017)。この Ti 量の時間的遷移の説明として、月形成期に熱源元素が月内部で濃集し、密度的な不安定性から、月深部へと沈降、堆積、やがて 20 億年前にホットプルームとして上昇、火成活動を再び活発化させた、との説が出されている（Kato *et al.* 2017）（図 4.2-12）。月の火成活動の終了は、数 100 平方 km 以上にも及ぶような規模の洪水玄武岩地域の形成としては約 10 億年前であることはあらためて確認されたが(たとえば、Morota *et al.* 2011)（図 4.2-10）、それ以降も、火成活動は完全には終焉せず、数億年前から数千万年前に起きたのでは無いかと推察されている INA とよばれる地形などのパッチ状火山噴出（Irregular mare patches: IMPs）が、嵐の大洋など PKT 領域に数多く発見されている(たとえば、Braden *et al.* 2014) （図 4.2-17）。月面に発見された縦孔の壁の多くに、メートル幅の溶岩層の成層構造が確認され、厚い溶岩流れが数回にわたって流れたというより、薄い溶岩の流れが何度も繰り返して流れる、という現在の地球で見られるような溶岩流被覆過程が月面に生じた可能性が指摘されつつある（Robinson and Wagner, 2012）。洪水型玄武岩による溶岩被覆以外の溶岩被覆様式が生じた場所、時期があったのかもしれない。月の縦孔は溶岩チューブに開いたものとされるが、地球では洪水型玄武岩では溶岩チューブは出来ているケースは稀であり、このことは、こうした薄い溶岩流れの何度ともなく月面を覆ったということ調和的といえる。アポロ時代から知られた月の海に数多く存在するドーム状地形（Head, and Gifford, 1980）や蛇行リル（Hurwitz *et al.*, 2013）、さらには最近見つかった Ring-Moat Dome Structure（RMDS）（Zhang *et al.*, 2017）は火山性の地形だと考えられるが成因については主要な疑問点として残っている。これらの地形が洪水溶岩、楯状火山などの大地形とどのような空間的、時間的、成因的な関係を持っているのかについても理解が待たれる。

【今後やるべき調査・探査】

様々な月の火成活動の実態を知る上では、大規模楯状火山（マリウス丘、コーシー楯状火山、リュンカー丘など）、酸性岩火山（グルースイゼンドームやハンスティーン α、コンプトン-ベルコビッチ領域など）は、いまだ着陸探査がなされておらず、着陸して、溶岩の元素比や塩基性度-酸性度比の年代的・地域的な違いを把握することが求められる。更に、天体の火成活動を一般的に理解する上でも、月の火成活動の時間的推移の復元と、それらを引き起こした熱源の検証は、今後、最も重要な探査課題であろう。特に、20 億年前より新しい年代地域の、熱源元素比や、Ti-鉄-マグネシウム比、鉱物組成・組織のその場測定、さらにトモグラフィーによる地下のマグマ分布の調査、そしてサンプルリターンによる火成活動年代把握が求められる。

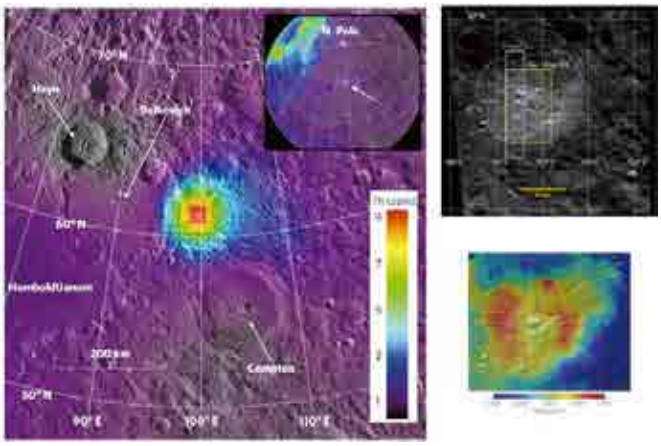


図 4.2-16 コンプトンベルコビッチ地域

（左：Th 量、右上：画像、右下：標高）。月の裏側の Th 濃集（ホットスポット）域にあたり、そこには周りが隆起し中心部分がカルデラ状になっている、酸性岩質と考えられる火山性地形が認められる(Jolliff *et al.* 2012)

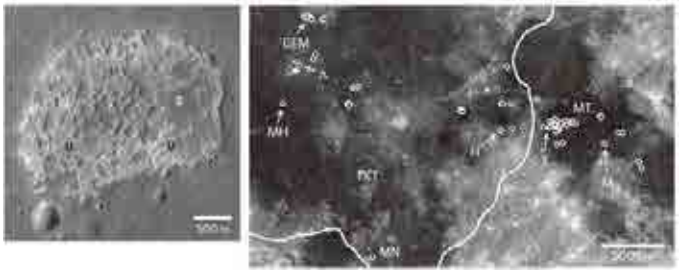


図 4.2-17 左図：INA: Irregular Mare Patch (IMP)の代表例

数億年前から数千万年前に形成したと推察されている。右図は、IMP の表側海領域での分布（Braden *et al.* 2014）

② <u>火成活動により、どれほどの空隙が、どのように生まれたのか？揮発性物質の多寡との関係は？</u>

【これまでの理解】

「かぐや」のレーダデータからは、海領域の地下数 100m にわたっては、平均 50%にも及ぶ空隙構造の存在可能性が指摘されている(Ishiyama *et al.* 2013)。これはアポロサンプルから類推されていた約 7%の空隙率（Kieffer 2012）を大きく越えるものである。この高い空隙率は、多くはひび割れ構造によるものではないかと思われるが(Ishiyama *et al.* 2013)、そうした岩体のひび割れを起こす要因の一つとして、一般的に溶岩内に含まれていた揮発性物質の発泡がある。実際、アポロ計画でそうした空隙が多く占めるものが持ち帰られている。また月からの試料が再解析され

た結果、火山性ガラスに月内部起源の水が数 100ppm 程度は含まれていたことが報告され始めている（たとえば、Saal *et al.* 2008)。最近では、月隕石に、水の作用で出来たと考えられるシリカ鉱物（モガナイト）が発見された(Kayama *et al.* 2018）。すなわち、月には水などの揮発性物質が前世紀に考えられていた以上に多い可能性が出てきたといえる。揮発性物質の多寡は火成活動を大きく支配することから、火山岩を調査し、岩体にどの程度揮発性物質が含まれていたのかを調査することは重要である。一方で、画像、重力、レーダデータなどから火成活動起源と考えられる大規模な地下空洞構造、すなわち溶岩チューブの存在も確度が上がってきた（Haruyama *et al.* 2009, Wagner and Robinson 2014, Chappaz *et al.* 2017, Kaku *et al.* 2017）(図 4.2-18)。こうした溶岩チューブが多数月地下に存在すれば、このことも数 100m 深部での高い空隙率の要因の一つとして説明できるかもしれない。溶岩チューブの形成によって溶岩岩体の火口からの流出距離が大きく変わることもあり、溶岩チューブの形成過程や分布を知ることは、火成活動を解明するための本質的な要素である。しかしそもそも月において、溶岩チューブは存在するのか分かっていない。まずその存否を確かめること、そして、存在することが確認されたなら、月の溶岩チューブの特性を解明すること、月の海の形成とどのような関係を持つのかを明らかにすること、さらにそれらが地球や、その他の天体の溶岩チューブとどう類似し、あるいは差違を持つのかを理解すること、これらは、非常に重要な惑星科学の課題である。

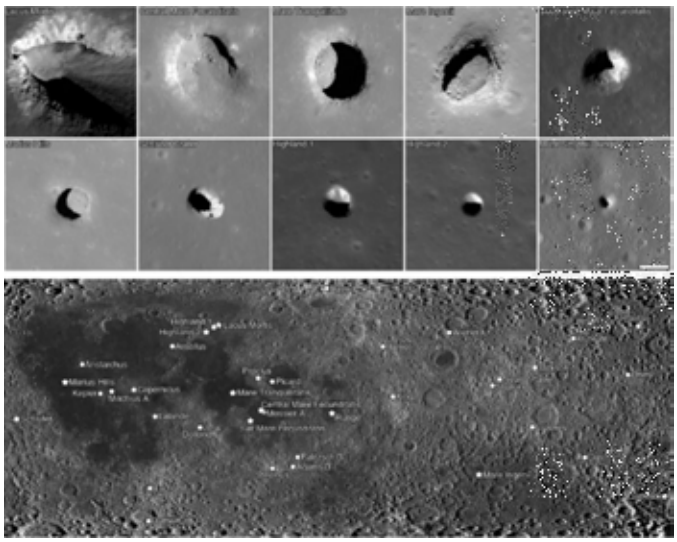


図 4.2-18　上段：海領域に発見されている縦孔・陥没地形
地下に空洞構造（たとえば、溶岩チューブ）があり、そこに開いて出来たと考えられている。下図は、そうした縦孔の分布（Wagner and Robinson 2014）

【今後やるべき調査・探査】

今後の探査では、岩体におけるミリメートルスケールの小さな空隙から、径数 10～数 100m、距離にして数 10km におよぶ溶岩チューブサイズの大規模な空洞まで、月の火成活動によって生じ

た空隙構造の有無、存在するならば、空隙構造を造ったプロセスの理解が、天体の火成活動の理解を大きく進めることになる。特に、空隙構造の形成は、マグマ、溶岩内の揮発性成分とどう関わったのかが重要であり、たとえば PKT 領域で特にこれまで取得されていない玄武岩試料の中にどのような種類の揮発性物質がどれだけ存在しているのかを、その場そしてサンプルリターンによって確認することが求められる。

【参考資料】

国際宇宙探査専門委員会中間報告書 第 3 章(2019 年 3 月)

4.2.3. 月面環境の理解

現在の月のような大気や磁場をもたない環境は太陽系の大多数を占める「小天体」などでは一般的であり、月の宇宙線・電磁気環境は宇宙において現れる環境の代表といってもよい。宇宙線・電磁気環境は、以下のとおり月面宇宙線環境と月面プラズマ環境に大別される。これらの詳細な理解は、太陽系科学の進展そして将来の本格的な有人宇宙活動においても重要な課題である。

4.2.3.1. 宇宙線・プラズマ電磁環境

【これまでの理解、成果】

- 月面宇宙線環境：宇宙線は、宇宙機器損傷や物質の放射化、また将来の有人活動では深刻な人体への影響をもたらす可能性が高い。月面にて銀河宇宙線と月面物質との相互作用により作られる放射線環境は物質組成や地形の効果を反映した違いをもたらす。
- 月面プラズマ環境：月面のプラズマ環境は、太陽風や地球磁気圏起源のプラズマと磁場、さらに月面のダストあるいは地形、そして月面の帯電や帯磁状態との複雑な相互作用のもとに形成される。さらにまた、太陽風起源の陽子は、その 70%以上が月面に捕獲され、さらに月面の遊離酸素と結びついて水分子を生むことが指摘されている。

【残された課題】

- 月面宇宙線環境：長期の月面有人活動において課題となる宇宙放射線防護の上で有利となる可能性がある特異地域、たとえば磁気異常地域、或いは地下空洞やそれに開いた縦孔などでの環境の直接計測が求められる。また、そのような特異地域の着陸性、居住性、資源としての物質利用可能性を調査する上でも、レゴリスのその場分析、さらにサンプルを持ち帰っての詳細分析が求められる。
- 月面プラズマ環境：月面における太陽風・地球磁気圏起源の電子及びイオン（主成分は水素）のフラックス量を定量的に把握できる基礎データの計測が求められる。関連して、水酸基・水分子の生成、水分子のスパッタリング、さらには移動などの可能性を調査が求められる。また、前述の特異地域については局所的な電磁場環境の長期的計測が望まれる。

【今後必要な探査】

4.4.1.1 プラズマ電磁環境および月表層・地下環境の計測、4.4.1.2 地球惑星磁気圏・大気圏撮像

【参考資料】

日本のアルテミス計画参加に向けた理学的・工学的検討 ver0.46 3.1.8 項、3.1.9 項、Gateway 科学探査タスクフォース最終報告書(2019 年 11 月 25 日版）4.1.1.2 項、国際宇宙探査専門委員会中間報告 3.1 項、日本惑星科学会 Request for Information 回答文書

4.2.4. 月での宇宙物理観測・基礎物理実験

月面からの天文学・宇宙物理観測、あるいは月面環境を利用した基礎物理実験についても月の科学としてとりあげることができる。一般に、スペースにおける天文観測や物理実験においては、地球周回軌道、太陽-地球 L2 や Earth Trailing などの遠隔軌道などがこれまでも活用されてきている。月面からの宇宙物理観測・実験は、これらと比べても、月面において行うことの優位性が明確であることが求められる。

大気圏外における観測が必要な場合、無重力環境が実現できること、姿勢制御の自由度が高いこと、熱的安定性、コストなどから、一般には軌道上観測が有利である。その中で月面あるいは月周回軌道が優位性を持つのは、地球の大気、地表の影響をとくに避ける必要がある場合だろう。表 4.2-2 にも示されているが、数 10MHz 以下の低周波の電波波長域では地球からの天然および人工的な電波が大きな雑音源となるため、とくに月の裏側における観測の優位性が存在する。

月周回軌道と月面を比較する場合、月面での活動が優位性を持つのは、安定した地盤が必要である場合、である。有限の集光面積を持つ望遠鏡観測における空間分解能は回折限界によって決まるため、低周波の電波観測においては、長基線を持つ電波干渉計が有利なアーキテクチャである。原理的には、干渉計観測は軌道上でも実施することが可能であるが、個々の干渉計アンテナ素子の位置関係を制御、またはモニタする必要がある。多素子の干渉計で、たとえば数千時間や数万時間の安定した信号の積分を行うためには、不変の位置関係、外的な観測環境で、安定した運用を行うことができる月面観測が有利になる。従って、多素子の干渉計で安定した長時間積分を行うことが必須の科学課題に対しては、月面観測の明確な優位性が存在する。

一方、特に月面において観測機器を設置・稼働させる上では、一般的な課題が想起され、月面活動を通じた環境利用性の向上、耐環境性能の向上、共通性を持つインフラストラクチャの整備などが必要である。原理的には、軌道上では想定できないような巨大構造物を安価に建築することができる場合にも、月面の優位性は考えられる。しかし、非常に大きな昼夜温度差を考えれば、熱構造的に安定な構造を月面に建築し観測精度を保つためには、相応の能動的な制御が必須と

なるだろう。この点でも、小型の構造であるアンテナを多数用いる干渉計は、有利なアーキテクチャであると言える。

表 4.2-1 観測波長における月面の優位性

（国立天文台・月面天文台検討 WG による。山田、他 2021 シンポジウム「月面の科学」発表より）

周波数 波長	3-30k Hz 100-10k m	30k-30M Hz 10k-10 m	30M-3G Hz 10-0.1 m	3-100G Hz 10-0.3 cm	100G-1T Hz 3-0.3 mm	1-10T Hz 300-30 μm	10-100T Hz 30-3 μm	100T-1P Hz 3-0.3 μm	1-3P Hz 0.3-0.1 μm
名称	超長波	短/中/長波	メートル波	センチ波	ミリ波	超長波	短/中/長波	メートル波	センチ波
月裏側	×	○	○	○	○	○	○	○	○
月極	×	▲	○	○	○	○	○	○	○
地球周回軌道	×	×	▲	○	○	○	○	○	○
地球上(マウナケア、アタカマなど)	×	×	▲	○	○	×	▲	○	×

表 4.2-2 月面における宇宙物理観測の課題

項目	備考
コスト	地上・軌道上とのトレードオフが必要
電力	越夜における電力確保(約 14 日間の観測期間)
通信	送信電力、データ蓄積、リレー衛星（裏側）
温度環境	昼夜温度差（赤道 100K~380K）
月面からの熱放射	赤外線観測の背景雑音
月震	軌道上擾乱との比較が必要
地盤安定性	大型設備の沈み込み・設置固定方法
浮遊ダスト	有無、機器へのダメージ、吸収・放射
観測環境が未知	（例）電波観測の場合：月の誘電率、電離層など

4.2.4.1. 低周波電波干渉計による観測

【これまでの理解、成果】

- 周波数が数 10MHz 以下の低周波電波波長帯は、宇宙物理観測においてはこれまで未開拓と言って良い波長帯である。この周波数帯は、地上では、地球大気における電離層が存在するため、宇宙からの電波を観測することは困難である。
- これより高周波数、短波長においては、地上観測では、現在大型国際計画である Square Kilometer Array (SKA) 計画が進められており、これは、アンテナ数 1000 台で構成され、総開口面積が一平方キロメートル程度を目指している。観測周波数 100MHz から 25GHz 帯をカバーする。建設費は、約 2000 億円、運用経費は 200 億円/年（Japan SKA Consortium web page http://ska-jp.org/）とされている。また、SKA の前段階の計画として、LOFAR, MWA などの干渉計が稼働中である。LOFAR は約 50MHz 帯まで観測をすることができる。電波波長帯では様々な天文現象が観測できるが、天体からのシンクロトロン放射を捉える観測などの多くは、これらの地上の電波干渉計および将来の巨大計画による成果が期待されるところである。
- 一方、10MHz 帯の観測が必須である課題に、宇宙最初期の中性水素線の観測がある。20 世紀、そして、21 世紀初頭を通じて、宇宙の成り立ちについての人類の認識は拡大し、138 億年をまたぐ宇宙の構造形成についての理解が進んできたが、我々の天の川銀河を含む、銀河や銀河団など（ひいては銀河の中で生まれる星や惑星、惑星上の生命にいたる）すべての構造形成の源は、インフレーションによって生成されたと考えられる初期の密度のゆらぎである。この物質の密度のゆらぎは、大角度スケールでは宇宙マイクロ波背景放射の観測（物質の密度のゆらぎと結びついていた光子のゆらぎ）としても間接的に観測され、また、数十億年～100 億年以上の時間をかけてゆらぎから誕生した銀河や銀河団の分布からも推定されているが、まだ天体が形成される前の段階の、いわば純粋な、「宇宙初期の」原始的な状況が保存されている密度ゆらぎについては、宇宙のすべての銀河や銀河団構造の源であるにもかかわらず、未だ、直接の観測がなされていない。天体形成前の宇宙の通常の物質の大半は水素からなるため、天体形成前の、いわば「ピュアな」物質の密度のゆらぎの情報にアクセスするためには、赤方偏移 ~30－200 における中性水素ガスの検出とその分布の非一様性についての情報を得ることが必要になる。そして、このためには、中性水素・基底状態の超微細構造線(波長 21cm、周波数 1.4GHz)が、数 10MHz 付近の周波数に赤方偏移して、宇宙マイクロ波背景放射における「吸収線」として観測されるフィーチャーを捉える必要がある (図 4.2-19)。

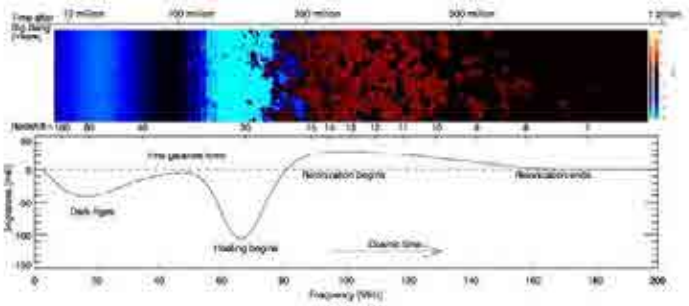


図 4.2-19 宇宙の初期からの中性水素の状態の概念図

宇宙の初期からの中性水素の状態の概念図（上段）と、宇宙マイクロ波背景放射（CMB)に対する中性水素線の信号（下段）をしめしている。下段で 0mK 以下になっている領域では、中性水素は CMB 中の吸収フィーチャーとして観測される（Pritchard & Loeb (2012)）。

【残された課題】

- 上記の地上計画 SKA や LOFAR などでも、宇宙初期の中性水素線の観測が主要な科学目標のひとつであるが、これらは天体形成が始まった後、宇宙の再電離が進む過程について観測することが主眼である。これらの周波数帯の観測では、原始密度ゆらぎの成長と、不均一な再電離過程によって生じる非一様性を合わせて観測することになり、とくに赤方偏移 20 以下 (中性水素線の周波数が約 70MHz 以上)では、再電離の構造が支配的になるだろう。
- したがって、インフレーションによって生成されたと考えられる、まさに「原始」の密度ゆらぎを、その後の天体形成による影響を受けない、可能な限り「ピュア」な状態で研究するためには、30MHz 帯以下のより低周波の観測が必須である。また、原始密度ゆらぎの測定においては、できるだけ高い角度分解能を持つことが望ましい。とくに、数分角スケール以下の情報は、まさに銀河形成にかかわるスケールであることに加え、宇宙を構成する暗黒物質の制限や、また究極的には密度ゆらぎの特徴的な非一様性（非ガウス性）の検出にも必須と考えられるが、例えば宇宙マイクロ波背景放射そのものの初期のゆらぎの情報が原理的に保存されないため間接的にもみることはできず、中性水素線による観測がユニークである。
- ~30MHz 以下の周波数の電波は電離層のため地上では観測することができず、また、地球周回軌道などでは、地球からの天然および人工電波が雑音となりその影響が大きい。実際、「かぐや」衛星の観測では、地球に相対する月の表側で、とくに夜間に、オーロラおよび人工起源と考える雑音が支配的になること、月の裏側ではこれが著しく軽減されることを示している（図 4.2-20）。
- また、微細な情報の検出には安定した状態で長期間（数年間）の観測を持続的に行う必要があるため、大気圏外で、地球電波の影響が著しく軽減され、また、長期にわたる安定した相対観測位置が実現できる月面・月の裏面での観測が、もっとも有利であり、とくに多数のアンテナを配置して長期間の安定観測を実現する干渉計観測の場合では、おそらくは現時点で

のユニークな観測場所（手段）として考えられるだろう。月は地球と比べて自転速度が非常に遅いので、長基線の干渉計の実現に関しても、月面は有利な（そしてユニークな）観測環境であると言える。

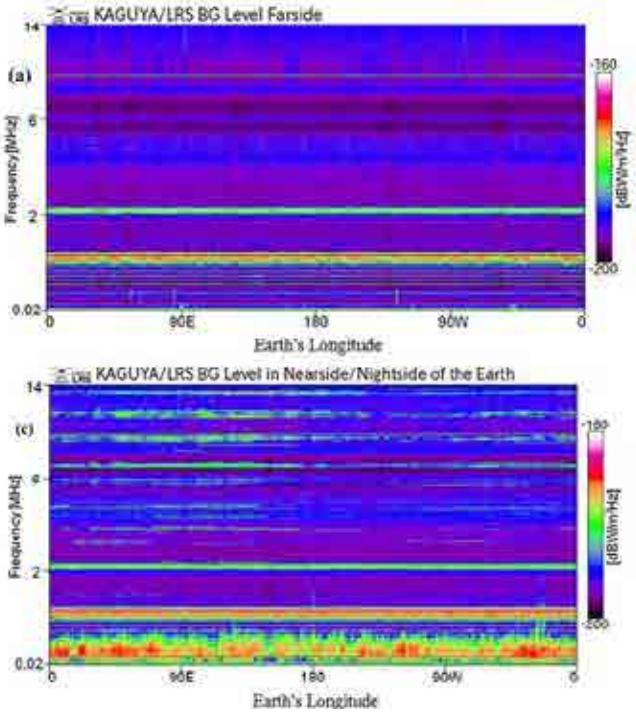


図 4.2-20 「かぐや」による月の裏側（上段）および表側（地球の夜）の 1−14MHz 帯の地球起源と考えられる背景雑音
（Ono *et al.* 2010）

【今後必要な調査・探査】

4.4.1.4 地上では困難な天体観測

もちろん、宇宙初期の中性水素線の信号を検出し、そのゆらぎの性質を測定することは簡単ではない。基本的には diffuse で等方的でほぼ一様な信号を検出するので、必ずしも個々のビームで検出したり、マップを求める必要は無く、統計的な情報を求めることが主眼となるが、中性水素線の信号の検出についても、CMB を S/N~1000 以上で検出する必要がある。また、ゆらぎを統計的に検出するためには、CMB 自体は S/N~10000 以上で検出する必要がある。

このような観測を実現するためには段階的に月面低周波電波干渉計を構築してゆくことが必須である。干渉計は、それぞれが小型のアンテナユニットから構成されるため、月面への展開に有利である。数分角以下の角度分解能を実現するためには、個々のアンテナユニットを、最大基線長 100km となるように配置する必要がある。このため、個々のユニットについて月面における結線

により電力供給・データ通信を行うことは困難であり、「自立型」すなわち、個々のユニットにおいて、電力の確保、越夜を含む環境保持、夜間（観測）活動の実施、データの蓄積・伝送能力などを持つことが求められる。また、アンテナユニットを、100km の広範囲にわたり配置することが必要になる。電波干渉自体は 2 基のユニットがあれば原理的には実現できるが、お互いにキャリブレーションを行って信頼できる「観測」が可能となる最小のユニット数は 3 基である。したがって、長最大基線を持つ月面低周波電波干渉計の段階的な実現にむけて、まずは 3 基の自立型アンテナユニットからなる「プロトタイプ」干渉計の実現を目指すべきである。3 基のユニットによる電波干渉計の実現により、人類が初めて月面からの本格的な宇宙観測を実現することを意味し、人類史にとって非常に大きな足跡となることが期待される。

プロトタイプ干渉計は、月面における電波観測環境を測定し、より大規模な干渉計による安定観測の成立性を実証することも必須である。一方、宇宙初期の中性水素の検出、そして、その空間的なゆらぎの検出のためには、一定の集光力（アンテナ長）を持つアンテナを、少なくとも 100 基以上配置し、また、少なくとも数年間にわたり安定した積分を行うことが必要である。自立型アンテナユニットを実証の上、リソース面での最適化・量産化を図り、月面での活動範囲の拡大とともに、これを実現することで、地上や軌道上では達成することができない、宇宙の本質的な課題の解明へのユニークな機会を実現することができるだろう。

4.2.4.2. 月面および月周回軌道での様々な計測・実験

月面および月周回軌道における宇宙物理学研究には前項で示した低周波電波観測の他にも、潜在的には様々な可能性が存在する。月面における観測環境の測定は、将来の科学観測・実験の可能性を拓く上でも重要だろう。たとえば、月面浮遊ダストの存在量と、その観測における影響（吸収・散乱や背景放射）、そして、観測機器に与える影響などについては、将来的な大型光学観測機器設置のための環境調査として有用と考えられる。

月面における宇宙線観測や、真空・低重力などを活用した基礎物理実験などについても、今後の検討が期待されるところである。また、振動雑音が小さい安定な環境で実現できる重力波望遠鏡や、永久影など赤外線放射を避ける工夫を持つ赤外線望遠鏡、クレータなどの地形を利用する大口径アンテナ、など、人類の月面活動の拡大と共に様々なアプローチが検討されるべきである。

【今後必要な探査】

4.4.1.1 プラズマ電磁環境および月表層・地下環境の計測、4.4.1.3 月面固体環境および隕石・ダストの計測、4.4.1.4 地上では困難な天体観測、4.4.1.5 宇宙環境利用実験、4.4.2.7 資源探査・基地建設のための地質・地盤調査

4.3. 月を含む科学、月開発に向けた月科学・工学

人類が 1972 年を最後に月面から去って以来、2020 年代になって再び月探査への国際的機運が高まっており、月は優れた科学成果創出の場、そしてビジネスも含めた人類の新たな活動圏として位置付けられようとしている。特に月における科学としては、たとえば月周回衛星の利用や月面での研究インフラの構築により、長期的・恒常的な地球環境、惑星間空間、他惑星、宇宙の観測そして月ならではの実験が期待される。

4.3.1. 月を含む宇宙科学

4.3.1.1. 地球惑星科学

我が国における「太陽地球惑星系科学」の目標として、(1)太陽の影響を受ける多様性に満ちた地球・惑星系の大気圏・電磁気圏を理解し、また太陽がどのように太陽圏の環境を作り出しているかを解明すること、(2) 太陽圏を宇宙ガスの実験室ととらえ、粒子加速や磁気再結合、無衝突衝撃波などのプラズマ・大気物理現象の素過程を明らかにすること、があげられる。これら 2 つの目標の波及効果として、(a)生命圏環境や系外惑星系の理解に貢献、(b)「宇宙天気」などの人類の宇宙進出を支える知識基盤の構築、があげられる。今後は、月周回、月面での直接観測と数値モデリングを融合して月環境学の構築にも貢献する。

また、「固体地球惑星物理学」に関しては、今後 20 年程度の太陽系探査の科学目標として、「太陽系における生命生存可能環境の形成と進化の探求」が挙げられている。「惑星材料物質・生命前駆物質の分布・移動、天体への供給」では、太陽系年代学の基準としての月年代学を再検討し、小惑星・彗星探査の知見と組み合わせることで惑星材料物質の供給過程が明らかとなる。

【残された課題】

- 月形成過程や月資源に関する重要な知見を得るための、月表面の物質や月面での宇宙線や小隕石の衝突の定常的観測。
- 月に比較的近い宇宙環境での粒子、電磁界、放射線、など様々な科学的データの取得。
- 月面に局所的に存在する磁気異常領域、月極域の水の量と質、月面地下環境、月面帯電や微小粒子（ダスト）挙動などの詳細な月面環境の直接調査。
- 遠隔からの地球磁気圏の撮像など惑星環境のリモート観測。
- 太陽風と月表層の複雑な電磁粒子相互作用を明らかにするための、月面上空環境の実測及び月面環境の直接観測。

【今後必要な探査】

4.4.1.1 プラズマ電磁環境計測、4.4.1.2 月表層、地下環境計測、4.4.1.3 隕石、ダスト計測、4.4.1.4 月面固体環境計測、4.4.1.5 地球惑星磁気圏、大気圏撮像

【参考資料】

「地球電磁気学・地球惑星圏科学の現状と将来」2019 年版、日本惑星科学会 Request for Information 回答文書、Gateway 科学探査タスクフォース最終報告書(2019 年 11 月 25 日版) 4.1.1.1 項

4.3.1.2. 天文学

これまで天文観測については、主に地上に設置された望遠鏡や衛星に搭載された観測機器によって研究に必要なデータを取得し解析を行ってきたが、今後は月周回そして月面からの観測も視野に入れる。

【残された課題】

月環境では、以下のような利点を活かすことにより、ガンマ線、X 線、紫外線、可視光、赤外線、電波に至る全波長に亘って同時観測が可能である。(1)地球環境(大気、電離層、磁気圏)からの影響が低い、(2)地球観測との連携により長距離観測が可能、(3)国際宇宙ステーション（ISS）の代わりとしての実験機会（ISS との相補性も含む）、(4)月面天文台へのステップ、(5)常時長期観測。

【今後必要な探査】

4.4.1.6 地上では困難な天体観測

【参考資料】

Gateway 科学探査タスクフォース最終報告書(2019 年 11 月 25 日版) 4.1.1.2 項

4.3.1.3. アストロバイオロジー

生命の起源、進化、伝播および未来を明らかにして、これまで地球生物に限られた生物学から宇宙一般の生物学への発展を通じて、生命およびその未来に関わる一般性を探ろうとしている。そのために、(1)宇宙の起源と未来、(2)惑星形成と生命生存可能領域、(3)前生物的有機物合成、(4)生命の誕生進化と本質の理解、(5)知的生命と未来の解明、の5つを研究の大目標としている。Gateway の利用により、特に(3)前生物的有機物合成、(4)生命の誕生進化と本質の理解に関わる研究を推進することが望まれる。今後は、研究の場が地球上および地球低軌道に留まらず月周回そして月面にも拡張される。

【残された課題】

- 宇宙環境、太陽系内外の大気の希薄な惑星表面、酸素を持たなかった原始地球環境での有機物合成過程の模擬すること。
- 高度の真空と高い宇宙線・紫外線環境をもつ宇宙環境での微生物の生存を測定すること。
- 人工物「宇宙デブリ」をさけた環境での微粒子捕集。

【今後必要な探査】

4.4.1.5 宇宙環境利用実験

【参考資料】

Gateway 科学探査タスクフォース最終報告書(2019 年 11 月 25 日版) 4.3.1.2 項

4.3.1.4. 宇宙工学

宇宙工学の観点では、(1)宇宙理学、月開発といった他分野を成り立たせるための技術の獲得、(2)補給船関連技術の獲得、(3)将来探査に向けた技術の実証、といった切り口が考えられる。Gateway を成立させるためには、これらに加えて、有人技術を含めたシステム技術が必要であるが、これについては、科学の視点を超えた議論が出てくるため、本項においては考慮しないこととした。(3)は 4.4.1.6 項にて述べる。

【先導する工学、確立すべき技術】

- 月から火星、さらには太陽系内天体の探査に共通して必要とされる技術とは、重力天体の探査目標地点近傍へ正確に着陸する技術、着陸点から探査目標地点へアクセスする技術、探査目標地点において試料等を採取する技術、そしてそれらの試料を分析する技術である。
- 深宇宙通信技術については、既に探査ミッションにおいて実績があるものの、性能向上が強く期待されている。小規模の送受信システムを用い低電力で大容量の通信を可能とする通信技術を獲得することが望ましい。
- 宇宙理学が Gateway にて十分な科学成果を得るためには、たとえば高品質の微小重力環境を創出するための擾乱制御がひとつのキーとなる。また、天文台を実現するための冷凍機技術やセンサ技術、ポインティング技術なども視野に入ってくる。
- Gateway の運用に必須となる補給船については、ISS における HTV のような参加形態で無人補給機を担当することが想定できる。電気推進エンジンや LIDAR 技術などで新規技術を開発・実証することを通して宇宙工学研究が貢献できる余地は大きい。

【今後必要な探査】

4.4.1 月周回および月面を利用した探査、4.4.2 月面その場観測探査、4.4.3 サンプルリターン探査、4.6.2 戦略的火星探査プログラムにおけるミッション例

【参考資料】

Gateway 科学探査タスクフォース最終報告書(2019 年 11 月 25 日版) 4.2.2.1 項、4.2.2.2 項、日本のアルテミス計画参加に向けた理学的・工学的検討 ver0.46 3.1.6 項

4.3.2. 月開発に向けた月科学・工学

民間資本による月での活動は、いかに経済的価値を生み出すかという目的を持ち、そのためにどのように月面に機器を持ち込むか、資源を開発するか、エネルギーを獲得するか、といった点が重視される。月開発に向けた新しい月科学・工学は今後注目を集めると考えられるが、こうした分野の研究は従来の惑星科学的な探査と調和的に進めることができる。

4.3.2.1. 月資源の可能性の調査

月は安定した軌道を持つ最も地球に近い固体天体であり、各種元素のフィードストックとしての必要性が高い。特に宇宙空間で比較的豊富に存在している始原的隕石とは異なり、地殻濃集元素が高い濃度で存在することが期待される。特に揮発性物質は、ライフサポートや燃料、還元剤の獲得で重要である。極域における水素の濃集以外にも太陽風のインプランテーションを起源とする水素、ヘリウムのレゴリス表面への濃集が注目されており、今後は着陸探査によってさらに詳細な存在量の把握が進むと考えられる。水（氷）は単位重量あたりの宇宙放射線量低減効果が高く人体にとって安全であるため、宇宙放射線遮蔽材料としても期待される。

【残された課題】

- Al、Ti、親鉄元素、REE、太陽風・隕石起源の揮発元素は、フィードストックとしての可能性について頻繁に議論されている。
- 月面を覆うレゴリスの粒径や密度、鉱物組成、機械特性などは、地域性も含めあまりよくわかっていない。
- レゴリスなど惑星鉱物資源を原材料とした材料プロセス、その場資源利用を可能とする鉱物製錬・精錬、材料加工技術を高度化することが求められる。

【今後必要な探査】

4.4.1.1 プラズマ電磁環境および月表層・地下環境の計測、4.4.1.3 月面固体環境および隕石・ダストの計測、4.4.1.5 宇宙環境利用実験、4.4.2.1 月の（極での）揮発物質の挙動、4.4.3.4 太陽風

や微小隕石による月への揮発物質供給機構の解明

【参考資料】

ヘラクレス計画の科学探査タスクフォース中間報告書(2019 年 2 月 28 日版）2.2.1 項、
Gateway 科学探査タスクフォース最終報告書(2019 年 11 月 25 日版) 4.1.1.1 項、4.4.2.1 項、
日本のアルテミス計画参加に向けた理学的・工学的検討 ver0.46 3.1.8 項、3.1.9 項

4.3.2.2. 月面での活動に向けた準備

今後月面での活動が活発化することを見越すと、機器の最適設計や有人活動の安全性などの意味で月面環境の適切な把握が不可欠となる。たとえば中低緯度帯では日陰で数 100 ボルトに達し、太陽擾乱に応答して数 1000 ボルトまで変動する月面の負電位を持つことが知られている。また月面は地球外の活動を考える上で、貴重な実験場という位置づけも持つ。

【残された課題】

- 月面の環境に関する以下の項目について、異なる場所でひとつひとつ精密に調査する必要がある：温度や表面起伏、ボルダ存在率、放射線環境、表面の帯電状態、プラズマとの関連、太陽風の影響、微小隕石のフラックス、ダストの帯電や移動・付着の可能性、ダストのコヒージョン、放射線シールド性能など。
- 月面はレゴリスと呼ばれる岩石の破砕物で覆われており、その粒径や密度、鉱物組成、機械特性などは、これまでのアポロ計画あるいは近年の各国の月探査を含めても探査地点が限定的であるため、あまりよくわかっていない。ところが月面での移動や人工物の敷設、建築などインフラ整備、資源利用などを考えると、レゴリスの特性を理解することが必須となる。
- 表面ダスト粒子の挙動や人工物への付着、掘削や土砂採取、人工物との相互作用やスラスタによる巻き上げ、越夜の電力維持など、将来の月面での活動を考えると不可欠な情報・技術が数多く存在する。

【今後必要な探査】

4.4.1.1 プラズマ電磁環境および月表層・地下環境の計測、4.4.1.3 月面固体環境および隕石・ダストの計測、4.4.1.6 将来探査に向けた技術の実証、4.4.2 月面その場観測探査、4.4.3 サンプルリターン探査

【参考資料】

ヘラクレス計画の科学探査タスクフォース中間報告書(2019 年 2 月 28 日版）2.2.2 項、2.2.3 項、日本のアルテミス計画参加に向けた理学的・工学的検討 ver0.46 3.1.8 項、3.1.9 項、
Gateway 科学探査タスクフォース最終報告書(2019 年 11 月 25 日版)4.1.1.1 項、4.1.1.2 項、

国際宇宙探査専門委員会中間報告 3.1 項、日本惑星科学会 Request for Information 回答文書

4.3.2.3. 月での建設

これまでの軌道上の無重力環境での活動とは異なり、月面における建設は、重力のある宇宙空間において、不確実性の高いレゴリスとの接触を伴う活動となる。さらに、低重力、高真空、厳しい環境（熱、放射線、日照、隕石・デブリ）など、月面固有の対策も必要となり、世界の宇宙機関・宇宙関連メーカにとって経験のない新しい挑戦となる。月面上に展開する構造物と建設作業を行う宇宙機の設計法が確立していない中で開発を進めていくには、地上の土木・建築技術の応用を前提とし、その宇宙仕様化に取り組んでいくとともに、輸送コストを考慮した小型軽量な建設機械の利用も必要であろう。

【先導する工学、確立すべき技術】

月面環境下では、地上技術を基盤としつつ、「調査・計画」、「設計」、「施工」、「維持管理」の各段階において、以下に示す技術の確立と実施が求められる。

- 調査・計画：非 GNSS 環境下における測位・測量、地質・地盤調査、インフラ・構造物の接地・建設計画、拠点拡張性を考慮したインフラ整備計画（シナリオ検討）
- 設計：レゴリスの地盤解析・挙動シミュレーション、土工（盛土・切土・整地・締固め）の設計法、耐環境性モジュール／構造物の設計法・設置法
- 施工：軽量で多目的な建設機械、自律・遠隔施工、電源・建設資材の輸送・製造、施工・品質管理
- 維持管理：構造物の変状観測、劣化の想定とメンテナンス、機能診断評価

不確実性の高い月面では、生産プロセスを効率的に達成するために、各段階および事業全体においてリスクマネジメント（リスクの認識→評価→対応策選定→実施→フィードバック）の実施が求められる。

【今後必要な探査】

4.4.1.1 プラズマ電磁環境および月表層・地下環境の計測、4.4.1.4 地上では困難な天体観測、4.4.1.5 宇宙環境利用実験、4.4.2 月面その場観測探査、4.4.3 サンプルリターン探査

【参考資料】

ヘラクレス計画の科学探査タスクフォース中間報告書(2019 年 2 月 28 日版） 2.2.3 項、日本の国際宇宙探査シナリオ（案）2019 5.5 節、日本のアルテミス計画参加に向けた理学的・工学的検討 ver0.46 2.2.3 項、2.2.4 項、3.1.4 項、3.1.5 項

4.3.2.4. 月での居住

有人月惑星探査・宇宙惑星居住を推進する上で第1に要求されるのは、地球上とは全く異なる環境で生命体をいかに健全に保つかという課題の解決である。また、循環再生型生命維持システムのために、特殊環境下での効率的な植物育成法と環境制御法が重要になる。月周回および月面の利用はそうした研究開発の場を提供する。月周回軌道・月面環境を生かした宇宙惑星居住科学として、これまで ISS を利用した科学研究を目指し推進してきた微小重力科学・生態工学・宇宙生命科学、そしてエネルギーシステム工学にフォーカスする。

【残された課題】

- 微小重力科学：月面の重力場は、0G と 1G を補間する重力場であることから、ISS で行われた微小重力科学研究の成果の実証・発展をもたらす研究。
- 生態工学：物質循環の仕組みを解明し、人類と共存できる生態系を維持していくための行動指針の追求。また、小規模な閉鎖生態系の研究。
- 宇宙生命科学：深宇宙特有の環境を利用した生物学、深宇宙滞在のための課題を解決する宇宙医学・健康科学・宇宙農学。太陽風放射線や太陽光紫外線の生物的影響やその修復能力を理解するだけでなく、そのための計測や予測、遮蔽に関する技術開発が必要となる。
- エネルギーシステム工学：月面で定常的に利用できる熱エネルギー源の確保に必要なエネルギー変換システムの構築。1MW 級 power-to-power エネルギー変換技術に必要な要素技術、エネルギーマネジメントシステムに関する研究開発。

【今後必要な探査】

4.4.1.5 宇宙環境利用実験

【参考資料】

Gateway 科学探査タスクフォース最終報告書(2019 年 11 月 25 日版) 4.4.2.1 項、4.4.2.2 項、4.4.2.3 項

4.4. 月探査ミッション例

4.4.1. 月周回および月面を利用した探査

4.4.1.1. プラズマ電磁環境および月表層・地下環境の計測

【Gateway 上観測】

- **（月起源イオン質量分析）**太陽風中の電場で十分に加速された月起源イオンの質量分析。流星群の月面衝突による重イオンスパッタリングの計測。
- **（太陽風の磁場・プラズマ計測）**月起源イオン放出や磁気異常による太陽風プラズマ反射、散乱と太陽風プラズマや磁場の相互作用についての広範囲計測。月の夜側に形成される低プラズマ密度領域と電場の大規模な構造の計測。
- **（地球磁気圏尾部のプラズマ現象観測）**Gateway からの粒子や電磁界の計測によるサブストーム関連現象の観測。地球磁気圏プラズマと月面の相互作用についての定常観測。
- **（宇宙電磁波のリモートセンシング）**プラズマ波動の電磁波成分の特性を解析することによる電波発生環境変化のリモートセンシング。地球オーロラ電波 、太陽電波観測による太陽地球環境変動研究や、木星電波の観測。
- **（Gateway と周辺プラズマ環境の相互作用観測）**劇的に変動するプラズマ環境の電磁場・プラズマ波動観測器によるモニタ。

【小型衛星上もしくは月面上観測】

- **（月面磁気異常によるプラズマ粒子加速加熱）**複数の(超)小型衛星を Gateway から月面に下ろす途中での月磁気異常によるプラズマの加熱・加速メカニズムのその場観測。
- **（月面ダスト帯電、分布、運動）**月周辺ダストの分布・運動を理解するための、Gateway から放出された(超)小型衛星による観測。
- **（月起源の重イオン、負イオンや中性粒子）**太陽風の月面衝突により月周辺に放出される中性粒子、月起源重イオン、負イオンの(超)小型衛星を用いた測定。
- **（月表層地下構造・層序の広域探査）**月面広域探査に向けたサンプルの掘削・分析・採集の試行に先立って、ローバ搭載 GPR (Ground Penetrating Radar)観測による表層レゴリスの微細構造や埋もれた岩塊の分布を取得し適地・不適地の把握。ローバ搭載 GPR の分解能レンジとオーバラップしうるような着陸機もしくは周回機搭載レーダサウンダによる全球的な広域観測。
- **（月表層・浅地下の含水鉱物・水関連物質・有機物の検出）**月表層の含水鉱物・水関連物質・有機物を検出するための、小型分光器による近赤外分光観測。物質内・地下等へもアクセス可能な医療用赤外ファイバ挿入による貴ガス・表層鉱物高精度計測。

【参考資料】

Gateway 科学探査タスクフォース最終報告書(2019 年 11 月 25 日版） 4.1.2.1 項

4.4.1.2. 地球惑星磁気圏・大気圏撮像

【Gateway 上もしくは月面上観測】

- **（地球磁気圏 X 線可視化）**地球磁気圏の昼側境界面の X 線可視化や太陽風に対する磁気圏境界面の変動の解明のために、地球磁気圏で発生する X 線を計測する。Near Rectilinear Halo Orbit (NRHO)は理想的である。月面に可視化装置を設置できれば定常的に長時間の観測が可能となる。
- **（UV による太陽系惑星電磁気圏リモートセンシング）**「かぐや」における撮像機会の制限、「ひさき」における特定の波長での観測、ISS 曝露部での地球全体が見えないという課題を踏まえ、さらなる大きな成果を得るための NRHO からの観測や月面からの定常観測。
- **（月からの地球散逸大気撮像）**太陽風と惑星大気の相互作用領域のグローバルな描像を初めて明らかにするための、遮光バッフル素子を用いた地球希ガス宇宙散逸の 2 次元撮像。

【参考資料】

Gateway 科学探査タスクフォース最終報告書(2019 年 11 月 25 日版) 4.1.2.1 項

4.4.1.3. 月面固体環境および隕石・ダストの計測

【Gateway 上もしくは月面上観測】

- **（月面衝突閃光観測から探る隕石の衝突頻度と超高速衝突発光物理の解明）**彗星・小惑星起源メテオロイドの月面超高速衝突時の発光物理を明らかにし、月面衝突閃光（LIF）イベント後の衝突痕の捜索も行うための。可視光・多色カメラと熱赤外カメラを用いた LIF 観測。また、地球・月衝突天体のフラックスとサイズ分布の解明のための LIF の長時間モニタ観測。

【Gateway 上観測】

- **（微小隕石・彗星ダスト分析並びに外来天体による月への揮発性成分の供給機構の解明）**外来天体由来の揮発性成分の供給・埋蔵量を推定するために、フィルターやエアロゲルなどの収集機構を Gateway 船外に設置して月へ飛来する前の微小隕石及び彗星ダストの収集を長期的に実施する。

【参考資料】

Gateway 科学探査タスクフォース最終報告書(2019 年 11 月 25 日版) 4.1.2.1 項

4.4.1.4. 地上では困難な天体観測

【月面上観測】

- **（低周波電波天文学）**地球上では電離層があるためにできない低周波宇宙電波の観測が月面で可能となる。特に月の裏側では地球起源の電波が遮蔽され、微弱な宇宙電波も観測可能になる。今まで観測されたことのない、新たな宇宙観測の窓となる。
- **（月面重力波望遠鏡）**LIGO や KAGRA のような重力波干渉計を月面に設置し、重力波到来方向決定精度を向上させる。これによって、電磁波放射が検出されない重力波事象（たとえば、連星ブラックホールの合体）に対しても、母銀河の同定の可能性が高まる。
- **（宇宙ニュートリノ源の探索）**ニュートリノが月で反応して発生したミュオンを測定し、大気ニュートリノバックグラウンドのない宇宙空間でニュートリノ源を探索する。

【Gateway 上もしくは月周回軌道上観測】

- **（軟ガンマ線による観測）**月周回軌道では低く安定したバックグラウンドが期待されるため、地球周回衛星に比べて感度の良い軟ガンマ線観測。
- **（ガンマ線バーストの観測）**地球周回軌道と月周回軌道にガンマ線バースト検出器を配置し、数分角の精度で方向決定する。
- **（X 線干渉計）**活動銀河核の超巨大ブラックホール周辺のトーラスの構造など今までにない高い解像度を要求するX線観測研究実現のために、サブ秒解像度のX線撮像を実現する。
- **（蛍光 X 線分析による月地殻の形成過程研究）**宇宙風化の影響を受けない方法として、太陽 X 線を一次 X 線とする月表面での二次蛍光 X 線の撮像分光観測を行う。全球マッピングを行うためには月周回衛星が必要となる。

【参考資料】

Gateway 科学探査タスクフォース最終報告書(2019 年 11 月 25 日版) 4.1.2.2 項

4.4.1.5. 宇宙環境利用実験

低重力、極低温、低磁場、太陽放射線、レゴリスなど月固有の環境特性を活用することにより、地球環境では遂行が困難な科学研究および深宇宙探査に必要となる技術開発を推進する。ISS 宇宙実験で確立した実験系と技術の活用、同実験で得られた成果の検証と応用、そして ISS では得られない月周回軌道・月面の特有環境・資源の利用を基本とする。

- **（アストロバイオロジー）**原始惑星環境・宇宙環境の模擬実験、模擬原始地球の水圏環境における前生物学的実験、宇宙塵連続計測と定期サンプルリターンによる月近傍固体微粒子環境の解明、地球生物の宇宙曝露実験に基づく長期宇宙生存可能性の検証、人工デブリが全くない地球・月圏での宇宙塵や月起源微粒子の非破壊捕集。
- **（微小重力科学）**流体力学、結晶成長、物理化学、材料科学、燃焼、生物科学など学際的研究分野の基礎科学およびその応用に関する実験。
- **（生態工学）**月面全自動無人植物工場の遠隔管理実証および月面宇宙環境の植物影響評価実験、宇宙環境・材料を利用した実験。
- **（宇宙生命科学）**有人深宇宙探査・宇宙惑星居住に必要な生命・健康維持にかかわる実験。

【参考資料】

Gateway 科学探査タスクフォース最終報告書(2019 年 11 月 25 日版) 4.4.2 項

4.4.1.6. 将来探査に向けた技術の実証

将来の月惑星探査を見据えて、Gateway を用いて将来技術の実証をすることは宇宙工学分野にとって重要である。Gateway を実証の場として活用できる宇宙工学分野は多岐に亘るが、月面へのアクセス性が良いと想定されることも考え合わせると、以下に例示する諸技術の研究が候補となる。

- 重力天体着陸技術
- 遠隔操作技術
- IP プロトコルをベースとした深宇宙通信
- Gateway から月着陸軌道などに超小型機を放出する機構
- 月資源の利用（月面レゴリスを使用したレーザ推進系等）
- 月資源の輸送（レールガンによる月資源の軌道への運搬等）
- 惑星間航行技術

【参考資料】

Gateway 科学探査タスクフォース最終報告書(2019 年 11 月 25 日版) 4.2.3 項

4.4.2. 月面その場観測探査

4.4.2.1. 月の（極での）揮発物質の挙動

これまでの月探査により、月極域（±85 度以上）には水等の揮発性成分が濃集して存在するという観測結果が複数の観測手法を用いて得られている。ただし、観測手法により推定される水濃度には 1 桁以上の差があり、水の分布領域が手法により異なる等の課題があり、水・揮発性成分の存在量や化学組成、供給源、分布、濃集過程などは解っていない。シミュレーションなどによる

理論的な月表層における水・揮発性成分の挙動に関する研究も多く進められている。

今後、極域における水や揮発性成分の直接観測、化学組成（同位体を含む）、存在量や分布（水平、深さ方向）を把握するその場観測と水や揮発性成分の月面における挙動や月への供給源・供給量、供給時期を知るためのサンプルリターンなどが必要である。また、ある時点（探査時点）での水や揮発性成分の直接観測を行うことに加え、それら成分の挙動をその場で観察する目的で、揮発性成分の複数点・定点観測による時間変化の把握が必要である。

4.4.2.2. クレータ年代測定の精密化

月面のクレータ数密度と月帰還試料の放射性年代との関係を使い、クレータ個数密度によって月面の年代を推定する「クレータ年代学」が用いられてきた。この手法は火星など他の太陽系固体天体の表層年代の推定にも用いられ、太陽系の多くの重要な現象の理解に貢献している。ただし現状、月試料の採取地域が限定されており、絶対年代が得られているのが 39～31 億年前に集中しており、月面でも絶対年代が不明な領域が多く存在し、クレータ年代の精度が不足している。そのため 39～31 億年以外の時代の天体衝突の歴史はよくわかっておらず、太陽系初期の巨大惑星大移動や小惑星帯での大規模衝突破壊に関わる天体衝突モデルのどれが正しいのか不明である。ネクタリス盆地のリムや裏側の大規模衝突盆地内外の衝突溶融岩被覆域といった 39 億年以前の地域、嵐の大洋などの様々な 30 億年前～現代の噴出地域、そして 10 億年前より若いと言われる IMP 領域での絶対年代が求められる。

4.4.2.3. 全球熱源元素量推定

アポロ月試料の中に、K、REE、P など液相濃集元素に富んだ岩石（KREEP）が存在し、マグマオーシャン固化の最終段階の残液(urKREEP)から生じたとされる。周回機による表面観測から液相濃集元素に富んだ PKT 領域が月表側に存在することが分かっているが、その最大濃度や濃集層の表面積や厚さといった情報が不足している。これらの情報は月のバルク組成（特に液相濃集元素かつ難揮発性元素である Th）を推定する上で非常に重要である。そこで、PKT 領域内でも特に液相濃集元素に富む地域に存在する若いクレータ（たとえば、Aristillus）に着陸し、液相濃集元素量の測定により月全球の熱源元素量を推定し、月のバルク組成や熱史を制約することを目指した探査を行う。なお、同クレータにおいて放射性年代がリセットされていない古い urKREEP 岩片が発見されれば、そうした岩片の年代からマグマオーシャンの固化終了時期を決めることができる。

4.4.2.4. 古月磁場測定

これまでの「かぐや」等の磁場観測データから、月地殻の磁化はダイナモによる古月磁場が起源である可能性が高く、かつ月は過去に極移動を経験したことが示唆された。また、アポロサンプルや月隕石から、40 億年前には月表面に、現在の地球かそれよりも強い磁場が存在したことが推

定されている。しかしダイナモが消滅した時期など未だ不明なことが多い。古月磁場の解明には、磁化を獲得した年代が明らかで、その後の変化が少ない地殻の探査が望ましく、これには溶岩谷や大規模な縦孔の壁に見られるような隕石破砕や礫化を受けていない新鮮な溶岩層露頭が適している。溶岩層の露頭からコアリングし、サンプルをその場解析して各溶岩層の残留磁化強度と方位を取得することで、古月磁場の情報が得られる。また磁化した溶岩層は溶岩谷や縦孔の露頭した壁において磁場を外部にもたらすので、露頭壁周りの磁場の詳細マッピングにより、その場の古月磁場とその時間変化を復元できる。

4.4.2.5. トモグラフィーによる内部構造探査

月の核のサイズは、250 から 430 km 程度との報告が、アポロ計画で設置された月震計データの解析によりされているが、初期の金属量の推定のために、更にコアサイズを限定する必要がある。月の地殻量は、マグマオーシャンの固化過程の結果であり、マグマオーシャンの規模やその分化（分別結晶作用）の程度を知る上で課題である。玄武岩の Ti 量の年代変遷から、20 億年前前後にマントル深部から、巨大なプリュームが上昇してきた可能性があるが、その規模や構造は不明である。地下浅部のレゴリス層、溶岩チューブや火道の規模や構造も火成活動、月面衝突履歴の理解のために必須であるがこれも不明である。月の内部の様々なレベルでの地下構造を把握するために、月震計の多点ネットワークを形成し、それによって得られるデータのトモグラフィー解析が期待される。月震計の多点配置は、月着陸機による着陸点やローバによる到達点の他で可能となるペネトレータの利用も有効である。

4.4.2.6. 縦孔・溶岩チューブ探査

月の海には、溶岩チューブのような地下空洞に開いたと思われる縦孔が「かぐや」データなどから発見されている。しかし、こうした地下空洞については、その規模や構造、空洞を形成した溶岩流温度などの物理量といった情報が得られていない。溶岩チューブは、溶岩長距離輸送を担うという点で、月の広域な溶岩台地形成理解において重要な因子の一つであり、月の火山活動の理解のためにも探査が求められる。また、地下空洞への入口である縦孔の壁には各数 m 程度の薄い岩体の層構造が見られ、内部から噴出したそのままの組織や組成を残すと考えられる。縦孔壁の調査で溶岩に含まれていた揮発性物質の量などの情報が得られると期待される。なお縦孔のあるマリウス丘と静の海は近年の高精度標高データから楯状火山であることが提唱され、洪水玄武岩以外の溶岩被覆様式を理解する上で重要な探査目標である。さらに賢者の海の縦孔は、月の裏側の火山活動について新しい情報が得られる。

4.4.2.7. 資源探査・基地建設のための地質・地盤調査

月面の表層を覆うレゴリスには、その地質や土質に多くの不確実性（地質・地盤リスク）が残されており、レゴリスと接触する探査や基地建設は、“実際に行ってやってみないと分からない”という状況にある。人類にとって未知な領域である月面において活動を安全にかつ効率的に行うために

は、地上の建設プロセスと同様に、地下の地質調査、地盤調査が不可欠となる。地上では、地質調査は、主に岩盤・硬岩地盤を対象とした地下構造（地層境界や断層などの不連続構造など）の解明のために行われ、露頭の直接的観察、物理探査、ボーリング、リモートセンシングなどによる方法がある。地盤調査は、主に一般の土砂地盤や軟弱地盤を対象とし、構造物を設計する際に必要な地盤の物理的特性（粒度、かさ密度、含水比など）や機械的特性（変形・強度パラメータ、支持力、沈下量など）を把握するために行われる。地盤調査には、物理探査・検層、ボーリング、サンプリング、サウンディング、載荷試験（原位置計測）などによる方法がある。このように、地上では様々な原理に基づく地質・地盤調査技術が実用されており、宇宙でも応用できるものが少なくない。また、資源探査のための地質調査と基地建設のための地盤調査、さら月面の環境把握や内部構造探査などの従来の惑星科学的探査においても調査技術や探査項目に共通点が多く、月面の地質・地盤調査は、複数の科学・工学探査と調和的に実施できる部分が少なくない。

4.4.3. サンプルリターン探査

月は地球と太陽系の形成と進化過程を読み解くロゼッタストーンである。地球が中心核とマントル、大気海洋に分化し、さらに生命が誕生したとされる 45 億年前から 40 億年前（冥王代）の情報は、その後のテクトニックな活動により今ではほとんど失われている。これに対して月は、早い段階で内因的活動が沈静化したため、地球の形成過程と密接に関わっている形成過程からマグマオーシャンによる内部深化まで、地球では決して得られない時代の貴重な記録を今もとどめている。これらの科学探査そしてさらに一歩進んだ「掘削や地下アクセス」およびその場資源利用（ISRU）、月面基地建設において、マニピュレーション技術、物理探査技術、掘削技術は不可欠な技術になると考えられる。

4.2 章「月での科学」にまとめた課題について、サンプルリターン探査の観点で「ヘラクレス計画の科学探査タスクフォース」中間報告に詳しくまとめられている。

次項以降に、「ヘラクレス計画の科学探査タスクフォース」中間報告に挙げられたヘラクレスサイエンスワーキンググループでの議論により優先度の高い月からのサンプルリターン探査についてまとめる。

4.4.3.1. 初期斜長岩地殻の組成及び形成過程の理解

月裏側高地には表側より早期にマグマオーシャン（MO）から固化した原始地殻が存在していることが、「かぐや」等の成果で強く示唆されている。地球や他の惑星では手にすることのできない分化天体形成最初期の原始地殻物質を地球に持ち帰り、詳細な放射性年代測定や主要・微量元素組成、同位体測定、岩石学的/鉱物学的分析等を行うことにより、MO の固化時間、PAN 形成過程を明らかにするし、初期地殻形成時の分化過程を理解する。月の MO からダイレクトに固化した古い斜長岩を回収できれば、始原物質の元素・同位体組成情報を復元でき、地殻形成時点（斜長石晶出時点）でのマグマ組成を推定し、月バルク組成を推定することができ、地球と月がジャイ

アントインパクト時に経験した天体間での元素分配や熱による元素散逸の様子を紐解くことができる。

4.4.3.2. マントル起源橄欖岩探査によるマントル組成理解

月体積の 90%以上を占めるマントルの組成は月バルク組成を導出するうえで非常に重要である。「かぐや」等の成果により、衝突盆地のリム上やその周辺に、橄欖岩組成の岩石が分布していることが報告されており、これらの橄欖岩の産状から、マントル起源の物質であることが示唆されている。マントル起源の橄欖岩物質を地球に持ち帰り、詳細な分析（元素・同位体組成分析、岩石学的/鉱物学的分析、メルト包有物等の局所分析等）により、月マントルの組成や固化したタイミング、マントル形成時の化学・物理条件等を推定する。ダイレクトにマントル中の元素含有量を取得することで、月のバルク組成推定に大きく貢献する。さらに、メルト包有物の調査により、マントル中の揮発性成分の組成や含有量を高い確度で推定することができ、ジャイアントインパクトによる月形成、マグマオーシャンの分化作用、深発月震等を理解するための重要な情報を得る。

4.4.3.3. 若い火成活動の詳細調査

天体の火成活動の時期や規模は天体の温度履歴、ひいては進化過程を知る上で重要な情報となる。従来、月では約 30 数億年前に火成活動の活発な時期があり、その後次第に活動度が下がったと考えられてきたが、実際に火成活動がいつまで続いたのか、若い時代の火成活動の年代や活動規模、化学組成についてはこれまでにサンプル採取による直接的な年代測定や組成分析が行われておらず、月探査によるリモートセンシングデータを用いた解析を用いた限られた情報しか得られていない。リモートセンシングによる近年の研究では、従来考えられていた 30 数億年前にピークを持つ火成活動に加えて 20 億年前後にも活動の活発な時期があったとする研究や、規模は小さいがごく最近（1 億年以内）まで火成活動が続いていたとする研究もあり、シンプルな月の形成以降の冷却モデル計算では説明がつかないことも指摘されている。そのため、若い時代に火成活動が起こった領域に着陸し、サンプルリターンを行うことで若い時代の火成活動の年代、組成等特徴を把握することが重要である。また同探査で溶岩流の放射性年代を正確に測定し、リモートセンシングデータを用いたクレータ個数密度測定の結果と比較することでクレータ年代学を高精度化することも同時に可能である。さらに、月の火成活動の終焉時期に噴出した玄武岩の詳細分析により、マグマの起源や火成活動の熱源など、内部層構造に関する知見を得る。

4.4.3.4. 太陽風や微小隕石による月への揮発物質供給機構の解明

月への水の供給源として隕石・彗星の衝突と太陽風が知られており、その供給プロセスは月のマグマオーシャンの形成から現在に至るまで定常的に続いていることから、月の進化史に影響を及ぼす重要な要因と考えられている。これまでのアポロ・ルナ試料や月隕石試料の分析により、隕石・彗星による付加が月内部の水の不均一性の一因と目されているが、月への外来物質の大部分を占める微小隕石・彗星の痕跡については未だ発見されておらず、マグマオーシャンに含まれ

る水の総量や外来物質によりマントルに供給された水の割合などについては未だ明確なデータが示されていない。微小隕石・彗星が大量に埋蔵かつ太陽風フラックスが高いと目される月裏側のレゴリスと露出した角礫岩を回収するとともに、Gateway において船外収集機構を設置することで月へ飛来する前の宇宙塵を収集することで、太陽風や微小隕石・彗星により月面へもたらされる揮発性成分の供給機構を解明する。

4.5. 火星での科学

4.5.1. 惑星科学における火星探査の意義・科学目標

4.5.1.1. 将来の惑星探査計画の方向性−日本の戦略・狙うサイエンス

私たち生命はなぜ地球に生まれたのか、私たちは宇宙に孤独な存在であるのかを明らかにすることは自然科学における最も重要な課題と言えよう。世界は「アストロバイオロジー」を標題に掲げ、天文学、惑星科学、地球科学、生物学といった学問分野を横断し、太陽系天体に生命の存在・痕跡をさぐる探査、地球に似た環境をもつ系外惑星の探索、地球での生命誕生・初期進化をたどる調査など、宇宙における生命の存在・分布・進化・将来に関する総合的研究を進めており、今後もこの流れは継続されるであろう。太陽系探査においては、太陽系形成過程を明らかにしていく流れの中で、生命前駆物質を含む彗星や始原的小惑星のその場観測・サンプルリターン（SR）、火星および氷衛星といった生命が存在する可能性がある天体の探査、さらには系外惑星の大気観測などを軸として進展していくと想定される。また、生命の誕生条件だけでなく、生命圏の持続条件の理解や、現在と過去における生命およびその痕跡、さらには資源獲得を含めた人類の居住可能性の検討にまで目標が広がっていくであろう。つまり、太陽系における持続的生命生存可能環境の探索（CHASE: Continuous Habitable Solar-system Environment）という壮大なビジョンである（日本惑星科学会 Request for Information 回答文書）。しかし、探査的手法でのアプローチは段階的かつ各段階に時間を要するため、その射程は 100 年を超えるものとなろう。

そこで、特に今後 20 年程度のスパンの太陽系探査においては、太陽系における生命生存可能環境の形成と進化の探求が適切な科学目標となると考える。生命生存可能環境とは、単に地球生命の起源・進化に留まらず、より包括的に太陽系に広がる生命が存在する可能性のある有機反応ネットワークを持つ天体環境群を指し、その形成と進化の探求は具体的に以下の二つの根源的な問いに集約される。(1) 一つは、このような天体環境群がいかに形成したのかという「A. 生命生存可能環境の普遍性」への問いである。初期太陽系における惑星移動や物質輸送、スノーライン以遠から内側太陽系への揮発性成分の持ち込み、ジャイアントインパクトを伴う地球型惑星形成の理解もこれに含まれる。これらの過程によって、地球型惑星のみならず氷衛星においてもその初期水量や大気・海洋組成が決定され、生命につながる環境群が形成された。(2) もう一つは、反応ネットワークをもつ天体がどこにどれだけ存在するかという「B. 生命生存可能環境の多様性」への問いである。小天体、氷衛星、火星における、生命前駆物質を含む反応ネットワークの特性とその決定要因（熱・内部進化、惑星大気・気候）を、実試料や観測に基づき理解する試み

がこれに含まれる。地球では天体進化と生命進化によって、生命誕生前の環境進化に関する情報がほとんど失われている。したがって、当然のごとく、この復元には地球以外の太陽系天体に記録されたこれらの情報が不可欠となる。さらに、生命生存可能環境の探査で得られる、環境に対応した生命の有無に関する知見と地球生命環境との比較、さらには系外惑星観測によって得られる生命生存可能環境の普遍性に関する知見、これらを統合することによって宇宙における生命の形成と進化、普遍性の理解への突破口となる。

具体的なアプローチとしては、太陽系探査のプログラム的実施によって、現在や過去に関する実証的なデータを積み上げていく必要がある。現在ある探査計画では、「A. 生命生存可能環境の普遍性」に答えるものとして、Martian Moons eXploration（MMX）、ソーラー電力セイル探査機による外惑星領域探査（OKEANOS）、木星氷衛星探査計画（JUICE）が計画され、彗星 SR 探査（CAESAR）がこれに続く。また、「B. 生命生存可能環境の多様性」に答えるものとして、「はやぶさ 2」に加えて、上と同様に MMX、JUICE が計画され、周回・探査技術実証機による火星宇宙天気・気候・水分布探査が続き、系外惑星観測、さらには火星地下圏・生命圏着陸探査へとつながる。これらの探査は、太陽系科学分野が推進できるアストロバイオロジーのアプローチであり、さらに日本に強みのある極限環境生命科学・地球化学などの他分野の専門家と協力することによって真の生命の定義を解明することが期待できる。生命生存可能環境の普遍性・多様性の解明を目指したこれらの探査では、実証に基づいた環境の解読・復元が最重要であり、生命とその痕跡、生命関連物質の検出はもとより、大気や流水、堆積場や反応場に関する環境指標の読み出し、年代決定などを並行して行うべきである。また、比較惑星学的な手法で、太陽系における生命につながる表層環境の進化を俯瞰的に理解していく戦略が必要である。最近の太陽系形成論はダイナミックな惑星移動を示唆しており、それらの影響が各天体にさまざまな形で刻印されているはずである。各探査を通じて環境の特性を記述する指標群を明らかにし、激変する太陽系環境を共有する各天体環境をそれらの指標が形作る多次元空間に配置することで、太陽系における生命祖依存可能環境の普遍的描像を明らかにしていく。アストロバイオロジーは世界的潮流であるものの、そのなかで生命を育み得る環境の誕生と進化という視点で、太陽系全体を誕生期から生命の誕生をへて現在まで俯瞰すること（つまり CHASE）を探査のバックボーンに据えるのは、日本独自の視点である。

4.5.1.2. 火星探査に関する海外の動向

NASA は火星探査のロードマップとして、2000 年代の「水およびその痕跡の発見」、2010 年代のハビタブル環境の理解」、そして 2020 年代には「生命の痕跡の発見」を提示している（図 4.5-1）。このロードマップに従い、火星サンプルリターン計画（MSR: Mars Sample Return）および有人火星探査計画へ向け、着々と準備が進められている。2021 年には MSR 用のサンプルキャシュを搭載したキュリオシティーとほぼ同型のローバ（Perseverance）が火星に着陸し活動を開始している。また、それに先立ち、2015 年からは周回機メイブンによる火星大気の観測が開始され、2018 年からは着陸機インサイト（InSight）による火星内部構造探査が実施されている。

2000 年代初頭までほぼ米国により主導されてきた火星探査は、欧州宇宙機関（ESA）によるマーズ・エクスプレスおよびマーズ・トレースガスオービターの成功を受け、国際協調の時代に突入し、UAE や中国の火星探査の成功を受け、現在その流れはさらに加速しつつある（火星探査の歴史に関しては臼井・宮本（2014）を参照頂きたい）。地球に匹敵するほど複雑で多様な惑星である火星を理解するためには、国際的な枠組みの中で科学目標を精査し、お互いを補完し合うような総合的・相補的な探査計画を策定する必要がある。このような国際的な取り組み（MEPAG）は NASA が主導する形で既に始まっており、科学測機の提供という形で現実化している。たとえば、Perseverance のローバにはフランスやスペインなどの科学測機が搭載されている。また、科学測機の提供だけでなく、ESA の複合探査ミッション（ExoMars）や、MSR のプレカーサとなる日本の火星衛星サンプルリターン計画（MMX: Martian Moons eXploration）が予定されている。国際的な枠組みでの実施が検討されている火星サンプルリターン・火星有人探査（2030 年代以降実施）に日本が主導的な役割を果たすためには、それまでに独自の火星探査を成功させ、国際的な信頼を獲得することが必須となる。



図 4.5-1 将来火星探査計画（Mars Exploration Program report）の概要
（第 33 回 MEPAG 会議報告書）

4.5.1.3. 日本の探査プログラムにおける戦略的火星探査プログラム位置づけ

4.5.1 節で述べた CHASE 火星探査は極めて重要な役割を果たす。火星は、内側太陽系の外縁部、すなわちスノーラインに近接する位置に存在するため、外側太陽系からの物質輸送や巨大ガス惑星の移動に対して、これらの影響を最も鋭敏に受けてきたことが予想される。また、初期火星の表層には豊富に水が存在し、生命生存可能な表層環境が地質年代に渡って存在していたことが、これまでの探査から明らかになっている。内部海が存在する氷天体は太陽系にも複数存在するが、表層に液体の水が長期間存在していたのは、地球を除けば火星のみである。このように「A. 生命生存可能環境の普遍性」、「B. 生命生存可能環境の多様性」という両方の根源的問いに対して、火星は唯一無二の重要性を持つ。数多ある太陽系天体のなかでも、火星は上記の両方の問いに迫ることのできる理想的な天体と言っても過言ではない（図 4.5-2）。



図 4.5-2 火星探査プログラムにおける科学目標
（火星探査計画の科学探査タスクフォース（中間報告書））

これまでは CHASE の持つ 2 つの根源的な問いについて説明してきたが、具体的な探査目標は対象や方法ごとに異なるために再整理する必要がある。特に火星に関して、探査内容と対象を整理すると、

「A. 生命生存可能環境の普遍性」に関しては

A1 惑星材料物質・生命前駆物質の分布・移動、天体への供給
A2 惑星・衛星の形成・初期分化

「B. 生命生存可能環境の多様性」に関しては

B1 地下熱水環境：鉱物—水—有機物反応系
B2 生命前駆物質の形成・進化
B3 大気（海洋）散逸・光化学反応
B4 生命およびその痕跡

が挙げられ、これらを、広い時空間スケールを見渡す視点で理解するためのミッション計画が重要となる。以下では、この A1 から B4 の分類にしたがって、火星に着目して日本の戦略と期待される成果を述べる。

A1、A2 にて残された課題

A1 については、MMX による SR が直接的な貢献をする。火星の衛星であるフォボス・ダイモスの起源については、水や炭素を含む始原的な D 型/C 型小惑星の捕獲説と、地球の月と同様の巨大天体衝突説の 2 つがあり未だ決着がついていない。MMX ではこの火星衛星起源論に決着をつける。特に前者の捕獲説の場合は、惑星材料物質・生命前駆物質の移動、地球型惑星への供給に制約を与えることになる。太陽系遠方から飛来した小天体が、火星に重力的に捕獲される確率は低いため、実際に D 型/C 型小惑星が火星に捕獲されたことがわかれば、そのような小惑星群が内側太陽系へ高フラックスで供給されていたことが示唆される。このような小惑星の供給の定量化は、火星のみならず地球や金星への惑星材料物質の供給や惑星表層環境の形成の理解につながる。

A2 では、火星衛星 SR と火星着陸機によるその場岩石分析が重要となる。上記のように、火星の衛星は、小惑星の捕獲説の他に、地球の月と同様に巨大天体の衝突で衛星が形成したという説もある。巨大衝突説であった場合、衛星には初期火星の原始地殻成分も多く含まれる。原始地殻の化学組成は、初期火星の分化過程を反映しており、それを地球に持ち帰ることは、広く地球型惑星の形成領域における初期状態の解明に資する。また、着陸探査車による火星地下圏・生命圏探査では、表層物質のその場化学分析も行う。着陸地点には、水と未反応の地殻も衝突掘削された岩片として複数存在していることが高い確度で予想される。これら地殻成分のその場化学分析によって、地球のプレートテクトニクスに伴う地殻のリサイクルに似た固体惑星進化が、火星にも存在していたのかを理解することができる。

【今後必要な探査】

4.6.1.1 戦略的火星探査シリーズ−1：Martian Moons eXploration（MMX）

B2 にて残された課題

MMX による SR と着陸探査によるその場分析の意義が大きい。上述のように、火星衛星フォボス・ダイモスは始原的な D 型/C 型小惑星が捕獲され形成された可能性があり、捕獲後は地球接近小惑星のように太陽に近づくこともないため、熱変成を受けにくく、内部に氷を保持する可能性が高い。また、着陸機による火星地下圏・生命圏探査では、上述のように地下熱水圏の地上への出口となる深いクレータの底へアクセスする。地下熱水圏は、水素が豊富に存在する還元的な環境であることが室内実験などから予測されており、そのような還元的雰囲気下で有機物合成や化学進化も進行した可能性がある。これらが地表に現れる領域を探査することは、初期火星における生命前駆物質の形成・進化に対する最も有効な手段といえる。

【今後必要な探査】

4.6.1.3 戦略的火星探査シリーズ-3：着陸機による火星地下水圏・生命圏の着陸探査

B3 にて残された課題

地球とは異なる境界条件（磁場の有無や惑星質量）を有する、火星大気の散逸やダイナミックスを理解する手法が有効であり、火星宇宙天気・気候・水環境探査が主たる役割を果たす。周回機観測によって、太陽風などの宇宙環境（外的要因）の変化に対する大気の瞬時応答とそのダイナミックスを明らかにすることで、40 億年にわたり宇宙環境が火星大気進化に及ぼした影響を理解する。また、周回機観測に基づき宇宙環境の変動に対する地表放射線環境の変化を定量化することは、有人火星探査における宇宙飛行士の安全性の担保に直接的に資する。これは、今後の国際協働探査における日本の独自の貢献となる。着陸実証機は、軌道投入・着陸技術の立証のみならず、現在の火星において活動的な地質活動を見せる地表境域をこれまでにない空間解像度で撮影することで、その地質活動を誘発する原因（大気循環あるいは液体の水の季節的な形成・活動）を制約し、現在の火星における気候や水環境の理解を可能にする。さらに、MMX においても、火星衛星表面に打ち込まれた元素を帰還試料から抽出・分析できる可能性がある。

【今後必要な探査】

4.6.1.2 戦略的火星探査シリーズ-2：周回・探査技術実証機による火星宇宙天気・気候・水分布探査(Mars Ice Mapper)

B4 にて残された課題

火星宇宙天気・気候・水分布探査(Mars Ice Mapper)と火星地下圏・生命圏探査をプログラム的に配置して進めていくことが重要となる。欧米の探査機によって、近年、火星および氷衛星での有機物、生命生存環境の発見が相次いでいる。欧米に遅れる事なく日本の特徴を生かした探査が望まれる。具体的には、火星表面での生命探査顕微鏡（LDM）は欧米にはない技術であり、これを搭載した着陸機による現存生命の検出を目的とした探査が考えられる。着陸候補地点には、現在の火星において活発な地質活動を有する Recurring Slope Lineae（RSL）といった小規模地形も含まれる。現存生命の検出を目指した生命探査は、そのリスク軽減のため、地質・地球化学探査とセットで企画すべきであろう。現状の戦略的火星探査プログラムにおいては、Mars Ice Mapper における着陸実証機で候補地域の地質・地形調査を行い、活発な地質活動を誘発する原因を明らかにしたうえで、生命探査を行うという一連の流れが理想的である。着陸候補地点は、小規模かつ傾斜のある地域であり、そのような地域への着陸技術、および試料のその場分析技術は、月における実証を経る必要がある。生命探査において、実験室での回収試料の分析が決定的な科学的知見をもたらすことは論を待たない。はやぶさによって獲得した SR 技術は、はやぶさ 2・MMX のみならず、海外探査計画への参入へとつながる好循環を生んでいる。2030 年代

に行われる米国による MSR においても、この流れを継続させることで日本の存在感を世界に示す。

MMX はより直接的に、火星生命探査に貢献する可能性も示唆されている。理論研究により、小天体の衝突により火星表面物質がフォボス軌道に放出され、一部はフォボス表土に混入していることが示されている。もし、火星に生命がいた場合、その痕跡がバイオマーカとしてフォボス表土に混入した火星由来粒子から検出される可能性が報告されている。地下の溶岩チューブでの生命探査は、究極的に達成すべき目標の一つである。現在の火星の表面は紫外線が降り注ぎ、表面での生命体の生存は（地球型の生命体を仮定すれば）極めて厳しいと考えられる。しかし、溶岩チューブ内は、紫外線から守られると言う点で、生命体にとっては極めてすぐれたシェルターである。溶岩チューブ内に、そこに開いた縦孔から侵入し、生命を直接発見するような探査が求められる。なお、生命体がいない場合、人類の基地としての利用が可能になるので、その意味でも探査は重要である。縦孔より、地下の溶岩チューブに侵入するには、非常に高度な技術が要求される。しかし、月にも縦孔、溶岩チューブが存在しており、そこで探査技術獲得実証を行うことが可能である。

【今後必要な探査】

4.6.1.1 戦略的火星探査シリーズ−1：Martian Moons eXploration（MMX）、4.6.1.2 戦略的火星探査シリーズ−2：周回・探査技術実証機による火星宇宙天気・気候・水分布探査(Mars Ice Mapper)、4.6.1.3 戦略的火星探査シリーズ−3：着陸機による火星地下水圏・生命圏の着陸探査

4.5.2. 戦略的火星探査プログラム提案

4.5.2.1. 戦略的火星探査プログラムのロードマップ

JAXA では、2030 年代の「火星地下水圏・生命圏探査火星着陸探査（4.6.1.3 節）」を今後 20 年のマイルストーンと見据え、2020 年代の「MMX（4.6.1.1 節）」および、それに続く「周回・探査技術実証機による火星宇宙天気・気候・水分布探査 MIM（4.6.1.2 節）」の 3 つからなる、戦略的火星探査シリーズを提案する。なお、各探査の意義および惑星科学における位置づけは 4.5.1.3 節を参照されたい。

JAXA の戦略的火星探査シリーズ（図 4.5-3）は、工学および観測装置の技術開発の観点において、月探査やその他の惑星探査ミッションと紐づけられ、国際宇宙探査の視点で JAXA 全体の惑星探査ロードマップに組み込まれるよう策定した（図 4.5-4）。つまり、(1) 2020 年代中盤の MMX を端緒に、同時期に実施される月着陸探査（SLIM・月極域探査など）で獲得される重力天体着陸技術を生かしながら、(2) 2020 年代後半から 2030 年代初頭にかけ、火星での着陸実証技術の獲得を目指した国際 Mars Ice Mapper 計画と連動した火星宇宙天気・気候・水環境探査を行い、(3) 2030 年代の本格的火星着陸探査へとつなげていく。また、2020 年代から 2030 年代にかけては、国際協働での MSR 計画が実施される。日本が MSR に主体的に参画していくた

めには、技術協力やリターンサンプルの共有などで国際化の進みつつある MMX を参考に、火星周回探査においても国際協働の枠組みでの実施を検討すべきである。

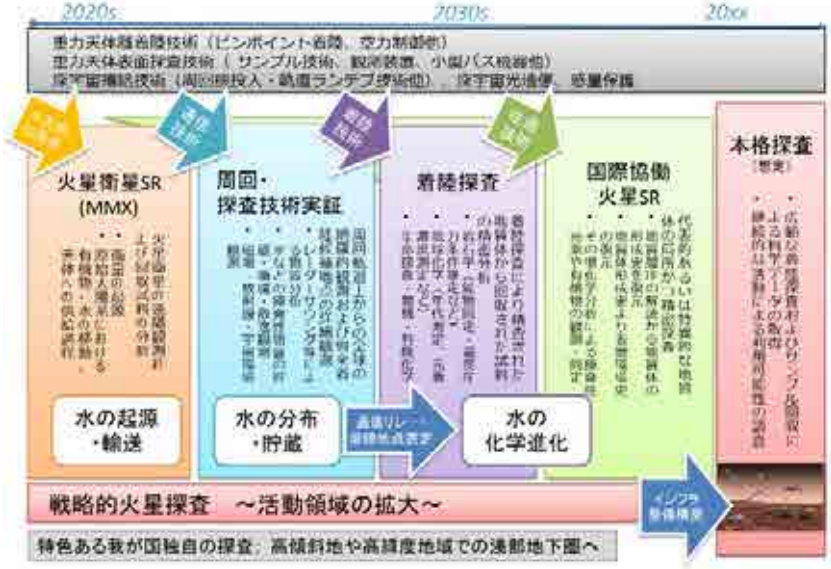


図 4.5-3 戦略的火星探査プログラム案の概略
（火星探査計画の科学探査タスクフォース（中間報告書））

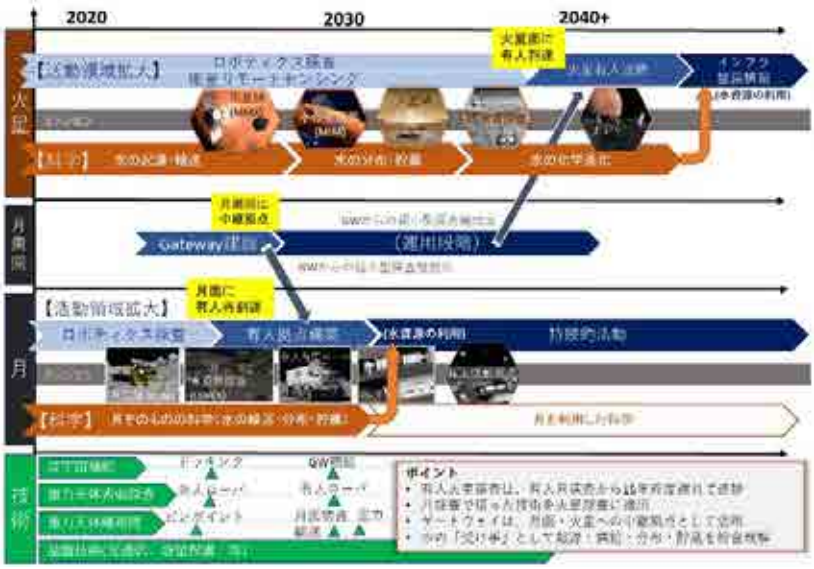


図 4.5-4 戦略的火星探査プログラムと国際探査計画との関係
（第 43 回宇宙科学・探査小委員会資料）

4.6. 火星探査ミッション例

4.6.1. 惑星科学における火星探査の意義・科学目標

4.6.1.1. 戦略的火星探査シリーズ-1：Martian Moons eXploration（MMX）

■背景と目的：火星衛星フォボス・ダイモスは、唯二つの地球型惑星付随小型衛星である。共に低アルベドで D 型/C 型小惑星類似スペクトルをもつが、ほぼ火星赤道面内円軌道をとるという特徴がある。成因については、前者の特徴に整合的な始原的小惑星の捕獲（捕獲説）か、後者に調和的な火星周囲の破片円盤からの集積（円盤説、地球の月の成因に類似）かで論争が続いている。既に複数の探査機フライバイ観測はあるが、可視近赤外域での鉱物吸収が不明瞭であり、表面物質は未同定である。ランデヴーや着陸などは行われていない。ロシア等の Phobos-Grunt はフォボス表層物質の SR を目指し 2011 年に打上げられたが、地球軌道の離脱に失敗した。
2024 年の打ち上げを目途に、戦略的中型探査計画 1 号機として準備が進められつつある火星衛星探査計画 MMX は、近傍観測によって表面組成、表層環境や内部構造を調べるとともに、フォボスに着陸して表面物質を採取して地球に持ち帰り、（1）衛星の起源と歴史（捕獲説なら太陽系初期進化・生命前駆物質の情報、円盤説なら火星材料物質と集積・変成過程）と（2）火星環境を支配する天体衝突史・大気散逸史の制約を目的とする。回収試料の酸素同位体比などを火星隕石や将来得られる MSR 物質と比較することで、衛星起源論争に決着がつけられる。また、火星起源物質の抽出やその同位体・年代分析についても、その場探査では実現できず、回収試料の分析が必須である。衛星は常に同一面を火星に向けているため、対火星表裏の比較や軌道方向に対する前後の比較ができるサンプリングが有効である。氷起源物質の D/H 比測定から火星環境進化の初期値が決められる可能性もある。同時に軌道からの火星大気の観測（日変化や大気の運動・物質輸送の理解）も組み合わせる。本探査は、火星衛星を通じて、初期太陽系での物質の分布・移動から、原始惑星誕生過程、ハビタブルな表層環境変動までの長期間の前生命環境進化を実証的に明らかにできる。

■位置づけ：火星探査と小惑星探査をつなぐ位置にあり、火星着陸ミッションと強く連携した火星周回探査という側面と、はやぶさシリーズを継承・発展させる SR ミッションとして、より始原的で太陽加熱の影響の少ない（捕獲説）もしくは複雑な成因（円盤説）の小天体からの SR に挑戦する側面がある。そのため双方のコミュニティからの研究者の参加が実現しており、さらに比較衛星形成論として、地球-月系の起源と進化を探求する月科学/地球科学コミュニティとの連携も進展しつつある。

■サイエンス成果が与えるインパクト：フォボスは国際的に見れば探査計画が複数あり探査対象としての注目度が高い。一方でダイモスはフライバイ観測も少なく未知な点が多い。そのため MMX には、国外からも高い関心が寄せられ、CNES、NASA がそれぞれ近赤外分光撮像装置と中性子ガンマ線分光計を開発・供給することが確約され、また軌道設計・着陸運用の検討や既存データの解析が国際協力の下で進められつつある。ダイモスについても近傍観測に限定されるものの飛躍的なデータ量の増加が期待され、全体として 2 つの衛星の比較学を進め、衛星の成因

と火星圏環境進化の両目的に対してモデル制約力を高めることに貢献できる。また、火星衛星は将来の有人探査においても前哨基地や通信中継などの観点から注目されており、そうした計画に対しても貴重な科学情報をもたらすことになる。

■主要キー技術と開発状況: ロシア・欧州共同での Phootprint 計画が ExoMars 後継の SR 探査候補として、NASA Discovery ミッション候補として PADME 計画、PANDRA 計画、MERLIN 計画がフライバイ探査（MERLIN は着陸を含む）として、それぞれ検討されていたが、いずれも実現のめどは立っていない。MMX 計画においては、SR 技術については、はやぶさシリーズの優位性を継承できる一方、フォボスが比較的大きな重力を持つことから、自律航法を取り入れた軟着陸を行うとともに、マニピュレータとコアラーを組み合わせた試料採取法が採用されている。衛星近傍での長期滞在には擬周回軌道の利用、往還航行については短時間での加速に優れミッション期間を短縮できる化学推進を採用したシステム検討が進められている。衛星史・火星史の読み出しのため、サンプル量を 10g レベルに増量し多地点からの試料採取を狙う。そのために帰還カプセルの大型化が必要となる。観測装置には、表面地質、表面組成、周衛星環境の解明を主目的に、望遠カメラ（TENGOO）、多色広角カメラ（OROCHI）、近赤外分光イメージャ（MIRS）、ガンマ線中性子スペクトロメータ（MEGANE）、ダスト分析器（CMDM）、質量分析装置（MSA）、レーザ高度計（LIDAR）がノミナル機器として選定され、それぞれ設計開発が開始されている。MIRS と EGANE についてはそれぞれ仏 CNES、米 NASA が提供し、それぞれの開発に日本側のメンバーも加わっている。一連の機器による観測は、着陸点選定、試料産状の決定、そして衛星近傍軌道からの連続撮像から火星大気循環の解明にも用いられる。

4.6.1.2. 戦略的火星探査シリーズ-2：周回・探査技術実証機による火星宇宙天気・気候・水分布探査（Mars Ice Mapper）

■背景と目的: 上述のように、今後 20 年程度の太陽系探査において、太陽系における生命生存可能環境の形成と進化の探求が重要な科学目標となっている。その中で火星は、表層に安定に水が存在するハビタブルな環境を保持していた地球外太陽系天体として、比較惑星学および宇宙生命学的研究を行う上で理想的な天体といえる。2030 年代には国際協働による火星サンプルリターンが計画されており、そこで日本が主導的な役割を果たすためにも、太陽の影響を受ける大気と浅部地下環境の共進化過程に着目した我が国独自の火星探査の実施が喫緊の要請である。また、国際協働宇宙探査として NASA・CSA・ASI・JAXA を含む機関で検討が進められている Mars Ice Mapper 計画に向けた我が国の戦略的火星探査を明確にすることが求められている。その戦略の一つが、ここで提案する火星宇宙天気・気候・水分布探査であり、火星の大気や放射線環境の太陽変動への応答を調べるとともに、将来の着陸探査に向けた詳細観測と技術実証を目的とする。特に、惑星大気進化に重要な大気上下結合と宇宙環境影響を実証的に明らかにし、過去 40 億年にわたり宇宙への大気散逸が火星の気候変動にどのような影響を及ぼしてきたのかを理解するとともに、将来の着陸探査に必要な技術獲得と表層および浅部地下水分布の調査を行う。また、宇宙放射線環境や表層・浅部地下水分布など、将来探査に不可欠な知見を提

供することで、人類の活動域拡大にも貢献する。

約 40 億年前の火星は海を持ち温暖湿潤な気候であったと推定される一方で、現在の火星は寒冷乾燥した気候を持つ惑星である。このような気候変動を引き起こすには、表層を覆っていた海水と 1 気圧分程度の CO2 大気が地下に貯蔵もしくは宇宙空間に流出して表層環境から取り除かれる必要がある。火星宇宙気候研究の重要課題として、水と CO2 大気を宇宙空間に逃がすことができる物理機構の解明が挙げられる。現在の火星はグローバルな固有磁場を持たず、太陽風と大気が直接相互作用し、これまでに、NASA の火星探査機メイブン等によって火星大気散逸現象を含む火星圏環境について多くの基本的描像が得られつつある。特に、惑星間コロナ質量放出（ICME）時の大気散逸率の増加や太陽高エネルギー粒子（SEP）によって引き起こされるオーロラ、残留磁化による誘導磁気圏の非対称、水素散逸率の短期変動などの、最近の火星探査による発見は、火星周辺の宇宙環境や大気散逸率に太陽変動・固有磁場・下層大気や表層からの水輸送が大きな影響を与えることを示した。

太陽高エネルギー粒子の火星大気への侵入は、この相互作用の形態に依存するが、最近発見された新しい火星オーロラを使うことで、この相互作用の形態を可視化できる可能性がある。惑星地殻起源の残留磁化強度に差のある南北両半球を同時に撮像することで、固有磁場が大気散逸や放射線環境に与える影響をグローバルに捉えることが可能となる。また、将来の火星有人探査にとっても、火星周辺の宇宙放射線環境把握は重要であり、火星の宇宙放射線環境と太陽変動の関係を理解することは、火星の宇宙天気研究の重要な課題となっている。新しい火星オーロラの発見は、高エネルギー粒子環境を探査する手段として、火星オーロラのイメージングが有用な手段になることを示唆している。

火星での現存生命の探査や有人探査を本格実施するためには、水の散逸過程の理解のみならず、現在の水循環の理解は必要不可欠である。火星における水循環のなかでも、未知の部分が多く、かつ重要となるのは、地上大気間の H2O 分子のやり取り、ダスト跳動の物理、浅部地下 H2O の存在形態である。地表付近のレゴリスは気温の日変化・季節変化に対して H2O 分子を吸着脱離し、大気表層の水のリザーバーの一つとなると予想されるが、その定量的な評価には至っていない。またダストは、砂漠の惑星である火星の大気構造や気象現象の支配要因であるだけでなく、吸着した H2O が大気中で脱離することで鉛直方向の水輸送も担う。しかし、ダスト跳動のために必要な気象条件などは、ダストと気象の同時観測がなされた例がないため不明である。これら要素の実証的理解は、リモートセンシングだけでは達成できず、当然のごとく、それらが正に起きている火星地表における観測が必要となる。

加えて、火星における水や大気の起源を明らかにすることは、言うまでもなく第一級のトップサイエンステーマであり、同時に過去から現在への水リザーバー総量の推定にも極めて重要である。火星の水・大気の獲得過程は大きく二つあり、一つは原始太陽系円盤での円盤ガスの獲得、もう一つは微惑星の集積による衝突脱ガスによる獲得である。この両者による貢献を定量的に評価

することのできる鍵が、マントルから脱ガスする希ガス成分（特にネオン）である。円盤ガスと微惑星のネオン同位体は大きく異なるため、これを火星上でその場測定することで水や大気の起源に迫ることができる。

我々は、火星衛星探査 MMX でまずは火星初期進化を明らかにする。それに続く、Mars Ice Mapper では、希ガス同位体測定から火星の水や大気の起源を制約し、気象観測や高層大気・オーロラ観測で現在の水循環や大気散逸をそれぞれ明らかにする。これらにより、火星という地球に比肩するハビタブル地球型惑星における、水・大気の獲得から散逸までの惑星史を、初めて統合的に理解することができるだろう。40 億年前のハビタブル環境の探査に注力した欧米の火星探査に対して、我が国のこのような計画は世界的にも独自性が高く、まさに戦略的火星探査と呼ぶにふさわしいものといえよう。

■位置づけ：上述のように、今後の太陽系探査において、太陽系における生命生存可能(ハビタブル)環境の形成と進化の探求が重要な科学目標となっている。その中で火星は、国際的にも重要な探査対象であり、2030 年代には国際協働による火星サンプルリターンが計画されている。そこで日本が主導的な役割を果たすためにも、太陽の影響を受ける大気と浅部地下環境の共進化過程に着目した我が国独自の火星探査の実施が喫緊の要請であり、本計画は、この要請に応えるため、国際協働宇宙探査に向けた我が国の戦略的火星探査の MMX に続く次のステップとして位置づけられている。学術コミュニティにおいては、SGEPSS（地球電磁気・地球惑星圏学会）と日本惑星科学会の両学会長名で提案し、日本学術会議のマスタープラン 2020 大型研究計画にも選定された「戦略的火星探査：周回機と着陸実証機による火星宇宙天気・気候・水環境探査計画」を基盤としている。また、各学術コミュニティから宇宙科学研究所に提出された工程表のうち、太陽地球惑星圏研究領域の工程表（SGEPSS）と太陽系・系外探査プログラムの工程表（日本惑星科学会）に記載されている。

■サイエンス成果が与えるインパクト：近年、太陽の活動が惑星環境に与える影響の理解は大きく前進し、地球においては太陽活動が我々の生活に及ぼす影響を予測する宇宙天気研究が多方面で推進されている。また、多数の系外惑星が発見される中、惑星のハビタビリティ（生命圏の誕生と持続条件）の理解の観点から、主星の活動と惑星圏環境の関係をより普遍的に理解しようという惑星の宇宙気候探求の機運が高まっている。火星が過去にどのようにハビタブル環境を獲得し失ったのか、過去の気候を推定するにも現在の水環境の理解は不可欠である。我々の検討している「火星宇宙天気・気候・水環境探査」は、この学際的な新しい研究の大きな流れの中にあり、本計画で得られる知見は、遙か彼方の系外惑星がどのような大気と表層環境を持ちうるかを推定するための知的基盤を提供する。また、火星有人探査にとっても水資源分布に加えて火星周辺の宇宙放射線環境把握は必須といえる。世界的には、宇宙天気フォーラムなどで、火星周辺の放射線環境の議論が始まっているとともに、火星有人地表探査へのステップとして、火星有人周回探査の検討なども始まっており、本計画は、学問的な価値に加えて、将来人類の活動領域を火星にまで拡大するために重要な探査であるという側面も持っている。

■主要キー技術と開発状況: 前述の科学目的達成のため、本計画では、モデル科学機器を設定しており、その開発状況・搭載実績等は、火星探査計画の科学探査タスクフォース（中間報告書）にまとめた。一方で、探査機システムとしての周回・探査技術実証機の組み合わせは、規模に応じて複数の解が考えられており、Mars Ice Mapper チームでの検討が進められている。

4.6.1.3. 戦略的火星探査シリーズ-3：着陸機による火星地下水圏・生命圏の着陸探査計

■背景と目的: 火星は、時間的・空間的に生命を育む環境をダイナミックに変化させてきたハビタブル惑星である。現在広く受け入れられている火星進化の描像によると、38 億年前以前の火星では地表面に存在した水量は少なく、地殻深部での熱水活動や地下水循環がおきていたが、38～35 億年前には地表にも液体の水が豊富に存在するようになり、流水地形を残し、さらに 35～30 億年前には、気候が寒冷乾燥化し表層水も酸性化したと推測されている。38～35 億年前に表層の流水によって形成された層状堆積物は、アクセスしやすく、Curiosity や ExoMars といった大型探査はこのような層状堆積物を集中的に調査している。他方、火星のダイナミックな環境進化を理解する上では、異なる時代や空間を調べることも必要不可欠である。現在、38 億年前以前に活発に起きていたと考えられる、地殻熱水活動に伴う地下水圏・生命圏をターゲットとする計画はなく、環境進化の全容を理解する上で重要なパーツが空白のままである。本提案では、38 億年前の地殻熱水環境・地下水に関連した露頭のローバによる着陸探査を行う。露頭に存在する炭酸塩・蛇紋石の地球化学的分析に基づき、以下の項目を明らかにする：1）火星地下水の化学的キャラクタリゼーションと化学合成生物のハビタビリティ（生命圏の誕生と持続条件）の理解（水溶液組成、pH、酸化還元ポテンシャルの推定）、2）初期火星温暖化機構の制約（大気 CO_2 分圧の推定）、3）水素・炭素の表層リザーバーサイズと水散逸史の制約（炭素・水素・酸素同位体化学）。

もう一つの大きな研究目的は、現在の生命生存可能性と生命の探査である。Curiosity や Mars Reconnaissance Orbiter 等の近年の探査は、現在でも地下氷があり、地球と同程度の熱量が地下から移動しており、生命の生存に可能な元素（CHONSP）、酸化還元エネルギー源化合物（硫化鉄やメタン）、有機物の存在を明らかにした。また火星環境は地球微生物であっても生存可能な環境であることも明らかとなってきた。こうした背景から Curiosity、ExoMars、Trace Gas Orbiter、Perseverance は生存可能条件、メタンや有機物にターゲットとする探査を行いあるいは予定している。その先を行き、4）生命生存可能条件の検討、5）有機物だけでなく、6）生命（細胞）その物の探査を行う。

■位置づけ: 太陽系天体における生命前駆環境の理解のためには、化学進化や初期生命進化に必要な 3 つの要素（エネルギー、環境、物質進化）に関して、様々な天体を貫く共通の問いに、探査を通じて答えていくことが重要となる。本提案の 1）の目標は、初期火星における上記エネルギーの問いの答えに直結し、2）および 3）は上記の環境に関する問いに答えるものある。また 4）、5）は現在における化学進化や初期生命進化に必要な 3 つの要素（エネルギー、環境、物質

進化）に関して答えを与え、6）でその最終段階の生命そのものを探査する。これらは惑星科学およびアストロバイオロジーの中心課題であるだけでなく、「生命探査」は国際宇宙探査計画 8 つの大目標の一つでもある。

■サイエンス成果が与えるインパクト: 着陸機による火星地下水圏・生命圏の着陸探査計画の科学的意義・波及効果を下記の 7 項目にまとめた。

1. 地下水のキャラクタリゼーションとハビタビリティ（生命圏の誕生と持続条件）：地下水のキャラクタリゼーションとハビタビリティ：本提案では、火星露頭の炭酸塩や粘土鉱物の鉱物化学組成から、当時の火星地下水中の溶存主要元素濃度、pH、溶存炭酸イオン濃度や酸化還元ポテンシャルを推定する。熱水・地下水の化学的キャラクタリゼーションが行われれば、合成生物学による化学進化の再現や、地質学による初期地球へのフィードバックも行われるだろう。また、生物エネルギー論に基づいた生命代謝経路とバイオマーカの推定を行うことができる。

2. 温暖化機構の制約：炭酸塩の組成から溶存炭酸イオン濃度と pH が推定できれば、溶存平衡にある大気 CO2 分圧やその温室効果も理論的に推定できる。地球型惑星のハビタブルゾーンの外側境界は、火星の理解に基づき設定されており、火星の温暖化機構の制約は、ハビタブル惑星の探索可能性の見直しにもつながり、系外惑星学への波及効果も大きい。

3. 物質循環と水散逸：本提案では、炭酸塩の炭素・酸素同位体および蛇紋石の水素同位体測定も行う。炭酸塩の同位体比測定は、当時の炭素循環に関するリザーバーの存在を定量的に制約することを可能にする。加えて、蛇紋石が含む水素同位体比を測定することで、当時の水の水素同位体比や水散逸量を推定することができる。炭素循環に関する情報は、地球化学の惑星探査への本格的参入を促し、水散逸史の制約は、固体惑星分野と超高層磁気圏分野との協力関係の構築につながる。

4. 現在の火星活動：生命生存環境の観測は取りも直さず現在の火星の活動と将来予定される有人宇宙探査への居住可能性を検証する観測となる。重要な観測として地下における氷および水の数 cm から数十 m 規模での存在状態の探査、関連した熱流量と、鉱物や地質解析が含まれる。とりわけ、RSL などの現在も活動的な場所が重要なターゲットとなり、また掘削探査も視野に入れる必要がある。現在も活動的な火星という描像を検証する探査となる。

5. 有機物の探査：有機物の起源としては現在過去の宇宙由来（隕石等）、過去の生物あるいは前生物反応由来の有機物がある。Curiosity が有機物を泥岩中で発見したことから火星での有機物の存在はすでに明らかであるが、その有機物の由来や性質は全く不明である。地質的存在状況と合わせて探査し、その質量分析により有機物の火星における普遍性、由来、生物進化との関係を明らかにする。前生物史あるいは生物史を調べる上で必須の課題といえる。

6. 生命探査：生命が発見されれば、現在数百万人の研究者が研究している地球生物学を宇宙

に通じる「生物学」へと一変させる、生物学における Copernicus 的転換となる。発見されない場合でも、有人火星探査の安全、惑星保護の確認のための必須の探査である。

7. 将来の有人火星探査を見据えた地下空洞探査：隕石による破壊や角礫岩化、太陽風による変成、ダスト嵐による撹拌効果を受けていない火星の「地下」において、ハビタビリティ（生命圏の誕生と持続条件、さらにここでは人類の居住圏の拡大との意味で）に関わる知見の拡大を意図する探査（火星火成活動調査、火星古地場調査、火星生命調査、火星の水調査）を目指す。

■主要キー技術と開発状況： 上記の探査を行うための着陸可能候補地の 1 つが McLaughlin クレータである。同クレータは、熱水活動に由来する地下水の湧出口であり、クレータの底には炭酸塩や蛇紋岩などの粘土鉱物を含む層状堆積物が 10～20km の範囲に存在している。また、Isidis basin の南側のクレータ壁や Nilosytis Mensae といった南北半球境界の斜面にも粘土鉱物や炭酸塩が露出しており、これら地域では広範囲に地下水および熱水の湧水があった可能性がある。上記地域および RSL へのアクセスにはいずれも斜面への高精度の着陸技術を必要とするが、月小型着陸機 SLIM によるヘリテージを活かしつつ、今後の重力天体での技術立証の積み上げによって実現する。またダークスポット等の平坦な場所に最近できたクレータも多い。低緯度では、低地となるエリシウム火山の麓、さらにその西の平原などに、溶岩チューブに開いた縦孔が多数発見されている。これらも地下にアクセスする上で重要な候補となる。搭載装置としては、地下探査レーダーの他、試料の観察のための顕微鏡、鉱物化学分析を行うためのプロトン X 線分光計（APXS）および近赤外分光計、あるいはレーザ誘起分光分析装置（LIBS）およびラマン分光計の 2 種類の組み合わせが考えられる。また、同位体分析用の質量分析計も必要となる。これら機器の開発は構想段階であり、海外協力を得つつ進める。

4.6.2. 戦略的火星探査プログラムの科学推進体制

4.6.2.1. 着陸探査学連携ネットワーク

我々が次世代へのマイルストーンとして目指す、2030 年代の火星地下水圏・生命圏探査では、重力天体への軌道投入および着陸（EDL）を基礎技術として習得・実証することが最低限、求められる(9.1 章「着陸・離陸技術」)。EDL 技術は、MMX および SLIM での習得が可能である。一方、火星探査の歴史を振り返るに、EDL に関しては可能な限り火星での実証試験を行うべきである。そこで、本格的な火星着陸探査のプレカーサとして、周回機探査との組み合わせも含めた着陸技術実証も視野に入れながら検討を進める（海外先行例：ExoMars Trace Gas Orbiter）。

EDL に加え、我々が目指す火星地下圏探査では、高度着陸、地下観測、掘削といった多くの新規技術を必要とする。これらの新規技術に関しては、国際探査センターのリードの元、月惑星探査データ解析グループおよびイノベーションハブなどとの JAXA 内連携による開発に加え、大学共同利用連携を軸に加速させていくべきである（たとえば、着陸探査学連携ネットワークの設置）（図 4.6-1）。着陸探査学連携では、MELOS 計画の検討段階より協力関係にある慶応大学・東

北大学・千葉工業大学などを中心に、産業界を広く取り込んだ連携を考えている。着陸探査学連携ネットワークでは、高度着陸・地下観測・掘削に加え、高度な自立走行技術の獲得や、それらの技術獲得に必要な惑星模擬フィールドの整備も行う。これら地上でのロボティクス技術開発の場を提供する着陸探査学連携は、宇宙空間での観測装置・バス系の技術開発・実証を主目的とした深宇宙連携ネットワーク（東京大学宇宙惑星科学機構（UTOPS）が例の 1 つ）と相補的な協力関係が見込まれる。

着陸探査学連携と深宇宙連携との協力で得られる地上および宇宙空間での探査技術の応用先は火星着陸探査にとどまらない。たとえば、国際協働での検討が進められている月の極域探査・有人探査では、天体表面移動および掘削が日本の提供すべきキー技術として提案されている。月での技術実証は、自立性が必要とされる火星探査と、地球上での技術実証をつなぐという点において、高い戦略的価値を創出する。月や火星での技術実証により信頼性の担保された各要素技術は、その先にある MSR や氷衛星探査などの国際協働プロジェクトにおいて、日本のプレゼンス向上に貢献するであろう。

地質学的に多様な天体である火星への着陸探査では、着陸地点の選定が探査のサイエンス価値に直結する。リュウグウなどの小天体とは対照的に、火星に限らず多くの重力天体では、既存の表面分光観測データが充実している場合が多く、それらのデータベースを活用した着陸探査計画立案が求められる。着陸探査学連携では、月惑星探査データ解析グループを受け入れハブとした大学連携の役割も担う。米国と比較した際、日本の惑星探査コミュニティは地球科学分野（地質学・火山学・水文学など）の研究者の取り込みが十分とは言えない。一方、地球科学の諸分野も、生物学などとの融合を進めつつあるが、同時に地球外にも未開拓のフロンティアを強く求めている。火星は両者の融合に最適な研究対象であり、“地球・惑星科学”を文字通り“地球惑星科学”とする可能性を秘めている。

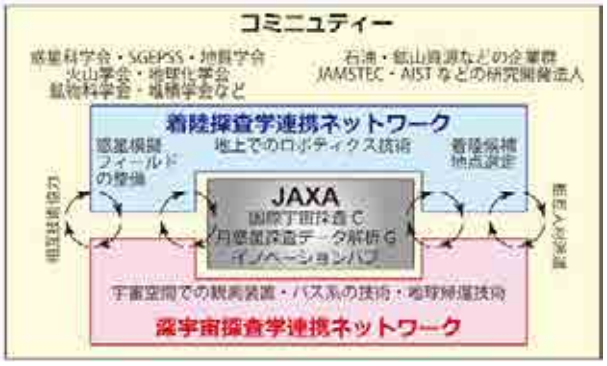


図 4.6-1 大学機関との連携による科学推進体制の例
（火星探査計画の科学探査タスクフォース（中間報告書）」

4.7. サンプルリターン探査に向けたキュレーション体制

4.7.1. サンプルリターン探査の背景

太陽系の歴史、惑星進化、宇宙と生命の起源の解明を目指す惑星科学・惑星探査はこれまでにも我が国の宇宙科学における中心的なプロジェクトとして選定されてきた。探査のなかでもサンプルリターン探査は重要な特徴を持っている。世界初の小惑星サンプルリターンに成功した「はやぶさ」が世界に与えた影響は大きく、実証科学と技術開発の重要性を格段に高め「はやぶさ 2」に引き継がれた。「はやぶさ 2」の以降も、火星衛星からのサンプルリターン（MMX）や火星からのサンプルリターン（MSR）への参画が検討されている。サンプルリターンは持ち帰ったサンプルを地上での大型の高性能の分析装置で解析することを可能にするという点で、探査機での現場分析に比べて格段に分析精度を上げることができるという利点を持っている。

また惑星等の天体探査では惑星保護も重要な活動となる。惑星保護活動では二つの観点での検討が必要となる。それは探査対象となる天体の将来の探査を妨げないように天体を保護する活動と、サンプルリターンにおいて探査天体から地球環境を汚染する物質を不用意に持ち帰らないように地球環境を保護する活動である。サンプルリターン探査から科学的成果を最大限に引き出すためには、試料採取装置（サンプラー）開発、キュレーション、帰還試料分析との間の連携が非常に重要となる。本項ではこれらサンプルリターン探査技術のうち、キュレーションに関してまとめる。一方、惑星保護に関しては、6.2.3 節「汚染」および 9.1.4 節「ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ」を参照頂きたい。

21 世紀に入り、地球惑星物質研究に必要となる分析化学（科学）的手法の開発とそれに用いる機器は長足の進歩を遂げた。月や火星圏からの回収試料の解析には、一つの試料単位に複合的な手法を適用し、可能な限り包括的に物質科学的情報を抽出する戦略が重要である。さらに同位体や微小量の元素に関する議論は、分析装置の精度が格段に上がったことで可能となった。同様に将来の技術革新で、より高精度な分析が可能となることは間違いない。この点を考慮した将来の科学研究に資する試料の保存・保管は極めて重要である。すなわち、実施すべきサイエンスと想定される試料の物理化学的な特性を踏まえた、回収試料のキュレーション、初期分析、公募分析に至る研究計画・デザインを、探査計画と並行して早急に進める必要がある。

わが国では南極観測において採取された膨大な隕石試料のキュレーションを国立極地研究所が担い、宇宙物質の取扱いの知見を蓄積している。一方、我が国のサンプルリターン試料のキュレーションは、現在 JAXA/ISAS において行われているが、その設備、実施体制に関する検討が必要である。ISAS におけるキュレーション設備、実施体制は、「はやぶさ」ミッションの実施を目的として構築され、現在進行中の「はやぶさ2」ミッションに対応できるよう改良を施している。しかし今後想定される月や火星からのサンプルリターン計画で検討している試料の量や形態に適合したデザインでは構築されていないのが現状である。

4.7.2. 日本のキュレーション体制

キュレーション施設はリターン試料の受入だけでなく、初期記載の実施、試料の保管、公募研究等に用いる試料の提供の役割を担っており、一つのミッションのみを想定した設備・人的体制整備は無駄が多い。将来のサンプルリターンミッションの遂行に向けて、知見・問題を整理してリターン試料キュレーションを我が国が主体的に実施することを明確にするならば、将来の太陽系物質科学研究において非常に重要な一歩となる。サイエンスのイニシアチブを明確にすると同時に、我が国としての恒久的なキュレーション体制の構築を目指すのであれば、サンプルリターンミッションの意義は非常に大きなものとなる。

「はやぶさ」「はやぶさ 2」の実施を背景に、サンプルリターンは日本が世界をリードする惑星探査であり、その優位性を確かなものとするためには、地球外物質科学と連動した継続的な将来技術開発が非常に重要である。サンプルリターン探査から科学的成果を最大限に引き出すためには、試料採取装置（サンプラー）開発、キュレーション、帰還試料分析との間の連携が非常に重要となる。サンプラーは、A）サンプリング機構とB）保管機構（キャッチャ、コンテナ）からなる。A に係る仕様項目には、i）回収量、ii）物質状態（固体、液体、気体）、iii）試料形状・サイズ（粉体、礫、岩体）、iv）地質情報（コアリング等）の保存、v）汚染対策（材料選定、部品洗浄、製造組立環境管理）、vi）サンプリング天体でのその場分析との連携、が挙げられる。B の仕様項目としては、vii）保管量、viii）物質状態（固体、液体、気体）、ix）温度・圧力、x）試料間の分離、xi）気密性、xii）汚染対策が挙げられる。

キュレーションでは、目標天体帰還試料の試料価値を損なわずに（試料を破損・紛失・汚染することなく）、i）帰還試料の探査機サンプラー容器からの取り出し・回収、ii）試料の初期記載、iii）保管、iv）分割・配布、のそれぞれの過程に対して技術検討・開発が求められる。サンプラー開発同様、従来探査における固体試料だけでなく、たとえば彗星のガスや氷などの気体や低温物質、火星地下水などの液体試料、あるいは高圧試料といった種々の試料が想定される。また目標天体試料が地球外生命関連物質を含有する可能性がある場合、試料取扱環境の滅菌技術および帰還試料の封込技術の検討・開発が求められる。

帰還試料の分析項目は主に、元素・同位体、岩石鉱物、揮発性物質、有機物、に分けられる。今後は始原的な彗星や D 型小惑星から、分化天体（月、火星、火星衛星、水星、氷衛星など）に至るまでのさまざまな進化段階の太陽系天体物質を採取、帰還する計画が予想されることから、多様な帰還試料に対応できる分析体制の多様化を推進していくことが重要である。そのためには、はやぶさ、はやぶさ 2 で適用された放射光 X 線、電子顕微鏡、イオンマイクロプローブによる微量・局所分析法のさらなる発展はもとより、天体地質情報を保持した大型試料（重さで g 以上、大きさで cm 以上）を対象とした分析手法を新たに発展させる科学的意義は大きい。たとえば、ミュオンを用いた非破壊元素・同位体分析、中性子を用いた氷の物性分析、多核種・多次元核磁気共鳴分光（NMR）を用いた物質構造解析などは、将来的に汎用性が高まることが期待できる。ま

た、貴重で少量の帰還試料に対して従来は十分考慮されていなかった表面電離質量分析（TIMS）、誘導結合プラズマ質量分析（ICP-MS）、燃焼/段階加熱式同位体質量分析などの湿式分析や破壊分析を積極的に活用し、帰還試料の全岩組成や試料構成成分の精密測定が重要になってくる。これらの化学分析とより多角的かつ詳細な惑星物質探査を結びつけることで、探査対象天体の形成史（材料物質の起源や混合、形成・変質/変成年代、地質活動の規模・メカニズムなど）、天体軌道進化、太陽活動の変遷を紐解くことができる。特に、帰還試料の先端計測分析技術開発、帰還試料と由来天体での地質情報との関連づけについては、各分析技術分野との開発連携、リモートセンシングや着陸観測・着陸分析が必須であるので、惑星科学会と他の学会コミュニティとのネットワーク構築が重要である。

4.8. 参考資料

1. 月極域探査タスクフォース最終報告書(2018 年 5 月 18 日版)
2. ヘラクレス計画の科学探査タスクフォース中間報告書(2019 年 2 月 28 日版）
3. 火星探査計画の科学探査タスクフォース中間報告書(2019 年 2 月 14 日版）
4. Gateway 科学探査タスクフォース最終報告書(2019 年 11 月 25 日版)
   ※1-4 は、https://www.isas.jaxa.jp/home/rikou/kokusaitansa/ に掲載
5. 国際宇宙探査専門委員会中間報告書(2019 年 2 月版)
   https://www.jaxa.jp/projects/exploration/files/exploration_report_01.pdf
6. 日本の宇宙探査全体シナリオ(案)2019
   https://www.exploration.jaxa.jp/assets/img/news/pdf/scenario/EZA-2020001_S.pdf
7. 日本のアルテミス計画参加に向けた理学的・工学的検討 ver0.46
   https://www.isas.jaxa.jp/home/rikou/kokusaitansa/documents/artemis/artemis_rikou_ver0.46.pdf
8. 宇宙政策委員会　宇宙科学・探査小委員会　第 44 回資料「月面における科学」、および第 45 回資料「月面における科学（その2）」
   https://www8.cao.go.jp/space/comittee/kaisai.html
9. 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)（2019 年）
   https://www.exploration.jaxa.jp/assets/img/news/pdf/scenario/EZA-2020001_S.pdf
10. 日本惑星科学会 Request for Information 回答文書
    https://www.wakusei.jp/~RFI_kaitei2019/for_all/
11. 「地球電磁気学・地球惑星圏科学の現状と将来」2019 年版
    https://www.sgepss.org/sgepss/shorai.html

4.9. 4章の執筆（協力）者、査読者

執筆（協力）者 （敬称略、五十音順）

稲富裕光（JAXA）、小河正基（東京大学）、唐牛譲（JAXA）、小林泰三（立命館大学）、清水久芳(東京大学)、長岡央（理化学研究所）、春山純一（JAXA）、諸田智克（東京大学）、山田亨（JAXA）

査読者 （敬称略、五十音順）

石上玄也（慶應義塾大学）、石川正道（同志社大学）、岩田隆浩（JAXA）、臼井英之（神戸大学）、塩谷圭吾（JAXA）、大竹真紀子（会津大学）、小林泰三（立命館大学）、小松吾郎（イタリア ダヌンツォ大学）、清水久芳(東京大学)、関華奈子（東京大学）、関根康人（東京工業大学）、田中智（JAXA）、齋藤義文（JAXA）、出村裕英（会津大学）、長岡央（理化学研究所）、竝木則行（国立天文台）、船木一幸（JAXA）、諸田智克（東京大学）、宮本英昭（東京大学）

5. 有人科学探査ミッション検討

2 章で述べられた有人活動と科学の目標設定を受け、その有人活動と科学の目標を融合させる有人科学探査ミッション案をまとめる。

5.1. 有人の役割・意義

探査活動における有人の意義を 5 項目にまとめる。

ア）高度な発見への対応

調査活動では、事前には詳細が不明な場所において、新たな事実に気づき、その場で柔軟に判断を行うのは人間の役割である。例えば科学調査の場合、最適なサンプルの選定がその価値に直結するが、この柔軟性は、その場で地上の専門家と対話することを通じて強化され、より確実な判断につながる。無人で行う場合、事前に想定される範囲で一定レベルの判断を行うことはおそらく可能であるが、過去にない高い成果を上げるために今までに無いサンプルを選りすぐるには有人探査が効率的である。

イ）精密・複雑な作業の実施

限られた道具で器用に作業を行うだけでなく、その場の状況に合わせ柔軟で確実な対応が可能なのは人間である。例えばサンプル収集では、表面の研磨や内部観察のための破砕、掘削やコアリングも必要になるが、対象物の状態は様々である。（アポロにおいても、人が土質の状態を見ながら柔軟に場所を選び 2m を超える掘削を行った。）無人で行う場合、用意したツールで対応できる範囲でデータを収集することは可能であるが、ツールの予定外の使い方や事前に検証していない手順の実施は基本的に困難である。

ウ）無人では近づけない地点へのアクセス能力

ローカルな地形は実際に近づいて初めて分かるが、隙間を通る、岩石の間に手を入れてみるといった地上の調査では普通に見られる状況では、その場での判断が不可欠となる。さらに探査範囲についても、有人車は無人車に比べ格段に広がるため（アポロ LRV は約 30km、ルノホートは 5 か月で 37km）、短時間で広範囲の探査が可能となる。

エ）高度な機材・設備類の設置・運用

その場分析装置、観測装置、プラントなど、高度で複雑な機材・設備類の運用・保守には、人間の存在が不可欠である。不定型なサンプルのスライス、不測の故障に対応する補修作業などは、事前に手順を洗い出すことは難しく、自動化は基本的に困難であることから人間の存在が不可欠である。アポロにおいても、多様な機材の設置・調整を人が行ったことが成果につながった。

オ）全体把握と判断能力

人間は、物事の全体的な状況や流れに対する見方・判断（大局観）が優れる点が機械とは本質的に異なる。上記のア～エの根底にあるのはこの大局観であるとも言え、並行作業や作業手順の入れ替えなど、状況に即した対応が可能な有人探査は、ミッションの効率を格段に向上させ確実な成果につながる。

過去の事例としては、アポロの科学探査が他天体での有人活動の例である。アポロの宇宙飛行士のその場判断能力が貢献した科学成果について以下にまとめる。

①創世記の石（ジェネシスロック：アポロ 15 号）

風化作用のある地球上では発見されることが稀な、極めて古い白色結晶質の灰長石であることをアーウィン飛行士が瞬時に判断し、採取した。その結果、推定されていた月の年齢（約 45 億年）を裏付ける重要な証拠となった。

ただし、現在ではこの試料は後の再加熱・溶融などの影響を受けており、実際には創世記の石では無いことが分かっている。

②シートベルト玄武岩（アポロ 15 号）

月面探検から帰還船への帰途、スケジュール外の作業ではあったがスコット飛行士の状況判断でこの玄武岩を採取した。その結果、月の玄武岩質マグマに揮発性成分が含まれていることが明らかになった。

③オレンジソイル（アポロ 17 号）

月面上の劣悪な照明環境の中で、シュミット飛行士(地質学者）の注意深い観察能力により灰色の表土の下に埋もれるオレンジ色の砂を発見。その結果、揮発性成分が比較的多い火山活動の貴重な資料となった。

④熱流量計の設置

平坦で影がない場所の選定、地面に対し垂直な穴の掘削、センサの高精度設置など無人では困難を極める作業を短時間で確実に実施した。その結果、月内部からの総発熱量が推定され、月のバルク組成、熱進化や内部の温度分布の解明に貢献した。



創世記の石（上記①）



シートベルト玄武岩（上記②）



オレンジソイル（上記③）



熱流量計の設置（上記④）

図 5.1-1 アポロの宇宙飛行士のその場判断能力が貢献した科学成果

(注)ISECG で作成した Science White Paper における有人探査の検討および本検討との関係

ISECG（International Space Exploration Coordination Group）は 19 の宇宙機関が参加して行っている国際共同宇宙探査フォーラムである（www.globalspaceexploration.org）。2018 年 1 月には GER(Global Exploration Roadmap)の第 3 版を公表した。GER にはサイエンス目的および技術開発目的の 2 つの要素が含まれ、また同ロードマップに従って実施するミッション案に関する記述も含まれる。

GER の中に含まれる、有人によるサイエンス目的の探査の役割や意義の記述を、別文書としてより詳細に記述したものが Science White Paper であり、全文は 2018 年に公開された。

本資料で記述する有人による探査の役割と意義も、上記 Science White Paper における有人探査の役割・意義と目指すところは同じであるが、本資料では月周回衛星『かぐや』など探査データや月隕石の分析を用いた国内の科学成果や、これまでに行ってきた探査に向けた技術開発の成果をもとに、我が国の得意分野を考慮して独自の視点を加味した検討・記述となっている。

5.2. 有人活動の前提

前項 5.1 に記述した有人の意義は、他天体における探査に共通する項目である。以降では、当面の目標となる有人による月面探査について検討を詳細化する。

5.2.1. 概要

有人活動は ISS で長期滞在の実績があるが、重力のある他天体での長期滞在は世界的にも経験がない。特に月は、昼夜が2週間周期である点が地球と異なり、夜間の滞在（有人越夜）の考え方がシナリオに大きく影響する。夜間は EVA を行わずに与圧空間で過ごすことを前提に、作業面と精神面の両面から、宇宙飛行士の参加も得て検討した結果、以下の2点を仮定することとした。

- 短期の越夜（1 回の月の夜）は、精神面も含め負担は小さい。従って作業面の問題が無ければ有人越夜の実現性は高い。
- 長期の越夜（2 回以上の月の夜）は、精神面での負担も大きくなるため、居住スペースや実施作業に配慮が不可欠であり、実現には課題がある。

上記より、以下を本検討の前提とする。

- 有人フェーズ1は、滞在拠点がないため越夜の可否は期間に依存する。ここでは、与圧車での越夜が可能との前提で検討を進める。（長期滞在のために与圧車を大型化する国際検討が進んでいるが、本検討では踏み込まない。）
- 有人フェーズ2は、越夜は原則として拠点で行う。長距離移動はホッパーで行うことを基本とし、与圧車での越夜はできるだけ回避する方針とする。

参考に、一般的な越夜手段のトレードオフを行った結果を表 5.2-1 表 5.2-1 越夜手段のトレードオフの結果に示す。

表 5.2-1 越夜手段のトレードオフの結果

オプション	1	2	3
越夜場所	与圧車（SPR）	着陸船	軌道上拠点に帰還
メリット	・行程のロスがない。 ・夜間にサンプルの分類・分析が可能。	・昼 2 回活動できる。 ・SPR 搭載物品が少なくなる。 ・分析装置等は、着陸船に残すことができる。	・着陸機及び SPR 搭載物品が少なくなる。 ・分析装置等は、軌道上拠点に残すことができる。
デメリット	・ロジが膨大になる（全期間の食料、水、廃棄物、サンプル保管場所、電力等が必要）。 ・夜間に長期滞在できるスペース、電力、作業が必要。	ロジが膨大になる（全期間の食料、水、廃棄物、サンプル保管場所、電力等が必要）。 ・夜間に長期滞在できるスペース、電力、作業が必要。	・行程のロスがある。（昼 1 回の活動となる。）
改善案	拡張スペースの設置	・拡張スペースの設置 ・着陸地点を行程の中間に置きカバーエリアを変えることで行程のロスをある程度削減できる可能性がある。	？
評価	1 回の月の夜は可能。長期は現実的には困難。	SPR よりは現実的。ただし、現状の ISECG シナリオでは着陸船に越夜機能はない。	SWG の当初案であり、現実的だが成果は限られる。

5.2.2. 有人安全の考え方

有人活動の安全に対する現状の考え方と、探査における考え方を整理する。まず、現状とアポロの経験から導かれる前提は、以下の 8 項目にまとめられる。

① 故障許容として 1FT 以上を確保する。それを超える条件は、実際にシステム検討が進んだ段階で判断。
② クルーの安全確保に関する機能が 0FT となった時点でミッションはアボートして Safing することとする。
③ Safing としては第一に Safe Haven（月面拠点、月着陸船、月近傍ステーションなど）までの到達が目標。Safe Haven には、次の Safe Haven に帰還するまでの十分な空間と消耗品が維持されていることが条件。
④ 救助を待つ場合など、与圧車内で（宇宙服を脱いで）待機できる時間は 2 日間が限度。従って、例えば 2 週間ミッションを計画する場合には、2 日間のマージンを持って準備・計画することで対処する。

※想定としては、ローバが故障・スタックする等で移動ができず助けを待つ時間など。電気、食糧、飲料、二酸化炭素除去などのリソースが制約となる。従って、例えば 2 週間ミッションを計画する場合には、2 日間のマージンを持って準備・計画することで対処する。

⑤ ウォークバックする時間は 6 時間以内とする。歩行速度の前提は、アポロの実績と地形を考慮して安全側の 3km/h を上限と仮定する。
⑥ EVA 回数は最大で週 3 回とする。（1 日おきとし、連続 2 日の休息を週 1 回取得する。）
⑦ 救助を考え、月面活動は 2 組 4 人で実施する。
⑧ 1 回あたりの EVA 時間（Phased Elapsed Time)は最大 6 時間とする。

※上記⑥～⑧は ISS のルールを参考とした。以下が概要（US 側 EVA）である。（出典： ISS Generic Groundrules and Constraints Part 2: Execute Planning（SSP-50261-02 Rev.D)3.10EVA）

- 最大で週 2 回、EVA 間には 2 日以上の EVA をしない日を設けること(クルーの休息、計画見直しのため）。ただし、状況によっては、週 3 回を許容。
- 万一の場合の救助を考え、2 人で実施。（シャトルでは、3 人での実施も有り。）
- 1 回あたりの EVA 時間（Phased Elapsed Time)は、3 人クルー時（船内に一人いる場合）6.5 時間以内、2 人クルー時（船内に誰もいない場合）5.25 時間以内で計画すること。(準備作業等を含めない。この制約は、疲労、酸素や二酸化炭素除去、バッテリなどの消耗品、勤務時間等による。）

上記に加え、移動を伴う有人月面探査の前提を以下のように設定する。

⑨ 探査活動は月の昼間のみに行い、夜間は与圧空間で過ごす。拠点以外での長期の有人越夜は、滞在・作業スペースの確保を前提とする。

※電力的には有人越夜も可能だが、居住スペースが極端に狭いこと、生活資材の補給が難しいことによる。インフレータブル等でスペースを追加できれば 1 回程度の越夜は可能性もあるがここでは想定しない。

⑩ 有人拠点建設後は、夜間は拠点で過ごす。探査地点への移動は、有人拠点を起点として行うことを前提とする。

※探査地点の近傍にミニ拠点を置くことはしない。ミニ拠点のベースとなる投資は通常の拠点と同等と予想されることから、効率の観点からここでは想定しない。

⑪ 拠点が存在しない段階では、目的地ごとに着陸して探査を行い、夜間は軌道上拠点または地球に帰還する。（滞在・作業スペースが限られても数日の越夜は許容する。着陸機は越夜機能を持たない。）

※着陸機が再離陸して探査終了地点に移動する（迎えに行く）ことは考えない。与圧車が離陸機を牽引する案も、走行性能への影響が大きいため、安全の観点から採用しない。

5.2.3. ミッション制約の仮定

シナリオに基づき、前項の越夜も含め、有人の観点からのミッション制約を表 5.2-2 の通り整理した。備考の補足は前項の番号を引用している。

表 5.2-2 有人の観点からのミッション制約

項目	有人フェーズ1 （2029～2034 年）	有人フェーズ2 （長期滞在は 2035 開始）	備考 （番号は前項より引用）
有人ミッション期間・頻度	年1回で下の2案を想定する。 ・42 日間(昼＋夜＋昼) ・21 日間（夜 2 日＋昼＋夜 5 日）	500 日滞在。将来は常駐。	42 日間のケースの有人越夜は与圧ローバで可能となる前提（RTG などを活用）とする。
拠点	軌道上拠点のみ。	月面拠点のみ。（＋軌道上拠点）	
クルー人数	月面活動は最大 4 名（＝2 名 1 組×2）	最大 6 名（＝探査 2 名 1 組×2＋拠点常駐者 2 名）	①、⑦より、探査活動は 2 組（1 人）で実施する。拠点には 2 名残る。
夜間の有人活動	滞在スペース、ロジスティックス、および実施作業が妥当でなければ困難。	夜間は EVA を行わず拠点に滞在。 EVA は月の昼間（2 週間）に実施し、マージンを 2 日確保する。	④、⑨による。
EVA 回数	1 組 2 名で昼間に実施。1 人は 1 日おきに 1 回 6 時間程度、1 週間につき最大 3 回程度。	同左	⑥より、2 組のクルーで一週間あたりのべ 5～6 日の EVA が可能と仮定する。
車両	与圧車（SPR）2 台を使用可。安全のため 2 台は近傍で作業する。	2 種セット（与圧＋曝露）とし、大型与圧車はオプションとする。	④より、与圧車には有人越夜機能は無し。無人走行機能は有り。
ホッパー	なし	3 種類（無人カーゴ、有人与圧、有人曝露）を想定（後述）。	与圧と曝露の優劣は要検討。冗長系の考え方の整理が必要。
通信	地上と直接または軌道上拠点経由。	地上との直接通信が数十 Mbps で可能と仮定。	地上との通信の容量・頻度は、現地で使える分析装置にも依存。
移動距離	SPR の仕様による。	上記のマージン 2 日で緊急避難できる範囲。	⑤とレスキュー手段による。

5.2.4. 科学調査

本項では、国内の科学コミュニティからの提案等を基にミッション案をまとめる。

全ミッションに共通の前提は以下の 2 点である。

- いずれのミッションも、成果の価値の観点から、（その場分析か SR かを問わず）2～3 年のうちに完結する必要がある。
- 採取サンプルの分析については、(1)簡易な分析器によるその場（一次）分析、(2)拠点または与圧車での二次分析、(3)サンプルリターン（SR）による地上での詳細分析、の 3 段階を想定する。

表 5.2-3 に、3.3 項に記述された探査目標と探査地点、有人の意義の対応をまとめる。各ミッションの詳細については後述する。

前述の有人の意義を基に表 5.2-3 のミッションを分析すると、不測の発見が期待され精密・複雑な作業が伴うミッション（(1-1)、(2)、(4)など）や、地形が複雑で柔軟なアクセス能力が要求されるミッション（(3)など）は、有人探査への依存度がより高いミッションであると考えられる。

一方で、探査範囲や対象とする岩石が事前にある程度決まっているミッション（(5)など)や、逆に探査領域が絞り込めないミッション（(2)など）は、事前に無人探査により一定の絞り込みを行うことで有人探査を効率化できる可能性もある。

しかし、地上の科学調査では分析や観察を人間が実施していることからも、無人により高度な判断を確実に行うには限界があり、アポロを超える高い科学成果を上げるためには有人探査が効率的であると考える。

表 5.2-3 有人ミッション（科学・利用調査）の整理

探査目標*1	探査地点*2	地点数・範囲の目安	採取サンプル量	有人の意義*3	拠点の効果
(1)地殻、マントル、コアの科学成層把握					
(1-1)地質探査	④、⑥、③、②	SPA 探査など。各地点数十 km～数百 km。	数 km おきに数十か所で各数百 g	ア、イ	◎アクセス可能範囲の探査に非常に有効
(1-2)地物探査	①	定点（ネットワークまたはアポロ地点）		エ	◯何地点か設置に有効も、ネットワーク構築には移動距離やや不足
(2)冥王代地球試料の探索（他のミッションと並行実施）	①	全域（事前に対象が不明なため。）	数か所～数十か所で各数百 g	イ	◯アクセス可能領域の探査に有効だが探査範囲に制約あり
(3)火成活動の多様性と年代の把握	⑨	数十地点。1 地点数 km～数十 km	1 地点で数百 g	ウ、ア	△拠点からのアクセス難
(4)極域の水・揮発性成分探査	⑦	複数地点（数 km 範囲）を密に（事前に分布・形態が不明なため。）	各数百 g	イ、エ	◎密な調査に適
(5)キークレータの年代確定	⑥、②	1 地点で数 km～数十 km	数か所で各数百 g	エ	◯拠点からのアクセス可能な地点選定必要
(6)低周波電波天文	⑧	定点観測。中低緯度地帯に設置。		エ	（検討中）

*1 「日本の宇宙探査全体シナリオ　第一次中間とりまとめ（案）」（2015/10/26）のp.17の探査目標に対応。

*2 「日本の宇宙探査全体シナリオ　第一次中間とりまとめ（案）」（2015/10/26）のp.70の番号に対応。

*3 下の記号に対応。詳細は前項「科学探査における有人の役割・意義」に記述。

ア：高度な発見への対応

イ：精密・複雑な作業の実施

ウ：アクセス能力

エ：高度な機材・設備類の運用

表 5.2-3 で挙げた各ミッションについて、目的や内容を詳述する。

(1) 月地殻とマントルの科学成層の把握

(1-1) 地質探査

・探査目的	巨大衝突による惑星形成仮説検証の直接証拠を与えるマグマオーシャンの有無とその固化過程を月において検証するため『月地殻およびマントルの化学成層を把握する』。
・概要	マグマオーシャンの有無を直接観測から確定することは巨大衝突による惑星形成過程理解にとって重要であり、そのために月マントルないしは地殻深部の断面がある程度の深さレンジにわたって露出する天体衝突による掘削地域に着陸し、化学組成を観測する。これによって地球型惑星のマントル進化モデルの検証も行う。
・探査対象	クレータ周辺である程度の深さレンジにわたって地殻、マントルの断面が見える場所で連続的に観測とサンプリングを行う。探査候補地点は以下。 A-1.月裏側の Dirichlet–Jackson 盆地 対応番号④（Jackson クレータより広範囲） A-2. Tycho 対応番号無し A-3. Aristillus 対応番号⑥ B. Orientale 盆地 対応番号③ C. South Pole-Aitken 対応番号② D. カンラン石の分布地域 対応番号無し
・探査への要望	
移動量	1 地点で数十 km～数百 km を移動（移動量は探査対象のサイズに依存）
サンプルの種類	選別により地殻・マントル起源の岩片を採取する。場所によってはコアリングが必要。
サンプリング地点数※1	連続的に（数 km おきに）数十箇所
各地点のサンプル量※2	数百 g
・データ量	3.2-1)～3.2-8)の手順のうち 1 カ所あたり途中の移動時取得分を含めて 50 枚程度のモノクロ画像（数 MB/1 枚）、～200 枚程度の分光画像(20MB/枚)を取得し、加えて化学組成など分析を行う（画像の 10%程度の容量）.1 地点で 60 カ所の観測と仮定すると、本探査による総科学データ量は 300GB/1 地点 x7 地点=2.1TB
・探査期間	1 地点につき数日～数十日（移動速度に依存）
・有人探査のメリット	盆地形成年代は基本的に非常に古く、よって地質が複雑であるため、予期しない複雑な地質・地形などから最適なサンプルを選定するなど対応が必要であり、有人による対応能力が必要。また探査地点数が多く長期に渡る探査が必要。

※1 サンプリング地点数の根拠：本探査では地殻やマントル内での組成の変化を把握する必要があるため、数 km おきのサンプリングを行う。探査対象の広がりは数百 km であるため全体では数十箇所のサンプリングが必要。

※2 サンプル量の根拠：元素組成や同位体分析、岩石組織の観察など基礎的な分析を行うためのサンプルや、将来より分析技術が進んだ時点で測定するために分析せず保存する分を見込んだ量。

(1-2) 地物探査

・探査目的	月の内部構造の把握（月震波）
・概要	月震観測により、地殻の厚さや核の大きさ等を定量的に見積もる。
・探査対象	対応番号①。ネットワークであれば全域（設置間隔は広い方がよい）、1 点であればアポロ 14、15 号の地震計から 100m 程度の範囲内に地震計を設置する。1 点の場合は長周期をカバーする広帯域地震計が必要であり、温度変化を抑える工夫（埋設、その他）が必要である。
・探査への要望	
移動量	1 地点で月震計を設置する場所の選定に数百 m～数 km 程度移動。
・データ量	T.B.D.
・探査期間	長期（1 年以上）の計測観測
・有人探査のメリット	観測機器の最適な設置、メンテナンスや設置場所の変更などへの対応。（精密なレベル出しが容易である。また、出力データ次第で再設置が必要となる場合が有り対応しやすい。）

(2) 冥王代地球試料の探索

・探査目的	『冥王代太古代の地球のサンプルを月で探す』
・概要	この時期の地球に関しては地球上にはほとんど証拠が残っていない。ピルバラやイスアなどこれまでに知られている限られた地域の地球上地質調査の結果がどの程度当時の地球を代表しているのかは明らかではなく、冥王代に至ってはジルコンの粒しか残っていない。この時代は生命が誕生した時代としても重要であり、地球の地殻や表層環境の記録をとどめた新鮮な岩石が地球隕石という形で月で見つかれば大変な発見である。
・探査対象	特に決まった領域ではなく広い領域から多種の岩石片を採取、アノーソサイトの領域で黒っぽい石があれば有望か。対応番号無し。
・探査への要望	
移動量	1 回の探索で数＋km 程度の範囲内を掃くように移動
サンプルの種類	選別により地球由来の可能性のある隕石岩片を採取する
サンプリングの地点数※1	数～数十箇所
各地点のサンプル量※2	数百 g
・データ量	T.B.D.
・探査期間	1 回につき数日（移動速度に依存）
・有人探査のメリット	地球由来の隕石を数多くの月由来の岩石から識別する必要があり、また目的の岩片の存在状態の予測が困難であるため有人による対応能力が必要。有人滞在の間に継続的な探索が望まれる。

※1 サンプリング地点数の根拠：本探査では絨毯的な探索が必要であり、その中から地球起源の岩石である可能性のあるサンプルを選定して採取する。該当サンプルの存在頻度が現時点で不明のため、サンプリングの地点数も不明。技術的に可能な範囲でのサンプリングとなる。

※2 サンプル量の根拠：地球起源の岩石片がどのようなサイズで存在するかも不明のため、サンプル量も推定は困難。ここでは他の探査と同程度を想定した。

(3) 火成活動の多様性と年代の把握

・探査目的	月の火成活動のバリエーションを把握する
・概要	月の火成活動のバリエーションを把握することは月の熱的進化を知り、分化過程を知ることにつながる。特に最も古い溶岩流、新しい溶岩流の絶対年代とその化学組成を知ることが重要である。加えて、月の火成活動で水が大きく関与したものがあるのか、或いはまた、月の火成活動で、地球（や更には他惑星）では知られていない様式があるのか、或いはどう似ていて、どう違うのか、などを様々な火成活動地域の探査によって調査する。
・探査対象	A. Silca-rich に加え Th も異常に存在する火山：ompton-Belcovich B. Silica-rich 火山：Hansteen alfa、Gruithuisen −Gamma C. OH の存在が示唆される：Central hill of Bullialdus Crater D. 月最大級盾状火山：Marius Hill、 大規模火山：Mons. Rumker E. 1 億年前以内の可能性のある火成活動：Gruithuisen E-M region F. Marius Hills 、Mare Nubium 、Ina 、Hyginus 、Sosigenes 、Maskelyne G. Mare Tranquillitatis Hole、 Marius Hills Hole、 Mare Ingenii Hole、 Lacus Mortis pit 対応番号⑨ H. 20 億年以降の噴出時期の様々な溶岩地域：特に、アリスタルコス南東部、フラムスチード、マリウス丘、静の海、晴れの海の周辺部、ツオルコフスキークレータ 対応番号アリスタルコスのみ⑧他は対応無し
・探査への要望	
移動量	1 地点で数 km～数＋km を移動（移動量は探査対象の火山地形サイズに依存）
サンプルの種類	選別により火山岩を採取する
サンプリングの地点数※1	数十箇所
各地点のサンプル量※2	数百 g
・データ量	T.B.D.
・探査期間	1 地点につき数日（移動速度に依存）
・有人探査のメリット	火山地形は場所によって起伏に富むなど複雑であり、その地域の探査により最適なサンプルを選定するために有人による対応能力が必要。

※1 サンプリング地点数の根拠：本探査では火成活動で形成した地形内での組成など変化を把握する必要があるため、数百 m から数 km おきのサンプリングを行う。探査対象の広がりは数十 km を想定しているため全体では数十箇所のサンプリングが必要。

※2 サンプル量の根拠：元素組成や同位体分析、岩石組織の観察など基礎的な分析を行うためのサンプルや、将来より分析技術が進んだ時点で測定するために分析せず保存する分を見込んだ量。

(4) 極域の水・揮発性成分探査

・探査目的	月に供給される水・揮発性成分の起源と供給量を把握する。月の利用可能性調査として、
・概要	太陽系の中で月・地球周辺に、水や揮発性成分がどこからどの量供給されるのかを知ることは、地球上の水の起源や量を知ることや月の進化過程を知る上で、さらに月の利用可能性調査としても重要な情報である。これを調べるために月極域における水・揮発性成分の調査を行う。 極域で水・揮発性成分が存在すると考えられる地点においてこれら成分の分布領域（水平・垂直）・量・分布状態を調べる
・探査対象	水・揮発性成分がどの深さに分布するか現状で不明であるが、表層から地下数 m 程度までのサンプリングを想定する。
・探査への要望	
移動量	1 地点で数 km を移動
サンプルの種類	水. 揮発性成分が含まれるレゴリスを採取する。レゴリスのコアリングも実施する。
サンプリングの地点数※1	連続的に（数十 m おきに）数十箇所
各地点のサンプル量※2	数百 g
・データ量	1 カ所あたり途中の移動時取得分を含めて 20 枚程度のモノクロ画像（数 MB/1 枚）、～50 枚程度の分光画像(20MB/枚)を取得し、加えて化学組成など分析を行う（画像の 20%程度の容量）. 30 カ所観測すると仮定すると、本探査による総科学データ量は (10*20+20*50)*1.2*30/10^3=43GB.
・探査期間	1 地点につき数日～数十日（移動速度に依存）
・有人探査のメリット	極域での水・揮発性成分の分布状態（深さや濃度分布）は現状よくわかっておらず、あらかじめ測定頻度や必要な測定項目の予測が困難. そのため有人による対応能力が必要。

※1 サンプリング地点数の根拠：水・揮発性成分の分布を調べるために数十 m おきのその場観測と試料サンプリングを行う. 探査対象の広がりは数 km～数十 km と想定されるが、1 回の探査範囲（前提条件参照）の制約から数 km 範囲での探査を想定する。よってその場観測・サンプリングは数十カ所必要。

※2 サンプル量の根拠：元素組成や同位体分析、岩石組織の観察など基礎的な分析を行うためのサンプルや、将来より分析技術が進んだ時点で測定するために分析せず保存する分を見込んだ量。

(5) キークレータの年代決定

・探査目的	「太陽系総合年代学」の「標準時計」として『月クレータ年代学のアンカーとなる複数の年代の異なるキークレータの年代を決める』
・概要	月のクレータ記録は太陽系形成後～現在に至る太陽系の力学的進化過程の痕跡であり、クレータ記録に絶対的時間軸をいれることで巨大惑星の大移動の有無や小天体の減少過程をおさえる。地質探査等と組み合わせ、帰還試料（衝突溶融物等）の放射年代を決める。これにより固体惑星表面の年代学のアンカーになり、太陽系内側の天体衝突史の復元ができる。
・探査対象	理想的には月面上に存在する主要な盆地やキーとなるクレータを巡り、各盆地の衝突溶融物をサンプリング、地球に持ち帰って衝突の年代を調べる。中でも特に重要な探査地点は以下の 3 箇所。 A. Aristillus 過去 30 億年間の質量減少 対応番号⑥ B. Nectaris ~39 億年前の後期重爆撃の有無 対応番号無し C. South Pole-Aitken のフロアー ~39 億年前の後期重爆撃の有無 対応番号② （上記は同じクレータ数密度を持つクレータで代用できる）
・探査への要望	
移動量	1 地点で数 km～数＋km を移動（移動量は探査対象のクレータ・盆地のサイズに依存）
サンプルの種類	選別により衝突溶融物の岩片を採取する
サンプリングの地点数※1	数箇所
各地点のサンプル量※2	数百 g
・データ量	T.B.D.
・探査期間	1 地点につき数日（移動速度に依存）
・有人探査のメリット	盆地形成年代は基本的に非常に古く、よって地質が複雑であるため、予期しない複雑な地質・地形などから最適なサンプルを選定するなど対応が必要であり、有人による対応能力が必要。

※1 サンプリング地点数の根拠：年代値を統計的に求める目的で 1 サンプリング地点につき数個のサンプリングを数箇所で行う（各サンプルの組成は比較的均一であることを想定）

※2 サンプル量の根拠：1 回の年代測定に必要なサンプル量 x 数回 x 複数のグループによる測定に加え、元素組成の分析など年代測定以外の基礎的な分析を行うためのサンプルや、将来より分析技術が進んだ時点で測定するために分析せず保存する分を見込んだ量。

(6) 低周波電波天文

・探査目的	地上からは観測できない低周波数帯の観測により、木星電波源等の観測を行い、太陽及び木星をはじめとする太陽系内惑星の電磁現象から、パルサー、超新星残骸、銀河間物質、さらには high-z（高い赤方偏移）の分子線として見られる宇宙の初期構造まで、宇宙の様々なスケールでの現象を観測し、天体からの電波放出メカニズムを解明する。
・概要	木星型惑星電波の観測、超新星残骸（SNR）の検出等（低周波電波天文）
・探査地点	裏側中低緯度。一例として Tsiolkovskiy(-21.2N、 128.89E)のフロア。
・探査への要望	
移動量	Tsiolkovskiy のフロアの場合、拠点からは 3000km 程度。
・データ量	設置自体にデータ量はほとんど不要
・探査期間	設置自体は 1 箇所数時間、次の設置位置までの移動が探査期間の律速。
・有人探査のメリット	設置時のレベル出し。インフラの保守、部品交換。特に特殊機材（フィルター等）の交換など高度な機材・設備類の運用。

5.3. ミッションと探査要求

ここでは、科学調査・利用可能性調査の運用イメージをもとに、探査要求を導く。

システム検討の観点から、表 5.2-3 の各ミッションの探査地点数と移動範囲を分類の指標とし、(1)広域探査、(2)狭域（高密度）探査、(3)定点観測の 3 種に類型化し、各々の典型例について運用イメージを詳細化する。

(1) 広域探査の運用イメージ（South Pole-Aitken(SPA)地質探査）

(1-1)の対象の一つである SPA 地質探査を、他の広域探査ミッションを包絡する典型例と位置付け、以下の通り運用イメージをまとめる。＜注:「⇒」が要求や考察＞

・ミッション概要	SPA 盆地内のマントルの断面が見える場所で連続的に観測とサンプリングを行う。
・探査地点	3 か所の候補領域（図 5.3-1 左図）があり、そのうちの 1 領域に 7 地点の探査地点がある（図 5.3-1 右図 ）。ここでは、この領域の 7 地点の探査を 1 回の探査ミッションとして取り上げる。 ⇒別領域の探査は別ミッションとする。探査地点間の移動は与圧車による移動とし探査地点 1～7 を連続探査する。（SWG では地点毎に着陸・帰還を繰り返すモデル。）
・探査対象	SPA 放出物（地殻、マントルもしくは地殻下部）、衝突溶融物、玄武岩の露出。
・移動量	7 地点で各々数十 km～百 km 程度を移動。(最大 1000km と想定) ⇒ISECG でのコンセプトは探査候補地点間(最大 1000km 程度)を順次移動していく。したがって、1 回のミッションではトータル 2000km を走行する。ISECG では 5 回の有人月面探査を想定しているので、与圧ローバの総走行距離は 10,000km となる。
・サンプル種類	選別により地殻・マントル起源の岩片を採取する。場所によってはコアリングが必要。 ⇒採取・掘削要求。
・サンプル量	連続的に（数 km おきに）数十箇所・数百 g ⇒積載量の要求。数字は未整合。
・データ量	後述する「運用の概要」①～⑧の手順のうち 1 か所あたり途中の移動時取得分を含めて 50 枚程度のモノクロ画像（数 MB/1 枚）、～200 枚程度の分光画像(20MB/枚)を取得し、加えて化学組成など分析を行う（画像の 10%程度の容量）。1 地点で 60 カ所の観測と仮定すると、本探査による総科学データ量は 300GB/1 地点 x7 地点=2.1TB ⇒通信容量。
・探査期間	1 地点につき数日～数十日。（移動速度に依存するが 3 日以上） ⇒移動量の要求と組み合わせると各ミッションに与圧ローバが必要。
・有人探査のメリット	盆地形成年代は基本的に非常に古く地質が複雑であるため、予期しない地質・地形から最適なサンプルを選定するなど、有人の対応能力が必要。また探査地点数が多く長期に渡る探査が必要。

以下にシステム構成案を示す。

・人数	ランダ外での科学調査は、作業性の観点から 2 名 1 組で実施する。ランダ内での科学作業は、残ったクルーまたはランダ外作業から帰還後に実施する。並行作業は不要。高度なデータ解釈に地上の支援が得られる前提であれば、クルーは必ずしも科学者である必要はない。 ⇒車両の搭乗人数は 2 名 1 組。
・ランダまたは与圧車の観測機能	具体的な調査経路は現地到着後に決定するため、探査運用計画立案のための現地データ取得用（2～3km 範囲）の観測装置を搭載する。地球への直接データ伝送が必要。
・車両の観測機能	試料選別・路頭観察用の観測装置を搭載する。地球への直接伝送が可能であることが望ましい。 ⇒車両からリレー（または EML2 など軌道上拠点）経由での通信機能。

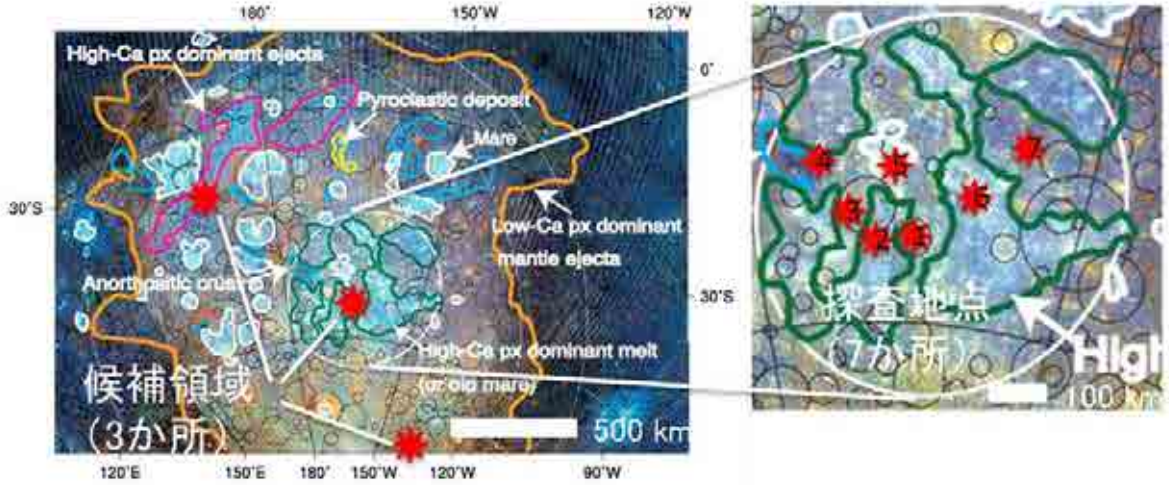


図 5.3-1 SPA の地質探査における探査地点（例）

左図：SPA 盆地全体の地質(Ohtake et al., 2014 に加筆)。異なる色の領域は異なる岩石種が分布する領域を示し、探査候補領域は 3 か所

右図：SPA 盆地中央の部の拡大。赤い星印が各探査地点 7 か所。

運用の概要を以下に示す。

① 月の夜明け直後に与圧車で到着。
② 与圧車搭載機器（近傍カメラ・望遠カメラ等）を用いて近傍・遠方（地平線まで）の地形、日照条件、岩石分布と岩石組成を測定。ランダ近傍（2～3km）のレゴリス・岩石片の採取と初期分析を実施。同データの地球への伝送。（月面クルーのランダ内・外作業）。
③ 地上で調査ルートおよび調査路頭・調査岩石を検討する。
④ と並行して月面ではローバ搭載の観測装置を使って近傍の地形、日照条件、岩石分布と岩石組成の測定を実施し分析結果を地球へ伝送。（月面クルーの EVA 作業。）
⑤ 地上で調査ルート・調査路頭・調査岩石を確定

＊着陸点近傍の 1 か所目の調査ルートは与圧車で取得した地形等情報を用いるが、与圧車（観測装置の視野高は月面から 2m を想定）で観測可能な視野範囲は水平方向に 2.6km 程度であるため、2 か所目以降のルート決定は与圧車搭載の観測機器により取得した同情報を用いる必要がある。

⑥ 調査ルートに沿って与圧車で移動開始。移動中も周辺の画像などを取得する。
⑦ 最初の調査地点に到着後、周辺のレゴリス・岩石片の採取（採取前に写真撮影や試料の設置状態・表面状態など試料の状況を記録）と初期分析を実施し、その結果を地球へ伝送。地上クルーによるデータ解析と採取試料の選定。路頭によっては大型の岩片から試料を砕く・削る・コアリニングにより採取。

⇒搭載分析機器の能力次第では地上でなく与圧車で判断可能。ミニマムの分析機器はクルーが携帯する（曝露車に乗せる）ポータブルな機器のみ（ただし与圧車経由で地上との密な通信が必要。）

⑧ 月面クルーによる試料採取と採取地点の環境情報取得（位置、表面レゴリス密度、気温、大気圧などの測定）、データ伝送。

④～⑧の手順を数十か所繰り返す。調査路頭間の距離は 1～数 km を想定し基本的には曝露車で移動。科学調査に必要な時間は 1 カ所 30 分～1 時間程度、調査可能な箇所は最大で 8 か所/1 日 x7 日（～60 か所/1 月面昼間）程度と想定。各調査路頭での採取試料量は数十 g/試料で数試料程度。曝露車のサンプル積載量は数十 kg（SR 用は別。）

⑨ 夜間、月面クルーは拠点に戻り SR 試料の分析・選別（⑦で実施する選定結果に基づいて試料の選別）と帰還に向けた試料準備・試料パッキングを行い 1 番目の探査地点の作業終了。
⑩ 2 番目の探査領域に与圧車で移動し、同様な探査の繰り返し。

(2) 狭域（高密度）探査の運用イメージ（極域の水・揮発性成分探査）

表 5.2-3(4)を狭域（高密度）探査の典型例として取り上げる。ただし、(1)の派生形となる可能性もある。

・ミッション概要	1 回の探査で水・揮発性成分の調査を行うことを仮定する。ローバは日陰領域での作業時は自前の電池を使う。
・探査地点	着陸点は日照領域、探査地点は日照・日陰両方を含み、探査領域はランダからの視野内に限るとする。
・探査対象	水・揮発性成分がどの深さに分布するか現状で不明であるが、表層から地下数 m 程度までのサンプリングを想定する。
・移動量	移動距離は各地点で数 km～十 km 程度、その場観測用の観測装置を搭載する。 ⇒1 回の探査領域が狭いことから曝露車により移動する。
・サンプル種類	表層およびコアリングしたレゴリス。
・サンプル量	数十 g（サンプルの低温保存や密封などが課題）。
・データ量	T.B.D.
・探査期間	数日（月面での 1 回の日照単位。着陸点に応じて異なる。）で終わる探査を想定する。
・有人探査のメリット	事前に水・揮発性成分の分布状況が分からないため、コアリング場所や深さの選定など、現地で決定すべき（かつ一度コアリングした近傍での追加コアリングなど時間的な制約もあり得る）事項があるため、有人による対応が必要である。

システム構成を以下に示す。

・人数	ランダ外作業は 3 名 1 組で実施。
・ランダ機能	探査運用計画立案のための現地データ取得用の観測装置を搭載している。地球への直接データ伝送可能。
・車両機能	試料選別・路頭観察用の観測装置を搭載する。地球への直接伝送が可能であることが望ましい。 ⇒車両からリレー（または EML2 など軌道上拠点）経由での通信機能。

運用の概要を以下に示す。

① 有人ランダによる着陸（月の夜明け直後）、機器のチェックアウト
② ランダに搭載する近傍カメラ・望遠カメラ等を用いて近傍・遠方（地平線まで）の地形、日照条件等の観測、ランダ近傍のレゴリス・岩石片の採取と初期分析実施．同データの地球への伝送．（月面クルーのランダ内・外作業）
③ データに基づき調査ルートおよび調査地点の確定（地上クルーが実施）
④ 調査ルートに沿ってローバで移動（移動中も周辺の画像などを取得する）
⑤ 最初の調査地点に到着後、表面レゴリスおよび掘削、コアリニングにより異なる深さからにおけるその場観測（位置、表面レゴリス密度、水・揮発性成分組成・量の測定）とデータの地球への伝送。表面および異なる深さからのレゴリス・岩石片の採取（採取前に写真撮影や試料の設置状態・表面状態など試料の状況を記録）と初期分析。その結果の地球への伝送。採取試料のパッキング。

＊水・揮発性成分の蒸発等を防ぐため、試料採取直後にその場でパッキングすることが望ましい。それら作業のため月面クルーは 3 名 1 組で作業することを想定．

④～⑤の手順を数十カ所、繰り返す、調査路頭間の距離は数十 m を想定。必要な時間は 1 カ所 2 時間程度、調査可能な箇所は最大で 4 カ所/1 日 x7 日=28 個/1 月面昼間程度と想定。各採取試料量は～数十 g/試料。

⑥ 有人ランダで帰還

(3) 定点観測（月震計、天文台など）

表 5.2-3 の（1-2）と（6）に相当する。月震計と天文台に分けて記載する。

(3-1)月震計

・ミッション概要	月全域でのネットワーク構築とそれによる観測を行う。
・探査地点	月震計の設置は多点で、設置間隔が広い方がよい。
・探査対象	月振計による月の内部構造の把握。
・移動量	1 地点で月震計を設置する場所の選定に数百 m～数 km 程度移動
・データ量	1 カ所あたり最適な設置場所を選定するために途中の移動時取得分を含めて 20 枚程度のモノクロ画像（数 MB/1 枚）、～10 枚程度の分光画像(20MB/枚)を取得し、加えて地盤調査など分析を行う（画像の 20%程度の容量）. 1 地点の設置あたり 5 カ所の位置評価をすると仮定し、本探査による総科学データ量は (10*20+20*10)*1.2*5*8/10^3=20GB.
・探査期間	長期（1 年以上）の計測観測
・有人探査のメリット	観測機器のメンテナンスや設置場所の変更などへの対応. 精密なレベル出しが容易である。また、出力データ次第で再設置が必要となる場合が有り対応しやすい。

前提条件として、最終的には全球で数～数十カ所の月震計設置を行うが、ここではそのうち数カ所の設置と 1 年間の計測観測を行うための作業について記述。全球レベルでの月震計設置地点の選定はあらかじめ終了しており、面着陸後は既選定の各地点内のどの位置に設置するのか、詳細を決定することを仮定する。

設置の際のシステム構成は以下となる。

・人数	ランダ外作業は 2 名 1 組で実施。
・ランダ機能	地球への直接データ伝送が可能。
・移動機能	移動距離は各地点で数 km 程度。環境調査用の観測装置を搭載する。観測装置設置地点間の移動は車両による移動を想定。

運用概要を以下にまとめる。

① 有人ランダによる着陸（月の夜明け直後）。機器のチェックアウト。
② 着陸点周辺を数百 m～数 km 程度移動し、数か所の環境データ（レゴリスの密度、粒径、強度など）を取得し結果を地球へ伝送。（月面クルーのランダ外作業。作業は 2 名で実施。）
⇒曝露車で移動。
③ ②のデータに基づき月震計設置場所の詳細検討（地上で実施）。
④ 月震計設置。初期チェックアウト取得。地球へのデータ伝送。
⑤ 地上クルーによるデータ評価と必要に応じて設置位置・設置状態の修正。

⑥ 月震計設置場所（2 か所目）に移動。
⇒1000km オーダの移動。

②～⑥の繰り返しを数カ所。各設置地点間の距離は 1000km 程度。作業に必要な時間は移動を除いて 5 時間/1 か所程度を想定。ただし設置の修正作業は含めない。

⑦ 夜間、月面クルーは着陸機ないしは与圧車に戻るが、ローバの移動速度によっては 1 回の昼間の間に複数の設置地点間を移動可能か。

⑧ 有人ランダで帰還。

(3-2)天文台

・ミッション概要	一定の間隔精度以上でポールを設置する。
・探査地点	裏側中低緯度。一例として Tsiolkovskiy(-21.2N、 128.89E)のフロア。
・探査対象	木星型惑星電波の観測、超新星残骸（SNR）の検出等（低周波電波天文）
移動量	20-30 箇所を経由して数十 km の範囲を移動
データ量	設置自体にデータ量はほとんど不要
探査期間	設置自体は 1 箇所数時間、次の設置位置までの移動が探査期間の律速。
有人探査のメリット	設置位置の選定（岩を避ける、表面状態が設置に適した領域を選定するなど）やポール展開システムのサポート（うまく作動しない場合のアシスト、設置後の微調整など）が行える

設置の前提条件は以下である。

- 30mx30m のポールをクロスで設置。これを数十 km の範囲に 20-30 箇所ほど設置。
- ポールの素材はワイヤーやステム型などあり得るが、基本的には自立システムによるポール展開を想定。
- 設置の精度は、理想的なクロスからのずれとして、ポールのたわみ、歪み、地形による傾斜などを総合して、ポールの端点から端点の間で数十 cm 程度までなら許容できる

システム構成は以下である。

人数	ランダ外作業は 2 名 1 組で実施
ランダ機能	地球への直接データ伝送が可能
移動機能	移動距離は各地点で数十 km 程度

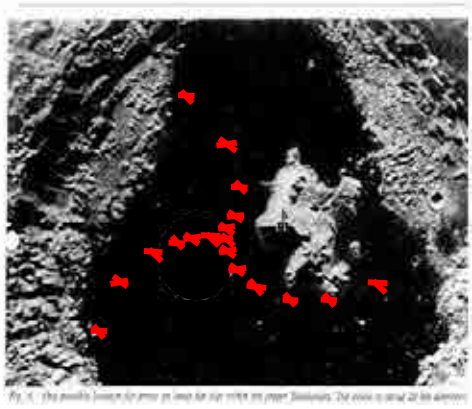


図 5.3-2 月面大規模干渉計の配列例

運用概要を以下にまとめる。

- クロス設置位置を決定
- アンテナ伸展方向の安全を確認および確保する
- ポールの展開を自立システムにより実施。アンテナ伸展時に障害物や曲げが生じた場合に、これを回避する。アンテナとアンテナ給電部の接続を行う.
- 展開結果を評価し必要に応じで微調整

（ここまで数時間で実施）

- 次の設置位置まで数 km 程度移動
- これを 20-30 箇所実施する。

5.4. 基本コンセプトの検討

前項までの探査要求にあるアクセス能力と有人活動の安全性を考慮し、基本コンセプトを検討する。

5.4.1. 移動手段

移動手段としては、以下の4段階の移動手段を検討する。

① ホッパー（1000km オーダの長距離用）

拠点からの長距離移動に使用。緊急時には救助にも使用する。3 種類（無人カーゴ、有人与圧、有人曝露）が想定できるが、移動時間が短い(1-2 時間)ため、有人曝露ホッパーをレファレンスとする。

② 与圧車（100 ㎞オーダの中距離用）

スタック対策を確実に行うなど安全を最優先とし、比較的平坦な地形の中距離移動に使用する。分析装置等を搭載し、テンポラリなベースキャンプとして機能する。滞在・作業スペースの確保を前提として一定の越夜機能を持つ。安全上は 2 台体制が望ましい。

③ 曝露車（10 ㎞オーダの短距離用）

与圧車を起点とし、与圧車で近づけない領域の移動等に用いる。安全上は 2 台体制が望ましい。

④ 徒歩（1 ㎞オーダ）

曝露車で近づけない領域や、手を延ばせば届く岩陰など、細部への接近を安全な範囲で行う。

上記の 4 段階の移動手段を組み合わせた移動コンセプトの実例を、有人フェーズ 2（拠点構築後）の SPA 探査を例に、図 5.4-1 に示す。

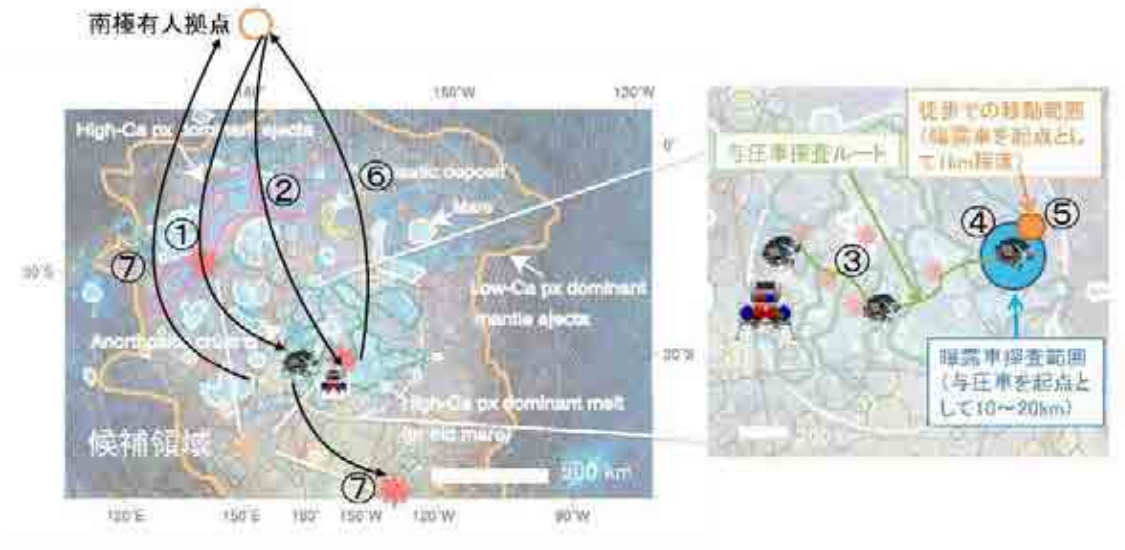


図 5.4-1 移動手段のイメージ

図 5.4-1 に示した運用イメージは以下のようになる。ホッパーの形態や越夜場所は一例であり、探査ミッションごとに検討する。

① 事前に有人与圧車が無人で拠点から探査領域まで移動する。

② 与圧車が探査領域に到達後、曝露ホッパーで有人が探査領域に移動する。ホッパーは有人の帰還まで待機する。

③ 昼間の間、有人与圧車で7地点を順次調査する。

④ 各探査地点では、与圧車で接近できない領域には曝露車で近づく。

⑤ さらに、曝露車から確認できない部分は、人が徒歩で近づく。

⑥ 夜間は曝露ホッパーで拠点に帰還する。

⑦ 夜間に有人与圧車は無人で次の調査領域または拠点まで移動する。

5.4.2. 移動手段への要求

5.3 項に記述した 3 種の運用イメージに対する移動手段の構成は、5.4.1 項を考慮すると以下が考えられる。

(1) 広域探査（例：表 5.2-3（1-1）SPA 探査）

拠点から領域まで往復 2000、各領域での総移動量が 1000km 近い広域であり、かつ数 km おきの連続探査が必要なことから、「ホッパー＋与圧車＋曝露車」の構成となる。

与圧車に有人越夜機能がない場合は、夜間は有人月面基地（基地が無い時期は離陸機経由で軌道上拠点または地球）に戻る。

(2) 狭域・高密度探査（例：表 5.2-3（4）域の水・揮発性成分探査）

狭い範囲の移動で済むことから、拠点の場所にも依存するが、「拠点＋曝露車」の構成となる可能性が高い。要求の観点では上記(1)の広域探査に包含される。

(3) 定点観測（例：表 5.2-3（1-2）月震計、（6）天文）

月震計は設置地点間の距離が 1000km 程度あり長距離の移動が必要となることから、「拠点＋与圧車」または「着陸機（またはホッパー）＋曝露車」の構成となる。特に天文台は、設置場所が中低緯度となる場合は与圧車での往復は難しい。

車両への要求は、(1)が最も厳しい要求（長距離・連続探査）となる。以下、(1)を想定して移動手段に対する要求をまとめる。

有人フェーズ1で使用する SPR の仕様は国際調整で検討が進んでいるため、ここでは有人フェーズ2を想定し、ホッパーと協調して探査を行う場合の性能をまとめる。有人フェーズ2に向けて SPR の強化を含めた国際提案を行うことも有り得る。移動に関連したミッション制約は、5.2.3 を参照し、ミッション制約に含まれない、車両に対する性能要求を下表にまとめる。

表 5.4-1 性能要求（有人フェーズ2を想定）

項目	内容	設定根拠・備考
総走行距離	1ミッションで3000km。（拠点から無人走行による往復2000km＋現地での有人による調査で最大1000km）。	・SPA探査の場合、1ミッションは1領域に対応し、1領域に100kmオーダで散在する数地点の探査地点が含まれる。 ・定点観測（月震計）は1000km程度の間隔で設置。
運用期間	・1ミッションは42日間（夜間無人移動＋昼間有人作業＋夜間無人帰還)を最小単位として想定する。 ・寿命は最長5年	有人フェーズ1（基地無し）の42日間とは異なる。
調査地点数	有人探査では数kmおきに停止する連続探査の実現。	搭載する分析装置の性能と通信への要求のトレードオフ。
搭載質量	・2名（緊急時4名） ・機材100kg以下（分析装置含む） ・サンプル。 ・曝露車1～2台	

上記の要求を基に、車両の概略を検討する。車両設計ではベース部分などの共通化を図ることを基本方針としており、今後詳細化していく。

表 5.4-2 車両の概略

項目	曝露車	与圧車
構成	・共通の車両ベース（走行、電源、通信等）とオプション（作業アーム、有人乗車機材等）から構成。 ・車両ベースに有人乗車機材（座席等）を取り付けて有人曝露ローバを構成。2名乗車可。 ・車両ベースに作業ツール等を取り付け軽作業・輸送車両も構成可能。	・ベース部分（走行装置）、居住部分、電源の3要素から構成。ベース部分は曝露車と共通化（スケールモデル）。 ・定員2人(緊急時4人) ・機動性の観点から複数サイズの併用もあり得る。
走行距離	・移動範囲は与圧車から数十km。 ・1日の使用時間は最大6時間。（往復走行時間は最大4時間、作業時間は最大6時間。）	・移動範囲は拠点から1000km。 ・1日の有人での走行時間は最大16時間。 ・1回の満充電で200km程度。
走行系	・平均斜度15度、最大斜度25度 ・平均速度7km/hr、最大15km/hr	・比較的平坦な場所（平均斜度10度程度）を走行 ・速度 有人：最大20～30km/hr 無人（夜間）：最大5～6km/hr

④作業系	・採取・分析機能。 ・コアリングのための掘削機能。 ・基本的には人が下りて作業。	・EVA 準備時間は短縮できる前提で、与圧車内からの作業は行わない。
⑤　電源	・1kW（作業系に依存）	・5～6kW
⑥　質量	・800kg。空車時 300kg	・～5000kg（ベースローバ 1t＋居住モジュール 2t＋燃料電池 1t）
⑦　サイズ	・LRV ベース	T.B.D.
⑧通信量	T.B.D.	T.B.D.
⑧　耐用年数	・5 年	・ベース部分 5 年、居住部分 10 年

上記より、広域探査（SPA 探査）の場合、拠点から無人の与圧車が 1 週間程度で SPA 探査領域に到達し、曝露ホッパーで到着した人間が乗り込んで 5 日程度調査活動を行った後に拠点に帰還すればミッションが成り立つ可能性がある。

ただし、与圧車への依存度が高いため、本コンセプトを採用するかどうかは、以下の 2 つの観点での実現性や戦略性を考慮して判断する必要がある。

5.2.2 にあるように、有人で越夜しない場合でも昼間 2 週間という長期の与圧車滞在には、人が快適に暮らせるだけの大型スペースの確保が必要となる。一方で、与圧車の走破範囲は安全上とサイズの制約から限られるため、走行距離を伸ばすにはあまり大型化できない。これらを両立する現実的な設計解があるか現状では不明確である。

上記を解決する有人与圧車を設計可能な場合も、拠点からの無人による長距離走行の機動性の確保と国際的な探査シナリオへの適合性について見極めが必要と考えられる。

5.4.3. 作業ツール

有人科学ミッションの場合、地上と同様の手段で人が作業することが基本となるため、道具や分析装置は人が使うことが前提となる。従って、無人探査で標準装備されることが多いハンドリング用の機器類（アームなど）は基本的に不要となる。

(1) サンプル採取機器

有人によるサンプル採取に必要な機構・装置としては以下が挙げられる。無人探査と共通性があり開発要素があるのは研磨・コアリング装置である。

- 写真撮影用カメラ（遠望＋近接用）
- 岩石採取用ハンマー（ないしその代替品）
- サンプルコンテナ（密閉型）
- サンプル番号識別用機構（地上の場合はサンプル袋にサインペンで番号を記載。そのかわりとなるシステム）
- 岩石表面研磨・コアリング装置

(2) 分析装置

有人による分析装置の候補は以下が挙げられる。合計で 100kg 以下と推定され、全ての装置が必須ではないことから、質量インパクトはそれほど大きくはないと予想される。無人探査と共通性があり開発要素があるのは真空環境で使える岩石カッターである。

- サンプル重量測定装置（いわゆる秤）：重量は数 kg オーダ
- 岩石カッター（もしくは研磨器）：地上品だと小型のもので 20kg 程度か（ただし、地上品は水を使うのでそれと同じ手法では困難で工夫が必要）
- マイクロスコープ：10kg 程度
- 3 次元形状計測装置：地上品の場合 10kg 前後
- 蛍光 X 線組成分析装置（前処理含む）：25kg

5.5. 有人月面基地構想

5.5.1. 有人月面基地の目的

基地建設の直接の目的は、資源利用を前提とした、1/6 重力下での 500 日滞在実証である。500 日滞在は 4 人程度の滞在を想定し、資源利用は燃料や資材などの現地製造を想定する。基地建設の間接的な目的としては、民間による本格利用の足掛かりとなることで、企業の新規参入や宇宙産業の拡大につなげることを目指す。

前項までの検討により、科学探査の観点からは、人間が定点で長期間常駐することを要求する科学ミッションは考えにくく、1000km オーダの移動手段があれば科学目的は一定レベル達成できる可能性が高い。しかし、基地があり人が常駐することで、現地での調査・分析機能の充実や長期観測機器の整備が容易となり、科学成果がより充実することが期待できる。

上記より、長期常駐拠点としての有人月面基地の直接の目的は以下の 3 項目となる。

① 1/6 重力下での 500 日滞在実証（有人滞在、技術実証）
② 資源利用による本格的な探査（燃料製造、現地物質の直接利用）
③ 科学（調査・分析、整備・保守）

5.5.2. 基地建設における実証の要件

基地の規模は水資源等の利用可能性次第で変わるが（燃料生成プラントの有無など）、将来につながる滞在実証とするためには、一定規模のインフラを備えた活動拠点の構築が不可欠である。従って、地球からオールインワンの居住モジュール等を輸送するのみの滞在形態ではなく、少なくとも以下の3要件を満たすものとする。

① 現地でのインフラ整備
② 拡張性を備えた活動空間の構築
③ 現地資源の活用（ミニマムは太陽光発電とレゴリスの直接利用）

資源利用の具体的な内容は、全体シナリオから制約される実現時期にも制約されるため、本報告では、全体シナリオと整合する基地構築のシナリオの一例を示すこととする。

5.5.3. 基地建設の前提と制約

拠点建設の前提となる要求と条件は下表のように仮定して進める。長期滞在・常駐のためには、拡張性がポイントとなる。今までの宇宙開発は無重力空間での活動が主であり地面のある他天体での建設技術の知見がないため、具体的な建設方式・建設手段は地上技術を参考・応用して確立することを想定する。

表 5.5-1 拠点建設の前提条件

項目	内容
構築期間	2035 年頃に、月面に 4 人が長期間滞在可能な拠点が構築される。
中長期計画等	拠点の拡張性と合わせて検討。
拠点全体規模	約 4km2（約 2km 四方）
拠点の構成	複数ゾーンから構成。具体的には、着陸ゾーン、居住ゾーン、サービスゾーン、観測ゾーン、ゾーン間道路の 5 種。
拠点の拡張性	増設可能な建設方式が不可欠。用途変更（スペース可変）を含めるかは要検討。
拠点建設方式	拡張性と効率を両立する方式を選定。モジュール方式、展開方式、組立方式、現地での建設方式、など。
現地調達が可能な材料	物質：岩石鉱物、レゴリス、噴出性揮発物質（火山性ガスなど）、 非月物質（隕石など） エネルギー：太陽光・熱、重力 人工物：使用済みのランダ、タンクなど
月面環境	別途整理

拠点建設の制約条件については、現状の技術レベルに必ずしも依存すべきものではないが、ここでは下表のように仮定して進める。作業機械などの建設技術に依存する条件は、地上技術からの類推で設定する。

表 5.5-2 拠点建設の制約条件

項目	内容
地上打上能力	70～130t
打上回数・頻度	年 1 回（年 2 回のうち無人 1 回と仮定）
最大寸法	フェアリングサイズ：Φ8m×L15m
月面輸送可能質量	10t程度/回
耐振動性	5G 程度（打ち上げ時）
輸送時温度	別途整理
月面での温度	別途整理
構築期間	拡張を含め 10 年程度
耐用年数	構築から 20 年（廃棄せず保守・改修し延命する）
メンテナンス	○年ごとに 1 回
クルータイム	建設時は年 1 回 28 日程度、4 名
着陸精度	航法支援有り：±10m、航法支援無し：±100m
地球可視	地球との通信は常時確保
車両	基地内の人の移動は曝露車及び与圧車が利用可能。

5.5.4. 全体シナリオにおける位置付け

基地の構築は国際協力で進めることが前提である。日本から現実的な提案を行うためには、国際的に議論が進んでいる探査シナリオと整合する提案にまとめる必要がある。

探査シナリオの柱は「科学」と「滞在」であり、基地構築は主として後者に寄与する活動であるが、前者で国際調整が進んでいる有人科学探査計画など既存の国際計画と連携することで実現性を高める。一方、説得力ある提案には、根拠となる技術の習得が必要である。日本の技術力・発言力向上の観点からも、後者における独自ミッションも考慮した上で、国際調整の場で提案していく。

基地構築に至るシナリオは、既に検討が進んでいる全体シナリオより、大きく下表の3フェーズに分かれる。基地の構築は、2030 年から 5 年程度で、有人月面科学探査と並行して行うものと仮定する。これにより、有人フェーズ1における有人活動の活用可能性を視野に入れながら、かつ、国際計画が未定の有人フェーズ2以降への持続性を確保する。

表 5.5-3 本検討における探査フェーズの整理

フェーズ	内容	備考
無人プリカーサ （～2028 年）	利用可能性調査、 利用実証、 有人探査準備	2028 年の国際ミッションまでの期間。日本は ISRU に向けた利用ミッションを検討中。
有人フェーズ1 （2029 年～2033 年）	極域科学探査 （年1回、計5回）	国際調整中。日本から探査地点を提案予定。
有人フェーズ2 （2030 年～2035 年）	有人長期滞在及びそれに向けた事前準備	ISRU を活用した滞在拠点の構築を国際提案していく。

上記を前提に、拠点建設に関連する長期シナリオを以下にまとめる。建設を開始する 2030 年以前に2つの無人ミッション（利用可能性調査と、それに基づく利用実証）を行うことが、基地建設の前段となる。

＜2020 年代前半：利用可能性調査＞

- SELENE-R よる利用可能性調査（揮発性物質、地盤）（2022 年）：資源利用と拠点建設の根拠となる、現地で利用可能な物質や地盤の状態について調査を行う。



＜2020 年代後半：利用実証＞

- SELENE-R2（仮称）による利用実証（燃料製造、拠点建設）（2026 年）：長期滞在にクリティカルとなる ISRU 及び建設作業の要素について、事前実証を実施する。

＜2030 年代前半：拠点建設の開始＞

- 有人科学探査（年 1 回、5 年程度）：極域近傍 5 地点での科学探査を ISECG で検討中。
- 無人による有人拠点建設（年 1 回 21 日間、5 年程度）：③と並行して年 1～2 回、作業機械等を地球から送り込み、無人による有人拠点建設を進める。地上からの遠隔施工が主体で、科学目的以外の有人ミッションの機会を活用して有人が現地で作業を行う。作業機械は、6 か月程度は稼働することを想定する。



- 4～10 名が 6 か月程度の滞在可能な拠点が完成（2035 年頃）



＜2030 年代後半：有人長期滞在＞

(1) 拠点の拡張、常駐：有人滞在期間の延長（500 日程度の滞在）へ。半数が入れ替わりながら常時滞在を続ける。少人数が常時滞在することを前提とし、将来の拡張を視野に入れた建設作業が可能となる。



＜2050 年頃～＞



(2) 一般人の月面滞在を開始

下表は、2028 年の国際有人プリカーサミッション以降のシナリオを、国際調整を踏まえてまとめたものである。2030 年から基地建設を開始し、2034 年に 6 か月滞在を、2035 年に 500 日滞在を実現すると仮定した場合のミッションの割り振りである。次項以降でこの表に至る前提や根拠を述べるが、下表は一次案であり、今後の検討で見直していく前提である。

表 5.5-4 有人フェーズの詳細シナリオ

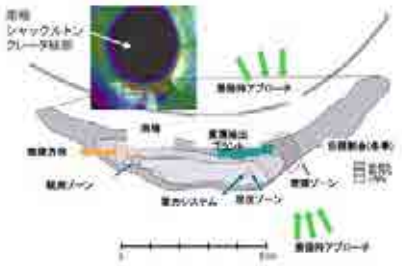
	ISECG でのミッションシナリオ	基地構築による長期ミッション（日本からの提案）	備考
FY2029	国際有人プリカーサ（与圧車2台など大型カーゴ）		
FY2030	国際有人科学探査1（4 人・極域）	拠点構築ミッション1（電源、建機）	・国際有人科学探査5回のうち数回で SPA 探査を実施することを提する。 ・極で有人拠点建設を開始することを提案する。無人カーゴ及び追加の有人ミッションがあれば活用する。
FY2031	国際有人科学探査2（同上）	拠点構築ミッション2（建機2）	
FY2032	国際有人科学探査3（同上）	拠点構築ミッション3（居住モジュール）	
FY2033	国際有人科学探査4（同上）	拠点構築ミッション4（資源プラント）	
FY2034	国際有人科学探査5（同上）	有人滞在ミッション1 有人長期滞在開始（6 か月）。	ISRU 機能を持つ拠点の完成。拠点を起点とした科学探査等を開始。順次、拠点拡張や天文台建設を進める。
FY2035～	※以降は具体的な国際ミッションはない。	有人滞在ミッション2 有人長期滞在開始（500 日）へ。	

5.5.5. 建設場所の想定

基地の建設場所としては南極域が候補例として挙げられることが多い。月の極域には日照の長い（半年以上日陰が無い）地域も存在するため、人の長期滞在や大規模な長期観測には、このような場所が有利なためである。現状で国際的に合意した地点はないが、本検討では、コンステレーション計画時に検討されたシャックルトンクレータ（下図(a)）のリムでの構築を例として進める　。



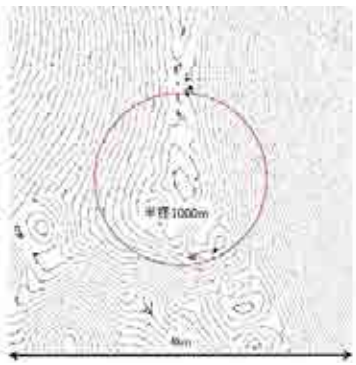
(a)シャックルトンクレータ



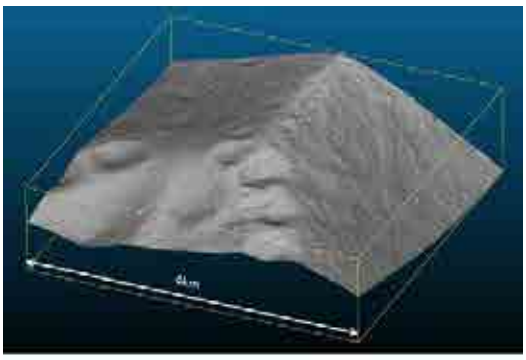
(b)リム上の基地配置（ゾーン方式）の例

図 5.5-1　想定する建設場所と配置方式

拠点建設の配置イメージを上図(b)に示す。クレータリムの数 km 程度の細長い領域に、機能ごとにゾーン分けされた配置を持つことが特徴である。この配置は、コンステレーション計画で検討された一例に過ぎないが、着陸時の噴射を避けた場所に居住ゾーンが作られるなど、基本的なコンセプトは今後も類似したものになると予想される。



(a)シャックルトンクレータリムの平坦部



(b)左図の 3 次元の地形画像

図 5.5-2　建設場所の具体例と配置案

上図(a)は、「かぐや」のデータから生成した DEM を基に比較的平坦な一画を取り出したものであり、上図(b)はその 3 次元の地形画像である。月面の地形は、「かぐや」により 10m 分解能の全球データが得られており、他国の衛星のデータも含めれば、50cm 分解能の地点もあるため、事前に拠点建設に適した地点を絞り込むことが可能である。

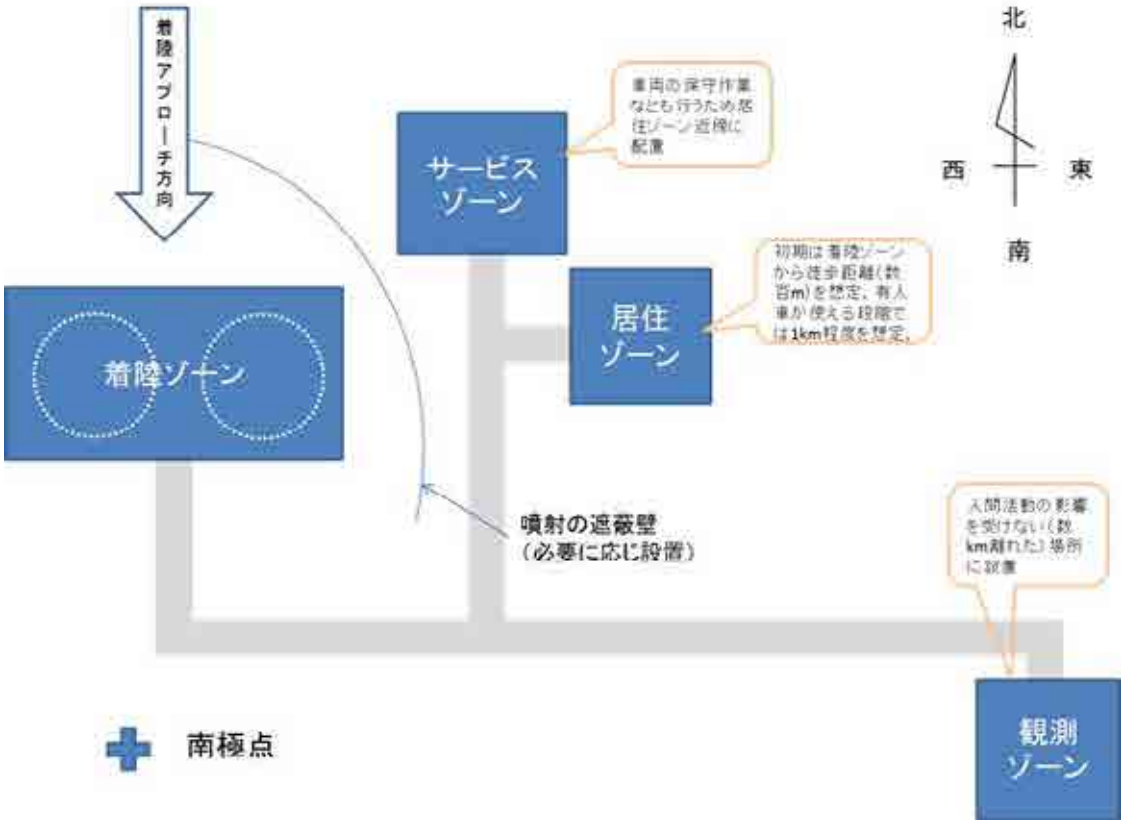
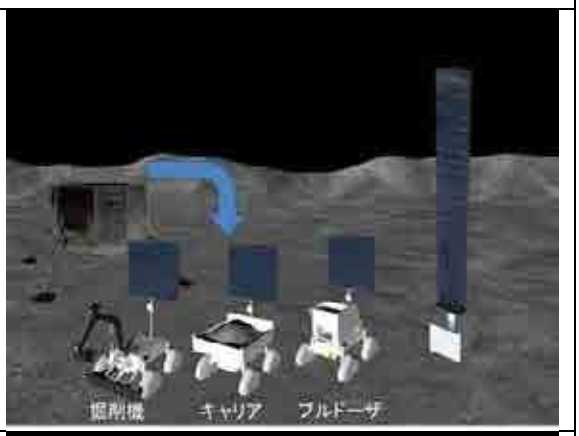
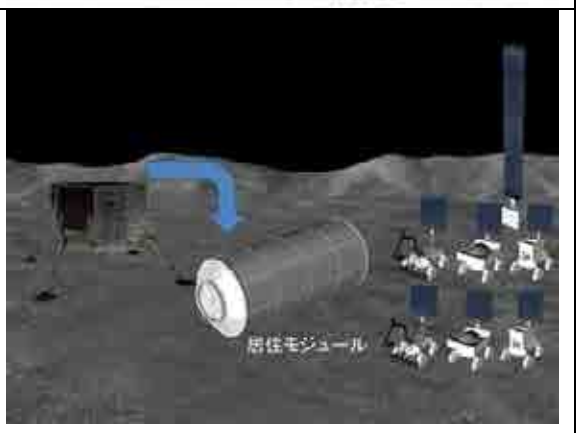


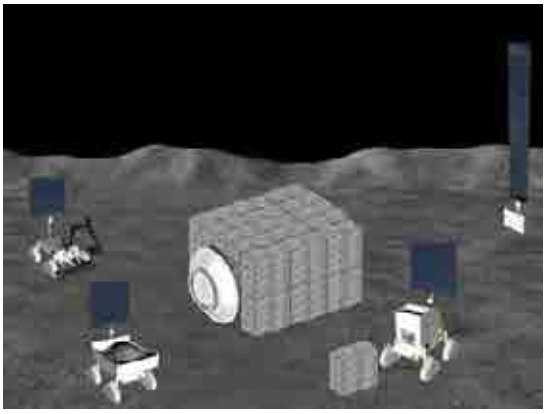
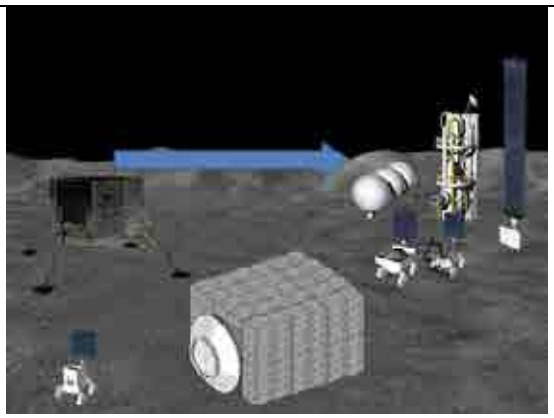
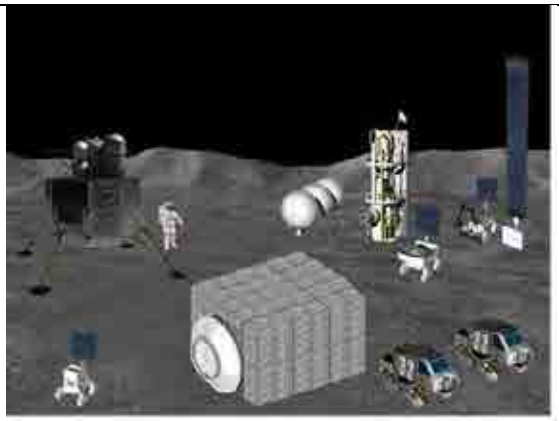
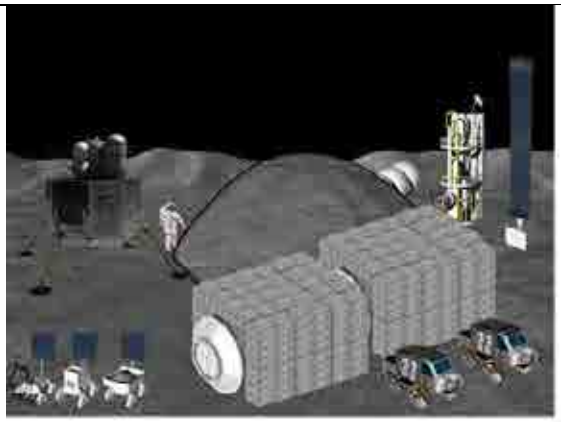
図 5.5-3 ゾーン配置案(月の南極の場合)

上図は月面基地のゾーン配置案である。各ゾーンの位置関係などのコンセプトを図示したものであり、これを実際の地形(図 (b))に当てはめて具体的な位置関係等を決定していく。

5.5.6. 建設シナリオの詳細

前述の長期シナリオや制約を考慮し、また全体シナリオと整合する 5 年程度での建設を前提とした建設シナリオ案を以下にまとめる。5 年で建設するのは主に着陸ゾーンと居住ゾーンであり、500 日滞在の実現に不可欠な部分とする。その後、基地の拡張が進み、居住・作業空間を広げると共にサービスゾーンや観測ゾーンを充実させる。

時期	ミッション及び実施内容	イメージ
FY2030	拠点構築ミッション1 ・電源と建設機械の輸送 ・無人による建設開始（着陸ゾーンと居住ゾーンの整地）	
FY2031	拠点構築ミッション2 ・建設機械の輸送 ・遮蔽用ブロック製造開始	
FY2032	拠点構築ミッション3 ・居住モジュール輸送（短期滞在用のオールインワンモジュール。Small Hub のイメージ。）	

	・居住モジュールの設置、遮蔽作業の開始	
FY2033	拠点構築ミッション4 ・資源プラント輸送 ・資源プラント稼働開始（運搬作業等には建設機械を共用）	
FY2034	有人滞在ミッション1 ・居住モジュール完成。 ・長期滞在開始（6か月）。 ・拠点拡張開始。 有人車を使った広域探査が可能となるが、ホッパーはまだ無し。	
FY2035 ～	有人滞在ミッション2 ・有人長期滞在開始（500 日）。 燃料製造が定常化しホッパーの利用が可能となる。	

5.5.7. 技術課題への取り組み

シナリオの実現には、キーとなる技術の開発が必要である。他天体の表面活動は、無重力空間での活動を主として来た JAXA にとっては新しい挑戦であり、既存の宇宙関連メーカには知見のない領域となる。

そこで、基地建設の研究開発をゼロからスタートするのではなく、地上で既に実現されている技術をベースとして進め、JAXA は、その宇宙仕様化に取り組むのが一つの現実的な方向性である。

地上の建設分野では、労働人口減少への対策として建設作業の無人化・自動化を進めており、一人が複数台の建設機械を遠隔操縦する技術などが取り組まれている。この地上の建設技術の方向性は、元々多くの人を送り込めない月面作業と同じ方向を向いている。そのため、地上技術の宇宙応用が容易になるだけでなく、宇宙技術の地上適用の可能性があり相乗効果も期待できる。加えて、日本の建設技術は世界でトップレベルにあることから、日本が月面活動において存在感のある役割を担うことにもつながる。

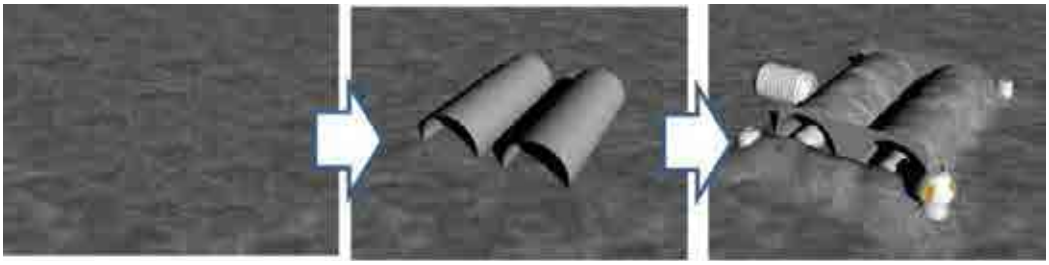
以下では、基地建設関連技術の検討例として、宇宙探査イノベーションハブで行われている、「無人による有人拠点建設」での取り組みの概要を述べる。基地建設の基本となる遠隔施工、軽量化建機、耐環境性の3点についてまとめる。

5.5.7.1. 長時間遅れを伴う遠隔施工の実現

有人月面基地の建設作業は、多くの人間を送り込んで実施することが不可能であることから、事前に無人で開始することが合理的である。その場合、地上からの遠隔操作が主となるが、通信の時間遅れのため現地で緊急時などに自動で対応できることが求められることから、自動化を活用した遠隔施工システムが必要となる。

地上では、現場に多くの人間を送り込むことが可能であったことから、人間が直接の作業者として建設作業を行ってきた。しかし近年、作業員不足や生産性・安全性の向上のため、無人化（遠隔化）・自動化された建設作業の実現を目指している。この流れは月面での拠点建設で必要とされる技術の流れに一致する。

そこで、地上の建設作業で実績のある無人化施工システムに自動化を組み合わせ、さらに時間遅れを考慮した施工技術を実現することで、無人による有人月面拠点の実現につなげる。建設手順は、下図に示すように、整地した上で構造物を設置し、放射線や隕石から防御することを基本とする。この作業を一人が複数台の建設機械を操作して行う。



(a)整地　　(b)構造物設置　　(c)遮蔽

図 5.5-4 施工手順の例

本検討は、昨年度から開始した共同研究「遠隔操作と自動制御の協調による遠隔施工システムの実現」で鹿島建設株式会社を代表とするチームで検討を進めており、最終的にフィールド実証を行う予定である。

5.5.7.2. 超軽量で多目的な建機機械の実現

月面拠点建設に使用する建設機械は地上から輸送する必要がある。地球からの打ち上げコストはペイロードの質量が大きいほど高くなるため、地上の建設機械をそのまま打ち上げることはできず、サイズは変えずに大型のまま軽量化することが必要となる。そこで、複合材や軽量金属の適用により、建設機械の超軽量化を実現する検討を開始した。

また、地上では用途別に多種多様な建設機械が存在するが、月面では多くの機材を持ち込めないため、用途を極力兼用する必要がある。そこで、ベースとなる発電・通信・走行等の機能を共通化し、上載する作業部分を交換可能とした作業機械の検討を進めている。図 5.5-2 に、ベース車両を共通化し各種作業を行う作業車両のイメージを示す。



(a)ベース車両（共通部分）



(b)掘削用車両（バケット搭載）



(c)軽作業車両（作業アーム搭載）



(d)運搬車両

図 5.5-5 ベース部分を共通化した多目的月面車両

建設機械の軽量化検討は、昨年度から開始した共同研究「超軽量建機アタッチメントおよびブーム等の開発および実地検証」で株式会社タグチ工業を代表とするチームで検討を進めている。宇宙仕様化（真空対応など）は、ミッションが具体化した段階で実施する。

5.5.7.3. 環境に依存する技術課題への取り組み

前 2 項の課題は比較的環境の違いへの依存度が少ない課題であるが、実際の施工では、地上との環境の違いを考慮すべき作業がある。そのうち、初期の土木作業に必要となると思われる締固め手法と地盤調査方法について検討を開始している。

月面拠点では、着陸場や居住等の各ゾーン及びそれらをつなぐ道の地盤を締め固める必要があるが、地上の締固め機械は重く簡単に輸送することができない。そこで、自重に極力依存せず軽量な機材で地盤を締め固める手法が必要となる。共同研究「締固め困難材料に対する振動等を用いた効果的な締固め方法と走行安定性の検証」で酒井重工業株式会社を代表とするチームで検討を進めている。

地上と同様に拠点建設の前には地盤調査は不可欠だが、使用できるリソースに限りがあるため、専用機器を持ち込んで調査を行うことは難しい場合が多い。そこで、特別な機器を使用せず、アースオーガの掘削情報から地盤特性を逆推定する手法の検討を開始した。この手法は、次期ミッションで水探査をする際にも適用可能であることから、月の模擬土質を使った検証を進めている。

5.5.7.4. 建設資材の現地製造について

基地構築では、現地の物質を利用しなければ効率的な建設は困難であると予想される。そこで、現地物資を利用した建材の製造も検討している。図 5.5-6 は、JAXA において月の模擬砂を使って焼結ブロックを製作した例である。月面の砂を使った成形が可能となれば、将来は現地生産の資材を組み合わせて拠点を拡張していくことも可能となる。



(a) 角型焼結ブロック　　(b) レゴ型焼結ブロック

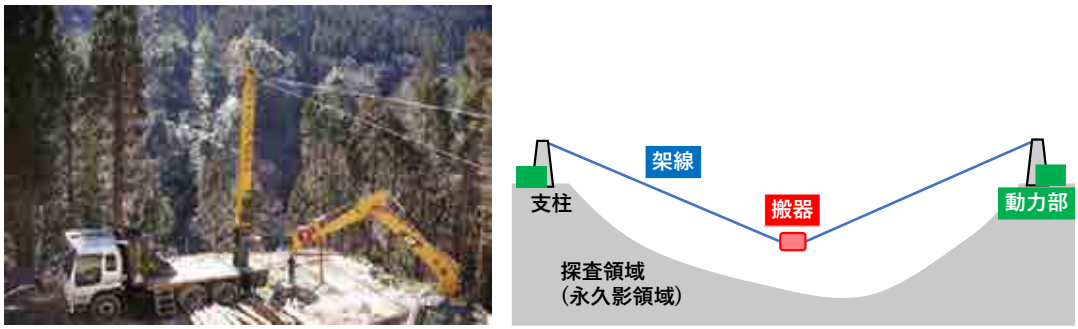
図 5.5-6 月の模擬砂から作った焼結ブロック

焼結ブロックのような直接的な利用以外にも、砂に含まれる成分を抽出して燃料等に活用する技術も世界的に研究が進んでいる。月面で実証した例がまだないため、地上技術も参考に、より実用的な手法の検討を進める必要がある。

5.5.7.5. 車両に代わる定点輸送手段

クレータ内から岩石・砂等の材料を回収する等の定点輸送の効率的な方法として、架線による探査システムが検討されている。システムの概念図を図 5.5-7 (b)に示す。一例として、永久影領域の外縁部に支柱を設置して架線を張り、その間を搬器システムが移動・探査する構想である。架線の張力や、架線全長であるワイヤ長を支柱付近に設置するウインチで制御し、搬器の位置や高さ操作する。このシステムにおいては、設置の負担となる可能性がある。しかし、永久影の中での不整地走行が必要な車両での探査に比べて、地面の影響を受けずに移動可能なこと、また、永久影の外側に動力部を設置できるため継続的に活動可能なことなどがメリットとして考えられ，広範囲を安定して探査できる可能性がある。

架線システムは、地上の林業分野において、森林で伐採した木材を効率的に運搬するために一か所に集める集材作業に用いられている（図 5.5-7 (a)）。日本では森林の多くが傾斜地に分布しているため、車両系集材システムによる集材だけでなく、特に路網整備が困難である急峻な地形においては架線系集材システムが用いられている。このシステムは、ワイヤロープを活用して木材を運搬する方法で地形に対してロバストである。しかし、システムが複雑で、索張りなどに高度な技術が必要だが熟練技能者の高齢化などにより索張り技術を有した人材の不足が課題となっており、自動化や省力化が期待されている点も月面との共通課題である。



(a) 林業現場での架線利用例(提供：熊谷組)　(b) 架線を活用した探査システムの概念図

図 5.5-7 架線を活用したシステム

5.5.7.6. 今後の取り組み課題

月面有人基地の構築にあたり、土木作業については、前述の取り組みを開始しており、一定の足掛かりを得ている。今後は、居住空間などの構造物やその設置の検討も必要となる。構造物は、無重力空間と異なる地面のある環境では、ISS のような円筒モジュールが最適とは言い切れず、拡張性があり長期滞在に適した建築方法を地上技術を参考に検討していく必要がある。

また、月面作業は現場に行って直接確認することが難しいだけに、事前の計画や施工・設置後の評価が重要となる。地上でも導入が進んでいる施工管理・施工支援（高度情報化）システムや CIM・BIM の概念には取り入れるべき部分が多いと予想される。

測量や地図作成についても課題がある。月面には GPS がないが、拠点建設のような一定範囲での作業が前提の、言わば半人工環境であることに着目すれば、GPS に代わる位置情報取得手段の確立も可能と予想される。さらに、遠隔化・自動化された作業で効率を上げるには、地形変化も含めたリアルタイムシミュレーションも検討していく必要がある。

6. 環境・資源データ整理

月・火星の環境・資源データについて、今後実行すべきミッションの内容・優先度を設定するため、本章ではこれまでに取得されているデータについて整理する。

6.1. 月

1960～70 年代のアポロ・ルナ着陸探査、および 1990 年代以降の各国の周回衛星により、環境・資源のデータ取得が実施されている。

6.1.1. 水

月極域には過去長期間にわたって彗星・小惑星・太陽風によりもたらされた水氷（あるいは水素）が保存されていると考えられている。水氷の存在の有無について図 6.1-1 に示すようにリモートセンシング観測データに基づく多くの研究が報告されているが、観測波長・データ解析手法により結果が異なることや、データの解釈において意見が分かれるなど理由から、存在量には 0.08～20wt%と開きがあり、分布、形態（塊、吸着など）も含めて決定的な結論はまだ得られていない。

今後は、着陸ミッションによりその場で直接的に存在分布を計測することが必要である。探査対象は、図 6.1-2 の水素が多い（すなわち水氷が多い可能性が高い）場所が候補である。

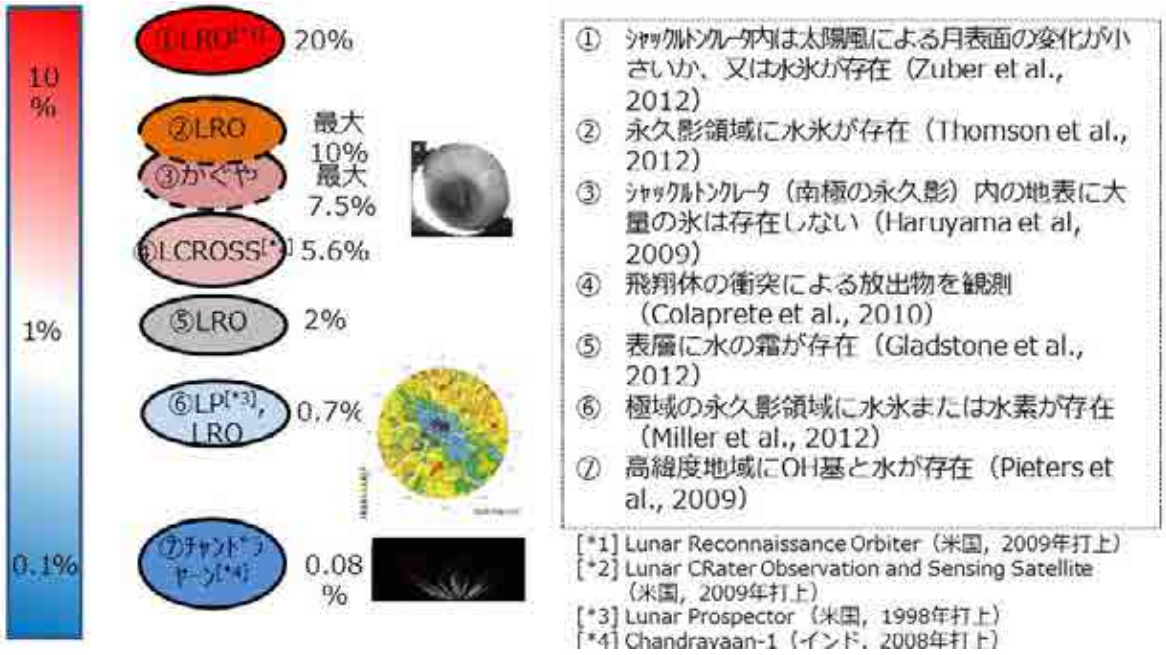


図 6.1-1 月南極域の水氷の質量比率（推定値）

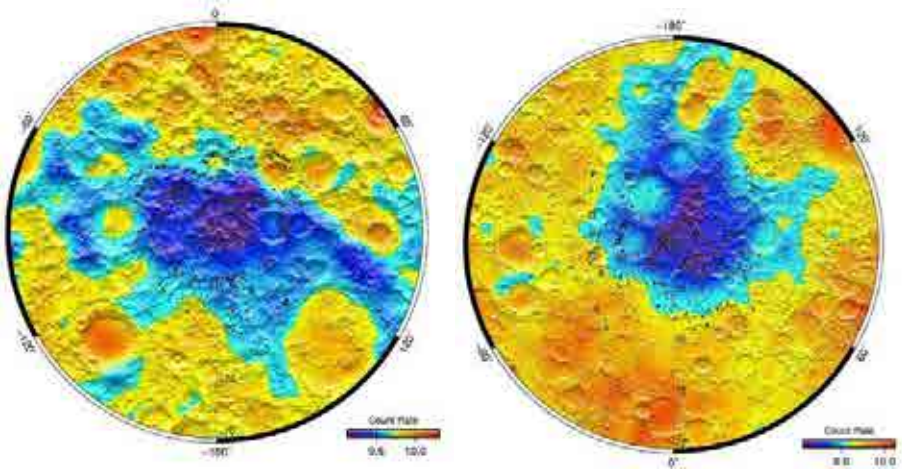


図 6.1-2 月極域の中性子分光（熱外中性子）観測データ
（左：南極、右：北極．カウント数が少ないほど水素が多い．Litvak et al.、 2012）

ISECG では、月極域の水氷探査の検討を行うチーム(LEAG VSAT: The Lunar Exploration Analysis Group Volatile Special Action Team)が形成され、これまでに LRO/LEND 等の探査機から得られた水素濃度分布に加え、月面表層温度、地形の傾斜、発電のための日照条件、地球との通信可能領域、及び水素濃度が高い率で分布している永久影(PSR)までの距離等を踏まえ、探査すべき最適な領域の検討結果が報告された [1]。以下①～④を条件として得られた月の南極、及び北極の探査候補領域をそれぞれ図 6.1-3、図 6.1-4 に示す。

① 水素濃度＞150ppm： 高い水素濃度
② 平均表層温度＜110K： 表層水氷を維持できる温度範囲
③ 地形の傾斜＜10° ： ローバによる探査が現実的な斜度
④ PSR までの距離＜1km： 日照領域から永久影までの現実的な距離範囲

さらに、探査候補領域に地球との通信可視性を加えた評価結果をそれぞれ図 6.1-5、図 6.1-6 に示す。この図から、南極では Cabeus、Shoemaker、Nobile クレータの付近、北極では Peary 付近が地球との通信に有利であることが認められる。なお、探査候補領域における 1 ヶ月間の日照率は、図 6.1-7、図 6.1-8 に示されており、50%（半月）程度の日照が得られる地点があることが分かる。

上記検討結果により、着陸地点、及び探査領域の候補が明確になった。

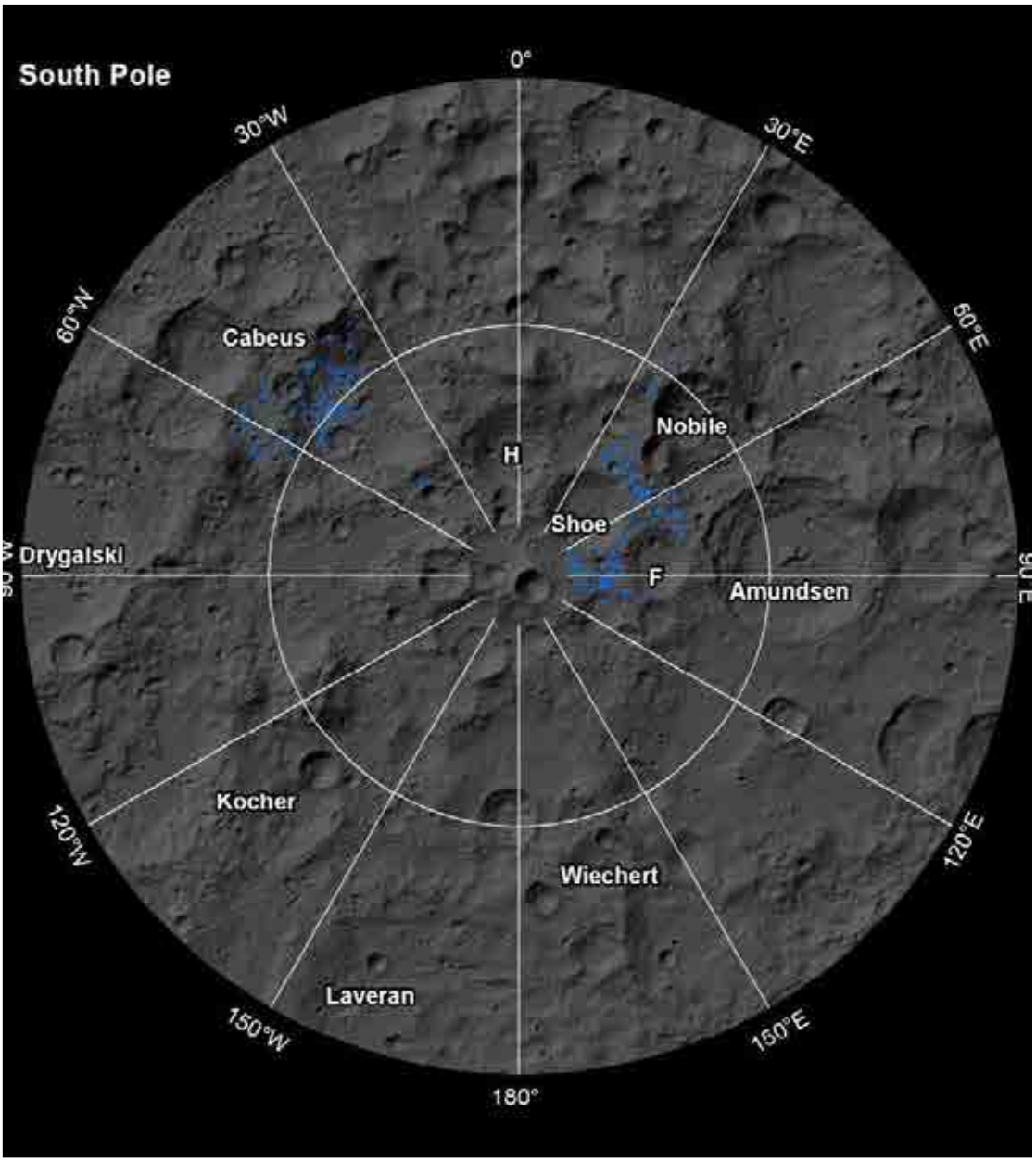


図 6.1-3 複数条件を満足する探査候補領域（南極）

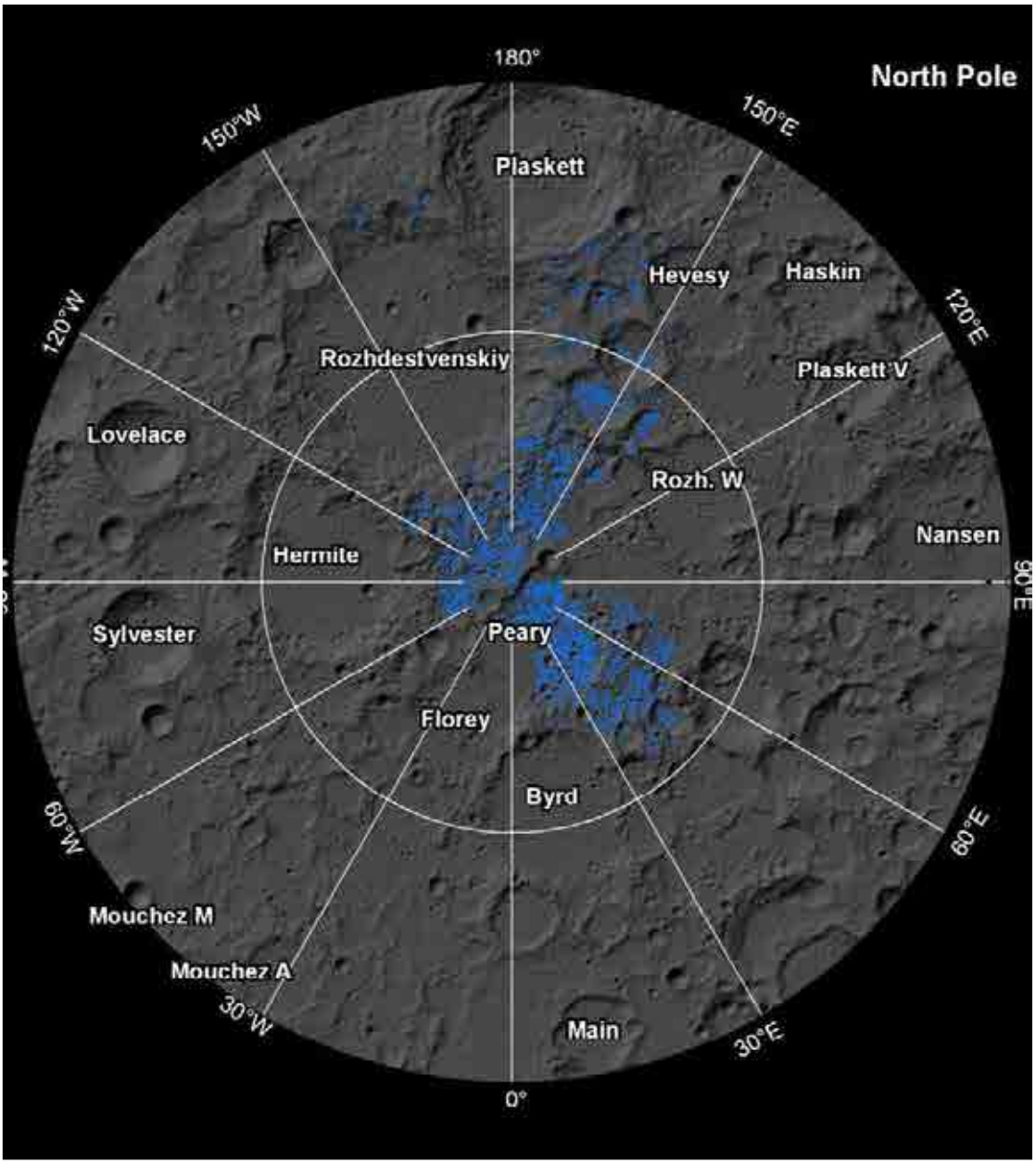


図 6.1-4 複数条件を満足する探査候補領域（北極）

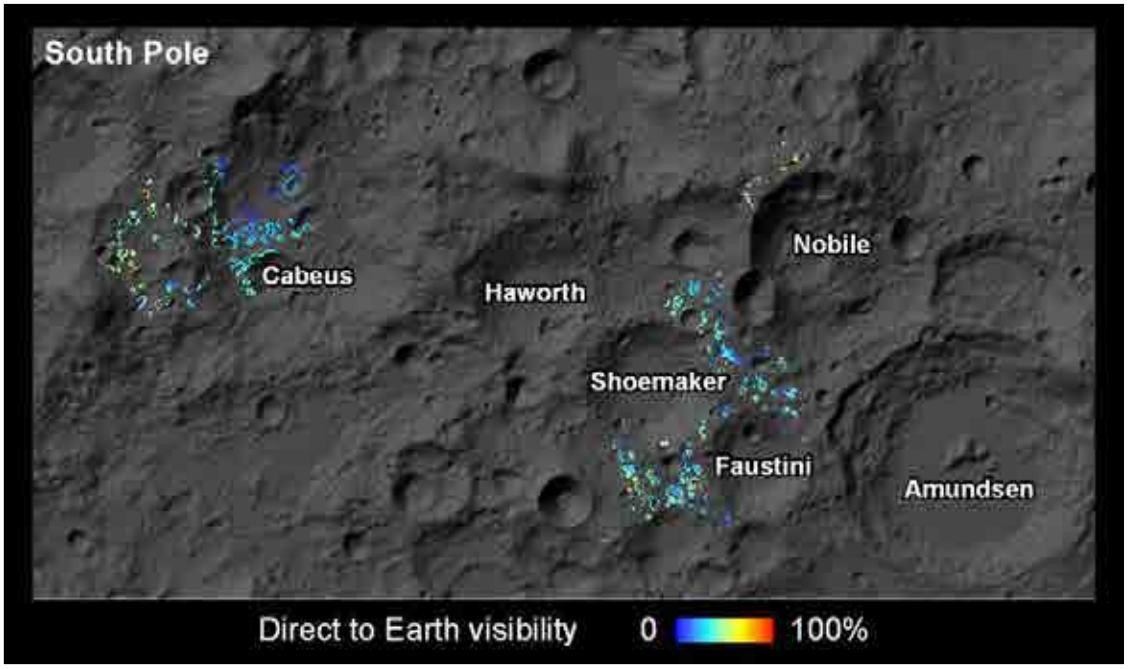


図 6.1-5 探査候補領域（南極）における通信可視性

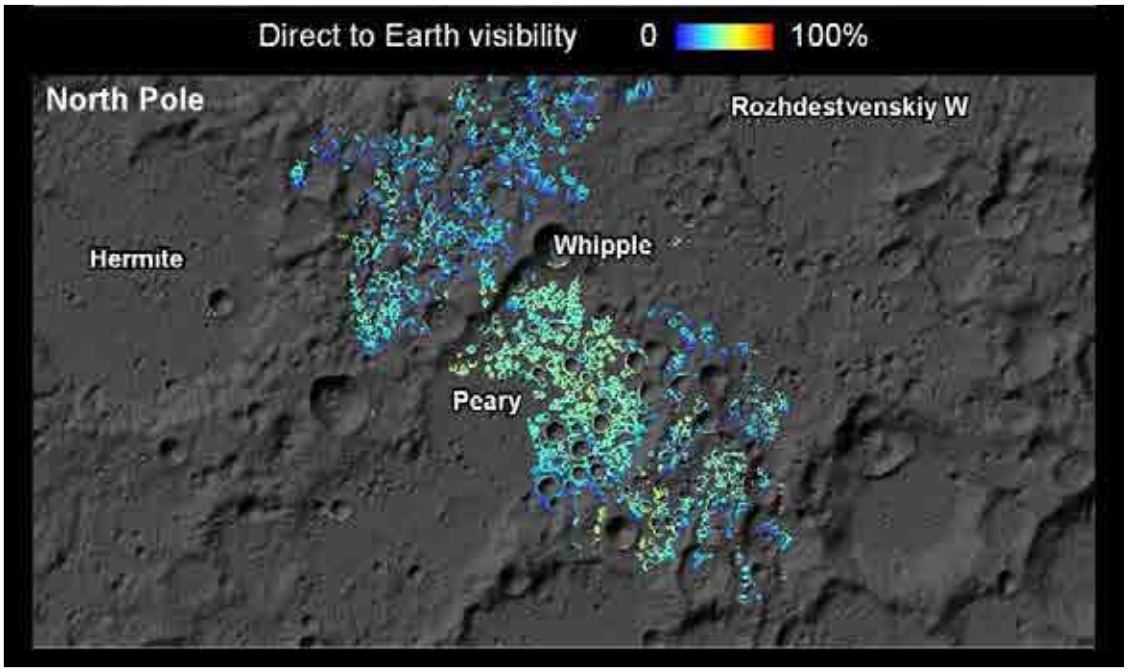


図 6.1-6 探査候補領域（北極）における通信可視性

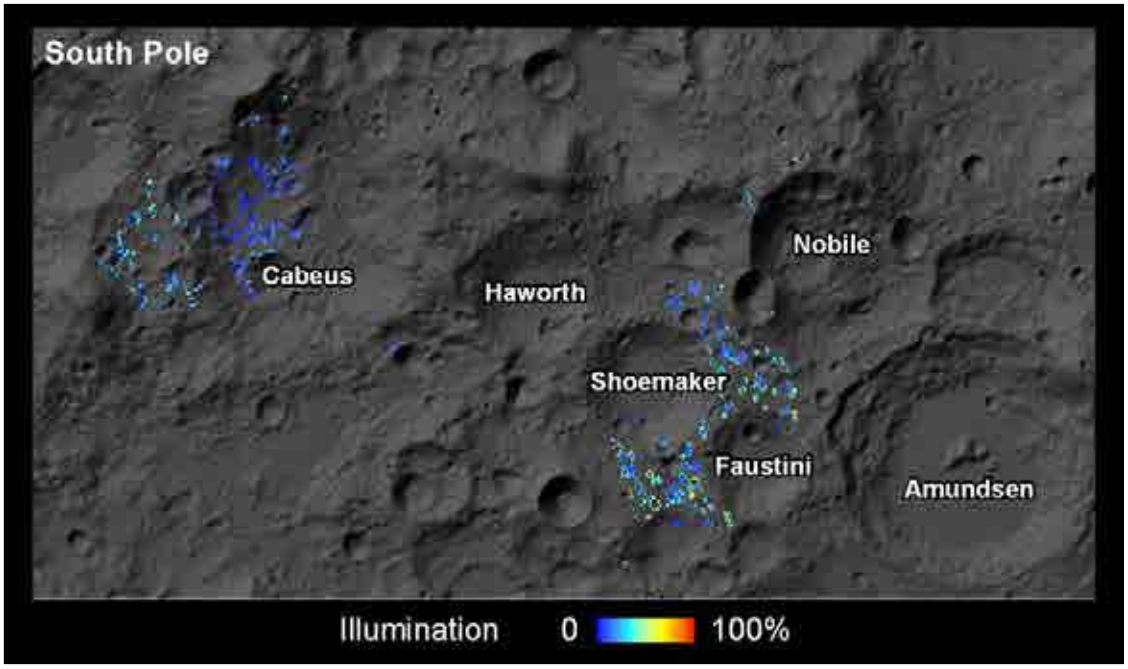


図 6.1-7 探査候補領域（南極）における 1 ヶ月間の日照率

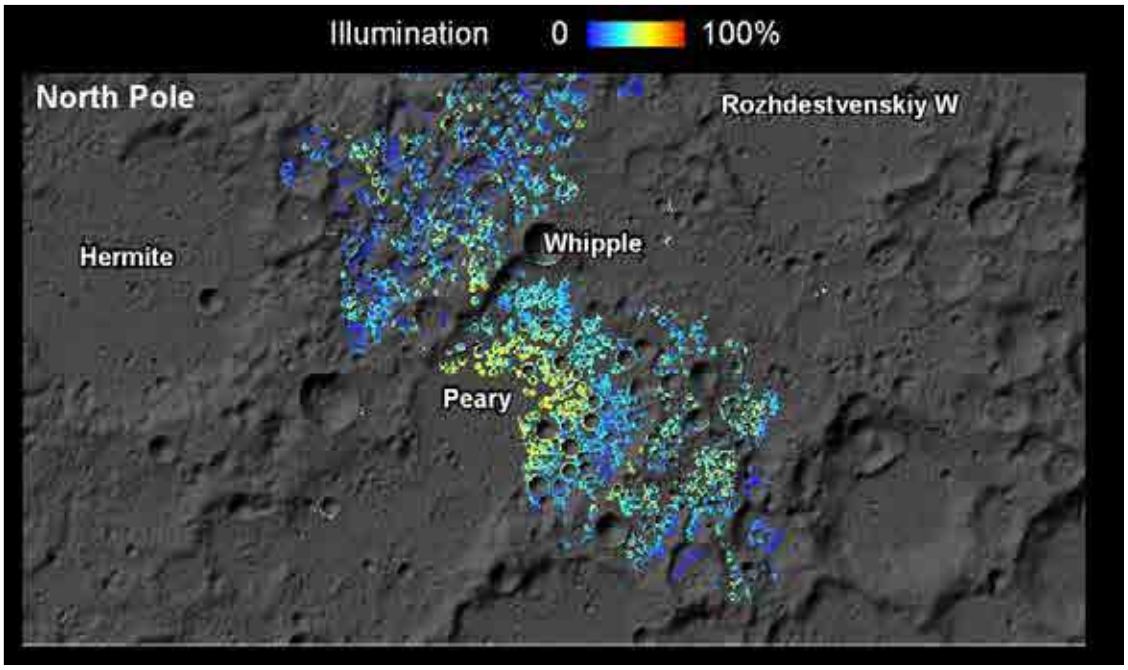


図 6.1-8 探査候補領域（北極）における 1 ヶ月間の日照率

6.1.2. 放射線

地磁気圏外の宇宙放射線環境モデルは、いくつかの機関により継続的に維持更新されているものの、月による遮蔽効果の影響を受ける月面の実測データは少ない。

図 6.1-9 に示すようにアポロミッションで宇宙飛行士の被ばく線量測定が行われたが、1960年代の計測技術では高 LET（Linear Energy Transfer：線エネルギー付与）領域の粒子を計測する素子や機器が開発されておらず、吸収線量が実際より過小評価されていると考えられている。その後、インドの Chandorayaan 1、米国（NASA） Lunar Prospecter、Lunar Reconnaissance Oribitor 等にて、LET スペクトルや部分的なエネルギースペクトルが取得されているが、人体への被ばく線量（線量当量評価）に必要な深宇宙での特に太陽フレア時の 2GeV までのエネルギースペクトラム測定は行われていない。

今後は無人探査ミッションの機会を活用して太陽フレア時や GCR についてのエネルギースペクトラム計測を行い、深宇宙での放射線環境データを蓄積することが重要。

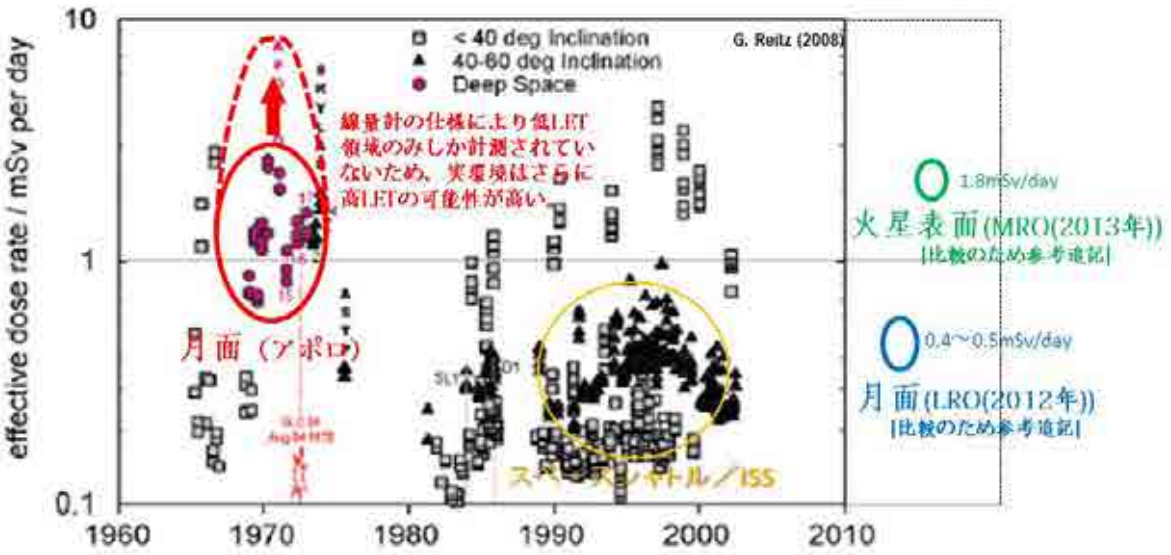


図 6.1-9 これまでの宇宙放射線計測データ

NASA-MIR、 ISS、 Skylab(長期ミッションに限定)、 Apollo (地磁気圏外に限定、ASTP:Apollo-Soyuz Test Project)のデータによる米国宇宙飛行士の被ばく線量率。

6.1.3. レゴリス安全性

有人月面滞在時の作業環境・居住環境において、月レゴリスダストの健康影響が懸念されている（Wagner et al.、 2006; Khan-Mayberry、 2007）。しかしながら、アポロミッションで得られたリターンサンプルは、月面をスコップで採掘し持ち帰ったもので、宇宙飛行士健康障害の原因となった船内の月レゴリスダストについての計測あるいは検討された報告はない。

宇宙飛行士に健康影響を及ぼすと考えられる宇宙機船内の月レゴリスダストは、船内での浮遊が考えられる粒子径が 20μm 以下の粒度が主な対象となる。短期ミッションでは米国のアポロ計画において、帰還船内で舞い上がる月レゴリスダストによって飛行士が、花粉様症状や異臭（火薬の匂い）、皮膚の痒みなどの症状を呈した。宇宙放射線や太陽風、紫外線等に影響されたレゴリスダストの化学反応性などは計測されていないため、今後は実レゴリスを用いた動物実験等によるデータ取得が必要である。

表 6.1-1 ダストの人体への影響

曝露期間	障害部位		症状	人体影響度		
				発病頻度	生命への危険性	総合
急性	呼吸器					
		鼻腔	鼻炎	2	1	2
		咽喉頭	咽頭喉頭炎	2	1	2
		気管支	気管支炎	1	1	1
		肺胞	炎症	1	1	1
	眼					
		角膜	損傷	1	1	1
			炎症	1	1	1
		結膜	損傷	1	1	1
			炎症	2	1	2
		その他	浮腫	0	1	0
	皮膚					
			擦過傷	2	1	2
			皮膚炎	2	1	2
	その他					
慢性	呼吸器					
		鼻腔	慢性鼻炎	1	1	1
			腫れ	0	1	0
			腫瘍	0	1	0
		咽喉頭	慢性咽頭痛	1	1	1
			腫瘍	0	1	0
		気管支	慢性気管支炎	2	1	2
			肺がん	0	2	0
		肺胞	慢性炎症	1	2	2
			塵肺	0	2	0
			肺がん	0	2	0
		胸膜	胸膜炎	1	2	2
			胸膜プラーク	0	1	0
			悪性中皮腫	0	2	0
	眼					
		角膜	角膜炎、失明	1	2	2
		結膜	結膜炎	1	1	1
	皮膚		接触性皮膚炎 慢性皮膚炎	1	1	1
	循環器系		罹患、死亡率への関与	0	2	0

6.1.4. レゴリス土質特性

アポロ・ルナミッションで、コーン貫入試験等による土質特性の間接測定（測定データから経験則により特性を導出）が実施されている。これは円錐を地面に突き刺し、貫入抵抗と貫入深さの関係を得るものである。この結果から地盤の変形 · 強度パラメータの導出には、モデル式あるいは現場におけるキャリブレーションが必要であるが、月面におけるキャリブレーションが不可能であるため、地上での経験則を介して求められた推定値に過ぎず、信頼性に劣り、ばらつきが大きい（図 6.1-10）。

今後は 1/6G 下でのテラメカニクスモデル（地盤と車両間の力相互作用）の構築のため、土質特性の直接的（経験則を介さずに導出）、かつキャリブレーションデータとして走行データを組み合わせた測定が必要である。

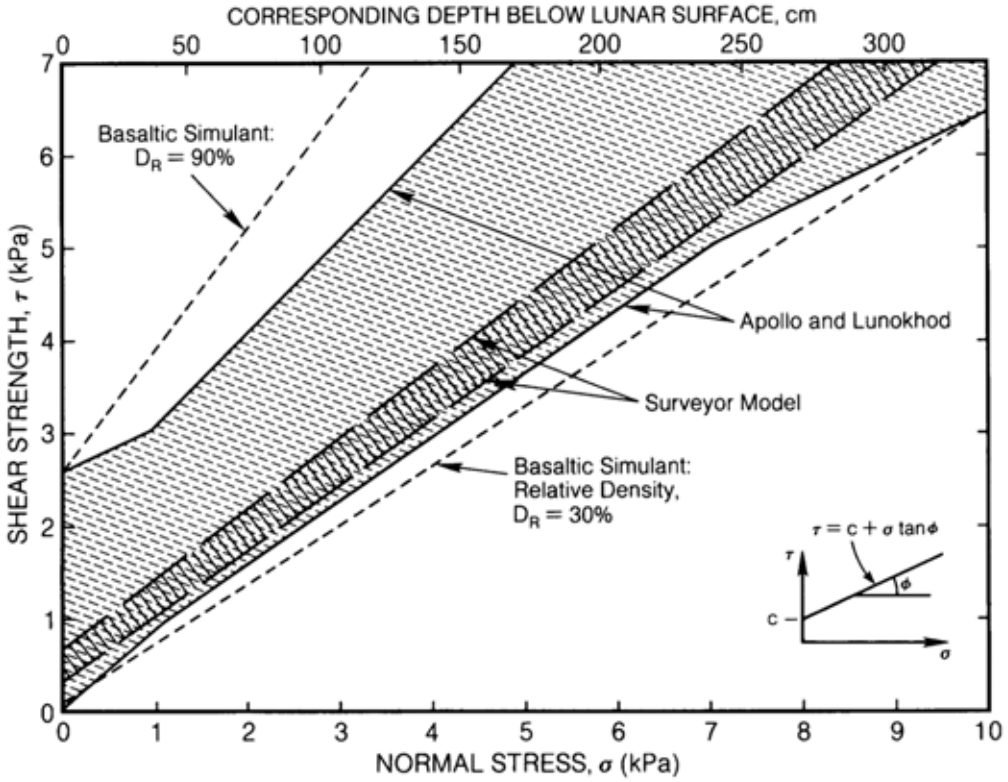


図 6.1-10 Apollo 計画等で取得されたレゴリス機械特性データ
（Lunar Sourcebook より引用）

6.1.5. レゴリスによる汚染

着陸時のスラスタ噴射でのレゴリス巻上がり、及び月面上活動時の帯電レゴリスの宇宙服への付着がアポロ計画で目撃・体験されている（図 6.1-11）。また、月周回機 LADEE により昼夜境界でダストが多いことが観測され（図 6.1-12）、これは光電効果により太陽光が当たっている場所が優先的に正に帯電して、その電界のためダストが浮遊すると推測されている。

現時点では、浮遊ダストの存在は示唆されているものの、月面活動に必要な月面付近の観測データが不足しているため、今後は月面付近で月面電位分布により浮遊するレゴリス量を定量的に測定する必要がある。



図 6.1-11 Apollo 17 活動時の宇宙服へのレゴリス付着

（http://www.nasa.gov/images/content/327385main_dustcoveredastronaut.jpg）

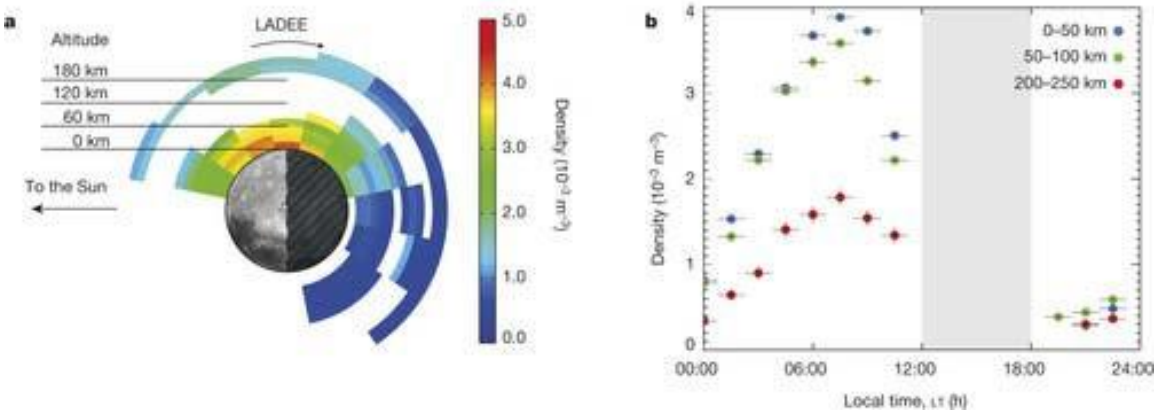


図 6.1-12 LADEE による＞0.3μm ダストの密度分布

（Horányi et. al、 2015）

6.1.6. 地形

かぐや等により全球 10m 間隔、および LRO レーザ高度計により極域 2m 間隔の 3 次元地形データが取得されており、今後の着陸探査のために十分なデータであると考えられる。一例として、かぐや地形データおよび LRO レーザ高度計データを組み合わせて作製した月南極域の地形データをに示す。

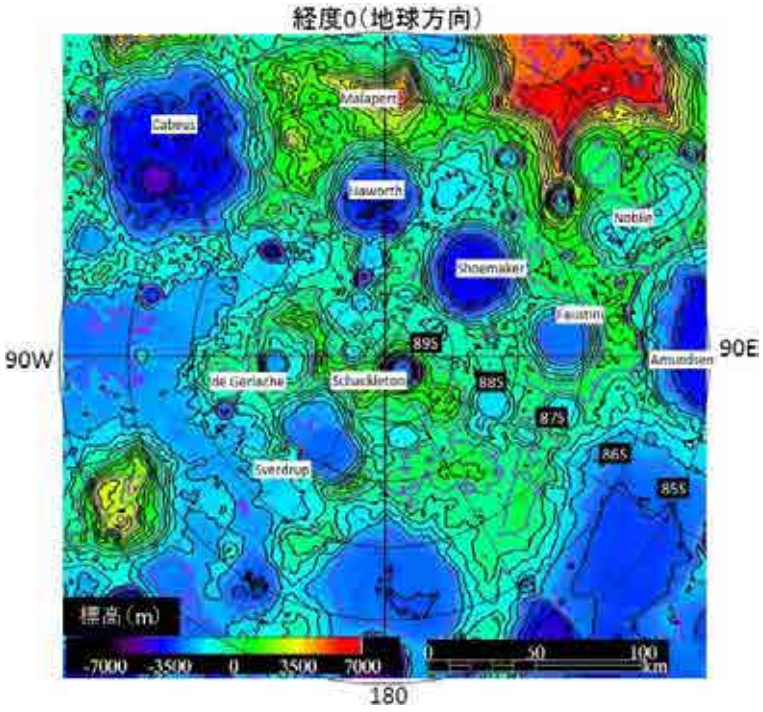


図 6.1-13 月南極域の地形データ(JAXA 作成)

6.1.7. 温度

LRO 赤外観測により全球(ただし LRO 観測時刻のみ)のデータ、およびアポロミッションでの着地地点での連続時間データが取得されている(例えば図 6.1-14)。

特に月極域の温度環境は日照条件、周辺地形からの熱輻射の影響を受けるため、将来探査地点における温度の連続時間変化データが必要である。しかし、日照条件(すなわち太陽方向の方位角・高度の組み合わせ)は月秤動の周期(約 18.6 年)で変化するが、このような長期間全ての連続時間変化データの取得は困難であるため、月面熱特性モデル(レゴリス熱伝導率、輻射率等の分布)の構築に必要なレゴリス熱特性データの取得も必要である。

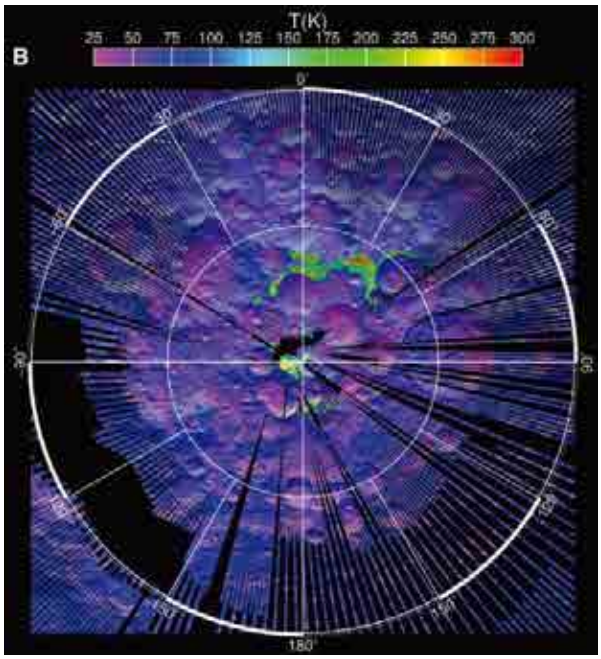


図 6.1-14 月南極域の月面上時刻 24 時近辺の温度分布
（Science、 2010、 Vol 330 より引用）

6.1.8. 日照

6.1.6 項（地形）で述べた地形データを用いて、任意の場所および時刻における太陽光照射シミュレーションが実施可能となっている。一例として月南極域での日照・日陰分布シミュレーション結果を図 6.1-15 に示す。

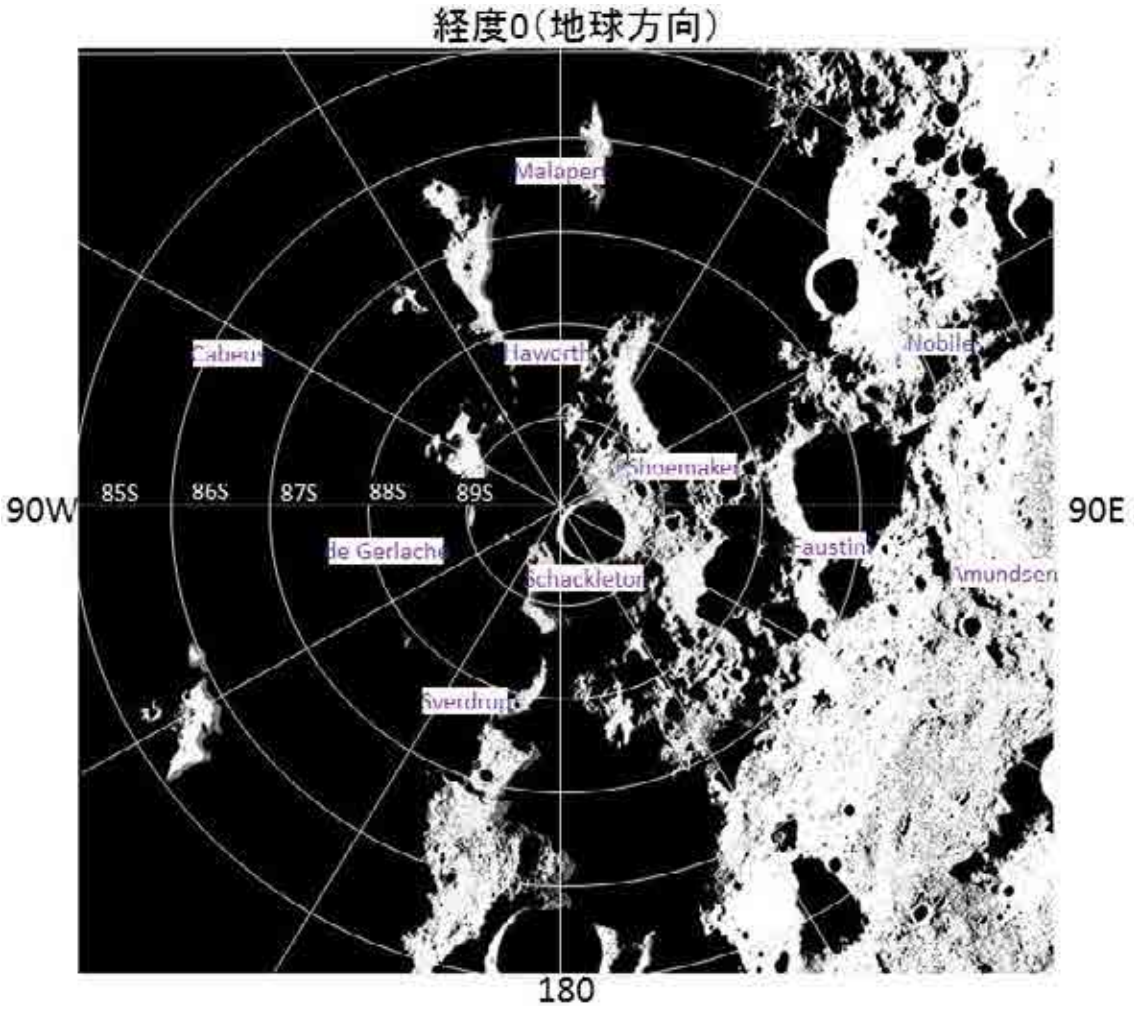


図 6.1-15 月南極域の地形データを用いた 2020/4/30 00:00:00 における日照・日陰分布シミュレーション結果(JAXA 作成)

6.1.9. プラズマ

太陽風と月面物質との相互作用により形成されるプラズマ環境(粒子分布、月面帯電等)のデータが得られている。図 6.1-16 に示す Apollo 計画における測定結果によると、月の夜側では月面の電位は-100V 程度まで下がり、昼側では+10V 程度で一定に保たれる。

今後は、将来探査地点における帯電、電界、粒子速度等の時間・日照条件変化の影響の測定が必要である。

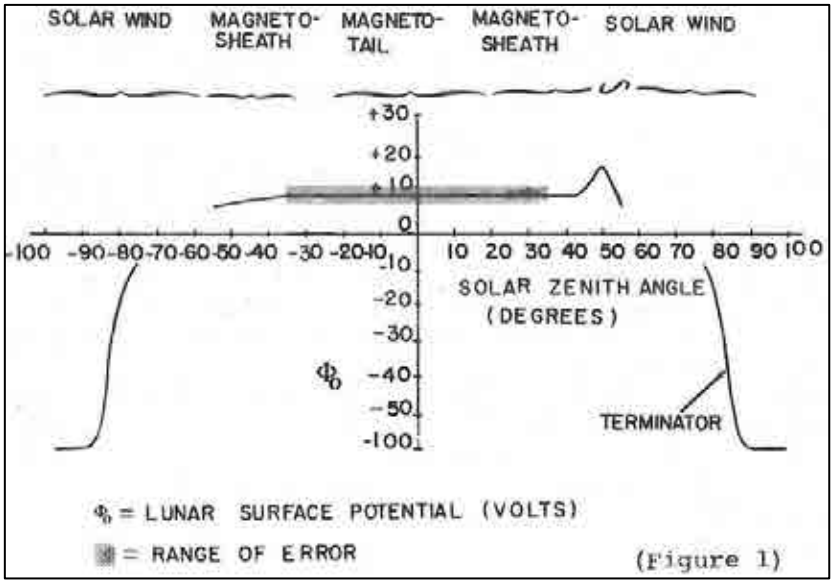


図 6.1-16 Apollo 計画で測定された月面の電位変化
（Lunar Interacitions、 1974 より引用）

6.1.10. 隕石

月表面の直径数十 nm～数百 km にわたる隕石衝突孔のサイズ分布（図 6.1-17）、地震観測、および地上からの衝突発光観測から、隕石のサイズ分布等が推定されている。今後は隕石のサイズ、速度、質量、飛来方向等の測定が必要である。

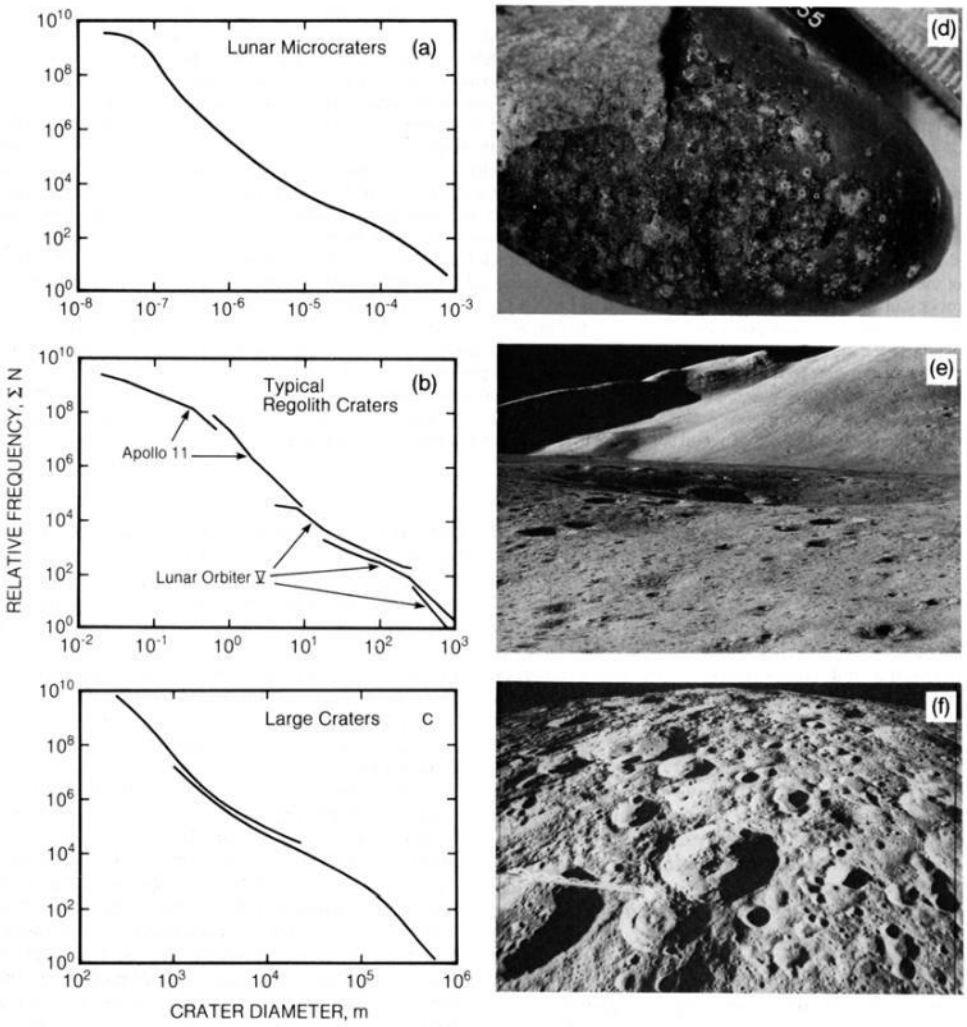


図 6.1-17 石衝突による月面のクレータサイズ分布（Lunar Sourcebook より引用）

6.1.11. 重力

かぐや等の月周回衛星により全球の重力異常分布（地下物質による重力集中であるマスコン等）が計測されている。特にかぐやでは世界初の月裏側計測で重力分布の精度は大きく向上し、その後の GRAIL（米国）により 900 次の重力ポテンシャル係数（波長約 12km の分布に相当）が求められている（図 6.1-18）。後の月面活動にとって十分な情報であり、特に新たな計測は必要が無いと考えられる。

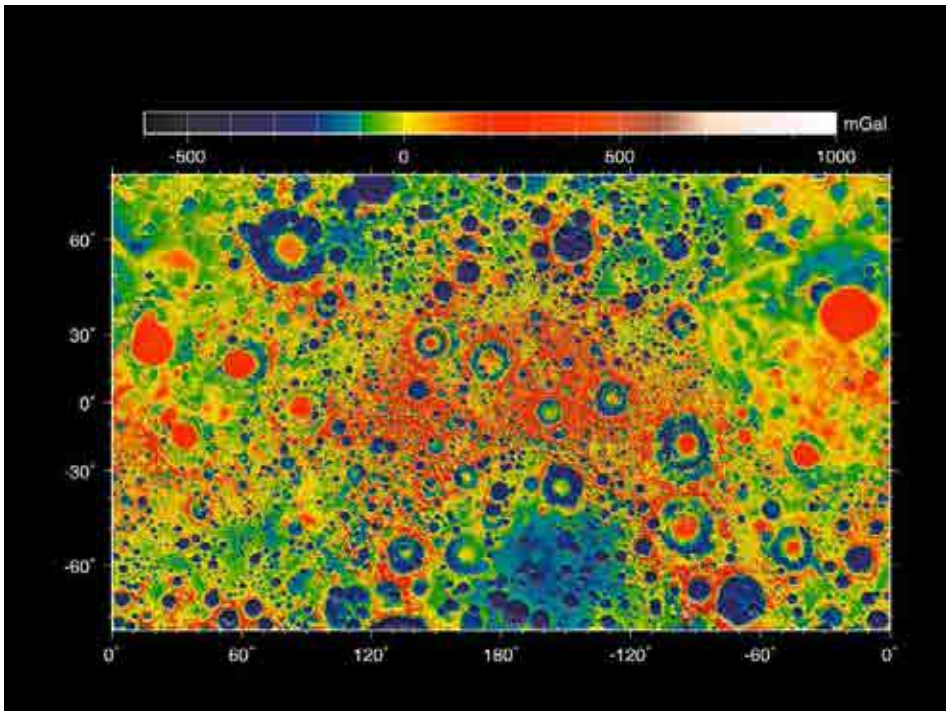


図 6.1-18 月周回機 GRAIL で計測された重力場分布

（http://www.nasa.gov/images/content/711354main_Zuber-3-pia16587_full.jpg）

6.1.12. まとめ

以上の内容を、有人活動に対する安全性、アーキテクチャ検討・開発への影響度、および緊急性の観点でのクリティカリティを識別した結果を表 6.1-2 にまとめる。

表 6.1-2 環境・資源データ(月)の整理結果

取得すべきデータ	現状	今後実行すべき事項	優先度付け			
			安全性	アーキテクチャへの影響	緊急性	総合
水	・これまでのリモートセンシング観測で、極域の地下(1m 程度)に水素(水氷と考えるのが合理的)の存在を示す観測データが得られている。存在量は、0.08-20wt%と研究により開きがある。	・着陸ミッションにてその場での直接的に存在分布を計測することが必要				
放射線	・宇宙飛行士の被ばく線量を精度よく推定するには、エネルギースペクトラムデータが必要であるが、特に被ばく線量への影響の大きい太陽フレア時の地磁気圏外の実測データはないため、その被ばく量を適切に予測することが困難で、深宇宙ミッションでの放射線被ばく対策の目途が立たない状況。	・月・火星探査無人ミッションの機会をとらえつつ、太陽活動による変動も考慮して太陽フレア時のエネルギースペクトラムデータを蓄積していくことが必要。				
レゴリス安全性	・化学組成による毒性は研究され NASA の毒性研究 G が 2010 年にまとめたデータ有。ただし実レゴリスによる実験データはほとんどない。	・実レゴリスのサンプルリターンによる動物実験でのデータ取得。				
レゴリス土質特性(テラメカニクスデータ)	・レゴリスの「基本的物理特性」については、地球に持ち帰られたサンプルデータによって計測されている。「力学特性」については、間接的な方法によって計測あるいは推定値・予測値が提案されている(一部は、リターンサンプルで変形や強度に関する土質試験も行われている)。近年は、シミュラントを使った実験も多く行われている。 ➢ 基本的物理特性:粒度分布、粒子形状、土粒子密度、かさ密度、間隙比など ➢ 力学特性:変形や強度に関する土質パラメータ(変形係数、強度定数など)、支持力や斜面の安定性、ローバの走行性などの予測値	・変形や強度に関する力学パラメータ、密度分布の直接計測(原位置地盤調査)。 ・探査ローバや着陸脚等のレゴリス-機械系の相互作用データの取得。 ・月・惑星環境下で適用できる地盤力学モデル／テラメカニクスモデル／シミュレーション技術の構築。				

取得すべきデータ	現状	今後実行すべき事項	優先度付け			
			安全性	アーキテクチャへの影響	緊急性	総合
レゴリスによる汚染	・着陸時ｽﾗｽﾀ噴射でのﾚｺﾞﾘｽ巻上がり、及び月面上活動時の帯電ﾚｺﾞﾘｽの宇宙服への付着がｱﾎﾟﾛ計画で目撃・体験されている。月周回機 LADEE により昼夜境界でﾀﾞｽﾄが多いことが観測されている。	・月面活動、及び月面電位分布で浮遊するレゴリス量を定量的に測定する。				
地形	・全球 10m 間隔（かぐや）、および極域 2m 間隔（LRO 高度計）の 3 次元地形データが取得されている。	・掘削やモジュール設置、基地建設実現のため、精度の良い地形計測が必須。				
温度	・全球（LRO の観測時刻のみ）、および Apollo 着陸地点（連続時間変化）でのデータが取得されている。	・将来探査地点における温度の連続時間変化データ（日照条件、周辺地形からの熱輻射の影響が場所により異なるため）				
日照	・3 次元地形データを用いて、任意の場所および時刻における太陽光照射シミュレーションが実施可能.	・（必要無し）				
プラズマ	・太陽風と月面物質との相互作用により形成されるプラズマ環境（粒子分布、月面帯電等）のデータが得られている。	・将来探査地点における帯電、電界、粒子速度等の時間・日照条件変化の影響の測定				
隕石	・月表面の隕石衝突孔のサイズ分布、地震観測、および地上からの衝突発光観測から、隕石のサイズ分布等が推定されている。	・隕石のサイズ、速度、質量、飛来方向等を測定				
重力	・全球の重力異常分布が測定されている（地下物質による重力集中であるマスコン等）	・（必要無し）				

6.2. 火星

本項では、火星、またはフォボス・ダイモスにおいて、定常的な有人活動を行う前提で、取得すべき環境・資源データの観点から整理を行った。取得すべきデータは、有人活動を行うにあたって重要と考えられる以下の 8 項目に分類した。

(1) 大気・気象・プラズマ
(2) 放射線
(3) 汚染
(4) 隕石
(5) 地形
(6) 土質特性
(7) 重力
(8) 資源利用(ISRU)に関わるデータ

上記に関し、表 6.2-4 では火星に関して、表 6.2-5 ではフォボス・ダイモスに関して整理を行った結果を示す。なお、優先度評価については、既に他国で取得されているデータは国際協力の下、共有されるものとした。

6.2.1. 大気・気象

大気・気象に関する環境データは、EDL 設計、火星大気による着陸機、離陸機への影響評価に関するデータ、有人活動（滞在）の可能性の確認を行うにあたって必要となるデータである。

これまでに得られたデータとしては、Mars Global Surveyor (MGS)、Mars Odyssey (ODY)、Mars Reconnaissance Orbiter (MRO)、Mars Express からの観測データにより、高層（熱圏、電離層）のグローバルモデルは Mars Global Ionosphere-Thermosphere Model (M-GITM)として構築されている [2]。また、MGS、ODY、MRO のデータをもとに、エンジニアリングレベルのグローバルモデルも Mars Global Reference Atmosphere Model (Mars-GRAM) として構築されている [3]。このモデルは、システム設計、パフォーマンス分析、エアロブレーキ（エアロキャプチャ）のシミュレーション、EDL[1]の設計に供することができる。

火星周回軌道への投入、及び着陸に向けた火星大気への突入においては、大気減速を利用したアーキテクチャを採用する方針としている。エアロキャプチャによる EDL 解析において、必要となるデータとそれらデータの用途、及び現状について、表 6.2-1 に示す。

[1] Entry, Descent, Landing

表 6.2-1 エアロキャプチャに関する必要なデータと現状の整理

必要なデータ		用途	現状
温度	季節、天候、高度の分散を含む火星全球の温度のデータ。	空力加熱量の算出。	• Mars-GRAMにて解析可能 ➢ シミュレーション結果と観測データとの差は、調整係数、及びオフセット値により観測データと一致させている。 ➢ 観測データは日毎の日中の平均値をとるなどの離散値。経度・時刻に伴う変化は理論計算、内挿／外挿手法により結果を出力。 ➢ 高精度着陸等は、要求される予測精度に応じた観測点数のデータ取得が必要。
密度	季節、天候、高度の分散を含む火星全球の大気密度(<110km)	大気減速量、空力加熱量の算出。（減速加速度を積分して⊿V量値とする）	
圧力	季節、天候、高度の分散を含む火星全球の圧力のデータ。	比熱比の算出。	
風速	着陸フェーズにおける経路上の風速データ、斜面風	高精度着陸	
比熱比	火星大気の比熱比	空力加熱量の算出。	• Mars-GRAMの結果から算出可能
ダスト	全季節、全球に渡るダスト分布データの取得	• 機体への影響評価	• Mars-GRAMにて解析可能 ➢ ただし、発生予測をするものではなく、発生規模を入力して結果を得るもの。 ➢ データ点数は粗く、内挿補完による • MAVENにより観測実施中。 • (Global) Dust stormの発生メカニズムは解明されていない。
プラズマ	高層大気層における火星全球のプラズマのデータ	大気突入時の機体に対するプラズマの影響（浸食力（原子状酸素）、電波遮蔽、輻射）の予測。	• Mars-GRAMでは解析不可 • 現状でのデータ取得の実績は以下 ➢ はやぶさカプセル実証 ➢ アークヒータによる試験

表 6.2-1 に示す通り、エアロキャプチャの設計に必要なデータは、プラズマ以外 Mars-GRAM にて解析・算出が可能となっている。プラズマに関しては、JAXA が保有するデータの中では、はやぶさカプセル実証の結果、またはアークヒータによる試験結果のデータが存在するが、火星の実測データは存在しないため、国際協力機関からデータ提供を受ける必要がある。

MSL では 7km×20km の着陸精度の実績が得られている[2]が、火星では地球とは異なる気象現象が観測されており、より安全で確実な着陸には、解明されていない火星の気象現象を明らかにする必要がある。特に、火星大気に浮遊するエアロゾルは、探査機・着陸機へのダメージや人体影響の懸念となるが、現状観測されているエアロゾル特性、分布（大気の流動特性）については観測点数が限られている。また、高層大気の温度場、流動特性（大気逸脱を含む）、電気特性を説明できるだけの観測点数は得られておらず、また低層大気と局地気象モデルについても十分な観測点数は得られていないため、モデルを確立するまでには至っていない。また、ダストストームに関しても、その発生メカニズムは解明されていない。現在、MARVEN[3]により、ダスト、高層大気の温度場、電気特性に関する観測が継続されているが、有人ミッションとして求められる高精度着陸、有人安全要求等、要求される予測精度に応じた観測点数のデータ取得によるモデル精度の向上が必要となることも考えられる。図 6.2-1 に MAVEN による高層大気中のダスト特性の観測点数の例、図 6.2-2 に MGS による日中、夜間の大気温度の観測例を示す。

[2] http://www.nasa.gov/mission_pages/msl/news/msl20120611.html
[3] Mars Atmosphere and Volatile EvolutioN

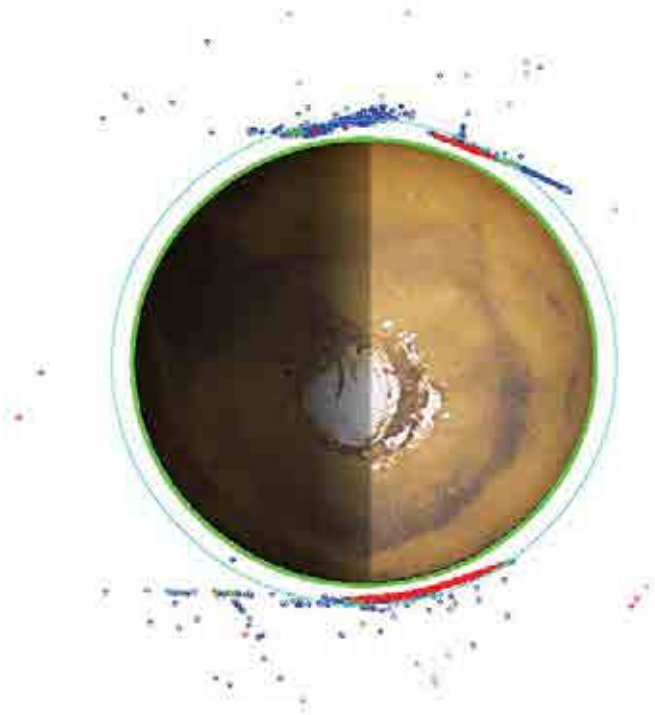


図 6.2-1 MAVEN(LPW[4])による高層大気中のダストの観測点数の例[5]

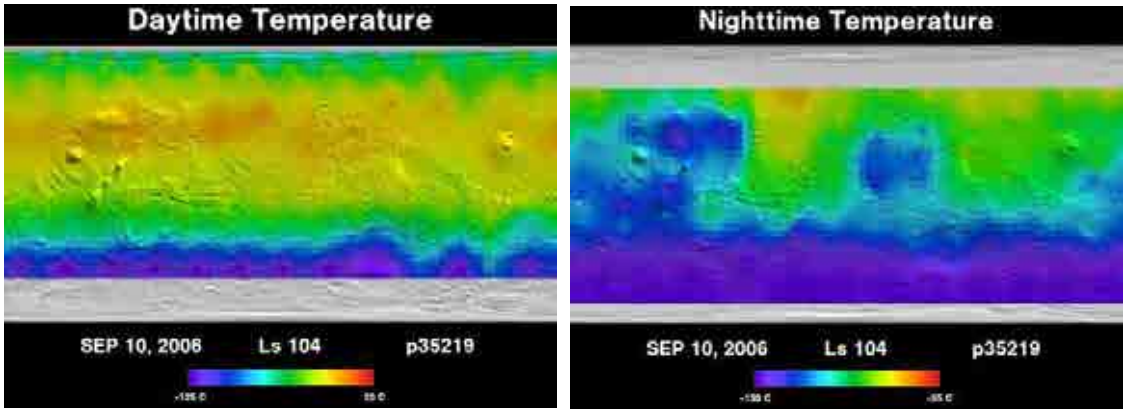


図 6.2-2 MGS による日中、夜間の大気温度の観測例

以上のことから、今後実施すべき事項として、主に以下の点についての調査が必要と考える。

(1) 要求精度の応じた大気観測点数の増強
(2) エアロゾル分布・特性の取得、危険性の確認
(3) 大気の電気特性の取得、危険性の確認
(4) 全球の低層気圧と局地気象モデルの確立

[4] Langmuir Probe and Waves
[5] http://lasp.colorado.edu/home/maven/maven-lpw-observes-dust-in-mars-upper-atmosphere/

(5) (Global) Dust storm の発生、大気逸脱メカニズムの解明

これらデータの取得、及び気象メカニズム解明とともに、安全・確実な火星への着陸のためには、火星気象の予報技術も必要となると考えられる。

6.2.2. 放射線

現在、日本の火星放射線環境の観測衛星の実績はなく、銀河宇宙線の部分的なエネルギースペクトル観測は、MRO による実績はある。

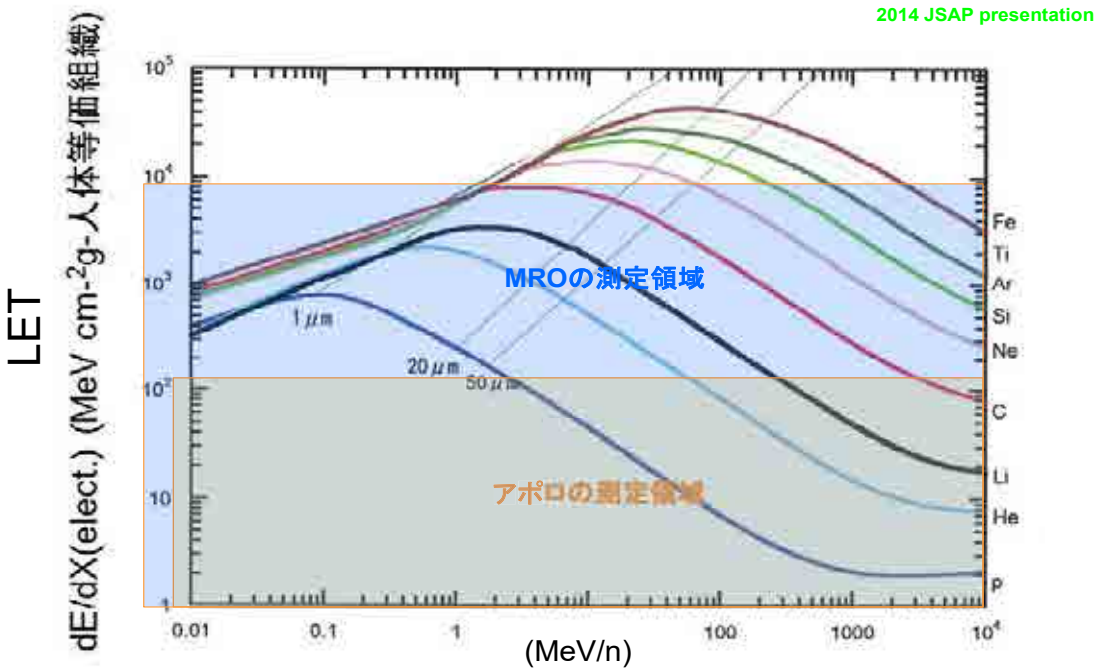


図 6.2-3 核子あたりのエネルギーと LET の相関[6]

Curiosity に搭載された RAD アクティブ検出器による計測結果では、往復 360 日では 662±108mSv の線量当量、不定期に発生する太陽粒子イベントによる線量が加算されるとの報告がある7 [4]、 [5]。現在、MAVEN により火星全体の太陽エネルギー粒子（SEP）の観測が実施されているが、リスク評価およびミッション期間設定への反映のため、火星表面での SEP による急激な線量増加について把握することが必要となる。なお、火星大気による遮蔽効果については NASA JPL にて計算評価中である。

レゴリスから発生する地表面からの低エネルギーの中性子線量については、MSL RAD によ

[6] JAXA が提案している RRMD-5 は、MRO と同じ領域（被ばく線量評価に必要な全 LET 領域が測定可能。MRO で取得したデータ精度も現在再評価がされている。

[7] 参考：職業被曝限度では、50mSv/年

り>数 MeV の範囲で測定。地上試験により校正評価が継続中（NASA-JPL）。

図 6.2-4 にこれまでの宇宙放射線計測データの取得状況を示す（NASA-MIR、 ISS、Skylab(長期ミッションに限定）、 Apollo (地磁気圏外に限定、ASTP:Apollo-Soyuz Test Project)のデータによる米国宇宙飛行士の被ばく線量率）。2012～13 年に月面、火星表面の実測がなされたものの、計測器の測定領域・特性の差異、少ないデータ数、地球低軌道（スペースシャトル／ISS）とさほど変わらないといった理由により正確なデータとは判断し難い。

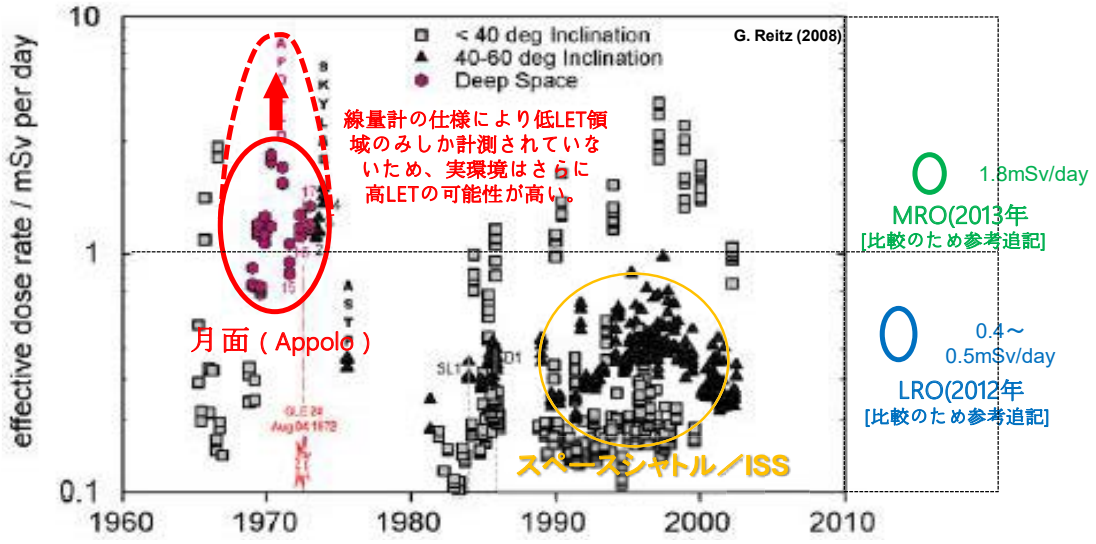


図 6.2-4 これまでの宇宙放射線計測データ

宇宙飛行士の被ばく線量を算定・管理するためには、被ばく線量算定シミュレーションモデルにより、解析で被ばく線量を算出する必要がある。既に ISS 運用では実測＋解析により日本人飛行士の被ばく線量管理が行われているが、現行の被ばく線量算定の精度では対応できない以下のような課題があるため、火星探査に向けてこれらを改善し、より適切に安全に飛行士の被ばく管理が実施できるようにしなければならない。

- 被ばく線量評価が過剰に安全側のため、飛行士の将来の飛行機会を阻む可能性
- 被ばく線量算定値が制限値に近くなる超長期ミッションでは、飛行中の被ばく線量評価が正確でないと緊急退避や帰還の判断が困難

当面は、被ばく線量算定手法の確立と精度向上を目的として、ISS 運用において、1998 年から更新されていない宇宙放射線環境モデルや宇宙船形状モデルの最新化、クルー滞在場所の時間分布実績の取得手法確立を行う。

また、火星表面の放射線環境の実測データが少ない点の改善として、小型能動型線量計を開発し、火星表面の無人ミッションの機会を活用して線量計測を行い、モデルの正確さをさらに向上させる。

6.2.3. 汚染

火星における汚染物質の調査に関しては、クルーによる火星への汚染と火星由来物質によるクルー、地球の汚染の評価を含め、調査実績はない。

惑星探査活動による探査対象惑星の汚染、及び対象惑星の物質による地球の汚染に関しては、COSPAR（Committee on Space Research（国際学術連合会議宇宙空間研究委員会））で管理規定が定められており、この管理規定に従った探査活動が要求されている[8]。日本としては、日本学術会議が COSPAR への参加機関として代表を務めており、科学的合理性並びに惑星等及び地球双方の生命圏の保護への配慮に基づいた宇宙科学探査活動の実施を確保し、惑星保護に関する国際約束を遵守する立場にある。

JAXA が行う探査活動については、COSPAR が策定する表 6.2-2 に示す 5 つのカテゴリに応じた惑星保護方針を尊重して立案する。

火星、もしくは火星衛星への有人着陸については、Category V にカテゴライズされる要求を満たす必要がある。さらに、有人活動については、惑星保護プロトコルの整備、有人活動による火星汚染の防止、土地特性不明着陸地点への無人プリカーサの実施が、ガイドラインとして定められている [6]。

[8] https://cosparhq.cnes.fr/sites/default/files/ppp_article_linked_to_ppp_webpage.pdf

表 6.2-2 惑星保護に関する COSPAR が策定する 5 つのカテゴリ規定の概要

	分類基準	要求概要[9]
Category I	未分化および熱的分化小惑星、その他の天体（現時点で未分類のものを含む。）へのフライバイ、天体周回軌道投入、天体着陸	惑星保護要求なし
Category II	金星、月、彗星、炭素質コンドライト小惑星、木星、土星、天王星、海王星、ガニメデ、タイタン、トリトン、冥王星/カロン、セレス、冥王星の半分の大きさより小さいカイパーベルト天体、冥王星の半分の大きさより大きいカイパーベルト天体、その他の天体（現時点で未分類のものを含む。）へのフライバイ、天体周回軌道投入、天体着陸	惑星保護対策、惑星に対する潜在的影響に関する打ち上げ前の簡素な文書提出 潜在影響が現実化した場合の打ち上げ後、ミッション終了時の結果レポート提出
Category III	火星、エウロパ、エンセラダス、その他の天体（現時点で未分類のものを含む。）へのフライバイ、天体周回軌道投入	Category II で求められる文書提出 いくつかの規定手順の実施 軌道バイアス 汚染微生物を削減するための衛星組立時のクリーンルームの使用、試験の実施 重大なインパクトの懸念がある場合は、bulk constituent organics の搭載が必要 探査機に付着する汚染微生物数が 5 x 105 spores[10]以下であれば、火星軌道上存在期間に対する制限はない。
Category IV	火星、エウロパ、その他の天体（現時点で未分類のものを含む。）への着陸	Category III 以上の詳細な文書提出（汚染微生物数、汚染解析結果等を含む） bulk constituent organics の搭載 汚染微生物数は 3 x 10^5 spores 以下、平均 300 spores 以下　等
Category V	全ての天体からの地球サンプルリターンミッション	地球-月圏の汚染からの保護 科学的知見から、惑星・衛星由来の生命体が含まれない場合に限り、地球への帰還が可能

[9] 火星探査に特化する要求概要を示す。
[10] 80℃/15 分間で生存する汚染微生物数

上記の管理要求を鑑み、将来の有人探査に向けた汚染物質の調査・評価として、以下の事項について実行していく必要がある。

- 火星環境において人間が触れた場合の影響、許容できるリスク範囲
- 火星の物質を除去し切れず、地球へ持ち帰ってしまう可能性に対する地球の生物圏への悪影響の評価
- 人体の健康・身体能力への影響評価と必要なデータの取得
- 汚染微生物を火星に持ち込んだ場合の火星環境、将来の有人活動への影響評価
- サンプルリターンによる生体実験

6.2.4. 隕石

隕石に関しては、火星表面における隕石衝突による有人活動への影響評価の観点でのデータを取得する必要がある。

MRO の観測結果に基づき、2007 年 1 月以降に新たに発見された隕石衝突孔（クレータ）を数えたけ結果から、クレータの生成頻度は直径 3.9m 以上のクレータで、年間 1.65 × 10^{-6} 個/km^2 という計算結果が得られている [7]。この結果は、それまで提唱されていたモデル（Hartmann 2005 [8]）より桁のオーダで少ない。図 6.2-5 にクレータ生成率の観測事例と、最新の研究結果から得られた 2 つのモデルを示す [9]。図において、●は MRO CTX カメラ[11] による観測結果、■は MGS による観測結果を示す。〇（Impact Model 1）は、CTX カメラの観測結果から最適化されたクレータ生産関数モデル、◇（Impact Model 2）は、火星大気による風化作用（atmospheric ablation effects）を考慮したものである。

[11] Context Camera

N.A. Teanby (2015)

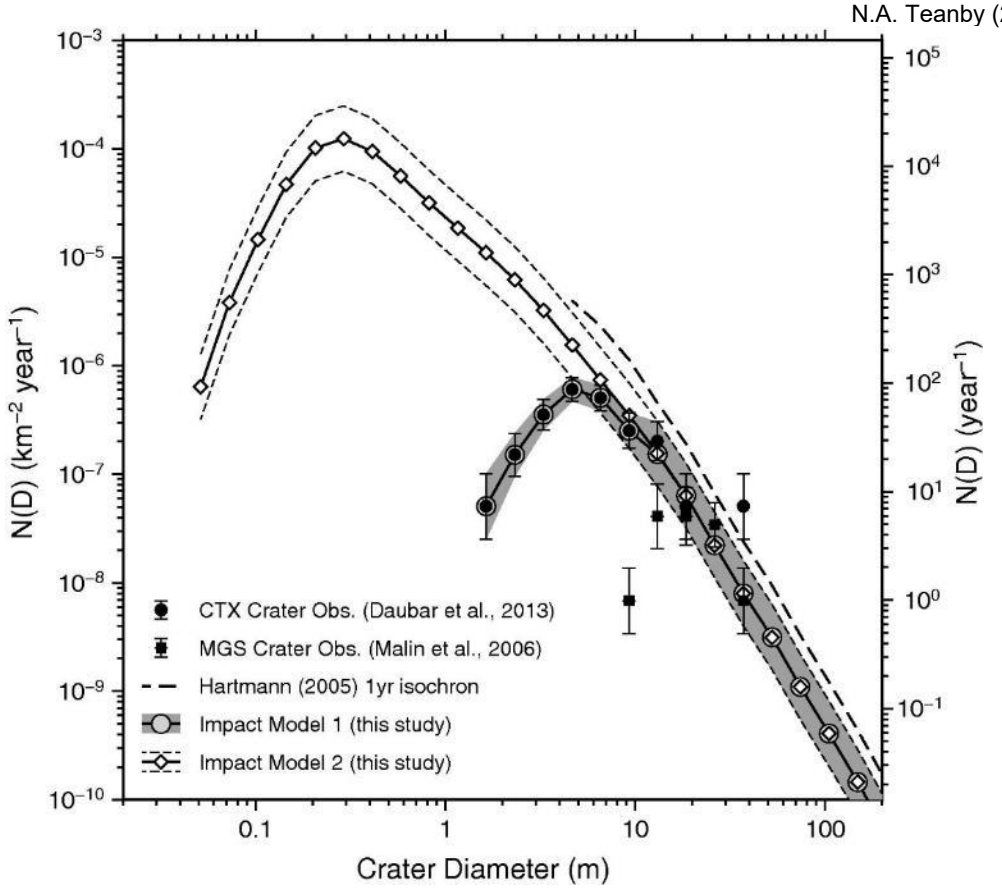


図 6.2-5 クレータ生成率の観測事例と 2 つのモデル

図 6.2-5 に示すように、クレータの出現数から得られた結果では、観測結果に対して風化作用を考慮したモデルでは相違が発生する。また、火星の公転軌道上に存在する隕石の分布（アステロイド・ベルト）にも影響を受けると考えられるが、これまでの観測結果ではその影響を説明することができていない。

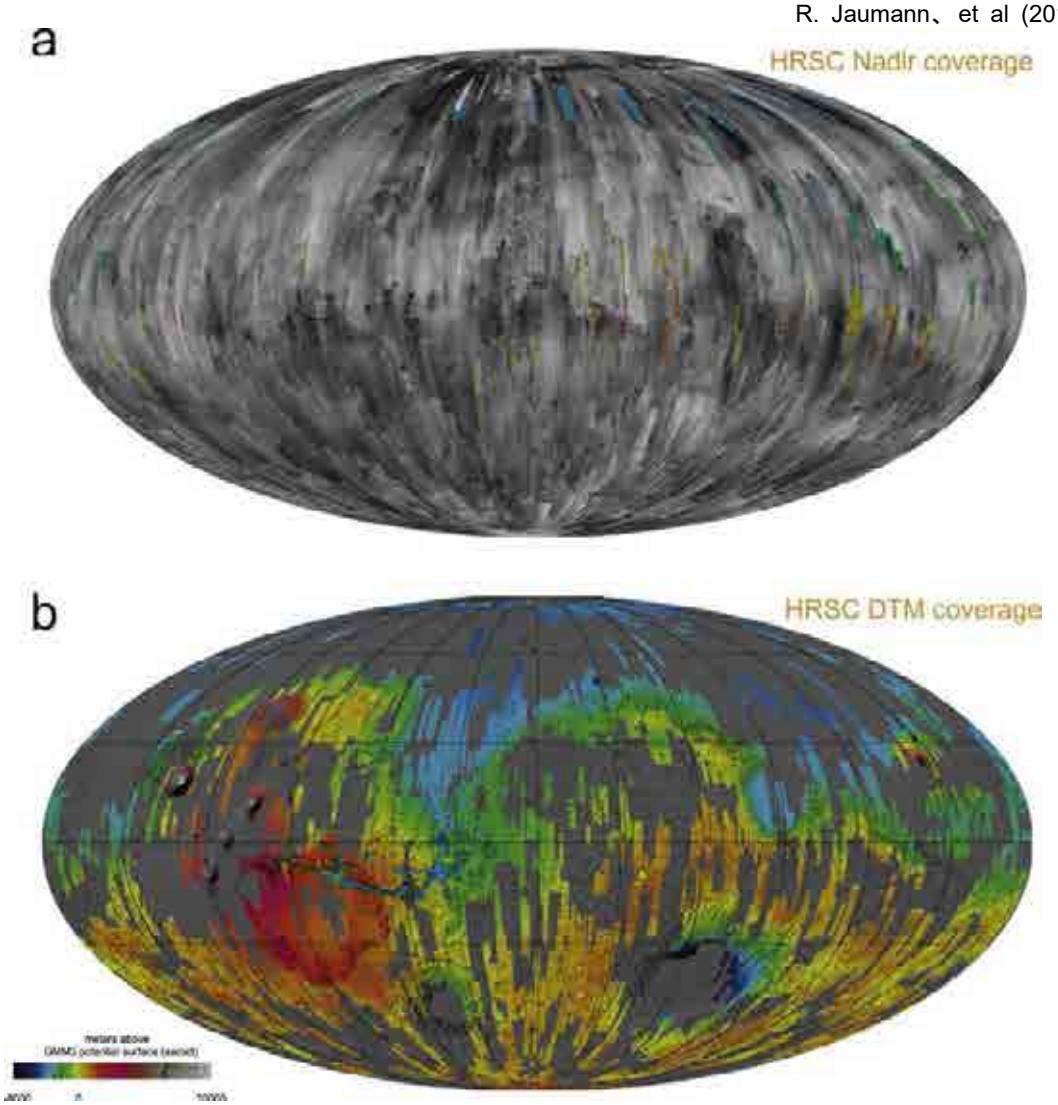
本件については、2016 年に打ち上げが予定されている InSight[12]に搭載される地震計観測による検証が進められるが、隕石の飛来率が分かるに留まる。火星での有人活動の安全性を保証するためには、今後、隕石のサイズ、速度、質量、飛来方向等についてのデータ取得も必要となる。

[12] Seismic Investigations Geodesy and Heat Transport

6.2.5. 地形

火星の地形については、Mars Express により火星全球の 90%程度を 10m/pixel の精度で HRSC13画像（探査機が鉛直方向に撮影した画像で高度情報はない）が取得されており、HRSC 立体視画像（DTM[14]: 高度情報を含む）は火星全球の 40%程度を 50m/pixel の精度で撮影されている [10]。また、MGS MOLA[15]のレーザ高度計による計測結果が、空間分解能約 1°（≒59km）の精度で取得されており [11]、部分的に 1/256°（≒230m）の高分解能のデータ取得が行われている。図 6.2-7 に MSG MOLA によるって取得された火星全球の地形図の例を示す。

R. Jaumann、 et al (2015)



(a) HRSC 画像（鉛直撮像）の取得範囲　　(b) HRSC 立体視(DTM)画像の取得範囲

図 6.2-6 Mars Express (HRSC)の画像取得範囲

[13] High Resolution Stereo Camera
[14] Digital Terrain Model
[15] Mars Orbiter Laser Altimeter

David E.、 et al. (1999)

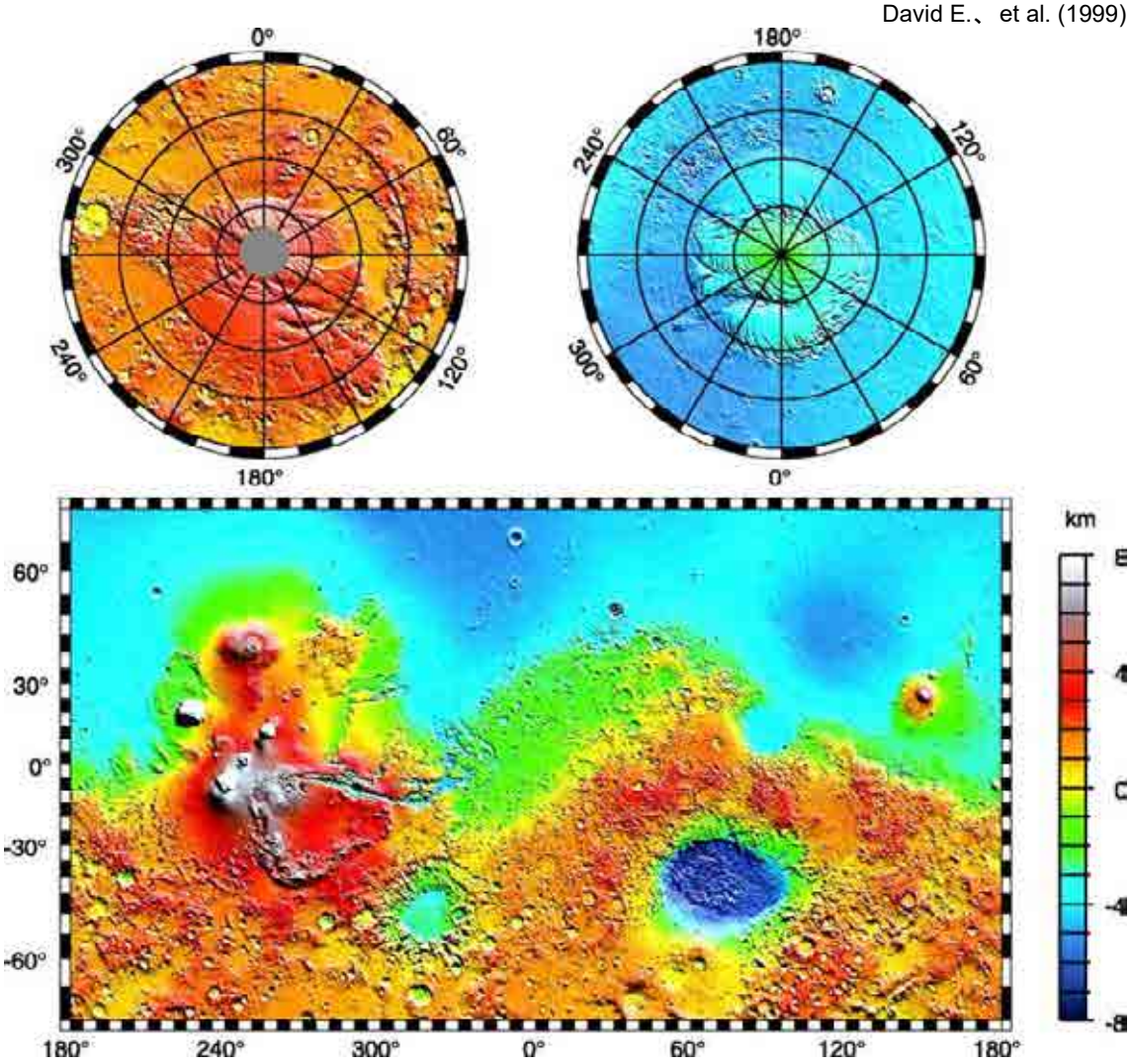
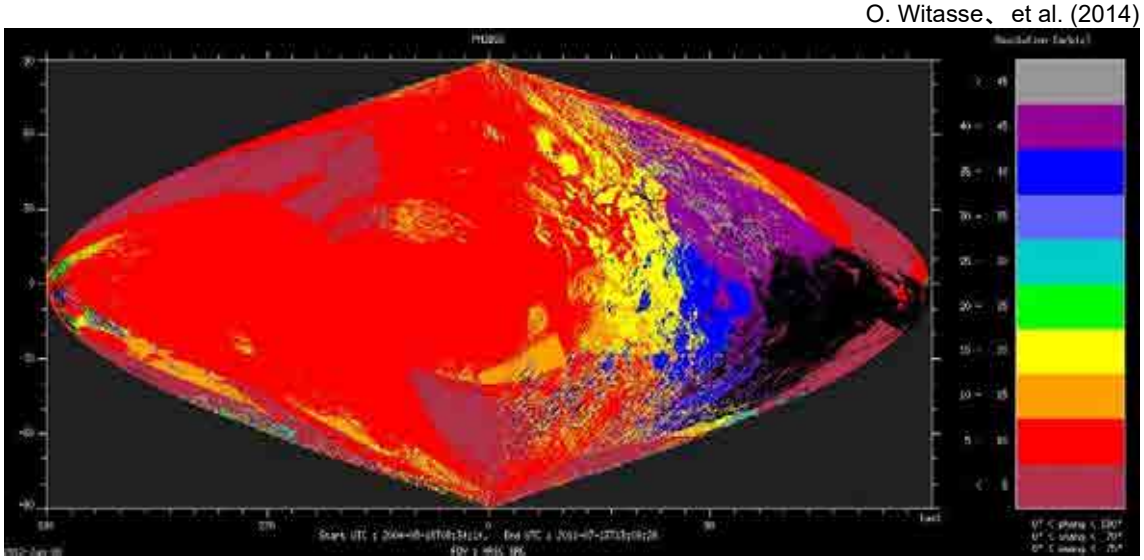


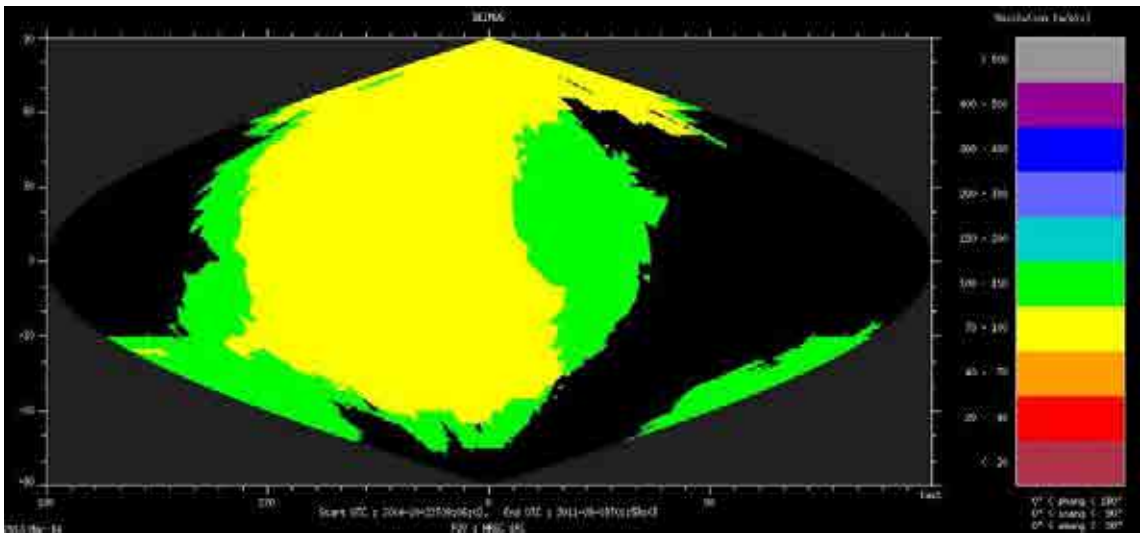
図 6.2-7 MSG MOLA による火星全球の地形図の例

一方、火星衛星のフォボス・ダイモスについては、Mars Express がフライバイ時に取得した HRSC 撮影画像（立体視画像ではない）がある。フォボスでは、5～45m/pixel、ダイモスでは 100～150m/pixel の解像度で取得されている [12]。図 6.2-8 にフォボス・ダイモスの HRSC/SRC 画像の取得範囲と解像度を示す。

O. Witasse、 et al. (2014)



(a) フォボス



(b) ダイモス

図 6.2-8 フォボス・ダイモスの HRSC/SRC[16]画像の取得範囲と解像度

上記の通り、有人着陸の安全性、表面移動性の評価、及び日照解析を行うために必要な精度の地形データは十分取得されていないため、有人活動のために火星衛星に着陸する場合は、今後高解像度の地形データの取得が必要である。

[16] Super Resolution Channel

6.2.6. 土質特性

火星の土質特性の調査は、ローバの走破性の評価、人体影響評価を行う上で必要となる。

火星の土質特性は、最新の探査データから逐次新しいデータが得られているが、地球上での実験、試験等においては、Viking1、 2、Mars Pathfinder の観測結果に基づき開発された JSC Mars-1 シミュラントが一般的に用いられている [13]。探査機による実際の土質とシミュラントの化学組成を表 6.2-3 に示す。

表 6.2-3 探査機による観測結果とシミュラントの化学組成

Oxide Type	Viking 1 Wt %	Viking 2 Wt %	Pathfinder Wt %	*JSC Mars-1 (A) Wt %*	*JSC Mars-1 (B) Wt %*
SiO_2	43	43	44	*34.5*	*43.5*
Fe_2O_3	18.5	17.8	16.5	*12.4*	*15.6*
Al_2O_3	7.3	7	7.5	*18.5*	*23.3*
SO_3	6.6	8.1	4.9	-	-
CaO	5.9	5.7	5.6	*4.9*	*6.2*
MgO	6	6	7	*2.7*	*3.4*

J.G. Mantovani1、 C.I. Calle (2014)

また、火星土質と JSC-Mars-1 シミュラントの VIS/NIR 反射率スペクトラム特性を比較したものを図 6.2-9 に示す [14]。シミュランでは、波長 2000nm 付近で火星土質と乖離がみられるものの、全体的には一致した特性が得られている。しかし、実際の火星土質と比較して保湿性が高く、バイキング探査機の観測結果では 0.1-1 wt% @500℃に対し、JSC-Mars-1 シミュラントでは 7.8 wt% @100° C～21.1 wt% @600° C となっている。この点を改良した Mojave Martian Simulant (MMS)も生成に成功している [15]。

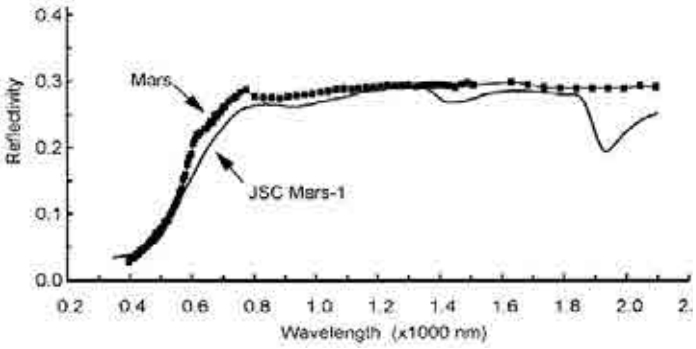


図 6.2-9 VIS/NIR 反射率スペクトラム特性

上記のように、現状では火星土質の化学組成、電気特性、光学特性についてはわかりつつあるが、人体影響（毒性）についてはわかっていない。また、火星衛星のフォボス・ダイモスの土質特性については、観測実績はない。

今後実施する検討・調査として、火星については車両移動性、拠点建設に関わる地盤・地層特性の取得、人体影響を評価するための実レゴリスのサンプルリターンによる生体実験を行うことが考えられる。また、フォボス・ダイモスに関しては、上記に加えて化学組成、電気特性、光学特性等の基礎データについても調査する必要がある。

6.2.7. 重力

火星の重力は、MOLA の観測に基づいて Mars Gravity Model 2011 (MGM201117)として、km オーダの重力モデルが整備されている [16]。このモデルは、ニュートン力学によるフォワードモデルと MOLA の地形モデルによって、約 3km～125km の精度で検証されたものであり、火星表面における重力加速度と垂直方向の重力の揺らぎ(vertical deflections)を 3’（0.05° ≒2.95 km）の精度で算出することができる。図 6.2-10 に MGM2011 によって得られた火星全球の重力分布図を示す。図 6.2-10 (a)が火星表面の重力加速度であり、(a)の分布は観測された 3 つの入力データ(b)～(d)の合計として算出されている。(b)は MGRS normal field、(c)は MRO110B2 に基づく重力の揺らぎ（spectral band 2 to 85）、(d)は MRTM8518 ニュートンフォワードモデルによる重力分布である。

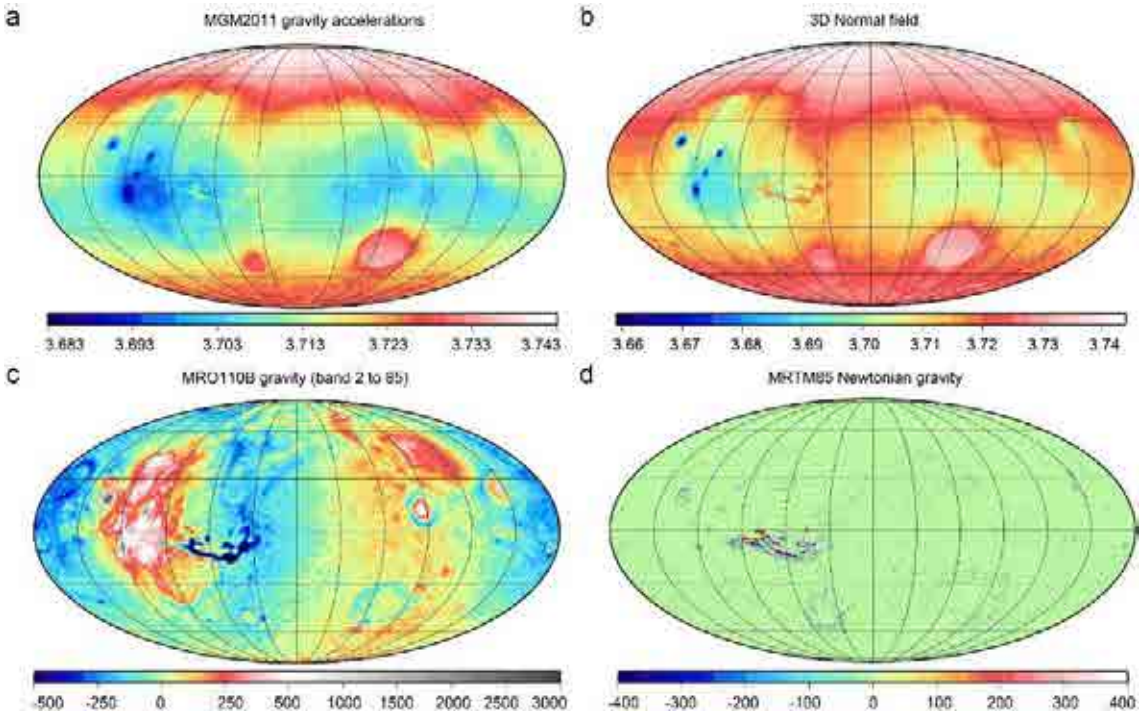


図 6.2-10 火星の重力分布図

[17] https://geodesy.curtin.edu.au/research/models/mgm2011/

[18] MRTM85 (Mars RTM gravity field with the spectrum to degree 85 removed) are a set of gravity field functionals from Newtonian forward-modelling using MOLA residual topography. MRTM85 complements any Mars spherical-harmonic gravity model beyond harmonic degree 85.

フォボスに関しては、バイキング探査機(1 号、2 号)、及び Phobos2 の追跡データによる重力推定がなされているが [17]、全球にわたる高精度の重力分布は得られていない。また、ダイモスについての観測実績はなく、火星衛星への着陸の検討に際しては、重力のグローバル・データの取得が必要となる。

6.2.8. 資源利用(ISRU)に関わるデータ

火星での有人活動を想定する場合、**7.3.5** 項での検討結果で得られている通り、現地での資源利用によって離陸機燃料の生成、有人活動に必要な酸素、水の生成を行うことを想定しており、これらの目的に応じた資源利用が火星環境において可能であるかがポイントとなる。

大気の利用メタン(CH_4)の燃料利用への研究に関し、7.2 ± 2.1 ppbv (95% CI)の CH4 の存在が観測されている [18]。CH_4 の生成・消滅過程については不明であり、現在研究がなされている。また、火星大気中の CH_4 は、均一な分布ではなく、局所的に濃淡があることも確認されている。CH4 の総量等については、MSL にて現在計測中である [18]。

大気の ISRU に対する今後の調査としては、継続的に利用できる資源かを明確にするため、生成・消滅過程の解明が必要となる。また、表面付近の大気組成の大気の ISRU プロセスにおいて、ISRU システムや ISRU 活動を行うにあたっての人体への影響評価が必要である。

水氷の存在は、PHX の観測により表層下(7-8 cm)での氷の存在が確認されている(北緯 68°) [4]。また、図 6.2-11 に示す通り、Mars Odyssey により、極冠周辺の表面にほぼ純粋な水氷が存在し、高～中緯度の地下（1m 程度）にも水素（水氷と考えるのが合理的）の存在（最大数 10 wt%）を示すデータが得られている [19]。水素検知の季節変動については、現在も観測が継続されている。さらに、MRO の HiRISE[19]画像から、水の熱作用によるものと考えられる 5-10m 程度の多角形パターンが観測されている [4]。Curiosity が取得したサンプルからは、1.7-2.5 wt%の H2O が観測されている [20]。この様に、火星の水氷に関してはその存在を裏付ける多数のデータが得られている。

酸素の生成については、Mars2020 で CO_2 から O_2 を生成するその場実証が計画されている(MOXIE[20])[21]。

上記の現状を踏まえ、水氷及び酸素生成に関する ISRU に対する今後の調査としては、地殻表層の含水鉱物の存在（埋蔵量）、火星由来の水氷の安全性の調査、及び現地での O_2 生成実証と生成効率の評価が必要となると考えられる。なお、フォボス・ダイモスに関しては水氷の観測実績はなく、水氷の存在調査から始める必要がある。

---

[19] High Resolution Imaging Science Experiment
[20] Mars Oxygen ISRU Experiment
[21] http://mars.nasa.gov/mars2020/mission/science/for-scientists/instruments/moxie/

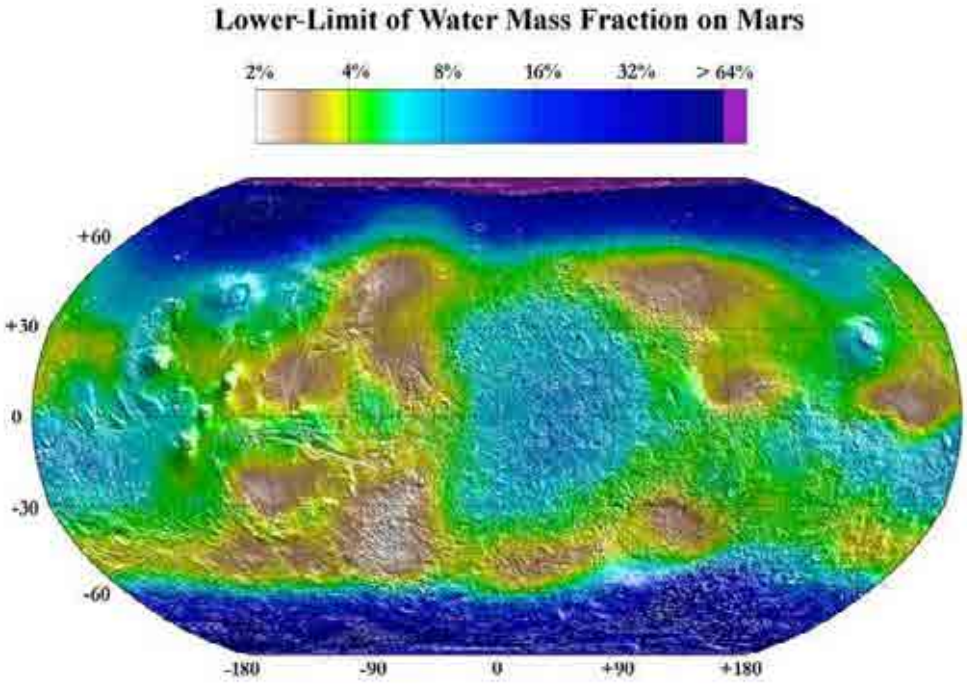


図 6.2-11 マーズオデッセイの中性子分光計データ（地下 1m 以内）[22]

[22] http://mars.jpl.nasa.gov/odyssey/gallery/science/PIA04907.html

表 6.2-4 環境・資源データ（火星）の整理結果

取得すべきデータ	現状	今後実行すべき事項	優先度付け			
			安全性	アーキテクチャへの影響	緊急性	総合
大気・気象 EDL 設計、火星大気による着陸機、離陸機への影響評価に関するデータ、有人活動（滞在）の可能性の確認、ミッション実行時の環境測定と気象予報	**＜アーキテクチャ設計フェーズ＞** ・MGS、 ODY、 MRO、 Mars Express のデータによる高層（熱圏、電離層）のグローバルモデルは構築済み（M-GITM[23]）[24]。 ・MGS、 ODY、 MRO のデータによるエンジニアリングレベルのグローバルモデルは構築済み（Mars-GRAM[25] [3]）。このモデルは、システム設計、パフォーマンス分析、エアロブレーキ（エアロキャプチャ）、EDL[26]の設計に供することができる。 ・MSL では、7km×20km の着陸精度の実績あり[27]。 ・MER による火星表面の浮遊ダストの特性測定、MSL による火星大気組成の測定を実施中 ・有人を考慮した場合、EDL の実現に必要となる全球の高層大気の温度場、高層エアロゾル分布、高層大気流動特性の解析に対する観測点数は不十分。 ・観測点数の増強は、現在 MAVEN(Mars Atmosphere and Volatile EvolutioN)により継続実施中[28]。	**・要求精度の応じた大気モデルの確立** 高精度着陸、有人安全要求等、要求される予測精度に応じた温度場、エアロゾル分布、大気流動特性を含む高信頼性の火星大気モデルの確立 ・エアロゾル分布・特性の取得、危険性の確認 光学、電気特性 粒子サイズ 粒子密度 人体の健康・身体能力への影響評価 工学システムへの影響評価 ・大気の電気特性の取得、危険性の確認 電界特性 電気伝導率 プラズマ特性 工学システムへの影響評価 ・全球の低層大気と局地気象モデルの確立 ダスト、エアロゾルの観測結果に基づくモデルの構築 地表風（0~15km 付近のプロファイル）の風況モデル構築に必要なデータの取得。 ・(Global) Dust storm の発生、大気逸脱メカニズムの				

[23] Mars Global Ionosphere-Thermosphere Model
[24] 170km 以上は Stewart-type model [37]
[25] Mars Global Reference Atmosphere Model
[26] Entry, Descent, Landing
[27] http://www.nasa.gov/mission_pages/msl/news/msl20120611.html
[28]全時刻、緯度±75° （MAVEN の軌道傾斜角に依存）の範囲で火星高層大気（太陽風、極紫外線、SEP (Solar Energy Particle)）を測定中 [25]。

取得すべきデータ	現状	今後実行すべき事項	優先度付け			
			安全性	アーキテクチャへの影響	緊急性	総合
		解明と Dust Storm 予測モデルの確立 Dust storm 発生原因の 1 つと考えられている火星磁場の測定 火星大気逸脱に影響を与えていると考えられている太陽エネルギー粒子の測定 Dust Storm 予測モデルの確立				
	＜ミッション実行フェーズ＞ ・ミッション実行時の Go/No Go 判断に有効となる気象予報技術は確立されていない。	・**火星の気象予報技術の確立** ・大気モデルに基づく短期的気象予報のための火星気象衛星の準備				

取得すべきデータ	現状	今後実行すべき事項	優先度付け			
			安全性	アーキテクチャへの影響	緊急性	総合
放射線 有人活動に向けた人体影響の評価に関するデータ	・火星環境の実測データは極めて少なく、MRO による銀河宇宙線の部分的なエネルギースペクトル観測の実績がある程度である。 ・Curiosity に搭載された RAD アクティブ検出器による計測結果では、往復 360 日では 662±108mSv の線量当量、不定期に発生する太陽粒子イベントによる線量が加算されるとの報告[29] [4]、 [5]。 ・レゴリスから発生する地表面からの低エネルギーの中性子線量については、MSL RAD により>数 MeV の範囲で測定。地上試験により校正評価が継続中（NASA-JPL）。 ・火星大気による遮蔽効果については計算評価中（NASA-JPL）。 ・現行の宇宙飛行士への被ばく線量算定には、過剰に安全側に評価されており飛行士の将来の飛行機会を阻む可能性があるなどの課題があり、精度向上のための改善が必要。	**被ばく線量算定の精度向上** 宇宙放射線環境モデルや宇宙船形状モデルの最新化 クルー滞在場所の時間分布実績の取得方法確立 **火星表面における宇宙放射線による被ばく線量およびエネルギースペクトル測定** 小型能動型線量計の開発 無人ミッションにおける線量計測(LET[30]分布から算出) 地表面での中性子計測および線量寄与評価 エネルギースペクトル測定 太陽エネルギー粒子（SEP）での急激な線量増加の把握				

[29] 参考：職業被曝限度では、50mSv/年

[30] Linier Energy Transfer

取得すべきデータ	現状	今後実行すべき事項	優先度付け			
			安全性	アーキテクチャへの影響	緊急性	総合
大気・レゴリスの安全性 火星大気・レゴリスの安全性の評価に関するデータ	・大気・レゴリスの安全性に関しての調査実績はない（クルーによる火星への汚染と火星由来物質によるクルー、地球の汚染の評価を含む）。 ・土質の人体影響（毒性）についてはわかっていない（研究中）。 ・COSPAR により、Category V に規定されている[6]。有人活動については、惑星保護プロトコルの整備、有人活動による火星汚染の防止、土地特性不明着陸地点への無人プリカーサの実施が、ガイドラインとして定められている。	・将来の有人探査にむけた大気・レゴリスの安全性の調査・評価 ・火星環境において人間が触れた場合の影響、許容できるリスク範囲 ・火星の物質を除去し切れず、地球へ持ち帰ってしまう可能性に対する地球の生物圏への悪影響の評価[31] ・人体の健康・身体能力への影響評価と必要なデータの取得 ・地球微生物を火星に持ち込んだ場合の火星環境、将来の有人活動への影響評価 ・サンプルリターンによる生体実験				
隕石 火星表面における隕石衝突による有人活動への影響評価に関するデータ	・隕石衝突孔は、1.65 × 10-6 craters with effective D⩾3.9 m/km2/yr の発生確率であることが算出されている [7]。 ・MRO の観測で得られた新クレータ生成頻度から、これまでのクレータ生成率の推定値に開きがあることが指摘されている [9]。 ・InSight に搭載される地震計観測による検証が計画されている。	・隕石のサイズ、速度、質量、飛来方向等のデータ取得				

[31] Planetary Protection(https://cosparhq.cnes.fr/sites/default/files/ppp_article_linked_to_ppp_webpage.pdf)として COSPAR(Committee on Space Research（国際学術連合会議宇宙空間研究委員会）)にて管理（http://planetaryprotection.nasa.gov/categories）される。検疫のため、持ち出しのみではなく、持ち込みも含めた評価。

取得すべきデータ	現状	今後実行すべき事項	優先度付け			
			安全性	アーキテクチャへの影響	緊急性	総合
地形 着陸地点評価に関するデータ	・Mars Express: 10m/pixel の HRSC 画像(全球の90%)、50m/pixel の HRSC 立体視画像（全球の40%）を取得 [10]。 ・MOLA: レーザ高度計による空間分解能約 1°（≒59km）のデータ取得。部分的に 1/256°（≒230m）の高分解能のデータあり [11]。 ・有人着陸の安全性、表面移動性の評価、及び日照解析を行うための詳細な地形データは不足	・有人着陸の安全性、表面移動性の評価、及び日照解析を行うために必要な高解像度の地形データの取得				
レゴリス土質特性 ローバの走破性、人体影響評価に関するデータ	・Viking1、 2、Mars Pathfinder の観測結果に基づくシミュラントは開発済み(JSC-MARS-1A [13])	・車両の移動性に関わるレゴリス特性、組成、地盤・地層特性の取得				
重力	・MGM2011[32]として、MOLA の観測に基づく km オーダ（3’）の重力モデルが整備されている [16]。	・（必要なし）				
資源利用(ISRU)に関わるデータ 火星での離陸機燃料の生成、有人活動に必要な酸素、水の生成評価に関するデータ	**大気の利用** ・メタン(CH4)の燃料利用への研究に関し、7.2 ± 2.1 ppbv (95% CI)の CH_4 の存在が観測されている。[18] ・CH_4 の生成・消滅過程については不明。均一な分布ではなく、局所的に濃淡があることが確認されている。MSL にて CH_4 の総量等を計測中。 [18]	・**大気の ISRU に対する課題の調査** 生成・消滅過程の解明（継続的に利用できるリーソースか）。 ・表面付近の大気組成の大気の ISRU プロセス（ISRU システムや人体）への影響評価。				

[32] http://geodesy.curtin.edu.au/research/models/mgm2011/

取得すべきデータ	現状	今後実行すべき事項	優先度付け			
			安全性	アーキテクチャへの影響	緊急性	総合
	・**水氷の存在** ・PHX により表層下(7-8cm)の氷の存在が確認されている(北緯 68°)。 [4] ・Mars Odyssey により、極冠周辺の表面にほぼ純粋な水氷が存在し、高～中緯度の地下（1m 程度）にも水素（水氷と考えるのが合理的）の存在（最大数十 wt%）を示すデータが得られている [19]。季節変動を現在も観測中。 ・MRO HiRISE(High Resolution Imaging Science Experiment)画像から、水の熱作用によるものと考えられる 5-10m 程度の多角形パターンが観測されている。 [4] ・Curiosity が取得したサンプルから、1.7-2.5wt%の H_2O が観測されている。 [20] ・**酸素の生成** ・Mars2020 で CO_2 から O_2 を生成するその場実証が計画されている(MOXIE)	・**火星表面での ISRU に対する課題の調査** ・地殻表層の含水鉱物の存在（埋蔵量）、火星由来の水氷の安全性の調査 ・現地での O_2 生成実証と生成効率の評価				

表 6.2-5 環境・資源データ（フォボス・ダイモス）の整理結果

取得すべきデータ	現状	今後実行すべき事項	優先度付け			
			安全性	アーキテクチャへの影響	緊急性	総合
放射線 有人活動に向けた人体影響の評価に関するデータ	・観測実績なし	**被ばく線量算定の精度向上** 宇宙放射線環境モデルや宇宙船形状モデルの最新化 クルー滞在場所の時間分布実績の取得方法確立 **火星表面における宇宙放射線による被ばく線量およびエネルギースペクトル測定** 小型能動型線量計の開発 無人ミッションにおける線量計測 地表面での中性子計測および線量寄与評価 エネルギースペクトル測定 太陽エネルギー粒子（SEP）での急激な線量増加の把握				
レゴリス安全性 火星衛星レゴリスの安全性の評価に関するデータ	・レゴリス安全性に関しての調査実績はない。 ・土質の人体影響（毒性）についてはわかっていない。 ・COSPAR により、サンプルリターンは Category V に規定されている [6]。有人活動については、惑星保護プロトコルの整備、有人活動による火星汚染の防止、土地特性不明着陸地点への無人プリカーサの実施が、ガイドラインとして定められている。	・**将来の有人探査にむけたレゴリス安全性の調査・評価** - 火星衛星環境において人間が触れた場合の影響、許容できるリスク範囲 - 火星衛星の物質を除去し切れず、地球へ持ち帰ってしまう可能性に対する地球の生物圏への悪影響の評価[33] - 人体の健康・身体能力への影響評価と必要なデータの取得 - サンプルリターンによる生体実験				
隕石 火星衛星表面における隕石衝突による有人活動への影響評価に関するデータ	・観測実績なし	・隕石のサイズ、速度、質量、飛来方向等のデータ取得				

[33] Planetary Protection(https://cosparhq.cnes.fr/sites/default/files/ppp_article_linked_to_ppp_webpage.pdf)として COSPAR(Committee on Space Research（国際学術連合会議宇宙空間研究委員会）)にて管理（http://planetaryprotection.nasa.gov/categories）される。検疫のため、持ち出しのみではなく、持ち込みも含めた評価。

取得すべきデータ	現状	今後実行すべき事項	優先度付け			
			安全性	アーキテクチャへの影響	緊急性	総合
地形 着陸地点評価に関するデータ	・Mars Express による HRSC 撮影画像（立体視画像ではない）あり ● フォボス：5～45m/pixel ● ダイモス：100～150m/pixel	・有人着陸の安全性、表面移動性の評価、及び日照解析を行うために必要な高解像度の地形データの取得				
・**レゴリス土質特性** ローバの走破性、人体影響評価に関するデータ	・観測実績なし	・車両の移動性、拠点建設に関わる地盤・地層特性の取得				
・**重力**	＜フォボス＞ ・バイキング探査機のドップラーデータによる重力算出 [17] ＜ダイモス＞ ・観測実績なし	・衛星重力のグローバル・データの取得				
資源利用(ISRU)の可能性に関わるデータ 火星衛星での離陸機燃料の生成評価に関するデータ	・**水氷の存在** ➢ 観測実績なし	・**火星衛星表面での ISRU に対する課題の調査** ➢ 地殻表層の含水鉱物、揮発性物質（H_2O）の存在調査 ➢ 現地での O_2 生成実証と生成効率の評価				

6.3. 新規取得が必要な月面及び月近傍の自然環境条件・資源データ分析

6.1 章では、月に関する自然環境条件・資源データについて大局的な見地から分析を行っていた。一方、具体的なミッションが立ち上がりはじめると、6.1 章の分析の粒度では実際の探査システム設計には不十分であるため、より詳細な分析を行った。各検討対象ミッションに関する検討の詳細は、表 6.3-1 に示す該当項番に記述されている。

具体的には、アルテミス計画では月における自然環境条件として SLS-SPEC-159 Cross-Program Design Specification for Natural Environments（以下、「DSNE」という。）を適用しているが、DSNE には探査機システム設計等に必要な条件が記載されているものの、月の低・中緯度のミッションであったアポロ計画で取得したデータがベースとなっており、DSNE の自然環境条件を今後の月南極ミッションにそのまま適用することにはリスクが伴う。また、Lunar Sourcebook についても同様である。詳細検討では、DSNE の自然環境条件について南極での適用性を検討し、そのまま適用するとリスクが高く、現地での実環境データ取得の優先度が高いものを抽出した。

表 6.3-1 検討対象ミッションの一覧

ミッション等	本書該当項番
有人与圧ローバ	11.10 節
中型月着陸船	11.7 節
月面推薬生成プラント	9.10 節
ゲートウェイ補給用 HTV-X	11.6 節
月周回軌道利用促進プログラム	11.11 節

表 6.3-2 今後取得すべき自然環境データの識別結果【有人与圧ローバ・中型月着陸船向け】

自然環境データ	取得しない場合のインパクト	優先度
月面（南極域）のクレータ／岩石分布	与圧ローバ走行系が過剰設計（タイヤ径の過大、それにともない走行系の過大化）となりシステム質量超過。岩石分布等の過小評価のケースは走行不可となりミッションフェイルとなる。	高
	ランダーに関しては、着陸脚や障害物回避にかかる過大設計により、輸送能力の低減のインパクト。岩石分布等の過小評価のケースは着陸失敗という重大事故となる。	高
レゴリスの走行抵抗	与圧ローバ電力系(バッテリ容量）が過大設計となり、ローバのシステム質量増大を招く。過小評価の場合は、バッテリ容量が不足し運用制約となる。	高
レゴリスのローバ走行による飛散特性と付着特性	光学系航法センサの想定外の性能劣化が生じ、与圧ローバの運用が困難になる。(過小評価のケース) 太陽電池パネル発電能力の想定外の低下により、ローバの運用に悪影響を与える。(過小評価のケース)	高
南極地域の月面地盤支持力	ランダ着陸脚（ランディングパッド等)が過大設計となり、輸送能力低減のインパクト。過小評価のケースは着陸失敗という重大事故。	中

表 6.3-3 今後取得すべき自然環境データの識別結果【月面推薬生成プラントの開発・運用向け】

自然環境データ	新規取得理由	優先度
斜面安定性 FS	作業時の斜面安定性の判断指標	高
地盤支持力 Q	建設時の地盤安定性の判断指標	高
かさ密度 ρ	走行試験条件設定、数値解析条件設定	高
粘着力 c 内部摩擦角 ϕ	数値解析条件設定	高
沈下指数 n 土壌変形定数 k_c, k_ϕ	数値解析条件設定	高
レゴリス層厚さの地域性	プラント建設候補地選定、 建設物基礎工事の詳細計画	中
すべり係数 K	数値解析条件設定	中
弾性係数 E ポアソン比 ν	数値解析条件設定、地盤の沈下・変形評価	中

6.3.1. 地形・地質・レゴリス特性

検討対象ミッションのうち、月南極域における地形・地質・レゴリス特性の取得が必須と識別したのは有人与圧ローバ、中型月着陸船、月面推薬生成プラントである。月面推薬生成プラントの本格稼働は 2040 年を目標とする一方、有人与圧ローバミッションのフェーズ#1 を 2028 年～2031 年に、中型月着陸船の初号機打上げを 2028 年に計画していることから、有人与圧ローバ及び中型月着陸船について識別した自然環境条件については早期のデータ取得を行う必要がある。（表 6.3-2） 月面推薬生成プラントについても同様に表 6.3-3 の通りに優先度づけを行っている。ただし、プラント建設自体が 2030 年代後半を想定しているため、表 6.3-2 と同じ優先度でも時期的な優先度は低くなる。

レゴリス動特性及び走行抵抗については、2020 年代前半に計画される民間の月面ミッションの機会を利用し、最低限のデータ取得を行い、有人与圧ローバの走行系設計及び防塵設計に反映する。なお、同機会を活用して、有人与圧ローバ向けに開発中のレゴリス付着防止コーティングフィルムの有効性を実環境で実証する計画である。

ボルダ分布情報については月周回軌道利用促進プログラム等の機会を活用し、月周回軌道上からのリモートセンシングで取得する。また、中型月着陸船のバッテリの設計に必要なレゴリス特性（熱伝導率等）及び着陸脚の設計に必要な地盤支持力については、当面の着陸対象である月南極域のデータを事前に取得し設計に反映する。

レゴリス堆積深さの地域性やレゴリスの機械特性（比重、かさ密度）についてプラント建設の本格着手前（2030 年代前半）に現地調査を実施する。レゴリスの動特性については LUPEX におけるローバ走行時のレゴリスの巻き上がりを観測する。

6.3.2. 水氷関連データ

検討対象ミッションのうち、水氷関連データが必須と識別したのは月面推薬生成プラントのみである。月極域の水氷関連データは、リモートセンシング観測データに基づく多くの研究が報告されているが、観測波長・データ解析手法により結果が異なることや、データの解釈において意見が分かれるなどの理由から、量、分布、形態（塊、吸着など）について決定的な結論はまだ得られていない。

2020 年代に月南極域の水資源探査が多数予定されており、それらのミッションで得られる水氷関連のグランドトゥルースデータを概念検討に適宜反映する。

7. 全体アーキテクチャ

7.1. 概要

7.1.1. アーキテクチャ検討の考え方

有人月探査、有人火星探査は数多くのシステムや技術によって達成されるが、どのような全体システム構成（ここではアーキテクチャという）や技術で達成するのが適切であるかは、さまざまなトレードオフを行って決めていく必要がある。

本報告書では、月・火星を対象天体として、そこまでの輸送から表面活動におけるエネルギー供給、および推薬補給を含む運用性までを含めて、全体的に網羅したアーキテクチャ検討を実施した。

対象天体まで宇宙飛行士を輸送して着陸し、表面を探査し、地球まで帰還するという宇宙探査の全体行程を考えれば、輸送システムが重要なポイントであり、どのような形態とするか、どのような技術を活用するか、という点が大きくアーキテクチャを左右することは疑いようがない。そのため、まず輸送システムについて主要なポイントをトレードオフする。特に、対象天体の水を推薬として利用できれば、効率的な輸送が可能となるとともにシステム構成や規模も大きく変わるため、重点的にトレードオフを行う。

次に、地球⇔対象天体間の輸送アーキテクチャ構築後の次には、活動の重点が表面探査に移行する。このフェーズでは広域な表面探査、および長期間に渡る表面への有人滞在が想定される。これには、大きなエネルギーが必要であることから。エネルギーをどのようにして確保するのかも大きなポイントであり、トレードオフを行う。

7.1.2. アーキテクチャの主要トレードオフ項目とそのオプション

アーキテクチャの主要トレードオフ項目とそのオプションを以下の図 7.1-1 に示す。詳細検討を実施、比較、トレードオフを行った主要トレードオフ項目を赤枠で示す。

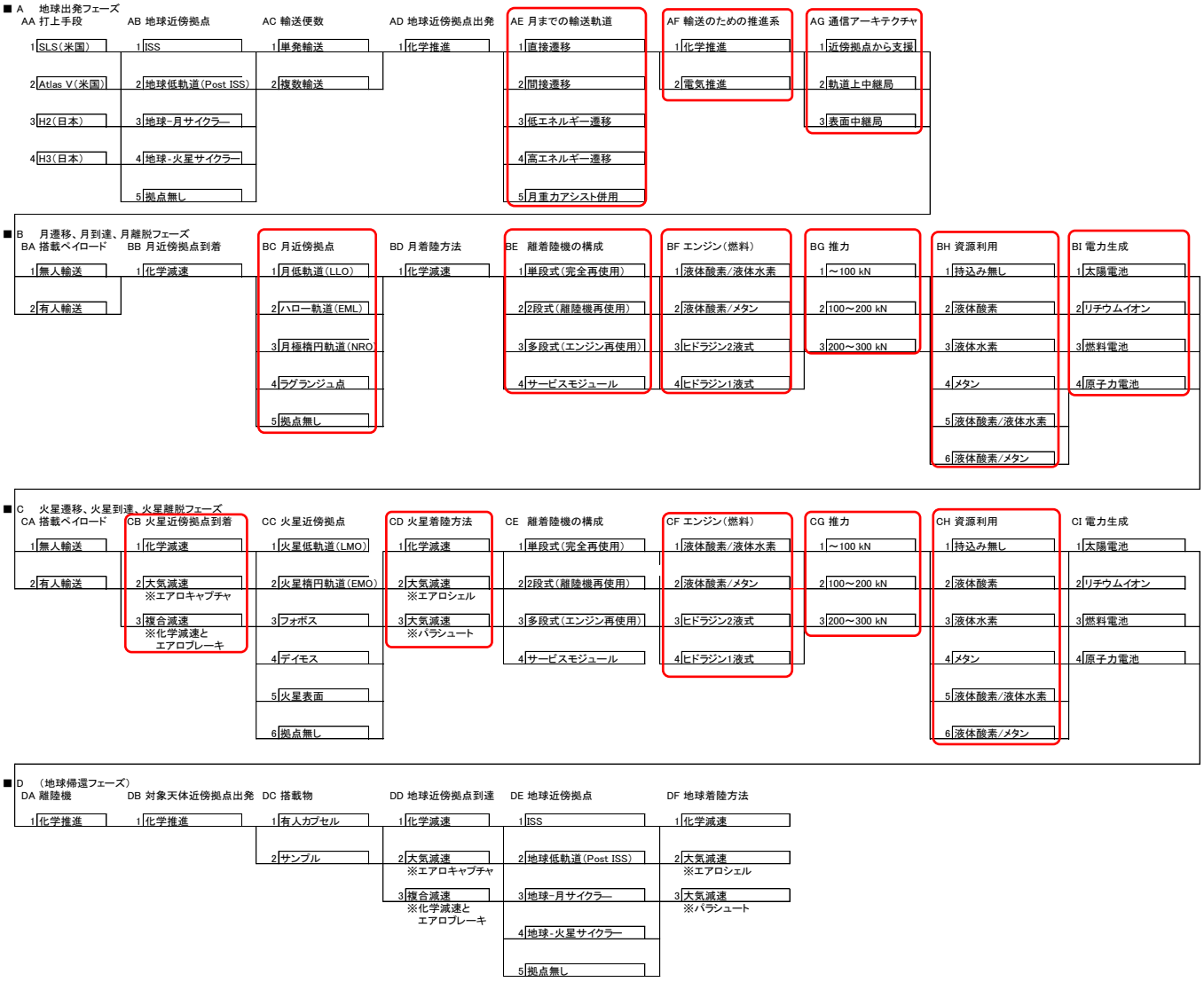


図 7.1-1　アーキテクチャの主要トレードオフ項目とオプション

月について、図 7.1-1 の中で赤枠で示すトレードオフ項目に関して検討したオプションについての説明を以下の表 7.1-1 に記述する。

表 7.1-1 月探査における主要トレードオフ項目と検討したオプション

項番	主要項目	オプション	オプションの説明
AE	月近傍拠点までの輸送軌道	直接遷移	ホーマン軌道により遷移する。遷移期間は 3 日と短く、必要とするΔV 量が SSTO から 1,400m/s と大きい。
		間接遷移(月での Powered スイングバイ)	月接近時に Powered スイングバイを行う。遷移期間は 7 日と中程度であり、必要とするΔV 量が SSTO から 750m/s と中程度である。Orion が利用する軌道である。
		低エネルギー遷移（WSB）	太陽の潮汐力を利用してΔV 量を低減する。遷移期間は 3 か月以上と長く、必要とするΔV 量が SSTO から 300m/s と小さい。
		高エネルギー遷移（EOR）	電気推進を用いて徐々に軌道を上げていく。遷移期間が半年以上と長く、必要とするΔV 量が GTO から 3,000m/s と大きい。
		月重力アシスト併用	電気推進と月の重力アシストを用いることによりΔV 量を低減する。遷移期間が 1 年以上と長いが、必要とするΔV 量が GTO から 1,000m/s と小さい。
AF	月近傍拠点までの輸送手段	化学推進	Isp は 300s 程度と低いが、推力が大きい。主にストアブルな推進剤を対象とする。
		電気推進	Isp が高いが、推力が小さい。ホールスラスタ（Isp=1,700s）と、イオンエンジン（Isp=3,000s）を対象とする。
AG	通信アーキテクチャ	近傍拠点からの支援	対象天体の近傍に拠点が構築される場合に有効な手段である。
		軌道上中継局	対象天体の近傍に拠点が構築されない場合、または対象天体の近傍に拠点が構築される場合であっても、非可視帯等によりその近傍拠点から通信支援が行えない際に有効な手段である。

		表面中継局	対象天体の近傍に拠点が構築されない場合、または対象天体の近傍に拠点が構築される場合であっても、表面探査を効率的に進めるために表面のある特定地点に拠点が構築される際（資源からの推薬生成拠点等）に有効な手段である。
BC	月近傍拠点の有無と位置	月低軌道（LLO）	高度 100km 程度の低軌道上に拠点を構築する。
		ハロー軌道（EML）	EML2（月からの距離 61,300km）周囲に拠点を構築する。
		月極楕円軌道（NRHO）	EML2 ハロー軌道の一種で、地球-月系に固定され月の公転軌道にほぼ垂直かつ楕円の軌道（近月点は 4000km、遠月点は 75,000km 程度）に拠点を構築する。
		拠点無し	拠点は構築しない。有人宇宙船は有人月着陸船と直接ドッキングして宇宙飛行士の乗り換えを実施する。
BE	有人月離着陸機の構成	単段式（完全再使用）	機体を完全に再使用する。復路では空のタンク機材を運ぶ必要があるため、燃料・機体のサイズが大きくなる。
		2 段式（離陸機再使用）	月面着陸後に着陸段を投棄する。燃料・機体のサイズは低減されるが、再使用時に着陸段の機材の補給が必要となる。
		多段式（エンジン再使用）	エンジン関連部材のみを再使用する。燃料・機体のサイズは低減され、再使用時はタンクのみの補給で済むが、分離機構が増加するなど機構は複雑になる。
		サービスモジュール	上記の構成に加え、NRHO→LLO 迄の遷移に再使用可能なサービスモジュールを設ける。
BF	推進系メインエンジン	液体酸素／液体水素エンジン	液体水素（LH2）を燃料、液体酸素（LOX）を酸化剤とするエンジンである。
		液体酸素／メタンエンジン	液体メタンを燃料、液体酸素（LOX）を酸化剤とするエンジンである。
		ヒドラジン系	ヒドラジン系（1 液式、もしくは 2 液式）のエンジンでストアラブルな推進系である。
BG	推力	～100kN	エンジンの推力が 100kN までである。

		100～200kN	エンジンの推力が 100～200kN である。
		200～300kN	エンジンの推力が 200～300kN である。
BH	資源利用	推薬生成無し	月近傍拠点⇔月面の往復のための燃料を、全て地球から持ち込む。
		推薬生成有り	事前に推薬生成プラントを輸送することにより、月近傍拠点-月面の往復のための推薬を月面で生成する。
BI	与圧ローバでの電力システム	太陽電池、およびリチウムイオン電池	現在の技術で実績のある、電力生成、および電力備蓄方法である。
		太陽電池、および燃料電池	リチウムイオン電池よりも、エネルギー密度の高い燃料電池を使用する。再生無しの場合は、高圧ガスタンクによる補給を行う。再生有りの場合は、水電解セルにより、GOX/GH_2 を再生する。
		太陽電池、燃料電池、および原子力電池	上記に加え原子力電池を組み合わせる。特に夜間は熱源として、原子力電池からの電力を積極的に使用する。

火星について図 7.1-1 に示す主要トレードオフ項目に関して検討したオプションについての説明を以下の表 7.1-2 に記述する。

表 7.1-2 火星探査における主要トレードオフ項目と検討したオプション

項番	主要項目	オプション	オプションの説明
CB	火星周回軌道への投入手法	化学推進減速	火星周回軌道投入に際し、化学推進による減速を実施する。
		エアロキャプチャ（大気減速）	火星大気により減速を実施し、必要な減速量を得たところで大気圏外に離脱し、周回軌道に投入する。
CD	火星への着陸手法	動力降下のみ	動力降下のみで着陸する。
		エアロブレーキと動力降下の併用	火星大気に突入、大気により減速を実施し、その後動力降下に切り替えて着陸する。
		エアロブレーキ、パラシュート、および動力降下の併用	火星大気に突入、大気により減速を実施し、その後パラシュートを展開して更に減速を行った後に、動力降下に切り替えて着陸する。
CF	推進系メインエンジン	液体酸素、液体水素エンジン	液体水素（LH2）を燃料、液体酸素（LOX）を酸化剤とするエンジンである。
		メタンエンジン	メタン（CH4）を燃料、液体酸素（LOX）を酸化剤とするエンジンである。
CG	推力	～100kN	エンジンの推力が 100kN までである。
		100～200kN	エンジンの推力が 100～200kN である。
		200～300kN	エンジンの推力が 200～300kN である。
CH	資源利用	生成する推薬の種類	液体酸素、液体水素（LOX/LH2）を生成する。
			液体酸素、メタン（LOX/CH4）を生成する。
		生成量	火星表面から火星近傍拠点までの推薬として利用する。
			火星表面から火星近傍拠点に到達し、地球帰還軌道への投入までの推薬として利用する。

7.1.3. 輸送アーキテクチャ検討結果

7.1.2 項に示したトレードオフの結果として目指すべき輸送アーキテクチャを図 7.1-2 に示す。主なポイントは以下の通り。

- 月への有人輸送を考えた場合、月近傍に拠点があった方が Safe Haven としての機能、再使用離陸船へのサービス提供、推薬ステーションの機能等により、安全性・利便性の効果が高いため、月近傍拠点を置くこととする。
- 月近傍拠点までの貨物輸送軌道およびその手段は、基本的には、化学推進による中・短期間遷移とする。ただし、構造効率を改善した大型の電気推進機による長期間輸送もオプションとしては存在する。
- 有人月離着陸機は海外動向（特に米国の Artemis 計画）を考慮して、再使用を対象とした構成、およびそれぞれの構成に対する推薬の違いについて検討した。その結果、極低温の燃料使用を想定する場合は、推薬によらず燃料の保存技術がまず重要となる。また、離着陸機を再利用する際の運用性効率、および月面の資源利用シナリオとの複合効果が高いものが望ましい。
- 月の水が 0.5%程度以上あれば、推薬生成プラントを設置して水を電気分解した液体水素・液体酸素を推薬として有人月着陸・離陸に有効活用することができるため、その前提でアーキテクチャを構成する。（ただし、まずは月の水の存在量を確認する必要がある。）
- 有人での月面移動（有人与圧ローバ）のためのエネルギーを供給する電力生成手法は、打ち上げ安全の観点、地上産業界において利用されている技術の転用性から、原子力ではなく、基本は燃料電池とする。なお、燃料電池でも水電解セルを用いた電気分解を行う再生型とすれば、毎回のミッションにおける補給物資量を著しく削減することが可能となり、運用性の向上が見込まれる。
- 有人火星探査においては、エアロキャプチャ技術により地球からの輸送量の大幅な削減が見込めるため、エアロキャプチャによる火星軌道投入を前提とする。

この輸送アーキテクチャは、短時間で構築できるものではなく、長期にわたり段階的に構築すべきものである。完成に向けたシナリオを以下に示す。

- 2020 年代初期：SLIM や月極域探査などの月無人探査により、高精度着陸・表面探査などの技術実証と資源調査を行う。
- 2020 年代中頃まで：月近傍拠点の構築を開始し、4 人で 90 日程度までの有人滞在技術実証を行う。
- 2020 年代後期：月近傍拠点を完成させ、火星有人探査を念頭に有人滞在期間を 500~1000 日程度まで伸ばすとともに、月近傍拠点を経由する形で短期（数日）の有人月面探査を開始する。また、HERACLES による有人月面探査に向けた技術実証（着陸、走行など）、月からの有人支援サンプルリターンを行う。

- 2030 年代前期：中期（1 ヶ月半）に渡る有人月面探査を複数回繰り返し、有人火星探査に向けた着陸・離陸、長距離走行、および資源利用に向けた事前実証（推薬生成デモンストレーション等）を行う。
- 2030 年代中頃以降：長期に渡る有人月面探査・滞在ミッションの実施と共に、月面の継続的な探査、および将来の事業化に向けた活動（推薬生成プラントの設置、本格的な可動等）を民間事業者と協力して実施する。また、人類の活動領域拡大を目的とした、人類史上初めてとなる有人火星探査ミッションを実現する。

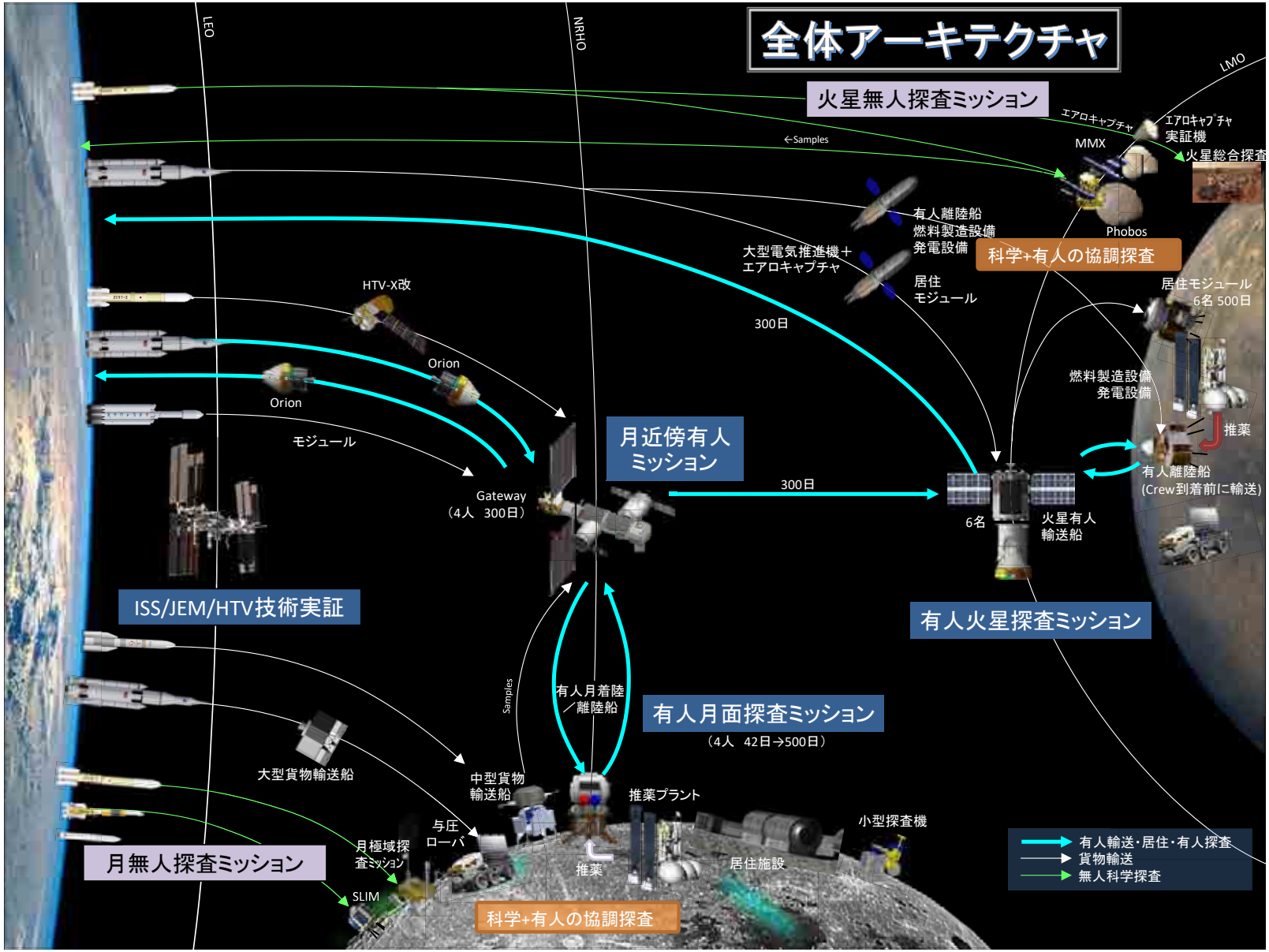


図 7.1-2 国際宇宙探査全体アーキテクチャ

7.2. 月探査におけるアーキテクチャ検討

7.2.1. 月近傍拠点

7.2.1.1. 月近傍拠点の有無

有人月面探査ミッションの遂行において、月近傍拠点の有無によるメリット／デメリットを表 7.2-1 に整理する。

表 7.2-1 有人月面探査ミッションにおける月近傍拠点の有無の評価

大項目	中項目	拠点が有る場合のメリット	拠点が無い場合のデメリット
月探査ミッションへの貢献	月面ローバ等の遠隔操作	宇宙飛行士が数 sec 程度の時間遅れで月面上のローバ等の遠隔操作することが可能となり、より効率的な月面探査が可能となる。	地上から遠隔操作する場合は、10sec 程度の時間遅れとなり、効率が悪くなる。
	航法情報提供と通信中継	測位情報の提供や、特に地球との直接通信が難しい月裏側や極域探査に対して通信中継が可能となる。	左記サービスのためには、別途周回衛星を打ち上げる必要がある。
	有人離陸船(再使用型)への支援	有人離陸船(再使用型)の係留地として電力供給や軌道維持などの支援が可能となる。	有人離陸船(再使用型)が単独で待機するために機能追加（電力発生や軌道維持等）が必要となり、有人離陸船を搭載する有人着陸船にも質量インパクトが出てくる。（SLS で輸送できなくなる可能性有）
有人ミッションでの安全性	緊急退避地(Safe Haven)	緊急時に拠点への避難が可能となる。(*)	緊急時に拠点に頼らない安全化対策が必要となる。
有人火星探査に向けた貢献	実証環境(深宇宙環境＆微小重力)の提供	有人火星探査に向けた深宇宙、および微小重力というリアルな複合環境での有人長期滞在実証（300～1000 日間）や機器実証が可能となる。	深宇宙、および微小重力というリアルな複合環境での有人長期滞在実証や機器実証は不可能となり、有人火星探査へのリスクとなる。
	有人火星探査に向けた中継拠点	月面での水資源を推薬として利用する構想が実現した場合、推薬供給等の軌道上サービス拠点となりえる。	推薬供給等の軌道上サービスは不可能である。

(*)緊急時の拠点活用の例:

Orion に（有人月着陸船へのドッキングの際の過荷重等により）キャビンエアのリークが発生した場合、宇宙飛行士は宇宙服を装着して緊急帰還を行うことになるが、現状の Orion での O2 供給、CO2 除去能力は 6 日分しかない。一方、Orion がステージング軌道である NRHO(Near Recti-linear Halo Orbit)や LLO(Low Lunar Orbit)にいったん入ってしまうと、地球帰還のタイミングを待つ必要があり、最大で 7~14 日程度は NRHO や LLO で待機せざるを得ないため、この緊急時の安全化シナリオはこのままでは成立していない。

一方、O2 供給、CO2 除去能力を備えた月近傍拠点があれば、Orion 宇宙飛行士はいったん月近傍拠点に緊急避難して、地球帰還のタイミングを待ち、その間の O2 供給、CO2 除去能力は月近傍拠点に頼ることが可能となり、安全化シナリオが成立する。（Orion の能力（O2 供給、CO2 除去能力、もしくは軌道変換能力）を大幅に向上するオプションもあるが、現状ではそれは非現実的と判断する。）

表 7.2-1 に示す通り、月近傍に拠点を設置することにより、以下に示す利点が得られる。

- 月極軌道上では、月と地球の軌道運動の相対位置関係により、地球への緊急離脱対応の際に、待機時間を必要とする場合があり、月近傍拠点はその待機場所として有用である。月極軌道からの地球帰還タイミングの詳細を図 7.2-1 に示す。
- 月面離着陸船や地球帰還機に対するリソースサービスの供給が可能となる。例えば、軌道上サービスモジュールにより月面離着陸船に対する電力供給（一部バッテリの充電や推薬保存のための冷凍機駆動）や軌道維持などが想定される。
- 月面モジュール（月面滞在モジュール、有人与圧ローバ）の遠隔操作などが可能となる。月近傍拠点からの遠隔操作と月面の活動を複合させることにより、飛行士が月面に降りない（降りられない）場合でも月面の効率的な探査が可能となる。
- 月近傍拠点から月面の地形、日照条件の変更、測位など、月面モジュール、および月面の活動を支援する情報取得が可能である。
- 有人火星探査に向けて、火星遷移軌道上での長期無重力環境下の深宇宙における有人滞在、環境制御系などの機器実証デモンストレーションが可能となる。

【月近傍拠点有無に関するトレードオフの結論】

月近傍拠点は、有人月面ミッションにおける安全性の確保（緊急時の Safe Haven）としての機能に加え、月離着陸船へのリソース提供、将来に向けた技術開発の可能性についても大きなメリットを有する。月近傍拠点の設置には比較的大きなコストが必要となるが、上記のメリットは拠点設置のコストを上回る効果があると思われるため、ここでは拠点設置を前提とするアーキテクチャとする。

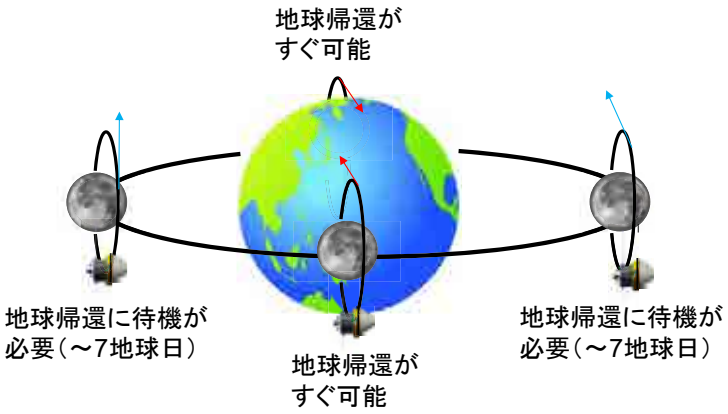


図 7.2-1 月極軌道からの地球帰還タイミング（拠点が極軌道の LLO にあった場合）

7.2.1.2. 月近傍拠点の軌道

月近傍拠点の設置の際に、月近傍拠点の軌道により得られるメリット、デメリットが異なるため、拠点設置の軌道を対象としたトレードオフを実施する。なお、一般的に軌道の高度の違いにより、以下に示すメリット・デメリットがある。

- 月は重力異常が大きく、低軌道の周回軌道においては接道に対する軌道高度維持のためのΔV 量が必要となる。この観点から、軌道高度は高い方が望ましい。
- 地球可視性においては、低軌道では外合が発生するため通信が行えない。この観点から軌道高度は高い方が望ましい。
- 熱環境は日陰・日照サイクルに依存する。この頻度が高いと、熱流入・熱流出の条件が大きく、システムへの環境条件が厳しくなる。この観点から軌道高度が高い方が比較的温和な熱環境を確保可能である。
- 拠点から月面への到達時間は、有人輸送の観点から可能な限り短いことが望ましい。そのため軌道高度が低い方が有利となるが、極楕円軌道（NRHO : Near Recti-linear Halo Orbit）は極域で高度 4000km であるため、この際に降下を行うと半日程度で月面に到達することが可能である。
- 米国で開発が進む次期有人宇宙船 Orion の推進能力により、単独で到達可能な月周回高度は限られる。（現状では LLO（高度 100km）に到達することは不可）

【月近傍拠点軌道に関するトレードオフの結論】

月低軌道（LLO）、地球・月ラグランジュ点周りのハロー軌道（EML2）、極楕円軌道（NRHO）をオプションとしてトレードオフした結果を表 7.2-2 に示す。図 7.2-2 に各軌道の概要図を示す。

LLO では Orion の軌道投入ができないこと、EML2 では有人月着陸船の質量が SLS の月遷移軌道投入能力(40t)を超えることが大きなデメリットとなる。一方で、月極楕円軌道（NRHO）は決定的なデメリットはなく、いずれのトレードオフ項目についても許容範囲であることから、月近傍拠点を設置する軌道は、月極楕円軌道（NRHO）に設置することを前提とする。

表 7.2-2 月近傍拠点軌道に対するトレードオフ

項目	単位	低軌道 （LLO）	ハロー軌道 （EML2）	月極楕円軌道 （NRHO）
前提				
近月点高度	[km]	100		4,000
遠月点高度	[km]	100	61,300	75,000
結果				
軌道維持に必要なΔV	[m/s/year]	75	<10	<10
地球可視率	[%]	50	100	100
日照率	[%]	50	80	80
有人月着陸船質量(*)	[ton]	～30	>50	～39
月面到達時間	[day]	0.1	4.0	0.5
熱環境	[-]	昼夜における熱環境の差大きい	熱環境はほぼ一定	熱環境はほぼ一定
Orion 到達性	[-]	単独では不可	可	可
緊急離脱性	[-]	長期間待機必要	長期間待機必要	長期間待機必要
結論		×	×	○

不可　可　良

(*) SLS の TLI
（月遷移軌道投入）能力は 40t であり、有人月着陸船は 40t 以下である必要がある。

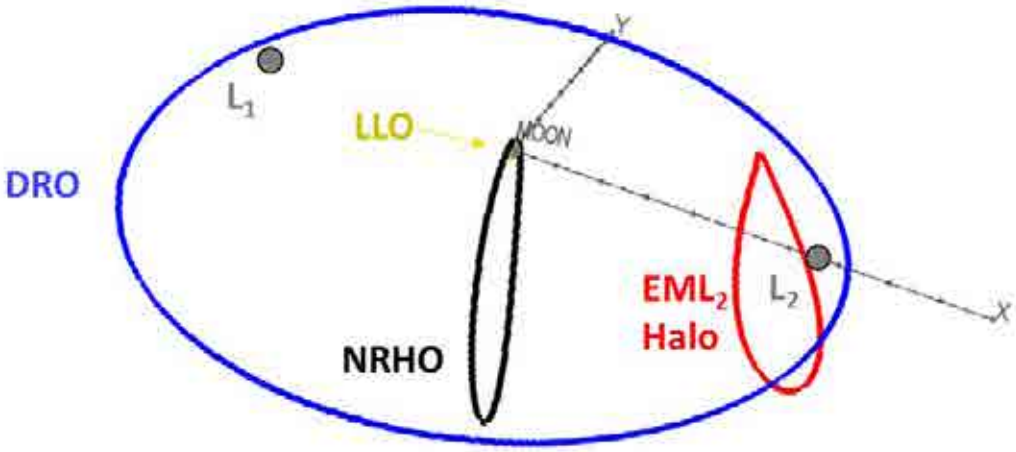


図 7.2-2 各軌道の概要図

7.2.2. 月近傍拠点までの貨物輸送

7.2.2.1. 要旨

Gateway への深宇宙補給に対して、地球-Gateway までの貨物輸送の軌道オプション（後述）について、トレードオフ評価を実施した。

化学推進を用いた低エネルギー軌道（WSB 軌道）が第 1 候補である。但し、電気推進においては低推力のシステム構成とすることで将来性（火星に向けた輸送可能なペイロード質量の増加等）の可能性がある。電気推進器を用いた軌道遷移・重力アシストによるΔV 削減手法についての研究検討を継続して行うことが望ましい。

7.2.2.2. 月近傍・月面輸送に必要な△V 量

月は地球の衛星であるため地球重力圏内に位置する。月の近傍拠点である Gateway は、軌道維持、通信・熱制御などの軌道条件、および月面探査や将来的な有人火星探査の拠点としての利活用性から軌道のトレードオフが実施された結果、地球-月系第 2 ラグランジュ点（EML2：Earth－Moon Lagrange Point2）周りの NRHO（Near Rectilinear Halo Orbit）への設置が予定されている。

NRHO 軌道はハロー軌道群に属する軌道であり、安定性が高い特徴がある。また、近月点高度がおよそ 4,000km 程度に対して、遠月点高度は約 70,000km と極上空を飛翔する長楕円軌道である。そのため、水氷が濃集している可能性があり、日照の観点等からも有人月面探査としての候補地点に挙げられる月極域、および月極域近傍からの可視性に長けている。

地球から途中軌道を含む月面に至るまでに必要な増速量（ΔV）を図 7.2-3 にまとめる。

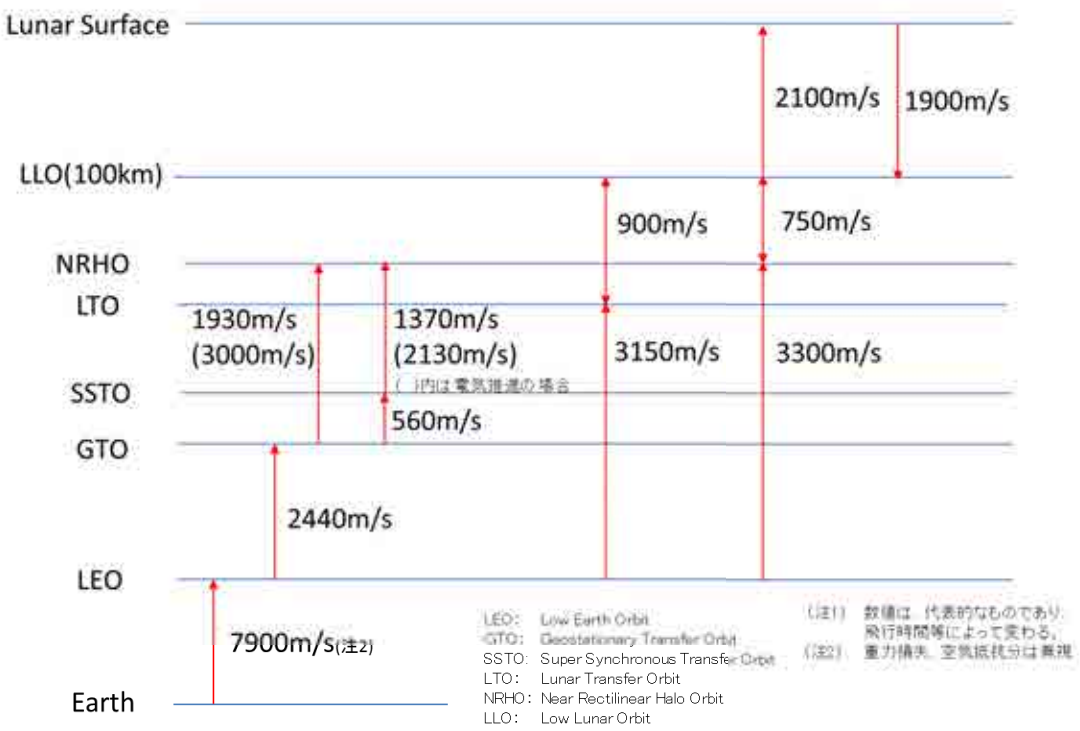


図 7.2-3 地球から月面到達(途中軌道を含む)に必要な増速量(ΔV)

7.2.2.3. Gateway への輸送軌道オプション

Gateway が設置される NRHO 軌道への輸送軌道の種類について以下に記す。

① 直接遷移:

地球出発後 TLO から直接 NRHO 軌道に到達する遷移方法である。飛翔期間が最も短く、～5 日程度である。但し、遷移フェーズで必要となるΔV 量が～1,400m/s と大きいことから、輸送可能な質量は小さくなる。現在の利用は想定されていない。

② 間接遷移:

地球出発後 LTO に投入され、月で Powered Swing By(PSB)を行う。飛翔期間は直接遷移と比べ 7 日程度と長くなるが、遷移フェーズで必要となるΔV 量が～750m/s と直接遷移に比べて小さい。有人輸送機である Orion で用いられる遷移方法である。

③ 低エネルギー遷移:

WSB と呼ばれる太陽潮汐力を利用した長期間ではあるが遷移フェーズで必要なΔV 量を大幅に低減できる軌道である。その分多くの荷物を搬送することが可能となる。また、遷移

軌道上での修正マヌーバ（DSM）により遷移期間を短くできるため、搭載荷物の種類とそれに必要となる遷移期間から選択を行うことも可能である。過去に無人機である「GRAIL」や、日本の「ひてん」がとった軌道である。また、EM-1 に相乗り予定の EQUULEUS の軌道計画もこの内容と同様である。

④　電気推進による遷移（高エネルギー遷移）:

貨物量の増大を目的として、比推力の高い電気推進により、地球低軌道から徐々に軌道高度を上昇させ、月近傍拠点に遷移する。遷移期間が半年以上と相当量長期に渡ることが予想される。比推力の高さを最大限に活用するため、ロケットでの投入軌道は GTO を想定する。

⑤　電気推進による遷移（月重力アシストの併用）:

地球近傍の出発時は化学推進で行い、電気推進による遷移と共に月重力アシストを併用して、軌道遷移に必要なΔV 量を削減する。

電気推進を用いた場合の軌道遷移に必要なΔV 量は、地球との距離が近い場所において軌道制御を行うことが可能な化学推進に比べて、重力損失を考慮する必要がある。そのため約 1.5 倍程度大きい値となる。（地球低軌道における電気推進を用いた解析結果の例として、参考文献 GTS-15014　ETS9 向け簡易軌道計算結果の表 1 No. 3 によれば GTO から静止軌道までの軌道遷移に必要なΔV 量は化学推進を想定するホーマン遷移で 1865 m/s であるのに対し、電気推進でのΔV 量は 2674 m/s で化学推進の場合の約 1.4 倍となる。）

7.2.2.4. HTV-X 発展型による Gateway への補給シナリオ

Gateway への補給機として、HTV-X の発展型として想定される補給シナリオを以下に示す。HTV-X 発展型の構成概念図を以下の図 7.2-4 に示す。

- H3 ロケット(H3-24L)により GTO、または 3 日周期の軌道（SSTO）に投入される。化学推進を軌道遷移に用いる場合は SSTO に打ち上げ、電気推進を軌道遷移に用いる場合には効率の観点から GTO に打ち上げとする。
- 軌道への投入質量は、GTO の場合 8.8 トン、SSTO の場合 6.7 トンと想定される。
- サービスモジュール（SM）、与圧モジュール（PM）を別々（1 ヶ月の間を想定）に、同じ軌道・位置に打ち上げる。
- SM が PM に対して、ランデブ・ドッキングを行う。（その間の姿勢制御は H3 ロケットの第 2 段が実施する。）
- 地球近傍における SM・PM のランデブ・ドッキング、および Gateway へのランデブ・ドッキングは化学推進により行う。（それぞれ 100m/s のΔV 量を想定する。）
- 電気推進による遷移（高エネルギー遷移、月重力アシスト併用）では、ホールスラスタとイオンエンジンの 2 つを想定する。

H3 ロケット 2 回分の打ち上げ質量を出発時質量として、前節に示した各輸送軌道オプション、および輸送手段においてトレードオフ検討を行う。以下に前節に示した輸送軌道のオプションに対する軌道遷移図を示す。

（なお、本検討は 2019 年前半時点のものであり、2019 年末現在は H3 ロケット 1 機打上げでのシナリオも検討行っている。）

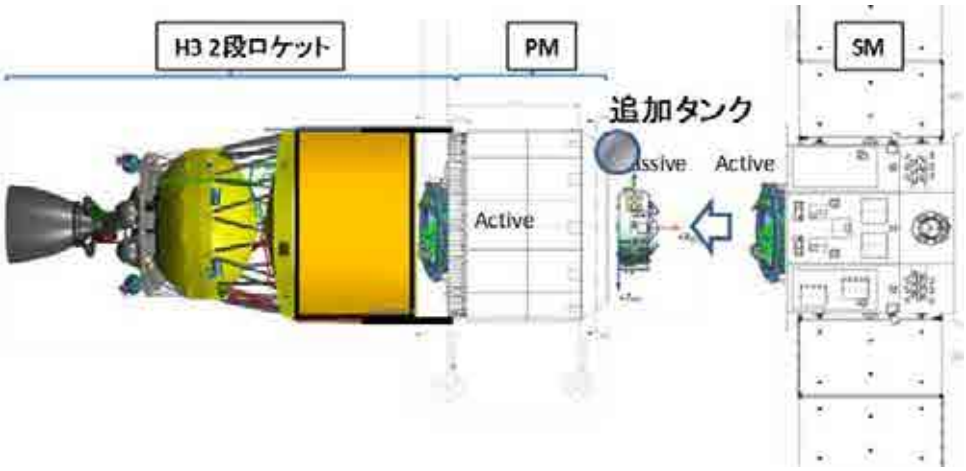


図 7.2-4 HTV-X 発展型の構成

軌道遷移のオプションについてイメージ図をそれぞれ下記の通りに示す。

① 直接遷移: 図 7.2-5
② 間接遷移(月での Powered スイングバイ): 図 7.2-6
③ 低エネルギー遷移(WSB): 図 7.2-7
④ 電気推進(スパイラル軌道上昇:EOR(Electrical Orbit Raising)): 図 7.2-8
⑤ 電気推進と月重力アシストを併用した軌道: 図 7.2-9

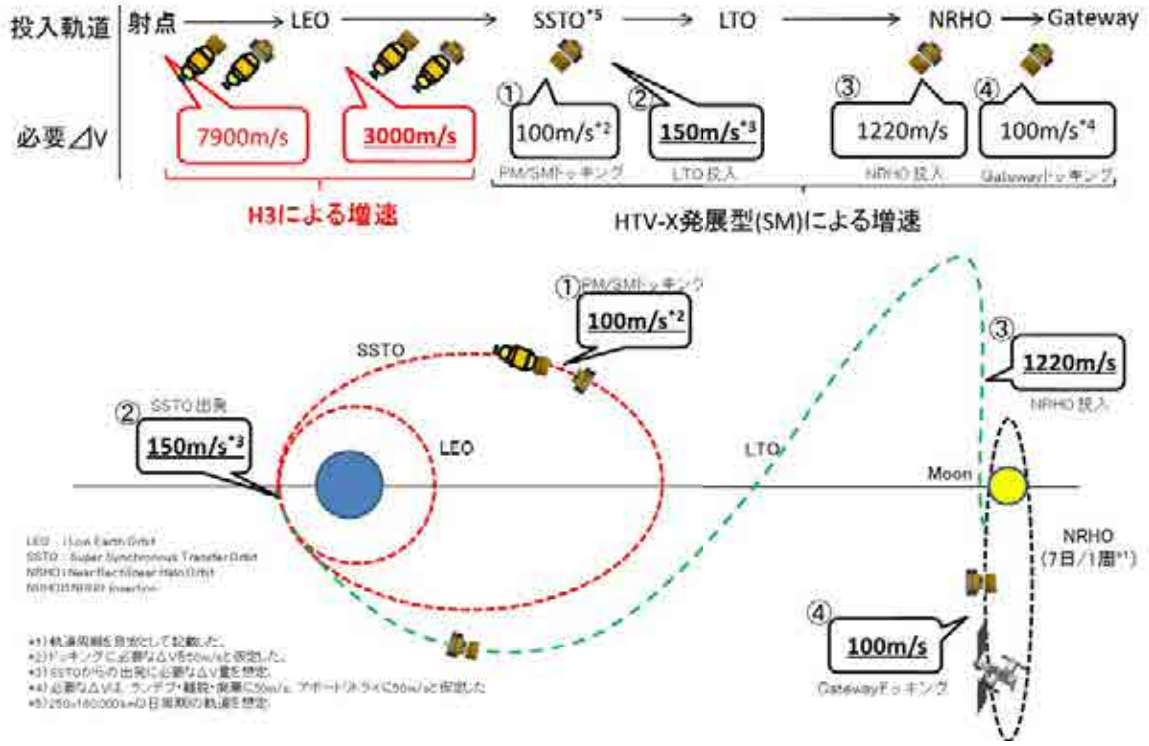


図 7.2-5 直接遷移の軌道遷移図

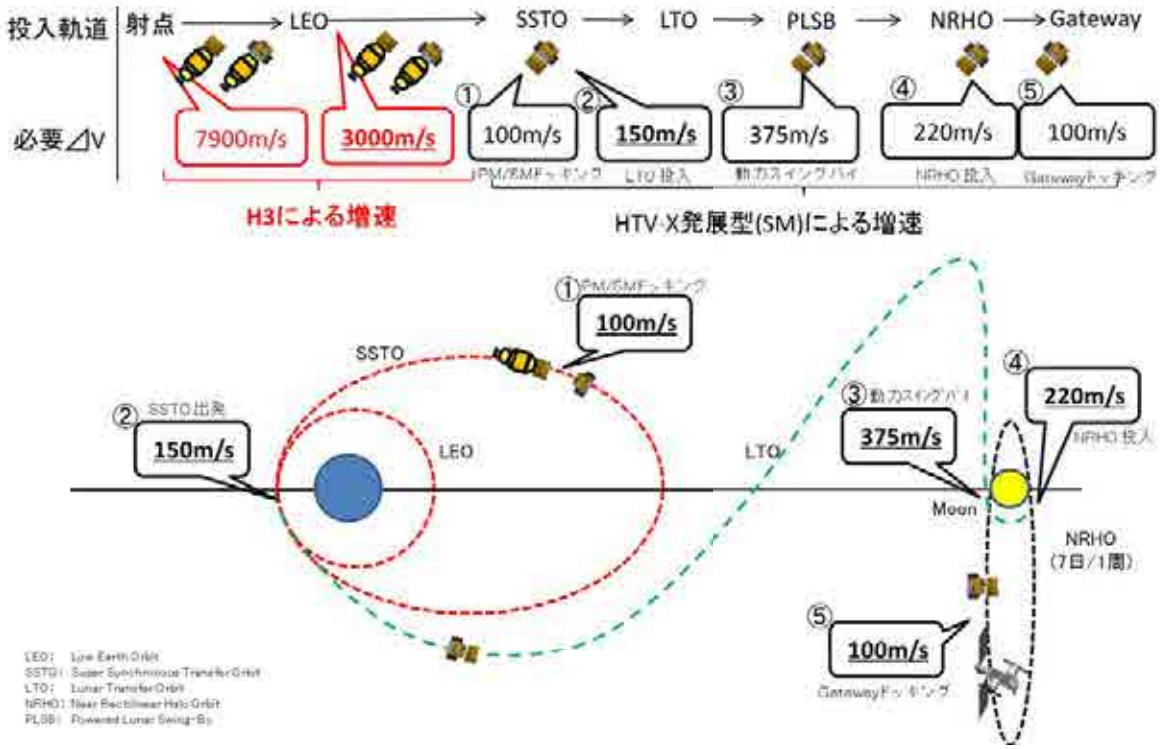


図 7.2-6 間接遷移(月での Powered スイングバイ)の軌道遷移図

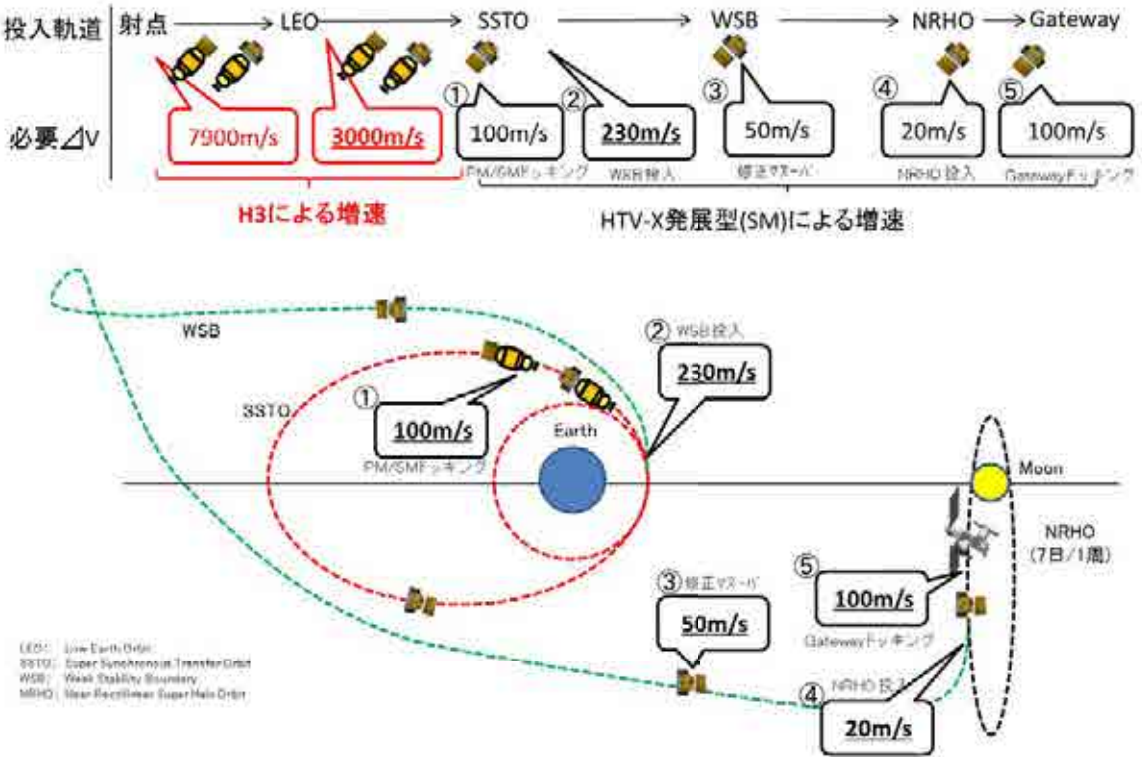


図 7.2-7 低エネルギー遷移(WSB)の軌道遷移図

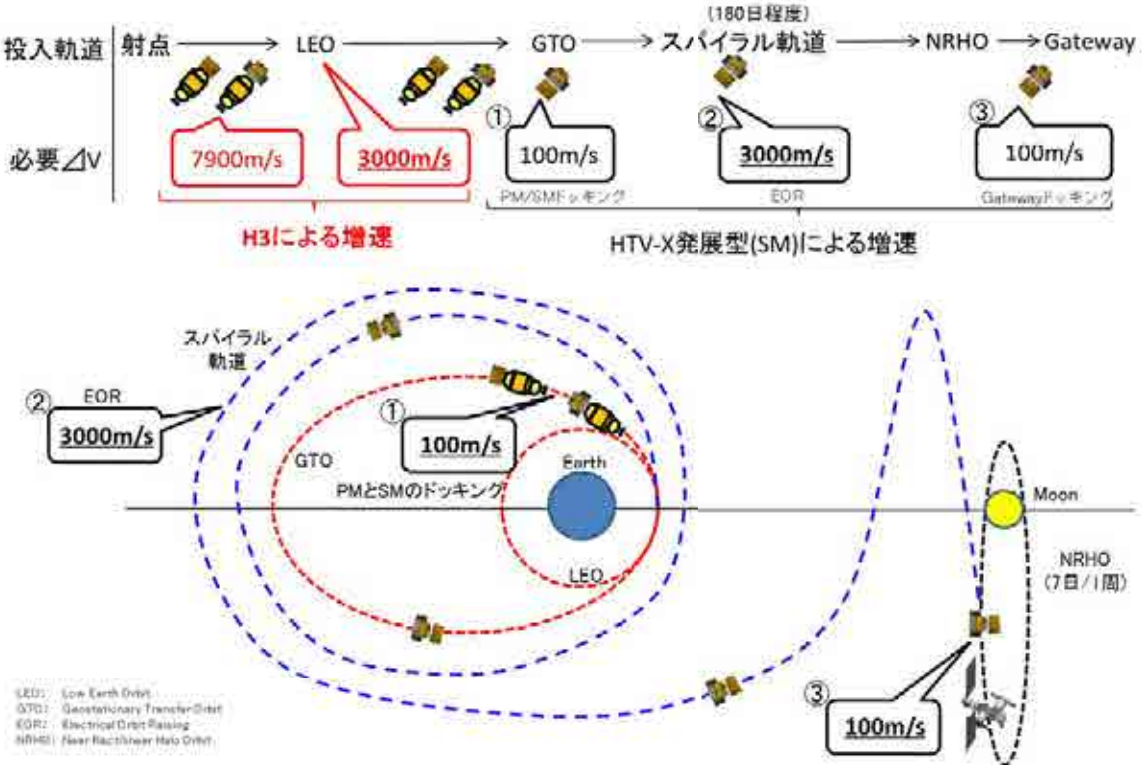


図 7.2-8 電気推進によるスパイラル軌道(EOR)遷移図

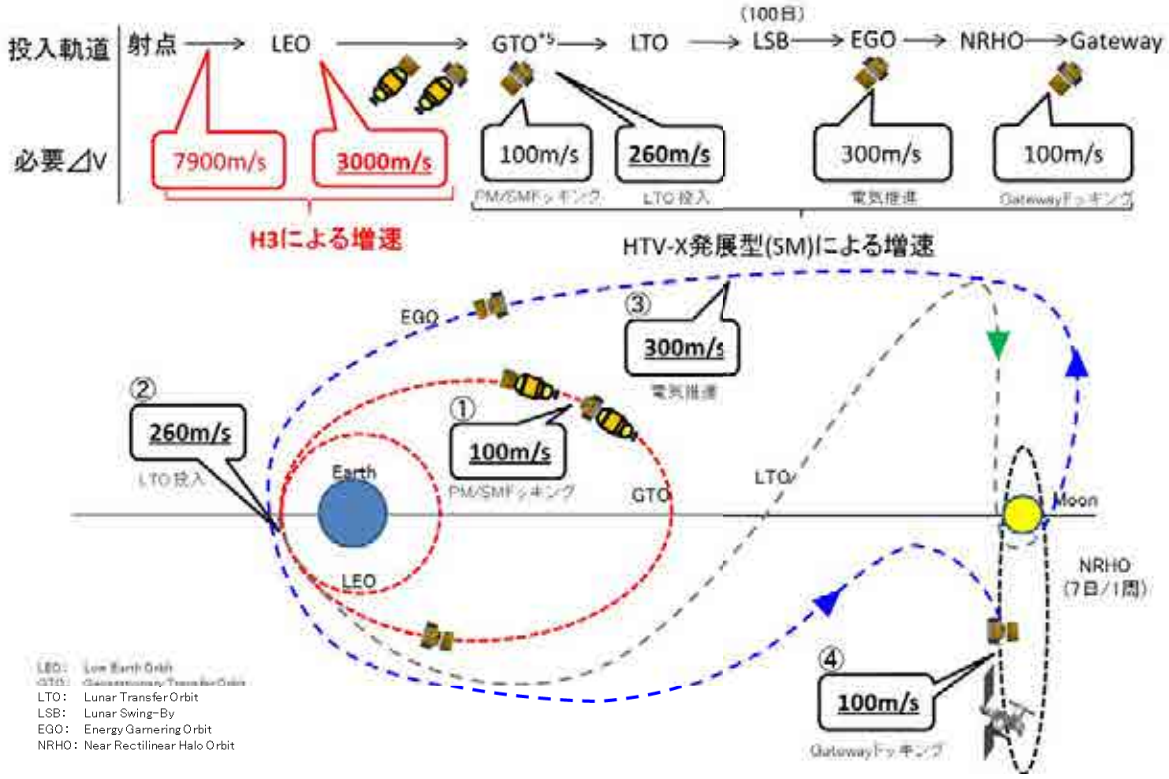


図 7.2-9 電気推進と月重力アシストを併用した軌道(EDV-LGA)遷移図

7.2.2.5. 電気推進を用いた場合の宇宙機の構造効率算出

電気推進を用いた際の宇宙機の構造効率について、以下に検討結果を示す。

- 構造効率は以下の算出式で表される。

  Rst（構造効率） = Mdry（バス dry 質量）/Mwet（バス wet 質量）

- 電気推進を用いた宇宙機実績、または具体的な軌道上実証計画における想定値を以下に示す。

  - イオンエンジン（はやぶさ実績） ： 0.725
  - ホールスラスタ（ETS-9 計画値） ： 0.706

- また、電気推進を用いた場合の全備質量については以下の図に示す換算式が参考文献（國中ら、イオンエンジンによる動力航行）に示されている。この換算式を用いてそれぞれの電気推進についての値を算出すると、以下の通りとなる。（実績・計画値よりも、換算式を用いた場合の方が構造効率は良い傾向を示す。）

  - イオンエンジン ： 0.705
  - ホールスラスタ ： 0.596

●実績・予定値より

はやぶさ

表 4.2 実機と簡易設計の比較

	はやぶさ小惑星探査機			簡易設計		
	質量[kg]	電力[W]	設計値	質量[kg]	電力[W]	設計値
打上げ			2003 年			2003 年
ミッション	35			35		
共通	108	222	3 軸安定	116	116	惑星探査スピン
データレコーダ	3	4	64 Mbit	0.6	1.2	64 Mbit
通信	7	93	HGA 1.6 m 8 kbps 2.5 AU	10.2	106	HGA 1.6 m 8 kbps 2.5 AU
RCS	42		200 秒	32.5		200 秒
燃料	67		400 m/s	65.6		400 m/s M_{wet}=500 kg 仮定
電気推進	58	1 090	24 mN 3 200 秒	59.0	900	30 mN 3 000 秒
推進剤	61		4 km/s	62.6		4 km/s M_{wet}=500 kg 仮定
バッテリ	8		560 W 1.2 時間	7.2		223 W 50 V、3 時間
太陽電池	46		1.5 kW 1.3 AU	49.7		1.1 kW 1.3 AU
構造系	70			47.2		M_{wet}=500 kg 仮定
合計	502	1 414		492	1 123	

参考文献：）イオンエンジンによる動力航行國中 均, 西山 和孝, 中山 宜典 (著)より

構造効率 = 0.725

ETS-9

打ち上げ質量：5 ton
バスドライ質量：2.4 ton
ペイロード質量：1.6 ton
推薬質量：1.0 ton

構造効率 = 0.706

●換算式より

イオン（はやぶさベース）：

$M_i=M_{pl}+100*P_{pwr}[kW]+1.1*M_p$

P_{pwr} = 1.41[kW]
M_p = 61 [kg]

構造効率 = 0.705

ホール（ETS-9ベース）：

$M_i=M_{pl}+55*P_{pwr}[kW]+1.1*M_p$

P_{pwr} = 25 [kW]
M_p = 1000 [kg]

構造効率 = 0.596

図 7.2-10 電気推進の構造効率算出式

7.2.2.6. 電気推進における構造効率と輸送質量の感度

電気推進は推力を生み出すために高電力を必要とするため、その制御器、電力生成のための太陽電池などが通常の化学推進に比べ追加で必要となる。従って、化学推進を用いた宇宙機よりも構造効率が悪くなる。Gateway に搬送可能な質量は、その基盤となる輸送機の構造効率と推進器性能のバランスによって決まることから、電気推進を用いた場合の構造効率に応じた輸送質量の感度検討を以下に示す。

- WSB 軌道による化学推進を用いた軌道遷移手法では、H3-24L を 2 本で約 10.5ton の貨物（搭載構造等含む）を Gateway に輸送可能であることから、これと同等の性能を目標値として検討する。
- EOR の輸送オプションは、ΔV 量が大きいことから構造効率が改善されると輸送質量が大きく増加する。イオンエンジン、ホールスラスタを用いた場合に、輸送質量に対する構造効率の感度を算出した結果(図 7.2-11)、イオンエンジンでは 0.66、ホールスラスタでは 0.45 と程度に構造効率を改善することで、WSB のオプションと同等の輸送質量(10.5t)となることが分かった。
- なお、EDV-LGA を用いる手法では、イオンエンジン（IES）、ホールスラスタ（HTS）共に GTO 出発時のΔV（インパルス加速）を化学推進で実施しているため、構造効率を改善しても輸送質量は WSB のオプションに及ばない。
- 一方、輸送期間が長期間となることを許容すると、推力要求が緩和され、構造効率の低減が可能となることが見込まれるため、輸送期間に対する構造効率の感度を算出した(図 7.2-12)。結果、WSB における化学推進と同程度の輸送質量(10.5t)となる EOR 輸送オプションの輸送期間については以下のようになった。

  - イオンエンジン（IES）の場合　：約 700 日程度
  - ホールスラスタ（HTS）の場合　：約 900 日程度

但し、上記の算出結果のうち、目標値となる構造効率の値ははやぶさ実績値、ETS-9 予定値よりも高い性能を示す値であるため、より精細な検討が必要である。また、この構造効率を実現するための輸送期間は、最低でも約 2 年以上が想定されるため、WSB で化学推進を用いた手法に比べて圧倒的に長期間となる。

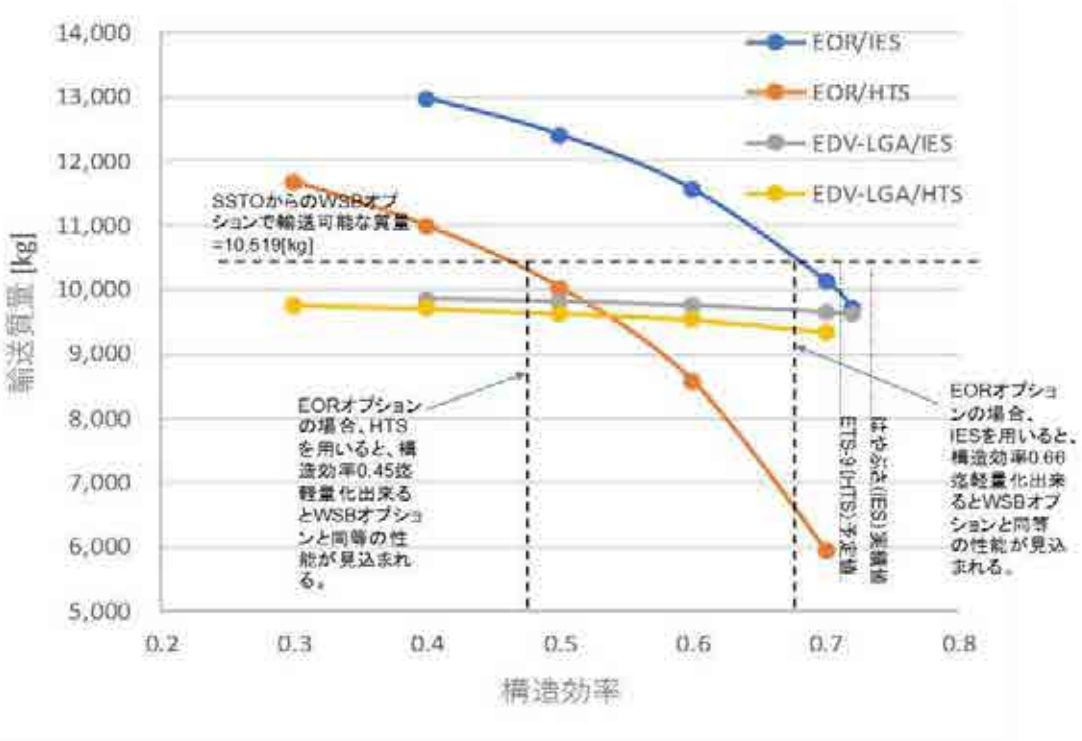


図 7.2-11 電気推進における構造効率と輸送質量の感度

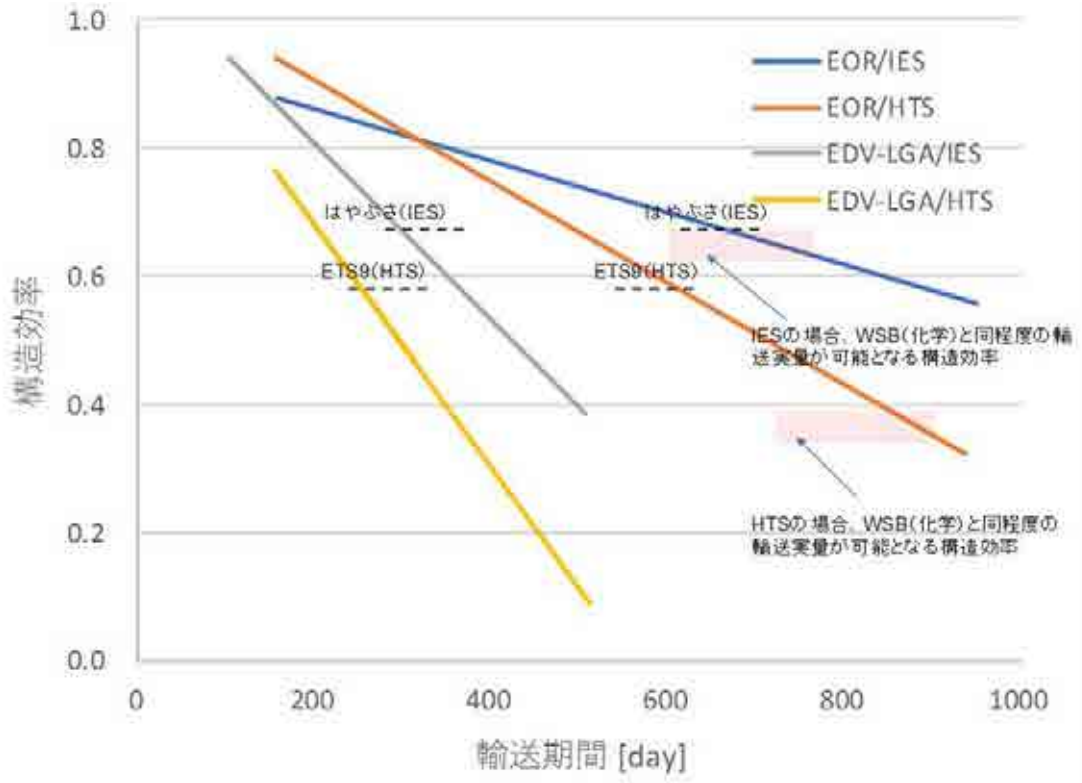


図 7.2-12 電気推進における輸送期間(推力要求)と構造効率の感度

7.2.2.7. Gateway への輸送軌道・輸送手段のトレードオフ

トレードオフ評価の結果、総合的な観点から、低エネルギー軌道(WSB)における化学推進で遷移を行う手法が最も良い。但し、将来性（火星に向けた輸送可能なペイロード質量比等）を考慮し、電気推進器を用いた軌道遷移・重力アシストによるΔV 削減手法についての研究検討を継続して実施することが望まれる。以下に各軌道オプションにおける特徴、技術的な課題等示す。

低エネルギー遷移軌道は、遷移に時間を必要とするものの必要なΔV が少ないため、その分の貨物を搭載することが可能である。従って、消費期限の制約から緩和される貨物（燃料、水・食料、利用実験品等）の輸送には優れている。また、軌道修正に必要なエネルギー量を調整することで到着期間を調整する軌道を選択することも可能であるため、搭載貨物によっては輸送期間を選択することや、混載による相乗りといった観点では利用しやすい輸送方法であると考えられる。

電気推進はその比推力の高さから貨物輸送量では有力な輸送方法となりうる。但し、大電力を必要とするためその制御器・太陽電池等の追加の装置がバスシステムとして必要となり、構造効率が悪くなる。バスシステムに対するインパクトは質量に限らず、電力生成のための太陽電池やラジエータ面積の確保等形状にも影響する。従って、電気推進器の利用は、取り得る軌道オプションに対する遷移期間とペイロード輸送量のトレードオフから、バスシステムの構造効率をどれくらい軽量化できるかが鍵となる。

- 電気推進器は、惑星探査機における長期間飛翔においてイオンエンジンが使用されている。また、地球低軌道の軌道遷移においては、質量電力比の高さからホールスラスタの実証が予定されている。Gateway への輸送においては要求される寿命期間から、電気推進器の種類とその使用期間を最適化することが必要である。（軌道間輸送における繰り返し利用など、ある程度のバスシステムの確保が可能と想定される利用方法（SM：サービスモジュール等）にも影響を与える。）
- 遷移軌道上の安定性・ロバスト性について、継続して微小な精度で軌道修正が可能な電気推進器に運用利便性がある。但し、SSTO 軌道上での複数モジュールの結合や、Gateway へのランデブ・ドッキング等、深宇宙補給機は局所的な推力生成を要求されることから、電気推進器のみでの推進系構成は困難である。ETS-9 ではキセノンのコールドガスジェットがインパルス生成に使用されているが、比推力が非常に低い。推進系構成の検討/トレードオフも必要となる。
- 遷移期間は、直接遷移または月での Powered スイングバイを使った間接遷移が優れている。従って、現時点での有人輸送機である Orion でも想定されていう通り、有人輸送や、緊急時対応（救出船等）といった場合における将来利用が想定される。

表 7.2-3 Gateway への遷移軌道・遷移手段のトレードオフ結果

項番	①	②	③	④-1	④-2	⑤-1	⑤-2
輸送オプション	直接遷移	間接遷移	低エネルギー遷移（WSB）	高エネルギー遷移 EOR（IES）*2	高エネルギー遷移 EOR（HTS）*3	月重力アシスト EDV-LGA（IES）*2	月重力アシスト EDV-LGA（HTS）*3
【前提】							
推進系（軌道）	化学推進	化学推進	化学推進	イオンエンジン	ホールスラスタ	イオンエンジン 化学推進*7	ホールスラスタ 化学推進*7
推進系（姿勢）	化学推進	化学推進	化学推進	化学推進	化学推進	化学推進	化学推進
出発軌道	SSTO	SSTO	SSTO	GTO	GTO	GTO	GTO
初期質量 [kg]*1	13400	13400	13400	17600	17600	17600	17600
Isp [s]（軌道：化学推進）*6	312	312	312			312	312
Isp [s]（軌道：電気推進）*6				3000	1700	3000	1700
Isp [s]（姿勢）*6	236	236	236	236	236	236	236
構造効率（化学推進器）	0.18	0.18	0.18	0.18	0.18	0.18	0.18
構造効率（電気推進器）*4				0.720	0.706	0.725	0.706
電気推進の1基当たりの推力[mN]				250	330	250	330
電気推進基数 [個]				13	10	2	1
推力 [N]*8				3.25	3.30	0.50	0.33
必要電力 [kW]				91	60	14	6
【結果】*5							
ΔV [m/s]）（軌道：化学推進）*7	1370	745	300	0	0	820	820
ΔV [m/s]）（軌道：電気推進）*9	0	0	0	3000	3000	300	300
ΔV [m/s]）（姿勢：化学推進）	200	200	200	200	200	200	200
推薬質量 （化学推進）[kg]	5949	4008	2362	1458	1458	5598	5598
推薬質量 （電気推進）[kg]				1707	2900	179	314
構造質量 [kg]	1306	880	519	4710	7285	1700	1983
輸送質量 [kg]	6145	8513	10519	9724	5957	10123	9705
輸送質量割合 [%]	46%	64%	79%	55%	34%	58%	55%
輸送期間 [day]*8	3	9	93	188	185	334	506
【総合トレードオフ】	×	△	○	△	×	△	△

*1) 初期質量は化学推進はH3/2機でSSTOに打ち上げ可能な質量である13.2[ton]、電気推進はGTOに打ち上げ可能な質量である17.6[ton]とした。					
*2) イオンエンジンの比推力は、はやぶさ2相当の3000[s]とした。					
*3) ホールスラスタの比推力は、ETS-9要求値の1700 [s]とした。					
*4) 化学推進器の構造効率は衛星一般実績から0.18、電気推進器の構造効率はIESは0.725（はやぶさ実績）、ホールスラスタは0.706（ETS9計画値）とした。					
*5) ΔV量はSSTOからとした。（SSTOまでの輸送はH3とした。）					
*6) 軌道制御に関わるΔv量はメインエンジンで、ランデブー・ドッキングに関わるΔV量はRCS姿勢系で対応することとした。					
*7) 電気推進をメインエンジンとしてLGAを用いるケースでは、GTOからの出発は化学推進器で対応することとした。					
*8) 電気推進の輸送期間は、初期質量を該当推力で該当ΔV量の増速するのに必要な時間とした。					
電気推進器の基数は、③低エネルギー輸送と輸送期間が同等（100～150day）で到達可能な日数を対象とした。					
（ホールスラスタは、ETS9で地上寿命評価試験中の3000hr（125day）と同期間程度となる）					
*9) GTOからのEORによる遷移で必要なΔV量は、3000m/sとした。(SSTOからのΔV量は2440m/s)					

7.2.2.8. Gateway への輸送軌道の詳細検討

7.2.2.8.1. 概要

人類初の月ミッションは、旧ソ連が打ち上げた Luna 1 である。Luna 1 は月衝突をミッションとして 1959 年に打ち上げられた。誘導制御システムの故障により、計画していた月衝突は失敗に終わったが、打上げからわずか 34 時間という速さで月近傍に到達し、月面から約 6,400 km の高度をフライバイして地球重力圏を脱出、人類初の太陽周回軌道上の人工天体となった[1]。以来多くの探査機が月を目指したが、その中でも特筆すべきミッションは、米国 NASA によるアポロ計画であろう。1969 年、アポロ 11 号は世界初の月面有人探査を行った[2]。一方、軌道設計の観点では、アポロ計画を含む初期の月探査ミッションは、月への直接遷移が基本であり、軌道設計自体に大きな工夫はなかった。軌道設計の観点で特筆すべきミッションは、1990 年に現 JAXA の宇宙科学研究所が打上げた「ひてん」であろう[3]。「ひてん」は地球大気によるエアロブレーキの他、その軌道制御のほとんどを複数回の月重力アシストや太陽潮汐力を利用することで達成し、最終的に月周回軌道に投入された。「ひてん」は、いわゆる”Low-energy Ballistic Lunar Transfer”を実証した初のミッションであり、「ひてん」が実証した軌道遷移は、将来の Gateway への貨物輸送においても有力な選択肢となろう。また、比推力の高い電気推進を用いることで消費推薬質量を減少させるアイデアも古くからあり、2003 年に ESA が打上げた SMART-1 は、静止トランスファ軌道から電気推進を用いてスパイラル状に上昇し、最終的に月周回軌道投入を果たしている[4]。また直近の研究では、月重力アシストも併用しつつ低推力で Gateway 軌道へ接続することで、消費推薬量と飛行期間の双方の観点から最適な軌道を設計する研究も実施されている[5,6]。本章では、Gateway 輸送を目的とした軌道遷移法の種類と特徴についてまとめる。

7.2.2.8.2. Gateway 軌道

まず初めに、本章で前提とする Gateway 軌道についてまとめる。Gateway の軌道については、主に NASA が様々な観点からのトレードオフスタディを実施しており[7]、その検討の結果として、地球-月系第 2 ラグランジュ点周りのハロー軌道群に属する NRHO が有力候補となっている。NRHO は他のハロー軌道と同様の周期軌道であるが、近月点高度がおよそ 4,000 km 程度しかなく、一方、遠月点は月重力影響圏外に達する 70,000~90,000 km 程度であり、幾何学的には月周りの超長楕円軌道と呼んでも良い特徴がある。軌道周期は Halo 軌道の約半分の 7～8 日程度であり、また極めて安定な軌道である。図 7.2-13 に EML2 周りハロー軌道群を示す。NRHO の明確な定義はないが、図 7.2-13 中の概ね赤枠で示した範囲が NRHO と呼ばれている[8]。NRHO の力学的特徴としては、その安定度にある。Halo 軌道の安定性を示す安定度指標(Stability Index)の定義を次式に示す[9]。

$$v = \frac{1}{2}\left(|\lambda_{max}| + \frac{1}{|\lambda_{max}|}\right) \qquad (7.2\text{-}1)$$

式中の v は安定度指標、λ_{max} は Monodromy 行列(軌道一周期で評価した STM)の最大固有値である。安定度指標が小さいほど、その軌道は安定であることを示す。

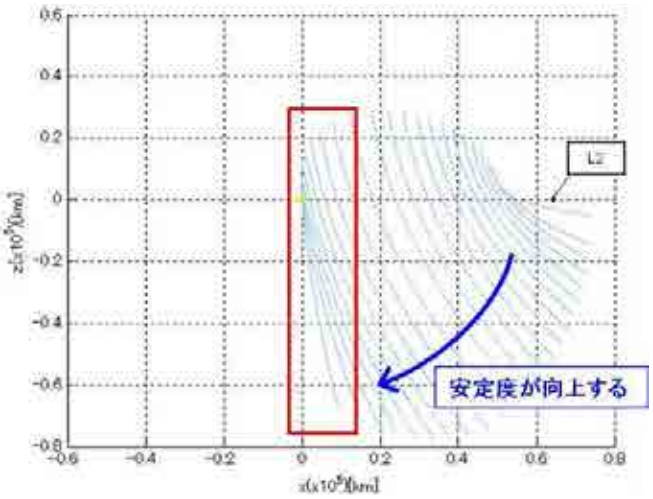


図 7.2-13 地球-月固定系 XZ 平面上で見た EML2 点周り Southern-Halo 軌道群

図 7.2-14 に月中心を基準とした X 方向最大変位と安定度の関係を記す。図から分かる通り、NRHO が月に近づくほど安定度は向上する。例えば、Z 方向最大振幅 10,000km の EML2-Halo 軌道では、安定度指標は約 500 であるが、EML2-NRHO ではわずか 1 程度である。この特性は軌道維持に必要な ΔV 量を削減できることを意味しており、長期間の拠点維持においては重要な要素の一つである。

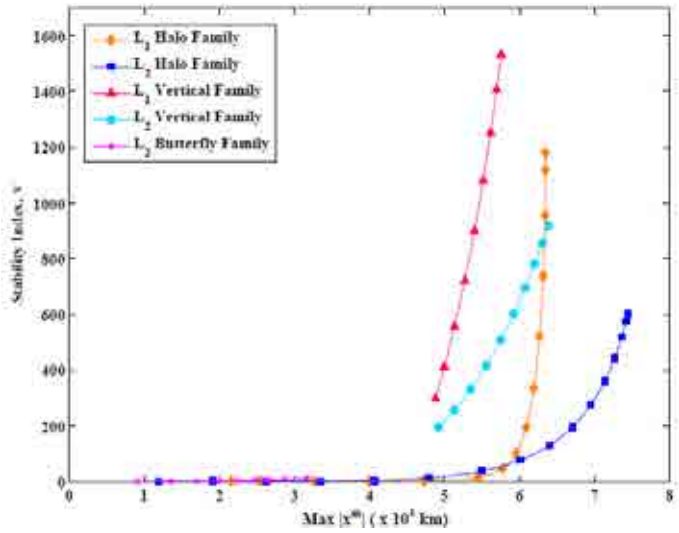


図 7.2-14 X 方向最大変位と安定度指標[Grebow, 2006]

7.2.2.8.3. NRHO への輸送オプション

7.2.2.7 で述べた通り，月近傍への輸送はいくつかのオプションがある。表 7.2-4 に輸送オプションの概略をまとめる。

表 7.2-4 NRHO への輸送オプション

	1. 直接遷移	2. 間接遷移	3. 低エネルギー遷移		4. EOR	5. 月重力アシスト＋電気推進
			複数月重力アシスト	WSB 遷移		
推進系	化学(Isp = 300 秒)				電気(Isp = 3,000 秒)	
投入軌道	Direct NRHO transfer	LTO	LTO	Hill 圏に達する軌道	GTO 程度	LTO
LEO からの軌道投入 ΔV	ca. 3180 m/s(C3≒−2)	ca. 3180 m/s(C3≒−2)	ca. 3180 m/s(C3≒−2)	ca. 3200 m/s(C3≒0)	ca. 2500 m/s	ca. 3180 m/s(C3≒−2)
飛行期間	3~5 日	5~7 日	数が月オーダ	半年オーダ	0.5~1 年オーダ（電気推進能力に依存）	1～2 ヶ月(電気推進能力に依存)
遷移フェーズ ΔV(片道)	ca. 1,000 m/s	ca. 400 m/s	Almost 0 m/s	Almost 0 m/s	3,100~3,200 m/s	300~400 m/s
消費推薬量	ca. 29 %	ca. 13 %	Almost 0 %	Almost 0 %	ca. 10 %	ca. 1 %
利用法	現時点で利用は考えられていない	有人輸送/貨物輸送	貨物輸送	貨物輸送	貨物輸送	貨物輸送
備考	時間的に緊急性の高い輸送に用いられる可能性はあるかもしれない. Note: Orion = 1500 m/s	軌道自体は古くから知られている. Orion のノミナル遷移方法。EM-1 は間接遷移で DRO に向かう。	「ひてん」で実証(ISAS、1990) EM-1 相乗りの EQUULEUS の軌道計画もこのコンセプト	“GRAIL” が初飛行. なお、「のぞみ」も太陽潮汐力を利用した軌道遷移を計画した.	SMART-1(ESA, 2003)が GTO から EOR にて LOI を実施。	2017 年に JAXA と NASA から相次いで発表。NASA は ARM の 40kW IES による DSG モジュール輸送を検討している

以降で各遷移オプションの詳細を解説する。なお、軌道遷移の前提として、特に断りのない限り、地球出発は高度 300 km の円軌道(LEO)、Gateway 軌道は EML2 点周りの Southern-NRHO を想定する。

7.2.2.8.4. 直接遷移(Direct Transfer)

直接遷移は、文字通り目標の NRHO へ直接投入する方法である。地球低軌道出発を想定する場合、NRHO 上の一点を目標と定め、LEO で ΔV を実施して NRHO へ直接遷移し、NRHO に達した時点で NRHO 投入 ΔV を実施して目標軌道に投入する。

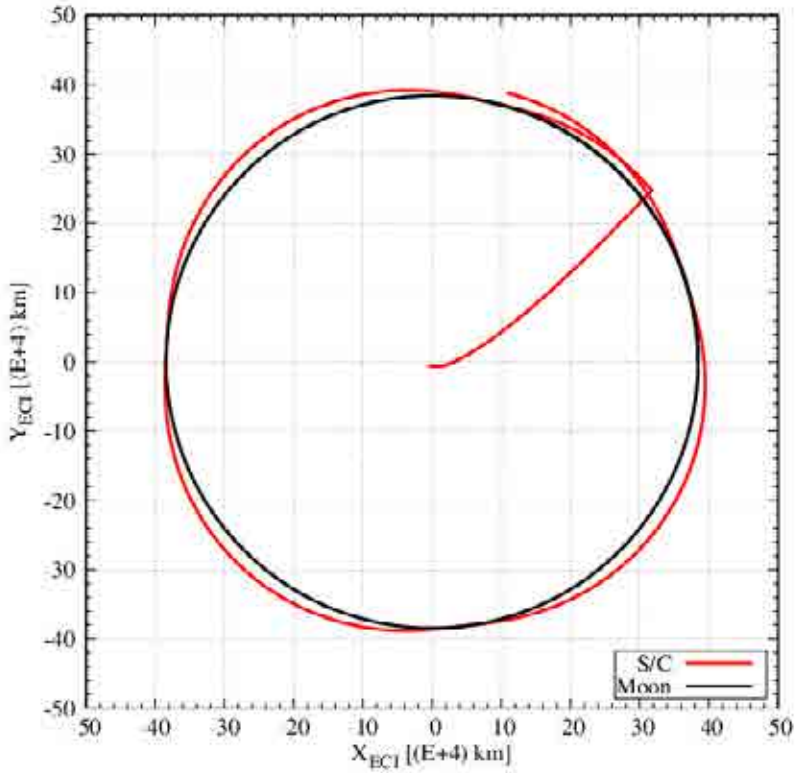


図 7.2-15 地球中心白道面基準慣性系で見た EML2-NRHO 直接遷移軌道の例

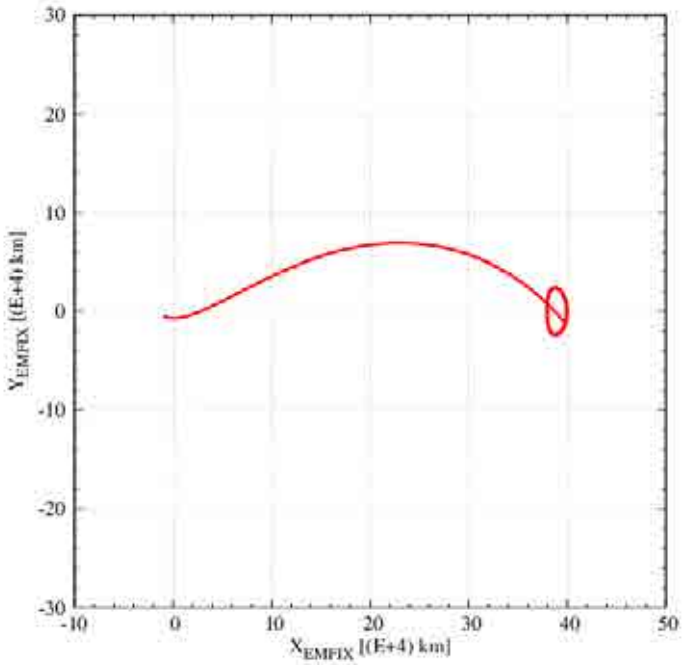


図 7.2-16 地球-月固定系で見た EML2-NRHO 直接遷移軌道の例

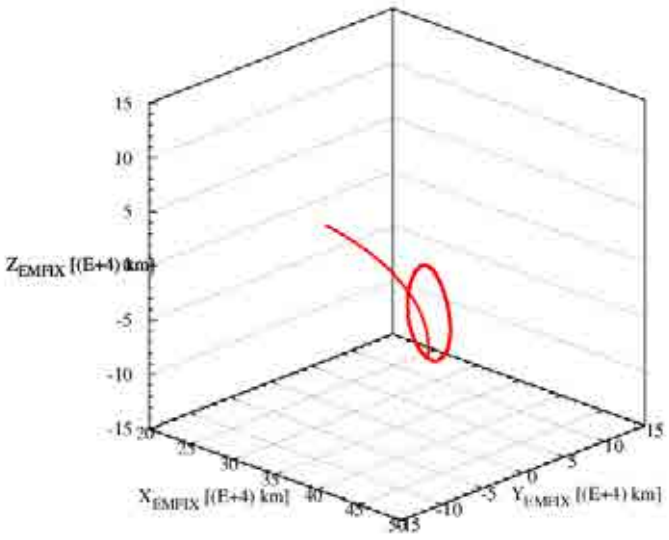


図 7.2-17 地球-月固定系で見た NRHO 投入点近傍の軌道図(3D)

EML2 周り Southern-NRHO の場合、NRHO は地球から見て時計回りに回転しているため、NRHO の遠月点付近を狙う方が軌道の動きとしては自然な投入となる。しかし、それでも NRHO への投入 ΔV は大きく、およそ 1,200 m/s に達する。表 7.2-5 に円制限三体問題で設計した NRHO 直接遷移軌道の主なパラメータをまとめる。

表 7.2-5 NRHO 直接遷移軌道例

項目		単位	値
LEO 出発 ΔV	ΔV_{DEP}	m/s	3139.5
NRHO 投入 ΔV	ΔV_{NRHOI}	m/s	1224.0
遷移期間	T	day	3.0

LEO 出発から考える場合、片道で総 ΔV 量が約 4,400 m/s であり、これを比推力 300 秒の比較的一般的な宇宙機推進系で実施した場合、単純計算で出発時総質量の約 78 %もの質量を推進剤に充てなければならない。飛行期間が 3 日程度(ΔV の増加を許容すればさらに短い期間でも遷移可能)と短い点は唯一の利点と言えるかもしれない。生命維持に必要な物品の緊急輸送が必要となる場合には、オプションになり得る可能性はある。

7.2.2.8.5. 間接遷移(月での Powered スイングバイ)

間接遷移軌道とは、月フライバイとほぼ同時に ΔV を実施する、すなわち Powered Lunar Swing-By を実施することで NRHO に接続する方法である。図 7.2-18～図 7.2-20 に遷移軌道例を示す。

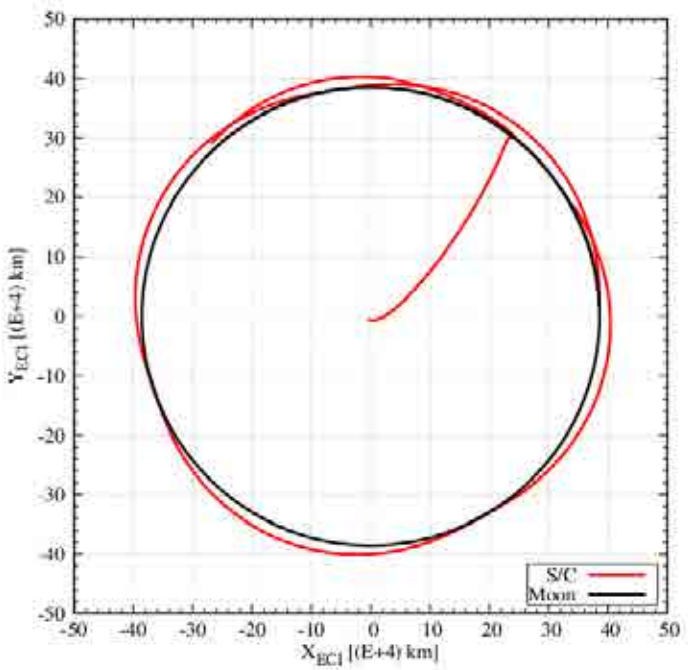


図 7.2-18 地球中心白道面基準慣性系で見た EML2-NRHO 間接遷移軌道の例

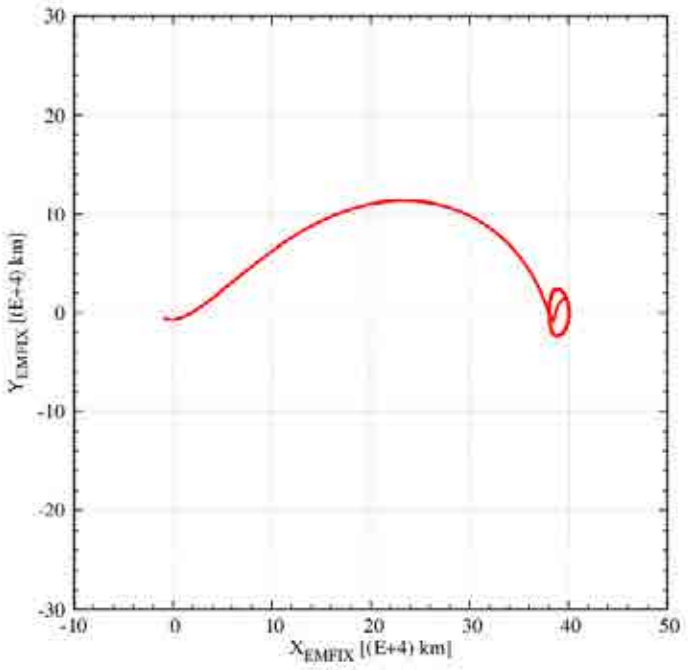


図 7.2-19 地球-月固定系で見た EML2-NRHO 間接遷移軌道の例

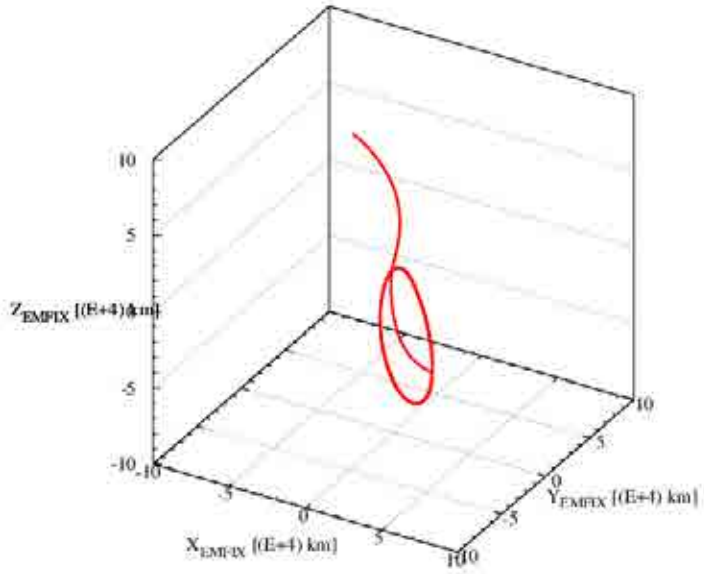


図 7.2-20 地球-月固定系で見た NRHO 投入点近傍の軌道図(3D)

表 7.2-6 EML2 Southern NRHO 間接遷移軌道例

項目		単位	値
LEO 出発 ΔV	ΔV_{DEP}	m/s	3035.3
PLSB ΔV	ΔV_{PLSB}	m/s	375.4
PLSB 高度	h_{PLSB}	km	8048.2
NRHO 投入 ΔV	ΔV_{NRHOI}	m/s	218.1
遷移期間	T	day	8.7

表から分かる通り、間接遷移軌道は、飛行期間が 1 週間程度と比較的短く、かつ ΔV が 600 m/s 程度(最近の検討では 400 m/s 台の例もある)と[10, 11]、直接遷移と比較して半分程度になることから、現時点で有人輸送としての Gateway へのノミナルの遷移方法と考えられている。

7.2.2.8.6. 低エネルギー遷移(Low-Energy Ballistic Lunar Transfer)

太陽・地球重力が同等程度に作用する弱境界領域(Weak Stability Boundary)や、月の重力アシストなど、自然に作用する力を利用して目標軌道に遷移する方法は、一般に低エネルギー軌道遷移と呼ばれている。表 7.2-4 で示した通り、本軌道遷移法は必要 ΔV を最小にできるため、Gateway への貨物輸送において有力なオプションとなり得る。本章では、直近の研究成果を参考に NRHO への低エネルギー遷移軌道を設計した[12-14]。地球から NRHO への、往路の軌道設計例を図 7.2-21～図 7.2-23 に示す。

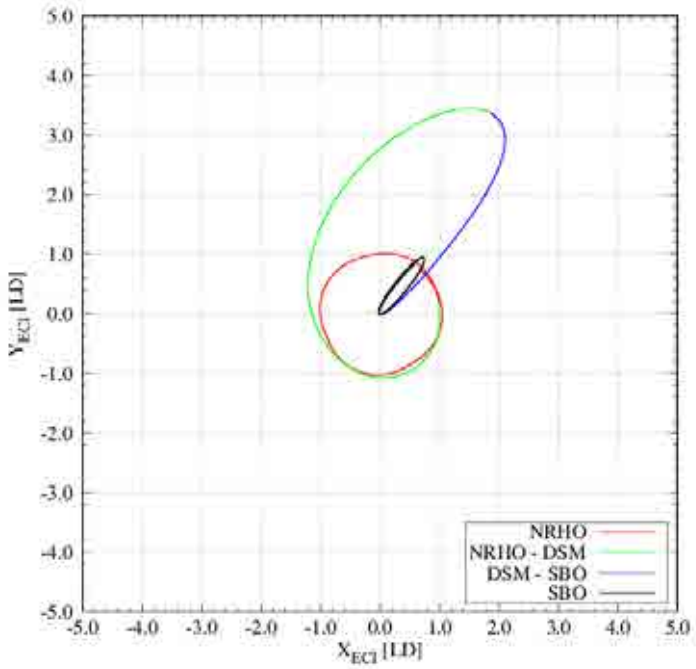


図 7.2-21 地球中心白道面基準慣性系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(往路)

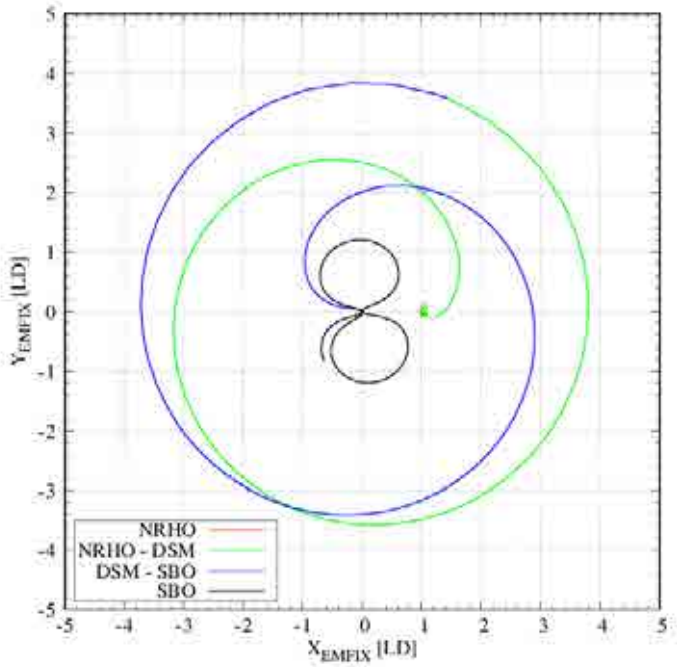


図 7.2-22 地球-月固定系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(往路)

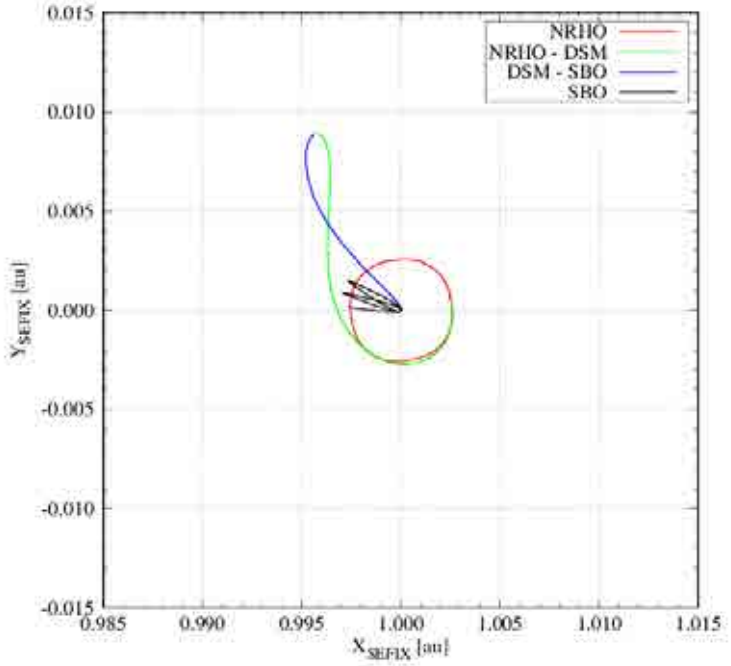


図 7.2-23 太陽-地球固定系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(往路)

図中の DSM とは、Deep Space Maneuver の略であり、図 7.2-21～図 7.2-23 では DSM はゼロとなっている。しかし、遠地点で DSM を含めることで飛行期間を短縮できる。

表 7.2-7 EML2 Southern NRHO 低エネルギー遷移軌道例(往路)

項目		単位	値
LEO 出発 ΔV	ΔV_{DEP}	m/s	3229.5
SBO 出発 ΔV	ΔV_{SBOD}	m/s	78.3
NRHO 投入 ΔV	ΔV_{NRHOI}	m/s	20.0
遷移期間	T	day	93.2

表 7.2-8 EML2 Southern NRHO 低エネルギー遷移軌道例(復路)

項目		単位	値
NRHO 出発 ΔV	ΔV_{NRHOD}	m/s	20.0
SBO 投入 ΔV	ΔV_{SBOI}	m/s	12.8
遷移期間	T	day	103.5

また、図中にある SBO は Stand-By Orbit の略であり、本解析において Service Module(SM)の待機軌道として想定している軌道である。ここでは遷移軌道との接続性を考慮し、月遷移軌道相当のフェージング軌道を SBO と定めている。また、SM を利用するコンセプトにおいては、往路だけでなく、NRHO から SBO への復路の軌道設計も必要になる。図 7.2-24~図 7.2-26 に復路の軌道例を示す。これらの軌道は、太陽-地球系円制限三体問題と地球-月系円制限三体問題を組み合わせた 4 体問題で設計した軌道である。表 7.2-7、表 7.2-8 に、往路及び復路における主要なパラメータ値をまとめる。

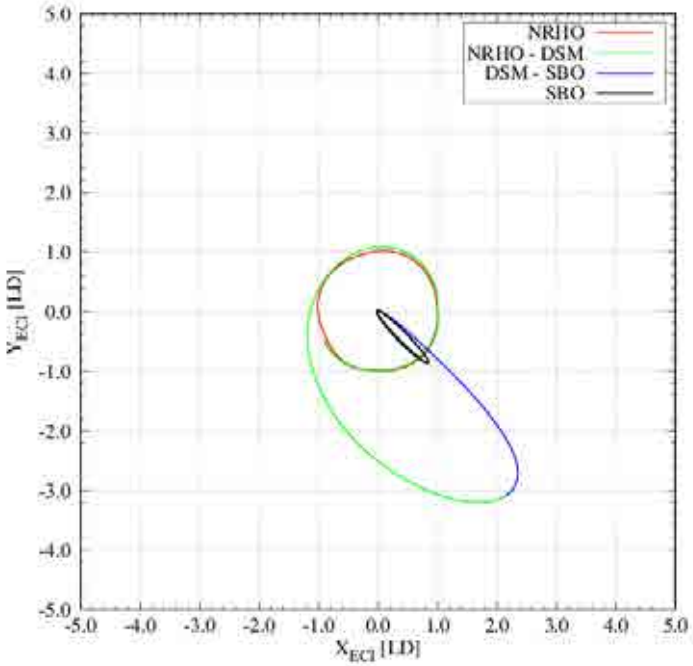


図 7.2-24 地球中心白道面基準慣性系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(復路)

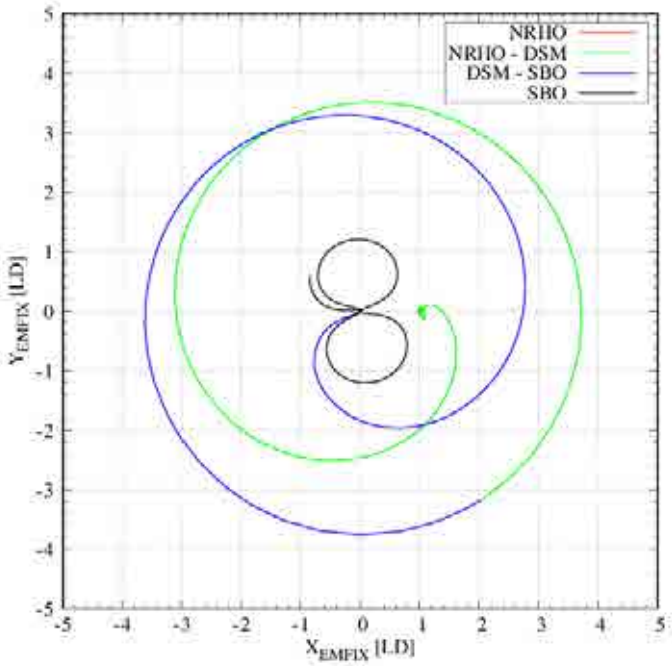


図 7.2-25 地球-月固定系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(復路)

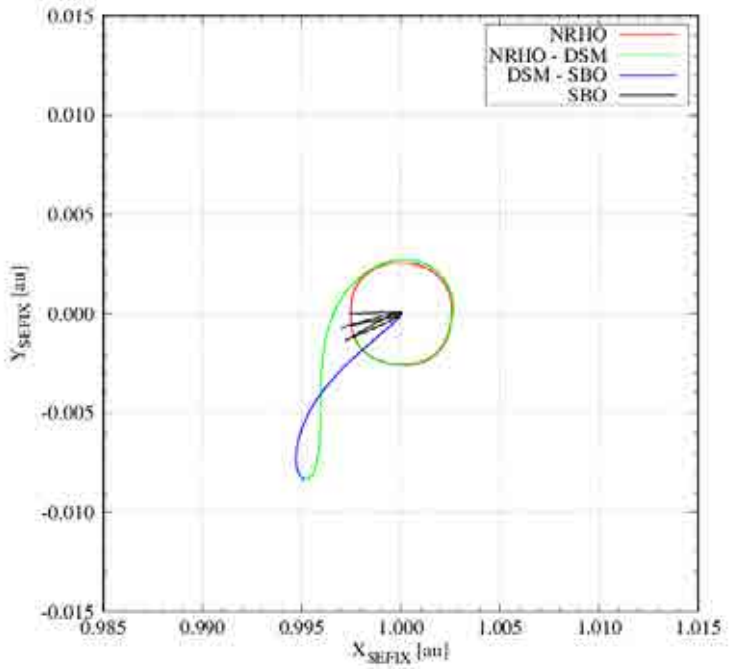


図 7.2-26 太陽-地球固定系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(復路)

低エネルギー遷移は、既述の通り消費 ΔV 量の観点では最適な軌道であるが、飛行期間が 4 ヶ月程度と、かなり長い期間を要する。一方、実際の貨物輸送を想定したとき、多少 ΔV を要しても飛行期間を短縮させたい、という状況もあり得るだろう。そのため、低エネルギー遷移軌道をベースに、DSM ΔV をどの程度飛行期間が短縮されるかを評価した。図 7.2-27、図 7.2-28 に例を示す。

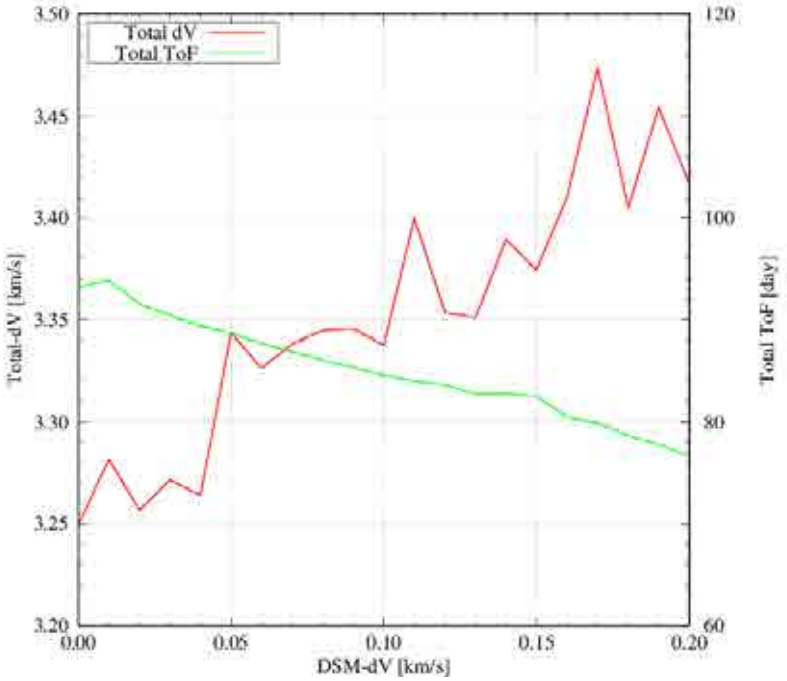


図 7.2-27 DSM-ΔV と飛行期間の相関(往路)

図 7.2-27 では、往路の遠地点で DSM を減速方向に実施した場合の例である。この解析例では、DSM が 0~20 m/s に増加することで、飛行期間が概ね 94 日から 76 日と、およそ半月ほど短縮することが分かる。

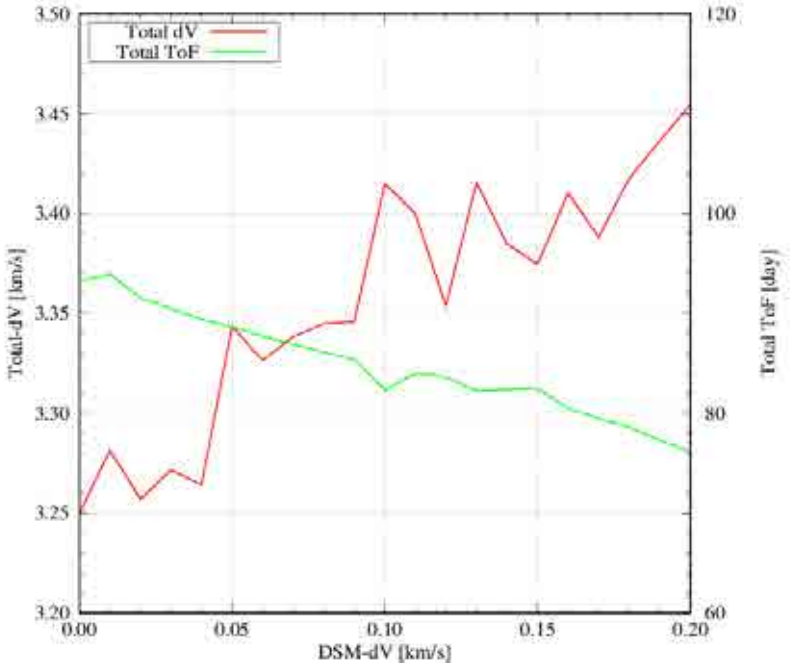


図 7.2-28 DSM-ΔV と飛行期間の相関(復路)

図 7.2-28 は復路の例であり、同様に遠地点で減速方向に DSM を印加している。復路においても、20 m/s の DSM で約半月程度の飛行期間の短縮が確認できる。

7.2.2.8.7. Electric Orbit Raising

地球周回のミッションと異なり大きな増速量を必要とする深宇宙ミッションでは、比推力の高い電気推進を用いることでペイロード質量を増加させるアイデアが古くから存在した。実際に静止軌道の保持制御に電気推進が用いられたのは 1968 年である。深宇宙ミッションへの適用としては、1999 年に打ち上げられた NASA の Deep Space 1 であり、Braille と Borrelly の二つの小惑星をフライバイした。また JAXA の宇宙科学研究所は 2003 年に小惑星探査機「はやぶさ」を打上げ、世界初の小惑星サンプルリターンに成功している。月ミッションへの適用としては、ESA が 2003 年に打ち上げた SMART-1 が最初かつ現時点で唯一の例であり、GTO から Electric Orbit Raising にて月軌道に達し、最終的に月周回軌道投入を果たしている。NRHO への遷移の観点では、本節で解説する EOR は、ロケットが投入する軌道エネルギーが低いため、地上から宇宙に持っていく質量が大きくなる。一方、その後の NRHO までの遷移に要する ΔV 量は 3,000 m/s を超えるオーダであり、通常の化学推進による遷移よりも大きな増速量を要するが、電気推進の比推力は、化学推進と比較して概ね一桁程度大きいため、必要とする推薬量は化学推進の場合の 20 %程度に収まることから、理論的には、最終的に NRHO に到達させる貨物量をもっとも大きくすることができる軌道遷移である。本節では、参考文献より月近傍への EOR 解析例を紹介する。図 7.2-29 に EML1 Halo 軌道への EOR 解析例を掲載する[15, 16]。

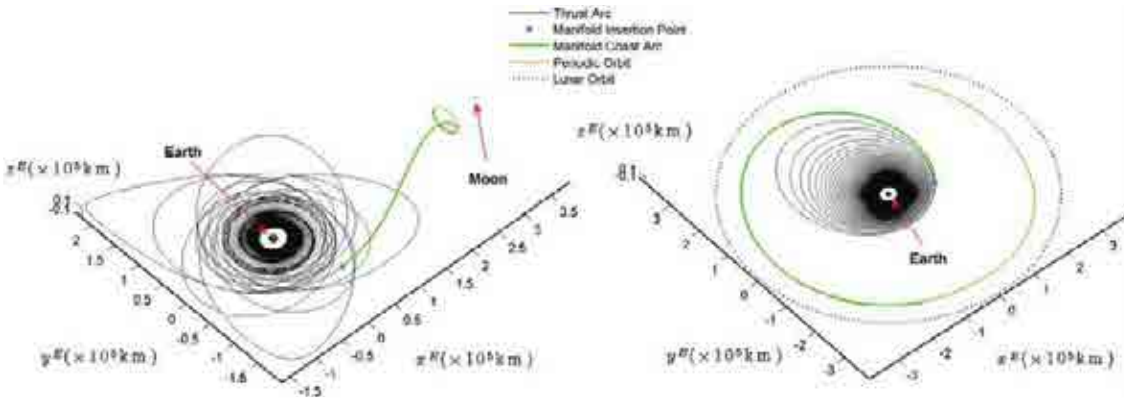


図 7.2-29 EML1 Halo 軌道への EOR 例 [Ozimek and Howell, 2010]

ここでは、地心距離 20,000 km の円軌道からの遷移例であり、目標軌道は Z 方向振幅 13,200 km の EML1 Halo 軌道である。主要なパラメータ値を表 7.2-9 にまとめる。

表 7.2-9 EML1 Halo 軌道 EOR 例

項目		単位	値
ΔV 量	ΔV	m/s	3020.0
飛行期間	T	day	182.8
最小推力	F_{min}	mN	28.2
最大推力	F_{max}	mN	673.4
平均推力	F_{ave}	mN	230.0
電気推進電力	P	kW	10.0
初期質量	m_0	kg	1500.0
最終質量	m_f	kg	1416.0

本解析例では、飛行期間が 180 日と、前節で解説した低エネルギー軌道遷移例よりも長い期間を要するが、目標軌道に投入される質量は初期質量の 94.4 %にも達する。現実に大きな質量を遷移させる場合は、強力な電気推進が必要であり、宇宙機システムの観点で成立するものとなるかどうかは評価する必要があるが、軌道力学の観点だけで言えば、本章で紹介した全ての軌道遷移オプションの中で貨物量を最大化できるオプションと言える。

7.2.2.8.8. Electric Delta-V Lunar Gravity Assist

最後のオプションとして、月重力アシストと電気推進を併用した遷移軌道の例を示す。この軌道遷移は、「はやぶさ」が実証した地球重力アシストと電気推進を併用した遷移法(EDV-EGA: Electric Delta-V Earth Gravity Assist)を月遷移に応用したものである[5]。「はやぶさ」の場合は、$C_3 \fallingdotseq 0$ 近傍で地球を脱出した後、電気推進を用いて軌道エネルギーを蓄積しつつ地球に再会合し、地球の重力アシストを利用して一気に軌道エネルギーを増大させる。一方、本節で示す軌道遷移では、まずロケットにより月遷移軌道に投入し、月の重力アシストを経た後、電気推進で月に対する C_3 を下げつつ月に再会合し、最終的に NRHO に投入する。同種の軌道遷移は NASA でも検討されている[6]。図 7.2-30、図 7.2-31 に軌道例を示す。ここでは、EML1 NRHO に投入している。また、この解析では、地球から月に遷移した後、月の重力影響圏(およそ 6.6 万 km)の位置を軌道の始点としている。

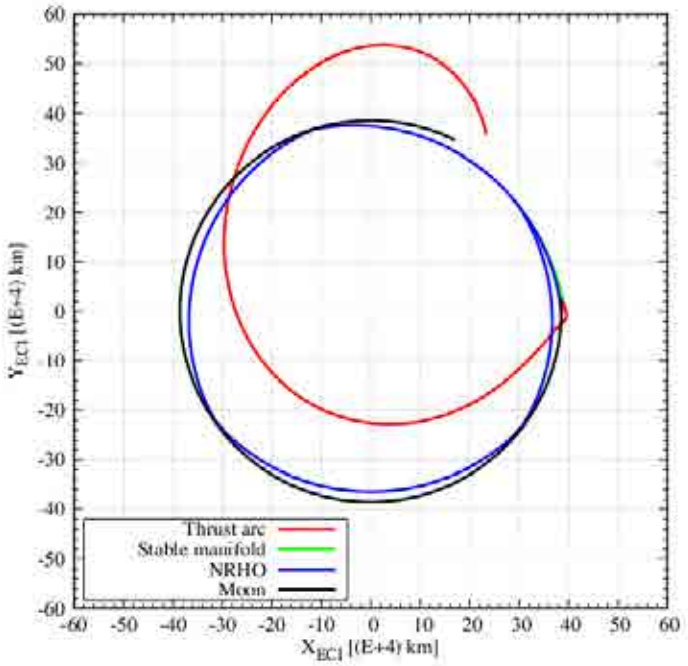


図 7.2-30 地球中心白道面基準慣性系で見た EML2-NRHO EDV-LGA 遷移軌道の例

表 7.2-10 に EDV-LGA 遷移における主要なパラメータ値をまとめる。

表 7.2-10 EML1 NRHO EDV-LGA 遷移例

項目		単位	値
ΔV 量	ΔV	m/s	375.9
無限遠速度効率	η_∞	day	-1.0
飛行期間	T	day	22.7
推力(固定)	F	mN	100.0
初期質量	m_0	kg	1000.0
最終質量	m_f	kg	987.6

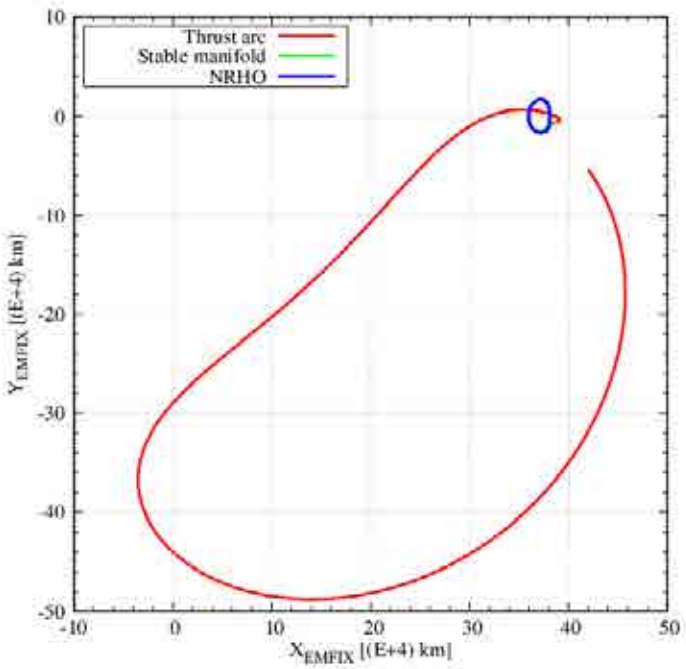


図 7.2-31 地球-月固定系で見た EML2-NRHO EDV-LGA 軌道の例

本軌道遷移の特色としては、飛行期間にある。今回の例では、飛行期間は 20 日程度である。また、ΔV 量が間接遷移軌道と概ね同等であり、かつ、比推力の高い電気推進を用いているため、消費推薬量の観点では質量効率は非常に高い。飛行期間に関しては、当然ながら電気推進の能力等に依存するが、低エネルギー遷移軌道と異なり、常に人為的な加速度を用いた動力航行であることから、飛行期間をある一定の範囲に収めることができると考えられる。この点は、実用ミッションの観点では有効な場合があると思われる。

7.2.3. 有人月離着陸機

7.2.3.1. 要旨

有人月離着陸機に対して、推薬と形態について下記のとおりのオプションを設定してそのサイジング検討を行った。

- 推薬は 3 種類（LOX/LH2、LOX/LCH4、ヒドラジン）とする。（サービスモジュールの推薬は、効率性を考慮し離着陸機と同一とした。）
- 形態オプションは、離着陸機の段数 3 種類（完全再使用：1 段式、離陸機再使用：2 段式、エンジン再使用：3 段式以上）、および Gateway⇔LLO 間のサービスモジュールの有無とした。

トレードオフ評価結果を以下の通り示す。

- 形態としては、サービスモジュールあり、離陸機とともに再使用するオプション(着陸機のみ使い捨て)を第一候補とする。（エンジン再使用方式も、全備質量および補給量としてはターゲットに含まれるが、軌道途中でのタンクドロップオフを行う必要性があるため、構造・機構が複雑になることから、不採択とした。）
- 推薬については、離着陸機性能（サイジング）の結果、LOX/LH2 を第一候補、LOX/LCH4 を第二候補とする。
- 高性能 MLI のタンク艤装実現性・熱設計については、推薬によらず必要な共通技術となるため、優先して研究を行う必要がある。
- 高性能 MLI は受動的な熱制御であり、推薬保管日数の制限が存在するため、冷媒循環・機械式コンプレッサなど能動的な推薬保存の研究も進めるべきである。
- 推薬充填は機体の再利用において必要な技術であるため、今後詳細検討を行う必要がある。
- 推薬としては LOX/LH2 のケースに限られるが、構造効率を 26%以下へ軽減し、水資源を用いた推薬生成プラントによる月面での推薬補給を想定すると、完全単段式・無補給の離着陸機について成立可能性がある。特に米国商業輸送を代表とする月輸送アーキテクチャの検討が活発化している状況ではあるが、その中でも未だ提示されていないコンセプトであるため、先行的な研究として我が国が着手することの意義は高い。

7.2.3.2. 月近傍・月面輸送に必要なΔV 量

月は地球の衛星であるため地球重力圏内に位置する。月の近傍拠点である Gateway は、軌道維持、通信・熱制御などの軌道条件、および月面探査や将来的な有人火星探査の拠点としての利活用性から軌道のトレードオフが実施された結果、地球-月系第 2 ラグランジュ点（EML2：Earth－Moon Lagrange Point2）周りの NRHO（Near Rectilinear Halo Orbit）への設置が予定されている。

NRHO 軌道はハロー軌道群に属する軌道であり、安定性が高い特徴がある。また、近月点高度がおよそ 4,000km 程度に対して、遠月点高度は約 70,000km と極上空を飛翔する長楕円軌道である。そのため、水氷が濃集している可能性があり、日照の観点等からも有人月面探査としての候補地点に挙げられる月極域、および月極域近傍からの可視性に長けている。

7.2.3.3. 有人月離着陸機検討における前提条件

有人月離着陸機の検討において前提となる基本的な要求を以下に示す。

- 搭乗クルー人数は、4 名とする。（Orion 搭乗人数が 4 名のため。）
- クルーの船内滞在期間は月面および往復航行期間で 3.5 日とする。
- クルーの居住容積は、NASA CR-1726 の要求により 4 人分で 13m3 とする。
- 搭載ペイロードは以下の合計として、4,300kg とする。(内訳は下記の通り)
  - クルー・および宇宙服は、4 名分を考慮して 600kg とする。
  - キャビン与圧部の質量は、1,300kg とする。
  - 消耗品は有人月面探査ミッション期間（42 地球日）における食料・水・空気・CO2 回収フィルタを含め 1,400kg とする。
  - 有人月面探査ミッションで使用する利用機材品は、1,000kg とする。

ΔV 生成量は以下とする。

- Gateway から月面到達に必要なΔV 量は、2,800m/s とする。
- 月面から Gateway に帰還するのに必要なΔV 量は、2,800m/s とする。
- Gateway から LLO（軌道高度 15km の円軌道）到達に必要なΔV 量は、750m/s とする。
- LLO（軌道高度 15km の円軌道）から月面到達に必要なΔV 量は、2,100m/s とする。
- 月面から LLO（軌道高度 15km の円軌道）到達に必要なΔV 量は、2,100m/s とする。
- LLO（軌道高度 15km の円軌道）から Gateway に帰還するのに必要なΔV 量は、750m/s とする。

エンジンごとの比推力は以下とする。

- LOX/LH2 の比推力　：450sec
- LOX/LCH4 の比推力　：370sec
- ヒドラジンの比推力　：320sec

ミッション要求	値	備考
搭乗クルー人数 [人]	4	
ミッション期間 [日]	3.5（片道）	
ΔV量 [m/s]	5,600（往復）	
与圧容積 [m3]	13	NASA CR 1726における滞在要求規定より
搭載ペイロード [ton]	4.3	クルー、宇宙服、消耗品（水・食料・空気）、実験品、およびクルー滞在環境の与圧キャビン部を含む

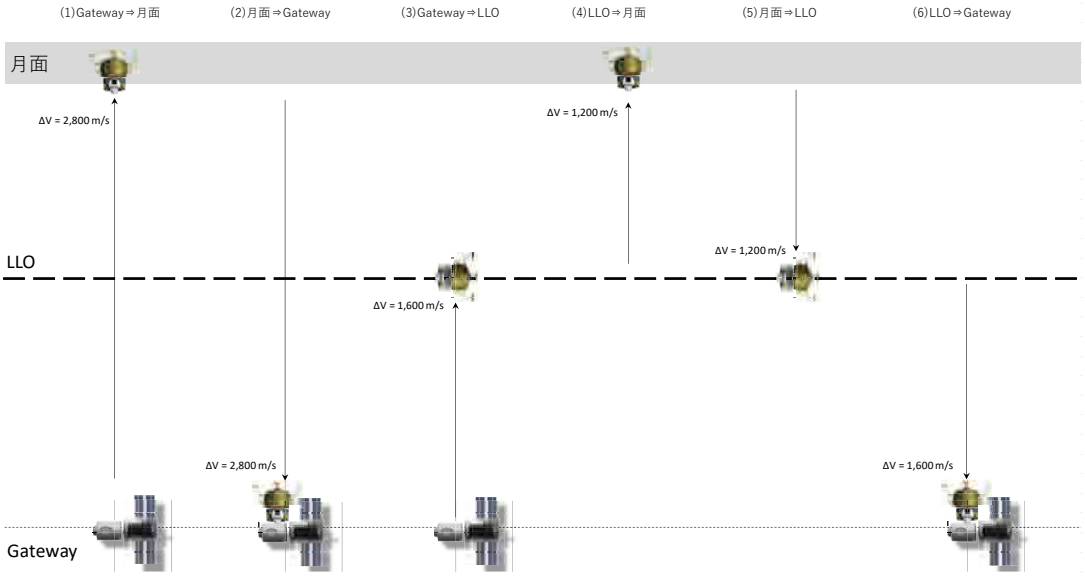


図 7.2-32　有人月離着陸機検討における前提条件

7.2.3.4. 推薬に応じた構造効率

有人月離着陸機のサイジング検討のために、用いる推薬毎の構造効率を検討した。

ヒドラジンの場合は、アポロ着陸船の実績から 18%と設定した。

LOX/LCH4 の場合は、これまで LOX/LCH4 エンジンをベースに検討を進めてきた HERACLES 着陸機検討結果（表 7.2-11 に示す）から 22%と設定した。

表 7.2-11 HERACLES における LOX/LCH4 を用いた際の構造効率検討結果

(2)LOX/LCH4のケース(HERACLES)				IA
推薬量				根拠
推薬総質量	5146	kg		
エンジン	酸化剤	1106	LOX	
	燃料	3646	LCH4	
RCS		382		
押しガス		12		
タンク質量	燃料	88	kg	
	酸化剤	110	kg	
RCSタンク		11	kg	
気蓄器		66		
タンク質量合計		275	kg	
熱制御				
MLI質量		68	kg	
推進系サイジング				
メインエンジン		175	kg	
RCS		158	kg	
艤装類(配管・バルブ・		96	kg	
推進系合計質量		429	kg	
構造系サイジング				
構造		538	kg	
着陸脚		189	kg	
結合機構		40	kg	
構造合計質量		767	kg	
アビオ				
アビオ		61	kg	
バスWet合計質量		6746		
バスDry合計質量		1600	kg	
構造効率		24%		

(2)LOX/LCH4のケース(HERACLES)				MHI
推薬量				根拠
推薬総質量	5282	kg		
エンジン	酸化剤		LOX	
	燃料		LCH4	
RCS		344		
押しガス		21		
タンク質量	燃料		kg	
	酸化剤		kg	
RCSタンク			kg	
気蓄器				
タンク質量合計		0	kg	
熱制御				
MLI質量		31	kg	
推進系サイジング				
メインエンジン			kg	
RCS		74	kg	
艤装類(配管・バルブ・ハーネス)			kg	
タンク			kg	
推進系合計質量		773	kg	
構造系サイジング				
構造			kg	
着陸脚			kg	
結合機構			kg	
構造合計質量		559	kg	
アビオ				
アビオ		229	kg	
バスWet合計質量		6874		
バスDry合計質量		1592	kg	
構造効率		23%		

LOX/LH2、LOX/LCH4 の構造効率算出には以下の表 7.2-12 に示す、タンクサイジングの概算見積もりも行って参考とした。

- SLS による Gateway への輸送質量の上限から、離着陸機の質量は全備 wet で 40ton とした。
- 離着陸で必要な増速量から、推薬量（燃料と酸化剤）を Isp に応じて算出した。
- バス系の dry 質量は以下の点を考慮して算出した。
  - タンク質量は、推薬量に対する必要なタンク容積から算出した。
  - 断熱材質量はタンク表面積に対して算出した。
  - HERACLES/LDE が 30kN のエンジンである。有人離着陸機の推進系には 100kN 級の推力が必要であることから、HERACLES の 3 倍の値とした。
  - HERACLES の全備質量は 8ton 程度である。有人離着陸機の全備質量が 40ton 規模であることから、構造系質量は HERACLES の 5 倍とした。

表 7.2-12 LOX/LH2、LOX/LCH4 の場合の構造効率検討結果

(1)LOX/LH2のケース

推薬量(※全備wet質量40トン規模と仮置き)				根拠
推薬総質量	30400	kg		
エンジン混合比	5	1		
質量	酸化剤	25333	LOX	
	燃料	5067	LH2	
タンクサイジング				
タンクシリンダ長	酸化剤	1.32		
	燃料	2.66		
タンク半径	酸化剤	1.55	m	
	燃料	2.18	m	
タンク容積	酸化剤	25.39	m3	
	燃料	82.72	m3	
タンク表面積	酸化剤	42.86	m2	
	燃料	95.87	m2	
チタン密度		4506.00	kg/m3	SP700(AMS4899)
タンク肉厚		0.007	m	
タンク質量	燃料	1352	kg	
	酸化剤	3024	kg	
RCSタンク		55	kg	右記より
タンク質量合計		4431	kg	
断熱材サイジング				
高性能MLI諸元		2.40	kg/m2	
MLI質量		333	kg	
推進系サイジング				
気蓄器		198	kg	右記より
メインエンジン		525	kg	右記より
RCS		474	kg	右記より
艤装類(配管・バルブ・ハーネス		300	kg	右記より
推進系合計質量		1497	kg	
構造系サイジング				
構造		2690	kg	右記より
着陸脚		945	kg	右記より
結合機構		200	kg	右記より
構造合計質量		3635	kg	
アビオサイジング				
アビオ		300	kg	右記より
バスDry合計質量		10196	kg	
構造効率		29%		全備Dry質量35.7tonより

(2)LOX/LCH4のケース

推薬量(※全備wet質量40トン規模と仮置き)				根拠
推薬総質量	28500	kg		
エンジン混合比	3.3	1		
質量	酸化剤	21872	LOX	
	燃料	6628	LCH4	
タンクサイジング				
タンクシリンダ長	酸化剤	1.00		
	燃料	1.00		
タンク半径	酸化剤	1.45	m	
	燃料	1.35	m	
タンク容積	酸化剤	19.19	m3	
	燃料	15.97	m3	
タンク表面積	酸化剤	35.32	m2	
	燃料	31.30	m2	
チタン密度		4506	kg/m3	SP700(AMS4899)
タンク肉厚		0.007	m	
タンク質量	燃料	1114	kg	
	酸化剤	987	kg	
RCSタンク		55	kg	HERACLES検討値の5倍
タンク質量合計		2156	kg	
断熱材サイジング				
高性能MLI諸元		2.40	kg/m2	Ball Aerospace社カタログより
MLI質量		160	kg	
推進系サイジング				
気蓄器		198	kg	HERACLES検討値の3倍
メインエンジン		525	kg	HERACLES検討値の3倍
RCS		474	kg	HERACLES検討値の3倍
艤装類(配管・バルブ・ハーネス		300	kg	HERACLES検討値の3倍
推進系合計質量		1497	kg	
構造系サイジング				
構造		2690	kg	HERACLES検討値の5倍
着陸脚		945	kg	HERACLES検討値の5倍
結合機構		200	kg	HERACLES検討値の5倍
構造合計質量		3635	kg	
アビオサイジング				
アビオ		300	kg	HERACLES検討値の5倍
バスDry合計質量		7748	kg	
構造効率		22%		全備Dry質量35.7tonより

7.2.3.5. 推薬に応じたボイルオフレート(Boil Off Rate: BOR)

BOR は高性能 MLI による受動熱制御方式(PTCS)の使用を前提に比較を行った。高性能 MLI は世界各国で研究開発が進められており、一意に値を設定するのは現時点(2019 年 3 月末)では困難である。従って、これまでの国外の販売商品、国内の研究開発を対象として複数の MLI 性能をパラメータとして、タンクサイジングを考慮に入れた BOR の評価を行った。結果を表 7.2-13 に示す。

消失割合は 1 年間推薬を保存した際に消失する推薬の値を、離着陸に必要な推薬量で割った値である。候補とした MLI に対する評価は下記のとおり。

- Ball 社 MLI カタログ値では、最も保存が難しい LH2 の消失割合は 100%であるが、有人離着陸機で必要とする LH2 量は凡そ 5 トンであるので、2 倍の 10 トン規模の質量を搭載することで実現が可能となる。有人離着陸機は全備 wet の上限を 40 トン規模と想定しているため、十分に受け入れ可能な追加質量と想定される。LCH4、LOX については～25%の増加量となる。この MLI は断熱性能について非常に良い値を示しているが、実艤装で性能を維持できるかについては、今後詳細に検討を行う必要がある。

- Ball 社 MLI の実物を購入し、試験評価した値では、最も保存が難しい LH2 について、消失割合は 188%である。これは、有人離着陸機で必要とする LH2 量の凡そ 5 トンの、約 3 倍の 15 トン規模の質量を搭載することで実現が可能となる。上述の①の評価結果よりは厳しいものの、有人離着陸機は全備 wet の上限を 40 トン規模と想定しているため、受け入れの可能性がある。LCH4、LOX については～30%の増加量となる。
- 国内研究中の MLI の最善値の場合は、最も保存が難しい LH2 の消失割合は 348%である。これは、有人離着陸機で必要とする LH2 量の凡そ 5 トンの、約 4.5 倍の 23 トン規模の質量を搭載することで実現が可能となる。これは、有人離着陸機は全備 wet の上限を 40 トン規模の半分以上を LH2 が占めることになり、またその大半が消失してしまうことを考えると実現性はない。LCH4 については～50%、LOX については～40%の増加量となる。

結果として、断熱材で達成可能な BOR は、LH2 については～0.3%/day、LCH4 は～0.07%/day、LOX は～0.06%/day と考えられる。

表 7.2-13 断熱材と極低温推薬のボイルオフレートに応じた消失量

項目	LH2		LCH4		LOX	
	BOR [%]	消失割合 [%]	BOR [%]	消失割合 [%]	BOR [%]	消失割合 [%]
①Ball 社カタログ	0.19	100	0.05	20	0.06	24
②Ball 社実物	0.29	188	0.07	29	0.06	24
③JAXA 先導最善	0.41	348	0.11	49	0.09	39
④JAXA 先導最悪	1.42	18,397	0.37	288	0.31	211

7.2.3.6. 有人離着陸機のコンフィギュレーションオプション

有人離着陸機のコンフィギュレーションについて、再利用性の観点からオプションを検討した。そのオプションのコンセプトを以下に示す。また、概要を図 7.2-33 に示す。

（参考）完全使い捨て型（いわゆるアポロ方式）

- 毎回のミッションで地球から輸送する質量は同じである。
- 月面、または Gateway で機体の投棄が必要である。

① サービスモジュール無し、完全再使用型の離着陸機方式

- 2 回目以降のミッションでは、推薬のみの補給で良い。
- 機体の投棄が不要で、Gateway で離着陸機への推薬充填が必要である。

② サービスモジュール無し、離陸機（または離陸機を含む部分体）を再使用する方式

- 2 回目の以降のミッションでは、推薬と着陸機のみの輸送で良い。
- 月面で機体の投棄、および Gateway で離陸機への推薬充填、着陸機との結合が必要である。

③ サービスモジュール無し、エンジンを再使用する方式

- 2 回目の以降のミッションでは、推薬・タンクと離陸機のみの輸送で良い。
- 月面で機体の投棄、および Gateway で離陸機への推薬充填、タンクの結合が必要である。
- エンジン、推進系統は再利用できるため、製造性におけるインパクトは小さく、かつ実績のあるヒドラジンを推薬として利用可能と想定される。

④ サービスモジュール有り、完全再使用型の離着陸機方式

- サービスモジュールにより、離着陸機のサイジングを小さくすることができる。
- 2 回目以降のミッションでは、推薬のみの補給で良い。
- 機体の投棄が不要で、Gateway で離着陸機への推薬充填が必要である。

⑤　サービスモジュール有り、離陸機（または離陸機を含む部分体）を再使用する方式

- サービスモジュールにより、離着陸機のサイジングを小さくすることができる。
- 2 回目の以降のミッションでは、推薬と着陸機のみの輸送で良い。
- 月面で機体の投棄、および Gateway で離陸機への推薬充填、着陸機との結合が必要である。

⑥　サービスモジュール有り、エンジンを再使用する方式

- サービスモジュールにより、離着陸機のサイジングを小さくすることができる。
- 2 回目の以降のミッションでは、推薬・タンクと離陸機のみの輸送で良い。
- 月面で機体の投棄、および Gateway で離陸機への推薬充填、タンクの結合が必要である。
- エンジン、推進系統は再利用できるため、製造性におけるインパクトは小さく、かつ実績のあるヒドラジンを推薬として利用可能と想定される。

⑦　月面での資源利用を想定する場合は、以下の点が変更となる。（詳細は 7.2.5 で記述する。）

- 月面での推薬プラントの事前カーゴ便での輸送、推薬プラントの月面での事前稼働による推薬の生成が必要である。
- 推薬の充填場所が月面となる。
- 完全再使用型の離着陸機では、2 回目以降のミッションでは地球からの推薬輸送が無くなる。

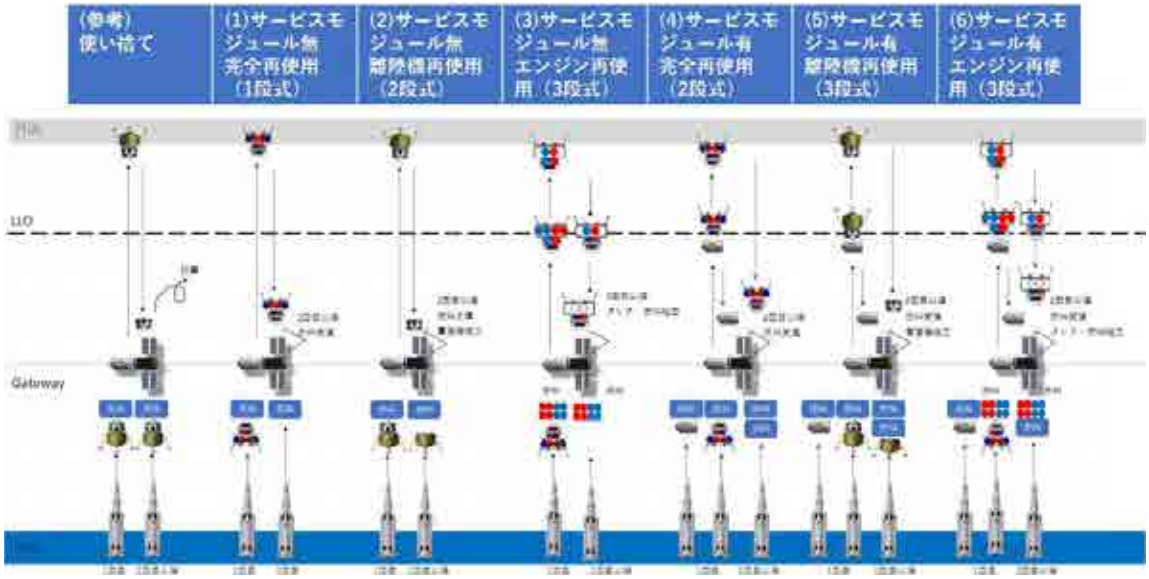


図 7.2-33 有人月離着陸機のコンフィギュレーションのオプション

7.2.3.7. 国際動向

有人月離着陸機に関する国際動向(一部無人機を含む)について以下の図に整理する。本書執筆時点(2019 年 6 月)で、特に米国の進める Artemis 計画により、有人月着陸についての検討加速が行われている。また、有人月離着陸機に対する推進系の種類、およびコンフィギュレーションのオプションにおける動向は多様化されている状況である。今後は主に推進系への酸化剤・燃料としての利用が想定される資源利用技術と並行して、有人月離着陸機の国際動向を確認し、シナリオに反映すると共に、遂行における主要マイルストーン点(特に、推進系の種類、再利用オプションの範囲)での決定を注意深く行う必要がある。

米国は半世紀前にアポロ計画にて、人類史上唯一の有人月離着陸機の実績を有する。月近傍拠点 Gateway の開発進捗を受け、近年では商業パートナを中心とした開発プログラムを推進している。

- CLPS は、2018 年より開始され、9 社が選定されている。(そのうち 3 社が選定され、次フェーズへと進んでいる。)2019 年に小型、2022 年に中型、2026 年に有人仕様を見据えた拡張型の月着陸機を着陸させる計画である。
- Next STEP-2E(第 2 次課題 E 番)にて、有人・再使用型の月離着陸機におけるスタディ(研究開発、リスク低減、および実証)の RFP が発出されている。
- 産業界独自の検討としては、Blue Moon(Blue Origin 社)、Lunar Lander(Lockheed Martin 社)が発表されている。輸送能力、環境制御系との系統統一性から、燃料・酸化剤として LOX/LH2 の採用、および再利用を検討している。輸送規模は SLS1B 単体で

の Gateway 輸送質量（約 40ton）から逸脱しており、今後の軽量化検討、および複数商業輸送機での Gateway への輸送と軌道上組立作業が想定される。また、燃料・酸化剤として LOX/LH2 の採用を検討していることから、将来的には月面の水を用いた資源利用による燃料充填を想定している。

- メタンエンジンによる輸送機開発を進める SpaceX 社は現在のところ、Next STEP-2E への提案を行う姿勢を見せている。火星への有人移住を見据えた大型のメタンエンジン（~2,000kN）の開発を進めていることから、このエンジンを活用する方針であると想定される。

欧州は有人仕様の月離着陸機の事前実証として、日欧加の国際協力による HERACLES ミッションを 2026 年以降の打ち上げを目標に検討している。再利用は一部（離陸機）に限られる。着陸機の推進系は輸送能力からメタンエンジン、また離陸機の推進系は実績に対する信頼度からヒドラジンが第一候補である。

中国、インドを初めとする新興国は、有人月離着陸機の構想案の発表はないものの、確実に無人機による月探査・着陸を進めており、今後の動向には注意が必要である。

- 中国は 2019 年初頭に嫦娥 4 号にて月の裏側への着陸を実施した。また、嫦娥 5 号では月面からのサンプルリターンを計画している。
- インドは、チャンドラヤーン 2 号により 2019 年中の月への着陸を計画している。

表 7.2-14 有人月離着陸機に関する国際動向（一部無人機を含む）

	米国					欧州	（参考）中国	（参考）インド
	アポロ	CLPS	Grey Dragon	Blue Moon	Lunar Lander			
推進系	ヒドラジン	ヒドラジン	LOX/LCH4（TBC）	LOX/LH2	LOX/LH2	N2H4 LOX/CH4	TBD	TBD
ΔV性能 [m/s]	4,720	TBD	TBD	TBD	5,000	5,800	TBD	TBD
クルー人数 [人]	2	N/A	～10（TBC）	TBD	4	4	N/A	N/A
ペイロード質量（クルー含む）[ton]	2.0	~0.3	TBD	4.5	3.5（TBD）	TBD	~0.2	TBD
月面滞在期間 [days]	~3	TBD	TBD	TBD	28	42	~365	TBD
推力 [kN]	45	TBD	2,000（TBC）	49/engine	TBD	~90	TBD	TBD
全備質量 [ton]	15.0	~0.5	TBD	TBD	62.0	35.0	~2.6	~3.9
燃料質量 [ton]	10.6	TBD	TBD	TBD	40	TBD	TBD	TBD
構造効率 [%]	18.0	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD
機体段数 [段]	2	~2	TBD	TBD	1	2	1	TBD
再利用性	無し	TBD	再使用（TBC）	TBD	再使用	着陸機	無し	TBD
打上（予定）年	1969	2019	2023～	2024	TBD	TBD	2018	2019
主対応メーカ等	NRO	Moonexpress Astrobotic 他9社	SpaceX	Blue Origin	Lockheed Martin	独Airbusをはじめとするケーパブル	LH2 CH4 engineは開発中	月面の自力ミッションできるのは、初期ミッションのみ
主要図								TBD

7.2.3.8. 推薬保存方式の検討

推薬の保存方式について以下に記す。前節にて、高性能 MLI を用いた受動断熱方式についての評価を実施した結果、Gateway 上で待機している際の BOR は、LH2 については～0.3%/day、LCH4 は～0.07%/day、LOX は～0.06%/day 程度であることが示された。

推薬保存のための手段としては、パッシブ方式（断熱材）だけでなくアクティブ方式（冷却方式）もある。しかし、Gateway から月への遷移期間は短く一方で、飛行中にアクティブ方式の保存を行うと大電力の生成が必要となるため、離着陸機の質量インパクトが大きいと考えられることから、アクティブな冷却システムは離着陸機には搭載せず、アクティブな冷却システムを採用する場合には Gateway に設置することを想定する。

表 7.2-15 推薬保存方式の検討

方式	(1)高性能MLI			(2)機械式冷凍機*1			(3) 冷媒循環*1		
概要	高性能MLIで推薬タンクを覆う方式			機械式冷凍機（断熱膨張を行うためのピストン・コンプレッサ）で冷却する方式			冷媒循環により冷却する方式		
推進系種類	LOX/LH2	LCH4/LOX	ヒドラジン	LOX/LH2	LCH4/LOX	ヒドラジン	LOX/LH2	LCH4/LOX	ヒドラジン
ペイロード[ton]	4.3（前提条件より）								
段数	1段	2段	多段						
推薬量[ton]	28.7	28.5	29.6	28.7	28.5	29.6	28.7	28.5	29.6
BOR[%]	LH2:0.19 LOX:0.08	LCH4:0.09 LOX:0.08	0	検討中					
BOR消失量[ton]	25.6	10.5	0						
必要な装備品	△MLIのみ		○無し	△駆動のための電力が必要*2		○無し	△循環とポンプ駆動のための電力が必要*2		○無し
軌道上制約			○無し	△電力が必要*2		○無し	△電力が必要*2		○無し
月面活動・資源利用への拡張性	△蒸発対策で有効		×無し	△資源利用の液化サイクルで有効		×無し	△資源利用の液化サイクルで有効		×無し
サイジング[ton]	○熱計算に含む		0	検討中					
サイジング[kW]	0	0	0						

*1) 機械式冷凍機、冷媒循環方式は高性能MLI対策に追加で実施した場合を想定している。
*2) 大電力が必要になる場合は、Gateway PPEが軌道変更しない際の電力を賄がうことを想定する。
（追加の太陽電池等は設けない。）

7.2.3.9. 有人月離着陸機の推薬充填方式検討結果

推薬の充填方式について以下に記す。推薬充填に必要な設備は、離着陸機とのタンク I/F 点で整合を図る必要があるものの、直接離着陸機に搭載されるものではない。整備される場合は Gateway、または月面に設置される。従って、離着陸機自体のサイジングには関連しない。

以下 2 つの方式を想定して、系統図・必要となる設備類の概要を示す。各方式における追加で必要な備品のサイジング（質量・電力）の詳細検討を行った上で、総合的なトレードオフ項目に反映する必要がある。

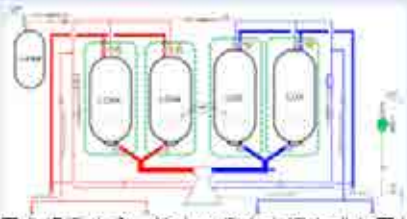
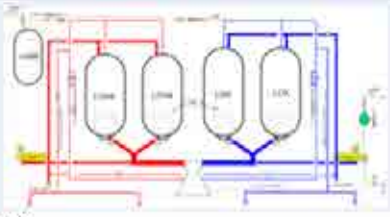
① タンクカートリッジ充填方式

- 推薬が充填されたタンク毎交換を行う方式である。
- タンクを封止するための追加のバルブが必要となる。インターフェース箇所が増加するため、システムの複雑化を招き、地上充填作業の工数も多く必要となる可能性がある。
- 結合部は EFU 結合で実績のある、機構部と流体 QD の活用が想定される。
- 小分けタンクとなるため充填効率は悪いが、形態は離着陸機に搭載されるタンクで統一される。

② インレット充填方式

- タンクにディスペンサーを勘合させ、差圧を利用して推薬を充填する方式である。
- 充填のための機材として、圧縮機、蓄圧機、プレクーラ、ディスペンサーが必要となる。
- 結合部は充填用のディスペンサーと充填ラインが必要となり、地上の FCV 車の充填方式と同様である。
- 大型のタンク構成となるため充填効率は良いが、離着陸機に搭載されるタンクとは異なる形態が必要となる。

表 7.2-16 推薬充填方式の検討

方式		タンクカートリッジ充填*1			インレット推薬充填*2		
概要		・推薬（燃料、酸化剤）が充填されたタンクカートリッジを輸送し、タンク毎交換する。 ・気着機も同様手法を想定する。			・空になった離着陸機のタンクにディスペンサーを勘合させ、推薬（燃料・酸化剤）を充填する。 ・気着機も同様手法を想定する。		
推進系種類		LH2/LO2	LCH4/LOX	ヒドラジン	LH2/LO2	LCH4/LOX	ヒドラジン
軌道上の条件	軌道上制約	×要冷却	△要冷却	○不要	×要冷却	△要冷却	○不要
	タンク構成	・小分けタンク構成となるため充填効率は悪い。 ・離着陸機搭載タンクと同じ構成である。			・大型タンク構成となるため充填効率は良い。 ・離着陸機搭載タンクと構成が異なる。		
	他に必要な装備品	・タンクを封止する追加バルブが必要となるためI/Fが複雑である。 ・結合メカ（QDと充填ライン）（EFU（船外結合機構）と同方式である。）			・圧縮機、蓄圧機（押しガス、コンプレッサ等）		
地上、打上げ前作業性		×打上げ直前の充填と、循環冷却が必要	△打上げ直前の充填と、循環冷却が必要	△漏えい対策、射点での緊急排出と防護服作業が必要	×打上げ直前の充填と、循環冷却が必要	△打上げ直前の充填と、循環冷却が必要	△漏えい対策、射点での緊急排出と防護服作業が必要
月面活動・資源利用への拡張性		・与圧ローバ、月面拠点のシステム仕様による。 △・資源利用では生成した推薬の着陸機への充填ではインレット充填方式が想定されるため、効率が悪い。（ただし、地上実績はある。）			・与圧ローバ、月面拠点のシステム仕様による。*1 ○・資源利用での推薬充填方式と同じ方式となるため効率が良い。		
系統図							

*1) 与圧ローバで技術活用を想定する、地上FC車の充填方式と同じである。

7.2.3.10. 有人月離着陸機のサイジング検討結果

トレードオフ検討を行う際のケースは以下の組み合わせの 18 通りとする。（3*3*2=18 通り）

- 推薬として、LOX/LH2、LOX/LCH4、ヒドラジンの 3 種。
- コンフィギュレーションのオプションは一体型（完全再使用）、離陸機再使用、エンジン再使用の 3 種類。
- Gateway⇔LLO 間のサービスモジュールの有無。

前提条件は以下とする。

- 推薬タンクにはパッシブな断熱材として高性能 MLI を採用する。（前節までの検討を参照のこと。）
  - LH2 の BOR : ～0.3% / day
  - CH4 の BOR : ～0.07% / day
  - LOX の BOR : ～0.06% / day
- 緊急時対応想定し、Gateway での保存期間は 365 日とする。
- クルーキャビン部の質量は、4.3ton とする。
- Gateway⇔月面間のΔV 量（片道）は 2,800m/s とする。
- Gateway⇔LLO 間のΔV 量（片道）は 750m/s とする。

サービスモジュールの有無についての見解を以下に示す。

- 地上からの打ち上げロケットと同様に、軌道遷移に必要な推薬消費後は不要段を分離する効率的な運用が可能となるため、推薬に寄らず 1 回のミッション当たりの補給量が削減可能である。
- 分離後のサービスモジュールは再利用することを想定しており、推薬の補給量削減以外に、機体の再利用性の観点からも補給量削減が可能である。
- 離着陸機に対するΔV 要求が低減されるため、離着陸機のサイジング条件が緩和される。LLO における分離機構などの要求は追加となるが、打ち上げ機の選択オプションも拡大するため、運用性の向上が期待される。
- サービスモジュールを用いることで、離着陸機自体の完全再使用（単段式）について推薬に寄らず成立するケースがある。
- 米国の有人離着陸機に関する BAA においてもサービスモジュールを用いる運用シナリオが示されている。
- 以上の観点から、サービスモジュールを用いる方式が第一候補となる。

表 7.2-17 サービスモジュールの有無における比較

LH2/LOX

推薬種類	LOX/LH2					
SMの有無	SM無			SM有		
段数	1段	2段	3段	2段	3段	3段
再利用性	完全再使用	離陸機再使用	エンジン再使用	完全再使用	離陸機再使用	エンジン再使用
離着陸機質量（wet）	成立しない	39.7	37.1	47.6	23.8	22.8
離着陸機質量（dry）	成立しない	10.6	9.8	13.0	5.8	5.6
SM質量（wet）	N/A	N/A	N/A	27.8	13.9	13.3
SM質量（dry）	N/A	N/A	N/A	8.3	4.2	4.0
総推薬量	成立しない	24.8	23.0	49.7	23.3	22.3
再利用部質量	成立しない	2.6	1.5	21.3	6.8	4.8
BOR消失量	成立しない	12.8	11.9	25.8	12.1	11.6
補給量	成立しない	45.6	43.2	75.5	38.6	38.6

LCH4/LOX

推薬種類	LOX/LCH4					
SMの有無	SM無			SM有		
段数	1段	2段	3段	2段	3段	3段
再利用性	完全再使用	離陸機再使用	エンジン再使用	完全再使用	離陸機再使用	エンジン再使用
離着陸機質量（wet）	成立しない	53.6	50.4	77.1	29.9	28.6
離着陸機質量（dry）	成立しない	12.3	11.5	18.2	6.4	6.1
SM質量（wet）	N/A	N/A	N/A	52.7	20.4	19.6
SM質量（dry）	N/A	N/A	N/A	13.2	5.1	4.9
総推薬量	成立しない	37.0	34.6	94.1	34.5	32.9
再利用部質量	成立しない	2.7	1.7	31.4	7.8	5.8
BOR消失量	成立しない	9.5	8.9	24.0	8.9	8.3
補給量	成立しない	56.1	53.3	118.1	47.1	46.4

ヒドラジン

推薬種類	ヒドラジン					
SMの有無	SM無			SM有		
段数	1段	2段	3段	2段	3段	3段
再利用性	完全再使用	離陸機再使用	エンジン再使用	完全再使用	離陸機再使用	エンジン再使用
離着陸機質量（wet）	成立しない	54.7	52.2	58.0	30.9	29.9
離着陸機質量（dry）	成立しない	9.1	8.6	9.7	4.8	4.6
SM質量（wet）	N/A	N/A	N/A	39.9	21.2	20.5
SM質量（dry）	N/A	N/A	N/A	7.2	3.8	3.7
総推薬量	成立しない	41.3	39.3	76.8	39.2	37.8
再利用部質量	成立しない	2.0	1.3	16.8	5.8	4.4
BOR消失量	成立しない	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
補給量	成立しない	48.4	46.6	76.8	42.0	41.7

- 再使用オプションのケース（完全再使用、離陸機再使用、エンジン再使用）における見解を以下に示す。

  - サービスモジュールを用いることで、離着陸機自体の完全再使用（単段式）について推薬に寄らず成立する。但し、サービスモジュールの有無に依存することから、完全再使用型の離着陸機は単体での運用性についてはロバスト性が低い。
  - 軌道遷移に必要な推薬消費後は不要段を分離しない非効率な運用となるため、推薬に寄らず 1 回のミッション当たりの全備の質量が増加する。（最も Isp が高い LOX/LCH4 においても、全備質量は 47ton 以上となるため、SLS1 機での Gateway 搬送質量を超過する。完全再使用型の離着陸機の再利用性は高くなるが、上記の全備質量が増加する理由から優先順位は高くはならない。）
  - 離陸機再使用、またはエンジン再使用の方式に寄らず、分離方式（着陸段の月面での廃棄）を想定することで、推薬に寄らず離着陸機本体のサイジングは 30ton 程度で成立するケースがある。
  - 離陸機再使用の方式よりも、エンジン再利用の方式の方が総じてサイジングインパクトが小さい。但し、複数の分離機構を設けることにおいて信頼性の確保が必要になることが想定されるため、離陸機再使用の場合に比べて構造効率の増加（輸送質量の減少）が将来的なデメリットとして想定される。
  - エンジン再利用の方式については、帰還時の LLO において不要タンクの廃棄を想定している。不要タンクは月周回デブリとなることが想定されるため、環境への配慮も将来的なデメリットとして想定される。
  - 以上の観点から、離着陸機の完全再使用よりも、部分的な再使用を行う方式が第一候補となる。但し、再利用の範囲・程度においては、詳細なシステム検討を実施して判断する必要がある。

表 7.2-18 再使用オプションのケースにおける比較

LH2/LOX

推薬種類				
SMの有無	SM有			
段数	2段	3段	3段	
再利用性	完全再使用	離陸機再使用	エンジン再使用	
離着陸機質量（wet）	47.6	23.8	22.8	
離着陸機質量（dry）	13.0	5.8	5.6	
SM質量（wet）	27.8	13.9	13.3	
SM質量（dry）	8.3	4.2	4.0	
総推薬量	49.7	23.3	22.3	
再利用部質量	21.3	6.8	4.8	
BOR消失量	25.8	12.1	11.6	
補給量	75.5	38.6	38.6	

LCH4/LOX

推薬種類				
SMの有無	SM有			
段数	2段	3段	3段	
再利用性	完全再使用	離陸機再使用	エンジン再使用	
離着陸機質量（wet）	77.1	29.9	28.6	
離着陸機質量（dry）	18.2	6.4	6.1	
SM質量（wet）	52.7	20.4	19.6	
SM質量（dry）	13.2	5.1	4.9	
総推薬量	94.1	34.5	32.9	
再利用部質量	31.4	7.8	5.8	
BOR消失量	24.0	8.9	8.3	
補給量	118.1	47.1	46.4	

ヒドラジン

推薬種類				
SMの有無	SM有			
段数	2段	3段	3段	
再利用性	完全再使用	離陸機再使用	エンジン再使用	
離着陸機質量（wet）	58.0	30.9	29.9	
離着陸機質量（dry）	9.7	4.8	4.6	
SM質量（wet）	39.9	21.2	20.5	
SM質量（dry）	7.2	3.8	3.7	
総推薬量	76.8	39.2	37.8	
再利用部質量	16.8	5.8	4.4	
BOR消失量	0.0	0.0	0.0	
補給量	76.8	42.0	41.7	

- 推薬（LH2/LOX、LCH4/LOX、ヒドラジン）における見解を以下に示す。

  - 推薬タンクにはパッシブな断熱材として高性能 MLI を採用する。これにより、推薬の消失量は LH2/LOX が最も大きい（～12ton 程度）が、これを補う比推力の高さから補給量は最も小さくなる。

    - ✧ LH2 の BOR : ～0.3% / day
    - ✧ CH4 の BOR : ～0.07% / day
    - ✧ LOX の BOR : ～0.06% / day

  - 上記の一方で、高性能 MLI の TRL は未だ低く、特に断熱材厚み方向における性能に限らず、タンク表面への艤装実現性等の観点で、今後の詳細検討が必要である。高性能 MLI の性能目標値の範囲において、LH2 は軌道遷移に必要な推薬量の～4.5 倍が必要となる見積もりが得られており、不確定性が大きい。（ボイルオフレートが 1%以上ではさらに数百倍が必要となる。これに対して、LCH4 は～50%が追加で必要となる見積もりが得られており、ロバスト性が高い。

  - ヒドラジンはボイルオフによる消失は発生しないことから、今回の検討における保存性の観点では最も良い。（上記のボイルオフレートを想定した時の、補給質量では、LOX/LH2 に次いで小さい。一方、将来の資源利用（月の水氷、火星の水氷や CO2 の大気）を想定すると、拡張が可能なアーキテクチャとは言えない。）

  以上の観点から、推薬については引き続き検討を行う必要がある。

  - ✧ サービスモジュール方式、部分再使用のうち離着陸機を対象とする方式を第一候補とする。
  - ✧ 推薬については、離着陸機性能（サイジング）、将来の資源利用、ボイルオフレートに対するロバスト性の観点から、LOX/LH2 を第一候補、LCH4/LOX を第二候補とする。
  - ✧ 高性能 MLI のタンク艤装実現性・熱設計については、LH2/LCH4 の推薬に寄らず必要な共通技術となるため、最も実現性における検討の優先順位が高い。
  - ✧ サービスモジュールを用いることで、ヒドラジンを用いた離着陸機もサイジングで対象となる。保存に対するボイルオフ課題の影響を受けないため、コンティンジェンシー時対応等の利便性（月面有人活動に対する救援船としての配備）は今後必要であると想定されるため、引き続きシステム実現性の検討を行う。

表 7.2-19 推薬オプションのケースにおける比較

離陸機再使用のケース

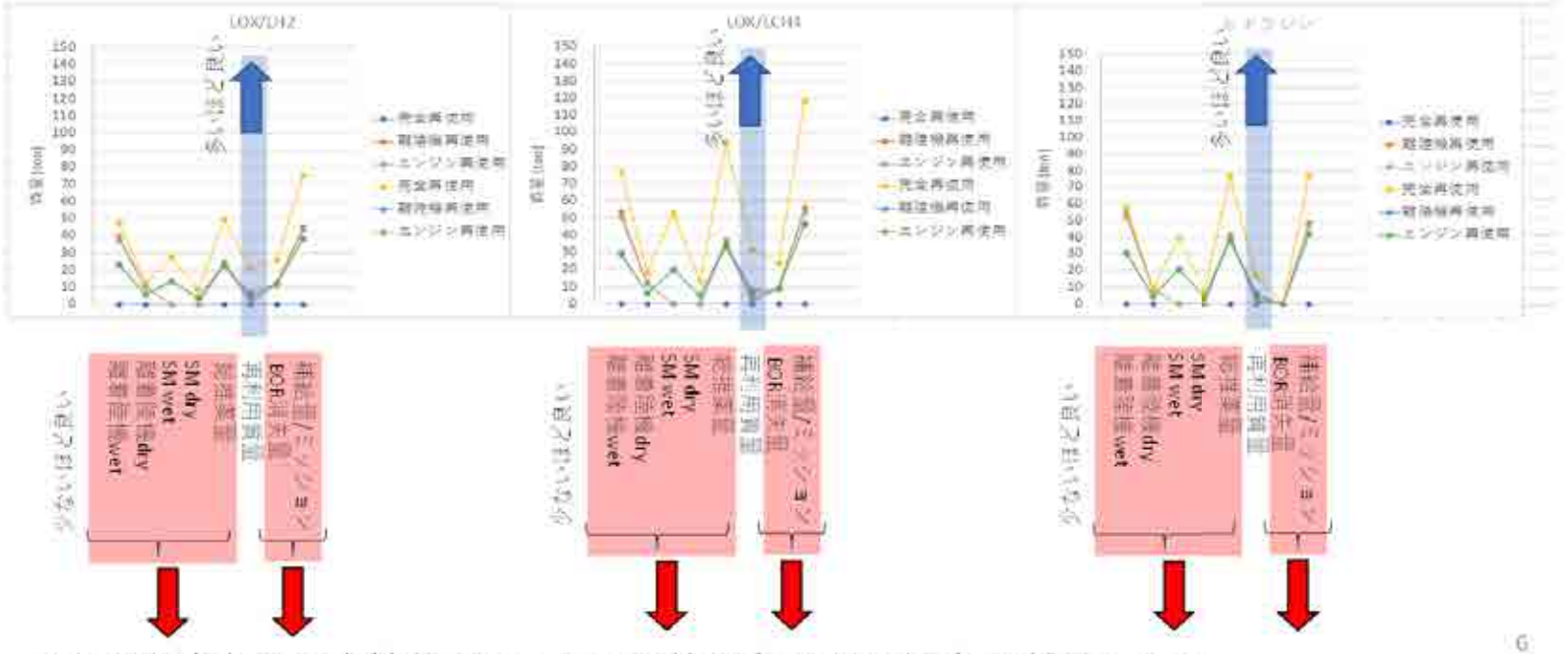
	LH2/LOX	LCH4/LOX	ヒドラジン
段数	3段	3段	3段
再利用性	離陸機再使用	離陸機再使用	離陸機再使用
離着陸機質量（wet）	23.8	29.9	30.9
離着陸機質量（dry）	5.8	6.4	4.8
SM質量（wet）	13.9	20.4	21.2
SM質量（dry）	4.2	5.1	3.8
総推薬量	23.3	34.5	39.2
再利用部質量	6.8	7.8	5.8
BOR消失量	12.1	8.9	0.0
補給量	38.6	47.1	42.0

エンジン再使用のケース

	LH2/LOX	LCH4/LOX	ヒドラジン
段数	3段	3段	3段
再利用性	エンジン再使用	エンジン再使用	エンジン再使用
離着陸機質量（wet）	22.8	28.6	29.9
離着陸機質量（dry）	5.6	6.1	4.6
SM質量（wet）	13.3	19.6	20.5
SM質量（dry）	4.0	4.9	3.7
総推薬量	22.3	32.9	37.8
再利用部質量	4.8	5.8	4.4
BOR消失量	11.6	8.3	0.0
補給量	38.6	46.4	41.7

有人月離着陸機のサイジング検討結果

推進薬種	LOX/LH2						LOX/LCH4						ヒドラジン					
SMの有無	SM無			SM有			SM無			SM有			SM無			SM有		
段数	1段	2段	3段	2段	3段	3段	1段	2段	3段	2段	3段	3段	1段	2段	3段	2段	3段	3段
再利用性	完全再使用	軽微修再使用	エンジン再使用	完全再使用	軽微修再使用	エンジン再使用	完全再使用	軽微修再使用	エンジン再使用	完全再使用	軽微修再使用	エンジン再使用	完全再使用	軽微修再使用	エンジン再使用	完全再使用	軽微修再使用	エンジン再使用
離着陸質量（wet）	成立しない	39.7	37.1	47.6	23.8	22.8	成立しない	53.6	50.4	77.1	29.9	28.6	成立しない	54.7	52.2	58.0	30.9	29.9
離着陸質量（dry）	成立しない	10.6	9.8	13.0	5.8	5.6	成立しない	12.3	11.5	18.7	6.4	6.1	成立しない	9.1	8.6	9.7	4.8	4.6
SM質量（wet）	N/A	N/A	N/A	27.8	13.9	13.3	N/A	N/A	N/A	52.7	20.4	19.6	N/A	N/A	N/A	39.9	21.2	20.5
SM質量（dry）	N/A	N/A	N/A	8.3	4.2	4.0	N/A	N/A	N/A	13.2	5.1	4.9	N/A	N/A	N/A	7.2	3.8	3.7
総推進剤	成立しない	24.8	23.0	48.7	23.3	22.3	成立しない	37.0	34.6	94.1	34.5	32.9	成立しない	41.3	39.2	76.8	39.2	37.8
再利用部質量	成立しない	2.6	1.5	21.3	6.8	6.8	成立しない	2.7	1.7	32.4	7.8	5.8	成立しない	2.0	1.3	16.8	5.8	4.4
BOR消失量	成立しない	12.8	11.9	25.8	12.1	11.6	成立しない	9.5	8.9	24.8	8.9	8.3	成立しない	8.8	8.8	8.8	0.0	0.0
機能量	成立しない	46.8	43.2	79.5	38.8	38.8	成立しない	58.1	53.3	138.1	47.1	46.9	成立しない	48.4	46.6	76.8	42.8	41.7



*1) BOR消失量は高性能MLIによる断熱保存のみの場合の質量である。

図 7.2-34 有人離着陸機のサイジング検討結課

7.2.3.11. 輸送機の能力との適合・コストの算出

輸送機として、SLS、Falcon Heavy、比較のために H3 について検討した結果を以下の表 7.2-20 に示す。

- NRHO までの輸送能力として、SLS は 48ton・508 万円/kg、商業輸送である Falcon Heavy は 24ton・81 万/kg である。

輸送手段	SLS(Block 2 Cargo)	Falcon Heavy	H3(H3-24W)
LEO輸送能力 [ton]	129*8	64	18
NRHO輸送能力 [ton]*7	48	24	6.7
価格 [億]*1	2,436*2	195	110*5
NRHOへの単位輸送質量当たりの価格 [百万/kg]	5.08	0.85	1.64
頻度[回/年]	1	2*4	7*5
打ち上げ可能時期*6	2030年以降	2024年以降	2020年以降

表 7.2-20 輸送機の能力との適合・コスト算出結果

1. 1 ﾄﾞﾙ=¥130 円で換算
2. http://www.thespacereview.com/article/1979/1 より
3. https://twitter.com/elonmusk/status/963076231921938432 より
4. 2019 年度の打ち上げは 2 回を予定していることから、年に 2 回と設定した。
5. https://www8.cao.go.jp/space/comittee/dai45/sankou1-3.pdf より
6. NASA Artemis 計画から、有人月離着陸機の打ち上げ空きスロットルを考慮して、SLS は 2030 年以降、商業打ち上げの代表である Falcon Heavy は 2024 年以降とした。（SLS は月近傍迄の有人輸送船 Orion の輸送以外の空きスロットルが現在想定されていない。）
7. LEO→NRHO までの ΔV 量 3,200m/s とし、推薬は SLS、H3 は LOX/LH2、Falcon Heavy はケロシンとした。
8. SLS Block 2 Cargo を想定

7.2.3.12. 完全再使用有人離着陸機の構造効率と全体質量の関係

推薬としては LOX/LH2 のケースに限られるが、水資源を用いた推薬生成プラントによる月面での推薬補給を想定すると、完全再使用の有人離着陸機について成立可能性がある。特に米国商業輸送を代表とする月輸送アーキテクチャの検討が活発化している状況ではあるが、その中でも未だ提示されていないコンセプトであるため、先行的な研究として我が国が着手することの意義は高い。完全再使用有人離着陸機の成立性を確認するため、構造効率に対する全体質量への感度を算出した結果を図 7.2-35 に示す。

- 構造効率 26%では 150ton と非常に大規模になり、実現性が少ない。
- Lockheed Martin 社から 2018 年に提案された LOX/LH2 を用いた単段式の離着陸機のサイズと同等の 60ton となるには、構造効率は約 23%となる。（但し、Lockheed Martin 社のコンセプトでは生成ΔV 量は 5,000m/s であり、NRHO との往復ではない可能性がある。）
- 後述する月の水氷を用いた資源利用シナリオにおいて、推薬生成プラントのサイジングを行うための前提条件として設定した推薬生成必要量は 37ton である。この推薬量において実現される離着陸機の構造効率は約 21%程度となり、より離着陸機に対する軽量化要求が厳しい値である。
- 全体質量 50t 程度を目指すのであれば、構造効率としては 22%程度を目指す必要がある。

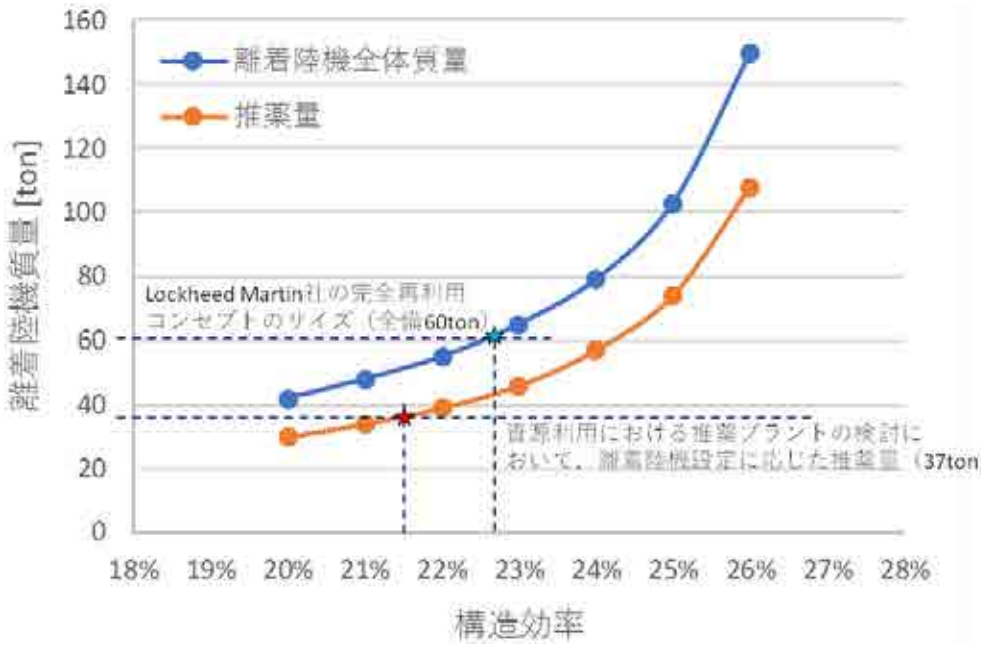


図 7.2-35 完全再使用型有人離着陸機の構造効率に対する全備質量の感度解析結果

7.2.3.13. 有人月離着陸機のトレードオフ

トレードオフ検討結果を表 7.2-21 に示す。構成は前節に示した以下の 6 ケースとした。

① サービスモジュール無し、完全再使用型の離着陸機方式
② サービスモジュール無し、離陸機（または離陸機を含む部分体）を再使用する
③ サービスモジュール無し、エンジンを再使用する方式
④ サービスモジュール有り、完全再使用型の離着陸機方式
⑤ サービスモジュール有り、離陸機（または離陸機を含む部分体）を再使用する
⑥ サービスモジュール有り、エンジンを再使用する方式

それぞれの構成に対し、推薬を以下の３種類に分けて検討した。

- LOX/LH2 : Isp=450s、構造効率 30%
- LOX/LCH4 : Isp=390、構造効率 22%
- ストアラブル（ヒドラジン） : Isp=320、構造効率 18%

なお、推薬、酸化剤のボイルオフレート(BOR)は、高性能 MLI の検討結果見積もりから以下の通りとし、保存期間は Gateway 上で 1 年間とした。

- LH2 の BOR : ～0.3% / day
- CH4 の BOR : ～0.07% / day
- LOX の BOR : ～0.06% / day

表 7.2-21 有人月離着陸機のトレードオフ検討結果

		単位	LOX/LH2						LOX/LCH4						ヒドラジン					
【前提条件】																				
Isp		[s]	450						370						320					
BOR	酸化剤	[%/day]	0.06						0.06						無					
	燃料	[%/day]	0.30						0.07						無					
保存期間		[day]	365																	
構造効率		[%]	30						22						18					
【結果】																				
SM有無			無			有			無			有			無			有		
再使用性			完全*1	離陸	Engine	完全	離陸	Engine	完全	離陸	Engine	完全	離陸	Engine	完全	離陸	Engine	完全	離陸	Engine
離着陸機質量		[t]	150	40	37	48	24	23	不成立	45	42	47	26	25	不成立	55	52	58	31	30
SM質量		[t]	N/A	N/A	N/A	28	14	13	N/A	N/A	N/A	29	16	16	N/A	N/A	N/A	40	21	21
総推薬量		[t]	108	25	23	50	23	22	不成立	31	30	56	30	29	不成立	41	39	77	39	38
再利用質量		[t]	38	3	2	21	7	5	不成立	2	1	16	6	4	不成立	2	1	17	6	4
推薬消失量		[t]	56	13	12	26	12	12	不成立	8	8	14	8	7	不成立	0	0	0	0	0
補給量	合計	[t/回]	164	46	43	76	39	39	不成立	46	44	70	40	40	不成立	48	47	77	42	42
	機材		0	8	8	0	3	5	-	7	7	0	3	4	-	7	7	0	3	4
	推薬(往復必要分)		108	25	23	50	24	22	-	31	29	56	29	29	-	41	40	77	39	38
	推薬(BOR消失分)		56	13	12	26	12	12	-	8	8	14	8	7	-	0	0	0	0	0
	推薬（合計）		164	38	35	76	36	34	-	39	37	70	37	36	-	41	40	77	39	38
【結論】			△*2	×	×	×	○	○	×	×	×	×	△	△	×	×	×	×	×*3	×*3

(*1) 補給が推薬のみで成立する完全再使用性の目処を確認するために、このケースだけ構造効率は 0.26 とした。

(*2) 有人離着陸機のサイズ、および補給量では他のケースに圧倒的に劣るが、月面上に推薬プラントがあり LOX/LH2 が供給できる場合は地上からの補給が不要な完全再使用型（Artemis 計画等、最新の米国動向にも無いコンセプト）である。

(*3) 商業輸送（Falcon Heavy）の NRHO 輸送能力（～23ton）では不十分であるため。なお、SLS での輸送が可能なものはオレンジ枠で、Falcon Heavy での輸送が可能なものは緑枠で識別している。

トレードオフ評価結果を以下に示す。

- 地上からの補給量が最も少ないという観点から、サービスモジュールあり／離陸機のみ再使用のコンフィギュレーション⑤を第一候補とする。（エンジン再使用方式も、全備質量および補給量としてはほぼ同じであるが、軌道途中でのタンクドロップオフを複数回行う必要性があるため、構造・機構が複雑になることから第一候補とはしなかった。）
- 推薬については、やはり地上からの補給量が最も少ない、LOX/LH2 を第一候補、LCH4/LOX を第二候補とする。ただし、高性能 MLI によるボイルオフレートの抑制効果が大きいため、この MLI の艤装性・製造性についての詳細確認を行う必要がある。
- 推薬としては LOX/LH2 のケースに限られるが、構造効率を 26%以下へ軽減し、水資源を用いた推薬生成プラントによる月面での推薬補給を想定すると、完全単段式で、地上から推薬補給不要の離着陸機の成立可能性がある。特に米国商業輸送を代表とする月輸送アーキテクチャの検討が活発化している状況ではあるが、その中でも未だ提示されていないコンセプトであるため、先行的な研究として我が国が着手することの意義は高い。
- 高性能 MLI のタンク艤装実現性・熱設計については、LH2/LCH4 の推薬に寄らず必要な共通技術となるため、最も実現性における検討の優先順位が高い。
- 高性能 MLI は受動的な熱制御であるため、冷媒循環・機械式コンプレッサなど能動的な推薬保存におけるインパクト評価も今後詳細検討を行う必要がある。
- 推薬充填は再利用のための構成、月面での資源利用において使い方の差はあるが、機体の再利用において必要な技術であるため、今後詳細検討を行う必要がある。

7.2.3.14. 有人月着陸機の推力

7.2.3.14.1. 着陸のための最適軌道とダウンレンジからの検討

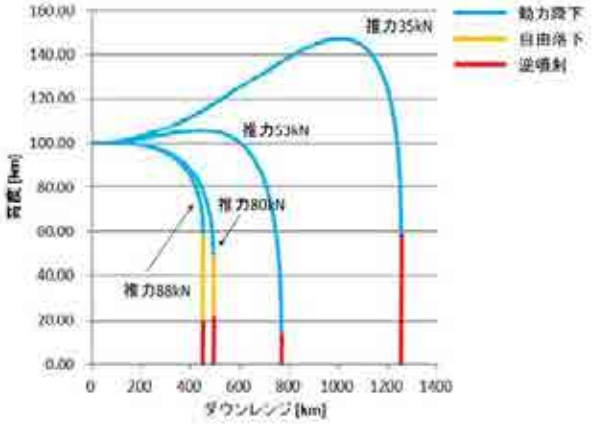
有人月着陸機の前提として、以下の条件を想定する。

- 月面への降下開始時の高度は、月周回低軌道（LLO）の 100 ㎞とする。
- 推進系システムは、前項での検討結果を踏まえてメタン/液体酸素エンジンとする。
- 着陸機の質量として、降下開始前は 35ton、着陸後の質量を 10ton とする。
- 月面への降下は動力降下とし、並進方向の軌道速度を打ち消しつつ高度を下げ、並進速度を打ち消し終えたところからは自由落下し、着陸の最終フェーズで鉛直方向に逆噴射を行うことにより軟着陸する。

上記を前提条件として、動力降下開始時の加速度をパラメータとし、月面に到る着陸軌道プロファイルを求めた結果を表 7.2-22 に示す。

- 推力が 53kN より小さい場合には、着陸までに垂直速度を 0 にするための十分な減速時間がないため一度高度を上昇させる非効率的な軌道となる。これにより、ダウンレンジや着陸時の誤差も大きくなる。
- 推力が 53kN より大きい場合には、上記のような非効率な軌道をとる必要はなくシンプルな降下軌道となる。推力が大きいほどダウンレンジが小さくなる。
- ただし、当然ながら推力が大きいほどエンジンの質量が大きくなるため、いたずらに推力が大きければよいというわけではない。

表 7.2-22 有人月着陸船のメインエンジン推力と降下プロファイル

項目	単位	推力 35kN (a=1.0m/s2)	推力 53kN (a=1.5m/s2)	推力 80kN (a=2.3m/s2)	推力 88kN (a=2.5m/s2)
前提					
Isp	[s]	370			
初期質量	[ton]	35.0			
構造効率*1	[%]	20.0			
ペイロード質量	[ton]	10.0			
降下開始の軌道高度	[km]	100			
結果					
推薬量	[ton]	17.9	15.2	19.8	20.7
Dry 質量（タンクを含む）	[ton]	17.1	18.2	15.2	14.3
軌道の効率化	[-]	効率的でない	効率的でない	効率的である	効率的である
推進系艤装のインパクト*1	[-]	小	小	中	大
降下軌道のプロファイル					

*1)エンジンの筐体やクラスタ化など、推力が大きいほど、構造効率は大きくなる（悪くなる）傾向がある。

7.2.3.14.2. 重力損失からの検討

有人月着陸機のメインエンジンに必要な推力規模を重力損失の観点から検討した。

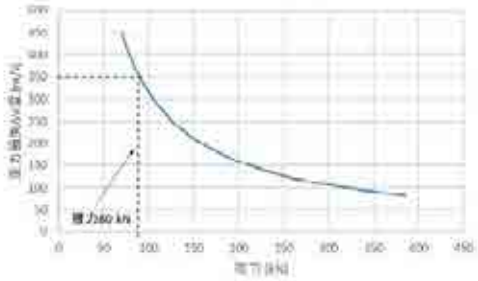
着陸機の前提として、以下の条件を想定する。

- 月面への降下開始時の高度は、月周回低軌道（LLO）の 100 ㎞とする。
- 推進系で用いる推薬として、有人月プリカーサミッション HERACLES で想定される長期間の推薬保存（ボイルオフレートとして 0.1%）が可能な、メタン/液体酸素とする。
- 着陸機の質量として、降下開始前は 35ton、月面へのペイロード質量（有人離陸船）を 10ton とする。

上記を前提条件として、推力と月重力損失の関係について計算した結果を表 7.2-23 に示す。結論は下記のとおり。

- 推力が小さいと、速度変化を得るまでに長い時間のスラスタ噴射が必要となるため、重力損失量はその分大きくなる。
- 推力の増加に伴って、必要な重力損失を補償するための速度変化量は頭打ちとなる傾向を示す。
- 推力が 80kN 程度の場合には、着陸と重力損失を合わせた総 ΔV 量に対して、重力損失が占める割合は 10%程度となる。

表 7.2-23 月着陸船の推進系エンジンの推力と重力損失のトレードオフ

項目	単位	推力 70kN (a=2.0m/s2)	推力 80kN (a=2.3m/s2)	推力 140kN (a=4.0m/s2)	推力 280kN (a=8.0m/s2)
前提					
Isp	[s]	370			
初期質量	[ton]	35.0			
構造効率*1	[%]	20.0			
ペイロード質量	[ton]	10.0			
ΔV 量	[m/s]	2800*2			
結果					
重力損失 (%は着陸に必要な ΔV 量と合わせた総 ΔV 量に占める割合)	[m/s]	440 (13.5%)	350 (11.1%)	255 (8.3%)	118 (4.0%)
Dry 質量 (タンクを含む)	[ton]	17.1	18.2	15.2	14.3
推進系艤装のインパクト*1	[-]	小	小	中	大
重力損失ΔV 量と推力の関係					

*1)エンジンの筐体やクラスタ化など推力が大きいほど、構造効率は大きくなる傾向がある。従って、推力は出来るだけ小さいほうが望ましい。

*2)月近傍拠点から月面までの着陸に必要なΔV 量。

7.2.3.14.3. 有人月着陸船メインエンジンの推力についての考察

前節の着陸における軌道とダウンレンジの検討から、推力が 53kN より大きいとシンプルな降下軌道となる。一方で、推力があまり大きいとエンジンの大型化や、クラスタ化構成による構造効率の増加を考慮する必要がある。また、着陸の最終フェーズでは質量減少分を考慮し、推力の大幅なスロットリングすることも必要となり、推進系として技術的なハードルも上がることが推定される。

一方、前節 7.2.3.14.2 の着陸に必要な重力損失の検討から、推力が大きいと重力損失が小さくなるが、総ΔV 量に占める重力損失の割合は推力の大きさに比例して頭打ちとなる傾向を示し、推力 80kN 以上で 1 割程度と小さくなる。逆に推力 80kN 以下では重力損失の加速度的増加が顕著である。

これらを総合的に勘案した結果、有人月着陸船のメインエンジンの推力としては 80kN（加速度=2.3m/s^2 程度）程度が適当であると思われる。

7.2.4. 有人与圧ローバ

7.2.4.1. 要旨

有人与圧ローバの動力・稼働エネルギーとしての電力生成手法は、大きなトレードオフ要素である。ISECG の国際宇宙探査ロードマップで示される運用シナリオをベースに検討した結果、打ち上げ安全の観点、地上産業界において利用されている技術の転用性、システム重量の観点から、原子力やリチウムイオンバッテリではなく、燃料電池とする。

さらに、燃料電池を水電解セルを用いた電気分解を行う再生型とすれば、毎回のミッションにおける補給物資量を著しく削減することが可能となり、運用性の向上が見込まれる。燃料再生用機器としては、以下の 2 つの水電解装置が考えられる。

- 特殊用途（潜水艦等）での実用検討が実施されている高圧水電解装置を用いた場合。電解後のガスを高圧でそのままタンクに充填することが可能であるため、圧縮機などが不要でシステムとしての軽量化が図れる。ただし、高圧電解セルの開発が必要。
- 地上用の移動式水素ステーションで実施されている常圧水電解装置を用いた場合。圧縮機などの機材（~15ton）が必要なことから初期質量が大きくなるが、開発要素はミニマム。

7.2.4.2. 有人与圧ローバの検討プロセス

有人月面探査のミッションコンセプト検討のプロセスを以下に示す。

A.1 GER で示される探査候補地について科学的に行きたい Way Points を検討し、また有人運用におけるコンティンジェンシー時対応から、移動・運用範囲を設定する。
A.2 月面地図に基づき、月面の走行環境条件を設定する。（例：傾斜角最大 25deg 以下、障害物 50cm 以下等）
A.3 上記条件に基づき、1 回のミッションにおける総走行距離を解析する。
A.4 走行エネルギーの算出に必要な月面の転がり係数を設定する。（転がり係数はレゴリスの軟弱度、および走行系の接地面積と面圧に依存するため、以下の 2 つを対象とする。）

- ✧ 0.02（アポロミッションにおける月中低緯度領域を走行した実績より）
- ✧ 0.25（地上車が砂地などの軟弱な地盤を走行する際の最悪条件より）

以上に示したプロセスから、月面を走行するために必要なエネルギー量を算出し、それをベースに有人与圧ローバの概念検討を実施した。その検討プロセスを以下に示す。

B.1 月面を走行するためのエネルギーに加え、クルーが 42 地球日間月面に滞在するための生命維持に必要なエネルギー、および越夜のために必要なエネルギーを算出する。（例：走行に必要なエネルギー量 290kWh、越夜に必要なエネルギー量 670kWh 等）

B.2 1 回の有人月面探査における走行距離、42 地球日の滞在、およびそれらを実現するためのバス機器を含むシステムの概念検討を実施する。

B.3 1 回の有人月面探査におけるミッションで必要となるロジスティクス（燃料、消耗品等）を算出し、運用・保全の実現性検討を実施する。

上記のプロセスをまとめると、図 7.2-36 のように表される。



図 7.2-36 有人与圧ローバの検討の検討プロセス

7.2.4.3. 有人与圧ローバの構成候補案

有人与圧ローバの大目的は、有人月面探査において、①広域探査のための走行が出来ること、②月面での越夜を含む有人滞在が出来ること、である。そのためのエネルギーとしての電力を供給する場合に、複数の電力生成方法、および蓄電方法が想定される。また、有人探査の初期フェーズにおいては、エネルギーの補給を頻度良く行うことは困難である。ミッション毎の補給量を削減するために、月面の運用プロファイルに合わせてエネルギーを再生する方策も必要である。

ローバの電力供給方式、エネルギー用途に合わせたモジュールの構成（一体/分割）、エネルギーの再生方式については、月面の運用プロファイルを考慮した詳細なシステム検討を行った上で設定する必要がある。（電源系の構成においても、蓄電池と燃料電池を想定するとエネルギーの使い捨て、および再生に影響する。）想定されるモジュール、およびエネルギー再生の有無における有人与圧ローバの構成候補案を図 7.2-37 に示す。

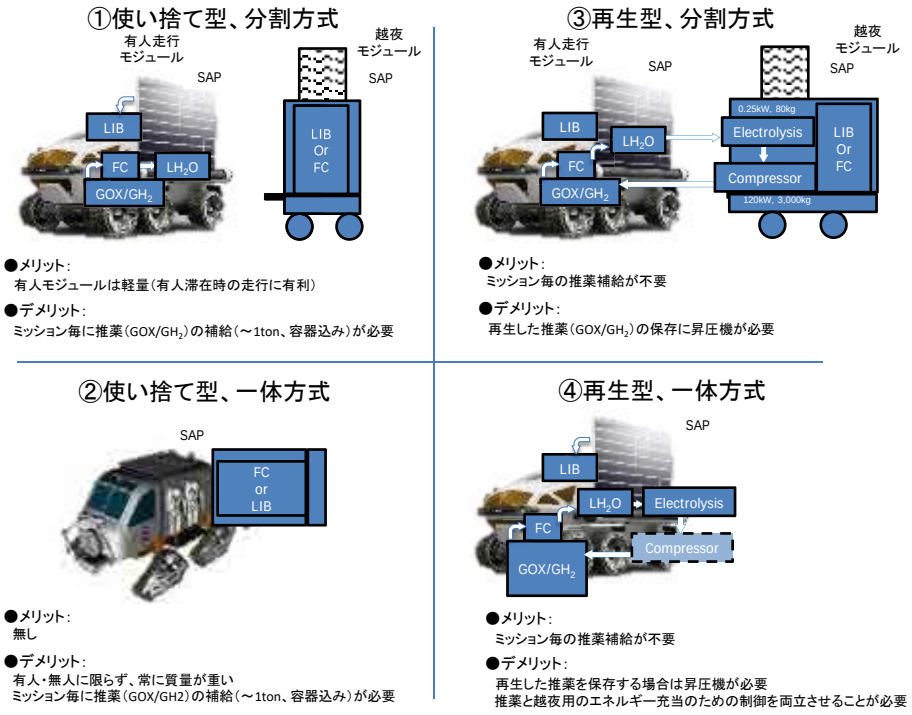


図 7.2-37 有人与圧ローバの構成候補案

7.2.4.4. 有人月探査の運用コンセプト

図 7.2-38 に前提とする有人月探査の運用コンセプトを示す。科学的に興味深いエリアが数多く点在する SPA の探査を行うことを想定する。

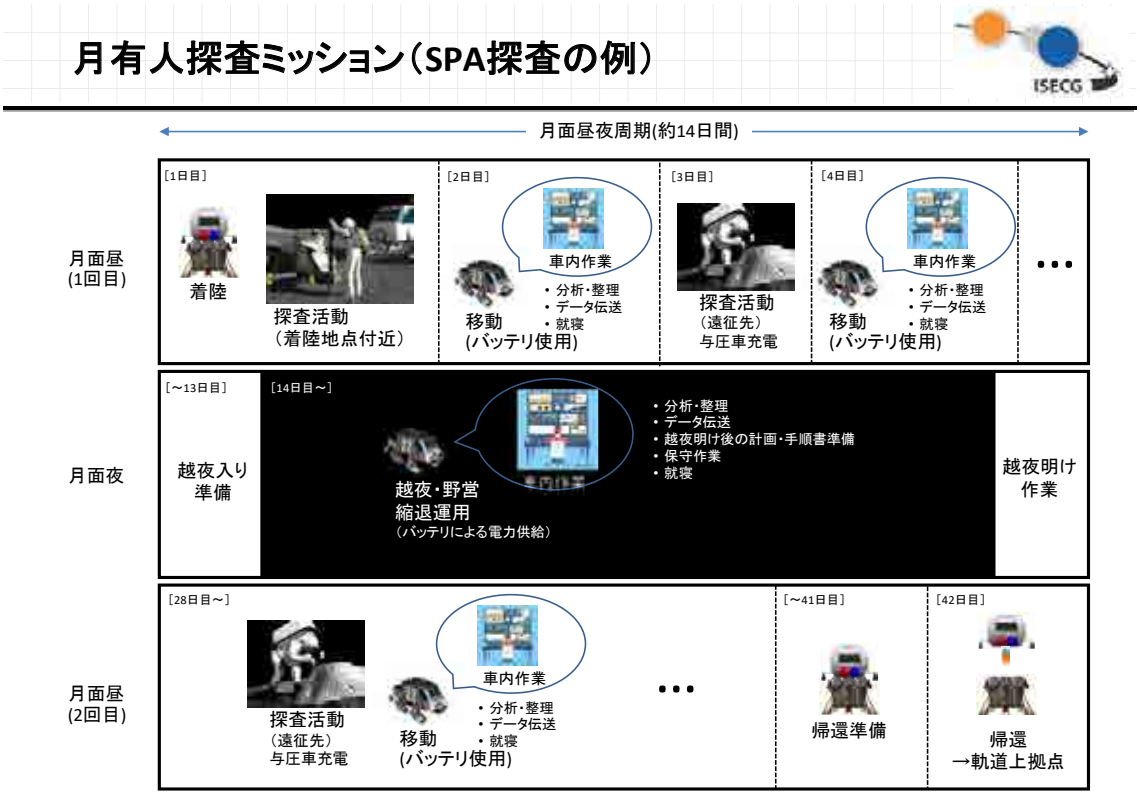


図 7.2-38 前提とする有人月探査の運用コンセプト

ISECG では、有人月面探査の運用コンセプトとして、月の昼→月の夜→月の昼の約 42 日間にミッションを想定している。その期間の作業内訳詳細を以下に示す。

- ✧ クルーは月近傍拠点に到着後、着陸船に乗り換え、月面の夜が明け昼間が始まる時期に月面に降りる。
- ✧ クルーによる月面の昼の期間（1 回目）の有人月面探査を行う。ここでは事前に輸送されていた有人与圧ローバに乗り換え、複数の探査地点の移動、EVA によるサンプル採集をメインとし、これを実現するための IVA を含む準備作業や、有人与圧ローバに搭載されたバッテリへの充電を行う。（1 回の着陸で探査を行う候補領域の広さは凡そ着陸地点近傍の数百 km の範囲で有り、これから要求される有人与圧ローバの移動速度は約 15 [km/h]程度とする。）
- ✧ 月面の夜の期間（1 回目）は、電力生成が困難なこと、および熱制御要求が厳しいことから有人与圧ローバでの移動は行わず、省電力モードで夜間を過す。
- ✧ 月面の昼の期間（2 回目）が来ると、クルーによる 2 回目の有人月面探査を行う。実施

する作業は月面の昼の期間（1 回目）と同様である。

- ✧ 月面の昼の期間（2 回目）が終了後、クルーは離陸船に乗り換え、月面から月近傍拠点に帰還する。

クルーによる有人探査期間以外は、有人与圧ローバは地上や月近傍拠点からの遠隔操作、または自動運転により、次の探査候補の SPA に事前に移動する。次の着陸で探査を行う候補領域までの間隔は数千 km と離れているが、移動期間が 1 年間と長期間取れることから、無人運用期間に要求される有人与圧ローバの移動速度は約数 [km/日]程度と想定され、有人滞在期間に比べて大きく省電力化が可能である。

7.2.4.5. 有人与圧ローバの必要電力の想定

前節に示したように、有人与圧ローバの構成については、詳細なシステム検討を実施して設定する必要がある。ここでは、まず必要とするエネルギー量とエネルギー供給システムのサイジングを行うことを目的として、必要な電力について検討した結果を示す。

表 7.2-24 に有人与圧ローバの仕様検討結果の一覧を示す。本結果は、2009 年度に実施した宇宙関連の重工業系・電気系メーカによるシステム検討をまとめたものである。いずれも有人探査時（クルー滞在時）の条件下での検討結果である。

表 7.2-24 有人与圧ローバの仕様検討結果の一覧

項番	項目	単位 [t] or [kW]	案 1	案 2	案 3	案 4	備考
1	移動機構（MP）	質量	1.4	1.7	1.3	1.7	電気モータ、ドライバ、制御系等
		電力	3.9	2.0	4.0	12.2*2	
2	キャビン（CM）	質量	1.9	2.1	3.2	2.1	キャビン、操作系、EVA スーツ等
		電力	0.8	1.2	1.2	2.8	
3	サービスモジュール（SM）	質量	0.4	0.3	1.1	2.5	ECLSS、電力制御、監視・維持等
		電力	0.3	0.2	2.0*1	0.2	
4	電源系	質量	0.6	0.5	↑	↑	太陽電池、バッテリ、熱制御系等
		電力	0,0	0.4	↑	↑	
5	その他	質量	1.1	-	-	-	科学観測機器、ロボットアーム等
		電力	0.2	-	-	-	
合計		質量	5.3	4.6	5.6	6.3	
		電力	5.2	4.0	7.2	15.2	

*1) ロボットアームの動作時を含めた検討であるため考慮しない。

*2) ワーストケースを想定し、常に 30 [deg]の傾斜を最大速度 15 [km/h]で走行する際の値であり、厳しすぎる条件である。

表 7.2-24 に示した検討結果から、有人与圧ローバの消費電力を以下の通り設定した。

- 有人与圧ローバ走行時の消費電力は 1 項の最大値である 4.0 [kW]とする。案 4 については*2)に示す考察から除外した。
- 有人与圧ローバの環境制御系（ECLSS）を含むキャビン維持、地表および月近傍拠点との通信を含む、有人滞在モジュールの消費電力は、2、および 3 項の合計から 1.5 [kW]とする。

以上より、有人与圧ローバの運用フェーズごとの消費電力をまとめると表 7.2-25 のようになる。なお、有人与圧ローバの与圧空間は 20 [m2]、質量はおよそ 6.0 [t]を前提とした。この与圧空間については国際間パートナと調整中であるものの、この空間は長期に渡る有人滞在時のパフォーマンス規定を満たすものである。

表 7.2-25 有人与圧ローバの運用フェーズ別の必要電力

項番	項番	項目	値	単位	備考
有人運用	1	走行	4.0	kW	平均斜度 15 [deg]、平地速度 15 [km/h]
	2	昼間滞在モジュール	1.5	kW	熱・環境・電力制御、通信系
	3	夜間滞在モジュール	0.5	kW	上記に対し、熱制御系に越夜能力を追加
	4	科学分析	1.0	kW	
無人運用	5	走行	1.0	kW	移動距離要求 1000 [km/year]
	6	昼間滞在モジュール	0.5	kW	熱・電力制御（生命維持無し）、通信系
	7	夜間滞在モジュール	0.5	kW	上記に対し、熱制御系に越夜能力を追加
	8	科学分析	1.0	kW	

上記の消費電力表から、電源系蓄電容量への要求値は下記の考え方で設定ができる。

- 有人運用の場合：夜間滞在モジュールで必要な電力量が、バッテリへの最小要求容量となる。すなわち 672 [kWh] である。（2.0[kW]*24[hr]*14[days]）
- 無人運用の場合：夜間滞在モジュールで必要な電力量が、バッテリへの最小要求容量となる。すなわち 336 [kWh] であり有人運用の場合の半分となる。
  （1.0[kW]*24[hr]*14[days]）
- 上記は夜間の合計消費電力量である。無人運用は有人運用の場合に比べて消費電力が小さいため、蓄電容量は有人運用の場合を考慮して設定すれば良い。

電源系の構成候補として原子力エネルギーシステム（RPS）を考慮するとその分だけ電力を常に補填することが可能である。従って、合計消費電力量を抑えることが出来るため、蓄電容量を構成する蓄電池のサイズを小さくすることが可能である。

7.2.4.6. ベースラインとなる運用コンセプト

表 7.2-26 に電力システムトレードオフのためのベースラインとなる運用コンセプトを示す。月面探査期間の最大日数である地球日での 42 日間に対し、月面の日照・日陰状態、地球日(24 時間)に合わせたクルータイムを前提条件として設定する。主なポイントは下記のとおり。

- 電力の生成は太陽電池により行う。探査候補域が月の極域近辺であることを考慮し、太陽電池をタワー状に展開して発電するためクルー就寝時に行う。
- 有人滞在を支える環境制御系機器の消費電力はバッテリから提供する。この電力は、有人与圧ローバの走行時、停止時に限らず必要となる。月の夜間はさらに越夜能力分の消費電力も必要となる。
- 夜間は太陽電池による電力の確保が十分ではないため、走行も実施しない。昼間に採取したサンプルの簡易分析や、次の昼間に向けた準備、月近傍拠点への帰還に向けた訓練を IVA により実施する。

表 7.2-26 ベースラインとなる運用コンセプト

項目		月の昼間(1 回目)			月の夜			月の昼間(2 回目)		
前提条件	月面の日照・日陰	日照			日陰			日照		
	地球時間[hr]	0-8	8-16	16-24	0-8	8-16	16-24	0-8	8-16	16-24
	クルー	就寝	活動	活動	就寝	活動	活動	就寝	活動	活動
SPR モード	走行	×	×	○	×	×	×	×	×	○
	昼間滞在	○	○	○	-	-	-	○	○	○
	夜間滞在	-	-	-	○	○	○	-	-	-
	科学分析	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD
	太陽発電	○	○	×	×	×	×	○	○	×
電力生成/消費		生成	生成	消費	消費	消費	消費	生成	生成	消費

7.2.4.7. 運用コンセプトの詳細

7.2.4.7.1. 原子力電池(RPS)を用いない場合

表 7.2-27 に RPS を用いず、太陽電池とバッテリ(リチウム電池もしくは燃料電池)のみで電源系を構築する際の運用シナリオ詳細を、図 7.2-39 にその際の電力プロファイル図を示す。太陽電池の電力生成能力は 6.0[kW]、バッテリの容量は電力プロファイルの最大値から 750 [kWh]とする。バッテリの容量を小さくするため、有人探査開始時にバッテリに一部電力を蓄積する(350[kWh]程度)ように調整を行う必要がある。

表 7.2-27 運用コンセプト詳細(RPS を用いない場合)

項目		月の昼間(1 回目)			月の夜			月の昼間(2 回目)		
前提条件	月面の日照・日陰	日照			日陰			日照		
	地球時間[hr]	0-8	8-16	16-24	0-8	8-16	16-24	0-8	8-16	16-24
	クルー	就寝	活動	活動	就寝	活動	活動	就寝	活動	活動
電力生成(+)/消費(-) [kW]	走行	―	―	-4.0	―	―	―	―	―	-4.0
	昼間滞在	-1.5	-1.5	-1.5	―	―	―	-1.5	-1.5	-1.5
	夜間滞在	―	―	―	-2.0	-2.0	-2.0	―	―	―
	科学分析	―	―	―	-0.5	―	―	―	―	―
	太陽発電	+6.0	+6.0	―	―	―	―	+6.0	+6.0	―
電力生成量[kWh]		+48.0	+48.0	0.0	0.0	0.0	0.0	+48.0	+48.0	0.0
電力消費量[kWh]		-12.0	-12.0	-44.0	-20.0	-16.0	-16.0	-12.0	-12.0	-44.0
電力生成/消費の合計量[kWh]		+36.0	+36.0	-44.0	-20.0	-16.0	-16.0	+36.0	+36.0	-44.0

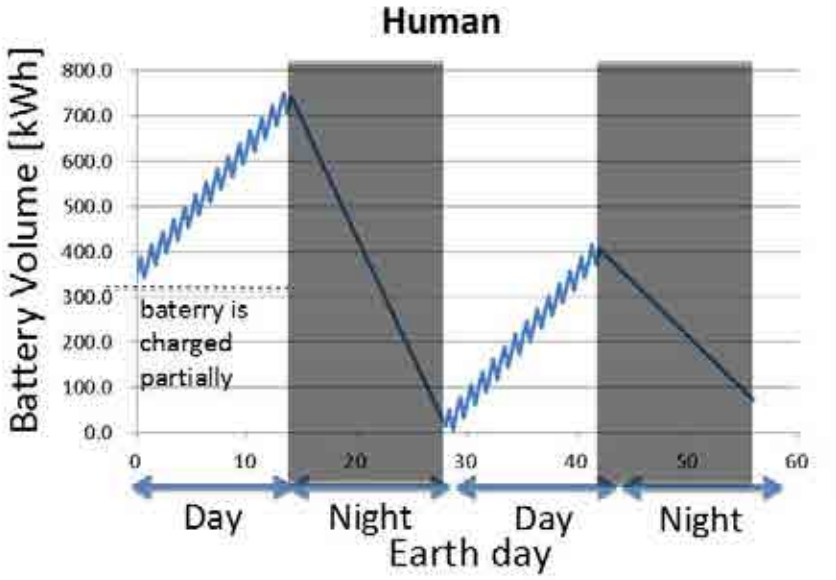


図 7.2-39 RPS を用いない場合の電力プロファイル

7.2.4.7.2. 原子力電池(RPS)を用いる場合

表 7.2-28 に RPS を用いて、太陽電池・バッテリと複合的に電源系を構築する際の運用コンセプト詳細、図 7.2-40 にその際の電力プロファイル図を示す。太陽電池の電力生成能力は 4.0[kW]、RPS の電力生成能力は 1.0 [kWE]、バッテリの容量は電力プロファイルの最大値から 360 [kWh]とする。バッテリの容量を小さくするため、有人探査開始時にバッテリに一部電力を蓄積する（100[kWh]程度）ように調整を行う必要がある。

表 7.2-28 運用コンセプト詳細（RPS を用いる場合）

項目		月の昼間（1 回目）			月の夜			月の昼間（2 回目）		
前提条件	月面の日照・日陰	日照			日陰			日照		
	地球時間[hr]	0-8	8-16	16-24	0-8	8-16	16-24	0-8	8-16	16-24
	クルー	就寝	活動	活動	就寝	活動	活動	就寝	活動	活動
電力生成（+）/消費（-）[kW]	走行	ー	ー	-4.0	ー	ー	ー	ー	ー	-4.0
	昼間滞在	-1.5	-1.5	-1.5	ー	ー	ー	-1.5	-1.5	-1.5
	夜間滞在	ー	ー	ー	-2.0	-2.0	-2.0	ー	ー	ー
	科学分析	ー	ー	ー	ー	ー	ー	-0.5	ー	ー
	太陽発電	+4.0	+4.0	ー	ー	ー	ー	+4.0	+4.0	ー
	RPS 発電	+1.0	+1.0	+1.0	+1.0	+1.0	+1.0	+1.0	+1.0	+1.0
電力生成量[kWh]		+40.0	+40.0	+8.0	+8.0	+8.0	+8.0	+40.0	+40.0	+8.0
電力消費量[kWh]		-12.0	-12.0	-44.0	-16.0	-16.0	-16.0	-16.0	-12.0	-44.0
電力生成/消費の合計量[kWh]		+3280	+28.0	-36.0	-8.0	-8.0	-8.0	+24.0	+28.0	-36.0

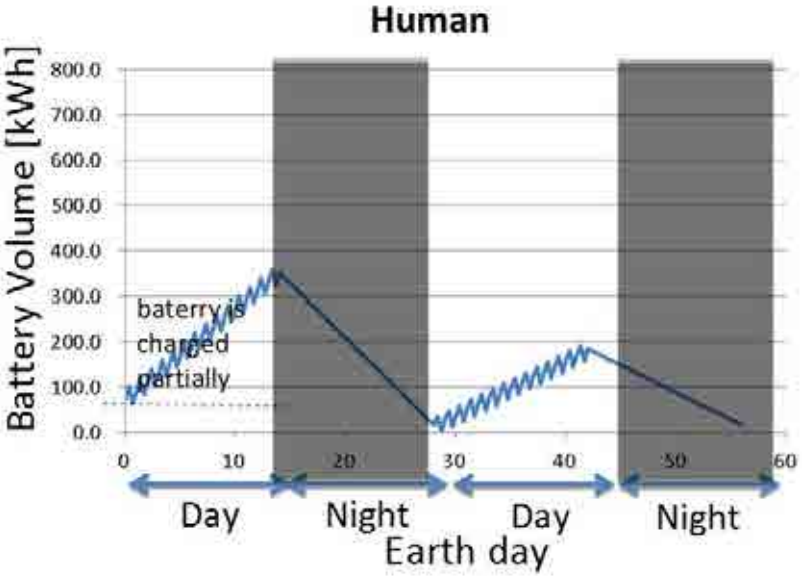


図 7.2-40 RPS を用いる場合の電力プロファイル

7.2.4.8. 有人与圧ローバのエネルギー供給システムのトレードオフ

表 7.2-29 に電源系候補の構成と、そのトレードオフ結果を示す。

候補 A は、現行の技術において完成されたシステムであり、衛星に搭載された宇宙仕様実績も多い。但し、蓄電池の質量のみで 3ton 以上となり、さらに繰り返し使用に対する DOD（放電深度）を 50%に抑えようとすると、蓄電池の質量が 6ton 以上となる。このことから、有人与圧ローバの目標質量 6ton 程度に対しては影響が大きく、成立が見込めない。

候補 B は、LIB よりもエネルギー効率の高い燃料電池（FC）を用いるが、FC は燃料電池車への搭載など地上技術として実用化が開始されている。（過去には、アポロプロジェクト、スペースシャトルといった宇宙開発において使用された技術である。）一方で燃料が水から生成される酸素/水素であるため、再生型燃料電池を構成すれば繰り返し使用でき、補填には後節で示す資源利用手法を活用することも考えられる。

候補 C は最もエネルギー効率が高いものの、原子力エネルギーの利用への不透明性、およびこの電源系を利用する有人居住区がすぐ近傍に位置するということでは、地上においても実績が無く、多くの検討を必要とする。また、エネルギー政策における我が国の方針（原子力エネルギーから、再生可能・クリーンエネルギーへ）を考慮すると、さらに実現は困難である。

以上から、有人での月面移動（有人与圧ローバ）のためのエネルギーを供給する電力生成手法は、打ち上げ安全の観点、地上産業界において利用されている技術の活用という観点からから、以降の検討において候補 B（太陽電池＋燃料電池）を基本とする。

表 7.2-29 電源系候補の構成と、そのトレードオフ結果

項目		候補 A		候補 B		候補 C		
構成機器の詳細		太陽電池（SAP） ＋ リチウムイオン電池（LIB）		太陽電池（SAP） ＋ 燃料電池（FC）		太陽電池（SAP） ＋ 燃料電池（FC） ＋ 原子力エネルギー（RPS）		
		SAP	LIB	SAP	FC	SAP	FC	RPS
電力生成要求	太陽電池[kW]	6.0	-	6.0	-	4.0	-	-
	太陽電池の比質量[kW/kg]	0.1	-	0.1	-	0.1	-	-
	原子力エネルギー [kWE]	-	-	-	-	-	-	1.0
	原子力エネルギーの比質量[kWE/kg]	-	-	-	-	-	-	0.005
電池容量要求	リチウムイオン電池[kWh]	-	750	-	-	-	-	-
	リチウムイオン電池の比質量[kW/kg]	-	0.25	-	-	-	-	-
	燃料電池[kW]	-	-	-	750	-	360	-
	燃料電池の比質量[kW/kg]	-	-	-	0.5	-	0.5	-
質量内訳 [kg]		60	3,000	60	1,500	40	720	200
合計質量 [kg]		3,060		1,560		960		
質量によるトレードオフ結果		×		△		○		
技術的成熟度、実現性		○		△		×		
総合		×		○		×		

7.2.4.9. 有人与圧ローバのライフサイクルシナリオ

本項以降では、有人与圧ローバのライフサイクルにわたるシナリオから、より詳細な電源システムトレードオフについてまとめる。

ここで、有人与圧ローバによるライフサイクルにおける月面探査の対象地点は、GER#3 に記載された以下に示す SPA 盆地の異なる 5 領域とする。

- Region A　SPAB NW　：　着陸地点 : -37.8, 167.8E
- Region B　SPAB Interior　：　着陸地点 : -57.2, 204.4E
- Region C　SPAB Basin Ring　：　着陸地点 : -69.3, 256.1E
- Region D　South Pole　：　着陸地点 : -85.5, 39.8E
- Region E　Schrodinger　：　着陸地点 : -75.0, 142.9E

有人与圧ローバのミッションシナリオを以下に示す。

- 2029 年、有人与圧ローバ、および機材（越夜のための電源トレーラ）は事前にカーゴ便により月面に搬送される。
- 2030 年、クルーが離着陸機により月面に着陸し、有人与圧ローバに乗り換えた後に有人月面探査が開始される。以降有人月面探査を 1 年に 1 階実施する。
- 1 回の有人月面探査は 42 地球日（月の 1.5 日）とする。月の 1 回目の昼間は走行移動と、表面探査（EVA 活動）を隔日毎に繰り返す。夜の前に着陸地点に戻り、越夜のための形態変更（電源トレーラとの接続）を実施し、越夜を行う。月の 2 回目の昼間は 1 回目と同様に走行移動と、表面探査（EVA 活動）を隔日毎に繰り返す。
- クルーの帰還後に、有人与圧ローバは次の探査対象地点まで、自動または遠隔操作により移動する。

1回の有人探査ミッションでローバ電源系に要求されるエネルギー量は、ミッションコンセプト検討（走行エネルギーの算出、および走行系の検討で必要となる斜度と走行距離をパラメータとし、緊急対応時の帰還距離として着陸地点から 100km 以内であることを制約に加えた経路解析）から設定された値とする。（42 地球日の有人滞在、およびマージンを含む走行距離 1,000km 程度である。）以下に走行経路解析の例を示す。

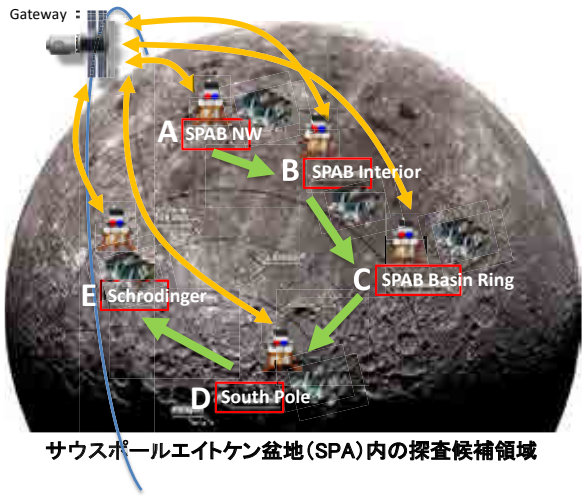
- 1 回の有人探査対象領域に対して、探査対象地点（WayPoint）を設定する。
- WayPoint の中間地点に着陸地点（LS）を設定する。
- 着陸地点から上下いずれかの約半分の WayPoint を走行する大まかな経路を設定する。
- WayPoint 同士を接続し、最大斜度を回避する実際の走行経路を設定する。（最

大斜度は上限を 25deg とし 5deg 刻みで設定の上、最大斜度と走行距離を算出する。）

このことから、1 回の有人探査における走行距離は 1,000km（将来の詳細経路解析を実施した際の迂回によるマージン距離を考慮）となる。また、無人期間時の次の探査対象地点に移動する際の距離は、Region 毎の移動により異なるが、4 回の合計距離は 6,000km（将来の詳細経路解析を実施した際の迂回によるマージン距離を考慮）となる。従って、有人与圧ローバの総走行距離は 12,000km となる。

1 回の有人探査、および無人探査に特化して整理する。1 回の有人探査では、42 日間のうちに 1,000km を走行する。（実際には、移動は日照期間中に限られるため、さらに短い時間での走行が必要となる。）一方、1 回の無人探査では、約 320 日間のうちに 1500km を走行する。このことから、有人探査の期間は、無人探査に比べ、短い期間でより長い距離を走行することが求められる。

想定される探査候補領域
・サウスポールエイトケン盆地（SPA）内の5領域 (A, B, C, D, E)



運用例：
・運用年数
2029～2034
(ローバは2029年に無人カーゴ便で月面に輸送される。)
・頻度
有人月面探査を1年に1回実施
(1つの領域を1回の有人月面探査で探査する。クルーはGatewayから有人月離着陸機で着陸する。（黄線）
・1回の有人月面探査の期間
(42地球日：月の1回目の昼間-月の夜-月の2回目の昼間)

※有人月面探査毎の間（約320日）に、ローバは次の探査候補領域に無人で移動する。（緑線）

図 7.2-41 有人月面探査で想定する探査領域

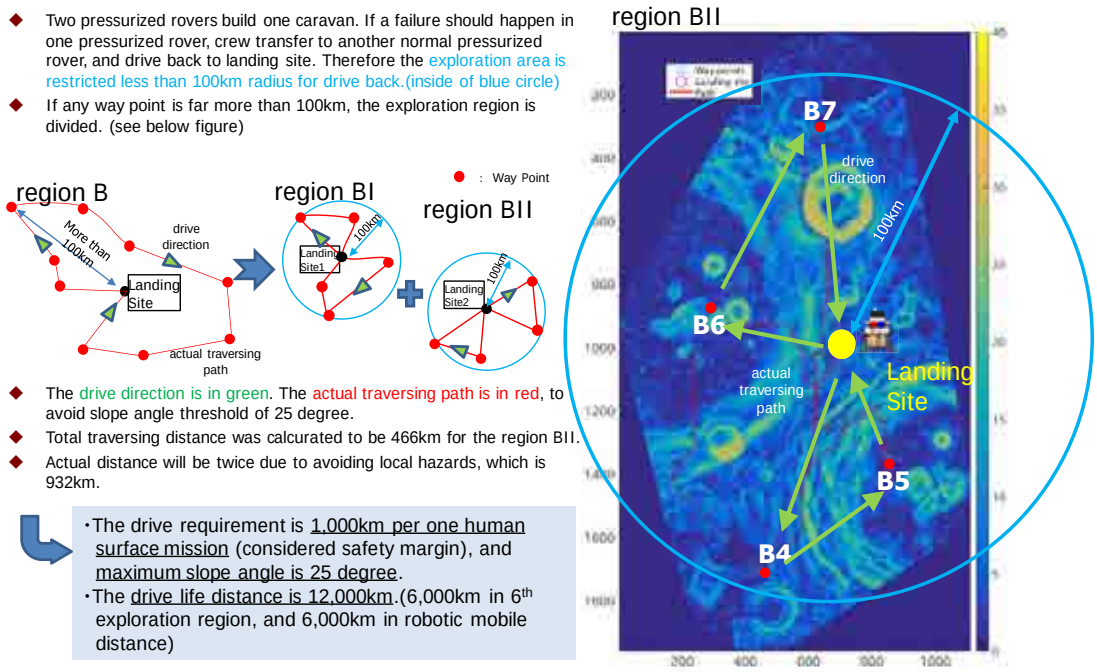


図 7.2-42 経路解析の例

7.2.4.10. 有人与圧ローバの運用シナリオ

前述した探査対象地点への走行を有人探査期間に実現すること、およびこれに必要となるエネルギーを燃料電池で供給することを想定する。この時の有人与圧ローバの運用シナリオに関する基本的な方針は下記のとおり。

- 燃料電池は畜電地に比べエネルギー密度が高いことから、有人探査時の走行について燃料電池を用いることとする。
- 月面でクルーが滞在・生命維持を行うためのエネルギーについては畜電地からの供給方式とし、日照時の停車中は太陽電池からの供給とする。走行中は、停車時に太陽電池から畜電池に充電を行っておいたエネルギーを使用する。
- 越夜でのクルー活動のための電力については、走行中にそのための畜電池を携えて移動することは非効率的（重量が増加することから、走行に必要なエネルギーが増加する）となることから、着陸地点に越夜を行うための電源トレーラを配備し、その電源トレーラから電力の供給を受けることとする。電源トレーラは日照中に太陽電池により充電を行う。

以上から、走行・有人探査時のクルーの生命維持モジュールとしての有人与圧ローバと、越夜のための電源トレーラという、2 つのモジュール構成とする。この 2 つのモジュールを用いた運用シナリオについて以下に示す。

- 大型カーゴロケット（SLS）で、有人与圧ローバ、および電源トレーラを月面に搬送する。
- 大型有人ロケット（SLS）で、有人宇宙船（Orion）を打ち上げ、Orion が月近傍拠点（Gateway）に到達し、クルーが Gateway に乗り込む。
- クルーは Gateway から有人月離着陸機に乗り込み、Gateway から分離し、月面着陸（有人与圧ローバが待機している探査地点近傍）する。
- 月面着陸後、クルーは有人与圧ローバに乗り込み、月面探査を実施する。
  - 月面の昼間 1 回目（地球 14 日間）は、探査、移動を 1 日ごとに繰り返す
  - 月面の夜（地球 14 日間）は、移動を行わず有人与圧ローバ内に滞在
  - 月面の昼間 2 回目（地球 14 日間）は、探査、移動を 1 日ごとに繰り返し
- 42 地球日後は、有人月離着陸機で Gateway に到達。
- Gateway から Orion に乗り込み、分離、大気圏に再突入し、地球に帰還する。
- 有人与圧ローバは無人運用フェーズに入り、次の有人探査領域まで遠隔操作等により無人で移動する。

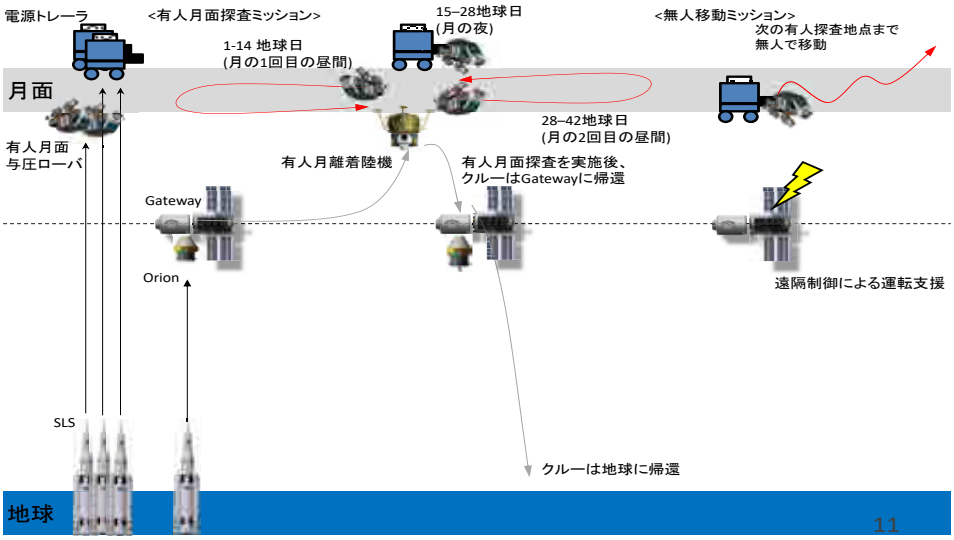


図 7.2-43 有人与圧ローバの運用シナリオ

7.2.4.11. 有人与圧ローバの電力プロファイル

上記の運用シナリオをベースに検討した有人与圧ローバの電力プロファイルと月面でのエネルギーマネジメントコンセプトをそれぞれ図 7.2-44、図 7.2-45 に示す。



図 7.2-44 月面での電力プロファイル

		有人月面探査ミッション	無人移動ミッション
月の昼	走行	燃料電池	メイン：電源トレーラ* サブ：有人月面与圧ローバに搭載された太陽電池とバッテリ
	熱・環境制御	有人月面与圧ローバに搭載された太陽電池とバッテリ	メイン：電源トレーラ* サブ：有人月面与圧ローバに搭載された太陽電池とバッテリ
月の夜	走行	N/A (夜間は走行しない)	N/A (夜間は走行しない)
	熱・環境制御	電源トレーラ	電源トレーラ

（＊無人ミッションは有人ミッションの間である、約320地球日で行う。）

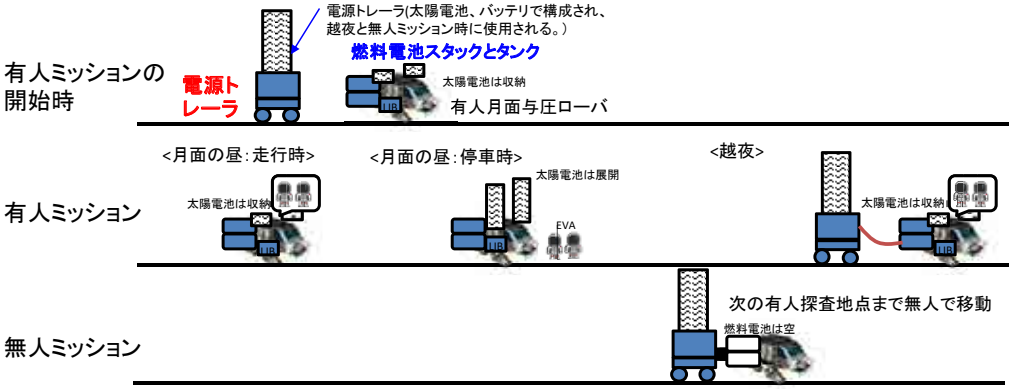


図 7.2-45 月面でのエネルギーマネジメントコンセプト

7.2.4.12. 有人与圧ローバの電源システムのトレードオフ

以上の電力プロファイル検討を踏まえ、再生型燃料電池を含めた電源系電源系の各オプション(下記)について、有人運用時の航続距離に対するシステム質量の感度について検討を実施した。なお、以下に示す感度図は航続距離=すなわちエネルギー量に対する感度を算出する目的から、地上車の実績を想定した構造効率を前提として算出している。

Option 1:蓄電池車(EV)

蓄電池として LIB を搭載する。質量エネルギー密度として、200Wh/kg、構造効率として地上車の代表例であるプリウスを想定する。

Option 2:燃料電池車(FCV)

燃料電池を搭載する。質量エネルギー密度として 667Wh/kg とする。構造効率として地上車の代表例である MIRAI を想定する。

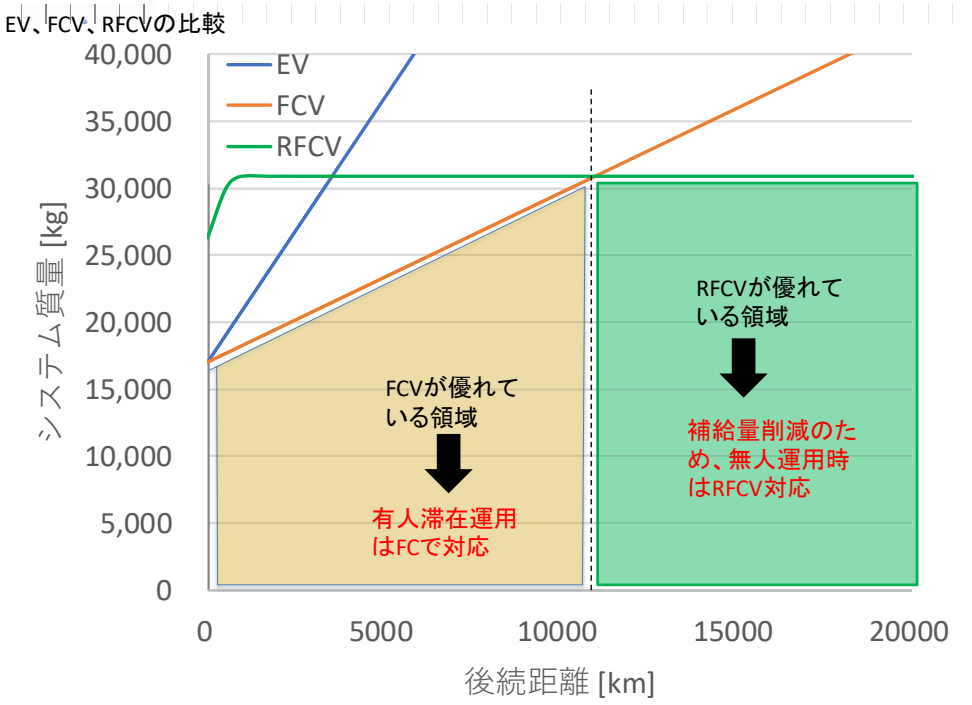
Option 3:再生型燃料電池車(RFCV):

再生型燃料電池を搭載する。質量エネルギー密度として 500Wh/kg とする。水電解装置以外の部分は構造効率として、地上の移動式水素ステーション(ニモヒス等)を想定する。(再生型処理で必要となる機器は、水電解スタック、圧縮機、蓄圧機、プレクーラ、ディスペンサーである。)

航続距離に対するシステム質量の感度についての検討結果を図 7.2-46 に示す。この図から下記の考察が導かれる。

- EV 車は質量エネルギー密度が小さいため、航続距離が大きくなるほどそのための蓄電池を増設する必要があり、車両システム質量が重くなる。
- FCV 車は FC スタック、水素タンク、および初期反応用の部分的に搭載が必要な蓄電池のため走行を行わない場合(航続距離 0km)の初期質量は EV 車よりも重くなる。一方、質量エネルギー密度は LIB よりも良いため、ある航続距離を境に EV 車よりも高効率となる。(地上車では 1 回の充填で走行可能な距離 400km 程度が想定されている。)
- RFCV 車は FC 車に比べ、排液された水を電解し、タンクに充填するための充填装置が必要になる。従って初期質量は重くなる。一方で、水素をエネルギーとして活用するための効率は落ちるものの、自然エネルギーとしての太陽光を用いることが出来れば、燃料、酸化剤自体の損耗は無くなるため航続距離が長くなるほどシステム質量はほぼ一定となり有利になる。初期の有人与圧ローバのように、人の使用頻度が低いこと(水電解の期間が無人運用期間としての 320 日となる)、また走行/水電解期間の日

が小さい（停車時間が長く、その間太陽電池を展開して水電解処理を行うことが出来る）といった、月面運用プロファイルを最大限活用することにより実現可能である。



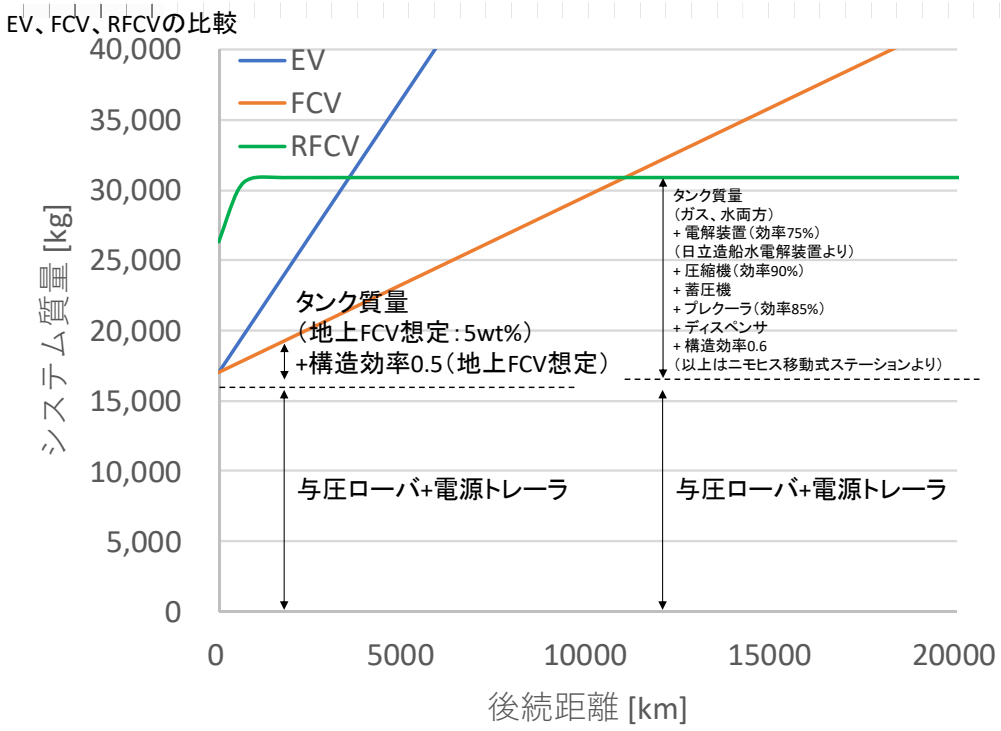


図 7.2-46 有人運用時の航続距離に対する電源構成の違い

また、図 7.2-47 に無人運用時の消費電力プロファイルを示す。

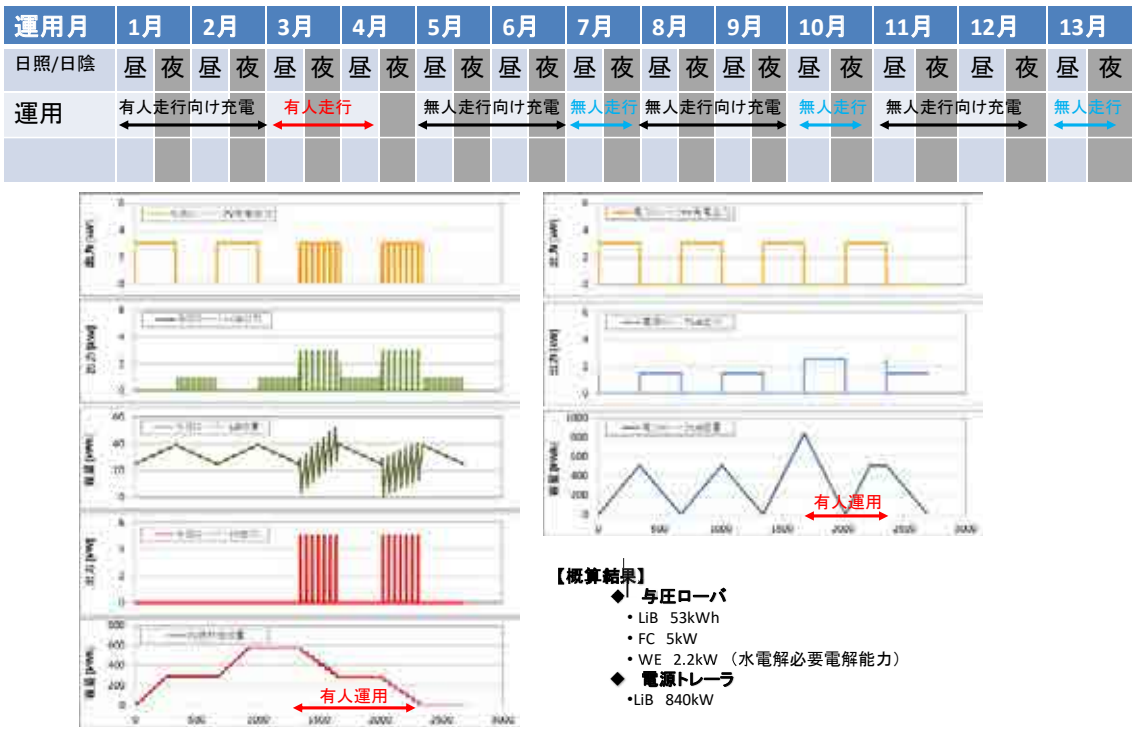


図 7.2-47 無人運用の消費電力プロファイル

このプロファイル検討を踏まえた与圧ローバと電源トレーラの構成案（電源系系統図を含む）について図 7.2-48 および以下に示す。

- 有人運用時に長距離（1,000km）を短期間（42 地球日）で走行することが求められていることから、与圧ローバの本体は必要な機器のみを搭載し、電源トレーラと分離型とする。
- 与圧ローバに搭載された燃料電池、タンクを無人運用時に電源トレーラと連結した際に利用する。タンクの重複がなく、水電解装置の与圧ローバ本体への搭載が不要となるため、コンパクトである。
- 接続用のホースが必要となる。
- 与圧ローバには燃料電池部を搭載し、電源トレーラには水素タンク、酸素タンク、生成水（電解水）タンクを重複させずに水電解部を搭載する。
- 水電解は与圧ローバと電源トレーラが接続したときしか出来ない。

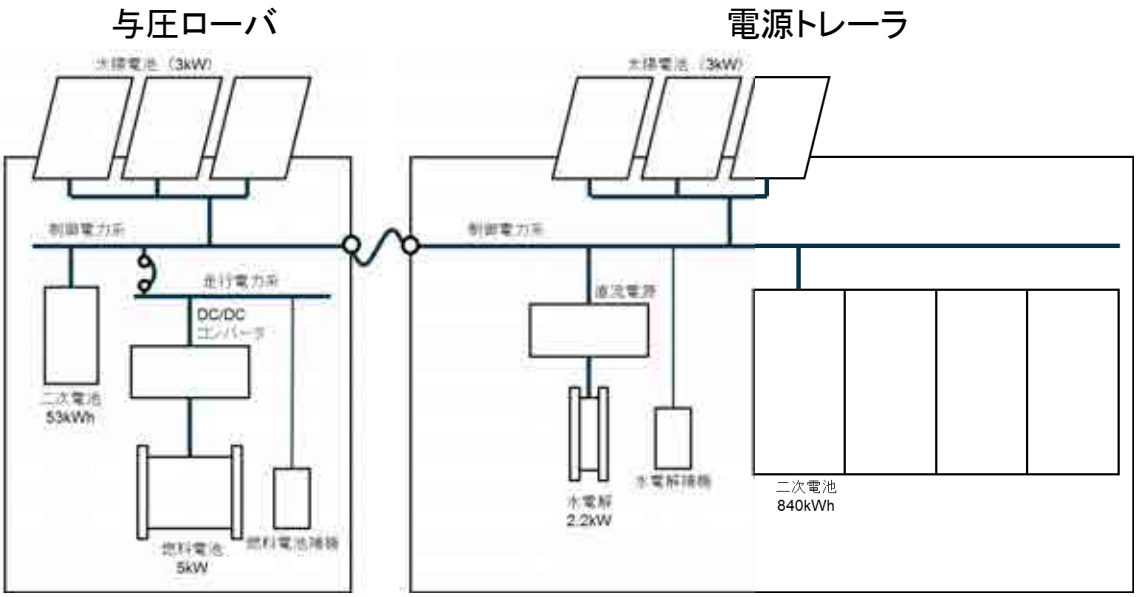


図 7.2-48 与圧ローバと電源トレーラの電源系系統図

以上の考察を踏まえると、有人与圧ローバの電源システムは以下のとおりとすることが適切と思われる。

- 有人運用フェーズ ： 短期間で長い航続距離（42 地球日で 1,000km）を走行することから、FCV の構成とし、水は保存しておく。再生処理部は有人運用の開始/終了フェーズである離着陸機地点に配置しておく。
- 無人運用フェーズ ： 長期間における運用期間（320 地球日）が想定されることから、RFCV の構成とし、走行と再生処理を繰り返す。

7.2.4.13. 燃料電池のトレードオフ

燃料電池を再生型とするか非再生型とするかのトレードオフを行うため、まず再生型燃料電池の前提条件と構成を整理した。

再生型燃料電池で水電解を行う際の前提条件は下記のとおり。

- 電解する水の量 :
- 運用期間 : 320 日（無人運用期間を想定）
- 日照率 : 50%（昼夜サイクルを想定）
- 走行/水電解期間比 : 40/48（2 地球日に 8hr の走行、40hr の水電解を想定）

以上から、水電解の要求性能は 0.028 kg water/h となる。この要求値を元に、以下の再生型燃料電池の構成品目のサイジング（質量・電力）を行い、トレードオフした結果を表 7.2-30 に示す。

- タンク（燃料、酸化剤、および与圧ローバ走行後の水補給タンクを含む）
- 水電解装置（地上品から効率 75%を想定）
- ガス圧縮機（地上品から効率 90%を想定）
- ガス蓄圧機（複数台に対して、充電を高速に行うために必要）
- プレクーラ（地上品から効率 85%を想定）
- 水素・酸素ディスペンサー

なお、燃料再生装置としては、以下の 2 つのオプションがあり、今後の詳細検討を要する。

- 特殊用途（潜水艦等）での実用検討が実施されている「高圧」水電解装置
  電解後のガスを高圧でそのままタンクに充填することが可能であるため、圧縮機が不要でシステムとしての軽量化が図れる。ただし、高圧電解セルの開発が必要。
- 地上用の移動式水素ステーションで実用されている「常圧」水電解装置
  圧縮機などの機材（~15ton）が必要なことから、初期質量が大きくなるが、開発要素はミニマム。

表 7.2-30 再生型の有無に対するトレードオフ結果

構成案	再生型無し	再生型有り(高圧水電解)*3, 5	再生型有り(常圧水電解)*4, 5
【前提】			
ローバ本体質量[kg]	7,300	7,300*2	7,300*2
電源トレーラ質量[kg]	9,756(内蓄電池:6,720)	11,436(内蓄電池:8,400)*6	11,436(内蓄電池:8,400)*6
【結果】			
有人運用で必要となる燃料[kg]*7	1,800*1	1,800	1,800
再生に必要な初期設置機器[kg]	0	279(高圧水電解スタック、ポンプ等等)	4,879(常圧水電解スタック、圧縮機等)
再生で必要なメンテナンス機器[kg]*1	0	1(予備セル、イオン交換樹脂等)	TBD
技術的習熟度	◎	△	○
5回有人探査を実施した時の必要な機材質量	26,056	20,816	25,415
【結論】	×	○	△

*1) 毎回のクルー来訪の際に、補給する必要がある。

*2) 充填 I/F は現在のローバ検討ベースラインとは異なると想定されるが、マージン内で調整可能としてベースラインと同一とした。

*3) 高圧で電解した水を直接タンクへ充填することが可能であるため、圧縮機、熱交換機といった機器が削減できる。

*4) 常圧水電解は日立造船、神鋼ソリューション、旭化成等多くの実用例がある。一方で、圧縮機、プレクーラが必要となるため、地上の移動式水素ステーションで搭載されている機器質量から追加した。

*5) 高圧水電解、常圧水電解共に、無人運用時に電源トレーラでけん引されていることから直接充填方式とした。充填頻度が高い場合は蓄圧機が必要となる。また、充填する車両が多くの台数を想定される場合は、ディスペンサーが必要となる。いずれも、与圧ローバ 2 台が走行するフロンティアフェーズ以降の内容であるため、本検討には含めないこととした。

*6) 再生のための水電解装置を稼働させるための蓄電池を考慮した。

*7) 燃料、酸化剤、タンク、カードルを含めた質量である。

燃料電池における再生型の有無に対して、有人探査の実施回数に対する地球低軌道出発時の質量で比較した結果を図 7.2-49 に示す。

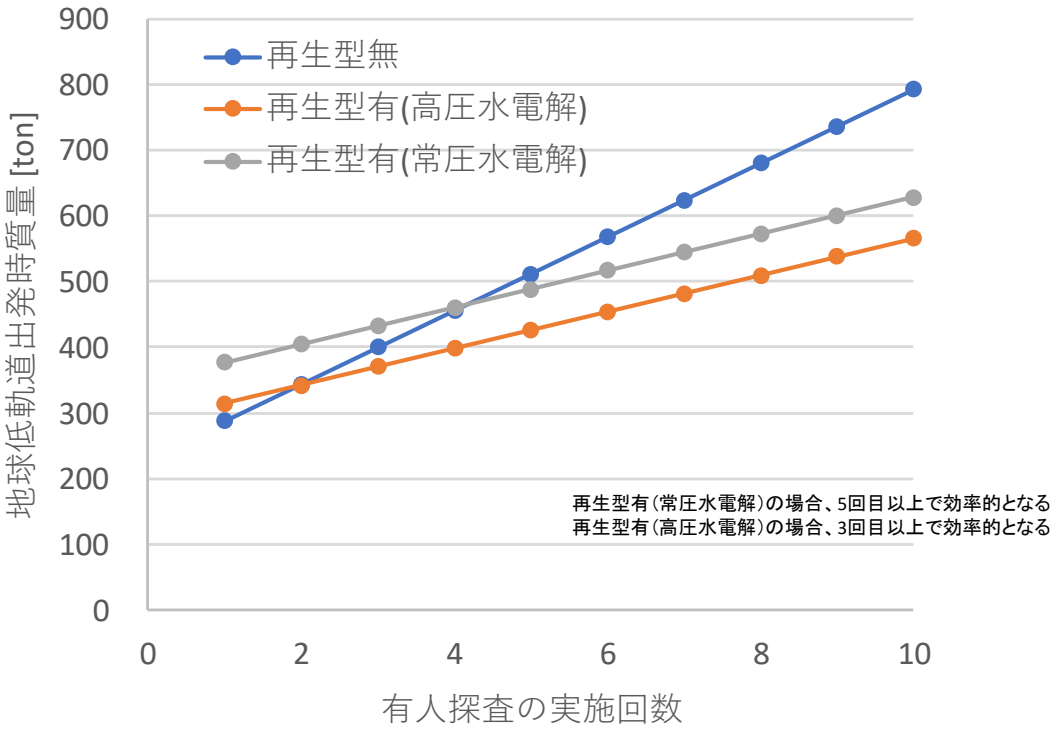


図 7.2-49 有人探査の実施回数に対する地球低軌道出発時の質量

7.2.4.14. 有人与圧ローバのシステム仕様案

電源トレーラを別システムとするとトータル質量が大きくなるため、NASA との調整の結果、電源トレーラ部は有人与圧ローバと一体化することとした。その場合の有人与圧ローバのシステム仕様案を図 7.2-50 に示す。なお、打上げ時は、NASA で検討中の有人着陸機(HLS)の貨物バージョンに搭載し、打ち上げロケットフェアリング内エンベロープに収まるよう考慮する。

滞在容積は、クルー滞在時のパフォーマンス規定(Human Integration Design Handbook)から設定している。

【主要仕様】

項目		仕様
乗員		2名(緊急時4名)
質量	打上時	～8.5 t (マージン込)
	月面走行時	～10.6 t (マージン込)
形状	サイズ	6.9*4.0*3.5 m
キャビン	居住容積	9 m^3～
	気圧	0.56 気圧
走行性能	速度	最大15 km/h
	登坂性能	最大20 deg
	乗り越え性能	最大30 cm
エネルギー	走行用電池	60 kWh
	越夜用電池	384 kWh～
	太陽電池	10.5 kW～
排熱能力		6.5 kW～
自動運転用機器		Camera, 3D Lidar
利用実験	搭載機器	100 kg
	サンプル	350 kg
寿命		10 年

ローバ本体のイメージ

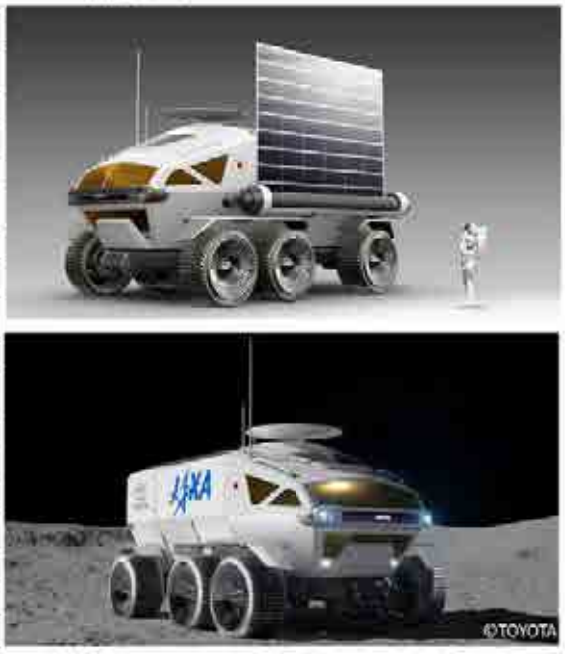


図 7.2-50 有人与圧ローバのシステム仕様案

7.2.5. 推薬生成プラント

7.2.5.1. 要旨

- 過去の検討（我が国の国際宇宙探査シナリオ 2016）では、生成した推薬のボイルオフ消失課題への対策として、有人月面探査の滞在期間中（42 地球日）に水電解・液化処理を行い、保存設備を設置しないこととしていた。（これは地上の液化水素保存のためのタンクが、ボイルオフレート削減のために真空 2 重層のパーライト粉末を充填した容器を用いていることから、比質量が 5kg/kg LH2 と大きく、保存設備の質量が非常に大きくなっていたことに起因する。）
- 今回の検討では、有人月離着陸検討において研究を進めている宇宙用高性能 MLI をタンク表面に取り付けることで保存設備の比質量を大幅に小さくできること、長期間の保存が可能であることが分かったため、保存設備を設置することとした。
- 保存設備があれば水電解・液化処理を長期間かけて行えることから、これらの処理のための設備に対する処理能力要求の緩和を実施した。
- 結果として、推薬生成プラント（レゴリス掘削、運搬、水抽出、電気分解、液化、貯蔵、及びそれらに必要な電力システム）の質量は、レゴリスの水含有率が 1wt%の時、20ton 規模となった。（これまでは約 45ton と想定していた）
- 推薬プラントの総質量に対する各プロセス設備の占める質量・電力割合に関しては、下記の特徴がある。
  - ✧ 保存設備として高性能 MLI を付加したタンクを想定しているが、それでも保存設備質量割合は 30～40%を占める。
  - ✧ 電力では液化機として予冷を行わない方式としていることから、液化機電力の占める割合が 60%以上となる。
- 液化方式の見直し（水素冷媒循環型の液化機）と、液化機の実効率を考慮したことから電源に対する要求が高まっている。1 次電源である太陽電池から供給することを想定しているため、日照条件の良い領域（80%以上～）、および離着陸機・液化後のタンクの予冷や効率的な保存からこの日照領域のすぐ近傍に低温環境領域が存在する場所に推薬プラントを設置することが望ましいと言える。

7.2.5.2. 月の資源利用シナリオ

月近傍拠点 Gateway に続く月面探査活動をサステナブルなものとするために、月の水氷資源を活用した効率的なアーキテクチャの構築が要望されている。

具体的には月面のレゴリスを採掘、水を抽出し、高圧ガス、液化ガスを生成することで Gateway⇔月面間の往復輸送機（月離着陸機）、表面移動探査車（有人与圧ローバ）に用いることを想定する。将来的には月面に滞在する人間の飲料水、生活水としての利用も想定されるが、上記に示した通りまず月面に到達するための輸送、および表面移動のためのアーキテクチャとしての活用を想定する。

離着陸機では LOX/LH2 を燃料・酸化剤とするエンジンで構成されることが想定される。有人与圧ローバでは GOX/GH2 を燃料・酸化剤とする燃料電池で構成されることが想定される。

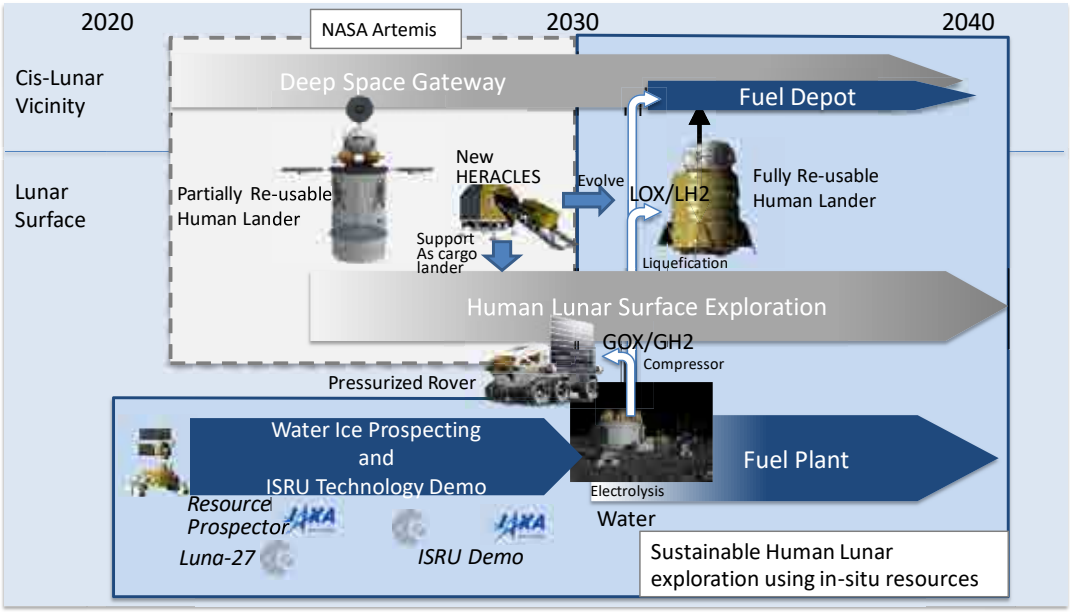


図 7.2-51 月面の水資源利用シナリオ

7.2.5.3. 推薬プラントに対する要求設定

水を推薬として利用するリファレンスシナリオ（Gateway⇔月面との往復、および月面の広域探査）を以下に示す。(図 7.2-51 参照)

- 推薬生成プラント・再使用離着陸機を、貨物として月面に事前に輸送する。
- 推薬生成プラントにより、レゴリスから水を抽出し、電気分解・液化を行うことで推薬を生成する。
- 推薬の生成量は、月面と月近傍拠点の往復、および月面の飛翔移動の往復に必要な量の合計とする。
- 推薬生成プラントにより、再使用離着陸機に推薬を充填する。
- クルーは、月面有人探査を実施する度に Gateway に輸送される。
- 再使用離着陸機により、Gateway から月面に降下する。
- 再使用離着陸機により、月面を飛翔移動（往復）し、広域を探査する。
- 推薬生成プラントにより、再使用離着陸機に推薬を充填する。
- 再使用離着陸機により、月面を離陸し、ゲートウェイに帰還する。

1 回の有人月探査に必要な推薬量は表 7.2-33 に示すように 57.6ton となる。ただし、下記に示すように水は推薬量より多く必要で、水の必要量は約 75ton である。推薬と水量の違いについて、以下に示す。

- 1 回の有人月面探査で必要な推薬量は 57.6ton である。（内訳は、燃料 LH2：8.3ton、酸化剤 LOX：49.3ton である。LOX/LH2 混合比は 1:5.9 前提）これは Gateway⇔月面間の往復に必要なΔV 量 5,600m/s と、月面を 1,000km の距離をホッパーで往復移動するためのΔV 量 5,900m/s を達成するための推薬である。
- 一方、水を電気分解した際の質量比は LH2：LOX＝1:8 であるため、上記の推薬を生成するためには約 75ton の水が必要となり、結果的に 17t 強の酸素が余る。

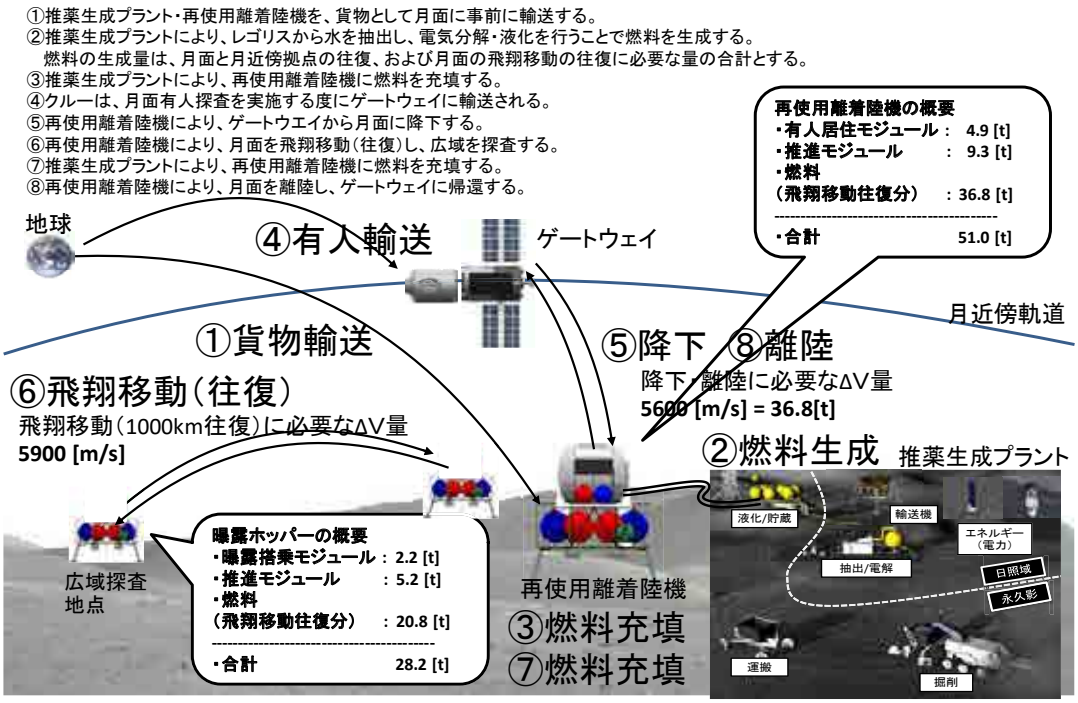


図 7.2-52 推薬プラントを利用する場合の有人月探査シナリオ

表 7.2-31 推薬プラントの水生成/電解・液化能力の要求整理

	生成ΔV量 [m/s]	全体質量 [ton]	推薬 [ton]	水 [ton] 混合比考慮*1	水生成期間[日]	水電解・液化期間[日]	備考
有人月離着陸機	5600*2	51.0	36.8 (LH2:5.3) (LOX:31.5)	48.0	365日	42日*5 or 365日*6	・ESA-HSO-K-TN-0008より、有人月離着陸機に必要なモジュールを選定の上、ΔV量の生成に必要な推薬量をJAXAにて算出
曝露ホッパー	5905*3	28.2	20.8 (LH2:3.0) (LOX:17.8)	27.1	365日	～365日 (明確な定めはない)	・ESA-HSO-K-TN-0008より、曝露ホッパーに必要なモジュールを選定の上、ΔV量の生成に必要な推薬量をJAXAにて算出 ・月面を合計4回離着陸する際の重力損失についてJAXAにて考慮(AAX-16029:153頁に掲載の通り)
合計	-	-	57.6 (LH2:8.3) (LOX:49.3)	75.1*4			

7.2.5.4. 月面広域探査の必要性

月面広域探査の一つの例として SPA(South Pole Aitken)盆地を対象に、広範囲に探査を行うコンセプトを図 7.2-53 に示す。SPA には月の起源に関する科学的に興味深い地点が数多く存在し、科学的観点からも有人による精細な探査が望まれている。

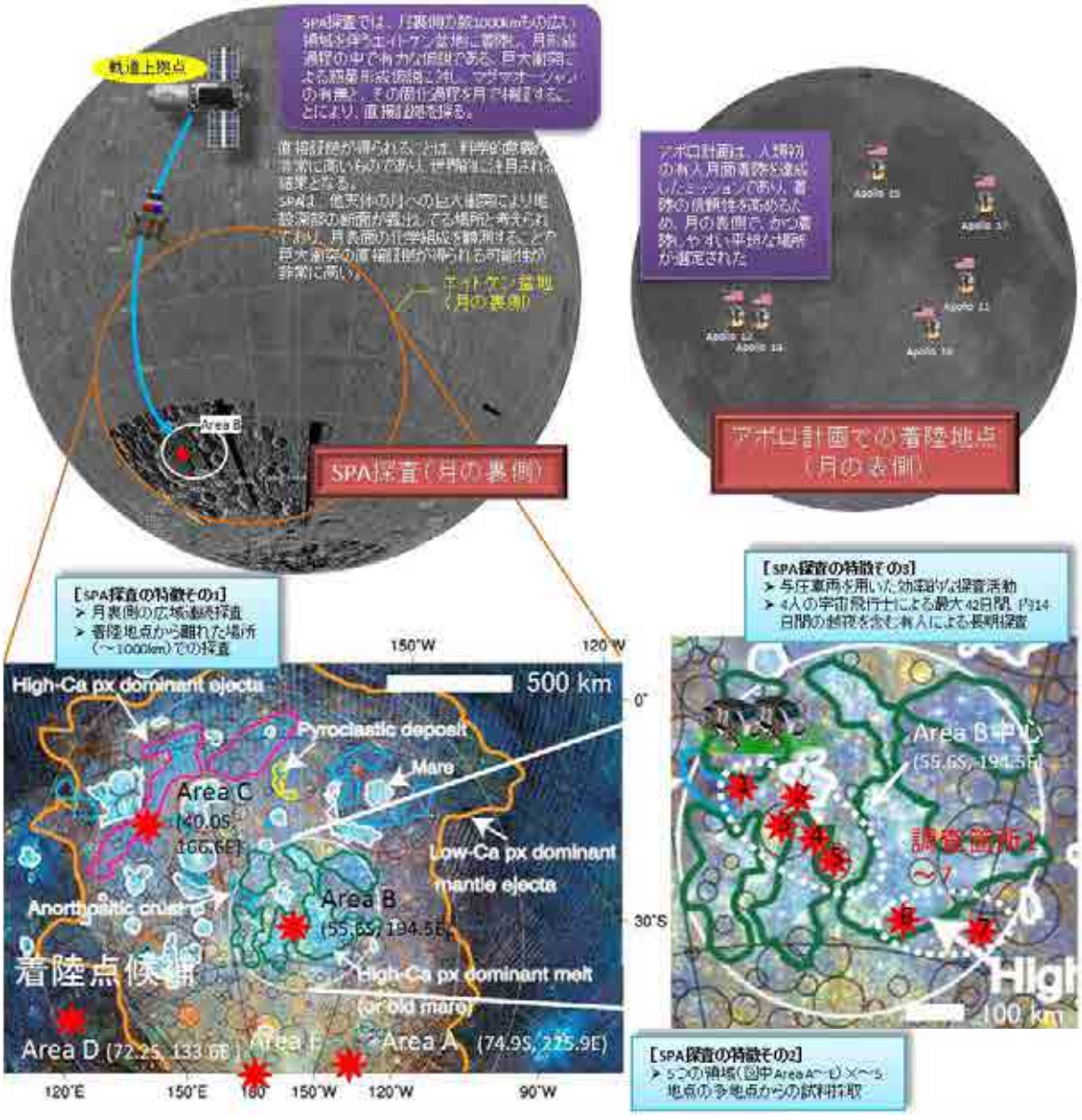


図 7.2-53 月面広域探査の概念図

7.2.5.5. 月面上のホッパー移動距離に対する必要推薬量の見積もり

月面上のホッパー移動距離に対する必要推薬量の見積り結果を表 7.2-32 および図 7.2-54 に示す。軌道力学項、および重力損失項を含む総合ΔV 量は距離が長くなるほど感度が小さくなる傾向を示す。月近傍拠点と月面との往復ΔV 量が 5600[m/s]であり、ホッパー移動のΔV がそれ以上となれば月近傍拠点を経由した方が効率的であることと、前節に示した月面広域探査の必要性から要求される往復移動距離をも勘案すると、月面上を移動するホッパーの往復移動距離としては 2000[km]程度（片道で 1000[km]程度）が適当であると思われる。なお、必要ΔV 量の算出結果は、NASA による検討結果とも一致している。

表 7.2-32 月面上のホッパー移動距離に対する必要推薬の見積り

ΔV 量[m/s]	往復移動距離[km]				
	200	1000	2000	4000	6000
軌道力学	1589	3366	4469	5642	6245
重力損失	629	1220	1436	1358	1022
合計	2218	4585	5905	7000	7267

※重力損失は加速度 4.0 [m/s2]の場合である。

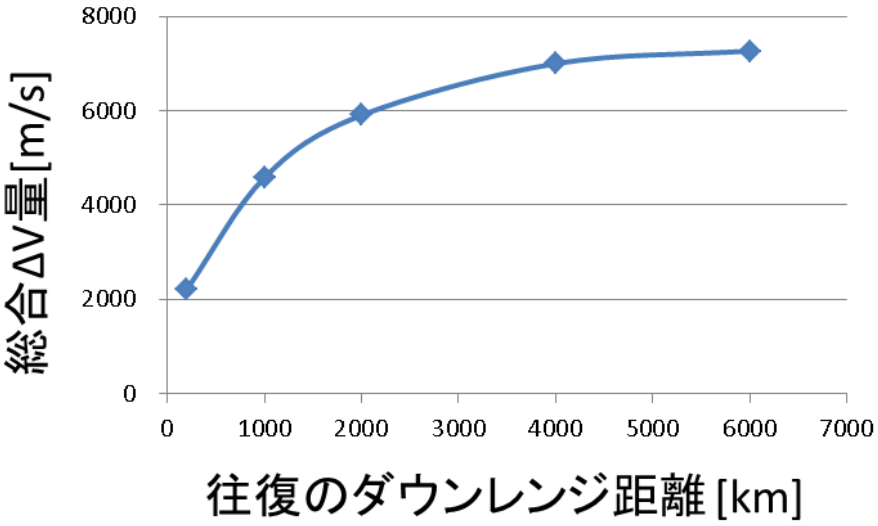


図 7.2-54 月面上のホッパー移動距離に対するΔV 量の傾向

本ΔV 量をベースにホッパーのコンセプト毎の必要推薬の見積りを計算した結果を表 7.2-33 に示す。なお、往復距離が 4000[km]以上（7000[m/s]以上）では、現在輸送系で実現されている構造効率を 20[%]とすると可搬可能なペイロード質量は無くなるため、将来課題としてホッパーの軽量化を想定し、構造効率を 18 [%]と設定した場合の計算結果である。

ホッパーの各コンセプトの概要を以下に記す。

- 無人ホッパー：月面での大型カーゴ輸送等に用いる。ある探査地点で用いた月面機器（有人与圧ローバ等）を、別の探査地点に輸送するケース等が想定される。
- 有人与圧ホッパー：与圧モジュールを持ち、クルーはシャツスリーブで移動が可能である。
- 有人曝露ホッパー：有人輸送の場合で搭載質量を最小化したものである。ホッパーの移動時間が数時間程度であることから与圧モジュールを持たず、クルーは EVA スーツでそのまま乗り込むことを想定する。緊急時における月面からの月近傍拠点への緊急帰還にも活用できる。

表 7.2-33 ホッパーの種類ごとの質量見積り

ホッパー種類	ホッパーの内訳	往復移動距離［km］				
		200	1000	2000	4000	6000
①無人ホッパー（ペイロードは、事前に輸送する与圧ローバ等～10ton 程度）	合計質量	19750	51968	128070	330530	641270
	推薬質量	7800	33574	94456	262835	517641
	構造質量	1950	8394	23614	57695	113629
	ペイロード質量	10000	10000	10000	10000	10000
有人与圧ホッパー(ペイロードは与圧モジュール)	合計質量	9677	25465	62760	161980	314200
	推薬質量	3822	16452	46288	128805	253626
	構造質量	955	4113	11572	28274	55674
	ペイロード質量	4900	4900	4900	4900	4900
有人曝露ホッパー(ペイロードは EVA スーツ込みのクルー)	合計質量	4345	11435	28180	72800	141050
	推薬質量	1716	7388	20784	57890	113857
	構造質量	429	1847	5196	12708	24993
	ペイロード質量	2200	2200	2200	2200	2200

7.2.5.6. 生成推薬量と離着陸機サイジングの関係

前節離着陸機において記述した通り、水資源を用いた推薬生成プラントによる月面での推薬補給を想定すると、完全単段式・無補給の離着陸機で構成することでより効率的なアーキテクチャとなる可能性がある。さらに、機体を完全再使用型の単段式離着陸機で構成することで、推薬・機体共に地球からの補給をゼロとすることが可能となる。

一方で、完全再使用単段式の離着陸機は復路において、往路分の推薬を放出し空となったタンクについても携えた運用を行う必要があるため、着陸段を月面で廃棄する場合に比べてより多くの推薬が必要となる。

また、LOX/LH2 を推薬とすることから、分子量の小さい LH2 を保存するためのタンクは大容積となり、ストラブル、LOX/LCH4 を推薬とした場合に比べて構造効率が悪くなる傾向を示す。これもより多くの推薬を必要とする原因となる。

離着陸機について、構造効率に対するサイジング感度の算出結果を以下再掲載する。

- ここでは構造効率 26%以下の場合に、完全再使用型の離着陸機を構成できる可能性があるが、この時の全備の質量は 150ton（推薬は 110ton）と非常に大きな値となる。
- Lockheed Martin 社から 2018 年に提案された LOX/LH2 を用いた単段式の離着陸機のサイズは全備質量で 60ton である。この時の構造効率は約 23%となる。（但し、Lockheed Martin 社のコンセプトでは生成ΔV 量は 5,000m/s である。）
- 推薬生成プラントのサイジングにおいては、これらの違いを識別した上で対象となる水の生成要求量を設定する必要がある。ここでは、離着陸機の推薬要求として、約 37ton とした。この推薬量において実現される離着陸機の構造効率は約 21%程度となり、より離着陸機に対する軽量化要求が厳しい値である。

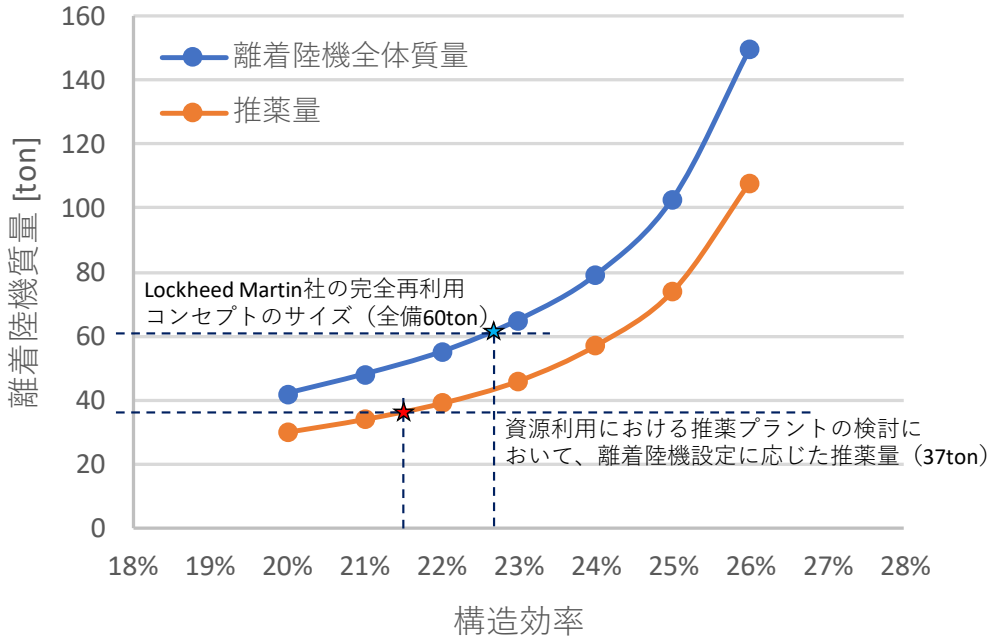


図 7.2-55 完全再使用型離着陸機の構造効率に対する全備・推薬質量の感度結果

7.2.5.7. 想定する再使用型有人離着陸機

再使用型離着陸船の概念図を図 7.2-56 に示す。また、その質量内訳を表 7.2-34 に示す。有人滞在モジュールの質量内訳は、ESA による検討をベースとしている。また、推進モジュールの質量は、ペイロードに相当する有人滞在モジュールを搭載し、月近傍拠点と月面の往復に必要な推薬（36.8 [ton]）に対して、構造効率 20 [%]とした。上記想定から、再使用型離着陸船の総合質量（Wet）は約 51 [ton]程度と算出される。

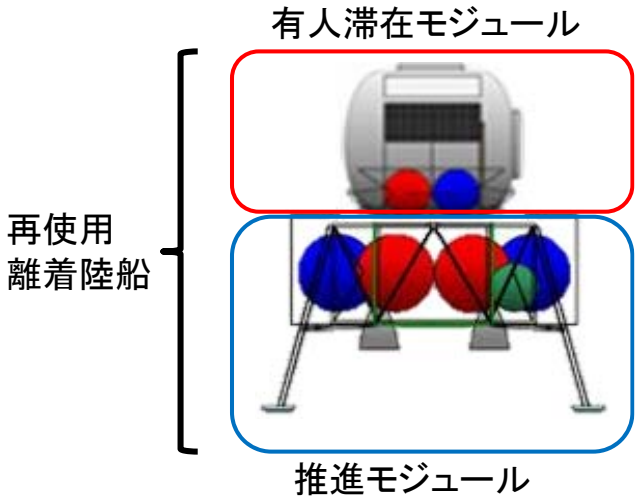


図 7.2-56 再使用型離着陸船の概念図

表 7.2-34 再使用型離着陸船の質量内訳

サブシステム名称		質量 [ton]
有人滞在モジュール	構造系	1.107
	電源系	0.346
	熱制御系	0.304
	データ処理系	0.229
	通信系	0.180
	航法・誘導制御系	0.043
	環境制御系	0.296
	クルーI/F 機器	0.276
	計装系	0.140
	機構系	0.537
	クルー消耗品	0.070
	EVA スーツ(4 着)	0.364
	クルー(4 名)	0.400
	マージン(15[%])	0.644
	小計	4.936
推進モジュール(構造効率 20[%])		9.256
推薬(往復分)		36.800
合計		50.992

7.2.5.8. 宇宙における資源

宇宙における資源として想定されている対象を以下に識別する。

- 天然物質
  - ✧ 岩石鉱物　輝石、斜長石、カンラン石、イルメナイト
  - ✧ 大気物質　CO2、N2、Ar
  - ✧ レゴリス　（天体表面の非固結物質）
  - ✧ 揮発性物質（水（氷）、水酸基、火山性ガス等）
  - ✧ 飛来物質　太陽風、隕石起因物質
- 人工物（使用済みのランダ、タンク、有人施設からの排出物等）
- エネルギー（太陽光、熱、重力）
- 環境、真空（低気圧）、微小重力（低重力）、広域温度変化等
- 位置（安定地盤、探査前哨基地（Gravity Well）、地球観測、観光地等）

本検討では、月極域近傍における埋蔵が見込まれている水氷を利用とすることを対象とする。

7.2.5.9. 資源の利用方法

前項に挙げた資源を対象として、様々な利用方法が想定される。本検討では、初期の有人探査（機材輸送含む）において必要な推薬としての利用を対象とする。

- 消耗品（初期の有人滞在と移動に必要）
  - ✧ 環境制御系（水・酸素）
  - ✧ 推薬（燃料）、酸化剤
- 拠点・構造物（中期の有人探査と滞在に必要）
  - ✧ 鉱物
  - ✧ レゴリスパネル
- 月産月消（定常的な月面居住、および生活圏の構築に必要）
  - ✧ 月面工場（食料、工業品、生活必需品）
- 火星ミッションへの充当
- 有人支援（自動化）技術

主要なポイントとして、対象となる資源が必要となるフェーズ、およびそのために必要となるアーキテクチャ構成が複数想定される。また、利用対象、およびフェーズ毎における持続的な技術開発活動を行うことが重要となる。以下に利用形態とアーキテクチャに与える影響の例を示す。

- 輸送のための推薬
  - ✧ 探査を継続して行うために必要な総質量の削減が可能となる。
  - ✧ 輸送機の推進系の選択に影響を与える。
- 環境制御
  - ✧ 人が滞在するために必要な空気、水の削減が可能となる。
  - ✧ 環境制御系としての方式（再生、使い捨て）、および処理能力に影響を与える。
- エネルギー
  - ✧ 月面活動を行うためのエネルギー（移動、環境・熱制御）としての利用が可能となる。
  - ✧ エネルギー源としての電源系構成（蓄電池、燃料電池、原子力電池）に影響を与える。

本検討では、初期の有人探査（機材輸送含む）において必要な推薬としての利用を対象とする。

7.2.5.10. 資源利用に関するアーキテクチャ検討例

1989 年、ブッシュ政権下での国家宇宙会議の議長を務めたダン・クエール副大統領の求めに応じて、NASA は有人火星探査構想を提出した。それ以降、具体的な提案が火星協会（ロバート・ズブリン）、スタンフォード大学などで検討されている。

近年では、SpaceX からの火星移住計画、United Launch Alliance 社（以下、ULA と記述する）からの「Cislunar 1,000 Vision」（月と地球の間の空間において、約 1000 人の居住・労働を支援する自律的経済が開発されることを予見するイニシアティブ）が発表されている。

- Mars Direct において、初めて低コスト化を目指した検討が行われており、従来の案から1桁コストダウンされた安いプランが提案されている。その最たる特徴は、探査対象天体の資源利用を行うことである。

- アーキテクチャは以下の 2 通りに大別される。
  - ✧ 途中の経由地を設けず 2 便の輸送（貨物輸送、有人輸送）とする方法（Mars Direct やスタンフォード大学の検討がこれにあたる。）
  - ✧ 途中の経由地として、地球近傍、または火星近傍で乗り換えを挟み 3 便の輸送（貨物輸送①、貨物輸送②、有人輸送）とする方法（NASA/DRA がこれにあたる。）

- 火星大気を利用した減速手法（エアロブレーキ、エアロキャプチャ）は、対象天体への輸送可能な質量を大幅に向上させることが可能であるが、SpaceX での検討では使わないこととされている。（理由は周回軌道投入というステップを省略することでシステムリスクを低減することにあると想定される。）

計画名	発表年	発表者（組織）	クルー人数[人]	LEO質量[t]	エアロキャプチャの使用	*資源利用*	輸送便数	計画の特徴
NASA 90 Day Study	1989	NASA/JSC	4	1,300	TBD	TBD	TBD	①大規模ステーションをLEOに構築 ②月面定住 ③火星有人探査
Mars Direct 1991	1991	Robert. Zubrin（火星協会）	4	220	使用	*一部調達*	2	①当時の技術で実現 ②途中の拠点は無し ③火星の大気からメタンを生成
TBD	TBD	スタンフォード大学	6	TBD	TBD	TBD	2	
NASA/DRA 5.0	2009	NASA	6	850	一部使用	*一部調達*	3	①LEO、LMOでドッキング・分離 ②火星の大気から酸素を生成
Interplanetary Transport System	2015	Space X	4-100	200-	使用せず	*調達*	1	①火星遷移軌道へ100t打上可能なラプターエンジンを開発
Cislunar 1,000 Vision	2016	ULA	～1000	TBD	N/A	*調達*	TBD	

表 7.2-35 資源利用を対象としたアーキテクチャ検討例

7.2.5.11. 資源利用の国際動向

- 米国
  - 科学探査（Mars 2020 への MOXIE の搭載）
  - 地上技術の活用と先行実証（NASA/NextSTEP-2D での公募開始）
  - 事業化と人材育成（FCT 検討チームや LEAG 等の産業界を巻き込んだコミュニティ形成）
- 欧州
  - クルー対象検討（飲料水、呼吸のための酸素生成）
  - 主要技術開発（掘削、抽出、精製、エネルギー、自動運転）
  - 先行実証（資源特定、技術実証、End to End での試験等）
- 国連、米国内、ルクセンブルクなどにおける活動
  - 法的枠組みを構築する活動等
- 日本
  - フロンティアビジネス研究会、ispace による検討等

7.2.5.12. 資源利用の運用コンセプト

- 資源利用のための必要な機材は事前にカーゴ便として月面に輸送され、展開される。必要な機材とは、レゴリスの掘削機、運搬機、水抽出機、電気分解機、液化機、保存タンク、推薬供給設備、離着陸機、表面移動のためのホッパーである。
- 掘削機は永久陰内領域の水氷が吸着・埋蔵されている地点に赴き、水が吸着されたレゴリスを採掘する。
- 採掘されたレゴリスはその後の処理のためにエネルギーを確保する必要があることから、日照条件が良いクレータのリム部等に設置された推薬プラントのメイン設備まで運搬される。この移動距離は掘削範囲を想定して片道 2.5km の距離とする。
- 推薬プラントにより、水抽出、電気分解、液化が行われる。
- 液化後は、保存タンクに輸送され、保存される。
- 離着陸機、曝露ホッパーにおいて使用する際に、保存タンクから充填を行う。

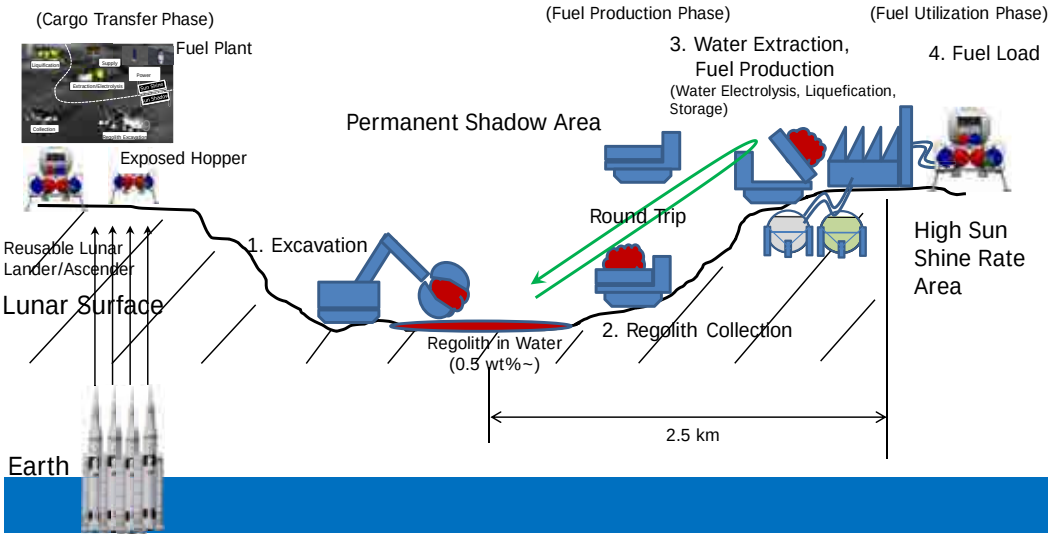


図 7.2-57 推薬生成プラントの運用コンセプト

7.2.5.13. 月面の水氷利用プロセス

月面の水資源利用のプロセスを以下に示す。

ステップ 1：月面で水が吸着されたレゴリスを永久陰等から掘削する。
ステップ 2：掘削されたレゴリスの運搬車への積込、運搬、荷卸しを行う。
ステップ 3：水が吸着されたレゴリスを加熱することで水を抽出する。
ステップ 4：水を電気分解することにより、水素、酸素ガスを発生する。
ステップ 5：水素、酸素を液化する。
ステップ 6：液化した水素、酸素を保存する。
ステップ 7：液化した水素、酸素を離着陸機に充填する。

ステップ1～3は水が含有されたレゴリス、ステップ4は水、ステップ5は水素・酸素ガス、ステップ6～7は液化水素・液化酸素を対象とする。

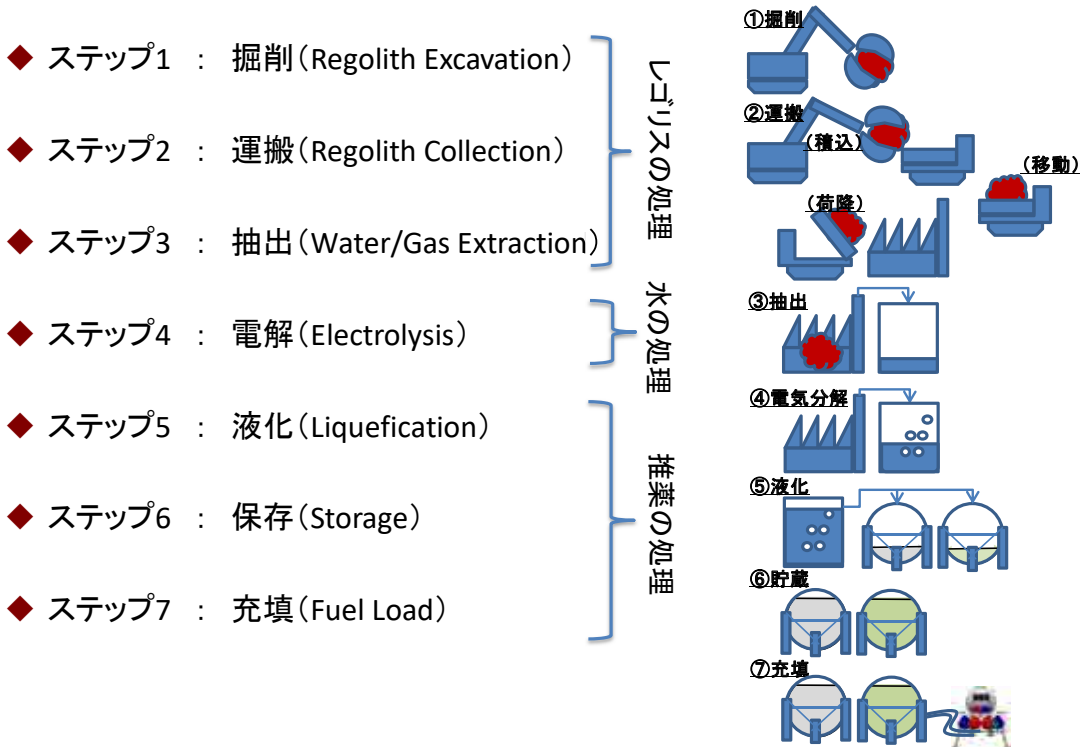


図 7.2-58 月面の水利用プロセス

各プロセス設備規模算出のためのパラメータは表 7.2-36 のとおりとした。いずれも地上で実用化されている設備の能力から、パラメータの設定を行った。

なお、ステップ 1（掘削）-ステップ 3（抽出）までは、処理対象物がレゴリスであるので regolith/hr で示す。ステップ 4（電解）-ステップ 5（液化）では、水素・酸素と具体的な対象物は異なるものの処理対象量が水の量と同等であるため、H2O/hr で示す。保存タンクはそれぞれの対象物で示す。

掘削、および運搬は対象処理量が多い場合は台数を増やすことで対応すれば良いため、一定値となる。水抽出はレゴリスにおける水の含有率で必要となる総エネルギー量（潜熱、顕熱）が異なるため、水の含有率毎に設定される。電解、液化、貯蔵処理における各パラメータは、対象となる水、推薬は同一であるため、一定値となる。

表 7.2-36 資源利用の各プロセス設備規模算出のためのパラメータ

項目	単位	設定値	
掘削比電力	kW/(kg regolith/hr)	一定	0.001
運搬比電力	kW/(kg/regolith/hr)	一定	0.05
抽出比電力	kW/(kg regolith/hr)	変動(0.1%)	0.058
		変動(0.5%)	0.06
		変動(1.0%)	0.061
		変動(10%)	0.087
電解比電力	kW/(kg H2O/hr)	一定	5.73
液化比電力	kW/(kg H2O/hr)	一定	35.66
掘削比質量	kg/(kg regolith/hr)	一定	0.25
運搬比質量	kg/(kg regolith/hr)	一定	3.7
抽出比質量	kg/(kg regolith/hr)	変動(0.1%)	0.29
		変動(0.5%)	0.45
		変動(1.0%)	0.61
		変動(10%)	1.32
電解比質量	kg/(kg H2O/hr)	一定	369.17
液化比質量	kg/(kg H2O/hr)	一定	53.76
H2タンク比質量	kg/kg H2	一定	0.53
O2タンク比質量	kg/kg O2	一定	0.11
H2Oタンク比質量	kg/kg H2O	一定	0.01

- 処理プロセスの前提

  - 資源利用処理のための総期間は、有人探査が行われる頻度を対象として 1 年間に 1 回とする。但し、対象物がレゴリス、水と分類されることから、処理フェーズを分類する。
  - レゴリスを対象とする処理は、実際に使用する年の 2 年間から、掘削、運搬、水抽出を行う。
  - 水を対象とする処理は、実際に使用する年の前年に、水電気分解、液化、保存を行う。
  - 処理プロセス自体は 7 つに分類されることから、各ステップで必要となる設備に対する最適問題となる。
  - 製造した LH2 を保存するためのタンクについて、地上設備を想定すると比質量は 10 以上となる、これはボイルオフを抑制するために、真空 2 重層のタンクを地上では構築しているためであるが、月面は真空でありその必要はないため、通常のタンクに高性能な MLI を巻き付けた形態とする。

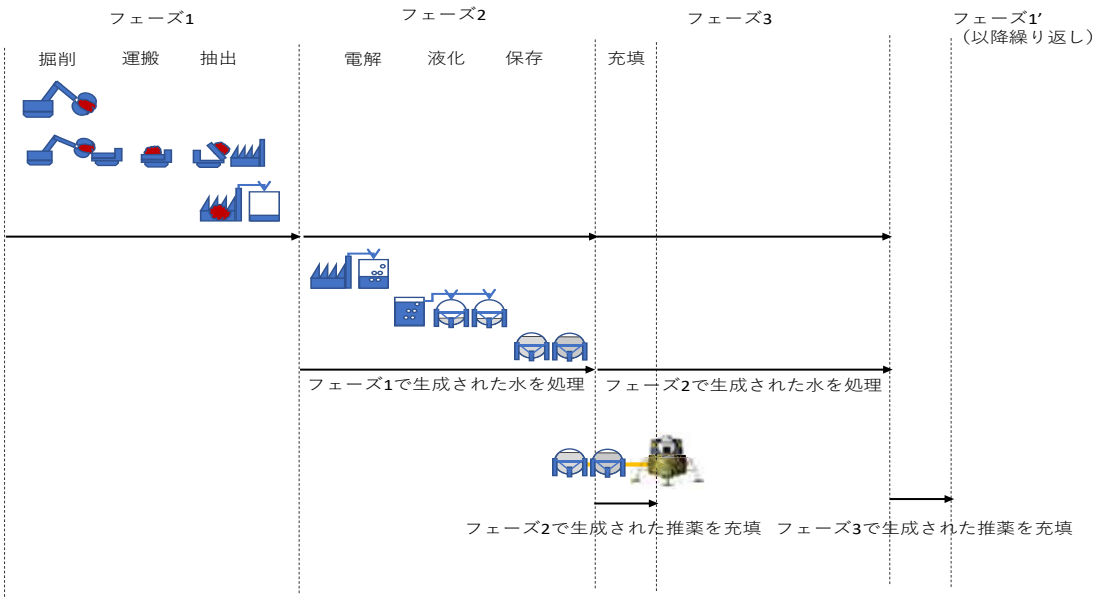


図 7.2-59 推薬プラントの各ステップにおける処理プロセスの前提

7.2.5.14. 月面の水氷利用のための推薬プラント検討

- 処理期間

  - 掘削・運搬・水抽出までの処理プロセスは処理期間に依存しない。（抽出後の水は氷状態の保存でも良い）従って、処理期間は 1 年間とする。（電解・液化を行う処理期間によるが、電解・液化を次年度に行う対象の水を抽出することでも良い。）
  - 電解・液化・保存は設備質量について、特にタンクが前述の通り高性能 MLI で構成出来ることから、電解・液化期間として 1 年間を考慮する。
  - 充填は種子島 H2A 打ち上げに必要な期間として 1 日程度とする。（一方、設置環境によっては予冷に必要な要求から、クルーの月面滞在期間中である 42 日間を用いてゆっくりと充填でとすることも可能である。予冷のための月面環境、充填流量から要求される差圧生成のためのポンプ、または押しガス生成用タンクといった詳細設備の検討が今後必要である。

- 処理能力

  - 掘削・運搬・水抽出までの処理プロセスは、処理能力に応じた重機台数の投入が可能である。
  - 水電解、液化については、処理要求量に対して、設置する設備の処理要求性能を設定すれば良い。（ポンプやコンプレッサなど、実際の地上での実用品をどれくらいの台

数並べる必要があるかについては、今後の詳細検討が必要である。）

- 液化手法については、既存の産業ガスとしての水素製造方法が LN2 による予冷と熱交換後の大気開放を実施していることから、冷媒としての LH2 の循環回収のためのエネルギー10kW/(kg LH2/h)に対し、実用化されている冷凍機の実効率が 3 割であることを考慮した。（現在未稼働であるものの、種子島射点の設備である液化水素タンクは BOR0.3%/day 程度である。地上であることから保存タンクは中間に真空層を設けたパーライト方式であり、このボイルオフガスを回収するための回収機が設置されている。）
- 保存設備は、高性能 MLI を付加した場合（離着陸機項参照）のボイルオフレートを想定し、LH2：0.20%/day、LOX：0.04%/day とする。この時のタンク質量（チタン AMS4899 に高性能 MLI を付加したもの）から、タンクの比質量を設定した。
- 充填設備の質量はベースラインでは各プロセス合計質量の 25%を見込んでいる。（例：レゴリスの水含有率が 1%のケースで構造艤装・計装で 7.3ton）具体的な爆発のための安全距離の実例から、種子島射点における液化タンクから充填地点（射点までの距離）300m を考慮すると、配管の質量は 400kg 程度であるため十分に構造艤装の質量に含めることが可能であると考えられる。（一方、離着陸機、曝露ホッパーに充填する際の予冷、ローディングシステム間の移送で失われる推薬の考慮も必要となる。それには月面環境条件の想定が必要であり、また充填のための期間を充填流量から要求される差圧生成のためのポンプ、または押しガス生成用タンクといった詳細設備の検討を行って設定する必要があり、今後の課題である。）

- 過去の検討との違い

- 過去の検討（2016 年の我が国の国際宇宙探査シナリオの検討）では、地上設備を対象とした算出を行っていた。保存タンクのボイルオフレートとして 1.0%/day であったことから 1 年間の推薬製造・保存は行わず、クルーが月面に到着後 42 日間というクルーが月面に滞在する短期間で水電解、液化を行うこととしていた。その結果、水電解処理装置の質量感度が非常に大きい結果となった。（例：レゴリスの水含有率が 1%のケースで、全体のプラント質量が 42ton に対して、水電解機の質量が 26ton と約 6 割であった。）
- これに対し本稿では、高性能 MLI を巻き付けた低ボイルオフレートを実現する軽量タンクについての実現性見込みを得たため、電解・液化に対する処理期間要求を 42 日から、1 年間へ緩和した。

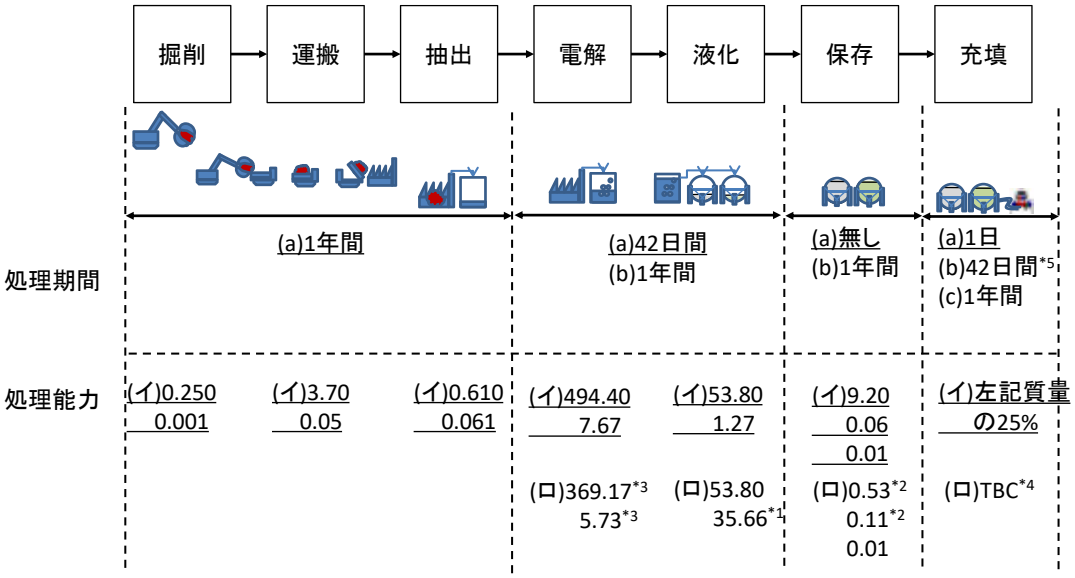


図 7.2-60 推薬プラントの各ステップにおける比質量・比電力パラメータ

7.2.5.15. 月面の水氷利用のための推薬プラント検討結果

推薬生成プラント（レゴリス掘削、運搬、水抽出、電気分解、液化、貯蔵、及びそれらに必要な電力システム）の質量を検討した結果を下記に示す。

- 水電解・液化の処理期間を 1 年間としたことから、レゴリスの水含有率 0.5%以上で総質量 20ton 程度となった。（過去の検討では 0.5%以上で推薬生成プラントの質量規模が約 40ton 程度であったものが半減した。）
- 推薬プラントの総質量に対する各プロセス設備の占める質量・電力割合を以下に示す。

  - 保存設備として高性能 MLI を付加したタンクを想定していることから、30～40%は保存タンクの質量となる。
  - 電力では液化機として予冷を行わない方式としていることから、液化機の占める割合が 60%以上となる。
  - 液化方式の見直し（水素冷媒循環型の液化機）と、液化機の実効率を考慮したことから電源に対する要求が高まっている。1 次電源である太陽電池から供給することを想定しているため、日照条件の良い領域（80%以上～）、および離着陸機・液化後のタンクの予冷や効率的な保存からこの日照領域のすぐ近傍に低温環境領域が存在する場所に推薬プラントを設置することが望ましいと言える。

表 7.2-37 推薬生成プラントの質量・電力推定値

各設備の規模 [ton], [kW]		レゴリスの水含有率 Rw[%]				比質量 Km[*1] 比電力 Kp[*2]	算出式[*3] [kg], [kW]
		0.1	0.5	1.0	10		
掘削	質量	1.4	0.3	0.1	0.1	0.25	(Km*(74.3*10^3)/(Rw/100))/(365*24)
	電力	5.5	1.1	0.6	0.1	0.01	(Kp*(74.3*10^3)/(Rw/100))/(365*24)
運搬	質量	20.3	4.1	2.0	0.2	3.70	(Km*(74.3*10^3)/(Rw/100))/(365*24)
	電力	274.0	54.8	27.4	2.7	0.05	(Kp*(74.3*10^3)/(Rw/100))/(365*24)
抽出	質量	1.6	0.5	0.3	0.1	0.61[*4]	(Km*(74.3*10^3)/(Rw/100))/(365*24)
	電力	317.8	65.8	33.4	4.8	0.06[*4]	(Kp*(74.3*10^3)/(Rw/100))/(365*24)
電解	質量	2.0	2.0	2.0	2.0	494.4	Km*(74.3*10^3)/(365*24)
	電力	42.0	42.0	42.0	42.0	7.67	Kp*(74.3*10^3)/(365*24)
液化	質量	0.3	0.3	0.3	0.3	53.8	Km*(74.3*10^3)/(365*24)
	電力	195.4	195.4	195.4	195.4	1.27	Kp*(74.3*10^3)/(365*24)
貯蔵	質量	6.8	6.8	6.8	6.8	0.53[*6] 0.11[*7] 0.01[*8]	Km*(それぞれの液体量*10^3)
構造計装	質量	8.1	3.5	2.9	2.3	-	上記各設備の質量合計の 25[%]
電源	質量	10.4	4.5	3.7	3.1	10.0	Km*上記各設備の電力合計 /(日照率 80[%]/100)
合計	質量	50.8	21.8	18.2	14.8		各設備の質量合計、構造、電源の合計

*1) 掘削、運搬、抽出の比質量 : kg/(kg regolith / hr)
電解、液化の比質量 : kg/(kg water / hr)
電源の比質量 : kg/(kW)

*2) 掘削、運搬、抽出の比電力 : kW/(kg regolith / hr)
電解、液化の比電力 : kW/(kg water / hr)

*3) 推薬 57.0 [ton]の生成に必要な水の量として、推薬混合比を考慮し 74.3 [ton]と想定する。
掘削、運搬、抽出、電解、液化する期間は 1 年間とする（365[day]*24[hr]）

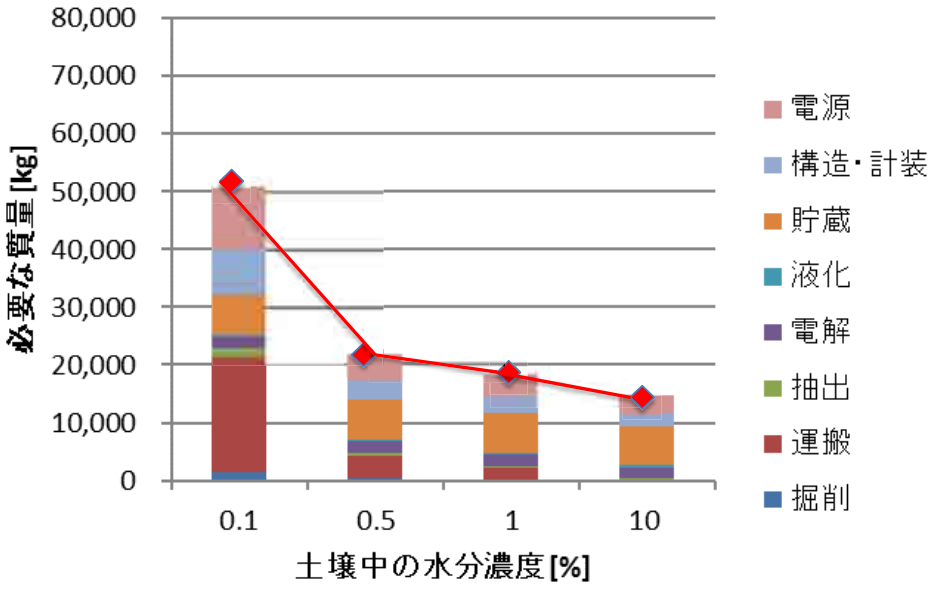
*4) 抽出の比電力、比質量はレゴリスの水含有率により変動する。上記表は、1.0[%]の時の値を例として記述する。

*5) 上記表は、各項目の小数点以下第 2 項を四捨五入して記述しており、合計値は一致しない。

*6) 液体水素を保存するための比質量 : kg/(kg LH_2)

*7) 液体酸素を保存するための比質量 : kg/(kg LOX)

*8) 水を保存するための比質量 : kg/(kg water)



推薬生成プラントの質量	50.8 [t]	21.9 [t]	18.2 [t]	14.8 [t]

図 7.2-61 レゴリスの水含有率に対する推薬生成プラントの質量

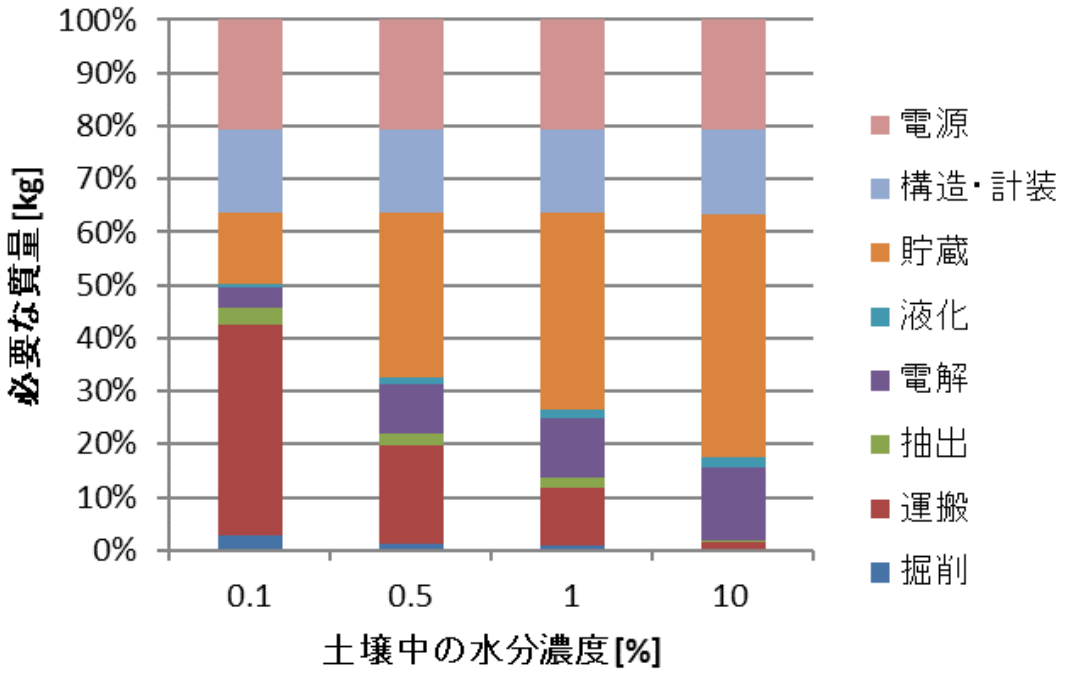


図 7.2-62 レゴリスの水含有率に対する推薬生成プラントの質量比

7.2.5.16. 月面の水氷利用のための推薬プラント検討結果

有人探査（月面のホッパー移動を含む）を 5 回繰り返した場合のシナリオを、図 7.2-63、図 7.2-64 に示す。

①月面の水利用『無し』のケース（ISECG のシナリオ）
月面着陸に必要な使い捨て着陸船(推薬込み)・再使用型離陸船を、月近傍拠点に事前に輸送する。

(ア) クルーは、Orion で月近傍拠点に到着後、再使用型離陸船（＋使い捨て着陸船）に乗り換え、着陸。月面探査後は再使用型離陸船で月近傍拠点に到着後、Orion に乗り換えて地球に帰還する。

※有人探査の 2 回目以降は、使い捨て着陸船および再使用型離陸船推薬の事前輸送と、クルーの月近傍拠点への輸送を繰り返す必要がある。

②月面の水利用『有り』のケース（本検討でのシナリオ）
推薬生成プラントを、月面に事前に輸送する。（質量により分割輸送を想定する。）

(ア) 再使用型離着陸船、および有人曝露ホッパーを、月面に事前に輸送する。
(イ) クルーは Orion で月近傍拠点に到着後、再使用型離陸船に乗り換え、推薬生成プラント付近に着陸する。
(ウ) クルーは月面上で有人曝露ホッパーに乗り換え、月面をホッパーで移動して広域探査を実施する。（探査後は南極の推薬生成プラント付近に戻る。
(エ) クルーは再使用型離着陸船に乗り換えて離陸し、月近傍拠点に到着。Orion に乗り換えて地球に帰還する。

※有人探査の 2 回目以降は、地球からの輸送はクルーの月近傍拠点への輸送のみとなる。

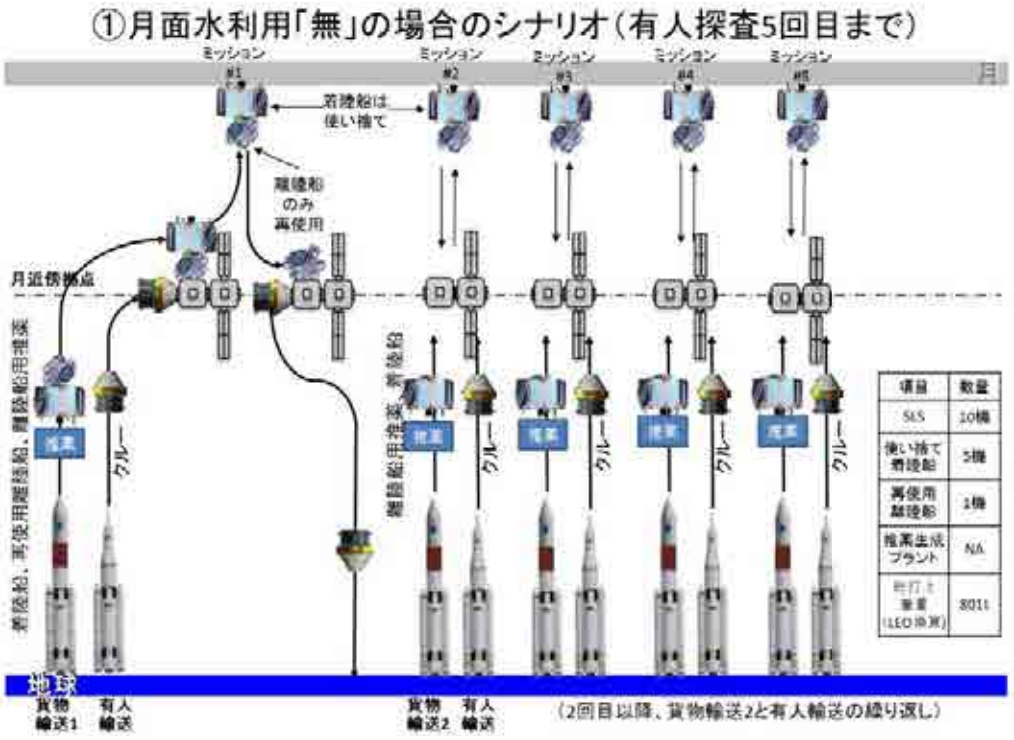


図 7.2-63 月面の水利用『無し』のケース（ISECG のシナリオ）

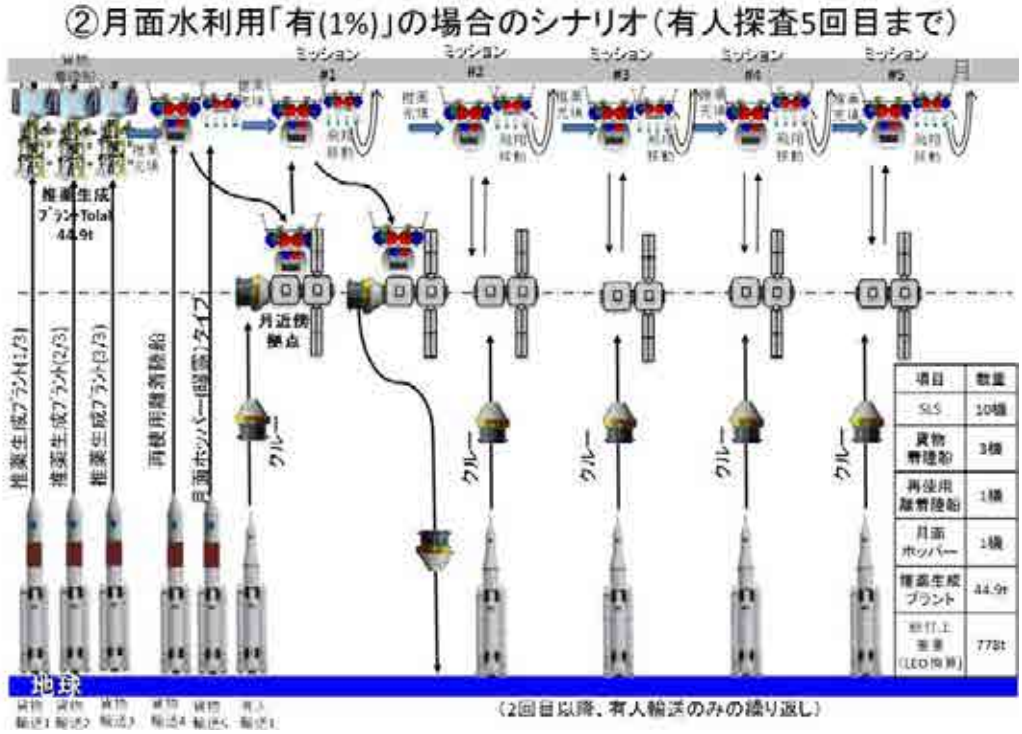


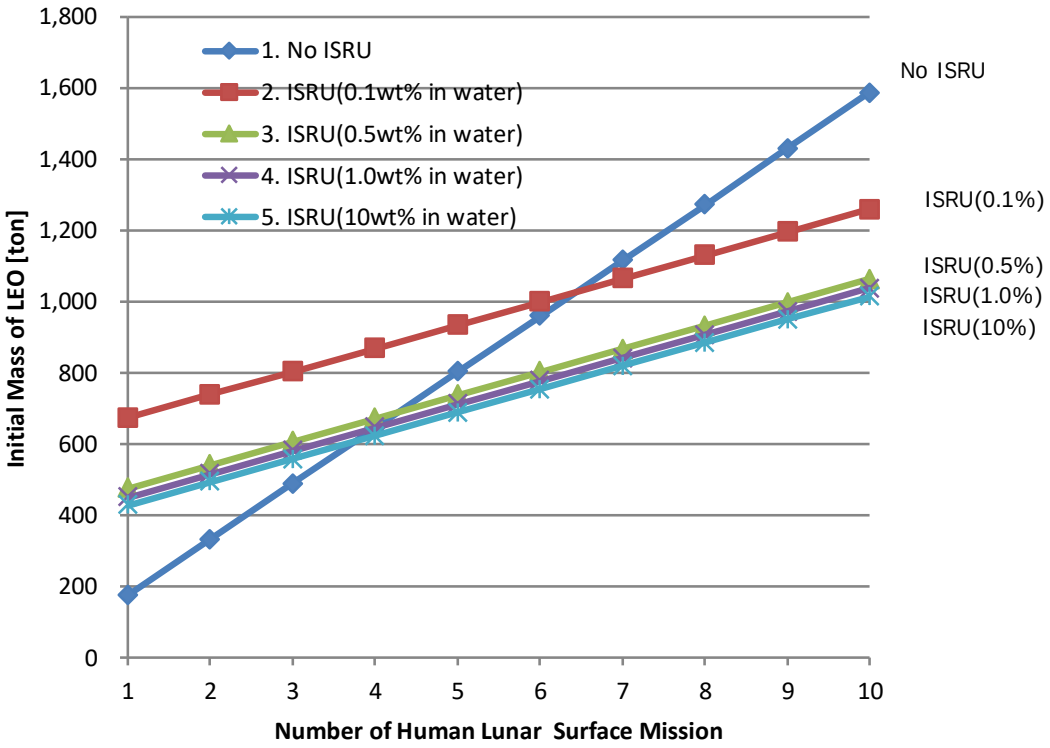
図 7.2-64 月面の水利用『有り』のケース（本検討でのシナリオ）

7.2.5.17. 月面の水利用有無に関する地球低軌道出発時の質量比較

有人探査を繰り返し実施した場合に対して、推薬生成プラントの有無における必要な物資量を地球低軌道上で換算した図を図 7.2-64 に示す。図から考察できることを下記に示す。

- 推薬プラントがない場合はミッション毎に推薬を地球から輸送する必要があるため、毎回 170ton 弱の追加質量が必要となる。合計で 5 回の有人探査を実施した時には、地球低軌道での総質量は 800ton 程度となる。
- 推薬プラントを活用する場合は初期質量が資源利用を行わない場合に比べると大きくなる。但し、2 回目以降は推薬を月面で補給できるため、毎回打ち上げる質量は 80t 程度(有人宇宙船とその軌道間輸送機分)で済む。合計で 5 回の有人探査を実施した時には、レゴリス中の水の含有量が 0.5%程度以上の場合には地球低軌道に打ち上げる総質量は 700ton 程度となる。
- 従って、レゴリス中の水含有量が 0.5%程度以上あった場合には、推薬プラントを設置してでも資源利用を行うほうが持続的および効率的な探査を行うために有用である。

図 7.2-65 有人探査を行う回数に対する地球低軌道での必要物資質量



7.2.5.18. 保存設備の BOR と電解/液化設備の能力の関係

これまでの検討のケースにおいて、液体水素の最大保管量は 8.3ton である。高性能 MLI による低 BOR(0.3%/day)タンクが実現されたとすれば、最大量保管時の蒸発量は 8.3ton の 0.3%/day である、25kg/day となる。

一方、これまでの検討ケースでの液化装置の液体水素生成能力は 23kg/day であることから、液体水素の保管量が最大時(8.3ton)に近づくにつれ、蒸発量が生成量を上回ることになり、8.3ton は達成できないことになる。

この問題への対策として液化機を 2 台設置することとする。液化機の質量は 0.3ton 程度であることから、2 台設置したとしても 0.6ton 程度であり、レゴリスへの水含有率が 1%の場合のプラント全体質量 20ton に対して 2%程度の質量増加であり、マージンで受け入れ可能である。

7.2.5.19. 推薬生成プラント規模の算出根拠

推薬生成プラント規模算出のための係数一覧を以下の表 7.2-38 に示す。電源以外の係数は、地上の同様な設備からの推定値である。

表 7.2-38 推薬生成プラントの規模算出のための係数

項目	係数の種類	単位	係数	備考
掘削	比質量	kg/(kg regolith/hr)	0.25	水が含有されたレゴリスを掘削
	比電力	kW/(kg regolith/hr)	0.01	
運搬	比質量	kg/(kg regolith/hr)	3.70	掘削されたレゴリスを推薬生成プラントまで運搬
	比電力	kW/(kg regolith/hr)	0.05	
抽出	比質量	kg/(kg regolith/hr)	0.61*1	レゴリスを加熱し、水のみを抽出
	比電力	kW/(kg regolith/hr)	0.06*1	
電解	比質量	kg/(kg water/hr)	494.4	水を電気分解し、酸素と水素を生成
	比電力	kW/(kg water/hr)	7.67	
液化	比質量	kg/(kg water/hr)	53.8	酸素、水素ガスを液化冷却
	比電力	kW/(kg water/hr)	1.27	
貯蔵	比質量（水）	kg/(kg water/hr)	0.53 0.11 0.01	液体水素を保存 液体酸素を保存 水を保存
電源	比質量	Kg/kW	10.0	太陽電池の性能より設定

*1) 抽出の比電力、比質量はレゴリスの水含有率により変動する。上記表は、1.0[%]の時の値を例として記述する。

7.2.5.19.1. 採掘場所の規模

掘削深さと掘削場距離の相関について図 7.2-66 に示す。掘削のための前提条件を以下に記す。

【前提条件】

- 再使用離着陸船で月面と月近傍拠点を往復し、有人曝露ホッパーで月面を移動するために必要な推薬を生成可能な水の量は 74.3 [ton](前節項参照)
- 月面有人探査を 5 回以上繰り返して実施する時に、推薬を毎回持ち込むよりも推薬生成プラントを設置する方が効率的となることから、ここでは月面有人探査を 10 回行う場合を想定してレゴリス(含有量が 1%であれば 74.3÷1/100×10 回=74300[ton])を掘削することとする。

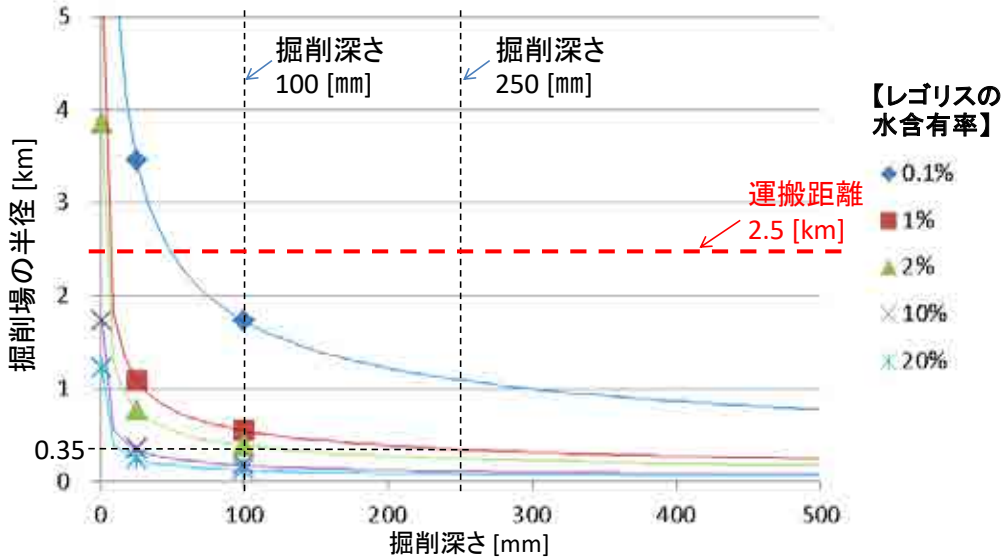


図 7.2-66 掘削深さと掘削場距離の相関

【結論】

- 掘削場の半径はレゴリスの水含有率と掘削深さで決定される。例として、レゴリスの水含有率が 1 [%]の場合、掘削深さは地上重機の掘削能力から十分に余裕のある深さ 250[mm]とすると掘削場の半径は 0.35 [km]である。
- 掘削場半径が 0.35 [km]とした場合の、推薬生成プラント間の距離は、図 7.2-67 のとおりと想定され、運搬距離としては 2.5km 程度と想定するのが妥当であると思われる。

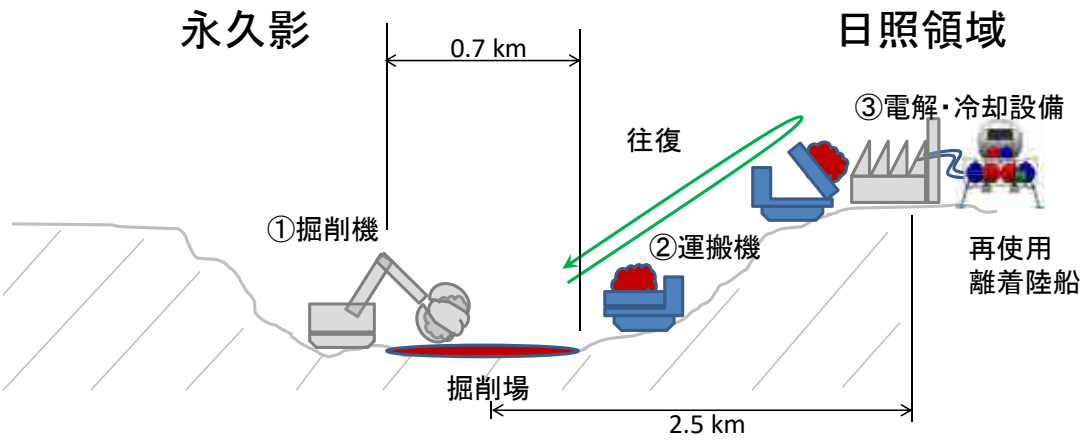


図 7.2-67 掘削場と推薬生成設備の位置関係(想定)

7.2.5.19.2. 運搬機の台数運搬機の台数

運搬機の作業は、①積込み、②往路移動（積載）、③積卸し、④復路移動（非積載）の 4 つに分類される。この作業を複数台で分担し、同時並行的に行うことを想定し、必要最低限の運搬車両台数を以下の前提条件とプロセスにより算出する。

【前提条件】

- 水の量 74.3 [ton]（再利用離着陸船による月面と月近傍拠点の往復と、有人曝露ホッパーによる月面のホッパー移動のために、必要な推薬を生成可能な量）が、含有されるレゴリスを運搬する。
- 運搬機のレゴリス搭載能力（キャリア）は、2.0 [t/台]とする。
- 月面上の運搬時の速度は、アポロミッションにおける月面車の移動速度実績から、以下の通りと仮定する。
  - 往路移動（積載時）は 2 [km/h]
  - 復路移動（非積載時）は 4 [km/h]。
- 運搬機の作業時間は、以下の分配を仮定する。
  ①積込みは 5 [分]、②往路移動（積載時）は 75 [分]、③復路移動（非積載時）は 33 [分]、④積卸しは 7 [分]（地上の作業標準値）。

【結論】

運搬期間（必要な時間）と運搬台数の相関は図 7.2-68 に示すとおりとなり、有人ミッションが 1 年に 1 回（つまり必要な量のレゴリスを 1 年で運搬する必要がある）で、レゴリスの水含有率が 1 [%]の場合の運搬機の台数は 3 台となる。

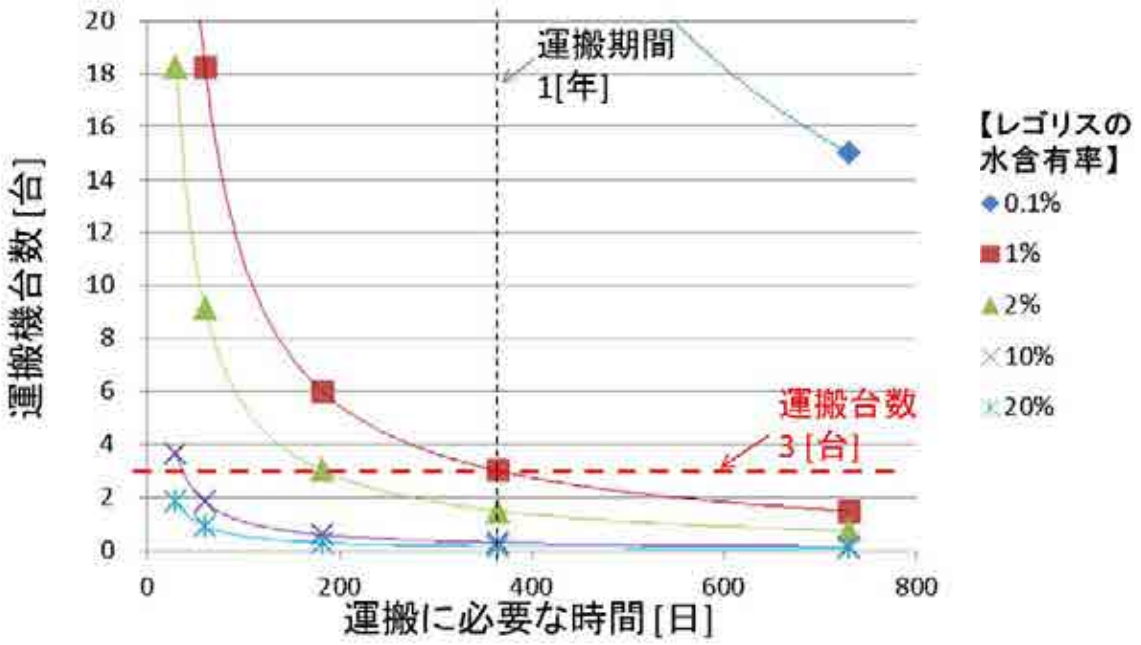


図 7.2-68 運搬期間（必要な時間）と運搬台数の相関

7.3. 火星探査におけるアーキテクチャ検討

7.3.1. 火星周回軌道への投入手法

火星遷移軌道から火星周回軌道への投入方法の可能性についてトレードオフを行った結果を整理する。

各減速方法の概要を記述する。

- 化学推進減速:

  対象天体到達時の近点で、推薬による噴射から減速を行う。その後周回軌道に投入され　る。投入後の周回軌道は減速量、および減速後の軌道位置、速度によって決定される。

- エアロキャプチャ（大気減速）:
  対象天体の大気に突入し、大気により減速を行う。必要な減速量を得たところで大気圏外　に離脱する。その後は再度近点を通過する場合に大気圏に再突入をするため、離脱後に近点上昇のためのマヌーバを推薬により実施する必要がある。また、大気減速中に空力加熱を受けるため、これを防ぐための熱防御シェル（TPS）が必要となる。（投入後の周回軌道は減速量、および減速後の軌道位置、速度によって決定される。）
  火星遷移軌道から大気減速を用いて火星周回軌道投入（MOI）を行うことをエアロキャプチャと呼ぶ。

7.3.1.1. 火星探査時のステージングポイント

火星遷移軌道から火星周回軌道への移行には火星周回軌道投入（MOI）が必要となる。そのための減速量は速度差から算出される。火星遷移軌道上での速度は出発時の地球、火星の軌道位置により異なるが、無限遠点での速度として定義され、一般的に 4.0[km/s]程度で火星への遷移が可能である。この無限遠点での速度から、近火点（Perigee）通過時の速度が決定される。火星大気はその高度上昇によって減少するが、大気の影響を受けない高度として 110[km/s]を対象とする。この高度より下では、Mars Global Surveyor によるエアロブレーキ実験において太陽電池パドルの故障が確認されている。

MOI に必要な減速量について火星低軌道（LMO）と火星楕円軌道（EMO）の比較結果を

表 7.3-1 に示す。

0 項に示すように本書では MOI はエアロキャプチャをベースラインとしているが、エアロキャプチャで LMO に投入すると、火星大気があるかなり低高度の周回軌道となる。その場合は火星大気の影響や重力変動の影響を受けやすく、軌道維持のコストが大きくなる。一方、EMO で

はそのデメリットは大きく減少する一方で、この軌道に中継点があれば火星全体をカバーする航法支援や気象観測なども期待できることから、本書では火星探査のおけるステージングポイントとしては EMO をレファレンスとする。

表 7.3-1 火星周回軌道投入（MOI）のための減速量

項目	単位	火星低軌道（LMO）	火星楕円周回軌道（EMO）
前提条件			
無限遠速度	[km/s]	4.0	
近火点高度	[km]	110	
近火点速度	[km/s]	6.35	
結果			
遠火点高度	[km]	110	30,000
近火点高度	[km]	110	110
遠火点速度	[km/s]	3.49	4.69
近火点速度	[km/s]	3.49	0.49
減速量	[km/s]	2.88	1.66
結論		△	○

7.3.1.2. 火星周回軌道投入（MOI）を実施における大気飛行環境

火星周回軌道投入（MOI）中の条件を以下に示す。大気突入時の高度を火星表面から 110km とする。無限遠点での速度から、大気突入時の速度（V0）は 6.35km/s となる。火星大気密度は地表面の高度に対し、スケールハイト（H）を用いて以下の式で示される。

$$\rho = \rho 0 * \exp(-halt/H)$$

次に突入機の空力パラメータを設定する。突入機の質量（Mass）は事前 Cargo 輸送便を対象とし、100[ton]とする。突入機の空力抵抗定数（α）を 2.0、突入時正面の熱防御シェル（TPS）の半径を 15[m]とする。突入時の弾道係数（β）は、TPS の表面積（A）を用いて以下の式で示される。

$$\beta = Mass/(\alpha * A)$$

このときの大気減速による空力加速度（a）は、β を用いて以下の式で示される。この大気飛行中の加速度を積分することにより、大気飛行後の総減速量が得られる。

$$a=(V2*\rho 0)/(2*\beta)$$

突入前の軌道計画から、突入経路角にはある程度の自由度が取れる。ここでは経路角を 8.4[deg]とする。また、大気飛行中の空気加熱は、対流による加熱が支配的である。算出方法には複数の式があるが、本稿では以下の式により算出する。TPS のノーズ半径を rn とする。この大気飛行中の加熱率を積分することにより、大気飛行後の総ヒートロードが得られる。

$$hq=(110.35/sqrt(rn))*sqrt(\rho/\rho 0)*(V/V0)^3.15$$

以上から、火星周回軌道投入（MOI）の目安となる 1.66km/s の減速量を実現する大気飛行環境は、最大加熱率として 1.37[MW/m2]、総ヒートロードは 204[MJ/m2]と算出される。この条件から、大気減速を実施する際の空力加熱による熱防御シェル（TPS）の質量を算出した結果を次節に示す。

このときの飛行プロファイル、および大気飛行中の環境（加熱率、ヒートロード）を図 7.3-1、図 7.3-2 に示す。また、大気飛行環境とその結果を表 7.3-2 に示す。

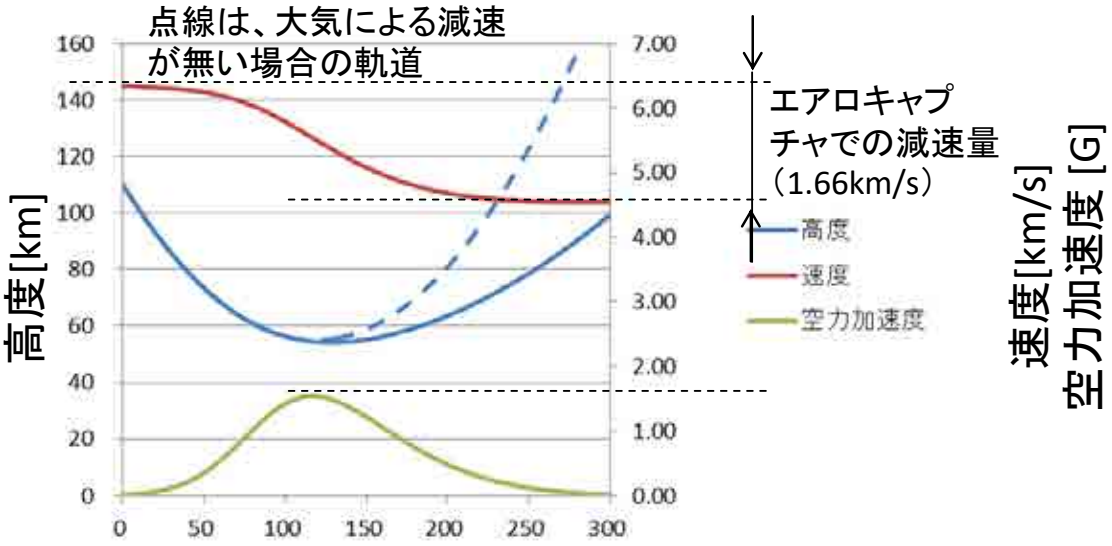


図 7.3-1 エアロキャプチャ中の飛行プロファイル

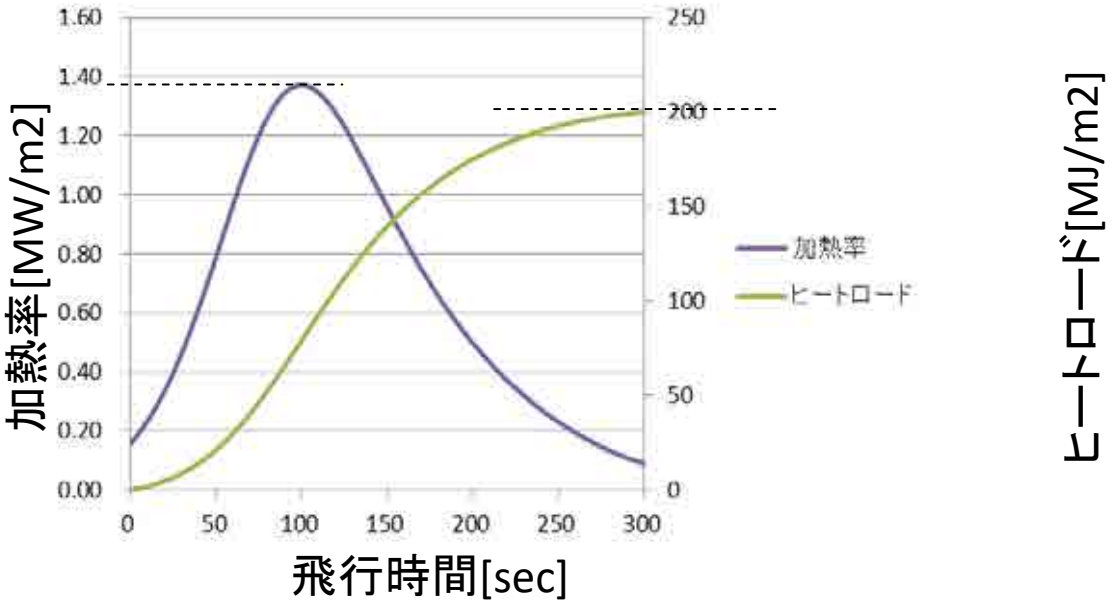


図 7.3-2 エアロキャプチャ中の空力加熱条件

表 7.3-2 MOI 実施時の大気飛行環境

項目	単位	火星環境、および大気飛行条件
前提条件		
火星質量	[kg]	6.39e23
重力定数	[km3/s2]	4.26e4
火星半径	[km]	3397
大気密度	[km/s]	3.93e7*3
スケールハイト	-	11
突入高度	[km]	110
突入速度	[km/s]	6.35
経路角	[deg]	8.4
突入機質量	[ton]	100
空力抵抗係数	-	2.0
シェル半径	[m]	15
弾道係数	[kg/m2]	283
結果		
大気離脱速度	[km/s]	4.67
減速量δV	[km/s]	1.68
最大加熱率	[MW/m2]	1.37
総ヒートロード	[MJ/m2]	204

*1) 火星表面での大気密度

7.3.1.3. 大気飛行中の熱防御シェル（TPS）

前節の大気飛行中の加熱条件を元に熱防御シェル（TPS）システムの質量を算出する。熱防御材は、耐熱材と断熱材から構成される。耐熱材の表面は、直接待機飛行中の厳しい加熱条件にさらされるため、高温環境下にも耐える材料が必要である。熱防御シェル（TPS）の形状パラメータは、大気突入時の飛行条件節の表 7.3-2 に従う。

耐熱材は複数の候補があり、現在も国内外で研究開発が進められているが、本稿でははやぶさのカプセル等で実績がある重量型アブレータを元にする。実際の飛行時にはその温度条件から、内部の材料が気化して抜け出すことにより材料自体の冷却効果を有するが、本算出ではこの効果を反映しておらず、より安全側の評価である。

断熱材は上記に示した耐熱材と火星突入機本体の間に位置する。耐熱材は飛行時の高温環境下にさらされるが、火星突入機は機器動作補償温度に保つ必要がある。その位置関係から、断熱材は両端で極端に異なる温度となり、非常に高い断熱性能を有する必要がある。本稿では宇宙機の耐熱膜としても利用されている MLI の内部主構成品のポリイミドシートを想定して算出する。具体的な構成方法は、ポリイミド樹脂を発泡膨張させた整形で得られるポリイミド材であり、内部に大きな空隙を有することから高い断熱性能となる。

但し、その空隙から構造・艤装においては特に地上組み立て時の重力環境にも耐えることが必要となるため、伝熱性能を低下させない範囲で構造部材を内部に配置し、耐熱材と火星突入機バスシステムを接続する。そのための構造・艤装のための質量を見積もる必要があり、マージンを含め全体材料質量の 2 割をこれに当てるものとする。

本稿では実績から耐熱材として重量アブレータを用いたが、より軽量なアブレータも HTV 搭載再突入型カプセルでも開発中で有り、将来的にはより一層の軽量な熱防御シェル（TPS）の構築が可能であると見込める。

以上の見積りから、耐熱材は 23.3[ton]、断熱材は 1.4[ton]、構造・艤装質量として 4.9[ton]と算出する。これを足し合わせた全体の 29.7[ton]が熱防御シェル（TPS）として必要な質量となる。このときの探査機各面の温度プロファイルを図 7.3-3 に示す。また、熱防御シェル（TPS）の概要を表 7.3-3 に示す。

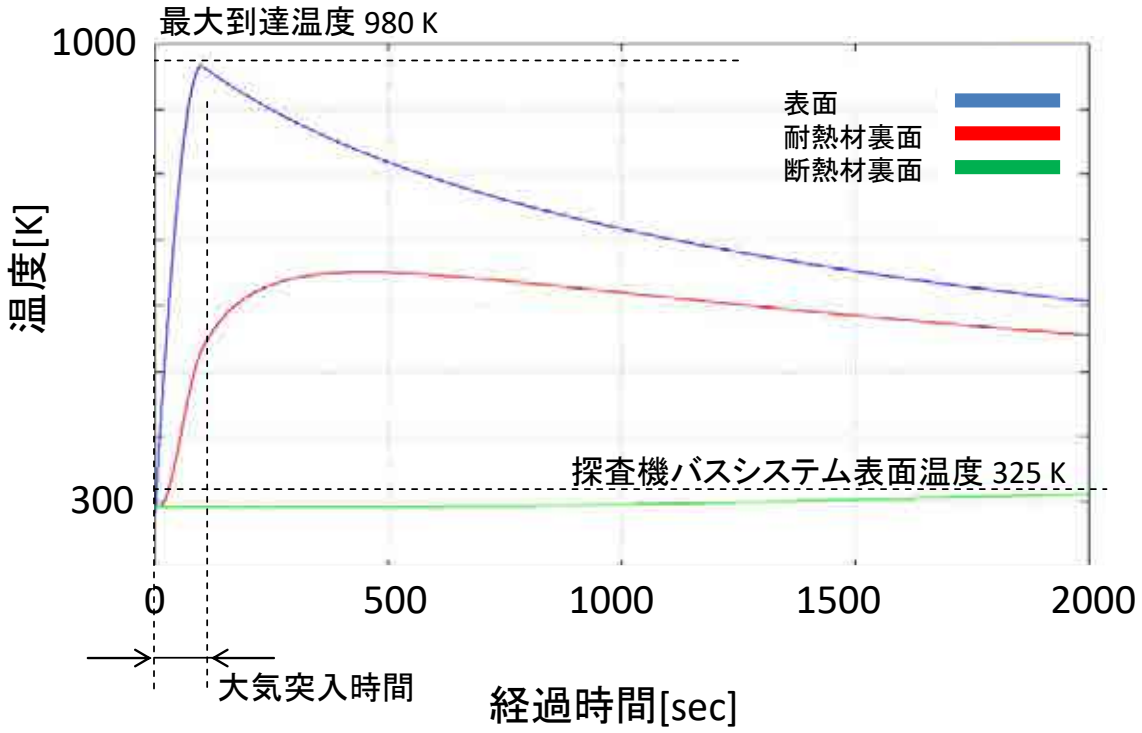


図 7.3-3 エアロキャプチャ中の探査機各面の温度プロファイル

表 7.3-3 熱防御シェル（TPS）の概要

項目	単位	熱防御シェルの材料、設計パラメータ
前提条件*1		
断熱材*2 （面密度） （厚さ）	 [kg/m2] [m]	重量アブレータ 1320 0.1
断熱材 （面密度） （厚さ）	 [kg/m2] [m]	ポリイミド 10 0.8
構造・艤装	-	全材料の 0.2
結果		
最大表面温度	[℃]	1253
最大バス温度	[℃]	52
耐熱財質量	[ton]	23.3
断熱材質量	[ton]	1.4
構造・艤装	[ton]	4.9
総質量	[ton]	29.7

*1) 熱防御シェル（TPS）の形状パラメータは、大気突入時の飛行条件節の表 7.3-2 に従う。

*2) 耐熱材からの部材気化による熱冷却効果は含まれていない。

7.3.1.4. 火星周回軌道への投入方法（MOI）の比較

火星遷移軌道 TMO から火星長楕円軌道 EMO への投入質量を 70[ton]と設定すると、化学減速で投入する場合の推進システム重量は 45.2[ton]程度と推定される。これに対し、エアロキャプチャシステムは重量 29.7[ton]程度であり、エアロキャプチャを用いた場合が効率的である。

表 7.3-4 火星周回軌道への投入手法の比較

項目	単位	化学減速	エアロキャプチャ
前提条件			
拠点への可搬質量	[ton]	70	
投入前軌道	-	TMO	
投入後軌道	-	EMO（ha=30,000[km], hp=110[km]）	
⊿V 量	[km/s]	1.66*1	
構成技術	-	【LOX/LH2 推進系】 ・Isp=450 ・構造効率=0.8	【耐熱材：重量アブレータ】*2 ・密度=1320[kg/m3] ・厚さ=0.10[m] 【断熱材：ポリイミド】 ・密度=15[kg/m3] ・厚さ=0.8[m] 【艤装】 ・マージンを含め材料の 20% 【空力加熱条件】 ・最大加熱率=1.37[MW/m2] ・総ヒートロード=204[MJ/m2]
結果			
必要な質量*3	[ton]	45.2	29.7
結論	-	×	○

*1) TMO での速度 ： V∞=4.0[km/s]、Vhp=6.35[km/s]
EMO での速度 ： Vhp=4.69[km/s]

*2) 実績値（より空力加熱条件が厳しいはやぶさ再突入カプセル等）にて算出。将来検討（HTV 搭載型回収カプセル等）にてより高性能な軽量アブレータが開発予定であり、熱防御システムの更なる軽量化が見込まれる。）

*3) 対象天体を補足するために必要なバスシステムの質量。

7.3.2. 火星周回軌道から火星表面への着陸手法

火星周回軌道から火星表面へ投入方法についてトレードオフを行った結果を整理する。

各減速方法の概要を記述する。

- 動力降下手法:
  火星周回軌道上から化学燃料による噴射でのみ減速を行って高度を下げ、火星表面においてちょうど速度が 0km/s となるように降下軌道を設計、制御する。

- 大気減速と動力降下の複合手法:

  火星大気に突入し、大気による減速をまず行う。前節に示したエアロキャプチャと同様に大気減速、および空力加熱を防ぐための熱防御シェル（TPS）が必要である。大気減速の効果を最大限に活用したところで、化学推進系による動力降下に切り替える。火星周回軌道から大気減速により減速を行うことをエアロブレーキと呼ぶ。

通常の天体への着陸では、動力降下時のダウンレンジ誤差吸収のために、ある程度高度を残した点から、最終降下を逆噴射により実施し、軌道位置を修正する手順をとる。火星の場合、過去の無人探査機では動力降下に切り替える前のエアロブレーキとしてパラシュートによる減速手法を取っており、この手法による見積りも検討に加える。

またエアロブレーキのみによる着陸も検討手法としては存在するが、周回軌道からの降下シーケンスが長時間に渡り、ダウンレンジ距離が非常に長くなることが想定される。また、空力制御による効果を最大限に高めるため、揚力飛翔を実施するなどの手法が考えられるが、前節に示した惑星間軌道からのエアロキャプチャにおける熱防御シェル（TPS）を再使用することから、本検討には含めていない。

7.3.2.1. 火星表面着陸のための減速量

火星周回軌道から火星表面への移行には火星周回での速度が、全て減速量となる。周回軌道上の速度はその軌道により異なるが、最も近火点に近い高度での速度が減速を行うべき減速量の最大値となる。火星大気に突入するための周回軌道上でのシーケンスは、遠火点高度において逆噴射を行い、近火点高度を下げ火星大気に突入する。

前節において、火星遷移軌道（TMO）から投入される火星周回軌道や、火星大気突入時の飛行経路角取ることや、減速効果を最大とするため火星楕円軌道（EMO）からの出発を基本とする。従って、減速量の最大は 4.69km/s 程度を対象とする。

表 7.3-5 火星表面着陸のための減速量

項目	単位	火星低軌道（MEO）	火星楕円周回軌道（EMO）
前提条件			
遠火点高度	[km]	110	30,000
近火点高度	[km]	110	110
遠火点速度	[km/s]	3.49	4.69
近火点速度	[km/s]	3.49	0.49
結果			
減速量	[km/s]	3.49	4.69

7.3.2.2. 動力降下による火星着陸

動力降下による火星表面着陸の条件を以下に示す。大気突入時の高度を火星表面から110km とする。大気突入時の速度（V0）は 4.69km/s となる。火星大気密度は地表面の高度に対し、スケールハイト（H）を用いて以下の式で示される。

$$\rho = \rho 0*\exp(-halt/H)$$

次に突入機の空力パラメータを設定する。降下機の質量（Mass）は事前 Cargo 輸送便を対象とし、100[ton]とする。突入機の空力抵抗定数（α）を 2.0、突入時正面の熱防御シェル（TPS）の半径を 15[m]とする。突入時の弾道係数（β）は、TPS の表面積（A）を用いて以下の式で示される。

$$\beta = Mass/(\alpha * A)$$

このときの大気減速による空力加速度（a）は、β を用いて以下の式で示される。この大気飛行中の加速度を積分することにより、大気飛行後の総減速量が得られる。

$$a=(V2*\rho 0)/(2*\beta)$$

火星周回軌道上からの降下のため、突入経路角は自由度がない。ここでは経路角を 0[deg]とする。また、大気飛行中は空気加熱を受けることが想定されるが、動力降下により大気が希薄な高度から減速を実施するため加熱率は大きくはならないことが想定される。対流過熱の算出方法は前節に習い、以下の式により算出する。TPS のノーズ半径を rn とする。この大気飛行中の加熱率を積分することにより、大気飛行後の総ヒートロードが得られる。

$$hq=(110.35/sqrt(rn))*sqrt(\rho/\rho 0)*(V/V0)\text{^}3.15$$

以上から、火星周回軌道からの火星着陸における大気飛行環境は、最大加熱率として0.43[MW/m2]、総ヒートロードは 62[MJ/m2]と算出される。このときの熱防御材質量を 10[ton]と見積もる。また、動力降下を行うために必要な総推薬は 54[ton]である。動力降下に必要な推進系システムの構造・艤装系の質量は構造効率を 0.8 とすることから 13.5[ton]となる。動力降下手法に必要なシステムの合計質量は 77.5[ton]となる。

このときの降下プロファイル、および大気飛行中の環境（速度、加熱率）を図 7.3-4、図 7.3-5に示す。また、動力降下手法の概要とその結果を表 7.3-6 に示す。

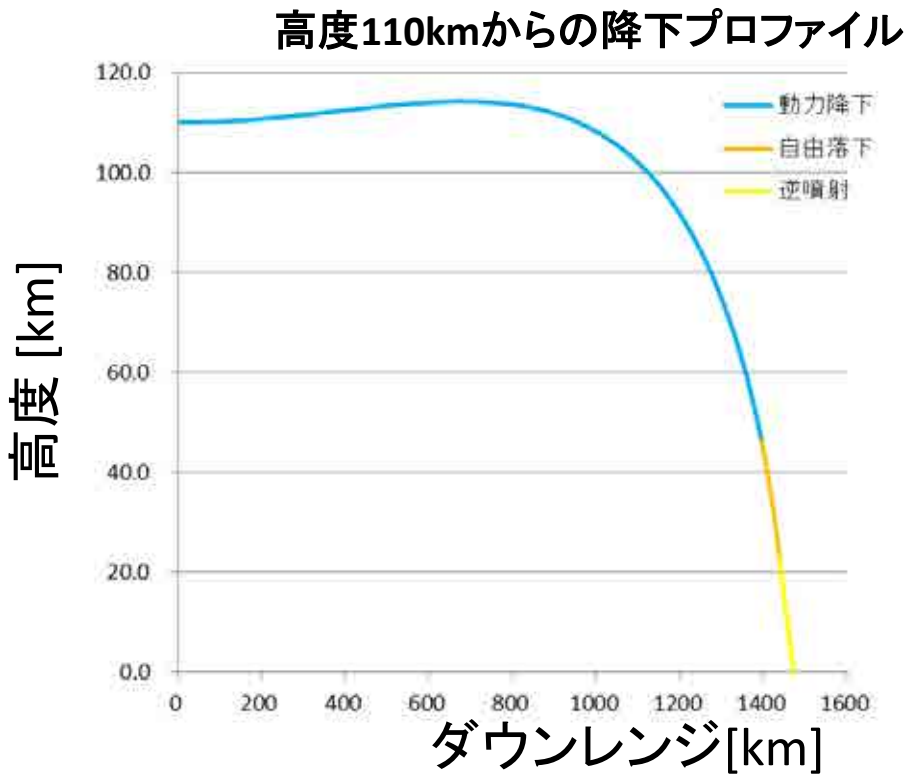


図 7.3-4 動力降下手法の降下プロファイル

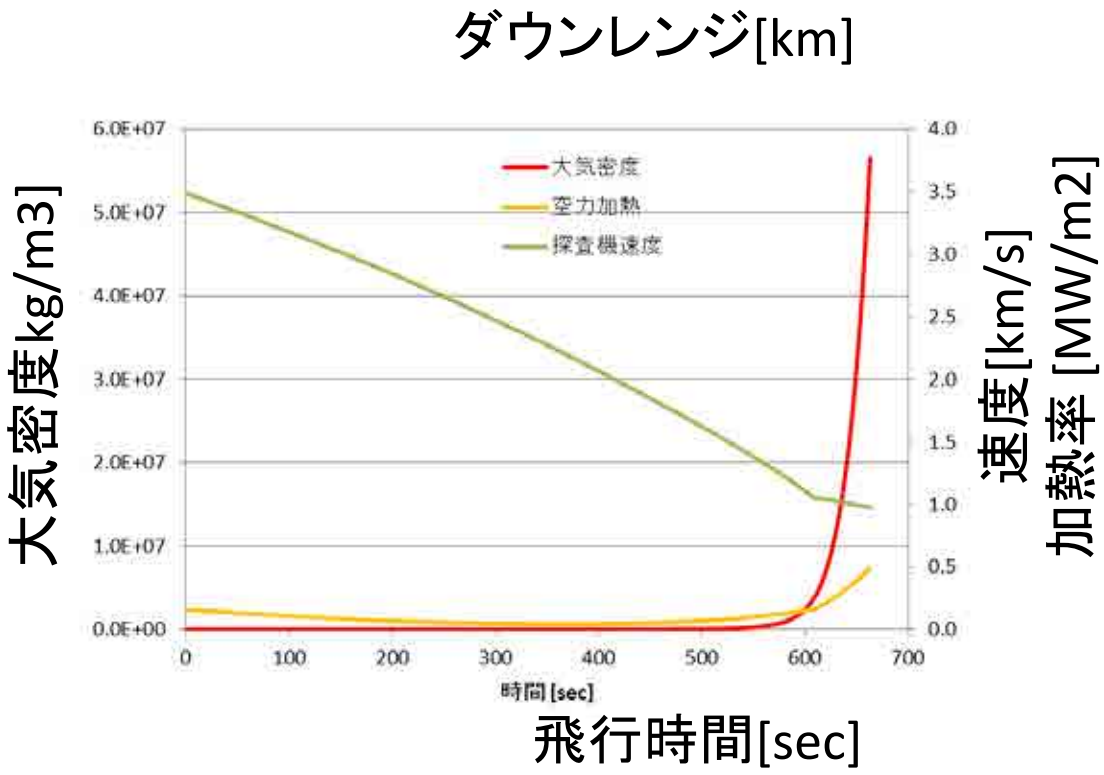


図 7.3-5 動力降下手法の降下環境

表 7.3-6 動力降下手法の概要

項目	単位	降下条件と結果
前提条件		
火星質量	[kg]	6.39e23
重力定数	[km3/s2]	4.26e4
火星半径	[km]	3397
大気密度	[km/s]	3.93e7*1
スケールハイト	-	11
突入高度	[km]	110
突入速度	[km/s]	4.69
経路角	[deg]	0
突入機質量	[ton]	100
空力抵抗係数	-	2.0
シェル半径	[m]	15
弾道係数	[kg/m2]	283
推力	[kN]	300
結果		
飛行時間	[s]	655
ダウンレンジ	[km]	1473
最大加熱率	[MW/m2]	0.43
総ヒートロード	[MJ/m2	62
推進剤質量	[ton]	54
熱防御 TPS	[ton]	10
構造・艤装*2	[ton]	13.5
合計質量	[ton]	77.5

*1) 火星表面での大気密度

*2) 構造効率は 0.2

7.3.2.3. 大気減速と動力降下の複合手法による火星着陸

大気減速と動力降下による複合手法を用いた火星表面着陸の条件を以下に示す。大気突入時の高度を火星表面から 110km とする。大気突入時の速度（V0）は 4.69 km/s となる。火星大気密度、突入機の弾道係数、大気減速による空力加速度、また大気飛行中の空力加熱は前節に示す条件と同一とする。

火星周回軌道からの火星着陸における大気飛行環境は、最大加熱率として 1.23[MW/m2]、総ヒートロードは 478[MJ/m2]と算出される。加熱率の条件はエアロキャプチャの際と同様であり、この時の熱防御材質量は 29.7[ton]とする。（7.3.1.3 章より）

大気減速のみの降下では火星表面に対し減速を全て実施することは出来ないため、高度 20km において動力降下手法に切り替える。動力降下を行うために必要な総推薬は 11.1[ton]である。動力降下に必要な推進系システムの構造・艤装系の質量は構造効率を 0.8 とすることから 2.8[ton]となる。動力降下手法に必要なシステムの合計質量は 43.6[ton]となる。

大気減速中の降下プロファイル、および大気飛行中の環境（速度、加熱率）を図 7.3-6、図 7.3-7 に示す。また、動力降下に切り替えた後の降下プロファイル、および大気飛行中の環境（速度、加熱率）を図 7.3-8、図 7.3-9 に示す。

また、大気減速、および動力降下を用いた複合手法の概要とその結果を表 7.3-7 に示す。

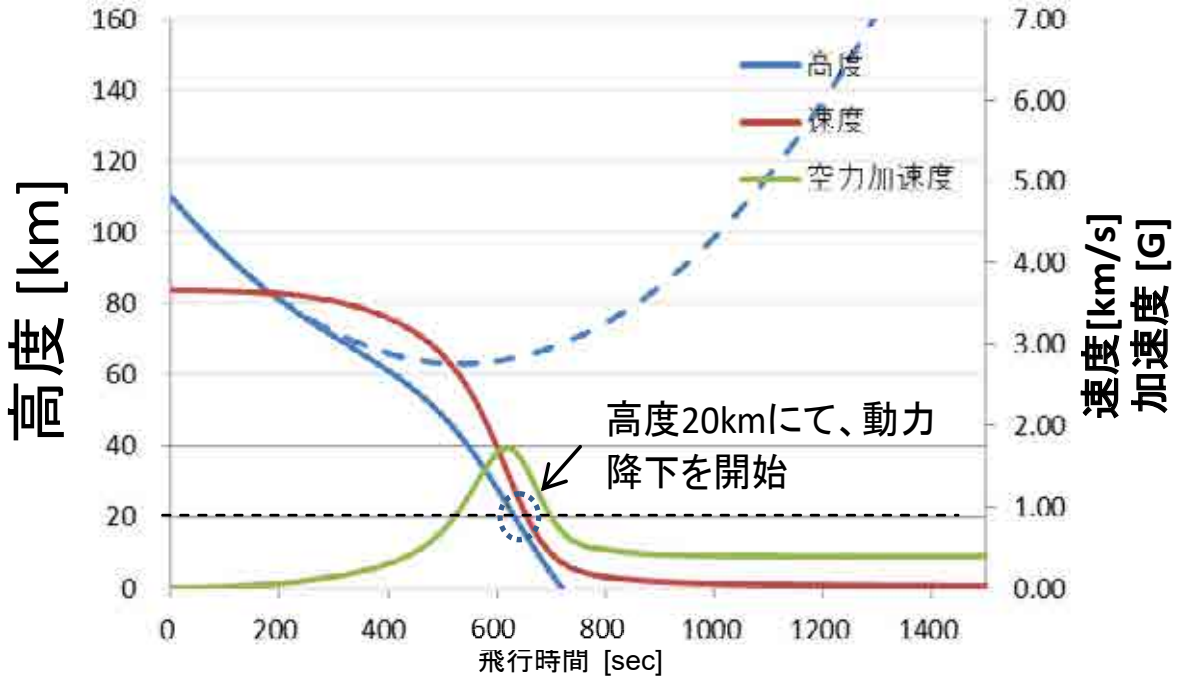


図 7.3-6 大気減速時の降下プロファイル

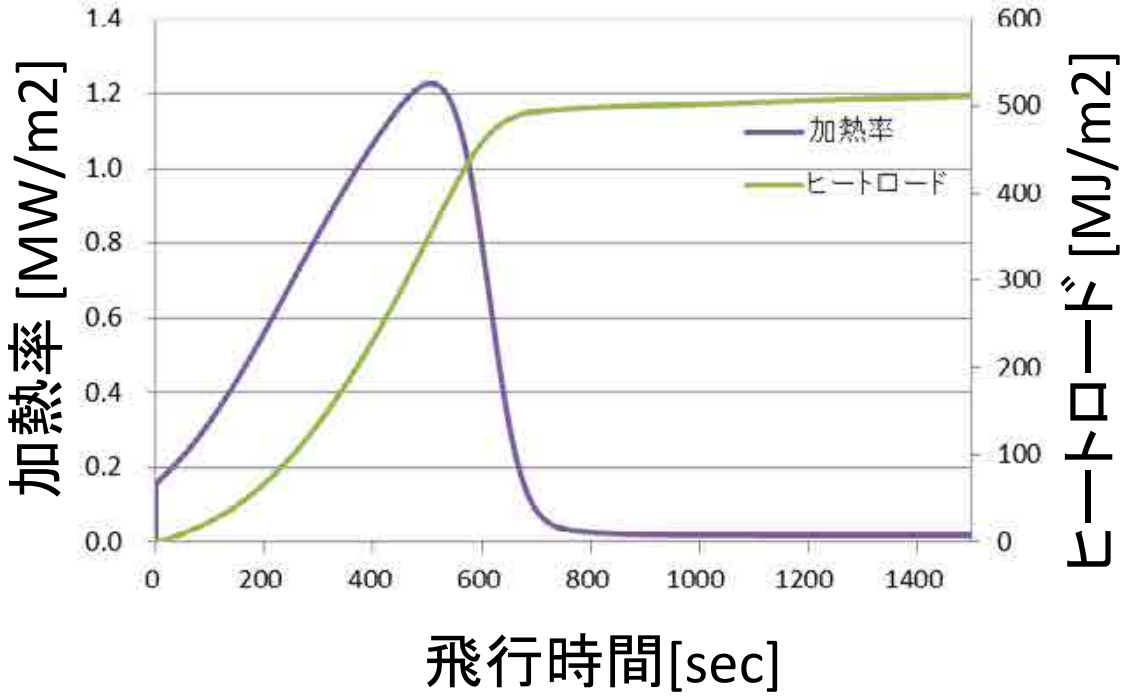


図 7.3-7 大気減速時の飛行条件

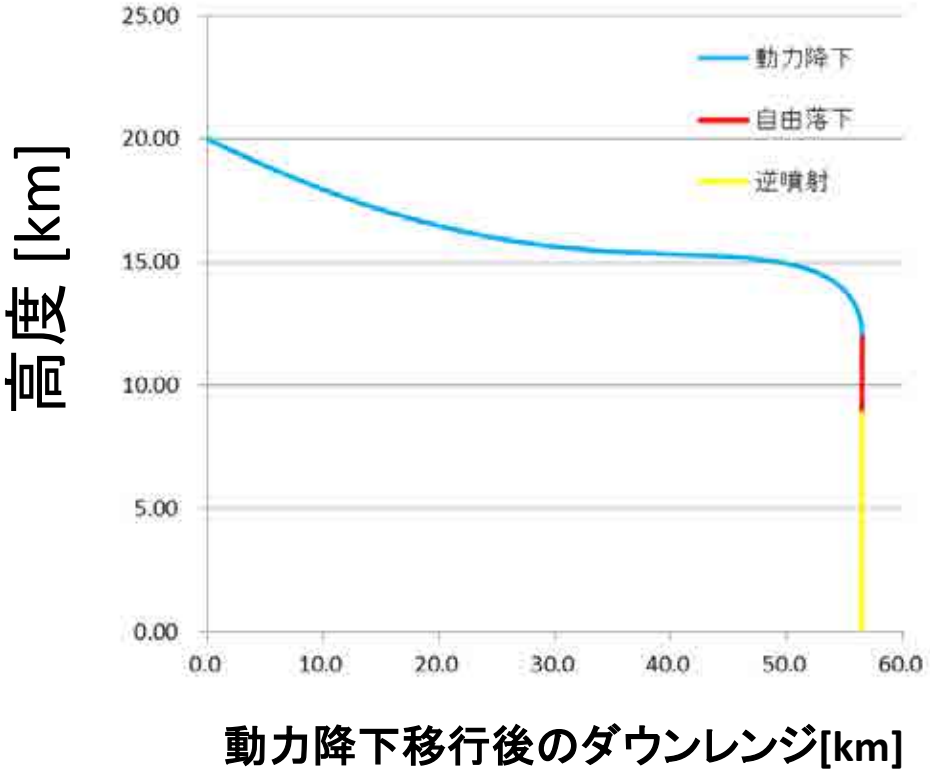


図 7.3-8 動力降下時の降下プロファイル

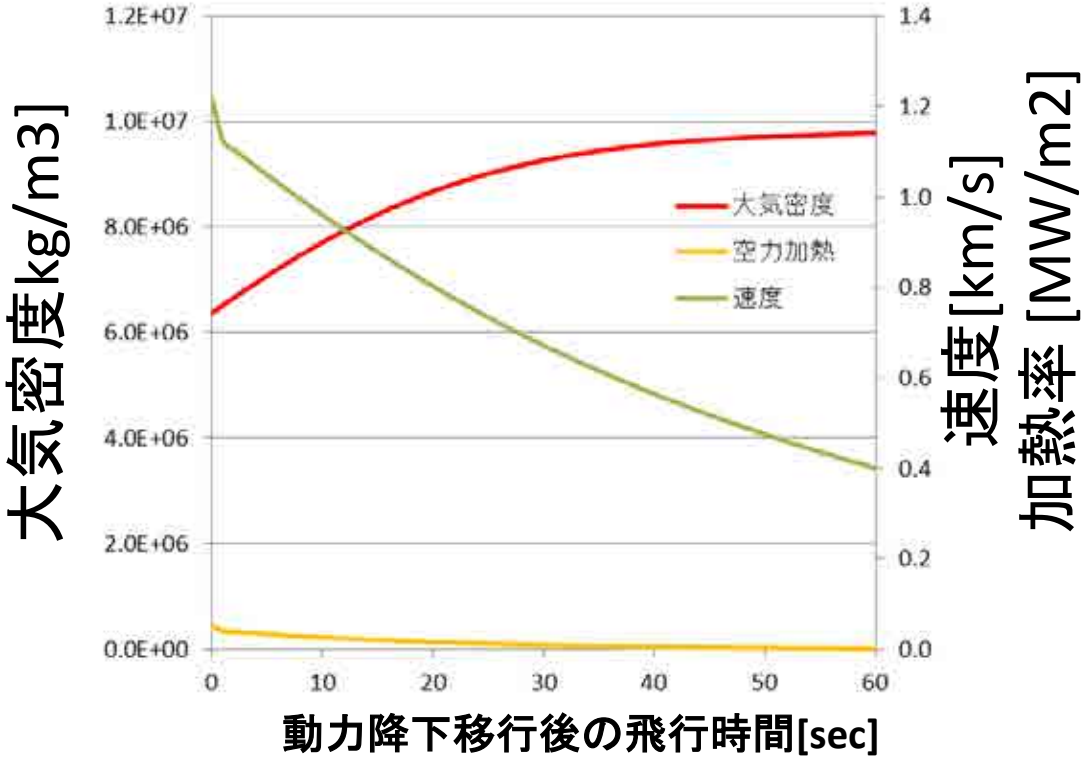


図 7.3-9 動力降下時の飛行条件

表 7.3-7 大気減速、および動力降下と合わせた複合手法の概要

項目	単位	降下条件と結果
前提条件		
火星質量	[kg]	6.39e23
重力定数	[km3/s2]	4.26e4
火星半径	[km]	3397
大気密度	[km/s]	3.93e7*1
スケールハイト	-	11
突入高度	[km]	110
突入速度	[km/s]	4.69
経路角	[deg]	2.8
突入機質量	[ton]	100
空力抵抗係数	-	2.0
シェル半径	[m]	15
弾道係数	[kg/m2]	283
推力	[kN]	300
結果		
飛行時間	[s]	887
ダウンレンジ	[km]	2084
最大加熱率	[MW/m2]	1.23
総ヒートロード	[MJ/m2	478
推進剤質量	[ton]	11
熱防御 TPS	[ton]	29.7
構造・艤装*2	[ton]	2.8
合計質量	[ton]	43.6

*1) 火星表面での大気密度

*2) 構造効率は 0.8

7.3.2.4. 大気減速と動力降下の複合手法による火星着陸（パラシュートを用いた場合）

大気減速と動力降下による複合手法を用いた火星表面着陸の条件を以下に示す。大気突入時の高度を火星表面から 110km とする。大気突入時の速度（V0）は 4.69 km/s となる。火星大気密度、突入機の弾道係数、大気減速による空力加速度、また大気飛行中の空力加熱は前節に示す条件と同一とする。

火星周回軌道からの火星着陸における大気飛行環境は、最大加熱率として 1.23[MW/m2]、総ヒートロードは 478[MJ/m2]と算出される。加熱率の条件はエアロキャプチャの際と同様であり、この時の熱防御材質量は 29.7[ton]とする。（7.3.1.3 章より）

大気減速のみの降下では火星表面に対し減速を全て実施することは出来ないため、空力減速の降下が最大となる高度 5km においてパラシュートを展開する。パラシュートによる減速降下は熱防御シェル（TPS）よりも面積が大きく見積もることが可能であり、その降下から前節よりも高度を下げることが可能である。パラシュートにより高度 3[km]まで降下し、その後動力降下手法に切り替える。パラシュートの質量は 10[ton]と見積もる。

動力降下を行うために必要な総推薬は 4.5[ton]である。動力降下に必要な推進系システムの構造・艤装系の質量は構造効率を 0.8 とすることから 1.1[ton]となる。動力降下手法に必要なシステムの合計質量は 45.3[ton]となる。

大気減速中の降下プロファイル、および大気飛行中の環境（速度、加熱率）を図 7.3-10、図 7.3-11 に示す。また、パラシュート、および動力降下に切り替えた後の降下プロファイル、および大気飛行中の環境（速度、加熱率）を図 7.3-12、図 7.3-13 に示す。

また、大気減速（パラシュートを含む）、および動力降下を用いた複合手法の概要とその結果を表 7.3-8 示す。

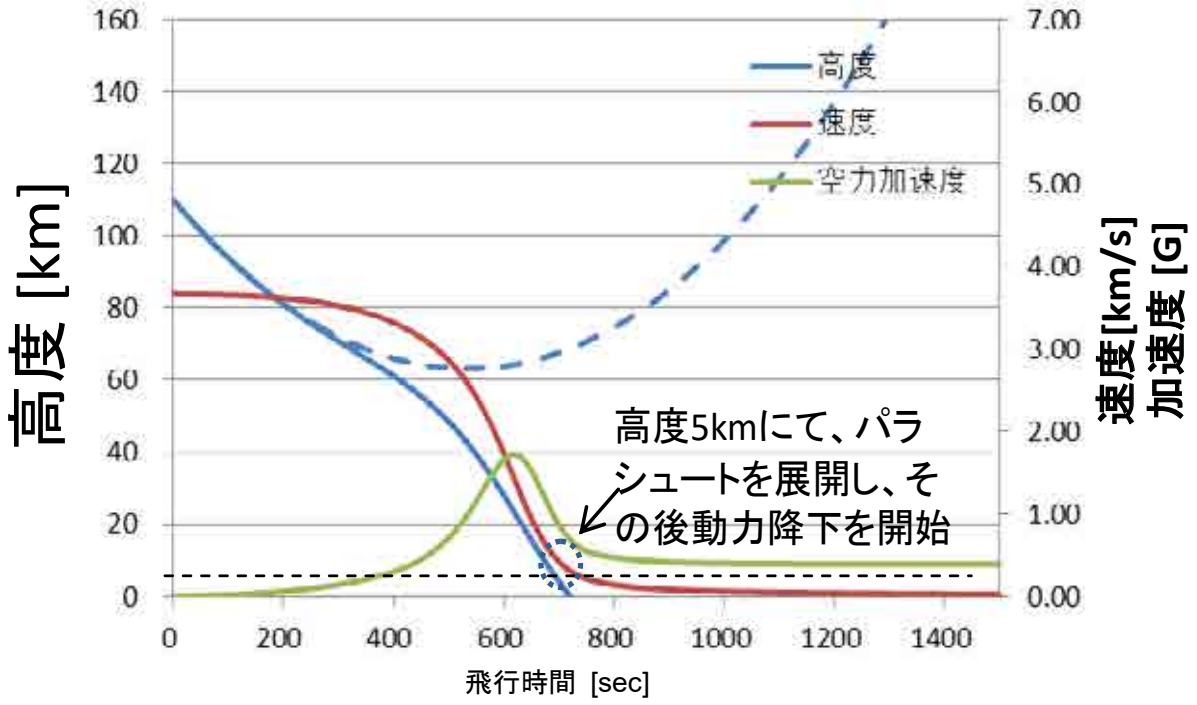


図 7.3-10 大気減速時の降下プロファイル

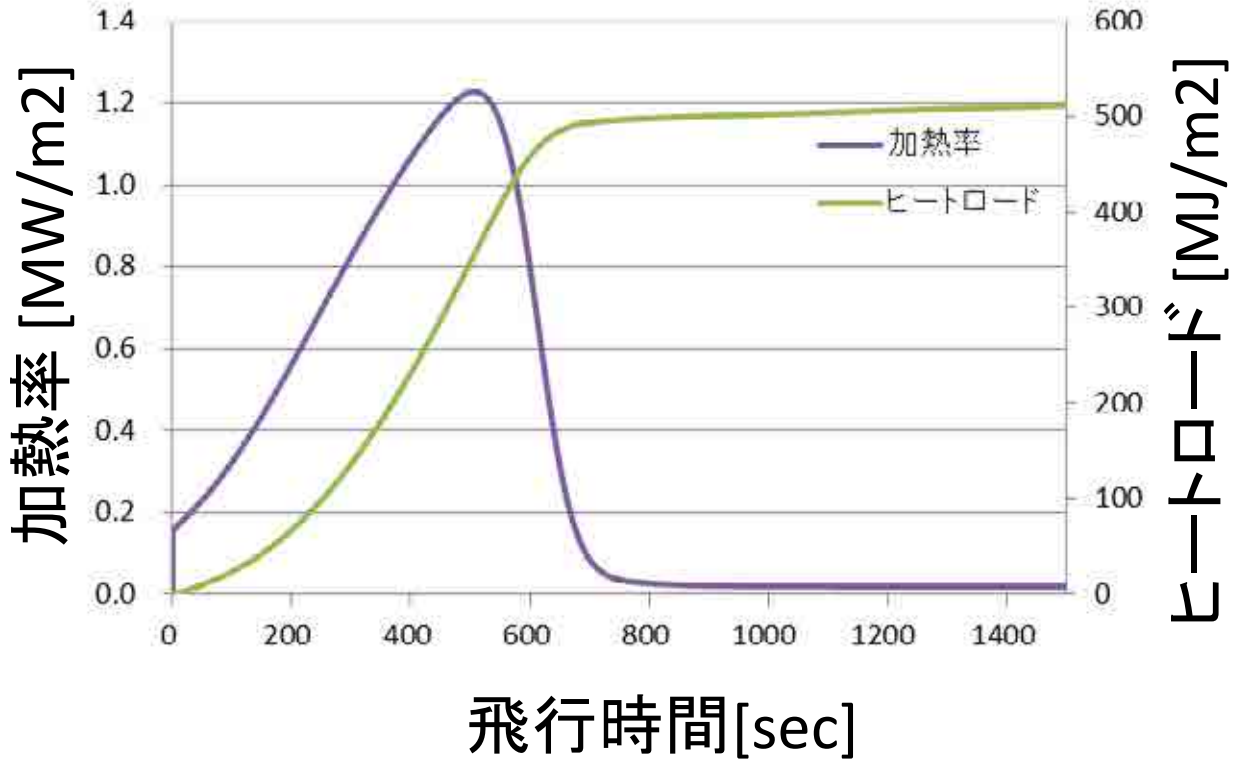


図 7.3-11 大気減速時の飛行条件

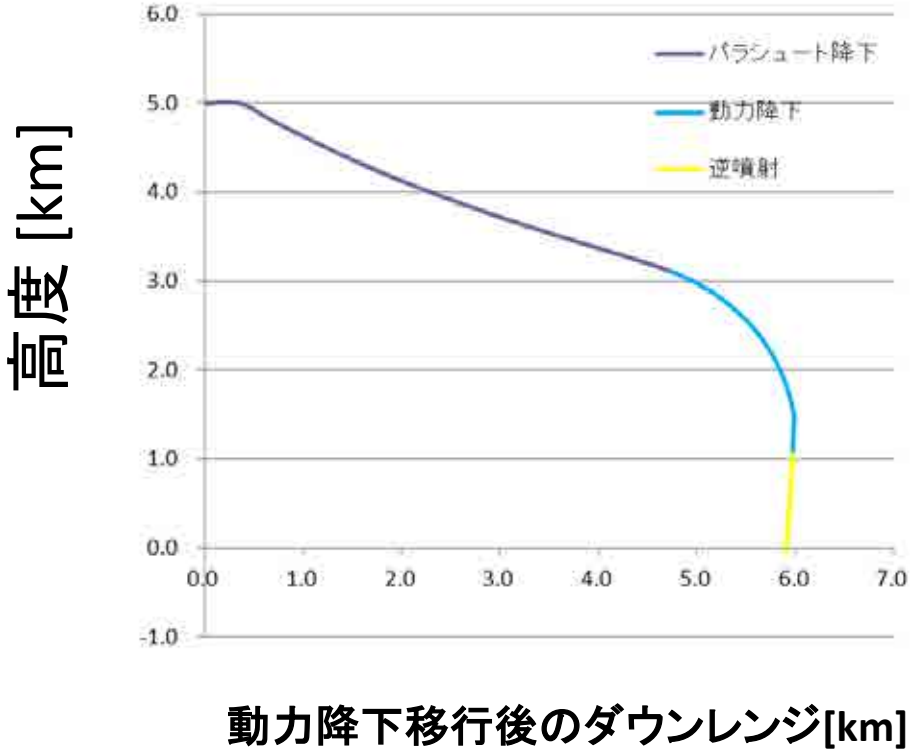


図 7.3-12 パラシュート、動力降下時の降下プロファイル

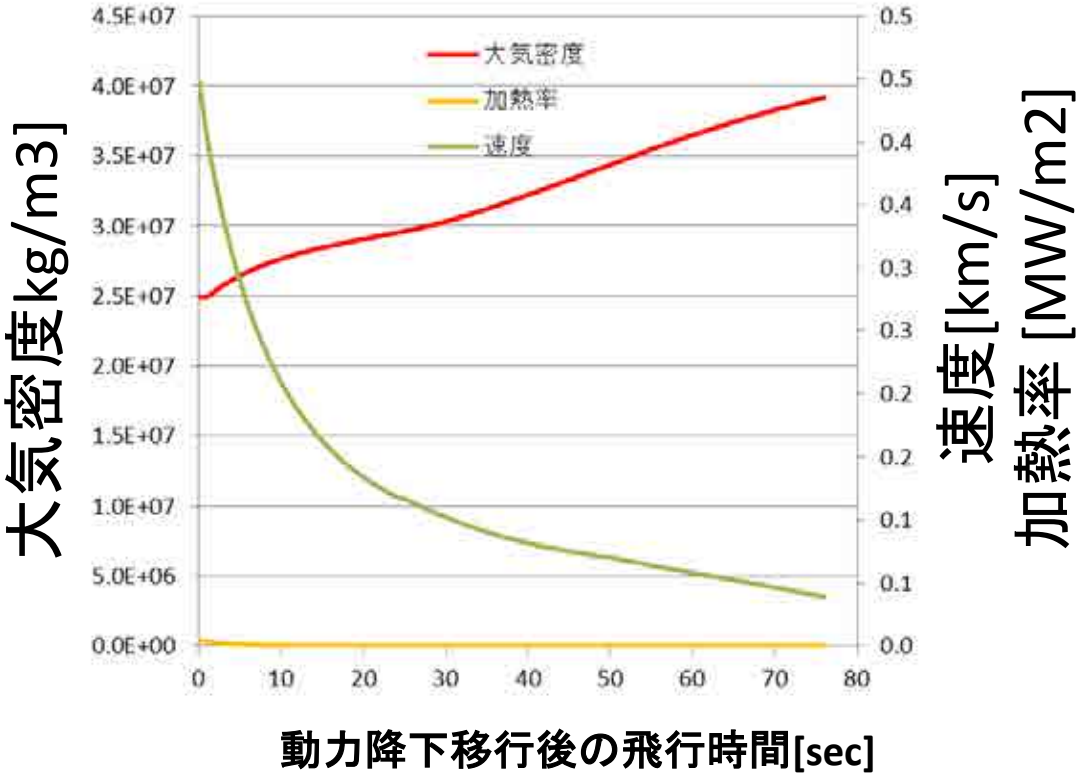


図 7.3-13 パラシュート、動力降下時の飛行条件

表 7.3-8 大気減速（パラシュート含む）、および動力降下と合わせた複合手法の概要

項目	単位	降下条件と結果
前提条件		
火星質量	[kg]	6.39e23
重力定数	[km3/s2]	4.26e4
火星半径	[km]	3397
大気密度	[km/s]	3.93e7*1
スケールハイト	-	11
突入高度	[km]	110
突入速度	[km/s]	4.69
経路角	[deg]	2.8
突入機質量	[ton]	100
空力抵抗係数	-	2.0
シェル半径	[m]	15
弾道係数	[kg/m2]	283
推力	[kN]	300
結果		
飛行時間	[s]	887
ダウンレンジ	[km]	2084
最大加熱率	[MW/m2]	1.23
総ヒートロード	[MJ/m2]	494
推進剤質量	[ton]	4.5
熱防御 TPS	[ton]	29.7
パラシュート	[ton]	10
構造・艤装*2	[ton]	1.1
合計質量	[ton]	45.3

*1) 火星表面での大気密度

*2) 構造効率は 0.2

火星周回長楕円軌道 EMO から火星表面への到達に際し、化学減速で動力降下のみを行って到達する場合の推進システム重量は熱防御材を含め 77.5[ton]程度と推定される。これに対し、大気によるエアロブレーキ効果を活用する手法では、パラシュートを用いた場合が 45.3[ton]、パラシュートを用いない場合が 43.6[ton]程度であり、効率的である。（パラシュートを用いる場合は、着陸に必要なシステムが複数となることから、最適とは言えない。）

表 7.3-9 対象天体への着陸手法の比較

項目	単位	動力降下のみ	エアロブレーキ、動力降下	エアロブレーキ、パラシュート動力降下
前提条件				
投入前軌道		EMO（ha=30,000[km], hp=110[km]）		
到着点		火星表面		
推力	[kN]	300		
初期経路角	[deg]	0	2.8	2.8
飛行時間	[sec]	655	887	774
ダウンレンジ	[km]	1473	2084	2082
最大加熱率	[MW/m2]	0.43	1.23	1.23
総ヒートロード	[MJ/m2]	62	478	494
結果				
推進剤	[ton]	54.0	11.1	4.5
TPS	[ton]	10.0	29.7	29.7
パラシュート	[ton]	N/A	N/A	10.0
構造・艤装	[ton]	13.5	2.8	1.1
必要な質量*1	[ton]	77.5	43.6	45.3
結論	-	×	○	△

*1) 対象天体に着陸するために必要なバスシステムの質量。

7.3.3. 推進系エンジン

火星表面から火星周回軌道へ投入する方法トレードオフを行った結果を整理する。

- 対象天体の表面から周回軌道への投入方法は、いずれも化学エンジンによる。本章では LOX/LH2 エンジン、LOX/CH4 エンジンの 2 種に対して比較を行う。各推進系の概要を記述する。
- LOX/LH2 エンジン（液体酸素、液体水素を推薬とする、従来輸送系において用いられている推進系である。比推力 450[s]程度と効率は高いが、液体酸素、液体窒素の沸点が低いことから、特に長期ミッションにおいて保存・保管を想定した場合は、ボイルオフガス（BOG）量を減らすことが必要になる。
- LOX/CH4 エンジン（メタンを燃料とする将来の輸送系において研究開発の進む推進系である。比推力は 370[s]程度と、LOX/LH2 エンジンに及ばないが、液化天然ガス（LNG）に代表されるように保存・保管、輸送のための技術は地上での確立しており、長期間のミッションにおいて保存・保管におけるボイルオフガス（BOG）量を減らすことが可能である。

本章では、LOX/LH2 エンジン、および LOX/CH4 エンジンのアーキテクチャの差を示すことが目的であることから、対象天体を火星とした場合の検討を行う。火星表面から火星楕円軌道（EMO）への有人離陸船（MAV）において各推進系を用いた場合を検討する。

上述したようにボイルオフガス（BOG）量を低減するための技術は未確立であることから、ボイルオフレート（BOR）は地上における現行技術をベースラインとし、将来の技術開発・向上を見込んで低減可能な場合を幾つかのケースに分けて検討する。検討結果の要旨を以下に示す。

火星表面から火星長楕円軌道 EMO への投入質量を 3 [ton]と設定すると、上昇機の質量は LOX/LH2 エンジンは 13.0[ton]程度に対し、LOX/CH4 エンジンは 23.4[ton]程度と、約 1.8 倍の質量となる。但し、LOX/LH2 については現在の地上技術・設備では長期保管要求に対しボイルオフによる消失量が著しく、ボイルオフ低減技術の向上が必須である。

7.3.4. 有人火星着陸船の推力

有人火星着陸船のエンジンに必要な推力規模を算出する。余りに大きな推力が必要となるエンジンでは、単体での推力生成の他に、エンジンのクラスタ構成などを考慮する必要があるため、重要なアーキテクチャ構成の観点である。

有人火星着陸船について必要な推力レベルを調べることを目的として、動力降下開始時の推力加速度をパラメータとして、最適降下軌道を経て火星表面に到る着陸プロファイルを求めた。この結果をもとに、推進系エンジンの推力について、主な前提条件とトレードオフ項目を以下に示す。

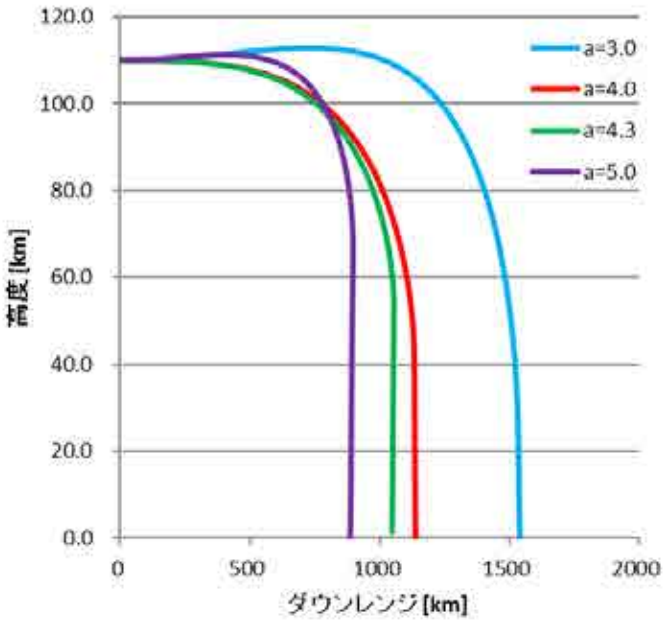
- 火星への降下開始時の高度は、火星周回低軌道（LMO）で大気の影響を受けない 120 ㎞とする。
- 推進系エンジンとして、長期間の推薬保存技術（ボイルオフレートの低減）の実現状況に照らし合わせて、メタン/液体酸素を推薬とするエンジンをベースラインとする。
- 着陸機の質量として着陸前は 70ton、着陸後（月面に輸送するペイロードを含む）の質量を 20on 程度とする。
- 火星着陸に用いる手法は空力と動力降下を複合的に用い、並進方向の軌道速度を打ち消しつつ高度を下げ、着陸の直前は逆噴射を行うことにより軟着陸する。
- 加速度が 4.3m/s2 より小さい場合には降下に対して、一度高度を上げる非効率的な軌道となる。これにより、ダウンレンジも大きくなり着陸時の誤差も大きくなる。
- 加速度が 4.3m/s2 より大きい場合には降下軌道は傾向が類似している。ただし、推力が大きくなるとこれを構成するエンジンの大型化や、クラスタ構成を考慮する必要があるため、構造係数は大きくなる傾向となることが推察される。

【火星着陸船の推進系エンジンの推力に関するトレードオフの結論】

以上の結果から、有人火星着陸船の推進系エンジンで、必要な推力は 300kN（加速度 =4.3m/s2 程度）である。

（火星着陸船の推進系エンジンに対するトレードオフを表 7.3-10 に示す。）

表 7.3-10 火星着陸船の推進系エンジンのトレードオフ

項目	単位	推力 70kN (a=1.0m/s2)	推力 100kN (a=1.5m/s2)	推力 300kN (a=4.3m/s2)	推力 350kN (a=5.0m/s2)
前提					
Isp	[s]	320			
初期質量	[ton]	35.0			
構造効率	[%]	20.0*1			
ペイロード質量	[ton]	10.0 以上			
降下開始の軌道高度	[km]	100			
結果					
推薬量	[ton]	17.9	15.2	19.8	20.7
Dry 質量（タンクを含む）	[ton]	17.1	18.2	15.2	14.3
軌道の効率化	[-]	非効率	非効率	効率	効率
降下軌道のプロファイル					
結論		×	×	○	△

*1)エンジンの筐体など推力が大きいほど、構造効率は大きくなる傾向がある。

7.3.4.1. 推進系エンジンの性能と推薬保存技術

LOX/LH2 エンジン、LOX/CH4 エンジンの性能概要と、推薬保存技術について示す。

LOX/LH2 エンジンは液体水素を燃料、液体酸素を酸化剤とする。燃焼性能は 450 [s]と効率が良く、現行の地上ロケットにおいても用いられている技術である。但し、現行技術ではボイルオフレート（BOR）が 1[%]程度と高く、数百日程度の保存において枯渇する。そのため、この BOR を低減するための技術開発（BOG の循環・回収機、再液化を行う冷凍機）を保存・保管のための設備として備える必要がある。

LOX/CH4 エンジンはメタンを燃料、液体酸素を酸化剤とする。燃焼性能は 370 [s]と LOX/LH2 エンジンよりも効率が低く、将来の輸送系として研究開発が各国で進められている。但し、現行技術では天然ガス採掘、液化天然ガス（LNG）のタンカー輸送などで代表されるように、ボイルオフレート（BOR）が 0.1[%]程度と低く抑えられている。そのため長期間の保管・保存、また輸送時の取り扱いについても液体酸素、液体水素に比べて必要な設備は少なく見込むことが可能である。また、火星は大気中の主成分として CO2 が存在しており、これを回収してサバティエ反応によりメタンを取り出し、火星表面での資源調達の可能性も高いと想定される。

表 7.3-11 エンジン性能と推薬保存の比較

項目	単位	LOX/LH2 エンジン	LOX/CH4 エンジン
前提条件			
比推力	[s]	450	370
燃料 （沸点） （液体密度）	 [K] [kg/m3]	液体水素 20 70.8	メタン 110 415
酸化剤 （沸点） （液体密度）	 [K] [kg/m3]	液体酸素 90 1140	

7.3.4.2. 有人離陸船（MAV）の比較

LOX/LH2 エンジン、LOX/CH4 エンジンを推進系とした場合の有人離陸船（MAV）について検討を行った結果を以下の表 7.3-12 に示す。

表 7.3-12 有人離陸船（MAV）における推進系エンジンの比較

項目	単位	LOX/LH2 エンジン	LOX/CH4 エンジン
前提条件			
拠点への可搬質量	[ton]	3(*1)	
出発点	-	火星表面	
打上方式	-	2 段式	
投入後軌道	-	EMO（ha=30,000[km], hp=110[km]）	
⊿V 量	[km/s]	5.10(*2)	
構造効率	-	0.8	
比推力	[s]	450	370
混合比	-	1:6	1:3.5
結果			
上昇機質量（Dry）	[ton]	4.2	7.1
上昇機質量（Wet）	[ton]	13.0	23.4
上昇機推薬質量	[ton]	8.8	16.3

*1) EMO まで到達する有人帰還モジュールの質量

*2) 火星表面から EMO 到達に必要な増速量 ： 5.1[km/s]（Vhp=4.69 + 重力損失=0.5）

7.3.4.3. ボイルオフガス（BOG）量の比較

LOX/LH2 エンジン、LOX/CH4 エンジンについて、火星有人離陸船（MAV）における各エンジンの消費燃料を対象とした際の、ボイルオフガス（BOG）量の比較を以下の表 7.3-13 に示す。それぞれの燃料の保存期間におけるボイルオフガス（BOG）量を図 7.3-14、図 7.3-15 に示す。

表 7.3-13 推進系エンジンの比較

項目	単位	LOX/LH2 エンジン			LOX/CH4 エンジン		
前提条件							
保存期間	[日]	1000(*1)					
上昇機質量（Dry）	[ton]	4.2			7.1		
上昇期質量（Wet）	[ton]	13.0			23.4		
上昇期燃料質量	[ton]	8.8			16.3		
BOR(*2)	[%/日]	1	0.5	0.1	0.1	0.05	0.01
結果							
保管時の BOG 量	[ton]	20 万	1296	14.9	27.8	10.5	1.7
燃料質量合計	[ton]	20 万	1305	23.7	44.1	26.8	18.0
必要な燃料質量(*3)	[ton]	20 万	1309	27.9	51.2	33.9	25.1
結論	-	×	×	○	△	○	○

*1） 地球帰還時のバックアップ軌道を考慮し、火星会合周期と同程度（2 年半年）とする。

*2） 現在の地上技術・設備における BOR（LH2：水素ステーション、CH4：LNG ガスタンク）

*3） 保管時 BOG 量と、火星表面から EMO に到達するための燃料を含む上昇機の合計質量。

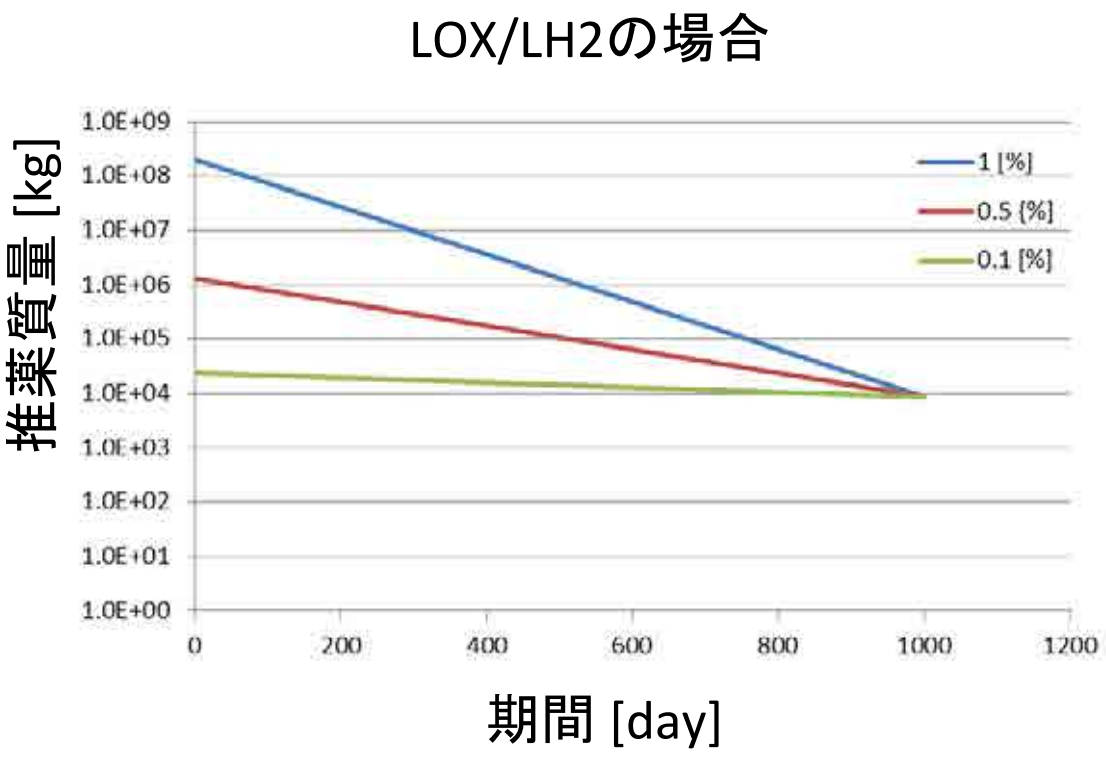


図 7.3-14 液体酸素、液体水素の保存時の消失量プロファイル

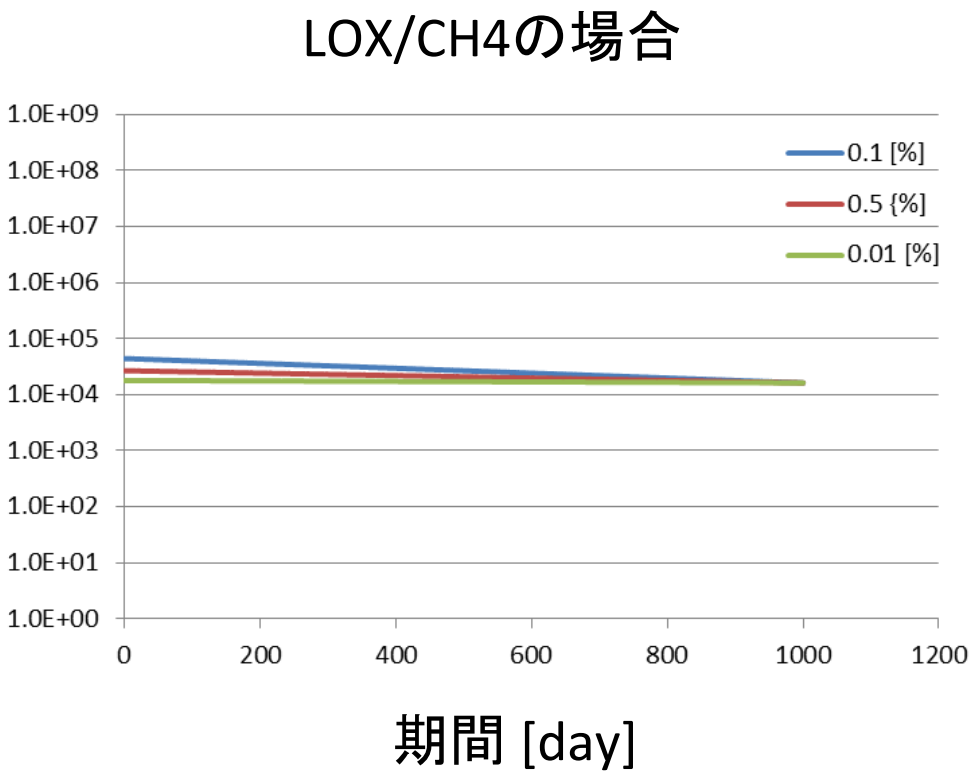


図 7.3-15 メタン、液体酸素の保存時の消失量プロファイル

火星表面から火星長楕円軌道 EMO への投入質量を 3 [ton]と設定すると、上昇機の質量は LOX/LH2 エンジンは 13.0[ton]程度に対し、LOX/CH4 エンジンは 23.4[ton]程度と、約 1.8 倍の質量となる。但し、LOX/LH2 については現在の地上技術・設備では長期保管要求に対しボイルオフによる消失量が著しく、ボイルオフ低減技術の向上が必須である。

表 7.3-14 推進系エンジンの比較

項目	単位	LOX/LH2 エンジン			LOX/CH4 エンジン		
前提条件							
拠点への可搬質量	[ton]	3(*1)					
出発点	-	火星表面					
打上方式	-	2 段式					
投入後軌道	-	EMO（ha=30,000[km], hp=110[km]）					
⊿V 量	[km/s]	5.10(*2)					
構造効率	-	0.8					
保管日数	[日]	1000(*3)					
比推力	[s]	450			370		
混合比	-	1:6			1:3.5		
沸点	[K]	90/20			90/110		
BOR(*4)	[%/日]	1	0.5	0.1	0.1	0.05	0.01
結果							
上昇機質量（Dry）	[ton]	4.2			7.1		
上昇機質量（Wet）	[ton]	13.0			23.4		
上昇機燃料質量	[ton]	8.8			16.3		
保管時の BOG 量	[ton]	20 万	1296	14.9	27.8	10.5	1.7
燃料質量合計	[ton]	20 万	1305	23.7	44.1	26.8	18.0
必要な質量(*5)	[ton]	20 万	1309	27.9	51.2	33.9	25.1
結論	-	×	×	○	△	○	○

*1) EMO まで到達する有人帰還モジュールの質量

*2) 火星表面から EMO 到達に必要な増速量 ： 5.1[km/s]（Vhp=4.69 + 重力損失=0.5）

*3) 地球帰還時のバックアップ軌道を考慮し、火星会合周期と同程度（2 年半年）とする。

*4) 現在の地上技術・設備における BOR（LH2：水素ステーション、CH4：LNG ガスタンク）

*5) 保管時 BOG 量と、火星表面から EMO に到達するための燃料を含む上昇機の合計質量。

7.3.5. 資源利用（ISRU ： In-Situ Resource Utilization）

(1) 月の水を推進剤として火星遷移投入に利用するコンセプト

月極域の水氷を抽出して推進剤（液体酸素・水素）を製造し、EML2 に置かれた拠点に輸送し、火星遷移軌道投入に活用するコンセプトを考える。このための月面上の推薬生成プラントの概略を図 7.3-17 に示す。プラントとしては、レゴリスを掘削→プラントまで運搬 →水を抽出 →水を電気分解→酸素水素を液化→貯蔵する一連のシステムが必要となる。また、当然ながら必要なエネルギーを供給するシステムと EML2 までの推薬輸送システムも必要である。

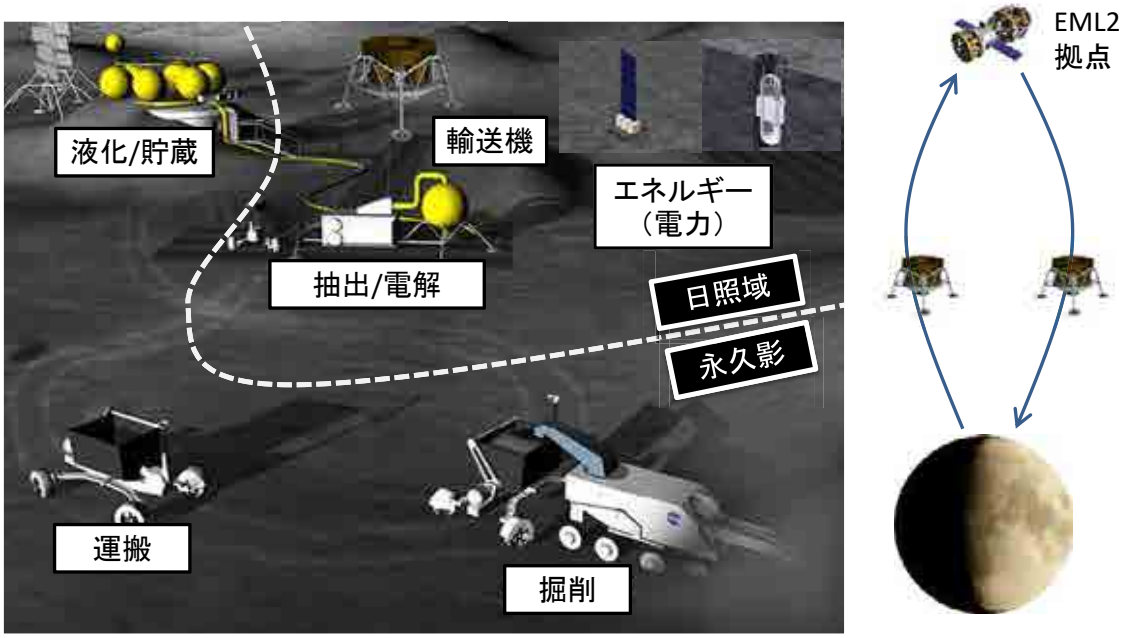


図 7.3-16 推進剤を製造し EML2 に輸送する資源利用システムの概略

(2) 水氷の存在量と形態の影響

まず、水氷の存在量と形態がどのような影響を与えるか考察する。まず、水氷の存在形態が水氷とレゴリスの混合物の場合である。この場合は、水氷とレゴリスの分離が困難なため、掘削、運搬、抽出までは、水氷とレゴリスを一緒に処理する必要がある。そのため、水氷の濃度が 1%の場合、100 倍の質量のレゴリスの処理が必要となる。

① 存在形態がレゴリスとの混合物の場合

- 掘削： 大（10%：10 倍、1%：100 倍、0.1%:1000 倍のレゴリス処理が必要）
- 運搬： 大（10%：10 倍、1%：100 倍、0.1%:1000 倍のレゴリス処理が必要）
- 抽出： 大～中（水のみマイクロ波加熱などが可能。今回は考えない。）
- 電解： 無
- 液化： 無
- 貯蔵： 無

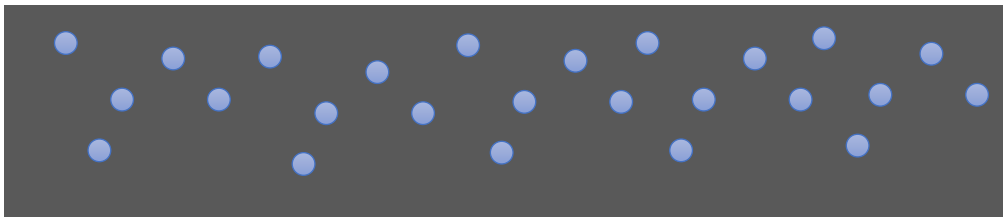


図 7.3-17 水氷とレゴリスとの混合物の場合

一方、水氷の存在形態が氷塊の場合は、水氷とレゴリスの分離が掘削中に可能なため、量に比例して走行面積が増えるが影響は大きくない。、運搬から水氷のみとすることも可能である。そのため、水氷の濃度が 1%でも、運搬以降の処理に影響は受けない。

一方存在形態が塊の場合

- 掘削： 中（量に比例して走行面積が増えるが、水氷のみ掘削可）
- 運搬： 小～無（水氷のみ輸送）
- 抽出： 無
- 電解： 無
- 液化： 無
- 貯蔵： 無



図 7.3-18 水氷が塊の場合

※このように、存在量も重要であるが、存在形態も非常に重要であり、これが、着陸探査により直接的に水氷の存在量と形態を確認する必要がある理由である。

(3) 月面から EML2 への推薬輸送システム

製造した推進剤を EML2 に輸送する推薬輸送システムを検討するにあたり、前提と仮定を以下に示す。

- ボイルオフは考えない（直接輸送も同様）
- バスの考え方は SELENE-2 や SELENE-R で検討してきた着陸機に準拠。
- 推進系は液酸液水で Isp=450 秒（LE-5 クラスの Isp）。
- 月面と EML2 の往還機の増速量　下降　dV=3025m/s　上昇　dV=2925m/s
- 輸送可能な推薬質量は輸送可能な全質量の 90%（構造効率はロケット並み）とする。

これをもとに、推薬輸送機の質量分析を行った検討結果を表 7.3-15、表 7.3-16 に示す。打上重量は、12,000kg で、推薬を EML2 ステーションに受け渡し後そのまま着陸する。完全再使用を行うため、切り離し等は行わない。イメージ的には、脚のあるロケットとなる。月面からの推薬輸送量　2,820kg/回（=輸送量　3,135kgx0.9）となる。

表 7.3-15　推薬輸送システム検討結果 1

		Isp/dV	Mass initial	Fuel	Separated Mass	Mass Final
Isp	s	450	12000.0			
Lauch Mass	m/s	0	12000.0	0.0	0.0	12000.0
Ascent	m/s	2088	12000.0	4523.5	0.0	7476.5
Payload(Fuel)	m/s	0	7476.5	0.0	-5050.1	2426.4
Descent	m/s	2188	2426.4	948.5	0.0	1477.9
Total Boil Off	%	0	1477.9	0.0	0.0	1477.9
Landing Mass		0	1477.9	0.0	0.0	1477.9

表 7.3-16　推薬輸送システム検討結果 2

Items	Mass kg/Ratio %
Fuel margin	3.0%
Dry margin	5.0%
Fuel req.	5472.1
Fuel margin	164.2
Fuel total	5636.2
Bus system	1251.1
Bus margin	62.6
Bus Total	1313.7
Payload(Fuel)	0.0
Dry	1313.7
Wet	12000.0
Landing	1477.9

(4) 資源利用システム（電源含む）

推進剤を製造し EML2 に輸送する資源利用システムを検討するにあたり、前提と仮定を以下に示す。

- 推薬製造プラント(2 ヶ月で 10,000kg の水を製造)
  - 連続稼働とる。
  - 水氷はレゴリスと混合（前述のとおり塊より不利な条件）しており永久影領域の表面（ -200℃ ）に存在する。
  - 水氷掘削場所は片道 4km 離れており 4km/h で運搬（=3 台で運搬）
  - 60℃まで加熱して蒸発水を取り出す（20kPa）。熱再生は考えない。
  - 水の電解効率 85%とする。
  - 生産した酸素・水素の冷却は周囲の低温を使い液化のみ冷凍機。
  - タンクに液体で貯蔵。

2 ヶ月で 10ton の液体酸素、液体水素製造（＝36 ヶ月で 50 トンの推薬を EML に運搬）可能な資源利用プラントの必要電力と質量の検討結果を表 7.3-17 に示す。1wt%の場合、12.3ton（135kW の電源含む）のプラントが必要となる。

表 7.3-17 プラント検討結果

	濃度 wt%	0.1	0.2	0.5	1	2
必要パワーkW	掘削	70.6	35.3	14.1	7.1	3.5
	運搬	211.9	105.9	42.4	21.2	10.6
	抽出	460.2	233.6	97.5	52.2	29.5
	電解	36.6	36.6	36.6	36.6	36.6
	液化	17.7	17.7	17.7	17.7	17.7
	合計	797.0	429.1	208.3	134.8	98.0
プラント質量 kg	掘削	3,531.1	1,765.5	706.2	353.1	176.6
	運搬	17,655.4	8,827.7	3,531.1	1,765.5	882.8
	抽出	7,062.1	3,531.1	1,412.4	706.2	353.1
	電解	353.1	353.1	353.1	353.1	353.1
	液化	303.7	303.7	303.7	303.7	303.7
	貯蔵	977.8	977.8	977.8	977.8	977.8
	構造・計装	7,470.8	3,939.7	1,821.1	1,114.9	761.7
	電源	39,851.5	21,455.1	10,417.2	6,737.9	4,898.2
	合計	77,205.4	41,153.6	19,522.5	12,312.2	8,707.0

資源利用プラントの電力見積と質量見積を図 7.3-19 と図 7.3-20 に示す。この結果から、水氷の濃度が低いと掘削から抽出のコストが高くなることが分かる。また、質量は電源が支配的である。また、濃度 0.5%以上になると電力も質量も感度が低くなるといえる。

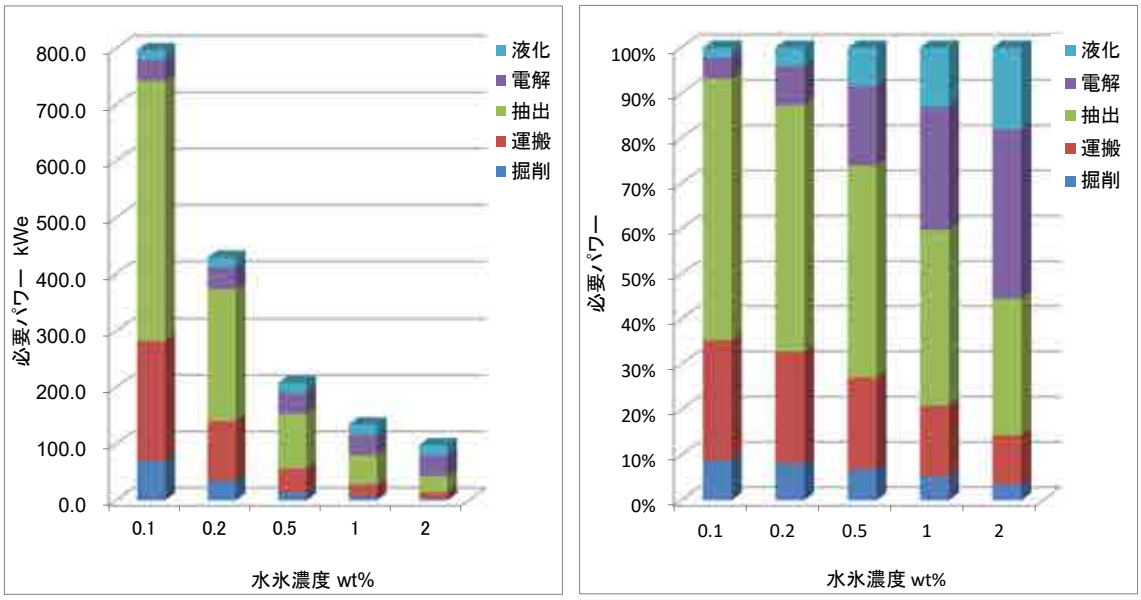


図 7.3-19 電力見積

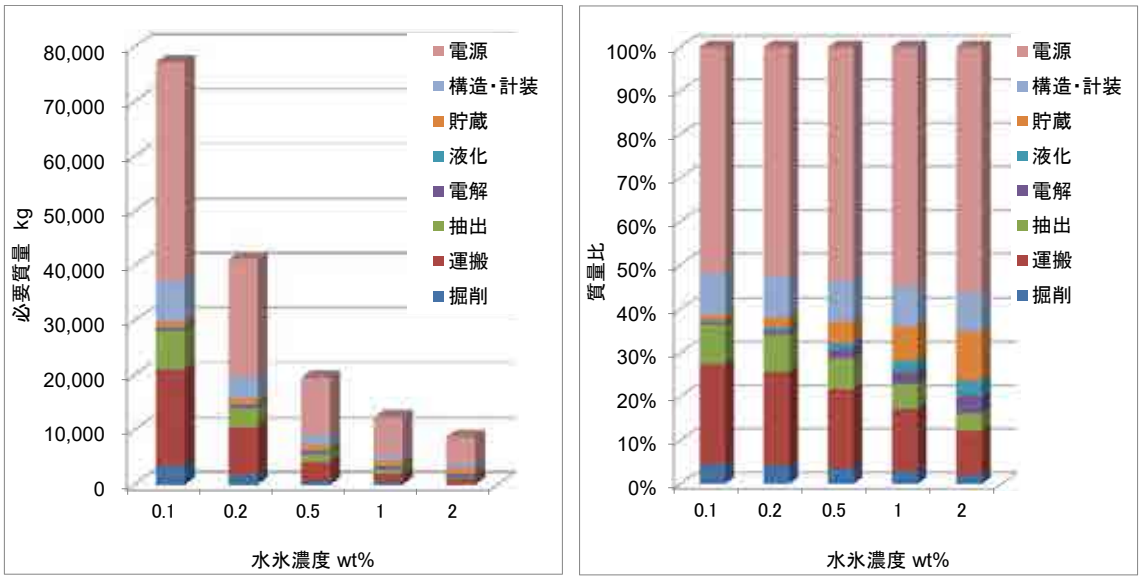


図 7.3-20 質量見積

(5) トレードオフ検討

火星探査には 1 回 50,000kg の推薬が必要で、3 年に 1 回行われるものとする。3 年後から 1 年ごとに 5%の設備を更新することを考えると。火星探査水氷の濃度が 1wt%の場合、これまでの結果を総合すると、以下のようになる。

- 地球から月面へ設備輸送に必要な輸送量

  ① 推薬製造設備　　12,312 kg
  ② 推薬輸送機　　1,314 kg （ドライ）
  ③ H-IIB の輸送量　　1,685 kg
  よって、（①＋②）／③＝8.1 回

- 月面から EML2 への推薬輸送量

  - 月面から EML への推薬輸送システムによる輸送量は 2,820kg/回
  - 1 回の火星探査に必要な 50,000kg の推薬を輸送するには 17.7 回の往復が必要で、推薬製造量は 10,000kg/2 ケ月。よって 3 年で 50,000kg 輸送できる

- 地球から EML2 への推薬輸送量

  - H-IIB で地球からの輸送量は 4,330kg/回(=4811kg x 0.9)
  - 1 回の火星探査に必要な 50,000kg の推薬を輸送するのに必要な H-IIB の打上回数は 11.5 回。

したがって、1 回の火星探査に必要な H-IIB の打ち上げ回数は、

- ISRU を行う場合　　8.1 回
- 直接輸送する場合　　11.5 回

となり、初めから ISRU を行ったほうが有利である。水氷の濃度が変わった場合の火星探査の回数と H-IIB の打ち上げ回数を、ISRU を行う場合と直接輸送する場合の比較を図 7.3-21 に示す。

水氷濃度が 0.5%以上であれば、当初から有利である。0.2%以上でも 3 回目から有利となる。1%以上であれば、圧倒的に優位となる。

※0.5wt%以上あれば初めから有利である。そのた水氷の濃度を早急に知る必要がある。

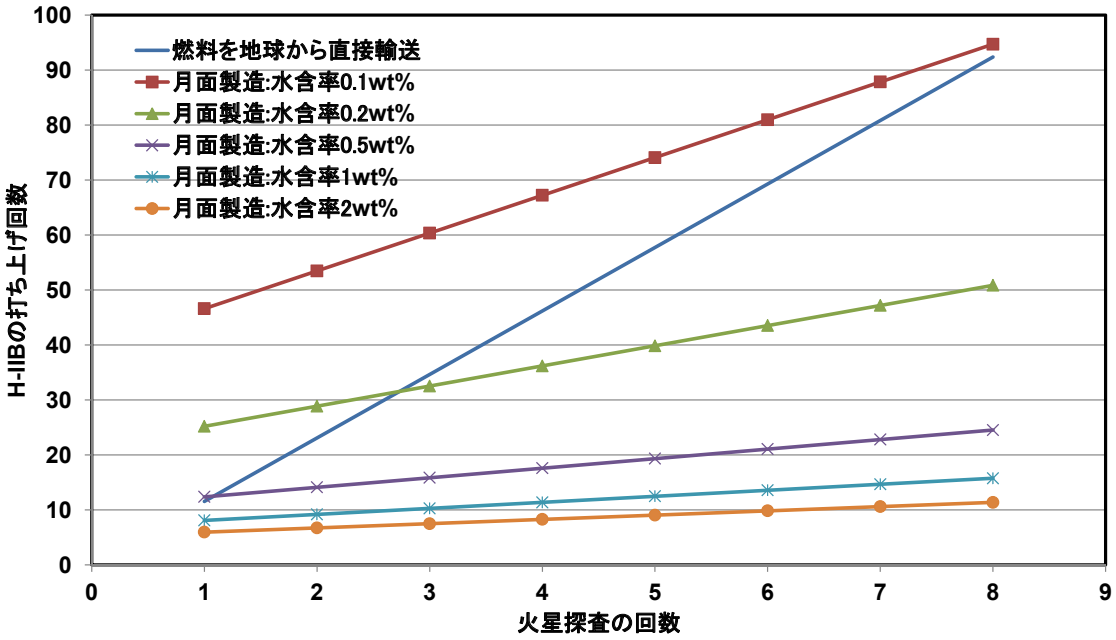
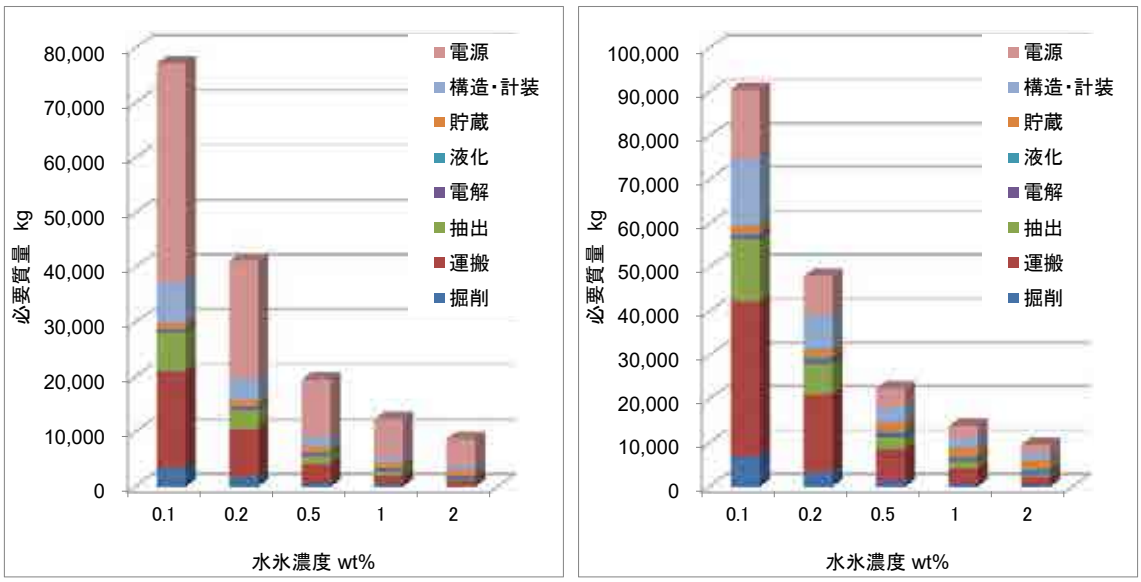


図 7.3-21 トレードオフ結果

参考までに、原子力システムは用いずに太陽電池のみで電力を賄い、その代わり生産設備を2倍（別々に設置して昼夜交代運転、あるいは生産能力を2倍を想定）にした場合のシステム質量の比較を図 7.3-22 に示す。このようにシステム質量はほとんど変わらないことが分かる。越夜用に最低限の蓄電池が必要であると考えられるが、ISRU に限れば太陽電池のみで実現できる可能性がある。



(a) 原子力　　(b)太陽電池のみで設備 2 倍

図 7.3-22 電源のトレードオフ結果

7.3.5.1. 火星での資源調達（火星軌道離脱用推薬生成）

火星には大量に水があると推定される。具体的には、Mars Odyssey による火星全球の観測から火星土質には 8-10[%]の含有率があること、また、Mars Reconnaissance Orbiter の観測から現在も火星表面で水が流れていることが示されている。大気は 0.01 気圧とはいえ、その圧倒的な主成分である 95.5%が二酸化炭素（CO2）である。

表 7.3-18 火星での資源調達可能性の整理

項目	単位	月(参考)		火星	
		水	メタン	水	メタン
前提条件					
土質水分	[%]	1	N/A	8*1-100*2	N/A
土質有機物	[%]	N/A	不明	N/A	不明
大気密度（CO2 割合）	[kg/m3]	N/A		3.93e7*3（95.5）	
CO2 濃度比（対地球）	-	N/A	N/A	N/A	20
結論		△	×	○	○

*1) Mars Odyssey の観測結果より記述

*2) Mars Reconnaissance Orbiter の観測結果より記述

*3) 火星表面での大気密度

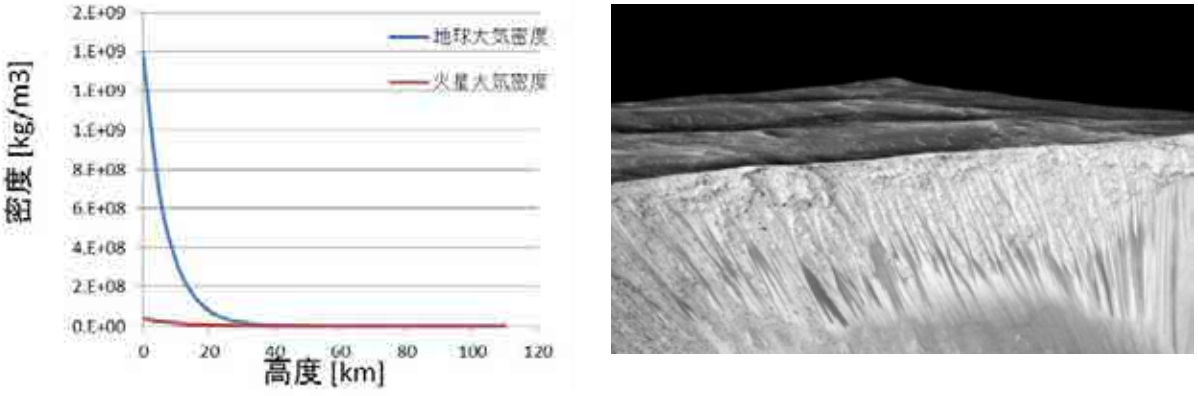


図 7.3-23 火星表面での大気密度と、水が流れた痕跡画像

上記の環境条件より、CO2 から水電気分解による水素を供給することにより、サバティエ反応を実施しメタンを生成することが可能である。これらのことから、有人探査に必須の地球までの帰還用推薬（液体酸素 LOX、液体水素 LH2、液体メタン CH4）を地球から輸送するのではなく、火星で調達できれば地球出発時の初期質量（IMLEO）を大幅に減らすことが可能である。但し、火星での推薬生成設備や推薬補給船を事前に火星に輸送しておく必要がある。従って、地球から推薬を輸送する場合に比べて火星で推薬を調達する場合のどちらが良いのかは、推薬生成、保存・保管のための設備規模を想定した上で、どちらにメリットがあるかトレードオフを

行う必要がある。この内容により、アーキテクチャの設定が大きく変わることになるため、まず火星長楕円軌道（EMO）から地球帰還軌道投入（TEI）に必要な増速量である 1.5km/s を対象とし、この推薬を地球から輸送する場合と、火星で生成する場合についてトレードオフを行った結果を次にまとめる。

次頁の図 7.3-24 に火星軌道離脱用の推薬生成における概念図を示す。

A.が地球から推薬を輸送するケース、B.が火星にて推薬を調達するケースである。A と B の違いを以下に示す。

A：火星軌道離脱、および火星表面における有人離陸船に必要な推薬を事前に輸送、または全て携えて地球を出発する。また、これに加えて推薬を保存・保管する際に消失するボイルオフ量、およびボイルオフを低減するための冷却器（COOLER）が必要であり、これらが地球出発時の初期質量（IMLEO）に影響する。

Cargo 便#1 により、有人離陸船（MAV）、火星表面での冷却器（COOLER）を火星表面に降ろす。次の Cargo 便#2 により、有人着陸船（MDV）と火星表面での有人居住モジュール（SHAB）を火星楕円軌道（EMO）に投入する。次に有人便により、遷移軌道中の居住モジュール（THAB）、軌道上の軌道修正/生命維持サービスモジュール（SM）、および地球帰還軌道投入（TEI）用の推薬と、これを軌道上で維持するための冷却器（COOLER）を EMO に投入する。クルーは EMO にて事前に Cargo 便#2 にて輸送済の MDV に乗換え、SHAB と共に火星表面へと降下する。火星表面での探査ミッション終了後、Cargo#1 便にて輸送済の MAV にクルーは乗換えて、EMO 軌道に上昇する。EMO 軌道にて係留中の THAB、SM にクルーは乗り換える。その後、地球帰還のための地球遷移軌道投入（TEI）の加速（1.5km/s）を行い、地球遷移軌道（TEO）にクルーが搭乗した THAB、SM を投入する。

B：火星軌道離脱、および火星表面における有人離陸船に必要な推薬は火星にて調達する。そのため、有人離陸船を事前に輸送することに変わりはないが、推薬は含まなくて良い。但し、推薬生成のための化学工場プラントの輸送が必要である。また、化学工場プラントは、生成した推薬を保存・保管する際に消失するボイルオフ量、およびボイルオフを低減するための冷却器（COOLER）を考慮する必要がある。

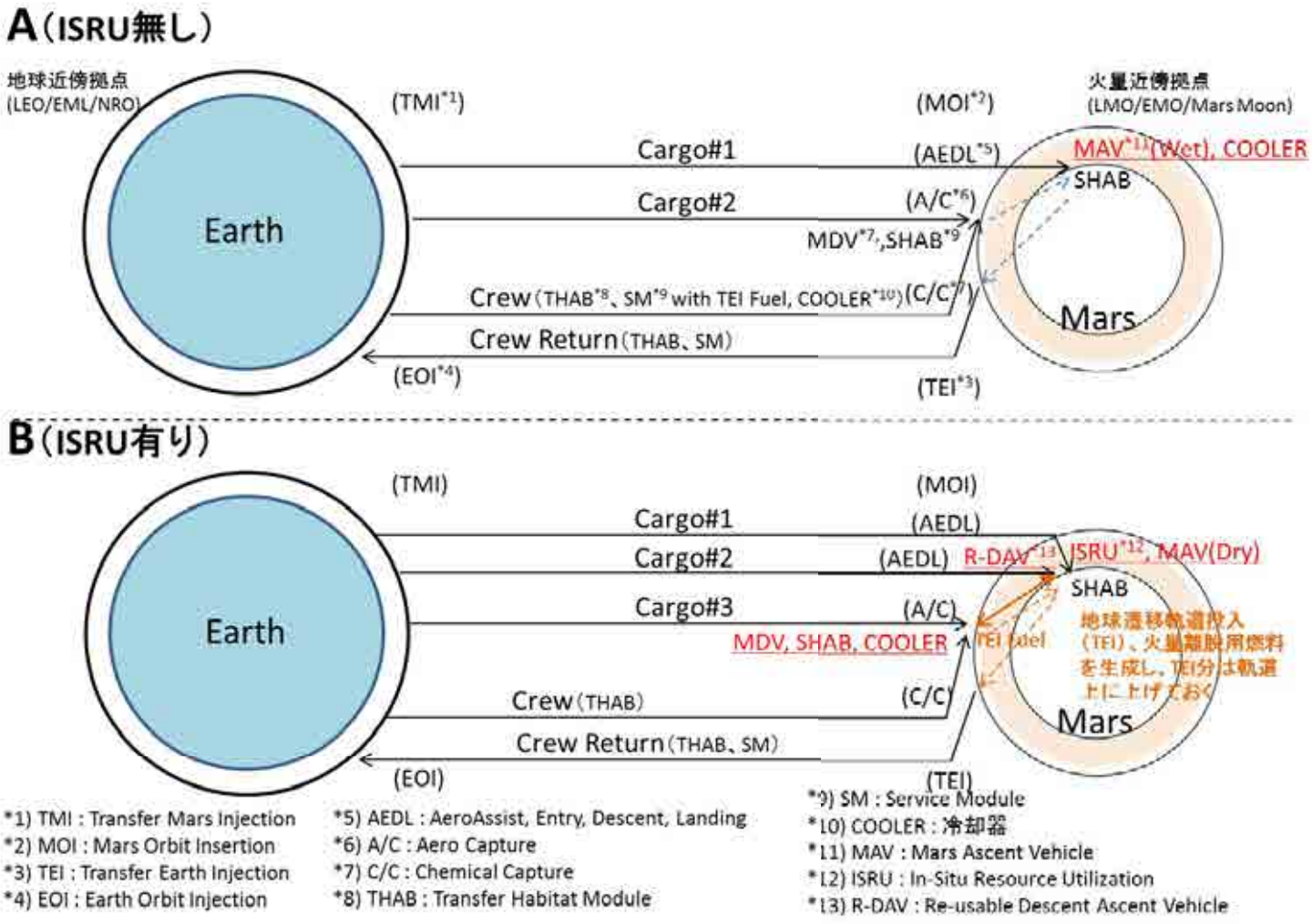


図 7.3-24 火星軌道離脱用推薬生成の概念図

Cargo 便#1 により、冷却器を含む化学工場、有人離陸船（MAV）の構造のみ、を火星表面に降ろす。次の Cargo 便#2 により、火星長楕円軌道（EMO）で推薬を維持するための冷却器（COOLER）と、地球遷移軌道投入（TEI）用の推薬を火星表面と火星楕円軌道（EMO）に対し輸送する再使用型輸送船（R-DAV）を輸送し、R-DAV は火星表面に降ろす。次の Cargo 便#3 により、有人着陸船（MDV）と火星表面での有人居住モジュール（SHAB）を火星楕円軌道（EMO）に投入する。化学工場は推薬生成を開始する。生成量の目安は、EMO への輸送量（すなわち地球遷移軌道投入（TEI）で必要な推薬）と、輸送自体で消費する推薬の合計量である。1 度で輸送することが困難な場合を考慮して、複数回に分けて輸送することを考える。この TEI 推薬が EMO に供給されたことを確認した後に、有人便により、遷移軌道中の居住モジュール（THAB）、軌道上の軌道修正/生命維持サービスモジュール（SM）を EMO に投入する。クルーは EMO にて事前に Cargo 便#3 にて輸送済の MDV に乗換え、SHAB と共に火星表面へと降下する。火星表面での探査ミッション終了後、Cargo#1 便にて輸送済の MAV に推薬供給の後、クルーは乗換えて、EMO 軌道に上昇する。EMO 軌道にて係留中の THAB、SM にクルーは乗り換える。その後、EMO にて保存・保管されている生成推薬により地球帰還のための地球遷移軌道投入（TEI）の加速（1.5km/s）を行い、地球遷移軌道（TEO）にクルーが搭乗した THAB、SM を投入する。

火星軌道離脱のために資源調達を行った場合の必要なプロセスと結果を以下に示す。以下に燃焼効率の良い LOX/LH2 エンジンに対して、A：資源調達を行わないケース、B：資源調達を行うケースに分けて、その差を中心に輸送における質量見積もり結果を記述する。

A： 資源調達を行わないケース

- 火星長楕円軌道（EMO）から、地球遷移軌道に投入（TEI）するための推薬、および火星表面からの有人離陸船（MAV）の推薬は、全て地球から輸送する。帰還における地球遷移軌道（TEO）上での質量を軌道修正/生命維持サービスモジュール（SM）で 70[ton]と設定すると地球遷移軌道投入（TEI）のための推薬は 32[ton]が必要となる。また、火星表面からの有人離陸船（MAV）は、推薬を含めて 13[ton]である。（7.3.3 章より）
- 事前の Cargo 便#1 により、火星表面に機材を輸送しておく。機材は、火星表面から火星楕円軌道（EMO）に到達するための有人離陸船とその推薬（MAV：Wet）、および保存・保管のための冷却器（COOLER）である。COOLER は未確定の技術のため、20[ton]と設定する。また、MAV：Wet は 13[ton]と算出されている（7.3.3 章より）。本輸送便を火星楕円軌道（EMO）に投入するための地球出発時の IMLEO は 490[ton]である。
- 事前の Cargo 便#2 により、有人着陸船（MDV）と火星表面での有人居住モジュール（SHAB）を輸送しておく。SHAB（44[ton]）は MDV のペイロードとして搭載され、MDV の質量は着陸のための空力減速（AEDL）用熱防御シェル（TPS）、および推薬を含め

て 56[ton]である（7.3.2 章より）。本輸送便を火星楕円軌道（EMO）に投入するための地球出発時の IMLEO は 490[ton]である。

- 有人輸送便により、遷移軌道中の居住モジュール（THAB）、軌道上の軌道修正/生命維持サービスモジュール（SM）、および地球帰還軌道投入（TEI）用の推薬と、これを軌道上で維持するための冷却器（COOLER）を EMO に投入する。COOLER は未確定の技術のため、20[ton]と設定する。本輸送便を火星楕円軌道（EMO）に投入するための地球出発時の IMLEO は 838 [ton]である。

B： 資源調達を行うケース

- 火星長楕円軌道（EMO）から、地球遷移軌道に投入（TEI）するための推薬、および火星表面からの有人離陸船（MAV）の推薬は火星にて生成する。帰還における地球遷移軌道（TEO）上での質量を軌道修正/生命維持サービスモジュール（SM）で 70[ton]と設定すると地球遷移軌道投入（TEI）のための推薬は 32[ton]が必要となるが、これは地球から輸送しない。また、火星表面からの推薬を含まない有人離陸船（MAV：Dry）は 4.2[ton]である（7.3.3 章より）。
- 事前の Cargo 便#1 により、火星表面に機材を輸送しておく。機材は、冷却器（COOLER）を含む推薬生成のための化学工場と、火星表面から火星楕円軌道（EMO）に到達するための推薬を含まない有人離陸船（MAV：Dry）である。COOLER は未確定の技術のため、20[ton]と設定する。化学工場の質量は、後述する EMO への推薬輸送方式に依存する。単発輸送を考慮すると 50.1[ton]と算出される。複数回輸送を考慮すると 714.1[ton]と算出される。（算出結果を以下の表 7.3-20 に示す。）また、MAV：Dry は 4.2[ton]と算出される（7.3.3 章より）。推薬の単発輸送の場合は、火星楕円軌道（EMO）に投入するための地球出発時の IMLEO は 980（480*2 便）[ton]である。推薬の複数回輸送の場合は、火星楕円軌道（EMO）に投入するための地球出発時の IMLEO は 7680(480*16 便)[ton]である。
- 事前の Cargo 便#2 により、推薬を含まない火星表面と EMO を往復する再使用型輸送船（R-DAV：Dry）を輸送する。R-DAV：Dry は単発輸送を考慮すると 37.6[ton]である。本輸送便を火星楕円軌道（EMO）に投入するための地球出発時の IMLEO は 490[ton]である。この際、R-DAV の打上時の規模は、220[ton]級（内推薬は 150[ton]）となり効率的とは言えない。

さらに、複数回輸送を考慮する場合は構造部分の質量である 56.5[ton]と、火星楕円軌道（EMO）からの再着陸のために必要な再使用可能な熱防御シェル（R-TPS）質量 29.7[ton]を加えた 86.2[ton]が必要となる。本輸送便を火星楕円軌道（EMO）に投入するための地球出発時の IMLEO は 980[ton]である。さらに複数回輸送では R-DAV の打上時の規模は、330[ton]級（内推薬は 226[ton]）で 9 回繰り返しが必要となり、さらに効率的とは言えない。

（算出結果を以下の表 7.3-19 に示す。）

- 事前の Cargo 便#3 により有人着陸船（MDV）と火星表面での有人居住モジュール（SHAB）、および R-DAV により輸送された推薬を保存・保管するための冷却器（COOLER）を輸送しておく。SHAB（44[ton]）は MDV のペイロードとして搭載され、MDV の質量は着陸のための空力減速（AEDL）用熱防御シェル（TPS）、および推薬を含めて 56[ton]である（7.3.2 章より）。COOLER は未確定の技術のため、20[ton]と設定する。本輸送便を火星楕円軌道（EMO）に投入するための地球出発時の IMLEO は 588[ton]である。
- 有人輸送便により、遷移軌道中の居住モジュール（THAB）、軌道上の軌道修正/生命維持サービスモジュール（SM）を EMO に投入する。本輸送便を火星楕円軌道（EMO）に投入するための地球出発時の IMLEO は 451 [ton]である。

推薬輸送機（R-DAV）の種類（単発輸送、複数回輸送）について比較検討を行った結果を以下の表 7.3-19 に示す。

以下を前提条件とする。

- 輸送元は火星化学工場が設置されている火星表面とし、輸送先は火星楕円軌道（EMO）とする。EMO に到達するための増速量は 5.1[km/s]（EMO 軌道投入 4.6km/s + 火星重力損失 0.5km/s）と設定する。
- 輸送機は LOX/LH2 エンジンを推進系とし、単段式と設定する。
- 推薬輸送量の対象は、地球遷移軌道に投入（TEI）に必要な 32[ton]と設定する。
- 単発輸送方式は 1 度で推薬を輸送すれば良いため、対象の 32[ton]がそのままペイロード質量となる。
- 複数回輸送方式は輸送回数によってペイロード質量、輸送機の規模が変わってくるが 10 回を超えない範囲で設定する。この際、往復の際の着陸においては、複数回空力減速を実施するため、再利用可能な熱防御シェル（R-TPS）を打上時にはペイロードとして携えていく必要がある。

以下に結果を示す。

- 輸送機の質量は単発輸送方式で 220[ton]、複数回輸送方式で 330[ton]と非常に大型なロケット規模となる。
- 輸送可能および、輸送自体で消費される推薬は、単発輸送方式で 182.4[ton]（輸送推薬 32ton + 消費推薬 150.4ton）、複数回輸送方式で 2592.5[ton]（輸送推薬 32ton + 消費推薬 284.5*9）である。
- 上記の推薬がそれぞれのケースにおいて火星の推薬生成プラントにて生成される推薬の要求量、となる。

表 7.3-19 地球遷移軌道投入(TEI)推薬生成のための推薬輸送機の比較

項目	単位	R-DAV(*1)単発輸送	R-DAV 複数回輸送
前提条件			
輸送先	-	火星楕円軌道(EMO)	
輸送元	-	火星表面	
増速量	[km/s]	5.1	
打上方式	-	単段式	
構造効率	-	0.8	
使用エンジン	-	LOX/LH2	
比推力		450	
混合比	-	6:1	
推薬輸送量	[ton]	32	
結果			
全体質量(*2)	[ton]	220	330
構造質量	[ton]	37.6	56.5
再着陸システム	[ton]	N/A	40.7
可搬推薬	[ton/回]	32	3.8
往復回数	[回]	N/A	9
総推薬(*3)	[ton]	182.4	2592.5
結論	-	△	×

*1) R-DAV : Re-Usable Descent Ascent Vehicle

*2) 火星表面での推薬輸送機の質量規模

*3) 可搬推薬と輸送時に使用する推薬の合計。(これが火星の推薬生成プラントで生成する推薬の目安となる)

推薬輸送機(R-DAV)の種類(単発輸送、複数回輸送)について、推薬生成プラントの質量比較検討を行った結果を以下の表 7.3-20 に示す。

以下を前提条件とする。

- 生成する推薬は LOX/LH2 とする。
- 火星土質の水分含有率は、Mars Odyssey の全球観測結果からワーストの 8[%]とする。
- 掘削、運搬、抽出の設備は、上記含有率の土質に対して作業を行うものとする。
- LOX/LH2 生成手法は水電気分解とし、化学反応式は以下とする。
- (H2O = H2 +1/2O2 -146 kJ)
- 液化、貯蔵、構造・計装設備は生成推薬を保存しておくための液体密度から体積を算出し、それをアルミ構造体によるタンクで保管として見積もる。それぞれの密度を以下に示す。(LOX:1140[kg/m3]、LH2:70.8[kg/m3]、アルミ構造体:2700[kg/m3])
- 電源は太陽電池とし、以下の発電条件とする。
- 火星表面における劣化、火星ダストの積層による効率低下は考慮しない。

- 地球表面での日照量 1321[kW/m2]に対し、太陽-火星距離 1.5[AU]（地球の 1.5 倍）から、火星での日照量を 587[kW/m2]とする。
- 地球日 1[day]=24[Hr]と、火星日 1[sol]=24[[hr]40[min]はほぼ同等とし、日照時間は 1/4 を目安として 6[hr]とする。
- 太陽電池の発電効率は 20[%]とする。
- 太陽電池のエネルギー密度は 0.1[kW/kg]とする。
- 上記から、火星表面での太陽電池の発電量は 0.03[kW/m2]である。
- 生成する推薬は、表 7.3-19 から単発輸送方式で 182.4[ton]、複数回輸送方式で 2592.5[ton]とする。

以下に結果を示す。

- 火星化学工場の規模は、単体輸送方式で質量 50.1[ton]、電力 70.3[kW]と算出される。複数回輸送方式では質量 714.1[ton]、電力 1001.6[kW]と算出される。以上から、複数回輸送方式の方が輸送機の規模も、化学工場規模も大きくなり効率的とは言えない。

表 7.3-20 推薬輸送方式における火星での推薬生成プラントの比較

項目	単位	R-DAV(*1)単発輸送	R-DAV 複数回輸送
前提条件			
土質水分密度		8(*6)	
エンジン	-	LOX/LH2	
混合比	-	6:1	
必要設備	水	掘削、運搬、抽出、電解、液化、貯蔵、構造・計装、電源	
生成手法	-	水電気分解(*2)	
生成期間(*3)	[日]	1000	
生成量(*4)	[ton]	182.4	2592.5
結果			
掘削	[ton]/[kW]	0.1/1.0	0.7/13.78
運搬	[ton]/[kW]	0.2/2.9	3.3/41.35
抽出	[ton]/[kW]	0.1/7.1	1.3/101.73
電解	[ton]/[kW]	0.4/665.8	5.3/9484
液化	[ton]/[kW]	0.3/322.5	4.6/.4594
貯蔵	[ton]	17.7	251.6
構造・計装	[ton]	30.7	437.6
電源(*5)	[ton]	0.69	9.8
質量	[ton]/[kW]	50.1/999.3	714.1/1001.6
結論	-	○	△

*1) R-DAV ： Re-Usable Descent Ascent Vehicle

*2) 化学反応式は以下とする。(H2O = H2 +1/2O2 -146 kJ)

*3) 地球帰還時のバックアップ軌道を考慮し、火星会合周期と同程度(2 年半年)とする。

*4) 表 7.3-19 推薬輸送機の比較から設定

*5) 火星表面での太陽距離、および日照時間を考慮した太陽電池のエネルギー密度より算出

*6) Mars Odyssey の観測結果より設定

以上の検討を総括し、地球遷移軌道投入（TEI）のための推薬生成を対象とした資源調達について、必要機材から地球出発時の初期質量（IMLEO）がどの程度必要となるのか、比較検討した結果を表 7.3-21 に示す。また、複数回火星探査を実施した場合の各ケースにおける、地球出発時の輸送便数の関係を図 7.3-25 に示す。

資源調達を行ったケースのうち単発輸送の場合は、資源調達を行わないケースに対し、2 回目以降に火星探査を実施する際に効率的となる。複数回輸送の場合は、有人火星探査 5 回の見積もりでは資源調達を行わないケースよりも効率的とはならない。

複数回輸送の場合、その着陸に対し必要となる再利用熱防御シェル（R-TPS）、および動力降下のための推薬も離陸時に共に打ち上げる必要があり、単発輸送の場合に比べ効率的とはならない。

資源調達を行ったケースでは、火星表面からの推薬輸送機（R-DAV）が必要であり、この輸送機の規模は非常に巨大なものとなる。（単発輸送機の場合 220[ton]、複数回輸送機の場合 330[ton]）

上記に示す通り、単発輸送時の火星有人探査を考慮すると、地球出発時の初期質量（IMLEO）では有人火星探査の 2 回目以降に効率的となるものの、巨大な輸送機を無人で火星から打ち上げることが必要となる。資源調達を行わない場合に比べ、総合的に効率的な見通しがあるとは言えない。従って、資源利用方法を有人離陸船に絞って検討を行ったケースを次節に示す。

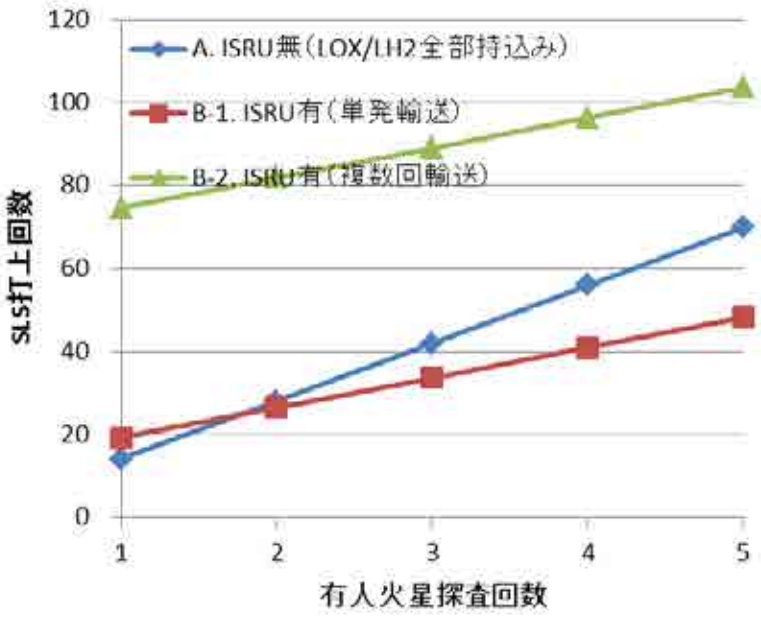


図 7.3-25 TEI 用推薬生成設備を地球から輸送する輸送便の本数と火星探査回数の関係

表 7.3-21 火星軌道離脱用推薬生成における必要初期質量（IMLEO）の比較

項目	単位	ISRU 無し	ISRU 有り	
前提条件				
輸送先		火星表面、または火星楕円軌道（EMO）		
輸送品（火星表面）		MAV（Wet）、冷却器	MAV（Dry）、ISRU、冷却器、R-DAV（Dry）	
輸送品（EMO）		MDV、SHAB	MDV、SHAB、冷却器	
有人便（EMO）		THAB、SM、帰還分推薬、冷却器	THAB、SM	
結果				
（質量）			単発輸送	複数回輸送
MAV	[ton]	13	4.2	
冷却器(*1)	[ton]	40		
ISRU(*3)	[ton]	N/A	71.8	1022.6
R-DAV	[ton]	N/A	37.6	86.2
R-DAV 往復回数	[回]	N/A	1	9
MDV(*2)	[ton]	100		
SHAB	[ton]	44		
THAB, SM	[ton]	70		
（ISRU）				
生成推薬質量	[ton]	N/A	190.8	2075
R-DAV 質量	[ton]	N/A	220	330
R-DAV 往復回数	[回]	N/A	1	9
（IMLEO）				
初回質量(*4)	[ton]	1818	2499	13079
2 回目質量(*5)	[ton]	1818	941	941
結論	-	○	×	×

*1) 拠点である EMO、および火星表面の 2 種類の合計質量である。

*2) EMO での質量（ペイロードに加え、熱防御システム、動力降下推薬、構造部を含む）

*3） 原料の水に対し、掘削、化学反応（電気分解）、保管設備（冷却器を除く）質量

*4) IMLEO で換算

*5) 2 回目以降は同じ値となる。但し、設備のメンテナンスは含まない。

7.3.5.1.1. 火星での資源調達（有人離陸船推薬生成）の是非

前節に示す通り上記に示す通り、地球遷移軌道投入（TEI）時の推薬生成を考慮した資源調達は、資源調達を行わない場合に比べ効率的な見通しがあるとは言えない結果となる。そのため、本設では調達した資源を、有人離陸船（MAV）に絞って使用する場合について検討を行う。前節に示す通り火星の環境条件により、CO2 から水電気分解による水素を供給することにより、サバティエ反応を実施して得られるメタン、および水を電気分解して得られる液体酸素（LOX）、液体水素（LH2）に対して、地球から輸送するのではなく、火星で調達し地球出発時の初期質量（IMLEO）を減らすことが可能であるか検討する。

本節では、有人離陸船（MAV）が、火星表面から火星楕円軌道（EMO）投入に必要な増速量である 5.1km/s（EMO 到達までの増速量 4.6km/s + 火星重力損失分 0.5km/s）を対象とし、この推薬を地球から輸送する場合と、火星で生成する場合についてトレードオフを行った結果を次にまとめる。

次頁の図 7.3-26 に有人離陸船（MAV）用の推薬生成における概念図を示す。

A.が地球から推薬を輸送するケース、B.が火星にて推薬を調達するケースである。AtoB の違いを以下に示す。

A: 火星表面からの有人離陸船（MAV）、およびこれに必要な推薬を事前に輸送する。また、火星楕円軌道（EMO）離脱のための地球遷移軌道投入（TEI）のための推薬は地球も地球から輸送する。これに加えて、推薬を保存・保管する際に消失するボイルオフガス量（BOG）、およびボイルオフを低減するための冷却器（COOLER）が必要であり、これらが地球出発時の初期質量（IMLEO）に影響する。シナリオの概要は前節に示した、資源調達がない場合と同様であり詳細は省略する。

B: 火星表面からの有人離陸船（MAV）に必要な推薬は火星にて調達する。そのため、有人離陸船（MAV）を事前に輸送することに変わりはないが、推薬は含まなくて良い。但し、推薬生成のための推薬生成プラントの輸送が必要である。また、推薬生成プラントは、生成した推薬を保存・保管する際に消失するボイルオフ量、およびボイルオフを低減するための冷却器（COOLER）を考慮する必要がある。

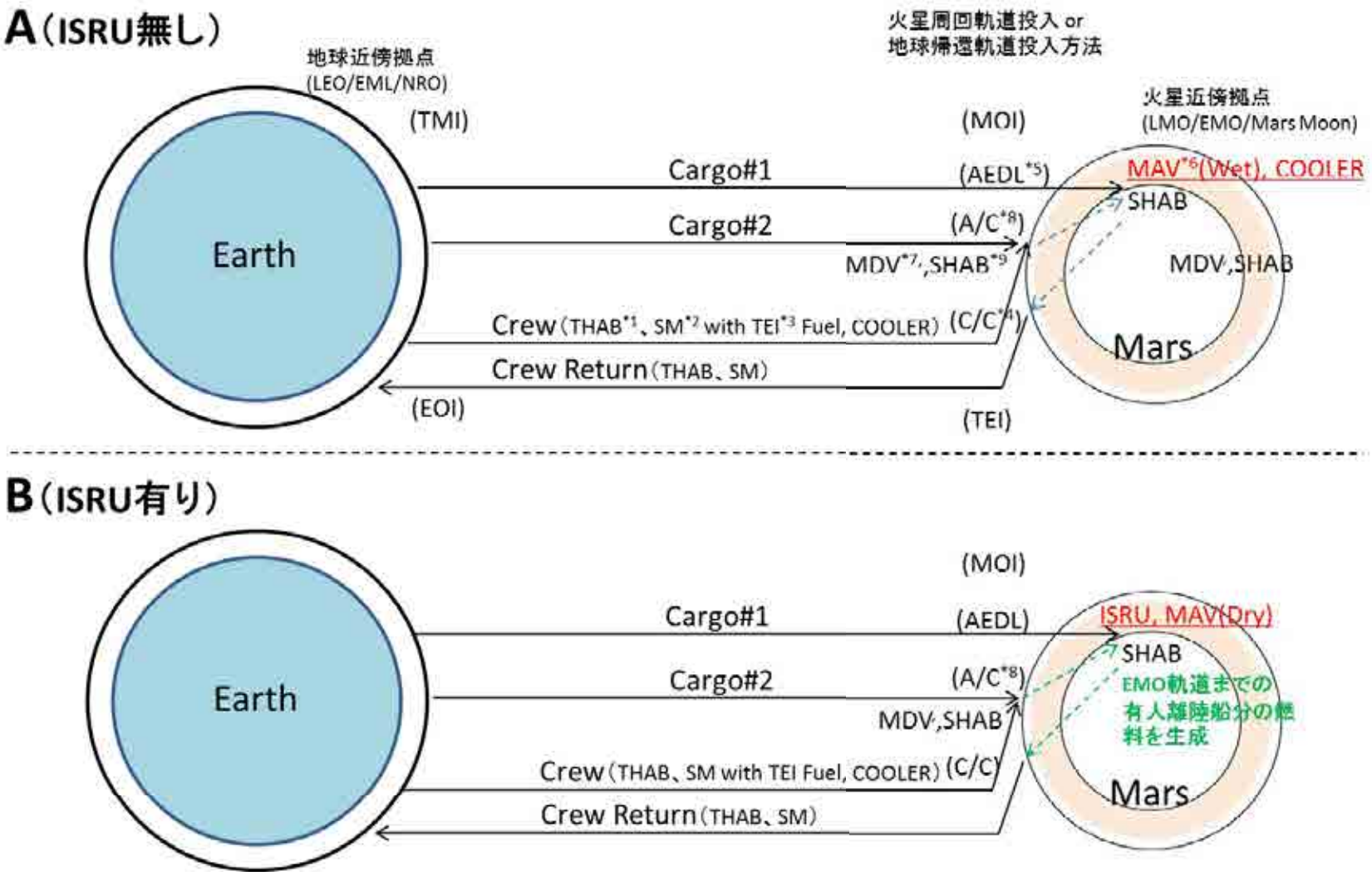


図 7.3-26 有人離陸船（MAV）推薬生成の概念図

Cargo 便#1 により、冷却器を含む推薬生成プラント、有人離陸船（MAV）の構造部分のみ、火星表面に降ろす。次の Cargo 便#2 により、有人着陸船（MDV）と火星表面での有人居住モジュール（SHAB）を火星楕円軌道（EMO）に投入する。推薬生成プラントは推薬生成を開始する。生成量の目安は、有人離陸船（MAV）にて必要な推薬と、火星表面にて保存・保管する際に消失するボイルオフガス（BOG）量を合わせた値である。この有人宇宙船（MAV）で使用される推薬が生成されたことを確認した後に、有人便により遷移軌道中の居住モジュール（THAB）、軌道上の軌道修正/生命維持サービスモジュール（SM）を EMO に投入する。クルーは EMO にて事前に Cargo#2 便にて輸送済の MDV に乗換、SHAB と共に火星表面へと降下する。火星表面での探査ミッション終了後、Cargo#1 便にて輸送済の MAV に推薬供給の後に、クルーは後変えて EMO 軌道に上昇する。EMO 軌道にて係留中の THAB、SM にクルーは乗り換える。その後、EMO 軌道にて保存・保管されている地球遷移軌道投入（TEI）用推薬を噴射して、加速（1.5km/s）を行い、地球遷移軌道（TMO）にクルーが搭乗した THAB、SM を投入する。

火星表面より有人離陸船（MAV）のために資源調達を行った場合の必要なプロセスを以下に示す。以下に 2 種類の推薬を想定し、A:資源調達を行わないケース、B-1：資源調達を行うケース（LOX/LH2 エンジンの場合）、B-2:資源調達行うケース（LOX/CH4 エンジンの場合）に分けて、その差を中心に輸送における質量見積もり結果を記述する。

A：資源調達を行わないケース

- 火星表面からの有人離陸船（MAV）で必要な推薬を地球から輸送する。火星楕円軌道（EMO）に投入される有人離陸船（MAV）からの有人与圧モジュールを 3[ton]と設定すると、EMO 投入のための推薬は LOX/LH2 エンジンの場合 8.8[ton]、LOX/CH4 エンジンの場合 16.3[ton]が必要である。
- 事前の Cargo 便#1 により、火星表面に機材を輸送しておく。機材は、火星表面から火星楕円軌道（EMO）に投入されるための有人離陸船とその推薬（MAV：Wet）、および保存・保管のための冷却器（COOLER）である。COOLER は未確定の技術のため、20[ton]と設定する。また MAV：Wet は LOX/LH2 エンジンの場合で 13[]ton、LOX/CH4 エンジンの場合で 23.4[ton]と算出されている。（7.3.3 章より）本輸送便を火星楕円軌道（EMO）に投入されるための地球出発時の初期質量（IMLEO）は LOX/LH2 エンジンの場合で 490[ton]、LOX/CH4 エンジンの場合で 756[ton]である。
- 事前の Cargo 便#2 により、有人着陸船（MDV）と火星表面での有人居住モジュール（SHAB）を輸送しておく。SHAB（44[ton]）は MDV のペイロードとして搭載され、MDV の質量は着陸のための空力減速（AEDL）用熱防御シェル（TPS）、および推薬を含めて 56[ton]である。（7.3.2 章より）本輸送便を火星楕円軌道（EMO）に投入するための地球出発時の初期質量（IMLEO）は LOX/LH2 エンジンの場合で 490[ton]、LOX/CH4 エンジンの場合で 756[ton]である。
- 有人輸送便により、遷移軌道中の居住モジュール（THAB）、軌道上の軌道修正/生命維持サービスモジュール（SM）、および地球帰還軌道投入（TEI）用の推薬とこれを軌道上で維持するための冷却器（COOLER）を EMO に投入する。COOLER は未確定の技術のため、20[ton]と設定する。本輸送便を火星楕円軌道（EMO）に投入するための地球出発時の初期質量 IMLEO は LOX/LH2 エンジンの場合で 834[ton]、LOX/CH4 エンジンの場合で 1580[ton]である。

B: 資源調達を行うケース

- 火星表面からの有人離陸船（MAV）の推薬は火星にて生成する。帰還における地球遷移軌道（TEO）上での質量を軌道修正/生命維持サービスモジュール（SM）で 70[ton]と設定すると有人離陸船（MAV）の推薬として、LOX/LH2 エンジンの場合 8.8[ton]、LOX/CH4 エンジンの場合 16.3[ton]が必要となるが、これは地球から輸送しない。（7.3.3 章より）。
- 事前の Cargo 便#1 により、火星表面に機材を輸送しておく。機材は、冷却器（COOLER）を含む推薬生成のための推薬生成プラントと、火星表面から火星楕円軌道（EMO）に到達するための推薬を含まない有人離陸船（MAV：Dry）である。COOLER は未確定の技術のため、20[ton]と設定する。推薬生成プラントの質量は LOX/LH2 エンジンの場合 10.3[ton]、LOX/CH4 エンジンの場合 16.5[ton]と算出される。（算出結果を以下の表 7.3-22 に示す。）また、MAV：Dry は LOX/LH2 エンジンの場合 4.2[ton]、LOX/CH4 エンジンの場合 7.1[ton]と算出される（7.3.3 章より）。LOX/LH2 エンジンの場合、火星楕円軌道（EMO）に投入するための地球出発時の IMLEO は 490[ton]である。LOX/CH4 エンジンの場合は、火星楕円軌道（EMO）に投入するための地球出発時の IMLEO は 756[ton]である。
- 事前の Cargo 便#2 により有人着陸船（MDV）と火星表面での有人居住モジュール（SHAB）を輸送しておく。SHAB（44[ton]）は MDV のペイロードとして搭載され、MDV の質量は着陸のための空力減速（AEDL）用熱防御シェル（TPS）、および推薬を含めて 56[ton]である（7.3.2 章より）。COOLER は未確定の技術のため、20[ton]と設定する。本輸送便を火星楕円軌道（EMO）に投入するための地球出発時の初期質量（IMLEO）は LOX/LH2 エンジンの場合 490[ton]、LOX/CH4 エンジンの場合 756[ton]である。
- 有人輸送便により、遷移軌道中の居住モジュール（THAB）、軌道上の軌道修正/生命維持サービスモジュール（SM）、および地球遷移軌道投入（TEI）用の推薬とその保存・保管を目的とする冷却器（COOLER）を EMO に投入する。本輸送便を火星楕円軌道（EMO）に投入するための地球出発時の初期質量（IMLEO）は LOX/LH2 エンジンの場合 833 [ton]、LOX/CH4 エンジンの場合 1580[ton]である。

有人離陸船（MAV）の推薬の種類（LOX/LH2 エンジン、LOX/CH4 エンジン）について、化学工場の質量比較検討を行った結果を以下の表 7.3-22 に示す。

以下を前提条件とする。

- 生成する推薬は LOX/LH2 エンジン、LOX/CH4 エンジンの 2 種類とする。
- 混合比は LOX/LH2 エンジンで 6：1、LOX/CH4 エンジンで 3.5：1 と設定する。
- 生成量は有人離陸船（MAV）にて使用する量とし、LOX/LH2 の場合 23.7ton（LOX：20.3ton、LH2：3.4ton）、LOX/CH4 の場合 18ton（LOX：14ton、CH4 は 4.0ton）と設定する。（7.3.3 章より）
- 調達する資源の量は LOX/LH2 エンジンの場合水 30.6ton、LOX/CH4 エンジンの場合水 18.0ton、Co211ton と設定する。それぞれ、推薬混合比と化学反応式の差が存在するが、化学反応に必要な、水、メタンの分子量はそれぞれのエンジンにおける推薬混合比よりも大きいため、化学反応式での分子量における水、CO2 を調達することで良い。（図 7.3-27 に詳細を示す。）
- 調達期間は 2 か月（60 日）と設定する。
- 火星土質の水分含有率は、Mars Odyssey の全球観測結果からワーストの 8[%]とする。
- 掘削、運搬、抽出の設備は、上記含有率の土質に対して作業を行うものと設定する。
- LOX/LH2 生成手法は水電気分解とし、化学反応式は以下とする。
- （H2O = H2 +1/2O2　-146 kJ）
- 火星大気の火星表面での密度は、3.93e7kg/m3、CO2 の濃度は 95.5%とする。これは、地球表面上での CO2 濃度に比べ、20 倍高い値であり、CO2 回収の設備には 20 倍の性能向上が見込める主な要因である。
- CO2 の吸込み、圧縮のための設備は、DAC：Direct Air Capture と呼ばれる設備を想定する。この技術は火力発電所などで導入されており、地上での性能は 150ton/2 か月であり、上記回収期間に対する要求の 10 倍良い値が設定されているが、不確定技術のためこの性能の良さはマージンとして相殺すること設定する。（図 7.3-28 に詳細を示す。）
- LOX/Ch4 生成手法は水電気分解による H2 生成と、これを用いたサバティエ反応とし、化学反応式は以下とする。
- （CO2 + 4H2 = CH4 +2H2O　-165 kJ）
- 液化、貯蔵、構造・計装設備は生成推薬を保存しておくための液体密度から体積を算出し、それをアルミ構造体によるタンクで保管として見積もる。それぞれの密度を以下に示す。
- （LOX：1140[kg/m3]、LH2：70.8[kg/m3]、アルミ構造体：2700[kg/m3]）
- 電源は太陽電池とし、以下の発電条件とする。
- 火星表面における劣化、火星ダストの積層による効率低下は考慮しない。
- 地球表面での日照量 1321[kW/m2]に対し、太陽-火星距離 1.5[AU]（地球の 1.5 倍）から、火星での日照量を 587[kW/m2]とする。
- 地球日 1[day]=24[Hr]と、火星日 1[sol]=24[[hr]40[min]はほぼ同等とし、日照時間は 1/4 を目安として 6[hr]とする。
- 太陽電池の発電効率は 20[%]とする。
- 太陽電池のエネルギー密度は 0.1[kW/kg]とする。

- 上記から、火星表面での太陽電池の発電量は 0.03[kW/m2]である。

以下に結果を示す。

- 火星の推薬生成プラントの規模は、LOX/LH2 エンジンの場合で質量 10.3[ton]、電力 152[kW]と算出される。LOX/CH4 エンジンの場合で質量 16.5[ton]、電力 356[kW]と算出される。以上から、LOX/LH2 エンジンの場合、水電気分解の設備のみとなるが、LOX/CH4 エンジンの場合水電気分解に比べて、CO2 回収、サバティエ反応のための設備が必要となるため資源調達のための推薬生成プラントの規模が大きくなる。

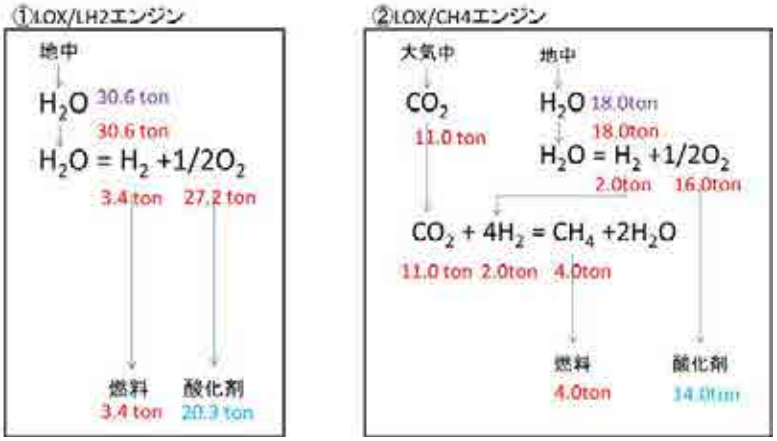


図 7.3-27 推薬生成の化学反応の分子量比と推薬混合比の関係



地上項目	値
構成（気筒）	18 unit
CO2 生成量	150 ton/2ヵ月
消費電力	400 kW
質量	36 ton

図 7.3-28 地上における DAC：Direct Air Capture 装置

表 7.3-22 火星での推薬生成プラントの比較

項目	単位	LOX/LH2 生成のケース	LOX/CH4 生成のケース
前提条件			
土質水分密度	[%]	8(*1)	
大気密度	[kg/m3]	N/A	3.93e7(*2)
CO2 濃度	[%]	N/A	95.5
必要設備	水	掘削、運搬、抽出、電解、液化、貯蔵、構造・計装、電源	
	CO2	N/A	吸込、圧縮(*3)
生成手法	-	水電気分解(*4)	水電気分解、サバティエ分解(*5)
生成量(*6)	[ton]	LOX（3.4）、LH2（20.3）	LOX（14.0）、CH4（4.0）
結果			
吸込・圧縮	[ton]/[kW]	N/A	6.0/200
掘削	[ton]/[kW]	0.1/2.1	0.1/1.6
運搬	[ton]/[kW]	0.5/6.3	0.4/4.8
抽出	[ton]/[kW]	0.2/15.5	0.2/11.8
電解	[ton]/[kW]	0.8/86.7	1.0/98.9
液化	[ton]/[kW]	0.7/42.0	1.0/39.9
貯蔵	[ton]	2.3	2.2
構造・計装	[ton]	4.0	2.2
電源(*7)	[ton]	1.5	3.6
質量	[ton]/[kW]	10.3/152	16.5/356
結論	-	○	○

*1) Mars Odyssey の観測結果より設定

*2) 火星表面での大気密度

*3) CO2 回収は、DAC : Direct Air Capture とする。未確立の技術のため、効率は 10[%]とする。

*4) 化学反応式は以下とする。（H2O = H2 +1/2O2　-146 kJ）

*5) 化学反応式は以下とする。（CO2 + 4H2 = CH4 +2H2O　-165 kJ）

*6) 7.3.3 章での見積もりより設定

*7) 火星表面での太陽距離、および日照時間を考慮した太陽電池のエネルギー密度より算出

以上の検討を総括し、火星表面からの有人離陸船（MAV）のための推薬生成を対象とした資源調達について、必要機材から地球出発時の初期質量（IMLEO）がどの程度必要となるのか、比較検討した結果を表 7.3-23 に示す。また、複数回火星探査を実施した場合の各ケースにおける、地球出発時の輸送便数の関係を図 7.3-29 に示す。さらに、それぞれのエンジンのケースにおいて、推薬調達を行う場合、行わない場合についてシナリオ上に質量遷移値を記述した図を図 7.3-30、図 7.3-31 に整理をする。（A-1.ISRU 無しで LOX/LH2 のケース、A-2.ISRU 有りで LOX/LH2 のケース、B-3.ISRU 無しで LOX/CH4 のケース、B-4.ISRU 有りで LOX/CH4 のケース）

- 資源到達を実施する場合、火星化学工場の規模は LOX/LH2 の場合 10.3[ton]、LOX/CH4 の場合 16.5[ton]である。冷却器（COOLER）は資源調達の有無に関わらず必要であり、これを想定すると地球出発の初期質量は資源調達の有無による差は少ない。（これは火星楕円軌道（EMO）投入に対し、空力減速（A/C）を用いた投入方法を想定しており、上記に示す冷却器、および資源調達のための化学工場がこの EMO 投入機のペイロード質量内に含まれていることから算出している。）
- 資源調達を行ったケースは、資源調達を行わないケースに対し、2 回目以降に火星探査を実施する際に効率的となる。

上記に示す通り、資源調達を想定すると、地球出発時の初期質量（IMLEO）では有人火星探査の 2 回目以降に効率的となる。

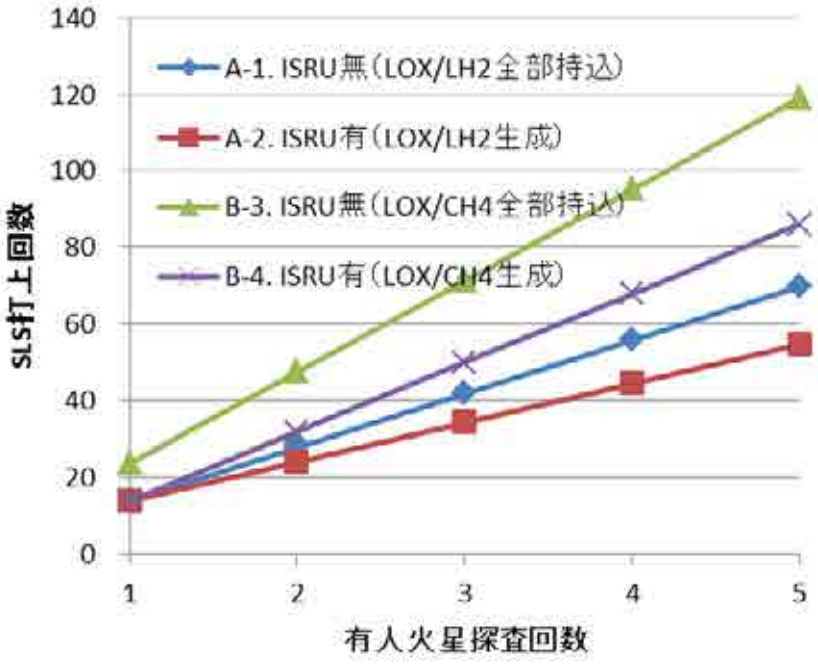


図 7.3-29 有人離陸船（MAV）用推薬生成設備を地球から輸送する輸送便の本数と火星探査回数の関係

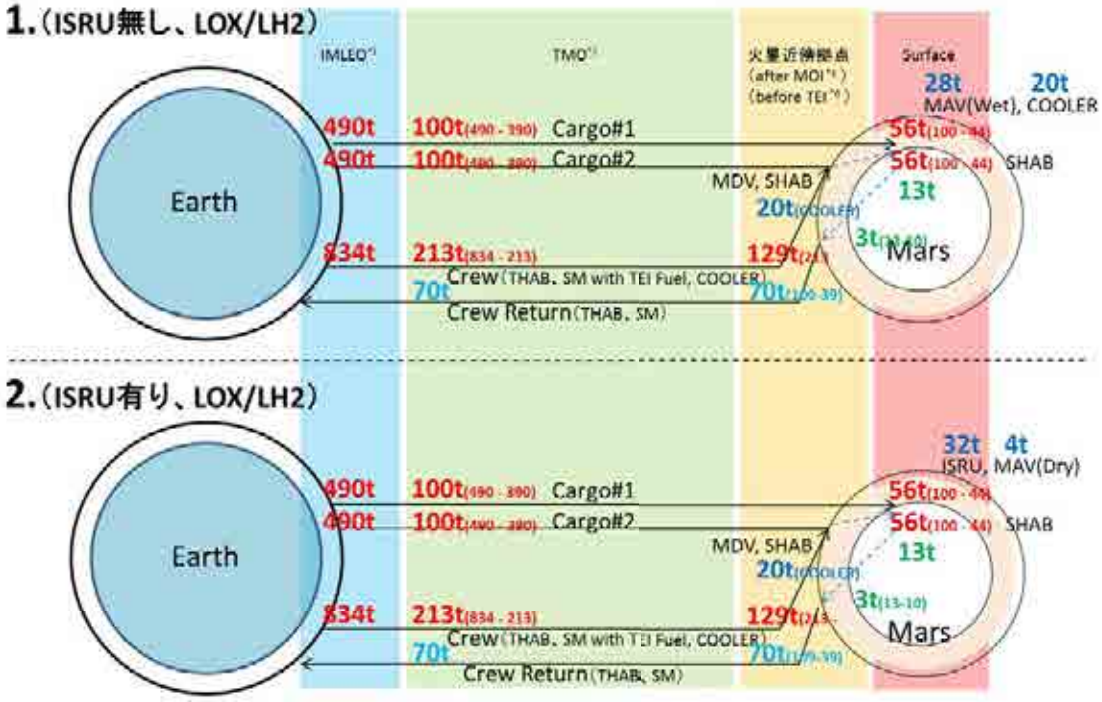


図 7.3-30 LOX/LH2 エンジンのケースにおける、ISRU 有無のシナリオ差

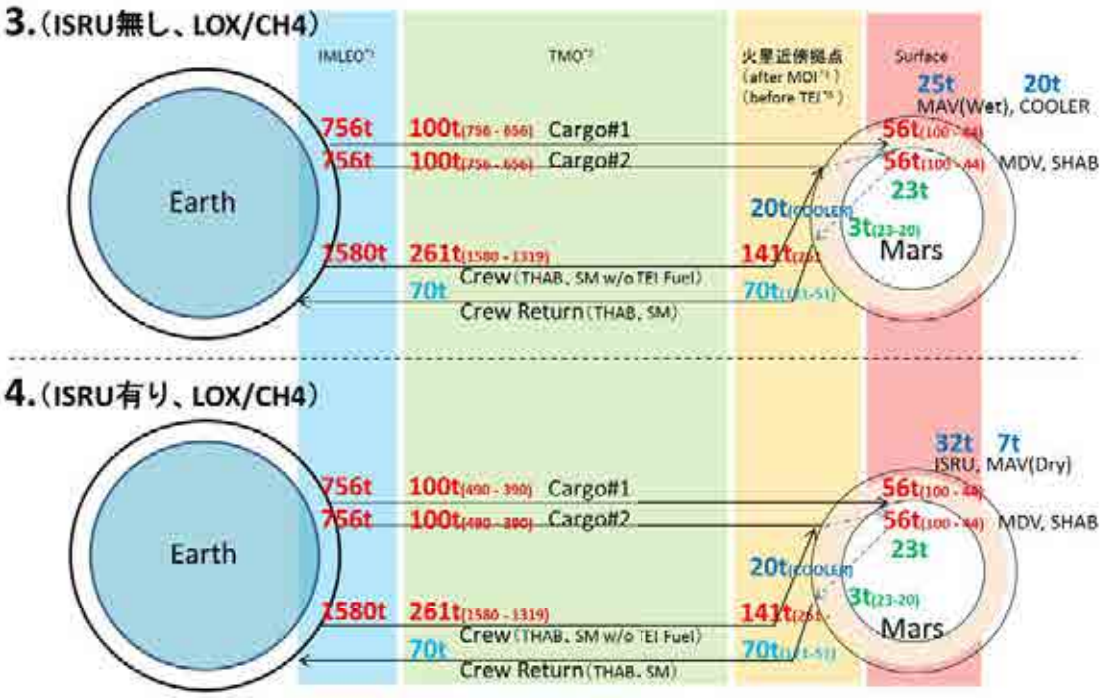


図 7.3-31 LOX/CH4 エンジンのケースにおける、ISRU 有無のシナリオ差

表 7.3-23 有人離陸船推薬生成における必要初期質量（IMLEO）の比較

項目	単位	ISRU 無（LOX/LH2）	ISRU 無（LOX/CH4）	ISRU 有（LOX/LH2）	ISRU 有（LOX/CH4）
前提条件					
輸送先		火星表面			
輸送品		MDV（Wet）、MAV（Dry）、冷却器(*1)			
		帰還分推薬(*2)		ISRU 設備	
BOR(*3)	[%/日]	0.1（LH2）、0.01（CH4）			
冷却器質量	[ton]	20.0（EMO）			
		20.0（火星表面）			
結果					
MDV（Wet）(*4)	[ton]	100			
MAV（Dry）	[ton]	4.2	7.1	4.2	7.1
帰還分推薬	[ton]	8.8	16.3	N/A	N/A
ISRU 設備	[ton]	N/A	N/A	10.3(*5)	16.5(*6)
初回質量(*7)	[ton]	1814	3093	1814	3093
2 回目質量(*8)	[ton]	1814	3093	1324	2337
結論	-	△	△	○	○

*1) 拠点である EMO、および火星表面の 2 種がある。それぞれ 20[ton]と設定する。

*2) EMO まで到達する MAV において必要な推薬（保管期間における BOG 量を含む）

*3) 現在の地上技術・設備における BOR（LH2：水素ステーション、CH4：LNG ガスタンク）から、10 倍の性能向上を見込んだ値

*4) EMO での質量（ペイロードに加え、熱防御システム、動力降下推薬、構造部を含む）

*5) 原料の水に対し、掘削、化学反応（電気分解）、保管設備（冷却器を除く）質量

*6) 原料の CO2 に対し、回収、化学反応（サバティエ反応）、保管設備（冷却器を除く）質量

*7) IMLEO で換算

*8) IMLEO で換算（2 回目以降は同じ値。但し、設備のメンテナンスを含まない）

7.4. 通信・測位アーキテクチャ

7.4.1. 通信・測位アーキテクチャ検討の基本的な考え方

有人月探査、火星探査（当面は無人）をプログラム的に実施し、多様なプレイヤが参画する持続的な月火星探査を実現するために、複数の宇宙機の通信を支える通信基盤が整備されることが有効である。また同様に、位置の測定並びに時刻決定のための測位基盤も整備されることで、運用性は格段に向上することが期待される。この通信・測位は電波や光を用いて遠隔で情報の授受をするという基本構成を共通するとする点で親和性が高い技術領域である。そのため、本項では探査に関わる通信及び測位を同時に実現する全体像（ここでは「通信・測位アーキテクチャ」という）を検討し、トレードオフ評価を行い、それを実現するための技術を抽出する。

7.4.2. 通信・測位に関する基本要求

本シナリオの対象とするのは、現在からおよそ 20 年後（2040 年頃）の将来にかけての有人宇宙探査（関連する無人探査も含む）に関するものである。5 章において探査計画の詳細が検討されているが、通信・測位に関する要求については不確定な部分が多いため、本項において通信・測位アーキテクチャの検討のために必要な要件の前提を仮定し、整理することとする。

7.4.2.1. 有人広域科学探査

7.4.2.1.1. 運用概要

本探査活動に伴う主な運用は以下のとおり。（詳細は 5 章参照）

- 年1回、42 日間程度、4人のクルーで実施。
- 探査対象は南極域、および SPA 盆地全域とする。
- 科学探査の領域は、1回のミッションでも広い領域の移動を必要とする計画である。
  - 有人与圧ローバ
    探査対象地域を中心に 100km の中距離移動の目的に使用される。1回の探査が終了すると、次回の探査に向けて別の探査対象地点へ1年程度/数 1000km 移動する。その際は月近傍拠点からの遠隔操作もしくは自動運転で走行するものとする。
  - 曝露ホッパー
    宇宙飛行士は有人ランダで月面の月南極域(南緯 84 度以南)に着陸するため、探査対象の地域（SPA 盆地内）へは、曝露ホッパーを用いて 1000km 程度の移動を行う。

7.4.2.1.2. 通信への要求

通信に関する主要な要求は以下のとおり想定する。

• 通信レート要求

1台ごとの通信要求並びに設定根拠/補足説明を示す。

【対地球リターンリンク】

- HK データ:10Mbps
  -ファイルダウンロード、テレメトリ、エンジニアリングデータ、音声、映像・画像等
- ミッションデータ:
  -科学観測データ:500Mbps
    - 5.2.4 項にて示される地質探査の内容から、データ量(300GB/地点)、探査期間(10 日程度)とし、1 日当たりの回線使用時間を 1 時間程度と仮定して 100Mbps 程度。
    - その他の広域科学探査ミッション(地物探査、冥王代地球試料の探索、火成活動の多様性と年代の把握、等)でも同程度のレート要求があるものと想定し、概算設定。

  -高精細映像データ:500Mbps リアルタイム通信
  8K 映像データ複数 ch の送信を想定。(※)

【対地球フォワードリンク】

- 常時通信回線:100kbps
  - コマンド、ファイルアップロード等
- ミッション運用用回線:3Mbps
  - 音声、映像・画像等
  - 1 日あたり回線使用時間を 1 時間程度とする。

※8K 映像データの伝送レートについて

月と地球間の回線についての通信方式について、データ量の観点で要求の中で支配的なものは高精細映像データとなる。仮に 8K 映像を 30fps 撮像したものを H265 方式で圧縮した場合の生成データレートは約 80Mbps となる。

$$24\text{bit} \times \left(3.3 \times 10^8 \textit{画素}\right) \times 30fps \div 300_{\textit{圧縮率}} = 80Mbps$$

リアルタイム伝送(ストリーミング伝送)するためには、データ生成レート以上の伝送レートが必要となる。また、将来的にはこの 8K リアルタイム伝送のチャンネルが増加し、およそ 5ch 程度分の伝送要求を賄うことを見据え上記要求を設定する。

• 品質要求

- 高精細映像データについて、リアルタイム伝送を目指す。
  (映像データについては、月探査への関心の向上、一般向けや商用的需要に応えることも目指し、高精細映像データのリアルタイム伝送を目指すものとする。)

• アベイラビリティ
  - 地上とは 1 時間／日程度の連続接続を基本とする。

7.4.2.1.3. 測位への要求

測位に対する主要な要求は以下のとおりである。

- 測位精度要求　　:水平位置誤差 40m
  有人与圧ローバの経路計画は既存の観測データから生成される 80m グリッドの月図を用いて策定される。航法測位の要求としては経路計画単位である 80m グリッド内に自己位置が存在することを確認可能な性能値とする。

- サービス対象エリア　　:南緯 84 度以南
  上記精度での測位を提供するシステムのサービス対象エリアは、月南極域(南緯 84 度以南)を基本とする。
  SPA 盆地をはじめとする月南極域以外の探査対象領域での活動も、本シナリオ対象期間に実施される予定ではあるものの、主要な探査対象地域は南極域であるため、本項では本地域での測位サービスの提供を目的としたアーキテクチャを検討することとする。

7.4.2.2.　極域拠点建設

将来（2035 年～以降）の 500 日程度の月面滞在を実現するための拠点の建設を行う。（詳細は 5 章参照）

7.4.2.2.1. 概要

月面拠点は、水資源が所在すると期待される南極域（南緯 84 度以南）の領域に建設され、その主要な構成は下記を想定する。（図 7.4-1 参照）

① 発着ゾーン
- 有人離着陸機、カーゴランダ、曝露ホッパーの離発着するエリア。
- 離着陸の際の噴射推薬から他のゾーンを守るため、本ゾーンは他ゾーンから 1km 程度離れた距離を置くこととする。
- 発着場の主要な構成要素は以下のとおり。
  - 推薬生成プラント（推薬貯蔵タンク、水素液化装置、水電解装置、水抽出装置、水含有レゴリス貯蔵所）
  - 着陸誘導ビーコン装置

② サービスゾーン
- 発電設備（太陽光発電、原子力発電）を配置するエリア。
  長期日照が得られる比較的標高の高い立地に配置する。
- 太陽光発電設備面積はおよそ 1000m^2 とする。
- 発着ゾーンからは 1km 程度の距離離れていることとする。

③　居住ゾーン

- 宇宙飛行士が居住するスペース。居住モジュールを配置する。
- 居住する宇宙飛行士は 10 名程度とする。
- サービスゾーンとは徒歩で往来できる距離に配置することとする。（100m 程度）

④　観測ゾーン

- 月面上の科学観測や天文観測を行うエリア。
- 他の機器装置、人間の影響を避けるため他のゾーンから数 km 離れた場所に配置することとする。

⑤　資源ゾーン

- 月面の資源を採掘するエリア。主にクレータリム（縁の部分）の永久影内で、レゴリスに含まれる水氷資源の採掘を実施する。
- 他のゾーンより数 km 離れているものと想定する。

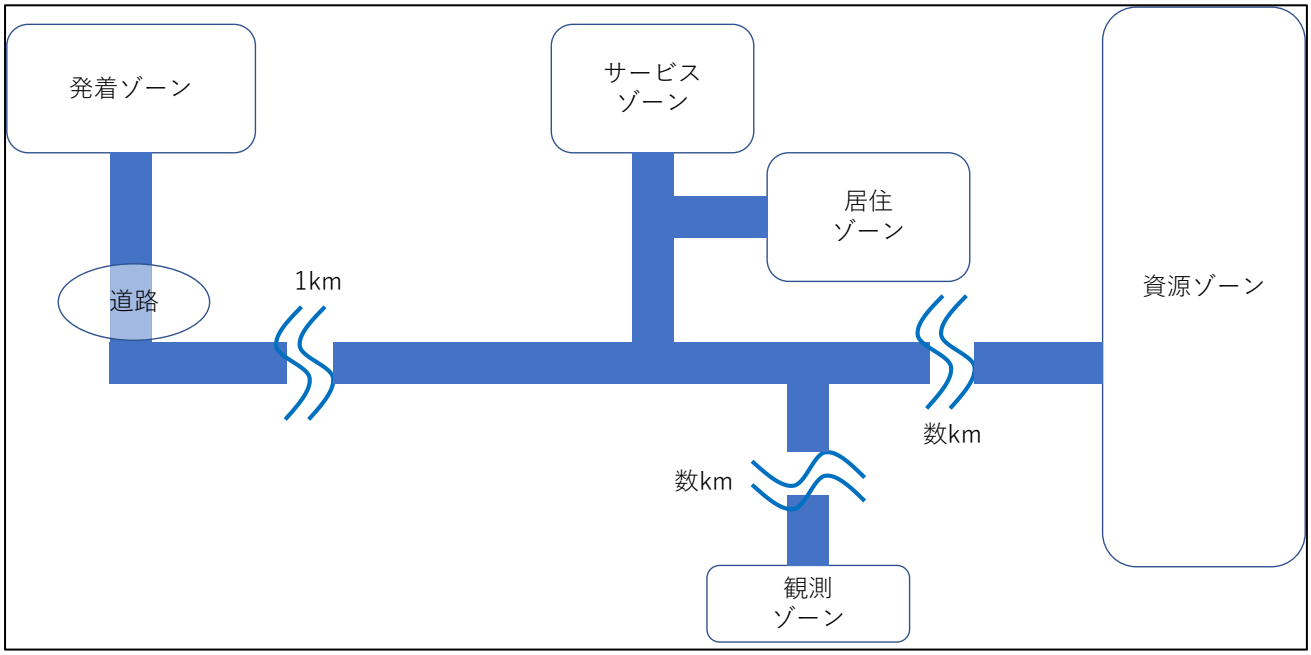


図 7.4-1　月面拠点基本構成イメージ

7.4.2.2.2. 通信への要求

通信に関する主要な要求は以下のとおりと考える。

- 生成データ量

月面拠点を構成するノードについて、以下のレートでデータが生成されるものとする。（伝送時間は各ノードで 1h 程度と想定する。）

(1) 固定ノード

ゾーン	個数	通信量	内容
発着	約 10 個	0.5Mbps/each	離着陸機、タンク、液化装置、電解装置、抽出装置、レゴリス貯蔵所、着陸誘導装置等の TT&C。各装置に 1 個ずつ送受信があるものとする。
サービス	約 10 個	0.5Mbps/each	原子力発電設備×２、太陽光発電設備×10 区画 でそれぞれから TT&C の送受信があるものとする。
居住	1 個	0.5Mbps	居住モジュールからの TT&C の送受信
観測	約 10 個	1Mbps/each	観測機器は 10 種類程度と設定する。 TT&C で 0.5Mbps、ミッションデータで 0.5Mbps で計 1Mbps と計上した。
資源	-	-	特に固定のノードはないものと考える。
その他	5 個	100Mbps/each	各ゾーンに 8K 相当の高精細カメラを設置し、撮影された映像をリアルタイム伝送する。

(2) 移動体ノード

種類	個数	通信量	内容
宇宙飛行士 通話端末	10 個	2Mbps/each	• 宇宙飛行士同士の連絡用の端末通信。映像伝送も想定した通信量を計上。 • 宇宙飛行士は全てのゾーンに移動する可能性がある。 • 与圧ローバに搭乗し、拠点外数 1000km の移動をする場合もある。
Utility ローバ	6 個	0.5Mbps/each	• 資源掘削ローバ 1 台、運搬ローバ 3 台にマージンを加えた台数。個々に TT&C の送受信があるものとする。

- フォワードデータ

  各ノードに対して、100kbps　（コマンド、ファイルアップロード、音声、映像・画像等）

これらの通信については、基本的には拠点内の基地局（月面局）を建設するものとし、一定の距離の各ノード間通信はその基地局を通じた拠点内ネットワークで伝送するものと想定する。
また、拠点内ネットワークと対地球側との通信も、月面局と地上側対向局との間の基幹回線によって送受するアーキテクチャを想定する。

7.4.2.2.3. 測位への要求

- 測位精度要求　　:0.1m

  拠点建設時の施工精度を想定した精度要求として設定する。
  拠点建設初期の資源採掘・整地等の活動においてはより低い精度でも問題はない。

- サービス対象領域:月面拠点内

  上記高精度な測位精度は、数 km 四方の限られた拠点内で実現できればよいものとする。拠点内の月面局を測位基準として用いる等のアーキテクチャが想定される。

7.4.2.3.　科学探査(定点観測等)

7.4.2.3.1. 概要

5.3 項にて、与圧ローバを用いる広域探査とは別に、定点観測を行うミッションとして、月面天文台や月震計について構想が示されている。

7.4.2.3.2. 通信への要求

月面天文台ミッションのレファレンスとして、NASA で検討が進められている FARSIDE(Farside Array for Radio Science Investigations of the Dark ages and Exoplanets)を参照する。これによると月の夜の間に 7250Gbyte のデータを生成する計画となっている。
ダウンリンクパスを 1h/day とすると月の夜(14 日間)間に伝送を完了するためには 1Gbps 程度の回線が必要となると考えられる。

7.4.2.3.3. 測位への要求

月面天文台、月震計 NW はいずれも装置を分散配置してその装置群が観測したデータの位置関係から科学的な知見を抽出するミッションである。その点で測位に対する要求が発生することが考えられるが、現時点において具体的な要求値は明確になっていないため、当面は 7.4.2.1.3 項にて設定した広域科学探査の測位要求と同程度のものと想定して検討する。

7.4.2.4.　民間・大学等アカデミアの探査活動

2030 年代の宇宙探査活動については、海外宇宙機関の計画や本文書で計画されている探査計画に留まらず、民間や大学等アカデミアを始めとした多様なプレイヤが出現するものと予想される。持続可能な月探査を実現する目的において、この様なプレイヤの創出・振興は重要であり、通信・測位基盤もその様なユーザの参入障壁を取り払う役割を重要な使命とする。

アーキテクチャ検討において想定する民間・大学等アカデミアの概要については以下の様に設定する。

- ミッションデータの伝送レート要求としては、10Mbps 程度を想定する。（中小型のサイエンスミッションで標準的なデータレート要求として設定する。）
- ミッションデータ送信出力としては、10W 程度（増幅器出力端）を要求の想定とする。（数 100kg 程度の規模の探査機で通信系に配分される標準的な電力を想定。）
- 探査機の活動領域は、南極域に限らず中程度域や月裏側等、全球的にユーザが広がる可能性を想定されるものの、当面は南極域(南緯 84 度以南)にユーザの比重は高まる前提でアーキテクチャの構成は検討することとする。（通信・測位のカバレッジについては、南極域を主対象とした基盤のカバーできる領域で可能な範囲でサポートとする。）

以上より、通信に関する要求の前提について表 7.4-1 にサマリを示す。

表 7.4-1 通信要求のサマリ

分類	名称	機数	場所	リターンリンク					フォワードリンク	
				データ内容	想定伝送レート(※1)	概要	リアルタイム要求	連続通信時間要求	想定伝送レート	概要
大型ミッションユーザ(※2)	有人与圧ローバ	2機	・南極域(※4) ・月裏側(SPA盆地等)	科学観測データ	500Mbps	・1科学ミッションで10日間300GBのデータを生成。 ・科学ミッションは計5ミッション程度 ・想定伝送レートは、ダウンリンクパスを1h/dayと仮定の上、マージンを計上して試算	なし	なし	3Mbps	音声、映像・画像等
				高精細映像データ	500Mbps	・8K高精細映像データを伝送。 ・8Kカメラはローバに複数台搭載。(5台程度) ・8Kカメラ1台あたり100Mbpsのレートでデータ生成を想定。 ・月面からの中継放送等に利用。 ・回線使用は、1日1回・連続1時間程度。	あり	あり(1時間)		
				HKデータ等	100kbps	・ファイルダウンロード、テレメトリ、エンジニアリングデータ、音声、映像・画像等 回線は、可能な範囲で常時接続を目指す。(最低限の回線使用時間の要求はTBD)	あり(※3)	なし	100kbps	コマンド、ファイルアップロード、
	月面天文台	1機	月裏側	科学観測データ	1Gbps	・月の夜の期間(14日間)に7250GBのデータを生成。 ・想定伝送レートは、ダウンリンクパスを1h/dayと仮定の上、マージンを計上して試算	なし	なし	100kbps	コマンド
				HKデータ	100kbps	・テレメトリデータ ・回線使用は、1h/日程度を想定。	あり(※3)	なし		
	月面拠点基地局	1機	南極域(※4)	拠点内ITV	1Gbps	・HDカメラのITV画像の伝送 ・拠点内の5台程度 ・24h録画データとして、270GB/日生成 ・想定伝送レートは、ダウンリンクパスを1h/dayと仮定の上、マージンを計上して試算	なし	なし	1Mbps	コマンド、ファイルアップロード、音声、映像・画像等
				HKデータ、ミッションデータ	20Mbps	・テレメトリデータ、観測ミッションデータ ・拠点内の装置群の伝送レートの総和として左記を想定。 ・回線使用は、1h/日程度を想定。	あり(※3)	なし		
中小型ミッションユーザ		パラメータ(10,50,100)	全域	ミッションデータ	10Mbps	・観測データとして、4GB/日程度生成。 ・想定伝送レートは、ダウンリンクパスを1h/dayと仮定の上、マージンを計上して試算	なし	なし	100kbps	コマンド
				HKデータ	100kbps	・テレメトリデータ ・回線使用は、1h/日程度を想定。	あり(※3)	なし		

※1「想定伝送レート」はユーザが生成するデータ量ベースの値であり、プロトコルヘッダや誤り訂正に伴うビットは含めていない。
※2 各大型ミッションが1Gbpsの伝送レートを要求する想定だが、これらは同時に伝送されるものではなく使用時間帯を分けて回線を共有できるものとする。
※3 HKデータについては、回線接続時はリアルタイムテレメトリを伝送するが、ストアドテレメトリの伝送も想定する。
※4 南極域においては、月の自転軸・軌道面の傾き等の影響により地球直接可視が得られない時期が発生するものとする。（中継衛星経由の通信が必要となる。）

7.4.3. 通信に関するアーキテクチャ検討

通信アーキテクチャを構成する要素として、①月近傍の中継回線、②地球近傍の通信回線、③月面拠点内通信網に分解し、それらについて考えられるオプションを比較し、トレードオフ評価を通じて特徴を分析する。またこれら構成要素に跨る形で④通信方式・規格に関する検討も必要となる。

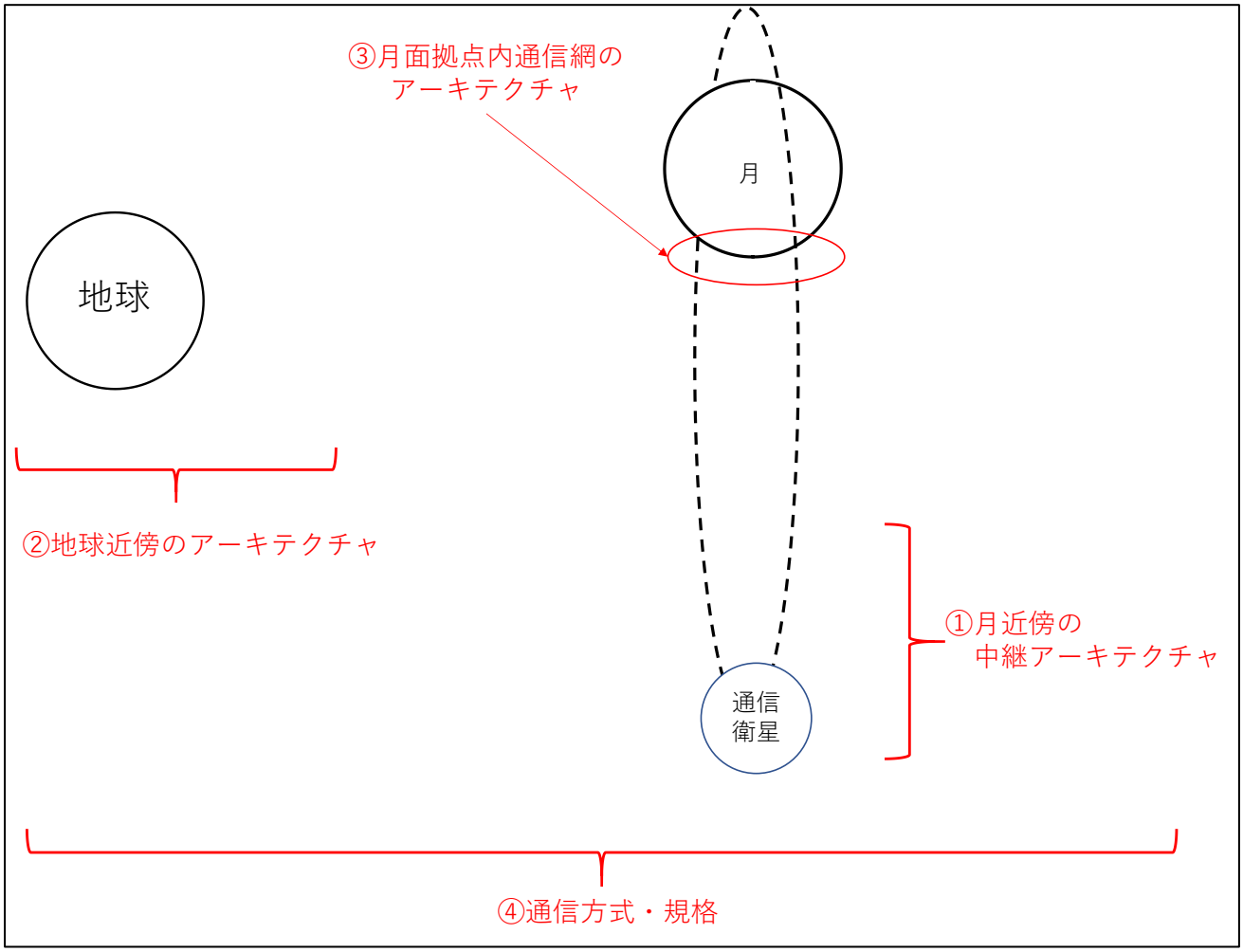


図 7.4-2 通信アーキテクチャの要素分解

7.4.3.1. 月近傍の中継アーキテクチャ

月面での探査活動において、月裏側では地球直接可視が取れないため中継衛星が必要となる。中継衛星システムはそれが支えるユーザ数に応じて適切なコンステレーションが異なるものと考えられる。本項では、月周辺に配備する中継衛星コンステレーションについてトレードオフを行う。

7.4.3.1.1. アーキテクチャオプション

月探査通信に関するアーキテクチャの検討は先行検討がいくつか存在し、NASA に設置された SCAWG（Space Communication Architecture Working Group）にて検討された LN（Lunar Network）のリストを図 7.4-3 に示す。

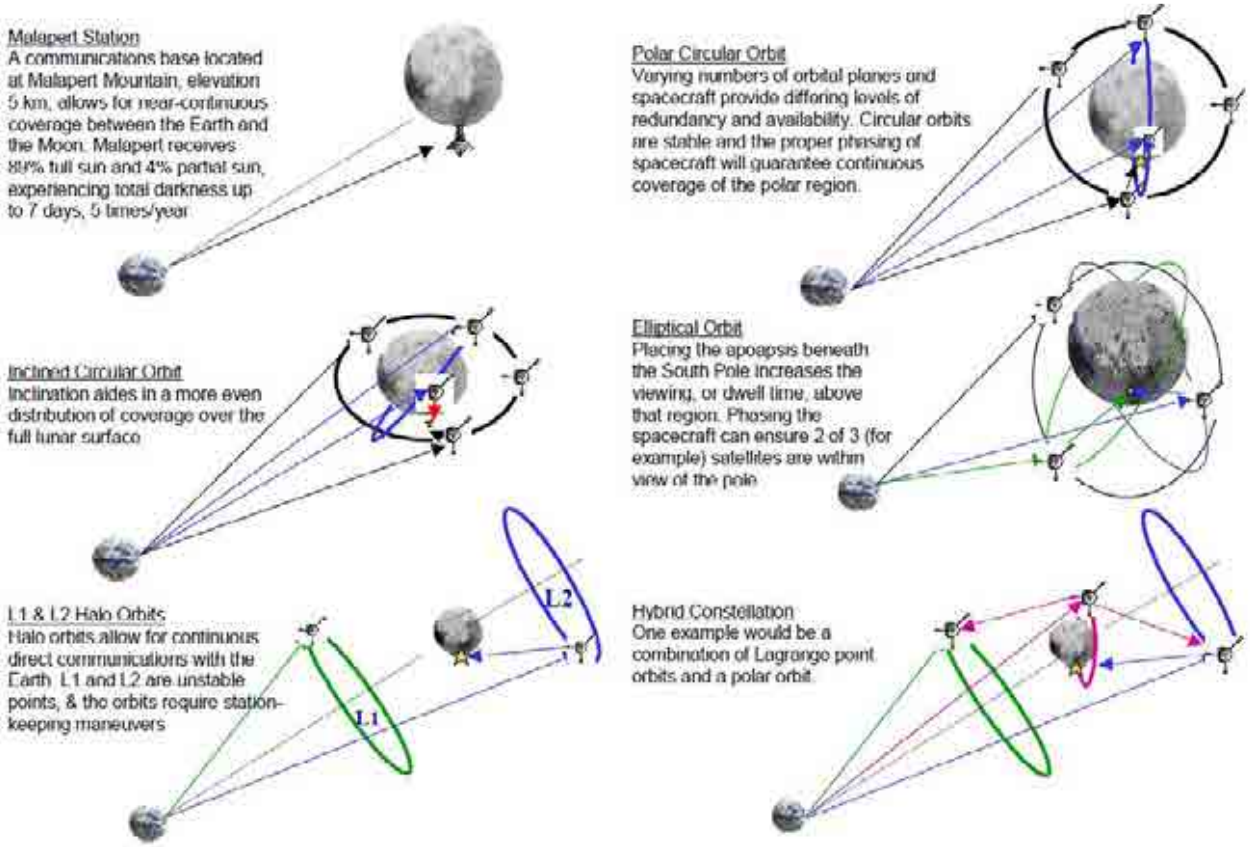


図 7.4-3 SCAWG 月データ中継衛星構成検討

また、宇宙機関間運用諮問グループ IOAG(Interagency Operations Advisory Group)の中に設置された LCAWG（Lunar Communications Architecture Working Group）においても将来の月通信アーキテクチャが検討されており、図 7.4-4 に示す月周回コンステレーションが推奨されている。

これらの軌道群は月の凍結軌道である ELFO(Elliptical Lunar Frozen Orbit)に複数機の中継衛星を配備するコンステレーションである。

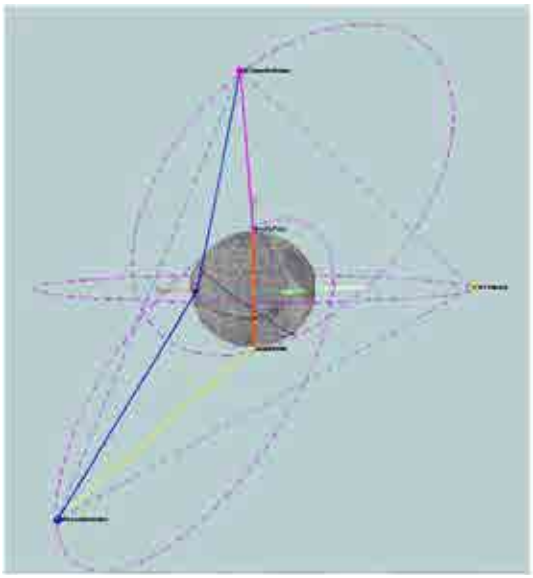


図 7.4-4 LCAWG 月中継軌道検討

本項においては、特に代表的な以下の3つのアーキテクチャオプションについて比較評価を行う。

① ELFO コンステレーション

- 軌道制御の観点で安定した凍結軌道に複数の中継衛星を配備する構成。後述の測位コンステレーションとの親和性を考慮し、軌道面は2つ、それぞれに 4 機の 8 機体制を基本とする。(ユーザ数に応じて中継衛星数は調整する想定)
- 他のオプションに比べて軌道高度が低いため、カバレッジが狭いため基数を多く配備する必要性がある一方、中継衛星⇔ユーザ間の空間損失は小さくなるため通信系を小型にすることが可能。
- 一定速度で飛行し、コンステレーションとして幾何学的なバラつきがあるため。測位システムと親和性が高い。

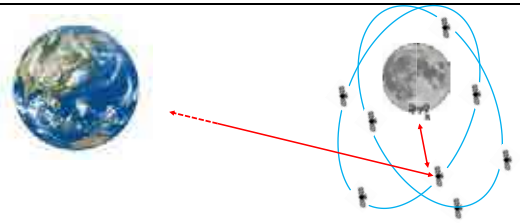
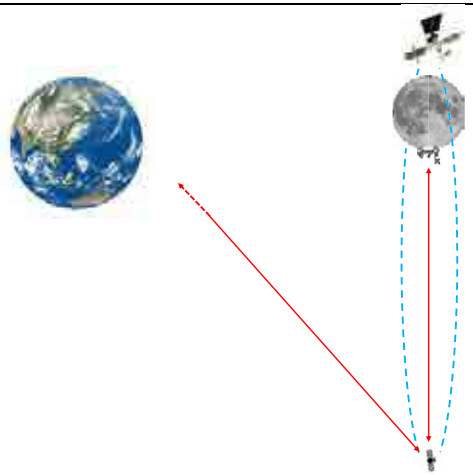
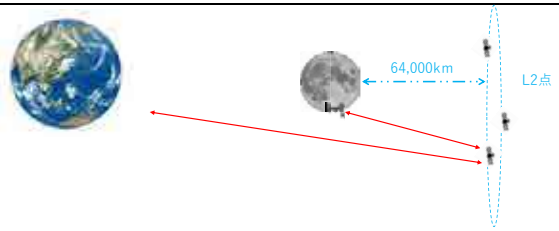
② NRHO-S コンステレーション

- 配備が既定路線となっている月周回有人拠点(Gateway)搭載の中継通信システムと、それを補完する中継衛星を NRHO-S の Gateway と逆位相に配備するコンステレーション。
- 既設の Gateway に対して 1 機の衛星追加で実現できる一方、月南極との距離が最大 70,000km となり空間損失が大きくなり通信系が大型化する傾向。

③ L2 点中継システム

- 月地球系のラグランジュ点の L2 点（月の裏側の点）に中継衛星を配備するアーキテクチャ。
- 月裏側は常時可視であるため、周回不可視を補うための複数衛星体制は不要と出来る一方、月面と中継衛星間距離(約 64,000km)、中継衛星と地球間距離(約 450,000km)が長いため空間損失が大きくなり通信系が大型化する傾向。

表 7.4-2 中継（月周回）アーキテクチャ

	① ELFO コンステレーション	② Gateway＋NRHO 逆位相	③ L2 点
アーキテクチャ イメージ			
説明	低軌道を周回する中継衛星群によるアーキテクチャ。	NRHO 軌道の、Gateway の逆位相に中継衛星を配置するアーキテクチャ。	・地球-月系の L2 に中継衛星を配置するアーキテクチャ。 ・月の裏側が常時可視。
衛星機数	通信衛星は低軌道を飛行するため、一機当たりのカバレッジは狭くなり、一定数以上の衛星システムが必要となる。	・ 南極域をカバーするには、2 機の衛星があれば十分。 更に、Gateway を既設の通信中継衛星と考えると、1 機の通信衛星の追加で足りる。	・ 南極域の裏側は 2 機で常時カバー可能。 ・（南極域の表側については、地球と直接通信が可能であるため、中継通信サービスは不要と考える。）
空間損失	・ 南極域との距離は 8,000km 程度であり、他のアーキテクチャに比べて近距離であるため、損失は少ない。 ・ 地球との距離は 400,000km 程度。	・ 南極域との距離は 70,000km 程度。 ・ 地球との距離は、400,000km 程度。	・南極域との距離は、60,000km 程度 ・地球との距離は、450,000km 程度であり、他のアーキテクチャと比べて遠距離であるため損失は大きい。

7.4.3.1.2. リファレンスアーキテクチャの検討(トレードオフ)

本項では、各アーキテクチャの比較評価を行う。評価指標としては、コスト、カバレッジ、測位基盤との親和性等で評価する。

トレードオフの各評価項目について、結果を概説する。

① コスト

対象アーキテクチャを構築するために必要となる予想コスト推算する。要求性能、機能については 7.4.2 項で置いた前提に基づいて検討した。

コスト試算に当たっては以下の考え方に基づいて計算を行った。

【検討前提】

- 本項での試算対象としては、7.4.2 項のユーザ共通に搭載が想定される RF 通信系のアーキテクチャ構築コストとする。
- コストの成分としては、以下の 3 つの要素に分解して考える。
  a). 対月面通信系
  中継衛星の月面指向通信系と、対向のユーザ探査機の通信系のコスト。
  b). 対地球通信系
  中継衛星の地球指向通信系と、対向の地球側の通信系のコスト。
  c). 衛星バスプラットフォーム
  中継衛星のバス部開発コストと、その輸送コスト。

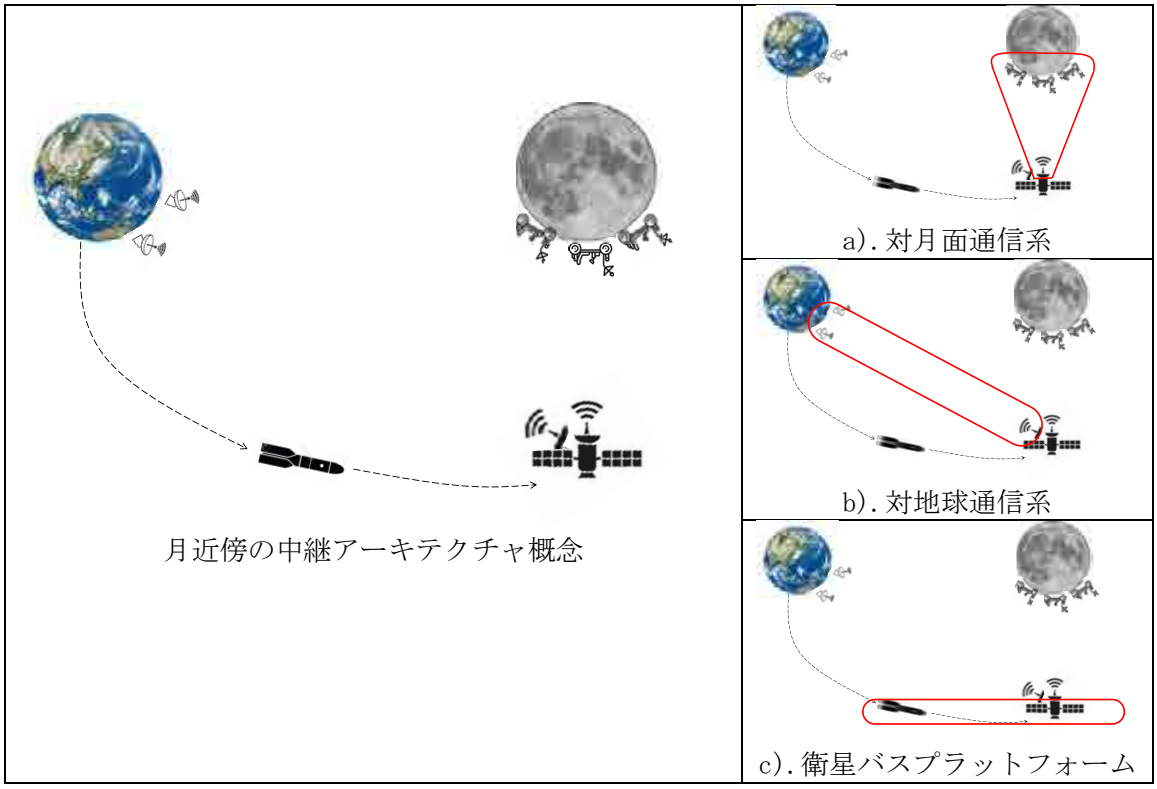


図 7.4-5 月近傍中継通信アーキテクチャの要素分解(コスト試算観点)

- コスト成分 a).「対月面通信系」について、中継衛星の通信系サブシステムとユーザ探査機の通信系サブシステムのコストの総和が最小となる様にアーキテクチャ配分(本検討ではアンテナ径に注目する)を設定し、そのコストを算出する。(月周回軌道への輸送コストと月面への輸送コストが異なるため、最適なアーキテクチャ配分の組合せが存在する。また、その配分はユーザ数、インフラ(中継衛星)基数に応じて変化する。)
  本アプローチは、需要側(ユーザ)とインフラ供給側(中継衛星)の間で需給バランスの不均衡を回避することを目指す思想に基づく。
- コスト成分 b).についても、中継衛星の通信系サブシステムと地球局のコストの総和が最小となる様なアーキテクチャ配分を設定し、そのコストを算出する。
- コスト成分 c).については、中継衛星のバス開発費用とその基数から算出されるコストと、それを月近傍の軌道へ投入するために必要となるロケット打上げコストの総和として算出する。
- 試算のために以下の仮定を置いた。
  - 7.4.2 項に基づき、各ユーザの伝送レートは 10Mbps、出力は 10W(増幅器出力端)とする。また、使用周波数帯は Ka 帯を仮定し、これらに基づいて回線解析を行う。
  - アーキテクチャ配分の最適化においては、通信系の送受信機や増幅器等の装置のシステムサイズは固定とし、アンテナ径のみを変数とする。
    この時、アンテナ以外の装置の質量は 45kg、装置製造費 55 億円とする。
  - アンテナの質量は、φ40cm で 20kg 程度とし、面積に比例して質量が増加するものと仮定する。

- 通信系のコストは、装置製造費と輸送費の合計として算出する。輸送費はアンテナを含めた系の質量に、質量輸送単価を乗算することで算出する。
  この時、月面への輸送単価は 1.5 億円/kg とし、月周回軌道への輸送単価は 1 億円/kg と仮定する。
- 月面のユーザは基本的に 1h/day の運用パスを要求するものと仮定する。
- 衛星バスの製造費については 150 億円を仮定する。また、そのための打上げ費は 150 億円を仮定する。
- 地上局整備コストは、φ5m アンテナで 5 億円、φ10m アンテナで 10 億円、φ20m アンテナで 20 億円と仮定する。

- 月面ユーザの数については、民間・大学等アカデミアの探査機の予測に振れ幅があるため、ユーザ数を変数としてコストの試算を行う。
  ユーザの数に応じて、必要な中継衛星の機数、搭載通信系の基数、地上局の基数等が変わり、またアーキテクチャコストを最小とする配分点も変動するため、それらの点を考慮する。

【検討結果】

コスト試算の結果を図 7.4-6 に示す。(a)はユーザ側及びインフラ側の総体としてのアーキテクチャコスト、(b)はそのうちのユーザ側通信系のコスト、(c)はそのうちのインフラ側のコストを示している。（なお、インフラ側、ユーザ側の分解は図 7.4-7 に示す。）

アーキテクチャコスト及びユーザ側コストの試算では、ELFO コンステレーションが最も低コストとなる結果となっているが、各オプションは僅差である。一方、インフラ側のコスト試算においては、NRHO 中継が最も低コストとなる結果となっており、一定の有意な差が生じていると見なせる。

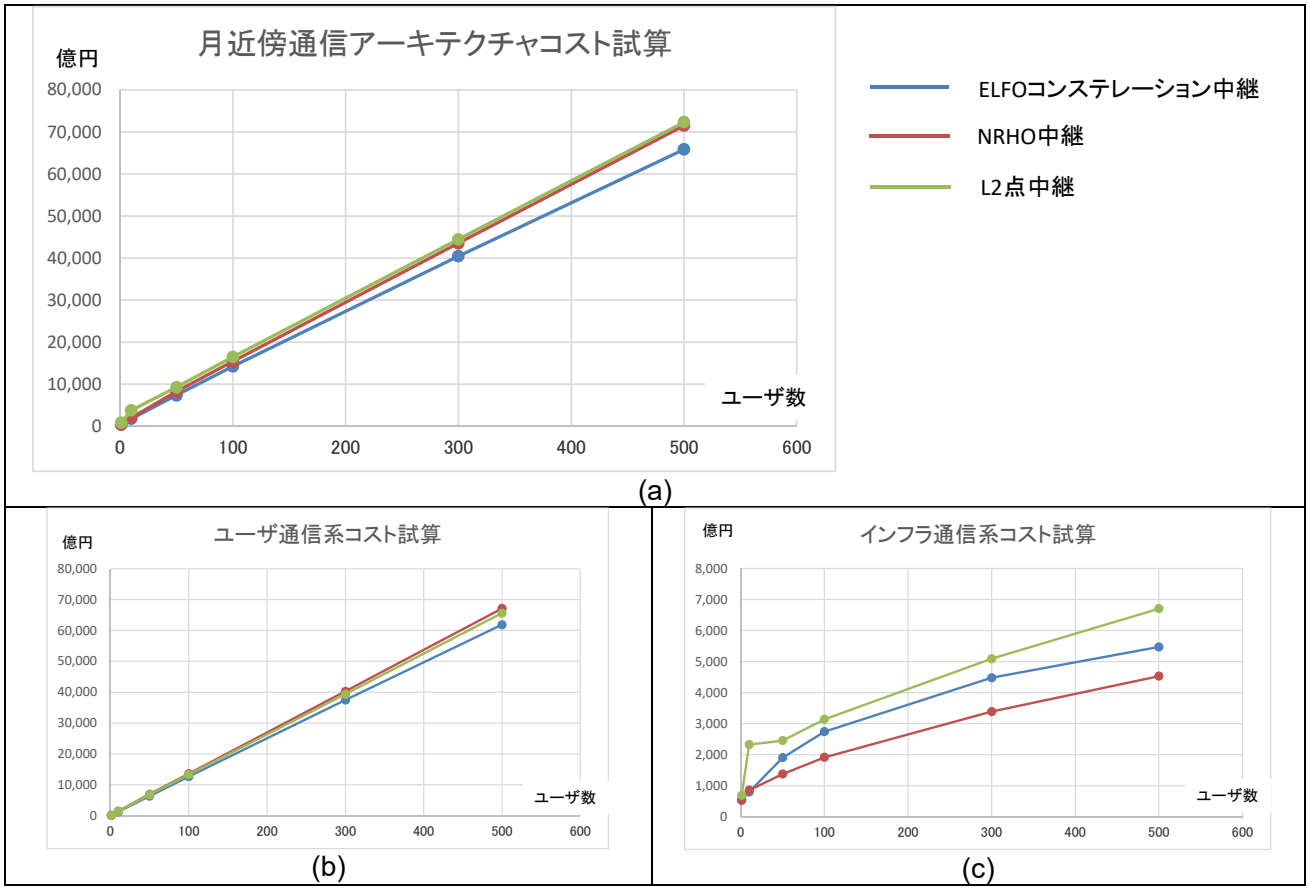


図 7.4-6 月近傍中継通信アーキテクチャのコスト試算結果(ユーザ/インフラ)

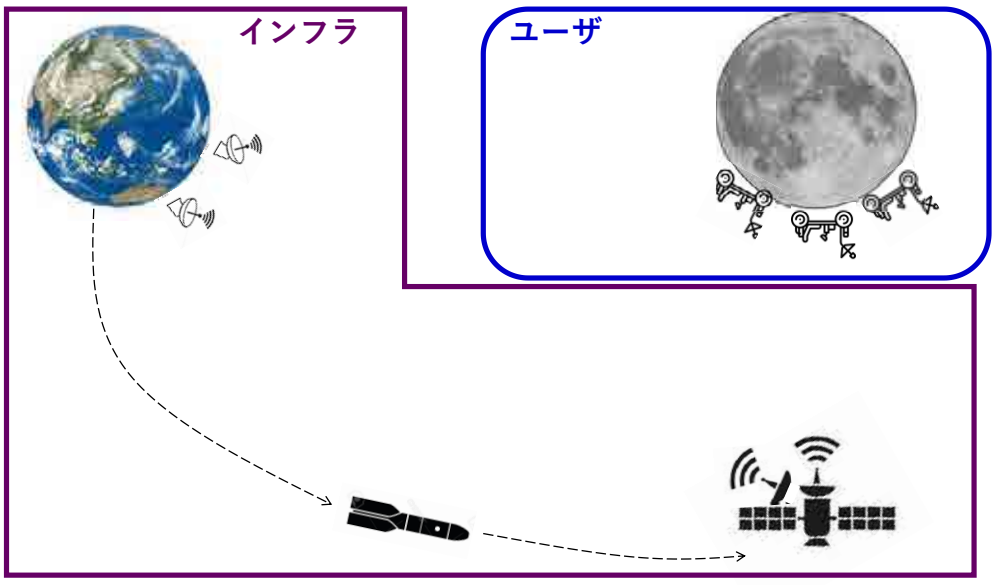


図 7.4-7 月近傍中継通信アーキテクチャの要素分解(分析観点)

【考察】

- アーキテクチャコスト及びユーザコストについて、ELFO コンステレーションのコストが最小となっているのは、月面上のユーザと中継衛星間の距離が比較的短いため空間損失が小さく、比較的小さなアンテナで通信を成立させることが可能なため、その効果が表れているものと考えられる。
- 一方、インフラ通信系のコストについて、NRHO 中継のコストが最小となっているが、これは ELFO コンステレーションでは衛星機数が多いため衛星バスプラットフォームのコストが基数に比例する形で計上されており、また対地球通信系についても、衛星機数分の基数が必要となるため、比較的コストが大きくなり、それらの効果が対月面通信系の低コスト効果を上回った結果と言える。図 7.4-8 に、インフラ通信系コストの各成分分解した結果を示す。

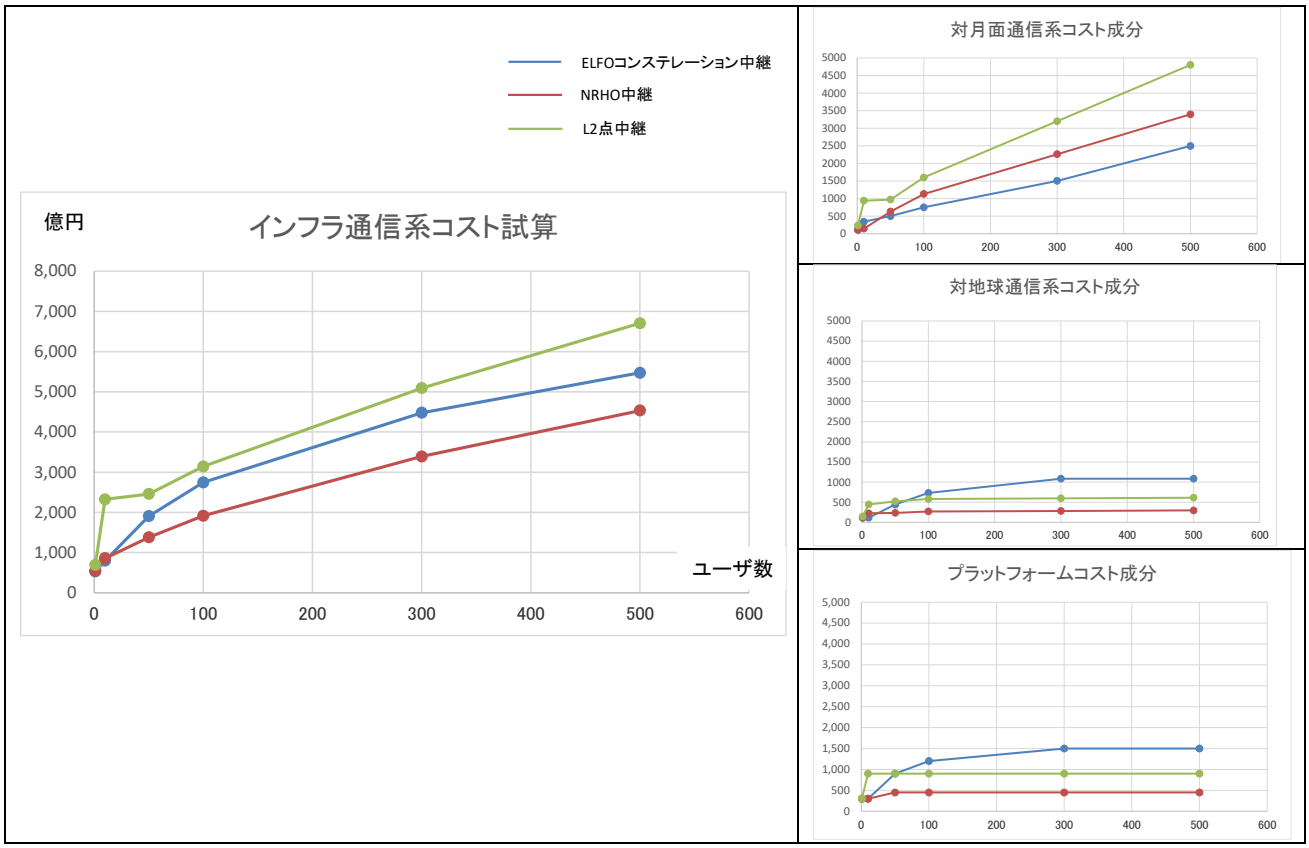


図 7.4-8 インフラ通信系コストの成分分解(対月面通信系/対地球通信系衛星バスプラットフォーム)

② カバレッジ

アーキテクチャオプションの評価項目として、カバレッジ（可視率）についても評価する。主要な探査領域である南極域については、いずれのアーキテクチャも十分な可視率を得られるが、与圧ローバが SPA 盆地の広域探査を行うことや民間・大学等アカデミアの探査機が南極域に捉われない探査を実施する可能性も考えると、赤道域や北極域といったそれ以外の領域においても可視が得られることが望ましい。

図 7.4-9 に ELFO コンステレーションの可視解析結果、図 7.4-10 に NRHO 中継の可視解析結果を示す。解析は、月面ユーザがいずれかの中継衛星を介して地上局と通信できる時間率を示し、地上局としては臼田局を対象、EL 0deg 以上を可視と判定する条件とした。ELFO コンステレーションの方が衛星機数も多く、周回頻度も高いため赤道域でも高い可視率が得られることが分かる。北極域についても NRHO コンステレーションよりも高い可視が得られている。

	可視時間[sec]	可視率	
南極	1,313,947	**49.1**	%
赤道(裏面)	1,284,852	**48.0**	%
北極	295,348	**11.0**	%



図 7.4-9 ELFO コンステレーションの可視解析結果

	可視時間[sec]	可視率	
南極	1,244,845	**46.5**	%
赤道(裏面)	1,044,510	**39.0**	%
北極	63,236	**2.4**	%

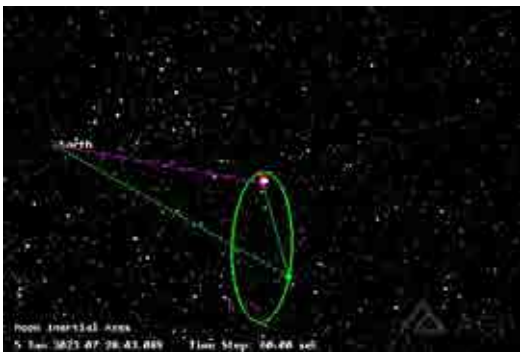


図 7.4-10 NRHO 中継の可視解析結果

なお、L2 点中継のアーキテクチャについては、月の表面に所在のユーザとしては地球と直接可視が可能であり、裏面に所在のユーザとしても L2 点の中継衛星のいずれかは必ず可視となることが推測されるため、解析は割愛した。

③　他システムとの親和性

アーキテクチャオプションを比較するその他の評価項目として、通信インフラ以外のシステムとの親和性の有無を考慮することが有効である。

ELFO コンステレーションについては、当該軌道のダイナミクスが安定していることから月近傍測位基盤にも活用することが期待でき、プラットフォームの共通化等の観点で親和性が期待できる。また、中継衛星間の通信機能等も具備する可能性を考えると、衛星間測距機能に発展させる等のシナジーも期待できる。

NRHO 中継についても、月南極域に対する準天頂軌道に見なすことができ月近傍測位基盤との親和性が期待できる。また、Gateway のプラットフォームに通信システムを搭載することで、1 機分の衛星バスの製造開発を省略することも期待できる。

L2 点中継については、宇宙望遠鏡等の科学観測衛星がラグランジュポイントに配備される場合にそれらとこれとプラットフォームを共有する等の親和性が期待できるが、科学観測衛星の計画が限定的な数しかないため(JWST や、NGRST 等の大規模かつ一過性のプロジェクトが主)、相乗効果を生む機会調整が困難ものと推測される。

以上の、他システムとのプラットフォーム共有等の観点は、前記のコスト試算にも影響するため、後述の測位アーキテクチャ検討の結果と合わせて通信測位の総合アーキテクチャ検討として評価することとする。

以上の比較評価を、表 7.4-3 にまとめる。

表 7.4-3 月近傍通信アーキテクチャのトレードオフ

	① 月低軌道(ELFO)コンステレーション	② NRHO 軌道逆位相	③ L2 点
コスト	・ アーキテクチャコスト、ユーザコストについては最小コストの試算だが、インフラにかかるコストは比較中位。	・ インフラにかかるコストは比較的低コストで実装可能な見込み	・ 地球月間の距離も長く、月南極域に十分な可視を確保するためには複数期の配備が必要であり、比較的高コストな試算となった。
	△	○	×
カバレッジ	・ 月南極以外でも、中低緯度地域の可視も十分確保することが可能であり、より幅広いユーザの支援が可能。	・ 月南極域の可視率は十分 ・ 中低緯度地域等の可視率は比較的低い。	・ 月南極域の可視率は十分 ・ 裏面の全域で高い可視率を実現可能。
	○	△	○
他システムとの親和性	・ 月近傍測位基盤とのプラットフォーム共有期待。 ・ 通信機能と測位機能の相乗効果による機能性能向上も期待。	・ 月近傍測位基盤とのプラットフォーム共有に期待。 ・ Gateway のプラットフォーム利用が可能。	• 科学観測衛星とのプラットフォーム共有に期待できるが、機会が限定されることが懸念。
	○	○	△
総合	○ ・ ②との比較はコスト、カバレッジ等の定量評価が必要。	○ ・ ①との比較はコスト、カバレッジ等の定量評価が必要。	△ ・ コストや他システムとの親和性は不十分。

7.4.3.2. 地球周辺の通信アーキテクチャ

月と地球の間を接続する回線については、7.4.2 項にて示した通信に対する要求に基づくと、多数のユーザからの 10Mbps 級の通信と同時に一定のユーザからの Gbps 級の通信が求められると考えられる。この様な高レートの通信を実現するためには Ka 帯をはじめとする RF 回線もしくは、高通信レートに適した光通信技術の導入が必要になると考えられる。

RF 回線は、伝送レートを大きくすることに伴い大きなアンテナや高出力が必要となる等の問題があり、光通信は伝送能力に優れる反面地球の大気を通過する時に減衰もしくは不透過となってしまう問題等がある。これらの特徴を考慮して、月と地球間の通信の基本的な構成について表 7.4-4 に示す。アーキテクチャのオプションを考えそれぞれのトレードオフ評価を行った。評価の詳細については表 7.4-5 に示す。

総合的に見て、RF 通信と光通信の異種情報回線を有した上で、光通信を地球周回での中継（オプション(3)）するもしくは地上への直接伝送（オプション（4））のどちらかが好ましいと考える。

これらの方針を念頭に、以降のアーキテクチャ検討を実施していく。

表 7.4-4 月/地球間のアーキテクチャ例

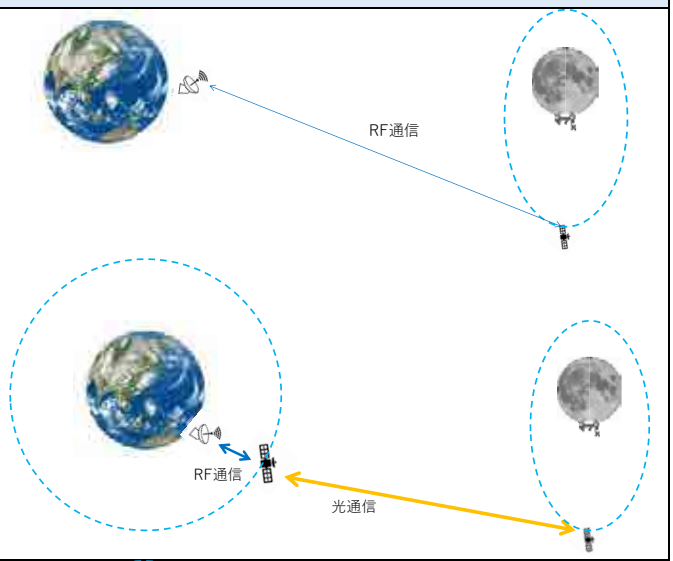
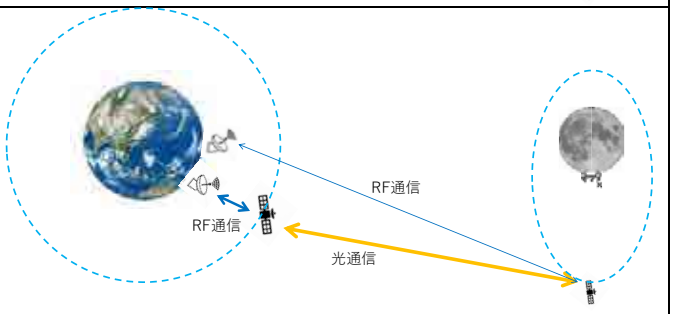
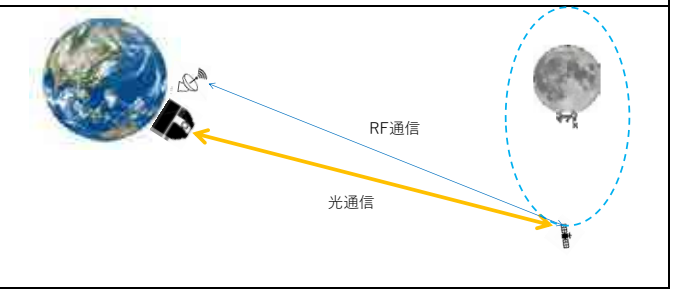
アーキテクチャ	イメージ
(1) 直接 RF 通信アーキテクチャ 月周辺のエレメントと地上アンテナの直接 RF 通信のアーキテクチャ。	
(2) 光 RF 中継通信アーキテクチャ 月周辺のエレメントと地上アンテナの間に静止中継衛星を配置して、月⇔静止衛星間は光通信として、静止衛星⇔地上アンテナは RF 通信とするもの。	
(3) 直接 RF 通信＋光中継通信アーキテクチャ 月周辺のエレメントと地上アンテナの間に静止中継衛星を配置して、月⇔静止衛星間は光通信として、静止衛星⇔地上アンテナは RF 通信とするもの。 また、低レートのクリティカルデータについては光通信とは別の RF 回線を用意して地上と直接通信するもの。	
(4) 直接光＋直接 RF 通信アーキテクチャ 月周辺のエレメントと地上アンテナの直接光通信するアーキテクチャ。 また、低レートのクリティカルデータについては光通信とは別の RF 回線を用意して地上と直接通信するもの。	

表 7.4-5 月地球間通信回線アーキテクチャのトレードオフ

	(1) 直接 RF 通信アーキテクチャ	(2) 光 RF 中継通信アーキテクチャ	(3) 直接 RF 通信＋光 RF 中継通信アーキテクチャ	(4) 直接光＋直接 RF 通信アーキテクチャ
通信速度	・ 長距離の RF 通信となるため伝送容量は限られる。	月エレメントから光通信で静止中継衛星に伝送し、RF(Ka 帯等)に変換し伝送するため、比較的大容量の伝送が可能。	・ 月エレメントから光通信で静止中継衛星に伝送し、RF(Ka 帯等)に変換し伝送するため、比較的大容量の伝送が可能。 ・ RF 直接通信では主にクリティカルなテレコマデータを伝送する。	月エレメントから直接光通信で伝送するため、比較的大容量の伝送が可能。
	×	○	○	○
コスト	・ 34m 級の地上局 1 基の整備費用は高額となる。 ・ 海外の地上局については、国際協力の下海外機関が整備する方法も考えられる。	・ 地上局については、小型～中型アンテナで必要な伝送容量を実現可能。 ・ 民間の中継サービス提供の動きもあり、サービス利用によりコストを抑制できる可能性あり。（価格未定）	・ 直接通信用、中継通信用の地上局が必要となるためコストは増加。 ・ 静止中継インフラについては、民間の中継サービス提供の動きもあり、サービス利用によりコストを抑制できる可能性あり。（価格未定）	・ 光地上局自体は小型化可能であるため、整備費用は比較的安価。 ・ 日本国内は被雲率が高いため光地上局の設置が難しいため、海外局を使用することとなり、回線費用が高額となる可能性が有る。
	○	○	×～△	×～△
ロバスト性	RF 回線の 1 系統になるため、回線断となってしまった場合はアウテージが発生する。	光通信回線の 1 系統になるため、回線断となってしまった場合はアウテージが発生する。	・クリティカルデータについては静止中継ルートと直接通信ルートの dissimilar な 2 系統があり、高いロバスト性が得られる。	・クリティカルデータについては光直接ルートと直接通信ルートの dissimilar な 2 系統があり、高いロバスト性が得られる。
	×～△	×	○	○
考察	有人フェーズで求められる伝送容量を満足できないため、基本的には無人プリカーサフェーズの基本アーキテクチャとなる。	光通信による大容量通信で伝送要求を満足できる。 静止中継衛星がシングルポイントとなるため、回線の dissimilar 要求等の有人安全の観点で採否は判断される。なお、ISS での運用実績としては、運用時間の 10%はアウテージを許容している。	光通信による大容量通信で伝送要求を満足できる。 dissimilar な 2 系統で構成されるため有人安全上も信頼性が高いと言える。 コストの観点で採否が判断される。	・dissimilar な 2 系統で構成されるため有人安全上も信頼性が高いと言える。 ・コストの観点で採否が判断されると考えられる。
	×	△	○	○

表 7.4-5 の検討等で示したように、地球周辺の通信アーキテクチャの検討要素として、地球周回軌道上での光通信の中継の要否を検討する必要がある。

7.4.3.2.1. 通信方式(光通信)の検討

検討の前提として、月地球間の光通信回線に使用の可能性がある通信方式を整理する。

光通信技術については変調方式についていくつかの方式が考えられ、HDR（位相変調方式）、HPE（パルス位置変調）、O3K（オンオフ変調）について比較し、表 7.4-6 にそのサマリを示す。

これらの方式のうち、O3K については遠距離通信には適しておらず、30 万 km 以上の伝送距離のある月/地球間の回線用としては必要条件を満たさず、適用できない。HDR と HPE については、長距離通信にも対応可能であり適用する方式の候補となる。これらの比較として、通信速度の観点では HDR の方が適しており、現状想定している将来の要求である 1Gbps にも対応可能であり、更なる高速化についても拡張性がある。一方、HPE については、高速通信には波長多重化等の新規技術の開発もしくは装置のクラスタ搭載等の対応が必要となる。ただし HPE は火星通信への拡張性の観点等から国際的にも月地球間の光回線の方式として支持されつつある。

方式の選定についてはこれら観点に加えて、アーキテクチャ全体を構成するコストの観点含めた比較が求められる。

表 7.4-6 光通信変調方式比較

	HDR(位相変調方式)	HPE(パルス位置変調方式)	O3K(強度変調方式)
通信速度	◎ Gbps 級は GEO データ中継で実用フェーズ 更なる高速化も可能。	△ 現状は、500Mbps 程度まで。 波長多重方式を開発すれば更なる通信速度向上も可能。	○ Gbps 級可能
遠距離対応	○ 元々、GEO-LEO 用、GE フィー0 打リンク用の技術。月-地球程度ならば適用可能。	○ 元々、月惑星探査向けの技術	× 受信感度が悪く、遠距離対応は難しい。
コスト	△ 復調装置がやや複雑でコストがかかる。	△ 特有の送受信装置が必要。	○ 送受信系ともシンプルでコストは安い。
国際ｲﾝﾀｰｵﾍﾟﾗﾋﾞﾘﾃｨ	○ NASA が HDR 方式による 10Gbps 伝送の将来構想を有する。	◎ 月－地上通信用として適用が各国で想定されている。	○ 近距離通信用として標準化されつつある。
測距	△ 原理的には可能。	○ JPL を中心に国際標準化中。	△ 原理的には可能。
課題	高感度復調系の搭載化	・米国では実績がある。国内での技術確立が必要。 ・Gbps 級には波長多重化が必要。	
総合	**○ 将来の Gbps 通信では必要技術。**	**△ 通信速度の観点で劣るが、国際的な検討は進んでいる。**	× 長距離伝送に不向き。数千 km 程度の伝送には向く。

7.4.3.2.2. リファレンスアーキテクチャの検討

表 7.4-5 の検討でアーキテクチャの基本構成として光通信を用いた回線において、地球周回の静止衛星で中継を行うか否かを、また 7.4.3.2.1 項にて光通信の方式として HDR 方式もしくは HPE 方式とするかでアーキテクチャの在り方について考えてきたが、それぞれの組合せこれらのどの方式が最適な構成と考えられるか検討を行った。

なお、この比較は以下の前提を置いている。

- GEO 中継のケースについては、静止中継衛星を専用に打上げるものではなく、宇宙機関や民間企業の将来の静止衛星に光中継ターミナルをホステッドペイロードの形で搭載する想定とする。
- 地上直接受信のケースについては、光地上局をサイトダイバーシティの形で複数基整備し天候リスクを回避する想定とする。
- HPE 方式のケースについては、要求伝送レートを満たすためには波長多重化技術の実現が必要だが、これはこの技術が得られた前提で検討する。

トレードオフの各評価項目について、結果を概説する。

① 運用性
回線断等が発生しないか等、通信の安定性に関する観点だが、地上直接通信のケースにおいては、天候の影響で従系局に切り替える際等に補足追尾運用が必要となり数分の通信断が発生する可能性があり、運用性に不利である。

② 拡張性（ユーザ数）
ユーザ数が増え、同時に回線を提供することが求められる場合に対応できるかの観点だが、GEO 中継ケースではターミナルの追加等が必要となり拡張のハードルは高い。

③ 拡張性（高速化）
ユーザの回線当たりの伝送データレートが増えた場合に対応できるかの観点だが、HPE 方式では波長多重化方式により対応すると送信側のハイパワーアンプやデジタルコヒーレント送受信部等の質量増となり、不利となる。

④ コスト
コストについては、正確にはシステム実現性検討を実施して見積もる必要があるが、下記の前提条件を仮定の下で傾向を把握し、比較する。

- コストの含む範囲は地球側の通信系(GEO 中継 or 光地上局)と、月側の対抗通信系を含むものとする。
- GEO への輸送費は 100 万円/kg、月への輸送費は 1 億円/kg とした。
- 月側の光通信装置の開口 9cm として 38kg、装置代を 5 億円/台とした。
- GEO の光通信装置は開口 30cm で 93kg、装置代を 20 億円/台とした。

- HPE の GEO 中継装置では液体 He による冷凍機が必要となるが、100kg と想定。装置代は 20 億円/台とした。
- GEO から地上への伝送は Ka 回線を想定し、Ka 局は既存設備の利用を想定し、使用料を 5 億円程度と想定した。
- 光地上局は、インフラ、土台、建屋、レーザ安全対策、維持費含めて、10 億円/基とした。

以上より、表 7.4-7 に示す結果を得た。

表 7.4-7 地球周辺光通信アーキテクチャコスト試算

単位(百万円)	GEO 中継（HDR）	地上直接受信（HDR）	GEO 中継（HPE）	地上直接受信（HPE）
宇宙光セグメントコスト	6,393	4,300	8,177	4,300
宇宙 RF ホステッドコスト	1,500	－	1,500	－
地上コスト	500	5,000	500	5,000
合計	**8,393**	**9,300**	**10,177**	**9,300**
備考	月開口 9cm GEO 開口 30cm Ka 局×2(既存) Hosted 前提	月開口 9cm 地上開口 100cm 光地上局×5	月開口 9cm GEO 開口 30cm Ka 局×2(既存) Hosted 前提	月開口 9cm 地上開口 100cm 光地上局×5

各アーキテクチャオプションについて評価した結果を表 7.4-8 に示す。これより、総合的には GEO 中継の HDR 方式が優れていると考えられる。ユーザ数が増加した場合の対応について課題があるが、当面想定されるユーザ数では問題ないと考えられ、これをリファレンスアーキテクチャとしてシナリオを考える。

表 7.4-8 光通信アーキテクチャトレードオフ

	GEO 中継（HDR）	地上直接受信（HDR）	GEO 中継（HPE）	地上直接受信（HPE）
運用性（リアルタイム性）	○ 2 機の GEO での Hand Over は、計画的に実行可能。リアルタイム伝送に適する。	△ 雲回避は自然現象次第で、局切り替え時に必ず捕捉追尾が発生するため、数分(TBD)の通信断が頻繁に発生する。ただし、上位レイヤーでの再送制御等によりある程度の補償は可能。	○ 2 機の GEO での Hand Over は、計画的に実行可能。リアルタイム伝送に適する。	△ 雲回避は自然現象次第で、局切り替え時に必ず捕捉追尾が発生するため、数分(TBD)の通信断が頻繁に発生する。ただし、上位レイヤーでの再送制御等によりある程度の補償は可能。
拡張性（ユーザ数）	△ 複数ユーザ同時サポートには、GEO への複数搭載 or GEO 中継衛星の機数増が必要。	○ 光地上局の数を増やせば、複数ユーザの同時サポート可能。	△ 複数ユーザ同時サポートには、GEO への複数搭載 or GEO 中継衛星の機数増が必要。	○ 光地上局の数を増やせば、複数ユーザーの同時サポート可能。
拡張性（高速化）	○ 10Gbps 超への高速化のポテンシャルあり。	○ 10Gbps 超への高速化のポテンシャルあり。	△ 波長多重化がどこまで可能な不明で、更なる高速化への可能性は要検討。	△ 波長多重化がどこまで可能な不明で、更なる高速化への可能性は要検討。
コスト	月 1 ：GE0×1 の場合、約 84 億円	月 1 ：OGS×5 の場合、約 93 億円	月 1 ：GE0×1 の場合、約 102 億円	月 1 ：OGS×5 の場合、約 93 億円
共通課題	・軽量ユーザ光通信装置 ・10W 光 HPA ・遠距離高感度捕捉追尾技術			
個別課題	・高感度受信技術	・高感度受信技術 ・光地上局 NW 運用技術	・GEO 搭載開口径 35 ㎝光学系（月側を大型化すれば縮小可能。） ・HPE 搭載化(LHe 冷凍機必要) ・HPE 送信・受信の波長多重化	・HPE 送信・受信の波長多重化 ・光地上局 NW 運用技術
総合	○ 広報に必須なリアルタイム伝送要求を満たす。コストも安くつく。	△ リアルタイム伝送を除けば○	× HPE の波長多重化は未踏技術。GEO 中継ならば、HDR 方式が適している。	△ HPE の波長多重化は未踏技術。リアルタイム伝送を除けば○

7.4.3.2.3. アーキテクチャリソース配分の検討

前項までで、リファレンスアーキテクチャとして光通信 HDR 方式/GEO 中継の構成を導出した。このアーキテクチャのシステム規模を見積るため、GEO 中継システムと月側の光通信装置とのリソースの配分、とりわけ光学系の口径をそれぞれどの程度のサイズとするのが適切か検討する。

(1) 検討方法

先ず最適なアーキテクチャ構成とは、その構築コストが最小となるものと定義する。このアーキテクチャ構成コストには、GEO 光通信システムと月側光通信システムの両方を含むこととする。ここでコストは、装置自体の開発製造費に加えて、その装置の輸送費の総和として求めることとする。検討において以下の傾向を考慮する。

- GEO 中継光通信ターミナルと月側の光通信ターミナルは相補的な関係であり、一意の通信速度を実現する回線において、片方の光学系口径が大きくなればもう片方のサイズは小さくて済む。また、通信系の質量については口径の大きさに応じて増減する成分と口径に影響を受けない成分があると考えられる。
  （口径に影響を受ける成分：捕捉追尾系等、口径に影響を受けない成分：受信系、制御系等）
- 装置の開発製造費については、一般的に装置サイズが大きくなるのに応じて高コストになる傾向。
- 装置の輸送費については GEO への輸送に比べて月への輸送の方が高コストになる傾向。

上記より、一般的に輸送費用の安い GEO 側のシステムリソース(口径)を大きくして月側への輸送コストを抑制することでアーキテクチャ全体のコストが低減することが期待される。しかし、ある程度月側の光通信装置のサイズが小さくなってくるとその中の口径に影響のない成分が支配的となり輸送コストが下がらなくなり、GEO 側のリソース増大によるコスト増加の影響の方が大きくなると考えられる。

すなわち、アーキテクチャコストの観点で、GEO 中継通信システムと月側光通信システムのリソース配分の最適値があるものと考えられる。

(2) コスト評価モデル

前述のコスト試算と同様に以下の様にコスト構造をモデル化した。

- GEO への輸送費は 100 万円/kg、月への輸送費は 1 億円/kg とした。
- 月側の光通信装置の開口 9cm として 38kg、装置代を 5 億円/台とした。
- GEO の光通信装置は開口 30cm で 93kg、装置代を 20 億円/台とした。
- 上記口径の通信装置を基準として口径を変数にして、各装置の質量はその関数となるように設定した。（表 7.4-9 参照）

(3) 検討結果

各口径の組合せに応じたアーキテクチャコストの試算結果を表 7.4-9 に示す。この分析の場合、光通信装置を GEO に 1 台、月に 1 台設置する場合、GEO の通信装置の口径は 30cm、月側の通信装置の口径は 9cm とするのがアーキテクチャコストを最小となることが分かった。

また、月側の通信局の基数に応じたアーキテクチャコストの推算を表 7.4-10 に示す。月側のアーキテクチャ構成次第では月側に複数の光通信局を配置する可能性がある。この時、月側の光通信局が増えるに従って、アーキテクチャ全体コストの最小値を与える月側光通信装置口径は小さくなる傾向である。例えば、月側光通信局が 8 基の時、最小のアーキテクチャコストを与える月側光通信装置の口径は 5cm であり、その時 GEO 側の口径は 54cm ということになる。

光通信の月側対向局数は 7.4.3.1 項で検討の月近傍中継衛星システムの基数に対応するものとする。月近傍中継衛星システムの基数は後述の月近傍測位衛星基盤の検討結果等と合わせて通信測位総合アーキテクチャ検討の中で導かれるものとしており、光通信回線のアーキテクチャリソース配分についても本項検討内容と総合アーキテクチャ検討結果により結論を得る。

表 7.4-9 アーキテクチャリソース配分に応じたアーキテクチャコスト

月光通信ターミナル

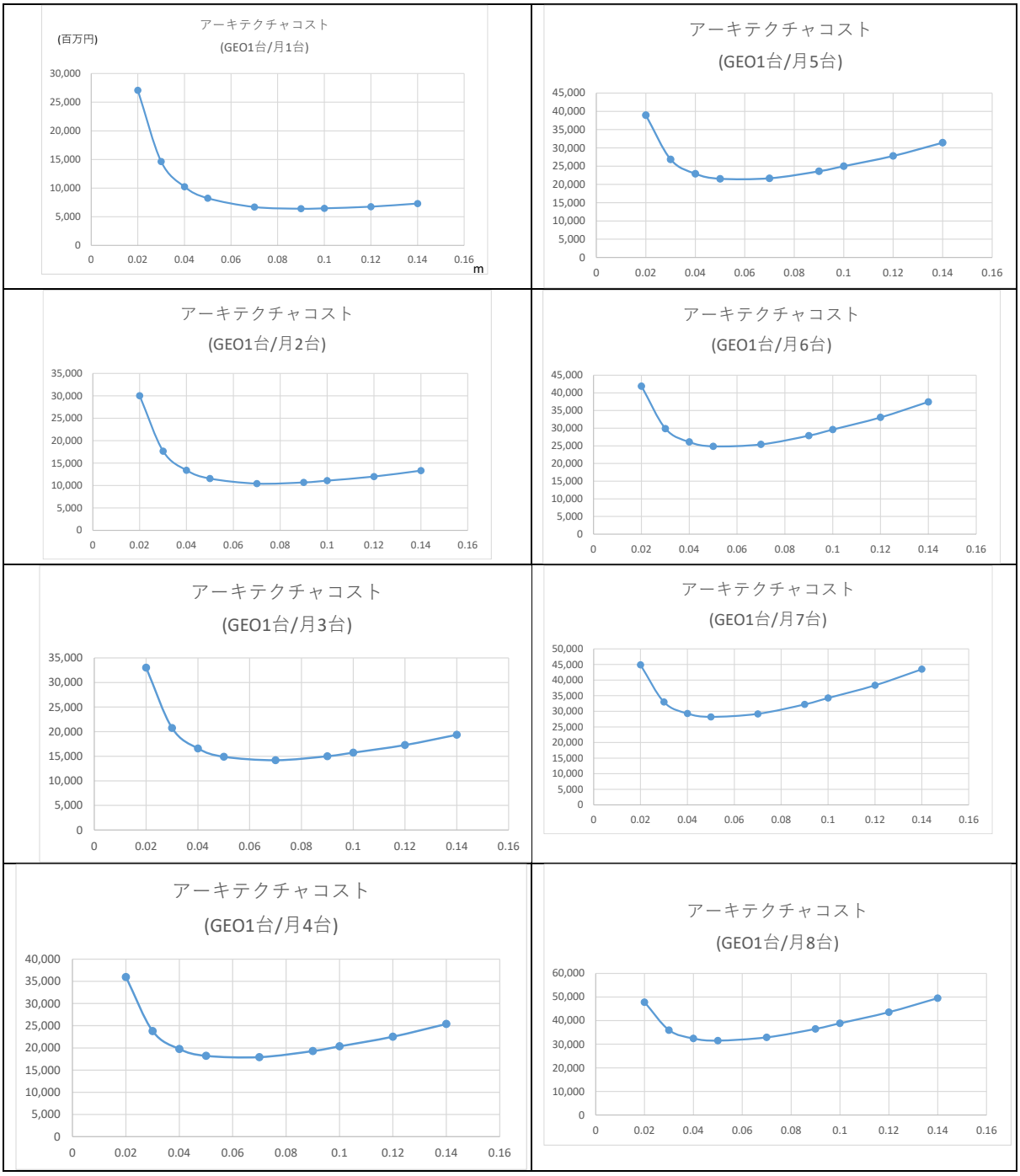
											単位	備考
口径		0.14	0.12	0.1	**0.09**	**0.07**	**0.05**	**0.04**	**0.03**	**0.02**	m	
出力		8	9	10	**10**	**10**	**10**	**10**	**10**	**10**	W	
光学系	光アンテナ	8.60	6.32	4.39	3.56	2.15	1.10	0.70	0.40	0.18	kg	口径比２乗でスケール
	内部光学部	2.00	2.00	2.00	2.00	2.00	2.00	2.00	2.00	2.00	kg	口径比に関わらず固定
送信系		8.00	9.00	10.00	10.00	10.00	10.00	10.00	10.00	10.00	kg	出力比でスケール
受信系		5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	kg	口径比に関わらず固定
捕捉追尾系		17.21	12.64	8.78	7.11	4.30	2.19	1.40	0.79	0.35	kg	口径比２乗でスケール
制御系		5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	kg	口径比に関わらず固定
構造系/計装系		7.48	6.52	5.74	5.33	4.65	4.13	3.94	3.79	3.68	kg	総質量に応じてスケール
月面への輸送コスト	100										M円/kg	
質量計		53.29	46.49	40.91	38.00	33.10	29.42	28.04	26.97	26.20	kg	
調達コスト		701.18	611.68	538.30	500.00	435.50	387.13	368.98	354.88	344.80	M円	目標コスト、総質量に応じてスケール
輸送コスト		5329.00	4648.75	4091.06	3800.00	3309.80	2942.15	2804.28	2697.05	2620.46	M円/kg	

GEO光通信ターミナル

口径		0.192857143	0.225	0.27	**0.3**	**0.3857143**	**0.54**	**0.675**	**0.9**	**1.35**	**m**	
光学系	光アンテナ	16.33	22.22	32.00	**39.51**	**65.31**	**128.00**	**200.00**	**355.56**	**800.00**	kg	口径比２乗でスケール
	内部光学部	2.00	2.00	2.00	2.00	2.00	2.00	2.00	2.00	2.00	kg	口径比に関わらず固定
送信系		5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	kg	出力比でスケール
受信系		5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	kg	口径比に関わらず固定
捕捉追尾系		15.24	17.78	21.33	23.70	30.48	42.67	53.33	71.11	106.67	kg	口径比でスケール
制御系		5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	5.00	kg	口径比に関わらず固定
構造系/計装系		7.93	9.31	11.48	13.10	18.41	30.64	44.14	72.44	150.80	kg	総質量に応じてスケール
GEOへの輸送コスト	1										M円/kg	
質量計		56.49	66.31	81.82	93.31	131.20	218.31	314.47	516.10	1074.47	kg	
調達コスト		1210.94	1421.27	1753.73	2000.00	2812.18	4679.39	6740.65	11062.64	23031.25	M円	目標コスト、総質量に応じてスケール
輸送コスト		56.49	66.31	81.82	93.31	131.20	218.31	314.47	516.10	1074.47	M円	

表 7.4-10 アーキテクチャ構成基数に応じたアーキテクチャコスト

台数(GEO)	台数(月)	0.14	0.12	0.1	**0.09**	**0.07**	**0.05**	**0.04**	**0.03**	**0.02**	単位	備考
1	1	7,298	6,748	6,465	6,393	6,689	8,227	10,228	14,631	27,071	M円	
1	2	13,328	12,008	11,094	10,693	10,434	11,556	13,402	17,683	30,036	M円	
1	3	19,358	17,269	15,724	14,993	14,179	14,886	16,575	20,735	33,001	M円	
1	4	25,388	22,529	20,353	19,293	17,925	18,215	19,748	23,786	35,967	M円	
1	5	31,418	27,790	24,982	23,593	21,670	21,544	22,921	26,838	38,932	M円	
1	6	37,449	33,050	29,612	27,893	25,415	24,873	26,095	29,890	41,897	M円	
1	7	43,479	38,311	34,241	32,193	29,160	28,203	29,268	32,942	44,863	M円	
1	8	49,509	43,571	38,870	36,493	32,906	31,532	32,441	35,994	47,828	M円	



7.4.3.3. 月面拠点内通信網のアーキテクチャ検討

7.4.2.2 項で示すユーザとして月面拠点の構築(並びに運用)があるが、通信するデータを発生させるノードが一定の広さの拠点内に大量に発生することになり、これらを個別に中継衛星と接続して運用することは非効率である。また拠点内のノード同士の通信も発生することを考えると、拠点内に何らかの基地局を持つ様なネットワークの構築が有効と考えられる。

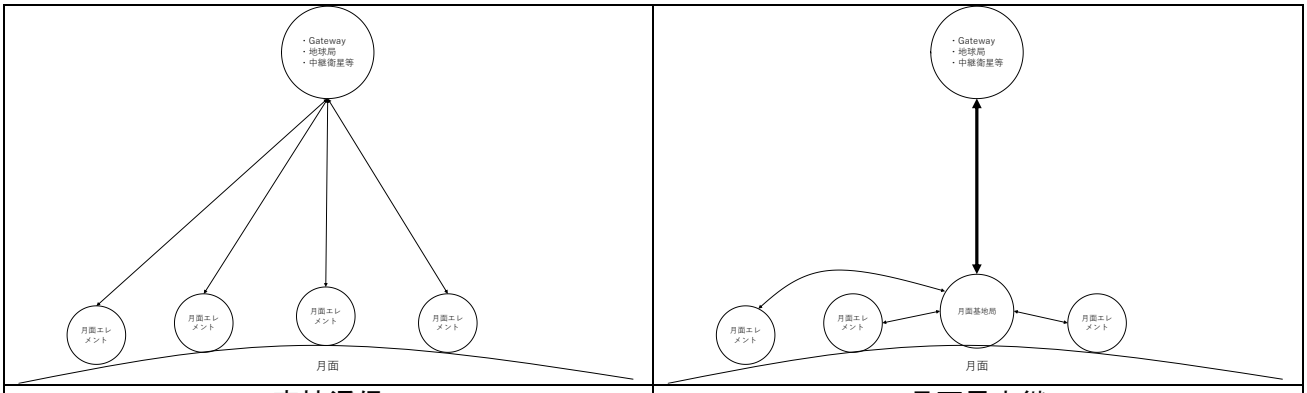


図 7.4-11 月面からの直接通信と拠点網を用いた通信のトポロジーイメージ

表 7.4-11 に個々の月面エレメントが直接通信する場合と月面局を用いる場合の比較を示す。

表 7.4-11 月面局のトレードオフ

	直接通信	月面局中継
イニシャルコスト	・複数の月面エレメントと同時通信する場合は、地上局もしくは Gateway 局でマルチアクセスの機能付加が必要となる。	・基地局となるインフラ設備の整備が必要となり、一定のイニシャルコストがかかる。
システム	・前記のシステム制約を満たす機能を個々の月面エレメントが具備する必要が有る。	・前記のシステム制約は月面局が担保し、個々の月面エレメントは簡素なシステムとすることが可能。
通信容量	月面エレメントの性能に制約される。	月面局が大出力の性能を有していれば、大容量の通信が実現可能。
考察	ミッション自体が単一もしくは少数のエレメントで完結する場合は、イニシャルコストが不要になる本方式が有効。	複数のエレメントで群的にミッションを実施する場合は、本方式が有効。 また継続的に活用する拠点の場合は、その後の発展性を考慮してどの程度イニシャルコストを投資するかは検討する必要がある。
	△	○ 7.4.2.2 項で想定するユーザエレメント数を考慮すると、月面局による中継が有効。

なお、月を理想的な球として考えた場合に 10km の視野を得るためには 30m 程度の塔を建てる必要がある。（表 7.4-12 参照）

表 7.4-12 月面局高さと視野範囲の関係

高さ(m)	視線距離(km)
5	4.167736196
15	7.218741234
20	8.335490387
25	9.319368273
30	10.2088638

- 考察
  - 月面局の要否についても、中継（月周回）と同様に費用対効果の損益分岐分析が必要と考えられる。
  - 月面局にかかるコストについては、月面の 1/6G 環境でこの様な高さの搭状の建造物を構築する際にどれほどの部材が必要となるかは別途構造解析等を実施の上、輸送コストにどの様に影響するか等を検討する必要がある。
  - 送信出力数 mW～数 10mW 程度、通信距離数 10m～10km 程度の通信については、地上で実用されている無線通信技術の活用が有効と考えられる。表 7.4-13 に示すような地上技術の月面対応改修が出来れば、より汎用的な機器で探査活動を促進出来ることが期待される。

表 7.4-13 無線方式の比較

	Bluetooth (802.15.1)	WiFi (802.11n)	Zigbee (802.15.4)	LPWA
データレート（最大）	0.72Mbps	600Mbps	0.25Mbps	0.25Mbps
送信電力	1mW	10mW	10mW	20mW
通信距離	短距離 10m	中距離 100m	中距離 1km	長距離10km
周波数	2400-2497MHz	2400-2497MHz 5425-5875MHz	2400-2497MHz	920-928MHz
変復調	FHSS	OFDM	DSSS	LoRa
ネットワーク構成	PtoP	スター型	PtoP,メッシュ型	スター型、ツリー
最大接続ノード数	7	32	数千	

7.4.3.4. 通信方式・規格の検討

通信の変調方式、符号化方式、各層のプロトコル等の方式や規格については、月探査の通信アーキテクチャの特徴である遠距離に伴う高遅延、高伝搬損失、ネットワークのルートが宇宙機や天体の軌道運動により流動的に変化する点を考慮されたものを選んでいく必要がある。

これについては、宇宙機関間運用諮問グループ IOAG(Interagency Operations Advisory Group)にて検討されている内容や、それ基づいて各国宇宙機関で議論の下作成されている標準である ICSIS（International Communication System Interoperability Standards）にて通信方式が定められている。

今後、宇宙機関やそれらに属さない新たなプレイヤも含めて基本的には相互運用性が求められると考えられるため、基本的には ICSIS に準拠した通信方式にする必要がある。表 7.4-14 に ICSIS にて定める通信方式の概要を示す。

表 7.4-14 に示すとおり、本規格に適合する通信システムを構築するためには、JAXA としては未実証の技術も必要となるため、計画的な研究開発が必要となると考えられる

表 7.4-14 月周回拠点に関する通信方式

リンク		周波数	変調方式	符号化方式	プロトコル				
					ﾃﾞｰﾀﾘﾝｸ層	ﾈｯﾄﾜｰｸ層	ﾄﾗﾝｽﾎﾟｰﾄ層	ﾊﾞﾝﾄﾞﾙ層	ｱﾌﾟﾘｹｰｼｮﾝ層
地球⇔月周回拠点	RF Low-rate	X-band	BPSK, OQPSK (PCM/PM/NRZ-L modulation on residual carrier)	LDPC*	AOS, USLP	Encapsulation Service*, IP	LTP*, TCP, UDP	DTN*, LTPCLA*	CFDP*, AMS* Space Packet
	RF High-rate	Ka-band	filtered OQPSK	LDPC*	AOS, USLP	Encapsulation Service*, IP	LTP*, TCP, UDP	DTN*, LTPCLA*	CFDP*, AMS* Space Packet
	Optical	1550nm（HPE 方式 TBD）	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD
近傍機器（補給船）⇔月周回拠点		S-band	SS-UQPSK	LDPC*	AOS	Encapsulation Service*	LTP*, TCP, UDP	DTN*, LTPCLA*	CFDP* Space Packet
近傍機器（船外活動等）⇔月周回拠点		UHF	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD	TBD
月面エレメント⇔月周回拠点	RF Low-rate	S-band	BPSK, OQPSK (PCM/PM/NRZ-L modulation on residual carrier)	LDPC*	AOS, USLP	Encapsulation Service*, IP	LTP*, TCP, UDP	DTN*, LTPCLA*	CFDP*, AMS* Space Packet
	RF High-rate	Ka-band	BPSK, OQPSK (PCM/PM/NRZ-L modulation on residual carrier)	LDPC*	AOS, USLP	Encapsulation Service*, IP	LTP*, TCP, UDP	DTN*, LTPCLA*	CFDP*, AMS* Space Packet

(*)は、JAXA での軌道上実証がされていない技術要素を含むもの。

7.4.4. 測位に関するアーキテクチャ検討

7.4.2 項に示すとおり、月面ユーザには位置決定のニーズがあり、それを支援する基盤システムのアーキテクチャを考える必要がある。7.4.2 項においては、拠点建設の測位要求として 0.1m 程度が求められるとしているが、これは拠点内限定された領域でのローカルな測位システムによって提供するものと考える。一方、有人与圧ローバによる探査等では 40m(水平)が測位要求として求められるものとしており、これは南極域(南緯 84 度以南)全域で提供されることが期待され、拠点内ローカルの測位システムとは別のシステムの構築が必要となる。本項では、主にこの後者の測位システムについて検討するものとする。

ここで、7.4.2 項で示される測位システムへの要求を表 7.4-15 に再掲する。

表 7.4-15 測位要求

項目	内容
精度	水平 40m
サービスエリア	南極域(南緯 84 度以南)

この様な測位を実現する方式として、先ず大きく以下の手段の比較を行う。

① 電波測位
地上局から月面上のユーザ探査機を直接観測し、位置情報を得るもの。レンジングにより測距を行いDDOR により測角を行うことで、高精度な測位をするもの。

② GNSS 測位
地球周回の GNSS(GPS,QZSS,GALILEO,GLONAS 等)の電波を月圏で受信し、測位に使用するもの。(図 7.4-12 参照)地球上で GNSS を利用して得られる測位精度よりも低精度にはなるが、上記要求の測位精度は満たせる可能性がある。

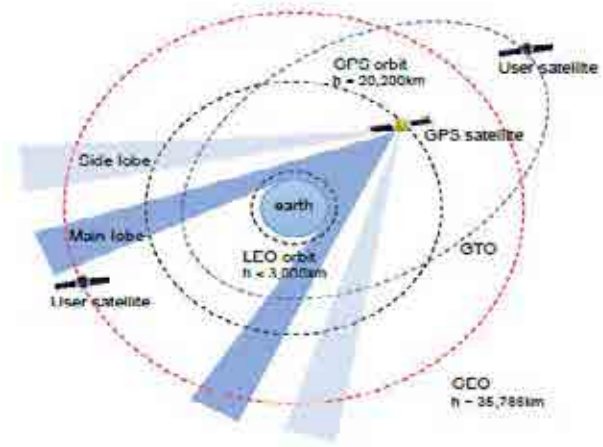


図 7.4-12 高高度での GNSS 測位の概念

③　LNSS 測位

月の周りに測位衛星システムを配備して、そこから放送される測位信号を利用して測位を行うもの。本稿では月近傍測位基盤 LNSS(Lunar Navigation Satellite System)と呼ぶ。

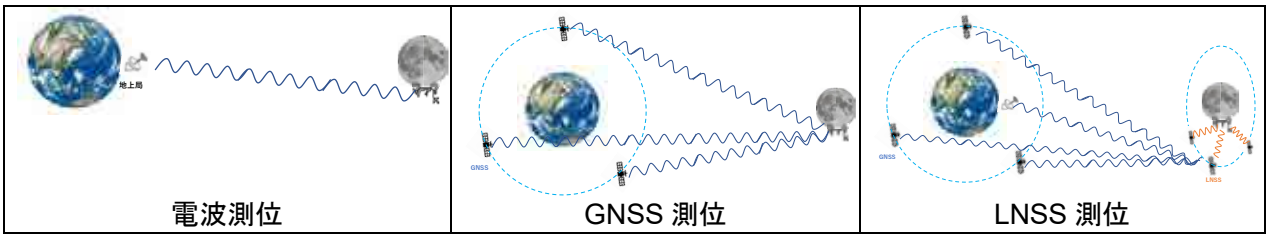


図 7.4-13　代表的な測位手段のイメージ

表 7.4-16 に、上記測位手段について、それぞれの比較を示す。

本シナリオでは、将来の月探査においてユーザが十分多い状況に適した手法、また南極域の活動において地球不可視の領域でも測位サービスを提供できる手法で有るという観点から、LNSS 測位が適切な手段であると考え、以降その実現のためのアーキテクチャ検討を示す。

表 7.4-16 測位方式の比較トレードオフ

	電波測位	GNSS 測位	LNSS 測位
精度	• DDOR により月において数 m の位置精度を実現可能。	• 地球周回の GNSS（GPS, GALILEO, QZSS 等）のサイドローブ電波等を受信し、月面/月周回での測位を行う。 • 電波強度が微弱であり、また衛星の配置条件（DOP）が悪く、構精度が得られにくい。航法アルゴリズムの改良や搭載原子時計を高性能化したとしても数 10m オーダの精度が限界と考えられる。	• LNSS 衛星の航法決定を GNSS 信号受信により行う場合は、左記 GNSS 測位よりも高精度にすることはできない。 • DOP 条件が良い衛星配置を実現出来た場合に、数 10m オーダになる見込み。
	○	△	△
ユーザノード数	• 基本的には、地上局と宇宙機が 1 対 1 で対抗して測距測角を行うため、ユーザノード数は限定される。	放送信号を受信できれば、基本的にはユーザノード数の制約はない。	放送信号を受信できれば、基本的にはユーザノード数の制約はない。
	×	○	○
サービスエリア	月の裏側や極域の場所に依っては不可視となる。 4way レンジング等で対応することは可能だが、中継衛星が新たに必要となる。	月裏側や極域の場所に依っては GNSS 信号が不達のため測位不能。	衛星数・配置にも依るが、月裏側への測位サービス提供は可能。
	△	×	○
運用性 (ユーザ)	外力の働く運動時(ローバ走行時等)は測位できないため、測位時の運用制約となる。	測位時は GNSS 受信アンテナを地球指向にする運用が必要となる。	基本的には運用制約となる様な問題はない。
	△	△	○
コスト	• 地上局の整備・運用が必要だが、月裏側の測位のためには 4way レンジング用の中継衛星の配置が必要。	• 既存の GNSS システムを活用するので、システムを新たに整備する追加コストは無い。 • 月での受信のための受信機等の開発費は必要になる。	• LNSS コンステレーションの開発、運用にかかる大規模な費用が掛かると考えられる。
	△	○	△
考察	ユーザ数が限定せれている段階（無人プリカーサフェーズ、有人フェーズ 1 初頭）においては、主要な測位手法となると考えられ、必要な技術開発は進める必要がある。	最も安価に実現できる点で利点があるが、サービスエリアが限定される問題がある	• 大規模なコストを要するシステム整備が必要となるため、十分なユーザ数が得られる費用対効果を見極める必要がある。 • 月低軌道中継衛星コンステレーションに測位システムを搭載することが考えられるため、中継通信の損益分岐とともに検討する必要がある。
	△	△	○

7.4.4.1. LNSS コンフィグレーションのトレードオフ

LNSS 衛星のコンステレーションに求められるものは、より少ない機数の衛星でより高い航法性能を出せることである。衛星の幾何的な配置から航法性能を評価する指標として DOP(Dilution of Precision)があり、この DOP と機数の適切なバランスの構成を探る必要がある。

LNSS 衛星の軌道としては、ダイナミクスの安定している月の凍結軌道である ELFOP や、月南極からの可観測性の高い NRHO-S 等が考えられる。図 7.4-14 に LNSS コンステレーションの案とそれぞれの機数・平均 DOP の関係を示す。

コンステレーション構成	機数	平均 HDOP(南極)
ELFO4 機(2 軌道)+NRHO2 機(1 軌道)	6	1.7
ELFO6 機(2 軌道面)	6	NAN
ELFO6 機(2 軌道面)+NRHO2 機(1 軌道)	8	1.4
ELFO8 機(2 軌道面)	8	1.3

図 7.4-14 LNSS コンステレーション構成と DOP

一般に、垂直の測位精度を求める場合には NRHO 軌道への衛星配置が好ましいが、水平方向の精度に重点が置かれる場合は ELFO だけの構成で問題ない。今、月面上での活動において垂直方向の精度については特定の要求があるわけではないので、ELFO を基本としたコンステレーションで問題ないと考える。また、ELFO の衛星の方が衛星の速度が速く、GNSS によって LNSS 衛星の軌道時刻推定をする場合には NRHO よりもより高い精度が期待できる。

よって、本検討においては LNSS コンフィグレーションとしては、ELFO に 8 機の測位衛星を配備する構成を推奨することとする。

もし今後垂直方向の測位精度も重視する要求が出てくる場合、もしくは NRHO においても LNSS 衛星の航法決定精度が十分得られることが確認される等の新事実が出てきた場合は、ELFO6 機+NRHO2 機の構成等の推奨も定量的な検討の上考慮する。

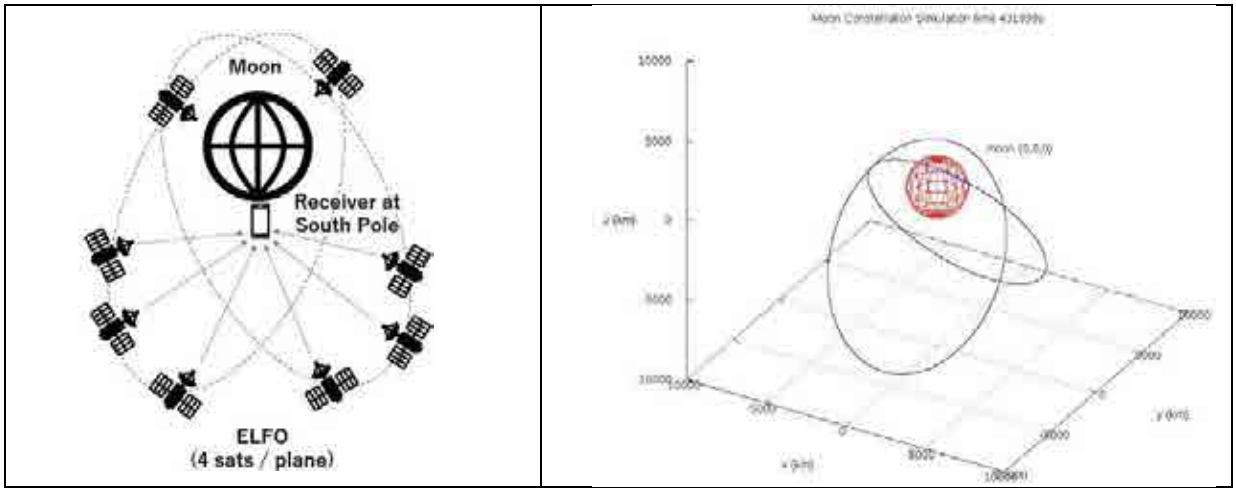


図 7.4-15 ELFO8 機のコンステレーション軌道

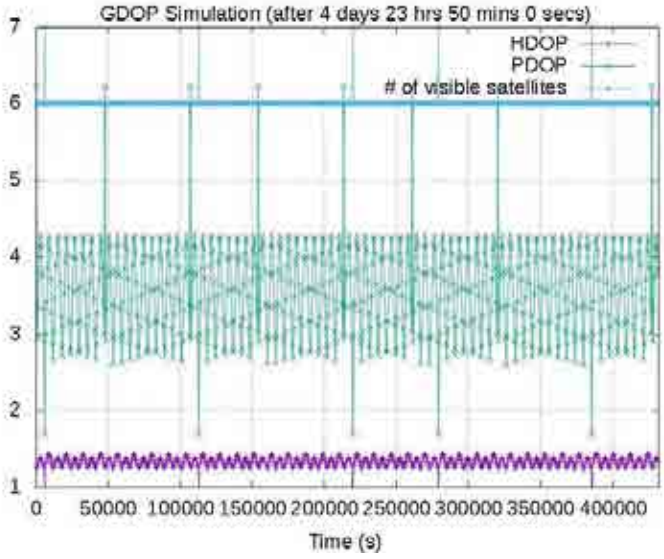


図 7.4-16 ELFO8機のコンステレーションの DOP 評価

7.4.4.2. LNSS 衛星の軌道時刻推定

LNSS 衛星が測位信号を配信するためには、LNSS 衛星自身の軌道・時刻が推定されている必要がある。この時、LNSS 衛星自身の軌道の推定について、地上からの電波測位等の方法で観測する方法と、図 7.4-12 で示す様な GNSS の漏れ電波やサイドローブを月近傍で受信して航法決定する方法等が考えられる。一方で、時刻決定については、前者の電波測位の方法では実現できないが、GNSS 信号を利用する場合では可能となる。よって、LNSS 衛星の軌道時刻推定を行う方法は GNSS を利用するものに絞り、その中での実現方法について検討する。

なお、上記以外の方法として、既存の GNSS に一切依存しない方法、すなわち、月面上に LNSS の測位信号を計測するための観測局を設置し、それらの観測データを用いて LNSS の正確な軌道や時刻を推定するという方法も考えられるが、その場合はシステムリソースが過大となるため、方式の候補から除いている。

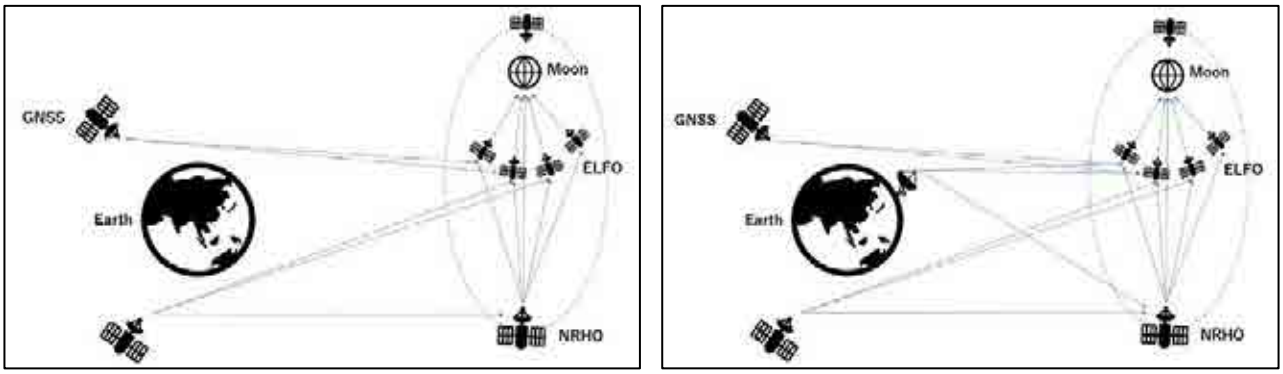
GNSS 信号を利用して LNSS 衛星の軌道時刻決定をする方法も以下の2つの手法がある。

① オンボード GNSS 航法(Auto-Nav)によるもの

GNSS の測位信号を受信し、オンボードで軌道時刻推定（フィルタリング）を実施するもの。推定精度としては位置 30m、クロックバイアス 5×10^{-8}s、クロックドリフト 1×10^{-10}（いずれも 1σ）を安定的に得られ、オンボードで作成するエフェメリス(放送暦)の予備期間が 10 分以内である場合、要求される測位精度を満たすことが可能と考えられる。

② POD(地上の精密軌道決定)によるもの

LNSS 衛星が受信した GNSS の測位信号を地上に伝送させ、地上で LNSS 衛星の軌道時刻推定を実施するもの。推定精度としては位置 5m、クロックバイアス 8×10^{-9}s、クロックドリフト 1.5×10^{-11}s（いずれも 1σ）を安定的に得られ、地上で作成したエフェメリスの予測期間が 3 時間以内である場合、要求される測位精度を満たすことが可能という解析を得ている。POD 処理時間、データ転送等に 1 時間程度のレイテンシを考慮すると、エフェメリスの更新間隔を 2 時間以内とする運用が求められる。



Auto-Nav ケース　　POD ケース

図 7.4-17 軌道時刻推定方式のイメージ図
(POD の方は地上システムとのインタフェースがある)

これらのいずれの方式が適切かについては、今後の解析の詳細化による精度評価や運用成立性の検討等を通じて判断していくこととする。

7.4.4.3. LNSS 衛星時計の検討

測位衛星システムに搭載する時計の性能は LNSS 衛星の軌道時刻推定精度に大きく影響を与えるとともに、LNSS 信号による測位における SIS-URE にも影響し、月面における測位精度を決定づける重要な要素である。一方で、高精度な時計は装置自体の製造費やシステムリソース(質量等)が大きく、小型軽量化が求められる月近傍に整備する基盤システムへの適用は難しい。この点においても、時計精度とシステムサイズのバランスの取れた選択肢の採用が重要である。

測位システムに搭載する時計の候補とその安定度(アラン標準偏差)として、以下を例示する。

a). チップスケール時計 :6×10^{-11}s 程度 (Microsemi CSAC 相当)
b). Rb 原子時計 :1.64×10^{-11}s
c). Cs 原子時計 :5×10^{-12}s
d). 光周波数基準 :5×10^{-13}s 程度
e). 光格子時計 :more

これらのうち Rb 原子時計を搭載したケースについて、オンボード航法解(Auto-Nav)を用いて軌道時刻決定を行い、エフェメリスを作成した場合の月面での測位精度の解析評価(水平位置精度 40m を満足できる確率)をその予測時間及び緯度をパラメータとして実施した(表 7.4-17)。この結果より、Rb 原子時計の搭載であれば所望の測位精度が得られる見込みが確認できた。一方で、Rb 原子時計より精度の低い時計（チップスケール時計等）では、予測時間 10 分で要求満足確率が 70%を下回ることが予想され、LNSS 搭載時計としては精度不足と考える。

表 7.4-17 LNSS 衛星搭載時計に応じた月面測位精度の評価

	1 分	5 分	10 分
南極点	91%	87%	78%
緯度 85°	89%	86%	76%
緯度 80°(参考)	85%	82%	73%

- 軌道決定誤差は σ =30m
- クロックバイアス推定誤差 2.62×10^{-8}
- クロックドリフト推定誤差 1.49×10^{-10}

なお、将来的に高性能な時計が小型軽量低コスト化すればより高性能な時計の搭載も視野に入れることは考えられるため、今後の技術動向は注視するとともに、日本として得意とする技術である光周波数基準や光格子時計等の適用可能性の検討等も重要となる。

7.4.4.4. LNSS 衛星技術実証ミッションの検討

人工衛星によるナビゲーションシステムにおいて、測位精度は、人工衛星の軌道時刻推定精度に起因する測距誤差（SIS-URE）及び空間伝播遅延誤差、受信環境による誤差に依存する。SIS-URE は衛星にはたらく加速度モデルの誤差や観測モデルの誤差、空間伝播遅延は電離圏や対流圏による通信遅延、受信環境による誤差には、マルチパスや受信機ノイズ等が含まれる。よって、月でのナビゲーションシステムの位置精度の評価のためには、実環境である月周回軌道上での実証が必須である。特に、LNSS 衛星の軌道決定方法として有力な GNSS からの放送信号の月圏での受信環境、およびそれに基づく時刻・軌道決定精度は、実環境での実測で確認する必要がある。以下に、その実証計画を示す。

7.4.4.4.1. 前提条件

実証ミッションについては、11 章で紹介する月探査促進プログラム(LEAD)の打上げ機会を活用する前提で検討する。主要な条件を以下に示す。

- 打上げ時期　　:2027 年度頃
- 質量目標　　:月周回軌道へ 50kg 程度（最大 100kg）
  同打上げ機会で月面に 5kg 程度(最大 10kg)を輸送可能とする。
- 軌道・着陸地点　:周回軌道→任意(NRHO、ELFO、LLO 等への投入が可能)
  月面　　→任意(中程度域、南極域への着陸が可能)

7.4.4.4.2. 実証目的

前記制約条件を念頭に、LNSS 実証衛星 1 機、月面受信実証装置 1 台の構成にて、想定の実用 LNSS システムが所望の測位精度を満たすことが可能かを実証するミッションを立案する。

先ず、月面受信機が出力する擬似距離は式 7.4.4.4.2-1 の様に表現できる。

$$P = \|r_s - r_o\| + c * (d_t - d_T) + \epsilon_{uk} + \varepsilon_P \qquad \text{(式 7.4.4.4.2-1)}$$

r_s　　:月面受信機の位置
r_o　　:軌道上 LNSS 衛星の位置
c　　:光速
d_t　　:月面受信機のクロックバイアス
d_T　　:軌道上 LNSS 衛星のクロックバイアス
ϵ_{uk}　　:未知の誤差量等
ε_P　　:受信機ノイズ

この時、LNSS 衛星システムが与える誤差成分はr_o, d_T,の寄与するところであり、月環境が与える誤差成分はϵ_{uk}が寄与する部分である。これらの値を実測することが出来れば、同様の誤差成分を有する LNSS 衛星を複数機配備した場合に、月面上でどの程度の測位精度が期待できるかは解析的に評価可能である。
本実証ミッションは、これらの誤差要因を観測することを目的とする。

7.4.4.4.3. 実証ミッション構成

実証ミッションの構成について、図 7.4-18 に示す。各構成要素の概要は以下のとおり。

- LNSS 実証衛星
  実用 LNSS システムで配備を想定している ELFO に、LNSS の機能を具備した超小型衛星を 1 機投入する。この時、LNSS の機能とは、GNSS 信号の受信機能、オンボード航法機能、エフェメリス生成機能、LNSS 信号送信機能を含む。
- 月面受信実証装置
  実用 LNSS 衛星のサービス対象エリアである月南極域(南緯 84 度以南)に小型の LNSS 信号の受信装置を設置する。受信機は、LNSS 衛星から LNSS 信号を受信して、疑似距離を出力する機能を持つ。
- 月面着陸機
  月面着陸機は、LNSS 実証衛星を ELFO 軌道へ、月面受信実証装置を月南極域へ輸送する機能を担う。また、着陸機搭載装置と地上局の間でリンクを取り、着陸機の測距測角や時計誤差決定等を行う。
- 地上局(着陸機対向)
  上記の月面着陸機とリンクを取り、着陸機の位置を計測、時計誤差決定等を行う。
  また、月面受信実証装置が出力する疑似距離データについて、着陸機の通信回線を通じて地上へダウンリンクする。
- 地上局(LNSS 実証衛星対向)
  LNSS 実証衛星とリンクを取り、TTC 運用を行う。また、地上の POD 処理による LNSS 衛星の軌道時刻決定値のアップロードを行う。
- GNSS
  ELFO 上の LNSS 衛星は地球周回軌道上の GNSS が放送する測位信号を受信して自身の軌道時刻推定を行う。

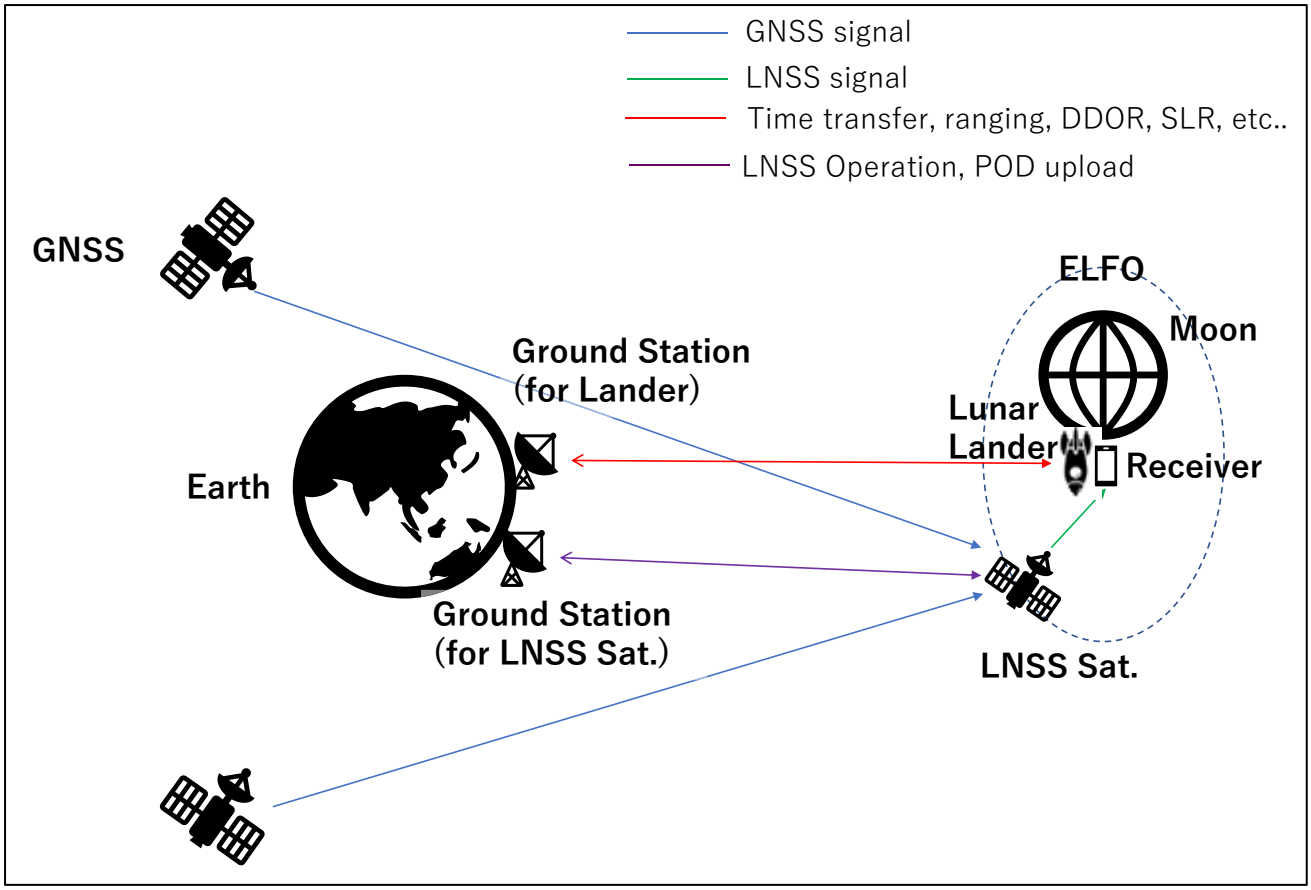


図 7.4-18 LNSS 実証ミッション構成

7.4.4.4.4. 実証項目

以上の実証目的、構成に基づき、以下の評価を行う。

① SIS-URE の評価

以下の評価を行い、r_o(軌道上 LNSS 衛星の位置)及びd_T(軌道上 LNSS 衛星のクロックバイアス)を得る。

a). Auto-NAV の SIS-URE 評価

LNSS 衛星のオンボード軌道時刻推定値の精度評価を行う。軌道時刻推定精度として、位置 30m、クロックバイアス 5×10^{-8}、クロックドリフト 1×10^{-10} を安定的に得られ(全て 1σ)、エフェメリスの予測期間が 10 分以上に渡って当該性能を維持できることを確認する。(搭載時計は Rb 原子時計を想定)

b). POD の SIS-URE 評価

LNSS 衛星の POD による軌道時刻推定地の精度評価を行う。軌道時刻推定精度として、位置 5m、クロックバイアス 8×10^{-9}、クロックドリフト 1.5×10^{-11} を安定的に得られ(全て 1σ)、地上で作成したエフェメリスの予測期間が 3 時間以内に渡って当該性能を維持できること。(搭載時計は Rb 原子時計を想定)

なお、真値相当の精度比較対象としては、以下の手段等を想定する。

- 航法メッセージの寿命期間(a.については”10 分”、b.については”3 時間”)も含めて地上処理による高精度軌道決定値(POD)の値。(メッセージ寿命期間に渡って時間伝番するのでは無く、その期間も精密暦を使って高精度に軌道決定した値)
- レンジング&DDOR 等による観測値等。

ただし、月面で水平位置精度 40m を達成するためには、SIS-URE が 30m 程度である必要がある。そのため POD やレンジング&DDOR 自身が持つ誤差に伴う評価誤差としては、その 20%程度(6m 程度)におさまる必要がある点には注意して実験計画を立てることとする。

② 測距誤差の評価

以下の評価を行い、ϵ_{uk}(未知の誤差量等)を得る。

- 打上げ前に、月面受信実証装置のノイズ特性を計測する。(受信機ノイズε_Pを決定する。)
- 月面着陸機と地上局(着陸機対向)との間でレンジングや DDOR 等を用いて、月面着陸機の位置(≒月面受信機の位置 r_s)を決定する。なお、①と同様に本位置精度については 6m 程度の誤差範囲で計測できる必要がある。
- また、月面受信実証装置の搭載時計によってタイムスタンプした信号を地上局へ伝送し、地上局の時刻並びに上記の観測によって得ている月面着陸機と地上局間の距離を比較することで、月面受信実証装置のクロックバイアスd_tを決定する。
  (なお、地上局は高精度な時計を使用したシステムであることを前提とする。)
- 上記までの準備の下、LNSS 衛星からの測位信号を月面受信実証装置にて受信し、疑似距離 P を出力する。

以上、①、②の評価によって得られた$r_s,\ r_o,\ d_t,\ d_T,\ \varepsilon_P, P$と、式 7.4.4.4.2-1 より、$\epsilon_{uk}$が得られる。

③ 実用 LNSS システムの性能評価

①、②までで得られた、LNSS 衛星の軌道時刻決定精度(SIS-URE)と測距誤差に基づき、実用 LNSS システムの軌道コンフィグレーションにおける測位精度を解析的に評価し、要求の性能が得られることの実証とする。

7.4.5. 通信測位の総合アーキテクチャ検討

7.4.3 項の通信アーキテクチャの検討結果、7.4.4 項の測位アーキテクチャの検討結果を踏まえ、それらを統合した通信測位総合アーキテクチャについて検討する。

7.4.5.1. アーキテクチャコンフィグレーション

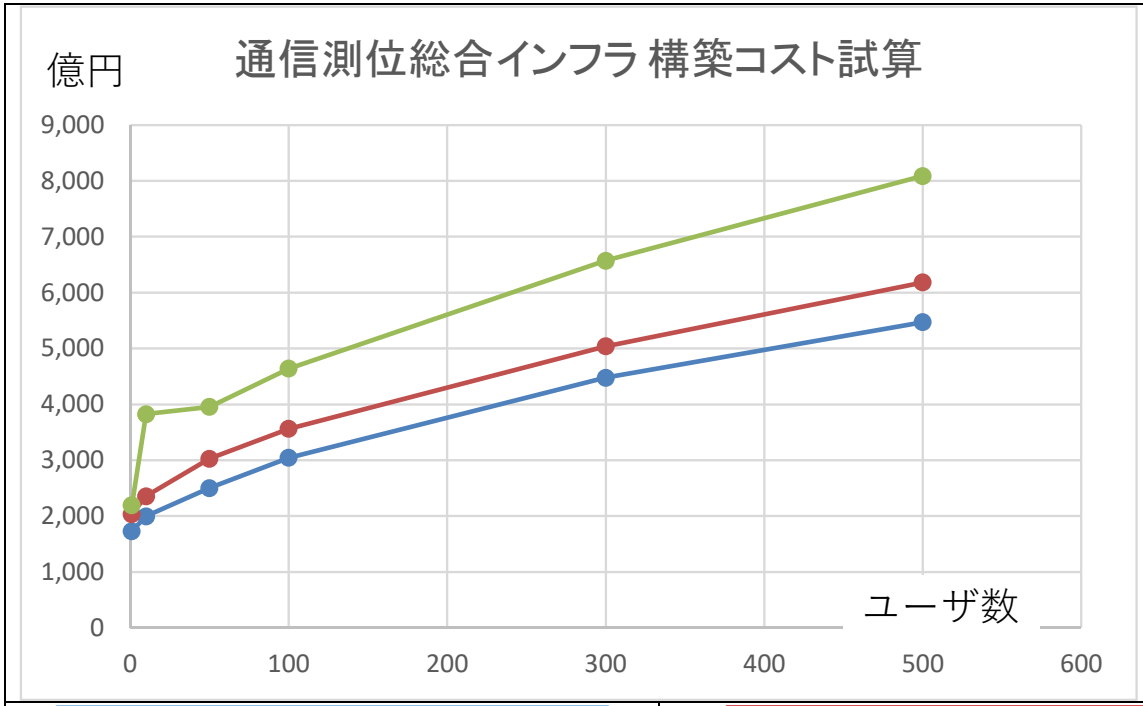
0 項の月近傍の中継アーキテクチャ検討において、ELFO 中継、NRHO 中継、L2 点中継のアーキテクチャについて検討したが、これに測位システムを加える場合の比較評価を行う。この時、測位基盤とのプラットフォーム共有や Gateway のプラットフォーム利用等も考慮する。

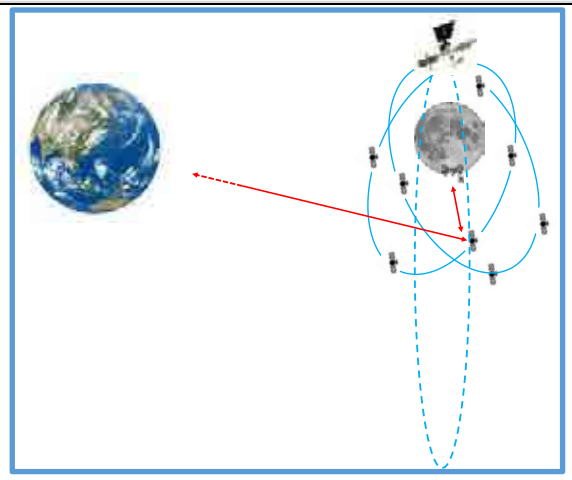
0 項と同様の考え方でコストの試算を実施する。測位基盤については新たに以下の前提をおく。

- 測位基盤については、7.4.4.1 項で得た、ELFO8 機のコンステレーションとする。
- 測位基盤の整備コストは、1500 億円とする。
  [内訳]
  打上げ費　　300 億円　(150 億円/軌道面　×　2 軌道面)
  衛星開発製造費　1200 億円　(150 億円/機　　×　8 機)

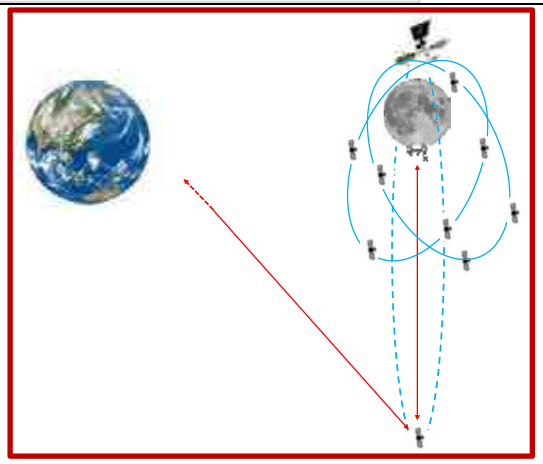
通信測位のインフラ構築コストの試算の結果を、図 7.4-19 に示す。通信機能のみを考慮した図 7.4-8 におけるトレードオフに比べ、通信測位のプラットフォーム共有率の高い ELFO 中継通信のアーキテクチャが、他アーキテクチャに比べて低コストに構築可能なインフラとなっていると言える。

また、7.4.3.2.3 項にて月地球間の光通信について、地球側光通信装置と月側光通信装置の数に応じた最適なリソース配分(口径の配分)を検討しているが、本項の検討の結果を受けて、月側の中継衛星は ELFO8 機のコンステレーションとすると、7.4.3.2.3 項の分析によると月側の光通信装置の口径は 5cm 程度、GEO 側の光通信装置の口径は 54cm とするのが最適な配分となると考えられる。

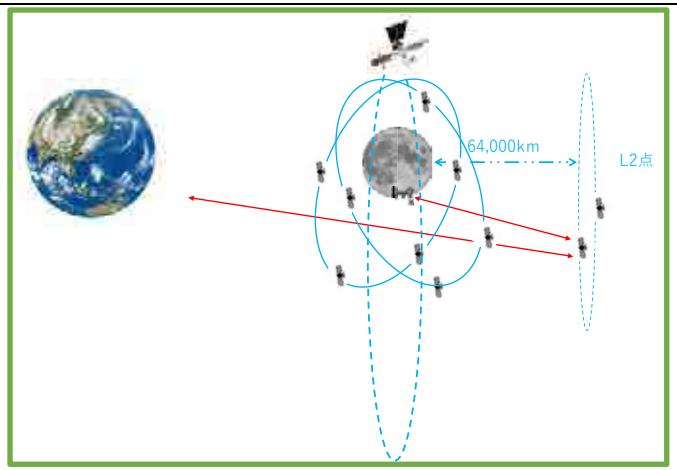




①ELFO 通信測位基盤+Gateway アーキテクチャ



②NRHO 中継通信+ELFO 測位基盤+Gateway
アーキテクチャ



③L2 点中継通信+ELFO 測位基盤+Gateway
アーキテクチャ

図 7.4-19 通信測位総合アーキテクチャのコスト試算

表 7.4-18 通信測位総合アーキテクチャのトレードオフ

	① ELFO 通信測位基盤+Gateway アーキテクチャ	② NRHO 中継通信+ELFO 測位基盤 +Gateway アーキテクチャ	③ L2 点中継通信+ELFO 測位基盤+Gateway アーキテクチャ
コスト	・ アーキテクチャコスト、ユーザコストについては最小コストの試算。 ・ 通信と測位でプラットフォームを共有することで、インフラ整備コストも最小となる。	・ インフラにかかるコストは比較的低コストで実装可能な見込み	・ 地球月間の距離も長く、月南極域に十分な可視を確保するためには複数期の配備が必要であり、比較的高コストな試算となった。
	○	△	×
カバレッジ	・ 月南極以外でも、中低緯度地域の可視も十分確保することが可能であり、より幅広いユーザの支援が可能。	・ 月南極域の可視率は十分 ・ 中低緯度地域等の可視率は比較的低い。	・ 月南極域の可視率は十分 ・ 裏面の全域で高い可視率を実現可能。
	○	△	○
総合	コスト、カバレッジともに有意	中低緯度のカバレッジは劣るが、③と比べてはコストが優位。	カバレッジ（特に月裏側）で優位だが、コストは劣位
	○	△	×

7.4.5.2. 月探査通信測位アーキテクチャのまとめ

これまでの議論の結論として、月探査通信測位アーキテクチャを以下のとおりまとめる。また概念図を図 7.4-20 に示す。

- 月近傍のアーキテクチャ
  月周回軌道上に通信と測位の機能を具備した衛星コンステレーションを配備する。2 軌道面に各 4 機ずつ、計 8 機での構成とする。
- 地球周辺のアーキテクチャ
  月から地球への Gbps 級のデータを伝送するための回線用に光通信を用い、地球周回軌道(GEO 想定)に光通信と RF 通信の中継器を配置し、月圏から地球周回軌道までは光通信で伝送し、地球周回軌道上から地球上へのダウンリンクは RF 通信で行う。
  なお、光通信における地球側の光通信装置の口径は 50cm 級、月側の口径は 5cm 程度で構成する回線とする。
- 月面拠点のアーキテクチャ
  本稿において詳細の検討は実施していないが、拠点内の通信ノードの通信を束ねる基地局（月面局）の様なものが必要になると考えられる。測位の観点からも位置が既知の基準局を構築することで、当該局が可視の範囲では高精度な測位を提供可能で、より精細な動作が必要な拠点構築の運用を支援するインフラを実現できるものと考える。

以上の検討結果は、いずれも今後の技術動向によってその過程のトレードオフ評価が変動しうるものであり、最新の状況に応じて定期的な見直しを行うものとする。

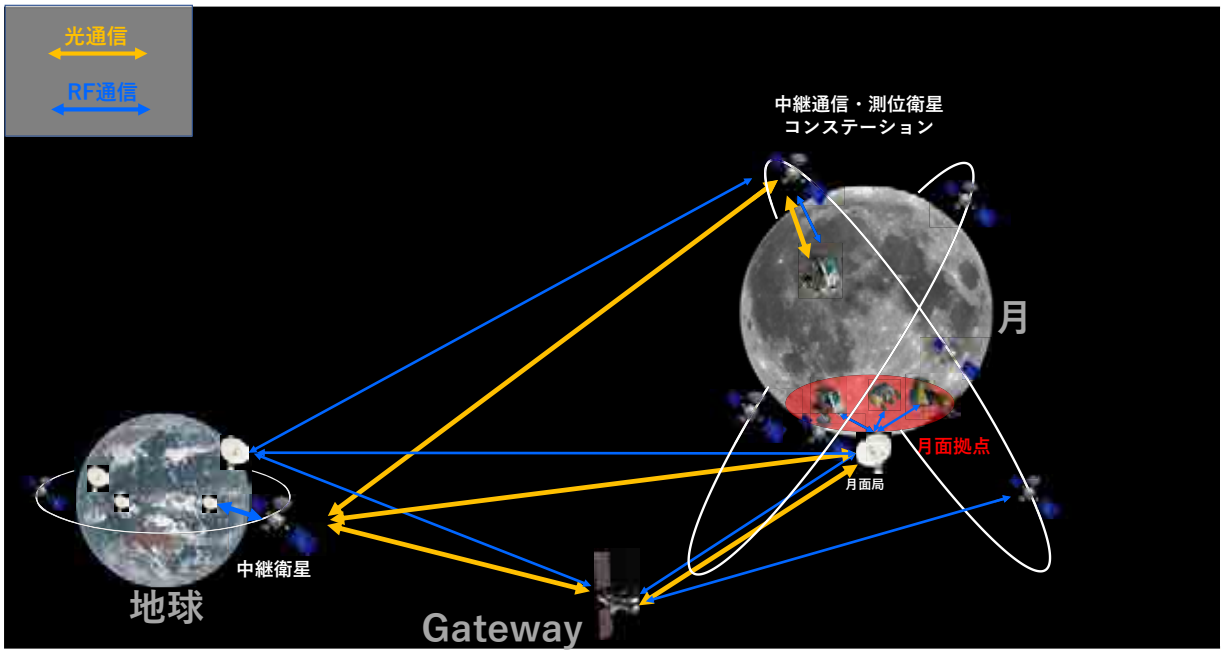


図 7.4-20 月探査通信測位アーキテクチャ概念図

8. 主な技術目標

ISS・探査小委員会第 2 次とりまとめで識別された下記の 4 つの重点技術等に関して、5 章での有人科学探査ミッション検討、6.3 章でまとめた全体アーキテクチャのトレードオフ検討結果等から主な技術目標(数値は概略規模)を下記に整理した。この技術目標は、9 章での技術ロードマップでの目標となる。

- 重力天体着陸技術
- 重力天体表面探査技術
- 有人宇宙滞在技術
- 深宇宙補給技術

8.1. 重力天体着陸技術

① 着陸エンジン規模：300kN クラス（火星着陸）、80kN クラス（月着陸）
② 着陸精度：直径 100m 以内
③ 着陸地域：グローバル
④ 火星 EDL：エアロキャプチャ&エアロブレーキ技術

8.2. 重力天体表面探査技術

8.2.1. 電力

① リチウムイオン電池電力密度：250Wh/kg 以上
② RFC（再生燃料電池）電力密度：600Wh/kg 以上
③ 発電能力：160kW、出力密度 20W/kg 以上

8.2.2. 走行

① 与圧ローバ（2 人乗り）
② 表面走行距離：10,000km 以上
③ 登坂能力：20deg 以上
④ 障害物乗り越え性能：30cm 以上
⑤ 走行速度 15km/h 以上

8.3. 有人宇宙滞在技術

① ECLSS：水・酸素の補給／消耗品不要なシステム
② 放射線防護：有人火星ミッション（トータル 1000 日程度）で最大太陽フレア発生しても制限値を超えない防護・退避技術
③ 健康管理：有人火星探査で宇宙飛行士が安全かつ健康に地球に帰還できること。

8.4. 深宇宙補給技術

① 深宇宙ランデブドッキング技術（GPS を使用しない相対位置／速度同定)と標準化
② 信頼性向上、輸送効率向上

8.5. 通信技術

① 通信容量：1Gbps 以上
② 抗たん性：DTN 対応

8.6. 測位技術

① GNSS 測位精度：30m 以内
② 月面での測位精度：40m 以内

9. 技術ロードマップ

9.1. 着陸・離陸技術

着陸技術とは、文字通り天体に着陸する技術であるが、着陸する天体・場所、着陸機の規模、着陸精度要求などに応じて、必要となる技術は異なる。この節では、有人探査を見据えた、いわゆる「宇宙探査」を対象とし、天体としては月、火星、火星衛星に限ることとする。また着陸機の規模（動力降下開始時点の全質量）は、無人のプリカーサミッション（最小 300 kg 程度）から有人着陸機の規模（40 ton の月着陸、70 ton の火星着陸）とする。図 9.1-1 に、典型的な月着陸のシーケンスと必要となる技術を示す。

火星探査の際は、大気を利用した減速や空気力を利用した誘導飛行（空力誘導）を利用して、周回軌道への投入や目標とする着陸地点への到達する際に必要となる推進系の推進剤重量を大幅に低減することが可能となる。周回軌道への投入に大気減速を利用する方法としては、最初に推進系によって軌道投入を行った後、火星の上層大気を利用して徐々に軌道高度を降下させるエアロブレーキングや、第一近火点へのフライバイの際に一気に大気減速を行うエアロキャプチャが利用できる。特に後者を用いる場合には、探査機を大気圏飛行中の空力加熱から防御し、かつ適切な空力誘導を実現するための揚力エアロシェルと、正確な空力誘導技術が必要となる。火星への着陸においては、空力誘導により目標とする着地点近傍へ着陸機を誘導し、十分な減速を行った後、最終フェーズで推進系を利用して着陸する。この際、前述の揚力エアロシェルと空力誘導に加えて、最終フェーズでの減速を行うための展開型減速装置（パラシュート等）と、着陸に用いる推進技術が必要となる。ただし、着陸機の規模が大きい場合、火星の大気は希薄であるため十分な大気減速が期待できないため、極超音速飛行中に逆噴射を行う推進技術、あるいは減速率の高い大型の展開型エアロシェル技術が必要となる。このように、火星探査においては、探査のスコープおよび探査機の規模によって、最適となる探査機のアーキテクチャが大きく異なるため、注意が必要である。

さらに火星圏の探査で必要となるのは、惑星保護の技術である。惑星保護とは、国際宇宙空間研究委員会（Committee on Space Research; COSPAR）が規定する国際的な合意である惑星保護方針（Planetary Protection Policy; PPP）に準拠して、宇宙機の開発および運用を行うことである。火星を探査対象天体とする場合、周回ミッションにおいては、探査機のクリーン度に応じて、探査機の火星衝突確率を規定値以下に維持することが求められ、着陸ミッションにおいては、火星表面へ到達する探査機全システムの滅菌と、滅菌状態の検査（バイオバーデン）が必要となる。エアロブレーキやエアロキャプチャを用いる場合、火星衝突確率を規定値以下に維持することは極めて困難であるため、実質的には探査機全システムを滅菌し、バイオバーデン管理が必要となる。探査機の滅菌とバイオバーデン管理は、探査機本体のみならず、コンポーネントの製造設備、インテグレーションや試験を行うクリーンルーム、射場への輸送コンテナ、射場設備の滅菌とバイオバーデン管理に及ぶため、火星着陸探査を行うためには、計画的にこれらの技術を獲得し、設備を整備する必要がある。

これからの探査では、サンプルリターンや有人ミッションなど、天体から地球へ帰還する技術も必要となってくる。天体から地球に向けた復路航行技術は、基本的には天体へ向けた往路航行技術と同様であり、また地球への大気圏突入、地上（海上）での回収技術は別途検討すべき事項であるので、この節では天体表面から軌道上への離陸技術のみを扱うこととする。

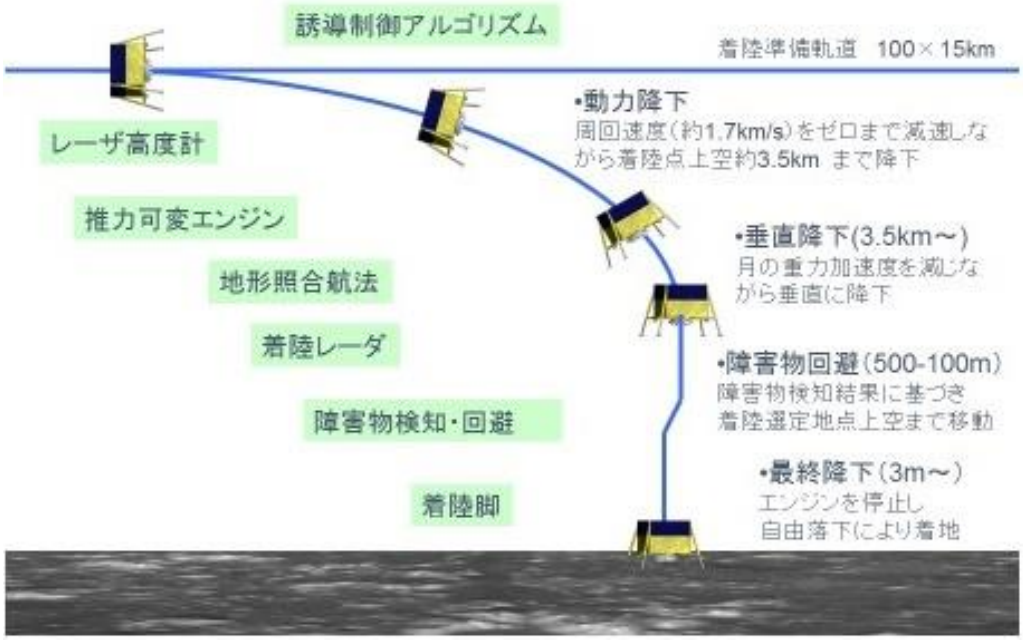


図 9.1-1　月着陸シーケンスと必要な技術

9.1.1. 宇宙探査での目標

① 天体上の任意の目標地点に高い精度で着陸し、そこから離陸する

これからの探査では、科学的に興味のある場所、利用可能な資源が存在する場所、あるいは日照条件・温度条件などが有利な場所など、天体上の様々な目標地点へ高い精度で誘導し着陸することが可能な技術が必要となる。また惑星保護の観点からも、天体の特定の領域への衝突確率を規定値以下にすることが求められる。すなわち、月、火星、火星衛星上の指定された領域に、安全・確実に軟着陸する技術が必要である。ただし傾斜が極端に厳しい、岩石等の障害物が多い場所への着陸は困難であるので、着陸後に、探査ローバなど別の手段を使って探査することになる。また、当面の探査は太陽光をエネルギー源とするため、着陸地点は着陸時点においては日照であると想定する。従って、このような条件を考慮して着陸地点を選定する技術、ならびに着陸機には自律的に障害物および日陰地域を避けるような機能も必要となる。

また、火星探査、火星衛星探査においては、数十分の電波伝搬時間遅れは不可避であるので、自律機能による着陸が必須となる。月探査においては、電波伝搬時間は数秒であるため、ある程度の遠隔操縦は可能であるが、着陸降下速度が速いため半自律的な着陸技術が必要とな

る。

火星探査においては、燃料消費を低減するために火星の大気を用いた減速および誘導技術が重要である。特に有人探査においては、その規模が大きくなることから、燃料の大幅な削減がその実現を左右すると言っても過言では無い。比較的小型の探査機の場合、大気圏突入カプセル（エアロジェル）により減速しながら大気圏に突入し、空力誘導を用いて目標とする着陸点近傍まで探査機を誘導し、その後パラシュートを展開してさらに減速した後に、エンジンを用いた着陸するのが最適である。一方、有人探査機のように大型になると、質量（重力）がサイズの3乗に比例するのに対して空気力学的減速力はサイズの2乗に比例するため、大気の希薄な火星では十分な減速を受けるためのエアロシェルやパラシュートの設計が困難となり、展開型の大型エアロシェルを用いるか、推進系を用いて減速するなど、工夫を要する。また、空力誘導の効果も低減するため、基本的には月着陸と同様に動力着陸を積極的に用いる必要があると考えられている。

離陸に関しては、重力の小さな天体では着陸機がそのまま離陸することが有利であるが、重力の大きな天体では、着陸機を表面上に残し離陸機のみが帰還する方が有利になる。このようなシステム構成のトレードオフ、離陸機の分離機構などの技術開発が必要となる。

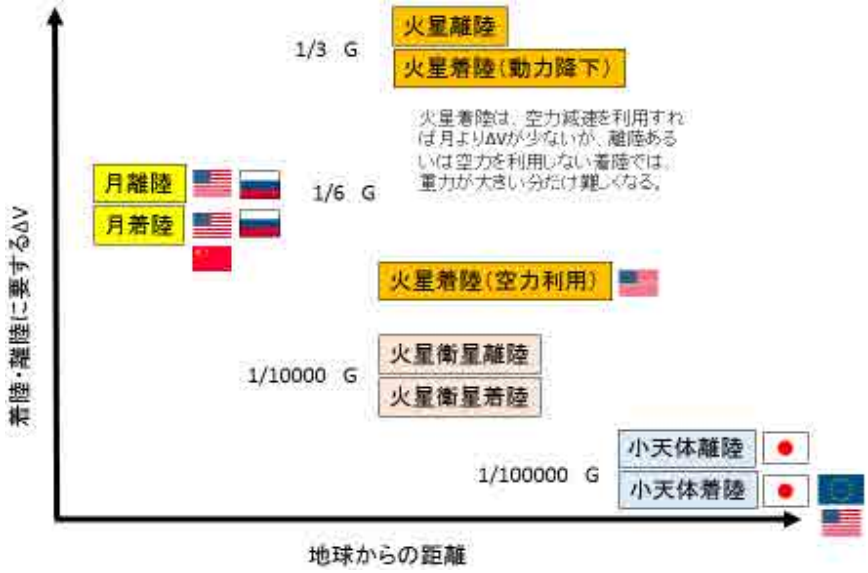


図 9.1-2 探査対象天体の特徴

② 大気を用いた軌道投入（エアロキャプチャ）

火星周回軌道への探査機の投入においては、大気抵抗を用いたエアロキャプチャが有効であると考えられる。現在の火星探査においても、燃料消費を削減するため、一度長楕円軌道に投入された探査機において、近火点通過時の大気抵抗を用いて遠火点軌道高度を下げる「エアロブレーキ」がしばしば用いられている。エアロキャプチャを用いる場合、大気突入によって軌道速度を大きく減速する際に探査機を空力加熱より保護するエアロシェルが必要となるが、エアロシェルの重量は投入する軌道高度にほとんど依存しないのに対して、推進系を用いて軌道投入する場合には、高い軌道（長楕円軌道）へ投入することによって推進系の燃料を低減することが可能である。このため、探査機を長楕円軌道に投入することが許容される場合においては、推進系を用いて探査機を長楕円軌道に投入し、エアロブレーキによって軌道高度を低下させる方が、多くのペイロードを軌道投入することが可能となる。これまでの科学衛星においてエアロブレーキが用いられてきたのはこのためである。

しかし、エアロブレーキによって軌道高度を低下させるためには、数か月から 1 年近くの期間を有するため、有人探査においては、関連する貨物の輸送においても、エアロブレーキによって燃料消費の削減を期待することが極めて困難である。一方、低軌道へ直接軌道投入を行う場合においては、推進系を用いる場合の必要燃料は大幅に増加するため、エアロキャプチャの方が多くのペイロードを軌道投入することが可能となる。このように、有人火星探査においてはエアロキャプチャ技術が鍵を握ると考えられる。エアロキャプチャを実現するためには、高精度な軌道決定・軌道制御技術、大気抵抗の推定技術、飛行中の姿勢制御技術、誘導技術、減速時の空力過熱を防御する技術などが必要となるが、これらのすべては火星表面への定点着陸技術を獲得する過程で獲得可能である。

有人火星探査において、貨物あるいは火星ステーションの軌道高度を 300x5,000 km と想定すると、推進系を用いて惑星間軌道から軌道投入する場合、推進系重量比（探査機の WET 質量に対する推進剤と推進系重量の比）は 48.5%となる（V_∞＝2.7 km/s, Isp＝315 s、推進系構造係数 = 0.25 を仮定）。従って、エアロキャプチャが推進系による軌道投入に卓越するためには、エアロシェルとポストエアロキャプチャに必要な推進系（ΔV~100 m/s）の重量比を 40%程度以下とする必要がある。これを実現するためには、エアロシェルの平均面密度（単位面積当たりの重量）が 10 kg/m^2 程度のエアロシェルを開発することが必要である。これは超軽量熱防御システムによって実現可能であるが、既存の超軽量熱防御システムはリセッションレート（表面損耗速度）が高く、表面損耗によるエアロシェル形状変化によって空力誘導精度の劣化を生じる。従って、低損耗でかつ超軽量の熱防御システムの開発が必要と考えられる。

③　探査機の規模、エンジンの推力

着陸機の規模は、ミッション、および想定する探査アーキテクチャに依存するが、有人探査、あるいは有人探査に必要な大型インフラの輸送について、下記の最大規模を想定する。

月着陸機は、動力降下開始時の質量として 40 ton を想定する。この際、月の重力(0.17G)に対して重力損が影響しない推力として、80 kN 級の減速用エンジンが必要となる。また離陸機は、Wet 質量で 13 ton が想定されており、30 kN 級のエンジンが必要となると考えられる。

火星着陸機は、動力降下開始時の質量として 70 ton を想定する。この際、火星の重力（0.38G）に対して重力損が影響しない推力として、300 kN 級の減速用エンジンが必要となる。また離陸機は、Wet 質量で 23 ton が想定されており、100 kN 級のエンジンが必要となると考えられる。

火星衛星は、重力が非常に小さいので、これよりは大幅に小さな推力で十分である。

なお、探査機質量の大きな部分を燃料が占めるため、効率的な探査を行うためには、比推力が大きいことが望ましい。液体メタン・液体酸素エンジン、あるいは液体水素・液体酸素エンジンが候補となるが、長期間保存の必要があるため、その蒸発（ボイルオフ）をどこまで抑えられるかが鍵を握る。将来的には、月あるいは火星表面上で燃料を製造し、帰還時の推進剤として使用することで、探査の大幅な効率化が可能である。月、火星の地下には水氷が存在すると考えられており、また、火星大気は主に二酸化炭素であることから、これらからメタン、水素、酸素を製造するための技術開発も必要となるであろう。

④　着陸精度

今後の探査においては、科学的に探査すべき場所、水氷などの存在確率が高い場所、拠点インフラを設置する場所など、探査場所がピンポイントで指定される場合がほとんどである。探査ローバなど長距離移動が可能な手段を持ち合わせている場合には、必要な着陸精度はその走破距離程度となるが、有人拠点への大型インフラなど重量物で移動が困難な場合には、ピンポイントでの着陸が要求される。例えば月の極域の探査においては、日照時間の長い場所は数百m程度の範囲に点在している。有人滞在拠点、地震計測などの定点科学観測所など長期間大電力が必要なミッションでは、原子力エネルギーを前提としない限り、100m 程度のピンポイント着陸が要求される(図 9.1-3)。また、資源探査、生命探査、地質探査においても、崖、クレータ底など広域移動探査が困難な場所へのアクセスが必要となる場合がある。探査対象地点周辺の地形に依存するが、数百mのオーダーで他の場所と隔離されている地域も多い(図 9.1-4)。このような場合にもピンポイント着陸は必要となる。ピンポイント着陸を行う場合には、空力誘導は不可欠な技術となる。

なお、有人滞在拠点への大型インフラの輸送、あるいは物資輸送の際には、できるだけ近傍に

着陸することが望ましい。その際には 10 m オーダーでの着陸精度も要求されることが考えられるが、このような時代には、誘導ビーコンなどの航法インフラが整備されていることが想定される。インフラを使用した高精度誘導の研究開発も別途必要であるが、当面は天体上の任意の地点に 100 m の精度で着陸することが目標となる。

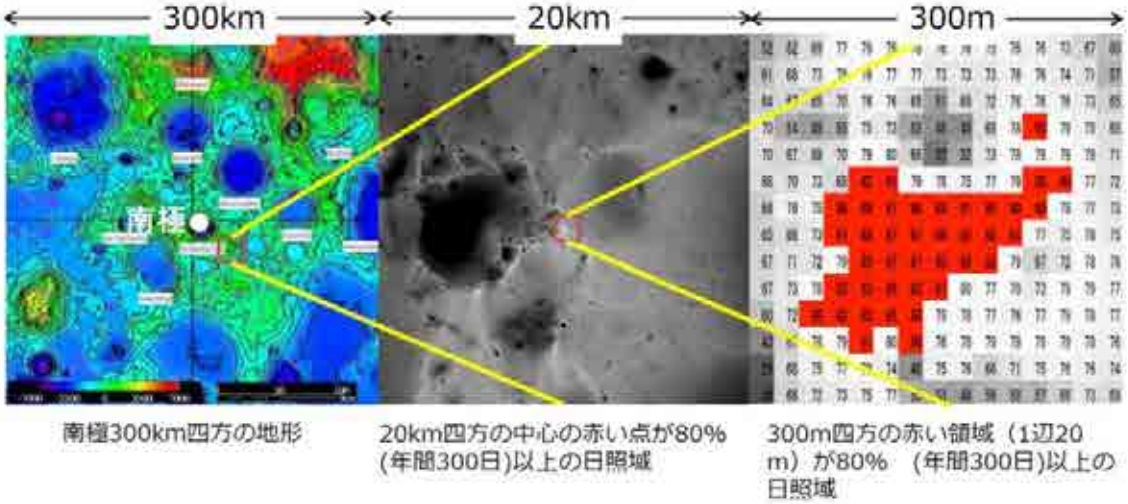


図 9.1-3 着陸候補エリアの例（南極付近の日照条件の良い場所）

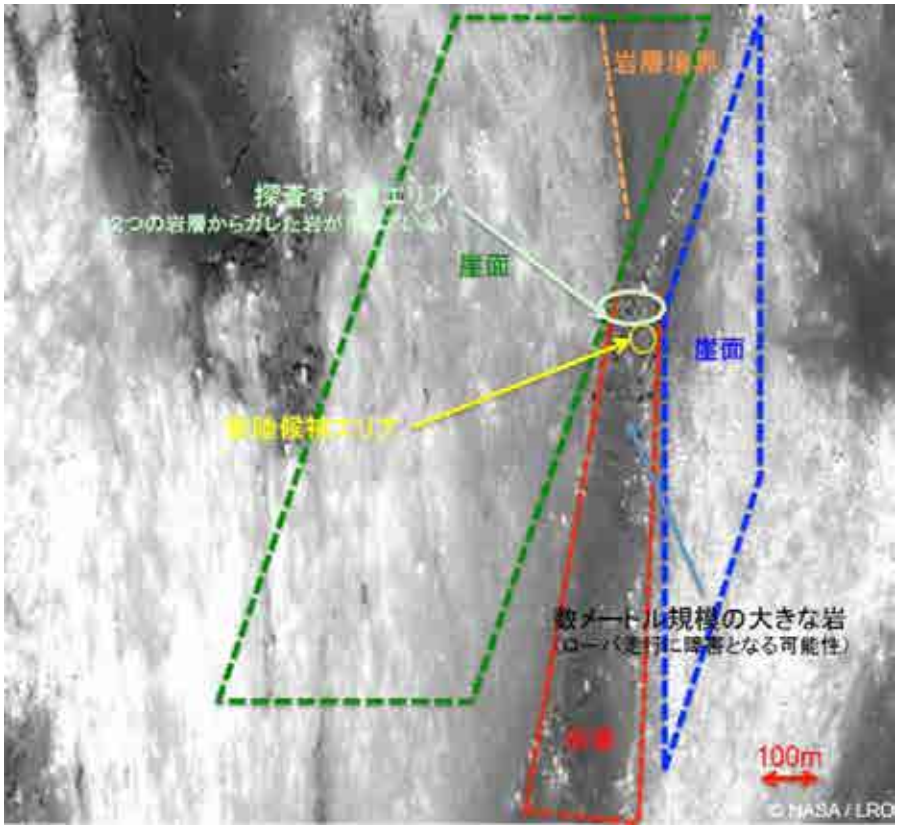


図 9.1-4 着陸候補エリアの例（ジャクソンクレータ）

⑤　その他の技術開発目標

着陸技術そのものではないが、着陸機の設計に配慮すべき点として、有人与圧ローバなどの大型貨物の搭載方法、ならびにその天体表面への展開方法を開発しておく必要がある。米国のコンステレーション計画では、アスリートと呼ばれる荷下ろし用大型ロボットが検討されていたが、現実的には着陸機の低床化が必要であると考えられる。大型貨物輸送用の着陸機では、エンジンは探査機周囲に搭載し（複数エンジンのクラスタ化が前提）、着陸衝撃吸収機構を着陸機底面へ配置するなどの対応が必要になる。また、火星探査においては、惑星保護の技術、特に惑星保護カテゴリ IV の技術（探査機および関連設備の滅菌とバイオバーデン管理）が必要となる。世界の技術動向（ベンチマーク）が必要となる。

9.1.2. 世界の技術動向（ベンチマーク）

これまでの各国の着陸探査の実績を表 9.1-1 に示す。月探査については、米国、ロシア、中国が無人での着陸、ロシアが無人での離陸、米国が有人での着陸・離陸を成功させている。火星探査については、米国と中国が着陸を成功させているが、未だ離陸は行っていない（ヘリコプターによる離陸を除く）。欧州が 2003 年に Beagle-2 を、また 2016 年に ExoMars EDM（スキャパレリ）を降下させているが、いずれも着陸に失敗している。参考までに、金星、タイタンの探査例を掲載しているが、基本的に空力のみによる減速であり、今後の探査で検討している動力降下による着陸技術とは異なるものである。小天体への着陸に関しては、航法センサ、航法誘導制御アルゴリズム等は共通の部分もあるが、重力レベルが大きく異なるので、推進系については比較対象とならない。

これまでの月探査では、着陸精度は地上からの電波による航法精度に頼っていたため、数 km が限界となっていた。これより高精度で着陸させるためには、天体表面地形情報と探査機による観測データ（主には画像）との地形照合が必須となる。現在、日本、米国、欧州などで、高精度着陸技術の研究が進められている。

これまでの着陸地点は、最も障害物が少ないと考えられている、いわゆる「海」と呼ばれる地域が選ばれてきた。あるいは米国のサーベイヤ計画のように、ある程度の失敗確率を許容して実施されたものもある。積極的に障害物検知・回避を行った探査機は、米国のアポロ宇宙船において宇宙飛行士が目視で行った例があるが、探査機による自律障害物検知・回避の例は未だ無い。（米国が火星探査において、実験的に障害物検出を行ったという報告はある。）自律障害物検知・回避技術についても、世界各国で研究が進められている。

着陸・離陸用のエンジンとしては、アポロ月着陸船の着陸用 44kN、離陸用 16kN が最大であり、これからの探査に必要な目標値とはギャップがある。また、推進剤は常温保存可能なヒドラジン系の燃料と四酸化二窒素（NTO）などの酸化剤の組み合わせが用いられており、液体メタン、液体水素などのいわゆる極低温燃料が着陸機、離陸機に使われた例は無い。

これまでの火星探査は、比較的小型の科学探査であるので、大気圏突入カプセルによる減速、パラシュート展開による減速を行ったのち、減速エンジンで着地をしている（表 9.1-2）。しかしながら、有人探査の際には着陸機が大型となるため、大気が薄い火星ではエアロシェルやパラシュートを減速の主要手段とすることは難しいと考えられ、減速の大部分も推進系を用いることとなると予想されている。また高精度着陸を行う観点からも、大気による擾乱の不確定性に影響されない、減速エンジンによる動力降下が望ましいと考えられている。一方で、燃料消費を削減するためには、大気を用いた減速が必要である。そこで、まず火星周回軌道投入時に大気による減速（エアロキャプチャ）を行い、さらにエアロシェルを用いて大気による減速を行い、できるだけ低高度から動力降下を行う方式が、有人ミッションに最も適切であると考えられる。

火星衛星については、未だ着陸に成功した国は無い。微小重力天体としては、日本が HAYABUSA および HAYABUSA2 ミッションにおいて，それぞれ小惑星イトカワおよび小惑星リュウグウへの着陸、サンプル採取、離陸を成功させている。米国は OSIRIS Rex ミッションにおいて小惑星ベンヌへ着陸、サンプル採取、離陸を成功させている。欧州は、チュリュモフ・ゲラシメンコ彗星に小型着陸機フィラエを着陸させている。火星衛星の重力レベルは、月などの重力天体と小惑星などの微小重力天体の中間であるので、月着陸技術と小惑星着陸・離陸技術を有すれば、技術ギャップは大きくないと考えられる。従って、以下では、特出しで火星衛星への着陸・離陸技術には触れない。

大型貨物の天体上への輸送に関しては、ロシアのルナ探査機が約 800 kg のルノホートをスロープにより月面上に降ろしている。そのため、探査機の床面はできるだけ低いことが望ましいが、ルノホートのスロープの傾斜は急であった（図 9.1-5 からは 30deg 程度に見える）。さらなる低床化が必要と考えられる。また、米国の MSL (Mars Science Laboratory)は、約 900 kg のキュリオシティをスカイクレーン方式で火星面上に降ろした（図 9.1-6）。重量級のローバを着陸機から天体上に降ろすことは困難であるので、直接ローバを接地させる方法を選んだと思われる。

図 9.1-7 に、月着陸機と火星着陸機の Wet 質量の推移を、後述する JAXA の計画とともに示す。月探査においては、1969 年のアポロ着陸機に向けて大型化がされたが、それ以降、有人ミッションが行われていないので、数トンクラスの着陸機にとどまっている。火星探査においては、無人探査機であるので、約 4 トンである MSL が最大である。有人月探査、で想定される着陸機規模との間のギャップは大きい。

表 9.1-1 世界の軟着陸ミッション（成功したもののみ記載）

天体	計画名	国	実施年	形態	Wet/Dry 質量*1
月	Surveyor 1、3、5、6、7	米	1966～1968	着陸	約 1000/約 300 kg
	Apollo 11、12、14、15、16、17	米	1969～1972	有人	着陸機 14.5 ton/ 離陸機 4.5 ton/
	Luna 9	露	1966	着陸	1538/99 kg
	Luna 13	露	1966	着陸	1620/113 kg
	Luna 17/Lunokhod 1	露	1970	着陸	5600/1836 kg
	Luna 21/Lunokhod 2	露	1973	着陸	4850/1814 kg
	Luna 23	露	1974	着陸	5600 kg
	Luna 16、 20	露	1970、 1972	SR	着陸機 5600 kg
	Luna 24	露	1976	SR	着陸機 4800 kg
	嫦娥 3	中	2013	着陸	3700/1200 kg
	嫦娥 4	中	2019	着陸	着陸機 1,200kg ローバ 140kg
	嫦娥 5	中	2020	SR	探査機 8200 kg
火星	Viking 1、2	米	1975	着陸	2325/576 kg
	Mars Pathfinder	米	1996	着陸	894 /370 kg
	MER (Spirit、 Opportunity)	米	2003	着陸	1063/348 kg
	Phoenix	米	2007	着陸	664/350 kg
	MSL	米	2012	着陸	3983/899 kg
	Mars2020	米	2021	着陸	探査機 3,600 kg ローバ 1,025 kg
	天問 1 号	中	2021	着陸	探査機 5,000 kg オービタ 3,175 kg ローバ 240 kg
金星	Pioneer Venus 2 (Large Probe、 Small Probe)	米	1978	着陸*2	Large 315 kg Small 90 kg
	Venera 7、 8、 9、 10、 11、 12、 13、 14	露	1970～1981	着陸*2	495～1560 kg
タイタン	Huygens	欧	1997	着陸*2	319 kg
小惑星	NEAR shoemaker	米	1996	着陸*3	805 kg
	Hayabusa	日	2005	SR	510 kg
	OSIRIS REx	米	2018	SR	2110 kg
	Hayabusa2	日	2019	SR	600 kg
彗星	Philae	欧	2014	着陸	100 kg

1. 調査できたものは動力降下開始時としているが、不明なものは打ち上げ時 Wet を記載している。また Wet には、エアロシェル、パラシュート等の EDL 関連質量を含んでいる。推進系を持たない大気圏突入プローブ、推進系が微小な小天体着陸機は、Dry のみを記載している。
2. エアロシェル、パラシュートのみで推進系を持たない。
3. 着陸のための設計はされていなかったが、低速で小惑星表面へ衝突させ、着陸後に一瞬、通信が可能であった。（その後、姿勢が傾いたことにより、通信途絶）

SR: Sample Return

表 9.1-2 これまでの火星着陸機と使用した技術オプション

		バイキング	パスファインダー	スピリット オポチュニティー	フェニックス	キュリオシティ
						
Entry	突入・捕捉	周回軌道から	直接大気突入	直接大気突入	直接大気突入	直接大気突入
	形態	揚力体	無揚力	無揚力	無揚力	無揚力
	耐熱シールド	アブレータ	アブレータ	アブレータ （シリカ系）	アブレータ	アブレータ （カーボン）
	誘導制御	オープンループ	オープンループ	オープンループ	オープンループ	?
	姿勢制御	自律	-	-	自律	自律
Decent	減速・降下	ディスクギャップ バンドパラシュート	ディスクギャップ バンドパラシュート	ディスクギャップ バンドパラシュート	ディスクギャップ バンドパラシュート	ディスクギャップ バンドパラシュート
	高度・ 速度計	ドップラーレーダー	-	光学航法カメラによる横速度推算	ドップラーレーダー	ドップラーレーダー
Landing	最終減速	動力降下＋脚	レトロロケット ＋エアバッグ	レトロロケット ＋エアバッグ	動力降下＋脚	動力降下 ＋スカイクレーン
	姿勢制御	有り	-	-	有り	有り
	障害物検知 回避	なし	なし	なし	なし	有り

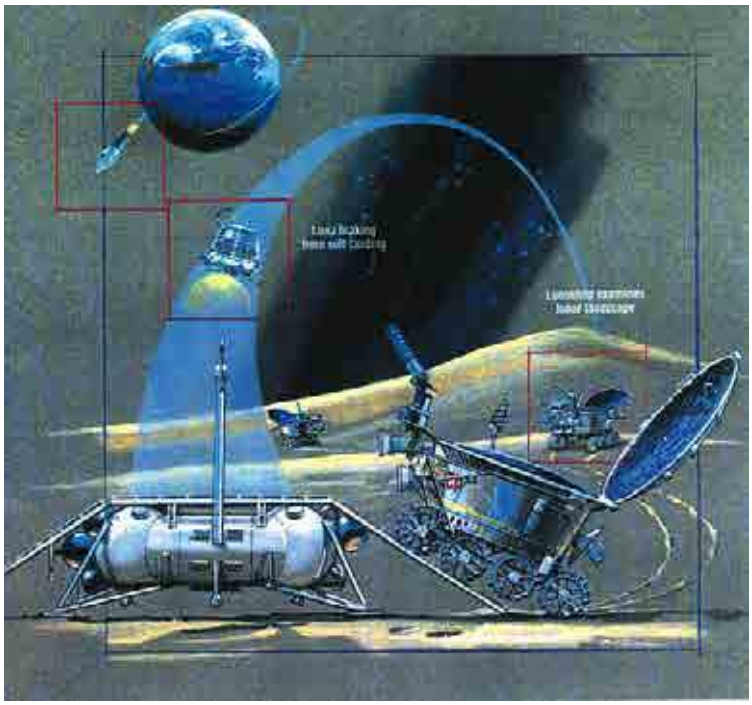


図 9.1-5 ルノホートの展開イラスト

出典：https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Lunokhod-mission.jpg#file

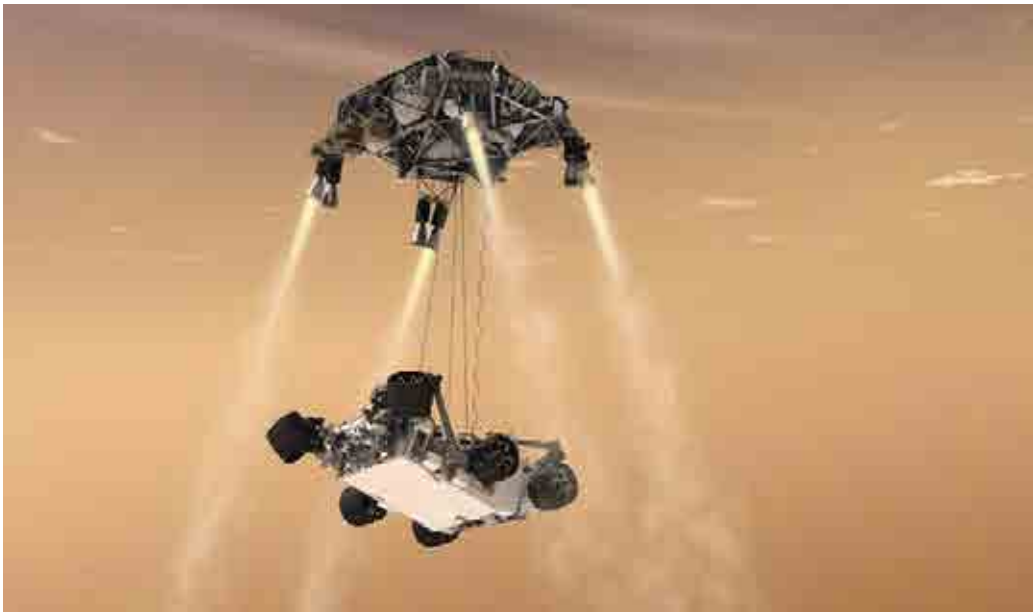


図 9.1-6 スカイクレーンのイメージ図

出典：http://mars.jpl.nasa.gov/msl/images/PIA14839-full.jpg

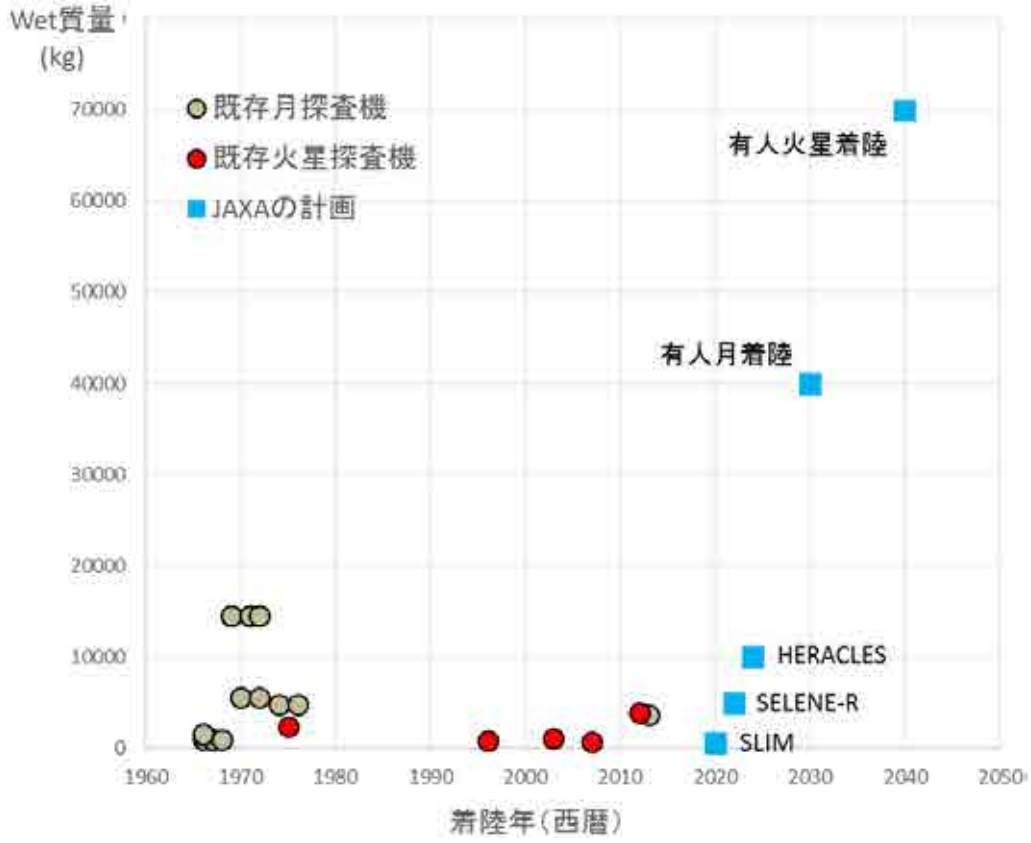


図 9.1-7 探査機 Wet 質量の推移

9.1.3. 目標とのギャップ

本節では、9.1.1 で述べた探査の目標に対する技術的なギャップについて詳細に述べる。ギャップには、世界的に見て未だ実現されていない技術ギャップと、世界的には既に実施されているが日本として保有していない技術ギャップが存在する。日本は重力天体に着陸した実績が無いため、まずはその技術習得が最初に必要である。

(1) 重力天体へ着陸し、離陸する技術（航法誘導制御アルゴリズム、航法センサ、着陸脚）

天体に着陸するためには、燃料消費が少なく、かつ後述の高精度誘導が実現できる着陸降下軌道の設計が必要である。また、航法誤差をリアルタイムで計測し、軌道修正を行う搭載アルゴリズムを開発する必要がある。日本は、小惑星イトカワへの着陸、離陸を実現しているが、微小重力天体では時間スケールが遅いので、地上を介した遠隔制御ループによっても高度 30m 程度までの降下は可能であった。一方、月などの重力天体では、全シーケンスが数十分で終了するものであり、数秒の時間遅れもクリティカルとなる。基本的には、自動制御アルゴリズムとする必要がある。

着陸用のエンジンについては、有人探査へ適用可能な大型エンジンの開発については後述するが、当面の技術実証、無人科学探査用については、実績のある2液式 500N スラスタを使用可能である（国内推進系メーカ2社が提供可能）。ただし、これまでの 500N スラスタは、静止衛星のアポジエンジン、惑星探査機の軌道投入用、HTV の主推進系のように、連続噴射での使用が前提となっており、精密に推力を調整する必要のある着陸降下においては、オフパルス性能、オンパルス性能の計測、改良が必要となる。

着陸を安全確実に行うためには、対地高度、速度の計測、加速度計測、姿勢・姿勢角速度計測などの航法センサも必要である。従来の衛星用に開発されていないものとしては、対地高度、速度を計測する着陸レーダが挙げられる。着陸レーダは戦略機器であり、輸出入に制限があるため、自在な探査を実現するためには、国内での開発が必要である。残留速度による着陸時の転倒可能性から、相対速度検出精度は 50 cm/s 以下、できるだけ高い精度で計測できることが望ましい。

着陸時の衝撃を吸収し、着陸後の転倒を防止するためには、着陸脚が重要な開発要素となる。着陸シーケンスの設計に依存するが、レゴリスの巻き上げによる搭載機器への影響、航法光学センサの誤動作等を回避するため、高度3m付近でエンジンをオフし、自由落下させることが一般的に考えられている。また、着陸レーダの相対速度精度は 50 cm/s 程度と考えられているため、この程度の横方向速度を有する場合においても転倒しないよう、着陸脚により発生する転倒モーメントの管理およびそれに基づく探査機の重心管理、着陸脚の剛性の設計が重要である。また、岩等の障害物のある場所あるいは傾斜地への着陸についても考慮する必要がある。

一方で、将来の探査には以下のような技術が必要であるが、世界的にも実現されていない。

(2) エアロキャプチャ技術

エアロキャプチャは、火星大気により減速して火星周回軌道に投入する技術であるが、そのためには、減速力を精密に管理し、大気密度や減速力に内在する不確実性を補償して着実に目標軌道に投入可能な、ロバストな空力誘導アルゴリズムが必要となる。この点で、周回軌道上にて徐々に軌道高度を下げるエアロブレーキと比べて、難易度が非常に高く、未だ世界のどこでも実現されていない。

エアロキャプチャを実現するためには、Flight pass angle(FPA)誤差を± 0.15° (3σ、500km高度)で制御する必要がある。周回軌道投入前の惑星間航行時にこの精度を確保するためには、DDOR や光学航法のような、精密軌道決定技術が必要となる。また、大気による減速力を決定するため、大気密度を十分な精度で推定できなければならない。このため、これまでの火星探査のデータに、火星大気科学の知見を総合する必要がある。なお、この制限は揚力飛翔による広げることが可能で、軌道制御誤差、大気密度誤差に対してロバストな設計とすることが必要である。

エアロキャプチャにより必要な減速は、約 1.6 km/s 程度である。近火点高度 110 km で軌道投入を行う。このときの飛行プロファイルを図 9.1-8 に示す。この空力過熱に耐える材料の開発が必要である。耐熱材として厚み 100 mm のアブレータ、断熱材としてポリイミド＋構造体を使用することにより、図 9.1-9 のように 325 K (52℃)に保つことが可能であるが、このときの熱防御システム質量は 25 ton と計算されている。

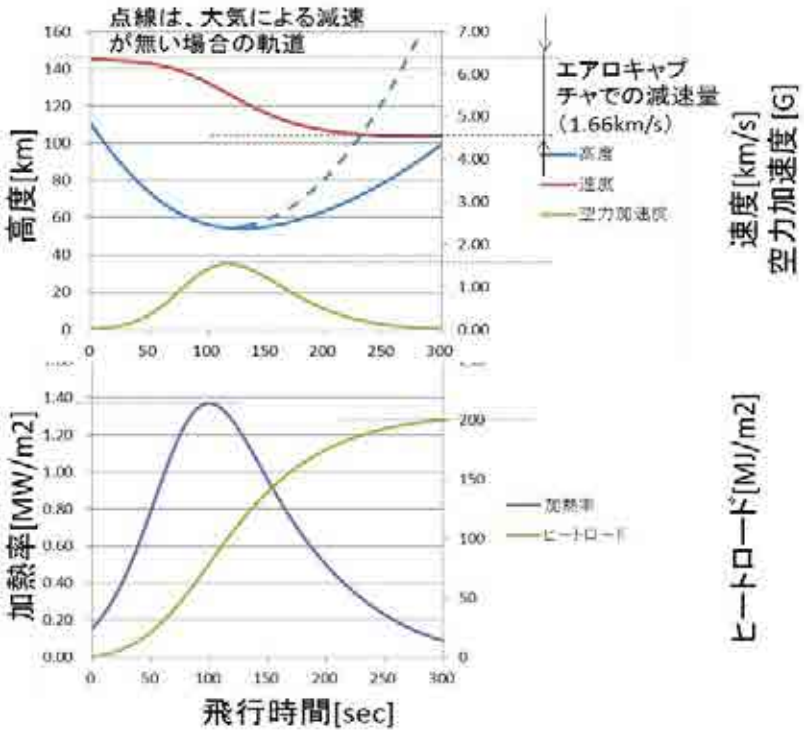


図 9.1-8 エアロキャプチャ時の飛行プロファイル

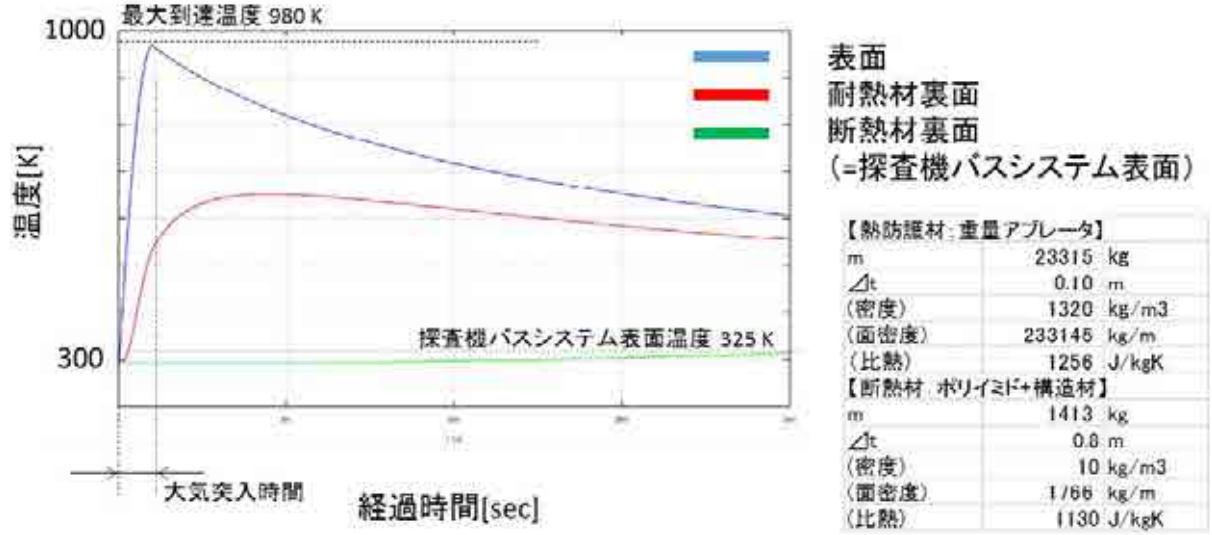


図 9.1-9 エアロキャプチャ時の温度プロファイル

(3) 大型エンジン

2020 年代末までに有人月探査用 80 kN、2030 年代末までに有人火星探査用 300 kN のエンジンの開発が必要である。現状での大型エンジン開発状況を表 9.1-3 に示す。現在検討している有人探査アーキテクチャにおいては、比推力の観点で、液体メタン・液体酸素エンジンあるいは液体水素・液体酸素エンジンが必要である。しかしながら、これらの極低温燃料は、その保温、蒸発（ボイルオフ）防止が難しい。ボイルオフ対策については次項で述べる。またロケットエンジンと異なり、着陸に使用するためには、推力を可変にする必要がある。

表 9.1-3 探査機用大型エンジン

（下段はロケット用、あるいは探査機用に開発中のエンジン）

使用ミッション	国	開発年	推力	推力可変	燃料
アポロ着陸船	米	1969	45 kN	○	N_2O_4/Aerozine50[*1]
アポロ離陸船	米	1969	16 kN	？	N_2O_4/Aerozine50[*1]
MSL	米	2012	3 kN	○	N_2H_4
嫦娥 3 号	中	2013	7.5 kN	○	NTO/UDMH[*2]
Aestus	欧	2003	30 kN	×	MON/MMH
Mira	伊	開発中	100 kN	×	LOx/LCH_4
LE-8	日	2009	107 kN	×	LOx/LNG
RD-56M LNG	露	1996	75 kN	×	LOx/LNG
RD-56M	露	1960	70 kN	×	LOx/LH_2
RS-18	米	開発中	25 kN	×	LOx/LH_2
	米	開発中	155 kN	○	LOx/LCH_4

*1:N_2H_4(ヒドラジン)と UDMH の 50:50 混合物

*2:Unsymmetrical Dimethyl Hydrazine：非対称ジメチルヒドラジン

(4) 燃料のボイルオフ対策

液体メタン・液体酸素エンジン、あるいは液体水素・液体酸素エンジンにおいては、燃料、酸化剤の極低温保存が必要であり、その蒸発率（ボイルオフ）を抑える技術、すなわち断熱保温技術がクリティカルとなる。液体メタンの方が沸点が高いのでボイルオフを低減しやすいが、液体水素燃料の方が比推力が大きいので、低ボイルオフが実現できれば将来の探査活動を大幅に効率化することができる。図 9.1-10 は、ボイルオフにより燃料が蒸発した分だけ実効的な比推力が低下するとして、横軸を日数にとってその低下の様子をプロットしたものである。残存燃料に対する蒸発率が一定として計算しており、単位時間あたりの蒸発量が一定では無い。常温保存可能なヒドラジン（N2H4）系燃料の比推力を 320 sec、液体メタン(CH4)を 370 sec、液体水素（H2）を 450 sec とし、液体メタンの蒸発率は 0.1%/day と 0.05%/day の2種類、液体水素は 1%/day、

0.1%/day、0.05%/day をプロットしたものである。なお、この図は燃料の効率のみを表示しているものであり、極低温の配管系、蒸発防止のための熱計装等は含まれていないので、実際にはこの図よりは常温保存可能燃料の方が有利になる。

液体水素の場合、1%/day の蒸発率に抑えられれば、数日で到着する月着陸機には使用可能である。離陸機の場合は月面滞在日数に依存すると言える。蒸発率を 0.1%/day まで低減できれば、月探査には十分に使用できると考えられるが、火星探査に用いるためにはさらなる蒸発率低減が必要である。

メタン燃料の場合は、沸点が高いため低ボイルオフは実現しやすいと考えられるので、月探査においては有望と考えられている。しかし比推力がヒドラジン系燃料と比べてそれほど高くは無いので、火星探査においては 0.05/day 程度の蒸発率では必ずしも有利にならない。基本的にはゼロボイルオフを目指す必要がある。

天体上で燃料を生産することを考えると、ヒドラジン系の燃料の合成は困難であるので、水素あるいはメタンに限られる。離陸燃料についてはボイルオフの影響は小さいので、離陸用、天体出発用のエンジンとしては、液体水素燃料も有望と考えられる。

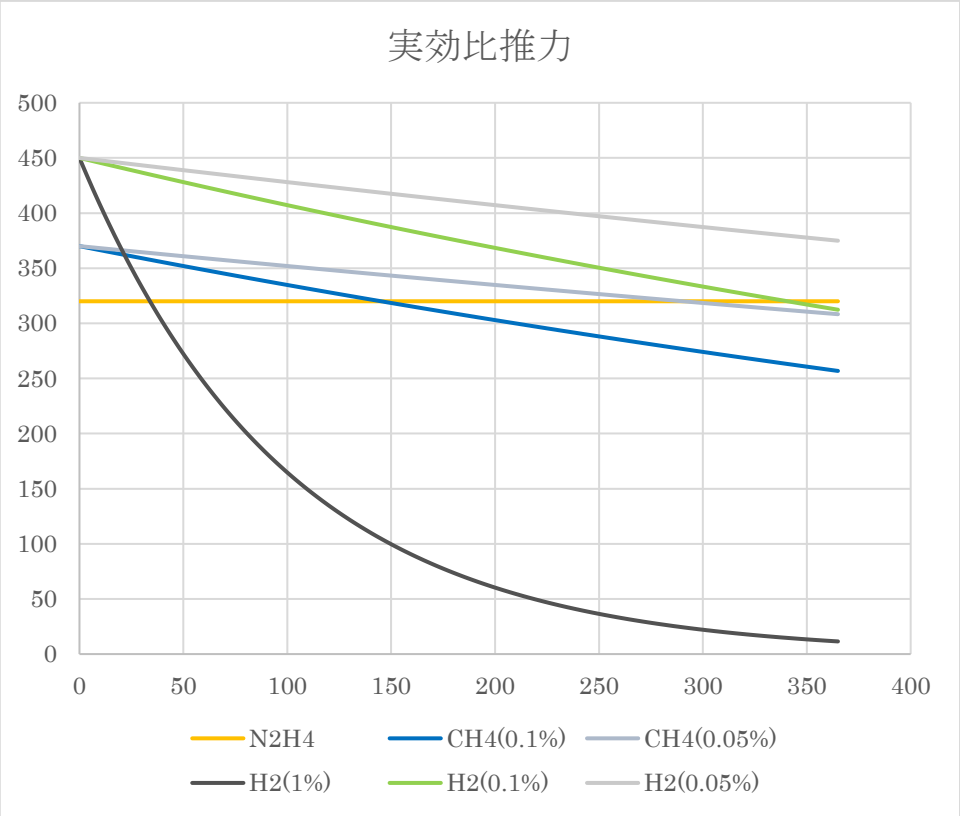


図 9.1-10 ボイルオフ低減の効果

(5) 100 m 以下の高精度着陸技術

これからの探査においては、多くの場合、指定された場所に 100 m 程度の精度で着陸することが要求される。この精度を実現することは、これまでの地上からの電波を用いた軌道決定では困難であり、天体表面上の地形との相対位置を計測する、いわゆる地形照合航法が必須となる。地形照合については、いくつかの方法が提案されているが、単眼カメラ画像を使用する方法、ステレオカメラ画像を使用する方法、3D LIDAR により3次元形状を計測する方法が主なものとなる。

単眼カメラを用いる方式は、探査機搭載カメラで撮影した表面画像からクレータなどの特徴的地形を抽出し、それと予め登録しておいた地図情報とを比較・照合し、表面地形に対する探査機位置を求めるものである。(図 9.1-11)特徴点の選び方、地図情報との照合の仕方にもいくつかの方式が考えられるが、実際の着陸降下パスや照明条件に応じて、適切なアルゴリズムを選択するべきである。また高度方向の情報についても，適切な量の特徴情報を扱う事により，地図情報に対するスケールの形で抽出できる．より精度の高い高度情報の把握のためには，レーザ高度計の計測値を用いる方法が考えられるが、天体表面には起伏があるため、ビームのスポットがどこにあたっているかを同定する必要が生じる。一方で、軌道ダイナミクスを用いたフィルタリング処理を行うことで、水平方向の位置検出のみでも3次元相対位置を推定することが可能である。

各プロジェクトにおいては、着陸地点、着陸地点の要求精度、搭載リソースなどを考慮して、最適な地形照合航法アルゴリズムを設計すべきである。

ステレオカメラを用いる方法、3D LIDAR を用いる方法はともに、3次元地形データを計測するもので、これと予め登録しておいた地形地図とを3次元的にマッチングさせるものである。3次元情報を用いているので、原理的に軌道ダイナミクスを用いなくても相対位置が決まるが、3次元でのマッチングを行うため、データ量、計算負荷ともに大きくなる。また、ステレオカメラでは基線長の限界から、3D LIDAR を用いる場合はアクティブセンサであるため感度が距離の4乗で減衰することから、どちらも高高度で使用する場合には計測誤差が大きくなる。これまで研究開発されているものは、数百 m 以下の高度で使用することが考えられている。すなわち、垂直降下フェーズにおいて、最終的に目的地に精度良く誘導するために使用されるが、垂直降下開始までに誤差が大きいと、軌道修正のための燃料消費が大きくなる。従ってこれらの方式は、障害物回避および着陸地点への微調整に使用するのに適しており、動力降下中の高精度誘導には、前述の単眼カメラを使用する方式が適切であると考えられる。

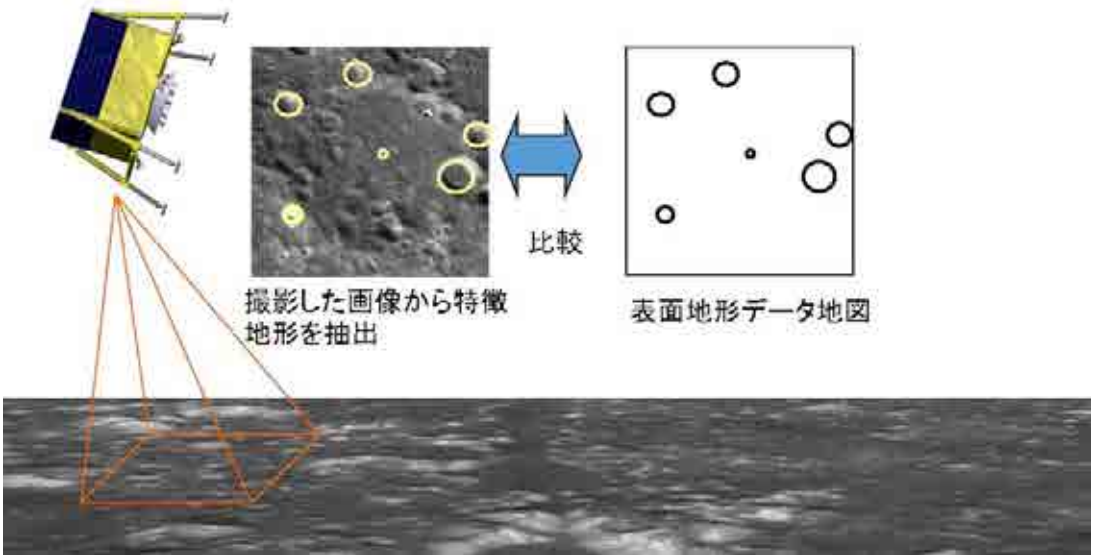


図 9.1-11 地形照合航法の原理

(6) 航法インフラを使用した着陸誘導技術

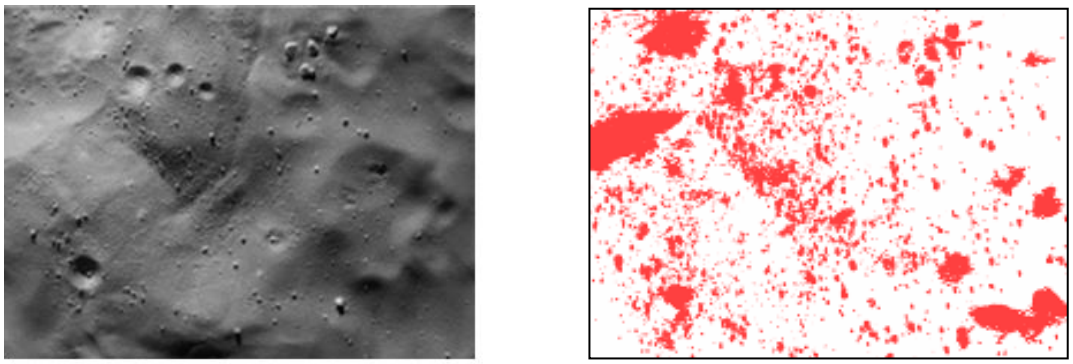
有人月面基地を構築した場合など、多くの着陸機が基地近傍に着陸する場合は、さらに高精度、高密度に着陸する必要がある。しかしそのような時代には、通信、電力などのインフラが構築されていると考えられ、誘導ビーコン、視覚ターゲットなどを備えた航法インフラも準備されるであろう。しかし、まだどのようなインフラを作るかの議論は始まっていない。国際規格の議論と同期して、研究開発を進めるべきであろう。

(7) 自律障害物検知・回避技術

有人月面基地への補給など十分に調べられた場所に着陸する場合には、障害物の位置は予めわかっていることから、着陸機に障害物検出機能は不要である。しかしながら、科学探査など未踏の不整地に着陸する場合には、着陸に支障となるような大きな岩や、地面の傾斜角を測定する必要がある。このような計測には、前述の 3D LIDAR が適しているが、搭載リソースに制約のある小型の着陸機の場合には、カメラ画像を用いた障害物検知方式が有用である。

図 9.1-12 に、画像を用いた障害物検出の例を示す。いかに2次元情報である画像から3次元地形情報を得るか、地形や照明条件によらず安定して障害物を検出できるかが鍵となる。また，画像情報には日照方向と垂直をなす方向の地形傾斜の情報は直接含まれず，その識別は難しいため，傾斜が大きい地形に対して安全に着陸する場合には，3D LIDAR やステレオ視といった三次元地形を取得できる方式が有用となる。

一方で 3D LIDAR については、いかに小型・軽量・低消費電力化ができるか、また遠距離（高高度）から分解能高く広範囲を検出できるかが鍵となる。表 9.8-3 に代表的なレーザセンサの一覧を示す。ある程度の広範囲の地形を 10 cm 程度の分解能で計測する必要があるため、画素数は 256x256 程度、少なくとも 128x128 が必要とされている。一方で数百 m の高度からの計測が必要で、S/N を確保するためのレーザ光送受の回線計算から、1 点あたりの送信エネルギーおよび計測積分時間が決まってくる。従って、機械的なジンバル、あるいはスキャンミラーなどによる操作方式は全画素取得までに時間を要し、その間の探査機の運動を考慮すると、実現が難しい。そこで着目されているのが、全画素同時に計測可能である Flash LIDAR である。ビームを広げたレーザビームの反射光を、アレイ状の測距センサで同時に計測するため、瞬時に距離画像（3次元地形計測）が可能となる。ただし、レーザビームを広げて照射するため、S/N を確保するためには高出力のレーザと微弱な反射信号を検出する検出器が必要である。検出器としては、APD（アバランシェフォトダイオード）のガイガーモードを使用したものなどが期待されている。



(a) 原画像　　(b) 検出された障害物

図 9.1-12 画像による障害物検出の例

(8) 低床化着陸機

大型の貨物を月面に降ろす場合、天体表面への降ろしやすさの点、および着陸機の重心位置の点から、着陸機の底面はできるだけ低い方が良い。これまでの着陸機は、底面に逆噴射用のエンジンがあり、また衝撃吸収用の着陸脚は数十 cm 程度のクラッシュ長が必要なため、底面は高くなる傾向にあった。また、近年発表された SpaceX の大型月着陸機では、図 9.1-13 のような貨物の展開方式が検討されているが、着陸地点の地形によってはリスクが伴う。

これに対して米国の火星探査機 MSL では、スカイクレーン（図 9.1-6）と呼ばれる、ローバをつり下げながら降ろす方式をとっている。しかし、探査機の機能が複雑となる、ローバがある程度の着陸衝撃に耐える必要があるなど課題も多い。

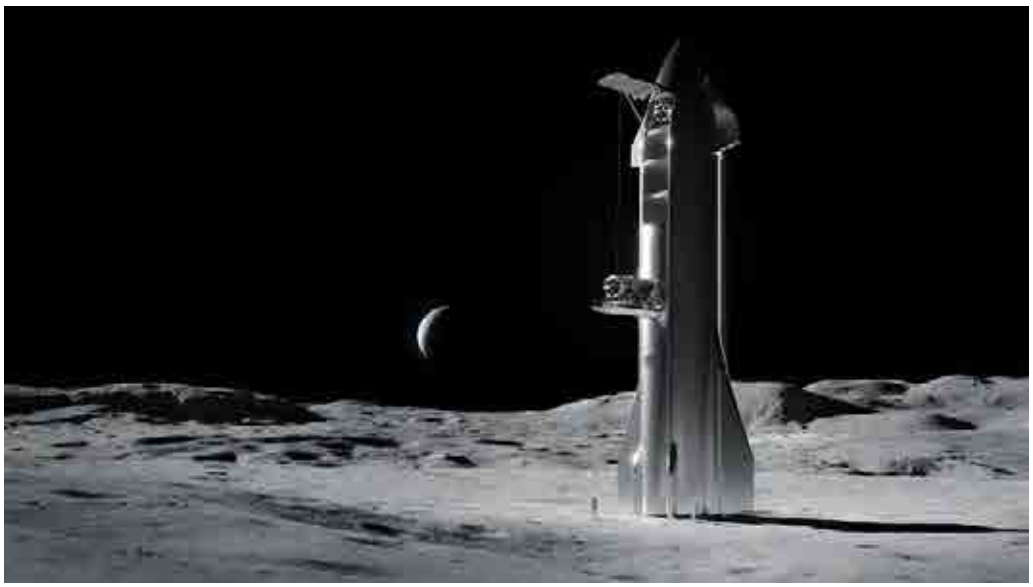


図 9.1-13 SpaceX Lunar Lander Concept
（https://www.nasa.gov/image-feature/spacex-lunar-lander-concept）

低床化着陸機の一例として、米国で図 9.1-14 のように、平板状の着陸機が検討されている。メインエンジンを下部に配置することができないため、着陸直前に分離する、エンジンをクラスタ化して側面に配置するなどの対応が必要である。また底面に衝撃吸収材を配置する必要がある。その一方、転倒の可能性が低く、ローバ等の展開のためランプやクレーンが不要という大きな利点がある。

大きなメインエンジンを用いるのではなく、中小型エンジンのクラスタ化は低床化着陸機だけでなく、スカイクレーン方式の実現にも必須である。さらに、新たなエンジン開発が不要で、既存の中小型スラスタを用いることができるため産業化の観点からも有効と考えられる。我が国としても研究開発が望まれる。

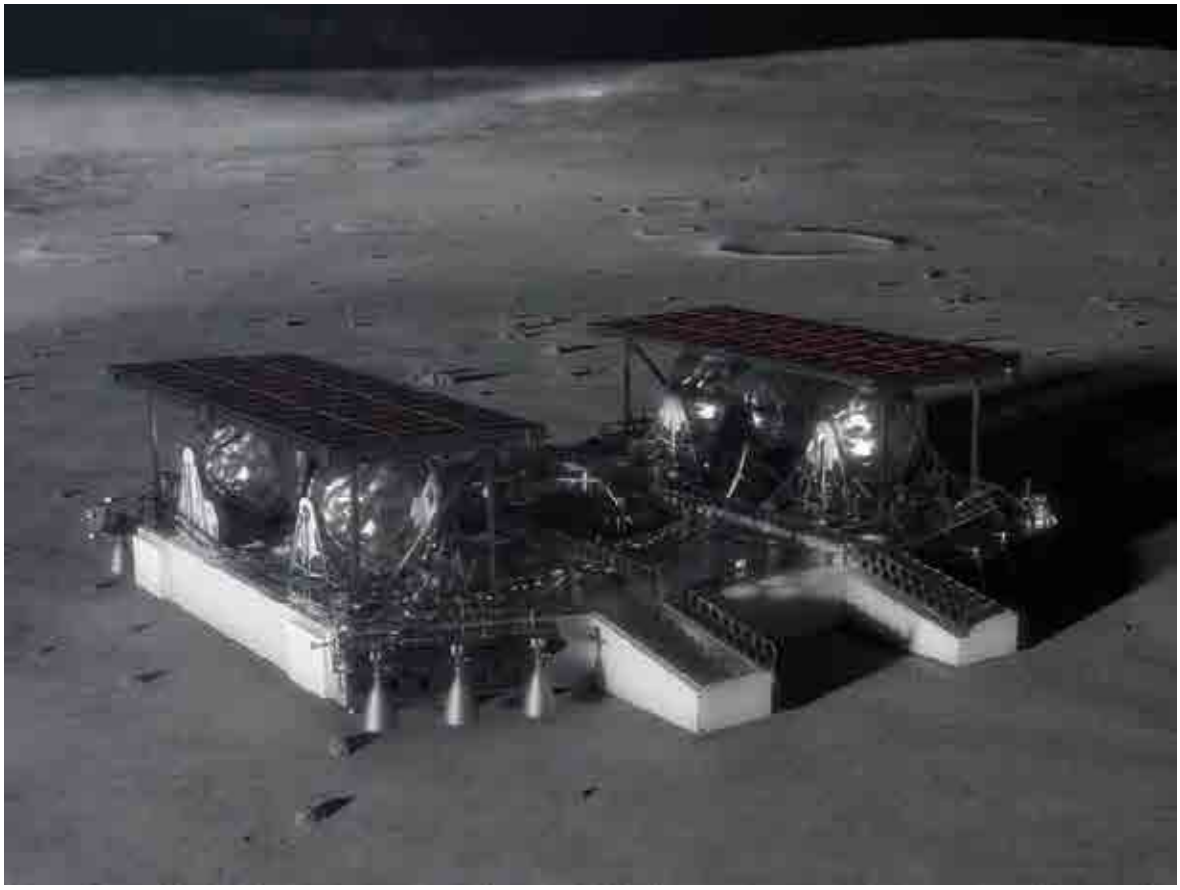


図 9.1-14 NASA で検討中の中型着陸機の例
(https://www.nasa.gov/centers/marshall/news/news/releases/2019/nasa-shares-mid-sized-robotic-lunar-lander-concept-with-industry.html)

9.1.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ

日本としては、まず他国が既に習得している技術へのキャッチアップが必要であるが、それだけではミッションとして成立しづらい。従って、日本としての技術ギャップを埋めつつ、世界一の技術、すなわち世界レベルでの技術ギャップを埋めていくことが必要である。そのためのシナリオの例を示す。なお、技術的に大きな飛躍を行うことはリスクが大きいこと、新規技術の開発コストを許容可能な年間予算範囲に抑える必要があることから、ステップ・バイ・ステップの開発を行うこととしている。

まず 2022 年ごろに月着陸実証機 SLIM（11 節参照）にて、重力天体へ着陸する基本技術（9.1.3 項の(1)）を獲得しつつ、世界に先がけて 100m 精度の着陸技術（9.1.3 項の(5)）を実証する。エンジンは、既開発の 500N スラスタを用いるが、小型軽量化のため、燃料・酸化剤・加圧ガス一体型の燃料タンクの採用や、ブローダウンモードでの使用、誘導制御用にオフパルス、オンパルスモジュレーションを行うための性能向上を行う。また、自律障害物検知・回避機能（9.1.3 項の(7)）の試験を行う。なお、SLIM サイ

ズの探査機は、最小規模の月サンプルリターン用無人離陸機と考えられる。将来の探査における自在な小型サンプルリターン機としての利用も期待できる。

次に、2020 年代の早期に、約 10 倍大型となる月極域探査機 LUPEX（11.2 節参照）により、実用機としての着陸技術実証を行う。300 kg の探査ローバを月面に輸送するため、低床化着陸機技術（9.1.3 項の(8)）を導入する。また、高精度着陸技術（9.1.3 項の(5)）を極域への着陸にも適用して確実なものとしつつ、ミッション要求である着陸精度を満足する。着陸降下用エンジンについては、開発期間や開発リスクを考慮し、既存の 500 N スラスタを 12 基程度クラスタ化して使用する。クラスタ化については、大型スラスタの新規開発を避けるという観点もあるが、配管損失のアンバランス等のクラスタ化特有の技術課題を解決しておくことにより、今後も推力増強が必要になった際の対応手段として活用できることを念頭に置いている。なおこの規模の着陸機は、SLIM クラスの離陸機を搭載できるので、将来の科学探査用着陸機・サンプルリターン機のスタンダードとなる機体と言える。

2020 年代後半には、さらに 5～10 倍大型化した中型月着陸実証プロジェクトが検討されている。このサイズになると大型エンジンの新規開発は必須である。将来の有人着陸機の 1/3 程度のサイズであるので、有人着陸機用のエンジンと同方式のスケールモデルを開発するという戦略をとる。現状の中型月着陸実証機検討では、30 kN 級の推進系が必要である。液体メタン・液体酸素エンジンを開発することを考えている（9.1.3 項の(3)および(4)）が、トレードオフの結果、有人着陸機に液体水素・液体酸素エンジンを使用することになれば、中型月着陸実証機も同方式のエンジンを使うことが賢明であると考えられる。

その後は、同サイズの着陸機を用いて数回のサンプルリターンミッションを実施するのか、あるいは有人月着陸機の実証機を開発するのか、まだ国際的な議論がまとまっていないが、いずれにしろ 2020 年代後半には有人月着陸機を開発することになるであろう。同サイズのミッションを複数回実施する場合、離陸機または着陸機を再使用することも考えられている。この場合、軌道上での Re-fueling 技術も必要となってくる。有人探査に先駆けて、通信、電力、航法などのインフラが整備される可能性がある。そのような時期には、誘導ビーコンのような航法インフラを用いた超精密着陸誘導技術（9.1.3 項の(6)(8)）を獲得する必要があろう。

火星探査については、月探査との時系列な相関の中で、月探査によって獲得される着陸技術を適宜取り込み、発展させながら、小型・中型の技術実証ミッションを利用して火星特有の技術を獲得し、最終目標である火星有人探査の実現時点において、我が国が獲得すべき必要技術がすべて準備できるようなロードマップを想定することが望ましい。月探査では獲得できない火星着陸探査特有のクリティカル技術は、①大気突入に伴う熱防御技術、②大気を利用した空力誘導技術、③地球から遠距離であることに伴う高度な自律的航法・誘導・制御技術、④大気を有する環境下での宇宙機の熱設計技術、⑤循環的なダスト環境の中での耐環境技術・潤滑技術、そして⑥惑星保護技術である。これらの技術を、小型・中型の科学探査を伴う技術実証ミッションによって獲得することが適切である。

惑星科学の目標の一つとして掲げる「戦略的火星探査プログラム」（JSMEP）では、2024 年の火星衛星探査（MMX）を端緒として、2020 年代後半に着陸探査に必要な技術実証ミッションを実施し、2030 年代初頭に本格的な着陸探査ミッションを実施することが提案されている。この全体像を図 9.1-15 に示す。中期的なゴールとなる 2030 年代の着陸ミッションにおいては、「火星地下水圏・生命圏探査火星着陸探査」をサイエンスの中心的なマイルストーンと設定し、さらに将来の有人火星探査を見据えた探査領域（exploration zone; EZ）の水資源探査が中心的なスコープとなっている。これらを実現するためには，200kg 級の可動プラットフォーム（ローバ等）を着陸目標点へ正確に誘導し、軟着陸させ、広域探査を行う技術を提供しなければならない。このプリカーサとなる 2020 年代後半の技術実証ミッションは、これらの技術を段階的に獲得・実証するためのミッションとして位置付けられる。

本構想と将来の火星有人探査に向けた研究開発ロードマップ、また国際的な火星探査の協働体制を整合させると、2020 年代後半の着陸技術実証ミッションとしては、国際共同火星オービターミッションとなる Mars Ice Mapper ミッションに小型ランダによって EDL 技術を獲得する実証ミッションを実施し、2030 年代の「火星地下水圏・生命圏探査火星着陸探査」を着実に実現するために必要不可欠な技術（①～⑥）を獲得する。次に、2030 年代初頭の本格的な着陸探査ミッションにおいては、月探査で獲得されている着陸技術（9.1.3 項の(1)）及び（9.1.3 項の(5)）を発展させ、また高度な自律障害物検知・回避技術（9.1.3 項の(7)）を獲得して高精度・高信頼度の定点着陸を実現し、火星表面において④⑤の技術を発展させる。これによって 2030 年代後半の火星有人探査の実行時点において、我が国が獲得すべき必要技術がすべて準備できることとなる。以上の想定を線表にまとめると図 9.1-16 のようになる。

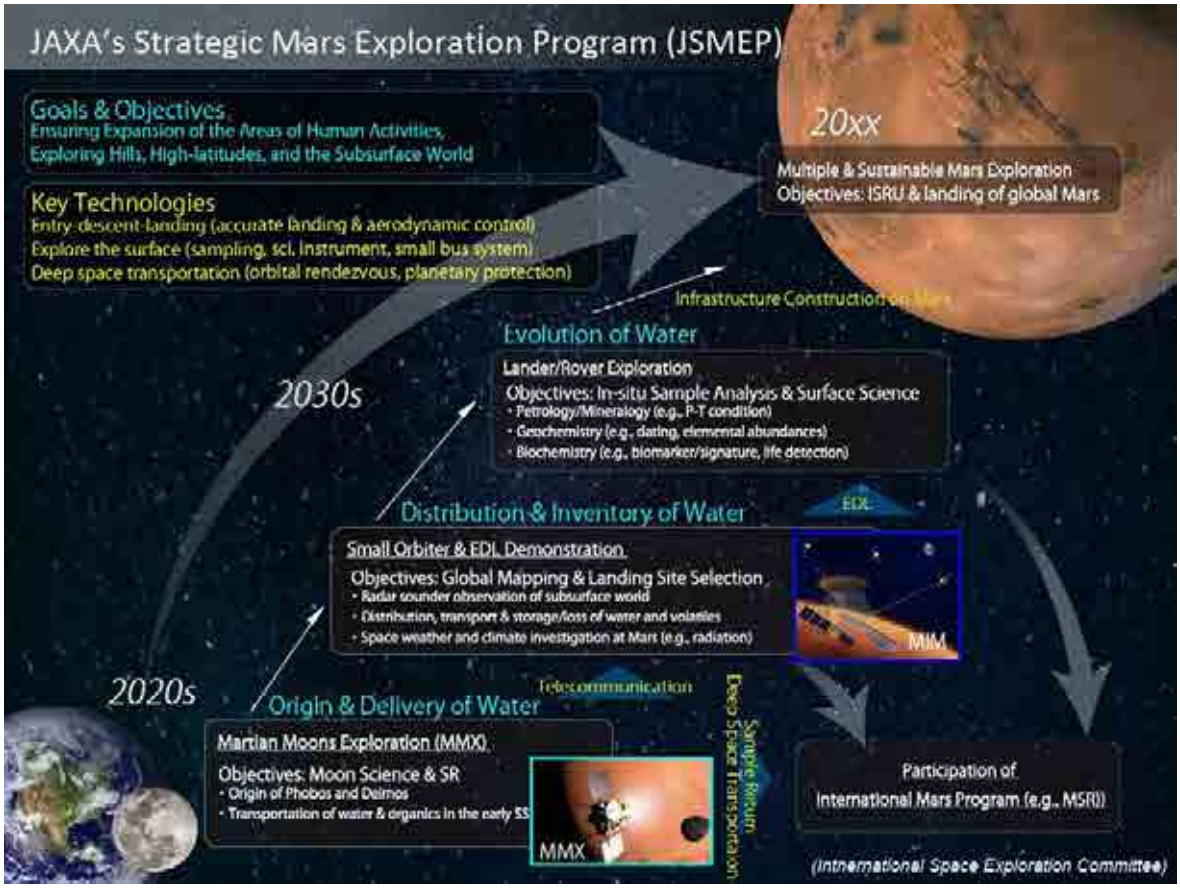


図 9.1-15 戦略的火星探査プログラム（JSMEP）の全体像.

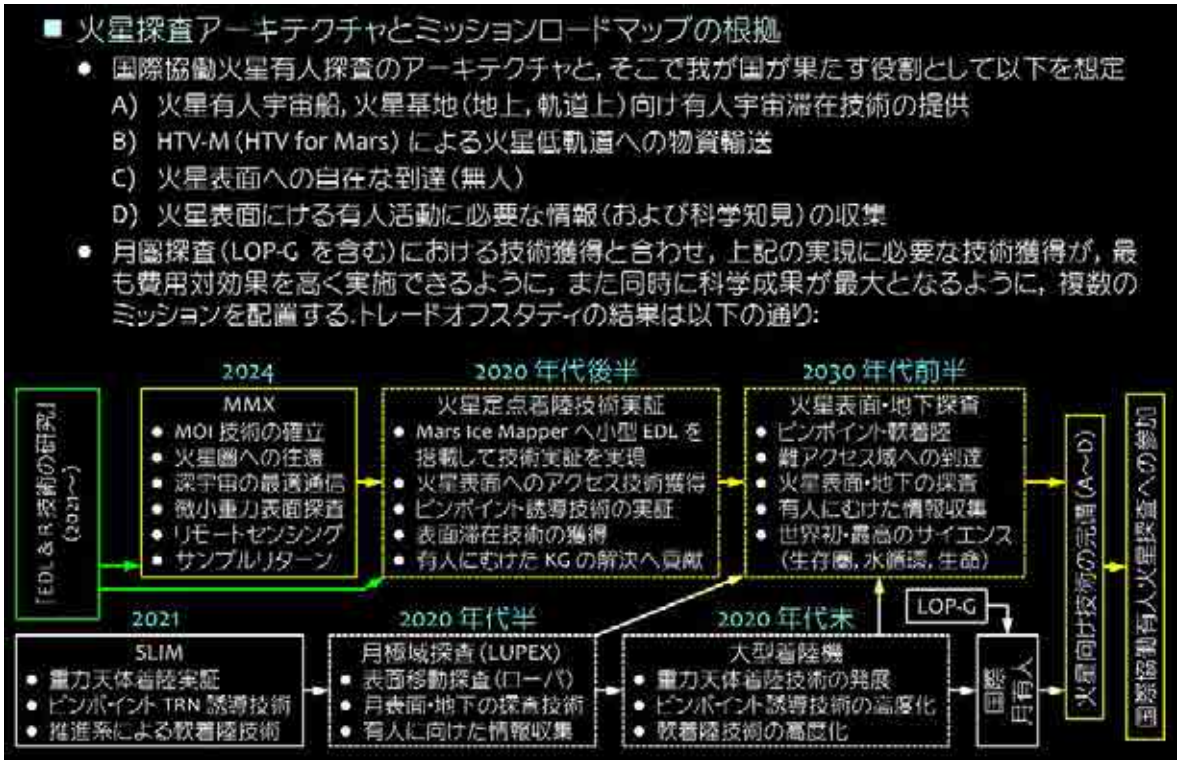


図 9.1-16 科学探査と月探査を利用した火星特有技術獲得のロードマップ

さらに、有人火星滞在に向けた技術としては、月よりも重力が大きくなることに伴い推進系の規模が 4 倍程度大きくなることから、300 kN の大型エンジン（9.1.3 項の(3)および(4)が必要となる。さらに、火星には大気があることから、これらのエンジンを対向する極超音速流中で作動させる超音速推進技術が必要となる。有人火星探査においては、その規模が大きいことから、全ての燃料を地上から運ぶことは現実的ではない。帰路の燃料は、火星での製造が期待されている。従って、2030 年代には、大型着陸機の技術実証ミッションと、火星での燃料製造ミッションが必要になると考えられる。2020 年代後半の大型計画は国際協働が必須であり、国際的な合意状況に依存するが、以上の想定を線表にとめると図 9.1-17 のようになる。

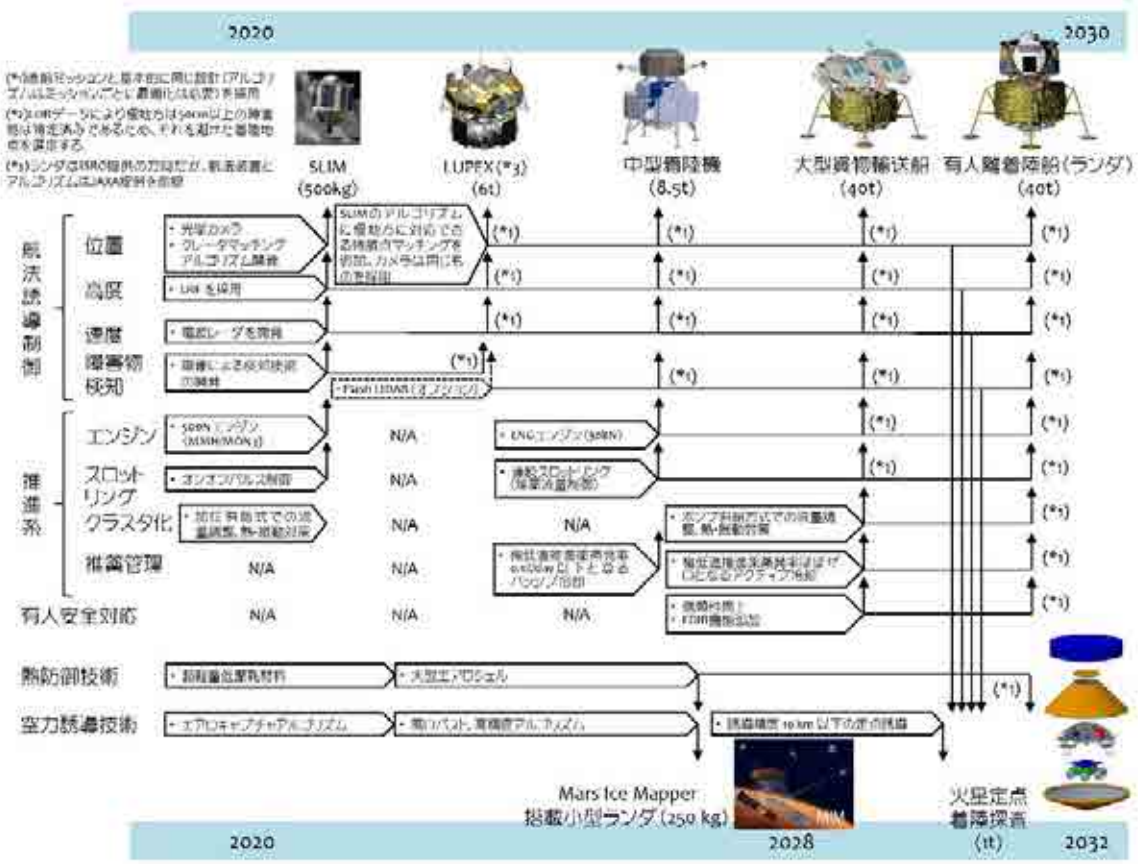


図 9.1-17 着陸技術ロードマップ

最後に，火星探査を行う上で忘れてはならないのは惑星保護である。惑星保護とは、化学進化の過程や生命の起源に関して重要な天体（保護される太陽系天体）に対して、将来の生物探査のために天体の状態を保持すること、また地球及び地球生物圏（月を含む）を潜在的に有害な地球外の生物汚染源から保護することを目的として、国際的な合意の下に設定されている惑星保護方針（COSPAR Planetary Protection Policy）を遵守した宇宙探査の方法である。今後我が国が惑星保護設計を必要とする複数のプロジェクトを実施することから、JAXA においては平成30年度に惑星等保護規定を制定し、惑星等保護プログラム標準および関連ハンドブックを制定し、惑星保護の体制を発足させた。ただし、上記の標準文書等は MMX や月ミッションへの適用を想定して準備されたものであり、火星着陸探

査や，その帰還ミッションに適用していない。惑星科学の目標の一つとして掲げる「戦略的火星探査プログラム」においては、MMX の継承ミッションとして、2020 年代後半の周回・探査技術実証と、これに続く 2030 年代初頭の火星総合探査（地下水圏・生命圏の着陸探査）が提案されており、これらを実現するためには、可及的速やかに惑星保護技術の開発に着手し、段階的に我が国の惑星保護の水準を向上させる必要がある。今後、MMX を契機として体系化された JAXA の惑星保護基準と、この基準を遵守する実施方法を、オールジャパンの取り組みによってすべての対象天体を対象とする惑星保護基準へと拡張し、惑星保護の主要な技術を獲得することが強く推奨される。

具体的な技術開発ロードマップ案を図 9.1-18 に示す。まず、2021 年度中に「惑星等保護プログラム標準」を拡張し、すべての惑星保護カテゴリと最新の COSPAR 惑星保護方針に対応したものとして改訂を行い、惑星保護の実施方法のガイドラインとなる関連ハンドブックを制定することが望ましい。この拡張においては、特に滅菌、バイオバーデン、及び汚染管理方法等を、新たな標準文書として 2021 年度末までに制定する。並行して 2022 年度より、滅菌、バイオバーデン、及び汚染管理技術を獲得するために、惑星保護設備の整備を段階的に行い、バイオバーデンに係る知見や校正データを蓄積し、これに従事する研究者を育成するとともに、標準文書や手続き、惑星保護の技術に係る周知教育を広く行う。2023 年度末までに火星着陸探査を実現可能な惑星保護の技術水準を獲得し、2020 年代後半の火星探査技術実証を実現する。さらに継続的に惑星保護技術の高度化に取り組み、火星の特別地域（special region）へのアクセスも可能となるウルトラクリーンレベルの滅菌、管理、バイオバーデン技術を獲得することによって、2030 年代初頭の火星総合探査（火星地下水圏・生命圏の着陸探査）において、RSL や地下氷床へのアクセスも可能となり、世界初・世界最高水準の科学的成果を獲得することができるであろう。

また国際火星サンプルリターンや国際有人火星探査に対応する新たな惑星保護方針については、世界的にも十分な知見が蓄積していないことから、今後どのようなロードマップで不足する知見を獲得し、新たな惑星保護方針を設定するか、国際的な議論が行われている最中である。国際有人火星探査においては、火星環境の保全と同時にクルーの防疫や地球帰還時の地球環境保護を考慮しなければならず、これまでの惑星科学や生命科学のみならず医学や疫学の広範囲な議論が必要となる。新たな惑星保護方針は国際的な議論と合意によって決定されるが、これが将来の惑星保護のルールとなるため、我が国からも議論に参加し、将来の我が国の探査に不利益となるような決定がなされないように、議論をリードする必要がある。この観点から、既に惑星等保護審査部会の専門委員が国際的な議論に参加しているが、今後は all-Japan の活動として広い学術領域から専門家を招聘し、国際的な議論に参加するよう働きかけを行う必要がある。

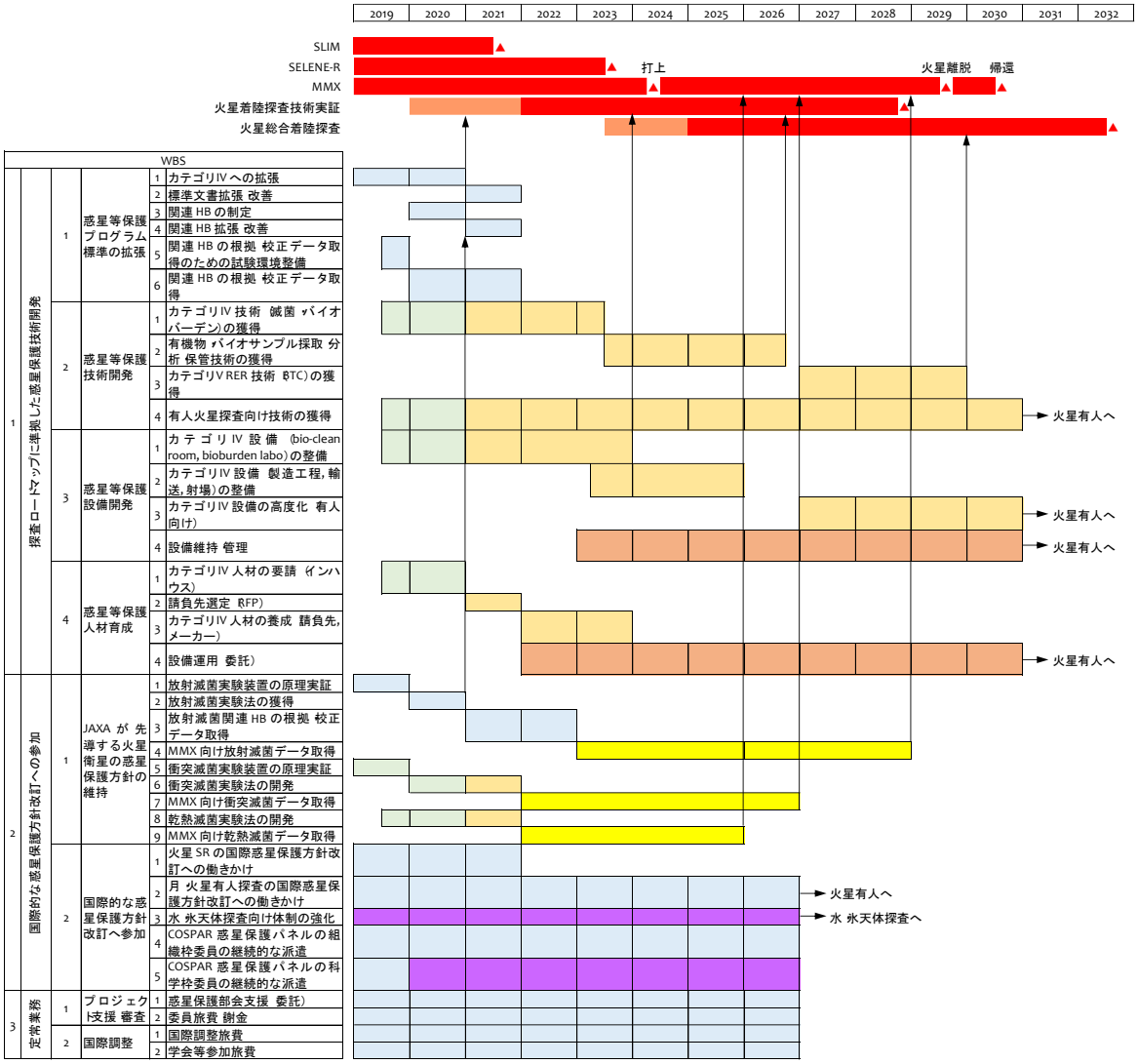


図 9.1-18 惑星保護の技術開発ロードマップ（案）

9.2. サンプルリターン技術

サンプルリターンミッションは惑星探査の中でも、対象天体への接地もしくは着陸（近接による採取も含む）、サンプルを採取し離脱後に地球までの帰還することを前提とした特殊なミッションである。はやぶさ/はやぶさ2に代表されるよう、日本が世界をリードする数少ない分野であり、今後の日本の探査ミッションとして戦略的に技術を発展させ世界の追従を許さないよう進めることが重要である。

(1) 無人サンプルリターンミッションの運用フェーズは大きく分けると以下のように分類される。
(2) 対象天体近傍への接近フェーズ、もしくは周回軌道投入フェーズ
(3) 対象天体観測フェーズ（サンプル採取地点を選定に必要な情報取得）
(4) サンプル地点への到達フェーズ（接地/着陸、もしくは着陸後にローバ等による移動）
(5) サンプル採取フェーズ
(6) サンプル保管フェーズ
(7) 離脱もしくは上昇フェーズ
(8) 地球帰還フェーズ
(9) リエントリカプセル突入フェーズ
(10) 地上でのリエントリカプセル回収フェーズ
(11) 分析設備へのサンプル輸送、導入フェーズ

また、有人探査/有人サンプルリターンミッションが行われる時代になると、下記が新たに運用フェーズとして加わることになる。

(1) 有人によるサンプル採取フェーズ
(2) 有人によるサンプル保管フェーズ

個々の技術をみると探査全般の共通技術が多く、サンプルリターンミッション特有の技術として、(4)、(5)、(8)、(10)に着目して技術課題の抽出と技術ロードマップを検討することとする。有人探査によるサンプルリターン技術に関わる(1)、(2)に関しては、基本的には無人サンプルリターン技術の動力源を有人に置き換えることで技術的にはカバーできるため、無人サンプルリターンに関わる技術の検討に包含されていると考える。

過去より無人探査機でサンプルを採取手法として様々な方式が検討されてきた。重力天体表面でのサンプル採取はローバに搭載されたマニピュレータによる採取が代表的であるが、ローバによるサンプルリターンミッションは世界でも過去に例がなく、その場観測するためのマニピュレーション技術のみである。微小重力天体に関しては、重力天体とは条件が異なり、着陸せずともタッチ＆ゴー方式（はやぶさ方式）や、ホバリングによって表面からある高度を保った状態でも採取できるため様々な方式が提案されている。代表的な技術としては下記が挙げられる。

(1) マニピュレーション等によって物理的に採取する（ハンド、スコップ、投網、ブラシ等）
(2) 弾丸によって表面から射出させた試料を捕獲する
(3) ドリリング、コアリング等によって地下の試料も採取
(4) 粘着材、エアロゲルやカーボンナノチューブによって付着もしくは捕獲して採取
(5) ガスを吹き付け射出させた試料を捕獲する
(6) ランダ等、別の宇宙機を着陸させ採取、母船まで移送する

各方式はメリット/デメリットがあり、対象天体の表面条件によってトレードオフがなされ最適化された方式（場合によっては組み合わせ）が選ばれる。例えば、はやぶさ/はやぶさ2では(2)の弾丸方式を採用、NASA の OSIRIS-REx※1 では(5)のガス噴射方式、ジェネシス※2、スターダスト※3ではエアロゲルによる(4)の方式が採用されている。打ち上げが失敗しているが、ロシアが開発した火星衛星サンプルリターン探査機フォボスグルント※4 ではマニピュレーションによって表面のサンプルをすくい上げるロボットアームが開発されている。

日本で現在サンプルリターンミッションとして計画しているのは火星衛星フォボスからのサンプルリターンミッションで、2024 年の打ち上げを目指している。MMX では日本のサンプリング技術を更に発展させ、高度なサンプルリング技術を獲得することを目的の一つとしており、マニピュレータを用いたサンプリング装置の検討を進めている。また、MMX では、はやぶさ2のリエントリカプセルの大型化も目指している。

※1 OSIRIS-REx：NASA が開発している小惑星サンプルリターン探査機。2016 年 9 月打ち上げ予定

※2 ジェネシス：NASA が 2001 年 8 月に打ち上げた太陽風微粒子サンプルリターンミッション。ラグランジュ点(L1)で 2 年間太陽風を採取し、2004 年にカプセルを再突入。ただし、パラシュートが開かず地面に衝突した。

※3 スターダスト：NASA が 1999 年 2 月に打ち上げた、ヴィルト第 2 彗星から放出される塵のサンプルリターンミッション。2006 年 1 月にカプセルを地球に再突入させ、無事に回収

※4 フォボスグルント：ロシアが開発したフォボスサンプルリターンミッション。2011 年に打ち上げられたが地球周回軌道から離脱できずに失敗。現在、ESA と共同でフォボスグルントのほぼ再製作であるフットプリントを提案中であるが、正式開発には至っていない。

※5 火星衛星サンプルリターン探査機（Mars Moon Exploration :MMX）： 現在、2024 年の打ち上げを目指して探査機の開発中。、火星衛星のフォボス表面からサンプルリターンすることを目指す。工学ミッション目標として、高度なサンプリング技術の獲得を掲げており、ロボットアームによるマニピュレーションを、コアラーによる地下数 cm からサンプル採取を目指している。目標採取量は数 10g～100g

9.2.1. 宇宙探査での目標

日本のサンプルリターンミッションにおけるサンプリング技術開発の実績は、はやぶさ/はやぶさ2の 2 機であるが、不確定要素が多い小惑星表面に対応するために弾丸方式を採用したサンプル採取装置（サンプラ）を開発した。弾丸方式はサンプリング時間が短時間で済み、小惑星表面がレゴリスでも岩盤でもサンプル採取が可能であり、メリットが多いが、採取量は少ない（開発実績として数 g 程度）。採取量が少ないという短所を補うために、宇宙空間でシールし地球大気に触れさせずに地球再突入・回収できるサンプラを開発し、欧米の技術とは一線を画している。ジェネシス、スターダストはもちろん OSIRIS-REx でもシールしてのサンプル回収技術は実現できていない。

今後の宇宙探査では日本がリードしている技術を更に発展させると共に、性能を落とさずに欧米に現在は負けているサンプル採取量を増加させていくことが重要である。以下の 3 点が日本の目指すサンプルリターン探査ミッションの目標と考える。

(1) 我が国が世界をリードしている無人サンプルリターン技術を発展させ、他国の追従を許さない高度なサンプリング技術を開発する。
(2) サンプリング対象の多様性（微粒子、レゴリス～岩、ガス等）に対応可能な高機能サンプリング技術（保管・回収も含む）の獲得とサンプル採取量の増加を実現する。
(3) 採取したサンプルの環境と清浄度を維持する高性能サンプル回収技術の獲得。
(4) 高度・高機能サンプリング技術の獲得

はやぶさ/はやぶさ2の弾丸方式は多様なサンプリング対象に対応可能な反面、サンプル採取量が少ないこと、サンプルを採取する地点が天体への接地もしくは着陸地点の探査機直下しか採取できない。将来ミッションでは、様々なサンプリング対象に対応可能なサンプル採取手法、サンプル採取地点の環境に柔軟に対応できる高度なサンプリング技術が必要となる。

(5) サンプル採取量の増加

弾丸方式は数 g オーダのサンプル採取しか見込めないが、欧米で用いられているロボットアーム方式やガス噴射方式では数 10g から 100g オーダのサンプル採取が可能である。我が国も高度なサンプリング技術を獲得すると同時に、サンプル採取量も増加させていく。現状の g オーダから採取量を増加させ、火星有人探査時代には kg オーダのサンプル採取技術を獲得する。

(6) 高性能サンプル回収技術

採取したサンプルをリエントリカプセルにより地球帰還させて、カプセルから取り出しキュレーション設備に導入、キュレーションチャンバの中で分析できる状態にするまでの間、サンプルの状態を維持することは理学的観点から非常に重要である。サンプルの清浄度を維持することはもちろん、今後のサンプルリターン探査ミッションでは温度等も採取時から維持することが必要となる。

我が国はメタルシールを採用した高シール性能のサンプルコンテナを開発しており、技術的に一歩リードしている。諸外国の追従を許さないためにも極低温維持を含めたサンプルの状態維持を可能とする高性能サンプル回収技術は我が国が率先して獲得する。

9.2.2. 世界の技術動向（ベンチマーク）

① サンプル採取技術のベンチマーク

無人でサンプルリターンを実現した実例は旧ソ連のルナシリーズ 3 件、米国のジェネシス、スターダスト、日本のはやぶさと例が少ない。有人サンプルリターンを含めても米国のアポロシリーズがあるだけで件数としては多くない。無人サンプルリターンミッションの実例を表 9.2-1 に示す。

サンプル採取技術の動向を比較するために、横軸にサンプルのサイズ、縦軸にサンプル採取量として整理したグラフを図 9.2-1 に示す。日本はサンプルをメタルシールして清浄度を維持できる高性能なサンプルコンテナ技術を確保しているが、サンプル採取量のみを見てみる、図から分かる通り諸外国に遅れをとっている。火星衛星サンプルリターンで高度なサンプリング技術を実現し、100g オーダのサンプル採取技術の獲得を目指しているが、将来的には数 100g オーダ、kg オーダとサンプル採取量の増加を目指していく。

表 9.2-1 無人サンプルリターンミッションの実例

探査機名	打ち上げ	帰還	サンプル量[g]（計画値含む）	天体	名前	サンプル種別
ルナ 16 号	1970/9/12	1970/9/24	101	月	–	レゴリス～砂礫
ルナ 20 号	1972/2/14	1972/2/25	55	月	–	レゴリス～砂礫
ルナ 24 号	1976/8/9	1976/8/22	170	月	–	レゴリス～砂礫
スターダスト	1999/2/7	2006/1/15	0.1 以下	彗星	ヴィルト第 2	微粒子
ジェネシス	2001/ b8/8	2004/9/8	0.1 以下	太陽風	–	微粒子（太陽風）
はやぶさ	2003/5/9	2010/6/13	0.1 以下	小惑星	イトカワ	微粒子
フォボス・グルント	2011/11/9	打上失敗	200	火星衛星	フォボス	レゴリス～砂礫
はやぶさ2	2014/12/3	2020 予定	1g 程度	小惑星	リュウグウ	レゴリス～小石
OSIRIS-REx	2016/9/3 予定	2023 予定	60g 以上	小惑星	ベンヌ	レゴリス～小石
火星衛星探査機	2022 計画中		10～100 程度	火星衛星	フォボス	レゴリス～小石

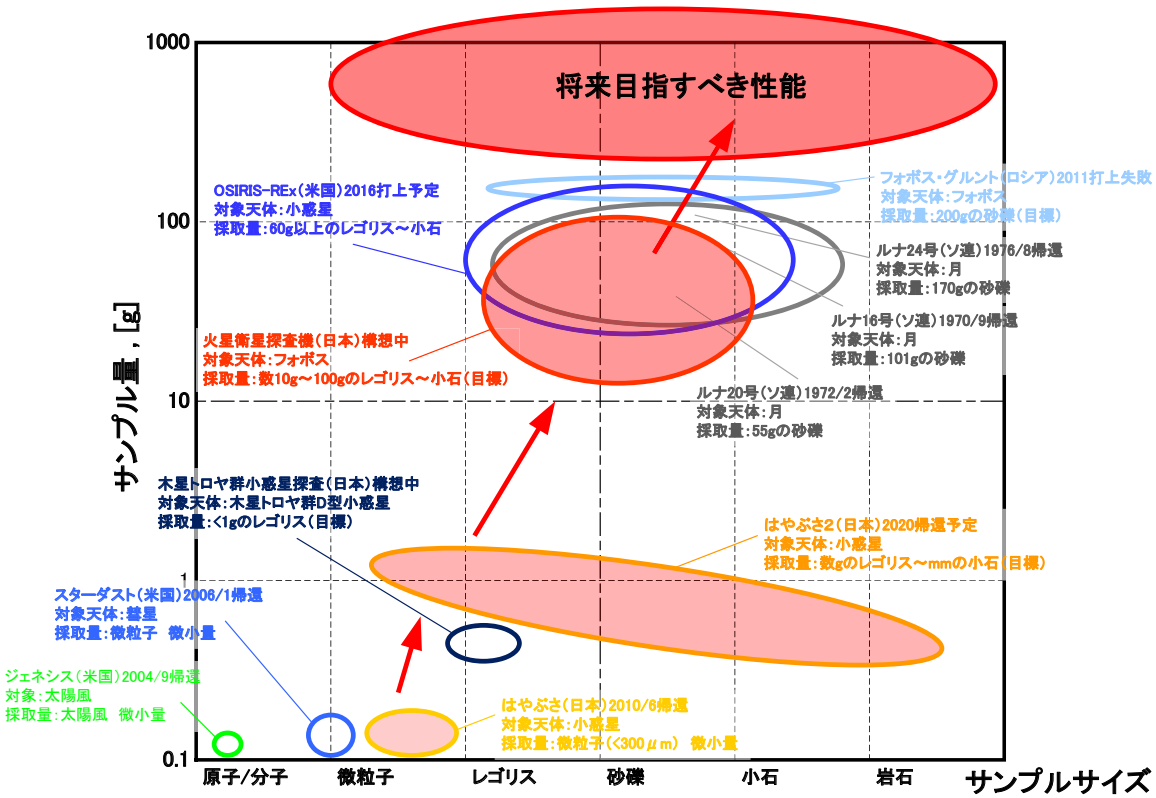


図 9.2-1 サンプリング技術のベンチマーク

② リエントリカプセル技術のベンチマーク

次に、サンプルリターンミッションで必須であるリエントリカプセルの技術について実例を表 9.2-2 に示す。はやぶさ/はやぶさ2で実績のあるリエントリカプセルは直径・質量ともに小さい。ただし、リエントリカプセルの目指す技術発展方向はカプセルの大型化だけではない。図 9.2-2 にリエントリカプセル技術の世界動向を示す。図に示す通り、リエントリカプセル技術の目指すべき方向は 2 つあり、一つはカプセルシステムを大型化し、搭載ペイロード量の増加、すなわちサンプルリターンするサンプル量の増加やサンプル収容コンテナの高性能化に伴う大型化に対応することである。

もう1つ目指すべき方向は遠方天体からのサンプルリターンを実現するためのリエントリカプセル技術である。対象天体が遠くなるにつれてリエントリ速度も大きくなる。リエントリ速度の大きいサンプルリターンミッションを実現するためには、カプセルシステムの規模は現状のままでもよいがリエントリ速度の増加に伴う耐熱対策技術の向上が必要である。

リエントリカプセル技術の発展に関しては、大型化とリエントリ速度の高速化が 2 つの方向となり、それを実現するために軽量耐熱材料の開発や、インフレータブル構造を用いた機構などの開発などが進められている。耐熱材料やアブレーション方式など、従来の技術とは別にインフレ―タブル構造など新たな新規記述の開発も獲得すべき技術の一つである。

表 9.2-2 リエントリカプセルの実例

探査機名	直径	質量	リエントリ速度
はやぶさ	400	16.3	12.1
はやぶさ2	400	16.3	11.7
スターダスト	800	45.8	12.8
ジェネシス	1520	225	11.0
OSIRIS-REx	800	45.8	12.2
アポロ（参考）	3900	5560	10.0

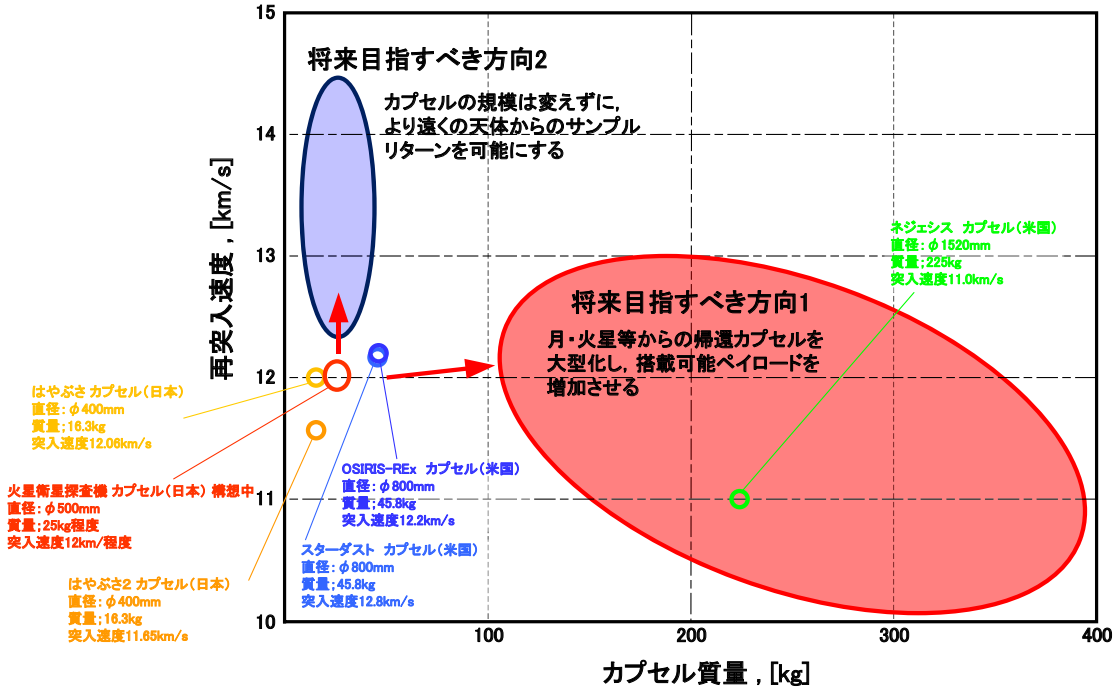


図 9.2-2 リエントリカプセル技術のベンチマーク

9.2.3. 目標とのギャップ

将来のサンプルリターン探査ミッションの目標に対して、日本として獲得していない技術ギャップが存在する。以下の点が目標との技術ギャップとなる。

① 高度・高機能サンプリング技術の獲得

- サンプリング方法の改良と新規開発
  実用化されている弾丸方式以外の採取方法の TRL 向上
  例）コアリング、ロボットハンド、掘削、粘着方式、砕石、地層維持
- マニピュレータを用いた高度なサンプリング技術の獲得
- ツールチェンジャ技術（採取対象によってツールを変更する技術）
- サンプル状態を維持（特に低温維持）したままのサンプル採取技術

② サンプル採取量の増加

- サンプル採取機構の新規開発
  数 g から 100g オーダまで増加させる。将来的には 1kg オーダ
- サンプリ回収容器の大型化
- リエントリカプセルの大型化
  現状のφ400mm⇒MMX でφ500mm⇒将来的にはφ1m 級

③　高性能サンプル回収技術

- メタルシールの大型化
  現状φ50mm のサンプル回収容器⇒MMX でφ100mm 級⇒将来は数 100mm
- メタルシールの性能向上
- サンプル状態の維持（清浄度、温度）技術
  現状はリエントリカプセル内で受動的に決まる温度

9.2.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ

技術ギャップを埋めるための技術ロードマップを図 9.2-3 に示す。現状、はやぶさ/はやぶさ2で実現しているサンプル採取技術は弾丸方式のみであるが、検討が進んでいる MMX に向けて高度なサンプリング技術を開発し実現す。目標①②の達成に向けた技術開発を進める。目標③のサンプル状態の維持技術は、現在、国際協力で検討が進められている HERACLES において清浄度と低温の維持性能を向上したサンプル回収容器の開発を目指す。

両ミッションの技術は月有人探査、火星無人探査フェーズを経て、火星有人探査フェーズにおけるサンプルリターンミッションに向けて技術開発を進めていく。

技術ロードマップの考え方：

- 我が国が世界をリードしている**無人サンプルリターン技術**を発展させ、他国の追従を許さない**高度なサンプリング技術を開発**する。
- サンプリング対象の多様性（微粒子、レゴリス～岩、ガス等）に対応可能な**高機能サンプリング技術**（保管・回収も含む）**の獲得**と**サンプル採取量の増加**を実現する。
- 採取したサンプルの環境と清浄度を維持する**高性能サンプル回収技術の獲得**。

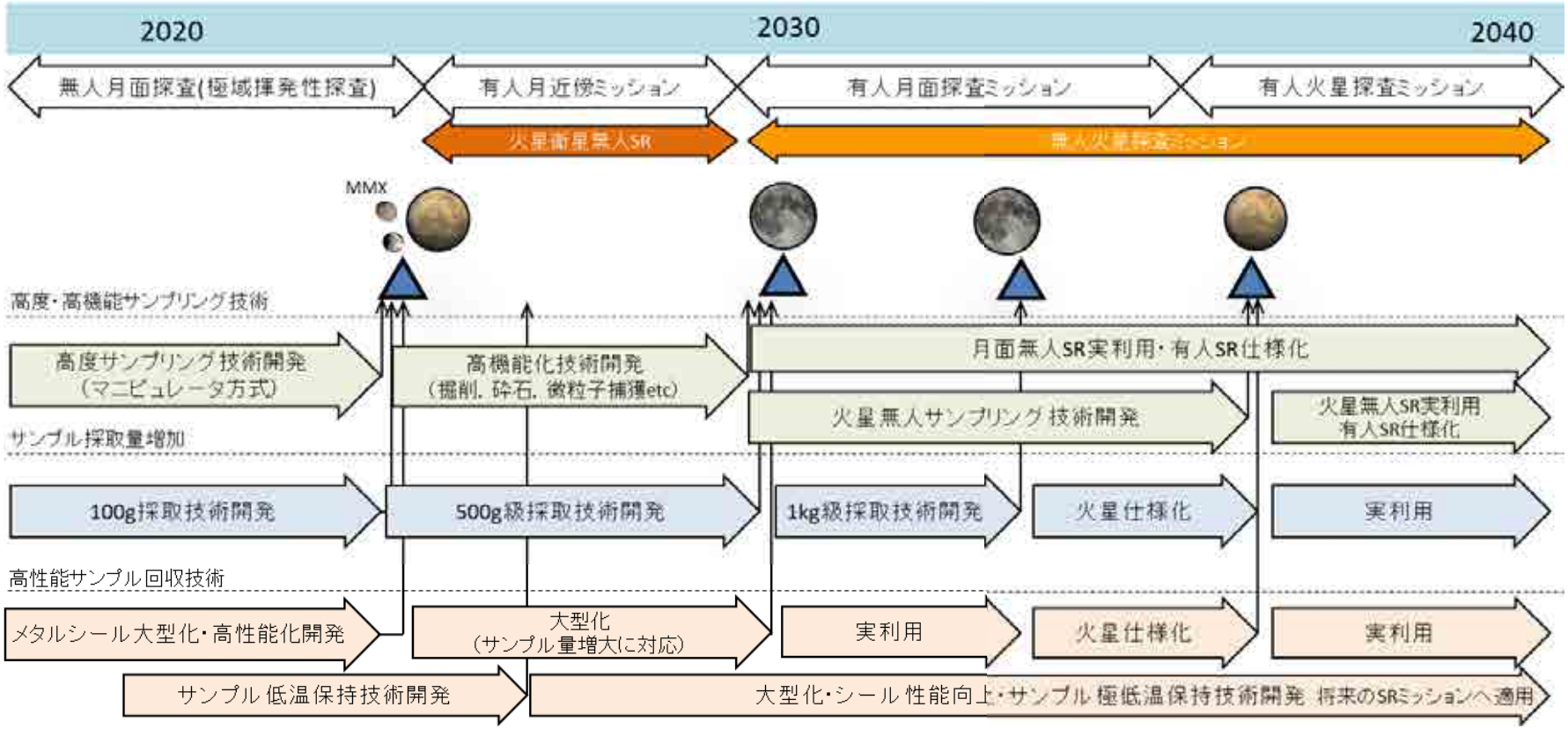


図 9.2-3 サンプルリターン技術ロードマップ

9.3. 探査技術（エネルギ）

月・火星とも太陽からの距離が比較的近く、太陽電池で実用的な発電量を確保できるが、重力があるため従来の無重力を前提とした太陽電池パネルやその展開機構を直接流用することはできない。そのため表面探査においては、重力の存在を加味した太陽電池の構造を実現する必要がある。月の極地域のクレータリムなどは、年間 80%以上の日照を確保できることから、有人月面拠点の建設地の有力な候補とされている。この場合、太陽高度が低いため、水平方向から太陽光が入射される。そのため太陽電池はタワー状の構造をとる必要がある。

木星圏までは、太陽電池で実用的な発電量を確保できる場合もあるが、土星以遠や木星土星衛星の表面探査では原子力に頼らざるを得ないと考えられる。

つぎに蓄電について考える。月の低・中緯度では、約 2 週間日照が続く。また、前述のような極域の日照地帯でも、地形データをもとに計算すると、10 日間程度の連続日陰が生ずると予想される。従って、中・低緯度はもちろん極域であっても、太陽電池による発電が期待できない夜間に電力を供給する電源システム、例えば蓄電や送電が必要となる。火星の1日は地球とほぼ等しいため、夜間の蓄電量は月と比較して大幅に少なくて済むが、砂嵐が数か月にわたって継続することがあり、その間、太陽電池による発電は困難となる。いずれにせよ、太陽電池による発電が困難な日陰時でも電力を供給可能な電源システムの開発が必要である。

9.3.1. 宇宙探査での目標

ISECG の Global Exploration Map Supplement – August 2020 では、持続的な探査（長期間の居住、ISRU、多様な科学、一般市民の参加等）を実現するために必要なインフラ（電力や通信システムなど）を整備するとされており、電力規模は、300kW 程度と想定されている。また、冗長性のため複数システムに分割が望ましいと考えられる。この規模の電源を実現するための電力システムの質量見積の概算を表 9.3-1 に示す。それぞれの電源の性能は、あとで述べる性能目標の値を用いた。

表 9.3-1 電力システムの質量概略見積

	条件	日陰	電源	必要質量 ton
月	中低位度	354 時間	LIB	229
			RFC	97
			RPS	40 (参考)
			FPS	23
火星	通常の 1 日 /砂嵐 1sol /砂嵐 10sol /砂嵐 100sol	12 時間 20 分 /37 時間 00 分 /246 時間 40 分 /2466 時間 40 分	LIB	12/ 33/ 218/ 2065
			RFC	8/ 21/ 135/ 1276
			RPS	40 (参考)
			FPS	23

注）太陽電池の出力密度は月 150W/kg、火星 100W/kg とした。
LIB(Lithium Ion Battery)： エネルギ密度は 250Wh/kg、充放電効率 0.9 とした。
RFC(Regenerative Fuel Cell)： エネルギ密度は 600Wh/kg とした、充放電効率 0.7 とした。
RPS(Radioisotope Power Source)： 出力密度は 3W/kgW/kg(MMRTG の 3W/kg を基に設定した)とした。
FPS(Fission Power System)： 出力密度は 7W/kg(kilopower の 10kW/1500kg を基に設定)とした。

FPS や RPS は、日陰の長さや日照強度によらず出力密度も高いため有利である。ただし、RPS は、ラジオアイソトープの生産量に限りがあり 1kW を超える電気出力の実現は困難である。また、太陽電池のシステム質量に占める割合は、あまり大きくない。しかし、日照時間に比して日陰時間が長い場合（例えば砂嵐を想定するような場合）、日照中に日陰時の電力も発電する必要があるため、全体質量に占める割合は大きくなる。また、前述のように重力や太陽の方向を考慮した構造とする必要がある。そのため、薄膜化等による軽量化が重要である。

300kW の拠点を構築するとすると、以下のようなことが言える。

- 月の場合
  - 中低緯度
    - 1ヶ月を超える連続滞在は FPS でないと成立が困難
  - 極
    - 500 日以上滞在する場合、長期日照域についても連続 10 日程度の夜が1回はあるため、FPS が優位。
    - 拠点（発電）の場所を長期日照地点に最適化すれば RFC や無線電力伝送で成立可能と考えられる。また太陽電池タワーの実現が必要である。
- 火星の場合
  - 砂嵐を想定しない場合
    - LIB や RFC で実現性あり。
  - 1日でも砂嵐による発電不可を想定する場合

- ✧ FPS が優位。10sol を超える発電不可期間を想定する場合、FPS でないと成立が困難。

このことから、月の極域を除き、将来的な大規模な拠点の実現には FPS が必要であるといえる。

月の極域では、長期日照領域に太陽電池による発電プラントを建設し、RFC などの軽量な蓄電システムと、無線電力伝送などの送電システムを組み合わせれば、十分拠点に必要な電力を維持可能である。

大型の FPS では 20W/kg 程度の出力密度が可能と考えてられているが、冗長性、可搬性、安全性の観点から、ある程度の規模で分割するべきであある。一方、原子炉の特徴として、小出力化が困難であり 10kW 以下になると逆に大幅に出力密度の観点で不利となる。また、開発には実現は時間がかかるとともにリスクが高いと考えられる。そのため、目的、規模等に合わせて他の電源も含めて平行して研究開発を行いし、段階的に進めることが必要である。

9.3.2. 世界の技術動向（ベンチマーク）

9.3.2.1. 概要

「2015 NASA Technology Roadmaps TA 3: Space Power and Energy Storage」「NASA Strategic technology investment plan 2017」、その他、様々な発表等を基に、世界の技術動向をまとめると以下の通りである。

表 9.3-2 世界の技術動向（電力）

国・地域	電源	技術動向	打上目標
米国	SAP	30-100kW クラスの低質量、低収納量、高強度・高剛性パネルで 100W/kg を目標としている（フレキシブルで将来的に178W/kg）。	2022
	LIB	目標として300Wh/kgとしている。 260 Wh/kg 級 COTS 利用を想定。	2025? 2022
	RFC	3kWの火星用を開発中 5W/kg 250-500 W/kgのメタン-CO2タイプを研究中 400-500Wh/kg@10kW の SOFC を研究中	2027
	RPS	MM-RTG を Curiosity で実証済み 2.6W/kg スターリングエンジンや高効率熱電素子を用いた電源を研究中 当面 4W/kg が目標（将来的に 8 W/kg が目標）。	2012 2024
	FPS	10 kW 級 スターリングエンジンを用いた FPS 5W/kg 1MW を超える大型炉の目標は 66W/kg	2027
	伝送	月面探査用に数 cm、3kW 級の無線給電を目指す。 また、研究レベルであるが 10kW 級の軌道上からのレーザ伝送も検討されている。	2027
欧州	LIB	SAFT が 220Wh/kg を開発	2021
	RFC	現状は 260Wh/kg 程度。600 Wh/kg を目標に開発中。	2025
	RPS	ESA と英国の National Nuclear Laboratory (NNL) Am-241 を用いた熱電素子あるいはスターリングエンジンによる発電システムを開発中。	2025
	RPS	EU の資金で MEGAHIT (Megawatt Highly Efficient Technologies for Space Power and Propulsion Systems for Long-duration Exploration Missions)プロジェクトを実施していたが、終了している。	2030
	伝送	EAS（PHILIP)プログラム）で 500W 級のローバへの送電を検討している。	-

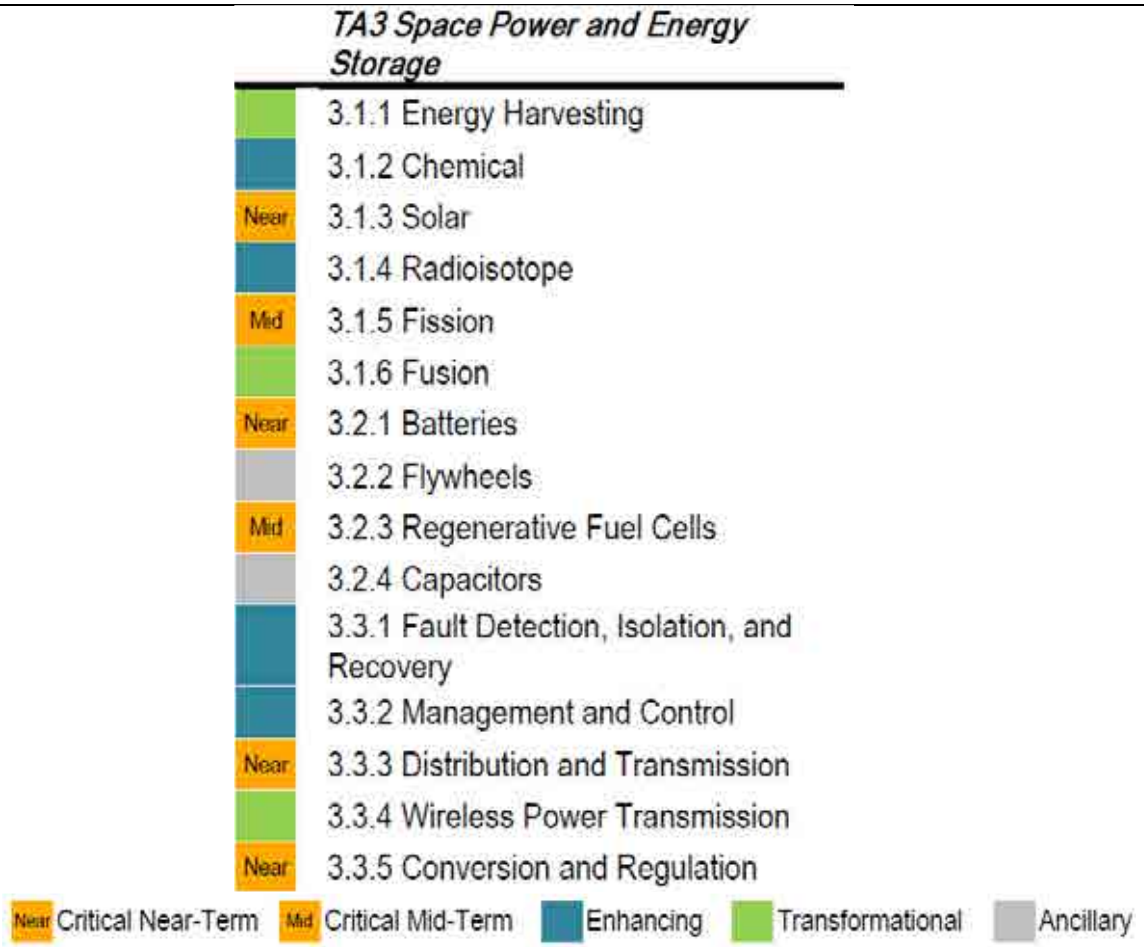


図 9.3-1 NASA の重点分野

9.3.2.2. 発電デバイス

太陽電池については、構造等も含めて 150W/kg が一つの大きな目標となっており、2020 年代初頭での実現が目標とされている。月面探査で必要となるのは、極域の水平方向からの日射に対応した太陽電池タワーである。また、有人与圧ローバに搭載するには、展開収納が必要である。



図 9.3-2 タワー型の太陽電池

RPS の動向を図 9.3-3 に示す。NASA の Curiosity に搭載された MM-RTG が 2.6W/kg であり、主に熱から電量への変換効率の向上が開発課題となっている。そのため、熱電素子のほか、変換効率の高いスターリングエンジンの研究を米国、欧州とも実施している。我が国としては、実績がなく、プルトニウム 238、アメリシウム 241 の熱源の生産を実施していない。ただ、アメリシウム 241 は放射性廃棄物の中に含まれるため入手できる可能性もある。また、発電デバイスは、熱源と関係なく性能向上を図ることができるため、研究開発の方向性としては発電デバイスの変換効率向上によるエネルギ密度の向上を目指すべきであると考えられる。

FPS については、規模によって大きく出力密度が異なる。短期目標のものは電気出力数 kW 程度であり出力密度 5W/kg 程度と、比較的低い。一方 1MW 級となると、50W/kg（ESA、HEGAHIT）以上が目標となっていた。NASA、ESA の開発目標をプロットすると図 9.3-4 のように出力と出力密度の相関が高い。我が国としては、民生用技術も高いため、比較的小型で出力密度の向上を図る方向研究開発が可能であると考えられるが、現時点では障害が多い。

原子力の利用は、いずれ踏み込まなければ、我が国の探査可能な範囲を制限することになる。自在な探査能力を確保するには、原子力電源の利用は欠くことができない。一方で、安全性や規制等で様々な障害があることもまた事実である。完全独自開発は困難な面もあるため、各国の開発動向を注視することに加え、海外パートナから提供を受けることをも検討すべきである。

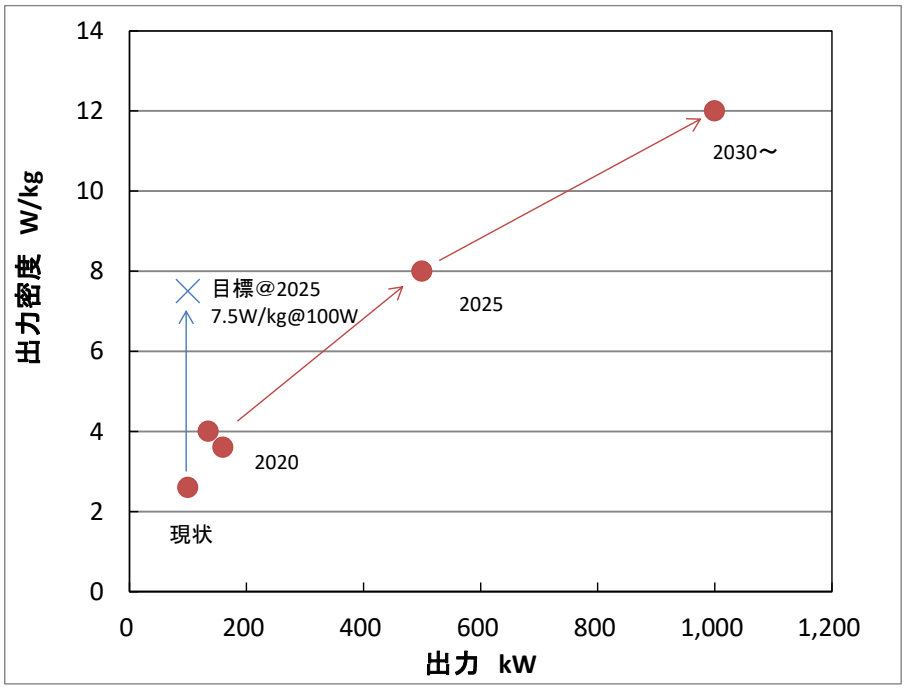


図 9.3-3 発電デバイス（RPS の動向）

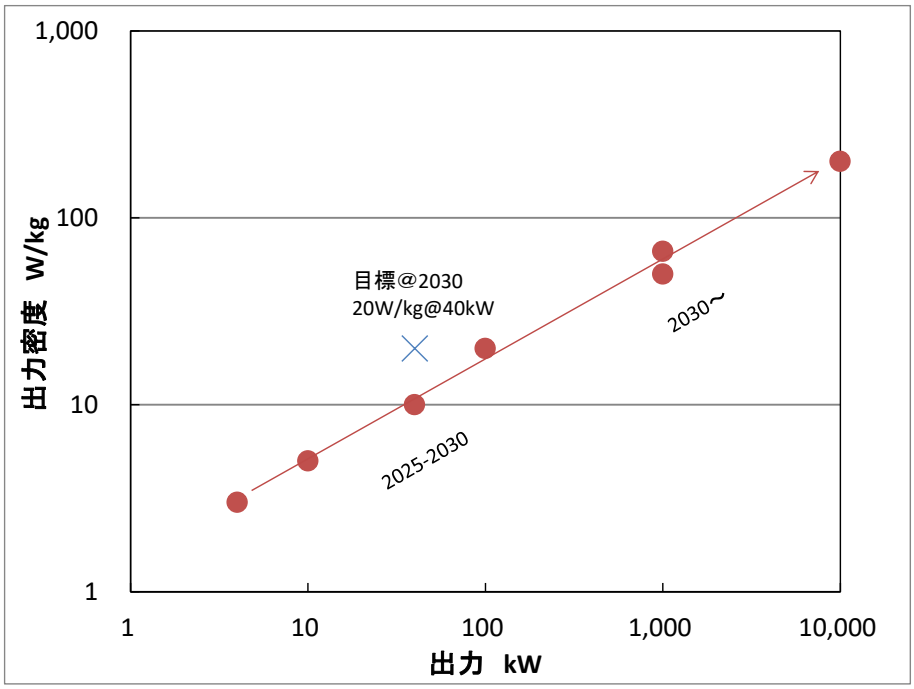


図 9.3-4 発電デバイス（FPS の動向）

9.3.2.3. 蓄電デバイス

蓄電デバイスについては、フライホイール等の機械式も検討されているが、主流は化学電池であり、LIB と RFC がメインである。この動向を整理すると図 9.3-5、図 9.3-6 のようになる。各国とも目指しているエネルギ密度のレベルはほぼ等しく、どれだけ早期に達成できるかがカギと考えられる。

また運用期間及び運用方法によってもエネルギ密度は変わるので、目的別の目標設定が必要となる。LIB をはじめとする化学電池は使用可能な温度範囲が狭いため、その温度管理のために熱制御への負担などが増してしまうため、評価指標としてエネルギ密度だけでなく、使用温度範囲の拡大(-20℃～+60℃(COTS 品)から，-40℃以下，+60℃以上での使用など)も技術課題として挙げられる。近年注目されているのは全固体 LIB である。電解液が無く、安全性が高いこと、温度耐性が高いことから注目されているが、現時点のエネルギ密度は液 LIB と比較してかなり低い。ただし、電気自動車等に向けて研究開発投資が進められており、試作品レベルでは 300Wh/kg のものもできている。2025 年くらいには液 LIB と同等のエネルギ密度にまで高められ宇宙用途としても多く用いられるものと考えられる。

RFC については燃料電池自動車等に使用されている PEFC 型を対象としているが、熱管理の観点で SOFC の利用も検討が始まっている。SOFC は高温動作のため、効率が高く、宇宙空間での排熱制御が行いやすいのが特徴となる。一方で高温のため耐熱材料の選定が課題である。

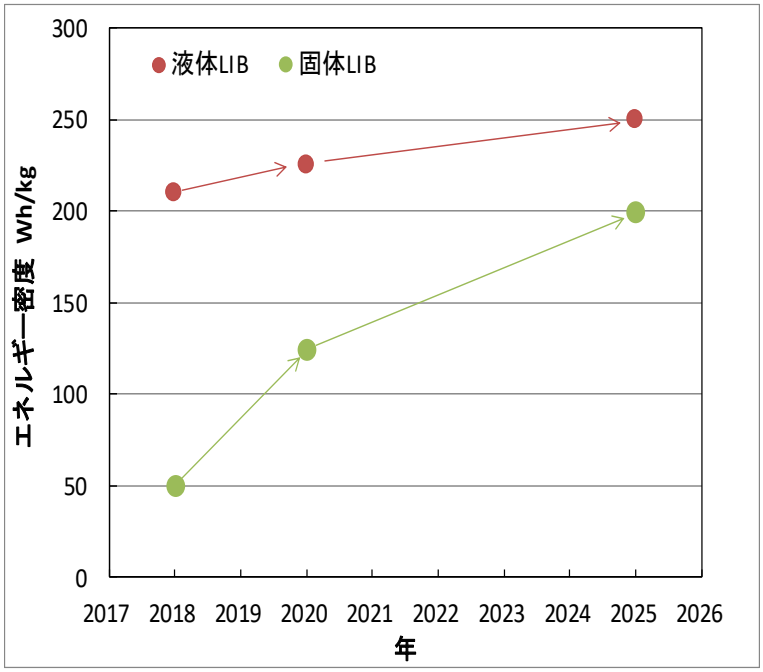


図 9.3-5 蓄電デバイス（LIB の動向）

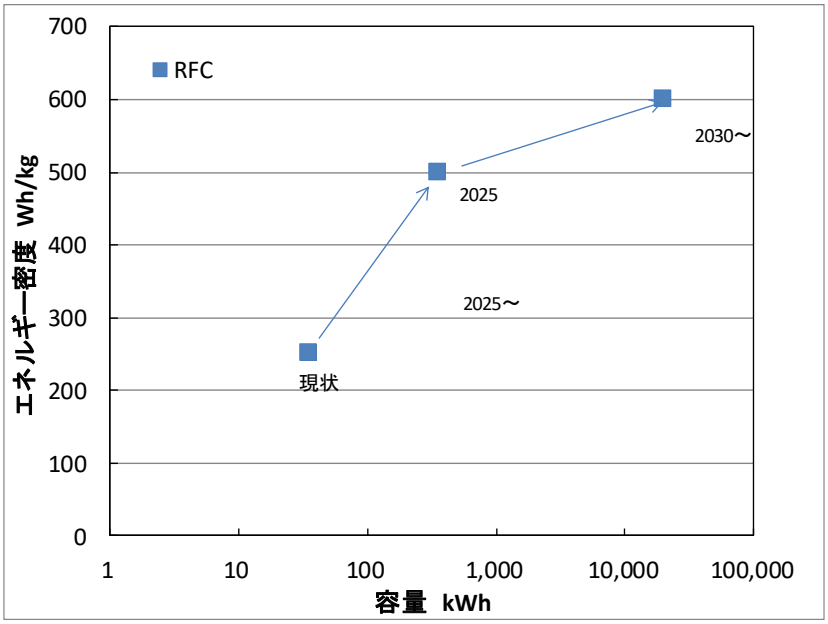


図 9.3-6 蓄電デバイス（RFC の動向）

9.3.2.4. エネルギ伝送

前述のように月の極域などでは、エネルギ伝送も有力な手段となりうる。レーザ伝送は探査用としては、NASA では kW 級の研究を行っているが、距離は 1 インチである。また、10kW 級のレーザエネルギ伝送も検討されているが、研究室レベルである。一方 ESA は、に示すように月極域の永久影等の探査用に 500W 級のレーザエネルギ伝送を検討している（PHILIP: Powering rovers by High Intensity Laser Induction on Planets)。

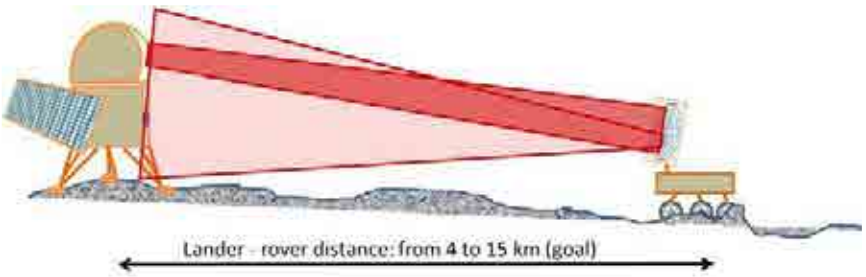


図 9.3-7 ESA PHILIP の概念図
(https://nebula.esa.int/sites/default/files/neb_study/2477/C4000122345ExS.pdf)

JAXA でもワイヤレス給電の研究を行っており、MLI を介した伝送では一般に著しく伝送効率が低下するが、工夫することにより MLI を介さない場合と比しても 90%以上の伝送効率を実現している。 この技術は、永久影探査や越夜など、厳しい環境での電力供給に非常に有効である。また、有人探査においても、探査車や各種機器の充電に幅広く用いることができる。
我が国では SSPS 等で研究開発を進めており、探査に適用できれば独自の優位技術となりうる。

9.3.3. 目標とのギャップ

目標を整理し、現状と比較して表 9.3-3 に示す。

太陽電池および LIB や RFC などの二次電池に関する取り組みは進んでいるものの、FRP に代表される原子力エネルギに関する取り組みはかなり遅れており、開発に取り組む場合、加速が必要である。

表 9.3-3 電力技術の目標とギャップ

電源	目標	現状
太陽電池 タワー	2020 年代に数百 W 級実証 2030 年代に 100kW 級	LUPEX で展開機構込みで 150W/kg 級を実現できる見込み。 有人与圧ローバ用に展開収納を検討。
液体 LIB	2020年頃に200Wh/kg 2025 年代に 250Wh/kg	JGM160：180Wh/kg 試作セル:220Wh/kg 実時間試験を完了
固体 LIB	2025年頃に150Wh/kg 2030 年代に 200Wh/kg	試作セル:>50Wh/kg
RFC	2025年頃に500Wh/kg 2030 年代に 600Wh/kg	250～300Wh/kg 実現の技術的目途を得ている。
RPS	2025 年頃に 7.5W/kg @100W	概念検討にとどまっている。
FPS	2030 年代に 20W/kg @40kW	概念検討にとどまっている。
エネルギ 伝送	2020 年代に数十 W 級実証 2030 年代に数 kW 級実証	X W 級の MLI 越しの充電の検討を実施 100W 級のレーザ伝送の概念検討を実施

9.3.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ

技術ロードマップを図 9.3-8 に示す。長期的な目標は 300kW の電力供給を実現する電力システムを月面で実現することとする。この開発には実現はリスクが高いと考えられるため、目的、規模等に合わせて他の電源も含めて平行して研究開発を行いし、段階的に進めることが必要である。

技術ロードマップ（エネルギ） 2021版

技術ロードマップの考え方：

- 月探査の本格化に向け、我が国の優れたエネルギ技術（薄膜太陽電池、リチウムイオン電池（全固体を含む）、燃料電池（再生型を含む）、省エネルギ技術等）を活用する。
- 火星探査に向け、
- 原子力等の利用については、他国の情勢を見つつ、情報取集・調査検討を継続する。

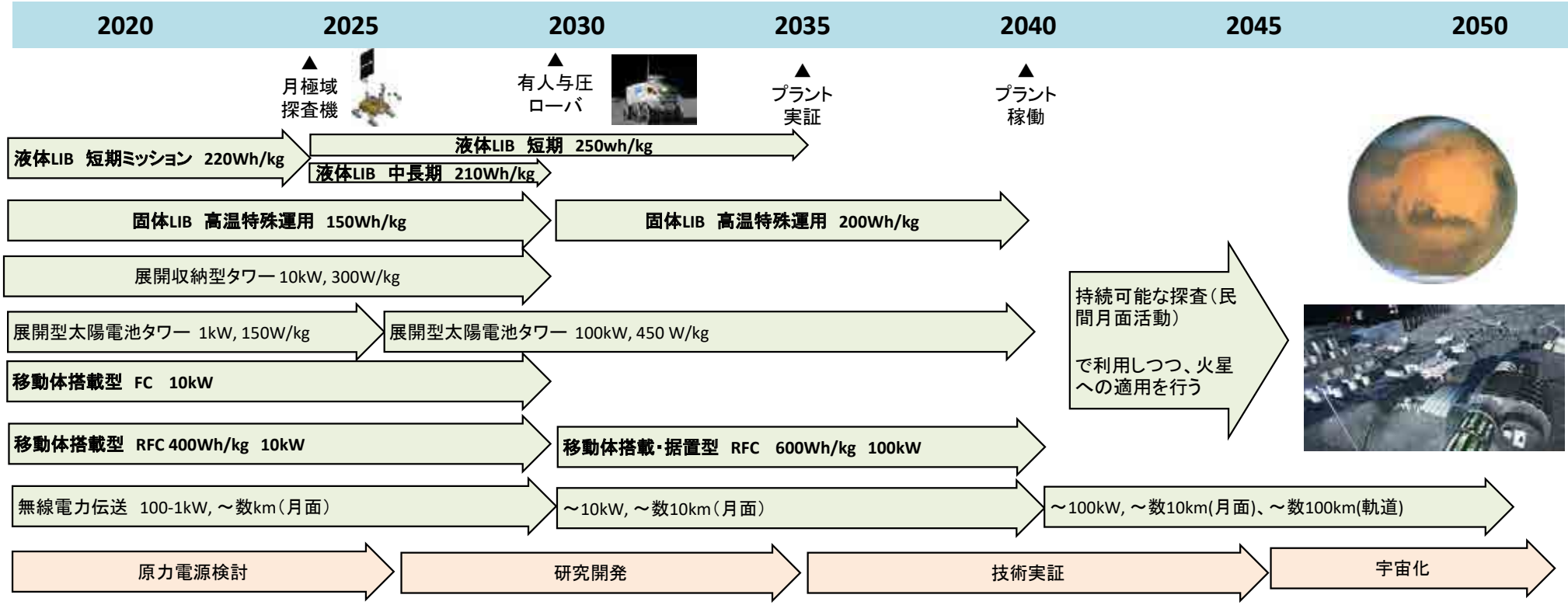


図 9.3-8 技術ロードマップ(電力)

9.4. 探査技術（表面移動技術・作業技術）

表面移動技術・作業技術は、着陸後の人や物の移動機能を提供するとともに、各種作業を実施するための作業プラットフォームとしての基本機能を提供する。

移動機能は、人や物を目的地に到達させるために不可欠な基本機能であり、輸送系の延長として探査範囲の拡大と成果の最大化につながることから、長期目標を定めて確実に獲得・蓄積する必要がある。

一方、作業プラットフォームについては、その仕様は個々のミッション目的にも依存する。ここでは、JAXA の探査シナリオで想定されている有人月面基地の実現に必要な建設作業を想定する。

表面移動技術・作業技術は、非宇宙産業（自動車、建設、資源探査/利用、物流、ロボット業界等）の参入が期待され、地上技術との相乗効果も期待できる。表面移動技術・作業技術は将来の有人基地建設に不可欠であり、日本の競争力を生かすことが可能であるため、国際宇宙探査における不可欠な要素の分担にもつながる。

そこで、本節では、将来の月面基地建設および有人探査に関する表面移動技術と作業プラットフォームについて取り扱う。

9.4.1. 宇宙探査での目標

【主要仕様】

項目		仕様
乗員		2名（緊急時4名）
質量	打上時	～8.5 t（マージン込）
	月面走行時	～10.6 t（マージン込）
形状	サイズ	6.9*4.0*3.5 m
キャビン	居住容積	9 m³～
	気圧	0.56 気圧
走行性能	速度	最大15 km/h
	登坂性能	最大20 deg
	乗り越え性能	最大30 cm
エネルギー	走行用電池	60 kWh
	越夜用電池	384 kWh～
	太陽電池	10.5 kW～
排熱能力		6.5 kW～
自動運転用機器		Camera, 3D Lidar
利用実験	搭載機器	100 kg
	サンプル	350 kg
寿命		10 年

ローバ本体のイメージ

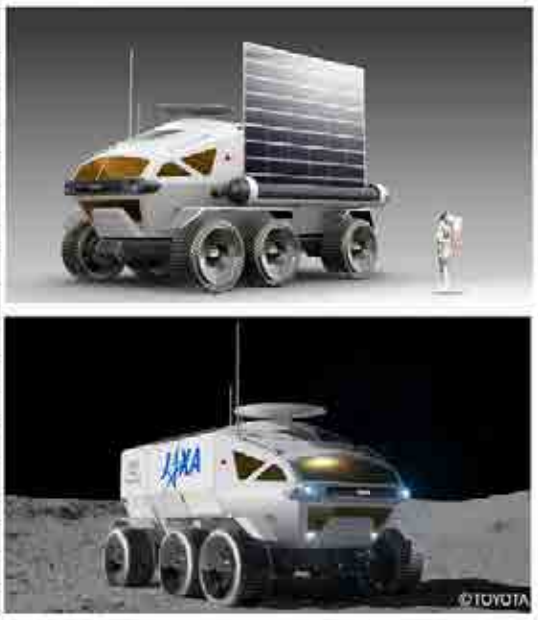


図 9.4-1 有人与圧ローバのシステム仕様案(図 7.2-50 再掲)

ここでは、将来の有人探査を前提に表面移動技術が提供する移動機能と作業プラットフォーム機能について詳述する。

有人探査における移動機能としての最終目標は有人与圧ローバである（図 9.4-1 参照）。有人与圧ローバは長期間の使用が想定されるため技術的には長距離走行の実現が目標となる。また、ある程度の起伏地の走破性も要求される。

作業プラットフォーム機能については、月極域探査機ミッションでは安定した掘削作業と精密計測を実現する必要がある。将来ミッションについては、JAXA の探査シナリオで目標とされている有人月面基地建設に特有の要求として、重掘削など重作業の実現が上げられる。

そこで、2030 年頃の月面活動では、地上と同様に用途別の作業車両が必要となると想定し、以下の 2 種の作業車両の実現を目標とし、有人の月面長期滞在につなげる。さらに、月面用の車両を実現することで、火星表面用の車両の準備にもつながる。

作業車両: 数トン級の建設機械。有人月面基地の建設や無人輸送を実現。
有人与圧ローバ: 数トン級の車両。長距離有人探査を実現。

作業車両の規模については、7 章の推薬生成プラントにおける推算を参照して設定した。含水率 0.5%を基準にすると、運搬の必要質量は 4 トン程度である（7.2.5.15 項参照）。掘削用車両（バックホウなど、バケット容量：0.025~0.066 m^3 程度）1 台に対し 2～3 台の運搬車で作業すると効率的であることから、1～2 トンの運搬車(荷台容量:0.4~1.0 m^3 程度)が複数台必要となると推定できる。

表 9.4-1 に表面移動技術の目標値を記載する。

表 9.4-1 表面移動技術の目標

項目	作業車両	有人与圧ローバ
定員	無人	2 名（緊急時 4 名）
走行距離	定点活動	10,000km/10 年程度
運用期間	5 年程度	10 年
走行性能	最大斜度 25 度程度	最大斜度 20 度程度（TBD）、 最大障害物高さ 30cm（TBD） 最高速度 15 km/h
構成	ベース部分（走行装置、電源、通信）と交換可能な作業ツールから構成。ベース部分は有人曝露車とも共通化。	一体構成
越夜	夜間は休止または無人運転	夜間は待機
電源	数 kW	数 kW
質量	数トン	数トン

9.4.2. 世界の技術動向（ベンチマーク）

月や火星での車両の移動や作業に関する技術（ローバ、作業車両）は、探査の基本技術であることから、多くの国が重要課題として進めており、国際的に激戦分野である。月・火星のローバでは米・ロ・中に実績があり、後続では欧州、インド等で取り組みが進んでいる。

各国のこれまでの探査ローバの一覧を次頁の表 9.4-2 に示す。有人ローバはアポロの LRV のみである。表には記載しないが、ローバの検討は地上研究としては盛んに行われている。

ローバの設計は目的に依存し、必ずしも単純に比較はできない。例えば、火星探査ローバのキュリオシティ（MSL）やパーサヴィアランスは、スピリッツやオポチュニティ(MER)と比べて質量が 5 倍程度の大型の探査車であるが、走行距離は同程度以下である。MER は広域調査を目的としていたが、MSL は比較的限定された地域での詳細調査に重点を置いているためであると読み取れる。

作業技術に関して、パーサヴィアランスでは、ドリルと計測機器を搭載した全長 2m のロボットアームを用いて、岩石のサンプル採取を実施する。サンプル採取の手順としては、調査対象とする岩石を絞った後に、ドリルで岩石のコアサンプルを採取し、コアサンプルに 5cm 程度の深さまで穴をあける。その後、約 10~15g の各サンプルをチューブに密閉保存し、これらサンプルは目標地点まで運搬される。将来的には、これらサンプルは、地球へ持ち帰ることも計画されている。

表 9.4-2 世界の月・火星ローバ（実施済み／実施中／宇宙機関）

名称	天体	時期	質量	活動期間	走行距離	エネルギー源	画像© NASA,RSA,CNSA
ルノホート1号、ルノホート2号 (Lunokhod) ソ連	月	1970、1973	756 kg、840 kg	10.5か月、5か月	10.5 km、39 km	昼：太陽電池 夜：ラジオアイソトープ(保温用)	
アポロ月面車 (アポロ15号~17号) (LRV) 米国	月	1971 ～ 1972	本体 +クルー2名 +ツール =700 kg	3~4時間	25~35 km	1次電池	
ソジャーナ (Sojourner) 米国	火星	1997	10.5 kg	83日	約0.1 km	昼：太陽電池 夜：ラジオアイソトープ(保温用)	
スピリッツ・オポチュニティ (MER) 米国	火星	2004	174 kg	15年	45.16 km (オポチュニティ)	昼：太陽電池 夜：ラジオアイソトープ(保温用)	
キュリオシティ (MSL)、パーサヴィアランス (Mars2020) 米国	火星	2012 ~ 2021 ~	899 kg、1025 kg	9年~ 6ヶ月~ 2021年8月時点	26.06 km 2021年8月時点 2.07km 2021年8月時点	ラジオアイソトープ(電源用)	
玉兎(Yutu)、玉兎2(Yutu2) 中国	月	2013 2019 ~	約140 kg	8ヶ月程度 ※推定 2.5年~	100 m程度 1km程度 (2022年1月時点)	太陽電池 +ラジオアイソトープ(保温用)	
プラギャン (Pragyan) インド	月	2019	25 kg	- (着陸降下中に通信途絶、予定：2週間)	-	太陽電池+蓄電池	

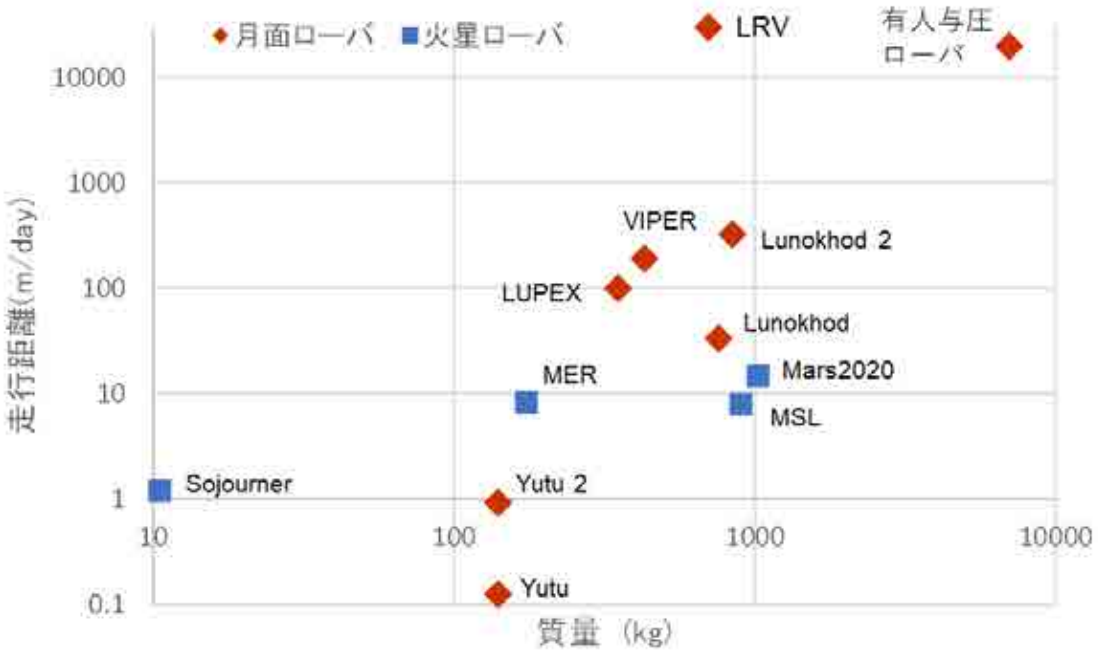


図 9.4-2 ローバ質量と走行距離（地球 1 日当たり）

図 9.4-2 に、表 9.4-2 と、米国が検討している月資源探査ミッション VIPER、日本が検討している月極域探査機ミッション LUPEX におけるローバ、及び有人与圧ローバに関する計画値を加えた質量と走行距離（地球 1 日当たり）の関係を示す。どのローバも走行距離の最大化がミッション目的ではないこと、また、月では夜間は活動しておらず火星も正午前後に活動が限られるミッションもあったことから直接の比較は難しいが傾向を見るには有用である。なお、LRV と有人与圧ローバの走行距離は同程度であるが、LRV は曝露車であり、その走行範囲は、飛行士が徒歩による帰還が可能な、着陸機から 10km 範囲内に限られているため、長距離移動を目的とする有人与圧ローバの移動とは本質的に異なるものである。特に以下の 2 点が注目すべき点である。

- ローバサイズは無人でも数百 kg 級が主流である。これは、搭載するミッション機器の質量を数十～数百 kg 確保するためにも必要となる。今後は、世界で実績を主張するには、数百 kg 級の開発に挑戦していく必要がある。
- 実績のある有人車はアポロの LRV のみであるが、無人車を 1～2 桁上回る走行距離を実現している。また、有人与圧ローバでも同様の走行距離(移動距離)の実現を目標としている。有人探査のメリットの一つは、5 章にも述べられているが、このように探査範囲が桁で広がる点である。このメリットは、人間の臨機応変な判断能力と合わさって、同じ期間の無人ミッションに比べて飛躍的な成果につながる。有人車が無人車より桁で上回る移動距離を達成することは今後も変わらないと予想される。

無人車の場合、火星ローバは月面ローバより走行距離が少ない。これは、火星では越夜が比較

的容易であること等から、ミッション期間が年単位と長いためと考える。月面では、越夜の困難さもあり、ミッション期間は長くて数か月であるため、短期で走行距離を稼ぐ必要がある。

9.4.3. 目標とのギャップ

我が国は、月や火星での無人ローバの実証もまだ実施されておらず、地上試験にとどまっている。地上技術の優位性を生かすためにも、戦略的・長期的な取り組みが急がれる。

個別ミッションの目標設定にあたっては、その成果は主目的に依存し、ローバはその達成手段として設計されるため、設計次第で達成できる技術内容やレベルが異なる。そのため目標の設定（保証）は難しいが、結果として以下で述べるロードマップのように、ローバの要素技術開発を進めることで、将来の探査に貢献しギャップの解消につながると考えられる。

9.4.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ

図 9.4-3 に、表面移動技術・作業技術に関する技術開発ロードマップを示す。目標である作業車両および有人与圧ローバを実現するためのギャップを埋めるための技術開発ロードマップにおいて、以下の要素技術開発を進める。要素技術は、ローバの寿命（ミッション期間）に直結する走行機構技術や耐環境技術、効率化につながる操作制御技術や作業技術、有人対応に不可欠な環境制御技術(ECLSS)に大別できる。本項では、これら要素のうち、①走行機構技術、②操作制御技術、③作業技術、④耐環境技術に関する開発ロードマップを記す。なお、環境制御技術(ECLSS)の詳細については、探査シナリオ 9.6 項で述べる。

また、JAXA 宇宙探査イノベーションハブ（以下、「探査ハブ」という。）の共同研究の枠組みにおいても、表 9.4-3 に示す表面移動技術・作業技術に関連した検討が進められている。本項では、技術開発ロードマップにおける探査ハブでの検討の位置づけおよびその概要を紹介する。なお、過去の研究提案募集（RFP： Request for Proposal）で採択した各研究テーマの詳細は探査ハブHP（https://www.ihub-tansa.jaxa.jp/）を参照のこと。

技術ロードマップの考え方：

- 移動技術（特に長距離・長期間の走行機能）は、人や物を目的地に到達させるために不可欠な基本機能であり、長期目標を定めて確実に獲得・蓄積することを目指す必要がある。月面においてステップアップを図り、有人与圧ローバや建設機械の開発につなげる。
- 有人与圧ローバ向けのマン・マシーンI/F開発や環境制御・生命維持システム（ECLSS）の研究開発を進める。
- 作業技術は、対象が幅広く個々のミッション目的にも依存することから、短期の調査活動と長期の拠点構築作業を念頭に、共通性の高い要素技術（整地・掘削など）を中心に研究開発を進める。
- 無人ローバ、有人与圧ローバともに月探査ローバを元に火星仕様化や有人月面長期滞在への対応を進める。

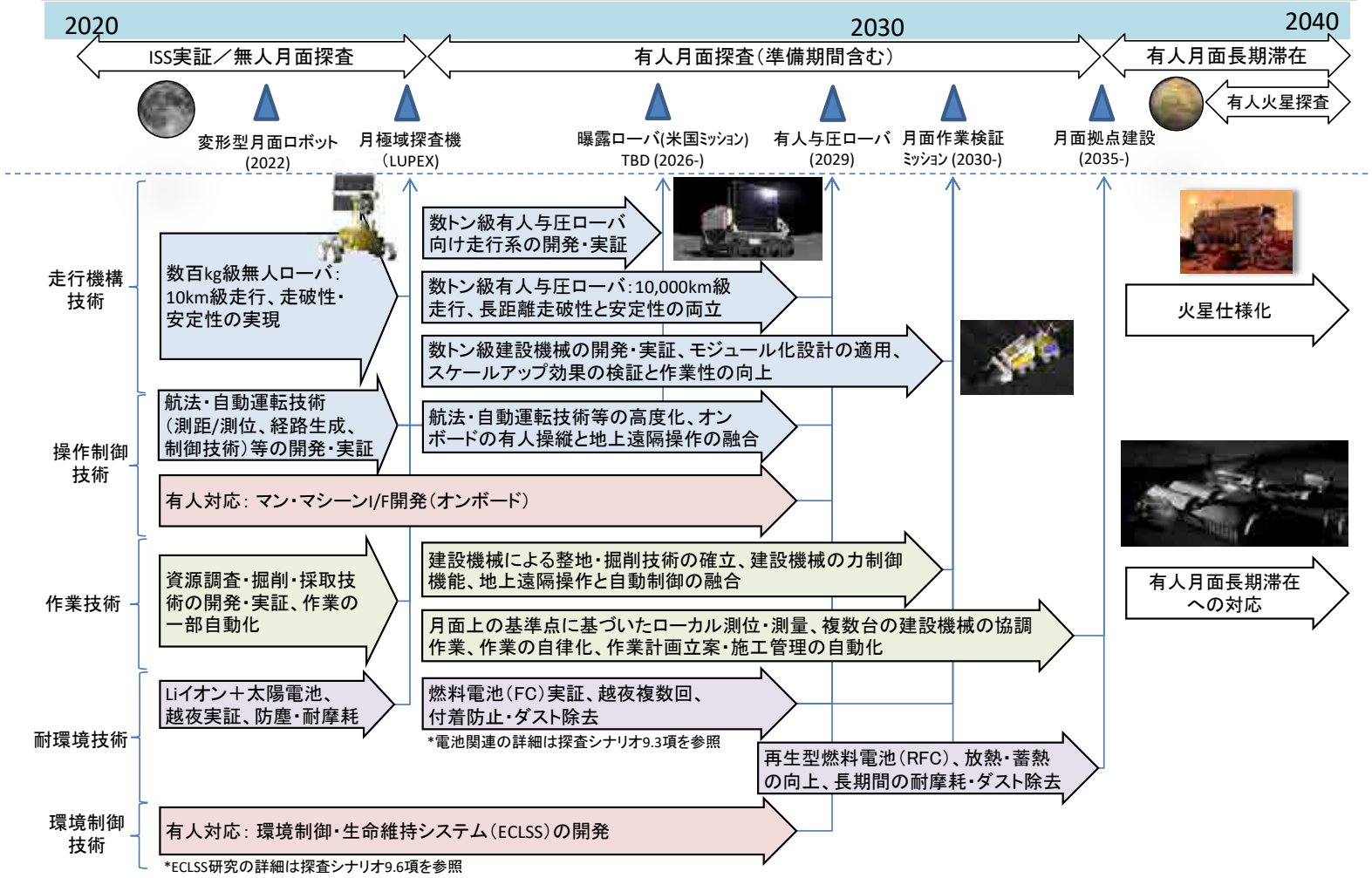


図 9.4-3 技術ロードマップ（表面移動技術・作業技術）

表 9.4-3 表面移動技術・作業技術に関する探査ハブ研究の例

項目	研究テーマ	備考
走行機構技術	多目的全方向移動クローラー共通台車の設計	RFP1 アイデア型
操作制御技術	遠隔操作と自動制御の協調による遠隔施工システムの実現	RFP1 課題解決型
	超高感度二次元同時距離計測センサの開発	RFP2 課題解決型
	電動駆動制御による砂地走破性の向上	RFP5 アイデア型
	カメラ可視光通信を用いた非 GNSS 利用広域高精度測位	RFP6 課題解決型
作業技術	小型 2 次元イメージング分光器の開発による水氷センシング技術の研究	RFP1 課題解決型
	ガス中微量水分計の小型・軽量・ロバスト化技術の研究	RFP2 課題解決型
	超軽量建機アタッチメントおよびブームの開発および実地検証	RFP1 課題解決型
	パワー密度が世界最高の小型アクチュエータの開発	RFP1 課題解決型
	建築分野の無人化施工に関するシステム検討	RFP2 アイデア型
	アースオーガ掘削情報による地盤推定のシステム化検討	RFP3 課題解決型
	遠隔操作およびアタッチメントの自動着脱可能な軽量建機システムの開発と実地検証	RFP3 課題解決型
	ロードヘッダ／掘削機械の自律的動作を実現する AI、IoT 技術を用いた制御方式研究	RFP4 アイデア型
	力制御機能を有した建設機械の研究開発	RFP6 課題解決型
耐環境技術	持続可能な防塵または除塵性能を有する機構または表面の研究	RFP6 アイデア型

9.4.4.1.　走行機構技術（不整地走行、登坂、長距離走行）

走行機構技術は、他天体の探査に固有の技術であり、寿命（ミッション期間）に直結する技術であるため重要度が高い。月や火星のような砂が支配的な地盤では、過去のミッションでスタックが頻発しており（図 9.4-4 参照）、スタック回避は依然として課題である。特に月面は、砂（月レゴリス）が数 m～数十 m 積もっているため、一度スタックすると出られない可能性が高く対策が必要である。

代表的事例	画像（ローバ）	画像（走行系）	走行時スタック事例
アポロ月面車（LRV）：NASA			・アポロ15号のLRVはスタックし、宇宙飛行士が引き出した ・「土壌が柔らかい領域があり、車両が動かなくなる。対策が必要。」（Lunar Sourcebook）
月無人ローバ（ルノホート）：旧ソ連			・土壌が急激に柔らかくなるクレータ近辺で車輪が20cm沈み、走行に多大な困難を伴った。
火星探査ローバ（MER）：NASA			・斜度16度の砂地斜面でスタック（2004．3） ・低い砂丘で1ヶ月以上スタック（2005．4） （写真：(C)NASA、RSA）

図 9.4-4　過去の月・火星ローバのスタック事例

砂斜面の走行が最もスタックを引き起こす状況であるため、模擬砂上での登坂試験を様々な走行機構の供試体に対して行ってきた。車輪の直下の接地面圧の高い部位で掘り込み、沈み込みが生じることから、地盤を適度な接地圧で締め固めながら移動する必要がある。各ミッションと技術のつながりを表 9.4-4 にまとめる。変形型月面ロボットミッションでは、月面を走行することで、レゴリスの挙動や月面での画像データ等を取得する。取得したデータは、曝露ローバや有人与圧ローバなどの後続ミッションの走行系の設計などに活用される。月極域探査機ミッションでは永久影に入って調査を行うことを検討しているため、より急な斜面を走行する必要があり、このことを考慮したシステム要求を設定している。

一方、低圧化の指標（接地圧、接地面形状）自体は走行機構に依らず共通であるため、無人段階のローバで走破性の検証を行えば、有人段階の作業機械・有人与圧ローバへ有益な指針を与えることが可能である。極域探査においてローバによる走行を実施し、走破性に関する詳細データが得られれば、与圧ローバの設計への貢献につながると考えられる。検証結果を受けて、より最適な低圧走行系の設計を進めていく。

また、月極域探査機ミッションでは、深さ 1.5m まで掘削してサンプルを取得するため、掘削プラットフォームとしての安定性が必要となる。作業時の安定性は、基地建設車両に必要な機能として継承されていく。

表 9.4-4 技術開発の方針（走行機構技術）

	2022 年	2023 年	2026 年	2029 年	2030 年～	2035 年～
	変形型月面ロボットミッション(月面データ取得)	月極域探査機ミッション LUPEX（水調査）	曝露ローバミッション(走行・制御技術実証	有人与圧探査ローバミッション（長距離移動）	月面作業検証ミッション（作業車両による作業技術の検証）	月面基地建設ミッション（作業車両によるプラント建設）
目的と走行範囲	・レゴリスの挙動や月面での画像データ等の取得	・資源調査（移動範囲：数 km） ・接地圧の検証。	・有人与圧ローバ向けの走行系機能の実証	・長距離走行（1 ミッション 1000 km）	・重作業の検証（数百m範囲）	・重作業の実現（数km範囲）
走行条件、実施内容	・月面を走行してデータを取得する。 ・取得したデータを用いて、有人与圧ローバの走行性能へのレゴリスの影響評価に反映。	・掘削プラットフォームとしての安定性確保（掘削時の耐振性や精密計測時の制振性との両立）。 ・最大斜度 25 度程度	NA	・有人車としての安定性・快適性の確保。 ・左記の結果に基づく接地圧条件の緩和。 ・最大斜度 20 度 (TBD)	・作業技術の検証（大型掘削、大量の土砂の取り扱い）。 ・掘削による地形変化（切土・盛土など）を考慮し、最大斜度 25 度以上を想定。	・重作業プラットフォームとしての安定性と作業性の確保 ・最大斜度 25 度以上を想定。

9.4.4.2. 操作制御技術（地形計測、地図作成、経路生成、障害物検知、自動化・自律化）

操作制御技術は、ミッションの効率化につながる技術である。月・火星は未知環境であるため不確定要素も多く、現地で情報を入手・処理し解釈・判断を行う過程を効率的に実施する必要がある。ただし、月極域探査機ミッションなど初期のミッションでは確実性・安全性に重点を置いた方式を基本とするのはいうまでもないが、後続するミッションでの効率化につなげていくことも必要である。

自動化・自律化のレベルを高めるには、運用初期段階での判断・解釈を効率的に行い、それを運用に反映することが重要となる。つまり、運用初期は現地情報の解釈・判断が定まっていないため遠隔操作で作業を行うのを基本とするが、段階的に自動化・自律化を進めることも肝要である。遠隔操作から自動化を経て自律化へと高度化を進める発展過程を運用の際に効率よく組み立てていくことが重要となる。効率化を実現するため、月の表面などの砂地での走破性を向上させる駆動力制御技術に関する研究が進められている（探査ハブ共同研究）。

図 9.4-5 は探査ミッションを想定した運用の進化イメージである。初期運用から発展段階に向けて効率化を進め、その知見を次期ミッションに反映していくことで高度化を実現してする。並行して、有人与圧ローバミッションのために、有人操縦用のマン・マシンインタフェースや、有人操縦と遠隔操作の融合にかかわる技術を構築していく。

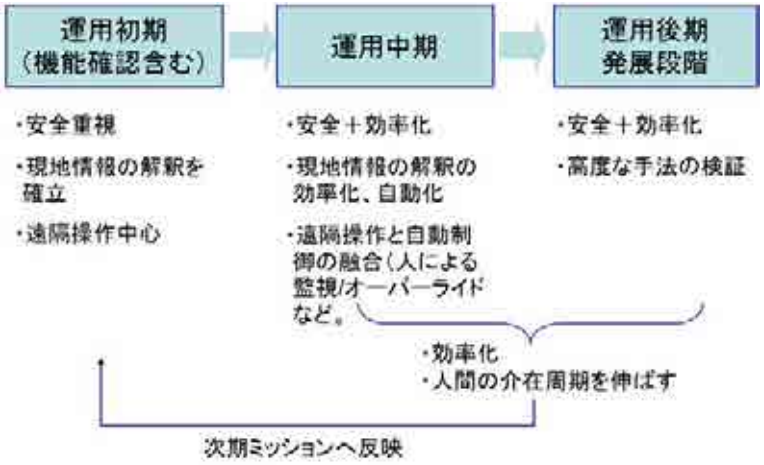
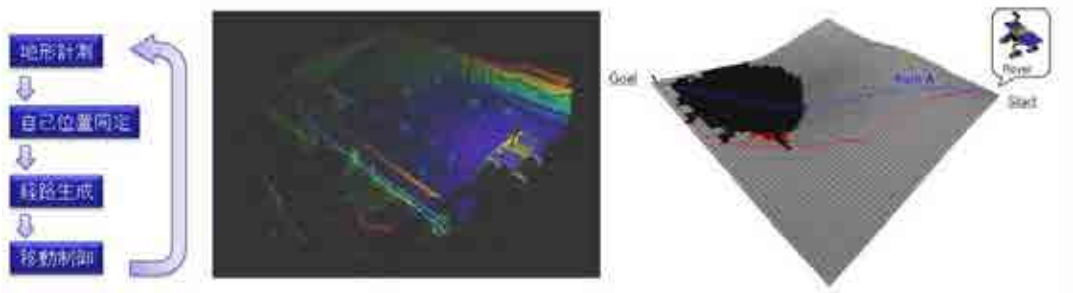


図 9.4-5 運用段階に応じた効率化

無人・有人探査車両と建設車両の違いは、前者は一点に留まらずに走行するため搭載センサで周囲環境を把握し地図作成や経路計画を行う必要があるが、後者の建設車両は比較的狭い範囲で作業を行い、その場所の高精度の地図情報を利用できる可能性があることである。探査ミッションでは SLAM(Simultaneous Localization and Mapping)ベースの地図作成・経路生成が主となるが、全球地図の精度アップを進めることで、効率化を実現する。



左：シーケンスの流れ　中央：周辺 3 次元情報の取得例　右：経路計画例

図 9.4-6 地図作成・経路生成の一例

現在までの宇宙ロボットは一台のロボットを複数人で監督・操作し、かつ比較的短時間の作業を行う場合が多かった。しかし将来の基地建設作業では、複数車両が長時間連携して操作する形態が必要になる。これは宇宙活動では新しい試みであり、作業時の衝突・干渉の自動回避を実現する制御系等も必要となる。地上からの遠隔操作による月面基地建設については、探査ハブで行われた共同研究で実証試験を行った結果、操作支援機能・動作判断機能・協調作業機能について実現可能性が示された（図 9.4-7 参照）。さらに、この共同研究の更なる発展として、JAXA 相模原キャンパスから、1000km 以上離れた JAXA 種子島宇宙センターの建設機械を遠隔操作および自動運転する施工実験を行い、高い精度で施工が可能なことを確認した。(https://www.jaxa.jp/press/2021/05/20210518-1_j.html)



左：掘削・運搬作業　　右：モジュール埋設作業

図 9.4-7 有人月面基地の無人建設を想定した建設作業の実施例
（遠隔操作と自動作業の融合）

表 9.4-5 に操作制御技術の開発方針をまとめる。変形型月面ロボットミッションでは、有人与圧ローバの自動運転技術の詳細検討に向けて月面の画像データなどを取得するとともに、自動位置推定アルゴリズムの評価を行う。月極域探査機ミッションでは、遠隔操作に加えて、自動・自律走行の実証を行い、後続のミッションでは、自動・自律技術の強化を目指す。また、周囲の地形の二次元距離情報を同時に計測可能な Flash Lidar の開発が進められており（探査ハブ共同研究）、有人与圧ローバなどでの活用を目指す。有人与圧ローバの測位には、岩石やクレータなどのランドマークを活用するランドマーク照合航法、もしくは月軌道上での人工衛星を用いた測位(Lunar global Navigation Satellite System, LNSS)を活用する予定である。

表 9.4-5 技術開発の方針（操作制御技術）

	2022 年	2023 年	2026 年	2029 年	2030 年～	2035 年～
	変形型月面ロボットミッション(月面データ取得)	月極域探査機ミッション LUPEX（水調査）	曝露ローバミッション(走行・制御技術実証)	有人与圧ローバミッション（長距離移動）	月面作業検証ミッション（作業車両による作業技術の検証）	月面基地建設ミッション（作業車両によるプラント建設）
測距、測位	*非掲載	LRF、ステレオカメラ	NA	ランドマーク照合航法もしくは LNSS	ローカル測位システムの導入もしくは LNSS	左記をベースに高度化。
地図作成・経路生成	自己位置推定アルゴリズムの評価	車両に搭載した機器による地図作成と、それを用いた準 SLAM	NA	リモートセンシングで取得したデータによる広域地図生成と SLAM の融合・高度化。	基地地図の共有、精度向上	左記をベースに高度化。
制御方式	*非掲載	・遠隔操作（操作支援の強化）＋一部作業の自動化 ・自律走行実証	有人与圧ローバ向けの自動運転技術の検証	・有人操縦と遠隔操作（無人移動時や緊急時）の切替・融合。	・遠隔操作＋自動・自律（動作判断の検証）	・左記をベースとした自動作業の実現。 ・複数台の協調作業。

9.4.4.3. 作業技術（掘削、採取、搬送、観測）

作業技術は、ミッション固有の技術であり個々のミッションに依存するが、ここでは JAXA の探査シナリオに沿い、水氷の利用可能性調査から月面有人基地の建設作業に至る流れで共通する技術として、掘削技術を中心に取り上げるとする。

月極域探査機ミッションでの水氷センシング技術として、小型 2 次元イメージ分光器の開発、および水氷を含む揮発性物質の分布や濃度を知るための小型軽量で高感度・高精度、かつロバスト性を有するガスセンサに関する検討が行われている(探査ハブ共同研究)。また、関連したセンシング技術は、探査シナリオ 9.10.5.3 項も参照のこと。水氷の利用可能性調査では、今までの観測データや月面のかさ密度分布・温度分布を考慮し、月面下 1.5m までの掘削が想定されている。掘削方式は、数百 kg 級ローバに搭載可能であること、その場分析用サンプルの採取が必要であること、また、地上技術の実績を考慮してアースオーガ掘削が想定される。アースオーガ掘削については、地上の掘削との差異（排土方式など）について地上の模擬環境で検証が進んでおり基本的な適用性は確認されている。アースオーガ掘削で得られる掘削情報（必要トルク、反力、摩耗など）は、基地建設・燃料製造で必要な掘削機械の設計における基本データとなる。また、アースオーガ掘削の掘削情報から地盤定数を逆推定する手法も実用化が進んでいる（探査ハブ共同研究）。

基地建設については、未開の月面を切り開く土木作業と、居住モジュールの設置等を行う建築作業に分かれる。前者の土木作業は、今までの宇宙活動では経験のない重作業であり、基地の設計に依らない技術課題である。必要とされる掘削作業は、地上技術から類推してバケット掘削などの重作業となると考えられる。バックホウのような作業機械が燃料製造の原料となる土砂等の移動を行う。月面用の作業機械は、地上の建設機械を宇宙仕様化することで実現できる可能性があり、その一例として、地上の建設機械の軽量化の検討がある（探査ハブ共同研究）。

基地建設の建築作業は建築物の設計に依存するため今後の課題であるが、ISS と類似の円筒形与圧モジュールを想定した運搬・設置方式は検討例がある（探査ハブ共同研究）。着陸機からの荷降ろし・運搬とも共通する課題であり、揚重機なども含めた作業機械の開発が必要となる可能性がある。

個々のミッション目的に依存するが、精細作業用のマニピュレータなど個別ミッションで使用する作業ツールは、今までのロボットアーム技術の蓄積（JEM、ETS-7、MFD 等）があり、それらを生かして進めることとなる。また、掘削用の作業ツールは、地盤に及ぼす力や地盤から受ける力をうまく扱う必要があり、不意に大きな外力が発生した場合の損傷を回避する「力のいなし」やツールを対象にあてがいながら位置合わせを行う「力のならい」が重要である。このような作業ツールの力制御機能に関する開発が進められている（探査ハブ共同研究）。

観測機器とも共通する要求として小型軽量化を行う場合もある。可動部の多い小型機器には、高性能で発熱が少ないモータなどの駆動部品が必要となる。取り組みの具体例として地上用小型モータの開発が進んでおり（探査ハブ共同研究）、作業ツールだけでなくミッション機器全般の小型軽量化につながる可能性がある。今後、ミッションの明確化に合わせて大型の作業ツールにも適用可能な高トルクモータの開発も進めば、適切な宇宙仕様化とドライバ類の整備・環境試験を行うことで、各種作業の実現が可能となる。

また、国土交通省が主体となり、地上の無人建設技術（自動化、遠隔化、ICT 施工等）の研究開発に関して、将来的に月面等での建設活動への発展を視野に入れた取り組みが進められている(「月面等での建設活動に資する無人建設革新技術開発に関するプロジェクト」)。このようなプロジェクトと連携して、月面の有人基地建設に必要な技術開発を進める。

表 9.4-6 技術開発の方針（作業技術）

	2023 年	2030 年～	2035 年～
	月極域探査機ミッション LUPEX（水調査）	月面作業検証ミッション（作業車両による作業技術の検証）	月面基地建設ミッション（作業車両によるプラント建設）
掘削技術	深さ 1.5m 以上の掘削（再現性、直線性）	・掘削技術の高度化 ・バケット掘削実証	・バケット掘削
上記以外	・水氷評価用サンプルの採取	・資源の抽出、加工実証	・土砂の運搬作業 ・推薬生成プラント ・基地

9.4.4.4. 耐環境技術（エネルギー供給、熱制御、防塵・耐摩耗（ダスト））

耐環境技術は、ローバ以外の探査機と共通する技術課題であり、ローバの寿命（ミッション期間）に直結する技術であることから重要度が高い。

エネルギー供給に関しては、別項目「探査技術（電力）」にも述べられているように、過去の探査ローバで使われた原子力エネルギーに関する取り組みは遅れているが、逆に、太陽電池およびリチイムイオン電池(LIB)や再生型燃料電池(RFC)などの二次電池に関する技術の進展は、日本の特徴ある取り組みと言える。

電源関係の詳細やロードマップは別項目に詳しい記述があるため転載しないが、表 9.4-7 にローバへの搭載を前提とした方式・容量を時系列にまとめる。また、JAXA でも、MLI を介した伝送など、ワイヤレス給電の研究を行っており、永久影探査や越夜など、厳しい環境での電力供給に非常に有効であると考えられる。

熱制御については、極域ミッションでは中緯度に比べて温度環境が低温側であることから断熱

寄りの設計となる。ただし、中低緯度ほど長くはないが数日間は夜があること、分析時の機器からの発熱を処理する必要があることから、断熱と放熱のバランスを取った設計が必要である点は変わりない。

防塵・耐摩耗技術は、ミッションを支える主要技術として ISECG で検討チームが組まれるなど、近年に重要性の認識が増してきた分野である。JAXA においては、部品レベルの防塵性能の検証（図 9.4-8）と走行系サブシステムの耐久性検証（前述）を行ってきた。



左：粉塵試験装置の外観　　中・右：防塵ブラシ・防塵シール試作品

図 9.4-8 部品レベルの防塵

防塵対策が最も必要な部分は、駆動モータやその支持部などの回転機構である。特に、多用されるベアリングの防塵対策は直近の課題である。当面は、回転機構自体の防塵設計を行うのではなく、回転機構の外側にシールやラビリンスを設けて防塵する対策を行う。将来は、ベアリング部品などの機構部品自体の防塵設計を行うことで寿命を延ばす。また、砂の侵入や摩耗を防ぐための付着防止や、付着したダストの除去方法も、長期ミッションを実現していくためには必要な対策となる。防塵または除塵性能を有する機構や表面に関する研究が進められている（探査ハブ共同研究）。

表 9.4-7 に各ミッションと技術のつながりをまとめる。月面走行について日本は直接的なデータを入手していないため、変形型月面ロボットミッションで、レゴリス挙動や月面での画像データなどを取得し、そのデータを後継ミッションの防塵・耐摩耗技術の設計に活用する。月極域探査機ミッションでは、防塵・耐摩耗技術も安全側の設計となるが、有人段階では現地の環境条件も定量化されて設計条件が緩和し、新規設計の防塵・耐摩耗部品と合わせて効果的なミッション遂行の実現を目指す。

表 9.4-7 技術開発の方針（耐環境技術）

	2022 年	2023 年～	2029 年～	2030 年～	2035 年～
	変形型月面ロボットミッション(月面データ取得)	月極域探査機ミッション LUPEX（水調査）	有人与圧ローバミッション（長距離移動）	月面作業建設ミッション（作業車両による作業技術の検証）	月面基地建設ミッション（作業車両によるプラント建設）
電源	*非掲載	・Li イオンと太陽電池の併用	・Li の長寿命化、RFC 実証、RFC と太陽電池の併用	・RFC or カートリッジ式 FC ・太陽電池併用。	・同左
熱制御	NA	・熱制御部品の活用（ヒートスイッチなど） ・越夜実証	・断熱方式の実証 ・越夜複数回	・放熱の向上 ・蓄熱方式	・同左
防塵・耐摩耗	*非掲載	・回転機構のブラシシール＋ラビリンス。 ・地上実績品ベースでの防塵・耐摩耗評価。	・機構部品への防塵機能の組込。 ・地上用軸シールの活用。 ・付着防止、ダスト除去実証。 ・宇宙服など有人器具の防塵	・防塵・耐摩耗性の向上	・同左 ・長期間有効な付着防止、ダスト除去

9.4.4.5. 月極域探査機(LUPEX)で獲得する技術の有人与圧ローバ等の後続ミッションへの発展

月極域探査機ミッション LUPEX では、月面での移動技術を実証するとともに、将来の多様な移動技術の獲得に資する情報を取得することで、将来の表面移動探査技術の向上に貢献する。

月極域探査機ミッションで獲得する表面移動探査技術(走行機構技術、操作制御技術、及び耐環境技術)や月面環境に関するデータは、有人与圧ローバミッション等へと発展される。表 9.4-8 に、月極域探査機ミッション LUPEX で得られる技術や月面データの有人与圧ローバミッション等への応用コンセプトをまとめる。本項では、各技術の発展指針を記す。

走行機構技術に関して、月極域探査機ミッションでは、起伏の多い地形を走破し、月表面下を掘削してサンプルを採取するため、ローバには高い走破性が求められる。一方、有人段階で主な活動場所となる基地候補地の地形は山岳地帯相当とも言われ、さらに砂（月レゴリス） が数 m～数十 m 積もっている。これらを克服するために、月極域探査機ミッションで実績を積んだ機能を高負荷に対応した大型の有人与圧ローバにスケールアップ・発展させていく。具体的には、無人ローバで得られる高い走破性を実現するための接地圧と接地面形状に関する知見を有人与圧ローバの設計につなげる。また、軟弱地盤を車両が走行する際の走行抵抗を適切に設定することが、走行機構の設計において重要である。有人与圧ローバの走行機構は、月極域探査機ミッションで取得する月極域の走行抵抗とスリップの関係を反映させることで、月面で必要な走行エネルギー対して適切な設計とする。

操作制御技術に関して、月極域探査機ミッションでは、ローバに搭載したステレオカメラ等を活用し、月極域の日照が少なく、影の多い領域などでも有効な自己位置推定や地図構築手法を確立する。有人与圧ローバミッションでは、月極域探査機ミッションで獲得するローバオンボード機器を活用した技術を発展させることで、高度な航法誘導を実現する。また、月極域探査機ミッションにおいて月面環境下で撮影した特徴点および位置・姿勢情報を含む画像データは、有人与圧ローバミッションの自己位置推定アルゴリズムの事前実証として活用される。さらに、月極域探査機ミッションで構築する遠隔操縦、及び自動走行技術は、有人与圧ローバに活用され、無人移動時や緊急時の制御技術として応用される。車両の適切な運用計画立案や走行ルート設計には、走行路面の岩石やクレータの分布情報が重要であるが、現在、月極域の岩石／クレータ分布は不明であるため、過去の米国のアポロやサーベイヤでの取得情報がベースとなっている。月極域探査機ミッションにおいて、月極域の岩石／クレータ分布を取得し、有人与圧ローバの運用計画立案に反映させることで、走行ルートの最適化及び必要エネルギーの削減につなげる。

耐環境技術に関して、月極域探査機ミッションでは、Li イオン電池と太陽電池を併用した電力生成、及び電力備蓄方法を想定するが、有人与圧ローバでは、Li イオン電池の長寿命化やよりエネルギー密度の高い再生燃料電池(RFC)の利用を検討する。また、月極域探査機ミッショ

ンで獲得する越夜技術を応用することで、有人与圧ローバでは、複数の越夜が可能な技術として発展させる。さらに、月極域探査機ミッションで獲得する、月の粉塵環境で有効な防塵・耐摩耗技術は、有人与圧ローバの機構部品における防塵・耐摩耗機能の基本設計指針として活用される。太陽電池の発電量は、太陽電池パドル表面へのレゴリスの付着によって低下する。有人与圧ローバの太陽電池の発電効率を正確に推定するために、月極域探査機ミッションから得られるレゴリス・ダスト粒子の空間的な分布量に関する情報を活用する。また、このレゴリス・ダスト粒子の空間的な分布量に関する情報は、障害物検知に使用する測距機器等への影響や、排熱用ラジエータの光学特性への影響を確認するためにも活用される。

表 9.4-8　月極域探査機ミッションで得られた技術や月面データの有人与圧ローバミッションへの応用コンセプト

		2023 年～	2029 年～
		月極域探査機ミッション LUPEX	有人与圧ローバミッション
走行機構技術		・接地圧設計の有効性の確認。限界性能の把握。 ・月極域におけるスリップと走行抵抗の関係を把握。	・LUPEX の接地圧設計と実走行データに基づき、接地圧条件を検討 ・LUPEX で得られたスリップと走行抵抗の関係をシミュレーションモデルのコリレーションに活用し、シミュレーションでの検証精度を向上
操作制御技術	測距、測位	・ステレオカメラ等を用いた測距、測位技術の確立 ・粉塵環境が測距・測位機器に及ぼす影響の評価 ・月極域で特徴点および位置・姿勢情報を含む画像データを取得	・LUPEX で確立した手法（機器、センサー類含む）の活用 ・LUPEX で取得する月極域の画像データを自己位置推定アルゴリズム検証等に活用
	地図作成・経路生成	・月極域の岩石やクレータの分布情報を取得。 ・車両に搭載した機器による地図作成と、それを用いた準 SLAM	・LUPEX で得られた月図や岩石やクレータの分布情報を経路設計（走行ルート）の最適化等に活用 ・リモートセンシング等で取得したデータによる広域地図および LUPEX で確立された SLAM 技術の活用

	制御 方式	・遠隔操作（操作支援の強化）・自動・自律走行実証	・LUPEX で実証した自動・自律走行技術を活用
耐環境技術	電源	・Li イオン電池の実証 ・月極域の日照、電位差、温度、アルベド等に関するデータの取得 ・粉塵環境が太陽電池の発電量に及ぼす影響の評価 ・SAP の展開収納機構の寿命評価	・LUPEX で実証された Li イオン電池を有人与圧ローバの運用パターンに合わせて長寿命化。 ・LUPEX で得られる月面環境（日照、電位差、温度等）データの活用 ・LUPEX で得られる粉塵環境が及ぼす影響等を電源系の設計に活用 ・SAP の展開収納機構の寿命データ等を設計検討に活用
	熱制御	・ヒートスイッチ等越夜に資する熱制御部品の実証	・ヒートスイッチ等、越夜に資する実証部品の活用
	防塵・耐摩耗	・粉塵の空間的な分布量、帯電の評価 ・回転機構のブラシシール＋ラビリンスによる月レゴリス防塵技術実証。 ・地上実績品ベースでの防塵・耐摩耗評価。	・LUPEX で得られた粉塵の空間的分布量を機器の防塵・耐摩耗性の指標として活用 ・LUPEX で有効性を確認した防塵機能・シール等をレゴリス・ダスト付着防止、除去などに活用。

9.5. 探査技術（分散協調探査）

月や火星などの重力天体で持続的に探査を推進するためには，我が国が誇る小型・軽量化，低コスト化の技術を駆使するとともに，人工知能・ロボットなど地上の技術シーズを融合させた我が国独自の探査技術を実現し，世界を牽引する宇宙探査を目指すことが重要である。

9.5.1. 宇宙探査での目標

宇宙探査は，探査機が大型化し，開発コストの増大，開発期間の長期化などが顕著となっており，ターニングポイントを迎えている。そのため，各国で進めてきた宇宙探査から国際協働ミッションへの方向展開が余儀なくされている。一方，国際協力を推進するためには，独自の技術を確立しておき，世界を牽引する実力を持つことが重要である。そこで，宇宙探査イノベーションンハブでの活動を通じ、日本発の宇宙探査における Game Changing 技術を開発し、宇宙探査の在り方を変えることを進めている。たとえば，逆転の発想で，一点豪華主義（大型・長期・高コストミッション）から、分散型（小型・短期・低コストミッション）への方向転換を行い，新しい探査手法を構築する。

単体ではなく複数の小型探査機により，機能の分散協調を行なうことで、未踏峰地点の広範囲で密度の濃いチャレンジグな探査を実現し，探査手法に革新を起こす。1つの探査機に複数の小型着陸機を搭載し，100km 四方の探査を可能にする。月や火星表面の全球走査，中央丘峰，縦孔底，洞窟等の未踏峰到達を目指す。

9.5.2. 世界の動向（ベンチマーク）

宇宙探査において，以下の探査ロボットが月惑星の表面探査を実施している。しかしながら，１台のロボットでは，探査範囲が限られているのが現状である。

表 9.5-1 世界の探査ロボット

	探査天体	時期	期間	重量	走行距離
Lunokhod 1	月	1970	10.5ヶ月	756 kg	10.5 km
Lunokhod 2	月	1973	5ヶ月	840 kg	35km
LRV#15	月	1971	3-4 時間	210kg	25km
LRV#16	月	1972	3-4 時間	210kg	25-35km
LRV#17	月	1972	3-4 時間	210kg	35.7km
Sojourner	火星	1997	30 日	10.5kg	52m
Spirits	火星	2004	5 年 4 ヶ月	185kg	10km
Opprtunity	火星	2004	11 年以上	185kg	42.195km
Curiosity	火星	2012	4 年以上	900kg	13km
玉兎号	月	2013	8ヶ月	140kg	?

9.5.3. 目標とのギャップ

NASA の 1 トンクラスの探査ローバをもってしても，何年もかけてミッションを継続しても，その移動距離は数十 km であり，1台のロボットで探査を行うのには限りがある。1 台のロボットで移動探査を行う場合には，線と線を結ぶ探査とならざるをえず，生命探査など面的な探査を行うのには，ギャップがある。そこで，小型探査機を複数ばらまいて，分散協調型探査を行うことが，今後の新しい探査方式の 1 つとなる。

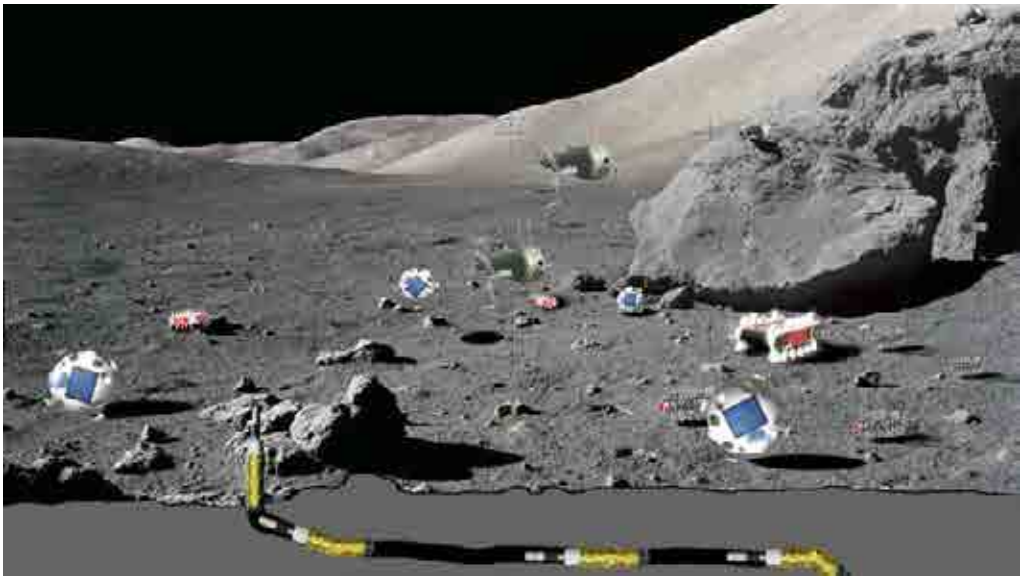


図 9.5-1 月面における昆虫型分散協調探査



図 9.5-2 火星における分散協調探査

9.5.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ

分散協調探査を実現するための技術を以下に示す。

(1) 分散協調技術

複数の小型探査機が広い領域を均等に分散し、お互い協調しながら効率的な探査を行う。そのために，知的センサを有する小型探査機の開発と分散協調する手法の確立が必要である。技術としては，群知能，群行動技術，自己組織化技術などが重要である。

(2) 革新的移動技術

月火星表面の中央丘峰，クレータ内，縦孔底，洞窟，極域等のいままでの探査ロボットでは不可能な未踏峰探査を行う．そのためには，凸凹した不整地を自由自在に移動するための新しい移動機構の実現が必要である。技術としては，可変構造型ロボット技術，飛行移動体 UAV 技術などが重要である。

(3) スマート化技術

小型軽量で高機能なシステムを構築する。そのためには，超小型軽量な高出力アクチュエータの開発および高性能性超小型センサの開発が必要である。技術としては，MEMS 技術，高機能材料技術などが重要である。

(4) 自動化・自律探査システム化技術

将来の月や火星において自動的に探査拠点を構築する。そのためには，地球から離れた場所で無人で自律的に建造建築を行うシステムの構築が必要である。技術としては，構造知能化技術，無人施工・自動組立技術，インフレータブル技術などが重要である。

(5) 長期間生存技術

長期期間生存のためには，電力の確保および故障に対してロバストであると同時に自己修復可能システムを構築する。そのためには，故障診断・検知・修理，高効率な電力システムが必要である。技術としては，自己修復技術などが重要である。

(6) 環境理解技術

未知環境にて自律的な探査活動を行う．そのためには，周囲の環境を把握して適切な行動を計画する人工知能の実現が必要である，技術としては，認知科学，学習，アクティブセンシング技術などが必要である。

9.6. 滞在技術（ECLSS）

ECLSS（環境制御・生命維持システム）は、あらゆる有人宇宙活動の根幹となる人の生命を安全に維持するための技術であり、極めて高い信頼性が要求される。また、特に火星などの長期探査ミッションでは、補給が困難となるため、信頼性のみならず、高い再生率、消耗品不要など、高効率化したシステムが必要となる。

現在の ISS では水再生装置などにより補給量削減の試みがなされているが、システムの信頼性が低いため稼働率が低く、高信頼性・高効率な ECLSS 技術が切望されている。そこで、日本の民生分野の優れた要素技術をベースに、世界で未だ実現されていない高い信頼性を有する完全再生型 ECLSS 技術を確立し、国際協働宇宙探査における日本の貢献とすることを目指す。

また、宇宙飛行士の居住空間、滞在期間、滞在人数などのミッション規模に応じて、小型で簡易的な非再生 ECLSS から、補給を必要としない完全再生 ECLSS まで適したシステムを選択可能なように技術のレパートリーを増やしておくことが重要である。

9.6.1. 宇宙探査での目標

火星などの長期探査ミッションにおいて、水・酸素補給や消耗品が不要で、かつ高い信頼性を有する完全再生型 ECLSS 技術の確立を目標とする。それを実現するための達成目標を以降に示す。

(1) 水・酸素補給ゼロ

900 日、6 人の火星ミッションを前提とした場合、人の生命維持のためには水と酸素がそれぞれ約 16 トン、約 5 トン必要と推算される。 それらを補給することは困難であるため、打上げ時に搭載する最小限の水・酸素を効率的に再生利用し、補給ゼロとすることが望まれる。 具体的には、現在、ISS で実用化されている水再生だけではなく、食糧に含まれる水の回収利用、空気再生における水生成量の増加などの新規技術を確立することにより、補給ゼロを実現する。

水・酸素補給ゼロ ECLSS の概念を図 9.6-1 に示す。これを実現するために必要な個別目標を以下に示す。 下記の個別目標達成により、水・酸素補給ゼロを実現することができる。

(a) 水再生： 再生率 90%以上（尿 85%以上、凝縮水ほぼ 100%）

NASA と異なる高圧電気分解方式を採用し、高再生率、高信頼性の水再生技術を確立する。また、水再生システムの実用化のためには前処理（尿保存）、後処理

（飲料水保存）を含めたトータルシステムが必要なため、併せて以下の技術確立も行う。

■ 尿保存（プリトリートメント）技術

現行 ISS のクロムベースのプリトリートメント（pH 1～2）を用いた尿は、JAXA 再生システムでは電気分解処理で用いる電解セルの閉塞・ショートや電気透析処 理への悪影響を引き起こすため、臭素ベースの新たなプリトリートメント剤を用いた尿の１年間の長期保存の目途を得ている。

■ 飲料水保存技術

現行 ISS ではヨウ素を用いた飲料水保存を行っているが、ヨウ素を除去しても味が良くないという問題点がある。銀イオンやオゾンを使ったウルトラファインバブル水による4年間の長期保存技術を確立する。

(b) 廃棄物処理： 食糧ゴミ（生ゴミ）、水再生排水からの水回収 95%以上

現 ISS で廃棄されている食糧ゴミ（生ゴミ）、水再生排水に対して、フリーズドライ方式で水回収を行うことにより、廃棄物の水分も有効に活用する。これにより、(a) の水再生と合わせて水再生率 98%を実現する。

(c) 空気再生における水追加生成： CH4 分解による CO2 の分解 100%化

現 ISS では、CO2 還元で生成された CH4（メタン）、及び H2 不足で処理できない CO2 は廃棄されている。CH4 分解技術の実現により H2 を生成して CO2 還元に利用することにより、従来廃棄されていた分を含め CO2 を 100%分解して水を追加生成する。

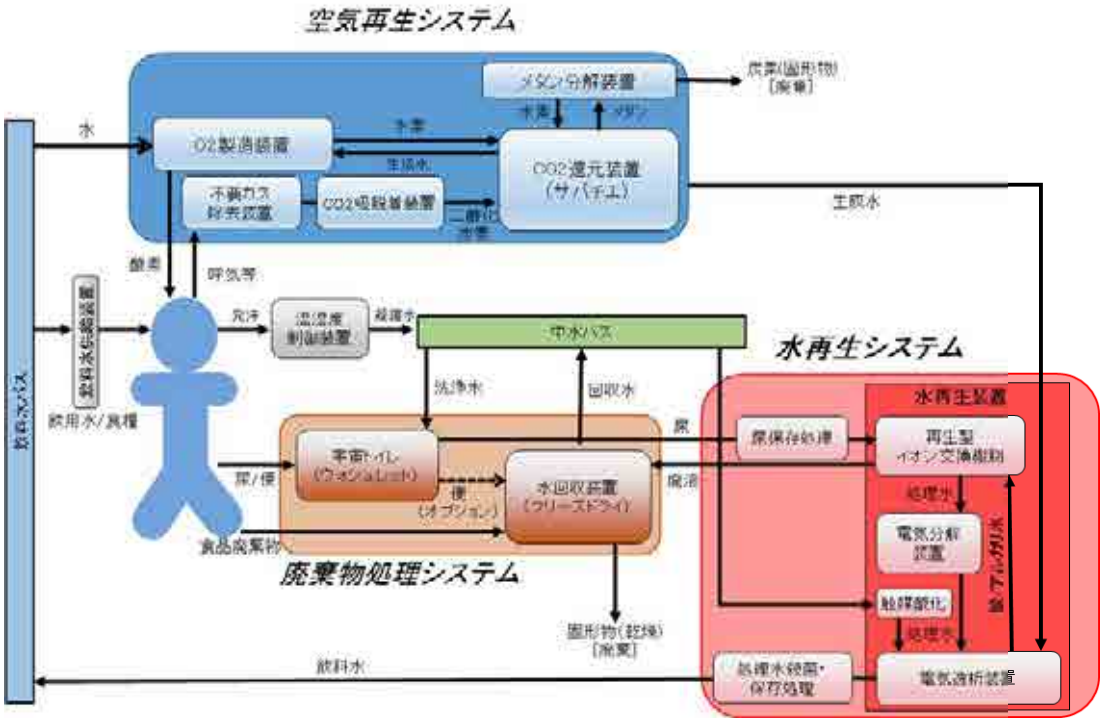
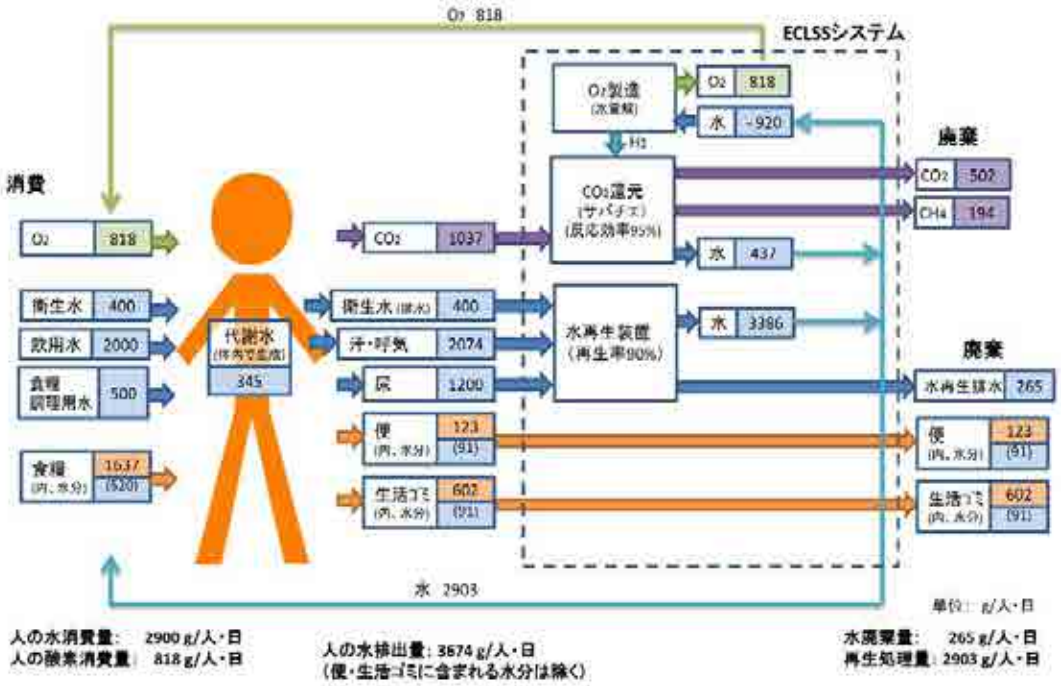
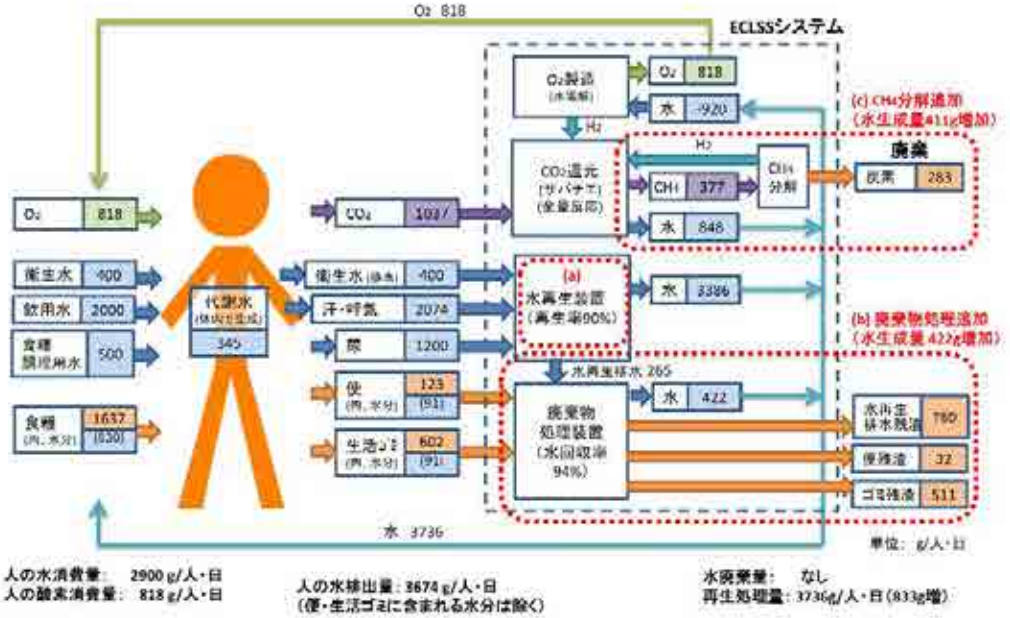


図 9.6-1 水・酸素補給ゼロ ECLSS 概念図



[CO2 還元＋水再生の場合]



[CO2 還元＋水再生＋廃棄物処理＋CH4 分解の場合]

図 9.6-2 廃棄物処理・CH4 分解の追加による水収支改善

(2) 消耗品ゼロ

一般的には性能限界まで使用したら交換している吸着剤等について、再生利用型に改良し消耗品をゼロにする。

(a) 微量有害ガス吸着剤の再生化（空気再生）

CO のみを酸化処理し、それ以外の微量有害ガスは全て活性炭（消耗品）で吸着している現方式を改良し、酸化触媒加温による酸化促進、光触媒・空気触媒の活用などにより C, H, O 化合物は全て酸化 （CO2＋H2O) し、それ以外のガス （S, N 化合物など）に限定して吸着。さらに活性炭を再生利用させることにより、消耗品をゼロにする。

(b) イオン交換樹脂の再生化（水再生）

スケール成分（Ca2+, Mg2+ など）の吸着・除去に使用されているイオン交換樹脂を電気透析にて生成された酸水、アルカリ水による押出し洗浄により性能を再生させることにより、消耗品をゼロにする。

(3) 高信頼性

これまでの ISS での不具合教訓を反映した設計改良、新規技術の採用による処理工程のシンプル化（電気分解方式による水再生、人工光合成方式による CO2 還元／O2 製造など）等により、信頼性の向上を図る。

3 年間の連続運転（MTBF：26,280 時間）を目標とし、水・酸素補給ゼロ ECLSS システムによる 3 年間以上の地上実証を行うことにより高信頼性を確認する。

9.6.2. 世界の技術動向（ベンチマーク）

水補給量低減に関するISS計画参加各極の研究・開発計画を図 9.6-3に示す。（酸素は水電解により生成されるため、酸素生成に必要な水も含めた水補給量を指標とする） 既にISSで水再生処理を実用化しているNASAが先行しており、現時点で水の補給割合は約15%である。NASAは今後現在の技術をベースに改良を進め、最終的はCH4（メタン）のアセチレン化（C2H2）により、CO2を75%まで分解する計画であり、最終的には水補給は1~2%まで低減できる見通しである。

JAXAは、現時点ではまだ水再生・空気再生の技術確立段階であるものの、最終的はCH4（メタン）分解により、CO2を100%分解し、C（炭素）のみを廃棄する計画であり、水補給はゼロまで低減できる見通しである。 NASAはISSで不具合が多く発生している既存技術の改良を前提としているのに対し、JAXAはISS不具合を踏まえ、別方式の最新技術に活用した研究開発を行っており、NASAを凌駕する高信頼性システムを構築できると考えている。

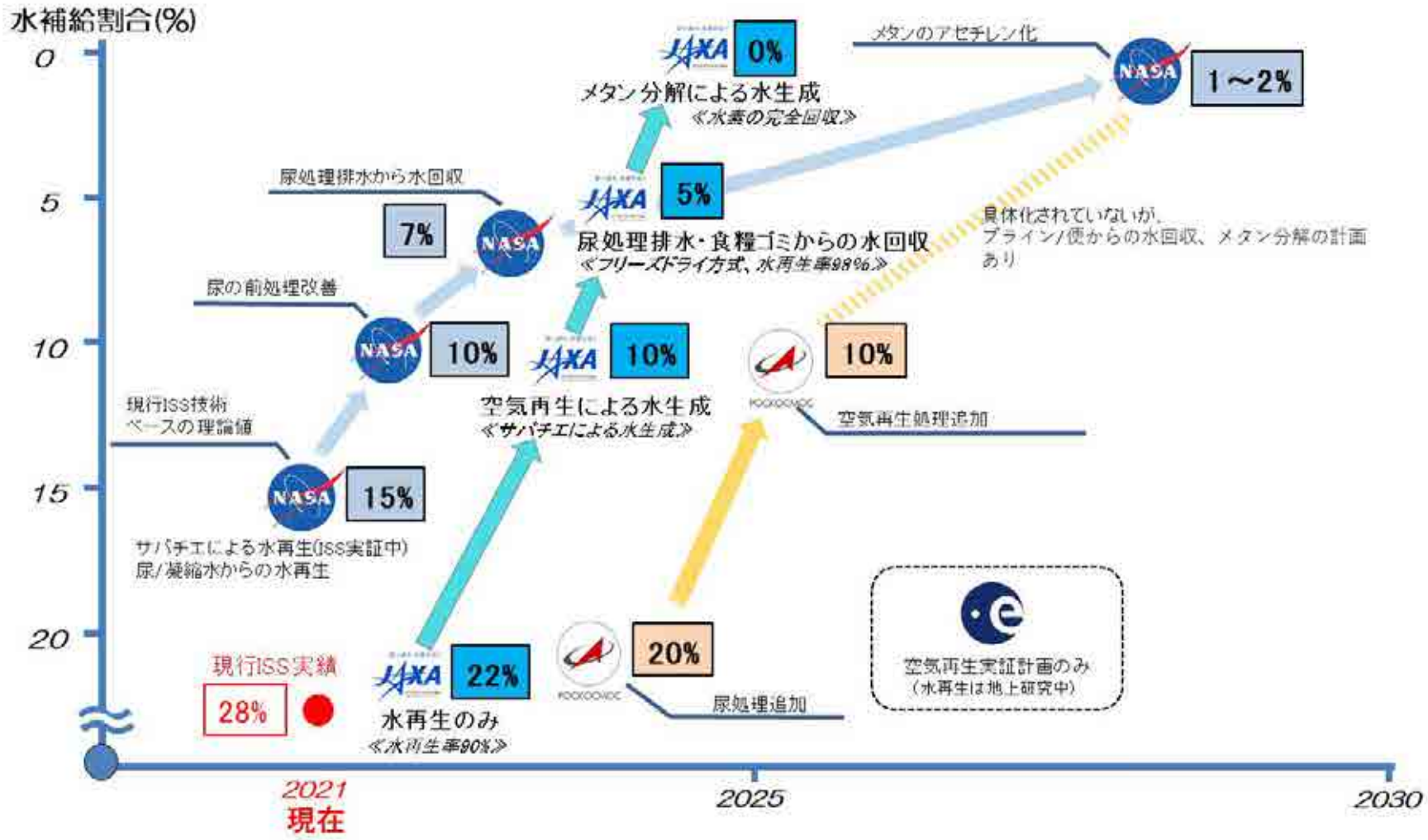


図 9.6-3 水補給に係るベンチマーク

JAXA ECLSS を構成する各サブシステムの特徴（セールスポイント）と NASA 方式との比較を以降に示す。定量的なベンチマークは、他国の最新研究の情報が少なく困難なため、下記の要素技術の一部について NASA と性能比較試験を行なっている（表 9.6-1～表 9.6-4）。

(1) 空気再生システム

(a) 有害ガス吸着筒: 図 9.6-4 (A)
吸着剤（多孔質活性炭）と酸化触媒による高効率吸着と CO の常温燃焼 （NASA は市販品を使用）

(b) CO2 吸着筒: 図 9.6-4 (B)
- アミンベースの高効率 CO2 吸着剤（NASA はゼオライトを使用。ISS ではゼオライト起因の粉末がバルブ不具合を誘発）
- CO2 吸着剤前段での除湿が不要な 2 筒式 （NASA は除湿筒を含め4筒式）
- 真空脱着方式のため、加熱冷却システムが不要。（NASA は、高温脱着方式）

表 9.6-1 CO_2 吸着の国際ベンチマーク

	JAXA (目標)	NASA (ISS)	NASA (目標)
CO_2 濃度 [ppm]	2600	4000	2600
大きさ	1/2 ラック	1/2 ラック	1/2 ラック
消費電力	1 kW	800 W	不明 (3 方式が候補)

(c) CO2 還元装置: 図 9.6-4 (C)
反応温度 250℃程度のため、フッ素化合物などの有害物質が発生しない。（NASA は 600℃程度）

(d) 酸素製造装置: 図 9.6-4 (D)
低電圧、高電流密度の水電解セル、膜式気液分離器（NASA は回転式気液分離器）

表 9.6-2 O_2 製造の国際ベンチマーク

	JAXA(目標)	NASA(ISS)	NASA(目標)
O2 発生量	5.4kg/day （比較のため ISS 相当換算）	5.4kg/day	5.4kg/day
大きさ	3/4 ラックより小型化	3/4 ラック	3/4 ラックより小型化
消費電力	3.6 kW （セル 3.3 kW）	3.9 kW （セル 3.6 kW）	3.9 kW （セル 3.6 kW）

表 9.6-3 CO_2 還元の国際ベンチマーク

	JAXA(目標)	NASA(ISS 実証)
処理量	4 人分	3 人分
反応温度	約 250℃	約 600℃
転化率	95%以上	93%
大きさ	1/4ラック	1/4 ラック
消費電力	800Wmax	900Wmax

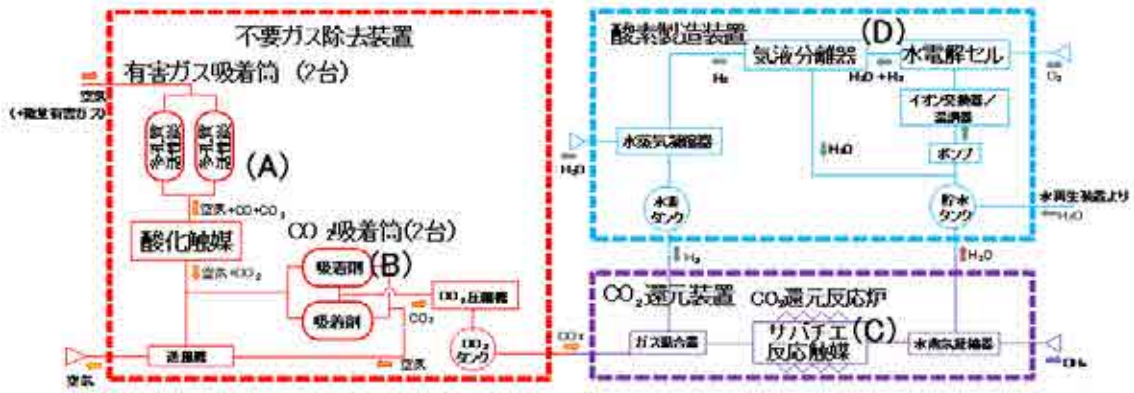


図 9.6-4 空気再生システム系統図

(2) 水再生システム

(a) メンテナンスフリー(定期交換品(消耗品)なし)(図 9.6-5 (A))
一般的には性能限界まで使用したら交換してしまうイオン交換樹脂について、電気透析にて生成された酸水、アルカリ水による押出し洗浄により性能回復(再生)させる機能を付加することにより、定期交換品を排除。

(b) 高圧電気分解方式による水処理(図 9.6-5 (B))

- 電気分解による酸化作用により、原水中の有機物を分解。また、高温・高圧下の処理により、効率的な酸化と電解による酸素の発生を抑制。(NASA は蒸留方式。水再生後の排水に有機物が残るため水質が悪く、排水利用が難しい(水再生率向上に不利))。
- ISS(NASA 方式)では蒸留時に析出するカルシウム分に起因する不具合が発生しているが、JAXA 方式では前段のイオン交換でカルシウム分を除去することにより同様の不具合発生を防止。

表 9.6-4 水再生の国際的ベンチマーク

	JAXA (目標)	NASA (ISS)
処理量	尿・凝縮水 合計 18L/日	尿・凝縮水 合計 13L/日
再生率	92 %以上	ISS 実績は 80%
大きさ	1 ラック	2 ラック
消費電力	800W 以下	1016 W

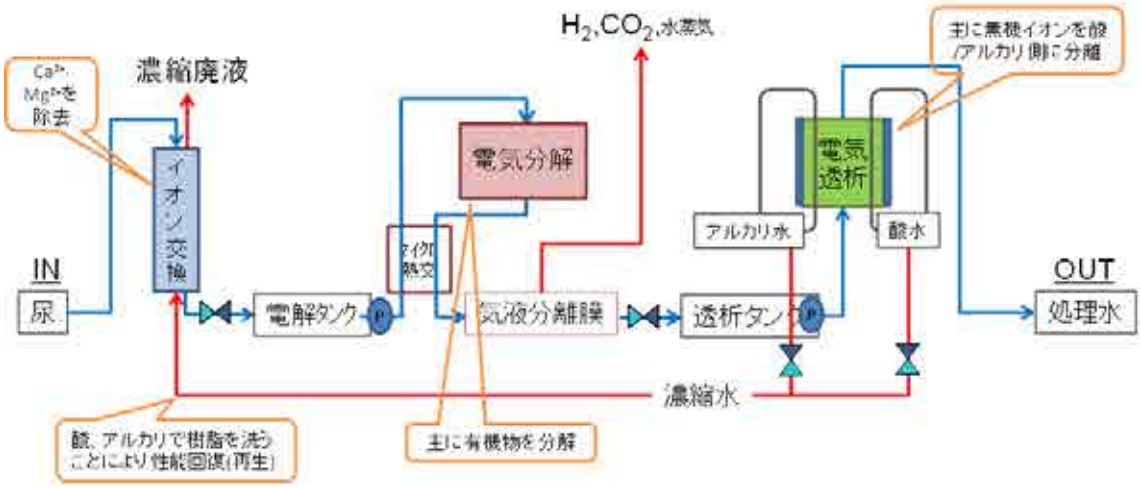


図 9.6-5 水再生システム系統図

(3) 廃棄物処理システム

(a) 水再生システムとの統合運転による 98%以上の水回収

- 水再生の排水及び廃棄物(食糧ゴミなど)から、90%以上の水を回収。(NASA は加熱による廃棄物処理(ゴミの減量化のみで水回収は行わない)を研究中)
- 水再生(再生率 90%、排水 10%)及び水回収(水再生排水及び廃棄物から 90%以上)により、全体で 98%以上の水回収を実現

(b) ゴミの減量、衛生化

食糧の食べ残りなどを乾燥粉末化することで保管中の菌類の繁殖を防止し、廃棄物の衛生化・減量化に寄与。

9.6.3. 目標とのギャップ

(1) 水・酸素補給ゼロ

本目標の達成に必要な構成要素の研究開発状況は以下の通り。現在は、水再生・空気再生の技術確立を進めている状況であり、水補給割合 20%程度の地上実証段階である。2019 年から ISS 実証を開始しており、技術の成熟度を向上させる。

- 水再生処理

  ISS 実証用 0.3L 処理のスケールモデルを製作し、2019 年秋から ISS 実証を開始している。フルスケールの地上実証装置を製作中。水処理のみならず、その前後での尿保存、飲料水保存も含めた技術確立が課題。長期尿保存実験などを並行して実施中。水再生装置の処理工程の負荷を軽減するために、尿中の有機化合物、無機イオン等を生物に取り込ませる生物処理 ECLSS についても検討を進めている。

- 空気再生処理

  地上実証装置（4 人分フルスケール）の実証試験による運用条件（温度、圧力など）の最適化、課題抽出を実施中。 現在の地上実証装置は、地上でのデータ取得を目的としたものであり、コンパクト化、微小重力下での運用が考慮されていないため、今後、構成品（気液分離器、バルブ類など）のフライト化、小型化が必要である。

- 廃棄物処理

  試作機製作中。ヒータ加熱温度、冷却温度などのプロファイルの最適化、フライトに向けたコンパクト化が課題。今後試作機を用いたデータ取得を行う。

- メタン分解

  実験室レベルでの原理確認済み。今後、実用レベルにスケープアップして試験と課題抽出を行う。

(2) 消耗品ゼロ

空気再生処理の地上実証装置では、消耗品削減が積極的に考慮されておらず、微量有害ガス吸着剤が定期交換品となっている。現在、吸着剤の再生利用化、吸着剤の負担を軽減するための酸化処理の促進の研究を進めているところである。

水再生処理は、イオン交換樹脂の再生化を EM レベルで確認済みであり、補給品ゼロ技術の実用化の目途が立ち、ISS 実証により技術の検証を行っている。

(3) 高信頼性

現在は構成要素の技術確立段階のため、信頼性の確立には至っていない。今後、地上実証、ISS 実証を積極的に進め、そこからのフィードバックも含め信頼性向上を図っていく方針である。

9.6.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ

技術開発ロードマップを図 9.6-6 に、具体的な開発計画を図 9.6-7 に示す。各技術目標は、遅くとも 2022 年頃までに達成し、地上や ISS での長期実証により信頼性実績を積み上げる計画である。

技術ロードマップの考え方は以下のとおりである。

> 2024 年頃の月近傍拠点ﾌｪｰｽﾞⅠ居住モジュール運用開始に向けて、生命維持技術（非再生 ECLSS)確立と実証を最優先で進める。その後、速やかに水・酸素補給不要の完全再生 ECLSS 技術を確立して、地上と ISS で最低 3 年以上のフルスケール実証（4 人）を行い、技術の信頼性向上を図る。これらの技術の月近傍拠点への搭載・運用結果と次世代技術を反映して、最終的に有人火星探査に向けた完全再生 ECLSS 技術を確立する。

(1) 水・酸素補給ゼロ

既に地上実証レベルに至っている水再生・空気再生に加え、フリーズドライ方式の廃棄物処理技術を 2022 年頃までに確立し、水再生率 98%（水補給割合 5%）を達成する。現在、実験室での原理確認レベルのメタン分解は、2022 年頃までに技術を確立し、水・酸素補給ゼロを実現する。

(2) 消耗品ゼロ

現在進めている空気再生処理の吸着剤再利用化などの研究を 2019 年までに完了し、消耗品ゼロ技術を確立する。

(3) 高信頼性

これまでに実績のない JAXA ECLSS システムの高信頼性を国際的にアピールするためには長時間運転による信頼性実証を行うことが重要である。そのため、完全再生型 ECLSS の 3 年以上の地上実証（2020 年～2021 年）や軌道上 ISS での長期実証（2023 年～）を実施する計画である。

完全再生型 ECLSS 全体システムの ISS 実証には、3 ラック分のスペースと実証用リソース供

給能力が必要と見積もっており、現状の実験運用を継続したまま JEM 与圧部でそれらの実証を行うことは困難である。 そのため、新たに HTV-X の与圧部をベースとした ECLSS 実証用のモジュールを開発し、他極の ECLSS 機器とともに統合実証を行う構想を ISS 参加各極に提案している。

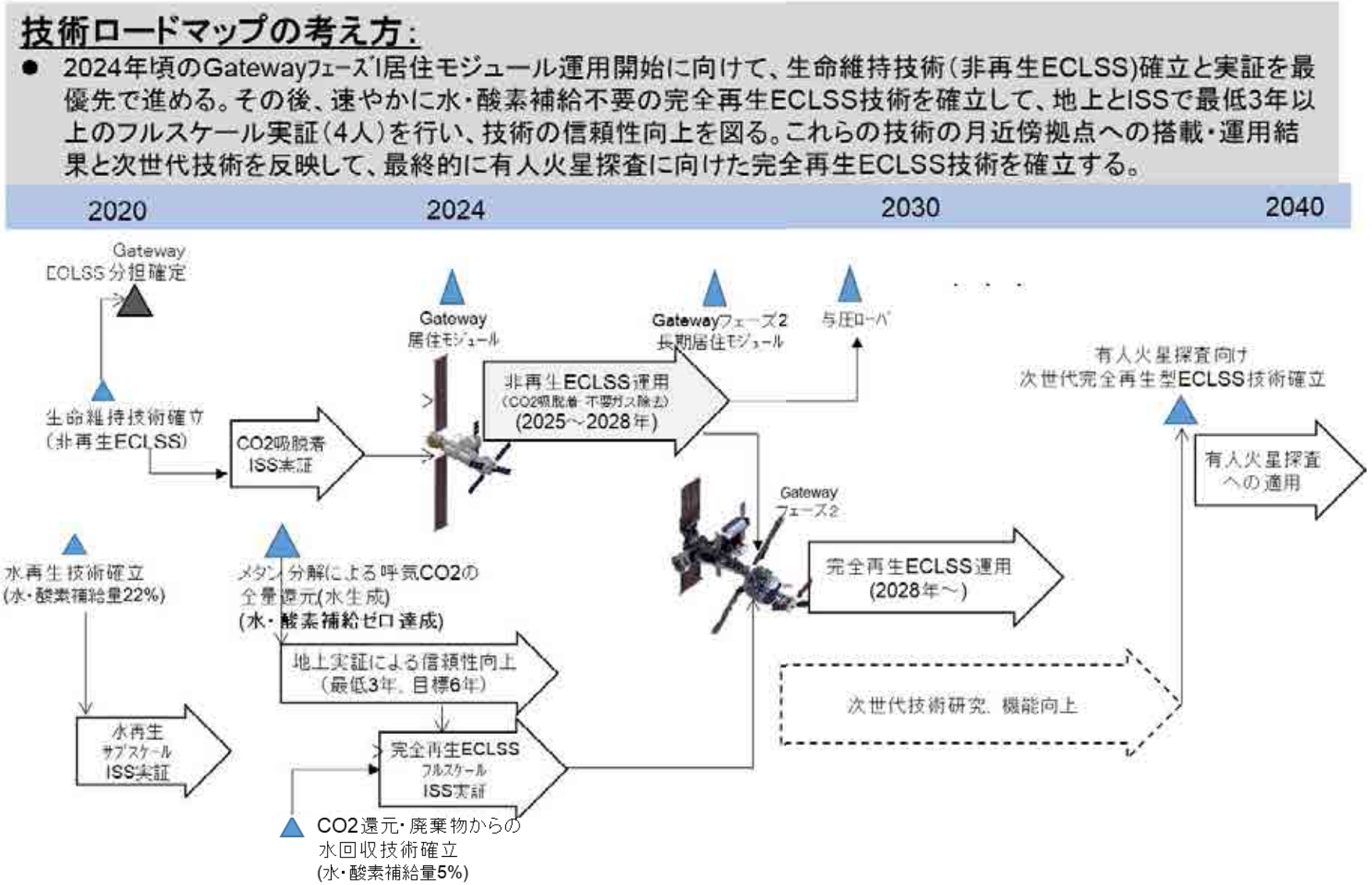


図 9.6-6 技術ロードマップ（全体）

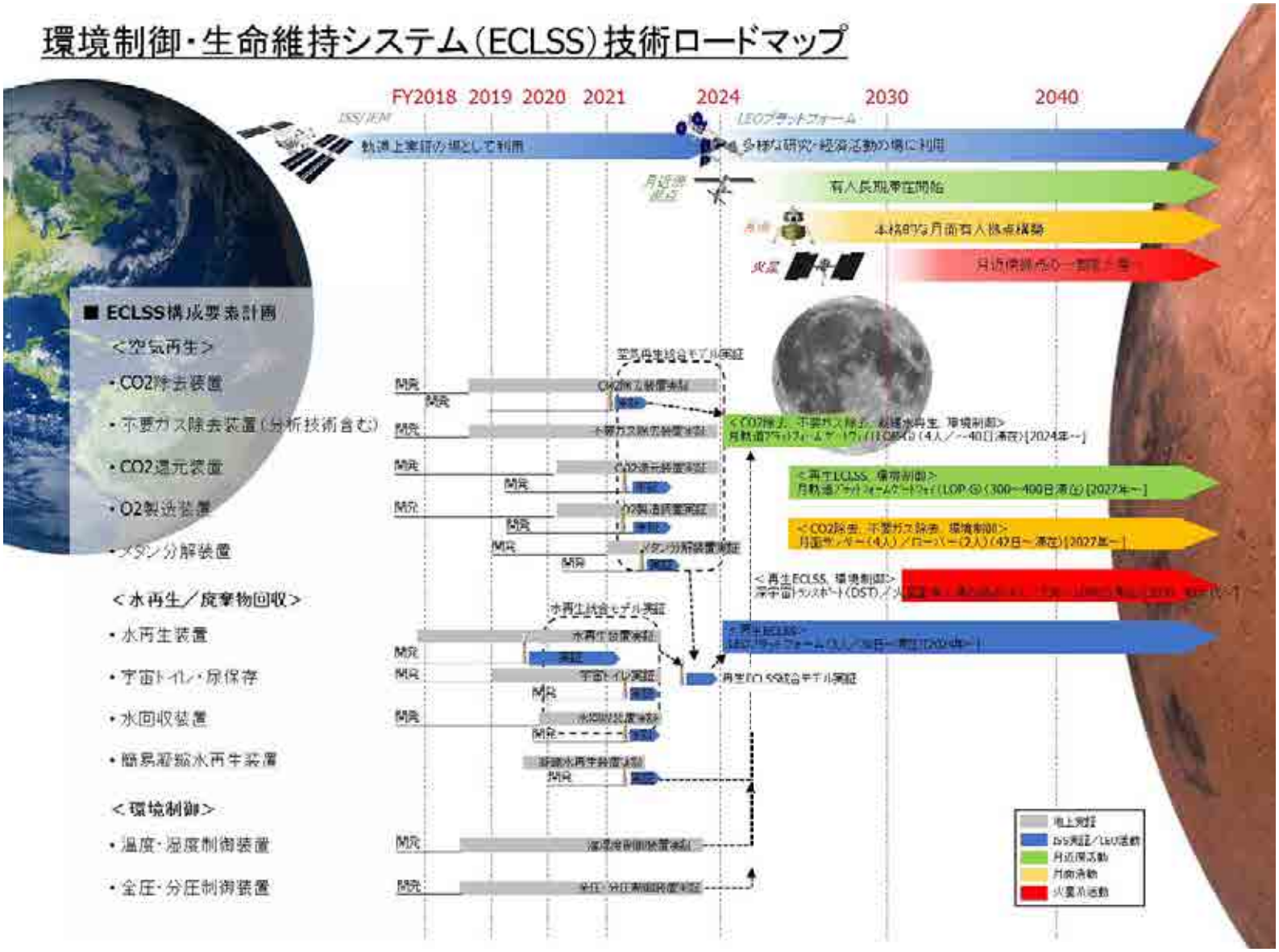


図 9.6-7 技術ロードマップ（構成要素別）

9.7. 滞在技術（健康管理）

人が宇宙へ行くと、無重力・宇宙放射線・閉鎖環境といった環境要因により、身体的・精神的な影響を受ける。また、有人宇宙機内には常に医師がいるとは限らない状況であり、そのような環境に数か月から数年という期間を過ごすことを、有人宇宙ミッションに参加する宇宙飛行士は求められる。

このような状況で、宇宙飛行士に起こりうる身体的・精神的な悪影響を防ぐように努め、影響の有無を確認し、悪影響が起こった場合はそれに対処することができるようにする技術を「宇宙飛行士健康管理技術」と定義する。

9.7.1. 宇宙探査での目標

国際宇宙ステーション（ISS）計画においては、ISS 搭乗宇宙飛行士の健康管理運用は、各参加宇宙機関で統合運用を行うとされ、JAXA も日本人宇宙飛行士が ISS に搭乗する際には、専門の資格を取得した医師（フライトサージャン：FS）をヒューストンに派遣し、当該 FS を筑波から健康管理運用要員が支援する形で運用を行ってきた。しかし、当該運用で使用される健康管理用の機器や薬品、手法などは原則として NASA と Roscosmos が提供しており、これらについて JAXA が国際的に貢献できているものはない。

将来の有人宇宙探査における宇宙飛行士健康管理運用も ISS と同様に国際協調で実施されることが想定されるが、その際に用いる機器や薬品・手法などの一部を我が国が提供できるようになることを宇宙飛行士健康管理技術に係る研究開発の目標とする。

9.7.2. 世界の技術動向（ベンチマーク）

有人宇宙探査に向けた健康管理運用に関する技術開発については、国際パートナ（International Partners: IP）それぞれが取り組んでいるが、宇宙飛行士健康管理技術は広範な分野に及び、IP 間での情報共有や連携は十分には行われていない状況。

このため、将来の有人宇宙探査ミッションにおける宇宙飛行士健康管理運用への貢献が期待でき、我が国が先進的な技術を有し、地上への波及効果の大きいと考えられるテーマを発掘し、個々にベンチマークを行い、その優位性・独自性を確認できたものについて研究開発に着手する。個々のテーマごとのベンチマーク結果は、**9.7.4** 項に示す。

9.7.3. 目標とのギャップ

有人宇宙探査における宇宙飛行士健康管理技術として、我が国が貢献できる技術を識別するための最初のステップとして、有人宇宙探査において必要とされる宇宙飛行士健康管理技術と ISS で用いている宇宙飛行士健康管理技術との差分を技術ギャップとして識別した。

技術ギャップの識別では、ISS および有人宇宙探査における健康へのリスク因子を NASA の知見を参考に明確にし、それに起因するリスクの洗い出し・分類・整理を行い、現行の ISS 健康管理運用と比較して有人宇宙探査での健康管理運用実現に必要なものを技術ギャップとして洗い出した。

これらリスク因子、発生しうるリスク、技術ギャップ（第 2 版：2020 年 2 月）を表 9.7-1 に示す。また、技術ギャップの概要を以下に示す。

- 月・火星ミッション共通の項目として、6 か月を超える超長期ミッションでは、心疾患（冠動脈疾患/不整脈）、眼科疾患（SANS：Spaceflight Associated Neuro-ocular Syndrome）、泌尿器科疾患（尿路結石）、精神心理関連（パフォーマンス低下、心理社会的不適応）のリスクが期間に応じて高くなるため、ISS とは異なる管理が必要になる。これらの疾患は発症時にミッションインパクトが生じるが、月、火星ともに ISS の医学要求である 24 時間以内の地上への救急搬送ができないため、予防対策・検査・治療の重要性が増す。
- 火星ミッションで特にリスクが高まるのは、重力再適応時の神経学的影響、身体の調整機能低下、骨量低下によるミッション制限、外傷のリスク。また、無補給に伴う栄養の偏りの影響も大きなリスクとなり、地球磁気圏外では放射線被ばくの影響も大きくなる。これらについては、通信遅延の影響を考慮し、現場での自律的な管理が必要になる。
- 月ミッション固有の項目としては、粉塵の吸引に伴う呼吸器疾患のリスクが識別されており、当該リスクに対応する新たな予防・検査・治療等の管理が必要になる。
- 上記の項目はすべて NASA でも重要リスク項目に識別されているが、今回の網羅的な検討の中で、JAXA 独自の技術 GAP 項目も識別した。超長期ミッションにおける歯科疾患の管理、代謝機能の管理、免疫機能低下の対策としての衛生管理（消毒、洗浄/再利用）などである。
- これらの技術ギャップは、有人惑星探査ミッションにおける健康管理運用要求に対するものであるが、識別した技術 GAP の中には、一般の宇宙旅行時代の健康管理運用にも適用可能と思われるものも散見された。（例： 心疾患や泌尿器疾患に対する初期対応技術など）

9.7.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ

9.7.3 項の技術ギャップのすべてを JAXA が研究開発することは難しいため、国内の関連技術について意見募集・情報提供要請（RFI）を実施するなどして情報収集を行うとともに、国際的な研究開発の動向を考慮して、研究開発テーマを識別・設定する。研究開発テーマを識別・設定する際の観点は次のとおり。

＜研究開発テーマ識別・設定の観点＞

- 技術ギャップ解決への貢献度（複数の技術ギャップを解決できるものを優先。また、高リスク影響に対する技術ギャップをできるだけ埋められるように配慮）
- 研究開発の出口までの到達度（実現性）
- 我が国の優位性・独自性
- 地上への波及効果

なお、研究開発テーマの識別・設定にあたっては、数年の短期的な研究期間（フェーズ）を設定し、その進捗状況を踏まえて次のフェーズへ進み（進捗状況によっては研究を中止する場合もある）、最終的な目標達成（出口への到達）を目指す全体計画（ロードマップ）を同時に設定する。また、研究開発テーマの設定は随時実施し、上記観点に沿って研究開発に着手すべき技術が新たに見つかった場合には、新たに研究開発テーマとして設定し、上記と同じ流れで研究開発を進める。

現時点での研究開発テーマを以下に示す。

(1) 抗菌剤固着技術開発

(ア) 研究開発目標

火星ミッションなど地球からの距離が離れ、無補給、低補給機会、廃棄物焼却処分の機会が減少する場合、微生物の繁殖による船内環境汚染、感染症リスクが高くなるため、船内の様々な部分で微生物繁殖を防ぐ技術が必要になる。長寿命で揮発性が低く、安全性の高い抗菌・消臭成分を繊維・硬質表面に固定化する技術は微生物繁殖抑制、船内消臭化が可能になる。

そこで、以下に示す流れで、界面強度、接着力等の向上を可能にするシランカップリング技術等を活用し、宇宙機でも使用可能な、安全性・耐久性の高い抗菌剤及びその固着技術を開発する。

ロードマップを図 9.7-1 に示す。

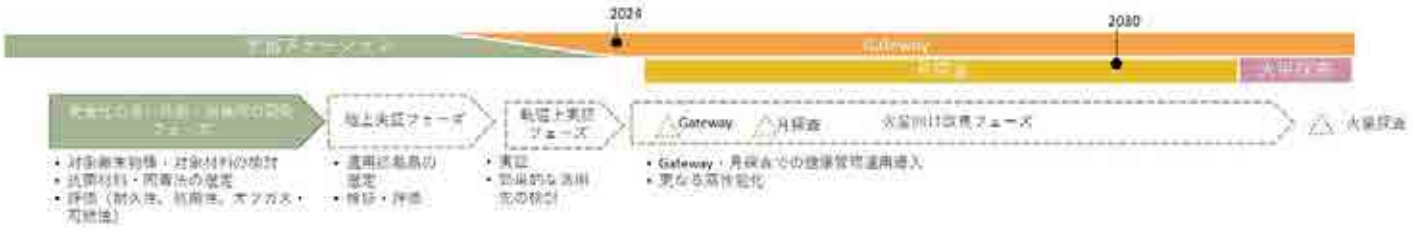


図 9.7-1 抗菌剤固着技術研究開発のロードマップ

＜開発フェーズ：～2022 年まで＞

以下を実施する。

- 【対象微生物種の検討】 ISS 船内の微生物環境に基づき、将来ミッションにおける宇宙飛行士への健康リスクを推定し、対象微生物種を選定する。
- 【適用対象材料の検討】 ISS 船内の材料使用実績に基づき、適用対象材料を選定する。
- 【抗菌材料選定】 対象微生物種に対して、抗菌性能評価の目標値（JIS 規格等）を達成する抗菌効果を有する抗菌材料を選定する。
- 【固着法の選定】 選定した抗菌剤量を適用対象材料に固着させ、耐久性評価の目標値（JIS 規格等）を達成可能な方法を選定する。
- 【評価】 上記の成果によって作成された試験片を用いて、耐久性評価、抗菌性能評価、オフガス・可燃性の評価を実施し、それぞれ目標値（オフガス・可燃性の評価は ISS 有人安全に用いるもの）を満たしているか確認する。

＜地上実証フェーズ：～2023 年頃まで＞

軌道上実証への移行を目標として、1 年間の地上実証を行う。

- 適用する物（被服、生活用品、実験機器のハンドレール等）を選定する。
- 適用した物を用いて、地上で機能検証・性能評価を行う。

＜軌道上実証フェーズ：Gateway 運用前（～2024 年頃）まで＞

Gateway 船内の生活用品、船内素材への活用を目標として、1 年間の軌道上実証を行う。

- ISS 船内に導入し、Gateway 向けにより効果的な活用先について検討する。

＜火星向け改良フェーズ：Gateway 運用中～火星ミッション開始まで（～2030 年頃まで）＞

Gateway 船内の生活用品、船内素材として利用する。

・　火星ミッションに向けた更なる高性能化を検討する。

(イ) 世界の技術動向

ISS では、船内各所から人体由来の微生物が多く検出されるだけでなく、輸送カーゴや他の物品に付着して持ち運ばれたと考えられる環境菌が増加しており、ISS 船内での除菌は、0.13%塩化ベンザルコニウム布片を用いられている。しかし、当該除菌方法は広範囲の除菌に適さないうえ、糸状菌への対策としては不十分と言われている。一方、抗菌材料に関しては、これまで、他 IP も含め酸化チタン等の光触媒や地上で利用されている抗菌剤の ISS 船内での使用が検討されている（http://www.massc.jp/smell_jaxa/smell_jaxa_page）。しかし、光触媒は可視光域ではその性能を十分に発揮できない上、パネル裏などの暗所への適用は不可であること、多くの抗菌剤は閉鎖系空間で使用するには揮発性物質の安全性（毒性）や環境制御・生命維持システムへの過負荷の懸念があるなど、ISS 船内の広範囲で使用できるものは存在していない。このため、本研究の目標を達成することができれば、将来の有人宇宙探査計画において国際パートナーに当該技術を提供することで我が国のプレゼンスを示すことが期待できる。

(ウ) 対応する技術ギャップ（表 9.7-1）（※：下線：最も関連の深い技術ギャップ）

・ No.159　環境対策：　消毒・洗浄技術
・ No.161　環境対策：　消臭技術
・ No.97　免疫機能低下：　感染症予防（衛生管理）

(2) 放射線被ばくによる骨髄抑制対策方法の開発（TBD）

(ア) 研究開発項目

宇宙環境下では放射線被ばくによる筋量や骨量の減少などの健康リスクに対する対策が求められている。特に骨髄抑制は、ミッション中の宇宙飛行士に起こりうるしきい値の低い宇宙放射線障害と考えられており、その効果的な治療法の確立は、有人宇宙機の放射線遮蔽設計や宇宙飛行士の被ばく管理運用を検討する上で、重要な前提条件の変更になると考えられる。（図 9.7-8 参照）

骨髄抑制はがんの放射線治療や化学療法でも生じ、主な白血球数を増加させる治療

薬として G-CSF（ヒト顆粒球コロニー形成刺激因子）が汎用されているが、長期ミッションで影響すると考えられる赤血球や血小板の減少に対応する特性を有していない。また、当該治療薬は宇宙での長期保存に適していない。

一方、漢方薬である人参養栄湯は、がん治療の支持療法として臨床報告が存在するとともに、γ線照射マウスにおいて白血球系の回復作用に加え血小板・赤血球系への回復促進作業を併せ持つことが知られており、長期ミッション中の飛行士の骨髄抑制治療薬として有効である可能性がある。

このような背景から、当該漢方薬を用いて宇宙飛行士の放射線被ばくによる骨髄抑制対策を目標とし、Gateway 以降での健康管理運用へ導入することを目標とする。

ロードマップを図 9.7-2 に示す。



図 9.7-2 放射線被ばくによる骨髄抑制対策方法の開発 ロードマップ

＜マウスを用いた実証フェーズ：～2024 年頃まで＞

以下の検討を実施する。

- マウスを用いて、プロトン線被ばくによる骨髄抑制に対する人参養栄湯の予防・治療効果の有無を明らかにする。
- 上記で有用性が見られた場合、そのメカニズムの一端を明確にする。
- 医薬品として適正な品質・特性を有し、保存安定性も優れた服用しやすい錠剤の製造方法を確立する。

＜地上実証（人対象）フェーズ：～2024 年頃まで＞

以下の検討を実施する。

- 放射線治療患者への適用等により、ヒトの骨髄抑制に対する有用性。

＜軌道上実証フェーズ：～2025 年頃まで＞

・ 宇宙環境（LEO ステーション等）における保存性試験を実施し、保存後の成分を分析する。

＜火星向け改良フェーズ：Gateway 運用中～火星ミッション開始まで（～2030 年頃まで）＞

・ 健康管理運用への導入し、Gateway および月探査ミッションで利用する。
・ 火星ミッションに向けた処方を検討する。

(イ) 世界の技術動向

・ がんの放射線治療や化学療法の副反応として生じる骨髄抑制には、G-CSF が、国内外の臨床の現場で広く使用されている。当該薬剤は、骨髄抑制に対して白血球数の増加に寄与するが、血小板・赤血球への作用はほとんどないことがマウス実験で明らかになっている。また、これらの薬剤は冷蔵でも 1-2 年の使用期限であり、経静脈投与する必要があるため、長期ミッション搭載には適しない。
・ NASA は宇宙放射線を模擬した重粒子線照射施設を保有し、マウスで照射実験を実施しており、骨髄抑制の分子メカニズムに関する知見を蓄積している。NASA Space Radiation Lab (NSRL)のデータベース (https://spaceradiation.jsc.nasa.gov/resDatabase/)では、同施設を使用した研究成果を登録しており、「造血系」では 24 件の論文が登録されている。その中で造血系の治療に関する報告は 5 報であり、内訳は抗酸化食品が 2 報、ホルモン前駆物質が 1 報、医薬品が 2 報であった。医薬品はトロンボモジュリン(血液凝固阻害因子) とミノサイクリンであるが、宇宙や地上で実用化された報告はない。
・ その他、米国において放射線防護剤として承認されている医薬品としてアミフォスチンがあり効果的な防護剤であるが、実用にあたり重大な副作用があることが知られている。

(ウ) 対応する技術ギャップ（表 9.7-1）（※：下線：最も関連の深い技術ギャップ）

・ No.96 免疫機能低下 予防： 免疫機能の維持
・ No.144 急性放射線症候群 治療： 急性放射線障害治療
・ No.146 放射線被ばく影響 予防： 被ばく影響低減策

(3) 放射線被ばく線量評価の確立（TBD）

(ア) 研究開発項目

月・火星圏での有人活動は、地球磁場による宇宙放射線シールドを期待できず、ISS と比較してもミッション期間が長期化する。また、国際宇宙ステーション（ISS）においては、計測器により計測された吸収線量と LET 分布を計算で人体影響を評価しうる防護量に変換して線量評価を行っている（図 9.7-8 参照）が、その方法が最適な計測と計算の組合せかどうかは十分検証されていないのが現状である。

このような背景から、以下に示す流れでより高精度な宇宙飛行士の宇宙放射線被ばく線量評価方法を確立し、Gateway 以降での健康管理運用へ導入することを目標とする。

ロードマップを図 9.7-3 に示す。

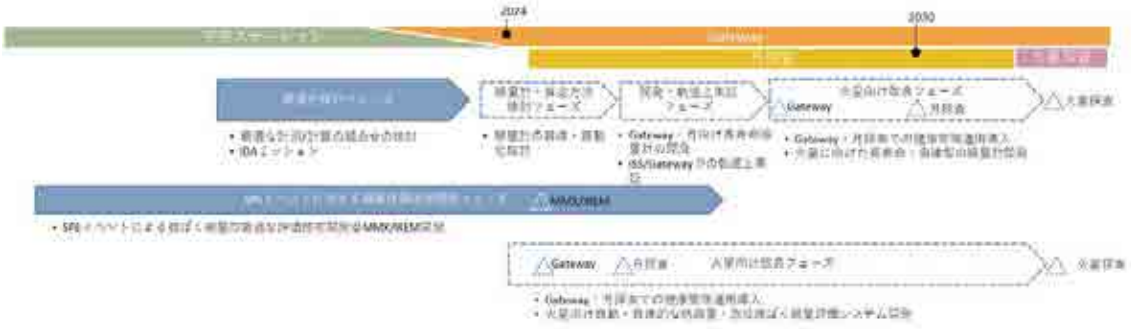


図 9.7-3 放射線被ばく線量評価の確立 ロードマップ

＜最適化検討フェーズ：～2024 年まで＞

- 宇宙放射線環境モデルの精度、放射線輸送計算の不確かさ、放射線計測器の計測精度等を要素として、太陽フレア等の有無や太陽活動度の違いも考慮することにより、最適な計測システム（環境モニタと個人線量計の両方が必要なのかどうかの検討及び新規計測システムの検討も含む）と当該計測データによる線量算定方法の組合せ（すなわち、最適な線量評価方法）の検討を行う。本検討の結果、計測システム及び算定システムそれぞれの要求仕様が明確になることを目指す。
- 検討にあたっては、火星探査での使用を見据え、計測寿命 3 年以上、軌道上で線量が把握できる（地上回収不要の）システムとすることを目安とする。
- 上記検討と並行して、Solar Particle Event（以下、「SPE」とする）による被ばく線量の最適な評価技術開発を MMX 搭載の IREM 開発において実施する。なお、

本開発は、MMX ミッション終了まで実施する。

- また、Gateway に既存の計測器を他 IP と共同で搭載（＝IDA ミッション）し、Gateway 船内外の宇宙放射線環境を計測し、線量計間の比較解析及び船内・外の比較解析から、放射線輸送コードを用いた線量評価手法の向上を実施し、上記最適化検討に反映する。

＜計測・算定システム検討フェーズ：～2026 年頃まで＞

上記最適化検討で決定した仕様の実現を目標として、2 年間の検討を行う。

- 線量計の自律化・長寿命化検討を行う。
- 最適化フェーズで実施した SPE による被ばく線量の最適な評価技術開発を引き続き実施し、Gateway 及び／または月面ミッションでの実証を実施する。

＜開発・軌道上実証フェーズ：～2028 年頃まで＞

- Gateway・月向け長寿命計測システムの開発（IREM の改良等）を行い ISS または Gateway にて機能検証・性能評価を行う。（軌道上実証）
- 最適化フェーズで実施した SPE による被ばく線量の最適な評価技術開発を引き続き実施する。
- 上記評価技術開発および、最適化検討フェーズで検討した計算システムをベースとした、Gateway・月向け自動的な低線量・急性被ばく線量評価システムを開発する。

＜火星探査向け改良フェーズ：Gateway 運用中～火星ミッション開始まで（～2030 年代頃まで）＞

- 健康管理運用への導入し、Gateway・月面探査ミッションで利用する。
- 火星ミッションに向けた長寿命・自律型の線量計開発および軌道上実証を実施する。
- 火星ミッションに向けた、自動・自律的な低線量・急性被ばく線量評価システムを開発する。

（イ）世界の技術動向

NASA は軌道上で個人線量計 CPD、パッシブのエリアモニタ計測、アクティブのエリアモニタ計測を、豊富な予算リソースを投入してデータ取得を蓄積しており、歴史的、量的に先行しているが、ISS に搭載したエネルギースペクトロメータ（CPDS）については、不具合により被ばく管理運用に十分活用されてこなかった。

一方、JAXA は個人線量計 Crew PADLES、パッシブのエリアモニタ Area PADLES、アクティブのエリアモニタ PS-TEPC の運用実績があるが、被ばく管理運用に用いられているのは、Crew PADLES のみである。

計測システムと算定システムをトータルで考えて、線量評価の精度を最適化しようという取り組みは、他 IP で実施しているという情報は得ておらず、最適解を示すことができれば、放射線被ばく線量評価について、他の IP に対して優位に立つことができる。

(ウ) 対応する技術ギャップ（表 9.7-1）（※：下線：最も関連の深い技術ギャップ）

- No.114 白内障 診断： 眼科（白内障）の診断
- No.145 急性放射線症候群 診断： 自律的な SPE 発生時の急性被ばく線量評価
- No.147 放射線被ばく影響 診断： 長期低線量被ばく線量評価
- No.154 放射線環境対策： 自律的な宇宙環境モニタリング方法

(4) 重力再適応のための経皮的ノイズ前庭電気刺激（nGVS）による前庭機能低下の予防と機能改善（TBD）

(ア) 研究開発目標

前庭系は可塑性が強く、地上と異なる重力環境ではその機能が変化すると考えられている。この可塑的変化が、宇宙飛行に伴う種々の医学的問題（平衡機能障害、起立性低血圧、筋量・骨量減少）に関与している可能性がある。

一方、地上において、健康な高齢者に対する外部からの非侵襲的な経皮的ノイズ前庭電気刺激（Noisy Galvanic Vestibular Stimulation : nGVS）により平衡機能が改善したとの報告があり、活用が期待できる。

このような背景から、この nGVS により前庭機能低下を予防することで、重力再適応時のこれら医学的問題を軽減できる可能性がある。

このため、月、火星ミッションでnGVS を発生させる小型前庭電気刺激装置を用いて、重力再適応時の平衡機能障害等の医学的問題を予防することを目標とする。

ロードマップを図 9.7-4 に示す。



図 9.7-4 重力再適応のための経皮的ノイズ前庭電気刺激（nGVS）による前庭機能低下の予防と機能改善 ロードマップ

＜地上実証／マウス実験：～2022 年まで＞

- 過重力環境により引き起こされる前庭系の可塑的変化が nGVS により予防できるか評価する
- 活動量低下モデル（尾懸垂）による筋・骨量減少が nGVS により改善するかどうか、または同モデルによる平衡機能低下がnGVS により予防・改善するか評価する
- 上記をとおして、nGVS の波形・時間等プロトコルの最適化を図る

＜地上実証／人対象：～2024 年頃まで＞

- 人を対象として前庭機能低下予防プロトコルを実証する

＜地上実証／技術開発：～2025 年頃まで＞

- 小型前庭電気刺激装置の開発

＜軌道上実証：～2027 年頃まで＞

- LEO ステーションにおける軌道上実証
- 月ミッションへの改良

＜LEO・月ミッションへの適用／火星ミッション向け改良：～2030 年頃まで＞

- LEO からの帰還時への適用
- 月ミッションへの適用
- 火星ミッションへ向けた改良

(イ) 世界の技術動向

宇宙飛行士を被験者とした複数の研究から、宇宙からの帰還後に、前庭—動眼反射、前庭—脊髄反射等における調節力の低下や前庭—血圧反射の不活化が起こることが知られており、宇宙からの帰還後の平衡機能障害、起立性低血圧に前庭系の可塑的変化が関与していること可能性が示唆されている。

nGVS については、前庭障害患者の平衡機能・歩行機能の改善に寄与することが多くの報告がなされているが、その重力変化に起因する前庭系の可塑的変化に応用する試みは、国外での報告はない。なお、NASA JSC の研究者が GVS の利用について考えているという話はあったが実際に進めているかどうかは不明である。

(ウ) 対応する技術ギャップ（表 9.7-1）（※：下線：最も関連の深い技術ギャップ）

- No.49 筋骨格・神経系調節機能低下 予防： 筋骨格系・神経系の調節機能を抑制するための運動機器と運動手法
- No.76 起立耐性低下 予防： 重力再適応時の起立耐性低下の抑制
- No.113 筋力筋量低下 予防： 自律的な筋力・筋持久力維持のための運動機器と運動手法
- No.123 前提機能障害 検査： 重力変化による神経学的影響（めまい、眼振、頭痛、協調運動障害、起立歩行障害）および前庭機能（バランス機能、姿勢安定機能、感覚統合能力）障害の評価
- No.124 前提機能障害 予防： 重力再適応時の神経学的影響および前庭機能障害の予防策

(5) 皮膚状態セルフモニタリング手法の開発（TBD）

（ア）研究開発目標

火星ミッションのような長時間の通信遅延ないし断絶が見込まれる将来有人ミッションにおいては、現在地上の精神心理担当者とのビデオ面談で実施している精神心理的ストレス状態評価手法を、クルーが自律的に実施できるものに改良する必要がある。またこのような手法は、精神科医師のような専門家が介在しなくても運用可能なものとして、客観的に評価検証が可能であり、かつ被評価者への負荷が少ないことが要求される。

このような背景から、以下に示す流れで皮膚状態の変化（皮膚の角層細胞の形態変化など）から心身の疲労度や睡眠不足等のリスクを推定できる手法の実用化を目標とする。最終的なプロダクト目標のイメージは、「低リソース／高信頼性／易保守性」の

機器による、試料を採取した場所で皮膚状態から心身の疲労度、睡眠の状況に係るリスクを自動で判定できる評価手法を確立し、火星探査での健康管理運用へ導入することを目標とする。

ロードマップを図 9.7-5 に示す。(ただし、図に記載の年限は 2021 年度第 2 四半期に研究開始を想定したものである。概ね 1 年程度の後ろ倒しが想定される)



図 9.7-5 皮膚状態セルフモニタリング手法の開発 ロードマップ

＜疲労リスク推定基盤技術構築:～2023 年まで＞

- 角層画像(及び顔(舌)画像)と、様々な疲労評価尺度(主観的症状～生体マーカ)との比較により、機械学習モデルの学習及び性能検証を実施する
- 角層の形態変化に係る生体マーカと疲労リスクとの関連を調べることにより、上記により構築した疲労リスク推定技術の確からしさを検討する
- 上記により構築した疲労リスク推定技術の使用感をアンケートにより評価し改善項目を抽出する

＜地上実証: ～2025 年頃まで＞

- 前フェーズで構築した疲労リスク推定技術と JAXA の既存臨床評価手法との比較検討
- 多国籍クルーを模擬した被験者から取得したデータ解析結果の比較検討

・ 微小重力環境を模擬した皮膚状態（ベッドレストなどを想定）での再現性検討

＜ISS/Gateway 実証：～2027 年頃まで＞

・ 機器及び分析アプリケーションの宇宙機搭載化
・ 軌道上宇宙飛行士からのデータ取得を取得し、生活ログ・業務ログ等との比較することによる実証的検討

(イ) 世界の技術動向

- 非侵襲的な肌組織の採取方法
  - ✧ セロテープなどを用いた肌組織の簡便かつ非侵襲的な採取方法が既に実用化されている。
- 採取組織による皮膚状態の評価手法
  - ✧ 上記で採取した表皮（角層等）の物理的測定値を求める方法についても既に実用化されている。
  - ✧ ただし、自律的に上記測定値を得られるシステムについては未だ実用化されていない。
- 皮膚状態の評価から未病（発病に至らないが、軽い症状がある状態）を検知する手法
  - ✧ 皮膚状態をもとに精神心理的なストレス状態、疲労度等を測定するサービスは確認できていない。
  - ✧ 皮膚状態による精神心理状態自律的評価については、国内民間企業（共同研究相手先）で体調（アンケートベース）と皮膚状態の関係性に関するビッグデータ（1,800 万件以上）を所有しているため、機械学習により評価を行うシステムの開発はそれほど困難でないことが予想される。
  - ✧ 睡眠不足が肌状態に影響を与えることについては、国内民間企業（共同研究相手先）による学術誌原著論文あり。また、角層細胞画像から深層学習ベースの画像分類手法により精神疲労や不眠等のリスクを推定する機械学習もでるについての論文投稿中。
- 宇宙医学に関する研究として、人間の精神心理状態を皮膚の状態から推定する技術は現時点では国内民間企業（共同研究相手先）の他に確認できない。既存の軌道上実験としては ESA による、Skin-B、SkinCare と呼ばれる実験がある

が、いずれも軌道上の肌状態とスキンケア手法に関する研究であり、精神心理的ストレス評価とは無関係である。

また、2019 年 6 月、ISS では DLR がスポンサーで COTS 品である生体組織硬度計 MyotonePro が搭載された。しかしながら、これは主に筋肉等の張力や粘弾性を調べるもので、角層組織の状態を調べるものではなく、また他に ISS 搭載予定の肌状態の測定に関する機器は報告されていない。

一方で日本においては、非侵襲で簡易な皮膚採取・測定技術、体調と肌状態のビッグデータが既に現存し、皮膚状態と睡眠等精神心理ストレスとの関連を示唆する研究論文も発表されている。

上記より、非侵襲的かつ簡便で必要リソースの少ない、皮膚状態から宇宙飛行士の精神心理的ストレス状態を自律的に評価できる手法を、日本が他極に先んじて開発しうる優位性は高いと言える。

(ウ) 対応する技術ギャップ（表 9.7-1）（※：下線：最も関連の深い技術ギャップ）

- No.101　不安障害/気分障害/不眠症　診断：　精神心理（心理・行動・認知・情動）に関する評価
- No.103　睡眠障害　検査：　疲労・睡眠の評価

(6)　腎組織障害に係る研究開発（TBD）

（ア）研究開発目標

将来の有人宇宙探査ミッションにおいて、NASA 及び JAXA ともに腎臓については結石のみをリスクとして認識・識別している。一方で、地上の臨床研究では骨から血液中に流出するリンが腎臓を障害すること、宇宙飛行士を対象とした研究では宇宙飛行は酸化ストレスを与えることが報告されており、酸化ストレスや血液中に流出するリンは何らかの腎障害をもたらすという可能性がある。

一方、我が国発の技術として、尿中腎組織障害指標である L-FABP (Liver-type Fatty Acid Binding Protein, 肝臓型脂肪酸結合タンパク質)の POC(臨床現場即時)検査法がある。このため、ラボでの L-FABP 定量により宇宙滞在期間の延長に伴い腎組織障害が生じるという結果が得られれば、我が国から新たな飛行士の健康リスク「長期宇宙滞在による人組織障害」を見出すことで知見ギャップを埋めることができ、また、その確立されている検査手法を微小重力環境（月探査および火星探査含む）での使用を想定した仕様検討や軌道上実証後に宇宙飛行士の健康管理運用に導入することも

可能となる。

これらのことから、本研究開発では、まず、長期宇宙滞在ミッションの腎組織への影響を評価し、当該評価結果によって新たな健康リスクが明らかになった場合は、その軌道上診断手法を確立することを目標とする。

ロードマップを図 9.7-6 に示す。



図 9.7-6 腎組織障害に係る研究開発 ロードマップ

＜長期ミッションによる腎組織障害の検証：～2024 年頃まで＞

- 腎組織障害とミッション期間との相関の有無を確認する
- 当該知見が関連する技術ギャップの解決に資するものがないか確認する

＜腎組織障害検査手法の軌道上実証：～2026 年頃まで＞

- 微小重力環境（月探査および火星探査含む）に適した POC 検査法の仕様検討
- POC 検査法の軌道上で適切に検査できることを実証する

(イ) 世界の技術動向

これまでの宇宙飛行士を対象とした複数の研究から、宇宙飛行中に腎機能の低下は報告されていないが、宇宙飛行による腎組織障害を示唆する尿プロテオーム解析結果が報告されており、宇宙飛行は何らかの腎障害をもたらすという可能性が指摘されている。

一方、NASA も含め宇宙機関においては、腎組織障害は有人宇宙探査ミッションにおける健康影響とは位置付けておらず、長期宇宙滞在による腎組織障害のリスクはこれまで調べられていない。

(ウ) 対応する技術ギャップ（表 9.7-1）

技術ギャップとして識別するだけの知見が不足しているため、対応する技術ギャップはなく、技術ギャップを識別するための知見を獲得することを目的としている。

(7) 可搬型高精細超音波可視化装置の開発（TBD）

（ア）研究開発目標

微小重力環境下では筋量低下が生じ、ここのためミッション中に重力再適応が必要な月探査、火星探査を遂行時には外傷リスクが高まるため、筋量を評価できることが求められる。また、ミッションの長期化により腹部疾患（尿路結石・胆のう結石等）や循環器の機能低下（心筋萎縮等）のリスクが高まる。

このような背景から、以下に示す流れで筋量評価及び腹部疾患（尿路結石・胆のう結石等）診断、循環器観察を対象とした高精細な有人宇宙機搭載用の可搬型超音波可視化装置の開発し、Gateway までに軌道上に搭載し、国際協力のもと、研究利用、健康管理運用に向けた実証することを目標とする。

ロードマップを図 9.7-7 に示す。



図 9.7-7 可搬型高精細超音波可視化装置にかかる研究開発 ロードマップ

＜要求仕様設定・概念設計フェーズ：～2022 年まで＞

- 筋量評価及び腹部疾患（尿路結石・胆のう結石等）診断、循環器観察を可能とする高精細な可搬型超音波可視化装置の要求仕様の設定及び概念設計、試作を実施する。
- 高精細な断面画像が得られること、超音波伝導ジェル等消耗品の最小化、3 年以上の長寿命であること、重量 5kg 以下（ジェル等の消耗品含まず）を目指す。

＜軌道上実証フェーズ：Gateway 運用前（～2023 年頃）まで＞

- 地上で機能検証・性能評価を行う。
- 更なる軽量化を目指して、軌道上搭載予定の他の汎用モニター機器搭載に向けたアプリケーション改修を検討する。
- 研究利用・健康管理運用への導入を視野に入れ、IP と調整を図る。
- ISS にて機能検証・性能評価を行う。

＜Gateway における軌道上実証フェーズ：（～2026 年頃）まで＞

- Gateway へ搭載する。
- Gateway など ISS 以遠における有人拠点へ滞在による筋量、腹部、循環器への生体影響に関する知見を蓄積することを目的とした研究利用を開始し、軌道上実証を進める。

(イ) 世界の技術動向

NASA は 2004 年に超音波診断装置の軌道上実証を行い、その後軌道上機器として使用されている。
超音波診断装置の 2018 年の世界シェアは米国の GE が 27%で 1 位、オランダのフィリップスが 18%で 2 位、日本の東芝メディカルシステムズ（現キャノンメディカルシステムズ）12%と、日立製作所 10%が 3 位と 4 位で続いている。
軌道上実証でも世界シェアでも米国に先行されているが、小型化と高精細化では日本に強みがあり、その強みを活かした研究開発を行う。

(ウ) 対応する技術ギャップ（表 9.7-1）

#12 心停止の診断
#20 敗血症診断
#26 窒息・気道閉塞診断
#28 急性コンパートメント症候群診断
#31 眼外傷診断
#33 圧外傷診断
#39 胸部外相診断
#41 腹部外傷診断
#54 胆のう結石／急性胆のう結石の検査・診断
#59 急性憩室円の診断
#61 急性膵炎の診断
#63 虫垂炎の治療診断

#67 イレウスの診断

#68 便秘の検査

#99 尿路感染症の検査・診断

#106 骨密度の検査

#116 宇宙飛行によって生じる眼病（SANS;Spaceflight Associated Neuro-ocular Syndrome, e.g 視神経乳頭浮腫、眼球平坦化等）検査 SANS の検査・診断

#121 網膜剥離の診断

#126 尿路結石の画像診断検査

#128~132 泌尿生殖器の検査・診断

#150 減圧症の診断

表 9.7-1 将来有人宇宙活動に向けた宇宙医学/健康管理技術の技術ギャップ一覧（第 2 版 2020 年 2 月）(1/9)

＜更新について＞
・初版（2018年12月実施）からの変更箇所を赤字で示している。
・「旧No.」は、初版に示したNo.であり、「new」と示しているところは、今回新しく識別した技術ギャップ。
・「リスク評価」の色は頻度と重症度で識別している。右図「リスクの程度」を参照。
・「環境リスク因子」の識別は、以下の下線で表現している。（微小重力であれば、「微」で示している）
　微小重力：　**微**小重力、重力環境**変**化
　放射線：**放**射線、微**生**物の変化
　長期閉鎖：**閉**鎖、**空**気質悪化、**環**境悪化、悪**臭**
　粉塵：**粉塵**
　地球からの距離：**超**長期、**無**補給、、**通**信遅延

【注】探査ミッション中の技術ギャップ解決の前提条件として、省スペース、通信遅延、低重力・微小重力、無補給、宇宙放射線の環境で実施できる技術が必要となる
【注】明記している場合を除き、探査ミッション中の技術ギャップを示している
【注】探査ミッションは、月探査1年、火星探査3年間（途中帰還不可）を前提として検討している

環境リスク因子						新No.	旧No.	リスク分類		カテゴリ	技術ギャップ	根拠（リスク）	リスク評価		具体例・備考
微小重力	放射線	長期閉鎖	粉塵	地球からの距離				大分類	小分類	治療 診断・検査 予防 環境対策			月	火星	
				通		1	1	医療基盤	自律型問診	NA	自律型問診（身体所見）支援	火星では通信遅延があるため、地上のFSによるリアルタイム双方向通信による問診ができない。クルー相互の問診（身体所見）の支援方法が必要になる。			既往歴、家族歴が確認可能な情報システム、問診支援システム（自動問診システム）
				超		2	2	医療基盤	遺伝的リスクの評価	NA	遺伝的リスクの評価	超長期では、心疾患、代謝機能異常、免疫機能低下等など遺伝的要因が関連する疾患の発症頻度が高まるため、事前に遺伝的リスクの評価が必要になる。（現状、遺伝子検査の予測精度は十分ではないが、今後改善されていくようであれば考慮に入れる）			現状の予測精度は十分ではないが、今後改善されていくようであれば考慮に入れる。
	放			無 超		3	4	医療基盤	医薬品の長期保管	NA	医薬品の長期保管	無補給かつ超長期により酸化、光分解、加水分解、放射線分解のリスクが高まるため、医薬品が劣化しない超長期保管技術が必要になる。			宇宙放射線（陽子線、重粒子線など）による医薬品への影響を調べる必要がある。
				超 通		4	84	医療基盤	治療優先度	NA	治療優先度（トリアージ）の基準	軌道上での医療資源は限られ、ミッション期間が超長期にわたる状況で、リソースおよびニーズを見極めたトリアージが必要となる。特に、手術が必要になるケースにおいて、実施可否判断として、手術侵襲に耐えられる全身状態、術後の安定化が見込みを考慮したガイドラインが必要になる。月でも地球帰還までに6-9日要するため、二次救命処置（ALS)以降の対応が難しい。二次救命処置により回復が見込めることを考慮に入れ、ガイドラインを定める必要がある。			宇宙探査でのトリアージ基準
				超		5	85	医療基盤	救急帰還	NA	救急帰還時の治療	月でも地球帰還までに6-9日要するため、帰還中に船内で継続した安定化が必要。 手術ができない場合には、保存療法で帰還させる必要がある。			保存療法（痛みの緩和など）による搬送、低体温／体温管理療法
				超		6	86	医療基盤	死亡時対応	NA	死亡時の対応	飛行士死亡時の対応方法（遺体保管・管理）を検討する必要がある。			冷蔵・冷凍保管持ち帰り、月・火星面への埋葬
				超 通		7	3	医療基盤	処置支援・訓練技術	治療	救急処置に関する処置支援・訓練技術	火星では通信遅延があるため、地上の支援なしに救急処置を行う必要があり、処置支援、事前訓練が必要。また、月でも地球帰還までに6-9日要するため、術後の安定化、継続した処置対応が必要になる。			月・火星ミッションで想定される救急救命処置の事前訓練、処置手順支援・ナビゲーションシステム
微				超		8	82	医療基盤	医療基盤	治療	医療廃棄物の処理、血液・廃液の処理	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。手術等の医療処置を実施した場合には、医療廃棄物、病理廃棄物、血液等の廃液が発生するため、安全な処理・保管方法が必になる。			3Dプリンタによる医療材料、衛生材料の再利用技術
微				超 通		9	80	救急疾患	救急疾患全般	治療	自律した一次救急処置技術	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。火星では通信遅延があるため、地上からのリアルタイムでの救急処置の支援・指示を受けることは不可。			ビデオメッセージ、テキストでの相談。処置ナビゲーションシステム AIによる処置支援（手順確認支援）
微				超 通		10	81	救急疾患	救急疾患全般	治療	自律した二次救急処置（入院、手術を要する症例の治療）技術	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。その場で手術をする場合には、術者2名（麻酔管理/薬剤投与・バイタル管理、輸液・出血量監視を含む）、手術介助1名（手術器具管理、体内遺残防止）規模以上の体制が必要になる。火星では通信遅延があるため、地上からのリアルタイムでの救急処置の支援・指示を受けることは不可であり、自律した処置・判断が必要になる。また、輸液管理（輸血用血液、生理食塩水）、術後のモニタリングと点滴等による安定化が必要になる。 手術侵襲に耐えられる全身状態、術後の安定化が見込めることが前提となる。（現状では、手足外傷（開放性骨折、筋・腱断裂等）、気道閉塞、簡易な炎症/腫瘍切除・組織/器官形成などを想定）			X線画像モニター、吸引器、電気メス、麻酔装置、血液ガス分析装置、挿管用喉頭鏡、手術用無明灯（無影灯）、手術顕微鏡、患者加温装置、 自己血貯血の長期保存、人工血液製剤、手術ナビゲーションシステム、手術機材出入り管理システム
				超 通		11	83	救急疾患	心停止	治療	自律した救命処置（ALS、BLS）	宇宙環境では不慮の事故などにより心停止となるリスクがある。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに二次救命処置（ALS）、一次救命処置（BLS)を実施する必要がある。			ALS/BLSナビゲーションシステム、気道確保、胸骨圧迫装置、薬剤投与
				超 通		12	new	救急疾患	心停止	診断	心停止の診断	宇宙環境では不慮の事故などにより心停止となるリスクがある。心停止の原因診断が必要となる。			心電図、エコー、血液ガス分析
		閉		超 通		13	new	救急疾患	熱傷	治療	熱傷治療	宇宙機内は火災発生に関する対策が多くなされているが、火災発生の可能性はゼロではない。そのため、熱傷が発生した場合には、その場での治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに熱傷治療が必要となる。			保温、輸液、気道確保、洗浄、デブリードメント、減張切開、皮膚移植、創保護、抗菌薬
		閉		超 通		14	new	救急疾患	熱傷	診断	熱傷診断	宇宙機内は火災発生に関する対策が多くなされているが、火災発生の可能性はゼロではない。そのため、熱傷が発生した場合には、その場での診断が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに熱傷診断が必要となる。			皮膚所見画像の取得（熱傷面積、深度）、気道支援
		閉		超 通		15	new	救急疾患	一酸化炭素中毒	治療	一酸化炭素中毒治療	宇宙機内は火災発生に関する対策が多くなされているが、火災発生の可能性はゼロではない。火災発生時に一酸化中毒等となった場合には、その場での治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに治療が必要となる。			酸素投与、気道確保、高圧酸素療法

表 9.7-1 将来有人宇宙活動に向けた宇宙医学/健康管理技術の技術ギャップ一覧（第 2 版 2020 年 2 月）(2/9)

環境リスク因子					新No.	旧No.	リスク分類		カテゴリ	技術ギャップ	根拠（リスク）	リスク評価		具体例・備考
微小重力	放射線	長期閉鎖	粉塵	地球からの距離			大分類	小分類	治療 診断・検査 予防 環境対策			月	火星	
		閉		超遠	16	new	救急疾患	一酸化炭素中毒	診断	一酸化炭素中毒診断	宇宙機内は火災発生に関する対策が多くなされているが、火災発生の可能性はゼロではない。火災発生時に一酸化中毒等となった場合には、その場での治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに診断が必要となる。			血液ガス分析(COHb)、腹部CT
				超遠	17	new	救急疾患	中毒（アンモニア）	治療	窒息・軌道閉塞治療	冷媒にアンモニアが使用される実験機器等がある。アンモニアリークが発生した場合には、アンモニア中毒の治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに治療が必要となる。ただし、Gateway等でアンモニアが使用されない場合には、本技術ギャップは不要。			洗浄(眼・皮膚)、気道確保、その他熱傷処置に準ずる
				超遠	18	new	救急疾患	中毒（アンモニア）	診断	窒息・軌道閉塞診断	冷媒にアンモニアが使用される実験機器等がある。アンモニアリークが発生した場合には、アンモニア中毒の診断が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに診断が必要となる。ただし、Gateway等でアンモニアが使用されない場合には、本技術ギャップは不要。			スリットランプ、開瞼器、レントゲン、血液ガス分析、呼吸機能検査、皮膚画像所見の取得
		環		超遠	19	new	救急疾患	敗血症	治療	敗血症治療	長期閉鎖による環境悪化により感染症が発生し、敗血症を引き起こすリスクが高まる。敗血症が起きた場合には、その場での治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに治療が必要となる。			抗菌薬、輸液、気道確保
		環		超遠	20	new	救急疾患	敗血症	診断	敗血症診断	長期閉鎖による環境悪化により感染症が発生し、敗血症を引き起こすリスクが高まる。敗血症が起きた場合には、その場での診断が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに診断が必要となる。			血液培養、血液ガス分析、採血(CBC、生化学、凝固)、CT、エコー
				超遠	21	new	救急疾患	アナフィラキシー	治療	アナフィラキシー治療	長期閉鎖になると何らかの原因でアナフィラキシーが発症するリスクが高まる。アナフィラキシーが起きた場合には、その場での治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに治療が必要となる。			輸液、薬剤投与、気道確保、原因除去
				超遠	22	new	救急疾患	アナフィラキシー	診断	アナフィラキシー診断	長期閉鎖になると何らかの原因でアナフィラキシーが発症するリスクが高まる。アナフィラキシーが起きた場合には、その場での診断が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに診断が必要となる。			皮膚所見画像の取得、他疾患の除外
変				超遠	23	new	救急疾患	皮膚創傷	治療	皮膚創傷治療	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により皮膚創傷が起きた場合には、その場での治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに治療が必要となる。			洗浄、創保護、縫合
変				超遠	24	new	救急疾患	皮膚創傷	診断	皮膚創傷診断	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により皮膚創傷が起きた場合には、その場での診断が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに診断が必要となる。			皮膚所見画像の取得
変				超遠	25	new	救急疾患	窒息・軌道閉塞	治療	窒息・軌道閉塞治療	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により窒息・軌道閉塞が起きた場合には、その場での治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに治療が必要となる。			気道確保、薬剤吸入
変				超遠	26	new	救急疾患	窒息・軌道閉塞	診断	窒息・軌道閉塞診断	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により窒息・軌道閉塞が起きた場合には、その場での診断が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに診断が必要となる。			レントゲン、CT、エコー、血液ガス分析、気管支鏡(喉頭ファイバー)
変				超遠	27	new	救急疾患	急性コンパートメント症候群	治療	急性コンパートメント症候群治療	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により急性コンパートメント症候群が起きた場合には、その場での治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに治療が必要となる。			減張切開、創保護
変				超遠	28	new	救急疾患	急性コンパートメント症候群	診断	急性コンパートメント症候群診断	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により急性コンパートメント症候群が起きた場合には、その場での診断が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに診断が必要となる。			筋区画圧測定、レントゲン、エコー、CT、採血(CBC、生化学)
微			粉		29	46	救急疾患	眼外傷	治療	眼への異物混入の治療	月面のレゴリス等の鉱物性粉塵は、眼痛や角膜異物、角膜潰瘍等のリスクが高まるため、発生した場合には治療が必要になる。また、		TBD	眼洗浄、点眼、眼軟膏
変				超遠	30	new	救急疾患	眼外傷	治療	眼外傷治療	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により眼外傷が起きた場合には、その場での治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに治療が必要となる。			眼科手術、眼圧降下薬
変				超遠	31	new	救急疾患	眼外傷	診断	眼外傷診断	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により眼外傷が起きた場合には、その場での診断が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに診断が必要となる。			CT、エコー、眼底鏡、眼圧計、スリットランプ、開瞼器
変				超遠	32	new	救急疾患	圧外傷	治療	圧外傷治療	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により圧外傷が起きた場合には、その場での治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに治療が必要となる。			減圧症：高圧酸素療法、腸管穿孔：開腹術、気胸：胸腔ドレナージ、その他外傷：各項目参照
変				超遠	33	new	救急疾患	圧外傷	診断	圧外傷診断	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により圧外傷が起きた場合には、その場での診断が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに診断が必要となる。			レントゲン、CT、エコー、血液ガス分析、採血(CBC、凝固)、耳鏡(耳鼻科キット)

表 9.7-1 将来有人宇宙活動に向けた宇宙医学/健康管理技術の技術ギャップ一覧（第 2 版 2020 年 2 月）(3/9)

環境リスク因子					新No.	旧No.	リスク分類		カテゴリ	技術ギャップ	根拠（リスク）	リスク評価		具体例・備考
微小重力	放射線	長期閉鎖	粉塵	地球からの距離			大分類	小分類	治療 診断・検査 予防 環境対策			月	火星	
変				超	34	new	救急疾患	腹部外傷	治療	腹部外傷治療	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により腹部外傷が起きた場合には、その場での治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに治療が必要となる。			気道確保、呼吸管理、鎮静、血圧管理、抗浮腫薬、開腹手術
変				超	35	new	救急疾患	腹部外傷	診断	腹部外傷診断	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により腹部外傷が起きた場合には、その場での診断が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに診断が必要となる。			CT、MRI、血液ガス分析、採血(CBC、凝固)
変				超	36	new	救急疾患	顔面外傷	治療	顔面外傷治療	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により顔面外傷が起きた場合には、その場での治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに治療が必要となる。			気道確保、洗浄、止血、創保護、縫合、抗菌薬
変				超	37	new	救急疾患	顔面外傷	診断	顔面外傷診断	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により顔面外傷が起きた場合には、その場での診断が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに診断が必要となる。			レントゲン、CT、耳鏡(耳鼻科キット)、(歯科キット)
変				超	38	new	救急疾患	胸部外傷	治療	胸部外傷治療	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により胸部外傷が起きた場合には、その場での治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに治療が必要となる。			心嚢ドレナージ、胸腔ドレナージ、気道確保、輸血
変				超	39	new	救急疾患	胸部外傷	診断	胸部外傷診断	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により胸部外傷が起きた場合には、その場での診断が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに診断が必要となる。			エコー、レントゲン、CT、血液ガス分析、気管支鏡、採血(CBC、凝固)
変				超	40	new	救急疾患	腹部外傷	治療	腹部外傷治療	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により腹部外傷が起きた場合には、その場での治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに治療が必要となる。			開腹術、画像下治療、輸血
変				超	41	new	救急疾患	腹部外傷	診断	腹部外傷診断	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により腹部外傷が起きた場合には、その場での診断が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに診断が必要となる。			エコー、レントゲン、CT、血液ガス分析、採血(CBC、凝固)
変				超	42	new	救急疾患	四肢外傷	治療	四肢外傷治療	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により四肢外傷が起きた場合には、その場での治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに治療が必要となる。			タニケット止血、骨折整復、骨折手術、シーネ固定、牽引、輸血
変				超	43	new	救急疾患	四肢外傷	診断	四肢外傷診断	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により四肢外傷が起きた場合には、その場での診断が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに診断が必要となる。			レントゲン、透視、採血(CBC、凝固)
変				超	44	new	救急疾患	脊椎・脊髄外傷	治療	脊椎・脊髄外傷治療	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により脊椎・脊髄外傷が起きた場合には、その場での治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに治療が必要となる。			気道確保、抗浮腫薬、整復・直達牽引、脊椎手術
変				超	45	new	救急疾患	脊椎・脊髄外傷	診断	脊椎・脊髄外傷診断	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により脊椎・脊髄外傷が起きた場合には、その場での診断が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに診断が必要となる。			レントゲン、CT、MRI、血液ガス分析、採血(CBC、凝固)
変				超	46	new	救急疾患	骨盤外傷	治療	骨盤外傷治療	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により骨盤外傷が起きた場合には、その場での治療が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに治療が必要となる。			創外固定、開腹止血、画像下治療、手術
変				超	47	new	救急疾患	骨盤外傷	診断	骨盤外傷診断	月・火星では重力下環境であるため外傷のリスクが高まる。事故により骨盤外傷が起きた場合には、その場での診断が必要となる。特に火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに診断が必要となる。			レントゲン、CT、血液ガス分析、採血(CBC、凝固)
微変				超	48	58	脳神経	筋骨格・神経系調整機能低下	検査	自律した画像機器を用いた動作解析	重力再適応時には、身体の調整機能（筋力、柔軟性、敏捷性、平衡性）の低下により外傷、身体活動が制限されるリスクが高まるため、ミッション中のリスク把握を目的として評価が必要になる。			モーションキャプチャ
微変				超	49	59	脳神経	筋骨格・神経系調整機能低下	予防	筋骨格系・神経系の調整機能低下を抑制するための運動機器と運動手法	重力再適応時には、身体の調整機能（筋力、柔軟性、敏捷性、平衡性）の低下により外傷、身体活動が制限されるリスクが高まる。そのため、限られたスペースで調整力低下を抑制するための運動方法（必要あれば装置も）が必要になる。			人工重力負荷、調整機能を維持するための運動機器、限られたスペースでのリハビリ
				超	50	new	脳神経	痙攣	検査	痙攣に対する検査	超長期では、痙攣が起こるリスクが高まる。脳波検査などによる検査が必要となる。			脳波検査
微		閉			51	new	脳神経	頭痛	検査	頭痛に対する検査	微小重力や長期閉鎖などによるストレスが原因で頭痛が起こるリスクが高まる。CTなどの画像診断が必要となる			CT
				超	52	new	脳神経	脳卒中	治療	脳卒中の治療	超長期では脳卒中の発症リスクが高まる。薬物治療や手術による治療が必要となる。			薬物治療、手術
				超	53	new	脳神経	脳卒中	診断	脳卒中の診断	超長期では脳卒中の発症リスクが高まる。CTやMRIなどによる画像診断が必要となる。			CT,MRI
				超	54	33	消化器	胆のう結石/急性胆のう結石	診断	胆嚢結石の画像診断検査	超長期では、胆嚢結石の発症率が高まるため、腹部の画像診断検査（超音波検査）が必要になる。			エコー、術者養成

表 9.7-1 将来有人宇宙活動に向けた宇宙医学/健康管理技術の技術ギャップ一覧（第 2 版 2020 年 2 月）(4/9)

環境リスク因子					新No.	IEMo.	リスク分類		カテゴリ	技術ギャップ	概説（リスク）	リスク評価		具体例・備考
微小重力	放射線	長期閉鎖	粉塵	地球からの距離			大分類	小分類	治療 診断・検査 予防 環境対策			月	火星	
				超	55	35	消化器	胆のう結石/急性胆のう結石	治療	胆嚢結石の治療	超長期では、胆嚢結石が高まるため、胆嚢結石が発症した場合には治療方法の開発が必要になる。			経口薬（利胆薬）
				超	56	34	消化器	脂質代謝異常	予防	胆嚢結石の予防	超長期では、脂質代謝異常が原因で胆嚢結石の発症率が高まるため、予防が必要になる。遺伝的要因に加えて、無補給による食事の偏りが原因となるため、栄養・献立管理等の予防対策が必要になる。			栄養管理（脂質、コレステロールの過剰摂取を避けるような宇宙食メニュー）
				超	57	new	消化器	脂質代謝異常	予防	自立した血液分析	超長期では、脂質代謝異常が原因で胆嚢結石の発症率が高まるため、脂質異常の検査として血液検査が必要となる。			ポータブル血液分析装置(ISTAT)
				超	58	new	消化器	急性膵炎	治療	急性膵炎の治療	超長期では、急性膵炎の発症率が高まるため、薬物による治療が必要となる。			薬物治療
				超	59	new	消化器	急性膵炎	診断	急性膵炎の診断	超長期では、急性膵炎の発症率が高まるため、エコーやCTなどによる画像診断が必要となる。			エコー、CT
				超	60	new	消化器	急性膵炎	治療	急性膵炎の治療	超長期では、急性膵炎の発症率が高まるため、大量の輸液などを用いた治療が必要となる。			輸液
				超	61	new	消化器	急性膵炎	診断	急性膵炎の診断	超長期では、急性膵炎の発症率が高まるため、エコーやCTなどによる画像診断が必要となる。			エコー、CT
				超	62	new	消化器	虫垂炎	治療	虫垂炎の治療	超長期では、虫垂炎の発症率が高まるため、侵襲的手術を含む治療が必要となる。			手術
				超	63	new	消化器	虫垂炎	診断	虫垂炎の治療診断	超長期では、虫垂炎の発症率が高まるため、エコーやCTなどによる画像診断が必要となる。			エコー、CT
		閉		超	64	new	消化器	胃潰瘍	治療	胃潰瘍の治療	超長期や長期閉鎖によるストレスなどが原因となり、胃潰瘍の発症率が高まるため、内視鏡による止血治療などが必要となる。			内視鏡
		閉		超	65	new	消化器	胃潰瘍	診断	胃潰瘍の治療診断	超長期や長期閉鎖によるストレスなどが原因となり、胃潰瘍の発症率が高まるため、診断技術が必要となる。			内視鏡
				超	66	new	消化器	イレウス	治療	イレウスの治療	超長期では、イレウスの発症率が高まるため、イレウス管留置、手術、輸液などによる治療技術が必要となる。			手術、輸液
				超	67	new	消化器	イレウス	診断	イレウスの診断	超長期では、イレウスの発症率が高まるため、エコー、CT、レントゲンなどによる画像診断が必要となる。			エコー、CT、レントゲン
		閉		超	68	new	消化器	便秘	検査	便秘の検査	超長期・無補給による食事の乱れや長期閉鎖によるストレスなどにより便秘となる可能性が高まる。エコー、レントゲンなどによる、画像検査が必要となる。			エコー、レントゲン
		閉		超	69	new	消化器	便秘	予防	便秘の予防	超長期・無補給による食事の乱れや長期閉鎖によるストレスなどにより便秘となる可能性が高まる。予防として、ストレスや食事の乱れに対する予防技術が必要となる。			ストレス対策、食事管理
		閉		超	70	new	消化器	下痢	検査	下痢の検査	超長期・無補給による食事の乱れや長期閉鎖によるストレスなどにより下痢となる可能性が高まる。原因を判断するためにその場で検査結果がわかる、便検査が必要となる。			便検査
		閉		超	71	new	消化器	下痢	予防	下痢の予防	超長期・無補給による食事の乱れや長期閉鎖によるストレスなどにより下痢となる可能性が高まる。予防として、ストレスや食事の乱れに対する予防技術が必要となる。			ストレス対策、食事管理
微				超	72	8	循環器	冠動脈疾患 不整脈	検査	自律した血液分析（試薬の長寿命化、分析項目の多種化、分析精度の向上を含む）	超長期では、心疾患（冠動脈疾患/不整脈）リスクが高まるため、ミッション中のリスク把握を目的として血液検査が必要になる。サンプル回収ができないため、必要な分析項目について妥当な精度でその場での分析が必要になる。			ポータブル血液分析装置(ISTAT)
微				超	73	9	循環器	冠動脈疾患 不整脈	検査	自律した心電図評価	超長期では、心疾患（冠動脈疾患/不整脈）リスクが高まるため、ミッション中のリスク把握および診断を目的として心電図検査（e.g. 臨床運動負荷試験）が必要になる。火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに評価、安全管理を行う必要がある。			心電図自動解析装置
微				超	74	11	循環器	冠動脈疾患 不整脈	治療	心臓血管系疾患（冠動脈疾患/不整脈）の治療	超長期では、心疾患（冠動脈疾患/不整脈）の発症率が高まるため、発症した場合の治療方法の開発が必要になる。			経口薬
微		閉		超	75	10	循環器	動脈硬化	予防	心臓血管系疾患（冠動脈疾患/不整脈）の予防	超長期では、動脈硬化が原因となり心疾患（冠動脈疾患/不整脈）リスクが高まるため、予防が必要となる。また無補給による長期間の食事の偏りや、長期閉鎖によるストレスが原因となるため、栄養・献立管理等の予防対策が必要になる。			バランスのとれた栄養・献立管理。高リスク者に合わせた栄養・献立管理
重				超	76	55	循環器	起立耐性低下	予防	重力再適応時の起立耐性低下の抑制	微小重力環境に超長期間滞在したのちの重力再適応時には、起立耐性低下が生じるため、これを抑制する必要がある。			前庭機能の刺激、人工重力負荷装置
重				超	77	7	循環器	起立耐性低下	予防	重力再適応時の神経学的影響および前庭機能障害発生時のクルー支援・補助方法	重力再適応時の神経学的影響（めまい、眼振、頭痛、協調運動障害、起立歩行障害）および前庭機能（バランス機能、姿勢安定機能、感覚統合能力）障害や起立耐性低下等が生じた場合、クルー作業の支援、もしくは補助する対策が必要になる。			クルー支援ロボット、作業代替ロボット
微				通	78	62	循環器	EVA時の心機能低下	予防	自律した心電図評価	船外活動時（EVA）には、心機能低下による活動制限のリスクがあるため、心電図、呼吸数（心電図にて評価）のリアルタイムモニターが必要になる。火星では通信遅延があるため、自律したEVA中の心電図、呼吸数のモニターを行うことが必要になる。			心電図自動解析装置
微				通	79	65	循環器	火星突入時の心臓機能異常	予防	自律した心電図評価	加速度暴露時には心機能への影響があるため、心電図、呼吸数（心電図にて評価）のリアルタイムモニターが必要になる。火星では通信遅延があるため、火星面再突入時に自律した心電図、呼吸数のモニターが必要になる。			心電図自動解析装置
			粉		80	41	呼吸器	塵肺	検査	塵肺画像診断検査	月面のレゴリス等の鉱物性粉塵は、吸引により塵肺のリスクが高まるため、リスク把握および診断を目的として画像診断による検査が必要になる。		TBD	レントゲン、術者養成

表 9.7-1 将来有人宇宙活動に向けた宇宙医学/健康管理技術の技術ギャップ一覧（第 2 版 2020 年 2 月）(5/9)

環境リスク因子						新No.	IEN№.	リスク分類		カテゴリ	技術ギャップ	根拠（リスク）	リスク評価		具体例・備考
微小重力	放射線	長期閉鎖	粉塵	地球からの距離				大分類	小分類	治療 診断・検査 予防 環境対策			月	火星	
			粉			81	42	呼吸器	塵肺	検査	自律した呼吸機能検査	月面のレゴリス等の鉱物性粉塵は、吸引により塵肺のリスクが高まるため、リスク把握および診断を目的として呼吸機能検査が必要になる。		TBD	電子聴診器、スパイロメータ（肺機能検査）
			粉			82	47	呼吸器	塵肺	治療	塵肺治療	月面のレゴリス等の鉱物性粉塵は、吸引により塵肺のリスクが高まるため、発症した場合には治療が必要になる。		TBD	経口薬（鎮咳剤、去痰剤、気管支拡張剤）、酸素吸入・人工呼吸器の使用
微				超		83	56	呼吸器	呼吸循環系（心肺）機能低下	検査	自律した心肺機能（有酸素運動能力）評価	超長期では、心肺機能の低下により身体活動が制限されるリスクがあるため、ミッション中のリスク把握を目的として有酸素運動能力（最大酸素摂取量）を評価することが必要になる。火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに検査、安全管理を行うことが必要になる。			呼気ガス分析装置、術者養成
微				超		84	57	呼吸器	呼吸循環系（心肺）機能低下	予防	心肺機能低下の抑制（運動機器の小型化、効率的な運動手法）	超長期では、心肺機能の低下により身体活動が制限されるリスクがあるため、心肺機能の低下を抑制する必要がある。限られたスペースであるため、運動機器の小型化が必要になる。			エルゴメータ・トレッドミル（ISSで使用されている）の小型軽量化。 カロリー消費を抑えた運動メニュー（J-HIAT）
		環		超		85	new	呼吸器	呼吸器感染症（肺炎、気管支炎等）	診断	呼吸器感染症に対する診断	長期閉鎖などによる宇宙機内の環境悪化により、呼吸器感染症のリスクが高まる。発症時には、画像診断が必要となる。			レントゲ、CTなど
				超		86	12	代謝内分泌	糖尿病 脂質異常症	検査	自律した血液分析（試薬の長寿命化、分析項目の多種化、分析精度の向上を含む）	超長期では、代謝機能障害（糖尿病、高脂血症）リスクが高まるため、ミッション中のリスク把握を目的として血液検査が必要になる。サンプル回収ができないため、必要な分析項目について妥当な精度でその場での分析が必要になる。			ポータブル血液分析装置(iSTAT)
				超		87	14	代謝内分泌	糖尿病 脂質異常症	治療	代謝機能障害の治療	超長期では代謝機能障害（糖尿病、高脂血症）のリスクが高まるため、発症した場合には、治療が必要になる。			経口薬、注射薬（インスリン）（糖尿病）、食事、運動、人工透析（LDLアフェレーシス療法）（高脂血症）
				超 無		88	13	代謝内分泌	糖尿病 脂質異常症	予防	代謝機能障害の予防	超長期では、代謝機能障害（糖尿病、高脂血症）リスクが高まるため、予防が必要となる。 遺伝的要因に加えて、無補給による食事の偏りが原因となるため、栄養・献立管理等の予防対策が必要になる。			バランスのとれた栄養・献立管理。高リスク者に合わせた栄養・献立管理
				超 無		89	71	代謝内分泌	栄養不足	検査	自律した血液分析（試薬の長寿命化、分析項目の多種化、分析精度の向上を含む）	超長期、無補給では、食事内容の偏りにより栄養不足に陥るリスクが高まる。ミッション中のリスク把握を目的として血液検査が必要になる。サンプル回収ができないため、必要な分析項目について妥当な精度でその場での分析が必要になる。			ポータブル血液分析装置(iSTAT)
				超 無		90	72	代謝内分泌	栄養不足	予防	バラエティに富んだ食事メニューおよび栄養・献立管理	超長期、無補給では、食事内容の偏りにより栄養不足に陥るリスクが高まるほか、飛行士個人・チームのパフォーマンスの低下のリスクも高まるため、バラエティに富んだ食事メニューが必要になる。調理方法・調理器具の多様化も含めて考慮する必要がある。			調理が可能な食品、調理士・管理栄養飛行士、ＡＩによる栄養評価／献立作成、野菜・果物栽培（ＬＥＤ遠行栽培）、動物性たんぱく質の生産（人工肉、小魚養殖、カイコなどの昆虫食）、コンロ、オーブン、電子レンジ
				超 無		91	74	代謝内分泌	栄養不足	予防	長期常温食品保管技術	超長期、無補給のため、長期保管可能な食品が必要になる（最大５年程度）。また、保存料に含まれるリンが、微小重力で骨から溶出したカルシウムが結合すると腎機能障害の原因物質となる可能性があるため、リン摂取量を制限する必要がある。			リン摂取制限。宇宙食自体の期限の延長と、保管技術による保管期間の長期化。食品用の冷蔵庫及び冷凍庫。
				超 無		92	75	代謝内分泌	栄養不足	治療	栄養不足に対する治療	超長期、無補給では、食事内容の偏りにより栄養不足に陥るリスクが高まるほか、栄養不足による体調不良に陥った場合には治療が必要になる。			点滴栄養
微	生	閉環		超		93	36	免疫感染症	感染症 免疫機能低下	検査	自律した血液分析（試薬の長寿命化、分析項目の多種化、分析精度の向上を含む）	超長期、微小重力、長期閉鎖環境によるストレスや環境悪化、放射線被ばくによる微生物の突然変異等の複合要因により免疫機能低下となり、感染症や帯状疱疹の発症リスクが高まる。ため、血液検査が必要になる。サンプル回収ができないため、必要な分析項目について妥当な精度でその場での分析が必要になる。			ポータブル血液分析装置(iSTAT)
微	生	閉環		超		94	40	免疫感染症	感染症	治療	感染症（免疫低下に伴う疾患）に対する治療	超長期、微小重力、長期閉鎖環境によるストレスや環境悪化、放射線被ばくによる微生物の突然変異等の複合要因により免疫機能低下となり、感染症の発症リスクが生じるため、症状が生じた場合には治療が必要になる。			経口薬（抗ウイルス剤、抗炎症薬）、外用薬
微	生	閉環		超		95	new	免疫感染症	帯状疱疹	診断	帯状疱疹に対する診断	超長期、微小重力、長期閉鎖環境によるストレスや環境悪化、放射線被ばくによる微生物の突然変異等の複合要因により免疫機能低下となり、帯状疱疹の発症リスクが生じる。皮膚画像取得などによる診断が必要となる。			皮膚画像取得
微	生	閉環		超		96	38	免疫感染症	免疫機能低下	予防	免疫機能の維持	超長期、微小重力、長期閉鎖環境によるストレスや環境悪化、放射線被ばくによる微生物の突然変異等の複合要因により免疫機能低下となり、感染症や帯状疱疹などの発症リスクが生じる。毒性の弱い微生物でも感染症（日和見感染症）および保持しているウイルスの再活化のリスクが生じるため、免疫機能低下の予防対策が必要になる。			栄養管理、腸内環境健康、免疫機能の賦活化（予防接種）、免疫機能低下の原因を明らかにする必要あり【研究】
微	生	閉環		超		97	39	免疫感染症	免疫機能低下	予防	感染症予防（衛生管理）	超長期、微小重力、長期閉鎖環境によるストレスや環境悪化、放射線被ばくによる微生物の突然変異等の複合要因により免疫機能低下となり、感染症や帯状疱疹などの発症リスクが生じる。毒性の弱い微生物でも感染症（日和見感染症）が起こるリスクが生じるため、船内の衛生管理が必要になる。			多様な消毒・流浄が可能な空気・水再生装置、消毒・滅菌方法(次亜塩素酸、塩化ベンザルコニウム、ヨウ素、過酸化水素水、UV照射、高圧蒸気滅菌、ガンマ線滅菌、電子線滅菌等）、廃棄物の殺菌・消臭化（e.g. 乾燥、高圧蒸気滅菌、微生物分解処理）
		環		超		98	new	免疫感染症	外因性皮膚炎	診断	外因性皮膚炎の診断	微小重力や長期閉鎖による環境悪化により外因性皮膚炎のリスクが高まり、皮膚画像の取得などによる診断が必要となる。			皮膚画像
		環		超		99	new	免疫感染症	尿路感染症	診断	尿路感染症の診断	微小重力や長期閉鎖による環境悪化により尿路感染症ののリスクが高まる。尿検査、超音波検査、血液分析などによる診断が必要となる。			尿検査、エコー、血液分析

表 9.7-1 将来有人宇宙活動に向けた宇宙医学/健康管理技術の技術ギャップ一覧（第 2 版 2020 年 2 月）(6/9)

環境リスク因子					新No.	IEMo.	リスク分類		カテゴリ	技術ギャップ	根拠（リスク）	リスク評価		具体例・備考
微小重力	放射線	長期閉鎖	粉塵	地球からの距離			大分類	小分類	治療 診断・検査 予防 環境対策			月	火星	
		閉		超	100	new	免疫感染症	発疹	検査	発疹の検査	微小重力や長期閉鎖による環境悪化により発心のののリスクが高まる。皮膚画像の取得などによる検査が必要となる。			皮膚画像
	放	閉 閉		超	101	66	精神	不安障害（適応障害、PTSD、パニック症、など） 気分障害（うつ病、双極性障害など） 不眠症 不安 認知機能低下 衝動制御障害	診断	精神心理（心理・行動・認知・情動）に関する評価	閉鎖環境、超長期、放射線被ばく、環境悪化等の複合要因より、不眠症、不安などによる適応障害、うつ病、双極性障害、PTSD、パニック症などの発症リスク、衝動制御障害、認知機能低下のリスクが高まる。火星では通信遅延があるため、地上からのリアルタイム支援（面談）なしに評価を行うことが必要になる。また、気分障害と脳血管障害の鑑別を行う必要がある。			クルー相互による心理状態評価（評価者養成）、ロボット会話を地上で評価、情動評価（HAM-D、CAS）、2 ch 脳波計、近赤外線分光分析装置（NIR）、MRI、ストレスマーカーによる評価（同定が必要）【研究】
	放	閉 閉		超	102	70	精神	不安障害（適応障害、PTSD、パニック症、など） 気分障害（うつ病、双極性障害など） 不眠症 不安 認知機能低下 衝動制御障害	治療	精神疾患治療	閉鎖環境、超長期、放射線被ばく、環境悪化等の複合要因より、不眠症、不安などによる適応障害、うつ病、双極性障害、PTSD、パニック症などの発症リスク、衝動制御障害、認知機能低下のリスクが高まる。火星では緊急帰還ができないため、自律した治療法が必要になる。			経口薬、注射薬、電気けいれん療法（気分障害）、光照射療法（気分障害、睡眠障害）
		閉		超	103	67	精神	睡眠障害	検査	疲労・睡眠の評価	閉鎖環境・超長期では、睡眠障害が原因で不眠症のリスクが高まる。そのため睡眠障害の検査として、火星では通信遅延があるため、地上からのリアルタイム支援（面談）なしに睡眠・覚醒度を評価を行うことが必要になる。			覚醒度評価（Vigilance測定装置）
	放	閉		超	104	68	精神	認知機能低下	検査	セルフケア、レジリエンス、集団力学の評価	閉鎖環境・超長期では、認知機能低下のリスクが高まる。協調性やリーダーシップ/フォローワーシップを凌駕してセルフケアやレジリエンス能力が求められるため、飛行前に訓練の行動評価を行う必要がある。			
	放	閉 閉		超	105	69	精神 脳神経	不安 認知機能低下 衝動制御障害 頭痛	予防	精神心理（心理・行動・認知・情動）に関する機能低下、精神疾患の予防策	閉鎖環境、超長期、放射線被ばく、環境悪化等の複合要因より、不安、認知機能低下、衝動制御障害のリスクが高まる。また微小重力環境や長期閉鎖などによるストレスが原因で疲労が起こるリスクが高まる。予防対策が必要になる。			事前の教育・訓練・指導（カウンセリング技法：認知行動療法、セルフケア：自立訓練法、睡眠指導）。クルー相互のカウンセリング。業務管理の自己裁量。余暇バリエーションの拡大。余暇としての運動
微				超	106	25	筋骨格	骨密度低下	検査	骨量・骨密度の検査	超長期微小重力環境に滞在することで、骨量・骨密度低下のリスクが高まる。リスク把握を目的として骨量・骨密度検査が必要。			DEXA、超音波法
微				超	107	26	筋骨格	骨密度低下	予防	骨量・骨密度の維持対策	超長期微小重力環境に滞在することで、骨量・骨密度低下のリスクが高まる。予防として、ミッション期間中の骨量・骨密度の維持が必要になる。薬物での対策をとる場合は、副作用のリスク管理も課題。			栄養管理、運動処方、低周波電気刺激、直流電気刺激、骨粗しょう症治療薬（ビスフォスフォネートなど）
微				超	108	27	筋骨格	骨粗しょう症 骨密度低下	治療	骨量・骨密度低下時治療	超長期微小重力環境に滞在による骨量・骨密度低下により、骨粗しょう症や骨折のリスクが高まる。骨粗しょう症や骨量低下に対する治療が必要になる。			骨粗しょう症治療薬（ビスフォスフォネートなど）、整復、ギプス固定、副木固定、内固定（手術）
微				超	109	new	筋骨格	骨粗しょう症	診断	骨粗しょう症の診断	超長期微小重力環境に滞在による骨量・骨密度低下により骨粗しょう症のスクが高まるため、骨粗しょう症の診断が必要となる。			レントゲンやDEXAなどによる画像診断による骨密度検査
変				超	110	28	筋骨格	椎間板損傷・障害 （椎間板ヘルニア）	診断	椎間板の画像診断検査	微小重力環境に超長期間滞在したのちの重力再適応時には、椎間板損傷のリスクが高まるため、リスク把握および診断を目的として画像診断による検査が必要になる。限られたスペースであるため、装置の小型化が必要になる。			MRI、レントゲン、CT
変				超	111	29	筋骨格	椎間板損傷・障害 （椎間板ヘルニア）	治療	椎間板損傷の治療	微小重力環境に超長期間滞在したのちの重力再適応時には、椎間板損傷のリスクが高まるため、椎間板損傷発生時には治療が必要になる。			薬物療法、ブロック注射、装具療法、経皮的内視鏡下腰椎椎間板摘出術（PELD法）
微 変				超	112	60	筋骨格	筋力筋量低下	検査	自律した筋力・筋量評価	重力最適適応時には、筋力低下・筋萎縮により外傷、活動制限のリスクが高まるため、評価が必要。測定による外傷リスクを最小化する必要がある。火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに検査、安全管理を行うことが必要。			等速性筋力計測法、３Dスキャン（体組成推定）
微 変				超	113	61	筋骨格	筋力筋量低下	予防	自律的な筋力・筋持久力維持のための運動機器と運動手法	重力最適適応時には、筋力低下・筋萎縮により外傷、活動制限のリスクが高まるため、これを抑制する必要がある。火星では、通信遅延によりリアルタイムのサポートは不可。地上からのリアルタイム支援なしに運動動作を修正する必要がある。			IGSと同様な機器（真空シリンダ式抵抗負荷運動装置）を小型軽量化する。電気刺激（EMS）。動作再生フィードバックシステム。

表 9.7-1 将来有人宇宙活動に向けた宇宙医学/健康管理技術の技術ギャップ一覧（第 2 版 2020 年 2 月）(7/9)

環境リスク因子				
微小重力	放射線	長期閉鎖	粉塵	地球からの距離
	放			超
	放			超
微				超
微				超
微				超
				超
				超
				超
				超
変				
変				
変				
微				超
微				超
微				超
微				
				超
				超
				超
		環		超
		環		超
				超

新No.	IENo.	リスク分類 大分類	リスク分類 小分類	カテゴリ 治療 診断・検査 予防 環境対策	技術ギャップ	根拠（リスク）	リスク評価 月	リスク評価 火星	具体例・備考
114	20	眼	白内障	診断	眼科（白内障）の検査	放射線被ばくにより白内障が進行するリスクがあり、超長期では若年性白内障が発症・進行するリスクがあるため、ミッション中のリスク把握および診断を目的として白内障検査を含む眼科検査が必要になる。			細隙灯顕微鏡カメラ、術者訓練
115	21	眼	白内障	治療	眼科（白内障）の治療	放射線被ばくにより白内障が進行するリスクがあり、水晶体混濁が認められる場合は、その場での治療が必要になる。			眼内レンズ交換（白内障手術用レーザー装置、吸引機器、手術顕微鏡、手術具の小型化、簡易な操作性が必要）、技術者養成
116	22	眼	宇宙飛行によって生じる眼病（SANS）	診断	宇宙飛行によって生じる眼病（SANS; Spaceflight Associated Neuro-ocular Syndrome, e.g 視神経乳頭浮腫、眼球平坦化等）検査	微小重力環境では、SANS発症のリスクが高まるため、ミッション中のリスク把握および診断を目的として画像診断による検査が必要になる。火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに検査を行うことが必要になる。			眼底検査（Fundoscopy）、OCT（網膜断面像検査）、エコー、術者養成
117	24	眼	宇宙飛行によって生じる眼病（SANS）	治療	宇宙飛行によって生じる眼病（SANS）の治療	微小重力環境では、SANS発症のリスクが高まるため、発症した場合には治療が必要になる。しかし、SANS発症原因が明らかになっていないため、研究が必要になる。			治療方法の開発には、発症原因を明らかにする必要がある【研究】。
118	23	眼	宇宙飛行によって生じる眼病（SANS）	予防	宇宙飛行によって生じる眼病（SANS）の予防	微小重力環境では、SANS発症のリスクが高まるため、予防が必要になる。しかし、SANS発症原因が明らかになっていないため、研究が必要になる。			原因が明らかでないものの微小重力の影響と考えられていることから、人工重力を負荷することにより予防できる可能性がある。【研究】
119	new	眼	急性緑内障	診断	急性緑内障の診断	超長期では急性緑内障の発症リスクが高まる。急性緑内障の診断が必要となる。			眼底検査、眼圧検査、細隙灯検査、視野検査、隅角検査、眼底画像解析検査など
120	new	眼	急性緑内障	治療	急性緑内障の治療	超長期では急性緑内障の発症リスクが高まる。急性緑内障の治療が必要となる。			薬物治療、手術
121	new	眼	網膜剥離	診断	網膜剥離の診断	超長期では急性緑内障の発症リスクが高まる。OCT（網膜断面画像検査）などによる画像診断が必要となる。			細隙灯検査、超音波検査、倒像鏡眼底検査、OCT、散瞳薬など
122	new	眼	網膜剥離	治療	網膜剥離の治療	超長期では急性緑内障の発症リスクが高まる。網膜剥離の治療が必要となる。			手術
123	5	耳鼻咽喉	前庭機能障害	検査	重力変化による神経学的影響（めまい、眼振、頭痛、協調運動障害、起立歩行障害）および前庭機能（バランス機能、姿勢安定機能、感覚統合能力）障害の評価	重力再適応時には、神経学的影響（めまい、眼振、頭痛、協調運動障害、起立歩行障害）および前庭機能（バランス機能、姿勢安定機能、感覚統合能力）障害により宇宙機を操縦/操作する能力の低下、活動制限のリスクが高まるため、評価が必要になる。			Platform Test、重心動揺計、加速度計評価 動画撮影・動画解析ソフトウェア、評価者養成
124	6	耳鼻咽喉	前庭機能障害	予防	重力再適応時の神経学的影響および前庭機能障害の予防策	重力再適応時の神経学的影響（めまい、眼振、頭痛、協調運動障害、起立歩行障害）および前庭機能（バランス機能、姿勢安定機能、感覚統合能力）障害を予防するために、無重力環境下で何らかの予防対策を行う必要がある。			エルゴメータ式人工重力負荷装置等 耳介後部（前庭神経）への電気刺激
125	7	耳鼻咽喉	前庭機能障害	予防	重力再適応時の神経学的影響および前庭機能障害発生時のクルー支援・補助方法	重力再適応時の神経学的影響（めまい、眼振、頭痛、協調運動障害、起立歩行障害）および前庭機能（バランス機能、姿勢安定機能、感覚統合能力）障害や起立耐性低下等が生じた場合、クルー作業の支援、もしくは補助する対策が必要になる。			クルー支援ロボット、作業代替ロボット
126	30	泌尿生殖器	腎・尿路結石	検査	尿路結石の画像診断検査	微小重力および超長期では、尿中カルシウム排泄の増加により尿管結石のリスクが高まるため、ミッション中のリスク把握および診断を目的として腹部の画像診断検査（X線検査、超音波検査）が必要になる。			ポータブルX線デジタル撮影システム、超音波画像診断システム、術者養成
127	32	泌尿生殖器	腎・尿路結石	治療	尿路結石の治療	微小重力および超長期では、尿中カルシウム排泄の増加により尿管結石のリスクが高まるため、尿路結石が発症した場合には治療が必要になる。			経口薬（排石薬、溶痛薬）、自然排石できない場合は対外衝撃波結石破砕装置による破砕）装置の小型化、エコー、X線のイメージング精度の向上が必要）
128	31	泌尿生殖器	尿中カルシウム排泄増加	予防	尿路結石の予防	微小重力および超長期では、尿中カルシウム排泄の増加により尿管結石のリスクが高まるため、予防対策が必要になる。			栄養管理、ビスフォスフォネート等、骨量減少への予防と併せて検討する。
129	new	泌尿生殖器	尿失禁・尿閉	診断	尿失禁・尿閉の診断	微小重力環境では、尿失禁・尿閉のリスクが高まる。エコーなどによる画像診断が必要となる。			エコー
130	new	泌尿生殖器	不正性器出血	検査	不正性器出血の検査	超長期では不正性器出血のリスクが高まる。内診や超音波検査による検査が必要となる。			エコー、内診
131	new	泌尿生殖器	不正性器出血	治療	不正性器出血の治療	超長期では不正性器出血のリスクが高まる。止血が必要となる。			エコー
132	new	泌尿生殖器	急性前立腺炎	診断	急性前立腺炎の診断	超長期では急性前立腺炎のリスクが高まる。尿検査や超音波検査による診断が必要となる			エコー、尿検査
133	new	泌尿生殖器	膣カンジダ	診断	膣カンジダの診断	超長期や長期閉鎖による環境悪化などにより膣カンジダの発症リスクが高まる。内診や細菌検査による診断が必要となる。			内診、細菌検査
134	new	泌尿生殖器	膣カンジダ	治療	膣カンジダの治療	超長期や長期閉鎖による環境悪化などにより膣カンジダの発症リスクが高まる。薬による治療が必要となる。			薬物治療
135	15	歯科口腔	う蝕 露出歯髄 歯牙欠損 口腔内潰瘍	診断	歯科検査	超長期や長期閉鎖による環境悪化などにより、口腔環境悪化（歯石、口臭等）によるう蝕（虫歯）、露出歯髄、被せものや詰め物の損失による歯牙欠損、口腔内潰瘍などの歯科疾患の発症リスクが高まるため、定期的な検査が必要になる。			口腔内カメラ、簡易な口腔衛生評価（細菌カウンタ、唾液検査）、ポケット測定、咬合紙

表 9.7-1 将来有人宇宙活動に向けた宇宙医学/健康管理技術の技術ギャップ一覧（第 2 版 2020 年 2 月）(8/9)

環境リスク因子						新No.	IEN0.	リスク分類		カテゴリ	技術ギャップ	根拠（リスク）	リスク評価		具体例・備考
微小重力	放射線	長期閉鎖	粉塵	地球からの距離				大分類	小分類	治療 診断・検査 予防 環境対策			月	火星	
					超	136	19	歯科口腔	う蝕 露出歯髄 歯牙欠損	治療	歯科疾患（う蝕等）の治療	超長期では、う蝕（虫歯）、露出歯髄に加え、外傷などによる歯牙欠損などの発生リスクが高まるため、発生した場合には治療が必要になる。			う蝕初期：保存治療（フッ化ジアミン銀塗布）、う蝕重症化：麻酔下での抜歯・抜髄（義者養成、器材）。知覚過敏：知覚過敏抑制材（ナノシール）、歯牙破折：接着・抜歯、歯根破折：抜歯、脱臼：固定（スーパーボンド）
					超	137	16	歯科口腔	口腔環境悪化	予防	歯科疾患（う蝕等）の予防	超長期では、口腔環境悪化が原因となり、う蝕（虫歯）などの歯科疾患の発生リスクが高まる。また、充分な歯科医療サービスが提供できないため、予防対策が必要になる。			クリーニング、歯磨き（事前指導含）、うがい（事前指導含）、 知覚過敏予防歯磨剤（硝酸カリウム、乳酸アルミニウム）
					超	138	18	歯科口腔	口腔環境悪化	予防	歯周病の予防策	超長期閉鎖環境によるストレスにより、歯周病の発症リスクが高まる。歯周病は、口腔環境悪化につながり全身疾患（動脈硬化など）のリスクが高まる可能性がある。充分な歯科医療サービスが提供できないため、予防対策が必要になる。			舌清掃指導、歯みがき指導、歯石除去
					超	139	new	歯科口腔	腫瘍	治療	腫瘍に対する治療	超長期では、腫瘍の発症リスクが高まる。そのため、外科的処置を含む治療が必要となる。			切開など
					超	140	new	歯科口腔	腫瘍	診断	腫瘍の診断	超長期では、腫瘍の発症リスクが高まる。そのため、画像診断が必要となる。			CT、レントゲンなど
		閉			超	141	new	歯科口腔	顎関節症	治療	顎関節症の治療	超長期閉鎖環境では、ストレスにより顎関節症のリスクが高まるほか、充分な口腔外科医療サービスが提供できないため、理学療法などによる治療が必要になる。			理学療法、薬物療法、生活指導
		閉			超	142	new	歯科口腔	顎関節症	診断	顎関節症の診断	超長期閉鎖環境では、ストレスにより顎関節症のリスクが高まるほか、充分な口腔外科医療サービスが提供できないため、動きの検査や雑音検査、レントゲン等での診断が必要になる。			雑音検査、レントゲン
		閉			超	143	17	歯科口腔	顎関節症	予防	口腔外科疾患（顎関節症）の予防	超長期閉鎖環境では、ストレスにより顎関節症のリスクが高まるほか、充分な口腔外科医療サービスが提供できないため、予防対策が必要になる。			TCH（Tooth Contacting Habit：習慣性歯牙接触癖）指導
	放					144	54	全身	急性放射線症候群（中枢神経、消化管障害含む）	治療	急性放射線障害治療	地球磁気圏外では、SPE発生時等の放射線急性障害のリスクがあるため、急性障害が生じたときには治療が必要になる。			薬物治療、輸血など
	放				通	145	49	全身	急性放射線症候群（中枢神経、消化管障害含む）	診断	自律的なSPE発生時の急性被ばく線量評価	地球磁気圏外では、SPE発生時等の放射線急性障害のリスクがあるため、線量管理が必要になる。 長寿命なアクティブモニター等により組織等価線量の評価が必要になる。また、火星探査の場合、通信遅延があるため、その場での自律的な線量評価が必要になる。			アクティブ型個人線量計、エリアモニタ、組織等価線量への換算方法、火星軌道での宇宙環境モデル
	放				超	146	53	全身	放射線被ばくによる発がん	予防	被ばく影響低減策	地球磁気圏外に超長期間滞在することにより被ばく量が増加し放射線障害のリスクが高まるため、体への影響を低減させるための方策が必要になる。			抗酸化剤を飲むことにより予防効果があると言われているもののエビデンスが不十分
	放				超	147	48	全身	放射線被ばくによる発がん	診断	長期低線量被ばく線量評価	超長期では放射線被ばくにより、がん死亡のリスクが高まるため、帰還後のケアのため線量管理が必要になる。長寿命なアクティブモニター等により実効線量の評価が必要になる。			アクティブ型個人線量計、エリアモニタ、組織等価線量への換算方法、火星軌道での宇宙環境モデル
	放				超	148	new	全身	骨髄抑制	予防	骨髄抑制の予防	地球磁気圏外に超長期間滞在することにより被ばく量が増加し骨髄抑制のリスクが高まる。そのため予防技術が必要となる。			NA
微					超	149	63	全身	減圧症（EVA）	予防	減圧症対策	月面、火星面ではEVAの回数が増加することで、減圧症発症リスクは高まるため、リスク軽減策が必要になる。			NA
微					超	150	new	全身	減圧症（EVA）	診断	減圧症の診断	月面、火星面ではEVAの回数が増加することで、減圧症発症リスクは高まるため、減圧症の診断技術が必要となる。			問診、超音波検査、CT
微					超	151	64	全身	低圧酸素症（EVA） 減圧症（EVA）	治療	低酸素症/減圧症治療	月面、火星面ではEVAの回数が増加することで、船外活動時に低圧酸素症/減圧症の発生リスクが高くなるため、低酸素症になった場合には治療が必要になる。			NA
微						152	new	環境	微小重力	環境対策	微小重力に対する対策技術	環境リスク因子で微小重力による影響の識別されている疾患・症候は、微小重力による環境で発症のリスクが高まる。そのため、微小重力による影響を最小に抑えるための対策技術が必要となる。			人工重力発生装置
変						153	new	環境	微小重力	環境対策	重力環境変化に対する対策技術	環境リスク因子で重力環境変化による影響の識別されている疾患・症候は、重力環境変化による環境で発症のリスクが高まる。そのため、微小重力による影響を最小に抑えるための対策技術が必要となる。			人工重力発生装置
	放					154	50	環境	放射線	環境対策	自律的な宇宙環境モニタリング方法	環境リスク因子で放射線による影響の識別されている疾患・症候は、放射線による環境で発症のリスクが高まる。ミッション中の被ばく線量を可能な限り少なくするため、太陽圏の宇宙環境をモニタし、宇宙環境擾乱時は対策がとれるようにすることが必要になる。現在の太陽観測網は火星を網羅しておらず、火星周囲および航行中の宇宙環境観測データが不足する。また、火星探査の場合、通信遅延があるため、その場での自律的な宇宙環境モニタリングが必要となる。			火星周回の太陽活動観測衛星、太陽の地磁気観測、通信衛星
	生					155	51	環境	放射線 （微生物）	環境対策	消毒・流浄技術	環境リスク因子で放射線（微生物）（"微"）による影響の識別されている疾患・症候は、放射線被ばくによる微生物の変異、変異により発症のリスクが高まる。微生物を殺菌・滅菌する必要がある。			多様な消毒・流浄が可能な空気・水再生装置、消毒・滅菌方法（次亜塩素酸、塩化ベンザルコニウム、ヨウ素、過酸化水素水、UV照射、高圧蒸気滅菌、ガンマ線滅菌、電子線滅菌など）
	放					156	52	環境	放射線	環境対策	遮蔽技術	環境リスク因子で放射線による影響の識別されている疾患・症候は、放射線による環境で発症のリスクが高まる。物理的に被ばく量を低減させるための遮蔽技術が必要になる。			新材料の探索（研開部門）構造体での遮蔽と消耗品（廃棄物）での遮蔽と船での遮蔽の比率を検討する

表 9.7-1 将来有人宇宙活動に向けた宇宙医学/健康管理技術の技術ギャップ一覧（第 2 版 2020 年 2 月）(9/9)

環境リスク因子				
微小重力	放射線	長期閉鎖	粉塵	地球からの距離
		環		
		空		
		環		
		環		
		臭		
			粉	
			粉	
			粉	
				超
				無

新No.	IEN No.	リスク分類 大分類	リスク分類 小分類	カテゴリ 治療 診断・検査 予防 環境対策	技術ギャップ	根拠（リスク）	リスク評価 月	リスク評価 火星	具体例・備考
157	37	環境	長期閉鎖（環境悪化）	環境対策	自律した微生物種の同定検査	環境リスク因子で長期閉鎖（環境悪化）による影響の識別されている疾患・症候は、環境悪化により発症のリスクが高まる。そのため、船内微生物種の同定検査（定性分析）が必要になる。サンプル回収ができないため、必要な分析項目について妥当な精度でその場での分析が必要になる。試薬の長寿命化も必要。			質量分析法、リアルタイムPCR、マイクロアレイ
158	76	環境	長期閉鎖（空気質悪化）	環境対策	自律した空気成分分析	環境リスク因子で長期閉鎖（空気質悪化）（"空"）による影響の識別されている疾患・症候は、空気質の悪化により発症のリスクが高まる。定期的なモニターが必要だが、火星ではサンプル回収ができないため、必要な分析項目について妥当な精度でその場での分析が必要になる。			ガスクロマトグラフ
159	77	環境	長期閉鎖（環境悪化）	環境対策	消毒・洗浄技術	環境リスク因子で長期閉鎖（環境悪化）（"環"）による影響の識別されている疾患・症候は、環境悪化により発症のリスクが高まる。皮膚を清潔に保つための手法や、救急処置（手術等）を行う場合には、滅菌・消毒等の衛生管理が必要になる。			清潔方法（風呂、シャワー、スキンケア） 救急処置向け衛生管理（衣類の滅菌（滅菌ガウン）、滅菌水生成、消毒液）
160	73	環境	長期閉鎖（環境悪化）	環境対策	残渣の少ない食品包材	環境リスク因子で長期閉鎖（環境悪化）（"環"）による影響の識別されている疾患・症候は、環境悪化により発症のリスクが高まる。特に食品の残りかすは環境悪化や悪臭にもつながり、かつ無補給かつ限られたスペースしかないため、残渣の少ない食品包材が必要になる。残渣による微生物の繁殖、臭いも抑制する必要がある。			ごみ、質量、匂いの少ないもの
161	78	環境	長期閉鎖（悪臭）	環境対策	消臭技術	環境リスク因子で長期閉鎖（悪臭）（"臭"）による影響の識別されている疾患・症候は、悪臭により発症のリスクが高まる。悪臭原因物質の除去・緩和および船内空気の消臭・無臭化、空間への芳香付与が必要になる。			乾燥、高圧蒸気滅菌、微生物分解処理、光触媒、プラズマクラスター、芳香剤
162	43	環境	粉塵	環境対策	空気清浄度評価	環境リスク因子で粉塵による影響の識別されている疾患・症候は、粉塵により発症のリスクが高まる。リスク把握および予防につなげる目的で空気清浄度評価が必要になる。		TBD	微粒子測定器
163	45	環境	粉塵	環境対策	粉塵の除去	環境リスク因子で粉塵による影響の識別されている疾患・症候は、粉塵により発症のリスクが高まる。確実な清掃・除去方法が必要になる。		TBD	エアシャワー等の除去技術開発。 仮に火星でも対策が必要となった場合は火星天気予報（砂嵐の予測）
164	44	環境	粉塵	環境対策	眼への粉塵混入防止技術	環境リスク因子で粉塵による影響の識別されている疾患・症候は、粉塵により発症のリスクが高まる。月面のレゴリス等の鉱物性粉塵は形状が鋭利であるため、眼痛や角膜異物、角膜潰瘍等のリスクが高まり、眼へ混入した場合の完全な除去も難しい。そのため、混入防止策が必要になる。			ゴーグルの高性能化、エアシャワー等の除去技術開発
165	new	環境	地球からの距離（超長期）	環境対策	超長期に対する対策技術	環境リスク因子で超長期（"超"）による影響の識別されている疾患・症候は、超長期になることで発症のリスクが高まる。そのため、超長期による影響を最小に抑えるための対策技術が必要となる。			人口冬眠など
166	79	環境	地球からの距離（無補給）	環境対策	再利用・その場での生産	環境リスク因子で無補給（"無"）による影響の識別されている疾患・症候は、無補給になることで発症のリスクが高まる。無補給かつ限られたスペースしかないため、医・衣食住すべてに関して再利用・その場で生産する必要がある。洗濯を導入する場合、廃液が少ない方法が必要、廃液が出る場合は、廃液を再利用する方法がに必要になる。			3Dプリンタ、高圧蒸気滅菌、ガンマ線滅菌、電子線滅菌、洗濯（オゾン、空気、超音波振動、高分子ナイロンビーズ）,野菜・果物栽培（ＬＥＤ遂行栽培）、動物性たんぱく質の生産（人工肉、小魚養殖、カイコなどの昆虫食）

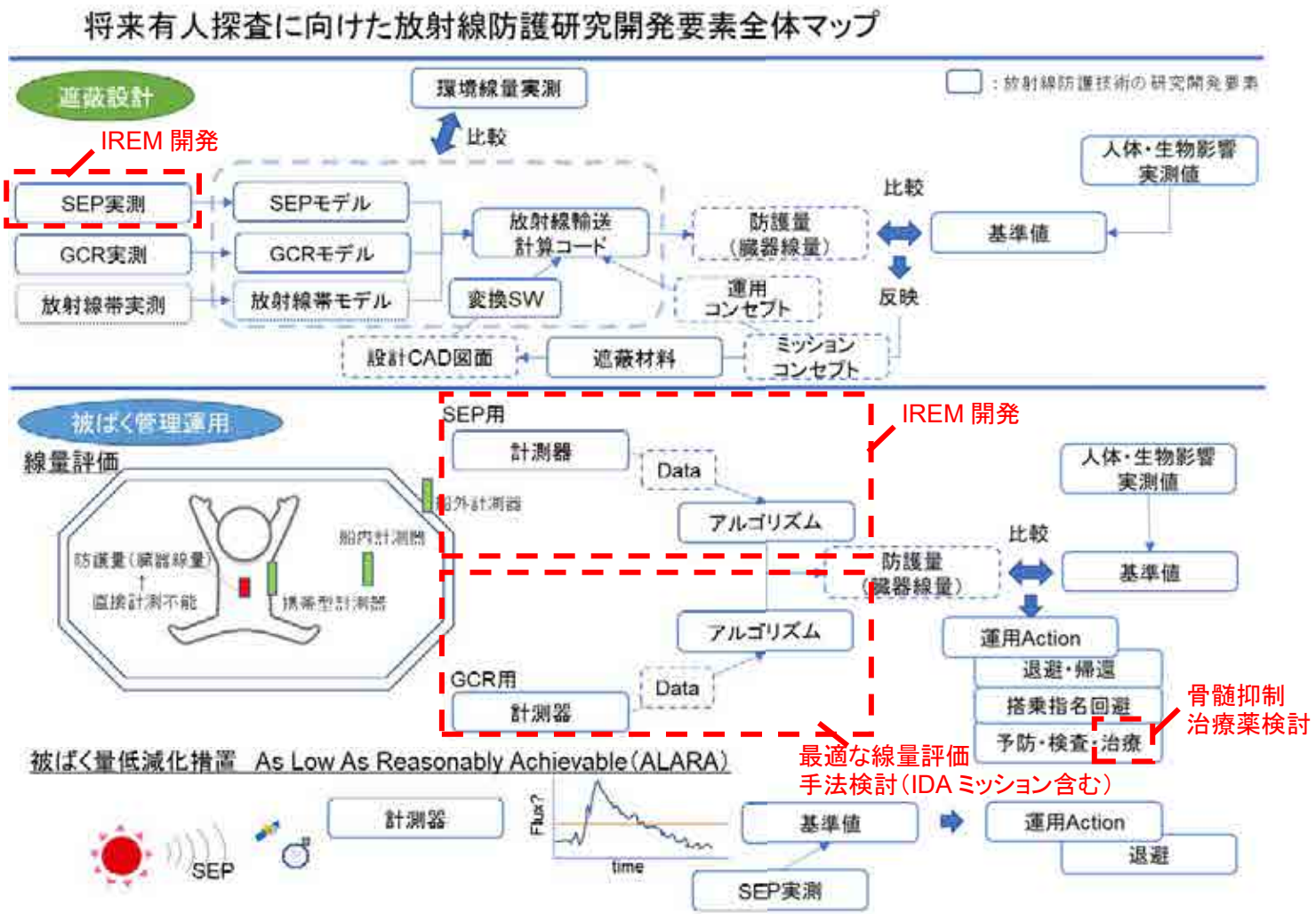


図 9.7-8 将来有人探査に向けた放射線防護研究開発要素 全体マップ

9.8. ランデブ・ドッキング技術

ランデブ・ドッキング技術とは、宇宙空間に存在する目標物体に接近、結合、分離、離脱などを行う技術の総称であり、宇宙活動にとって必要不可欠な技術である。

図 9.8-1 の赤枠 1～5 に示すように、今後の宇宙探査ではランデブ・ドッキング技術を要する様々なミッションが想定されている。代表的なミッションと、各ミッションのランデブ運用の特徴を表に挙げる。

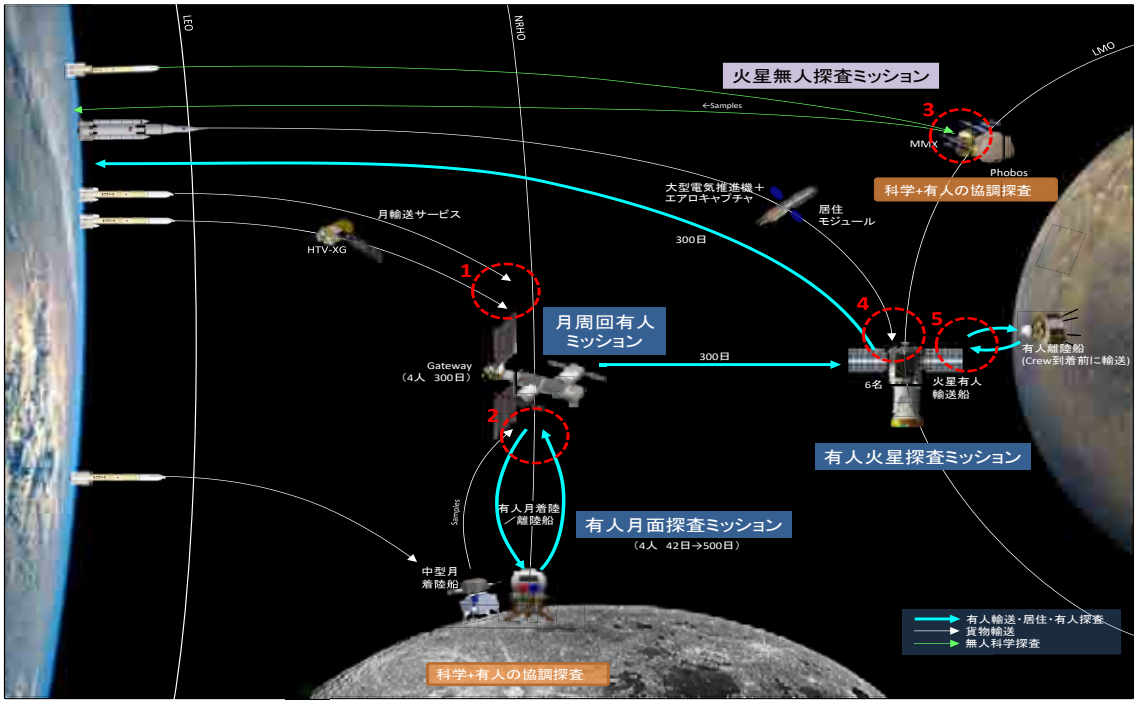


図 9.8-1 想定されるランデブ・ドッキングミッション

表 9.8-1 各ランデブミッションの特徴

	ミッション	ランデブターゲット	ランデブ宇宙機	軌道	特徴
1	深宇宙居住モジュールへの物資補給	深宇宙居住モジュール	深宇宙補給船	月近傍軌道(NRHO)	・協力的ターゲット(*) ・要ドッキング運用 ・NRHO は近月点側では月の重力場に支配されるが、遠月点側では重力場が希薄 ・地球との通信遅延小 ・GPS 利用不可
2	有人支援サンプルリターン/ 有人月面探査		月着陸船/離陸船 (有人/無人)		
3	火星衛星サンプルリターン	火星衛星	サンプルリターン機	火星衛星近傍軌道	・非協力的ターゲット ・火星衛星の重力の影響大 ・地球との通信遅延大 ・GPS 利用不可
4	火星周回居住モジュールへの物資補給	火星周回居住モジュール	火星補給船	火星周回軌道	・協力的ターゲット ・要ドッキング運用 ・火星の重力場が支配 ・地球との通信遅延大 ・GPS 利用不可
5	有人/無人火星探査		火星着陸船/離陸船 (有人/無人)		

(*) 「協力的ターゲット」とは、誘導制御を支援する「協力的」機能（近傍通信、姿勢制御、相対航法用のターゲットマーカ等）を有するターゲットを指す。

今後の宇宙探査では、ランデブターゲットの協力/非協力性や、ランデブ運用を行う空間のダイナミクス、地球との可視性・通信遅延の有無に、柔軟に対応可能なランデブ技術が求められる。

9.8.1. 宇宙探査での目標

9.8.1.1. 獲得すべき技術

我が国は、ETS-VII (1997) によるランデブ・ドッキング実証や、HTV (2009-)による有人安全を考慮したランデブキャプチャバーシング運用にて地球低軌道での高度なランデブ技術を獲得している。また、はやぶさの小惑星ランデブ・サンプルリターンミッションを通じて、極めて高度な惑星間航行・自律航法技術を獲得している。

今後想定される深宇宙/火星周回居住モジュールや火星衛星とのランデブミッションにおいては、ダイナミクス環境の違いや通信制約等に対応するため、下記(1)～(4)に示す技術の獲得が必要となる。

(1) 安全でロバストな深宇宙航法技術
(2) 安全でロバストな誘導制御技術
(3) 自律化技術
(4) 自動ドッキング技術

以下、それぞれの項目について説明する。

(1) 安全でロバストな深宇宙航法技術

- 異種センサ情報融合による航法の安全性・ロバスト性向上
- 3 次元距離画像センサの国産開発
- ロバストな画像航法技術
- 月近傍における GNSS 航法
- 地上ベース絶対観測量とオンボード相対観測量の融合

ランデブ運用において、宇宙船はターゲットとの相対位置・速度を推定する必要がある。相対距離が短くなるに従い、リアルタイム性と高精度化が要求されるため、相対距離に応じて航法センサや航法アルゴリズムを使い分けなければならない。また、ドッキング時には、相対位置・速度だけでなく、ターゲットとの相対姿勢・姿勢角速度を推定する必要がある。この「相対航法」の技術は、ランデブ運用に欠くことのできない重要な技術である。以下に、キーとなる技術要素について説明する。なお、近傍通信装置によるレンジングについては、ゲートウェイで採用される C2V2 方式の近傍通信装置に対応する必要はあるが、HTV-XG1 の開発の中で問題なく対応できるためキー技術要素として識別していない。

異種センサ情報融合による航法の安全性・ロバスト性向上

地球低軌道でのランデブにおいては、相対距離 数 100km から数 100m の距離範囲では GPS を利用した航法を主航法手段として位置・速度の情報を得るが、火星衛星軌道・火星周回軌道では GPS が適用できない。そのため、GPS に頼らない航法技術が必要である。なお、月近傍軌道では GNSS（弱電波）を利用した航法や Lunar Navigation Satellite System(LNSS)の検討が始められており、今後の研究課題である。さらに、将来探査ミッションに向けては、安全性・ロバスト性、および自律性向上のため、複数の異なる航法センサからの情報を融合して航法および安全監視を行うシステムを構築することが必要である。

表 9.8-2 に月以遠のランデブミッションにおいて候補となる相対航法センサとその特徴を示す。

表 9.8-2 候補となる航法センサ

		適用距離	対象ターゲット	距離計測	方角計測	姿勢計測	精度	Note
1	衛星間レーザ測距装置	< 数 万 km	協力	○	×	×	測距：TBD 検出器性能に依存)	双方がレーザ及び光学系を有し、双方のレーザ送出時間及び受光時間から相対距離を推定する。双方に光学系を搭載する必要があるため、システムがやや大型になる。
2	レーザ距離計(LIDAR)	< 数10 km	協力/非協力	○	×	×	測距：±10m@50km	レーザ光を発射し、ターゲットの構体自身からの反射光を受信することで測距を行う。精度はターゲットの反射特性に依存。
3	近傍通信装置	< 数100 km	協力	○	×	×	測距：< 数 m	測距信号（PN符号等）とドップラシフトを用いたレンジアンドレンジレート計測。HTV運用実績あり。ターゲット・接近宇宙機双方に近傍通信装置（トランスポンダ）が必要。
4/5	可視光カメラ/熱赤外線カメラ	可視光: < 数100 km 遠赤外線： < 数 10 km	協力/非協力	×	○	×	測角： < 0.1 deg	画像素子上に映ったターゲットの光点位置から相対角度情報を得る。 可視光カメラの場合、夜間は計測不可能。
		< 数100 m		○	○	×	測距： < 10%程度(相対距離・光学条件に依存)	形状/特徴点モデルマッチングもしくはステレオ視により相対距離を計測。精度は相対距離、光学条件に依存。 可視光カメラの場合、夜間は計測不可能。
		< 数 10 m		○	○	○	姿勢： < 数 deg	ターゲットマーカもしくはターゲットの特徴点を用いたマッチングにより相対姿勢を計測。
6	ランデブセンサ (リフレクタ方式)	< 730 m (HTV実績)	協力	○	○	×	測距： < 1m < 0.1 m @30m以近 測角: 0.1 deg	ターゲット上のリフレクタにレーザを照射し反射波のTOFを計測して測距。内部ミラーの姿勢角からリフレクタの方向も計測可能。HTV実績あり。
7	レーザレーダ(4点測定方式)	< 100 m (非協力)	協力/非協力	○	○	△	測距： < 3m < 0.1m@10m以近	センサ搭載側から4つのレーザ光を発射し、4方向からの反射光(距離)から相対姿勢と相対距離を計測する。 ターゲットとして平面を想定している。
8	3次元距離画像センサ(Flash式)	リフレクタあり： < 数 km なし： < 数100 m	協力/非協力	○	○	○	測距： <数10 cm <数 cm @30m以近 測角: < 0.1 deg	一度に広範囲をレーザで照らし、各点からの反射光をディテクタアレイで検出する。ディテクタアレイ上のピクセル位置と、各ピクセルで計測したTOFから、視野内の3次元位置情報(3Dポイントクラウドデータ)を得る。ターゲット各点の3次元位置情報から、相対姿勢の推定も可能。
9	3次元距離画像センサ(Scan式)	Flash式の数倍	協力/非協力	○	○	○	Flash式と同程度、もしくはそれ以上	ターゲット領域に指向性の鋭いレーザをスイープしながら照射し、反射光をシングルディテクタで検出する。レーザ指向方向とレーザ測距結果から、視野内の3次元位置情報(3Dポイントクラウドデータ)を得る。相対姿勢推定も可能。 レーザエネルギー密度を高く保てるのでFlash式に比べて有効距離が長い反面、フレームレートが遅く、駆動機構部（ミラー走査）の信頼性の問題がある。
10	ミリ波レーダ	< 100 m	協力/非協力	○	△	×	測距： 0.1–0.4 m @20-160 m （民生品）	車載用衝突防止装置として民生では多用されている。マイクロ波レーダに比べ周波数が高いため測距分解能に優れるが、角度分解能が悪い。光学環境に対してロバスト。一般にシステムが巨大化しがちであるが最近は小型化が進んでいる。

数 100km～数 100m の遠方域においては、可視光カメラ や熱赤外線カメラによる画像情報を用いた航法が有力である。カメラは比較的安価、小型、かつシンプルなうえ、数 100km からドッキングまで幅広い距離で使用できる。ターゲットから遠いうちは測角情報のみしか得られないが、ある程度距離が近づくとターゲットが光点ではなくある大きさを持って検出できるようになるため、形状モデルマッチングやステレオ視技術により直接的に距離を求めることも可能である。ランデブターゲットが深宇宙居住モジュールのような協力的ターゲットの場合は、カメラによる測角情報に、深宇宙居住モジュールと接近宇宙機双方に搭載された近傍通信装置を用いた相対 RF レンジング

（電波測距）を組み合わせることで、相対位置・速度まで同定できる。

数 100m 以近の近傍域においては、より高精度なセンサが必要となる。HTV の例のような特定のリフレクタに対して測距を行うランデブセンサも使用可能であるが、今後は、ドッキング時の姿勢推定への対応、および、自律化への対応の観点で、1 次元よりも 3 次元的な距離画像を取得できる 3 次元距離画像センサ (3D LIDAR)を搭載することが望ましい。3D LIDAR はターゲットが協力的対象でない（リフレクタやターゲットマーカが無い）場合でも使用可能であり、軌道上デブリや重力天体とのランデブおよび運動推定に適用できる。さらに、月や火星衛星等に着陸探査を行う探査機において、高度数 100m の着陸直前における地形測定・障害物回避や、着陸時のローカルな地表面形状に対する相対姿勢制御を行う際にも、3 次元的な距離画像が高フレームレートで得られる 3D LIDAR が強力な航法センサ手段となる。

また、自動車の衝突防止に利用されているミリ波レーダも、近傍域の航法センサとして有力である。ミリ波レーダは測距性能が良く、3DLIDAR よりも光学条件に対してロバストである。測角性能が悪いという欠点があるものの、可視光カメラ/赤外カメラによる測角を組み合わせることで、高精度に 3 次元位置・速度を同定することが可能である。主に安全監視用のセンサとして使うことで、システム全体の安全性向上に寄与することが期待できる。

一般に、ドッキング運用においては、上述の 3D LIDAR の他、可視光カメラ・熱赤外カメラといった「画像センサ」が優位である。ターゲットに取り付けられた複数のターゲットマーカを画像センサで視認し、画像上のマーカの幾何配置と既知のマーカ配置とを照合することで、高精度な相対位置・姿勢推定が可能となる（＊）。ゲートウェイのドッキング機構にもドッキング時の姿勢推定を支援するためのターゲットマーカとして、LIDAR 計測用レーザリフレクタ、可視光カメラ用ビジュアルマーカ、熱赤外線カメラ用サーマルマーカが具備されており、3D LIDAR や可視光・熱赤外カメラの適用が想定されている [21]。

（＊） 但し、可視光/熱赤外カメラでターゲットマーカを確実に視認するには、ターゲットマーカの熱光学特性や太陽照射方向などの光学条件を正確に把握/制御しなければならない。可視光カメラの場合は、運用を夜間に限定し、自らの照明でターゲットマーカを照らす、またはターゲットマーカ自身を発光させる、熱赤外カメラの場合は、ターゲットマーカ自身を熱制御する、などによって、十分な視認性を確保する工夫が必要である。

図 9.8-2 に、これらの相対航法センサの相対距離に応じた運用イメージを示す。これら複数のセンサから得られる情報を異種冗長化し、異種情報の融合によりランデブドッキング運用の正常／異常判定をより確実に行うことで、より安全でロバストな航法の実現を目指す。

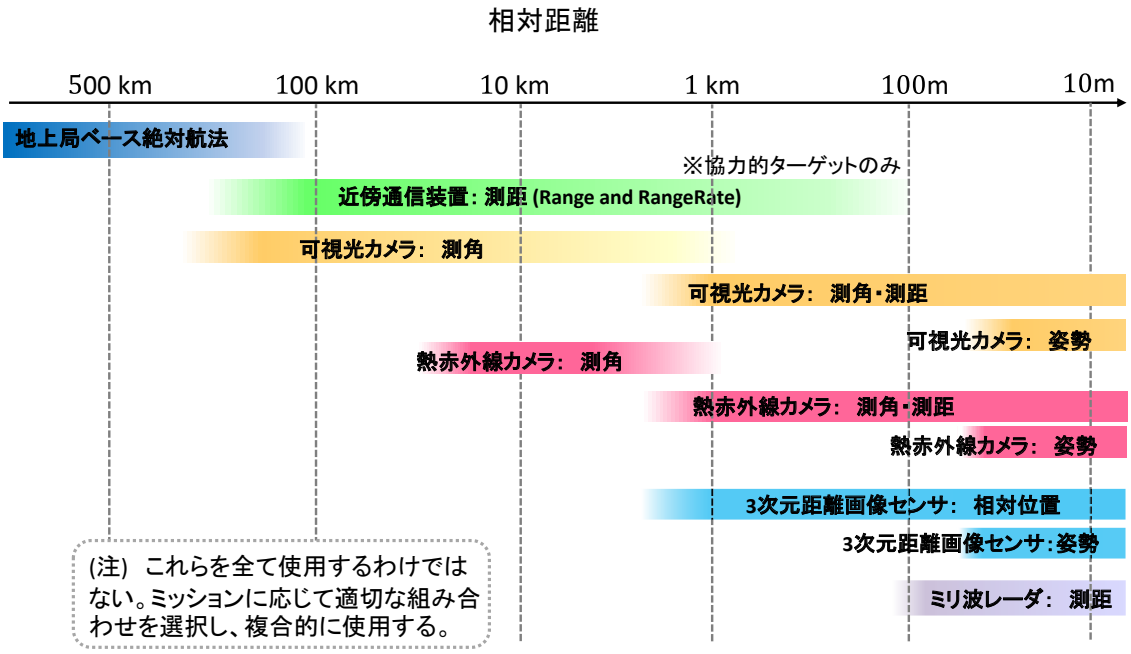


図 9.8-2 航法センサの運用イメージ

3 次元距離画像センサの国産開発

上記に挙げた航法センサのうち、特に 3 次元距離画像センサ (3D LIDAR)は、ランデブドッキングや着陸の他、デブリ除去・軌道上サービスなどのミッションにも幅広く適用できるキー技術であり、HTV-X2 号機における自動ドッキング実証実験に向けて国内メーカによる開発中である。

表 9.8-3 に、HTV ランデブセンサ(RVS)を含む代表的なレーザセンサの機能・性能比較図をおよび、国産化の目標性能案を示す。

表 9.8-3 代表的なレーザセンサの機能性能比較

	HAYABUSA LIDAR	HAYABUSA LRF-S1	HTV RVS	RVS-3000 3D	Cygnus TriDAR	OSIRIS-REx GOLDENNEYE	VNS	JAXA Flash LIDAR	JAXA Flash LIDAR
			 ©Jena Optronik	 ©Jena Optronik	 ©Neptec	 ©ASC	 ©NASA		
メーカ	NEC	NEC	Jena（独）	Jena/DLR(独)	NepTEC（加）	ASC(米)	Ball Aerospace(米)	NEC	NEC
計測対象	非協力物体	非協力物体	ﾚｰｻﾞﾘﾌﾚｸﾀ	ﾚｰｻﾞﾘﾌﾚｸﾀ 非協力物体	ﾚｰｻﾞﾘﾌﾚｸﾀ 非協力物体	ﾚｰｻﾞﾘﾌﾚｸﾀ 非協力物体	ﾚｰｻﾞﾘﾌﾚｸﾀ 非協力物体	ﾚｰｻﾞﾘﾌﾚｸﾀ	ﾚｰｻﾞﾘﾌﾚｸﾀ 非協力物体
計測の次元	1次元距離	1次元x4方向	3次元位置	3次元距離画像 (Scan式)	3次元距離画像 (Scan式) ～20m 三角測量方式	3次元距離画像 (Flash式)	3次元距離画像 (Flash式)	3次元距離画像 (Flash式)	3次元距離画像 (Flash式)
測定頻度(点)	1Hz	5Hz	2Hz	3Hz	不明	5 Hz	5 Hz	2Hz	1～10Hz
測定頻度(面)	N/A	N/A	0.025Hz	0.0625Hz	1～5 Hz	5 Hz	5 Hz	2Hz	1～10Hz
測距範囲 (ﾘﾌﾚｸﾀ)	N/A	N/A	～730m	～3000m	不明	～2300m	～5000m	～730m	TBD
測距範囲 (非協力物体)	～5000m	～100m	N/A	～260m(LIRIS実験実績、ISS)	5～2000m	～60m(ASC社資料、ISS SKIN)	不明	N/A	～700m
視野範囲	点(直下)	点 (4か所)	40deg×40deg	40degx40deg	30x30deg	45deg×45deg	12deg×12deg	40degx40deg	20deg×20deg～ 40degx40deg
機構部分の有無	無し	無し	有り	有り	有り	無し	無し	無し	無し
重量	3.7kg	1.5kg	14.5kg	13kg以上 (カタログ8.5kg)	21 kg	4.0 - 6.5 kg	不明	7kg	TBD
波長のアイセーフ性	unsafe	unsafe	unsafe	safe	safe	safe/unsafe	safe	safe	safe

ロバストな画像航法技術

上述のように、3 次元距離画像センサ、可視光カメラ、熱赤外線カメラといった画像センサは、今後想定されるランデブドッキング運用のキーとなる航法センサであるが、これらの画像センサを有効に用いるためには、得られた画像からターゲットもしくはターゲットの特徴点を抽出し、それらの情報をもとに 6 自由度の相対位置・姿勢推定を行う「画像航法技術」が必要である。特に、今後の宇宙探査に求められる高度な自律航法達成のためには、画像航法アルゴリズムを光学条件の変化やモデルの不確定性などに対していかにロバストにするかがキーとなる。

一方で、複雑なアルゴリズムは計算機負荷が大きく、宇宙機搭載系での高速処理を困難にしてしまう。ロバストな画像航法実現のためには、アルゴリズムそのものの処理負荷低減の努力に加え、FPGA による並列処理を駆使する、といったハードウェア的な工夫も必要となる。

月近傍における GNSS 航法

強度は弱いが GNSS の電波を月近傍軌道で受信できることが知られている。そのため、月近傍において GNSS を用いた絶対航法や相対航法を実現できれば、自律性やロバストネスの向上、地上運用負荷の軽減につながる。

地上ベース絶対観測量とオンボード相対観測量の融合

航法精度向上のためには，宇宙機の絶対・相対軌道の精密推定，宇宙機に働く加速度の精密なモデル化が重要である。GPS の無い環境下で宇宙機の精密軌道推定を実現するためには，観測量そのものの高精度化の他に，異なる方向に感度を持つ多彩な観測量を併用することで，精度とロバスト性の両方を向上させることが必要である。地球から対象天体までの遷移フェーズでは，宇宙機の推進系運用における外乱や太陽光圧加速度など，火星近傍においては，火星衛星の重力場や，火星衛星自体の ephemeris 誤差が航法精度に影響を与えるため，これらの加速度を精密にモデル化する技術が航法精度向上に寄与する。

力学的に不安定な領域での運用，タイムクリティカルな惑星軌道投入運用では，適切なアボート機能，リカバリ機能の獲得が期待されている。観測量の準リアルタイム利用によって，地球-宇宙機間距離によっては通信遅延が避けられないものの，航法解算出までのレイテンシーを向上させることが可能である。また，自律相対航法時にオンボードとは独立の航法解を地上側で持つことができるため，航法系不具合発生時に地上側での迅速な軌道擾乱の検出機能を獲得することになる。この他に，遠距離での地上を介した航法からオンボード相対航法に引き継ぐ際に，時間と共に航法誤差が拡大するが，準リアルタイム的に利用して観測更新を行うことで，誤差共分散の増大を低減できる可能性がある。

オンボードでの軌道推定，軌道計画，軌道制御立案，実施可否判断などの自律化の実現は，タイムクリティカルなミッションの実現に大きく寄与する。近地球では GPS を利用したオンボード航法が実現しているが，深宇宙においても同様にオンボード航法の実現が期待されている。

(2) 安全でロバストな誘導制御技術

- ダイナミクス環境に応じた誘導アルゴリズム
- ダイナミクス環境に応じたアボート軌道設計

ダイナミクス環境に応じた誘導制御アルゴリズム

誘導アルゴリズムについては、ETS-VII や HTV にて Hill Clohessy-Wiltshire(CW)理論ベースのターゲティング則が確立されているが、これは離心率の大きい軌道や、主天体以外の天体からの重力が影響するような重力場 (=三体問題) においては、精度が悪化する。深宇宙居住モジュールの有力軌道である NRHO は、月の重力の影響を受け、さらに近月点側と遠月点側とでその影響度が異なる軌道であるため、制御時の月との相対位置や、求められる制御精度に応じて CW ベースとは異なるターゲティング則を適用することが望ましい。同様に、火星衛星近傍や火星周回軌道でのランデブ時も、それぞれのダイナミクス環境に応じた誘導アルゴリズムが必要である。

ダイナミクス環境に応じたアボート軌道設計

ランデブ運用中に、なんらかのオフノミナル事象によってターゲットへの接近継続が困難と判断された場合、宇宙船は即座に安全化、すなわち、ターゲットに一定時間衝突しないような軌道への退避を行わなければならない。これはターゲットが有人/無人宇宙船であれ天体であれ同様である。この安全化の処置をアボートと呼ぶ。アボートには、それ以上何も制御を行わない「パッシブアボート」と、積極的にマヌーバを行ってその場から離れる「アクティブアボート」がある。地球低軌道の場合は、地球重力をうまく利用することで、パッシブアボートが安全な軌道をノミナル軌道とすることができた。また、アクティブアボートの際も、前方または後方に推力を与えることで、ターゲットから安全に離れる軌道をとることができた。しかし、月近傍の三体問題のダイナミクス環境下では、重力場が希薄であるため、軌道のパッシブアボート性確保が難しい。一方で、アクティブアボートを実行する場合、適切な制御量と方向を選択しないと、ターゲットから離れすぎてしまい、適切な時間内にターゲット近傍に戻ってこれなくなる恐れがある。また、火星衛星近傍では、ランデブ対象である火星衛星の重力の影響が無視できないため、パッシブ・アクティブ共にこの効果を考慮したアボート運用を計画する必要がある。

このように、月近傍や火星、火星衛星近傍でのランデブ運用においては、地球低軌道とは異なるアボート軌道設計が求められる。オフノミナル時に確実に安全化し、かつ、妥当な距離範囲内に留まるために、軌道ダイナミクスやアボート実行位置等に応じた誘導制御が必要である。

(3) 自律化技術

- オンボードでの自律的な制御/運用シーケンスの作成と実行
- 有人介在を含めた安全性確保

一般に、月以遠の軌道においては地球から離れるにしたがって通信遅延が生じるため、地上局とのタイムリーな通信ができない場合が多い。一方で、ランデブ・ドッキング運用は時間制約がクリティカルであるため、地上からの支援無しに自律的にランデブ・ドッキング運用を遂行することが求められる。月近傍軌道は地球からの常時可視性が得られるため、ゲートウェイとのランデブ・ドッキング運用については必ずしも完全にオンボードで実施する必要はないが、火星以遠の宇宙探査を見据えて、地上支援の有無に依存しない自律化運用技術を早期に獲得しておくことが望ましい。

オンボードでの自律的な制御/運用シーケンスの作成と実行

自律的なランデブ・ドッキング運用を実現するには、ヘルスマネジメント (運用状態に応じたモード変更、安全管理 (FDIR)など) の他、運用要求と制約条件を考慮した制御シーケンスの作成、シーケンスの実行判断、および実行までをオンボードで実施する必要がある。さらには、可視局/可視通信衛星の位置と時刻をオンボードで判断し、可視のタイミングで所定の方向を指向してテレメ

トリデータを送る、といった、運用シーケンスの自律化も望まれる。前者は、HTV やはやぶさ、はやぶさ 2 などの現行のランデブ宇宙機に既に実装されている機能であるが、実際の運用では、クリティカルな運用イベント時には地上局判断を介すことがほとんどであり、完全な自律運用ではない。今後、完全自律化を進めていくためには、オンボード処理の信頼性向上が重要となる。

有人介在を含めた安全性確保

自律化は安全性の確保と合わせて検討されなければならない。上述のとおり、現行のランデブ宇宙機は既に一部の自律的機能を有しているものの、クリティカルな運用イベント時には地上局判断を介すことがほとんどである。これは、人間の判断が最も優先されるべきであり、クリティカル/カタストロフィックなハザードに直結するような運用では、たとえ自律制御が可能であっても人間が介在して確実な安全判断をすべき、という考え方に基づいている。今後完全な自律化を目指すにあたっては、まず第一にオンボード処理の信頼性を向上し、有人介在が無くとも安全に機能するシステムを作りあげることが必要である。そのうえで、クルーや地上局のオペレータがいつでも介在できるように設計しておき、万が一の場合に人間の判断により安全性を確保することができるようにすることが望ましい。

(4) 自動ドッキング技術

- 国際標準ドッキング機構に対する自律的な航法誘導制御

日本は ETS-VII により、独自のドッキング機構に対する相対 6 自由度制御および低衝撃型ドッキングの技術を確立しているが、現在の ISS ドッキング機構や、開発中の国際標準ドッキング機構のような衝撃型ドッキングについては実用的な運用実績を持たない。ゲートウェイや火星周回居住モジュールとのランデブミッションでは、ドッキング運用が必須となるため、国際標準化要求を満たすドッキング技術を早期に獲得する必要がある。

国際標準ドッキング機構に対する自律的な航法誘導制御

ドッキング時、宇宙機はドッキング機構ごとに要求される相対位置・速度・姿勢・姿勢角速度を、相対 6 自由度制御により達成しなければならない。また、ドッキング運用は時間的にクリティカルな運用であるため、ドッキング開始から完了までの運用をすべて自動かつ自律的に行う必要がある。ドッキング機構に対する自律的な航法誘導制御技術が求められる。

9.8.2. 世界の技術動向（ベンチマーク）

9.8.2.1. 安全でロバストな深宇宙航法技術

3 次元距離画像センサ(3D LIDAR)については、米国では ASC 社が Flash 式の 3D LIDAR を実用化し、スペース X 社の宇宙機 Dragon のランデブドッキングセンサとして Dragon-Eye を供

給した他、OSIRIS-REx の着陸直前の近距離用センサとして、さらに耐放射線性を向上し高感度化を図った Golden-Eye を搭載している。また、ORION MPCV の主航法センサとして、Ball Aerospace 社の Flash 式 3D LIDAR (Vision Navigation Sensor: VNS) が開発され、スペースシャトルでの実証実験を実施済みである。欧州ではドイツの Jena 社がスキャン型 3D LIDAR (RVS-3000) を開発し、ATV5 号機にてフライト実証を実施、Northrop Grumman 社の MEV-1、2 ミッションで Intelsat へのドッキング運用に使用された。

3 次元距離画像センサ・可視光カメラ・熱赤外線カメラを組み合わせた航法センサシステムについては、米国および欧州が次世代のランデブ技術として精力的に取り組んでいる。NASA は将来の各種ミッション（Robotic Asteroid Mission, Crewed Asteroid Mission, Satellite Servicing, Moon/Mars Landing）に向けた共通自動ランデブ・ドッキングセンサシステムとして、3 次元距離画像センサ・可視光カメラ・熱赤外線カメラからなるセンサシステムを開発している。既存の ISS ランデブミッション機会を利用した実証実験も盛んに行われており、NASA STORRM 実験 (2011) では、スペースシャトルを用いて ORION MPCV 用 Flash LIDAR とドッキングカメラの飛行実証を実施した他、ESA の LIRIS 実験 (2014)では、ATV5 号機のフライト機会を用いてスキャン型 3DLIDAR RVS-3000 と、民生赤外カメラ、および、民生熱赤外線カメラの航法センサシステムの飛行実証を実施した。また、NASA は 2 軸ジンバル上に 3 次元距離画像センサ・可視光カメラ・熱赤外線カメラユニットを搭載し、これを ISS に設置して接近宇宙機の相対航法を実施する Raven 実験 (2016-2018)を実施している他、カナダの CSA は、ISS の多自由度駆動アーム上に 3D LIDAR、可視光カメラ、熱赤外線カメラからなる航法センサユニットを搭載し、統合計算機上で接近宇宙機との相対航法を実施して、SSRMS に駆動指令を出す一連のシステム実証実験 (DDVS&MAC 2022-2027) を計画中である。図 9.8-3 にこれらの次世代航法センサシステムの実証ミッションに示す。



図 9.8-3 次世代航法センサシステムの軌道上実証 (実績・計画)

近傍通信装置による電波航法については、米国が ISS ランデブや将来の深宇宙ランデブミッションにむけて、C2V2 と呼ばれる近傍通信装置を開発しており、これに RF レンジングの機能を付加して航法に用いることを計画している。

画像による相対航法については Dragon 宇宙船で熱赤外線カメラの画像航法値が異種冗長として用いられている他、DLR の PRISMA ミッションや DAPPA の Orbital Express、前項で挙げた STORRM や LIRIS でも実験が行われている。

NASA が Magnetrospheric Multi-Scale (MMS) Mission において月近傍の約半分の地心距離で GNSS を用いた航法に成功した実績があるが、月近傍での GNSS 航法については世界的にまだ実証されておらず、シミュレーションベースの検討や Artemis-1 や Gateway に GNSS 受信機を搭載しデータ取得を行う計画が進められている。

近年実施されている探査ミッションでは地上ベース絶対観測情報とオンボード相対観測情報を組合せた運用が行われている。相対観測情報として，搭載カメラ画像が用いられる他，LIDAR 測距を利用したもの，更に 3D LIDAR を利用したものが運用中である。電波測距では RARR や DDOR 観測量そのものの高精度化の研究が進められている。また，Optical-link を利用した測距も月近傍で実施されており，LRO，LADEE で測距に成功している。

いくつかの機関ではオンボード航法システムの研究が進められており，NASA TRM では 航法技術を飛躍的に向上させる革新的な技術として，XNAV，DSAC など，また最近では Deepspace Positioning System(DPS)が提案されている。DPS では，これまでの探査ミッションで培った光学航法技術をベースに，高精度化・小型化された搭載原子時計，オンボード軌道推定用搭載ソフトウェアを組み合わせて，宇宙機の状態量をオンボードで高精度に推定する技術で，相対観測量と地上局からの uplink による 1way RARR を併用したオンボード軌道推定が可能である。各技術は実用化に向けて，小型・超小型衛星等を使った宇宙実証が計画されている。

9.8.2.2. 安全でロバストな誘導制御技術

誘導アルゴリズムについては、現時点で、月近傍軌道のような三体問題下でのランデブミッション、もしくは火星衛星近傍・火星周回軌道におけるランデブミッションが行われておらず、これらのダイナミクス環境に対応した誘導制御アルゴリズムは確立されていない。

9.8.2.3. 自律化技術

JAXA はやぶさや ESA Rosetta などの、小惑星や彗星との深宇宙ランデブミッションでは、クリティカルなランデブ運用時に地上局可視性が得られない、また、地球-宇宙機の距離が離れていることに起因して通信遅延が発生することから、自律的な運用が実施されている。また、ISS ランデブを行う宇宙機については、有人安全の観点から、特にヘルスマネジメントに対する自律化が実現されている。

今後の深宇宙ミッションにむけて、各国ともに、深宇宙環境や有人安全を考慮したさらなる自律化の促進を目指している。

9.8.2.4. 自動ドッキング技術

ISS においては、米国とロシアがそれぞれ独自のドッキングシステム（衝撃型）を有しており、NASA のスペースシャトル、ロシアの Progress と Soyuz 宇宙船がそれぞれのドッキングシステムを採用してドッキングを行った。また、ESA の ATV 宇宙船はロシアのドッキングポートへのドッキングを行うため、ロシア式のドッキングシステムに対応したドッキング技術を獲得している。

9.8.3. 目標のギャップ

9.8.3.1. 安全でロバストな深宇宙航法技術

3 次元距離画像センサ (3D LIDAR) は今後の宇宙探査ミッションのキーとなるセンサであり、現在、JAXA にて着陸・ランデブミッション用 Flash LIDAR の開発が進められている。この Flash LIDAR は APD (Avalanche Photo Diode) のガイガーモード方式を採用しており、海外既存品で採用されているリニアモード方式に比べて非常に高感度であることが特徴である。これまでに Flash LIDAR の要素試験モデルを試作評価し、数百メートルの計測範囲、数センチメートル以下の計測精度、視野に太陽が入っても目を回さず計測するロバスト性などを満足する見通しが得られている。

3 次元距離画像センサや可視光/熱赤外線カメラなどの画像センサを用いた「画像航法技術」について、日本は、ETS-7・はやぶさ・はやぶさ 2 において、航法用可視光カメラを用いた高度な画像航法を行った実績がある。しかし、これらの画像処理は、最終接近時を除いて主に地上で行われている。今後の宇宙探査に向けては、オンボード処理による完全自律化が必要となるため、複数の画像センサをオンボードで処理しなければならない。そのため、宇宙用 FPGA や GPU による並列処理を駆使した大容量高速画像処理ハードウェア・ソフトウェアの開発が必要である。また、完全自律化および有人安全の確保の観点で、これらの画像航法を環境条件の変化やターゲットモデルの不確定性に対していかにロバストにするかが重要課題となる。

高高度での GPS 航法については、光データ中継衛星に搭載した国産「静止衛星用 GPS 受信機」により衛星の時刻・位置・速度を高精度に決定する GPS 航法を静止軌道上で実現した。また改良した受信機を技術試験衛星9号機に搭載し静止軌道上での自律的な軌道制御の技術実証を行う計画もある。月近傍での利用に向けては、静止軌道においてよりさらに弱い電波に対応できる受信機やアンテナの開発が必要である。

はやぶさ初号機、はやぶさ2ミッションにおいて、搭載カメラ画像、電波航法（RARR）、LIDAR 測距データを組合せた軌道推定が実施されているが、画像の利用については運用者を介した手動での landmark matching であり、特徴量の抽出・マッチングの自動化の部分では更なる高度化が期待される。これまでに、Flash LIDAR は搭載実績無いが、天体表面へのピンポイント着陸や小天体近傍の自律航法では光学条件に対してロバストであると考えられ、非常に有効な相対観

測センサとして期待されている。ランデブ全般で利用可能な相対観測センサとしてハードウェアの技術開発が進められる予定であり、観測データの有効な利用方法についても平行して研究開発を進める必要がある。惑星周回軌道投入時に地上局で観測した Doppler を用いた準リアルタイム軌道推定を実施した実績はあるが、相対観測量を準リアルタイムで併用した実績は無い。オンボード軌道推定技術については、他機関の提案している技術の調査や原理に関する簡易評価を実施したのみで、具体的な技術開発は進められていない状況であり、今後、JAXA でどのように研究を進めるべきか議論が必要である。

9.8.3.2. 安全でロバストな誘導制御技術

ランデブ時の誘導制御アルゴリズムについては、地球低軌道では HTV、小惑星軌道でははやぶさ・はやぶさ 2 で確立されているが、深宇宙/火星周回居住モジュールや火星衛星とのランデブにおいてはそれぞれのダイナミクス環境に応じたアルゴリズムを開発する必要がある。特に、深宇宙居住モジュールとのランデブにおいては、遠月点側では地球低軌道の場合のような CW ターゲティングアルゴリズムは適用できないため、新たなターゲティングアルゴリズムの開発が必要である。アルゴリズム開発の難易度自体はさほど高くはないことが予想されるが、完全自律化および有人ミッションを考慮していかに安全でロバストなアルゴリズムにするかが重要課題である。

9.8.3.3. 自律化技術

HTV では、有人安全の観点から特にヘルスマネジメント(FDIR 含む)について、高度なオンボード運用管理機能を有しているが、基本的には地上オペレータによる運用管理を主としたシステムであり、完全な自律化には至っていない。また、はやぶさ・はやぶさ 2 では、最終降下時に地上局との通信遅延が発生することから、完全自律運用が行われているが、安全性・ロバスト性のレベルは無人ミッション相当であり、有人ミッションを考慮した高度な安全性・ロバスト性の確保には至っていない。今後の宇宙探査にむけて、HTV・はやぶさ・はやぶさ 2 で獲得した運用管理技術を発展させ、より高い自律性・安全性・ロバスト性を獲得する必要がある。

9.8.3.4. 自動ドッキング技術

日本は ETS-VII により、独自のドッキング機構に対する相対 6 自由度制御および低衝撃型ドッキングの技術を確立しているが、現在の ISS ドッキング機構や、開発中の国際標準ドッキング機構のような衝撃型ドッキングについては実用的な運用実績を持たない。少なくとも現在検討が進められている国際標準ドッキング機構の要求仕様を満たす自動ドッキング技術を獲得しておく必要がある。主に検討が必要となるのは、国際標準ターゲットマーカを用いた相対航法および相対 6 自由度制御である。また、自動でありながらクルーの介在を常時受け付けられるような、柔軟性の高いシステムであることが求められる。

9.8.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ

図 9.8-4 に、ランデブドッキング技術ロードマップの全体像を示す。9.8.4.1～9.8.4.4 項に詳細を記載する。

技術ロードマップ（ランデブドッキング技術）

技術ロードマップの考え方：

- ETS-7、HTV、はやぶさで確立されたランデブ技術を発展させ、更なる安全性・ロバスト性の向上と完全自律化を図る。
- 特に航法においては、GPSが使えない領域における航法の実現のため、複数原理の相対航法センサおよび相対/絶対電波測距の情報を適切に併用することで安全でロバストなオンボード航法センサシステムを確立すると同時に、オフラインでの絶対/相対軌道推定精度を向上させる。さらに軌道推定の準リアルタイム化と完全オンボード化を目指す。協力/非協力的対象へのランデブや着陸ミッションにおいてキーとなる3D LIDAR・画像航法技術については国産開発/研究を行う。
- まず、HTV/HTV-X/ISSおよびはやぶさ2を利用した実証実験により、深宇宙航法・誘導制御技術、および国際標準対応のドッキング技術を確立する。次に、月/火星近傍ミッションを通して月/火星近傍での自律ランデブ技術を確立するとともに、有人機ランデブに向けた信頼性向上、火星探査に向けた完全運用自律化を段階的に進める。

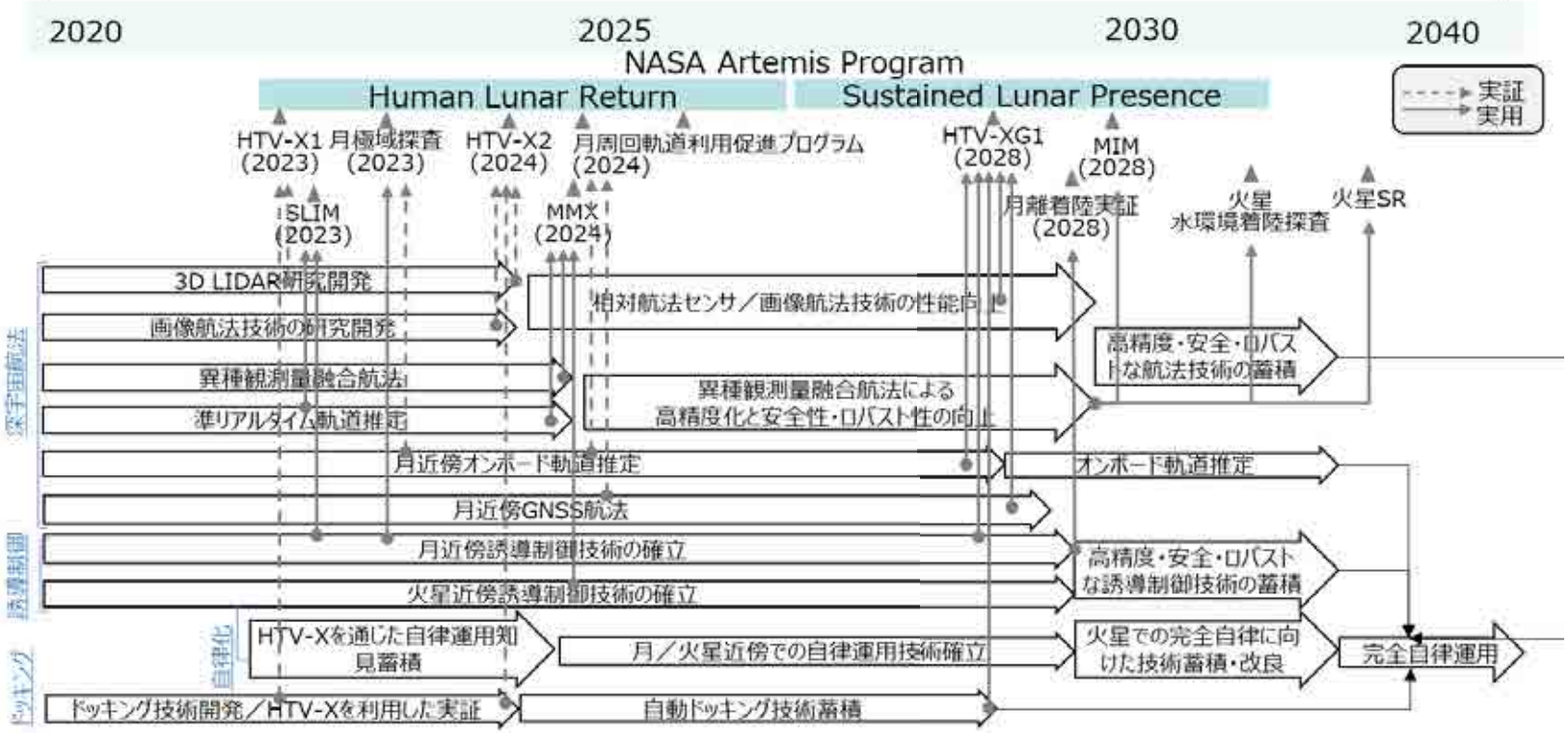


図 9.8-4 技術ロードマップ(ランデブドッキング)

9.8.4.1. 安全でロバストな深宇宙航法技術

HTV-X による技術実証機会を活かして、国産 3 次元距離画像センサ（Flash LIDAR）の軌道上実証を行い、ゲートウェイへのドッキング時メインセンサとしての使用に向けて、耐放射線性の強化や計測範囲の拡大、および計測精度の向上を行う。

また，同様に HTV-X による技術実証機会を活かして、深宇宙における遠距離域ランデブに必要なカメラ等による測角精度評価を行うとともに、非協力ランデブで必要な Angle Only Navigation の技術実証を行う。

相対航法アルゴリズム（画像航法含む）についても、HTV-X, JEM 上プラットフォームによる技術実証機会を利用して実証・知見蓄積を行う。

国産静止衛星用 GPS 受信機開発の知見を活かして月近傍で利用可能な受信機やアンテナの研究開発を進め、月周回軌道利用促進プログラム等で GNSS（または GPS）航法の技術実証を行い、月近傍での GNSS（または GPS）航法技術を獲得する。

実ミッションにおいて複数原理の相対観測センサで取得した情報と電波航法の情報を適切に併用し、オフラインで精度良く絶対・相対軌道を推定する技術を蓄積する必要がある。画像情報の利用については他分野での技術革新が進んでいるため、転用可能な最新技術を取り入れながら、より高精度、ロバストな利用方法を研究することが重要である。観測量を準リアルタイムで処理する手法は結果的にオンボード軌道推定ソフトウェアの開発にも寄与する。オンボード軌道推定の技術を獲得することは、難易度の高いミッションの実現、航法のロバスト性向上、地上局資源・運用リソースの削減などの利点が得られるため、既存技術の組合せによる実現だけでなく、新しい原理、計測手法を積極的に取り入れた研究開発が必要だと考えられる。

9.8.4.2. 安全でロバストな誘導制御技術

誘導制御アルゴリズムについて月離着陸実証ミッションおよび HTV-XG による深宇宙補給ミッションにおける実ランデブ運用を通じて、月近傍軌道上のダイナミクス環境に応じた誘導制御アルゴリズムを確立する。また、有人探査に向けて、アボート時の有人安全まで考慮した、より安全でロバストな航法誘導制御アルゴリズムを開発する。

9.8.4.3. 自律化技術

まずは ISS ランデブミッション (HTV-X)を通して、自律運用に係る知見を蓄積する。2025 年以降は、月近傍・月面におけるランデブ運用を通じて、実用的な自律運用技術を蓄積する。これらをステップとして、最終的に火星探査ミッション等での完全自律化を達成する。

9.8.4.4. 自動ドッキング技術

2021 年以降 HTV-X で提案 されているドッキングデモンストレーションミッションで、国際標準ドッキング機

構およびドッキングセンサによる自動ドッキング技術の実証を行う。

自動ドッキング時のクルー介在については、国際ドッキング機構標準化および国際ランデブ標準化の検討状況を的確に把握し、要求に応じたシステムの開発を行う。HTV-X や ISS の実証機会の他、月離着陸実証、ゲートウェイ補給ミッションなどの実ミッションを通じて、技術蓄積を行う。

9.9. 通信・測位技術

宇宙探査における通信の特徴は、遠距離に伴う高遅延、高伝搬損失、ネットワークのルートが宇宙機や天体の軌道運動により流動的に変化する点や、通信・測位基盤の整備自体に輸送コストが多大となる点等が挙げられる。この様な宇宙探査の通信における特徴を踏まえ、必要性能や実用化が望まれる新たな技術の抽出を行った。

9.9.1. 宇宙探査での目標

① 大容量リアルタイム通信の実現

将来の探査活動の拡大とともに発生する通信データの中で最も支配的な要素となり得るのは 8K 映像をはじめとする映像データであると考えている。映像データはその高精細情報から科学探査の観点でも有用性も期待でき、また将来拡大が期待される有人月面滞在活動の主要コンテンツとして需要が予想される。地球から平均距離約 380,000km の遠距離であるため一定の遅延は避けられないが、8K 映像データについても基本的にはストリーミングによるリアルタイム通信が要求されると考えられる。7 章のアーキテクチャの検討では、月-地球間の通信回線に求められる容量は 1Gbps と仮定した（8K 映像伝送 10ch 分相当を想定）。また、将来的な月開発活動の継続的な拡大も視野に拡張性のある通信技術が好ましい 7 章の中で検討した様に、基本的には光通信技術を採用することでこの様な大容量、高拡張性を実現することを目標とする。

② 小型軽量化、輸送の省力化

月圏での通信・測位インフラの構築にあたって、その実現のためにはコンステレーション上に一定の機数の衛星の配備が必要であり、月面のネットワーク基盤の構築にあたっても一定量の装置の輸送が必要である。月周回・月面への資材の輸送は、地球周回への輸送よりも桁違いのコストがかかるものである。現実的な費用規模で基盤を構築するためには装置自体の小型軽量化を進めて輸送質量を低減することや、必要な資材の一部は月の現地資源で建設する等の技術で対処することが求められると考える。

③ 惑星間インターネット技術（国際的な標準規格への対応等）

宇宙探査における高遅延、高エラーレート、流動的なトポロジーの変化に対応するために、惑星間インターネット技術を獲得しておくことが望ましい。既に、Gateway とインタフェースする通信等について規定している国際標準(ICSIS)においては、DTN(Delay/Disruption Tolerant Networking)を始めとした関連の通信規格が取り込まれている。

DTN 技術は、回線品質が安定した環境においては汎用的なインターネット方式(TVP/IP)と同様な機能・性能を発揮する一方で、距離や回線品質の劣化に応じて生じる大幅なスループット劣化やサービス強制終了を軽減し、通信の継続性やデータ転送の補償を強化する目的で考案・国際標準化されたインターネットワーキング技術である。

④　月近傍測位基盤の実現

月面、月周回軌道上でリアルタイム測位・測時を可能とすることは、月探査の運用性の大幅な向上をもたらすことが期待される。本システムの基幹となる要素技術としては月近傍 GNSS 受信技術が挙げられ、必要となる技術実証を進めていくことが重要である。また、測位システムに搭載する時計の精度も測位性能に大きく影響するものであり、小型軽量低コストによる高精度時計技術も求められる。

⑤　月面拠点ネットワーク技術

月面拠点のネットワークについては、基本的には地上の技術を利活用するアーキテクチャを取る方針とする。ただし、地上での使われ方と異なる点、例えば耐放射線環境や真空環境に適合する宇宙仕様化等による技術課題の有無については今後検討の中で明らかにしていく。また、ネットワーク網の構成を検討するために必要な基本情報として、月面のレゴリスの電波反射特性等も考慮する必要があり、それらのデータ取得等を進めながらアーキテクチャ構成の検討を進め、技術課題を明確にしていく。

9.9.2. 世界の技術動向（ベンチマーク）

①　大容量リアルタイム通信の実現

光通信に関しては、NASA が HDR 及び HPE 方式による低軌道での光データ中継(LCRD, 2021/09)実証、月探査向けの軽量小型光通信端末の開発・ISS 実証(ILLUMA-T、2023 予定)、有人宇宙船 ORION(月周回ミッション)での、月-地上光通信デモ(HPE, 2023)を予定しているが、基本的には HPE 方式が中心である。

HPE 方式は、別途述べるように数 100Mbps が限界であると言われており、さらに高速な光通信には日本がこれまで研究、実証を行ってきた HDR 方式が有力である（2020 年 11 月に打ち上げた LUCAS で実証）。

②　小型軽量化、輸送の省力化

月-地球間の遠距離通信では送信電力を如何に高くするか（ロスを少なくするか）が伝送データレートを決める上で重要な要素となる。搭載側で伝送ロスを低減するためにアンテナ直結型の小型 GaN/SSPA、あるいは小型 TWTA の開発が各宇宙機関で進められている。限られた送信電力でより品質の良い通信を実現するための高効率化、低歪化についても機器の小型化に直結するため重要な要素として研究開発が進められている。現状の Ka 帯 SSPA としては 40W 出力で 1 素子あたり質量 1,200g 程度（EPC 込み、LUICX 製、海外）であり、40-140W 級の Ka-TWTA の 2,000g 程度(EPC 込み)と比較すると軽量化が実現されているものの月惑星探査機のリソースを考慮するとより小型の SSPA 開発が必要となる。

また、フェーズドアレイアンテナによるビーム制御を想定したホーンアンテナ/LNA/SSPA 一体型のフロントエンドモジュールの開発も進められている。SSPA をクラスタ化して搭載する場合、従来の構成より発熱密度が大きくなり、より効率的な排熱制御技術が必要となるため技術試験衛星 9 号機(ETS-9)での技術実証が計

画されている。搭載側だけではなく宇宙機制御のための地上 SSPA も技術要素としては重要であり ESA では Ka 帯(34GHz 帯)の 100W 級の SSPA 開発を完了している。

③　惑星間インターネット技術

惑星間インターネット技術の動向としては、主要宇宙機関によって惑星間インターネットの中核技術である DTN(Delay/Disruption Tolerant Networking)の国際標準化が進んでいる。JAXA も当該活動を副議長として主導する役割を担っており、ソフトウェアプログラムとしての実装技術は既に獲得済みであり実験室系にて数 100Mbps の通信実験に成功している。更なる高性能化を目指し、ソフトウェアとデジタル回路を組み合わせた実装の実現性等を研究中である。NASA は実験室系の実験の後、ISS 船内で使用するソフトウェアプログラムとして実装しており、ペイロードに対して最大で 60Mbps のサービスを提供している。Artemis 計画においては、月～地球間の往復通信遅延量が最大 10~15 秒と見積もられており、当該区間への汎用インターネット通信(TCP/IP)の単純適用はスループットの大幅な劣化を伴うことが想定されるため、通信遅延や回線途絶に強い DTN 技術を Gateway や中継宇宙機に具備する通信機能の位置具として維持フェーズで導入することを検討している（現状はソフトウェアプログラムとして最大 200Mbps 程度が目標）。I また NASA LunaNet 構想においても非リアルタイム系の標準的な通信に DTN 技術を適用する計画を立案している。ESA においても、Moonlight 構想にて DTN 技術を採用すべく研究開発に着手している。

NASA が Gateway で想定している DTN 技術に関する通信性能は数 10Mbps であるため、日本が 1Gbps の高速通信に通信遅延や回線途絶に強い DTN 技術を適用できれば、技術や国際調整の面での優位性を確保できると言える。

④　月近傍測位基盤の実現

月近傍での測位基盤に関連の動向としては、NASA が LunaNet 構想を立ち上げているが、これは通信を中心とするアーキテクチャであり、商業パートナー・国際的なパートナーなどとの協力も視野に入れているものである。通信中継衛星から測位信号を出すことで航法も可能とする構想だが、測位サービスに関して検討は進んでいないものと思われる。測位に関しては、まずは月領域での GNSS 測位技術実証を目指しており、具体的には高感度 GPS 受信機を Artemis-1 に搭載した月軌道での実証、月面での GNSS 測位実験（ASI との共同）、Gateway での GNSS レシーバの技術実証などが計画されている。

ESA も月探査のための通信・航法アーキテクチャ構想として MoonLight 構想を立ち上げたところで、2021 年 5 月には、概念検討契約を SSTL 社および Telespazio 社に発注した。また、最初のステップとして、通信(電波)中継衛星(Luna Pathfinder)を月軌道に打ち上げる(2024)予定で、この中で GNSS 受信機の軌道実証も行う予定。

このような国際状況で、世界に先駆けて具体的な月測位衛星システム（Lunar Navigation Satellite System、 以下「LNSS」という）の構築を提案しつつ、その技術実証を行うことで、技術や国際調整の面での優位性を確保することは、国益を確保する重要な施策であると言える。

⑤　月面拠点ネットワーク技術

月面拠点内のネットワークに関する技術の動向としては、2020 年 10 月に NASA が Nokia 社に対して行った月面通信ネットワーク構築に向けた助成金の交付が挙げられる。Nokia の計画は月面の無線ネットワークを先ず 4G 網で構築し、最終的には 5G 網にアップグレードするというものである。一方で、大規模なユーザを想定したバックボーンが必要なこれらのネットワーク技術を月面拠点に適用することが適切かどうかについては国際的な議論が熟していない。

9.9.3. 目標とのギャップ

通信技術に関する主要な目標としては、International Exploration Coordination Group (ISECG)がまとめた、Global Exploration Roadmap (GER) Supplement(2000 年 8 月)では、有人月探査での通信に関する目標として、月から地球までの通信速度1Gbps を掲げられており、日本としてもこの目標に沿った技術獲得が必要となる。これは、主に高精細(8K)ビデオ映像を複数リアルタイムで送信することを想定したものであるが、最近のサイエンスミッション検討でも1Gbps 程度のデータ送信の可能性も指摘されている。さらに、地球上の通信量の経緯を見れば、将来的にはさらに高速の通信速度が求められてくることは容易に想像できる。

7 章で議論したとおり、本シナリオにおいては HDR 方式による高速通信の実現が適当と考えている。我が国における HDR 方式での宇宙光通信システムとしては、2020 年 11 月に打上げられた光データ中継システム(LUCAS)が存在する。LUCAS は、静止衛星―低軌道地球観測衛星の間での 1.8Gbps の光データ中継を行うものである。この LUCAS で用いている技術から、様々な要素技術(遠距離捕捉追尾技術、大口径光学系等)を大幅に向上させることにより、また既に進められている研究（JAXA における 10W 級光 HPA の研究等）と組合せることで、月からの 1Gbps のデータ伝送が可能な技術へと発展させることが可能と考える。

また、月との光通信システムの実現にあたっては、NASA 等との国際インターオペラビリティを取ることが必須であると考える。宇宙インターネット技術をはじめとする国際インターオペラビリティの検討、調整と、必要となる中継技術の研究が、併せて必要である。

また、測位に関する目標としては、アルテミス計画や本シナリオの構想では、当面有人与圧ローバでの探査が主たる手段となる見込みである。現状の想定では、有人与圧ローバは月の南極域において車速は Max15km/h、移動距離は 1 日 30km を目標として開発を進めており、その運用のために南極域の地図解像度(平均 80m/pixel)での位置を同定するという要求から精度は水平 40m の航法精度が求められている。また、当面、アルテミス計画の探査領域が南極であるため、緯度 84°(TBD)以上の南極域 をサービスエリアの目標とする。

7 章での議論では、この測位精度を提供するシステムとして LNSS を提案しており、それを実現するためのキー技術としては月近傍における GNSS 受信技術が挙げられる。JAXA では、1990 年代より低軌道衛星用の GPS 受信機の研究開発を進め、最新モデルはほとんどの国内の中大型低軌道衛星に搭載されてお

り、世界トップレベルの機能・性能を持っている。静止軌道は GPS 衛星より高度が高いため、静止軌道の人工衛星は、地球のほぼ反対側にある遠い GPS 衛星からの微弱な GPS 信号を受信する必要がある。これが技術課題であったが、2020 年、この微弱な GPS 信号を利用できる技術を研究開発し、光データ中継衛星に受信機を搭載して実証、静止軌道上での GPS 航法を実現した。

なお、開発した静止軌道上での GPS 受信機は、海外製品と比較するとリソースは同程度、航法精度は同等か僅かに高い性能を目標としている。GTO でも使用可能であり、実績面でもリードしている。この GPS 受信技術をベースに月近傍で利用可能な受信機に拡張することで、LNSS 衛星の肝である軌道および時刻の高精度な決定を実現することが可能であると考える。

9.9.4. ギャップを埋めるための技術ロードマップ

以上、これまでの検討、議論を踏まえて想定される将来の探査に関わる通信アーキテクチャを示す。また関連する技術要素については吹出しにて該当のリンクに付記している。

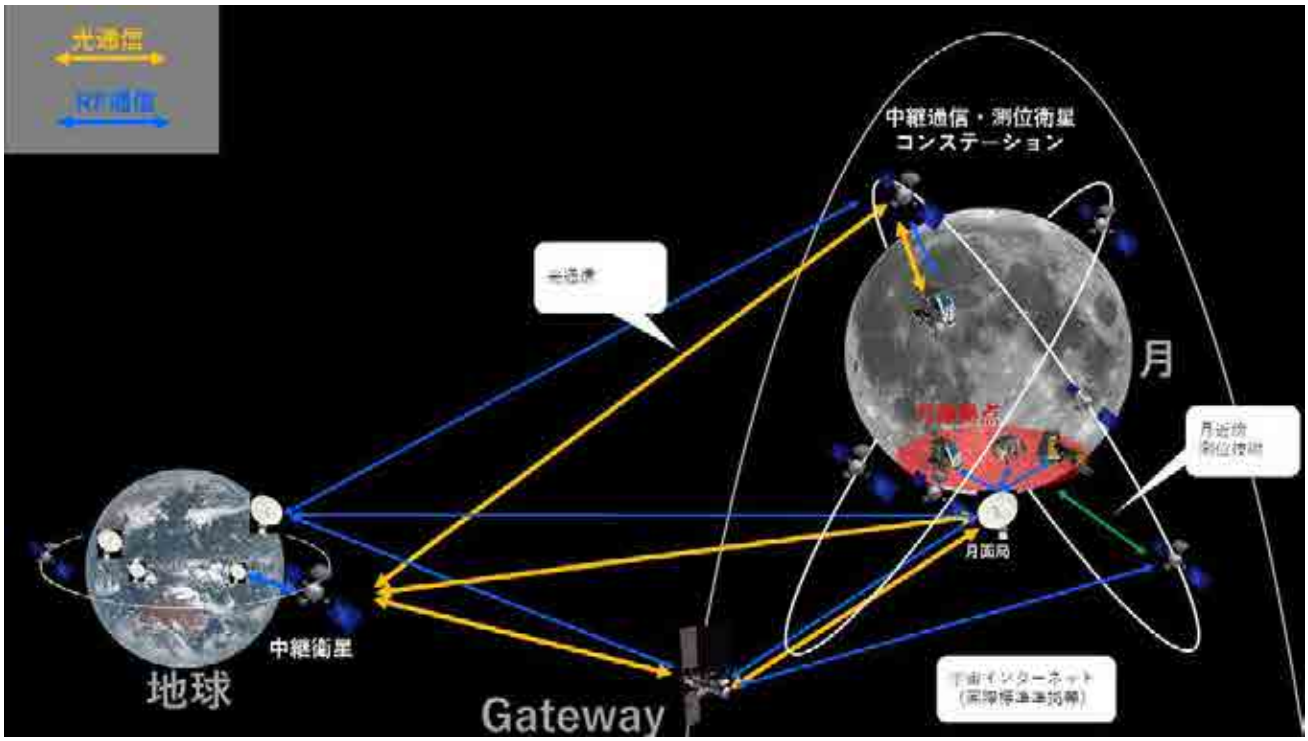


図 9.9-1 通信測位アーキテクチャ概要

技術ロードマップの考え方：
- 通信・測位のインフラのユーザとして与圧ローバ、HTV-XG、中型ランダ、推薬プラント等を想定し、必要な技術実証をISS利用や月周回軌道利用促進プロジェクト(LEAD)の機会を活用して実施する。
- 月⇔地球間の大容量通信化(光通信)は、月面活動の進展に合わせ2030年代初頭の実装を目標とする。
- 月周回インフラ(通信、測位)については、与圧ローバ等の運用開始までに実装を目指すものとする。
- 月面拠点のネットワークについては、アーキテクチャの在り方含め今後の検討とする。
- 国際標準規格対応については、月周回インフラを初め国際協力でアークテクチャを構築することを考慮し、早期(2020年代半ば)に技術実証を完了させることを目指す。

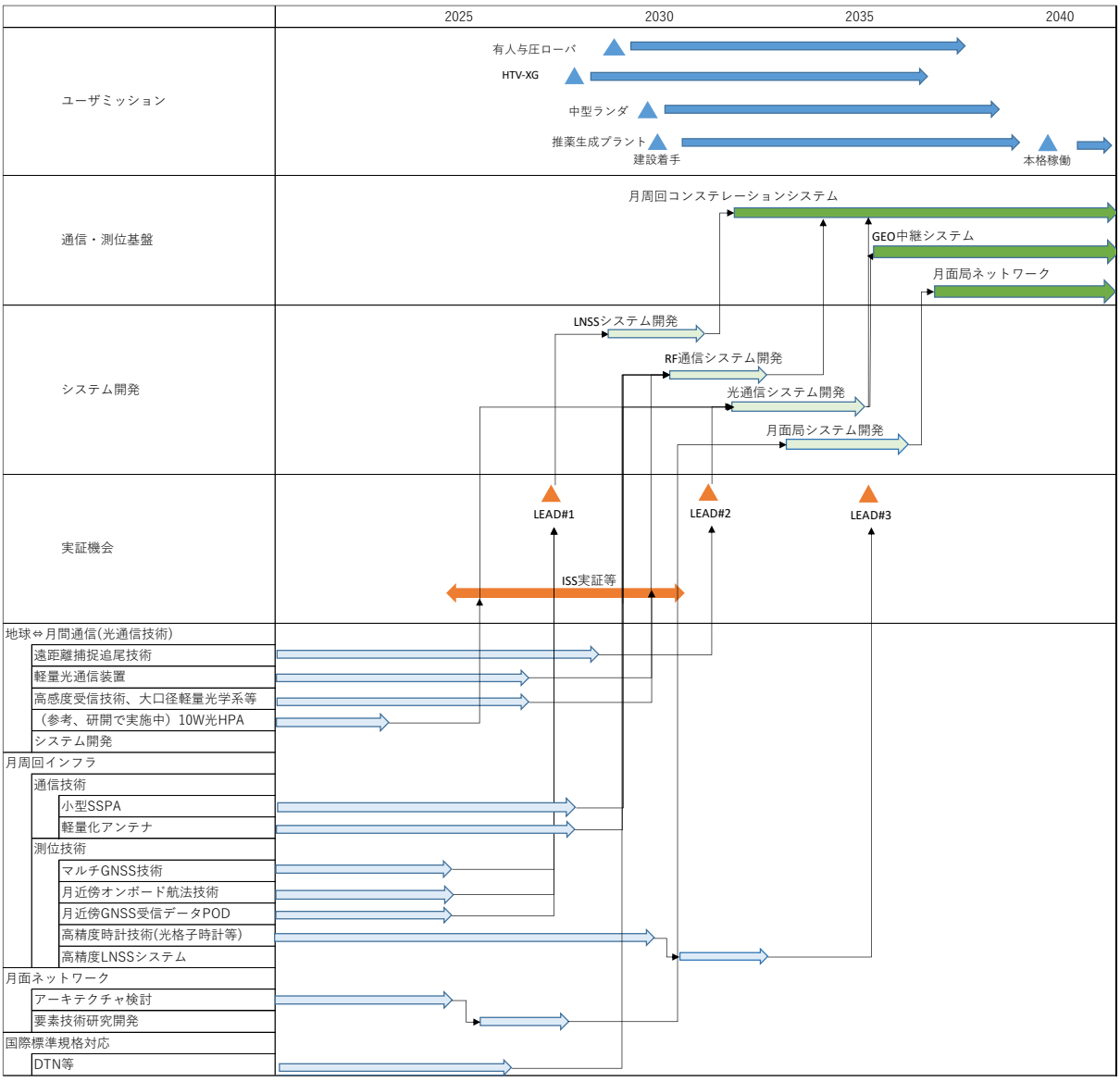


図 9.9-2 通信測位 技術ロードマップ

9.10. 探査技術（月面推薬生成プラント）

9.10.1. 宇宙探査での目標

有人月面探査における輸送アーキテクチャ（有人月離着陸機、有人曝露ホッパーなど）で消費する推薬を月面のレゴリスから生成・保存・供給することを目的とし、月面推薬生成プラントを構築する。これにより、月面における人類活動領域の拡大、月の科学や資源探査に関する新たな知見の獲得、持続可能な月面社会の構築を実現することが可能となる。

図 7.2-58 に示される水資源利用プロセスにおけるステップ 1～3 で月面で掘削したレゴリスを推薬生成プラントまで運搬し、水を抽出する。ステップ 4 で水を電気分解し、水素と酸素を得る。ステップ 5～7 で水素及び酸素を液化し、貯蔵タンクに保存、有人月離着陸機や有人曝露ホッパーなどに充填する。

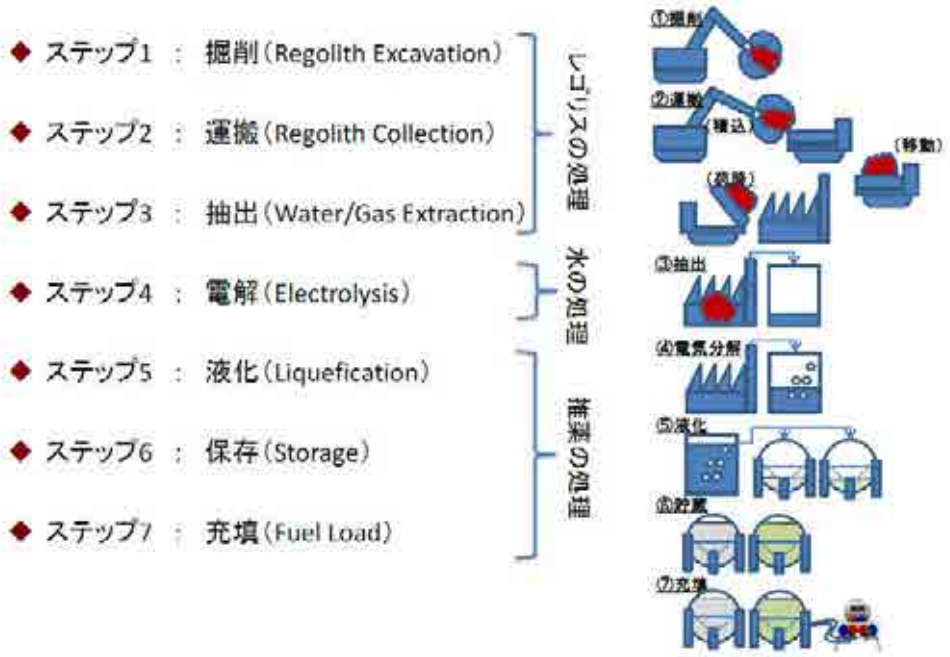


図 7.2-58　月面での水資源利用プロセス概略図 【再掲】

月面推薬生成プラントにおける推薬生成量の目標を表 9.10-1 に示す。各目標の設定根拠については本書 7.2.5 項を参照のこと。

表 9.10-1　月面推薬生成プラントにおける推薬生成量の目標

対象	生成量 [ton/year]
液体水素	8.3
液体酸素	49.3
合計	57.6

9.10.2. 世界の技術動向（ベンチマーク）

本項では水資源利用技術（掘削～充填）及び月面推薬生成プラントの構築に必要となる建設・インフラ技術について世界の技術動向を整理する。

9.10.2.1. 水資源利用技術（掘削、運搬）

レゴリスの掘削及び運搬に関する世界の技術動向については本書 9.4.2 項を参照のこと。

9.10.2.2. 水資源利用技術（水抽出）

月面のレゴリスから水を抽出する技術として、加熱方式やマイクロ波照射を用いた手法の研究例を示す。各研究の詳細については各項に示す URL や参考文献を参照のこと。

9.10.2.2.1. 加熱方式による水抽出技術

① NASA における研究例

NASA Johnson Space Center において、地上での粉粒体乾燥技術をベースとした、回転ドリルと加熱部からなる錐状の乾燥装置（Auger Dryer）を用いた水抽出技術の研究が行われている。

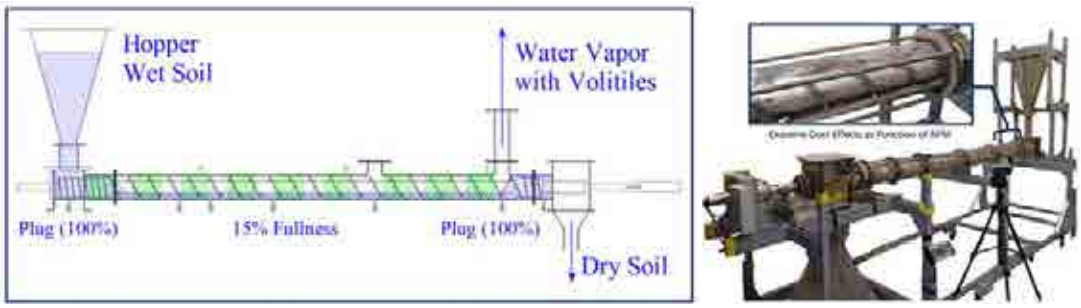


図 9.10-1 Lunar Auger Dryer ISRU（LADI）の BBM モデル外観図
【URL】https://ntrs.nasa.gov/citations/20210016645

② 中国空間技術研究院における研究例

中国航天科技集団（China Aerospace Science and Technology Corporation : CASC）傘下の研究機関である中国空間技術研究院（Chinese Academy of Space Technology : CAST）において、回転ドリルと加熱ロッドからなる錐状の装置を用いた水抽出技術の研究が行われている。

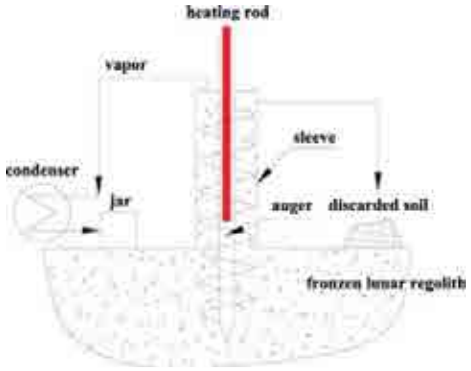
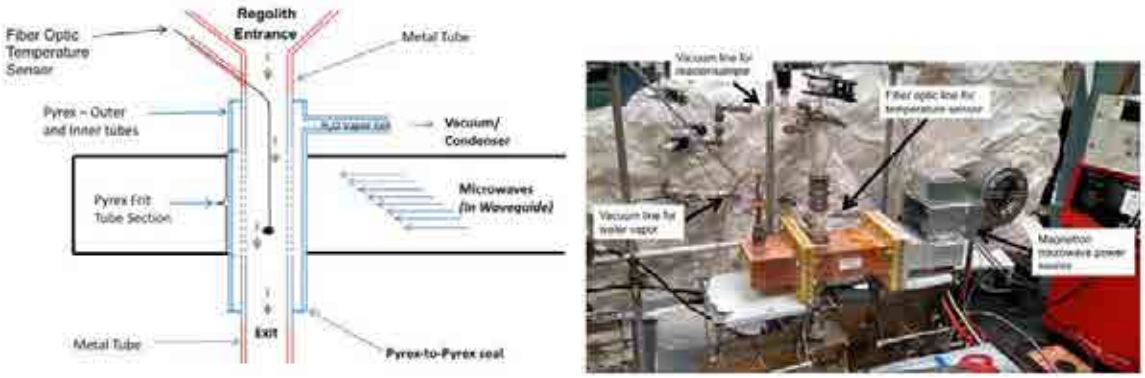


図 9.10-2 中国空間技術研究院（CAST）における水抽出技術研究の概略図
【出典】Lichen He, et al.,202. A novel auger-based system for extraterrestrial in-situ water resource extraction, Icarus 367.

9.10.2.2.2. マイクロ波照射による水抽出技術

① NASA における研究例

NASA において、マイクロ波照射を用いた水抽出技術の研究が行われている。レゴリスを管路に通す間にマイクロ波を照射し、発生した水蒸気を回収する方式である。



(a) 概略構造　　(b) 試験装置構成

図 9.10-3 NASA 研究におけるマイクロ波照射による水抽出技術研究の概略図
【URL】https://tfaws.nasa.gov/wp-content/uploads/2_ISRU-Soil-Water-Extraction-for-TFAWS-2018.pdf

9.10.2.2.3. ガスを用いた水蒸気回収技術

① NASA における研究例

NASA において、ガスを用いた水蒸気回収技術（open air processor）の研究が行われている。加熱トレイに置かれたレゴリスから発生する蒸気をガス（sweep gas）で回収する方式である。レゴリスの連続的な供給、土壌の温度や分布特定等の困難さ、これに伴う土壌への熱伝達や加熱効率のモデル化の難しさが課題とされている。

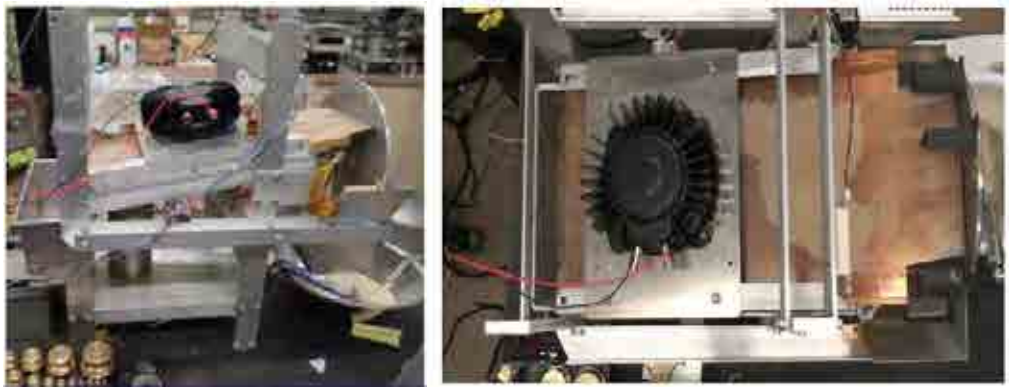


図 9.10-4 NASA 研究におけるガスを用いた水蒸気回収装置
【URL】https://tfaws.nasa.gov/wp-content/uploads/2_ISRU-Soil-Water-Extraction-for-TFAWS-2018.pdf

9.10.2.2.4. 月面鉱物資源を用いた水生成技術【参考】

関連技術として、米国や欧州などにおいて、月面の鉱物資源であるイルメナイト(FeTiO3)と水素の還元反応を用いた水生成技術に関する研究が行われている。当該方法による水生成は還元剤である水素の現地製造または地球からの輸送を必要とする。本技術は、水素及び酸素製造を目的とする月面推薬生成プラントには適さないと考えられる。

9.10.2.3. 水資源利用技術(水電解)

水電解に関する世界の技術動向については、本書 9.6.2 項を参照のこと。

関連技術として、NASA Glenn Research Center において、ケイ酸塩鉱物の還元反応による酸素製造に関する研究が行われている。当該方法による酸素製造は還元剤である水素の現地製造または地球からの輸送を必要とする。本技術は、水素及び酸素製造を目的とする月面推薬生成プラントには適さないと考えられる。

【URL】https://www.hou.usra.edu/meetings/lunarisru2019/presentations/Sanders.pdf

9.10.2.4. 水資源利用技術(液化)

一般にガスの液化には気体の圧縮膨張を利用した気体式冷凍機が用いられる。産業用の水素ガス製造では液体窒素による予冷を実施している。

近年、水素社会の実現に向けて、液体水素の製造・貯蔵に必要なエネルギーの低減が課題とされており、解決策の 1 つとして磁気冷凍法による水素液化に関する研究が国内外で行われている。

【URL】https://www.jst.go.jp/pr/announce/20220411/index.html?msclkid=7451ab5cba4f11ec80fb34fbc4e63da

9.10.2.5. 水資源利用技術(貯蔵)

地上における水素貯蔵には、以下に示す方法がある。

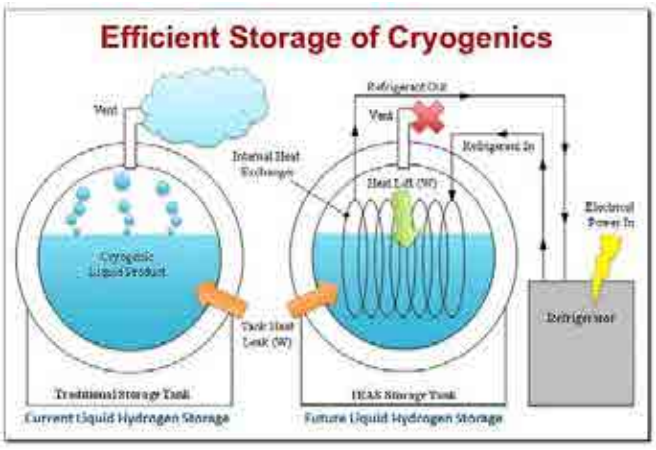
・高圧ガス: 水素ガスを圧縮して貯蔵する方法
・液体水素: 水素ガスを液化温度まで冷却し、液体水素として貯蔵する方法

・水素吸蔵合金： 水素と金属の吸脱着反応を利用して金属の中に水素を貯蔵する方法
・物質変換： 別の物質（メチルシクロヘキサン）に変換し貯蔵する方法

上記①～④のうち、②の液体水素として貯蔵する方法は、水素を液化温度まで冷却するエネルギーや低温状態を維持するためのエネルギーが必要となるが、気体状態と比較して体積を 1/800 程度にできるため、月面推薬生成プラントのような大規模な貯蔵施設に適していると考えられる。なお、③は吸蔵合金自体の質量が大きいため、大規模な水素の輸送手段としては不向きとされ、また、④は変換効率の観点で課題がある。

① NASA における研究例

NASA において、液体水素や液体酸素を効率的に貯蔵する技術として、ボイルオフガス低減に関する研究が行われている。液体水素の貯蔵過程で発生したボイルオフによる損失（45%と算定）を防ぐことを目的とし、タンク（Integrated Refrigeration and Storage : IRAS）内に熱交換機を有した冷凍貯蔵システム及び従来のパーライトとは異なるガラス製の断熱材（glass bubble insulation）を用いることでボイルオフガスの発生を抑制し、水素貯蔵に用いられるコストを 1/6 程度に削減する効果を見込むとしている。



(a) 従来方式の水素貯蔵　　(b) IRAS による水素貯蔵

図 9.10-5 NASA 研究における推薬貯蔵システムの概略図
【URL】https://www.nasa.gov/feature/innovative-liquid-hydrogen-storage-to-support-space-launch-system

9.10.2.6. 水資源利用技術（充填）

現在、月面における離着陸機等への推薬充填技術は確立していない。

9.10.2.7. 建設・インフラ技術

建設・インフラ技術に関する技術動向については、本書 9.4.2 項を参照のこと。建設資材の現地調達に関する世界の技術動向については、ISECG が作成した「In-Situ Resource Utilization Gap Assessment Report」を参照のこと。

【URL】 https://www.globalspaceexploration.org/wordpress/wp-content/uploads/2021/04/ISECG-ISRU-Technology-Gap-Assessment-Report-Apr-2021.pdf

9.10.3. 各国の水資源利用実証計画

9.10.3.1. 概要

2018 年以降の ISECG 参加機関による無人月探査ミッションの一覧を表 9.10-2、各国の水資源利用実証計画を図 9.10-6 に示す。

表 9.10-2 2018 年以降の ISECG 参加機関の無人月探査ミッション

ミッション名	機関/打上げ時期	概要/目的
Queqiao	CNSA 2018	データ中継衛星.
Chang'e-4	CNSA 2018	月の裏側への科学探査機及びローバー.
Chandrayaan 2	ISRO 2019	月極域周回衛星、着陸機及びローバー
Chang'e-5	CNSA 2020	月の表側からのサンプルリターン.
Luna 25	Roscosmos 2021	月の揮発性物質調査. 軟着陸の技術実証.
Chandrayaan 3	ISRO 2021	月極域着陸機及びローバー
Artemis I	NASA/ESA 2021	科学及び技術ペイロードを搭載した無人オライオン宇宙船 （ESA提供の欧州サービスモジュールを含む）. 月遷移軌道でキューブサットを放出.
SLIM	JAXA 2021/22	ピンポイント着陸の技術実証
KPLO	KARI 2022	月極域の科学及び月周回技術衛星.
Chang'e-6	CNSA 2022-2024	月極域の揮発性物質のサンプルリターン.
VIPER	NASA 2023	月極域ローバー. 月極域科学及び揮発性物質の調査.
LUPEX	JAXA/ISRO 2023/24	月極域着陸機及びローバー. 月極域科学及び揮発性物質の分布調査及び特性分析.
Luna 26	Roscosmos 2024	月極域の科学周回衛星. 極域の揮発性物質の分布調査.
Luna 27	Roscosmos with ESA 2025	月極域科学、揮発性物質の調査及び取得. 掘削技術の技術実証.
EL3 (TBC)	ESA 2027/2028	科学とロジスティクスの両方、またはいずれか一方.
Luna 28	Roscosmos 2027	月極域の揮発性物質のサンプルリターン
ISRU demo	ESA 2027	月レゴリスからの酸素抽出
Chang'e-7	CNSA 2023-2030	ILRS (International Lunar Research Station)プロトタイプ.
Chang'e-8	CNSA 2023-2030	ILRSプロトタイプ.
Mid Lander	JAXA Late 2020's	輸送ロジスティクスと科学の両方、またはいずれか一方.
Korea lunar lander	KARI 2030	技術実証.

出典：Global Exploration Roadmap (GER) Supplement

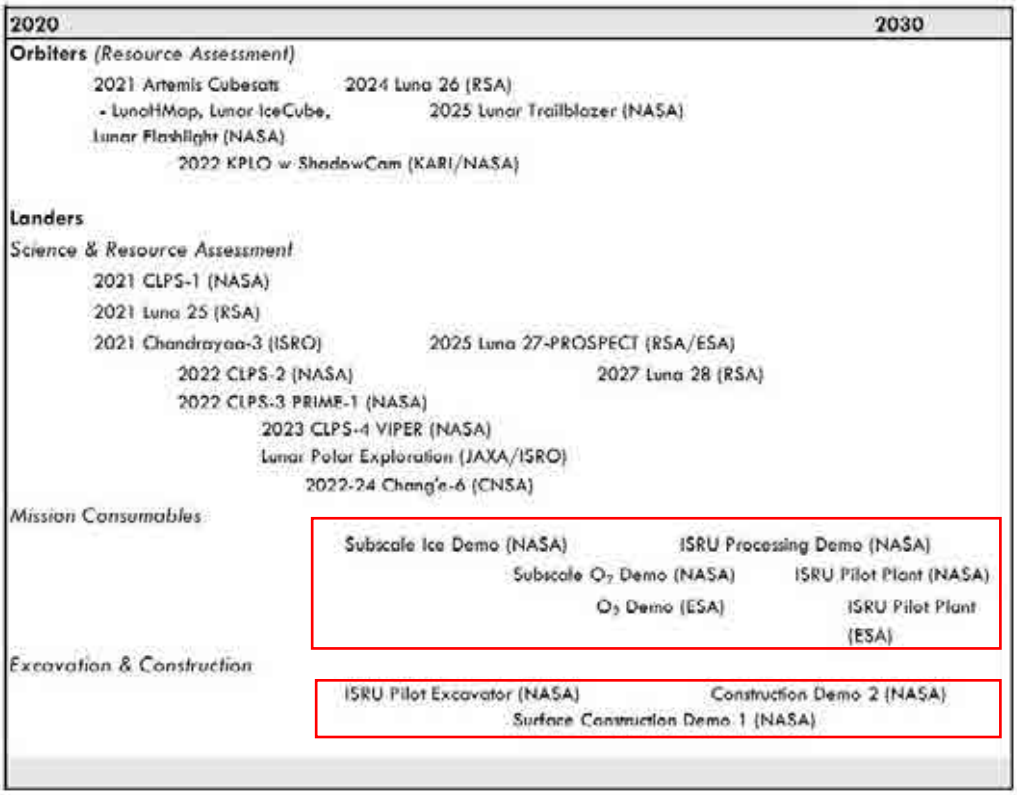


図 9.10-6 各国の水資源利用実証計画

出典:ISECG Gap Assessment Team レポート Table 10
【URL】https://www.globalspaceexploration.org/wordpress/wp-content/uploads/2021/04/ISECG-ISRU-Technology-Gap-Assessment-Report-Apr-2021.pdf

9.10.3.2. NASA の水資源利用実証計画

2020 年代以降に計画されている、NASA の水資源利用及び建設・インフラ技術に関する月面での実証計画を表 9.10-3 に示す。

表 9.10-3 NASA の水資源利用実証計画

実証項目	ミッション名
水資源利用	Subscale Ice Demo
水資源利用	ISRU Processing Demo
水資源利用(掘削)	ISRU Pilot Excavator
建設・インフラ技術	Surface Construction Demo 1
建設・インフラ技術	Surface Construction Demo 2

なお、NASA は、持続可能な月面活動を目的とする月の資源活用研究の一環として、月の極域のクレータにある氷を水に変換する技術を募集する「Break the Ice Lunar Challenge」を 2020 年に開始した。フェーズ 1 では、氷のレゴリスと水を集めて移動するためのシステムアーキテクチャ設計が課題とされ、今後フェーズ2ではハードウェア開発と実証に着眼した審査が行われる予定。
【URL】https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/centennial_challenges/break-the-ice/index.html

9.10.4. 目標とのギャップ

9.10.4.1. 月面推薬生成プラントの実現に向けた技術課題

図 7.2-62 及び図 9.10-7 に示される、月面の水資源利用の各ステップで必要となる質量・電力の推算値を踏まえると、質量は貯蔵プロセスが支配的であり、電力は液化プロセスが支配的であるといえる。貯蔵及び液化プロセスに関する技術課題を表 9.10-4 に示す。

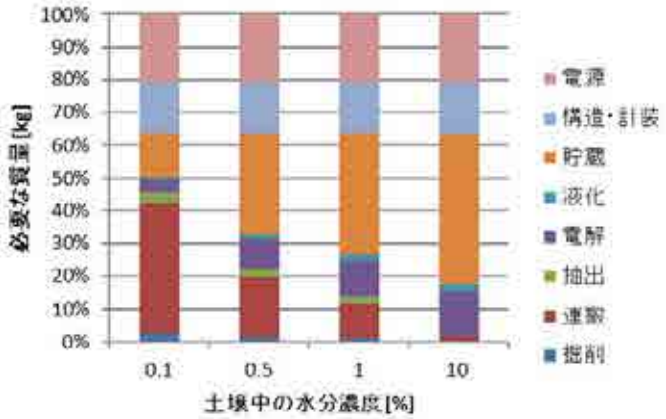


図 7.2-62 レゴリスの水含有率に対する推薬生成プラントの質量比【再掲】

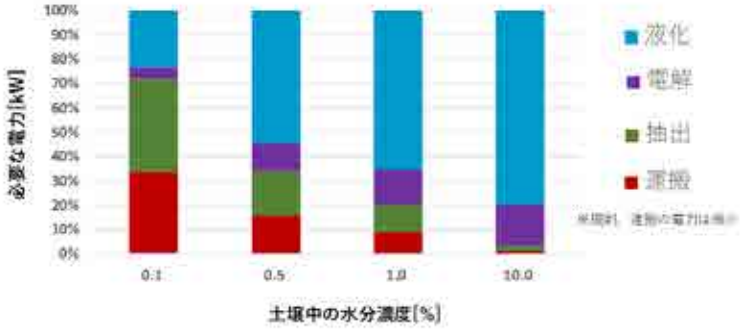


図 9.10-7 レゴリスの水含有率に対する推薬生成プラントの電力比

表 9.10-4 月面推薬生成プラントの実現に向けた技術課題一覧（液化、貯蔵）

大項目	中項目	小項目
液化	予冷ｴﾈﾙｷﾞｰの低減	・ 予冷効率の高い冷媒適用技術 ・ 月面低温環境を利用した予冷技術
	液化ｴﾈﾙｷﾞｰの低減	・ 異なる冷凍方式を用いた液化技術（機械、気体または磁気冷凍等）
	電力供給の効率化	・ 月面資源を用いた発電技術 ・ エネルギ（電力）密度（W/kg)の高い発電/蓄電技術
貯蔵	貯蔵システムの軽量化	・ 非金属材料等の軽量材料（樹脂、膜及び複合材等）や高性能断熱材を用いた極低温液体の貯蔵技術
	ﾎﾞｲﾙｵﾌ低減	・ ボイルオフガス抑制技術 ・ 防熱技術 ・ 永久影を利用したボイルオフガスの再液化・冷却技術
	材料適合性	・ 酸素適合性の高い材料
		・ ガスバリア性の高い材料
		・ 軽量耐水素脆化材料 ・ 液化水素下での材料寿命評価 ・ 液化水素下での保全技術 （遠隔での検知・診断，運用管理等）

9.10.5. 技術課題に対する JAXA の取り組み状況

9.10.5.1. 探査ハブ共同研究における技術検討

JAXA 宇宙探査イノベーションハブ（以下、「探査ハブ」という。）の共同研究の枠組みにおいて、水資源利用技術に関連した以下の検討を実施済みあるいは実施中である。共同研究の一例を表 9.10-5 に示す。

過去の研究提案募集で採択した各研究テーマの詳細は探査ハブ HP（https://www.ihub-tansa.jaxa.jp/）を参照のこと。

本項では、2020 年の第 6 回研究提案募集（RFP： Request for Proposal）で採択した水資源利用技術（液化・貯蔵）に関する研究テーマを紹介する。

表 9.10-5 水資源利用技術に関する探査ハブ研究の例

ﾌﾟﾛｾｽ	研究テーマ	備考
水抽出	マイクロ波凍結乾燥（氷から水を作る技術）	RFP2 課題解決型
水電解	スケーラブル完全孤立系燃料電池の試作及び評価	RFP4 課題解決型
	沸騰連結効果の最大化 ～高効率水電解に向けて～	RFP6 アイデア型
液化	高信頼性・小型スターリング冷凍機の開発	RFP4 アイデア型
	推薬液化エネルギーを低減する磁気冷凍技術の研究開発	RFP6 アイデア型
貯蔵	カーボンナノチューブ/シリカ多孔体コンポジット材料による軽量断熱材料の開発	RFP2 アイデア型
	極低温領域を想定した高性能断熱材および軽量な真空断熱構造の開発	RFP2 アイデア型
	艤装性に優れた液体水素貯蔵タンク等向け MLI の高性能化	RFP6 アイデア型
	高効率熱交換チューブとボイルオフガス/冷凍機ループによるタンク冷却システム	RFP6 アイデア型
	薄膜ニッケル電気めっきを施した複合材による液体水素、液体酸素貯蔵系の軽量化	RFP6 アイデア型

① 推薬液化エネルギーを低減する磁気冷凍技術の研究開発 【液化】

一般にガスの液化には気体の圧縮膨張を利用した気体式冷凍機が用いられ、液化効率の上限は 25%程度といわれている。これに対し磁気冷凍の理論効率は 50%を超えるため、同量の液化ガスの生成に必要な消費電力をおよそ半減することが期待される。本研究では磁気冷凍機の小型・軽量・効率化に取り組み、地上での磁気冷凍技術の事業化検討及び月面推薬生成プラントへの適用に向けた実現性検討に取り組む。

【研究内容】

1. 小型磁石システムの検討・試作

   打上げコスト削減の観点で、宇宙用システムは極力　小型かつ軽量である必要がある。本研究では磁気冷凍機の小型・軽量化に向けた磁石の検討と試作を行う。

2. 磁気冷凍機の概念設計

   月面での磁気冷凍による液体水素・液体酸素の製造の成立性を概念設計レベルで確認することを目的とし、月面推薬生成プラントへの適用を想定した磁気冷凍機の概念設計と、それに基づいた磁気冷凍の性能評価を行う。概念設計には、月面プラントへの適用を想定した場合の気体式冷凍機との質量比較、並びに月面特有の低温環境等を利用した成立性検討を含む。

3. 地上での事業化検討

   地上の水素エネルギー社会構想の観点より、小型ガス液化機の需要と市場を調査する。



図 9.10-8 磁気冷凍機の外観

② 艤装性に優れた液体水素貯蔵タンク等向け MLI の高性能化 【貯蔵】

月面推薬プラントでは液体酸素・液体水素という極低温流体を貯蔵するタンクに対して、外部入熱を断熱する高性能な断熱材が必要となる。従来の真空環境で用いられる多層断熱材（MLI, Multilayer insulation）は、艤装状態（積層密度や端部処理）により断熱性能が大きく変化するという課題がある。月面上の 1/6G 環境

下においては、MLI の自重（圧縮力）による断熱性能の低下が想定され、この課題は地上の 1G 環境でも同様であり、断熱材で十分な断熱性能が得られれば、将来の水素輸送（水素運搬船・水素ローリー等）において有益となる。本研究では、既存の断熱材の課題を克服する、高性能で軽量な断熱材の研究を実施する。

【研究内容】

1. 高断熱性能 MLI の開発・性能評価

JAXA で開発している層間非接触型スペーサと、提案者が開発する MLI（熱針ラミネート型）について、それぞれの得意とする温度領域や適用部位を考慮した複合構成の検討を行う。これにより、断熱性能、艤装性に優れ、軽量な MLI の実現を目指す。

2. 液体水素貯蔵タンクを想定した施工方法の検討

月面推薬プラントで想定されるタンクの形状に合わせて、支持部、配管貫通部等を含め艤装性の評価及び課題の抽出を行う。

3. 月面居住空間を想定した断熱方法の検討

将来月面に建設予定の月面居住空間を構想・計画し、MLI の施工方法を検討する。

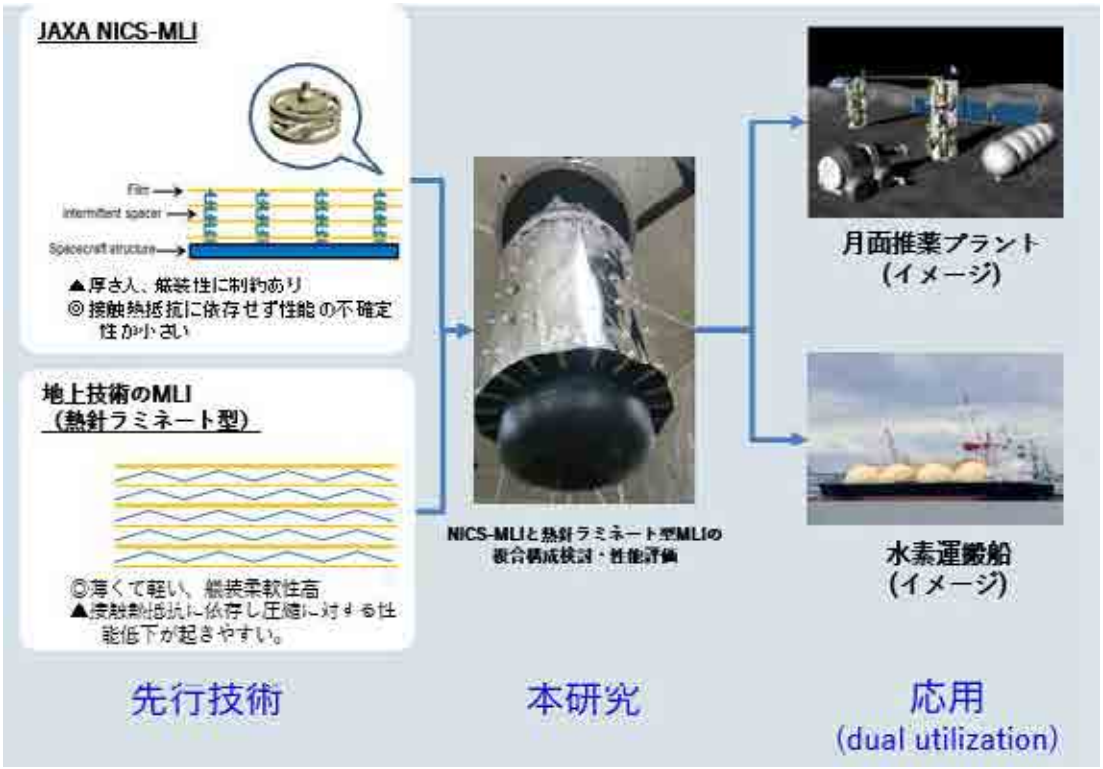


図 9.10-9 NICS-MLI 研究の概要

③　高効率熱交換チューブとボイルオフガス/冷凍機ループによるタンク冷却システム【貯蔵】

月面の推薬プラントで生成する液体酸素・液体水素は極低温流体であるため、貯蔵タンクの外部から熱が伝わると蒸発（ボイルオフ）が発生してしまう。推薬貯蔵システム全体で効率的に蒸発量を低減させるためには、ボイルオフガスを有効活用することが考えられる。また、地上の水素社会においても、液体水素の蒸発を低減させる技術は必要とされる。本研究課題は、極低温流体では避けられない周囲温度差によって生じる熱侵入を有効活用しつつ、高度な熱交換技術を採用した推薬貯蔵システムの全体の効率化を実現させる技術の研究を目指す。

【研究内容】

1. ボイルオフガス・冷凍機を活用したタンク冷却システムの構成の検討

   高熱交換効率の冷却チューブと冷凍機を用いたタンク冷却システムの構成を検討し、冷却チューブ等の構成要素への要求を設定。

2. 冷却チューブの要素モデル試験及び性能評価

   冷却チューブに関する複数の供試体に対して冷媒を用いた熱交換性能評価を行い、熱交換性能・圧力損失・消費電力等のデータベースを作成する。

3. タンク冷却システムのリファレンスモデルの検討

   試験を通し構築したデータベースに基づき、実現可能なタンク冷却システムのリファレンスモデル案を検討する。

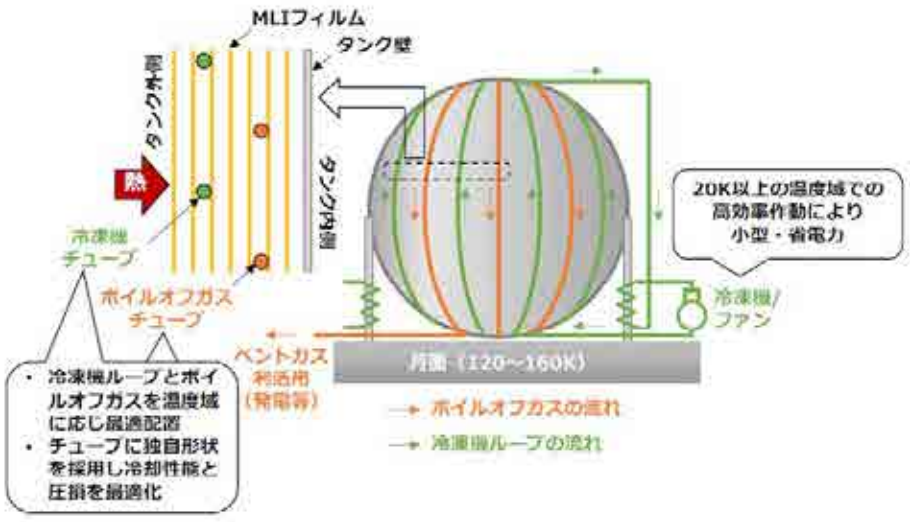


図 9.10-10　ボイルオフガスを活用したタンク冷却システムの原理



図 9.10-11 ボイルオフガスを活用したタンク冷却システムの外観図

④ 薄膜ニッケル電気めっきを施した複合材による液体水素、液体酸素貯蔵系の軽量化【貯蔵】

地上の水素エネルギー社会の実現に向けて、液体水素貯蔵タンクの軽量化による輸送効率の向上が課題である。また、JAXA では月面の含水レゴリスを用いて酸素及び水素を生成し、宇宙機の推進薬（燃料）として利用するための技術検討を進めており、推進薬の貯蔵タンクに従来の金属材料ではなく、より軽量な複合材等を適用することで月面までの輸送コストを削減する方策を検討している。

本研究の目的は、従来の金属タンクの三分の一の軽量化及び 100%漏れの無いガスバリア性を持つ複合材タンクの製造を目標とし、小型 BBM タンクを試作・評価し、上記の課題解決に資する研究成果を創出することである。なお、従来のタンク製造には専用の大型設備が必要となるが、本研究で取り組むタンク製造は、炭素繊維を樹脂で固めた複合材タンクを処理槽とし、内面にニッケル薄膜を成形してライナーを施工する手法であるため、生産設備の低コスト化、汎用性の向上を実現可能である。

【研究内容】

1. CFRP テストピースの設計・製作・評価
   ア）樹脂材料の選定及びエッチング液の仕様検討
   イ）化学めっき及び電気めっきの条件検討
   ウ）テストピース評価（引っ張り強度など）
   エ）液体酸素適合性（発火の閾値）の確認
   オ）ガス透過率計測
2. 小型 BBM タンクの製作・ライナー施工・評価

   選定した CFRP で小型 BBM タンクを製作し、①で検討したエッチング及び各めっき条件で小型 BBM タンクへニッケルライナーを施工する。また、製作した小型 BBM タンクについて耐圧性等の評価を行う。
3. タンク性能評価試験の簡素化検討

   ガスバリア性、耐圧性等のタンク性能を従来より簡単に評価できる手法を検討する。

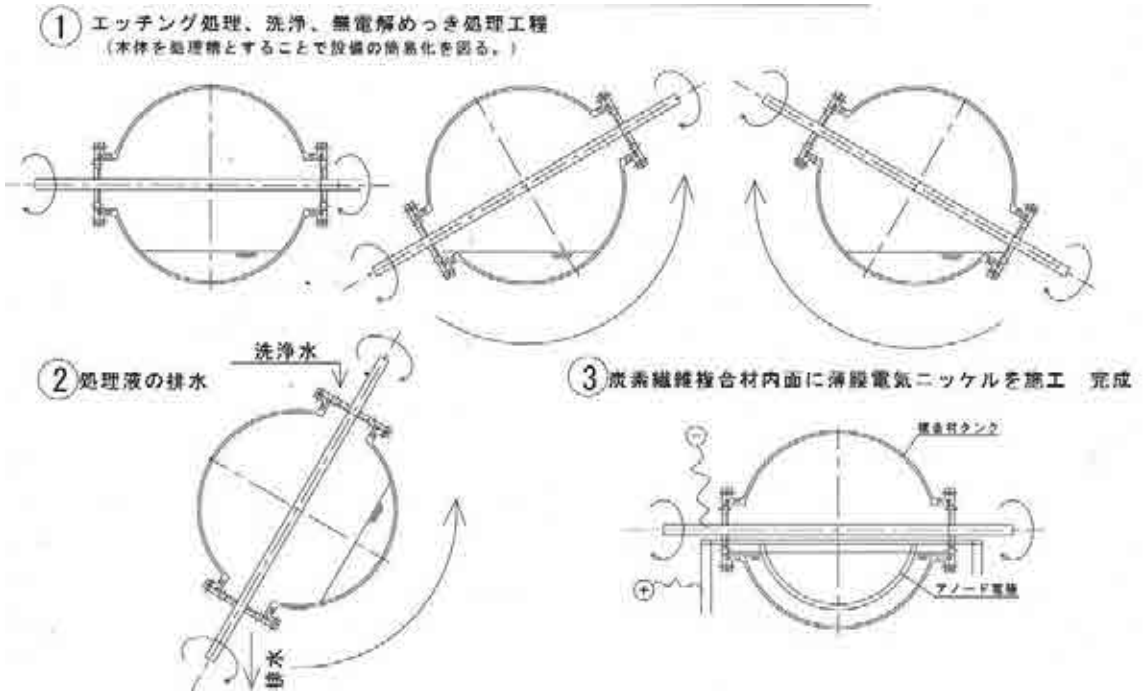


図 9.10-12 複合材タンクへのめっき処理及びライナー施工過程

9.10.5.2. 先導研究等による技術検討

JAXA の先導研究「表面探査技術の研究」において月面推薬生成プラントに関連して、採取前に水の量と質を識別可能なセンシング技術の実現と、水を抽出する一連の処理技術について研究を行っている。

A）センシング技術

月面において水を検知するセンサを比較して表Xに示す。LUPEX では赤外分光計と中性子分光計が搭載される予定である。先導研究では、レーザーを照射し，水資源マーカーとなる水素原子や OH 分子を分光測定する LIBS（Laser-induced Breakdown Spectroscopy）/LAMIS(Laser Ablation Molecular Isotopic Spectrometry)の研究を行っている。

表 9.10-6 センシング技術の比較

項目	レーザ分光計（LIBS/LAMIS）	赤外分光計	中性子分光計
リモート観測	○	○	○
分解能	○	○	×
測定時間	○	○	×
元素分析	○	×	△（水素のみ）
組成分析（H_2O の識別）	○	○	×
含水鉱物分析	○	○	△（水素のみ）
同位体分析	○	×	×
永久影での検知	○	△（要照明）	○
ステータス	本研究	LUPEX 搭載	LUPEX 搭載

これらのセンサは永久影等に直接侵入することなく、リモートで広範囲の水の有無検知できるだけでなく、観測対象はほぼ全元素に拡大できる。また、特に LAMIS では LIBS と異なり，分子の存在形態で分光検出することが可能である。そのため，水資源のみならず様々な無機物/有機物の情報を多元素/分子同時分析が実現でき，サイエンスにおける物質の成り立ち解明にも役立つ。

図 9.10-13 に示す BBM を用いて、レゴリスシミュレンとして産総研から入手した複数の標準試料を分析することで、含水鉱物と水資源の識別方法および定量評価の検討を実施している。具体的な方法として、まず標準試料の他元素/分子同時分析を繰り返し行い、スペクトル強度をビッグデータとして収集する。次に、局所最小二乗回帰(PLS 法)をビッグデータに適用し学習させることで、各種スペクトル強度比から検出比率をパターン化する（図 9.10-14 参照）。現在では、一部の標準試料中の成分比率と PLS 解析値の間で相関性を得たため、解析手法の妥当性を確認した。今後は、微量な水分変化量に応じた定量評価を行うために、より多くの標準試料からスペクトルデータを取得し、ビッグデータの統計に基づいた解析精度の向上を目指す。

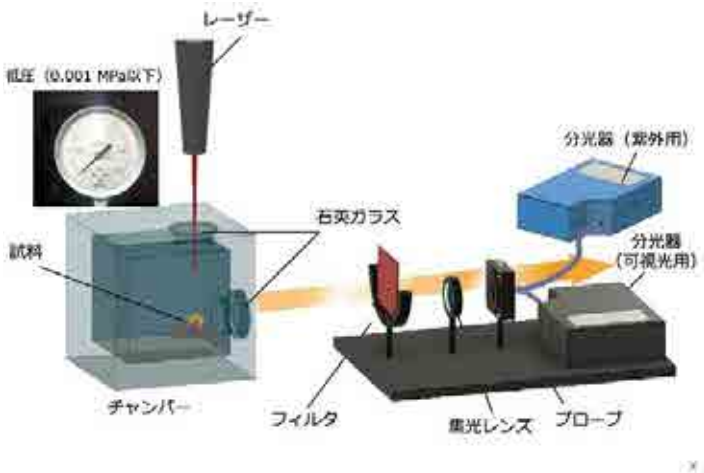


図 9.10-13 センサ BBM

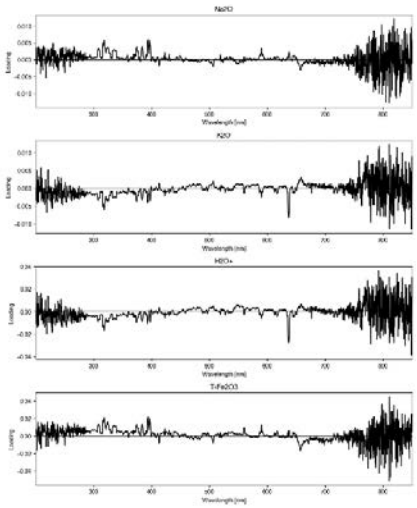


図 9.10-14 PLS 法を用いた解析結果の一例

B）処理技術（抽出）

水資源の利用には、前述の様に掘削、運搬、抽出、電解、液化、貯蔵、充填など多くの技術が必要であるが、「抽出」については、あまり検討が行われていない。抽出には、原理的にはヒータを用いて全体を加熱すればよいが、レゴリスも含めて加熱する必要があり、多大なエネルギーを要する。そこで、氷含有レゴリスから連続的に水を抽出するにあたり、加熱のエネルギーを最小化するための検討を行っている。

水を取り出すために、氷含有レゴリスの加熱方式として、以下が考えられる。

- ヒータ加熱（電熱ヒータ、RF 加熱）： 氷含有レゴリスを入れた密閉容器をヒータで加熱する
- 太陽熱加熱： 密閉容器に入れた氷含有レゴリスを太陽熱で加熱する。
- レゴリス混合方式： 日照領域のレゴリスと氷含有レゴリスを密閉容器内で混合する。

ここでは、抽出技術としてレゴリス混合方式を選定した。これは、以下のような理由からである。

- 抽出のために電力が不要でエネルギコストがほぼゼロである
- 運搬容器をそのまま使用できる
- ヒータのような面加熱と異なりレゴリスを混合するため体積全体を加熱できる

現在は、原理確認のため、低温（液体窒素温度）の氷含有レゴリスを模擬したシミュラントと、日照領域の通常のレゴリス（300～400K)を模擬したシミュラントを真空環境下で混合し、水の昇華による圧力の上昇を真空計で計測するとともにシミュラントの質量変化を計測している。実験装置の原理図および実際のセットアップを、図 9.10-15 と図 9.10-16 に示す。

図 9.10-17 は試験結果の一例であるが、混合により顕著な圧力上昇と温度上昇がみられる。これらよりレゴリス混合方式による水の抽出はエネルギーゼロで抽出でき非常に有効であることが分かった。

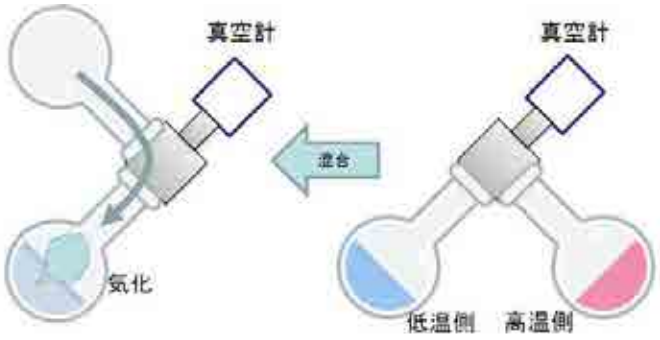


図 9.10-15 実験装置原理図



図 9.10-16 実験装置セットアップ

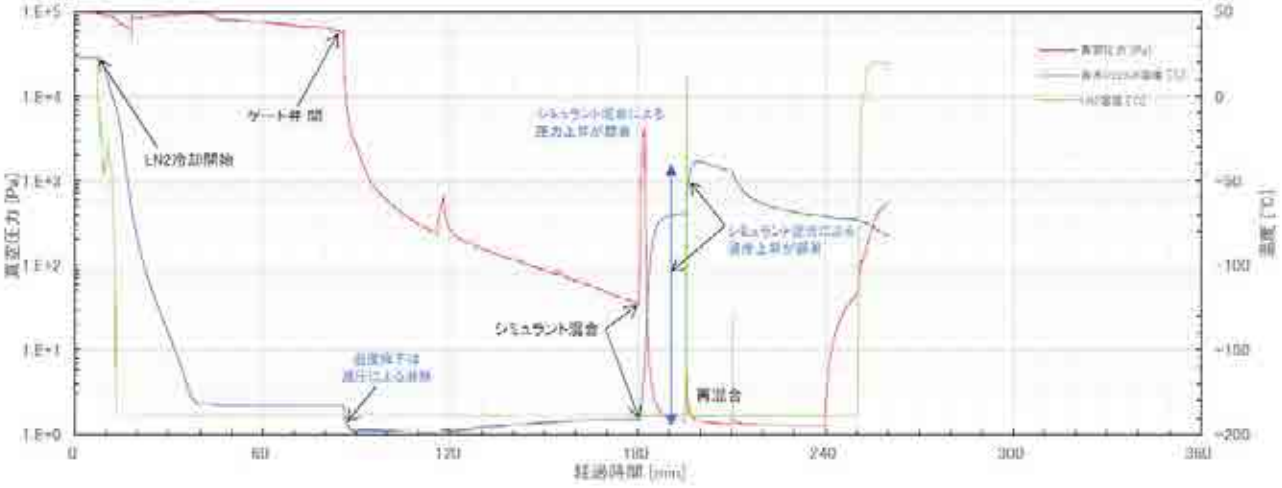


図 9.10-17 レゴリス混合による水抽出に関する取得データの一例

9.10.5.3. その他技術検討

JAXA において、質量効率を燃料電離自動車用と同程度を維持しつつ、水素ガス透過量を従来の 10 分の 1、そして広い温度範囲と放射線環境下で使用可能な極限環境適用性材料で構成される超高圧複合容器（図 9.10-18 を参照）の実現を目的とした研究を行い、質量効率の向上（フィラメントワインディングパターン効率化により安全率 2.25、設計圧力 42MPa において水素貯蔵効率 63%達成）、ガス透過率の低減（目標値（0.2cc/L/h）に対し透過率を 1/5 に抑制）並びに液体酸素適合性を有する極限環境下で適用可能なライナーの開発等の成果を得ている。



図 9.10-18 JAXA の研究における超高圧複合容器のイメージ図

【URL】https://www.ihub-tansa.jaxa.jp/assets/prev/files/report_2020/2020report_1_4_1.pdf（2021/8/20）

9.10.6. 技術開発ロードマップ

9.10.6.1. 技術ロードマップ

2040 年までに月面推薬生成プラントの本格稼働を開始することを最終目標とし、目標達成に向けた技術ロードマップを策定した。月面推薬生成プラントの実現に向けた技術ロードマップを図 9.10-19 に示す。

（1） 全体システム

月面でレゴリスを掘削、プラントまで運搬、水を抽出した後に電気分解、得られた酸素及び水素を液化、タンクに保存、再使用離着陸機に推薬を充填する一連のシステムについて、地上のプラントメーカ等と連携しつつ、プラント全体システムの開発を行う。

（2） 要素技術

水資源利用における各要素（掘削、運搬、水抽出、水電解、液化、保存、充填）について技術検討を行う。特に、月面特有の自然環境（低重力、温度、真空等）が各構成要素に与える影響を評価し、必要に応じ、ISS や月面での実証を行い技術成熟度の向上を図る。

（3） 建設・インフラ技術

プラント建設地の事前調査、資材輸送用の着陸パッドの整地、着陸パッド～プラント建設地点間の道路建設、基礎工事が必要。地上の建設技術を最大限活用し、自動・自律化された建設機械の開発やプラント施工に取り組む。（探査シナリオ 9.4 項参照）

技術ロードマップの考え方：

2020年代に月面推薬生成プラント全体システムの概念検討や要素技術検討、地上実証等を行い、2030年代にプラント建設地の事前調査（地盤調査、測量）や月面実証プラント建設に着手、2040年までに推薬プラントの本格稼働を開始する。

- 全体システム：月面でレゴリスを掘削、プラントまで運搬、水を抽出した後に電気分解、得られた酸素及び水素を液化、タンクに保存、再使用離着陸機に推薬を充填する一連のシステムについて、地上のプラントメーカ等と連携しつつ、プラント全体システムの開発を行う。
- 要素技術：水資源利用における各要素（掘削、運搬、水抽出、水電解、液化、保存、充填）について技術検討を行う。特に、月面特有の自然環境（低重力、温度、真空等）が各構成要素に与える影響を評価し、必要に応じ、ISSや月面での実証を行い技術成熟度の向上を図る。
- 建設・インフラ技術：プラント建設地の事前調査、資材輸送用の着陸パッドの整地、着陸パッド～プラント建設地点間の道路建設、基礎工事が必要。地上の建設技術を最大限活用し、自動・自律化された建設機械の開発やプラント施工に取り組む。（探査シナリオ9.4項参照）

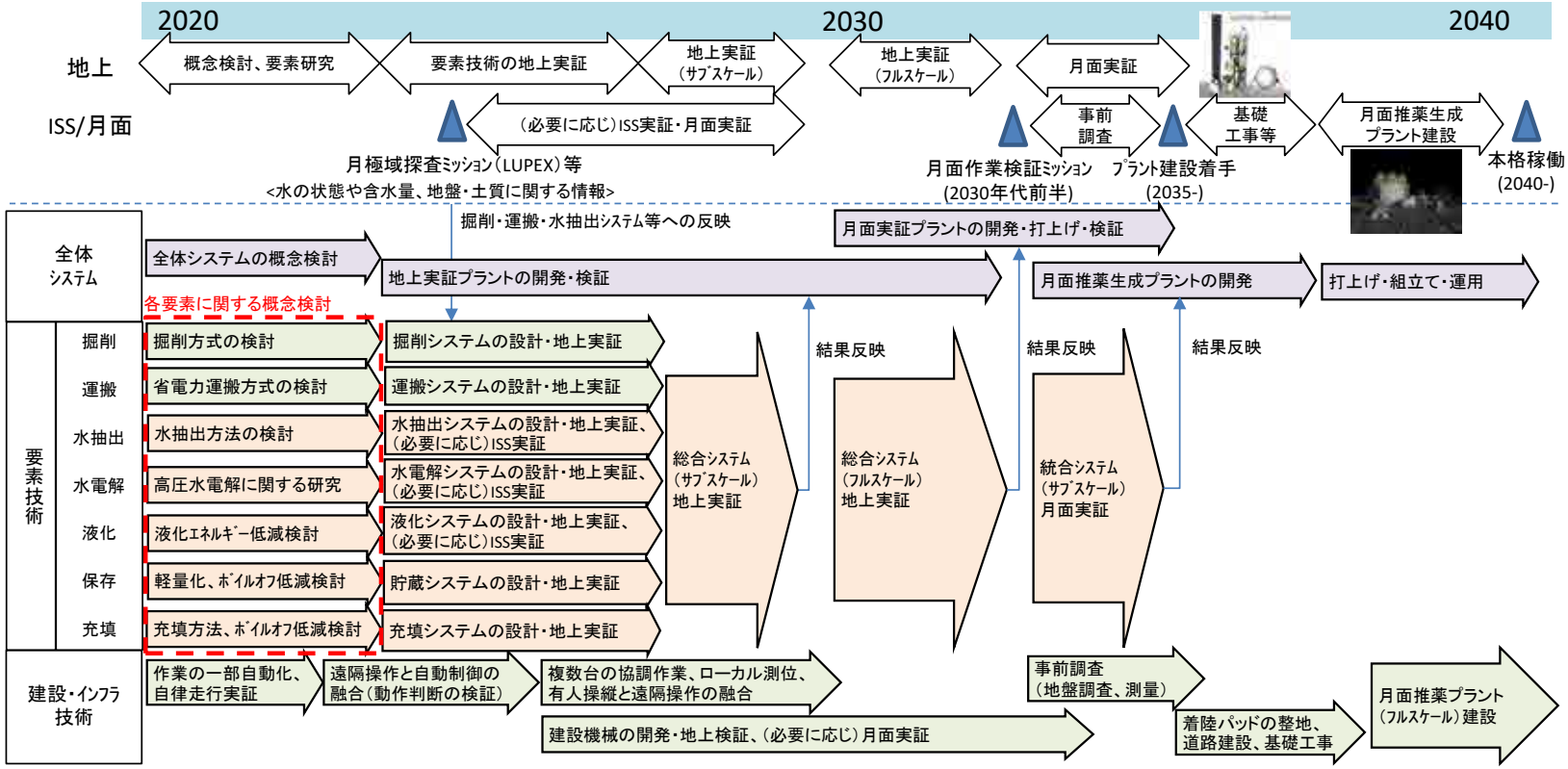


図 9.10-19 月面推薬生成プラントの実現に向けた技術ロードマップ

9.10.6.2. ミッション達成に必要な自然環境条件識別

月面推薬生成プラントの開発・運用にあたっては、一般的な宇宙機システムの開発における設計条件である熱環境、放射線環境、日照条件などに加え、月面の地質・地形情報やレゴリス特性などを考慮した設計が必要となる。本項では、図 7.2-58 に示す水資源利用プロセスの上流工程であるレゴリス処理（掘削、運搬、水抽出）及びインフラ・建設技術の観点より、月面推薬生成プラントの開発・運用に必要となる自然環境条件の識別を行う。また、アポロミッション等による各自然環境条件の調査状況とミッション達成に必要な未取得情報を識別し、今後の新規月ミッション及び事前調査での自然環境条件取得計画（案）を立案する。

9.10.6.2.1. 地質・地形・レゴリス特性

月面での建機による作業や関連設備の建設が月面推薬生成プラントミッションの達成に必要な工程となるが、世界的にも月面における大規模な建設作業は現時点で実施されていない。地上における建機の挙動や建設物の安定性の予測には物体と土壌の相互力学が用いられており、月面においても同様の方法で作業・建設を行うためには、月面推薬生成プラントの建設候補地とされている月南極域における地質・地形・レゴリス特性を把握する必要がある。

これまで NASA の Apollo ミッションでは、月の赤道域における土壌特性が直接的・間接的な手法で取得されてきた。しかし本シナリオの 6.1.4 節でも触れられているように、月土壌の力学を考慮したモデル構築のために必要なレゴリス特性の直接計測と現地の観測データのキャリブレーションは、現時点で不十分と考えられている。さらに月南極域における土壌特性の直接計測は未実施であることから、月面推薬生成プラントの建設候補地である月南極域と Apollo ミッションが行われた赤道域のレゴリス特性の相違点は明らかにされていない。

これより、赤道域の土壌特性をプラント設計に適用することの是非の判断や、月土壌を考慮したモデルの構築、そして地上実験に使用する月土壌シミュラントの改良のためには、月南極域における地質・地形・レゴリス特性等の環境条件を新規に取得する必要があるといえる。本節では月面推薬生成プラントの開発・運用に必要と考えられる自然環境条件について述べるとともに新規取得の要否を識別し、その取得方針について整理する。

表 9.10-7 に月面推薬生成プラントの開発・運用に必要な地質・地形・レゴリス特性に関する自然環境条件の識別結果を示す。本表は SLS-SPEC-159H「Cross-Program Design Specification for Natural Environments (DSNE)」に規定される自然環境条件について、月面推薬生成プラントの開発・運用の観点で要否を識別したものである。SLS-SPEC-159H に記載がないが新規取得が必要と判断した自然環境条件については表中最下部の欄に記載した。ただし各自然環境条件の取得は、表面移動技術及び作業・建設技術に影響のある月表面から深さ 1.5m までを想定する。さらに、本表で取得が必要と判断した自然環境条件については表 9.10-8 に整理し、それぞれの説明を以降本文に記述する。

表 9.10-7 (1/2) 月面推薬生成プラントの開発・運用に必要な自然環境条件(地質・地形・レゴリス特性)の識別結果

SLS-159 該当項番	自然環境パラメータ		水資源利用(水抽出)	インフラ・建設技術	新規取得の要否	備考
3.4.1.1	クレータ分布		○	○		ア)
3.4.1.2	クレータ内の地形情報		○			ア)
3.4.1.3	標高及び傾斜	標高		○		ア)
		傾斜		○		ア)
3.4.1.4	岩石分布			○		ア)
3.4.2.1	組成	鉱物組成	○	○		イ)
		化学組成	○	○		イ)
3.4.2.2	粒径及び形状	平均粒径	○	○		イ)
		粒径分布	○	○	○	B.1 参照
		形状	○	○		イ)
		細粒物		○	○	B.1 参照
3.4.2.3	機械的特性	かさ密度		○	○	C.2 参照
		相対密度		○		イ)
		比重	○	○	○	C.1 参照
		孔隙率		○		ウ)
		透水性		○		イ)
		拡散率	○			イ)
		硬度		○		イ)
3.4.2.4	物理的特性	圧縮指数		○		ウ)
		再圧縮係数		○		ウ)
		水平応力係数		○		ウ)
		せん断強さ		○		ウ)
		地盤支持力		○	○	A.3 参照
		内部摩擦角		○	○	D.1.1 参照
		粘着力		○	○	D.1.1 参照
		斜面安定性		○	○	A.2 参照

表 9.10-7 (2/2) 月面推薬生成プラントの開発・運用に必要な自然環境条件(地質・地形・レゴリス特性)の識別結果

SLS-159 該当項番	自然環境パラメータ		水資源利用(水抽出)	インフラ・建設技術	新規取得の要否	備考
(記載なし)	—	レゴリス層厚さ	○	○	○	A.1 参照
		すべり係数		○	○	D.1.2 参照
		弾性係数		○	○	D.2 参照
		ポアソン比		○	○	D.2 参照
		沈下指数		○	○	D.3 参照
		土壌変形定数		○	○	D.3 参照

判断根拠 ア)月南極域についてのデータが取得されており、新規取得は不要と判断した。
判断根拠 イ)Apollo ミッションで赤道領域のデータが取得されており、新規取得は不要と判断した。
判断根拠 ウ)関連する別のパラメータより導出可能のため、新規取得は不要と判断した。

表 9.10-8（1/2） 地質・地形・レゴリス特性に関するデータ取得計画

項目 / 自然環境条件	該当項番	新規取得理由	既存データ等の有無	データ取得計画			
				取得条件・粒度	取得方法例	取得期限	優先度
レゴリス層厚さの地域性	A.1	プラント建設候補地選定、建設物基礎工事の詳細計画	月全域のレーダ計測データ（間接計測）有	南極域での現地計測 疎観測：約 50m 間隔 詳細観測：約 1m 間隔	南極域でのボーリング調査（現地計測）	疎観測：～概念設計 詳細観測：～基本設計 （2030 年代前半）	中
斜面安定性 FS	A.2	作業時の斜面安定性の判断指標	地上実験値、赤道域データを用いた計算値	南極域での現地計測データ	地上実験及び計算値と現地データのキャリブレーション	～詳細設計（2035 年頃）	高
地盤支持力 Q	A.3	建設時の地盤安定性の判断指標	地上実験値、赤道域データを用いた計算値		地上実験及び計算値と現地データ（平板載荷試験等）のキャリブレーション		

表 9.10-8 (2/2) 地質・地形・レゴリス特性に関するデータ取得計画

自然環境条件＼項目			該当項番	新規取得理由	既存データ等の有無	データ取得計画			
						取得条件・粒度	取得方法例	取得期限	優先度
基本的特性	粒径分布（特に粒形 0.075mm 以下の細粒分の割合）		B.1	月土壌シミュラント開発、防塵仕様の過剰設計防止	赤道域サンプルのふるい透過試験及び SEM 試験データ（地上計測）有	南極域のデータ	南極域でのふるい透過試験（現地計測）	～詳細設計（2035 年頃）	低
機械的特性	比重 G		C.1	月土壌シミュラント開発、数値解析条件設定	赤道域サンプルの土粒子の密度試験データ（地上計測）有	南極域のデータ	土粒子の密度試験（リターンサンプルによる地上計測）		低
	かさ密度 ρ		C.2	走行試験条件設定、数値解析条件設定	赤道域のコーン貫入試験データ（現地計測）有	南極域での現地計測 月表面から深さ約 1.5m まで、約 15cm 刻み	南極域でのコーン貫入試験から推定（現地計測）		高
物理的特性※	摩擦特性	粘着力 c 内部摩擦角 ϕ	D.1.1	数値解析条件設定	赤道域のコーン貫入試験及びベーンせん断試験からの推定データ（現地計測）有	南極域での現地計測 疎観測：約 50m 間隔 詳細観測：約 1m 間隔（水平方向）	南極域でのベーンせん断試験から推定（現地計測）	疎観測：～基本設計（2030 年代前半） 詳細観測：～詳細設計（2035 年頃）	高
		すべり係数 K	D.1.2	数値解析条件設定	赤道域サンプルの三軸圧縮試験データ（地上計測）有 LUPEX で月南極域のせん断強さを取得予定		南極域でのベーンせん断試験から推定、または三軸圧縮試験（現地計測）		中
	変形特性	弾性係数 E ポアソン比 ν	D.2	数値解析条件設定、地盤の沈下・変形評価	赤道域サンプルの圧縮試験データ（地上計測）有		南極域でのベーンせん断試験から推定、または孔内水平載荷試験（現地計測）		中
	圧縮性	沈下指数 n 土壌変形定数 k_c, k_ϕ	D.3	数値解析条件設定	赤道域サンプルデータ（地上計測）有		南極域でのビバメータによる荷重貫入試験（現地計測）		高

※精度の高いデータ取得にはリターンサンプルの解析が望ましい。

A.1 レゴリス層厚さの地域性

月表面では硬い地盤の上にレゴリスが堆積しており、そのレゴリスの層の厚さには地域性がある。レゴリス層の厚さの地域性（水平方向の分布）を把握することは、水資源を含む可能性のあるレゴリス堆積状況を把握し、プラント建設候補地の選定を行うことにつながる。またプラント建設時に基礎を築く工程等、建設計画のためにも月南極域におけるデータ取得が必要である。

既存データとしては JAXA の「かぐや」のレーダ計測結果を用いて月の海のレゴリス層の厚さを解析した結果[1]があるが、レゴリス層の厚さは局所的な地質に依存する。そのため信頼性の高い情報取得には、プラント建設が予定される月南極域について現地計測を行う必要があるといえる。

現地計測は 2 段階を想定し、まず数 km 四方の地域を想定したプラント建設候補地の選定のため、約 50m 間隔でのボーリング調査を概念設計までに行う。続いて建設物基礎工事の詳細計画のため、詳細観測データを約 1m 間隔で基本設計までに取得するのが望ましい。このようにレゴリス層厚さの地域性について月南極域の情報取得の必要性は高い一方で、月土壌は液体の水が含まれないため地上の土壌と比べて流動性が低く、レゴリス層にアンカーを打つことが可能であるとされることから、新規データ取得の優先度は中とした。

A.2 斜面安定性

斜面安定性はかさ密度や粘着力から以下の式で算出される値であり、建設時における砂斜面の安定性判断に使用される。

$$FS = N\left[\frac{\rho g_m h}{c}\right]$$

（FS: 斜面安定性、N: 安定数、ρ: かさ密度、g_m: 月の重力加速度、h: 斜面高さ、c: 粘着力）

月赤道域で取得されたかさ密度や粘着力から算出された計算値や、地上での人口斜面の観測は行われており、安全率 1.5 の時には斜度 90 度（～深さ 3m）、斜度 60 度（～深さ 10m）を維持可能といった値が推奨されている[2]。一方、月面における自然斜面の安定性については現地での観測が未実施である。建機・建設の観点で高精度なモデル構築のためにも、月面推薬生成プラントの建設計画以前の現地観測及び計算値とのキャリブレーションが必要だと考えられる。

A.3 地盤支持力

地盤支持力は地盤が荷重を支える能力を指し、地盤が崩壊せずに耐えられる最大荷重に対する支持力である「極限支持力」と、許容沈下量を超えない荷重に対する支持力を「許容支持力」に分けて考えられる。

極限支持力　　$q_{\mathrm{ult}} = cN_c\xi_c + \rho g_m B N_{\gamma q}\xi_{\gamma q}$

許容支持力　　$q_{\mathrm{all}} = kd_{\mathrm{acc}}$

（c: 粘着力、ρ: レゴリスの密度、g_m: 月の重力加速度、B: 接地面直径、$N_c, N_{\gamma q}$: 支持力係数、$\xi_c, \xi_{\gamma q}$: 形状係数、k: 地盤反力、d_{acc}: 許容沈下量）

Apollo ミッションでは宇宙飛行士の足跡やローバ走破時の沈下量から図 9.10-20 のような情報が得られている。一方で月南極域における強度定数を用いた地盤支持力の算出や、現地での計測は未実施であるため、より精度の高いデータ取得のためには両者の新規取得並びにキャリブレーションを行う必要がある。

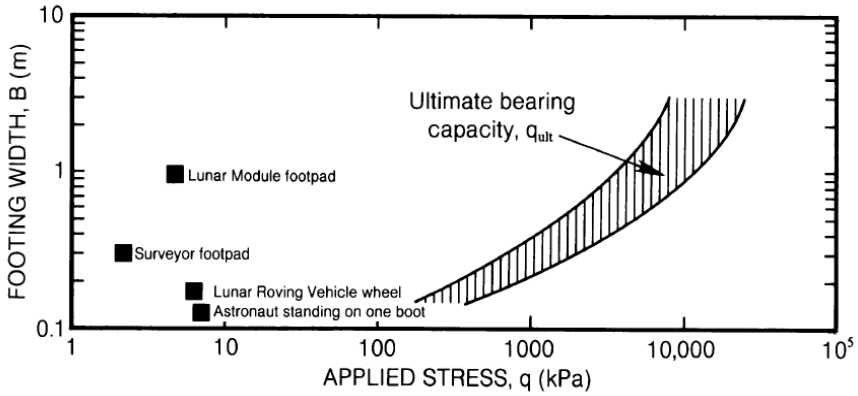


図 9.10-20　接地幅変化に伴う地盤支持力の変化[3]

B.1 粒形分布

粒形分布情報の取得は、月南極域を想定した月土壌シミュラントの開発に必要となる。また月面では日照域と日陰域の境界付近で巻き上げられた塵が数分単位で浮遊し塵曇を形成することが知られている[4]。ローバや建機の防塵設計を行うためにも、特に粒形が0.075mm未満の細粒分の割合や月面環境での振舞いを把握することが必要だといえる。

Apollo ミッションのリターンサンプルからは平均粒形 $d = 101 \sim 268\ \mu\mathrm{m}$ [5]というデータが取得されているが、月南極域では値が異なる可能性がある。将来的には月土壌シミュラント開発のためにリターンサンプルを用いた粒形分布のデータ取得が好ましいが、特にプラント建設の観点では建機やローバの防塵仕様の過剰設計防止のため、現地でのふるい透過試験による細粒分の割合の把握や、光学カメラでの浮遊塵の振舞いの撮影等を詳細設計までに行うことが望ましい。細粒分情報の取得がプラント建機の設計に及ぼす影響部分としては防塵仕様の過剰設計防止という点のみであるため、優先度は低とした。

C. レゴリスの機械特性

C.1 比重

比重は月南極域を想定した月土壌シミュラントの開発や数値解析の条件設定に必要とされる。Apollo ミッションではリターンサンプルを用いたピクノメータ法による土粒子の密度試験により、推定値 $G = 3.1\ \mathrm{g/cm^3}$ の値が取得された。一方で比重はレゴリスの化学組成に依るため地域性があると考えられるが、比重データの

取得のみに月南極域からのサンプルリターンミッションを行うのはコストがかかってしまう。また比重の情報は本シナリオにの展望であるプラント建設において特に必要となるかさ密度の算出に使用されるが、かさ密度は南極域でのコーン貫入試験により推定が可能なため、比重の情報取得の優先度は低とした。

C.2 かさ密度

かさ密度はレゴリスの堆積状態によって変化する基本的物理量であるため、現地の堆積状態での計測が必要となる。現地の土壌状態の情報となるため、かさ密度は地上走行試験の土壌状態の設定や数値解析（FEM 解析等）の条件設定に用いられる。表 9.10-9 に示すように Apollo ミッションで赤道域における深さごとのかさ密度がコーン貫入試験により計測された[6]が、かさ密度は支持荷重、斜面安定性、熱伝導、電気抵抗、放射線の到達深さといった土壌の性質に関連し、特に走行系ではかさ密度の低い土壌を締固めて必要な牽引力を得る必要があるため、プラント建設予定地である月極域の現地情報の取得が詳細設計までに必要である。

表 9.10-9 深さ毎のレゴリスのかさ密度変化[7]

Average Bulk Density (g/cm^3)	Depth Range (cm)
1.50 ± 0.05	0 - 15
1.58 ± 0.05	0 - 30
1.74 ± 0.05	30 - 60
1.66 ± 0.05	0 - 60

D. レゴリスの物理的特性

本項目で扱うパラメータについては概念設計までは月赤道域の既存データを基に検討し、基本設計までに月南極域における疎観測（約 50m 間隔での現地計測）、詳細設計までに詳細観測（約 1m 間隔での現地計測）を行いデータ取得することが望ましい。またどのパラメータも高精度な値の取得にはリターンサンプルを用いた室内試験（圧縮試験等）が必要となるため、長期目線では月南極域におけるレゴリスのサンプルリターンが望まれる。

D.1 摩擦特性

D.1.1 粘着力、内部摩擦角

内部摩擦角と粘着力は月土壌のせん断強さや地盤支持力の算出に用いられ、建機の掘削力や排土抵抗の予測のための地上試験及び数値解析等に重要な情報とされる。内部摩擦角と粘着力の関係は以下の式で表される。

$$\tau = c + \sigma \tan \phi$$

（τ：せん断強さ、c：レゴリスの粘着力、σ：せん断応力）

Apollo ミッションでは複数ミッションで月赤道域についてコーン貫入試験やベーンせん断試験が行われ、粘着力と内部摩擦角の推奨値はそれぞれ $c = 0.017\ \mathrm{N/cm^2}$ 及び $\phi = 35\ °$とされている。これらの値はレゴリスのかさ密度変化に影響されることが考えられるため、月南極域においてベーンコーンせん断試験による現地計測が必要だといえる。

D.1.2 すべり係数

すべり係数はすべり率を加味した際の車両の牽引力（＝せん断反力）の算出に用いられ、月面における推奨値は$K = 1.78\mathrm{cm}$ とされる。月面での地域依存性を確認するためにも、月南極域での現地計測が必要と考えられる。せん断応力とひずみの関係から求められるため現地でのベーンせん断試験の結果から取得可能となるが、JAXA で予定する LUPEX ミッションで同試験を行う予定があるため、新規ミッションでの情報取得の優先度は中とした。

D.2 変形特性（弾性係数、ポアソン比）

変形特性は FEM 解析等による地盤の沈下・変形評価に用いられる。Apollo ミッションのリターンサンプルでは弾性係数が$21{,}400\ \mathrm{MPa}$、ポアソン比が0.39の値がそれぞれ地上の圧縮試験で取得されている[8]。一方これらの結果はリターンサンプルを地上で直方体状に固め直して供試体としているため、実際の月面のレゴリス堆積環境についての高精度データ取得には月南極域での孔内水平載荷試験での現地計測が将来的に望まれる。

D.3 圧縮性（沈下指数、土壌変形定数）

レゴリスの圧縮性を表す沈下指数と土壌変形定数は、沈下時のレゴリスに作用する応力の算出に用いられ数値解析の条件設定にも必要とされる。Apollo ミッションで得られた沈下指数の推奨値は $n = 1.0$ 、土壌変形定数の推奨値は $k_c = 0.14\ \mathrm{N/cm^2},\ k_\varphi = 0.82\ \mathrm{N/cm^2}$ とされている。本パラメータの高精度情報取得には、月南極域でのビバメータによる荷重貫入試験を行うことが将来的に望まれる。

【参考文献】

[1] Kobayashi, Takao, et al. "Simultaneous observation of Lunar Radar Sounder and Laser Altimeter of Kaguya for lunar regolith layer thickness estimate." IEEE Geoscience and Remote Sensing Letters 7.3 (2010): 435-439.

[2] 若林幸子, 松本甲太郎. (2006). 月の模擬土壌を用いた斜面走行試験装置の開発. 宇宙航空研究開発機構研究開発資料.

[3] French, B. M., Heiken, G., Vaniman, D., & Schmitt, J. (1991). Lunar sourcebook: A user's guide to the Moon. CUP Archive, 518.

[4] Leahy, F. B. (2021). SLS-SPEC-159, Cross-Program Design Specification for Natural Environments (DSNE) (No. SLS-SPEC-159).

[5] French, B. M., Heiken, G., Vaniman, D., & Schmitt, J. (1991). Lunar sourcebook: A user's guide to the Moon. CUP Archive, 500.

[6] French, B. M., Heiken, G., Vaniman, D., & Schmitt, J. (1991). Lunar sourcebook: A user's guide to the Moon. CUP Archive, 506.

[7] French, B. M., Heiken, G., Vaniman, D., & Schmitt, J. (1991). Lunar sourcebook: A user's guide to the Moon. CUP Archive, 492.

[8] Lin, T. D., Love, H., & Stark, D. (1992, September). Physical properties of concrete made with Apollo 16 lunar soil sample. In Lunar Bases and Space Activities of the 21st Century (p. 483).

9.10.6.3. 水氷関連データ

月南極域に存在する水氷の情報は、レゴリス掘削場の開発・運用の観点及び推薬生成プラントの開発・運用の観点で必須といえる。具体的に前者については掘削場所の候補選定や掘削機構及びレゴリス運搬車の設計への反映に、後者についてはプラント建設地の候補選定や水抽出プロセスの設計への反映に情報が必要となる。

月極域の水氷関連データは、リモートセンシング観測データに基づく多くの研究が報告されている（図 9.10-21）が、観測波長・データ解析手法により結果が異なることや、データの解釈において意見が分かれるなどの理由から、量、分布、形態（塊、吸着など）について決定的な結論はまだ得られていない。我が国の LUPEX 等の月極域探査で得られるグランドトゥルースデータを踏まえ、レゴリス掘削場や推薬生成プラント建設地の補地選定、水抽出プロセスの設計等への反映を行う。

推薬生成プラント建設の観点では特にレゴリス掘削場及び推薬生成プラント建設地の候補地となる月南極（シャックルトンクレータ縁等 TBD）の、月表面から掘削深さ（最大 1.5m 程度）までの水氷関連データ取得が望ましい。深さ設定値の根拠としては、レゴリス掘削の観点で地上重機の掘削能力から十分に余裕のある深さ 0.25m、及びプラント建設地の地盤改良の観点での深さ 1m をカバーする値とした。

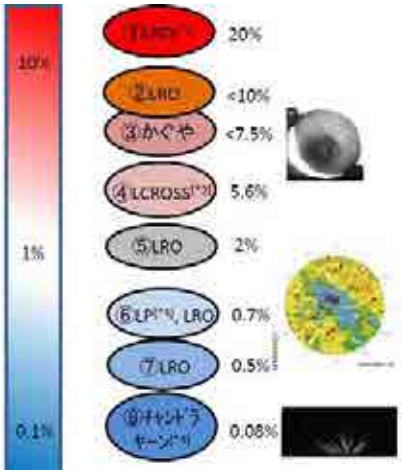


図 9.10-21 各ミッションにおけるレゴリスの含水率[10]

表 9.10-10 水氷に関する自然環境条件の識別

項目 / 環境データ	取得理由	既存データの有無	データ取得計画			
			取得条件・粒度	取得方法	取得期限	優先度
水の量	・レゴリス掘削場や推薬生成プラントの建設候補地選定 ・水抽出プロセスの設計等への反映	リモートセンシングの観測波長やデータ解析手法により結果が異なることや、データの解釈において意見が分かれるなどの理由から、量、分布、形態（塊、吸着など）について決定的な結論はまだ得られていない。	・レゴリス掘削場及び推薬生成プラントの建設候補地（月南極シャックルトンクレータ縁 TBD） ・月表面～掘削深さ（最大 1.5mTBD）まで	LUPEX 等の月極域の実地探査でグランドトゥルースデータを取得	月面推薬生成プラントの開発に着手する 2030 年まで（TBD）	高
水の分布						
水の存在形態（水の氷、吸着水、構造水、結晶水などとして存在）						
水以外の化学種（CH4 など）						

9.10.6.4. 結論

SLS-SPEC-159 や Lunar Sourcebook 等の文献情報をもとに、月面推薬生成プラントの開発・運用に向けて新規のデータ取得あるいはシミュレーションが必要な自然環境データを識別した。

① レゴリス特性（特にかさ密度、内部摩擦角など）【新規取得】

プラント建設候補地である月南極で実際に取得したレゴリス特性に関するデータは乏しく、赤道領域におけるレゴリス特性値との類似性は不確定要素である。レゴリス特性の地域依存性がプラントや月面用建設機械の概念検討条件に与える影響は限定的であるという仮定のもと、Apollo ミッション等で取得した既存データを活用することで概念検討を進めることを提案する。適宜、今後の月極域探査で得られるレゴリス特性値を概念検討の前提条件に反映していく。

一方で、プラントや月面用建設機械の基本設計以降のフェーズでは、建設候補地について、前頁の総括表に示す自然環境データが以下の観点で必要である。これらのデータ取得はプラント建設の本格着手前に、「事前調査」として実施することを提案する。

- 過剰/過少設計防止の観点
- 月極域環境を模擬した地上試験環境構築・シミュレーション条件設定の観点

事前調査項目の検討にあたっては今後の月極域探査で得られるデータの地域性や時間的連続性等を考慮しつつ、データ取得計画を適宜、見直す必要がある。また、月面への輸送機会が限定的であることを踏まえ、事前調査は水資源利用プロセス（レゴリスからの水抽出、水電解、液化など）の月面実証と合わせて実施することが望ましい。

② 水氷関連データ 【新規取得】

月極域の水氷関連データは、リモートセンシング観測データに基づく多くの研究が報告されているが、観測波長・データ解析手法により結果が異なることや、データの解釈において意見が分かれるなどの理由から、量、分布、形態（塊、吸着など）について決定的な結論はまだ得られていない。

我が国の月極域探査機（LUPEX）を含め、2020 年代に月の南極域探査が多数予定されていることから、各ミッションで得られるグランドトゥルースデータを踏まえ、プラント建設候補地の選定、水抽出プロセスの設計等への反映を行う。

9.11. 食料生産

ECLSS では、地球からの水・酸素の輸送量を減らすために、空気再生・水再生・廃棄物処理のシステムを構築し、物質循環による再生技術の獲得を目指している。一方、有人宇宙活動において食料も宇宙飛行士の生命維持には必須のものである。現在食料は、100%地上からの補給により賄っているが、将来の深宇宙探査や拠点長期滞在においては食料も含めた物質循環や、その場での食料生産についても技術獲得が必要である。

特に、世界でまだ実現されていないが、惑星表面での自給自足に寄与する主食類を閉鎖空間で栽培する技術を確立し、国際協働宇宙探査の将来像における日本の貢献とすることを目指す。当該分野については、国内でも民間企業等主体の取り組みが複数着手されていることから、今後国内外の技術動向、実施状況を踏まえ、民間企業や海外機関等との連携・協力も視野に入れつつ、日本として国際競争力のある技術の獲得を目指す。

食料生産のための宇宙での植物栽培技術は、新鮮な野菜類を育て宇宙食に彩りや新鮮な食感を追加するという QOL 向上としての意義、地球低軌道における商業利用価値のある付加価値の高い宇宙特産作物の栽培生産、地上の食料生産の効率化や SDGsへの貢献といった側面もあり、宇宙探査での食料生産に限らない様々な波及効果が期待できる。

9.11.1. 宇宙探査での目標

月、火星など、その場の資源を利用して、地球からの補給に頼らない食料生産が将来の長期滞在型の拠点活動において必要となる。そこで、将来の月や火星の探査の長期滞在中に、地球からの補給に頼らず生きていくために必要なエネルギー、栄養素の自給を目指した食料生産システムの構築を目指す。

(1) 閉鎖空間での植物栽培技術の確立（図 9.11-1 参照）

(a) 地上部制御技術（光、気体成分、温湿度などの制御）
閉鎖環境、低重力／無重力の宇宙で植物栽培環境を実現するために、光量、気体（酸素・二酸化炭素など）成分、温湿度、気流、果菜類結実のための人工授粉やホルモン処理を閉鎖環境で管理制御できる技術を確立する。このうち、気体成分や温度の制御は、ECLSS システムへの依存を基本とするが、収量増加のための制御（例：二酸化炭素濃度増）は、植物栽培としてコントロールする。

(b) 地下部制御技術
植物成長に不可欠な根からの水・養分吸収を実現するために、土壌の代わりとなる培地技術、生分解性培地でのイモ類結実技術、水・養分の供給技術を確立する。水は、補給量低減のために地上部の空気から回収した水分を活用することを前提とするため、数カ月に

わたる水の循環利用技術の確立が鍵となる。具体的には、水周辺に発生する藻類などの対策、水質維持、微小重力環境下での水回収を含む技術の獲得が必要である。

(2) 地上の植物工場レベルの生産性（露地栽培の 1.5 倍～4 倍）

生産性は、露地栽培の 1.5 倍から 4 倍である地上の植物工場レベルを目標とする。具体的な目標（生産性と人数当たりの必要栽培面積）を表 9.11-1 に示す。空気・水をふんだんに使用できる地上と異なり、閉鎖空間でそれらを循環利用する宇宙特有の課題を克服しつつ、作物に応じた環境最適化や自動化により植物工場と同等レベルの安定栽培・収量増加を実現する。

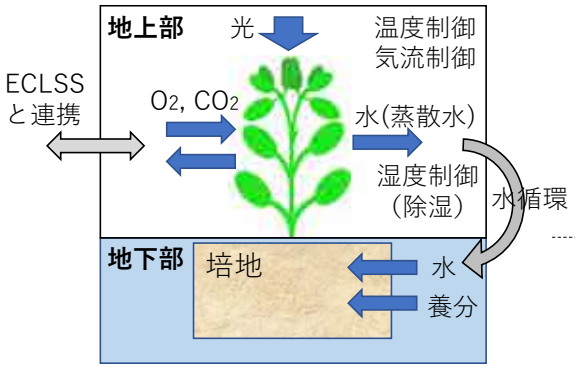
自動化については、一定の品質で、かつ備蓄を考慮し余剰が出るよう収穫量を確保し、食料を安定供給するためや貴重な人的リソースを植物栽培に占有されないようにするために、ロボット・ドローンを用いた作業機械化やセンサーにより植物の生育状態・変化をモニターして自動最適制御を行うことを目標とする。

(3) 主食類の栽培技術の確立（図 9.11-2 参照）

ISS では既に各極により植物栽培実験がおこなわれているが、栽培日数が短く比較的容易に栽培が可能なサラダ野菜(QOL 作物(*))の栽培が基本であり、惑星表面での自給自足のために人のエネルギー源として必要な主食類(カロリー作物(*))の栽培はまだ実現されていない。将来の国際宇宙探査での貢献を目指して、長い栽培期間、高い技術を必要とする主食類の栽培技術を確立する。
(*) 本ロードマップでの独自の呼称

(4) 廃棄物のリサイクルや現地資材の活用（補給量／廃棄物の最小化）

使用後に廃棄物となる資材の使用は極力低減するとともに、その場資源利用技術などを発展させ、ECLSS 技術では処理しきれない有機性廃棄物、例えば、便や生ごみ処理後の残渣の養分への活用（資源循環）、微生物により分解される培地を用いた廃棄物低減、日本の民生分野の優れた要素技術である噴霧栽培による培地ゼロ化、現地資源であるレゴリスの培地への利用により、補給量/廃棄物の最小化を実現する。



[光] LED照明
[O2, CO2] ECLSSシステムに依存
(収量増加のための制御を除く)
[温度] 同上
[湿度] 除湿器
[気流] 循環ファン
[結実] 人工授粉やホルモン処理

[培地] 生分解性培地など（噴霧栽培では不要）
[水] 地上部の除湿水を活用、不足分を補給
[養分] 必要成分を補給。有機廃棄物の活用。
[結実] 生分解性培地における根の加圧など

図 9.11-1 閉鎖空間での植物栽培の概念図

表 9.11-1 植物工場における生産性と必要栽培面積

	1 人あたりの必要重量	植物工場における生産性			1 人あたりの必要面積	必要面積	
		1 作の生産量	栽培日数	日生産量		6 人	100 人
	(g/day)	(g/m^2)	(day)	(g/m^2/day)	(m^2)	(m^2)	(m^2)
イネ	400	900	90	10	40.0	240	4000
ジャガイモ	75	8000	360	22	3.4	20	338
サツマイモ	150			20	7.5	45	750
ダイズ	350	1400	100	14	25.0	150	2500
レタス	150	2500	30	83	1.8	11	180
トマト	200	83000	360	231	0.9	5	87
キュウリ	100	70000	360	194	0.5	3	51
イチゴ	50	17000	360	47	1.1	6	106

サツマイモの栽培例が少ないため、日生産量をジャガイモの約 9 割としている。
出典「月面農場ワーキンググループ検討報告書第1版」 本報告書では地球からの補給に頼らず、月面で栽培する植物で自給自足することを前提に検討した。作物の栄養素的な特徴を踏まえ、「食事摂取基準」の示す範囲を目指し、エネルギーと3大栄養素のバランスを考慮し、8 作物種の一日必要重量を決定した。

- 月面農場WGにおいて栄養バランスを考慮して選定された栽培作物候補（下表）を「QOL作物」、「カロリー作物」に分類し、それぞれの代表的な品種を中心に植物栽培技術を確立する。
- 主食類である「カロリー作物」は、宇宙での栽培実績はないが、自給自足に必要なエネルギー源となる作物であり、日本の貢献とすることを目指して技術確立に取り組む。

栽培が比較的容易であり、宇宙での栽培実績多数

月面農場WGで選定された栽培作物候補8種

高い栽培技術が必要であり、宇宙での栽培実績なし

分類	QOL作物	カロリー作物
栽培品種	 トマト　キュウリ　イチゴ　レタス 果菜類　葉菜類	 イネ　ダイズ　ジャガイモ　サツマイモ 穀類　マメ類　イモ類
特徴	・彩りや新鮮な食感を楽しむ副菜類 ・栽培期間は短め ・果菜類のイチゴ・トマトは結実のための人工授粉やホルモン処理が必要。	・エネルギー源となる主食類 ・栽培期間が長く（3カ月以上）、広い栽培面積を必要とする。 ・穀類、豆類は高い光量が必要。 ・イネは地上部高さが高い。 ・サツマイモは肥大のために根の圧迫が必要

図 9.11-2 栽培作物候補と特徴（QOL 作物／カロリー作物）

9.11.2. 世界の技術動向（ベンチマーク）

米国とロシアは、宇宙船内での植物栽培を宇宙開発の初期段階から取り組んできた。初期は、船内での限られたスペースから小さな栽培装置を用いた実験的栽培が行われた。規模の大きい栽培研究は、地上の生物再生型生命維持システムで実施され、日本、米国、欧州、ロシア、カナダなどがそれぞれ、あるいは協力しながら進めている。

(1) 米国

NASA は、農業モジュールを備えた BIO-Plex （Bioregenerative Planetary Life Support Systems Test ComPlex）を建設したが、作物再生を伴う閉鎖型生命維持システムとして本格的な実験は実施されていない。現在は、Mars Desert Research Station(MDRS) が稼働しており、火星での居住を模擬し、食料生産および植物化学研究施設を設け、将来の火星有人ミッションに必要となる食料の種類や量について研究を実施している。

宇宙での LED 光源の利用や垂直・多段式農法は技術的イノベーションをもたらした。宇宙実験では、植物生理学実験が多いものの、宇宙での栽培としてレタスや、ヒャクニチソウ、トウキョウベカナ、チンゲンサイ、獅子唐辛子の栽培が行われている。

(2) 欧州

ESA は宇宙用の栽培装置 European Modular Cultivation System(EMCS)を開発し、2006 年から ISS に搭載し宇宙での植物研究に必要な基礎データの取得を行った。また、有人探査時代の食料となる作物栽培研究を目指してドイツ宇宙機関(DLR)主導で EDEN ISS を開発・南極におい

て運用中であり、極地の生鮮野菜供給のため多段栽培モジュールで、宇宙利用を視野に入れている。EDEN ISS のコンテナは 2018 年に南極大陸に運ばれ、ドイツの南極基地 Neumayer-Station III から 400m の場所で運用され、キュウリ、レタス、トマト等収穫された作物は基地のクルーに供給された。現在も栽培実験中である。

(3) ロシア

ISS のロシアモジュール内に植物栽培装置 Lada を設置するなど、継続的に宇宙用の栽培装置を開発・利用している。これまでにコムギ、オオムギ、ダイズ、ミズナなど様々な植物栽培が試みられ、水とガス環境のデータが取得されている。サリュートやミールでの実験当初は植物に成長阻害や結実障害が見られたが、最終的にはエチレンの蓄積によると結論され、栽培装置内外でのガス交換およびエチレン除去フィルターの必要性が示唆された。IMBP は宇宙ステーションでの研究を進めることで、火星への移動期間における微小重力環境での食料生産を目指している。

9.11.3. 目標とのギャップ

植物栽培はシロイヌナズナの宇宙での栽培実績があるが、食料生産を目指した本格的な植物栽培は地上の植物工場の技術を活用して、今後宇宙用に発展させていく必要がある。下記の目標とのギャップを図示した植物栽培技術全体発展マップを図 9.11-3 に示す。

栽培技術の難易度は栽培品種により異なるため、まずは難易度の低い QOL 作物で技術確立を進め、その技術を難易度の高いカロリー作物に拡張することを目指す。

(1) 閉鎖空間での植物栽培技術の確立

(a) 地上部の環境制御技術(光、酸素、二酸化炭素、温湿度などの制御)
地上の植物工場の環境制御技術を活用可能だが、地上では空気は外気との入れ替えを前提としており、閉鎖空間での栽培に必要な酸素・二酸化炭素などの空気成分の維持(ECLSS システム連携)、微小重力・低重力下での温度均一化、蒸散水の回収利用のための除湿や気液分離は、今後、宇宙用に技術開発する必要がある。

(b) 地下部の培地、水・養分供給技術
1G を前提とした地上の植物工場の技術を基本として、微小重力・低重力下での回収水・養分の供給技術などは、今後宇宙用に技術開発する必要がある。

(2) 地上の植物工場レベルの生産性(露地栽培の 1.5 倍～4 倍)

(1)の閉鎖空間での基本的な栽培技術に加え、各制御を栽培品種に応じて最適制御する技術が必要となる。閉鎖空間での植物栽培試験の生産性データ未取得であり、今後、目標との定量的な

ギャップを明らかにする。

(3) 主食類(カロリー作物)の栽培技術の確立

(1)の閉鎖空間での基本的な栽培技術に加え、長い栽培期間を通した適切な栽培環境の維持、高い光量(穀類、豆類)、高い背丈対応(イネ)、土壌に代わる培地で実の肥大(イモ類)といったカロリー作物特有の技術開発が今後必要となる。これらの技術開発には、(2)の生産性向上のための最適制御で培った技術を活用する。

(4) 廃棄物のリサイクルや現地資材の活用(補給量／廃棄物の最小化)

培地については、生分解性培地を用いた栽培、噴霧栽培などの要素技術について、様々な栽培種の生育データを取得してきており、知見や基礎技術を獲得しつつある。有機性廃棄物のリサイクル利用は、閉鎖空間での植物栽培技術確立後に ECLSS 技術と連携して検討する。

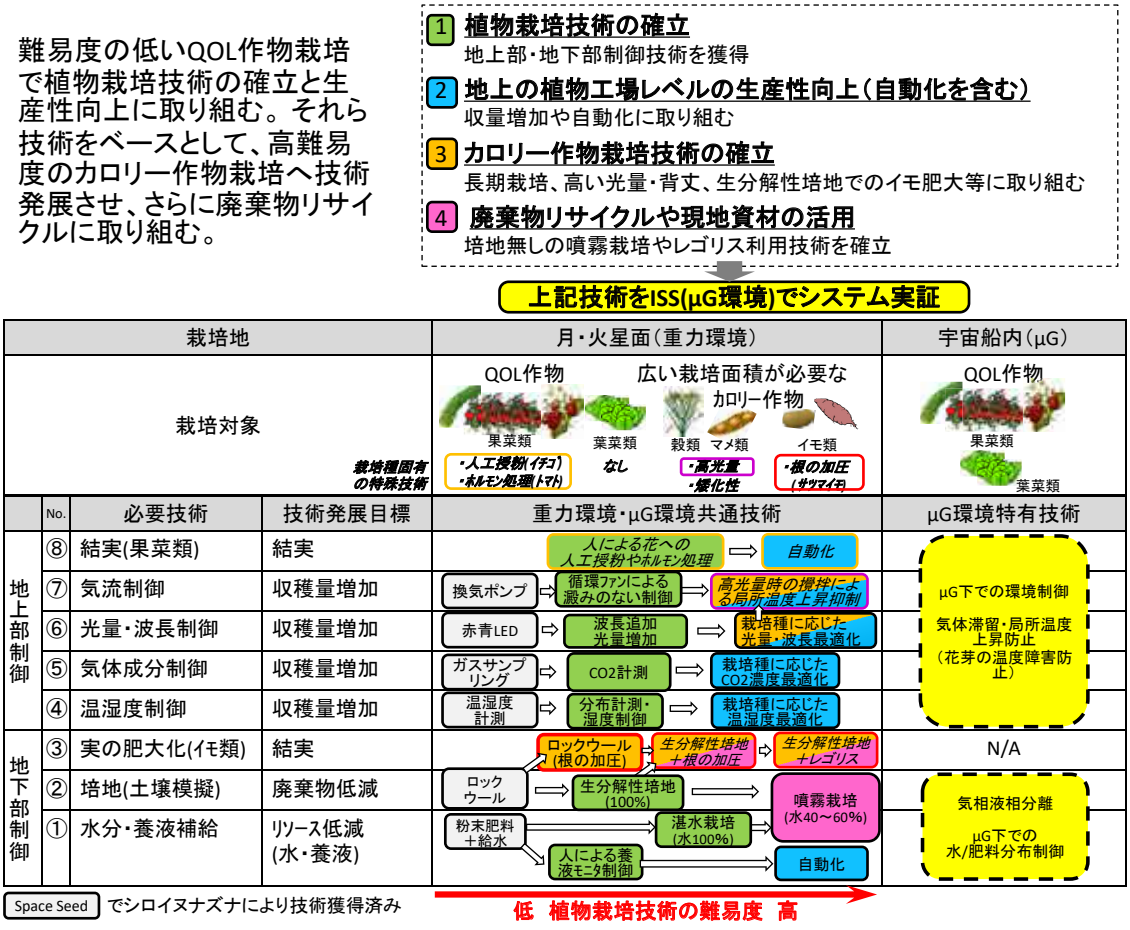


図 9.11-3 植物栽培技術全体発展マップ

9.11.4. ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ

- 最初に栽培難易が低い QOL 作物を対象とした地上実証と ISS 実証を行い、基本となる閉鎖空間・微小重力／低重力での植物栽培技術を確立する（～2025 年、ギャップ(1)対応）。
- その後、2030 年代以降の月面農場等での大規模作物栽培、有人探査宇宙船での生鮮野菜の提供を目指し、2026 年頃から「植物栽培プラットフォーム（PF）」を ISS に整備して、技術を発展させる。植物栽培 PF は、地下部（湛水栽培・噴霧栽培)や光量、波長、気体成分の制御により多様な品種を最適環境で栽培可能な設計とし、生産性向上（ギャップ(2)対応）、日本の独自性を発揮できる「カロリー作物」へ栽培品種を拡張した実証（ギャップ(3)対応）、日本が優れた技術を有する「噴霧栽培」の実証の場とする（ギャップ(4)対応）。
- いずれのギャップについても、重力環境によらず必要な植物栽培のコア技術をまず地上実証で獲得し、獲得できた技術から順次、微小重力環境（μG)や低重力環境（Partial G）での栽培に向けて、μG での気液分離、水処理、環境制御を含むシステム実証や植物の重力影響評価を行う。技術開発ロードマップを図 9.11-4 に示す。

(1) 2025 年まで

- ギャップ(1),(2),(3)とギャップ(4)のうち生分解性培地や噴霧栽培について、地上実証により1G 下での技術を確立。
- QOL 作物を対象としたギャップ(1)の ISS 実証により、微小重力下での植物栽培技術を確立。

(2) 2030 年まで

- 植物栽培プラットフォームを ISS に設け、ギャップ(2),(3),(4)を含む ISS 実証を行う。これにより、QOL 作物のみならずカロリー作物を含めた多様者品種で、生産性向上や噴霧栽培などの技術を確立する。
- ECLSS と連携した有機性廃棄物のリサイクル利用については、地上での技術開発を継続する。

(3) 2030 年以降

- QOL 作物による Gateway/月面探査ミッションでの宇宙飛行士への食の提供による QOL 向上
- 植物栽培の更なる高度化

(4) 2040 年以降

- 月面農場での食料生産(エネルギー源となる主食類の大規模栽培)

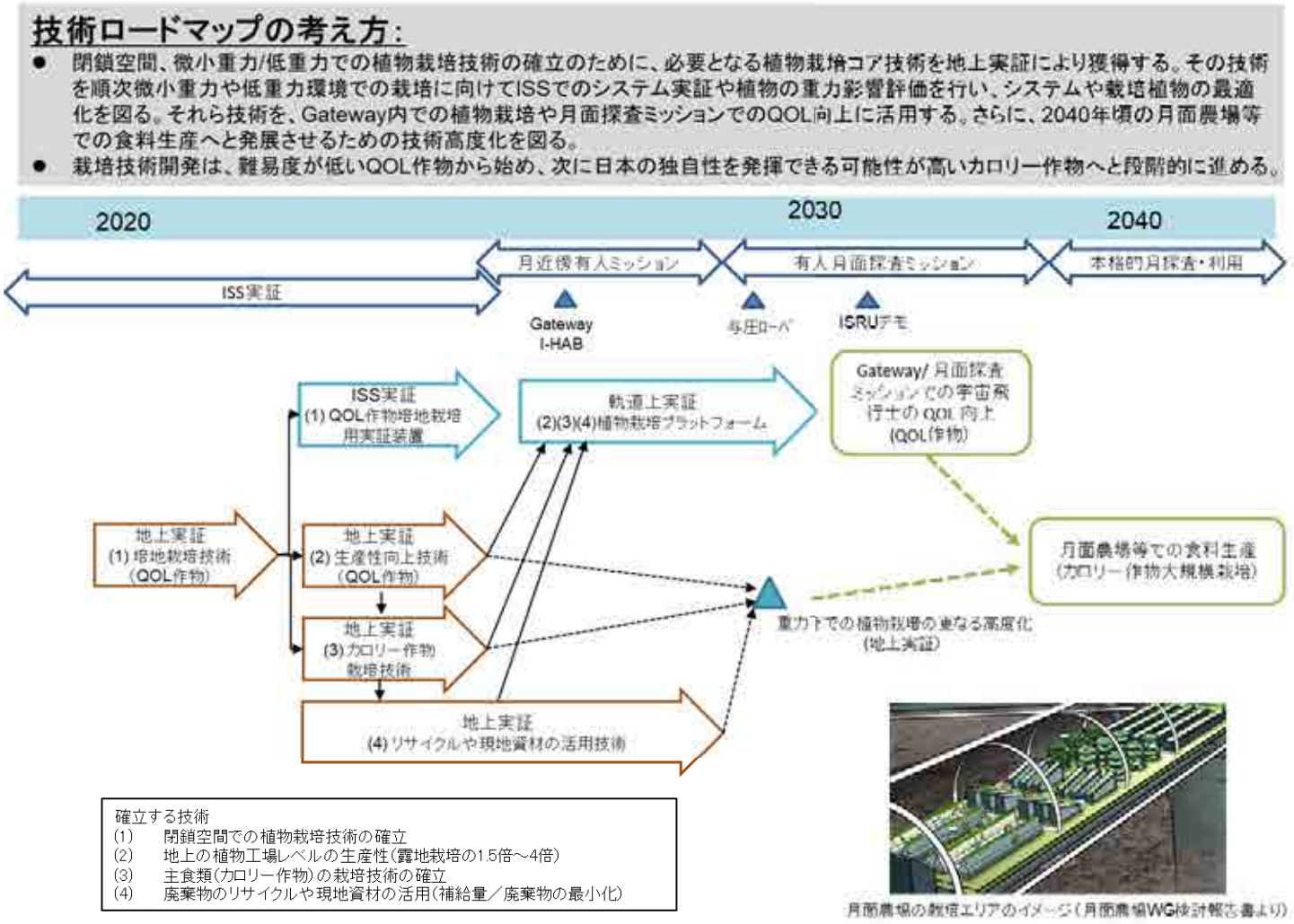


図 9.11-4 技術開発ロードマップ

10. 全体シナリオ・ロードマップの統合

10.1.

9 章までにまとめたアーキテクチャ検討、環境・資源データ取得計画、科学ロードマップ、技術ロードマップ、および国際状況を踏まえて、日本としてどのようなシナリオで国際宇宙探査に参加・貢献していくべきかについて検討を行い、シナリオとしてまとめた。図 10.1-1 にその全体コンセプトを示す。この図は技術の流れとミッションのつながりを大まかに示したものであり、図 10.1-2 は環境データ取得や科学、および技術の流れも主なものについてその詳細も含めたシナリオ全体を俯瞰するロードマップである。なお、あくまでもこれは JAXA の案であり、最終的には政策議論で決定されるものである。

大きな視点としては、前述のように「国際協力で行う有人火星探査」を最終ゴールとしつつ、その事前実証を月軌道及び月面で行うとともに将来の本格的な月面での経済活動への準備も行う、ということを考慮している。

その中で、資源利用は宇宙探査のアーキテクチャに大きな影響を与える可能性があることがアーキテクチャ検討でわかってきているため、その資源(特に水)の分布および利用可能性調査をまず行い、その結果として利用可能性が確認されれば、再使用型離着陸船を含め本格的な資源利用に移行していくというコンセプトがこのシナリオの一つの特徴である。

一方で、宇宙基本計画で日本としては 4 つの技術（有人滞在技術、重力天体着陸技術、表面探査技術、深宇宙ランデブドッキング(RVD)技術）を中心に国際宇宙探査に参加するという方針とされていることから、それらの技術を効率的／持続的に発展させつつ、国際的なフレームワークの中で効果的で中核的な貢献ができるように考慮されているのもこのシナリオのもう一つの特徴と言える。

有人滞在技術については、ISS「きぼう」で獲得した技術をベースに Gateway や与圧ローバでの機会を活用して、最終的には火星探査用の究極の再生型 ECLSS 技術にまで発展させるシナリオとしている。Gateway の参加においては独自の居住モジュール提供やエアロック提供などの可能性もあったが、Gateway はあくまでも中継基地であることやリソースも限られていることから、Gateway では ECLSS の技術のみを分担して着実に技術開発と実証を行うこととし、有人宇宙技術の根幹とも言える ECLSS 技術の優位性とイニシアチブ確保を狙う戦略としている。

重力天体着陸技術は、最終的には持続的な有人月面活動に必須な再使用型有人離着陸船を目指しつつ、SLIM のピンポイント着陸技術を段階的に発展させるシナリオとして、有人月面探査用の貨物輸送としても活用できる中型の月着陸船を 2020 年後半に開発するシナリオを描いている。中型月着陸船では SLIM のピンポイント着陸技術をベースに南極という日照条件の特異な条件下でもピンポイント着陸できる航法技術に発展させつつ、月面資源から生成される推薬を活用

する再使用型有人離着陸船に向けて、大型かつ極低温の推進系の採用を目指す。ただし、貯蔵系推進系もバックアップとして継続検討する。

月極域探査では、当初はランダを提供する方向で考えていたが、表面探査技術の段階的発展を考えると、この機会に走行技術を含む表面探査技術の基本技術を獲得し、その上で究極の表面探査技術である有人与圧ローバにつなげることが肝要であると考え、月極域探査ではローバを分担し、効率的開発のためにランダは国際協力を活用する(具体的には ISRO)方針としている。

深宇宙ランデブドッキング技術については、ISS 補給機 HTV で獲得したランデブ技術をベースに、ドッキング技術を ISS で実証したうえで、Gateway の補給ミッションに供するシナリオとしている。また、ランデブ技術に関しては、火星ミッションでも活用する。

一方、将来の本格的な月面活動を月探査シナリオの最終目標としていることを踏まえ、早期から月探査のプレーヤのすそ野拡大を行うために、高頻度でリーズナブルな月圏への輸送サービスを構築するというシナリオを最新版では取り入れた。

なお、これまでは上記の 4 つの技術を中心に検討を実施してきたが、宇宙政策委員会の「月面かつ移動に関する基本的考え方」でも示されているように通信・測位システムも重要であるという認識のものと、2030 年頃からの通信・測位システムの展開も視野に入れてシナリオを構築している。ただし、これらのシステムを日本だけで構築することは困難であるため、国際協力を模索していくべきである。

火星に関しては MMX での火星軌道投入技術をベースに、火星周回ミッションで火星の地下氷探査を行い、その後の着陸探査で火星生命環境・水環境の理解を目指すというシナリオを検討中である。

「科学」については、この国際宇宙探査では、地球型惑星領域での下記3課題が目標されており、特に 2 番目の月に関する課題については、宇宙政策委員会の基本的考え方で示された「月震計ネットワークによる月内部構造の把握」および「重要な科学的知見をもたらす月サンプルの選別・採取・S/R」を与圧ローバやランダミッションの機会をとらえて行うというシナリオとなっている。

① 地球型惑星領域への水や有機物の供給過程を把握する。
② 地球型惑星形成過程の骨格をなす天体衝突過程を理解する。
③ 金星・火星と地球は，その表層環境の進化過程において，どのように道を違えたのかを把握する。

なお、この総合ロードマップに全てのロードマップを入れること難しいため、各ロードマップ等の主要部分に絞りつつ、国際的なシナリオ、JAXA ミッションとの関連性を含めた全体像を概観できることを目的とした。

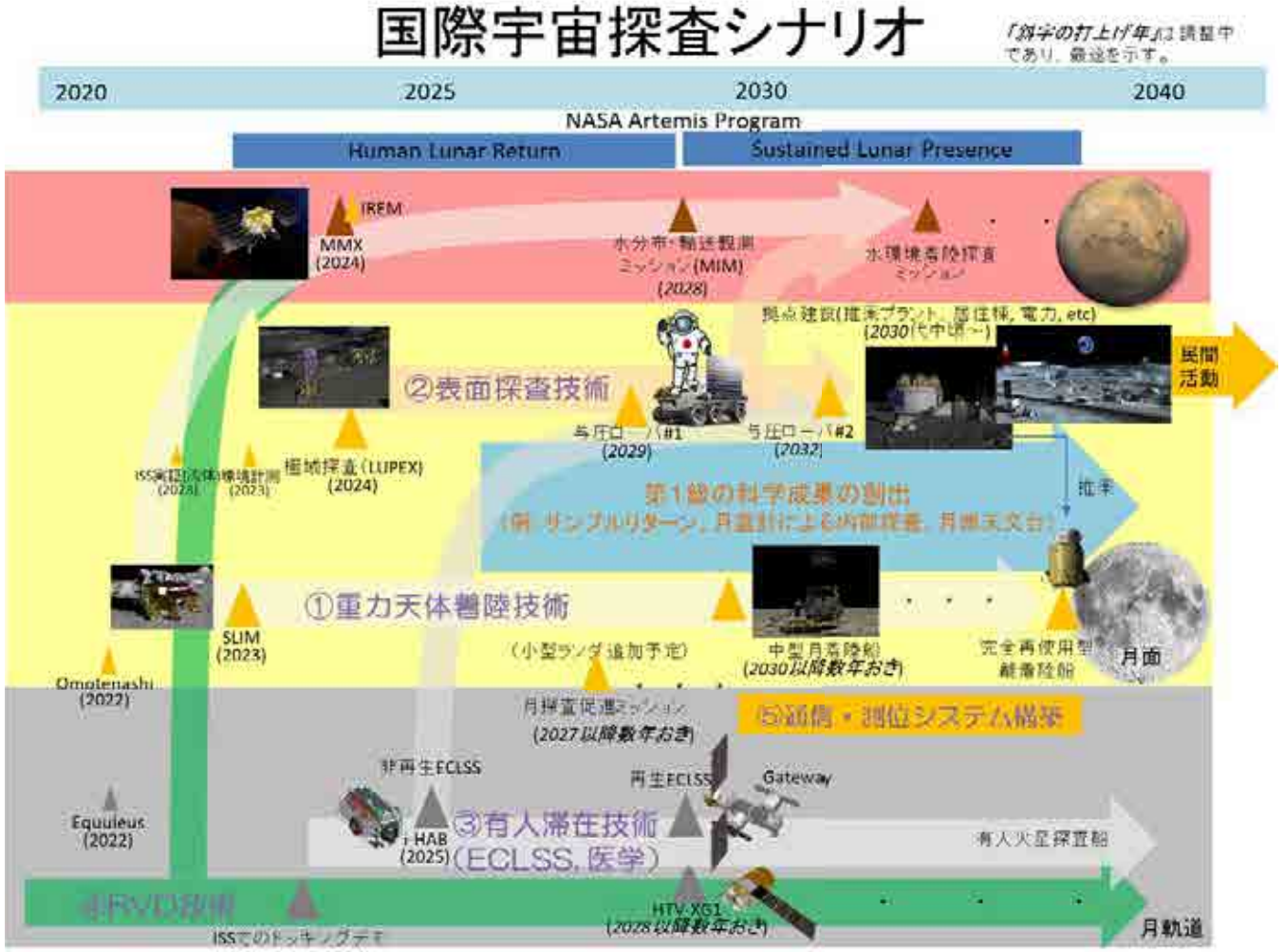


図 10.1-1 全体シナリオ・ロードマップ(サマリ版)

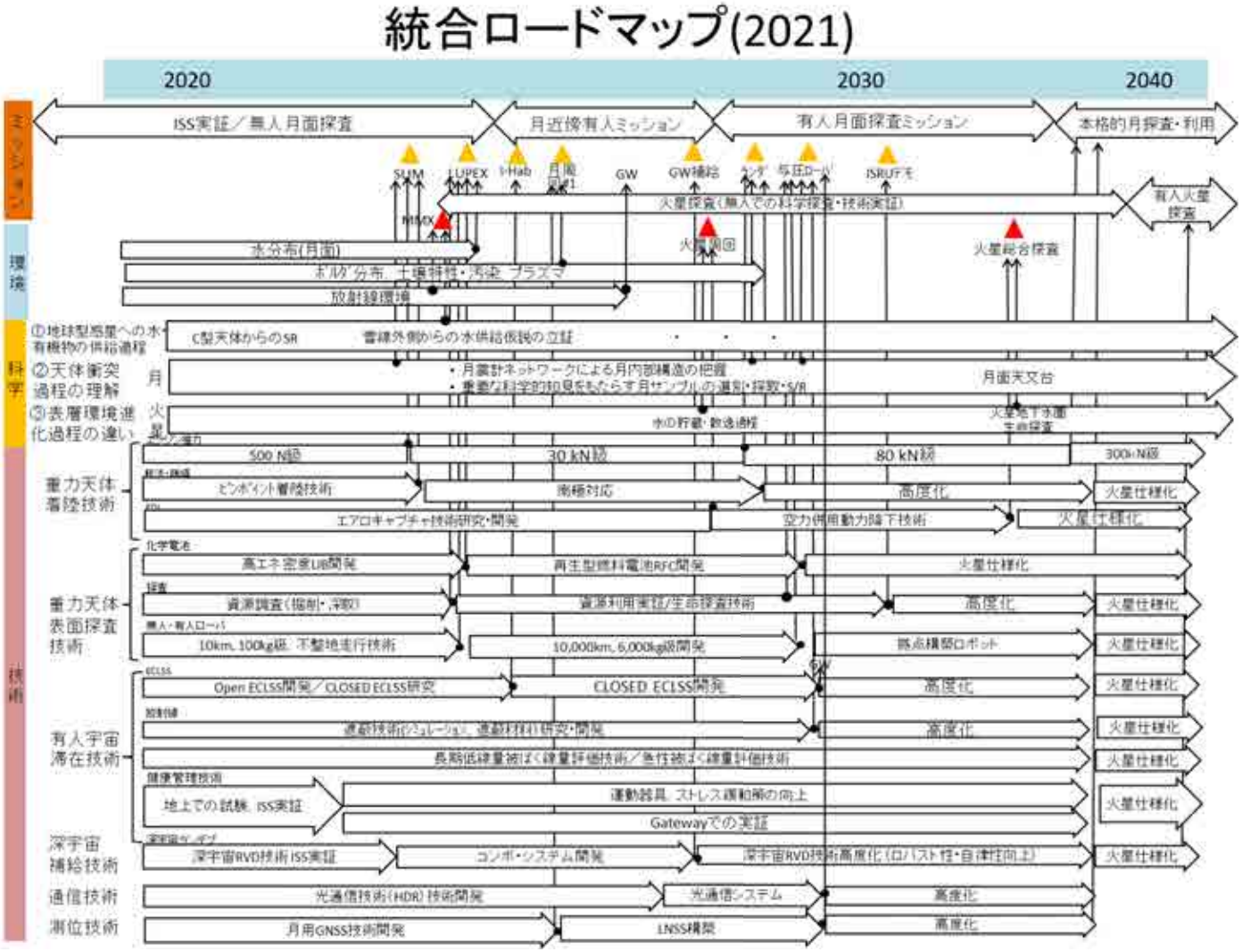


図 10.1-2 全体シナリオ・ロードマップの統合

11. 2020 年代前半までに立ち上げるべきミッション

11.1. 超小型月着陸機 OMOTENASHI

11.1.1. ミッションの背景

OMOTENASHI (Outstanding MOon exploration TEchnologies demonstrated by NAno Semi-Hard Impactor)は、NASA SLS (Space Launch System) の1号機（Artemis-1）にて打ち上げ予定の CubeSat（超小型探査機）である。

2015 年 8 月 18 日に NASA より International partner に向けて、SLS への相乗機会提供の打診があった。その条件は下記のとおり。

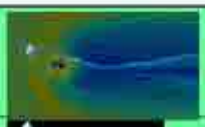
- 将来の有人探査を推進するために必要な科学的知見を得る、または技術開発を行うものであること。
- 6U サイズ（113mm x 239mm x 366mm）、14 kg 以内の探査機であること。
- 2015 年 10 月 9 日までに具体的なミッション提案（LOI）を行うこと。

特に最後の条件により、極めて短期間に返答をする必要があったため、国際宇宙探査推進チーム預かりとし、探査推進チームより 9 月 1 日付けで JAXA 内公募、9 月 18 日締め切りというスケジュールであった。JAXA 内から出てきたミッション案を国際宇宙探査推進チームで選定し、3つのミッション案を NASA へ提示した。その結果、NASA からは OMOTENASHI（提案時の名称は SLSLIM）と EQUULEUS (EQUilibriUm Lunar-Earth point 6U Spacecraft) の2機を選定したい旨打診があり、2016 年 4 月 19 日付けの NASA からのレターにより、正式に選定された。この結果は、5 月 27 日の NASA プレスリリースで公表された。選定された 13 機の CubeSat を表 11.1-1 にまとめる。表で色分けされているように、4つのカテゴリーに分類され、それぞれ NASA の担当部署が選定を行っている。

NASA から正式選定されたことを受けて、JAXA では提案代表者の所属する宇宙科学研究所を主体として、All JAXA 体制でのサポートのもと、プロジェクトが実施されることになった。2016 年 4 月 26 日に所内プロジェクト移行審査が行われ、6 月 22 日の研究所会議で承認された。その後、All JAXA でのサポート体制が調整され、9 月 14 日の確認会において事業として認められ、JAXA 事業計画が改定されるに至った。OMOTENASHI と EQUULEUS をあわせて、宇宙科学研究所の「SLS 搭載超小型探査機プロジェクトチーム」として、部門内プロジェクトとして実施している。探査機は既に完成し、2021 年 7 月 14 日付けで NASA へ引き渡した。現在、打ち上げに向けて、地上系の整備をしている。

表 11.1-1 SLS EM-1 搭載 CubeSat

Project name (Organization)	Orbit	Mission	Artist image
NEAScout (NASA JPL)	Go to Asteroid 1991VG Stop 1+	Tech. demo of a solar sail. Determine its size, movement and chemical composition of the asteroid	
Lunar Flashlight (NASA Marshall, JPL, UCLA)	Moon orbit Stop 1	Explore, locate, and estimate size and composition of water ice deposits on the Moon	
BioSentinel (NASA Ames, Johnson)	Interplanetary Stop 1	Effect of deep space radiation to living organisms over long durations	
Lunar IceCube (NASA Goddard, Morehead State Univ.)	Moon orbit Stop 1	Tech. demo of electric RF ion engine. Prospect, locate, and estimate size and composition of water ice deposits on the Moon	
LunIR (SkyFire) (Lockeed Martin)	Moon close flyby Stop 2	Tech. demo of a colloidal thruster. Mid-Wave Infra-Red (MWIR) sensor to map moon surface	

Project name (Organization)	Orbit	Mission	Artist image
CuSP (Southwest Research Institute)	Interplanetary Stop 5	Space weather station, study sources & accel mechanisms of solar & interplanetary particles	
LunaH-Map (Arizona State University)	Moon orbit Stop 1+	Mapping hydrogen within craters and permanently shadowed regions	
OMOTENASHI (JAXA)	Moon impact Stop 1	Tech. demo of the smallest moon lander. (semi-hard landing) Measuring radiation environment.	
EQUULEUS (JAXA, Univ. of Tokyo)	Multi-gravity assist and go to EML2 Stop 1	Tech. demo of trajectory control in Cis-lunar region. Observation of Erath's plasma sphere and lunar impact flash.	
ArgoMoon (ASI, Argotec)	Earth orbit Stop 1	Tech. demo of high rate communication system. Taking photo of SLS.	

Project name (Organization)	Orbit	Mission	Artist image
Cislunar Explorers (Cornell University)	Moon orbit Stop 1	Tech. demo of water-electrolysis propulsion and Two L-shape 3U spacecraft.	
CU-E³ (University of Colorado, Boulder, BCT)	Interplanetary Stop 5	Tech. demo of deep space communication, attitude control using solar radiation pressure.	
Team Miles (Miles Space, Fluid & Reason, LLC)	Interplanetary Stop 5	Tech. demo of autonomous operation and a plasma thruster and robust communications..	

NASA 有人探査局選定の「将来の探査に役立つ」ミッション

NASA 科学局選定の科学ミッション

NASA 有人探査局選定の国際パートナーミッション

NASA 宇宙技術局選定の CubeQuest challenge の勝者（上位チーム）

表中、Stop X は、後述の分離位置（Bus stop）を表す。

11.1.2. ミッションの目的

(1) 世界最小の月着陸機を開発し、月探査への敷居を下げる。

宇宙探査イノベーションハブでは、月や火星など重力天体に超小型の探査機を多数配置し、分散協調による広域探査を行うことが検討されている。現状では、超小型ロボットを着陸機に搭載し、天体表面上で展開することが検討されているが、この場合、探査範囲はロボットの移動可能範囲に限られる。超小型ロボット自体に着陸機能があれば、天体全域での分散協調探査が可能となる。火星探査においては、柔軟エアロシェルなどの大気を用いた減速手段を用いることにより、超小型探査機による着陸ミッションが検討されている。しかしながら大気の無い月探査に関しては、推進装置による減速が必要であり、現状技術では小型化に限界がある。OMOTENASHI では、セミハードランディング方式により、これを実現するべく技術開発を行っている。

このような多数機による分散協調探査を行うためには、1機は数億円程度の超低コスト、10kg 程度の超小型で実現しなければならない。これまでの月探査は、百億円以上のコスト、数百 kg の探査機質量（Wet）を必要としていたので、超小型着陸機の実現のためには2桁程度の小型化が必要であり、多くの技術的なブレークスルーが必要となる。それらを開発、実証することが、本プロジェクトの主目的である。

このような超低コスト、超小型の探査機が実現すれば、これまで国の宇宙機関が担ってきた探査が、民間企業（しかも中小の企業）や大学、あるいは個人でも実施することが可能となり、宇宙探査を産業化することができる。これは、各国の宇宙機関や ISECG が定める有人探査シナリオとは相補的に、民間主導での探査が実現する世界を築くものである。

また、OMOTENASHI のような大きな軌道変換能力を持つ超小型探査機は、惑星探査ミッションにおける子機として搭載することにより、これまでの母船近傍での活動に限られていた子機による探査の範囲を大きく変えるものである。例えば、惑星周回機から分離しての着陸、フライバイ探査機から分離してのランデブー観測、インパクタへの応用などが考えられる。

(2) 月近傍環境（特に放射線環境）の計測

ISECG では、将来の有人探査を実現する上で、事前に知っておくべき知見 SKG（Strategic Knowledge Gap）をまとめている。Exploration Roadmap Ver.2 に記載されている SKG のうち、月探査に関するものを表 11.1-2 に示す。このうち、資源探査などは大がかりな観測装置が必要となるため、超小型探査機で実施することは有利で無い。そこで OMOTENASHI では、民生品の超小型携帯型線量計を搭載し、地球から月に至る軌道上での放射線環境計測を行うこととした。

超小型線量計では、入射放射線粒子のカウント値を計測するのみであり、そのエネルギー分布を計測することができないため、人体への影響度を直接的に計測することはできない。しかしながら、地球磁気圏外側での放射線粒子は陽子と重粒子が支配的であることから、この2種類を閾値の異なる2つのセンサによる計測値から識別し、それぞれのカウント数を求めることにより、放射線環境の情報を得ることとする。事後に、探査機本体による遮蔽効果なども考慮したシミュレーションを行うことにより、放射線環境の把握を行う。このように限定された情報であるが、これまで、地球磁気圏外での放射線計測例はほとんどなく、本計測は有用であると考える。また超軽量であるので、今後の探査機全てに搭載することも可能であり、多数の場所、多数の時点での計測データが得られれば、放射線環境の解明に大きな貢献をすることが考えられる。

OMOTENASHI は月面に約 50m/s の高速で衝突することから、衝突時の加速度データ、あるいは月面での跳ね返りのデータなどが得られれば、数値シミュレーションと比較することにより、月面の土質特性に関する情報も得られるのではないかと考えている。そのため、OMOTENASHI の Surface Probe（月面に到達する部分）には加速度計が搭載されている。

表 11.1-2 Strategic Knowledge Gap

Knowledge domain	Description and Priority	Required mission or ground activity	Japanese mission (*)
Resource potential	Solar illumination mapping	Already enough data	Kaguya (SELENE)
	Regolith volatiles from Apollo samples	Ground activity	NA
	Regolith volatiles an organics in mare and highlands.	Robotic mission, Sample return	Future mission
	Lunar cold trap volatiles (water, etc.) distributed within permanently shadowed area.	Robotic mission, Sample return	月極域探査
	Resource prospecting in pyroclastic, dark mantle deposits, etc.	Robotic mission, Sample return	Future mission
Environment and effects	Radiation at the lunar surface	Robotic mission	OMOTENASHI (in orbit)
	Toxicity of lunar dust	Robotic mission, Sample return, Ground activity	Future mission
	Micrometeoroid environment	Robotic mission	EQUULEUS
Live and work on lunar surface	Geodetic Grid and Navigation	Already enough data	Kaguya (SELENE)
	Surface Trafficability	Robotic mission, Ground activity	OMOTENASHI (indirectly) 月極域探査
	Dust & Blast Ejecta:	Robotic mission, Ground activity	Future mission
	Plasma Environment & Charging	Robotic mission	Future mission
	Lunar Mass Concentrations and Distributions	Already enough data	Kaguya (SELENE)

(*) This column is added by JAXA

11.1.3. ミッションの概要

OMOTENASHI は SLS ロケットに有人宇宙船 Orion とともに搭載され（図 11.1-1）、2021 年 12 月に打ち上げられる予定である。Orion を所定の軌道投入後、SLS 上段はデブリとならないために、惑星間へ投棄する軌道に投入される。その後、順次 CubeSat が分離されていく。分離タイミングについては、図 11.1-2 のように Bus Stop と呼ばれる場所を各 CubeSat が選択できる。OMOTENASHI は Bus Stop 1（最も早いタイミング）を希望している。

打ち上げ時は探査機の電源はオフ（コールドロンチ）であるが、放出機構から分離される際に分離スイッチが働き、タイマーで設定した時間（15 秒以上必要）以降に探査機のシステムが自動的に起動する。その後、太陽捕捉姿勢制御、X バンド送信機オンを行い、クルージングモードとなる。その後約 24 時間後、月衝突軌道への約 15 m/s の軌道制御（DV1）をガスジェットスラスタにより実施する。さらに軌道決定を行い、軌道誤差が許容値を超えていた場合は、補正 ΔV(TCM)を翌日に実施する。

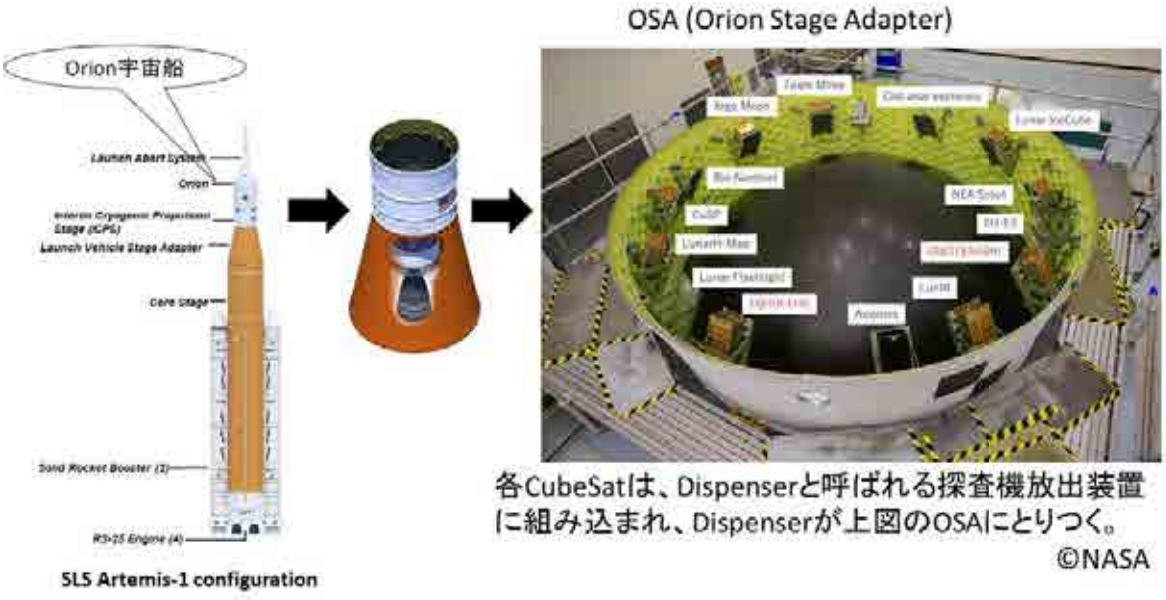


図 11.1-1 SLS と CubeSat の搭載位置

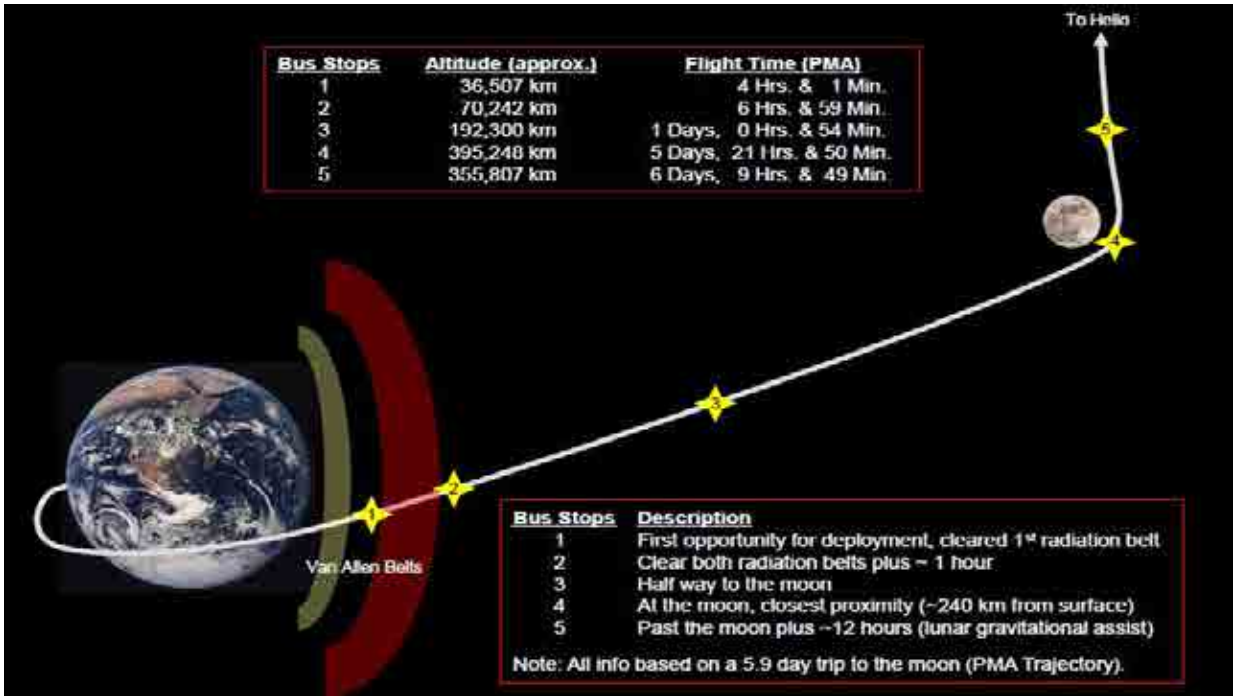


図 11.1-2 CubeSat の分離タイミング

SLS の分離軌道によるが、打ち上げ後4～6日で月面に到達する。衝突直前に、固体モータにより約 2500 m/s の減速（DV2）を行い、月面にセミハード着陸（相対速度約 50 m/s）を行う。固体モータの点火に先立って、探査機の姿勢を DV2 姿勢へ変更し、固体モータ燃焼時の姿勢安定のため、5 Hz (TBD)までスピンアップする。また、減速質量を最小化するため、固体モータ(Rocket Motor : RM)と表面に到達するプローブ（Surface Probe : SP）以外の探査機部分（Orbiting Module : OM）は、固体モータの点火と同時に分離する。固体モータの点火にはレーザ着火装置を用い、これは点火後の固体モータ噴射により引きちぎられる設計となっている。これらのシーケンスの概要を図 11.1-3 に示す。

Surface Probe が月面に衝突する際には、衝撃を吸収する機構が必要である。そのため、3つの技術を使用する。1つは金属製のクラッシャブル材料であり、これを RM と SP の間に挟み、RM 側から月面に衝突した際の SP 搭載機器への衝撃を吸収するものである。50 m/s で衝突した際に、SP 搭載機器への衝撃を 8500 G 以内に抑えるようにクラッシャブル材料の特性を調整している。2つめはエアバッグである。SP の RM と反対側の面にエアバッグが収納されており、軌道上で展開する。RM と反対側から月面に衝突した場合の衝撃吸収のためにエアバッグを搭載したが、着陸シーケンスを必ず SP 側から衝突するように変更したため、エアバッグの衝撃吸収能力は必要なくなった。エアバッグ膨張のためのガス配管設置のスペースが厳しいことから、エアバッグは展開アンテナとして使用し、衝撃吸収能力は無くした。3つめの対策は、SP 搭載機を 8500 G 以上の衝撃加速度に対して保護するため、回路部を全てエポキシで充填することである。

SP の月面上での寿命は、電源と熱設計により決まる。SP は1次電池駆動されるので、その寿命は2時間程度である。一方、熱条件は、月面温度に大きく依存するが、SLS の打ち上げ日に依存して日照条件が変わるので、現状では不明である。月面最高温度（約 100℃）の場合、SP はすぐに高温になり、6 分間程度で動作保証範囲外となる。逆に月面最低温度（約-200℃）の場合も、SP はすぐに低温となり、6 分程度で動作保証範囲外となる。したがって、現状で保証されている SP の月面上での動作時間は 6 分程度である。

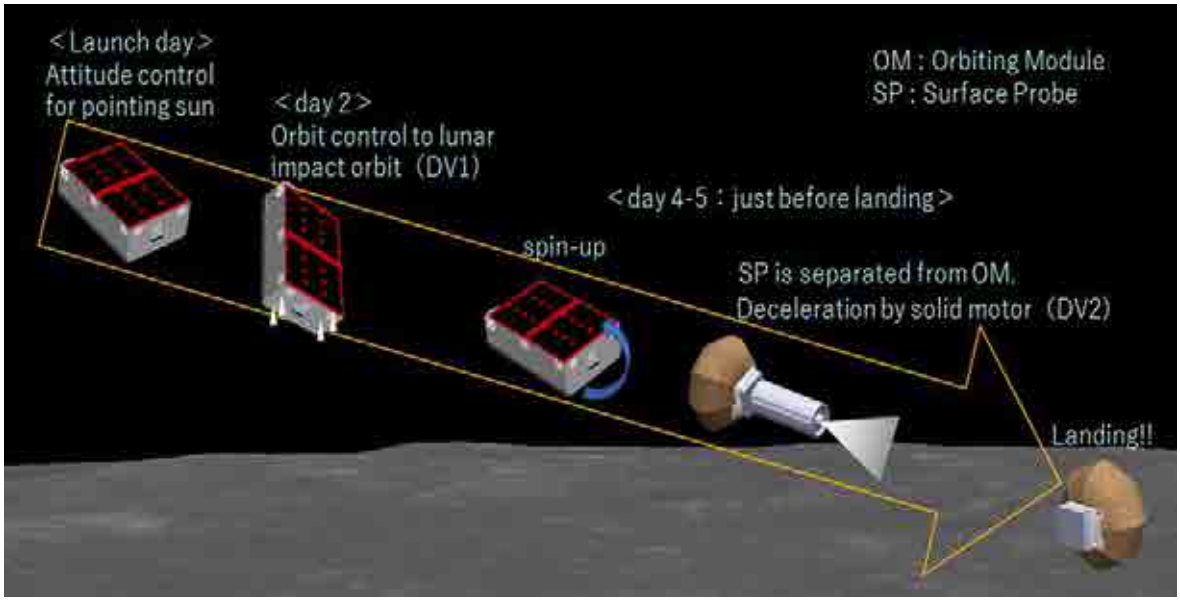


図 11.1-3 ミッションシーケンス

11.1.4. 探査機システム

OMOTENASHI 探査機は、OM、RM、SP の3つの部分から構成される。図 11.1-4 に打上げ時の形態の外観図を、図 11.1-5 に透視図を示す。また、探査機の主要諸元を表 11.1-3 に示す。

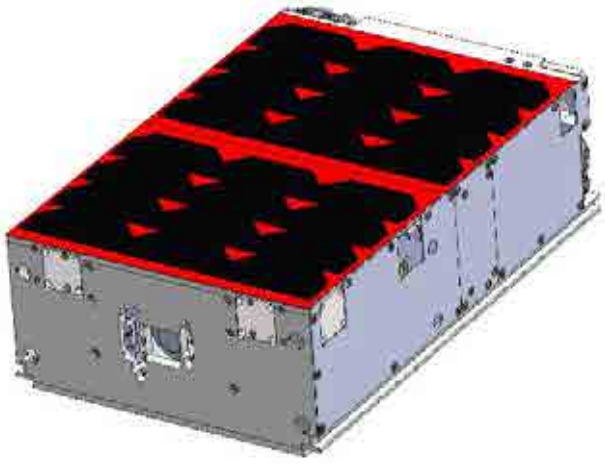


図 11.1-4 探査機の外観図

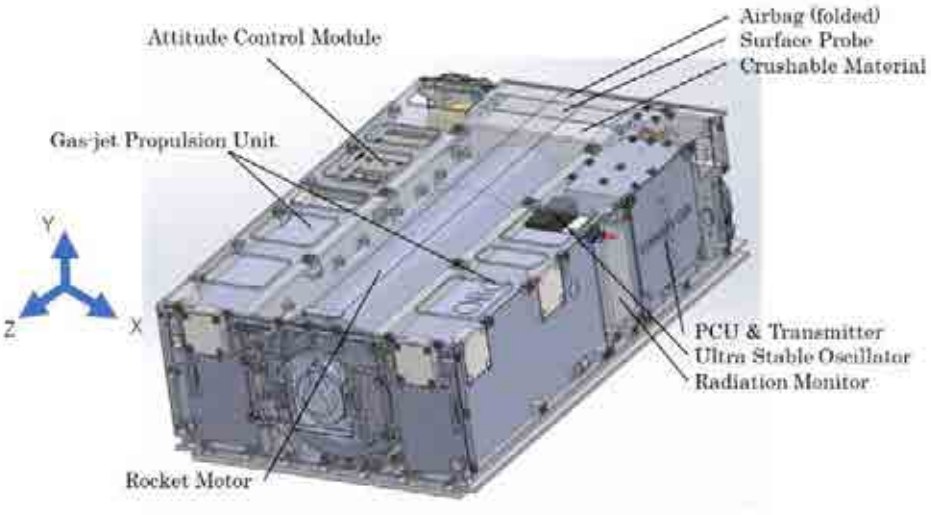


図 11.1-5 探査機の透視図

表 11.1-3 探査機の主要諸元

項目	諸元	
	Orbiting Module	Surface Probe
電源系	薄膜太陽電池 3 接合 ボディマウント 23.8 W リチウムイオン 2 次電池 type 18650 3 直 1 並 38.4 Wh	リチウム1次電池 2 直 1 並 18 Wh
通信系	X-band コマンド、テレメトリ、レンジング、ドップラー P-band (アマチュア無線) コマンド、テレメトリ	P-band（アマチュア無線） 加速度変調モード、テレメトリ
姿勢制御系	姿勢制御ユニット XACT SAS x4、STT x1、RW x3、IMU 姿勢精度 0.01 deg	
ガスジェット推進系	コールドガスジェット方式 2ユニット 推薬： R236fa Isp: 40 sec スラスタ 25 mN x4 x2 ユニット	
固体モータ	レーザ着火方式 推進薬：HTPB 系コンポジット	
観測機器	放射線モニタ 陽子計測用、銀河宇宙線計測用	3 軸加速度計 計測レンジ： ±10,000 G

11.2. EQUULEUS

11.2.1. ミッションの目的

EQUULEUS (EQUilibriUm Lunar-Earth point 6U Spacecraft)は、OMOTENASHI と同様、NASA SLS (Space Launch System) の1号機（Artemis-1）にて打ち上げ予定の CubeSat（超小型探査機）である。ミッションの目的は、地球-月のラグランジュ点(Earth-Moon L2 point, EML2)への航行を通じて、超小型深宇宙探査機としては世界初となる太陽-地球-月圏での軌道操作技術を実証するとともに、地球周辺の放射線環境の理解、月面に衝突する小隕石フラックスの把握や、深宇宙港を基点とした将来の探査ミッションコンセプトの実証等、有人宇宙探査シナリオへの貢献・関連性の高いミッションを実施することである。具体的には以下の 3 つのミッションを実施する。

ミッション 1（工学）：太陽-地球-月系における軌道操作技術

地球-月のラグランジュ点周りの周期軌道へ飛行することで、深宇宙港を基点とした将来の探査ミッションシナリオを先行実証する。

ミッション 2（理学）：地球磁気圏プラズマ撮像

地球から離れたポイントから磁気圏プラズマの全体像を観測し、ERG と共にジオスペースの包括的理解を目指す。このために、PHOENIX (Plasmaspheric Helium ion Observation by Enhanced New Imager in eXtreme ultraviolet)を搭載し観測する。

ミッション 3（理学）：Cis-lunar 空間における固体天体分布の把握

以下の2つの手段のいずれかにより、Cis-lunar 空間における固体天体分布に関する知見を得る。

- EM L2 点から月の裏側の発光現象を常時観測し、小サイズのメテオロイドの月面衝突フラックスを明らかにする。（このために、DELPHINUS (DEtection camera for Lunar impact PHenomena IN 6U Spacecraft)を搭載し、月裏側を高速カメラで撮像する）
- ダスト検知器 CLOTH (Cis-Lunar Object detector in THermal Insulation)により月周辺のダスト環境をモニタする。

これらのミッション目的には、以下のような技術的・科学的意義があると同時に、他の宇宙科学探査ミッションへの貢献や、国際宇宙探査シナリオにおける日本の存在感の向上等の効果もある。

技術的意義

ラグランジュ点を含む太陽-地球-月圏の軌道操作技術の実証は、超小型探査機としては世界初である。ラグランジュ点ミッションや月ミッション（有人・無人問わず）への相乗り等、打ち上げ機会・余剰能力を最大限活用し科学成果を最大限追求する手段としての超小型探査機の打ち上げが活発化することが今後予想される。本ミッションで超小型探査機技術を獲得しておくことは、日本として科学成果を挙げる手段を中型・小型ミッション以外に有することになり、将来得られる科学成果を拡大することにつながる。

科学的意義

地球周辺の放射線環境の理解： 小型科学衛星2号機 ERG の実施するその場観測と相補的に、磁気圏プラズマ分布の全体像を観測することにより、地球磁気圏の詳細構造を把握し、ひいては、有人ミッションで地球から月近傍へ飛行する際に重要な地球周辺の放射線環境の理解を深めることに貢献する。

Cis-Lunar 空間における固体天体分布の把握： 月裏面衝突発光現象観測ミッションにより、SPA (South Pole Aitken)を含む月の裏側における将来の月面活動（人間あるいは月面インフラ）の脅威となり得る隕石・流星体フラックスの把握が可能となる。

他の宇宙科学/探査ミッションへの貢献

地球磁気圏全体像の把握は、ERG の科学目的の放射線帯生成、高エネルギープラズマ生成のメカニズムを理解することにつながり、ERG の目指すサイエンスを補完するものである。

国際宇宙探査シナリオにおける日本の存在感の向上

GER (Global Exploration Roadmap)の方向性の下、ISS パートナー間では、地球・月のラグランジュ点等の月近傍に基地としての深宇宙有人拠点（深宇宙港）を設置し、月や月以遠の有人/無人の探査ミッションを実施/支援するシナリオが検討されている。これに関連して、探査機がラグランジュ点を発着して探査ミッションを実施するという、深宇宙港を基点として活用する将来の探査シナリオの一部を、本ミッションで先行して日本が実証する。超小型・超低コスト探査機を世界で初めて実現した PROCYON に続き、本ミッションを通じて世界に対する優位性をさらに強固にすることで、日本の得意とする超小型化・軽量化技術において世界に対する日本のプレゼンスを向上させる。

11.2.2. ミッションの概要

EQUULEUS は SLS ロケットに有人宇宙船 Orion とともに搭載され、2021 年 12 月に打ち上げられる予定である。Orion を所定の軌道投入後、SLS 上段はデブリとならないために、惑星間へ投棄する軌道に投入される。その後、順次 CubeSat が分離されていく。分離タイミングについては、Bus Stop と呼ばれる場所を各 CubeSat が選択でき、EQUULEUS は Bus Stop 1（最も早いタイミング）で分離される予定である。

打ち上げ時は探査機の電源はオフ（コールドロンチ）であるが、放出機構から分離される際に分離スイッチが働き、タイマーで設定した時間以降に探査機のシステムが自動的に起動する。

EQUULEUS の軌道例が、EQUULEUS の軌道の例であり、最終的には地球-月系のラグランジュ点（EML2）周りの周期軌道へ投入する。軌道遷移中および EML2 では地球や月などを観測することが予定されている。

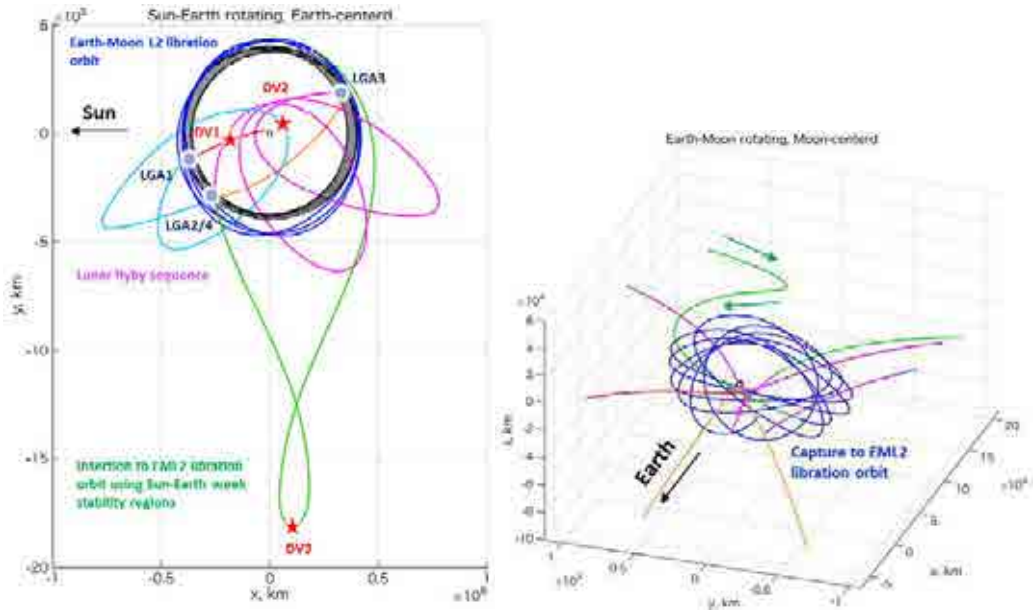


図 11.2-1 EQUULEUS の軌道例

各ミッション・フェーズでの運用項目を図 11.2-2 に示す。打ち上げから最初の月フライバイ後までの初期運用は、EQUULEUS ミッションにおいて最も挑戦的なフェーズであり、打上げから 1 日で軌道修正マヌーバを開始し、適切な幾何学的関係で月フライバイを実現しなければいけない。具体的な運用項目は図 11.2-3 に示される通りである。打ち上げ後のチェックアウトを行った後、DV1 運用と呼ばれる推進系運用を行う（打ち上げ 1 日後）。DV1 運用では、衛星に搭載されているスラスタの推力が小さいために数時間～十数時間で DV スラスタを噴射する必要があり、非可視での DV スラスタ噴射も想定されている。そのため、本運用では DV スラスタ噴射による角運動量の蓄積も加味して自動アンローディングを行う。これは、1000 秒を 1 サイクルとし、そのうち 100 秒をアンローディング運用と DV スラスタ噴射を同時にうものである。DV1 運用後には TCM（Trajectory Correction Maneuver）を行うことで月 B プレーン上の適切な位置をより正確に狙い、設計されたノミナル軌道へ投入する。そして、月フライバイ 3 日後にノミナル軌道との誤差を修正するための Clean up maneuver が計画されている。これら一連の初期運用を通して、衛星の健全性確認・維持をしつつ EML2 へより確実に到達できるようにする。EML2 まで遷移段階（クルージング・フェーズ）では、PHOENIX による地球観測や DELPHINUS による小惑星観測（アドバンスト）が予定されている。さらに、EML2 到達後は、DELPHINUS による月面衝突閃光観測が行われる。CLOTH によるダスト観測は、EML2 到達前から常時実施する。



図 11.2-2 各ミッションフェーズの運用概要

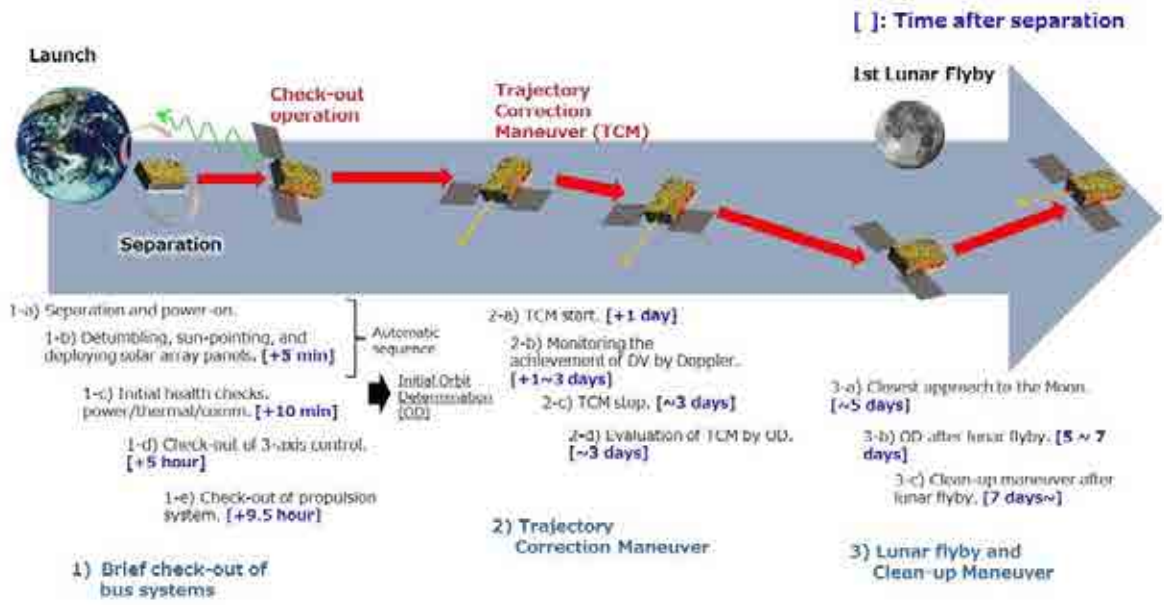


図 11.2-3 初期運用(LEOP)での運用項目

探査機は、重量約 11kg の 6U CubeSat(約 10x20x30cm)であり、機器構成図および機器開発担当機関を図 11.2-4 に示す。

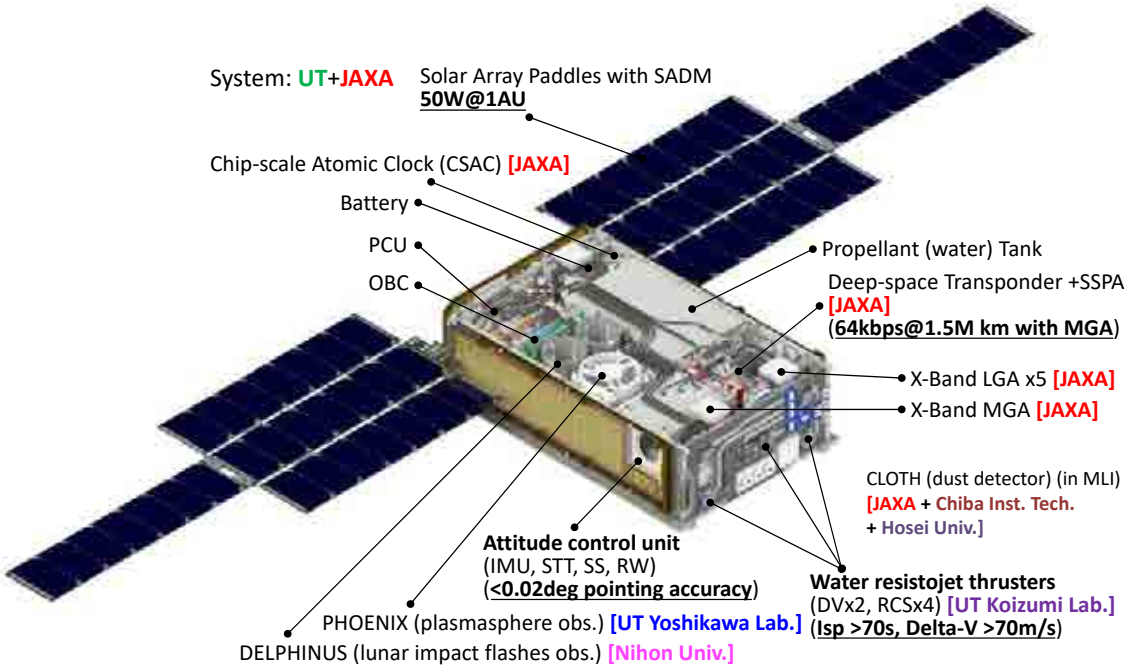


図 11.2-4 EQUULEUS の機器構成と機器開発担当機関

11.3. SLIM

11.3.1. ミッションの目的

小型月着陸実証機 SLIM34は、小型軽量な探査機システムと重力天体への高精度着陸技術の2つの実現を目指す工学実験であり、これらの実現した技術を小型探査機による月面着陸によって実証する計画である。

高精度着陸は、将来の太陽系科学探査において必須とされている。これは、対象天体に対する知見が増え、探査すべき内容が具体化していることに起因する。そのため、ただ着陸するだけではなく、SLIM で目指す高精度の着陸技術が必要とされている。また、将来の太陽系科学探査においては、観測装置の高度化が必要であるが、そのためには、探査機システムを軽量化し、その分、観測装置にリソース配分をすることが必要となってくる。SLIM が目指す軽量化は、たとえば、「M-V クラス惑星探査機の観測機器を3倍程度にできる」（SLIM/WG による試算結果）ものである。すなわち、SLIM の軽量化技術は、将来の太陽系科学探査の要求に応えることができる。

国際協力・有人探査に目を移すと、我が国は重力天体への着陸の経験がないため、将来の国際協力による宇宙探査において、我が国が発言権を高めるためにも、国際探査においても着陸技術を獲得し、実証することが必要である。SLIM は、より技術的難易度の高いピンポイント着陸の実証を目指すものであり、結果的に我が国の国際的プレゼンスの向上にも寄与するものである。

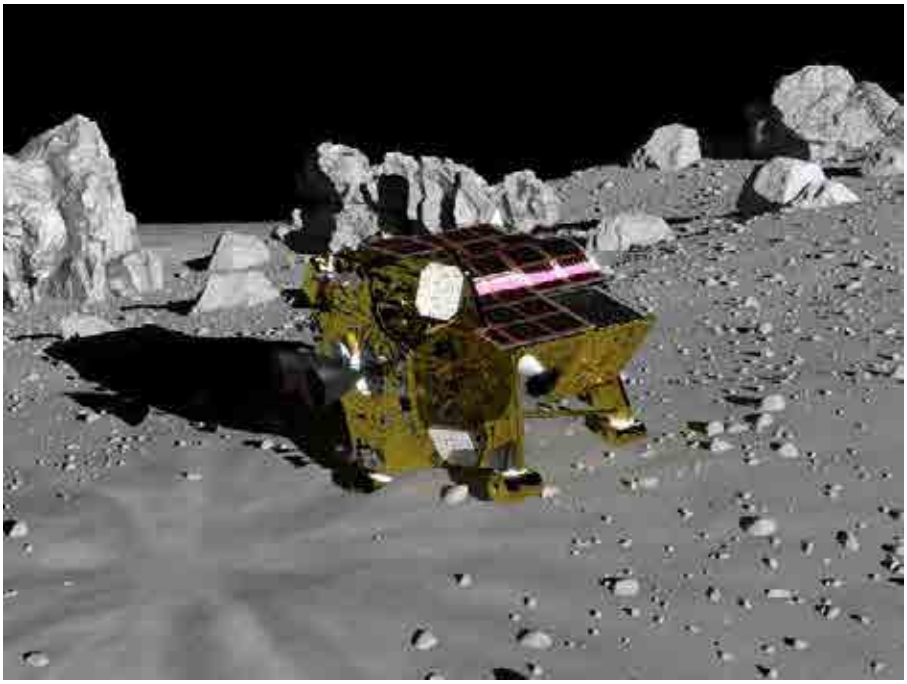


図 11.3-1 着陸後の SLIM 探査機（想像図）

[34] Smart Lander for Investigating Moon

11.3.2. ミッションの概要

1) SLIM とは

SLIM は、以下の2つの目的を達成することで、将来の月惑星探査に貢献することを目指した提案である。

【SLIM の目的】

（目的 A）

月惑星表面への高精度着陸を実現する技術を開発し、実証する

[目的 A に対応した目標]

（A-1）高精度着陸に必須となる画像照合航法を開発し、他の航法系とも組み合わせることで、結果として航法誤差 100m を実現する。

（A-2）軟着陸のためのシンプルな衝撃吸収機構を実現する。

（A-3）障害物を検知しつつ、航法誤差・誘導誤差を考慮した自律的な着陸誘導則を実現する。

（A-4）これらの技術を搭載した探査機により月面への高精度着陸（精度 100m）を実施し、検証を行う。

（目的 B）

大幅な軽量化を実現する月惑星探査機システム技術を開発する

[目的 B に対応した目標]

（B-1）小型・軽量で高性能な化学推進システムを実現する。

（B-2）宇宙機一般で中核をなす計算機や電源システムの軽量化を実現する。

（B-3）着陸後も探査機が機能を維持する。

（B-4）月面到達後、日没までの一定期間、ミッションを行う

【将来探査への貢献】

SLIM の将来探査への貢献は以下のものがある。

- 重力天体への高精度着陸技術を習得。火星等、月以外の着陸探査への応用も期待される。
- 小型探査機を実現する技術は、将来、月面から帰還するシステムを考える上でも重要となる。

2) SLIM の成功基準

前述の目標に対応して、成功基準を以下のように定めている。

表 11.3-1 SLIM の成功基準

基準	内容	判断時期
ミニマムサクセス	小型軽量な探査機による月面着陸を実施する。それによって、以下の2項目を達成する。 高精度着陸に必須の光学照合航法を、実際の月着陸降下を実施することで検証する 軽量探査機システムを開発し、軌道上動作確認を行う 【補足】以下の A-1～2, B1～2 の各目標を達成することを意味する (A-1) 高精度着陸に必須となる画像照合航法を開発し、他の航法系とも組み合わせることで、結果として 100m 程度の航法誤差を実現する。 (A-2) 軟着陸のためのシンプルな衝撃吸収機構を実現する。 (B-1) 小型・軽量で高性能な化学推進システムを実現する。 (B-2) 宇宙機一般で中核をなす計算機や電源システムの軽量化を実現する。	取得したテレメータを元に地上での解析を月面着陸降下実施後 1 ヶ月以内(TBD)に実施
フルサクセス	精度 100m 以内の高精度着陸が達成されること。 具体的には、高精度着陸航法系が正常動作し、誘導則に適切にフィードバックされ、着陸後のデータの解析により着陸達成に至る探査機の正常動作と着陸精度達成が確認されること。 【補足】ミニマムサクセスに加えて、以下の A-3～4, B-3 の各目標を達成することを意味する (A-3) 障害物を検知しつつ、航法誤差・誘導誤差を考慮した自律的な着陸誘導則を実現する。 (A-4) これらの技術を搭載した探査機により月面への高精度着陸(精度 100m)を実施し、検証を行う。 (B-3) 着陸後に探査機が機能を維持する	取得したテレメータを元に地上での解析を月面着陸降下実施後 1 ヶ月以内(TBD)に実施
エクストラサクセス	フル成功基準に加え、高精度着陸に関する技術データ伝送後も、日没までの一定期間、月面における活動を継続し、将来の本格的な月惑星探査を見据え、月面で活動するミッションを実施する。 【補足】フルサクセスに加えて、以下の目標を達成することを意味する (B-4) 月面到達後、日没までの一定期間、ミッションを行う。	ミッション終了時

3) SLIM の意義

SLIM のミッション意義を下記に列挙する。

- SLIM は、高精度着陸技術の実証と、軽量探査機システム技術の獲得を目指した提案である。
- ISAS は太陽系科学探査をプログラム的に実行し、コミュニティの最重要の目標を達成する責務を負っており、そのためには、SLIM により重力天体への着陸技術を早期に獲得することが必須であると考えている。これは同時に、科学探査だけでなく、将来の国際有人探査にも資するものである。
- 従って、SLIM は、重力天体への着陸技術を早期に獲得することを最上位の要求として設定し、ミッション要求として技術実証に絞ることとした。
- また、SLIM が目指す軽量システム技術は、増強型イプシロンなどの小型ロケットによる重力天体探査への道を拓くのみならず、大型輸送系でのマルチランダー（複数地点同時探査）や、将来のサンプルリターン探査機の帰還機システムにも応用可能である。
- すなわち、SLIM は月惑星探査に必要な技術の実証ステップであるとともに、高頻度な月惑星探査を実現するためのマイルストーンでもある。

4) 高精度着陸の必要性

1. 宇宙科学からの必要性

- 惑星の誕生と進化という大目標を解明するために、月面で着陸探査すべき対象はクレータ内の特定岩石やクレータ中央丘の岩相境界などであり、着陸候補／可能エリアは 100m オーダである。
- 将来的には、火星などの他の重力天体についても探査対象の特定化が進み、ピンポイント着陸は宇宙科学成果創出の大きな技術インフラとなる。

2. 国際宇宙探査シナリオからの必要性

- 将来の国際月探査においては、年間 80%以上の日照が得られる極域のクレータリム領域に着陸し、探査の拠点とすることが検討されており、100m 幅程度の希少領域への高精度着陸が求められている。

5) 着陸候補地点

着陸候補地点に関する検討状況は以下の通り。

- SLIM の主たる目的は着陸技術実証であり、技術実証に適した条件が満たされれば、着陸点に対する要求は緩い
- 後述の月面活動ミッション系である分光カメラからの要求により、カンラン石に富んだ地形への着陸が期待される
- そのため、SLIM の着陸候補点として、「オリビン分布位置」（註：Olivine＝カンラン石）の中から、図 11.3-2 に示す「神酒の海」付近の地点を選定した（南緯 13.3deg, 東経 25.2deg）。
- なお、着陸候補地点付近は、平均斜度 10-15 度程度の斜面となっている（斜面方向は比較的広い範囲に渡り一様）。そのため SLIM 探査機には、このような斜面に安全に着陸することが求められる。

カンラン石（マントル物質）観測により **SLIM** で期待される成果は以下のとおりである。

- 地球と月の化学組成の比較には月体積の 90%以上を占める月マントルの組成把握が重要だが、これまでの月試料中にはマントル物質は見つかっていない。そのため、これまでは月表側の地殻試料の Mg/Fe 比などからマントル組成を推定し、月は地球に比べて大きく Fe に富むと考えられてきた。
- ただし、近年の研究から月裏側には表側よりも Mg に富む（相対的に Fe に乏しい）地殻が存在し、また揮発性成分量も従来推定よりも多いことがわかり、これらは月と地球の違いが従来考えられていたよりも小さい（または月と地球が類似する）可能性を示唆されている。
- 「かぐや」により、月マントル物質（カンラン石）が天体衝突による掘削で露出したと考えられる場所が発見されている。SLIM でその場所にピンポイント（100m 精度）で着陸し、該当物質の化学組成（Mg/Fe 比など）を測定する。これにより同物質が月マントル起源かどうかを確定し、また a)月は地球に比べて大きく Fe 量に富む（地球と月は大きく異なる）、あるいは b)月と地球の差は小さいのか、を明らかにすることができる。
- a 説、b 説どちらが正しいのかを知ることは、地球と月を作った巨大衝突とその結果としての地球と月の組成の違い（類似）を直接知ることであり、これが巨大衝突仮説の検証や衝突条件、衝突後の天体の初期進化過程の理解につながる。

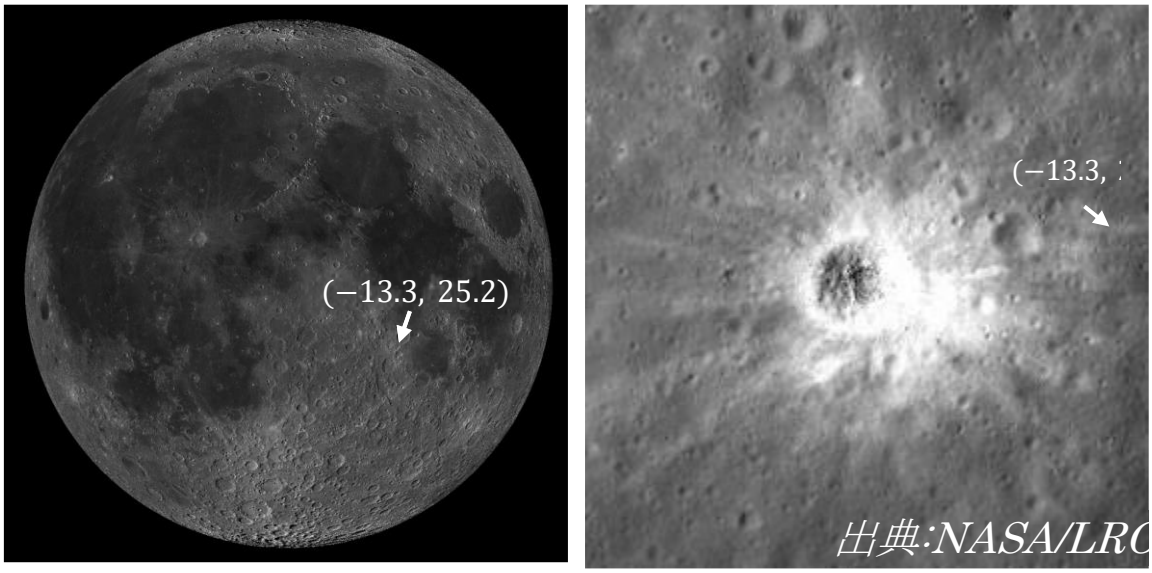


図 11.3-2 着陸候補地点

6) SLIM 探査機の概要

SLIM 探査機の外観図を図 11.3-3 に示す。ドライ重量は約 200kg、ウェット重量は約 700kg である。打ち上げは 2021 年度を予定しており、打上手段としては、H-IIA ロケットによる X 線分光撮像衛星（XRISM 衛星）との相乗り打ち上げを予定している。

XRISM 衛星分離後、SLIM 探査機は H-IIA ロケットにより長楕円地球周回軌道に投入される。その後は探査機自身の推進系により、月遷移軌道から月周回軌道へと至り、月周回後、最終の着陸降下を実施する。この過程における推力は、主に2液式の 500N 級スラスタ2基をメインエンジンにより発生されるが、このメインエンジンとしては国産のセラミックスラスタが搭載される。

高精度着陸実現のための航法センサとしては、航法カメラ、着陸レーダ、レーザ測距計、慣性基準装置が搭載される。また、航法カメラにより撮像した月面画像に基づき精密航法を行うための画像照合航法アルゴリズムが、搭載計算機内の FPGA 上に実装される。制御のための推力調整は、主にメインエンジンのパルス噴射により実現される。

小型軽量な探査機システムを実現する手法は、大きく2つの方法による。1つは、推薬タンクを主構造とする構造様式の採用であり、これにより、構造部材が占めていた質量を大幅に軽減することができる。もう1つの手法は各コンポーネントやサブシステムの軽量化であり、具体的には、薄膜太陽電池、SUS ラミネートバッテリ、衝撃吸収材を採用した着陸脚、ブローダウン方式を採用した推薬供給系等である。

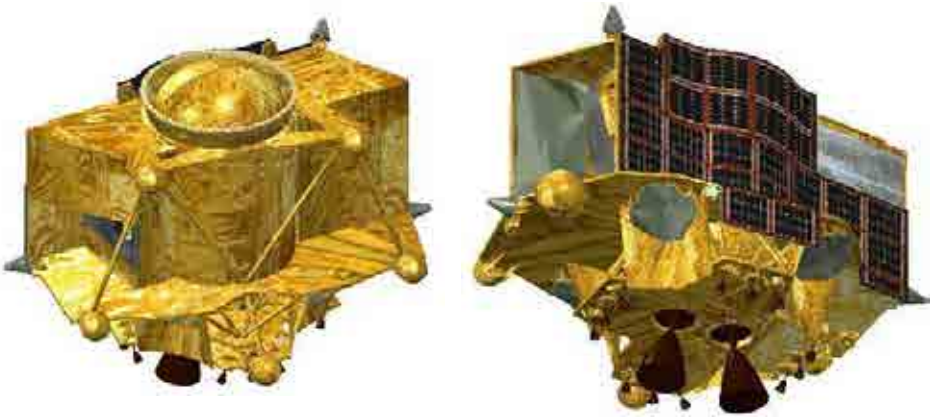


図 11.3-3 SLIM 探査機外観図

7) SLIM 飛行プロファイル

SLIM の飛行プロファイルを図 11.3-4 に示す。

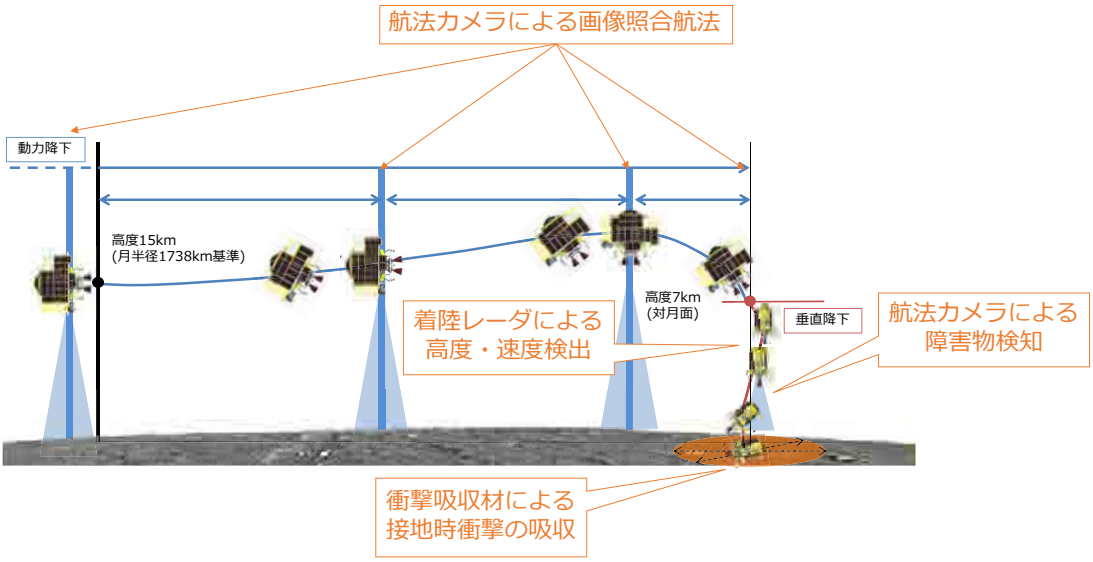


図 11.3-4 飛行プロファイル

8) 月面活動ミッション

月面着陸後のミッション（エクストラサクセスに該当）として、小型の科学観測用カメラ（分光カメラ）を搭載する。分光カメラの目的は、月マントル由来と考えられる物質の成分分析を行うことにあり、これにより月起源解明に繋がるデータが得られることが期待されている。

このような観測成果が期待できる地点は、「かぐや」による観測で特定されているが、月表側表面で数十カ所程度の、限定された地点である。すなわち、狙った地点に着陸することができる技術があって初めて成立するミッションであり、ピンポイント着陸技術を活用するデモンストレーションとしても好適なミッションとなっている。

なお、分光カメラ以外の月面活動ミッションとして、小型プローブと呼ばれる機器の搭載も検討されているが、SLIM 探査機の質量余裕等によって、今後、搭載が判断される予定である。

11.4. 月極域探査ミッション

11.4.1. 背景

月は地球に最も近い天体であり、人類の次の活動領域として考えられている。JAXA では、月周回探査機「かぐや」の後継機として無人機による月着陸探査計画を進めている。前述の SLIM は、将来の月惑星探査に必要なピンポイント着陸技術を小型探査機で月面にて実証する計画である。本ミッションは、技術的には、SLIM で獲得する高精度着陸技術に続き、重力天体での表面探査技術を獲得する計画である。有人探査の観点では、ISECG が、2020 年 8 月に公表した Global Exploration Roadmap 第 3 版(GER3)追補版で示されたように、地球低軌道を周回する国際宇宙ステーションに次ぐ有人宇宙ステーショ「Gateway」の建設計画が進められており、そこを経由した有人月面探査計画も具体的に記載されている。

また、これらに先立つ無人探査ミッションも数多く検討が進められており、米国、ロシア、ヨーロッパ、中国、インド、韓国、日本の宇宙機関が月探査計画を発表している。中でも、月の極域が 2020 年代の月探査の主要なターゲットとして注目を集めており、米国、ロシア-ESA、中国、インド-日本が月極域の探査を検討していることを表明している。ただし、米国は、従来の NASA 主導による Resource Prospector (RP)計画を変更し、Volatiles Investigating Polar Exploration Rover(VIPER)を Commercial Lunar Payload Services (CLPS) program による民間企業での打上に転換している。

月極域の探査が注目される理由は、主に二つあり、水氷資源の存在の可能性と、月面の他の領域と比較して容易に確保できるエネルギー資源の観点からである。水資源の観点では、水は、これまでの観測結果から月極域の限られた特定の条件の領域に存在すると考えられている。水の推進剤としての利用可能性は、将来の探査シナリオおよび月を利用した活動に大きな影響を与えると考えられている。

エネルギー資源の観点からも月極域は貴重である。月極域の高台等の長期日照地点は、半年以上の連続日照や 80%以上の日照率が得られることが分かっている。そのため、二週間の夜が存在し、越夜が非常に困難な他の地点と比較して、活動に必要なエネルギーの確保が容易なため、長期間の活動が実現できる重要な領域である。

上記の GER3 追補版にも月面における持続的探査と人類の存在の継続の重要性が述べられており、月面の現地資源利用（ISRU）による月の水を用いて電気分解により水素と酸素を生成することで、再使用型着陸機の燃料を確保するプラントと、それに必要な電力を供給する電力システムを月の南極に建設することが述べられている。

さらに近年の宇宙探査活動の特徴は、国家が主導する宇宙機関の活動だけにとどまらず、民間企業も参入している点である。残念ながら失敗に終わったもののイスラエルの民間のチームが月着陸機を打ち上げたことは、大きな出来事であった。また、将来的に月極域の水氷資源の利用を

検討している日本の民間企業も存在する。そのため、月極域探査への我が国の参画の遅れは、将来の月を利用した民間を含む我が国の活動の場や権益を失うとともに国際プレゼンスの低下を招く恐れがある。

そこで、国際宇宙探査における我が国のプレゼンスの確保と水氷資源の存在量の確認を主目的とし、必要な重力天体表面探査技術の確立も目指す月極域探査を提案し、日本単独での実施をはじめ、他国との協働など様々なオプションの可能性を探ってきた。2017 年 12 月に、インド宇宙機関（ISRO）と Phase-A までの協働検討活動を定めた Implementation Arrangements (IA)を取り交わし国際協働活動として検討を進め 2018 年 12 月には、共同ミッション定義審査（JMDR）を開催し、ミッション要求について合意した。さらに、2019 年には国内でのミッション定義審査（MDR）を実施し、2020 年1月に月極域探査機プリプロジェクトチームが JAXA 内に設置された。現在も、引き続き協働検討を実施している。なお、インド日本間の分担は後述する。

11.4.2. ミッション目的

ミッション目的とミッション要求を整理して以下に示す。なお、水資源探査に必要な重力天体表面探査技術の確立、環境調査も実施する。

目的1：月の水が将来の探査活動に利用可能か判断するため、水の量と質に関するデータを取得する。

① 量を調べる：既存の観測データから水の存在が予想されている地点において、その場観測により水(H2O)の量に関するグラウンドトルースデータを取得する。
② 質を調べる：その場観測によって水の分布、状態、形態等を明らかにする

目的2：月全体における水の量と質を推定するため、水の濃集原理を明らかにするデータを取得する。

③ 水の含有量と環境条件の関係を知る。

期待される成果は以下のとおりである。

(1) 資源探査の観点

大規模な探査活動、特に有人探査を行う上では、地球から多くの物資を輸送すること無く、天体上の資源を利用できると、探査の効率が大幅に上がる。特に水は、電気分解して得ることができる水素と酸素を燃料として使用することにより、地球からの輸送量を大幅に削減することが可能となる。もし月面上に十分な量の水があり、容易に採取可能なのであれば、月面上で製造した燃料によって月軌道上との往還や火星探査を効率的に実施することも可能である。従って、月面上にどの程度の水が存在し、それがどのような状態で存在するのか、容易に採取可能かどうかの調

査が、今後の探査アーキテクチャを決定する上で極めて重要である。しかしながら、これまでの各国の探査機による観測データでは、極域における水の存在量予測値は 0.1%から 20%まで2桁以上の開きがある。決定的な結論を得るためには、その場観測で分析調査する必要がある。
このため月の水資源の存在量・場所等の重要データを取得することにより、将来の宇宙探査活動での水利用（燃料の現地製造）の可否判断が可能なデータを提供することは、本ミッションの重要な成果である。

(2) 国際的プレゼンスの観点

水は極域の限られた特定の条件の領域に存在すると考えられており、本報告で検討されたように、その推進燃料としての利用は将来の探査シナリオおよび月を利用した活動に大きな影響を与える。さらに、水だけでなく極域の高台等の長期日照地点は、半年以上の連続日照や 80%以上の日照率が得られることから、エネルギー確保の観点から重要な領域であるが非常に限られていることも極域探査を目指すことの重要な観点である。このような状況において、月極域探査への我が国の早期参画は、将来の月を利用した民間を含む我が国の活動の場や権益獲得と国際プレゼンス向上に大きく寄与することは疑いがない。そのため、可能な限り早期の実施が必要である。

(3) 科学的観点

極域の水や低温トラップされている揮発性物質は、科学的知見を得るためにも重要である。本ミッションの特徴として、単に水の量と質に注目するだけでなく、濃集原理を調べる点が挙げられる。水が、どこからどのように運ばれて蓄積したかを知ることは、科学的観点からも重要であり、地球・月系にもたらされた揮発性物質に関する知見の獲得により、生命発生可能な環境の形成過程に新たな描像をもたらすと考えられる。月面の水は、彗星、小惑星などの衝突によりもたらされたものであるのか、太陽風起源の水素が月面上の酸化物と結合したものなのか、あるいは月形成時から存在していた物質が閉じ込められたままであったのか、その由来の解明が重要である。結論によっては、月の起源の議論に影響する。また、彗星、小惑星起源である場合、太陽系形成時の物質を月面上で観測できることになる。
なお 2018 年に宇宙科学研究所　理工学委員会の元に設置された国際宇宙探査専門委員会　月極域探査タスクフォースにおいて、月極域探査の科学的側面の検討も行われ、揮発性物質探査に加え、月極域で実施すべきサイエンスの提言が報告書として取りまとめられている。

(4) 技術的観点

SLIM で獲得する重力天体着陸技術を月極域のような日照条件の異なる地点への着陸に活用・発展するとともに、ローバによる移動探査や掘削技術の開発を行うことにより重力天体表面探査技術を実証し、自在な探査能力を獲得する。現在、日照時間の長い場所への着陸を計画しているため、いわゆる 14 日間の越夜技術の実証は行わないが、将来のさらに厳しい日照環境下での

活動も見据えて、探査活動の基礎となる熱制御技術の開発、実証も行う。

11.4.3. ミッションの概要

月極域探査ミッションの概要を表 11.4-1 に、ミッションのイメージを図 11.4-1 に示す。探査機は着陸機システムとローバシステムから構成され打上時質量は約 6 トンである。通信リレー衛星は持たず、地球ダイレクト通信を基本としている。打上は SELENE と同様の軌道（遠地点 23 万 km）を基本に検討している。

月周回軌道投入後、着陸地点上空を通過する極軌道から動力降下を行う。この際、極域の日照条件では、クレータマッチング等が困難な場合があるため、影画像等を用いた画像航法により高精度着陸を実現する予定である。月面に到達後、月面展開機構を用いてローバを展開し、ローバで月面を移動すると共に搭載された観測機器で水資源の探査を行う。探査領域は事前に水の存在可能性や、特徴的な地形・環境等の観点から選定し、着陸地点は、探査領域に近い日照・地形・通信等の条件の良い地点を選定する。

現在、前述のように国際協働として ISRO との協働検討を行っている。現時点の分担は、図 11.4-2 のように、ISRO 側が着陸機を、JAXA 側が打上ロケットと探査ローバを提供し、観測機器はそれぞれが分担する案をベースラインに検討を進めている。現状の設計では、着陸ペイロード質量は観測機器を含むローバ質量 350kg を見込む。

表 11.4-1 月極域探査ミッションの概要

打上年度	2024 年
打上ロケット	H3 ロケット
軌道	SELENE（遠地点 23 万 km）と同様（TBD）
打上時質量	約 6 トン
ペイロード質量（ローバ、観測機器含）	350kg
運用期間	月面着陸後 3.5 か月
着陸地点	月の南極域
主要観測機器	水資源探査、環境計測　他

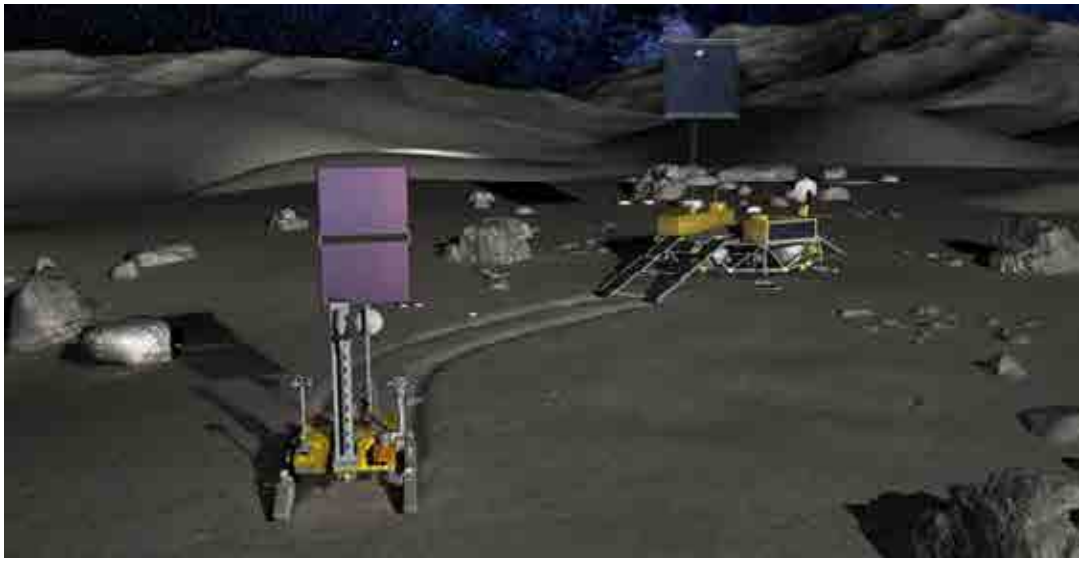


図 11.4-1 探査時のイメージ図



図 11.4-2 分担案

11.4.4. ミッション運用コンセプト

探査領域における水氷を観測するための搭載候補観測機器を表 11.4-2 に示す。

表 11.4-2 搭載候補観測機器リスト

機器名称	観測項目	備考
地中レーダ (GPR) (Ground Penetrating Radar)	深さ~1.5m までの地下構造をローバで走行しながら観測	ISRO 提供 予定機器
中性子検出器 (NS) (Neutron Spectrometer)	深さ~1m までの平均水素濃度をローバで走行しながら測定	NASA 提供 予定機器
近赤外画像分光装置 (ALIS) (Advanced Lunar Imaging Spectrometer)	月表層レゴリスの H2O/OH 含有量測定	JAXA 開発
水資源分析計 (REIWA) (REsource Investigation Water Analyzer) 熱重量分析計 (LTGA) (Lunar ThermoGravimetric Analyzer) 質量分析計 (TRITON) (TRIple reflection refecTrON) 微量水分計 (ADORE) (Aquatic Detector using Optical Resonance) ISRO 試料分析装置 (ISAP) (ISRO Sample Analyzer Package)	 掘削採取試料の熱重量分析（含水量定量） 揮発ガスの分子種測定 揮発ガスの水分量及び D/H 比測定。 掘削採取試料の鉱物・元素組成分析	JAXA 開発 ISRO 提供 予定機器
表層分圧系 (EMS-L) (Exospheric Mass Spacetrometer for LUPEX)		ESA 提供 予定機器

上記搭載候補観測機器を用いて、観測目標を達成するためのミッションの運用の流れは以下のとおりである。

a. 事前に探査領域（環境、地質が特徴的なウエイポイントを含む）を選定。
b. 探査領域に近い日照・地形・通信等の条件の良い着陸地点を選定。
c. 目標地点にピンポイントで着陸しローバを展開する。
d. リファレンスデータとして着陸地点近傍で一連の疎観測と詳細観測を行う。
e. 事前に定めた探査領域に向かう
f. 探査領域広域の中でウエイポイントを経由しつつ走行しながら一連の観測を行う。
g. 日照条件が大きく異なる日時で f を実施

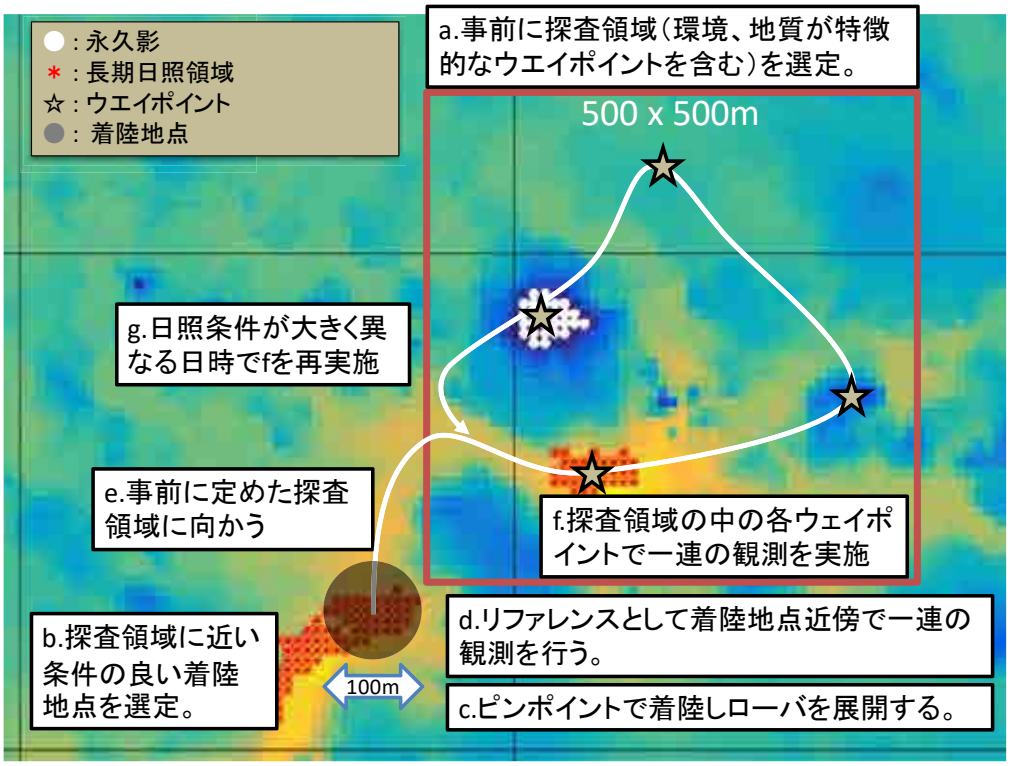


図 11.4-3 揮発性物質探査の観測運用の概要

水氷の観測には様々な手法が考えられるが、一例として以下のような搭載候補観測機器を用いた運用を考えている。

1) 疎観測

事前に選定した探査領域内のウエイポイント周辺を走行しながら地下 1.5m 程度までの誘電率分布を GPR で、水素原子分布を NS で観測を行い、水氷分布の可能性のある領域を識別する。加えて、EMS-L により月表層外気圏の揮発ガスの観測も行う。走行停止中に、ALIS により表層の水氷分布の観測（水氷による吸収の有無の識別）を行う（図 11.4-4）。

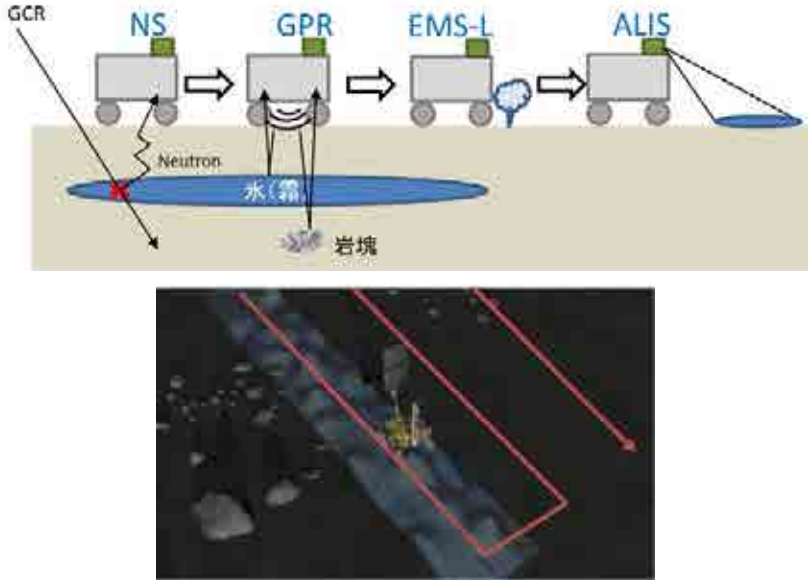


図 11.4-4 疎観測の概略イメージ

2) データ分析

付近の日照および通信条件の良い地点に移動し取得したデータを地上局へ送信するとともに、充電を行う。地上系では受信したデータを分析し、詳細観測を行う地点を選定する。

3) 詳細観測

オーガで掘削中に掘削孔からの揮発ガスを EMS-L で観測する。掘削採取したサンプルを LTGA に移送し、サンプルを加熱して揮発性物質を気化させ、質量の減少から水等の揮発性物質の含有率(wt%)を計測する。上記で揮発したガスの化学種の同定（H2O か否か）を TRITON で、揮発ガス中水蒸気濃度計測及び水素同位体分析を ADORE で行う。同様に、掘削採取したサンプルを ISAP に移送し、ラマン分光計/X 線分光計により鉱物/元素組成分析を行う。（図 11.4-5）。

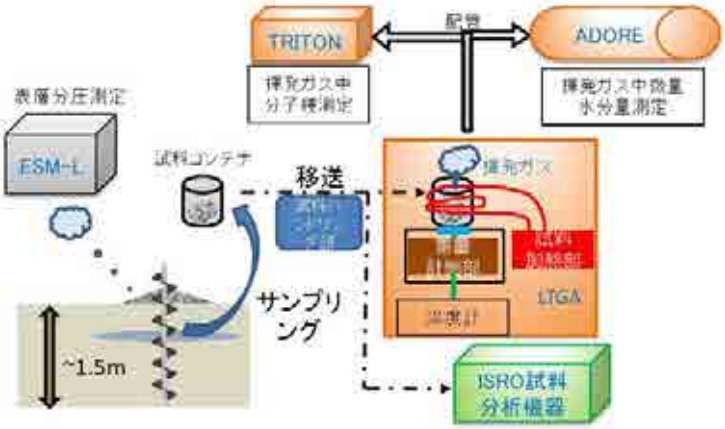




図 11.4-5 詳細観測の概略イメージ

4) 移動・準備

一連の観測が終了すると、次の観測地点に移動し、充電と観測準備を行なう。

11.4.5. 着陸地点

着陸地点の選定にあたってミッション要求を満たすため最適な候補地点を選定し表面探査を実施する必要がある。着陸地点は下記のような観点から選定する必要があり、現在、「かぐや」、LRO等の観測データを精査し、検討を続けている。

(1) 近傍に水の存在する確率が高い場所 (Possibility of existence of water ice)

これまでのリモートセンシングデータにより水の存在可能性が示唆されている場所、あるいは地形情報から推測される低温領域へ、探査ローバにて容易にアクセス可能な近傍に着陸する必要がある。

(2) 連続した日照時間が長い場所 (Illumination)

3.5 ヶ月の月面での運用期間中、連続して日照を得られる必要があるため、日照率や連続日照日数の条件を満たす地点を検討している。

(3) 地球との直接通信が可能な場所 (Communication visibility)

ミッション期間中は地球との直接通信を前提としており、不可視期間は原則観測運用ができないため、地上局の可視条件の良い地点である必要がある。

(4) ローバでの移動が容易な平坦な地形であること (Slopes)

ローバ走破能力への要求が高くなりすぎないよう、傾斜 10 deg 以下の場所を着陸点の条件としている。この条件により、比較的平坦な場所が着陸地点として選定される。

(5) 地質的に興味の場所であること（Geology）

マントル物質、地殻深部物質、裏側高地の地殻物質などが飛散している場所。

現在（1）～(5)の条件を全て満たす領域を、月の南極および北極付近について調査しているが、このような条件を全て満たす場所は、極めて少ない。面積的な広がりを持つ領域はさらに少ないが、着陸地点候補としては数百 m 程度の領域が数地点存在しているため、100 m 以内の着陸精度がシステム要求となっている。

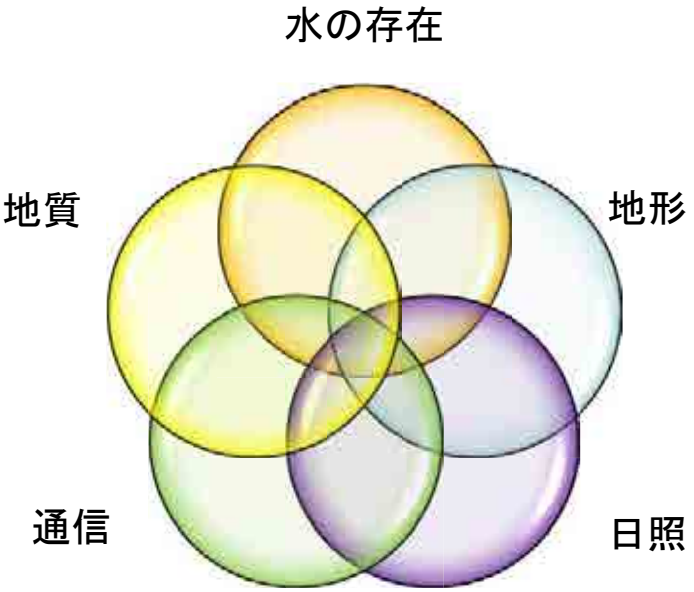


図 11.4-6 着陸地点検討に必要な条件

11.5. Gateway 居住モジュールへの ECLSS 技術提供

11.5.1. Gateway の目的

月近傍有人拠点（以下 Gateway）は、米国主導で 2022 年以降に月近傍の軌道に構築する有人拠点である。今後、人類の活動領域を月さらに火星へと拡大するため、また、持続的かつ実現可能な宇宙探査という点に置いても、月近傍の有人拠点となる Gateway 構築は ISS の次の重要なステップとなる。Gateway は、月面探査のための中継拠点として、主に以下 3 つの機能を有する。

(1) 地球-月通信中継、月面探査機の遠隔操作の通信拠点
(2) 月離着陸機の発着拠点、月面サンプルの地球帰還機への引渡し係留拠点
(3) 有人月面探査実施の場合の、月面からの緊急退避場所

Gateway の運用は 2 つのフェーズに分かれており、2027 年までを想定している Phase I では 30 日から 60 日間のクルー滞在が予定されている。 2028 年以降は、Phase II として 100 日以上のクルーの長期滞在が計画されている他、DST として深宇宙探査の拠点として機能することが想定されている。
JAXA は Gateway の構成エレメントの 1 つである International Habitat Module (I-HAB)の環境制御・生命維持システム（ECLSS）インテグレータとして、JAXA が研究を進める完全再生型 ECLSS（水、酸素補給ゼロ）技術や温湿度制御、全圧分圧制御機能を提供する他、主要な Gateway 共有品についても提供することで、月近傍ミッションへ国際的な貢献を行う。

11.5.2. I-Hab の概要

Gateway の居住モジュールの 1 つである International Habitat Module （以下 I-HAB）は、Gateway を構成するエレメントの 1 つであり、個別に打ち上げられる各モジュールと連結して月近傍ミッションを遂行するための機能を提供する。Gateway の構成を図 11.5-1 に示す。以降、本項では I-Hab のコンセプト及び提供する ECLSS 技術についての検討結果を示す。

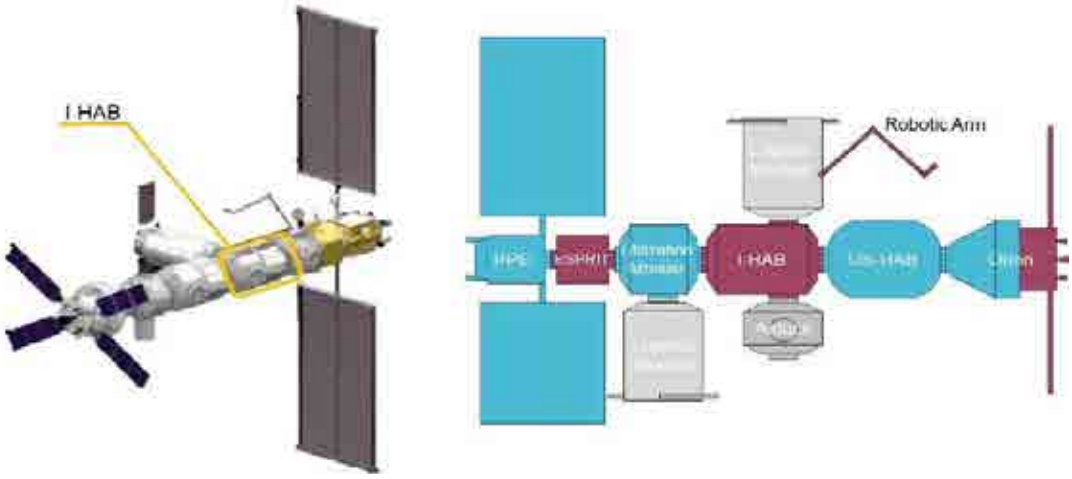


図 11.5-1 Gateway 構成図

11.5.3. Gateway への参加意義と技術獲得シナリオ

(1) I-HAB の開発シナリオ

I-Hab は月近傍ステーションの中で、Power and Propulsion Element (PPE), European System Providing Refuelling, Infrastructure and Telecommunications (ESPRIT), Utilization Module (UM), Logistics Module (LM) に次いで打ち上げられるモジュールである。キー技術となる ECLSS の開発・実証計画を含めた I-HAB 開発シナリオの検討結果を下記および図 11.5-2 示す。

- HAB は 2024 年に打ち上げる前提。JAXA は、ECLSS の軌道上/地上実証により、信頼性を向上させ、I-HAB への搭載に目途をつける。
- モジュール打ち上げ重量を 8.5t 以下*1 にするために、I-HAB 打上時は完全再生型 ECLSS（Closed ECLSS）モジュールではなく、 Partial Closed ECLSS モジュールとして 2024 年に打上げを行う。追加の ECLSS 装置を後から Logistic Module により装置単位で打上げ、I-HAB に移設し完全再生型 ECLSS を実現する。

  - 2024 年に打ち上げる Partial Closed ECLSS のコンフィグレーションでは、Phase I の最長クルー滞在期間（60day）において、補給量削減に最も有利となる CO2 回収及び凝縮水再生装置を搭載し、必要な酸素は O2 タンクにより供給する。
  - 追加で打ち上げる ECLSS 装置は、CO2 還元装置、酸素製造装置、尿再生装置となる。

＊1 I-HAB の打ち上げを行う SLS の要求に基づく質量配分値。PAF 及び Program Reserve（マージン）の質量を除く。

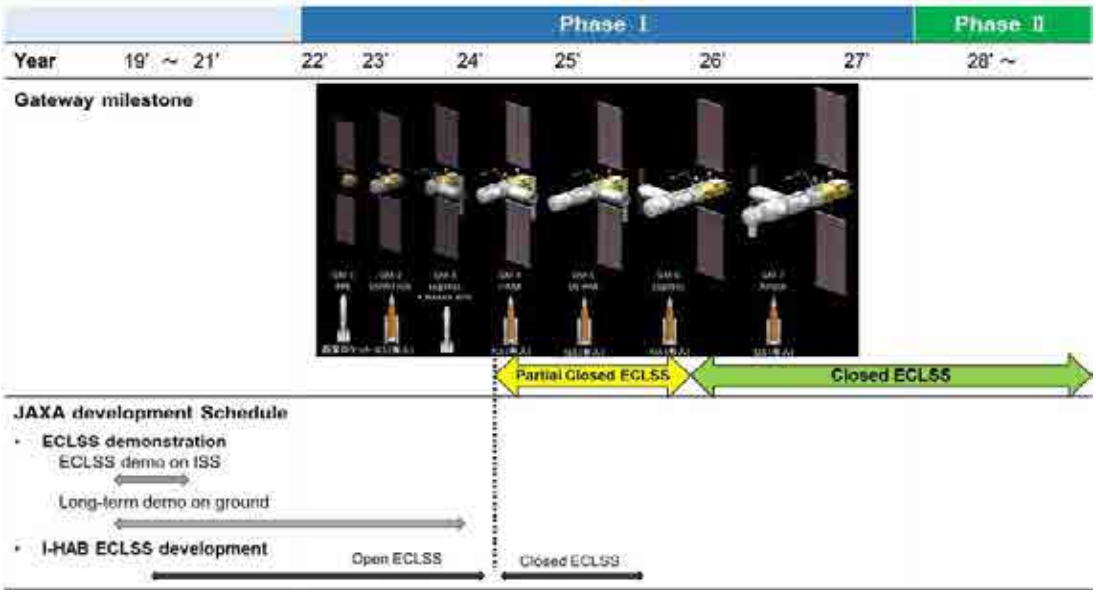


図 11.5-2 Gateway と I-HAB 開発シナリオ

(2) JAXA が I-HAB に ECLSS 機能及び Gateway 共有品を提供することのメリット

a 有人宇宙滞在技術の確立による国際的プレゼンスの向上

Gateway での実績がその後の有人拠点での機能分担に大きく影響を与えることから、JEM で獲得した ECLSS 技術を高度化した有人宇宙滞在技術を確立し、JAXA の優位性を示すという点で重要である。

b 生命維持機能の異種冗長の確保

Phase II （2028 年以降の月近傍長期滞在フェーズ）や火星ミッションなどのクルーが長期滞在するミッションにおいては、補給量削減及びクルーの安全性の確保のために、完全再生型の ECLSS が必要不可欠である。I-HAB に対して、JAXA が完全再生型 ECLSS を提供することにより、Orion や Enhanced Hab（2028 年に打ち上げる長期滞在用の居住モジュール）の ECLSS 機能と合わせて、生命維持機能の異種冗長を確保することが可能となる。

c Phase I における長期滞在の実現

Enhanced Hab の打上時期が何らかの理由で遅れた場合においても、I-HAB により長期滞在のミッションが少ない補給量で可能となるため、Enhanced Hab が来るまでの期間を利用して、長期にわたる実証・実験を Phase I で実施することが可能。

d　月近傍の環境モニタ

Phase II での長期滞在前に JAXA の独自の放射線センサによって、現在明確でない月近傍の放射線環境を高精度に測定することにより、月近傍ミッションでの長期滞在における人体への影響評価を可能にする。

11.5.4. JAXA 提供機器の技術検討

11.5.4.1. I-HAB の検討前提

(1) ミッション期間

Gateway Phase I は 30 日から最大 60 日間のクルー滞在を想定し、Phase II 以降は、最大 1100 日（火星往還ミッション）のクルー滞在を可能とする。また、最大 500 日のクルー非滞在期間を想定する。

(2) クルー人数

I-HAB を含む Gateway にはクルーは通常 4 人滞在を想定する。

(3) 内部構成

- サイズ: Φ4.2m x 5.09m（0.6m の endcone を除く）
- 打上質量: 8675 kg
- 居住空間: 31.346 m^3
- 形状: 4 つの IDDS Compliant Docking Port

（Axial 方向に Active, Passive 各 1 つ、Radial 方向に Passive 2 つ搭載）

11.5.4.2. I-HAB 向け JAXA 提供機器の検討結果

I-HAB モジュールに対して、JAXA は以下の機器を提供する予定である。11.5.4.2.1 項以降にそれぞれの検討状況を示す。

- ECLSS ［JAXA インテグレーション］
  - CO2 除去、有害ガス除去、温湿度制御、キャビンエア循環、全圧・酸素分圧制御、凝縮水再生、飲料水殺菌
  - CO2 還元、O2 製造、尿再生（I/F を確保し、後から追加で打ち上げる）
- Gateway 共通品(CFE)

- 熱制御系　　循環ポンプ、ポンプインバータ
- 電力系　　バッテリ
- 通信制御・映像系　　光通信装置、カメラ、ビデオエンコーダ、録画装置
- 誘導・航行制御系　　ランデブ・ドッキングセンサ

11.5.4.2.1. ECLSS（環境制御・生命維持系）

ECLSS の系統設計結果を図 11.5-3 に示す。

- 機能

  - クルー4 人分の生命維持のための空気再生機能、水再生機能を持つ ECLSS 装置を搭載する。
  - クルーの生活に要求される温度、湿度、圧力についてモジュール内を制御する。

- 構成品

  a. 温度・湿度制御装置

  - クルー滞在時のキャビン温度を 20℃から 27℃に、露点を 4.4℃から 15.6℃に制御する。
  - キャビン内の湿度を要求値に制御する。
  - キャビン内の空気循環のためのファンを要する。

  b. 全圧・分圧制御装置

  - O_2 分圧を 18.7kPa～23.4kPa の範囲で制御する。Nominal 圧は全圧 101kPa の時に O_2 分圧 21kPa とする。
  - モジュール全圧を 65kPa～102kPa の範囲で制御する。Nominal 圧は 98kPa～102kPa とする。
  - 減圧時の再加圧機能を有する。

  c. 空気再生装置

  - キャビンエアから CO_2 回収を行い、キャビンの CO_2 濃度を 24 時間平均で 2600ppm (2mmHg) 以下に維持する。
  - キャビンで発生した有害ガスを要求値以下まで除去する。

d. 水再生装置

- 温度・湿度制御装置から回収した凝縮水について再生処理を行う。
- 再生水に対して殺菌処理を行い、飲料水として保管する。

e. Closed ECLSS （Future capability として提供）

- サバチエ反応による CO_2 還元を行い、水を生成して水補給量を削減する。
- 水の電気分解を行い酸素の生成を行い、キャビンの酸素濃度を制御し、酸素の補給量を削減する。
- クルーの尿を回収し、凝縮水と合わせて再生処理を行い、飲料水として供給する。

f. ECLSS Controller

- HAB モジュール内 ECLSS 機器の共通コントローラとして各 ECLSS 機器間のデータやり取りや運転モード管理を行うもので、及び上位の I-HAB 側のコントローラとのインタフェースを持つ。

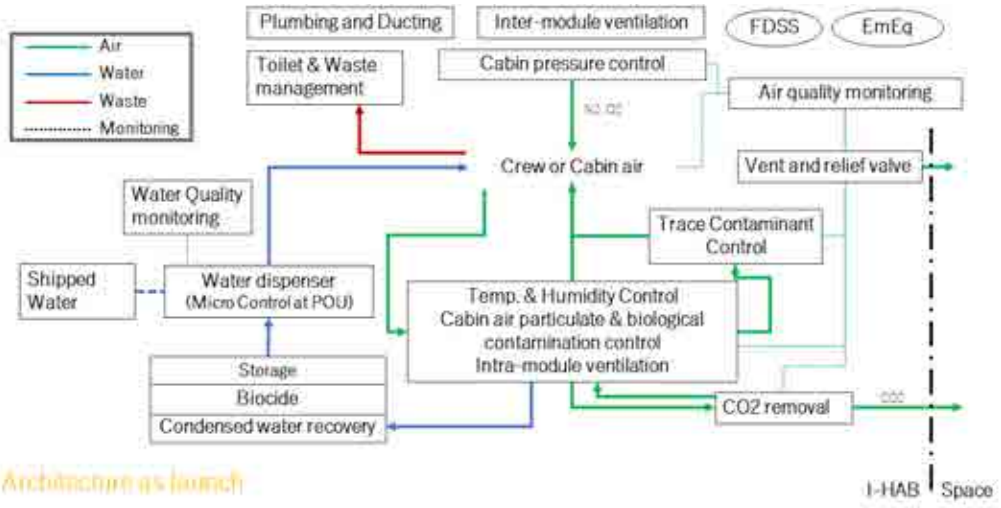


図 11.5-3 ECLSS 系統図（Partial Closed ECLSS）

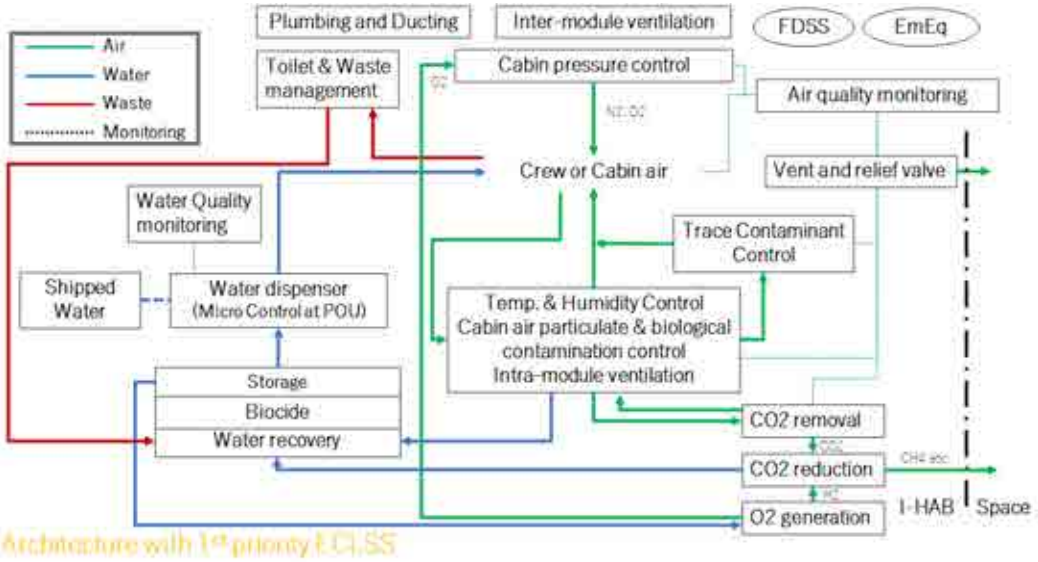


図 11.5-4 ECLSS 系統図（Closed ECLSS）

➢ 補給量及び ECLSS 機器搭載シナリオ

a. クルー代謝の前提

- クルー1 人が 1 日に消費する飲料水量は 3.84kg/CM-day、排出される排水量は 4.14kg/CM-day と想定される。（図 11.5-5）
  上記の想定に基づくと、クルー4 人分では 15.4kg/day の水が必要となり、30 日ミッションでは 460L の飲料水が必要となる。
- クルー1 人が 1 日に消費する酸素量は 0.92kg/CM-day と想定され、クルー4 人分では 3.68kg/day、30 日ミッションでは 110.4kg の酸素が必要となる。
  現仕様の酸素タンクでは、タンク 1 本あたり（単体重量 24kg）に 27.8kg の酸素を充填可能である。30 日分で必要なタンク本数は 4 本、総重量は 208kg となる。

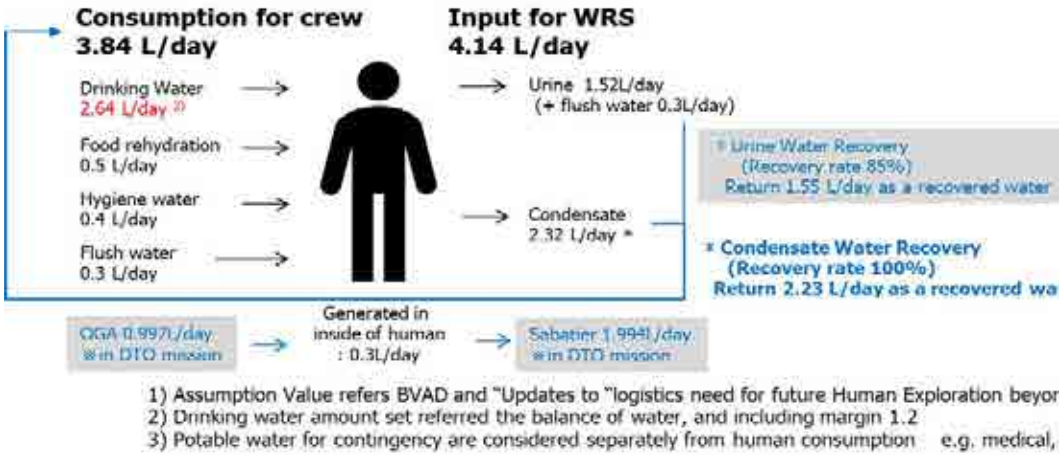


図 11.5-5 クルー1 人当たりの水消費量

b. 補給シナリオのコンセプト

以下のシナリオで、飲料水及び酸素を補給することを想定する。

① ミッション開始時には 4 人・37 日分（ミッション 30 日＋Safe-haven 7 日とする）の飲料水及び酸素タンクを LM にて打ち上げる。
※検討結果はマージンを含んでいないため、別途検討が必要
② 酸素については、酸素製造装置が搭載されるまでは酸素タンクを使用し、ミッション毎に打ち上げを行う。
③ 飲料水については、滞在ミッション開始時の凝縮水及び尿が発生しない初期 1-2 日は打ち上げた保管水を使用する。再生処理が始まった後は再生水を優先的に使用し、不足分を保管水から供給する。
④ 水再生システムが故障する可能性を考慮し、Gateway には常に 4 人・37 日分の飲料水を維持する。ミッション終了時には未消費の保管水と Safe-haven 用の水が残っているため、次ミッション開始前には、消費された分の水と酸素タンクを補給する。

c. Partial Closed ECLSS での補給シナリオ

1) 飲料水は 568L（ミッション 30 日分：460L＋Safe-haven 用の 7 日分：108L）と、酸素タンクとして 5 本分（酸素量：136.2kg）を打ち上げる。
2) Partial Closed ECLSS では凝縮水のみ再生率 100%で再生処理され、尿は尿タンクに溜めた後廃棄となる。クルーが 1 日あたりに必要とする飲料水 15.4L のうち、9.3L を凝縮水再生装置からの再生水が、残りの 6.1L を保管水から供給する。凝縮水再生装置が故障した場合は、保管水を使用する。
3) 30 日間のミッションでは 278L の水が再生水で賄われるため、ミッション終了後には未消費の 278L の保管水と Safe-haven 用の水が残っており、次ミッション開始前に

は、差分の 183L の水と酸素タンク 5 本分を補給する。Safe-haven として消費した場合は、その分も打ち上げる。

表 11.5-1 Phase I ミッションでの水補給量（Partial Closed ECLSS）

Open ECLSS with CWRS		For 1 crew [kg/CM-day]	For 4 crew [kg/day] (margin 0)	For 30days [kg]	Recovery amount [kg]
For WRS	Condensate Water	2.32	9.3	278	278 (100%)
	Urine (including flush)	1.52 + 0.3	7.3	218	0
	[Total]	4.14	16.6	497	278
Consumption	Drinking Water	2.64 [2]	10.6	316	Resupply 183 L of potable water
	Food Rehydration	0.5	2.0	60	
	Hygiene water	0.4 [4]	1.6	48	
	Flush water	0.3	1.2	36	+Safe-haven 108 L, 568L in total
	[Total]	3.84	15.4	460	

1) Assumption Value refers to BVAD and "Updates to "logistics need for future Human Exploration beyond LEO""
2) Drinking water amount considered the balance of water and including margin 1.2
3) Potable water for contingency is considered separately from human consumption e.g. medical, EVA
4) Hygiene water assumed to be recovered as part of condensate water, but it's not included in this table

d. Closed ECLSS での補給シナリオ

1) 飲料水は 568L に加えて酸素製造装置に必要な 120L、計 688L を打ち上げる。
2) Closed ECLSS では凝縮水・サバチエでの生成水が再生率 100%、尿が 85%で再生処理される。クルーが 1 日あたりに必要とする飲料水 19.4L のうち、17.4L を水再生装置からの再生水が、残りの 2.0L を保管水から供給する。水再生装置が故障した場合は、保管水を使用する。
3) 30 日間のミッションを通じて 524L の水が再生処理されるため、ミッション終了後には未消費の 524L の保管水と Safe-haven 用の水が残っており、次ミッション開始前には、差分の 58L の水を補給する。Safe-haven として消費した場合は、その分も打ち上げる。

ECLSS DTO		For 1 crew [kg/CM-day]	For 4 crew [kg/day] (margin 0)	For 30days [kg]	Recovery amount [kg]
For WRS	Condensate Water	2.32	9.3	278	278 (100%)
	Urine (including flush)	1.52 + 0.3	7.3	218	186 (86%)
	Sabatier	0.498	1.994	60	60 (100%)
	[Total]	4.14	16.6	497	524
Consumption	Drinking Water	2.64	10.6	316	
	Food Rehydration	0.5	2.0	60	
	Hygiene water	0.4	1.6	48	Resupply 58 L of potable water in final configuration
	Flush water	0.3	1.2	36	
	OGA	0.997	3.987	119	
	[Total]	4.84	19.4	582	

表 11.5-2 Phase I ミッションでの水補給量（Closed ECLSS）

e. ECLSS 機器搭載シナリオ

ECLSS 機器重量、飲料水補給量、酸素タンク補給量を考慮し、Gateway に搭載する Closed ECLSS 機器としては、酸素製造装置、水再生装置、CO_2 還元装置の優先度で打ち上げることを提案する。酸素タンクの再補給に係る重量が最も影響が大きいため、先に酸素製造装置を搭載し、以降は水のみの補給とする計画が望ましい。

表 11.5-3 ECLSS DTO の機器搭載シナリオ

				Resupply amount				Reference (No CWRS)
Mission	ECLSS	Amount of water consumption[kg]	Recovered water [kg]	DTO equipment mass [kg]	Resupply amount of water [kg]	Resupply amount of Oxygen including tank [kg]	Total amount of resupply [kg]	Total amount of resupply [kg]
0				-	568	209 ※	**777**	777
1	Open ECLSS	460	278	-	182	209 ※	**391**	670
2	OGA	580	278	226	302	0	**528**	806
3	OGA+WRS	580	464	258	116	0	**374**	838
4	OGA+WRS+Sabatier	580	524	72	57	0	**129**	652

※ Required O2 amount is 0.92kg/CM-day, 110.4kg for 4 crew and a 30day mission.
27.8kg O2 will be stored in one tank (its mass is 24kg), therefore (110.4/27.8)×(27.8+24) =209kg

11.5.4.2.2. その他の JAXA 提供品・共通品

その他の JAXA が GatewayI-HAB および共通品として提案する機器について、概要を以下に示す。

① 熱制御系

JAXA は JEM で獲得した内部ループ熱制御技術をより高度化し、冷却水ループ用の循環ポンプ及びポンプインバータを提供する。概要を図 11.5-6 に示す。

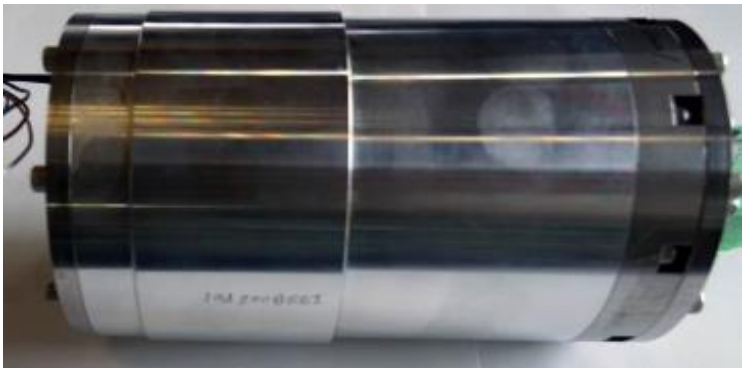


図 11.5-6 新規ポンプ外観図

② 電力系

JAXA は従来のリチウムイオン電池に代わる全固体電池の提供を検討している。概要を以下に示す。

- 機能

Gateway で発生した電力を溜め、1.5hr/7day の eclipse 時での I-HAB への電力供給、 及び他のモジュールとの電力の受け渡しを行う。

- 特徴

JAXA が提供する全固体電池はリチウムイオン電池と比較して、以下の点で有利である。

- 難燃性による安全性の向上
- 寿命が長いため、メンテナンスと輸送コストの削減が可能

➢ 主要構成品

a. バッテリセル
b. バッテリマネージメントシステム（BMS）
温度制御・充電状態を管理する



図 11.5-7 全固体電池コンセプト

③ 通信制御・映像系

➢ 機能

- 船内および船外での映像取得/エンコード/録画を行う
- 船内では 8K Camera 等高精細な映像取得を可能にする。

➢ 構成品

a. Camera

8K カメラ、内部モニタ用の 360 度カメラ、ビデオエンコーダ、録画装置等、民生品をベースに開発する。

④ 誘導・航行制御系

JAXA はランデブ・ドッキングセンサとして、高感度 APD アレイ検出器を搭載した軽量 3D Flash LIDAR の提供を検討している。概要を以下に示す。

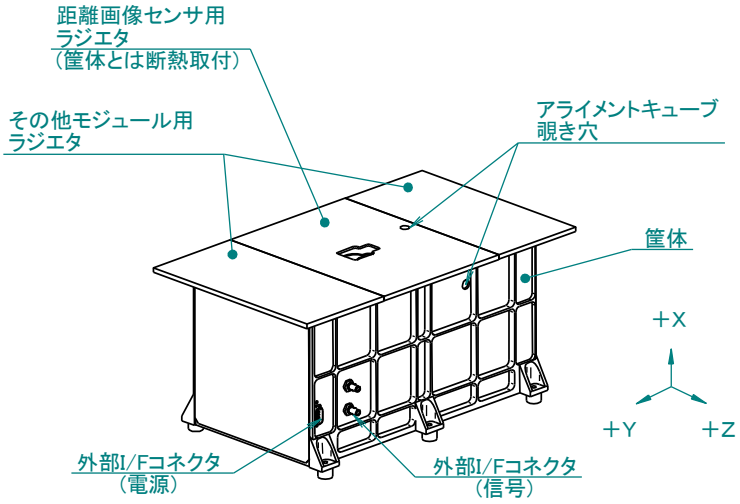


図 11.5-8 ランデブ・ドッキングセンサ概要

11.5.4.2.3. 機器レイアウトと重量積算

(1) 機器レイアウト

JAXA 提供機器（ECLSS のみ）の I-HAB モジュール内機器レイアウトの検討結果を、図 11.5-9 に示す。

- HAB 打上げ時は Open ECLSS とする（Partial Closed ECLSS Configration）。
- その後 Logistiacs Module により完全再生型 ECLSS とするためのコンポーネントを打ち上げ、Closed ECLSS Configration とする。

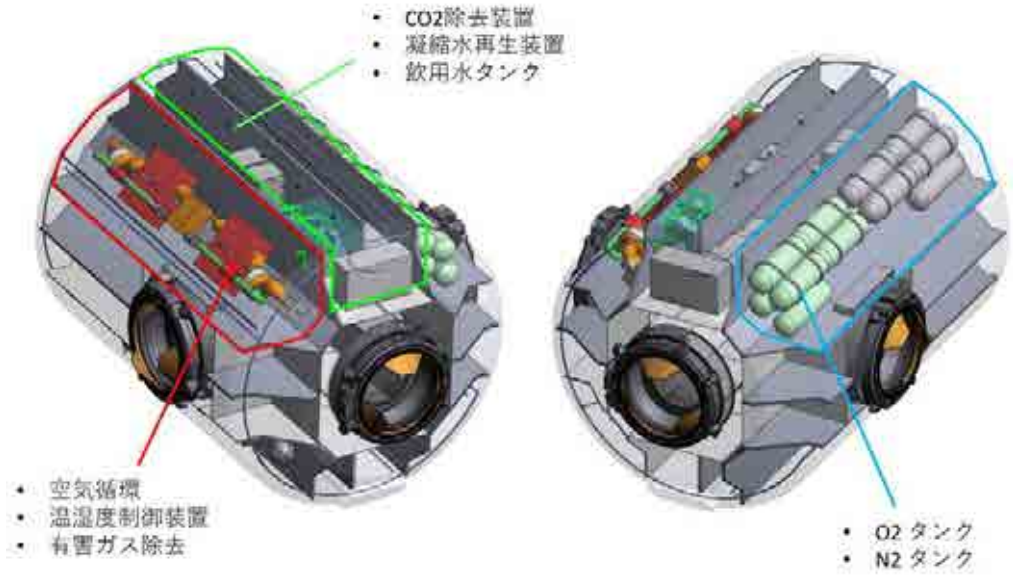


図 11.5-9 IHAB 機器レイアウト図（案）

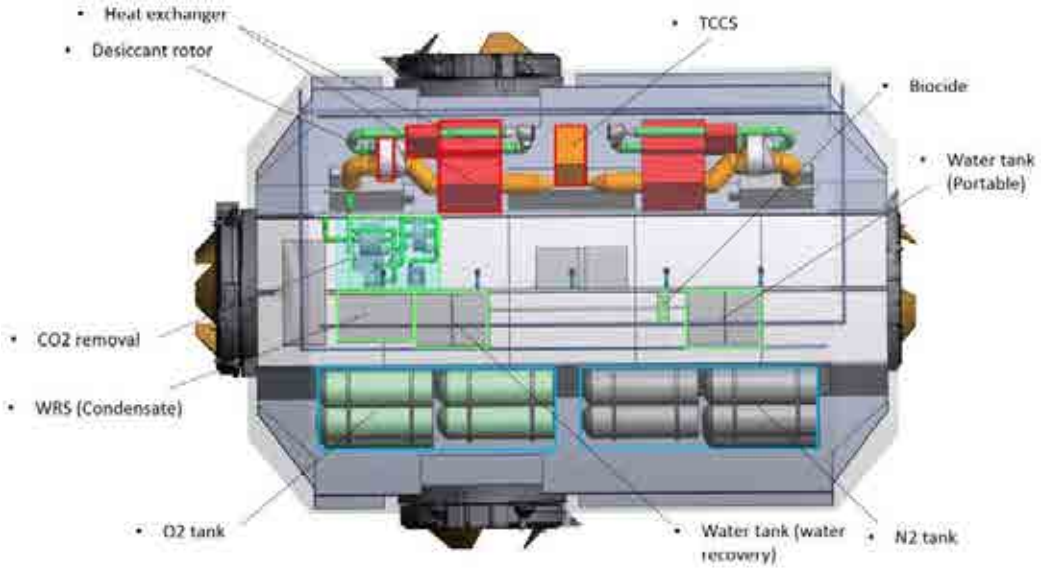


図 11.5-10 IHAB 機器レイアウト図（案）

(2) 質量・電力見積り

JAXA が提供する ECLSS 機器の質量及び消費電力の見積り（案）を表 11.5-4 に示す。

表 11.5-4 質量及び消費電力見積り(案)

ECLSS function	Equipment	Amount	Total Mass [kg]	Total ave. Power [W]	Total Max. Power [W]	Total Volume [m3]	Note	Provider
Pipe/duct	Piping, incl. I/F for Augmentation	1	17.7	-	-			ESA
	Bracket, sensors			2.0	2.4		From [TASI-CISHAB-ORP-0005_1], "Air lines" and "V&V pressure sensors set"	ESA
Total & O2 pressure control(PCS)	Control electronics	1	20	20	20			JAXA
	N2 tank with regulator	1	43			φ350x1016; 0.098m3	Assuming 70MPa Tanks	
	O2 tank with regulator	1	24			φ350x1016; 0.098m3	Assuming 30MPa Tanks	
	PPRV	1	0.2	0	0	0.00028		NASA
	NPRV(TBD)	0	-	-	-			TBD
	Repressurization valve	5	0.3	0	25	0.0014	depending on the necessity of remote depress/repress	NASA
	Vent and Relief valve	4	7.2	0	20	0.0047	2 for PCS vent, 2 for CO2 removal Need for payload?	NASA
CO2 removal	CO2 removal system	1	196	1000	1500	850x690x750; 0.44m3	TBD, depending on the requirement	JAXA(TBD)
	Control electronics	1						
Temperature and Humidity Control (THC)	Heat exchanger	2	191	716	724	0.098	TBD, depending on the requirement. 2 Parallel lines of CHX in 1 unit	JAXA
	Control electronics	2						
	Cabin Fan	2						
	TCV	2						
	Water separator	2						
	HEPA	2						
	Duct	1	30	-	-			ESA
	Diffuser	1	3	-	-			
	Return grill	2	3	-	-			
TCCS	Trace contaminants control system	1	50	182	182	400x400x600; 0.096m3		JAXA
	Control electronics	1						
IMV	Duct	1	5.3	-	-		From [TASI-CISHAB-ORP-0005_1]	NASA
	IMV fan	0	0	0	0	0.00093	depending on IMV architecture	
	IMV valve	4	0.7	0	80	0.00034		
Water recovery system	Condensate water recovery system	1	45	58	100	300x450x400; 0.054m3	Average power calculated from BBM. Peak power calculated from UV lamp.	JAXA
	Control electronics	1						
	recovered water tank	1						
	condensed water tank	1						
	Condensed water tank with accumulator	1	21.2	-	-	0.103	Assuming CWC equivalent	NASA
Biocide control system	Biocide control system	1	15	25	50			JAXA
	Control electronics	1						
Dispensor	Water dispenser	2						NASA
Water quality monitoring	TOC analyzer	1	38	30	80	0.051		NASA
	Microbial monitoring	1	12	60	60			JAXA
Air quality monitoring	Trace constituent monitor	1	25	43.8	43.8	0.219		NASA(/ESA)
	Measure constituent monitor	1	27.4					
Fire system	Cabin smoke detector	2	2.1	0.2	0.2	0.0035		NASA
	Control electronics	2						
	Potable fire extinguishers	2						
	PBA/Filters	2					crew system	
	Smoke eater	1						
	Combustion Prod monitoring	1	0	0	0		included in air monitoring	
future ECLSS Priority 1 capability	O2 generation	1	226	1475	1505	850x690x750; 0.44m3		TBD
	Water recovery	1	258	500	1000	1552x451x828; 0.58m3		TBD
	CO2 reduction	1	72	133	410	850x690x750; 0.44m3		TBD
Toilet	Toilet	1		36	252			NASA
Total			**Total Mass [kg]**	**Total ave. Power [W]**	**Total Max. Power [W]**			
			1333.0	**4281.0**	**6054.4**			

11.6. HTV-X による Gateway 補給

11.6.1. 背景・経緯

2018 年 12 月 11 日の宇宙開発戦略本部で承認された宇宙基本計画工程表の改訂版において、月周回有人拠点（Gateway）・月着陸活動が明記され、国際調整及び技術検討を本格的に開始した。

Gateway は、米国を中心に各国の宇宙機関で建設・運用が計画されている月周回軌道上に位置する有人宇宙ステーションである。日本に対しては、国際宇宙ステーションの日本実験棟「きぼう」で培ってきた有人宇宙滞在技術、及び、宇宙ステーション補給機「こうのとり（HTV）」、そして HTV の後継である HTV-X で培っている補給技術を発展させた深宇宙補給技術による貢献が期待されている。

2020 年 12 月に日本政府と NASA が正式に「民生用月周回有人拠点のための協力に関する日本国政府とアメリカ合衆国航空宇宙局との間の了解覚書(MoU)」を締結し、同年 12 月 31 日付で有効となった。本 MoU 第五条の 5 に、ゲートウェイ構成要素が挙げられており、日本政府の担当要素は、「居住の能力に係る基盤的機能」と「物資補給」が明示された。2021 年末現在、より具体的な貢献内容について NASA との交渉が行われている。

11.6.2. ミッションの意義・価値

Gateway 補給ミッションの意義・価値を以下の通り位置付ける。

- Gateway の運用・利用に必要な物資補給能力を、HTV で獲得した国際的信頼度の高い補給技術を発展させた形で提供することで、国際宇宙探査に貢献する。
- その貢献により、日本人宇宙飛行士の Gateway への飛行機会獲得に寄与する。
- 深宇宙でのランデブドッキング技術の獲得により、より幅広い宇宙探査のミッション構築に貢献する。
- 将来の有人火星飛行は Gateway を出発点とすることが想定され、そのための事前物資補給能力の提供にも活用可能。

11.6.3. ミッション要求の設定

Gateway プログラムでは、物資補給を担当するエレメントとして Logistics Module があり、NASA が米国企業から物資補給サービスとして調達する計画である。HTV-X も Logistics Module と同等の物資補給サービスが求められることになるため、ゲートウェイ物資補給サービス調達要求（DSL-RQMT-20010, RFP 80KSC019R0002 Attachment 01: Statement of Work）の物資補給に関する要求を参考とし、HTV-X の Gateway 補給ミッションのミッション要求として設定した結果を表 11.6-1 に示す。

尚、補給量の具体的数値については、2021 年末時点で NASA 交渉中であり、要求値は NASA 交渉中の仮設定値と位置付ける。また、輸送能力の余剰分を使用し、技術実証ミッションペイロードを輸送することをミッション要求に含めることについても今後検討する。

表 11.6-1 Gateway 補給ミッション要求（案）

No.	Gateway 補給ミッション要求	ゲートウェイ物資補給サービス調達要求（参考）
1	No.2 曝露カーゴと合わせて、3400kg 以上の与圧カーゴ/ペイロードを Gateway に輸送できること。	与圧カーゴ/ペイロードを 3400kg 以上輸送できること。
2	250kg 以上の曝露カーゴ/ペイロードを Gateway に輸送できること。	曝露カーゴ/ペイロードを 1000kg 以上輸送できること。
3	ミッションの最後に認定された廃棄軌道に機体が投入されること。	同左
4	Gateway に係留された状態で 1 年以上運用できること。	同左
5	Gateway 係留期間中、Gateway Crew によるメンテナンス無しで運用できること。	同左
6	輸送された物資と同質量の廃棄物資を廃棄できること。	同左
7	物資打上げ後、30 日以内で Gateway へ輸送すること。	同左
8	最大 500kg の与圧物資（非給電）を L-30 日での引渡しに対応すること。残りは物資引き渡しスケジュールで引き渡し時期が定義される。	同左

11.6.4. Gateway 補給ミッションシナリオ

基幹ロケットとして開発が進められている H3 ロケットは、衛星を地球周回軌道へ比較的安価に打ち上げられることを1つのコンセプトとして開発されている。また、打上から 30 日以内での輸送が要求されていることから、軌道遷移に長期間かかる代わりに大きく増速量（≒搭載推薬量）を削減する WSB 軌道のような軌道遷移が認められないことから、HTV-X のような大型・大質量ペイロードを月近傍軌道まで輸送するには H3 ロケットでは力不足である。そのため、海外大型ロケットによって打ち上げるオプションも含めて、様々な打上げオプションによるミッションシナリオについて検討し、トレードオフを行っている。

トレードオフ評価の考え方

ミッションシナリオのトレードオフ評価に当たっては、ミッション要求の要である「補給能力」、そして

「コスト」、それらを組み合わせた「補給単価（円/トン）」が重要な評価指標となる。
また、以下の観点から、「Gateway 補給ミッションの提供可能時期」および「将来の輸送系への発展性」も合わせて重要である。

(1) 提供可能時期

Gateway 補給ミッションは、日本人宇宙飛行士 GW 搭乗機会の早期の着実な提供に繋がることから、Gateway への物資補給の「提供開始時期」は、シナリオトレードオフの評価軸となる。尚、ISS 向け HTV-X が MDR から打上想定時期まで 7 年（MDR:2016/1~1 号機打上想定：2023/1）要している実績から、HTV-XG の開発は 2022 年に MDR を実施して開発を進めれば 2029 年打上げは可能な範囲と評価している。

(2) 将来の輸送系シナリオとの連接

Gateway 補給ミッションを行う HTV-XG 総合システムは、HTV-XG 機体システム、HTV-XG 地上システムそして打上システムから構成される。
HTV-XG 機体システム/地上システムは、シナリオ間でシステムの差異は大きくなく、ドライバー要因ではなく、打上げロケットシステムがシナリオを左右するドライバー要因となっている。選択される打上げロケットシステムは、我が国の将来輸送の発展性を有するべきであり、「将来輸送への発展性」はトレードオフの評価軸となる。また、打上げロケットシステムの実現性も補給の「提供可能時期」に直接かかわるため、重要な指標である。

上記のトレードオフ評価項目を踏まえつつ各シナリオの特徴（メリット／デメリット）を整理したシナリオトレードオフの状況を表 11.6-2 に示す。Op.4 基幹ロケット発展型打上げオプションは打上げは NASA 要望時期である 2028 年にミートしないため、2030 年以降はこのオプションを主案としつつ、バックアップとして、Op.5（海外ロケット打上げ）、Op.6（H3 二本打ち、H3 二段高度化、地球周回軌道上ドッキング）等の他の有力オプションの検討が引き続き進められている。なお、Op.6 については、Gateway 補給ミッションに対応した H3 二段高度化の開発の難易度が高い（ドッキングターゲットビークル化、水素ボイルオフ対策、等）ことから、H3 二段高度化のかわりに OTV を使用する Op.6α に切り替えて検討が進められている

図 11.6-1、および図 11.6-2 に Op4&5 と Op6a のそれぞれのシーケンスオブイベントを示す。

表 11.6-2 Gateway 補給ミッショントレードオフ

	オプション4 基幹ロケット発展型打ち上げ	オプション5 米国大型ロケット打ち上げ	オプション6a H3×2機で打ち上げ，OTVとドッキング
コンフィグレーション			
提供可能開始時期	2032年頃想定。	2028年に打上げ可能	2028年に打上げ可能
メリット	●「発展型」シナリオに沿う ●GW輸送の自立性確保/国産ロケット需要創出	●将来的に補給機単体が海外に売れる可能性	●ロケット1機の打上能力を超える輸送システムの構築。 ●GW輸送の自立性確保/国産ロケット需要創出
デメリット	●GW搭乗権の獲得が遅れる可能性（交渉次第）	●国産ロケットを使わないことによる抵抗感	●実施コストが高い ✓ OTV開発費 ✓ 補給リカリングのコストパフォーマンス（輸送単価）が悪い
補給能力	>	>	>
運用機コスト	<	<	<
補給単価	<	<	<
1機目の経費	<	<	<

#	Option4,5 イベント	T[day]
1	HTV-XG打上げ	0
2	HTV-XG TLI	2~3
3	HTV-XG PLSB	7.6~8.6
4	HTV-XG NRHOI	8.6~9.6
5	HTV-XG/Gateway ドッキング	8.6~11.6
6	HTV-XG Gatewayに係留	~1year
7	Gateway離脱	~1year
#	マージン（GWドッキング予備期間）	18.4

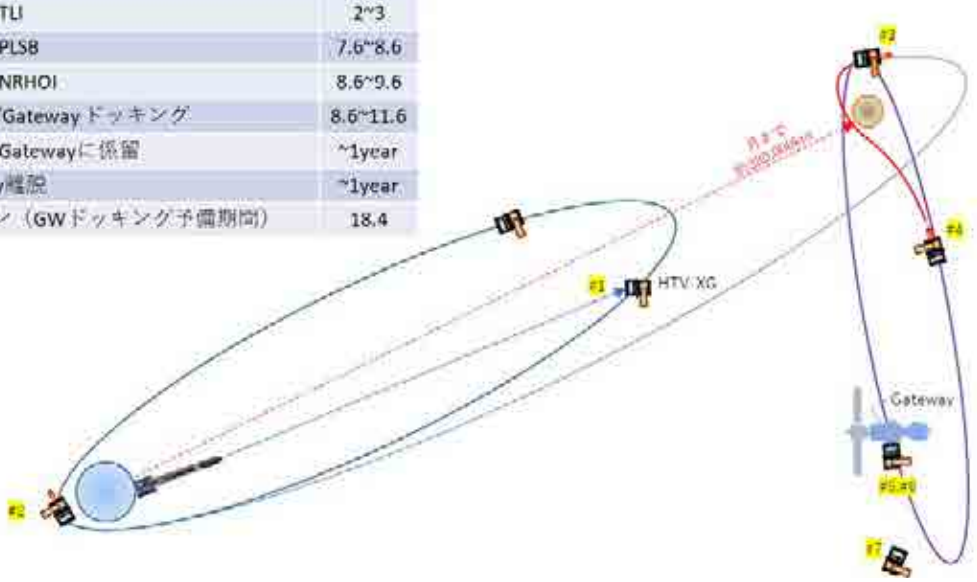


図 11.6-1 Op.4&5 シーケンスオブイベント

#	Option6α イベント	T[day]
1	OTV打上げ@H3#1	-30
2	HTV-XG打上げ@H3#2	0
3	HTV-XG/OTVドッキング	~14
4	OTVによる増速	14~17.5
5	HTV-XGアンドック	18.5
6	HTV-XG TLI	19.6
7	HTV-XG PLSB	25.2
8	HTV-XG NRHOI	26.2
9	HTV-XG/Gateway ドッキング	26.2~28.2
10	HTV-XG Gatewayに係留	~1year
11	Gateway離脱	~1year
#	マージン（GWドッキング予備期間）	1.8

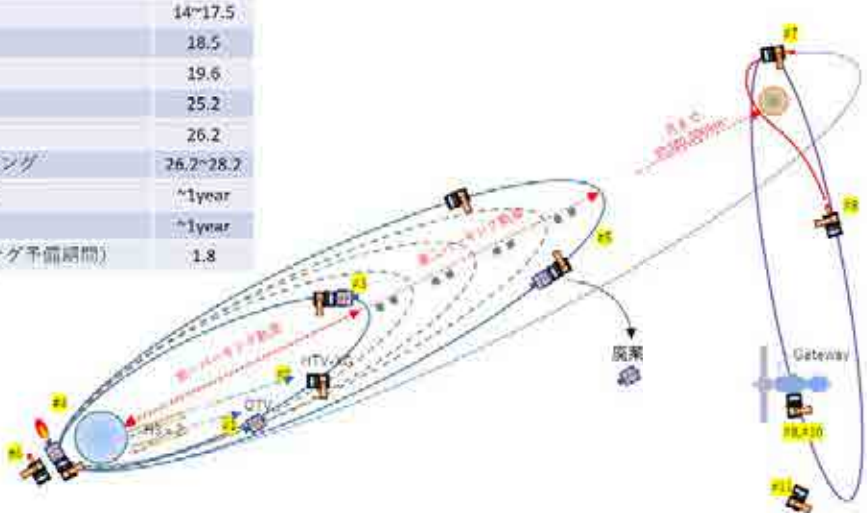


図 11.6-2 Op.6αシーケンスオブイベント

11.6.5. 運用コンセプト

Gateway 補給ミッションは、ロケット 1 機で月遷移軌道（あるいはそれに準じる軌道）に投入されるオプションとロケット 1 機で打ち上げ後、別のロケットで打ち上げられる軌道間輸送機とドッキングして月遷移軌道（あるいはそれに準じる軌道）に投入されるオプションに大別される。
運用コンセプトはこれらの種別に応じて示す。

	種別	該当オプション
(a)	〈二機打ち〉ロケット 2 機で HTV-XG と軌道間輸送機をそれぞれ打上げ、地球周回軌道上でドッキング後、月遷移軌道（あるいはそれに準じる軌道）に投入されるオプション	Op.6，Op.6α
(b)	〈一機打ち〉ロケット 1 機で月遷移軌道に投入されるオプション	Op.4，Op.5

HTV-XG の打上げから廃棄軌道投入までにおける各運用フェーズの定義・概要を示す。表 11.6-3 に運用の特徴に応じて分割した運用フェーズを規定する。また、シナリオの種別と各運用フェーズの対応を示す。
ISS 補給ミッションと同様に、Gateway 近傍域では NASA との統合運用を行う。統合運用の範囲は、ISS と同様に、AI: Approach Insertion の 90 分前から開始され HTV-XG が AS: Approach Sphere(*) の外側に離脱するまで、と規定される。
Gateway とのランデブ・ドッキングでは、GPS 航法を使用できないこと、バーシング・キャプチャ方式ではなく自動ドッキング方式であること等から、ISS 補給ミッションに比して難易度が高い。ランデブ・ドッキング技術の技術ロードマップに沿って、HTV-X による自動ドッキング技術実証を通して技術の蓄積を図り、安全でロバストなランデブ・ドッキング技術を開発を進めていく。
(*)Gateway の質量中心から半径 1km の球体の領域。ISS における AE に相当

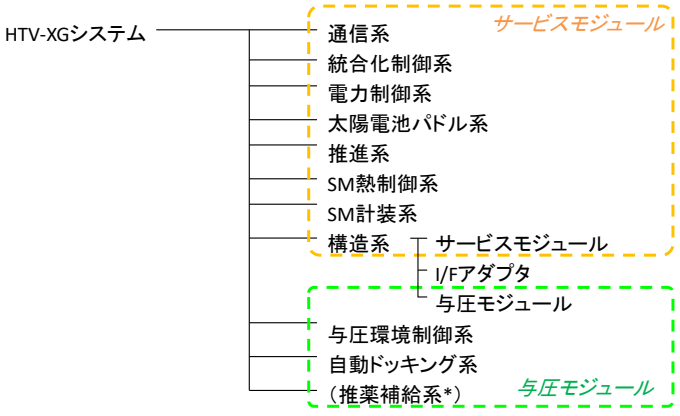
表 11.6-3 軌道上運用フェーズの定義

No.	フェーズ	イベント	(a)	(b)
1	打上げ準備#1	無し	X	X
2	打上げ・初期軌道投入#1	HTV-XG or 軌道間輸送機打上げ	X	X
3	打上げ・初期軌道投入#2	HTV-XG or 軌道間輸送機打上げ	X	
4	地球周回ランデブ	HTV-XG/軌道間輸送機 ドッキング	X	
5	準月遷移軌道投入	軌道間輸送機による増速、 アンドック	X	
6	月遷移軌道投入	HTV-XG による TLI	X	
7	月遷移軌道飛行	コレクションマヌーバ	X	X
8	NRHO 投入	PLSB, NRHOI	X	X
9	Gateway ランデブ		X	X
10	Gateway 近傍統合運用 i. Gateway 接近 ii. Gateway 係留 iii. Gateway 離脱	HTV-XG/Gateway ドッキング Gateway 係留 HTV-XG/Gateway アンドック	X	X
11	月近傍軌道上実証ﾐｯｼｮﾝ	実証ミッション（必須ではない）	X	X
12	廃棄軌道投入	DOI	X	X

11.6.6. HTV-XG 機体システムコンセプト

(1) 機体システム

地上支援装置を除く機体システムのサブシステム定義案を図 11.6-3 に示す。機体システムのスケマチック案を図 11.6-4 に示す。



*推薬補給系は通常の機体システムに装備することは想定しないが，将来的な追加機能として検討する。

図 11.6-3 HTV-XG 機体システム定義案

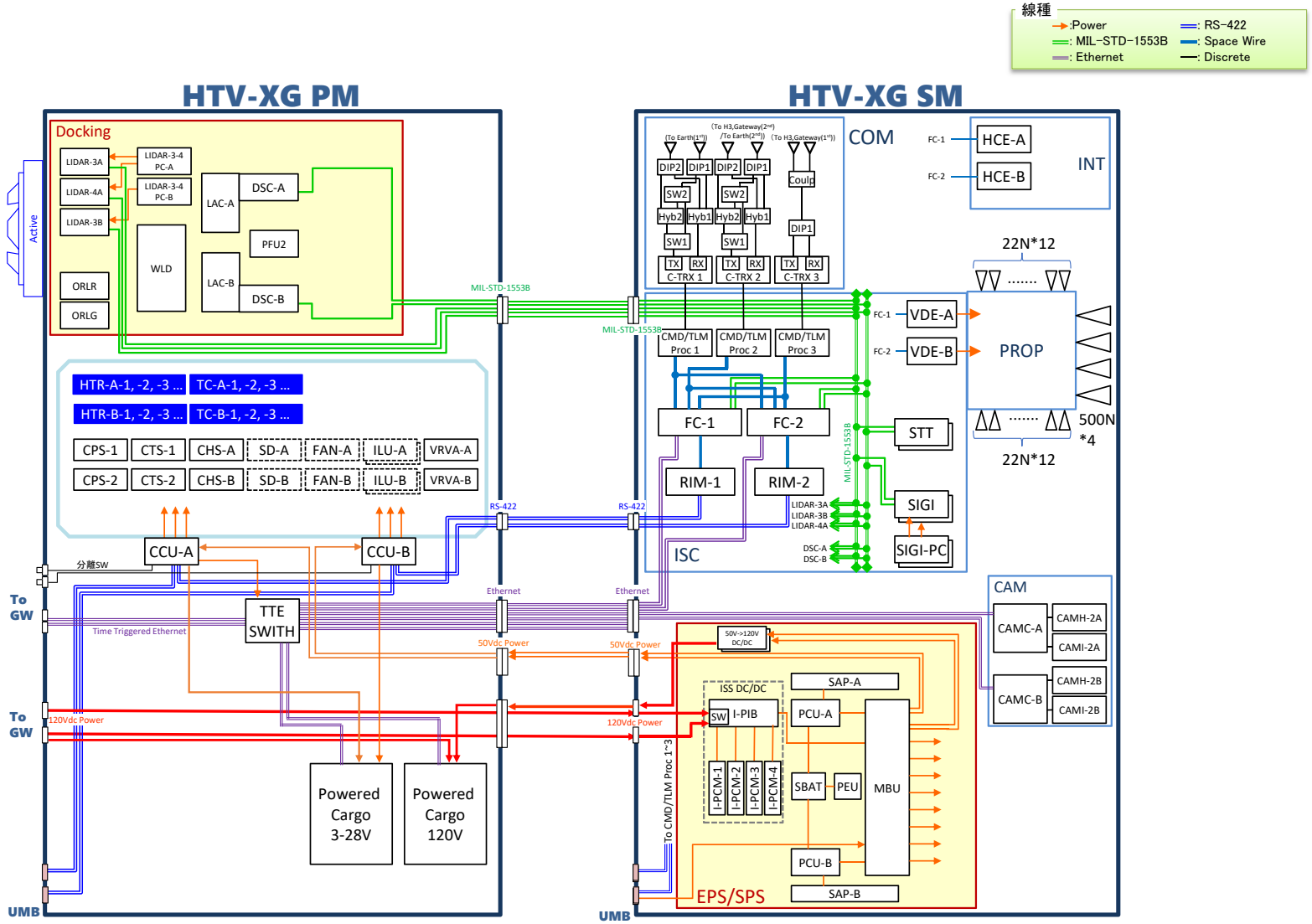


図 11.6-4 HTV-XG 機体システム スケマチック案

(2) 機体形状

H3 ロケットおよび他のロケットのフェアリング包絡域に収まること。H3 ロケットのフェアリング包絡域を満足する打上時機体形態案を図 11.6-5 に示す。打上時機体形態案の機軸方向の全長は約 9m とする。

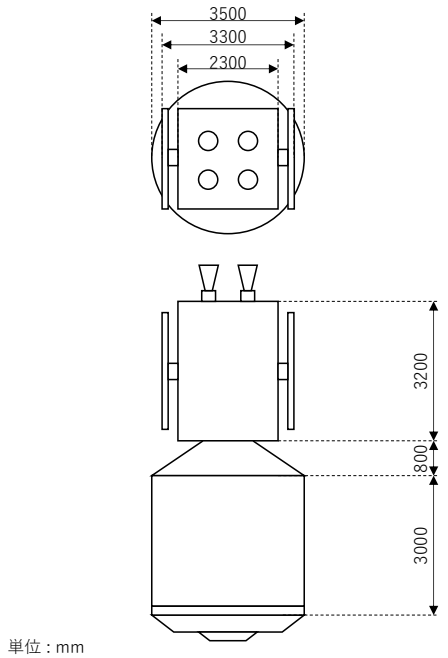


図 11.6-5 打上時機体形態案

(3) 機体質量

カーゴおよび推薬を搭載した状態で H3 ロケットおよび他のロケットで打ち上げ可能であること。サブシステム毎の機体質量例を表 11.6-4 に示す。

表 11.6-4 機体質量例

L/N	項目	Op.4,5等	Op.6,5.5等	Op.10β等	シナリオ間の差異の理由
1	**サービスモジュール**	**1581**	**1623**	**1581**	
2	通信系	25	25	25	
3	電力制御系	236	236	236	
4	太陽電池パドル系	140	182	140	Op.6以外は，BBQロール不要なのでSAP小型化
5	統合化制御系	100	100	100	
6	SM計装系	120	120	120	
7	SM熱制御系	60	60	60	
8	推進系	500	500	500	
9	SM構造系	400	400	400	
10	**I/Fアダプタ**	**300**	**300**	**200**	Op.10βは，曝露カーゴ搭載能力排除
11	**与圧モジュール**	**2924**	**3043**	**2398**	
12	PM構造系	1744	1744	1218	Op.10βは，小型化およびCFRP構造採用
13	与圧環境制御系	713	832	713	Op.6以外は，BBQロール不要なので排熱制御系（ラジエータ面積）削減
14	自動ドッキング系	467	467	467	
15	合計	4805	4966	4179	
16	マージン	480.5	496.6	417.9	合計値の10%マージン
17	合計（マージン込）	5285.5	5462.6	4596.9	
18	**合計（解析前提）**	**5250**	**5450**	**4550**	

(4) 自然環境条件

ISS 向け HTV-X の開発に適用されている自然環境条件項目毎に、SLS-SPEC-159 から対応する項目・概要・追加情報の要否を識別し、表 11.6-5 に整理した。追加情報の要否は、ISS 向け HTV-X の開発で使用された自然環境条件と同程度の内容・粒度かどうか確認し、結果として SLS-SPEC-159 以上に別途観測・計測を必要とするような追加情報は不要と評価した。

表 11.6-5 （1/4）SLS-SPEC-159 と ISS 環境の比較

JHX-2017045 自然環境条件		小項目	概要/呼出文書	SLS-SPEC-159 DSNEとの対応		概要/呼び出し文書	追加情報要否	判断の理由
4	大気	(1) 大気密度，成分	SSP30425 4項	3.3.11	In-Space Neutral Atmosphere (Thermosphere) Density	地球高度2000kmまでの大気モデルが定義。	不要	SSP30425に比して掲載されているデータが少ない。規定の大気モデルを詳細確認が必要だが，詳細データが必要な場合，本環境条件については，SSP30425を参照するなどして設計は十分できると評価。
		(2) 原子状酸素	5e+21 ao/cm2/year	同上	<-	<-	同上	
4	プラズマ	(1) 電離層プラズマ	SSP30425 5.0項	3.3.3	Plasma Charging	Table 3.3.3-1. Plasma Charging Applicability Matrix for the Design Reference Missions by Regions of Spaceより，HTV-XGが該当する宇宙領域は以下。 3.3.3.2.1 Low Earth Orbit 185 x 1806 km 3.3.3.2.2 Radiation Belt Transit Environment 3.3.3.4 Interplanetary Orbit ISS軌道の環境（SSP30425）と同様に，月近傍軌道における電子密度，電子温度等のデータがある。	不要	LEO~ISS軌道と同様に，月近傍軌道における電子密度・電子温度のデータがあるため不要。
		(2) ISS誘因プラズマ	SSP51070 3.3.9.4.2項 ISSが誘因するフローティング電位環境-20V~+80V	N/A	N/A	記載なし（DSL-RQMT-20010にも記載なし）	N/A	
		(3) 自然プラズマ	JERG-2-141 8項	同上	<-		N/A	

表 11.6-5 （2/4）SLS-SPEC-159 と ISS 環境の比較

JHX-2017045 自然環境条件		小項目	概要/呼出文書	SLS-SPEC-159 DSNEとの対応		概要/呼び出し文書	追加情報要否	判断の理由
4	電離放射線	(1) 通常のSEE	SSP30512 3.2.1項 3.2.1.1 ISS軌道（500km, i=51.6deg）におけるプロトン環境（Energy x Flux，LTE） 3.2.1.2 SAA通過時のピークとなるプロトン環境（LTE） 3.2.1.3 宇宙線環境（環境モデルの説明，AP8MIN，CRÈME） 3.2.1.4 宇宙線環境（LET）	3.3.2	Single Event Effects	Table 3.3.2-1. Single Event Effects Applicability Matrix for the Design Reference Mission by Regions of Spaceより，HTV-XGが該当する宇宙領域は以下。 3.3.2.2.1 Low Earth Orbit 185 x 1806 km 3.3.2.2.2 Radiation Belt Transit 3.3.2.4 Interplanetary 3.3.2.10 GCR & Solar Particle Event ISS軌道の環境（SSP30512）と同様に，月近傍軌道におけるFlux, LETのデータがある。	不要	LEO~ISS軌道と同様に，月近傍軌道におけるFlux, LETのデータがあるため不要。
		(2) 極端なSEE	SSP30512 3.2.2項 11年周期の太陽活動の極大期のプロトン環境，重イオン環境（ピーク・平均）（LET）	同上	<-	定義されず（3.3.2項にすべて含まれる理解）	不要	同上
		(3) トータルドーズ	SSP51070 3.3.9.9項 a. 高度500km/軌道傾斜角51.6度における1989年10月のI96最悪週の太陽粒子イベント b. SSP30512 3.1項 3.1.1 ISS軌道（500km, i=51.6deg）におけるプロトン・電子環境（Flux） 3.1.2，3.1.3 AL板遮蔽時のトータルドーズ 3.1.4 1年を超える期間のトータルドーズは，3.1.3項のデータ（1年分）を線形補完すること。	3.3.1	Total Dose	Table 3.3.1-1. Total Dose Applicability Matrix for the Design Reference Mission by Regions of Space より，HTV-XGが該当する宇宙領域は以下。 3.3.1.2.1 LEO 185 x 1806 km 3.3.1.2.2 Radiation Belt Transit 3.3.1.4 Interplanetary 3.3.1.5 Lunar Orbit 3.3.1.10 Solar Particle EventISS軌道の環境（SSP30512）と同様に，月近傍軌道におけるAL shielded depthに対するDoseのデータがある。	不要	LEO~ISS軌道と同様に，月近傍軌道におけるAL shielded depthに対するDoseのデータがあるため不要。

表 11.6-5 （3/4）SLS-SPEC-159 と ISS 環境の比較

JHX-2017045 自然環境条件		小項目	概要/呼出文書	SLS-SPEC-159 DSNEとの対応		概要/呼び出し文書	追加情報要否	判断の理由
4	太陽紫外線放射	<-	SSP30425 7項	3.3.10	Solar Illumination Environment for In-Space Hardware	波長ごとの単位面積あたりのエネルギー（W/m^2）のデータがある。	不要	LEO~ISS軌道と同様に，月近傍軌道における波長ごとの単位面積あたりのエネルギー（W/m^2）のデータあるため不要。
5	メテオロイド・デブリ	(1) PNP	SSP51070 3.3.9.5項 PNP>=0.99998^(A*T) @ ISS orbit	N/A	PNP要求はDSL-RQMT-20010に記載。	PNP>=0.99999^(A*T) ※軌道の定義は無し。	N/A	環境条件ではないため。
		(2) メテオロイド及びスペースデブリ	JERG-2-141 10項 メテオロイドおよびスペースデブリ環境における宇宙機設計の考え方，解析のガイドラインが示されているのみ。	3.3.6	Meteoroid and Orbital Debris Environment	マイクロメテオロイド環境：Meteoroid Engineering Model, version 3 (MEM 3) 軌道デブリ環境：Orbital Debris Engineering Model 3.1 (ORDEM 3.1) ORDEM3.1では宇宙機の軌道パラメタ及びミッション期間が必要。MEM3では，さらに軌道に沿った一連の状態ベクトルが必要。 メテオロイド環境は軌道面や太陽に対する宇宙機の姿勢に敏感であり，設計限界を決めることが難しいため，MEM3のヘルプを参照して適切な軌道を設定すること。	不要	HTV-Xプロジェクトチームが NASAより入手しているBUMPER-JAXA（PNP計算ツール）にORDEM3.1及びMEM3が含まれている。NRHOにおけるマイクロメテオロイド環境も定義されている（確認中）。

表 11.6-5 （4/4）SLS-SPEC-159 と ISS 環境の比較

JHX-2017045 自然環境条件		小項目	概要/呼出文書	SLS-SPEC-159 DSNEとの対応		概要/呼び出し文書	追加情報要否	判断の理由
5	電磁場及び地球磁場	(1) 電磁場	SSP51070 TABLE 3.3.9.3-1 	3.3.12	Geomagnetic Fields(Rrserved)	Reserve（H改訂時点）	N/A	N/A
		(2) 地磁気	JERG-2-141 5	3.3.12	Geomagnetic Fields(Rrserved)	同上	N/A	N/A
5	熱	<-	SSP51070 3.3.9.1項 ISS係留中の熱環境 Albedo[W/m^2]，Solar Flux[W/m^2]がNormalとExtremeそれぞれで定義。	3.3.9	Thermal Environment for In-Space Hardware	Solar Flux[W/m^2]が定義されており，値としてはISS軌道の環境（SSP51070 3.3.9.1項）とほぼ変わらない（差異は1%以下）。 AlbedoはISS環境より低く，特にCold側が5割程度。	不要	設計に必要十分な情報があると評価。
5	重力場	<-	SSP30425 11項 重力場の数式モデルの定義	3.3.7	Earth Gravitational Field	ウェブ上で重力場モデルが提供される。 http://www2.csr.utexas.edu/grace/gravity/ggm02/. 最新はGGM05だが，GGM02Cが適用される。	不要	設計に必要十分な情報があると評価。
				3.3.8	Lunar Gravitational Field	ウェブ上で重力場モデルが提供される。 http://pds-geosciences.wustl.edu/grail/grail-l-lgrs-5-rdr-v1/grail_1001/shadr/ http://pds-geosciences.wustl.edu/grail/grail-l-lgrs-5-rdr-v1/grail_1001/shbdr/	不要	設計に必要十分な情報があると評価。

11.7. 中型カーゴランダ

11.7.1. ミッションの目的

重力天体着陸技術は宇宙探査の基本技術であり、月面探査の自律性を確保する観点から、日本としての月面輸送能力を保持する必要がある。また、月面へのアクセス能力があることは、将来想定される月に関する国際間の協定等の議論をリード・参加する上でも必須であり、広義の安全保障と言える。この様に重要な意義を持つ重力天体着陸技術について、先ず SLIM で高精度着陸技術を実証・獲得し、この技術を中型ランダにて維持し極域着陸への拡張させ、更に将来的には再使用型の月面離着陸へと発展させることを目指す。

NASA を中心として計画されているアルテミス計画の中では、月面補給やインフラ装置の輸送が多数予定されており、これらの物資を月面へ輸送することは重要な貢献となり得る。中型カーゴランダは、このアルテミス計画から要請される貨物輸送の手段として開発運用する位置づけの月面着陸ミッションである。

また、中型カーゴランダはアルテミス計画の貨物輸送のみならず、科学観測機器やサンプルリターンを目的とした離陸機等、多様なペイロードの輸送に対応可能な多目的な着陸機として開発する方針である。

ISECGで検討中の有人月面探査シナリオ

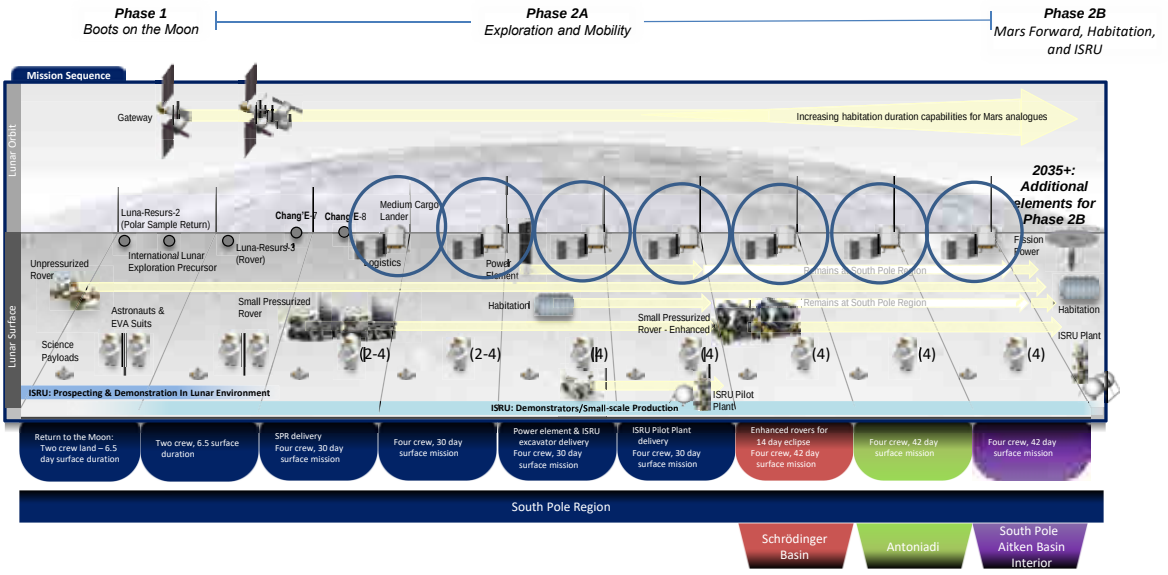


図 11.7-1 国際宇宙探査ミッションシナリオでの位置づけ

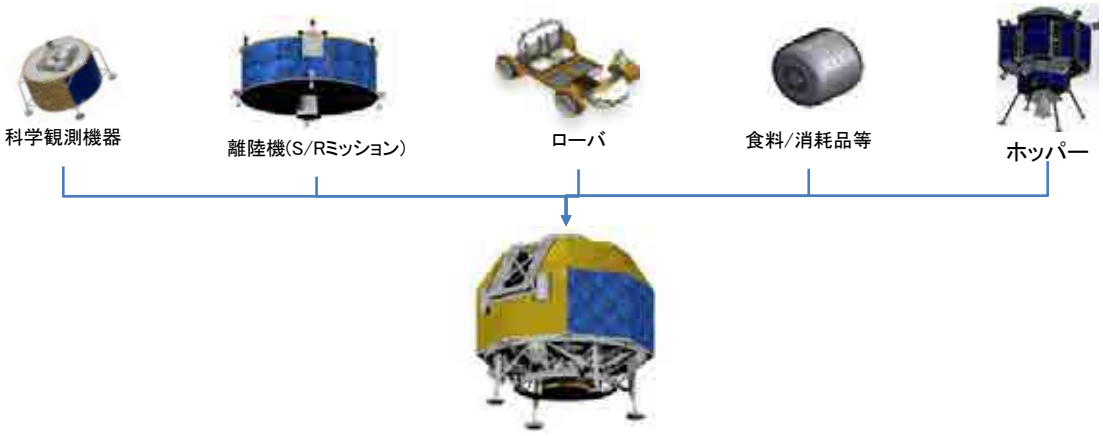


図 11.7-2 中型カーゴランダが想定するペイロード例

11.7.2. ミッションの概要

中型カーゴランダの主要なミッション要求の考え方は以下のとおりである。

① 輸送能力

海外の月面着陸機の輸送能力を比較すると、図 11.7-3 に示すとおり 100kg 程度の小規模の物資輸送では CLPS で採用されている様な企業の着陸機が存在し、10ton 程度の大型の物資輸送では米国の HLS(Human Landing System)の着陸機等が適用されると考えられる。これらの間のサイズを埋める輸送のニーズとしてこの間のレンジ(数 1000kg 程度)の輸送能力の着陸機が求められると考えられる。中型カーゴランダは、打上げは H3 ロケット 24L 型とした時、目標の輸送能力を 1000kg 程度として開発する。このレンジの能力を有するランダとしては、ESA が開発する EL3(European Large Logistics Lander)があるが、アルテミス計画の月面探査で必要な物資輸送のニーズは図 11.7-1 のとおり毎年発生するものと予想され、中型カーゴランダと EL3 でこれらを分担していくことになる想定である。なお、アルテミス計画の進捗や中型物資輸送の需要の出現の時期次第では、将来の基幹ロケット発展型による打上げも視野に入れて中型カーゴランダの検討は進めることとしている。(その場合の輸送能力は約 2500kg を目標とする。)

<table>
<tr><th>輸送質量</th><th>着陸機の例</th></tr>
<tr><td>数 100kg</td><td> 
Astrobotic Peregrine

Orbital Beyond Z-01

Intuitive Machine Nova-C</td></tr>
<tr><td>数 1000kg</td><td> 
ESA EL3</td></tr>
<tr><td>数 10000kg</td><td> 

HLS(Human Landing System)</td></tr>
</table>

図 11.7-3 海外の着陸機のベンチマーク

(中型ランダは数 1000kg の質量輸送能力をターゲットとする)



図 11.7-4 H3 ロケット 24L 型(左)と基幹ロケット発展型(右)

② 着陸対象領域

中型カーゴランダはアルテミス計画の物資補給や、日本の科学探査ミッションでの利用を想定している。そのため、アルテミス計画の月面探査の初期の活動領域である月南極域や、後期の活動領域である月裏側 SPA 盆地等への着陸も可能とする必要があるし、多様な科学ミッションの要求に応えられる様に上記以外の地域への着陸にも対応できる様にする。そのため、着陸対象領域に関するミッション要求は月全球(Global Access)とすることとする。システム要求はあらゆる着陸地点の条件の中から想定される最も厳しい条件で設定することを基本とするものの、搭載推薬量やセンサ構成等は着陸地点の特性合わせて適宜カスタマイズできる様な柔軟性を持たせた設計とする方針とする。

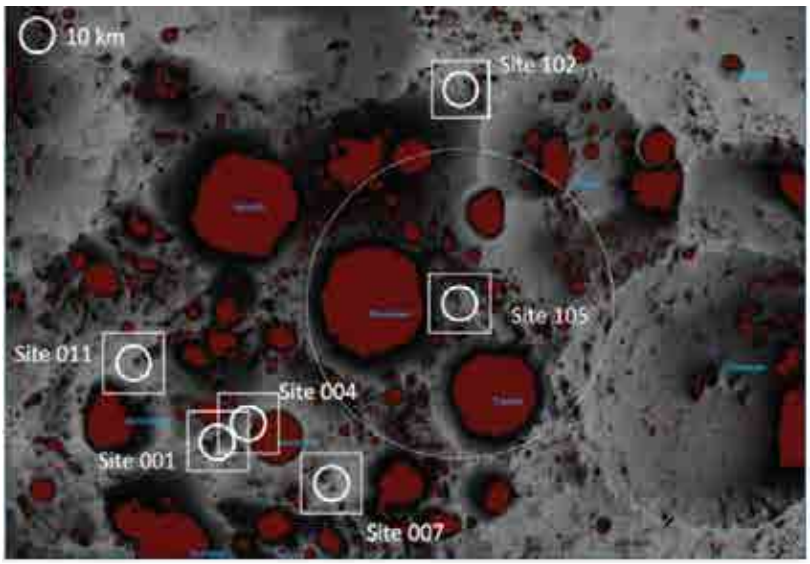


図 11.7-5 Artemis 計画における着陸候補地点

③ 着陸精度

着陸精度については、前記のとおり Global Access を目指す時起伏の多い地形の場所（高地領域：High Land）への着陸も出来る様にする必要がある。代表的な高地領域である月南極の地形データによると、着陸候補地域内で日照条件、通信可視条件、傾斜条件等を満たす着陸可能地点の広さは半径 50m 程度の領域に絞られると考えられるため、着陸機の精度も 50m と要求するものとする。この高精度着陸技術は先行して打ち上げられる SLIM で実証される画像航法技術を継承して実現する方針とする。

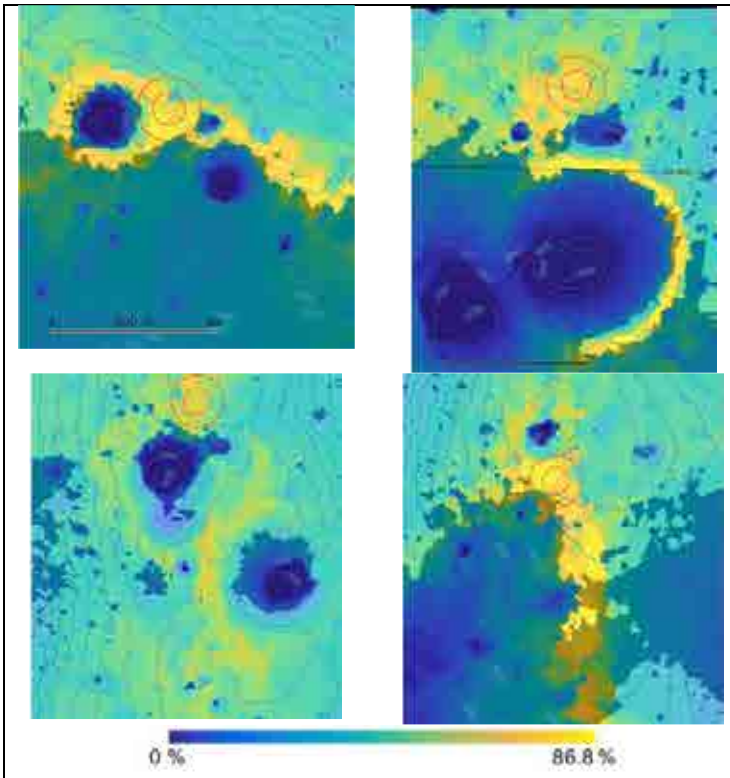


図 11.7-6 着陸候補地点の着陸可能領域の例
着陸精度 50m（直径 100m の円内におさまる性能）が必要と言える。

11.7.3. システムコンセプト

中型カーゴランダの主エンジンについては、現状では①CALLISTO への適用に向けて開発中の LOX/LH2 エンジンである RSR2 をベースとするもの、②研究中の LOX / メタンエンジンをベースとするもの、③ヒドラジン系のストアラブル推進剤を用いたエンジンの 3 つの選択肢のトレードオフを実施している。エンジンについては、極力ベースとするエンジンを利活用し改修規模は抑制する設計を目指す。ただし、LH2 エンジン、メタンエンジンともに大気中での使用を想定した仕様となっているため、真空環境下での使用を想定したノズルスカートの追加や、着陸時に自重を支持して速度をゼロにする運用(ホバリング)をするために推力を絞る機能(スロットリング)の拡大等については要否を検討し、必要な改修については実施していく方針である。

なお、LH2 エンジンまたはメタンエンジンを採用するには、極低温となる推薬の蒸発率低減が大きな技術的課題である。そこで、JAXA 研究開発部門で研究されてきた高性能 MLI の実用化の研究を行っている。Non-Interlayer-Contact Spacer (NICS)-MLI と呼ばれているものであり、0.7w/m2 以下の断熱性能を目標としており、推薬の蒸発率の目標値 0.1%/day を達成できる目途がつきつつある。図 11.7-8 に試作した断熱材の外観を示す。

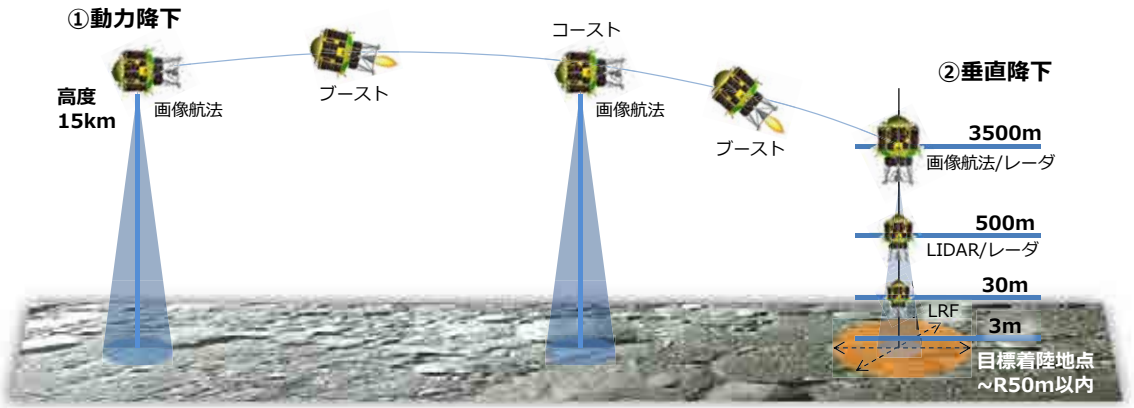


図 11.7-7 LNG エンジン燃焼試験



図 11.7-8 断熱システム試作
（左：数値モデル、右：1/2 スケール艤装タンクモデル）

航法誘導系としては、前記のとおり SLIM の設計を踏襲することとし、航法カメラ画像のクレータもしくは特徴点の照合により位置同定を行い、高度、速度情報については LIDAR、レーダー、IMU 等により航法データを取得する。誘導は消費燃料最小となる最適軌道を多項式で近似した多項式誘導とする。更にこれらに加えて、大推力の推進系の使用による飛行時間短縮で誤差蓄積の低減、SLIM で使用したものよりも高性能な IMU の適用等の対策を施すことで、前記要求の半径 50m の着陸精度の実現を目指す。



フェーズ	概要	軌道	誘導制御	航法
① 動力降下	LLO (100×15km)から軌道離脱し、目的地上空へ	高度15km～3500m ダウンレンジ～300km	・SLIM多項式誘導 ・コースト1回	動力降下開始・コースト中に画像航法実施
② 垂直降下	位置誤差を修正、障害物(岩石)を回避し、軟着陸	高度3500m～3m (500m/30mにて一旦停止)	・エンジン応答と再着火性を踏まえた水平移動・垂直降下誘導	高度に応じて最適センサ使用（Camera, RAV, LIDAR, LRF)

図 11.7-9 着陸降下運用イメージ

各推進系毎に成立性を確認し、システム検討を実施した結果として図 11.7-10 と図 11.7-11 にリファレンスシステム比較を示す。比推力に優れる液体水素システムの能力が高い結果となっているが、着陸安定性や開発コスト等の観点での詳細検討を考慮してトレードオフを進めていく。また基幹ロケット発展型ケースでのシステム検討も今後行っていく。

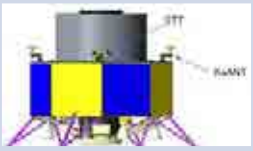
	LH2	メタン	ストアラブル
イメージ図			
ロケット投入質量	6320kg (遠地点高度: 230,000km 軌道)	6320kg (遠地点高度: 230,000km 軌道)	6090kg (WSB軌道)
主推進系	30kN	30kN	890N, 4000N等
比推力	438s	370s	293s(4000N) 327s(890N)
推薬量	3470 kg	4000kg	4150kg
着陸機乾燥質量	1850 kg	1720kg	1250kg
ペイロード輸送能力	1000kg	600kg	700kg

図 11.7-10 推進系毎のリファレンスシステム比較(H3 打上げケース)

	LH2	メタン	ストアラブル
ロケット投入質量	16ton (LTO投入)	16ton (LTO投入)	15.4ton (WSB軌道投入)
主推進系比推力	438s	370s	293s(4000N) 327s(890N)
推薬量	8.3ton	10.1ton	10.5ton
着陸機乾燥質量	4.5ton	3.7ton	2.5ton
ペイロード輸送能力	3.2ton	2.2ton	2.4ton

図 11.7-11 推進系毎のリファレンスシステム比較(基幹ロケット発展型ケース)

11.7.4. 開発スケジュール

中型カーゴランダは、現状では 2028 年の打ち上げを目指している。アルテミス計画の月面探査活動の本格化が当該時期に予定されており、その活動に貢献を提供できることを目指し設定している。図 11.7-12 に開発スケジュール案を示す。

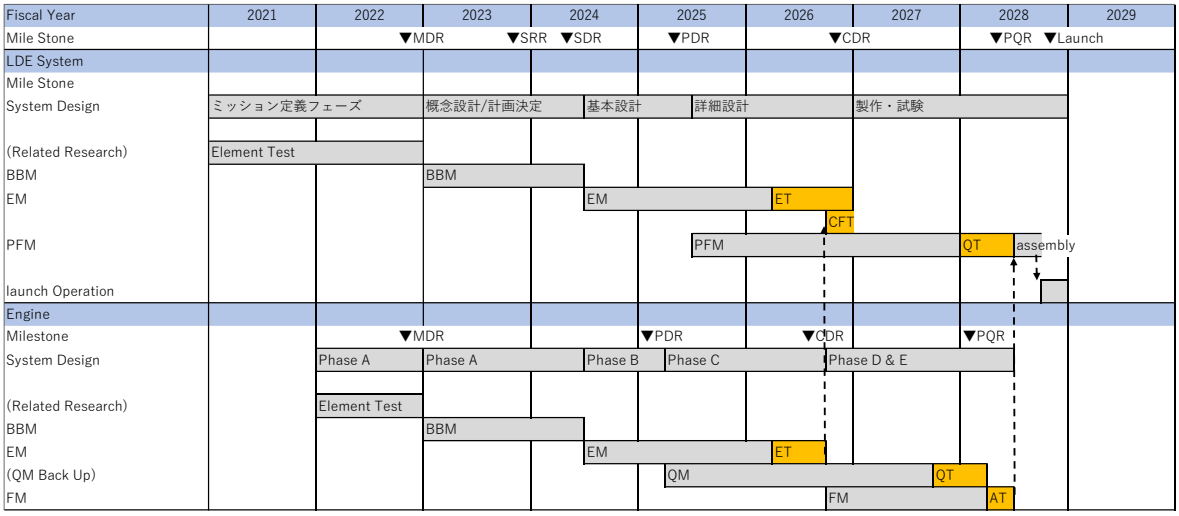


図 11.7-12 中型カーゴランダ 開発スケジュール案

11.7.5. ミッション達成に必要な事前環境データ

中型カーゴランダの開発にあたり、先行して取得が必要な情報について、表 11.7-1 に分析結果を整理した。表は、中型カーゴランダのシステム要求に関係すると考えられる環境条件の項目をリストアップし、それらについて既存の情報（アポロをはじめとする先行月探査ミッションの情報、モデルや統計分析から推測できる情報等）で取得可能か否かを評価し、既存情報では開発に不足している条件の項目を抽出している。また、システム性能（ここでは主に輸送能力）への影響を指標に、それぞれの優先度付けを行っている。

以下、中型ランダとして取得が必要と識別した環境条件について説明する。

① ボルダ分布情報

- 着陸時の障害物回避運用に必要な推薬見積もりに必要な情報であり、ランダの輸送能力へ与える影響は大であるため、事前のデータ取得が必要な事項と識別する。（H3 打上げの着陸機の場合、障害物回避に必要な推薬量は、200m で 100kg 程度あり、これをボルダ分布の情報を事前に把握し、その回避距離を 100m 程度と分かれば、50kg 程度の輸送能力向上に寄与する。）
- 中型ランダはグローバルアクセスを目指すため、将来的には月全球の障害物分布マップを取得することが望ましいが、当面は南極域の着陸候補地点を対象としたデータ取得を必要とする。
- 月周回軌道上からのリモートセンシングで取得することが望ましく、月周回軌道利用促進プロジェクトの搭載ミッションとして実施する方法が考えられる。
- 取得希望時期は、中型ランダの詳細設計までとする。

② レゴリス特性（かさ密度、熱伝導率等）

- 着陸後の月面との間の熱伝達に関わる情報であり越夜時に必要なバッテリのサイジングに影響が有るものである。レゴリスの熱伝導率が既知の環境情報に比べて 10 倍程度だった場合、越夜時供給電力が増えバッテリの 10kg 程度のサイズ増が必要となると試算される。ランダシステムへのインパクトとしては低ではあるが、輸送能力に影響のある環境条件と識別する。
- アポロのデータ等は有るものの、地域によって特性が異なる性質のものであるため、当面の着陸対象である月南極域のデータを取得することが望ましい。
- 月南極の現地データ取得が必要であり、LUPEX や、CLPS あるいは国内民間輸送機会等を通じてデータ取得を図っていく。
- 取得希望時期は、中型ランダの基本設計までとする。

③ 地盤支持力

- 着陸脚の先端につけるパッドの面積を定めるために必要な情報である。当該装置の占める質量はシステム全体の中では大きなものではないため、影響は小で有るが、可能であれば事前にデータ取得されていることが望ましい事項。
- アポロのデータ等は有るものの、地域によって特性が異なる性質のものであるため、当面の着陸対象である月南極域のデータを取得することが望ましい。
- 月南極の現地データ取得が必要であり、LUPEX や、CLPS あるいは国内民間輸送機会等を通じてデータ取得を図っていく。
- 取得希望時期は、中型ランダの詳細設計までとする。

表 11.7-1 中型カーゴランダ開発に関する環境条件

No	中型カーゴランダのシステム要求に影響する環境条件	取得すべき情報	理由	参照する情報源		判断根拠	取得要否	取得しない場合のシステムインパクト	優先度
				SLS-159(DSNE)の対応項	その他情報源				
1	**平均傾斜**	・月面地形の傾斜情報 （ランダ幅(およそ 10m)単位の平均傾斜）	ランダの着陸地選定、着陸可能域を定めることに必要。 （着陸可能域が広い/多いことがランダの意義価値を高める）	3.4.1.3 項 Lunar Surface Topography, Slope Distributions, and Roughness		既存データあり	不要	N/A	N/A
2	**障害物分布**	月面のクレータ分布情報 (>0.5m のもの)	障害物分布情報に基づいて、障害物回避運用に必要な推薬量や降着系設計を行うために必要。	3.4.1.1 項 Crater Size-Frequency Distribution	Gault D.E.:論文(1970)	モデル値活用可	不要	N/A	N/A
3		ボルダの分布情報(>0.5m のもの) 10cm 分解能データ	同上	3.4.1.4 項 Rocks and Rock Size Distribution	LRO	地域性あり	要	着陸成立性、消費推薬に影響 (1ton ランダにおいて、100kg 程度)	高
4	**障害物分布**	斜面摩擦係数	降着系の設計に必要	3.4.2.4.6 項 Friction angle	EZR-2020049 月極域環境条件ガイドライン	既存データあり	不	N/A	N/A
5	**地盤支持力**	月面地盤の支持力の情報 ・地盤支持力(Pa/cm)	ランダ着陸時の地盤の沈み込みや地形変化を考慮した降着系の設計に必要。	3.4.2 項 Lunar Regolith Properties		地域性あり	要	着陸脚パッドのサイズに影響するものの、システムへの影響(質量インパクト)小さい	低
6	**電源系**	着陸候補地点の日照/日陰情報。 地形情報より算出。	・ランダ極域着陸時の電源系の設計に必要。 ・ランダの着陸可能エリア（グローバルアクセス性）に影響	3.4.9 項 Lunar Illumination	EZR-2020049 月極域環境条件ガイドライン	既存データあり	不要	N/A	N/A
7		かさ密度	熱伝導率の算出等に必要	3.4.2.3.1 項 bulk density	EZR-2020049 月極域環境条件ガイドライン	地域性あり	要	電源サイジングに関わるが、当該サブシステムのシステムの中で占める割合などから中程度のインパクトと判断	低
8		熱特性 ・熱伝導率 ・熱容量 熱環境 ・温度プロファイル	ランダの月面運用時のヒータ供給電力の設計に必要	3.4.6 項 Lunar Thermal Environment	EZR-2020049 月極域環境条件ガイドライン	地域性あり	要	（同上）	中
9	**航法誘導制御系**	月面のクレータ分布の情報。 ・最小クレータ径：TBD 一次データとしては 10m 分解能 DEM	画像航法に使用する地図データ作成に必要。	3.4.1 項 Lunar Surface Geological and Geomorphological Environment	LRO データ	既存データあり	不要	N/A(	N/A

11.8.（欠番）

11.9. 火星衛星探査計画（MMX: Martian Moons eXploration）

11.9.1. ミッションの目的

火星衛星探査計画 Martian Moon eXploration （MMX）は火星衛星からの世界初のサンプルリターンミッションである。火星衛星の起源の解明、惑星形成過程と物質輸送への制約、火星圏進化史への新たな知見の獲得とともに、宇宙工学を先導する航行・探査技術の獲得を目的として掲げており、2024 年度の打上げを目標として現在精力的に検討を進めている。本章では、現段階で想定しているミッション構想と検討状況の概要を紹介する。

(1) 宇宙科学における意義・目的・位置づけ

MMX は、政府の宇宙基本計画工程表の「25 宇宙科学・探査」において、戦略的中型計画 1 号機につながる活動として位置づけられている（図 11.9-1）。

JAXA 宇宙科学研究所（ISAS）は、運用中・検討中のミッションにより、太陽系小天体の探査を戦略的に進めている（図 11.9-2）。スノーライン（雪線）の外で、水と塵の混合氷結物の形で生まれた小天体は、その後、多様な姿に進化する。これらの天体が運ぶ水、有機物等の揮発性物質が、地球型惑星を生命居住可能にするために必須であった。そして、いつ、どの天体が、どのように水を原始地球に持ち込んだのかは、惑星科学における重要な課題である。ISAS は、一連のミッションで、これらの問題を探求し、MMX は、その中核にある。また、我が国の太陽・惑星系科学分野においては、「太陽系生命環境の誕生と持続に至る条件としての前生命環境の進化の理解」が大目標として設定されている。その大目標の解明に向けて 5 つの中目標が設定されており、MMX は、そのうちの「有機物・水の移動、天体への供給」過程の解明に貢献する。



図 11.9-1 宇宙基本計画工程表「25 宇宙科学・探査」
（平成 29 年 12 月 12 日 宇宙開発戦略本部決定版)



図 11.9-2 ISAS の小天体探査戦略

MMX では、火星衛星図に含まれる含水鉱物・水・有機物の分布及び量をリモセン観測により推定するとともに、火星衛星から持ち帰ったサンプルを分析し、水や有機物の存在を明らかにする。また、火星衛星から持ち帰ったサンプル中の鉱物学的特徴を観測することで、火星衛星がスノーラインの内側もしくは外側から飛来して火星重力により捕獲された小天体なのか、火星に衝突して、衝突により噴出した物質が集まって形成されたのか、どのような隕石種・天体に近いかを推定

するとともに、捕獲または衝突時期を明らかにする。

以上に示すとおり、MMX の第 1 の目的は、火星の衛星が、小惑星が捕獲されたものか、火星への巨大衝突で生じた破片が集合し形成されたものかを明らかにし、火星そして地球型惑星の形成過程に対する新たな描像を得ることである。この目的が果たされれば、火星衛星起源を特定するデータに基づいた地球型惑星形成モデルの構築による、惑星科学の発展を見込むことができる。これまで不明確な情報のため火星衛星の起源が説明できず、惑星形成論の不備を端的に示すものであった。ミッションの成功により火星衛星起源を特定するに至れば、その形成モデル構築を促すのみならず、火星そして地球型惑星の形成過程モデルが刷新され、多様な系外惑星の形成論まで見据えた展開が期待される。

MMX の第 2 の目的は、火星衛星および火星の変遷をもたらすメカニズムを明らかにし、火星衛星を含めた「火星圏」の進化史に新たな知見を加えることである。この目的が果たされれば、「火星圏」の変遷進化過程の新たな描像を得るとともに地球型惑星表層に液体の水が保持されるための条件を解明することによる、惑星科学とアストロバイオロジーの発展を見込むことができる。これまでの火星圏の進化モデルは専ら限られた地点・時代の火星表層データに基づくものであり、表層水の行方などその駆動メカニズムとともに理解が不十分であった。本ミッションにより火星衛星とその近傍における火星圏の総合的観測という新たな視点の導入の結果、駆動メカニズムとカップルした火星圏変遷史のデータが得られれば、火星圏のみならず地球型惑星の表層環境変遷モデルの構築という惑星科学の展開に加えて、「ハビタブルプラネット」の形成条件の解明というアストロバイオロジー的研究の発展が期待される。

(2) 国際宇宙探査における意義・目的・位置づけ

MMX は、政府の宇宙基本計画工程表の「27 国際有人宇宙探査」において、国際有人宇宙探査と連携する計画として位置づけられ（図 11.9-3）、MMX で得られた知見は、今後の国際有人宇宙探査に活用されることになる（図 11.9-4）。



図 11.9-3 宇宙基本計画工程表「27 国際有人宇宙探査」1)
（平成 29 年 12 月 12 日 宇宙開発戦略本部決定版)



図 11.9-4 MMX と国際有人宇宙探査との連携 2)

MMX では、探査機を確実に火星周回軌道に投入し火星衛星に到達させ、火星衛星からのサンプルリターン技術を獲得するとともに、新しい探査地上局のポテンシャルを最大限活用して欧米並みの深宇宙通信能力を獲得することを、探査技術の獲得という観点からの主目的に位置づける。この目的が果たされれば、より高い段階の深宇宙航行・探査技術を獲得することによる、高度かつ自在なミッションの創出を見込むことができる。これまでの深宇宙探査においては、我が国は多くの場面で他国を追い駆ける立場にあった。本ミッションで、より高い段階の深宇宙航行・探査技術を獲得することで、より多面的かつ高度な科学観測や探査活動を実現できるようになり、宇宙開発利用全体の将来に向けた貢献や人類的課題の解決に向けた先駆けになることができる。

11.9.2. ミッションの概要

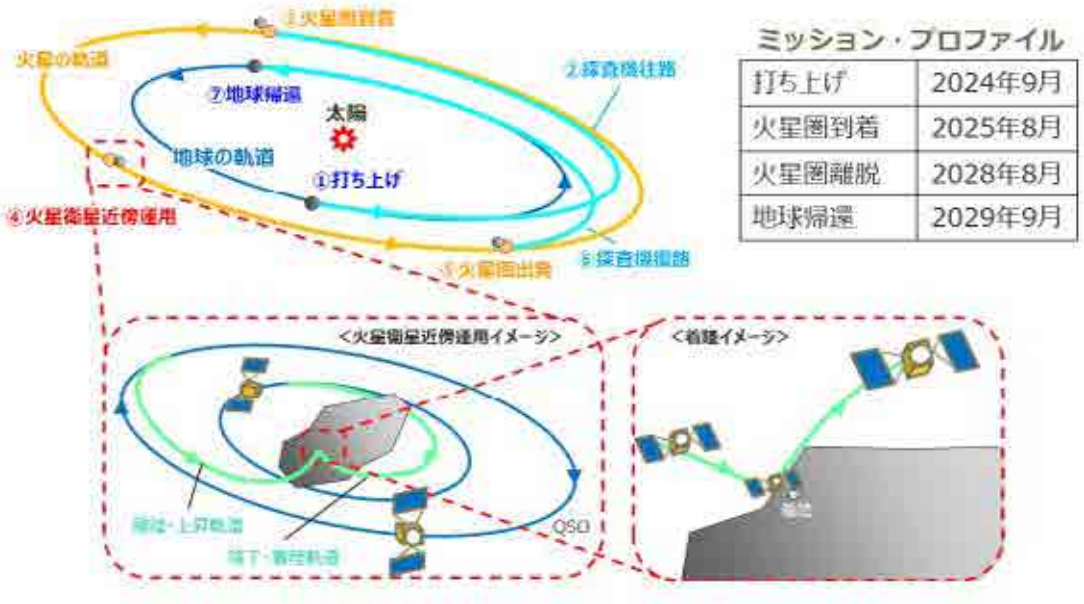
(1) ミッション目標

前出の目的を果たすため、以下に示す 3 つのミッション目標を設定する。

a) 火星圏への往還技術および惑星衛星圏への到達技術を獲得する。
b) 火星衛星表面への到達技術・滞在技術および天体表面上での高度なサンプリング技術を獲得する。
c) 新探査地上局との組合せに最適な通信技術を獲得する。

(2) ミッションプロファイル

MMX のミッションプロファイルを図 11.9-5 に示す。火星衛星からのサンプル回収を目指す本ミッションは、火星圏へ往復する世界初のミッションとなる。探査機は、打ち上げの約 1 年後に火星圏に到達、衛星（ここでは Phobos からサンプルを採取するものと仮定する）とランデブする。
Phobos 近傍には、約 3 年滞在し、Phobos や火星のリモートセンシング観測を実施する。また、Phobos に接近・着地し、Phobos 表面から試料を回収する。Phobos 観測終了後、もうひとつの衛星 Deimos の観測を実施したのち、火星圏を脱出、地球への帰路につく。火星出発から約 1 年後に地球に到達、採取した試料は地上で回収する。



ミッション・プロファイル

打ち上げ	2024年9月
火星圏到着	2025年8月
火星圏離脱	2028年8月
地球帰還	2029年9月

図 11.9-5 ミッションプロファイル

火星衛星への往路の軌道計画の概要を図 11.9-6 に示す。火星への軌道遷移については好適な打上機会は 2 年に1度あることが知られており、ここには 2024 年に打ち上げるケースの軌道を示している。MMX の軌道計画の詳細は文献 5 を参照のこと。

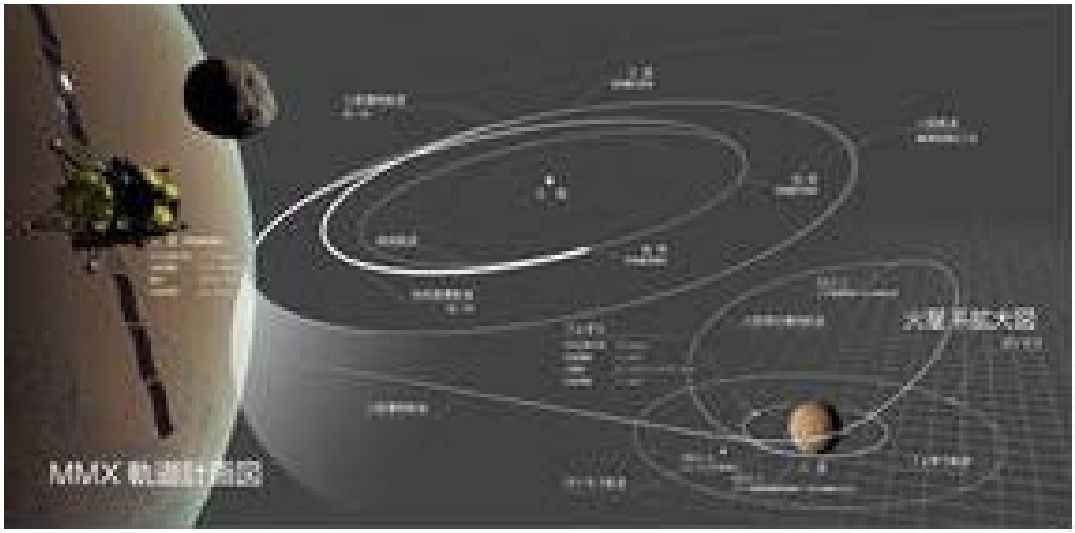


図 11.9-6 往路の軌道計画概要

火星圏到達後、Phobos にランデブした探査機は、Phobos からの高度数十 km の擬周回軌道から、Phobos や火星を遠隔観測、そして Phobos への接近・着地を実施する（図 11.9-7）。火星への往路・復路の好適時期の関係から、火星圏での滞在期間の実質的な選択肢は約 1 年、または約 3 年にとなるが、火星圏滞在中の運用計画、必要日数の推算等を含むトレードオフ検討の結果、火星圏の滞在期間として約 3 年を選定している。火星衛星近傍での科学観測計画の詳細に

ついては、文献 6 を参照のこと。

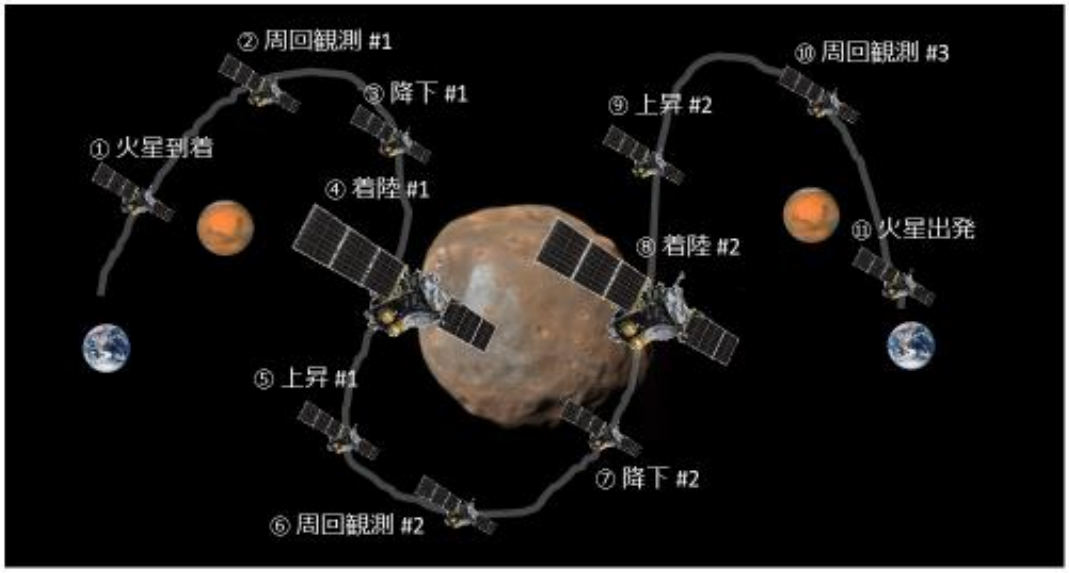


図 11.9-7 火星衛星近傍運用の概観

MMX は、Phobos の試料採取のための、Phobos 表面に数時間着陸する。Phobos は直径約 10km の小天体であり、小惑星に接地した、はやぶさの経験をベースに、降下シーケンスを検討している。しかし、小天体とはいえ Phobos の重力は、イトカワ（あるいはリュウグウ）より約 2 桁大きく、そのことが火星衛星探査機独自の着地シーケンスに反映される。たとえば、はやぶさのような高度数 km からの緩降下は消費推進薬量の観点から採用が難しく、目標点上空数百 m～数 km に弾道飛行で到達したのち、垂直降下を開始することを想定している。着地運用に関する詳細は文献 7 を参照のこと。

(3) 探査機システム及び搭載観測機器

探査機システムの概要図 11.9-8 に示す。火星往復に必要な軌道変換（総増速量約 5km/s）を化学推進系で実現するため、打上総質量約 4000kg の、我が国最大の深宇宙探査機になると想定している。総質量を抑制しつつ、大きな増速量を実現するために、ロケットのように多段のモジュール構成（2 段、または 3 段）を採用する。火星衛星到達までに必要な軌道制御を担う往路モジュールは、火星衛星到達段階で切り離し、その後は身軽な形で観測・着地・帰還を実施する。往路モジュール分離後の探査機には、Phobos の周回観測、着陸・離陸、そして地球帰還のための軌道制御等、多様な機能が求められる。そのため、そのステージ構成、コンフィギュレーション等、システムの基本構成にまで立ち戻り、幅広い範囲で概念設計を進めている。



図 11.9-8 火星衛星探査機の概観

探査機に搭載するミッション機器は、Phobos 表面の観測や周辺環境の計測に用いる科学観測機器、Phobos 試料を採取するサンプリング装置、そして、採取したサンプルを収納して地球大気圏に突入するサンプルリターンカプセルから構成される。

搭載観測機器 3)については、現状、ノミナル機器 6 つとオプション機器 1 つを選定している。その構成を表 11.9-1 に示す。表 11.9-1 に挙げられた機器のうちのガンマ線・中性子分光計は米国（NASA）から、近赤外線分光計はフランス（CNES）から提供を受ける方向で検討・調整を進めている。

表 11.9-1 科学観測機器構成

ガンマ線・中性子分光計
近赤外分光計
望遠カメラ／広角分光カメラ
レーザ高度計
ダスト観測装置
イオンエネルギー質量分析器

本ミッションでは、Phobos の試料について「2cm 以上の深さから 10g 以上の試料を採取すること」という高い要求が提示されている。これに対し、はやぶさ等で用いられてきた弾丸を用いたサンプリング方式（インパクトサンプリング）では、この要求を満足することは困難と考えており、本ミッションでは、Phobos 表面にしっかり着地し（Phobos 表面には数時間、滞在することを想定）、マニピュレータ等を有する大型・高機能なサンプリング装置を用いて試料を採取することを検討している。サンプリング装置の詳細については、文献 9 を参照のこと。

火星から帰還し、地球に再突入する際の軌道速度は、はやぶさ等で経験した値と同等か、それ以下と見積もっている。そのため、サンプルリターンカプセルの基本的な設計方針は、はやぶさのカプセルの設計を踏襲することができると考えている。ただし、本ミッションでは、搭載することになるサンプル量が多くなっているため、サイズとしては、はやぶさのカプセルより一回り大きくする方針である。サンプルリターンカプセルの詳細については文献 10 を参照のこと。

以上、見てきたように、本ミッションは「火星衛星からのサンプルリターン」という高い目標を掲げているが、技術的実現性という観点からいえば、我が国のこれまでの技術蓄積を適切に活用することにより、そのミッションプロファイル、あるいは探査機システムの実現にあたっての致命的な技術的ハードルはないと考えている。

しかし、個々の技術を見ていけば、求められる機能・性能、およびその使用環境に、これまでの経験を上回るものが要求されるものも少なくなく、これら新規技術の開発・検証計画を慎重に立案していく必要がある。本ミッションでは、ミッション達成のための重要性、および技術の新規性の観点から技術要素を評価し、表 11.9-2 クリティカル技術要素に示すようなクリティカル技術要素を識別している。

とくに微小重力の小天体への着陸は、世界的にも例が少ない試みであり、着陸システム自身や、周辺環境、検証方法等について、早い段階から検討を進めている。着陸システムの詳細については、文献 9 を参照のこと。

表 11.9-2 クリティカル技術要素

衛星近傍運用、着地運用の航法・誘導・制御
往路・復路モジュール化学推進系
往路モジュール分離機構
着陸システム
サンプリング装置
カプセル再突入
理学観測機器

(4) 国際協力

科学成果の最大化およびコスト削減を目的として、各機関との国際協力調整を進めている。火星衛星探査に対する関心が国際的にも高いこと、およびはやぶさ初号機、2 号機の国際協力実績も踏まえ、搭載ミッション機器の開発・運用、地上アンテナ局（DSN 局等）による運用支援、回収サンプル分析等での国際協力を進める方針である。

CNES とは 2017 年 4 月に協力取決め（IA: Implementation Arrangement）を結び、近赤外分光計（MacrOmega）、フライトダイナミクス検討及び小型着陸機の搭載可能性検討を進めている。NASA とは 2017 年 9 月に協力取決め（LoA: Letter of Agreement）を結び、ガンマ線・中性子分光計（MEGANE）、DSN 支援、試験設備の提供他の幅広い協力可能性について検討を進めている。他にも DLR、ESA との調整を進めている。

11.9.3. 参考文献

1) 内閣府：宇宙基本計画工程表（平成 29 年 12 月 12 日宇宙開発戦略本部決定）
2) JAXA：宇宙科学・探査に関する工程表の進捗状況と取り組みについて，宇宙政策委員会 宇宙産業・科学技術基盤部会 宇宙科学・探査小委員会 第 17 回会合, 2018 年 3 月.
3) 倉本圭、他：火星衛星探査計画 MMX におけるサイエンスおよび科学観測機器，第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 1C02, 2018.
4) 今田高峰、他：火星衛星探査計画 MMX の探査機システム設計，第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 1C03, 2018.
5) 尾崎直哉、他：火星衛星探査計画 MMX の軌道設計，第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 1C04, 2018.
6) 池田人、他：サイエンス運用ワーキングチームによる MMX 科学観測計画の検討，第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 1C05, 2018.
7) 宮本英昭、他：MMX 着地運用ワーキングチームにおける検討状況，第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 1C06, 2018.
8) 馬場満久、他：火星衛星探査計画 MMX の着陸システム概念検討，第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 1C07, 2018.
9) 佐藤泰貴、他：火星衛星探査計画 MMX のサンプリング装置概念検討状況報告，第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 1C08, 2018.
10) 小澤宇志、他：火星衛星探査計画 MMX のサンプルリターンカプセルの開発計画，第 62 回宇宙科学技術連合講演会, 1C09, 2017.

11.10. 有人与圧ローバ（Habitable Mobillity Platform: HMP）

11.10.1. ミッションの目的・意義

本ミッションでは、有人月探査全体の目的である「将来の有人火星探査に向けた事前実証及び技術獲得」、「将来の月面での経済活動に向けたリスク低減」、「人類の活動領域の拡大」と「新たな科学的知見の獲得」に向けて、月面における有人・無人による広域探査活動を実現するとともに、我が国として有人による重力天体表面探査技術（月面移動技術及び月面探査支援技術）を獲得する。これらにより、将来の有人火星探査においても日本が有人与圧ローバを提供できる環境と権利を確保する。

なお、HMP の開発にあたっては、我が国が計画している LUPEX 等の無人ローバミッションで得られる表面移動技術を最大限活用すると共に、米国が開発を進める有人曝露ローバへの走行技術を提供することにより、HMP の開発に向けた事前実証及びデータ取得を実施することを検討している。

環境生命維持技術（ECLSS）については、Gateway 用に開発する ECLSS 技術を活用することで、技術の成熟化と継続性を確保する。

11.10.2. ミッションの概要

有人与圧ローバ（以降、「HMP」という）を用いた月面探査ミッションは、将来の有人火星探査に向けた事前実証及び技術獲得を早期に実現することを目的とした『南極域の探査（フェーズ#1）』とISECG での議論を踏まえた新たな科学的知見を獲得するためのサイエンス要求及び工学要求を踏まえた『南極エイトケン盆地[35]の探査（フェーズ#2）』から構成され、フェーズ#1 終了後、段階的に探査領域を拡大していくことで実現する。

【フェーズ#1】

2028 年～2031 年の 4 年間は、領域 D の南極域（図 11.10-1 黄色部）を有人・無人探査を実施する。本フェーズにおける有人ミッションは、30 地球日（越夜 5～8 地球日）/回/年を想定し、1 台当たり 2 名のクルーがシャツスリーブの恰好で HMP 内で生活する。月の昼間の間は HMP で移動しながら 7 日間の内 4 回の頻度で船外活動（EVA）による探査活動を実施する。無人期間中は、地上からの遠隔操作等により、移動と探査活動を実施しながら、次の有人ミッションにおける探査地点まで移動する。

【フェーズ#2】

2032 年～2036 年の 5 年間は、南極エイトケン盆地（図 11.10-1 水色部 A～C 及び E）における

[35] 各探査地点は、ISECG での議論を踏まえ、図 11.10-1 に示す A～E の 5 領域（6 地点）をレファレンスとして設定した。なお、領域 B は、2 つの地点から構成される。

4 領域（5 地点）を対象とした有人・無人探査を実施する。本フェーズにおける有人ミッションは、42 地球日（越夜 14 地球日）/回/年を想定し、1 台当たり 2 名のクルーがシャツスリーブの恰好で HMP 内で生活する。月の昼間の間は HMP で移動しながら、7 日間の内 4 回の頻度で EVA による探査活動を実施する。無人期間中は、地上からの遠隔操作等により、移動と探査活動を実施しながら、次の有人ミッションにおける探査地点まで移動する。

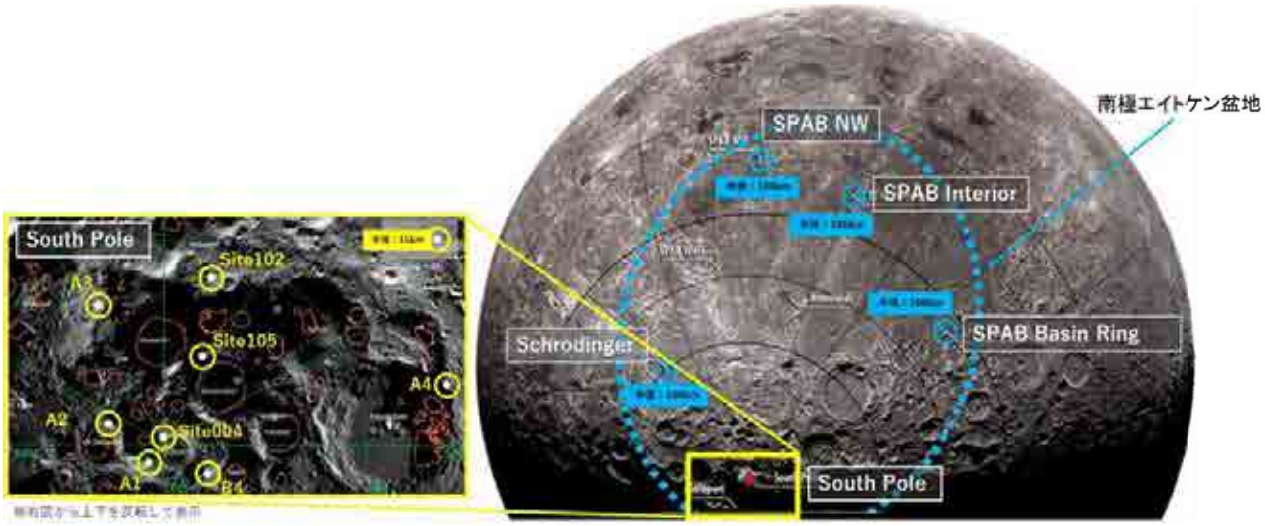


図 11.10-1 探査領域

表 11.10-1 各ミッションの概要

			有人与圧ローバミッション	
			フェーズ#1	フェーズ#2
ミッション要求	運用期間		2028 ～ 2031（4年間）	2032 ～ 2036（5年間）
	クルー人数		2名（緊急時：2名）	2名（緊急時：4名）
	探査領域		南極域（GER#3 D地点）	SPA（5領域 6地点）
	ミッション頻度		1ミッション / 年	1ミッション / 年
運用コンセプト	ミッション期間（越夜日数）		30日（越夜5(~8)日）	42日（越夜14日）
	走行距離	有人走行	600 km / ミッション	1000 km / ミッション
		無人走行 （次探査地点への移動）	500 km	1500 km
環境条件	モビリティ要求	最大斜度	±20度	±20度
		障害物乗り越え性能	30 cm	30 cm
		走行抵抗	0.02 ～ 0.07	0.02 ～ 0.07

11.10.3. 有人与圧ローバの概要

HMP の主要諸元を表 11.10-2、有人与圧ローバの概念図を図 11.10-2 に示す。

表 11.10-2 主要諸元

項目		仕様
乗員		2 名（緊急時4 名）
質量	打上時	～8.5 t（マージン込）
	月面走行時	～10.6 t（マージン込）
形状	サイズ	6.9*4.0*3.5 m
キャビン	居住容積	9 m^3～
	気圧	0.56 気圧
走行性能	速度	最大15 km/h
	登坂性能	最大20 deg
	乗り越え性能	最大30 cm
エネルギー	走行用電池	60 kWh
	越夜用電池	384 kWh～
	太陽電池	10.5 kW～
排熱能力		6.5 kW～
自動運転用機器		Camera, 3D Lidar
利用実験	搭載機器	100 kg
	サンプル	350 kg
寿命		10 年



図 11.10-2 有人与圧ローバ（外観図）

11.10.4. 運用コンセプト

HMP を用いた月面探査ミッションは、前項にて記載した 2 つのフェーズにおいて、宇宙飛行士が滞在している期間の有人探査と宇宙飛行士帰還後の無人探査から構成される。HMP による移動及び探査活動は両期間共通して月面の日照期間（昼間）に実施し、月面が夜間の時は、移動や探査活動は実施せず待機地点で待機することを基本とする。
各フェーズでの運用コンセプトを以下に示す。

【フェーズ#1】

本フェーズでは、HMP[36]1 台と有人曝露ローバ[37]1 台を用いて、有人月離着陸機近傍の高日照地を待機地点とし、そこを起点として、探査地点（日照領域及び陰領域（永久陰含む））への移動と探査地点での EVA を繰り返しながら探査活動を実施する。目標探査地点一ヵ所での探査が終了すると、HMP は待機地点に一度帰還し、次の探査に向けた準備を行う。この運用を月面の夜になるまで繰り返し実施し、待機地点での越夜実施後、2 回目の月面の昼には同じように次の目標探査地点にて探査を実施し、その都度待機地点に戻る運用を実施する。（図 11.10-3 参照）

なお、HMP は、定常時 2 名、緊急時 4 名のクルーが搭乗する能力を有するが、本フェーズでの探査活動は 2 名で実施することが想定されているため、緊急帰還を要する事態が発生した時は、曝露ローバを用いて離着陸地点へ帰還する。

越夜期間は有人探査期間中の約 1/3 を想定し、夜間の探査活動や走行は実施せず、待機地点にて回収したサンプルの分析、広報活動、次の探査に向けた準備などを実施する。

宇宙飛行士が帰還した後は、地上等からの遠隔操縦により次の有人探査地点に向けて移動しながら探査活動を実施する。なお、有人探査期間と同様に HMP の走行と探査活動は月の昼間の期間のみ実施し、月の夜間は HMP を用いた活動は実施しない。



図 11.10-3 有人ミッション運用イメージ（フェーズ#1）

[36] クルーが探査・生活を実施する基幹システム
[37] 緊急事態により HMP が使用出来なくなった時の緊急帰還用

なお、HMP の打上げ質量を極力低減させるのと、他国が提供する月面探査機への給電や民間を含めた将来の月面活動の可能性を拡げるための方策の一つとして、HMP とは別にエネルギー（電力）を供給するパワーステーションを準備するオプションについても今後検討していく。その場合、HMP は走行エネルギーを賄うだけの必要最低限のバッテリを搭載し、越夜や走行・探査以外で必要となるエネルギーはパワーステーションから賄うことで、抜本的な打上げ質量低減を図ることが出来る。

【フェーズ#2】

本フェーズでは、HMP2 台により、月の昼間に探査地点（日照領域及び陰領域（永久陰含む））への移動と EVA を繰り返しながら探査活動を実施する。フェーズ#1 と同様、月の昼間に探査地点（日照領域及び陰領域（永久陰含む））への走行と探査地点での EVA を繰り返し実施するが、HMP2 台※を用いて探査を実施することと、一ヵ所での探査毎に待機地点に戻るのではなく、待機地点を基点として複数の探査地点を経由して越夜の前に待機地点に帰還し、越夜を過ごすことが大きく異なる点である。（図 11.10-4 参照）
なお、待機地点において越夜を実施後、2 回目の月面の昼には同じように複数の探査地点を経由して探査を実施する。

本フェーズでは中緯度地域での探査を想定しており、越夜は 14 日間続くことから、越夜期間に必要な電力を賄うためのパワーステーション[38]を準備し、そこから給電する。また、フェーズ#1 同様、越夜期間中には走行や探査活動は実施せず、待機地点にて回収したサンプルの分析、広報活動、次の探査に向けた準備などを実施する。

なお、宇宙飛行士が帰還した後は、フェーズ#1 同様、地上等からの遠隔操縦により次の有人探査領域に向けて移動しながら探査活動を実施する。夜間についても同様に HMP を用いた活動は実施しない。

※ 緊急時の運用は、1 台の HMP に 4 名のクルーが搭乗することを想定。

[38] 越夜期間が長くなることへの対応として、越夜期間に HMP への給電を行う

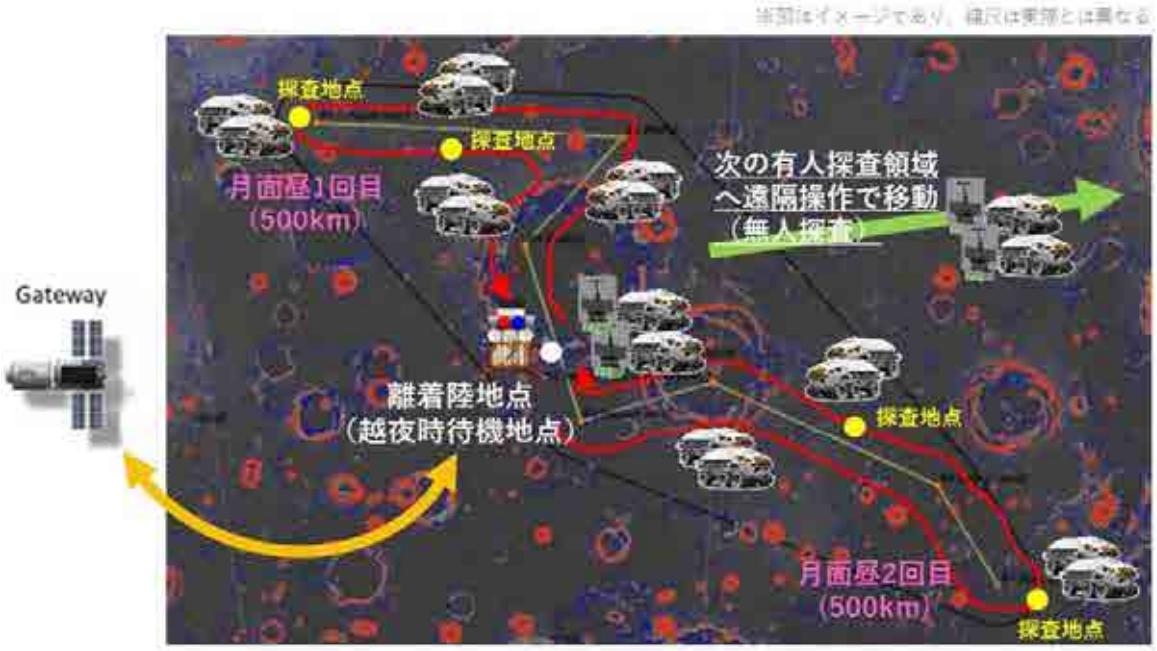


図 11.10-4 有人ミッション運用イメージ（フェーズ#2）

宇宙飛行士が帰還した後は、フェーズ#1 同様、月の昼間の期間のみ地上等からの遠隔操縦により次の有人探査領域に向けて移動しながら探査活動を実施し、月の夜間はローバを用いた活動は実施しない。

11.10.5. 事前実証及び月面環境データ取得

HMP の開発にあたっては、我が国が計画している LUPEX 等の無人ローバミッションで得られる表面移動技術を最大限活用するが、走行系が大きく異なるため、米国が開発を進める有人曝露ローバへの走行技術を提供することにより、HMP の開発に向けた事前実証及びデータ取得を実施することを検討している。なお、LUPEX ミッションや超小型ロボットでの走行により最低限の走行系に関するレゴリス特性は取得する。

上記に加え、HMP の開発・運用には、NASA から公開されている以下の文書に記載されている月面環境条件を用いることを基本とするが、定義されているデータの地域性や精度などの観点から、HMP の開発・運用に適用可能かを評価し、HMP の設計や運用精度を向上させるために必要なデータについては、個別にデータを取得する。

- Design Specification for Natural Environments (DSNE) （SLS-SPEC-159H）
- Lunar Soucebook
- Natural Environments Definition for Design （NASA/TM-2016-218229）
- Handbookk for Designing MMOD Protection （TM-2009-214785）

今後、個別にデータを取得する対象について整理した結果、データ取得優先度が高いと評価したデータ取得項目及び事前実証をおこなう項目を以下に記す。（全体の整理結果は表 11.10-3 参照）

【データ取得候補】

① レゴリス動特性（ローバにより撒きあげられたレゴリスの挙動(重力、真空、帯電の影響)がセンサなどの視界にどれくらい影響を及ぼすか）(表 11.10-3 #3-1(b))

理由：
月面重力、帯電、真空度におけるレゴリス挙動について知見がないため、撒きあがったレゴリスの挙動が自動運転用のセンサ視界にどの程度影響を及ぼすかを確認し、自動運転アルゴリズムへの影響評価を行うため。

データ取得出来ないことのインパクト：
自動運転機能が機能せず、20 日間しかない運用・探査活動期間の短縮や目的地に到達できない等の影響が発生する可能性がある。

データ取得方法：
ispace M1 ミッションにおいて、超小型ロボットによるレゴリス動特性のデータを取得する。

② かさ密度/走行抵抗（表 11.10-3 #3-1(a/c)）

理由：
月面土壌を考慮した走行エネルギー（電力系）の設計最適化のため。

データ取得出来ないことのインパクト：
地上車が砂地などの軟弱な地盤を走行する際の最悪条件下での走行抵抗（0.25）とアポロミッションにおける月中低緯度領域を走行した実績（0.02）の比較において、走行抵抗の違いによる必要なエネルギー量は、最大で 45%程度の差が生じる。そのため、適切な走行抵抗を設定できず、過剰に設定した場合、必要な走行エネルギーが過剰になり、結果として打上げ質量に影響を及ぼす。また、走行抵抗を過少に設定した場合、走行エネルギーが足りなくなり、目的地に到達出来なくなる等、ミッションが達成できなくなる可能性がある。

データ取得方法：
LUPEX ミッションにおける月面掘削時の掘削抵抗などのデータから、かさ密度を推定する。また、LUPEX ミッションで用いるローバの走行データから走行抵抗を取得する。また、有人曝露ローバに HMP と相似の走行系を提供して、実証するとともに走行抵抗等のデータを取得する。（検討中）

③ 月面の粗さ・高精度月図（表 11.10-3 #3-2）

理由：
南極地域のボルダー／クレータ分布情報がなく、アポロやサーベイヤでの取得情報そのものでは、適切な運用計画立案や走行ルート設定が出来なくなるため。

データ取得出来ないことのインパクト：
適切な運用計画立案、走行ルート設定が出来ず、過剰なエネルギーが必要になり、結果として打上げ質量要求を満足出来なくなる可能性がある。そのため、走行ルートの最適化を図ることで、現状想定している走行距離を約 30～60%減少することができ、必要なエネルギーが削減されることで全体の質量削減に繋がる。また、仮に南極域の走行路面環境を過小評価した場合、走行距離が増加し、必要な走行エネルギーが不足することでミッション要求を達成できなくなる可能性がある。

データ取得方法：
月周回衛星（LEAD もしくは Chandrayaan）より、南極探査地域周辺の解像度 10 ㎝程度のデータを取得する。

④　月面で撮影した、特徴点（着陸機や岩石等）および位置・姿勢情報含む画像データ（表 11.10-3 #4-1）

理由：
Visual Odometry, Visual SLAM のアルゴリズム検証に用いて月面での適用可能性を評価するため。月面日照と真空度の撮像画像への影響が不明のため。

データ取得出来ないことのインパクト：
地上試験や解析結果に基づき開発する必要があり、設計精度の誤差などが生じ運用や探査活動に影響を及ぼす可能性がある。

データ取得方法：
LUPEX ミッションにおいて、ローバに搭載した機器を用いて、極域の岩石やクレータ分布情報などを取得する。

【事前実証候補】

⑤　月面でのレゴリス付着防止コーティングの有効性実証（表 11.10-3 #5-1）

理由：
カメラへのレゴリス付着を防止することで、カメラ・センサ機器等のレゴリス対策を確立し、カメラ・センサ機器の性能低下を防止できるため、現在開発中のコーティングフィルムの有効性を確認する。

データ取得出来ないことのインパクト：
カメラ・センサ機器等にレゴリスが付着することで、機能・性能が低下し、運用・探査に影響を及ぼす可能性がある。

データ取得方法：
ispace M1 ミッションにおいて、超小型ロボットによる付着防止対策コーディングを施したシールの画像を取得し、有効性を確認する。

表 11.10-3 データ取得項目の整理結果(1/3)

	システム	必要な情報	理由	データ取得できないことのインパクト	取得場所の依存性	データ取得計画				
		知りたい情報				データ取得方法・計画（解析/実地計測など）	取得期限	データ取得の優先度	候補ミッション	ペイロード想定サイズ/質量
1-1	ローバ設計全体	月面の電位差（日陰）	・現設計は、SLS-159のデータ（環境条件により最大1kV）を使用することを想定しているが、精度が粗いため、軽量化の観点でもデータ取得を実施する。 ・月面環境の帯電による、機器のショートが起きる可能性を確認し、対応策を検討する。	・電気設計にインパクト： 電子機器に対する過剰な保護が必要となり、質量増加が懸念される。	月面でのデータ1か所で良いが、日照域/陰領域（永久陰/物陰）のデータを取得	（HTVでの搭載実績がある）電位計測センサを活用して、以下の電位を計測する。 ・永久陰及び日照条件により日陰になる部分に対する電位をセンサにて計測。 ・日照域の電位をセンサにて計測。	基本設計開始まで(FY2024)	低 （電気・グランディング設計を充実させることにより、影響を回避する）	TBD	寸法：100mm3 質量：0.3kg
1-2		帯電したレゴリス・ダスト粒子の空間的な分布量	・SAPなどへのコンタミの影響の確認 ・障害物検知に使用する測距機器への影響の確認	・除電など効率的なメンテナンス手法（レゴリスの拭き取り頻度や除去方法）が立案できなく、運用へのインパクトが懸念される。 ・SAPの発電効率低下が懸念される。 ・帯電粒子による、障害物検知等への影響が懸念される。	月面でのデータ1か所で良いが、 日照と日陰での差のデータを取得したい。	可視光カメラで画像取得	基本設計開始まで(FY2024)	低 （既存のデータおよびM1ミッションでの取得データに基づき設計を実施する）	LUPEX(FY2024)	寸法 ・カメラ：300mm3 ・処理系：400mm3 質量：30kg程度

表 11.10-3 データ取得項目の整理結果(2/3)

	システム	必要な情報 知りたい情報	理由	データ取得できないことのインパクト	取得場所の依存性	データ取得計画 データ取得方法・計画（解析/実地計測など）	取得期限	データ取得の優先度	候補ミッション	ペイロード 想定サイズ/質量
2-1	シャシ系	・月面の硬度 ・レゴリスの堆積量	・スタックした際の復旧手段（ウィンチ等）の検討を行うため。 ・月面土壌を考慮した走行系設計が必要であるため。	・スタックした際の復旧方法としてウィンチ等が使えるかどうか判断できない。 ・走行機能に対する過剰設計による質量増加が懸念される。	想定探査領域でのデータ取得が望ましい		基本設計開始まで(FY2024)	低 （土壌条件を仮定し設計することで大きなインパクトはない）	TBD	
3-1	走行性能	(a)南極域のレゴリス特性(かさ密度、安息角) (b)レゴリス動特性(ローバにより撥きあげられたレゴリスの挙動(重力、真空、帯電の影響)がセンサなどの視界にどれくらい影響を及ぼすか) (c)走行抵抗	(a)(c)月面土壌を考慮した走行系・電力系の設計最適化のため。 (b)自動運転アルゴリズムへの影響評価を行うため。また、撥きあがったレゴリスの挙動（帯電の影響）が自動運転用のセンサ視界にどれくらい影響を及ぼすかを知りたい。月面重力、帯電、真空度におけるレゴリス挙動について知見がないため。	(a)(c) 走行系および電力系の設計が過剰となり、ミッション要求を達成できない可能性がある。 (b) 自動運転機能が機能せず、運用・探査活動に影響を及ぼす可能性がある。	(a) 想定探査領域でのデータ取得が望ましい (b) 月面でのデータ1か所で良い (c) 月面でのデータ1か所で良い	(a) LUPEXミッションにおいて、掘削時の掘削抵抗データ等から、かさ密度を推定（FY2024） (b) 超小型ロボットによるレゴリス動特性のデータ取得(FY2022) (c) LUPEXミッションにおいて、スリップ率と走行抵抗に関するデータを取得（FY2024）	基本設計開始まで(FY2024)	(a)高 （LUPEXミッションでの取得データに基づき設計を実施する） (b)高 （有人与圧ローバの走行・運用に影響を及ぼすため） (c)高 （LUPEXミッションでの取得データに基づき設計を実施する）	(a)(c) LUPEX(FY2024) (b) ispace M1ミッション（FY2022）	(a)(c) ・寸法：約1400mm×1500mm×3000mm ・質量：約350kg (b) ・寸法：約120mm×110mm×111mm ・質量：1kg以下
3-2		月面の粗さ（クレータ、岩石分布）・高精度月図	・南極地域のボルダー／クレータ分布情報がなく、アポロやサーベイヤでの取得情報そのものでは走行系や電力系が過剰設計となるため。 ・走行路面の粗さが明確ではなく、走行性能や運用計画精度（走行経路設計・選定）を向上させるため。 ・詳細地図を先に作れれば、VISUAL-SLAMを用いた座標推定可能となる。詳細経路を先に決めることで、運航計画の精度が上がり、燃料等のマージンを適正化できる。	・走行系・電力系の過剰設計による質量増加が懸念される。 ・走行系・電力系が過少設計となり、効率的な運用計画立案、走行ルート設定が出来なく、消費エネルギー量や探査時間・範囲に影響を及ぼし、ミッション要求を達成出来なくなる可能性がある。	想定探査領域のデータが必要	月周回衛星より、南極探査地域周辺の解像度10cm程度のデータを取得する。	基本設計開始まで(FY2024)	高 （走行性能、運用計画立案に影響があり、限られた時間内での効率的なミッション遂行に影響を及ぼすため）	LEAD/Chandrayaan	・寸法：約1400mm×1500mm×3000mm ・質量：約350kg

表 11.10-3 データ取得項目の整理結果(3/3)

	システム	必要な情報 知りたい情報	理由	データ取得できないことのインパクト	取得場所の依存性	データ取得計画 データ取得方法・計画（解析/実地計測など）	取得期限	データ取得の優先度	候補ミッション	ペイロード想定サイズ/質量
4-1	自己位置推定	(a) 月面から上空を撮像した画像と時刻付きカメラ姿勢データ (b) 月面環境下で撮影した、特徴点（着陸機や岩石等）および位置・姿勢情報含む画像データ	(a) 可視光カメラを用いた実測航法の月面での適用可能性を評価するため。（月面日照、真空度等の月面環境下での撮像画像への影響が不明） (b) Visual Odometry, Visual SLAMのアルゴリズム検証に用いて月面での適用可能性を評価するため。月面日照と真空度の撮像画像への影響が不明のため。	地上試験や解析結果に基づき開発する必要があり、設計精度の誤差などが生じ運用や探査活動に影響を及ぼす可能性がある。	(a) 月面でのデータ1か所で良い (b) 想定探査領域でのデータ取得が望ましい	(a) 可視光カメラで取得した画像と画像を取得した時刻の姿勢センサデータ（IMUまたはスタートラッカ）を取得する。 (b) ①超小型ロボットによる画像データ取得(FY2022) ②LUPEXミッションのローバに搭載した機器による画像データ取得（FY2024）	基本設計開始まで(FY2024)	(a) 低 （航法誘導制御に使用する手法は確定しておらず、代替手段の適用の可能性もある。また、現時点での当該手法の適用性検討においては、地上での実証等で確認が可能であるため） (b) 高 （位置・姿勢情報を含む月面環境下で撮影された画像データが無いため）	(a) TBD (b) ①ispace M1ミッション(FY2022) ②LUPEX(FY2024)	(a) 寸法： ・カメラ：300mm3 ・処理系：400mm3 質量：30kg (b)① ・寸法：120mm×110mm×111mm ・質量：1kg以下 (b)② ・寸法：約1400mm×1500mm×3000mm ・質量：約350kg
5-1	障害物検知	月面でのレゴリス付着防止コーティングの有効性	カメラへのレゴリス付着を防止することで、カメラ・センサ機器等のレゴリス対策を確立し、カメラ・センサ機器の性能低下を防止できるため。	カメラ・センサ機器等にレゴリスが付着することで、機能・性能が低下し、運用・探査に影響を及ぼす可能性がある。	月面でのデータ1か所で良い	超小型ロボットによる付着防止対策コーディングを施したシールの画像取得（FY2020）	基本設計開始まで(FY2024)	高 （地上ではレゴリス付着防止コーティングの月面環境下での有効性を確認することが出来ないため）	ispace M1ミッション(FY2022)	・寸法：120mm×110mm×111mm ・質量：1kg以下

11.11. 月探査促進ミッション

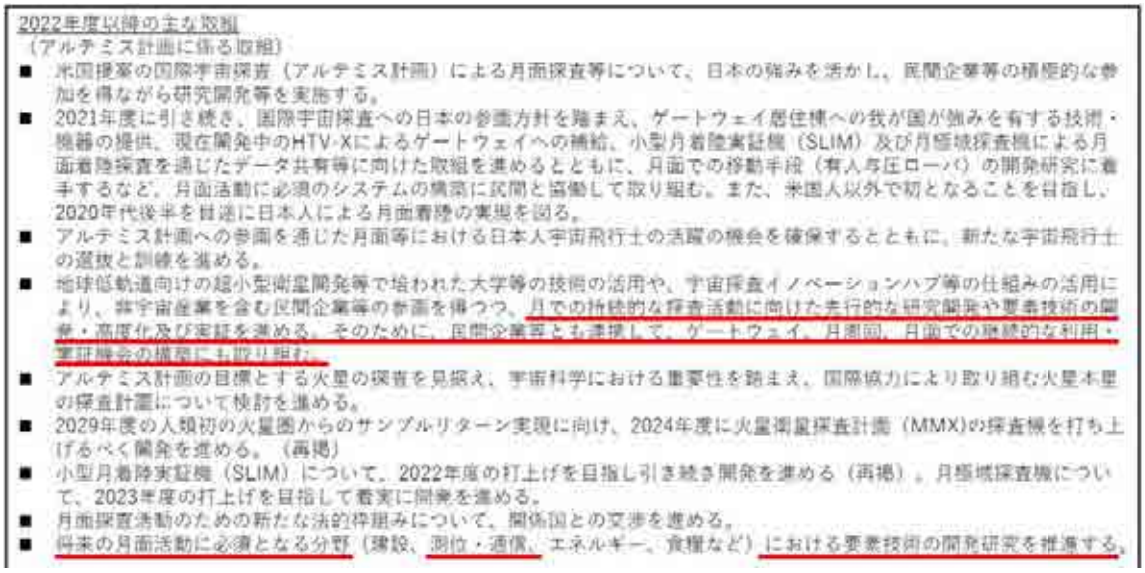
11.11.1. ミッションの目的

月探査促進ミッションは、当シナリオに記載されている持続的な月面・月周回軌道の利活用を目的として、月面探査による新たな知の創造に繋がる、世界的な科学成果の創出に向けたプリカーサミッションを実施し、かつ、月周回軌道および月面を含む月圏での持続的な探査活動に向けた、先行的な要素技術の開発、高度化および実証を行うものである。

本ミッションは、我が国の重力天体着陸技術の段階的かつ確実な発展を目指すことを念頭に、小型月着陸実証（SLIM）にて実証される月面着陸の技術を活かし、将来的に大きな月面輸送能力の獲得を目指す中型月着陸ミッションの先行的技術実証を可能とするべく、2027 年頃の打上げを目標に検討を実施している。本節では、現段階のミッション構想および検討状況を紹介する。

(1) 政策上の意義・目的・位置付け

本ミッションは図 11.11-1 に示す、宇宙基本計画工程表（令和 3 年 12 月 28 日 宇宙開発戦略本部決定）および、図 11.11-2 に示す、月面活動に関する基本的な考え方（令和 3 年 5 月 26 日 内閣府宇宙開発戦略推進事務局）に記載される計画を実現する施策の位置づけである。



2022年度以降の主な取組

（アルテミス計画に係る取組）

- 米国提案の国際宇宙探査（アルテミス計画）による月面探査等について、日本の強みを活かし、民間企業等の積極的な参加を得ながら研究開発等を実施する。
- 2021年度に引き続き、国際宇宙探査への日本の参画方針を踏まえ、ゲートウェイ居住棟への我が国が強みを有する技術・機器の提供、現在開発中のHTV-Xによるゲートウェイへの補給、小型月着陸実証機（SLIM）及び月極域探査機による月面着陸探査を通じたデータ共有等に向けた取組を進めるとともに、月面での移動手段（有人与圧ローバ）の開発研究に着手するなど、月面活動に必須のシステムの構築に民間と協働して取り組む。また、米国人以外で初となることを目指し、2020年代後半を目途に日本人による月面着陸の実現を図る。
- アルテミス計画への参画を通じた月面等における日本人宇宙飛行士の活躍の機会を確保するとともに、新たな宇宙飛行士の選抜と訓練を進める。
- 地球低軌道向けの超小型衛星開発等で培われた大学等の技術の活用や、宇宙探査イノベーションハブ等の仕組みの活用により、非宇宙産業を含む民間企業等の参画を得つつ、月での持続的な探査活動に向けた先行的な研究開発や要素技術の開発・高度化及び実証を進める。そのために、民間企業等と連携して、ゲートウェイ、月周回、月面での継続的な利用・実証機会の構築にも取り組む。
- アルテミス計画の目標とする火星の探査を見据え、宇宙科学における重要性を踏まえ、国際協力により取り組む火星本星の探査計画について検討を進める。
- 2029年度の人類初の火星圏からのサンプルリターン実現に向け、2024年度に火星衛星探査計画（MMX）の探査機を打ち上げるべく開発を進める。（再掲）
- 小型月着陸実証機（SLIM）について、2022年度の打上げを目指し引き続き開発を進める（再掲）。月極域探査機について、2023年度の打上げを目指して着実に開発を進める。
- 月面探査活動のための新たな法的枠組みについて、関係国との交渉を進める。
- 将来の月面活動に必須となる分野（建設、測位・通信、エネルギー、食糧など）における要素技術の開発研究を推進する。

図 11.11-1 宇宙基本計画工程表（令和 3 年 12 月 28 日 宇宙開発戦略本部決定、強調部編集）

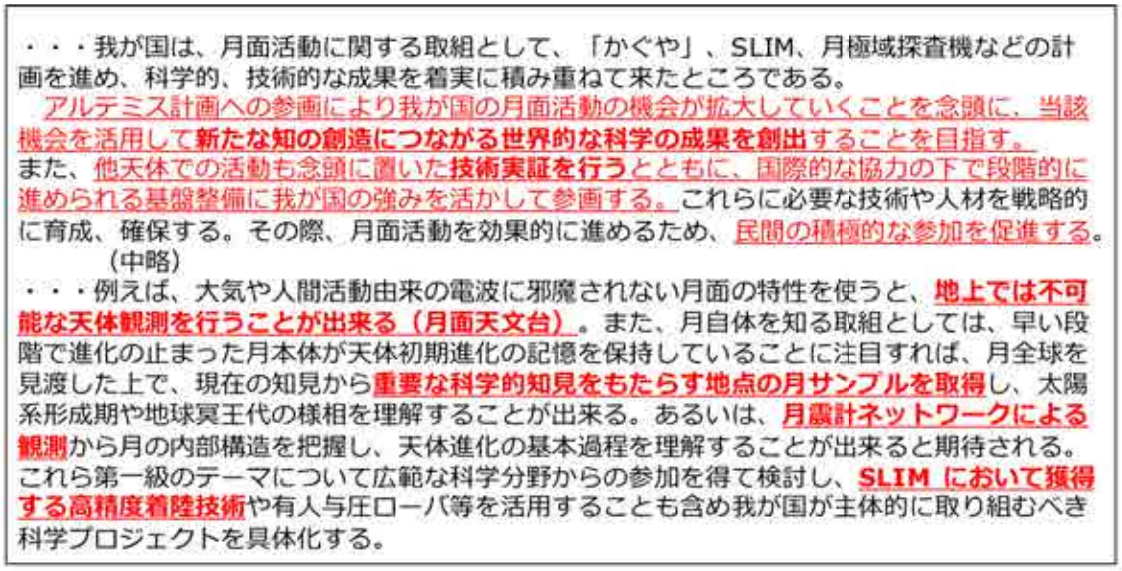


図 11.11-2 月面活動に関する基本的な考え方

（令和 3 年 5 月 26 日 内閣府宇宙開発戦略推進事務局、強調部編集）

JAXA 国際宇宙探査センターでは、将来の月面活動の機会が拡大することを念頭に、月での持続的な探査活動に向けた先行的な研究開発、世界的な科学成果の創出および他天体での活動も含めた技術の高度化・実証を戦略的に進めている。月面着陸・輸送の観点では、本シナリオにおいても 7.1 節および 11.7 節にて、月探査における輸送アーキテクチャ全体と、必要となる中型規模の月面輸送機について述べているが、我が国において月面へと軟着陸しその着陸技術を実証する SLIM 計画に比して、機体サイズおよび輸送能力については数桁オーダで大型化が見込まれている。また、図 11.11-2 にて示したような、月面における第一級の科学テーマにおいては、月面に対して複数回・多地点へアクセスすることにより成果の最大化が図れるものとなっている。加えて、アルテミス計画を含めた将来の月面活動に必須となる通信測位インフラの構築に対する期待も高まっているところである。

一方で、上記のような需要にもかかわらず、2020 年代後半から 2030 年代中盤にかけて、我が国において月面輸送機会は提案されておらず、上記要求を達成するための機会的および技術的なステップアップは大きい。そこで、本ミッションでは、長期的に達成すべき目標である世界的な月面科学の成果創出、および持続的な月圏における利活用・探査活動を着実に遂行すべく、月面探査による、新たな知の創造につながる世界的な科学成果の創出に向けたプリカーサ、ならびに、月での持続的な探査活動に向けた先行的な要素技術の開発・高度化及び技術実証を行う。

なお、本ミッションは、3-4 年程度の間隔で定期的に実施することを計画している。

11.11.2. ミッションの概要

(1) ミッション目標

前項で述べた目的を達成するため、本ミッションでは以下の2つの目標を設定する。

(a) 先行的な要素技術開発および実証

本シナリオでも述べられている通り、アルテミス計画への参画に伴い、月圏における探査活動に必須となる測位通信インフラ構築や月環境計測、中型規模以上の貨物を月面輸送可能な能力の獲得などが我が国において達成すべき目標として識別されている。これらの目標の遂行においては、従来のミッションより規模が大きくなると予想され、段階的で着実な技術獲得が望まれる。本ミッションでは、上記将来月探査活動に必要となる着陸技術や測位技術などについて、中型月面輸送や測位通信インフラ構築などの具体的な出先を念頭に置き、先行的に開発・実証する。

(b) 科学成果創出

月面活動の機会を活用して新たな知を創造し、世界をリードする科学技術の成果の創出に向けて、月面に向けたフライト機会の有効活用が見込める科学研究やそれに伴う技術実証テーマを実施する。月面科学における具体的な課題としては、前項の政策上の意義を踏まえて、①月面からの天体観測（月面天文台）、②重要な科学的知見をもたらす月サンプルの選別・採取・地球帰還、③月震計ネットワークによる月内部構造の把握の 3 つがある。また、持続的な月面探査と月面利用の拡大に不可欠な月面環境情報の取得ならびにそれに基づく環境予測モデルの構築を設定し、先行的な技術実証および科学研究を実施することにより、着実な科学探査の実施かつその成果の最大化を目指すこともミッションとして考えられる。

(2) ミッションアーキテクチャ

本ミッションは、前項およびミッション目標の整理を受け、国際宇宙探査シナリオ上において図 11.11-3 に示すように位置づけられる。具体的には、重力天体着陸技術のロードマップにて、SLIM から中型月着陸機へと大型化・高性能化するにあたり、ミッション達成にクリティカルな新規要素技術(航法技術等)を先行実証する、小型の着陸機による月面輸送を実施する。また並行して、2030 年代からの本格的な月面探査に先行し、第一級の月面科学成果の創出に向けたプリカーサミッションおよび研究開発を実施する。

以上のコンセプトより、本ミッションの構成要素は図 11.11-4 に示す通り、打上げロケット、月着陸機および搭載ミッションとなる。後述する搭載ミッション候補の規模から、最大で数百 kg 程度の輸送能力を想定し、前提とする月着陸機のサイズおよび打上ロケットについて検討している。



図 11.11-3 全体シナリオにおける本ミッションの位置づけ（中央朱枠部）



図 11.11-4 月探査促進ミッションの基本構成

また搭載ミッションについては、目標に掲げた 1 つの柱たる月面科学のみならず、月面および月周回軌道における技術実証や観測ミッションについても実施可能とする。特に、月面におけるミッションを可能とすることは当然として、月周回軌道においてもその対月高度別に低軌道である Low Lunar Orbit (LLO)、中軌道である Elliptical Lunar Frozen Orbit (ELFO)、高軌道である Near Rectilinear Halo Orbit (NRHO) のいずれか、あるいはそれぞれ順次に投入され、そこで個々のミッションを実施する分離型搭載ミッション（e.g. 超小型衛星）の放出および非分離型ミッション（e.g. 機器、部品）の運用を実施する。したがって、月着陸機は月面輸送のみならず、月周回ミッションを可能とする衛星バスプラットフォームとしての能力を有する。ここで、JAXA が開発する搭載ミッションは、日本が目指す探査アーキテクチャの実現のため、本シナリオで予定されている各ミッションを達成するための事前情報取得という側面も含む。

(3) 搭載ミッション

当ミッションにおける搭載ミッションは、「先行的な要素技術開発・実証」と「月面科学成果創出に向けたプリカーサ」の2種類存在する。以下に、これら搭載ミッション内容の概要を示す。

（i） 先行的な要素技術開発・実証

ミッション目標を受け、月での持続的な探査活動に向けた先行的な研究開発や要素技術の開発・高度化及び技術実証を行う。具体的には、日本が目指す探査アーキテクチャの実現のため、本シナリオで予定されている各プロジェクトおよび 9 章にて示した技術ロードマップを達成するための事前情報取得および探査基盤の確立を目指して実施する。この将来必要となる技術目標について、当プログラムで可能となる小型で実施可能なものの識別結果を表 11.11-1 に示す。また、現在検討されている候補ミッションの概要について続いて記す。

表 11.11-1 搭載ミッション（JAXA）候補の識別内容

対象項番	技術項目	対象技術内容	候補ミッション名
9.1 着陸・離陸技術	自律障害物検出・回避用の障害物データ	着陸安全のための障害物検知に必要となる障害物分布データの取得	⑥高解像度月地形観測ミッション
9.1 着陸・離陸技術	南極域での自律障害物検出・回避技術	陰領域が多い南極域における、着陸安全のための障害物検知（センサおよび検知処理）技術	⑧着陸技術実証ミッション
9.1 着陸・離陸技術	南極域での自律画像照合航法技術	陰領域が多い南極域における、高精度着陸のための画像照合技術	⑧着陸技術実証ミッション
9.4 表面探査技術	資源センシング	表面探査の対象地域としての判断根拠の一つとなる水資源分布のセンシング	⑦月面水資源観測ミッション

9.7 滞在技術 （健康管理）	放射線被ばく線量評価および放射線遮蔽設計技術のための放射線環境	長期有人宇宙探査において問題となる太陽光エネルギー粒子の被ばく線量を推定する	⑤放射線環境モニタ
9.9 通信・測位技術	国際標準規格対応	国際的に多様な機関が月圏の探査を実施する中で、標準化される見通しの技術について国産化し、相互運用性を有する通信中継衛星の利活用を狙う	①国際宇宙探査時代の通信インフラ実証および実運用
	光通信	38 万 km 離れた地球-月間において、将来の探査通信の大容量化を可能とする光通信を実証	②月圏⇔地球間 光通信技術の実証
	GNSS 測位	地上局の運用制約の影響を受けず、リアルタイムで航法値が得られることが期待される、地球周回の GNSS 信号を月周回で受信する測位の実証	③月周回軌道上での GNSS 受信測位技術の実証
	LNSS 測位	月圏の航法インフラとしての、月周回測位衛星システムの構築	④月周回測位衛星システム(LNSS)の実証
9.10 探査技術 (推薬生成プラント)	水環境データ取得	推薬の材料となる資源としての月面における水環境データの取得	⑦月面水資源観測ミッション
11.7 中型カーゴランダ	障害物分布環境	着陸安全のための障害物検知に必要となる障害物分布データの取得	⑥高解像度月地形観測ミッション
11.10 有人与圧ローバ	月地形・障害物分布環境	運用計画立案、走行ルート設定のための地形および障害物環境データの取得	⑥高解像度月地形観測ミッション

① 国際宇宙探査時代の通信インフラ実証および実運用

宇宙探査における通信の特徴である経由通信（マルチホップ通信）、長距離によるデータ到達時間の遅れ（通信遅延）、各通信ノードの位置関係の変化（ネットワークトポロジー変更が起きる）による通信途絶に耐性のある通信規格の総合的な技術実証を行う。(個別の技術実証は可能な限り地上もしくは ISS で実施しておく)。技術実証と同時に、本機能を搭載する月周回軌道投入機を月圏における通信中継インフラとして利活用する。

② 月圏⇔地球間 光通信技術の実証

将来の 8K 映像の複数 ch リアルタイム通信(>1Gbps)等、将来の探査通信の大容量化に向けた光通信の月圏⇔地球間の技術実証を実施する。技術実証と同時に、本機能を搭載する月周回軌道投入機を月圏における通信中継インフラとして利活用する。

③ 月周回軌道上での GNSS 受信測位技術の実証

地球周回の GNSS の信号を月周回軌道で受信して測位の実証を行う。地上局の運用制約の影響を受けず、リアルタイムでの航法値が得られることで、宇宙機の運用効率が向上する可能性がある。地上局を利用したレンジングより高い航法精度が実現されれば、軌道設計の制約が減り、推薬効率の向上、運用の簡素化が期待できる。

④ 月周回測位衛星システム(LNSS)の実証

超小型の月周回測位衛星システム（Lunar Navigation Satellite System, 以下「LNSS」という）の基礎的実証を世界に先駆けて実施する。着陸降下という高度な誘導航法制御技術において、位置情報を提供する情報インフラの整備は、将来月探査計画における参入障壁を低減する手段の一つとなる。さらに、月面到達後の月面ローバや資源探索において、3 次元的に移動距離把握・観測場所特定に関する情報を提供することはミッションをより有意にすることが期待できる。

⑤ 放射線環境モニタ

長期有人宇宙探査において問題となる、突発的に発生する太陽高エネルギー粒子（Solar Energetic Particle :SEP）の被ばく線量の推定技術が重要である中で、惑星空間放射線環境モニタを用いて、月周回軌道における放射線エネルギースペクトル(100MeV 以上)を観測する。MMX 搭載の IREM と同時計測を行うことで、太陽磁場中の粒子伝搬をより精度よく把握することを目指す。

⑥ 高解像度月地形観測ミッション

これまでになかった、月の南極域における 10cm 級高解像度地形データを取得し、データベースを整備する。総ての月面探査活動は、月面への安全な着陸が肝要となるが、将来の探査候補地点となる南極は高地であり凹凸の激しい地形である。10cm 級解像度にて地形データベースの整備により、データベース上フラットな面を着陸地点に選定すれば、着陸脚や GNC 等のサブシステムのコンパクトかつ簡易化が可能となり、よりロバストな着陸機設計が可能となる。

⑦　月面水資源観測ミッション

月極域探査ミッション等により得られる月面水資源の Ground Truth データを踏まえ、水資源の存在形態に合わせた観測機器を月周回軌道上に投入し、水資源の広域分布を観測する。水資源は各国の関心の対象であり、月面開発の重要な要素である水資源の所在等を自国で把握することは、自在性、プレゼンス、安全保障等の観点で重要である。

現在、水資源を観測する機器として、中性子分光計、テラヘルツセンサ、イオン計測質量分析計、合成開口レーダ、近赤外線分光計が候補に挙がっており、これらの機器のうち複数個を搭載する方向で検討を進めている。

⑧　着陸技術実証ミッション

月面の資源・科学探査および月面拠点構築に向けた月面探査活動には特に南極域、将来的には月全球への着陸が期待されている。我が国では 2023 年に SLIM プロジェクトにて月の表面・中低緯度域への高精度な着陸技術を実証予定だが、上記のような裏面および高緯度域への高精度な着陸においては、SLIM にて獲得する技術を戦略的に継承・応用・発展させることが肝要となる。本シナリオにおいても、2030 年以降に中型月着陸機として、数トン以上のペイロードを月面輸送する予定であるが、SLIM に比して機体質量はオーダレベルで異なり、システムの複雑性および新規開発技術が大きくなると予想され、可能な限り先行実証をしておくことが必要である。

そこで、重力天体着陸技術につき、将来の中型月着陸船の開発に向けてミッション達成にクリティカルな新規要素技術の先行実証開発を行う。具体的には、月極域・裏側等の場所によらないグローバルアクセス技術の実証、特にキーとなる GNC 系技術（画像航法、障害物検知回避など）につき、SLIM で実証される技術の継承・発展・応用を目指し着陸機システムとして検討している。

（ii）月面科学成果創出

基本政策部会で議論された「月面活動に関する基本的な考え方」に示された、下記の 3 テーマを中心に、そのプリカーサを含めて搭載ミッションを検討中である。

①　月面からの天体観測（月面天文台）
②　重要な科学的知見をもたらす月サンプルの選別・採取・地球帰還
③　月震計ネットワークによる月内部構造の把握

また、持続的な月面探査と月面利用の拡大に不可欠な月面環境情報の取得ならびにそれに基づく環境予測モデルの構築に係るミッションについても検討を進めている。

なお、これまでに検討された月面でのサイエンスミッションの例を下記に示す。

A) ペネトレータミッション
B) 縦穴探査ミッション

A. 小型プローブ(ペネトレータ)

ペネトレータは周回衛星から分離し高速(秒速 300 m 程度)で貫入させる観測プローブのことである。ここでは極域(資源)探査の一つとして、ローバやランダが容易に調査できない日陰領域探査として提案する。

(1) ペネトレータとは

「ペネトレータ」は周回衛星の数十 km 上空から分離後、軌道速度をキャンセルし自由落下によって月面到達時に約 300 m/s の速度で表層下数 m 程度貫入する槍型のハードランダ観測装置である。我が国では 1990 年からプロジェクト化した LUNAR-A 計画の科学搭載機器である。月面の場合、赤道域における表層下の温度は約-20℃で非常に安定しているため、熱制御を必要とすることなく科学観測およびデータ送信が長期間可能である。ペネトレータの最大のメリットは軟着陸機に比較して軽量で月面に観測装置を直接設置できる点である。1 回のミッションで複数機を搭載することも可能であり、LUNAR-A 計画の場合は本体と分離装置をあわせて 46 kg のシステムを 2 機搭載し、月の地震(月震)、熱流量を約 1 年間にわたって観測する計画であった。本プロジェクトは 2007 年に母船の老朽化やペネトレータの技術開発の遅れからキャンセルとなった。ペネトレータ自体はその後も開発を続行し、2011 年に技術開発を完了させた。

ペネトレータは日本だけでなく、他国でも開発され、ロシア MARS96、米国の DS-2 ミッションは打ち上げ実績があるが、いすれも成功していない。

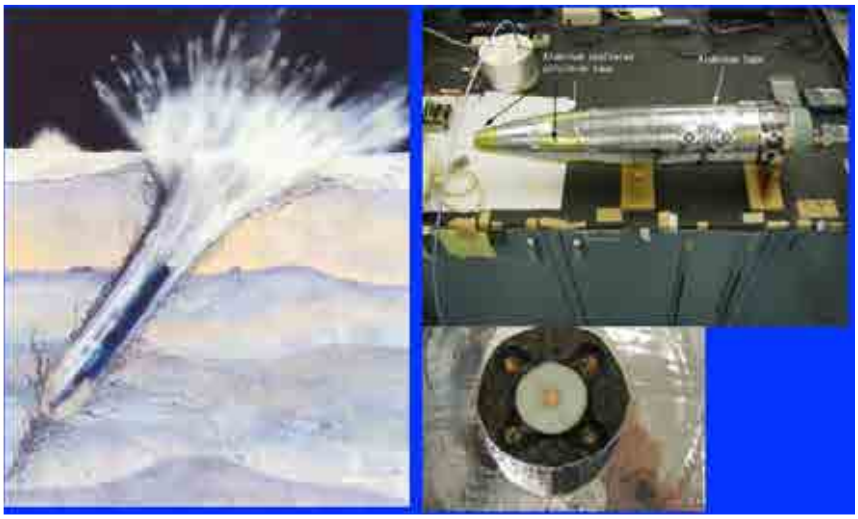


図 11.11-5 宇宙科学研究所で開発を行った月探査用ペネトレータ構想図
(左)FM 仕様機体
(右上)全長約 800 m、最大直径約 15 cm。熱物性計測センサ
(右下)(センサ直径約 10 mm)

(2) ペネトレータによる極域探査のメリットとデメリット

ペネトレータを極域の探査に用いることにより、考えられるメリットは下記の 3 点である。

(a) 軟着陸機では設置困難(もしくは不可能)な地域、例えば、長期日陰領域のクレータ内部などに、設置を試みることが容易である。観測目的によって、重量を軽減させることも可能である。軟着陸機からローバなどによって目的地に到達する手段も考えられるが、長期日陰領域の中心付近など到達困難(もしくは不可能)な地域に直接投下することで設置することができる(LUNAR-A プロジェクトで設計した投下位置精度は 10 km 程度)
(b) ペネトレータは、月レゴリスに数十 cm～数 m 貫入するために、最表層野状態ではなく、表層地下の情報を得ることが可能である。これはリモートセンシング探査では得ることが困難もしくは不可能な情報である。
(c) 上述したように、1 機の重量が軟着陸機と比較して比較的軽量(数十 kg 程度)であるため、複数機の観測プローブを複数のターゲット地点に設置するこが可能である。

一方、下記の 2 点が主要なデメリットである

(d) ローバのように観測点付近を面的に動けず、物質分布の「2 次元的」な調査はできない。複数機を搭載することである程度このデメリットは緩和できるが、面的な調査はできない。

(e) 高速で地面に衝突貫入するために搭載機器、構造体は高い衝撃耐性を必要とする。このために、搭載できる観測機器は制約をうける。

(3) 極域でのペネトレータ搭載機器候補

LUNAR-A におけるペネトレータでは地震(月震)、地球物理学的な観測で月内部構造を明らかにすることを目的として下記のセンサ開発が進められた:

a) 地震センサ
b) 熱流量センサ
c) 加速度センサ

これらの中で、b)熱流量センサは表層の温度情報を得ることができ、極域へ設置した場合にも適用可能である。また、c)加速度センサについても表層の地盤情報(地盤の硬さ)を得ることが可能である。しかしながら、月極域探査においては極域における水などの揮発性物質が何でどの程度の存在量があるかがとくに注視されており、揮発成分などを定量分析できる搭載機器は我々において開発実績を有していない。しかし、打ち上げ実績のある米国の DS-2 ミッション、ロシアの MARS96 ミッションでは、元素分析、水の定量分析などを目的とした分析機器を搭載した実績がある。国際共同ミッションとして月の極域探査を実施する体制を前提とするならは、搭載機器の技術情報交換、開発された観測機器の搭載検討などは大きな障害はないだろう。

次表にそれぞれの観測機器を整理して示す。

表 11.11-2 打ち上げ実績を有するか FM レベルまで開発が完了した観測センサ

観測種別	観測センサ	補足
地球物理観測機器	地震計(L, M)、加速度計(L, M, D) 熱流量、熱伝導率、温度(L, M, D) 磁力計(M)	
物質分析機器	α線スペクトルメータ(M) γ線スペクトルメータ(M) X 線スペクトルメータ(M) 中性子スペクトルメータ(M)	中性子で水素検出が可能
揮発物質分析機器	水検知(レーザ加熱式)センサ(D)	
その他	カメラ(M)	

L:LUNAR-A、M:Mars96、D:DS-2

B. 縦穴探査

日本の月周回衛星「かぐや」に搭載された電波レーダ（月レーダサウンダ）で取得したデータを解析し、月の火山地域の地下数 10m～数 100m の深さに、複数の空洞の存在を確認している。地下空洞の一つは「かぐや」が発見した縦孔を東端として、西に数 10km 伸びた巨大なものである。

月には、かつて溶岩が流れた際、地下に形成される空洞（溶岩チューブ）が存在していると考えられていた。月の地下空洞は、隕石により破壊されている月面とは異なり、かつて月に磁場があった証拠や月に取り込まれた揮発性物質（たとえば水）などが見つかる可能性があるなど、様々な科学的な課題の解決が期待できる場所として重要である。また、将来の月面基地建設地の候補としても大変重要である。地下にあることで月面の厳しい環境（微隕石の衝突や強い放射線）から機器や人を守れることや空洞内の温度が比較的安定していることなど多くの利点があるため、将来の有人活動の拠点にも適している。

惑星科学の大目標は、宇宙のハビタビリティ（生命を育んだ/育みうる惑星環境、人類の活動領域の拡大可能性）を理解することである。月の縦孔・地下空洞は生命を育んだ/育みうる惑星環境を理解するために様々な点で適していると考えられる。

縦穴へのアクセスは工学的にも挑戦的なテーマであり、以下の研究テーマがある。

・ピンポイント着陸技術
・縦方向移動技術
・縦穴底の不整地探査
・無線エネルギ伝送や通信技術など

国際宇宙探査において、月探査を行う際に小型のプローブミッションにて縦穴の中のモニタリングを行い、早期に縦穴探査を行うことは意義がある。その後、本格的な探査を行うかの判断が必要と考える。

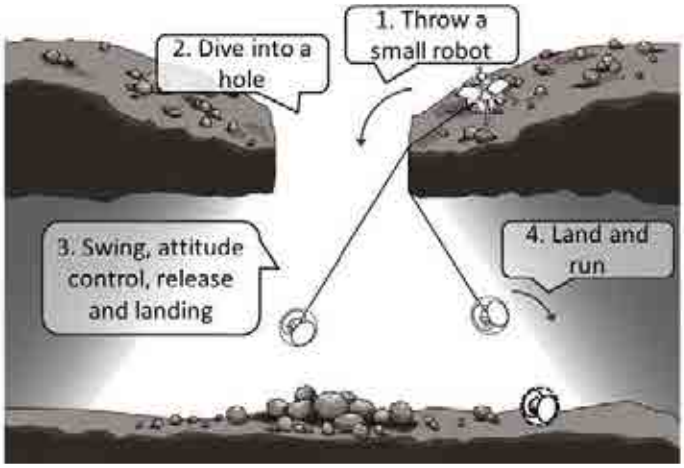


図 11.11-6 縦穴探査のイメージ図

12. 参考文献

[1] The lunar volatiles special action team, LEAG Volatiles Specific Action Team Final Report, LEAG, 2014.

[2] S.W. Bougher, et al.,“Mars Global Ionosphere-Thermosphere Model:Solar cycle, seasonal, and diurnal variations of the Mars upper atmosphere,”JournalofGeophysicalResearch: Planets, , 2014.

[3] Justh, H.L.,“Mars Global Reference Atmospheric Model 2010 Version: Users Guide (NASA/TM－2014‐217499),”Marshall Space Flight Center, Huntsville, Alabama , 2014.

[4] Science Analysis Group (SR-SAG2),“A New Analysis of Mars "Special Regions": Findings of the Second MEPAG Special Regions,”2014.

[5] Donald M. Hassler, et al.,“Mars’Surface Radiation Environment Measured with the Mars Science Laboratory’s Curiosity Rover,”SCIENCE, , 2014.

[6] COSPAR/IAU, Workshop,“COSPAR Planetary Protection Policy,”COSPAR/IAU Workshop on Planetary Protection, TEXAS, USA , 20 October 2002; As Amended to 24 March 2011.

[7] I.J. Daubar, et al.,“The current martian cratering rate,”Icarus, , 2013.

[8] William K. Hartmann,“Martian cratering 8: Isochron refinement and the chronology of Mars,”Icarus, , 2005.

[9] Teanby, N.A.,“Predicted detection rates of regional-scale meteorite impacts on Mars with the InSight short-period seismometer,”Icarus, , 2015.

[10] R. Jaumanna, et al.,“Quantifying geological processes on Mars—Results of the high resolution stereo camera (HRSC) on Mars express,”Planetary and Space Science, Berlin,Germany, 2015.

[11] Smith, David E., et al.,“The Global Topography of Mars and Implications for Surface Evolution,”Science, , 1999.

[12] O. Witasse, T. Duxbury et al.,“Mars Express investigations of Phobos and Deimos,”Planetary andSpaceScience, Noordwijk, The Netherlands, 2014.

[13] J.G. Mantovani, et al.,“Dielectric Properties of Martian Soil Simulant,”Florida Institute of Technology, Florida, USA , 2014.

[14] Carlton C. Allen, et al.,“JSC MARS-1: MARTIAN REGOLITH SIMULANT,”Lunar and Planetary Science XXVIII, .

[15] L. W. Beegle, et al.,“MOJAVE MARTIAN SIMULANT: A NEW MARTIAN SOIL SIMULANT.,”Lunar and Planetary Science XXXVIII, , 2007.

[16] C. Hirt, S.J. Claessens, et al.,“Kilometer-resolution gravity field of Mars: MGM2011,”Planetary and Space Science, Australia , 2012.

[17] R. A. Jacobson,“THE ORBITS AND MASSES OF THE MARTIAN SATELLITES AND THE LIBRATION OF PHOBOS,”The Astronomical Journal, Pasadena, CA , 2010.

[18] Christopher R. Webster, et al.,“Mars methane detection and variabilityat Gale crater,”SCIENCE, , 2015.

[19] W. C. Feldman, et al.,“Global distribution of near-surface hydrogen on Mars,”JOURNAL OF GEOPHYSICAL RESEARCH, , 2004.

[20] D. W. Ming, et al.,“Volatile and Organic Compositions of Sedimentary Rocks in Yellowknife Bay, Gale Crater, Mars,”SCIENCE, , 2014.

[21] “International Docking System Standard (IDSS) Interface Definition Document (IDD) Revision D,”, 2015.

[22] David P. Mulholland, et al., “An assessment of the impact of local processes on dust lifting in martian climate models,” Icarus, 2015.

[23] G. Reitz, T. Berger, P. Bilski, R. Facius, M. Hajek, V. Petrov, M. Puchalska, D. Zhou, J. Bossler, Y.Akatov, V.Shurshakov, P. Olko, M. Ptaszkiewicz, R. Bergmann, M. Fugger, N. Vana, R. Beaujean, S. Burmeister, D. Bartlett, L. Hager, J. Pálfalvi, J. Szabó,, “D.O’Sullivan, H. Kitamura, Y.Uchihori, N. Yasuda, A. Nagamatsu, H. Tawara, E. R. Benton, R. Gaza, S. McKeever, G. Sawakuchi, E. Yukihara, F. Cucinotta, E. Semones, N. Zapp, J. Miller, J. Dettmann,” Radiat. Res., 171, 225-235 , “Astronaut's organ dose as inferred from measurements using a human phantom outside the ISS”, 2009.

[24] Vladimir A. Krasnopolsky, et al., “Detection of methane in the martian atmosphere: evidence for life?,” ICARUS, 2004.

[25] B. M. Jakosky, et al. and the MAVEN Science Team, “EARLY MAVEN RESULTS ON THE MARS UPPER ATMOSPHERE AND ATMOSPHERIC LOSS TO SPACE.,” 46th Lunar and Planetary Science Conference, , 2015.

[26] Susan McKenna-Lawlora and the SG 3.19/1.10 team, “Feasibility study of astronaut standardized career dose limits in LEO and the outlook for BLEO,” Future of Space Exploration: Towards the Stars., Acta Astronautica Volume 104, Issue 2, November–December 2014, Pages 565–573., , 2014.

[27] Stefan Löhle, Peter Jenniskens, “High-Resolution Spectroscopy of the Hayabusa Reentry Using a Fabry–Perot Interferometer,” JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS, , 2014.

[28] Kevin Zahnle, et al., “Is there methane on Mars?,” Icarus, 2010.

[29] H. Tawara, T. Doke , T. Hayashia, J. Kikuchi , A. Kyan, S. Nagaoka, T. Nakano, S. Takahashi, K. Terasawa, and E. Yoshihira, “LET distributions from CR-39 plates on Space Shuttle missions STS-84 and STS91 and a comparison of the results of the CR-39 plates with those of RRMD-II and RRMDIII telescopes,” Radiation Measurements, 35, 119-126, , 2002.

[30] S. Ruhunusiri, et al., “MAVEN CHARACTERIZATION OF LOW-FREQUENCY PLASMA WAVES IN THE MARTIAN MAGNETOSPHERE,” 46th Lunar and Planetary Science Conference, , 2015.

[31] C.Zeitlin, et al., “Measurements of Energetic Particle Radiation in Transit to Mars on the Mars Science Laboratory, 340 (6136),1080-1084, 2013,” Science, .

[32] NASA, “NASA Technology Roadmaps TA4: Robotics and Autonomous Systems,”, 2015.

[33] T. Sato, K. Niita, N. Matsuda, S. Hashimoto, Y. Iwamoto, S. Noda, T. Ogawa, H. Iwase, H. Nakashima, T. Fukahori, K. Okumura, T. Kai, S. Chiba, T. Furuta and L. Sihver, “Particle and Heavy Ion Transport Code System PHITS, Version 2.52, J. Nucl. Sci. Technol. 50:9, 913-923 (2013),”.

[34] Pascal Lee, et al., “PHOBOS AND DEIMOS: PLANETARY PROTECTION KNOWLEDGE GAPS FOR HUMAN MISSIONS.,” Planetary Protection Knowledge Gaps for Human Extraterrestrial Missions, 2015.

[35] K. Willner, et al., “Phobos control point network, rotation, and shape,” Earth and Planetary Science Letters, Berlin, Germany , 2010.

[36] Zachary R. Putnam, Robert D. Braun, “PRECISION LANDING AT MARS USING DISCRETE-EVENT DRAG MODULATION,” JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS, , 2014.

[37] Stewart, A. I. F., “Revised Time Dependent Model of the Martian Atmosphere for Use in Orbit Lifetime and Sustenance Studies,” Univ. of Colorado, , 1987.

[38] S.K.Aghara, S.I.Sriprisan, R.C.Singleterry, T.Sato, “Shielding evaluation for solar particle events using

MCNPX,” PHITS and OLTARIS codes, Life SciencesinSpaceResearch4, 79‐91. , 2015.

[39] Francis A. Cucinotta, Space Radiation Cancer Risk Projections and Uncertainties ‐ 2012, : NASA/TP-2013-217375, 2012.

[40] Michael J. Mumma, et al.,“Strong Release of Methane on Mars in Northern Summer 2003,” Science, , 2009.

[41] G. M. Keating, et al.,“The Structure of the Upper Atmosphere of Mars: In Situ Accelerometer Measurements from Mars Global Surveyor,”, 2015.

[42] 三菱電機株式会社,“深宇宙有人ステーションへのランデブ運用シナリオ検討(そのイ)成果報告書,”, 2015.

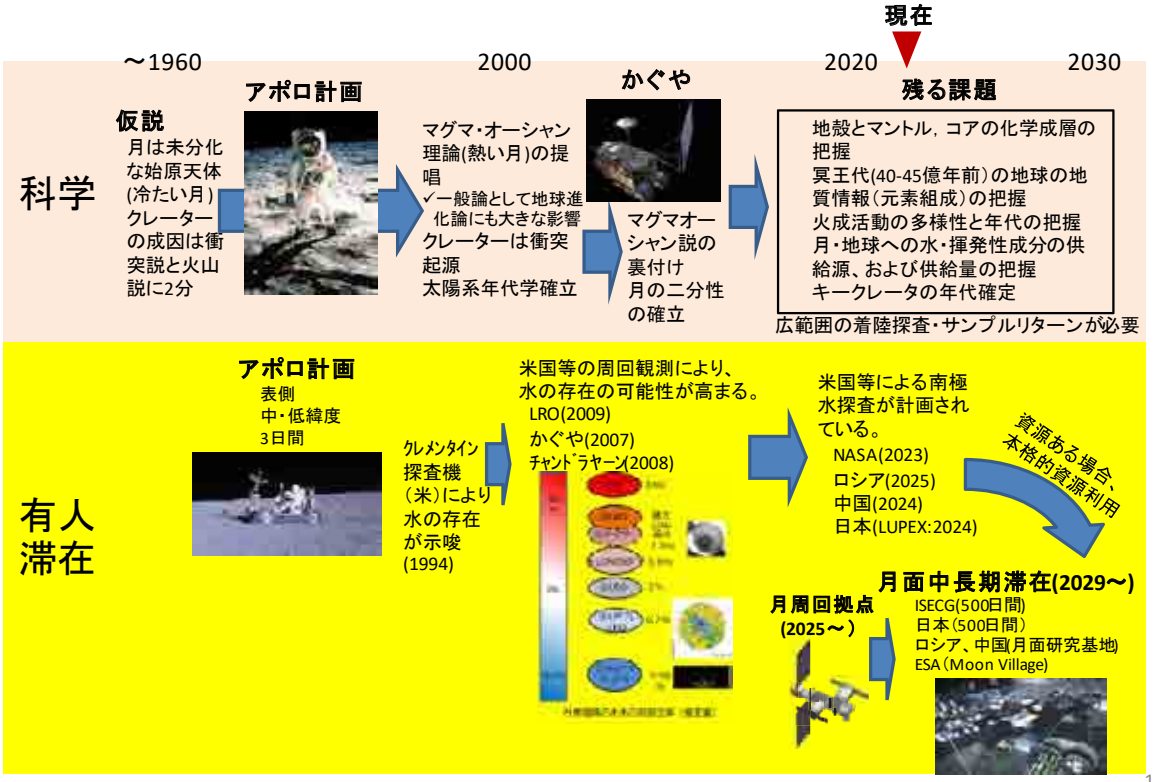
[43] Nagamatsu A, Casolino M, Larsson O, Ito T, Yasuda N, Kitajo K, Shimada K, Takeda, Tsuda S and Sato T,“Space radiation dosimetry to evaluate the effect of polyethylene shielding in the Russian segment of the International Space Station,” Physics Procedia 80, 25‐35., 2015.

[44]“ASTROBIOLOGY Vol.12, 5.,” 2012.

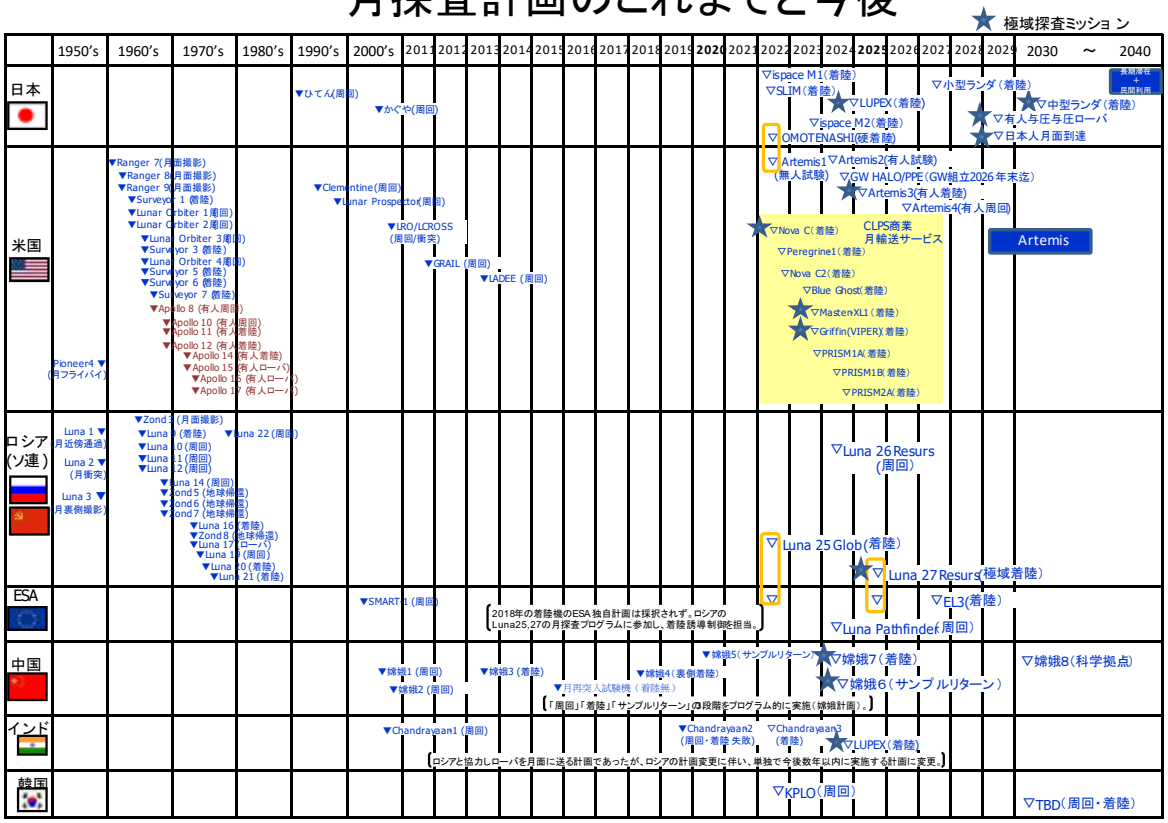
付録-1

月探査の歴史と各国計画

月探査の基本的な流れ



月探査計画のこれまでと今後



付録-2

国際宇宙探査協同グループ(ISECG)の状況

国際宇宙探査協働グループ(ISECG)の概要

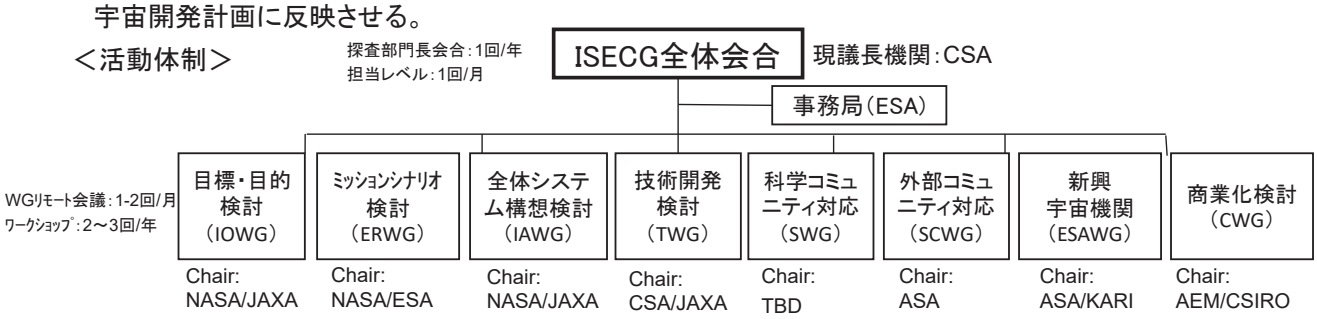
(ISECG : International Space Exploration Coordination Group)

- 国際協働による宇宙探査に向けて、宇宙機関間でのシナリオ検討、技術検討を行うための組織。
- グループへの参加機関が、互いの関心・情報・計画について交換・議論し、自発的な共同作業を実施。検討内容は法的に拘束されない。グループが提示するものは、推奨事項・見解の位置付け。
- 2007年に結成され、活動を継続中。27の機関（次頁）が参加。
- 2010年6月から議長制を導入。（初代議長はNASA。以降JAXA、CSA、ESAが交代で行い、2021年12月現在の議長機関はCSA。）
- 2010年から宇宙探査ロードマップ(GER)作りを開始し、2018年1月にGER第3版を公開。2020年8月には有人月面探査のシナリオにフォーカスしたGER Supplementを公開。

＜GERの概要＞

- 国際協力による有人宇宙探査プログラムを立ち上げるための調整用ツールという位置づけ。（国際約束ではない。）
- 機関レベルで調整された有人探査の共通ゴールと有人火星探査に至るロードマップ、および各機関の宇宙探査にかかる計画などをまとめたもの。
- 各機関は、このGERを活用して産官学の宇宙関係者等、ステークホルダとの協議を行い、適宜、政策や宇宙開発計画に反映させる。

＜活動体制＞



ISECG参加機関

世界の27の機関（26の国と地域）が参加(2021年12月現在)



GER Supplement (1/10)

経緯

- 2018年IACの非公式宇宙機関長会合（HOA)において、有人月面探査のアーキテクチャにかかる検討をISECGで行うことを決定。
- 2019年3月に本件に係る部門長会合（Senior Agency Management: SAM)会合を開催し（@ESTEC)、検討を開始した。
- 2019年10月には、東京で再度SAM会合を実施した。

  JAXAから、検討結果を「国際月面探査計画文書」（⇒GER追補版)としてまとめ、次回米国大統領選挙前(今夏)に公表することを提案し、参加機関の合意を得た。
- 2020年3月には、電話会議で再度SAM会合を実施してGER追補版のドラフトを合意し、最終調整に入った。
- 2020年8月に、全ISECG参加機関(24機関)の合意を得て、公表した。
- なお、この文書作成や技術検討においては、JAXAから社内検討結果(日本の国際宇宙探査シナリオ(案)）をベースに、具体的目標やアーキテクチャ案などを提示し、議論／調整に貢献。

GER Supplement (2/10)

ポイント(1)

- GER3をベースに、有人月面探査にフォーカスし詳細化
- 具体的な目標を設定して、その目標を達成するアーキテクチャ、シナリオを導出するトップダウン的な整理
- 目標、アーキテクチャ、シナリオの検討の基準としてISECGの5つの目的と6つの戦略をベース

  (1)5つの目的
  - 太陽系への人類の生存圏拡大
  - 宇宙における人類の存在意義の理解
  - 一般市民の魅了
  - 経済活動の発展
  - 国際協力の促進

  (2)6つの戦略
  - 現実的予算
  - 国際協力
  - 人間とロボティックスの協働
  - 社会還元
  - 段階的アプローチと技術標準
  - 堅牢性

GER Supplement (3/10)

ポイント(2)

- フェーズを下記の3つに分け、それぞれのフェーズで達成すべきアーキテクチャを設定するとともに、目標の達成ステップも設定。
  - ・フェーズ１：人類の月面再着陸（~2024年）
  - ・フェーズ２：探査領域拡大とインフラ構築(2025~2040年頃まで)
  - ・フェーズ３：持続的な月面活動(2040年頃~)
- 宇宙機関はフェーズ２までは主体的に月面探査と技術実証を行うが、フェーズ３では徐々に民間企業による主体的な活動に移行し、宇宙機関は有人火星探査に向かうことを想定している。

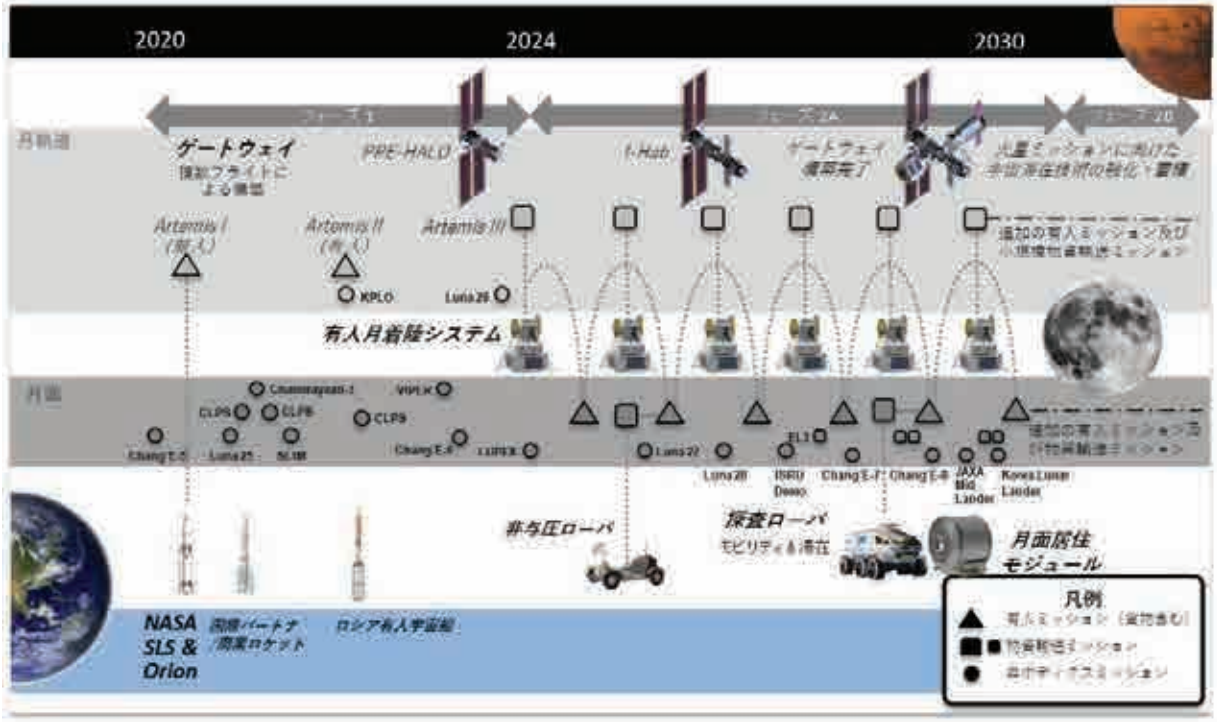
GER Supplement (4/10)

月面探査の目標

	目標	達成目標
1	月表面への有人離着陸技術の実証	クルー4名
2	月面への大型物資輸送能力の実証	大型は9t以上, 小型は1t以上
3	月面における船外活動能力の実証	メンテナンス作業を最小化した再使用型の船外活動システム
4	月面における長距離移動技術の実証	積算10,000km
5	月面における長期滞在技術及び運用手順の実証	積算500日
6	宇宙飛行士の健康管理技術及び作業能力維持の実証	今後の総合的な評価により決定
7	月面とゲートウェイ間の宇宙飛行士輸送や月面活動に必要な資源生産や利用能力の実証	毎年50tの燃料生産
8	国際協力による人とロボット協働のサイエンスの実施	今後の包括的な評価により決定
9	電力及び通信システム等のインフラ構築	電力300kW＆通信1Gbps
10	一般市民や青少年からの参加・支持	世論調査などによる支持率（賛成意見30%以上など）
11	宇宙産業の経済的発展及び商業利用拡大	商業パートナーやステークホルダー数の継続的増加。
12	国際パートナーとの協働促進を通じた月面探査シナリオへの貢献	100ヶ国以上による月面探査シナリオ参加

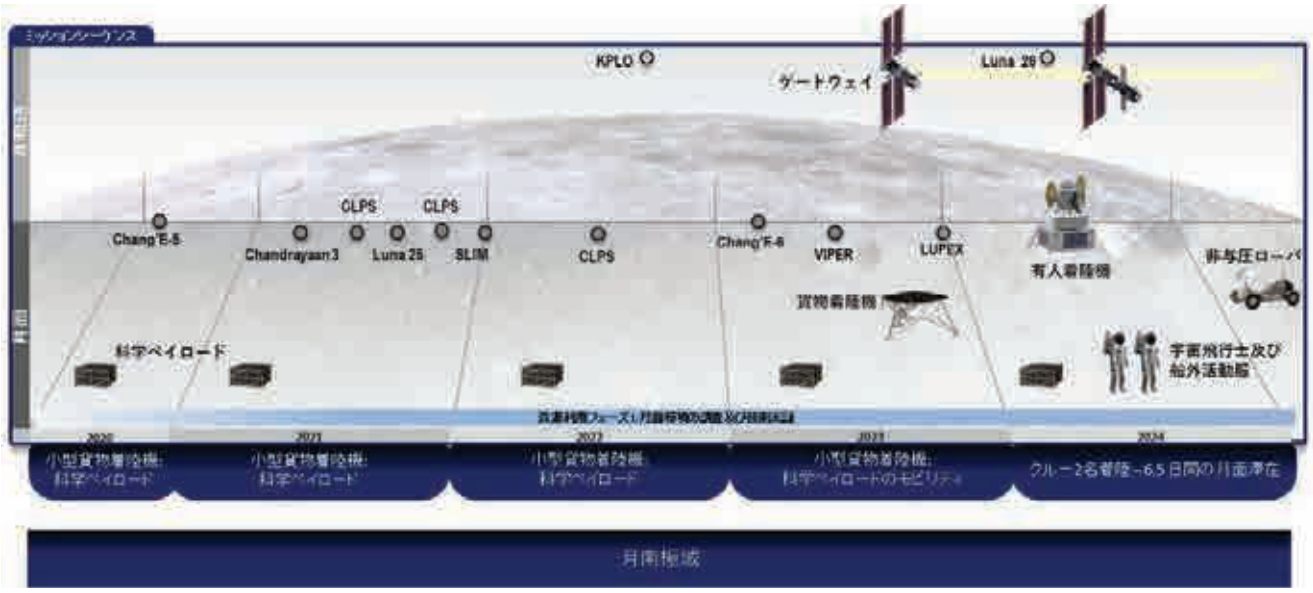
GER Supplement (5/10)

有人月面探査シナリオ



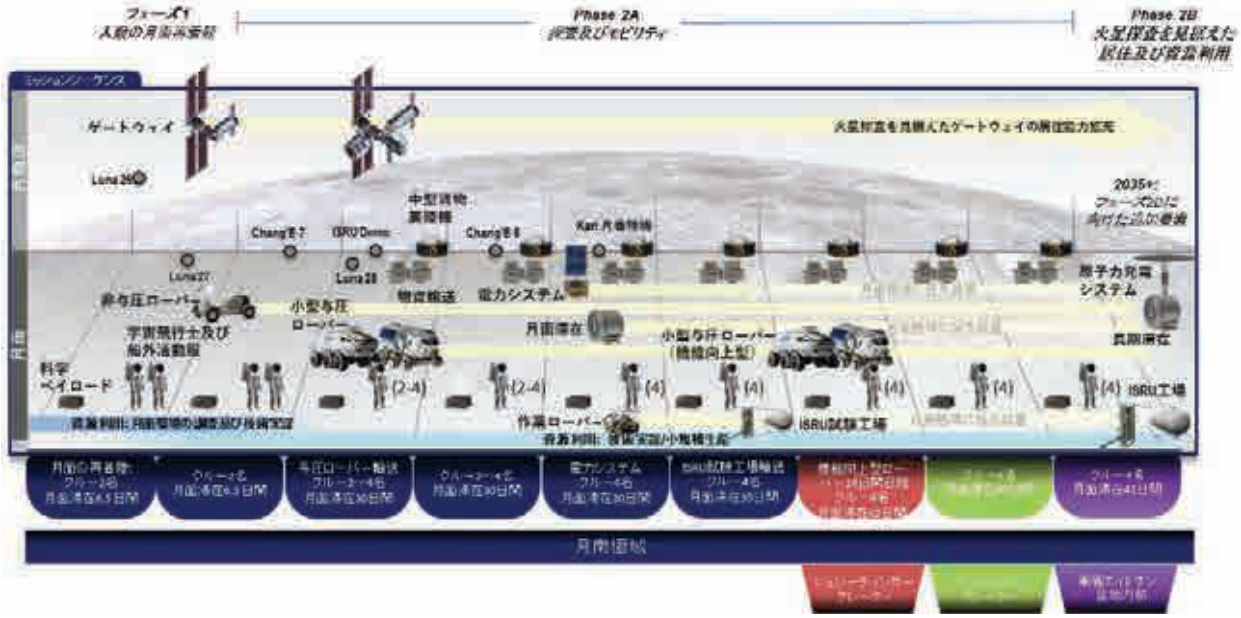
GER Supplement (6/10)

フェーズ１のシナリオ



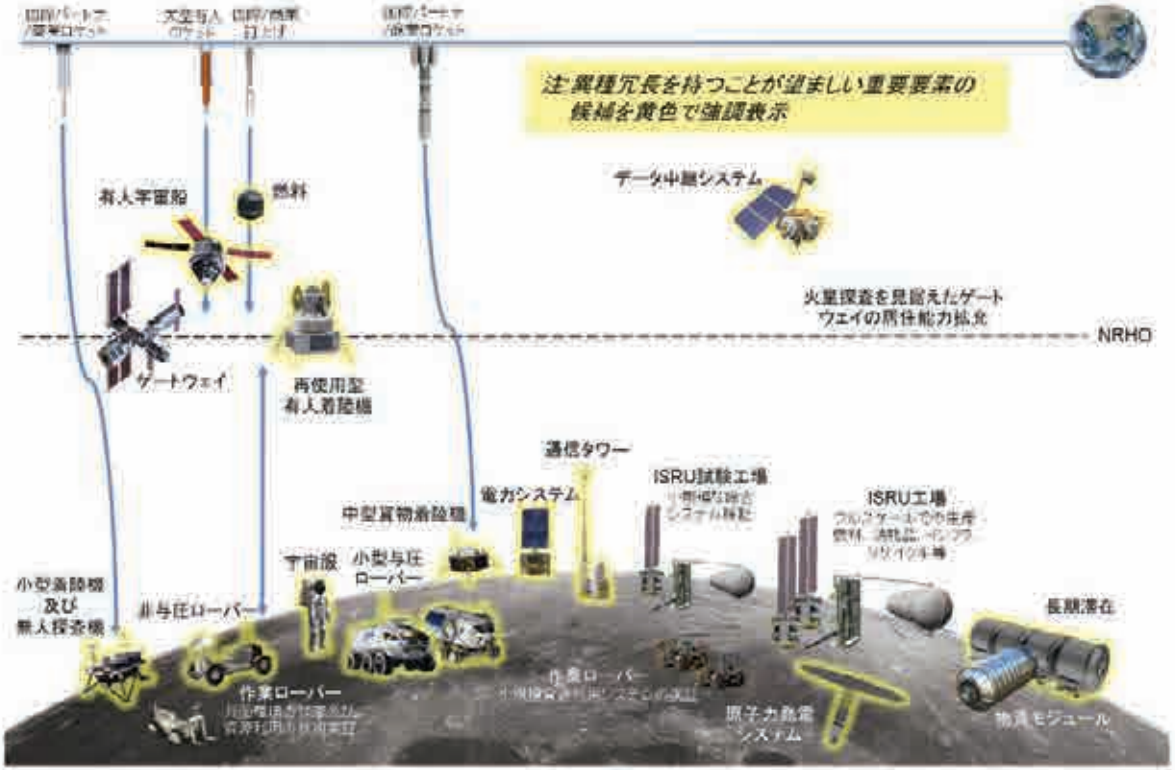
GER Supplement (7/10)

フェーズ2のシナリオ



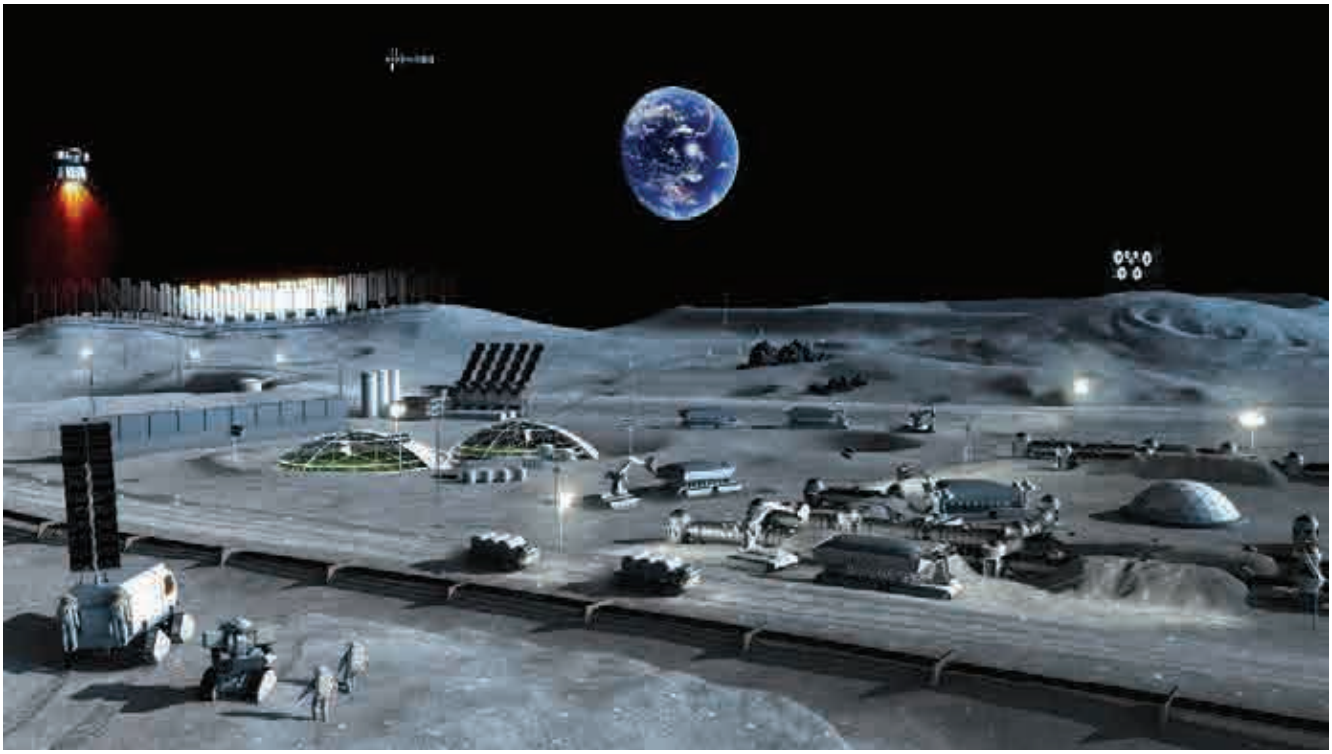
GER Supplement (8/10)

フェーズ2の最終形態



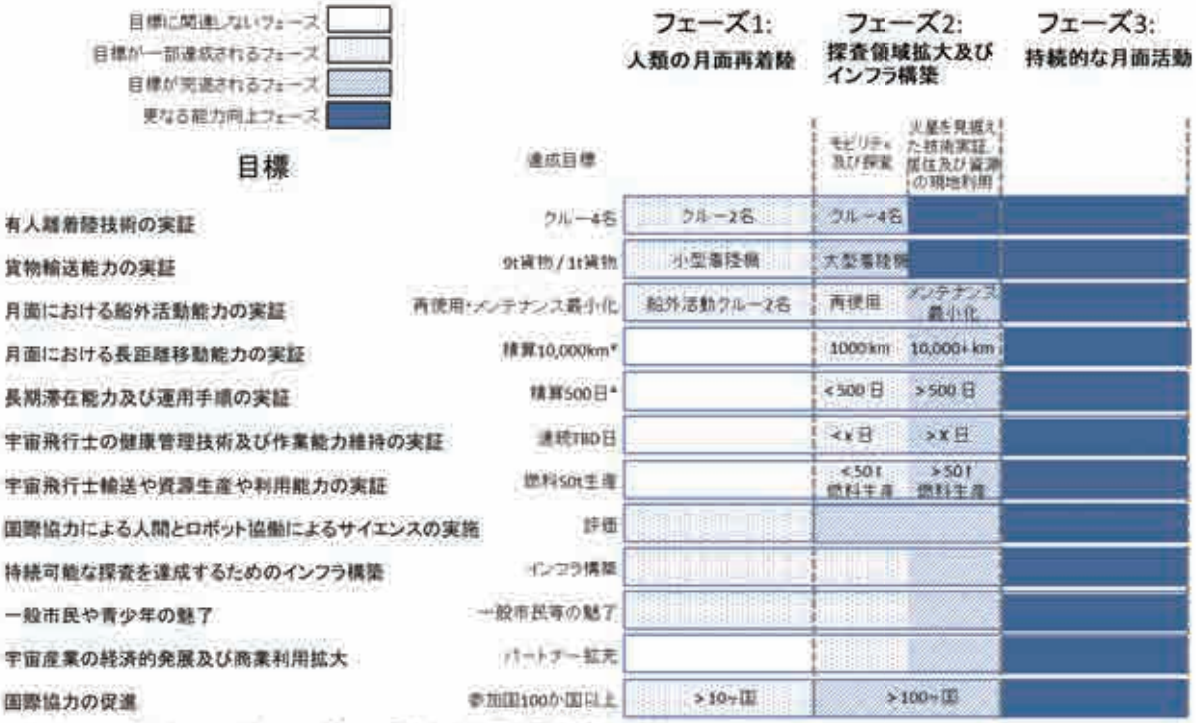
GER Supplement (9/10)

フェーズ3での月面活動イメージ



GER Supplement (10/10)

目標の達成シナリオ



注: 各フェーズにおいて、前フェーズまでに得られた知見を最大限活用する。
** 複数ミッションの積算*

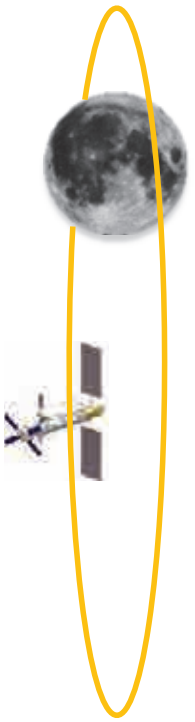
付録-3

Gateway 計画の状況

1. Gatewayの目的



■ 2024年以降、米国を主体に月軌道に構築する有人拠点（月周回有人拠点：Gateway）

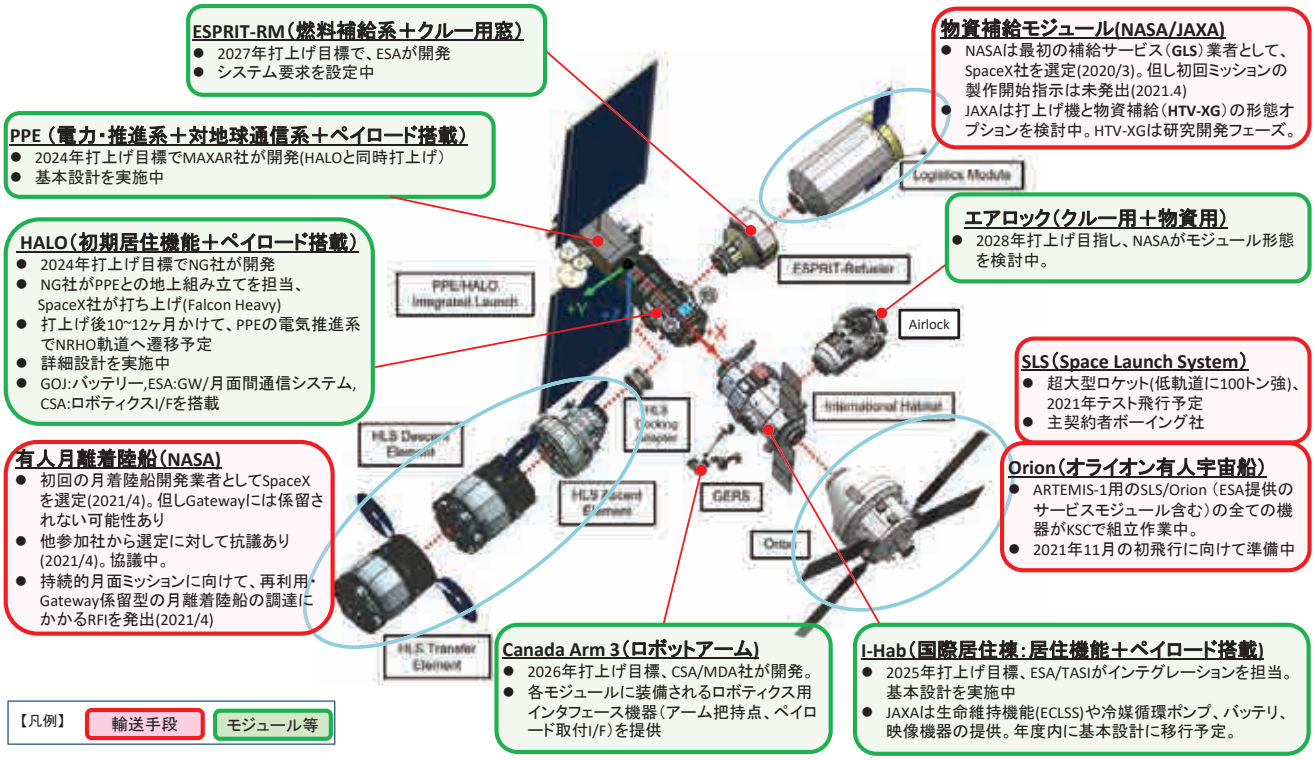


① 月面・月近傍探査ミッションの支援
- 地球-月通信の中継点、月面探査機の遠隔操作の通信拠点
- 月離着陸機の発着拠点、月面サンプルの地球帰還機への引渡し係留拠点
- 有人月面探査実施の場合の、月面からの緊急退避場所

② 深宇宙環境を利用した科学実験
- 外部に据え付けた機器による月、地球、太陽系の科学観測
- 有人支援による、より詳細な探査活動
- 月面や太陽系からの探査試料の一次選別
- ミッションを行う小型衛星、キューブサットの放出と通信の中継
- 深宇宙環境での有人生理学実験

③ 火星探査へ向けた準備（技術実証、デモンストレーション）
- 火星への輸送機の組立と点検
- 深宇宙輸送と居住能力（放射線防護対策を含む）の技術実証
- 自律的なクルー運用手順やわずかな補給環境での運用実証
- 遠隔操作技術の確立
- 宇宙機の維持と燃料補給技術の実証

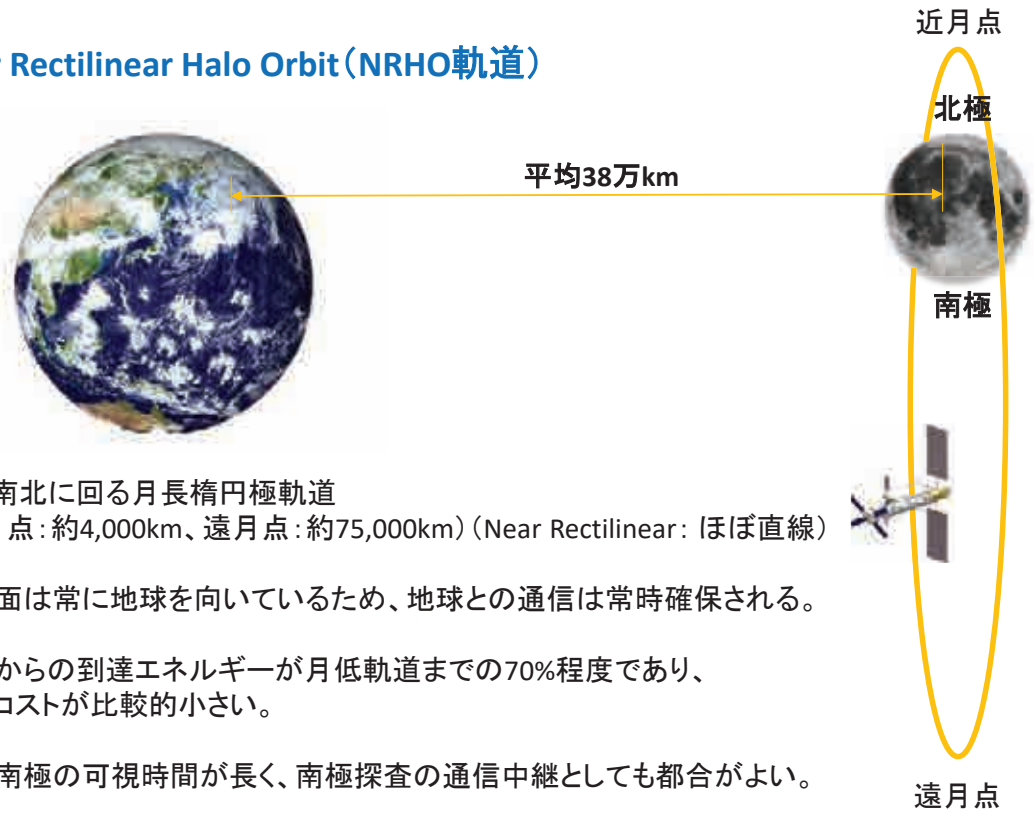
2. Gatewayの概要～コンフィギュレーション～



- 宇宙飛行士は4名滞在可能
- Initial Capability Phaseでは10日間程度、Sustaining Capability Phaseでは30日間程度、将来的には200日程度の長期滞在ができる有人拠点となる予定

3. Gatewayの概要～軌道～

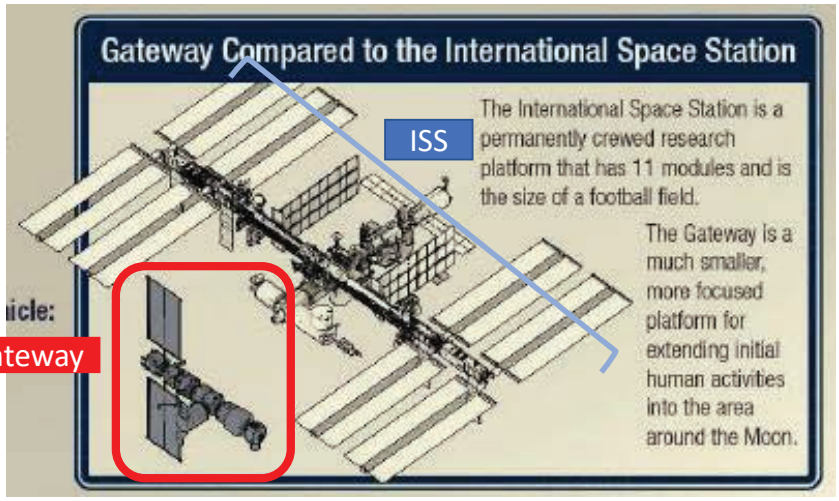
Near Rectilinear Halo Orbit（NRHO軌道）



- 月を南北に回る月長楕円極軌道
  （近月点：約4,000km、遠月点：約75,000km）（Near Rectilinear：ほぼ直線）
- 軌道面は常に地球を向いているため、地球との通信は常時確保される。
- 地球からの到達エネルギーが月低軌道までの70%程度であり、
  輸送コストが比較的小さい。
- 月の南極の可視時間が長く、南極探査の通信中継としても都合がよい。

4. Gatewayの概要～ISSとの比較～

	国際宇宙ステーション（ISS）	Gateway
大きさ	約108.5m×72.8m（サッカー場）	下図参照
質量	約420トン	約70トン
組立フライト回数	43回	7回
宇宙飛行士滞在日数（年間）	365日（常時）	10～30日
滞在宇宙飛行士人数	6人	4人
食料、消耗品（年間）	2,190人日分	40～120人日分

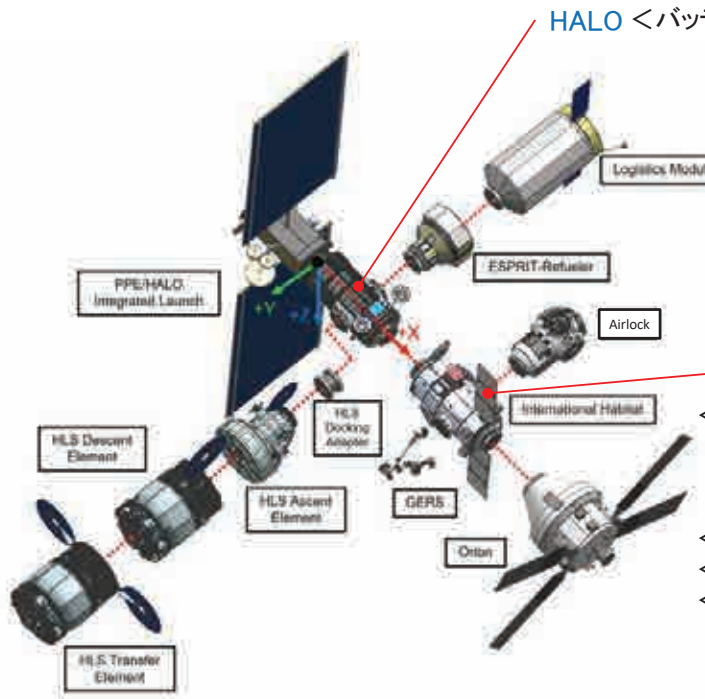


4. Gatewayの概要～ISSとの比較（続き）～

	ISS （地球低軌道）	Gateway （月長楕円極軌道（NRHO））
①利用目的	● μG環境を使った利用 （宇宙医学、タンパク質結晶等） ● 地球周回軌道を使った利用 （地球観測） **成果の地上への還元**	● NRHO軌道の特性を使った利用 （月面観測、月面通信の中継点等） ● 月・月近傍探査の中継点としての利用 （補給、サンプル回収等） ● 地球圏外軌道を使った利用 （地球周辺観測、放射線環境評価等） **宇宙探査への拠点**
支える特性の違い	● 輸送コスト：相対的に低 ● 通信量：相対的に大 ● 放射線：相対的に低 ● 軌道滞在：宇宙飛行士の常時滞在	● 輸送コスト：相対的に高 ● 通信量：相対的に小 ● 放射線：相対的に高 ● 軌道滞在：無人運転期間が長い
	● 月以遠への必要増速量：相対的に大	● 月以遠への必要増速量：相対的に小
②国際協力	5極による国際協力 →	パートナーシップの更なる拡大の可能性
③技術開発	• 大型有人宇宙施設の開発・運用に必要な技術の獲得 • 探査技術の事前実証 →	• 宇宙施設技術の高度化、自動化（低リソース化、通信遅延対応等） • 探査技術の実証・発展

5. 検討状況
～日本による機能分担の候補（技術検討中）～

■ 以下の機能を、日本が提供することについて、技術検討中

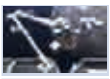
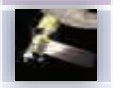
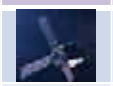
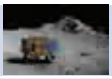


共通機器
- 熱制御用ポンプ

I-HAB
＜環境制御・生命維持システム＞
- 温湿度制御（空気循環、デシカント空調機）
- 全圧分圧制御（高圧タンク、レギュレータ、センサ）
- ECLSS（CO2除去、有毒ガス除去）

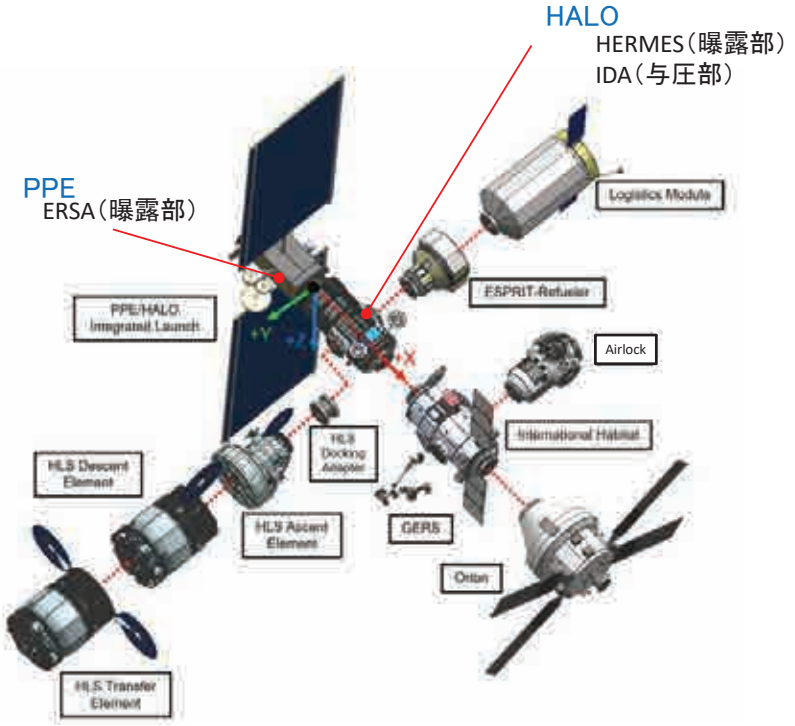
＜熱制御システム＞
＜バッテリ＞
＜ビデオカメラ・伝送システム＞

6. 検討状況～スケジュール～

	(1) PPE	(2) HALO	(3) I-HAB	(4) ESPRIT-RM	(5) Canada Arm3	(6) Airlock	(7) HTV-XG	(8) HLS	(9) SLS/Orion	(10) GLS	(参考) CLPS
外観											
機能	電力・推進系、対地球通信系、ペイロード搭載	初期居住機能及びペイロード搭載	国際居住棟（居住機能、ペイロード搭載）	燃料補給系及びクルー用窓	Gatewayメンテナンス、EVA支援/モジュール配置換等に使用。リモート操作	クルー用及び物資用エアロック	HTV-Xを発展させたGatewayへの補給機	有人月離着陸船（月周回拠点～月面間）	・超大型ロケット(低軌道に100トン強)、 ・宇宙船：最大4名	5トンの与圧/曝露貨物を搭載可能、6~12ヵ月間Gatewayに係留	NASAが米国企業から調達する、月面への小型ペイロード輸送サービス。
打上げロケット	Falcon Heavy	Falcon Heavy	SLS	SLS	SLS	-	TBD	-	SLS	Falcon Heavy	①Vulcan ②③Falcon9
打上げ時期（目標）	2024	2024	2025	2027	2026	2028	TBD	2024	①2021/11月 ②2023 ③2024	TBD	①②2022 ③2023
日本の貢献	-	PPE/HALOは一体で打上げ	生命維持機能(ECLSS)、冷媒循環ﾎﾟﾝﾌﾟ、ﾊﾞｯﾃﾘ・映像機器	-	-	-	HTV-XG開発・提供による物資補給	-	-	-	-
開発ステータス	・Maxar社が開発 ・基本設計実施中	・Northrop Grumman社が開発（PPEとの地上組立も担当） ・詳細設計実施中 ・GOJ:バッテリー,ESA:GW/月面間通信システム,CSA:ロボティクスI/Fを搭載	・PDR実施中 ・ESA/TASI社がインテグレーション担当し、基本設計を実施中	・ESAが開発、システム要求を設定中。	・カナダCSA及びMDA社が開発。 ・各モジュールに装備されるロボティクス用インタフェース機器（アーム把持点、ペイロード取付I/F）を提供	2028年打上げ目指し、NASAがモジュール形態を検討中。	・HTV-Xは開発フェーズ、Gateway補給に向けたHTV-XGは研究開発フェーズ（JAXA）	・米3社により概念設計中。 ・初回月面着陸(2024年目標)にSpaceX社が選定されたが他参加社から抗議あり(2021/4)協議中。 ・持続的月面ミッションに向け再利用・Gateway係留型月離着陸船調達のRFI発出(2021/4)	・ARTEMIS-1用のSLS/Orion（ESA提供サービスモジュール(SM)含む）の全機器がKSCで組立作業中 ・2021年無人テスト飛行予定） ・主契約者:SLSはボーイング社（SMは、エアバスD&S）	・SpaceX社を初期の輸送サービスプロバイダとして選定(最低2回の補給)。 ・将来的には新たな企業の参入もあり得る。	・NASAが輸送ｻｰﾋﾞｽﾌﾟﾛﾊﾞｲﾀﾞ候補として複数社選定。 ・2022年初回輸送はAstrobotic社・Intuitive Machines社が予定。 ①Peregrine(Astrobotic社) ②Nova-C（Intuitive Machines社） ③XL-1(Masten社)

7. 検討状況 ～利用～

- 各極が参加するGateway Utilization Coordination Panelを設置し、Gateway利用について調整中
- 打ち上げ確定ペイロードは、ERSA、HERMES、IDA。



8. 検討状況～利用に関するCapability～

① 1回のクルーミッションで打上げ可能な利用機器: 1,000 kg以上
② 船内のpowered payload利用空間: 1 m^3以上
③ 船内の利用用保管スペース: 1.25 m^3以上
④ 利用機器への総電力: 4 kW以上
⑤ 利用用のデータ保管: TBD
⑥ 利用用船内通信: Time-Triggered or Rate-Constrained or Best-Effort
⑦ 利用用のデータダウンリンク: 5.15 Tbits/day以上
⑧ 船外にロボットアームが装備され、このロボットアームを用いて、実験機器をGateway船外へ設置すること、またサイエンスエアロック経由で実験機器を船内へ回収することが可能。
⑨ サイエンスエアロックのサイズ: TBD
⑩ 外部ペイロードインタフェース: 7つ以上
⑪ 内部ペイロードバンク (0.5 m x 0.5 m x 0.25 m): 16以上
⑫ 実験／利用のためにGatewayがポインティングを行うことは想定していない。

付録-4

略語

A/B	Aero Brake
A/C	Aero Capture
AEDL	Aero capture and brake, Entry, Descent and Landing
BOG	Boil Off Gas
BOR	Boil Off Rate
CH4	Methane
CLPS	Commercial Lunar Payload Service
COSPAR	Committee on Space Research
CTX	Context Camera
DAV	Descent Ascent Vehicle
DSM	Deep Space Maneuver
EDL	Entry, Descent, Landing
EDV-LGA	Electric Delta-V Lunar Gravity Assist
EML	Earth-Moon Lagrange
EMO	Elongated Mars Orbit
EOI	Earth Orbit Insertion
EOR	Electric Orbit Raising
GTO	Geostationary Transfer Orbit
Gateway	月周回有人拠点
ha	height of apogee
HERACLES	Human Enhanced Robotic Architecture and Capability for Lunar Exploration and Science
HLEPP	Human Lunar Exploration Precursor Program
HiRISE	High Resolution Imaging Science Experiment
HTS	Hole Thruster
hp	height of perigee
IECST	ISS Exploration Capability Study Team
IES	Ion Engine
IMLEO	Initial Mass of Low Earth Orbit
InSight	Seismic Investigations Geodesy and Heat Transport
ISECG	International Space Exploration Coordination Group
ISRU	In-Situ Resource Utilization
LCH4	Liquid Methane
LDE	Lunar Decent Element
LET	Linier Energy Transfer
LEO	Low Earth Orbit
LH2	Liquid Hydrogen
LLO	Low Lunar Orbit
LMO	Low Mars Orbit
LOI	Lunar Orbit Insertion
LOX	Liquid Oxygen
LPW	Langmuir Probe and Waves
Mars-GRAM	Mars Global Reference Atmosphere Model
MAV	Mars Ascent Vehicle
MAVEN	Mars Atmosphere and Volatile EvolutioN
MDV	Mars Descent Vehicle
M-GITM	Mars Global Ionosphere-Thermosphere Model
MGS	Mars Global Surveyor
MLI	Multi-Layer Insulator
MMX	Mars Moon eXploration
MOI	Mars Orbit Insertion
MOLA	Mars Orbiter Laser Altimeter
MOXIE	Mars Oxygen ISRU Experiment
MRO	Mars Reconnaissance Orbiter
Next STEP	Next Space Technology Exploration Program
NRHO	Near Rectilinear Halo Orbit
ODY	Mars Odyssey

PM	Pressurized Module
PSB	Powered Swing By
PTCS	Passive Thermal Control System
SELENE-R	SeLenological ENgineering Explorer - Resource prospect
RFP	Request for Proposals
SHAB	Surface Habitat Module
SLIM	Smart Lander for Investigating Moon
SM	Service Module
SR	Sample Return
SSTO	Single Stage To Orbit
SSTO	Super Synchronized Transfer Orbit
TEI	Transfer Earth Injection
THAB	Transfer Habitat Module
TLI	Transfer Lunar Injection
TMI	Transfer Mars Injection
TMO	Transfer Mars Orbit
TLO	Transfer Lunar Orbit
TPS	Thermal Protection System
TSTO	Twice Stage To Orbit
V∞	Velocity at Infinity
Vhp	Velocity at height of perigee
WSB	Weak Stability Boundary

付録-5

執筆者一覧



【全体とりまとめ 担当】
国際宇宙探査シナリオ検討チーム長
国際宇宙探査センター
宇宙探査システム技術ユニット ユニット長
佐藤 直樹（さとう なおき）



【宇宙科学全般 担当】
宇宙科学研究所
副所長
藤本 正樹（ふじもと まさき）



【国際宇宙探査専門委員会 担当】
宇宙科学研究所 学際科学研究系
教授
稲富 裕光（いなとみ ゆうこう）



【宇宙探査イノベーションハブ 担当】
宇宙探査イノベーションハブ
ハブ長
船木 一幸（ふなき いっこう）



【宇宙探査イノベーションハブ 担当】
宇宙探査イノベーションハブ
副ハブ長
坂下 哲也（さかした てつや）



【国際宇宙探査技術全般 担当】
国際宇宙探査センター
センター長
筒井 史哉（つつい ふみや）



【月極域探査 担当】
国際宇宙探査センター
月極域探査機プリプロジェクトチーム
チーム長
麻生 大（あそう だい）



【月極域探査 担当】
国際宇宙探査センター
月極域探査機プリプロジェクトチーム
副チーム長
星野 健（ほしの たけし）



【表面移動技術・作業技術 担当】
国際宇宙探査センター
月極域探査機プリプロジェクトチーム
技術領域主幹
若林 幸子（わかばやし さちこ）



【月の科学 担当】
国際宇宙探査センター
月極域探査機プリプロジェクトチーム
主任研究開発員
唐牛 譲（かろうじ ゆずる）



【MMX 担当】
宇宙科学研究所 宇宙飛翔工学研究系
教授
川勝 康弘（かわかつ やすひろ）



【火星探査 担当】
宇宙科学研究所 太陽系科学研究系
教授
臼井 寛裕（うすい ともひろ）



【キュレーション 担当】
宇宙科学研究所 太陽系科学研究系
准教授
安部 正真（あべ まさなお）



【月の科学 担当】
宇宙科学研究所 太陽系科学研究系
助教
春山 純一（はるやま じゅんいち）



【SLIM 担当】
宇宙科学研究所 宇宙機応用工学研究系
教授
坂井 真一郎（さかい しんいちろう）



【通信 担当】
宇宙科学研究所 宇宙機応用工学研究系
准教授
松崎 恵一（まつざき けいいち）



【通信 担当】
宇宙科学研究所 宇宙機応用工学研究系
准教授
冨木 淳史（とみき あつし）



【表面探査 担当】
宇宙科学研究所 宇宙機応用工学研究系
准教授
大槻 真嗣（おおつき まさつぐ）



【研究開発 担当】
研究開発部門 システム技術ユニット
ユニット長
岩田 隆敬(いわた たかのり)



【与圧ローバ 担当】
有人宇宙技術部門 有人宇宙技術センター
主任研究開発員
鈴木 和哉(すずき かずや)



【光通信 担当】
研究開発部門 第一研究ユニット
主任研究開発員
荒木 智宏(あらき ともひろ)



【宇宙飛行士 担当】
有人宇宙技術部門 有人宇宙技術センター
技術領域主幹
大西 卓哉(おおにし たくや)



【通信 担当】
研究開発部門 第一研究ユニット
主任研究開発員
粟野 穣太(あわの じょうた)



【健康管理 担当】
有人宇宙技術部門 宇宙飛行士運用技術ユニット 宇宙飛行士健康管理グループ
グループ長
込山 立人(こみやま たつと)



【RVD ロードマップ 担当】
研究開発部門 第一研究ユニット
主任研究開発員
中村 涼(なかむら りょう)



【ISECG 担当】
新事業促進部 事業開発グループ
主任
上野 浩史(うえの ひろし)



【着陸技術(火星) 担当】
研究開発部門 第二研究ユニット
研究領域上席
藤田 和央(ふじた かずひさ)



【民間連携 担当】
新事業促進部 事業支援課
課長
原田 正行(はらだ まさゆき)



【ロケット活用シナリオ 担当】
研究開発部門 第四研究ユニット
森戸 俊樹(もりと としき)



【民間連携 担当】
新事業促進部 企画調整課
主任
小谷 勲(こたに いさお)



【ロケット活用シナリオ 担当】
研究開発部門 第四研究ユニット
主任研究開発員
梅村 悠(うめむら ゆたか)



【追跡技術 担当】
追跡ネットワーク技術センター
技術領域主幹
米倉 克英(よねくら かつひで)



【HTV-X 担当】
有人宇宙技術部門
新型宇宙ステーション補給機プロジェクトチーム
プロジェクトマネージャ
伊藤 徳政(いとう のりまさ)



【追跡技術 担当】
追跡ネットワーク技術センター
主任研究開発員
鈴木 清久(すずき きよひさ)



【ECLSS 担当】
有人宇宙技術部門 有人宇宙技術センター
主任研究開発員
松本 聡(まつもと さとし)



【追跡シナリオ 担当】
追跡ネットワーク技術センター
主任研究開発員
星野 宏和(ほしの ひろかず)



【輸送系 担当】
宇宙輸送技術部門 事業推進部
計画マネージャ
清水 文男(しみず ふみお)



【経営推進 担当】
経営推進部 企画調整課
主任
金子 洋介(かねこ ようすけ)



【アーキテクチャ 担当】
人事部付
主任
成田 伸一郎(なりた しんいちろう)



【着陸・通信・月周回 担当】
国際宇宙探査センター
宇宙探査システム技術ユニット
主任研究開発員
古賀 勝(こが まさる)



【着陸・通信・月周回 担当】
国際宇宙探査センター
宇宙探査システム技術ユニット
研究開発員
狩谷 和季(かりや かずき)



【全般支援 担当】
国際宇宙探査センター
宇宙探査システム技術ユニット
主任研究開発員
阪口 剛史(さかぐち たけふみ)



【HTV-X 担当】
国際宇宙探査センター
宇宙探査システム技術ユニット
研究開発員
出原 寿紘(いではら としひろ)



【推薬プラント 担当】
国際宇宙探査センター
月極域探査機プリプロジェクトチーム
研究開発員
中島 潤(なかじま じゅん)



【推薬プラント・表面探査 担当】
国際宇宙探査センター
宇宙探査システム技術ユニット
研究開発員
島田 潤(しまだ じゅん)



【推薬プラント・表面探査 担当】
国際宇宙探査センター
宇宙探査システム技術ユニット
主事補
藤岡 夏(ふじおか なつ)



【表面移動技術・作業技術 担当】
宇宙探査イノベーションハブ
研究開発員
須藤 真琢(すとう まさたく)