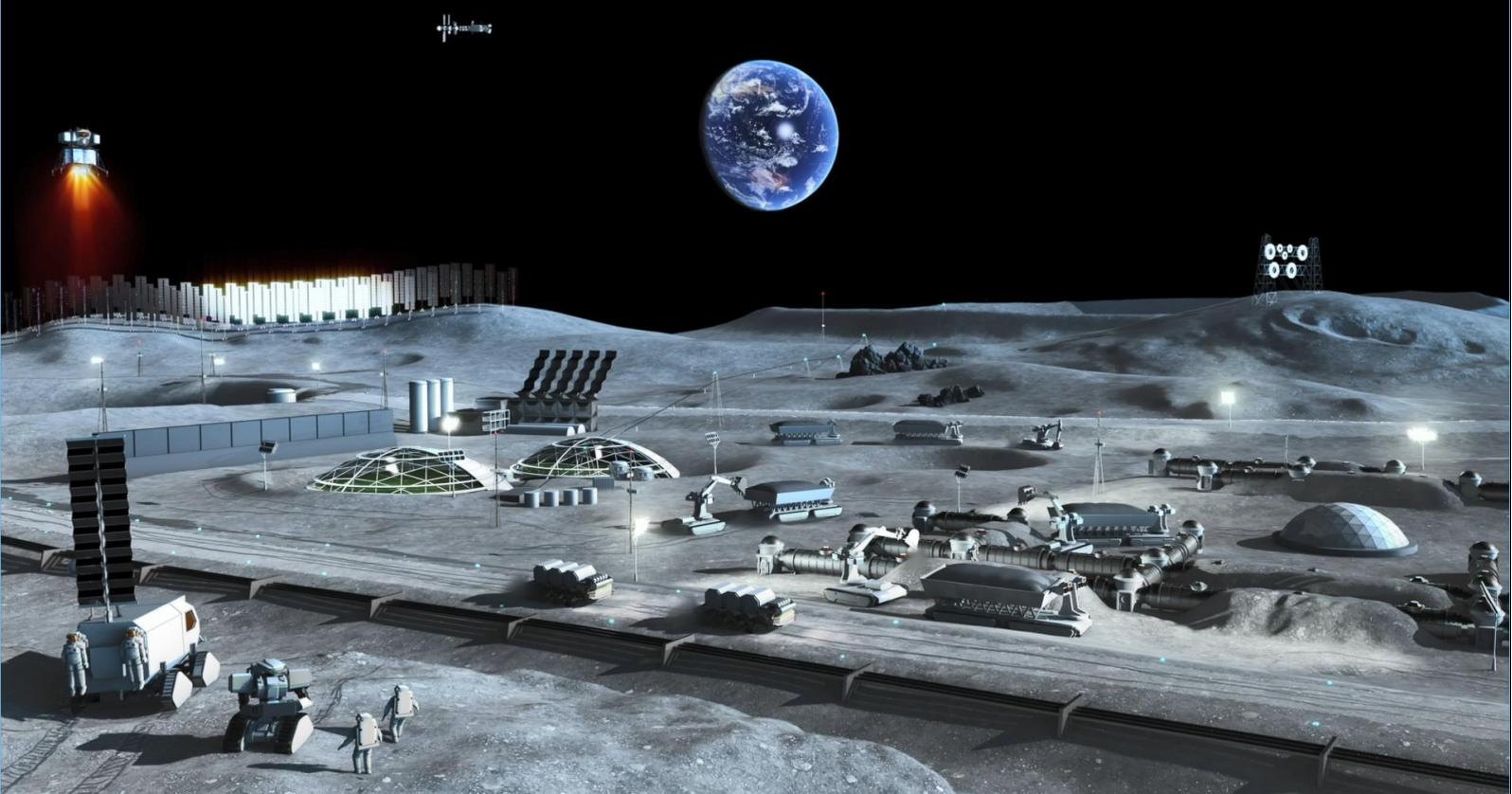


公開版



# 日本の国際宇宙探査シナリオ(案) 2019



# 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)

## 2019

公開版

令和2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.....	3
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. 科学ロードマップ.....	12
4.1. 課題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.....	12
4.2. 課題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.....	15
4.3. 課題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.....	33
5. 有人科学探査ミッション検討.....	35
5.1. 有人の役割・意義.....	35
5.2. 有人活動の前提.....	38
5.2.1. 概要.....	38
5.2.2. 有人安全の考え方.....	40
5.2.3. ミッション制約の仮定.....	42
5.2.4. 科学調査.....	43
5.3. ミッションと探査要求.....	51
5.4. 基本コンセプトの検討.....	60
5.4.1. 移動手段.....	60
5.4.2. 移動手段への要求.....	61
5.4.3. 作業ツール.....	65
5.5. 有人月面基地構想.....	66
5.5.1. 有人月面基地の目的.....	66
5.5.2. 基地建設における実証の要件.....	66
5.5.3. 基地建設の前提と制約.....	67
5.5.4. 全体シナリオにおける位置付け.....	68
5.5.5. 建設場所の想定.....	71
5.5.6. 建設シナリオの詳細.....	73

5.5.7.	技術課題への取り組み.....	75
6.	環境・資源データ整理.....	79
6.1.	月.....	79
6.1.1.	水.....	79
6.1.2.	放射線.....	85
6.1.3.	レゴリス安全性.....	86
6.1.4.	レゴリス土質特性.....	87
6.1.5.	レゴリスによる汚染.....	88
6.1.6.	地形.....	90
6.1.7.	温度.....	90
6.1.8.	日照.....	91
6.1.9.	プラズマ.....	92
6.1.10.	隕石.....	93
6.1.11.	重力.....	94
6.1.12.	まとめ.....	95
6.2.	火星.....	98
6.2.1.	大気・気象.....	98
6.2.2.	放射線.....	101
6.2.3.	汚染.....	103
6.2.4.	隕石.....	105
6.2.5.	地形.....	107
6.2.6.	土質特性.....	110
6.2.7.	重力.....	111
6.2.8.	資源利用(ISRU)に関わるデータ.....	112
7.	全体アーキテクチャ.....	122
7.1.	概要.....	122
7.1.1.	アーキテクチャ検討の考え方.....	122
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.....	122
7.1.3.	輸送アーキテクチャ検討結果.....	128
7.2.	月探査におけるアーキテクチャ検討.....	131
7.2.1.	月近傍拠点.....	131
7.2.2.	月近傍拠点までの貨物輸送.....	135
7.2.3.	有人月離着陸機.....	168
7.2.4.	有人と圧ローバ.....	199
7.2.5.	推薬生成プラント.....	224
7.3.	火星探査におけるアーキテクチャ検討.....	253
7.3.1.	火星周回軌道への投入手法.....	253
7.3.2.	火星周回軌道から火星表面への着陸手法.....	261

7.3.3.	推進系エンジン .....	275
7.3.4.	有人火星着陸船の推力 .....	276
7.3.5.	資源利用(ISRU : In-Situ Resource Utilization) .....	283
7.4.	通信アーキテクチャ .....	311
7.4.1.	通信アーキテクチャ検討の考え方 .....	311
7.4.2.	通信に関する基本要件 .....	311
7.4.3.	通信構成要素の分析 .....	320
7.4.4.	アーキテクチャ検討 .....	338
8.	主な技術目標 .....	339
8.1.	重力天体着陸技術 .....	339
8.2.	重力天体表面探査技術 .....	339
8.2.1.	電力 .....	339
8.2.2.	走行 .....	339
8.3.	有人宇宙滞在技術 .....	339
8.4.	深宇宙補給技術 .....	340
9.	技術ロードマップ .....	341
9.1.	着陸・離陸技術 .....	341
9.1.1.	宇宙探査での目標 .....	342
9.1.2.	世界の技術動向(ベンチマーク) .....	347
9.1.3.	目標とのギャップ .....	352
9.1.4.	ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ .....	360
9.2.	サンプルリターン技術 .....	365
9.2.1.	宇宙探査での目標 .....	368
9.2.2.	世界の技術動向(ベンチマーク) .....	369
9.2.3.	目標とのギャップ .....	372
9.2.4.	ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ .....	373
9.3.	探査技術(電力) .....	375
9.3.1.	宇宙探査での目標 .....	375
9.3.2.	世界の技術動向(ベンチマーク) .....	377
9.3.3.	目標とのギャップ .....	382
9.3.4.	ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ .....	383
9.4.	探査技術(表面移動技術) .....	385
9.4.1.	宇宙探査での目標 .....	385
9.4.2.	世界の技術動向(ベンチマーク) .....	394
9.4.3.	目標とのギャップ .....	397
9.4.4.	ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ .....	397
9.5.	探査技術(分散協調探査) .....	400
9.5.1.	宇宙探査での目標 .....	400

9.5.2.	世界の動向(ベンチマーク).....	400
9.5.3.	目標とのギャップ.....	401
9.5.4.	ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ.....	402
9.6.	滞在技術(ECLSS).....	404
9.6.1.	宇宙探査での目標.....	404
9.6.2.	世界の技術動向(ベンチマーク).....	409
9.6.3.	目標とのギャップ.....	414
9.6.4.	ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ.....	415
9.7.	滞在技術(健康管理).....	419
9.7.1.	宇宙探査での目標.....	419
9.7.2.	世界の技術動向(ベンチマーク).....	419
9.7.3.	目標とのギャップ.....	420
9.7.4.	ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ.....	421
9.8.	ランデブ・ドッキング技術.....	447
9.8.1.	宇宙探査での目標.....	448
9.8.2.	世界の技術動向(ベンチマーク).....	458
9.8.3.	目標のギャップ.....	461
9.8.4.	ギャップを埋めるための技術開発ロードマップ.....	463
9.9.	通信技術.....	468
9.9.1.	宇宙探査での目標.....	468
9.9.2.	世界の技術動向(ベンチマーク).....	470
9.9.3.	目標とのギャップ.....	470
9.9.4.	ギャップを埋めるための技術ロードマップ.....	471
10.	全体シナリオ・ロードマップの統合.....	473
11.	2020年代前半までに立ち上げるべきミッション.....	475
11.1.	超小型月着陸機 OMOTENASHI.....	475
11.1.1.	ミッションの背景.....	475
11.1.2.	ミッションの目的.....	477
11.1.3.	ミッションの概要.....	479
11.1.4.	探査機システム.....	482
11.2.	EQUULEUS.....	484
11.2.1.	ミッションの目的.....	484
11.2.2.	ミッションの概要.....	486
11.3.	SLIM.....	489
11.3.1.	ミッションの目的.....	489
11.3.2.	ミッションの概要.....	490
11.4.	月極域探査ミッション.....	498
11.4.1.	背景.....	498

11.4.2.	ミッション目的	499
11.4.3.	ミッションの概要	501
11.4.4.	ミッション運用コンセプト	503
11.4.5.	着陸地点	507
11.5.	Gateway 居住モジュールへの ECLSS 技術提供	509
11.5.1.	Gateway の目的	509
11.5.2.	I-Hab の概要	509
11.5.3.	Gateway への参加意義と技術獲得シナリオ	510
11.5.4.	JAXA 提供機器の技術検討	512
11.6.	目的及び背景	526
11.6.1.	Gateway 概要	527
11.6.2.	コンフィギュレーション	528
11.6.3.	軌道	529
11.6.4.	国際宇宙ステーションとの比較	530
11.6.5.	HTV-X を活用した月補給ミッションの概要	531
11.6.6.	Gateway までの軌道遷移	531
11.6.7.	ミッションシナリオ	531
11.6.8.	機体コンセプト	533
11.6.9.	主要課題	534
11.6.10.	おわりに	536
11.7.	HERACLES	537
11.7.1.	ミッションの目的	537
11.7.2.	ミッションの概要	540
11.7.3.	システムコンセプト	540
11.7.4.	サイエンス目標	543
11.7.5.	開発スケジュール	544
11.8.	小型月面探査ミッション(案)	545
11.8.1.	ミッション例	545
11.9.	火星衛星探査計画(MMX: Martian Moons eXploration)	549
11.9.1.	ミッションの目的	549
11.9.2.	ミッションの概要	553
11.9.3.	参考文献	558
12.	参考文献	559

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).....	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	地球の水の D/H 比と太陽系他天体の比較.....	13
図 4.1-2	地球の水の D/H 比と太陽系他天体の比較.....	13
図 4.1-3	地球とコンドライト隕石の酸素同位体の比較.....	14
図 4.1-4	課題①に対する科学ロードマップ.....	15
図 4.2-1	課題②の具体化と対応する探査目標.....	16
図 4.2-2	月試料中の Mg#-Th 濃度から見た地殻の 3 成分.....	19
図 4.2-3	観測手法と得られる情報の関係(模式図).....	21
図 4.2-4	地球・月系の重要イベントと月試料の絶対年代(模式図).....	23
図 4.2-5	溶岩流年代と噴出頻度.....	25
図 4.2-6	1 億年前の火成活動と報告された領域の例.....	25
図 4.2-7	LRO ミッションの LEND による月南極域の水素のマッピングデータ.....	26
図 4.2-8	(諸田ほか, 来る 10 年の月惑星探査提案書より).....	27
図 4.2-9	太陽系天体の K/Th および K/U 比の比較.....	28
図 4.2-10	課題②に対する科学ロードマップ(1/6).....	30
図 4.2-11	課題②に対する科学ロードマップ(2/6).....	30
図 4.2-12	課題②に対する科学ロードマップ(3/6).....	31
図 4.2-13	課題②に対する科学ロードマップ(4/6).....	31
図 4.2-14	課題②に対する科学ロードマップ(5/6).....	32
図 4.2-15	課題②に対する科学ロードマップ(6/6).....	32
図 4.3-1	火星の海水量の減少と水星変質鉱物の年代分布の関係.....	34
図 4.3-2	課題③に対する科学ロードマップ.....	34
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.....	37
図 5.3-1	SPA の地質探査における探査地点(例).....	52

図 5.3-2	月面大規模干渉計の配列例.....	58
図 5.4-1	移動手段のイメージ.....	61
図 5.5-1	想定する建設場所と配置方式.....	71
図 5.5-2	建設場所の具体例と配置案.....	71
図 5.5-3	ゾーン配置案(月の南極の場合).....	72
図 5.5-4	施工手順の例.....	76
図 5.5-5	ベース部分を共通化した多目的月面車両.....	77
図 5.5-6	月の模擬砂から作った焼結ブロック.....	78
図 6.1-1	月南極域の水氷の質量比率(推定値).....	79
図 6.1-2	月極域の中性子分光(熱外中性子)観測データ.....	80
図 6.1-3	複数条件を満足する探査候補領域(南極).....	81
図 6.1-4	複数条件を満足する探査候補領域(北極).....	82
図 6.1-5	探査候補領域(南極)における通信可視性.....	83
図 6.1-6	探査候補領域(北極)における通信可視性.....	83
図 6.1-7	探査候補領域(南極)における1ヶ月間の日照率.....	84
図 6.1-8	探査候補領域(北極)における1ヶ月間の日照率.....	84
図 6.1-9	これまでの宇宙放射線計測データ.....	85
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.....	88
図 6.1-11	Apollo 17 活動時の宇宙服へのレゴリス付着.....	89
図 6.1-12	LADEE による $>0.3\mu\text{m}$ ダストの密度分布.....	89
図 6.1-13	月南極域の地形データ(JAXA 作成).....	90
図 6.1-14	月南極域の月面上時刻 24 時近辺の温度分布.....	91
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).....	92
図 6.1-16	Apollo 計画で測定された月面の電位変化.....	93
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).....	94
図 6.1-18	月周回機 GRAIL で計測された重力場分布.....	95
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.....	100
図 6.2-2	MGS による日中、夜間の大気温度の観測例.....	100
図 6.2-3	核子あたりのエネルギーと LET の相関.....	101
図 6.2-4	これまでの宇宙放射線計測データ.....	102
図 6.2-5	クレータ生成率の観測事例と2つのモデル.....	106
図 6.2-6	Mars Express (HRSC)の画像取得範囲.....	107
図 6.2-7	MSG MOLA による火星全球の地形図の例.....	108
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.....	109
図 6.2-9	VIS/NIR 反射率スペクトラム特性.....	110
図 6.2-10	火星の重力分布図.....	111
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).....	113

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	123
図 7.1-2	国際宇宙探査全体アーキテクチャ	130
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)	133
図 7.2-2	各軌道の概要図	135
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( $\Delta V$ )	136
図 7.2-4	HTV-X 発展型の構成	138
図 7.2-5	直接遷移の軌道遷移図	140
図 7.2-6	間接遷移(月での Powered スイングバイ)の軌道遷移図	140
図 7.2-7	低エネルギー遷移(WSB)の軌道遷移図	141
図 7.2-8	電気推進によるスパイラル軌道(EOR)遷移図	141
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	142
図 7.2-10	電気推進の構造効率算出式	143
図 7.2-11	電気推進における構造効率と輸送質量の感度	145
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	145
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	150
図 7.2-14	X 方向最大変位と安定度指標[Grebow, 2006]	151
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	153
図 7.2-16	地球 - 月固定系で見た EML2-NRHO 直接遷移軌道の例	154
図 7.2-17	地球 - 月固定系で見た NRHO 投入点近傍の軌道図(3D)	154
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	156
図 7.2-19	地球 - 月固定系で見た EML2-NRHO 間接遷移軌道の例	156
図 7.2-20	地球 - 月固定系で見た NRHO 投入点近傍の軌道図(3D)	157
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)	158
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)	159
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)	159
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)	161
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)	161
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)	162
図 7.2-27	DSM- $\Delta V$ と飛行期間の相関(往路)	163
図 7.2-28	DSM- $\Delta V$ と飛行期間の相関(復路)	164
図 7.2-29	EML1 Halo 軌道への EOR 例 [Ozimek and Howell, 2010]	165
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	166
図 7.2-31	地球 - 月固定系で見た EML2-NRHO EDV-LGA 軌道の例	167
図 7.2-32	有人月離着陸機検討における前提条件	170
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	177
図 7.2-34	有人離着陸機のサイジング検討結課	188

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	190
図 7.2-36	有人と圧ローバの検討の検討プロセス	200
図 7.2-37	有人と圧ローバの構成候補案	201
図 7.2-38	前提とする有人月探査の運用コンセプト	202
図 7.2-39	RPS を用いない場合の電力プロファイル	207
図 7.2-40	RPS を用いる場合の電力プロファイル	208
図 7.2-41	有人月面探査で想定する探査領域	212
図 7.2-42	経路解析の例	213
図 7.2-43	有人と圧ローバの運用シナリオ	214
図 7.2-44	月面での電力プロファイル	215
図 7.2-45	月面でのエネルギーマネジメントコンセプト	215
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	217
図 7.2-47	無人運用の消費電力プロファイル	218
図 7.2-48	と圧ローバと電源トレーラの電源系系統図	219
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	222
図 7.2-50	有人と圧ローバのシステム仕様案	223
図 7.2-51	月面の水資源利用シナリオ	225
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	227
図 7.2-53	月面広域探査の概念図	228
図 7.2-54	月面上のホッパー移動距離に対する $\Delta V$ 量の傾向	229
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	232
図 7.2-56	再使用型離着陸船の概念図	233
図 7.2-57	推薬生成プラントの運用コンセプト	238
図 7.2-58	月面の水利用プロセス	239
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	241
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	243
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	245
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	245
図 7.2-63	月面の水利用『無し』のケース (ISECG のシナリオ)	247
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)	247
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	248
図 7.2-66	掘削深さと掘削場距離の相関	250
図 7.2-67	掘削場と推薬生成設備の位置関係(想定)	251
図 7.2-68	運搬期間(必要な時間)と運搬台数の相関	252
図 7.3-1	エアロキャプチャ中の飛行プロファイル	256
図 7.3-2	エアロキャプチャ中の空力加熱条件	256
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	259
図 7.3-4	動力降下手法の降下プロファイル	264

図 7.3-5	動力降下手法の降下環境 .....	264
図 7.3-6	大気減速時の降下プロファイル .....	267
図 7.3-7	大気減速時の飛行条件 .....	267
図 7.3-8	動力降下時の降下プロファイル .....	268
図 7.3-9	動力降下時の飛行条件 .....	268
図 7.3-10	大気減速時の降下プロファイル .....	271
図 7.3-11	大気減速時の飛行条件 .....	271
図 7.3-12	パラシュート、動力降下時の降下プロファイル .....	272
図 7.3-13	パラシュート、動力降下時の飛行条件 .....	272
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 .....	281
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 .....	281
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 .....	283
図 7.3-17	水氷とレゴリスとの混合物の場合 .....	284
図 7.3-18	水氷が塊の場合 .....	284
図 7.3-19	電力見積 .....	287
図 7.3-20	質量見積 .....	287
図 7.3-21	トレードオフ結果 .....	289
図 7.3-22	電源のトレードオフ結果 .....	289
図 7.3-23	火星表面での大気密度と、水が流れた痕跡画像 .....	290
図 7.3-24	火星軌道離脱用推薬生成の概念図 .....	292
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 .....	299
図 7.3-26	有人離陸船(MAV) 推薬生成の概念図 .....	302
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 .....	306
図 7.3-28	地上における DAC: Direct Air Capture 装置 .....	306
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 .....	308
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 .....	309
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 .....	309
図 7.4-1	データ中継(月周回)のイメージ .....	325
図 7.4-2	月南極と Gateway の距離/可視プロファイル .....	326
図 7.4-3	SCAWG 月データ中継衛星構成検討 .....	327
図 7.4-4	LCAWG 月中継軌道検討 .....	327
図 7.4-5	月面エレメント⇄月低軌道コンステレーション間通信モデル .....	331
図 7.4-6	月面エレメント⇄NRHO 間通信モデル .....	332
図 7.4-7	月面局に関する全体通信アーキテクチャ構成パターン .....	333
図 7.4-8	月面エレメント⇄月面局間通信モデル .....	334
図 7.4-9	アーキテクチャ概念図 .....	338
図 9.1-1	月着陸シーケンスと必要な技術 .....	342

図 9.1-2	探査対象天体の特徴.....	343
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).....	346
図 9.1-4	着陸候補エリアの例(ジャクソンクレータ).....	346
図 9.1-5	ルノホートの展開イラスト.....	350
図 9.1-6	スカイクレーンのイメージ図.....	351
図 9.1-7	探査機 Wet 質量の推移.....	351
図 9.1-8	エアロキャプチャ時の飛行プロファイル.....	354
図 9.1-9	エアロキャプチャ時の温度プロファイル.....	354
図 9.1-10	ボイルオフ低減の効果.....	357
図 9.1-11	地形照合航法の原理.....	358
図 9.1-12	画像による障害物検出の例.....	359
図 9.1-13	NASA で検討中のパレットランダ.....	360
図 9.1-14	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.....	362
図 9.1-15	着陸技術ロードマップ.....	363
図 9.2-1	サンプリング技術のベンチマーク.....	370
図 9.2-2	リエントリカプセル技術のベンチマーク.....	372
図 9.2-3	サンプルリターン技術ロードマップ.....	374
図 9.3-1	NASA の重点分野.....	379
図 9.3-2	発電デバイス(RPS の動向).....	380
図 9.3-3	発電デバイス(FPS の動向).....	380
図 9.3-4	蓄電デバイス(LIB の動向).....	381
図 9.3-5	蓄電デバイス(RFC の動向).....	382
図 9.3-6	技術ロードマップ(電力).....	384
図 9.4-1	過去の月・火星ローバのスタック事例.....	387
図 9.4-2	部品レベルの防塵対策.....	389
図 9.4-3	運用段階に応じた効率化.....	391
図 9.4-4	地図作成・経路生成の一例.....	391
図 9.4-5	有人月面拠点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).....	392
図 9.4-6	ローバ質量と走行距離(地球 1 日当たり).....	396
図 9.4-7	共通機能をベースローバとして共通化した作業機械のコンセプト.....	398
図 9.4-8	技術ロードマップ(表面移動技術).....	399
図 9.5-1	月面における昆虫型分散協調探査.....	401
図 9.5-2	火星における分散協調探査.....	402
図 9.6-1	水・酸素補給ゼロ ECLSS 概念図.....	406
図 9.6-2	廃棄物処理・CH <sub>4</sub> 分解の追加による水収支改善.....	407
図 9.6-3	水補給に係るベンチマーク.....	410
図 9.6-4	空気再生システム系統図.....	412

図 9.6-5	水再生システム系統図	413
図 9.6-6	技術開発ロードマップ	417
図 9.6-7	統合 ECLSS システム開発計画	418
図 9.7-1	健康管理の技術ロードマップ (1/2)	445
図 9.7-2	健康管理の技術ロードマップ (2/2)	446
図 9.8-1	想定されるランデブ・ドッキングミッション	447
図 9.8-2	航法センサの運用イメージ	452
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)	459
図 9.8-4	技術ロードマップ(ランデブドッキング)	464
図 9.9-1	NASA SCaN Technology Roadmap TA5(Communication Navigation and Orbital Debris)	470
図 9.9-2	通信アーキテクチャ概要	471
図 9.9-3	通信の技術ロードマップ	472
図 10.1-1	全体シナリオ・ロードマップの統合	474
図 11.1-1	SLS と CubeSat の搭載位置	480
図 11.1-2	CubeSat の分離タイミング	480
図 11.1-3	ミッションシーケンス	482
図 11.1-4	探査機の外観図	482
図 11.1-5	探査機の透視図	483
図 11.2-1	EQUULEUS の軌道例	486
図 11.2-2	各ミッションフェーズの運用概要	487
図 11.2-3	初期運用 (LEOP) での運用項目	488
図 11.2-4	EQUULEUS の機器構成と機器開発担当機関	488
図 11.3-1	着陸後の SLIM 探査機(想像図)	489
図 11.3-2	着陸候補地点	495
図 11.3-3	SLIM 探査機外観図	496
図 11.3-4	飛行プロファイル	496
図 11.4-1	探査時のイメージ図	502
図 11.4-2	分担案	503
図 11.4-3	揮発性物質探査の観測運用の概要	504
図 11.4-4	疎観測の概略イメージ	505
図 11.4-5	詳細観測の概略イメージ	506
図 11.4-6	着陸地点検討に必要な条件	508
図 11.5-1	Gateway 構成図	510
図 11.5-2	Gateway と I-HAB 開発シナリオ	511
図 11.5-3	ECLSS 系統図 (Partial Closed ECLSS)	515
図 11.5-4	ECLSS 系統図 (Closed ECLSS)	516
図 11.5-5	クルー1 人当たりの水消費量	517

図 11.5-6	新規ポンプ外観図	520
図 11.5-7	全固体電池コンセプト	521
図 11.5-8	ランデブ・ドッキングセンサ概要	522
図 11.5-9	IHAB 機器レイアウト図(案)	523
図 11.5-10	IHAB 機器レイアウト図(案)	523
図 11.6-1	JAXA の国際宇宙探査シナリオ	526
図 11.6-2	Gateway における各国の役割分担	527
図 11.6-3	Gateway コンフィギュレーション構想	528
図 11.6-4	NRHO	529
図 11.6-5	ISS と Gateway の大きさの比較	530
図 11.6-6	HTV-X 月補給ミッションシナリオの1例	532
図 11.6-7	HTV-X 機体コンセプト(ドッキング形態)	533
図 11.6-8	自動ドッキングシステム構成	534
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	537
図 11.8-1	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	546
図 11.9-1	宇宙基本計画工程表「25 宇宙科学・探査」	550
図 11.9-2	ISAS の小天体探査戦略	550
図 11.9-3	宇宙基本計画工程表「27 国際有人宇宙探査」1)	552
図 11.9-4	MMX と国際有人宇宙探査との連携 2)	552
図 11.9-5	ミッションプロファイル	554
図 11.9-6	往路の軌道計画概要	554
図 11.9-7	火星衛星近傍運用の概観	555
図 11.9-8	火星衛星探査機の概観	556
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課題、調査項目、探査の関係	11
表 4.2-1	観測手法と測定項目、空間分解能、精度等の関係	20
表 5.2-1	越夜手段のトレードオフの結果	39
表 5.2-2	有人の観点からのミッション制約	42
表 5.2-3	有人ミッション(科学・利用調査)の整理	44
表 5.4-1	性能要求(有人フェーズ2を想定)	63
表 5.4-2	車両の概略	63
表 5.5-1	拠点建設の前提条件	67
表 5.5-2	拠点建設の制約条件	67
表 5.5-3	本検討における探査フェーズの整理	68
表 5.5-4	有人フェーズの詳細シナリオ	70
表 6.1-1	ダストの人体への影響	87
表 6.1-2	環境・資源データ(月)の整理結果	96

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	99
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	104
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	110
表 6.2-4 環境・資源データ(火星)の整理結果	114
表 6.2-5 環境・資源データ(フォボス・ダイモス)の整理結果	120
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	124
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	127
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	131
表 7.2-2 月近傍拠点軌道に対するトレードオフ	134
表 7.2-3 Gateway への遷移軌道・遷移手段のトレードオフ結果	147
表 7.2-4 NRHO への輸送オプション	152
表 7.2-5 NRHO 直接遷移軌道例	155
表 7.2-6 EML2 Southern NRHO 間接遷移軌道例	157
表 7.2-7 EML2 Southern NRHO 低エネルギー遷移軌道例(往路)	160
表 7.2-8 EML2 Southern NRHO 低エネルギー遷移軌道例(復路)	160
表 7.2-9 EML1 Halo 軌道 EOR 例	165
表 7.2-10 EML1 NRHO EDV-LGA 遷移例	167
表 7.2-11 HERACLES における LOX/LCH <sub>4</sub> を用いた際の構造効率検討結果	171
表 7.2-12 LOX/LH <sub>2</sub> 、LOX/LCH <sub>4</sub> の場合の構造効率検討結果	173
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	174
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)	179
表 7.2-15 推薬保存方式の検討	180
表 7.2-16 推薬充填方式の検討	181
表 7.2-17 サービスモジュールの有無における比較	183
表 7.2-18 再使用オプションのケースにおける比較	185
表 7.2-19 推薬オプションのケースにおける比較	187
表 7.2-20 輸送機の能力との適合・コスト算出結果	189
表 7.2-21 有人月離着陸機のトレードオフ検討結果	192
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	195
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	197
表 7.2-24 有人と圧ローバの仕様検討結果の一覧	204
表 7.2-25 有人と圧ローバの運用フェーズ別の必要電力	205
表 7.2-26 ベースラインとなる運用コンセプト	206
表 7.2-27 運用コンセプト詳細(RPS を用いない場合)	207
表 7.2-28 運用コンセプト詳細(RPS を用いる場合)	208
表 7.2-29 電源系候補の構成と、そのトレードオフ結果	210
表 7.2-30 再生型の有無に対するトレードオフ結果	221
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	227

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	229
表 7.2-33	ホッパーの種類ごとの質量見積り	230
表 7.2-34	再使用型離着陸船の質量内訳	233
表 7.2-35	資源利用を対象としたアーキテクチャ検討例	236
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	240
表 7.2-37	推薬生成プラントの質量・電力推定値	244
表 7.2-38	推薬生成プラントの規模算出のための係数	249
表 7.3-1	火星周回軌道投入(MOI)のための減速量	254
表 7.3-2	MOI 実施時の大気飛行環境	257
表 7.3-3	熱防御シェル(TPS)の概要	259
表 7.3-4	火星周回軌道への投入手法の比較	260
表 7.3-5	火星表面着陸のための減速量	262
表 7.3-6	動力降下手法の概要	265
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	269
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	273
表 7.3-9	対象天体への着陸手法の比較	274
表 7.3-10	火星着陸船の推進系エンジンのトレードオフ	277
表 7.3-11	エンジン性能と推薬保存の比較	278
表 7.3-12	有人離陸船(MAV)における推進系エンジンの比較	279
表 7.3-13	推進系エンジンの比較	280
表 7.3-14	推進系エンジンの比較	282
表 7.3-15	推薬輸送システム検討結果 1	285
表 7.3-16	推薬輸送システム検討結果 2	285
表 7.3-17	プラント検討結果	286
表 7.3-18	火星での資源調達可能性の整理	290
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	296
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	298
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	300
表 7.3-22	火星での推薬生成プラントの比較	307
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	310
表 7.4-1	周回拠点に関する通信方式	315
表 7.4-2	月面/地球間の通信方式比較	321
表 7.4-3	中継(地球周回静止)アーキテクチャ	322
表 7.4-4	中継(地球周回静止)アーキテクチャのトレードオフ	323
表 7.4-5	地上局要求	324
表 7.4-6	地上局目標性能	324
表 7.4-7	中継(月周回)アーキテクチャ	328
表 7.4-8	中継(月周回)アーキテクチャ	329

表 7.4-9	低軌道コンステレーション機数解析	330
表 7.4-10	月面エレメント出力解析(対低軌道コンステレーション)	332
表 7.4-11	月面局のトレードオフ	334
表 7.4-12	月面エレメント出力解析(対月面局)	335
表 7.4-13	月面エレメント出力解析(対月面局)	335
表 7.4-14	無線方式の比較	336
表 7.4-15	測位方式の比較トレードオフ	337
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)	349
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	350
表 9.1-3	探査機用大型エンジン	355
表 9.2-1	無人サンプルリターンミッションの実例	370
表 9.2-2	リエントリカプセルの実例	371
表 9.3-1	電力システムの質量概略見積	376
表 9.3-2	世界の技術動向(電力)	378
表 9.3-3	電力技術の目標とギャップ	383
表 9.4-1	表面移動技術の目標	386
表 9.4-2	技術開発の方針(走行機構技術)	388
表 9.4-3	技術開発の方針(耐環境技術)	389
表 9.4-4	技術開発の方針(操作制御技術)	392
表 9.4-5	技術開発の方針(作業技術)	394
表 9.4-6	世界の月・火星ローバ(実施済み／実施中／宇宙機関)	395
表 9.5-1	世界の探査ロボット	401
表 9.6-1	CO <sub>2</sub> 吸着の国際ベンチマーク	411
表 9.6-2	O <sub>2</sub> 製造の国際ベンチマーク	412
表 9.6-3	CO <sub>2</sub> 還元 of 国際ベンチマーク	412
表 9.6-4	水再生の国際的ベンチマーク	413
表 9.7-1	リスク因子、発生しうるリスク、技術ギャップの関係(1/8)	434
表 9.7-2	リスク因子、発生しうるリスク、技術ギャップの関係(2/8)	435
表 9.7-3	リスク因子、発生しうるリスク、技術ギャップの関係(3/8)	436
表 9.7-4	リスク因子、発生しうるリスク、技術ギャップの関係(4/8)	437
表 9.7-5	リスク因子、発生しうるリスク、技術ギャップの関係(5/8)	438
表 9.7-6	リスク因子、発生しうるリスク、技術ギャップの関係(6/8)	439
表 9.7-7	リスク因子、発生しうるリスク、技術ギャップの関係(7/8)	440
表 9.7-8	リスク因子、発生しうるリスク、技術ギャップの関係(8/8)	441
表 9.7-9	研究開発テーマと技術ギャップの関係(1/3)	442
表 9.7-10	研究開発テーマと技術ギャップの関係(2/3)	443
表 9.7-11	研究開発テーマと技術ギャップの関係(3/3)	444
表 9.8-1	各ランデブミッションの特徴	448

表 9.8-2	候補となる航法センサ.....	450
表 9.8-3	代表的なレーザセンサの機能性能比較.....	453
表 9.8-4	PROX 改修案.....	454
表 11.1-1	SLS EM-1 搭載 CubeSat.....	476
表 11.1-2	Strategic Knowledge Gap.....	479
表 11.1-3	探査機の主要諸元.....	483
表 11.3-1	SLIM の成功基準.....	492
表 11.4-1	月極域探査ミッションの概要.....	502
表 11.5-1	Phase I ミッションでの水補給量 (Partial Closed ECLSS).....	518
表 11.5-2	Phase I ミッションでの水補給量 (Closed ECLSS).....	519
表 11.5-3	ECLSS DTO の機器搭載シナリオ.....	519
表 11.5-4	質量及び消費電力見積り(案).....	525
表 11.6-1	ISS と Gateway の比較.....	530
表 11.6-2	推薬補給技術の課題.....	535
表 11.8-1	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.....	547
表 11.9-1	科学観測機器構成.....	556
表 11.9-2	クリティカル技術要素.....	557

## 1. 経緯と概要

### 1.1. 経緯

2017年3月に本文書の2016年度版が完成し、JAXAの第4次中期目標に新たに「国際有人宇宙探査」という目標が設定された際には、本文書に描かれた国際宇宙探査シナリオや技術ロードマップをベースとして議論がなされた。また、2017年および2018年の宇宙基本計画工程表改定に向けての「国際有人宇宙探査」項に関する宇宙政策委員会での議論やMEXTのISS・国際宇宙探査小委員会での議論のためのJAXA提案資料の源泉として活用された。さらに、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た。

特に、2017年の宇宙基本計画工程表改定では、ISS・国際宇宙探査小委員会での議論を踏まえ、米国が構想する月近傍の有人拠点への参画や、国際協力による月への着陸探査活動の実施などを念頭に、国際プログラムの具体化が図られるよう、主体的に技術面や新たな国際協調体制等の検討を進めるとし、日本が取り組むべき重要技術として下記4つを明記した。2018年の改定では、さらにGatewayや月着陸探査活動について国際調整を進めることが明記された。

- 重力天体着陸技術(高精度航法技術等)
- 重力天体表面探査技術(表面移動技術、掘削技術、水氷分析技術等)
- 深宇宙補給技術(ランデブ・ドッキング技術等)
- 有人宇宙滞在技術(環境制御技術等)

JAXAでは、第4期中長期目標・計画に、国際有人宇宙探査が新たに明記されたことに伴い、2018年7月に国際宇宙探査センターが発足し、国際宇宙探査に関する検討、国際間調整、プロジェクト開発に向け本格的な体制が整えられた。

国内ステークホルダ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国際宇宙探査専門委員会が組織され、サイエンスコミュニティの観点から国際宇宙探査に対する提言をまとめる活動が開始され、月極域探査、月離着陸実証ミッション、Gateway、火星探査に対する理学・工学的な見地からの提言がまとめられた。さらには、国際宇宙探査に関するワークショップ、シンポジウム、学会等でのパネルディスカッションなどを重ね、サイエンスコミュニティのみならず産業界などとの意見交換も数多く行ってきた。これらにより、JAXAの考える国際宇宙探査シナリオに対する理解が進むとともに改善するためのさまざまな意見を集約することができた。

国際的な動きに目を向ければ、2018年3月には、第2回国際宇宙探査フォーラムが東京で開催され、45の国・地域の宇宙担当の閣僚が集まって国際宇宙探査の方向性について議論を交わし、共通の宇宙探査の目標をまとめた共同宣言や宇宙探査における国際協力を円滑に進めるための基盤となる東京原則を採択した。ISECG(International Space Exploration Coordination Group)では、国際協力で行う有人宇宙探査の目標や工程をまとめたGlobal Exploration

Roadmap(GER)の作成、更新を継続して行っており、2018年1月にはその第3版を公表した。第3版では、小惑星探査をとりやめ、月近傍の深宇宙ゲートウェイから有人月面探査へ向かうシナリオを明確にした。

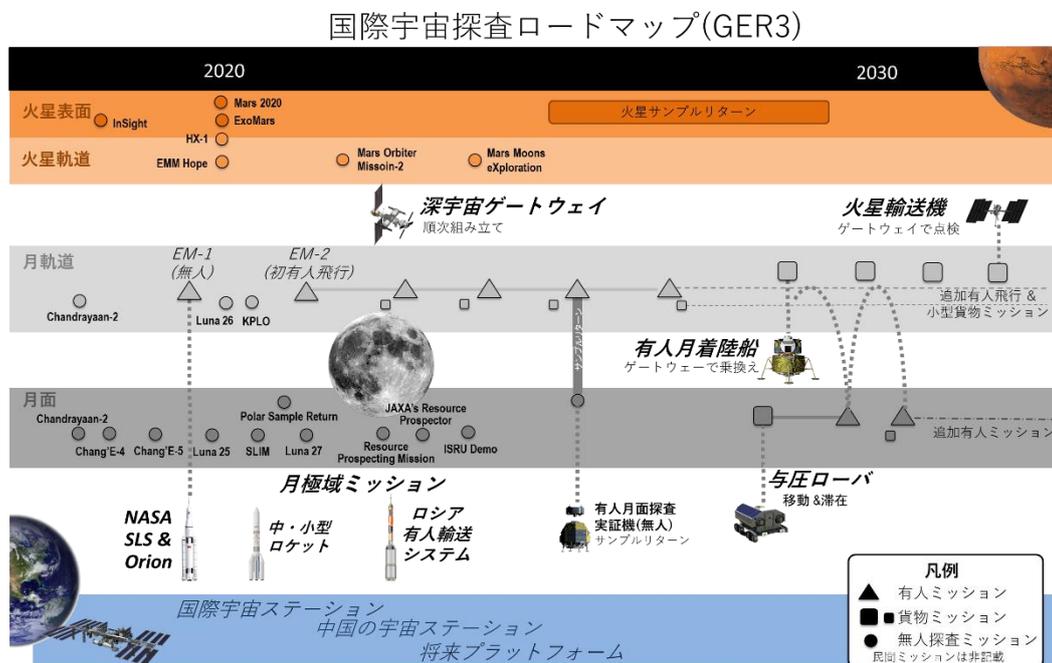


図 1.1-1 Global Exploration Roadmap (GER)

このロードマップを実現する動きとして、国際宇宙ステーション参加機関による ISS Exploration Capability Study Team (IECST)では月近傍の深宇宙ゲートウェイ(以下、Gateway)の検討が進み、2019年3月の Multilateral Coordination Board (MCB)ではこれまでの検討結果をまとめた共同宣言とともに Gateway の基本コンセプトや国際分担案を公表するに至った。これは JAXA 宇宙探査シナリオを実現する最初のステップともいえる。

一方で、2国間/3国間の協力活動も進み、水氷の存在を確認するための月極域探査についてはインド宇宙機関との共同ミッションとすることの調整が進み、2018年11月には共同のミッション要求審査を完了した。また、有人月探査ミッションの技術実証ミッションである HERACLES についても、2018年5月に JAXA/ESA/CSA 間で共同ミッション要求審査を完了するなど、宇宙探査ロードマップの実現に向けた具体的な取り組みが着々と進みつつある。

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、JAXA 国際宇宙探査センターでは国際宇宙探査シナリオ検討チームを構築し、2016年度にまとめた本書をこれらの国際状況の変化や国内の議論や研究状況を踏まえて最新化することとした。なお、本書は国際宇宙探査ロードマップ(GER3)をベースにしているが、2019年3月に米国が表明した2024年までに有人月着陸を行う計画には対応していない。

## 1.2. 概要

検討の基本方針としては、2016年度版の報告書での方針を踏襲し、長期目標を国際協力で行う有人火星探査とした。ただし、有人探査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着ないことから、月探査に集中して検討を行った。無人探査に関しては、理工学委員会国際宇宙探査専門委員会火星探査タスクフォースでの検討結果を取り込んだ。

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イ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7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。具体的には、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、火星探査タスクフォースの検討結果や、新たな取り組みとして実施した通信アーキテクチャに関する検討についてもその結果も含めた。

第8章では、宇宙基本計画工程表で明記された4つの技術に関して、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。2018年度版では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た。

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。

第11章では、これらの検討結果、および統合ロードマップに基づき、2020年代中盤までに実施すべきミッション(SLIM、月極域水氷探査、Gatewayでの国際居住モジュール、HERACLES、MMX(フォボス・ダイモスサンプルリターン)そ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。これらの検討結果としての、国際宇宙探査ミッションシナリオ(案)を図1.2-1に示す。

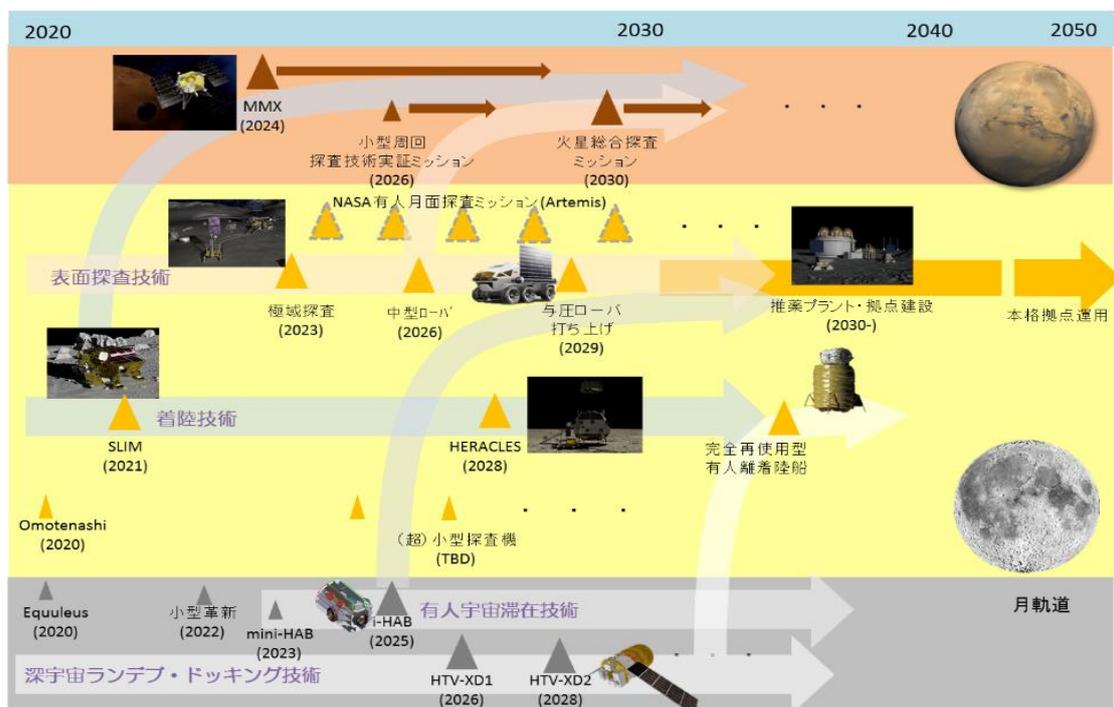


図 1.2-1 国際宇宙探査ミッションシナリオ(案)

本検討結果は、2018年度末までの国際情勢を踏まえたアーキテクチャ検討やシナリオ検討結果をまとめたものであり、適宜宇宙政策委員会、ISS・国際宇宙探査小委員会、さまざまな国際調整、国内外のワークショップ等での議論に適宜活用する予定である。なお、既報の通り2018年3月末に米国は2024年までに有人月面探査を行う方針を発表した。宇宙探査は米国の能力に頼らざるを得ないことから米国の方針を注視していくことが必要であり、日本としての目的・方針を維持しつつも、米国等の状況に応じて柔軟に継続的に検討を深めていく。

なお、本文書は「公開版」のため、非公開としている詳細版(EZA-2019003)の一部分を非公開、もしくは簡略化している部分がある。

## 2. 序論

### 2.1. 目的と範囲

本文書は、(旧)国際宇宙探査推進チームのシナリオ・技術検討サブチームがまとめた「日本の宇宙探査全体シナリオ 2016」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。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。

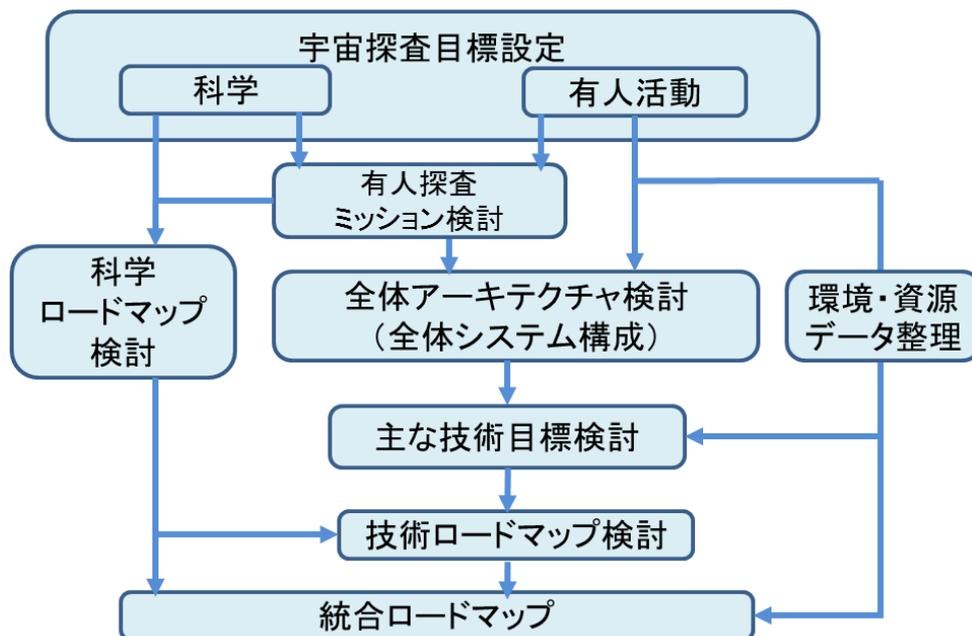


図 2.1-1 システム検討のフロー

### 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。

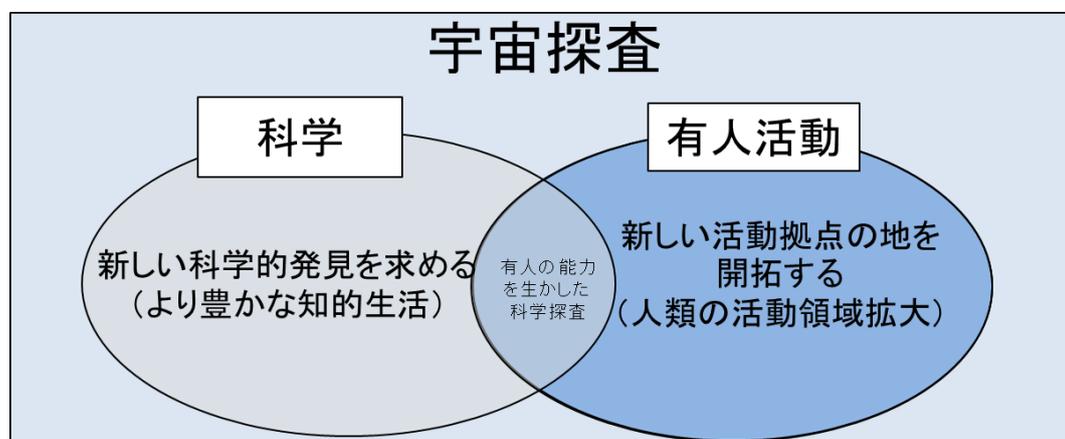


図 3.1-1 宇宙探査の目標

#### 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。

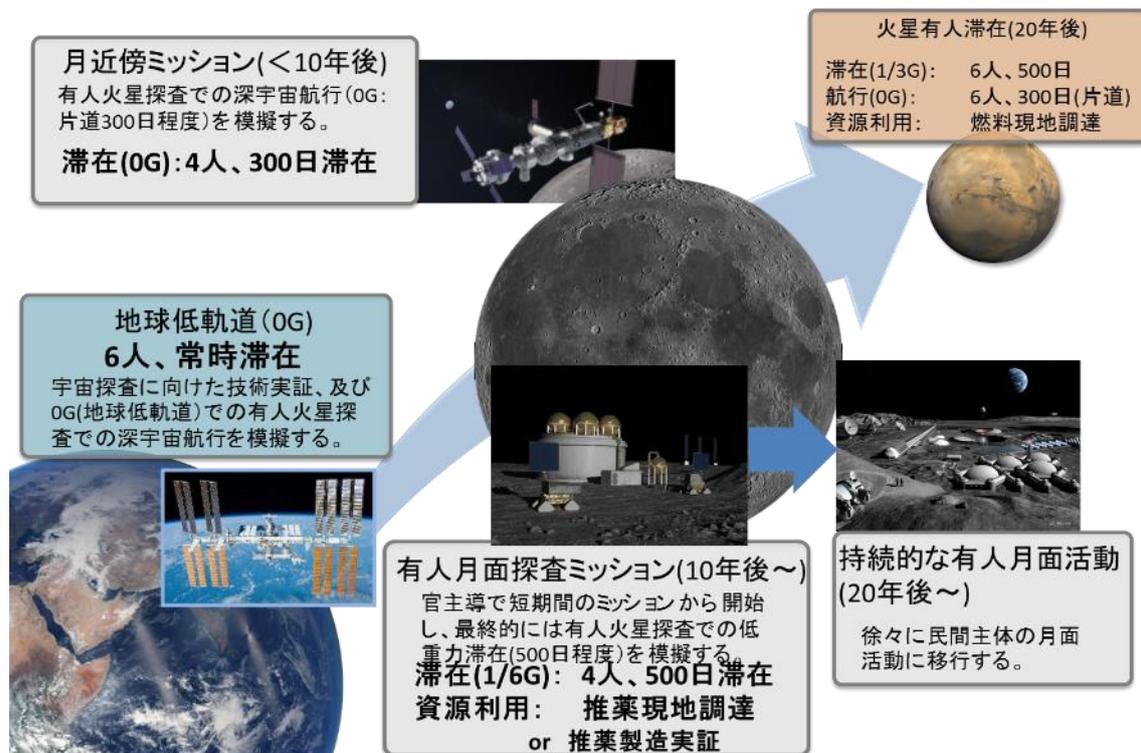


図 3.2-1 宇宙探査での「有人活動」の長期的な目標

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関の最大が約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日滞上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。
	民間による持続的な有人活動開始	・ 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	<ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> <li>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</li> <li>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。</li> </ul>
	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)

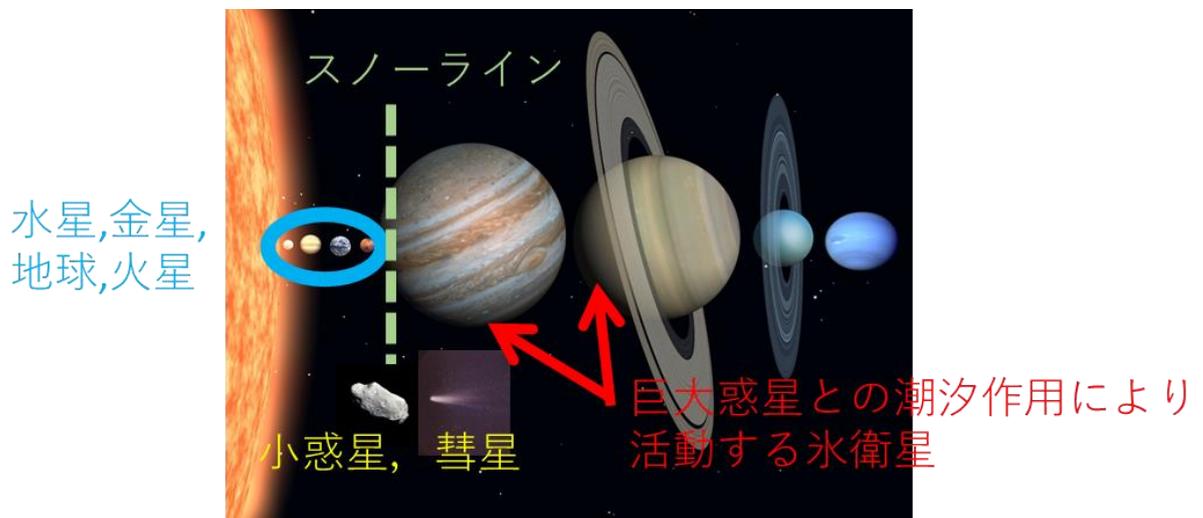


図 3.3-1 太陽系の構造

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・準備中の探査の対応関係を表 3.3-1 に示す。

表 3.3-1 地球型惑星領域で目指すべき課題,調査項目, 探査の関係

課題	調査項目	現行・準備中の探査
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	・スノーラインが太陽系の形に及ぼした影響は？ ・スノーラインを跨いででの物資輸送はどういうものか？	小惑星 SR: OSIRIS-REx (NASA) 小惑星 SR: <u>はやぶさ2</u> (JAXA) 火星衛星 SR (JAXA)
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	・月探査からの、天体初期進化の理解 ・太陽系年代学を確立させる月からのSR計画 ・両端の水星と火星が小さいのは何故か？	水星探査: MESSENGER (NASA) 月周回探査: <u>かぐや</u> (JAXA) 水星探査: <u>BepiC</u> (JAXA/ESA) 月着陸探査: <u>SLIM</u> (JAXA) 火星衛星 SR (JAXA)
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	・火星地下圏探査 ・地球型惑星の活動史を解読する探査	<u>金星探査: あかつき</u> (JAXA) <u>火星衛星 SR</u> (JAXA) 金星探査: PioneerVenus (NASA) 火星・金星探査: Venus/MarsExpress (ESA) 火星探査: MAVEN、Curiosity (NASA)

- \* 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。他は海外の探査。

#### 4. 科学ロードマップ

3.3 章で記述した、地球型惑星領域で目指すべき3つの課題のそれぞれについて、具体化した課題とこれらを達成するための探査目標、各目標に関連するこれまでの科学成果、今後取得すべきデータ、今後の科学探査のロードマップを示す。なお、本項は国際宇宙探査専門委員会の提言を踏まえて改定を検討中であるため、2016年度版のままとなっている。

##### 4.1. 課題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

- 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。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 4.1-1 および図 4.1-2 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 4.1-2 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 4.1-3)。
- 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(例えば 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、例えば水に関しては、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。

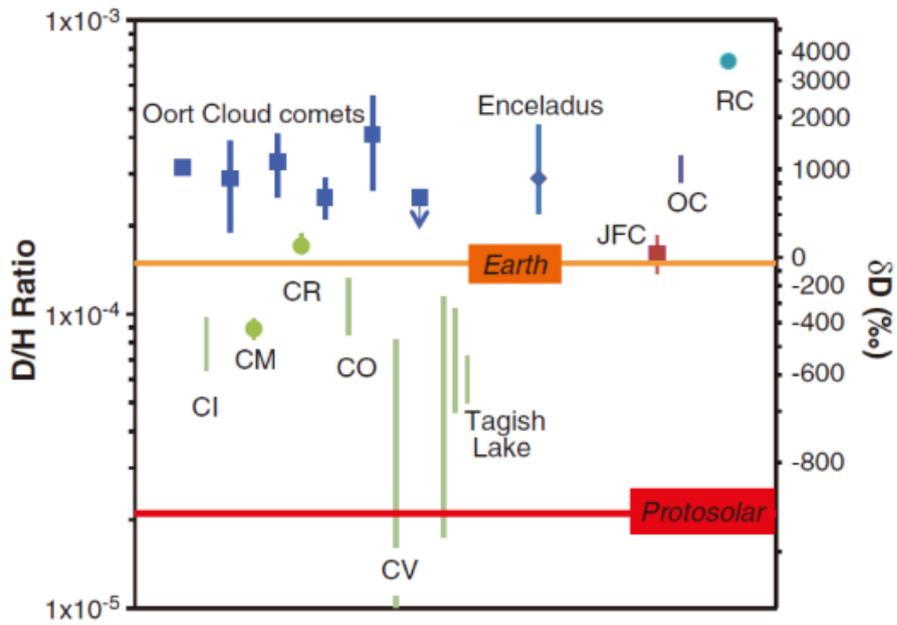


図 4.1-1 地球の水の D/H 比と太陽系他天体の比較  
(Data from Alexander et al. 2011 and references therein)

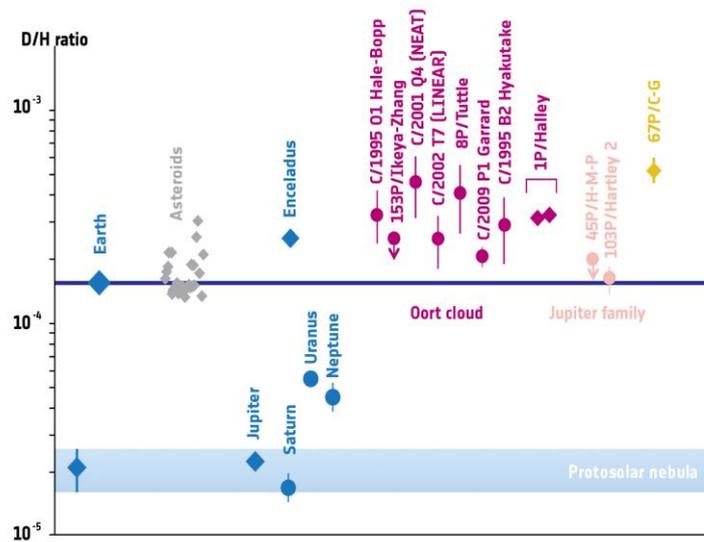


図 4.1-2 地球の水の D/H 比と太陽系他天体の比較  
(Data from Altwegg et al. 2014 and references therein)

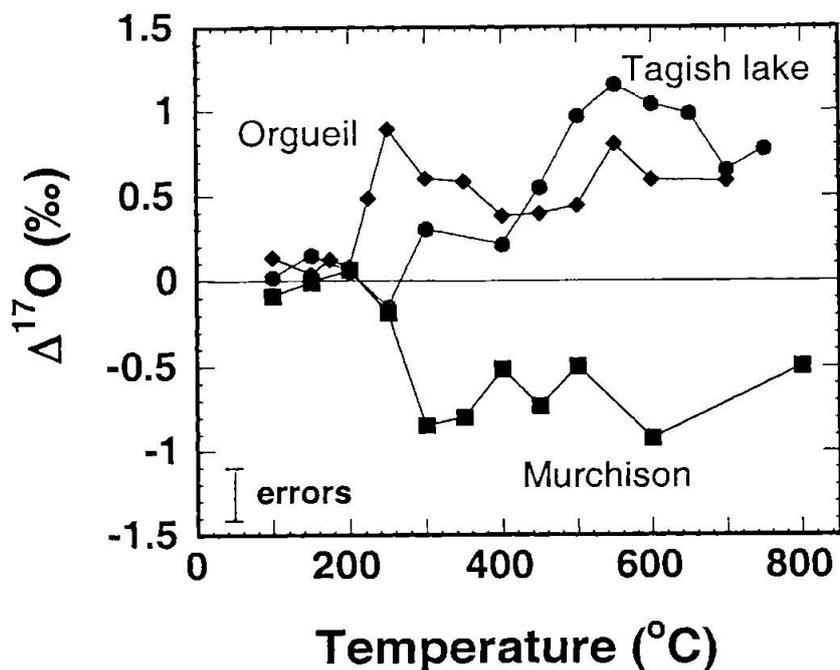


図 4.1-3 地球とコンドライト隕石の酸素同位体の比較  
(Data from Baker et al. 2002 and references therein)

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。

太陽系の始原天体探査で得べき情報は、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サンプルリターンを遂行中である。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。スノーラインの内側にあり、かつメインベルト小惑星に近い位置

にある火星圏は、スノーライン以遠から内側へ移動する始原小惑星の通り道であったと考えられる。したがって、火星衛星のフォボスやダイモスが火星重力で捕獲された始原小惑星かどうかを調べることは、上記2の課題解明のために非常に重要である。一方、彗星についても、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。図 4.1-4 に課題①に対する科学ロードマップ(サマリー版)を示す。

### 課題①地球型惑星領域への水や有機物の供給過程の把握

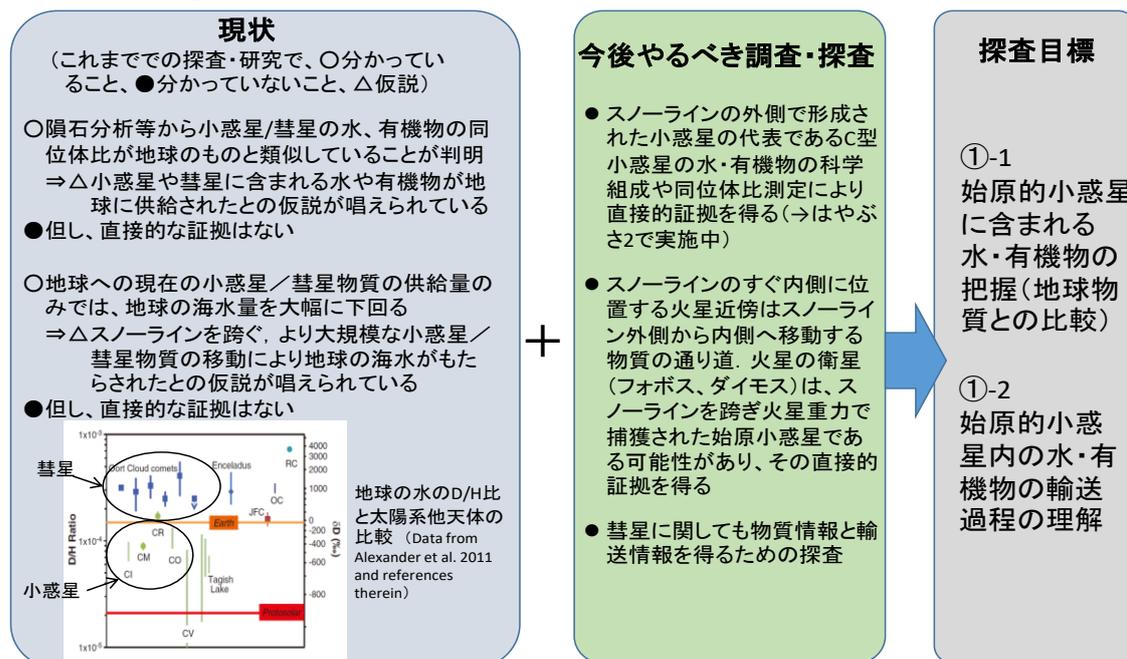


図 4.1-4 課題①に対する科学ロードマップ

#### 4.2. 課題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

太陽系の天体の中で、地球や火星など岩石できている惑星(地球型惑星)や衛星は、天体同士が衝突・成長することにより形成したと考えられている。天体衝突の頻度や時期、衝突によって加熱や蒸発、物質の分配がどのように起きるのかを理解することは、惑星や衛星がどのように形成するのかを知るために、また生命誕生に至る地球の初期環境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・月系の形成過程(巨大な天体同士の衝突によって形成したとされる「巨大衝突仮説」を検証し、巨大衝突の衝突条件を推定することが必要である。これらを実現するためには、月探査によって天体初期進化過程(マグマの海の深さや固化する過程、固化によって形成される成層、年代など)を理解し、月の全球組成を知り、従来の月試料分析の結果や数値シミュレーションとの比較を行う必要がある。さらに、地球・月系で得られた知見を基礎として、他の地型惑星(水星・火星など)の形成過程についても調査することで、太陽系における地球型惑星の形成過程を理解することができる。

課題②を具体化し、また対応する探査目標を以下のように設定する。(図 4.2-1)

具体的課題②-A: 月探査からの天体初期進化の理解

具体的課題②-A-1: 月(と地球)の化学組成, 年代と構造の理解

探査目標: ②-1 地殻, マントル, コアの化学成層, 年代把握

探査目標: ②-2 冥王代地球試料の探索

具体的課題②-A-2: 天体進化(火成活動)の理解

探査目標: ②-3 火成活動の多様性と年代の把握

具体的課題②-A-3: 水・揮発性成分の付加

探査目標: ②-4 極域の水・揮発性成分探査

具体的課題②-B: 太陽系年代の理解

具体的課題②-B-1: クレータ年代学の高精度化

探査目標: ②-5 キークレータの年代確定

具体的課題②-C: 地球型惑星両端の水星と火星が小さい理由の解明

具体的課題②-C-1: 地球・月・惑星間の比較

探査目標: ②-6 水星・火星の組成・構造把握と形成過程の理解

## 課題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

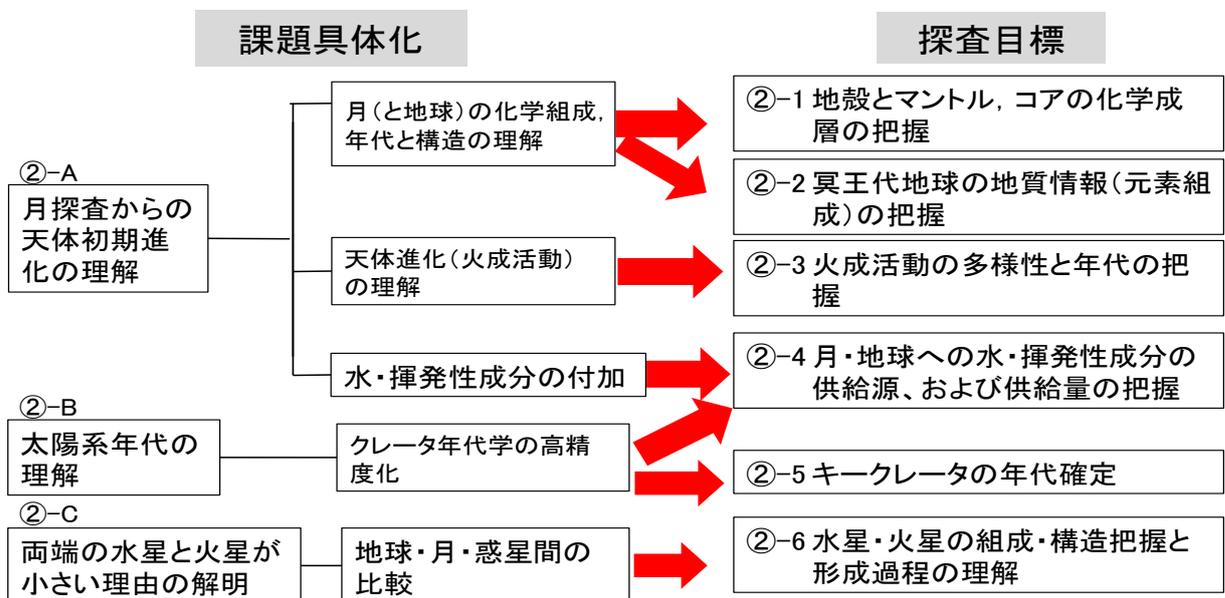


図 4.2-1 課題②の具体化と対応する探査目標

## 具体的課題②-A: 月探査からの天体初期進化の理解

### これまでの成果:

- アポロなど探査により地球に持ち帰られた試料や月隕石の分析(主要・微量元素量, 同位体分析, 水や揮発性成分量など)から, 月は地球に比べて揮発性成分に乏しいこと, 月の表層に大量のマグマが存在した証拠である斜長岩が普遍的に分布する(すなわちマグマの海が存在していた)ことが知られている。
- 天体衝突の数値シミュレーションによると, 巨大衝突が起こると衝突により形成する破片が集積する間に起こる温度上昇により, 月も地球も表面はマグマの海で覆われていたはずであると推定される。
- 試料の分析結果と数値シミュレーションの結果の両方を考慮し, 月は直径が 1000km を超えるような大型の天体同士が衝突してできた破片からなる円盤から集積してできたとする説(巨大衝突説)が現在最も有力になっている。
- 巨大衝突の条件としてこれまでは成長途中の地球に対して約 1/10 の大きさの天体が衝突したとする説が一般的であったが, その条件では月は地球ではなく衝突天体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。

### 残された課題:

- これまで月試料の分析では地球と月の酸素同位体の違いは見つかっていなかった。2014 年になって地球と月の酸素同位体の違いが見つかったとする論文が初めて出たが, まだ地球と月に酸素同位体の違いがあるという研究者の総意には至っておらず, 従って巨大衝突説が正しいという結論には至っていない。
- 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おり, 巨大衝突説の検証には衝突の条件(衝突天体と地球とのサイズ比や衝突の相対速度, 衝突角度など)を知ることが重要である。衝突の条件を知ると同時に, 太陽系形成時における巨大衝突の発生頻度を知る上でも重要な情報である。

課題②-A と課題②-A-1 月(と地球)の化学組成, 年代と構造の理解の関係の探索と設定する。

月探査によって天体初期進化過程(マグマの海の深さや固化する過程, 固化によって形成される成層, 年代など)を理解するために重要な情報の 1 つは, 現在の月の化学組成と年代, 構造を求め, そこから形成当時の月(および可能であれば地球の)化学組成とその進化過程を知ることである。そのため, 探査目標を②-1 月の地殻, マントル, コアの化学成層, 年代把握, また地球自体の研究では得られない情報を得るための②-2 冥王代地球試料の探索と設定する。

**探査目標:②-1 地殻, マントル, コアの化学成層, 年代把握**

従来の研究や最新の探査で分かっていること:

- 月の化学組成と構造の理解に関して, 地殻・マントル・コアのそれぞれの組成と構造(厚さや連続組成変化の有無)を知る必要があるが, ポロなど従来の月試料は月表層の天体衝突により攪拌が進んだ地殻物質のしかも表側のごく限られた領域の試料だけが得られている。月の体積の90%以上を占めるマントル物質は得られていない。
- 地殻の組成推定はアポロなど従来の月試料が月の地殻の化学組成の代表(典型)であるという仮定に基づいて行われてきた。これに対して「かぐや」のリモートセンシングデータにより, 地殻は従来の推定よりも純粋な斜長岩から構成されていること, そのような地殻が月全球に普遍的に存在すること, 月裏側にはより始原始的な地殻が存在することが解った。また, 熱源となる放射性元素の量と分布がより詳細に把握できた。
- これらの知見から, 月の地殻は3つの特徴元素(Fe, Mg, Th)に注目して分析すると, 図4.2-2のように分布することから, 3角形の頂点にある3つの成分を代表と考えることができることが解った。また, それら3つの成分が月全球のどこに分布するのかも解っており, 同時にアポロ等これまでの着陸探査ではこれら地殻の3成分の典型的な場所の探査は出来ていない(すなわち地殻の組成と構造は正確に把握できていない)ことが明らかとなっている。
- マントルの化学組成については, 「かぐや」によるデータからマントル物質が露出する可能性の高い場所が見つかっている(サウスポール・エイトケン盆地やカンラン石の分布位置など)。
- コアについてはこれまでアポロによる月震データの解析によりコアサイズや組成に関する推定が行われてきたが, いずれもデータの質や量, 観測領域に偏りがあるなど理由から現在までコアの大きさと組成は解っていない。
- 「かぐや」による重力測定などによって, コアが存在することの有力な証拠が得られ, またコアのすぐ外側のマントルが現在も熔融状態にある可能性がわかってきたが, まだ月の内部構造(地殻・マントル・コアの厚さや密度, その深さ変化など)は解っていない。

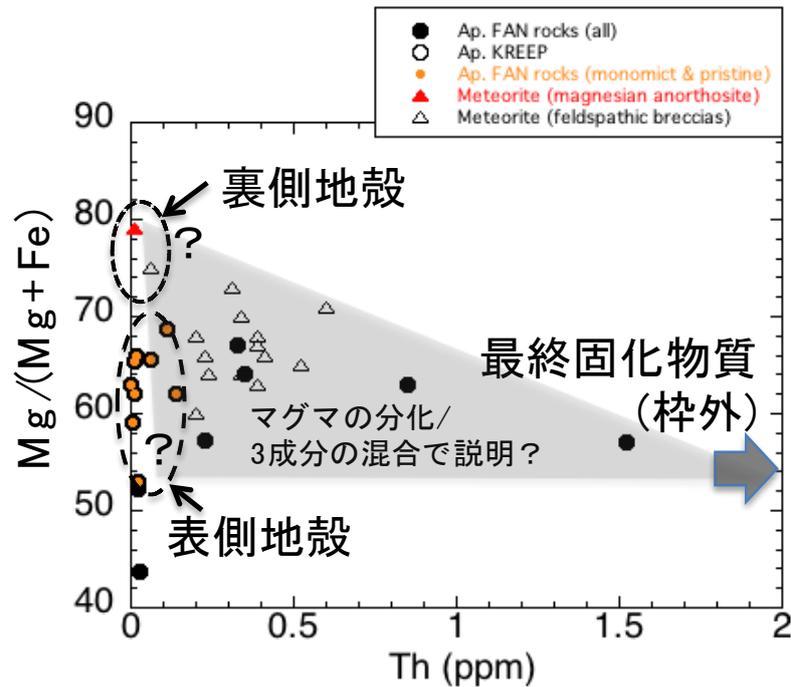


図 4.2-2 月試料中の Mg#-Th 濃度から見た地殻の 3 成分  
(各データ点は論文のコンパイル値) \* 論文では未公開の図

今後必要な探査:

「月の化学組成と構造の理解」のためには、表層に露出する地殻、マントルについては化学組成探査が必要であり、地殻・マントル・コアの構造理解のためには内部構造探査(物理探査)が必要である。それを目的別に 3 つに分類すると以下ようになる。

- (1) 地殻 3 成分の典型地点(表側地殻、裏側地殻、最終固化物質濃集域)の元素(同位体、年代含む)、岩石組織、温度勾配などの分析
- (2) マントル物質(浅部、深部)の元素(同位体、年代含む)、温度勾配など分析
- (3) 内部構造探査(コアの大きさ、地殻の厚さ、内部組成、温度の測定)

観測の意義:

衝突条件を推定するためには、まず月の組成(全球の主要元素・微量元素組成や同位体組成など)を知り、地球と月の組成の違いを把握した上で、どの衝突条件の数値シミュレーションと整合するのか、評価を行う。月の化学組成を把握するためには、月を構成する地殻・マントルの化学組成を把握する必要があり、それを以下の観測項目によって達成する。

観測項目(目的(1)および(2)):

地点の岩石の化学組成(主要元素、微量元素濃度)、同位体組成、組織観察、放射性年代測定などを行う。その場観測で可能な測定項目もあるが、多くは地上にサンプルを持ち帰り、より精度の高い分析を行うことで、科学成果が増加する。また、測定時の試料の前処理が複雑であるなど理由から、現状の技術を想定する場合に、地上での分析が必要となる測定項目も多数存在する。(表 4.2-1 及び表 4.2-1 を模式的に表した図 4.2-3 参照)

表 4.2-1 観測手法と測定項目、空間分解能、精度等の関係

測定項目	Ca,Mg,Fe,K,Thなど(γ線, X線観測可能な元素)	Fe,Ti	Mg/(Mg+Fe)x100	Ca/(Mg+Fe+Ca)x100	その他の元素(Mn,Na,Cr,など)	Eu,H,Cなど微量・REE元素	同位体比(酸素同位体, 水素同位体など)	年代測定	組織観測
リモセン									
空間分解能	数十km	数十m	数十m	数十m	NA	NA	NA	NA	NA
測定精度	±1.0 wt.%(Ca,Mgなど,酸化物の値) ±0.1ppm(K,Th,U)	±0.5 wt.%(酸化物の値)	±3~5	±10	NA	NA	NA	NA	NA
その場(X線, γ線, 蛍光X線, 同位体, K-Ar年代, 岩石研磨・顕微鏡観測など理想的な観測が可能な場合)									
空間分解能	数cm	数mm~0.1mm	数mm~0.1mm	数mm~0.1mm	数mm	NA	水など揮発性成分のみ可能, 数mm 岩石・レゴリスの分析はNA	K-Ar手法のみ可能, 数mm Rb-Srなど他の年代測定はNA	数mm~0.1mm
測定精度	±1.0 wt.%(Ca,Mgなど,酸化物の値) ±0.1ppm(K,Th,U)	±0.5 wt.%(酸化物の値)	±2.5	±5	<0.2wt.%	NA	水など揮発性成分のみ可能, <1% 岩石・レゴリスの分析はNA	K-Ar手法のみ可能, 若い溶岩流の年代±5億年 Rb-Srなど他の年代測定はNA	画像が得られれば良い, (S/N>100)
サンプルリターン									
空間分解能	数μm	数μm	数μm	数μm	数μm	数μm	数μm	K-Ar,Ar-Ar,Rb-Sr,Nd-Smなど様々手法で様々な年代測定が可能 数μm	<μm
測定精度	<0.05wt.%(Ca,Mgなど,酸化物の値) <0.03ppm(K,Th,U)	<0.05wt.%(酸化物の値)	<0.1	<0.1	<0.05wt.%(酸化物の値)	<0.05wt.%(酸化物の値)	揮発性成分・岩石・レゴリス全て分析可能, <0.01%	<0.1億年	画像が得られれば良い, (S/N>100)

\* 表内の数値はおおよそであり、また同じ測定項目に分類していても測定元素毎に値が異なる場合があるため、概念としての表

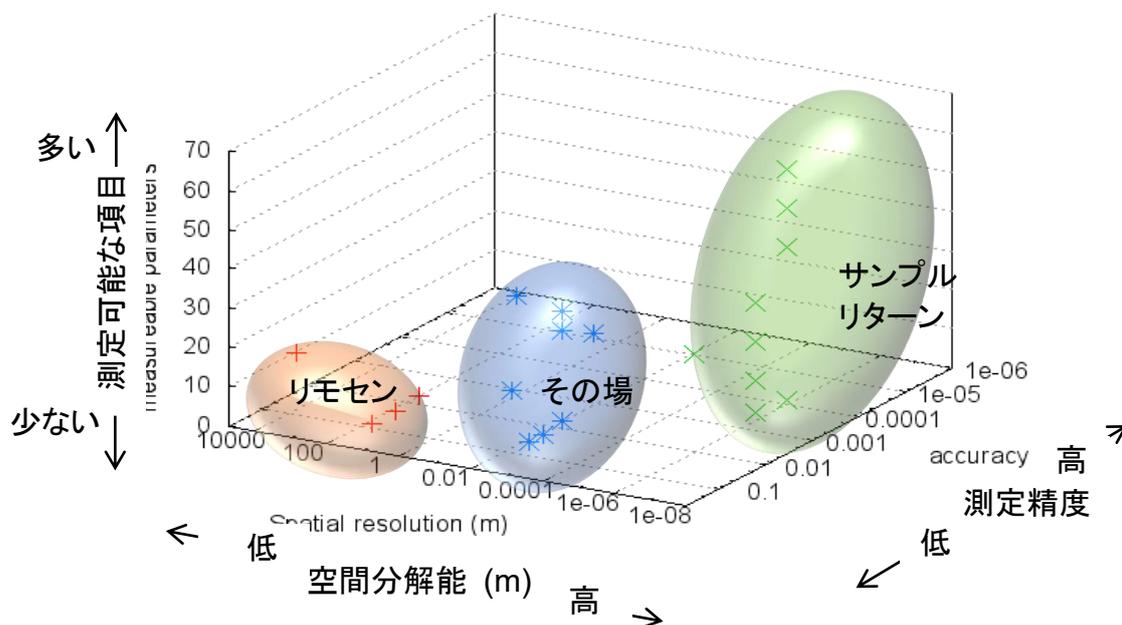


図 4.2-3 観測手法と得られる情報の関係(模式図)

\*プロット点は、表 4.2-1 の各項目に対応

#### 観測の方針：

これまでリモートセンシング手法により月面科学組成に関する多くの成果が得られているが、リモートセンシングによる観測では空間分解能に大きな制約があること(元素によって空間分解能は数十 km から特定元素のみ最高で数十 m)、また測定可能な項目に大きな制限があること(測定可能な元素の種類に限られる、同位体測定・精密な年代測定ができないなど)から、着陸しての探査が必須となる。

化学組成の水平・深さ方向のバリエーション(または連続的な変化)を把握するために連続的な地質調査を行う。ある 1 地点でその場観測を行うサンプルの数は数十個程度、そのうち選定により数個～十個程度のサンプルを採取・リターンする。また、地下物質に対する情報を得るため、その場での地球物理学的な測定(熱流量計測など)を行う。

#### 観測の精度：

必要な測定精度は目的とする科学目標(解析によって何をどこまで主張しようとするのか)によって異なる。例えば全球レベルでの地球と月の化学組成を比較して、両者の化学組成違いの有無を言うために必要な  $Mg/(Mg+Fe)$  (これらイオンのモル比  $\times 100$  として表現し、0～100 で議論される)の精度は  $\pm 2.5$ 、違いの程度や原因を論じるには  $\pm 0.5$ 。

これまでのリモートセンシングによる観測では空間分解能は数十 m、Mg/(Mg+Fe)の測定精度は輝石で $\pm 3\sim 5$  程度、その場観測(ただし理想的な観測機器を用いた場合)でCaを含まない輝石の場合 $\pm 2.5$  程度、Caを含む輝石のCa/(Ca+Mg+Fe)の測定精度 $\pm 10$  程度。しかしその他の元素組成の測定は現状技術ではその場観測は困難であり、また最終目的を達成するために必要な精度を得るためにはサンプルリターンが必須。リモートセンシング、その場観測とサンプルリターンそれぞれで実施可能な観測項目とその精度は表 4.2-1 参照。

#### 観測項目の解釈例:

例えば地球と月が主要元素、揮発性物質、同位体など全てにおいても地球と類似することが解った場合、月は地球起源物質から構成されると考えられ、そのような条件となる衝突条件が示唆される。より詳しくは異なる元素や同位体間の地球と月の類似性を説明するような衝突条件(例えば同等サイズの天体同士の衝突など)を数値シミュレーションとの比較により推定することができる。一方、地球と月の微小な差異が把握できた場合は、元素間、同位体間の物質分配が分析結果と類似するような衝突条件(衝突天体のサイズ比や衝突時の回転速度など)を推定する。

#### 観測項目(目的(3)): 多地点・長期にわたる月震観測, 熱流量の観測, 重力場詳細測定など

参考①: 地上における各測定項目の測定装置の規模(大きさ, 重量, 試料準備の複雑さなどを総合して小, 中, 大に分類する。しきい値の設定は困難)

- 元素・分子組成: 中
- 同位体組成: 中～大
- 岩石組織観察: 小～中
- 放射性年代測定(測定対象元素により異なる): 中～大

参考②: 今後の探査においてリモートセンシング手法では不十分な理由

「かぐや」を始めとするこれまでのリモートセンシングデータの解析から多くの知見が得られているが、リモートセンシングでは元素濃度では空間分解能に限界がある(Fe、Mg、Al、Caなどはガンマ線、X線分光計による観測が可能だが空間分解能は数十 km 程度)、観測できない元素種がある(濃度の低い元素は検出ができない)、分光観測による手法では調べられる元素(岩石のMg/Feの比や一部鉱物のCa量、FeおよびTiの元素量は測定できるがそれ以外の元素はできない)や精度に制約がある、同位体分析ができない(リモートセンシングによって岩石の同位体分析をする手法が存在しない)、岩石組織(鉱物の粒子サイズ、鉱物の量、配置、鉱物粒子毎・粒子内の化学組成など)観察ができない、など理由から十分な情報を得ることができていない。一方で、前述のように今後の探査においては地殻3成分の典型地点(表側地殻、裏側地殻、最終固化

物質濃集域)およびマントル物質の露出地点に着陸し、高い精度での主要・微量元素、同位体、年代、岩石組織などの測定が必要である。そのためには、その場観測かまたはサンプルリターンによって必要な情報を得る必要がある。なお、その場観測かまたはサンプルリターンによる詳細な組成が得られれば、内部構造探査のデータと合わせて地殻・マントルの水平・垂直方向の組成把握ができ、月の化学組成と構造の把握ができる。

## 探査目標:②-2 冥王代地球試料の探索

従来の研究で分かっていること:

- 地球の表層はプレートテクトニクスなどによって更新されているため、地球には冥王代(40億年より前)の地質情報はほとんど残っておらず(図 4.2-4)、生命誕生の場である冥王代の地球の初期環境については不明点が多い
- 一方で、地球より小さく、早く冷却固化した月面には冥王代の月岩石が多数残されていることが月試料(アポロなどリターン試料や月隕石)から解っている。

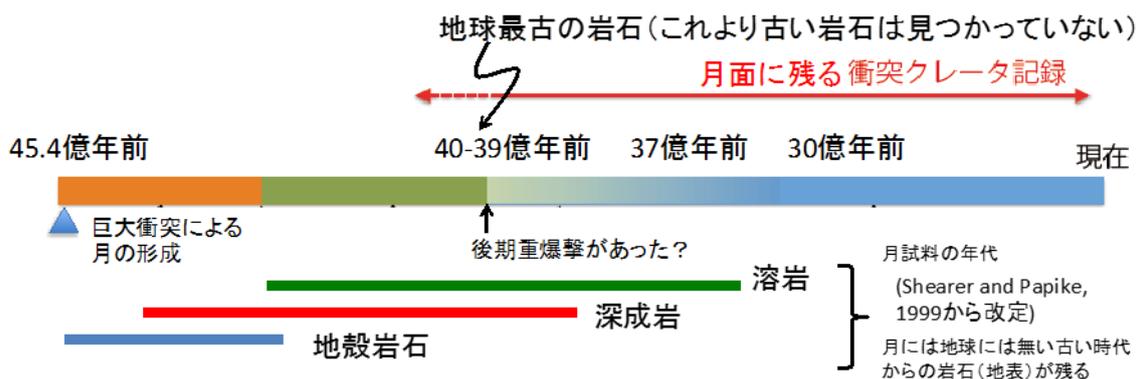


図 4.2-4 地球・月系の重要イベントと月試料の絶対年代(模式図)

今後必要な探査:

地球上に月を起源とする岩石が飛来していることを考えると、月面上に地球から飛来した岩石(地球隕石)が存在する可能性があるがこれまでのところそのような試料は見つかっていない。月面で地球隕石、中でも地球上には存在しない冥王代の地球隕石が見つければ、当時の地球環境を知る直接的な証拠となり、科学的意義は非常に大きい。地球隕石は月面上に一様に分布し得ると考えられる(どこかの場所に選択的に飛来する可能性は低い)ことから、このような地球隕石を月面上で絨毯的に探索し、元素組成、同位体による年代測定など分析を行う。

## 課題②-A と課題②-A-2 天体進化(火成活動)の理解の関係

月探査によって天体初期進化過程, 中でも熱的な進化を理解するために重要な情報の1つは, 月内部のマントルが再溶融して形成したマグマが地表に噴出して起こる火成活動がいつ, どこで, どのような組成・規模・様式で起こったのかを把握することであり, そのようなマントルの溶融で, どのような組成・規模・様式で起こったのかを把握することであり, そのようなマントルの溶融をもたらす熱源を知ることである。よって探査目標を②-3 火成活動の多様性と年代の把握と設定する。

## 探査目標:②-3 火成活動の多様性と年代の把握

従来の研究や最新の探査で分かっていること:

- 月の溶岩流の火成活動時期は従来 30 数億年前をピークとし, その後活動は沈静化すると考えられてきた。これに対して「かぐや」のリモートセンシングデータによるクレータ年代学手法による研究では, 火成活動には大きく2つのピーク(35 億年, 20 億年前後)があり(図 4.2-5), それぞれ化学組成が異なっている(新しい活動ピークの方がチタン量が多い)特徴を持つことが示された。
- 月には溶岩ドーム地形や揮発性成分を含むマグマの破砕性堆積物など溶岩流以外の噴出様式の火成活動も知られており, 最新の探査データからは過去数億年以内に噴出した, 非常に若い火成活動も存在した可能性がある(図 4.2-6), ただし, このような溶岩流以外の多様な火成活動の試料はこれまでの探査ではほとんど得られておらず, また活動の絶対年代も得られていないことから, 活動がいつまで続いたのか, やそれら噴出物の化学組成は知られていない。

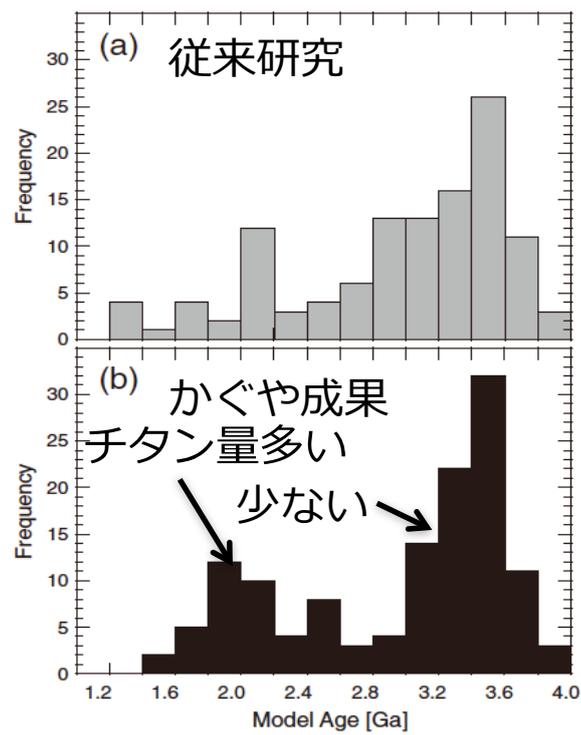


図 4.2-5 溶岩流年代と噴出頻度  
(Morota et al., EPSL, 2011 に加筆)

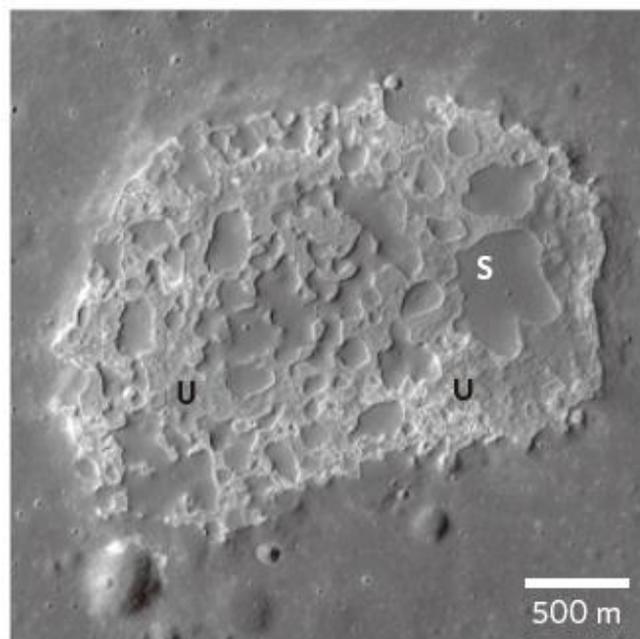


図 4.2-6 1 億年前の火成活動と報告された領域の例  
(Braden et al., 2014)

今後必要な探査:

最も古い火成活動(火成活動の始まり時期)および若い火成活動(火成活動の終焉期)の年代測定や岩石の組成分析, 様々な噴出様式の火成活動の年代や化学組成調査が必要。

課題②-A と課題②-A-3: 水・揮発性成分の付加過程理解の関係

月探査によって天体初期進化過程(特にマグマの分化過程)を理解するにはマグマの分化に重要な役割を果たす水や揮発性成分の地球・月周辺への供給源や供給量を理解することが重要である。また, 水や揮発性成分は地球生命の誕生には必須であることから, これら成分の理解が必要である。よってこの目的の探査目標を②-4 極域の水・揮発性成分探査, と設定する。

探査目標:②-4 極域の水・揮発性成分探査

従来の研究や最新の探査で分かっていること:

- 近年の月探査データから月の極域には水など揮発性成分が濃集して存在するという観測結果が得られている(図 4.2-7: 図はカウントレートで表示されているが, 論文中では 300ppm と推定されている)。
- ただしこれまでの探査では直接水を測定した例はなく, また観測手法により推定される濃度に 1 桁以上の差がある, 分布地域が異なるなど課題があり, 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。

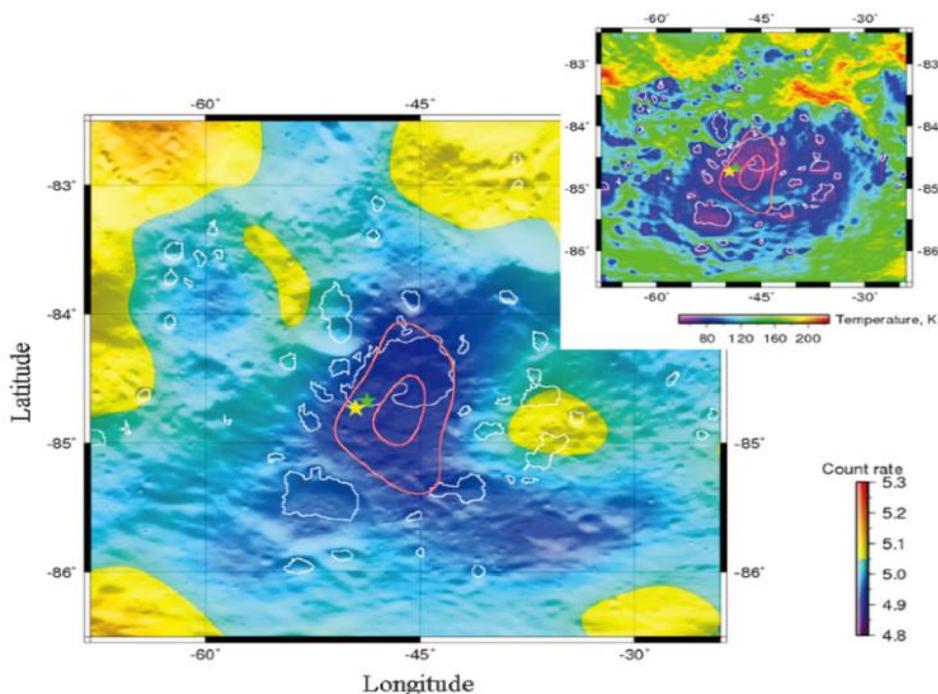


図 4.2-7 LRO ミッションの LEND による月南極域の水素のマッピングデータ  
(Mitrofanov et al., 2010)

今後必要な探査:

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)を把握する観測が必要。

具体的課題②-B: 太陽系年代の理解

これまでの成果:

- 月面のクレータ数密度と月リターン試料の放射性年代測定により決定した絶対年代との間の関係を使い, クレータカウンティングによって月面の年代を推定する手法(クレータ年代学)が広く用いられて来た。この手法は月だけでなく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ており, 太陽系の多くの重要な現象の理解に貢献している。

探査目標: ②-5 キークレータの年代確定

残された課題(課題②-B と課題②-B-1: クレータ年代学の高精度化の関係):

- ただし現状では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 億年前に集中しているため, 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(図 4.2-8)。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, 複数提案されている天体衝突モデルのどれが正しいのかわからない。そのため, クレータ年代学の高精度化が必要である。

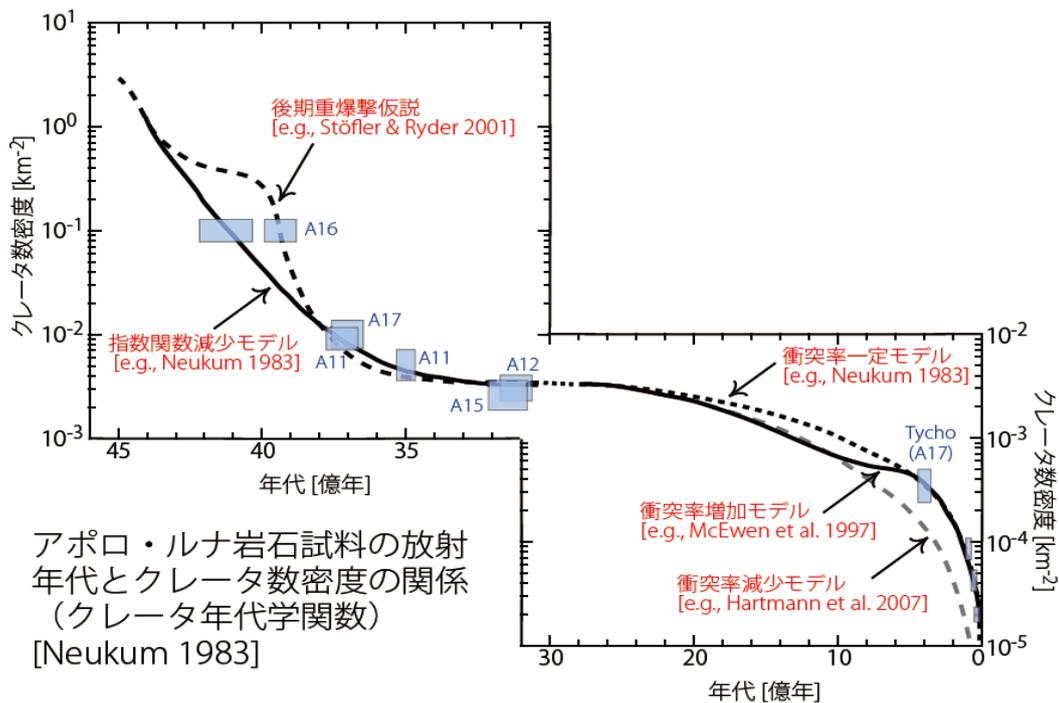


図 4.2-8 (諸田ほか, 来る 10 年の月惑星探査提案書より)

今後必要な探査:

クレータ年代学の高精度化のためにキーとなるクレータ(絶対年代が不明な月面領域, アリストタルコスなど)の絶対年代測定が必要。

具体的課題②-C: 地球型惑星両端の水星と火星が小さい理由の解明

地球・月系で得られた知見を基礎として, 他の地型惑星(水星・火星など)の形成過程についても調査し, 比較することで, 太陽系における地球型惑星の形成過程を全体として理解することができる。特に太陽系の地球型惑星の両端にある水星と火星のサイズや構造の成因を知り, 従来の『太陽距離のみをパラメータとする地球型惑星の単純な形成モデル』が正しいのかどうかを検証し, 必要に応じて修正を加えることが重要である。

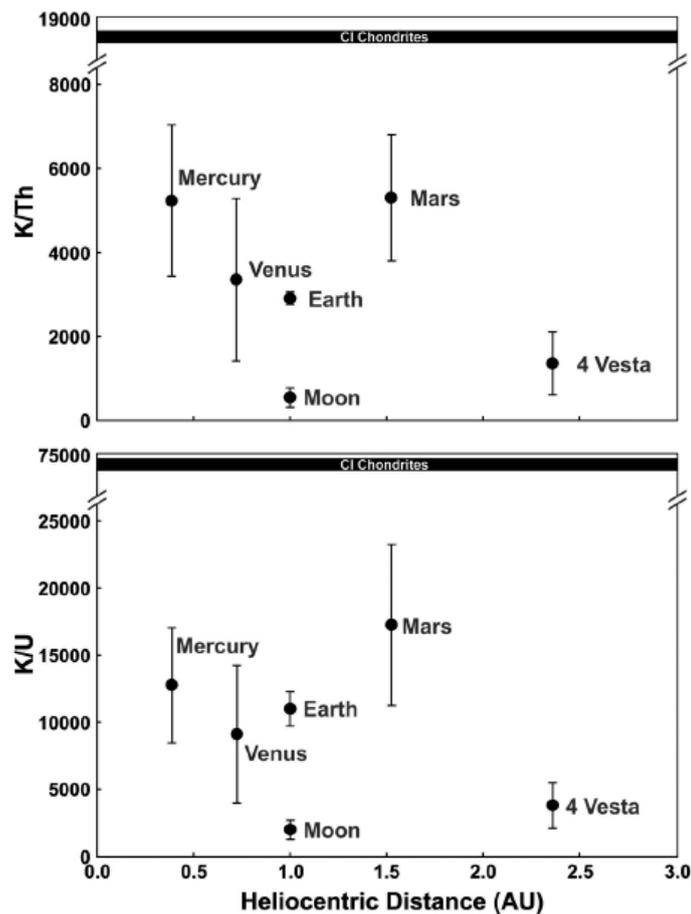


図 4.2-9 太陽系天体の K/Th および K/U 比の比較  
(McCubbin et al. 2012、GRL より)

## 探査目標:②-6 水星・火星の組成・構造把握と形成過程の理解

これまでの成果:

- MESSENGER および Mars Odyssey に搭載された  $\gamma$  線分光計による観測から、火星および水星は、両者の間の軌道を公転する金星・地球と比較し、K/Th 比および K/U 比が高いことが明らかとなった(図 4.2-9、McCubbin et al. 2012 *GRL*)。高い K/Th 比および K/U 比は、火星・水星が、金星・地球と比較して揮発性元素に富んだ化学組成であることを示唆する(Peplowski et al., 2011 *Science*)。
- 一方、揮発性元素に関し似通った化学的特徴を示す火星と水星は、金属コアのサイズに関しては、対照的な特徴を示す。金属コアのサイズは、惑星材料物質の化学組成と酸化還元状態に依存することから、金属コアのサイズが異なることは、火星と水星が異なる初期条件により形成されたことを示唆している。
- 地球型惑星軌道の両端に位置する火星および水星が、対照的な内部構造を持ちつつ、

似通った表面化学組成を示すという観測結果は、「太陽距離のみをパラメータとする、地球型惑星の単純な形成モデル」とは矛盾している。

残された課題:

火星および水星の表層科学組成はまだ十分に把握できておらず、また火星の内部構造も不明。

今後必要な探査:

火星および水星の表層科学組成を観測する BepiColombo や火星および火星衛星探査が重要。またそれらに加えて、特に火星の内部構造探査、具体的にはコアのサイズ・状態および熱流量観測などが必要。

図 4.2-10～図 4.2-15 に課題②に対する科学ロードマップ(サマリ版)を示す。

課題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(1/6)

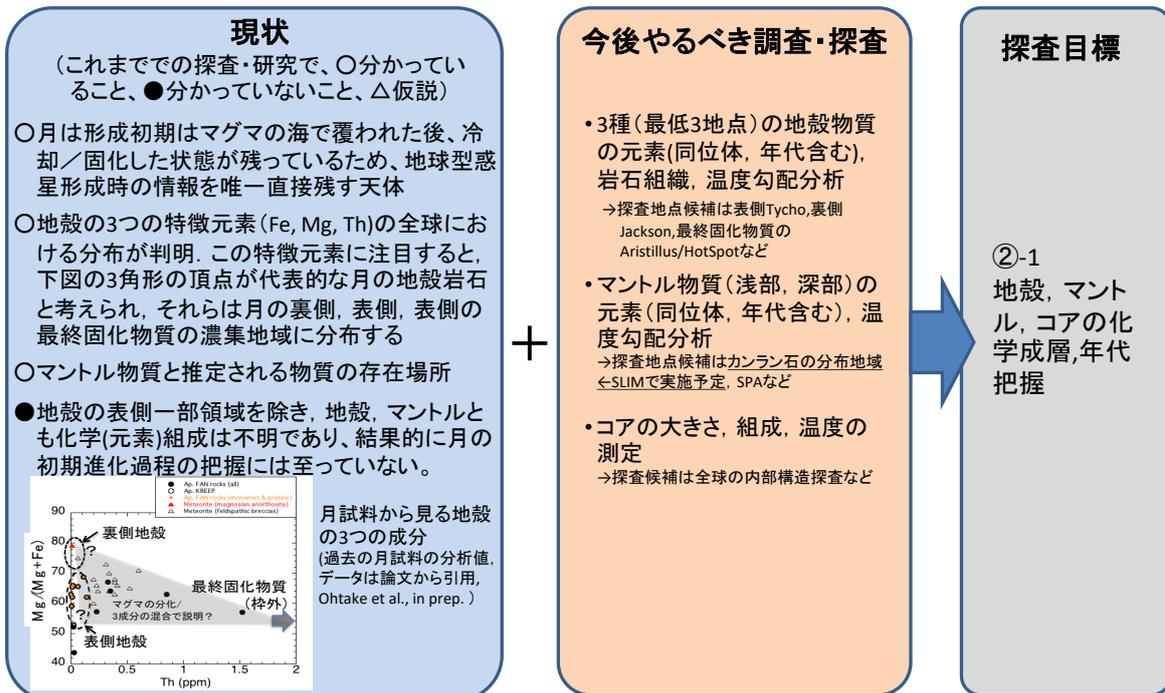


図 4.2-10 課題②に対する科学ロードマップ(1/6)

課題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(2/6)

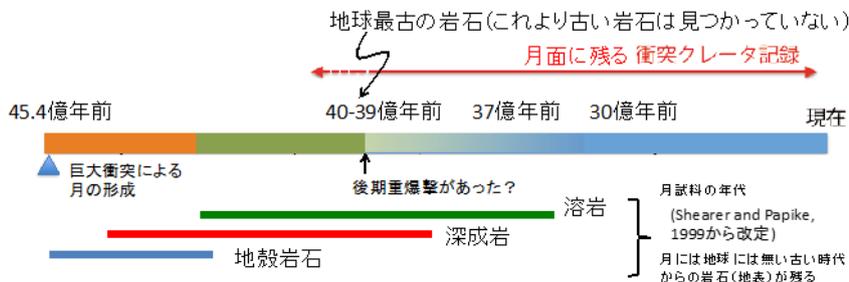
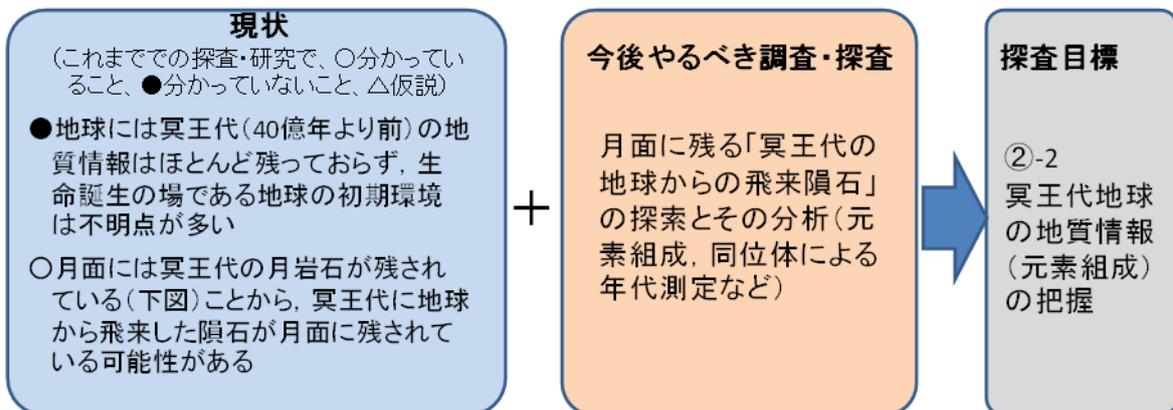


図 4.2-11 課題②に対する科学ロードマップ(2/6)

## 課題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(3/6)

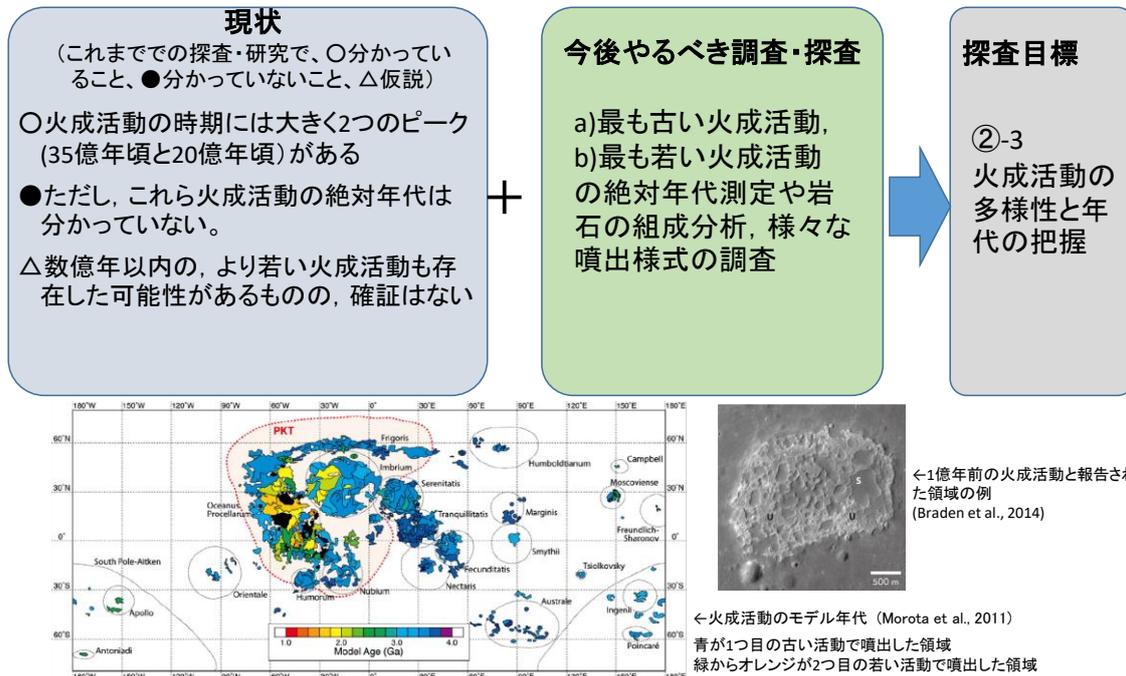


図 4.2-12 課題②に対する科学ロードマップ(3/6)

## 課題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(4/6)

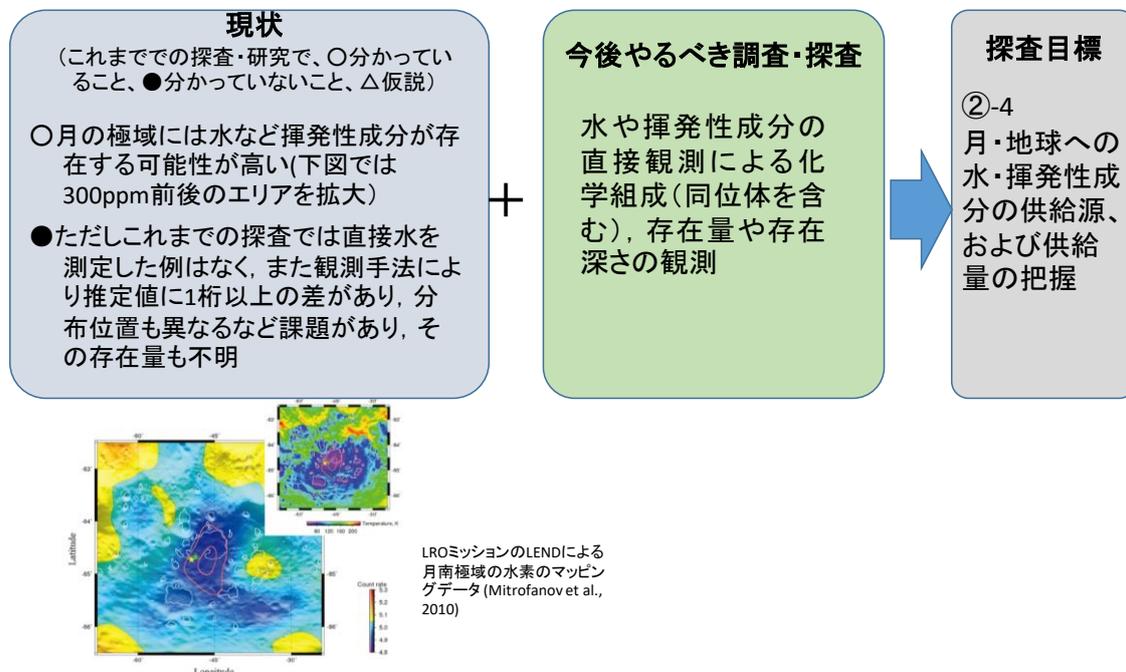


図 4.2-13 課題②に対する科学ロードマップ(4/6)

課題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(5/6)

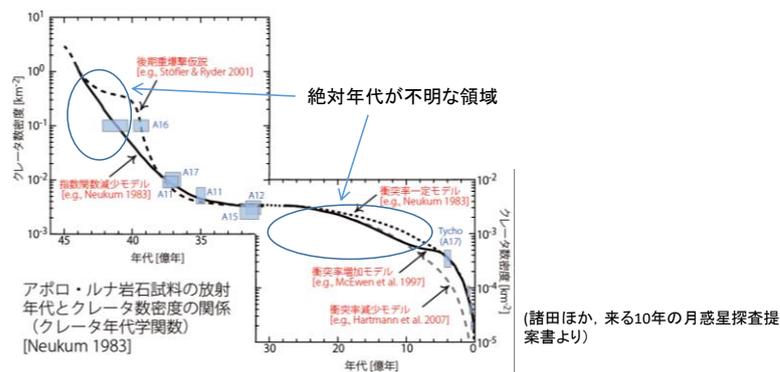
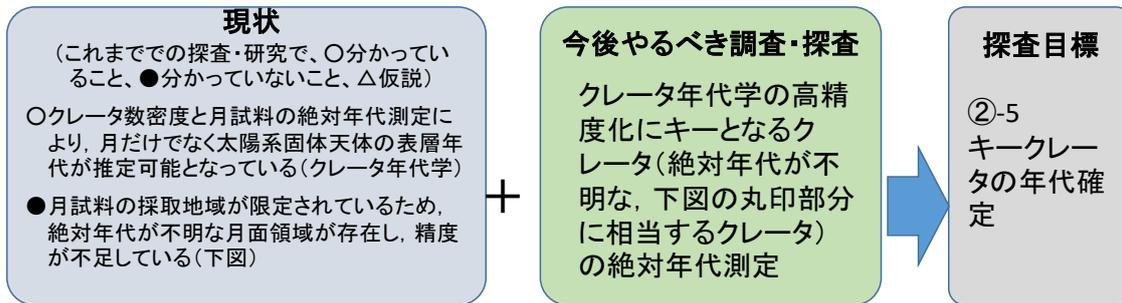
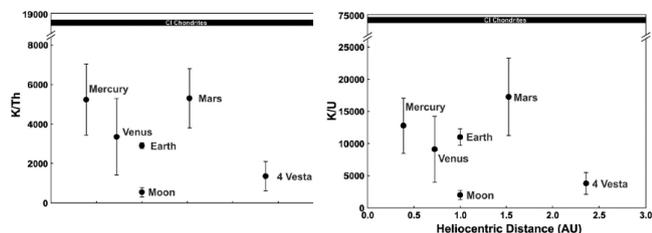
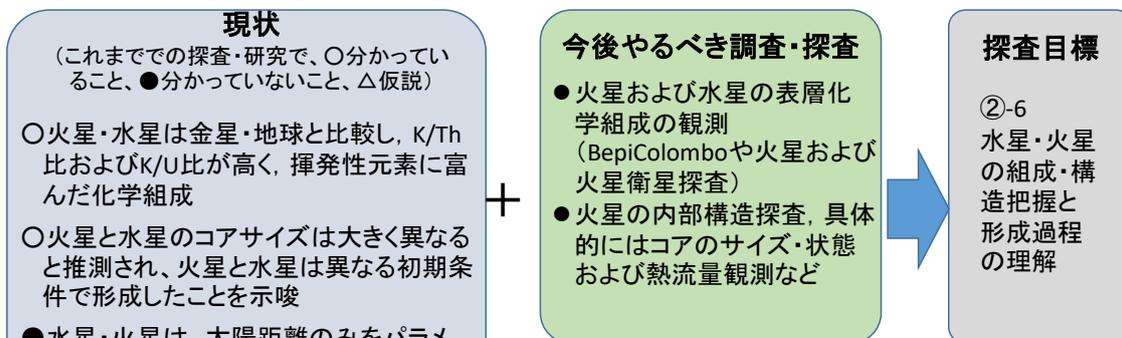


図 4.2-14 課題②に対する科学ロードマップ(5/6)

課題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(6/6)



太陽系天体のK/ThおよびK/U比の比較 (McCubbin et al. 2012, GRLより)

図 4.2-15 課題②に対する科学ロードマップ(6/6)

#### 4.3. 課題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

今後の惑星科学における最も重要な科学目標の一つが、生命の存在条件に支配的な影響を及ぼす惑星表層環境の解明である。火星の表層環境に関しては、これまで探査機からのリモートセンシングデータに基づいた研究が精力的に行われてきた。それら研究から火星では表層と地下圏で異なる酸化還元状態の環境があったことが明らかとなっており、これら環境の詳細や時間変化(変遷)の理解が重要な課題となっている。また、火星だけでなく金星の表層環境に関する知見を得、地球・火星・金星の表層環境に比較によって、これら天体の進化過程を把握し、生命存在との関係性を理解することにつながる。

これまでの成果:

- これまでの火星探査による分光観測に基づく水成変質鉱物の分布図から、火星表層での水-岩石反応の検討が行われてきた(図 4.3-1a、Bibring et al. 2006 *Science*)。また、過去の海岸線の高度分布から古海洋の体積変化が推定されてきた(図 4.3-1b、Kurokawa et al. 2014 *EPSL*)。これらの観測に基づき、火星表層環境の本質は、「宇宙空間への水素散逸に伴う不可逆的な酸化の歴史である」という描像が提案されてきた(e.g. Zahnle et al. 2008 *JGR*)。
- 一方、最新の隕石学および地下レーダ探査により、火星には現在も大量の水が凍土として埋蔵されている可能性が示された(e.g.、Usui et al. 2015 *EPSL*; Mouginit et al. 2012 *GRL*; Ojha et al. 2015 *Nature Geoscience*)。

これらの事実は、火星の水圏には、「酸化的で乾燥した表層圏」と「還元的で水・氷を含む地下圏」の両者が存在し、それぞれ独自の進化をたどってきたことを示唆する。

残された課題:

火星生命環境の解明には、表層圏と地下圏の両者を包括的に理解することが必要不可欠。また金星の大気および表層環境の理解が必要。

今後必要な探査:

火星に関しては、これまで欧米が精力的に表面分光観測を行っており、今後目指すべきは探地下探査である。やるべき観測の候補は、i) 生命探査顕微鏡などを用いた生命の存在・痕跡の探査、ii) その場での年代測定・軽元素同位体測定(観測機器候補として LIBS など)、iii) 地下圏の環境観測(地下水の化学組成、温度、pH、など)

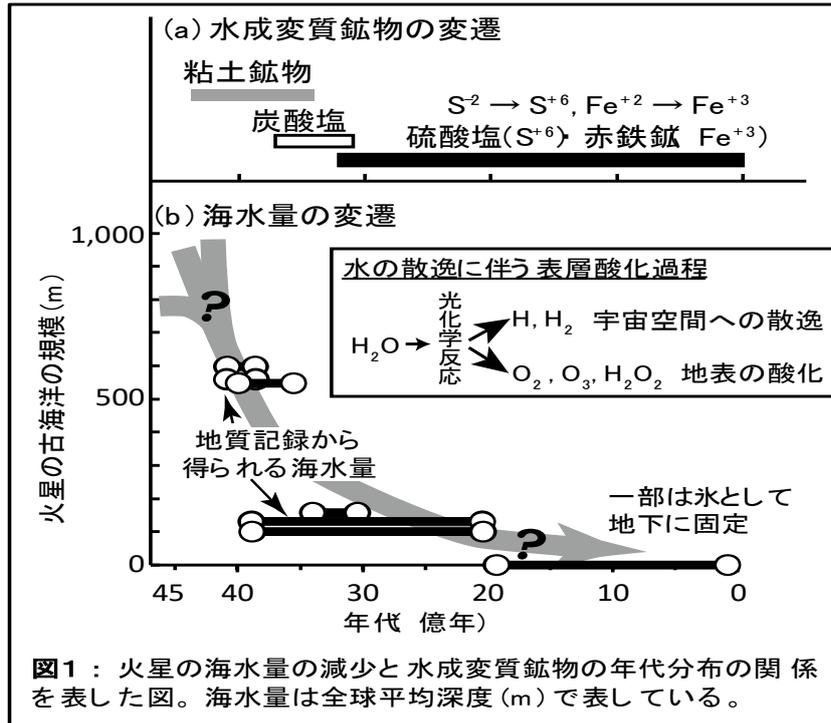


図 4.3-1 火星の海水量の減少と水成変質鉱物の年代分布の関係 (海水量は全球平均深度(m)で表している。図 4.3-1a、Bibring et al. 2006 Science より、図 4.3-1b、Kurokawa et al. 2014 EPSL より)

図 4.3-2 に課題③に対する科学ロードマップ(サマリ)を示す。

課題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

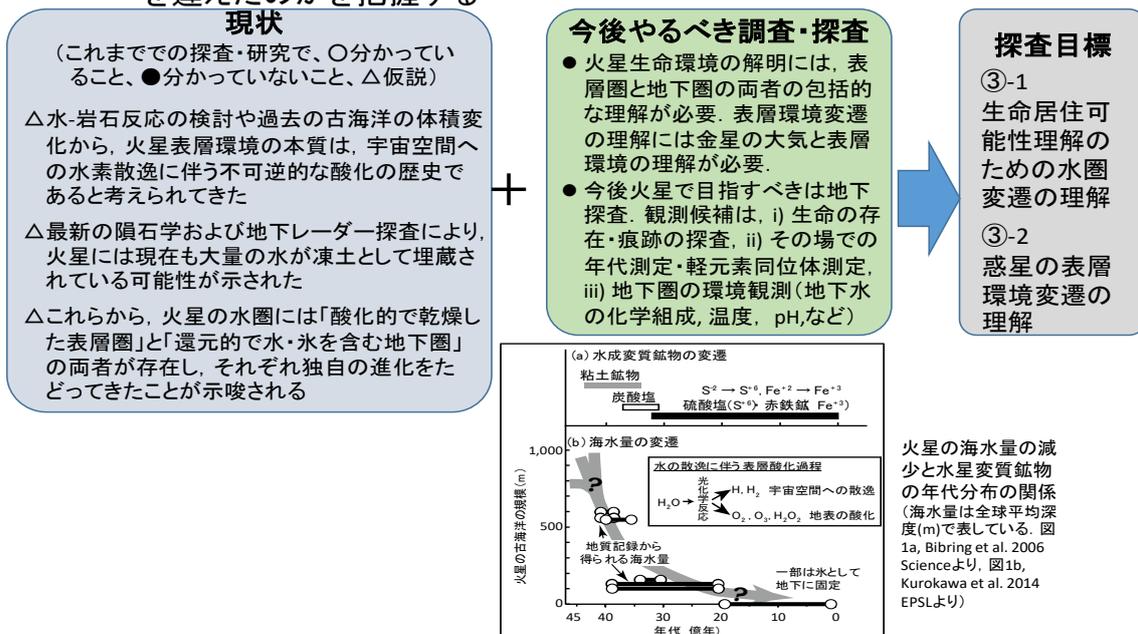


図 4.3-2 課題③に対する科学ロードマップ

## 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び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て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碎、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。

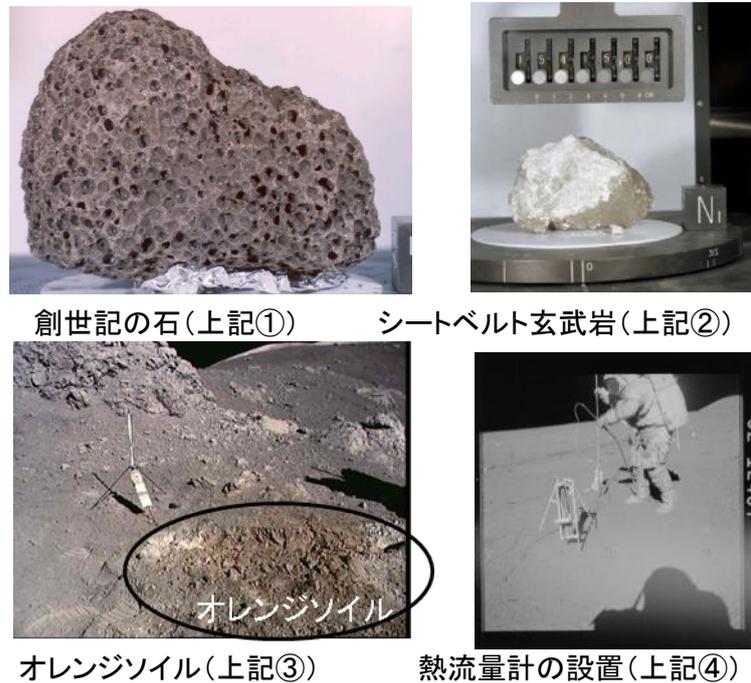


図 5.1-1 アポロの宇宙飛行士のその場判断能力が貢献した科学成果

(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](http://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、滞在拠点がい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	<ul style="list-style-type: none"> <li>・行程のロスがない。</li> <li>・夜間にサンプルの分類・分析が可能。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・昼 2 回活動できる。</li> <li>・SPR 搭載物品が少なくなる。</li> <li>・分析装置等は、着陸船に残すことができる。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・着陸機及び SPR 搭載物品が少なくなる。</li> <li>・分析装置等は、軌道上拠点に残すことができる。</li> </ul>
デメリット	<ul style="list-style-type: none"> <li>・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)。</li> <li>・夜間に長期滞在できるスペース、電力、作業が必要。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・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)。</li> <li>・夜間に長期滞在できるスペース、電力、作業が必要。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・行程のロスがある。(昼 1 回の活動となる。)</li> </ul>
改善案	拡張スペースの設置	<ul style="list-style-type: none"> <li>・拡張スペースの設置</li> <li>・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。</li> </ul>	?
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 日間で限度。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 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、バッテリーなどの消耗品、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。インフレーター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を行わず拠点到滞 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、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する。

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. Silica-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、アリストアルコス南東部、フラムステード、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 対応番号アリストアルコスのみ⑧他は対応無し
・探査への要望	
移動量	1 地点で数 km～数十 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ためがあるため、数百 m から数 km おきのサンプリングを行う。探査対象の広がりには数十 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 $(10 \times 20 + 20 \times 50) \times 1.2 \times 30 / 10^3 = 43 \text{GB}$ 。
・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。探査対象の広がり数は数 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～数十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×回数×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 盆地内のマンツ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、マンツ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・マンツ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。

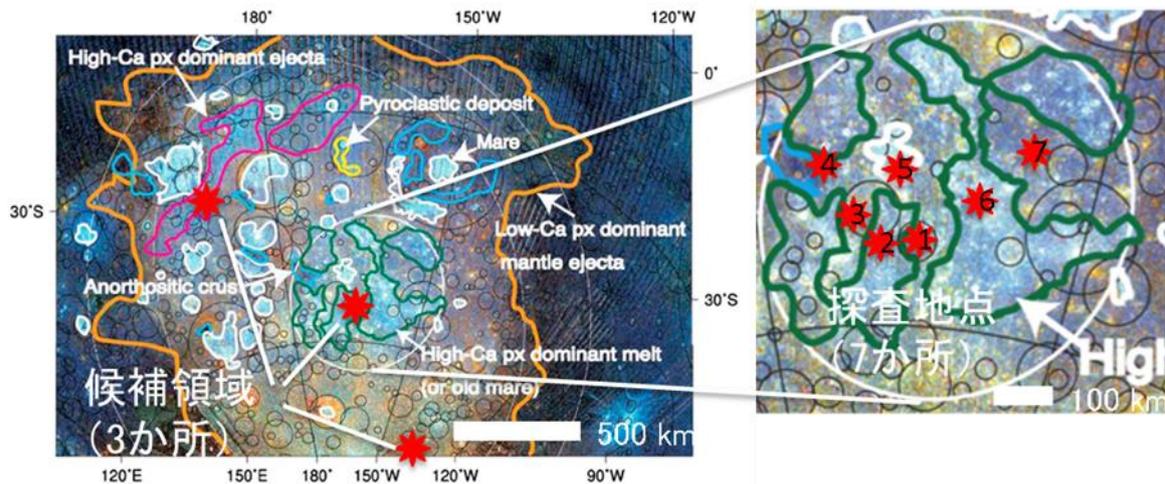


図 5.3-1 SPA の地質探査における探査地点(例)

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。地上クレ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レーが携帯する(曝露車に乗せる)ポータブルな機器のみ(ただし与圧車経路で地上との密な通信が必要。)

- ⑧ 月面クレ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か所30分～1時間程度、調査可能な箇所は最大で8か所/1日×7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、月面クレーは拠点に戻り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 x 7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 $(10 \times 20 + 20 \times 10) \times 1.2 \times 5 \times 8 / 10^3 = 20\text{GB}$ 。
・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、数カ所の環境データ(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。

- ・ 30m×30m 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

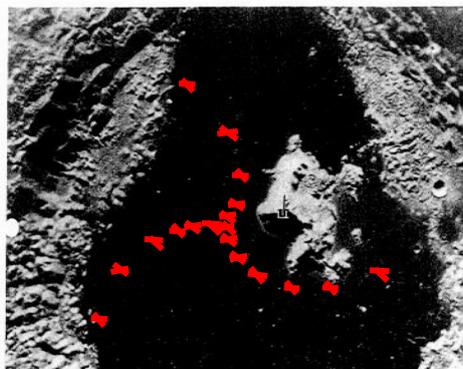


Fig. 4 One possible location for array on lunar far side within the crater Tsiolkovskiy. The circle is about 20 km diameter.

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て微調整

(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 km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 km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 kmオーダ)

曝露車で近づけない領域や、手を伸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。

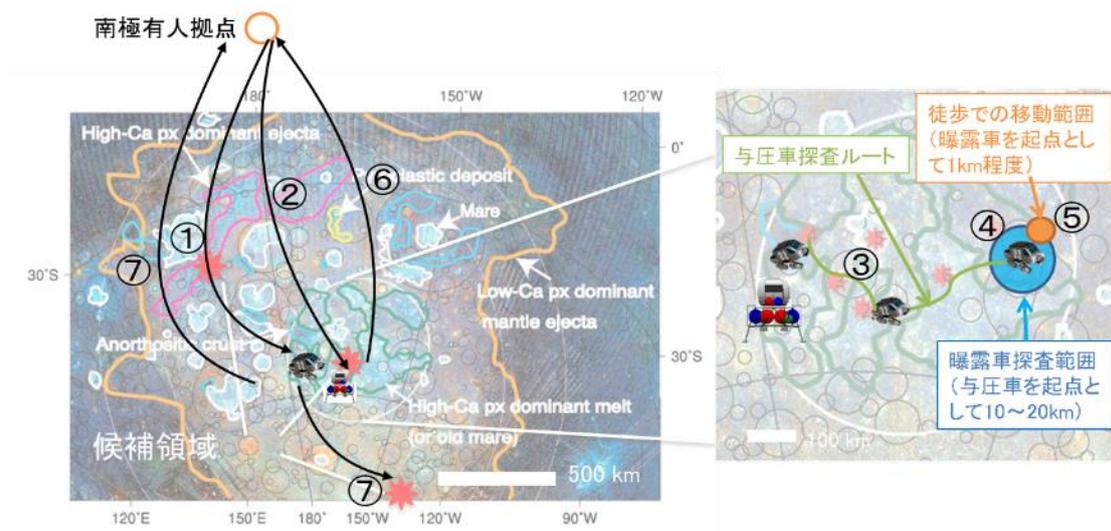


図 5.4-1 移動手段のイメージ

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)。	<ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> <li>定点観測(月震計)は 1000km 程度の間隔で設置。</li> </ul>
運用期間	<ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> <li>寿命は最長 5 年</li> </ul>	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	<ul style="list-style-type: none"> <li>2 名(緊急時 4 名)</li> <li>機材 100kg 以下(分析装置含む)</li> <li>サンプル。</li> <li>曝露車 1~2 台</li> </ul>	

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	<ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> <li>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。</li> <li>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。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>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)。</li> <li>定員 2 人(緊急時 4 人)</li> <li>機動性の観点から複数サイズの併用もあり得る。</li> </ul>
走行距離	<ul style="list-style-type: none"> <li>移動範囲は与圧車から数十 km。</li> <li>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。)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>移動範囲は拠点から 1000km。</li> <li>1 日の有人での走行時間は最大 16 時間。</li> <li>1 回の満充電で 200km 程度。</li> </ul>
走行系	<ul style="list-style-type: none"> <li>平均斜度 15 度、最大斜度 25 度</li> <li>平均速度 7km/hr、最大 15km/hr</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>比較的平坦な場所(平均斜度 10 度程度)を走行</li> <li>速度</li> <li>有人:最大 20~30km/hr</li> <li>無人(夜間):最大 5~6km/hr</li> </ul>

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4km <sup>2</sup> (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	〇年ごとに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。

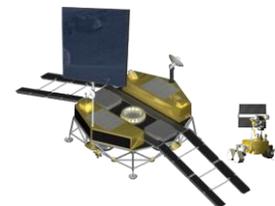
表 5.5-3 本検討における探査フェーズの整理

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に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。

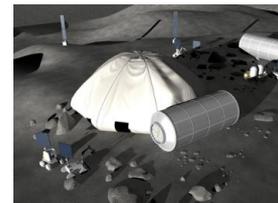
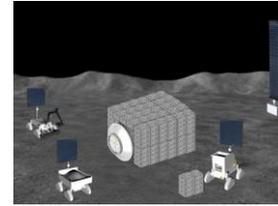


##### <2020年代後半:利用実証>

- 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)



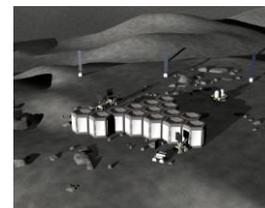
<2030 年代後半:有人長期滞在>

- (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

	ISEGG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。

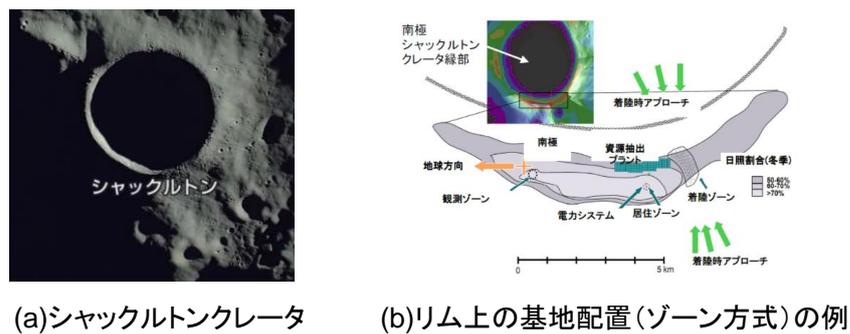


図 5.5-1 想定する建設場所と配置方式

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。

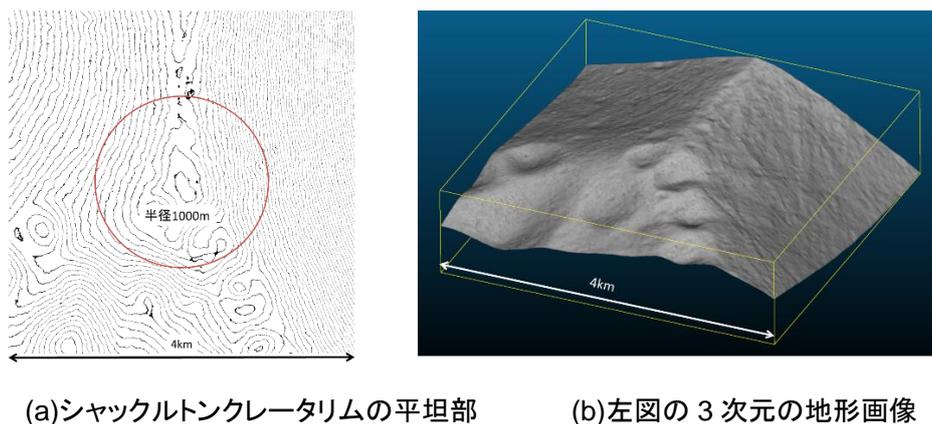


図 5.5-2 建設場所の具体例と配置案

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面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。

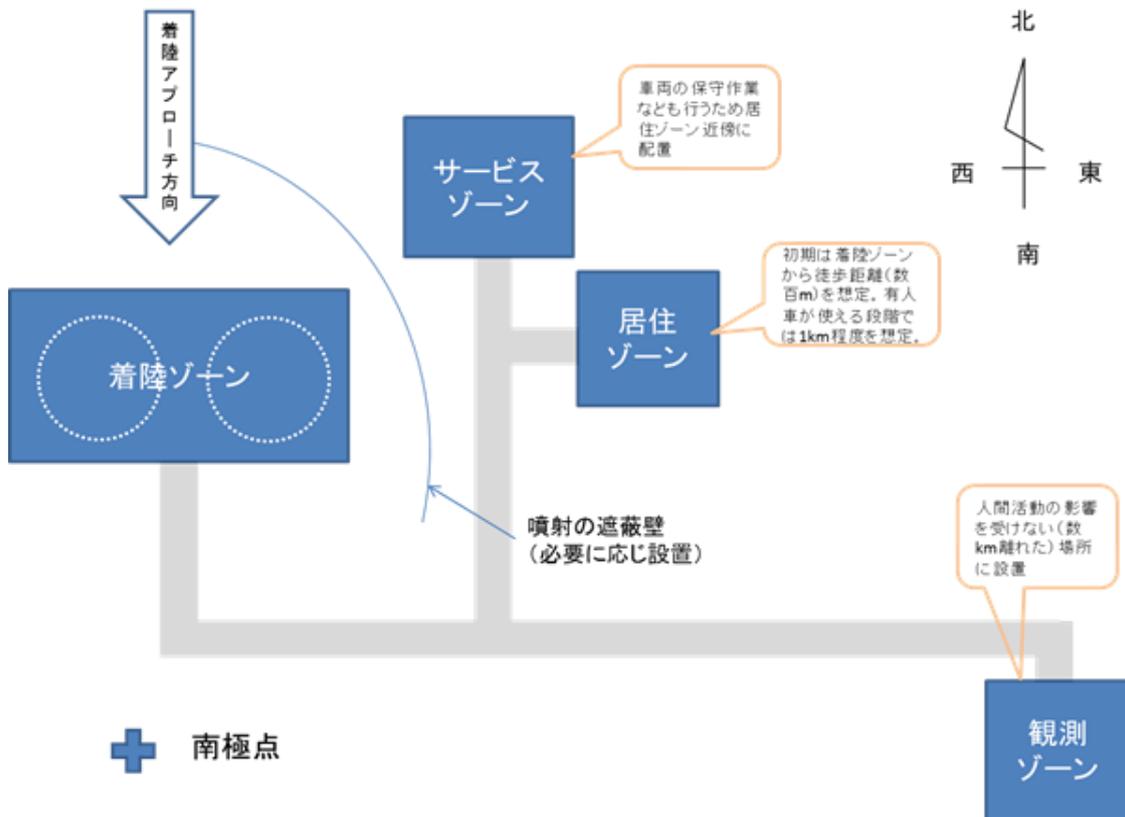


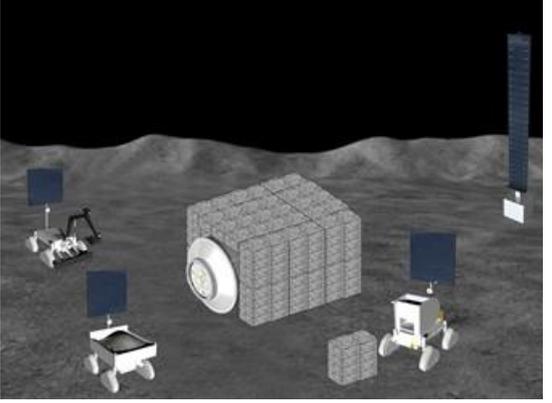
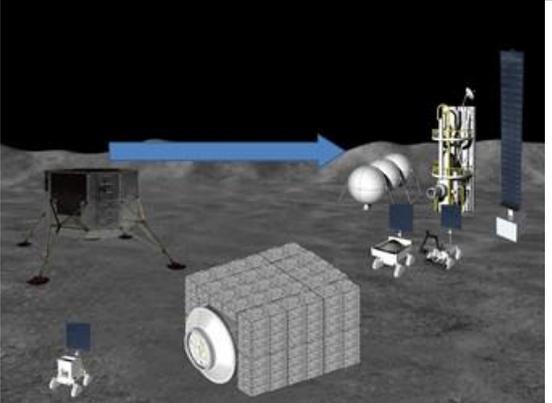
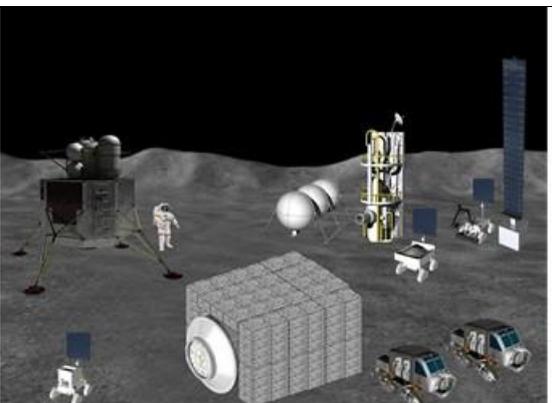
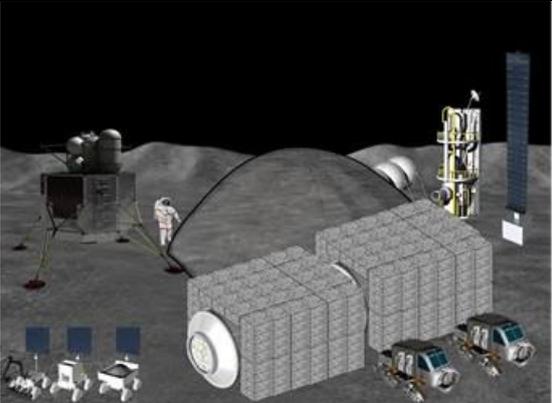
図 5.5-3 ゾーン配置案(月の南極の場合)

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。)	

	<ul style="list-style-type: none"> <li>・居住モジュールの設置、遮蔽作業の開始</li> </ul>	
FY2033	<p>拠点構築ミッション4</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・資源プラント輸送</li> <li>・資源プラント稼働開始(運搬作業等には建設機械を共用)</li> </ul>	
FY2034	<p>有人滞在ミッション1</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・居住モジュール完成。</li> <li>・長期滞在開始(6か月)。</li> <li>・拠点拡張開始。</li> </ul> <p>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。</p>	
FY2035 ～	<p>有人滞在ミッション2</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・有人長期滞在開始(500日)。</li> </ul> <p>燃料製造が定常化しホッパーの利用が可能となる。</p>	

### 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、地上で既の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、人間が直接の作業員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。

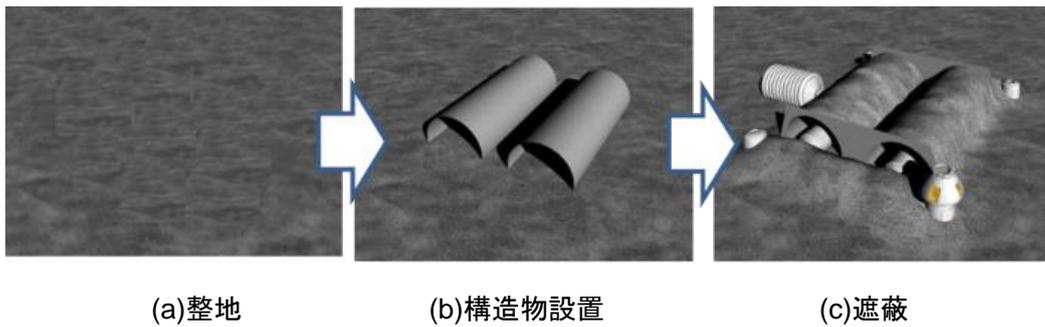


図 5.5-4 施工手順の例

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。

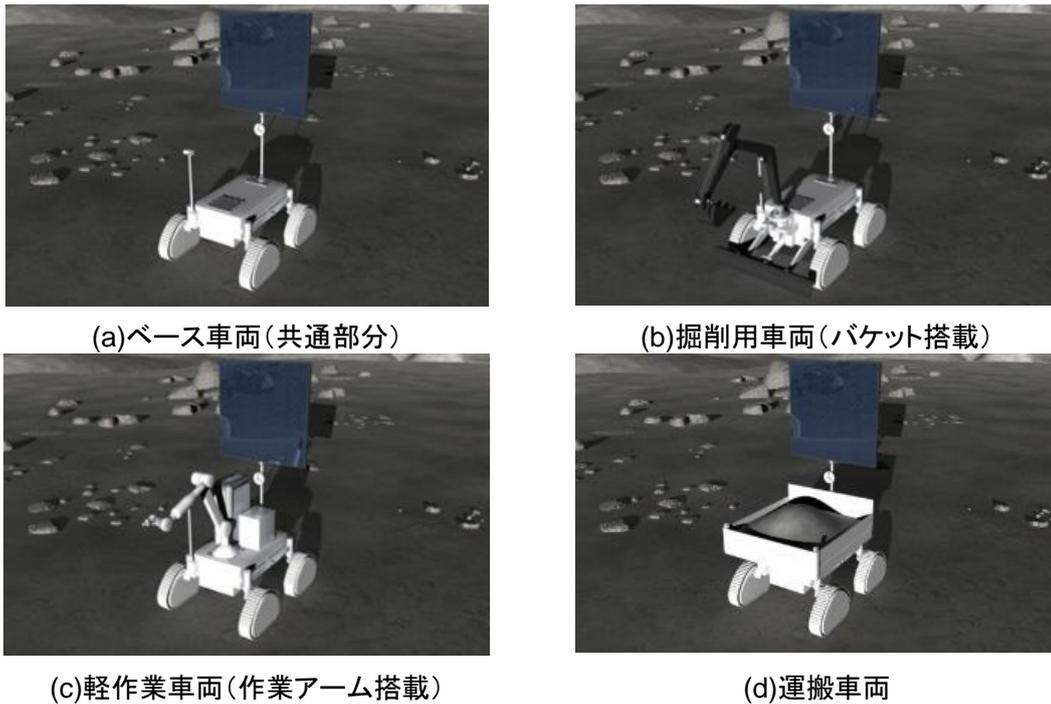


図 5.5-5 ベース部分を共通化した多目的月面車両

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

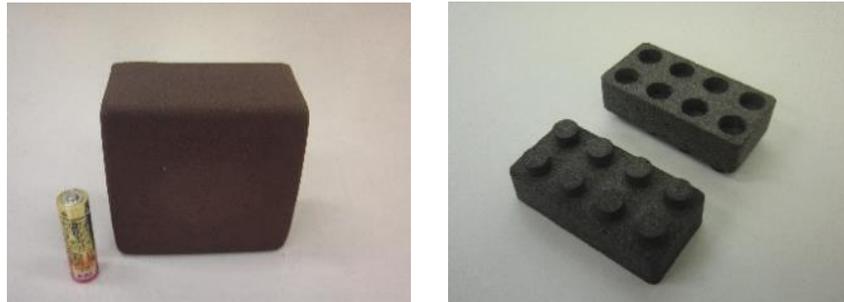
前2項の課題は比較的環境の違いへの依存度が少ない課題であるが、実際の施工では、地上との環境の違いを考慮すべき作業がある。そのうち、初期の土木作業に必要なと思われる締固め手法と地盤調査方法について検討を開始している。

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の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る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. 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きれず、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き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、地形変化も含めたり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。

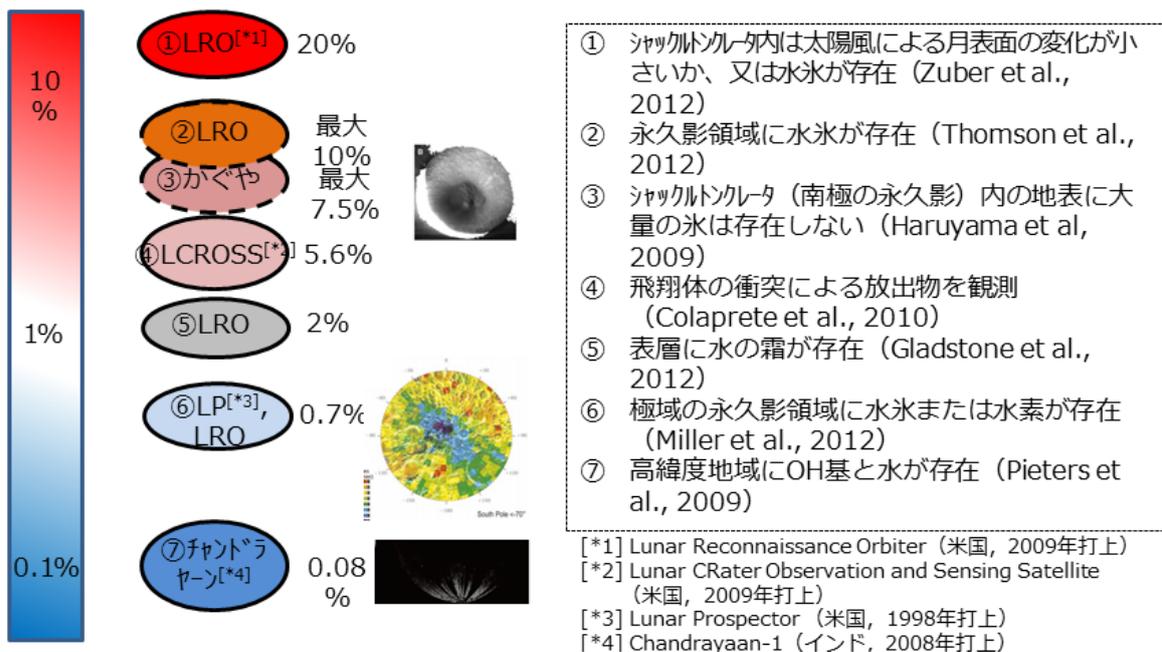


図 6.1-1 月南極域の水氷の質量比率(推定値)

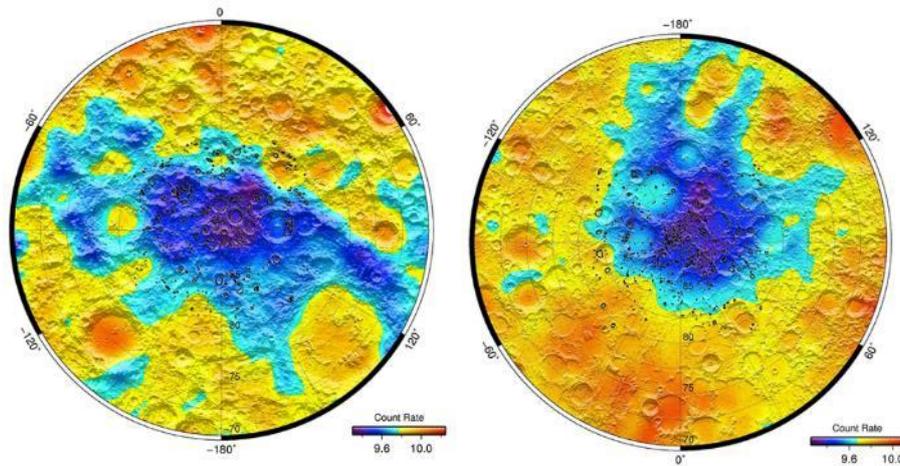


図 6.1-2 月極域の中性子分光(熱外中性子)観測データ  
(左:南極、右:北極. カウント数が少ないほど水素が多い. Litvak et al., 2012)

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。

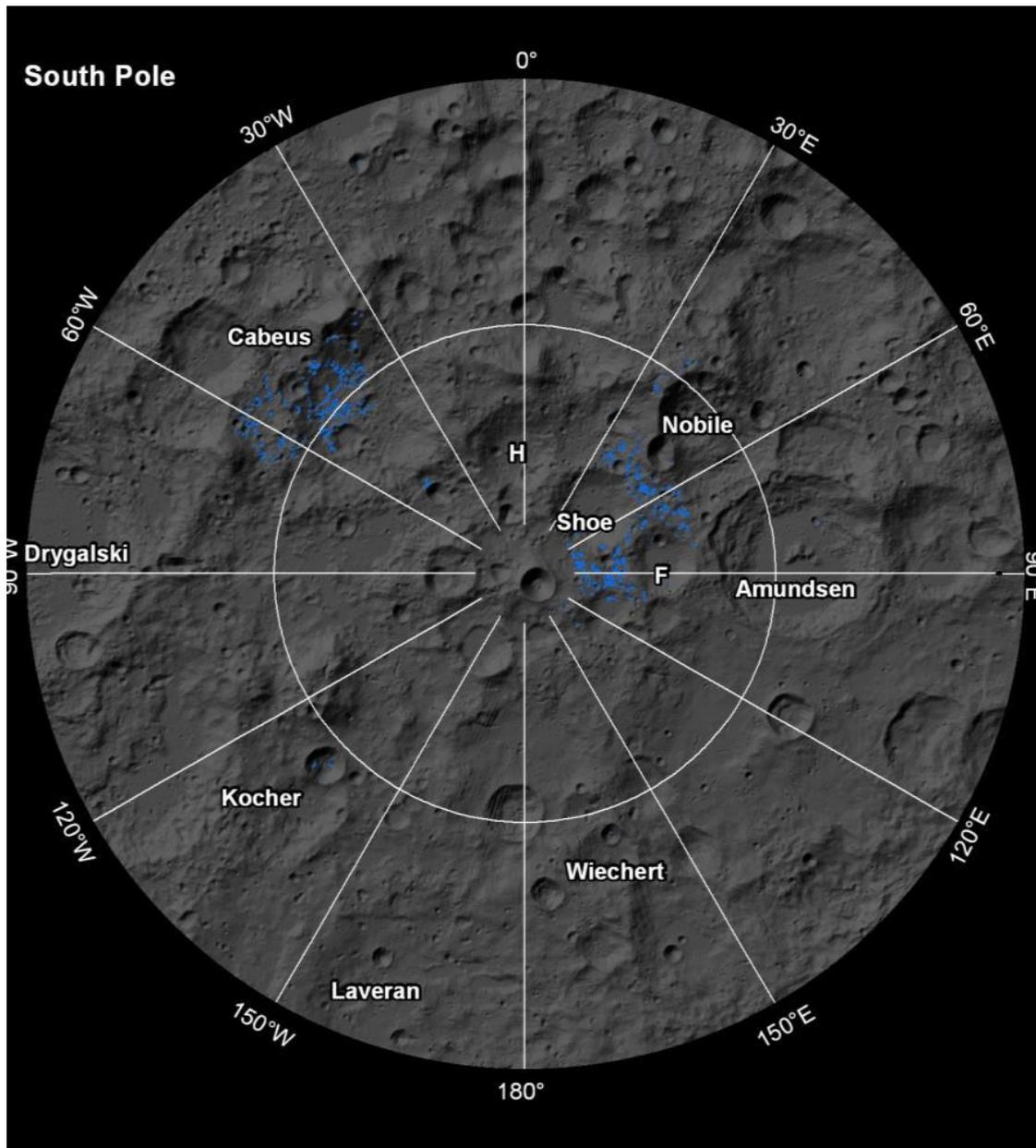


図 6.1-3 複数条件を満足する探査候補領域(南極)

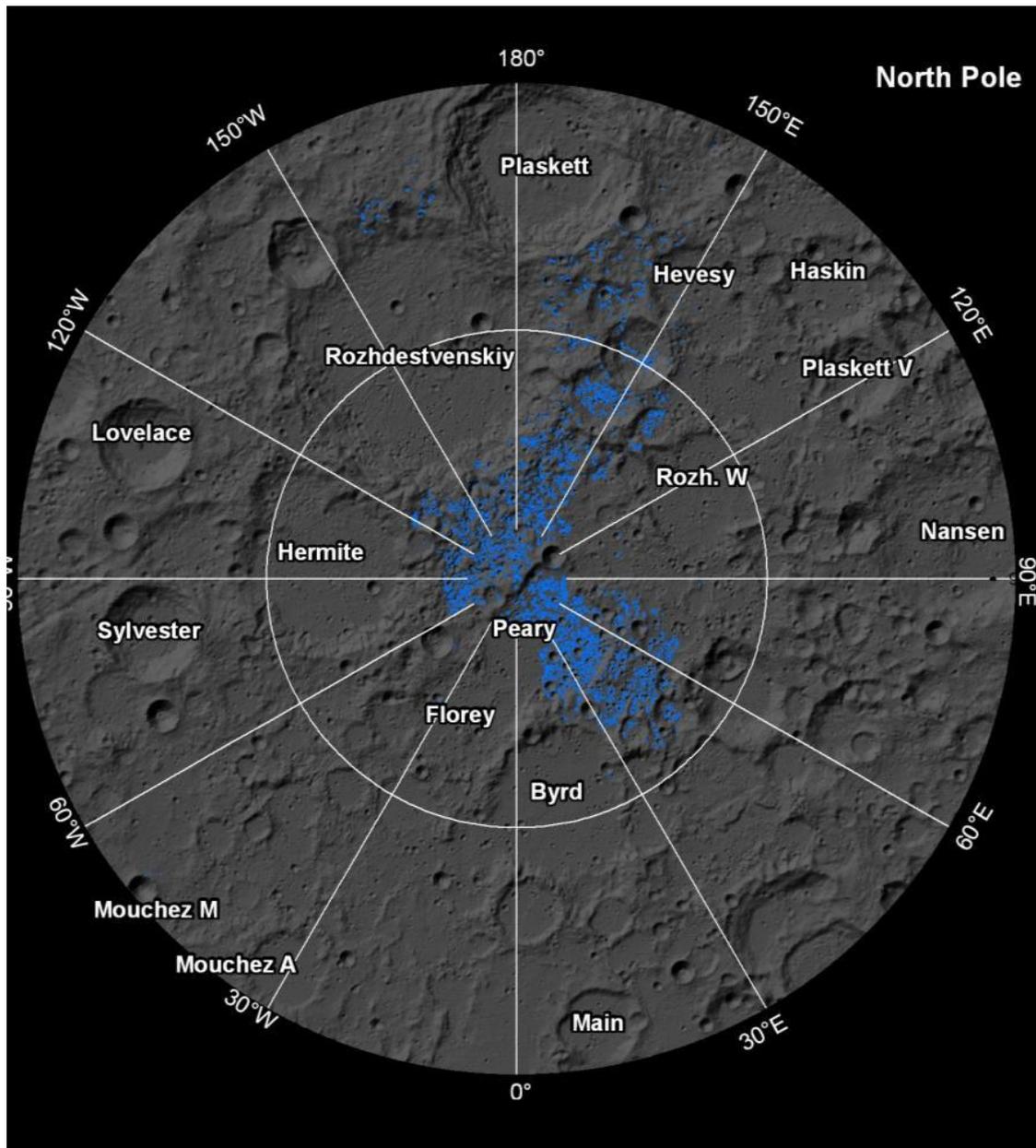


図 6.1-4 複数条件を満足する探査候補領域(北極)

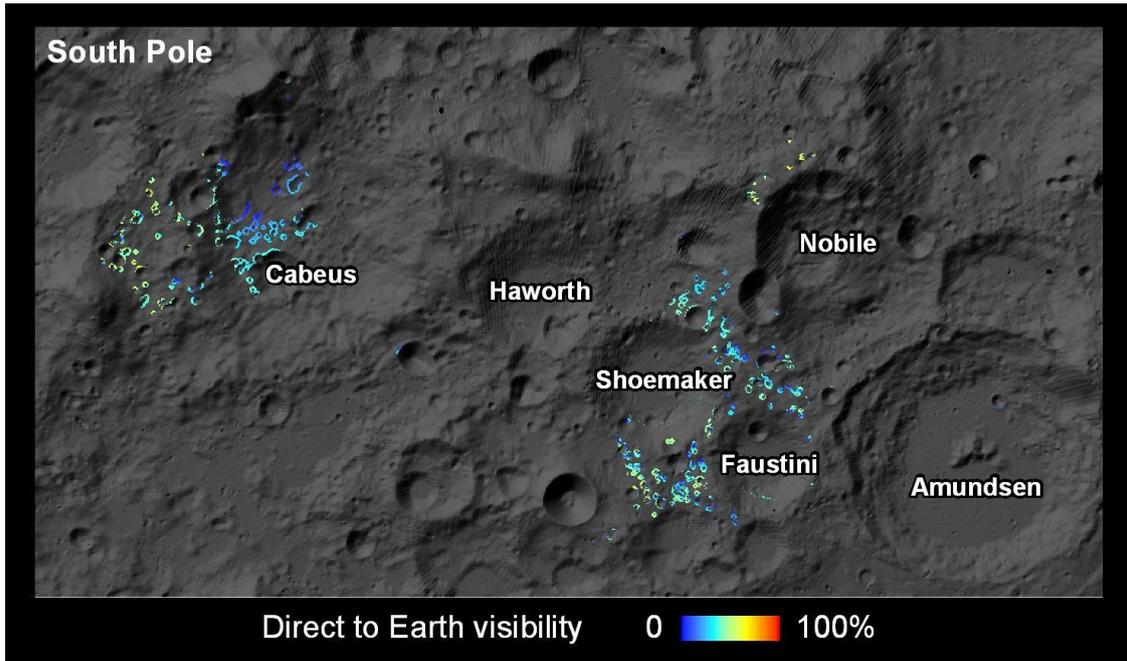


図 6.1-5 探査候補領域(南極)における通信可視性

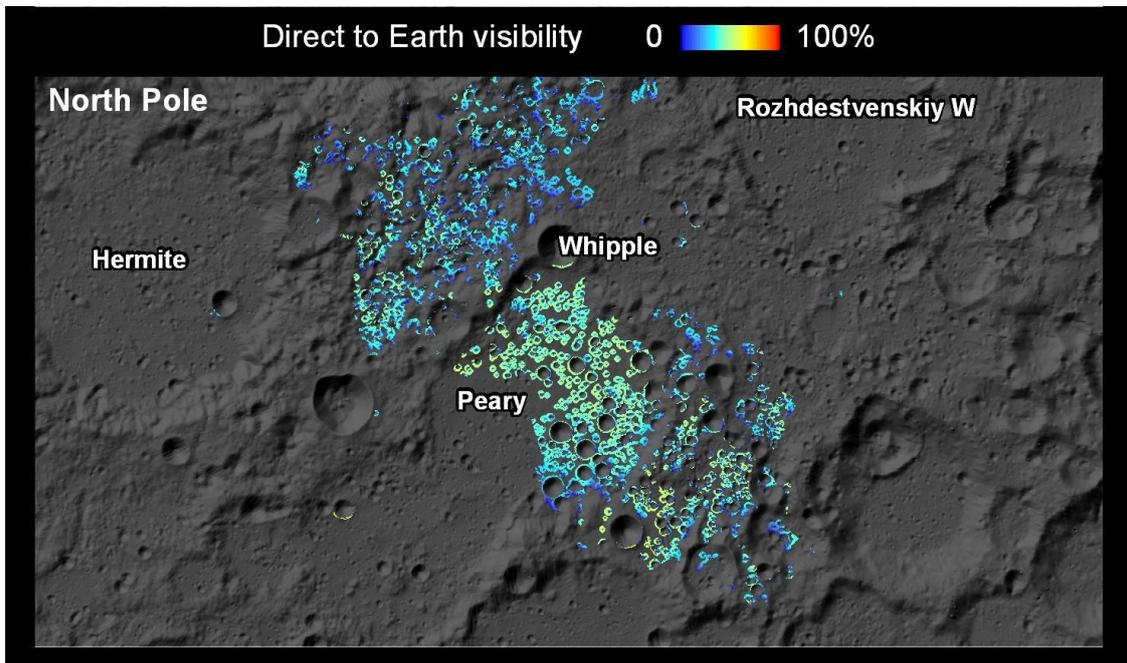


図 6.1-6 探査候補領域(北極)における通信可視性

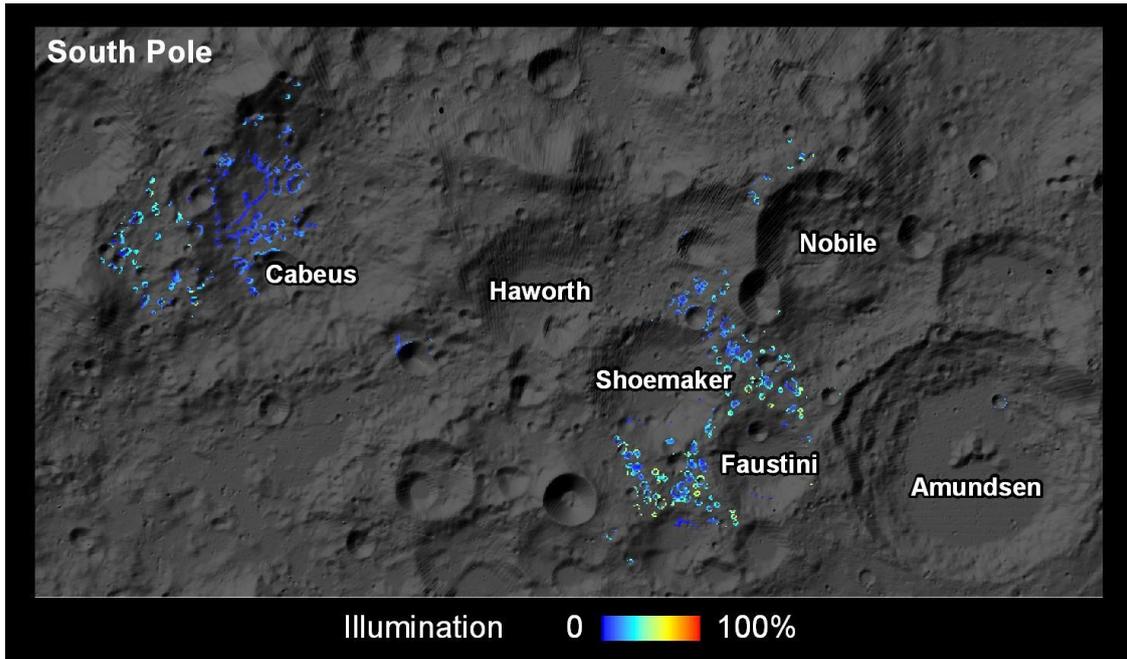


図 6.1-7 探査候補領域(南極)における1ヶ月間の日照率

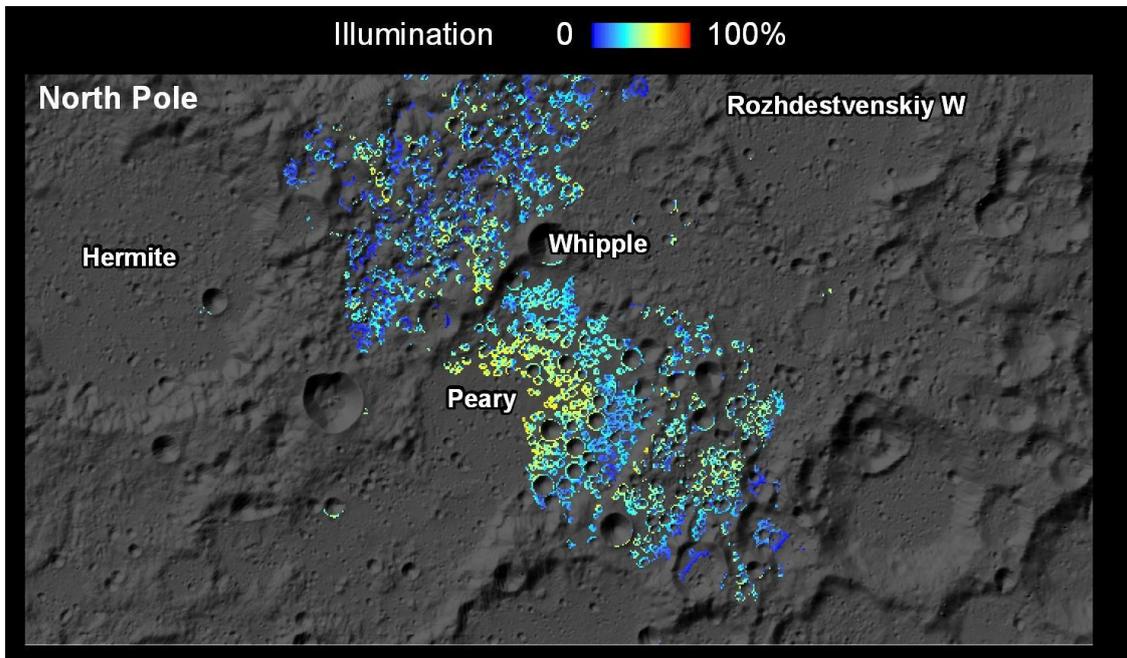


図 6.1-8 探査候補領域(北極)における1ヶ月間の日照率

## 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 Chandrayaan 1、米国 (NASA) Lunar Prospector、Lunar Reconnaissance Orbiter 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。

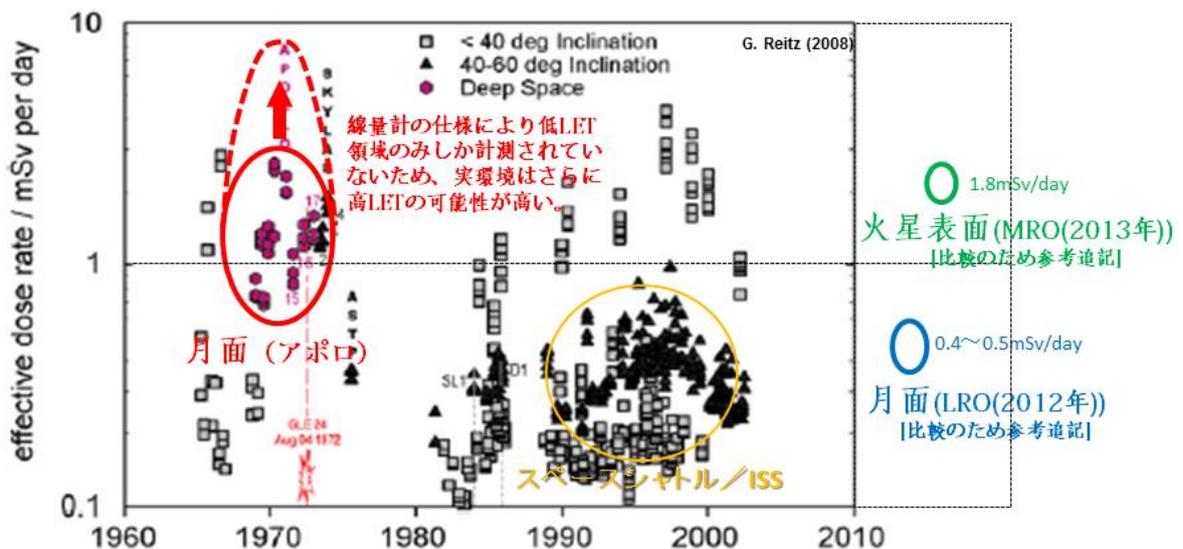


図 6.1-9 これまでの宇宙放射線計測データ

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  $20\mu\text{m}$  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	涙嚢	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	慢性咽喉痛	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
			慢性炎症	1	2	2
		肺胞	塵肺	0	2	0
			肺がん	0	2	0
			胸膜炎	1	2	2
		胸膜	胸膜ブランク	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。

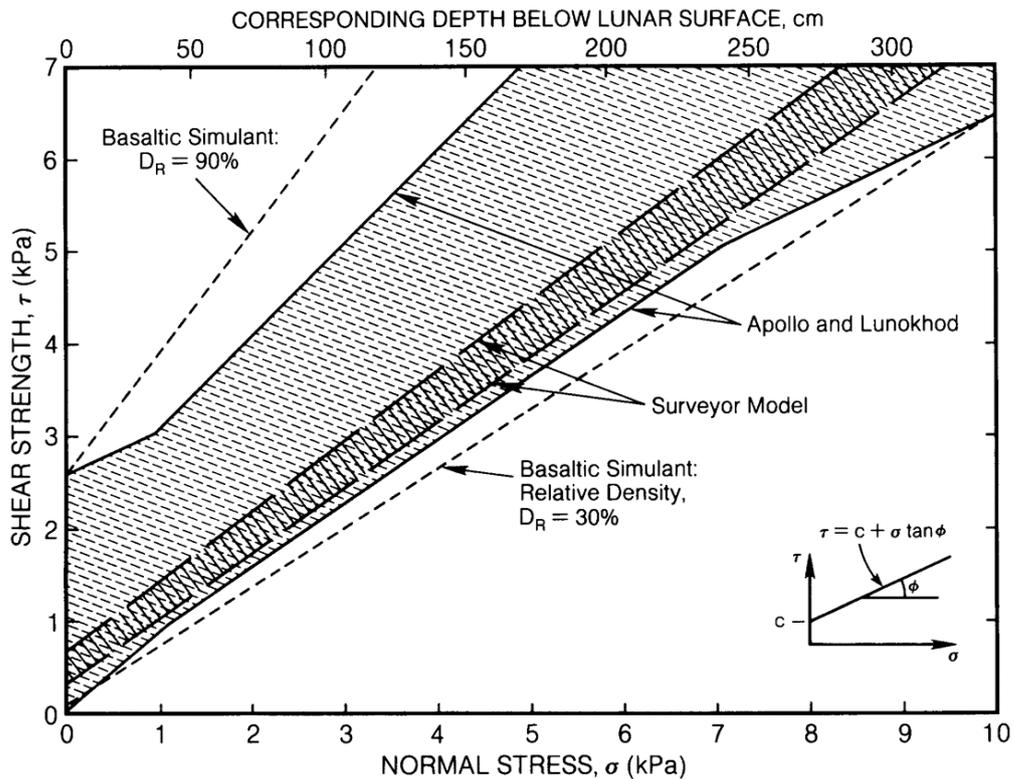


図 6.1-10 Apollo 計画等で取得されたレゴリス機械特性データ  
(Lunar Sourcebook より引用)

### 6.1.5. レゴリスによる汚染

着陸時のスラスト噴射でのレゴリス巻き上がり、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](http://www.nasa.gov/images/content/327385main_dustcoveredastronaut.jpg))

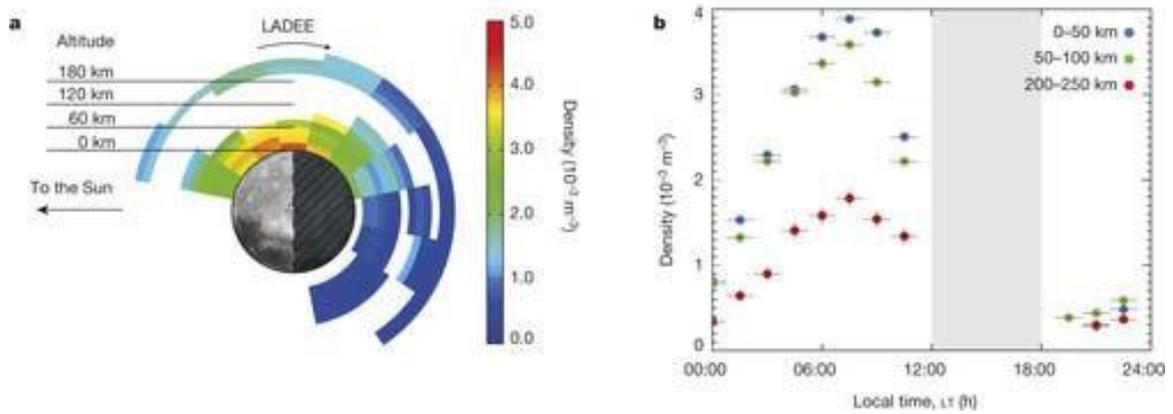


図 6.1-12 LADEE による >0.3 μm ダストの密度分布  
(Horányi et. al、2015)

### 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。

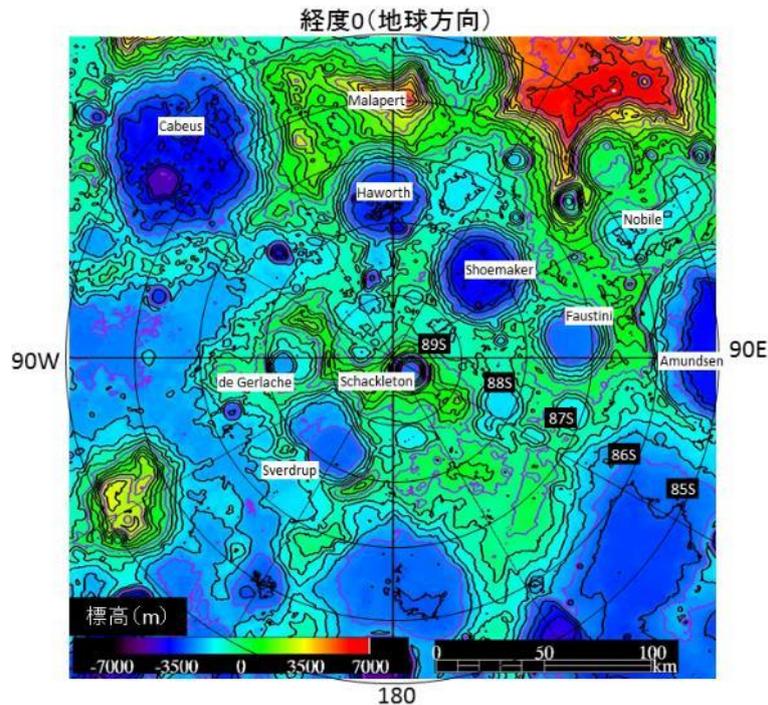


図 6.1-13 月南極域の地形データ(JAXA 作成)

### 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。

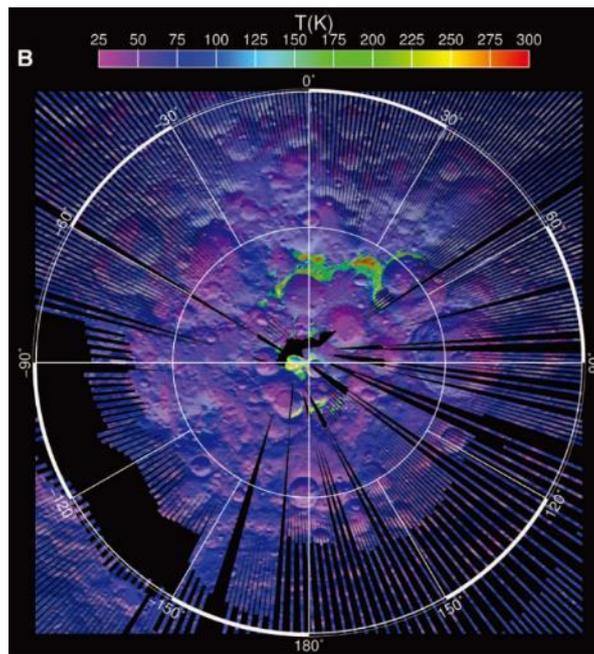


図 6.1-14 月南極域の月面上時刻 24 時近辺の温度分布  
(Science、2010、Vol 330 より引用)

#### 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。

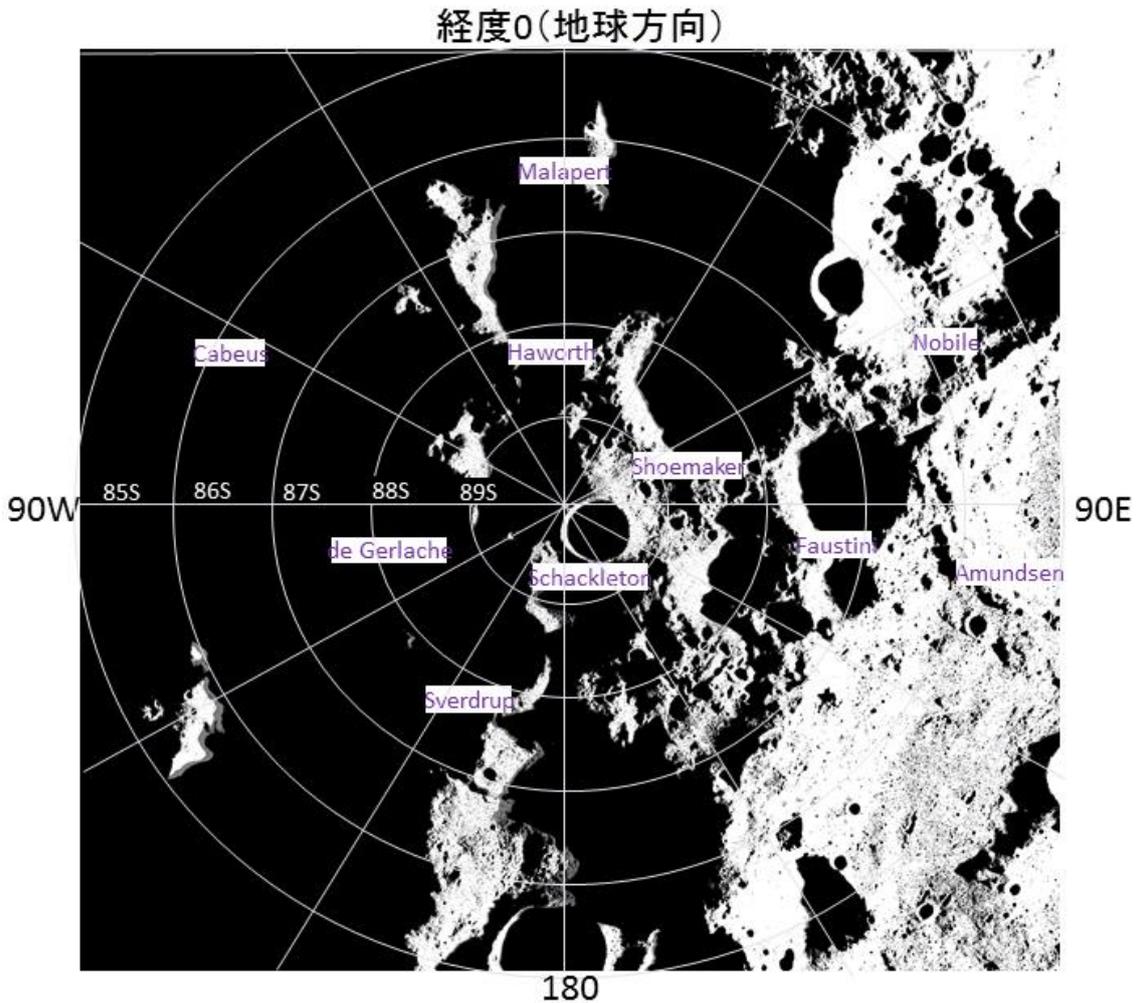


図 6.1-15 月南極域の地形データを用いた 2020/4/30 00:00:00 における日照・日陰分布シミュレーション結果(JAXA 作成)

#### 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。

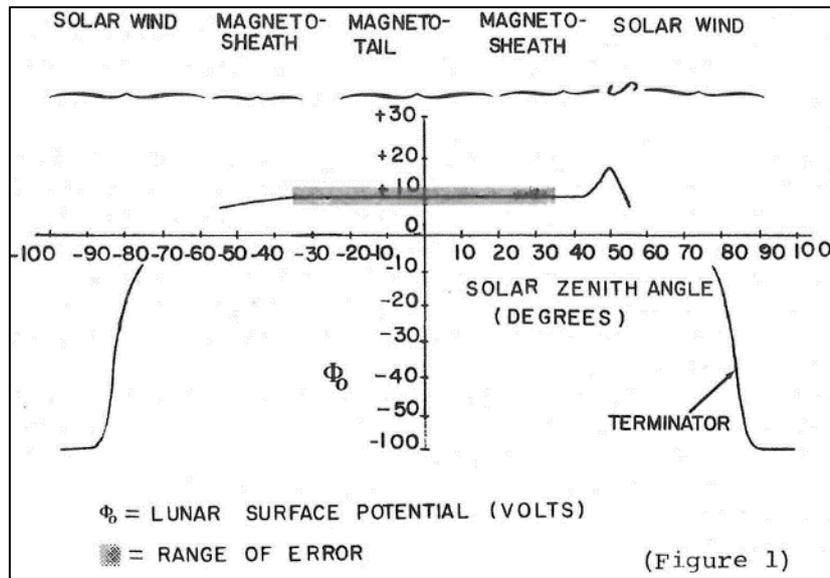


図 6.1-16 Apollo 計画で測定された月面の電位変化  
(Lunar Interactions、1974 より引用)

#### 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。

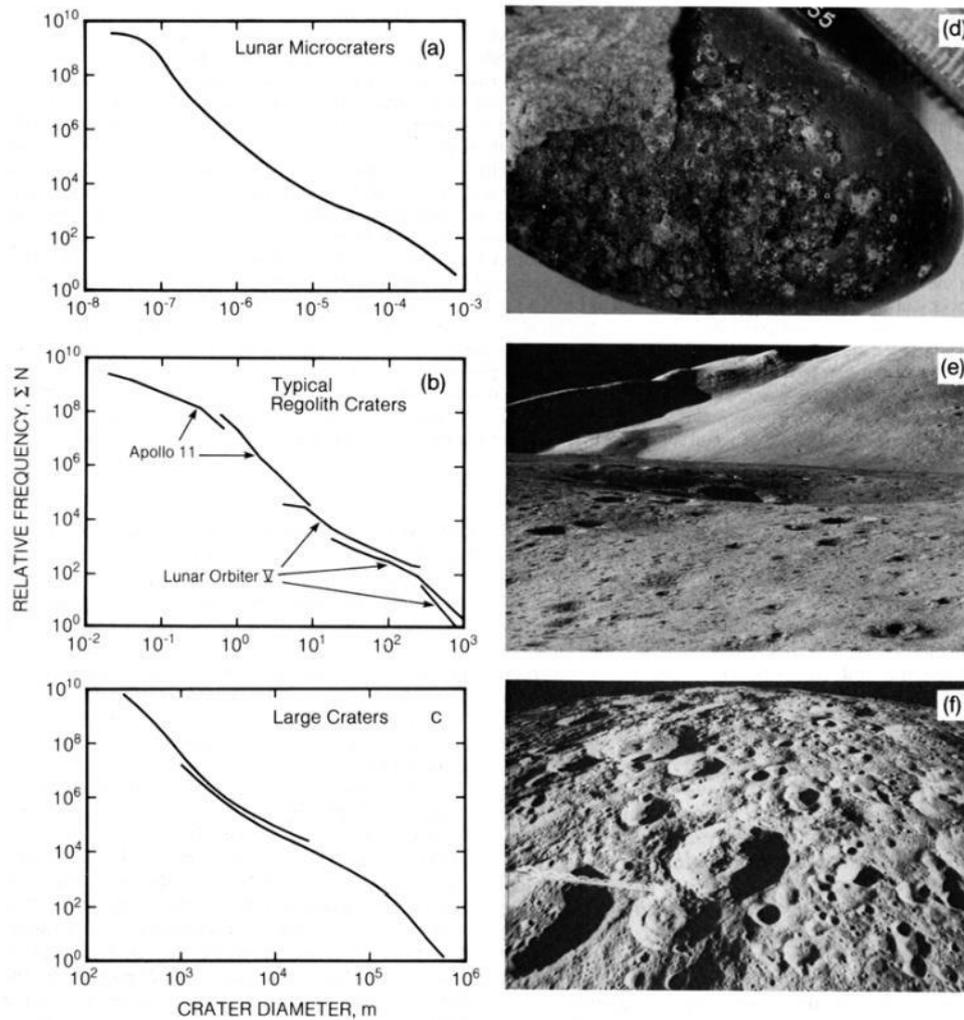


図 6.1-17 石衝突による月面のクレータサイズ分布(Lunar Sourcebook より引用)

### 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。

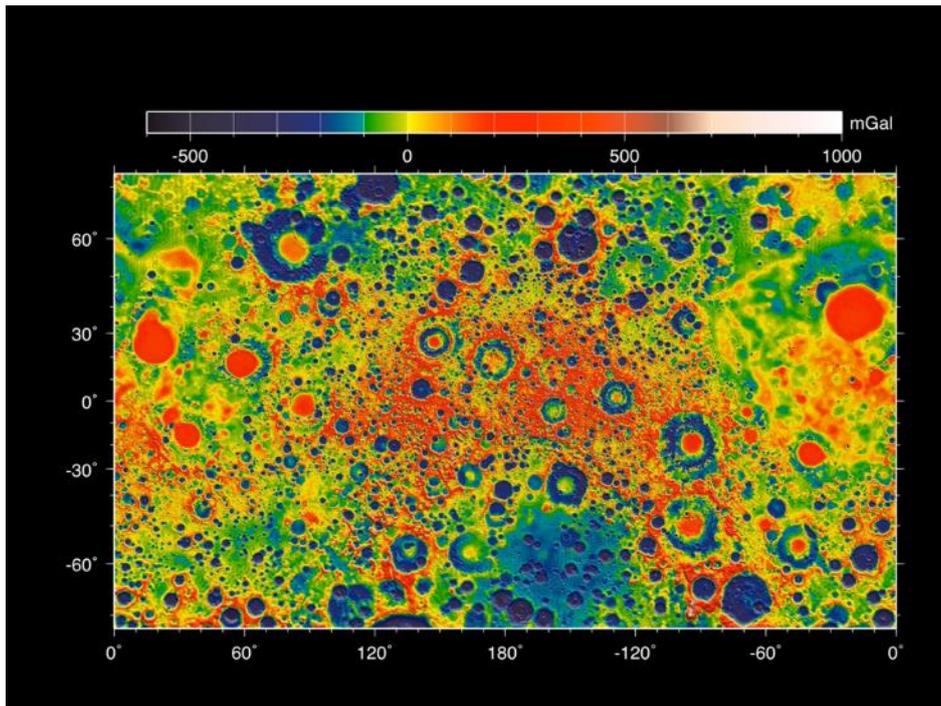


図 6.1-18 月周回機 GRAIL で計測された重力場分布

([http://www.nasa.gov/images/content/711354main\\_Zuber-3-pia16587\\_full.jpg](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ル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	・着陸時スラスト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。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<sup>1</sup>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。

---

<sup>1</sup> 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。	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Mars-GRAMにて解析可能</li> <li>➢ 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。</li> <li>➢ 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。</li> <li>➢ 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。</li> </ul>
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ΔV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	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Mars-GRAMにて解析可能</li> <li>➢ 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。</li> <li>➢ データ点数は粗く、内挿補完による</li> <li>• MAVENにより観測実施中。</li> <li>• (Global) Dust stormの発生メカニズムは解明されていない。</li> </ul>
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。	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Mars-GRAMでは解析不可</li> <li>• 現状でのデータ取得の実績は以下</li> <li>➢ はやぶさカプセル実証</li> <li>➢ アークヒータによる試験</li> </ul>

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<sup>2</sup>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、高層大気の世界温度場、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、MAVEN<sup>3</sup>により、ダスト、高層大気の世界温度場、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。

<sup>2</sup> [http://www.nasa.gov/mission\\_pages/msl/news/msl20120611.html](http://www.nasa.gov/mission_pages/msl/news/msl20120611.html)

<sup>3</sup> Mars Atmosphere and Volatile Evolution

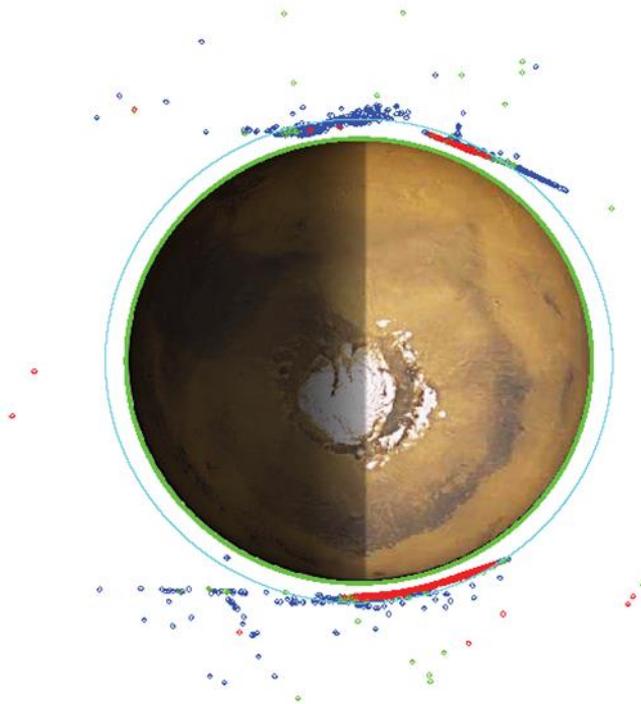


図 6.2-1 MAVEN(LPW<sup>4</sup>)による高層大気中のダストの観測点数の例<sup>5</sup>

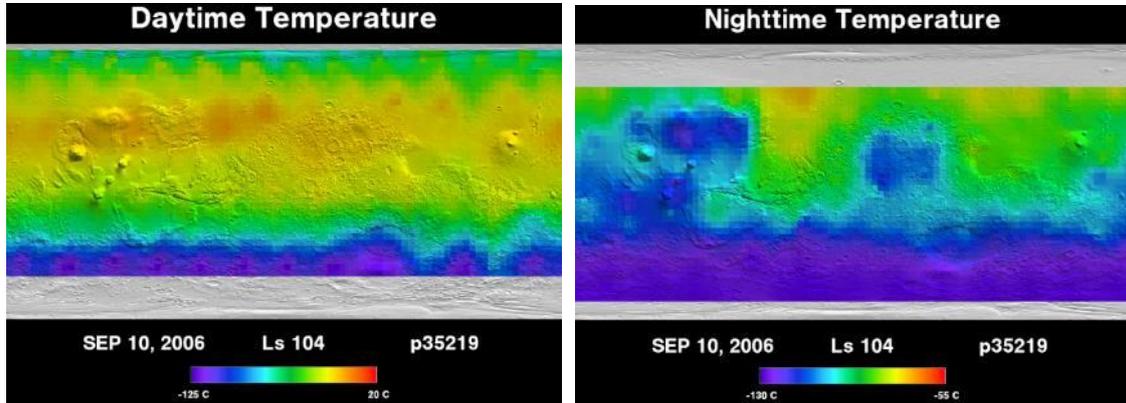


図 6.2-2 MGS による日中、夜間の大気温度の観測例

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

<sup>4</sup> Langmuir Probe and Waves

<sup>5</sup> <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。

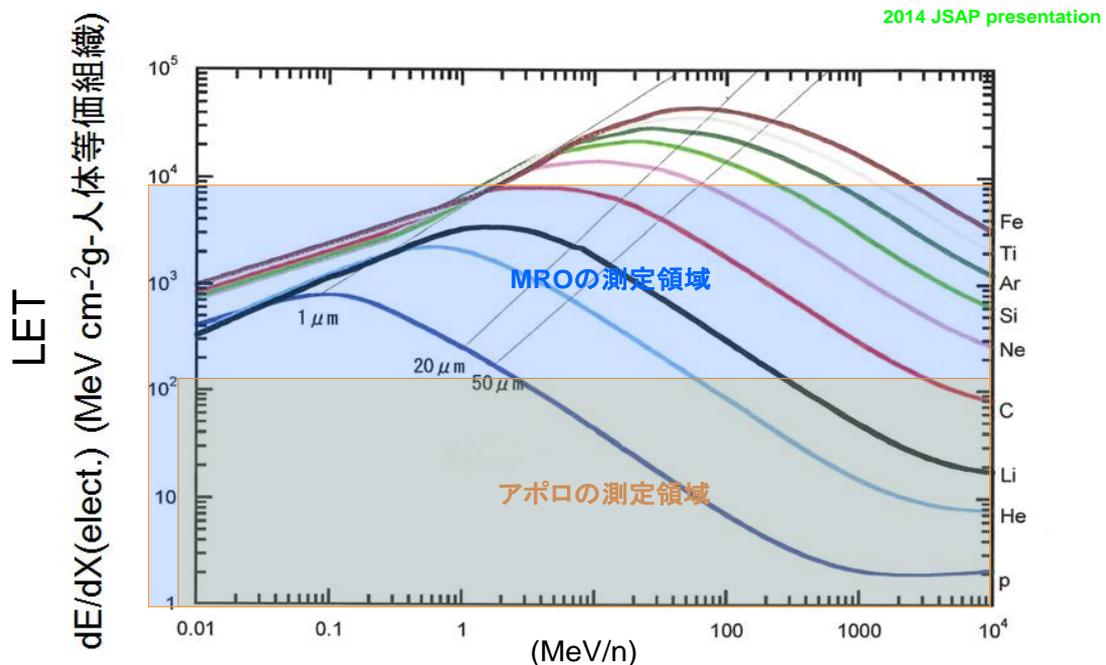


図 6.2-3 核子あたりのエネルギーと LET の相関<sup>6</sup>

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  $662 \pm 108$  mSv 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<sup>7</sup> [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

<sup>6</sup> 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。

<sup>7</sup> 参考: 職業被曝限度では、50 mSv/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。

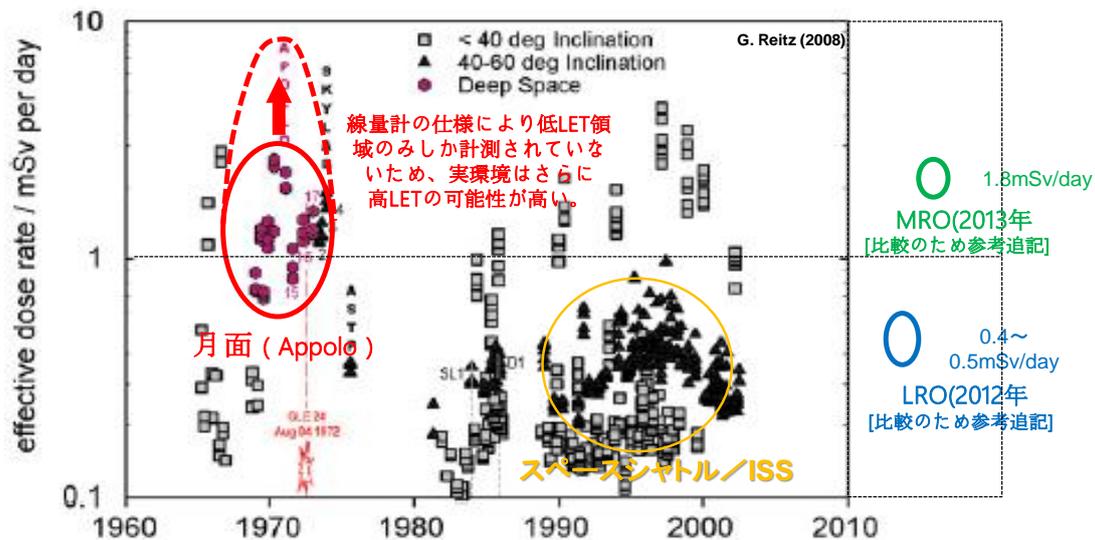


図 6.2-4 これまでの宇宙放射線計測データ

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<sup>8</sup>。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 にカテゴリ化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]。

---

<sup>8</sup> [https://cosparhq.cnes.fr/sites/default/files/ppp\\_article\\_linked\\_to\\_ppp\\_webpage.pdf](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 <sup>9</sup>
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 $5 \times 10^5$ spores <sup>10</sup> 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 $3 \times 10^5$ 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

<sup>9</sup> 火星探査に特化する要求概要を示す。<sup>10</sup> 80°C/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  $1.65 \times 10^{-6}$  個/km<sup>2</sup> 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]) より桁のオーダーで少ない。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<sup>11</sup> による観測結果、■は MGS による観測結果を示す。○(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。

---

<sup>11</sup> Context Camera

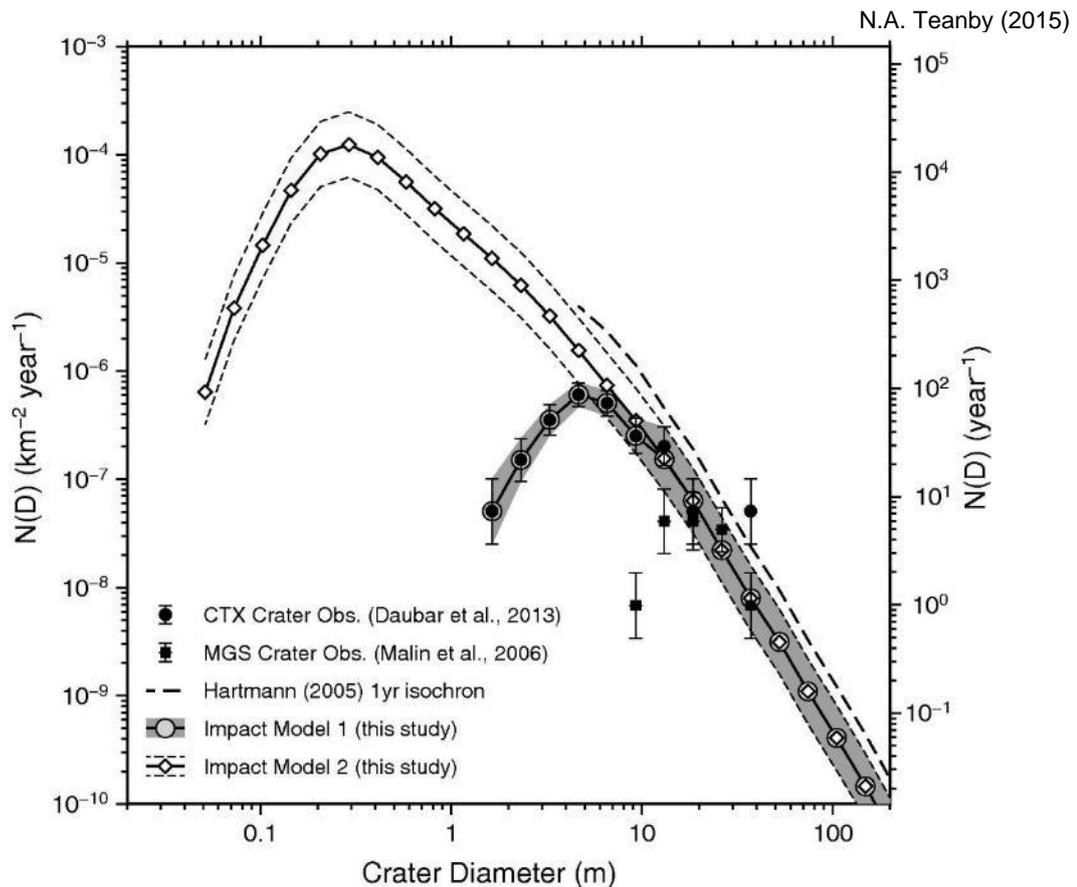


図 6.2-5 クレータ生成率の観測事例と2つのモデル

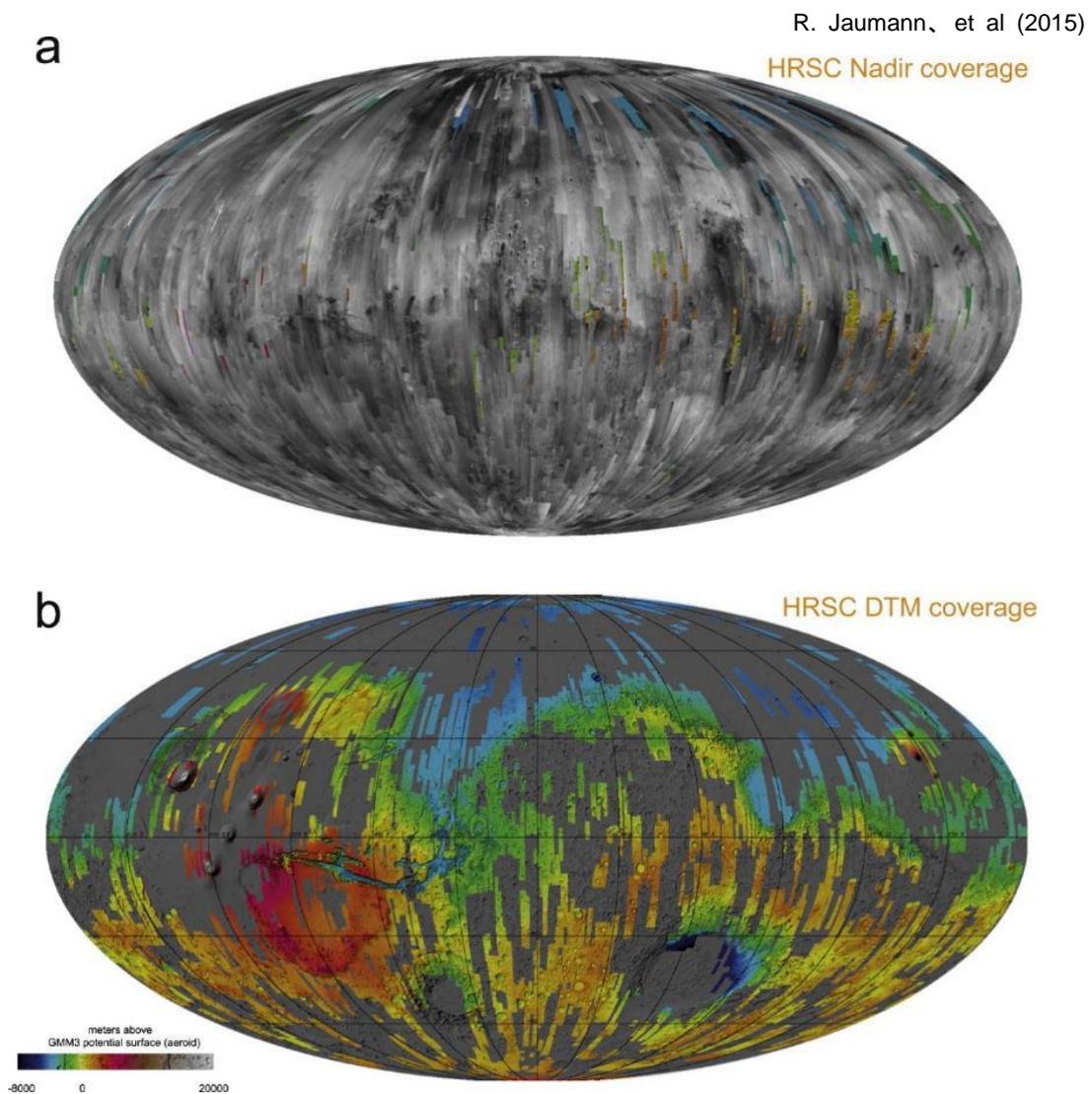
図 6.2-5 に示すように、クレータの出現数から得られた結果では、観測結果に対して風化作用を考慮したモデルでは相違が発生する。また、火星の公転軌道上に存在する隕石の分布（アステロイド・ベルト）にも影響を受けると考えられるが、これまでの観測結果ではその影響を説明することができていない。

本件については、2016年に打ち上げが予定されている InSight<sup>12</sup> 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。

<sup>12</sup> 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<sup>14</sup>: 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<sup>15</sup>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 による火星全球の地形図の例を示す。



(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

<sup>13</sup> High Resolution Stereo Camera

<sup>14</sup> Digital Terrain Model

<sup>15</sup> Mars Orbiter Laser Altimeter

David E., et al. (1999)

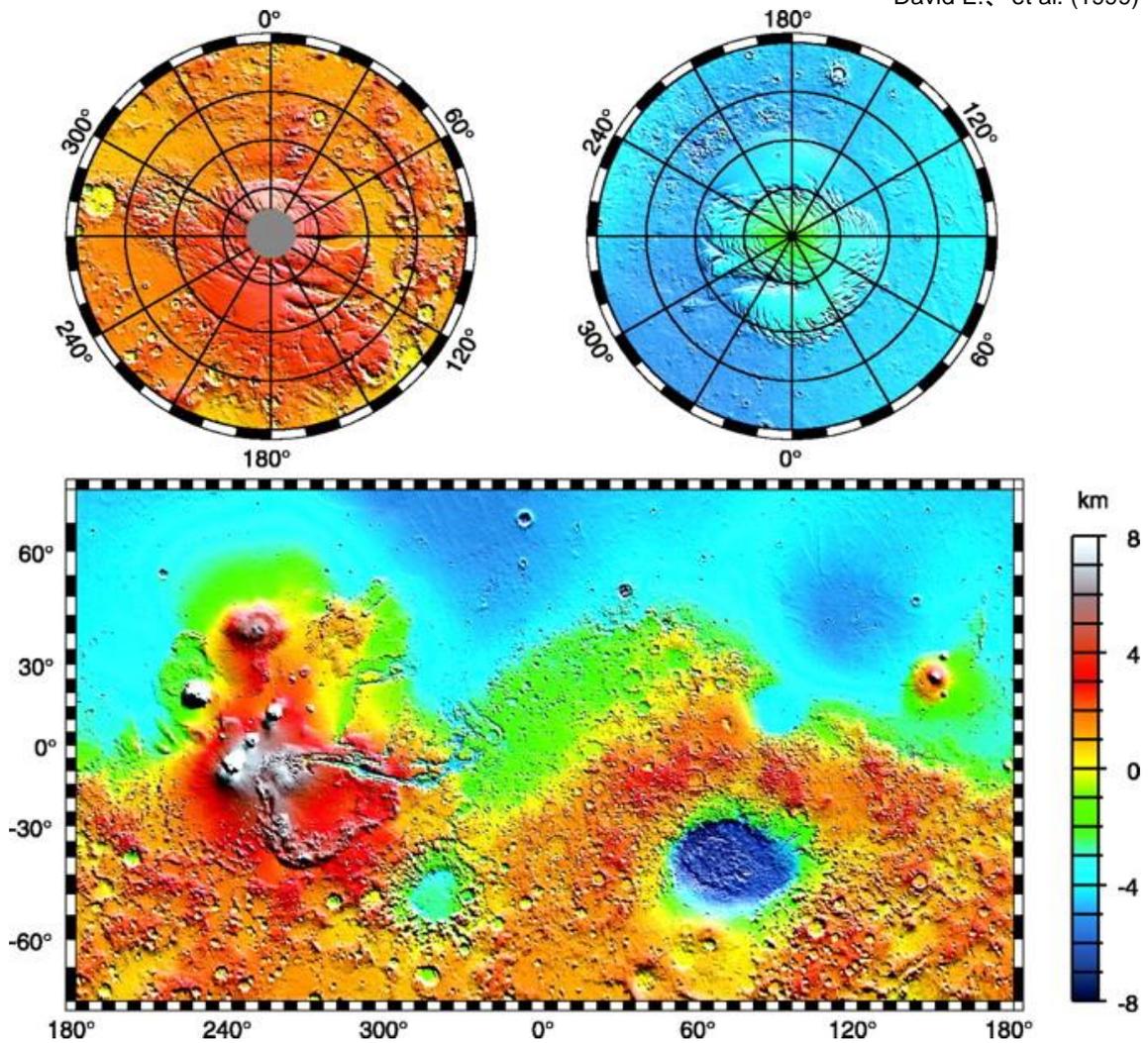
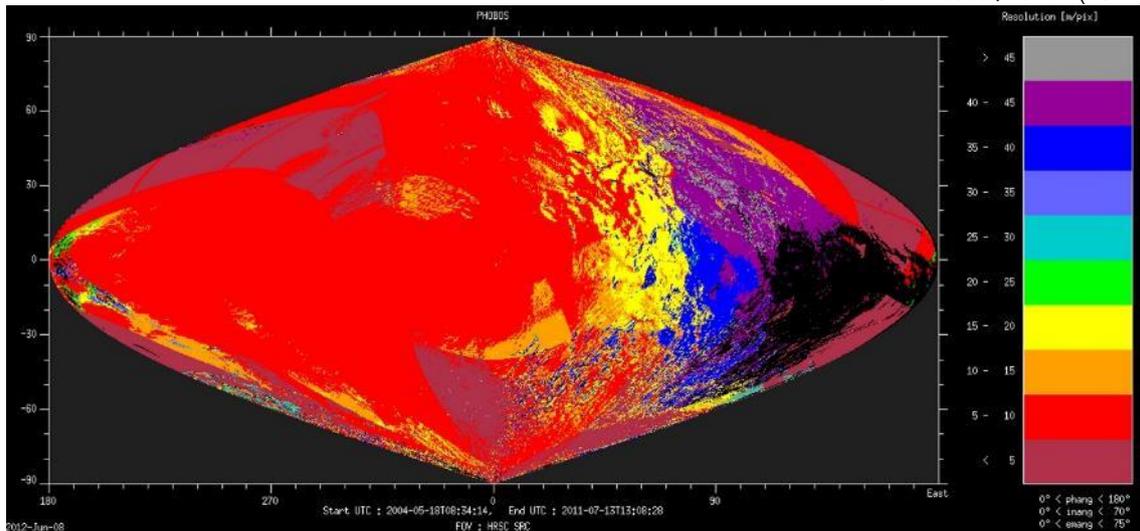


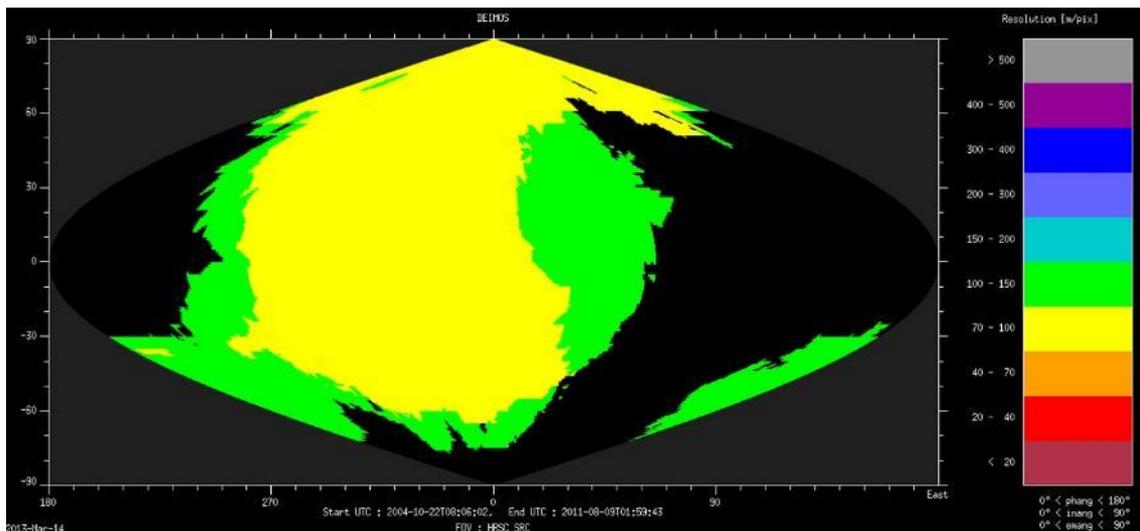
図 6.2-7 MSG MOLA による火星全球の地形図の例

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<sup>16</sup>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。

<sup>16</sup> 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 <sub>2</sub>	43	43	44	34.5	43.5
Fe <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	18.5	17.8	16.5	12.4	15.6
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	7.3	7	7.5	18.5	23.3
SO <sub>3</sub>	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. Mantovani<sup>1</sup>, 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]。シミュラントでは、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°C 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]。

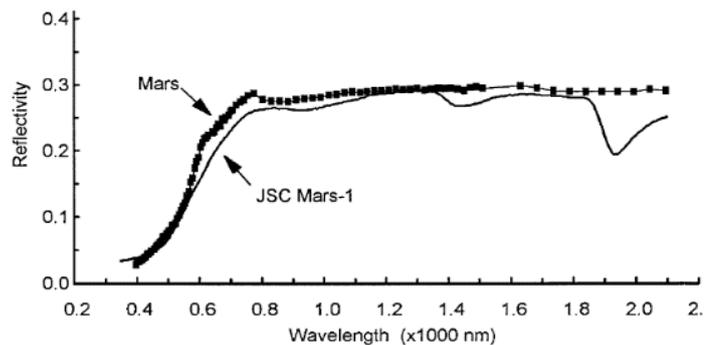


図 6.2-9 VIS/NIR 反射率スペクトラム特性

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 (MGM2011<sup>17</sup>)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 MRTM85<sup>18</sup> ニュートンフォワードモデルによる重力分布である。

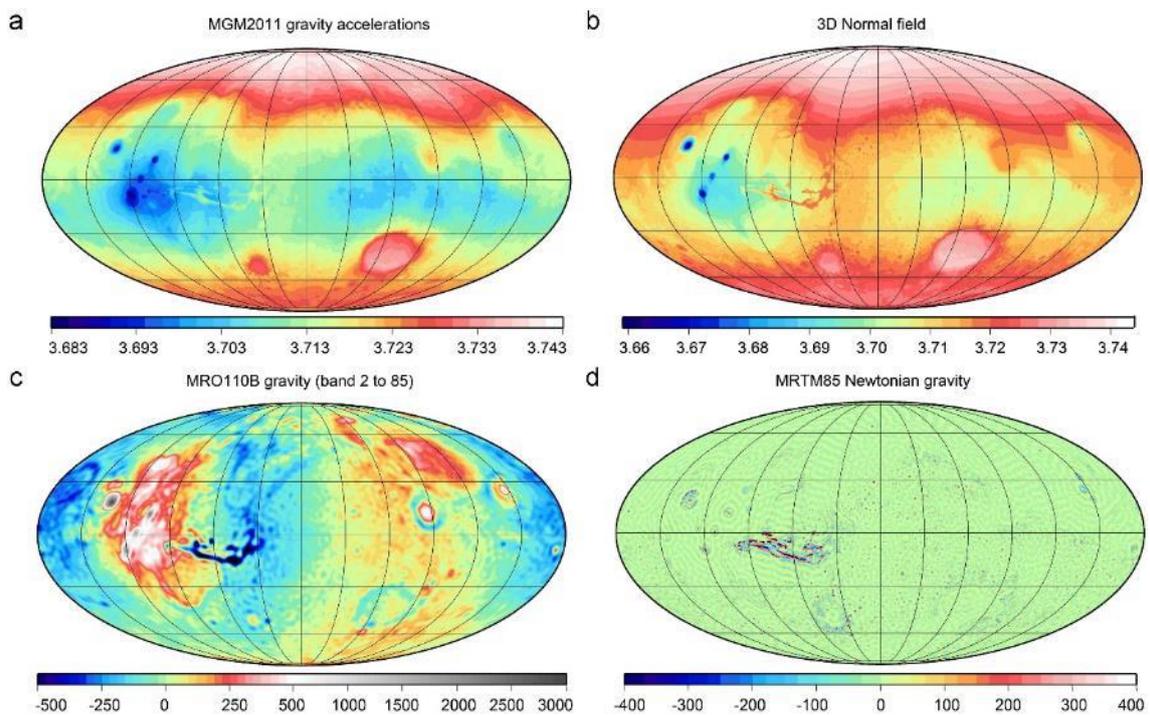


図 6.2-10 火星の重力分布図

<sup>17</sup> <https://geodesy.curtin.edu.au/research/models/mgm2011/>

<sup>18</sup> 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<sub>4</sub>)の燃料利用への研究に関し、7.2 ± 2.1 ppbv (95% CI)の CH<sub>4</sub> の存在が観測されている [18]。CH<sub>4</sub> 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<sub>4</sub> 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。CH<sub>4</sub> 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<sup>19</sup>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 H<sub>2</sub>O 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<sub>2</sub> から O<sub>2</sub> を生成するその場実証が計画されている (MOXIE<sup>20</sup>)<sup>21</sup>。

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<sub>2</sub> 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。

<sup>19</sup> High Resolution Imaging Science Experiment

<sup>20</sup> Mars Oxygen ISRU Experiment

<sup>21</sup> <http://mars.nasa.gov/mars2020/mission/science/for-scientists/instruments/moxie/>

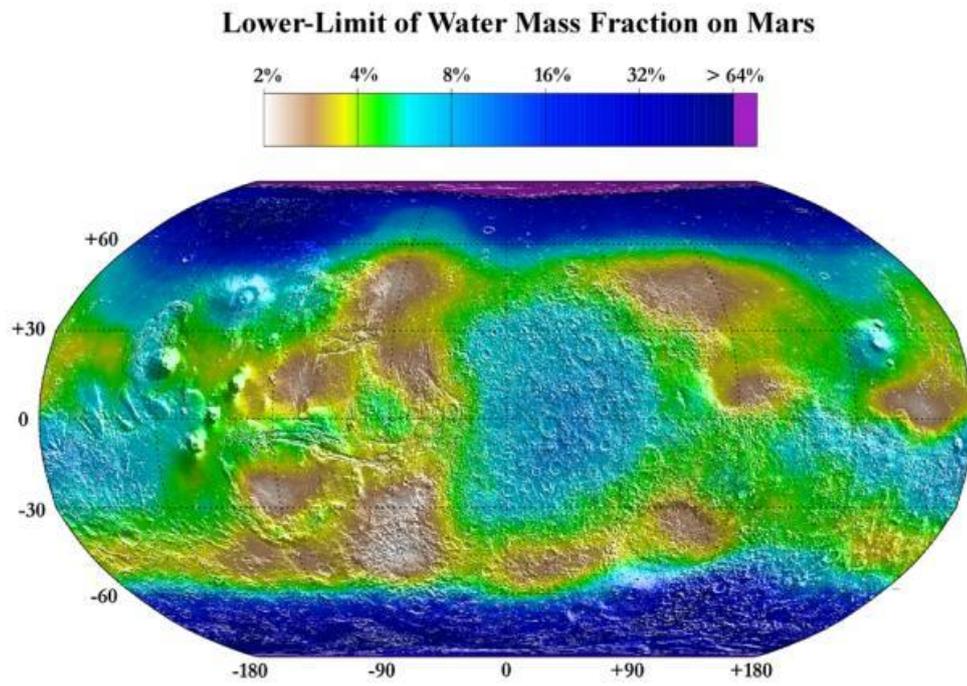


図 6.2-11 マーズオデッセイの中性子分光計データ(地下 1m 以内)<sup>22</sup>

<sup>22</sup> <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
<b>大気・気象</b> 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	<b>&lt;アーキテクチャ設計フェーズ&gt;</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 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<sup>23</sup>)<sup>24</sup>。</li> <li>・ 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<sup>25</sup> [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<sup>26</sup>の設計に供することができる。</li> <li>・ MSL では、7km×20km の着陸精度の実績あり<sup>27</sup>。</li> <li>・ 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</li> <li>・ 有人を考慮した場合、EDL の実現に必要な全球の高層大気(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。</li> <li>・ 観測点数の増強は、現在 MAVEN(Mars Atmosphere and Volatile Evolution)により継続実施中<sup>28</sup>。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・ 要求精度の応じた大気モデルの確立</li> <li>・ 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</li> <li>・ エアロゾル分布・特性の取得、危険性の確認</li> <li>・ 光学、電気特性</li> <li>・ 粒子サイズ</li> <li>・ 粒子密度</li> <li>・ 人体の健康・身体能力への影響評価</li> <li>・ 工学システムへの影響評価</li> <li>・ 大気の電気特性の取得、危険性の確認</li> <li>・ 電界特性</li> <li>・ 電気伝導率</li> <li>・ プラズマ特性</li> <li>・ 工学システムへの影響評価</li> <li>・ 全球の低層大気と局地気象モデルの確立</li> <li>・ ダスト、エアロゾルの観測結果に基づくモデルの構築</li> <li>・ 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。</li> <li>・ (Global) Dust storm の発生、大気逸脱メカニズムの</li> </ul>				

<sup>23</sup> Mars Global Ionosphere-Thermosphere Model

<sup>24</sup> 170km 以上は Stewart-type model [41]

<sup>25</sup> Mars Global Reference Atmosphere Model

<sup>26</sup> Entry, Descent, Landing

<sup>27</sup> [http://www.nasa.gov/mission\\_pages/msl/news/msl20120611.html](http://www.nasa.gov/mission_pages/msl/news/msl20120611.html)

<sup>28</sup> 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 [32]。

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				
	<b>&lt;ミッション実行フェーズ&gt;</b> ・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。	<b>火星の気象予報技術の確立</b> ・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	<ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> <li>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 <math>662 \pm 108 \text{mSv}</math> 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<sup>29</sup> [4]、[5]。</li> <li>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 &gt; 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)。</li> <li>火星大気による遮蔽効果については計算評価中 (NASA-JPL)。</li> <li>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。</li> </ul>	<p><b>被ばく線量算定の精度向上</b>  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  <b>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</b>  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<sup>30</sup>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</p>				

<sup>29</sup> 参考: 職業被曝限度では、50mSv/年

<sup>30</sup> 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
<b>大気・レゴリスの安全性</b> 火星大気・レゴリスの安全性の評価に関するデータ	<ul style="list-style-type: none"> <li>大気・レゴリスの安全性につい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）。</li> <li>土質の人体影響（毒性）についてはわかっていない（研究中）。</li> <li>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。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>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</li> <li>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</li> <li>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<sup>31</sup></li> <li>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</li> <li>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</li> <li>サンプルリターンによる生体実験</li> </ul>				
<b>隕石</b> 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	<ul style="list-style-type: none"> <li>隕石衝突孔は、<math>1.65 \times 10^{-6}</math> craters with effective <math>D \geq 3.9 \text{ m/km}^2/\text{yr}</math> の発生確率であることが算出されている [7]。</li> <li>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]。</li> <li>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。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>隕石のサイズ、速度、質量、飛来方向等のデータ取得</li> </ul>				

<sup>31</sup> Planetary Protection([https://cosparhq.cnes.fr/sites/default/files/ppp\\_article\\_linked\\_to\\_ppp\\_webpage.pdf](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	<ul style="list-style-type: none"> <li>・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]。</li> <li>・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]。</li> <li>・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</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・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</li> </ul>				
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	<ul style="list-style-type: none"> <li>・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])</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・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</li> </ul>				
重力	<ul style="list-style-type: none"> <li>・MGM2011<sup>32</sup>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]。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・(必要なし)</li> </ul>				
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	<b>大気の利用</b> <ul style="list-style-type: none"> <li>・メタン(CH<sub>4</sub>)の燃料利用への研究に関し、7.2 ± 2.1 ppbv (95% CI)の CH<sub>4</sub> の存在が観測されている。 [18]</li> <li>・CH<sub>4</sub> 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<sub>4</sub> の総量等を計測中。 [18]</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・大気 ISRU に対する課題の調査</li> <li>・生成・消滅過程の解明(継続的に利用できるリソースか)。</li> <li>・表面付近の大気組成の大気 ISRU プロセス (ISRU システムや人体) への影響評価。</li> </ul>				

<sup>32</sup> <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
	<ul style="list-style-type: none"> <li>・<b>水氷の存在</b></li> <li>・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]</li> <li>・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。</li> <li>・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]</li> <li>・Curiosity が取得したサンプルから、1.7-2.5wt%の H<sub>2</sub>O が観測されている。[20]</li> <li>・<b>酸素の生成</b></li> <li>・Mars2020 で CO<sub>2</sub> から O<sub>2</sub> を生成するその場実証が計画されている(MOXIE)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・<b>火星表面での ISRU に対する課題の調査</b></li> <li>・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</li> <li>・現地での O<sub>2</sub> 生成実証と生成効率の評価</li> </ul>				

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する調査実績はない。 ・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 <sup>33</sup> 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				

<sup>33</sup> Planetary Protection([https://cosparhq.cnes.fr/sites/default/files/ppp\\_article\\_linked\\_to\\_ppp\\_webpage.pdf](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	<ul style="list-style-type: none"> <li>・Mars Express による HRSC 撮影画像(立体視画像ではない)あり</li> <li>● フォボス:5~45m/pixel</li> <li>● ダイモス:100~150m/pixel</li> </ul>	・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	<ul style="list-style-type: none"> <li>&lt;フォボス&gt;</li> <li>・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]</li> <li>&lt;ダイモス&gt;</li> <li>・観測実績なし</li> </ul>	・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	<ul style="list-style-type: none"> <li>・水氷の存在</li> <li>➢ 観測実績なし</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>・火星衛星表面での ISRU に対する課題の調査</li> <li>・地殻表層の含水鉱物、揮発性物質(H<sub>2</sub>O)の存在調査</li> <li>・現地での O<sub>2</sub> 生成実証と生成効率の評価</li> </ul>	■	■	■	■

## 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。

■ A 地球出発フェーズ								
AA 打上手段	AB 地球近傍拠点	AC 輸送便数	AD 地球近傍拠点出発	AE 月までの輸送軌道	AF 輸送のための推進系	AG 通信アーキテクチャ		
1[SLS(米国)]	1[ISS]	1[単発輸送]	1[化学推進]	1[直接遷移]	1[化学推進]	1[近傍拠点から支援]		
2[Atlas V(米国)]	2[地球低軌道(Post-ISS)]	2[複数輸送]		2[間接遷移]	2[電気推進]	2[軌道上中継局]		
3[H2(日本)]	3[地球-月サイクラ]			3[低エネルギー遷移]		3[表面中継局]		
4[H3(日本)]	4[地球-火星サイクラ]			4[高エネルギー遷移]				
	5[拠点無し]			5[月重カアシスト併用]				
■ B 月遷移、月到達、月離脱フェーズ								
BA 搭載ベイロード	BB 月近傍拠点到着	BC 月近傍拠点	BD 月着陸方法	BE 離着陸機の構成	BF エンジン(燃料)	BG 推力	BH 資源利用	BI 電力生成
1[無人輸送]	1[化学減速]	1[月低軌道(LLO)]	1[化学減速]	1[単段式(完全再利用)]	1[液体酸素/液体水素]	1[~100 kN]	1[持込み無し]	1[太陽電池]
2[有人輸送]		2[ハロー軌道(EML)]		2[2段式(離陸機再利用)]	2[液体酸素/メタン]	2[100~200 kN]	2[液体酸素]	2[リチウムイオン]
		3[月極楕円軌道(NRO)]		3[多段式(エンジン再利用)]	3[ヒドランジ2液式]	3[200~300 kN]	3[液体水素]	3[燃料電池]
		4[ラグランジュ点]		4[サービスモジュール]	4[ヒドランジ1液式]		4[メタン]	4[原子力電池]
		5[拠点無し]					5[液体酸素/液体水素]	
							6[液体酸素/メタン]	
■ C 火星遷移、火星到達、火星離脱フェーズ								
CA 搭載ベイロード	CB 火星近傍拠点到着	CC 火星近傍拠点	CD 火星着陸方法	CE 離着陸機の構成	CF エンジン(燃料)	CG 推力	CH 資源利用	CI 電力生成
1[無人輸送]	1[化学減速]	1[火星低軌道(LMO)]	1[化学減速]	1[単段式(完全再利用)]	1[液体酸素/液体水素]	1[~100 kN]	1[持込み無し]	1[太陽電池]
2[有人輸送]	2[大気減速 ※エアロキャプチャ]	2[火星楕円軌道(EMO)]	2[大気減速 ※エアロシエル]	2[2段式(離陸機再利用)]	2[液体酸素/メタン]	2[100~200 kN]	2[液体酸素]	2[リチウムイオン]
	3[複合減速 ※化学減速と エアロブレーキ]	3[フォボス]	3[大気減速 ※パラシュート]	3[多段式(エンジン再利用)]	3[ヒドランジ2液式]	3[200~300 kN]	3[液体水素]	3[燃料電池]
		4[デイモス]		4[サービスモジュール]	4[ヒドランジ1液式]		4[メタン]	4[原子力電池]
		5[火星表面]					5[液体酸素/液体水素]	
		6[拠点無し]					6[液体酸素/メタン]	
■ D (地球帰還フェーズ)								
DA 離陸機	DB 対象天体近傍拠点出発	DC 搭載物	DD 地球近傍拠点到達	DE 地球近傍拠点	DF 地球着陸方法			
1[化学推進]	1[化学推進]	1[有人カプセル]	1[化学減速]	1[ISS]	1[化学減速]			
		2[サンプル]	2[大気減速 ※エアロキャプチャ]	2[地球低軌道(Post-ISS)]	2[大気減速 ※エアロシエル]			
			3[複合減速 ※化学減速と エアロブレーキ]	3[地球-月サイクラ]	3[大気減速 ※パラシュート]			
				4[地球-火星サイクラ]				
				5[拠点無し]				

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 $\Delta V$ 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 $\Delta V$ 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 $\Delta V$ 量を低減する。遷移期間は 3 か月以上と長く、必要とする $\Delta V$ 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 $\Delta V$ 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 $\Delta V$ 量を低減する。遷移期間が 1 年以上と長い、必要とする $\Delta V$ 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。ホールスラスト (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 ハロー軌道の一つで、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 <sub>2</sub> 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(LH <sub>2</sub> )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(CH <sub>4</sub> )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/LH <sub>2</sub> )を生成する。
			液体酸素、メタン(LOX/CH <sub>4</sub> )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、月近傍拠点を經由する形で短期（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。

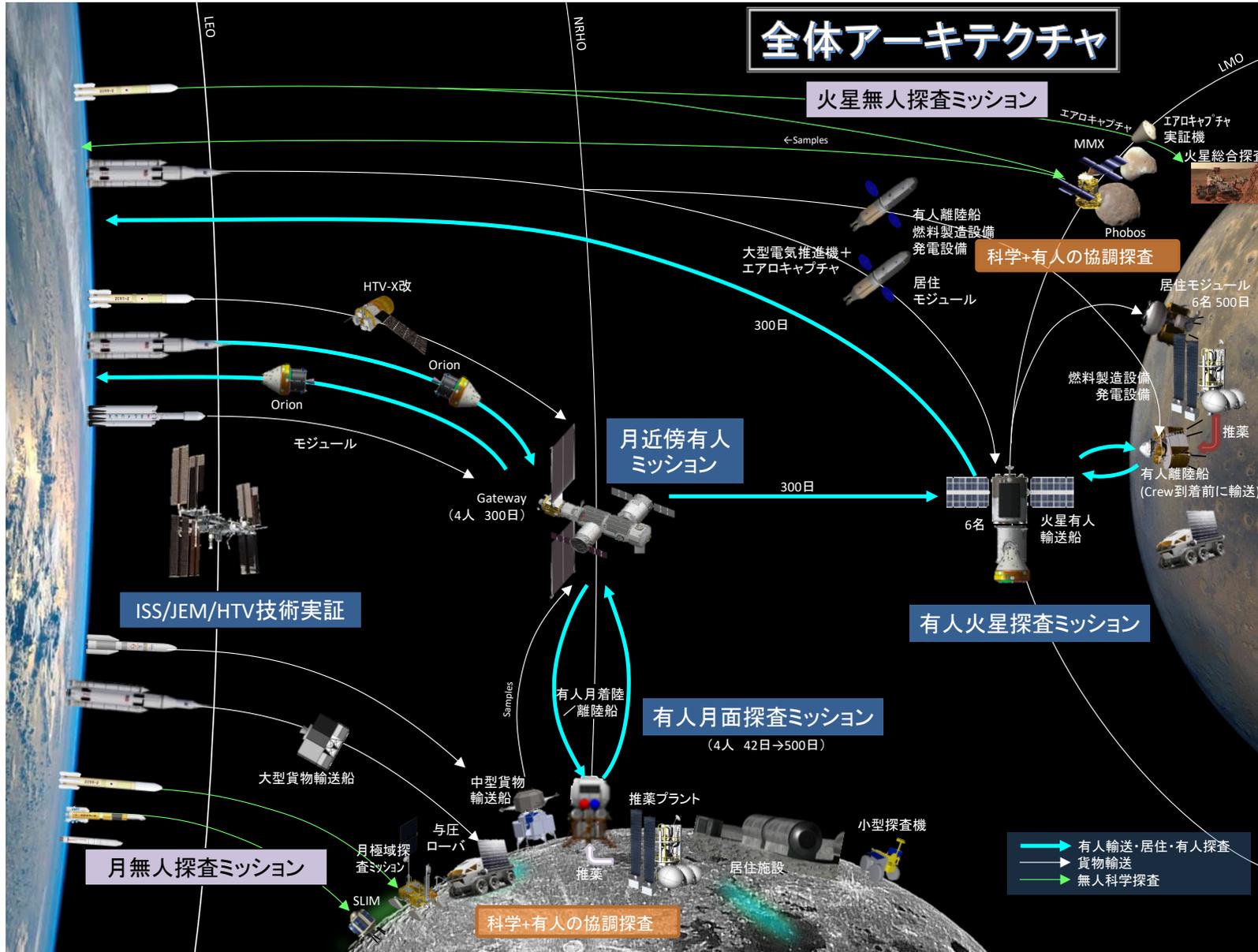


図 7.1-2 国際宇宙探査全体アーキテクチャ

## 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。(*)	緊急時に拠点到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징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、O<sub>2</sub> 供給、CO<sub>2</sub> 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到緊急避難して、地球帰還のタイミングを待ち、その間の O<sub>2</sub> 供給、CO<sub>2</sub> 除去能力は月近傍拠点到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(O<sub>2</sub> 供給、CO<sub>2</sub> 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、以下に示す利点を得られる。

- 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(一部バッテリーの充電や推進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、月面与圧ローバ)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。

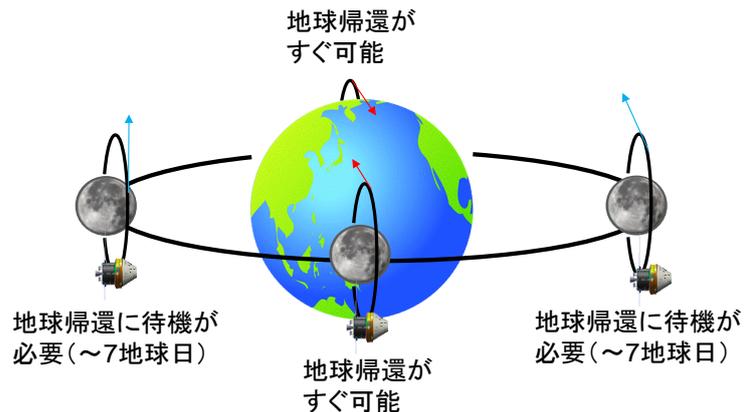


図 7.2-1 月極軌道からの地球帰還タイミング(拠点が極軌道の LLO にあった場合)

### 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 $\Delta V$ 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か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)
<b>前提</b>				
近月点高度	[km]	100		4,000
遠月点高度	[km]	100	61,300	75,000
<b>結果</b>				
軌道維持に必要な $\Delta V$	[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
<b>結論</b>		×	×	○

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。

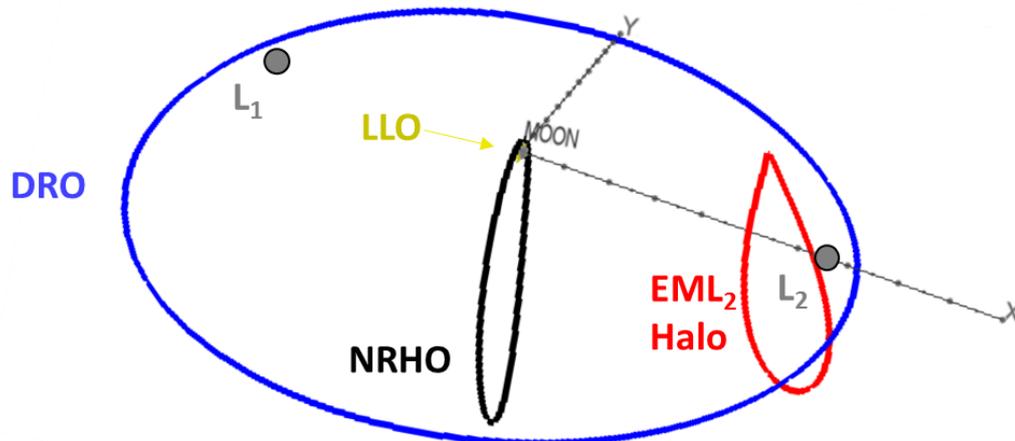


図 7.2-2 各軌道の概要図

## 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)の可能性はある。電気推進器を用いた軌道遷移・重力アシストによる $\Delta V$ 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 $\Delta V$ 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( $\Delta V$ )を図 7.2-3 にまとめる。

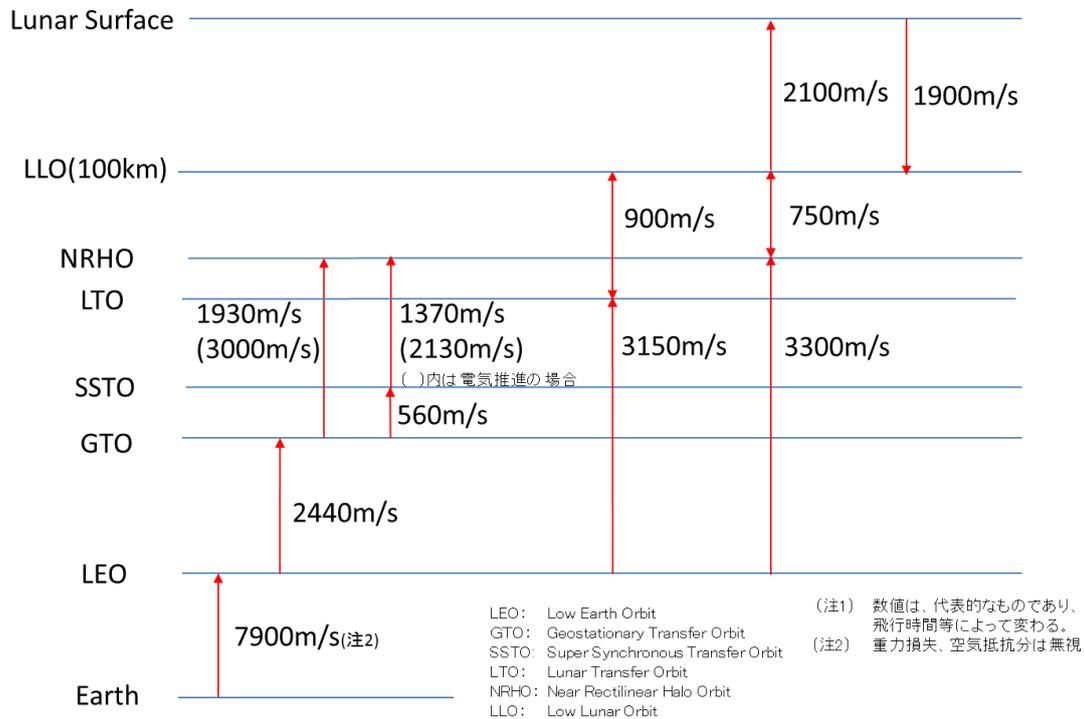


図 7.2-3 地球から月面到達(途中軌道を含む)に必要な増速量( $\Delta V$ )

### 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 $\Delta V$ 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 $\Delta V$ 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 $\Delta V$ 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 $\Delta V$ 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 $\Delta V$ 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 $\Delta V$ 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 $\Delta V$ 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  $\Delta V$  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 機打ち上げでのシナリオも検討行っている。)

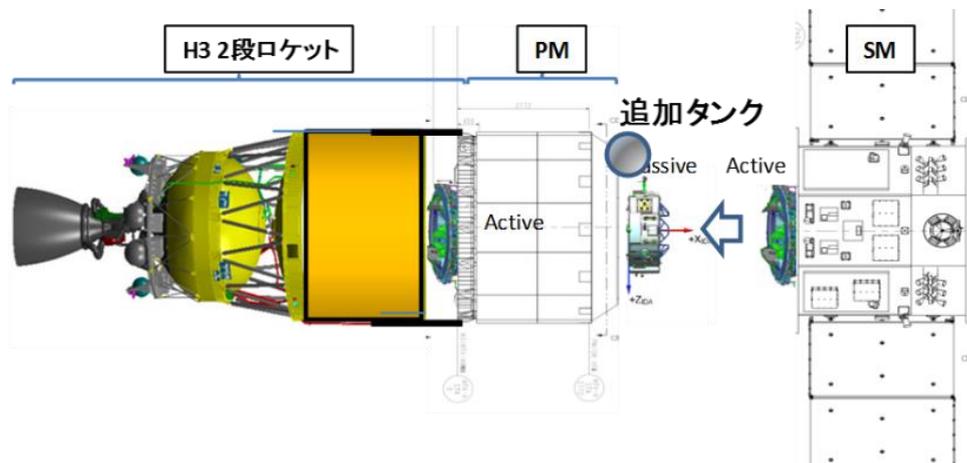


図 7.2-4 HTV-X 発展型の構成

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 電気推進と月重カアシストを併用した軌道：図 7.2-9

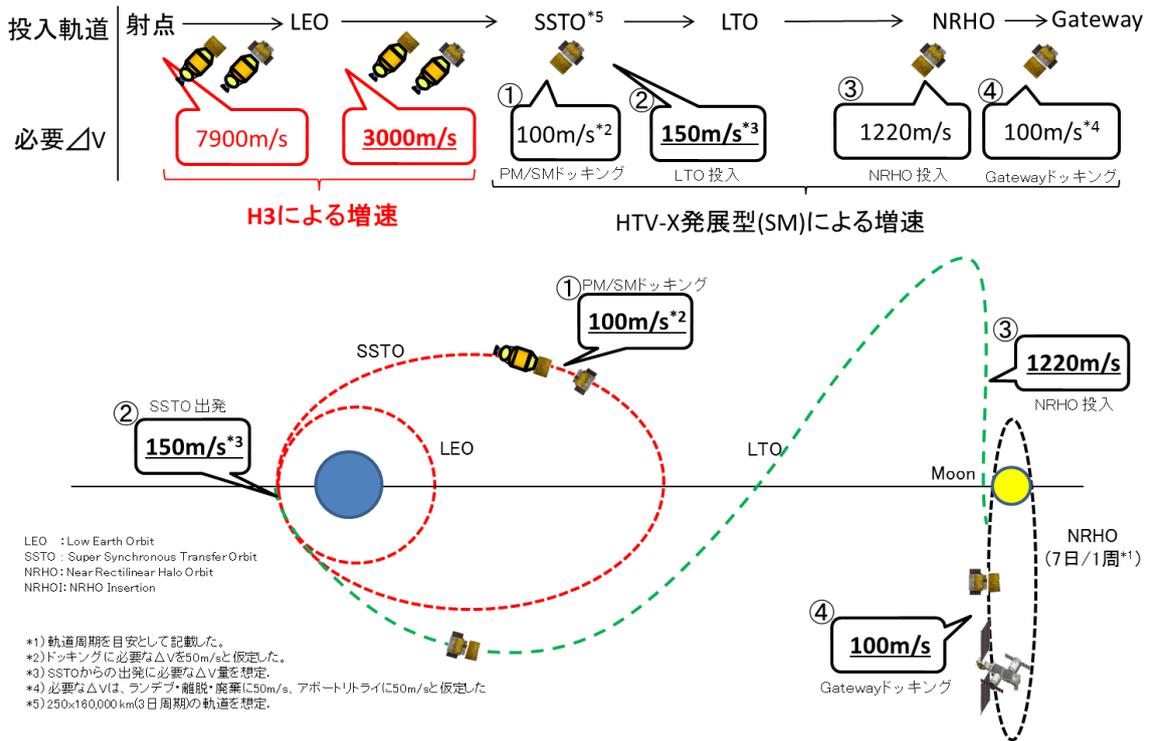


図 7.2-5 直接遷移の軌道遷移図

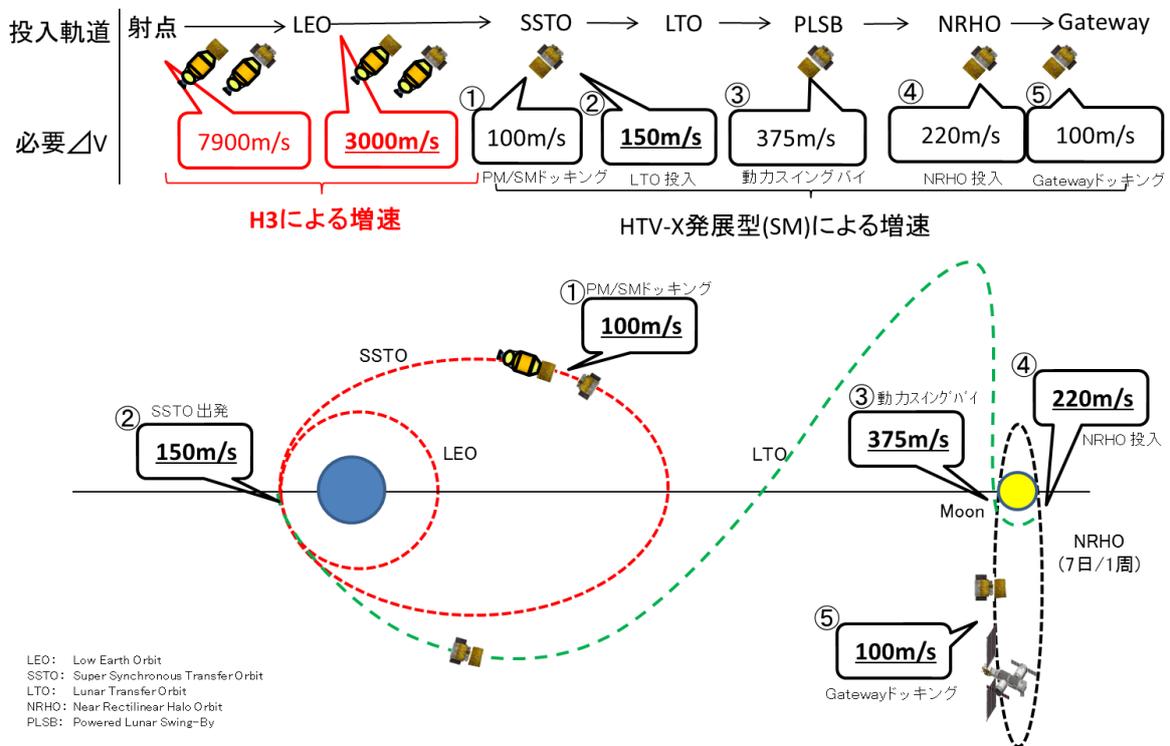


図 7.2-6 間接遷移(月での Powered スイングバイ)の軌道遷移図

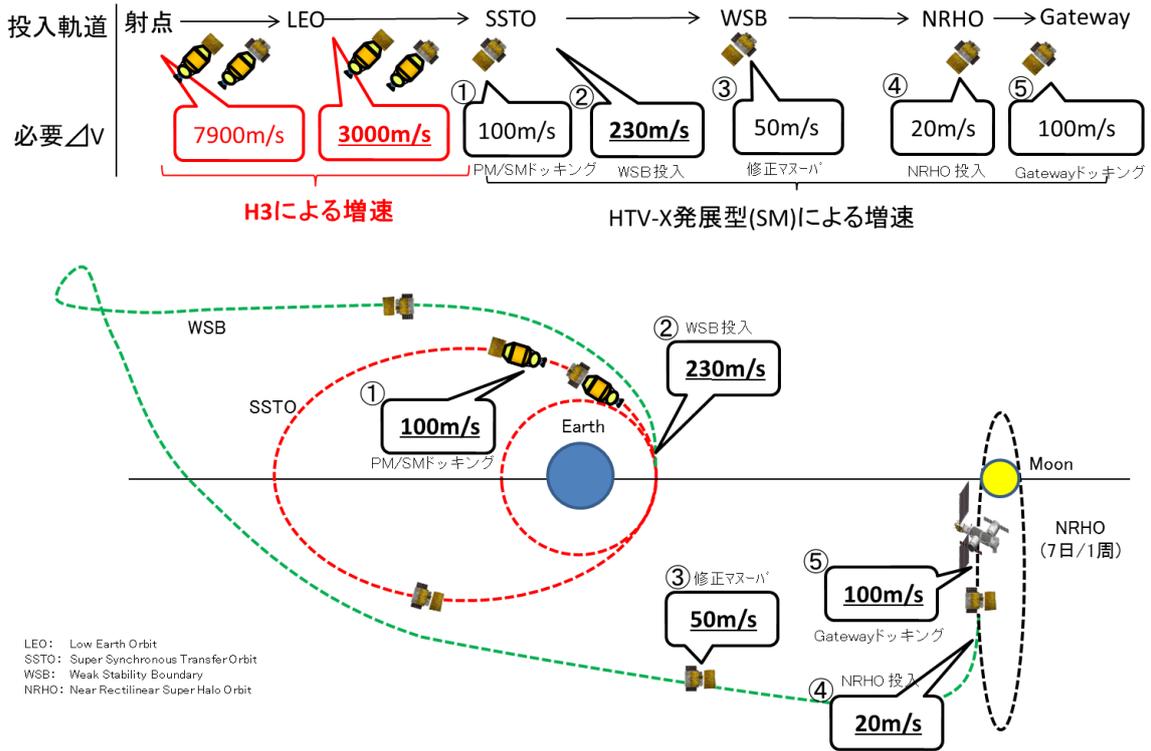


図 7.2-7 低エネルギー遷移(WSB)の軌道遷移図

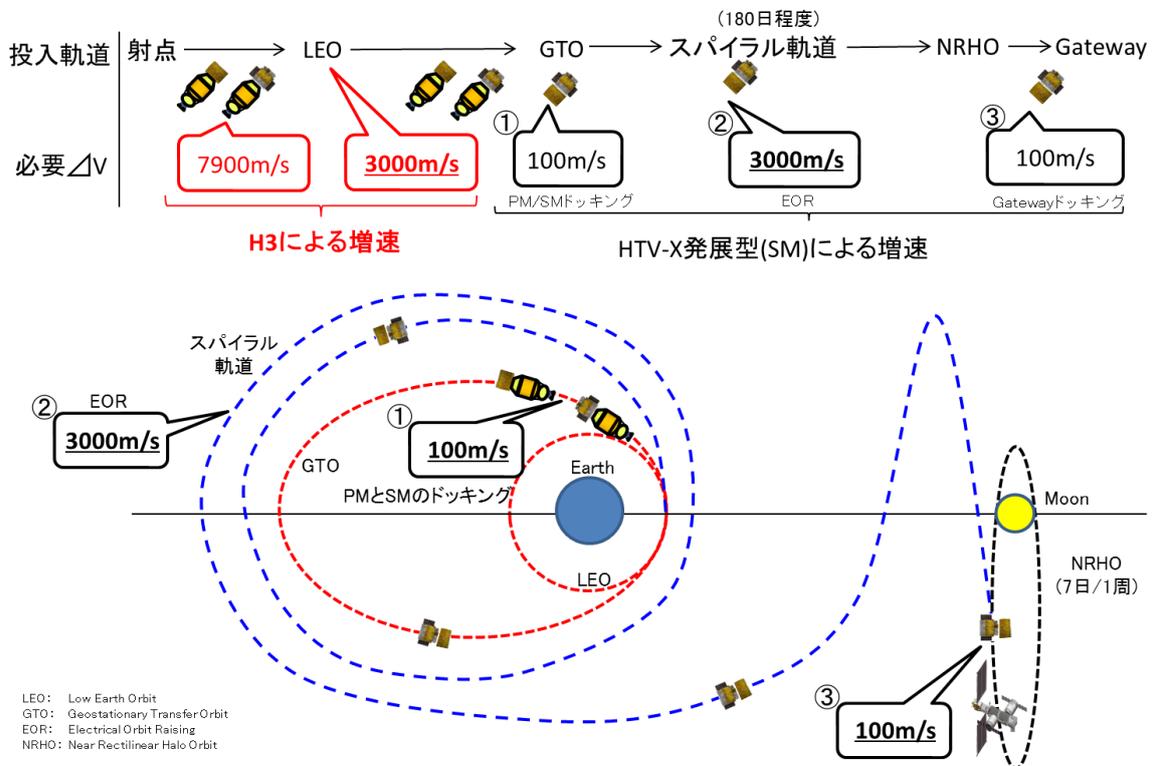


図 7.2-8 電気推進によるスパイラル軌道(EOR)遷移図

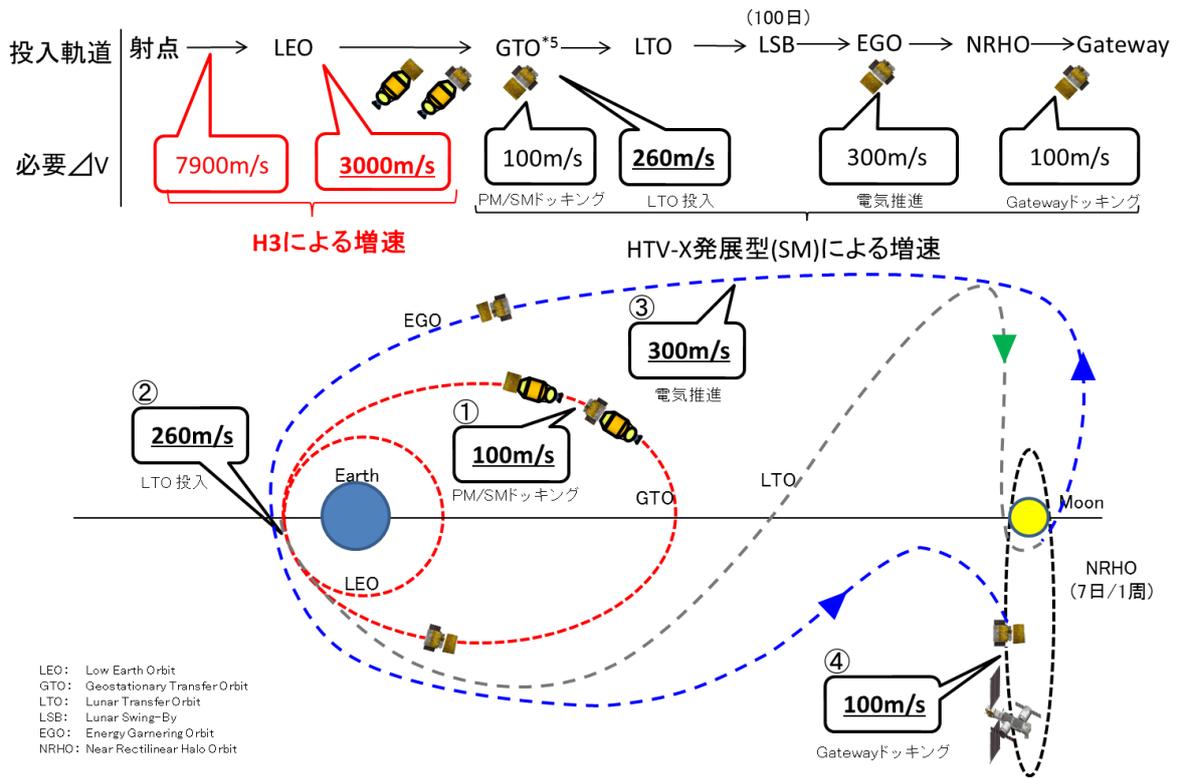


図 7.2-9 電気推進と月重力アシストを併用した軌道(EDV-LGA)遷移図

### 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。

$$Rst(\text{構造効率}) = M_{dry}(\text{バス dry 質量})/M_{wet}(\text{バス wet 質量})$$

- 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 6.2 実績と観測設計の比較

	はやぶさ小惑星探査機			観測設計	
	質量(kg)	電力(W)	設計値	質量(kg)	電力(W)
打ち上げ	35		2003年	35	2003年
ミッション	108	227	3軸安定	116	116
データレコーダ	1	4	64 Mbit	0.6	1.2
通信	7	93	HGA 1.6 m 8 kbps 2.5 AU	10.2	106
RCS	41		290 秒	32.5	290 秒
燃料	67		400 m/s	65.6	400 m/s $M_{rev} = 500 \text{ kg}$ 仮定
電気推進	58	1090	24 mN 3200 秒	59.0	900
推進剤	61		4 km/s	63.6	4 km/s $M_{rev} = 500 \text{ kg}$ 仮定
バッテリー	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	$M_{rev} = 500 \text{ kg}$ 仮定
合計	502	1414		487	1123

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  
推進質量: 1.0 ton  
構造効率 = 0.706

#### ●換算式より

イオン(はやぶさベース):

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

$$P_{pwr} = 1.41 [kW]$$

$$M_p = 61 [kg]$$

$$\text{構造効率} = 0.705$$

ホール(ETS-9ベース):

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

$$P_{pwr} = 25 [kW]$$

$$M_p = 1000 [kg]$$

$$\text{構造効率} = 0.596$$

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が必要となる。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、 $\Delta V$  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、ホールスラストを用いた場合に、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、ホールスラストでは 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)、ホールスラスト(HTS)共に GTO 出発時の  $\Delta V$ (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を見込まれるため、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
  - ホールスラスト(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。

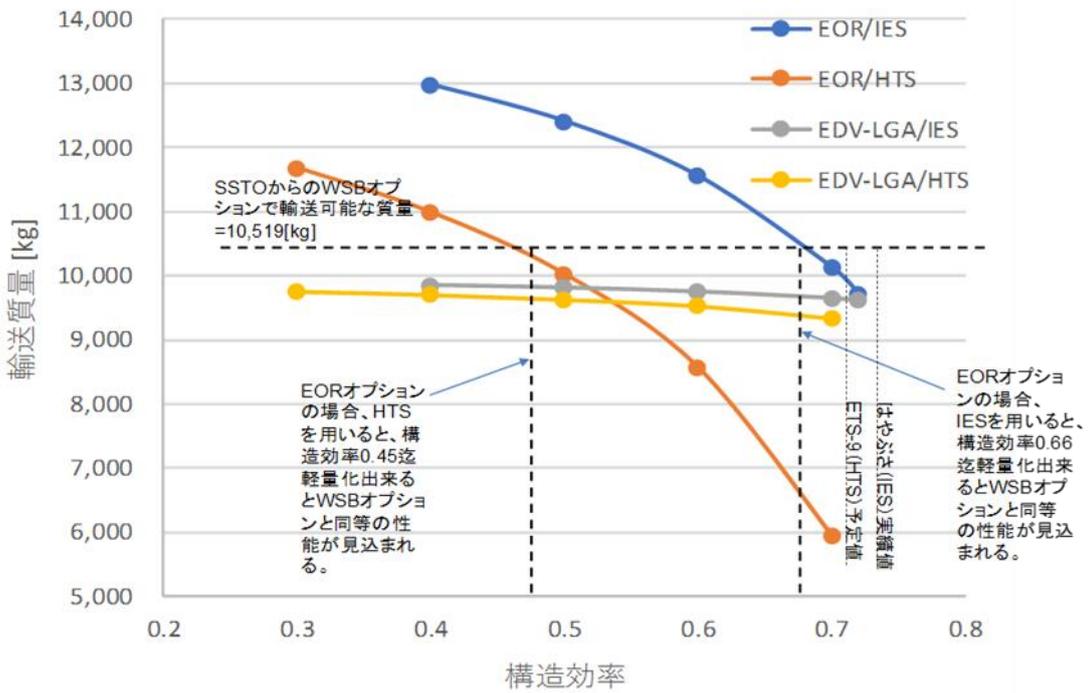


図 7.2-11 電気推進における構造効率と輸送質量の感度

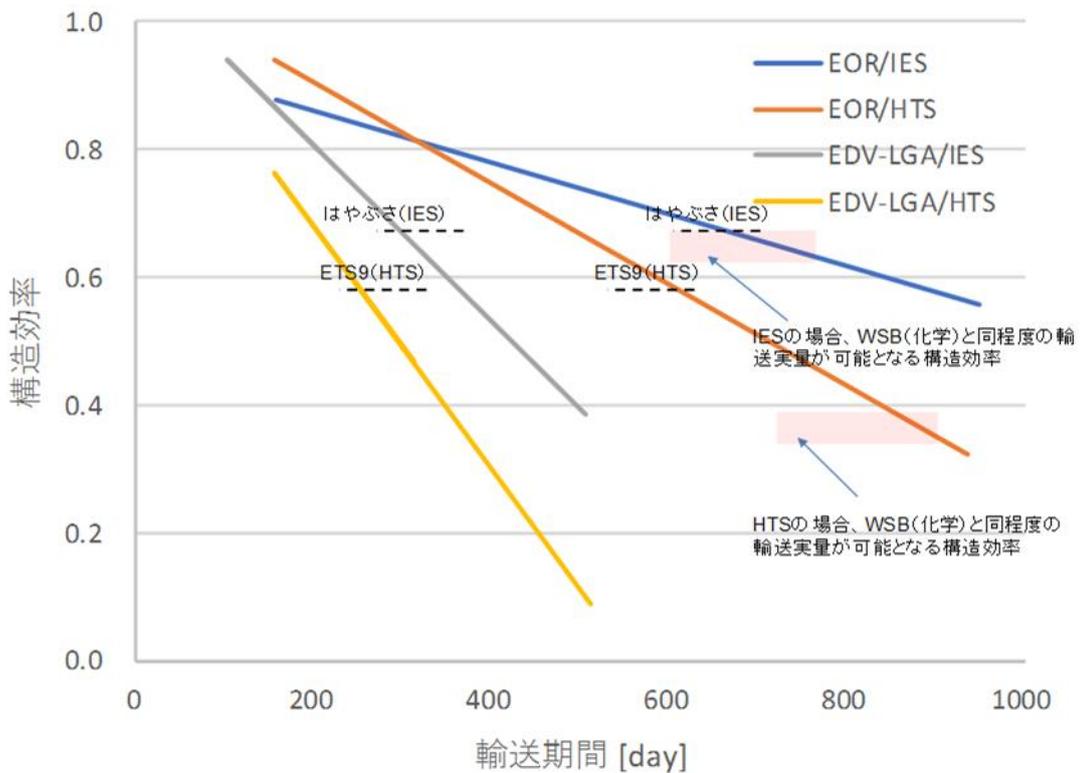


図 7.2-12 電気推進における輸送期間(推力要求)と構造効率の感度

### 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 $\Delta V$ 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 $\Delta V$ 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ト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 でも想定されている通り、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
<b>【前提】</b>							
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
<b>【結果】 *5</b>							
$\Delta V$ [m/s] (軌道：化学推進) *7	1370	745	300	0	0	820	820
$\Delta V$ [m/s] (軌道：電気推進) *9	0	0	0	3000	3000	300	300
$\Delta V$ [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
<b>【総合トレードオフ】</b>	×	△	○	△	×	△	△

*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(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) $\Delta V$ 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 $\Delta v$ 量はメインエンジンで、ランデブー・ドッキングに関わる $\Delta V$ 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 $\Delta V$ 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による遷移に必要な $\Delta V$ 量は、3000m/sとした。(SSTOからの $\Delta V$ 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]。

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

式中の  $v$  は安定度指標、 $\lambda_{max}$  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。

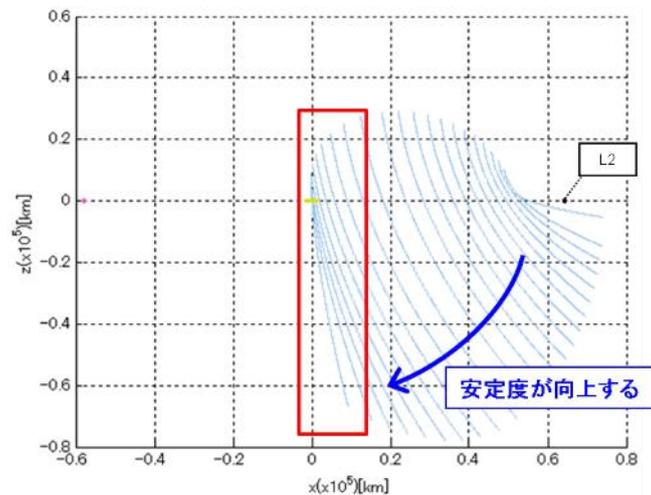


図 7.2-13 地球-月固定系 XZ 平面上で見た EML2 点周り Southern-Halo 軌道群

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  $\Delta V$  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。

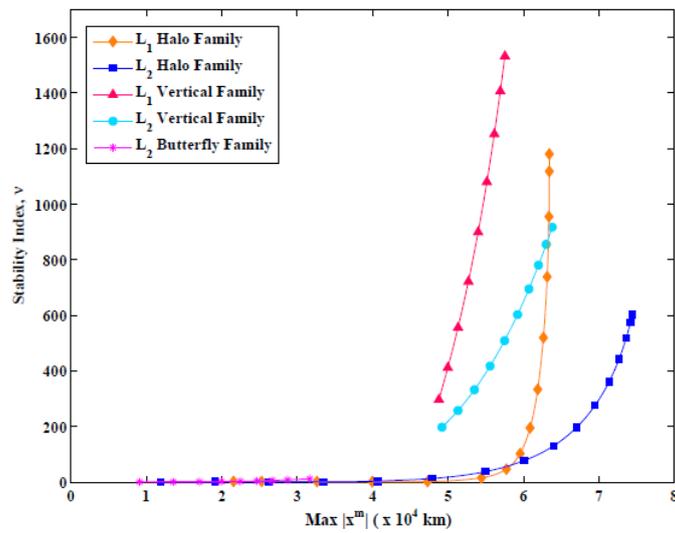


図 7.2-14 X 方向最大変位と安定度指標[Grebow, 2006]

### 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 $\Delta V$	ca. 3180 m/s(C3 $\doteq$ -2)	ca. 3180 m/s(C3 $\doteq$ -2)	ca. 3180 m/s(C3 $\doteq$ -2)	ca. 3200 m/s(C3 $\doteq$ 0)	ca. 2500 m/s	ca. 3180 m/s(C3 $\doteq$ -2)
飛行期間	3~5 日	5~7 日	数が月オーダー	半年オーダー	0.5~1 年オーダー (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 $\Delta V$ (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
消費推進量	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  $\Delta V$  を実施して NRHO へ直接遷移し、NRHO に達した時点で NRHO 投入  $\Delta V$  を実施して目標軌道に投入する。

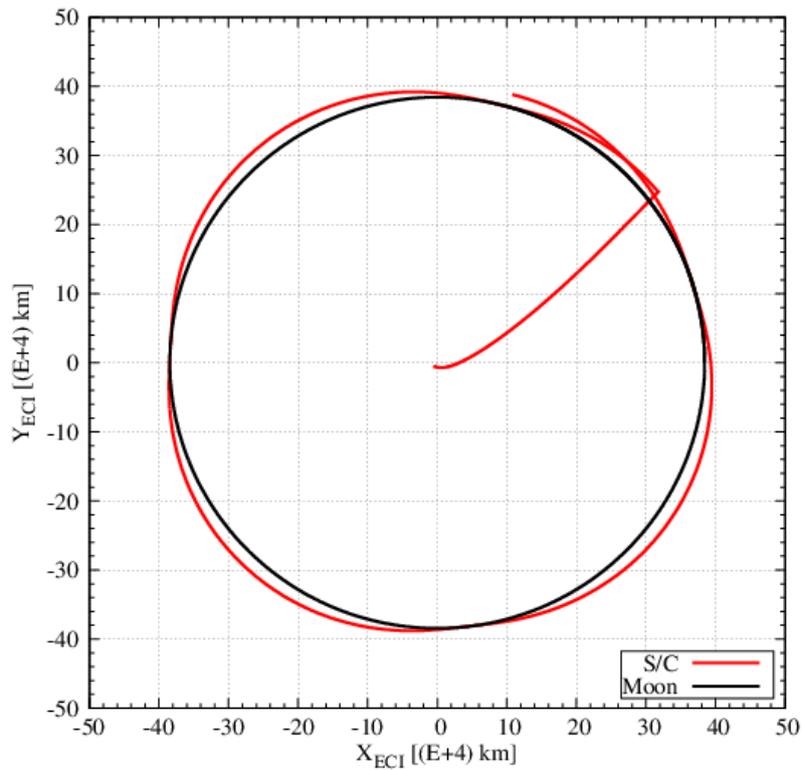


図 7.2-15 地球中心白道面基準慣性系で見た EML2-NRHO 直接遷移軌道の例

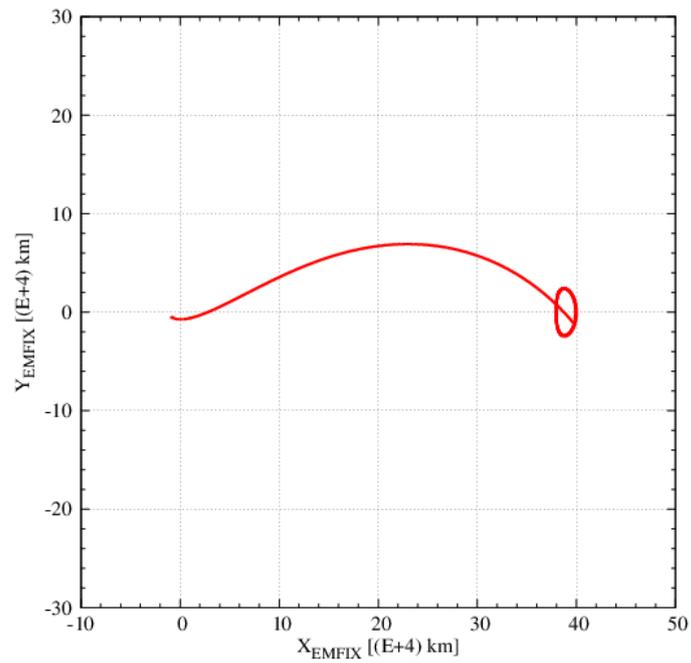


図 7.2-16 地球-月固定系で見た EML2-NRHO 直接遷移軌道の例

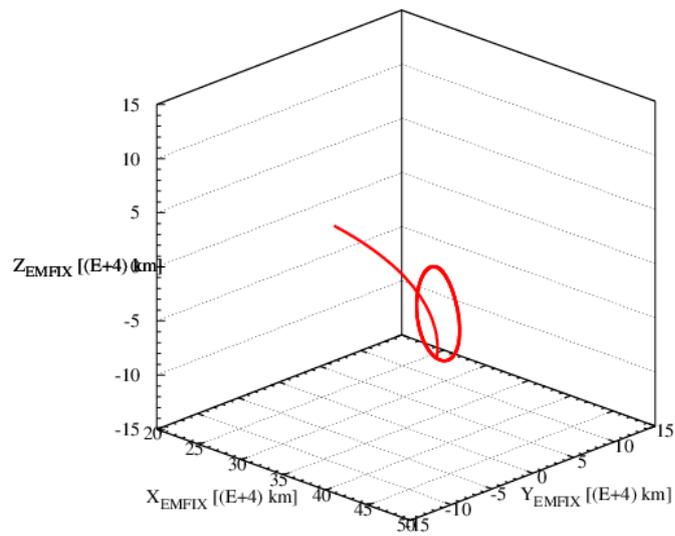


図 7.2-17 地球-月固定系で見た NRHO 投入点近傍の軌道図(3D)

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  $\Delta V$  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 $\Delta V$	$\Delta V_{\text{DEP}}$	m/s	3139.5
NRHO 投入 $\Delta V$	$\Delta V_{\text{NRHOI}}$	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  $\Delta V$  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( $\Delta V$  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  $\Delta V$  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。

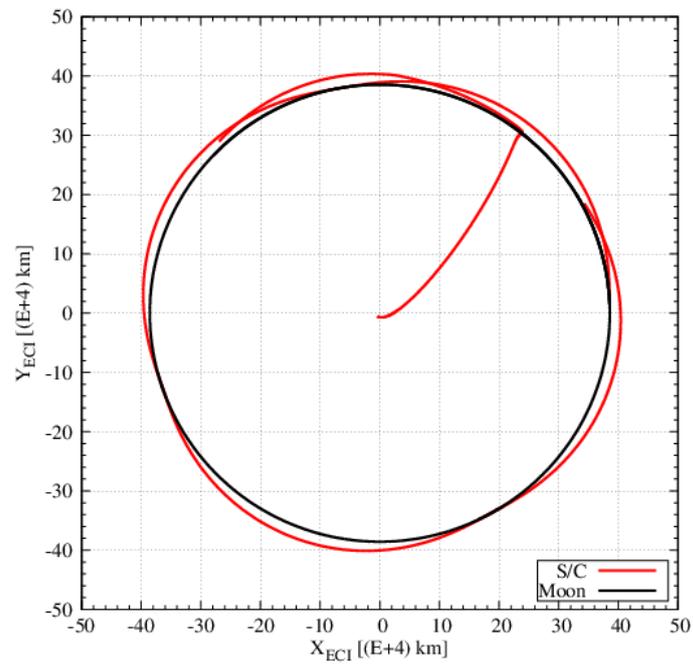


図 7.2-18 地球中心白道面基準慣性系で見た EML2-NRHO 間接遷移軌道の例

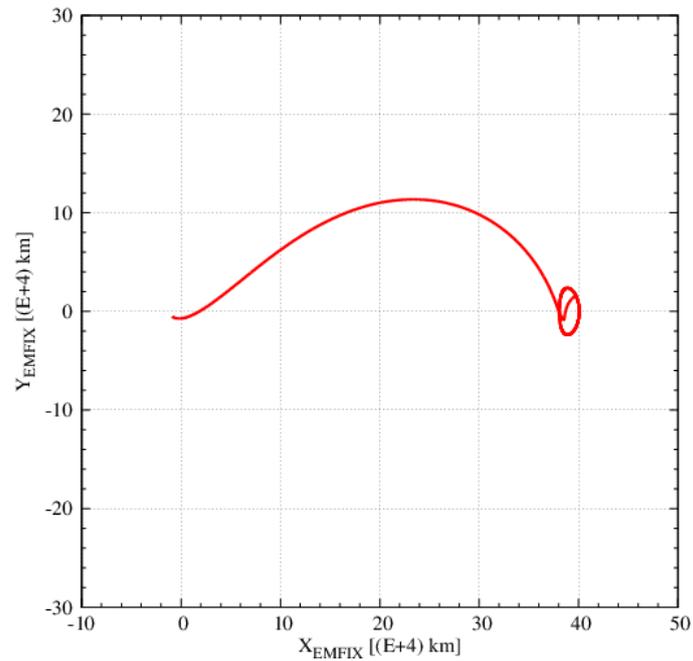


図 7.2-19 地球-月固定系で見た EML2-NRHO 間接遷移軌道の例

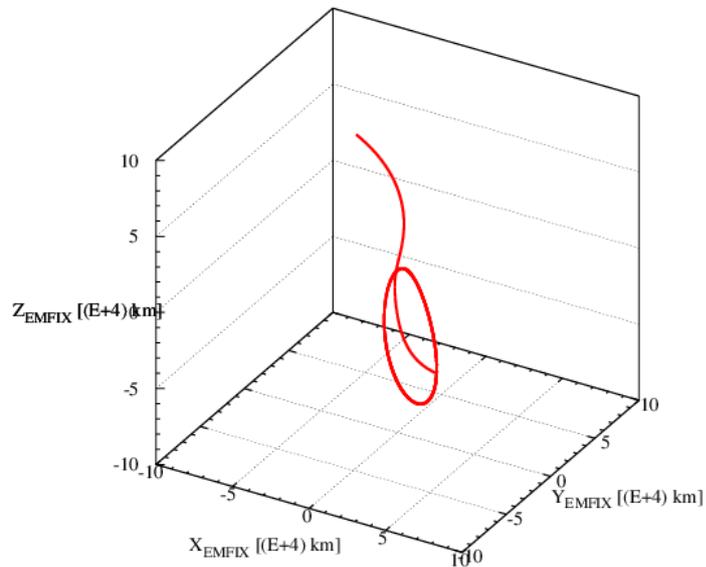


図 7.2-20 地球-月固定系で見た NRHO 投入点近傍の軌道図(3D)

表 7.2-6 EML2 Southern NRHO 間接遷移軌道例

項目		単位	値
LEO 出発 $\Delta V$	$\Delta V_{DEP}$	m/s	3035.3
PLSB $\Delta V$	$\Delta V_{PLSB}$	m/s	375.4
PLSB 高度	$h_{PLSB}$	km	8048.2
NRHO 投入 $\Delta V$	$\Delta V_{NRHOI}$	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  $\Delta V$  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  $\Delta V$  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。

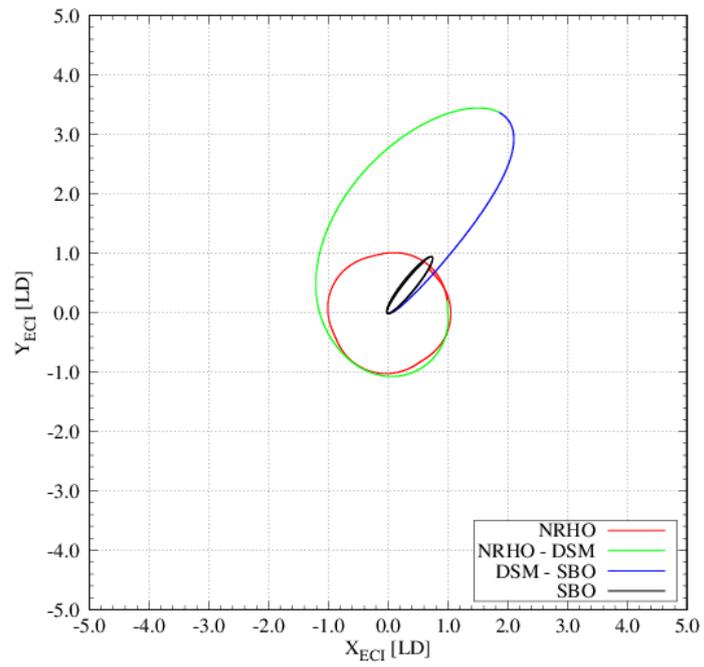


図 7.2-21 地球中心白道面基準慣性系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(往路)

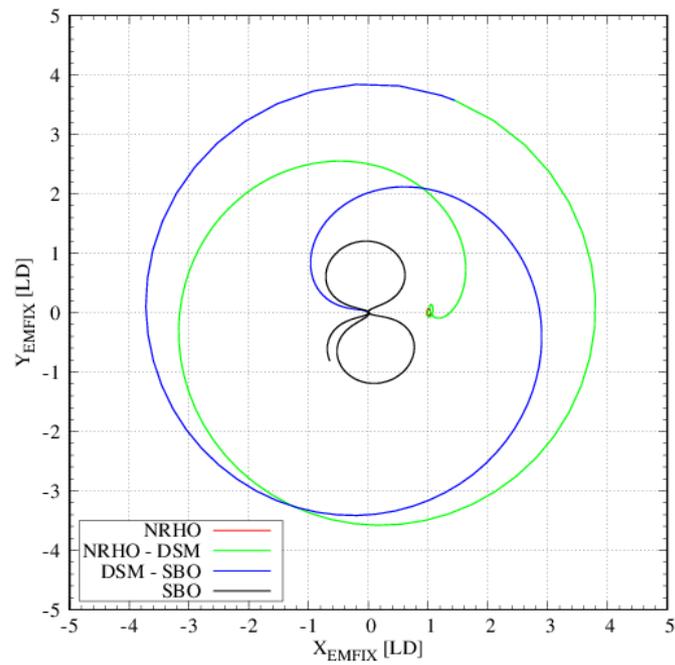


図 7.2-22 地球-月固定系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(往路)

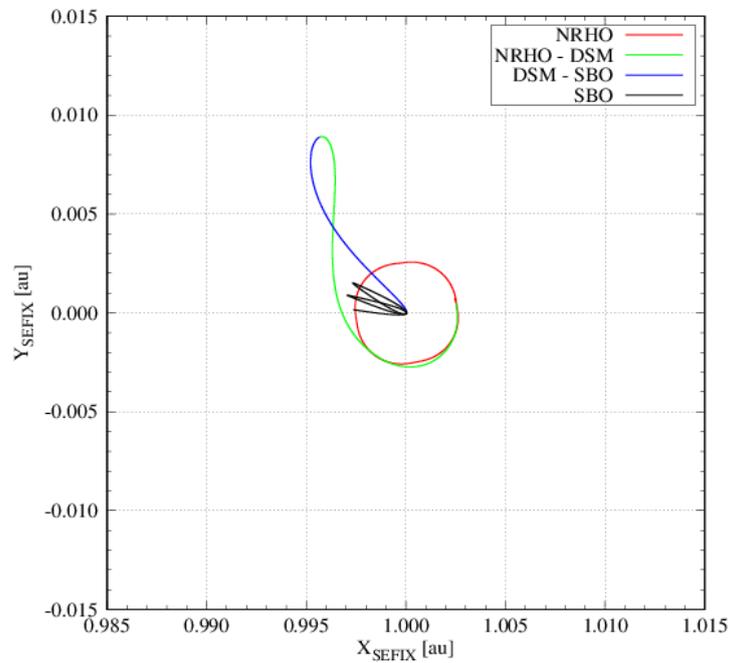


図 7.2-23 太陽-地球固定系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(往路)

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 $\Delta V$	$\Delta V_{\text{DEP}}$	m/s	3229.5
SBO 出発 $\Delta V$	$\Delta V_{\text{SBOD}}$	m/s	78.3
NRHO 投入 $\Delta V$	$\Delta V_{\text{NRHOI}}$	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 $\Delta V$	$\Delta V_{\text{NRHOD}}$	m/s	20.0
SBO 投入 $\Delta V$	$\Delta V_{\text{SBOI}}$	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。

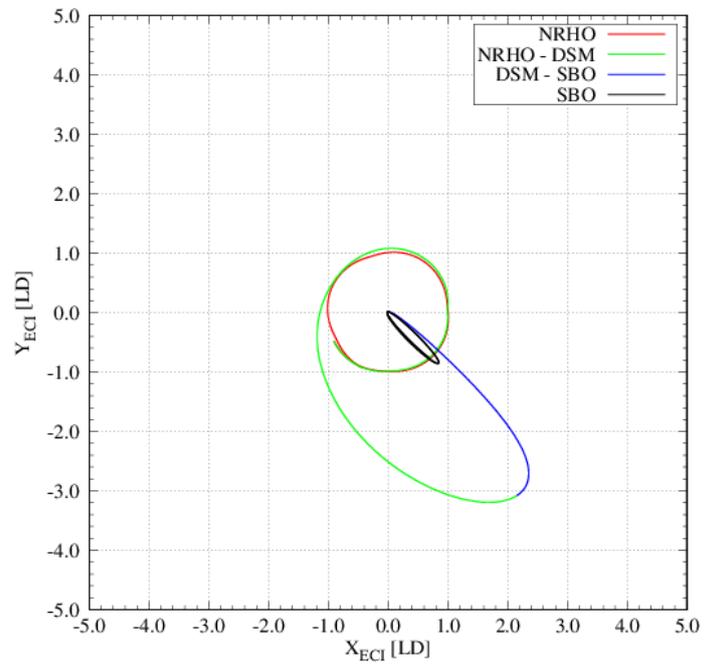


図 7.2-24 地球中心白道面基準慣性系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(復路)

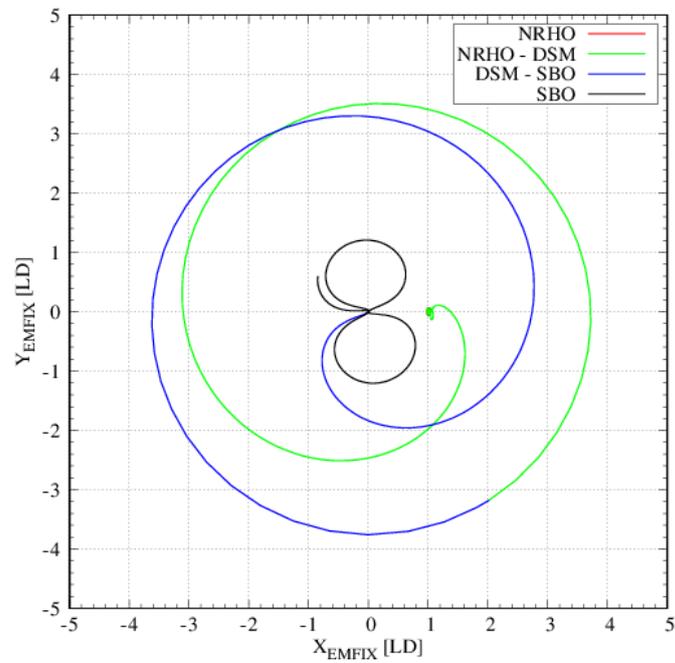


図 7.2-25 地球-月固定系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(復路)

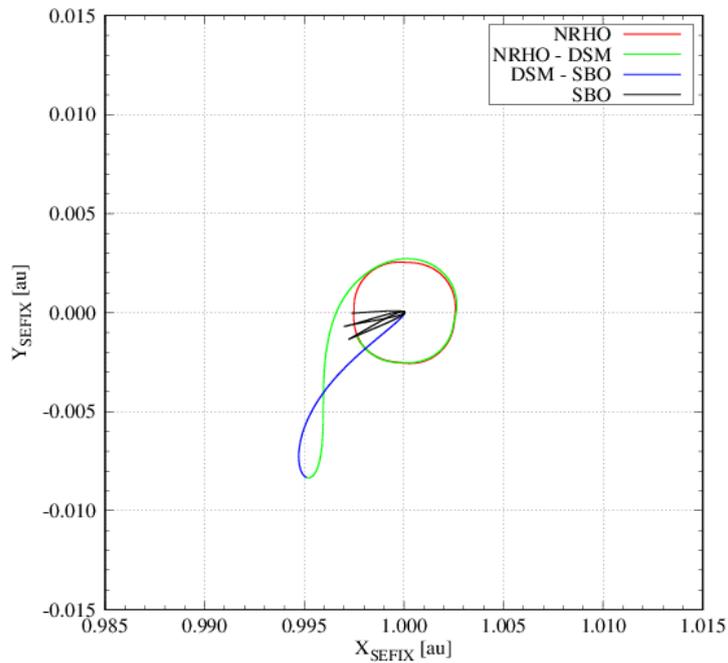


図 7.2-26 太陽-地球固定系で見た EML2-NRHO 低エネルギー遷移軌道の例(復路)

低エネルギー遷移は、既述の通り消費  $\Delta V$  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  $\Delta V$  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  $\Delta V$  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。

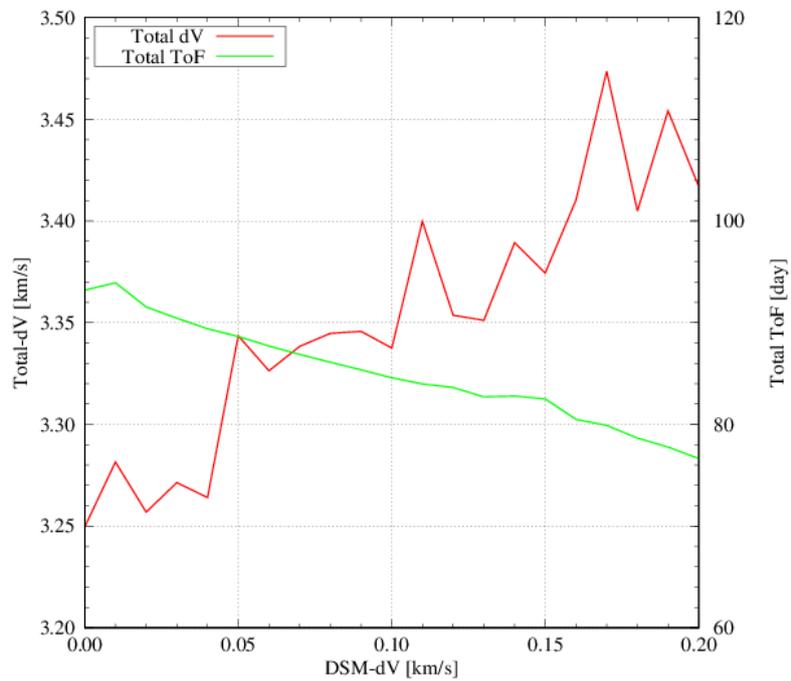


図 7.2-27 DSM- $\Delta V$  と飛行期間の相関(往路)

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。

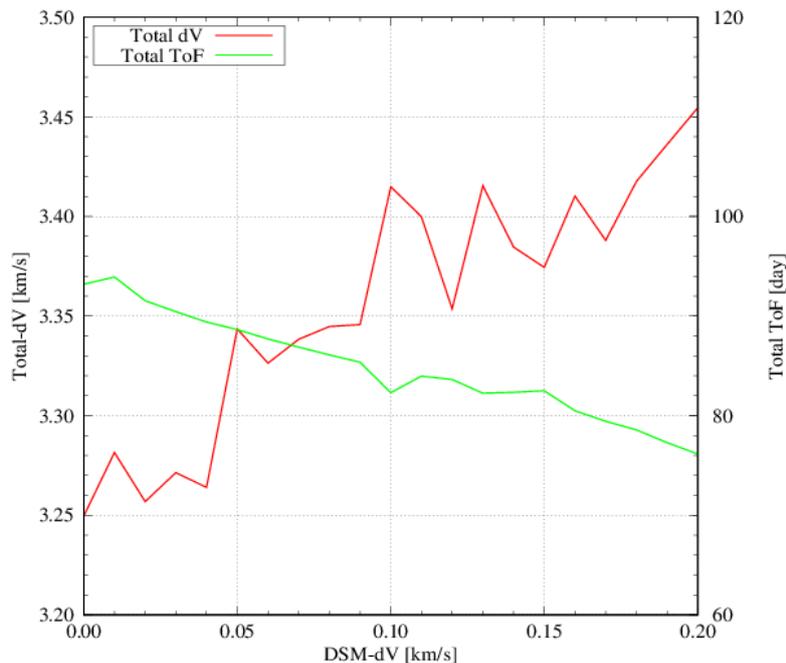


図 7.2-28 DSM- $\Delta V$  と飛行期間の相関(復路)

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行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  $\Delta V$  量は 3,000 m/s を超えるオーダーであり、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]。

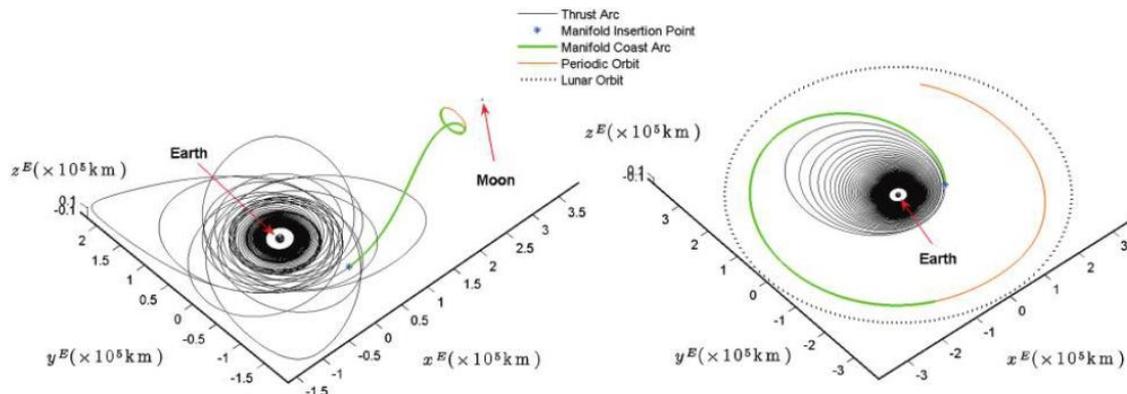


図 7.2-29 EML1 Halo 軌道への EOR 例 [Ozimek and Howell, 2010]

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
$\Delta V$ 量	$\Delta V$	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、 $C_3 \approx 0$  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。

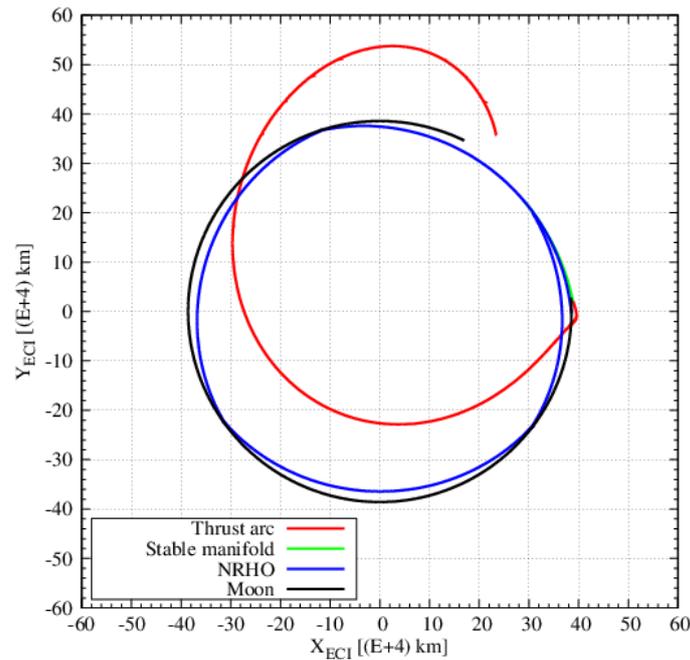


図 7.2-30 地球中心白道面基準慣性系で見た EML2-NRHO EDV-LGA 遷移軌道の例

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
$\Delta V$ 量	$\Delta V$	m/s	375.9
無限遠速度効率	$\eta_{\infty}$	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

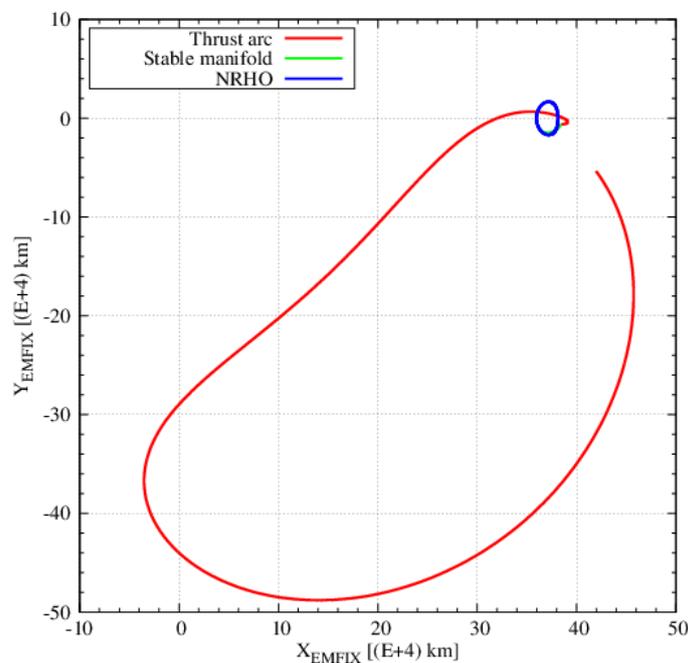


図 7.2-31 地球-月固定系で見た EML2-NRHO EDV-LGA 軌道の例

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、 $\Delta V$  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 のタンク艙装実現性・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 $\Delta V$ 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。

### 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 13m<sup>3</sup> 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・CO<sub>2</sub> 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。

$\Delta V$  生成量は以下とする。

- Gateway から月面到達に必要な  $\Delta V$  量は、2,800m/s とする。
- 月面から Gateway に帰還するのに必要な  $\Delta V$  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  $\Delta V$  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  $\Delta V$  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  $\Delta V$  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  $\Delta V$  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)	
$\Delta V$ 量 [m/s]	5,600 (往復)	
与圧容積 [m <sup>3</sup> ]	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

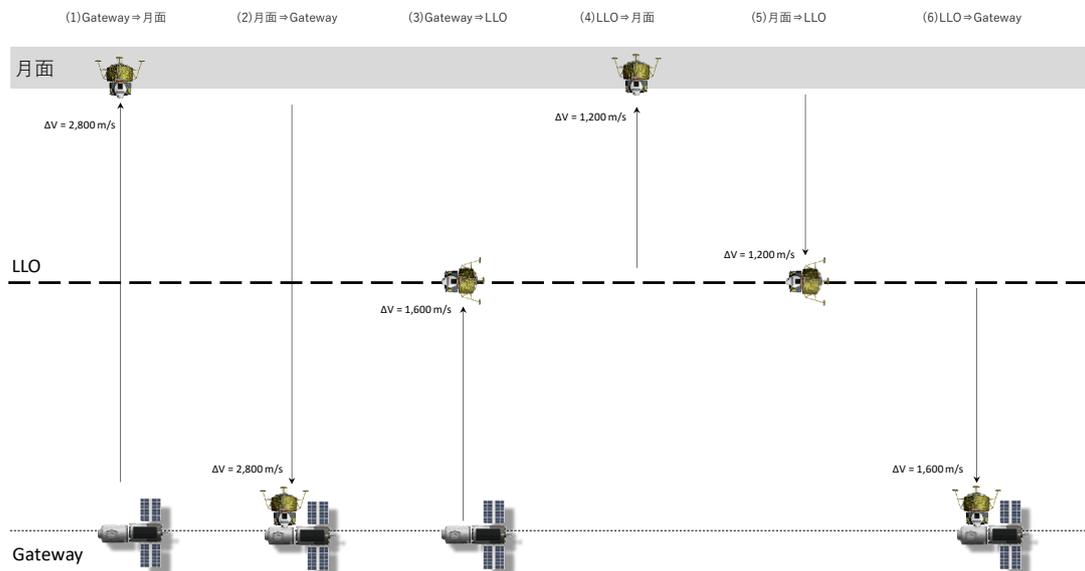


図 7.2-32 有人月離着陸機検討における前提条件

## 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	(2)LOX/LCH4のケース(HERACLES)				MHI
推薬量				根拠	推薬量				根拠
推薬総質量	5146	kg			推薬総質量	5282	kg		
エンジン	酸化剤	1106	LOX		エンジン	酸化剤		LOX	
	燃料	3646	LCH4			燃料		LCH4	
RCS		382			RCS		344		
押しガス		12			押しガス		21		
タンク質量	燃料	88	kg		タンク質量	燃料		kg	
	酸化剤	110	kg			酸化剤		kg	
RCSタンク		11	kg		RCSタンク			kg	
気蓄器		66			気蓄器				
タンク質量合計		275	kg		タンク質量合計		0	kg	
熱制御					熱制御				
MLI質量		68	kg		MLI質量		31	kg	
推進系サイジング					推進系サイジング				
メインエンジン		175	kg		メインエンジン			kg	
RCS		158	kg		RCS		74	kg	
艀装類(配管・バルブ・)		96	kg		艀装類(配管・バルブ・ハーネス)			kg	
推進系合計質量		429	kg		タンク			kg	
					推進系合計質量		773	kg	
構造系サイジング					構造系サイジング				
構造		538	kg		構造			kg	
着陸脚		189	kg		着陸脚			kg	
結合機構		40	kg		結合機構			kg	
構造合計質量		767	kg		構造合計質量		559	kg	
アピオ					アピオ				
アピオ		61	kg		アピオ		229	kg	
バスWet合計質量		6746			バスWet合計質量		6874		
バスDry合計質量		1600	kg		バスDry合計質量		1592	kg	
構造効率		24%			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。
- 離着陸に必要な増速量から、推薬量(燃料と酸化剤)を  $I_{sp}$  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				(2)LOX/LCH4のケース			
推奨量(※全備wet質量40トン規模と仮置き)				推奨量(※全備wet質量40トン規模と仮置き)			
根拠				根拠			
推奨総質量	30400 kg			推奨総質量	28500 kg		
エンジン混合比	5	1		エンジン混合比	3.3	1	
質量	酸化剤	25333	LOX	質量	酸化剤	21872	LOX
	燃料	5067	LH2		燃料	6628	LCH4
タンクサイジング				タンクサイジング			
タンクシリンダ長	酸化剤	1.32		タンクシリンダ長	酸化剤	1.00	
	燃料	2.66			燃料	1.00	
タンク半径	酸化剤	1.55	m	タンク半径	酸化剤	1.45	m
	燃料	2.18	m		燃料	1.35	m
タンク容積	酸化剤	25.39	m3	タンク容積	酸化剤	19.19	m3
	燃料	82.72	m3		燃料	15.97	m3
タンク表面積	酸化剤	42.86	m2	タンク表面積	酸化剤	35.32	m2
	燃料	95.87	m2		燃料	31.30	m2
チタン密度	4506.00 kg/m3 SP700(AMS4899)			チタン密度	4506 kg/m3 SP700(AMS4899)		
タンク肉厚	0.007 m			タンク肉厚	0.007 m		
タンク質量	燃料	1352	kg	タンク質量	燃料	1114	kg
	酸化剤	3024	kg		酸化剤	987	kg
RCSタンク	55 kg 右記より			RCSタンク	55 kg HERACLES検討値の5倍		
タンク質量合計	4431 kg			タンク質量合計	2156 kg		
断熱材サイジング				断熱材サイジング			
高性能MLI諸元	2.40 kg/m2			高性能MLI諸元	2.40 kg/m2 Ball Aerospace社カタログより		
MLI質量	333 kg			MLI質量	160 kg		
推進系サイジング				推進系サイジング			
気蓄器	198 kg 右記より			気蓄器	198 kg HERACLES検討値の3倍		
メインエンジン	525 kg 右記より			メインエンジン	525 kg HERACLES検討値の3倍		
RCS	474 kg 右記より			RCS	474 kg HERACLES検討値の3倍		
艙装類(配管・バルブ・ハーネス)	300 kg 右記より			艙装類(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			推進系合計質量	1497 kg		
構造系サイジング				構造系サイジング			
構造	2690 kg 右記より			構造	2690 kg HERACLES検討値の5倍		
着陸脚	945 kg 右記より			着陸脚	945 kg HERACLES検討値の5倍		
結合機構	200 kg 右記より			結合機構	200 kg HERACLES検討値の5倍		
構造合計質量	3635 kg			構造合計質量	3635 kg		
アビオサイジング				アビオサイジング			
アビオ	300 kg 右記より			アビオ	300 kg HERACLES検討値の5倍		
バスDry合計質量	10196 kg			バスDry合計質量	7748 kg		
構造効率	29% 全備Dry質量35.7tonより			構造効率	22% 全備Dry質量35.7tonより		

### 7.2.3.5. 推奨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年間推奨を保存した際に消失する推奨の値を、離着陸に必要な推奨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、実艙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、受け入れの可能性はある。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 社力 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、推薬のみの補給が良い。
  - 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、推薬と着陸機のための輸送が良い。
  - 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・タンクと離陸機のための輸送が良い。
  - 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、推薬のみの補給が良い。
  - 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、推薬と着陸機のためのみの輸送が良い。
  - 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・タンクと離陸機のためのみの輸送が良い。
  - 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、以下の点に変更となる。(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。

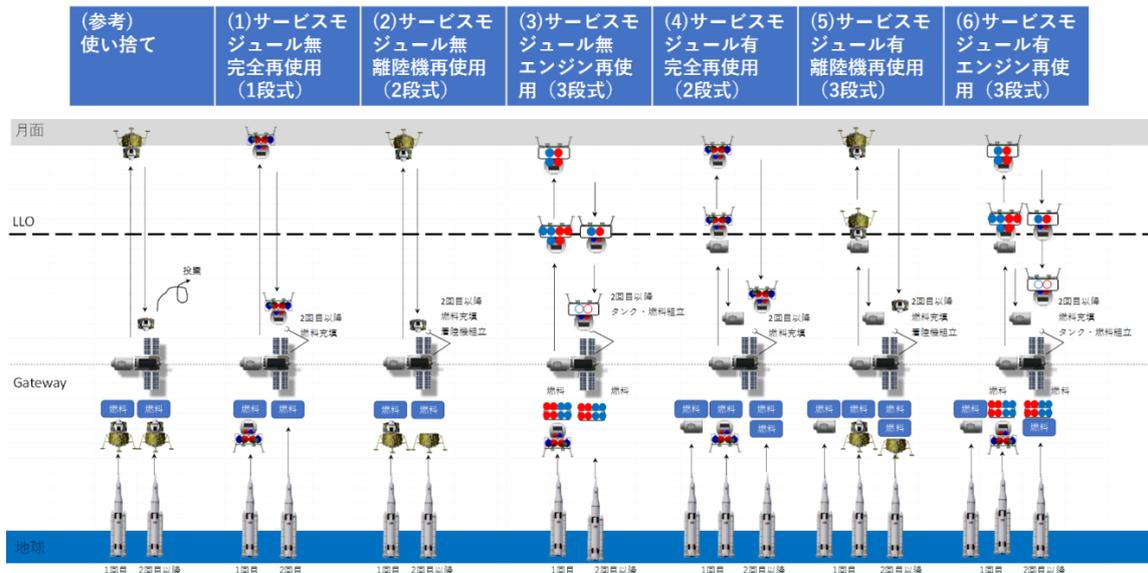


図 7.2-33 有人月離着陸機のコンフィギュレーションのオプション

### 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ー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生成量 [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	離陸機	無し	TBD
打上 (予定) 年	1969	2019	2023~	2024	TBD	TBD	2018	2019
主対応メーカー等	NRG	MoonExpress Astrobotic 他9社	SpaceX	Blue Origin	Lockheed Martin	自国30HERACLESス ケールアップ	LH2, CH4 engineは 輸送機で開発中	印度の協力ミッショ ンであったが、印 単独ミッションとな った
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 <sup>*1</sup>			(3)冷媒循環 <sup>*1</sup>		
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消費量 [ton]	25.6	10.5	0	検討中					
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	△越夜対策で有効		×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	
サイジング[ton]	○熱計装に含む		0	検討中					
サイジング[kW]	0	0	0	検討中					

\*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宛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。

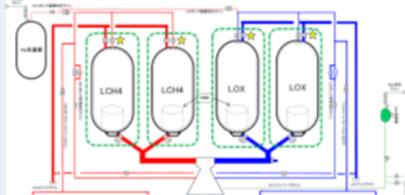
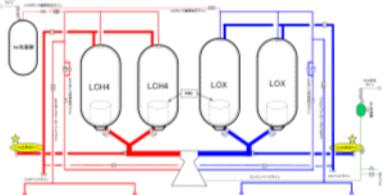
#### ① タンクカートリッジ充填方式

- 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。 ・気蓄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。 ・気蓄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 搭載品	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離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、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  $\Delta V$  量(片道)は 2,800m/s とする。
- Gateway⇄LLO 間の  $\Delta V$  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  $\Delta V$  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

推奨種類	LOX/LH2					
	SM無			SM有		
	1段	2段	3段	2段	3段	3段
SMの有無						
段数						
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
総推奨量	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

推奨種類	LOX/LCH4					
	SM無			SM有		
	1段	2段	3段	2段	3段	3段
SMの有無						
段数						
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
総推奨量	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

推奨種類	ヒドラジン					
	SM無			SM有		
	1段	2段	3段	2段	3段	3段
SMの有無						
段数						
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
総推奨量	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

推奨種類	SM有		
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
総推奨量	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

推奨種類	SM有		
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
総推奨量	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

推奨種類	SM有		
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
総推奨量	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、不確実性が大きい。(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

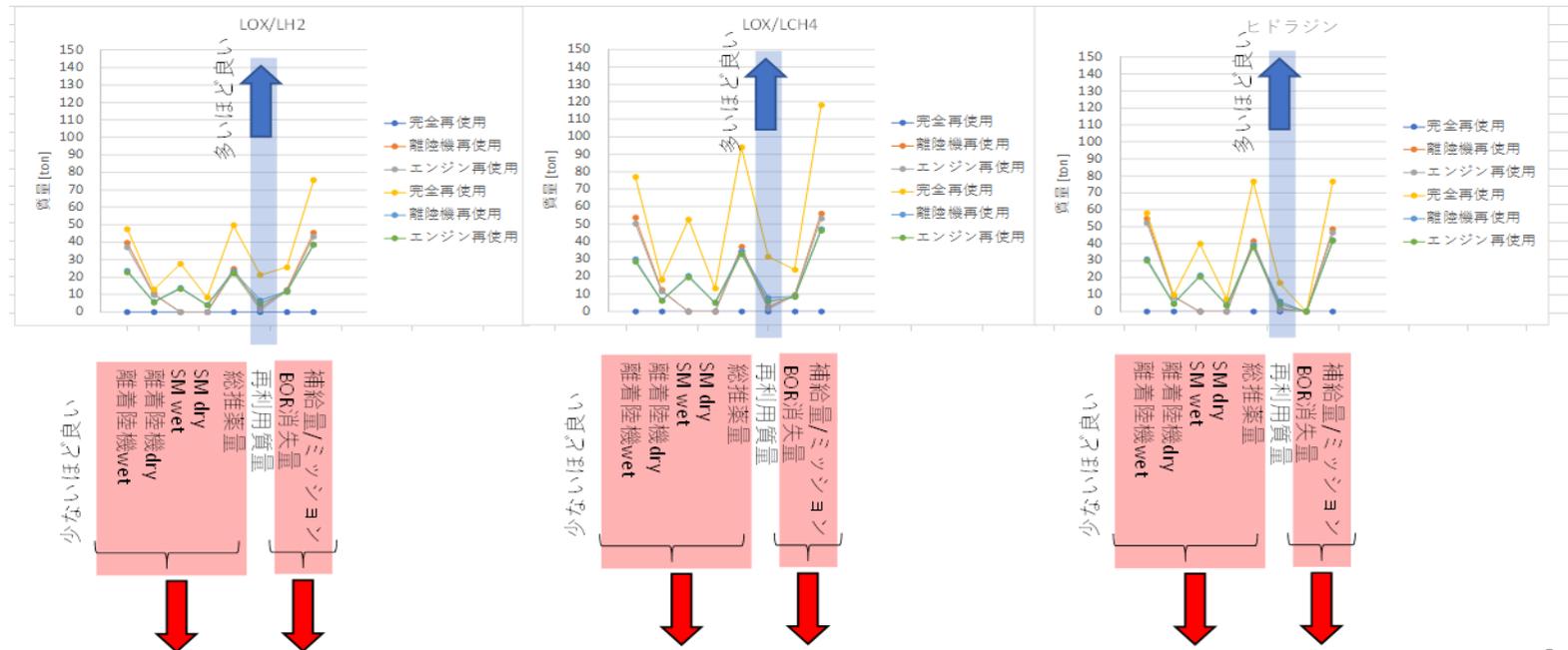
	LH2/LOX	LCH4/LOX	ヒドラジン
段数	3段	3段	3段
再利用性	離陸機再使用	離陸機再使用	離陸機再使用
離着陸機質量 (wet)	23.8	29.9	30.9
離着陸機質量 (dry)	5.8	6.4	4.8
SM質量 (wet)	13.9	20.4	21.2
SM質量 (dry)	4.2	5.1	3.8
総推薬量	23.3	34.5	39.2
再利用部質量	6.8	7.8	5.8
BOR消失量	12.1	8.9	0.0
補給量	38.6	47.1	42.0

## 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

推奨種類	LOX/LH2						LOX/LCH4						ヒドラジン					
	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	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	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	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	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
離着陸機質量 (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	18.2	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
総推奨量	成立しない	24.8	23.0	49.7	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	39.3	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	4.8	成立しない	2.7	1.7	31.4	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	24.0	8.9	8.3	成立しない	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
補給量	成立しない	45.6	43.2	75.5	38.6	38.6	成立しない	56.1	53.3	118.1	47.1	46.4	成立しない	48.4	46.6	76.8	42.0	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果

## 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* <sup>8</sup>	64	18
NRHO輸送能力 [ton]* <sup>7</sup>	48	24	6.7
価格 [億]* <sup>1</sup>	2,436* <sup>2</sup>	195	110* <sup>5</sup>
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* <sup>4</sup>	7* <sup>5</sup>
打ち上げ可能時期* <sup>6</sup>	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ドル=¥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/committee/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  $\Delta V$  量 3,200m/s とし、推進剤は SLS、H3 は LOX/LH<sub>2</sub>、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  $\Delta V$  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。

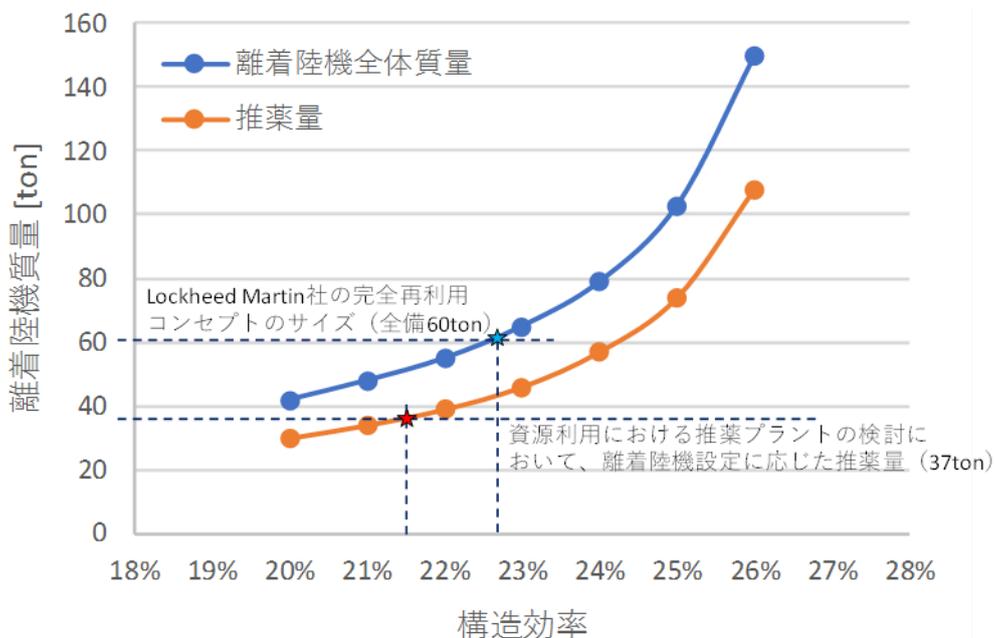


図 7.2-35 完全再使用型有人離着陸機の構造効率に対する全備質量の感度解析結果

### 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 <sup>*1</sup>	離陸	Eng ine	完全	離陸	Eng ine	完全	離陸	Eng ine	完全	離陸	Eng ine	完全	離陸	Eng ine	完全	離陸	Eng ine
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】																				
			△ <sup>*2</sup>	×	×	×	○	○	×	×	×	×	△	△	×	×	×	×	×	×

- (\*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 での輸送が可能なのはオレンジ枠で、Falcon Heavy での輸送が可能な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/LH<sub>2</sub> を第一候補、LCH<sub>4</sub>/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/LH<sub>2</sub> 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、LH<sub>2</sub>/LCH<sub>4</sub> 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

有人月着陸機的前提として、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 km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ィー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/s <sup>2</sup> )	推力 53kN (a=1.5m/s <sup>2</sup> )	推力 80kN (a=2.3m/s <sup>2</sup> )	推力 88kN (a=2.5m/s <sup>2</sup> )
<b>前提</b>					
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			
<b>結果</b>					
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
推進系艙装の 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。

着陸機的前提として、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 kmとする。
- 推進系で用いる推進剤として、有人月プリアカーサミッション HERACLES で想定される長期間の推進剤保存(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ト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  $\Delta V$  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/s <sup>2</sup> )	推力 80kN (a=2.3m/s <sup>2</sup> )	推力 140kN (a=4.0m/s <sup>2</sup> )	推力 280kN (a=8.0m/s <sup>2</sup> )
前提					
isp	[s]	370			
初期質量	[ton]	35.0			
構造効率 <sup>*1</sup>	[%]	20.0			
ペイロード質量	[ton]	10.0			
ΔV 量	[m/s]	2800 <sup>*2</sup>			
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
推進系艙装の インパクト <sup>*1</sup>	[-]	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くほど、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  $\Delta V$  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<sup>2</sup> 程度)程度が適当であると思われる。

## 7.2.4. 有人圧ローバ

### 7.2.4.1. 要旨

有人圧ローバの動力・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ーではなく、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 回の有入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 回の有入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。

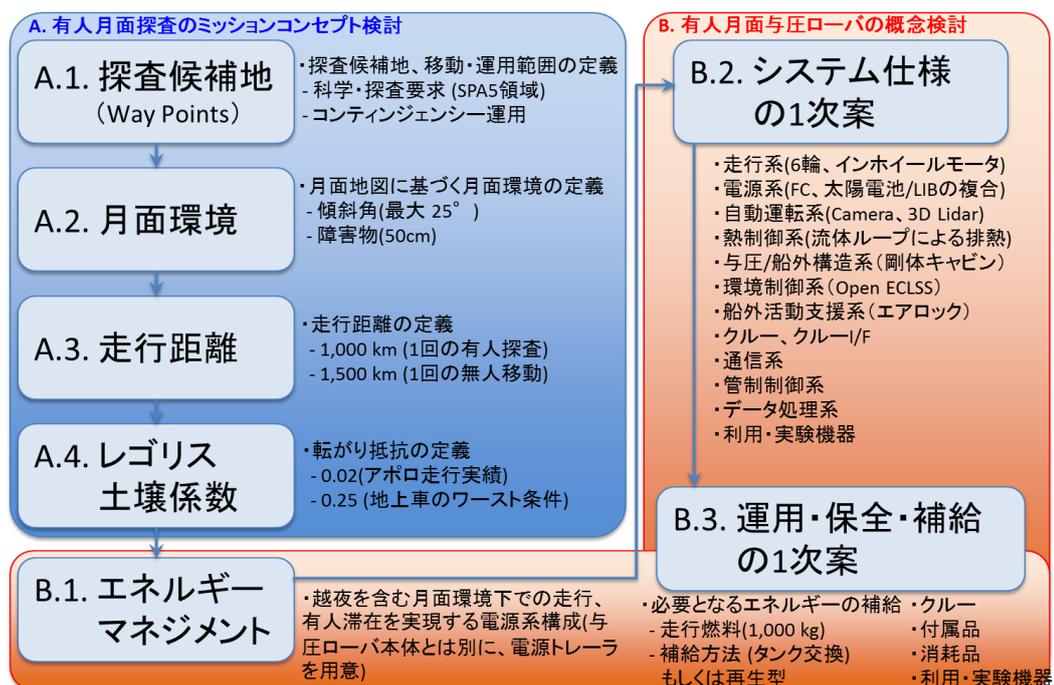


図 7.2-36 有入月面与圧ローバの検討の検討プロセス

## 7.2.4.3. 有人と圧ローバの構成候補案

有人と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と圧ローバの構成候補案を図 7.2-37 に示す。

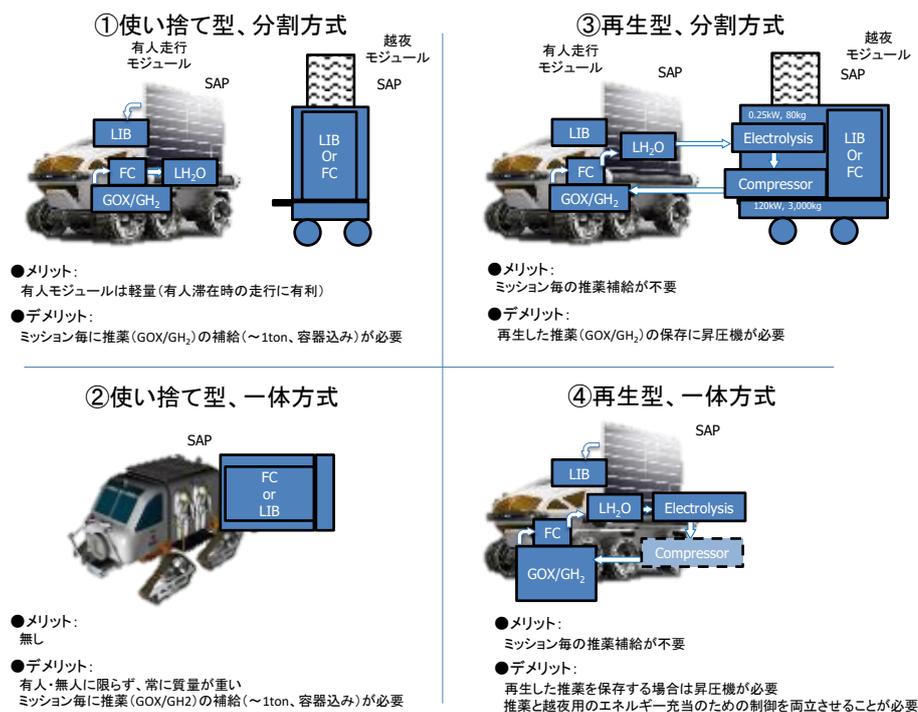


図 7.2-37 有人と圧ローバの構成候補案

## 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。

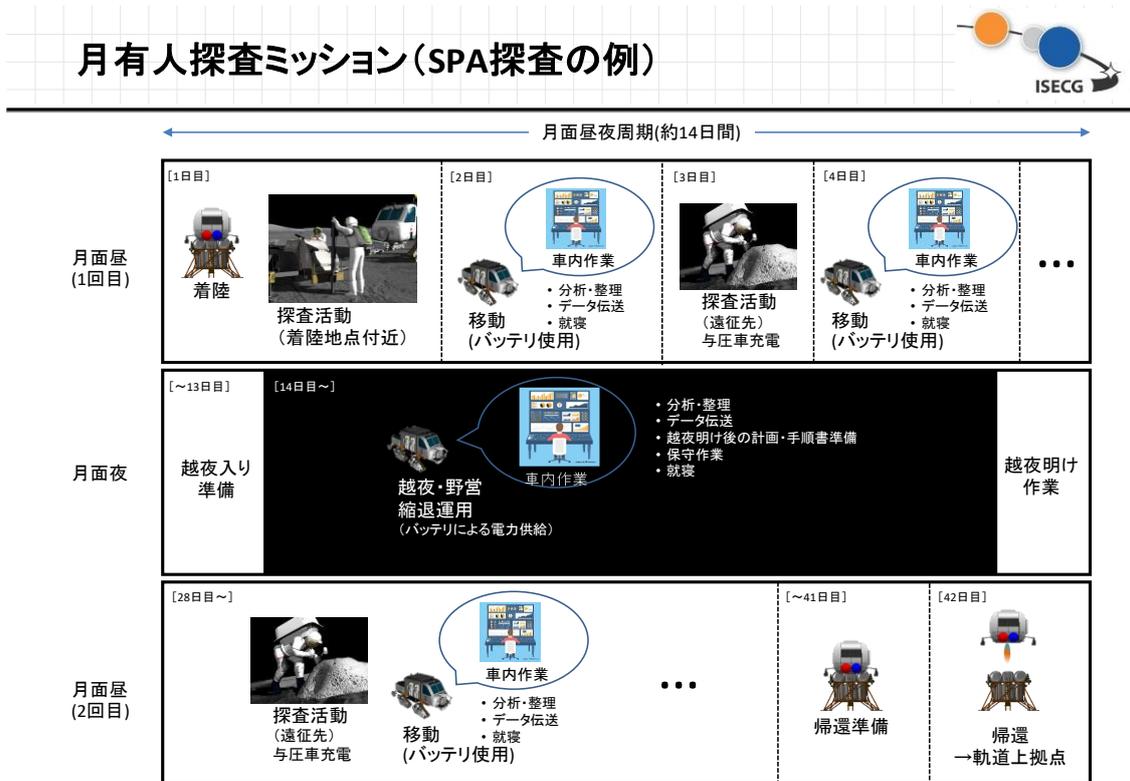


図 7.2-38 前提とする有人月探査の運用コンセプト

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ーへの充電を行う。(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、有人と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と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・電気系メーカー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 <sup>*2</sup>	
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 <sup>*1</sup>	0.2	
4	電源系	質量	0.6	0.5	↑	↑	太陽電池、バッテリー、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、有人と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、有人と圧ローバの与圧空間は 20 [m<sup>2</sup>]、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ー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 有人と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に必要な電力量が、バッテリー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に必要な電力量が、バッテリー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ーから提供する。この電力は、有人と圧ローバの走行時、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 システム	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ー(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]、バッテリーの容量は電力プロファイルの最大値から 750 [kWh]とする。バッテリーの容量を小さくするため、有人探査開始時にバッテリー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

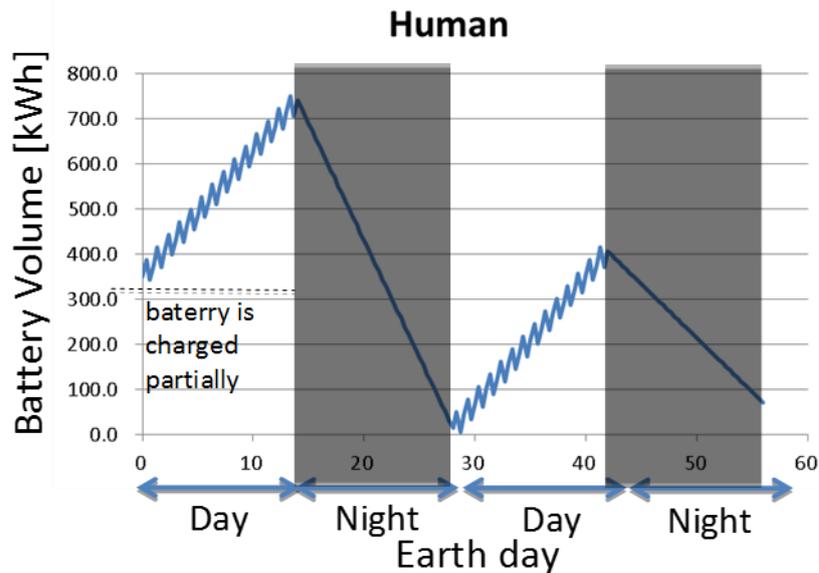


図 7.2-39 RPS を用いない場合の電力プロフィール

## 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・バッテリー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 [kW]、バッテリーの容量は電力プロファイルの最大値から 360 [kWh]とする。バッテリーの容量を小さくするため、有人探査開始時にバッテリー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	-	-	-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	+4.0	+4.0	-	-	-	-	+4.0	+4.0	-
	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

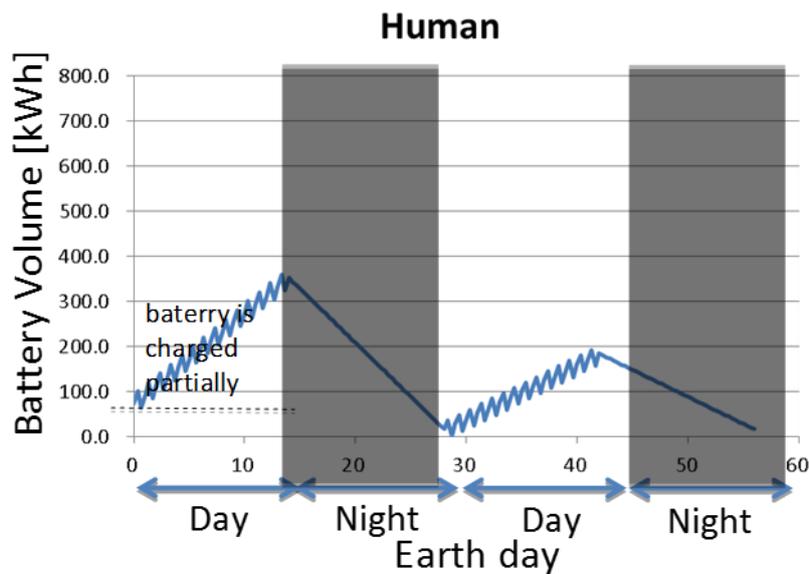


図 7.2-40 RPS を用いる場合の電力プロファイル

#### 7.2.4.8. 有人と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、蓄電池の質量が 6ton 以上となる。このことから、有人と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(有人と圧ローバ)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、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. 有人と圧ローバのライフサイクルシナリオ

本項以降では、有人と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、有人と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

有人と圧ローバのミッションシナリオを以下に示す。

- 2029 年、有人と圧ローバ、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、有人と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、有人と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

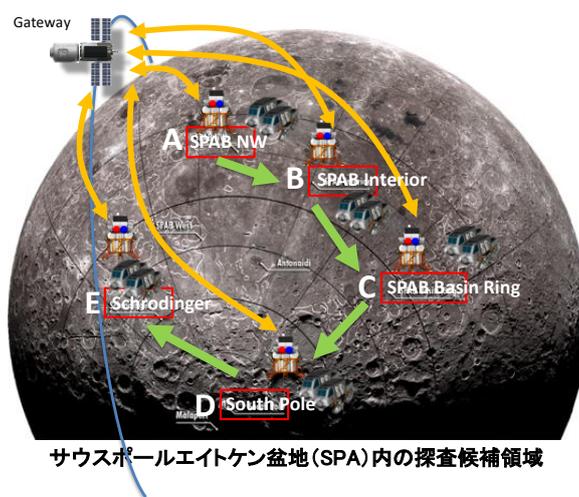
大斜度は上限を 25deg とし 5deg 刻みで設定の上、最大斜度と走行距離を算出する。)

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、有人と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

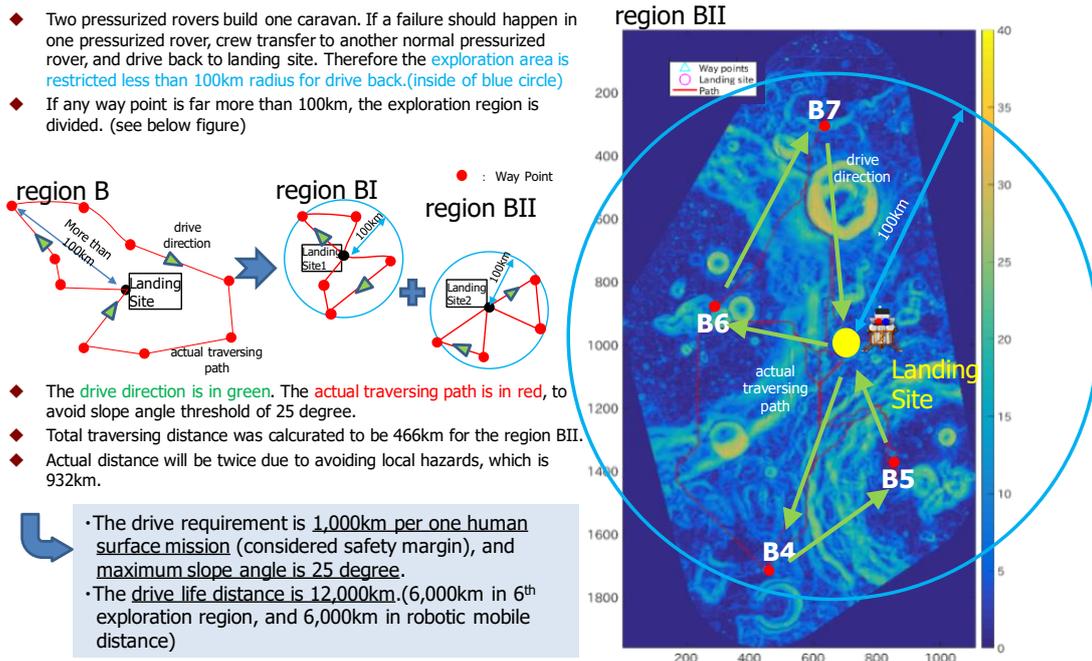


図 7.2-42 経路解析の例

#### 7.2.4.10. 有人と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、およびこれに必要な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。この時の有人と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。

- 燃料電池は蓄電池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蓄電池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蓄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蓄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と圧ローバと、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、有人月面与圧ローバ、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(有人月面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、クルーは有人月面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、移動を行わず有人月面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 日ごとに繰り返す
- 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。
- 有人月面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。

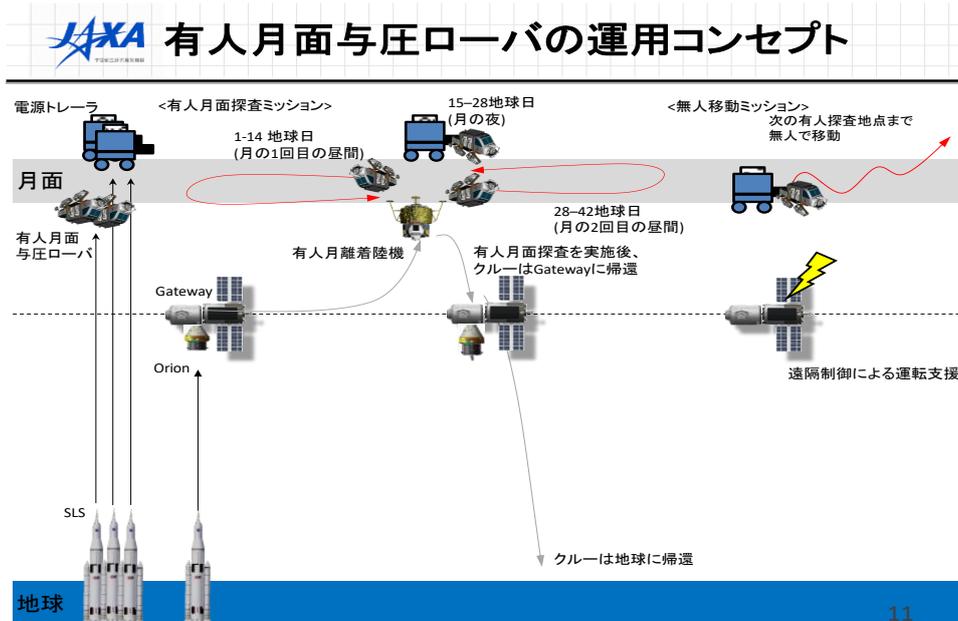


図 7.2-43 有人与圧ローバの運用シナリオ

7.2.4.11. 有人と圧ローバの電力プロフィール

上記の運用シナリオをベースに検討した有人と圧ローバの電力プロフィールと月面でのエネルギー管理コンセプトをそれぞれ図 7.2-44、図 7.2-45 に示す。

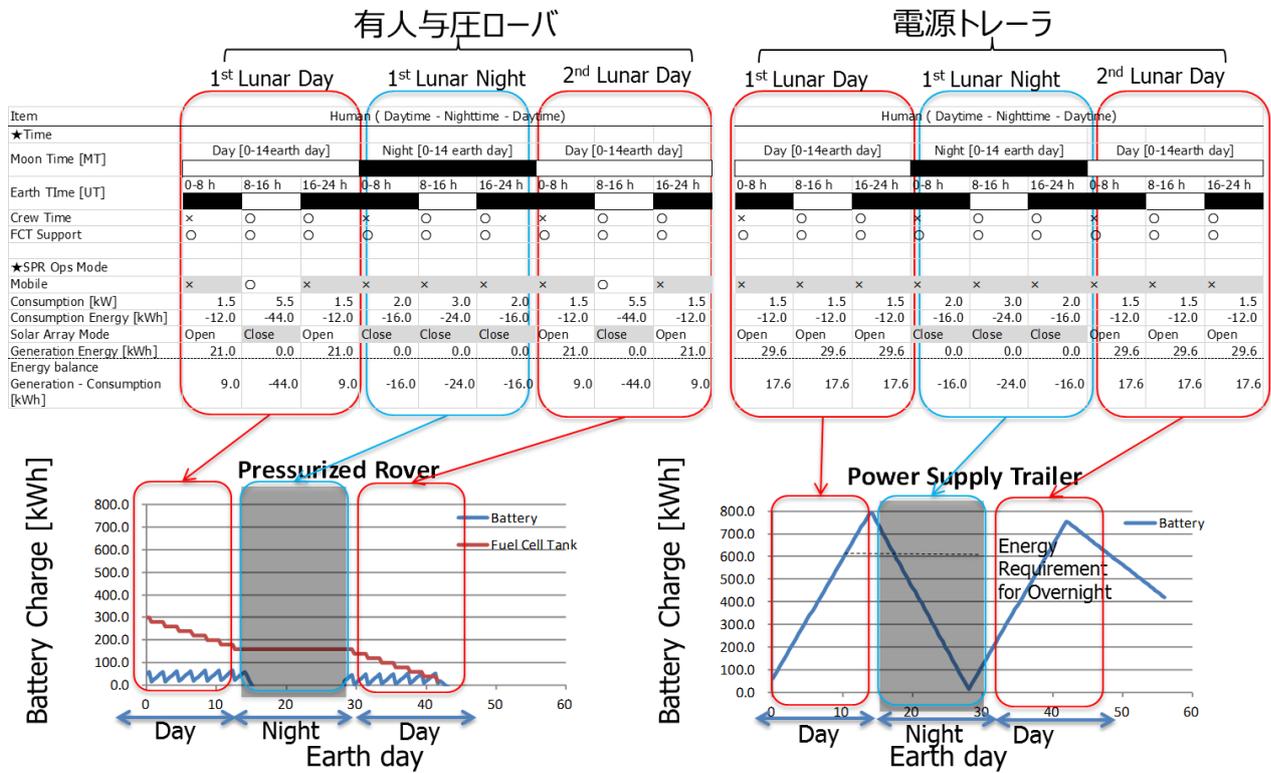


図 7.2-44 月面での電力プロフィール

		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: 有人月面と圧ローバに搭載された太陽電池とバッテリー
	熱・環境制御	有人月面と圧ローバに搭載された太陽電池とバッテリー	メイン: 電源トレーラ* サブ: 有人月面と圧ローバに搭載された太陽電池とバッテリー
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。)

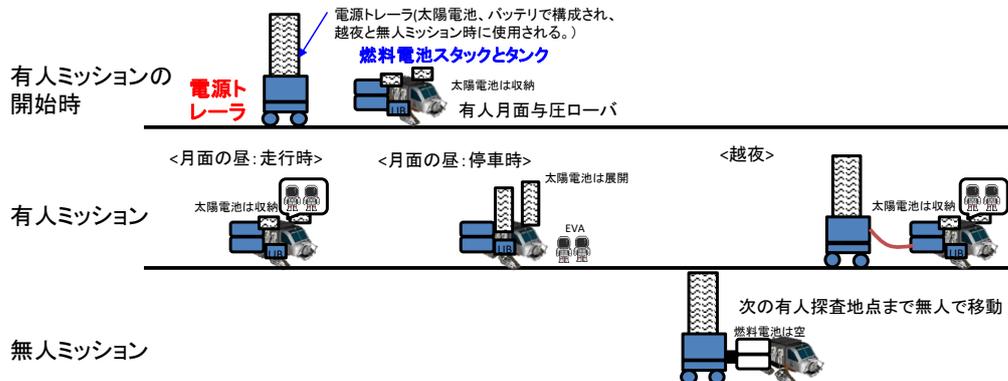


図 7.2-45 月面でのエネルギー管理コンセプト

#### 7.2.4.12. 有人と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。初期の月面と圧ローバのように、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。

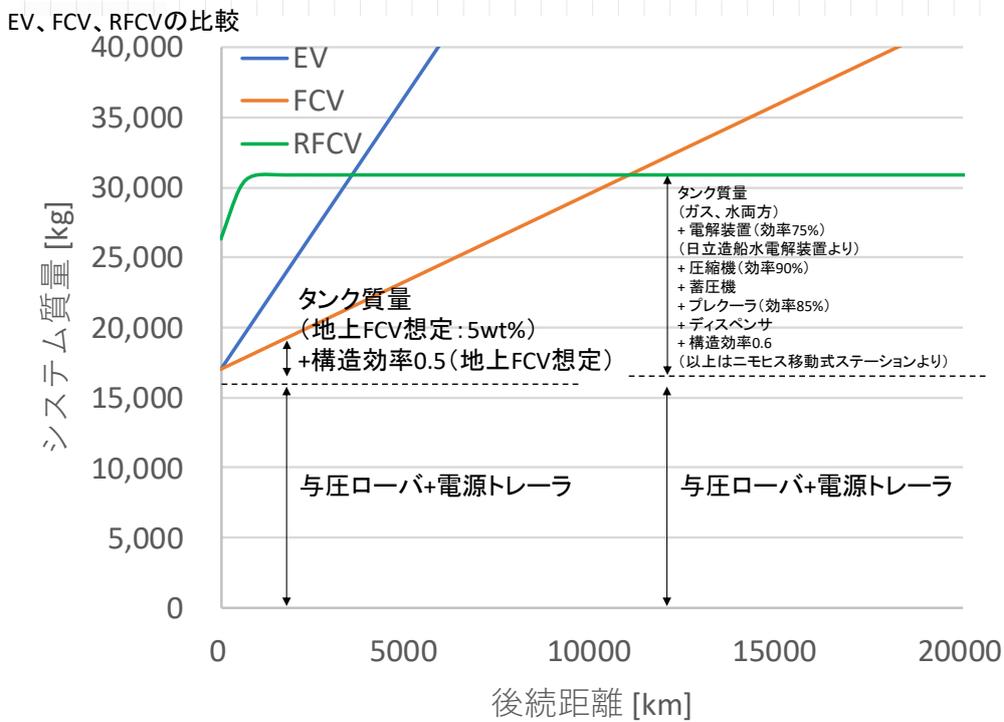
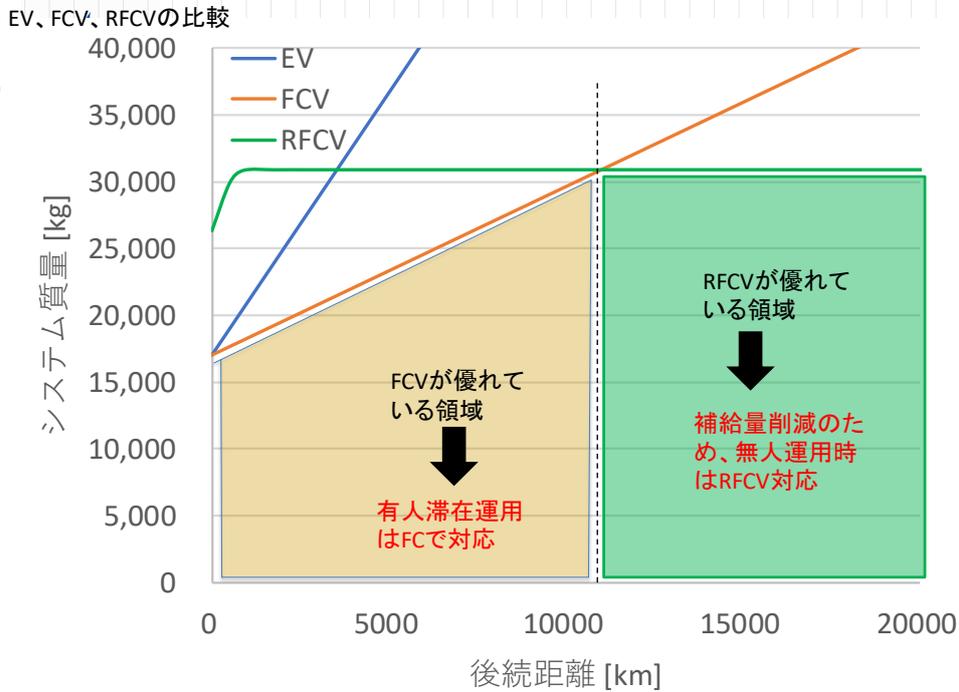


図 7.2-46 有人運用時の航続距離に対する電源構成の違い

また、図 7.2-47 に無人運用時の消費電力プロフィールを示す。

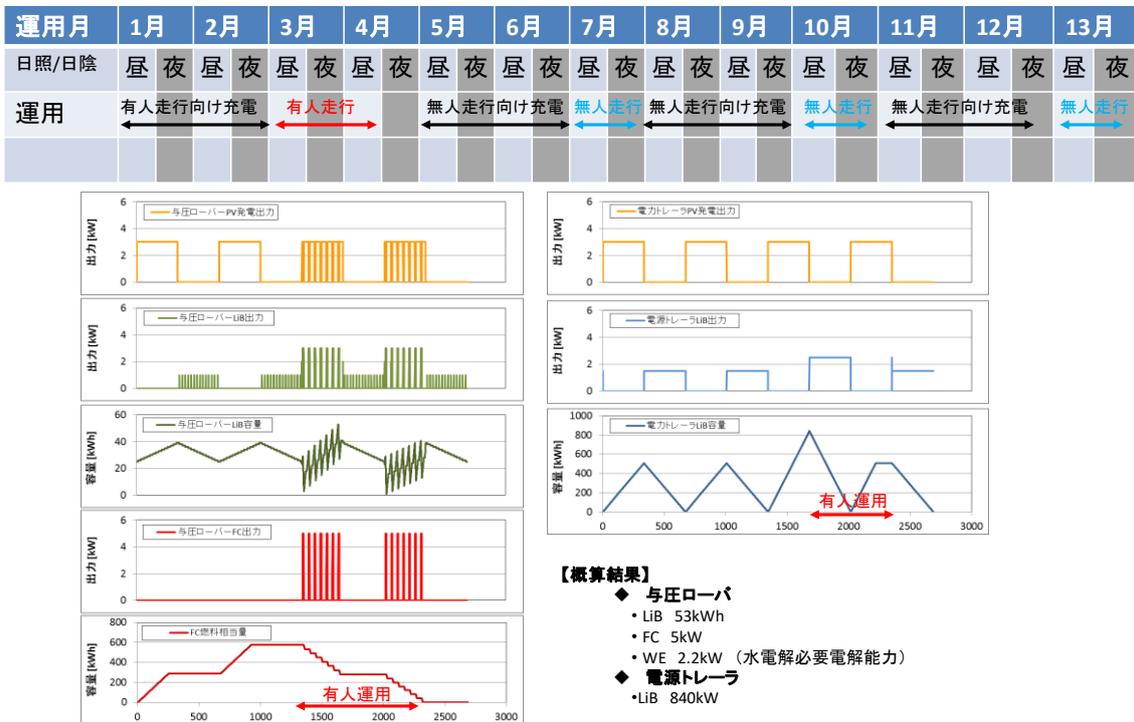


図 7.2-47 無人運用の消費電力プロフィール

このプロフィー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。

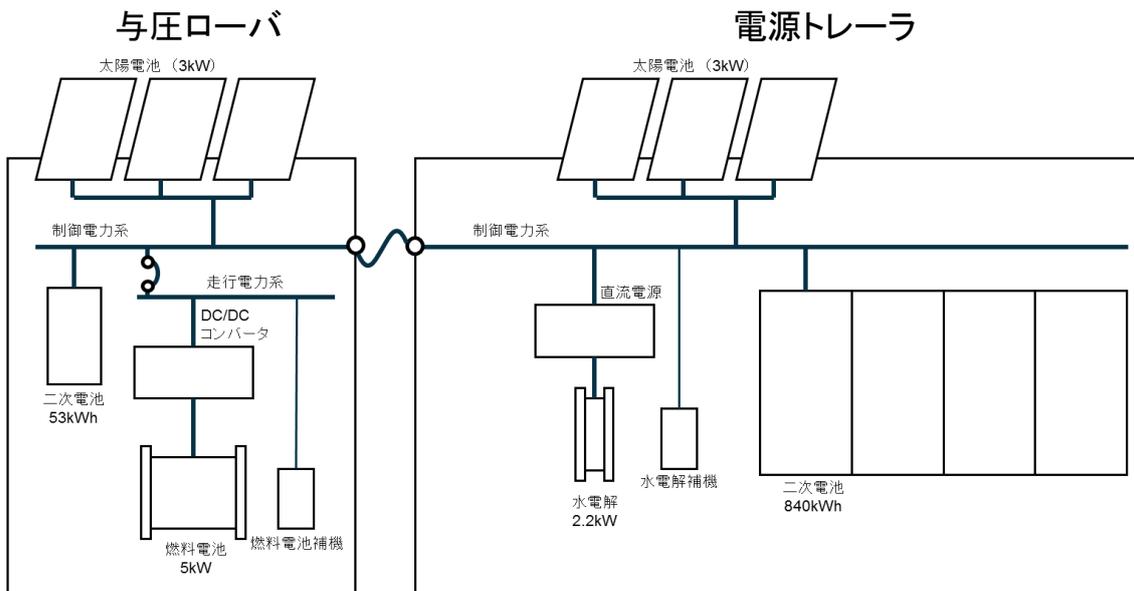


図 7.2-48 与圧ローバと電源トレーラの電源系系統図

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] <sup>7</sup>	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、ポンプ類等)	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] <sup>1</sup>	0	1(水漏えい分、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 1/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、旭化成等多数の実用例がある。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 7.2-5149 に示す。

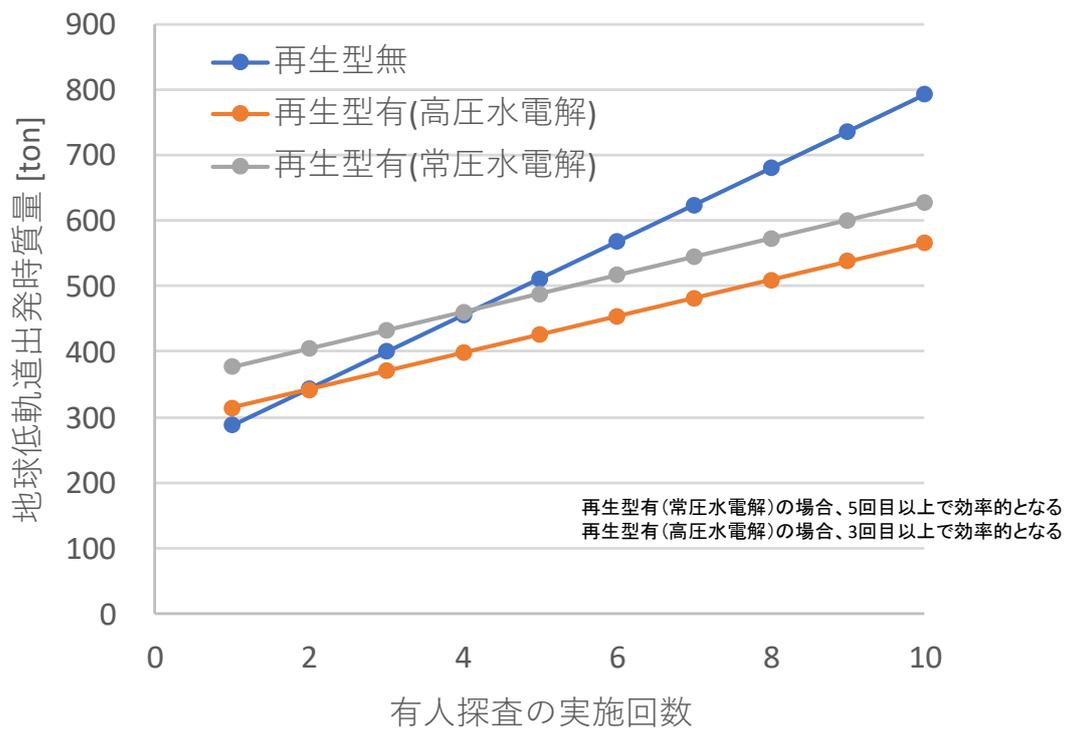


図 7.2-49 有人探査の実施回数に対する地球低軌道出発時の質量

#### 7.2.4.14. 有人と圧ローバのシステム仕様案

前節までの検討を踏まえた有人月面と圧ローバ、および電源トレーラのシステム仕様案を図 7.2-50 に示す。なお、打上げ時は、SLS により 2 台抱き合わせ構成で打上げを想定し、形状は SLS フェアリング内エンベロープに収まることを考慮している。また、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。

電源トレーラは越夜に必要なエネルギー量から、蓄電池によるシステム構成で質量を算出している。(但し、後述するように有人月面と圧ローバは走行時に燃料電池を用いていることから、走行後には水が生成される。この水を回収し燃料として再生することで、毎回のミッションにおける補給量を削減することが可能となる。)

##### 【主要仕様】

項目	仕様	
●有人月面と圧ローバ本体		
質量	打上時	~7.0 t(マージン込)
	月面走行時	~11.5 t(マージン込)
形状	サイズ	6.0*4.4*3.8 m
	ホイールベース間	4.6 m
容積	トレッド間	3.6 m
	滞在容積	13m <sup>3</sup> ~
	与圧容積	~22m <sup>3</sup>
エネルギー (有人運用時)	エアロック	4.5m <sup>3</sup> (高さ: 2.1m)
	走行用FC	145kWh(r=0.02) 300kWh(r=0.25)
	太陽電池	2.6kW
自動運転用機器		Camera, 3D Lidar
排熱要求		7.6 kW
利用実験	搭載機器	500kg
	サンプルリターン	200kg
●電源トレーラ		
質量	~10.0 t	
蓄電容量	800kWh (越夜対応時の環境・熱制御)	

ローバ本体の概要図

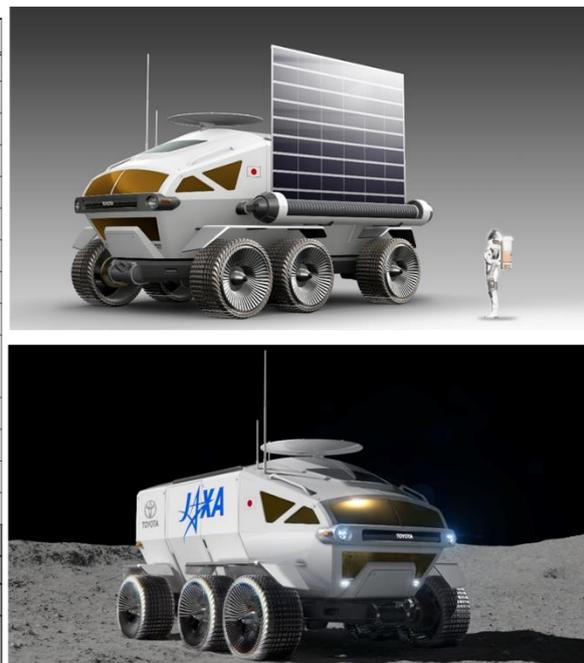


図 7.2-50 有人と圧ローバのシステム仕様案

## 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。

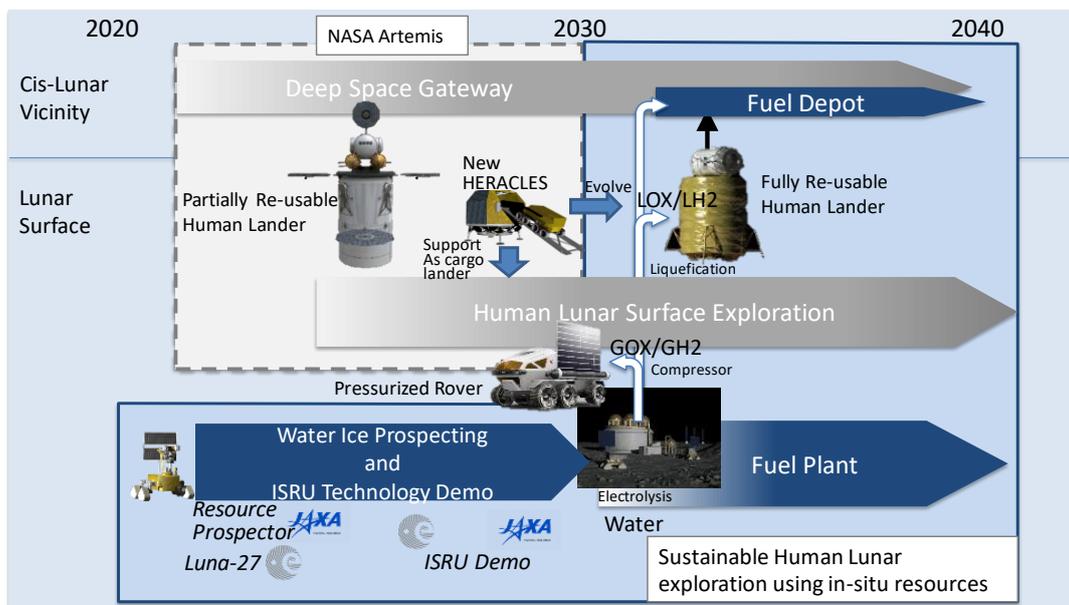


図 7.2-51 月の水資源利用シナリオ

### 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 回の有人月面探査に必要な推薬量は 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  $\Delta V$  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  $\Delta V$  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。

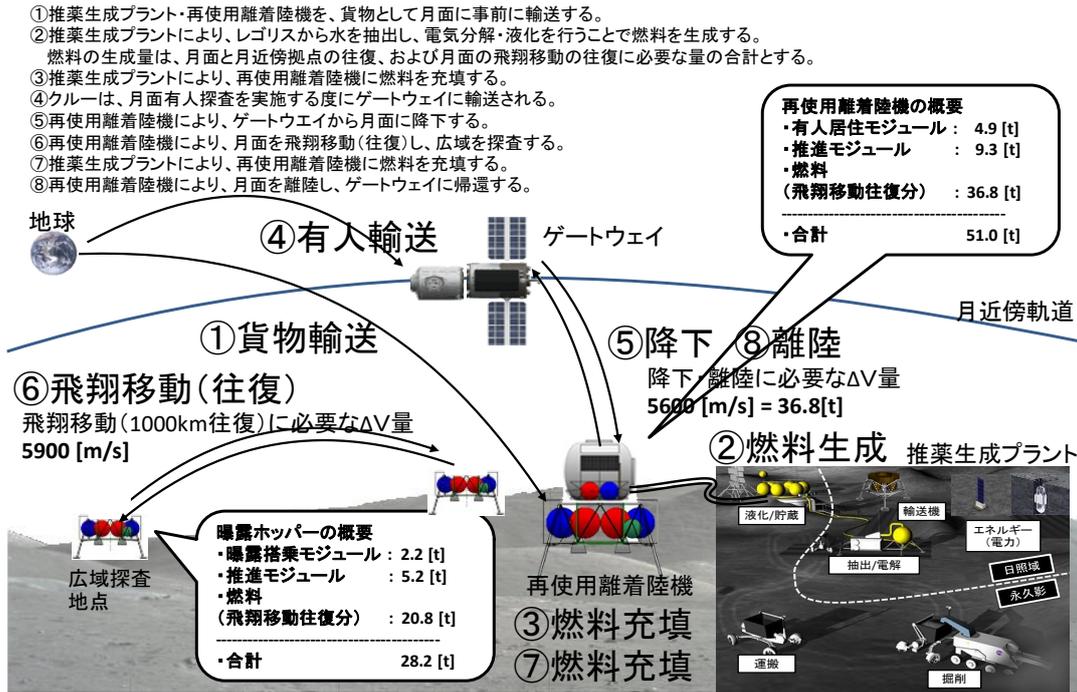


図 7.2-52 推薬プラントを利用する場合の有人月探査シナリオ

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 <sup>*1</sup>	水生成期間[日]	水電解・液化期間[日]	備考
有人月離着陸機	5600 <sup>*2</sup>	51.0	36.8 (LH2:5.3) (LOX:31.5)	48.0	365日	42日 <sup>*5</sup> or 365日 <sup>*6</sup>	・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 <sup>*3</sup>	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 <sup>*4</sup>			

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。

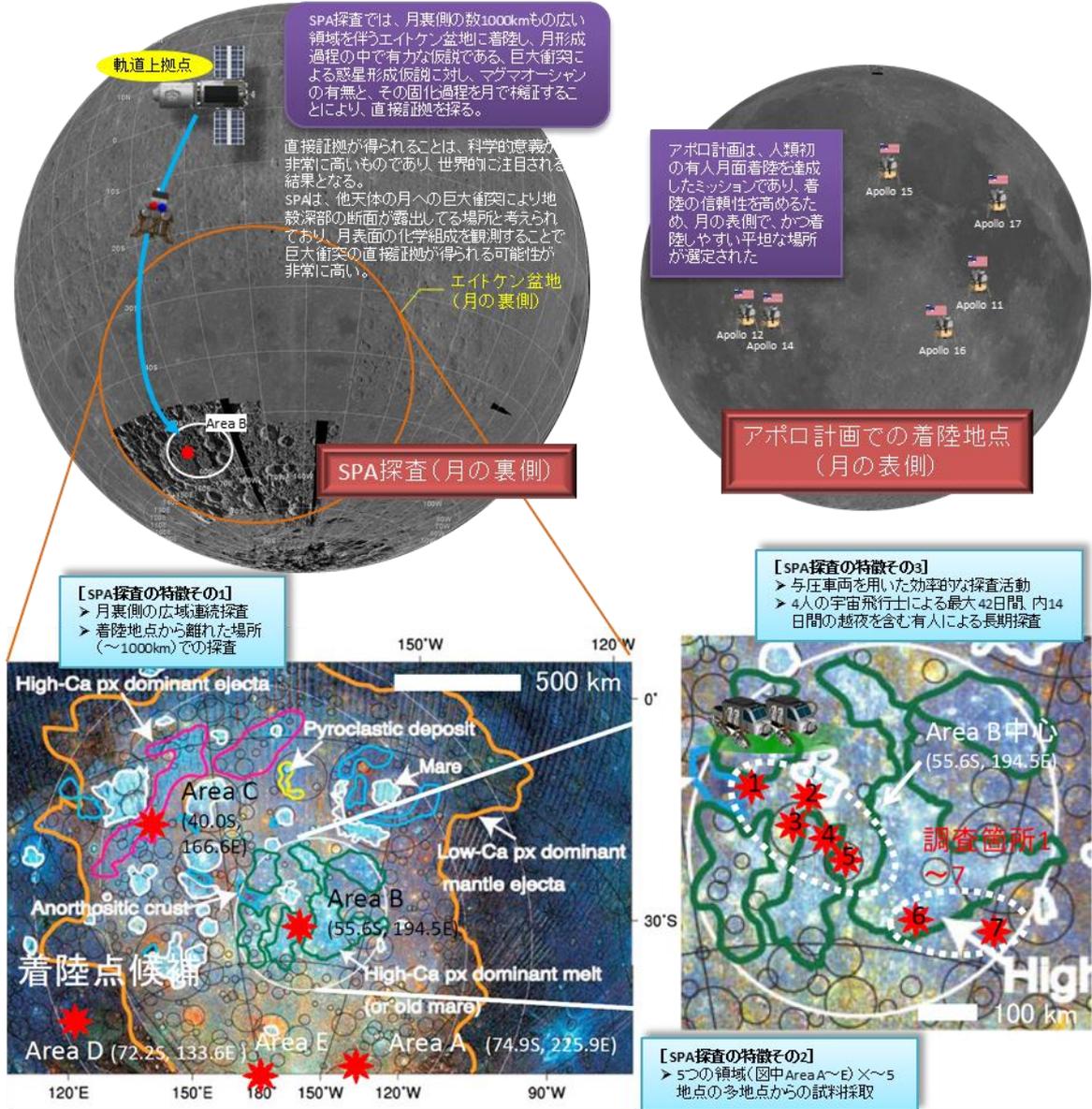


図 7.2-53 月面広域探査の概念図

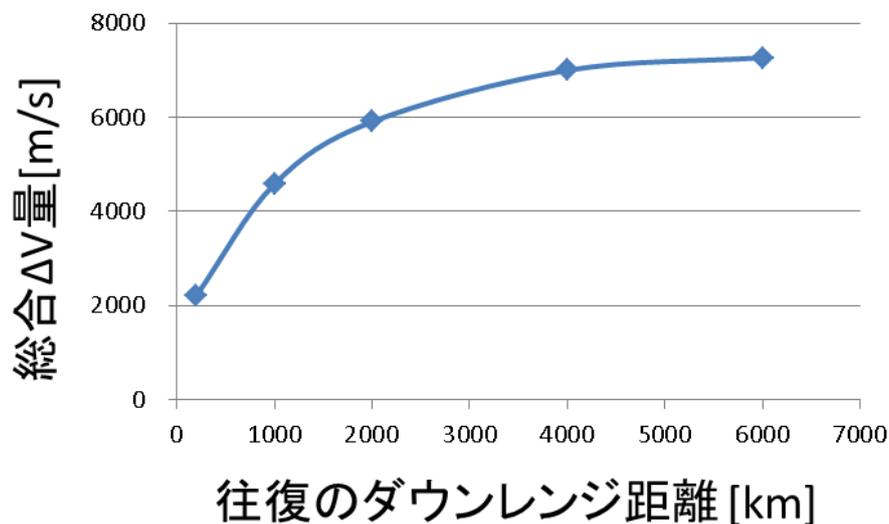
## 7.2.5.5. 月面上のホッパー移動距離に対する必要推薬量の見積もり

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 $\Delta V$ 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 $\Delta V$ 量が5600[m/s]であり、ホッパー移動の $\Delta V$ がそれ以上となれば月近傍拠点を經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 $\Delta V$ 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

$\Delta V$ 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/s<sup>2</sup>]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 $\Delta V$ 量の傾向

本  $\Delta V$  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/LH<sub>2</sub>を推薬とすることから、分子量の小さいLH<sub>2</sub>を保存するためのタンクは大容積となり、ストラブル、LOX/LCH<sub>4</sub>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/LH<sub>2</sub>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  $\Delta V$  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。

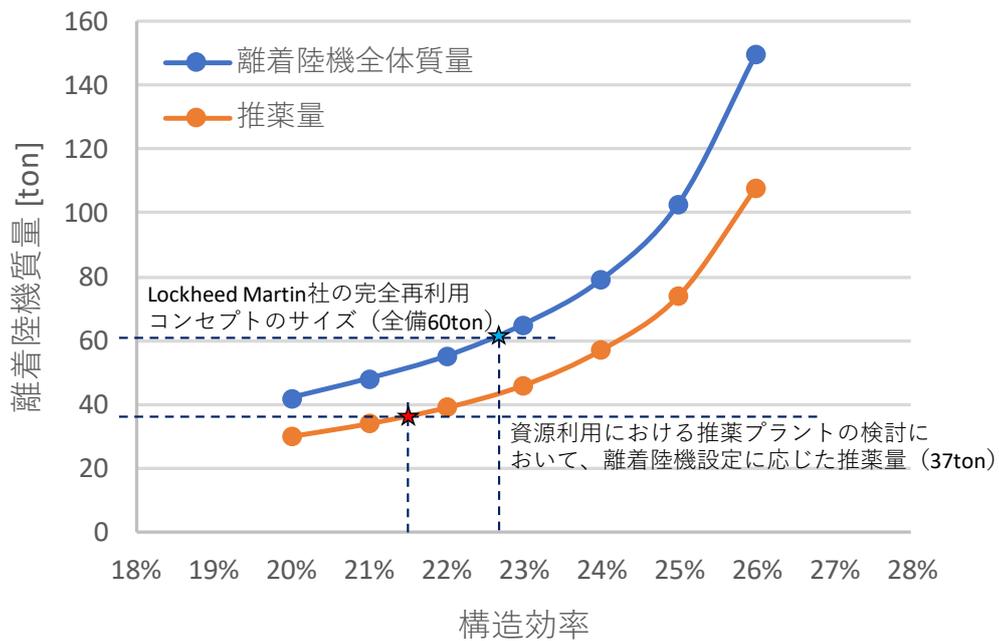


図 7.2-55 完全再使用型離着陸機の構造効率に対する全備・推薬質量の感度結果

#### 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。

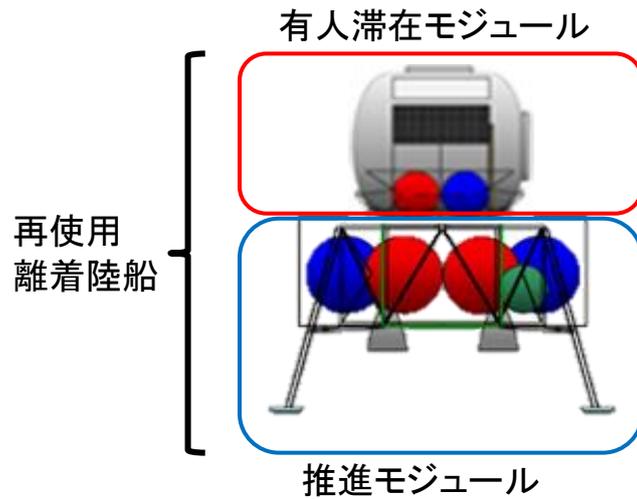


図 7.2-56 再使用型離着陸船の概念図

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 CO<sub>2</sub>、N<sub>2</sub>、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。

- 輸送のための推葉
  - ◇ 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)において必要な推葉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・ズ布林)、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 での検討では使われ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。

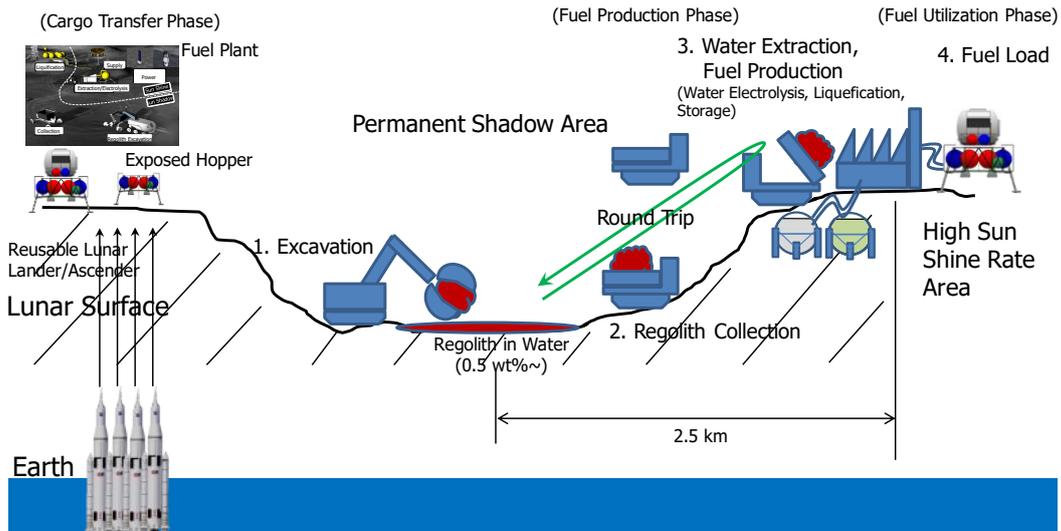


図 7.2-57 推進生成プラントの運用コンセプト

### 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。

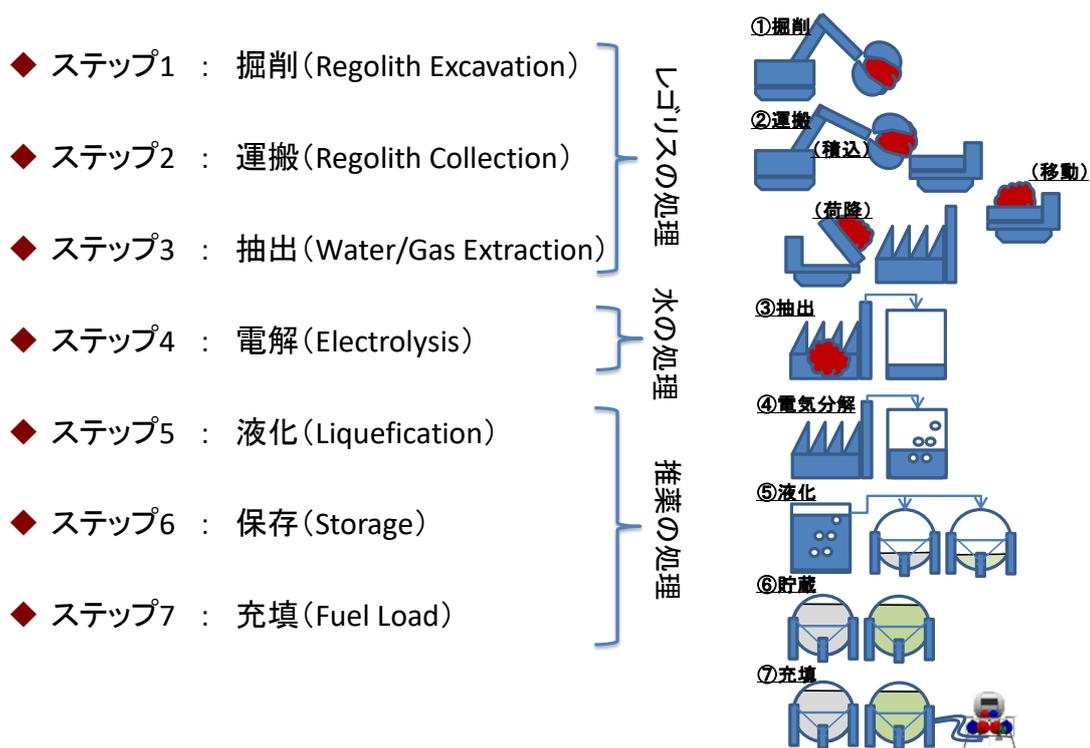


図 7.2-58 月面の水利用プロセス

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、H<sub>2</sub>O/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、推進剤は同一であるため、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。

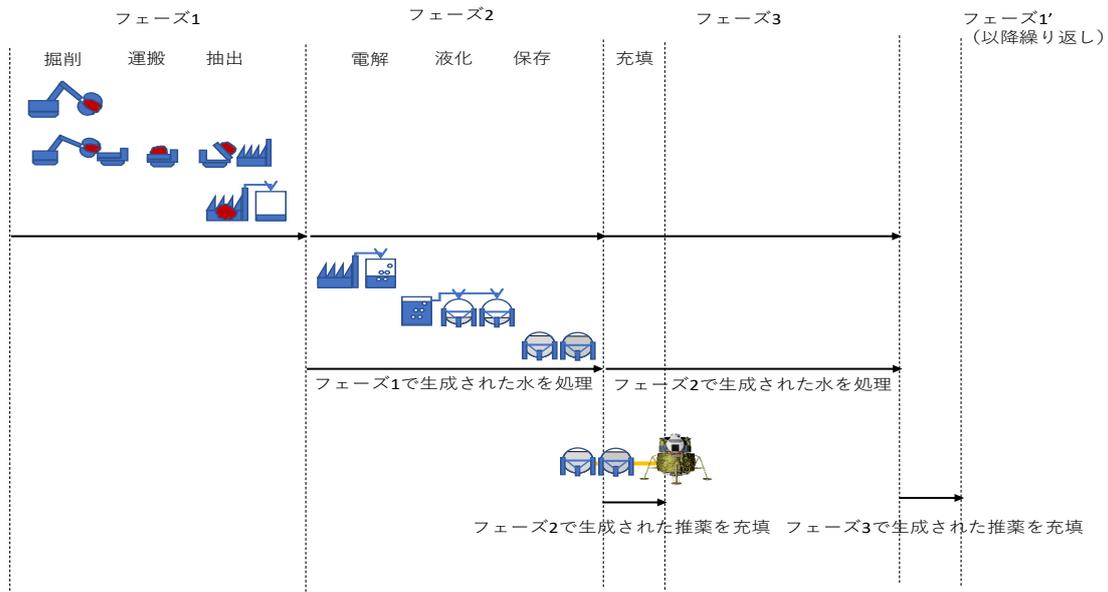


図 7.2-59 推薬プラントの各ステップにおける処理プロセスの前提

#### 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%のケースで構造艀装・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艀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る、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。

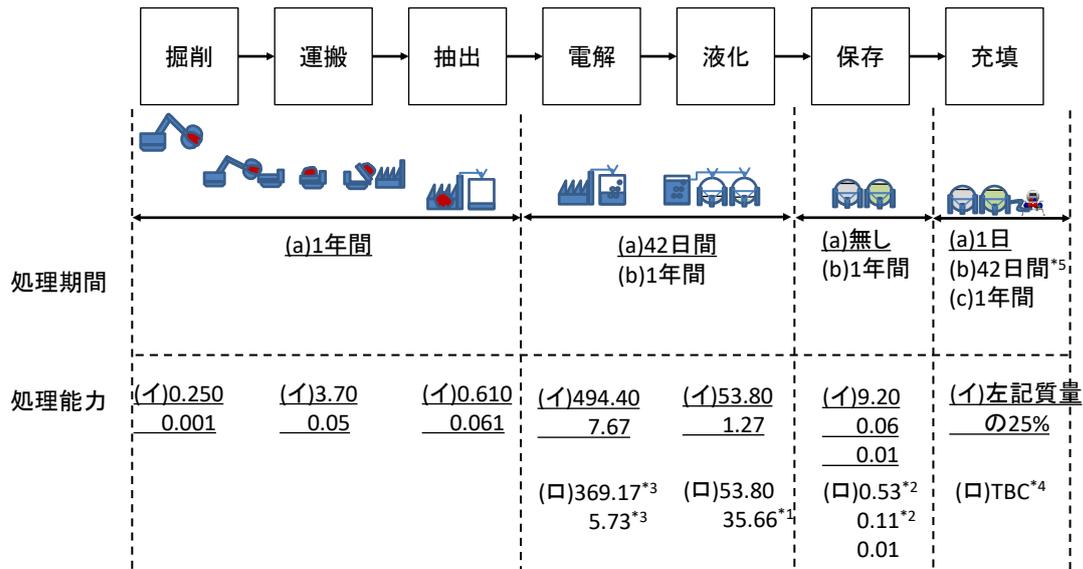


図 7.2-60 推薬プラントの各ステップにおける比質量・比電力パラメータ

#### 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* <sup>1</sup> 比電力 Kp* <sup>2</sup>	算出式* <sup>3</sup> [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* <sup>4</sup>	$(Km*(74.3*10^3)/(Rw/100))/(365*24)$
	電力	317.8	65.8	33.4	4.8	0.06* <sup>4</sup>	$(Kp*(74.3*10^3)/(Rw/100))/(365*24)$
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* <sup>6</sup>	$Km*(それぞれの液体量*10^3)$
						0.11* <sup>7</sup>	
						0.01* <sup>8</sup>	
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])

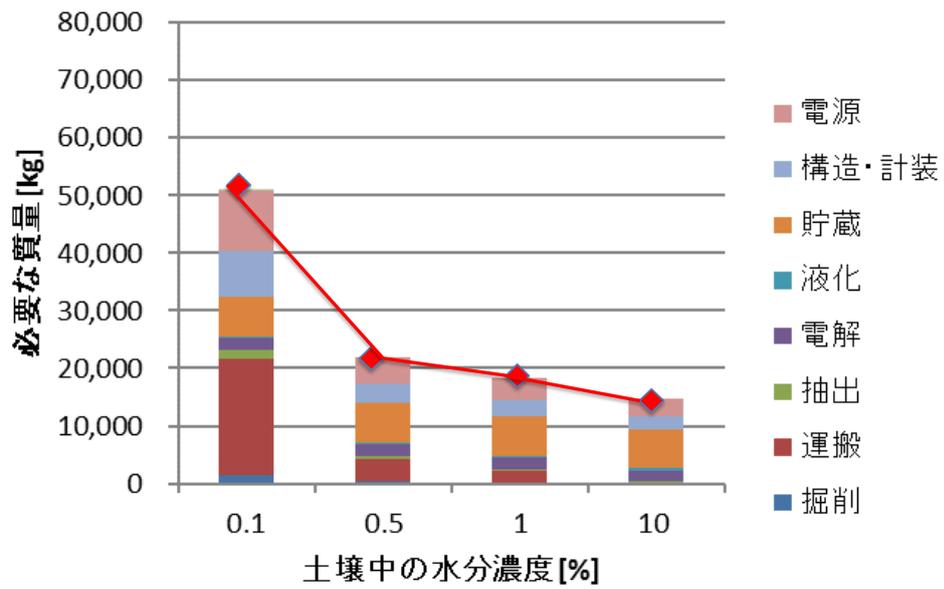
\*4) 抽出の比電力、比質量はレゴリスの水含有率により変動する。上記表は、1.0[%]の時の値を例として記述する。

\*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<sub>2</sub>)

\*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

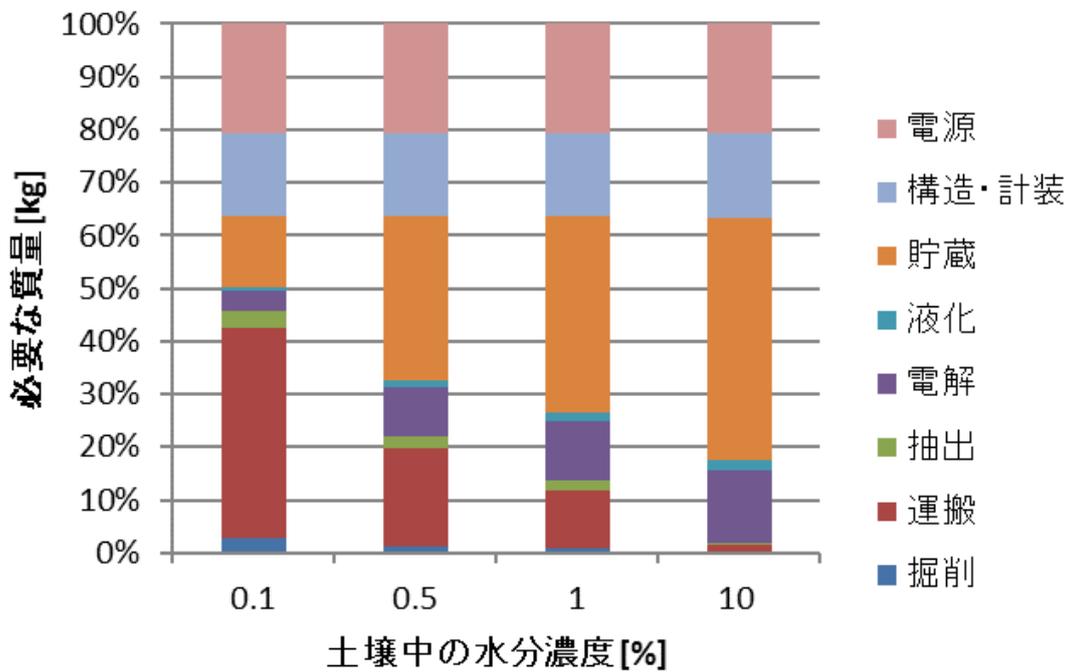


図 7.2-62 レゴリスの水含有率に対する推薬生成プラントの質量比

#### 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。

①月面水利用「無」の場合のシナリオ(有人探査5回目まで)

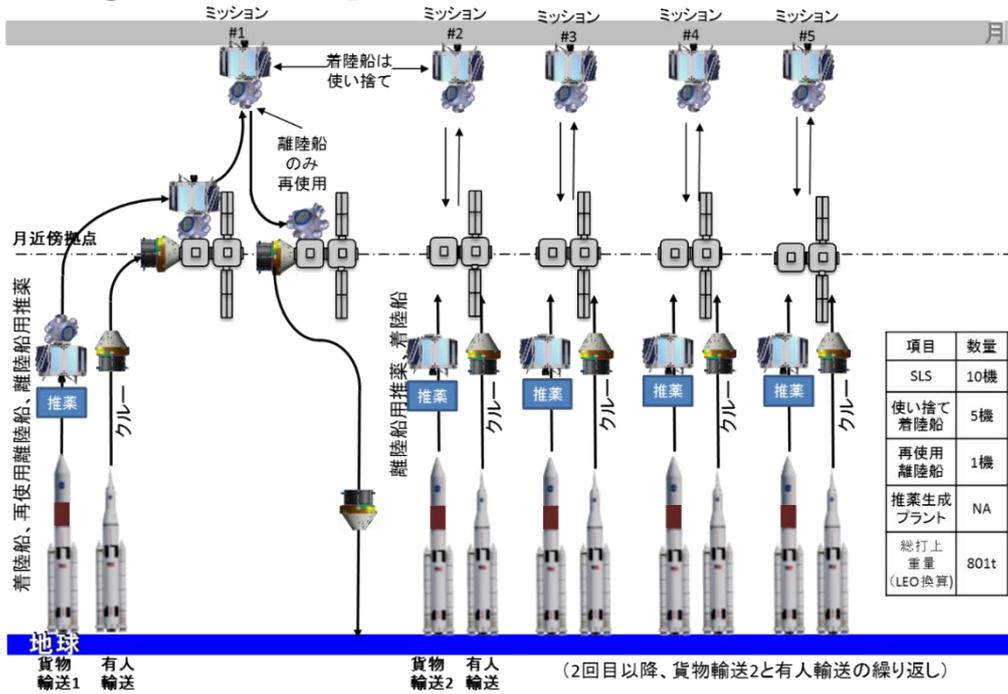


図 7.2-63 月面の水利用『無し』のケース (ISECG のシナリオ)

②月面水利用「有(1%)」の場合のシナリオ(有人探査5回目まで)

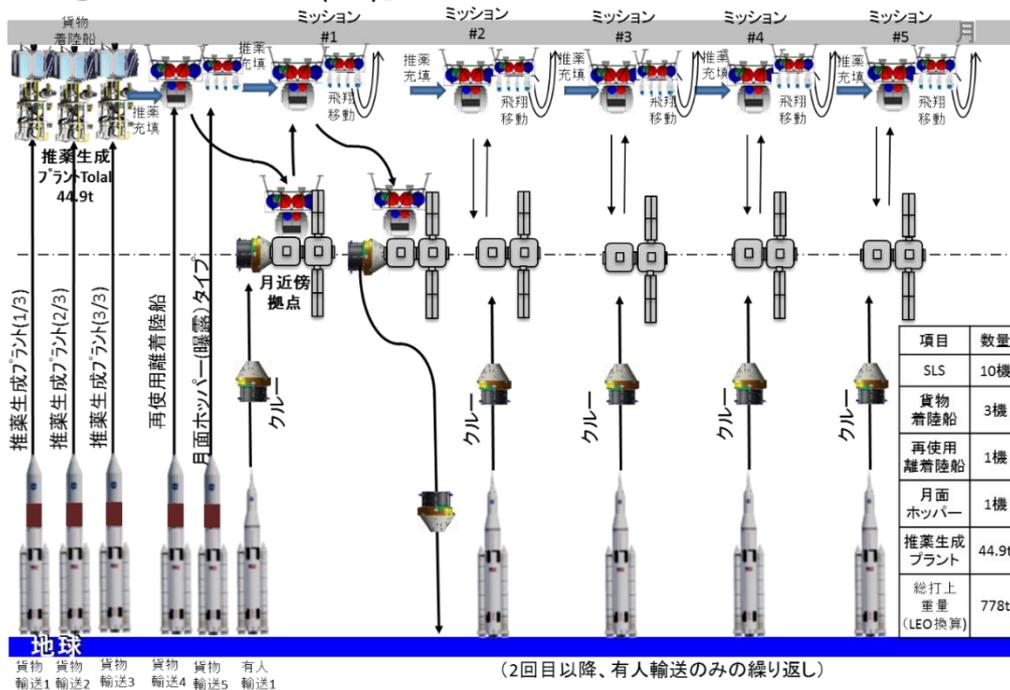


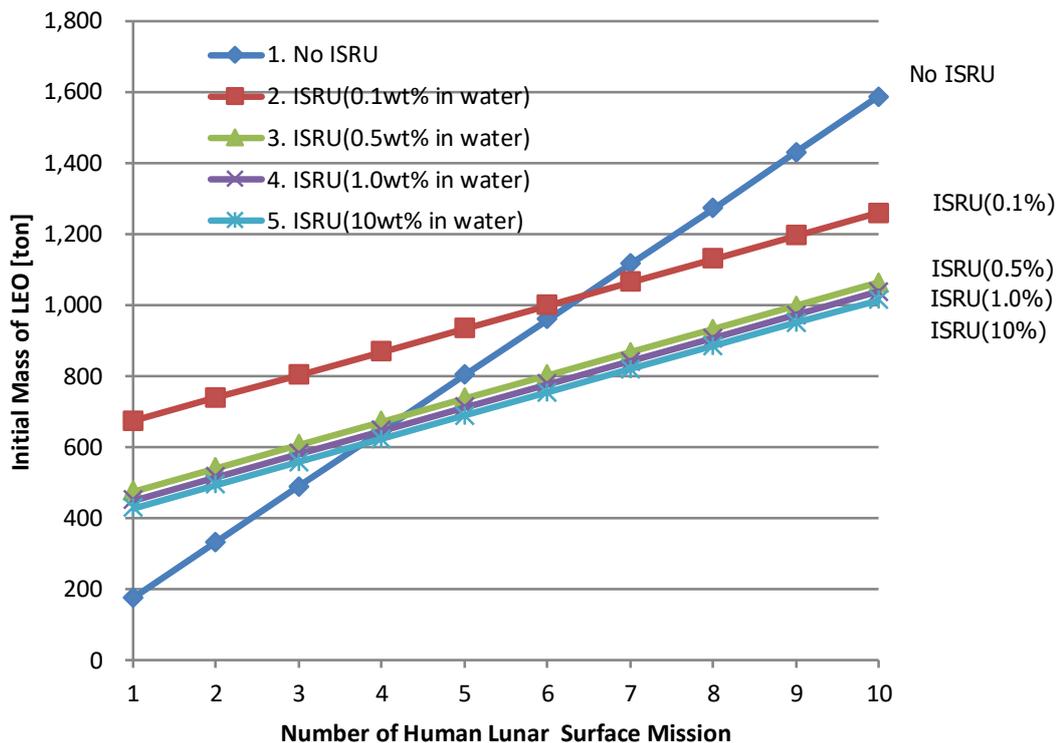
図 7.2-64 月面の水利用『有り』のケース (本検討でのシナリオ)

## 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)に近づくとつれ、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 <sup>*1</sup>	レゴリスを加熱し、水のみを抽出
	比電力	kW/(kg regolith/hr)	0.06 <sup>*1</sup>	
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	液体水素を保存
			0.11	液体酸素を保存
			0.01	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  $74.3 \div 1/100 \times 10$  回=74300[ton])を掘削することとする。

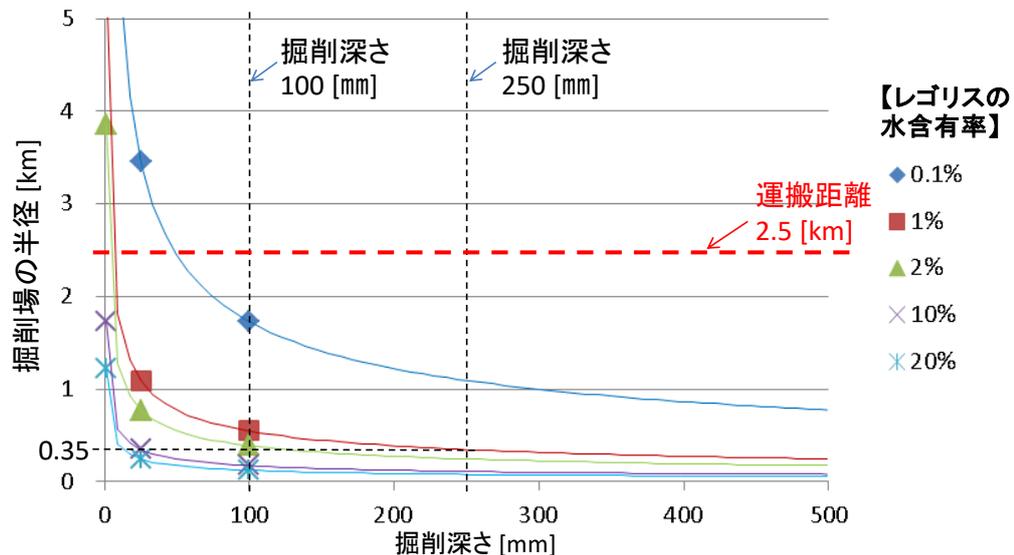


図 7.2-66 掘削深さと掘削場距離の相関

## 【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。

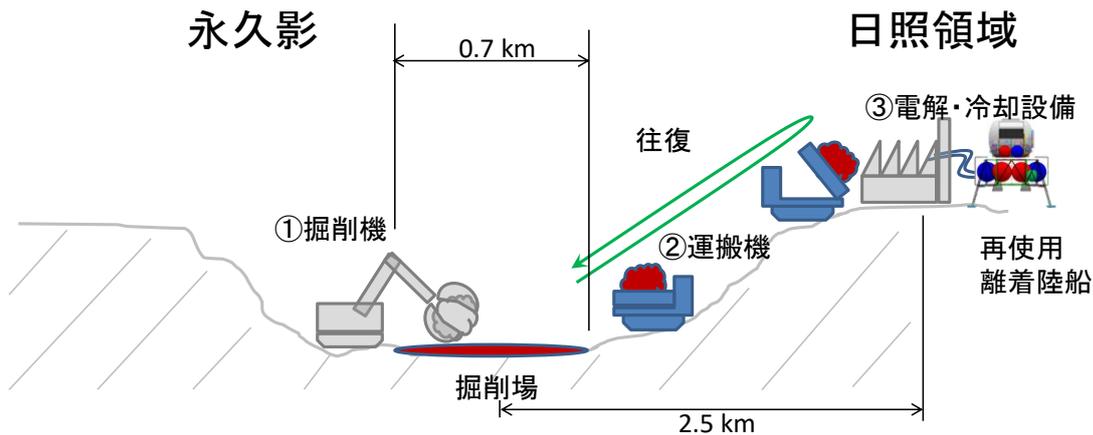


図 7.2-67 掘削場と推薬生成設備の位置関係(想定)

#### 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。

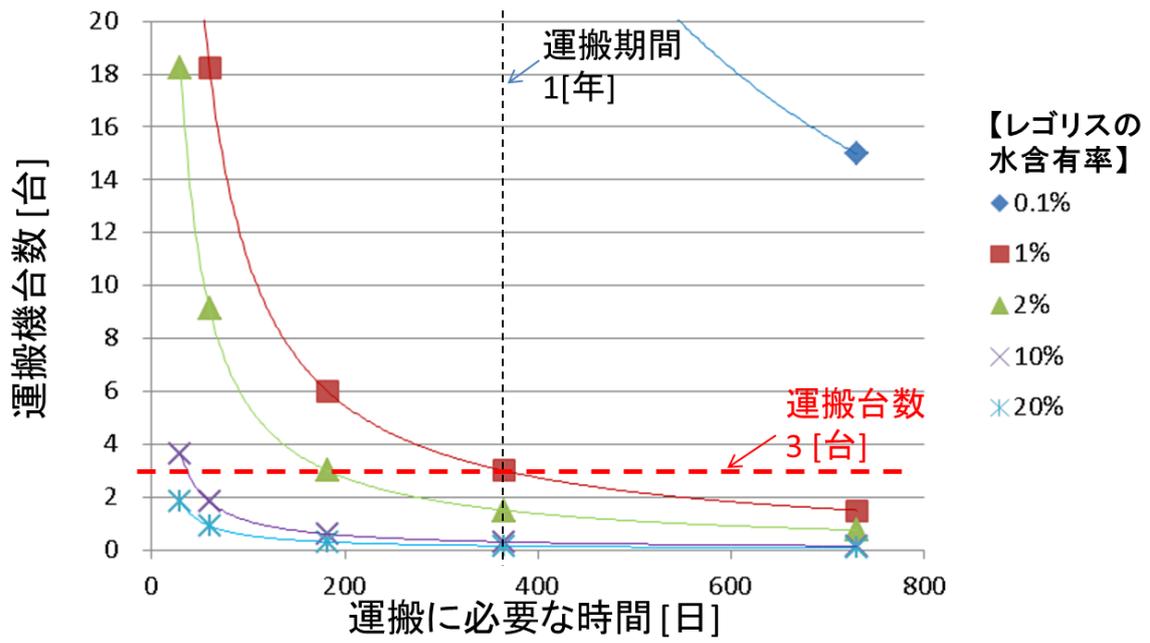


図 7.2-68 運搬期間(必要な時間)と運搬台数の相関

### 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、本書では火星探査に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( $V_0$ )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。

$$\rho = \rho_0 \cdot \exp(-h_{alt}/H)$$

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( $\alpha$ )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( $\beta$ )は、TPSの表面積(A)を用いて以下の式で示される。

$$\beta = \text{Mass} / (\alpha \cdot A)$$

このときの大気減速による空力加速度(a)は、 $\beta$ 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。

$$a = (V^2 \cdot \rho) / (2 \cdot \beta)$$

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r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。

$$h_q = (110.35 / \sqrt{r_n}) \cdot \sqrt{\rho / \rho_0} \cdot (V / V_0)^{3.15}$$

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/m<sup>2</sup>]、総ヒートロードは204[MJ/m<sup>2</sup>]と算出される。この条件から、大気減速を実施する際の大気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。

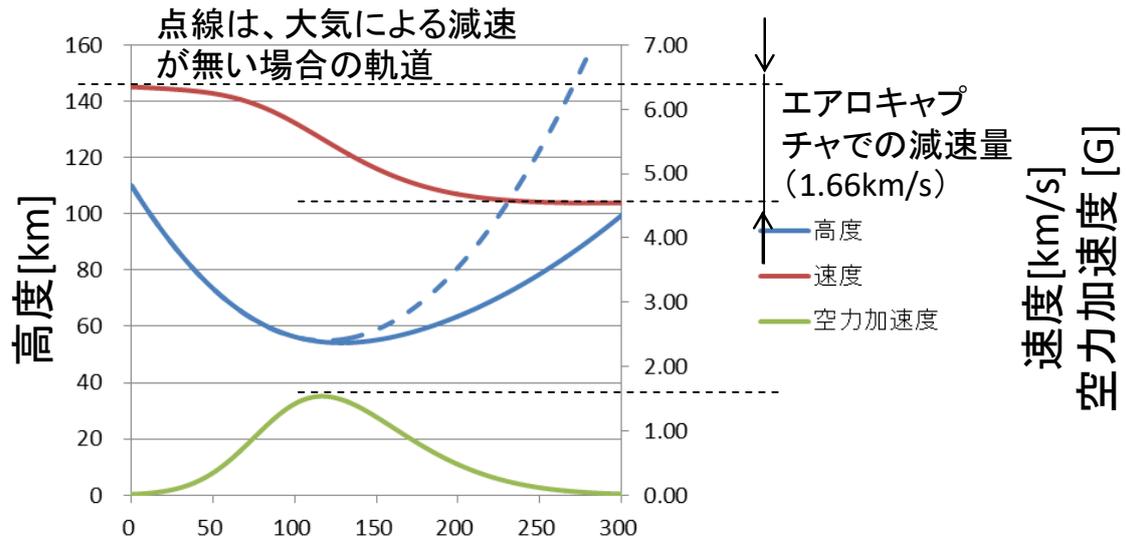


図 7.3-1 エアロキャプチャ中の飛行プロファイル

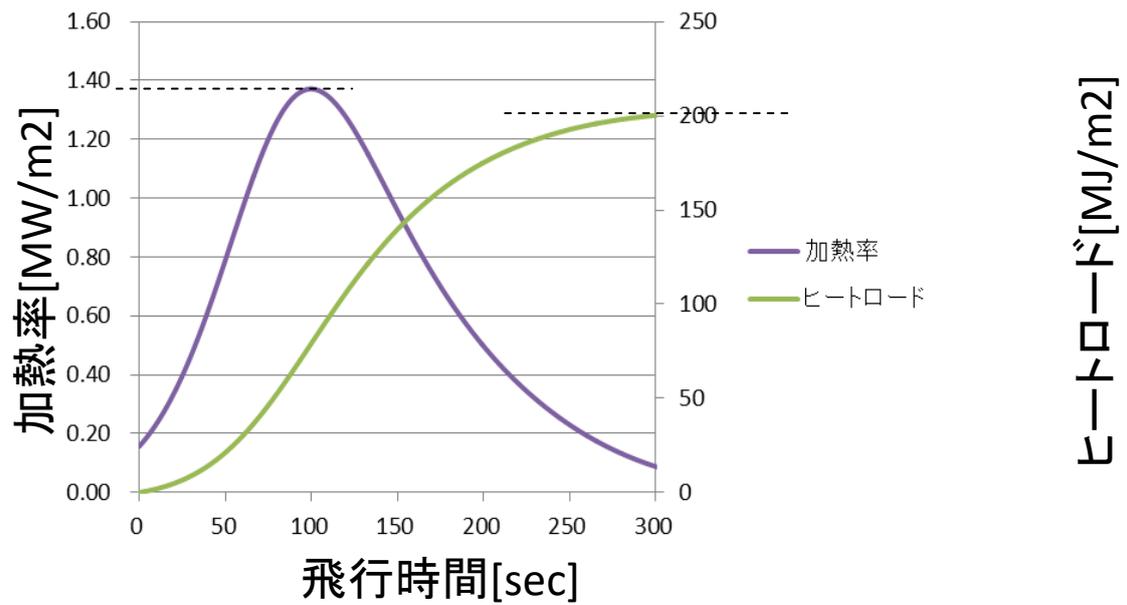


図 7.3-2 エアロキャプチャ中の空力加熱条件

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	[km <sup>3</sup> /s <sup>2</sup> ]	4.26e4
火星半径	[km]	3397
大気密度	[kg/m <sup>3</sup> ]	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/m <sup>2</sup> ]	283
結果		
大気離脱速度	[km/s]	4.67
減速量 $\delta V$	[km/s]	1.68
最大加熱率	[MW/m <sup>2</sup> ]	1.37
総ヒートロード	[MJ/m <sup>2</sup> ]	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。

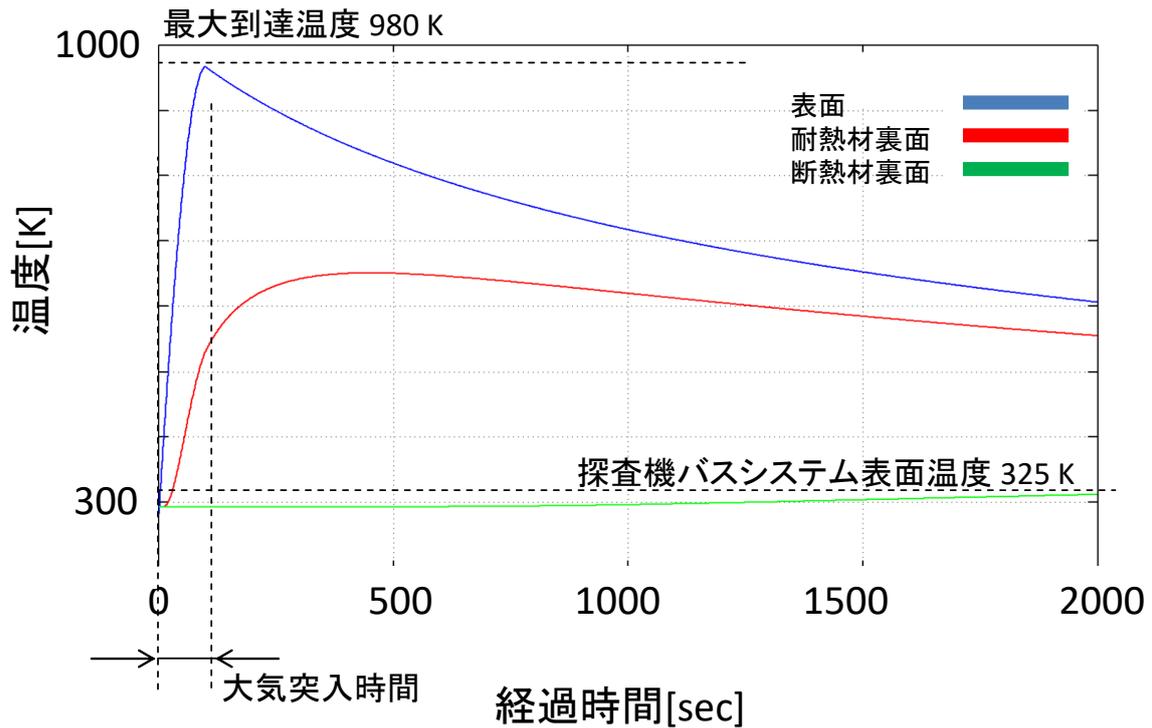


図 7.3-3 エアロキャプチャ中の探査機各面の温度プロファイル

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/m <sup>2</sup> ] [m]	重量アブレータ 1320 0.1
断熱材 (面密度) (厚さ)	[kg/m <sup>2</sup> ] [m]	ポリイミド 10 0.8
構造・艀装	-	全材料の 0.2
結果		
最大表面温度	[°C]	1253
最大バス温度	[°C]	52
耐熱財質量	[ton]	23.3
断熱材質量	[ton]	1.4
構造・艀装	[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) 耐熱材からの部材酸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])	
ΔV 量	[km/s]	1.66*1	
構成技術	-	<b>【LOX/LH2 推進系】</b> ・Isp=450 ・構造効率=0.8	<b>【耐熱材：重量アブレータ】*2</b> ・密度=1320[kg/m3] ・厚さ=0.10[m] <b>【断熱材：ポリイミド】</b> ・密度=15[kg/m3] ・厚さ=0.8[m] <b>【艀装】</b> ・マージンを含め材料の 20% <b>【空力加熱条件】</b> ・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 :  $V_{\infty}=4.0$ [km/s]、 $V_{hp}=6.35$ [km/s]

EMO での速度 :  $V_{hp}=4.69$ [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。

通常为天体への着陸では、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クエ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( $V_0$ )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。

$$\rho = \rho_0 \cdot \exp(-\text{halt}/H)$$

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( $\alpha$ )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( $\beta$ )は、TPSの表面積( $A$ )を用いて以下の式で示される。

$$\beta = \text{Mass} / (\alpha \cdot A)$$

このときの大気減速による空力加速度( $a$ )は、 $\beta$ 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。

$$a = (V^2 \cdot \rho) / (2 \cdot \beta)$$

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 $r_n$ 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。

$$hq = (110.35 / \sqrt{r_n}) \cdot \sqrt{\rho / \rho_0} \cdot (V/V_0)^{3.15}$$

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/m<sup>2</sup>]、総ヒートロードは62[MJ/m<sup>2</sup>]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・艀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。

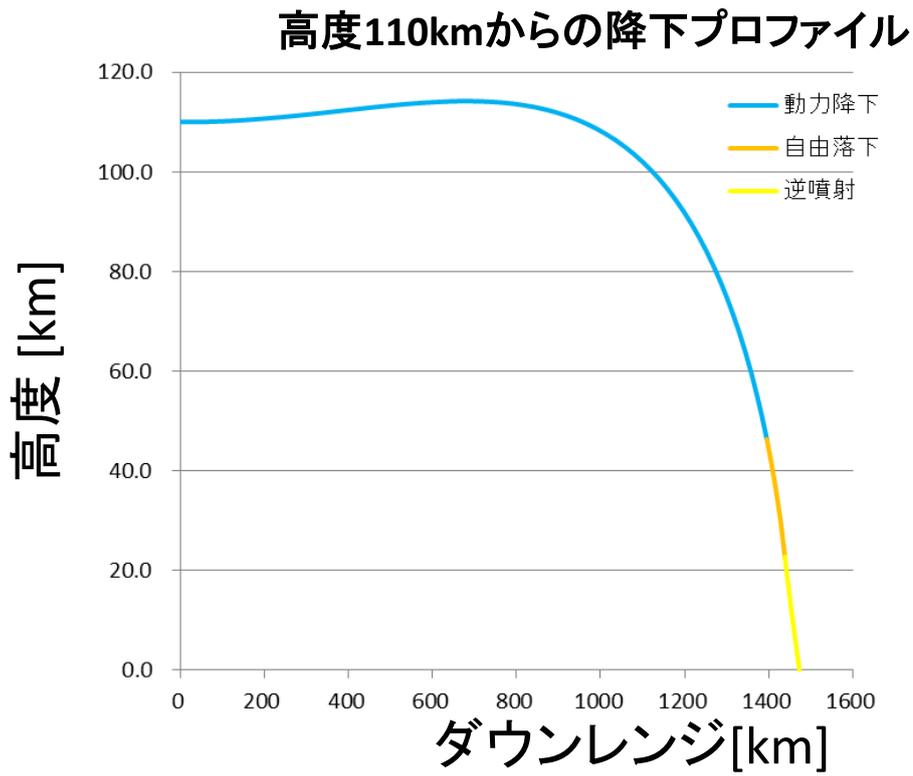


図 7.3-4 動力降下手法の降下プロファイル

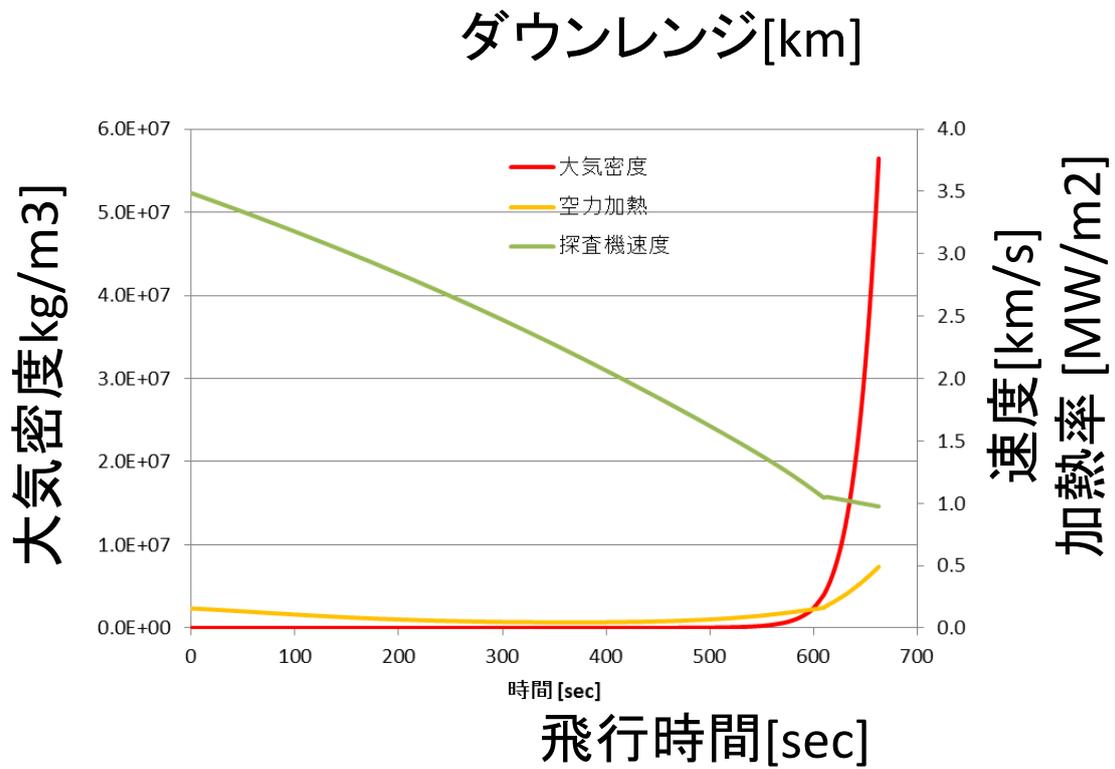


図 7.3-5 動力降下手法の降下環境

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	[km <sup>3</sup> /s <sup>2</sup> ]	4.26e4
火星半径	[km]	3397
大気密度	[kg/m <sup>3</sup> ]	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
結果		
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/m <sup>2</sup> ]	283
推力	[kN]	300
飛行時間	[s]	655
ダウンレンジ	[km]	1473
最大加熱率	[MW/m <sup>2</sup> ]	0.43
総ヒートロード	[MJ/m <sup>2</sup> ]	62
推進剤質量	[ton]	54
熱防御 TPS	[ton]	10
構造・艀装*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 ( $V_0$ ) 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/m<sup>2</sup>]、総ヒートロードは 478[MJ/m<sup>2</sup>]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・艀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。

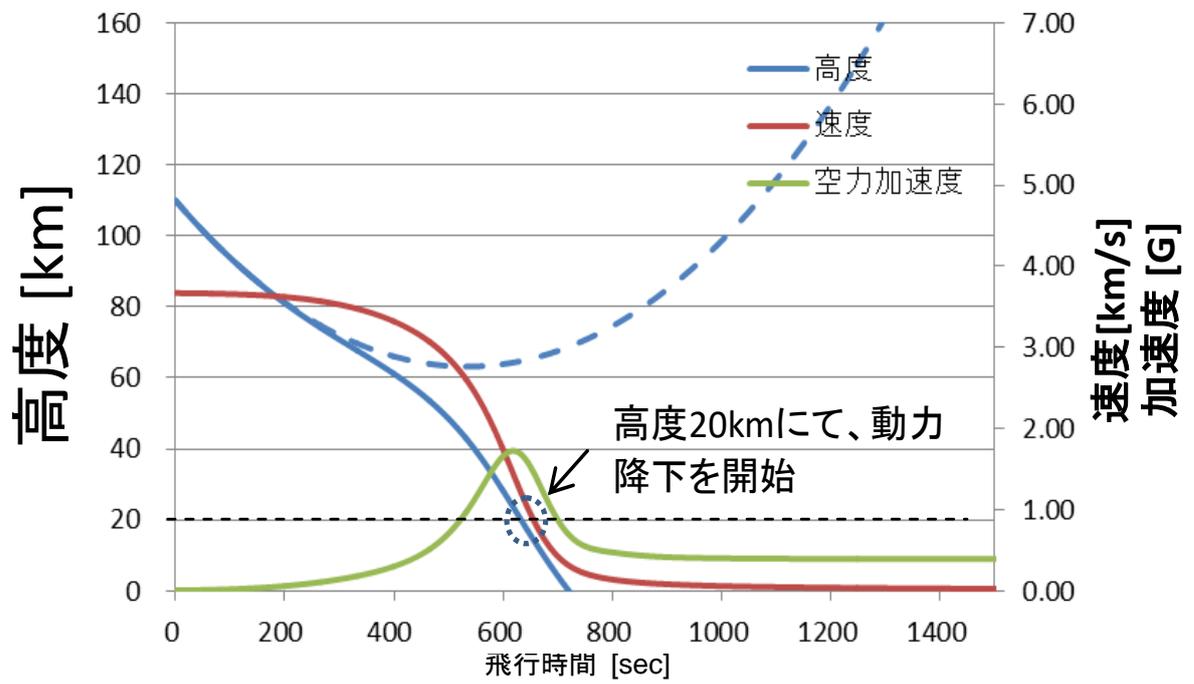


図 7.3-6 大気減速時の降下プロファイル

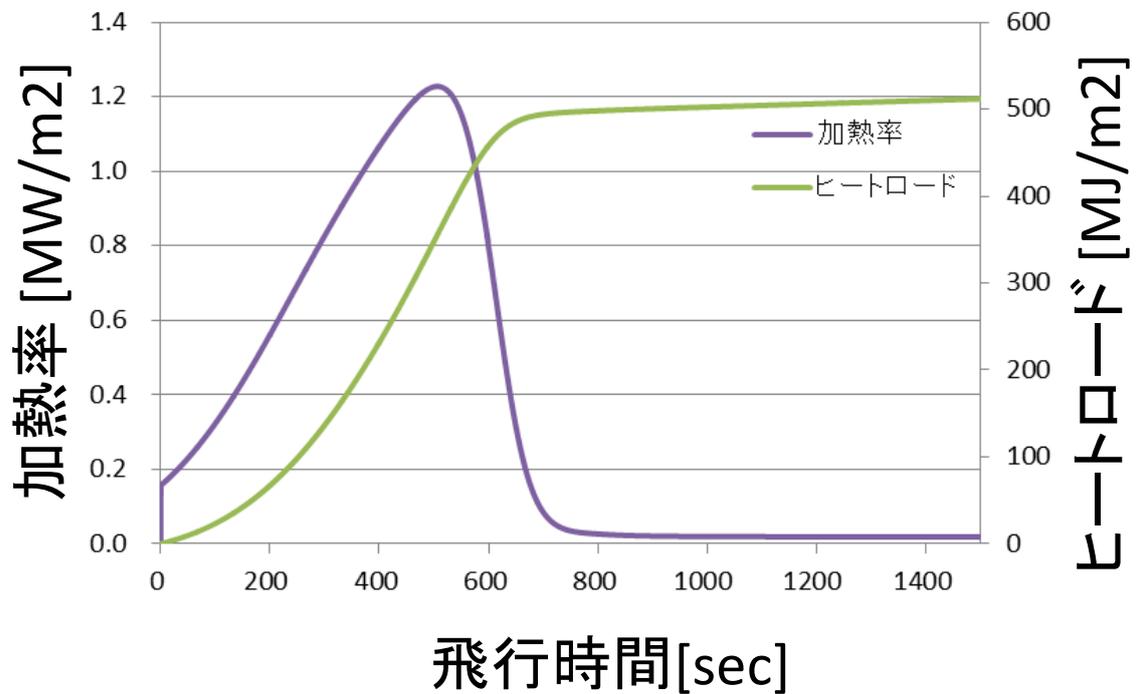


図 7.3-7 大気減速時の飛行条件

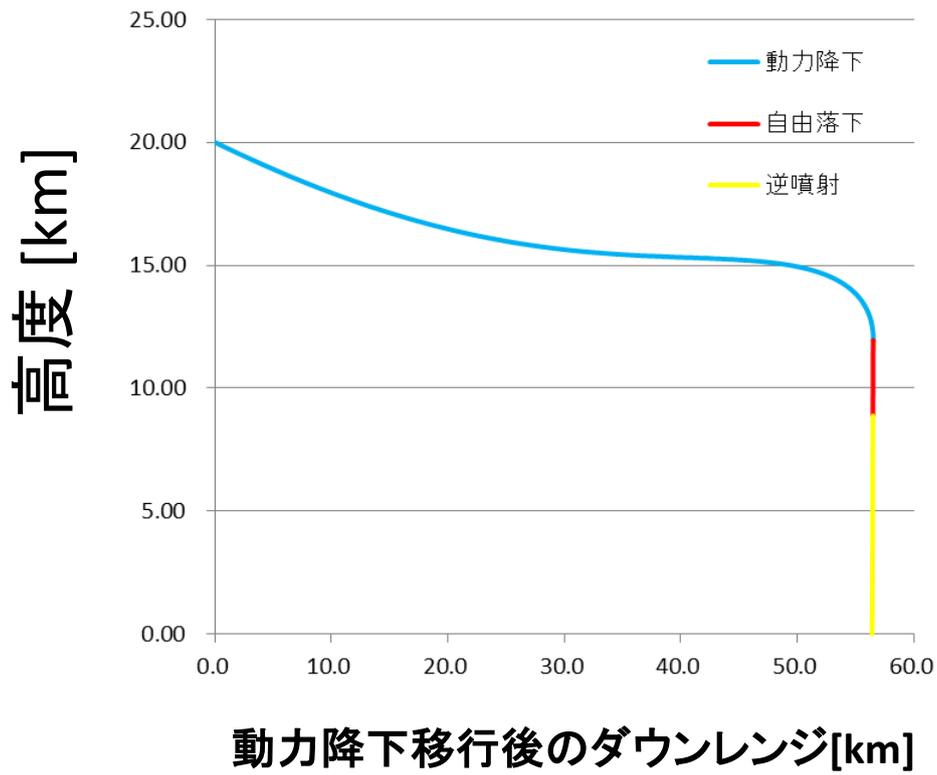


図 7.3-8 動力降下時の降下プロファイル

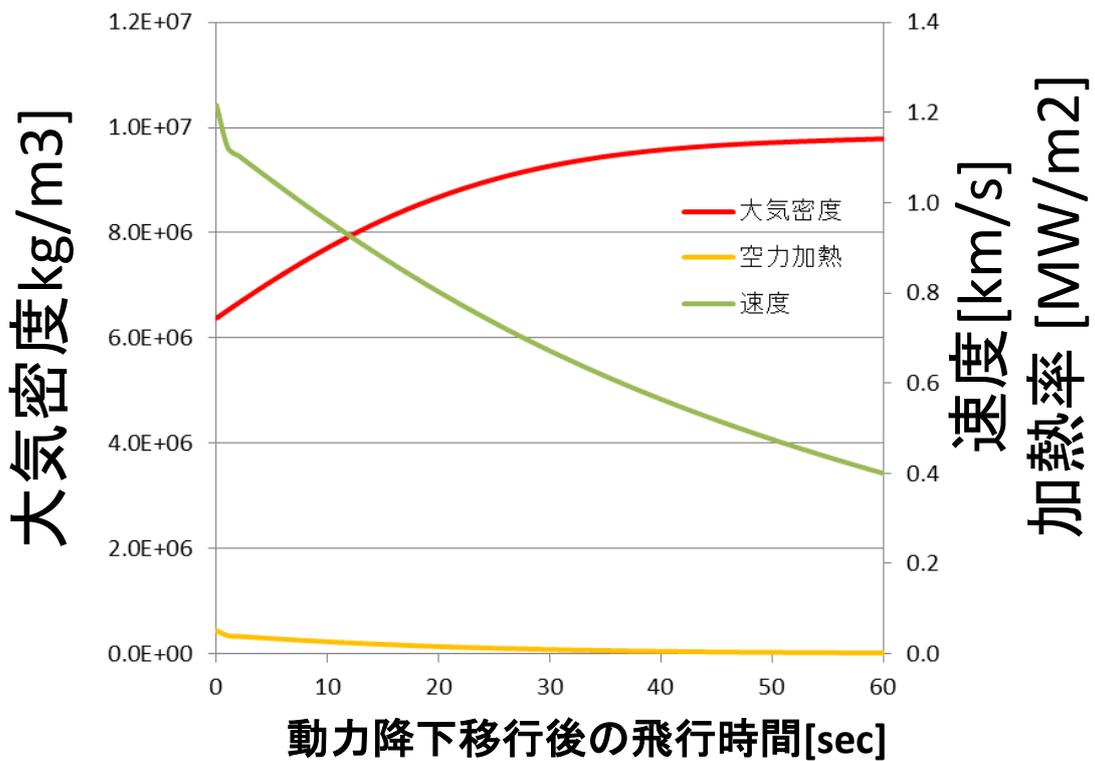


図 7.3-9 動力降下時の飛行条件

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	[km <sup>3</sup> /s <sup>2</sup> ]	4.26e4
火星半径	[km]	3397
大気密度	[kg/m <sup>3</sup> ]	3.93e <sup>-7</sup> *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/m <sup>2</sup> ]	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/m <sup>2</sup> ]	1.23
総ヒートロード	[MJ/m <sup>2</sup> ]	478
推進剤質量	[ton]	11
熱防御 TPS	[ton]	29.7
構造・艀装*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 ( $V_0$ ) 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/m<sup>2</sup>]、総ヒートロードは 478[MJ/m<sup>2</sup>]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事が可能である。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・艀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。

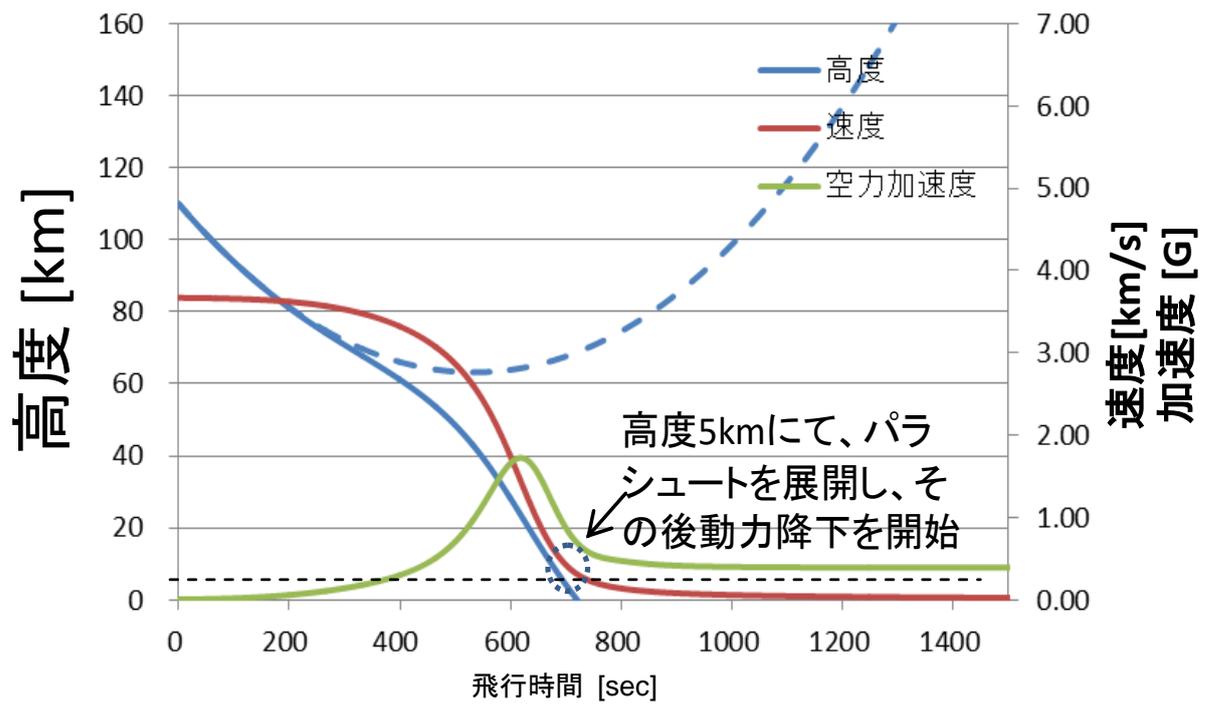


図 7.3-10 大気減速時の降下プロファイル

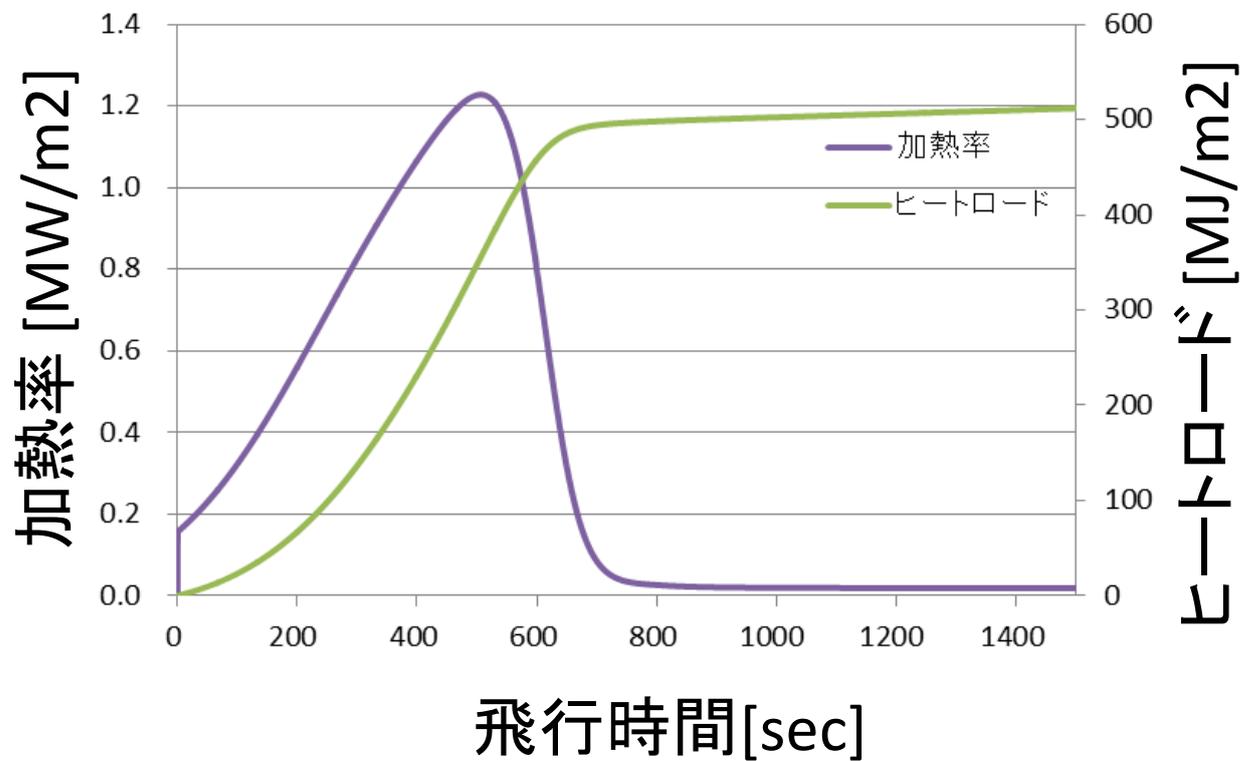
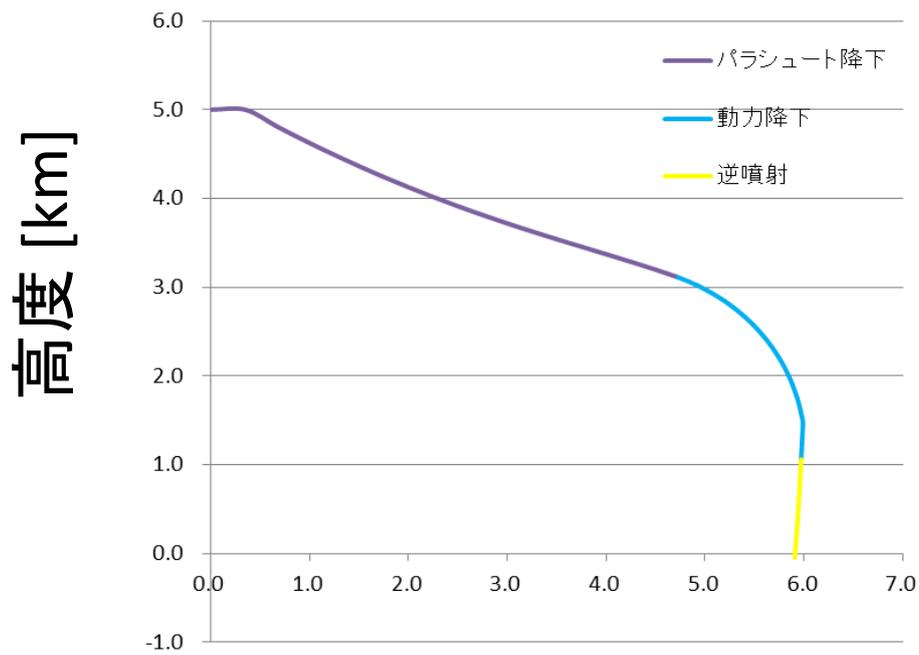


図 7.3-11 大気減速時の飛行条件



### 動力降下移行後のダウンレンジ[km]

図 7.3-12 パラシュート、動力降下時の降下プロファイル

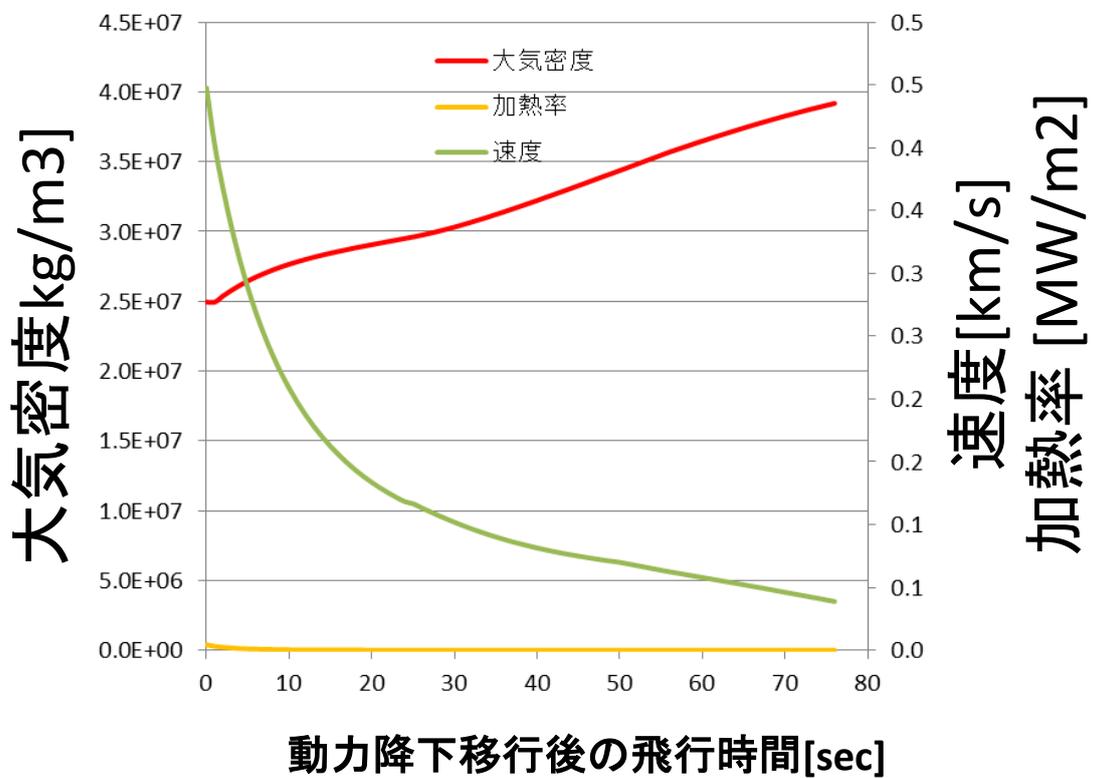


図 7.3-13 パラシュート、動力降下時の飛行条件

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	[km <sup>3</sup> /s <sup>2</sup> ]	4.26e4
火星半径	[km]	3397
大気密度	[kg/m <sup>3</sup> ]	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
結果		
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/m <sup>2</sup> ]	283
推力	[kN]	300
飛行時間	[s]	887
ダウンレンジ	[km]	2084
最大加熱率	[MW/m <sup>2</sup> ]	1.23
総ヒートロード	[MJ/m <sup>2</sup> ]	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・艀装*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/m <sup>2</sup> ]	0.43	1.23	1.23
総ヒートロード	[MJ/m <sup>2</sup> ]	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・艀装	[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、液体水素を推進剤とする、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 エンジンでは 13.0[ton]程度に対し、LOX/CH4 エンジンでは 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 km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  $4.3\text{m/s}^2$  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  $4.3\text{m/s}^2$  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  $=4.3\text{m/s}^2$  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/s <sup>2</sup> )	推力 100kN (a=1.5m/s <sup>2</sup> )	推力 300kN (a=4.3m/s <sup>2</sup> )	推力 350kN (a=5.0m/s <sup>2</sup> )
前提					
lsp	[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 CO<sub>2</sub> 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		液体水素	メタン
(沸点)	[K]	20	110
(液体密度)	[kg/m <sup>3</sup> ]	70.8	415
酸化剤		液体酸素	
(沸点)	[K]	90	
(液体密度)	[kg/m <sup>3</sup> ]	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 <sup>(*1)</sup>	
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])	
ΔV 量	[km/s]	5.10 <sup>(*2)</sup>	
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 <sup>(*1)</sup>					
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 <sup>(*2)</sup>	[%/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 <sup>(*3)</sup>	[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。

## LOX/LH2の場合

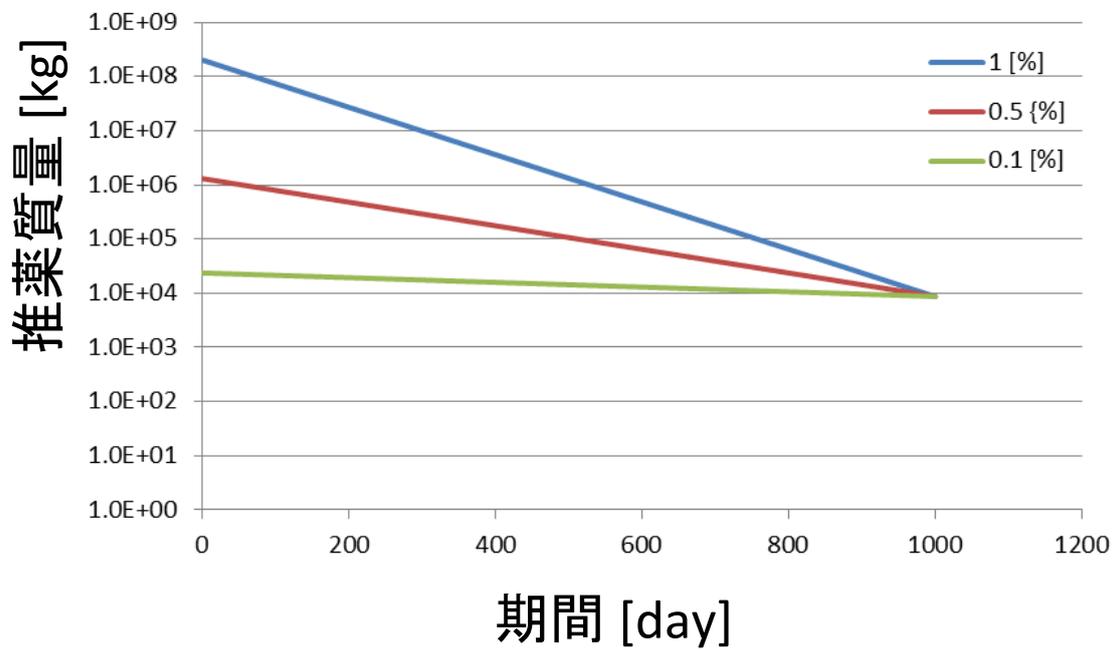


図 7.3-14 液体酸素、液体水素の保存時の消失量プロファイル

## LOX/CH4の場合

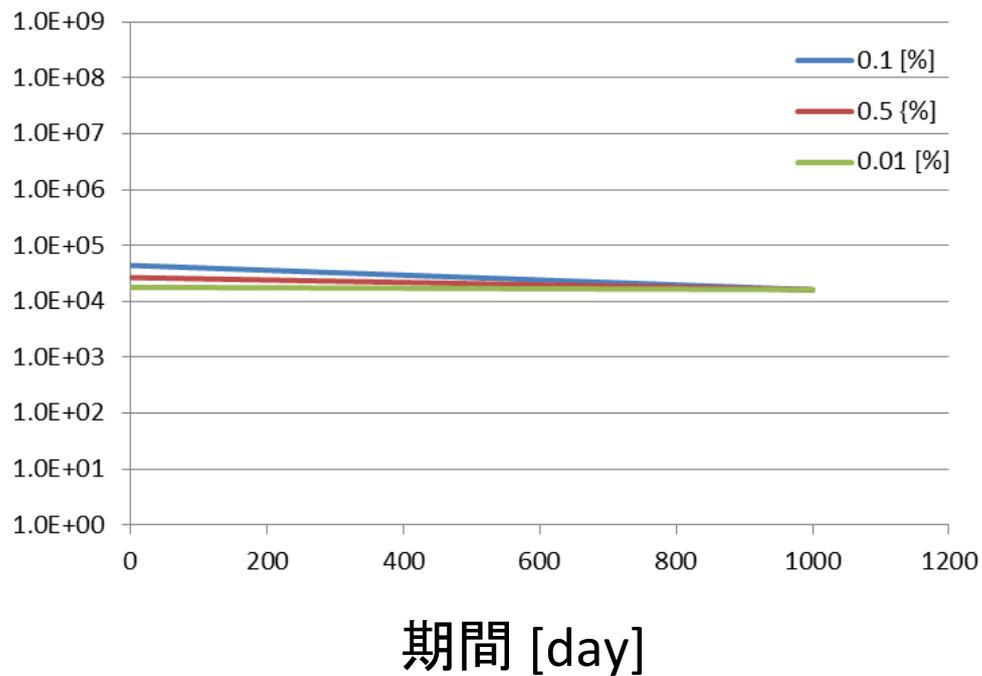


図 7.3-15 メタン、液体酸素の保存時の消失量プロファイル

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 エンジンが 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 <sup>(*)1</sup>					
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])					
ΔV 量	[km/s]	5.10 <sup>(*)2</sup>					
構造効率	-	0.8					
保管日数	[日]	1000 <sup>(*)3</sup>					
比推力	[s]	450			370		
混合比	-	1:6			1:3.5		
沸点	[K]	90/20			90/110		
BOR <sup>(*)4</sup>	[%/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 <sup>(*)5</sup>	[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) 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。

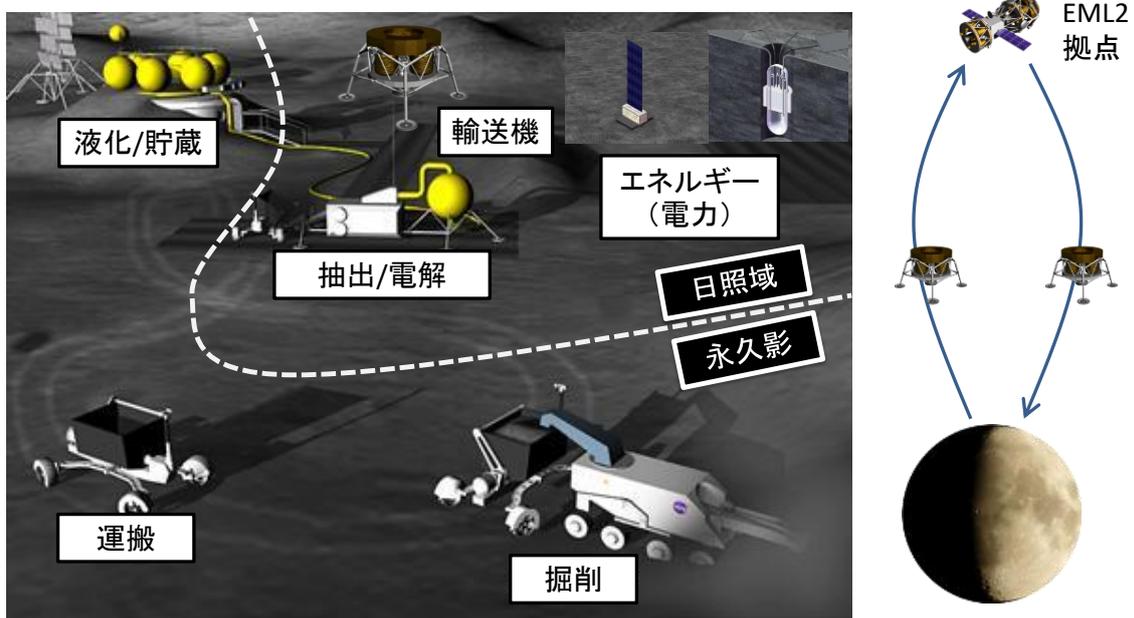


図 7.3-16 推進剤を製造し EML2 に輸送する資源利用システムの概略

#### (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

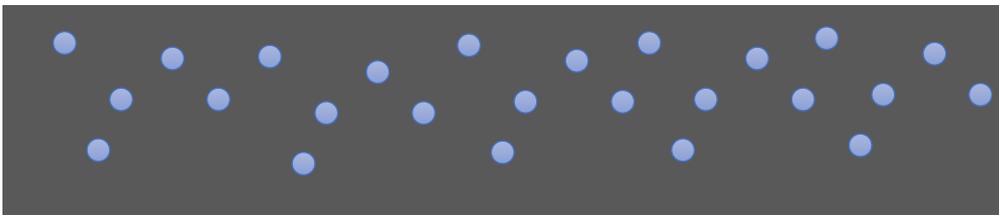


図 7.3-17 水氷とレゴリスとの混合物の場合

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

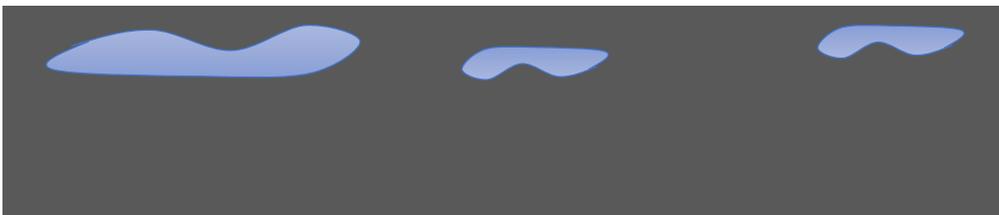


図 7.3-18 水氷が塊の場合

※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  $I_{sp}=450$  秒(LE-5 クラスの  $I_{sp}$ )。
- ・ 月面と EML2 の往還機の増速度 下降  $dV=3025\text{m/s}$  上昇  $dV=2925\text{m/s}$
- ・ 輸送可能な推薬質量は輸送可能な全質量の 90%(構造効率はやみ)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 3,135kg $\times$ 0.9)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)
  - 連続稼働とする。
  - 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°C)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°C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。

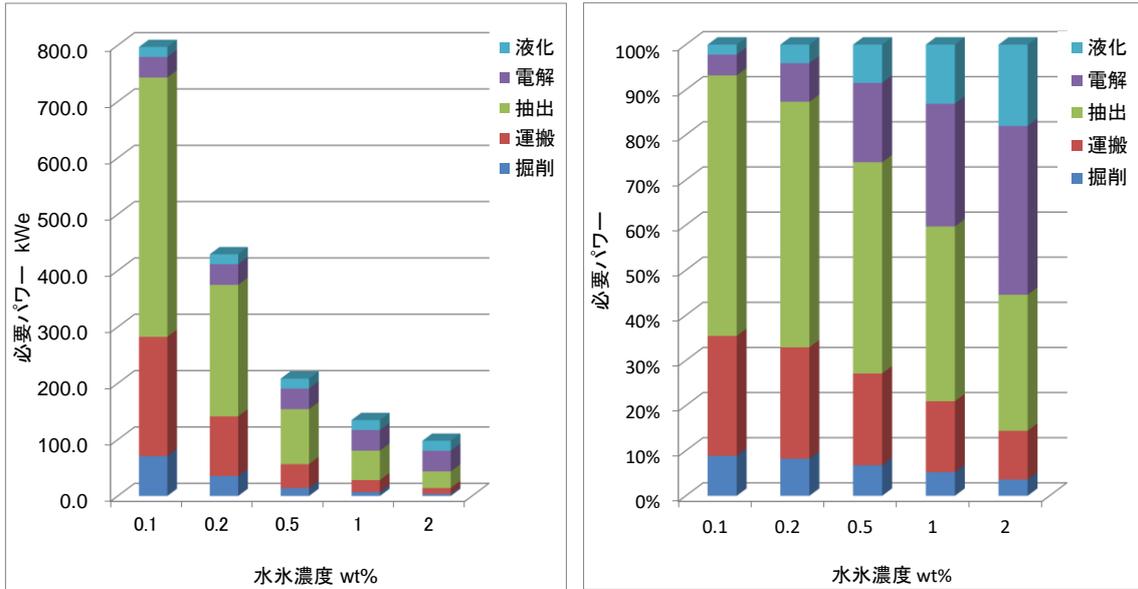


図 7.3-19 電力見積

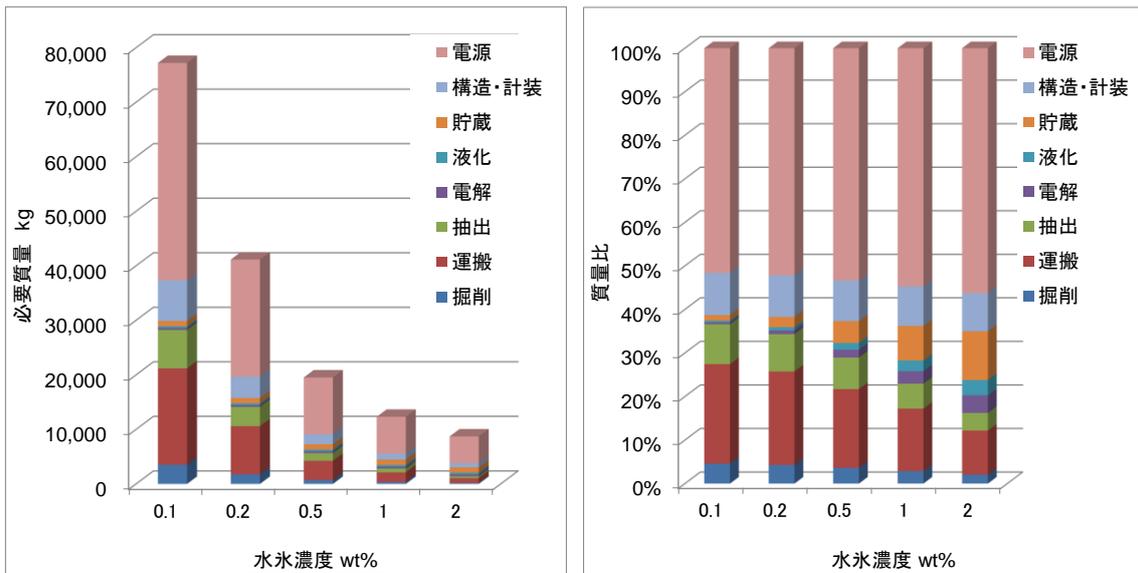


図 7.3-20 質量見積

## (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、 $(①+②) \div ③ = 8.1$ 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ヶ月。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。

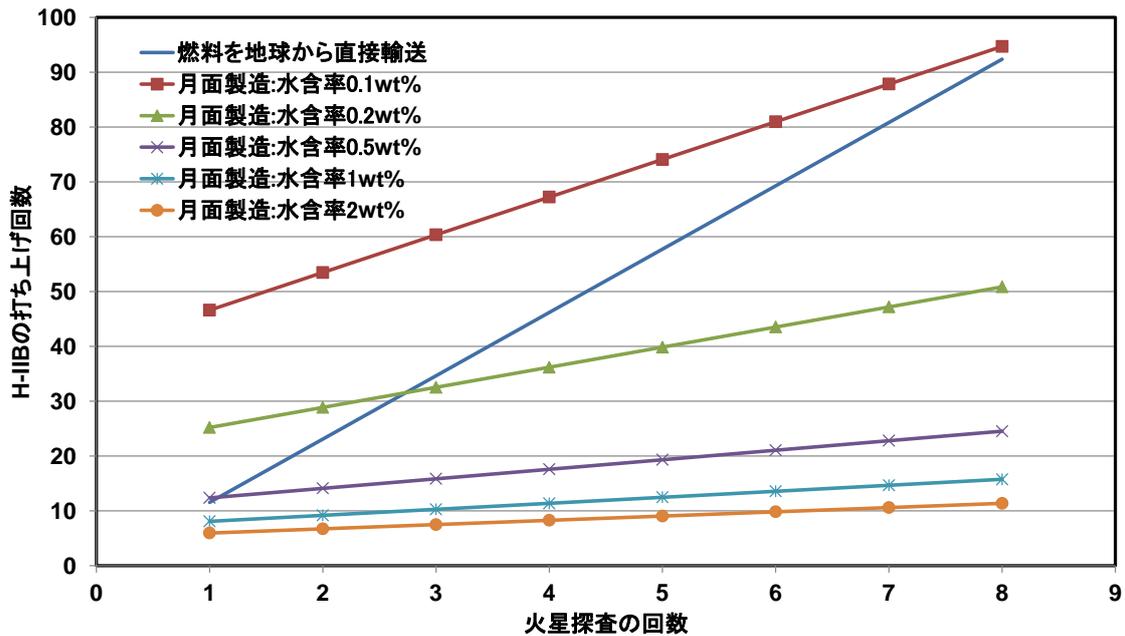


図 7.3-21 トレードオフ結果

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。

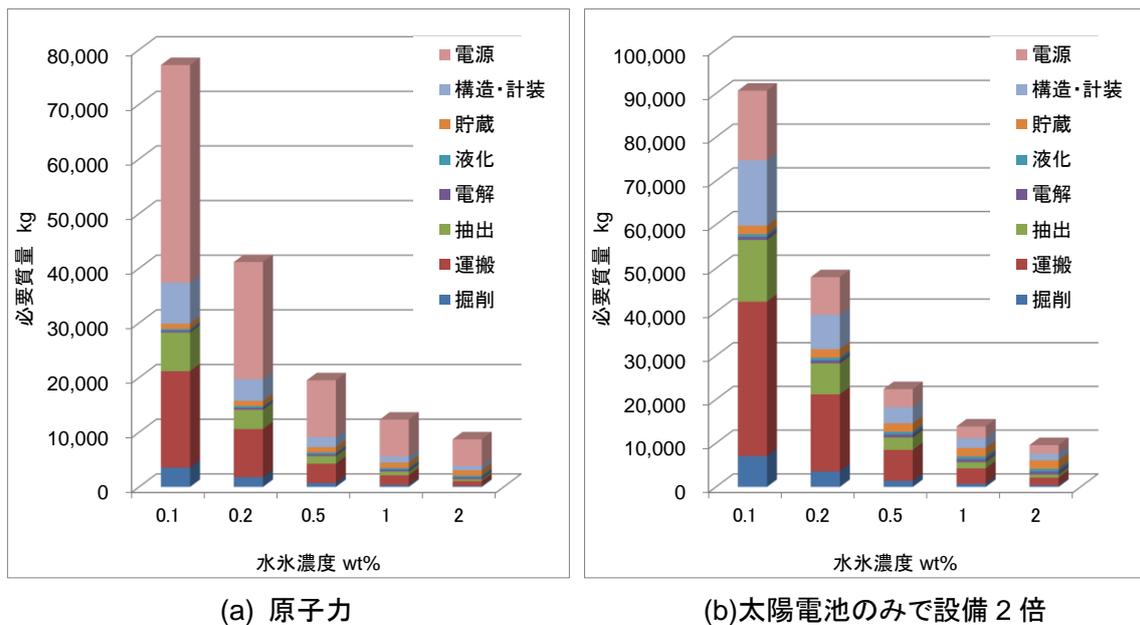


図 7.3-22 電源のトレードオフ結果

## 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(CO<sub>2</sub>)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 (CO <sub>2</sub> 割合)	[kg/m <sup>3</sup> ]	N/A		3.93e7*3 (95.5)	
CO <sub>2</sub> 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

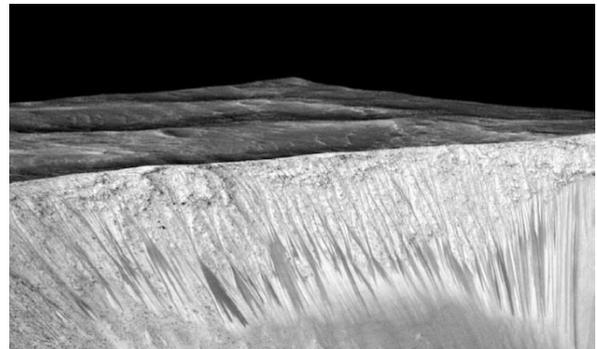
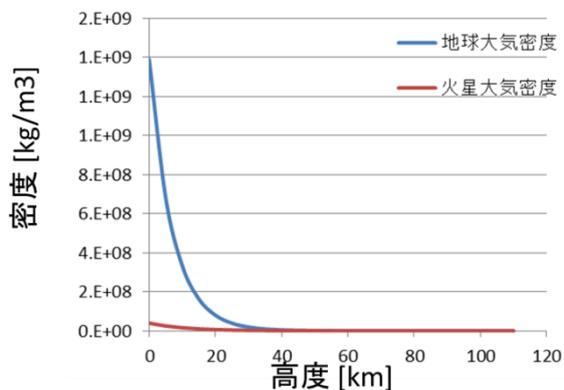


図 7.3-23 火星表面での大気密度と、水が流れた痕跡画像

上記の環境条件より、CO<sub>2</sub> 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 LH<sub>2</sub>、液体メタン CH<sub>4</sub>)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

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。

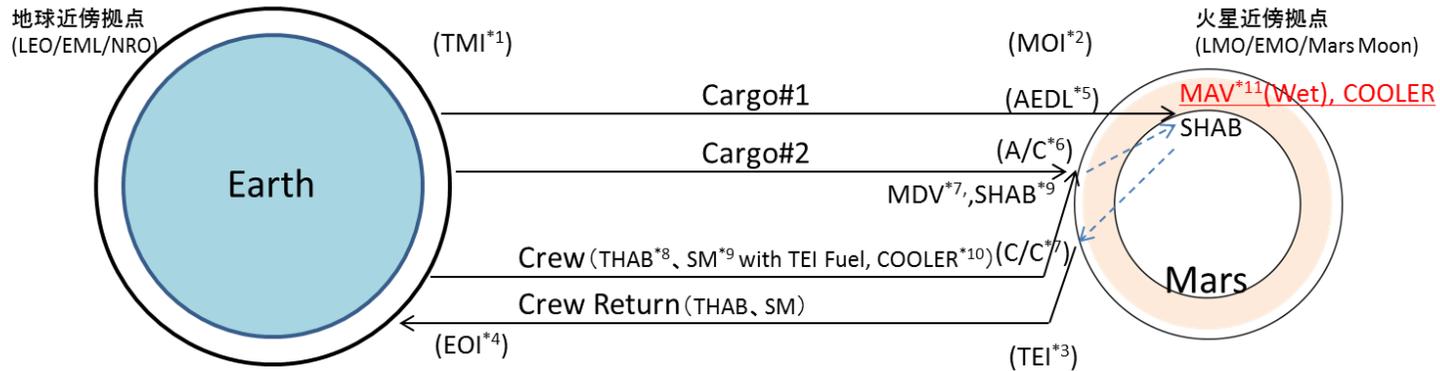
A.が地球から推薬を輸送するケース、B.が火星にて推薬を調達するケースである。AとBの違いを以下に示す。

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。

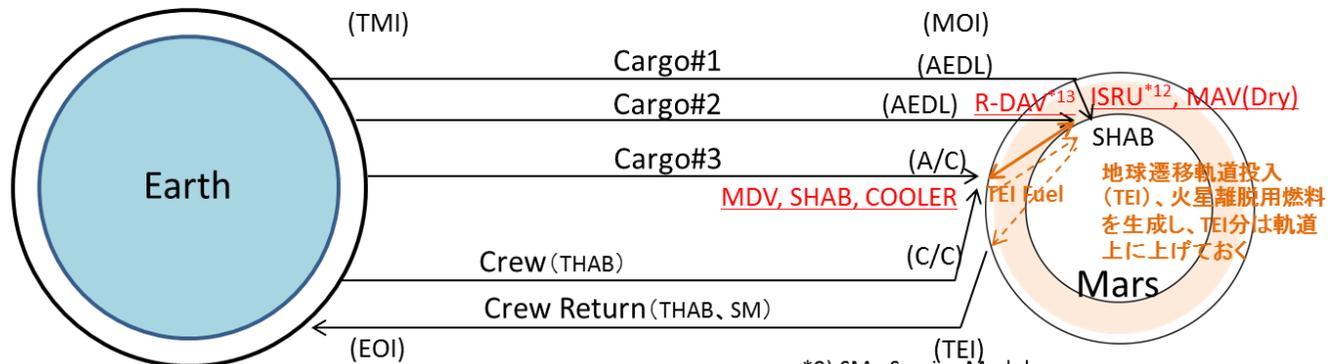
Cargo 便#1 により、有人離陸船(MAV)、火星表面での冷却器(COOLER)を火星表面に降ろす。次の Cargo 便#2 により、有人着陸船(MDV)と火星表面での有人居住モジュール(SHAB)を火星楕円軌道(EMO)に投入する。次に有人便により、遷移軌道中の居住モジュール(THAB)、軌道上の軌道修正/生命維持サービスモジュール(SM)、および地球帰還軌道投入(TEI)用の推薬と、これを軌道上で維持するための冷却器(COOLER)を EMO に投入する。クルーは EMO にて事前に Cargo 便#2 にて輸送済の MDV に乗換え、SHAB と共に火星表面へと降下する。火星表面での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は変わりはないが、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。

### A (ISRU無し)



### B (ISRU有り)



\*1) TMI : Transfer Mars Injection  
 \*2) MOI : Mars Orbit Insertion  
 \*3) TEI : Transfer Earth Injection  
 \*4) EOI : Earth Orbit Injection

\*5) AEDL : AeroAssist, Entry, Descent, Landing  
 \*6) A/C : Aero Capture  
 \*7) C/C : Chemical Capture  
 \*8) THAB : Transfer Habitat Module

\*9) SM : Service Module  
 \*10) COOLER : 冷却器  
 \*11) MAV : Mars Ascent Vehicle  
 \*12) ISRU : In-Situ Resource Utilization  
 \*13) R-DAV : Re-usable Descent Ascent Vehicle

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)に必要な推薬)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 <sup>(*1)</sup> 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 <sup>(*2)</sup>	[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 <sup>(*3)</sup>	[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。
- $(\text{H}_2\text{O} = \text{H}_2 + 1/2\text{O}_2 \quad -146 \text{ kJ})$
- 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/m<sup>3</sup>], LH2: 70.8[kg/m<sup>3</sup>], アルミ構造体: 2700[kg/m<sup>3</sup>])
- 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  $1321[\text{kW}/\text{m}^2]$ に対し、太陽-火星距離  $1.5[\text{AU}]$ (地球の  $1.5$  倍)から、火星での日照量を  $587[\text{kW}/\text{m}^2]$ とする。
- 地球日  $1[\text{day}]=24[\text{Hr}]$ と、火星日  $1[\text{sol}]=24[\text{hr}]40[\text{min}]$ はほぼ同等とし、日照時間は  $1/4$  を目安として  $6[\text{hr}]$ 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  $0.1[\text{kW}/\text{kg}]$ とする。
- 上記から、火星表面での太陽電池の発電量は  $0.03[\text{kW}/\text{m}^2]$ である。
- 生成する推薬は、表 7.3-19 から単発輸送方式で  $182.4[\text{ton}]$ 、複数回輸送方式で  $2592.5[\text{ton}]$ 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  $50.1[\text{ton}]$ 、電力  $70.3[\text{kW}]$ と算出される。複数回輸送方式では質量  $714.1[\text{ton}]$ 、電力  $1001.6[\text{kW}]$ 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 <sup>(*6)</sup>	
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 <sup>(*2)</sup>	
生成期間 <sup>(*3)</sup>	[日]	1000	
生成量 <sup>(*4)</sup>	[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 <sup>(*5)</sup>	[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。(H<sub>2</sub>O = H<sub>2</sub> + 1/2O<sub>2</sub> -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。

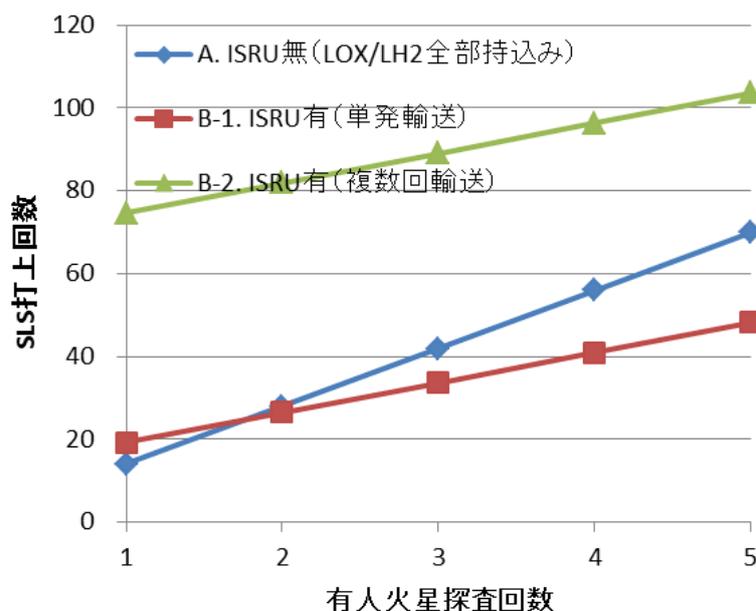


図 7.3-25 TEI 用推薬生成設備を地球から輸送する輸送便の本数と火星探査回数の関係

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 <sup>(*1)</sup>	[ton]	40		
ISRU <sup>(*3)</sup>	[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 <sup>(*2)</sup>	[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 <sup>(*4)</sup>	[ton]	1818	2499	13079
2 回目質量 <sup>(*5)</sup>	[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、CO<sub>2</sub> 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(LH<sub>2</sub>)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。

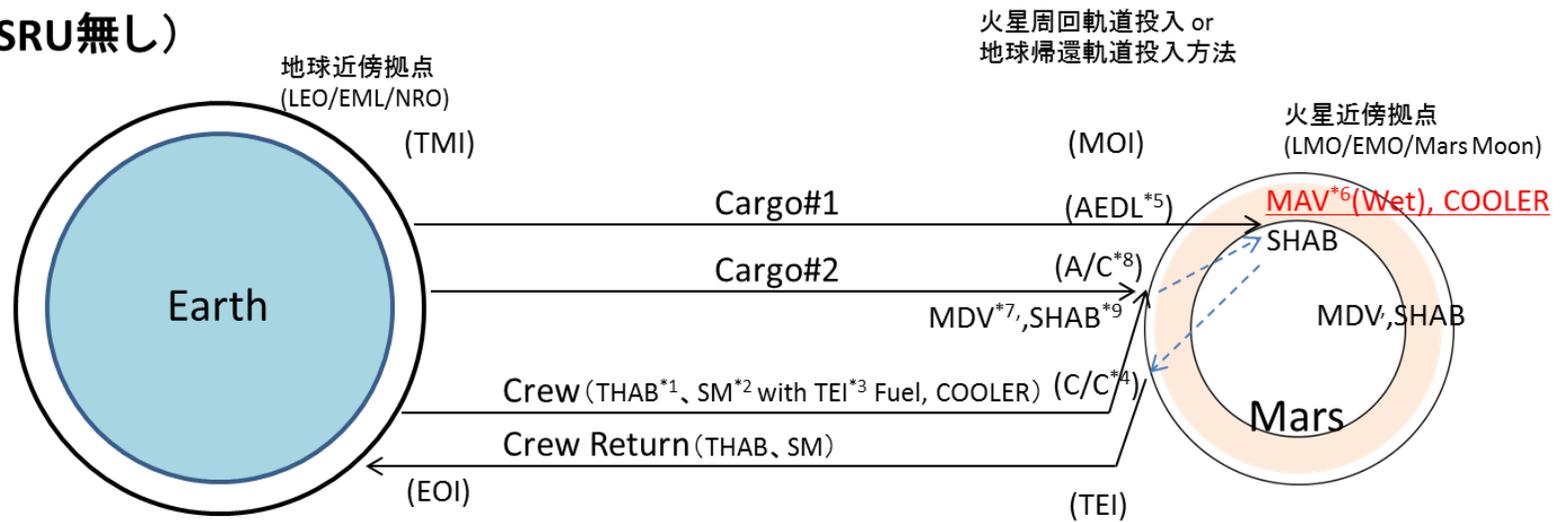
次頁の図 7.3-26 に有人離陸船(MAV)用の推薬生成における概念図を示す。

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は変わりはないが、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。

**A (ISRU無し)**



**B (ISRU有り)**

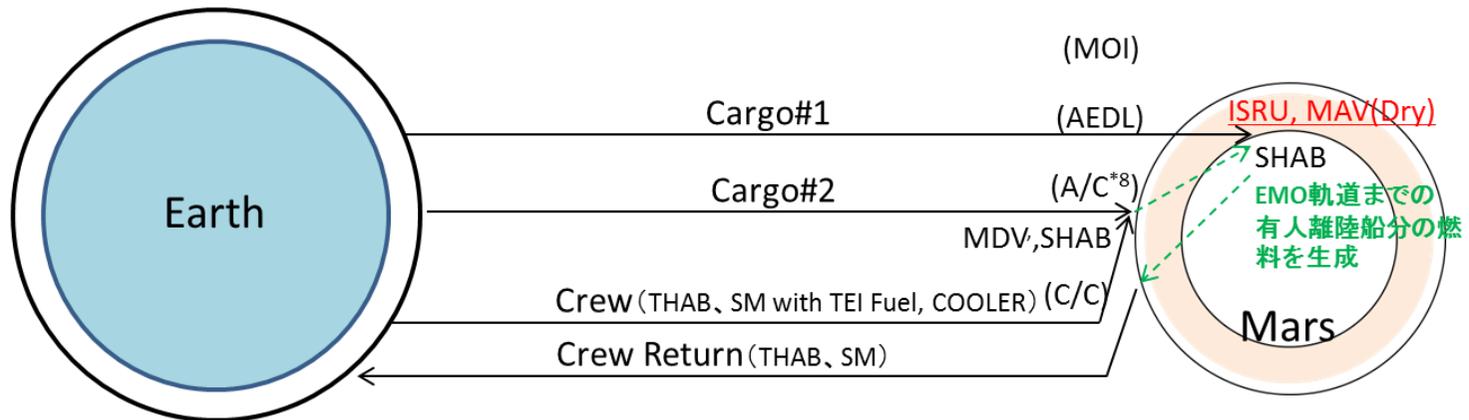


図 7.3-26 有人離陸船(MAV) 推薬生成の概念図

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:資源調達を行うケース(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。
- $(\text{H}_2\text{O} = \text{H}_2 + 1/2\text{O}_2 \quad -146 \text{ kJ})$
- 火星大気火星表面での密度は、 $3.93\text{e}7\text{kg}/\text{m}^3$ 、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。
- $(\text{CO}_2 + 4\text{H}_2 = \text{CH}_4 + 2\text{H}_2\text{O} \quad -165 \text{ kJ})$
- 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/m<sup>3</sup>]、LH2:70.8[kg/m<sup>3</sup>]、アルミ構造体:2700[kg/m<sup>3</sup>])
- 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/m<sup>2</sup>]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/m<sup>2</sup>]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/m<sup>2</sup>]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、CO<sub>2</sub> 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。

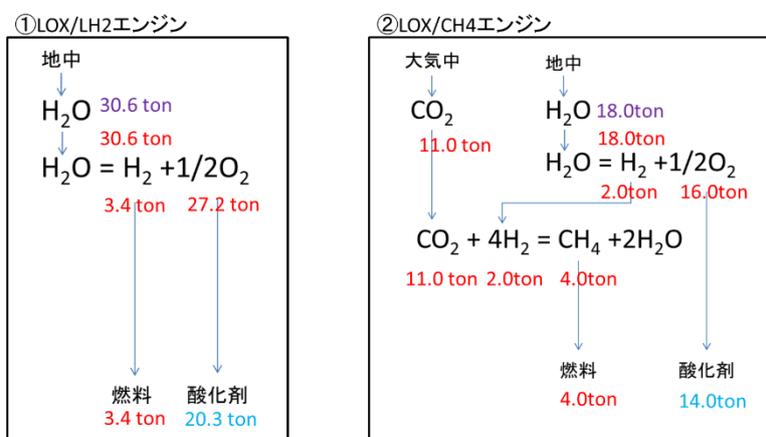


図 7.3-27 推薬生成の化学反応の分子量比と推薬混合比の関係



地上項目	値
構成(気筒)	18 unit
CO <sub>2</sub> 生成量	150 ton/2 ヶ月
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 <sup>(*1)</sup>	
大気密度	[kg/m <sup>3</sup> ]	N/A	3.93e7 <sup>(*2)</sup>
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 <sup>(*3)</sup>
生成手法	-	水電気分解 <sup>(*4)</sup>	水電気分解、サバティエ分解 <sup>(*5)</sup>
生成量 <sup>(*6)</sup>	[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 <sup>(*7)</sup>	[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。(H<sub>2</sub>O = H<sub>2</sub> + 1/2O<sub>2</sub> -146 kJ)

\*5) 化学反応式は以下とする。(CO<sub>2</sub> + 4H<sub>2</sub> = CH<sub>4</sub> + 2H<sub>2</sub>O -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)

- 資源調達を実施する場合、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。

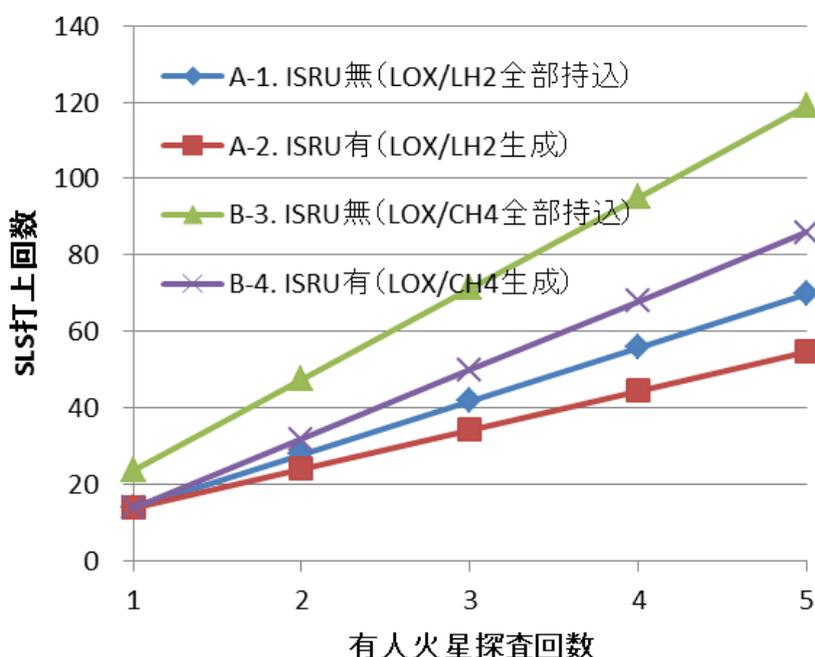


図 7.3-29 有人離陸船(MAV)用推薬生成設備を地球から輸送する輸送便の本数と火星探査回数  
の関係

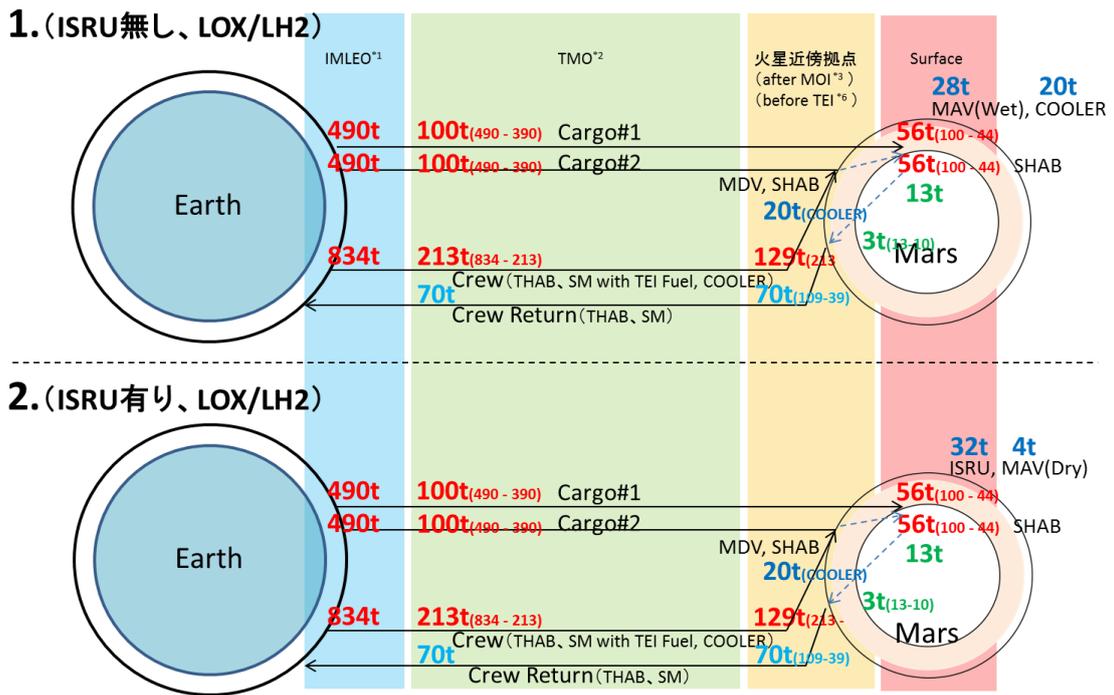


図 7.3-30 LOX/LH2 エンジンのケースにおける、ISRU 有無のシナリオ差

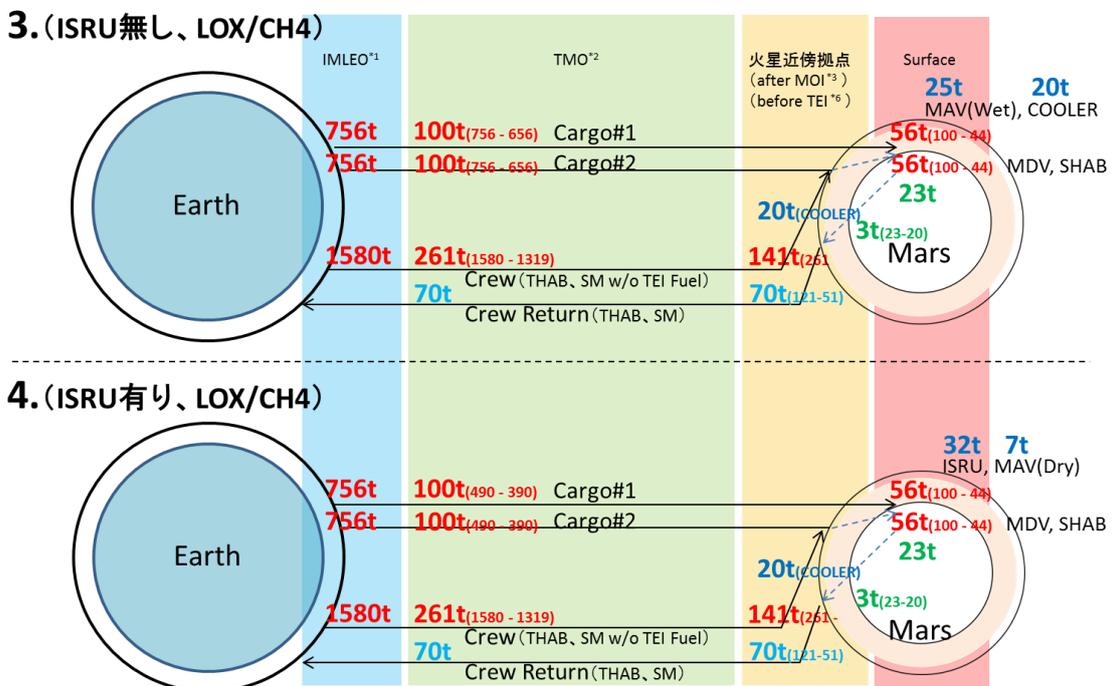


図 7.3-31 LOX/CH4 エンジンのケースにおける、ISRU 有無のシナリオ差

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 <sup>(*)</sup>			
		帰還分推薬 <sup>(*)</sup>		ISRU 設備	
BOR <sup>(*)</sup>	[%/ 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) <sup>(*)</sup>	[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 <sup>(*)</sup>	16.5 <sup>(*)</sup>
初回質量 <sup>(*)</sup>	[ton]	1814	3093	1814	3093
2 回目質量 <sup>(*)</sup>	[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. 通信アーキテクチャ

### 7.4.1. 通信アーキテクチャ検討の考え方

有人月探査、火星探査(当面は無人)をプログラマ的に実施するにあたり、複数のエレメントとの通信が発生する。それらの通信を個別に考えるのではなく、全体を一つのネットワークとして捉えて効率的な開発、運用を図る必要がある。本項では探査に関わる通信の全体像(ここでは通信アーキテクチャという)を明確化し、それを実現するための技術を抽出、必要に応じてトレードオフ評価を行う。

また、本章では通信システムと関連性の強い測位システムについても併せてアーキテクチャの検討を行うこととする。

### 7.4.2. 通信に関する基本要件

本シナリオの対象とするは、現在からおおよそ 20 年後(2040 年ごろ)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、通信に関する要件については不確定な部分が多い。本項では、通信アーキテクチャの検討のために必要な要件を仮定の下定義し、今後計画されている宇宙探査のフェーズ毎に整理する。

#### 7.4.2.1. 無人プリカーサフェーズ(～2029 年)

##### 7.4.2.1.1. 各ミッションの個別要件

###### 7.4.2.1.1.1. 月極域探査

月の水資源の存在量の確認を主目的としつつ重力天体表面探査技術の確立を目指した月極域探査ミッションを国際協力で実施する。

- 観測エリア: 月極域
- 伝送データ
  - テレメトリ&コマンド
  - 科学観測データ
  - 映像データ(全方位カメラ等)
- 品質要件
  - テレメトリ&コマンドについてはリアルタイム伝送。
  - ミッションデータについては非リアルタイム伝送を許容。
- アベイラビリティ
  - 探査機システムと地上間の常時通信を基本とするが、不可視等によるアウトージは許容する。(2 週間毎の通信可視を想定)

#### 7.4.2.1.1.2. 月離着陸実証 (HERACLES)

月面無人サンプルリターンミッション(ただし月近傍ステーションからの有人支援が前提)。

- 観測エリア:TBD
- 伝送データ
  - テレメトリ&コマンド
  - 科学観測データ
  - 映像データ(8K 等の高精細映像データ(TBD))
- 品質要求
  - テレメトリ&コマンドについてはリアルタイム伝送。
  - ミッションデータについては非リアルタイム伝送を許容。
- アベイラビリティ
  - 探査機システムから Gateway を中継した地上との常時通信を基本とするが、不可視等による一定のアウテージは許容する。

#### 7.4.2.1.1.3. HTV-X 改

Gateway への物資輸送ミッション。

- 軌道:WSB 軌道、NRHO 軌道等
- 伝送データ
  - テレメトリ&コマンド
  - その他(TBD)
- 品質要求
  - テレメトリ&コマンドについてはリアルタイム伝送。
- アベイラビリティ
  - 補給機機と地上への直接通信を基本とするが、地上局リソース等の影響による一定のアウテージは許容する。
- その他
  - Gateway とのランデブドッキングのための近傍通信が必要とする。

#### 7.4.2.1.1.4. 火星衛星探査ミッション (MMX)

火星衛星のその場観測とサンプルリターンを目的とした、サイエンスミッション。

- 観測対象:火星衛星(フォボス、)
- 伝送データ

- テレメトリ&コマンド
- 科学観測データ
- 映像データ(8K 等の高精細映像データ)
  
- 品質要求
  - テレメトリ&コマンドについては準リアルタイム伝送。(最大 2.5AU の通信距離による伝送遅延は許容)
  - ミッションデータについては非リアルタイム伝送を許容。
  
- アベイラビリティ
  - 探査機と地上の常時通信を基本とするが、Solar Conjunction 等による一定のアウテージは許容する。

#### 7.4.2.1.2. 考察

##### 7.4.2.1.2.1. 通信アーキテクチャ

本フェーズは、将来の有人探査に向けたプリカーサミッションを実施するという位置づけであるため、無人機によるミッションが基本である。そのため、月裏側の不可視帯や地上局側の運用制約、Solar Conjunction 等によって生じるアウテージについては許容することとしている。

また、伝送品質については、容量の小さいテレメトリコマンドについては探査機の運用のためにリアルタイムでの伝送を求められるが、容量の大きいミッションデータについては、探査器内のデータレコーダにストレージしてベストエフォートで伝送する形で良いと考えられる。

よって、これらのミッションのためのアーキテクチャとして、アウテージを補完したり回線ゲイン維持のための新たなデータ中継機能をもつ衛星の整備等は不要と考えられる。

#### 7.4.2.1.2.2. 通信方式

また、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であると考えられる。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。

$$24\text{bit} \times (3.3 \times 10^8 \text{画素}) \times 30\text{fps} \div 300_{\text{圧縮率}} = 80\text{Mbps}$$

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が、このような高帯域を確保するには Ka 帯もしくは光通信が必要となる。これらの技術の軌道上、とりわけ探査領域での実証をするには一定の計画に基づいた期間が必要と考えられるため、本フェーズでの高精細映像データの伝送については非リアルタイム伝送を基本とする。

#### 7.4.2.1.2.3. 国際規格との対応

HTV-X については、Gateway とインタフェースする必要があるため、予め定められた運用標準に従った通信方式とする必要がある。IOAG(Interagency Operations Advisory Group)にて調整され、国際的な標準として承認されている規格である ICSIS(International Communication System Interoperability Standards)にて通信方式が定められている。

その他、今後 Gateway とインタフェースするシステムが有る場合は、基本的には相互運用性が求められるため、基本的には ICSIS に準拠した通信方式にする必要がある。表 7.6-1 に ICSIS にて定める通信方式の概要を示す。

表 7.4-1 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 7.4-1 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				
					データリンク層	ネットワーク層	トランスポート層	パケット層	アプリケーション層
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。

## 7.4.2.2. 有人フェーズ1

月面における短期間の有人科学探査、並びに有人拠点の建設を行う。2029年～2034年の期間に本活動を実施する計画である。

### 7.4.2.2.1. 有人広域科学探査

#### 7.4.2.2.1.1. 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ため、探査システムは移動使用する計画である。
- ・ 曝露ホッパー  
宇宙飛行士は有人ランダで月面の拠点に着陸する。拠点は月南極域に設置するため、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。
  - ・ 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。
  - ・ 曝露ローバ  
与圧ローバを起点として、与圧ローバでは近づけない領域への移動等へ用いる。

#### 7.4.2.2.1.2. 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。

- ・ 伝送データ
  - テレメトリ&コマンド
  - 科学観測データ
  - 映像データ(8K等の高精細映像データ)
- ・ 品質要求
  - テレメトリ&コマンドについてはリアルタイム伝送。
  - ミッションデータ、映像データについてもリアルタイム伝送を目指す。

- 科学探査において地上からの遠隔操作等で効率化する運用方法も想定されるため、数秒のレイテンシは許容するものの、リアルタイムでのミッションデータの伝送が求められるものとする。また、映像データについては、このフェーズにおいては一定の月利用産業等も拡大し月への関心が高まることが予測されるため、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
  - 有人運用時は、地上管制と常時接続を基本として計画外のアウテージの発生は許容しないものとする。
  - 無人運用時は、ベストエフォートで安定した回線品質を目指すものの、一定のアウテージは許容するものとする。

#### 7.4.2.2.1.3. 測位への要求

測位に関する要求については、各システムがどの様に航法を実現するかに応じて検討が必要となる。

与圧ローバについては、無人運用時に自動運転走行をすることが想定されているため、自己位置をセンシングする測位システムが必要となる可能性があるが、地上で開発が進んでいる自動運転車の制御は搭載カメラ等の内界センサを用いるものであり、高精度の測位システムは不要としている(測位システムへの要求精度は3m程度)。

暴露ホッパーの航法については、月着陸機の航法技術として開発が進む画像航法にゆだねられる可能性が高く、測位システムを求める要素は少ないと考えられる。

暴露ローバは基本的には人間が操縦するものとなると考えられるため、人間系の制御で自己位置を推定することになると考えられる。

ただし、これら広域探査に関するシステム検討は今後深掘りされるものであり、検討の結果設計解の選び方によって高精度/広範囲の測位航法が必要という結論が導かれる可能性もある。他システムの検討を連携して要求を精査していく必要がある。

#### 7.4.2.2.2. 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)

##### 7.4.2.2.2.1. 運用概要

- 基地の建設場所として現状で国際的に合意した地点はないが、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、この様な場所が有利となる。
- データを発生しうる装置としては、電源装置、建設機械、居住モジュール、資源プラント等
- 建設に関わる運用は無人運用並びに地上からの遠隔で実施することを想定する。

##### 7.4.2.2.2.2. 通信への要求

通信に関する主要な要求は以下のとおり。

- 伝送データ
 

拠点の建設が主目的であるため、科学観測データ等は限定的とし、現時点においては主の要求には含めていない。今後拠点における科学観測の要求が確認された段階で検討するものとする。

  - テレメトリ&コマンド
 

各装置(電源装置、建設機械、居住モジュール、資源プラント等)個々の状況をモニタ/制御できる様に、定期的な通信が発生するものとする。
  - 映像データ(8K等の高精細映像データ)
 

一部の装置(特に建設機械の様に広域に動き回る様な装置を監視するカメラ)は高精細カメラ等とし、月面の映像を伝送できるものとする。
- 品質要求
  - テレメトリ&コマンドについてはリアルタイム伝送。
  - 映像データについてもリアルタイム伝送を目指す。
  - 映像データについては7.4.2.2.2.2項と同様の考え方に従い、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
  - 拠点の建設は基本的には無人での運用を想定しているため、7.6.2.2.1.2項と同様ベストエフォートで安定した回線品質は目指すものの、一定のアウテージは許容するものとする。

##### 7.4.2.2.2.3. 測位への要求

拠点建設の各装置(電源装置、建設機械等)も建設方式に依存して建設に必要な位置制御精度は変わってくるが、地上の建設機械の無人運用の際は自己位置をセンシングするために測位システムから得られる位置情報を用いる可能性がある。

#### 7.4.2.2.2.4. その他

上記の自己位置センシングにも関連するが、拠点内の装置同士で自律協調分散制御をするためにマルチアクセス/マルチキャスト通信が必要となると考えられる。

#### 7.4.2.2.3. 民間等の探査活動

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、民間や大学等を始めとした多様なプレイヤーが出現するものと予想される。後段の検討の材料を与えるために、その様なケースについても要求に関連する部分を仮定する。

- 極域拠点での有人活動

有人フェーズ1にて拠点建設が進み、各種インフラが整って来た段階では民間の月面経済活動の障壁も緩和され、有人滞在人口が増えることが期待される。その場合に通信ノードとして考えられるものとしては以下のものが想定される。

- 携帯連絡端末:

滞在者個々人が携帯し、通話やメッセージ伝送に用いるデバイス。アンテナサイズとしては口径数 cm 程度相当、出力は数 mW 程度の通信装置を想定する。

- モビリティノード:

拠点内を移動する場合に用いる移動用ローバ等が出現すると考えられる。アンテナサイズとしては地上の自動車の車載アンテナと同程度と想定し、後継数 cm 程度相当、出力も数 mW 程度の通信装置を想定する。

- その他:

上記以外についても、地上のIoT技術の進捗に伴い多様な電気製品がネットワークで接続する可能性がある。その場合においても、搭載される通信装置は基本的には小規模/小出力のもので実現されるものと予想される。

- 全球での探査活動

長期日照や永久陰内の水資源の存在等、極域は有人活動に有利な条件があるものの、中低緯度域への経済活動の拡大の可能性も考えられる。月の海領域は極域とは地質が大きく異なるためその領域固有の資源が見いだされる、あるいは現在のところ海領域でのみ存在が認められている縦穴の探査や利用が進む等、全球的に通信ノードの分布が広がる可能性を想定する必要がある。

民間の探査活動を想定する場合、一定の経済合理性に基づいたシステム構成が求められると考えられる。すなわち大規模なものではなく、通信システムとしても中～小型のものになると考え、アンテナサイズとしてはφ数 10cm 程度、出力としては数 W 程度の月面エレメントを想定する。

### 7.4.2.3. 有人フェーズ2

ISRU 機能を持つ拠点を完成させ、拠点を起点とした科学探査、経済活動等を開始。順次拠点拡大を進めていく。有人での滞在期間は 500 人程度を目指す。

ただし、現時点でこのフェーズの具体的な国際ミッションは未検討である。

### 7.4.3. 通信構成要素の分析

通信アーキテクチャの構成に特徴づける要素として、中継衛星(地球周回)、中継衛星(月周回)、月面局を識別し、それらについて考えられるオプションを列挙し、トレードオフ評価を通じて特徴を分析する。

#### 7.4.3.1. 月/地球間の通信方式

アーキテクチャ構成の検討に先立って、月と地球間の基幹となる回線についての通信方式について、考察する。

通信の要求としては 7.4.2.2.2.2 より「8K 等の高精細画像データをリアルタイムで伝送する」ことになる。8K の映像データは圧縮処理後でも 80Mbps で生成されるため、伝送回線もこれ以上の帯域が必要となる。これを可能とする通信媒体として、Ka 帯と光通信が考えられ、これらを比較する。

また、光通信についても変調方式について2つの方式を比較することとした。オンオフ変調(O3K)はビット情報を光のオンオフで表現する変調方式である。パルス位置変調(PPM)はパルス位置の相違で光をオンオフする変調方式である。

これらの比較から、月/地球間の基幹回線は光通信(PPM 方式)で実現することが望ましいと考えられる。

表 7.4-2 月面/地球間の通信方式比較

	Ka 帯	光通信	
		O3K	PPM
回線容量	必要電力を供給することで 8K 映像を伝送することは可能	必要電力を供給することで 8K 映像を伝送することは可能。	必要電力を供給することで 8K 映像を伝送することは可能。パルスの段数を増やすことで伝送情報量を増やすことができる。
	○	◎	◎
大気通過	降雨減衰に弱いため、電波の伝搬を阻害する要因について、その回避・低減策が必要	雲を透過できないため、光の伝搬を阻害する要因について、その回避・低減策が必要	雲を透過できないため、光の伝搬を阻害する要因について、その回避・低減策が必要
	△	△	△
規則制約	RF 周波数資源の枯渇のより、本周波数帯も将来的に地上サービスと運用協となる可能性があり・	光通信であるため ITU 等の制約は受けない。	光通信であるため ITU 等の制約は受けない。
	○	○	○
伝送距離	長距離伝送は可能。ただし光通信に比べるとビーム幅が広がるため伝搬損失は大きくなる。	伝送揺らぎ(ジッター)に弱く長距離伝送に向かない。	伝送揺らぎ(ジッター)に強く長距離伝送が可能。
	△	×	○
考察	将来長期の探査を考えると、将来的に使用できなくなる恐れのある RF の通信方式には慎重に対応することが望ましい。	月/地球間の長距離通信において、伝送揺らぎの影響は大きくなると考えられ好ましくない。	回線容量も増大可能であり、伝送揺らぎの影響も受けにくいいため、月/地球の直接通信に相当であると考えられる。

## 7.4.3.2. 中継衛星(地球周回)を含む月/地上局間リンクに関するトレードオフ

前項にて、月と地球間の基幹通信回線は光通信を用いることとしたが、トレードオフの評価項目の”大気通過”において示したように、光通信を月/地球間通信に用いるためには光の伝搬を阻害する要因について、その回避・低減策が必要である。

ここで、その方策として中継衛星による出力変換の有無等について、以下のアーキテクチャのトレードオフ評価を行った。評価の詳細については表 7.4-3 および表 7.4-4 に示す。

表 7.4-3 中継(地球周回静止)アーキテクチャ

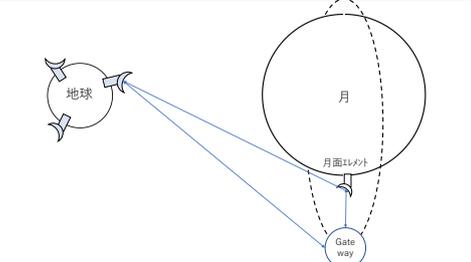
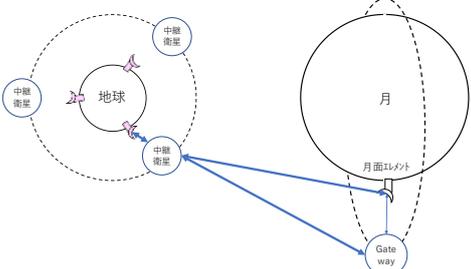
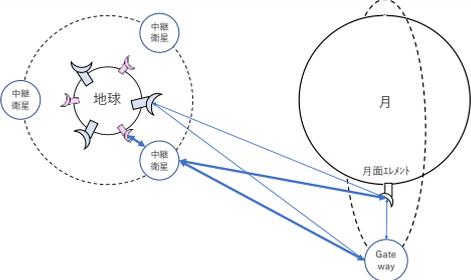
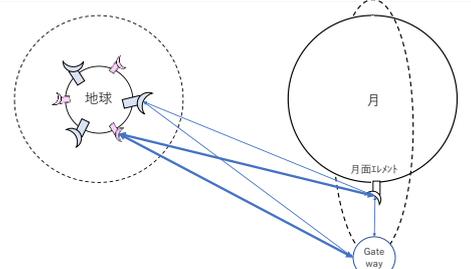
アーキテクチャ	イメージ
<p>① 直接通信アーキテクチャ 月周辺のエレメントと地上アンテナの直接 RF 通信のアーキテクチャ。</p>	<p>イメージ</p> <p> は大型地上局(34m 級以上)</p> <p> は小型地上局(10m 級)</p> 
<p>② 中継通信アーキテクチャ 月周辺のエレメントと地上アンテナの間に静止中継衛星を配置して、月⇄静止衛星間は光通信として、静止衛星⇄地上アンテナは RF 通信とするもの。</p>	
<p>③ 直接通信/中継通信アーキテクチャ 月周辺のエレメントと地上アンテナの間に静止中継衛星を配置して、月⇄静止衛星間は光通信として、静止衛星⇄地上アンテナは RF 通信とするもの。 また、低レートのカ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。</p>	
<p>④ 直接光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、低レートのカ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。</p>	

表 7.4-4 中継(地球周回静止)アーキテクチャのトレードオフ

	① 直接通信アーキテクチャ	② 中継通信アーキテクチャ	③ 直接通信/中継通信アーキテクチャ	④直接光通信アーキテクチャ
伝送容量	<ul style="list-style-type: none"> <li>長距離の RF 通信となるため伝送容量は限られる。</li> <li>要求の伝送容量を実現するためには地上もしくは、月エレメント側に数 100m 超級のアンテナが必要となる。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> <li>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。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> </ul>
	×	○	○	○
コスト	<ul style="list-style-type: none"> <li>34m 級の地上局 1 基の整備費用は高額となる。</li> <li>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。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> <li>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)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> <li>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)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> <li>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。</li> </ul>
	○	○	×～△	×～△
ロバスト性	<ul style="list-style-type: none"> <li>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トージが発生する。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>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トージが発生する。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> </ul>
	×～△	×～△	○	○
考察	<ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>光通信による大容量通信により有人フェーズの伝送要求を満足できる。</li> <li>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。</li> <li>ISS での運用実績としては、運用時間の 10%はアウトージを許容している。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>光通信による大容量通信により有人フェーズの伝送要求を満足できる。</li> <li>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。</li> <li>コストの観点で採否が判断される。</li> <li>中継衛星のサービス価格(参考)については民間企業にて検討中の状況。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> <li>コストの観点で採否が判断されると考えられる。</li> <li>光地上局の整備費用は調査中。</li> <li>海外局使用に伴う、地上回線使用料調査中。</li> </ul>

### 7.4.3.3. 地上局間リンクに関する定量解析

中継による出力変換を介し、かつクリティカルデータについては Dissimilar な系統を割当てる③のアーキテクチャについて、地上局に求められる性能要求について定量評価を行った。

まず、要求データレートを表 7.4-5 に示す様に設定した。

表 7.4-5 地上局要求

データ種別	区間	要求データレート	内容
低レートデータ	月⇄地上局	>10Mbps	音声データ、コマンド、ソフトウェアアップロード、ビデオ/画像等
高レートデータ	静止中継衛星⇄地上局	>1Gbps	<ul style="list-style-type: none"> <li>・8K 映像データをリアルタイム伝送できる程度。</li> <li>・1 台につき 100Mbps と仮定。</li> <li>・与圧ローバ×2 台、拠点監視 ITV3 台、その他の ch を考慮して倍掛け ⇒100Mbps×10=1Gbps</li> </ul>

上記要求を満足させる地上局の G/T 及び EIRP について回線設計を検証したところ、表 7.4-6 に示す結果を得た。

表 7.4-6 地上局目標性能

データ種別	帯域	項目	性能(目標値)	備考
低レートデータ	X-band	G/T	51dB/K~53dB/K	DSN34m 級アンテナの 2019 年現在値が 51.3dB/K. GREAT(54m 級)が 53.35dB/K の同等維持
		EIRP	109dBW~112dBW	DSN34m 級アンテナの 2019 年現在値が 109dBW. GREAT が 112.5dBW の同等維持。
高レートデータ	Ka-band	G/T	36dB	ALOS-3 用 Ka 帯受信局(5m)性能の同等維持。
		EIRP	75dbW	ALOS-3 用 Ka 帯受信局(5m)アンテナに送信系をつけた場合の想定値。

以上より、現状の地上局性能で目標としている性能は満足する見込みである。

また、近年 Q-band(33-50GHz)や V-band(40-75GHz)の実用化も検討され始めているため、比較的まだ逼迫していないこれらの周波数を地表と静止軌道間の回線に用いることで、将来的にはより高レートでのデータ伝送を実現できる可能性もある。

探査における地上局に関連する今後の課題は技術的なものよりも、運用省力化や設備共用の国際協力枠組みの構築、周波数調整等のプログラムの課題の対処が求められるものとする。

#### 7.4.3.4. 中継衛星(月周回)に関するトレードオフ

Gateway は月周辺のエレメントと地球との通信を中継する機能を担うものの、月面エレメントの幾何学的な配置によっては地球と Gateway が同時に不可視になることも起こりうる。

例えば、図 7.4-1 においては Gateway が月北極上空に位置する時には SPA 盆地周辺を探査する宇宙飛行士との通信が出来ないという事態が発生する。

また、Gateway の NRHO 軌道は最大で月面から 70,000km の距離となるため、空間損失が大きくなってしまいう課題もある。

そのため、月周辺において可視制約やリソース制約を補う目的でデータ中継を行うアーキテクチャを検討する必要がある。

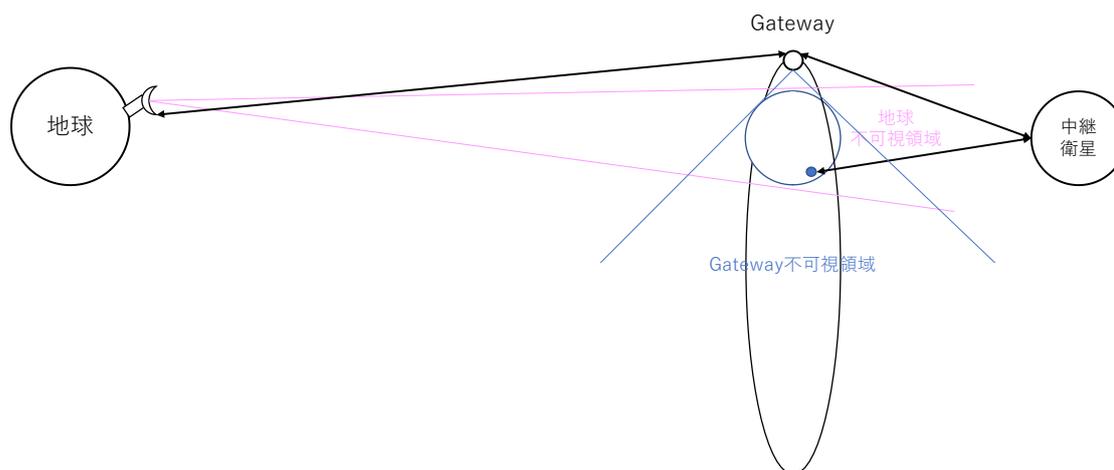


図 7.4-1 データ中継(月周回)のイメージ

※なお、月南極域における Gateway の可視プロファイルは、IOAG 中の月通信アーキテクチャワーキンググループ(LCAWG)にて解析されており、その結果は図 7.4-2 に示すとおり、1周期約 6.35 日のうち、3～5 時間程度である。有人宇宙活動において本アウテージを許容するかは安全要求の考え方に依るが、常時通信が可能なアーキテクチャについて幅広く検討しておくことは重要である。

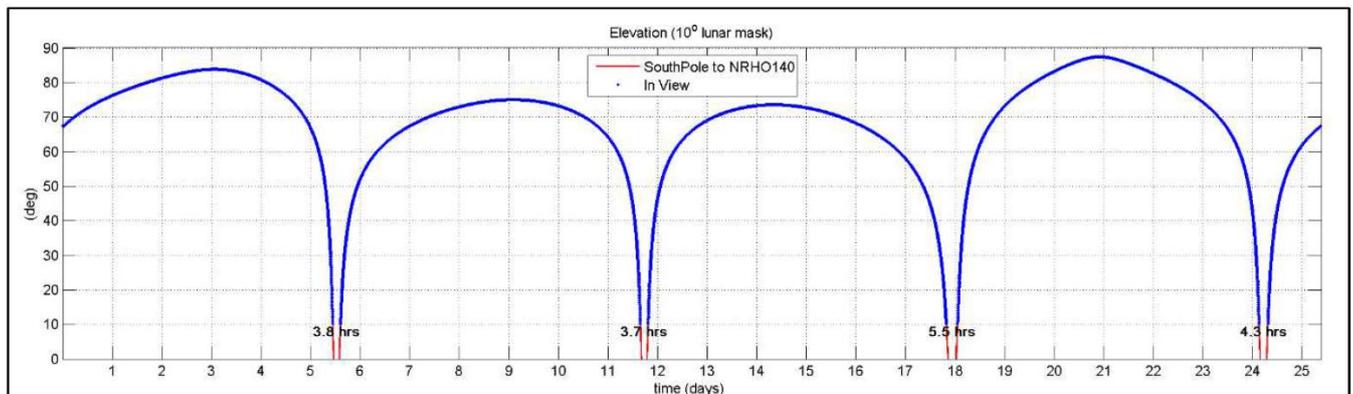


図 7.4-2 月南極と Gateway の距離/可視プロファイル

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 に引用する。

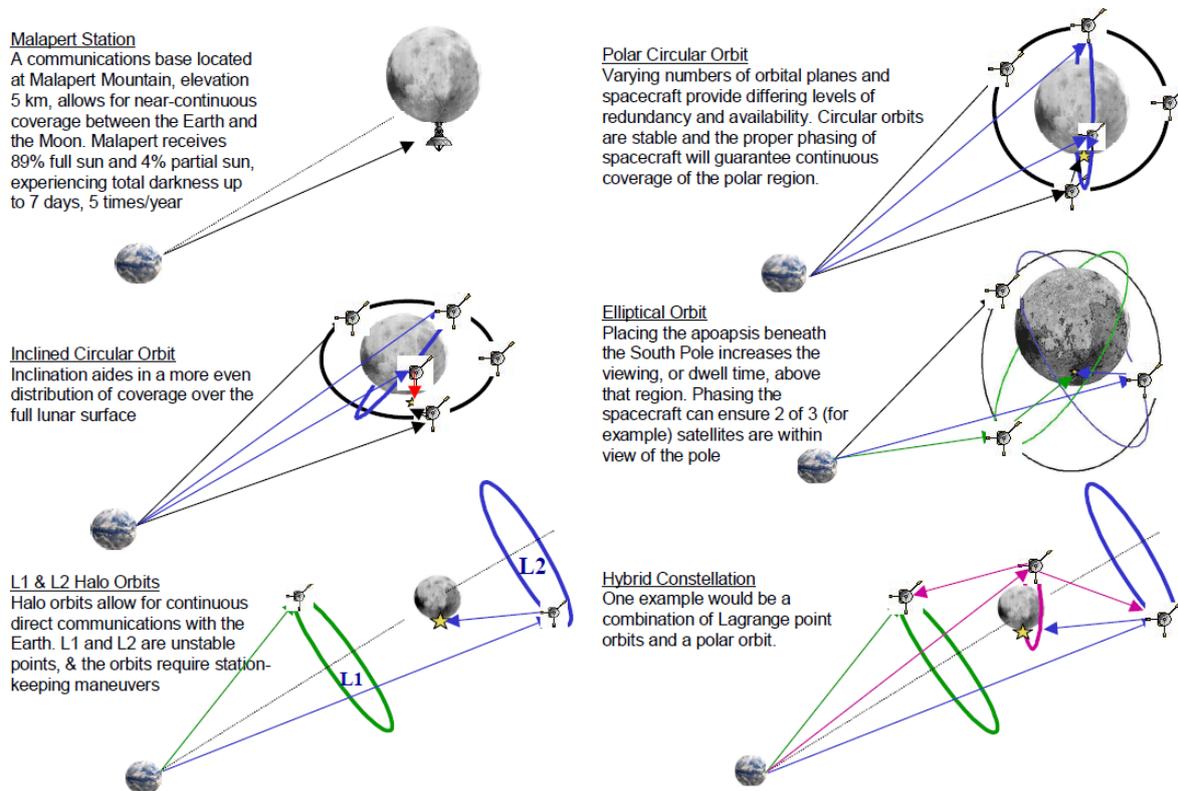


図 7.4-3 SCAWG 月データ中継衛星構成検討

また、IOAG の中に設置されている 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 Gateway を前提とせず独立に機能するコンステレーションである。これらは本項では全球軌道と呼ぶこととする。一方、Gateway を前提とした上でそれを補完する様な軌道構成として、L2 点に中継衛星を追加するケース、L1 点に中継衛星を追加するケース及び NRHO の Gateway と逆位相に中継衛星を追加するケースを評価の対象として、全球軌道とともにトレードオフを行う。(表 7.4-7)

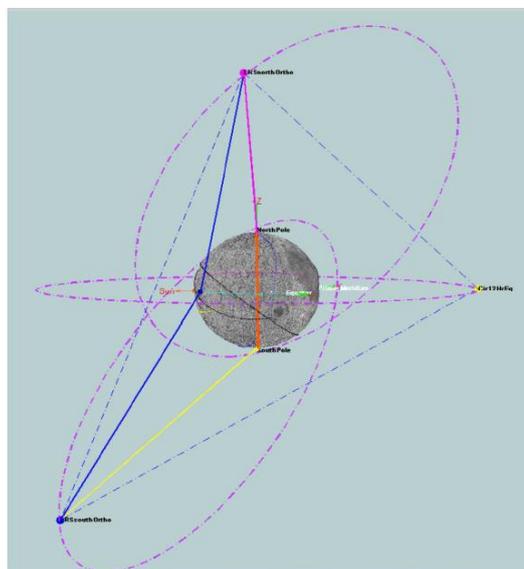


図 7.4-4 LCAWG 月中継軌道検討

表 7.4-7 中継(月周回)アーキテクチャ

	① Gateway のみ	② Gateway + 月低軌道コンステレーション	③ Gateway+NRHO 逆位相	④ Gateway+L2 点	⑤ Gateway+L1 点
アーキテクチャイメージ					
説明	月面から最大70,000kmの距離のGatewayを中継する通信。	Gatewayに比べて低軌道を周回する中継衛星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。	<ul style="list-style-type: none"> <li>地球-月系のL2に中継衛星を配置するアーキテクチャ。</li> <li>月の裏側をカバーする。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>地球-月系のL1に中継衛星を配置するアーキテクチャ。</li> <li>月の表側のエレメントにとっての静止軌道となる。</li> </ul>

表 7.4-8 中継(月周回)アーキテクチャ

	① Gatewayのみ	データ中継(月周回)を追加			
		② 月低軌道コンステレーション	③ NRHO 軌道逆位相	④ L2 点	⑤ L1 点
アベイラビリティ	月の裏側、北半球においては場合、地球/Gatewayともに不可視となる時間が長くなる。	複数の中継衛星を適切な軌道の組み合わせ、位相配置にすることで、基本的にはアウトージを無くした通信運用が可能となる。	Gatewayが月北極域上空にある時には中継衛星が南極上空にいることになりアウトージを解消できる。	常に月の裏側に位置し、地球とも可視となるため、裏側での探査活動における回線稼働率は向上する。	月の表側に常に位置するため、不可視域カバーする機能はない。
	△	○	○	△	△
コスト	本路線(ベースライン)	複数の衛星を月周辺の軌道へ投入するため、整備費用は大きくなる	新たに1機の整備する必要あり。	新たに1機の整備する必要あり。長距離の中継機能を具にするので高コストなインフラとなる可能性はある。	新たに1機を整備する必要あり。
	-	x	△	△	△
中継能力	月面から最大 70,000km の距離となるため、空間伝搬損失は大きくなり、伝送レートの抑制、もしくは月面エレメントに大きなリソースが求められる。	Gateway に比べて低軌道の中継衛星が周回するため、空間損失は小さく抑えられる分、伝送レートの向上もしくは月面エレメントのリソース負担を抑えられる。	月面から最大 70,000km の距離となるため、空間伝搬損失は大きくなり、伝送レートの抑制、もしくは月面エレメントに大きなリソースが求められる。	<ul style="list-style-type: none"> <li>月面との距離は 64,000km となり、空間損失が大きくなる。</li> <li>また、L2 から地球局へ直接通史すると、さらに遠距離になるため、伝送能力制約や大リソース要求が発生する。</li> </ul>	月面から 57,000km となるため空間損失は Gateway 並みに大きくなる。
	△	○	△	x	△
考察	アウトージの時間が発生してしまう課題があるが、運用においてアウトージを許容する判断がされれば、コスト面から有効なアーキテクチャとなる。	<ul style="list-style-type: none"> <li>アウトージがなく、月面エレメントへの負荷軽減の観点で優れているが、整備コストが課題である。</li> <li>また、測位信号を放送出来れば月 GPS としての機能も期待でき、その需要次第では有効なアーキテクチャとなる可能性が有る。</li> </ul>	アウトージを解消することが出来る。コストについても、Gateway 搭載の通信機能を再製造すればよいので比較的整備しやすいものと考えられる。	アウトージを解消することが出来る。ただし、中継衛星と地球局との距離が大きく離れるため、必要な回線容量を確保のための中継衛星システムへの影響を考慮する必要がある。	<ul style="list-style-type: none"> <li>月の表側から見ると静止軌道になるため、駆動系が要らなくなるというメリットがある。</li> <li>月-地球の間にあるため、蝕の影響を受ける可能性があるため、電力解析を含めたシステム検討で効果の確認が必要。</li> </ul>
	△	○	○	△	△

### 7.4.3.5. 月低軌道コンステレーションとNRHO 逆位相の定量比較

前項のトレードオフの結果、②月低軌道コンステレーションと③NRHO 軌道逆位相の2つのアーキテクチャが有効であると考えられる。それぞれのコストと中継能力の比較が必要であるため、一定の定量解析を行う。

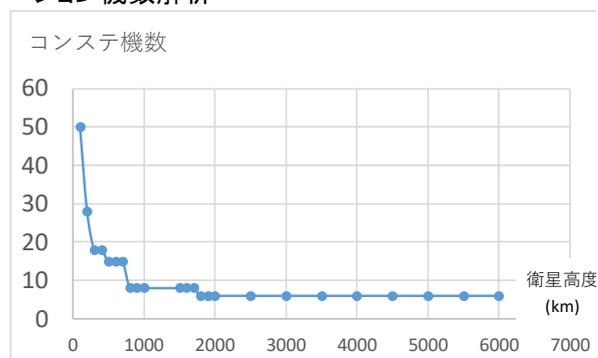
- 衛星機数(コスト)の比較

#### ② 月低軌道コンステレーションの場合

- 月の全球をカバーするために必要な衛星機数を、衛星高度をパラメータにして解析をした結果を表 7.4-8 に示す。
- 全球をカバーするのに必要な最少機数は6機である。

表 7.4-9 低軌道コンステレーション機数解析

中継衛星高度 (km)	衛星カバレッジ 半径(km)	軌道面数	機数 /軌道面	コンステ機数
100	576	5	10	5
200	796	4	7	2
300	955	3	6	1
400	1080	3	6	1
500	1184	3	5	1
1700	1808	2	4	
1800	1837	2	3	
2000	1889	2	3	
3000	2076	2	3	



#### ③ NRHO 軌道逆位相の場合

- Gateway 以外で追加が必要な宇宙機は基本的に1機のみで良い。

- 月面エレメント送信出力(中継能力)の比較

ユーザを、2030年代に月面中緯度域で活動する民間宇宙機システムと想定する。

- ② 月低軌道コンステレーションの場合

7.4.2.2.3にて仮定した通信装置のアンテナ規模等の前提を取り込みつつ、以下の様なモデルを設定して、必要となる出力について簡易的に解析する。

- ・ 月面エレメント : アンテナ口径 30cm 相当
- ・ 中継衛星 : アンテナ口径 1m 相当
- ・ 伝搬距離 : 1,800km(全球カバーを6機コンステで可能な最低衛星高度)
- ・ 伝送周波数 : Ka 帯(25GHz)
- ・ 要求受信レベル : -100dB



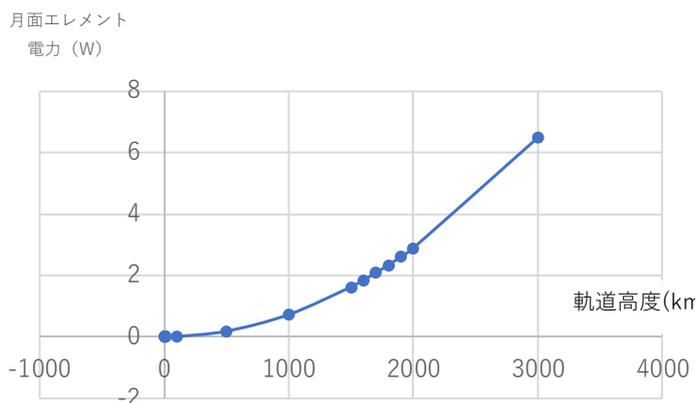
図 7.4-5 月面エレメント⇄月低軌道コンステレーション間通信モデル

以上の条件に対して、フリスの伝達公式 $[Pr=(Pt \times Gt \times Gr)/Lp]$ に基づき、伝搬距離をパラメータとして月面エレメントの送信出力 電力を算出した。(表 7.4-10)

最少機数(6機)で全球をカバーできるコンステレーションの最低高度はおよそ 1,800km である。この時月面エレメントの送信電力は 2.33W であり、7.4.2.2.3 項で仮定した民間の中～小型の月面エレメントの通信システムで回線を確立可能である。

表 7.4-10 月面エレメント出力解析(対低軌道コンステレーション)

伝搬距離 (km)	月面⇄中継 伝送損失	月面エレメント電 力(dBW)	月面エレメント 電力(W)
Lr	Lp1	Pa	
100	160.40057	-21	0.0072050
500	174.37997	-7	0.18
1000	180.40057	-1	0.72
1500	183.9224	2	1.62
1800	185.50602	4	2.33
2000	186.42117	5	2.88
3000	189.943	8	6.48
4000	192.44177	11	11.52
5000	194.37997	13	18.01



## ③ NRHO 軌道逆位相の場合

前項同様様にモデルを設定して、必要となる出力について簡易的に解析する。(伝搬距離以外は条件をそろえている。)

- 月面エレメント: アンテナ口径 30cm 相当
- 中継衛星: アンテナ口径 1m 相当
- 伝搬距離: 70,000km
- 伝送周波数: Ka 帯(25GHz)
- 要求受信レベル: -100dB



図 7.4-6 月面エレメント⇄NRHO 間通信モデル

解析の結果、月面エレメントに必要な送信出力は 800W 程度となり、高出力な送信機もしくは大型のアンテナが必要となり、システム規模の拡大が必要となることが言える。

● 考察

以上より、中継(月周回)のアーキテクチャの検討においては以下の様に考える。

- 低軌道コンステレーションの場合、最低でも6機の衛星システムが必要であり、初期投資に1000億円～2000億円程度の大規模なコストがかかると考えられる  
[算出根拠: 1機 100億円～250億円、打上げ 100億円2回(1軌道面につき1回)とし概算]
- 一方、低軌道コンステレーションの月面エレメントの中継能力(送信出力の抑制効果)は大きい。
- 将来的に民間をはじめとする多様な月探査活動が活発化し、十分多くの月面エレメントが通信ノードとして現れてくる場合においては月低軌道コンステレーションのアーキテクチャの形が望ましいと考える。
- 月低軌道コンステレーションによる個々の月面エレメントのコスト削減効果とコンステレーションのイニシャルコストを踏まえた損益分岐を検討の上、判断するものとする。

#### 7.4.3.6. 月面局に関するトレードオフ

月面からのデータの地球への中継を担う Gateway は、最大で月面から 70,000km という、地球上と静止軌道よりも遠い距離になる。これにより以下のシステム制約を考慮する必要がある。

- 距離の時間変化による受信レベルや周波数のダイナミックな変化が生じる。
- 遠距離のため高出力かつ高い受信感度のシステム構成が必要。
- Gateway の位置が変化するためにアンテナトラッキング機能が必要となる。

これらに対応した通信システムを個々の月面エレメントに持たせるアーキテクチャ構成と、月面上に通信機能を代表する局を設置する構成が考えられる。

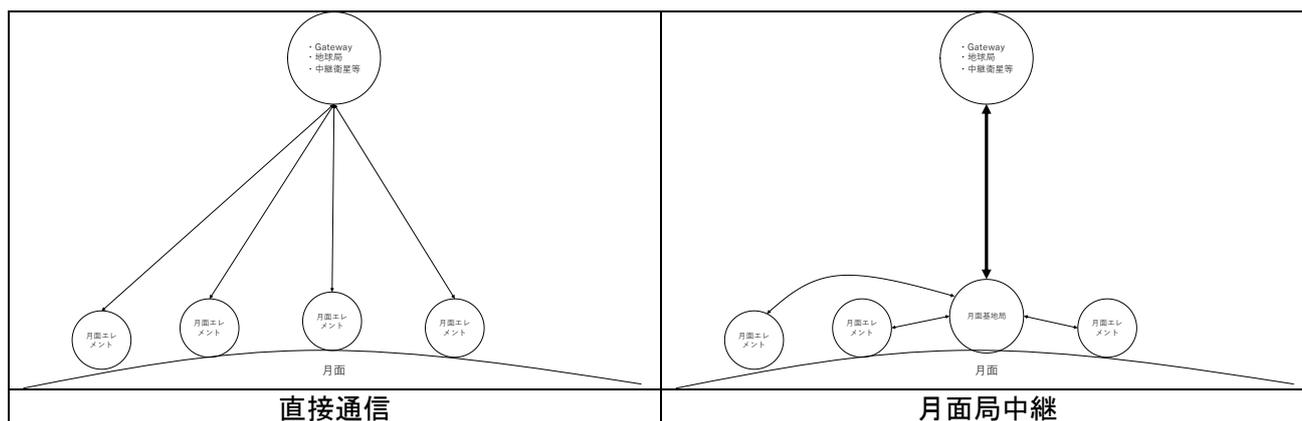


図 7.4-7 月面局に関する全体通信アーキテクチャ構成パターン

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ある。	・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。

#### 7.4.3.7. 月面局の定量解析

月面局によって得られる効用を定量的に評価する。ここでも 7.4.2.2.3 で仮定した、月面拠点で活動する民間事業者を主体とした通信ノードを想定し、以下の様なモデルを設定する。

- ・ 月面エレメント： アンテナ口径 1cm 相当
- ・ 月面局： アンテナ口径 1m 相当
- ・ 伝送周波数： Ka 帯(25GHz)
- ・ 要求受信レベル： -100dB

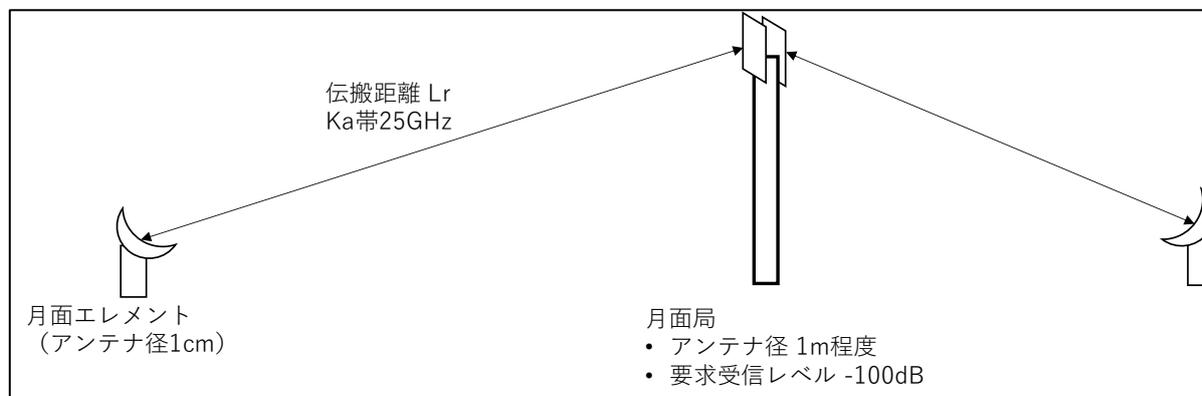


図 7.4-8 月面エレメント⇄月面局間通信モデル

伝搬距離をパラメータとして、通信を実現する月面エレメント側の出力を解析した結果を表 7.4-12 に示す。拠点の模が半径 10km 程度の大きさと想定しても、月面エレメントが必要とする電力は 60mW 程度であり、7.4.2.2.3 で仮定した拠点内通信の小規模/小出力のデバイスで通信が確立すること示している。

表 7.4-12 月面エレメント出力解析(対月面局)

伝搬距離 (km)	月面⇔中継 伝送損失	月面エレメント電 力(dBW)	月面エレメント 電力(W)
Lr	Lp1	Pa	
0.01	80.400572	-72	6.4846E-08
0.02	86.421172	-66	2.5938E-07
0.05	94.379972	-58	1.6211E-06
0.1	100.40057	-52	6.4846E-06
1	120.40057	-32	0.00064846
10	140.40057	-12	0.06484556

なお、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 7.4-13 参照)

表 7.4-13 月面エレメント出力解析(対月面局)

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塔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 7.4-14 に示すような地上技術の月面での適用が出来れば、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 7.4-14 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	

#### 7.4.3.8. 測位システムに関するトレードオフ

測位に関しては、有人と圧ローバや拠点建設無人機等の測位システムの具体的なユーザとなり得るシステムの概念検討から得られる要求に応じて適当なアーキテクチャを定めていく。

表 7.4-15 に、月面での測位を行う際に考えられるアーキテクチャについて、比較を目的としたトレードオフ評価を行った。

また、本表に示したシステム構成以外でも、拠点内に位置が既知の複数の基地局を設置して限定的な範囲内のローカルな測位を行うシステムも考えられる。上位要求の具体化に伴って、今後継続してアーキテクチャオプション及び評価項目の見直しを行っていく。

表 7.4-15 測位方式の比較トレードオフ

	電波測位	GNSS サイドローブ測位	LNSS 測位
精度	<ul style="list-style-type: none"> <li>現在の技術で、月において数 m の位置精度を実現可能。</li> <li>将来的に、時計技術の性能向上や大気補正技術の適用等により数 10cm オーダ(1nrad 精度)での測位が可能となる見込み</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>地球周回の GNSS (GPS, GALILEO, QZSS 等) のサイドローブ電波を受信し、月面/月周回での即位を行う</li> <li>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。(数 10m オーダ)</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>月周回軌道に測位システムを整備するもの。(LNSS: Lunar Navigation System)</li> <li>精度予測については不明。測位衛星自体の位置精度を高く計測する必要があるため、運用システムを地上に配置するか、月面上に配置するかによる、等</li> </ul>
	○	×	△
ユーザノード数	<ul style="list-style-type: none"> <li>測位対象物がビーム範囲内であれば複数の対象物を同時に測位することは可能。</li> <li>ただし、精度を向上させるに伴いビーム範囲も狭くなるのでユーザノードは限定される。</li> <li>アンテナのアレイ化等で精度とユーザ数を両立させられる可能性もある。</li> </ul>	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。
	△	○	○
コスト	<ul style="list-style-type: none"> <li>運用が必要となるため、維持費がかかる。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> <li>月での受信のための受信機等の開発費は必要になる。</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>運用システムの開発、運用にかかる大規模な費用が掛かると考えられる。</li> </ul>
	×	○	×
考察	ユーザ数が限定されている段階(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、必要な技術開発を進める必要がある。	最も安価に実現できる点で利点があるが、達成される精度次第で実用化可否が判断される。	<ul style="list-style-type: none"> <li>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。</li> <li>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。</li> </ul>

#### 7.4.4. アーキテクチャ検討

7.4.2 項の要求、および 7.4.3 項の分析を踏まえて、将来のアーキテクチャとして妥当と考えられる構成について、以下のとおり整理する。

##### 7.4.4.1. ベースライン構成

将来(2030年代前半:有人フェーズ1)の月探査通信アーキテクチャとしての基本構成は以下のものを想定する。また概念図を図 7.4-9 に示す。

- 月/地上局間の通信：
 

直接通信/中継通信を組み合わせたアーキテクチャとする。構成する静止衛星については、将来的に民間からの中継サービスの提供されることも視野に入れる。そのため、民間の動向(提供の有無、提供価格等)によっては他のアーキテクチャの採用も考慮する必要がある。
- 月周辺の中継：
 

月低軌道コンステレーションを整備するアーキテクチャとする。イニシャルコストに対する月面エレメントのコスト低減効果が上回るかどうかは、民間を含めてどれだけ多くの月面エレメントが投入されるかに依存するため、今後も将来動向の注視とシステム検討の精査が必要ではあるが、活発な月面活動を見込んで基本とする。
- 月面内の通信：
 

月極域に構築する拠点に月面局を整備するアーキテクチャとする。

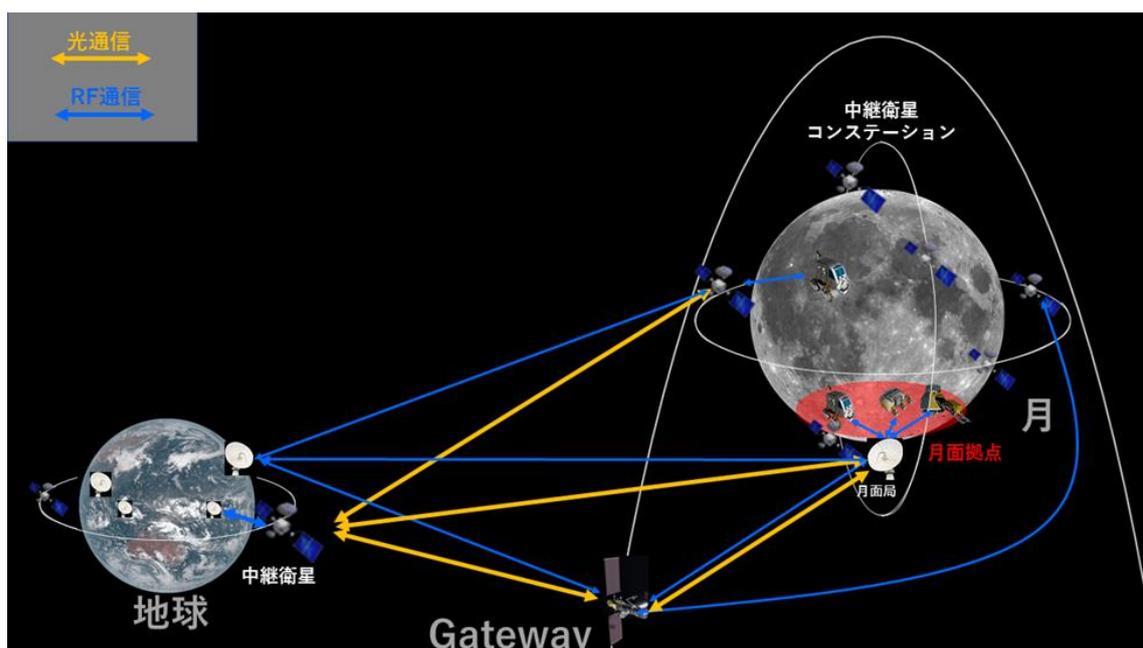


図 7.4-9 アーキテクチャ概念図

## 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つの重点技術に関して、5章での有人科学探査ミッション検討、7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:100m
- ③ エアロキャプチャ技術

### 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

### 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生涯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

## 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。本報告書では、有人探査を見据えた、いわゆる「宇宙探査」を対象とするので、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。この場合、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環境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。

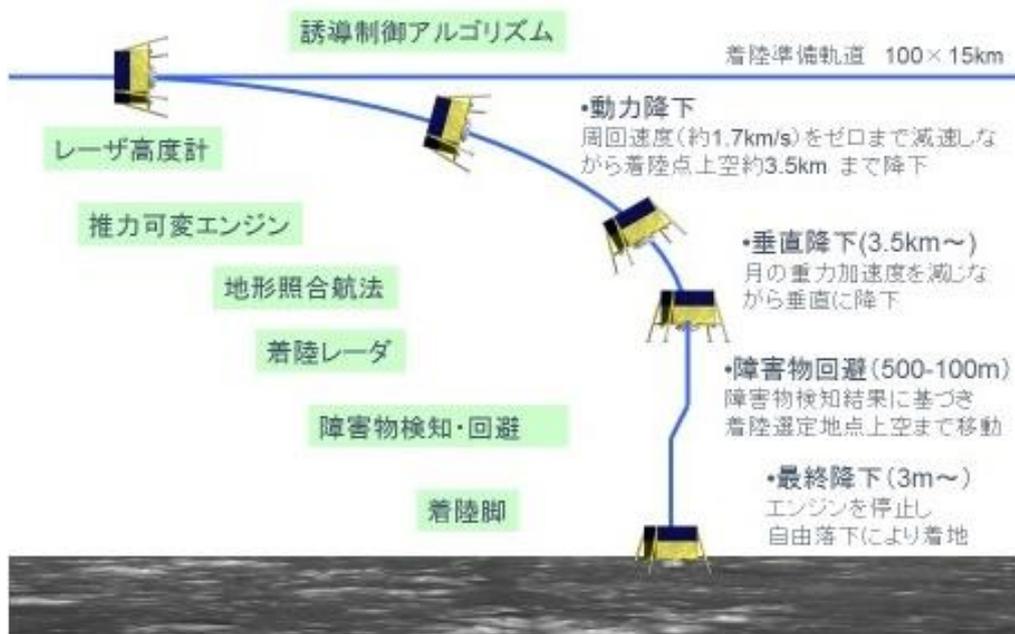


図 9.1-1 月着陸シーケンスと必要な技術

### 9.1.1. 宇宙探査での目標

#### ① 天体上の任意の場所に着陸し、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、天体上の様々な場所に着陸可能な技術が必要となる。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ジェルやパラシュートの設計が困難となり、展開型のエアロジェルを用いるなど、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。

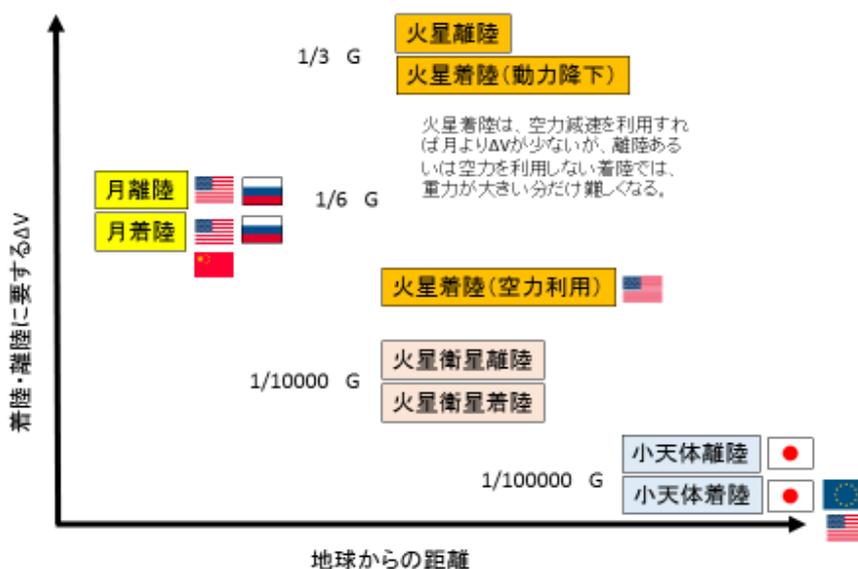


図 9.1-2 探査対象天体の特徴

## ② 大気を用いた減速(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、科学衛星において用いられている。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り、エアロシェルの重要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。

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( $V_{\infty}=2.7$  km/s,  $I_{sp}=315$  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( $\Delta V \sim 100$  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<sup>2</sup>程度の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。従って、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。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。従って、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。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。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、重量物など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。

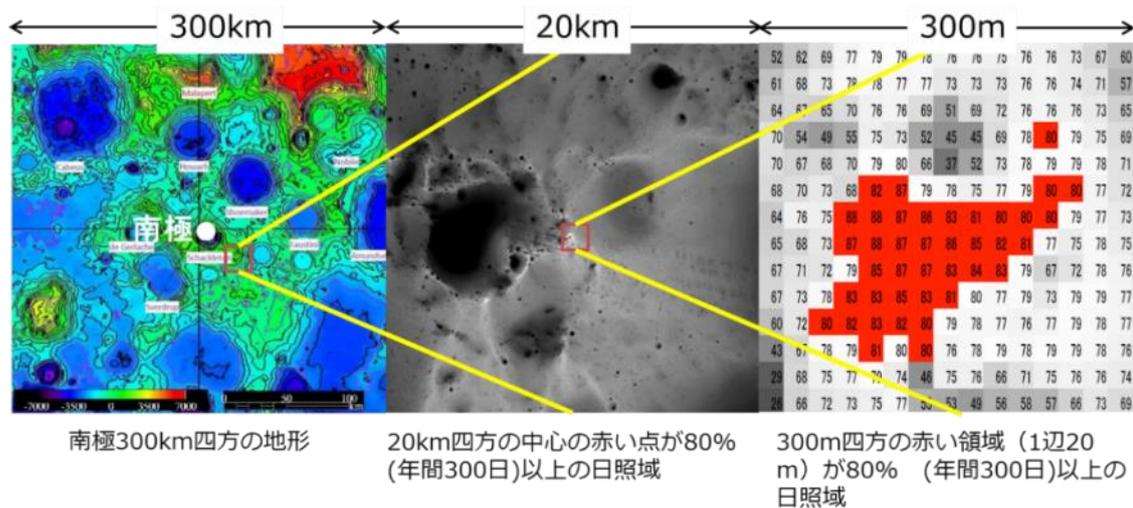


図 9.1-3 着陸候補エリアの例(南極付近の日照条件の良い場所)

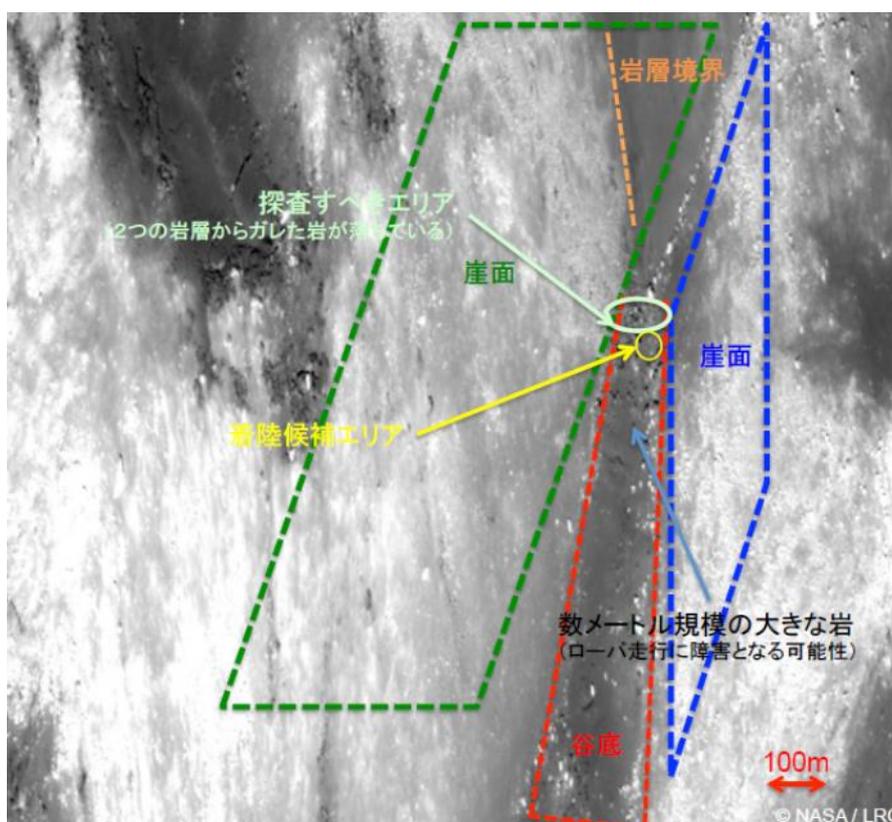


図 9.1-4 着陸候補エリアの例(ジャクソンクレータ)

## 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、有人と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、米国のみが着陸を成功させているが、未だ離陸は行っていない。欧州が 2003 年に Beagle-2 を降下させているが、失敗している。欧州は ExoMars2016 で着陸技術実証を行う予定である。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、カプセル、パラシュートの利用は難しいと考えられている。また高精度着陸を行うためには、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必要と考えられている。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、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、大気による減速により軌道高度(エアロブレーキ)を下げつつ、できるだけ低高度から動力降下を行う方式も検討されている。

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、米国が小惑星エロスへミッション終了時のオプション実験として着陸したが、着陸数秒後に通信途絶した。日本が、小惑星イトカワへの着陸、離陸を成功させている。また欧州が、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降ろしている。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、特出して火星衛星への着陸・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
火星	嫦娥 3	中	2013	着陸	3700/1200 kg
	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
金星	MSL	米	2012	着陸	3983/899 kg
	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
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・緩降下	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

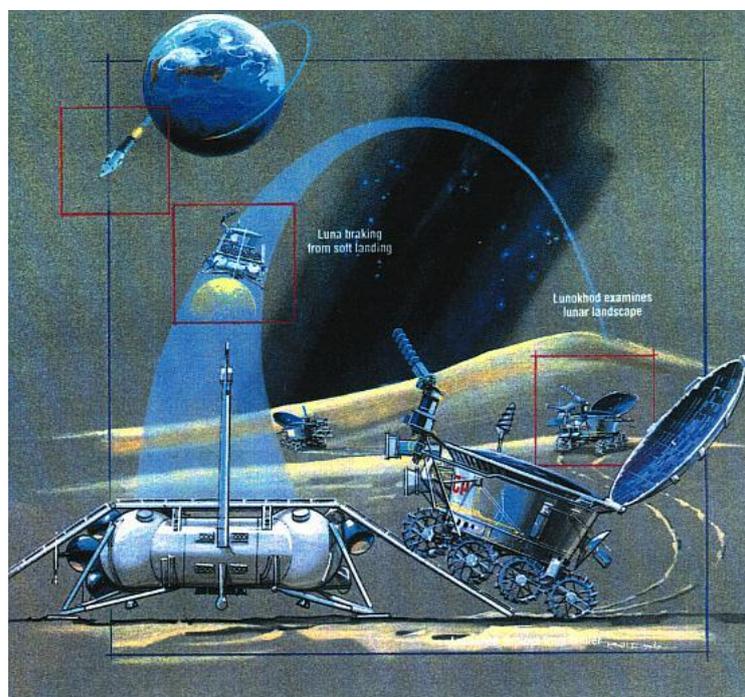


図 9.1-5 ルノホートの展開イラスト

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>

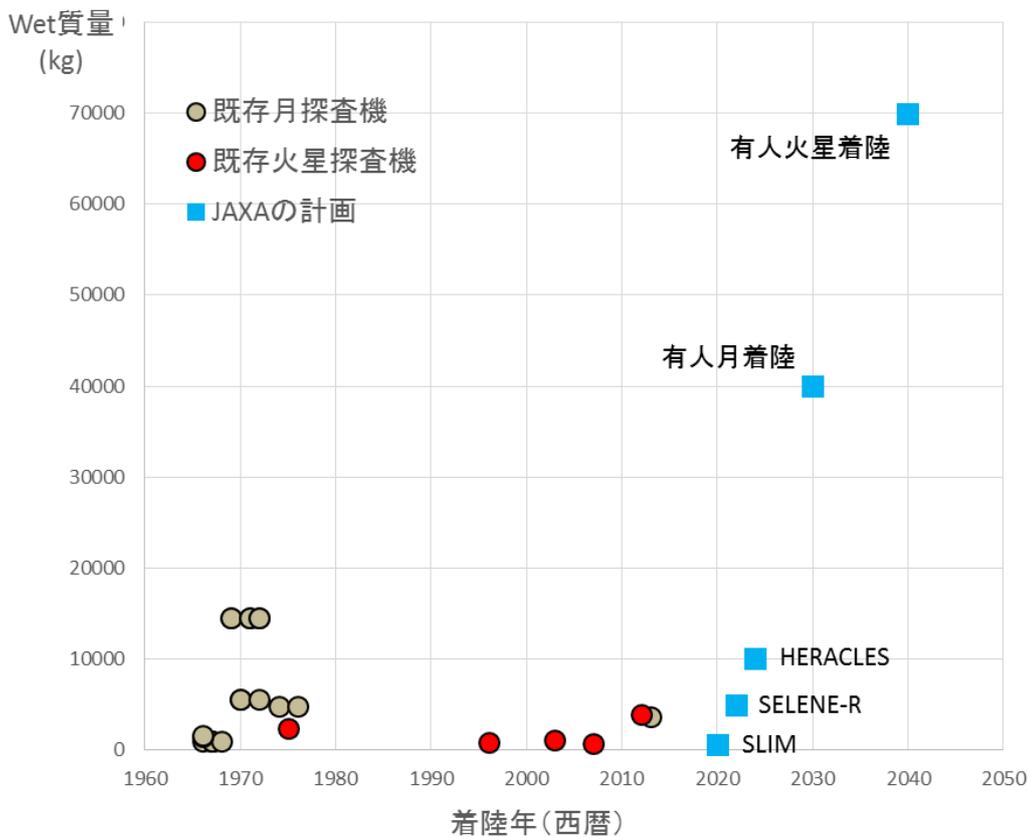


図 9.1-7 探査機 Wet 質量の推移

### 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な。

#### (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(国内推進系メーカー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。

着陸を安全確実にを行うためには、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 $\pm 0.15^\circ$  ( $3\sigma$ 、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°C)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。

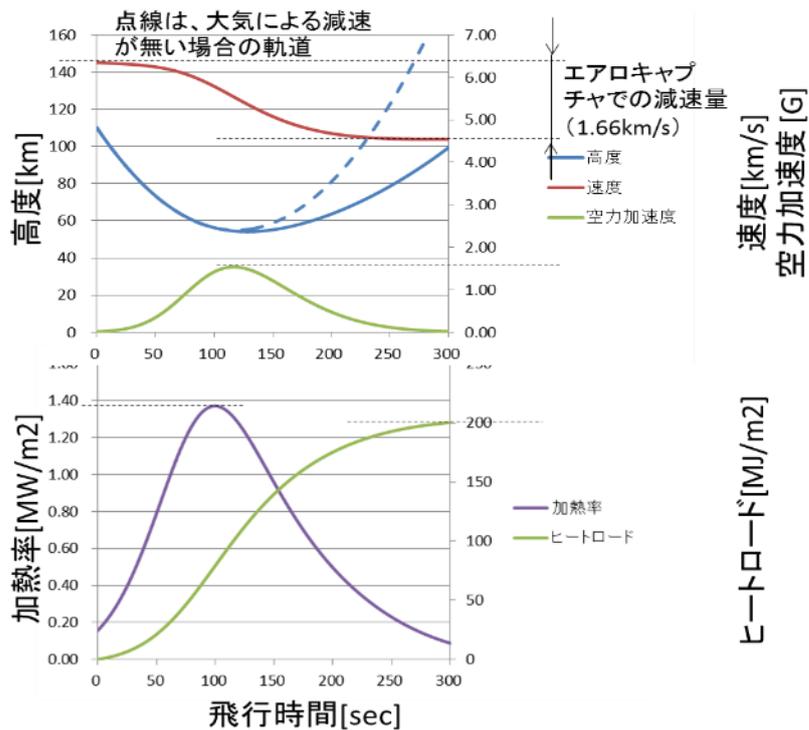


図 9.1-8 エアロキャプチャ時の飛行プロフィール

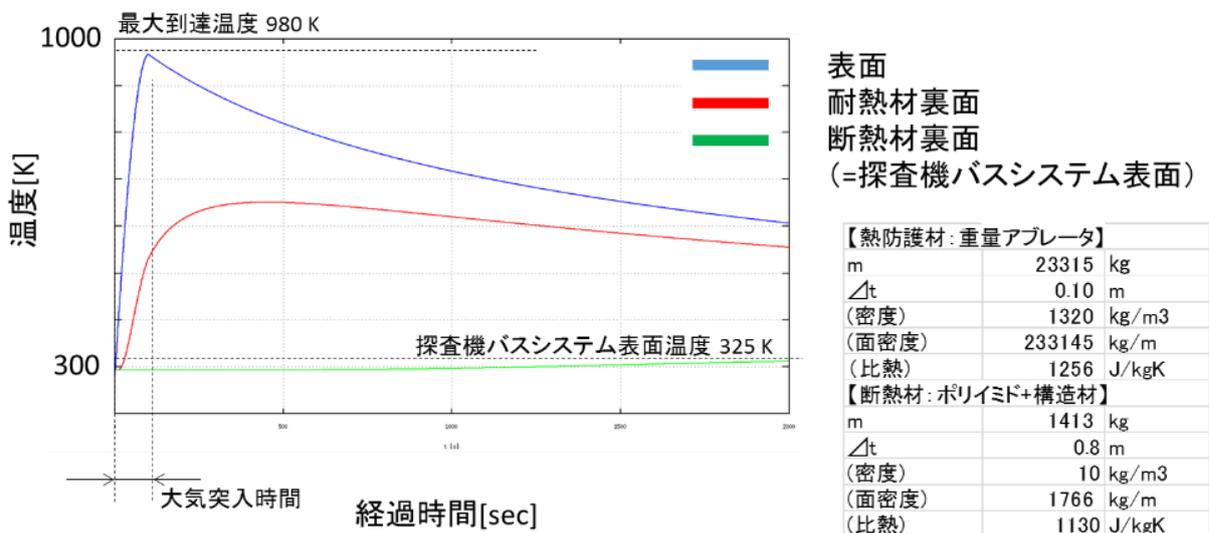


図 9.1-9 エアロキャプチャ時の温度プロフィール

## (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。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 <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /Aerozine50* <sup>1</sup>
アポロ離陸船	米	1969	16 kN	?	N <sub>2</sub> O <sub>4</sub> /Aerozine50* <sup>1</sup>
MSL	米	2012	3 kN	○	N <sub>2</sub> H <sub>4</sub>
嫦娥 3 号	中	2013	7.5 kN	○	NTO/UDMH* <sup>2</sup>
Aestus	欧	2003	30 kN	×	MON/MMH
Mira	伊	開発中	100 kN	×	LOx/LCH <sub>4</sub>
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 <sub>2</sub>
RS-18	米	開発中	25 kN	×	LOx/LH <sub>2</sub>
	米	開発中	155 kN	○	LOx/LCH <sub>4</sub>

\*1:N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>(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ため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ため、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(N<sub>2</sub>H<sub>4</sub>)系燃料の比推力を 320 sec、液体メタン(CH<sub>4</sub>)を 370 sec、液体水素(H<sub>2</sub>)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ないので、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。

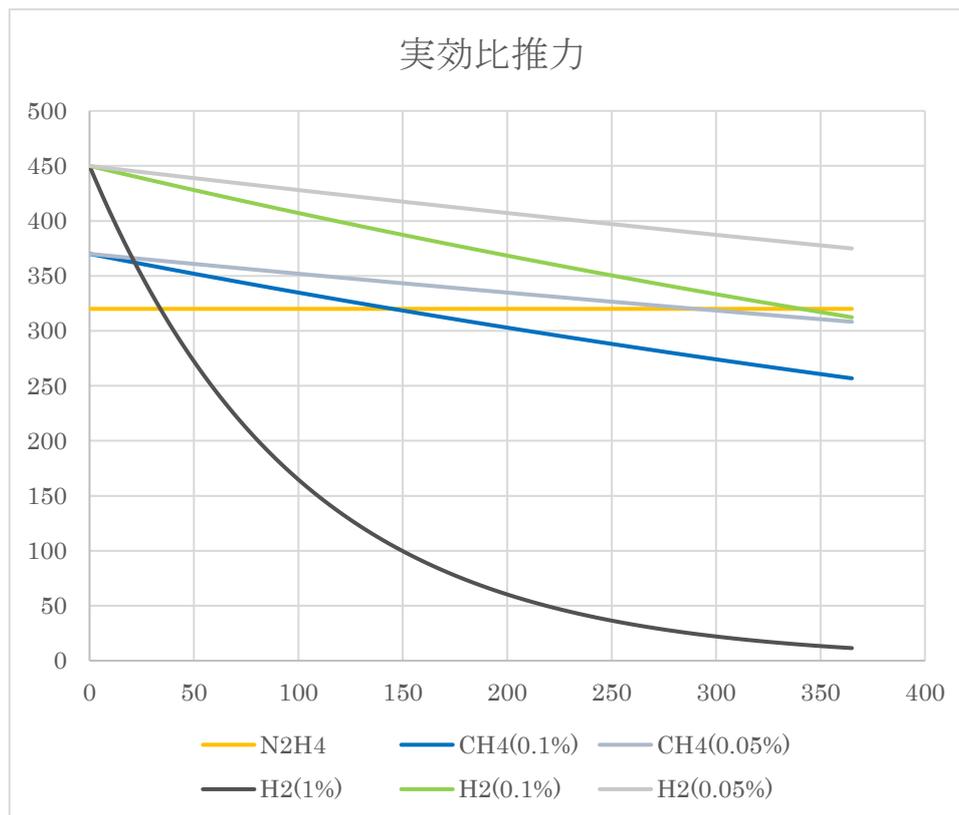


図 9.1-10 ボイルオフ低減の効果

(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べきである。なお、単眼カメラでは水平方向の2次元情報しか得られないので、高度については別途推定する必要がある。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っているかを同定する必要がある。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。

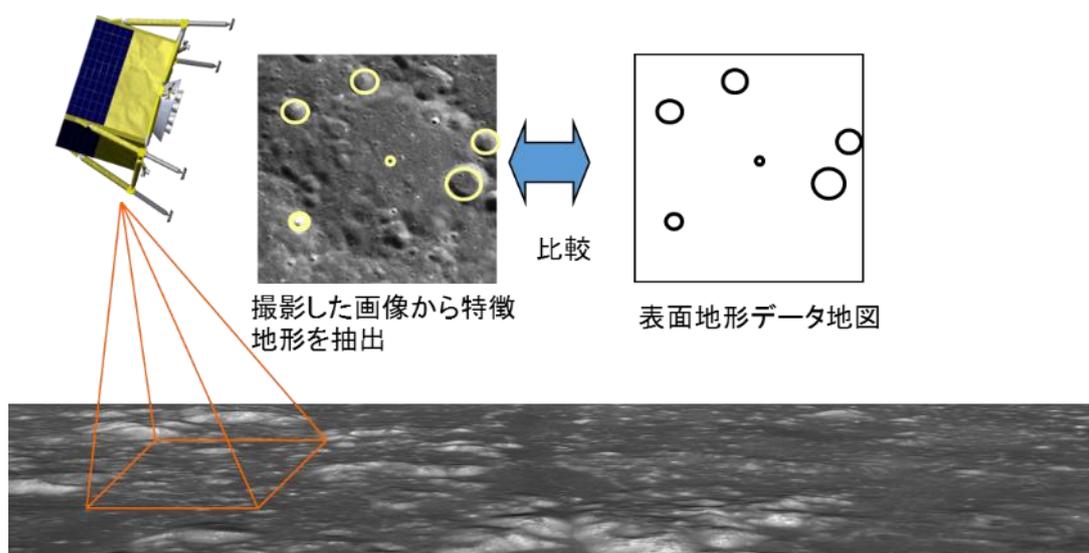


図 9.1-11 地形照合航法の原理

#### (6) 航法インフラを使用した着陸誘導技術

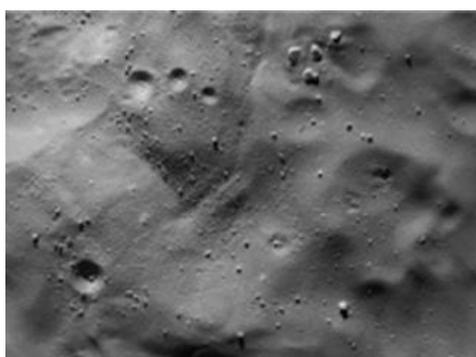
有人月面基地を構築した場合など、多くの着陸機が基地近傍に着陸する場合は、さらに高精度、高密度に着陸する必要がある。しかしそのような時代には、通信、電力などのインフラが構築されていると考えられ、誘導ビーコン、視覚ターゲットなどを備えた航法インフラも準備されるであろう。しかし、まだどのようなインフラを作るかの議論は始まっていない。国際規格の議論と同期して、研究開発を進めるべきであろう。

## (7) 自律障害物検知・回避技術

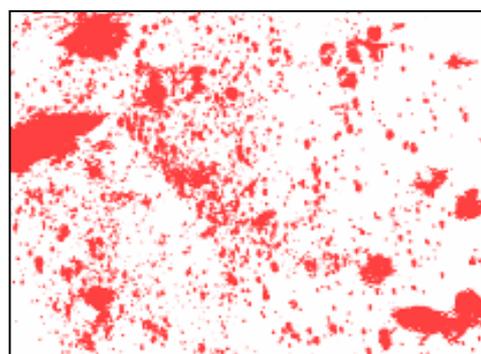
有人月面基地への補給など十分に調べられた場所に着陸する場合には、障害物の位置は予めわかっていることから、着陸機に障害物検出機能は不要である。しかしながら、科学探査など未踏の不整地に着陸する場合には、着陸に支障となるような大きな岩や、地面の傾斜角を測定する必要がある。このような計測には、前述の 3D LIDAR が適しているが、搭載リソースに制約のある小型の着陸機の場合には、カメラ画像を用いた障害物検知方式が有用である。

図 9.1-12 に、画像を用いた障害物検出の例を示す。いかに二次元情報である画像から三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。

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(三次元地形計測)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。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。

そこで米国では、「パレットランダ」と呼ばれる、平板状の着陸パッドの検討がされている(図 9.1-13)。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。

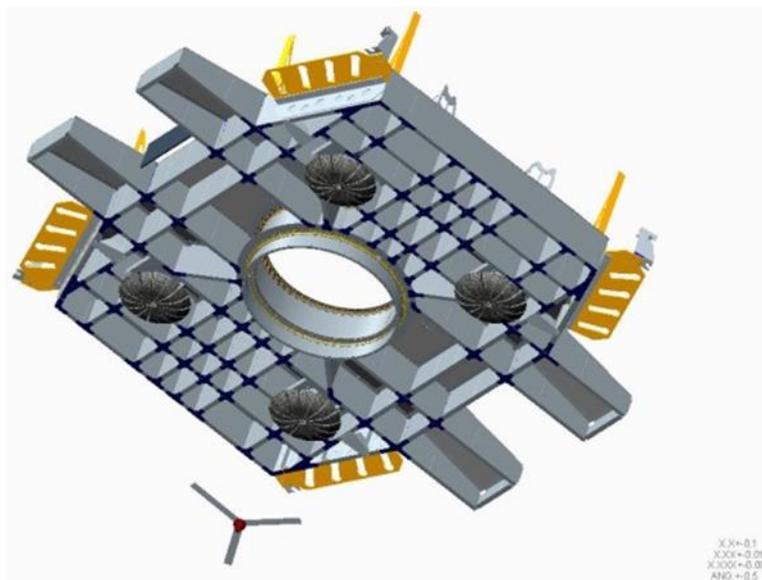


図 9.1-13 NASA で検討中のパレットランダ

### 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 2020 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(1)を獲得しつつ、世界に先がけて 100m 精度の着陸技術(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(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(SELENE-R)(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(8)を導入する。また、高精度着陸技術(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 年代中頃には、さらに 5~10 倍大型化した月サンプルリターンミッション(HERACLES)に国際協力で参画し、JAXA が着陸機部分を担当することが検討されている。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 HERACLES 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(3)(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、HERACLES 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。離陸機については、現状では ESA が強い関心を示しているが、JAXA が担当することもオプションとしては考えられる。

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(6)を獲得する必要があるであろう。

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」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。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と整合させると、2020年代後半の着陸技術実証ミッションにおいては、火星有人滞在に向けて有効な技術であるエアロキャプチャ技術(2)の実証ミッションを実施して①②③および⑥の技術を獲得し、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(1)及び(5)を発展させ、また高度な自律障害物検知・回避技術(7)を獲得して定点着陸を実現し、④⑤の技術を実証する。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 14 のようになる

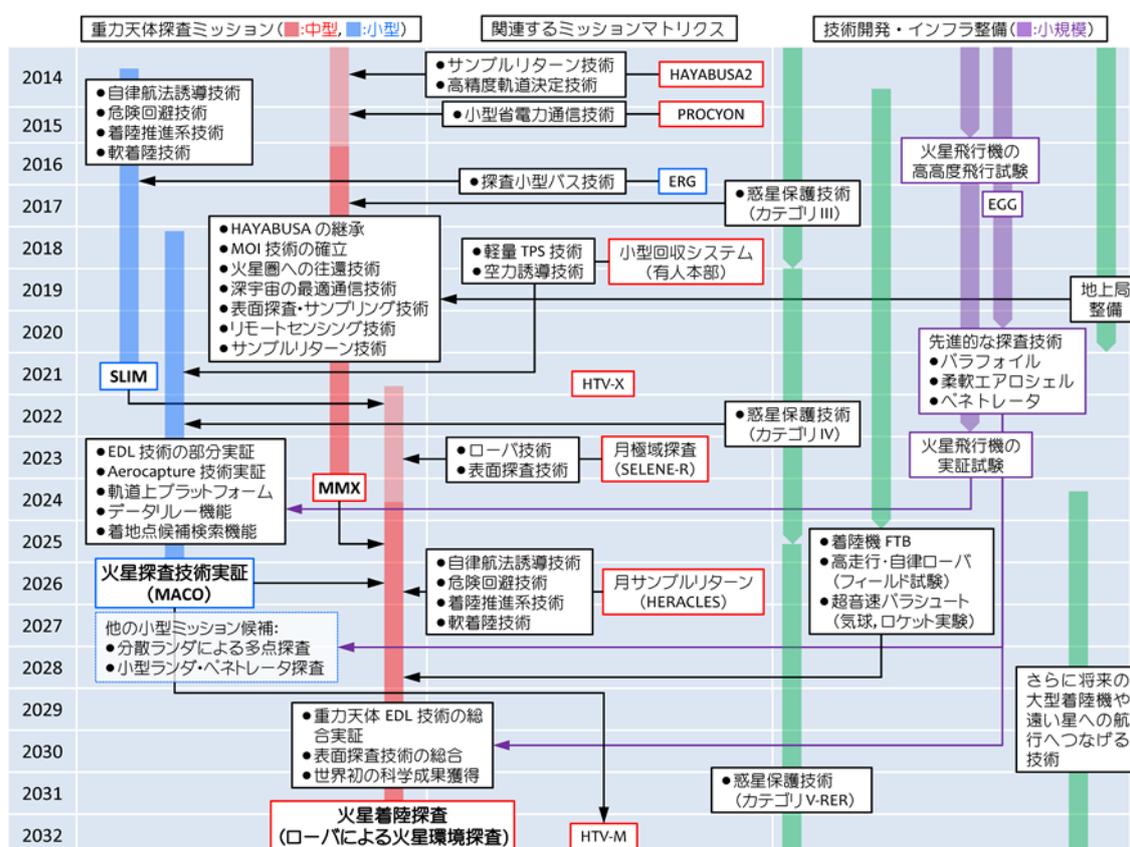


図 9.1-14 科学探査と月探査を利用した火星特有技術獲得のロードマップ

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(3)(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9.1-15のようになる。

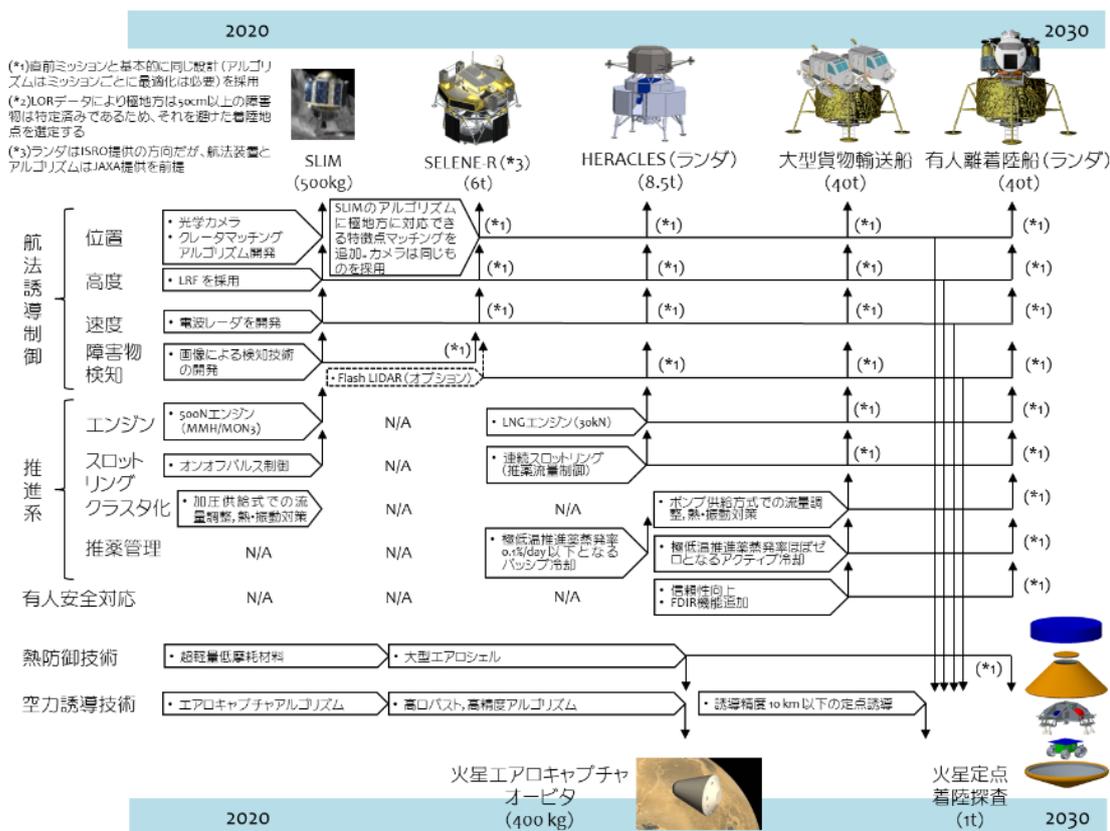


図 9.1-15 着陸技術ロードマップ

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として、2019 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改訂を行うことが望ましい。併せて、惑星保護の実施方法をこれに準拠したものへと拡張して制定する。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 2020 年度末までに制定する。並行して 2020 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。

また国際協働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。

## 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

個々の技術を見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含まれていると考える。

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レント※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。

日本では現在、サンプルリターンミッションとしていくつかの計画が進められている。まず火星衛星フォボスからのサンプルリターンミッション(MMX※5)の検討を進めており、2020年代初頭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。同じく2020年代半ばの打ち上げを目指して、木星トロヤ群小惑星探査ミッション※6の検討も進められている。基本計画はトロヤ群のD型小惑星のリモートセンシングとランダによる表面その場観測と物質分析であるが、エクストラミッションとしてサンプルリターンの検討も進められている。木星トロヤ群小惑星帯からサンプルを持ち帰るには、リエントリカプセルの技術もはやぶさ2から更に発展させる必要がある。

他にも国際協力として、有人支援型月面無人サンプルリターン計画(HERACLES※7)、彗星サンプルリターンミッション(CORSAIR※8)などの検討も進められており、日本はサンプル採取部、サンプル回収コンテナ部の開発を検討している。

※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、プリプロ準備中。2022年の打ち上げを目指しており、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

※6 木星トロヤ群小惑星帯探査:現在、概念設計中。中型探査ミッションに提案中であり、2020年代半ばの打ち上げを目指している。木星トロヤ群のD型小惑星を目指し、ノミナルミッションはランダによる着陸とその場での質量分析。エクストラミッションとして、ランダが採取したサンプルを母船まで持ち帰り、地球にサンプルリターンすることが検討されている。

※7 HERACLES (Human-Enhanced Robotic Architecture and Capabilities for Lunar Exploration and Science): 2024年あたりの打ち上げを目指している、月面無人サンプルリターンミッション(ただし月近傍ステーションからの有人支援が前提)。日本は、着陸モジュールとサンプルを極低温維持して保管、月面から月近傍ステーションまで輸送するためのサンプルコンテナを開発・提供すると手を挙げている。フェーズIの概念設計は完了したが、具体的な設計や国際調整には至っていない。着陸モジュールは使い捨てとし、離陸モジュールは月近傍ステーションで燃料補給することで数回再利用する計画であるが、詳細については現在も検討中の状況。

※8 CORSAIR (Comet Rendezvous, Sample Acquisition, Investigation, and Return): APL (Applied Physics Laboratory / Johns Hopkins University)で検討が進められており、NASAのニューフロンティアミッションに提案(2016年の予定)する予定。彗星から放出される塵の採取と、表面からコアリングによる採取の双方を目指す彗星サンプルリターン探査機。国際共同ミッションであり、日本は塵を採取するサンプリング装置と、彗星との距離を測距するLAIDERを開発・提供する計画。2024年ごろの打ち上げを目指している。

### 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(サンブラ)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・回収できるサンブラを開発し、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オーダー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オーダー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オーダーから採取量を増加させ、火星有人探査時代にはkgオーダー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。

例えば、現在検討されている有人支援型月面無人サンプルリターンミッション (HERACLES) では月面の氷を採取し、氷のまま状態を変えずに地球まで持ち帰る案が議論されている。ただ、このような極低温維持したままサンプルを採取し、地球にて回収する技術は現状どの国も実績を持っていない。欧米では火星サンプルリターンミッションに向けて低温維持可能なサンプル回収容器 (サンプルコンテナ) の開発が検討されており、火星探査に先だって、HERACLES で実証しようという検討も進められている。

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してみると、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・グランド	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	ペンヌ	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

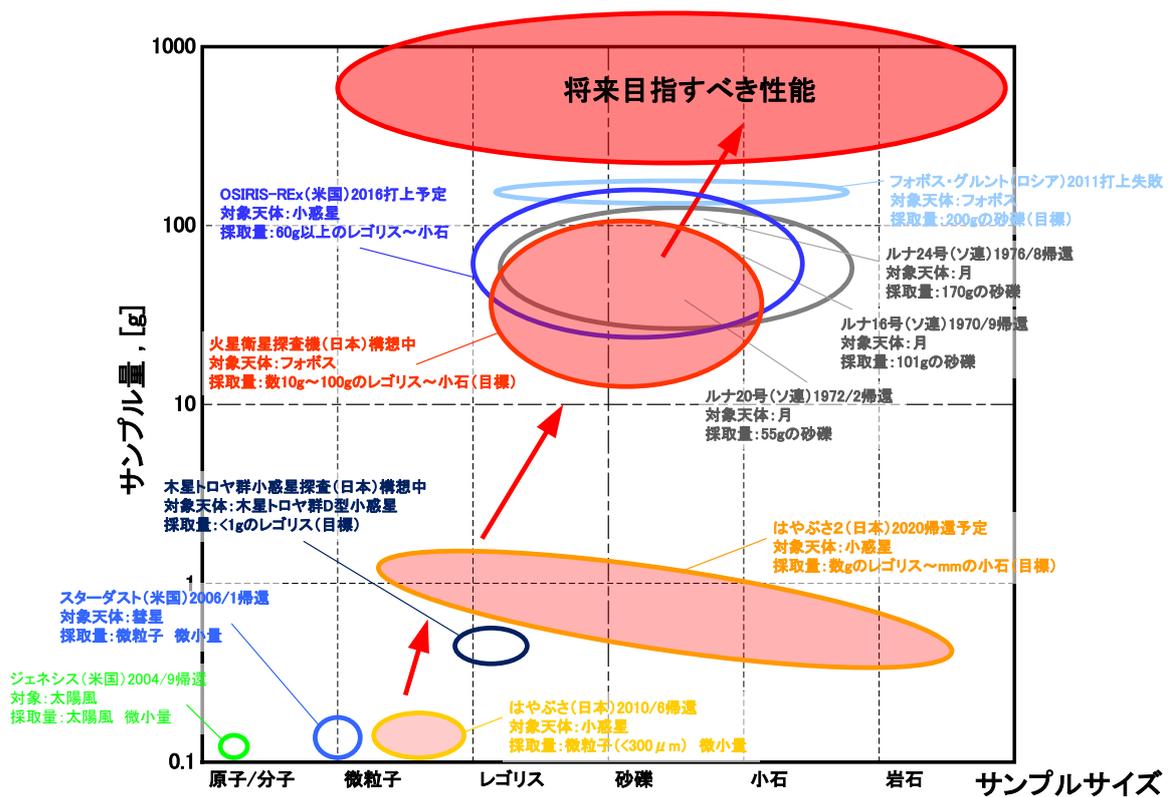


図 9.2-1 サンプルング技術のベンチマーク

## ② リエントリー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ー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ーカプセルは直径・質量ともに小さい。ただし、リエントリー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 にリエントリーカプセル技術の世界動向を示す。図に示す通り、リエントリー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ー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ー速度も大きくなる。リエントリー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ー速度の増加に伴う耐熱対策技術の向上が必要である。

リエントリーカプセル技術の発展に関しては、大型化とリエントリー速度の高速化が 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ー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 リエントリーカプセルの実例

探査機名	直径	質量	リエントリー速度
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

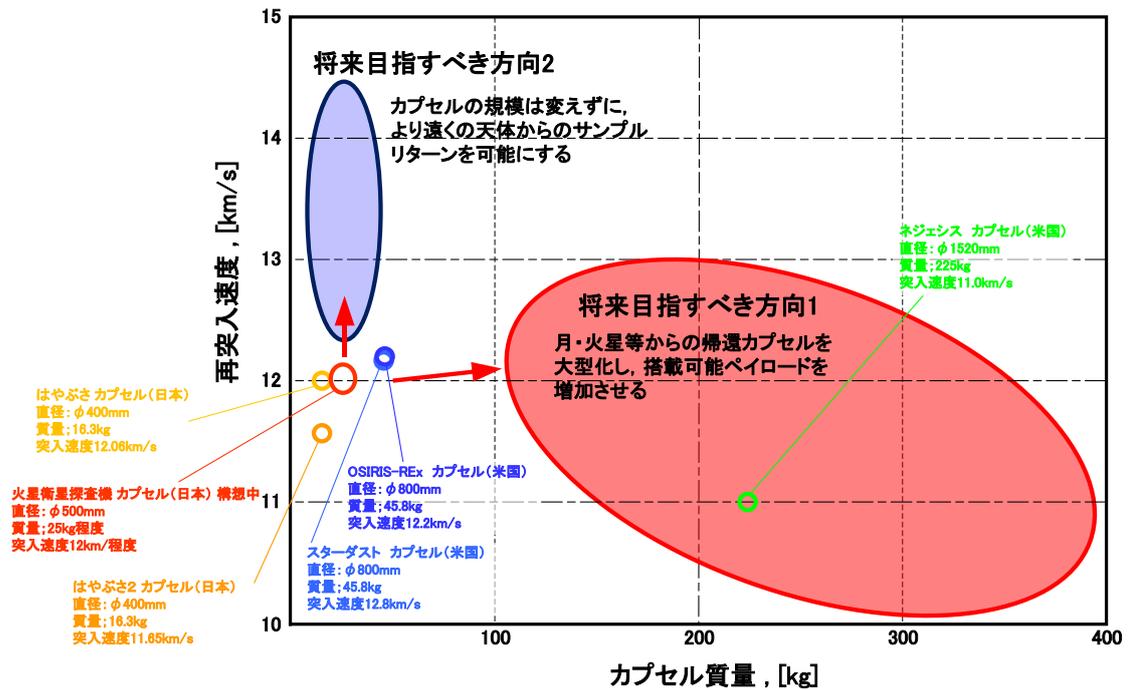


図 9.2-2 リエントリカプセル技術のベンチマーク

### 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オーダーまで増加させる。将来的には1kgオーダー
- ・ 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。

## 9-2.重力天体着陸技術(サンプルリターン)

### 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。

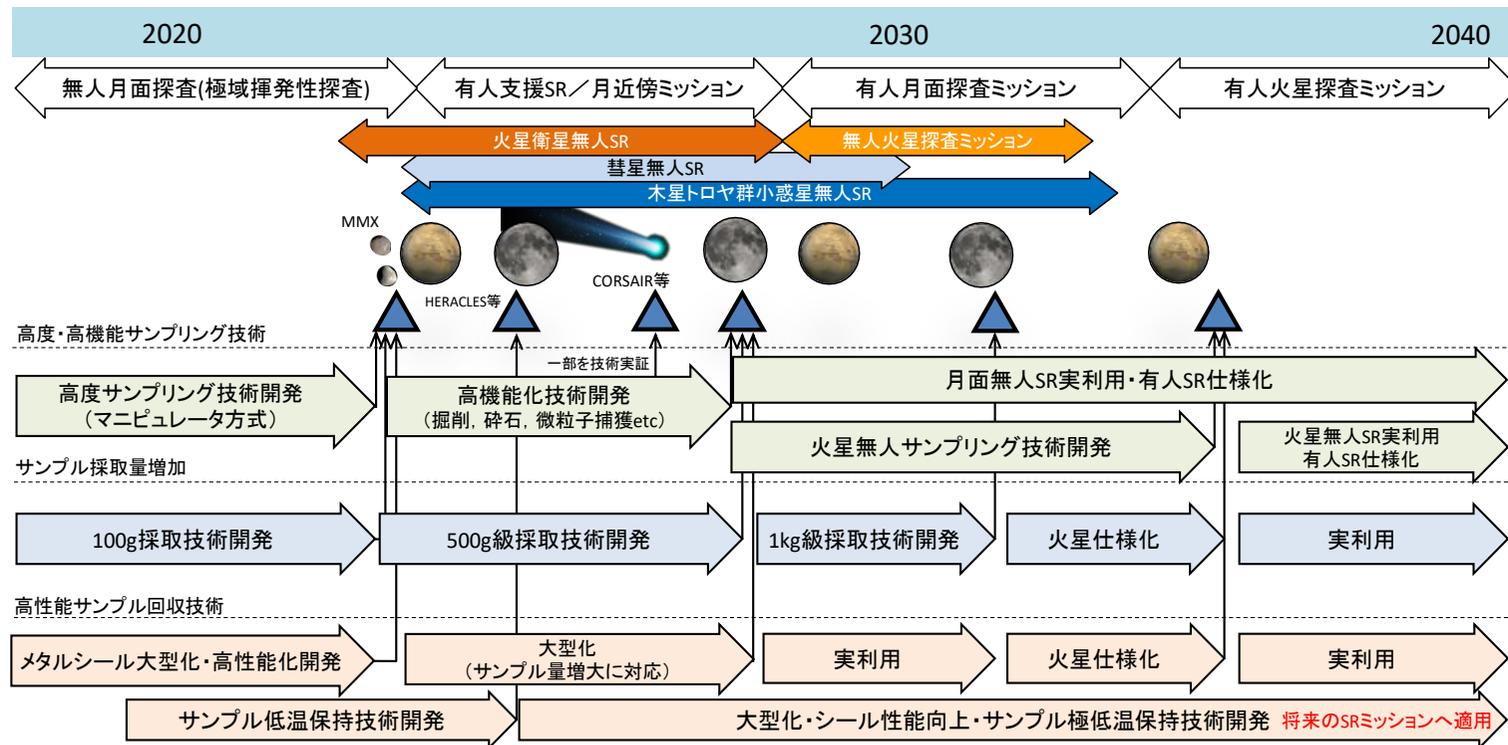


図 9.2-3 サンプルリターン技術ロードマップ

### 9.3. 探査技術(電力)

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パド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。

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

最終的な目標である有人拠点の電力規模は、160kW 程度と想定されている。その内訳は以下の通りである。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。

・ 基盤システム(ECLSS、実験機器等)	100kW	《ISS レベルを想定》
・ ISRU による燃料製造	35kW	《要アップデート》
・ 構造物製造	15kW	《ISRU の検討より》
・ 有人ローバ充電・燃料製造	10kW	《要アップデート》

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	230
			RFC	118
			RPS	21
			FPS	8
火星	通常の 1 日	12 時間 20 分	LIB	15/ 38/ 244/ 2304
	/砂嵐 1sol	/37 時間 00 分	RFC	12/ 31/ 198/ 1868
	/砂嵐 10sol	/246 時間 40 分	RPS	21
	/砂嵐 100sol	/2466 時間 40 分	FPS	8

注) 太陽電池の出力密度は月 100W/kg、火星 50W/kg とした。

LIB(Lithium Ion Battery): エネルギー密度は 250Wh/kg、充放電効率 0.9 とした。

RFC(Regenerative Fuel Cell): エネルギー密度は 500Wh/kg とした、充放電効率 0.6 とした。

RPS(Radioisotope Power Source): 出力密度は 7.5W/kg とした

FPS(Fission Power System): 出力密度は 20W/kg 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。

#### ● 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 日を超える夜が 1 回はあるため、FPS が優位。

◇ 期間や規模を限定すれば 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。

このことから有人拠点の実現にはFPSが必要であるといえる。最終的な目標を火星有人拠点到に置くと、別途検討がなされているように、SLS規模の輸送系で火星表面に輸送できるペイロードは9トン(要確認)である。1トン程度を補助的機器(荷降・展開機構等)と考えると、8トンの160kWの電力供給を実現する必要がある。従って、20W/kg程度の出力密度が必要となる。また冗長性の観点から、2~4機程度に分割すべきであり、1機あたり40~80kW程度の規模となると予想される。一方、原子炉の特徴として、小型軽量化が困難であり10kW以下になると逆に大幅に不利となる。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、段階的に進める必要がある。

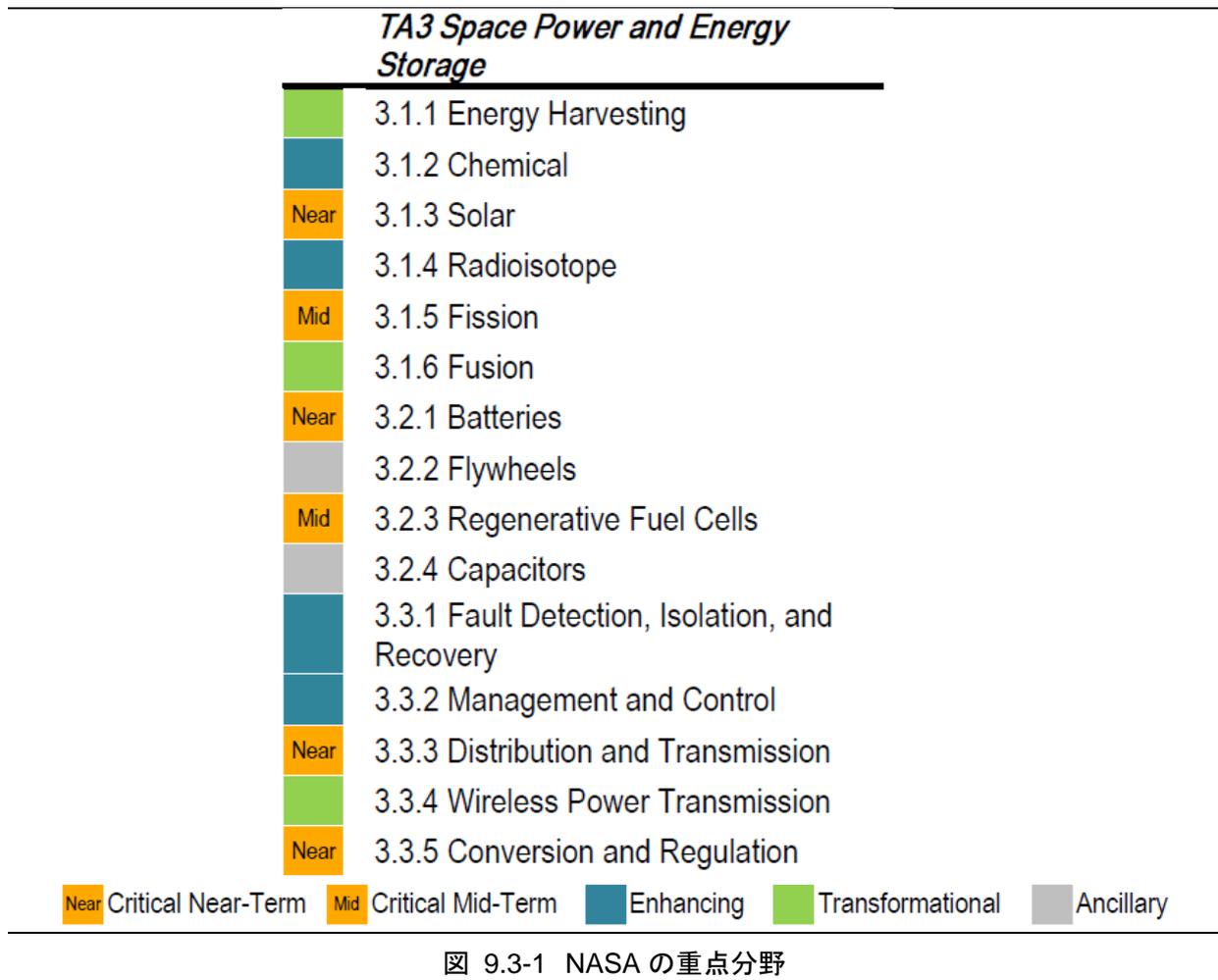
### 9.3.2. 世界の技術動向(ベンチマーク)

#### 9.3.2.1. 概要

「2015 NASA Technology Roadmaps TA 3: Space Power and Energy Storage」「NASA Strategic technology investment plan 2017」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	コンステレーションプログラムの際の SAP は 48kg で 4,385W 現在の研究目標も 100W/kg	2022
	LIB	300 Wh/kg を目指している。	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	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 8 W/kg	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
欧州	LIB	SAFT が 250Wh/kg の実現を目指して開発中	2020?
	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 る。1MW で 50W/kg	2030



### 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。

RPS の動向を図 9.3-2 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、プルトニウム等の熱源の生産を実施していないため規模の拡大より、変換効率向上によるエネルギー密度の向上を目指すべきと考えられる。

FPS については、規模によって大きく室力密度が異なる。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) 以上が目標となっている。NASA、ESA の開発目標をプロットすると図 9.3-3 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が適していると考えられる。

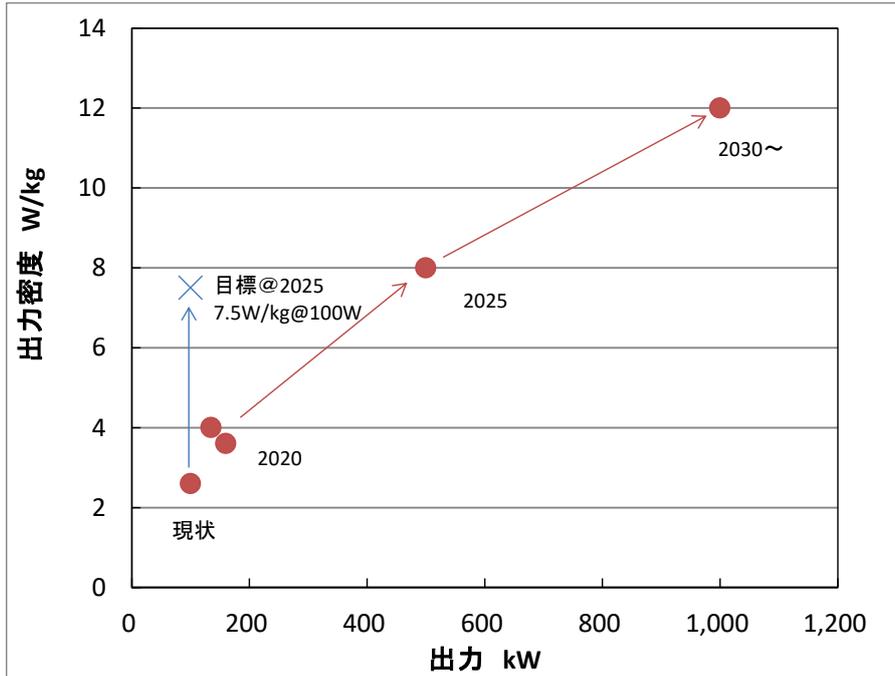


図 9.3-2 発電デバイス(RPSの動向)

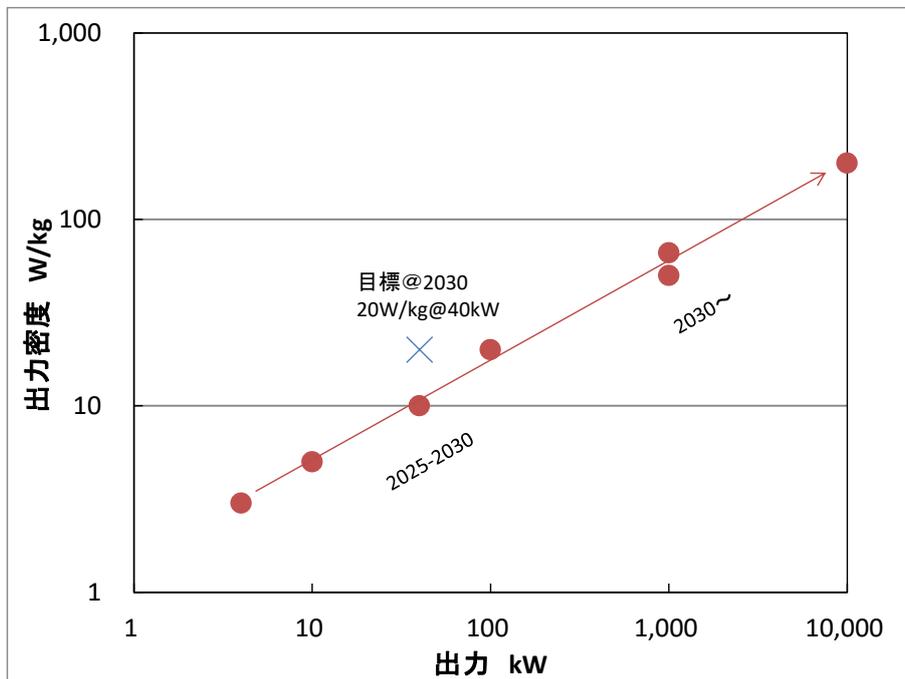


図 9.3-3 発電デバイス(FPSの動向)

### 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9.3-4、図9.3-5のようになる。各国とも目指しているエネルギー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。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。ただし、現時点のエネルギー密度は液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、2025年くらいには液LIBと同等のエネルギー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。

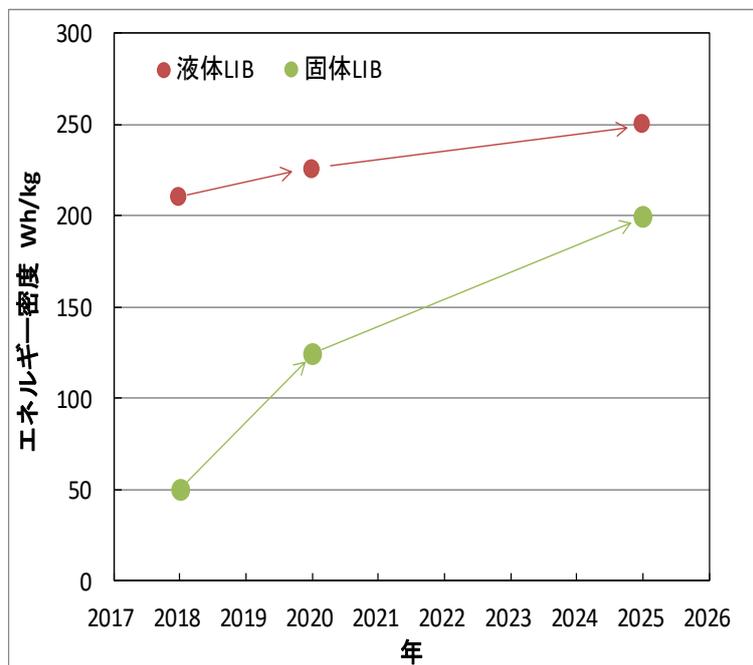


図 9.3-4 蓄電デバイス(LIBの動向)

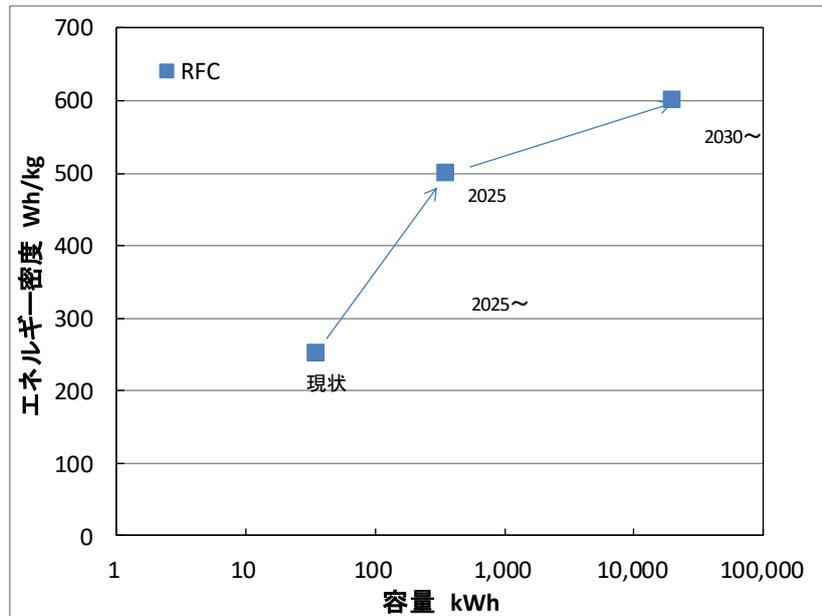


図 9.3-5 蓄電デバイス(RFC の動向)

#### 9.3.2.4. その他

前述のように月の極域などでは、エネルギー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。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。また、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。

#### 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ー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	概念設計を実施。試作を実施予定。700W 級。展開機構込みで 50W/kg。
液体 LIB	2020 年頃に 250Wh/kg 2025 年代に 300Wh/kg	JGM160: 180Wh/kg 試作セル: 210Wh/kg 実時間試験を完了
固体 LIB	2020 年頃に 100Wh/kg 2025 年代に 250Wh/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が、発電効率を 3 倍にすることを目標とする
FPS	2030 年代に 20W/kg @40kW	概念検討にとどまっているが、1回の SLS で 火星に輸送できる 8トンで 160kW の電源を 実現できることを目標とする。
電力伝送	2020 年代に数十 W 級実証 2030 年代に数 kW 級実証	20W 級の概念検討を実施中。

#### 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 9.3-6 に示す。長期的な目標は 160kW の電力供給を実現する超小型 FPS を 20W/kg 程度の出力密度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(電源)

## 技術ロードマップの考え方:

- 月火星有人探査用には我が国の優れた技術を活用し超小型原子炉を開発する。
- 一方、実用炉の開発には、時間がかかり、リスクも伴う。そのため、初期の月探査向けに化学電池(リチウムイオン、再生型燃料電池)、ラジオアイソトープ電源の開発・利用を進める。

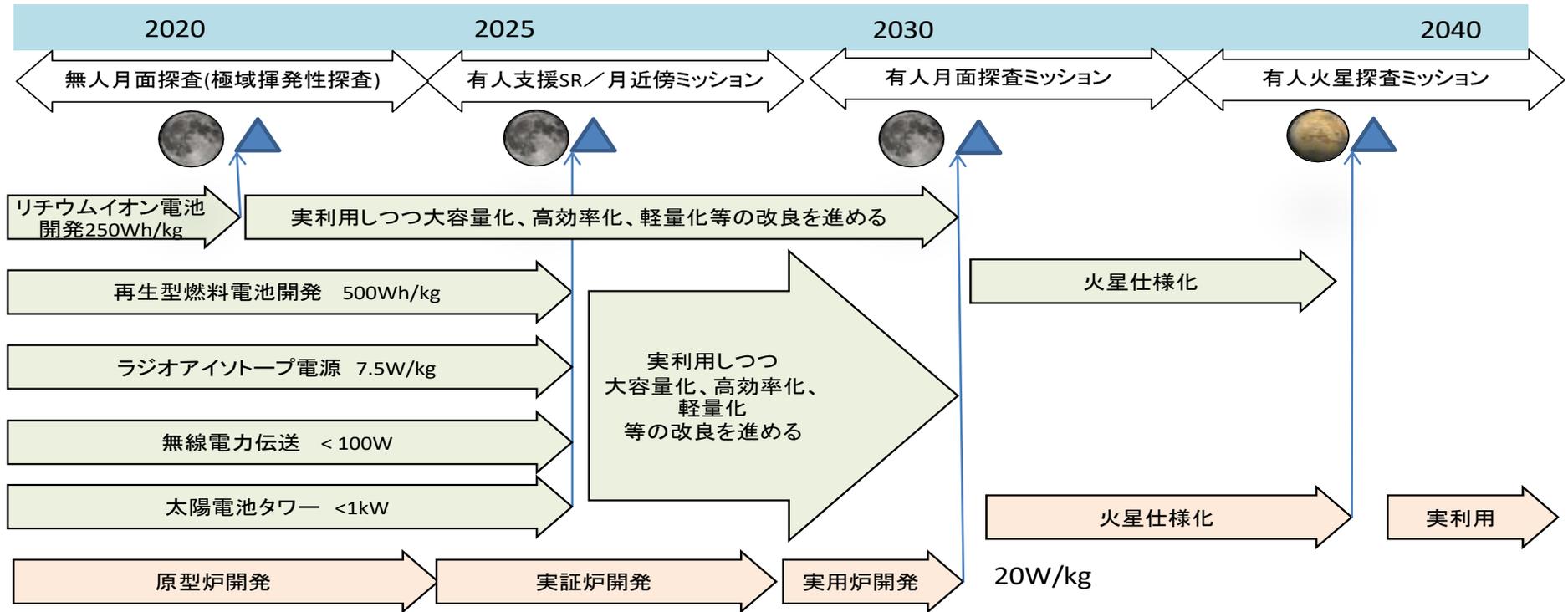


図 9.3-6 技術ロードマップ(電力)

#### 9.4. 探査技術(表面移動技術)

表面移動技術は、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燃料プラントの実現に必要な建設作業や燃料製造に伴う作業を想定する。

表面移動探査技術は、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。表面移動探査技術は将来の有人拠点構築に不可欠であり、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、将来の月面拠点構築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

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与圧ローバである。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、個々のミッション目的にも依存するが、JAXA の探査シナリオで目標とされている燃料プラントの建設と燃料製造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する。なお、月面用の車両を実現することで、月面より環境条件が緩い火星表面用の車両の準備にもつながる。

作業車両： 数トン級の車両。プラント建設や無人輸送を実現。  
 与圧車： 十トン級の車両。長距離有人探査を実現。

作業車両の規模については、5章の水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)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トンの運搬車が複数台必要となると推定できる。

液化設備やタンクへの貯蔵に必要な荷降ろし・運搬作業の実現方法については今後の課題であるが、定点作業であるため、車両以外の方式も候補となると予想される。一例として、宇宙探査イノベーションハブでは架線方式による運搬・設置作業の研究を進めている。

下表に現状と将来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	与圧ローバ
定員	無人	2名(緊急時4名)
走行距離	定点活動	最大10000km程度(1ミッション1000km)
運用期間	5年程度	ベース部分5年、居住部分10年
走行性能	最大斜度25度程度	最大斜度20-25度程度(TBD)、 平均速度20km/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	同左
電源	数kW	数kW
質量	数トン	十トン

以下では、下の4項目のローバ要素技術について各々の方針・目標をまとめる。要素技術は、ローバの寿命(ミッション期間)に直結する技術(①走行機構、②耐環境)と効率化につながる技術(③操作制御、④作業)に大別できる。月極域探査ミッションなど当面のミッションでは前者を重視した設計を行い、後続するミッションでは後者を強化していく流れとなる。

- ① 走行機構技術(不整地走行、登坂、長距離走行)
- ② 耐環境技術(エネルギー供給、熱制御、防塵・耐摩耗(ダスト))
- ③ 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)
- ④ 作業技術(掘削、採取、搬送、観測)

### 9.4.1.1. 走行機構技術

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(下表参照)、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。

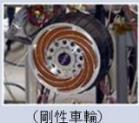
代表的事例	画像(ローバ)	画像(走行系)	走行時スタック事例
アポロ月面車(LRV) :NASA		 (金属メッシュ弾性車輪)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・アポロ15号のLRVはスタックし、宇宙飛行士が引き出した</li> <li>・「土壌が柔らかい領域があり、車両が動かなくなる。対策が必要。」(Lunar Sourcebook)</li> </ul>
月無人ローバ(ルノホート) :旧ソ連		 (剛性メッシュ車輪)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・土壌が急激に柔らかくなるクレータ近辺で車輪が20cm沈み、走行に多大な困難を伴った。</li> </ul>
火星探査ローバ(MER) :NASA		 (剛性車輪)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・斜度16度の砂地斜面でスタック(2004. 3)</li> <li>・低い砂丘で1ヶ月以上スタック(2005. 4)</li> </ul> <p style="text-align: right;">(写真:(C)NASA, RSA)</p>

図 9.4-1 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、地盤を適度の接地面圧で締め固めながら移動する必要がある。

月極域探査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るが、具体的な要求については月極域探査のシステム要求設定の中で明確にする。

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・有人圧車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、与圧車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、拠点建設車両に必要な機能として継承されていく。各ミッションと技術のつながりを下表にまとめる。

表 9.4-2 技術開発の方針(走行機構技術)

	月極域探査ミッション (水氷調査)	月極域探査ミッション SELENE-R2 (資源実証)	月面拠点建設ミッ ション (作業車両による建 設・燃料製造)	有人探査 (与圧ローバによる 長距離移動)
目的 と走 行範 囲	RFP のため非開示	・資源実証(移動範 囲:10km 程度)	・重作業の実現(数 km範囲)	・長距離走行(1ミ ッション 1000 km)
走行 条件、 実施 内容	RFP のため非開示	・接地圧のスケールア ップ効果(接地圧条件 の緩和可能性)の検 証。 ・作業プラットフォーム としての作業性実 証(大型掘削、大量 の土砂の取り扱 い)。	・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 ・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。	・接地圧の目安:5- 10kPa 程度 ・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 20-25 度(TBD)

#### 9.4.1.2. 耐環境技術

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 LIB や 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、下表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。

各ミッションと技術のつながりを下表にまとめる。

表 9.4-3 技術開発の方針(耐環境技術)

	月極域探査ミッション (水氷調査)	月極域探査ミッション SELENE-R2 (資源実証)	月面拠点建設ミッ ション (作業車両による 建設・燃料製造)	有人探査 (与圧ローバに よる長距離移 動)
電源	RFP のため非開示	・Li イオン高密度化 (250W/kg) ・FC 実証	・RFC or カートリ ッジ式 FC (500W/kg) ・太陽電池併用。	・同左。
熱制御	RFP のため非開示	・断熱方式の実証(非 接触給電など) ・越夜複数回	・放熱の向上 ・蓄熱方式	・同左
防塵・ 耐摩耗	RFP のため非開示	・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。	・防塵・耐摩耗性 の向上 ・長期間有効な付 着防止、ダスト除 去	・同左 ・宇宙服など有 人器具の防塵

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らない。

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(下図)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 9.4-2 部品レベルの防塵対策

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。

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、防塵・耐摩耗技術についても当面の月極域ミッションでは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が可能となると予想される。

#### 9.4.1.3. 操作制御技術

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・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。

下図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いく。

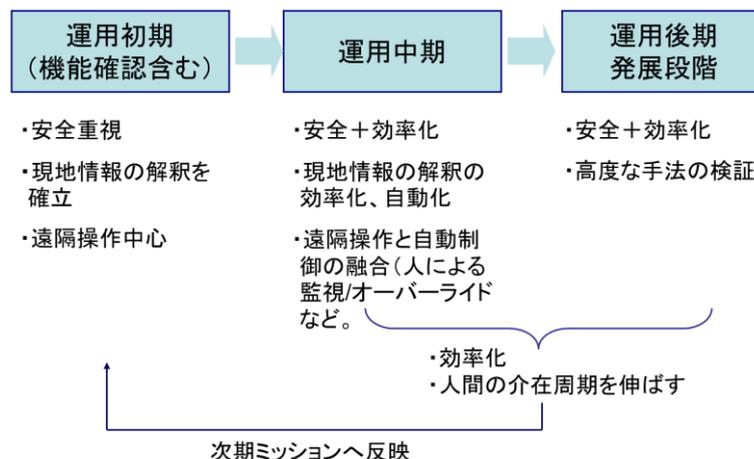
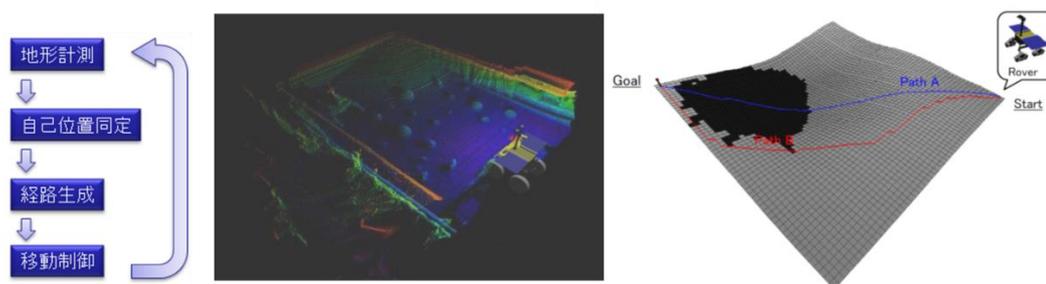


図 9.4-3 運用段階に応じた効率化

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 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が進めば効率化が期待できる。



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 9.4-4 地図作成・経路生成の一例

また、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。しかし将来の拠点建設作業では、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拠点建設については、宇宙探査イノベーションハブで行われた共同研究「遠隔操作と自動制御の協調による遠隔施工システムの開発(鹿島建設、他)」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。

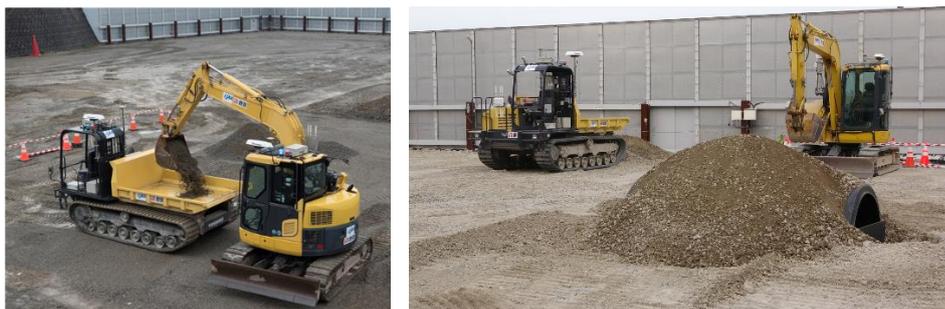


図 9.4-5 有人月面拠点の無人建設を想定した建設作業の実施例(遠隔操作と自動作業の融合)

左:掘削・運搬作業

右:モジュール埋設作業

下表に操作制御技術の開発方針をまとめる。

表 9.4-4 技術開発の方針(操作制御技術)

	月極域探査ミッション (水氷調査)	月極域探査ミッション (資源実証)	月面拠点建設ミッ ション (作業車両による建 設・燃料製造)	有人探査 (与圧ローバによる 長距離移動)
測距、 測位	LRF、ステレオカメラ	Flash LiDAR の活用	ローカル測位シス テムの導入	左記をベースに高 度化。
地図 作成・ 経路 生成	車両に搭載した機器 による地図作成と、 それをを用いた準 SLAM	左記をベースに高度 化。	拠点地図の共有、 精度向上	広域地図と SLAM の融合・高度化。
制御 方式	・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	・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。	・有人操縦と遠隔 操作(無人移動時 や緊急時)の切替・ 融合。

#### 9.4.1.4. 作業技術

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燃料プラントの建設及び燃料製造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。

月極域探査ミッションでの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、拠点建設・燃料製造に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(宇宙探査イノベーションハブ共同研究)。

拠点建設については、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、拠点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(宇宙探査イノベーションハブ共同研究)がある。

拠点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(宇宙探査イノベーションハブ共同研究)。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。

また、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。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(宇宙探査イノベーションハブ共同研究)、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を進めば、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。

表 9.4-5 技術開発の方針(作業技術)

	月極域探査ミッション (水氷調査)	月極域探査ミッション (資源実証)	月面拠点建設ミッ ション (作業車両による建 設・燃料製造)	有人探査 (与圧ローバによる 長距離移動)
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 ・燃料製造 ・拠点	・有人作業用のツ ール類

## 9.4.2. 世界の技術動向(ベンチマーク)

探査技術(ローバ、作業車両)は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・中にも実績があり、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 9.4-6 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。

ローバはシステムであるため、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、火星探査車のキュリオシティは MER に比べて質量が 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、キュリオシティ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。

表 9.4-6 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(kg)	活動期間	走行距離(km)	エネルギー源	画像 (C)NASA, RSA, CNSA
ルノホート1号、 ルノホート2号 (Lunoknod)	月	1970 1973	756 840	10.5ヶ月 5ヶ月	10.5 37	昼:太陽電池 夜:ラジオアイソトープ(保温用)	
アポロ月面車 (LRV)	月	1971	本体+クルー 2名+ツール =708	3~4時間	25-35	1次電池	
ソジャーナ (Sojourner)	火星	1997	10.5	83日	約0.1	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)	火星	2004 ~	174	15年~	45.16~ 2018年12月時点、 Opportunity)	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)	火星	2012 ~	899	6年~	20~ (2018年12月時点)	ラジオアイソトープ (電源用)	
玉兔(Yutu)、 玉兔2(Yutu2)	月	2013 ~ 2019 ~	約140	8ヶ月~※ 実施中  ※推定	100m程度 実施中	太陽電池 +ラジオアイソトープ (電源用)	

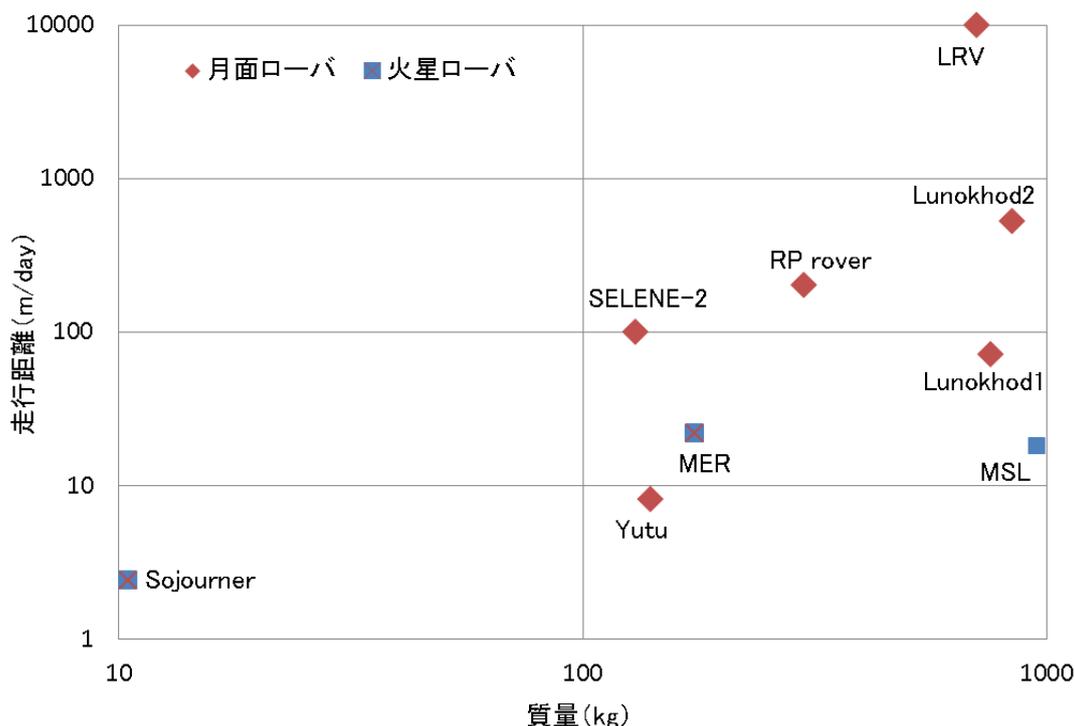


図 9.4-6 ローバ質量と走行距離(地球 1 日当たり)

図 9.4-6 に、表 9.5-1 と RP 及び SELENE-2(当時)の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。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。SELENE-2(当時)が検討した 100kg 級ローバは、月・惑星ローバとしては小規模であり実施できるミッションも限られた。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。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

当面の探査ミッションでは、地上のように用途別に多種多様な車両を開発することはできない上に、機能の事前実証を行うミッション機会も限られる。また、将来用途は有人が前提となることから、大型軽量化（有人想定サイズでの軽量化）が重要な観点となる。そこで、下の2点の方針で研究開発を進める。

#### (1) スケールアップ設計

月極域での水氷調査では、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と安定な作業プラットフォームとしての機能が求められる。これは将来のプラント建設につながる機能である。そこで作業車両については、機能を共通化し、無人探査からプラント建設に至るまで極力共通設計とすることを開発方針とする。無人段階で実績を積んだ機能を高負荷に対応した大型の車両にスケールアップ・発展させていく。

有人段階で主な活動場所となる拠点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。これらを克服する走破性の鍵は接地圧と接地面形状の設計であり、無人探査で得られる高い走破性を実現するための知見を、与圧ローバの設計につなげる。

#### (2) モジュール化設計

建設車両は、台車部分・通信・電源などの共通機能をモジュール化し、作業機能を交換可能とすることで、多様な作業を実現する。下図に、共通モジュールとなるベース車両と、上載する交換可能な作業機能を有する作業機械のイメージを示す。モジュール化の成立性は、熱設計などサブシステムの成立性も含め検討を進める。

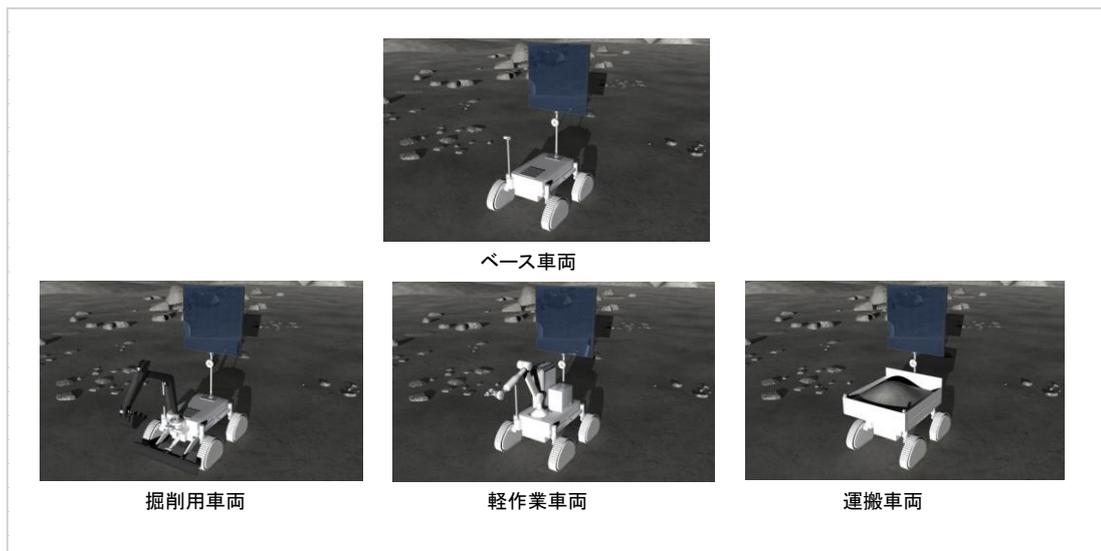


図 9.4-7 共通機能をベースローバとして共通化した作業機械のコンセプト

表面移動技術の技術ロードマップを図 9.4-8 に示す。

**技術ロードマップの考え方:**

- 移動機能(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、有人と圧ローバや重作業車両の開発につなげる。
- 作業機能は、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、共通性が高い要素(掘削など)を中心に進める。
- 無人ローバ、有人ローバともに月探査ローバを元に火星対応を進める。

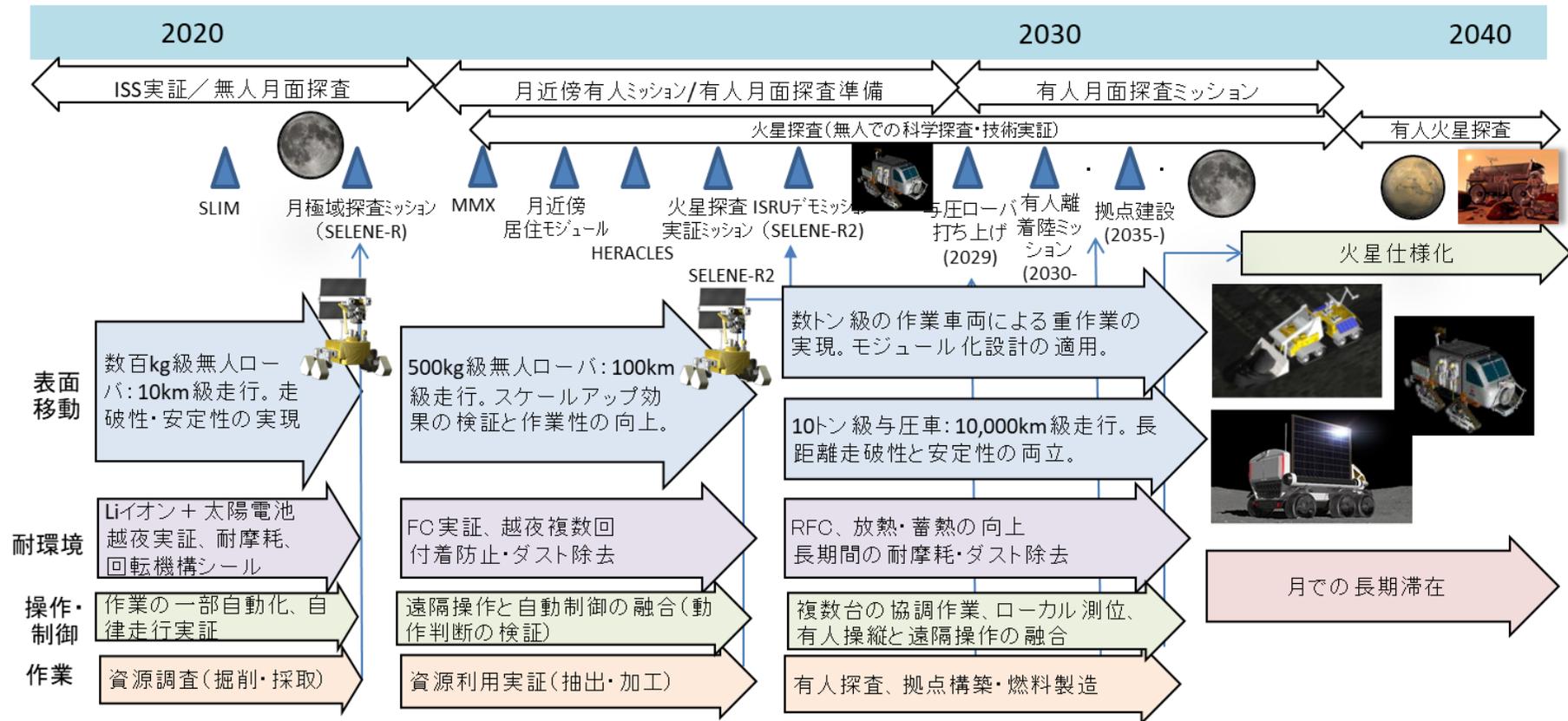


図 9.4-8 技術ロードマップ(表面移動技術)

## 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ングな探査を実現し、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
Opportunity	火星	2004	11 年以上	185kg	42.195km
Curiosity	火星	2012	4 年以上	900kg	13km
玉兔号	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、線と線をつなぐ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

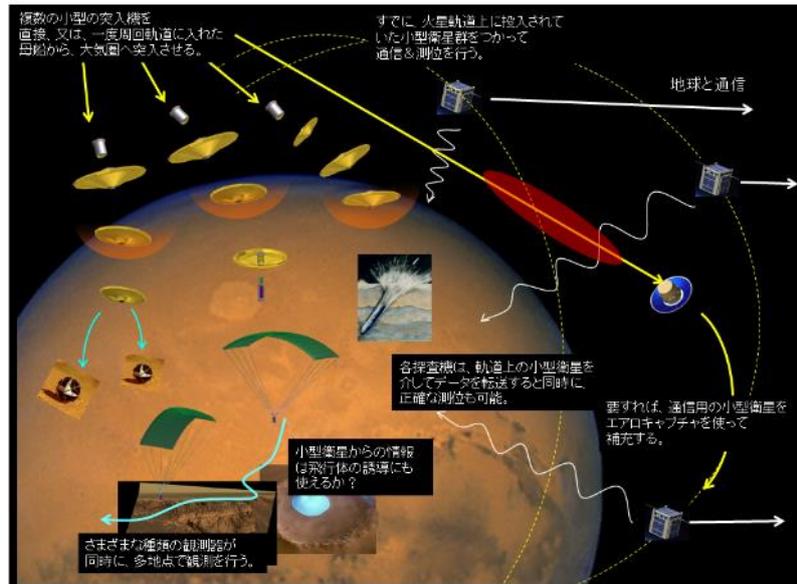


図 9.5-2 火星における分散協調探査

#### 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。

### 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。オゾンを使ったナノバブル水または銀による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： CH<sub>4</sub> 分解による CO<sub>2</sub> の分解 100%化

現 ISS では、CO<sub>2</sub> 還元で生成された CH<sub>4</sub>(メタン)、及び H<sub>2</sub> 不足で処理できない CO<sub>2</sub> は廃棄されている。CH<sub>4</sub> 分解技術の実現により H<sub>2</sub> を生成して CO<sub>2</sub> 還元を利用することにより、従来廃棄されていた分を含め CO<sub>2</sub> を 100%分解して水を追加生成する。

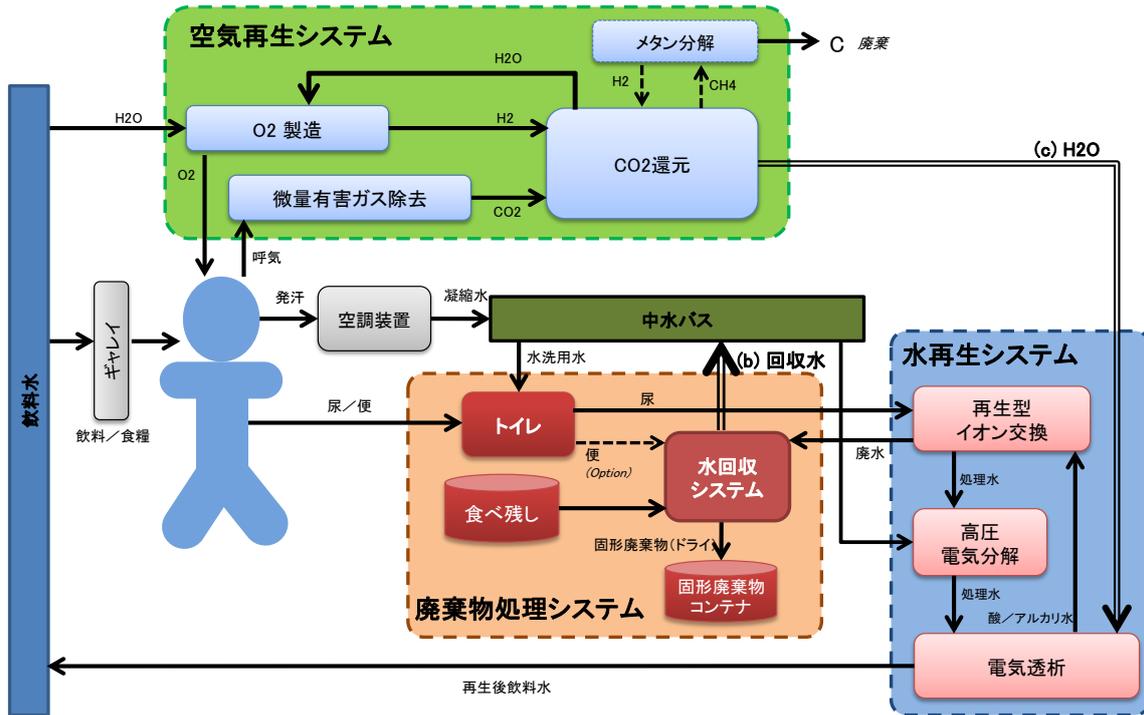
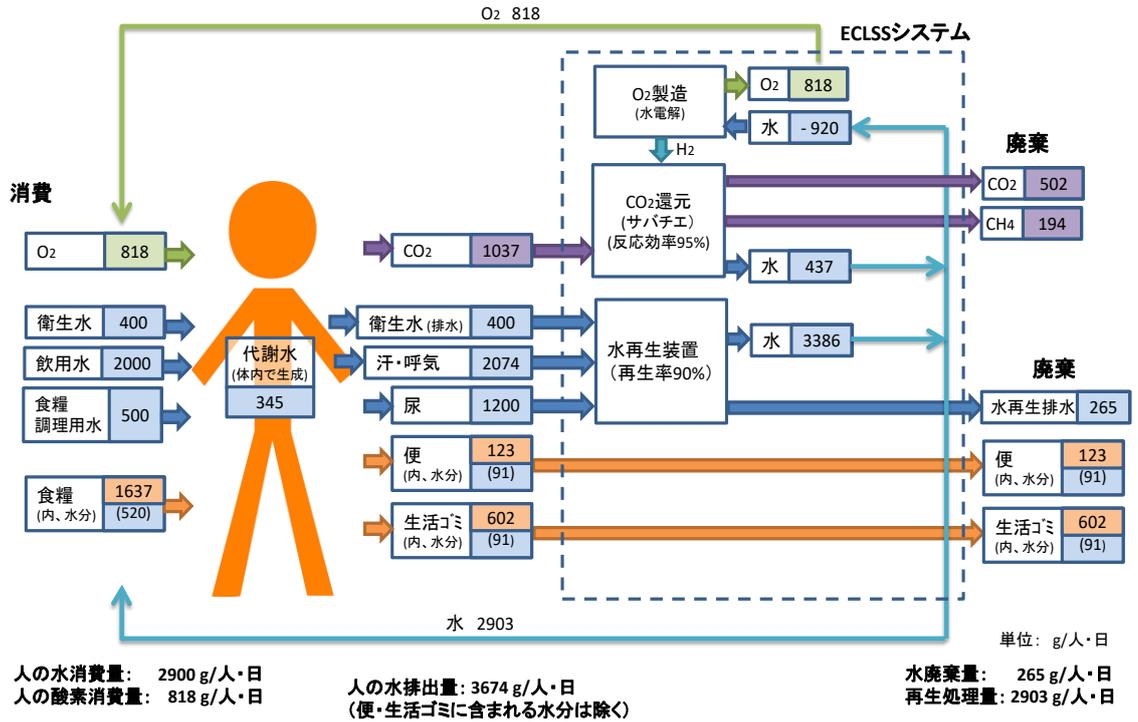
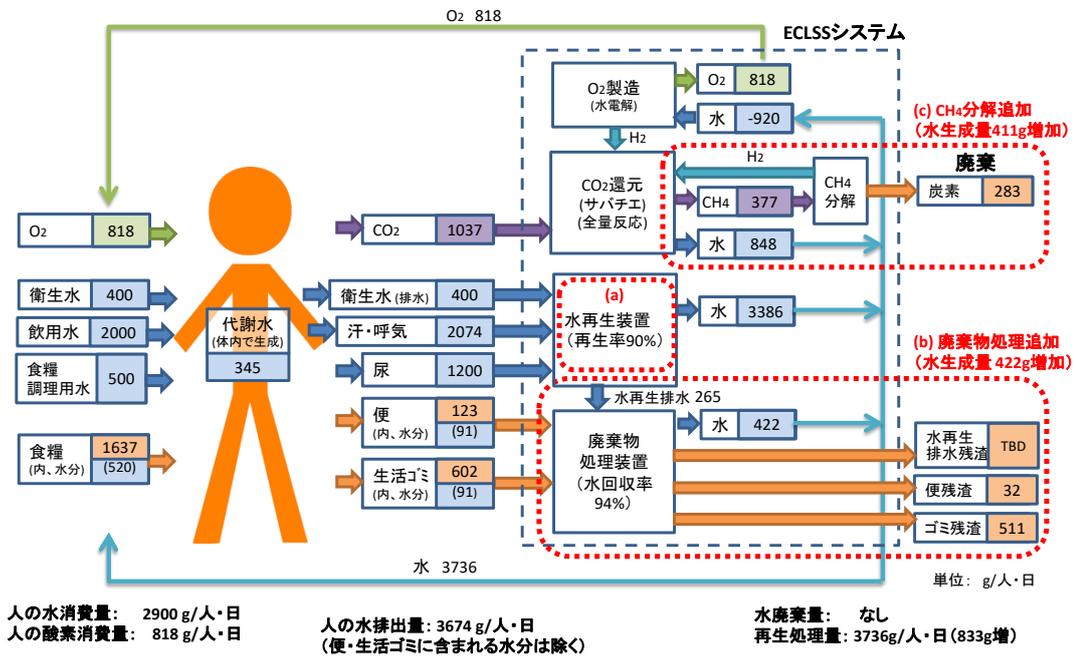


図 9.6-1 水・酸素補給ゼロ ECLSS 概念図



[CO<sub>2</sub>還元+水再生の場合]



[CO<sub>2</sub>還元+水再生+廃棄物処理+CH<sub>4</sub>分解の場合]

図 9.6-2 廃棄物処理・CH<sub>4</sub>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( $\text{CO}_2 + \text{H}_2\text{O}$ )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( $\text{Ca}^{2+}$ ,  $\text{Mg}^{2+}$ 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し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 $\text{CO}_2$ 還元/ $\text{O}_2$ 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、最終的には CH<sub>4</sub>(メタン)のアセチレン化(C<sub>2</sub>H<sub>2</sub>)により、CO<sub>2</sub>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、最終的には CH<sub>4</sub>(メタン)分解により、CO<sub>2</sub>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。

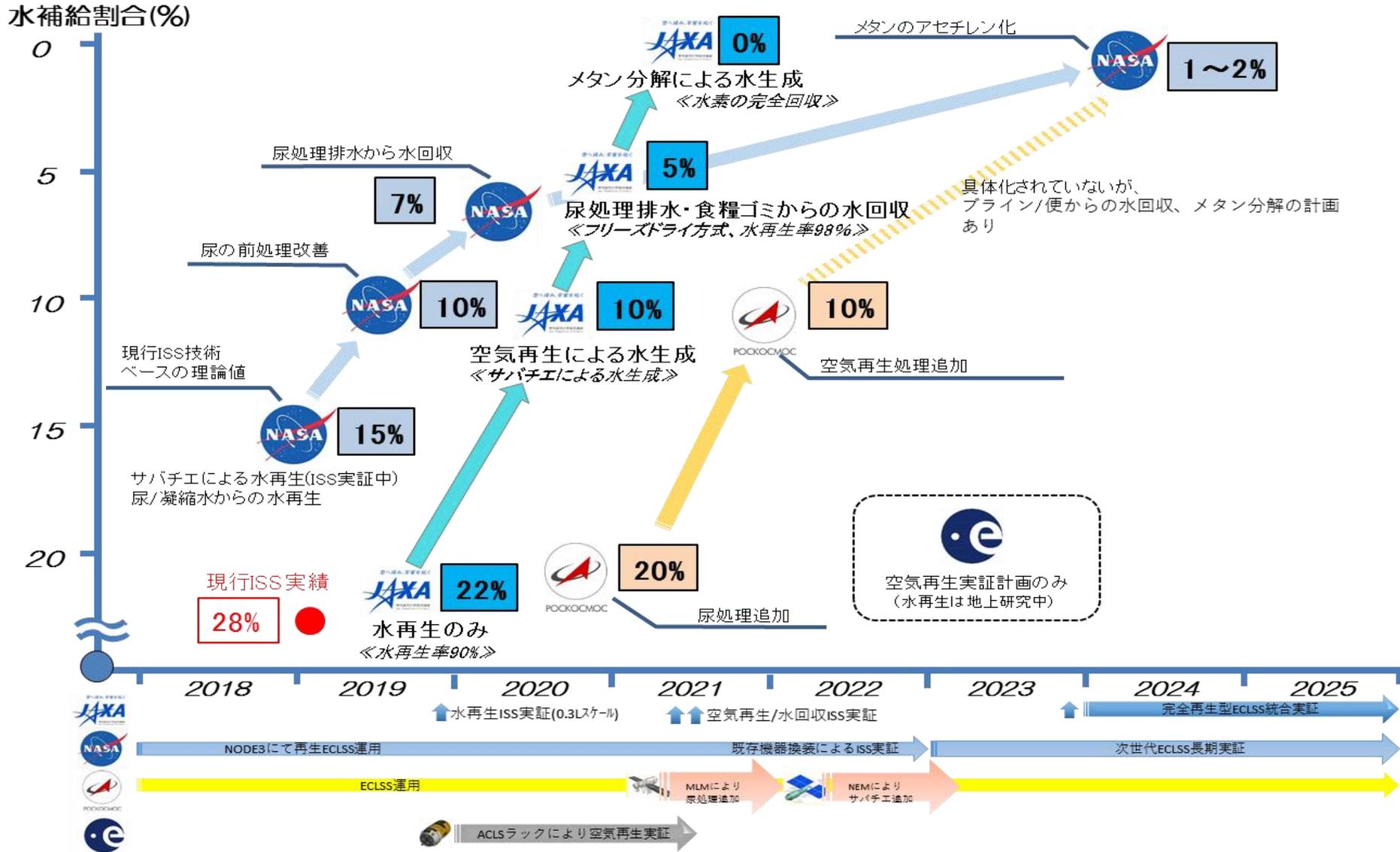


図 9.6-3 水補給に係るベンチマーク

JAXA ECLSS システム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っている(表 9.6-1～表 9.6-4)。

(1) 空気再生システム

(a) 有機ガス吸着筒: 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) CO<sub>2</sub>吸着筒: 図 9.6-4(B)

- アミンベースの高効率CO<sub>2</sub>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)
- CO<sub>2</sub>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<sub>2</sub>吸着の国際ベンチマーク

	JAXA (目標)	NASA (ISS)	NASA (目標)
CO <sub>2</sub> 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) CO<sub>2</sub>還元装置: 図 9.6-4(C)

反応温度250°C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°C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<sub>2</sub> 製造の国際ベンチマーク

	JAXA(目標)	NASA(ISS)	NASA(目標)
O <sub>2</sub> 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

表 9.6-3 CO<sub>2</sub> 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°C	約 600°C
転化率	93%以上	93%
大きさ	1/4ラック	1/4 ラック
消費電力	800Wmax	900Wmax

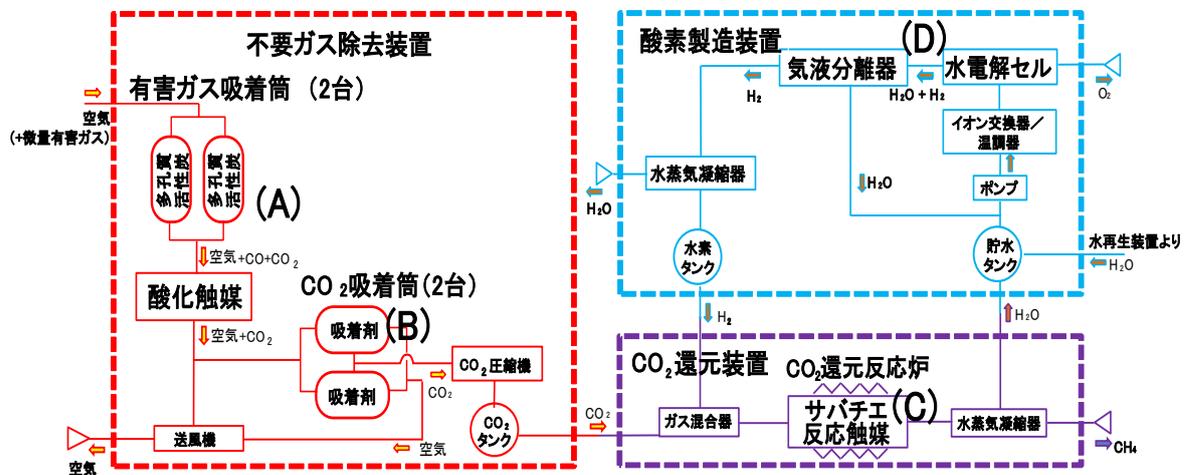


図 9.6-4 空気再生システム系統図

## (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し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	90%以上	ISS 実績は 80%
大きさ	1/2 ラック	2 ラック
消費電力	500W 以下	1016 W

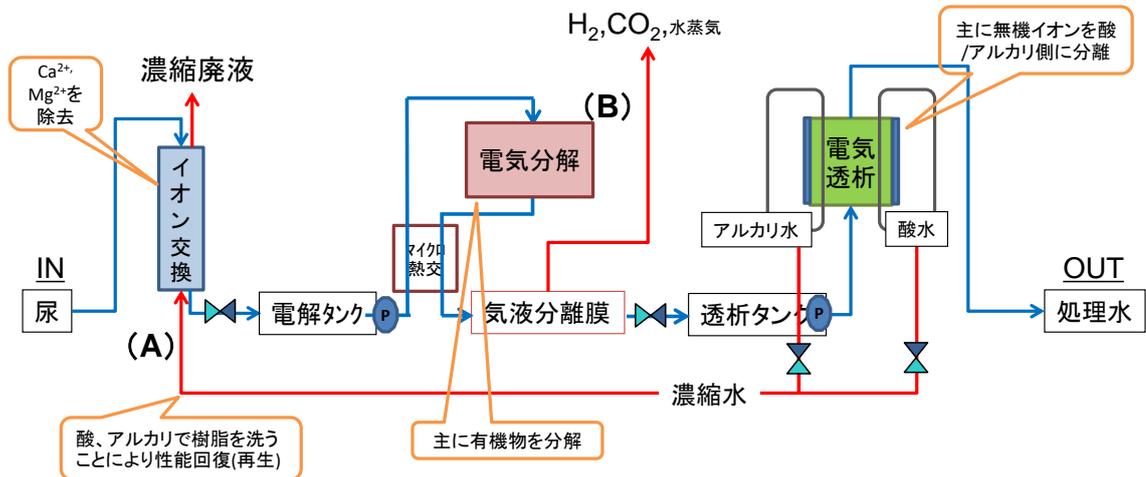


図 9.6-5 水再生システム系統図

### (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。今後 2019 年から ISS 実証に進み、技術の成熟度を向上させる。

##### ➤ 水再生処理

ISS 実証用 0.3ℓスケールモデルの PFM 製作中であり、2019 年秋から ISS 実証を予定している。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。

##### ➤ 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ル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った状況である。

(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 2020 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ズ 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2020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、2019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。

## 技術ロードマップの考え方:

- 2024年頃の月近傍拠点フェーズ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に進める。その後、速やかに水・酸素補給不要の完全再生ECLSS技術を確認して、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技術を確認する。

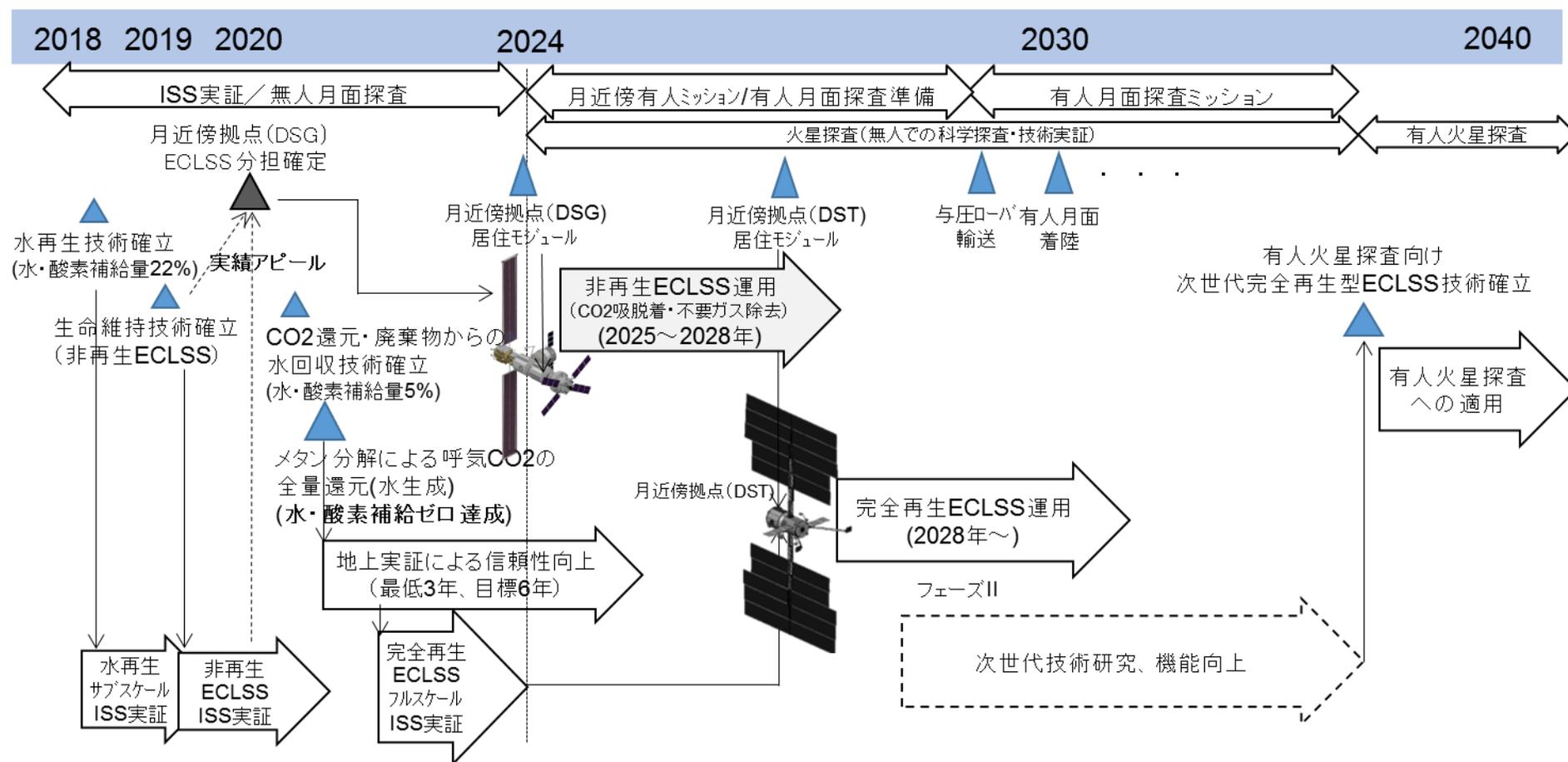


図 9.6-6 技術開発ロードマップ

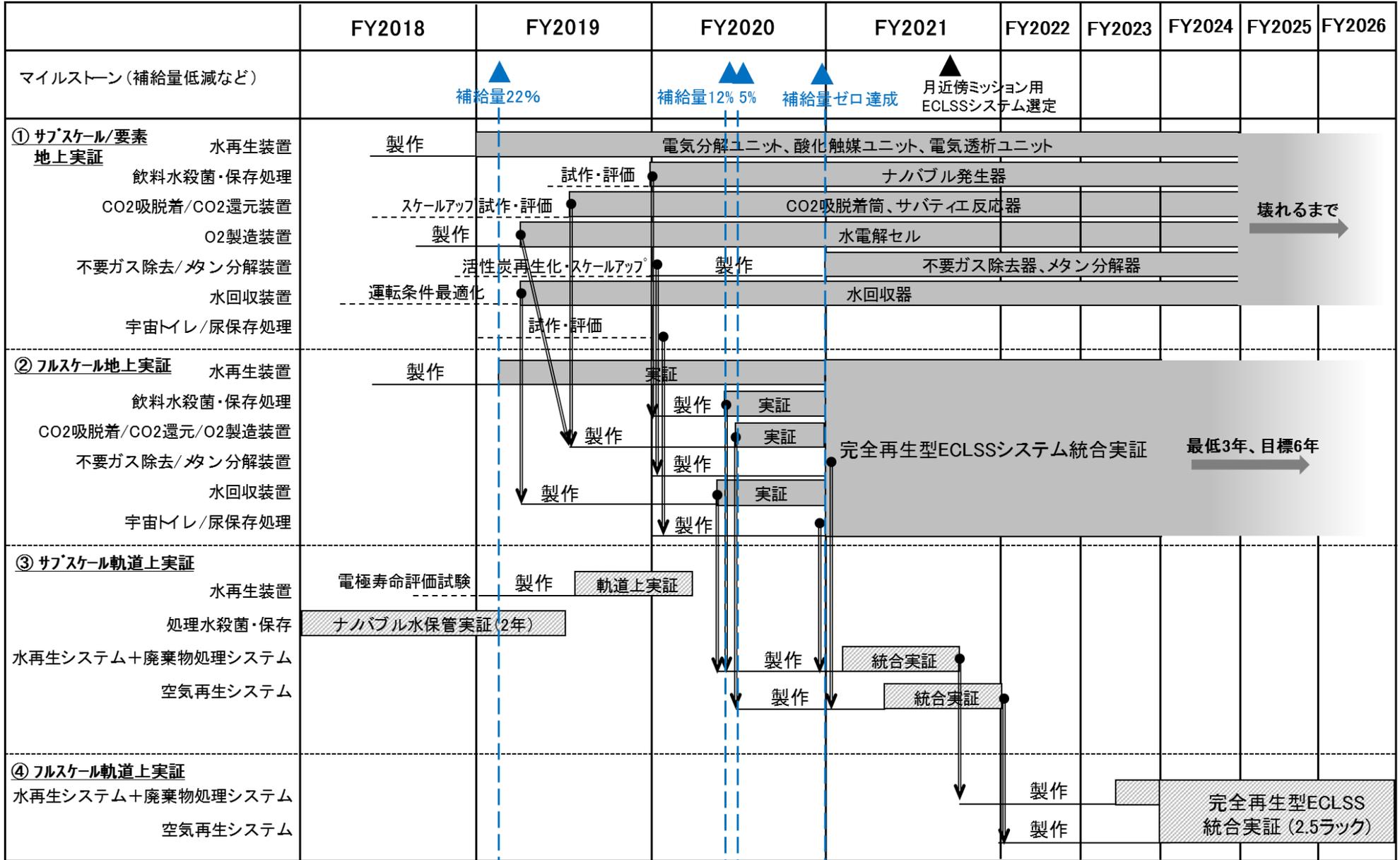


図 9.6-7 統合 ECLSS システム開発計画

## 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जन: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、国際パートナー(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に関して、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明確にし、それに起因するリスクの洗い出しを行い、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86項目の技術ギャップを洗い出した。

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) を実施し、当該意見・情報を次の観点で評価することにより、現時点では 13 の研究開発テーマを識別した。

##### <RFI 結果評価の観点>

- ・ 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
- ・ 我が国の優位性・独自性
- ・ 地上への波及効果

なお、これらの研究開発テーマは、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、最終的な目標達成(出口への到達)を目指す。ただし、進捗状況によっては、研究を中止する場合もある。また、これら研究開発テーマ以外で、上記評価の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とともに、技術ギャップとの関係を表 9.7-9、技術ロードマップを図 9.7-1 に示す。

#### (1) 可搬型高精細超音波可視化装置の開発

##### (ア) 研究開発目標

微小重力環境下では筋量低下が生じ、これにより微小重力環境から重力環境に移行する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)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)診断を可能とする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 までに健康管理運用への導入することを目標とする。

## (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 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ることが RFI の結果から判明しており、その強みを活かした研究開発を行う。

## (2) 耐久性、放射線耐性を有する高精細な可搬型 X 線撮影システムの開発

## (ア) 研究開発目標

超長期宇宙滞在では尿路結石、心臓血管系疾患の発症リスクが高まり、月面や火星面での重力再適応時、月面、火星面滞在時には椎間板障害、じん肺、骨折のリスクが高まることが想定されており、これらの疾患・外傷に対する画像診断の実現が求められている。

このような背景から、以下に示す流れで狭い宇宙船内等での使用を可能にする可搬軽量化、保守を最小化する高耐久性、耐宇宙放射線性、低ノイズの X 線撮影システムを開発し、Gateway までに健康管理運用に導入することを目標とする。

## (イ) 世界の技術動向

これまで、ISS および低軌道において、ヒトを対象とした X 線撮影装置は使用されたことはない。実験動物向けの小型 X 線撮影装置の開発・実装化については、NASA が行っているが、他 IP 含め、ヒト対象の X 線撮影装置の開発・実装化を進める情報は得られていない。

X 線撮影装置の世界シェアはドイツとオランダのメーカーで半数を占めるが、画像処理を含めた X 線画像診断システムは日本国内メーカーが世界トップシェアである。また、X 線撮影装置の小型軽量化についても国内メーカーが得意としており業界最軽量を実現している。X 線画像診断システムの画像処理、小型化の技術において、日本国内のメーカーが国際的な優位性を有している。

### (3) 3D ボディスキャンの開発

#### (ア) 研究開発目標

微小重力環境から重力環境に移行する時には外傷リスクが高まるため、事前に部位別に筋量評価が必要になる。筋量評価は従来、抵抗値の計測によって実施しているが、有人探査ミッションにおける重力環境移行時の筋量評価には精度が十分でないことが分かっている。このため、3D ボディスキャンと抵抗値測定を併用することにより、筋量推定を精度良く実施することを目指す。

また、栄養評価等の体調の基本情報として体重が用いられているが、微小重力環境での質量測定は、ニュートンの法則に基づいて加速度運動により推定する。このため、重力環境が変化する月・火星探査ミッションにおいては、いずれのフェーズでも継続的に体重計測できることが求められているが、身体組成(骨・筋等)による体積密度の違いを考慮して体積から体重を測定できればそれを可能にする。

さらに、通信遅延が生じる状況で外傷が発生した場合、外傷初期プライマリサーバイを支援する画像データとして、3D ボディスキャンで取得した画像データが役立つ可能性がある。

このような背景から、以下に示す流れで筋量推定、栄養評価手法として、3D ボディスキャンデータに基づく体重・筋肉量推定法を確立し、Gateway での健康管理運用へ導入することを目標とする。

#### (イ) 世界の技術動向

これまで、NASA が体型変化に対する微小重力の影響を調べた「Body Measure」という研究を実施している。この研究では、地上での測定でマーカーを用いた3D ボディスキャン法が用いられているものの、各部位の長さ、幅、深さ、円周、関節角度の測定から体型と姿勢変化を明らかにすることに主眼が置かれ、筋量・体重推定を目指すものではなかった。他 IP においても、画像情報から体積・体重を推定する方式の検討や 3D ボディスキャンを健康管理に活用する動きは現時点ではない。

一方、一般のアパレル・フィットネス業界では、3D ボディスキャン技術は米国を中心に普及し始めており、今後も大きく成長することが予想されている。日本国内でもアパレル分野を中心に3D ボディスキャン技術の導入が進んでおり、大手アパレルメーカーや下着メーカーがいち早く活用している。3D スキャナの世界シェアは北米企業が多くを占めているものの、国内の光学機器メーカーも含まれていることから、多極に先駆けて取り組むことで優位性を獲得できる。

#### (4) シンバイオティクスによる健康維持対策手法の開発

##### (ア) 研究開発目標

宇宙環境下では、骨量減少、免疫や代謝、精神心理の機能低下などの健康リスク対策や放射線被ばく影響の低減策が必要である。宇宙飛行士や地上の高齢者における免疫、代謝機能の低下は、腸内細菌叢の変化と関連することが報告されており、その対策としてプロバイオティクス(有益な菌)やプレバイオティクス(有益な菌の増殖を増進する食品成分)を用いた腸内細菌叢の改善が注目されている。最近では、プロバイオティクスとプレバイオティクスを組み合わせ、腸内細菌叢をより効果的に改善するシンバイオティクスも使用されている。シンバイオティクスは健常者の健康維持や高齢者免疫、代謝機能の低下対策だけでなく、高度侵襲を伴う外科手術を受けた患者の感染合併症の予防にも使用されている。

このような背景から、以下に示す流れで安全性の高いプロバイオティクスとプレバイオティクスを組合せた、宇宙環境で生じる種々の健康リスクの低減を目標とし、Gatewayでの健康管理運用へ導入することを目標とする。

## (イ) 世界の技術動向

- ・ プロバイオティクスとプレバイオティクスは健康維持、増進対策として一般社会で認知されつつあり、これらを含む食品は国内外で広く流通している。
- ・ プロバイオティクスとプレバイオティクスによる腸内細菌叢の改善が、生体に有益で多様な作用を持つことは学術的にも注目されている。2019年6月現在、PubMedにはプロバイオティクス;21193件、プレバイオティクス;4284件の論文が登録されており、生体への効果の科学的エビデンスが蓄積されている。
- ・ シンバイオティクスは1995年に腸内細菌叢の研究者により提唱された比較的新しい概念で、生体への有益な作用を効果的に高めることを目指しており、市販品も存在する。PubMedにおいて、シンバイオティクスで937件の論文が登録されており(2019年6月)、科学的エビデンスが確立されつつある。
- ・ 軌道上ではNASAによる腸内細菌叢の解析がヒトとマウスで実施されているが、プロバイオティクスの介入は行われていない。一方、JAXAではマウスでプレバイオティクスの介入を実施し、現在解析中であり、ヒトでもプロバイオティクスの介入を実施中で、IPをリードしている。
- ・ 2007-2016年に出願された腸内微生物関連のうち、食品に関する特許出願は、欧米の巨大企業が上位を占めているが、これらよりも規模の小さな日本企業も上位に含まれ、同分野における日本企業の競争力が期待される(国立研究開発法人新エネルギー・産業技術開発機構、技術戦略センター調べ)。

## (5) 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を活用し繊維・硬質表面に固着できる長寿命で揮発性が低く、安全性の高い抗菌・消臭剤を開発し、Gateway船内の生活用品、船内素材への活用を目標とし、Gatewayでの健康管理運用へ導入することを目標とする。

## (イ) 世界の技術動向

JAXA は、既に ISS 長期滞在宇宙飛行士向けの生活用品としてシランカップリング技術を導入しており、繊維に消臭性能を有するカルボキシル基を加工する方式を採用した実績を有している。

他 IP でも、消臭・抗菌などの機能性繊維の開発を手掛けているものの、安全性の観点から生活用品への実装化には慎重な立場をとっている。また、シランカップリング技術を抗菌・消臭剤に活用する動きは現時点では確認できていない。

## (6) 放射線被ばくによる骨髄抑制対策方法の開発

## (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。

骨髄抑制はがんの放射線治療や化学療法でも生じ、主な治療薬として G-CSF (ヒト顆粒球コロニー形成刺激因子) が使用されているが、長期ミッションに耐えうる保存性を有していない。

このような背景から、以下に示す流れで保存性に優れた医薬品を用いて、放射線被ばくによる骨髄抑制対策を目標とし、Gateway での健康管理運用へ導入することを目標とする。

## (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 または GM-CSF (ヒト顆粒球-マクロファージコロニー形成刺激因子) が、国内外の臨床の現場で広く使用されている。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。

前述したように、骨髄抑制は長期ミッション中の宇宙飛行士に起こりうる健康リスクであり、地上で効果がエビデンスとして確立された医薬品等を用いた有効な対策が必要である。

#### (7) 放射線被ばく線量評価の確立

##### (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での健康管理運用へ導入することを目標とする。

##### (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 spektrometers (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、線量評価制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いない。

#### (8) 放射線遮蔽設計技術開発

##### (ア) 研究開発項目

月・火星圏は、低LEOにおける宇宙放射線環境とは異なり、放射線帯の影響がなくなる一方、銀河宇宙線や太陽高エネルギーイベントによる直接的な影響を受ける状況となる。このような環境において、人を放射線障害から守るために、過剰でもなく過少でもない、適切な遮蔽設計をする必要がある。

このよう背景から、以下に示す流れで、遮蔽設計に必要な技術として、遮蔽設計のための線量評価技術(使用する宇宙環境モデル、線壁輸送モデル)の確立、最適な遮蔽材料の決定、放射線遮蔽設計要求の決定を目指し、月探査における遮蔽設計へ導入することを目標とする。

(イ) 世界の技術動向

NASA も ESA も遮蔽設計の検討を進めている。特に NASA は Gateway 向けの設計要求を定めており、遮蔽設計のための線量評価技術は得られていると考えられる。今後、月探査・火星探査に向けた遮蔽設計要求を検討する必要がある。JAXA では、日本原子力研究開発機構が開発した PHITS コードを用いた「宇宙放射線被ばく線量シミュレーションモデル」の構築を進めており、実測とモデル値との比較で高精度な結果を得ている。

(9) 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

(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。この可塑的变化が、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。

(イ) 世界の技術動向

GVS による電流刺激により頭部が傾く感覚を付与できるため、バーチャルリアリティを用いたゲーム等への応用が研究されてきたが、実用化には至っていない。

また、前庭刺激による前庭機能低下の予防・機能改善に関しては基礎研究レベルである。現在、国内において、nGVS による平衡機能改善の臨床応用や、宇宙から帰還後の平衡機能改善効果の検証が実施されている。尚、nGVS を用いた宇宙での前庭機能低下予防に関する国外研究についての情報はなく、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。

## (10) 人工重力発生装置の開発

### (ア) 研究開発目標

微小重力環境下に宇宙飛行士が滞在した際に生じるリスクとして、前庭機能の低下、筋量低下、骨密度低下等が存在する。

ISS で使用されている外力を負荷するトレーニング装置によって筋骨格の維持はそれなりに可能となっているが、平衡感覚を司る内耳への荷重負荷や、SANS の原因の可能性が示唆されている脳への荷重負荷、内臓器への荷重負荷等は外力型のトレーニング装置では出来ず、人工重力の負荷が必要となる。

このような背景から、以下に示す流れでヒトに対する人工重力負荷装置を開発し、最終的には火星探査における健康管理運用への導入を目指す。

### (イ) 世界の技術動向

ESA は過去に国際公募にて選定した AGREE 計画にて軌道上でのヒトサイズの人工重力発生装置の開発を試みたが、技術的課題が解決できず途中で断念している。

JAXA ではセントリフュージモジュール内にラックサイズの遠心機の開発を行ったが、やはり技術的課題が解決できず、開発中断に至った。

NASA は 2017 年に DST+LOP-G 用の直線運動人工重力発生装置 TURBOLIFT 計画を発表している。

JAXA は 2008 年から JEM 共通実験装置細胞培養装置 (CBEF) 内で直径 40cm クラスの人工重力発生装置の運用を継続しており、発生加速度データの収集を行って来た。JAXA は軌道上回転体の発生する振動データの蓄積もあり、それらのデータをベースに設計検討を行うことが可能である。

以上からも、軌道上に巨大な回転体を作ることは大きな困難を伴うが、成し遂げた際のリターンが大きいことが知られており、最新の先鋭的な技術の導入により技術課題の解決が可能なの検討から着手する。

(11) 人工筋肉などを用いたフィジカルインターアクションシステム(リハビリ支援装置、筋カトレーニング)開発

(ア) 研究開発目標

微小重力環境下に宇宙飛行士が滞在した際に生じるリスクとして、前庭機能の低下、筋量低下、骨密度低下等が存在する。さらに長期間微小重力環境に適応したのち、介助者なしで月面や火星表面の重力に再適応しなければならないというリスクがある。宇宙探査においては搭載物の小型・軽量化も重要となり、宇宙飛行士が宇宙機の中で使用することを想定し、十分な安全性も必要となる。

また、人工筋肉(伸縮系動力源)の使用は、モータに代表される回転系動力源に比して、軽量高出力でヒトの筋骨格の駆動方式に近いことから、身体との親和性が非常に高い、また、伸縮の限界が容易に設定できるため安全制御がしやすい、というメリットがある。

このような背景から、以下に示す流れで重力再適応時のリハビリ支援にも、微小重力下での筋カトレーニングにも、どちらにも使用可能な装置の開発を目標とし、最終的には火星探査における健康管理運用への導入を目指す。

(イ) 世界の技術動向

NASA は早くからロボットの軌道上運用を行い、軌道上ロボット技術の実績を積み上げている。

地上では、HAL に代表されるような外骨格型ヒト補助ロボットの開発で日本は世界に先行していたが、近年軍用外骨格ロボットの発展が米国で進められている。

一方、人工筋肉はドイツなどで先行して実用化されており、日本国内の研究機関、企業もそれに追従する形で十分な実績を積み上げており、特に、人工筋肉とMR ブレーキを用いた可変粘弾性アクチュエーション技術では世界的に先行しており、優位性を持つ。

(12) 膚状態セルフモニタリング手法の開発

(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いため、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。

#### (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。
- 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、民間企業で体調(アンケートベース)とビッグデータ(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与える影響については、学会発表あり。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 月現在 ISS では DLR がスポンサーで COTS 品である生体組織硬度計 MyotonePro が搭載されている。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。

### (13) 睡眠周期安定化技術の開発

#### (ア) 研究開発目標

精神心理と睡眠の関係は深く、精神心理的なストレスを受けることで睡眠が不安定化することや、睡眠が不安定になることで認知機能が低下することはよく知られている。ISSのような低軌道ステーション、月面基地、火星ミッション宇宙船、火星基地のいずれも地球と異なる外界の明暗サイクルや閉鎖環境、スリープシフトといった、睡眠周期に悪影響を及ぼしやすい生活環境にある。またいずれも認知機能の低下によるヒューマンエラーの発生がクルー安全に与える影響が大きいこともISSと同等以上である。

このような、精神心理的ストレス→睡眠周期の不安定化→ヒューマンエラーの負のサイクルを切断するとともに、恒常的に睡眠周期を安定化することで精神心理的状态を安定化し、ヒューマンエラーの発生を低減させる技術を開発し、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。研究開発の流れを以下に示す。

近年、特に自動車メーカ各社では運転支援システムの開発に伴い、覚醒度の評価とともに居眠りを防止するための技術が培われており、この成果は逆転させることにより入眠時間の短縮及び睡眠周期の安定化を図ることにより効率的な睡眠を可能とする技術として応用可能と推定される。さらに、効果的な睡眠を行うことにより、現状 8.5 時間と規定されている睡眠時間を短縮することも可能であり、クルーの活動時間数を増加させることで、利用成果の拡大という波及効果も期待できる。

#### (イ) 世界の技術動向

- 非侵襲的・簡便な「睡眠の質」(睡眠周期、睡眠深度等)評価手法
  - ◇ 睡眠周期、睡眠深度の評価としては、脳波計によるものが一般的であり、非侵襲的であるが、電極を頭部に貼り付けることにより睡眠を阻害したり皮膚に湿疹等を生じたりするなどの不快な事象を伴うことがある。
- 非侵襲的・簡便な「覚醒の質」(覚醒度・注意力、概日リズム等)評価手法
  - ◇ 日内リズムの評価については、Actigraphy を用いる方法が非侵襲的・簡便(データ取得と解析にクルータイムをほとんど用いない)でもっとも一般的なものである。加速度計に基づく活動量を指標としているため、直接概日リズムを捉えているもので

はないが、数多くの研究で概日リズムを捉える指標として認められている。一方生理的データに基づく方法としては、唾液中の時計遺伝子の発現量を測定するものもあるが、試料採取・測定・解析にどうしてもある程度のクールタイム、分析装置、消耗品を要するため、そのまま月・火星ミッションに用いることは適当でない。

一方で覚醒度・注意力測定手法については、現在 NASA の PERCLOS という手法がよく知られているが、JAXA ではさらに軽度の注意力低下を検出可能な知財(アルゴリズム:国際特許出願中)を保有している。

- 睡眠周期の安定化のために必要な環境要因の決定とその操作手法
- 取得された生体データに基づく環境要因の制御技術(フィードバック制御)
  - ◇ ISS では、医学運用の一環として、概日リズムを整えるために、「Blue light」(概日リズムを整える効果のある青色波長光を発する LED:COTS 品)を搭載している。
  - ◇ TBD
- 「睡眠の質」及び「覚醒の質」を高く保つ統合システム検討
  - ◇ TBD

表 9.7-1 リスク因子、発生しうるリスク、技術ギャップの関係(1/8)

リスク因子						NO.	リスク分類	技術ギャップ	検査 モニター 治療 予防・対策	根拠（リスク）	リスク評価：L x C	
ISS（LEO）			有人宇宙探査								月	火星
微小重力	放射線	長期閉鎖	重力再適応	超長期	粉塵						地球からの距離	
			○			○	1	自律型問診（身体所見）支援	検査	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。	NA	?x?
				○		○	2	遺伝的リスクの評価	検査	超長期では、心疾患、代謝機能異常、免疫機能低下など遺伝的要因に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）	2x3	2x3
				○		○	3	救急処置に関する処置支援・訓練技術	治療	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。	2x4	2x4
				○		○	4	医薬品の長期保管	治療	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。	1x1	3x4
○			○				5	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	検査	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。	3x2	3x3
○			○				6	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	予防	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。	3x2	3x3
○			○				7	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	対策	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。	3x2	3x3
○				○			8	自律した血液分析（試薬の長寿命化、分析項目の多様化、分析精度の向上を含む）	検査	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。	3x3	3x4
○				○			9	自律した心電図評価	検査	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。	3x3	3x4
○				○			10	心臓血管系疾患（冠動脈疾患/不整脈）の予防	予防	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、予防が必要となる。心疾患は遺伝的要因に加えて、長期間の食事の偏りや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。	3x3	3x4
○				○			11	心臓血管系疾患（冠動脈疾患/不整脈）の治療	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。	3x3	3x4

表 9.7-2 リスク因子、発生しうるリスク、技術ギャップの関係(2/8)

					○				○		12	代謝機能障害	自律した血液分析（試薬の長寿命化、分析項目の多様化、分析精度の向上を含む）	検査	超長期では、代謝機能障害（糖尿病、高脂血症、痛風）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適切な精度でその場での分析が必要になる。	3x2	3x3
					○				○		13		代謝機能障害の予防	予防	超長期では、代謝機能障害（糖尿病、高脂血症、痛風）リスクが高まるため、予防が必要となる。代謝機能障害は遺伝的要因に加えて、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。	3x2	3x3
					○				○		14		代謝機能障害の治療	治療	超長期では代謝機能障害（糖尿病、高脂血症、痛風）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。	1x3	1x3
					○				○		15	歯科疾患	歯科検査	検査	超長期では、う蝕（虫歯）・歯周病・知覚過敏・咬合時疼痛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。	2x1	3x1
					○				○		16		歯科疾患（う蝕等）の予防	予防	超長期では、う蝕（虫歯）・歯周病・知覚過敏などの歯科疾患の発症リスクが高まるほか、十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。	2x1	3x1
					○				○		17		口腔外科疾患（顎関節症）の予防	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、十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。	2x1	3x1
					○				○		18		口臭の予防策	予防	超長期閉鎖環境では、ストレスにより口腔乾燥や歯周病により口臭が増悪するリスクが高まるほか、十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。	2x1	3x1
					○				○		19		歯科疾患（う蝕等）の治療	治療	超長期では、う蝕（虫歯）・歯周病・知覚過敏・咬合時疼痛に加え、外傷による歯牙破折・歯根破折・歯脱臼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。	2x1	3x1
	○				○						20	眼科疾患（白内障）	眼科（白内障）の検査	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。	2x3	3x3
	○				○						21		眼科（白内障）の治療	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。	NA	3x3
○					○						22	眼科疾患（宇宙飛行によって生じる眼病「SANS」）	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	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。	3x3	3x4
○					○						23		宇宙飛行によって生じる眼病（SANS）の予防	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。	3x3	3x4
○					○						24		宇宙飛行によって生じる眼病（SANS）の治療	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。	3x3	3x4

表 9.7-3 リスク因子、発生しうるリスク、技術ギャップの関係(3/8)

○			○	○			25	骨密度低下	骨量・骨密度の検査	検査	微小重力環境および重力再適応時には、骨量・骨密度低下により骨折のリスクが高まるため、リスク把握を目的として骨密度検査が必要。	NA	1x4
○			○	○			26		骨量・骨密度の維持対策	予防	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、骨量・骨密度低下により骨折のリスクが高まるため、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。	N/A	1x4
○			○	○			27		骨量・骨密度低下時および骨折の治療	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、骨量・骨密度低下により骨折のリスクが高まるため、骨量低下時および骨折が生じたときの治療や安静期間の活動支援・補助、リハビリ支援が必要になる。	NA	1x4
○			○	○			28	椎間板損傷・障害	椎間板の画像診断検査	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。	1x4	1x4
○			○	○			29		椎間板損傷の治療	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。	1x4	1x4
○				○			30	泌尿器科疾患 (尿路結石)	尿路結石の画像診断検査	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。	3x3	3x4
○				○			31		尿路結石の予防	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。	3x3	3x4
○				○			32		尿路結石の治療	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。	3x3	3x4
				○	○		33	消化器疾患 (胆嚢結石)	胆嚢結石の画像診断検査	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。	NA	1x3
				○	○		34		胆嚢結石の予防	予防	超長期では、胆嚢結石の発症率が高まるため、予防が必要になる。胆嚢結石は遺伝的要因に加えて、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。	N/A	1x3
				○	○		35		胆嚢結石の治療	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。	1x3	1x3

表 9.7-4 リスク因子、発生しうるリスク、技術ギャップの関係(4/8)

○	○	○					36	免疫機能低下	自律した血液分析（試薬の長寿命化、分析項目の多様化、分析精度の向上を含む）	検査	超長期では、微小重力や長期閉鎖環境ストレス等の複合要因により免疫機能低下の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適切な精度でその場での分析が必要になる。	3x2	3x3
○	○	○					37		自律した微生物種の同定検査	モニター	超長期では、微小重力や長期閉鎖環境ストレス等の複合要因により免疫機能低下のリスクが高まり、感染症が起こるリスクが生じるため、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適切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。	3x2	3x3
○	○	○					38		免疫機能の維持	予防	微小重力や長期閉鎖環境ストレス等の複合要因により免疫機能低下のリスクが高まり、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用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。	3x2	3x3
○	○	○					39		感染症予防（衛生管理）	予防	微小重力や長期閉鎖環境ストレス等の複合要因により免疫機能低下のリスクが高まり、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。	3x2	3x3
○	○	○					40		免疫低下に伴う疾患に対する治療	治療	超長期では、微小重力や長期閉鎖環境ストレス等の複合要因により免疫機能低下のリスクが高まり、感染症のほか保持しているウイルスの再活用の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。	3x2	3x3
					○		41		粉塵 (呼吸器疾患、眼科外傷)	塵肺画像診断検査	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。	1x4
					○		42	自律した呼吸機能検査		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。	1x4	TBD
					○		43	空気清浄度評価		モニター	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、リスク把握および予防につなげる目的で空気清浄度評価が必要になる。	1x4	TBD
					○		44	眼への粉塵混入防止技術		予防	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。	3x2	3x3
					○		45	粉塵の除去		予防	月面のレゴリス等の鉱物性粉塵が船内に侵入した場合、塵肺や眼痛、角膜異物、角膜潰瘍等の原因となるため確実な清掃・除去方法が必要になる。	1x4	TBD
					○		46	眼への異物混入の治療		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。	1x3	TBD
					○		47	塵肺治療		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。	1x4	TBD

表 9.7-5 リスク因子、発生しうるリスク、技術ギャップの関係(5/8)

	○			○					48	放射線被ばく	長期低線量被ばく線量評価	モニター	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。	1x4	3x4
	○			○					49		自律的なSPE発生時の急性被ばく線量評価	モニター	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。	2x2	2x2
	○			○					50		自律的な宇宙環境モニタリング方法	モニター	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。	NA	3x4
	○			○					51		消毒・洗浄技術	予防	超長期では、放射線被ばくにより微生物が変質、変異するリスクがあり、微生物を殺菌・滅菌する必要がある。	3x2	3x3
	○			○					52		遮蔽技術	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放射線障害のリスクが高まるため、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。	3x3	3x4
	○			○					53		被ばく影響低減策	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。	3x3	3x4
	○			○					54		急性放射線障害治療	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。	2x2	2x2
○				○					55	起立耐性低下	重力再適応時の起立耐性低下の抑制	予防	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。	3x1	3x2
○				○					56	呼吸循環系（心肺）機能低下	自律した心肺機能（有酸素運動能力）評価	検査	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。	1x4	3x3
○				○					57		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）	予防	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。	1x4	3x3
○				○					58	筋骨格・神経系調整機能低下	自律した画像機器を用いた動作解析	検査	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。	3x2	3x3
○				○					59		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	予防対策	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。	1x4	3x3

表 9.7-6 リスク因子、発生しうるリスク、技術ギャップの関係(6/8)

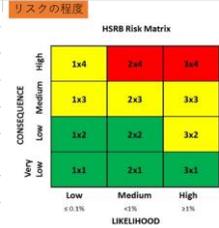
○			○	○			60	筋力筋量低下	自律した筋力・筋量評価	検査	重力最適適応時には、筋力低下・筋萎縮により外傷、活動制限のリスクが高まるため、評価が必要。測定による外傷リスクを最小化するため必要がある。火星では通信遅延があるため、地上からの支援なしに検査、安全管理を行うことが必要。	1x4	3x3
○			○	○			61		自律的な筋力・筋持久力維持のための運動機器と運動手法	予防対策	重力最適適応時には、筋力低下・筋萎縮により外傷、活動制限のリスクが高まるため、これを抑制する必要がある。火星では、通信遅延によりリアルタイムのサポートは不可。地上からのリアルタイム支援なしに運動動作を修正する必要がある。	1x4	3x3
				○	○		62	船外活動 (EVA)	自律した心電図評価	モニター	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。	NA	1x3
				○	○		63		減圧症対策	予防対策	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。	3x2	3x2
				○	○		64		低酸素症治療	治療	月面、火星面ではEVAの回数が増加することで、船外活動時に低酸素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。	3x3	3x3
			○	○	○		65	火星突入時の心臓機能異常	自律した心電図評価	モニター	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。	NA	1x3
		○	○	○			66	パフォーマンス低下 精神疾患 睡眠障害	精神心理 (心理・行動・認知・情動) に関する評価	検査	閉鎖環境、超長期、放射線被ばく等の複合要因より、飛行士個人・チームのパフォーマンスの低下、心理社会的不適応、精神疾患のリスクが高まる。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。	3x2	3x4
		○	○	○			67		疲労・睡眠の評価	検査	閉鎖環境・超長期では、睡眠障害のリスクが高まる。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) なしに睡眠・覚醒度を評価を行うことが必要になる。	3x2	3x4
		○	○	○			68		セルフケア、レジリエンス、集団力学の評価	検査	閉鎖環境・超長期では、飛行士個人・チームのパフォーマンスの低下、心理社会的不適応のリスクが高まる。協調性やリーダーシップ/フォロ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。	3x2	3x4
	○	○	○	○			69		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	予防対策	閉鎖環境、超長期、放射線被ばく等の複合要因より、飛行士個人・チームのパフォーマンスの低下、心理社会的不適応、精神疾患のリスクが高まるため、予防対策が必要になる。	3x3	3x4
		○	○	○			70		精神疾患治療	治療	閉鎖環境、超長期、放射線被ばく等の複合要因より、精神疾患の発症リスクが高まる。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。	3x2	3x4

表 9.7-7 リスク因子、発生しうるリスク、技術ギャップの関係(7/8)

				○	○	71	栄養不足	自律した血液分析（試薬の長寿命化、分析項目の多様化、分析精度の向上を含む）	検査	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適切な精度でその場での分析が必要になる。	NA	2x?
				○	○	72		バラエティに富んだ食事メニューおよび栄養・献立管理	予防	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。	2x3	3x4
				○	○	73		残渣の少ない食品包材	予防	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。	2x3	3x3
				○	○	74		長期常温食品保管技術	予防	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。	N/A	? x4
				○	○	75		栄養不足に対する治療	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。	NA	? x ?
		○		○	○	76	環境悪化 (衛生管理)	自律した空気成分分析	モニター	空気質の悪化は、パフォーマンスや健康状態に影響するため、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適切な精度でその場での分析が必要になる。	3x1	3x3
				○	○	77		消毒・洗浄技術	予防	超長期において、頭髮、皮膚表面の清拭のみでは皮膚の痒みや炎症等をおこすリスクが高まるため、皮膚を清潔に保つための手法が必要になる。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。	2x3	3x3
				○	○	78		消臭技術	予防	残渣や廃棄物による悪臭は、パフォーマンス低下につながるため、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。	2x3	3x3
				○	○	79		再利用	予防	無補給かつ限られたスペースしかないため、衛生用品・被服を再利用する必要がある。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必要になる。	2x2	3x4
				○	○	80	外傷 (救急処置)	自律した一次救急処置技術	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。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。	3x1	3x1
				○	○	81		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	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。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）	3x3	3x3
				○	○	82		医療廃棄物の処理、血液・廃液の処理	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。手術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・保管方法が必要になる。	3x3	3x3

表 9.7-8 リスク因子、発生しうるリスク、技術ギャップの関係(8/8)

				○	○	83	救急救命	自律した救命処置 (ALS、BLS)	治療	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。	1x4	2x4
				○	○	84	治療優先度	治療優先度 (トリアージ) の基準	治療	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。	1x4	2x4
				○	○	85	救急帰還	救急帰還時の治療	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。	1x4	1x4
				○	○	86	死亡時対応	死亡時の対応	治療	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。	1x4	1x4



【Consequence】  
 ・重症度  
 LxC : Likelihood x Consequence  
 × : NASA HRPを参照 (条件: 月1年、火星3年) (2018/9/27現在)  
 【Likelihood】  
 ・発生頻度  
 : NASAが評価していない項目 (ユニット技術検討会議結果より評価)  
 NA : リスクゼロ

表 9.7-9 研究開発テーマと技術ギャップの関係(1/3)

NO.	リスク分類	技術ギャップ	検査 モニター 治療 予防・対策	研究開発項目												
				(1)	(2)	(3)	(4)	(5)	(6)	(7)	(8)	(9)	(10)	(11)	(12)	(13)
				高精度超音波可視化装置	小型X線撮影システム	3Dボディスキャン	シンバイオティクス	抗重力関連技術	医薬品による被ばく骨髄抑制	被ばく線量評価	放射線遮蔽設計技術	Nosiy GVS	人工重力発生装置	フィジカルインターラクティブシステム	皮膚セルフモニタリング	睡眠高期安定化技術
1	全般	自律型問診(身体所見)支援	検査													
2		遺伝的リスクの評価	検査													
3		緊急処置に関する処置支援・訓練技術	治療													
4		医薬品の長期保管	治療													
5	神経学的影響 (前庭機能障害)	重力変化による神経学的影響(めまい、眼振、頭暈、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	検査									○				
6		重力再応時時の神経学的影響および前庭機能障害の予防策	予防									○	○			
7		重力再応時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	対策												○	
8	心臓血管系疾患	自律した血液分析(試薬の長寿命化、分析項目の多様化、分析精度の向上を含む)	検査													
9		自律した心電図評価	検査													
10		心臓血管系疾患(冠動脈疾患/不整脈)の予防	予防													
11		心臓血管系疾患(冠動脈疾患/不整脈)の治療	治療		○											
12	代謝機能障害	自律した血液分析(試薬の長寿命化、分析項目の多様化、分析精度の向上を含む)	検査													
13		代謝機能障害の予防	予防				○									
14		代謝機能障害の治療	治療													
15	歯科疾患	歯科検査	検査													
16		歯科疾患(う蝕等)の予防	予防													
17		口腔外科疾患(顎関節症)の予防	予防													
18		口臭の予防策	予防													
19		歯科疾患(う蝕等)の治療	治療													
20	眼科疾患 (白内障)	眼科(白内障)の検査	検査								○					
21		眼科(白内障)の治療	治療													
22	眼科疾患 (宇宙飛行によって生じる眼病「SANS」)	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	検査													
23		宇宙飛行によって生じる眼病(SANS)の予防	予防										○			
24		宇宙飛行によって生じる眼病(SANS)の治療	治療													
25	骨密度低下	骨量・骨密度の検査	検査		○											
26		骨量・骨密度の維持対策	予防				○		○				○			
27		骨量・骨密度低下時および骨折の治療	治療							○						
28	椎間板損傷・障害	椎間板の画像診断検査	検査		○											
29		椎間板損傷の治療	治療													

表 9.7-10 研究開発テーマと技術ギャップの関係(2/3)

30	泌尿器科疾患 (尿路結石)	尿路結石の画像診断検査	検査	○	○														
31		尿路結石の予防	予防									○							
32		尿路結石の治療	治療																
33	消化器疾患 (胆嚢結石)	胆嚢結石の画像診断検査	検査	○															
34		胆嚢結石の予防	予防																
35		胆嚢結石の治療	治療																
36	免疫機能低下	自律した血液分析(試薬の長寿命化、分析項目の多様化、分析精度の向上を含む)	検査																
37		自律した微生物種の同定検査	モニター																
38		免疫機能の維持	予防					○		○									
39		感染症予防(衛生管理)	予防					○		○									
40		免疫低下に伴う疾患に対する治療	治療																
41	粉塵 (呼吸器疾患、眼科 外傷)	塵肺画像診断検査	検査		○														
42		自律した呼吸機能検査	検査																
43		空気清浄度評価	モニター																
44		眼への粉塵混入防止技術	予防																
45		粉塵の除去	予防																
46		眼への異物混入の治療	治療																
47		塵肺治療	治療																
48	放射線被ばく	長期低線量被ばく線量評価	モニター									○							
49		自律的なSPE発生時の急性被ばく線量評価	モニター									○							
50		自律的な宇宙環境モニタリング方法	モニター																
51		消毒・洗浄技術	予防																
52		遮蔽技術	予防										○						
53		被ばく影響低減策	予防						○		○								
54	急性放射線障害治療	治療									○								
55	起立耐性低下	重力再適応時の起立耐性低下の抑制	予防									○	○						
56	呼吸循環系(心肺) 機能低下	自律した心肺機能(有酸素運動能力)評価	検査																
57		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)	予防																
58	筋骨格・神経系調整 機能低下	自律した画像機器を用いた動作解析	検査																
59		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	予防対策										○	○	○				
60	筋力筋量低下	自律した筋力・筋量評価	検査	○		○													
61		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	予防対策									○		○	○	○			

表 9.7-11 研究開発テーマと技術ギャップの関係(3/3)

62	船外活動 (EVA)	自律した心電図評価	モニター																	
63		減圧症対策	予防対策																	
64		低酸素症治療	治療																	
65	火星突入時の心臓機能異常	自律した心電図評価	モニター																	
66	パフォーマンス低下 精神疾患 睡眠障害	精神心理（心理・行動・認知・情動）に関する評価	検査							○								○		
67		疲労・睡眠の評価	検査															○	○	
68		セルフケア、レジリエンス、集団力学の評価	検査																	
69		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	予防対策							○										○
70		精神疾患治療	治療																	
71	栄養不足	自律した血液分析（試薬の長寿命化、分析項目の多様化、分析精度の向上を含む）	検査							○										
72		バラエティに富んだ食事メニューおよび栄養・献立管理	予防																	
73		残渣の少ない食品包材	予防																	
74		長期常温食品保管技術	予防																	
75		栄養不足に対する治療	治療																	
76	環境悪化 (衛生管理)	自律した空気成分分析	モニター																	
77		消毒・洗浄技術	予防							○										
78		消臭技術	予防							○										
79		再利用	予防																	
80	外傷 (救急処置)	自律した一次救急処置技術	治療							○										
81		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	治療							○										
82		医療廃棄物の処理、血液・廃液の処理	治療																	
83	救急救命	自律した救命処置（ALS、BLS）	治療																	
84	治療優先度	治療優先度（トリアージ）の基準	治療							○										
85	救急降選	救急降選時の治療	治療																	
86	死亡時対応	死亡時の対応	治療																	



図 9.7-1 健康管理の技術ロードマップ (1/2)

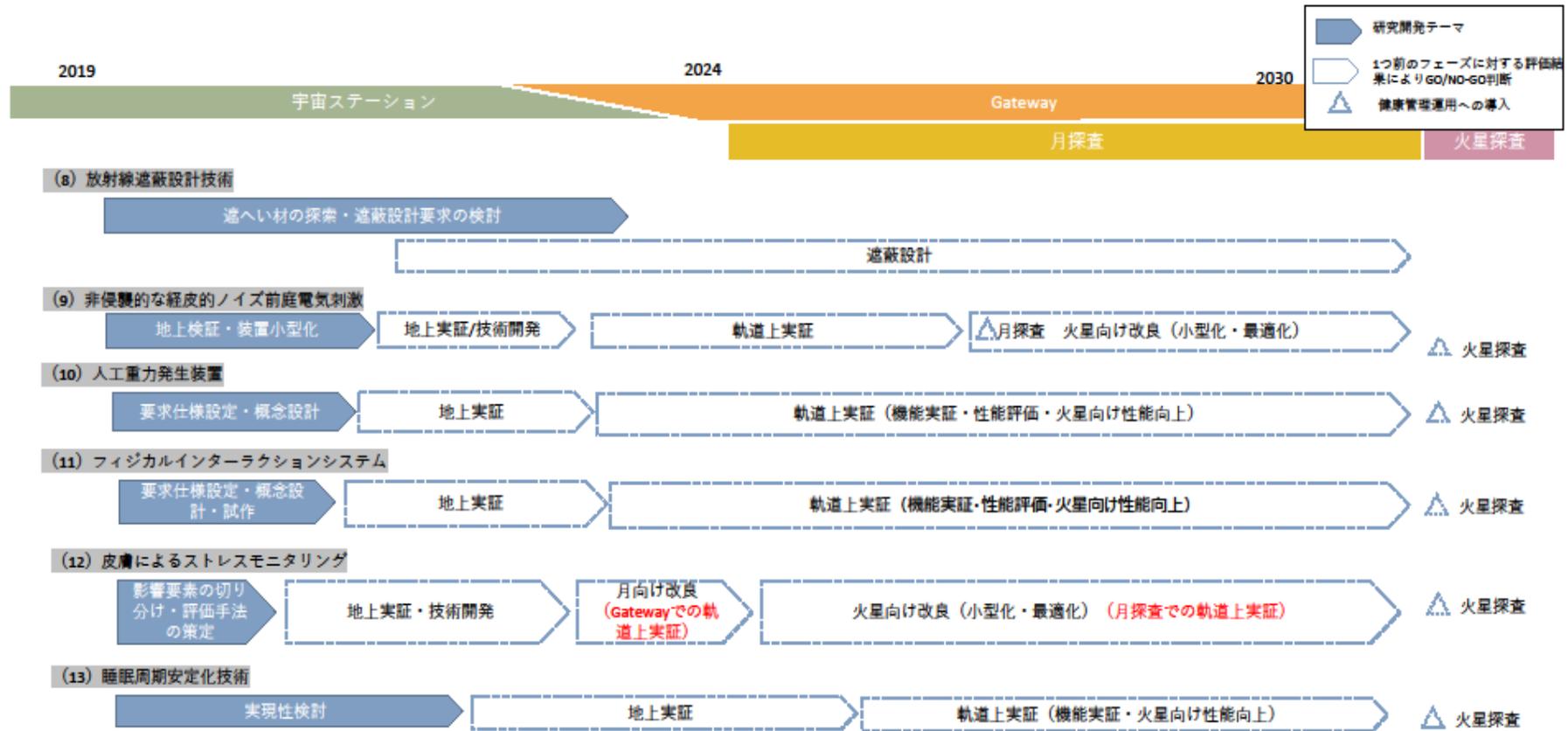


図 9.7-2 健康管理の技術ロードマップ (2/2)

## 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 1～6 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。

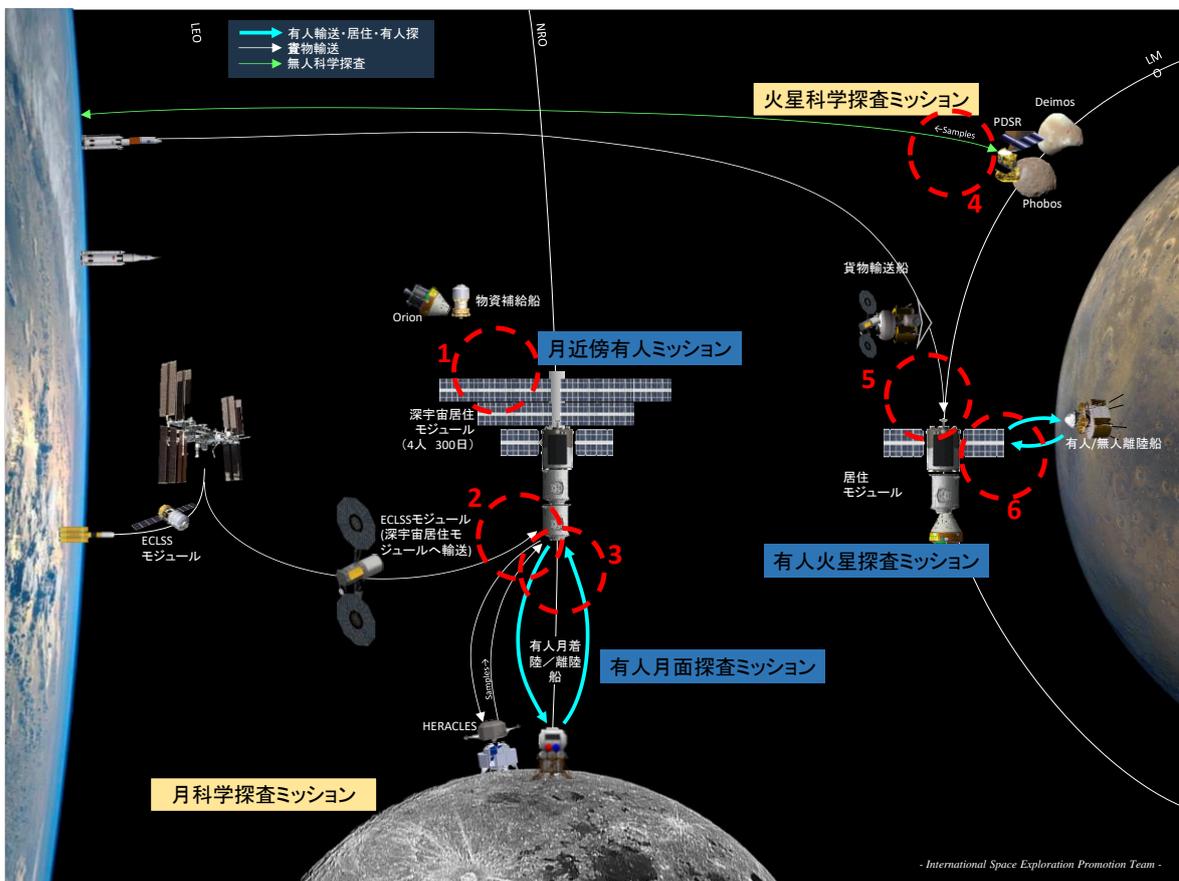


図 9.8-1 想定されるランデブ・ドッキングミッション

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(NRO)	<ul style="list-style-type: none"> <li>・協力的ターゲット(*)</li> <li>・要ドッキング運用</li> <li>・NRO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</li> <li>・地球との通信遅延小</li> <li>・GPS利用不可</li> </ul>
2	ECLSSモジュール輸送		ECLSSモジュール		
3	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)		
4	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	<ul style="list-style-type: none"> <li>・非協力的ターゲット</li> <li>・火星衛星の重力の影響大</li> <li>・地球との通信遅延大</li> <li>・GPS利用不可</li> </ul>
5	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	<ul style="list-style-type: none"> <li>・協力的ターゲット</li> <li>・要ドッキング運用</li> <li>・火星の重力場が支配</li> <li>・地球との通信遅延大</li> <li>・GPS利用不可</li> </ul>
6	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
- ・ 近傍通信装置のレンジング機能の高精度化
- ・ ロバストな画像航法技術
- ・ 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。

#### **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、月近傍軌道や火星衛星軌道・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。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@50k m	レーザ光を放射し、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つのレーザ光を放射し、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で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 レンズング(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(\*)。将来の月近傍/火星国際共同ミッションにおいて採用される予定の国際標準ドッキング機構(IDBM)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 計測用レーザーリフレクタ、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。

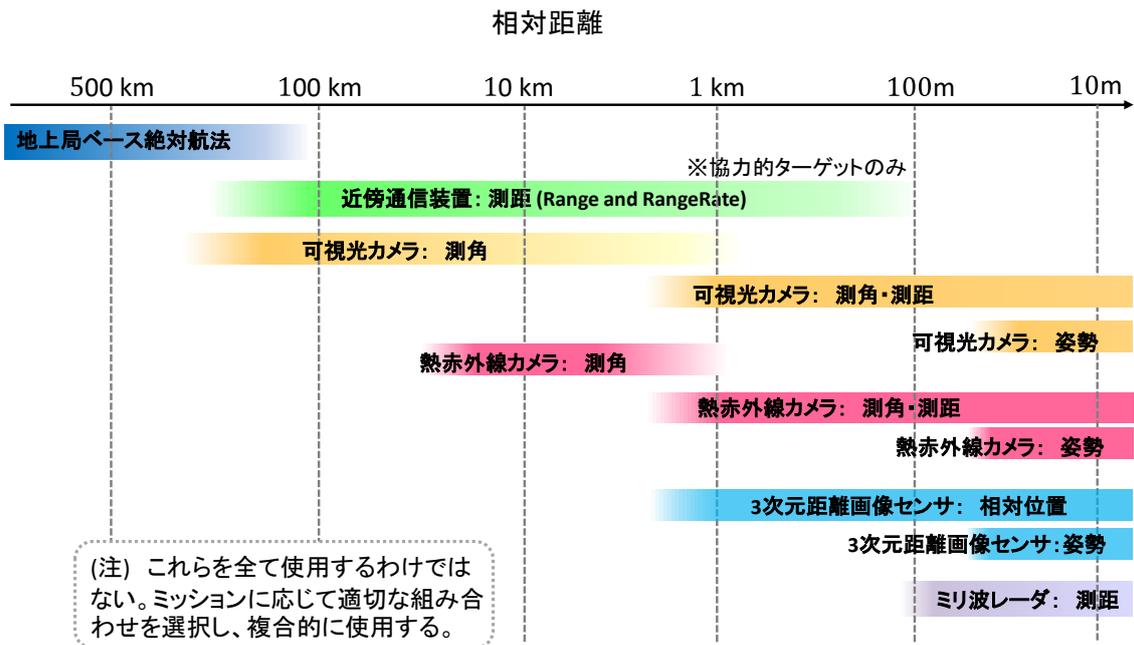


図 9.8-2 航法センサの運用イメージ

### 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、国産化しておくことが望ましい。

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	ORION VNS	JAXA Flash LIDAR
								
メーカー	NEC	NEC	Jena (独)	Jena/DLR(独)	NepTEC (加)	ASC(米)	Ball Aerospace(米)	未定
計測対象	非協力物体	非協力物体	レーザリフレクタ	レーザリフレクタ 非協力物体	レーザリフレクタ 非協力物体	レーザリフレクタ 非協力物体	レーザリフレクタ 非協力物体	レーザリフレクタ 非協力物体
計測の次元	1次元距離	1次元×4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)
測定頻度(点)	1Hz	5Hz	2Hz	3Hz	不明	5 Hz	5 Hz	1~10Hz
測定頻度(面)	N/A	N/A	0.025Hz	0.0625Hz	1~5 Hz	5 Hz	5 Hz	1~10Hz
測距範囲 (リフレクタ)	N/A	N/A	~730m	~3500m	不明	~2300m	~5000m	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	~700m
視野範囲	点(直下)	点 (4か所)	40deg × 40deg	40deg×40deg	30×30deg	45deg × 45deg	12deg × 12deg	20deg × 20deg~ 40deg×40deg
機構部分の 有無	無し	無し	有り	有り	有り	無し	無し	無し
重量	3.7kg	1.5kg	14.5kg	8.5kg	21 kg	4.0 - 6.5 kg	不明	5kg程度(目標)
波長の アイセーフ性	unsafe	unsafe	unsafe	safe	safe	safe/unsafe	safe	TBD

### 近傍通信装置のレンジング機能の高性能化

近傍通信装置による相対 RF レンジング(電波測距)は、居住モジュールのような協力的ターゲットとのランデブにおいて GPS に替わる重要な航法手段となるため、使用距離・測距精度の向上が望まれる。日本は既に HTV PROX の実績を有しているが、今後の探査に向けては、さらに有効距離域を広げ、高感度化することが望ましい。例として表 9.8-4 に、現行の PROX 仕様と、これを改修して月以遠に対応する場合の改修案を示す [22]。

表 9.8-4 PROX 改修案

	HTV 搭載 PROX 仕様	目標仕様
周波数	Forward: 2.0304375 GHz Return: 2.205 GHz	コマンド等により $\pm 30$ MHz 程度の周波数変更が可能な仕様。 Ka の適用も検討。(伝送容量による)
通信可能エリア	23 km (250km 実績)	300 km (1kbps) 100 km (8kbps)
伝送方式	3MHz スペクトラム拡散 UQPSK	コマンド等により PN コードや変調方式の変更が可能な仕様。
伝送容量	8kbps	64kbps、128kbps コマンド可変な仕様

### 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。

### 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、適切なアポート機能、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 NRO 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ポート軌道設計が求められる。オフノ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ポ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
- ・ 有人介入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、深宇宙居住モジュールとのランデブ・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。

## 有人介入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入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、有人介入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入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。深宇宙/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。

### 9.8.1.2. ランデブ国際標準化の推進

今後の宇宙探査において様々な国際協働ランデブミッション、月面ミッションが想定される中、ISS でのレッスンズラーンドを踏まえたランデブ方式・機能の標準化は必須である。ランデブ方式・機能を標準化することによって、よりロバストで安全なランデブ運用が実現し、国際協働ミッションのトータル経費を大幅に削減することが期待できる。特に、深宇宙居住モジュールは国際協働で開発され、今後の国際宇宙探査の起点として数多くのランデブミッションが行われることになるため、深宇宙居住モジュールに対するランデブ方式・機能の標準化は必須である。

今後、国際パートナーとの間で以下について議論し、深宇宙居住モジュールに対するランデブ標準化を進め、有人探査のコスト削減を目指す。

- ・ フェーズの定義、各種用語の定義、単位系・座標系・時刻系の共通化
- ・ 軌道安全管理則の制定
- ・ 軌道上デモ要求の制定
- ・ 航法・通信のインタフェース共通化
- ・ ターゲット(月近傍拠点など)と接近宇宙機の航法誘導制御機能の分担

さらに、ランデブ標準化の議論に日本が主体的に取り組むことで、国際プレゼンスを高めると同時に、日本独自技術の戦略的取り込みにより、国際宇宙探査における日本の担当範囲を広げ、国内の産業発展への貢献を目指す。

## 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した。

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 STORMM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 2020-2025)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。

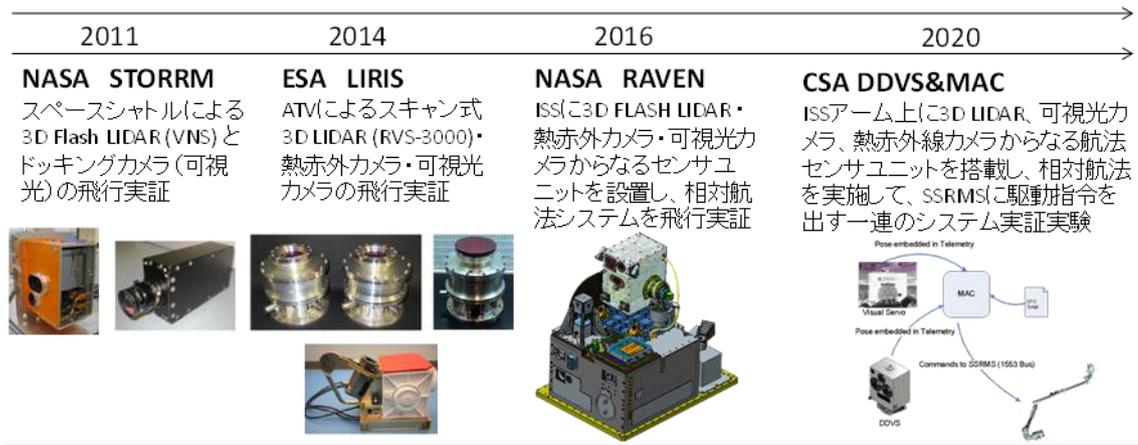


図 9.8-3 次世代航法センサシステムの軌道上実証 (実績・計画)

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 レンズ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。

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、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。NASA は 2015 年に発表した技術ロードマップ [23]にて、“making guidance and targeting algorithms gravity-field independent” (TA4.6.2 Autonomous Rendezvous and Docking / Guidance, Navigation, and Control Algorithms) を今後取り組むべき課題として挙げている。

### 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おり、NASA は 2015 年に発表した技術ロードマップ [23]にて、“Mission and System Managers for Autonomy and Automation” (TA 4.6.4 Autonomous Rendezvous and Docking / Mission and System Managers for Autonomy and Automation) の必要性を明記している。

### 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。

現在、ISS に参加する 5 機関で、ドッキングシステムの国際標準化が進められている [21]。米国の ISS 民間有人輸送船は、この標準化ドッキングシステムを採用して運用を行う予定である。

### 9.8.2.5. ランデブ国際標準化の推進

ISS ランデブミッションでは、基本的には各国が独自のランデブ方式・ハードウェアを用いてミッションを遂行しているものの、軌道安全則については国際標準化が図られている。また、米国の民間物資輸送船 Dragon および Cygnus では、ISS クルーが接近宇宙機へコマンドを送

付するための制御装置 (Hardware Command Panel: HCP) および テレメトリモニタ用のディスプレイ表示を、HTV と共通な仕様とすることで、ISS クルーの作業負荷低減に貢献している。

JAXA は、2014 年 7 月の ISECG 会合にて、今後の深宇宙居住モジュールとのランデブミッションに向けたランデブ技術・方式の国際標準化を提案した。この提案をうけて、2015 年 1 月以降、IECST の枠組みのもと、将来の深宇宙居住モジュールに関するランデブ国際標準化の議論が開始された。参加メンバーは ISS プログラムに参加する 5 機関 (NASA, ROSCOSMOS, ESA, CSA, JAXA) であり、現在 NASA・JAXA を Co-Lead として議論が進められている。

### 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。しかし現時点での TRL は低く、センサ選択の候補にはならない状況である。Flash LIDAR を米国など他国の企業から購入する場合、NDA により国内開発が制限される可能性が高いため、国産 Flash LIDAR の開発促進、および実証は急務である。開発目標スペック案については表 9.8-3 を参照。

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実性に対していかにロバストにするかが重要課題となる。

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。3 次元距離画像センサ・可視光カメラ・熱赤外線カメラを複合的に用いた異種情報融合による安全性の高い相対航法アルゴリズムの開発が求められる。また、自動でありながらクルーの介入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。

#### 9.8.3.5. ランデブ国際標準化の推進

現在の ISS は空港のようになっておらず、各接近宇宙機は、ばらばらの接近・離脱経路、個別の航法装置、個別の近傍通信装置等で運用されている。そのため、ISS 側の個別対応により運用が煩雑化したり、レーザーフレクタの干渉が発生するなど、多くの問題がある。また、接近宇宙機は、有人安全要求を満たすために、冗長用の航法センサを複数個搭載しなければならず、結果的に宇宙機の質量増加や開発コスト増加につながっている。

今後、国際宇宙探査において様々なランデブミッションが想定される中、ISS での教訓を踏まえたランデブ方式・機能の標準化は必須である。

#### 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。9.8.4.1～9.8.4.5 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。
- また、月/火星近傍でのランデブ方式の国際標準化に積極的に取り組み、日本の優位性を維持・発展させて産業発展を狙う。

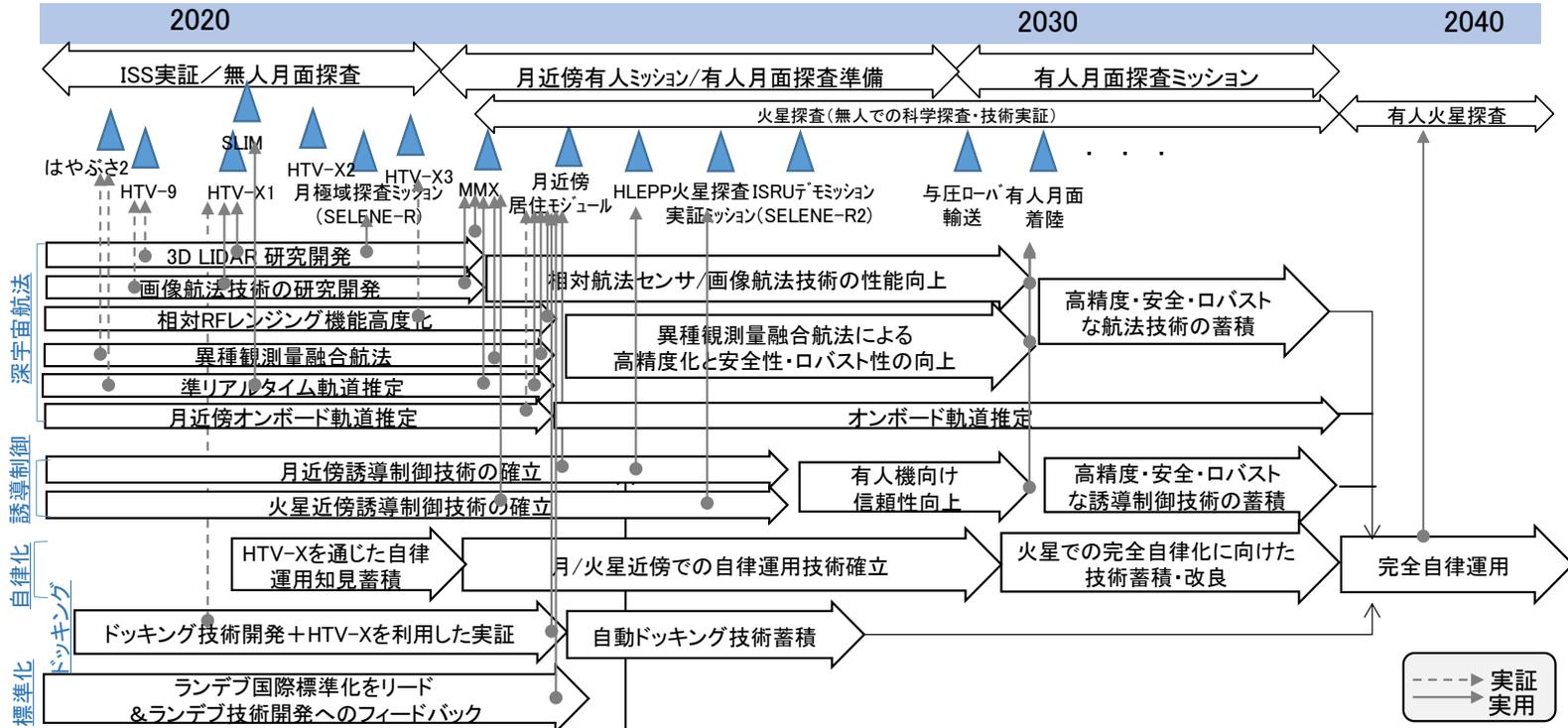


図 9.8-4 技術ロードマップ(ランデブドッキング)

#### 9.8.4.1. 安全でロバストな深宇宙航法技術

2024年までのHTVもしくは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の軌道上実証、および、ミリ波レーダや可視光/熱赤外線カメラを融合した航法センサシステム技術の実証を行う。JEM上プラットフォーム(iSEEP等)も技術実証の場として有効である。これらは実際のランデブミッションであるため、実利用に近いデモンストレーションが可能となる。

近傍通信装置による相対RFレンジング能力の向上については、国際ランデブ標準化の動向をモニタしながら適切に要求を定める。また、HTV-XやJEM上プラットフォームの実証機会を利用して、相対RFレンジングとカメラ等による測角を組み合わせた航法の技術実証を行い、遠距離域ランデブにおけるGPSに代わる航法手段を獲得する。

相対航法アルゴリズム(画像航法含む)については、9.8.4.1項と同様、HTV、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。また、2021年以降HTV-Xで提案(TBD)されている非協力ランデブ・軌道上サービス(推薬補給・サービスモジュール再使用)技術実証/デモにおいても、航法アルゴリズムの技術蓄積が図れる見込みである。

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。未搭載のFlash LIDARについては、他機関で取得した実観測データを利用した技術蓄積も考えられる。観測データの取得から、軌道推定結果を出力するまでの時間を短縮する技術(レイテンシーの向上)についてはオフライン解析で確立した手法を、準リアルタイムで使用できるように改良し、実ミッションでの実証を通してTRLの向上を目指す。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、手法を積極的に取り入れて、飛躍的な向上を目指すとともに、小型・超小型衛星、ホステッドペイロード等を利用した軌道上実証を通じた技術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も同様に、HTV-Xによる非協力ランデブ・軌道上サービス技術実証/デモを通じて、自律性・安全性・ロバスト性に係る技術蓄積を行う。2025年以降は、HERACLESミッションおよびHTV-X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、2030年以降の有人探査に向けて、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、最終的に有人火星探査ミッション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、HERACLES、深宇宙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。

#### 9.8.4.5. ランデブ国際標準化の推進

2015 年 1 月以降、IECST の枠組みのもと、NASA・JAXA を Co-Lead としてランデブ国際標準化の議論が開始されている。ランデブ国際標準化チームの目標は、ISS ランデブミッションでのレッスズラウンドをもとに、将来的に標準化を適用すべき項目を洗い出し、

- ・ コスト削減と複雑な運用の回避
- ・ 安全性向上
- ・ 相互運用性の向上
- ・ 将来的に、国際パートナーが注力すべき技術分野の識別

を図ることである。各国の自由な開発を妨げないために、ハードウェア単位の標準化を図ることはできないが、まずは 2016 年度末をめどに各種定義や安全管理則、軌道上デモ要求など、各国の利害が生じない領域について確実に標準化を進め、その後さらに航法・通信インタフェースなどのインパクトの大きい領域の標準化について、将来を見据えた発展的な議論を行っていく。

また、ISS ランデブでは、接近宇宙機は、有人安全要求を満たすために、冗長用の航法センサを複数個搭載しなければならず、結果的に宇宙機の質量増加や開発コスト増加につながっていた。これを回避するための策として、JAXA は、深宇宙居住モジュール側にアクティブな相対航法センサを搭載する、という提案を行っている。この”Habitat-based Navigation Sensor” については、居住モジュール側の開発インパクトや接近宇宙機側への制約など課題が多く残されているが、実現すれば今後の国際宇宙探査に大きく貢献できる可能性があるため、今後引き続き詳細な議論を進めていく。

日本はこれらの標準化議論に積極的に参加し、議論の方向を日本の既存の技術および今後の開発ロードマップの想定に沿うように誘導することで、宇宙探査における日本の担当範囲を広げる。

## 9.9. 通信技術

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等が挙げられる。このよう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 大容量の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られる。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されており、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。

7.4 項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ような大容量、高拡張性を実現することを目標とする。

#### ② 地球-月あるいは惑星間との中継技術

大容量のデータを宇宙から地上(特に日本国内)へ伝送を行う場合、光を媒体とした直接伝送系を高い稼働率を維持して運用することは、天候の影響(被雲率)から困難を伴うことが想定される。そのため、一度地球周回静止衛星で中継して、高出力・高帯域の RF 回線に変換して伝送することを目標とする。従来のデータ中継衛星は地上や LEO 等の中継を目的したものが実用化されているが、地球側と月あるいは惑星間との中継し、また異なる通信方式(変調方式、符号化方式等)同士を軌道上で変換する中継システムは未実証である。

また、月周回側でも Gateway や、月低軌道コンステレーション中継衛星群にて同様の中継技術が求められることになるが、これも未実証である。

### ③ 高ロバスト通信技術

月面にペイロードを輸送することは、軌道遷移に要する推薬、着陸に要する推薬を考慮すると非常にコストがかかる。そのため宇宙機システムが運びうる種々にリソースは制限され、通信システムに与えられるリソースも限定される。そのため十分な送信出力やアンテナゲインを確保できない等の課題が生じる。この様な低 C/N 環境においても通信を可能とする技術を獲得できることが望ましい。

仰角や受信レベルに応じて適切な変調方式を動的に選択する VCM 技術 (Variable Code Modulation)、ACM 技術 (Adaptive Code Modulation)、及び LDPC (Low Density Parity Check code) 技術等の獲得が目標となる。また月面環境で対処が影響を受けると考えられるフェージングやマルチパスの影響を低減する技術の開発もロバスト性の高い通信を実現するために求められると考えられる。

### ④ 地上局技術

地上局については、想定している通信要求 (5 章参照) に対して基本的には現状の地上局技術で対応可能の見込みを得ている。よって、地上局の技術開発には、現状能力を維持した上で整備費用の低コスト化、及び運用の省力化が求められる。具体例として高価な大型の地上局を 1 つ建てるのではなく、廉価な中～小型の地上局を複数整備してそれらをアレイ化する技術等が考えられる。

また、宇宙通信用 Ka 帯 (26GHz 帯) 送信機能は、現行の JAXA 地上局に付加されていない (JDRS 用の 13mφ、29GHz 帯送信系が整備されているが、月あるいは惑星間の通信用のものは未整備) ため、想定しているアーキテクチャを構築する場合には新たに開発する必要があると考えられる。

### ⑤ 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 (ICSI) 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。

## ⑥ 測位技術

測位に関する要求は今後の探査活動の計画の具体化を受けて、必要な技術の識別をしていくことになる。

### 9.9.2. 世界の技術動向(ベンチマーク)

宇宙探査をはじめとして、宇宙に関わる通信技術は NASA にてリードされており、その開発のロードマップは NASA SCan (Space Communication and Navigation)にて作成される Technology Roadmap に示されている。

大容量通信については、光通信に関する開発項目の識別、開発計画が示されており、挑戦的な目標という位置づけで 100Gbps に近づけることが示されている。

その他、各技術要素と開発スケジュールを参考に以下引用する。



図 9.9-1 NASA SCan Technology Roadmap TA5(Communication Navigation and Orbital Debris)

### 9.9.3. 目標とのギャップ

光通信については、現在 PPM 方式の実用化に向けて研開発部門にて取り組まれており、光アンプの開発等が進められている。

地上局の課題についても、アンテナアレイ化の研究は既に進められている。Ka 帯の高出力送信技術についても大きな技術課題はなく、GREAT(美笹アンテナ)にも Ka 帯送信の拡張可能なインタフェースが準備されており、大きな課題はない。静止衛星⇄地上局間の通信においてさらなる技術課題があるとしたら、要求次第ではあるが、Ka 帯よりも高い周波数の RF(Q 帯、V 帯等)での通信が必要となる可能性が考えられる。

高ロバスト通信技術(国際標準規格 ICSIS 対応含む)については、研開部門にて研究開発が進められている。また、惑星間インターネット(国際標準規格 ICSIS 対応含む)についても、DTN の研究開発が追跡ネットワーク技術センターにて進められている。これらについては、必要となる時期(2030 年頃)までに実用化が図られている必要があるため、研究開発活動の継続と同時に実用化に向けた軌道上実証を確保しておくことが望ましい。それら以外の通信方式については、基本的には JAXA として研究開発が未着手の技術要素となっており、研究開発計画の立案(実施時期、規模、役割分担等)が急がれる

#### 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。

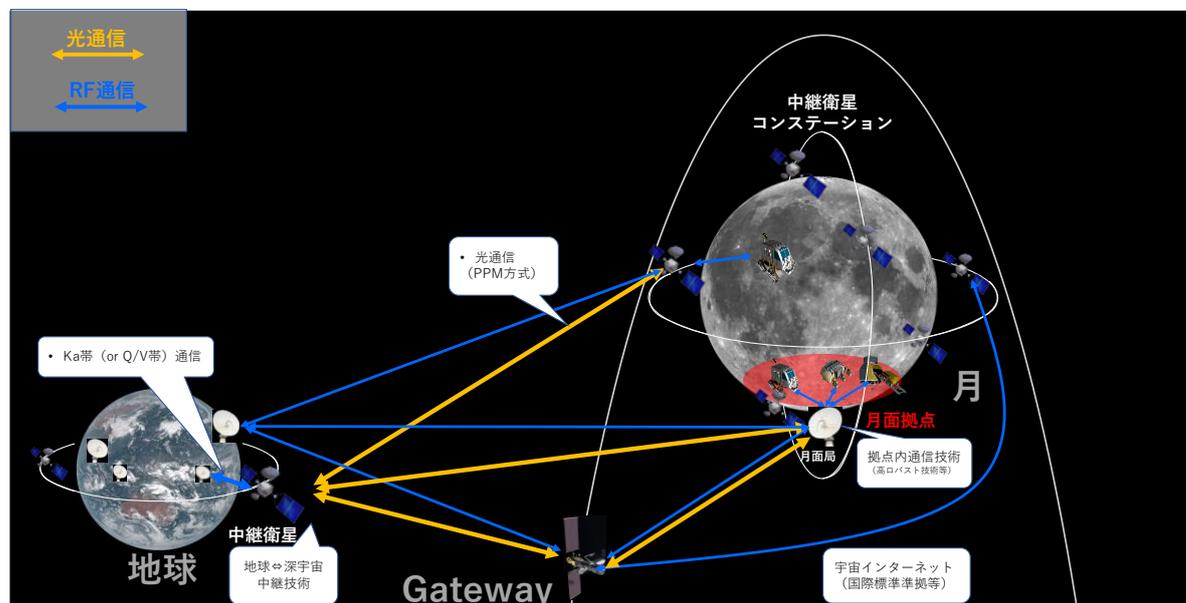


図 9.9-2 通信アーキテクチャ概要

**技術ロードマップの考え方**

- 既定の国際標準規格については、開発を進め有人フェーズ1までの実用化を目指す。
- 月⇄地球間の基幹回線は光通信とし、必要な開発を進める。
- 月面内のローカルネットワークについては、地上の無線技術の活用を基本とし、効率的な開発かつ民間の参入を促す。
- 即技術については、当面はユーザ要求の調査を進める。

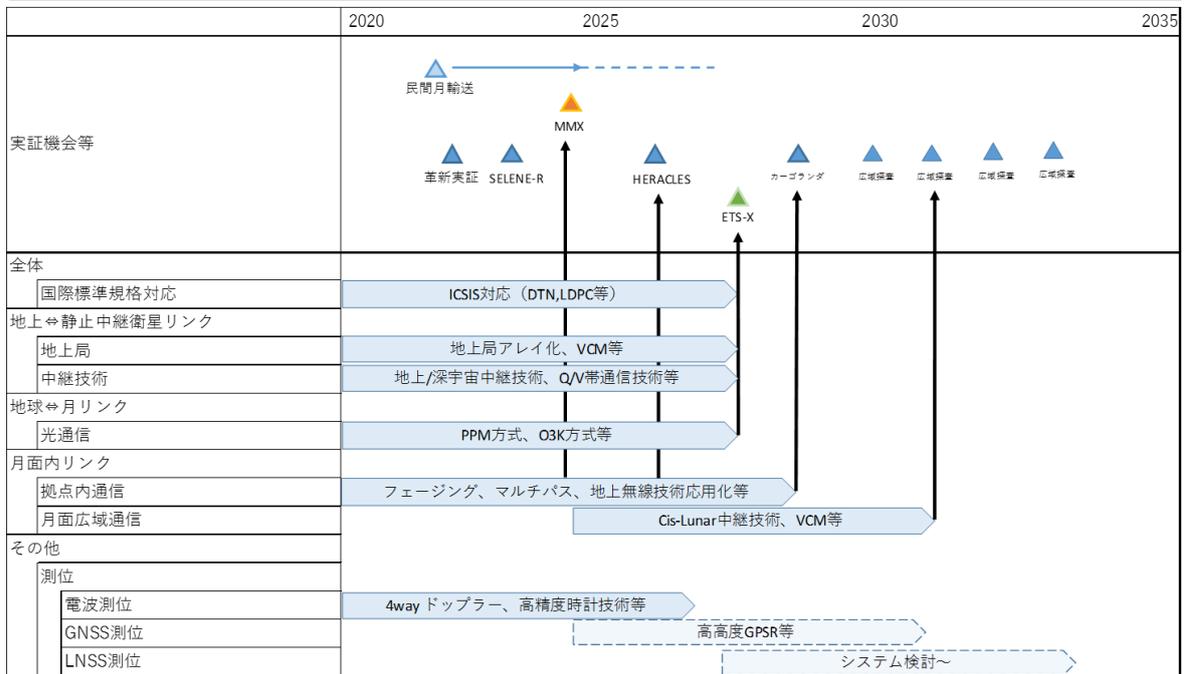


図 9.9-3 通信の技術ロードマップ

## 10. 全体シナリオ・ロードマップの統合

### 10.1.

以上で整理した環境・資源データ取得計画、科学ロードマップ、技術ロードマップを統合した結果を図 10.1-1 に示す。

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。

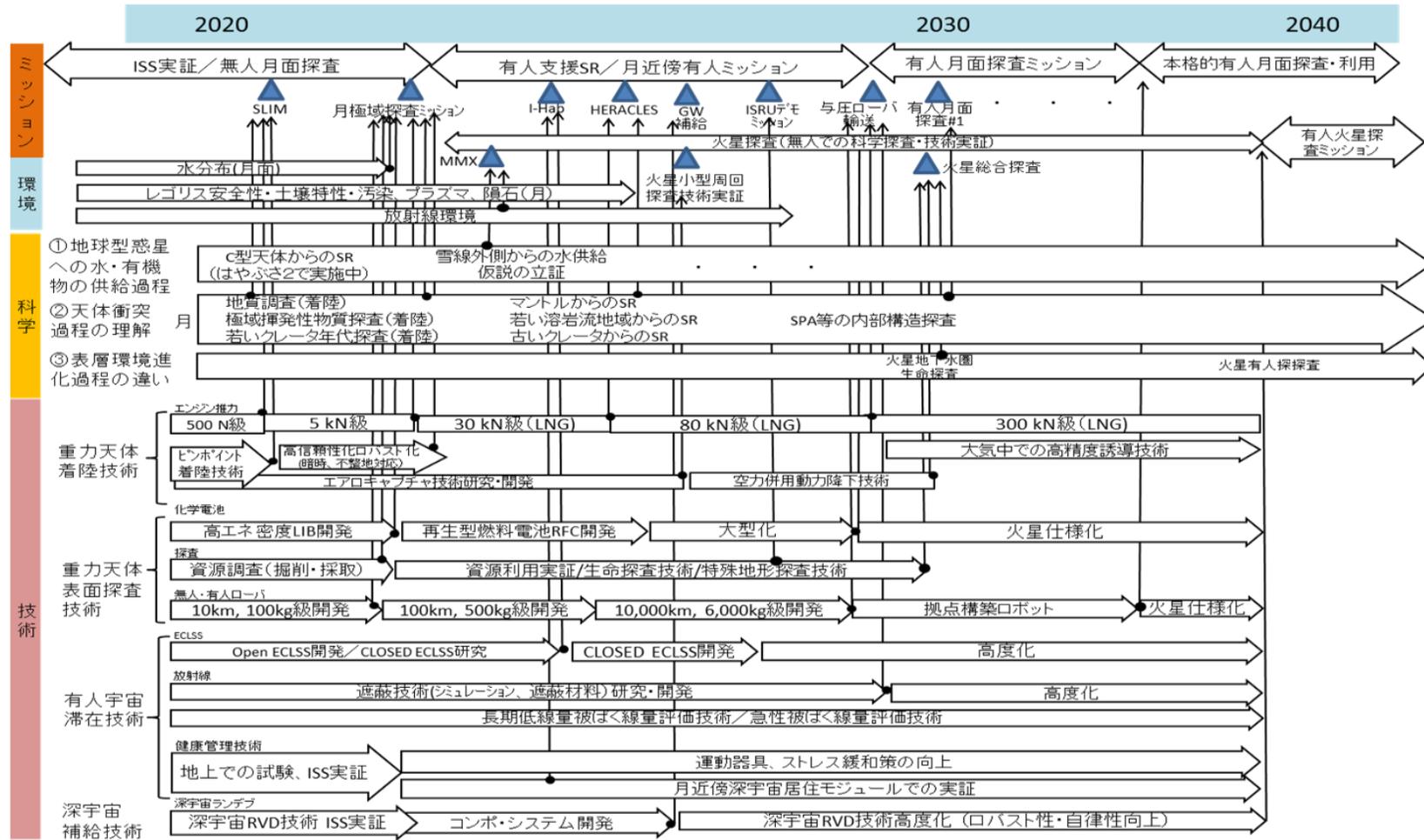


図 10.1-1 全体シナリオ・ロードマップの統合

## 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(EM-1)にて打ち上げ予定の CubeSat(超小型探査機)である。

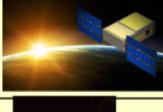
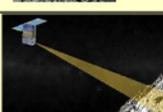
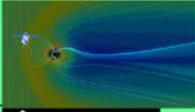
2015年8月18日にNASAより International partner に向けて、SLS への相乗機会提供の打診があった。その条件は下記のとおり。

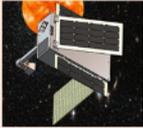
- ・ 将来の有人探査を推進するために必要な科学的知見を得る、または技術開発を行うものであること。
- ・ 6U サイズ(113mm x 239mm x 366mm)、14 kg 以内の探査機であること。
- ・ 2015年10月9日までに具体的なミッション提案(LOI)を行うこと。

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。現在、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。

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-E <sup>3</sup> (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な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) を必要としていたため、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、インパクト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。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 and 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	SELENE-R
	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, SELENE-R
	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), SELENE-R
	Dust & Blast Ejecta:	Robotic mission, Ground activity	SELENE-R
	Plasma Environment & Charging	Robotic mission	Future mission
	Lunar Mass Concentrations and Distributions	Already enough data	Kaguya (SELENE)

### 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)、2020 年 6 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 時間の軌道決定を行い、月衝突軌道への軌道制御(DV1)をガスジェットスラストにより実施する。(約 15 m/s)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  $\Delta V$ (TCM)を翌日に実施する。

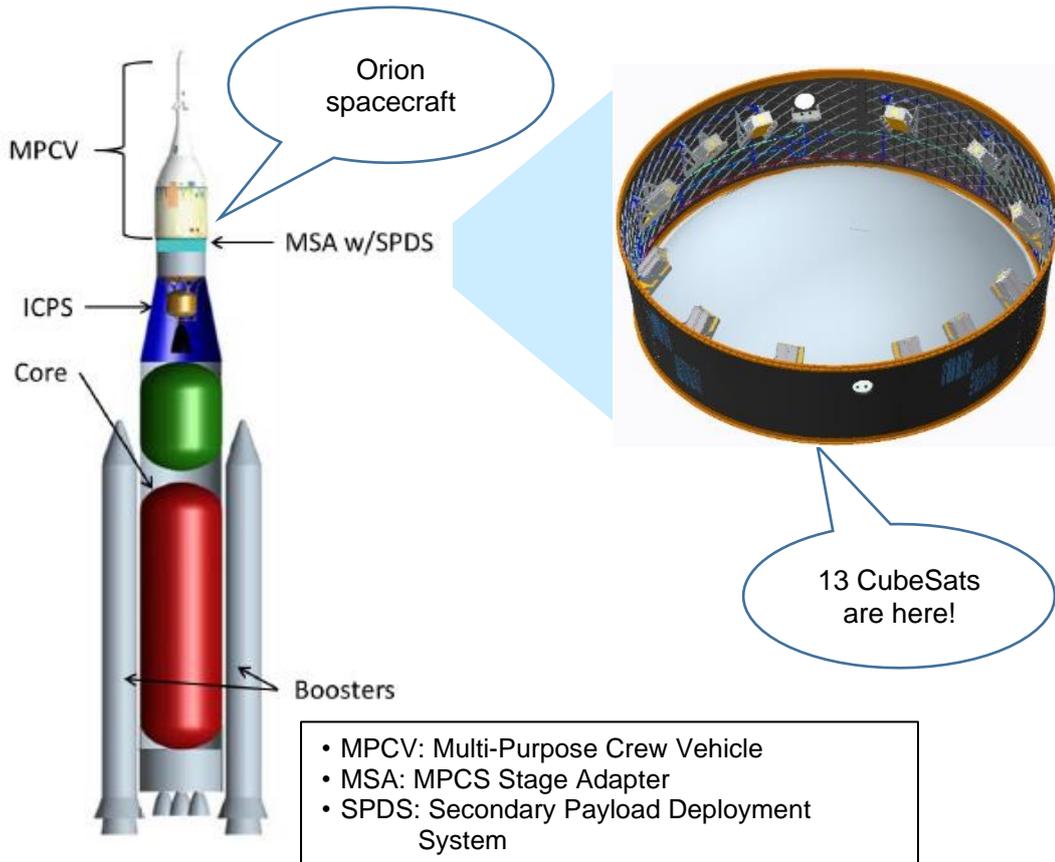


図 11.1-1 SLS と CubeSat の搭載位置

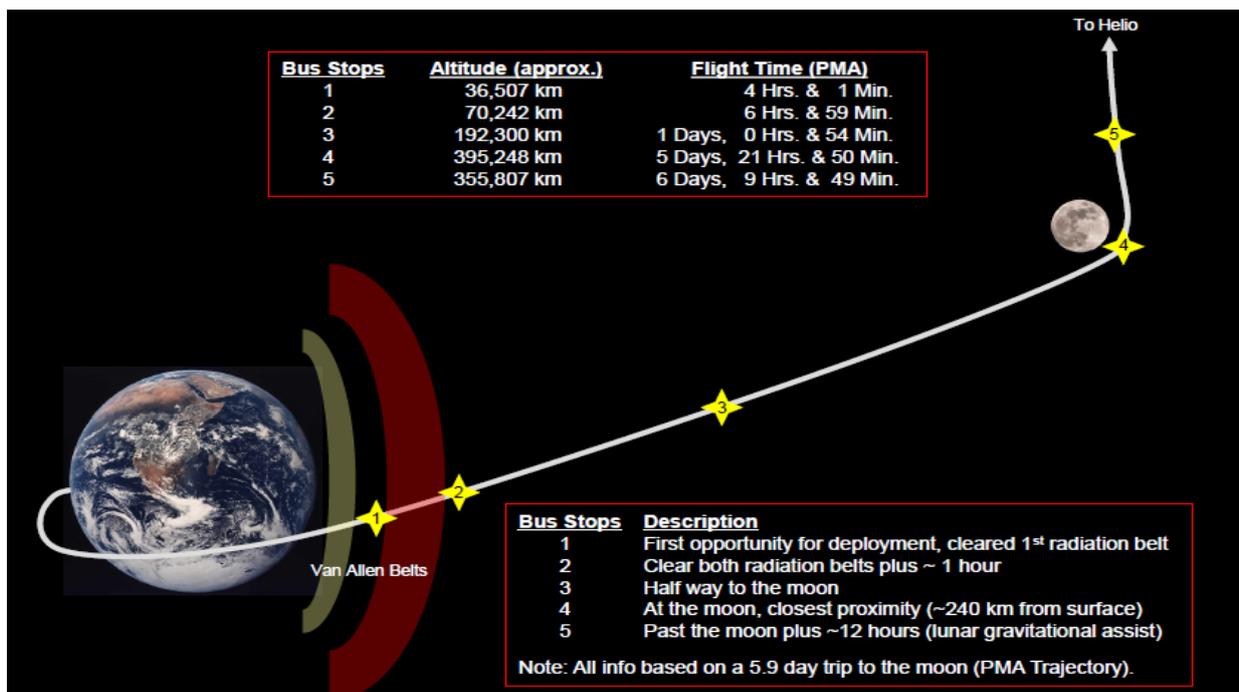


図 11.1-2 CubeSat の分離タイミング

打ち上げ後4～5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)までスピニングアップする。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ュャブル材料であり、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ュ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は、エアバッグが衝撃を吸収する。エアバッグも、SP 搭載機器への衝撃を 8500G 以下に抑えるように設計されている。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°C)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°C)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。

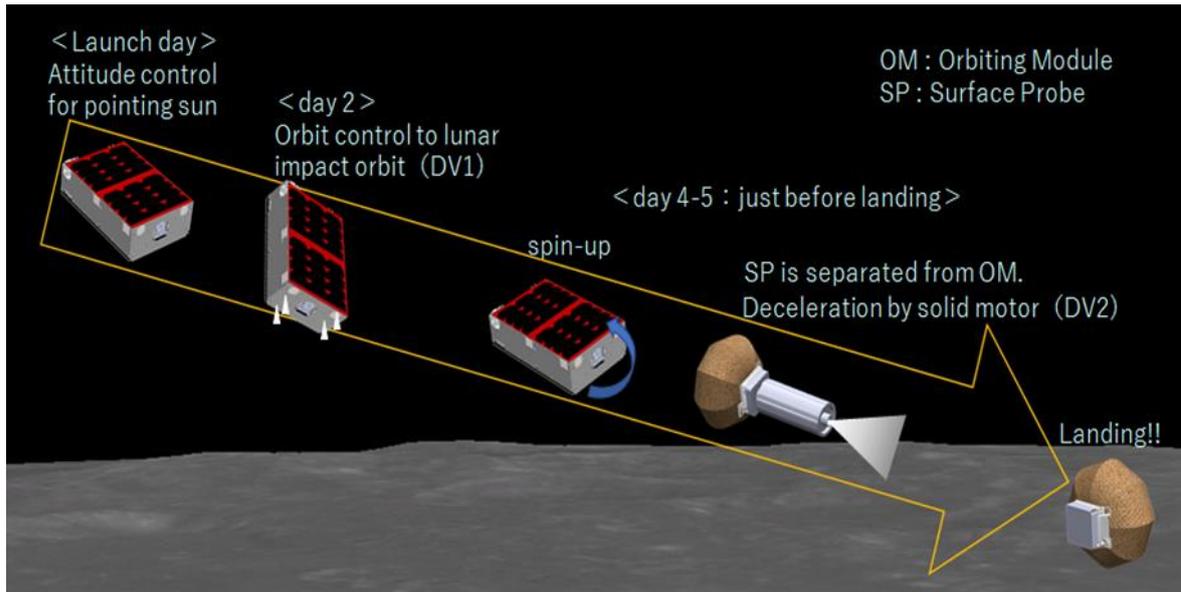


図 11.1-3 ミッションシーケンス

#### 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 11.5-3 に示す。

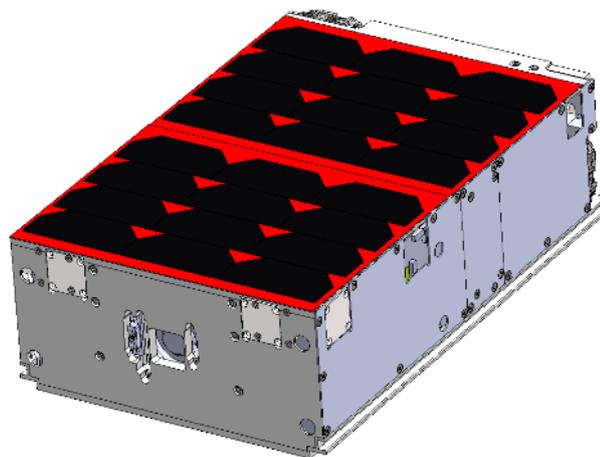


図 11.1-4 探査機の外観図

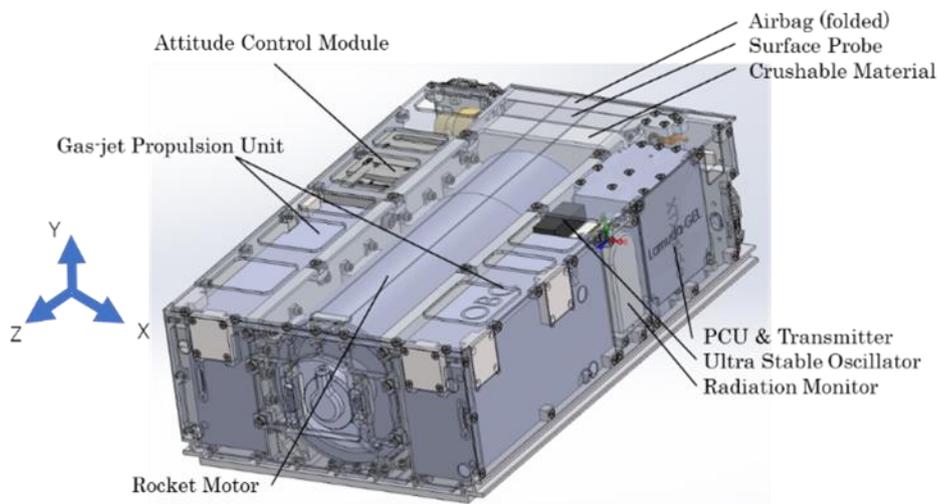


図 11.1-5 探査機の透視図

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) 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 推進薬: R236fa Isp: 40 sec スラスト 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(EM-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・余力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、2020 年 6 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 上段はデブリとにならないために、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。

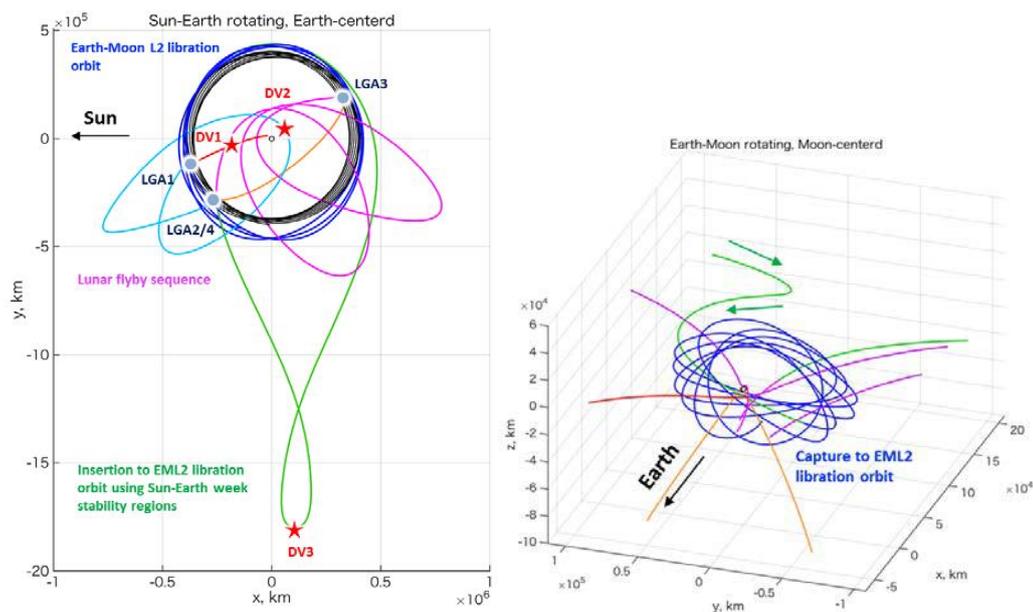


図 11.2-1 EQUULEUS の軌道例

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ならない。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。

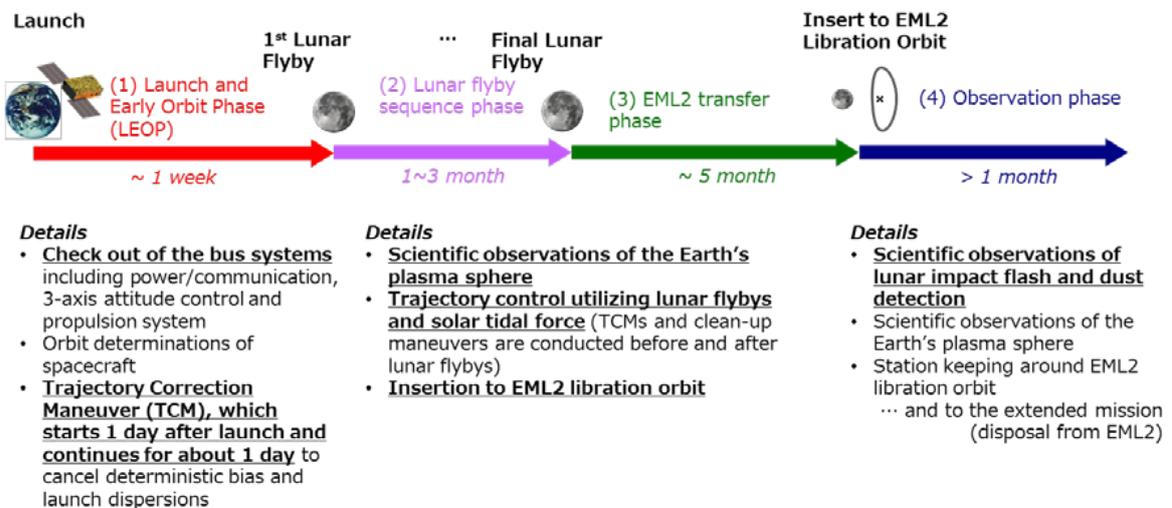


図 11.2-2 各ミッションフェーズの運用概要

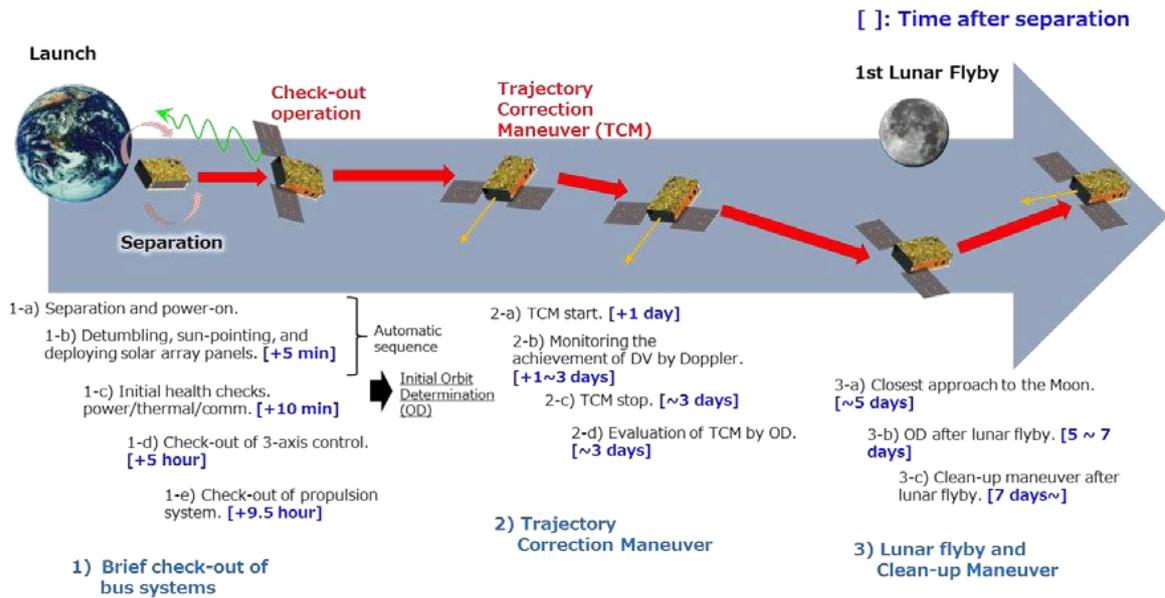


図 11.2-3 初期運用(LEOP)での運用項目

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。

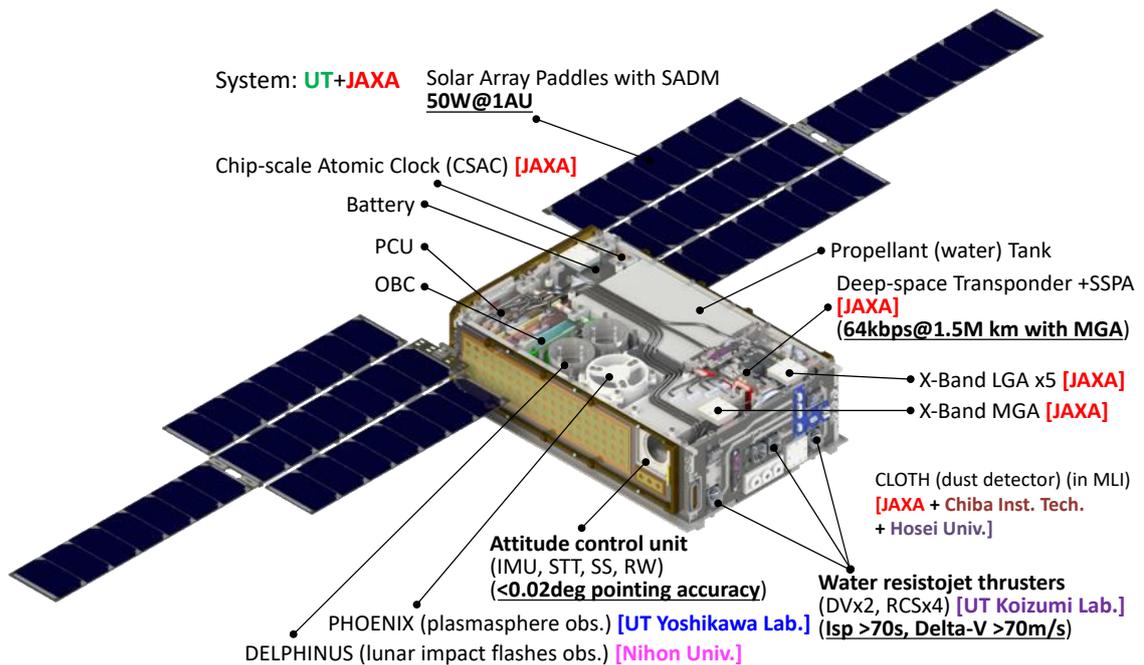


図 11.2-4 EQUULEUS の機器構成と機器開発担当機関

### 11.3. SLIM

#### 11.3.1. ミッションの目的

小型月着陸実証機 SLIM34は、小型軽量の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)のものである。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。

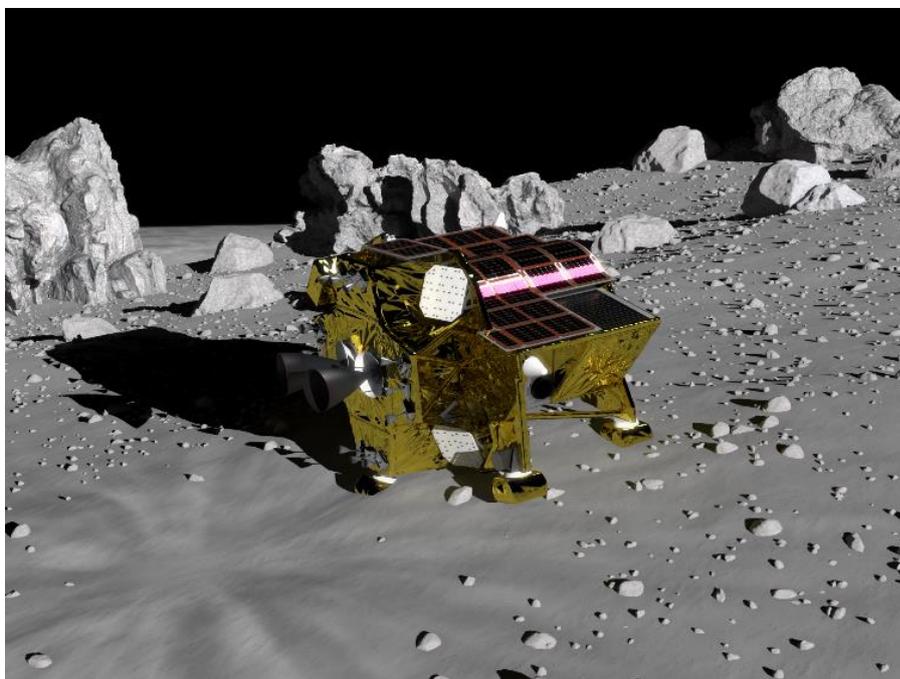


図 11.3-1 着陸後の SLIM 探査機(想像図)

<sup>34</sup> 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	<p>小型軽量の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</p> <p>【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。</p>	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	<p>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。</p> <p>【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</p>	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	<p>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。</p> <p>【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。</p>	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の実行し、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。

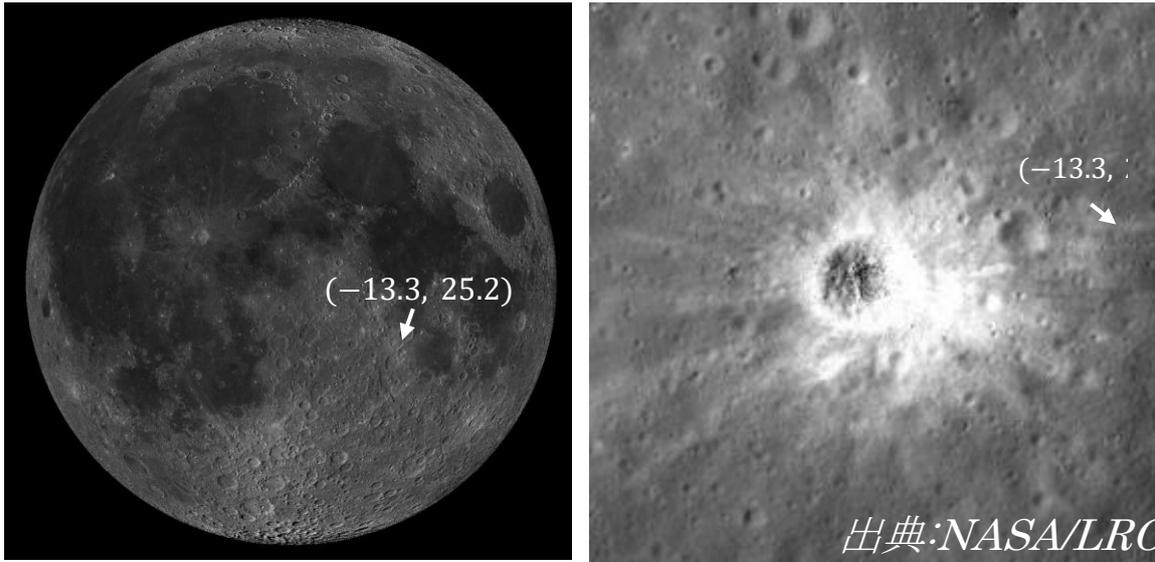


図 11.3-2 着陸候補地点

#### 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 級スラスト 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トが搭載される。

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。

小型軽量の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、推進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ー、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進供給系等である。

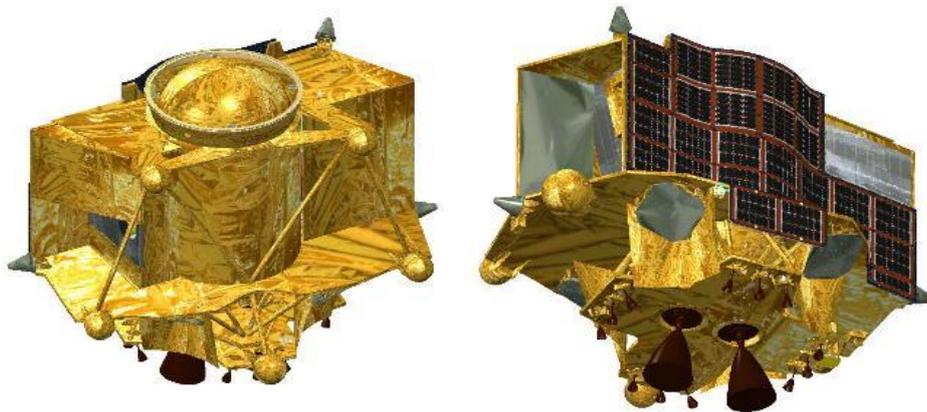


図 11.3-3 SLIM 探査機外観図

## 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。

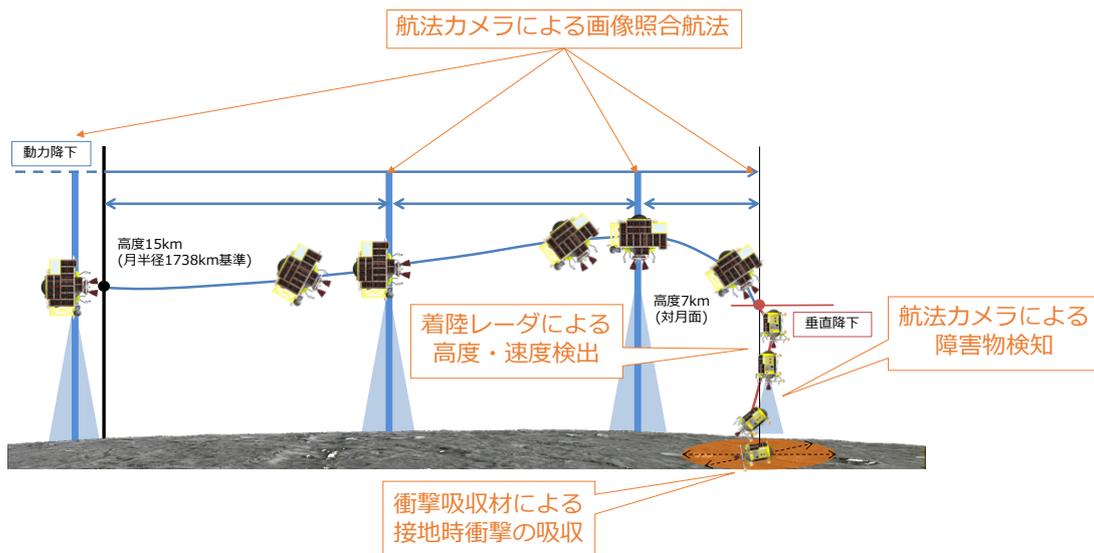


図 11.3-4 飛行プロファイル

## 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より、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於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をさらに発展させるとともに、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、2018 年 1 月に公表した Global Exploration Roadmap 第 3 版(GER3)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ン「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検討されている。

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。水氷資源の観点では、水氷は、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。水氷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。上記の GER3 にはミッションシナリオだけでなく、今後の探査活動を進める上で重要な Preparatory Activities が取りまとめられており、“In-Situ Resource Utilisation and the Lunar Poles”が重要な活動の一つとして記載されている。また、本ミッションは「JAXA’s Resource prospector」として掲載されている。さらに、ISECG は、これらの 2020 年代に計画された上記の多数のミッションを協調して実施するために、「Mission Coordination Dialogue (MCD) Team」が設立され、効率的な月極域の水氷探査についての議論が行われている。

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。

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。先ごろ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ミッションを提案し、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。その中の一つとして、NASA RP ミッションとの協働の可能性を探るため NASA と Letter of Agreement を交わし Joint Study を 2013 年から実施した。ミッションの技術的な成立性を確認しものの、残念ながら Joint Study は、2017 年 3 月に終了している。その後、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ている。2017 年度には、“Joint report on a Joint Lunar Polar Exploration Mission Between ISRO and JAXA” を取りまとめた。また、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。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、ミッション実施に必要な重力天体表面探査技術の確立、科学観測、環境調査も当然のことながら実施する。

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(H<sub>2</sub>O)の量に関するグラウンドトル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。もし月面上に大量の水があり、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、エネルギーの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、月極域探査へ我が国の参画が遅れることは、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。そのため、できるだけ早期の実施が必要である。

### (3) 科学的観点

極域の水氷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、単に水氷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。水氷が、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。月面の水氷は、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。

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、本ミッションの科学的側面の検討が行われ、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。現在の計画では、日照時間の長い場所に着陸することを考えているため、いわゆる14日間の越夜技術の実証は行わないが、さらに厳しい永久影内での活動を予定している。そのため、今後の探査活動の基礎となる熱制御技術の開発、実証を行う。

#### 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トン強である。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LTO直接投入をベースラインとし、オプションとしてGTO打上も検討している。なお、GTO打上の際にはGTOからの軌道変更のため、第3段に相当する推進モジュールを用いる。

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、スロープを用いてそれぞれのローバを展開し、ローバに搭載された観測機器で水氷の探査を行う。探査領域は事前に水氷の存在可能性や、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、ミッション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（JAXA 側から着陸機の一部サブシステムを提供する予定である）。現状の設計では、着陸ペイロード質量は最大 600kg である。ただし、これらは、現時点の前提であり、国際協働の分担状況等により大きく変更となる可能性もあるため、柔軟に対応できるよう、幅広い打上能力や探査機構成で検討を行っている。

表 11.4-1 月極域探査ミッションの概要

打上年度	2020 年代前半
打上ロケット	H3 ロケット
軌道	LTO 直接投入
打上時質量	約 6 トン
ペイロード質量(ローバ、観測機器含)	350~600kg
運用期間	半年以上を目標
着陸地点	月の南極域
ミッション機器	水氷探査機器、科学探査機器、環境計測機器

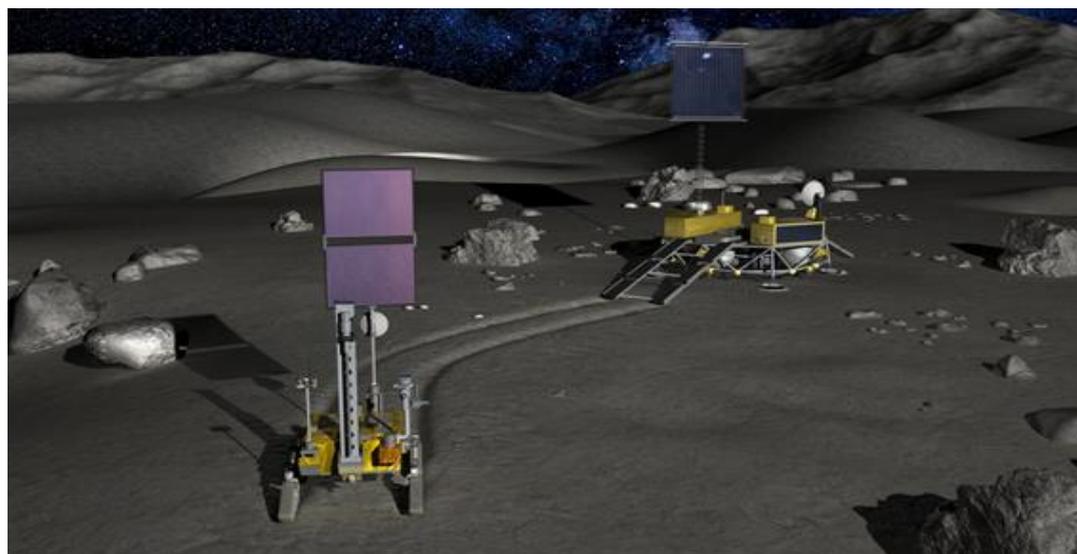


図 11.4-1 探査時のイメージ図



図 11.4-2 分担案

#### 11.4.4. ミッション運用コンセプト

ミッションの運用の流れは以下のとおりである。なお、水氷探査以外のミッション機器の搭載や実証は、搭載可能質量に依存し、現状の検討では十分な精度が無い。今後の探査機設計の進捗に応じて、搭載機器の選定をしていくことになる。

- 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

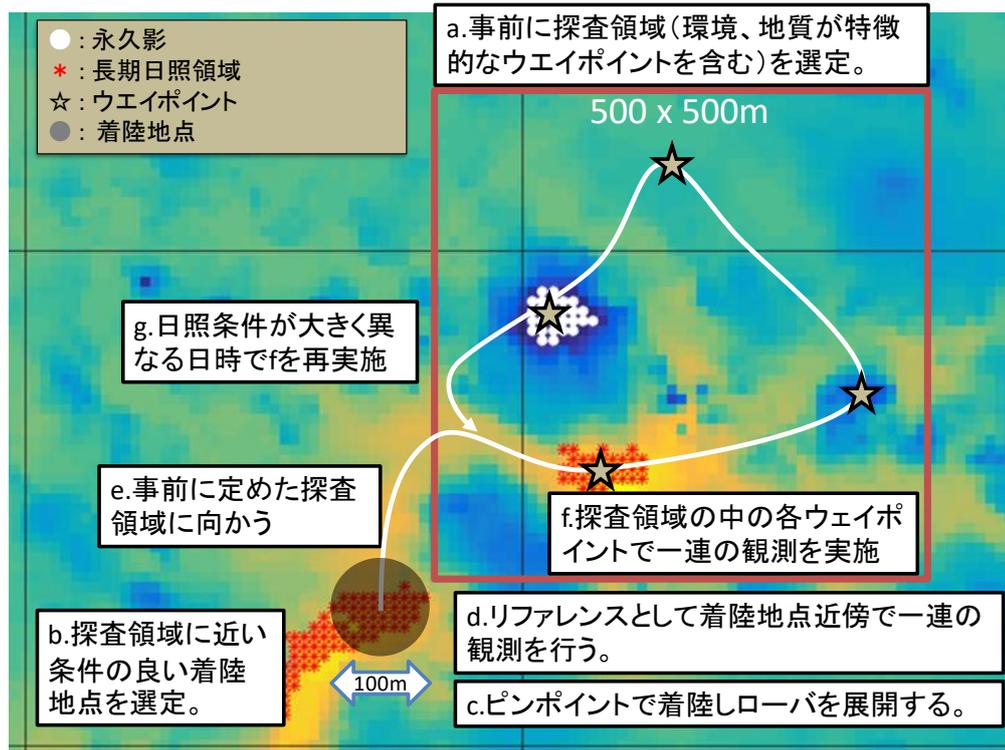


図 11.4-3 揮発性物質探査の観測運用の概要

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モデル観測機器と運用を考えている。

#### 1) 疎観測

事前に選定した探査領域内のウェイポイント周辺を走行しながら地下 2m 程度までの誘電率分布を①地中レーダーで、水素原子分布を②中性子分光計で観測を行い、水氷分布の可能性のある領域を識別する。同時に、③イメージング分光計(可視～赤外)により、走行しながら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)。

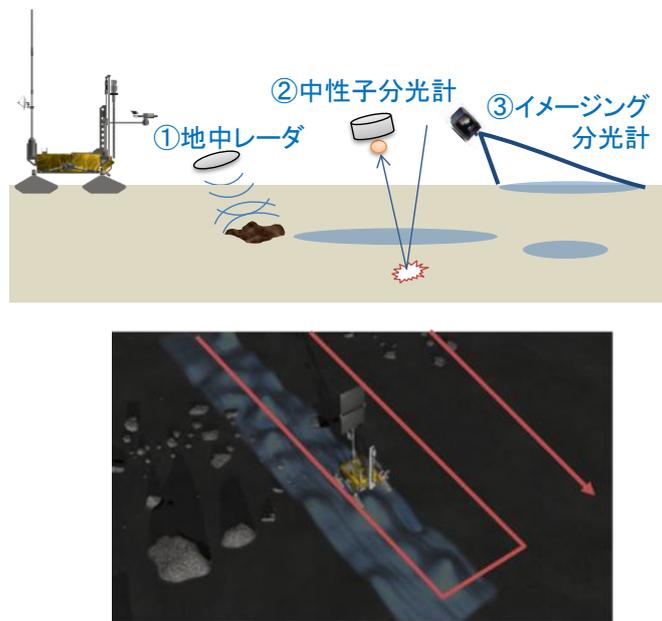


図 11.4-4 疎観測の概略イメージ

## 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

オーガ掘削の排土から採取したサンプルを④熱重量分析器に移送。サンプルを加熱し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(H<sub>2</sub>O か否か)を⑤質量分析計で、水の同位体分析(D/H 比等)を同位体分析装置で行う(図 11.4-5)。

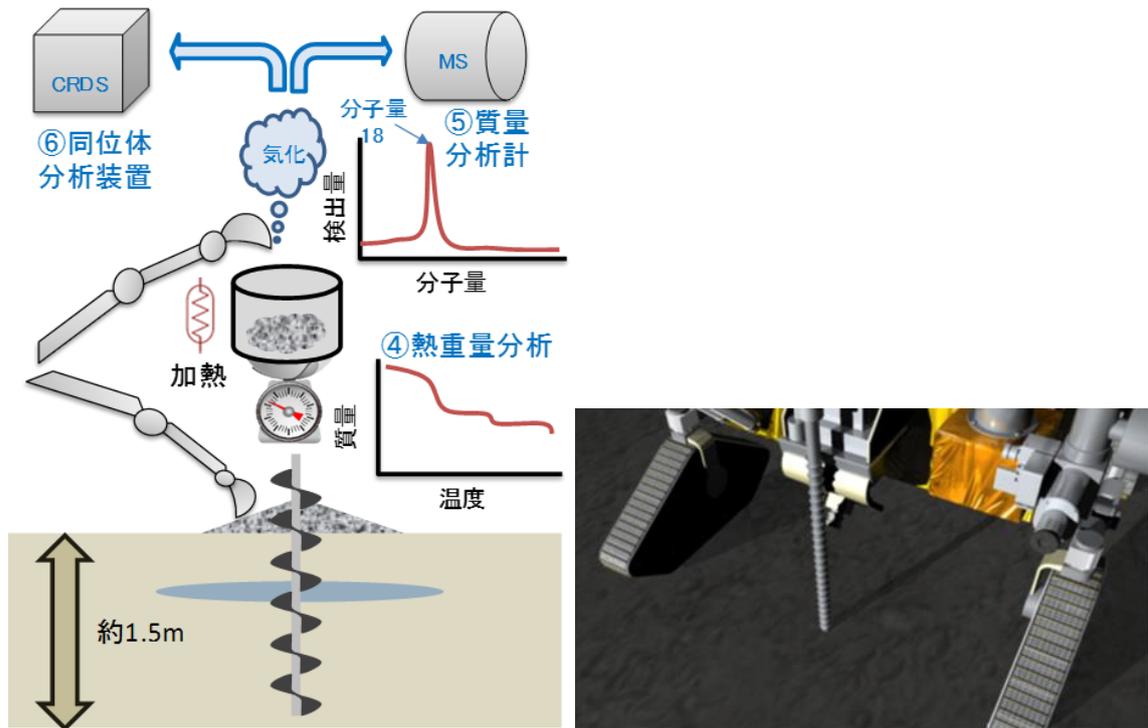


図 11.4-5 詳細観測の概略イメージ

#### 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) 近傍に水氷の存在する確率が高い場所 (Ice Depth)

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 (Days of Sun)

1年以上の長期観測を目指していることから、少なくとも6ヶ月程度連続した日照があり、年間の日照率が80%を超える場所を検討している。

(3) 地球との直接通信が可能な場所 (DTE com.)

中継衛星は想定していないので、ミッション期間中は地球との直接通信が可能である必要がある。

(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に、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ため、着陸機の障害物検知・回避機能、着陸脚の性能への要求は低くなる。

(5) 地質的に興味のある場所であること

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。いずれにしても、着陸地点候補としては数百m程度の領域が点在しているため、100m以内の着陸精度がシステム要求となっている。

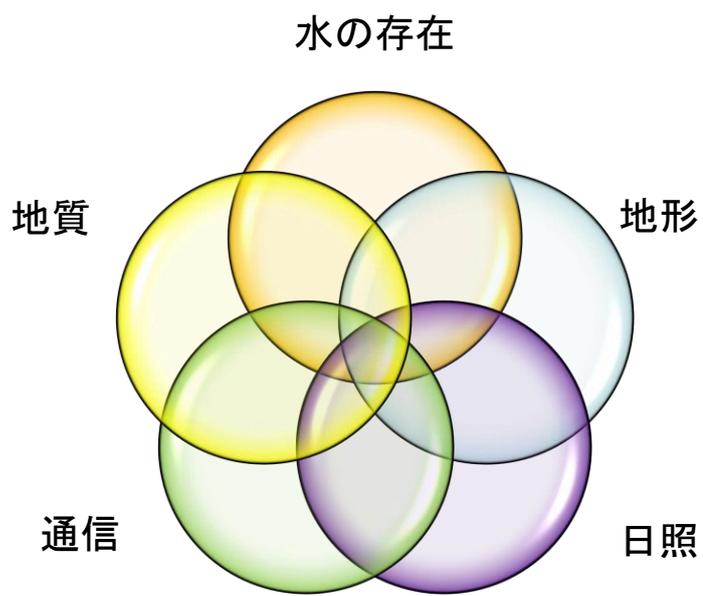


図 11.4-6 着陸地点検討に必要な条件

## 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、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 of 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。

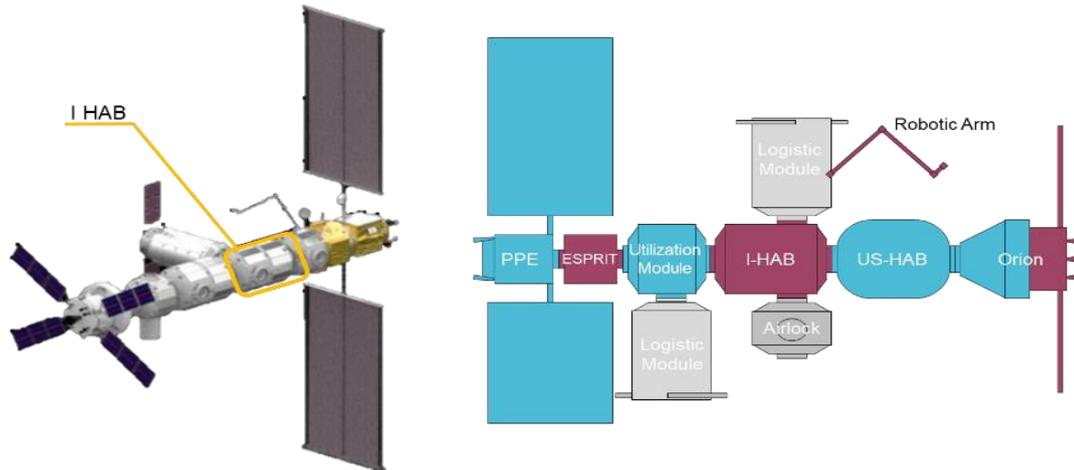


図 11.5-1 Gateway 構成図

### 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 年に打ち上げを行う。追加の ECLSS 装置を後から Logistic Module により装置単位で打ち上げ、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。

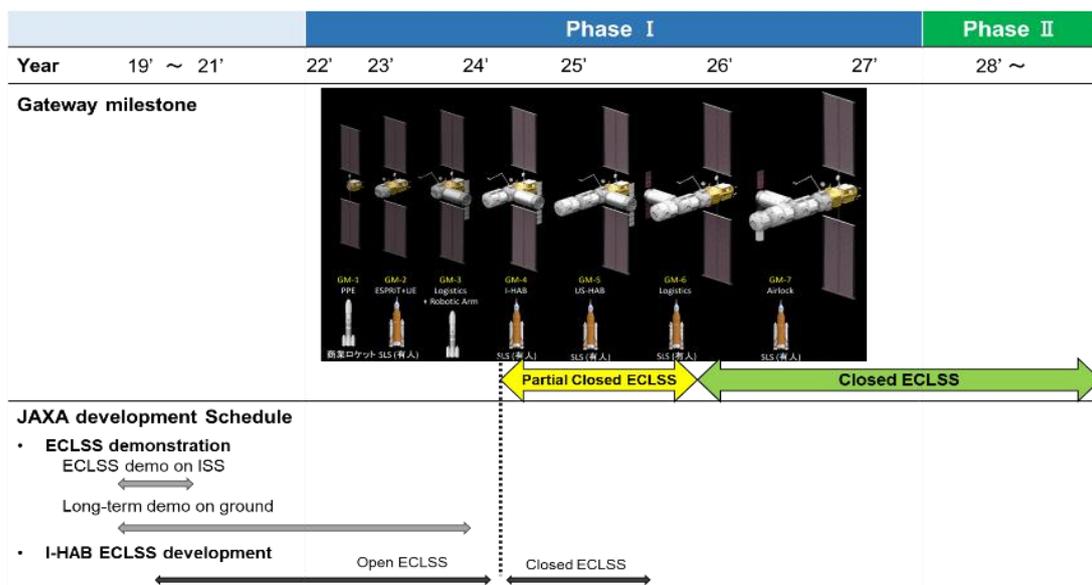


図 11.5-2 Gateway と I-HAB 開発シナリオ

(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:  $\Phi 4.2\text{m} \times 5.09\text{m}$  (0.6m の endcone を除く)
- ・ 打上質量: 8675 kg
- ・ 居住空間:  $31.346 \text{ m}^3$
- ・ 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

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°C から 27°C に、露点を 4.4°C から 15.6°C 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<sub>2</sub> 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<sub>2</sub> 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<sub>2</sub> 回収を行い、キャビンの CO<sub>2</sub> 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<sub>2</sub> 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。

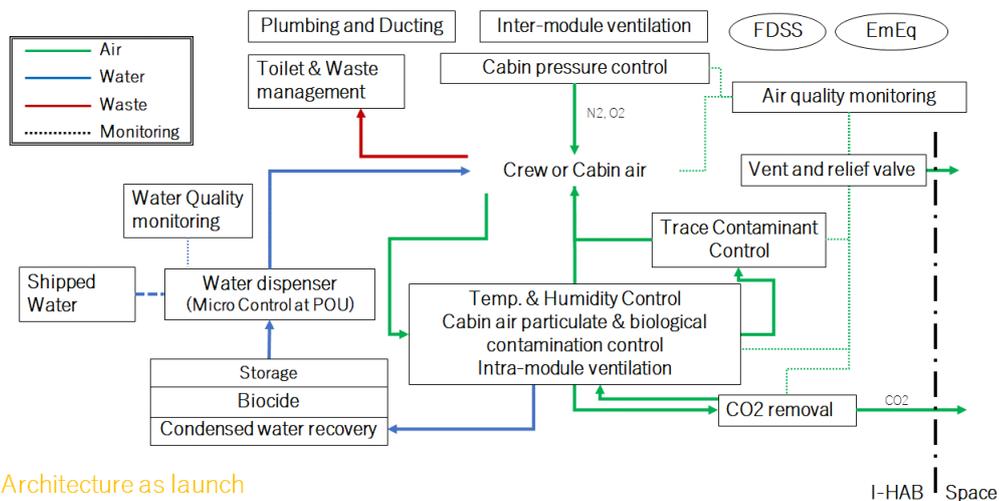


図 11.5-3 ECLSS 系統図(Partial Closed ECLSS)

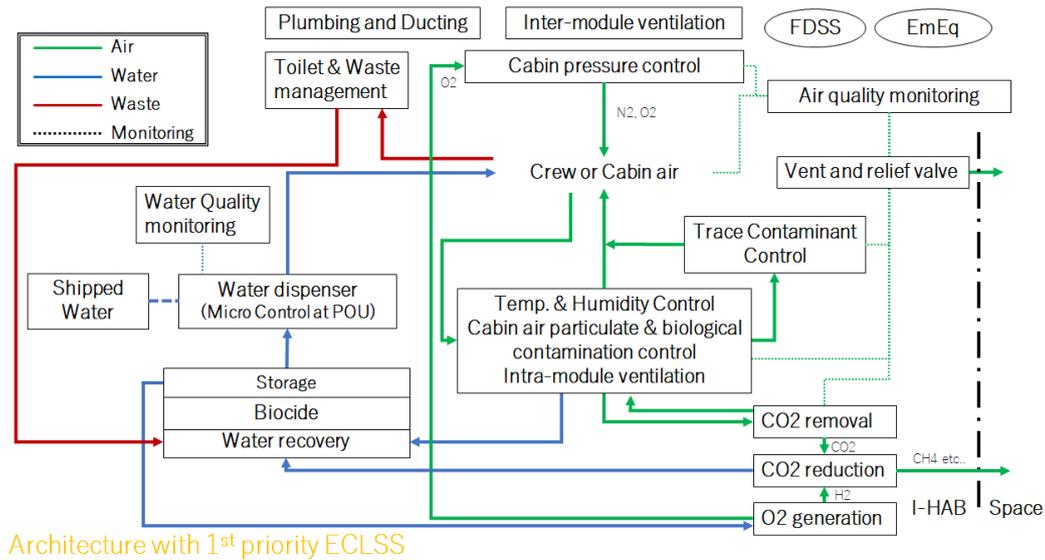
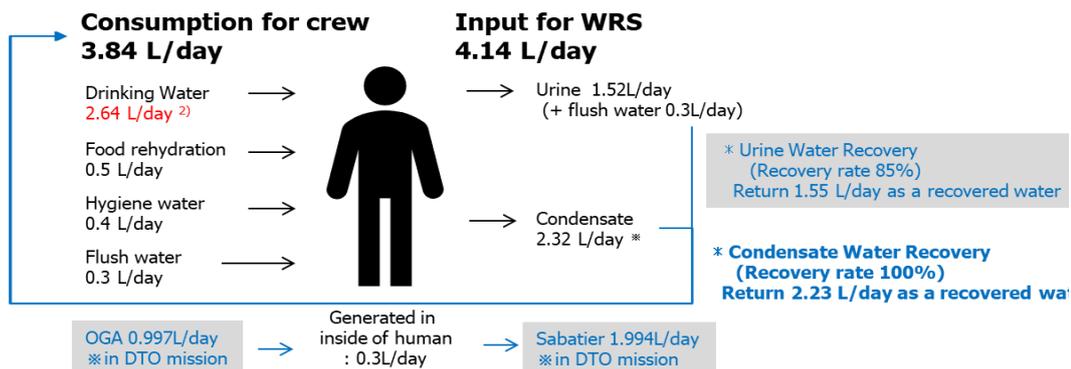


図 11.5-4 ECLSS 系統図 (Closed ECLSS)

➤ 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。



- 1) Assumption Value refers BVAD and "Updates to "logistics need for future Human Exploration beyor
- 2) Drinking water amount set referred the balance of water, and including margin 1.2
- 3) Potable water for contingency are considered separately from human consumption e.g. medical,

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-haven7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]
<b>For WRS</b>	Condensate Water	2.32	9.3	278	278 (100%)
	Urine (including flush)	1.52 + 0.3	7.3	218	0
	<b>[Total]</b>	<b>4.14</b>	<b>16.6</b>	<b>497</b>	<b>278</b>
<b>Consumption</b>	Drinking Water	2.64 <sup>2)</sup>	10.6	316	Resupply 183 L of potable water
	Food Rehydration	0.5	2.0	60	
	Hygiene water	0.4 <sup>4)</sup>	1.6	48	+Safe-haven 108 L, 568L in total
	Flush water	0.3	1.2	36	
	<b>[Total]</b>	<b>3.84</b>	<b>15.4</b>	<b>460</b>	

- 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]
<b>For WRS</b>	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%)
	<b>[Total]</b>	<b>4.14</b>	<b>16.6</b>	<b>497</b>	<b>524</b>
<b>Consumption</b>	Drinking Water	2.64	10.6	316	
	Food Rehydration	0.5	2.0	60	
	Hygiene water	0.4	1.6	48	
	Flush water	0.3	1.2	36	
	OGA	0.997	3.987	119	
	<b>[Total]</b>	<b>4.84</b>	<b>19.4</b>	<b>582</b>	

Resupply 58 L of  
potable water  
in final  
configuration

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<sub>2</sub> 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、以降は水のため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

Mission	ECLSS	Amount of water consumption[kg]	Recovered water [kg]	Resupply amount			Reference (No CWRS)
				DTO equipment mass [kg]	Resupply amount of water [kg]	Resupply amount of Oxygen including tank [kg]	Total amount of resupply [kg]
0				-	568	209 *	777
1	Open ECLSS	460	278	-	182	209 *	391
2	OGA	580	278	226	302	0	528
3	OGA+WRS	580	464	258	116	0	374
4	OGA+WRS+Sabatier	580	524	72	57	0	129

\* Required O<sub>2</sub> amount is 0.92kg/CM-day, 110.4kg for 4 crew and a 30day mission.  
27.8kg O<sub>2</sub> 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 Gateway-I-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

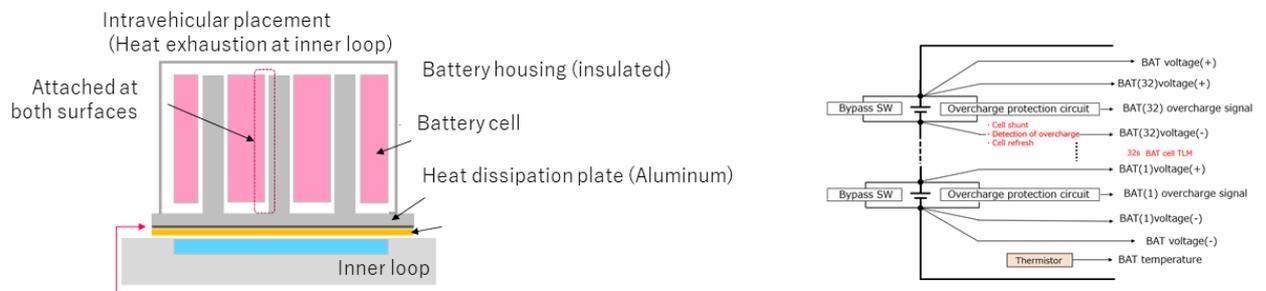


図 11.5-7 全固体電池コンセプト

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。

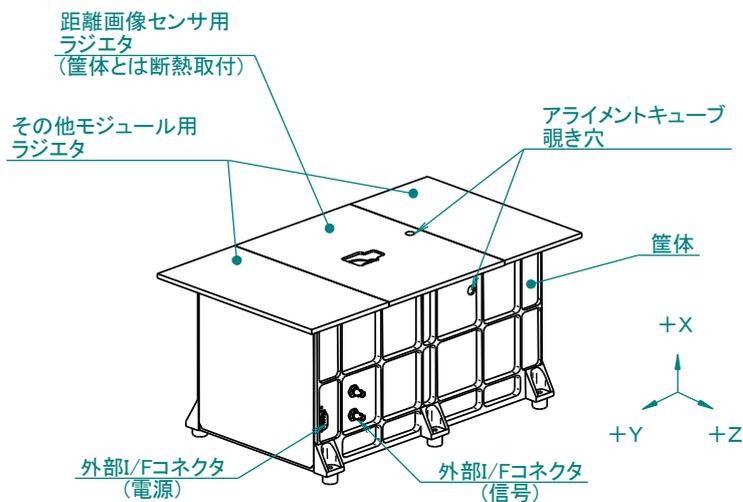


図 11.5-8 ランデブ・ドッキングセンサ概要

#### 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 Configuration)。
- 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 Configuration とする。

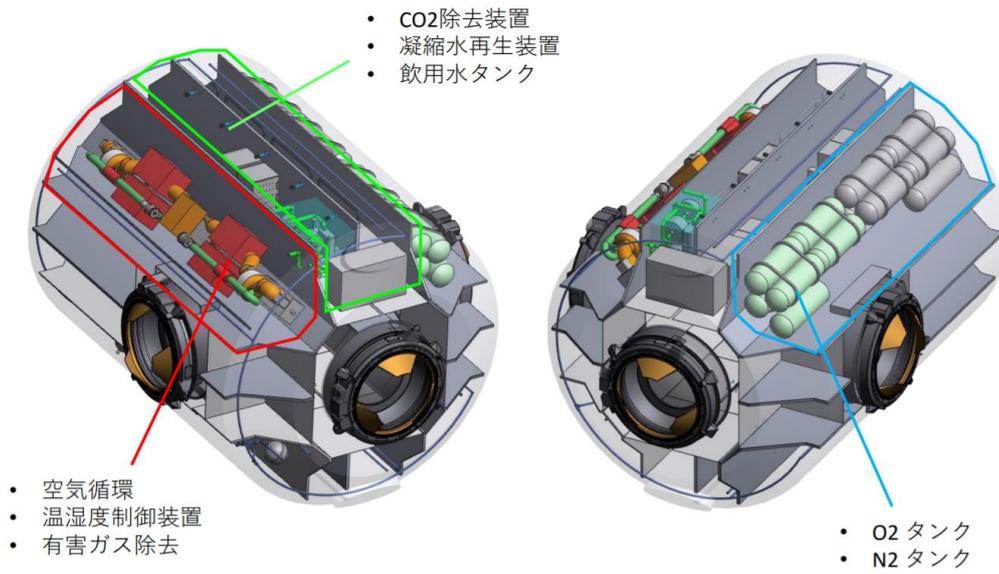


図 11.5-9 IHAB 機器レイアウト図(案)

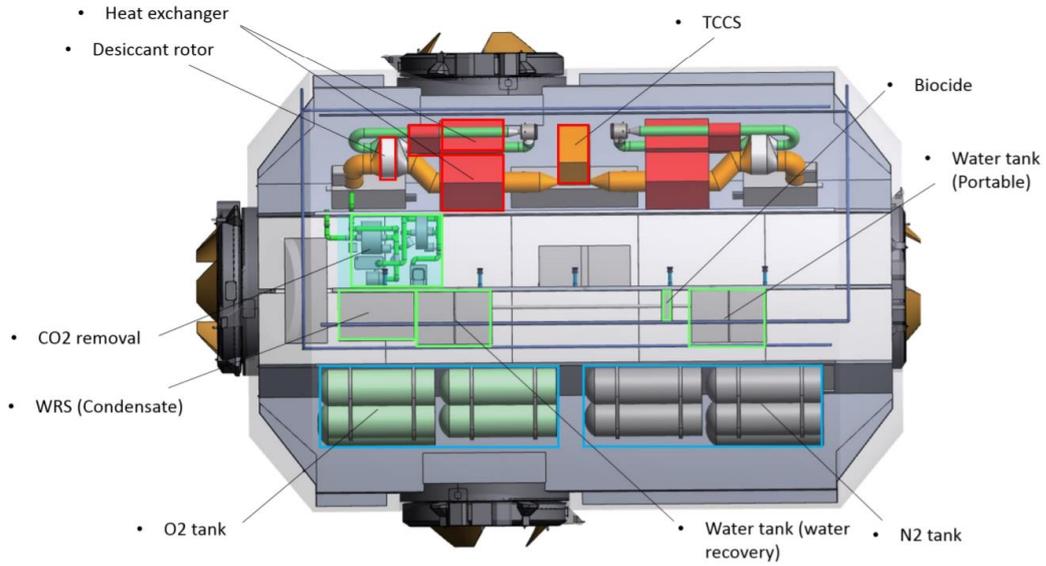


図 11.5-10 IHAB 機器レイアウト図(案)

(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	φ 350x1016; 0.098m3	Assuming 70MPa Tanks	JAXA
	N2 tank with regulator	1	43					
	O2 tank with regulator	1	24	φ 350x1016; 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						
Dispenser	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
<b>Total</b>			<b>Total Mass [kg]</b>	<b>Total ave. Power [W]</b>	<b>Total Max. Power [W]</b>			
			<b>1333.0</b>	<b>4281.0</b>	<b>6054.4</b>			

## 11.6. 目的及び背景

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。

図 11.6-1 に JAXA の国際宇宙探査シナリオを示す。

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「こうのとりの 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。2019年3月5日に開催された、国際宇宙ステーション多数者間会合にて合意された Gateway に関する日本を含めた各国の分担案を図 2 に示す。

本稿では、Gateway 及び深宇宙補給を担う、開発中の HTV-X を活用した月補給ミッションの概要及び課題を紹介する。尚、本稿で紹介する Gateway 及び月補給ミッションの概要は、Preliminary な検討結果に基づくものであり、今後の検討により随時更新されるものである。



図 11.6-1 JAXA の国際宇宙探査シナリオ

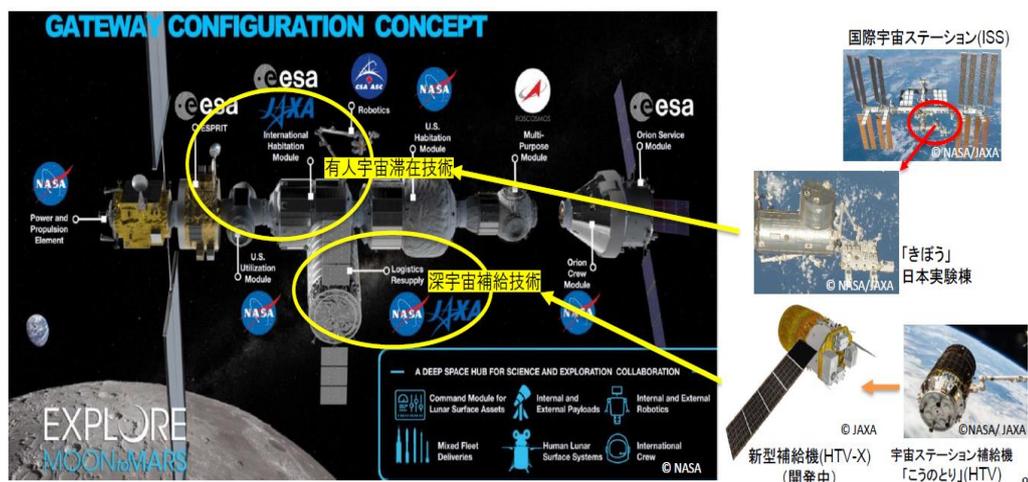


図 11.6-2 Gateway における各国の役割分担

### 11.6.1. Gateway 概要

#### 11.6.1.1. Gateway 計画と目的

2018年2月に米国が各国と共同で月の周回軌道に有人拠点を構築する Gateway 計画(月軌道プラットフォームゲートウェイ; Gateway, Lunar Orbital Platform-Gateway)を発表した。

Gateway は高出力の電気推進システム, クルーが滞在するための居住モジュール, ロボットアーム, および船外活動機能などが備えられ, 地球と月面との通信中継機能により科学的に興味深い月裏側や極域の探査に新しい機会をもたらすことが期待されている。

Gateway の目的を以下に示す。

#### 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

#### 11.6.2.コンフィギュレーション

Gateway 計画は, Gateway の最小構成の組立と米国人宇宙飛行士の月面着陸を目指す phase1 と以降の Gateway 完成組立と Gateway を活用した本格的な探査を目指す phase2 に分かれる。Gateway 完成組立コンフィギュレーション構想を図 3 に示す。phase1 では, 4 人の宇宙飛行士が 10~30 日間滞在し, 将来的には数 100 日程度の長期滞在が可能な有人拠点となる予定である。

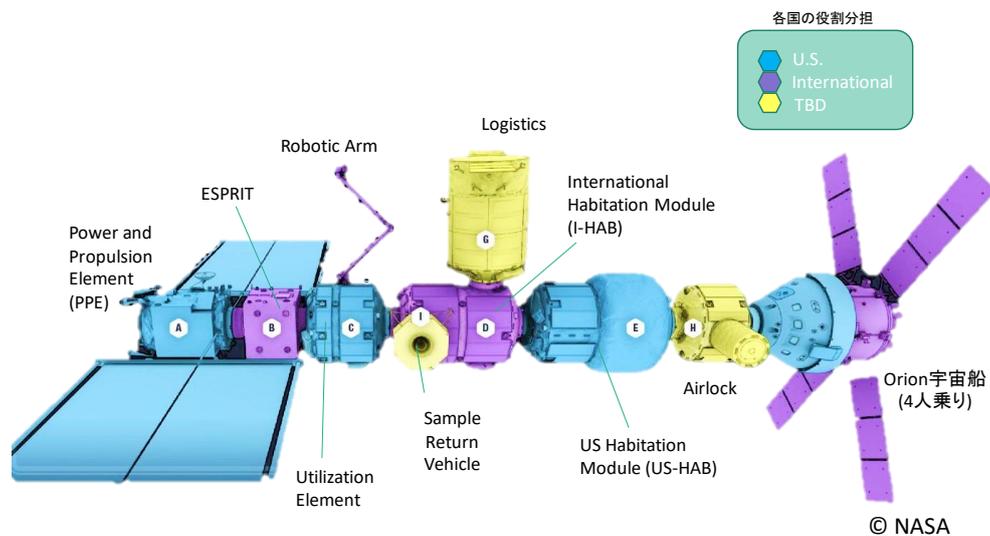


図 11.6-3 Gateway コンフィギュレーション構想

### 11.6.3.軌道

Gateway の軌道は Near Rectilinear Halo Orbit(NRHO)と呼ばれる, 月を南北に回る長楕円極軌道(近月点:約 4000km, 遠月点:75000km)である。NRHO のイメージを図 11.6-4 に示す。

NRHO の利点は以下の通りである。

- ・ 軌道面が常に地球を向くため, 地球との通信可視が常時確保される。
- ・ 地球からの輸送エネルギーが月低軌道までの 70%程度であり, 月近傍までの輸送コストが比較的小さい。
- ・ 月の南極の可視時間が長く, 南極に建設が計画される月面基地との通信中継として都合がよい。

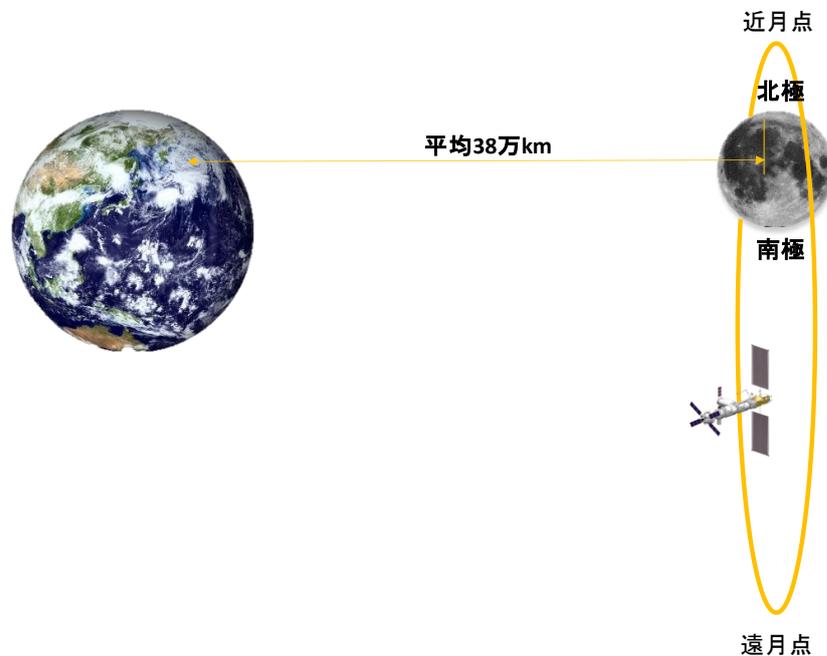


図 11.6-4 NRHO

## 11.6.4.国際宇宙ステーションとの比較

ISS と Gateway の大きさ・質量等の比較を表 11.6-1 及び図 11.6-5 に示す。

表 11.6-1 ISS と Gateway の比較

	ISS	Gateway (予定)
大きさ	約 108.5m×72.8m (サッカー場)	図 5 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 将来的に数 100 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

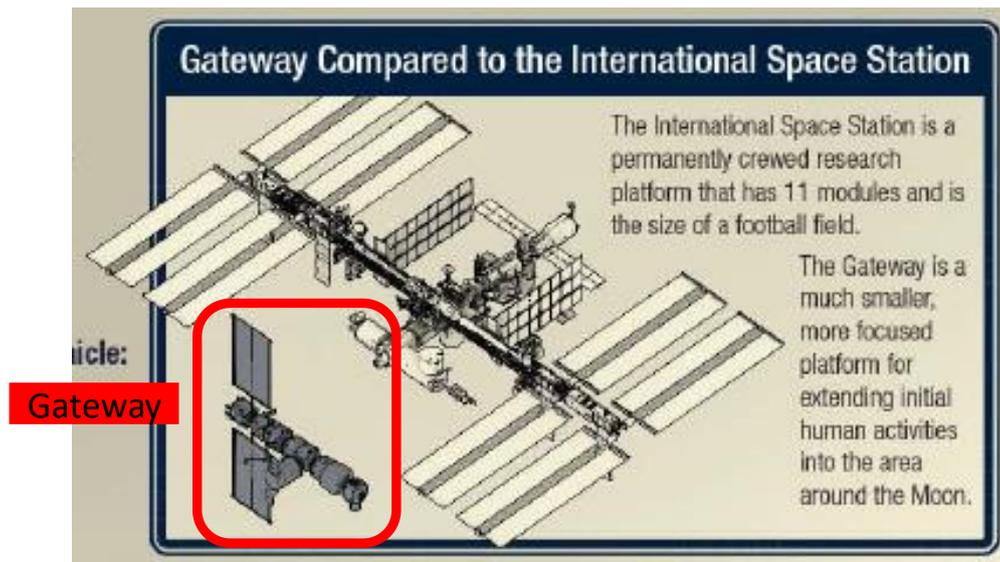


図 11.6-5 ISS と Gateway の大きさの比較

### 11.6.5.HTV-X を活用した月補給ミッションの概要

#### 11.6.5.1. ミッション定義

Gateway 計画における必要補給量に対し、NASA が計画する補給計画では補給能力不足が想定されている。不足分の物資を、HTV-X で輸送することを検討する。補給対象は、与圧・曝露物資に加え、Gateway の電気/化学推進系の推薬(キセノン/ヒドラジン)が想定される。

また、補給能力の余剰分を活用し、HTV-X の機動力を活かして月面観測や小型衛星放出を実施する。

以上を踏まえ、月補給ミッションとして以下の3つを定義する。

- ① Gateway への物資補給
- ② Gateway への推薬補給
- ③ 月面観測/小型衛星放出

尚、月補給ミッションにおける HTV-X の打上げは現在開発中の H3 ロケットによる打上げを前提とした検討を進めている。

#### 11.6.6.Gateway までの軌道遷移

Gateway が設置される NRHO までの軌道遷移は、Weak Stability Boundary (WSB)と呼ばれる低エネルギー遷移を利用する。

WSB は、長期間(約 100 日程度)ではあるが、太陽潮汐力を利用することにより、軌道遷移に必要な  $\Delta V$  量を大幅に低減できる軌道である。その分多くの物資を輸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、Gateway 計画における NASA の無人物資補給機においても、WSB を利用した軌道遷移が想定されている。

#### 11.6.7.ミッションシナリオ

現状、複数のシナリオの検討を進めており、本稿ではその中の一つを紹介する。H3 ロケットで WSB を経由し、NRHO に一気に HTV-X を投入するよりも、輸送質量の観点から、H3 ロケットで Super Synchronous Transfer Orbit(SSTO)と呼ばれる 16 万 km $\times$ 300km の地球周回長楕円軌道に HTV-X を投入し、以降の WSB から NRHO への軌道遷移を HTV-X で行う方が効率がよい。

但し、H3 ロケットの打上能力の制約から、SSTO に HTV-X 相当の約 16 トンの機体を打ち上げることはできないため、サービスモジュールと与圧モジュールを個別に打上げ、SSTO 上でモジュールドッキングを行う。与圧モジュールはサービスモジュールに対して推薬を補給する。

その後、HTV-X は WSB を経由して NRHO まで飛行し、NRHO 上で Gateway とドッキングする。HTV-X は補給完了後、Gateway の廃棄カーゴを搭載し、NRHO を離脱する。さらに、余剰推薬があれば、月低軌道に遷移し月面観測等のミッションを行う。以上のミッションシナリオを図 6 に示す。

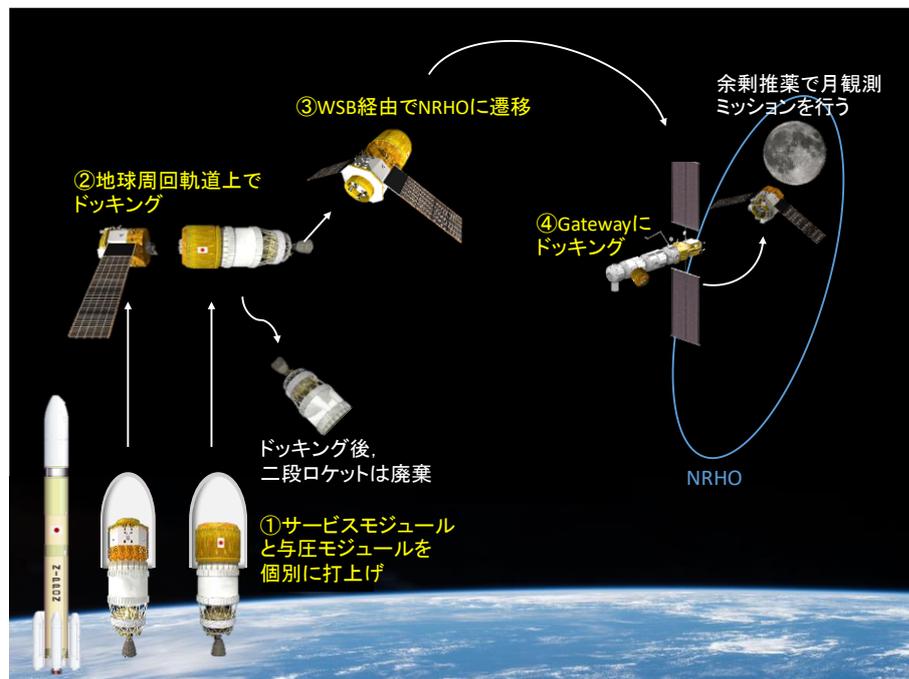


図 11.6-6 HTV-X 月補給ミッションシナリオの1例

### 11.6.8.機体コンセプト

HTV-X は、HTV-X の設計を最大限活用しつつ、月補給ミッションにあたって必要な機能追加を行う。

主な機能追加項目を以下に示す。

- ・ 自動ドッキングシステム(モジュールドッキング, Gateway とのドッキング用)
- ・ 推薬補給システム
- ・ 大型エンジン(軌道遷移用; 現行 HTV のメインエンジンを流用することを想定)

以上を踏まえた HTV-X の機体コンセプトを図 11.6-7 に示す。

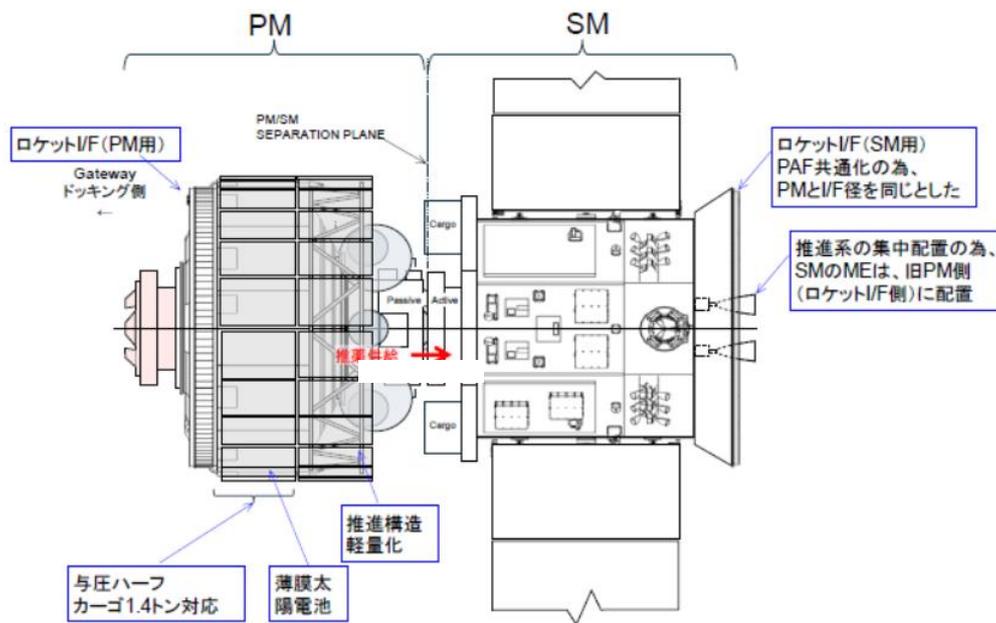


図 11.6-7 HTV-X 機体コンセプト(ドッキング形態)

## 11.6.9. 主要課題

### (1) 自動ドッキング技術

ISS に対して補給ミッションを行う現行 HTV 及び HTV-X は、ISS クルーが操作するロボットアームにより把持され ISS と結合する。一方、Gateway では無人の期間が存在するため、Vehicle 側に自動ドッキング能力が要求されることから、自動ドッキング技術は必須となるが、現状、日本は本技術を有していない。そのため月補給ミッションを実施する前に自動ドッキング技術の獲得は必須である。

自動ドッキングシステムは、ドッキング機構システム、ドッキング航法センサ、及び、ドッキングモニタシステムの 3 つから構成される。

自動ドッキングシステムの構成を図 11.6-8 に示す。特にコア技術となるドッキング機構システム及びドッキング航法センサの開発検討を進めている。

今後、HTV-X2 号機において、技術実証ミッションとして HTV-X に自動ドッキングシステムを搭載し、ISS に対して自動ドッキング技術の実証実験を行う計画を検討中である。

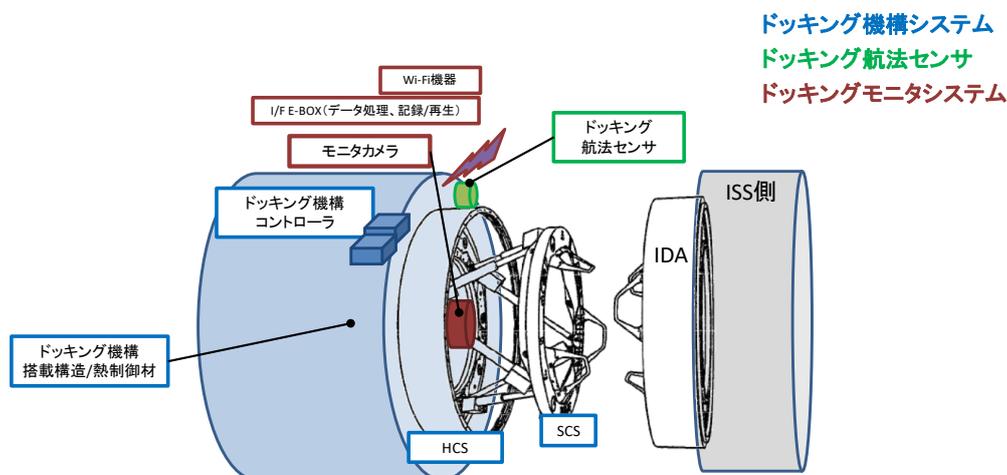


図 11.6-8 自動ドッキングシステム構成

## (2) 推薬補給システム

推薬補給技術は、今後の月以遠の国際宇宙探査を行うにあたって必要性が増すことが想定される技術である。推薬補給は ISS において ATV やプログレスによって実施されている。国内では、1998 年に ETS-7 の模擬推薬による実験例はあるものの、その後、実推薬での実用化には至っていない。

HTV-X で推薬補給を実施するにあたり、推薬補給技術の必要な技術要素を洗い出し、課題・解決方法、及び軌道上実証の意義について整理した結果を図 11.6-2 に示す。

軌道上実証の意義が認められた技術要素について、HTV-X を活用した技術実証計画を今後検討する。

表 11.6-2 推薬補給技術の課題

必要な技術要素	課題	解決方法	軌道上実証の意義
推薬補給方法	・ 補給方式の最適化が必要	・ トレードオフ検討	－(地上検討)
流体 QD (クイックディスコネク ト)	・ 高真空環境で推薬を漏れなく確実に脱着できる流体継ぎ手技術 ➢ 推薬耐漏洩性 ➢ 着脱寿命 ➢ 高圧仕様	・ JEM 等の実績品または民生水素自動車用 QD に推薬適合を持たせる	○(高真空環境)
結合機構	・ 位置決め精度 ・ 結合駆動源の最適化 ・ 真空潤滑	・ 既存海外製の採用または国産開発(JEM 実績品の改良)	－(地上実証可能)
流体駆動技術	・ 圧力コンプレッサーまたはポンプによる流体移送技術 ➢ 推薬耐性 ➢ 高効率化 ➢ 軽量小型化 ➢ 排熱 ➢ 相変化制御技術(キセノン特有)	・ JEM 等で宇宙用ポンプの実績はあるが、推薬耐性等の改修、最適化開発を行う	－(地上実証可能)
気液分離技術	・ 推薬タンク側の加圧ガス開放時に液体推薬を排出しないための技術	・ 表面張力、遠心力等を用いた方式の最適化	○(低重力)
システム	・ 推薬移送手法 確立 ・ システム安全設計	・ 運用方法の確立	◎(運用技術)

#### 11.6.10. おわりに

Gateway 計画は Gateway の構成, Vehicle とのインタフェース等は米国の方針によるところが大きいことから, 米国の動向を注視していくことが必要である。

今後, 打上げロケットによる最適な投入軌道, 機体システムへの追加機能等のさまざまな Option を考慮して, コスト・輸送質量の観点でもっとも効率のよいミッションシナリオ・機体システムを継続検討する。

## 11.7. HERACLES

### 11.7.1. ミッションの目的

HERACLES (Human-Enhanced Robotic Architecture and Capability for Lunar Exploration and Science) は、ESA(リード)、CSA、JAXA の 3 機関共同で検討が進められている有人月探査ミッションのプリカーサミッションで、サブスケールでの技術実証を行うための月面無人探査ミッションである。HERACLES ミッションの目的は以下 3 点である。

- ① 有人月面探査技術の実証  
月着陸、月面移動、深宇宙ゲートウェイとのランデブ等の技術を実証する。
- ② 探査と科学に関する知見の獲得  
その場観測とサンプル回収により、月科学への貢献と有人探査着陸地域の表面環境を把握する。
- ③ 国際協力の推進  
国際宇宙探査ミッション遂行のために真のパートナーシップを築く。

なお、HERACLES は、図 11.7-1 に示すように ISECG の GER 第 3 版の国際宇宙探査ミッションシナリオの中でも、有人月面探査に向けた実証機として位置付けられている。(赤枠部分)



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

HERACLES で実証、獲得した技術は、有人離着陸船へと発展させていく構想である。(図 11.7-2 参照)

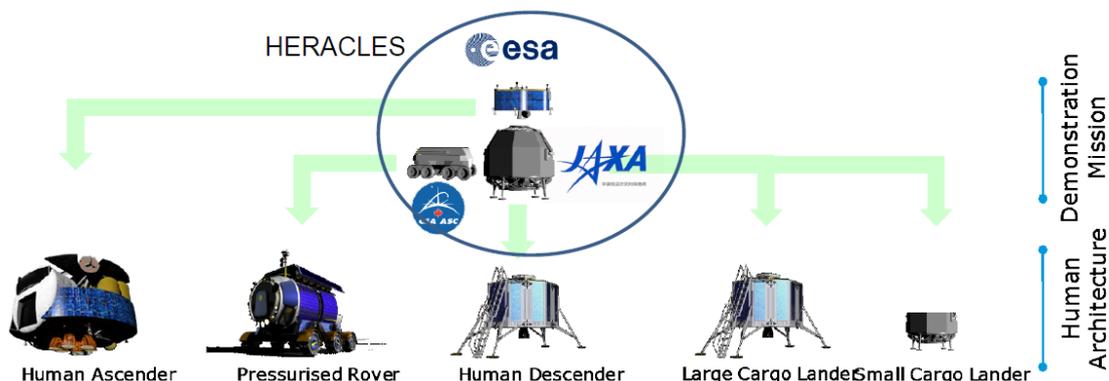
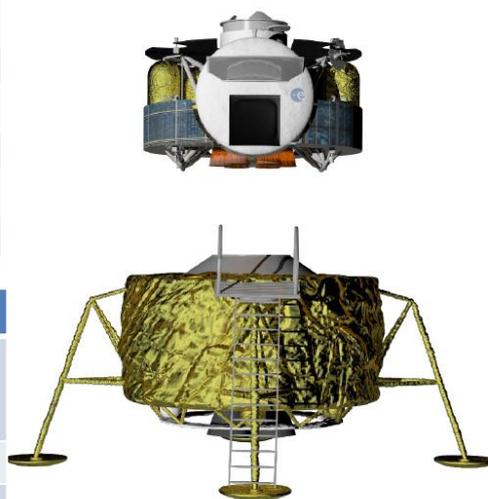


図 11.7-2 HERACLES の発展構想

目標とする有人離着陸船のコンセプトを図 11.7-3 に示す。エンジンは HERACLES 搭載のものをクラスタ化し、推力を増強する予定である。航法誘導制御系等は、有人安全のために HERACLES 搭載機器を冗長化したものを載せる予定である。

有人離陸船コンセプト (ESA)	
人数・期間	4人、4.5日間
与圧空間	13m <sup>3</sup>
機能	Open ECLSS、電力、通信
推進系	メイン: 6kN (MON-MMH)x 8、RCS
ドライ質量	5700kg
推進薬	8500kg(10% margin included)
Wet質量	14200kg

有人着陸船コンセプト (JAXA)	
推進システム	30kN x 3, Isp=370, Pump fed, Throttleable、Boil-off 0.1%/day RCSはStorable
航法センサ	Radar, Flash LIDAR, Visible Camera
ドライ質量	3526kg
推進薬	22670kg(10% margin included)
Wet質量	26196kg



有人月離着陸船概念図

図 11.7-3 有人離着陸船のコンセプト(例)

有人着陸船に向けた有人要求に対する技術実証シナリオを表 11.7-1 に示す。推進系(特にメインエンジン)は HERACLES LDE の推進系から有人要求を取り入れた設計として HERACLES ミッションでその設計を実証する。その他については基本的に冗長化により有人対応を図り、有人着陸船の開発試験や、無人貨物実証フライトの機会を実証する方針である。

表 11.7-1 有人着陸船に向けた実証シナリオ

	HERACLES LDE (開発試験、飛行試験)	有人着陸船 地上試験 (EM、QM 等)	有人着陸船 飛行試験 (無人貨物輸送ミッション)
システム	システム開発手法を実証 ・システム試験 ・輸送、射場組立整備 ・打上、軌道投入、軌道遷移、軌道離脱、着陸（アボートはシミュレーション）	システム開発手法を踏襲し、有人安全要求に合わせて冗長化、開発試験項目追加 ・システム試験（冗長系機能試験含む）	システム機能・性能を実証 ・輸送、射場組立整備 ・打上、軌道投入、軌道遷移、ランデブ、軌道離脱、着陸（アボート、冗長系切替は模擬）
推進系	設計解析手法、主要コンポーネントの機能・性能、 <b>有人要求対応基本特性（強度・寿命）</b> を実証 ・開発試験、実環境運用	設計開発手法、主要コンポーネントを踏襲し、有人安全要求に合わせて冗長化、開発試験追加 ・開発試験（高信頼性試験含む）	サブシステム機能・性能を実証 ・実環境運用
GNC 系 データ処理系 電力系	設計解析手法、主要コンポーネントの機能・性能を実証 ・開発試験、実環境運用	(同上)	(同上)
熱制御系 構造 機構系	設計開発手法、一部コンポーネントの機能・性能を実証 ・開発試験、実環境運用	設計開発手法を踏襲し、機体規模に応じて大型化。一部コンポーネントは冗長化して適用 ・開発試験	(同上)
RVD 系	(N/A)	HTV、有人離陸船等の技術を適用 ・ドッキング機構試験 ・フライトシミュレーション	サブシステム機能・性能を実証 ・Gateway ランデブ（ドッキングは模擬）

### 11.7.2. ミッションの概要

HERACLES は月面からサンプルを持ち帰るサンプルリターンミッションであり、着陸地域は有人ミッションの候補となっている南極域や SPA 等が想定されている。有人月着陸ミッションは 2029 年、その前年の 2028 年には有人着陸船と同サイズの無人カーゴランダでの与圧ローバ輸送を行うことを目指しており、それらの技術実証である HERACLES の打ち上げは 2026 年頃を目標としている。打ち上げロケットは Ariane-6、打ち上げ時質量は 8.5 ton (LTO) を想定している。着陸機、離陸機、探査ローバで構成されている着陸船が打ち上げられ、月面にダイレクトに着陸した後、探査ローバが展開される。探査ローバにて探査がなされ、採取されたサンプルは、サンプルコンテナに収められる。サンプルコンテナは、離陸機に搭載され、Gateway に運ばれた後、有人帰還機 (Orion) に乗せ換えられ、地球に帰還することが想定されている。基本ミッションシナリオを図 11.7-4 に示す。

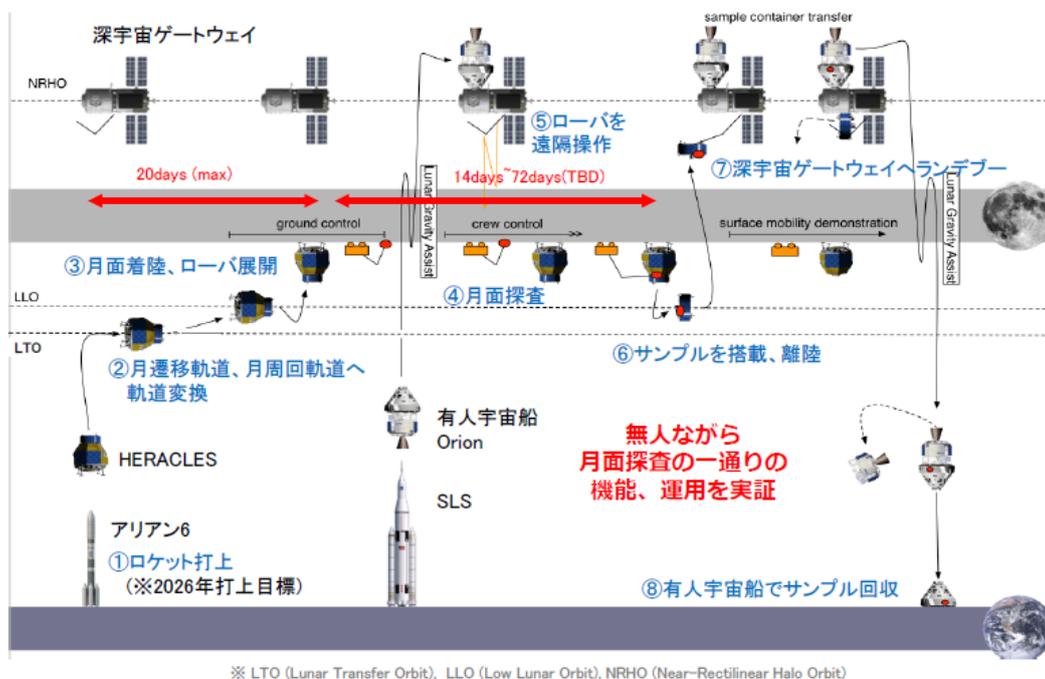


図 11.7-4 HERACLES ミッションシナリオ

### 11.7.3. システムコンセプト

HERACLES システムは、図 11.7-5 に示すように着陸機 LDE (Lunar Descent Element) と離陸機 LAE (Lunar Ascent Element)、ガレージ RGE (Rover Garage Element) の 3 つのエレメント (Element) から構成される。ペイロードは、探査ローバとサンプルリターンするためのサンプルコンテナ等である。探査ローバには 90kg 程度の観測機器を搭載できる予定である。

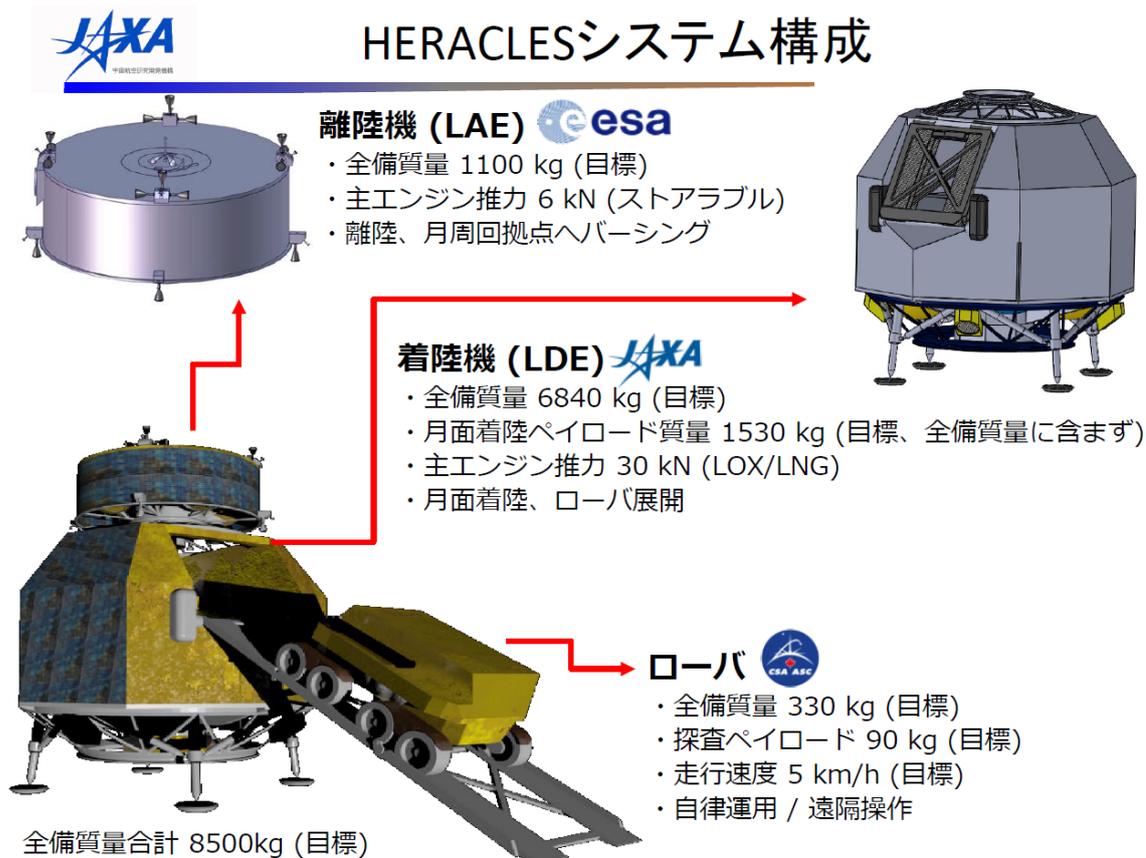


図 11.7-5 HERACLES システム構成

LDE の主エンジンは、現状では研究中の LOX / メタンエンジンを想定している。目標仕様は、推力:5-30kN(真空中)、Isp:370sec、燃焼時間:600s である。将来的には有人着陸船に発展させるため、NASA が有人輸送機に適用している構造設計基準、推進系設計基準に則った設計とする。これまでに、ターボポンプ、再生冷却燃焼室、噴射器の試作試験を完了している。図 11.7-5 に燃焼試験の様子を示す。なお、これにより、Isp:370sec 達成の見込みが得られている。姿勢制御系(RCS)は、MON3/MMH の 2 液式で構成する。

LOX/メタンエンジンを採用するため、極低温となる推進剤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、それを真空密閉にしたタイプ(LB-NICS-MLI)との組み合わせにより、大気圧下 で 14 W/m<sup>2</sup> 以下、真空下で 0.7w/m<sup>2</sup> 以下の断熱性能を目標としている。タンクを模擬した円筒形の断熱材試作試験では、目標に近い性能が得られ、推進剤の蒸発率の目標値 0.1%/day を達成できる目途がつつつつある。図 11.7-6 に試作した断熱材の外観を示す。



図 11.7-6 LNG エンジン燃焼試験

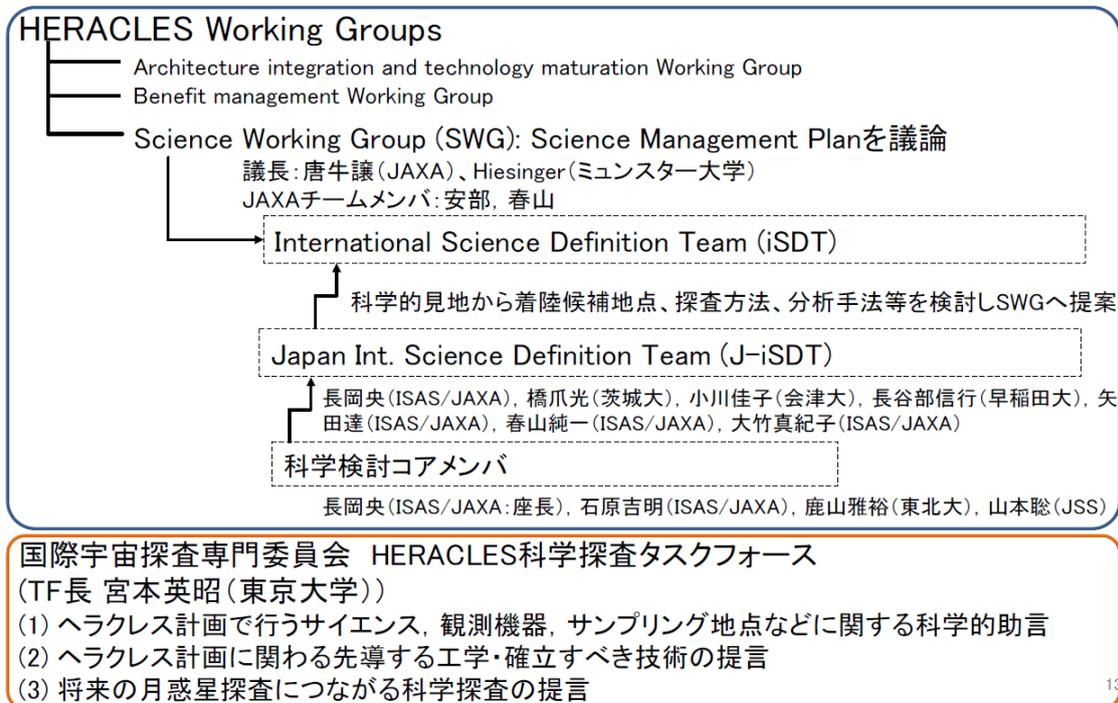


図 11.7-7 断熱システム試作(写真)  
(左:外層 NICS-MLI/右:内層 LB-NICS)

航法誘導系としては、SLIM や月極域探査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。具体的検討はまだ行っていないが、これにより SLIM や月極域探査と同等の誤差 100m 以内のピンポイント着陸を実現することを目標にしている。

## 11.7.4.サイエンス目標

サイエンスについては、HERACLES Working Groups および国際宇宙探査専門委員会 HERACLES 科学探査タスクフォースで検討を進めている。



**国際宇宙探査専門委員会 HERACLES科学探査タスクフォース (TF長 宮本英昭 (東京大学))**

- ヘラクレス計画で行うサイエンス, 観測機器, サンプリング地点などに関する科学的助言
- ヘラクレス計画に関わる先導する工学・確立すべき技術の提言
- 将来の月惑星探査につながる科学探査の提言

図 11.7-8 サイエンスの検討状況

着陸サイトは、iSDT での議論の結果、以下 5 地域の詳細検討を行うこととなった。

- ジャクソンクレータ(22N,163W)(PAN サイト)
- シュレディンガー盆地(75S,126E)(PAN・オリビン共存サイト)
- PKT 領域の若い玄武岩(フラムスチード(4S,43W))(若い玄武岩ユニット)
- モスクワの海(27N,147E)(裏側の若い玄武岩ユニット)
- コペルニクスクレータ(10N,20W)(複雑地形, PAN・オリビンサイト)

赤は日本側検討, 青は欧州検討

11.7.5.開発スケジュール

HERACLES は、現状では 2026 年の打ち上げを目指している。これは、2030 年に有人月着陸を行うことを目標とした時に、その技術実証を行って必要な反映を行う期間を考慮して設定した。

クリティカルパスは、エンジンの開発である。エンジンの開発としては、EM/QM/FM の 3 段階開発を想定した。その結果、2021 年度に開発着手すれば、ある程度のマージンを見込んでも 2026 年打ち上げが可能となる。図 11.7-9 に開発スケジュール案を示す。

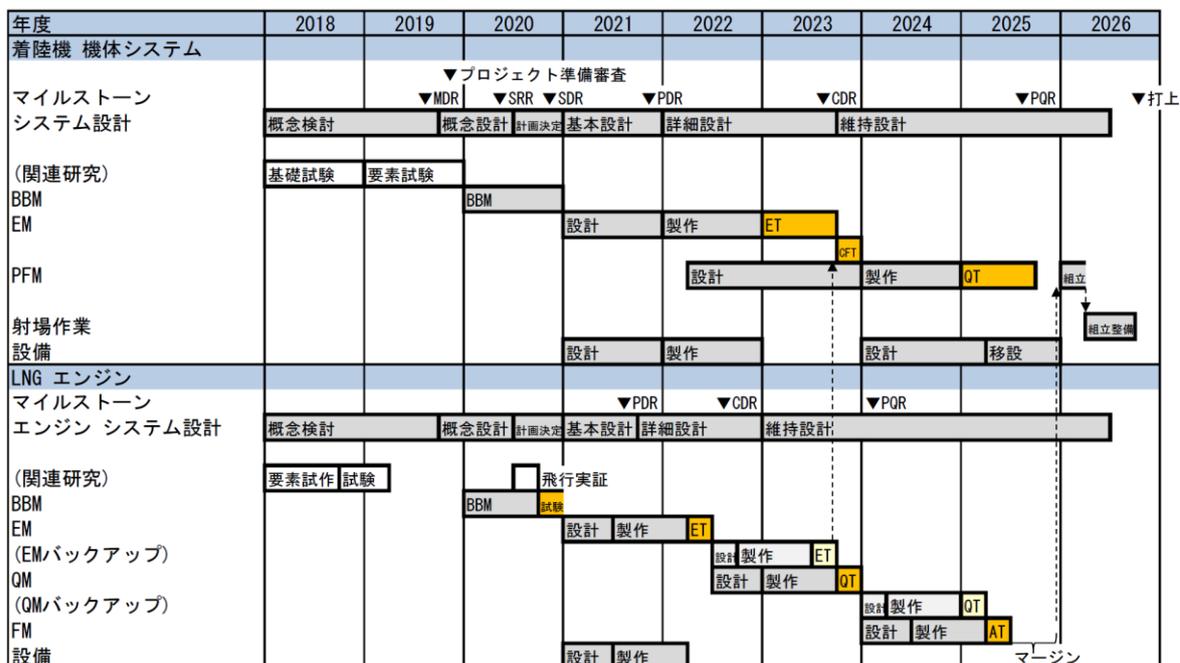


図 11.7-9 HERACLES 開発スケジュール案

## 11.8. 小型月面探査ミッション(案)

### 11.8.1. ミッション例

宇宙探査の中核シナリオに必ずしも必要となるものではないが、それに付随した機会を活用して大学等により実行することが望まれる、工学技術実証かつサイエンスをあわせて行うミッション例を示す。

- 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 $-20^{\circ}\text{C}$ 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、いずれも成功していない。

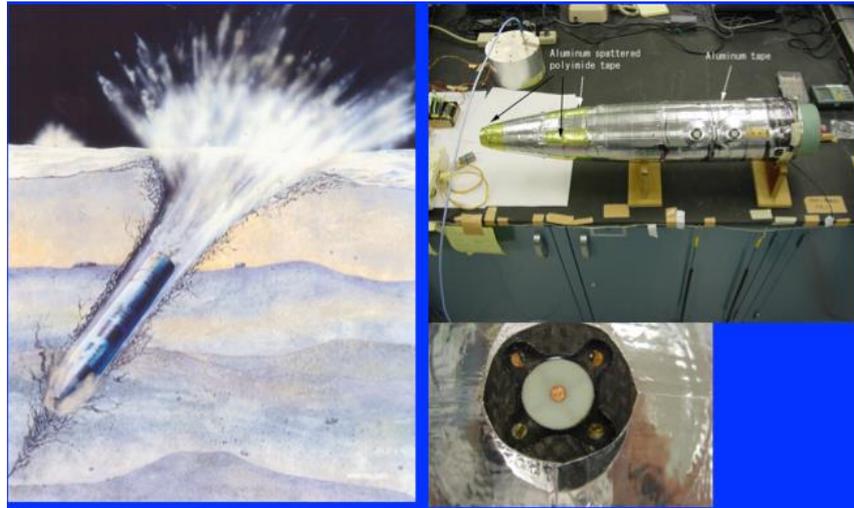


図 11.8-1 宇宙科学研究所で開発を行った月探査用ペネトレータ構想図  
 (左)FM 仕様機体  
 (右上)全長約 800 m、最大直径約 15 cm。熱物性計測センサ  
 (右下)(センサ直径約 10 mm)

## (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とが可能である。

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ほ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ば、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 11.8-1 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	$\alpha$ 線スペクトルメータ(M) $\gamma$ 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
- ・無線エネルギー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。

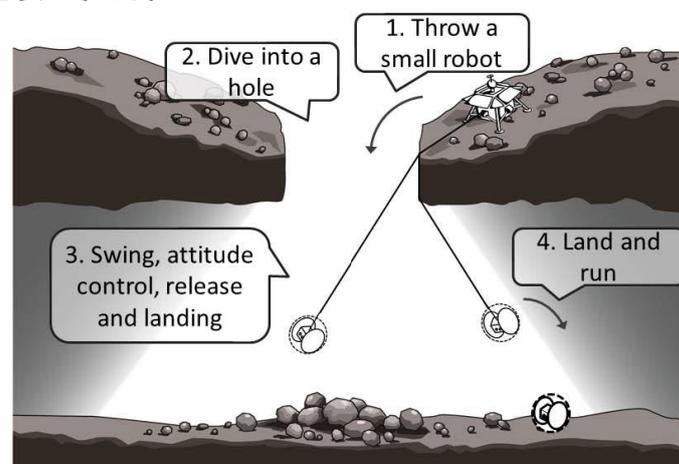


図 11.8-2 縦穴探査のイメージ図

## 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。

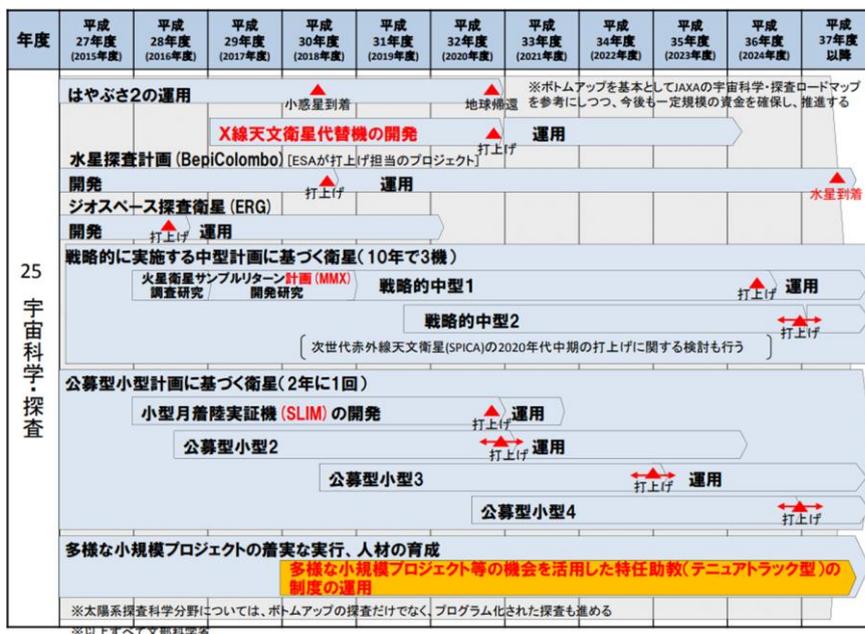


図 11.9-1 宇宙基本計画工程表「25 宇宙科学・探査」  
(平成 29 年 12 月 12 日 宇宙開発戦略本部決定版)



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」)  
(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。

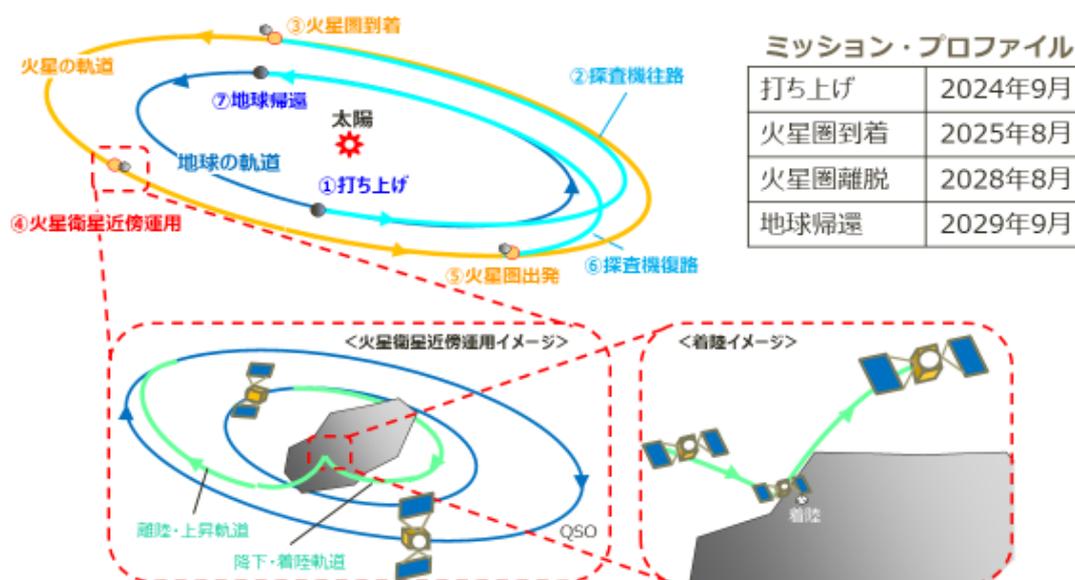


図 11.9-5 ミッションプロフィール

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

については、文献 6 を参照のこと。

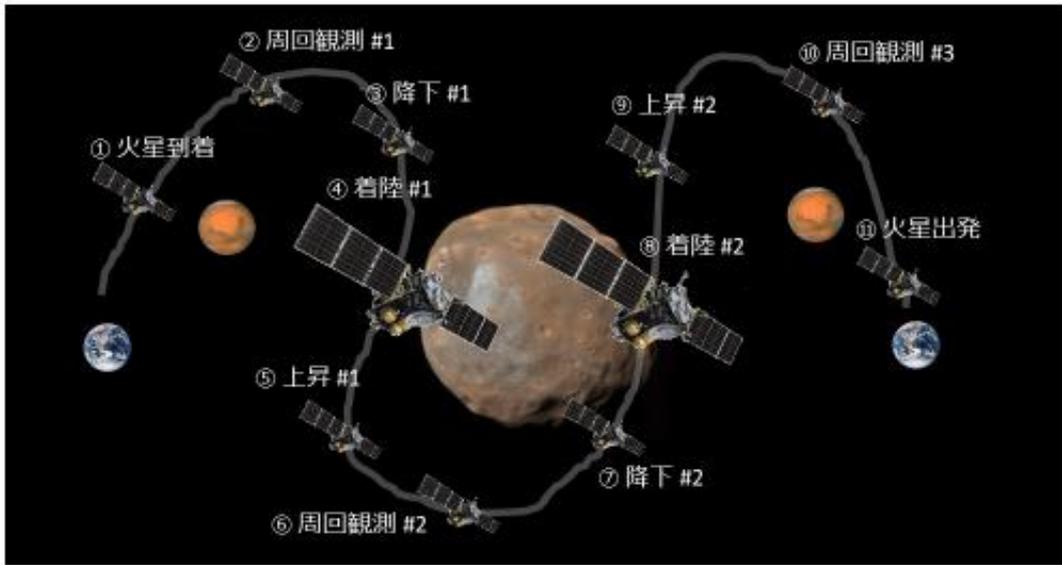


図 11.9-7 火星衛星近傍運用の概観

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・着陸・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。

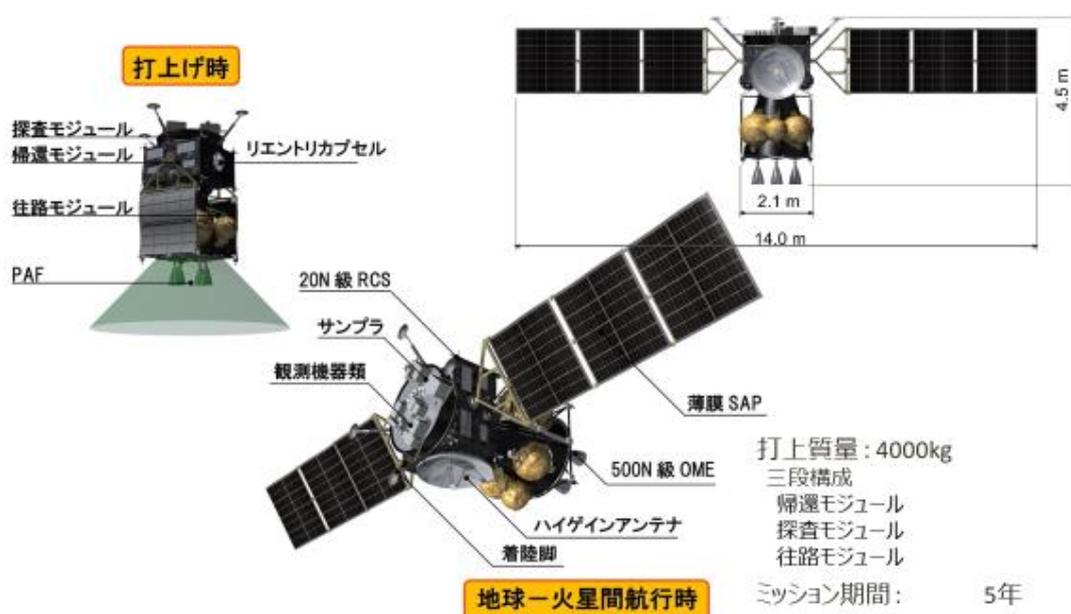


図 11.9-8 火星衛星探査機の概観

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(MacOmega)、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.

## 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,” *Journal of Geophysical Research: 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 and Space Science*, 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 variability at 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] 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.
- [23] NASA, “NASA Technology Roadmaps TA4: Robotics and Autonomous Systems,” , 2015.
- [24] David P. Mulholland, et al., “An assessment of the impact of local processes on dust lifting in martian climate models,” *Icarus*, 2015.
- [25] 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. Ptaszkiwicz, 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.
- [26] Vladimir A. Krasnopolsky, et al., “Detection of methane in the martian atmosphere: evidence for life?,” *ICARUS*, 2004.
- [27] 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.
- [28] Susan McKenna-Lawlor 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.
- [29] Stefan Löhle, Peter Jenniskens, “High-Resolution Spectroscopy of the Hayabusa Reentry Using a Fabry-Perot Interferometer,” *JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS*, , 2014.
- [30] Kevin Zahnle, et al., “Is there methane on Mars?,” *Icarus*, 2010.
- [31] 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.
- [32] S. Ruhunusiri, et al., “MAVEN CHARACTERIZATION OF LOW-FREQUENCY PLASMA WAVES IN THE MARTIAN MAGNETOSPHERE,” 46th Lunar and Planetary Science Conference, , 2015.
- [33] C. Zeitlin, et al., “Measurements of Energetic Particle Radiation in Transit to Mars on the Mars Science Laboratory, 340 (6136),1080-1084, 2013,” *Science*, .
- [34] 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),” .
- [35] Pascal Lee, et al., “PHOBOS AND DEIMOS: PLANETARY PROTECTION KNOWLEDGE GAPS FOR HUMAN MISSIONS.,” *Planetary Protection Knowledge Gaps for Human Extraterrestrial Missions*, 2015.
- [36] K. Willner, et al., “Phobos control point network, rotation, and shape,” *Earth and Planetary Science Letters*, Berlin, Germany , 2010.
- [37] Zachary R. Putnam, Robert D. Braun, “PRECISION LANDING AT MARS USING DISCRETE-EVENT DRAG MODULATION,” *JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS*, , 2014.
- [38] Stewart, A. I. F., “Revised Time Dependent Model of the Martian Atmosphere for Use in Orbit Lifetime

and Sustenance Studies,” Univ. of Colorado, , 1987.

- [39] S.K.Aghara, S.I.Sriprisan, R.C.Singleterry, T.Sato, “Shielding evaluation for solar particle events using MCNPX,” PHITS and OLTARIS codes, *Life Sciences in Space Research* 4, 79-91. , 2015.
- [40] Francis A. Cucinotta, *Space Radiation Cancer Risk Projections and Uncertainties - 2012*, : NASA/TP-2013-217375, 2012.
- [41] Michael J. Mumma, et al., “Strong Release of Methane on Mars in Northern Summer 2003,” *Science*, , 2009.
- [42] G. M. Keating, et al., “The Structure of the Upper Atmosphere of Mars: In Situ Accelerometer Measurements from Mars Global Surveyor,” , 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

## 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

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	Linear 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
$V_{\infty}$	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)



【Gateway 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  
中野屋 壮吾(なかのや そうご)



【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)



【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)



【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  
川崎 一義(かわさき かずよし)



【MMX 担当】  
宇宙科学研究所 宇宙飛行工学研究系  
教授  
川勝 康弘(かわかつ やすひろ)



【有人宇宙技術全般 担当】  
有人宇宙技術部門 有人宇宙技術センター  
センター長  
筒井 史哉(つつい ふみや)



【通信 担当】  
宇宙科学研究所 宇宙機応用工学研究系  
教授  
山田 隆弘(やまだ たかひろ)



【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)



【惑星保護 担当】  
研究開発部門 第二研究ユニット  
研究領域主幹  
藤田 和央(ふじた かずひさ)



【月極域探査 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 技術領域主幹  
星野 健(ほしの たけし)



【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  
宇宙飛行士  
大西 卓哉(おおにし たくや)



【ローバー技術 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 技術領域主幹  
若林 幸子(わかばやし さちこ)



【Gateway 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  
山上 武尊(やまがみ たける)



【輸送系 担当】  
第一宇宙技術部門 事業推進部  
計画マネージャ  
清水 文男(しみず ふみお)



【月の科学 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  
唐牛 譲(かろうじ ゆずる)



【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)



【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)



**【SLIM 担当】**  
宇宙科学研究所 宇宙機応用工学研究系  
准教授  
坂井 真一郎(さかい しんいちろう)



**【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)



**【民間連携 担当】**  
新事業促進部 事業開発グループ  
主任  
神谷 岳志(かみや たけし)



**【追跡技術 担当】**  
追跡ネットワーク技術センター  
技術領域サブリーダー  
米倉 克英(よねくら かつひで)



**【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)



**【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)



**【アーキテクチャ 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  
成田 伸一郎(なりた しんいちろう)



**【アーキテクチャ 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  
古賀 勝(こが まさる)



**【月の科学 担当】**  
宇宙科学研究所 太陽系科学研究系  
助教  
大竹 真紀子(おおたけ まきこ)



**【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)



**【表面探査 担当】**  
宇宙科学研究所 宇宙機応用工学研究系  
助教  
大槻 真嗣(おおつき まさつぐ)



**【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  
研究開発員  
阪口 剛史(さかぐち たけふみ)