

経済産業省 御中

令和3年度宇宙開発利用推進研究開発(月面におけるエネルギー関連技術開発(技術課題整理)) 報告書

MRI 三菱総合研究所

JSF 一般財団法人
日本宇宙フォーラム

2022年3月

目次

1. はじめに.....	1
1.1 調査の目的.....	1
1.2 調査の概要.....	1
1.2.1 技術課題整理.....	1
1.2.2 有識者委員会・WG.....	1
1.2.3 国内外動向調査.....	2
1.3 調査の実施体制.....	2
2. 月面エネルギー関連アーキテクチャ整理(技術課題整理).....	3
2.1 水素に関する技術課題整理.....	3
2.1.1 検討の全体像.....	3
2.1.2 探査.....	4
2.1.3 輸送・移動.....	14
2.1.4 熱抽出(サーマルマイニング).....	16
2.1.5 水抽出.....	18
2.1.6 水電解.....	25
2.1.7 液化.....	29
2.1.8 貯蔵.....	30
2.1.9 横断的検討.....	31
2.1.10 水素の生成タイミングに関するケーススタディ.....	38
2.1.11 今後の検討課題.....	48
2.2 電力に関する技術課題整理.....	50
2.2.1 検討の全体像.....	50
2.2.2 月周辺軌道での発送電(月周辺軌道太陽光発電システム).....	60
2.2.3 月面上での発電(月面設置発電システム).....	101
2.2.4 月面上での送電.....	127
2.2.5 月面蓄電システム.....	174
2.2.6 輸送システム.....	186
2.2.7 電力供給システムアーキテクチャとしての課題.....	199
3. 有識者委員会・WG 運営.....	203
3.1 有識者委員会.....	203
3.2 水素 WG.....	205
3.3 電力 WG.....	206

4. 国内外動向調査.....	208
4.1 水素に関する動向.....	208
4.1.1 ISRU を中心にした海外各国の月探査動向.....	208
4.1.2 欧米の民間を中心とした技術開発動向.....	217
4.2 電力に関する動向.....	221
4.2.1 発電関連の動向.....	221
4.2.2 蓄電関連の動向.....	233
4.2.3 送電関連の動向.....	238
4.3 国内企業ヒアリング.....	252
5. まとめと今後の課題.....	253
5.1 調査結果まとめ.....	253
5.2 今後の課題.....	253
付属資料 1:大型輸送システム.....	255
付属資料 2:小型輸送システム.....	265
付属資料 3:ISRU 技術に関するプロジェクト.....	270

図 目次

図 1-1 実施体制図.....	2
図 2-1 バリューチェーン全体像.....	3
図 2-2 月面資源探査方法の概観.....	4
図 2-3 複数の探査方式の組み合わせ案①:太陽光照射のあるローバの活動しやすい領域を対象.....	9
図 2-4 複数の探査方式の組み合わせ案②:太陽光照射のあるローバの活動しやすい領域を対象.....	9
図 2-5 複数の探査方式の組み合わせ案③:太陽光照射のあるローバの活動しやすい領域を対象.....	9
図 2-6 複数の探査方式の組み合わせ案④:太陽光照射のあるローバの活動しやすい領域を対象.....	10
図 2-7 複数の探査方式の組み合わせ案⑤:太陽照射のない永久影または近傍・対象地点.....	10
図 2-8 複数の探査方式の組み合わせ案⑥:太陽照射のない永久影または近傍・対象地点.....	10
図 2-9 複数の探査方式の組み合わせ案⑦:太陽照射のない永久影または近傍・対象地点.....	11
図 2-10 複数の探査方式の組み合わせ案⑧:太陽照射のない永久影または近傍・対象地点.....	11
図 2-11 複数の探査方式の組み合わせ案⑨:太陽照射のない永久影または近傍・対象地点.....	11
図 2-12 複数の探査方式の組み合わせ案⑩:太陽照射のない永久影または近傍・対象地点.....	12
図 2-13 各国で予定される水資源探査に係る手法の詳細.....	13
図 2-14 月面探査モジュールのイメージ.....	13
図 2-15 水 1kg の処理に必要な「抽出」「運搬」エネルギーの比較.....	17
図 2-16 水 1kg の処理に必要な「抽出」「運搬」「掘削」装置重量の比較.....	17
図 2-17 可搬型サーマルマイニングシステムのプロトタイプ.....	18
図 2-18 設置型の水資源利用システムのプロトタイプ.....	18
図 2-19 日照部抽出のイメージ図.....	19
図 2-20 PSR 内固定抽出のイメージ図.....	19
図 2-21 抽出場所近傍にレゴリスを保管する例.....	20
図 2-22 装置イメージ.....	22
図 2-23 水素抽出プラント建設比較.....	24
図 2-24 加熱蒸発・凝縮方式における抽出プロセスのブロックフロー例.....	24
図 2-25 水素生成方式の比較.....	25
図 2-26 光触媒方式の概要.....	26
図 2-27 微生物方式の概要.....	26
図 2-28 水電解装置ブロック図.....	27
図 2-29 水電解装置のモデルイメージ.....	28
図 2-30 地上における一般的な液化プロセスの基本概念.....	29
図 2-31 地上における一般的な液化水素・酸素貯蔵.....	30
図 2-32 制御システムのイメージ.....	32
図 2-33 運用例 A における液体水素の貯蔵量推移.....	44
図 2-34 運用例 B における液体水素の貯蔵量推移.....	45

図 2-35 運用例 C における液体水素の貯蔵量推移	45
図 2-36 運用例 D における液体水素の貯蔵量推移	46
図 2-37 運用例 E における液体水素の貯蔵量推移.....	46
図 2-38 運用例 F における液体水素の貯蔵量推移.....	47
図 2-39 水素生成に係るプロセスの全体像及びミッシングピースの対応箇所	48
図 2-40 月面での電力供給システム機能ブロック図.....	50
図 2-41 月面電力供給システムブロック図.....	52
図 2-42 第 1 段階(2030 年頃)の電力供給システム.....	56
図 2-43 第 2 段階(2035 年頃)の電力供給システム.....	57
図 2-44 第 3 段階(2040 年頃)の電力供給システム.....	57
図 2-45 第 4 段階(2045 年頃)の電力供給システム.....	58
図 2-46 第 5 段階(2050 年頃)の電力供給システム.....	58
図 2-47 月面電力供給システムアーキテクチャ概念図.....	59
図 2-48 各国で検討された太陽発電衛星(SPS).....	61
図 2-49 高度 1,000km の月極軌道.....	64
図 2-50 高度 10,000km の月極軌道.....	64
図 2-51 SELENE の軌道と NRHO.....	65
図 2-52 各種太陽電池	66
図 2-53 各半導体の光吸収係数.....	66
図 2-54 太陽電池の変換効率の推移.....	67
図 2-55 ヴァンガード1号	68
図 2-56 国際宇宙ステーションとその太陽電池パドル.....	68
図 2-57 ハニカムパネルに貼られた太陽電池セル.....	69
図 2-58 高効率薄膜3接合太陽電池セル.....	70
図 2-59 ロール to ロールで製造された a-Si 太陽電池.....	70
図 2-60 IKAROS とソーラー電力セイル	70
図 2-61 各種 FET のゲート長と最大発振周波数(2022 年).....	74
図 2-62 HBT の電流利得遮断周波数 f_T と最大発振周波数 f_{max} (2022 年).....	74
図 2-63 動作周波数と付加電力効率の現状(2022 年).....	75
図 2-64 GaAs(Al)-face をもつウルツ鉱 Ga(Al)N 格子(左)、AlGaIn 層の下部の正固定電荷と GaN 層 上部の2次元電子ガス (右).....	76
図 2-65 2 混晶ノンドープ AlGaIn 中の歪み格子 AlN/GaN 界面に生ずるpiezo電界を利用(左)、N- AlGaIn とノンドープ GaN の電子親和力差を利用(右)した場合の各々のバンド図.....	76
図 2-66 GaN HEMT デバイス構造、およびフィンガー長増大に対する最大有能電力利得(MAG)の低 下の様子.....	77
図 2-67 高効率電力増幅器の負荷インピーダンス条件.....	78
図 2-68 スミス図でみるトランジスタの負荷インピーダンス	78
図 2-69 アルミナ基板を用いた 5.8 GHz 帯 R 級 GaN HEMT 電力増幅器の等価回路、ドレイン電流・ 電圧波形のシミュレーション結果、および写真.....	79

図 2-70	5.65 GHz での R 級 GaN HEMT 電力増幅器の測定結果.....	80
図 2-71	5.75 GHz で最適化した R 級 GaN HEMT 電力増幅器 (最大 PAE = 72% 時:Gain = 10.1 dB、Pout = 33.7 dBm).....	80
図 2-72	電力増幅器を縦続接続に接続した場合の全体効率の計算例.....	81
図 2-73	縦続接続した場合のパワーレベルに対する効率変化の様子の概略図.....	81
図 2-74	段間にアイソレータを挿入した場合の全体効率の計算例.....	82
図 2-75	前置増幅器および最終段高効率増幅器の縦続接続構成概略図およびシミュレーション結果.....	82
図 2-76	高度1000km からの無線送電システムのアンテナサイズ.....	85
図 2-77	高度10000km からの無線送電システムのアンテナサイズ.....	85
図 2-78	SPS2000 の概念図.....	85
図 2-79	JAXA の大型構造物開発の構想.....	86
図 2-80	DELIGHT の概念図.....	86
図 2-81	1.5km サイズのテザー型 SPS の面外変形(6×10—3Hz).....	88
図 2-82	宇宙用二次元展開構造.....	89
図 2-83	レクテナの構成と整流回路の一例.....	91
図 2-84	Brown による模型ヘリへの無線送電.....	91
図 2-85	提案された各種レクテナの効率と周波数.....	92
図 2-86	DOE/NASA 参照モデルレクテナ 全体図.....	93
図 2-87	DOE/NASA 参照モデルレクテナ 素子図.....	93
図 2-88	DOE/NASA 参照モデルレクテナ 構造図.....	93
図 2-89	反射器と円形マイクロストリップアンテナ(CMSA)を組み合わせたアンテナ.....	94
図 2-90	楕円ビームパラボラアンテナ.....	95
図 2-91	楕円ビームパラボラレクテナにおける入力電力と変換効率の関係.....	95
図 2-92	月面での時間と受信電力の関係.....	97
図 2-93	月面基地計画.....	102
図 2-94	月面基地イメージ.....	102
図 2-95	太陽光発電システム概略システム図.....	103
図 2-96	主な太陽電池の分類.....	103
図 2-97	太陽電池セルの最高効率の推移.....	105
図 2-98	太陽電池モジュールの最高効率の推移.....	105
図 2-99	太陽追尾型架台(左:1 軸追尾型、右:2 軸追尾型).....	106
図 2-100	固定型架台(左:平板固定型、右:多面体).....	106
図 2-101	集光モジュール(左)と集光型太陽光発電システム(右).....	107
図 2-102	太陽電池 I-V カーブ.....	107
図 2-103	集中型 PCS システム構成.....	108
図 2-104	分散型 PCS システム構成.....	108
図 2-105	太陽の経路.....	109
図 2-106	時間の推移による発電量の変化(例).....	111

図 2-107	シャクルトンクレーター周辺の地形図.....	114
図 2-108	月面発電タワー収納・展開図.....	116
図 2-109	Relocatable Solar Array 収納・展開図.....	116
図 2-110	Horizontal ROSA 収納・展開図.....	116
図 2-111	太陽電池を複数列配置した場合(上から見た図).....	118
図 2-112	アレイ間隔による発電量の変化.....	118
図 2-113	配線接続方法(左:串型、右:ループ型).....	119
図 2-114	配線敷設方法(左:配線転がし、中:ケーブルトラフ、右:地中埋設).....	119
図 2-115	太陽光発電のインタフェース.....	120
図 2-116	概略建設フロー.....	120
図 2-117	建設機械の例(敷均し、転圧をアタッチメント変更で対応).....	121
図 2-118	建設機械の例(設置).....	121
図 2-119	バイオガス発電システムマテリアルフロー.....	124
図 2-120	熱電素子.....	125
図 2-121	温度差発電(作動流体利用)システム.....	125
図 2-122	月面での蓄熱検討事例.....	126
図 2-123	円形開口面を用いたビーム収集効率の簡易計算結果.....	131
図 2-124	送受電アンテナ半径が 5 m のときの受電アンテナ開口面での電力密度分布の計算結果.....	132
図 2-125	実現性解析の手順.....	138
図 2-126	システムブロック図と各部入出力電力.....	138
図 2-127	5.8GHz 帯の素子当たりの入力電力に対する RF/DC 変換効率の実力値.....	139
図 2-128	受信周波数に対する RF/DC 変換効率の実力値.....	139
図 2-129	送電アンテナ部の熱入力、内部発熱、熱放射による冷却.....	141
図 2-130	平面波伝送の場合のビーム伝送系イメージ.....	142
図 2-131	ビームウエストを中央に置く場合のビーム伝送系イメージ.....	143
図 2-132	矩形アンテナのビーム効率 η_p (図 2-124 に相当)(ビームのアンテナ開口上での振幅は一様分布を仮定).....	143
図 2-133	現在のテクノロジーで実現可能な送受電システムのイメージ.....	146
図 2-134	半導体開発目標設定と開発着手までの手順.....	147
図 2-135	60 kW 超の空間伝送例(Lockheed Martin 社 HELIOS システム).....	148
図 2-136	100-150 kW の空間伝送例.....	149
図 2-137	口径 10 cm 程度の軸外し放物面鏡の市販品例.....	151
図 2-138	波長選択(大出力×拡がらない).....	152
図 2-139	ファイバーレーザの基本構成(参考).....	152
図 2-140	シングルモードファイバーレーザ製品例 2 kW, 5 kW, 10 kW (850 x 800 x 1400 mm)....	153
図 2-141	送電システム基本構成.....	156
図 2-142	モジュール構成/複数セットの案.....	156
図 2-143	送光系(図中右側).....	157
図 2-144	受電システム基本構成.....	157

図 2-145	国際宇宙ステーション「きぼう」の配電システム	158
図 2-146	直流 120V 系による送電の検討例.....	159
図 2-147	インバータによるカスケード昇圧事例.....	159
図 2-148	受電に関するインタフェースの概要	160
図 2-149	バリューチェーン全体像(再掲).....	161
図 2-150	探査時のイメージ図.....	163
図 2-151	月極域探査ミッションの観測運用の概要	163
図 2-152	広域無線給電と狭域無線給電の実証試験の一例.....	165
図 2-153	ロバスト性の高いローバへの無線給電実証実験.....	165
図 2-154	送電部と受電部のアンテナ開口径と送電距離の関係	166
図 2-155	無人探査ローバへの受電アンテナの搭載イメージ	167
図 2-156	マイクロ波無線送電システムのシステム構成ツリー図	168
図 2-157	マイクロ波無線送電システムのシステム構成ブロック図.....	168
図 2-158	無人ローバへの無線給電システムの運用イメージ図(全景).....	170
図 2-159	無人ローバへの無線給電システムの運用イメージ図(ローバ側).....	171
図 2-160	無人ローバへの無線給電システムの運用イメージ図(側面).....	171
図 2-161	無人ローバへの無線給電システムの運用イメージ図(送電側).....	171
図 2-162	屋外での長距離無線送電実証実験例	172
図 2-163	蓄電池システム概略図	179
図 2-164	二次電池の規模概算の算出根拠(参考)	180
図 2-165	燃料電池の規模概算の算出根拠(参考)	181
図 2-166	水素製造システムを考慮した際のシステム概略図(蓄電池と燃料電池のハイブリット) ...	182
図 2-167	蓄電池エネルギー密度推移.....	184
図 2-168	JAXA の着陸技術ロードマップ	188
図 2-169	CLPS 構想図.....	189
図 2-170	Grey Dragon 構想図.....	189
図 2-171	Blue Moon 構想図	190
図 2-172	Lunar Lander 構想図.....	190
図 2-173	HERACLES 構想図.....	191
図 2-174	Starship 構想図	191
図 2-175	HAKUTO-R 構想図.....	192
図 2-176	JAXA 有人と圧ローバのシステム仕様案	193
図 2-177	GM 社と Lockheed Martin 社が計画しているローバ.....	193
図 2-178	日産自動車と JAXA が共同研究しているローバ	194
図 2-179	月極域探査機システム(LUPEX)構想図.....	194
図 2-180	Draper 社と MIT の輸送用ホッパー構想図.....	194
図 2-181	アリゾナ州立大学のホッパー構想図	195
図 2-182	輸送システムの構成概要	195
図 2-183	国際探査ミッション計画.....	196

図 3-1 親委員会と WG の開催	203
図 4-1 太陽電池セルの最高効率の推移(再掲)	222
図 4-2 月面タワーイメージ	224
図 4-3 Lunar Vertical Solar Array Technology (Lunar VSAT)イメージ	225
図 4-4 MegaFlex の導入イメージ	225
図 4-5 ISS で展開された ROSA	226
図 4-6 Horizontal ROSA 収納・展開図(再掲)	226
図 4-7 Trans-Formers for Lunar Extreme Environments のイメージ	227
図 4-8 NASA が開発した RHU(左図)及びその詳細(右図)	229
図 4-9 欧州で開発中の RHU	230
図 4-10 マルチミッション RTG(左)とマルチミッション RTG が用いられている火星探査ローバ(右)	231
図 4-11 ESA で開発中の RTG	231
図 4-12 RTG が用いられている嫦娥 4 号の月面ローバ	232
図 4-13 リチウムイオン電池の宇宙利用の例	234
図 4-14 全固体リチウムイオン電池(左)、全固体電池の設置場所(右)	235
図 4-15 HAKUTO-R のランダー(左)、酸化物系全固体電池(中央)、酸化物系固体電解質(右)	236
図 4-16 再生型燃料電池(RFC)のイメージ	237
図 4-17 燃料電池の活用が想定される有人与圧ローバ	238
図 4-18 循環型再生エネルギーシステムのイメージ	238
図 4-19 マイクロ波・ミリ波発振器ごとの発振周波数及び発振出力	240
図 4-20 マイクロ波無線電力伝送地上試験システムの概要	242
図 4-21 実験で用いられた送電装置(左)及び受電装置(右)	243
図 4-22 スキャッタードシステム方式のイメージ図	243
図 4-23 4 枚のレクテナシートを繋ぎ合わせたもの(左)と、試験機の写真(右)	244
図 4-24 (a)直径 5.4m の放物面反射鏡(送信アンテナ)、(b)マイクロ波の発振位置を直線的に動かす ことが可能なホーン	245
図 4-25 35GHz の送電アンテナ(左)及び受電システム及び受電アンテナ(右)	245
図 4-26 近畿大学の実験で用いられた小型無人飛翔体	247
図 4-27 JAXA が採用しているビーム方向制御方法の概念図	248
図 4-28 上下方向レーザー伝送実験で用いられた日立製作所 G1TOWER	249
図 4-29 Moonbeam プロジェクトにおけるイメージ図	250
図 4-30 60 kW 超の空間伝送例(Lockheed Martin 社 HELIOS システム)(再掲)	251
図 4-31 100-150 kW の空間伝送例(再掲)	251
図 4-32 低軌道上における小型衛星へのレーザー伝送のイメージ図	252

表 目次

表 2-1	月面資源探査方法の比較検討(月周回衛星からの観測)	6
表 2-2	月面資源探査方法の比較検討(月面ローバ等での探査)	7
表 2-3	水探査手法の探査範囲に関する整理	8
表 2-4	システムの各機能における性能	14
表 2-5	輸送・移動手段のサマリ	15
表 2-6	抽出場所(日照部・PSR 内固定)の違いによる輸送量比較	20
表 2-7	レゴリスからの水抽出技術	21
表 2-8	ヒータ加熱方式を用いた水抽出の簡易検討の解析条件	22
表 2-9	抽出技術の構成比較	22
表 2-10	構成機器及び水素製造量の比較検証	27
表 2-11	月面用水電解装置 サクセスクライテリア	28
表 2-12	気体冷凍方式と磁気冷凍方式の技術比較	29
表 2-13	月面で適用可能な貯蔵技術の比較検討	31
表 2-14	制御システムの構成要素	32
表 2-15	敷地造成における検討(造成前調査等)	33
表 2-16	敷地造成における検討(施工方法の検討)	35
表 2-17	建設計画策定に必要な情報	36
表 2-18	建設機械ごとの電力要求値	37
表 2-19	地上での建設機械(軽油燃料、処理量の小さい機械)の諸元とエネルギー消費量	37
表 2-20	試算で用いた前提条件一覧	38
表 2-21	水電解に係る評価結果	39
表 2-22	液化に係る評価結果	40
表 2-23	貯蔵に係る評価結果	40
表 2-24	試算結果 1(水の含有率が 0.1%の場合)	41
表 2-25	試算結果 2(水の含有率が 1%の場合)	42
表 2-26	各シナリオで必要な電力の概算値	43
表 2-27	運用シナリオ	44
表 2-28	液体水素及び液体酸素の要求量	44
表 2-29	運用シナリオ毎の評価	47
表 2-30	各プロセス／プロセス間におけるミッシングピース	48
表 2-31	プロセス全体を俯瞰した時に考慮すべき事項	49
表 2-32	月周辺軌道太陽光発電システムに関する主な検討項目	53
表 2-33	月面設置発電システムに関する主な検討項目	53
表 2-34	月面上での送電システムに関する主な検討項目	53
表 2-35	月面蓄電システムに関する主な検討項目	54
表 2-36	水素製造に必要な電力(水素 WG からの検討要求)	55

表 2-37	水素製造に必要な電力(電力 WG としての理解)	55
表 2-38	電力供給システムアーキテクチャ構築シナリオサマリと適用システム概要	59
表 2-39	本検討で考慮すべき月の環境	62
表 2-40	月周辺軌道からのエネルギー供給システムへの要求	63
表 2-41	かぐやの軌道と NRHO	65
表 2-42	太陽電池の宇宙用途の比較	67
表 2-43	国際宇宙ステーションの太陽電池パドルの仕様	69
表 2-44	太陽電池の大規模宇宙システムへの評価	71
表 2-45	各種半導体の重要パラメータ	73
表 2-46	結合機構に必要な機能、性能項目	87
表 2-47	月周辺軌道太陽光発電システムに必要なバスシステム	90
表 2-48	月周辺軌道太陽光発電システムに必要なバスサブシステム	90
表 2-49	月面実験の前提条件	96
表 2-50	月面への送電実験において仮定した条件	96
表 2-51	$\tau=1$ 時の 10[kW]受信用ダウンリンク回線	97
表 2-52	$\tau=1$ 時の 100[kW]受信用ダウンリンク回線	98
表 2-53	$\tau=1$ 時の 1 [MW]受信用ダウンリンク回線	98
表 2-54	月周回太陽発電衛星に必要な技術の評価	99
表 2-55	PV セルを用いた将来的な発電方法	104
表 2-56	太陽電池比較表	110
表 2-57	架台方式比較表	111
表 2-58	集光型太陽電池の重量	112
表 2-59	集中型 PCS・分散型 PCS 比較表	113
表 2-60	B-1 におけるタワー年間平均照度	114
表 2-61	各点の年間平均照度等	115
表 2-62	展開型発電タワー	115
表 2-63	配線接続方法の比較	119
表 2-64	配線敷設方法の比較	120
表 2-65	概略工程表	121
表 2-66	受変電設備部品交換例	122
表 2-67	日本の優位性	123
表 2-68	月面設置太陽光発電まとめ	123
表 2-69	過去に研究開発された SBD ベースのマイクロ波 ~ミリ波帯整流回路の周波数に対するマイクロ波-直流変換効率	136
表 2-70	実現性解析の諸条件	137
表 2-71	現時点で達成可能な送電部素子の DC/RF 変換効率	139
表 2-72	現時点で達成可能な受電部素子の RF/DC 変換効率	140
表 2-73	送電アンテナ構造外表面温度の計算結果	144
表 2-74	受電レクテナ成立性検討条件	145

表 2-75 送電電力の 90%を包含するレクテナサイズ、受電電力密度、構造体外表面の温度	145
表 2-76 大出力レーザの方式比較(参考)	153
表 2-77 環境・資源データ(月)の整理結果	162
表 2-78 月極域探査ミッションの概要	162
表 2-79 送電システムのメリット/デメリットの比較	164
表 2-80 送電/受電部のアンテナ開口径の概算結果(送電距離 250m、ビーム収集効率 10%、送電部 と受電部のアンテナ開口径を同じとした場合)	166
表 2-81 探査ローバへの送電システムの検討前提条件・主要スペック	167
表 2-82 目標とする送電部の開発仕様	169
表 2-83 目標とする受電部の開発仕様	169
表 2-84 マイクロ波送電装置と他の施設とのインタフェース項目案	170
表 2-85 送電システムのメリット/デメリットの比較(再掲)	172
表 2-86 月面での無人ローバへの無線給電システムの今後の検討課題	173
表 2-87 蓄電システム検討の前提条件	174
表 2-88 蓄電システム候補 調査結果	175
表 2-89 蓄エネルギーシステム候補 調査結果	176
表 2-90 蓄電システム候補の要求条件	177
表 2-91 蓄エネルギーシステム候補の要求条件	177
表 2-92 二次電池の規模概算	179
表 2-93 燃料電池の規模概算	180
表 2-94 水素システムに必要な電力量の前提	182
表 2-95 水素製造システムへの電力供給を考慮した際の質量規模	183
表 2-96 燃料電池性能 目標値の国際比較	184
表 2-97 各国の燃料電池に関する動向と日本との違い	185
表 2-98 蓄電システム 月面適用に向けた課題整理	185
表 2-99 世界のロケット候補	186
表 2-100 月への直接投入と低エネルギー遷移	187
表 2-101 有人月着陸機のトレードオフ結果	188
表 2-102 月面上の輸送手段サマリ	192
表 2-103 世界のロケット候補(小型衛星打上げ用)	198
表 3-1 有識者委員会 構成員一覧表(五十音順 敬称略)	203
表 3-2 有識者委員会の開催履歴およびアジェンダ	204
表 3-3 水素 WG 構成員一覧表(五十音順)	205
表 3-4 水素 WG の開催履歴およびアジェンダ	205
表 3-5 電力 WG 構成員一覧表(五十音順)	206
表 3-6 電力 WG の開催履歴およびアジェンダ	207
表 4-1 ISRU 技術の研究開発事例(技術分野毎の整理)	218
表 4-2 ISRU 技術の研究開発事例(技術 TRL 毎の整理)(黒字が米国、青字が欧州企業)	220
表 4-3 太陽電池の種類	221

表 4-4 月面利用向けの主な太陽光発電システムの種類	223
表 4-5 Watts on the Moon の第1フェーズに採択された事業者と概要	228
表 4-6 米国におけるこれまでの宇宙用原子炉の開発事例	232
表 4-7 蓄電技術各種の概要	233
表 4-8 蓄電池の宇宙利用に係る先進企業	236
表 4-9 マイクロ波・ミリ波、レーザ及び有線における送電方式の比較	239
表 4-10 マイクロ波を用いた無線電力伝送の過去の実験例	241
表 4-11 大出力レーザ方式の比較	246
表 4-12 国内外で実施された主なレーザ無線電力伝送の実験例	247
表 4-13 国内企業ヒアリング	252

1. はじめに

1.1 調査の目的

我が国は2019年に米国提案のアртеミス計画(有人月探査計画)への参画を決定した。当該計画への参画に当たっては、宇宙基本計画(令和2年改訂)の中で、「民間事業者等とも協働しつつ、月・月以遠での持続的な探査活動に必要な基盤技術の開発・高度化を進め、国際宇宙探査を支える基盤の強化及び裾野の拡大を図る」こととしているが、宇宙飛行士の常時滞在やそれに先立つ短期間の有人月面探査、居住施設の設置・建設といったあらゆる活動において、月面での電力確保と安定供給が必要である。

また、月の極域や永久影等のレゴリス土壌には一定量の水氷が存在すると考えられており、地球の資源に依存しない持続的な月面活動を行うには、これらから水を抽出し、月面離着陸機等の燃料(水素・酸素)等として利用することが不可欠と考えられている。

このような状況を踏まえ、将来の月面活動に必要となるエネルギー関連技術の開発・高度化において重要となる月面エネルギーシステム全体に関する技術課題整理を行った。

1.2 調査の概要

本事業は、将来の月面活動に必要となるエネルギー関連技術の開発・高度化を進めるにあたり、月面エネルギーシステム全体に関する技術課題整理として、要素技術の洗い出しおよび課題の整理、有識者委員会・WG 運営、そして国内外動向調査を行った。

1.2.1 技術課題整理

技術課題の整理は、「電力」と「水素」に分けて並行して検討を進めた。「電力」は、発電、蓄電、送電の一連の流れを一貫して検討した。電力の供給源は月面上および軌道上での太陽光発電としたが、その他の供給源についても一部検討した。「水素」は水資源の探査から具体的な利用までのバリューチェーン全体を対象に検討した。最終的に、月面エネルギーアーキテクチャ全体としてのエネルギーマネジメントについても検討した。

1.2.2 有識者委員会・WG

電力 WG と水素 WG の 2 つの WG を設置し、技術課題整理の結果について具体的な内容の議論・検討を行った。さらに両 WG の成果を横断的に把握し助言等を行うための有識者委員会(親委員会)を設置した。親委員会は、双方の WG メンバに加え、月面サイエンス、電力、水素等に知見を保有する数名の有識者も参加の上、検討にあたっての前提条件や視点、留意事項等の助言を行うとともに WG の検討結果を確認した。なお、親委員会は 3 回、WG は各 5 回開催した。

1.2.3 国内外動向調査

技術課題整理に関係する内容について国内外の動向調査を行った。調査は「ウェブ・文献調査」と「国内企業へのヒアリング調査」を組み合わせで行った。

ウェブ・文献調査では、主に海外政府および企業の動向について調査を行った。既に計画を発表している海外企業について動向を整理する他、政府が民間から調達する中で開発される月面エネルギーに関する技術開発動向についても月面エネルギー関連で研究開発している企業がないかを調査し、動向の収集・整理を行った。

国内企業へのヒアリング調査では、我が国においては、様々な企業が月面エネルギー関連での研究開発やビジネス計画を持っていることから、WG メンバでない国内企業においても、将来の月面エネルギー活動に貢献し得る企業についてヒアリングを行い、同企業が保有する要素技術、現在の研究開発の現状、今後の計画等について情報収集を行った。

1.3 調査の実施体制

調査は三菱総合研究所(MRI)と日本宇宙フォーラム(JSF)のコンソーシアムで実施した。コンソーシアムの下に有識者委員会を設置し、両 WG(水素・電力)での検討にあたっての前提条件や視点、留意事項、等について助言を頂くとともに、WG の結果の確認を頂く体制とした。

電力 WG については、宇宙太陽光発電の研究開発を長年実施してきている宇宙システム開発利用推進機構(J-spacesystems)を請負外注先とし、企業・大学等のメンバによる WG を組成し、無線電力伝送を中心とした月面での太陽エネルギーの利活用の検討を行える体制を構築した。水素 WG は、水資源の開発・利用に関心を保有する企業群を WG メンバとした検討体制を構築した。

本調査の実施体制を図 1-1 に示す。

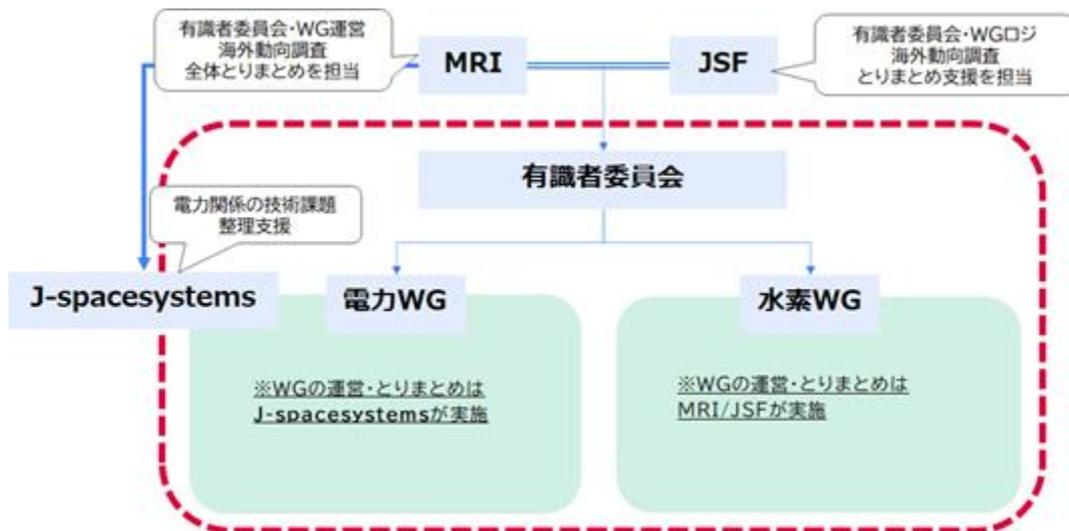


図 1-1 実施体制図

出所)三菱総合研究所作成

2. 月面エネルギー関連アーキテクチャ整理(技術課題整理)

技術課題の整理は、「水素」と「電力」に分け、並行して検討を進めた。「水素」は水資源の探査から具体的な利用までのバリューチェーン全体を対象に検討した。「電力」は、発電、蓄電、送電の一連の流れを一貫して検討した。電力の供給源は月面上および軌道上での太陽光発電としたが、その他の電力供給源についても一部検討した。最終的に、月面エネルギーアーキテクチャ全体としてのエネルギーマネジメントについても検討した。以下、「水素」と「電力」のそれぞれの検討の成果を示す。

2.1 水素に関する技術課題整理

2.1.1 検討の全体像

水素の検討は資源の探査から利用までの一連のバリューチェーン全体を対象に検討を行った。バリューチェーン全体像を図 2-1 に示す。

バリューチェーン上の主要なプロセスである探査、熱抽出、輸送、水抽出、水電解、液化、貯蔵の各プロセスについて、各プロセスで必要となる技術の抽出・整理および比較検討を行った。また、電力の検討との横断的な課題として、ケーススタディとして水素の各プロセスの施設で必要となる電力量を試算し、電力側の検討との整合性を確認した。

以降で各プロセスごとの検討結果を順次述べる。

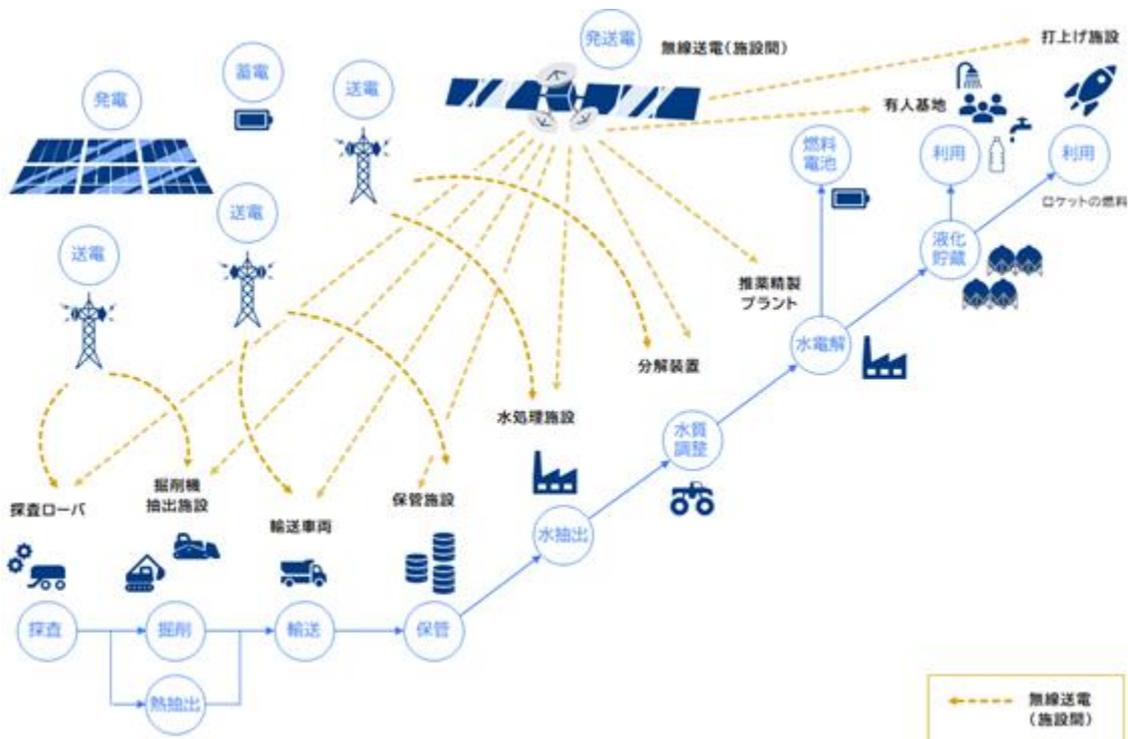


図 2-1 バリューチェーン全体像

出所)三菱総合研究所作成

2.1.2 探査

月面での水素生成の第一ステップはレゴリス中の水の探査である。月面上の水探査プロセスでは大別して①月周回からの探査、②月面上での探査に分けられるが、本項では当該 2 種類の探査について、具体的な手法の整理を行い、探査可能対象やカバレッジ、深さなどの観点でメリットやデメリットを比較検討した。

月周回及び月面上での月面資源探査方法の概観を図 2-2 に示す。図に示されているように水の探査に関連して様々な種類の探査手法が検討されており、水の存在形態(レゴリスだけではなく、氷を含むレゴリスや岩石中の水探査も想定)や深さなどによって適用可能な探査手法が異なることが分かっている。

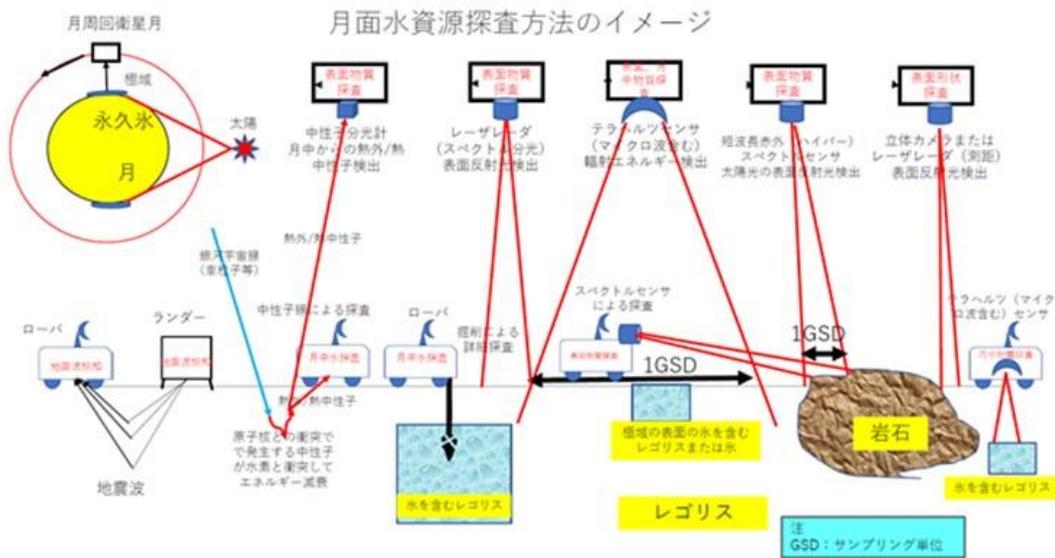


図 2-2 月面資源探査方法の概観

出所) ispace 提供資料

(1) 月周回からの探査

以下に、周回衛星からの探査方式の概要を整理する。

1) テラヘルツセンサ(マイクロ波含む)

テラヘルツセンサによる探査では、月表面及び表層からの輻射によるテラヘルツ帯(300GHz)～マイクロ波帯(1.5GHz)エネルギーを検出する。周波数のスキャンにより深さ方向の輻射エネルギー分布を検出可能である上、輻射エネルギー量から水の含有量を検出可能である。また、月のどの位置でも探査可能である点が特徴的である。

2) 短波長赤外(ハイパースペクトル含む)センサ

短波長赤外センサでは、太陽光の月表面からの反射光を分光検出して水の吸収スペクトルから水の存在を検出する。太陽光照射が必須条件であることから、太陽光が当たらない地域での観測はできない。

3) レーザレーダ(短波長赤外域)

レーザレーダでは、衛星より短波長赤外光を月表面に照射し、その反射光のスペクトルから水の存在を検出する。自ら光を照射するため月のどの位置でも探査可能であるが、太陽光がノイズ源となりうる。

4) 立体カメラまたはレーザレーダによる高さ計測

立体カメラやレーザレーダを用いて月面の表面(地形)高度を観測する方式である。立体カメラを用いる場合、複数の方向から太陽光の可視反射光で月表面を撮影し、複数の画像から地形情報を得る手法であるが、太陽光照射が必須条件となる。レーザレーダを用いる場合は、衛星から短波長赤外光を月表面に照射し、反射光の時間ずれ量から高さ情報を得る手法である。前述のようにレーザレーダでは月のどの位置でも探査可能である。

5) 中性子分光計

月面に入射した宇宙線が月面物質の原子核と衝突する際、中性子線が発生する。さらに、中性子線は水素との衝突でエネルギーを失い、熱外中性子や熱中性子となる。本観測方式では発生する熱外中性子や熱中性子の存在量を検出することにより水素量を推定することが可能であり、他の情報と合わせて月面上の水氷に関する情報を取得する。また、本方式は月のどの位置でも探査可能である。

(2) 月面上での探査

以下に、ローバ等月面での各探査方式の概要を整理する。

1) ランダー搭載加振器とローバ搭載地震計での人工地震波計測

ランダーに搭載した加振器にて発生させた人工地震をローバに搭載した地震計で計測する方式である。月面中の水含有量によって地震波の速度は変化することを利用し、水分を含有したレゴリスの深さ情報も計測可能である。

2) ローバ搭載テラヘルツ(マイクロ波含む)センサ

原理は(1)にて示した衛星搭載用テラヘルツセンサと同一であるが、ローバに搭載するためセンサが月面に近くなり、小型低パワーでの対応が可能である点が違いとなる。

3) ローバ搭載短波長赤外(ハイパースペクトル)センサ

原理は(1)にて示した衛星搭載短波長赤外(ハイパースペクトル)センサと同一であり、太陽光または短波長赤外光の照射があること必須条件である。

4) ローバ搭載掘削機によるレゴリス回収による直接水検知

異なる深さに存在するレゴリスを掘り出し、加熱して水蒸気を取り出しスペクトル検知により水の量を計測する手法である。本手法ではローバ行動範囲のどこでも探査可能である点が特徴となる。

5) ローバ搭載中性子分光計

原理は(1)にて示した衛星搭載中性子分光計と同一であるが、ローバ搭載の場合、センサが月面に近くなるため、空間分解能が高くなる点が違いとなる。また、ローバ行動範囲のどこでも探査可能である。

(3) 水資源探査に係る複数手法の比較検討

ここまでに示した各手法について、月周回衛星からの観測による探査方法と、月面ローバ等での探査方法の比較検討結果を表 2-1、表 2-2 に示す。

月周回衛星からの観測による探査方法では、採否の項目に示すように、どれか単一の手法にて月面上の水に関する情報がすべて取得できるものではない。各手法によって探査範囲や深さ情報など違いがあり、探査したい情報に合わせて探査手法を選択あるいは組み合わせることが重要である。

表 2-1 月面資源探査方法の比較検討(月周回衛星からの観測)

項目	テラヘルツセンサ	短波長赤外センサ	短波長赤外レーザーレーダ	立体カメラ/レーザーレーダ	中性子分光計	マイクロ波レーダ
検知対象	月表面・サブサーフェス・月中からの放射輝度	月表面からの反射光スペクトル	月表面からのレーザー反射光スペクトル	太陽光またはレーザー光による地形または高度	月面から飛来する熱外中性子/熱中性子量	マイクロ波を照射し、月中からの反射エネルギー
水資源探査対応	月表面とサブサーフェスにおける水・氷・レゴリス・鉱物など構成物組成、月中の水	水吸収帯の太陽光反射量から水量推定(既存データベース活用)	水吸収帯のレーザー光反射量から水量推定(既存データベース活用)	月面の地形/高度情報から水の存在推定(データベースとの比較)	月表層からの熱外中性子、熱中性子量を計測し水素量を推定(他のデータとの比較で水の存在推定)	月中の深さ方向の物質の存在を検知
データ取得領域	昼夜の月面全域	日射の月表面のほぼ全域	月表面ほぼ全域	立体カメラ:日照領域 レーザーレーダ:月表面ほぼ全域	月のほぼ全域	月のほぼ全域
深さ情報対応	地中-6km~表面まで。 (周波数選択により深さを選択)	不可	不可	不可	1m程度の深さまでの情報	数m程度の深さの情報
空間分解能	100m~10km	数m~数10m	1km程度	カメラ:mオーダー可能 レーザーレーダ:1km程度	10km~数10kmオーダー	数100m~数km程度
装置リソース	3-10kg程度	10~数10kg程度	10~数10kg程度	各々10~数10kg程度	不明(数kg~数10kg?)	10~数10kg
技術的課題	・実験室データベース ・アルゴリズム開発	日照領域の表面に水が存在する場所のみへの対応	日照領域の表面での精度低下の可能性 高出力レーザー調達	カメラはなし。 レーザーレーダは小型化、低電力化。	データベースの作成。水素量から水分量変換方法。	水は直接反射特性を示さないため、水の存在は不明

項目	テラヘルツセンサ	短波長赤外センサ	短波長赤外レーザレーダ	立体カメラレーザレーダ	中性子分光計	マイクロ波レーダ
採否	広域探査 ○ 昼夜の表面 ○ 深さ情報 ○ 氷と氷含有物の 区別可能 ○	日照域表面○	日陰域表面○ 日照域？または △	直接検知不可△ or×	水素計測○or△	深さ情報○ 氷自身の検知は不可
採否判断の根拠	誘電率観測により氷と氷含有物の区別が可能。設計により空間分解能や深度を最適化。	表面のみだが、空間分解能が高く直接水の探知が可能	表面のみだが直接水の探知が可能。空間分解能は低い。	地形や高度情報なので表面材質からの間接探査になる	水分量推定の方策が必要	広域の地中のレゴリス以外の物質の存在検知可能。他の手段との組合せが有効。

出所) 各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

月面ローバ等での探査方法も月周回軌道からの探査と同様に各手法によって探査範囲や深さ情報など違いがあり、探査したい情報に合わせて探査手法を選択や組み合わせることが重要である。

表 2-2 月面資源探査方法の比較検討(月面ローバ等での探査)

項目	人工地震波	テラヘルツ	短波長赤外センサ	短波長赤外レーザ	レゴリス回収	中性子分光	マイクロ波レーダ
検知対象	人工地震波の速度	月表面・サブサーフェス・月中からの放射輝度	月表面からの反射光スペクトル	月表面からのレーザ反射光スペクトル	直接水レゴリス回収による水分量の計測	月面から飛来する熱外中性子/熱中性子量	マイクロ波を照射し、月中からの反射エネルギー量
水資源探査対応	速度からレゴリス中の氷の量推定(データベースとの比較)	水・氷・レゴリス・鉱物など構成物組成。構成物中の水分含有量。月中の水	水吸収帯の太陽光反射量から水量推定(既存データベース活用)	水吸収帯のレーザ光反射量から水量推定(既存データベース活用)	深さごとのレゴリスに含まれる水量を直接計測	月表層からの熱外中性子、熱中性子量を計測し水素量を推定(他のデータとの比較で水の存在推定)	月中の深さ方向の物質の存在を検知
データ取得領域	ランダー周辺のローバ移動範囲内	昼夜の月面全域内のローバ移動範囲	日射のあるローバ移動範囲内	ローバ移動範囲内	ローバ移動範囲内	ローバ移動範囲内	月のほぼ全域
深さ情報対応	時間遅れにより検出可能	深さ 6km 程度～表面まで。(周波数選択により深さを選択)	不可	不可	1m 程度の深さまで高精度で可能	10cm~1m 程度の深さまで可能	数 m 程度の深さまでの情報
空間分解能	数 10cm~数 m オーダ	数 mm-数 cm.	数 10cm~数 m	数 cm~10cm	10cm~数 m 程度	数 m 程度	数 10cm~数 m
装置リソース	数 kg 程度	3-10kg 程度	数 kg 程度	数 kg 程度	10kg 程度	数 kg~10 数 kg 程度	数~10 数 kg

技術的課題	ハード面ではなし。データベース整備。	・実験室データベース ・アルゴリズム開発	日照領域の表面に水が存在する場所のみへの対応	日照領域の表面での精度低下の可能性	小型軽量化、掘削レゴリス回収技術	データベースの作成。水分量の精度。	氷は直接反射特性を示さないため、水の存在は不明
採否	ランダー/ローバ間での計測可能○	日陰域表面○ 深さ情報○ 氷と氷含有物の区別可能○	日照域表面○	日陰域表面○ 日照域？または△	狭域では精度高く計測可能○	水素計測○or△	深さ情報○ 水の検知は不可
採否判断の根拠	データベース整備でかなり精度高く月中計測が可能	誘電率観測により氷と氷含有物の区別が可能。周波数の選択などにより空間分解能や深度を最適化。	表面のみだが、空間分解能が高く直接水の探知が可能	日陰表面では精度高く計測	直截水分量計測が高精度で可能	水分量推定の方策が必要	広域の地中のレゴリス以外の物質の存在検知可能。他の手段との組合せが有効。

出所) 各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

上述したように、月面上の水探査において、単一手法のみ適用は不十分であり、将来の効率的かつ確実なデータ取得を目指す場合には複数手法・手段の組み合わせが必要である。本検討では、広域探査/狭域探査/狭域(高精度)、直接的に水の分布情報を取得/間接的に水の分布情報を取得する、という観点で適用可能な探査手法を検討した。比較検討の結果を表 2-3 に示す。

表 2-3 水探査手法の探査範囲に関する整理

広域探査	直接水の分布情報を得る場合	✓ 衛星テラヘルツセンサで月中の水の検出
	間接的または一部の水の分布を得る場合	✓ 衛星中性子分光計(水素探査)及び短波長赤外センサ(土壌識別)の組み合わせで月中含む水の存在推定 ✓ 衛星短波長赤外センサ(日照領域の月表面)で月表面の水の検出 ✓ 衛星短波長赤外レーザーレーダ(日陰領域の月表面)で月表面の水の検出
狭域(中域)月中探査	直接水の分布情報を得る場合	✓ テラヘルツセンサで、水の深さ分布検出
	間接的または一部の水の分布を得る場合	✓ 人工地震波センサで、水の深さ分布の計測可能 ✓ 中性子分光計で月中 10 cm~1 m までの水素の存在検出、他の手法との組合せで水の存在確認が必要
狭域高精度月中探査	直接水の分布情報を得る場合	✓ ローバによるレゴリス回収で高精度(掘削場所/量計測)の水の垂直分布計測
	間接的または一部の水の分布を得る場合	✓ 現時点で該当する手法なし

出所) 各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

さらに、探査範囲ごとの手法整理を参考に、複数の探査方式の組み合わせ案を検討した。特に手法によって太陽光照射の有無が適用可能な手法に深くかかわっていることから、「太陽光照射があり、かつローバの活動しやすい領域を対象」、「太陽照射のない永久影又はその近傍地域を対象」の 2 パターンに分類し、組み合わせ案を整理した。図 2-3~図 2-12 に組み合わせ案(10 パターン)を示す。

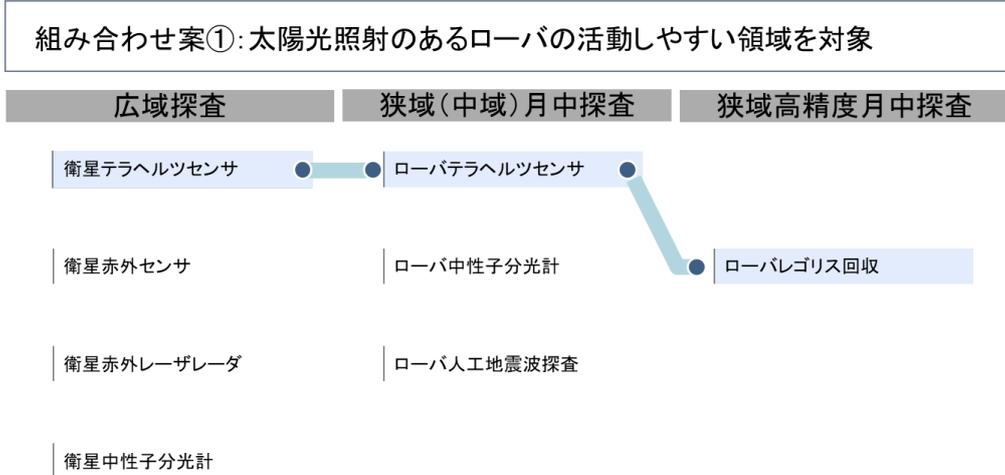


図 2-3 複数の探査方式の組み合わせ案①: 太陽光照射のあるローバの活動しやすい領域を対象
出所) ispace 提供資料に基づき三菱総合研究所作成

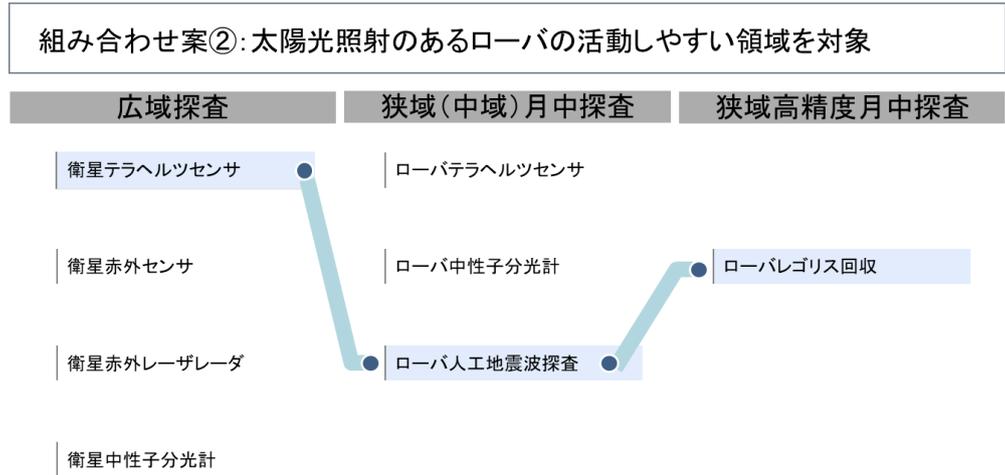


図 2-4 複数の探査方式の組み合わせ案②: 太陽光照射のあるローバの活動しやすい領域を対象
出所) ispace 提供資料に基づき三菱総合研究所作成

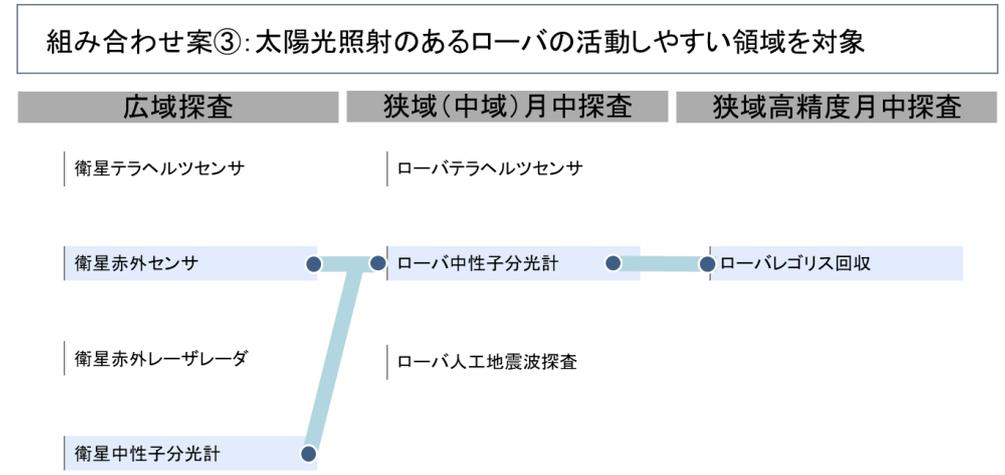


図 2-5 複数の探査方式の組み合わせ案③: 太陽光照射のあるローバの活動しやすい領域を対象
出所) ispace 提供資料に基づき三菱総合研究所作成

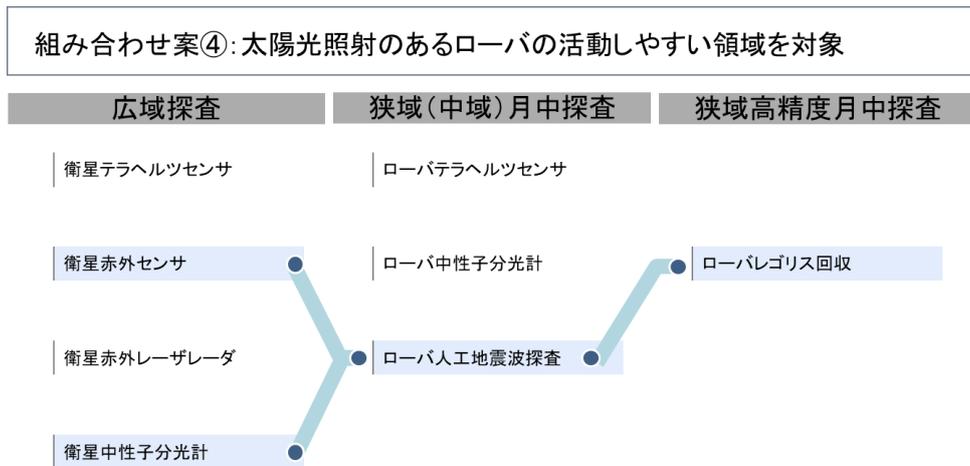


図 2-6 複数の探査方式の組み合わせ案④: 太陽光照射のあるローバの活動しやすい領域を対象
出所) ispace 提供資料に基づき三菱総合研究所作成

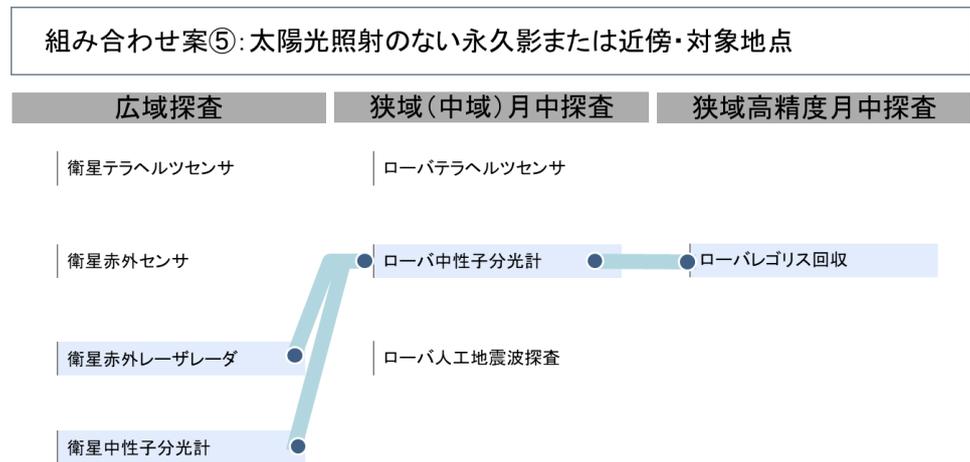


図 2-7 複数の探査方式の組み合わせ案⑤: 太陽照射のない永久影または近傍・対象地点
出所) ispace 提供資料に基づき三菱総合研究所作成

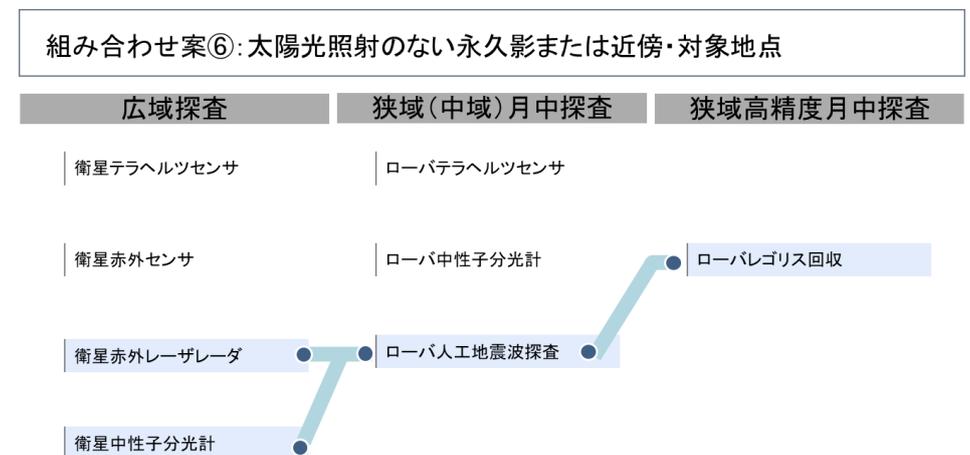


図 2-8 複数の探査方式の組み合わせ案⑥: 太陽照射のない永久影または近傍・対象地点
出所) ispace 提供資料に基づき三菱総合研究所作成

組み合わせ案⑦: 太陽光照射のない永久影または近傍・対象地点

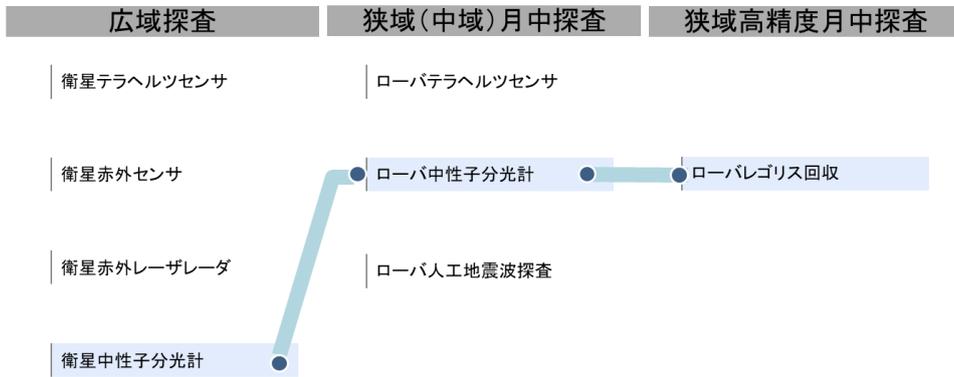


図 2-9 複数の探査方式の組み合わせ案⑦: 太陽照射のない永久影または近傍・対象地点 (出所) ispace 提供資料に基づき三菱総合研究所作成

組み合わせ案⑧: 太陽光照射のない永久影または近傍・対象地点

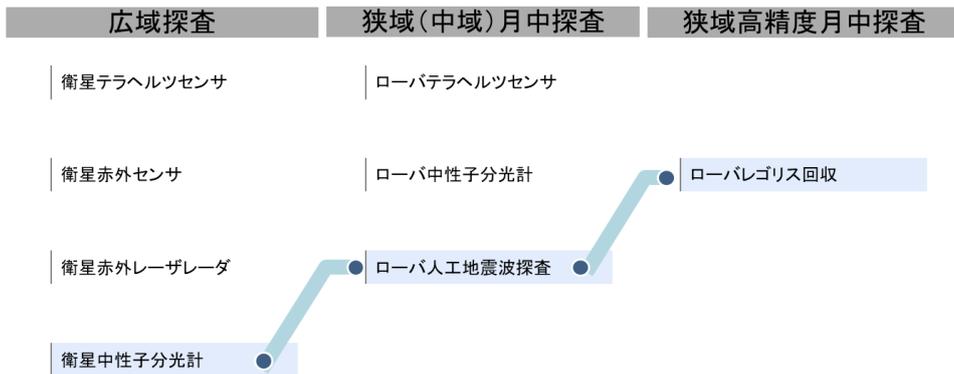


図 2-10 複数の探査方式の組み合わせ案⑧: 太陽照射のない永久影または近傍・対象地点 (出所) ispace 提供資料に基づき三菱総合研究所作成

組み合わせ案⑨: 太陽光照射のない永久影または近傍・対象地点

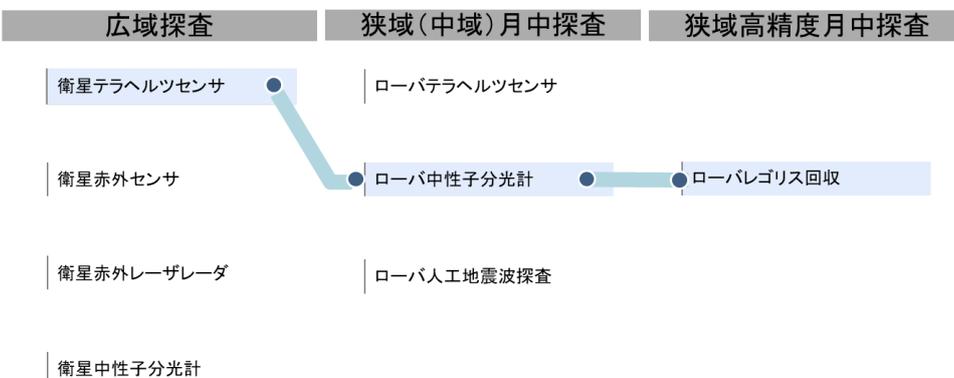


図 2-11 複数の探査方式の組み合わせ案⑨: 太陽照射のない永久影または近傍・対象地点 (出所) ispace 提供資料に基づき三菱総合研究所作成

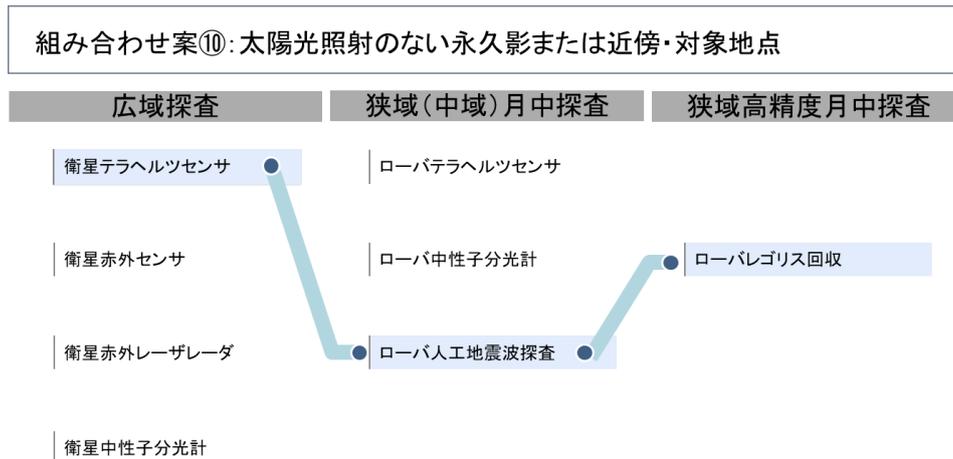


図 2-12 複数の探査方式の組み合わせ案⑩: 太陽照射のない永久影または近傍・対象地点
出所) ispace 提供資料に基づき三菱総合研究所作成

(4) 具体的なプロジェクト例

1) 小型軽量な多チャンネルテラヘルツセンサ開発

月周回からの水資源探査という観点で、情報通信研究機構らは高周波テラヘルツ (THz) を利用して月周軌道から広域に資源探査を行う小型衛星 TSUKIMI (Lunar Terahertz SURveyor for Kilometer-scale Mapping) の研究開発を実施している。当該研究開発プロジェクトでは「月の水の在りかを地図にする」ことを目指し、2024 年度の打上げを目指し検討を進めている。

将来、テラヘルツ波センサをローバなどに搭載する場合、数 mm～数 10cm の高解像度で観測することが可能となる予定である。中国や米国を中心として、様々な手法を用いて月面における水資源探査を予定しているが、テラヘルツセンサを用いた観測は以下の点で他観測手法と比較して優位性を有している。

- 表面・サブサーフェス・地下における水・氷の分布観測が可能
- 昼夜の観測が可能
- 水資源だけでなく、鉱物資源探査にも活用可能

図 2-13 に、各国で予定される水資源探査に係る手法の詳細を示す。

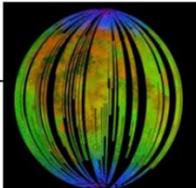
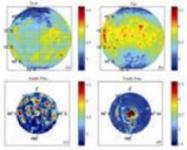
国・機関	センサ名	周波数・波長	空間分解能	観測量	リファレンス
中国 2007	CELMS (CE-1 Lunar Microwave Sounder)	3.0, 7.8, 19.35, 37.0 [GHz]	60km	○地下6mの水資源を示唆 L1b: 輝度温度 L2: 誘電率 (水分含有量情報を含む)	Wang et al., 2010 5-30 Dec 2007観測
米国 NASA 2009	the Moon Mineralogy Mapper (M ³) (NASA) Chandrayaan-1(インド)搭載	可視/近赤外 NIR 2.8 - 3.0 [microns]	40km	○昼面のみ, 地表面のみ L1b: O-H振動 L2: 温度, 水・氷含有量	Pieters et al., 2009 Science 2009; Vol. 326, Issue 5952, pp. 568-572, DOI:10.1126/science.1178658
米国 NASA 2021	BIRCHES (Broadband IR Compact High Resolution Spectrometer) LunerIceCubeアルテミスSLS1号機に搭載予定	近赤外NIR 1.3 - 3.7 [microns]	10km	○昼面のみ, 地表面のみ L1b: O-H振動 L2: 水・氷・有機物を推定。ただし, 地表面のみ, 水循環を目的とする	Lunar Water Distribution (LWaDi) Cubesat Mission. 月の水循環を得ることを目標としている。2021年頃のデータ取得を目指す。
日本 NICT/ JAXA等 2024	TSUKIMI (月見) 打上げ2024年を目指す 	250, 500, 650, 750 [GHz] 	10 km	○昼夜の情報。昼夜変動, 季節変動などを観測し, 水循環を得る L1b: 輝度温度 L2: 誘電率, サブサーフェス (地下数10cm) ~表面における氷・水・土壌の水分含有量を推定。 L1b: 観測物理量 L2: 導出物理量	本開発 <small>Composite map of the near-side of the Moon. The blue shows the signature of water (at higher latitudes), and the red shows high pyroxene concentrations. Captured from NASA's M3 instrument on Chandrayaan-1. Credit: ISRO/NASA/JPL-Caltech/Brown Univ./USGS</small>

図 2-13 各国で予定される水資源探査に係る手法の詳細

出所) 情報通信研究機構提供資料

2) 月面プラント実現に向けた「探査技術開発」の取組み

2030年代に、月面活動者へエネルギー及び推薬を提供する、「月面水資源プラント」が実現すると予想されており、当該プラント実現には、2020年代の水資源存在情報(分布、形態等)、プラントサイト情報(地形、地盤等)の取得が不可欠である。

ispace、千代田化工建設、横河電機の3社は共同で「月面上ピンポイント」探査による詳細サイト情報の取得技術・サービス開発を予定しており、リモートセンシング(テラヘルツ)探査事業とも連携し、広域~ピンポイントまで含む資源データの提供スキーム構築を目指している。図 2-14 に月面探査モジュールのイメージを示す。

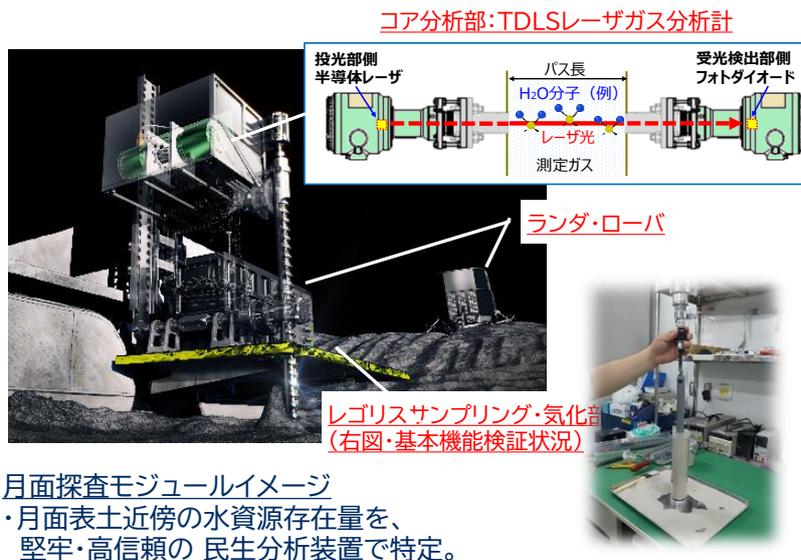


図 2-14 月面探査モジュールのイメージ

出所) ispace、千代田化工建設、横河電機提供資料

具体的には特に産業価値が高い水資源に絞り、「月面上ピンポイント探査」を可能とする探査モジュールを検討し、現在各社保有の要素技術を組み合わせ、単体・組合せ試験による技術実現性検証を実施中である。システムの各機能における性能(検討中)を表 2-4 に示す。

表 2-4 システムの各機能における性能

システム機能性能(検討中)	
掘削・採取部	・掘削深度:最大 50cm~100cm ・地中温度計測
前処理部	・定容量レゴリス受け取り・排出 ・加熱:雰囲気温度近傍⇒100° 加熱中資料温度計測 ・気化ガス位相・パージ流路切り替え
レーザ計測部	・計測レンジ:0.1%~10%水分量予定 より低濃度も計測可能

出所)2021年11月第65回宇宙科学技術連合講演会発表資料(3A09)にもとづいて三菱総合研究所作成

上記の技術成立性、サービス市場性等を踏まえ、今後のスケジュールとしては 2022 年度に本格開発着手、2020 年代半ばまでにサービス開始を目指している。

2.1.3 輸送・移動

月面での輸送・移動には多くの手段が想定されており、有人曝露あるいは与圧ローバ、ホッパー、電源トレーラ、レゴリスの運搬手段としての運搬車両などが検討されている。また車両だけでなく、コンベヤなどを使ったレゴリスの輸送も想定されており、場所や輸送する対象に合わせて、手段を検討することが必要である。輸送・移動手段のサマリを表 2-5 に示す。

表 2-5 輸送・移動手手段のサマリ

項目	用途	仕様等	メリット	デメリット	備考
有人曝露ローバ	短距離移動 (10km 程度)	・重量: 1t 以下 ・輸送キャパ: 2-4 名 ・移動速度: 最大 15km/h 程度 ・必要電源: 1kW 程度	・重量小さい ・必要電力量小さい	・短時間の活動 (越夜不可) ・安全性低い	
有人与圧ローバ	中距離移動用 (100km 程度)	・重量: 10t 程度 ・輸送キャパ: クルー2-4 名 ・移動速度: 最大 30km/h 程度 ・必要電源: 5-6kW 程度	・長期滞在可能 ・安全性高い ・電源トレーラとの組み合わせで越夜可能	・重量大きい ・必要電力量大きい	昼間に移動を行い、夜間は移動せず、電源トレーラから給電することで越夜対応可能に。
電源トレーラ	有人与圧ローバ向け 越夜中の給電	・重量: 10t 程度 ・蓄電量: 800kWh			
ホッパー (無人/有人与圧)	長距離輸送・移動 (1,000km 程度)	・輸送キャパ: 10t 程度 (無人)、 2-4 名(有人与圧) ※必要となる推薬量は移動距離によって変動	・長距離かつ比較的大容量の輸送・移動	・推薬を使用する	JAXA が計画する極域通信・測位のカバー範囲: 360km
運搬車両	レゴリス運搬用 (採掘場⇄水抽出設備)	・輸送キャパ: 2t 程度 ・移動速度: 2-4km/h	・輸送ルートを変更可能 ・バックアップ車両を用意することでオペレーションを止めずにメンテ可能 ・車両の他用途への転用可	・運転難易度が高い ・傾斜が大きい等 ・険しいルートは不可	
運搬設備 (コンベヤ等)	レゴリス運搬用 (採掘場⇄水抽出設備)	・輸送キャパ: 50t/h 程度	・輸送キャパが大きく、安定する ・車両と比較し険しいルートでの輸送が可能	・総重量が大きい ・敷設に手間がかかる ・ルートが固定される ・トラブル発生するとラインがストップする	・ベルトコンベヤ: 仕様・条件により異なるが輸送キャパ大きく、数千トン/h のものもある ・スクリーコンベヤ: 仕様・条件により異なるが最大 45% 程度の傾斜角も対応可能

出所) 各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

また、本検討ではホッパー等の輸送技術全般に関わる技術課題も整理した。以下に示す 5 点が挙げられており、次年度以降、検討する必要があると考えられる。

- (1) 離着陸の正確性(将来的には、LNS を使用した測位もあるが、直近で精度を向上させることを考えると、ビーコン、マーカーが必要)
- (2) 耐久性(耐環境: 振動、衝撃、防塵、耐放射線等)
- (3) 越夜対策
- (4) 燃料補給手法確立
- (5) 誘導制御手法、ガイダンス手法確立

2.1.4 熱抽出(サーマルマイニング)

(1) 熱抽出の概要

熱抽出(サーマルマイニング)とは蓄熱・伝熱技術を応用してレゴリスから水資源を抽出する技術のことである。月面上での適用に際しては、水資源は月面上に広範囲分布していると想定されているため、太陽光を動力とした四輪車に当該システムを搭載し、レゴリスに含まれる水氷を融解しながら、水資源を採取することなどが計画されている。

(2) 熱抽出等に係る複数技術の比較検討

熱抽出はレゴリスより水資源を抽出する技術であるが、その他にも機械により水を含有したレゴリスの掘削を行い、その後水を抽出する方法も考えられる。ここでは水資源採掘の観点で、JAXAより発行されている「日本の国際宇宙探査シナリオ(案)2019(以下、「探査シナリオ」という)」¹でも検討対象となっている機械採掘方式とサーマルマイニング方式の比較検討を実施した。なお、機械採掘方式の前提条件として、推薬生成システムの各ステップで必要となる電力・質量などの設定にあたって、「月面での水素資源利用に向けた情報提供要請(RFI)の実施について」²を参考に検討を実施した。

サーマルマイニング方式の大きな特徴は現地でレゴリスから掘削機を利用せずに直接水を採取することができる点であり、必要重機の総量削減(製造/打上/メンテナンス等のコスト削減)、水のみ運搬による輸送エネルギーの削減が見込まれる点である。

水 1kg の処理に必要な「抽出」「運搬」エネルギーについて、機械採掘方式とサーマルマイニング方式の比較結果を図 2-15 に示す。レゴリスから水を抽出する必要エネルギーの算出に関しては、比熱(密度)、潜熱量の物性値と重さに依存するため、機械掘削方式、サーマルマイニング方式の両方式で大きな差異はないと考えられる。一方で、運搬エネルギーは機械採掘方式が氷含有レゴリス(大半が土壌の重量)を運搬するのに対し、サーマルマイニング方式は水のみを運搬対象とするため、必要エネルギーを大幅に削減可能と推測される。

¹ 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)2019、
https://www.exploration.jaxa.jp/assets/img/news/pdf/scenario/EZA-2020001_S.pdf(閲覧日:2022年3月13日)

² 月面での水素資源利用に向けた情報提供要請(RFI)の実施について
<https://www.exploration.jaxa.jp/assets/img/news/rfi/%E6%B0%B4%E8%B3%87%E6%BA%90/pdf/shiryo3.pdf>(閲覧日:2022年3月13日)

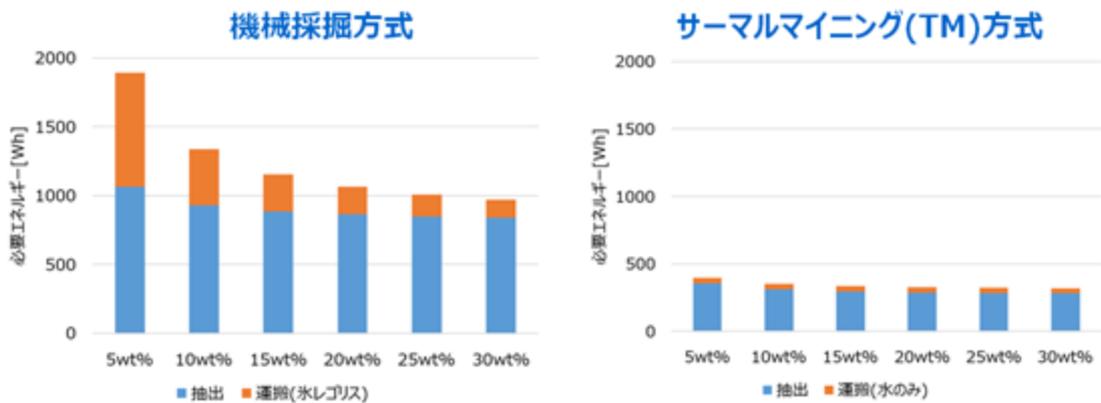


図 2-15 水 1kg の処理に必要な「抽出」「運搬」エネルギーの比較

出所)高砂熱学工業提供資料

次に、水 1kg の処理に必要な「抽出」「運搬」「掘削」装置の重量について、機械採掘方式とサーマルマイニング方式の比較を図 2-16 に示す。

前述のように機械採掘方式は、氷含有レゴリスを運搬する。そのため、氷含有率が小さい場合、多くのレゴリスを運搬する必要があり、運搬装置の重量が大きくなる。一方で、サーマルマイニング方式は、現地でレゴリスから水(又は氷)のみ取り出して運搬するため、運搬装置重量を大幅に削減可能と考えられる。ただし、サーマルマイニング方式は抽出において氷から水蒸気への溶融+蒸発相変化と水蒸気→水(又は氷)の凝縮相変化を行うカルノーサイクル(エアコン)が必要であり、加熱抽出を行う採掘方式と比較して装置重量が大きい点は考慮が必要である。

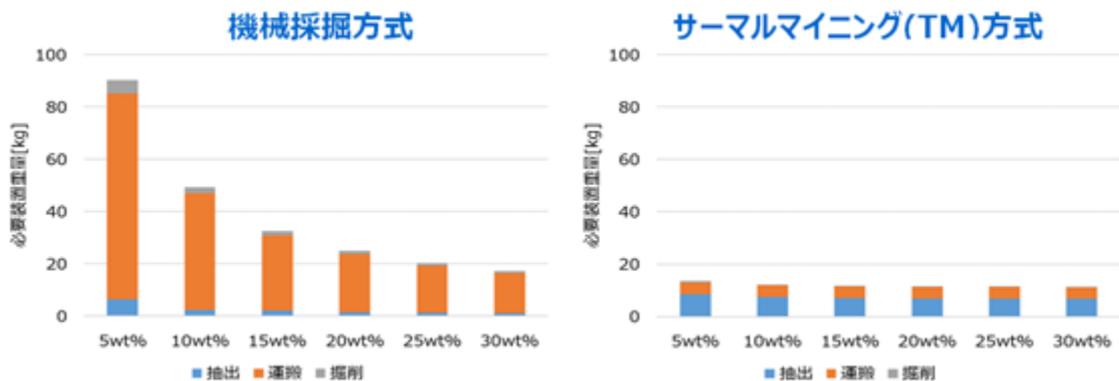


図 2-16 水 1kg の処理に必要な「抽出」「運搬」「掘削」装置重量の比較

出所)高砂熱学工業提供資料

(3) 具体的なプロジェクト例

高砂熱学工業では、月の地中に保存される水資源(氷を想定)を、機械採掘せずに採取するサーマルマイニングシステムの技術開発を実施中であり、2030年代での実用化を目指している。

サーマルマイニングの特徴は、現地でレゴリスから直接水を採取することにより、機械採掘に比べて重機等のインフラ設備投資のコスト・質量を削減することができる。また、ローバに搭載することで、広域に水資源の採取が可能となり、輸送エネルギーの削減も期待されている。高砂熱学工業にて検討されて

いる可搬型サーマルマイニングシステムのプロトタイプを図 2-17 に示す。

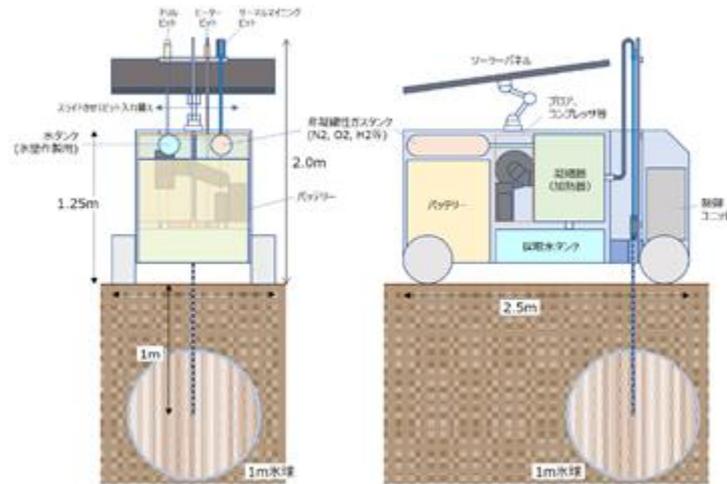


図 2-17 可搬型サーマルマイニングシステムのプロトタイプ

出所)高砂熱学工業提供資料

2.1.5 水抽出

(1) 水抽出の概要

2.1.4 にて可搬型のサーマルマイニングシステムを用いた水抽出の例を示したが、当該手法ではローバ上に搭載可能な機器の質量に限界があるため、少量しか水を採取できないなどの課題があり、今後月面上での人間が生活する上で必要となる水の必要量等を鑑みて、採取方法を検討する必要がある。一方で、想定される初期の固定式の水資源利用システムとして永久影のクレータ部に水採取プラントを設置し、安定的に水資源を採取する図 2-18 に示すようなプロトタイプが検討されている。

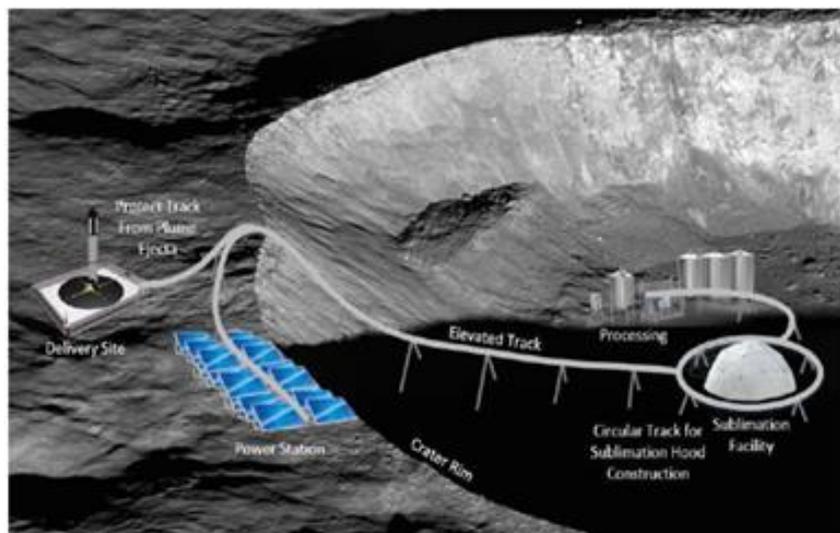


図 2-18 設置型の水資源利用システムのプロトタイプ

出所)Commercial lunar propellant architecture
<https://www.philipmetzger.com/wp-content/uploads/2018/11/Commercial-Lunar-Propellant-Architecture.pdf>(閲覧日:2022年3月17日)

(2) 水抽出に係る複数技術の比較検討

月面での水抽出プロセスは、水抽出を行う「場所」と、「適用手法」によって分類可能であり、それぞれの組み合わせによってメリット及びデメリットが存在する。

1) 水抽出場所による比較

水抽出を行う可能性のある場所として、主に以下の3ケースが想定される。ただし、(3)は 2.1.4 にて示した熱抽出に該当するため、本節では主に(1)(2)を中心に検討・整理をおこなった。

(1) 日照部における水抽出

- 月面永久影領域(PSR: Permanently Shadowed Region)にある氷を含むレゴリスを、日照あるクレータリム部へ移送し、水抽出を行うパターン。抽出のイメージを図 2-19 に示す。

(2) PSR 内に固定して水抽出

- クレータ底の PSR 部に抽出設備を設置し、当該領域にレゴリスを集積させて、水抽出を行うパターン。抽出のイメージを図 2-20 に示す。

(3) PSR 内を移動しながら水抽出

- クレータ底の PSR エリアを移動・走行しながら原位置抽出し、掘削と水抽出を行うパターン。

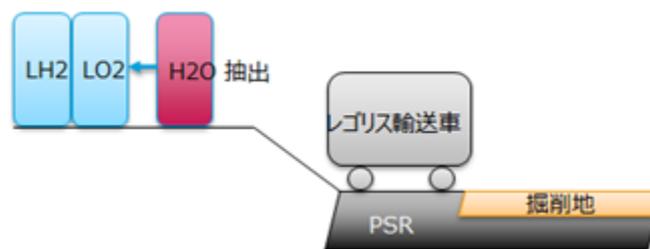


図 2-19 日照部抽出のイメージ図

出所)千代田化工建設提供資料

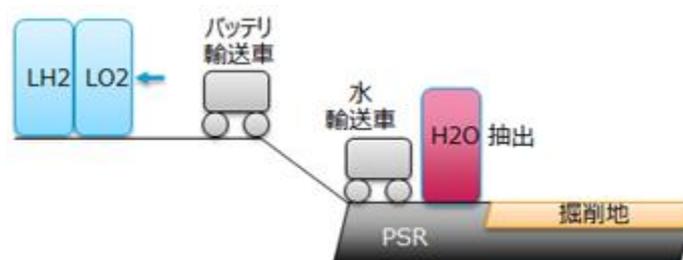


図 2-20 PSR 内固定抽出のイメージ図

出所)千代田化工建設提供資料

抽出場所(日照部・PSR 内固定)の違いによるメリット及びデメリットの比較を表 2-6 に示す。輸送量の観点では水・バッテリーのみを輸送する(2)が有利であるが、エネルギーを安定的に供給可能な点に

において(1)が有利となる。

表 2-6 抽出場所(日照部・PSR 内固定)の違いによる輸送量比較

	(1)日照部抽出	(2)PSR 内固定抽出
概要	PSR 内でレゴリス掘削後、レゴリスを PSR 外に運び、水抽出・保管	PSR 内でレゴリスを掘削後、PSR 内で水抽出し、水のみを PSR 外に運ぶ
メリット	・ 水抽出の際にエネルギーを得やすい(太陽光)	・ PSR 外への輸送量が比較的少ない
デメリット	・ レゴリスごと PSR 外に運ばないといけないため、輸送量が多くなる ・ 輸送中の氷の気化損失を考慮する必要あり	・ 抽出機が PSR 内にあるため、抽出(加熱)エネルギーを運ぶ必要がある(ここではバッテリーで示す)輸送機器が増える(水用・バッテリー用) ・ PSR 内低温下で運用する抽出機の開発要
評価(概算)	<ul style="list-style-type: none"> ・ (1)のレゴリス運搬重量と(2)のバッテリー(往復)・水運搬重量を比較すると、レゴリス中含水量 5wt%時で①運搬量は(2)の概算約2倍。含水量が下がるとさらに大きくなる。 ・ マイクロ波や太陽光による PSR 部へのエネルギー無線伝送技術が確立されると、バッテリー輸送は不要となり、②の実現性は高まる。 	

出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

日照域で水抽出を行う場合、レゴリスの保管場所が重要な検討事項の一つとなるが、日照域でレゴリスを保管する場合、レゴリスから水が気化・飛散損失するため、断熱シールドが必要となる。そこで、日照部抽出ケースにおけるオプションとして、抽出場所近傍のクレーター傾斜部にレゴリスを保管する選択肢も考えられる。レゴリス保管のイメージ図を図 2-21 に示す。

クレータリム近傍下部の、「保管期間中は影となる区画」にレゴリス保管(露天積みを想定)すれば、気化を低減できる可能性がある。効率の良い水抽出実施のため、低温・真空下での氷の気化条件・速度の研究成果の活用が、掘削・抽出・保管検討に重要である。

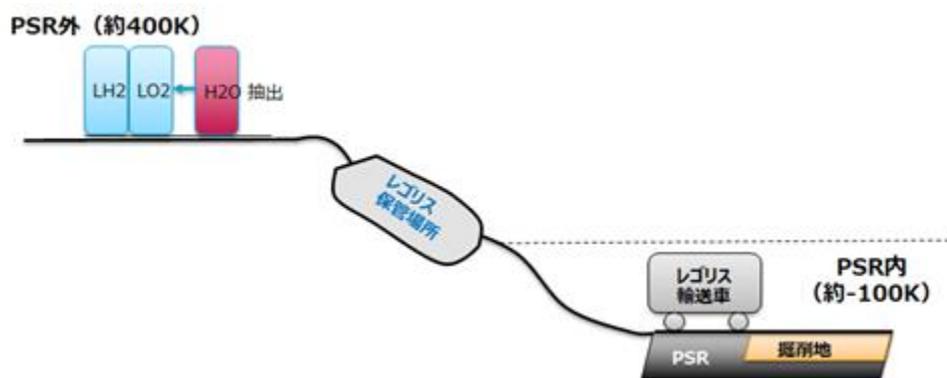


図 2-21 抽出場所近傍にレゴリスを保管する例

出所)千代田化工建設提供資料

2) 水抽出技術による比較

本検討では、海外研究事例等を参考に、レゴリス中の水・氷の抽出技術を調査・整理した。各技術の

概要、月面への適用性、地上での利用例は表 2-7 に示す通り。いずれも小規模・ラボスケールで、各技術のレゴリス水抽出への適用性を探っている段階である。

表 2-7 レゴリスからの水抽出技術

技術名称	技術概要説明	月・レゴリスへの適用性	地上での利用例	備考
1 加熱蒸発・凝縮	物質中の水分を加熱蒸発させ、低温のコールドトラップ部で凝縮・回収する技術。加熱方法として、以下代表3例あり。	氷を含むレゴリスを加熱する場合、レゴリスの加熱に多くのエネルギーを消費し、特に水が低濃度では効率低い。	蒸留工程として、物質の分離・精製に広く利用される。	
1-1 電気加熱	電熱ヒータ(抵抗加熱)からの伝導・輻射により対象を加熱する。	○:電力からの変換効率高い。 ×:真空中レゴリスは低熱伝導率のため、均一・効率的な加熱が困難。	乾燥工程等で使用される。ただし通常は熱媒体(空気等)循環または攪拌を併用。	参考文献 1 参照
1-2 太陽熱加熱	反射鏡を利用して日照部から太陽光を集光・照射して対象物を加熱する。	◎:電力不要、また日照部からPSRへの熱エネルギー伝達が可能。 ×:真空中レゴリスは低熱伝導率のため、均一・効率的な加熱が困難。	太陽熱発電、太陽熱温水器等。 タワー型太陽熱発電では、ヘリオスタット集光器で太陽熱を集める事例あり。	参考文献 1, 2 参照
1-3 マイクロ波加熱	マイクロ波を月面表面または掘削されたレゴリスに照射することで水を抽出する技術。	◎:レゴリス内部に侵入し、氷を加熱することが可能。 ×:電気加熱に比べ加熱効率は低い。またレゴリスに適した波長を決定する必要がある。	電子レンジ。 鋳型、木材等工業製品の内部からの加熱乾燥等。	参考文献3参照、 またレゴリスブロッック化の検討事例あり
2 物理的分離	レゴリス内にある水が、氷粒として鉱物粒と分離して存在すると想定されることから、比重等により物理的に分離する方法。	◎:氷を融解・気化させる必要はないため省エネルギー。 ×?:レゴリス中の氷の存在状態に依存。	物質の比重分離は一般に行われている。ただし水浮力分離やサイクロン分離等、媒体を使用することが一般的。	参考文献4参照

参考文献 1: Ice Mining in Lunar Permanently Shadowed Regions³

参考文献 2: Extraction of Volatiles from Lunar Regolith Using Solar Power⁴

参考文献 3: Extraction of Water from Polar Lunar Permafrost with Microwaves - Dielectric Property Measurements⁵

参考文献 4: Aqua Factorem: Ultra Low-Energy Lunar Water Extraction⁶

出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

レゴリスからの水抽出技術について、古典的なヒータ加熱方式での簡易検討を行い、加熱時間やエネルギーの算出と共に、加熱抽出を行う際の課題を整理した。

装置は、密閉型抽出チャンバを使用、底面は円形、内部層状にレゴリス収納、加熱ヒータで均一加熱、コールドトラップで水を凝縮・収集することを仮定した。装置イメージを図 2-22、ヒータ加熱方式を用いた水抽出の簡易検討の解析条件を表 2-8 に示す。

3

<https://www.liebertpub.com/doi/pdf/10.1089/space.2019.0002#:~:text=The%20Colorado%20School%20of%20Mines,liquid%20oxygen%2F%20liquid%20hydrogen%20propellant.>

4 <https://arc.aiaa.org/doi/pdf/10.2514/1.T4106>

5 <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20090017895/downloads/20090017895.pdf>

6 https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/niac/2020_Phase_I_Phase_II/Aqua_Factorem/

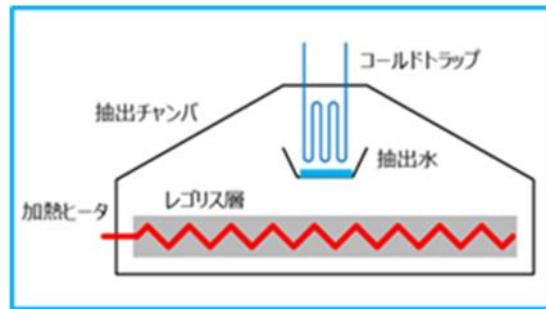


図 2-22 装置イメージ

出所)千代田化工建設提供資料

表 2-8 ヒータ加熱方式を用いた水抽出の簡易検討の解析条件

レゴリス重量	1000kg/回
レゴリス充填層厚	10cm
加熱温度	173K→323K(付着水抽出を想定、結晶水は対象外とした)
加熱量	10 W/m ²

出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

概算の結果、加熱所要時間は 500 時間、レゴリス上下温度差 50~100℃、レゴリス加熱エネルギーとして約90%以上使われている結果が得られた。加熱に 500 時間と長い時間を要しているのは真空化のレゴリスでは熱伝導性が極めて低いことが原因であり、大熱量による均一加熱が困難であることが分かった。また、熱量を増やすことで無駄なエネルギーを消費することとなり、水の加熱以外にレゴリスを加熱するためのエネルギー消費が激しいことも分かった。

3) 水抽出場所及び技術を考慮した複合比較

1)と 2)での検討を踏まえ、以下に示す 4 ケースにおける水抽出ケースの比較検討を実施した。

- PSR 内で電力抽出
- PSR 内で太陽光抽出
- リム部で電力抽出
- リム部で太陽光抽出

抽出技術の構成比較を表 2-9 に示す。また、水素抽出プラント建設比較を図 2-23 に示す。

表 2-9 抽出技術の構成比較

ケース	PSR 内で電力抽出	PSR 内で太陽光抽出	リム部で電力抽出	リム部で太陽光抽出
説明	クレータ底部 PSR で掘削したレゴリスを、電力加熱(ヒータ・マイクロ波等)して水を抽出する。	クレータ底部 PSR で掘削したレゴリスに、反射集光鏡(ヘリオスタット)を活用してリム部太陽光を照射・加熱して、水を抽出する。	クレータ底部 PSR で掘削したレゴリスをクレータリム部へ輸送し、ここで電力加熱(ヒータ・マイクロ波等)して水を抽出する。	クレータ底部 PSR で掘削したレゴリスをクレータリム部へ輸送し、ここで太陽光を照射・加熱して水を抽出する。
掘削場所	クレータ底 PSR			

抽出場所	クレータ底 PSR		クレータ リム部	
抽出エネルギー	電力	太陽光利用	電力	太陽光利用
PSR~クレータリム間輸送物	抽出水 (150トン/年@2035年 TBD)		レゴリス (30,000トン/年@2035年 TBD 含水率1%, 掘削~抽出まで収率50%の場合)	
必要設備				
PSR部	(掘削設備) ・レゴリス加熱・抽出装置(電力駆動) ・レゴリス供給・排出装置 ・受電設備(無線送電)	(掘削設備) ・レゴリス加熱・抽出装置(太陽光利用) ・レゴリス供給・排出装置	(掘削設備)	(掘削設備)
PSR~リム部間	(抽出水輸送装置(タンク+ローバ))	(抽出水輸送装置(タンク+ローバ))	(レゴリス搬送設備(トラック・コンベア)等)	(レゴリス搬送設備(トラック・コンベア)等)
リム部	・送電設備(無線送電) ・貯水タンク	・ヘリオスタット(集光装置、長距離用) ・貯水タンク	・レゴリス加熱・抽出装置(電力駆動) ・レゴリス供給・排出装置 ・貯水タンク	・ヘリオスタット(集光装置、短距離用) ・レゴリス加熱・抽出装置(太陽光利用) ・レゴリス供給・排出装置 ・貯水タンク
Pros. Cons. (抽出プロセスの観点より)				
Pros	・PSR~リム部の輸送物量小	・PSR~リム部の輸送物量小 ・電力消費量少ない	・技術開発の難易度低い ・環境厳しいPSR部での稼働機器は最小	・技術開発の難易度低い ・電力消費量少ない ・環境厳しいPSR部での稼働機器は最小
Cons	・環境厳しいPSR部での稼働機器の開発要 ・電力の無線伝送技術の開発が重要 ・電力消費量 多い	・環境厳しいPSR部での稼働機器の開発要 ・月面で稼働するヘリオスタット技術開発が重要	・PSR~リム部の輸送物量が多い ・電力消費量 多い ・輸送中レゴリスから、水分の気化ロス	・PSR~リム部の輸送物量が多い ・輸送中レゴリスから、水分の気化ロス

注) 抽出エネルギー「電力」の場合、加熱方法として、抵抗加熱、マイクロ波加熱の両オプションを含む。
 電力の伝送方法として、上記無線給電以外にバッテリー輸送等が考えられるが、重量の点で不利のため、ここでは割愛した。
 上記以外に、物理的なレゴリス・氷分離技術が提唱されているが、詳細不明のためここでは割愛する。
 出所) 各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

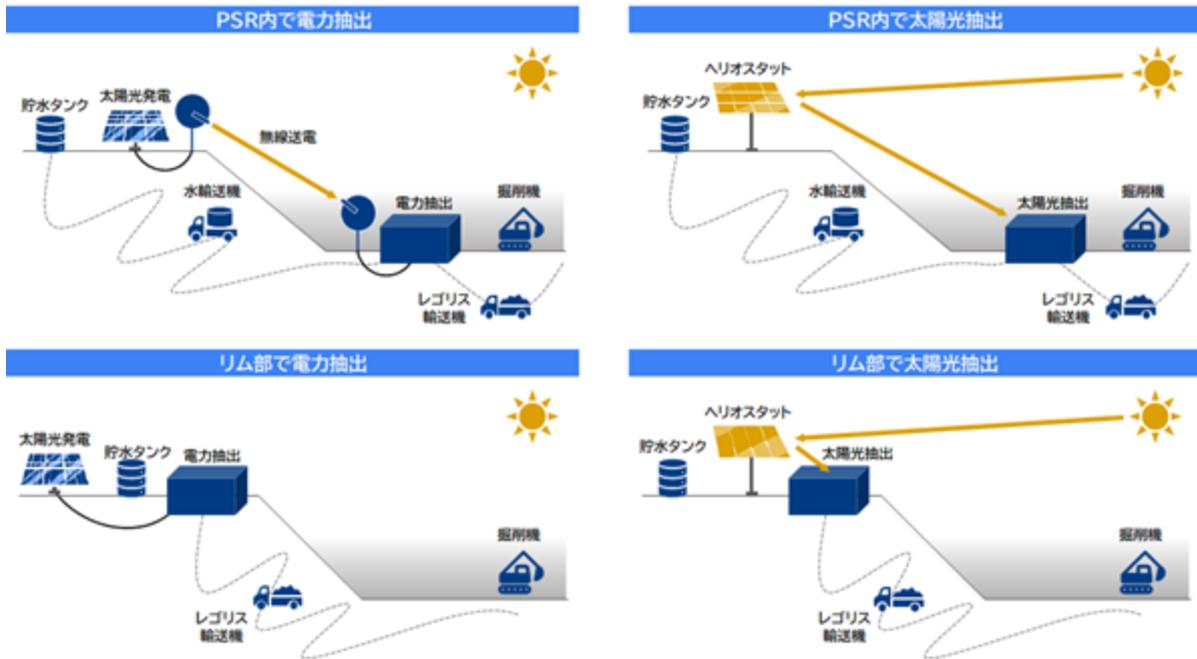


図 2-23 水素抽出プラント建設比較

出所)千代田化工建設提供資料を基に三菱総合研究所作成

(3) 水抽出に係るブロックフロー図

加熱蒸発・凝縮方式における抽出プロセスのブロックフロー例を図 2-24 に示す。含水レゴリスを入力として、抽出水及び乾燥レゴリスを出力とする。当該過程にて不要ガスを排出すると共に、乾燥レゴリスは廃棄される想定である。

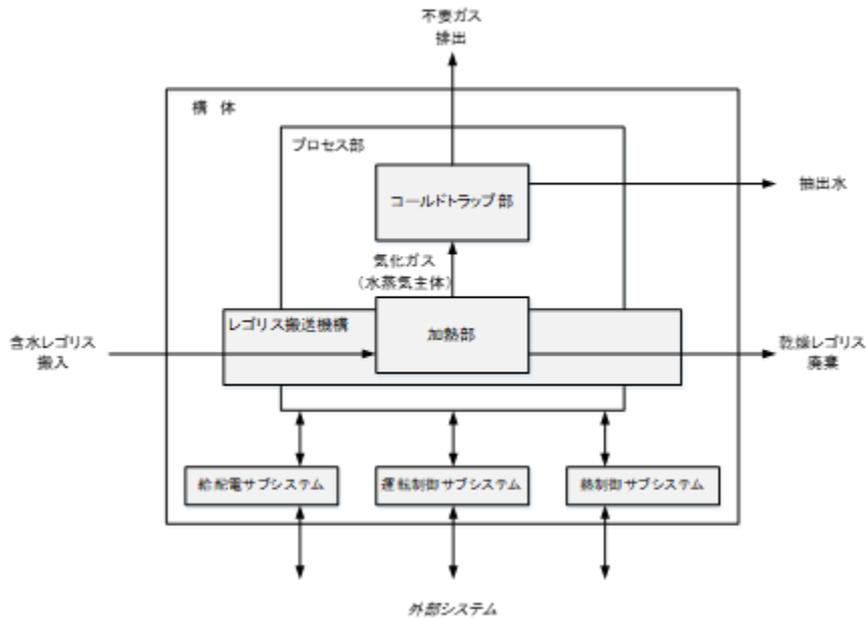


図 2-24 加熱蒸発・凝縮方式における抽出プロセスのブロックフロー例

出所)千代田化工建設提供資料

2.1.6 水電解

(1) 水素生成の概要

レゴリスより抽出された水(液体)から水素を生成する技術として、化石燃料や自然エネルギーを使用したものなど多岐にわたり、その多くが地上にて商業化されている技術である。一方で光触媒方式や微生物方式などは研究段階の技術であることが知られている。水素生成に関わる技術の一覧を図 2-25 に示す。

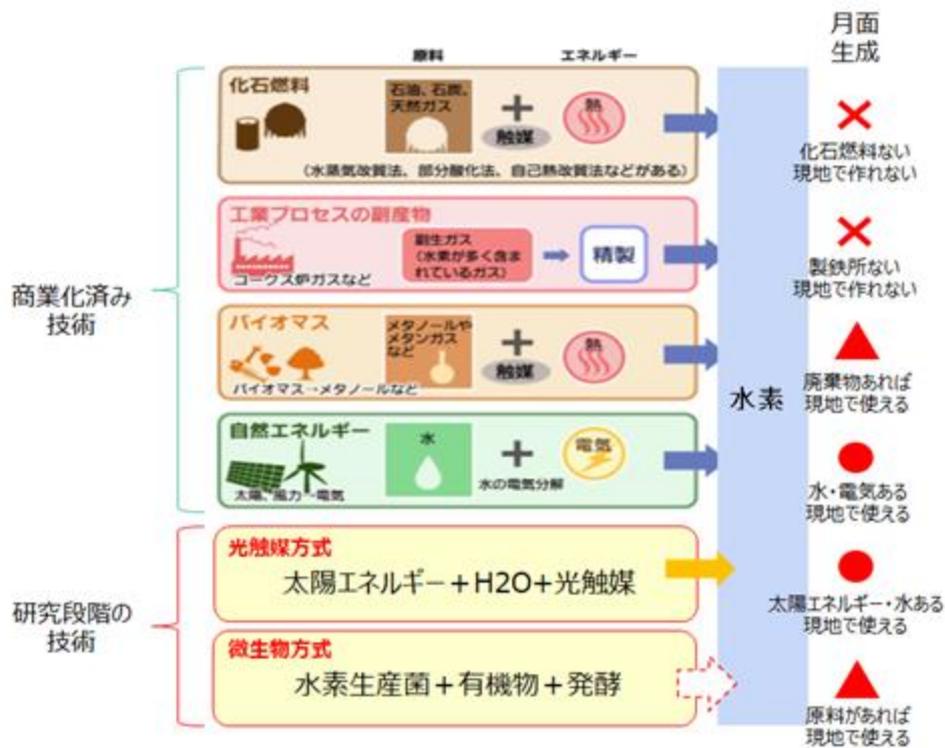


図 2-25 水素生成方式の比較

出所)高砂熱学工業提供資料

特に、光触媒方式については、水素生成量は限りなく小さいため、水電解方式にコスト・量が劣る。また、研究段階の技術であり、実用化には時間を要すると考えられる技術である。光触媒方式の概要を図 2-26 に示す。

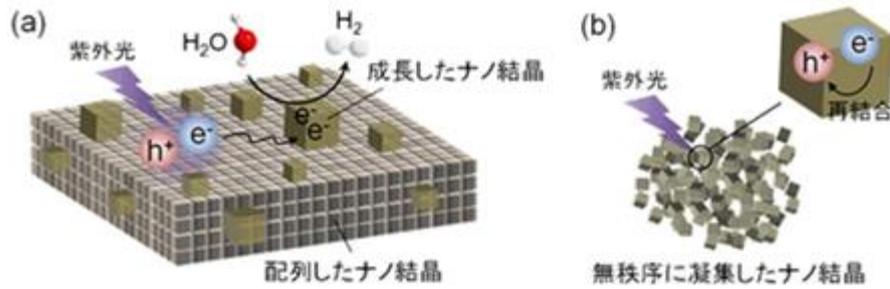


図 2-26 光触媒方式の概要

出所)高砂熱学工業提供資料

また、研究段階の技術として微生物方式が挙げられる。当該方式では図 2-27 に示すように水素生成に寄与する菌に糖や低級脂肪酸などの有機物を当て発酵させることで、水素を生成する手法である。その際生成量は光触媒方式と同様に少なく、実用化には時間を要すると考えられる技術である。

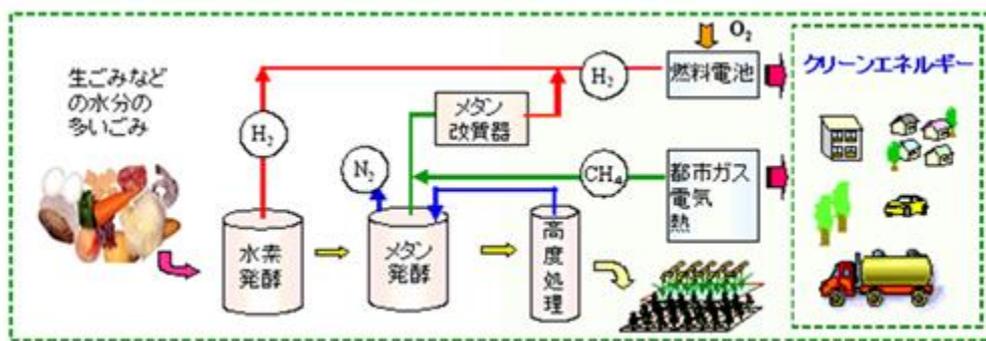


図 2-27 微生物方式の概要

出所)高砂熱学工業提供資料

(2) 水素生成に係る複数技術の比較検討

図 2-25 に示すように水素の生成方法は多岐にわたるが、月面での適用性を考えた場合、候補は絞られる。月面での設備設置可能性及び生成に必要な材料の現地での調達可能性を鑑みた結果、電気分解と光触媒手法の適用が想定される。

以下では上記 2 手法に着目をして、月面での利用を仮定した場合のメリット及びデメリットを整理する。水電解方式と光触媒方式について、構成機器及び 100m² 当たりの水素製造量の比較検証⁷を表 2-10 に示す。なお、この比較は、入力から出力までのトータルを考慮したシステム比較であり、個別技術(光触媒反応器と水電解装置)の比較ではない点に留意が必要である。

⁷ 東京大学大学院工学系研究科プレスリリース「水分解光触媒を利用したソーラー水素製造と分離回収を 100 m² 規模で実証」、https://www.t.u-tokyo.ac.jp/soe/press/setnws_202109031122130598946457.html (2022 年 3 月 4 日閲覧)

表 2-10 構成機器及び水素製造量の比較検証

水素生成方式	構成機器		100m ² 当たりの水素製造量	その他
水電解方式	太陽光パネル	水電解装置	2~3Nm ³ /h ※市販の PV パネルなら 10~15kW 発電可能	ガスが完全分離されており、所定の圧力で取り出せることから使い勝手は良い
光触媒方式	光触媒パネル反応器	気体分離器や昇圧機	0.1Nm ³ /h ⁸	水素と酸素が分離されず、かつ常圧で出てくるため、気体の分離や昇圧は不可避

出所) 各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

上記比較検討結果より、水電解方式の場合、光触媒方式と比較して 20~30 倍多くの水素を生成可能であるため、水電解方式が最適と思われる。一方で、それぞれの開発・製作に係る費用、月面への輸送費(質量)との対比も含めて総合的に優位性は決定されるべきであり、実用化に向けて光触媒方式の情報を考慮しつつ、継続した検討が必要である。

(3) 水電解に係るブロックフロー図

水電解装置のブロック図を図 2-28 に示す。水電解装置は「水電解装置ユニット」「電気回路ユニット」の 2 つのユニットに分かれており、純水を入力として、気体水素及び気体酸素を生成する。水電解装置ユニットでは熱伝導部も備えており、生成過程で生じる熱を外部で放熱するための仕組みが必要である。

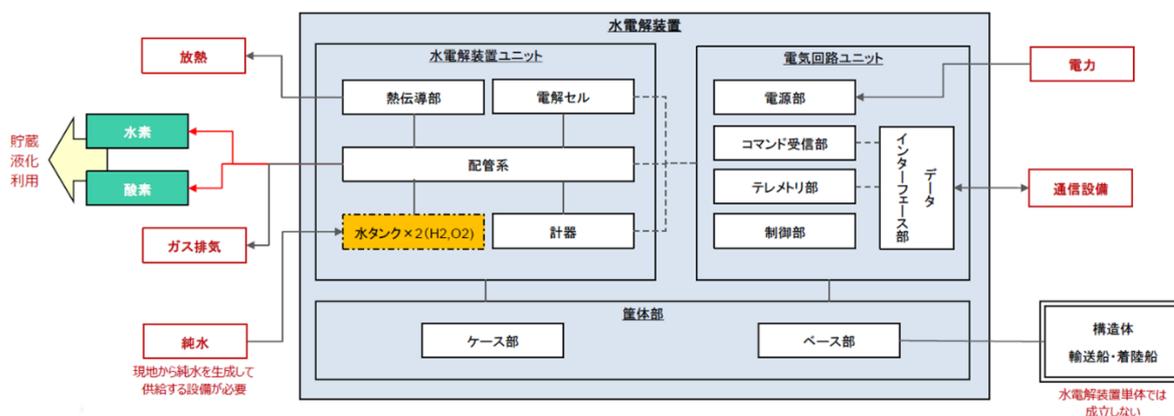


図 2-28 水電解装置ブロック図

出所) 高砂熱学工業提供資料

(4) 具体的なプロジェクト例

1) 月面実証用水電解装置の開発

⁸ 東京大学大学院工学系研究科プレスリリース「水分解光触媒を利用したソーラー水素製造と分離回収を 100 m² 規模で実証」、https://www.t.u-tokyo.ac.jp/soe/press/setnws_202109031122130598946457.html (2022 年 3 月 4 日閲覧)

高砂熱学工業では、自社が営む空調設備工事業で培った熱利用技術と水電解技術を活用し、月面利用を見据えた水電解技術の開発を目指しており、現在、ispace が提供する月面輸送サービスを活用し、2024 年に予定している月面探査ミッションに於いて、水電解装置を月面に送り込み、水素と酸素を生成する実証プロジェクトを進めている。また、当該プロジェクトは経済産業省が実施する「令和3年度宇宙開発利用推進研究開発(月面におけるエネルギー関連技術開発(水電解技術開発))」にも採択されている。

図 2-29 に高砂熱学工業が検討中の水電解装置のモデルイメージを示す。

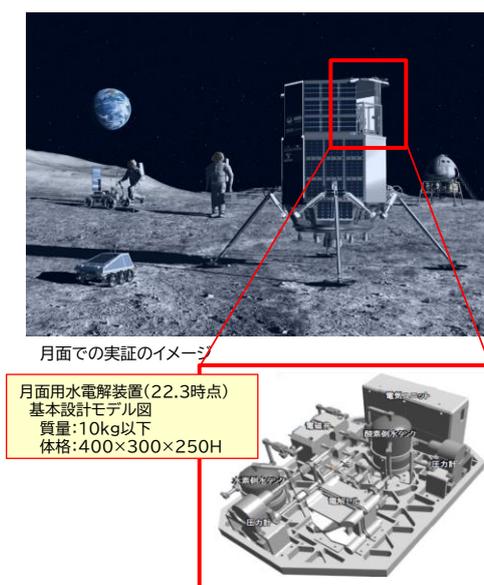


図 2-29 水電解装置のモデルイメージ

出所)高砂熱学工業提供資料

表 2-11 月面用水電解装置 サクセスライテリア

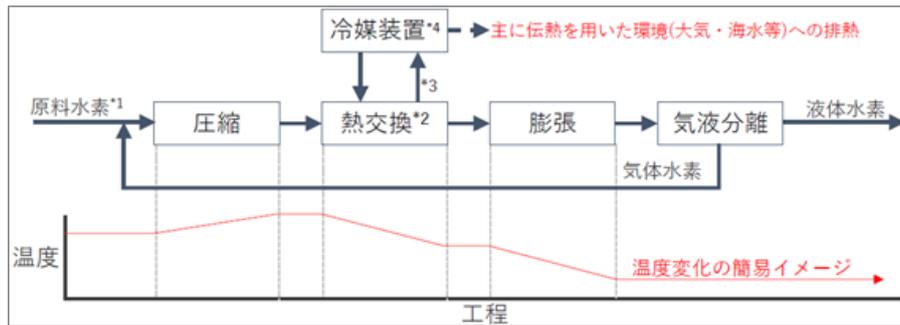
レベル	条件概要	水の分解	ガス圧力	ガス貯蔵	想定運転時間	システム運用	必要水量	
5	完成レベル(プロトタイプ)	想定しうる運用が可能(越夜も運転可能)	○	加圧	○(系外)	可能な限り	運転・停止が可能(越夜含む)発生したガスを貯蔵(中圧)	—
4	実用運転レベル	想定しうる実運用をイメージした運転が可能	○	加圧	○(系外)	14日間	起動後、ガスを発生発生したガスをタンクに貯蔵(1.0MPa)	—
3	マイルド条件運転レベル	水素・酸素を加圧する条件での連続運転が可能	○	加圧	○(系内)	数時間(最長24h)	起動後、ガスを発生発生したガスを系内に貯蔵(0.3~1.0MPa)	約300cc/Mission
2	最低限運転レベル	水素・酸素を加圧する条件での連続運転が可能	○	常圧	×(排気)	数分間	起動後、ガスを発生(短時間)発生したガスは排気	微量
1	動作確認レベル	月面空間での水電解の動作確認	○	常圧	×(排気)	数秒	起動後、ガスを発生(数秒)発生したガスは排気	微量

出所)高砂熱学工業提供資料

2.1.7 液化

(1) 地上における一般的な液化の概要

地上における一般的な液化プロセスの概念を図 2-30 に示す。実際の地上施設では複数回の圧縮・熱交換・膨張行程が複雑に組み合わされており、「冷媒種」や「膨張・圧縮・熱交換等の順序」は、各社が工夫を凝らしている部分である。



- *1 精製は完了しているものとする
- *2 オルソパラ転換触媒含む
- *3 冷媒として窒素を使用する場合は大気へ放出する場合も多い。ヘリウム等の場合は回収・再利用。
- *4 冷媒も圧縮・膨張により冷却している。

図 2-30 地上における一般的な液化プロセスの基本概念

出所)日揮グローバル提供資料

(2) 月面での液化に係る複数技術の比較検討

圧縮された水素の冷却手法として、放熱と冷媒による冷却が想定される。放熱による冷却において、取り除いた熱は、ラジエーターで深宇宙へ放出することが想定され、月面ならではの必須技術と考えられる。一方で冷媒による冷却もオプションとして選択可能であり、窒素・ネオン・ヘリウム・メタン等々(要輸送)、もしくは現地調達した水素・酸素自身を冷媒として熱を逃がすことも想定される。

圧縮及び膨張過程では地上の商用技術と同様に「圧力」によって温度変化を生じさせることが想定される。一方で、開発中の技術の一つとして「力=磁力(磁気冷凍)」というパターンも候補であり、従来法(圧力)と比較して、省電力化が期待されている。

表 2-12 に地上で商用運転がなされている気体冷凍方式と現在研究が進められている磁気冷凍方式の技術比較を行う。

表 2-12 気体冷凍方式と磁気冷凍方式の技術比較

項目	気体冷凍	磁気冷凍
適用技術	タービン式の圧縮膨張+JT が主	磁気熱量効果
技術成熟度	高:地上では商用運転中 ⁹	低:研究段階
実機効率	商用機:20~25% 研究中:30~40%	>50%が実機目標とされている
生産量規模	商用機は 2 桁 ton/day が中心	>100 kg/day(超電導磁石による)を開発中 ¹⁰ また、永久磁石による 20W@20K も開発中 ¹¹

出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

⁹ 商用機は基本的にタービン式(ブレイトンサイクル等)をコアとしたシステム。

¹⁰ https://www.science-academy.jp/showcase/19/pdf/T-002_showcase2020.pdf (閲覧日:2022年3月14日)

¹¹ <https://www.jst.go.jp/pr/announce/20210219-3/pdf/20210219-3.pdf> (閲覧日:2022年3月14日)

当該プロセスにおける課題として、月面における液化システムの最適化が挙げられる。プロセス設計としては、液化プロセスが一番見通しの立っていない工程であり、特に以下の観点で今後さらなる検討が必要である。

(1) 使用技術の組合せに関する課題(プロセス・機械)

- 冷媒の使用有無(全ての排熱を液化対象からラジエーターで直接熱放射、もしくは冷媒を介した熱放射も併用)
- 冷媒を使用する場合、どの媒体を使用するか選択
- 吸熱方式の選択(ジュールトムソン(圧力)、磁気冷凍、もしくは併用)

(2) 各技術の組み合わせの“順番”に関する課題(プロセス)

(3) 熱交換器・圧縮膨張機・磁気冷凍機等々の機器設計最適化に関する課題(プロセス・機械)

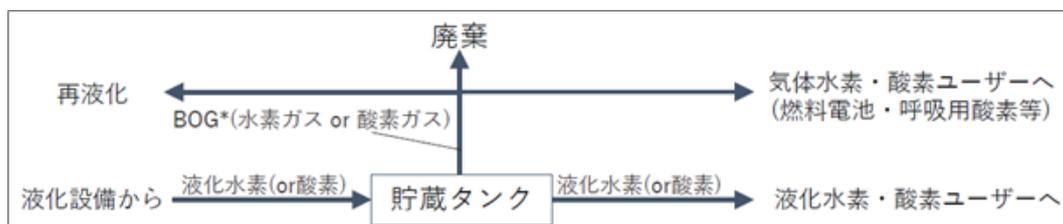
(4) 液化に限らず、全設備に対して小型化・省電力化・熱マネジメント(排熱管理)等に関する課題

なお、酸素の液化手段も基本的には水素と同じ考え方を適用可能であるが、酸素の液化にあたって、水素程には液化温度が低くない為、ラジエーターによる深宇宙への放射冷却のみで液化するか、水素液化の冷媒を流用し液化するなどの方法が想定される。

2.1.8 貯蔵

(1) 地上における一般的な貯蔵の概要

地上における一般的な液化水素・酸素貯蔵の概要を図 2-31 に示す。液化設備より液体水素及び酸素は常圧付近、極低温(水素:-253℃以下、酸素:-183℃以下)で入力され、貯蔵タンクで保管される。その際入熱により気化し、BOG(Boil Off Gas)が発生するため、100%が液体としてユーザに提供されるわけではない。しかし、高压ガスと異なり、水素脆化の心配は“小さい”ほか、燃料電池や呼吸用酸素として気体水素及び酸素を提供することも想定される。



* BOG(Boil Off Gas) : 入熱により液化ガスが蒸発して発生するガス

図 2-31 地上における一般的な液化水素・酸素貯蔵

出所)日揮グローバル提供資料

地上実用技術として、魔法瓶(外槽と内槽の間に真空層)構造のタンクで断熱材(アルミ等を蒸着した放射シール。MLIと同様の思想)も内槽に使用する形式がとられている。一般的にはステンレス製のタンクが主流である。

(2) 月面での貯蔵に係る複数技術の比較検討

月面での貯蔵を想定した場合、地上との大きな違いの一つとして、日射を遮れば極低温環境が生成可能であるため真空構造が必ずしも必須ではない点が挙げられる。また、BOG の抑制にもつながる。一方で、月面にタンクを輸送することを想定する場合、金属は大重量であるため軽量化が盛んに研究されており、非金属やアルミ合金を用いた研究が実施されている。

貯蔵に適用可能な技術候補として、CFRP(炭素繊維強化プラスチック)を始めとした樹脂製タンクとアルミ合金製タンクが挙げられ、本検討では当該 2 手法のメリット及びデメリットを整理した。表 2-13 に両手法の技術比較をおこなった結果を示す。

表 2-13 月面で適用可能な貯蔵技術の比較検討

	CFRP(炭素繊維強化プラスチック)等の樹脂製タンク	アルミ合金製タンク
極低温への適応性	許容力は低下するため手法に依らず対策を講じる必要性あり	
重量	比較的軽量	CFRP と比較して重い
BOG の処理方法	廃棄・再液化・ガスとして利用するなど検討の余地あり	
その他	<ul style="list-style-type: none"> 口金が金属となるため、本体との間で剥離が起きやすい 水素ガスが透過するため対策が必要 	<ul style="list-style-type: none"> 剥離等は問題にならない 水素ガスの透過などは問題にならない

出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

(3) 具体的なプロジェクト例

日揮グローバルでは月面上及び月近傍において着陸機やホッパーなど探査に必要な推薬(水素と酸素)の供給を可能とする月面推薬精製プラントの構想検討のため、JAXA と連携協定を取り交わしている。当該検討ではプラントの構想検討をはじめ、技術要素整理、研究課題の洗い出し、研究開発計画の検討を実施している。

2.1.9 横断的検討

本調査では探査から貯蔵までを対象にプロセスごとに水素生成に関わる要素技術整理を実施した。一方で、個別のプロセスに関わらず水素生成のバリューチェーン全体を考えた場合に共通・横断的な技術の検討も必要となる。本年度は探査センサをはじめとするシステムの「制御」と施設の設置や施工(手順・計画)に関わる「建設」に関わる要素技術の整理を実施した。

(1) 制御

1) 月面における制御システムの概観

本検討では水素生成に係るバリューチェーン全体の共通部であるオートメーションに関与するセンサバルブ等のアクチュエータを含む、制御システム、それらと連携する情報技術に関する検討を実施した。制御システムのイメージを図 2-32 に示すが、制御システムにおけるコア部分の宇宙環境対応スケジュールは以下を想定する。

- 2024 年以前: 従来技術 + 各種アイデアを実証試験と探査に利用
- 2024 年～2030 年頃: 月面利用を可能とする各種センサ類を順次開発
- 2030 年頃以降: バリューチェーンの各社が月面水素エネルギーインフラを世界に先駆けて提供できるように、月面に適合した機能・性能、耐環境性、保守性などを持った共通部の順次提供

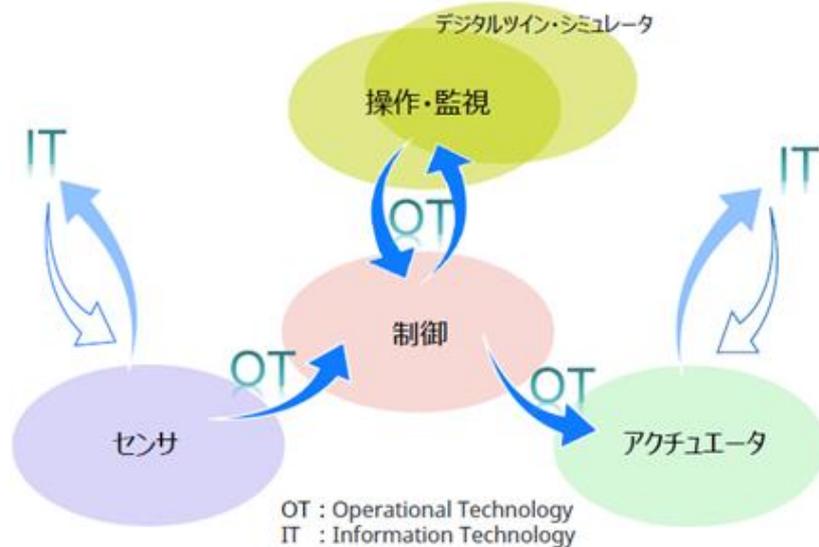


図 2-32 制御システムのイメージ

出所)横河電機提供資料

月面での利用が想定されるセンサ・アクチュエータについては、制御用から探査用として、圧力計、振動計、温度計、カメラ、レベル計、分析計(レーザガス分析計,ファイバセンシング,各種濃度計他)など、多くのバリエーションがある。また、それらのセンサ・アクチュエータを統合する次世代制御について、月面利用を前提としたセンシング機器や上位 SCADA 等との親和性の高い制御機器が必要であり、月面設置に適したロバスト性やプロセス、設備の状態把握に秀でた自律型システムを指向する。

月面での利用を想定した際の制御システム及びそれらのシステムの構成技術を表 2-14 に示す。

表 2-14 制御システムの構成要素

操作・監視 運転支援システム (SCADA)	操作監視技術 :設備ごとの操作を統一し、操作ミスやストレスを軽減する標準的 Look & Feel の提案 月面端末技術 :地球や基地内だけでなく、宇宙服内やローバでの操作監視を実現する機能の提供 DX 技術 :デジタルツイン、シミュレーションなどを用いた操業支援やトレーニングの仕組みの提供 超遠隔通信 :地球上から操作監視するための遅延補償や間欠通信対応機能の提供。
制御システム	自律コントローラ技術 :アラーム、保守支援、プロセス状態把握の為に制御システムが自律的に情報収集・発信する仕組みの提供 高機能 I/O 技術 :高機能なセンサやパラメータを多く持っている分析計を活用するための高機能 I/O 装置の提供 耐環境性能技術 :真空、宇宙線、EMC 対策、高温/低温、耐振動に強いコントローラの提供 保守技術 :交換者や運転中プロセスへの影響を低減するオンライン交換機能や共通化機器の提供
センサ・アクチュエータ	耐環境性能技術 :真空、宇宙線、EMC 対策、高温/低温、耐振動に強いセンサ・アクチュエータの提供 監視系センサ技術 :オペレーションの現実性を高める為に、制御とは関連の薄かった映像、振

	動、輝度などを OT とデータ連携して提供 その他:故障・過大負荷を把握するための機器状態の把握・伝送するためのデジタルフィールドネットワーク機能の提供
月面ネットワークシステム	通信技術:月面における機器間や月面共通システムにも利用できる共通的な基本情報モデルの検討
設備管理システム	保守技術:月面におけるアセットの管理とパフォーマンスを測定し、設備の保守計画立案の支援情報や稼働状況の提供

出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

2) 制御システムの必要電力について

制御システムとしては I/O の点数に比例するが、従来技術では 50 点 50-100W 程度だが、分析計、アクチュエータなどの電力を把握することで、精度が上がってくるとみられる。

各施設が各々に管理用 PC を持つのではなく、統合・仮想化などで設備のフットプリントや消費電力削減に努めるとともに、バックアップ・予備電源・セキュリティ対策などでリスクを下げるるとともに、各施設間をまたいだデジタルトランスフォーメーション(月面ミラープラントの実現など)を活用した操作監視の利用などで効率的な共通システムの利用が望ましい。

これらを実現するために、各施設共有のサーバを提供する必要がある。このサーバの消費電力は大きく、サーバ 1 面で 6KW 程度+冷房分(2KW 程度)が現在の技術であり、今後の検討が必要である。

その他、遠隔保守の為などに Rover の活用によるパトロールやユニット交換の実現の為、Rover 用の電源が必要となる。火星探査機を参考にすると 100W 程度の消費電力であり、この辺りを一つの検討目標としていくべきである。

(2) 建設

1) 月面における建設手法の概観

水素生成に関わる施設や電力システムだけでなく、月面にロケットの離発着場や給油施設、通信設備、居住施設等のインフラを整備する可能性があるが、いずれにしても初期段階で必要となる作業が敷地造成である。当該作業では、本来のレゴリスにより形成される地形や地質を施設建設が可能となるように整えることである。

本検討では敷地造成として、地形や地質、地盤などの調査を含む「造成前調査等」と建設に直接かわる「施工方法検討」の 2 パートに分けて、それぞれで想定される手法比較検討を実施した。表 2-15 に「造成前調査等」の検討結果、表 2-16 に「施工方法検討」の比較結果を示す。

表 2-15 敷地造成における検討(造成前調査等)

	項目	手法	手法詳細	技術的対応	課題	実現性	備考
造成前調査	地形	既往資料				◎	
		測量	衛星測量(写真)	月周回衛星が必要		○	既存写真も利用可
			同上(レーダ)	同上		△	Lidar の解析技術の整いつつあるが機器を衛星で投入する必要がある(開発の課題)

	項目	手法	手法詳細	技術的対応	課題	実現性	備考	
	地質 /地層	月面上 測位	レーザ測量	ロボット化が可 能	月面に仮設基地 が必要	△	測位範囲は 200m/1回となる ため移動が必要で、 この装置開発が必要	
		既往資料				○	NASA 資料等参照 ただし表層部のみの 資料で深層部の確認 の必要あり	
		地質調査	試料採取	ロボット化が可 能	深部探査には削 孔ロボットが必要 反力が必要	△	装置の開発は途上 深層部の試料採取の 技術は未確立	
		物理探査	貫入試験	N値 スウェーデン式 サウンディング	重力の影響を考 慮する必要あり	△	サウンディングの方 法を月面に適用して 良いのかの根本的な 検討が必要(評価方 法も同様)	
		地盤探査	トモグラフィー			△	比較的広範囲で測点 間隔によるが深部ま での地盤が判定可能 自動化装置の開発が 必要	
	地盤強度 /変形	物理試験	試料採取による 物理試験一式				◎	試験方法は JIS(JGS)に従うこ とで実施可能
		変形試験	載荷試験	平板載荷試験	反力の確保が必 要	△	装置開発/輸送の問 題あり	
			HFWD	平板載荷試験 相当	浅部の探査のみ	○	比較的ロボット化は 容易	
	力学試験	採取試料による 室内強度/変形試験	三軸試験材料 の改良も検討			◎	試験結果の解釈は必 要	
	基準点 設置	測量 基準点	基準点の 設置	物理/電子基準点			○/△	物理的な基準点は比 較的容易に設置可能
造成位 置検討	構造物 設置場所の 選定	造成前調査 に基づく検 討	地形/地質による判定	安全性/経済 性(施工性含 む)の検討によ る施工場所の 選定	施工機械と資材 に支配される可 能性大	◎	既存資料からもある 程度判定は可能	

出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

表 2-16 敷地造成における検討(施工方法の検討)

項目	手法	手法詳細	技術的対応	課題	実現性	備考
構造物による対応	現地盤をそのまま活かす	レゴリスを撤去せず平滑にして構造物設置	構造物自体で地形の不陸や支持に対応	構造物の剛性、可塑性の検討が必要	○	装置・機器を決定し、その容器になる構造物を決定 配置を決定しネットワークを検討 上記の手順で構造物を想定し構造物自体で地盤の不陸などに対応できるかの検討が必要
		フローティング基礎	基礎面積を大きくし接地圧を低減		○/△	地盤に対する対応は容易になるが、構造物の総容量が大きくなりロジスティックスの面で不利か？
		支持杭による構造物設置	支持杭の施工	杭材料が必要	△/○	地盤の不陸等はそのまま受け止められるが、杭打ちが可能かの検討(重機も含む)が必要 ただし軽微な杭ですむ可能性あり
土木施工的対応	基板掘削後に構造物設置	レゴリスを基本的に除去し岩盤を露出		掘削深さが大きくなる可能性大	△/○	基盤露出にどの程度の掘削が必要か不明 構造物の安定および構造物保護(掘削土での埋戻し)を考えると有効な案になり得る
	レゴリス改良(地盤改良)	化学的な地盤改良(固化)	セメント系、石灰系、ウレタン系 ¹²	地盤改良材が必要	△	改良材と現地施工(重機の開発も含む)が必要
	レゴリスを転圧／締固め構造物設置	物理的な締固めによる改良	薄層転圧またはコンパクションパイル	締固め工法による効果が未知 強度・耐久性が課題	△/○	締固め効果は不明 レゴリスの深層締固めで有効な可能性もあり、その場合は経済的に有効 締固め機器の開発は必要
付帯構造物の施工検討	主に管路の設置	連絡道路脇に設置	現地調達資材(レゴリス)で覆土保護	覆土厚の検討が必要	○	地盤特性が解れば検討は可能
		埋設構造	掘削埋設	埋設深度の検討 安息角を考慮した掘削計画	○	同上
施工機械	削孔	ドリル等で孔を開け試料採取や地盤調査を実施	ボーリングマシン等	施工機械の根本的な検討が必要 ・軽量化 ・多機能化(共通車体にアタッチメント取付)	○	※1:輸送を考慮した機器開発が必要(遠隔および部分自律運転) ※2:複数の用途を統合した機械の開発を検討する必要あり 小口径で且つ浅層であれば比較的機器の開発は可能
	掘削／積み込み	レゴリスを掘り取り、運搬機械に積み込む	パワーショベル、バケット掘削等	・反力が必要(レゴリス重量などの利用) ・地面支持力が得られない可能性	△	※1、※2 地上のバックホウに相当する機械が必要で稼働部が多いため比較的難しい
	運搬	レゴリスを掘削地から利用中継地までの運搬	ダンプトラック、クローラ運搬車、ベルトコンベア等	・斜面・レゴリスに対応した走行機能 ・自動・自立化、遠	◎	運搬機械は比較的容易に検討可能

¹² Regolith Stabilization and Building Materials for the Lunar Surface, <https://ascelibrary.org/doi/10.1061/9780784412190.028>(2022年3月7日閲覧)

項目	手法	手法詳細	技術的対応	課題	実現性	備考
	敷均し	ブルドーザ等により土砂を平らに均す	ブルドーザ等	隔操縦・複数台による協調作業	○	※1、※2 地上のブルドーザに相当する機械が想定されるが、他の重機との統合で実現可能性
	転圧	レゴリスに力を加え密度を高め安定度を増す	ローラ、コンパクタ等		○	※1、※2 遅効のローラに相当する機械であるが、自重が作業性に比例するため運搬による制限から機械性能とその効果の検討が必要 敷均しの機械との統合も可
	揚重	資材・機材の荷揚げ・荷下ろし	クレーン、ジャッキ、リフト等		○	※1、※2 機械動作の対応は比較的容易であるが、対象物を掴む／離すシステムを検討する必要がある
	組み立て	ユニットの接合など	ロボットアーム等		○	※1、※2 既存技術の応用は比較的容易 対象物を掴む／離すシステムを構造物の設計とともに検討する必要がある

出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

施工方式の検討を実施する過程において、月面の地盤に関連する課題として、以下 2 点が挙げられることが分かった。今後、月面での建設を考える際には地盤等を把握し、月面に適した建設方法を考慮することが必要となる。

● 支持力・沈下の課題

- 月面レゴリスを再現した月シミュラントでは、支持力に及ぼす重力の影響の現れ方が異なることが明らかになっており、相対密度によっても挙動が異なる結果が得られている。また、アポロの足跡の解析の結果から、沈下量を 1cm 以下にするには 8kPa 以下に収める必要がある。

● 走行性の課題

- 月シミュラント上での走行実験結果では、1G 場では問題なく走行可能だが、1/6G では空転して前進不可

さらに、建設計画策定に必要な情報についても整理を行った。表 2-17 に全体計画、各施設／各機器レベル、探査の 3 つの観点で必要となる情報を取りまとめた。

表 2-17 建設計画策定に必要な情報

観点	具体内容
全体	有人／無人の割合(各年度ごと)、遠隔施工の操縦拠点(地球／月軌道上／月面)、利用可能動力源
各施設／各機器	各機器質量、サイズ、電力、分割ユニットサイズ／質量、現地組立方法、配置計画(配置順序、拡張他の機器との位置関係)、その他注意事項(振動、熱環境、インターフェース等)、運用年数、沈下・傾斜許容範囲
探査	支持力、変形特性、(地盤の物理特性)

出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

2) 建設機械の必要電力について(月面で検討されている事例)

月面での建設機械の電力要求量について、現時点では工事の詳細が不明であるため算出できないが、明確化すれば、表 2-18 のような既存の検討事例や次ページの地上の例を参考に、計算することが建設計画立案に必要であると考えられる。

表 2-18 建設機械ごとの電力要求値

用途	サイトの準備、掘削 レゴリス運搬	バックホウ	Scraper(整地)	連続掘削(バケツ トラダ)	連続掘削 (バケツホイール)	オーガードリル
能力	運搬 750kg	掘削 100kg/h	900kg/h	2400kg/h	1050kg/h	最大トルク 170Nm
移動 速度	7.2km/h	8m/min	—	8m/min	24m/min	—
電力 要求	最大40kW(掘削)	<200W	<100W	<200W	470W	最大3kW(回転)
重量	1000kg	76kg	80kg	76kg	200kg	—
備考	乗員最大1名、最 大 傾斜 6 度					
文献	Exploration Rover Concepts and Development Challenges	Parametric review of existing regolith excavation techniques for lunar In Situ Resource Utilisation (ISRU) and recommendations for future excavation experiments				Robotic drilling tests in simulated lunar regolith environment

出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

参考として、地上での建設機械(軽油燃料、処理量の小さい機械をピックアップ)の諸元とエネルギー消費量を表 2-19 に示す。

表 2-19 地上での建設機械(軽油燃料、処理量の小さい機械)の諸元とエネルギー消費量

機械名	緒元	エネルギー (MJ/h)
アースオーガ	34kN-m	393
クローラクレーン	50t 吊	447
タイヤローラ	8~20t	271
ダンプトラック	10t	554
バックホウ	0.08m ³	122
フォークリフト	2t	42
ブルドーザ	0.8~1.1t	195
ホイールローダ	2.3m ³	817
振動コンパクタ	50~60kg	34
振動ローラ	0.8~1.1t	38

出所)中央新幹線(東京都・名古屋市間)環境影響評価書 【山梨県】

2.1.10水素の生成タイミングに関するケーススタディ

JAXA がとりまとめた探査シナリオ(案)では、有人フェーズ1(2029年～2034年)において、月面上での宇宙飛行士の滞在期間は42日(越夜1回含む)を想定している。月面上での探査で使用する曝露ホッパー及びゲートウェイと月面を往復するための着陸船の推薬として水素を利用することを考慮すると、有人期間中に短期間で一気に水素を生成する、あるいは無人期間も含めてゆっくりと長期間で生成するといった選択肢がありうる。期間の違いによって、一日あたりに必要な水素生成量が異なってくるだけでなく、水素生成用施設の稼働に伴う必要な電力量も異なってくると考えられる。本年度は探査シナリオも参考に、水素の生成タイミング別にパターンを分類し、各プロセスにおける処理量やメリット及びデメリットの整理、処理に必要な電力量の算出を実施した。

(1) 前提条件

検討に先立ち、前提条件を表 2-20 のように整理した。

パターン①では水素を「少しずつ生成」と仮定し、無人期間も含めて300日かけてゆっくり水素を生成とした。本パターンでは日照が確保できない期間が確実にあるため、何らかの形で施設には電力が供給されていることが不可欠であるが、本検討ではどのような形で供給されるかの検討は行わず、供給されることを前提とした。

一方で、パターン②では、水素を「一気に生成」と仮定し、有人期間における施設の現実的な運転・使用期間を考慮して、35日間で水素を生成とした。本パターンでは越夜は想定せず、日照期間が1年間の80%以上ある領域にて連続稼働することを前提とした。

また、各プロセスにおける処理収率として、入力に対する出力の比率として設定し、必要水素量としては探査シナリオにもとづいて1回の有人探査において必要な推薬57.0ton/年から算出した。

表 2-20 試算で用いた前提条件一覧

前提条件項目	具体内容
レゴリス中の水含有率	0.1%と1%の2種類にてパラメータスタディ
各プロセスにおける処理収率	掘削 :50% 水抽出 :80% (純水製造) :50% 水電解 :100% 液化 :100%
比較日数	<ul style="list-style-type: none"> ● パターン① 「少しずつ生成」する場合は300日稼働を想定。ただし、この場合には越夜も考慮に入れ、何らかの形(蓄電力の供給方法は蓄電 and/or 宇宙太陽光)で電力は供給されるものと仮定。 ● パターン② 「一気に生成」する場合にはJAXA探査シナリオにおける運転・使用日数に近い35日稼働を想定。ただし、この場合には越夜は想定せず、極域の年間日照期間がおよそ80%以上の領域にて連続稼働することを想定。
必要水素量	年間の水の使用量は75ton/年。(探査シナリオより、1回の有人月探査に必要な推薬量57.0[ton]の生成に必要な水の量として、推薬混合比等を考慮し75[ton]と想定。)

出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

(2) 水素生成のタイミングによるトレードオフ検討

(1)にて示した前提条件にもとづいて、水素生成のタイミングによるトレードオフ検討を実施した。

1) 定性評価

本検討では水電解以降のプロセスにおいて、水素生成のタイミングの違いによるメリット及びデメリットを整理した。詳細な結果は以下 a～c に整理するが、結果のサマ리를以下に示す。

- 水電解において、より低い電力量で水素生成可能なパターン①が有利であるが、定格以下で運用を行うため過剰設計となる可能性がある。
- 液化において、BOG の観点でパターン②が有利である。一方で、BOG 以外の観点では、適用できる液化技術の種類によってはパターン①が有利になる可能性がある。
- 貯蔵において、BOG の発生に伴う再液化(or 生産量増加)を鑑みるとパターン②が有利。一方で、着陸機やホッパーへの水素充填のタイミングなどの“運用方法”に依存する可能性がある。

a. 水電解における評価結果

水電解における検討において、必要水素量は 100Nm³ と仮定し、水素製造量 5Nm³/h の水電解装置での性能・製造時間・質量について比較検討を実施した。また、水電解装置の設置環境として、曝露部での装置稼働は不可のため地上での装置稼働に必要となる温度条件(4℃～45℃)を満たす与圧された閉鎖空間を想定している。さらに、水素の製造可能期間として、14 日間(336 時間)を想定している。これは越夜環境でも温度条件を保つ空間であれば稼働可能であるが、本検討では越夜は温度条件がより厳しい環境となるため、製造できない期間と設定しているためである。評価結果を表 2-21 に示す。

表 2-21 水電解に係る評価結果

評価軸	パターン①	パターン②	評価結果
水素製造原単位 ※ある条件下での一例	4.1kWh/Nm ³ (水素製造効率:87%)	5.1kWh/Nm ³ (水素製造効率:69%)	より低い電力値で水素生成可能なパターン①が有利
水素製造時間	100Nm ³ 製造まで 200 時間を要する	100Nm ³ 製造まで 20 時間を要する	定格の 10%で運転する場合には製造時間は定格の 10 倍かかる
必要電力量(最大電力)	410kWh+補機(20%) (2.1kW+補機動力)	510kWh+補機(20%) (25.5kW+補機)	より少ない電力量で対応可能なパターン①が有利
セル質量	定格の 10%運転のため過剰設計となる	F/S として 5Nm ³ /h を採用。30kg を月面に輸送は困難	パターン①は過剰設計のため、パターン②の方が運用効率の観点で有利

出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

b. 液化における評価結果

液化技術として「気体冷凍」と「磁気冷凍」の 2 種類の技術の適用を想定し、必要な水素(液体)はパターン①の場合 28kg/日、パターン②では 238kg/日を仮定して検討をおこなった。液化プロセスにおける評価結果を表 2-22 に示す。

表 2-22 液化に係る評価結果

評価軸		パターン①	パターン②	評価結果
使用技術	気体冷凍	・タービン式+JT を想定 ・ピストン式の並列使用	・タービン式+JT を想定	-
	磁気冷凍	超電導磁石タイプの小型化 or 永久磁石タイプの大型化	超電導磁石	-
定格電力	共通	パターン②はパターン①の 8.6 倍程度の定格電力		-
電力効率	気体冷凍	小規模化で効率が下がる傾向にあるため、パターン②が有利となる。		パターン②が有利
	磁気冷凍	パターン①が永久磁石式となれば、パターン①が有利となる可能性あり。		条件付きでパターン①が有利
その他	共通	<ul style="list-style-type: none"> ・BOG の分だけ生産量が増加。パターン①の方が増加幅が大きく、不利となる。 ・上記、設備の生産効率とは別に見込む必要あり。(ただし地上と比べると BOG は僅か) 		パターン②が有利

出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

c. 貯蔵における評価結果

貯蔵に関する検討として、水素及び酸素がガスもしくは液体で保管される場合の評価を実施した。具体的な評価結果を表 2-23 に示す。

表 2-23 貯蔵に係る評価結果

評価軸	パターン①	パターン②	評価結果
水素貯蔵(ガス)	差異なし	差異なし	水素ガスで貯蔵する場合、貯蔵に伴うロスは限りなく少なく、差異なし
水素貯蔵(液化)	BOG 量多いため再液化に比較的多くのエネルギーが必要	パターン①より必要なエネルギー量は少ない	低温維持時間が短いパターン②が有利となる
酸素貯蔵(ガス)	差異なし	差異なし	水素ガスで貯蔵する場合、貯蔵に伴うロスは限りなく少なく、差異なし
酸素貯蔵(液化)	BOG 量多いため再液化に比較的多くのエネルギーが必要	パターン①より必要なエネルギー量は少ない	低温維持時間が短いパターン②が有利となる

出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

2) 定量評価

本検討では各プロセス(掘削、水抽出、純水製造、水電解、液化)に関して 1 日当たりの処理量を算出

した。結果のサマリを以下に示す。

- パターン①ではパターン②と比較しておよそ 10 分の 1 程度の処理量となり、パターン①では 1 日当たり 28kg/日の水素(液体)を生成する必要があるが、パターン②では 238kg/日の水素(液体)を生成する必要がある結果が得られた。
- プロセスごとに必要な処理量を算出すると共に、当該処理を行うために必要な電力量の算出を行った結果レゴリス中 1%のケースでは、その量的なフィッティングで対応は可能である。一方で、レゴリス中 0.1%のケースでは、分散して送電する前提であれば基本的に対応は可能であるが、大規模な設備が必要となるため、物資の輸送量を含めた検討が必要との結果が得られた。

a. 各プロセスにおける処理量及び必要電力の検討

表 2-20 に示した前提条件にもとづいて各プロセスにおける処理量及び必要電力量を試算した結果として、含水率 0.1%を仮定した評価結果を表 2-24、及び含水率 1.0%を仮定した評価結果を表 2-25 に示す。

表 2-24 試算結果 1(水の含有率が 0.1%の場合)

プロセス	パターン① (300 日稼働)			パターン② (35 日稼働)		
	Input (kg/日)	Output (kg/日)	①必要電力量 (kWh/日) ②定格電力(kW)	Input (kg/日)	Output (kg/日)	①必要電力量 (kWh/日) ②定格電力(kW)
掘削	-	1,250,000 (レゴリス+水)	-	-	10,714,286 (レゴリス+水)	-
水抽出	1,250,000 (レゴリス+水)	500 (水(液体))	①35,157 ②1,465	10,714,286 (レゴリス+水)	4286 (水(液体))	② 301,349 ②12,556
熱抽出 (TM)	500,000 (レゴリス+水)	500 (水(液体))	-	4,286,000 (レゴリス+水)	4,286 (水(液体))	-
純水製造	500 (水(液体))	250 (純水(液体))	①2.00 ②1.0	4,286 (水(液体))	2,143 (純水(液体))	② 17.1 ②1.0
水電解	250 (純水(液体))	28 (水素(気体)) 222 (酸素(気体))	①1,285.8 ②53.7+補機	2,143 (純水(液体))	238 (水素(気体)) 1,905 (酸素(気体))	② 13,594.6 ②566.6+補機
液化	28 (水素(気体)) 222 (酸素(気体))	28 (水素(液体)) 222 (酸素(液体))	①240 ^{※1} ②10 ^{※1}	238 (水素(気体)) 1,905 (酸素(気体))	238 (水素(液体)) 1,905 (酸素(気体))	② 2,060 ^{※1} ②86 ^{※1}

※1:酸素はラジエーターのみで液化(電力消費無し)と仮定。水素も現在商用運転している液化装置の消費電力を基に、冷媒製造装置の仕事量相当をラジエーターに置き換えられるものとして推定。

出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

表 2-25 試算結果 2(水の含有率が 1%の場合)

プロセス	パターン① (300 日稼働)			パターン② (35 日稼働)		
	Input (kg/日)	Output (kg/日)	①必要電力量 (kWh/日) ②定格電力(kW)	Input (kg/日)	Output (kg/日)	①必要電力量 (kWh/日) ②定格電力(kW)
掘削	-	125,000 (レゴリス+水)		-	1,071,429 (レゴリス+水)	
水抽出	125,000 (レゴリス+水)	500 (水(液体))	①3,751 ②156	1,071,429 (レゴリス+水)	4286(水(液体))	①32,153 ②1,339
熱抽出 (TM)	50,000 (レゴリス+水)	500 (水(液体))	①357.5 ②14.9	428,600 (レゴリス+水)	4,286(水(液体))	①3,064.8 ②127.7
純水製造	500 (水(液体))	250 (純水(液体))	①2.00 ②1.0	4,286 (水(液体))	2,143 (純水(液体))	①17.1 ②1.0
水電解	250 (純水(液体))	28 (水素(気体)) 222 (酸素(気体))	①1,285.8 ②53.7+補機	2,143 (純水(液体))	238 (水素(気体)) 1,905 (酸素(気体))	①13,594.6 ②566.6+補機
液化	28 (水素(気体)) 222 (酸素(気体))	28 (水素(液体)) 222 (酸素(液体))	①240 ^{※1} ②10 ^{※1}	238 (水素(気体)) 1,905 (酸素(気体))	238 (水素(液体)) 1,905 (酸素(気体))	①2,060 ^{※1} ②86 ^{※1}

※1:酸素はラジエーターのみで液化(電力消費無し)と仮定。水素も現在商用運転している液化装置の消費電力を基に、冷媒製造装置の仕事量相当をラジエーターに置き換えられるものとして推定。
出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

b. 必要電力に係るフィージビリティスタディ

水素 WG と電力 WG との結節点として、a で算出した各プロセスにおける必要な電力量を電力 WG にインプットし、水素 WG からの需要に対して供給可能であるかフィージビリティスタディを実施した。具体的に入力した電力量として、レゴリス中の水の含有率が 0.1%の場合と 1%の場合、そして水素生成を長期間(300 日)に定常的に行う場合と短期間(35 日間)で一気に行う場合の 4 ケースについて再整理を行った。整理の考え方として、現時点では電力の供給形態(施設全体か施設ごとか、等)は決まっていないことから、電力 WG へは最大値を提示しており、必要電力量として各プロセスの電力量の総和を、定格電力として全プロセス内の最大値と設定した。

各シナリオで再整理した必要な電力の概算値を表 2-26 に示す。レゴリス中の水含有率が 0.1%の場合、水抽出により多くの電力が必要となる。

表 2-26 各シナリオで必要な電力の概算値

シナリオ		必要電力要求
水含有率 0.1%	水素を少しずつ生成する場合 (300 日稼働)	必要電力量 37,000(kWh/日) 定格電力 1,500(kW)
	水素を一気に生成する場合 (35 日稼働)	必要電力量 317,000(kWh/日) 定格電力 12,000(kW)
水含有率 1.0%	水素を少しずつ生成する場合 (300 日稼働)	必要電力量 5,600(kWh/日) 定格電力 160(kW)
	水素を一気に生成する場合 (35 日稼働)	必要電力量 51,000(kWh/日) 定格電力 1,400(kW)

出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

電力供給システムとしてのフィージビリティスタディは、2035 年において、現実的な規模で 100kW を供給するシステムを中心として検討を実施した。そのため基本的にはその 100kW をベースにて、レゴリス中 1%のケースでは、その量的なフィッティングで対応は可能であると考えられる。一方で、レゴリス中 0.1%のケースでは、その必要とする電力を水素製造プラントが設置されているクレータ内に無線電力伝送システムで送電する場合の規模において課題があるが、分散して送電する前提であれば基本的に対応は可能と考えられる。ただし、大規模な設備が必要となるため、物資の輸送量を含めた検討(現実的な解がありうるのか)が必要であろうと考えられる。

なお、蓄電池による電力供給という選択肢についても検討を実施した。一番条件の厳しいレゴリス内水含有率 0.1%、35 日で製造するパターンである 12,000kW の電力を Li イオン電池等から共有する場合の蓄電池の規模等について概略検討した結果、64,000 トン程度の Li 蓄電池となり、これは非現実的である。しかし水素による閉じた「燃料電池」と組み合わせることでその水素プラントの稼働日数の再検討ともあわせ、許容出来る中間的で現実的な解が有るかどうかが、今後の検討課題と考える。

3) 運用シナリオごとのケーススタディ

探査シナリオにもとづくと、1 回の有人探査において必要な推薬として、液体水素 8.3ton/年、液体酸素 49.3ton/年が必要となる。当該要求量は月と月周回有人拠点(Gateway)間の往復機である月離発着機と月探査に使用する搭乗機である曝露ホッパーの動作に利用されることが前提であり、充填タイミングが異なることが想定される。したがって、「月離発着機に搭乗し、Gateway から探査チームが到着する前に必要な水素及び酸素の全量を生産し、貯蔵しておく」、もしくは「生産タイミングの最適化を図り貯蔵面積を最小化する」かによって、貯蔵量に変化する。また、推薬を貯蔵せず、月離発着機や曝露ホッパーに直接充填することによって貯蔵量を最小化することも想定される。

このように、貯蔵に関しては、運転期間というよりも着陸機やホッパーへの水素充填のタイミングなどの「運用方法」に大きく依存する可能性がある。本検討では運用方法の違いにおける貯蔵量や安全性をはじめとしたメリット・デメリットを評価するために、貯蔵に関する複数の運用方法を想定し、検討した。表 2-27 に運用方法の詳細を示す。また、各運用シナリオに対し、以下に示す 2 種類の水素生成のタイミングも考慮し、貯蔵量を整理した。

表 2-27 運用シナリオ

カテゴリ	運用方法の概要
運用 A	探査チーム到着前に全量を生産完了し待ち構える
運用 B	探査チーム到着前に全量を生産完了し待ち構える & 月面上のホッパーには直接充填
運用 C	生産タイミングの最適化を図り貯蔵容積を最小化するが直接充填はしない
運用 D	生産タイミングの最適化を図り貯蔵容積を最小化する & 離発着陸機には直接充填
運用 E	生産タイミングの最適化を図り貯蔵容積を最小化する & ホッパーには直接充填
運用 F	生産タイミングの最適化を図り貯蔵容積を最小化する & 離発着陸機・ホッパーに直接充填

出所) 各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

本検討における前提条件として、月離発着機及び曝露ホッパーの推薬の充填は 1 日で実施すると仮定する。有人探査に必要な 1 年間当たりの必要な推薬の内訳は表 2-28 に示す通りである。

表 2-28 液体水素及び液体酸素の要求量

推進薬貯蔵量	有人月離発着機	液体水素	ton/年	5.3	42 日間、月面に滞在
		液体酸素	ton/年	31.5	
	曝露ホッパー	液体酸素	ton/年	3.0	常時月に滞在
		液体水素	ton/年	17.8	
余剰液体酸素			ton/年	17.4	人の滞在時、呼吸に使用などに利用

出所) 各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

a. 運用例 A: 探査チーム到着前に全量を生産完了し待ち構える

本運用例では、酸素の要求貯蔵量は 66.7 ton であり、探査チームが到着する前に推薬全量を生産する為、着陸後のトラブル等で推薬不足に陥るリスクを低減させることが可能であると考えられる。

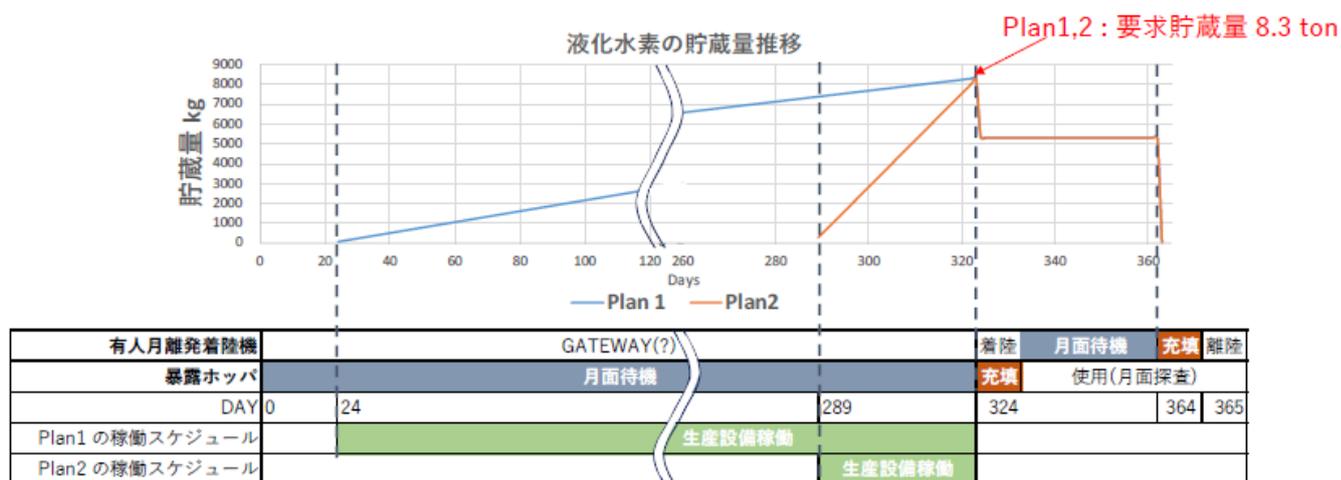


図 2-33 運用例 A における液体水素の貯蔵量推移

出所) 日揮グローバル提供資料

b. 運用例 B: 探査チーム到着前に全量を生産完了し待ち構える & ホッパーには直接充填

本運用例では、酸素の要求貯蔵量は 48.9 ton であり、探査チームが到着する前に推薬全量を生産

する為、着陸後のトラブル等で推薬不足に陥るリスクを低減させることが可能であると考えられる。

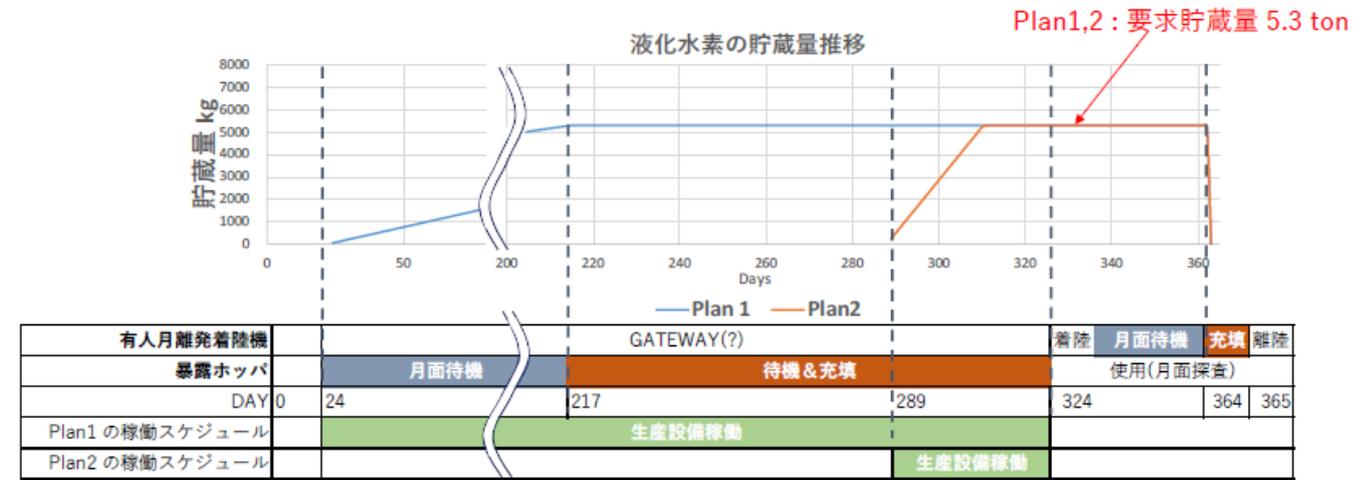


図 2-34 運用例 B における液体水素の貯蔵量推移

出所)日揮グローバル提供資料

c. 運用例 C:生産タイミングの最適化を図り貯蔵容積を最小化する

本運用例では、酸素の要求貯蔵量は Plan 1 で 60 ton 弱, Plan 2 で 48.9 ton であり、探査チームが到着する前に推薬全量を生産せず、生産タイミングの最適化を図るため、着陸後のトラブルで推薬不足に陥るリスクがある。

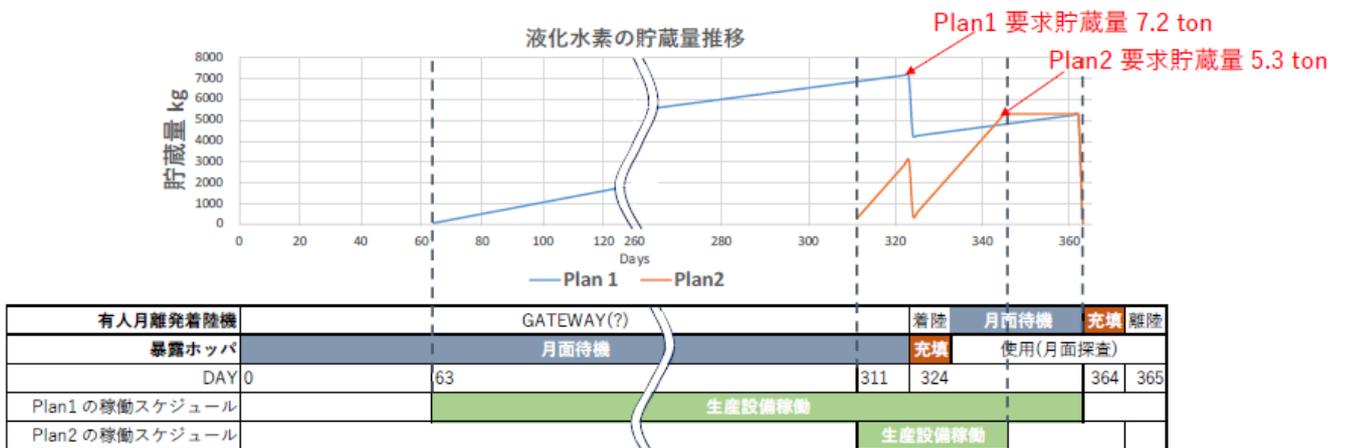


図 2-35 運用例 C における液体水素の貯蔵量推移

出所)日揮グローバル提供資料

d. 運用例 D:生産タイミングの最適化を図り貯蔵容積を最小化する&離発着陸機には直接充填

本運用例では、酸素の要求貯蔵量は Plan 1 で 60 ton 弱, Plan 2 で 35.2 ton であり、探査チームが到着する前に推薬全量を生産せず、生産タイミングの最適化を図るため、着陸後のトラブルで推薬不足に陥るリスクがある。また、月離発着機に直接充填する際、機体を日照域に駐機させると

BOG 量が増える可能性がある。

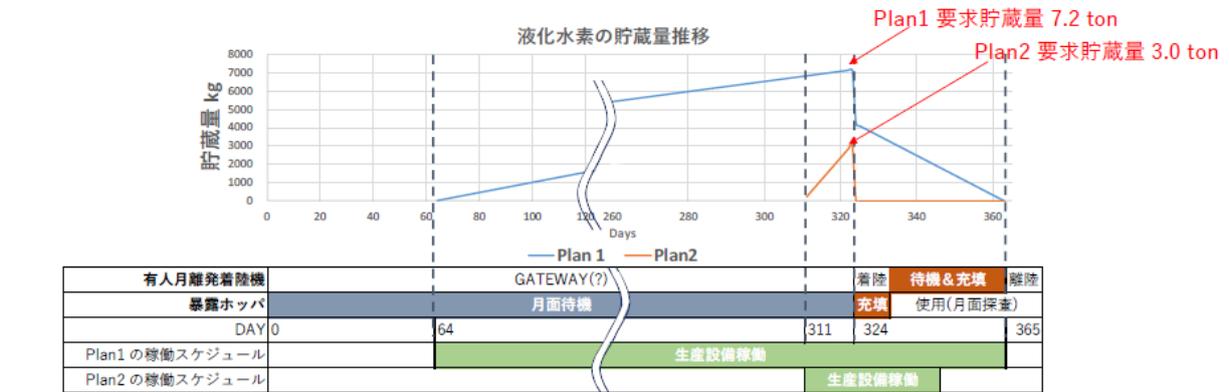


図 2-36 運用例 D における液体水素の貯蔵量推移

出所)日揮グローバル提供資料

e. 運用例 E: 生産タイミングの最適化を図り貯蔵容積を最小化する & ホッパーには直接充填

本運用例では、酸素の要求貯蔵量は 48.9ton であり、探査チームが到着する前に推薬全量を生産せず、生産タイミングの最適化を図るため、着陸後のトラブルで推薬不足に陥るリスクがある。また、曝露ホッパーに直接充填する際、機体を日照域に駐機させるとすると BOG 量が増える可能性がある。

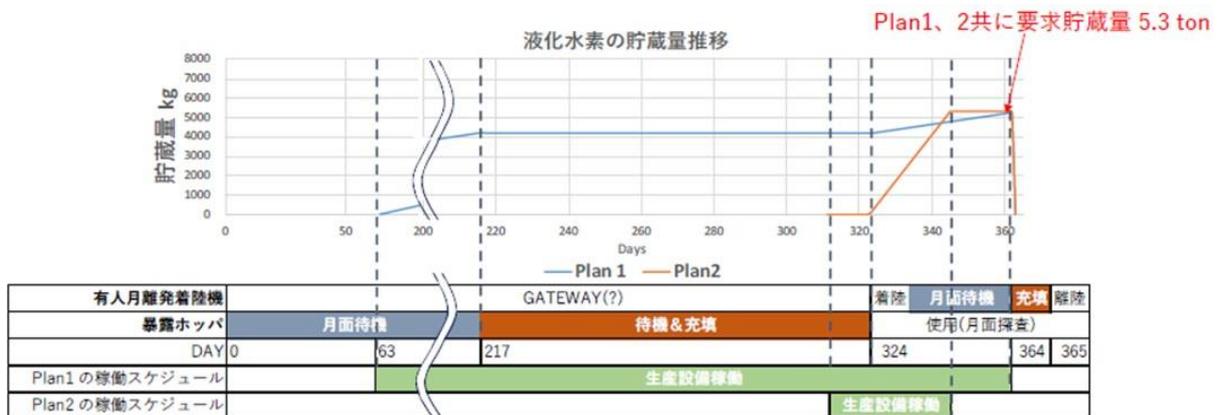


図 2-37 運用例 E における液体水素の貯蔵量推移

出所)日揮グローバル提供資料

f. 運用例 F: 生産タイミングの最適化を図り貯蔵容積を最小化する & 離発着陸機・ホッパーに直接充填

本運用例では、酸素の要求貯蔵量は Plan 1 で 42.3 ton 弱、Plan 2 で 17.4 ton 程度であり、探査チームが到着する前に推薬全量を生産せず、生産タイミングの最適化を図るため、着陸後のトラブルで推薬不足に陥るリスクがある。また、月離発着機及び曝露ホッパーに直接充填する際、機体を日照域に駐機させるとすると BOG 量が増える可能性がある。



図 2-38 運用例 F における液体水素の貯蔵量推移

出所)日揮グローバル提供資料

g. まとめ

運用シナリオ毎の評価結果を表 2-29 に示す。運用方法によって液体水素及び液体酸素の貯蔵量変動し、安全性や BOG 発生に伴う消費電力において違いが生じる結果が得られた。

表 2-29 運用シナリオ毎の評価

	運用方法			メリデメ			
	生産	直接充填		貯蔵量 H ₂ /O ₂ /合計		安全性 (燃料不足のリスク)	BOG量 (消費電力)
		離発着陸機	ホッパー	Plan1	Plan2		
運用A	着陸前に完了	-	-	8.3/66.7		○	△
運用B	着陸前に完了	-	あり	5.3/48.9		○	×
運用C	最適化	-	-	7.2/60	5.3/48.9	×	○
運用D	最適化	あり	-	7.2/60	3.0/35.2	×	△
運用E	最適化	-	あり	5.3/48.9		×	△
運用F	最適化	あり	あり	4.2/42.3	- /17.4	×	×

出所)日揮グローバル提供資料

2.1.11 今後の検討課題

(1) 各プロセス／プロセス間におけるミッシングピース

本年度の検討を通じて明らかとなった各プロセスもしくは各プロセス間に必要となる機能(ミッシングピース)を整理した。水素生成に係るプロセスの全体像及びミッシングピースの対応箇所を図 2-39 に示す。また、具体的なミッシングピースの内容を表 2-30 に示す。表中では本年度のスコープには含まれるが次年度さらなる検討が必要な項目は通常の記載、本年度スコープに含まれていないが、次年度以降検討する必要があると想定される項目は下線で記載している。

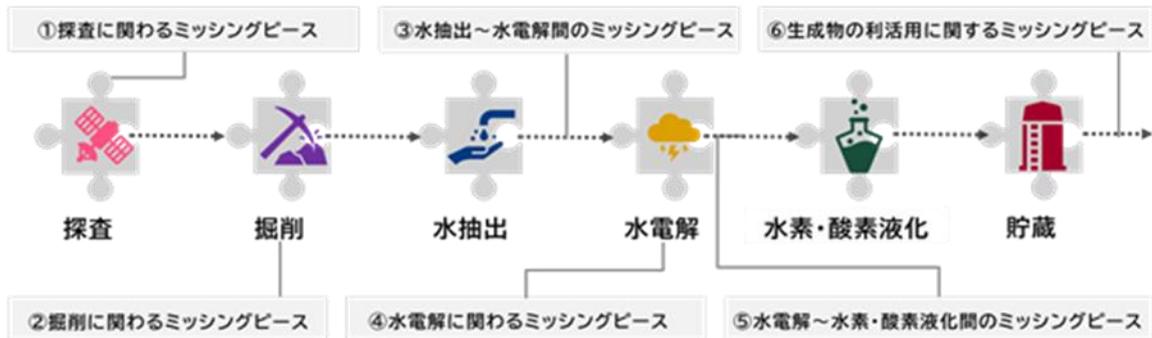


図 2-39 水素生成に係るプロセスの全体像及びミッシングピースの対応箇所

出所)三菱総合研究所作成

表 2-30 各プロセス／プロセス間におけるミッシングピース

対応箇所	ミッシングピースの詳細
探査に関わるミッシングピース	水資源分布(位置・深さ・状態)・水以外のレゴリス含有揮発性物質の有無等の情報 <u>氷の埋蔵地へのクレータ上からのアクセス経路確認</u>
掘削に関わるミッシングピース	<u>粉塵が付着しても対応可能なレゴリスハンドリング技術の開発</u> <u>レゴリスのコンタミ防止策</u>
水抽出～水電解間のミッシングピース	<u>水電解には純水である必要があることから、抽出した水を純水とするための水処理過程の追加が必要</u>
水電解に関わるミッシングピース	<u>要求される水素純度の担保のため、月面環境での運用状況によっては、除湿器の設置が必要</u>
水電解～水素・酸素液化間のミッシングピース	<u>高圧水素(気体)生成のため、高圧化過程の追加が必要</u>
生成物の利活用に関わるミッシングピース	宇宙機推進燃料・酸化剤がメインとした場合に余剰する酸素の利活用 <u>バリューチェーンとして副産物等の活用方法</u>

注) 本年度のスコープには含まれるが次年度さらなる検討が必要な項目は通常の記載。一方で、本年度スコープに含まれていないが、次年度以降検討する必要があると想定される項目は下線で記載。

出所) 各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

(2) プロセス全体を俯瞰した課題抽出

前項のミッシングピースの整理と併せて今年度の検討スコープには含まれていないが、プロセス全体を俯瞰した時に考慮すべき事項の整理も行った。類別整理を行った結果、大きく 4 つのカテゴリに分類でき、各カテゴリごとの具体的な項目を表 2-31 に示す。

表 2-31 プロセス全体を俯瞰した時に考慮すべき事項

課題の類別	課題詳細
施設の全体配置及び形態	<ul style="list-style-type: none"> ・ ロスを最小化する水素生成のための施設や電力システム・居住施設・通信ネットワーク・サービス等も含む全体配置計画の構築 ・ 各施設の移動運用性も考慮した形態の評価 ・ 故障時のリスクハッジを含む冗長性の確保
各プロセスをつなぐ輸送技術の確立	<ul style="list-style-type: none"> ・ 水氷の気化ロスを低減するレゴリスの輸送手段の確立 ・ パイプラインやコンベアを含めた液体／気体物質の輸送手段の確立 ・ PSR 内を移動する輸送技術の確立 ・ ローバ動作のための固体電池の開発
運用手法の検討	<ul style="list-style-type: none"> ・ 具体ユーザを想定した(離発着陸機 / 曝露ホッパーなど)生産スケジュールの検討
規格の策定	<ul style="list-style-type: none"> ・ 施設間での情報伝達の規格を含む国家間及び企業間でのインタフェースの国際標準化

出所)各社提供資料に基づき三菱総合研究所作成

2.2 電力に関する技術課題整理

2.2.1 検討の全体像

(1) 月面における電力供給システムアーキテクチャ検討の方法

電力を供給するためには、必要な機能として、「発電、送電、蓄電」から構成される必要がある。そしてそれらの性能が電力供給先の要求を充たす必要がある。電力に関する技術課題の整理にあたっては、100kW 規模にて 2035 年実現するという仮定にて検討を開始することとした。

月における発電の方法は、月面に設置した発電所の他に、月の自転の特徴、すなわち自転と地球回りの公転周期が一致することにより約 15 日間の夜が存在するということから、軌道に設置した発電所から無線で月面に送電するというオプションがある。図 2-40 に電力供給システム全体の機能ブロック図を示す。

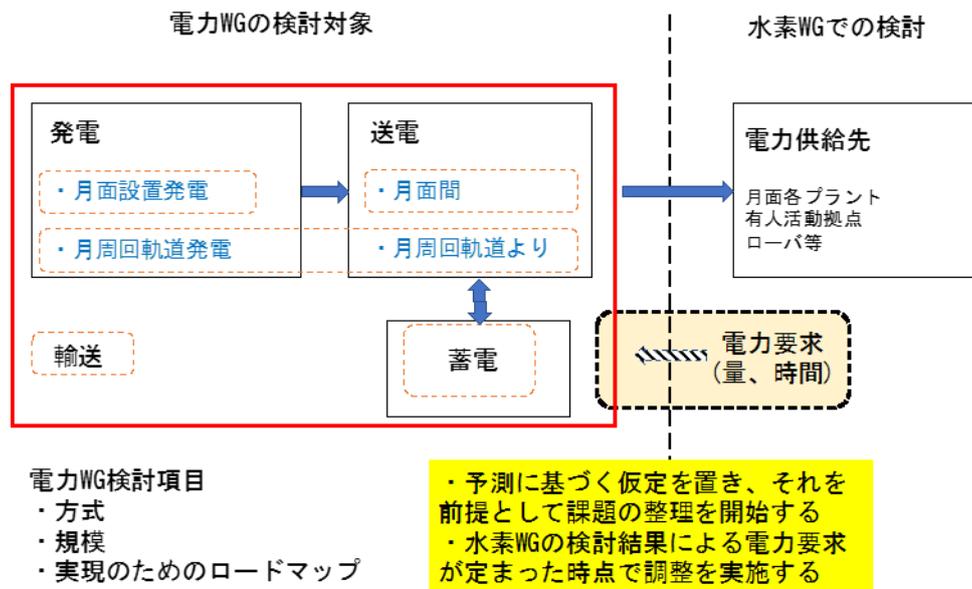


図 2-40 月面での電力供給システム機能ブロック図

出所)J-spacesystems 作成

今回の月面における電力供給システムの検討にあたっては、月面での電力供給システムを構成する要素システム毎にチームを構成して分担して実施することとし、チームの構成としては、電力供給アーキテクチャを建設するのに必要な輸送システムの検討チームを加えて、以下に示す各チームを組織し、それぞれリーダーを設定して分担して進めることとした。

- 月周回軌道太陽光発電システム
- 月面設置発電システム
- 月面上での送電システム
- 月面蓄電システム
- 輸送システム

各チームの検討結果はチームリーダーが WG において発表し、他のチームメンバーと検討結果を共有し、議論を経てそれぞれの構成システムの検討に反映することで月面電力アーキテクチャの方式やシステム構成、並びに課題の検討を進めた。

(2) 電力供給システムアーキテクチャの検討

図 2-40 に示した機能ブロック図をさらに構成システムの機能を実現する方式や詳細構成を検討し、それぞれの構成システムの検討すべき主要な方式又はパラメータをブレイクダウンした結果を以下に示す。

- 月周辺軌道太陽光発電システム
 - 軌道高度軌道傾斜角(月面からの距離)
 - 軌道上から月面への無線電力伝送方式(マイクロ波、レーザー光)
 - 発電電力レベル
 - 月面上での受電場所
 - 必要機数等:一機の発電システムでは、月周回軌道上からだと短時間の供給となるため、連続的な給電とするには複数機によるコンステレーションとする必要がある

- 月面設置発電システム
 - 太陽電池パネルによるもの、その他の方式
 - 月面での設置に際しての建設場所や方法
 - 月環境への考慮:太陽電池の場合、約 15 日周期の夜と昼を考慮する必要がある

- 月面上での送電システム
 - 方式:無線及び有線
 - ◇ 無線:マイクロ波及びレーザー光
 - ◇ 有線:電圧、直流及び交流

- 月面蓄電システム
 - 規模や設置場所
 - 目的に応じた方式

- 輸送システム
 - 地球から月までの輸送システムの現時点での候補
 - 月面上での移動手段の現状での候補
 - 各々の将来開発が必要なシステム・規模

上記の構成システム毎に、共通的に以下を実施した。

- システム及び構成要素候補の方式の過去の実績や事例の調査

- システム及び構成要素の具体的な前提条件や要求条件等の整理検討、すなわちそれぞれのシステムの目的、規模、性能、設置場所制約、等の整理
- 現在の技術から想定されるそれぞれのシステム構成及び想定される他システムとのインタフェースの検討と課題の整理（なお検討結果には構成を示すブロック図や、必要とあれば個々動作を示すフロー図を含める）
- 実現に必要な技術、建設・運用シナリオ、並びに課題等の取り纏め
- 複数の候補が有る場合はそれぞれの方式のメリット・デメリットの整理

図 2-41 に月面電力供給アーキテクチャシステムブロック図を示す。

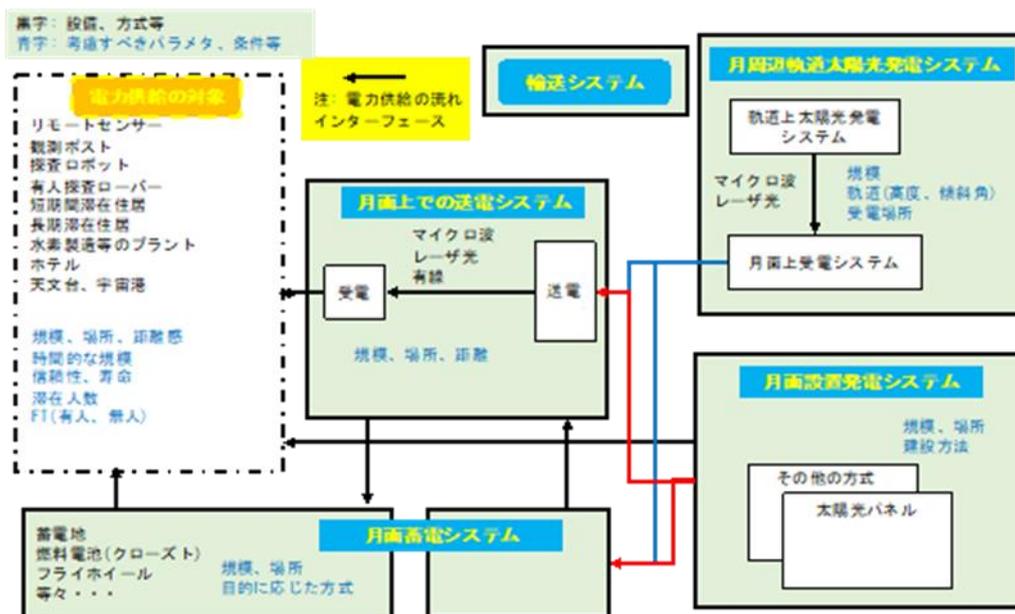


図 2-41 月面電力供給システムブロック図

出所)J-spacesystems 作成

さらに、以下の項目についても整理・検討を行った。

- 常時又は間欠供給対応か、電力供給時間、対応環境条件(温度範囲、内か外か)
- 定常的な供給を実現出来るのか、また閉鎖系として自立しているか、又は外部から補給が必要かどうか

また、委員会での委員のご指摘により、該当する構成技術項目毎に、日本における状況、及び諸外国との比較と優位性について、検討整理して日本の優位性の識別を行うこととした。

なお課題については長期的な課題のみならず、引き続き次フェーズ検討すべき当面の課題もその旨識別して示すこととした。

各構成システムの検討項目、前提及び検討内容を表 2-32～表 2-35 に示す。

表 2-32 月周辺軌道太陽光発電システムに関する主な検討項目

検討項目		前提/仮定のパラメタ、又は検討内容
供給電力	電力規模	前提として100W~1MW程度の間にて質的に変化を伴う規模を複数設定する(一例、10kW、100kW、1000kW、等々)
	常時/間欠	常時供給、又は間欠供給で良いのかの設定
システム構築の方式	送電距離(軌道)	月軌道の設定、100km、1000km、10000km、又はその他LP等
	伝送方式	マイクロ波(周波数の設定)又はレーザー光 周波数割り当てからの制約も含む
	常時供給を実現するためのシステム構築	電力供給時間の制約
軌道上システム	必要な技術、システム	軌道上衛星システムの規模、概略構成 システム構成、コンフィギュレーション、質量等
	設置、運用	
月面上システム	システム	システム構成、面積等の規模
	建設、運用	建設方法、建設場所の制約、運用
	温度環境	
	閉鎖系の実現性	

出所)J-spacesystems 作成

表 2-33 月面設置発電システムに関する主な検討項目

検討項目		前提/仮定のパラメタ、又は検討内容	
供給電力	電力規模	前提として100W~1MW程度の間にて質的に変化を伴う規模を複数設定する(一例、10kW、100kW、1000kW、等々)	
	常時/間欠	常時供給、又は間欠供給で良いのかの設定	
システム構築の方式	発電の方式	太陽光発電	光電変換、熱電変換、その他
		その他原理等	熱源からの変換方式、及び原理の説明 その他
	システム検討	上記の電力規模及び方式毎に、システム構成、コンフィギュレーション、面積等の検討、運用の検討の実施	
	建設	建設方法、建設場所の検討	
	温度環境		
	有人の必要性	必要なフェーズと役割	
	常時供給を実現するためのシステム構築		
閉鎖系の実現性	何か常に物資の供給が必要か、それとも閉じた系で発電可能か		

出所)J-spacesystems 作成

表 2-34 月面上での送電システムに関する主な検討項目

検討項目		前提/仮定のパラメタ、又は検討内容	
伝送電力と距離	電力規模	前提として100W~1MW程度の間にて質的に変化を伴う規模を複数設定する(一例、10kW、100kW、1000kW、等々)	
	距離	前提とする距離として10m~100km程度の範囲で質的な変化を伴う代表的な距離(一例、100m、10km、1000km、等々)	
システム構築の方式	伝送の方式	マイクロ波	周波数、送電アンテナ、受信レクテナ方式
		レーザー光	レーザー光の波長や方式の選定、受光における光電変換方式等
		有線	直流又は交流、送電電圧、超伝導ケーブル
	システム検討	上記規模、距離及び方式毎にシステム構成、コンフィギュレーション、面積等の検討、運用の検討を実施する	
	建設	建設方法、建設場所の検討	
	温度環境		
	有人の必要性	必要なフェーズと役割	
常時供給を実現するためのシステム構築			

出所)J-spacesystems 作成

表 2-35 月面蓄電システムに関する主な検討項目

検討項目		前提/仮定のパラメタ、又は検討内容
電力規模 蓄電の目的	電力規模	前提として100W~1MW程度の間にて質的に変化を伴う規模を複数設定する(一例、10kW、100kW、1000kW、等々)
	目的	主電源向けの平均化、ローカル電力供給、等々
システム構築の方式	蓄電の方式	各種方式の蓄電池、水素による燃料電池、その他の方式
	システム検討	上記規模及び方式毎にシステム構成、コンフィギュレーション、運用の検討を実施する。
	建設	設置と建設場所の検討、さらにその方法、
	温度環境	
	有人の必要性	必要なフェーズと役割
	常時供給を実現するためのシステム構築	
	閉鎖系の実現性	何か常に物資の供給が必要か、それとも閉じた系で蓄電可能か

出所)J-spacesystems 作成

なお、輸送系については他の個別システムとは異なり、以下のような観点で現状運用中のシステムのみならず、計画されているものやシステム要求を示す必要のある候補についての検討と整理を実施した。

- 建設に必要な輸送系(候補を含む)を技術的に体系立ててまとめる。それには「EZA-2020001 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)2019」の内容を電力供給システム建設対応に整理することも含む。
- 今後のリファレンスとなる、月周回軌道まで、月周回軌道から月面、月面上での輸送可能な体積、質量、距離等を含んだデータを含めて輸送システム候補として示す。
- 「月周辺軌道太陽光発電システム」の実証に向けた打上機の候補についても、国内外の候補について、それぞれ公開情報または公開出来る資料をもとにその詳細を示す。

(3) 水素 WG からの電力要求への対応

第 3 回の水素 WG において、必要となる水素の生成量を水換算にて 75 トンと仮定した場合、施設の運用に必要な電力供給要求が示された。まとめると表 2-36 に示す通りであり、必要な水素の量を 300 日間で製造するケースと、35 日間で短期に製造するケース、そしてレゴリス中の水含有率が 0.1%と 1.0%の計 4 ケースの電力要求が提示された。

表 2-36 水素製造に必要な電力(水素 WG からの検討要求)

シナリオ		必要電力要求
水含有率 0.1%	水素を少しずつ生成する場合 (300 日稼働)	必要電力量 37,000(kWh/日) 定格電力 1,500(kW) ※レゴリス中の水含有率が 0.1%の場合、水抽出により多くの電力が必要となる。
	水素を一気に生成する場合 (35 日稼働)	必要電力量 317,000(kWh/日) 定格電力 12,000(kW) ※レゴリス中の水含有率が 0.1%の場合、水抽出により多くの電力が必要となる。
水含有率 1.0%	水素を少しずつ生成する場合 (300 日稼働)	必要電力量 5,600(kWh/日) 定格電力 160(kW)
	水素を一気に生成する場合 (35 日稼働)	必要電力量 51,000(kWh/日) 定格電力 1,400(kW)

出所)三菱総合研究所作成

水素 WG 側の電力要求は kWh の表示の電力量もあるが、電力供給システム側としては、必要となる最大の電力にて設備の規模は決まるため、水素製造フェーズ中での最大電力を整理した(表 2-37 参照)。

表 2-37 水素製造に必要な電力(電力 WG としての理解)

レゴリス中の水含有量	300日間で製造する場合の最大電力	35日で製造する場合の最大電力
0.1%	1,500 kW	12,000 kW
1%	160 kW	1,400 kW

出所)J-spacesystems 作成

電力供給システム及びそのアーキテクチャとしての検討は、2035 年において、現実的な規模で 100kW を供給するシステムを中心として検討を実施してきた。レゴリス中の水含有率 1%のケースでは、基本的にはその 100kW をベースに量的なフィッティングで対応は可能であると考えられた。しかし水含有率 0.1%のケースでは、その必要とする電力を水素製造プラントに送電する場合の量的な規模において課題がある。分散して送電する工夫で対応することが想定されるが、設備設置のための物資の輸送等を含めどの程度対応可能かについて検討する必要がある。

また、短期間に一気に製造するケースへの対応については、蓄電システムチームにおいて単純に 160kW の電力を Li イオン電池等の通常の蓄電池に蓄電して一気に 35 日間の大電力供給への対応とした場合の蓄電池の規模等について概略検討した結果、レゴリス中の水含有量が 0.1%のケースでは

64,000トン程度のLi蓄電池となり(レゴリス中の水含有量1%のケースでは約一桁小さい)、これは量的にその建設は非現実的であるとの結論となった。しかし水素を活用した閉じた「燃料電池」と組み合わせることで、その水素プラント稼働日数の再検討ともあわせ、許容出来る中間的で現実的な解が有るかどうかは、今後の検討課題と考えられる。

(4) 建設及び運用計画

各構成システムの電力WGでの検討を踏まえると、当初の月面での電力供給システムの整備の規模感とスケジュール感に従っての建設と運用の計画は暫定的に次のように整理できる。

- 第1段階(2030年頃)の電力供給システム
 - 少人数の有人滞在を前提とした水資源調査対応の規模。
 - 10kW程度の電力を近傍にて発電し、有線にて取り込む。
 - 水探査ローバは蓄電池駆動、拠点に戻って充電。
 - 有人対応の安全要求は、有人滞在期間において電力システムはTwo Fault Tolerant(2FT)を確保する。ただしそれが充たされなくなると緊急避難ランダーにて地球又は他の宇宙船へ直ちに避難することが前提。

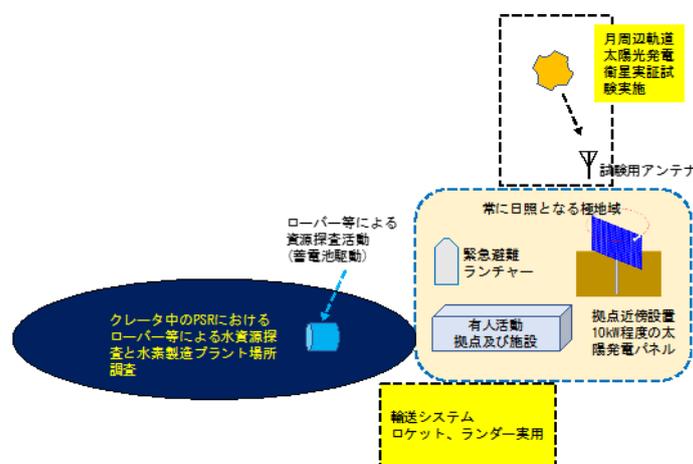


図 2-42 第1段階(2030年頃)の電力供給システム

出所)J-spacesystems 作成

- 第2段階(2035年頃)の電力供給システム
 - 少人数の長期間有人滞在を前提とした水素製造プラント設置対応。
 - 100kW程度の電力を近傍にて発電し、有線にて取り込む。
 - 水素製造プラントや探査ローバ等への無線による電力伝送試験実証を開始する。
 - 有人滞在時の電力システムについては2FT確保、ただしそれが満たされなくなると緊急避難ランダーにて地球又は他の宇宙船に避難することが前提。

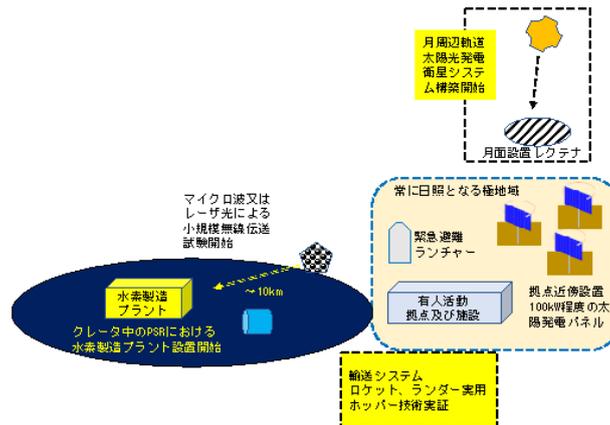


図 2-43 第 2 段階(2035 年頃)の電力供給システム

出所)J-spacesystems 作成

- 第 3 段階(2040 年頃)の電力供給システム
 - 少人数の常時滞在を前提とした水素製造プラントの設置への対応。
 - 100kW~1MW 程度の電力を近傍にて発電するとともに、10km 程度離れた地域に大規模な発電所を設置し、そこから電力を伝送する。
 - PSR 内の水素製造プラントや探査ローバ等への無線による電力伝送を実施する。
 - 有人滞在時は電力システムには 2FT 確保、ただしそれが充たされなくなると緊急避難ランダーにて地球又は他の宇宙船への避難を実施する。

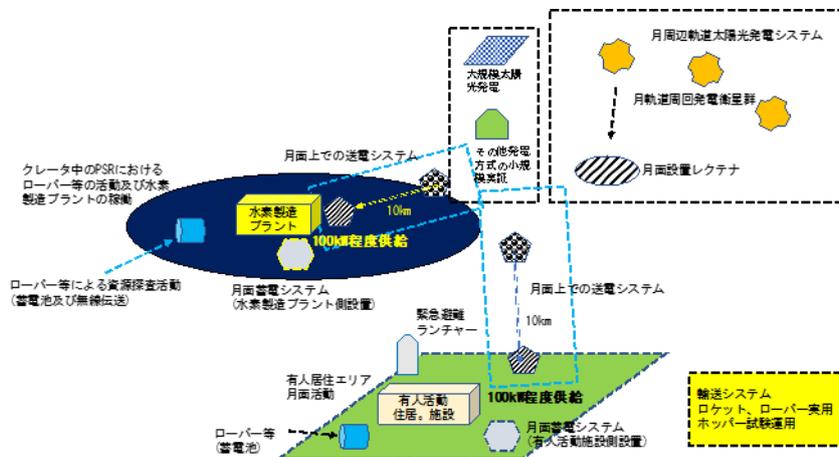


図 2-44 第 3 段階(2040 年頃)の電力供給システム

出所)J-spacesystems 作成

- 第 4 段階(2045 年頃)の電力供給システム
 - 100 人程度の常時有人滞在を前提とした水素製造プラントの実稼働
 - 1MW 程度の電力を近傍にて発電するとともに、10km 程度離れた地域に 10MW 程度以上の大規模な発電所を設置し、電力を伝送する
 - 水素製造プラントや探査ローバ等への無線による電力伝送実施
 - 電力システムは同一原因にて不具合とはならない複数の方式により常時 2FT 確保出来る有人対応である。(避難の必要が無いシステム)

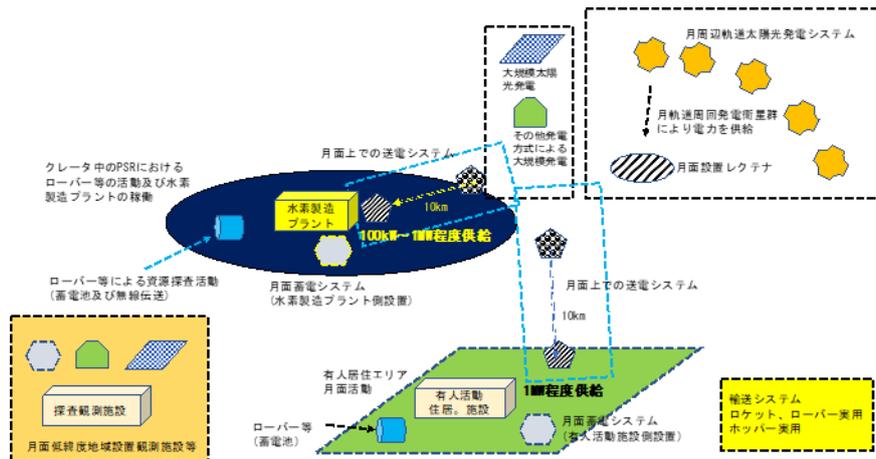


図 2-45 第 4 段階(2045 年頃)の電力供給システム

出所)J-spacesystems 作成

- 第 5 段階(2050 年頃)の電力供給システム
 - 人類のコミュニティと水素製造を含む生産活動対応の電力システム
 - 1MW 程度の電力を居住地の近傍にバックアップとして発電するとともに、主電源は 10km 程度離れた地域に 1GW 程度の大規模な発電所を設置し、電力伝送する
 - 水素製造プラントや探査ローバ等への無線による電力伝送実施
 - 電力システムは複数の方式により有人対応として常時電力ネットワークとして 2FT 確保出来るシステム。
 - 惑星探査対応の基地機能への電力供給

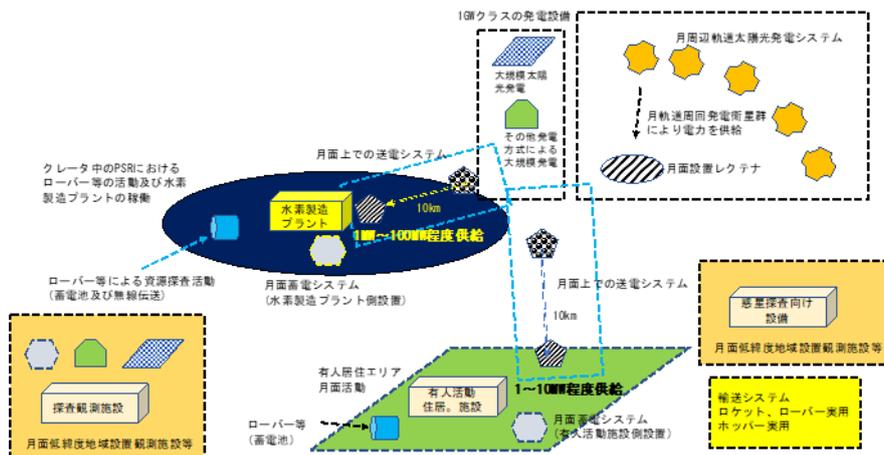


図 2-46 第 5 段階(2050 年頃)の電力供給システム

出所)J-spacesystems 作成

上記の電力供給システムの各段階での各構成システムの規模等についてまとめたものを表 2-38 に示す。また、最終段階の月面電力供給システム概念図を図 2-47 に示す。

表 2-38 電力供給システムアーキテクチャ構築シナリオサマリと適用システム概要

電力供給アーキテクチャ		#1(2030年頃)	#2(2035年頃)	#3(2040年頃)	#4(2045年頃)	#5(2050年頃)	
電力 給求 概要	規模・目的 活動概要	極地方に探査基地設 置と探査活動開始	水素製造プラント設置 開始	本格的な水素製造、 居住開始、月面実 利用開始	水素製造本格化、惑星 探査基地化、月面実利 用本格化	惑星探査向け月面利用 本格化、科学観測基地 化	
	電力規模・形態	10kW程度	~100kW	100kW~1MW程度	1MW~10MWクラス	1GW~	
	有人/無人	少人数短期滞在	少人数長期滞在	少人数常時滞在	100人規模常時滞在	コミュニティ	
	停電許容 レベル	生命維持2FT (脱出船常備)	生命維持2FT (脱出船常備) 機器1FT	生命維持2FT (脱出船常備) 機器1FT	生命維持2FT(常備) 機器1FT	生命維持2FT(常備) 機器1FT	
構成 シス テム 適用 概要	月周回軌道発電	月周回実証	システム構築	実用配備	実用配備	実用配備	
	月面 発電	太陽電池	10kW、近傍配置	大規模化試験	大規模設置実用	実用	実用
		其他方式	NA	立地条件調査	小規模月面実証	月面建設開始	実用
	送電	マイクロ波	NA、立地調査	小規模伝送試験 (ローバ、プラント)	大規模10kmの距離 試験運用	同左、クレータ内、近 傍からの送電で実用	同左、クレータ内、近 傍からの送電で実用
		レーザー光	NA、立地調査	月面実証試験	試験運用	実用	実用
		有線	ISSの基準、屋内近 傍実用	同左、長距離対応中圧 化試験	同左、長距離対応 高圧化試験	実用 水素製造、居住区	実用 水素製造、居住区
	蓄電	蓄電池	BU、日陰対応実用	BU、実用	BU、実用	BU、実用	BU、実用
		燃料電池	NA	試験運用	実用	実用	実用
	輸送	ロケット	10tクラス	100tクラス	100tクラス複数	100tクラス複数	100tクラス複数
		ランダー	10tクラス(有人)	100tクラス(有人)	100tクラス(有人)	100tクラス(有人)	100tクラス(有人)
ホッパー		NA	技術実証	試験運用	低緯度設備建設	低緯度設備建設	

出所)J-spacesystems 作成

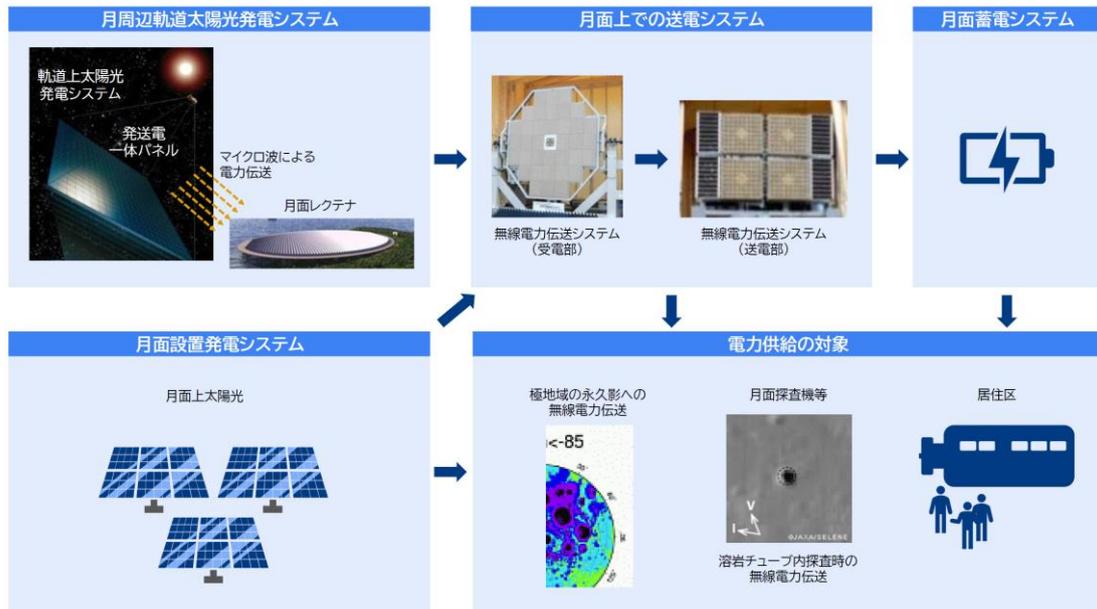


図 2-47 月面電力供給システムアーキテクチャ概念図

出所)J-spacesystems 提供資料に基づき三菱総合研究所作成

2.2.2 月周辺軌道での発送電(月周辺軌道太陽光発電システム)

宇宙環境で発電を行い、そのエネルギーを無線で供給するコンセプトは、1968年のピーターグレーザによる太陽発電衛星の提案に遡る¹³。このコンセプトでは、地球周回衛星軌道上で発電を行い、地上へマイクロ波でエネルギーを伝送する。地球周回軌道上で運用する太陽発電衛星には以下のような特徴がある。無線送電システムに関しては、大気での伝搬損失低減の観点からの使用周波数帯の選択、電離層プラズマ等環境影響を考慮した電力密度の上限などである。宇宙構造に関しては、使用する周波数、送電距離により軌道上に建設する送電アンテナ、地上に建設する受電設備のサイズが決まる。受電側のサイズを大きくすれば、送電側のサイズを小さくできるが、現在、我が国で検討されているSPS(Solar Power Satellite:太陽発電衛星)のモデルでは、送電側のアンテナサイズが約2.5km四方、受電側サイズが直径3-4km程度である¹⁴。この時、送電周波数は、5.8GHzである。また、要求発電電力により、太陽電池アレイのサイズが決まる。GWクラスの発電を行うには、kmサイズのシステムが必要になる。kmサイズのシステム内において、GWクラスの電力輸送が必要になる場合、ジュール損を低減するために高電圧の使用が必要になる。また、太陽電池アレイを太陽指向する場合は、大電力ロータリジョイントが必要になり、大きな課題である。巨大で大電力を発生する太陽電池アレイの制御を回避するために、反射鏡を利用したシステムの検討も行われている。また、地上へマイクロ波でエネルギーを送る場合は、電波利用の安全基準を満たす必要がある。そのためのシステムとして、マイクロ波放射アンテナにおいて、振幅テーパーによるサイドローブの低減が検討されているが、その場合は、巨大なアンテナシステム内において、大電力輸送が必要になる。図2-48に各国で検討されたSPSを示す。なお、我が国で検討されているSPSについてはSSPS(Space Solar Power Satellite:宇宙太陽発電衛星)とも呼ぶ。

上記が、地球周辺での太陽発電衛星応用における課題であるが、月周辺においては、いくつかの条件は緩和されるとともに、新たに考慮すべき課題もある。

そこで、月環境の整理とそれに基づく月周辺軌道の太陽発電衛星への要求をまとめ、それらを基にして以下を実施した。

- 月周回軌道からのエネルギー伝送システム
 - 必要な要素技術の調査
 - ◇ 現在までの開発状況と研究開発の動向
 - ◇ 課題の整理
- 月周回軌道からのエネルギー伝送システムの技術成熟度の評価
 - 小規模技術実証の検討
 - 実証技術項目の検討(意義、価値)
 - ミッション検討

¹³ Peter.E.Glaser, "Power from the Sun: Its future", Science Vol.162,issue 3856,pp857-861, (1968).

¹⁴ 財団法人無人宇宙実験システム研究開発機構, 平成18年度太陽光発電利用促進技術調査成果報告書, (2007).

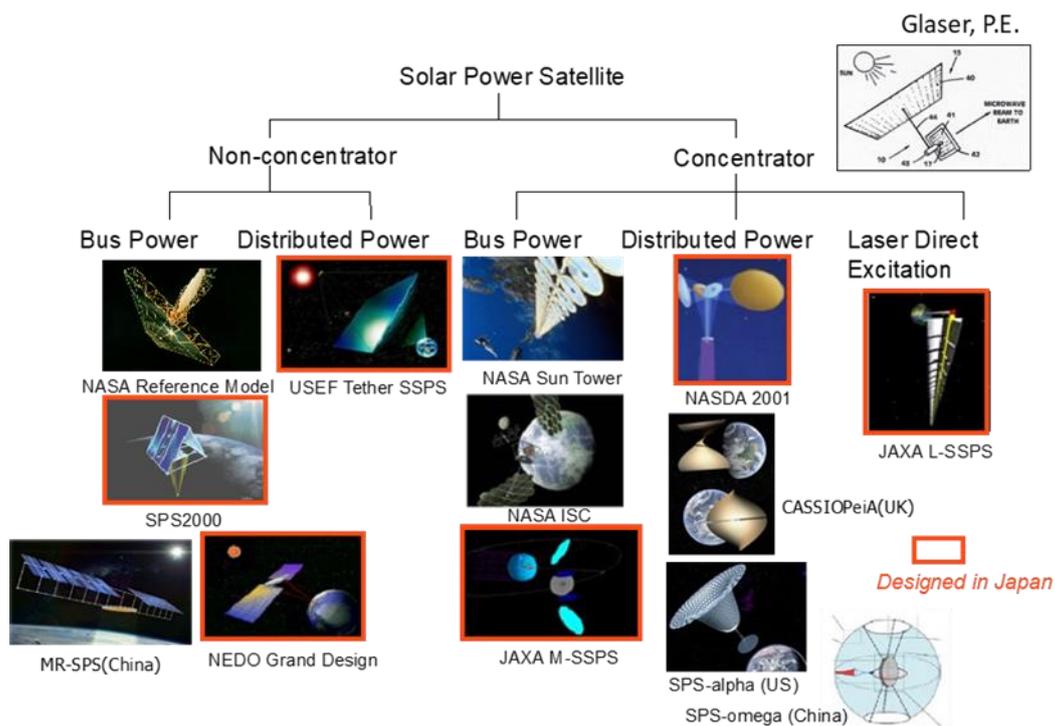


図 2-48 各国で検討された太陽発電衛星 (SPS)

出所)各種資料¹⁵に基づき J-spacesystems 作成

¹⁵ Glaser, Peter E. (December 25, 1973) "Method and Apparatus for Converting Solar Radiation to Electrical Power". United States Patent 3,781,647.
 太陽光発電システム実用化技術開発、太陽光発電利用システム・周辺技術の研究開発、宇宙発電システムに関する調査研究」、三菱総合研究所、平成3年、平成4年、平成5年。
 SPS 2000 タスクチーム，“SPS 2000 概念計画書”，宇宙科学研究所，1993。
 J.C.Mankins，“A TECHNICAL OVERVIEW OF THE “SUNTOWER” SOLAR POWER SATELLITE CONCEPT”，Acta Astronautica, Volume 50, Issue 6, March 2002, Pages 369-377。
 J.C.Mankins and J. Howell，“Overview of the space solar power (SSP) Exploratory Research And Technology (SERT) program”，AIAA-2000-3060, 22 Aug 2012。
 Yang Yang, Yiqun Zhang n, Baoyan Duan, Dongxu Wang, Xun Li, “A novel design project for space solar power station (SSPS-OMEGA)”，Acta Astronautica 121(2016)51-58。
 J.C. Mankins, The Case for Space Solar Power, first ed. Virginia Edition Publishing, Houston, 2014。
 Hou Xinbin, et.al, “Multi-Rotary Joints SPS”，CHINA ACADEMY OF SPACE TECHNOLOGY, BEIJING, CHINA, <https://spacejournal.ohio.edu/app/generic.html>。
 Ian Cash, “CASSIOPeiA – A new paradigm for space solar power”，Acta Astronautica Volume 159, June 2019, Pages 170-178。

(1) 検討への前提条件

本検討を行う上で考慮すべき月の環境を表 2-39 に示す。

表 2-39 本検討で考慮すべき月の環境

地球からの距離	約 38 万 km
月の大きさ	直径 約 3476km (地球の4分の1)
月の質量	地球の 81 分の1
月の公転周期・自転周期	約 27.32 日
軌道傾斜角	平均軌道傾斜角 5.14 度
	赤道傾斜角 6.688 度
月の重力	地球の約6分の 1
月の大気	ほぼ無し
温度	赤道、中緯度地域 昼 110℃、夜-170℃
	極地方昼-30~-70℃
	南極クレータ内部 -238.3℃を観測
飛来天体の衝突	速度 時速数十万 km 以上 (2 年半で 100 回程度観測)
放射線	地球のような磁場や大気による遮蔽がない。
	満月の前後 6 日間地球磁気圏尾部に入るため、宇宙放射線の飛来は減少する可能性があるが、磁気圏の高エネルギー放射線の影響を受ける。
レゴリス 月面衝突時帯電	静電気を帯びている。1mm より小さい粒子が多数。 (平均的大きさ:65~70μm)

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

(2) 方式及び候補の調査検討

1) 月周辺軌道からのエネルギー供給システムへの要求

月周辺軌道からのエネルギー伝送システムに関する要求を表 2-40 に示す。

表 2-40 月周辺軌道からのエネルギー供給システムへの要求

全体システム
<ul style="list-style-type: none"> ● コストの考え方は、従来の宇宙開発の延長にある。 ● 建設運用時に有人が要求されるシステムには、安全のための冗長系が必要になる。 ● 衛星軌道は、電力需要要求場所に応じて設定
発電システム
<ul style="list-style-type: none"> ● 太陽光のエネルギー密度:約 1.4kW/m² ● 複数回の輸送による建設(規模によるが、100kW 以上では、一回の輸送では難しい。) ● システム内の大電力輸送または発送電一体パネルの場合は蓄電あるいは反射鏡が必要
送電システム
<ul style="list-style-type: none"> ● 月環境からの要求は少ない。(電磁波使用不可の場所がある。) ● 大気通過損失、電波利用における安全基準等からの周波数の制約はない。 ● 周波数が高くなればシステムサイズを小さくできる。 ● 周波数が高くなるとアンテナの面精度要求が厳しくなる。
衛星バスシステム
<ul style="list-style-type: none"> ● 月周辺環境で使用可能な姿勢制御系が必要 ● 地球周辺よりも重力傾斜の効果を利用できない。 ● 月周辺は利用できる磁場環境はない。 ● 地上からの通信時間は、片道約1秒。
月面上受電システム
<ul style="list-style-type: none"> ● 複数の資材の輸送で建設 ● 面積への制約は低い ● 広大になると電力輸送を考慮する必要がある。 ● 極域クレータに収める場合は、その面積を考慮する必要がある。また、クレータリム部による送電可能時間の制約に留意する必要がある。 ● 電磁波からは一旦直流電力に変換し、月面上送電システムにインタフェースする。 但し、熱エネルギーへ変換しての利用も考えられるが、今回は、対象外。

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

2) 軌道の検討

水素 WG からの主な電力需要場所は、極域クレータ内あるいはその周辺であるため、月周回衛星の軌道は極軌道が主である。

STK による高度 1,000km および高度 10,000km の極軌道を図 2-49 及び図 2-50 に示す。また、表 2-41 にかぐや(SELENE)及び Gateway の軌道を示す。いずれも極軌道である。SELENE の軌道は、高度 100km の円軌道である。軌道周期は2時間、軌道維持のための Δv が大きい。また、軌道高度が低いため月面からの熱的環境が厳しくなる。それに対して、Gateway の設置が検討されている Near Rectilinear Halo Orbit (NRHO)は、長楕円軌道で極域の可視時間を長くとることができる。軌道周期は6日間程度である。送電距離が長いため、電磁波利用ではアンテナサイズが大きくなる。図 2-51 に SELENE と NRHO の軌道を示す。



図 2-49 高度 1,000km の月極軌道

出所)ISAS 田中准教授提供資料

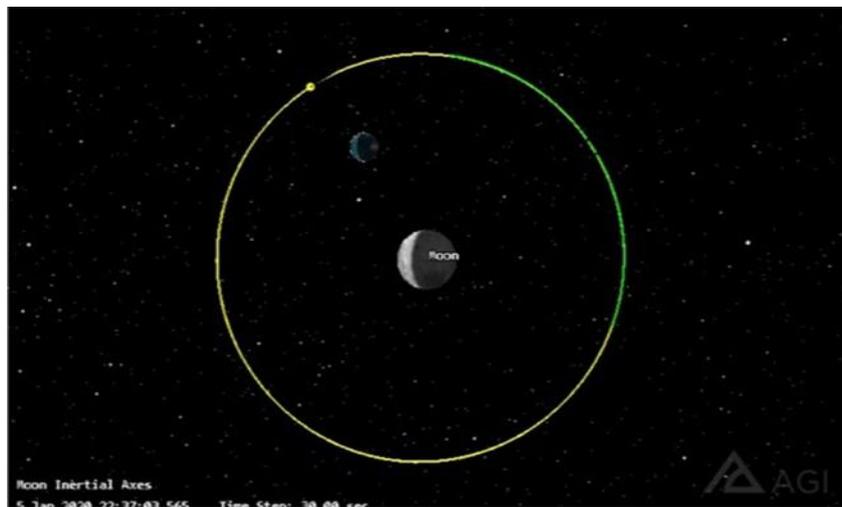


図 2-50 高度 10,000km の月極軌道

出所)ISAS 田中准教授提供資料

表 2-41 かぐやの軌道と NRHO

	月低軌道 (100km 円軌道)	Near Rectilinear Halo Orbit (4000km x 75000km)
適用(検討)例	SELENE	Gateway
日陰の期間	長い	短い
軌道維持(Δv)	年間 75m/s 程度	年間 10m/s 以下
地球との通信	50%程度不可能	常に可能
月面からの反射/放射による熱的環境への影響	厳しい	なし

出所) ISAS 田中准教授提供資料

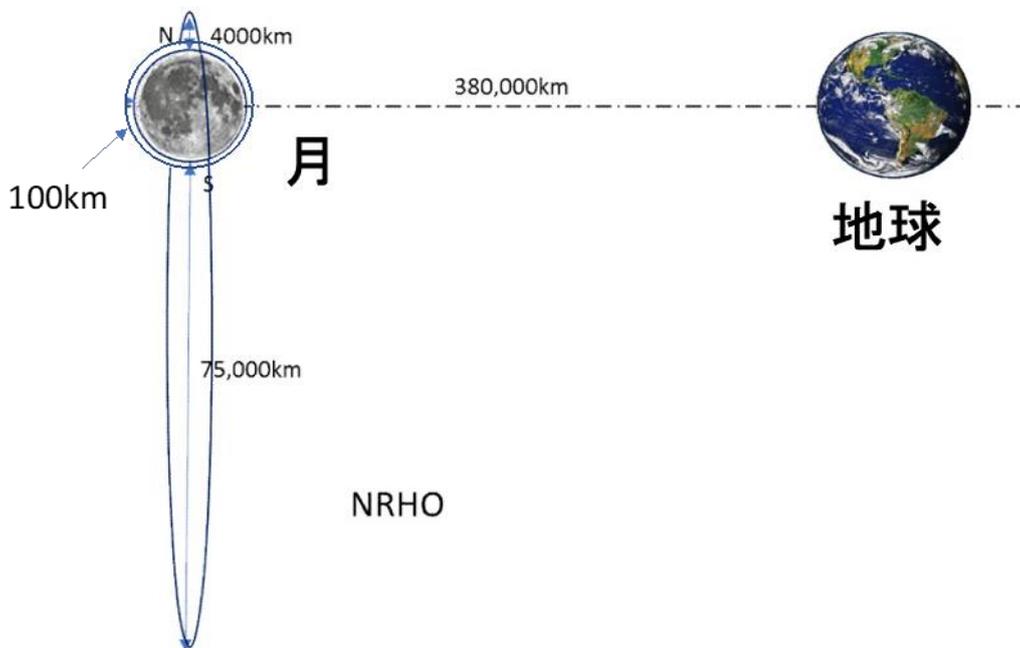


図 2-51 SELENE の軌道と NRHO

出所) 米国が構想する月近傍有人拠点(Gateway)について

https://www.mext.go.jp/b_menu/shingi/gijyutu/gijyutu2/059/shiryo/_icsFiles/afieldfile/2019/05/27/1417114_4_3.pdf

3) 発電システム

a. 太陽電池セル

発電システムに関しては、太陽電池の使用を前提に検討を行なった。太陽電池の基本構造は半導体の pn 接合である。太陽電池には、単元素半導体であるシリコンや、III-V 族元素を用いた化合物半導体を用いられている。図 2-52 に各種太陽電池を示す。商業用太陽電池の多くは、シリコン系太陽電池である。宇宙用途に関しては、高価ではあるが、変換効率が高い多接合の III-V 族系化合物太陽電池が使用されている。近年、低コスト化が期待できる薄膜太陽電池の開発が進められている。光が半導

体中を進む時、光が吸収され電気に変換される。光吸収係数が大きな半導体は、薄膜形状で太陽電池を形成することができる。図 2-53 に各半導体の光吸収係数の波長依存性を示す。可視光領域では、CIS 系や CdTe 半導体は、結晶シリコンに比べて、1桁以上光吸収係数が高く、シリコン太陽電池が 100 μm 程度の厚さを必要とするのに対して、CIS 太陽電池は 2 μm 程度の厚さで動作可能である。近年、低コスト太陽電池の開発として、薄膜化が可能な CIS 系や CdTe 太陽電池の開発が進められている。国立再生可能エネルギー研究所(NREL:The National Renewable Energy Laboratory)が毎年更新している太陽電池の変換効率の推移を図 2-54 に示す。III-V 族系化合物半導体太陽電池では、シャープ3接合 IMM3J が 37.9%という高い変換効率を達成している。CIGS 系太陽電池も 23%に近い値に達している。表 2-42 に示すように、CIGS 系太陽電池は、高い宇宙環境性を有することも確認されている。日本で開発されたペロブスカイト系太陽電池は、近年、最も性能向上が進んでいる太陽電池である。しかし、寿命等で課題がある。

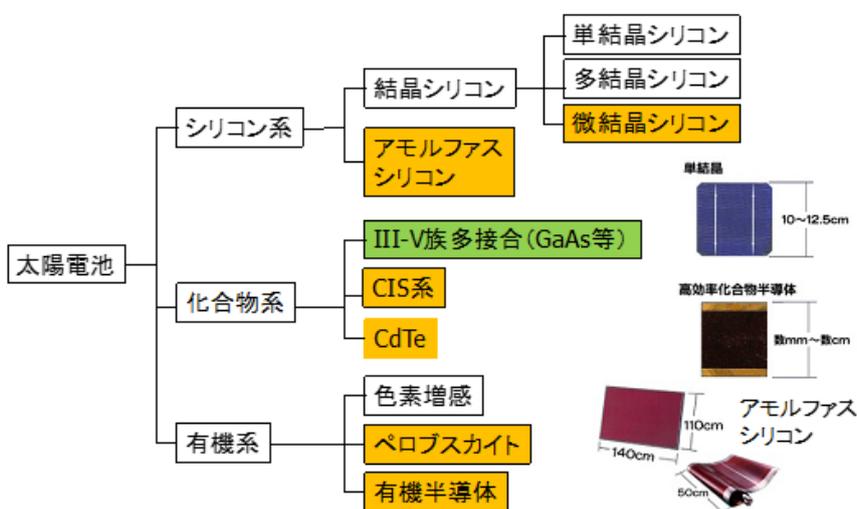


図 2-52 各種太陽電池

出所)J-spacesystems

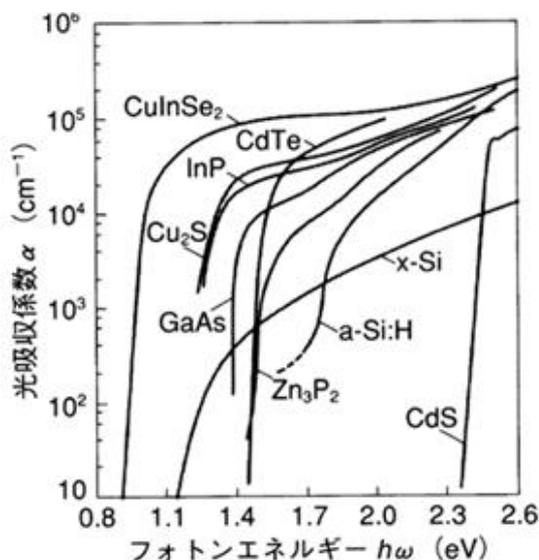


図 2-53 各半導体の光吸収係数

出所)山田興一、小宮山宏、「太陽光発電工学」第二章、日経BP社、2002年10月7日。

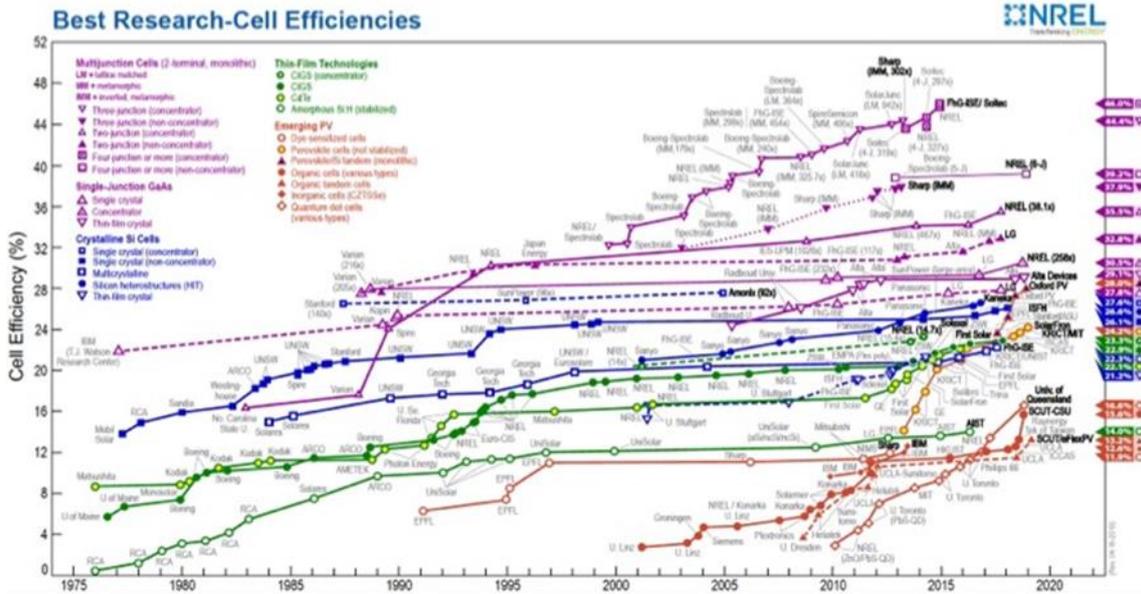


図 2-54 太陽電池の変換効率の推移

出所) <https://www.nrel.gov/pv/assets/pdfs/best-research-cell-efficiencies-rev220126.pdf> (2022年3月17日閲覧)

表 2-42 太陽電池の宇宙用途の比較

セル種類	構造	BOL変換効率(A MO) [%] ()内は研究室レベル	EOL変換効率(A MO) [%] ()内は研究室レベル	出力電力保存率 *1MeV電子線, 1E15 **10MeV陽子線,	出力温度係数[% /°C]
宇宙用単結晶Si	c-Si(厚さ100 μm)	17	13	0.80*	-0.4
宇宙用Ⅲ-V族化合物3接合	InGaP/GaAs/Ge (Ge基板, 厚さ15 μm)	25 (28)	20	0.85*	-0.3
非晶質Si	a-Si/ガラス (a-Si 1 μm未満)	8 (~12)	7	0.9*	-0.2
多結晶Si	poly-Si (厚さ約300 μm)	11 (15)	~6	0.7* 0.55**	-2.2
地上用単結晶Si	a-Si/c-Si (厚さ約300 μm)	13	~4	0.4* 0.3**	-1.0
地上用Ⅲ-V族化合物2接合	InGaP/GaAs (GaAs基板)	(24)	(~16)	0.7* 0.6**	-0.2
CIGS	CIGS/ガラス (CIGS 2 μm程度)	(10)	(10)	1.0* 0.95**	-0.3
CdTe	CdTe/フィルム	(14)	(6)	0.95*	-0.2

出所) J-spacesystems

b. 太陽電池アレイ

太陽電池を搭載した人工衛星は、1958年に打ち上げられたヴァンガード1号衛星に遡る。1954年に

ベル研究所のダリル・シャピン、カルビン・フラー、ゲラルド・ピアソンらによって発明された結晶シリコン太陽電池は、わずか4年後に人工衛星に搭載され、宇宙環境で使用された。1957年に打ち上げられたスプートニク1号は、一次電池のみ搭載していたため、わずか21日間の寿命であったが、ヴァンガード1号は6年以上動作し、軌道上での太陽光発電システムの有用性を示した。ヴァンガード1号には、6枚のシリコン太陽電池が搭載され、効率は10%、アレイ出力は1W以下である。図2-55にヴァンガード衛星の写真を示す。その後、人工衛星の電力の増加に伴い、人工衛星搭載太陽光発電システムも大電力化のための開発が行われた。当初のボディマウント方式から軌道上で展開、太陽指向を行う太陽電池パドルが開発されている。今までに開発された最大のシステムは、国際宇宙ステーション(ISS)に搭載された太陽電池パドルである。図2-56にISSと太陽電池パドルを示す。折り畳まれて打ち上げられた太陽電池ブランケットを軌道上でマストを用いて展開する。ISSには8機パドルが搭載され、計264kW分に相当する。ISSの太陽電池パドルの主要諸元を表2-43に示す。人類が実現した宇宙機用の最大の発電システムである。

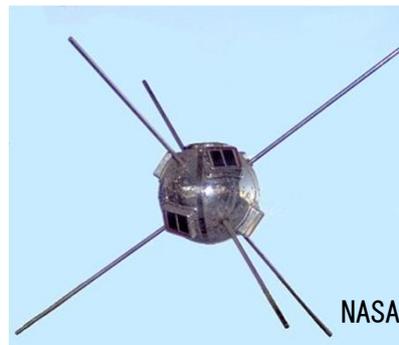


図 2-55 ヴァンガード1号

出所)NASA



図 2-56 国際宇宙ステーションとその太陽電池パドル

出所)JAXA/NASA

表 2-43 国際宇宙ステーションの太陽電池パドルの仕様

項目	仕様
サイズ	幅 11.6m(展開時) 長さ 35.5m(展開時)
重量	約 1,089kg
ブラケットの大きさ	4.57m x 33.5 m
最大発生電力	パドル 1 基当:32.8kW 完成時(パドル8基):計 264kW
太陽電池セル	枚数:16400 枚/ブラケット 面積:8cm ² /1枚 変換効率:約 14%
パドルでの発生電圧	1 次側:137-173V(直流) 2 次側:約 124V(直流)
供給電力	トラス1基(パドル両翼):21-30kW 完成時(パドル8基):計 84~120kW

出所)JAXA 用語集”太陽電池パドル”，

<https://humans-in-space.jaxa.jp/glossary/detail/000182.html>. (2022年3月17日閲覧)

宇宙機用太陽電池アレイの大型化に伴い、重要な課題は軽量化である。宇宙機用太陽電池は、単位質量当たりの出力が重要であり、そのため、太陽電池セルが高価格であっても、変換効率の高いものが採用されてきた。しかし、より大出力化を実現するために、近年、変換効率よりも薄膜化による単位重量あたりの性能向上が図られている。従来の太陽電池パネルは、ハニカムプレート状にバルク型の太陽電池が貼り付けられたリジッド構造が採用されてきた(図 2-57 参照)。軽量化のために ISS ではフレキシブル基板を採用したが、約 50W/kg 程度の性能である。それに対して、数百 W/kg の太陽電池アレイが開発され、1kW /kg 以上の性能が目指されている。図 2-58 にソーラーアレイシートを示す。シャープ(株)は III-V 族系3接合太陽電池を図に示すように約 20 μ m 程度に薄膜化を行い、シート状に形成した太陽電池アレイを開発した¹⁶。

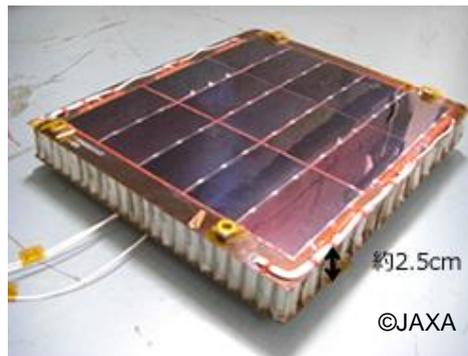


図 2-57 ハニカムパネルに貼られた太陽電池セル

出所)JAXA

¹⁶ 豊田裕之，“変革する太陽電池と新しい宇宙科学ミッション”，ISAS ニュース 2017.8, No.437.

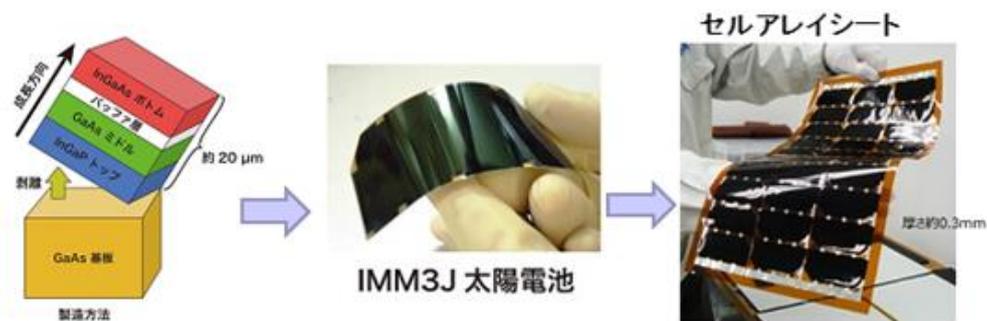


図 2-58 高効率薄膜3接合太陽電池セル

出所)豊田裕之, “変革する太陽電池と新しい宇宙科学ミッション”, ISAS ニュース 2017.8, No.437.

1kW/kg 以上の性能を目指す試みとして、プラスチックフィルム状に形成した薄膜太陽電池の応用が試みられている。図 2-59 にロール to ロール製法で製作された a-Si 太陽電池を示す。この太陽電池を応用した薄膜太陽発電システムの衛星軌道上での展開および発電実験をソーラー電力セイル実証機 IKAROS で実施した。a-Si や C I S 系太陽電池は III-V 族系多接合太陽電池と比べ変換効率では劣るが、圧倒的な軽量化を実現できるため、1kW/kg 以上の特性が期待できる。木星圏探査を目指したソーラー電力セイルの開発では、2000m²で 200kW(@1AU)発電するシステムが検討された。

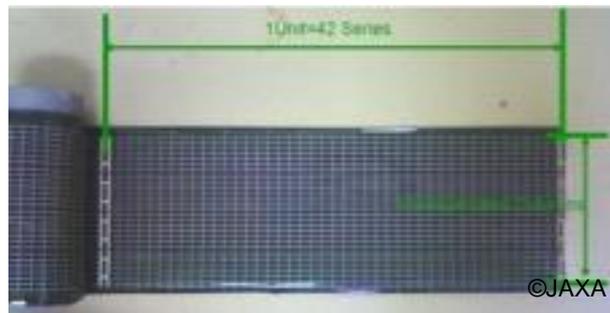


図 2-59 ロール to ロールで製造された a-Si 太陽電池

出所)JAXA



Solar Power Sail

- Area : ~2000m²
- Specific Power : ~kW/kg
- Cost : ~1000¥/W
- Power Generation : ~200kW@1AU

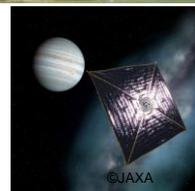


図 2-60 IKAROS とソーラー電力セイル

出所)JAXA

c. まとめ

現在、太陽発電衛星用太陽電池の開発は、地上民生用技術開発に大きく依存している。宇宙機用大型太陽電池パドル実現のために応用する場合の技術評価を表 2-44 に示す。

表 2-44 太陽電池の大規模宇宙システムへの評価

種類		変換効率	近未来における宇宙環境における大規模システム化	備考
シリコン系	単結晶シリコン	~27.6%	△	重量あたりの出力が低い。単結晶シリコン太陽電池は過去宇宙用として使用されたが、宇宙用大規模システムとしては軽量化に課題がある。
	多結晶シリコン	~23.3%	X	
	非晶質シリコン	~14%	△	性能が低い。少量の原材料シリコン。
化合物系	III-V族多接合	~39.2% (~47.1%)	○	資源的制約(Ge, In) 集光系との組み合わせで、高効率が可能だが、正確な太陽指向が必要。フレキシブルタイプもある。高価である。
	CIGS	~23.4%	◎	資源的制約(In)。将来有望。ロール to ロールにより低コストで大規模化が可能
	CdTe	~22.1%	X	資源的制約(Cd, Te)
有機系	色素増感	~12.3%	X	発展途上
	ペロブスカイト	~25.5%	△	発展途上。将来有望。印刷技術の応用で大規模化が可能。寿命、安定性に課題。
その他	量子ドット	~25.5%	-	基礎研究段階

出所) 各社資料に基づき J-spacesystems 作成

4) 送電システム

a. 送電部増幅器の高利得化について

送電システムの効率を決めるコンポーネントの一つとして、太陽光発電で得られた直流電力を送電用の高周波電力に変換する DC-RF 変換回路がある。ここでは、源信号発生部からの高周波信号がアレイアンテナの各アンテナに分配される際に、その各アンテナの直前に接続される、位相調整機能を備えた(アナログビームフォーミングに必要) DC-RF 変換モジュールに関して、高効率化実現のための検討を進めている。この DC-RF 変換モジュールは一般に高周波電力増幅器で構成されており、この電力増幅器の高効率化が課題となる。高効率化に関しては、

- ① 高効率化はドレーン効率 100%が限界で、この限界を実現する回路は既に提案されている。
- ② この回路の実現のためには無損失の受動素子が必要であるが、実質的に 20 GHz に壁がある。周波数がミリ波帯になると、不要表面波モード伝送の発生を防ぐため、マイクロストリップ線路の基板厚を 100 ミクロン以下まで薄くする必要がある。このようにすると、特性インピーダンス 50

Ω を維持するためには、ストリップ導体幅も狭くする必要があり導体損失が増える。

- ③ これを打破するためには、マイクロストリップ線路に替わる低損失伝送線路の開発が必要。例えば MMIC に導波管回路を導入するなどの、かなり複雑な回路構成が必要。日米欧では研究していないが、中国企業で開発しているところがある(性能不明)。
- ④ 能動素子の性能評価は出力電力 \times (周波数)²で行うが、 $1\text{ W} \times (100\text{ GHz})^2$ が現在の限界で、この 20 年で 2 倍程度しか改善されていない。 $1\text{ W} \times (100\text{ GHz})^2$ は $400\text{ W} \times (5\text{ GHz})^2$ に相当し、SSPS に 5 GHz 帯出力 2~4 W はかなり余裕がある(どのデバイスを使っても実現できる)。

つまりマイクロ波終段増幅器は SSPS 開発のためには既にかかなりの水準に来ており、むしろ性能を維持して安定に量産や供給ができるかという視点が重要となる。量産や供給に関して言うと、20 年前と異なり、日本国内では半導体生産拠点がほぼ消滅してしまったため(シリコンも化合物半導体も壊滅的)、研究試作的なものは別として、量産品は海外(台湾、韓国、中国)に頼らざるを得なくなっている。この辺の戦略を立てないと資金があっても部品が作れない状況になっている。現在、電通大でも利用している WIN セミコンダクタ(台湾)は世界の化合物半導体デバイス量産能力の 90% を占めているが(米国の DOD も使用)、中国には現地法人があるが、日本には予定なしという状況で、今後の国際情勢により、安全保障上の観点から、継続的な利用が危ぶまれる危険性がある。

b. 半導体材質別性能比較

表 2-45 に各種半導体の重要パラメータの比較結果を示す。ゲート制御モデルがガウスの法則により同じになるので、トランジスタの高速、高出力特性を左右するパラメータで最も重要なものは電子飽和速度である。この電子飽和速度は光速と比べると 1/1000 程度であるが、シリコンと他の化合物半導体と比べても、 $1.0 \sim$ 高々 3.0×10^7 cm/sec 程度で、材料によりそれほど大きな差はない。このことはゲート長さえ短く作れば、電流利得遮断周波数 f_T に関しては、Si を含め、他の GaAs や GaN などの化合物半導体でも同じレベルの周波数応用ができることを示している。最大発振周波数 f_{max} に関しては高 f_T に加えて、低抵抗ゲート構造と、低ドレーンコンダクタンスを実現できればよい。但しゲート長は $0.25\ \mu\text{m}$ 程度までは紫外線ステッパーなどで比較的安価であるが、それより短くすると電子ビーム直接描画露光や、軟X線露光など、高額なプロセス装置が必要となる。Si でも 300 GHz 帯回路応用が研究されているが、技術的には可能であっても、コストに関しては他の化合物半導体を使った方がずっと安くできる場合が多い。

表 2-45 各種半導体の重要パラメータ

Parameters	Si	GaAs	InP	GaN	SiC			Graphene
					3C	4H	6H	
Bandgap Energy E _g (eV)	1.1	1.4	1.3	3.5	2.2	3.0	2.9	0
Electron Mobility μ (cm ² /V·sec)	1500	8500	5400	1300	650	950	420	> 15000 @300 K
Saturation Velocity v _s (×10 ⁷ cm/sec)	1.0	2.0	2.5	2.2	2.7	2.0	2.0	5.5
Breakdown Field E ₀ (MV/cm)	0.3	0.6	0.3	3.5	4.0	3.0	2.5	
Relative Dielectric Constant ε _r	11.9	12.9	12.5	9.5	9.7	9.7	9.7	12~15
Thermal Conductivity κ (W/cm·K)	1.5	0.5	0.7	1.3	4.9	4.9	4.9	4.84~5.30

出所) ISAS 田中准教授提供資料

二番目に重要なパラメータは絶縁破壊電界である。トランジスタのドレーン電流は上述のようにガウスの法則に支配され、みな同じようになるが、ドレーン電圧は絶縁破壊電圧に比例して上昇させることができる。このため、高出力化のためには、絶縁破壊電界は重要である。これに関しては GaN と SiC が他に比べて一桁高い値をもっており、優れている。また熱伝導度は、実用デバイスを作製するときにチャンネル温度や信頼性などの点で重要となるが、超高電力効率回路技術が進展するとデバイスでの電力消費が激減して発熱しなくなり、熱伝導度はそれほど重要でなくなるという側面もある。

低電界で定義される電子移動度に関しては、7~8 倍の差があるが、電子デバイスの動作原理の基本となる真性部の電界は 10 kV/cm 程度であり、移動度が定義できない範囲である。このため、移動度は電界が加わらない寄生部の抵抗値や雑音に関して関係する。

グラフェンはバンドギャップ零の半導体で、電子移動度ならびに飽和速度伴に他の半導体を圧倒することが計算により示されているが、現実の試作デバイスでは、まだそこまで高い電子飽和速度は得られていない。

図 2-61 に、これまで報告のあった各種半導体材料の FET ゲート長と f_{max} の関係をプロットしたものを示す。横軸のゲート長は図中の式より f_T と反比例する関係にあり、同じゲート長の場合、電子飽和速度の大きい半導体を使用した方が f_T は大きい。また、縦軸は最大発振周波数を示しており、これは f_T に比例するとともに、ゲート抵抗やドレーンコンダクタンスにも大きく左右される。

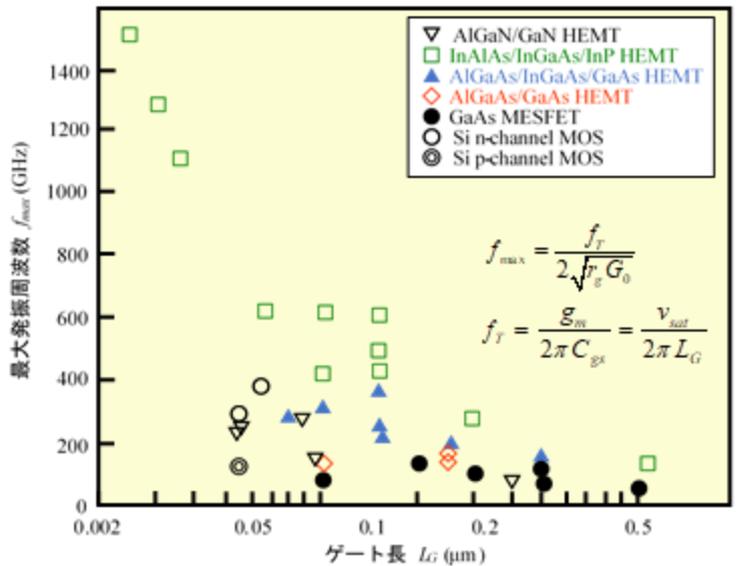


図 2-61 各種 FET のゲート長と最大発振周波数(2022 年)

出所)ISAS 田中准教授提供資料

実際には、電子飽和速度の大きい InP を用いた HEMT 構造とし、さらに、ゲート長を短くしてもゲート抵抗を大きくならないマッシュルームゲート構造をとることにより、1 THz 以上の f_{max} が実現されている。最大有能電力利得(MAG)は概ね -6 dB/oct の利得ロールオフ特性を有しているので、 f_{max} の $1/4$ の周波数で 12 dB の電力利得が得られ、各種の回路応用が計れる。ゲート長を 60 nm (0.006 μm)程度にすると、Si MOS でも 400 GHz 程度の f_{max} が得られるが、InGaAs の歪み格子をもちいた GaAs HEMT では、同じ性能を 150 nm (0.15 μm)程度のゲート長でも実現できる。超短ゲート長を実現するためには EUV など軟 X 線を用いた露光が必要となる。

図 2-62 に、これまで報告された HBT の f_T と f_{max} 値をプロットしたものを示す。THz をカバーする超高周波領域では InP HBT が優れた性能を発揮し、SiGe HBT も BiCMOS などシリコン系の微細プロセスを用いて 200 GHz から 800 GHz の f_{max} も実現されている。一方 GaAs HBT は InGaP/GaAs 系を中心に携帯電話端末などマイクロ波帯で広く用いられている。

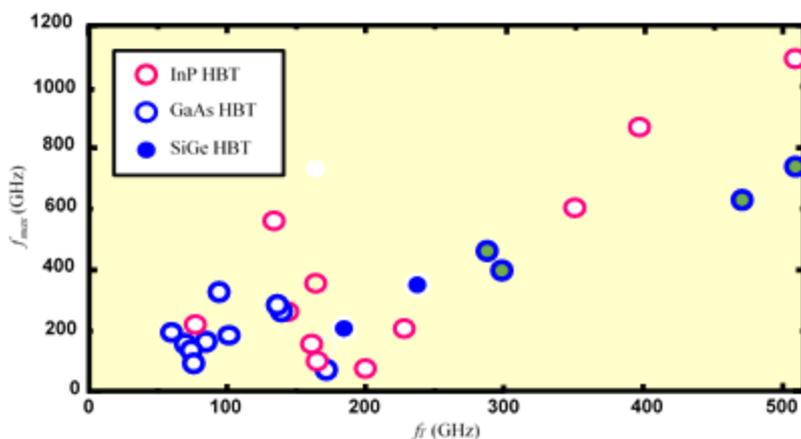


図 2-62 HBT の電流利得遮断周波数 f_T と最大発振周波数 f_{max} (2022 年)

出所)ISAS 田中准教授提供資料

なお、HBT の f_{max} を表す近似式より、

$$\frac{f_T}{8\rho f_{max}^2} = C_{BC} R_B$$

が導出されるが、この値は、寄生容量削減、寄生抵抗削減などのデバイス構造、デバイスプロセス技術の成熟度を表すパラメータとなる。自己整合(セルフアライン)プロセス技術や高濃度ドーピング技術などがこれに相当する。

20 GHz 以下の周波数帯で高効率増幅器を実現するために使用するトランジスタは、表 2-45、図 2-61、そして図 2-62 で示したように化合物半導体デバイスあるいはシリコンデバイスのどちらでもよく、またデバイス構造は FET 系でも HBT 系でもよい。ただし、後述するように電力効率は負荷回路の損失に大きく依存してくるので、高インピーダンス動作すなわち高電圧・定電流動作をする GaN デバイスが望ましい。

図 2-63 に半導体増幅器モジュールの動作周波数と付加電力効率(PAE)の現状を表したものを示す。10 MHz以下の周波数では 90%を超える PAE が実現されている。また 20 GHz 以下ではアルミナなどを用いた低損失回路を用いた 3 倍程度の高調波処理が可能で、E級やF級、R級といった理論効率 100%の増幅器設計が可能となり、80%を超える PAE が可能となる。20 GHz を越える周波数になると自由空間波長の二分の一が 7.5 mm 以下となり、ハイブリッド実装が難しくなり、MMIC の適用が必要となる。MMIC の場合、マイクロストリップ線路の基板厚が 80 ミクロン程度であるため、ストリップ導体幅も 100 ミクロン以下となり、結果として導体による回路損失が大きくなる。このため PAE も大きく落ち込む。

アレイアンテナを構成する場合、ミリ波帯では(特に 90 GHz 以上)では、ウェハースケールインテグレーションが必要となり、アンテナを含めて MMIC を一枚のウェハー上に構成してアレイシステムを実装する必要があり、放熱や電源バスを含めて実現のハードルはかなり高い。

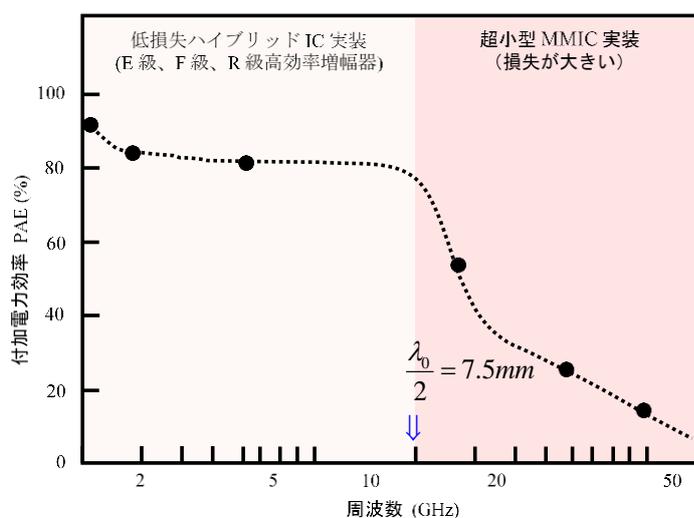


図 2-63 動作周波数と付加電力効率の現状(2022 年)

出所) ISAS 田中准教授提供資料

c. GaN HEMT デバイス

次に、最終段高効率増幅器への適用が想定されている GaN HEMT の動作原理について述べる。図 2-64 に、HEMT の動作原理に関係する GaN HEMT の 2 次元電子ガス構造を示す。GaN は二つの六方最密格子が C 軸を $3/8$ ピッチずれて結合したウルツ鉱格子を有している。この結晶格子内部では Ga 原子と N 原子が互いに歪んだ正四面体配置を占めるため、GaN 基板の Ga 面上に AlGaIn を成長する場合と、N 面上に AlGaIn を成長する場合応力の発生の仕方が異なる。Ga 面上に AlGaIn を成長すると、AlGaIn 内部にピエゾ電界が生じ、AlGaIn/GaN ヘテロ界面の AlGaIn 側に正の固定電荷 (σ) が生ずる。この固定電荷は図 2-65 に示すヘテロ接合のバンド図に影響を与える。実際にトランジスタ動作をさせるためには、量子井戸に蓄積された電子の数をゲート電極で制御する必要があり、図 2-65 に示すように電子親和力の小さい n 型半導体の表面にショットキー接合を形成し、この接合への印加電圧を変えることで、三角ポテンシャルがフェルミレベルを横切る位置を変化させ、蓄積された電子の数を変化させることができる。

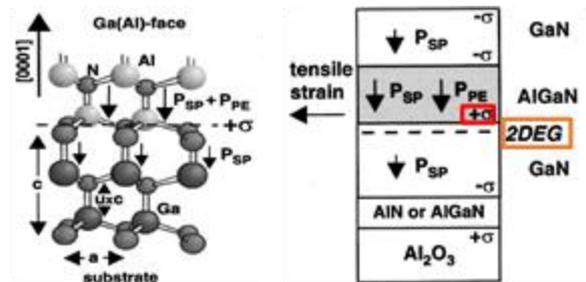


図 2-64 GaAs(Al)-face をもつウルツ鉱 Ga(Al)N 格子(左)、AlGaIn 層の下部の正固定電荷と GaN 層上部の 2 次元電子ガス (右)

出所)O. Ambacher, et al., J. Appl. Phys., vol. 87, No.1., Jan. 2000.

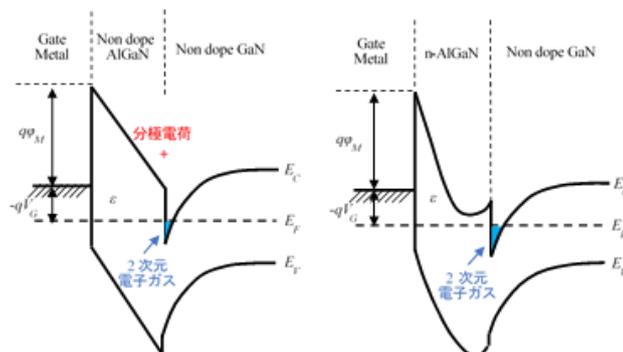


図 2-65 2 混晶ノンドープ AlGaIn 中の歪み格子 AlN/GaN 界面に生ずるピエゾ電界を利用(左)、N-AlGaIn とノンドープ GaN の電子親和力差を利用(右)した場合の各々のバンド図

出所)ISAS 田中准教授提供資料

ゲート電極と 2 次元電子ガスとの関係は、金属-絶縁体-半導体(MIS)構造と同様にキャパシタを形成し、ガウスの法則により印加される電圧と蓄積される電荷の間にはコンデンサの式が成立する。このトランジスタでは、蓄積された電荷が電子飽和速度で走行するというモデルが近似的に成立し、ドレイン電流、相互コンダクタンスの式が導出できる。ここから電流利得遮断周波数を導出できるが、ショットキー接合の空乏層でゲート電流を制御する MESFET の場合と同じ式になる。これは、ゲート電圧によ

り制御できる電荷がコンデンサの式により表され、この制御された電荷が飽和速度で移動するというモデルが変らない限り同じになる。

GaN HEMT デバイス構造の一例を図 2-66 に示す。上面から見た場合、フィンガー構造をとっており、フィンガーの長さでゲート幅を広くとり、大きな電流を扱えるように配置されている。チップ平面写真において、ゲート電極パッドは左側にあり、ドレーン電極パッドは右側に配置されている。上下にある金属はソース電極である。

ゲート電極パッドに入力された RF 信号は、左から右に進むため、ゲートフィンガー上で位相回転と振幅の減衰が生ずる。ドレーン端子ではこのような信号を全て合成することになる。フィンガー長を短くするとフィンガー本数を多くする必要があり、チップ面積が大きくなるという欠点がある。このため動作周波数とフィンガー長の間には最適化問題が生ずる。

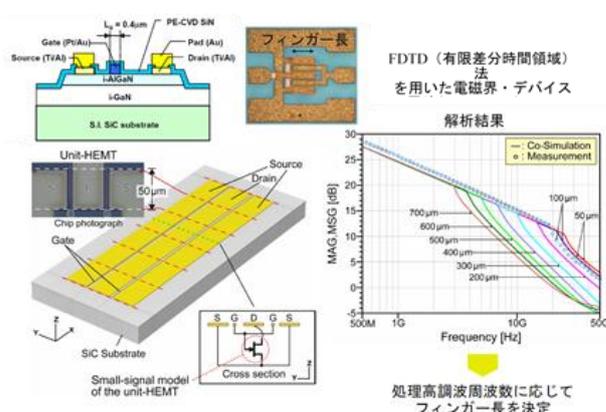


図 2-66 GaN HEMT デバイス構造、およびフィンガー長増大に対する最大有能電力利得(MAG)の低下の様子 (出所)ISAS 田中准教授提供資料

有限差分時間領域(FDTD)法を使うと、電流・電圧特性で計算されるデバイス特性と、電界・磁界で計算されるフィンガー上の RF 信号の伝搬とを同時に解くことができる。複雑な電磁界であっても微小区間を考えると電界および磁界は直線で表すことができる。このとき、電界を線積分したものが電圧であり、磁界を周回積分したものが電流であるから、デバイス方程式で計算された電圧・電流を、マクスウェル方程式から計算された電界・磁界と結合して方程式を一体化できる。

このような FDTD 法を GaN HEMT のフィンガー構造に適用すると、フィンガー長を長くしてゆくと、最大安定電力利得(MSG)領域から最大有能電力利得(MAG)領域への転換点が次第に低くなっていくことがわかる。マイクロ波ミリ波帯高効率電力増幅器の設計は、トランジスタが MSG 領域で行うことが一般的であるため、最適なフィンガー長をこのグラフから知ることができる。

d. 高効率電力増幅器回路

図 2-67 に、電力増幅器回路構成、および、高調波処理を行う各種高効率電力増幅器の負荷インピーダンス条件を示す。高効率動作時にトランジスタは非線形動作をしており、ドレーン電圧・ドレーン電流がひずみ波交流波形となっている。そのとき、高調波の負荷インピーダンスをコントロールすることで電圧波形と電流波形の掛け算がゼロにでき、高効率動作が実現される。このとき、波形の形状によって

F 級や E 級の分類がなされている。一方で、これらはどちらも高調波が全て出力側整合回路で全反射されてトランジスタ側に戻り、出力は基本波のみとなり、高調波成分は原理的に出力されない。このとき、高調波の負荷インピーダンスは純リアクタンスとなり、この状態で動作する増幅器を R 級リアクタンス終端(R 級)増幅器と呼んでいる。つまり、R 級増幅器は高効率増幅器の上記必要条件を満たす高効率増幅器の大枠(F 級や E 級などもその一部とみなせる)を表している。

図 2-68 ではスミス図上での負荷インピーダンス分布を示しており、ここで、高効率増幅器の1つとして知られている J 級増幅というものも追加で示している。J 級増幅器は比較的高効率で広帯域特性が得られるため 5G 端末などで広く使われるが、他の増幅構成と異なり、高効率特性を広帯域で保つために、高調波の負荷インピーダンスに故意に抵抗成分を追加する手法なども提案されている。この場合、J 級動作では 2 倍高調波がリアクティブ終端されず高調波の発生があり、その分効率は低下する。通信用で用いる場合は、広帯域特性が求められるが、無線電力伝送の場合は送電周波数が決まっており、狭帯域特性で良く、損失とのトレードオフを見極めながら可能な限り高次の高調波まで処理することが高効率化につながる。

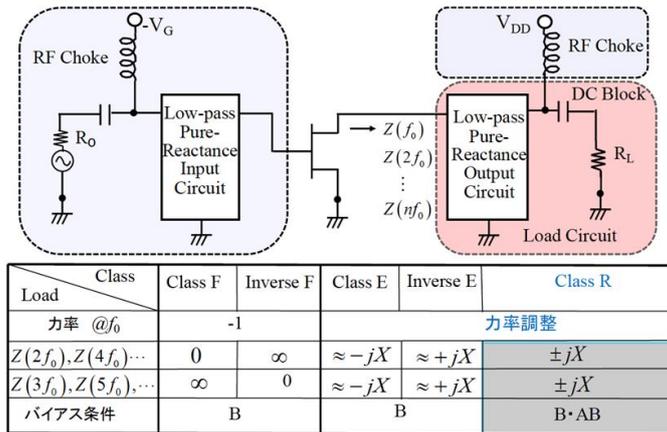
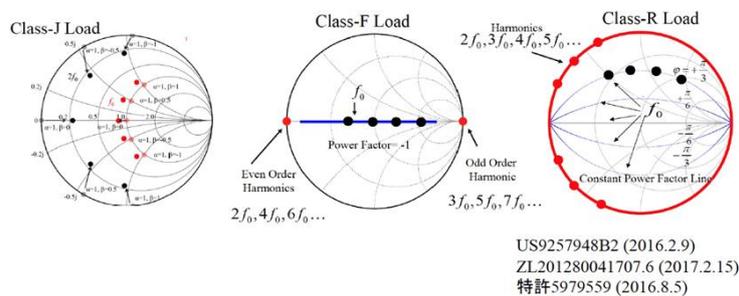


図 2-67 高効率電力増幅器の負荷インピーダンス条件

出所) ISAS 田中准教授提供資料



Load	Class-J	Class-F	Class-R
$Z(f_0)$	定抵抗負荷	力率 = -1	定力率負荷
$Z(2f_0)$	定抵抗負荷	0	$\pm jX$
$Z(3f_0)$	∞	∞	$\pm jX$
高調波の発生	有り	無し	無し
理論限界効率	78.5%	100%	100%
帯域	広い	狭い	中位

Class-R : 高調波リアクティブ終端

図 2-68 スミス図でみるトランジスタの負荷インピーダンス

出所) ISAS 田中准教授提供資料

図 2-69 に高調波リアクティブ終端型(R 級)増幅回路の構成例を示す。高調波処理設計は、トランジスタドレーン電極に近い側で各次高調波の短絡ポイントを設け順番に高調波リアクタンス終端処理を行い、これらの基本波での残留リアクタンスを考慮して 50 Ω 負荷の直前で基本波整合を行っている。右上の表に、設計した R 級負荷回路の電圧と電流の位相差が、基本波から 5 次高調波まで示されているが、2 次、3 次、4 次高調波まで、電流と電圧の位相差は $\pm 90^\circ$ でリアクタンス終端されていることがわかる。基本波に関しては、直流入力電力と基本波出力電力がバランスするように力率調整されている。一方で、ドレーン・ゲート間の寄生容量により、出力側の信号の一部が入力側に帰還されることで、入力側でも高調波処理を施すことにより効率改善が図れることが知られている。図 2-69 では、その寄生容量の影響をシミュレーションで確認した様子も示しており、その値を変化させることでドレーン電圧・電流波形が大きく変化している様子が見て取れる。

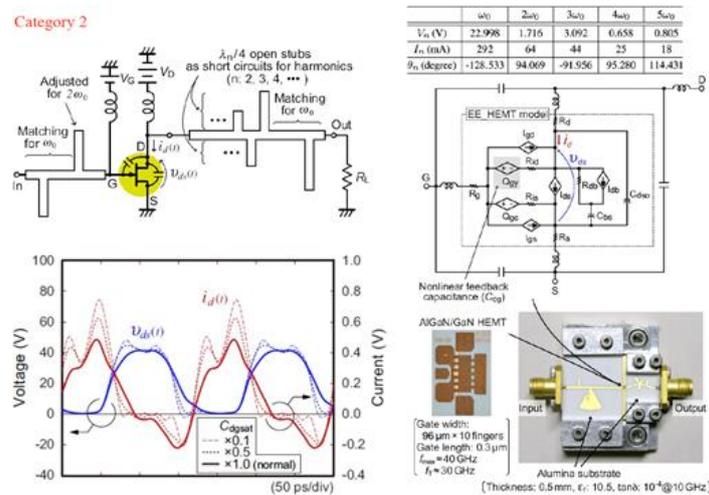


図 2-69 アルミナ基板を用いた 5.8 GHz 帯 R 級 GaN HEMT 電力増幅器の等価回路、ドレーン電流・電圧波形のシミュレーション結果、および写真

出所) ISAS 田中准教授提供資料

図 2-70 に、図 2-69 に示す試作 5.8 GHz 帯 R 級 GaN HEMT 電力増幅器の測定結果を示す。左のスミス図は負荷インピーダンスをプロットしたものである。右図は、試作した増幅器の出力ならびに電力効率の測定値とシミュレーション値の比較である。5.65 GHz において、90% のドレーン効率測定値、79% の付加電力効率測定値が得られている。

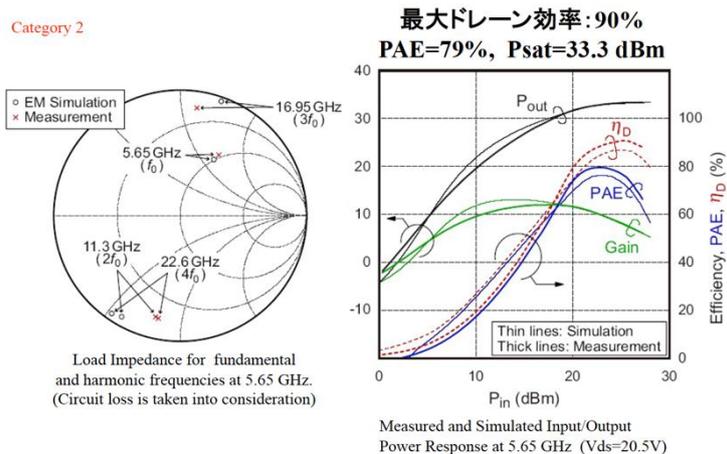


図 2-70 5.65 GHz での R 級 GaN HEMT 電力増幅器の測定結果

出所) ISAS 田中准教授提供資料

図 2-71 に、5.75 GHz で効率が最適化されるように調整した R 級 GaN HEMT 電力増幅器を示す。また、図 2-70 と異なる点として、ドレーン・ゲートバイアス回路を含めて性能を評価している。出力整合回路を適切に調整することで動作周波数が変更できており、一方で、ドレーン側のバイアス回路の挿入損失の影響などで、効率が低下した。

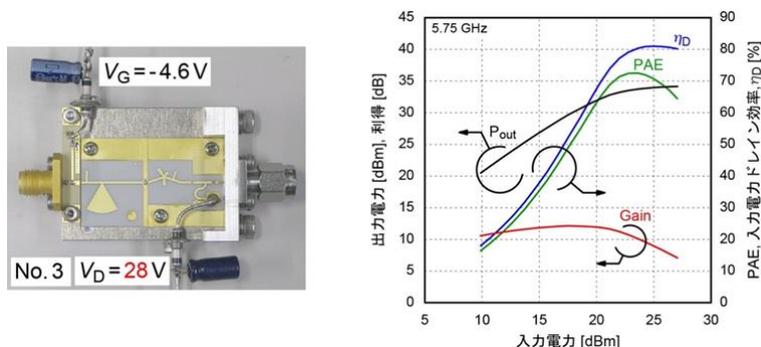


図 2-71 5.75 GHz で最適化した R 級 GaN HEMT 電力増幅器
(最大 PAE = 72% 時: Gain = 10.1 dB、Pout = 33.7 dBm)

出所) ISAS 田中准教授提供資料

前述の通り、主にドレーン側の回路の挿入損失の効率への影響は非常に大きいことがこの結果からも読み取れ、このことは、高周波化を考えた場合に、回路挿入損失が周波数の増加に伴い増加することから大きな障害になる。

e. 縦続接続による高利得化

ここまで単体増幅器の高効率化について記してきたが、単体増幅器の利得は 10 dB 程度であり、利得が不十分である。したがって前段に前置増幅器を縦続接続して高利得化が図られるが、ここで、前置増幅器と最終段高効率増幅器の縦続接続構造を設計する上での注意点について述べる。

まず、電力増幅器を縦続接続に接続した場合の全体効率について考える。図 2-72 に、その計算例を示す。なお、この計算では接続による各々の性能変化はないと仮定している。図中に示す計算式から

もわかるように、最終段増幅器の利得が十分に高い場合には、前置増幅器の効率の影響は小さく、計算例では、最終段増幅器がPAE 70%で利得 10 dB の場合、前置増幅器の効率が 30%でも全体効率 62%以上となる。しかしながら、これを実現するためには、次に説明する前提条件が必要となる。

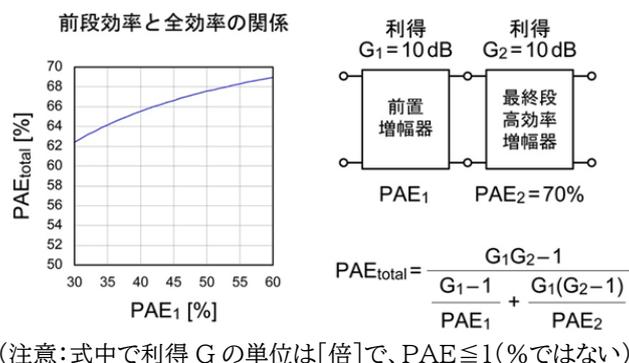


図 2-72 電力増幅器を縦続接続に接続した場合の全体効率の計算例

出所) ISAS 田中准教授提供資料

図 2-73 に、縦続接続した場合のパワーレベルに対する効率変化の様子の概略図を示す。一般に電力増幅器は RF 入力電力が小さいと線形動作となり効率が低く、非線形動作となる飽和動作近傍でのみ高効率動作となる。縦続接続では、前段の出力が後段の入力となるため、全体での最大効率を実現するためには、各々が同時に飽和動作となるように、増幅器のパワーレベルを合わせる必要がある。

さらに、前述の効率計算では接続による各々の増幅器の性能変化はないと仮定しているが、図 2-73 に示す入力と効率との関係を表すグラフは、各々の増幅器の入出力が 50Ω 終端されていることが前提であり、それに対して、接続部分の前置増幅器の出力インピーダンス Z_{out1} および最終段増幅器の入力インピーダンス Z_{in2} は、50Ω で終端されていない可能性がある。これは、増幅器が非線形飽和動作時には線形動作設計に用いられる共役インピーダンス整合状態ではなく、この場合は効率最大となるように調整(効率整合)されており、これは一般に共役インピーダンス整合状態とは異なるためである。従って、設計は個別に行って接続すればよい、というものではなく、接続した後に再度調整を行う必要がある。さらに実際の高効率設計では、最終段の高効率増幅器では入力側にも 2 倍波の高調波処理が必要となり、また、前置増幅器でも効率を上げるために出力側に 2 倍波の高調波処理が必要となる可能性がある。以上のことから、接続点における段間整合の最適化設計が全体効率を決める上で非常に重要な課題となる。

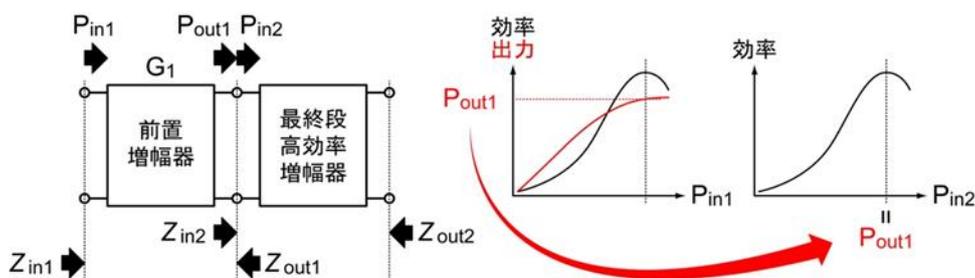


図 2-73 縦続接続した場合のパワーレベルに対する効率変化の様子の概略図

出所) ISAS 田中准教授提供資料

一方で、上記の問題点を避ける方法として、前置増幅器と最終段増幅器との間にアイソレータを挿入する、という方法が考えられる。図 2-74 に、その計算例を示す。

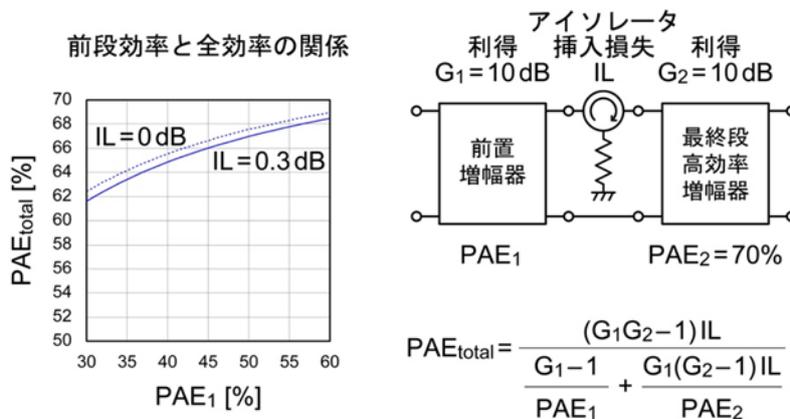


図 2-74 段間にアイソレータを挿入した場合の全体効率の計算例

出所) ISAS 田中准教授提供資料

最終段の利得が 10 dB 程度あれば、アイソレータの挿入損失での効率低下は 1% 以下に抑えることができ、さらに、少なくとも最終段の高効率増幅器の入力はアイソレータにより 50 Ω 終端されることになるため、設計が楽になる。しかしながら、アイソレータを追加する分、コスト・サイズが増大化するという欠点がある。

図 2-75 に前置増幅器および最終段高効率増幅器の縦続接続構成の概略図およびシミュレーション結果を示す。なお、前置増幅器として別プロジェクトで設計している GaAs HEMT MMIC 増幅器を想定している。図には段間に理想的なアイソレータを挿入した場合と挿入しない場合の各々を示しているが、効率に注目すると、アイソレータを挿入しない場合の方が、僅かに効率が上昇していることが確認された。上述のインピーダンス不整合による影響は、効率が低下する場合も、逆に上昇する場合も両方考えら、通常は低下する方向であると考えられるが、この場合は僅かに上昇と、直接接続しても動作する可能性があることがシミュレーションで確認されている。ただし、シミュレーションでは発振等の安定動作に関わる部分が再現されにくいため、実際には、特に安定性向上にも寄与するアイソレータを除いた構成では、安定性も含めた設計を注意深く行うことが必要になる。

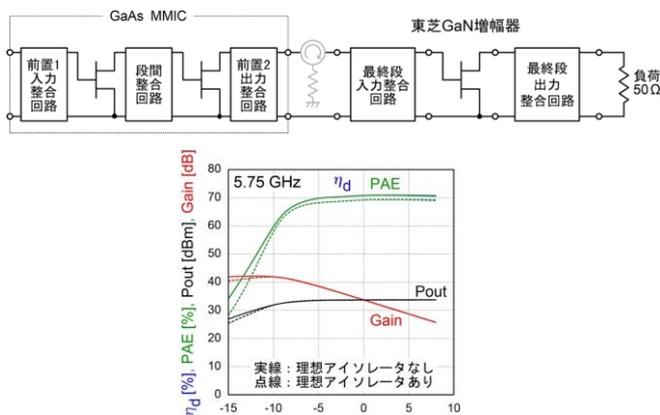


図 2-75 前置増幅器および最終段高効率増幅器の縦続接続構成概略図およびシミュレーション結果

出所) ISAS 田中准教授提供資料

f. まとめ

高効率化に関し、半導体デバイス面、および、回路面の両面に関して現状と課題を述べてきた。半導体デバイス面では、少なくとも 5.75 GHz では高出力が可能である GaN HEMT が最適であると考えられ、周波数が 10 倍程度まで上がると InP 系などを用いる必要があるが、出力が小さいため、数でカバーする場合にコスト高等の別の問題も生じる。一方で、回路に関しては、挿入損失の影響が非常に大きく、高周波化を阻む大きな要因である。

別観点として、100 GHz 帯などでは、ジャイロトロンや進行波管(TWT)などの電子管デバイスを用いる方法も考えられるが、高重量化、高動作電圧など、システム構成が大きく異なるため、様々な観点から利害得失を見極め、検討する必要があると考えられる。

5) 大型宇宙構造物

a. 大型宇宙構造物の動向

月周回軌道上で建設される太陽発電衛星は、ミリ波の利用や軌道の選択により衛星側のアンテナサイズを地球周回太陽発電衛星と比較して小型にできる可能性がある。しかしながら、地球近傍の太陽光強度 1.4kW/m^2 という条件には差がないため、10MW クラス以上の発電を実現する場合には、100m 超といった従来の宇宙機にはない大型宇宙構造物が必要となる。

単一の宇宙機の最大スケールは数十 m 以下であり、現在の最大級の宇宙構造物は国際宇宙ステーションであり、100m 程度のサイズである。地球周回に建設する太陽発電衛星は、2.5km 四方程度が検討されている¹⁷。将来のスペースコロニーは 100km サイズに及ぶ可能性がある。数十 m 以下のスケールの大型宇宙構造物に対しては、収納・展開機能の付与による1回での打ち上げが基本となるが、100m を超える大型宇宙構造物に対しては、打ち上げ時のロケットフェアリングサイズの制約から、軌道上での組み立てが基本となる。国際宇宙ステーション(約 100m×70m、約 420ton)は、1998 年の打ち上げから完成まで、40 数回の打ち上げを経て、衛星軌道上で組み立てを行い、2011 年 7 月に完成した。完成までには、13 年の歳月をかけ、15 兆円の費用を要している。

最近では、打ち上げ時の高い収納効率や軌道上での設計変更の可能性から、軌道上での 3D プリンタによる製造をめざした動きもある¹⁸。一方で製造に要する時間等を考慮すると、軌道上製造のみに依存することは難しく、実際には、展開、組立、軌道上製造のハイブリッドによるものと考えられる¹⁹

図 2-76、図 2-77 に月周回軌道に月面用太陽発電衛星を想定した場合の周波数、送電距離、送受電システムの直径の関係を示す。30GHz 程度の周波数を使用することができれば、送受電とも数百 m サイズ以下で可能となる。国際宇宙ステーションと地球周回軌道上に建設する太陽発電衛星との間に位置する規模であり、1990 年台に検討された SPS2000 に近いサイズである。SPS2000 の概念図を図 2-78 に示す。SPS2000 では、一辺 300m 程度の三角柱の形状であり、アリアン5を使用し16回の輸送での建設が検討された。

¹⁷ S. Sasaki, K. Tanaka, K. Higuchi, N. Okuizumi, S. Kawasaki, N. Shinohara, K. Senda, K. Ishimura, "A new concept of solar power satellite: Tethered-SPS," Acta Astronautica, Vol.60, 2007, pp.153-165.

¹⁸ Prater, T.J., et.al, "Summary Report on Phase I Results from the 3D Printing in Zero G Technology Demonstration Mission, Volume I," NASA Technical Publication, TP-2016-219101, 2016.

¹⁹ 石村康生, 渡邊秋人, 伊藤宏明, 武井祥平, 名取通弘, "モジュール構造物の組立機構に関する検討," 日本機械学会年次大会, 2018.

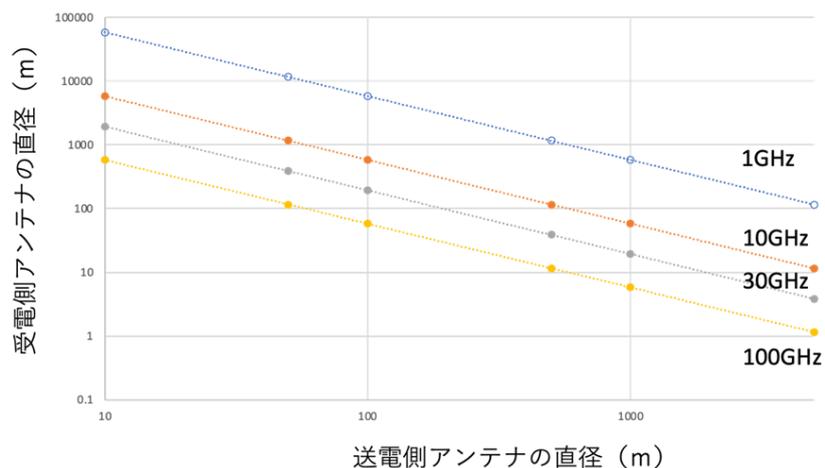


図 2-76 高度1000km からの無線送電システムのアンテナサイズ
出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

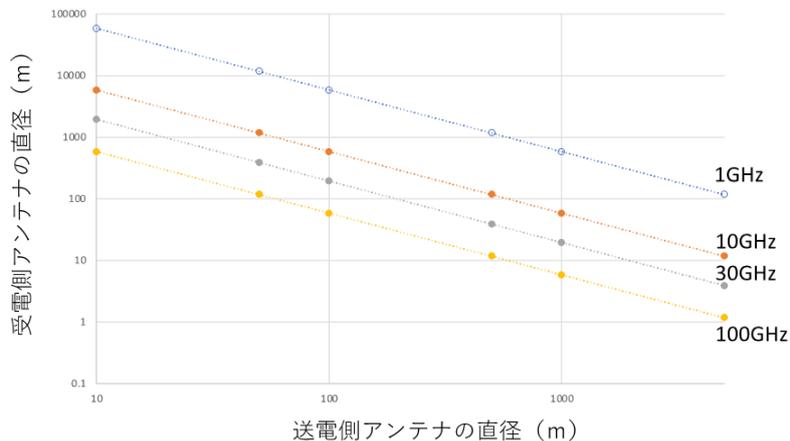
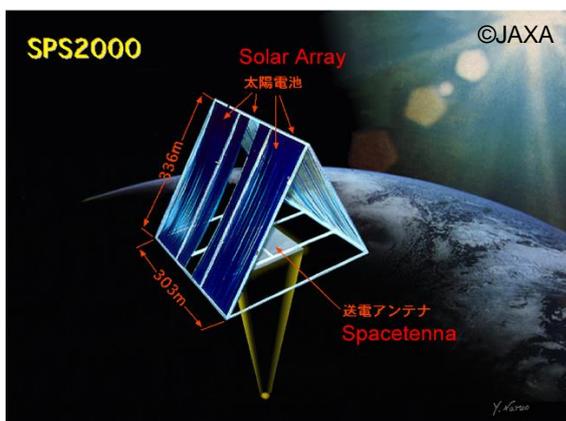


図 2-77 高度10000km からの無線送電システムのアンテナサイズ
出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成



- 高度 1,100km、赤道上円軌道
- 重力傾斜を利用した姿勢制御
- 送電能力 : 10MW
- 周波数 : 2.45GHz

図 2-78 SPS2000 の概念図

出所)JAXA

図 2-79 に JAXA の大型宇宙構造物の研究開発の構想を示す。現在、静止軌道状に 30m 級アンテナを有する降雨レーダ用の大型アンテナの実現を目指した研究開発が行われている。その技術実証として展開型軽量平面アンテナの軌道上実証 (DELIGHT: DEployable LIGHtweight planar antenna Technology demonstration) 実験が、HTV-X1号機を用いて、予定されている²⁰。DELIGHT の概念図を図 2-80 に示す。ミッションの目的は、①提案する「パネル展開・結合機構」と「軽量平面アンテナ」を実装した展開型軽量平面アンテナが軌道上で正常に動作することを実証すること、②当該アンテナの機構・構造・熱解析の妥当性を確認することである。30m 級レーダ用アンテナが実現できれば、上記要素技術成熟度が向上し、月周回軌道に設置する太陽発電衛星に要求される技術レベルに近づくと考えられる。

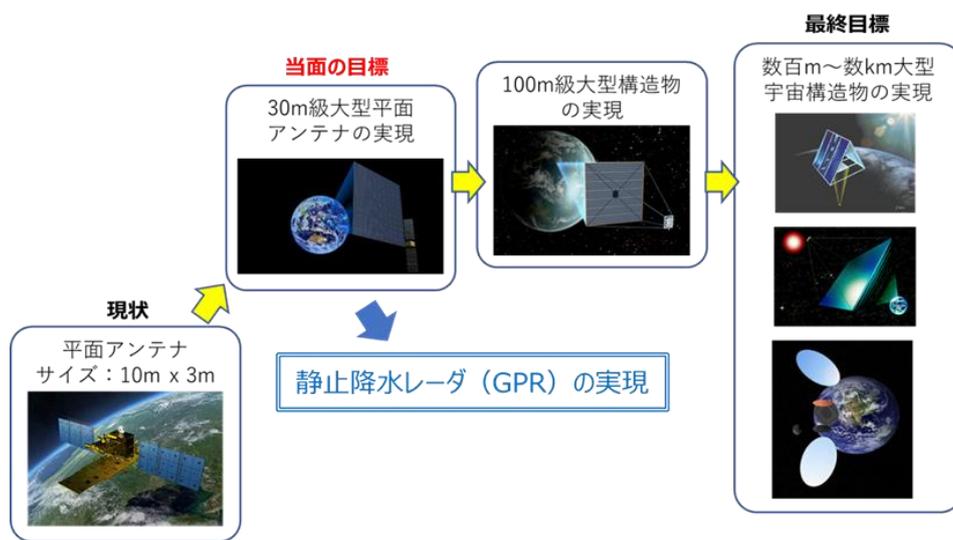


図 2-79 JAXA の大型構造物開発の構想

出所)JAXA



図 2-80 DELIGHT の概念図

出所)JAXA

²⁰ 上土井他, “展開型軽量平面アンテナ軌道上実証システム(DELIGHT)の開発状況,” 第 65 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2021-4509, 2021

大型宇宙構造物の実現における課題は、軌道上での組み立て、運用、メンテナンスのそれぞれのフェーズで分類される²¹。組み立てにおける技術課題を 2.2.2(2)5)b に示す。運用時に考慮されるべき代表的な項目は、姿勢・軌道制御系との適合性、形状精度、熱系との適合性である。姿勢・軌道制御系との適合性については、強度・剛性の観点での議論が必要であり、剛性については 2.2.2(2)5)c に示す。また、形状精度と発送電面の支持構造の構造様式については別途示す。

b. 大型宇宙構造物の技術課題 —組み立て—

前述のように、月周回軌道に建設する太陽発電衛星は、一回の打ち上げによる構築は困難であり、軌道上の組み立てが必須と考えられる。組み立ては、まず軌道上への運搬および組み立て済みの構造物に対する新たな構造物の配置から始まる。配置においては、動的な docking と berthing を区別して議論する必要がある²²。太陽発電衛星と国際宇宙ステーションにおける配置との違いは、組み立て済みの構造物のサイズと固有振動数である。特に、固有振動数は 2.2.2(2)5)c に示すように極めて低くなるため、配置時に発生する衝撃による構造振動の抑制などが課題となる。

組み立てにおいては、その構成の単純性から、近年モジュール構造物から全体構造を構成する構造様式が検討されている^{23,24}。モジュール構造物の配置・結合における結合機構に必要な機能、性能を表 2-46 に示す。

既存技術として、ISS における結合機構を表 2-46 に示す。

表 2-46 結合機構に必要な機能、性能項目

機能	性能
配置	可動域, 位置/姿勢精度(粗動, 微動), 必要作動時間 必要推進・必要電力等のリソース, 信頼性
結合	誘導機能, 固定機能(ジェンダーの有無) 可逆性(準静的/動的), 必要作動時間 必要な結合力, 必要電力, 信頼性
結合状態の維持	剛性, 強度 維持に必要なリソース(電力等), 信頼性
分離	可逆性(準静的/動的), 必要作動時間 必要電力, 信頼性

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

c. 大型宇宙構造物の技術課題 —剛性—

運用時の大型宇宙構造物の技術課題の一つとして、低い固有振動数による姿勢・軌道制御系との連成が挙げられる。既存の大型宇宙構造物である国際宇宙ステーション(ISS)とキロメートルオーダーの

²¹ 石村康生, “宇宙太陽発電システムの構造に関する課題,” 宇宙太陽発電, 5 巻, 2020, pp.60-64.

²² J. Cook, V. Aksamentov, T. Hoffman, W. Bruner: ISS Interface Mechanisms and their Heritage, AIAA Space 2011 Conference & Exposition, AIAA 2011-7150.

²³ 石村康生, 渡邊秋人, 伊藤宏明, 武井祥平, 名取通弘, “モジュール構造物の組立機構に関する検討,” 日本機械学会年次大会, 2018.

²⁴ Mankins, J.C., “SPS-ALPHA: the first practical solar power satellite via arbitrarily large phased array,” 2011-2012 NASA NIAC Phase 1 Final Report.

大型宇宙構造物との差異を以下でまとめる。

ISS(約100m×70m、約420ton)では、太陽電池アレイの固有振動数が低く、面外曲げ0.06Hz、面内曲げ0.08Hzである²⁵。軌道制御のためのリブースト時には構造振動が生じるが、許容可能な範囲にとどまるように設計されている。ISSの太陽電池アレイの固有振動数は低いものの、例えば大型展開アンテナを有するETS-VIIIのパドルの面外固有振動数(0.07Hz)と比べて同程度であり、柔軟構造物として突出して固有振動数が低いわけではないことがわかる。

一方で、キロメートルオーダーの宇宙太陽発電衛星では、軽量性を維持するために構造形態によっては、太陽電池パネルの面外固有振動数が0.006Hzとなるといった試算もある²⁶(図2-81)。このように非常に低い固有振動数の場合は、姿勢・軌道制御系との連成に留意が必要である。また、2009年にISSで生じたリブーストの異常終了といったアクシデントに対する強度・剛性も実際の運用には考慮される必要がある。

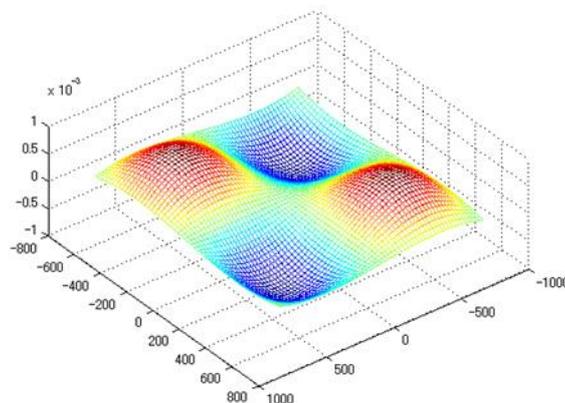


図 2-81 1.5km サイズのテザー型 SPS の面外変形(6×10—3Hz)

出所)安田優也他,“2次元大型モジュール構造物の幾何学的不整合に起因する初期応力の解析,”スペース・エンジニアリング・コンファレンス,2020.

ISSでは閉ループ構造が極力排除された樹状構造となっている。これは、剛性の観点では不利となるが、結合やメンテナンス時の交換性という観点では有利な構造様式である。さらに、組み立て前の各モジュールに内在する幾何学的な不整合によって、組み立て時に内部応力が発生しないという利点がある。一方で、上述のキロメートルオーダーの宇宙太陽発電衛星では、剛性の観点から樹状構造とすることは困難であり、閉ループ構造となることが想定される。この場合は、組み立て前の各モジュールに内在する幾何学的な不整合によって、組み立て時に内部応力が発生するため、これらの応力緩和についての検討も必要である²⁷。

²⁵ http://www.vibrationdata.com/Newsletters/August2010_NL.pdf

²⁶ Kosei ISHIMURA, Ken Higuchi, “Modularized Structure for the Discretization of Thermal Deformation,” European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Mechanical Testing, ESA-SP-581, 2005.

²⁷ 安田優也他,“2次元大型モジュール構造物の幾何学的不整合に起因する初期応力の解析,”スペース・エンジニアリング・コンファレンス,2020.

d. 大型宇宙構造物の技術課題 —精度と構造様式—

図 2-82 に宇宙用二次展開構造物における、面密度の観点から分類を示す。MILLIMETRON ではミリ波帯以上の高周波に対応した 10m サイズで面精度 $6\mu\text{m}$ (RMS)のアンテナの開発が行われているが、これは、 $1\text{kg}/\text{m}^2$ 以上の高面密度に分類される。一方で、薄膜太陽電池や大面積シェードなど軽量膜材料やメッシュで構成される低面密度二次元構造の開発も行われている。2.2.2(2)5)a で紹介した DELIGHT 実験は、将来の降雨レーダ GPR の技術実証実験であり、高面密度パネルに分類される。

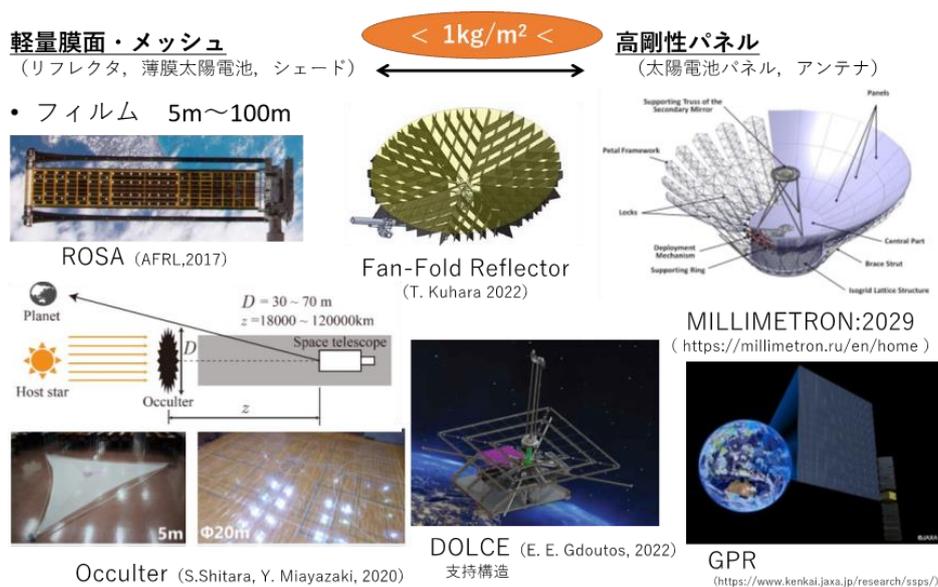


図 2-82 宇宙用二次元展開構造

出所)各種資料に基づき J-spacesystems 作成

宇宙機としては、より軽量であることが望まれる一方で、必要な面精度を含めた要求される機能に応じて、上述の構造様式は選択されることとなる。発電面における必要面精度と比べて、送電時における必要面精度は、一般的に高く、送電周波数に依存する²⁸。これらの面精度に加えて、発送電一体型のような場合は、発電面と送電面を近接させ、かつ電子機器を搭載するという要求が加わる。このような特殊要求も含めて、全ての要求を成立させつつ、より軽量性を実現するべく、構造様式は選定される必要がある。

e. まとめ

月周回軌道上の太陽発電衛星にもっとも近いサイズの宇宙構造物は国際宇宙ステーションであるが、100m 規模の構造物に対して、完成まで 10 年以上、15 兆円を要しており、ISS で採用された構造や組み立て方法は、年月、費用共に、月周回太陽発電衛星には、採用が難しい技術と考えられる。大面積となるサブシステムは、太陽電池パドルと送電アンテナであり、大型レーダ衛星の開発技術を要素技術として取り込みつつ、低コスト、高信頼、短期間の組み立ておよびメンテナンス技術を包括的に確立してい

²⁸ USEF, H15 SSPTS 実証実験システム概念検討書。

く必要がある。

6) 衛星システム

月軌道周回衛星で必要と考えられるバスシステムとバスサブシステムの構成を表 2-47 及び表 2-48 に示す。

構体系は、アンテナや太陽電池パドルに関しては、前項 5) で示した大型宇宙構造物のための新たな開発が必要である。熱制御系は、高度が低い場合は、月面からの影響を考慮した設計が必要となる。姿勢制御系に関しては、地球周回衛星とは異なり、磁気トルカを使用することはできない。また、地球周回衛星用太陽発電衛星では、超大型宇宙構造物の姿勢制御として重力傾斜を用いた受動的姿勢制御方式が検討されているが、重力が地球より小さいため採用が困難な可能性がある。電源系に関しては、集中バス方式を採用する場合、太陽電池での発生電圧、バス電圧を高くする必要があり、開発課題となる。また、太陽電池パドルを太陽指向する場合は、大容量のロータリジョントが必要になるが、数十 kW クラスであれば、ISS の技術を応用できる可能性がある。通信システムとして、月裏側からの通信が必要な場合は、リレー衛星か複数機のコンステレーションで通信を行う必要がある。

表 2-47 月周辺軌道太陽光発電システムに必要なバスシステム

バスシステム	項目	検討項目
構体系	方式	高剛性パネル、軽量膜面・メッシュなど
熱制御系	方式	受動型/能動型など
	構成	ヒータ、MLI、サーマルルーバー、サーマルダブラ、フレキブル O S R など
姿勢制御系	センサ	太陽センサ、恒星センサ、IRU、ACC
	アクチュエータ	リアクションホイール、スラスト
電源系	バス方式/バス電圧 /バッテリー容量	集中バス方式/分散バス方式、安定/非安定、電圧値、容量など

出所) 各社資料に基づき J-spacesystems 作成

表 2-48 月周辺軌道太陽光発電システムに必要なバスサブシステム

サブシステム	項目
太陽電池パドル系	パドル方式
	パドル発生電圧
	パドルサイズ
	セル種類
通信系	周波数
	伝送レート
	アンテナ構成
データ処理系	多重化方式
	データバス方式
	データ記録
推進系	方式
モニタカメラ	方式、台数
計装系	ハーネス、ブラケット、緊締具類、シートブラケット

出所) 各社資料に基づき J-spacesystems 作成

7) 受電システム

月面上には、周回軌道上の衛星から送られるエネルギーを受電するシステムが建設される。電磁波を受電するシステムにはレクテナが用いられる。レーザの場合は光电変換デバイスが用いられる。レーザに関しては、月面上の無線送電システムの項で、まとめて示す。本項では、レクテナを用いたシステムに関して述べる。

a. レクテナデバイス

図 2-83 にレクテナデバイスの基本構成を示す。

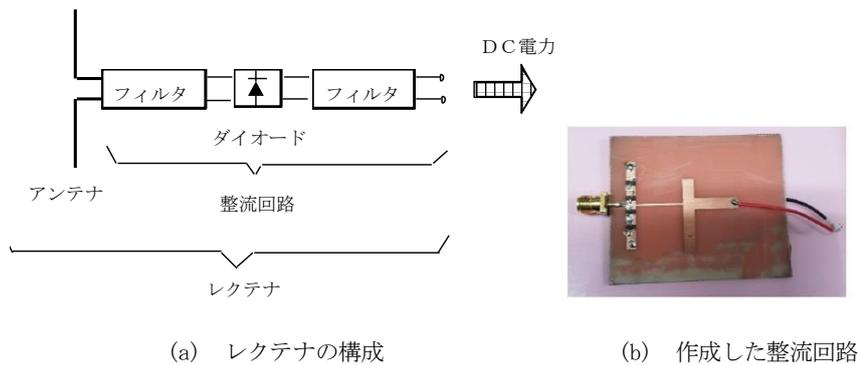


図 2-83 レクテナの構成と整流回路の一例

出所)J-spacesystems

レクテナは、主に電波を受けるアンテナと整流回路で構成される。高効率を実現するために、入出力フィルタが用いられる。レクテナは、1960 年台に Willian C. Brown により発明され、Brown は 1964 年にマグネトロンとレクテナを用い、模型ヘリコプタへの無線送電のデモンストレーションを行なった。図 2-84 にデモンストレーションの様子を示す。周波数は 2.45GHz である。

図 2-85 に様々な周波数におけるレクテナの効率を示す。これは、文献および電子情報通信学会 WPT 研究会報告の 2011-2022 から抜粋したものである。60GHz くらいまでレクテナの開発が行われている。約 6GHz までは、80%以上の非常に高い変換効率が報告されている。しかし、30GHz 程度でも、60%くらいの効率が報告されている。

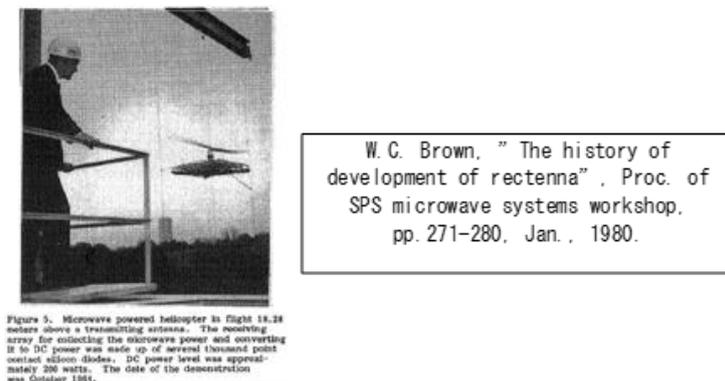


図 2-84 Brown による模型ヘリへの無線送電

出所)W. C. Brown, The History of Power Transmission by Radio Waves, IEEE Trans. MTT-32, NO. 9, 1230, 1984

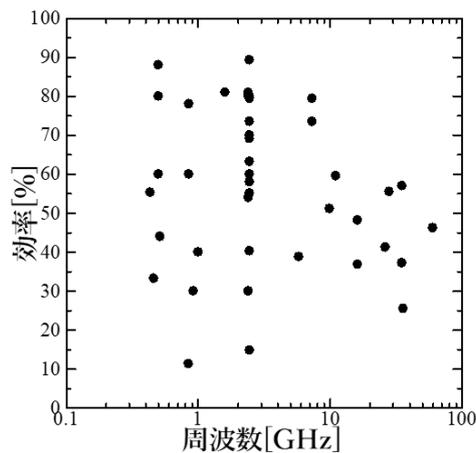


図 2-85 提案された各種レクテナの効率と周波数

出所)文献および電子情報通信学会 WPT 研究会報告の 2011-2022 から抜粋

b. レクテナシステム

レクテナを用いた受電システムの構築に関する以前の検討例を次に示す。

ア) DOE/NASA 参照モデル(1978 年)

米国のエネルギー省と NASA が 1968 年に提案された宇宙太陽発電所の概念設計と評価を行い、1978 年に参照システムが作られた。衛星から図 2-86 のような赤道域で直径 10 km 受信アンテナに向けてマイクロ波を放射する。その素子は図 2-87 のようになっている。これを 0.6 波長間隔で並べられ、図 2-88 のような構造となる。素子の背面は約 80%の光学的透過度を持つ鉄製の網が張られ、同じく鉄製の構造体と支脚で地上のコンクリート土台の上に取り付けられる。この受信アンテナの大きさは北緯 35 度で南北へ 13~14 km に広がる。1 つの受電点について必要なレクテナ素子の数は約 100 億個にのぼる。地上電力密度としては地上受電領域の中心で約 23mW/cm²、その端で 1mW/cm²であり、受電エリアの外側に直径 20km のガードエリアを設けることでガードエリアの外側でのマイクロ波電界強度を十分に低くする。

特徴としては

- 広い指向特性を持つ。
- レクテナの設置、設定工事に高度の精度が要求されない。
- アンテナ開口面と入射波の電界分布の不一致による効率低下がなく、伝搬中に大気等により生じる入射ビームの位相と振幅の変動によっても効率に影響を受けない。
- 整流ダイオードは小型のものでも十分余裕がある。
- 損失による発熱量の放散にも特別の配慮を必要としない。
- 熱による環境汚染も無視できる。レクテナの下の土地は他の目的(牧場や農場等)に利用できる。月の場合、レゴリスの影響を考慮して、建設方法を検討する必要がある。

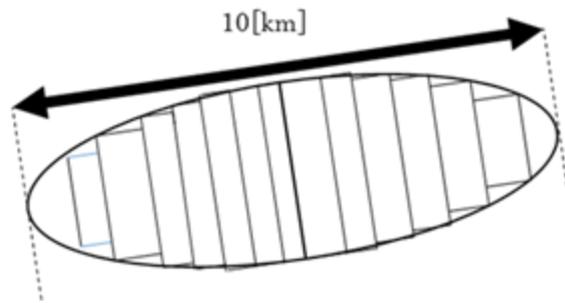


図 2-86 DOE/NASA 参照モデルレクテナ 全体図

出所) Satellite Power System DOE/ER-0023 Concept Development and Evaluation Program

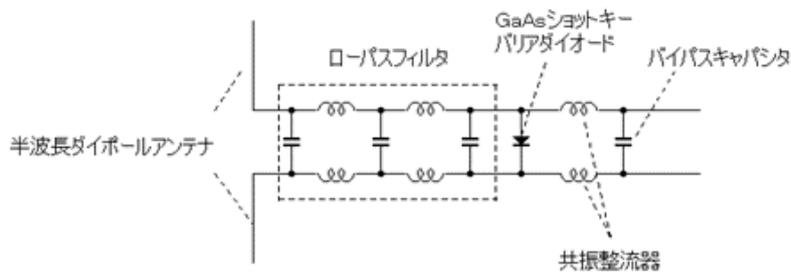


図 2-87 DOE/NASA 参照モデルレクテナ 素子図

出所) Satellite Power System DOE/ER-0023 Concept Development and Evaluation Program

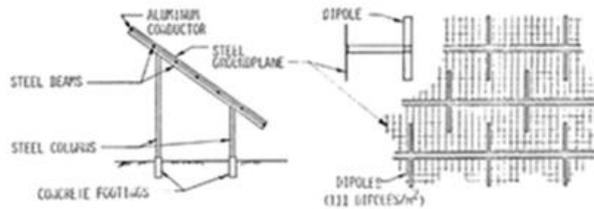


図 2-88 DOE/NASA 参照モデルレクテナ 構造図

出所) Satellite Power System DOE/ER-0023 Concept Development and Evaluation Program

イ) SPS2000

SPS2000 は旧宇宙科学研究所 ISAS(現 JAXA)が中心となり 1990 年代に提唱されたものである。アメリカの SPS リファレンスシステムと SSPS のレクテナは重要な点で異なっている。リファレンスシステムのレクテナとの相違点は

- リファレンスシステムではレクテナ設置位置を北緯 35 度と仮定したために受電面が傾いていたのに対し、SPS2000 では衛星が赤道上に打ち上げられるシステムのため水平である。
- レクテナの受ける単位面積当たりの電力がずっと少ないため、コストを大幅に下げなければならない。
- コストが十分小さければ 5 ないし 10 年の寿命でもよい。

という点である。

以下に提案されているレクテナ方式を示す

【ワイヤメッシュ反射式(伊藤ほか)】

高効率充電の為に図 2-89 のような反射器と円形マイクロストリップアンテナ(CMSA)を使う方法が提案されている。SPS2000 の軌道は上空 1000[km]の赤道軌道上を 1 周 6810[s]で周回する円軌道である。このためアンテナは東西方向に伸びたワイヤメッシュが南北方向に並ぶように配置し、衛星からの受電を最大にする。この設計の特徴はワイヤで出来ている反射鏡が安くて、面積が大きく取れる事である。反射鏡の面積は CMSA の面積より数倍大きいので CMSA が受けるマイクロ波の密度が高くて、集電効率も高くなり、保守管理もしやすい。この設計は試験用では SPS2000 からの受電が最大になるものである。また、将来、商業用の大型のものに発展できる。月面の場合、レゴリス上での建設方法が問題となる。また、伝送効率を高くするために、ワイヤメッシュを採用する場合、高周波化を行うとメッシュ間隔を狭くする必要がある。

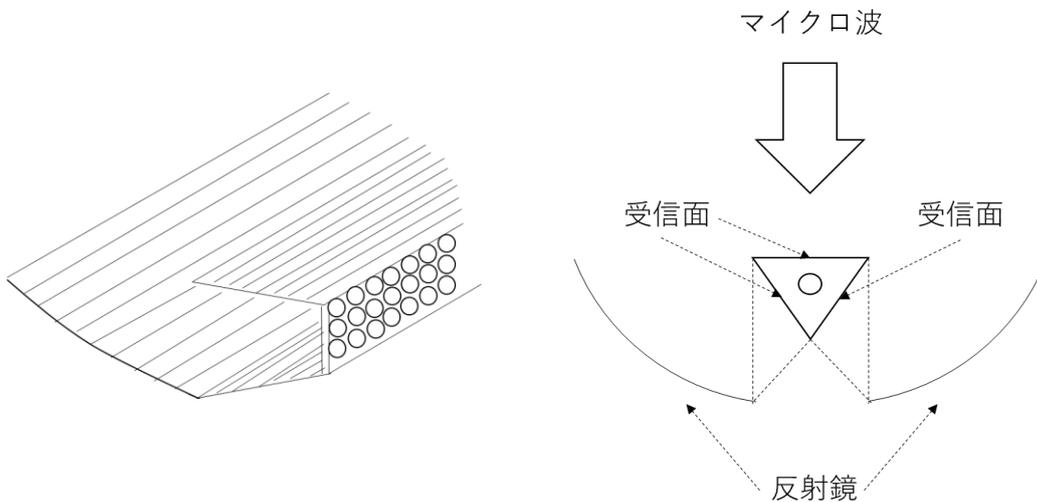


図 2-89 反射器と円形マイクロストリップアンテナ(CMSA)を組み合わせたアンテナ
出所)J-spacesystems

ウ) 地球周回太陽発電衛星の実証実験用レクテナ

本検討と条件は異なるものの過去に小規模実証試験のレクテナとして楕円ビームパラボラアンテナの検討がされている。このレクテナは準回帰軌道をとる衛星の天頂通過時のみ受電を想定している。パラボラアンテナは、高利得という点において優れた性能を発揮するが、実証試験に対応させるため衛星進行方向のビーム幅を広げる必要がある。そこで提案されたのが図 2-90 の楕円ビームパラボラレクテナである。このアンテナ反射鏡は、パラボラ反射鏡を長方形に切り取った形をしており、パラボラアンテナの高利得という特徴を維持したまま衛星進行方向への広角ビームを得ることが可能である。また、図 2-90 のように隙間なくアレイ化することができるため、軌道上から入射した電力を有効に利用することができる。

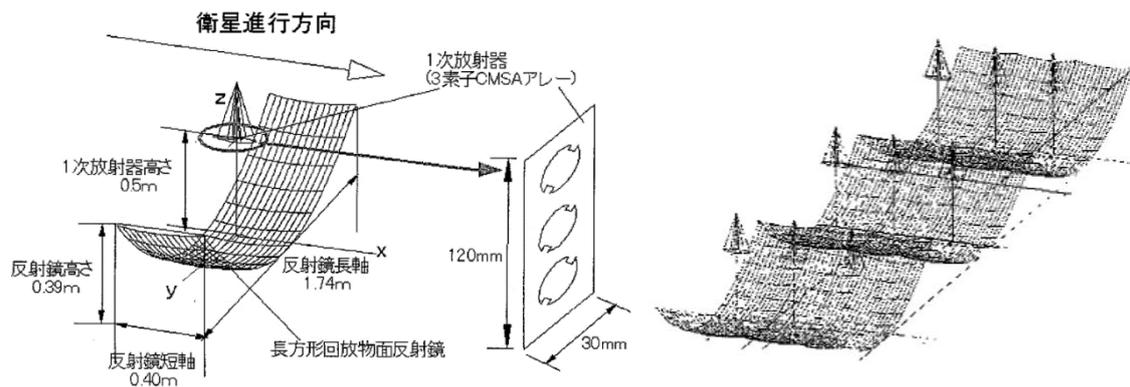


図 2-90 楕円ビームパラボラアンテナ

出所)J-spacesystems

一次放射器としては

- アンテナの厚さが薄く、軽量である
 - 構造が簡単で、容易に作成できる。
 - 円偏波を得やすい
 - 基盤の工夫等により、ビーム幅の調整が比較的容易
 - 高次周波数に対して共振しないため高調波再放射の防止に有利
- という点から円形マイクロストリップアンテナ(CMSA)が採用されている。

このレクテナは、反射鏡を採用し電力密度を上げた上で、広角な入射角を得ることができるという観点で興味深い。鏡面をメッシュ反射鏡で実現する場合、月面など宇宙環境ではその展開構造に工夫をする必要が生じるほか、周波数が高くなり、20GHz以上となるとメッシュ間隔やその鏡面維持構造に特段の注意が必要である。図 2-91 に楕円ビームパラボラレクテナにおける入力電力と変換効率の関係を示す。

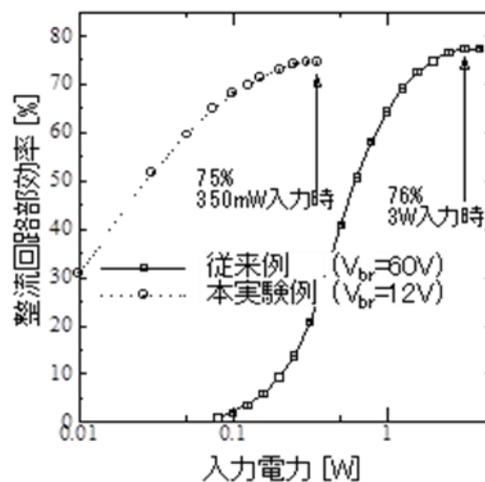


図 2-91 楕円ビームパラボラレクテナにおける入力電力と変換効率の関係

出所)J-spacesystems

c. 月面上のレクテナシステム提案

提案されている月面実験用のレクテナ検討を行う。提案されている実験の前提条件を表 2-49 に、そこから仮定した条件を表 2-50 に示す。

表 2-49 月面実験の前提条件

衛星軌道	高度 100[km]の円軌道
月面上の施設への供給電力	10 ~ 1000[kW]

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

表 2-50 月面への送電実験において仮定した条件

周波数[GHz]	5.7
送電効率[%]	63
送信出力[W]	送電効率から設定(後述)
必要な受信電力	10,100,1000[kW]
アンテナ利得	送受信共に同一

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

$$D = \frac{2d^2}{\lambda} \quad (1)$$

$$\tau^2 = \frac{A_t A_r}{\lambda^2 D^2}$$

$$\eta' = 1 - e^{-\tau^2}$$

$$P_r = \eta' P_t \quad (2)$$

$$\left(\begin{array}{l} D: \text{距離[m]、} d: \text{アンテナの開口径[m]、} \lambda: \text{波長[m]} \\ A_t: \text{送電アンテナ有効開口面積[m}^2\text{]、} A_r: \text{受電アンテナ有効開口面積[m}^2\text{]} \\ \eta': \text{送電効率、} P_r: \text{受信電力[W]、} P_t: \text{送信電力[W]} \end{array} \right)$$

検討はレクテナの要素技術であるアンテナと整流回路の観点から行う。

まずアンテナの検討を行う。

表 2-49 及び表 2-50 から近傍界/遠方界の境界目安とされる球面波/平面波近似の境界式(1)を用いて、領域が近方界であることを求めた。近傍界の場合、月面上の受信局を通過する衛星軌道データと式(2)、そして任意の τ を設定することにより送信電力や送信・受信アンテナ利得、時間と受信電力の関係を導出する事が出来る。

任意の τ を 1 としたとき、送電効率は 63[%]となり、送信電力は必要受信電力を 0.63 で割ることで求められる。この場合、送信電力は 15.87[kW]、158.7[kW]及び 1587[kW]、アンテナは有効開口面積 5248[m²]、利得 73.77 [dBi]以上であるならば必要な受信電力を得ることができ、時間一受信電力の関係は図 2-92 のようになる。

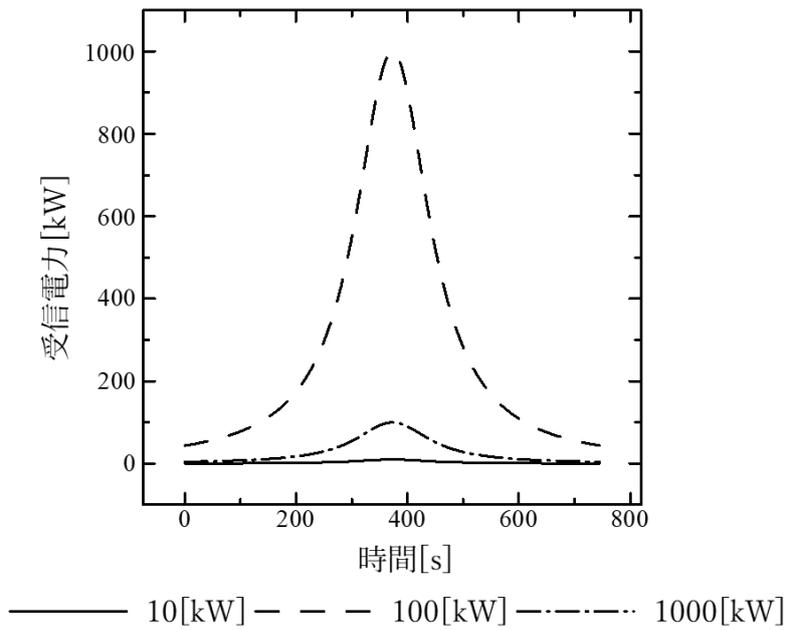


図 2-92 月面での時間と受信電力の関係

出所)J-spacesystems

さらに月面実験用ダウンリンク回線を表 2-51～表 2-53 に示す。直径 106[m]のパラボラアンテナは 2022 年 3 月現在、日本最大の直径 64[m]パラボラアンテナよりも 1.6 倍以上大きいため建設に課題が生じやすいと考える。しかし前述したように送信可能な電力と開口径は反比例するため、衛星に搭載される太陽光パネルの発電量やアンテナ建設課題を吟味していかなければならない。

表 2-51 $\tau=1$ 時の 10[kW]受信用ダウンリンク回線

	単位	数値	備考			
周波数	GHz	5.70				
波長	mm	52.6				
衛星送信電力	dBm	112.0	送信電力	15.9[MW]		
衛星送信アンテナ利得	dBi	73.8	アンテナ サイズ	106[m]× 106[m]	開口 能率	60.0[%]
自由空間損	dB	150	距離	100[km]		
受信アンテナ利得	dBi	73.8	アンテナ 直径	106[m]	開口 能率	60.0[%]
受信レベル	dBm	70.0				

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

表 2-52 $\tau=1$ 時の 100[kW]受信用ダウンリンク回線

	単位	数値	備考			
周波数	GHz	5.70				
波長	mm	52.6				
衛星送信電力	dBm	82.0	送信電力	159[kW]		
衛星送信アンテナ利得	dBi	73.8	アンテナ サイズ	106[m]× 106[m]	開口 能率	60.0[%]
自由空間損	dB	160	距離	100[km]		
受信アンテナ利得	dBi	73.8	アンテナ 直径	106[m]	開口 能率	60.0[%]
受信レベル	dBm	80.0				

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

表 2-53 $\tau=1$ 時の 1 [MW]受信用ダウンリンク回線

	単位	数値	備考			
周波数	GHz	5.70				
波長	mm	52.6				
衛星送信電力	dBm	92.0	送信電力	1.59[MW]		
衛星送信アンテナ利得	dBi	73.8	アンテナ サイズ	106[m]× 106[m]	開口 能率	60.0[%]
自由空間損	dB	170	距離	100[km]		
受信アンテナ利得	dBi	73.8	アンテナ 直径	106[m]	開口 能率	60.0[%]
受信レベル	dBm	90.0				

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

(3) システム実現に向けての実証システムの検討

1) 近未来小規模宇宙実験

a. 月周回太陽発電衛星の技術レベル評価

月周回軌道上からの太陽発電衛星に必要な技術について、100kW クラスと MW クラス以上に関する課題と技術レベル(TRL レベル)の評価を表 2-54 に示す。

表 2-54 月周回太陽発電衛星に必要な技術の評価

システム	サブシステム	デバイス/クリティカルな仕様	現状技術と課題	TRL レベル
大電力発電システム	発電システム	太陽電池	結晶シリコン/a-Si III-V 族系多接合高効率化合物半導体 CIGS その他薄膜太陽電池 備考 軽量化・搭載性向上・低コスト化には薄膜太陽電池の開発が必要。	9 9 3-4 3 以下
		100kW クラス	ISS で技術実証済み	8-9
		MW クラス	集中バス方式では高電圧化が課題。 分散方式では、モジュール開発が必要	3 以下
	デバイス	高効率半導体 アンプ 電子管 (マグネトロン) (TWTA) (ジャイロトロン) 備考	C 帯 X 帯以上	4 3 以下
			Ka 帯以下	3 以下
			V 帯以下 300GHz 以下 電子管を使用した場合はビーム制御が課題となる。	8-9 3 以下
送電システム	ビーム制御 (無線送電)	備考	S 帯、C 帯 X 帯～V 帯 S 帯、C 帯は、無線送電用ビーム制御技術が進んでいる。	4 3
	電力増幅 (高効率)	備考	S 帯、C 帯 X 帯～V 帯 C 帯までは、地上環境で使用可能な大電力高効率デバイスが開発されている。 X 帯以上では、高効率デバイスの開発が必要。	4 2 以下
大型構造	RF 放射部 (フェーズド アレイアンテナ)	m クラス 10m クラス 100m クラス 備考	X 帯まで Ka 帯まで Ka 帯まで Ka 帯まで ミリ波帯の宇宙機用大型アンテナは研究開発中。	4 2 2-3 1-2
	太陽電池パドル	100kW クラス MW クラス	30m クラスの一次元展開型パドルは ISS で開発済み。 薄膜2次元展開(100m クラスの構造体) (14m クラスの薄膜構造体上に搭載した薄膜太陽電池の軌道上展開発電の技術実証済み。) 100m 超の構造体を使用するシステムは開発課題がある。	9 3 以下

システム	サブシステム	デバイス/クリティカルな仕様	現状技術と課題	TRLレベル
衛星バス	太陽指向、ビームポインティング用姿勢系含む	100kW クラス MW クラス 備考	100m 以下の衛星 数百 m の衛星システム 高電圧化、大電力ロータリジョイント、超大型リアクションホイール、姿勢制御用高燃費スラスタなど基礎研究開発が必要。	7-9 3 以下
受電システム	デバイス	レクテナ	S 帯および C 帯 X 帯-V 帯	4 以下 3 以下
	システム	受電設備	S 帯-V 帯	3 以下

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

b. 近未来小規模宇宙実験

月周回太陽発電衛星において、中核技術は無線送電である。ビーム制御システムに関しては、長期間の研究により宇宙実証に移行レベルにある。また、マイクロ波、ミリ波で共通技術が多く、C 帯での宇宙実験は、研究開発が進んでおり、近未来の小規模宇宙実験として実施が可能である。

月用システムとしてミリ波帯の高周波を使用する場合は、放射部、電力増幅部は地上で実施すべき開発課題が多く、また、面精度の高い大型アンテナ技術が必要になるため、次フェーズの宇宙実験が妥当である。

大電力発電システムに関しては、100kW クラスであれば、ISS で 260kW 発電可能なシステムがすでに実用化されている。しかし、コスト削減、輸送回数の削減のための開発課題はある。MW クラスのシステムには、100m を超える大型宇宙構造物となり、超軽量二次元展開技術とそれに使用するフレキシブルな薄膜太陽電池が必要である。小規模宇宙実験において、CIGS 系太陽電池の宇宙環境での動作実証は、意義がある。

衛星バスシステムに関しては、国際宇宙ステーションで、100m 規模で、100kW 程度のシステムが技術実証されている。課題は、各サブシステムの低コスト化、軽量化、輸送時の搭載性の向上である。月周辺の軌道では、衛星側である送電元と月面上の送電先の位置関係が変化し、一周回における送電時間の制約がある。送電時間を伸ばすために、フェーズドアレイアンテナを用いた電氣的ビーム制御と衛星の姿勢制御を組み合わせた無線送電のための制御技術は早期に確立する必要がある。MW クラス用の太陽電池パドルや送電アンテナ等の 100m を超える大型展開構造に関しては、次フェーズ以降の研究課題である。大型化に伴い、制御用アクチュエータの開発、制御システムの開発が必要である。電源システムに関しては、分散型システムを採用すれば、従来技術を用いることができる。集中電源方式を用いる場合は、100kW クラスまでは、ISS での技術を使用可能であるが、MW クラスのシステムでは、高電圧化やロータリジョイントの採用等が必要になる。いずれも、宇宙環境においては、放電対策や摩耗対策のために基礎研究が必要な課題である。

近未来の小規模宇宙実験のミッション候補は以下である。

- C 帯マイクロ波を用いた衛星軌道上からのビーム制御技術の検証
 - 衛星姿勢制御とフェーズドアレイアンテナによるビーム制御の組み合わせ実験
- フェーズドアレイアンテナの宇宙環境における熱・構造設計の検証
 - アンテナ形状変形評価含む
- 太陽電池セルの宇宙環境での動作検証

2.2.3 月面上での発電(月面設置発電システム)

(1) 検討への前提条件

検討の前提となる条件について、下記のとおりまとめる。

1) 発電容量

2030 年頃に 10kW 程度の規模の発電施設が建設され、少人数の有人滞在による水資源調査が行われる。

2035 年頃に水資源を掘削し水素を製造するための小規模のプラントが極地域に設置され、それに対応する少人数の長期有人滞在が行われる。有人滞在期間は 2FT 確保が必要となる。

2040 年頃に少人数の常時滞在を前提とした水素製造プラントが設置されて、それを支えるための 100kW～1MW 程度の電力を近傍に供給し、10km 程度離れた地域に大規模な発電所を設置し伝送することをベースとして検討を行う。有人の常時滞在であることから、少なくとも 100kW を夜間でも電力供給できる必要がある。

1MW クラスのシステムは、100kW のシステムの量的な拡大で済むのか、又は質的な変更を伴う規模の変更なのかを検討する。

2) 発電方式

2035 年頃までは極地域でほぼ常に日射があるエリアでのローカルな太陽電池で可能であるが、2040 年ではプラントや拠点より 10km 程度離れた場所に大規模な発電所の設置による電力搬送が必要である。

また 2045 年頃には 10km 程度離れた地域に 10MW 程度の大規模な発電所を設置し、電力伝送することを検討する必要がある。

2035 年頃までは月面上における太陽光と想定されるが、2040 年頃からは他の発電方式も含め大規模な発電所建設の検討が必要である。

3) 全体計画

JAXA や NASA の既存の構想(図 2-93 及び図 2-94)では、着陸ゾーン、居住ゾーン、サービスゾーン、観測ゾーンに分けられ、それぞれの間はゾーン間道路で接続される。月面設置発電所はサービスゾーンでの建設か、各ゾーン近傍での発電と想定される。サービスゾーンでの発電の場合、電力伝送が必要となる。

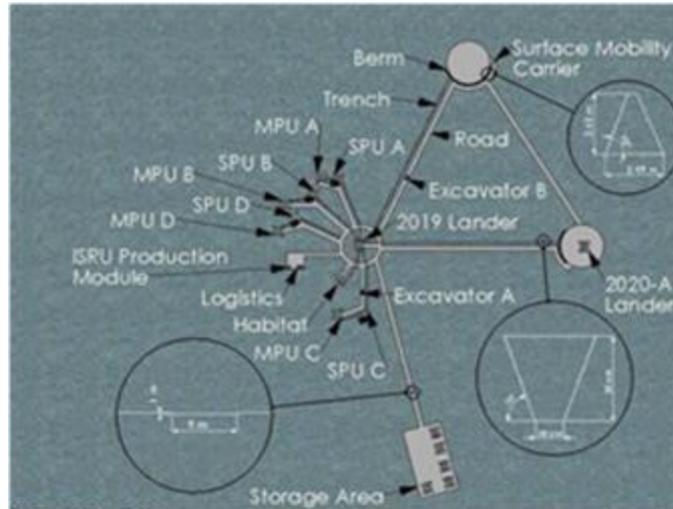


図 2-93 月面基地計画

出所)Robert P. Mueller :”Construction with Regolith”, NASA(KSC), 2017

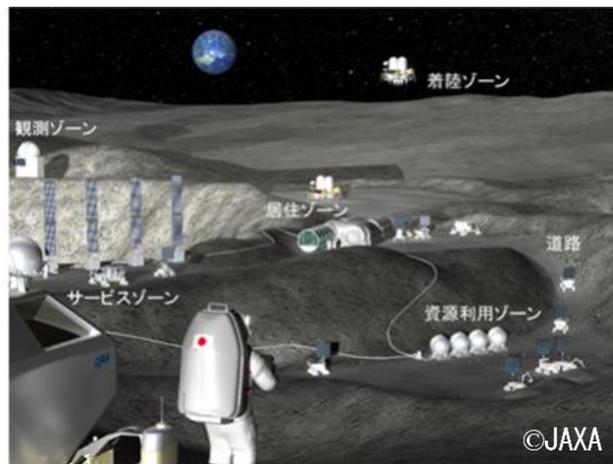


図 2-94 月面基地イメージ

出所)JAXA

(2) 太陽光発電

宇宙における太陽電池を利用した歴史は古く、1958 年のアメリカのヴァンガード 1 号に搭載されており、以降、人工衛星の電源として主力のシステムとなっている。少なくとも月面開発初期では太陽光発電が発電の主体となると想定されることから、本項では、月面設置発電システムとしての太陽光発電の適用性等について検討を行った。

まず、太陽電池の種類、架台の方式、集光／非集光、PCS の方式について、比較検討を行った上、必要面積、展開構造、複数のアレイの配置・接続方法・配線方法などについて検討を行った。

1) 方式及び候補の調査検討

地上での太陽光発電システムは大きく分けると、①発電を行う太陽電池、②太陽電池の出力を最大化して直流を交流に変換する PCS、③所定の電圧に昇圧する受変電設備、から構成される(図 2-95)。なお、人工衛星では交流に変換されず直流での供給であるが、月面設置の場合、送電・利用設備等を

含めて直流／交流方式の決定が必要と考えられる。

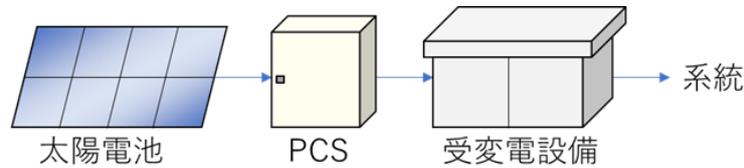


図 2-95 太陽光発電システム概略システム図

出所)J-spacesystems

a. 太陽電池の種類

太陽電池の種類として大きく分けて、シリコン系、化合物系、有機系に大別される。図 2-96 に太陽電池の分類を示す。

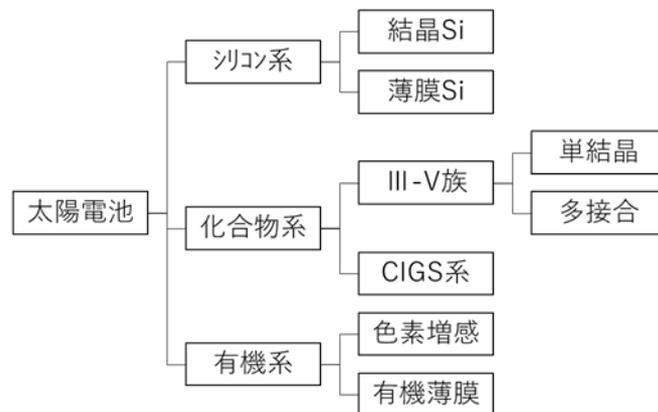


図 2-96 主な太陽電池の分類

出所)J-spacesystems

ア) シリコン系太陽電池

もっとも古くから使用されている太陽電池で、単結晶、多結晶、薄膜などがあり、安価であるため地上で最も使用されている太陽電池である。1958年のアメリカの人工衛星ヴァンガード1号にも用いられ、宇宙においても使用実績が多い。

イ) 化合物系太陽電池

複数の物質の化合物を用いる方式で、CIS系(Cu、In、Ga、Se等を使用)、CdTe系(テルル化カドミウム)、III-V族(III族元素(Al、Ga、In等)とV族元素(P、As、Sb)で構成)等の種類がある。特にIII-V族系は高価ではあるが、発電効率が高く、宇宙用途で使用されている。

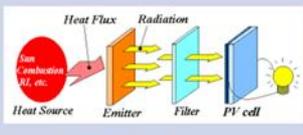
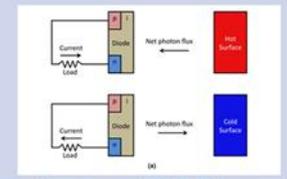
ウ) 有機系太陽電池

シリコン系や化合物系などの無機物を原料とするのではなく、有機物を利用した太陽電池で、有機薄膜、色素増感型がある。普及はまだ進んでいないが、無機半導体と比べて、製造コストが安価にできる可能性がある。

工) 将来的な発電方法

PV セルを用いた、将来的な発電方法について、表 2-55 に記載する。なお、これらの方法はテスト・研究段階であり、現時点では効率も低いため、これ以降の詳細な検討は行わない。

表 2-55 PV セルを用いた将来的な発電方法

太陽電池	熱光起電力 発電 TPV	アルファベータ電圧	熱放射セル TRセル
概要	熱源、エミッタ、フィルタ、PVセルから構成され、高温源の輻射光で電力を得る。燃料を使用してバッテリーの代替で検討される。	放射線を二次材料を使用してエネルギー粒子を吸収し、発光してPVにより発電を行う。	太陽電池と同じ物理現象を逆の方向に利用し、光を放出して電力を生成する。自らよりも低温の対象すなわち宇宙空間に熱放射して電力を生み出す。
特徴	従来の熱機関に付加して排熱を利用して発電効率向上が期待される。645Wh/kg程度が可能。	放射線を利用して発電が可能（テスト／研究段階）	通常の太陽電池より発電量が少ない（50W/m2の実績）が、日陰でも発電可能。（テスト／研究段階）
イメージ	 <p>Heat Flux Radiation Heat Source Emitter Filter PV cell</p> <p>出典：TPV発電システム(tohoku.ac.jp)</p>	 <p>InGaP Radiation Hard High Bandgap Photovoltaic Device Quantum Dot Phosphor converts each alpha-particle into 10^6 photons Alpha Emitter Americium 241, half-life 400+ years</p> <p>出典：Non-Solar Photovoltaics for Small Space Missions</p>	 <p>Hot Surface Cold Surface Net photon flux Current Load</p> <p>出典：https://debuglies.com/2020/01/30/researchers-have-developed-a-photovoltaic-cell-that-works-at-night/</p>

出所)J-spacesystems

オ) 発電効率

様々な太陽電池のセルのタイプの最大発電効率を図 2-97 に示す。

集光型では多接合型化合物太陽電池で 47.1%、非集光型では多接合型化合物で 39.5%の効率を実現している。

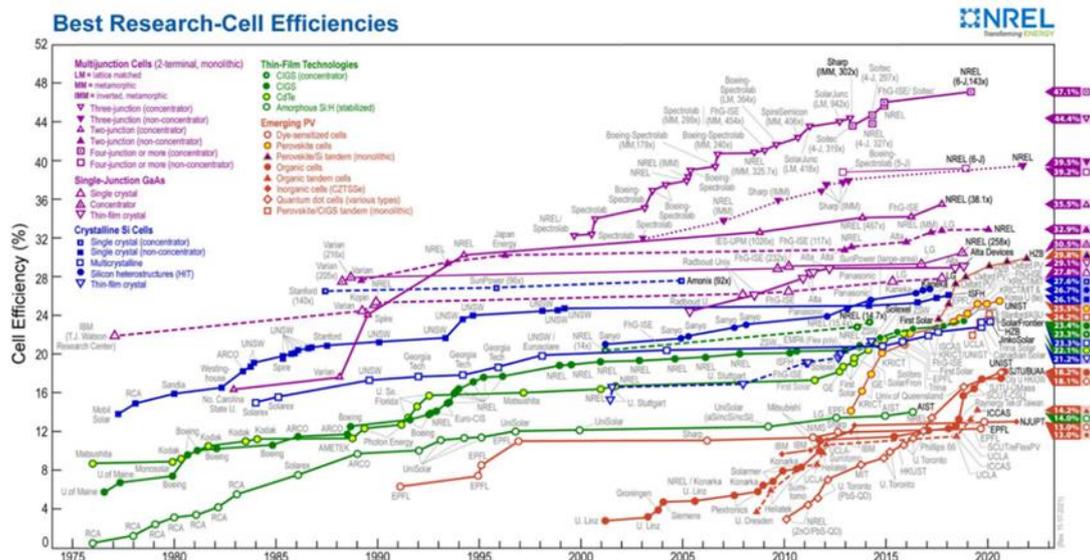


図 2-97 太陽電池セルの最高効率の推移

出所) NREL HP, <https://www.nrel.gov/pv/cell-efficiency.html>(2022年3月18日閲覧)

また、データは少ないがモジュール化したものの効率を図 2-98 に示す。非集光型では、シャープの3接合型化合物の31.2%が最大となっている。

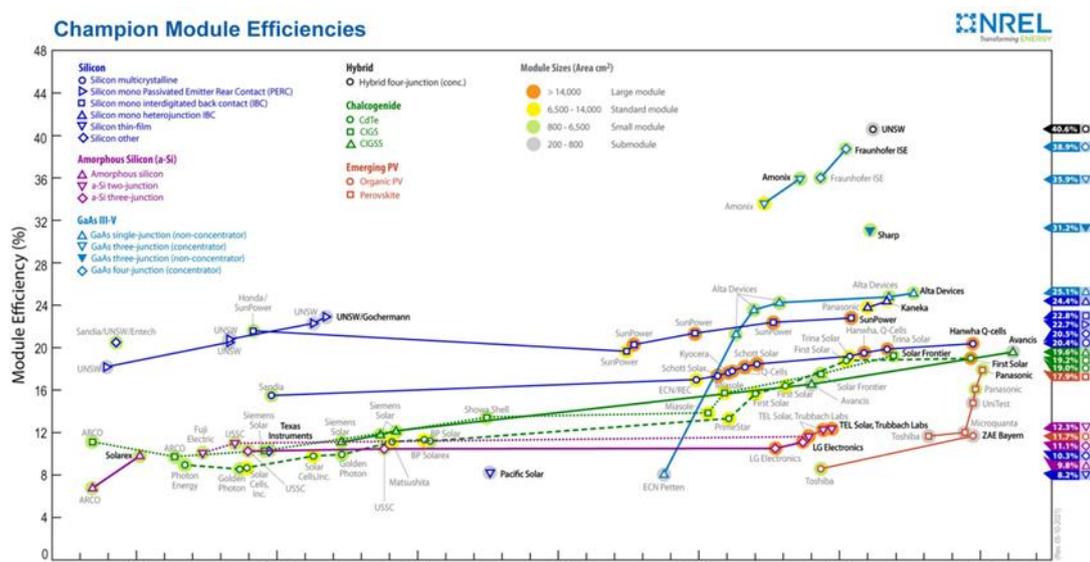


図 2-98 太陽電池モジュールの最高効率の推移

出所) NREL HP, <https://www.nrel.gov/pv/module-efficiency.html>(2022年3月18日閲覧)

b. 架台の方式

架台の方式は大きく、太陽追尾型と固定型に分類される。

ア) 太陽追尾型

太陽追尾型は太陽の向きに合わせて太陽電池アレイも回転させることで、日射量を大きくすることが

出来、多くの発電量を得られる。

太陽追尾型でも、1軸追尾型と2軸追尾型がある(図 2-99 参照)。1軸追尾型は、文字通り1つの回転軸で太陽を追尾する仕組みである。日射の入射角が常に垂直とはならないが、太陽の方位を追尾することで、固定型より多くの発電量を得られる。2軸追尾型は方位角に加えて、太陽高度に合わせて追尾するため、常に垂直の日射が得られ最大限の発電量を得ることが可能である。

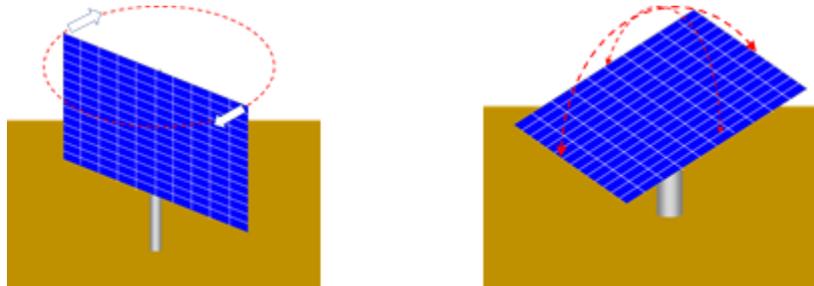


図 2-99 太陽追尾型架台(左:1軸追尾型、右:2軸追尾型)

出所)J-spacesystems

イ) 固定型

固定型は、地上のメガソーラで多く使用されている方式であり、太陽電池アレイは常に一定方向を向いている(図 2-100 参照)。北半球であれば、一般的に南に向けて設置されることが多いが、朝・夕は太陽の入射角が小さいため、発電電力が小さくなる。設置面積に対して、多くの容量を設置できる特徴がある。今回のような極域設置の場合に、発電量の変動を緩和するために、図 2-100 の右図のような多面体の形状で太陽電池アレイを設置する方法も考えられる。

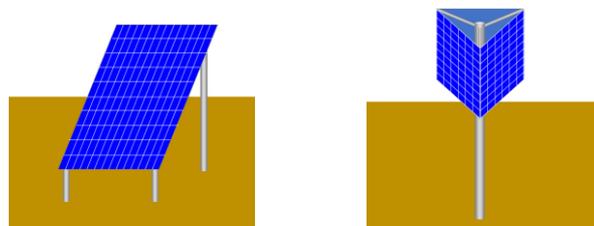


図 2-100 固定型架台(左:平板固定型、右:多面体)

出所)J-spacesystems

c. 集光型太陽電池

集光型太陽電池は集光レンズと高効率太陽電池を組み合わせたもので、太陽光を数倍から数百倍に集光して発電する。太陽電池の大きさが数分の一から数百分の一で済むため、高価な太陽電池の適用方法として考えられている。レンズで集光するため、二軸での太陽の追尾が必要となる。集光によって光強度が上昇し開放電圧が増加するため、発電効率の向上が期待できる。図 2-101 に集光モジュールと集光型太陽光発電システムを示す。

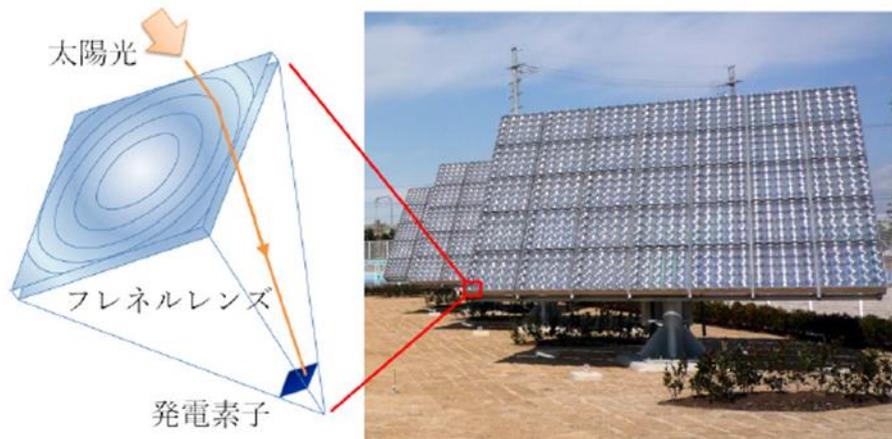


図 2-101 集光モジュール(左)と集光型太陽光発電システム(右)

出所)電気学会 HP, https://www.iee.jp/pes/termb_109/ (2022年3月18日閲覧)

d. PCS

PCSとはPower Conditioner Systemの略で、太陽電池の出力を制御したり、(宇宙では直流のまま利用される可能性があるが)直流で出力される電力を交流に変換したりする機能を持つ。

太陽電池には図 2-102 のように動作電圧によって、電流値が変わる特性があるため、PCSはMPPT(Maximum Power Point Tracking)制御を行い、常に出力が最大($I \times V$ が最大)となる電圧に制御を行っている。

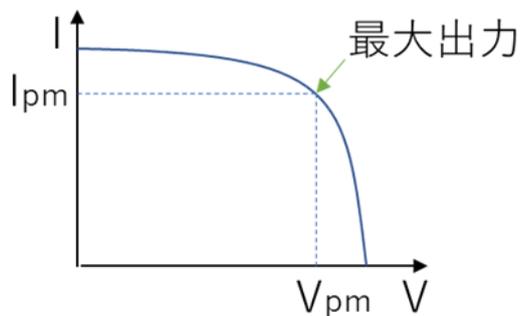


図 2-102 太陽電池 I-V カーブ

出所)J-spacesystems

PCSは、大きく集中型と分散型に分けられる。

ア) 集中型 PCS

集中型 PCSは図 2-103 のように最小の台数の大きな出力の PCSで構成される。地上における集中型 PCSでは5,000kWを超える製品も出てきている。

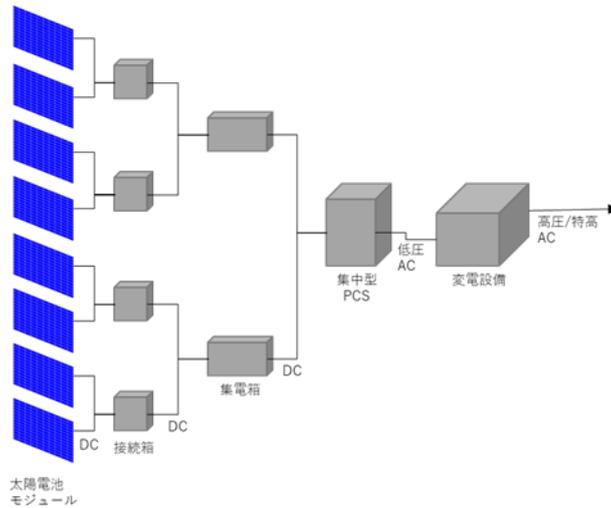


図 2-103 集中型 PCS システム構成

出所)J-spacesystems

イ) 分散型 PCS

分散型 PCS は容量として 10~100kW 程度で接続箱が PCS に置き換わったような構成で、交流変換後に集電する方式である。初期は集中型 PCS が主体であったが、分散型 PCS は大量生産により低価格化してきており、地上ではシェアを伸ばしている。図 2-104 に分散型 PCS システム構成を示す。

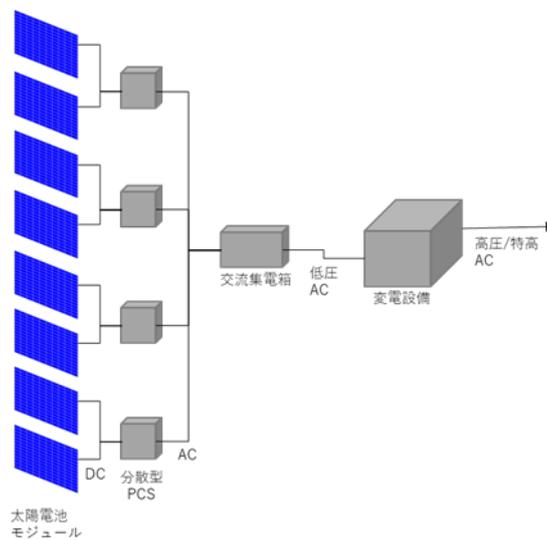


図 2-104 分散型 PCS システム構成

出所)J-spacesystems

2) 候補の方式への要求条件及び実現に必要な技術

ここでは、月面への適用性を検討するために、太陽光発電に関する環境条件、要求条件を整理する。

a. 太陽光発電の環境条件

- セル温度は最大 90℃程度²⁹
- 月面極域では水平±1.5°の太陽高度、太陽は1時間に0.5°回転(図 2-105 参照)³⁰
- 太陽強度:1.37kW/m²
- 月面の特殊環境(1/6G、高真空、温度、ダスト、放射線等)の考慮が必要
- 月面の斜面の勾配 15°以上 20%存在

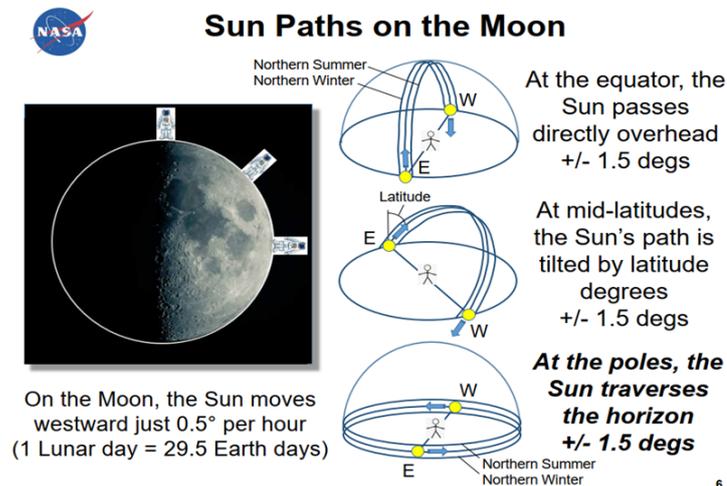


図 2-105 太陽の経路

出所)Richard Pappa et al.:”Solar Power for Lunar Pole Missions”, Space Power Workshop, (2019)

b. 要求条件

ア) 搬送コストの低減

トータルコストを考える場合、月面設置太陽光発電システムはシンプルな構造であることもあり、地球からの搬送コストが最も大きく効いてくると考えられる。同じ発電電力量を得るために地球から搬送する機器重量を低減するためには、発電電力量を多く得られる方式を選択することが必要である。また、簡易な展開構造や軽量で高強度な材料によって機器重量を低減することも必要である。ISRU により製造が出来る場合、搬送コストが大幅に低減できる。

イ) コンパクトな収納

太陽光発電は太陽電池の面積に比例して発電量が得られるため、大きく展開することが必要であるが、フェアリングに収める制約がある。そのため、コンパクトに収納でき、大きく展開できることが必要である。

ウ) リスクヘッジ

一部が故障した場合でもある程度発電量が得られるシステムとすることが必要である。

²⁹ J. Mark Hickman et al.:” Design Considerations for Lunar Base Photovoltaic Power Systems”, (1990)

³⁰ Richard Pappa et al.:“Solar Power for Lunar Pole Missions”, Space Power Workshop, (2019)

工) 耐環境性

月面における放射線などの特殊な環境条件下でも故障のない、長寿命なシステムであることが望まれる。

3) 候補の方式のメリット/デメリット

a. 太陽電池の種類

表 2-56 に太陽電池の種類と比較表を示す。

表 2-56 太陽電池比較表

太陽電池	結晶Si	薄膜Si	CIGS系	単結晶化合物	多接合型化合物	色素増感	有機薄膜
最高効率(セル)@2021	26.7%	21.2%	23.4%	35.5%	39.5%	13.0%	18.2%
2025セル目標効率(PV2030+ @2009)	30%	20%	30%	(50%)集光型		18%	15%
温度特性(%/K)	-0.4~0.5	-0.2~0.3	-0.3程度	-0.2~0.3	-0.2~0.3	-0.3~0.4	
特長	低コスト、月面でSi調達可		低コスト、省資源	超高効率、高コスト、資源の問題有、多接合は理論上効率70%超が可能		低コスト、省資源	低コスト、省資源
重量	×	○	○	○	○	○	○
宇宙での実績	○	○	○	○	○	×	×
耐放射線性	△	△	○	○	(○)	△	△
フレキシブル性	×	○	○		(○)	○	○
評価	2030年	×	×	△	△	○	×
	2040年	×~△	×~△	△	△	○	×
	2050年	△~○	△~○	△	△	○	×

出所)各社資料をもとに J-spacesystems 作成

特に月面では重量に対する発電電力が特に重要であると考えられる。多接合型化合物は発電効率が高いため重量に対する発電電力の比が高いことが期待できるため、多接合型化合物がベースとなることが考えられる。また温度特性が低いことも発電に有利に働くと考えられる。

ただし、JSASS 宇宙ビジョン 2050 の中に、2050 年頃までに月レゴリス由来のシリコン太陽電池で電力を供給する月面太陽電池-エネルギーネットワークを構築、と書かれているように、月レゴリス内の豊富なシリコン元素を精製して利用することで、将来的に月レゴリスから太陽電池を製造すること(月面での ISRU)が期待される。つまり製造装置が建設されれば、物資の輸送量を大幅に低減して製造が可能であるため、有力な候補となる。(地球からの持ち込み量が 1/10 に減少³¹⁾)

太陽電池セルの現在の最高効率が 39.5%であり、モジュール化すると数%は効率が落ちることが考えられるが、このまま年々効率の向上があれば 2040 年にモジュール効率を 40%は十分達成可能と思われるため、2040 年の効率は 40%と想定する。

b. 架台の方式

固定型は太陽の方位角により発電量が変化する。100%の日照率が得られた場合の、時間(日)の推

³¹ Gerald B. Sanders et al.:” Results from the NASA Capability Roadmap Team for In-Situ Resource Utilization (ISRU)”, (2005)

移による発電量の変化の例を図 2-106に示す。なお、多面体でパネルは3面に貼っているとしている。平板固定(両面発電と仮定)の場合は、パネルの方向と太陽の方位角が 90°ずれた場合に発電量が 0 となるが、多面体の場合には変動はするが、87~100%の範囲内であるため、ある程度安定した発電量を得られることが分かる。(各方式の最大値を 100%とした。)

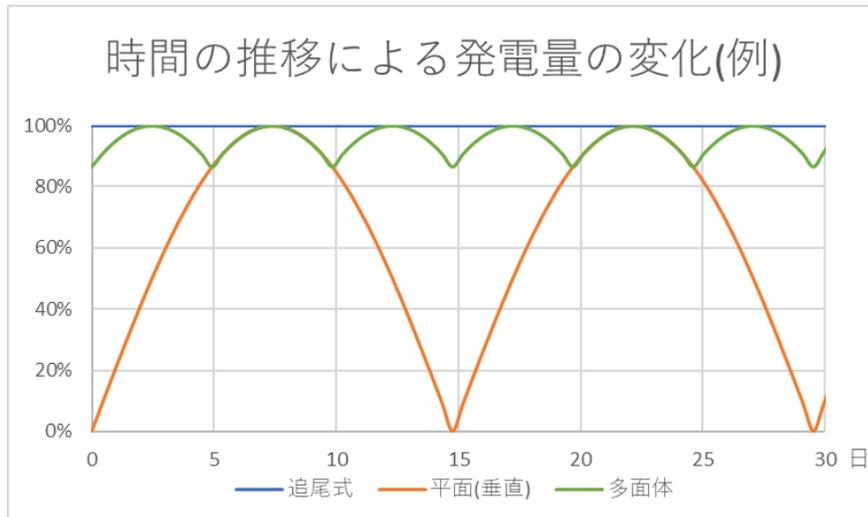


図 2-106 時間の推移による発電量の変化(例)

出所)J-spacesystems

架台の方式(太陽追尾型と固定型)についての比較を表 2-57 に示す。

表 2-57 架台方式比較表

型式	追尾型		固定	
	1軸式	2軸式	平面(垂直)	多面体
図				
概要	太陽の方位角に向けて太陽光パネルを回転させる	太陽光の入射に対して垂直となるよう太陽光パネルを向ける	地上でよく用いられている形式で、平面で固定する。	多角柱に太陽光パネルを配置する
面積当たりの受光量比(1軸を1として)	1	1	片面0.32 両面0.64	0.32
長所	2軸式より簡易な機構で発電量を増加出来る	太陽を追尾するので、常に最大の発電が可能	可動部がないため故障が少ない。 両面発電を用いることで裏面での発電も可能 構造が簡易	昼では太陽位置によらず平面より安定した発電が可能 可動部が無いため故障が少ない
短所	1軸の可動部が必要で、若干の電力消費と故障リスクあり。複数設置時に後方に影	2軸の可動部が必要で、若干の電力消費と故障リスクあり。複数設置時に後方に影	時間による変動があるため、蓄電池等が必要となる	角数が少ないと出力やや変動展開・建設方法がやや複雑 複数設置時に後方に影

出所)J-spacesystems

多面体の形状で、追尾型と同じ発電電力を得られるためには、約 3 倍のアレイを設置することが必要である。上部は全体 50kg、アレイの質量は 18kg、残り 32kg と検討されている³²。支持部材を 18kg、回転機構を 14kg と想定すると、全周アレイの場合約 3 倍のアレイとして、アレイ質量 54kg、支持部材 54kg、回転機構は不要として-18kg より、90kg となる。荷重が約 1.8 倍になり、構造部材も重くなる

³² Relocatable 10 kW Solar Array for Lunar South Pole Missions

が、丸マストを仮定すると、構造部材は約 1.5 倍となると仮定すると、全体重量 120kg に対して、195kg と約 1.6 倍となる。

想定寿命期間で、耐久性や耐塵性の問題ない回転機構が開発できるのであれば、追尾式が有利である。(それらの開発が課題として考えられる。)

ただし回転機構が故障して、動作しなくなった場合、先述の図 2-106 のように、発電量が 0~100% まで変動し、特に両面発電としなかった場合は太陽が裏側に回った半分の時間は発電量が 0 となる。そのため、回転機構の信頼性が確認されるまでの開発初期は、多面体型の採用も考えられる。

c. 集光型の採否

表 2-58 に示す文献によると、レンズの重量は 0.179kg/m²、集光率 3 倍、IMM(逆積み格子不整合型多接合太陽電池)0.001cm、比重 5.3 より、全面に IMM を敷き詰めた場合 0.053kg/m² となり、レンズ重量より軽い結果となる。つまり IMM を薄膜でできるのであれば、集光型は 2 軸の追尾機構が必要であることも考えると非集光型の方が有利となる。

表 2-58 集光型太陽電池の重量

Areal Mass Density for 4X Line-Focus SLA with Glass/Silicone Lens, Graphene Radiator Sheet, and Photovoltaic Receiver Elements for IMM Cell with 150 micron (6 mil) Equivalent Cover Glass Shielding Front and Back						
Geometric Concentration Ratio		4.00 X	Physical Concentration Ratio			3.03 X
Aperture Width		5.00 cm	Cell Width	1.45 cm	Receiver Width	1.65 cm
Major Subsystem	Element	Element Area per sq.m. Aperture	Thickness	Density	Mass/ Aperture	Subtotals: Mass/Aperture
		(sq.m.)	(cm)	(g/cu.cm.)	(kg/sq.m.)	(kg/sq.m.)
Lens	50 micron CMG/50 micron Silicone	1.000	0.010	1.790	0.179	0.179
Radiator	Silicone-Coated Graphene Radiator	1.000	0.005	1.420	0.071	0.071
Receiver	CMG Microsheet Cover Glass	0.330	0.008	2.550	0.063	0.177
	Cover Glass Adhesive	0.330	0.003	1.030	0.009	
	IMM Cell	0.330	0.001	5.300	0.017	
	Glass Carrier	0.330	0.008	2.550	0.063	
	Thermally Conductive Adhesive	0.330	0.005	1.500	0.025	
Total Areal Mass Density:						0.427 kg/sq.m.

出所) O'Neill, Mark et al.: Space Photovoltaic Concentrator Using Robust Fresnel Lenses, 4-Junction Cells, Graphene Radiators, and Articulating Receivers(2016)

d. PCS

集中型と分散型比較表を表 2-59 に示す。

表 2-59 集中型 PCS・分散型 PCS 比較表

	集中型	分散型
設置の容易性	△ 少数で済むが重量物を搬送設置	○ 太陽電池アレイと一体で設置
維持管理	○ ノーマンテで設計される	○ ノーマンテで設計される
発電量 (日影の影響)	△ 部分影の場合、そのストリングの発電量が大幅減	○ ストリング単位での MPPT 制御が可能
故障リスク	△ 1 台の PCS 故障で発電が大幅減	○ 1 台の PCS 故障でも発電量への影響小
総合	△	○

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

上記比較表にあるように、分散型 PCS は日影時でも MPPT 制御がそれぞれのストリング単位で可能なため発電量が最大化できること、故障時に影響が小さいこと、太陽電池が展開型の比較的小型のモジュール化での一体化が想定されること、逆に集中型 PCS は重量による搬送の問題が生じること、から分散型が適している。

4) システム構成並びに他システムとのインタフェース

a. 太陽電池必要面積

太陽電池として必要な面積を試算する。

発電効率 40%、温度係数-0.25%/℃、太陽電池温度 90℃(静止軌道アレイの一般的な温度)、太陽光日射強度 1.37kW/m²とすると、

$$1.37\text{kW/m}^2 \times 40\% \times (1 - 0.25\%/^\circ\text{C} \times (90^\circ\text{C} - 25^\circ\text{C})) = 0.459\text{kW/m}^2$$

PCS と変圧器の損失 5%、劣化 10%(SPS2000 での目標 10 年間で 10%以下より)とすると、100kW を発電するために、

$$100\text{kW} \div 0.459\text{kW/m}^2 \div 0.95 \div 0.9 = 255\text{m}^2$$

となり、255m² 必要との結果となった。正方形とすると約 16m 角となる。

b. 展開構造

太陽光発電は、打上げ時にはフェアリング内部に収まるようコンパクトに収納して、月面では受光面積を大きくするため展開機構が必要である。また、障害物などによる影を回避するために、上方に伸展するタワー型で太陽電池パネルを高い位置にすることが必要である。ただし、日照率の良いところで、1000m の高さのタワーとしても 100%の日照率を得ることはできないため、ある程度夜間の発電できない時間があることを想定した電力使用パターンとするか、蓄電池等を付帯したシステムであることが

必要である³³。平均日照率が高い場所(図 2-107 の B1 地点)においても全く日が当たらない日が 2.79 日連続し、100%の発電に戻るためには 7.54 日かかるとの試算となっている。蓄電池を組み合わせたシステムになると考えられるが、タワーの高さは、設置場所を考慮し、発電量、タワー重量、蓄電池とのトレードオフから決定すると考えられる。図 2-107 にシャクルトンクレーター周辺の地形図、表 2-60 に B-1 におけるタワー年間平均照度、表 2-61 に各点の年間平均照度等を示す。

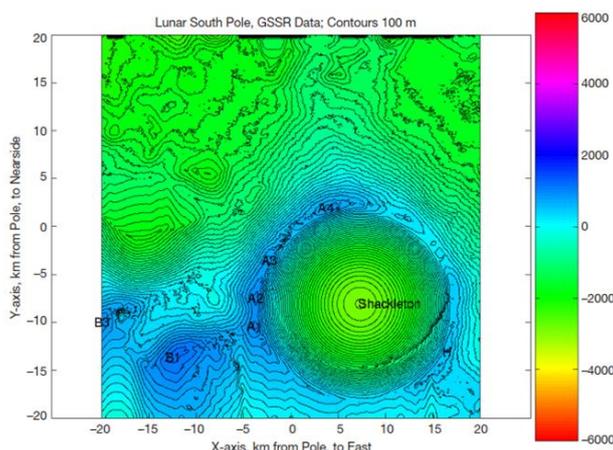


図 2-107 シャクルトンクレーター周辺の地形図

出所) Adrian Stoica et al.: "TRANSFORMERS FOR LUNAR EXTREME ENVIRONMENTS", (2017)

表 2-60 B-1 におけるタワー年間平均照度

Tower height meters	Solar illumination statistics, Assumed uniform distribution Multi-year average illumination		
	(0%)	(50%)	(100%)
2.0	97.01	94.79	91.67
4.0	97.11	94.91	91.81
8.0	97.24	95.08	91.99
16.0	97.42	95.35	92.29
32.0	97.60	95.67	92.69
64.0	97.89	96.15	93.41
128.0	98.21	96.79	94.56
256.0	98.56	97.46	95.74
500.0	98.90	98.14	96.90
1000.0	99.38	98.72	97.93

出所) Adrian Stoica et al.: "TRANSFORMERS FOR LUNAR EXTREME ENVIRONMENTS", (2017)

³³ Adrian Stoica et al.: "TRANSFORMERS FOR LUNAR EXTREME ENVIRONMENTS", (2017)

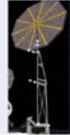
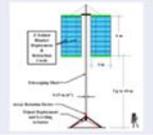
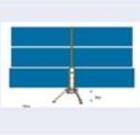
表 2-61 各点の年間平均照度等

Site	X, km	Y, km	Multiyear Average Illumination			Months 100% Visible			Days Dark in Winter Month			Days Longest Continuous Darkness		
			(% of Sun Visible)			(% of Sun Visible)			(% of Sun Visible)			(% of Sun Visible)		
			(0)	(50)	(100)	(0)	(50)	(100)	(0)	(50)	(100)	(0)	(50)	(100)
A1	-3.720	-10.440	93.46	90.36	86.31	4.05	2.98	1.92	8.94	12.06	15.99	2.46	2.71	5.50
A2	-3.680	-7.520	92.98	89.47	84.83	4.46	3.40	2.34	10.58	13.70	18.29	2.63	2.79	3.04
A3	-2.200	-3.560	85.36	80.75	75.22	0.05	0.00	0.00	14.03	18.37	20.43	4.92	8.86	9.19
A4	3.720	1.910	87.83	83.66	78.51	0.00	0.00	0.00	13.21	17.06	19.85	6.23	7.63	9.92
B1	-12.400	-13.680	97.01	94.79	91.67	8.02	6.96	5.90	6.32	9.59	11.73	2.79	4.10	7.54

出所)Adrian Stoica et al.:”TRANSFORMERS FOR LUNAR EXTREME ENVIRONMENTS”, (2017)

表 2-62 に既存の展開型発電タワーについての検討事例を記載する。

表 2-62 展開型発電タワー

名称	①月面発電タワー	②Solar panel articulation	③Relocatable Solar Array	④Angled ROSA	⑤Horizontal ROSA	⑥Solar Array with Storage(SAWS)
図						
特徴	インフレーター伸張方式によるタワー月着陸機上搭載	太陽を追尾型4自由度	展開可能で再配置可能な自立型吊下式ソーラーアレイ追尾型	NASAのROSA(Roll out Solar Array)を組み合わせた形。1軸追尾式。		(参考)火星向け
発電容量	1134W		10kW	176 k W	176 k W	340kW
サイズ	全高18m		高さ16m	35m×22mH	39m×20.5m	ソーラー部 22.5m×7.4m×6
質量	105kg		120kg	4,000kg	4,000 k g	
想定場所	極	南極	南極	南極	南極	(火星)
備考	アンテナ機能傾斜対応可能		15°の傾斜に対応可能	直径4.5m以内に収納可能		
発表年	2008	2008	2021	2019	2019	2017
文献名	宇宙インフレーター伸張方式による月面発電タワー構造.種口@JAXA他	A Lunar Surface Operations Simulator	Relocatable 10 kW Solar Array for Lunar South Pole Missions	ARCHITECTURAL DESIGN CONSIDERATIONS FOR A ROBOTIC POWER INFRASTRUCTURE ON THE MOON		Mars Surface Solar Arrays: Part 2 (Power Performance)

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

既存事例のうち、最大は④、⑤の発電容量 176kW であり、直径 4.5m 以内の収納が可能との検討結果が示されている。

これらの方式のうち、展開型発電タワーの収納・展開した写真・図の事例を図 2-108～図 2-110 に示す。

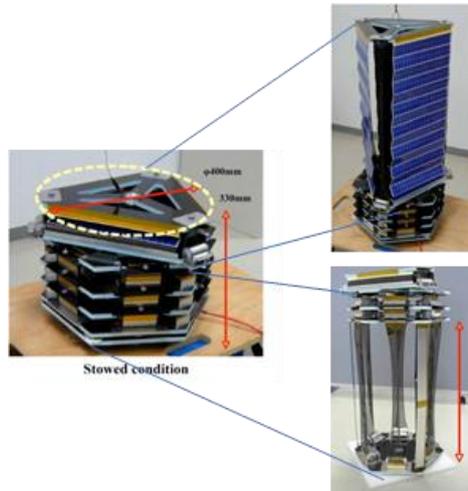


図 2-108 月面発電タワー収納・展開図

出所)Ken Higuchi:”Study on A Lunar Power Generation Tower System using Inflatable Structural Technology”, (2007)

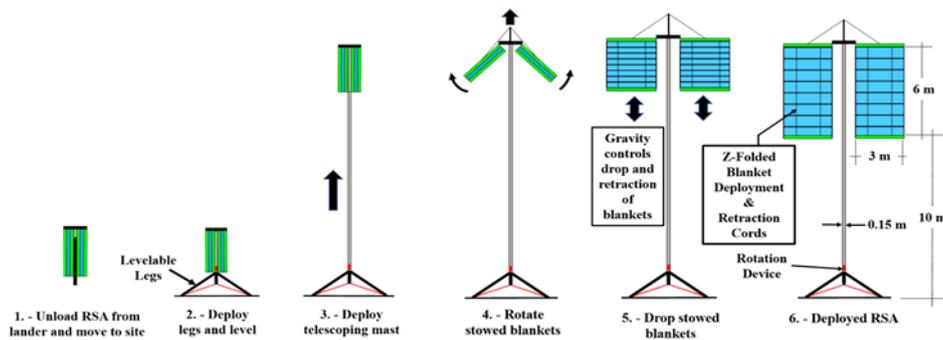


図 2-109 Relocatable Solar Array 収納・展開図

出所)Richard Pappa et al.:” Relocatable 10 kW Solar Array for Lunar South Pole Missions”,(2021)

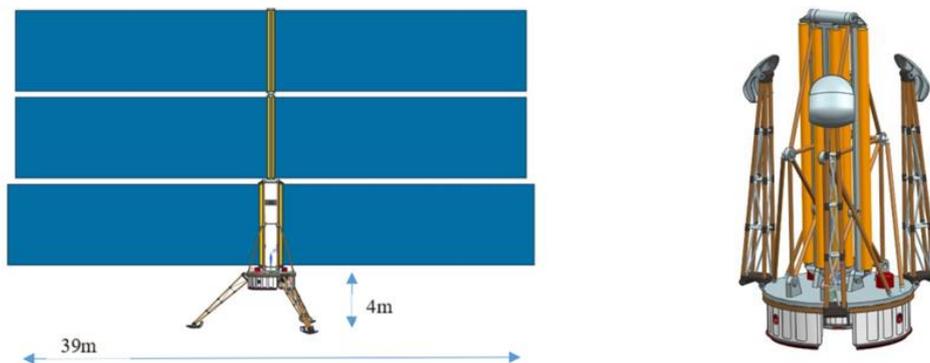


図 2-110 Horizontal ROSA 収納・展開図

出所)Architectural design considerations for a robotic power infrastructure on the moon, NASA
<https://trs.jpl.nasa.gov/bitstream/handle/2014/51924/CL%2319-6308.pdf?sequence=1&isAllowed=y>
 (2022年2月28日閲覧)

今後、こういった展開型発電タワーの構造を検討・設計・実証することが課題として挙げられる。

参考までに、NASA SBIR プログラム(中小企業技術革新研究プログラム)³⁴で募集されているソーラーアレイの設計ガイドラインを下記に示す。

- 展開面積:初期 140m²(40kW)～最大 210m²(60kW)
- 垂直軸を中心とした1軸追尾式
- 最大高さ10mの延長ブーム
- 整地されていない地盤条件下でも安定する展開型基礎
- 最大傾斜15°への対応
- 展開・再収納可能な構造(5回以上)
- 耐環境性(ダスト・放射線・温度)
- 重量比の出力75W/kg以上、体積比の出力20kW/m³
- 安全率1.5
- 寿命10年以上

また、同プログラムで革新が求められている技術は下記のとおり。

- パッケージング・展開・再収納の概念
- 軽量でコンパクトなコンポーネント
- 伸縮式ソーラーアレイ用アクチュエータ
- 耐ダストのメカニズム
- 負荷制限装置
- 大型の垂直アレイを安定化させる機構
- 低熱膨張性と超高弾性の複合材料を含む軽量材料の最適化使用
- 構造の健全性監視技術の統合
- モデリング・分析・シミュレーション
- 複数のユースケースに対応したモジュール式のソーラーアレイのコンセプト
- 完全に新しいコンセプト

C. 発電容量

太陽電池タワー1基当たりの発電容量について、

- フェアリング内に収納できる大きさが限られること
- 大型化しても発電効率が上がるわけではないこと
- フェアリング内に収納できる以上の発電容量だと現地での組立が必要なことから、フェアリング内に収まるサイズでの発電容量になると考えられる。

先の表 2-62 では最大 176kW となっており、最大の発電容量はそのレベルになると想定される。2040年100kWの電力を供給するためには、50kW×2台または100kW×1台とすることが考えられる。

将来的に1MWクラス電力供給に対応するためには、上記のように1基当たりの発電容量に制限があることから、若干の大型化は行われるが、基本的には量的な拡大での対応となる。

³⁴ “National Aeronautics and Space Administration Small Business Innovation Research (SBIR) Phase I Fiscal Year 2022 Solicitation”, (2022)

d. アレイ間隔

タワー型の太陽電池発電装置を複数基並べるとした場合、間隔が狭いと前列太陽電池の影が後列にかかり、発電量が減ることが想定される。部分影が出来ると影になった以上に発電量が減る可能性があるため、極力影が出来ないことが望まれる。

各発電装置の間隔が発電量へ与える影響について検討を行う。ここでは、極域に設置すると考えて、水平に太陽光が入射する、二つのアレイは同じ高さに設置される、と仮定し、2つのアレイ間隔が発電量に与える影響を試算した。

図 2-111 のように2つの垂直軸の1軸追尾式のアレイが設置されるとして、二つの中心の間隔を A とし、パネルのサイズの半分(回転半径)を B として、試算を行った。

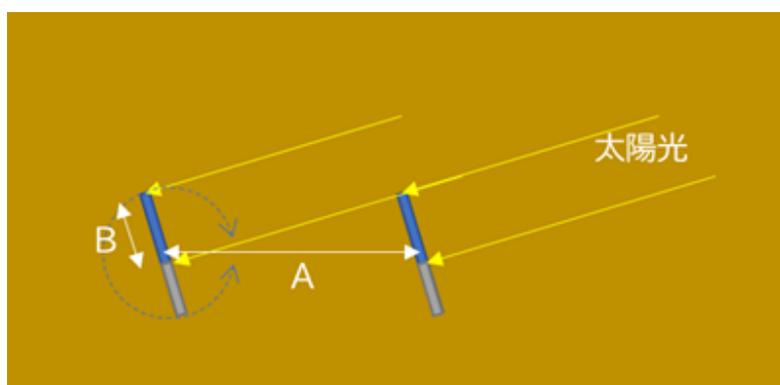


図 2-111 太陽電池を複数列配置した場合(上から見た図)

出所)J-spacesystems

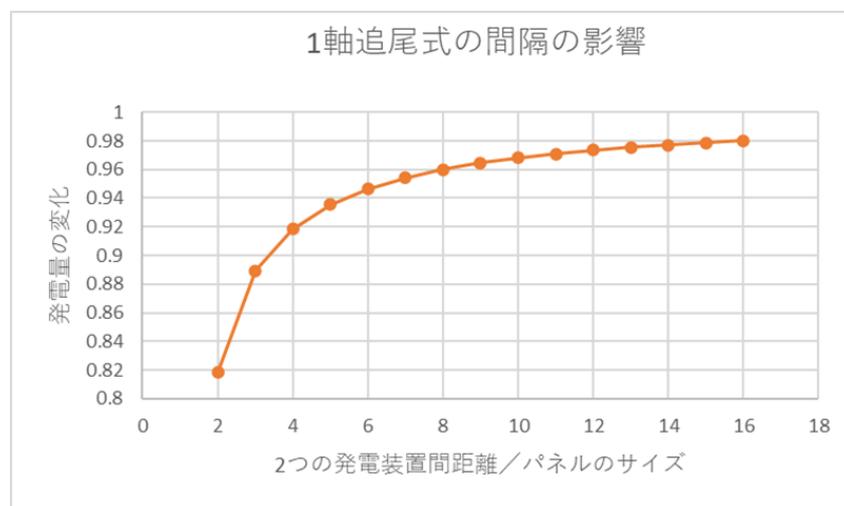


図 2-112 アレイ間隔による発電量の変化

出所)J-spacesystems

図 2-112 の結果より、発電量の影響としては、回転半径の6~8倍以下だと発電量に対する距離の影響が大きく、6~8倍以上だと距離を離しても発電量がそれほど大きくならない結果となった。このことから6~8倍は間隔を開けることが望ましいと考えられる。ただし、最終的には設置場所と設置基数、配線重量や蓄電池の容量・重量なども考えてトータルでのトレードオフで、決定が必要である。

e. 配線接続方式

複数の太陽光発電装置を接続する場合、図 2-113 のように配線することが考えられる。各方式の長所・短所を鑑みて、ケーブルの太さ・距離・信頼性の総合的な判断が必要である。表 2-63 に配線接続方法の比較を示す。

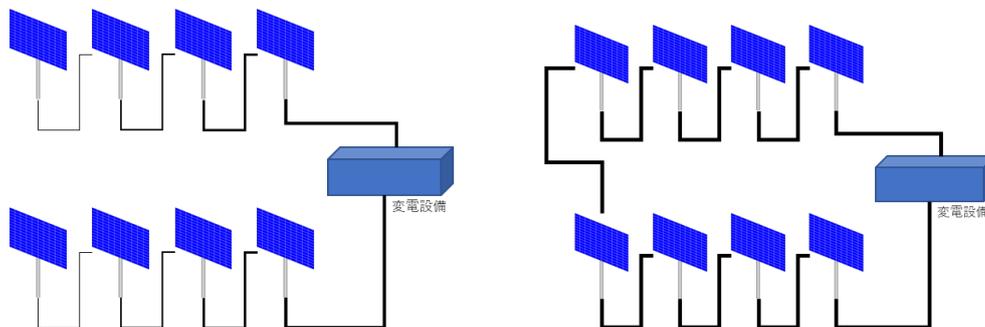


図 2-113 配線接続方法(左:串型、右:ループ型)

出所)J-spacesystems

表 2-63 配線接続方法の比較

	串型	ループ型
長所	シンプルな構造 末端の配線は細くても OK	配線故障時でも、発電が可能
短所	ケーブル故障時、その配線に接続されている下流側の太陽光発電が不可	一本一本の配線は太くなる

出所)J-spacesystems

f. 配線敷設

配線敷設方法として、図 2-114 の方法などが考えられる。温度が上昇すると、許容電流値が下がるため、大電流を流す場合、温度も含めた検討が必要である。配線敷設方法の比較を表 2-64 に示す。なお、ケーブルトラフはトラフの地球からの搬送が必要なため、採用は難しいと思われる。



図 2-114 配線敷設方法(左:配線転がし、中:ケーブルトラフ、右:地中埋設)

出所)J-spacesystems

表 2-64 配線敷設方法の比較

	配線ころがし	ケーブルトラフ	地中埋設
長所	施工が容易 放熱として熱輻射が可能	配線が保護可能	配線が保護可能
短所	直射日光による温度が上昇する (溝内設置で回避可) 保護されないため損傷しやすい	トラフの搬送が必要 無人施工は難 温度上昇の可能性有	掘削・埋め戻しが必要 (建設残土を利用して、盛土のみも考えられる) 温度上昇の可能性有

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

g. 他設備とのインタフェース

蓄電設備、送電設備とのインタフェースを考慮する必要がある。蓄電設備に関して、地上では交流での接続が一般的であるが、直流送電を行う場合は、直流での接続も考えられる。蓄電設備、送電設備とのインタフェースとして、ともに、直流/交流、容量、電圧、電流、交流の場合は相数・周波数・力率等を考慮することが必要である。太陽光発電のインタフェースを図 2-115 に示す。

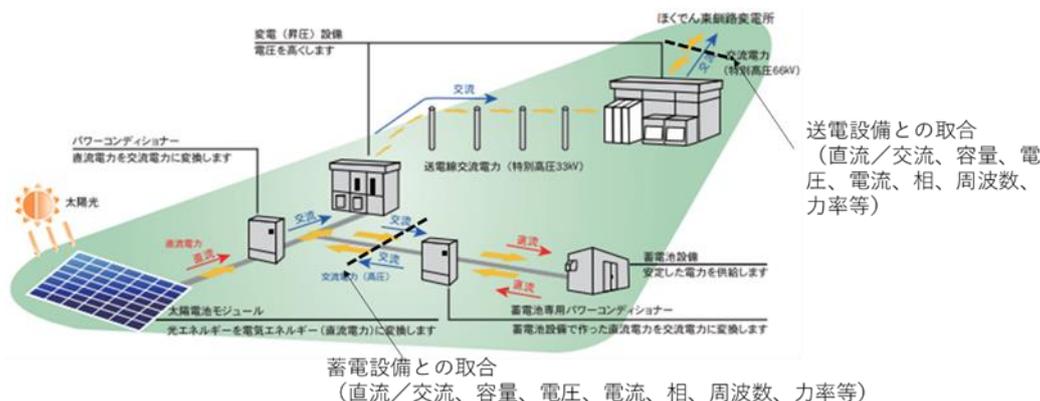


図 2-115 太陽光発電のインタフェース

出所)大林組「釧路町トリトウシ原野太陽光発電所」パンフレットの図に追記

5) 建設及び運用計画

a. 建設計画

展開型太陽光発電装置は、大掛かりな工事は不要と考えられ、造成(場合によっては不要)を行った後、設置・展開・配線の流れとなる。配線工事は先行して発電装置に接続され、装置の搬送と同時に行われる場合も考えられる。概略建設フローを図 2-116、概略工程表を表 2-65 に示す。

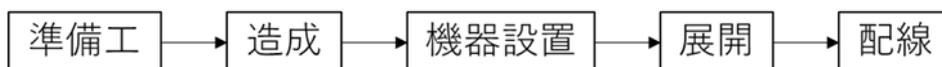


図 2-116 概略建設フロー

出所)J-spacesystems

表 2-65 概略工程表

	1月	2月	3月	4月	5月	6月	7月	8月	9月	10月	11月	12月	1月	2月	3月	
サービス（太陽光）ゾーン																
準備工			■													
安定処理工			■	■	■											
土木工事後片付け				■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■
太陽光機器設置					■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■	■
配管・配線																■

出所)JAXA 委員会資料_月面拠点建設の概念検討会

図 2-117 及び図 2-118 に造成や機器設置で使用が想定される建設機械の例を示す。この図のように、建設機械の搬送重量を削減するため、同じ機械でアタッチメントの変更で様々な用途に使用できることが望ましい。



図 2-117 建設機械の例(敷均し、転圧をアタッチメント変更で対応)

出所) Robert P. Mueller : Construction with Regolith, The Technology and Future of In-Situ Resource Utilization (ISRU) , NASA,(2017)

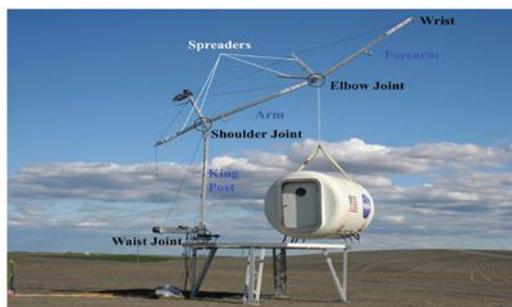


図 2-118 建設機械の例(設置)

出所)<https://technology.nasa.gov/patent/LAR-TOPS-73>

b. 運用計画

地上をベースに交換部品等について検討する。まず太陽電池モジュールについて、可動部が無く故障しにくいと期待されるため特に保守が不要であり、地上では劣化はあるが各社 20 年から 25 年保証

するなど長寿命が期待される。3 接合セルの場合 10 年間でセル出力は 85%とあるが³⁵、SPS2000³⁶では 10 年間に 10%以下の要求があることから、今後、太陽電池の耐放射線性が強化され、長寿命となることが期待される。

PCS については、交換部品としてファン、アレスタやコンデンサが数年～十数程度に一度の交換が必要であるが、毎年といった定期的な交換は不要である。メーカーによっては、メンテナンス不要で設計寿命 20 年(保証期間もオプションであるが 20 年)というものもある。月面ではアレスタは不要と考えられるが、メンテフリーのために冷却用の可動部が無い設計を行うことや、各部品の耐環境性、信頼性向上、長寿命化等の開発が必要と考えられる。

表 2-66 に受変電設備部品交換例を示す。10 年から 20 年に一度程度の部品交換があるが、こちらも毎年といった定期的な補充等は不要である。ただし、月面では放射線や温度等厳しい環境であり、劣化や故障の頻度があがることが考えられ、定期的な部品交換も行いにくいことから、各部品の耐環境性、信頼性向上、長寿命化等の開発によるメンテナンスフリー化が必要である。

表 2-66 受変電設備部品交換例

部位	交換部品	交換の判断要素	主な対象機器				交換推奨時期 (年)
			G I S	断 路 器	変 成 器	気 中 ス イ チ ャ	
制御部	操作・制御部品類	接触不良、消耗、破損、絶縁抵抗値	○	○		○	10~15
	計器類(温度)	破損、経過年、動作状況			○		10~15
表示 記録部	表示器・警報器	破損、経過年、動作状況				○	15
	指示計器	破損、経過年、指示誤差				○	15
	記録計器・T/D	破損、経過年、動作状況				○	15
気密 油密	気密・油密ガスケット	漏油、ガス漏、変形、損傷、動作回数	○		○		10~15
	圧力計・圧力開閉器	腐食、損傷、経過年	○	○			12
内部	絶縁媒体	色調、水分量、全酸価値	○		○		20
	コンサベータの隔膜	経過年、ガス分析(N ₂)、破損(油面確認)			○		15

出所)あなたの受変電設備の診断はお済みですか、(社)日本電機工業会

10 年から 20 年に一度程度の部品交換があるが、こちらも毎年といった定期的な補充等は不要である。ただし、月面では放射線や温度等厳しい環境であり、劣化や故障の頻度があがることが考えられ、定期的な部品交換も行いにくいことから、各部品の耐環境性、信頼性向上、長寿命化等の開発によるメンテナンスフリー化が必要である。

6) 日本の技術レベルの識別

NASA では SBIR プログラム(中小企業技術革新研究プログラム)にて、展開・収納可能なソーラーアレイの募集が行われており、開発に向けた取り組みがスタートしているが、日本でも「EZA-2020001 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)2019 年」によると、太陽電池タワーについて、概念設計

³⁵ 野崎 幸重:“太陽光発電システム③・・・人工衛星”,トランジスタ技術,(2010)

³⁶ 佐々木 進,他:“a-Si 太陽電池の耐放射線性の評価”,宇宙科学研究所報告,特集第 43 号,2001 年 3 月

を実施しており、試作も実施予定であることから、表 2-67 に示すような日本の優位性を生かして今後取り組みを進めていければ十分優位に進めていける可能性があると考えられる。

表 2-67 日本の優位性

課題	日本の優位性
太陽電池	高効率が有利 ⇒シャープが3接合型化合物太陽電池で変換効率37.9%を記録。
展開機構	コンパクトに収納し大きく展開することが必要 ⇒古くから三浦折りをはじめ折り紙構造に取り組む、最近では3次元の折りも検討
防塵機構	発電量を上げるために追尾回転機構が必要だが防塵が必要 ⇒JAXAにて重力天体表面探査技術にて、除塵/防塵の研究開発を10年以上実施し、耐粉塵シール技術等を開発。 https://fanfun.jaxa.jp/jaxas/nc077/files/jaxas-077.pdf

出所)J-spacesystems

7) 課題の整理

表 2-68 に今まで検討を行った月面設置太陽光発電のまとめを示す。

表 2-68 月面設置太陽光発電まとめ

		タワー型太陽光発電
供給電力	電力規模	50~100kW/基(塔)。フェアリング内に収納できる大きさ以内の規模とする。全体の必要電力規模に合わせて複数個太陽電池を設置する。
	常時/間欠	間欠
システム構築の方式	発電の方式	光電変換
	システム検討	多接合型化合物、1軸追尾、タワー、展開収納、分散型PCS、必要太陽電池面積255m ²
	建設方法、建設場所	準備工⇒安定処理工⇒設置⇒展開⇒配線で建設する。クレータールーム部等の高台の日照の良い場所に設置する。装置に近接して設置することが望ましい。複数基設置の場合は、それぞれの間隔を空けて、日陰にならないようにする。
	温度環境	温度制御は行わないが、追尾型のため入射する熱量大。発電に用いない波長の光は反射する、裏面から積極的に放熱などして温度が低下する方策を行う。
	有人の必要性	なし。
	常時供給を実現するためのシステム構築	極域クレータールーム部等の高台にタワー型を設置するが、常時発電は難しいため、蓄電池との組み合わせにより電力供給を行うことが必要。
閉鎖系の実現性	閉じた系で発電可能。将来的にはISRUIにより結晶シリコン系太陽電池を製造して、製造系も閉鎖系が実現できる可能性有	

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

こういった月面設置太陽光発電システムを実現するためには、次年度以降速やかに下記の課題を解決していくことが望まれる。

- ①設置場所の設定、傾斜角等の想定
- ②(高さによる)発電パターンを想定、蓄電池容量の想定
- ③地盤状況の調査、想定(文献、地上実験)
- ④上記より適切高さ、発電電力規模を設定

- ⑤軽量で広く展開できる機構の開発
 - ・ 展開機構・構造の基本設計・モデル作成・地上での実証試験
 - ・ 回転機構(防塵対策)の検討・地上での実証試験
- ⑥施工方法の検討((地盤調査)、造成、設置、配線接続)
- ⑦その他(冷却方法の検討)
- ⑧太陽発電装置の開発・月面での実証試験(次の次のフェーズ)

(3) その他

1) 方式及び候補の調査検討

ここでは、バイオガスと、太陽光利用の熱電素子・温度差発電について、調査検討を行う。

a. バイオガス

バイオガス発電は、人間の糞尿や食品廃棄物等をメタン発酵することにより、バイオガスを得て、ガスエンジン等で発電を行うシステムである。

月面基地では食品は有効利用され、食品廃棄物はほとんど発生しないものと考え、人間の糞のみを処理して、発電を行うものとする。

試算した結果を図 2-119 に示す。

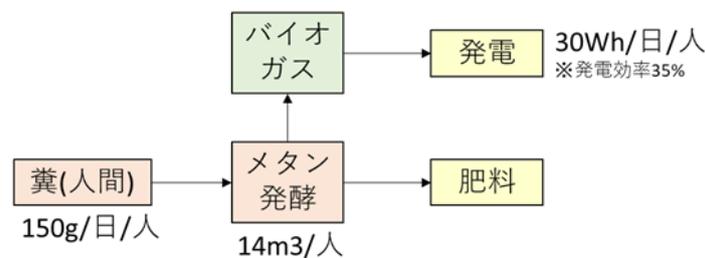


図 2-119 バイオガス発電システムマテリアルフロー

出所)J-spacesystems

試算の結果、一人当たりの糞から得られるエネルギーは 30Wh/日ときわめて少ないことが確認された。この結果から、バイオガス発電は発電量がほとんど得られないため、システムを導入する場合は、廃棄物処理目的がメインで、発電は補助的なものとなると考えられる。発電量が少ないため、その効果を全体の発電システムに加味する必要は無いと考えられる。

b. 熱電素子

熱電素子は、熱電効果を有する 2 種の材料を組み合わせ、温度差が電位差に変換するゼーベック効果を利用して発電を行うシステムである。

宇宙では原子力との組み合わせで既に実用化されている。

温度差が大きいほど効率が良く将来的に 30%の効率の可能性が示唆されており、蓄熱しておけば

夜間でも発電可能であるので、温度差が小さくても高効率のシステムが開発されれば将来的に候補となる可能性はあるが、現時点では太陽光のみでは温度が低いためあまり高効率が期待できないこと、地上では高温熱源との温度差を得るために通常冷熱源が用いられるが、宇宙では輻射がメインとなるため、冷熱源が問題となることから、今回の検討ではこれ以上の検討は行わない。

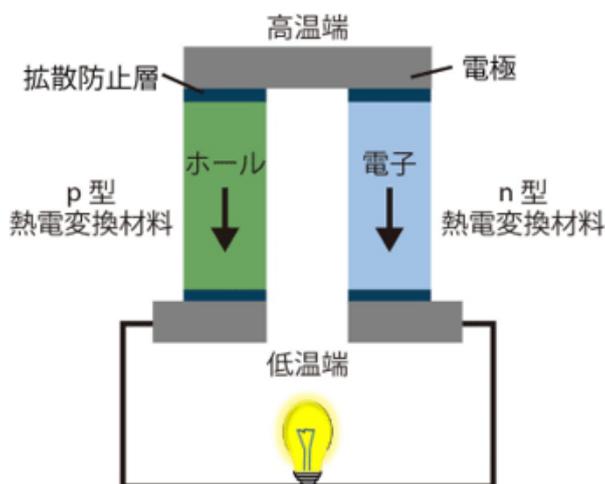


図 2-120 熱電素子

出所)産総研 HP、
https://www.aist.go.jp/aist_j/press_release/pr2018/pr20180522/pr20180522.html(2022年3月24日閲覧)

C. 温度差発電

昼間に太陽光を利用して蓄熱して、永久影等の低温域との温度差を利用して発電する。ここでは熱電素子を用いず、作動流体の凝縮・沸騰を利用する方法について示す。

図 2-121 のシステム図のように、低沸点の液体を利用して、高温熱源によりガス化した作動流体によりタービン発電を行い、冷熱源により再び凝縮し、循環を行う。海洋温度差発電(OTEC)では、温度差 15~20℃で発電を行っている。

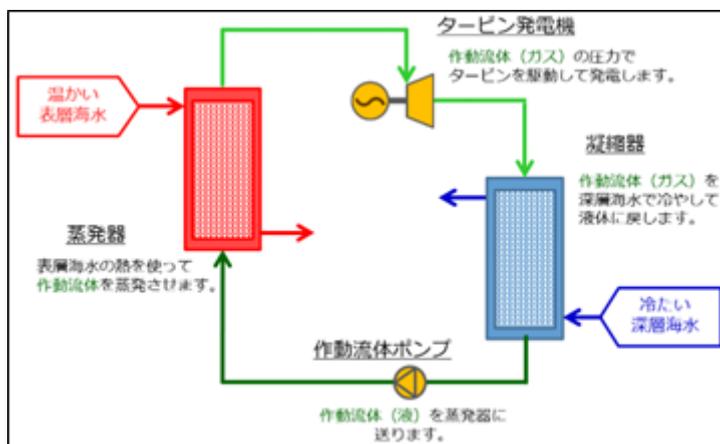


図 2-121 温度差発電(作動流体利用)システム

出所)沖縄県海洋温度差発電実証設備 HP、
<http://otecokinawa.com/jp/OTEC/index.html>(2022年3月24日閲覧)

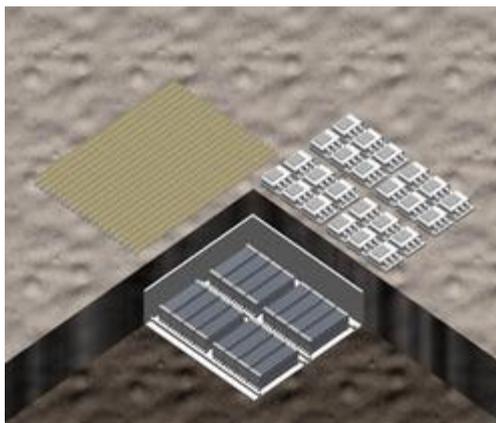


図 2-122 月面での蓄熱検討事例

出所)宇宙開発事業団イラスト、
<https://moonstation.jp/faq-items/f604>(2022年3月24日閲覧)

月面で太陽光を熱源として発電を行う場合、大規模な集光面積が必要であること、大量の作動流体が必要であること、図 2-122 に示すような蓄熱体も必要であること、蒸気タービンの発電効率は 40%程度と多接合化合物型のセルの発電効率とそれほど変わらないことから、今回はこれ以上の検討は行わない。ただし、効率向上、蓄熱システムの開発が行われれば、夜間にも発電できることから、将来的な実用の可能性も考えられる。

2.2.4 月面上での送電

(1) マイクロ波

1) 検討への前提条件

a. 過去の長距離マイクロ波無線電力伝送のレビュー

長距離マイクロ波無線電力伝送は、Brownらがアメリカで研究開発した1960年代まで遡る。1963年には、周波数2.45 GHzのマグネトロンから放射されるマイクロ波をダイオードで整流する無線電力伝送実験が行われた^{37,38}。送電アンテナはリフレクタアンテナ、受電アンテナはホーンアンテナを使用し、マグネトロンからのマイクロ波出力を400 W、送受電アンテナ間距離を約5.5 mとした際の整流素子からの直流電力が103 Wであり、マグネトロンの直流-マイクロ波変換効率を70%と仮定した場合の直流-マイクロ波-直流の総合効率が18%であった³⁹。

さらにBrownらは、1964年に模型ヘリコプタへのマイクロ波無線電力伝送実験を実施した^{40,41,42}。周波数2.45 GHzのマグネトロンからリフレクタアンテナを介して放射されるマイクロ波出力は5 kWであり、高度約15 mにはレクテナ(受電アンテナ+整流回路)を搭載したヘリコプタが設置された。受電アンテナには半波長ダイポールアンテナを使用し、多数のレクテナからの直流出力を合成して270 Wの直流電力を得た。

同時期の1968年には、Glaserによる宇宙太陽発電所構想が提唱された⁴³。高度約36,000 kmの静止軌道上より、周波数3 GHzのクライストロンから直径2 kmの送電アンテナを介して20 GWのマイクロ波電力を地球に無線電力伝送し、直径3 kmの受電アンテナで受電する構想であった。

その後Dickinson及びBrownらが実施した1975年のマイクロ波無線電力伝送実験^{44,45,46}では、直流-マイクロ波-直流の総合効率54%を記録しており、この記録は現時点でも世界最高の無線電力伝送総合効率である。この実験では、周波数2.45 GHzのマグネトロンを用いて直径57 cmのデュアルモードホーンアンテナからマイクロ波を放射し、送受電間距離約170 cm先に設置された199素

³⁷ W.C.Brown: "Experiments in the Transportation of Energy by Microwave Beam", IEEE Int. Conv. Rec., 8-17 (1964)

³⁸ W.C.Brown: "The History of Power Transmission by Radio Waves", IEEE Trans. Microw. Theory Tech., 32, 9, 1230-1242 (1984)

³⁹ W.C.Brown: "Experiments in the Transportation of Energy by Microwave Beam", IEEE Int. Conv. Rec., 8-17 (1964)

⁴⁰ W.C.Brown: "The History of Power Transmission by Radio Waves", IEEE Trans. Microw. Theory Tech., 32, 9, 1230-1242 (1984)

⁴¹ W.C.Brown: "Experiments Involving a Microwave Beam to Power and Position a Helicopter", IEEE Trans. Aerosp. Electron Syst., AES-5, 692-702 (1969)

⁴² W.C.Brown, E.E.Eves: "Beamed Microwave Power Transmission and its Application to Space", IEEE Trans. Microw. Theory Tech., 40, 6, 1239-1250 (1992)

⁴³ P.E.Glaser: "Power from the Sun: Its Future", Science., 162, 3856, 857-861 (1968)

⁴⁴ W.C.Brown: "The History of Power Transmission by Radio Waves", IEEE Trans. Microw. Theory Tech., 32, 9, 1230-1242 (1984)

⁴⁵ W.C.Brown, E.E.Eves: "Beamed Microwave Power Transmission and its Application to Space", IEEE Trans. Microw. Theory Tech., 40, 6, 1239-1250 (1992)

⁴⁶ R.M.Dickinson, W.C.Brown: "Radiated Microwave Power Transmission System Efficiency Measurements", Tech. Memo. 33-727, Jet Propulsion Lab., Cal. Inst. Technol. (1975)

子の半波長ダイポールアンテナ付きレクテナアレイで受電して直流電力を得た。電力及び効率の内訳は、入力直流電力 915 W、直流-マイクロ波変換効率 69%、マイクロ波出力 630 W、概算ビーム収集効率 95%、マイクロ波-直流変換効率 79%、出力直流電力 496 W であった。

同じく1975年には、送受電間距離 1.54 km でのマイクロ波無線電力伝送実験が実施された^{47,48,49}。周波数 2.388 GHz のクライストロンから直径 26 m のパラボラアンテナを介してマイクロ波を放射し、最終的には受電側でピーク直流電力 30 kW 以上を得た。マイクロ波-直流の変換効率は 84%とされており、また様々な電力レベルでの実験を約 65 時間実施した後の整流ダイオードの故障は 4590 個中わずか 18 個と記録されている⁵⁰。ここまではアメリカで研究開発されたマイクロ波無線電力伝送の成果である。

1980 年代になると、アメリカ以外の各国において長距離マイクロ波無線電力伝送実験が実施され始める。1983 年には日本において世界初のロケットを用いた宇宙空間でのマイクロ波無線電力伝送実験 MINIX (Microwave Ionosphere Nonlinear Interaction Experiment) が実施された⁵¹。MINIX 実験の目的は宇宙プラズマとマイクロ波との非線形相互作用現象の観測であったが、周波数 2.45 GHz、出力 830 W の電子レンジ用マグネトロンを搭載した親ロケットからプラズマ波動観測器やマイクロ波受信器を搭載した子ロケットに向けてマイクロ波が放射された。また、1993 年には 2 回目のロケット実験となる ISY-METS (International Space Year-Microwave Energy Transmission in Space) が実施された^{52,53}。ISY-METS 実験では、マイクロ波送電システムとして総電力 800 W のマイクロ波を出力する GaAs 半導体増幅器、4 ビット移相器をもつフェーズドアレイアンテナが採用された。

同じく1980年代以降には、飛翔体に対する長距離マイクロ波無線電力伝送が実施され始める。カナダでは 1987 年に世界初となる無燃料模型飛行機へのマイクロ波無線電力伝送実験 SHARP (Stationary High Altitude Relay Platform) が実施された⁵⁴。SHARP 実験では周波数 2.45 GHz、マイクロ波出力 5 kW のマグネトロン 2 台を用い、高度 150 m の模型飛行機に対して直径 4.5 m のパラボラアンテナから 10 kW のマイクロ波を放射した。模型飛行機には直径 1 m の円盤に直交配置された直線偏波アンテナを持つレクテナが搭載されており、マイクロ波電力を受電して 20 分の無燃料飛行に成功した。飛行に用いるモータの要求電力は 150 W であった。SHARP 実験は、本来の構想を 1/8 スケールに縮小した実験であり、実際の SHARP 構想はマイクロ波出力 500 kW~1000 kW、送電アンテナ直径 85 m、高度 21 km、ビームサイズ 30m と想定されている。一方、日本では 1992

⁴⁷ W.C.Brown: "The History of Power Transmission by Radio Waves", IEEE Trans. Microw. Theory Tech., 32, 9, 1230-1242 (1984)

⁴⁸ W.C.Brown, E.E.Eves: "Beamed Microwave Power Transmission and its Application to Space", IEEE Trans. Microw. Theory Tech., 40, 6, 1239-1250 (1992)

⁴⁹ R.M.Dickinson: "Evaluation of a Microwave High-Power Reception-Conversion Array for Wireless Power Transmission", Tech. Memo. 33-741, Jet Propulsion Lab., Cal. Inst. Technol. (1975)

⁵⁰ 同上

⁵¹ N.Kaya, H. Matsumoto, S. Miyatake, I. Kimura, M. Nagatomo, T. Obayashi: "Nonlinear Interaction of Strong Microwave Beam with the Ionosphere MINIX Rocket Experiment", Space Power, 6, 181-186 (1986)

⁵² N.Kaya, H. Kojima, H. Matsumoto, M. Hinada, R. Akiba: "ISY-METS Rocket Experiment for Microwave Energy Transmission", Acta Astronautica, 34, 43-46 (1994)

⁵³ N.Shinohara: "Beam Control Technologies With a High-Efficiency Phase Array for Microwave Power Transmission in Japan", Proc. IEEE, 34, 1448-1463 (2013)

⁵⁴ J.J.Schlesak, A. Alden, T. Ohno: "A Microwave Powered High Altitude Platform", Acta Astronautica, 34, 43-46 (1994)

年に同じく無燃料模型飛行機へのマイクロ波無線電力伝送実験 MILAX (Microwave Lifted Airplane Experiment)が実施された⁵⁵。MILAX 実験の送電システムは、96 個の GaAs 半導体増幅器と 4 ビット移相器及び 288 素子の円偏波フェーズドアレイアンテナから構成され、周波数 2.411 GHz、総出力 1.25 kW のマイクロ波を上空に放射した。GaAs 半導体増幅器の電力付加効率 (PAE: Power Added Efficiency)は 40%であった。マイクロ波ビーム方向は、CCD カメラに投影される模型飛行機の方向に制御された。模型飛行機にはマイクロ波-直流変換効率 61%のレクテナが 120 素子搭載されており、高度約 10 m での無燃料飛行に成功した。

21 世紀以降も、様々な長距離マイクロ波無線電力伝送実験が実施された。2008 年には、アメリカと日本の共同実験により送受電アンテナ間距離 150 km でのマイクロ波送電実験が実施された⁵⁶。送電システムには GaN-FET 半導体増幅器が採用され、周波数 2.45 GHz、パネル 1 枚あたり 20 W のマイクロ波出力をもつ送電パネルを 9 枚並べてマイクロ波放射した。ビーム方向制御にはレトロディレクティブ方式が採用され、受電アンテナ側から送信される周波数 1.225 GHz のパイロット信号を送電システム側で受信することにより、送電マイクロ波ビームを受電システム方向に制御した。本実験は、送受電アンテナ間距離に対して送受電アンテナ径が小さいため伝送効率は非常に小さかったものの、現在までにおいて最も長距離のマイクロ波無線電力伝送実験である。2009 年には日本において、係留飛行船から地上に向けてのマイクロ波無線電力伝送実験が日本で実施された^{57,58}。送電システムには周波数 2.46 GHz、マイクロ波出力 110 W の位相制御マグネトロンを 2 台搭載し、各マグネトロンに直径 72 cm ラジアルラインスロットアンテナを接続して合計 220 W のマイクロ波を円偏波で放射した。受電システムとしては A4 用紙サイズのレクテナを用意し、携帯電話への充電や LED 点灯、ブザー鳴動など、災害時の非常用無線電力供給を意図した実験が実施された。2015 年には日本において、半導体増幅器およびマグネトロンを用いた長距離マイクロ波無線電力伝送実験が実施された⁵⁹。半導体増幅器を用いたマイクロ波無線電力伝送実験の送電システムは GaN-HEMT 増幅器やビームフォーミングネットワーク、1216 素子のマイクロストリップアンテナ等で構成され、周波数 5.8 GHz、最大マイクロ波出力約 1.8 kW のマイクロ波を放射できる。送電システム全体の直流-マイクロ波変換効率は約 35% であり、そのうち GaN-HEMT 増幅器の PAE はマイクロ波出力 7 W において 70%を達成した。送受電アンテナ間距離 55 m の先にはレクテナアレイが設置され、周波数 2.45 GHz のパイロット信号を用いた目標位置推定が実施された。ビーム制御精度は実測において 0.15° rms であった。レクテナアレイでの最終的な直流出力電力は 340 W であり、アンテナ効率を含む受電システム全体の推定マイクロ波-直流変換効率は 42%であった。マグネトロンを用いたマイクロ波無線電力伝送実験の送電システムは 8 素子位相制御マグネトロンによるフェーズドアレイで構成され、周波数 2.45 GHz、最大マイクロ

⁵⁵ N.Shinohara: "Beam Control Technologies With a High-Efficiency Phase Array for Microwave Power Transmission in Japan", Proc. IEEE, 34, 1448-1463 (2013)

⁵⁶ 賀谷信幸: "宇宙太陽発電衛星の実用発電送電パネルの開発とハワイでの実証マイクロ波無線送電実験"、科学研究費助成事業(科学研究費補助金)研究成果報告書、課題番号 21360416 (2012)

⁵⁷ N.Shinohara: "Beam Control Technologies With a High-Efficiency Phase Array for Microwave Power Transmission in Japan", Proc. IEEE, 34, 1448-1463 (2013)

⁵⁸ T.Mitani, H. Yamakawa, N.Shinohara, K.Hashimoto, S.Kawasaki, F.Takahashi, H.Yonekura, T.Hirano, T.Fujiwara, K.Nagano, H.Ueda, M.Ando: "Demonstration Experiments of Microwave Power and Information Transmission from an Airship", Proc. 2nd Int. Symp. Radio Syst. Space Plasma, 157-160 (2010)

⁵⁹ 篠原真毅: "宇宙太陽光発電の実現に向けた我が国のビームマイクロ波送電システム開発プロジェクト"、電子情報通信学会論文誌 C, J105-C, 1, 11-18 (2022)

波出力 10 kW のマイクロ波を放射し、送受電アンテナ間距離約 500 m でのマイクロ波無線電力伝送に成功した。

以上の通り、マイクロ波による長距離無線電力伝送は 60 年以上にもわたり研究開発が行われており、半導体デバイスの技術革新による大出力、高効率な半導体増幅器、高精度なビームフォーミング技術、大出力、高効率な整流回路などにおいて目覚ましい進展を遂げている。一方、電子管を用いたマイクロ波送電システムにおいても、位相制御マグネトロンの研究開発を軸としたマグネトロンビームフォーミング技術が進展している。これらの技術を融合することによる月面でのマイクロ波による長距離無線電力伝送が期待される。

b. 円形開口面を用いたビーム収集効率の簡易計算

マイクロ波に限らず電磁波の物理的性質の一つとして、波源から遠ざかるほど電磁波が空間に広がり、単位面積当たりの電力密度が小さくなる性質がある。電磁波の空間への広がりを抑制するには、電磁波を送電あるいは受電するアンテナの開口面を大きくする、もしくは電磁波の周波数を高くして電磁波の直進性を向上させる必要がある。さもなければ、送受電アンテナ間における無線電力伝送効率、すなわちビーム収集効率の低下を招くこととなる。すなわち、マイクロ波無線電力伝送において使用する周波数の選定は極めて重要である。

ここでは検討の前提条件の一つである周波数とビーム収集効率の関係性を簡易的に評価する目的で、送受電アンテナ間距離及び送受電アンテナ開口面に対するビーム収集効率の簡易計算結果について記す。ビーム収集効率は、受電アンテナ開口面上の電力密度の面積積分で計算される受電電力を、送電アンテナ開口面上の電力密度の面積積分で計算される送電電力で割ったもので定義される。

ビーム収集効率計算において、月面上でのマイクロ波無線電力伝送システムを想定したパラメータとして、送受電アンテナ間距離を 10 km と仮定する。また、本検討では周波数を選定するための周波数とビーム収集効率の関係性の導出に主眼を置くため、送電アンテナ開口面における電界の振幅分布および位相分布は一様と仮定する。実際のマイクロ波送電システムにおいては振幅分布を与えることや位相制御を施すことによりビーム収集効率は向上するため、以降に示す簡易計算結果はビーム収集効率の理論上の最大値ではないことに注意する。

送電アンテナの円形開口面半径 R_t 、及び受電アンテナの円形開口面半径 R_r をそれぞれ $R_t=R_r=1$ m および $R_t=R_r=5$ m とした場合の周波数とビーム収集効率の計算結果を図 2-123 に示す。周波数は 10 GHz~100 GHz の間を 10 GHz ごとに計算した。加えて、ISM 帯である 5.8 GHz、24 GHz、準ミリ波帯第 5 世代(5G)通信に割り当てられている 28 GHz、車載用小電力ミリ波レーダに割り当てられている 76 GHz も計算結果に加えた。なお、 $R_t=R_r=5$ m の計算においては、周波数 20GHz 以上では近傍界領域となるため、近傍界でのビーム収集効率計算を行った。

図 2-123 より、 $R_t=R_r=1$ m の場合は周波数 100 GHz でもビーム収集効率が約 1% しかないことが分かる。一方、 $R_t=R_r=5$ m の場合は周波数が大きくなるとともにビーム収集効率が高くなる。したがって、月面での電力伝送距離を 10 km と設定した場合には、送受電アンテナ半径が 1 m 程度の大きさではマイクロ波による無線電力伝送は実用的ではなく、少なくとも送受電アンテナ半径が 5 m 程度は必要であることがわかる。

次に、 $R_t=R_r=5$ m の場合においてマイクロ波送電電力を 100 kW と設定した場合の受電アンテナ開口面での電力密度分布を図 2-124 に示す。周波数が低い場合は、受電アンテナ範囲である-5m~

5mよりもメインローブの幅の方が広いことが分かり、これが低周波数においてビーム収集効率が悪くなる原因である。周波数 50 GHz あたりから受電アンテナ範囲とメインローブの幅が同程度のサイズとなり、更に周波数が高くなると第 1 サイドローブが受電アンテナ範囲内に含まれるようになる。図 2-123 において、周波数 60 GHz 以上でビーム収集効率が飽和する原因は、マイクロ波電力の大部分を占めるメインローブの面積が小さくなるとともにヌルや第 1 サイドローブが受電アンテナ範囲内に含まれるからである。

以上の簡易計算結果から、送受電アンテナ間距離を 10 km、送受電アンテナ半径を 5 m とした場合においては、周波数 10 GHz 以下ではビーム収集効率が低すぎて月面での送電システムとしての成立性が厳しいと言える。逆に、周波数 10 GHz 以下でマイクロ波無線電力伝送システムを構築しなければならない場合は、送受電アンテナ半径を大きくしてビーム収集効率の低下を補う必要があり、そのような大規模建設が月面上に実現可能かを検討する必要がある。一方、周波数を高くすれば十分なビーム収集効率は確保できるが、その場合は送受電システムにおける直流-マイクロ波変換効率及びマイクロ波-直流変換効率が課題となる。一般的に周波数が高くなるほど送受電システム内の変換効率は低くなる傾向があるため、ビーム収集効率の向上と変換効率の低下はトレードオフの関係にある。月面での送電システムにおいてマイクロ波無線電力伝送を採用する場合には、ビーム収集効率と送受電システムの変換効率の両方を加味して周波数を決定する必要がある。

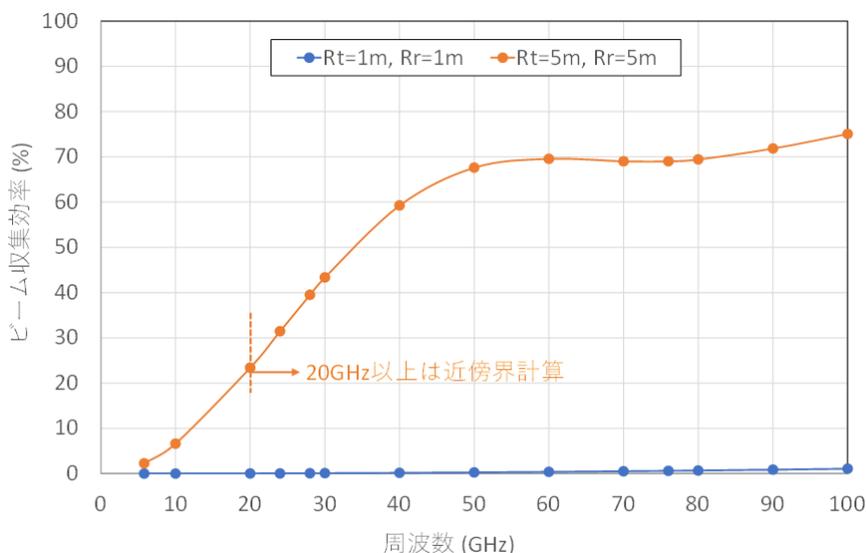


図 2-123 円形開口面を用いたビーム収集効率の簡易計算結果

出所)J-spacesystems

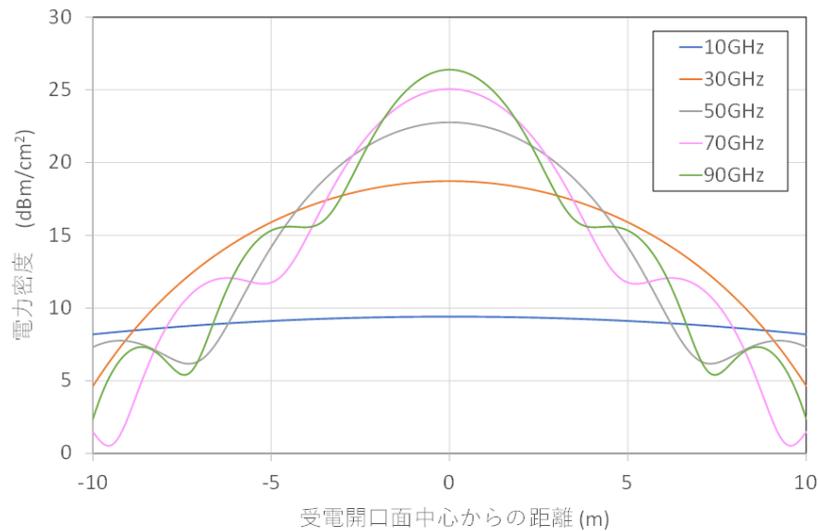


図 2-124 送受電アンテナ半径が 5 m のときの受電アンテナ開口面での電力密度分布の計算結果
出所)J-spacesystems

2) 方式及び候補の調査検討

a. 送電システムに用いるマイクロ波発生デバイスの現状及び候補

ア) 半導体デバイス

マイクロ波帯で広く利用されている半導体デバイスは主に Si、GaAs 及び GaN である。Si の最大の特徴は原材料の豊富さとプロセス技術の圧倒的な進歩である。Si は Ga のような希少性がなく容易に入手できる材料であるとともに、特に CMOS (Complementary Metal-Oxide Semiconductor) プロセスにおいては 5nm プロセスによる注入型位同期ループ(PLL: Phase-Locked Loop)回路が実現している⁶⁰。微細プロセスの実現は回路の小型化に直結するため、より高周波での動作が実現できる。例えば、日本では Si CMOS 集積回路による周波数 300 GHz 帯トランシーバが研究開発されている⁶¹。ただし、Si はバンドギャップが 1.12 eV⁶²と GaAs や GaN に比べて小さく、Si CMOS の研究開発も低電圧動作及び低消費電力を目指しているため、Si CMOS では無線電力伝送のような大電力マイクロ波を扱うことは極めて困難である。Si を用いた大電力半導体デバイスとしては LDMOS (Laterally Diffused MOS)があり、例えば周波数 2.45 GHz 帯において 1 素子あたりのマイクロ波出力が 250W の LDMOS を搭載したマイクロ波加熱用途向け半導体増幅器が開発されている⁶³。ただし、LDMOS の課題は高周波化であり、2.45 GHz 以上の周波数で動作す

⁶⁰ B.Liu, Y.Zhang, J.Qiu, H.Huang, Z.Sun, D.Xu, H.Zhang, Y.Wang, J.Pang, Z.Li, X.Fu, A.Shirane, H.Kurosu, Y.Nakane, S.Masaki, K.Okada: "A Fully-Synthesizable Functional-N Injection-Locked PLL for Digital Clocking with Triangle/Sawtooth Spread-Spectrum Modulation Capability in 5-nm CMOS", IEEE Solid-State Circuits Lett., 3, 34-37 (2020)

⁶¹ 藤島実: "CMOS 集積回路を用いたテラヘルツ広帯域通信とその応用", 電子情報通信学会通信ソサイエティマガジン, 47, 190-196 (2018)

⁶² A.Inoue: "Millimeter-Wave Gallium Nitride Devices for 5G", IEEE Microwave Magazine, 22, 5, 100-110 (2021)

⁶³ R.Williams, B.Lindseth: "Compact 1 kW 2.45 GHz Solid-State Source for Industrial Applications", Proc. Int. Microwave Power Sympo., 39-41 (2016)

る大電力 LDMOS の実現は極めて困難である。以上より、月面でのマイクロ波無線電力伝送システムにおいて Si を採用した場合は周波数 2.45 GHz でのシステム構築を検討せざるを得ず、送受電アンテナが大規模になるため現段階では非現実的である。

GaAs の最大の特徴は、極めて優れた電子移動度をもつことである。各デバイスの電子移動度は、Si では $1,350 \text{ cm}^2/\text{Vs}$ 程度、GaN では $2,000 \text{ cm}^2/\text{Vs}$ 程度であることに對し、GaAs は $8,500 \text{ cm}^2/\text{Vs}$ と非常に大きい⁶⁴。電子移動度が大きいことは、高周波での動作実現性と直結しており、GaAs 半導体増幅器は現代のマイクロ波無線通信分野における主力デバイスである。

GaN の最大の特徴は、 3.42 eV ⁶⁵という大きなバンドギャップを持つことであり、GaAs の 1.42 eV の倍以上である。大きなバンドギャップは耐電圧特性に直結しており、GaN は Si や GaAs と比較して高電圧での動作が可能である。一定のマイクロ波出力電力を基準に考えると、高電圧動作が可能であることは低電流動作が実現できることを意味しており、すなわち半導体内での電力損失(抵抗×電流の 2 乗)を低減して高効率で動作できることを意味する。加えて GaN 半導体は熱伝導性が良好な SiC 基板上に製造すること(GaN-on-SiC)が可能である。よって、GaN は GaAs と比較して大電力動作に向けたデバイスである。

GaAs 及び GaN を用いたマイクロ波無線電力伝送システムは既に研究開発段階で実現されており、国内外でも多数の実施例がある。また宇宙での運用実績に関しては、近年では GaN 半導体増幅器を搭載した人工衛星の事例が出ており、例えば 2014 年に打ち上げられた「だいち 2 号(ALOS-2)」の合成開口レーダ PALSAR-2 には、GaN 半導体増幅器を搭載したフェーズドアレイが採用された⁶⁶。

以上のことから、月面でのマイクロ波無線電力伝送の送電システムにおいて半導体デバイスを採用する場合には、GaN あるいは GaAs が候補となる。既存の技術を重要視する場合は GaAs が候補となるが、将来性あるいは国内の研究開発実績を重視すれば GaN が候補と言える。特に月面での熱設計を含めて考慮した場合は、GaN-on-SiC が将来の有力候補と言える。

イ) 電子管

マイクロ波帯で広く利用されている電子管は主にマグネトロンである。また、マグネトロン以外では特殊用途であるもののクライストロン、進行波管(TWTA: Traveling Wave Tube Amplifier)、ジャイロトロンがある。一般的に、電子管は半導体デバイスと比較して大電力動作に優れており、同程度の消費電力であれば耐熱性にも優れている。

マグネトロンは周波数 2.45 GHz 帯において電子レンジのマイクロ波源として世界中で普及している発振管であり、半導体デバイスと比較して圧倒的な安価で 1 kW 程度のマイクロ波出力を得られることが最大の利点である。また、マイクロ波無線電力伝送の送電システムのマイクロ波源として利用された事例も多く、特にマグネトロンの周波数及び位相を制御できる位相制御マグネトロンが周波数 2.45 GHz 帯および 5.8 GHz 帯において国内で実現されている⁶⁷。また、パルス動作であれば海外では Ka

⁶⁴ A.Inoue: "Millimeter-Wave Gallium Nitride Devices for 5G", IEEE Microwave Magazine, 22, 5, 100-110 (2021)

⁶⁵ 同上

⁶⁶ Y.Kankaku, M.Sagisaka, S.Suzuki: "PLASAR-2 Launch and Early Orbit Status", Proc. Int. Sympo. Geoscience and Remote Sensing, 3410-3412 (2014)

⁶⁷ N.Shinohara: "Beam Control Technologies With a High-Efficiency Phase Array for Microwave Power Transmission in Japan", Proc. IEEE, 34, 1448-1463 (2013)

帯(26.5 GHz~40 GHz)程度までのパルスマグネトロンが開発されている⁶⁸。

クライストロンは主にレーダ用途や高エネルギー加速器用途、プラズマ加熱用途に利用される増幅管であり、最大の特徴は連続動作において 1 MW 以上のマイクロ波出力を得られる点にある。すなわち、月面での送電システムの定格電力を 100 kW~1 MW 程度と想定した場合、クライストロン 1 台~数台で十分なマイクロ波出力を得ることができる。ただし、他の電子管や半導体デバイスと同様に、マイクロ波発生デバイスは高周波になるほど出力は低下する。高周波クライストロンとしては、海外ではマイクロ波出力 1.5 kW の Ka 帯連続動作クライストロンが開発されている⁶⁹。

進行波管は、主に人工衛星に搭載されるマイクロ波送信管として利用されている増幅管であり、他の電子管と比較しても宇宙での運用実績が圧倒的に豊富である。一方、マイクロ波出力は他の電子管と比較して小さく、連続動作で 1 kW に満たないものが多い。海外では、周波数 37.5 GHz~42.5 GHz、出力 200 W の宇宙利用を保証した連続動作進行波管が開発されている⁷⁰。

最後にジャイロトロンは、高エネルギー加速器やプラズマ加熱用途に利用される発振管であり、他の電子管と比較してより高周波のマイクロ波~ミリ波を出力できる。近年では、出力 1 MW、周波数 170 GHz、変換効率 51%の国際熱核融合実験炉 ITER 用ジャイロトロンが国内で開発されており、300 s の連続動作も実証されている⁷¹。また、サブテラヘルツ~テラヘルツ帯の連続動作ジャイロトロンも国内の大学研究機関により研究開発されている⁷²。このように、ジャイロトロンは他の電子管と比較して国内での研究開発が盛んである。

以上のことから、月面でのマイクロ波無線電力伝送の送電システムにおいて電子管を採用する場合には、宇宙での運用実績を重要視すれば進行波管、国内の研究開発実績を重視すればマグネトロンやジャイロトロンが候補となる。ただし、既存のマグネトロンを採用する場合はビーム収集効率の大幅な低下が避けられず、ある程度のビーム収集効率を維持するためには送受電システムの大型化が必須となる。

b. 受電システムに用いるマイクロ波整流素子の現状及び候補

ア) 半導体デバイス

マイクロ波整流素子として利用されている半導体デバイスは、半導体増幅器と同様に主に Si、GaAs 及び GaN である。整流素子としてはショットキーバリアダイオード(SBD: Schottky Barrier Diode)を用いた研究開発事例がほとんどである。過去に研究開発された SBD ベースのマイクロ波~ミリ波帯整流回路の周波数に対するマイクロ波-直流変換効率を表 2-69 に示す。表には示していない 2.45

⁶⁸ V.D.Naumenko: "Survey of Existing Designs of Millimeter Wave Band Magnetrons", Radioelectron. Commun. Syst., 60, 4, 181-205 (2017)

⁶⁹ E.L.Wright, A.Shabazian, M.Cecil: "Ka-Band Klystron Amplifiers for Satellite Communications and Scientific Applications", Proc. Int. Vac. Electron. Conf., 4.4 (2000)

⁷⁰ N.Robbins, D.Eze, H.Cohen, X.Zhai, W.McGeary, W.Menninger, M.Chen, E.Rogers: "Space Qualified 200-Watt Q-band Linearized Traveling-Wave Tube Amplifier", Proc. Int. Vac. Electron. Conf., 13-14 (2018)

⁷¹ Y.Oda, R.Ikeda, K.Kajiwara, T.Kobayashi, K.Hayashi, K.Takahashi, S.Moriyama, K.Sakamoto, T.Eguchi, Y.Kawakami, Y.Mitsunaka, C.Darbos, M.A.Henderson: "Development of the first ITER gyrotron in QST", Nucl. Fusion, 59, 086014 (2019)

⁷² T.Idehara, S.P.Sabchevski: "Gyrotrons for High-Power Terahertz Science and Technology at FIR UF", J. Infrared Milli. Terahz, Waves, 38, 62-86 (2017)

GHz 帯以下の周波数であれば Si を用いた整流回路が多くなるが、5.8 GHz 帯～ミリ波帯においては GaAs が主流となっており、周波数が高くなるにつれて最適マイクロ波入力小さくなるとともに効率が低下することが分かる。ところが、2022 年に GaN-on-SiC の SBD を用いた整流回路⁷³が発表され、周波数、マイクロ波入力、変換効率ともに GaAs ベースの整流回路を上回る結果が得られた。また、国内でも GaN HEMT (High Electron Mobility Transistor)のゲート電極とオーミック電極(ソース電極)を短絡したレクテナ用ダイオードの国内研究開発事例が出始めている⁷⁴。

以上のことから、月面でのマイクロ波無線電力伝送の受電システムにおいて半導体デバイスを採用する場合には、GaN あるいは GaAs が候補となる。既存の技術を重要視する場合は GaAs が候補となるが、将来性あるいは国内の研究開発実績を重視すれば GaN が候補と言える。特に月面での熱設計を含めて考慮した場合は、GaN-on-SiC が将来の有力候補と言える。

イ) 電子管

マイクロ波整流素子として利用されている電子管は、半導体デバイスと比較して実績が乏しいのが現状である。過去には、CWC (Cyclotron Wave Converter)と呼ばれる電子管整流素子の開発事例があり、周波数 2.45 GHz、マイクロ波入力 25W~35 W、マイクロ波-直流変換効率 70~74%の実測例がある⁷⁵。その他、PIC (Particle-in-Cell)シミュレーションによる CWC の検討は近年でもなされているが、現時点では開発品として入手できるものは見られない。

以上のことから、月面でのマイクロ波無線電力伝送の送電システムにおいて電子管を採用することは非現実的と言える。

c. マイクロ波無線電力伝送システム実現のための検討課題

最後に、月面でのマイクロ波無線電力伝送システムを実現するために必要な検討課題を列挙する。

一つ目の課題は、送電システムのマイクロ波発生デバイスの開発である。半導体デバイスの候補として挙げた GaAs と GaN を比較して、1 素子あたりの増幅電力の観点から無線電力伝送用途として将来性の高いデバイスは GaN である。ただし、GaN は周波数 5.8 GHz 帯以上での開発実績に乏しい。GaN は国内での研究開発も盛んであることから、より高出力、高周波の GaN 半導体増幅器の開発が期待される。

二つ目の課題は、受電システムのマイクロ波整流素子の開発である。こちらも、半導体デバイスの候補として挙げた GaAs と GaN を比較して、1 素子あたりの整流電力の観点から無線電力伝送用途として将来性の高いデバイスは GaN である。GaN SBD を用いた 95GHz レクテナが海外で研究開発されていることから、国内でも GaN を用いた整流素子及び整流回路の研究開発は極めて重要である。

三つ目の課題は、送受電システムの月面環境あるいは宇宙環境での信頼性であり、特にエネルギー

⁷³ H.Kazemi: "61.5% Efficiency and 3.6 kW/m² Power Handling Rectenna Circuit Demonstration for Radiative Millimeter Wave Wireless Power Transmission", IEEE Trans. Microw. Theory Tech., 70, 1, 650-658 (2022)

⁷⁴ 高橋英匡、安藤裕二、土屋洋一、分島彰男、林宏暁、柳生栄治、桔川洗一、坂井尚貴、伊東健治、須田淳: "ノーマリオフ GaN HEMT を用いたレクテナ用ゲーテッドアノード型ダイオードの電気的特性", 電子情報通信学会無線電力伝送研究会信学技報、WPT2020-19 (2020)

⁷⁵ V.A.Vanke, H.Matsumoto, N.Shinohara, A.Kita: "Cyclotron Wave Converter of Microwaves into DC", IEICE Trans. Electron., E81-C, 7, 1136-1142 (1998)

損失が発生する際の熱処理が重要な課題である。候補として挙げた半導体デバイス及び電子管のうち、現時点で宇宙での運用実績があるのは、GaN と進行波管であり、それ以外は宇宙での運用実績に乏しい。また半導体デバイスは、電子管と比較して熱源の表面積が小さいため、大電力半導体増幅器や大電力整流素子の排熱は宇宙環境のみならず地球環境においても大きな技術課題である。一方で電子管に関しても、1 素子あたりの発生電力が半導体デバイスと比較して桁違いに大きいことから、進行波管以外の電子管の冷却機構は空冷あるいは水冷がほとんどである。よって、いずれのデバイスを採用するにせよ送受電システムの熱設計は必須課題と言える。

四つ目の課題は、送受電システムの軽量化及び建設技術の検討である。月面での送電網の形成は有人活動等より先行することを前提条件とすると、全ての資材を地球から月面に輸送する必要があるとともに、輸送した送受電システムを月面で建設する必要がある。システムの軽量化に関しては、宇宙太陽光発電構想とも深く関連する検討課題であり、マイクロ波デバイスのみならずアンテナ、周辺回路、電源も含めた軽量化が必須である。また建設技術に関しては、発電システム(太陽光等)の建設との共通部分も考えられることから、他のシステムと比較してボトルネックとなるような建設技術課題がないかどうかを確認する必要がある。

他にも月面でのマイクロ波ビームフォーミング技術やレゴリスによるマイクロ波ビーム散乱の影響、システム全体の運用方法等、様々な検討課題が考えられるが、現時点では上述の 4 課題を直近で取り組むべき検討課題とする。

表 2-69 過去に研究開発された SBD ベースのマイクロ波
～ミリ波帯整流回路の周波数に対するマイクロ波－直流変換効率

周波数	最適マイクロ波入力	変換効率	半導体デバイス／回路	文献
5.8 GHz	1 W	92.8%	GaAs SBD／ブリッジ	脚注 ⁷⁶
24 GHz	210 mW	47.9%	GaAs SBD／シングルシャント MMIC	脚注 ⁷⁷
35 GHz	100 mW	39%	GaAs SBD／シングルシャント	脚注 ⁷⁸
90 GHz	2 mW	37.7%	GaAs SBD／シングルシリーズ	脚注 ⁷⁹
95 GHz	8.9 mW	61.5%	GaN-on-SiC SBD／倍電圧 MMIC	脚注 ⁸⁰

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

⁷⁶ 坂井尚貴、野口啓介、伊東健治：“先端短絡スタブ装荷ダイポールアンテナを用いる 5.8 GHz 帯高効率 1 W レクテナ”、電子情報通信学会マイクロ波研究会信学技報、MW2020-36 (2020)

⁷⁷ K.Hatano, N.Shionhara, T.Seki, M.Kawashima: “Development of MMIC Rectenna at 24 GHz”, Proc. IEEE Radio Wireless Sympo., 199-201 (2013)

⁷⁸ T.W.Yoo, K.Chang: “Theoretical and Experimental Development of 10 and 35 GHz Rectennas”, IEEE Trans. Microw. Theory Tech., 40, 6, 1259-1266 (1992)

⁷⁹ S.Hemour, C.H.P.Lorenz, K.Wu: “Small-footprint wideband 94GHz rectifier for swarm micro-robotics”, Proc. Int. Microw. Sympo. (2015)

⁸⁰ H.Kazemi: “61.5% Efficiency and 3.6 kW/m² Power Handling Rectenna Circuit Demonstration for Radiative Millimeter Wave Wireless Power Transmission”, IEEE Trans. Microw. Theory Tech., 70, 1, 650-658 (2022)

3) 候補の方式への要求条件及び実現に必要な技術

a. 実現性解析の手法

我が国で月面マイクロ波電力伝送に適用可能なデバイスとしての半導体に着目し、現在の半導体性能をほぼそのまま適用してシステムを構築する場合に、月面の過酷な熱環境においてシステムが成立するか否か、成立する場合にはどの程度の大きさや規模になるか等を解析で検討する。その上で、2040年ごろの月面システム実現を念頭に、輸送や建設の簡易化に帰するために、小型軽量化やシステム規模縮小化を図るための更なる検討課題の抽出を行う。

ア) システム設置場所と環境条件

マイクロ波による電力伝送システムの設置場所は、太陽がほぼ水平方向から当たり比較的熱環境が穏やかである月の極地付近を想定する。クレータの外周に接する送電部から、クレータの底面に設置される水素生成プラント等への100kW級、かつ伝送距離10kmの無線電力送電の熱的な成立性を評価するため、以下の入力条件を用いる。

表 2-70 実現性解析の諸条件

項目	月面システム	検討中の SSPS(参考)
設置場所	月極地	静止衛星軌道
熱環境	真空 月面温度 20k~60k 背景放射 2.7k	真空 背景放射 2.7k 地球アルベド 0.3±0.02
太陽光	送電部 ほぼ水平方向から 1.37kW/m ² 受電部 太陽照射無し	食を除き 1.37kW/m ²
使用電波帯域	現状では制限なし (μ波変換効率等から選択可)	ISM 帯
伝送電力束密度	制限なし (念のためレクテナ外部への漏洩束密度 1mW/cm ² 以下)	電離層保護:23mW/cm ² 人体保護:1mW/cm ²
伝送電力	レクテナの直流電力出口で 100kW	—
伝送距離	10km	約 36000 km
入力電源	近隣に設置した太陽光パネル、 または発電所から必要量を受給	一体型発送電パネル裏面の太陽電池 から必要量を供給

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

イ) 実現性解析手順

月面極地はレゴリスに覆われているため、例えばヒートパイプを導入し、ラジエーター部をレゴリスに埋設して熱伝導による冷却も可能と考えられる。しかし、月面上での施工方法等についても今後の検討課題であることから、ここでは、宇宙空間に設置する人工衛星と同様、熱放射にて背景放射や月面に放熱し、構造部を冷却する方式を扱う。この方式は、システムの規模としては大きくなる方向の解析であることから、厳しめの実現性評価となる。また、静止衛星軌道上の設置を前提に我が国で検討されてきた SSPS の様々な知見を有効活用し、それぞれ発熱が面方向に集中しない、アレイアンテナ方式の送電部、レクテナアレイ方式の受電部を想定する。実現性解析の手順は図 2-125 のとおりである。

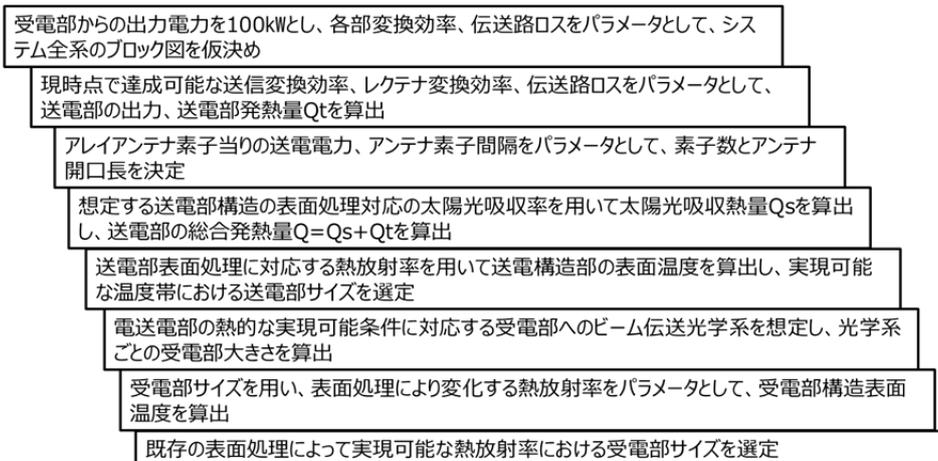


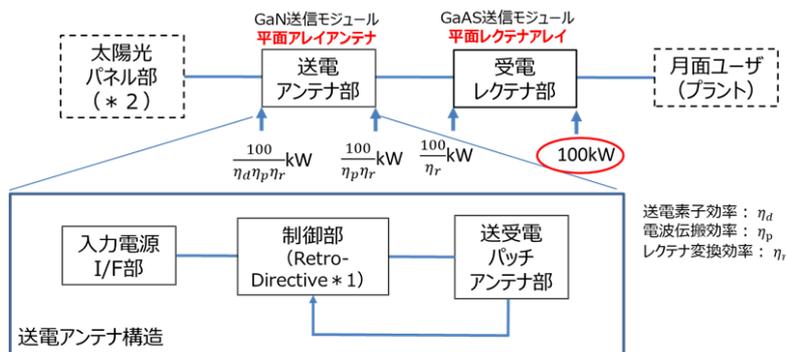
図 2-125 実現性解析の手順

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

b. 解析結果

ア) システム全系ブロック図と各種ロスの関係

太陽光パネルから必要な入力電力が来ることを前提に、半導体素子を用いたマイクロ波送電のシステムブロック図と、使用する半導体素子の各変換効率、送電アンテナ部・受電レクテナ間のマイクロ波伝搬効率を考慮に入れた場合の各ブロックの入出力電力の関係は、図 2-126 で示される。



- *1: 月面地盤変形や熱変形を考慮し、ビーム操作量が小さいレトロディレクティブ方式の採用を想定
- *2: 1 月日周期の Az 回転タイプ、または円筒形全面の太陽電池パネルを想定

図 2-126 システムブロック図と各部入出力電力

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

イ) 送電部、受電部に使用する半導体素子変換効率

送電アンテナ部には、高効率素子である GaN のマイクロ波変換効率 η_d は、周波数、素子当たりの出力により変化する。現時点で達成可能な変換効率の実績に基づき、本検討では表 2-71 の数値を用いる。なお、高出力にすればするほど、トランジスタの合成数が増えることから効率は劣化する。

表 2-71 現時点で達成可能な送電部素子の DC/RF 変換効率

周波数 GHz	素子出力 W	DC/RF 変換効率 %
10	0.1~2.5	65
	5	60
20	0.1~2.5	45
	5	40
30	0.1~2.5	45
	5	40

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

受電部レクテナ部には、受信電力密度が小さい場合には GaAs、大きい場合には GaN を用いるのが、効率面から見た選択である。5.8GHz 帯の半導体素子における素子1素子あたりの入力電力に対する RF/DC 変換効率の現在の実力は図 2-127 のとおりである。また、受信周波数に対する変換効率の実力は、図 2-128 のとおりである。

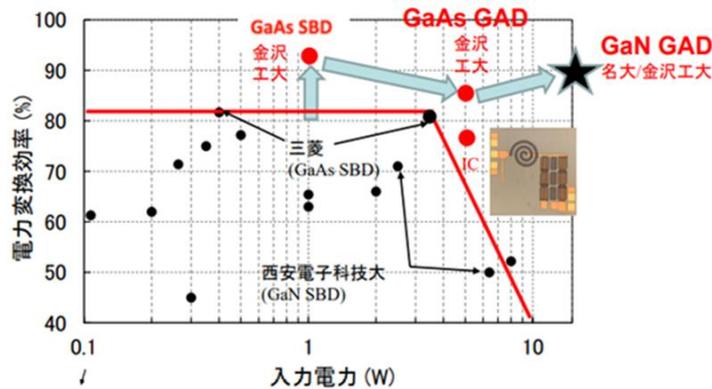


図 2-127 5.8GHz 帯の素子当たりの入力電力に対する RF/DC 変換効率の実力値

出所)J-spacesystems

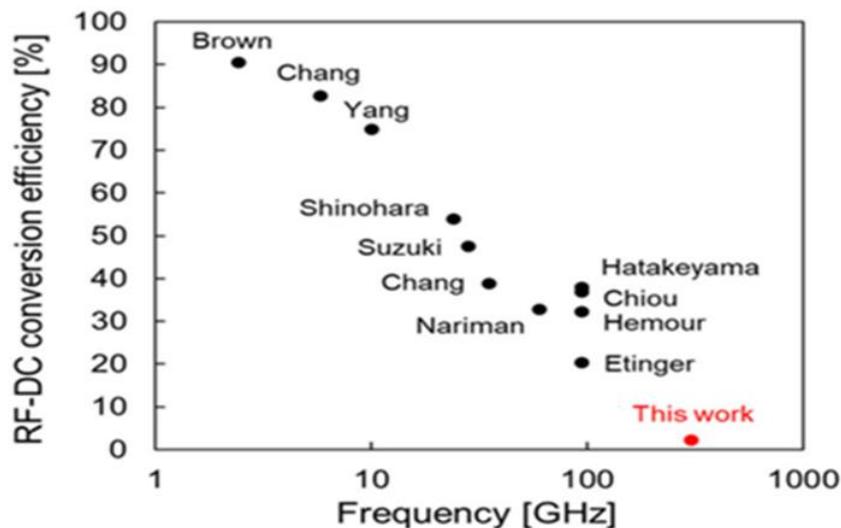


図 2-128 受信周波数に対する RF/DC 変換効率の実力値

出所)J-spacesystems

以上の情報を基に、本検討では表 2-72 の数値を用いることとする。

表 2-72 現時点で達成可能な受電部素子の RF/DC 変換効率

周波数 GHz	素子出力 W	マイクロ波変換効率 %
10	0.1~2.5	65
	5	60
20	0.1~2.5	45
	5	40
30	0.1~2.5	45
	5	40

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

ウ) アンテナ素子間隔、送電アンテナ・レクテナサイズ、自己発熱量の定式化

送電アンテナ、受電レクテナ共に、半導体素子を用いたアレイ構造を想定すると、アレイ構造のサイズは素子間隔(アンテナ側、レクテナ側も共にアンテナ素子間隔と呼ぶ)と素子数によって決定できる。なお、素子間隔は周波数の逆数に比例して決まる波長に乗じる 1 以下の係数であり、送電アンテナと受電レクテナ間の相対的な位置が変化しない限り、送電アンテナからのビームは一定方向を向いたままで良いことから、ビーム操作は必要ない。しかし、月面にも地震があるために地盤の変形をある程度は想定しなければならないこと、熱変形や建造後のアレイ構造の熱変形、経時変形、初期設定時の利便性等を想定し、僅か(角度で数°以内)のビーム操作機能を与えることとして、それに見合うアンテナ素子間隔係数 $\eta = 0.9$ を用い、簡素化のため送電アンテナ、レクテナ共に正方形の矩形アンテナとして検討する。

送電アンテナのアンテナ素子数を N 、アンテナ素子間隔を ΔL (m)、アンテナ 1 辺の長さを L (m)、アンテナ開口面積 A_0 、光速を $c = 3.0 \times 10^8$ (m/s)、周波数を f (Hz)、送電力を P_t (W)、アンテナ素子当りの送電力 p_t (W)、アンテナ素子当りの消費電力 p_{tc} (W)、アンテナ素子の DC/RF 変換効率 η_d 、送電アンテナ内部発熱量 Q_t (W)とすると、以下を得る。

$$A_0 = L^2 = N \cdot \Delta L^2 = \frac{P_t}{p_t} \left(\frac{\zeta c}{f} \right)^2 \quad (1)$$

$$Q_t = (p_{tc} - p_t)N = \frac{1 - \eta_d}{\eta_d} P_t \quad (2)$$

$$P_t = \frac{100}{\eta_p \eta_r} \quad (3)$$

同様に受電レクテナのアンテナ素子数を N_r 、アンテナ素子間隔を ΔL_r (m)、アンテナ 1 辺の長さを L_r (m)、レクテナ開口面積 A_{0r} 、光速を $c = 3.0 \times 10^8$ (m/s)、周波数を f (Hz)、DC 出力電力を P_{tr} (= 100kW)、レクテナ素子当りの DC 電力出力 p_{tr} (W)、レクテナ素子当りの消費電力 p_{trc} (W)、レクテナ素子の RF/DC 変換効率 η_{dr} 、レクテナ内部発熱量 Q_{tr} (W)として、以下を得る。

$$A_{0r} = L_r^2 = N_r \cdot \Delta L_r^2 = \frac{P_{tr}}{p_{tr}} \left(\frac{\zeta c}{f} \right)^2 \quad (4)$$

$$Q_{tr} = (p_{trc} - p_{tr})N_r = \frac{1 - \eta_{dr}}{\eta_{dr}} P_{tr} \quad (5)$$

エ) 送電アンテナ・レクテナ構造の外表面温度の導出

図 2-129 は、送電アンテナ構造に太陽がアンテナ開口面正面に入射する場合と、側面から入射する

場合の熱入力、内部発熱及び熱放射の関係を示した図である。

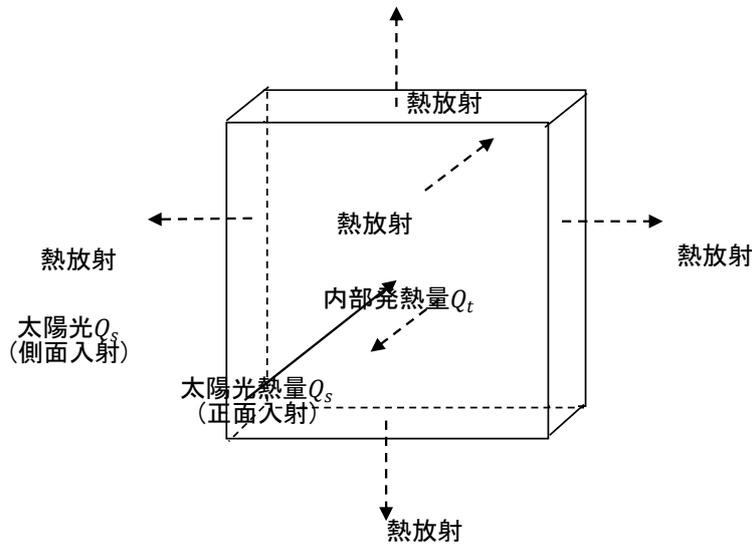


図 2-129 送電アンテナ部の熱入力、内部発熱、熱放射による冷却

出所)J-spacesystems

図 2-129 にて、送電アンテナ構造の外表面平均温度を T_s (k)、背景照射と月面地盤の平均温度を T_e (k)、送電アンテナの開口面積を A_0 、送電アンテナの総合放熱面積 A (m)、アンテナ構造外表面の熱放射率、太陽光吸収率をそれぞれ ϵ_s 、 a_s 、太陽光吸収熱量を Q_s (W)、アンテナの内部発熱量を Q_t (W)、アンテナの総合発熱量を Q (W)とすれば、図 2-129 の熱バランスから、以下の式によって定常状態における、それぞれの温度が求まる。

$$T_e \cong \frac{1}{2}(2.7 + 30) = 16.35 \quad (6)$$

$$Q_s = 1.37 \times 10^3 A_0 \alpha_s \quad (\text{正面から太陽光が入射する場合}) \quad (7)$$

$$Q_s = 1.37 \times 10^3 \frac{A_0}{10} \alpha_s \quad (\text{側面から太陽光が入射する場合}) \quad (8)$$

$$T_s = \left\{ \left(\frac{Q}{\sigma \epsilon_s A} \right) + T_e^4 \right\}^{1/4} = \left\{ \left(\frac{Q_s + Q_t}{\sigma \epsilon_s A} \right) + T_e^4 \right\}^{1/4} \quad (9)$$

受電レクテナの場合は、対応光が全く当たらないことから、図 2-129 において、 Q_s をゼロとすればよい。レクテナ構造の外表面温度を T_e 、開口面積を A_r 、総合放熱面積を A_r (m²)、構造外表面の熱放射率を ϵ_r 、内部発熱量を Q_r (W)、とすれば、図 2-129 の熱バランスから、以下の式によって、常状態における構造外表面の温度が求まる。

$$T_r = \left\{ \left(\frac{Q_r}{\sigma \epsilon_r A_r} \right) + T_e^4 \right\}^{1/4} \quad (10)$$

オ) ビーム伝送系とレクテナ開口面積の決定

正方形形状の送電アンテナの 1 辺の長さ L が式(1)にて決めれば、送電される電力を何割レクテナで受電するか割合(電波伝搬効率: η_p)と送電アンテナの送電ビームの波面制御方式を決定すれば、受電レクテナのサイズを求めることができる。送電ビームの波面制御には、送電アンテナの開口面の代表

長さに比べて極めて遠方に設置するレクテナに送電する場合の平面波送電の場合と、比較的短距離にレクテナを設置する場合のビームウエストを中央に置く(中央に送電ビームが焦点を結ぶ)ように送電する場合の2種類である。

平面波送電の場合のビームの伝送イメージを、図 2-130 に示す。送電アンテナの1辺の長さを D_t 、レクテナの1辺の長さを D_r 、矩形アンテナのマイクロ波の回折による電力の η_p (%)を包含する拡がり角度を θ (rad)、アンテナとレクテナ間の距離を l (m)とすれば、この場合のレクテナの1辺の長さは、以下の式で求めることができる。

$$D_r \cong 2\theta l + D_t \quad (11)$$

次に、ビームウエストを送電アンテナとレクテナの中央に置く場合の伝送イメージを、図 2-131 に示す。同様に送電アンテナの1辺の長さを D_t 、レクテナの1辺の長さを D_r 、矩形アンテナのマイクロ波の回折による電力の η_p (%)を包含する拡がり角度を θ (rad)、アンテナとレクテナ間の距離を l (m)とすれば、この場合のレクテナの1辺の長さは、以下の式で求めることができる。ただし、この伝送系では、中央の焦点付近におけるビームの広がり D_b (m)が θl (m)より小さい場合のみ成立する。

$$D_r \cong D_t \quad (12)$$

なお、式(11)、(12)において電力包含角度 θ は、図 2-132 に示す矩形開口のビーム効率から決めることができる。図において、 η_p が0.9になるのは、

$$u = \left(\frac{D_t}{\lambda}\right) \sin\theta = 1.0 \quad (13)$$

であることから、 θ は以下の式で求めることができる。

$$\theta = \sin^{-1}\left(\frac{\lambda}{D_t}\right) = \sin^{-1}\left(\frac{c}{fD_t}\right) \quad (14)$$

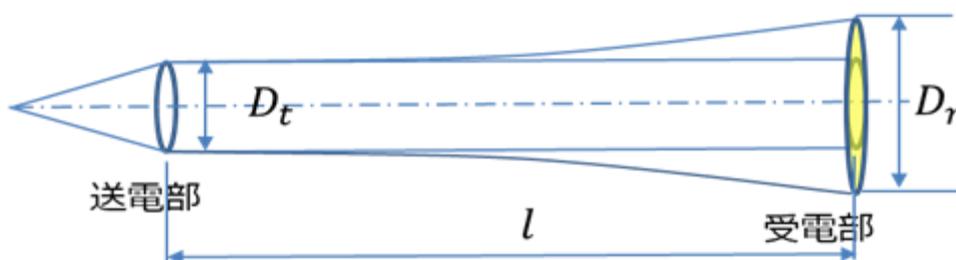


図 2-130 平面波伝送の場合のビーム伝送系イメージ

出所)J-spacesystems

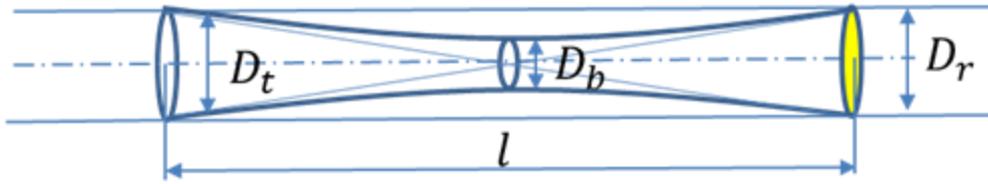


図 2-131 ビームウエストを中央に置く場合のバーム伝送系イメージ
出所)J-spacesystems

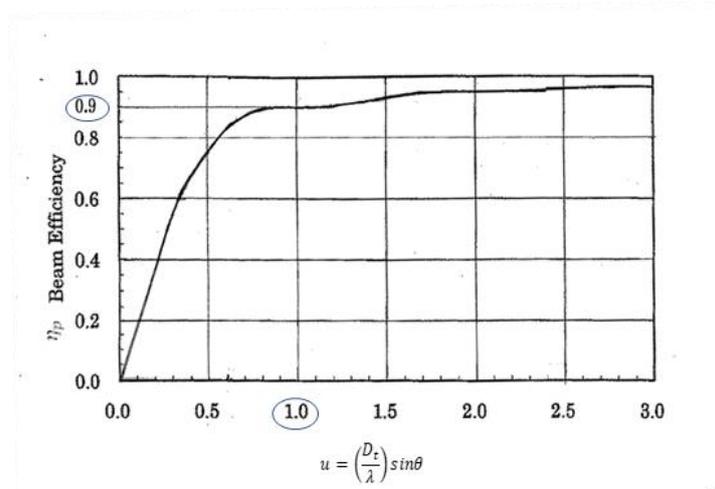


図 2-132 矩形アンテナのバーム効率 η_p (図 2-124 に相当)
(バームのアンテナ開口上での振幅は一様分布を仮定)

出所)J-spacesystems

力) 送電アンテナ構造の熱的成立性計算結果

式(1)～(14)の中で送電アンテナに関係する式を用い、周波数 f を 10GHz、20GHz、25GHz、30GHz の 4 ケースとし、周波数に対応するレクテナの現段階で達成可能な変換効率をそれぞれに用い、アンテナ素子 1 個辺りの出力をパラメートに対応する既存素子の DC/RF 変換効率を用いて、送電アンテナ部の電力ロスによる発熱量 Q_i 、送電アンテナ開口の 1 辺の長さ L を求め、熱的には白色塗装と同様な太陽光吸収率 0.1、熱放射率 0.9 を与えて、送電アンテナ構造体の外表面温度を計算した。計算結果を表 2-73 に示す。なお、アンテナ正面から太陽光が当たる場合にはアンテナ開口面積を、アンテナ側面から太陽光が当たる場合にはアンテナ開口 1 辺の長さ L に厚さ 1m を乗じて求めた面積を使用した。

表 2-73 から、実現可能な白色塗装相当の太陽光吸収率、熱放射率を持つ表面処理を構造の外表面に施すことで、送電素子に GaN を用いた送電アンテナが、10GHz 帯で素子出力1W、20GHz 帯で素子出力 0.1W、25GHz 帯で素子出力 0.1W の各ケースにおいて熱的に成立(-20℃～+60℃程度)する可能性が示された。

表 2-73 送電アンテナ構造外表面温度の計算結果

周波数	レクテナ 変換効率	出力 W/個	変換 効率	消費電力 W/個	発熱量 W/個	素子数	発熱 Q_t W	アンテナ 開口長 m	アンテナ正面から太陽入射			アンテナ真横から太陽入射		
									太陽光吸収率0.1 吸収熱量 W	総合発熱量 Q W	熱放射率 0.9 構造表面温度	太陽光吸収率0.1 吸収熱量 W	総合発熱量 Q W	熱放射率 0.9 構造表面温度
1.00E+10	0.65	0.1	0.65	0.154	0.054	1.7E+06	9.2E+04	35.3	1.7E+05	2.6E+05	213.2	9.7E+03	1.0E+05	168.2
		1	0.65	1.538	0.538	1.7E+05	9.2E+04	11.2	1.7E+04	1.1E+05	304.5	3.1E+03	9.5E+04	294.2
		2.5	0.65	3.846	1.346	6.8E+04	9.2E+04	7.0	6.8E+03	9.9E+04	373.7	1.9E+03	9.4E+04	369.0
		5	0.6	8.333	3.333	3.4E+04	1.1E+05	5.0	3.4E+03	1.2E+05	464.6	1.4E+03	1.2E+05	462.6
2.00E+10	0.50	0.1	0.45	0.222	0.122	2.2E+06	2.7E+05	20.1	1.1E+05	3.8E+05	310.2	5.5E+03	2.8E+05	286.2
		1	0.45	2.222	1.222	2.2E+05	2.7E+05	6.4	1.1E+04	2.8E+05	511.6	1.7E+03	2.7E+05	507.3
		2.5	0.45	5.556	3.056	8.9E+04	2.7E+05	4.0	4.4E+03	2.8E+05	639.4	1.1E+03	2.7E+05	637.4
		5	0.4	12.500	7.500	4.4E+04	3.3E+05	2.8	2.2E+03	3.4E+05	799.7	7.8E+02	3.3E+05	798.9
2.50E+10	0.50	0.1	0.45	0.222	0.122	2.2E+06	2.7E+05	16.1	7.1E+04	3.4E+05	337.4	4.4E+03	2.8E+05	319.7
		1	0.45	2.222	1.222	2.2E+05	2.7E+05	5.1	7.1E+03	2.8E+05	570.0	1.4E+03	2.7E+05	567.0
		2.5	0.45	5.556	3.056	8.9E+04	2.7E+05	3.2	2.8E+03	2.7E+05	713.8	8.8E+02	2.7E+05	712.5
		5	0.4	12.500	7.500	4.4E+04	3.3E+05	2.3	1.4E+03	3.3E+05	893.6	6.2E+02	3.3E+05	893.1
3.00E+10	0.50	0.1	0.45	0.222	0.122	2.2E+06	2.7E+05	13.4	4.9E+04	3.2E+05	363.6	3.7E+03	2.8E+05	350.0
		1	0.45	2.222	1.222	2.2E+05	2.7E+05	4.2	4.9E+03	2.8E+05	623.1	1.2E+03	2.7E+05	621.0
		2.5	0.45	5.556	3.056	8.9E+04	2.7E+05	2.7	2.0E+03	2.7E+05	781.3	7.3E+02	2.7E+05	780.4
		5	0.4	12.500	7.500	4.4E+04	3.3E+05	1.9	9.8E+02	3.3E+05	978.6	5.2E+02	3.3E+05	978.2

出所)J-spacesystems

キ) 受電レクテナ構造の熱的成立性計算結果

前説の検討で熱的に成立する可能性のある送電アンテナの 3 つの条件に対応させ、式(11)、(12)で算出できる受電レクテナの熱的成立性を検討する。検討する条件は、表 4.3.3.2-4 のとおりであり、式(10)～(14)の関係するものを用い、条件ごとに構造体外表面の熱放射率を 0.1～0.9 までパラメトリックに変化させて計算する。また、レクテナの素子間隔は受信ビームの到来方向がレクテナに対してほぼ垂直方向であることに鑑み、1.0(波長と同じ距離)を選定した。

表 2-74 受電レクテナ成立性検討条件

項目		備考
RD 受信周波数	TBD GHz	PLL ヘテロダイン方式
送(受)偏波	RHCP(LHCP)	
太陽光	照射無し	クレータの底に設置
熱放射対象温度	16.35K	宇宙と月面平均温度
送電周波数 10GHz 帯	送電アンテナ 11.2m 開口 1W 出力/素子、素子数 171 万個 変換効率 0.65	アンテナ素子 間隔係数 $\eta = 1$ (RD 正常動作を前提)
送電周波数 20GHz 帯	送電アンテナ 20.1m 開口 0.1W 出力/素子、素子数 222 万個 変換効率 0.45	
送電周波数 25GHz 帯	送電アンテナ 16.1m 開口 0.1W 出力/素子、素子数 222 万個 変換効率 0.45	

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

計算結果を表 2-75 に示す。表より、検討した全条件でレクテナは熱放射率の選定を施すことで、熱的に成立する解があることが分かった。なお、レクテナは太陽が当たらない環境に設置されることから太陽光吸収率を無視して熱放射率達成のみの設計で済むため、必要な熱放射率は比較的容易に実現可能である。なお、計算結果では、20GHz 帯、30GHz 帯において送電モードが平面波の場合、ビームウエストを送受の中央に置く場合ともに熱的に成立する解があるが、レクテナ開口の小さい方がより良い解と考えられる。

表 2-75 送電電力の 90%を包含するレクテナサイズ、受電電力密度、構造体外表面の温度

送電モード	周波数 Hz	送電部開口 m	90%焦点直径 m	レクテナ開口 m	到達電力 W	変換効率	発熱量 W	素子数 ($\eta=1$)	素子平均電力 W	受電部構造体表面温度 K					
										熱放射率					
										0.1	0.2	0.3	0.5	0.75	0.9
平面波 中央焦点	1.00E+10	11.2	NA	16.6	1.54E+05	0.65	5.38E+04	1.75E+06	0.09	362.8	305.1	275.7	242.6	219.2	209.5
			26.8	不成立						—	—	—	—	—	
平面波 中央焦点	2.00E+10	20.1	NA	21.6	2.22E+05	0.45	1.22E+05	2.98E+06	7.45E-02	389.9	327.9	296.3	260.8	235.6	225.1
			7.5	20.1				2.59E+06	8.59E-02	404.1	339.8	307.1	270.3	244.2	233.3
平面波 中央焦点	2.50E+10	16.1	NA	17.6	2.22E+05	0.45	1.22E+05	1.98E+06	1.12E-01	432.0	363.3	328.3	288.9	261.1	249.4
			10.7	16.1				1.66E+06	1.34E-01	451.6	379.7	343.1	302.0	272.9	260.7

出所)J-spacesystems

ク) 現在のテクノロジーで熱的に成立するシステムの要約と開発目標の設定手順

これまでの検討結果を用いて、月面極地に μ 波無線電力伝送システムを構築する場合に熱的な成立性があり、かつ、最も小規模な構成で済むシステムイメージを図 2-133 に示す。

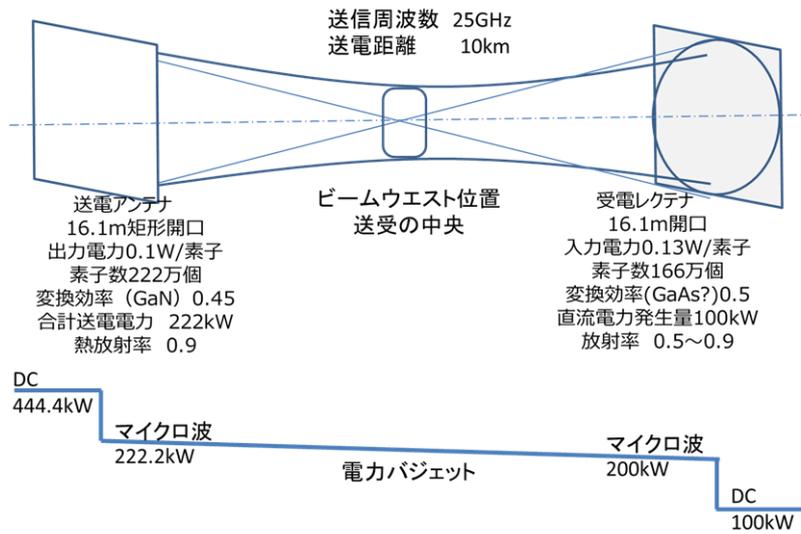


図 2-133 現在のテクノロジーで実現可能な送受電システムのイメージ

出所)J-spacesystems

図 2-133 から、現在の半導体のテクノロジーレベルで月面に 100KW をユーザが使うためのマイクロ波無線電力伝送システムを構築すると、送電側アンテナ素子数が 222 万個、受電レクテナの素子数が 166 万個、送信アンテナ、受電レクテナの構造が共に 1 辺 16m 超の巨大なものになることが分かる。地球上での構築であれば問題ない規模かもしれないが、月面上では運搬、建設面からして建設が困難な可能性が高いため、今回の実現性解析で実施した熱的成立性を常に確認しながら、大幅な小型軽量化を図らねばならない。このためには、半導体を含む他のデバイスも公平に将来の実力値を見極めた上で、開発に着手すべき候補を早めに選択する必要がある。図 2-134 は、半導体を用いる場合の定量的な開発目標値を決めるための手順であり、その後、開発に着手する必要があると考える。なお、半導体以外のデバイスを用いる場合でも同様な手順を踏む必要がある。

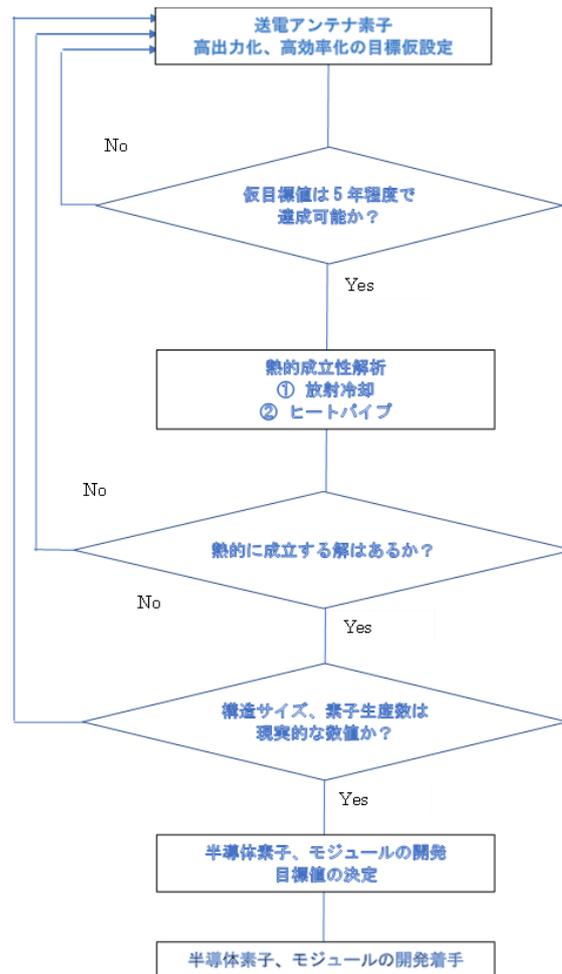


図 2-134 半導体開発目標設定と開発着手までの手順

出所)J-spacesystems

4) 課題の整理

a. 開発課題のまとめ

本実現性解析から得た情報を含め、開発課題を以下のように整理した。

ア) 要素技術開発

- 半導体素子を含む高出力、高効率な送電デバイスの開発目標の決定
- 半導体素子を含む高入力、高効率な受電デバイスの開発目標の決定
- 必要な太陽光吸収率、熱放射率を実現する構造表面処理の現在の実力調査検討、及び要すれば開発目標の決定、モデル開発
- 廃熱方式トレードオフ検討と実現性解析、デバイス種類と廃熱方式の親和性評価検討、要すれば廃熱小型モデル開発と実証
- 半導体素子を含む高出力、高効率な送受電デバイスの開発、実証

イ) 月面環境条件

- レゴリス挙動(日照変化時の舞い上がり量、構造体への付着メカニズム等)調査検討
- コンタミネーション管理手法の検討開発
- 送受電部電気系統に対するレゴリス帯電力影響の回避策調査検討
- 月震、隕石落下時の地盤振動条件等の明確化
- 太陽フレア異常時等を含む電子機器動作に対する宇宙線環境の調査検討、部品選定管理計画書開発

ウ) 輸送、建設条件

- 輸送単位(月面迄、月面上)の最大サイズ、最大質量
- 輸送時の各種強度要求条件(加速度、振動・衝撃、熱環境)
- レゴリス深さ、地盤剛性等の調査
- 将来的には建設設計基準、月面作業基準的な共通仕様の開発

(2) レーザ

1) 検討の前提条件

a. 最近の長距離レーザ無線伝送

本件で想定する伝送パワーの規模 100kW 級に関連した最近の動向 2 件と、宇宙空間におけるレーザエネルギー伝送に関する最近の話題 2 件について記す。

まず前者について、100 kW パワーレベルとなると、軍事技術の領域で開発が盛んであり、報道ベースの情報となるが、米国の事例が参考となりやすい。ここでは米国海軍の 2 例を紹介する。その特徴から、受光後の電気エネルギー変換は行われておらず、送光技術の先行事例としての紹介が主となる。



図 2-135 60 kW 超の空間伝送例(Lockheed Martin 社 HELIOS システム)

出所) "Lockheed Martin delivers HELIOS laser system to US Navy, 14 Jan 2021. US Navy has recently demonstrated above 60kW output power based on multiple kilowatt fiber lasers."
<https://optics.org/news/12/1/17> (2022年3月17日閲覧)

最初の例は、2021年に報道された60 kW超の空間伝送例で図 2-135 にそのイラストを示す。Lockheed Martin 社が数 kW のファイバーレーザーを束ねて 60 kW 超のレーザーシステムをデモしている。長距離伝送に適した市販品上限の数 kW をベースに、束ねる(手法は不明)ことで達成している。ファイバーレーザーの大出力化は進んでおり、米国製品で 500 kW まであり、日本にはレーザー加工開発で 100 kW の導入事例がある。しかしながら、これらの大出力製品は、長距離伝送には向かない、出力優先の仕様(マルチモード伝送)となっている。この例では、km 以上の長距離伝送に適した数 kW ベースと明記されており、おそらくシングルモード伝送のファイバーレーザーを束ねる形になっていると思われる。技術としては現実的なアプローチで有望な手法であるが、日本には技術がまだないと思われる。

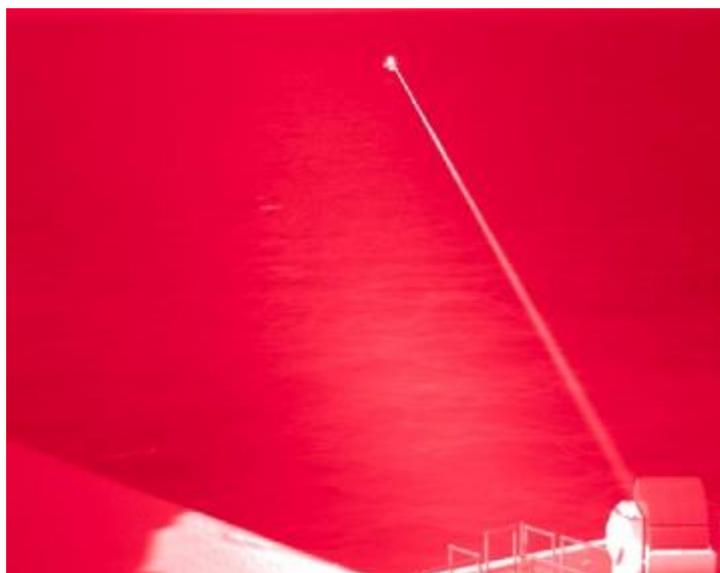


図 2-136 100-150 kW の空間伝送例
(アデン湾で高エネルギーレーザー兵器システムの試験を実施した際の写真)

出所) "US Navy fires laser weapon in Gulf of Aden 16 Dec 2021, Capability of high-power demonstrator system tested on static target in Middle Eastern waters."
<https://optics.org/news/12/12/26> (2022年3月17日閲覧)

次の例は、同じく 2021 年に報道された 100-150 kW の空間伝送例で図 2-136 にその伝送時の様子を示す。船上から止まっている標的に当てた模様である。Northrop Grumman 社の固体レーザー ("solid-state laser technology") ベースとあるが固体レーザーの具体的中身は不明である。固体レーザーは、ファイバーレーザー出現前からある、比較的安定したレーザー技術の名称ではあるが、堅牢性やメンテナンス性からはファイバーレーザーの選択が有利であると考えられる。TRL については 6 との表記がある。ここまでの固体大出力レーザーは日本にはない。

以上の 100kW 級レーザー伝送の波長は、その出力の高さからいずれも 1 μm 帯と思われる。

次に、宇宙空間におけるレーザーエネルギー伝送に関する最近の話題 2 件について示す。

一つ目は、ロシアの国営企業ロスコスモスの子会社であるロシア宇宙システムによる宇宙発電所のプロジェクト開発である⁸¹。

⁸¹ "Russian company develops method for effective transfer of solar energy to Earth: by Staff Writers Moscow (Sputnik) Jan 06, 2022."

70 平方メートルの無人宇宙船で、太陽エネルギーを集めて蓄積し、地球にレーザ伝送し、地上局でエネルギーを受け取るものである。ワイヤレスレーザベースのエネルギー伝達の実験は、国際宇宙ステーションのロシアセクションの科学モジュールでの研究の優先事項の 1 つとされている。この研究がこれまでにどのような発見をもたらしたかについての報告はない。

二つ目は、Space Power 社が英国の SPRINT (SPace Research and Innovation Network for Technology) ビジネスサポートプログラムに署名したという報道である⁸²。

この資金により、サリー大学と宇宙インフラプロジェクトで協力し、2023 年までに政府機関の外で最初の軌道上レーザパワービームデモンストレーションを開発し、2025 年までに完全に商業化するという同社の計画をサポートする。CubeSat は、小さいが故に電源容量からフライト時 5% の運用効率でしかなく、地上へのデータ転送などのミッションに制限を与えているようで、太陽電池パネルによる太陽光発電に加え、レーザで無線給電することで数倍の仕事ができるようにする。太陽電池の知見もあり、とあり、レーザ波長と太陽電池の関係も、この小型衛星のパワーレベルにおいて、よい組合せを考えていると考えられる。

b. レーザ伝送仕様の基本的な考え方

伝送距離 10 km 想定で、大まかな仕様の見積を行う。波長選択については後段で検討を述べるが、ここでは $1 \mu\text{m}$ とする。

送光口径を D [m] とすると、 $10 \text{ km} = D^2 / 1 \mu\text{m}$ から $D = 100 \text{ mm}$ 以上の送光口径であれば、波長 $1 \mu\text{m}$ のビームは 10 km 先までフレネル回折の領域であり、ビーム径が同等レベルの送光が可能となる。一方、口径 100 mm 以下であれば 10 km 先ではフラウンホーファ回折となり、ビームの回折拡がりが生じることになる。

次に、送光口径の選択を絞り込むために、受光側の大きさについて粗く検討する。100 kW 電力確保の要求に対し、受光側の PV (photovoltaic、光電変換素子) のレーザ・電気変換効率を仮に 50% とすると 200 kW 受光が必要となる。PV は簡易な構成となるよう、通常の太陽電池と同じ受動冷却を前提とすると、入射強度を太陽光程度の $1 \text{ kW}/\text{m}^2$ として、 $200 \text{ kW} / (1 \text{ kW}/\text{m}^2) = 200 \text{ m}^2 = 14 \text{ m}$ 四方となる。

送光口径を 100 mm より大きくするか小さくするかを選択に対し、この想定受光面は比較的大きいため、小口径によるフラウンホーファ回折のある程度の拡がりを許容できる伝送が選択可能である。小口径の選択は送光システムの小型軽量化のメリットをもたらす。よって、100 mm 以下の口径選択が妥当と考えられる。

ただし、PV 側の効率的な光電変換のためには、PV 上における一定の照射均一性が必要であり、課題となる。複数ビームの配置検討が必須となる。

口径の具体例としては、ビーム口径 (エアリー円盤: ピーク強度の $1/e$ より内側でエネルギーは全体の 84% 程度の領域) 50 mm 程度、光学系口径 100 mm 程度といったサイズ感が考えられる。一般にガ

https://www.solardaily.com/reports/Russian_company_develops_method_for_effective_transfer_of_solar_energy_to_Earth_999.html (2022 年 3 月 17 日閲覧)

⁸² “Space Power to develop first non-governmental, LASER-based power beaming technology for space-based applications”, <https://www.sprint.ac.uk/news-stories/space-power-to-develop-first-non-governmental-laser-based-power-beaming-technology-for-space-based-applications/> (2022 年 3 月 17 日閲覧)

ウス関数の強度分布を持つビームを円形開口で回折損失をある程度抑制するためには、ビーム口径の 2 倍程度の開口で対応することが多い。より損失を低減させるために 3 倍とすることもあるが、大口徑化に伴う費用増とのトレードオフで決められる。口径の下限については、光学素子表面のレーザ強度耐力・冷却要請で決まると考えられる。

参考までに、口径 101.6 mm 市販の軸外し放物面ミラーの例を図 2-137 に示す。ファイバーレーザ光が光ファイバー端から出射され、広がるビームがこの放物面ミラーにより 50 mm 口径の平行ビームとなって出射されるイメージである。このように市販品レベルで構成可能な仕様であり、現実的である。図のミラー製品の表面コーティングは金コートであり、実際はより反射率の高い誘電体多層膜を利用することが効率の面からも、ミラーの余計な加熱の回避の面からも有効である。



図 2-137 口径 10 cm 程度の軸外し放物面鏡の市販品例

出所) <https://www.edmundoptics.jp/p/1016-x-1524mm-pf1-45-off-axis-parabolic-gold-mirror/33524/> (2022 年 3 月 17 日閲覧)

2) 方式及び候補の調査検討

a. レーザ波長と方式

前述の 100 kW 級レーザの空間伝送例の紹介では、波長は $1\mu\text{m}$ 帯であると推察した。その根拠と本検討における前提条件として使用波長として同じ $1\mu\text{m}$ 帯を選択する妥当性について述べる。

図 2-138 に波長選択に関連し、既存の産業用レーザの波長及び出力別の分布を示す。紫外線のエキシマレーザから赤外線のコ₂(炭酸ガス)レーザまで多くの種類とその用途が書かれている。この図で最も高い出力の波長帯がその $1\mu\text{m}$ ($=1,000\text{ nm}$) 帯と CO₂ レーザの $10\mu\text{m}$ 帯であり、いずれも自動車部品溶接や板金切断といった金属加工用途に利用されている。このうち、CO₂ レーザの歴史は長く、加工用レーザとしての定番であったが、近年はより波長が短い $1\mu\text{m}$ 帯のファイバーレーザが、対象金属へのより高い吸収率を得られる点と、光ファイバーによるレーザビームの取扱容易性、メンテナンスフリーといった利点から、多くが取って代わられてきている。

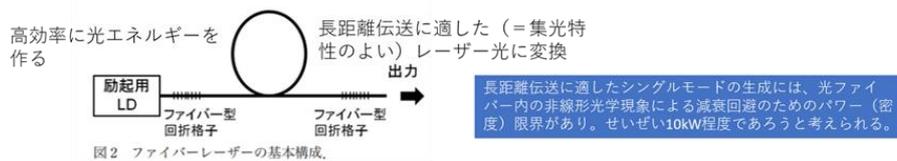
- km以上伝送ではファイバーレーザー1μmが有力。レーザー加工業界で成熟・発展中
- 光通信1.5mm帯は目に20倍安全、高効率生成・光電変換期待も出力低い（下図にはない）



図 2-138 波長選択(大出力×拡がらない)

出所) Laser Agency 社 HP(<http://www.laser-ac.com/>)より青字追記

ファイバーレーザーにおいては、米国 IPG 社が世界トップメーカーであり、最大 300 kW 製品まで市販されている。ファイバーレーザーは半導体レーザー(LD: Laser Diode)が Yb ドープの光ファイバー内に導入されて励起源として利用され、より高輝度のファイバーレーザー光となって出力される仕組みである(図 2-139)。これは電気から(半導体)レーザー光を高効率に出力できる半導体レーザーと、レンズでより小さく絞ることができるレーザー光に変換できるファイバーレーザーの 2 段階の構成により、効率的な微細加工などの高度な産業用精密加工機として広く普及している。



	LD: Laser Diode 半導体レーザー (励起源)	ファイバー (LD励起) (輝度変換器とも言われる)
出力	高い (エネルギー伝送に適する)	— (励起源があつての出力)
変換効率	60-70% (電気・光)	50-60% (LD光・ファイバー光)
ビーム品質 (口径×広がり角)	低い (大きい値) (長距離伝送に適さない)	高い (小さい値) (長距離伝送向け)

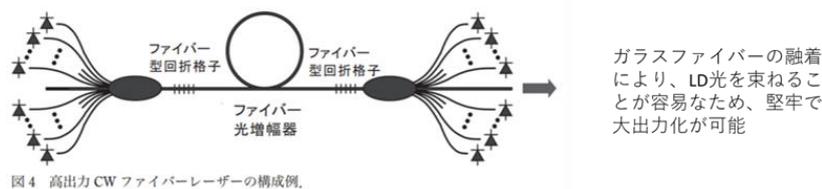


図 2-139 ファイバーレーザーの基本構成(参考)

出所)図:西澤典彦, 光学 42(9), 438-445, 2013-09-10、その他:J-spacesystems

表 2-76 大出力レーザーの方式比較(参考)

	構成	メンテナンス性 (消耗・堅牢)	無線パワー伝送の観点	本件への適用可能性
ガスレーザー (炭酸ガス、 ヨウ素)	容器に詰めたガスを放電等により励起、精密位置合わせの鏡2枚で発振。	× ガス交換などケア必要	いち早く数十kW級が構築され、軍事用にも当初から検討されたが簡便な他方式へ。	×
固体レーザー	LD(半導体レーザー)により固体媒質を励起、鏡2枚の発振器と鏡なしの増幅器で構成	○ LD寿命(地上では数万時間)が支配的と思われる	固体材料で扱いやすく、ガスの代替方式として発展するが、高ビーム品質の確保容易性はファイバーレーザーが有利か	△ 米国海軍向けノースマング ロップ製150kWを要調査
ファイバーレーザー	ファイバー導光したLD光励起で光ファイバーによる高ビーム品質大パワー生成	○ LD寿命(地上では数万時間)が支配的と思われる	光ファイバー内に光が閉じ込められ、位置調整が不要なため取扱容易。	○ 米国海軍向けロッキード製 65kW超をベンチマーク
太陽光励起レーザー (研究段階)	太陽光を励起光とし、固体(ロッド、ディスク)や光ファイバー、半導体を励起して発振もしくは増幅	○? 固体レーザーにほぼ準拠。半導体媒質の場合は、LD寿命が参考か。	実験室でW級発振確認程度。太陽光を直接励起光に変換できる第一段階、高ビーム品質を得る第二段階、それらの大出力化が必須。	?? ファイバーレーザーの励起源オプションが初段階か。

出所)J-spacesystems

レーザー方式の比較について表 2-76 に示す。100 kW 級の長距離伝送が実証されているファイバーレーザーが最も有力な候補であり、その波長は 1 μm 帯にある。

b. シングルモードファイバーレーザー

長距離伝送に適しているのがシングルモードのビームである。図 2-135 で示した Lockheed Martin 社の 65 kW 砲は数 kW を束ねていると前述したが、その数 kW が長距離伝送に適したシングルモードであると推定され、本検討の 10km 伝送においては必須の特性となる。

図 2-140 に米国 IPG フォトニクス社のシングルモードファイバーレーザー製品を示す。最大で 10 kW 出力のものが市販されており、大きさは 850 x 800 x 1400 mm である。水冷装置であり、外部に冷却装置を付帯する必要がある構成である。国産では、フジクラが開発品で 5 kW、古河電気工業が製品で 1.5 kW を販売している模様である。



図 2-140 シングルモードファイバーレーザー製品例 2 kW, 5 kW, 10 kW (850 x 800 x 1400 mm)

出所)米国 IPG 社,

<https://www.ipgphotonics.com/en/products/lasers/high-power-cw-fiber-lasers/1-micron/yls-sm-1-10-kw>(2022年3月17日閲覧)

ファイバーレーザにおけるシングルモードとは、光ファイバー内で光が閉じ込められて進行する中心部であるコアが 10 μm レベルと小さく、コア内における光の進行経路が一意に決められている状態にあることをいい、回折限界に近い、回折広がり小さい長距離伝送に適したビームとなる特徴がある。

しかしながら、大変狭い領域に光が閉じ込められており、光の強度を増していくと光とファイバー材料の非線形光学効果により、散乱を受けて減衰してしまうことが知られており、これが伝送できる上限を決めている。よって、100 kW といったより高い出力の製品はシングルモードではなく、コア径がより太いマルチモードのレーザとなっており、出力は高いが長距離伝送には利用できないビームである。

その上限は、現在、製品レベルでは上記 10 kW 程度である。制限している非線形光学効果は誘導ラマン散乱であり、材料、光強度、光と材料の相互作用距離(すなわちファイバー長さ)でその散乱強度(損失)が決まる。材料は石英ガラスがベースでほぼ不変であり、光強度を高めるには、相互作用距離を短くすることが必要である。こういったファイバーレーザは、生産設備として溶接等のロボットによる加工工程に投入されることが通常で、光ファイバーの取り回しのためにその長さが通常は 5 から 15 m といったレベルが多い。対してシングルモードで高い出力を確保するためには、数 m 程度とすることもあり、使い勝手としては限定的にならざるを得ない面もある。よって、さらなる大出力化は製品としての実現可能性は難しい側面がある。

そこで、コア径を広げつつもシングルモード伝搬が可能な、新しいフォトニック結晶ファイバーという新しいタイプの光ファイバーも日本の独自技術として登場しはじめている。まだ置き換わるまでには至ってはいないが、より長く使い勝手の良い、かつ大出力のシングルモードファイバーレーザの可能性が期待されている。

以上の動向から、本件に適用できるシングルモードファイバーレーザの可能性としては、ファイバー長を短くして 5 から 10 kW 程度の出力をひとつのモジュールとする構成が、国産技術としても短中期的に想定することが可能と思われる。日本の独自技術としてフォトニック結晶ファイバーによる、より大出力のシングルモードファイバーレーザの構築も検討の価値がある。

c. レーザ・電気変換用 PV

レーザPVとも呼ばれ、単色入射に特化した光電変換素子で、入射光の光子エネルギーに対応したバンドギャップを持つ PV が使われることが多い。波長が 1 μm 付近であることから、単純には間接遷移型のシリコン、もしくはよりバンドギャップの制御性が高く直接遷移型の III-V 族混晶系などが試されている。セルで 40~60%の効率が報告されており、発展途上にある。さらに長い波長の 1.55 μm では、InGaAsP の 100K 低温動作で 75%セル報告[OWPT-2-04 Optics&Photonics Int. Cong. 2019]もあり、月面の低温環境下における使用に対してその利用可能性に期待が持てる要素も垣間見える。

d. レーザ無線電力伝送システム実現のための検討課題

最後に、月面でのレーザ無線電力伝送システムを実現するために必要な検討課題を列挙する。

一つ目の課題は、送電システム側の高効率軽量化である。冷却構造重量の低減を中心とした小型軽量化、電気・光変換効率の向上、重量(≒コスト)を意識したレーザ出力の最適化の 3 点で構成される。最初の 2 点は、水冷装置であるレーザ装置の冷却容量の抑制に効果的で小型軽量化を促進できる主

要な要素となりえる。もうひとつの出力向上は、現状 5 から 10 kW をモジュールとすることが考えられるレーザー装置において、重量対出力比(≒コスト対出力比)及びモジュール数全体に対するコストも考慮した最適化が必要である。

二つ目の課題は、レーザー用高効率 PV の実現である。セル開発、モジュール開発、耐環境性・安全対応の 3 点で構成される。セル開発については、宇宙用 PV をベースとした混晶系による構成、低温活用の高効率化がテーマである。モジュール開発は、セル直並列と照射分布制御、反射損失の低減工夫、MPPT 制御最適化が必要である。耐環境性・安全対応は、レゴリス付着対応(帯電制御や物理的除去など)、環境放射線に対する耐性確保がテーマである。

三つ目の課題は、送受電システムの月面環境あるいは宇宙環境での信頼性であり、特にエネルギー損失が発生する際の熱処理が重要な課題であり、マイクロ波送電と同様の趣旨である。ファイバーレーザー民生品では水冷システムで実現済みではあるが、冷媒の凍結対策などは地上にはない過酷な環境だけに新たなテーマである。レーザー PV は通常 PV 同様の受動冷却ベースで成立するパワー密度送電が前提となることが望ましい。

四つ目の課題は、送受電システムの軽量化及び建設技術の検討であり、これもマイクロ波送電と共通である。

ほか、レゴリスによるレーザービーム散乱の影響(レゴリスの粒径分布と屈折率がわかれば吸収・散乱の推測可能)、システム全体の運用方法等、様々な検討課題が考えられるが、現時点では上述の 4 課題を直近で取り組むべき検討課題とする。

3) 更なる課題抽出を目的とするシステム実現性解析

a. 100kW-10km 送電システム基本構成

ア) 基本構成

図 2-141 に送電システム基本構成を示す。レーザー系、伝送系、制御系からなる。冷却系は排熱 I/F の検討が必要である。100kW 供給と受光変換効率を想定すれば、レーザー出力は 200kW 超級が考えられる。

レーザー系は 1 系統で 200kW 級の 10km 伝送ビーム生成は難しく、10kW 以下程度のモジュールの統合もしくは、複数の送電システムにより全 200kW 超級の構成が考えられる。

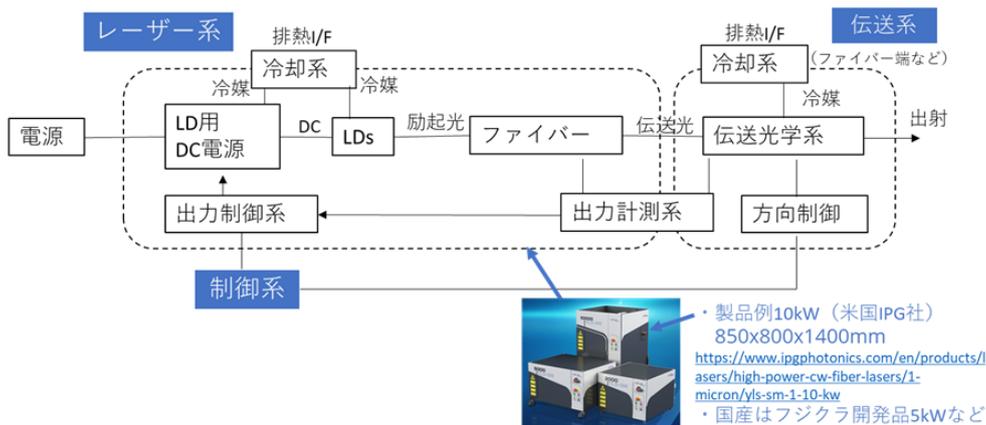


図 2-141 送電システム基本構成

出所)J-spacesystems

イ) モジュール構成/複数セットの案

図 2-142 にモジュール構成/複数セットの案を示す。単一式と束ね式の 2 方式が考えられ、それぞれの開発要素と特徴を以下列挙する。

【単一式】

- 伝送光学系の構築が主(レーザは市販ベースで即試行可)
- このセットを基本に、台数で対応という考え方
- 数が出るので単価は下がりやすく、国産可能。

【束ね式】

- 単純には、ファイバー端面を狭い領域に並列
(独立ビームが並ぶだけ)
- 熱密度高く、冷却やビーム品質への影響が課題
- (複数ビーム間の位相整合技術は要調査・比較)
- 束ねるモジュール数で実現可能性制御が可
- 民生用途の動機付が課題だが、国産対応可能性有か

単一式：すぐできる



束ね式 (ロッキード様の方式)

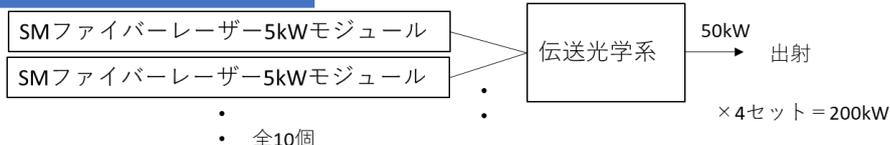


図 2-142 モジュール構成/複数セットの案

出所)J-spacesystems

ウ) 送光系

図 2-143 に送光系の案を示す。大出力につき反射光学系仕様が想定される。透過光学系は透過時の吸収発熱が大きいレベルで過熱にもなり得、温度分布がビーム品質にも影響し制御しづらいからである。また、方向制御の時間応答は、固定関係(基地間)であればそれほど精度を要しないと思われる。大出力による熱分布(太陽光入力も)が光学系等の機械精度に及ぼす影響も考慮が必要である。

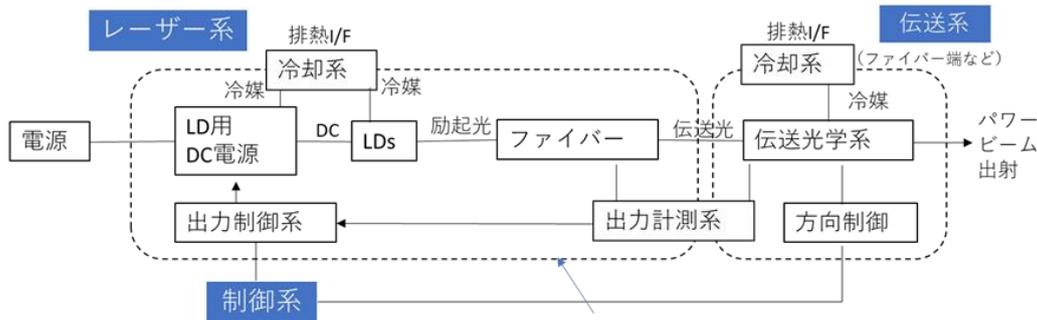


図 2-143 送光系(図中右側)

出所)J-spacesystems

エ) 100kW-10km 送電システム基本構成

図 2-144 に受電システム基本構成を示す。受電系であるPVと電力変換部、電源・制御系、パイロット信号送信部からなる。

冷却系は、PVは通常PVと同様として受動冷却で、高効率の低温運転を狙うが、積極冷却の投資効果があれば導入可能性あり、他は機器制御のため積極冷却及び熱利用の検討が考えられる。

パイロット信号送信部は、送電システム側が受光システムをターゲットにする際のパイロット信号を送る機能を持つ。受動的なコーナーキューブリフレクターか、積極的なパイロットレーザビーム送信か、光空間通信も兼ねるかは要検討である。



図 2-144 受電システム基本構成

出所)J-spacesystems

(3) 有線

1) 検討への前提条件

有線による電力伝送を行う前提条件は次の通りである。

- 適用する電力伝送の対象は、

- PSR 内で活動する探査ローバや水素製造プラント
- 電力を使用する場所から 10km 程度離れたリモートエリアより電力を伝送
- 水素製造プラントや居住エリア内又は隣接場所等のローカルな電力分配
- 環境としては高真空環境であるが、居住エリアや水素製造プラント周辺等ではアウトガスにより真空度は悪くなる。
- 舞い上がったレゴリス等による帯電現象もある。

ただし、電力伝送における「ラストマイル」の電力伝送(配電方式)については、最終的には特殊な用途以外は、有線による電力エネルギーにて必要としている装置に配電され、必要な機能を果たすことに留意する必要はある。

2) 方式及び候補の調査検討

宇宙空間で有線による電力分配の技術として実績があるのは国際宇宙ステーション(ISS)に採用されている直流 120V 系による配電システムである。人工衛星の電源系も実績として考えられるが、大規模の通信衛星の TWTA 等へのミッション電力供給バスラインとしてもせいぜい 120V 程度が上限で、通常バスラインとしては 50V 系が主流である。図 2-145 に ISS の JEM 内の配電システムの事例を示す。

なお現在は、地上においても概ね最終的には各機器の必要とされる電圧の直流の形態で利用されるが、電力半導体の進歩により直流による配電にても DC/DC コンバータにより適切な電圧に効率よく変換されて利用される。ちなみに DC/DC コンバータの効率は現在では 90%を越えているので、損失としては交流配電と同等である。

ただし、この耐放電という観点から実績のあるという観点での 120V 直流にて 10km 程度の長距離の送電を実施するのは、損失が多すぎるという観点で実用的では無いと考えられる。

その他、永久影(PSR)等の内部において、高温超伝導ケーブルが使用できる低温が維持される環境では、高温超伝導ケーブルによる電力伝送も候補となりうると考えられる。

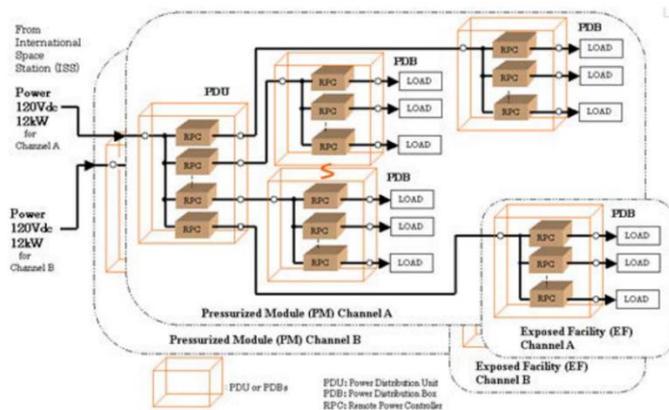


図 2-145 国際宇宙ステーション「きぼう」の配電システム

出所)国際宇宙ステーション日本実験モジュール「きぼう」で獲得した有人宇宙技術(宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-12-015)

放電を抑制する技術開発又は解析によりプラズマの発生やレゴリス帯電等の放電の原因となる現象

が抑制される見通しがあるのであれば、地上における送電方式と同様に高電圧による低損失の送電システムが実現でき、候補となる。

3) 候補の方式への要求条件及び実現に必要な技術

a. 居住区内、水素製造プラント内およびその近傍

国際宇宙ステーションにて確立した 120V 直流による配電技術を適用し、さらに大電力化やその後の半導体技術の進歩を反映した技術開発により、さらなる効率的な配電を実現することで進められる。

b. 有線による長距離送電

120V 直流による送電は現実的ではない。例えば図 2-146 に示すような系統にて 120V 系の低圧で 100kW を送電する場合、入力端での発電所での電圧を 480V まで許容しても、効率は 25% で、ケーブル重量は 156.5 トンとなる。

また送電電圧を下げるためには中途に電圧を上げる図 2-147 に示すように途中にインバータを設置し、カスケード構成する方式はあるが、送電電圧が低いことと、インバータの効率によりさらに重量が嵩むこととなる。



図 2-146 直流 120V 系による送電の検討例

出所)J-spacesystems

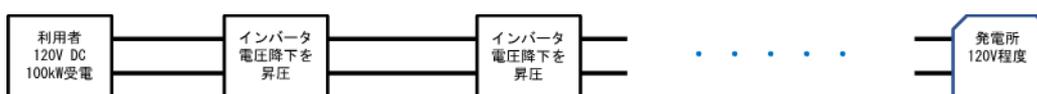


図 2-147 インバータによるカスケード昇圧事例

出所)J-spacesystems

4) システム構成並びに他システムとのインタフェース

近距離電力伝送及び住居/製造設備での受電について、月面活動の初期段階では、住居及び製造設備の近くに太陽電池パネル等による発電設備を設け、そこから有線により電力は接続される。

その場合、技術開発及び絶縁技術開発により従来実績の有る 120V DC より電圧を上げることが出来れば重量削減につながられる(電圧を倍ならば、損失は 1/4 となり、同じ損失ならば重量は 1/4 となる)。また住居設備においては必ず蓄電池によるバックアップが成されるはずであり、将来における複数の方式による発電電力より受電し、さらに管理する技術が必要となる。図 2-148 に受電に関するインタフェースの概要を示す。

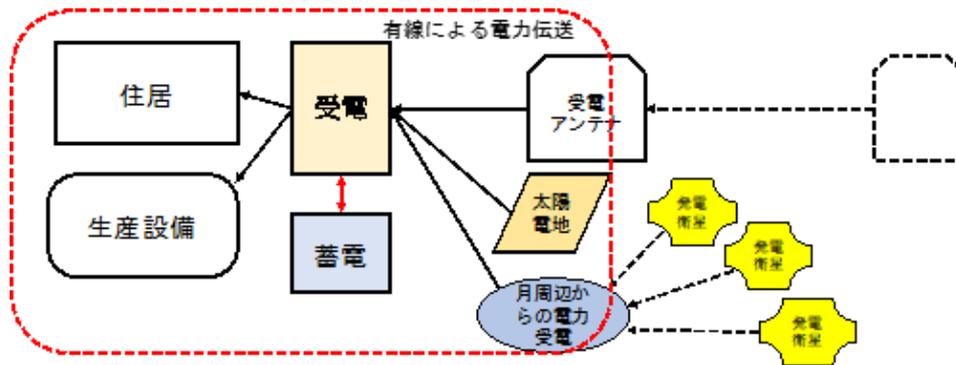


図 2-148 受電に関するインタフェースの概要

出所)J-spacesystems

5) 建設及び運用計画

a. 居住区内、水素製造プラント内およびその近傍

国際宇宙ステーションにて確立している 120V 直流による電力分配システム技術をもとに居住区及び水素製造プラント内の電力供給システムの構築を開始できる。またそのシステムの運用については同様に長年の実績がある。ただし、月面活動の開始時点では国際宇宙ステーションの規模と同程度であるが、最終的には規模として地上における都市並みの規模とするのが目的である。特に国際宇宙ステーションの電力システムのように主となる電源としては太陽電池であり、その電力を一方向に消費するというシステムであるが、規模が大きくなるに従い、複数の発電システムを電力ネットワークにて接続し、負荷もそのネットワークに接続して消費されるというシステムとなる。

b. 長距離送電

放電問題が生じない範囲の電圧による長距離送電は、技術課題があり、すぐには実現出来る見込みは無いが、高電圧が利用出来るようになればそのメリットは計り知れないので、まずその研究開発を開始する必要がある。

6) 候補の方式のメリット/デメリット及び日本の技術レベルの識別

a. 居住区内、水素製造プラント内およびその近傍

日本は国際宇宙ステーションの電力システムについて、その開発開始時点から関与しており、その技術をもとに月面での電力システムを構築するにあたり、技術的な支障は無い。

b. 長距離送電

商用電力系統における長距離送電技術を保有しており、月面真空環境(プラズマ)とレゴリスの帯電に課題の中で、どこまで高電圧の送電が可能かの見極めがつけば技術的には問題は無いと考える。なるべく早く真空環境における放電問題への取組みを開始する必要がある。

7) 課題の整理

- 国際宇宙ステーションにおける電力システム技術の適用については、その範囲や、将来の技術的な拡大を見越してのシステムの検討及び適用機器の開発計画を策定する必要がある。
- 長距離送電対応にて、真空下での耐放電問題の技術開発への取組みの必要
- 冗長構成、有人対応の Fault Tolerant、用途対応の配電システムの構築について、ISS の JEM においては、機器動作を維持する目的のためだけの電力と考えられるので、単なる冗長系の配電系であるが、月面における水素の生産が本格化し、大電力の「生産」のための電力と、有人の生命維持のための 2FT を確保する電力システムが混在してくる場合についてのシステムシステムの構成方法は課題である。特に、月面滞在の人数が増えて来ると、停電時に ISS や小規模な月面有人滞在時におけるエスケープシップによる地球への避難は現実的ではなくなり、電力ネットワーク全体として、現在の NASA が規定している安全要求である、同一原因にて不具合が生じない 3 系統の独立したシステムにより電力を供給する 2FT が必要となると考えられ、その考え方や実現方法の具体的な議論を開始する必要がある。

(4) ローバへの送電

1) 検討への前提条件

月面探査に活用が検討されている探査ローバに対する電力送電に関し検討を行った。本事業全体の検討範囲とアウトプットイメージ(バリューチェーン全体像)を図 2-149 に示す。このうち、探査ローバへの送電は、移動体であることから有線による電力伝送は課題が多いこと、比較的無線給電で扱いやすい電力・送電距離であることなどを考慮し、利用シーンとして選定した。

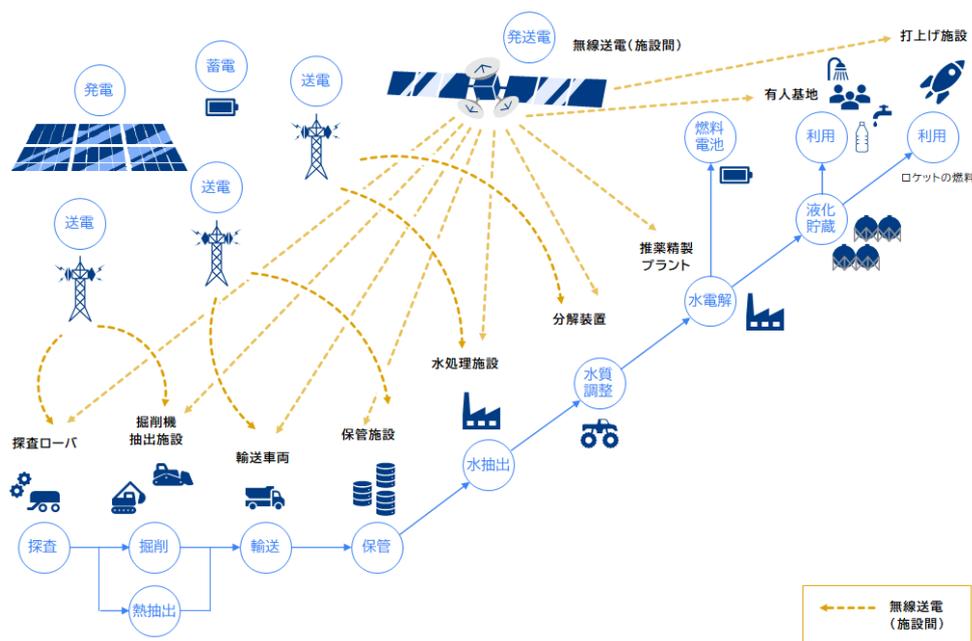


図 2-149 バリューチェーン全体像(再掲)

出所)三菱総合研究所作成

探査ローバの送電システムの運用イメージを検討するにあたり、参考文献として「EZA-2020001 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)2019」を参照した。参考文献の「6. 環境・資源データ整理」では、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、これまでに取得されているデータについて整理されている。中でも水については、アーキテクチャへの影響、緊急性、総合で優先順位が高いことが示されている(表 2-77 参照)。

表 2-77 環境・資源データ(月)の整理結果

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)に水蒸気(水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、その被ばく線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。 <ul style="list-style-type: none"> ➢ 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。				

出所)「EZA-2020001 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)2019」より
https://www.exploration.jaxa.jp/assets/img/news/pdf/scenario/EZA-2020001_S.pdf(2022年3月17日閲覧)

また、「11.4 月狭域探査ミッション」では、月面探査の初期に月極域探査ミッションを立ち上げ、無人探査ローバを用いて、資源探査を行うことが提案され、将来の探査活動に向けて、水の量と質、水の濃集原理を明らかにするデータを取得・調査することが重要であることが述べられている(表 2-78、図 2-150 参照)。

表 2-78 月極域探査ミッションの概要

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

出所)「EZA-2020001 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)2019」より
https://www.exploration.jaxa.jp/assets/img/news/pdf/scenario/EZA-2020001_S.pdf(2022年3月17日閲覧)

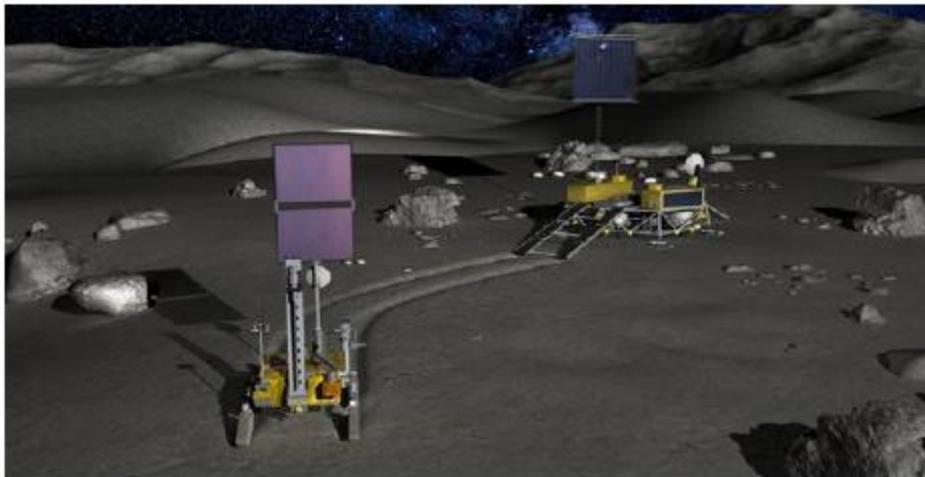


図 2-150 探査時のイメージ図

出所)「EZA-2020001 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)2019」より
https://www.exploration.jaxa.jp/assets/img/news/pdf/scenario/EZA-2020001_S.pdf(2022年3月17日閲覧)

月極域探査ミッションについては、図 2-151 に示すミッション運用コンセプトが提案されている。運用コンセプトから、水氷資源の調査は永久影の付近を中心に行われることが想定される。

このため、送電部付近はクレータ側面・底面などの高度の低い場所であることを想定し、送電部から受電部(ローバ)に対して、斜め上から無線で電力を送電することを想定する。送電距離は、永久影付近をカバーするために最大 250m を仮定した。

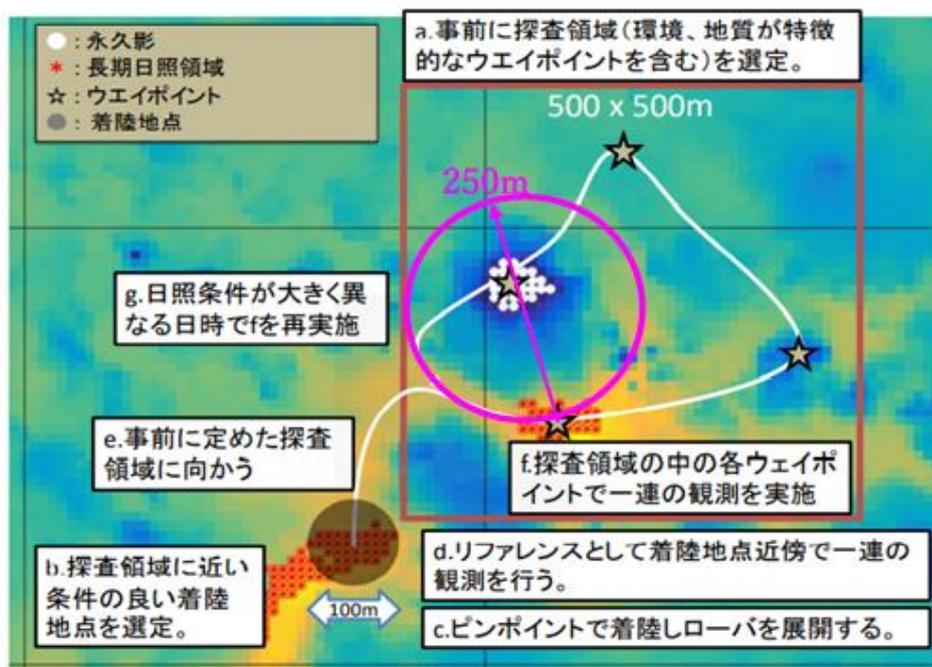


図 2-151 月極域探査ミッションの観測運用の概要

出所)「EZA-2020001 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)2019」より
https://www.exploration.jaxa.jp/assets/img/news/pdf/scenario/EZA-2020001_S.pdf(2022年3月17日閲覧)

2) 方式及び候補の調査検討

月面上で探査を行うローバに対する送電方式の候補には、有線方式、無線方式があり、無線方式の中にはレーザーを用いた無線給電と、マイクロ波を用いた無線給電の2方式が候補として考えられる。各方式の比較結果を、表 2-79 に示す。

候補の方式を比較するにあたり、参考文書「EZA-2020001 日本の国際宇宙探査シナリオ(案) 2019」6章、環境・資源データ整理において、月面環境に関するデータが示されているが、6.1.5 レゴリスの汚染記載では、月面は帯電して浮遊するレゴリスやローバ走行時の砂塵等の浮遊などが想定されている。また、送電方向の精度に対するロバスト性(ある程度の指向誤差がある場合でも給電が可能か)についても考慮が必要と考えられる。このような観点から、小さな粉塵等に対しても透過性が高く、広域給電が可能なことが望ましい。

表 2-79 送電システムのメリット/デメリットの比較

		有線	無線	
			レーザー方式	マイクロ波方式
1	移動体への送電	×	○	○
2	送電距離	×(設備実現の負荷大)	○	○
3	送電効率	○	○	△(指向性やや低い)
4	環境耐性(レゴリス等による汚染)	○	×(散乱による効率減)	○
5	送電位置・方向誤差に対する耐性	×	△	○(広域給電可能)

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

○:優位性あり
△:小さな課題あり
×:大きな課題あり

また、無線電力送電の内、マイクロ波を用いた無線送電は、広ビームによる広域送電や、狭ビームによる狭域送電など、送電マイクロ波ビームを可変にして送電することが可能である。図 2-152 に、広域送電と狭域送電の実証試験例を示す。本実験では、送電部と小型の受電装置を用いて、広範囲・複数ヶ所に給電する実証実験を実施した。実験では、5.8GHz のマイクロ波を用い、広ビームを形成し広域に電力給電が可能であることと、狭ビームを形成し狭域に選択的に電力給電が可能であることを実証している。

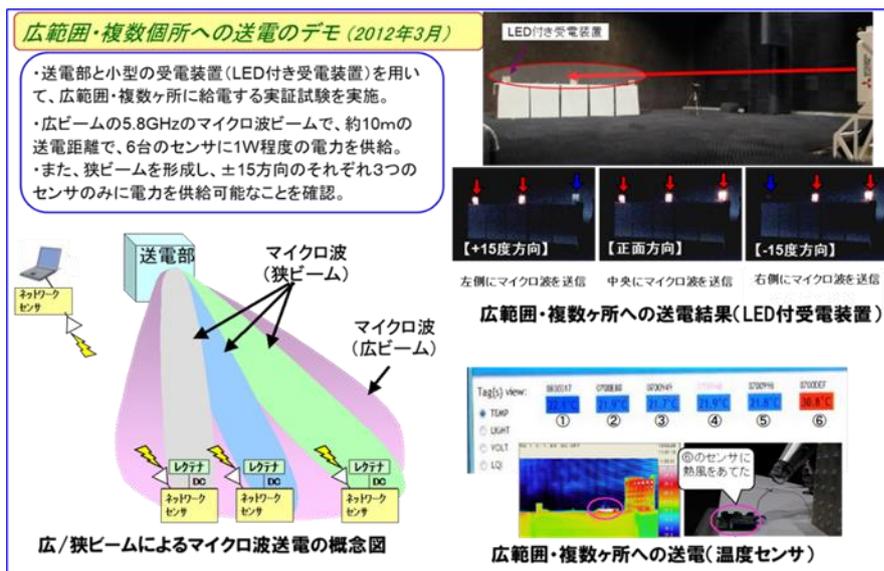


図 2-152 広域無線給電と狭域無線給電の実証試験の一例

出所)J-spacesystems

また、マイクロ波を用いた無線電力伝送のロバスト性に着目した実証実験の例を図 2-153 に示す。本実験では、小型ロボットへの無線送電実験を実施している。送電部から広帯域のマイクロ波ビームを送信することで、送電エリア内でローバが給電された電力により動作し続けることを確認した。

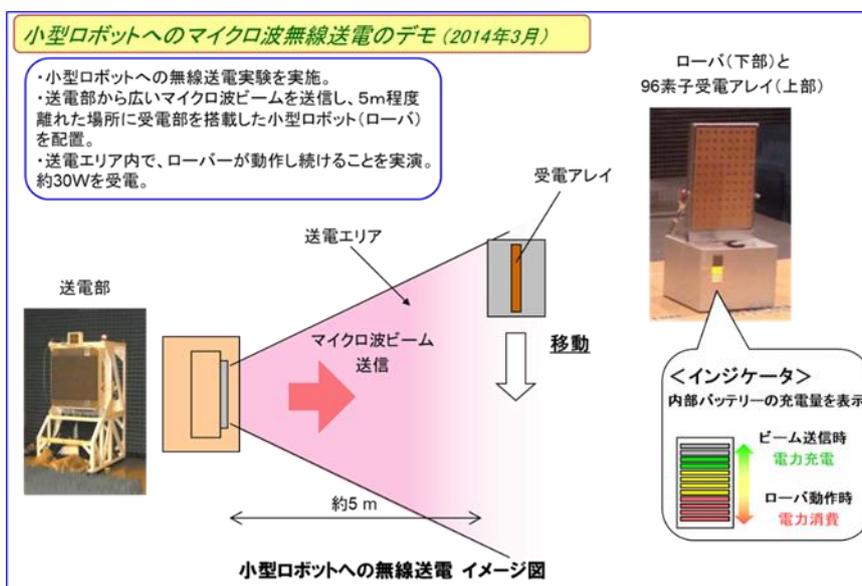


図 2-153 ロバスト性の高いローバへの無線給電実証実験

出所)J-spacesystems

これらの特徴から、探査ローバへの送電には、マイクロ波を用いた狭域送電方式による送電を想定しつつ、広域送電方式により送電位置・方向誤差に対するロバスト性の確保が可能な、マイクロ波方式が最適と考える。

3) 候補の方式への要求条件及び実現に必要な技術

送電/受電装置のアンテナ開口径と送電周波数に関する検討を行った。図 2-154 に送電距離と送電部と受電部のアンテナ開口径(この図では送電部と受電部のアンテナ開口径は同一と仮定した)と使用周波数として 2.45GHz、5.75GHz、24GHz に関する計算結果を示す。計算結果より、同じ送電距離では、周波数が高い方が送電/受電アンテナ開口径が小さくできることがわかる。送電と受電アンテナの物理的な開口径はできる限り小さいことが望ましいため、送電周波数は、高周波でかつ技術が成熟しつつある ISM バンドの 24GHz を想定する。また、2.2.4(4)1)に示した利用シーンの検討結果から、送電距離を 250m とし、ビーム収集効率を 10%、受電部のアンテナ開口を□50cm⁸³と仮定した場合、送電部のアンテナ開口は約□2m となる。各周波数の計算結果を表 2-80 に示す。

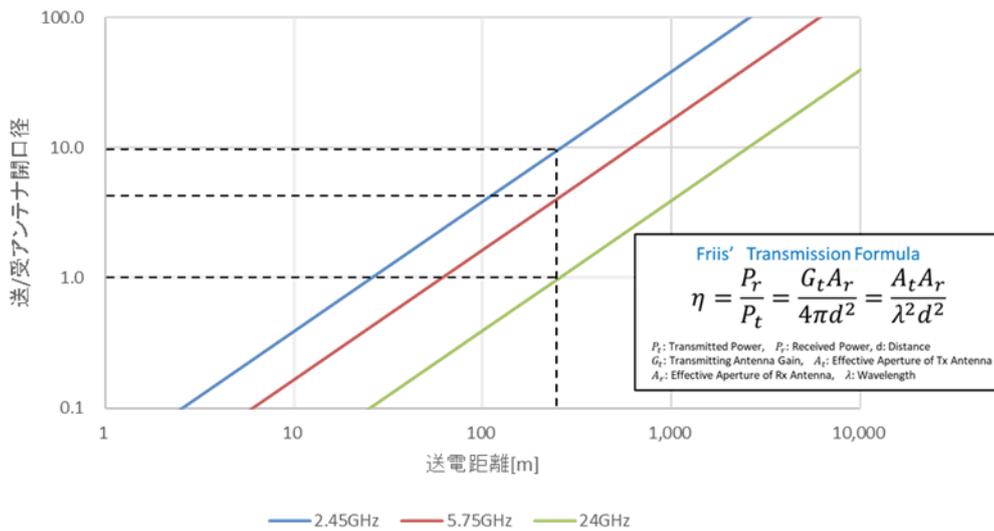


図 2-154 送電部と受電部のアンテナ開口径と送電距離の関係

出所)J-spacesystems

表 2-80 送電/受電部のアンテナ開口径の概算結果
(送電距離 250m、ビーム収集効率 10%、送電部と受電部のアンテナ開口径を同じとした場合)

周波数	送電部と受電部のアンテナ開口径
2.45GHz	9.7m
5.75GHz	4.1m
24GHz	1.0m

出所)J-spacesystems

以上の検討結果より、ローバへの送電システムは、表 2-81 に示す前提条件・主要スペックで検討を行うこととする。図 2-155 に無人探査ローバへの受電部アンテナの搭載イメージを示す。

⁸³ □は「四方」の意味

表 2-81 探査ローバへの送電システムの検討前提条件・主要スペック

項目	条件・スペック
1 電力供給の対象	探査ローバ(無人、移動体)
2 給電方式	マイクロ波による無線送電
3 最大受電電力	100W 程度以上(送電電力の 10%程度を受電電力を想定)
4 送電距離	250m 程度以下
5 受電部アンテナ開口	約□50cm
6 送電部アンテナ開口	約□2m
7 受電部の単位面積当たりの出力	400W/m ² (□50cm で 100W 受電した場合。一般の太陽電池の約 2 倍)

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

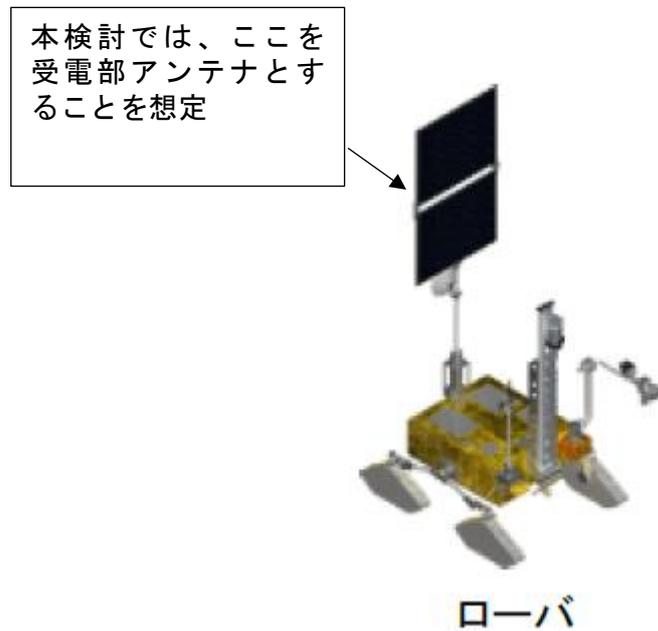


図 2-155 無人探査ローバへの受電アンテナの搭載イメージ

出所)「EZA-2020001 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)2019」より

https://www.exploration.jaxa.jp/assets/img/news/pdf/scenario/EZA-2020001_S.pdf(2022年3月17日閲覧)

4) システム構成並びに他システムとのインタフェース

a. システム構成

表 2-81 に示した探査ローバへの送電システムの検討前提条件・主要スペックの結果に基づき、システム構成の検討を行った。図 2-156 にシステム構成ツリー図を、図 2-157 にシステムブロック図を示す。

マイクロ波を用いた無線送電システムは、送電部と受電部によって構成される。送電部はレゴリスなどによるコンタミや、温度などの環境条件を緩和するために、ドーム内に設置されることを想定する。

マイクロ波無線送電システム

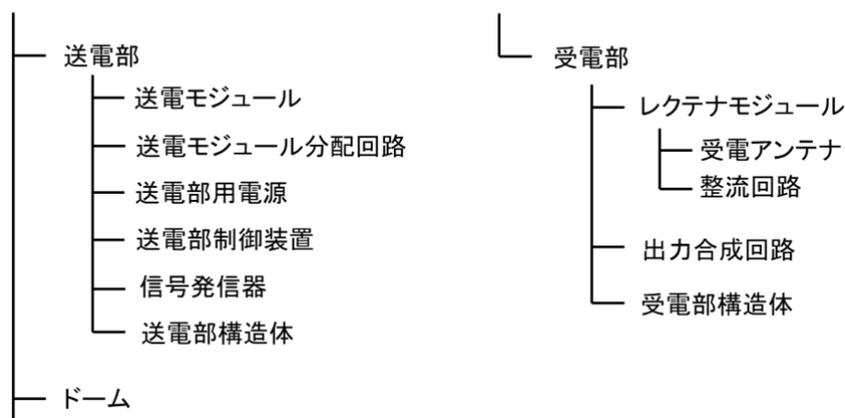


図 2-156 マイクロ波無線送電システムのシステム構成ツリー図

出所)J-spacesystems

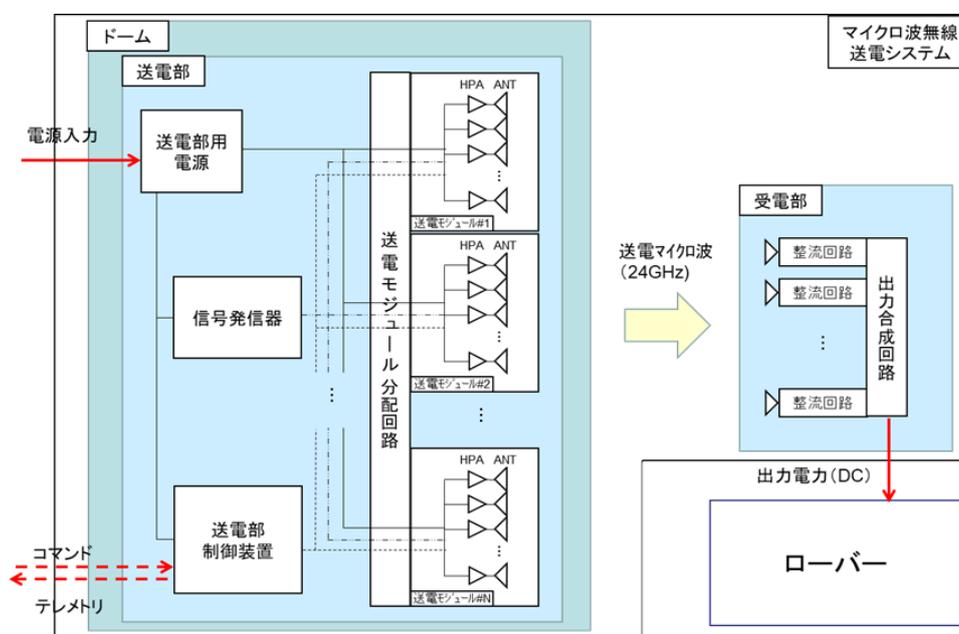


図 2-157 マイクロ波無線送電システムのシステム構成ブロック図

出所)J-spacesystems

b. 送電部の目標とする開発仕様

前述の表 2-81 探査ローバへの送電システムの検討前提条件・主要スペックの結果に基づき、送電部の開発仕様書案の検討を行った結果を表 2-82 に示す。送電方式は小型軽量で、高速にビーム走査が可能なアクティブフェーズドアレイ方式を採用する。送電 RF 電力は、想定したビーム収集効率と受電部の効率から、2kW を想定する。DC-RF 変換効率は、24GHz 帯の半導体増幅器の効率と、ビーム走査を行うなどの送電装置としての機能を保証することを想定し、PAE:20%を想定する。ビーム制御は月面上の水平方向の送電であることと、システムの簡素化を考慮し、REV 法と位置情報を用いたビーム制御方式を採用する。なお、本システムは、送電部や受電部の拡張性についても念頭に置いて開発を行い、月面上や月周回軌道から月面へのマイクロ波を用いた無線給電にも資する要素技術を担うことを想定している。

表 2-82 目標とする送電部の開発仕様

	項目	主要緒元
1	送電部方式等	半導体増幅器(GaN HPA)を用いたアクティブフェーズドアレイアンテナ
2	アンテナ開口	2m×2m(0.25m×0.25mの送電サブアレイ8枚×8枚)
3	アンテナ素子数	約52,000(素子間隔:0.7λ)
4	送電RF電力	2kW(ビーム収集効率:10%、受電部RF入力:200W@250m)
5	DC-RF変換効率	20%
6	送電距離	最大250m程度
7	ビーム制御方式	REV法+位置情報を用いたビーム制御
8	放熱方式	輻射による放熱

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

c. 受電部の目標とする開発仕様

表 2-81 探査ローバへの送電システムの検討前提条件・主要スペックに基づき、受電部の開発仕様書案の検討を行った。結果を表 2-83 に示す。送電部は、整流素子として高効率化の実績のある GaAs のショットキーバリアダイオードを想定する。また、受電部はローバに搭載されたことを想定し、軽量化を重視することが重要と考える。効率や質量等は、開発動向や開発実績を基に目標値を設定した。

表 2-83 目標とする受電部の開発仕様

	項目	主要緒元
1	受電部方式	半導体(GaAs SBD など)を用いた薄型・軽量レクテナアレイ
2	アンテナ開口	50cm×50cm(25cm×25cmの受電サブアレイ2枚×2枚)
3	アンテナ素子数	約2,500
4	RF-DC変換効率	50%
5	受電電力	100W(受電部RF入力電力:200Wの場合)@250m
6	質量	約500g

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

d. 他システムとのインタフェース

月面での無人ローバへのマイクロ波無線給電システムと他の設備とのインタフェースは、概念設計の段階としては、主にインタフェース項目について検討を行った。検討結果を表 2-84 に示す。今後、詳細はインタフェース対象と議論・調整を行っていく。

送電部は、電源設備とのインタフェースは、電力が供給される電源インタフェースを定義する。また、送電部のテレメトリやコマンド情報を電源設備の通信装置を介して授受することを想定し、信号インタフェースを定義する。ローバとのインタフェースは、ローバに搭載された無線通信装置との電波干渉インタフェースを定義する。

受電部は、ローバの上部に設置することを想定し、機械的インタフェースと電力インタフェースを定義する。

表 2-84 マイクロ波送電装置と他の施設とのインタフェース項目案

インタフェース項目(大項目)	インタフェース項目(小項目)	仕様案
送電装置と発電装備 電力インタフェース	入力電力	12kW(TBD)
	入力電圧・電流	TBD
信号インタフェース	接続方法(コネクタ等)	TBD
	コマンド信号	TBD
	テレメトリ信号	TBD
	接続方法(コネクタ等)	TBD
送電部とローバ		
電波干渉インタフェース	送電周波数	24GHz 帯
受電装置とローバ 機械的インタフェース	接続方法	支柱などによる接続
	受電装置質量	500g 程度
電力インタフェース	出力電力	100W~500W(TBD)
	入力電圧・電流	TBD
	接続 I/F(コネクタ等)	TBD

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

5) 建設及び運用計画

月面での無人ローバへのマイクロ波無線給電システムの運用イメージ図を図 2-158～図 2-161 に示す。クレータの淵の長期日照地域付近に送電部を設置し、クレータ内部で調査活動を行うローバに設置された受電部に対して給電を行う。送電部は、ドーム部も含めたユニットを上空から落下させ、ソフトランディングさせる方法で設置することを想定する。このため、送電部は建設工事を想定せず、月面への設置後に、ローバなどのロボットにより、電源設備と電源や通信インタフェースを接続する作業(ケーブルコネクタの接続等)を想定する。

参考として、図 2-162 に、2015 年に実施したアクティブフェーズドアレイアンテナを用いた屋外での長距離無線送電実験を示す。距離 50m 超の受電部に、REV 法による精密ビーム制御を行い、高精度・高効率にマイクロ波を用いて無線で電力を送電している。本実証実験は、図 2-161 に示す月面の無人ローバへの無線給電と類似のレイアウトで送電実証を成功しており、ローバへの無線給電システムの実現に向け高い技術成熟度(TRL レベル)を保有している。

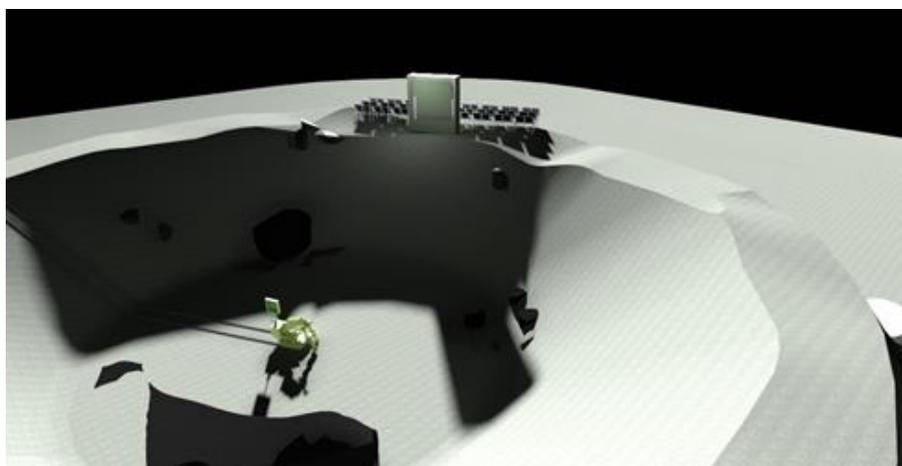


図 2-158 無人ローバへの無線給電システムの運用イメージ図(全景)

出所)J-spacesystems

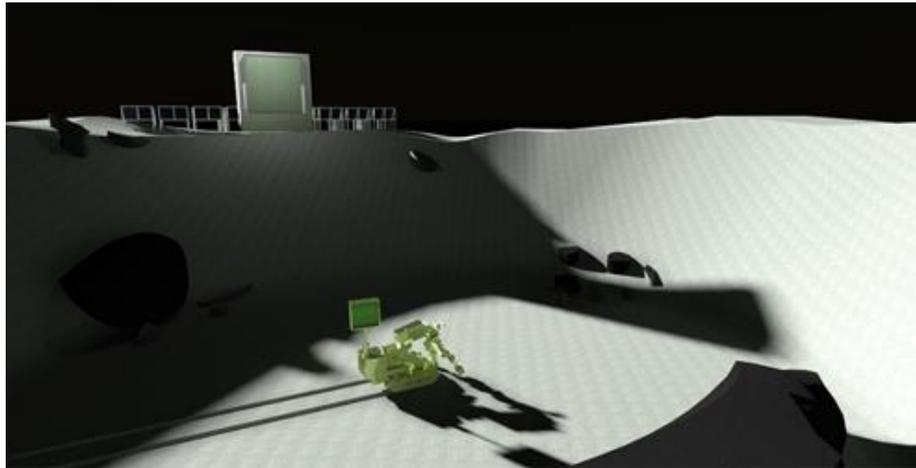


図 2-159 無人ローバへの無線給電システムの運用イメージ図(ローバ側)
出所)J-spacesystems

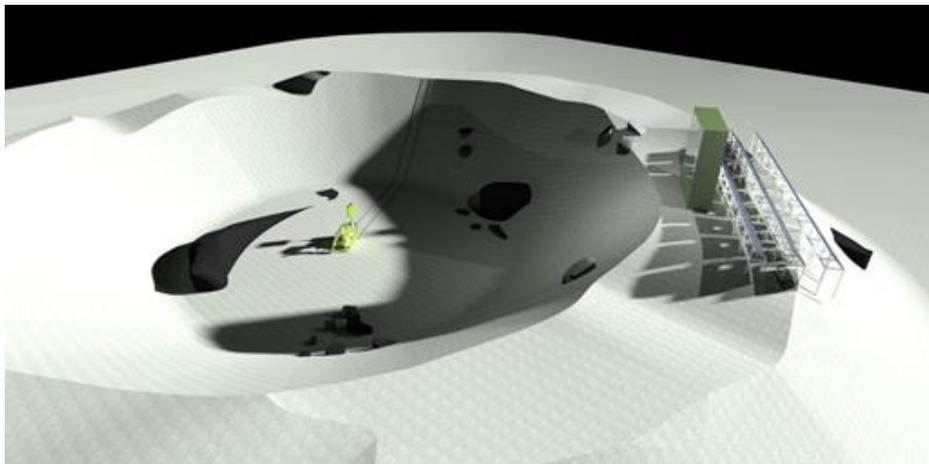


図 2-160 無人ローバへの無線給電システムの運用イメージ図(側面)
出所)J-spacesystems

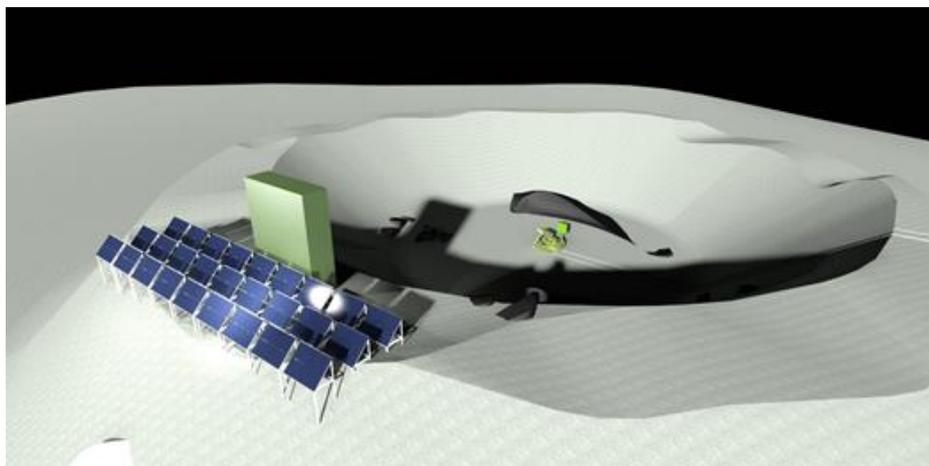
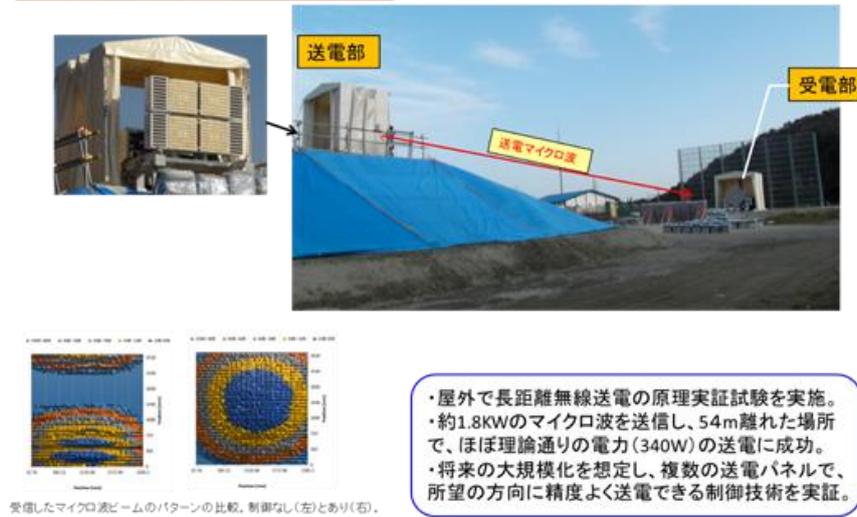


図 2-161 無人ローバへの無線給電システムの運用イメージ図(送電側)
出所)J-spacesystems

長距離無線送電 実証実験(2015年3月)



・屋外で長距離無線送電の原理実証試験を実施。
 ・約1.8kWのマイクロ波を送信し、54m離れた場所で、ほぼ理論通りの電力(340W)の送電に成功。
 ・将来の大規模化を想定し、複数の送電パネルで、所望の方向に精度よく送電できる制御技術を実証。

図 2-162 屋外での長距離無線送電実証実験例

出所)J-spacesystems

6) 候補の方式のメリット/デメリット及び日本の技術レベルの識別

ローバへの送電に関する候補の方式に関するメリット/デメリットを表 2-85 に示す。耐環境性(レゴリスなど)や、送電位置・方向誤差におけるレジリエンス性の観点から、マイクロ波方式のメリットは高い。また、マイクロ波方式においては、日本は、100m級の長距離送電や、ドローンなどの移動体に対する無線送電の実証の実績があり、技術的なアドバンテージは高い。

表 2-85 送電システムのメリット/デメリットの比較(再掲)

		有線	無線	
			レーザ方式	マイクロ波方式
1	移動体への送電	×	○	○
2	送電距離	×(設備実現の負荷大)	○	○
3	送電効率	○	○	△(指向性やや低い)
4	環境耐性(レゴリス等による汚染)	○	×(散乱による効率減)	○
5	送電位置・方向誤差に対する耐性	×	△	○(広域給電可能)

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

○:優位性あり
 △:小さな課題あり
 ×:大きな課題あり

7) 課題の整理

今後の検討課題について、課題抽出と整理を行った。表 2-86 に結果を示す。

表 2-86 月面での無人ローバへの無線給電システムの今後の検討課題

項目	課題
システム実現性検討	月面環境等の前提条件の確認 ローバの要求条件、インタフェースの確認・調整、 その他の要求条件確認 輸送方法・設置方法の検討 電源設備とのインタフェース確認・調整 開発工程・リソース検討
無線送電システム概念検討	送/受電デバイス・方式の検討 小型・軽量化方式検討 廃熱概念検討 耐環境対策 方式検討(レゴリス、放射線等) 機器構成検討

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

2.2.5 月面蓄電システム

(1) 検討への前提条件

蓄電システム検討に当たって、必要な前提条件を整理した。
整理結果を表 2-87 に示す。

表 2-87 蓄電システム検討の前提条件

検討項目		前提条件
電力規模 蓄電の目的	電力規模	各期間により以下の通り設定する。 2030 年～ 100kW 2040 年～ 1MW 2050 年～ 10MW
	目的	以下の電力供給を目的とする。 ・非日照時(食期間)の電力確保 ・非常時のバックアップ電源 なお、バックアップ電源の必要期間については 7 日間で仮設定する。
システム 構築の方式	蓄電の方式	以下の 2 方式を重点的に評価する。 ・二次電池(Li イオン電池、等) ・燃料電池
	システム 検討	インタフェース先として以下を想定する。 ・発電システム - 月周辺軌道太陽光発電システム - 月面接地発電システム ・送電システム ・輸送システム ・電力供給先
	建設場所	極域地域(緯度 89 度)で、平坦な場所への設置を想定する。 (設置にあたって、地盤工事等の特別な工事を必要としない 想定。)
	温度環境	温度制約が必要な場合は、外部ヒータ等による制御を行う。
	有人必要性	無人を想定する
	常時供給のための システム構築	食期間の主電源として常時供給を想定する。同時に、日照 期間のバックアップ電源の供給源としての機能も考慮す る。 バックアップの期間は 7 日で仮設定した。
	閉鎖系 実現性	閉鎖的な系を想定し、外部からの水素等の供給は無く、電 力のみインタフェースとする。 (水素システムからの水素供給は想定せず、蓄電システム内 で水素を生成/消費する。)

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

(2) 候補の調査検討

地上で適用されている蓄電・蓄エネルギーシステムに関して調査を行い、その特徴について整理した。
洗い出した候補システムは以下の通り。

1) 蓄電システム:エネルギーを電氣的または化学的な状態で蓄える方式

- NAS 電池
- レドックスフロー電池
- ニッケル水素電池
- リチウムイオン電池
- 鉛蓄電池
- 電気二重層キャパシタ

2) 蓄エネルギーシステム:エネルギーを物理的な状態で蓄える方式

- 重力式蓄エネシステム
- 圧縮空気貯蔵
- 超電導電力貯蔵
- フライホイール

各システムの調査結果の詳細を、表 2-88 及び表 2-89 にまとめる。

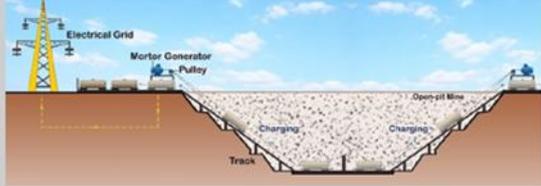
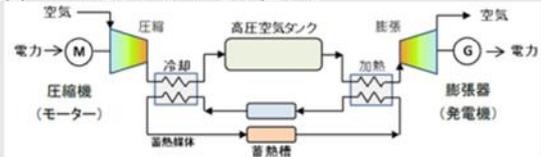
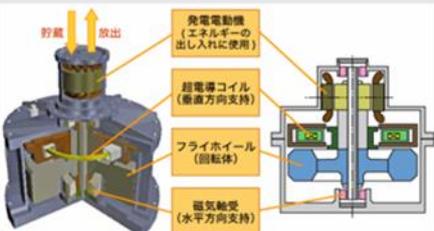
表 2-88 蓄電システム候補 調査結果

エネルギー方式	蓄電手法	出力	容量	サイズ	電圧
電気	NAS電池	~200 kW (Unit)	~1200kWh (Unit)	~0.10 m ² /kW (Unit)	~ 2.1V (Cell)
	レドックスフロー電池	~250kW (Unit)	~1500kWh (Unit)	~0.25 m ² /kW (Unit)	~1.4V (Cell)
	ニッケル水素電池	~160kW (Module)	~5.4kW (Module)	~0.01 m ² /kW (Module)	~1.2V (Cell)
	リチウムイオン電池	~300A (Module)	~50Ah (Module)	~0.05 m ² /kA (Module)	~45.6V (Module)
	鉛蓄電池	~300A (Module)	~3000Ah (Module)	~0.10 m ² /kA (Module)	~2.1V (Cell)
	電気二重層キャパシタ	~50W (単体)	~4Wh (単体)	~0.25 m ² /kW (単体)	~5V (単体)
化学エネルギー	燃料電池 (PEFC)	~100kW			~1.0V (Module)

出所)太田健一郎ら、“再生可能エネルギーと大規模電力貯蔵”、日刊工業新聞社、(2012)

電気化学会エネルギー会議 電力貯蔵技術研究会、“大規模電力貯蔵用蓄電池”、日刊工業新聞社、(2011)

表 2-89 蓄エネルギーシステム候補 調査結果

エネルギー方式	蓄電手法例	概要	サイズ
重力エネルギー	重力式蓄エネルギーシステム	<p>・ 傾斜地等を利用し、重力エネルギーを蓄えるシステム</p> 	大
圧力エネルギー	圧縮空気貯蔵	<p>・ 圧縮空気にエネルギーを蓄えるシステム。GTなどと組合せているシステムも存在する</p> 	大
電気	超電導電力貯蔵	<p>・ 超電導状態のコイルに直接電流を流し、磁気エネルギーとして電力を蓄えるシステム</p>	中
回転エネルギー	フライホイール	<p>・ 電力を回転エネルギーに変換して貯蔵するシステム。超電導による磁気浮上力利用するものもある。</p> 	中

出所)Saffa Riffat, et al. : “Gravity Storage System Using Earth Materials (Earth Pump Store)”, WSSET, (2017)
 エネルギー総合工学研究所: “圧縮空気エネルギー貯蔵”, (2017)
 NEDO: “超電導技術 解説資料”, (2010)

(3) 要求条件および実現に必要な技術

前項で抽出した各システムに対して、実際に適用するに当たって考慮が必要となる制約について整理した。

整理した制約は以下の通り。

- 質量(蓄電システムのみ)
- 温度(蓄電システムのみ)
- 作動寿命
- 月面で利用を考慮した際のメリット/デメリット

詳細な整理結果を表 2-90 及び表 2-91 に示す。

表 2-90 蓄電システム候補の要求条件

エネルギー方式	蓄電手法	寿命	重量	作動温度帯	メリット デメリット
電気	NAS電池	・～4500 サイクル ・～15年	～21 ton (Unit)	300℃付近	・高エネルギー密度 高充 放電効率 可動部が少ない ・300℃程度維持が必要 可燃材の扱いに注意が必要
	レドックス フロー電池	・>10000 サイクル ・～20年	～160ton (Unit)	-20～40℃ (継続調査中)	・高サイクル寿命 容量の変更が容易 ・小エネルギー密度 ポンプ動力が必要
	ニッケル 水素電池	・～1000 サイクル	～240 kg (Module)	-20℃～60℃	・長寿命、高エネルギー密度、 高効率、高速充放電可能 ・自己放電大 完全放電がお よび温度管理が必要
	リチウム イオン電池	・～10000 サイクル ・～15年	～30kg (Module)	-20～45℃	・エネルギー効率が 高い 自己放電小 長寿命 急速充電可能 状態監視容易 ・過放電・荷重電への脆弱性
	鉛蓄電池	・～3000 サイクル ・～15年	～200 kg (Module)	0付近～40℃ (推奨)	・適用実績が多い。 作動温度帯が広い ・充電容量低下リスク 充放電の効率が低い
	電気二重層 キャパシタ	・～15年	～1kg (単体)	-15～85℃ (継続調査中)	・長寿命、高メンテナンス性 他の二次電池以上の応答性 ・蓄電容量が小さい
化学 エネルギー	燃料電池 (PEFC)			常温～100℃	・常温～100℃で作動 高出力密度 電解質が固体 ・CO濃度管理が必要

出所)NEDO 技術戦略研究センター：“モビリティ/水素分野の技術動向について 第 2 回グリーンイノベーション戦略推進会議ワーキンググループ”、(2020)、太田健一郎ら、“再生可能エネルギーと大規模電力貯蔵”、日刊工業新聞社、(2012)

表 2-91 蓄エネルギーシステム候補の要求条件

エネルギー方式	蓄電手法例	寿命	メリット デメリット	月使用を見据えた 一次評価
重力 エネルギー	重力式 蓄エネ システム	・実証設備 稼働中	・高信頼性、高効率、 長寿命、低コストと 期待。 ・広面積の傾斜地が必 要で設置場所が限定 される	・傾斜地を利用可能 ・重力が1/6 となる ため効率低下 ・可動部分が多く、 要メンテナンス
圧力 エネルギー	圧縮空気 貯蔵	・20～40年 程度	・長寿命、高い安全性 (基盤技術が確立) ・高圧空気タンクが必 要で設置場所が限定 される	・可動部分が多い ・空気タンクはじめ 高圧に耐える設備 が必要
電気	超電導電力 貯蔵	・30年超 (想定)	・高蓄電効率 長寿命 ・温度維持や電流制御 が必要	・多くの補器を必要 とする可能性有
回転 エネルギー	フライ ホイール	・20,000～ 100,000 サイクル	・相対的にコンパクト ・大容量化、低損失化、 低コスト化に課題有	・低温でも作動可能 ・回転部分は要メン テナンス(磁気浮上 形式では不要)

出所)NEDO 技術戦略研究センター：“モビリティ/水素分野の技術動向について 第 2 回グリーンイノベーション戦略推進会議ワーキンググループ”、(2020)、太田健一郎ら、“再生可能エネルギーと大規模電力貯蔵”、日刊工業新聞社、(2012)

(4) システム構成並びに他システムとのインタフェース

蓄電システムをベースとしたシステム構成を検討し、他システムとのインタフェースを整理した。

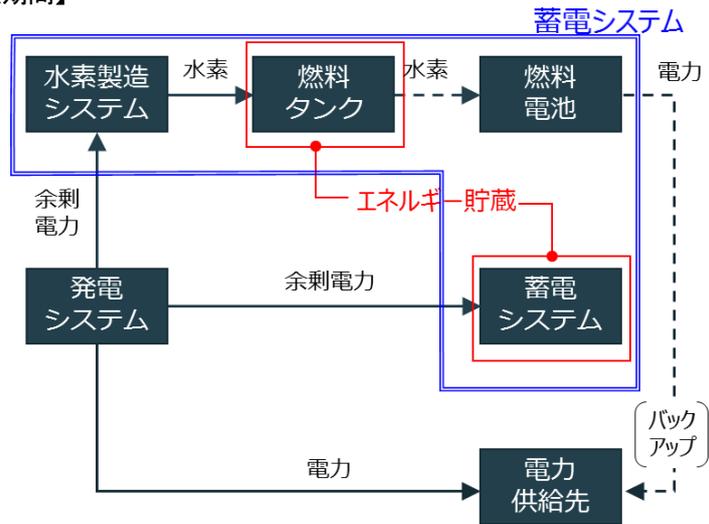
また、前提とした蓄電量/出力規模をベースとして各システムの規模を概算した。

検討にあたっての特記事項は以下の通り。((1)の条件の再掲載。)

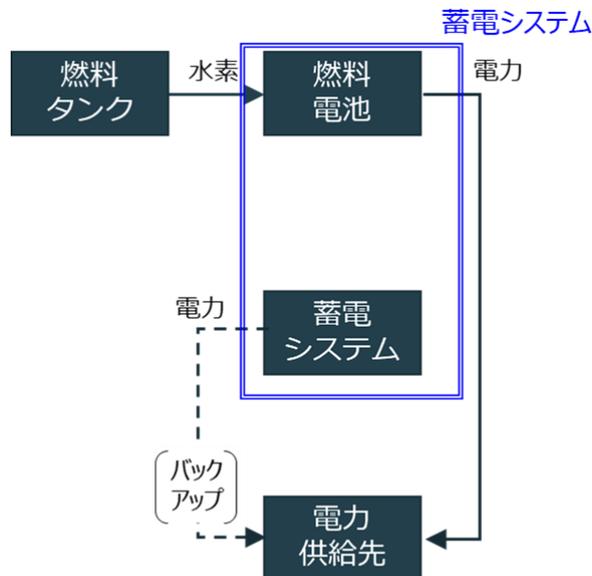
- 必要な電力は想定する年代に応じて、数 10kW～数 MW とする。
- システムは燃料電池と二次電池のハイブリッド・システムを前提とした。
(二次電池のみでシステムを組んだ場合に、質量が数千トンを超え、非現実的な規模のシステムとなるため。)
- 日照期間は発電システム(太陽電池)からの電力供給が見込める為、蓄電システムはバックアップ電源として機能することを想定する。
バックアップ期間は 7 日間として、供給源は燃料電池を想定する。
- 食期間は発電システムからの電力供給が出来ないため、燃料電池を主電源として、バックアップ電源として蓄電池を想定する。
バックアップの期間は、7 日間とする。
- 日照期間と食の期間は、極域地域(緯度 89 度)を想定し、日照:120 日、食(日陰):180 日、とする。

蓄電池システム概略図を図 2-163、二次電池の規模概算を表 2-92、燃料電池の規模概算を表 2-93 に示す。

【日照期間】



【食期間】



常時発電できるシステムが無く、太陽光発電に依存している期間を想定。

図 2-163 蓄電池システム概略図

出所)J-spacesystems

表 2-92 二次電池の規模概算

パラメタ	電力 想定値		7日間バックアップ 必要量	
	当初 提示値	今回 設定値	NAS電池	Liイオン電池
2030~	数10kW	100kW	280t	110t
2040~	数100kW	1MW	2,800t	1,100t
2050~	数MW	10MW	28,000t	11,000t

出所)J-spacesystems

参考として、算出根拠を図 2-164 に示す。

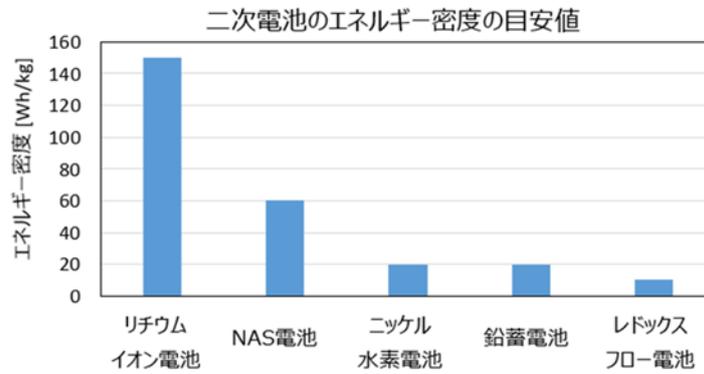


図 2-164 二次電池の規模概算の算出根拠(参考)

出所)J-spacesystems

表 2-93 燃料電池の規模概算

年代想定	出力規模		燃料電池&水電解 規模 (食期間 120日想定)			
	当初 提示値	今回設定値	燃料電池 質量 ^{注1)}	必要液体 水素量	水電解装置 必要電力 ^{注2)}	水電解装置 質量 ^{注2)}
2030~	数10kW	100kW (2.4MWh/day)	12.2t	300m ³ (21t)	440 kW	12.1t
2040~	数100kW	1MW (24MWh/day)	122t	3,000m ³ (210t)	4.4 MW	121t
2050~	数MW ^{注3)}	10MW (240MWh/day)	1220t	30,000m ³ (2,100t)	44 MW	1210t

注1) 固体高分子燃料電池 (PEFC) を想定
 注2) アルカリ水電解 (AEM) を想定
 注3) 常時給電可能なシステムが確立されている可能性が高いが、規模感の確認のため算出。

出所)J-spacesystems

参考として、燃料電池の規模概算の算出根拠を図 2-165 に示す。

燃料電池	<民生品例>		<100kW出力用必要量>	
	種類	PEFC	台数	143 ^{注1)}
	容量	700W	総質量	12.2 t
	質量	85 kg	底面積	30m ²
	効率	40 %		
水素消費量		0.59 Nm ³ /h		
		0.052 kg/h		
水素貯蔵設備	<民生品例>		<食期間電力供給必要量>	
	形態	液体水素	水素量	300m ³ 注2)
	容量	10,000m ³ (球形)	タンク	1個
水電解装置	<民生品例>		<食期間水素製造必要量>	
	種類	AEM	必要電力	440kW
	必要電力	49 kW	台数	9 ^{注3)}
	質量	1340 kg	総質量	12.1 t
	水素製造量	10 Nm ³ /h	底面積	10m ² 注4)
		0.89 kg/h		

スペックはメーカーカタログより抜粋

(備考) 例として、宇宙用Liイオン電池157Wh/kgを想定した場合、120日間100kWの出力を維持するためには約1800t必要となる。

$$\frac{120[\text{day}] \times 24[\text{hr}/\text{day}] \times 100[\text{kW}]}{157[\text{Wh}/\text{kg}]} = 1834[\text{t}]$$

注1) 1台あたり700Wの燃料電池で100kW出力をカバーした場合、143台となる。

$$\frac{100[\text{kW}]}{700[\text{W}/\text{台}]} = 143[\text{台}]$$

注2) 1台あたり0.052kg/hの燃料電池で120日間100kWの出力を維持するためには、液体水素(71.1kg/m³)300m³が必要となる。台数は注2)を参照。

$$\frac{0.052[\text{kg}/\text{台}/\text{hr}] \times 24[\text{hr}/\text{day}]}{71.1[\text{kg}/\text{m}^3]} \times 120[\text{day}] \times 143[\text{台}] = 301.2 \dots [\text{m}^3]$$

注3) 燃料電池での水素消費量と同等のペース(120日間で食期間向けの水素を製造)で水素製造を行う場合、水電解装置必要台数は9台となる。

$$\frac{0.052[\text{kg}/\text{h}] \times 143[\text{台}]}{0.89[\text{kg}/\text{h}]} = 8.3 \dots \rightarrow 9[\text{台}]$$

注4) 水タンク等の質量および面積は含まない



燃料電池(PEFC)のイメージ例



容量2250m3規模の水素貯蔵タンク



AEM水電解(水素製造)設備

図 2-165 燃料電池の規模概算の算出根拠(参考)

出所)Panasonic HP (<https://panasonic.biz/appliance/FC/hydrogen/index.html/>)

日本経済新聞 HP(<https://www.nikkei.com/article/DGXMZO66964420T01C20A2LKA000/>)

Enoah HP(<https://www.enoah.co.jp/>)

(5) 建設及び運用計画

(4)の結果から、蓄電システム建設にあたって、2030年時点で既に数百トン程度の物資輸送が必要な試算結果となっており、現状想定される物資輸送の輸送可能量をはるかに超過している。

上記より、現実的な建設/運用シナリオを想定することは出来ない。システムの前提条件の再設定を行い、実現可能なシナリオを今後、継続して検討する必要がある。

本内容については、(8)に次フェーズ以降の検討課題として識別する。

(6) 水素WGからの電力要求に対する追加検討

(4)で検討したシステムに加えて、水素システムへの電力供給を想定した場合のシステムについて追加検討を行った。

(4)で示した前提からの、追加条件は以下の通り。

- 水素システムへの電力供給は、燃料電池ではなく、蓄電池(狭義の蓄電システム)のみが、担うものとする。
- 水素システムに必要な電力量の前提は表 2-94 に示す通り。
- ワースト側評価で、評価はレゴリス内の水含有率0.1%の場合の電力を基に試算する。
- 蓄電システムが供給必要な電力は、製造期間の300日、35日どちらの期間もカバーできるような規模を算出する。
- 上記以外の電力供給は、燃料電池+狭義の蓄電システム(以下、「広義の蓄電システム」と呼ぶ)で担うものとし、構成は(4)で設定した構成を踏襲する。

- 規模の算出は、狭義の蓄電システムのみの場合と、広義の蓄電システムの場合の 2 パターンで検討する。
- 蓄電システム内(広義)の燃料タンクから推葉等生成のための水素システムへの融通は考えない。

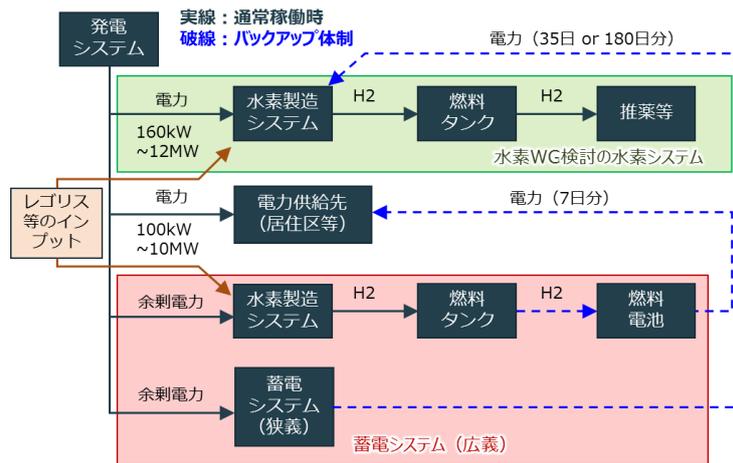
表 2-94 水素システムに必要な電力量の前提

レゴリス内水含有量	製造期間	
	300 日	35 日
0.1%	1.5 MW	12 MW
1%	160 kW	1.4 MW

出所)J-spacesystems

検討結果の詳細を以下に示す。

【日照時】



【食期間】

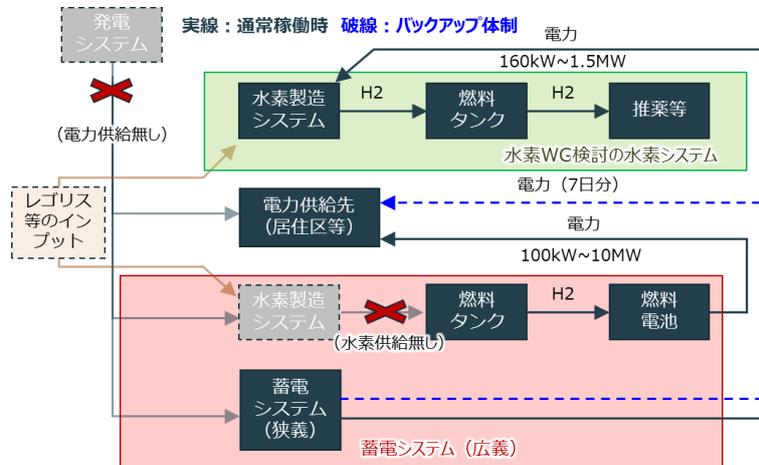


図 2-166 水素製造システムを考慮した際のシステム概略図(蓄電池と燃料電池のハイブリット)

出所)J-spacesystems

表 2-95 水素製造システムへの電力供給を考慮した際の質量規模

水素製造期間		300日 (日照期間180日+食期間120日)		35日 (日照期間のみ)		
水素製造システム電力要求		1.5MW (レゴリス内水含有率0.1%想定)		12MW (レゴリス内水含有率0.1%想定)		
居住区等に係る電力		100kW (2030年代想定)		100kW (2030年代想定)		
蓄電システム構成要素		蓄電池 (Liイオン電池)	燃料電池+水電解装置	蓄電池 (Liイオン電池)	燃料電池+水電解装置	
蓄電システム構成	蓄電池のみ	想定電力量	日照期間(6.5GWh) ・居住区等7日分(バックアップ):16.8MWh ・水素製造システム180日分(バックアップ):6480MWh 食期間(4.6GWh) ・居住区等120日分:288MWh ・水素製造システム120日分:4320MWh	(無し) 燃料電池の質量規模は電力[W]で決定。水電解装置は120日間で必要量を貯蔵するとして質量を試算。	日照期間(10.1GWh) ・居住区等7日分(バックアップ):16.8MWh ・水素製造システム35日分(バックアップ):10.1GWh	(無し) 燃料電池の質量規模は電力[W]で決定。水電解装置は120日間で必要量を貯蔵するとして質量を試算。
		質量規模	71,000t	-	64,000t	-
	蓄電池+燃料電池	想定電力量	日照期間(6.5GWh) ・水素製造システム180日分(バックアップ):6480MWh 食期間(4.3GWh) ・居住区等7日分(バックアップ):16.8MWh ・水素製造システム120日分:4320MWh	日照期間(16.8MWh) ・居住区等7日分(バックアップ):16.8MWh 食期間(288MWh) ・居住区等120日分:288MWh	日照期間(10.1GWh) ・水素製造システム35日分(バックアップ):10.1GWh	日照期間(16.8MWh) ・居住区等7日分(バックアップ):16.8MWh
		質量規模	69,000t	12t+12t (水素23t)	64,000t	12t+1.3t (水素1.2t)

出所)J-spacesystems

(7) 日本の技術レベルの識別

蓄電システム、燃料電池に関して、国内外の動向を調査した結果を以下に示す。

1) 蓄電池

- 現在は液系リチウムイオン電池が主流で、全固体リチウムイオン電池や革新型蓄電池の研究開発が進捗中である。
- 日本の優位性については、全固体リチウムイオン電池、亜鉛負極電池、フッ化物電池の開発で日本が世界をリードしているという報告があるが、その一方で、ビジネス面で優位に立つ中国の技術面でのキャッチアップも指摘されている。
- 蓄電池開発については現在のところ、長寿命化、高出力化、安全性向上、低コスト化、量産性向上、充放電時間短縮、等が主な研究テーマになっている。
- また、近年では、主に 2016 年度以降、NEDO プロジェクトにて蓄電池の開発が進められている。
- 蓄電池に関する国外の動向は経産省報告書に詳細が記載されている。
 - 主要国各国(欧・米・中・韓)において大規模な政策支援が行われており、各国メーカーが事業拡大を図っている。
 - 技術面では、例えばテスラが生産性向上のために従来の電池(Φ21mm×70mm)から大型化(Φ46mm×80mm)して出力を 6 倍とする電池の採用を決定しており、パナソニックや LG 等が開発中である。

蓄電池の年代ごとのエネルギー密度の推移を図 2-167 に示す。

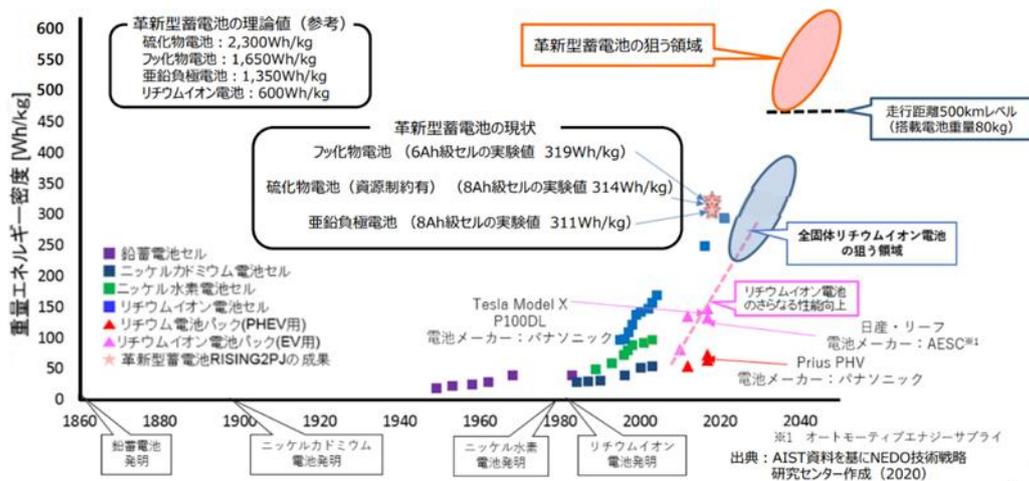


図 2-167 蓄電池エネルギー密度推移

出所)NEDO 技術戦略研究センター：“モビリティ/水素分野の技術動向について 第 2 回グリーンイノベーション戦略推進会議ワーキンググループ”、(2020)

2) 燃料電池

国内では燃料電池戦略に関するロードマップや調査報告書、等が存在し、適用事例拡大や国際競争力向上が主な内容となっている。

日本の優位性については、「燃料電池実用化推進協議会」の資料内で、出力密度や耐久性、コスト面、等で世界を牽引する立場にある旨、記載されている。

PEFC の開発については現在のところ、コストダウンに向けた希少金属使用量低減、長寿命化、材料開発、高出力化、等が主な研究テーマとなっている。

近年では、2015～2019 年度に NEDO プロジェクトにて、モビリティ用 PEFC の開発(主に低コスト化)に向けて以下が実施された。

- PEFC 設計支援基盤技術開発;劣化防止、高性能化、材料開発、高分子膜評価手法・設計指針確立
- セルスタックに関する材料コンセプト創出;新規材料の設計指針確立
- 生産性を向上させるためのプロセス実用化技術開発

燃料電池の性能目標値について各国の比較を表 2-96 に、各国の動向と日本の相違点を表 2-97 に示す。

表 2-96 燃料電池性能 目標値の国際比較

		2014	2020	2023	2025	2028	2030	2040~
出力密度	Japan	3.0 kW/L	4.0 kW/L		5.0 kW/L		6.0 kW/L	9.0 kW/L
	USA	2000W/kg			2700W/kg			
	EU	4kw/L@2017						
	China	2.0 kW/L	2.5 kW/L		2.5 kW/L			
最低電圧	Japan	0.6 V						0.85 V
	USA	306mW/cm ² @0.8V			300mW/cm ² @0.8V			
	Japan					0.05~0.1g/kW		0.03g/kW
Pt使用量	USA	0.125g/kW			=<0.1g/kW			
	EU							<0.1mg/cm ²
	Japan	PV(15 yrs.)	PV (>15 yrs.)		CV(15 yrs.)		CV (>15 yrs.)	
	USA	4130h	5000h		8000h			
システムコスト(スタック含む)	EU	>2000h@2017						>5000h
	China	≥2000h	≥3000h		≥5000h		≥8000h	
	Japan	-	< \$75/kW		< \$47/kW		< \$38/kW	\$19/kW
	USA	\$45/kw	\$40/kw		<\$35/kw			
スタックコスト	China	\$800/kw	\$240/kw		\$128/kw		\$32/kw	
	Japan	-	< \$47/kW		< \$28/kW		< \$19/kW	\$9.4/kW
	USA	\$19.1/kw	-		\$17.5/kw			
	EU	\$44/kw@2017						

出所)燃料電池実用化推進協議会：“2030/2040 年に向けたチャレンジ ~課題と対応~”、(2019)

表 2-97 各国の燃料電池に関する動向と日本との違い

国名	燃料電池に関する動向	日本の動向との違い
米国	<ul style="list-style-type: none"> DOEが研究を主導。 白金使用量低減を目指してコアシエル触媒や非白金触媒の開発を推進。 アルカリ形燃料電池 (AEMFC) や可逆燃料電池 (RFC) 等の足の長いテーマも研究。 関連開発予算は約1.64億USD (約180億円、1USD=110円)。 	<ul style="list-style-type: none"> 研究開発レベルは日本とほぼ同水準。 商用車用の研究開発に集中投資。(日本は乗用車用の高性能・低コストを目指した研究が中心)
欧州	<ul style="list-style-type: none"> FCH2JUが研究を主導。 触媒等の材料開発のみならず、セルの標準的評価手法構築、周辺機器改良、製造技術高度化等、幅広く検討中。 鉄道、船舶、航空機などの多用途展開事業も実施中。 水素・燃料電池関連の技術開発予算は約1.3億EUR (約170億円、1EUR=130円)。 	<ul style="list-style-type: none"> 研究開発レベルは日本とほぼ同水準。 自動車以外の移動体用途へ早期展開中。(日本は乗用車中心) FCシステムの診断・制御ツールの開発などの広く基盤技術構築にも積極的
中国	<ul style="list-style-type: none"> 国内サプライチェーンの構築を目下の課題として、基礎研究から応用研究まで幅広くカバー。 MEA、セパレータ製造技術、空気コンプレッサ、水素循環ポンプを重点課題として対応中。 2017年までに燃料電池動力システムに約7.1億RMB (114億円、1RMB=16円)を投入。 	<ul style="list-style-type: none"> 研究開発レベルは日本の方が高水準。しかし近年、関連政策支援を急激に拡大中であり、急成長すると予想。
韓国	<ul style="list-style-type: none"> 2025年には年産10万台で現在のFCV価格を半減 (3,000万KRW、約280万円、1KRW=0.092円) を目標。 自動車用高出力・低コストFC開発のみならず、大量製造技術、発電用大型FCにも予算を拠出。 今後10年の関連予算は総額約2兆KRW (1840億円、1KRW=0.092円) と推計。 	<ul style="list-style-type: none"> 研究開発レベルは日本の方が若干高い。しかし近年、関連政策支援を拡大中、急成長すると予想。 燃料電池による大型発電計画があり、大型燃料電池にも注力中。

出所)NEDO 次世代電池・水素部：“固体高分子形燃料電池利用高度化技術開発(事後評価)(2015年度～2019年度5年間)プロジェクトの概要説明資料”、(2019)

(8) 課題の整理

蓄電システムの月面適用に向けた課題を整理した。

調査結果から、蓄電システムの主要課題として、設定した電力/蓄電量を供給するシステムを構築すると、入植初期段階(～2040年)でも数百トンの質量規模の輸送が必要となり、既存の輸送システムでは非現実的な規模となる。

上記に対して、電池としての性能(質量効率)向上を図るだけでなく、システム全体で蓄電池システムを効率化するための要求の整理が必要である。

課題の整理結果詳細を表 2-98 に示す。

表 2-98 蓄電システム 月面適用に向けた課題整理

	項目	詳細	備考
システムの 小規模化	蓄電システムの質量	2030年以降の必要電力(100kW～)を確保するだけでも、蓄電システムのみで数十トン～数百トンを月面に輸送する必要がある。 蓄電システム自体のエネルギー密度向上に加えて、以下の検討が必要。 ・輸送可否 ・バックアップ電力精査による必要電力のmin化	
	水素製造システム間の相互補完可能性	蓄電システム内に燃料電池を組み込む場合、蓄電システム内の燃料タンクと、推薬等生成用の水素製造システムの燃料タンクとの間で水素の融通が可能か検討が必要。	
	水素製造システムのインプット	蓄電システム内の水素製造システムと、推薬等生成用の水素製造システムについてレゴリス等のインプットについてその総量や分配等について検討が必要。	
	蓄電システムの冗長性	現在のところ、蓄電システムの構成は蓄電池・燃料電池のハイブリッドとしているが、蓄電システムの冗長性として十分か検討が必要。	
要素技術	蓄電池の温度制約	蓄電池に関しては、いずれも使用環境(温度)制約があるため、温度維持のための追加設備が必要となる。電池の温度制約緩和、または温度維持システムについての詳細評価(方式、規模)が必要。	
	放射線耐性	蓄電システムに使用される各種材料に関して、長期間(数十年)にわたる放射線環境への耐性が確認されていない。上記、影響有無と対策についての評価が必要。	人工衛星用Liイオン電池について、耐用期間が不明であるものの、放射線照射試験により耐性を確認した文献あり。

出所)清川ら：“宇宙用リチウムイオン電池の開発”、日本機械学会誌 Vol. 107, No.1028 55PP. (2004)

2.2.6 輸送システム

(1) 検討への前提条件

以下を輸送系の調査・検討の前提条件とした。

- 月周回軌道までの輸送は、月周回軌道太陽光発電システムの設置軌道として想定される月面上100km程度の周回軌道までの輸送とする。
- 月面までの輸送は、建設資材の輸送に必要な着陸機の月面までの輸送とする。
- 月面上の輸送は、極地域と低緯度地域間の輸送を想定する。

(2) 輸送方式候補の調査検討

1) 月への輸送

地球上から月への輸送が可能な世界のロケット候補を表 2-99 に示す。各ロケットの詳細については、付属資料 1 に示す。

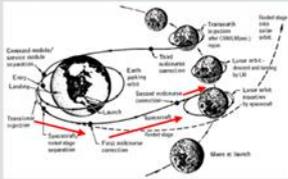
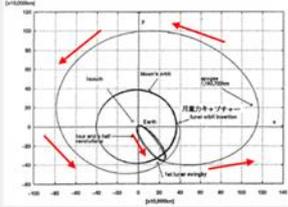
表 2-100 には、月への直接投入と低エネルギー遷移軌道の例を示す。ロケットの役割は、月遷移軌道に投入するまでであり、宇宙機は自らの推進系を用いて月軌道に入る必要がある。月軌道到着後の宇宙機が達成できる増速量(≡月軌道維持に必要な軌道修正量)が寿命を決定する(静止衛星と同じ考え)。

表 2-99 世界のロケット候補

	SLS Block 1 Cargo	SLS Block 2 Cargo	Falcon Heavy	Starship	Vulcan Centaur Heavy	Delta IV Heavy	Ariane 64	Ariane 5	H2A204	H3-24L
打上機										
運用状況	開発中 (2022年以降)	計画 (2029年以降)	運用中	計画	計画	運用中 (退役予定)	開発中	運用中 (退役予定)	運用中 (退役予定)	開発中
ユーザーズ マニュアル	無 (発表資料のみ)	無 (発表資料のみ)	有	有	無 (発表資料のみ)	有	有	有	有	無 (発表資料のみ)
月遷移軌道 投入能力[t]	27	46	>16.8	>100	12.1	11.2	8.6	7	—	—
(参考) GTO 投入能力[t]	—	—	26.7	>100	14.4	14.2	12.95	9.5	6	6.5
フェアリング [m](外形)	Φ5.1×19.1	Φ8.4×27.4	Φ5.2×13.2	Φ8×17.24	Φ5.4×21.3	Φ5.1×19.1	Φ5.4×20	Φ5.4×17	Φ3.7×10.2	Φ5.2×11.4

出所)J-spacesystems

表 2-100 月への直接投入と低エネルギー遷移

	軌道図	概要	メリット	所要時間
直接投入		直接月に向かい、最初の会合で月周回軌道に投入する	<ul style="list-style-type: none"> 素早い遷移が可能であり、すぐに月圏での運用が開始できる 月以遠に行かないため、深宇宙での長時間の運用を考慮する必要がない 	数日～1週間
低エネルギー遷移		ロケットにより月以遠まで投入し、太陽の摂動などを利用して月投入に必要な速度(≒消費燃料)を減らす	<ul style="list-style-type: none"> 月軌道投入に必要な燃料を減らした分で寿命(≒軌道修正能力)を延ばすことができる 月軌道投入に必要な燃料を減らした分をペイロード質量に還元することができる 条件が適切であれば、月スイングバイを行うことでさらに消費燃料を低減できる 	数か月～1年

出所)直接投入軌道図 NASA Mission Evaluation Team, Apollo 8 Mission Report, Houston, Texas: NASA, Feb.1968.

低エネルギー遷移軌道図 山川宏,川口淳一郎,「月惑星探査の軌道計画」,計測と制御,計測自動制御学会,Vol.39, No.9, pp.559-563(2000).

2) 月面への輸送

JAXAの着陸技術のロードマップを図 2-168に示す。本検討において、輸送物資の質量等のリソース、実現時期等については本情報を参考とする。

また、推進系のトレードオフを表 2-101 有人月着陸機のトレードオフ結果表 2-101 に示す。化学推進による着陸機では、推薬が全備質量の 80%程度を占めるため、ペイロード(人員および電力システムの構成要素)は構造効率(およそ 20%)から機体の質量を除いた輸送機の輸送能力の数%程度の輸送能力にとどまるものと想定される。また、地球上からの打上げにおけるロケットに占めるペイロードの割合はさらに低くなる。従って、月面で活動に必要な資材を地球上から輸送しなければならないフェーズでは、極力月面に離着陸する回数を抑えることで効率的な電力システムの構築が可能となると考えられ、月周回軌道からの電力伝送システムが有効な一方策として挙げられる。

一方、電力 WG での検討において、2030 年以降の必要電力(100kW～)を確保するだけでも、蓄電システムのみで数十～数百 ton を月面に輸送する必要があることが検討結果で示されている。発電、送受電システムを含めて 500ton と仮定した場合でも、2030 年代までに開発が計画されている国産の輸送機/着陸機ではシステムが成立しない。よって、月面での発電、蓄電、疎受電システムを構築するためには、アルテミス計画における日米の役割分担を考慮した上で、以下のいずれかの対応が必要となる。

- 国産で輸送能力を大幅強化(現状の 10 倍以上)した輸送機を開発する。
- 輸送機は米国の SLS または Starship に依存する。

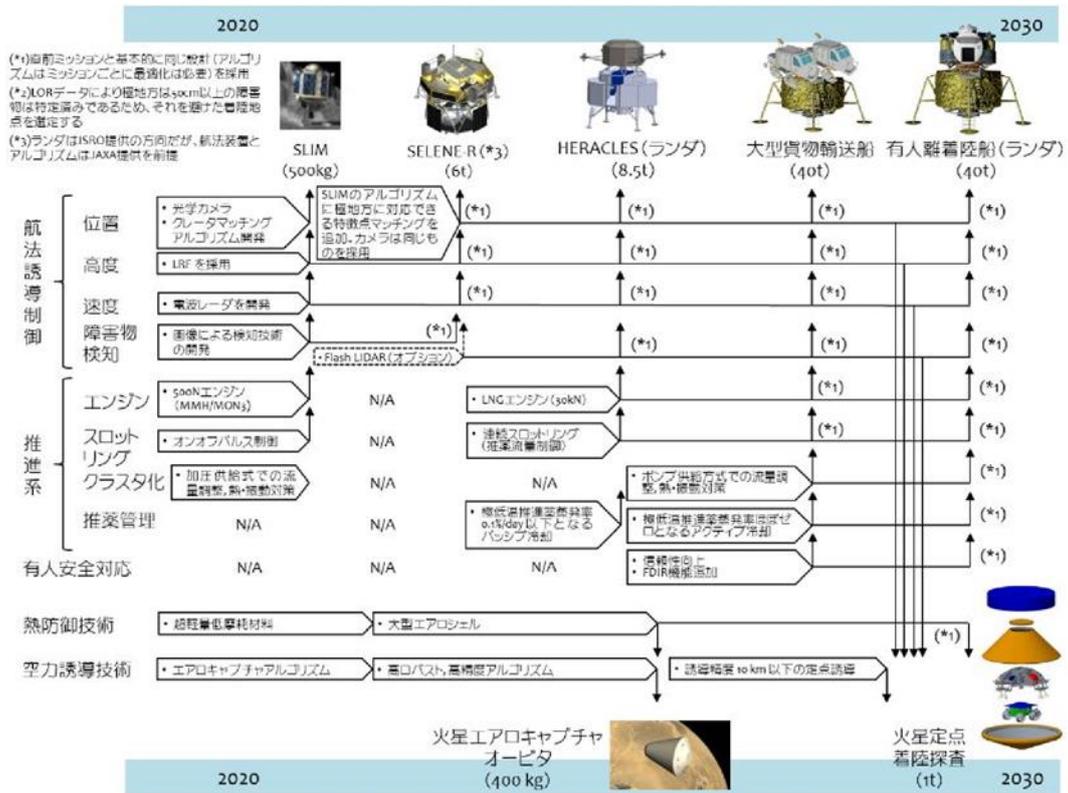


図 2-168 JAXA の着陸技術ロードマップ

出所)EZA-2020001 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)2019

表 2-101 有人月着陸機のトレードオフ結果

	単位	LOX/LH2					LOX/LCH4					ヒドランジ									
【前提条件】																					
Sp	[s]	450					370					320									
BOR	酸化剤	0.06					0.06					無									
	燃料	0.30					0.07					無									
滞在期間	[day]						365														
構造効率	[%]	30					22					18									
【結果】																					
SM有無		無					有					無					有				
門使用性		完全*	準防	Eng ine	完全	準防	Eng ine	完全	準防	Eng ine	完全	準防	Eng ine	完全	準防	Eng ine					
構造質量	[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]	NA	NA	NA	28	14	13	NA	NA	NA	29	16	16	NA	NA	NA	40	21	21		
総質量	[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	
	食料		0	8	8	0	3	5	-	7	7	0	3	4	-	7	7	0	3	4	
	排薬(往復必委分)		108	25	23	50	24	22	-	31	29	56	29	29	-	41	40	77	39	38	
	排薬(BOR消失分)		56	13	12	26	12	12	-	8	8	14	8	7	-	0	0	0	0	0	
	排薬(合計)		164	38	35	76	36	34	-	39	37	70	37	36	-	41	40	77	39	38	
【結果】																					
		△*	×	×	×	○	○	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×	×		

出所)EZA-2020001 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)2019

a. CLPS(Commercial Lunar Payload Services)

推進薬	:ヒドラジン
クルー人数	:N/A
ペイロード質量[ton]	:~0.3
全備質量[ton]	:~0.5
打上(予定)年	:2019
主対応メーカー	:Moon Express, Astrobotic 他、9社



図 2-169 CLPS 構想図

出所)<https://www.astrobotic.com/> (Astrobotic 社 HP)

b. Grey Dragon

推進薬	:LOX/LCH4(TBC)
クルー人数	:~10(TBC)
ペイロード質量[ton]	:TBD
全備質量[ton]	:TBD
打上(予定)年	:2023
主対応メーカー	:SpaceX



図 2-170 Grey Dragon 構想図

出所)EZA-2020001 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)2019

c. Blue Moon

推進薬	:LOX/LH2
クルー人数	:TBD
ペイロード質量[ton]	:4.5
全備質量[ton]	:TBD
打上(予定)年	:2024
主対応メーカー	:Blue Origin

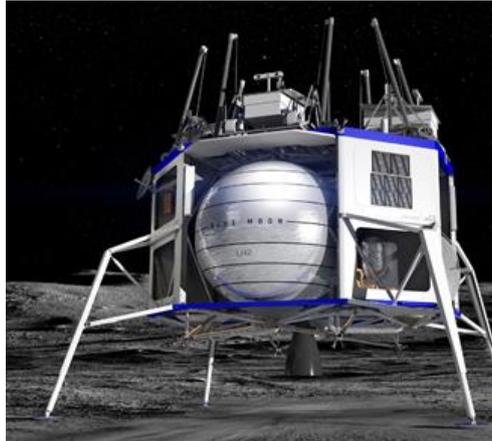


図 2-171 Blue Moon 構想図

出所)<https://www.blueorigin.com/blue-moon> (Blue Origin 社 HP)

d. Lunar Lander

推進薬	:LOX/LH2
クルー人数	:4
ペイロード質量[ton]	:3.5(TBD)
全備質量[ton]	:62.0
打上(予定)年	:TBD
主対応メーカー	:Lockheed Martin

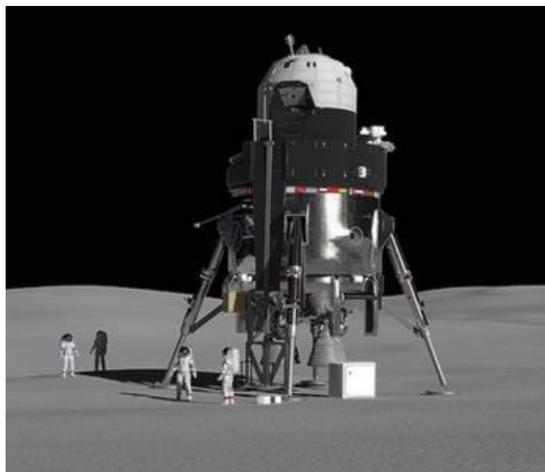


図 2-172 Lunar Lander 構想図

出所)EZA-2020001 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)2019

e. HERACLES

推進薬	:N2H4、LOX/CH4
クルー人数	:4
ペイロード質量[ton]	:TBD
全備質量[ton]	:35.0
打上(予定)年	:TBD
主対応メーカー	:日欧 HERACLES スケールアップ



図 2-173 HERACLES 構想図

出所)<https://www.esa.int/> (ESAHP)

f. Starship

推進薬	:LOX/CH4
クルー人数	:TBD
ペイロード質量[ton]	:100
全備質量[ton]	:1335
打上(予定)年	:2020年に打上げの予定であったが計画が遅れている
主対応メーカー	:SpaceX



図 2-174 Starship 構想図

出所)tokyorexpress.info/2021/04/26/nasa/、有人月面着陸にスペースX・スターシップ宇宙

g. HAKUTO-R

打上(予定)年 :2022
 主対応メーカー :ispace



図 2-175 HAKUTO-R 構想図

出所)ispace HP

3) 月面上の輸送

月面上での輸送手段について、「EZA-2020001 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)2019」の参考文書では、表 2-102 に示すように整理されている。本項では、月面での電力供給／蓄電／送受電設備の輸送手段として、ホッパーおよびローバ(曝露車、与圧車)について記載する。但し、いずれも構想段階であり、現時点では詳細な仕様が示されておらず、ユーザーズマニュアル等の利用者向けの情報も無い。

表 2-102 月面上の輸送手段サマリ

No	移動手段	移動範囲	用途、特徴
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を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、手を延ばせば届く岩陰など、細部への接近を安全な範囲で行う。

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

a. JAXA 有人与圧ローバ

比較的仕様が開示されているローバである。

項目		仕様
●有人月面与圧ローバ本体		
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
	トレッド間	3.6 m
容積	滞在容積	13m ³ ~
	与圧容積	~22m ³
	エアロック	4.5m ³ (高さ: 2.1m)
	エネルギー	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 (昼夜対応時の環境・熱制御)	

ローバ本体の概要図

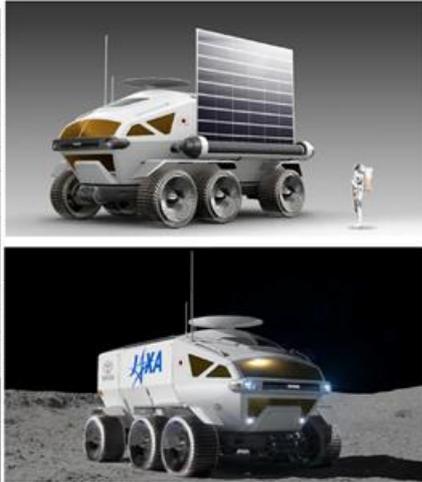


図 2-176 JAXA 有人与圧ローバのシステム仕様案

出所)EZA-2020001 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)2019

b. GM 社と Lockheed Martin 社が計画しているローバ

諸元は公表されていないが月面での物資の輸送に適した形態と推察される。



図 2-177 GM 社と Lockheed Martin 社が計画しているローバ

出所)<https://www.motortrend.com/news/gm-design-lockheed-martin-new-lunar-rover-renderings/>

c. 日産自動車と JAXA 共同研究のローバ

日産自動車と JAXA の共同研究により、日産の四輪制御技術「e フォース」やモータ制御技術を応用し、砂地でもスタックしないローバの開発を行っている。



図 2-178 日産自動車と JAXA が共同研究しているローバ
出所)<https://news.yahoo.jp/articles/aab32b3fb9e25bbce203ab7f0446f64cc434f6ff>

d. JAXA 月極域探査機システム(LUPEX)

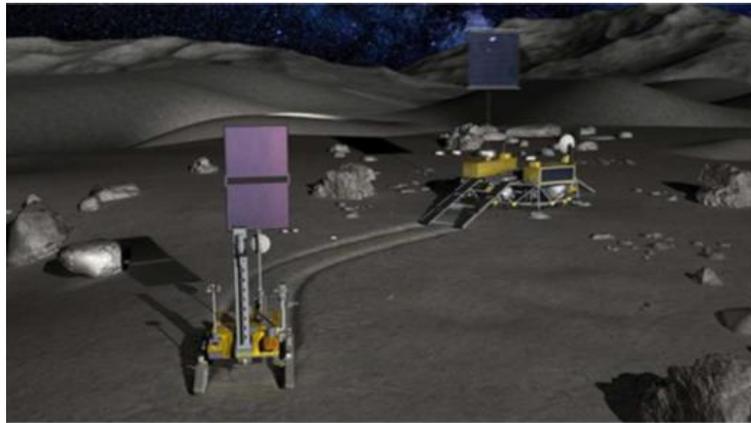


図 2-179 月極域探査機システム(LUPEX)構想図
出所)<https://www.exploration.jaxa.jp/program/lunarpolar/>

e. Draper 社と MIT が構想している輸送用ホッパー



図 2-180 Draper 社と MIT の輸送用ホッパー構想図
出所)SPACE NEWS,Draper,MIT Students Test Lunar Hopper with Eyes on Prize)

f. NASA がアリゾナ州立大学に開発委託したホッパー



図 2-181 アリゾナ州立大学のホッパー構想図

出所) <https://news.asu.edu/20210720-nasa-funds-hopper-ecplore-lunar-polar-craters>)

(3) 要求条件

輸送システムの目的は、必要なものを必要な場所に届けることであり、地球上からの輸送手段がロケットに限定される現在では、以下が要求条件となる。

- 地上から月遷移軌道に必要な物資を輸送可能なこと。
- 月遷移軌道から月周回軌道に遷移可能なこと。
- 月周回軌道から月面に着陸可能なこと。
- 月面上で必要な物資を輸送可能なこと。

一方で、地球上から月までの物資輸送だけでなく、そのシステム開発には莫大なコストがかかる。よって、ペイロード(輸送物資)側から輸送系への要求だけでなく、できる限り既存もしくは開発計画を有するロケットに搭載可能なようにペイロード(輸送物資)側がロケットに合わせる工夫も重要である。

(4) 構成の検討

想定される輸送システム構成を図 2-182 に示す。地上からの打上げロケット、月着陸機、月面上のローバ等が主要構成要素となる。

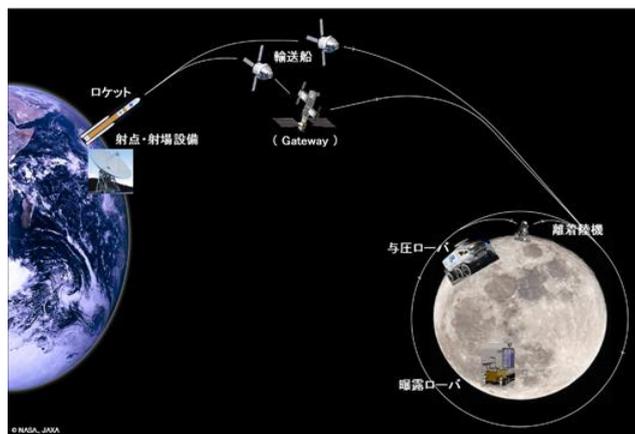


図 2-182 輸送システムの構成概要

出所) NASA/ JAXA

(5) 調達整備・運用シナリオ

本年度の検討では発電、送受電、蓄電のためのプラントを建造するための物量の輸送量の見積前提が確定しておらず、輸送システムの運用シナリオは描けていないが、既存もしくは開発・計画中国産のロケットや着陸機では輸送能力として不十分である。本検討の次のフェーズにおいて、輸送する物量の規模の前提を明確にした上で、アルテミス計画等の国際探査ミッションの開発計画(図 2-183)と歩調を合わせた運用シナリオを検討する必要があると考える。

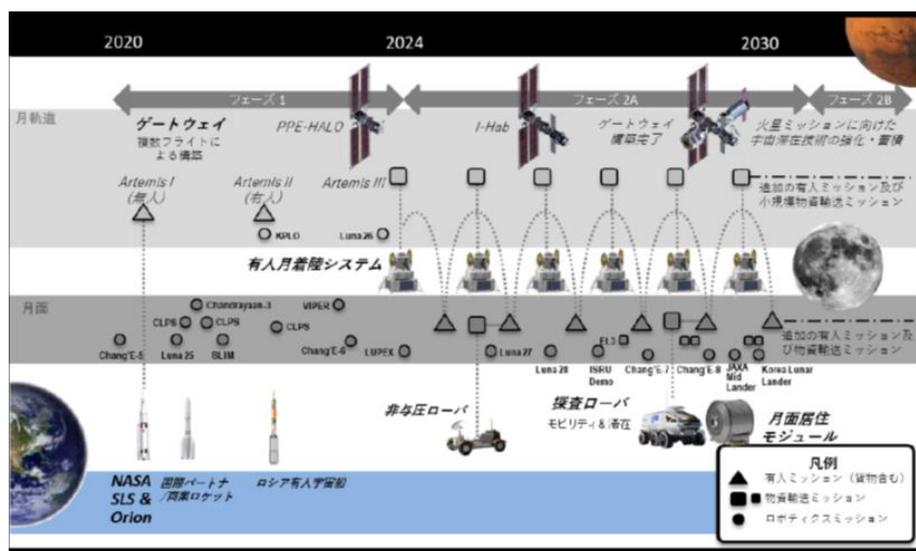


図 2-183 国際探査ミッション計画

出所)EZA-2020001 日本の国際宇宙探査シナリオ(案)2019

(6) メリット・デメリット及び日本の技術レベルの識別

輸送システムの候補は(2)項に示した通りである。米国では Starship が月面まで 100t を超えるペイロード輸送を計画しており、日本の H3 ロケットの数十倍の輸送能力を有している。着陸機については日本では民間の ispace が着陸機の開発を行っているが、Starship の輸送能力には遠く及ばない。一方で、月面上の輸送に関しては他国と比較して JAXA の有人与圧ローバが比較的仕様が公開されており、研究開発も進んでいると考えられる。但し、電力インフラ建設資材を大量輸送できるような輸送手段はまだ目立った取り組みは見られない。さらに長距離移動が可能とされるホッパーについては、国内での検討事例は乏しく、海外でも構想のみで見られる。

(7) 課題の整理

(6)項までの調査・検討から、今後の輸送システムの主要課題は以下である。

1) 月への輸送

最大 100ton 程度の輸送機の計画(Starship)があるが、貨物の質量やサイズがそれを超える場合には、独自の輸送システムの実現が課題となり得る。一方で、開発コストを極力抑えるには、現計画の範囲内で輸送可能な質量やサイズとなるように、ペイロード側が考慮する必要がある。

2) 月面への着陸

現時点で主に計画されている着陸機は科学探査用であり、唯一上記(1)も兼ねる Starship のみ、継続的に使用可能なものと考えられる。Starship の利用可否によっては、月面への着陸機自体の新規開発が課題となる。新規開発の場合は、自律航法誘導制御、スラスタ、自律障害物検知・回避、低床化着陸技術、超精密着陸誘導技術の獲得等が課題となる。

3) 月面上の輸送

月面上の輸送に関しては、主にローバとホッパーと考えられる。ローバは研究開発が進められており、走破性、安定性、越夜、回転機械シール、耐摩耗性向上、ダスト付着防止、遠隔操作、自律制御などが課題となる。

また、より長距離を手軽に移動可能なホッパーは現時点では構想のみである。ホッパーに関しては、その実現性の確認が最初の課題となると考えられる。

4) 次フェーズの課題

本年度の検討では WG のターゲットとしている 2030 年、2040 年及び 2050 年頃に想定される電力系の月面プラント建設のための輸送量が定義されていないため、輸送系システムとしての全体像を示すことができなかった。次フェーズの初期では各年代に必要となる輸送量を定義した上で実現解について検討を進めることが必要である。軌道間輸送についても、その必要性を含め、この中で検討していきたいと考える。

(8) システム実現に向けた地球周回軌道実証のための輸送システム候補の調査

月面の電力インフラ構築に先立ち、地球低軌道での宇宙実証が計画される可能性が高い。そこで本項では、地球低軌道への輸送が可能な世界のロケット候補を調査・整理した。世界のロケット候補を表 2-103 に示す。また、それぞれのロケットの詳細を付属資料 2 に示す。なお、以下の点に留意が必要である。

- 大型ロケットの相乗り打上げは対象外とし、小型衛星打上げについて整理した。
- 軌道投入能力は、射点と投入軌道傾斜角に依存するため、代表値を記載した。
- フェアリング外形は上段を含むことが多く、実際の衛星包絡域は小さくなる。
- フェアリング外形は正確な値が提示されていない場合が多く、推定値を含む。
- ユーザーズマニュアル記載値は典型値であり、詳細は各打上げ事業者の確認が必要である。

表 2-103 世界のロケット候補(小型衛星打上げ用)

	VEGA	Epsilon	Launcher One	Electron	KAIROS
打上機					
運用状況	運用中	運用中	運用中	運用中	開発中
ユーザーズ マニュアル	有	有	有	有	無 (発表資料のみ)
LEO 投入能力[t] (公称値)	1.5	1.2	0.5	0.3	0.2
フェアリング [m](外形)	Φ2.6×7.8	Φ2.6×9.6	Φ1.27×4	Φ1.2×2.5	Φ1.3×4

出所)各社資料に基づき J-spacesystems 作成

2.2.7 電力供給システムアーキテクチャとしての課題

月面における電力供給システムは、実用フェーズにおいては、衛星システム等のように発電からその利用までが一つの系統の上に並んでいるのではなく、地上の商用電力系と同様に、複数の発電方式により得た電力を、消費先である水素製造プラントや居住区設備等へ供給する電力ネットワークとなることが予測される。

また、月面の特徴として、極地方の一部の地域を除いて約 15 日周期の夜と昼が繰り返されることを考慮することや、単に真空環境だけではなくレゴリスによるシステム稼働への影響も考慮する必要がある。

なお、要求される電力の質と量も、水素製造プラント等の大電力から有人の生命維持のように 2FT を要求されるものまで、目的に応じて適切に設定する必要がある。

今回の月面におけるエネルギー関連技術開発のフィージビリティスタディの過程にて明確となった今後の検討課題について整理した結果を以下に順次示す。

(1) 電力供給システムとしての課題

1) 電力ネットワークとしての検討

月面における電力供給システムアーキテクチャは、衛星システム等のように発電からその利用までが一つの系統の上に並んでいるのではなく、最終形態としては地上の商用電力系と同様に複数の発電方式によるものを、ネットワークとして消費先である水素製造プラントや設備へ供給する。そのための電力ネットワークシステムとしての検討が必要である。

2) 電力ネットワークの動作電圧の最適化

月面の真空及びレゴリス環境での電力ネットワークの動作電圧や方式、特に動作電圧について、対放電問題の観点にての調査研究及び対応する具体的な技術開発が必要である。

3) 電力利用者の電力ニーズや電力供給システムの特徴の詳細化と両者のマッチング

電力供給側の各構成システムの特徴(電力の質、時間制約、信頼性、対応可能電力規模等)の考慮のみならず、利用側の詳細な検討に基づく電力要求内容の設定が必要である。例えば、15 日間の月の昼間のみでの電力利用であれば、月面設置の太陽電池で対応可能であり、かつ供給電力能力は太陽電池の面積によるのみなので、比較的単純なシステムで対応可能となる。

本課題については、今後、より大きなビジョンの下、全体のシナリオを整理したうえで検討を進める必要がある。

4) 有人対応の安全性要求対応

電力供給システムは有人宇宙活動を支えるシステムでもあることから、人間に対する安全性の確保の観点でのシステム構築方針の検討と議論が必要である。現在の NASA の有人宇宙システムで要求

されている生命維持についての 2FT を達成する基本的な考え方について、将来は多数の人間が居住する月面での活動への対応において、電力供給システムとしてどのように発展・運用していく必要があるのかの議論が必要である。

5) 月周辺軌道太陽光発電システムの地球軌道上での実証

電力供給システムの構成システムの 1 つである月周辺軌道太陽光発電システムは、最終目的は月周辺軌道からの電力供給が目的となるが、現時点では輸送機および輸送機会が限られており、一足飛びに月周辺軌道での技術実証を行うことは難しいことが課題である。そのため、月軌道上での様々な技術の実証を実施する前段階として、キーとなるビーム方向制御やビーム形成技術について地球周回軌道上での実証試験を実施し、技術を確立することが望ましい。地球周回軌道上での実証計画の具体化や打上げに必要な打上げ機の検討なども行っていくことが必要と考えられる。

6) 国際協力における我が国の協力分野や技術開発の必要性について

月面の電力システム構築を開始するにあたり出発点となるのは、主として太陽電池により約 100kW の規模の発電を行っている国際宇宙ステーション(ISS)の電力システムである。それに月面活動の特殊性、水素製造が大きなミッションであること、また月面立地ということから発電手段の多角化が可能であるという観点で改良と、新規の技術開発に取り組んでいく必要がある。

日本は 1982 年に実施された ISS のフィージビリティスタディの段階から貢献しており、特に JEM の電力システムは ISS 全体の電力系統とも連携し、日本が構築している。その観点から国際協力で日本が貢献可能な分野である。

その観点での一つの課題が、電力を送電するにあたっての電力線の「電圧」及び「直流か交流」の問題で有る。国際宇宙ステーション(ISS)の場合は、1982 年から 1984 年のシステム全体の方式の議論の過程で、直流 120V による配電方式が採用された。これは ISS の取扱電力の規模感と、有人居住区と同居する真空環境(放電を起こすプラズマ環境)における放電現象対策としては適切な判断であったと考えられるが、今後はその電圧及び交流目直流の方式も含め、検討すべき課題と考える。

月面でのエネルギー供給の手段である月周回軌道からの電力供給や無線電力伝送技術において、日本は宇宙太陽発電衛星(SSPS)の開発及び無線電力伝送(WPT)開発活動により、全体システムのみならずシステムを構成する機器の開発においても世界をリードし、日本の強みである。引き続き世界を牽引し、月面でのエネルギー供給手段の提供という観点から世界をリードできると考えられる。

本課題については、委員より日本の現状を過大評価せず、かといって過小評価せず、日本の技術で勝てるところを探しながら研究開発を進めていくべきとの指摘もあり、日本で強みのある技術を整理しながら進めていく必要がある。

(2) 個別構成システムの課題

各構成システムの検討にあたりそれぞれ検討の過程で洗い出された課題はそれぞれの章にて整理し、リストアップしてあるが、電力システムアーキテクチャの観点で次のように整理できると考えられる。

1) 月面電力設備に影響を与える可能性の有る特殊環境の調査とその影響の検討

月面に設置する電力供給システムにおいて、月面のレゴリス等に直接晒される構成システム、例えば月周辺軌道太陽光発電システムにおける月面設置受電設備、月面設置発電システムにおける太陽電池パネル、並びに月面上での送電システムにおける送電及び受電システム等に対しての月面環境の特殊性の詳細調査とその影響の検討が必要である。

2) 月面での設置場所選定や建設作業実施のための月面立地条件や土質等の調査検討

大規模太陽電池パネルの設置等をはじめとした電力供給システムの月面建設にあたっては、月面立地条件や土質等の情報収集や分析調査を実施し、構成システムの検討に反映が必要。また建設に必要な機器や設備についても課題となり、調査と検討が必要。

3) 送電及び受電の構成システムの「高効率化」の詳細検討と技術開発シナリオの設定

送電及び受電システムの高効率化は、電力供給システム全体を構築するために輸送する重量に直接影響がある問題である。

無線電力伝送技術においてはマイクロ波のアンプの高効率化やそのためのデバイスの開発が現在も行われているが、無線電力伝送技術においては送電においても受電においても一番効率が高い5.8GHz帯の高効率化に向けたさらなる努力が必要である。

レーザー光によるものは、高効率化をはかる努力がなされているものの、やはり原理的な限界は予想される。しかし、その光ビームの特徴から利用目的によってはエネルギーの直接利用も考えられる。また損失となるエネルギーを熱エネルギーとして利用する方策もあり得る。

有線による電力伝送方式においては、月面環境に対する高電圧の問題という技術課題への見通しを立てる必要がある。高電圧化が可能であれば一躍月面上での送電方式の主役になり得るが、今までの真空放電問題の状況からは課題が多いと考えられる。

技術開発と改良は何れの方式においても継続して実施されると考えられるが、月面における電力供給システムを具体的に実現するための送電及び受電システムとして具体化するためには、単なる効率向上の観点からだけではなく、本来の大きなビジョンの下、全体のシナリオを整理した上で進めるべき課題と考える。

4) 月面環境(真空、レゴリス、温度環境等)と電力供給システムの高電圧化について

電力供給システムにおけるラストマイルの最終的な配電においてはISSにて確立した120V DCで良いとしても、近距離でも比較的長距離の電力伝送を行うには電圧を高くした方が損失の観点でメリットがある。月面環境、特に真空中において高電圧にて動作させる課題は、地上ではその必要性が薄く、これまであまり研究されて来なかった研究開発分野であり、取り組むべき課題と考える。

5) 月面蓄電システムにおける水素による燃料電池の活用による最適化

月面蓄電システムにおいて、通常の蓄電池によりメインとなる電力の供給を実現しようとする現実的ではない重量となる。しかし、水素を用いた燃料電池と併用することにより削減が可能である。もちろん通常の蓄電池も調整電力として必要であり、規模や目的に応じての電力供給システムとしての最適化が課題である。その際、水素燃料電池の効率も考慮し、総合的な検討が必要である。

6) 想定する輸送量の具体的な検討

輸送システムとしては、想定している電力システムや月面水素プラント建設のための輸送量が定義されていないため、今回のフィージビリティスタディでは輸送系システムとしての全体像を示すことができなかった。次フェーズでは想定するフェーズ毎に具体的に必要となる輸送量を定義した上で、軌道間輸送も含めて実現解について検討を進めることが必要である。

7) 月面環境の積極的な活用

極低温や真空といった月ならではの環境を活かした電力の貯蔵や、使い方に関し、低温技術をうまく活用するなど、今後はそういった月面環境を積極的に活用することも課題として検討する必要がある。

8) 技術課題解決のための個別システム技術の実証計画の詳細化

以上を踏まえ、当面(10年間程度)の技術開発課題の設定とその地上実証計画を詳細化する必要がある。

3. 有識者委員会・WG 運営

電力 WG と水素 WG の 2 つの WG を設置し、2 章で述べた技術課題整理の結果について具体的な内容の議論・検討を行った。さらに両 WG の成果を横断的にみるための有識者委員会(親委員会)を設置した。親委員会は、双方の WG メンバに加え、数名の有識者も参加の上、検討にあたっての前提条件や視点、留意事項等の助言をもらうとともに、WG の検討結果を確認した。なお、親委員会は 3 回、WG は各 5 回開催した。

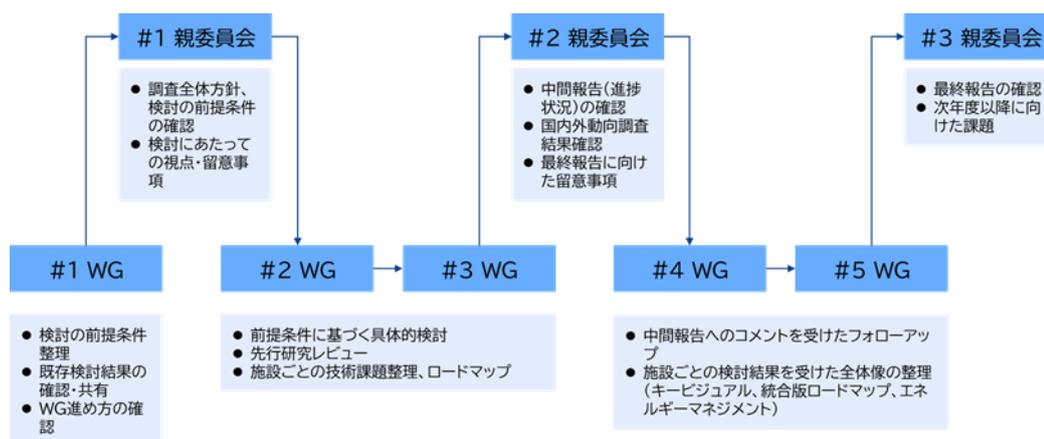


図 3-1 親委員会と WG の開催

出所)三菱総合研究所および日本宇宙フォーラム作成

3.1 有識者委員会

後述の 2 つの WG の成果を横断的に確認し、助言を行うために設置された有識者委員会の構成員及び開催状況を示す。

(1) 構成員

有識者委員会の構成員を表 3-1 に示す。

表 3-1 有識者委員会 構成員一覧表(五十音順 敬称略)

主催	
経済産業省 製造産業局 宇宙産業室	
有識者委員	
一般財団法人電力中央研究所 特任役員 工学博士	池谷 知彦
国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究所 参与	稲谷 芳文
国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構	

宇宙科学研究所 学際科学研究系 教授	稲富 裕光
立命館大学 理工学部 環境都市工学科 地盤システム工学研究室 教授	小林 泰三
京都大学 生存圏研究所 生存圏開発創成研究系 生存圏電波応用分野 教授	篠原 真毅
東京工業大学 地球生命研究所 副所長 教授	関根 康人
国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構 国際宇宙探査センター 月極域探査機プリプロジェクトチーム 副チーム長	星野 健
事務局	
株式会社三菱総合研究所	
一般財団法人日本宇宙フォーラム	

(2) 開催履歴

有識者委員会の開催履歴および各回のアジェンダを示す。

表 3-2 有識者委員会の開催履歴およびアジェンダ

回次	日時	議事
第1回	2021年12月10日(金) 17:00-19:00	<ul style="list-style-type: none"> ・ 開会 ・ 委員自己紹介 ・ 本調査の位置づけと調査全体計画 ・ 水利用や電力を中心とした月開発に関わる国内外の動向 ・ #1水素 WG 報告 ・ #1電力 WG 報告 ・ 総合討議 ・ その他(今後の予定等)
第2回	2022年1月28日(金) 15:00-17:00	<ul style="list-style-type: none"> ・ 開会 ・ 第1回有識者委員会の振り返り ・ 海外動向調査報告 ・ 水素 WG 報告 ・ 電力 WG 報告 ・ その他(今後の予定等)
第3回	2022年3月16日(水) 10:00-12:00	<ul style="list-style-type: none"> ・ 開会 ・ 第2回有識者委員会の振り返り ・ 水素 WG 報告 ・ 電力 WG 報告 ・ 総合討議 ・ その他(今後の予定等)

3.2 水素 WG

水素に関する技術課題について検討するために設置された水素 WG の構成員及び開催状況を示す。

(1) 構成員

水素 WG の構成員を表 3-3 に示す。

表 3-3 水素 WG 構成員一覧表(五十音順)

主催	
経済産業省 製造産業局 宇宙産業室	
水素 WG 構成員	
企業	株式会社 ispace
	株式会社大林組
	高砂熱学工業株式会社
	千代田化工建設株式会社
	日揮グローバル株式会社
	横河電機株式会社
国研	国立研究開発法人 情報通信研究機構
事務局	
株式会社三菱総合研究所	
一般財団法人日本宇宙フォーラム	

(2) 開催履歴

水素 WG の開催履歴および各回のアジェンダを示す。

表 3-4 水素 WG の開催履歴およびアジェンダ

回次	日時	議事
第1回	2021年11月26日(金) 17:00-19:30	<ul style="list-style-type: none"> ・ 開会 ・ メンバ自己紹介 ・ 水素 WG の進め方 ・ 海外動向のご紹介 ・ 各社が考える前提条件について ・ 総合討議(本日のまとめ)
第2回	2021年12月23日(木) 10:00-12:00	<ul style="list-style-type: none"> ・ 開会 ・ 有識者委員会のフィードバック ・ 各社作成資料について ・ 総合討議 ・ その他(今後の予定等)
第3回	2022年1月18日(火) 17:00-19:15	<ul style="list-style-type: none"> ・ 開会 ・ 小型軽量な多チャンネルテラヘルツセンサ開発 ・ 各社作成資料について ・ その他(今後の予定等)

第4回	2022年2月3日(木) 15:00-17:00	<ul style="list-style-type: none"> ・ 開会 ・ 第2回有識者委員会のフィードバック ・ 電力WGへのインプットについて ・ 各社担当プロセスの必要電力について ・ 制御システム、建設に関わる電力量について ・ 本年度とりまとめに向けて ・ その他(今後の予定等)
第5回 (電力WG と合同で実施)	2022年2月25日(金) 13:00-15:00	<ul style="list-style-type: none"> ・ 開会 ・ 本日の進め方 ・ 水素WG活動報告 ・ 電力WG活動報告 ・ 両WGの結節点について ・ 総合討議 ・ その他(今後の予定等)

3.3 電力WG

電力に関する技術課題について検討するために設置された電力WGの構成員及び開催状況を示す。

(1) 構成員

電力WG構成員を表3-5に示す。

表 3-5 電力WG 構成員一覧表(五十音順)

主催	
経済産業省 製造産業局 宇宙産業室	
電力WG 構成員	
企業	株式会社 IHI エアロスペース
	株式会社 RF デバイステクノロジーズ
	株式会社大林組
	株式会社テクノソルバ
	三菱重工業株式会社
	三菱電機株式会社
大学	京都大学
	東京大学
	東洋大学
	光産業創成大学院大学
	早稲田大学
国研等	一般財団法人宇宙システム開発利用推進機構
	国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構
事務局	
株式会社三菱総合研究所	
一般財団法人宇宙システム開発利用推進機構	

(2) 開催履歴

電力 WG の開催履歴および各回のアジェンダを示す。

表 3-6 電力 WG の開催履歴およびアジェンダ

回次	日時	議事
第 1 回	2021 年 11 月 30 日(火) 10:00-12:00	<ul style="list-style-type: none"> ・ 開会 ・ メンバ紹介 ・ 電力供給を必要としている月面活動の前提条件等について ・ 海外動向のご紹介 ・ 検討体制とリーダーの設定 ・ 課題の展開及び検討の進め方 ・ その他、今後の予定、等
第 2 回	2021 年 12 月 23 日(木) 15:00-17:00	<ul style="list-style-type: none"> ・ 開会 ・ 全体電力システム状況、親委員会指摘事項の反映、及び本日の進め方等 ・ 月周辺軌道太陽光発電システム ・ 月面設置発電システム ・ 月面上での送電システム ・ 月面蓄電システム ・ 輸送システム
第3回	2022 年 1 月 21 日(金) 13:00-15:00	<ul style="list-style-type: none"> ・ 開会 ・ 全体電力システム状況及び本日の進め方等 ・ 月周辺軌道太陽光発電システム ・ 月面設置発電システム ・ 月面上での送電システム ・ 月面蓄電システム ・ 輸送システム
第 4 回	2022 年 2 月 18 日(金) 13:00-15:00	<ul style="list-style-type: none"> ・ 開会 ・ 全体電力システム状況及び本日の進め方等 ・ 月周辺軌道太陽光発電システム ・ 月面設置発電システム ・ 月面上での送電システム ・ 月面蓄電システム ・ 輸送システム
第 5 回 (水素 WG と合同で実施)	2022 年 2 月 25 日(金) 13:00-15:00	<ul style="list-style-type: none"> ・ 開会 ・ 本日の進め方 ・ 水素 WG 活動報告 ・ 電力 WG 活動報告 ・ 両 WG の結節点について ・ 総合討議 ・ その他(今後の予定等)

4. 国内外動向調査

技術課題整理に関係する内容について国内外の動向調査を行った。調査は「ウェブ・文献調査」と「国内企業へのヒアリング調査」を組み合わせて行った。

ウェブ・文献調査では、主に海外政府および企業の動向について調査を行った。既に計画を発表している海外企業について動向を整理する他、政府が民間から調達する中で開発される月面エネルギーに関する技術開発動向についても月面エネルギー関連で研究開発している企業がないかを調査し、動向の収集・整理を行った。

国内企業へのヒアリング調査では、我が国においては、様々な企業が月面エネルギー関連での研究開発やビジネス計画を持っていることから、WG メンバでない国内企業においても、将来の月面エネルギー活動に貢献し得る企業についてヒアリングを行い、同企業が保有する要素技術、現在の研究開発の現状、今後の計画等について情報収集を行い、調査結果に反映した。

4.1 水素に関する動向

水素については、月面での資源利用技術(ISRU:In-Situ Resource Utilization)が重要になってくることから、ISRUを中心とした技術動向調査を行った。月面上では、レゴリスに含まれるであろう水氷を抽出し、電解して水素と酸素を液化保存して利活用することが想定されるため、水素抽出技術のみならず、その前段階での水の月面上での探査を含め、広く技術動向の調査を行った。調査の範囲としては、バリューチェーン全体における技術分野に合わせ、「月面上探査」、「掘削・運搬」、「抽出・電解・液化」、「保存(貯蔵)」とし、月周回衛星等からの周回軌道からリモートで水の分布を観測するなどの技術については、今回対象外とした。

4.1.1 ISRU を中心にした海外各国の月探査動向

月面での ISRU 技術について、各国での取り組みの調査を行った。米国が圧倒的に様々な要素技術やアーキテクチャ検討について、多くの研究機関や企業を巻き込んだ裾野の広い技術開発を行っている。NASA によるインハウス向け技術開発プログラムの他、外部向けの様々な低～中高 TRL の技術開発プログラムを幅広く実施し、産官学それぞれで月面技術開発裾野を拡大している。米国において、月面運搬ローバは NASA 等の官中心に開発しており、企業による研究開発レベルを見る限り、それほど高い TRL 技術を持つ民間企業が多くないと思われる。民間による技術開発では、カナダにおいて民間主導のローバ開発が進められており、米加共同でローバの活用が進んでいくものと思われる。

カナダはカナダ宇宙庁(CSA)を中心に、LEAP(Lunar Exploration Accelerator Program)プログラムで、現場水資源探査パイロード、ローバ、掘削関連ロボに特化した技術開発を民間に資金配分することにより促進しており、CSA が天然資源省(NRCan)と協力し、地上の鉱業セクターと新しい月面技術研究開発のパートナーシップ機会を模索するといった月面への新たな参入機会の拡大と地上で競争力のある技術の月面展開を図っている。米国はカナダと国際協調でローバ利活用を進めていくと思われるが、他方、カナダは打ち上げ手段を保有していないため、打ち上げ機会は専ら NASA に依存することになる。

欧州は欧州宇宙機関(ESA)が ISRU の全体アーキテクチャ検討とシステム検討を実施し、OHB イタリア社(イタリア)と Space Applications Services 社(ベルギー)が ISRU 実証を ESA からの受託で実施している。欧州各国宇宙機関も各国で特色ある要素技術を研究開発しているが、総じて低いTRLの研究は大学・研究機関中心により行われている。

オーストラリアはオーストラリア宇宙庁(ASA)を中心に Moon to Mars プログラムを立ち上げ、これまで宇宙活動を行ってこなかった企業に資金配分することで、地上での採掘技術を活かした、鉱業セクター等の民間部門とのパートナーシップ機会を開拓しつつある。また、中国は引き続き意欲的な月面探査を実施、計画しており、2030年にかけて、嫦娥7号で月の南極、続いて嫦娥6号が月の南極のサンプルリターン、その後嫦娥8号が打ち上げられ、月の南極における国際月面研究基地(ILRS)の原型の構築を目指すとしている。

各国のISRU技術開発動向の詳細について、以下に示す⁸⁴。

(1) 米国

<サマリ>

- アルテミス計画を主導し、海外とのパートナーシップによる月面探査を推進
- ISRU の技術開発は、主に NASA の宇宙技術ミッション総局(STMD)が中心に実施。「Lunar Surface Innovation Initiative (LSII)」において、ISRU、月面掘削・建設、持続可能な電源、月面ダスト、月面移動、極限環境の6つの主要テーマで技術開発
- NASA の他の総局やセンターとも協力し、幅広いTRLのISRU技術開発を進めており、GCD⁸⁵(中TRL)、BAA⁸⁶(中TRL)、SBIR⁸⁷(低～中TRL)、NIAC⁸⁸(低～中TRL)、CIF⁸⁹(低TRL)、ESI⁹⁰(低TRL)、各種Challengeコンペ(低TRL)、STRG⁹¹(低TRL)などを通して、NASAのインハウス、企業、大学・研究機関がそれぞれ要素技術の研究開発を実施
- NASAは、民間から月面向けのペイロードを調達するため、商業月面輸送サービス(CLPS)プログラムを策定し複数の企業がCLPS契約に参加しており、ペイロード組立及び運用、地球からの打上及び月面への着陸を含め、ペイロード輸送をNASAに提案、入札。Astrobotic社(2回分)、Intuitive Machines社、Masten社が既にNASAと契約済みで、VIPERローバが2023年に月面着陸予定。CLPSによる輸送では、NASA以外、例えば大学、企業、他の米国政府機関、及び/または他国の宇宙機関のペイロードも搭載

<詳細>

ISRUの技術開発は、主にNASA宇宙技術ミッション局(STMD)が担当している。STMD ISRU

⁸⁴ 主な出典:IN-SITU RESOURCE UTILIZATION GAP ASSESSMENT REPORT, April 2021

⁸⁵ GCD:Game Changing Development

⁸⁶ BAA:NextSTEP Broad Agency Announcement

⁸⁷ SBIR:Small Business Innovation Research

⁸⁸ NIAC:NASA Innovative Advanced Concepts

⁸⁹ CIF:Center Innovation Fund(NASAのインハウス向けファンド)

⁹⁰ ESI:Early Stage Innovation Space Technology Research Grants

⁹¹ STRG:Space Technology Research Grants

資源処理技術は、原位置推進剤・消耗品生産(ISPCP)プロジェクトに属している。掘削および惑星表面建設技術は、先進材料・構造・製造(AMSM)プロジェクトに属する。資源評価技術は、STMD ISPCP プロジェクトと NASA 科学ミッション局(SMD)が担う。月面の科学的および有人探査には複数の地表アセットが必要であるため、STMD は月表面イノベーションイニシアチブ(LSII)を開始し、6つの主要な表面探査に関する技術開発(ISRU、月面掘削と建設、持続可能な電力、月の塵、極限下アクセス、極限環境)を対象としている。STMD は、技術パイプラインと呼ばれる幅広いプログラムを持ち、極めて低い技術成熟度(TRL)から飛行実証に至るまでの技術開発要請を可能にしている。現在の技術準備レベルとギャップの評価を含む ISRU のための詳細な戦略的技術計画は、2021年に発表される予定となっている。

パートナーシップの確立と主導は、NASA の戦略計画における重要基盤の1つである。パートナーシップの重要性は、米国の宇宙政策指令-1(SPD-1)でさらに強調されており「太陽系全域での有人探査を可能にし、新しい知識と機会を地球にもたらすために、商業的および国際的パートナーとの革新的で持続可能な探査プログラムを主導する」と述べられている。NASA がアルテミス計画を主導する一方で、米国は、国際的なパートナーシップが、火星への歴史的な有人ミッションの実施に備え月における持続可能で強固な存在を実現するために、重要な役割を担うことを期待している。その議論の指針として、米国は国際的なパートナーとともに「安全で平和で豊かな未来のための原則を確立する」ための「アルテミス合意」を進めている。

(2) 欧州宇宙機関(ESA)

<サマリ>

- ESA は、ISS 協力、ゲートウェイ計画への参加、その後の月面探査協力といった国際協力を軸に月面探査を実施
- TRL4までの低TRL技術は「Discovery, Preparation and Technology Development Programme(DPTD)」、TRL3-9の幅広い技術を「General Support Technology Programme(GSTP)」や「European Exploration Envelope Programme(E3P)」で技術開発
- 2019年に策定されたESA宇宙資源戦略に基づき、ISRU Campaign Roadmapを2020年に策定し、月面ISRU技術を開発。月の極域のレゴリスを含む土壌の特性を評価するペイロード、レゴリスからの水素・水のその場抽出実証技術、月面での燃料を含む利用物質生成実証を実施予定
- PROSPECT payload(実施フェーズ)とISRU-Demonstration Mission(ISRU-DM) payload(定義フェーズ)の2つのISRUペイロードを開発中。PROSPECTで開発する、ドリル、分析装置、化学反应用密閉システムにより、月面での水素還元反応を実証。ISRU-DMで、月のレゴリスサンプルを収集、電気化学反応器に送り込み、レゴリスから直接酸素を抽出
- 月着陸機であるEuropean Large Logistic Lander(EL3)も開発中で2027/2028年頃に打ち上げ予定

<詳細>

ESA では、探査技術は特定のミッションのために定義、計画、開発、実施される。また、すべての ESA ミッションをサポートするための技術開発という一般的な要素もある。ISRU は最近出てきた分野だが、ESA では急速に成長している。ISRU 分野では、現在、サンプル採取用機器「PROSPECT」ペイロード(実装フェーズ)と ISRU 実証ミッション「ISRU-DM」ペイロード(定義フェーズ)の開発が進められている。

PROSPECT は、ドリル、分析装置、および「Solids Inlet System」(加熱してガスを放出させ、ISRU 概念実証反応を行うためのカルーセル式オープン・密閉装置)などで構成される。ISRU 概念実証では、月レゴリスでの水素還元反応が検証される。ISRU-DM は、月の土壌を採取し電気化学反応器に送り込み、レゴリスから直接酸素を取り出すことを目的とした装置である。反応炉での電気化学プロセスによっては、副産物として金属合金も生成され得る。

2019 年に定義された ESA 宇宙資源戦略に基づき、ESA ISRU キャンペーンロードマップが最近策定され、ISRU バリューチェーンの各特定分野の幅広い技術が含まれている。ESA ISRU キャンペーンロードマップは、この ISECG レポートで取り上げる技術ポートフォリオ内容の基礎を提供するものであるが、ISRU ミッションに適用可能な汎用技術も含まれている。

ISS パートナー機関による多額の投資と強力な国際協力で、地球低軌道(LEO)での探査サイクルは完了した。有人探査を拡大するための次の目的地は、シスルナ空間で、これはすでに月周回有人拠点「ゲートウェイ」において開発中だが、これも国際協りに強く依存している。次の礎石は月面、そして最終的には火星となるが、これらの距離では、地球からすべての資源を持ち込むことはもはや持続不可能となる。ISRU は、乗組員やおそらく文明のための持続可能な月面活動を支援するための強力な手段となり得る。

ESA では、月面探査のためのパートナーシップ機会は、ISS や今後のゲートウェイミッションでのパートナーシップの成功に続く論理的なものとして、非常に歓迎されている。ESA の探査プログラム執行クラスと加盟国は、欧州内だけでなく、国際的なパートナーと共に世界中で探査を行うための戦略を共同で定義し続けている。

(3) ドイツ

<サマリ>

- ESA の月面探査プログラムを通じて、国際協力による 3D プリント技術、計測技術、揮発物質抽出技術、レゴリスを活用した建設技術などを研究
- ドイツ宇宙研究センター(DLR)が他の研究機関を協力して月探査技術を研究開発しており、ISRU の自律技術とテレロボティクスに重点

<詳細>

研究開発全般において DLR は、ドイツ人工知能研究センターのような他の主要研究機関と同様に、

ISRU をミッション固有の重要なペイロードと考え、自律性とテレロボティクスに重点を置いている。EU、ESA、および各国によって資金提供された研究では、通常はその他のパートナーと共に、3D プリント、計測器、揮発性物質の抽出、レゴリスを使用した建造などの ISRU に係るテーマに取り組む。

ドイツは、それぞれのミッションのポートフォリオに重要な能力をもたらすことを試みており、さまざまな枠組みの中で新しいパートナーシップを確立し、またそれに対して幅広く門戸を開いている。

(4) フランス

<サマリ>

- フランス国立宇宙センター(CNES)が産学官連携により、国際探査ロードマップ(GER)の中でフランスが競争優位性のある TRL を引き上げることのできる技術を洗い出す探査技術ロードマップの策定を開始
- ガスの抽出、精製、貯蔵といった ISRU におけるレゴリス利用技術、および宇宙飛行士向け小型ツールのための 3D プリントといった技術に焦点を当てる他、ESA の ISRU 活動に参加
- 米 Curiosity (SAM-GC)、米 Perseverance (SuperCAM)、欧 ExoMars (MOMA-GC)においてサンプル分析のガスクロマトグラフィー等を開発しており、今後も国際協力による共同研究で同技術提供を継続

<詳細>

CNES では、現在、探査技術ロードマップの更新が行われている。その目的は、国際的なプログラムに貢献するために、フランスの産業界が競争力を備えるようにすることである。ISRU 活動は、CNES の新しい分野ではあるものの、自律型ローバ誘導ソフトウェア、サンプル分析など、世界的な ISRU に係る取組のなかで有用な技術について経験を積んでいる。

2020 年には、国際探査ロードマップ(GER)の重要技術ニーズのリストにあるいくつかについて、技術ロードマップ演習を開始した。これらワークショップは、CNES の専門家、産業界の専門家、研究・学術界の専門家というようにフランス国内レベルで組織されている。その目的は、フランスが取り組むことのできる分野の技術を特定し、「ニッチ」なアプローチで将来の活動において競争力を持てるよう技術成熟度(TRL)を高めることである。ISRU では、レゴリスの応用として、ガスの抽出・精製・貯蔵、宇宙飛行士用小型ツールの 3D プリンティングに注力していく。また、フランスの様々な資金援助を通じて、ISRU に関する ESA の活動にも参加する予定である。

フランス国内レベルでは、具体的な ISRU 活動(例:ガス精製および貯蔵など)を特定できるようにするため、産業界、中小企業、スタートアップ企業、研究機関とのワークショップなどを通じた共同構築アプローチに基づき、「ISRU ロードマップ」の策定を進めている。目標は、フランスの専門知識をよりよく識別し、この専門知識の中で、CNES の資金または ESA(フランスの拠出金による)の制度的支援を受け、レベルまたは TRL を上げる必要があるものを選択することである。これらはすべて、潜在的な国際共同研究に対して開かれたものであるべきであり、また開かれているであろう。例えばフランスは、歴史的な月のサンプル分析から始まり、最近では火星探査車「キュリオシティ」搭載装置 SAM-GC、火星探査車「パーサヴィアランス」搭載装置 SuperCAM、火星探査計画「エクソマーズ」用装置 MOMA-GC など

で発展してきた「サンプル分析」分野で、長期的かつ豊富な経験を有している。これは、将来の共同研究の方法のひとつとなる可能性がある。

(5) イタリア

<サマリ>

- 現在、イタリア宇宙機関(ASI)が主に欧州宇宙機関(ESA)の探査ミッションを通じて月面探査に参加
- ESA の月探査ミッションである ExoMars の掘削システム、分光計、月面の表土からの酸素抽出に関連する技術といった表面および地下の特性評価のための科学的ペイロードの技術研究と開発に焦点
- 将来の有人探査のための装着可能な放射線防護装置の開発を目的として、放射線遮蔽技術の取組も開始

<詳細>

現在、ASI は主に ESA 探査ミッションにおいて、将来の ISRU 活動にとって不可欠な技術である地表と地下の特性評価(例: 欧露共同火星探査ミッション「ExoMars」掘削システムと分光計、月面レゴリスからの酸素抽出技術)のための科学実験装置の技術研究・開発に貢献している。ASI は、将来の有人探査に向けた着用可能な放射線防護装置の開発に係る研究にも資金提供を行っている。民間または公的資金によって支援される将来の月面 ISRU 活動のための国家レベルでの技術開発には、サンプリング/掘削ツールや、レゴリス処理システムも含まれる。

ISRU 関連技術に対する ASI の関心は高まっており、現在の目的は、国家の能力と専門性を評価し、最も有望なものを機関資金または ESA によって(イタリアからの拠出を經由し)支援し、将来の国際共同研究を検討することである。

(6) ルクセンブルク

<サマリ>

- ルクセンブルク政府や宇宙庁は、「Fit 4 Start」アクセラレータプログラムや「SpaceResources.lu initiative」で月面電源系の要素技術等を開発
- 2020 年にルクセンブルク政府は ESA の協力も得て欧州宇宙資源イノベーションセンター(ESRIC)を設立し、いくつかの営利団体、公的研究機関、および ESA と提携。ESRIC の枠内で、ISRU 分野に強い関心を持つ国際的なパートナー企業と新しいアイデア発掘を実施しており、「Start-up Support Programme」では 2022 年 2 月にピッチ、その後 5 社がフェーズ 1 選定予定

<詳細>

ルクセンブルク宇宙局自体は ISRU 技術の開発に積極的ではないが、いくつかの商業団体、公的研

究機関、および ESA と共同で創設した欧州宇宙資源イノベーションセンター(ESRIC)の活動を支援している。

欧州宇宙資源イノベーションセンター(ESRIC)の枠組では、この分野に強い関心を持つ国際的なパートナーが、近い将来、新しいアイデアやプロジェクトを開発するために ESRIC に参加することが歓迎される。

(7) 英国

<サマリ>

- 英国宇宙庁(UKSA)が ESA の月面探査プログラムを通じて、ロボットシステム、自律ナビゲーション、リモートマッピング技術といった ISRU 技術をサポート。
- また、将来の ISRU 関連実証ミッションで実証される可能性のある月面表土から酸素と金属の抽出技術など、低 TRL 技術を支援

<詳細>

UKSA は、ESA の欧州探査包括計画(E3P)に貢献し、さまざまなミッションへの参加を介して ISRU に関連する多くの技術を支援している。英国は、太陽系のさらなる探査を可能にする基礎技術や背景科学に焦点を置いており、ISRUは其中で急速に重要な位置を占めつつある。UKSAは、ISRUの取組みを支えるロボットシステム、自律航法、遠隔マッピング技術などの研究開発に資金提供している。また、将来の ISRU 実証ミッションを支援する目的で、月レゴリスから酸素と金属を抽出する方法など、ISRUに直接影響を与える初期の TRL 技術も支援している。

宇宙探査は本質的に協力的な試みであり、英国はすでに ESA との二国間協定を通じて国際的な関わりを持っている。我々は国際的なパートナーシップと探査ミッションを通じて、国の能力を拡大する機会を歓迎する。

(8) カナダ

<サマリ>

- カナダ宇宙庁(CSA)を中心に Lunar Exploration Accelerator Program(LEAP)プログラムにより、国際パートナーと連動して技術開発し、2024 年までに月面にペイロードを送ることを計画。技術開発要素の強いものは Space Technology Development Program (STDP)プログラムの LEAP 用技術開発としてファンディング
- 30kg 以下のマイクロローバ(中型多目的ローバや有人探査車も視野)、マルチスペクトル分光計、中性子分光計、ライマン α 線、統合ビジョンシステム、および揮発物質特性評価装置などの ISRU のためのモビリティ関連技術と科学ペイロードに焦点
- カナダ天然資源省(NRCan)と協力し、カナダの世界をリードする鉱業セクターと新しい月面技術研究開発のパートナーシップ機会を模索
- NASA と連携し、NASA の CLPS ミッションでカナダ開発ローバや機器を打ち上げ予定

<詳細>

カナダは長年にわたり ISRU 関連の技術開発に携わってきた。最近の開発は、科学的目的と ISRU のためのモビリティ関連技術やペイロードに重点を置いている。例えば、CSA は現在、マイクロサイズ（～30kg）のローバ開発を進めているが、将来的には大中型実用ローバや、有人用の無加圧または加圧ローバへの貢献の可能性も視野に入れている。モビリティシステムに加えて、CSA は、マルチスペクトル分光計、中性子分光計、ライマン α 線、統合ビジョンシステム、および関連する地球物理学や揮発性特性評価装置など、遠隔操縦機および機器の開発にも取り組んでいる。これらの技術は、現在進められている 5 年間の月面探査加速プログラム(LEAP)の一環として、飛行実証が検討されている。

カナダは長年にわたり、ISRU システムの開発、特にローバ、ドリル、掘削システム、と同様に航空電子工学、ナビゲーション、自律誘導ソフトウェア、センサ、計器の分野に携わってきた。これらの開発は、多国間ミッションに参加する産業界からの恩恵を受けている。現在、NASA の商業月輸送サービス「CLPS」ミッションにおいて、ISRU 関連機器を搭載したマイクロ型ローバの打上げが想定されている。これらの先例は、CSA が探査技術の開発を拡大するために戦略的計画とパートナーシップを強化し続ける中で、長年にわたって発展してきたものである。また、ISRU 関連の将来の活動は、この文書で論じられている段階的なアプローチに沿って進行することが想定されている。

カナダの鉱物及び金属計画(CMMP)の目的は、世界の鉱業部門におけるカナダの競争力を強化する機会を生かすことである。カナダ政府とカナダ天然資源省(NRCan)は、世界有数の同国鉱業セクターと連携し、研究開発や技術革新の推進、地球および宇宙における課題解決に貢献する機会を促進する。CMMP は、鉱業企業やサービスサプライヤー部門に加え、州や準州の認識を高め、鉱業技術革新エコシステム内外の主要プレーヤーを招き、新たなパートナーシップの機会を模索することも目指している。

(9) オーストラリア

<サマリ>

- これまで連邦科学産業研究機構(CSIRO)が国際ミッションのための電波天文学とコミュニケーションサポートに焦点
- 最近では、オーストラリア宇宙庁(ASA)が、その場資源利用技術(ISRU)やその他のサポートサービスに重点を置いた、宇宙関連のさまざまな領域にわたる開発プログラム「Moon to Mars」(総額 1 億 5000 万豪ドル)を開始
- 地上での採掘技術である地下センシング、自動運転車のナビゲーションと制御、資源輸送、遠隔操作、および即時鉱物特性評価の分野で新しい ISRU 関連技術を開発中
- 鉱業セクター等の民間部門とのパートナーシップ機会の開拓、米 NASA との連携に力点を置いた月面探査

<詳細>

宇宙関連技術に関するオーストラリアの研究開発の歴史は、主に電波天文学と国際宇宙ミッションの通信支援に焦点が当てられてきた。これらは、主に国家科学機関であるオーストラリア連邦科学産業研究機構(CSIRO)の支援を受け行われてきた。しかし、最近では、豪州宇宙庁(ASA)が、現地資源利用技術(ISRU)やその他の支援サービスに重点を置いた、宇宙関連の幅広い領域にわたる開発プログラムを開始している。オーストラリアは、地上採掘における世界最高水準の能力を活用し、地表下センシング、自律走行車のナビゲーションと制御、資源輸送、遠隔操作、リアルタイム材料特性評価の分野でISRU 関連の新技术の開発を進めている。

オーストラリアの宇宙技術開発における国家戦略の主要な要素は、他の国家機関や、オーストラリアの成熟した鉱業部門を含む民間部門とのパートナーシップ機会の発展である。オーストラリアは、ASA を介して NASA と緊密に連携し、「月から火星へ」計画を支援する新技术を提供する。CSIRO は現在、宇宙技術開発にも焦点を当てた科学への投資プラットフォーム「Future Science Platforms」に資金を提供しており、このイニシアチブ内の主要プロジェクトは、特に ISRU と月面の基盤サービスを対象としている。鉱業に関しては、地上採掘の生産性向上にもつながる ISRU 技術開発に重点が置かれている。

(10) 中国

嫦娥シリーズのプログラムで月の周回機、着陸機、月面ローバ、サンプルリターン等、多くの月探査ミッションを実施してきており、今後も多くの計画を有する。2019年に嫦娥4号で世界で初めて月の裏側に軟着陸し、玉兔2号ローバを展開。2020年には嫦娥5号が月のサンプルリターンに成功した。

今後、2030年にかけて、嫦娥6~8号のミッションを計画。嫦娥7号で月の南極、続いて嫦娥6号が月の南極のサンプルリターンを行う計画。その後、嫦娥8号が打ち上げられ、月の南極における国際月面研究基地(ILRS)の原型の構築を目指している。

(11) インド

インド宇宙研究機関(ISRO)が2000年代から月面探査に意欲的に取り組んでおり、2008年に「チャンドラヤーン1号」(月周回)を打ち上げ・実施、2019年7月に「チャンドラヤーン2号」を打ち上げ、9月に旧ソ連・米国・中国に次ぐ4か国目の月面軟着陸を目指したが着陸失敗(周回機は観測実施。月着陸機や月面ローバにより、着陸地点近傍の月面組成分析や熱流量計測、月震計測等の「その場」観測を実施し、詳細データの取得を図る計画だった)。

2017年12月にJAXAとISROが、月極域探査の検討に関する実施取決めを締結。両者検討を進め、2023年打ち上げ予定の月極域探査計画(LUPEX)において、ISROが着陸機(着陸機の電源、航法誘導センサ等はJAXA提供)、JAXAがローバを担当する他、地中レーダや分光カメラ(可視から近赤外)といったペイロードを日印で共同開発する予定。

(12) 韓国

<サマリ>

- 具体的なISRUミッションは定義されていないが、将来、月面基地に使用される環境制御および生

命維持システムの試作、X線、ガンマ線/中性子分光計、レーザー誘起ブレイクダウン分光法(LIBS)などの科学的ペイロード、月面ローバプロトタイプ、月面建設技術などを研究

- 2022年に月周回機 Korea Pathfinder Lunar Orbiter(KPLO)を打上げる計画で、月探査に重要な技術の開発、将来の月着陸ミッションのための地形図作成を含む月環境の科学的調査の実施、新しい宇宙技術の実現と検証を実施予定。また、無人月着陸機ミッションの2030年までの打ち上げを計画

<詳細>

韓国では、これまで具体的な ISRU ミッションは定義されていないが、2010年代半ばに ISRU 研究活動が開始されて以来、戦略的計画とロードマップ活動、および ISRU 研究とインフラストラクチャが韓国のコミュニティ間で活発に行われている。KARI は、将来、月面基地に使用される環境制御および生命維持システムの試作に取り組んでいる。KIGAM は、表面像や鉱物学を含む月の資源探査技術の開発に焦点を当てている。月の類似石からのガス抽出方法論は、鉱業および資源収集/分離機能と設備に関する KIGAM の固有のレガシーである強力な基盤とともに最近開始された。X線、ガンマ線/中性子分光計、レーザー誘起ブレイクダウン分光法(LIBS)などの科学的ペイロード、および資源の探査と評価のための関連する資源評価技術は、現在、KIGAM および他の機関によって開発モデルまたは飛行モデルのレベルで開発中である。KICT は主に、シミュレートされた惑星環境に関連する資源探査/発掘、土木工学および地表建設技術に焦点を当ててきた。無人の地理空間情報モデリングは、ステレオカメラに基づいてリアルタイムで月面車のプロトタイプを使用して地上試験を行う準備ができてだけでなく、地球圏外の土地の建設現場の氷土堆積物の無人地下掘削調査も可能である。月面建設エリアについては、物理的・化学的(ナノフェーズ-鉄)に模倣された月面模擬物の製造技術、マイクロ波焼結、月面模擬物の凝固化が TRL5 以上を目指して評価されている。

4.1.2 欧米の民間を中心とした技術開発動向

米国を中心に、欧州やカナダにおいても多くの民間企業が月面の水資源関連の技術開発を進めている。民間企業が投資家等からのファンディング・資金調達により自主的に月面ビジネスに取り組んでいる企業もあるが、多くは NASA、ESA、CSA といった月面探査に民間による技術開発を進める宇宙機関等の様々な技術開発プログラムを通じて、民間による ISRU 技術の研究開発が行われている事例が多い。主な欧米を中心とした民間企業による ISRU 技術の研究開発事例について、「月面上探査」、「掘削」、「運搬」、「抽出・電解・液化」、「保存(貯蔵)」の技術分野毎の整理を表 4-1 に、技術要素テーマ毎の整理を表 4-2 に示す。また、各プロジェクトの詳細については、付属資料 3 に示す。

表 4-1 ISRU 技術の研究開発事例(技術分野毎の整理)

		米国	欧州	カナダ
月面上 探査・ 資源調 査	・資源調査 インスト ルメン ト ・その場 資源評 価	<ul style="list-style-type: none"> ・Cold Operable Lunar Deployable Arm(COLDArm)(JPL+Motiv Space Systems, Inc.) ・The Regolith and Ice Drill for Exploration of New Terrains (TRIDENT)/Planetary Volatile Extractor (PVEx) (Honeybee Robotics) ・NeuRover (Radiation Detection Technologies, Inc.) ・MOBILE AUTONOMOUS PROSPECTING PLATFORM (Lunar Outpost) 	<ul style="list-style-type: none"> ・Lunar Rover & Extraction, handling and processing (Space Applications Services NV/SA) 	<ul style="list-style-type: none"> ・Lunar Frozen Regolith Observation Tool & Rover (Canadensys Aerospace Corporation) ・Alpha Particle X-Ray Spectrometer & Rover (MDA) Intelligent Sensing and Perception in Infrared (Mission Control Space Services) ・Autonomous lunar exploration infrared spectrometer (ABB Inc.) ・Spectrometer that will autonomously search for hydrogen (Bubble Technology Industries Inc.)
掘削	<ul style="list-style-type: none"> ・固形の資源掘削／採取 ・処理前の準備(運搬量削減、サイズソーティング) 	<ul style="list-style-type: none"> ・Lunar Ice Mining (Sierra Lobo) ・Mining & Extraction (Planetoid Mines) ・Autonomous Mining Equipment & Vehicles(Caterpillar) ・Thermal Management System for Lunar Ice Miners (Advanced Cooling Technologies, Inc) ・Lunar-Polar Propellant Mining Outpost (LPMO) (TransAstra) ・Cold Operable Lunar Deployable Arm (COLDArm) (JPL+Motiv Space Systems, Inc.)[再掲] ・The Regolith and Ice Drill for Exploration of New Terrains(TRIDENT)/Planetary Volatile Extractor (PVEx) (Honeybee Robotics) [再掲] ・MOBILE AUTONOMOUS PROSPECTING PLATFORM (Lunar Outpost) [再掲] 	<ul style="list-style-type: none"> ・Lunar Payload, Robot arm & Extraction (OHB) ・Lunar Rover & Extraction, handling and processing (Space Applications Services NV/SA) [再掲] 	<ul style="list-style-type: none"> ・Mining (Deltion Innovation)

		米国	欧州	カナダ
運搬	・資源輸送 ・掘削サイトからの デリバリー	・Moon Rover (General Motors) ・Lunar Robot/Rover for Mining & Processing etc. (OffWorld) ・VIPER(NASA) ・RASSOR(NASA) ・MOBILE AUTONOMOUS PROSPECTING PLATFORM (Lunar Outpost) [再掲]	・Lunar Robot/Rover for Mining & Processing etc. (OffWorld)	・Alpha Particle X-Ray Spectrometer & Rover (MDA) [再掲] ・Intelligent Sensing and Perception in Infrared (Mission Control Space Services) [再掲]
抽出・ 電解・ 液化	・レゴリス処理／ 酸素抽出 ・レゴリス処理／ 水抽出 ・生成ガスの成分 分離 ・CO2 処理 ・水処理	・Molten Regolith Electrolysis reactor (Lunar Resources, and so on) ・Molten Regolith Electrolysis reactor (Boston Metal, and so on) ・Lunar-Polar Propellant Mining Outpost (LPMO) (TransAstra) [再掲] ・Solid Oxide Electrolysis (Oxeon Energy, LLC) ・Mixed Gas Separator (Skyhaven) ・IHOP PEM Water Electrolysis (Paragon) ・Lunar Propellant Production Plant (LP3) (Skyre) ・Advance Alkaline Reversible Cell/Dirty Water (pH Matter) ・Dirty Water Alkaline Electrolysis (Teledyne Energy Systems) ・Mining & Extraction (Planetoid Mines) [再掲] ・Extraterrestrial Metals Processing (Pioneer Astronautics) [再掲]	・Mining, Extraction & Storage (Space Mining Technologies) ・Lunar Rover & Extraction, handling and processing (Space Applications Services NV/SA) [再掲] ・Lunar Payload, Robot arm & Extraction (OHB) [再掲]	
貯蔵	・極低温液体貯蔵 システム	・Cryogenic Fluid Management (CFM)(Eta Space) ・Lunar-Polar Propellant Mining Outpost (LPMO) (TransAstra) [再掲] ・Lunar Propellant Production Plant (LP3) (Skyre) [再掲]	・Mining, Extraction & Storage (Space Mining Technologies) [再掲]	

(注)プロジェクト名は企業が宇宙機関等に提案時のものだが、一部不明なものは日本宇宙フォーラムにて追記(赤字で記載)

表 4-2 ISRU 技術の研究開発事例(技術 TRL 毎の整理)(黒字が米国、青字が欧州企業)

	月面上探査	掘削	運搬	抽出・電解・液化	貯蔵
TRL 6以上	<ul style="list-style-type: none"> ・NeuRover (Radiation Detection Technologies, Inc.) [TRL3-6] ・MOBILE AUTONOMOUS PROSPECTING PLATFORM (Lunar Outpost) [TRL 6 以上相当] 	<ul style="list-style-type: none"> ・Thermal Management System for Lunar Ice Miners (Advanced Cooling Technologies, Inc) [TRL6 以上相当] 		<ul style="list-style-type: none"> ・Extraterrestrial Metals Processing (Pioneer Astronautics) [TRL5-6] 	
TRL 4-5		<ul style="list-style-type: none"> ・The Regolith and Ice Drill for Exploration of New Terrains (TRIDENT)/ Planetary Volatile Extractor (PVEx) (Honeybee Robotics) [TRL5 相当] 		<ul style="list-style-type: none"> ・Dirty Water Alkaline Electrolysis (Teledyne Energy Systems) [TRL5] ・Mixed Gas Separator (Skyhaven) [TRL5] ・IHOP PEM Water Electrolysis (Paragon) [TRL4-5] ・Solid Oxide Electrolysis (Oxeon Energy, LLC) [TRL3-5] ・Lunar Propellant Production Plant (LP3) (Skyre) [TRL3-5] ・Advance Alkaline Reversible Cell/Dirty Water (pH Matter) [TRL3-4] ・Lunar Rover & Extraction, handling and processing (Space Applications Services NV/SA) [TRL3-4] ・Lunar Payload, Robot arm & Extraction (OHB) [TRL3-4] 	<ul style="list-style-type: none"> ・Cryogenic Fluid Management (CFM) (Eta Space) [TRL 4-5 相当]
TRL 3以下		<ul style="list-style-type: none"> ・Lunar-Polar Propellant Mining Outpost (LPMO) (TransAstra) [TRL3] ・Lunar Ice Mining (Sierra Lobo) [TRL2-3] ・Mining & Extraction (Planetoid Mines) [TRL3 以下相当] 	<ul style="list-style-type: none"> ・(米・欧) Lunar Robot/Rover for Mining & Processing etc. (OffWorld) [TRL3 以下相当] 	<ul style="list-style-type: none"> ・Molten Regolith Electrolysis reactor (Lunar Resources, and so on) [TRL3 以下相当] 	<ul style="list-style-type: none"> ・Mining, Extraction & Storage (Space Mining Technologies) [TRL3 以下相当]
TRL 不明	<ul style="list-style-type: none"> ・ Cold Operable Lunar Deployable Arm (COLDArm) (JPL+Motiv Space Systems, Inc.) ・ Molten Regolith Electrolysis reactor (Boston Metal, and so on) ・ Moon Rover (General Motors) ・ Mining (Deltion Innovation) ・ Autonomous Mining Equipment & Vehicles (Caterpillar) ・ Lunar Frozen Regolith Observation Tool & Rover (Canadensys Aerospace Corporation) ・ Alpha Particle X-Ray Spectrometer & Rover (MDA) ・ Intelligent Sensing and Perception in Infrared (Mission Control Space Services) ・ Autonomous lunar exploration infrared spectrometer (ABB Inc.) ・ Spectrometer that will autonomously search for hydrogen (Bubble Technology Industries Inc.) ・ Australian Radioisotope Heater Unit for Lunar Night Survival (PhosEnergy Limited) 				

4.2 電力に関する動向

電力については、「発電」、「蓄電」、「送電」に分けて技術動向調査を行った。

4.2.1 発電関連の動向

月面において必要となる電力の確保手段としては、太陽光発電と原子力の活用が考えられている。本調査では、太陽光発電を中心としつつ、原子力の活用についても主に米国の事例を中心に調査を行った。

(1) 太陽光発電に関する動向

太陽光発電は、半導体等を用いて太陽光を直接的に電力に変換する発電方式である。地上では約1GWhの発電量に達し、世界の発電量の3%以上、日本の発電量の約9%を占めている。月面では、風力発電に活用できる風や水力発電に活用できる水量が十分でない中で、日射量は一定量あることから、太陽光発電は月面で活用できる再生可能エネルギー源として重要な役割を担うことが期待されている。

1) 太陽光発電技術の全体像

地上では、様々な太陽電池が開発され、普及しているが、それぞれ効率や製造手法、コスト等が異なっている。現在普及や開発が進められている太陽電池の種類を表4-3に示す。中でもシリコンを用いた太陽電池は、普及している太陽電池の95%程を占め、高効率、低コスト、そして25年以上の長期寿命という特徴がある。シリコン系の太陽電池はさらに結晶シリコン太陽電池(単結晶・多結晶シリコン)と薄膜シリコン太陽電池に分けられる。現在地上で普及している大半の太陽電池が結晶シリコン(特に多結晶シリコン)を用いており、中程度の効率がある。一方、薄膜シリコン太陽電池は効率が低いものの、低コストかつ少量のシリコンで製造できる利点がある。

化合物半導体系は効率が上がるが、コストも高いものが多い。特にIII-V族化合物半導体のガリウムヒ素系太陽電池は、圧倒的に高い効率を持っているがコストも非常に高く、高効率が優先される宇宙用途で主に活用されてきた。ガリウムヒ素系太陽電池は、宇宙で課題となる放射線損傷にも強く、高い温度でも稼働できる点も宇宙利用に合致しており、人工衛星や宇宙ステーションで採用されている。

表 4-3 太陽電池の種類

太陽電池の種類	最高効率(セル) ⁹²	特徴
結晶 Si	26.7%	<ul style="list-style-type: none">● 低コスト● 月面で材料となるシリコンの調達が可能
薄膜 Si	14.0%	<ul style="list-style-type: none">● 低コスト● 高い柔軟性● 省資源● 月面で材料となるシ

⁹² 2021年時点の値

太陽電池の種類	最高効率(セル) ⁹²	特徴
		リコンの調達が可能
III-V 族化合物半導体	29.1%	● 高効率 ● 高コスト
CdTe 系	22.1%	● 低コスト ● 高い柔軟性
CIGS 系	23.4%	● 低コスト ● 高い柔軟性 ● 省資源
多接合型化合物	39.5%	● 高効率 ● 高コスト
色素増感	13.0%	● 低コスト ● 高い柔軟性 ● 省資源
有機系	18.2%	● 低コスト ● 高い柔軟性 ● 省資源

出所)NREL HP、<https://www.nrel.gov/pv/cell-efficiency.html>(2022年3月18日閲覧)

これらの太陽電池はこの40～50年間で目覚ましく効率が上がっており、研究レベルでのセルの最高効率は、単接合型ではガリウムヒ素系太陽電池の29.1%、多接合型(複数の太陽光を吸収する層を重ね合わせた構造)では国立再生可能エネルギー研究所(NREL:The National Renewable Energy Laboratory)が開発した「6 接合太陽電池」(6種類の材料を積層)の47.1%となっている(図4-1参照)。

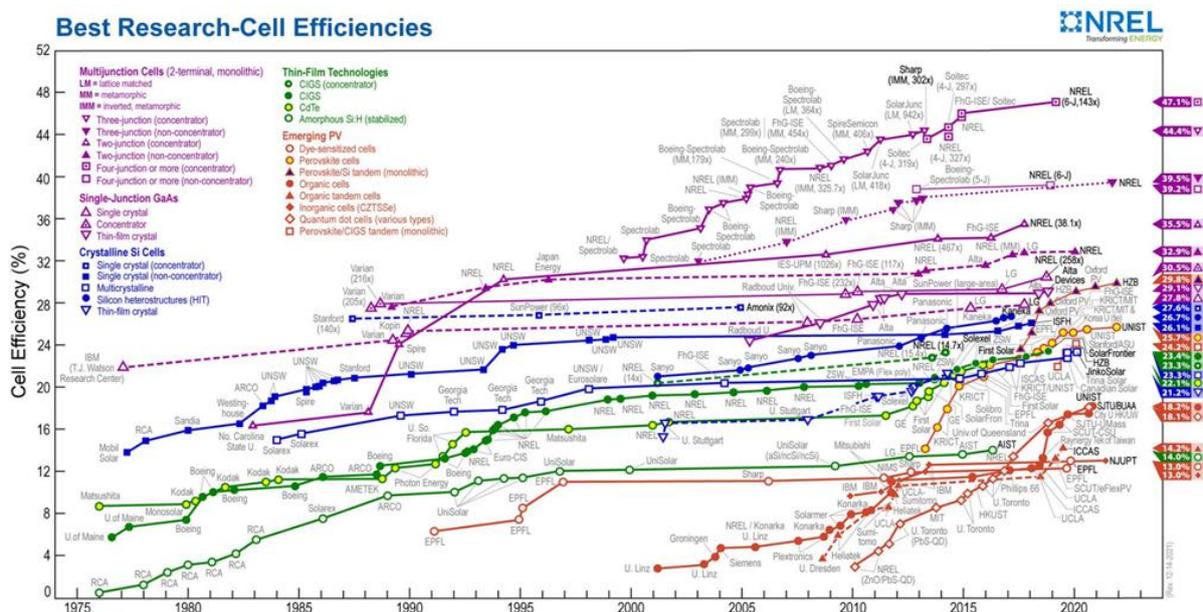


図 4-1 太陽電池セルの最高効率の推移(再掲)

出所)NREL HP、<https://www.nrel.gov/pv/cell-efficiency.html>(2022年3月18日閲覧)

2) 月面利用に向けた太陽光発電技術の動向

宇宙でも太陽光発電は人工衛星やISS等を始め、長く活用されてきた歴史がある、月面利用に向けた太陽光発電も複数検討されており、表4-4にそれらの主な種類を整理する。

表 4-4 月面利用向けの主な太陽光発電システムの種類

区分	特徴	設計例	発電容量例 (一基あたり)
縦型太陽電池アレイ (Vertical Solar Array)	縦方向の伸縮性 コンパクトに収納できる折りたたみ型等の太陽電池 設置場所を簡易に移動できる設計 太陽光の追尾等	Relocatable 10 kW Solar Array for Lunar South Pole Missions、 NASA	~10kW
円形太陽電池アレイ (Radial Deployment Array)	扇型の円形に展開し、コンパクトに 収納できる太陽電池 太陽光の追尾等	MegaFlex、ATK	~20kW
伸展式の太陽電池アレイ (ROSA:Roll-Out Solar Array)	伸展式の太陽電池 太陽光の追尾等	ROSA:Roll-Out Solar Array、Redwire	~20kW
反射板活用型 太陽光発電システム	反射板(折りたたみ式等)を用いて 太陽光を収集し、ローバ等の小型 太陽電池向けに反射	Trans-Former、JPL(カ リフォルニア工科大学)	- (反射後 300W/m ²)

出所) Relocatable 10 kW Solar Array for Lunar South Pole Missions, NASA,
<https://ntrs.nasa.gov/citations/20210011743>(2022年2月28日閲覧)、
 Advanced Solar Arrays, NASA,
https://discovery.larc.nasa.gov/pdf_files/02-AdvSolrArry-CMercer-2.pdf(2022年2月28日閲覧)、
 ISS Utilization: ROSA (Roll Out Solar Array), ESA,
<https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/content/-/article/iss-rosa>
 (2022年2月28日閲覧)、
 TransFormers for lunar extreme environments, JPL,
<https://ieeexplore.ieee.org/document/7943717>(2022年2月28日閲覧)

月面での太陽光発電にはいくつかの課題がある。まず、太陽電池は温度による影響を受けやすく、日中 130℃にまで上る月面での温度による劣化が課題となる。この解決策の一つとして、NASA が 2022 年度中に月面に着陸させる予定の月面着陸船「Peregrine Lander」が取る対策が挙げられる。「Peregrine Lander」は、最新のガリウムヒ素系太陽電池とシリコン系太陽電池を搭載したペイロード「Photovoltaic Investigation on the Lunar Surface(PILS)」を運び、月面での太陽電池の効率を検証するミッションである。高温対策として太陽電池以外の部分を光の大部分を反射するフィルムで覆うことで、太陽電池が太陽光を吸収しながら、高温度に上昇することを防ぐ仕組みを用いる他、実験装置を複数の断熱材で保護する。放射線に強いガリウムヒ素系太陽電池を用いることで、月面での大量の放射線にも対応できることが期待されている。

夜が長い月面での太陽光による発電時間の最大化も課題であり、そのためには、設置場所を日照時間の長い南極等の極域に設置することが検討されている。ただし、極域では太陽高度が低くなり、岩石等によって影ができてしまうことから、従来から宇宙で用いられているような水平型の太陽電池では十分に光が当たらないことが課題となっている。そのため、定常的に太陽光が当たる高さまで太陽電池を持っていくシステムが必要となり、この解決策として有力視されているのが、「Vertical Solar Array」といった縦型の太陽光発電システムとなっている。「Vertical Solar Array」は、月着陸機に搭載できる重量に抑える目的と簡易に場所を変えられるような仕様にするために、伸縮性やコンパクトに折りたたみできるような設計であることも重視されている。

この考え方は、2000 年代半ば頃に既に JAXA によって宇宙インフレーター構造物の応用先の一つである「月面タワー」(図 4-2 参照)として構想されており、インフレーター方式を採用することで軽量かつ全高 15~20m 程度まで簡易に立ち上がるシステムとして提案されている。



図 4-2 月面タワーイメージ

出所)宇宙インフレータブル構造物、JAXA、

<https://www.isas.jaxa.jp/j/forefront/2006/higuchi/03.shtml> (2022年2月28日閲覧)

NASAも「Vertical Solar Array」を月面での太陽光発電システムとして重視しており、2020年には「Lunar Vertical Solar Array Technology (Lunar VSAT)」の設計とプロトタイプ製造を行うプロジェクトについて一般企業に対する公募を行った。このLunar VSATは、高さ最大約10メートル(32フィート)に自律的に立ち上がる機能を持ち、移動のために伸縮できることを条件としている他、急傾斜地にも設置できること、レゴリスへの対策、月面への輸送のため重量と体積の最小化が求められている。また、企業から応募される設計案の比較対象として、NASA側でも10kW規模の独自のデザイン(Relocatable 10 kW Solar Array for Lunar South Pole Missions)を発表している。⁹³

「Lunar Vertical Solar Array Technology (Lunar VSAT)」の公募の結果、NASAは応募企業の中から2021年に5社を採択した。これらの企業は12か月間、最大70万ドルの契約の中でLunar VSATの設計と分析を行い、それらのデータをNASAに提供することとなっている。採択されたのは、Astrobotic Technology、ATK Space Systems (Northrop Grumman)、Honeybee Robotics、Lockheed Martin、Space Systems Loral (Maxar Technologies)の5社でいずれも米国企業だった。ここからさらに2社に絞られ、最大それぞれ750万ドルの予算でプロトタイプ製造と環境試験を行い、最終的には2020年代末までに一つのシステムを月面の南極に設置することを目標としている。

⁹³ <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20210011743/downloads/NASA-TM-20210011743.pdf>



図 4-3 Lunar Vertical Solar Array Technology (Lunar VSAT)イメージ

出所) Industry to Mature Vertical Solar Array Technologies for Lunar Surface, NASA,
<https://www.nasa.gov/feature/nasa-industry-to-mature-vertical-solar-array-technologies-for-lunar-surface> (2022年2月28日閲覧)

その他にも、従来は宇宙での月面以外の用途で検討されていた太陽光発電システムを月面で活用する検討も行われている。火星探査機フェニックスに搭載された太陽光発電システム UltraFlex の前身版である ATK 社の MegaFlex は、扇型の円形太陽電池アレイで、一基あたり約 20MW の発電容量がある。また、Redwire 社の ROSA (Roll-Out Solar Array) は伸展式の太陽電池で ISS 等で活用されている。MegaFlex や ROSA を月面上で活用する検討が、NASA やカリフォルニア工科大学等のチームによって検討されており、特に ROSA を活用した月面での発電が効果的とのモデリング結果が出ている⁹⁴。

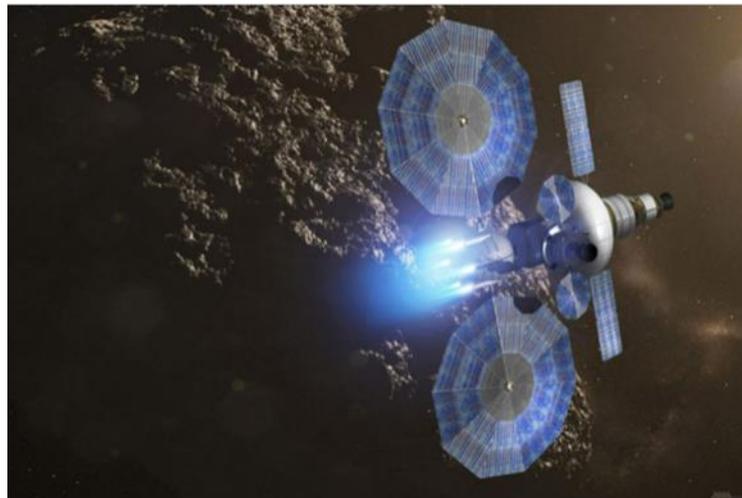


図 4-4 MegaFlex の導入イメージ

出所) MegaFlex, ATK
<https://www.prnewswire.com/news-releases/atk-demonstrates-high-power-megaflex-solar-array-for-nasa-241276261.html> (2022年2月28日閲覧)

⁹⁴ <https://trs.jpl.nasa.gov/bitstream/handle/2014/51924/CL%2319-6308.pdf?sequence=1&isAllowed=y>

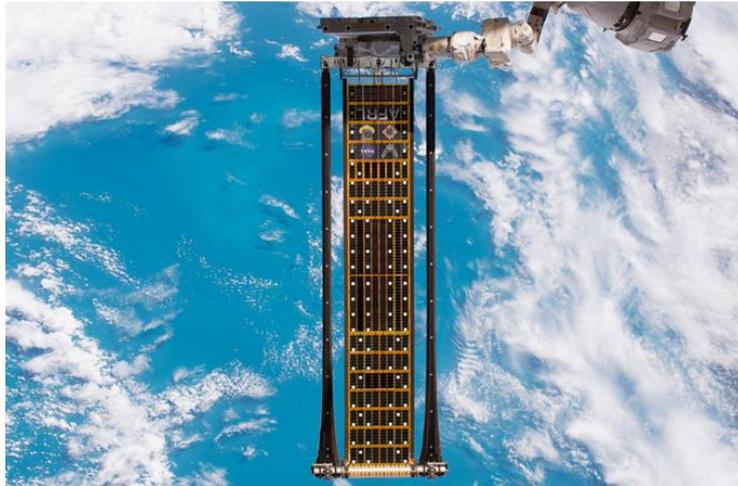


図 4-5 ISS で展開された ROSA

出所) Roll-Out Solar Array, NASA

https://www.nasa.gov/mission_pages/station/research/experiments/explorer/Investigation.html?#id=1876 (2022年2月28日閲覧)

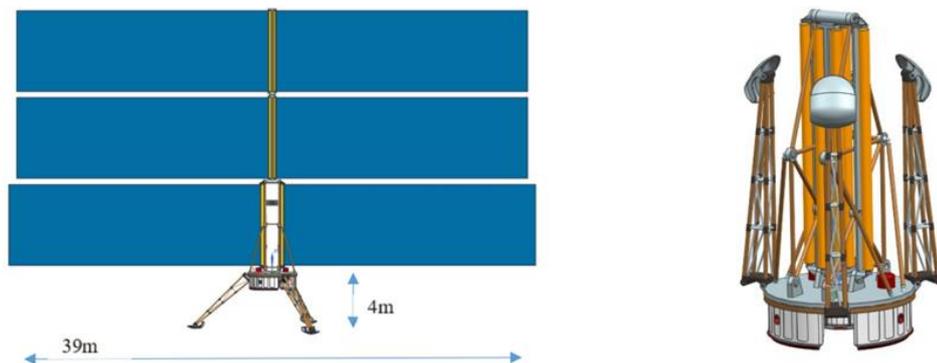


図 4-6 Horizontal ROSA 収納・展開図(再掲)

出所) Architectural design considerations for a robotic power infrastructure on the moon, NASA

<https://trs.jpl.nasa.gov/bitstream/handle/2014/51924/CL%2319-6308.pdf?sequence=1&isAllowed=y> (2022年2月28日閲覧)

加えて、月の南極にあるシャクルトンクレーターのように、太陽光が届きにくい低温度帯にも太陽光エネルギーを反射して提供するような構想も NASA では考えられている。図 4-7 に示される「Transformers for Lunar Extreme Environments: Ensuring Long-Term Operations in Regions of Darkness and Low Temperatures」では、折りたたみ式の反射板を搭載したロボットがローバを追跡し、反射板で集めた太陽光をローバ向けに反射することでローバを集中的に温め、ローバに搭載された太陽電池に太陽光を提供する。

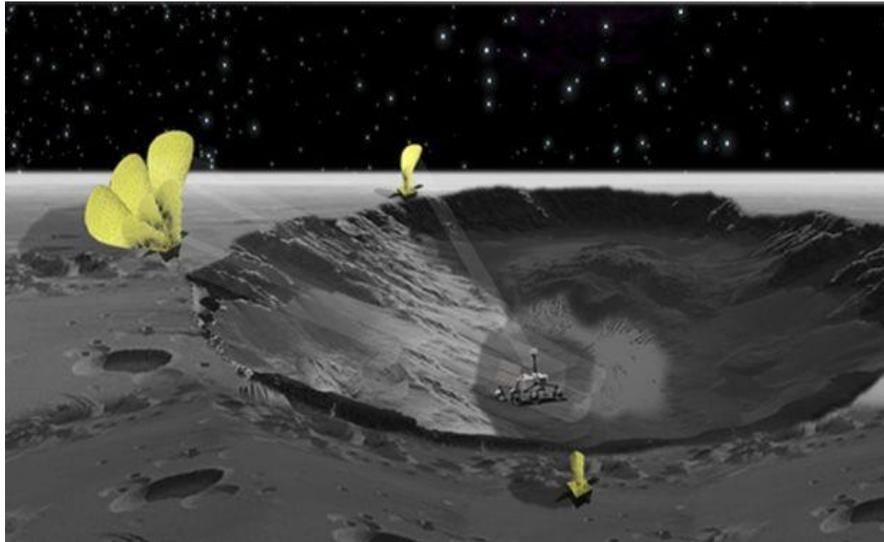


図 4-7 Trans-Formers for Lunar Extreme Environments のイメージ

出所)Transformers for Extreme Environments, NASA

<https://www-robotics.jpl.nasa.gov/what-we-do/research-tasks/transformers-for-extreme-environments/> (2022年2月28日閲覧)

また、NASA は月面における総合的なエネルギーシステムの検討を「Watts on the Moon」プロジェクト等を通じて行っており、太陽光発電を水探査や酸素製造等へ活用する際の手法等を検討している。「Watts on the Moon」は、極地のクレータ付近に NASA の太陽光発電システムを導入したシナリオを想定して、3つのミッションを行うための構想と実証を目的としている。1 つ目のミッションは、発電所からクレータ内のモビリティ(ローバ)プラットフォームに電力を供給するシステムの構想であり、供給対象となるモビリティは氷を含むレゴリスを収集し、水抽出プラントまで運ぶことを想定している。2 つ目のミッションは、発電所から水抽出プラントへの電力供給であり、水抽出プラントはレゴリス等から水を抽出し、純化する役割である。3 つ目のミッションは、発電所からクレータ外にある酸素製造実証プラントへの電力供給を想定している。

「Watts on the Moon」プロジェクトは、2つのフェーズに分かれており、合計最大 500 万ドルの予算が NASA により提供される。第 1 フェーズでは、上述のミッションに対応するソリューションの構想設計を行い、第 2 フェーズでは、ソリューションを実現するためのプロトタイピングと実証を行う。どちらのフェーズも最大3つのミッションを対象としてよいとしている。また、最低1つのソリューションを月面に輸送し、月面上で実証することも検討されている。第1フェーズには合計 50 万ドル、第 2 フェーズには合計 450 万ドルの予算が確保されている。

なお、第1フェーズの公募は既に終了しており、表 4-5 の通り2021年に6つの事業者が採択されていた。第 2 フェーズの公募も 2022 年 2 月に開始し、2022 年 6 月に公募が締めきられる予定となっている。「Watts on the Moon」プロジェクトは、NASA の研究機関の一つである Glenn Research Center が管理しており、様々なプロジェクトの補助を行っている Centennial Challenges プログラムの一つとなっている。

表 4-5 Watts on the Moon の第1フェーズに採択された事業者と概要

ミッション	採択事業者	概要
発電所からクレータ内のモビリティプラットフォームへの電力供給	Astrobotic	発電所とモビリティプラットフォームをつなぐ電力ケーブルをローバが配線
	KC Space Pirates	レーザーによる送電
	UC Santa Barbara	レーザーによる送電
発電所から水抽出プラントへの電力供給	Michigan Technological University	ローバが超電導ワイヤーをクレータ内に配電するシステム
	Astrolight (Astrobotic と Montreal startup Eternal Light Photonics Corp. の連携チーム)	ワイヤレスモバイル電力ビーム
	Orion AI Labs	機械学習とリチウムイオン電池を組み合わせたマイクログリッド構想
発電所からクレータ外にある酸素製造実証プラントへの電力供給	Skycorp Inc.	月面上の温度と日射量の変化に対応する蓄電・配電システム

出所) NASA Awards \$500K in First Phase of \$5M Watts on the Moon Challenge, NASA
https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/centennial_challenges/500k-awarded-in-first-phase-of-5m-watts-on-the-moon-challenge.html (2022年2月28日閲覧)

(2) 原子力に関する動向

ここでは、月面での発電における原子力の活用動向について述べる。宇宙での原子力の活用方法としては、ラジオアイソトープの崩壊熱を用いた方式(①ラジオアイソトープ熱源(RHU: Radioisotope Heater Unit)、②ラジオアイソトープ電源(RPS: Radioisotope Power Source))と核分裂エネルギーを用いた方式(③宇宙用原子炉)の3つが知られている。①ラジオアイソトープ熱源については、熱源としての利用のため厳密には発電ではないが、原子力の活用事例として本パートで紹介する。

1) ラジオアイソトープ熱源

ラジオアイソトープ熱源(RHU)とは、崩壊熱そのものを保温用熱源として利用する方式である。RHUの長所として、①太陽光を必要とせず、熱を安定供給できること②熱源設置場所に自由度があること、などが挙げられる。

RHUは古くから利用されてきた技術である。旧ソ連においては、1970年代に月面ローバであるルノホート1,2において、非常用電源として利用された。また、米国においても1969年のApollo 11に始まり、深宇宙探査を行うVoyager 1 & 2や木星・土星の探査を行うGalileo・Cassiniなど、現在でも様々なミッションで利用されている。

米国と欧州におけるRHUの最新動向について述べる。

a. 米国の動向

米国のRHUは ^{238}Pu を熱源としている。1Wの熱出力が可能で、サイズは3.2cm×2.6cm、総重量は40gである。 ^{238}Pu の半減期の影響により、1年間で1%ずつ熱出力が減少していく。

米国で開発されたRHU及びその詳細を図4-8に示す。

NASAは、氷の惑星の探査や土星の大気の探査、金星や月の表面の探査、トロヤ小惑星の探査にRHUを用いることを提案している⁹⁵。



図 4-8 NASAが開発したRHU(左図)及びその詳細(右図)

出所)NASA、<https://rps.nasa.gov/power-and-thermal-systems/thermal-systems/light-weight-radioisotope-heater-unit/>、https://rps.nasa.gov/system/downloadable_items/31_Final_RHU_Fact_Sheet_2016_5-26-16.pdf(2022年2月9日閲覧)

⁹⁵ NASA、https://rps.nasa.gov/system/downloadable_items/31_Final_RHU_Fact_Sheet_2016_5-26-16.pdf(2022年2月9日閲覧)

b. 欧州の動向

欧州において開発されている RHU は、 ^{241}Am を熱源としている。3W の熱出力が可能であるが、総重量は200gと NASA のものより大型である。

ESA により 2009 年から”radioisotope power systems programme”が開始され、RHU の開発が進められている。本プログラムの成果は 2020 年代後半から 2030 年代にかけての ESA のさまざまなミッションでの利用を目指している。欧州で開発中の RHU を図 4-9 に示す。

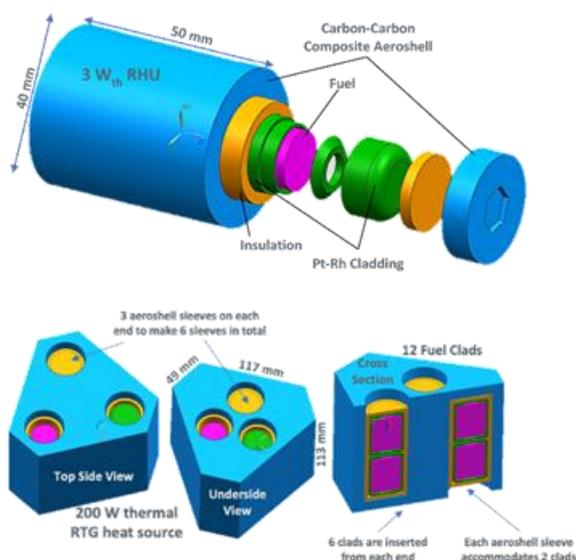


図 4-9 欧州で開発中の RHU

出所) Ambrosi, R.M., Williams, H., Watkinson, E.J. et al. European Radioisotope Thermoelectric Generators (RTGs) and Radioisotope Heater Units (RHUs) for Space Science and Exploration. Space Sci Rev 215, 55 (2019). <https://doi.org/10.1007/s11214-019-0623-9> (2022 年 1 月 14 日閲覧)

2) ラジオアイソトープ電源

ラジオアイソトープ電源(RPS)とは、崩壊熱で発電を行い、電源として利用する方式である。代表例として、ラジオアイソトープ熱電気転換機(RTG: Radioisotope Thermoelectric Generator)がある。

RPS は、半減期の長い放射性元素の原子核崩壊の際に発する熱を利用して安定的に長期発電が可能である。発電量の調節はできず、出力は最大 1kW 程度である。長寿命を活かして宇宙では、人工衛星や宇宙探査機の電源、地上では僻地の灯台への電力供給源等として活用されている。米国と欧州における RPS/RTG に関する最新動向について述べる。

a. 米国の動向

米国では、RTG について、信頼性を確保しつつ性能や多目的性等を向上させたマルチミッション RTG が実用化されている。マルチミッション RTG とは、8個の GPHS(General Purpose Heat Source) を熱源として、熱電素子を高効率なものにアップデートした RTG である。発生電力としては約 120We であり、寿命は 14 年である。

NASA は、火星探査ミッション(2020 年打上げ)や、タイタン探査ミッション「ドラゴンフライ」(2027

年)でもマルチミッション RTG を使用する予定である⁹⁶。NASA が開発したマルチミッション RTG とマルチミッション RTG が用いられている火星探査ローバを図 4-10 に示す。



図 4-10 マルチミッション RTG(左)とマルチミッション RTG が用いられている火星探査ローバ(右)
 出所)NASA、<https://rps.nasa.gov/power-and-thermal-systems/power-systems/>(2022 年 1 月 24 日閲覧)
 出所)NASA、https://mars.nasa.gov/internal_resources/788/(2022 年 1 月 24 日閲覧)

b. 欧州の動向

欧州では、前述した ESA による”radioisotope power systems programme”において、RHU だけでなく RTG の開発も進められている。RTG についても 2020 年代後半から 2030 年代にかけて、ESA のさまざまなミッションへの利用を目指している。欧州にて開発中の RTG を図 4-11 に示す。

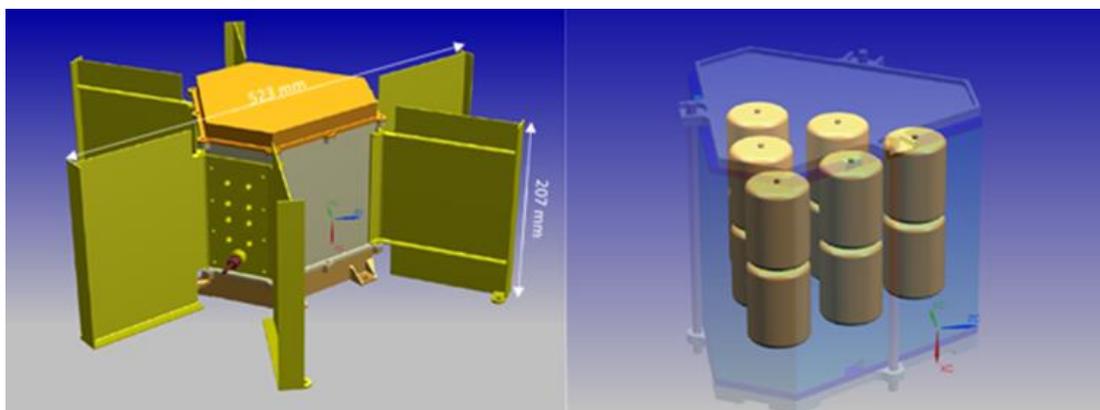


図 4-11 ESA で開発中の RTG

出所) Ambrosi, R.M., Williams, H., Watkinson, E.J. et al. European Radioisotope Thermoelectric Generators (RTGs) and Radioisotope Heater Units (RHUs) for Space Science and Exploration. Space Sci Rev 215, 55 (2019). <https://doi.org/10.1007/s11214-019-0623-9>(2022 年 1 月 14 日閲覧)

c. 中国の動向

中国では、嫦娥 3 号・4 号において、月面ローバの動力源として RTG を用いている。RTG が用いら

⁹⁶ U.S.Department of Energy,<https://www.energy.gov/ne/timeline/timeline-rtg-and-rhu-space-missions>, 2022 年 2 月 9 日閲覧

れている嫦娥 4 号の月面ローバを図 4-12 に示す。

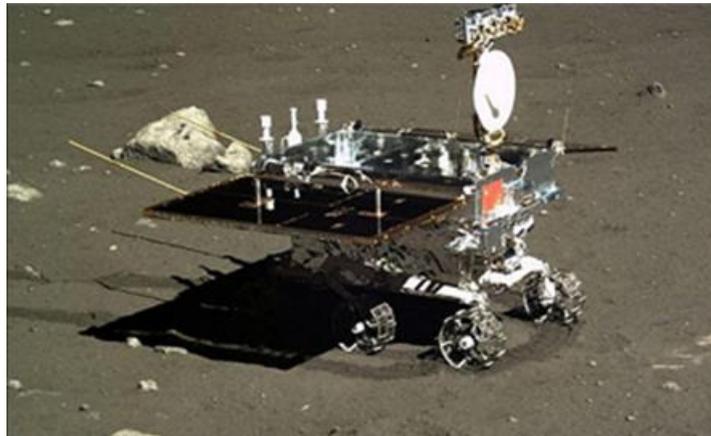


図 4-12 RTG が用いられている嫦娥 4 号の月面ローバ

出所) <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/chang-e-4>(2022 年 1 月 25 日 閲覧)

3) 宇宙用原子炉

宇宙用原子炉とは、地上で多く活用されている原子力発電と同様に、制御された核分裂連鎖反応を活用して発電する発電方式である。出力は kW～MW 規模まで可能であり、出力の停止も可能である。宇宙用原子炉はこれまで、旧ソ連が 1970 年～1988 年に 34 機の原子炉を搭載した宇宙機を打ち上げている。また、米国も 1965 年に唯一 SNAP-10A と呼ばれる宇宙用原子炉を打ち上げている。なお、現時点で運用中の宇宙用原子炉は存在しない。

a. 米国の動向

2020 年、トランプ大統領による SPD-6 において「2020 年代半ばから後半までに、月面での持続的な存在と火星の探査を支援するための月面での核分裂発電システム(40kWe 以上)を実証すること」が方針として示された。

上記目標の実現を目指し、NASA と DOE は、「Fission Surface Power Project」において国内企業から核分裂発電システム(40kWe 以上)の設計案を募集している。

米国におけるこれまでの宇宙用原子炉の開発事例を表 4-6 に示す。

表 4-6 米国におけるこれまでの宇宙用原子炉の開発事例

プロジェクト名	期間	出力
SP-100	1983-1993 年	10-100kWe
Prometheus	2003-2006 年	200kWe
Fission Surface	2007-2011 年	40kWe
Kilopower	2015-2018 年	1-10kWe
Fission Surface Power	2018 年-	40kWe 以上

出所) 宇宙探査のための原子力、西山潤、<https://www.aesj.net/document/nishiyama.pdf> (2022 年 1 月 14 日 閲覧)

4.2.2 蓄電関連の動向

月面で太陽光発電を活用する場合、日射を受けない時間帯でも電力を確保するためには、蓄電技術が必要となる。また、探査ローバといった、発電システムから離れて電力を要する設備にも蓄電技術が必要となる。現在地上では様々な蓄電技術が開発されているが、月面での活用が想定される蓄電技術の候補としては、リチウムイオン電池や全固体リチウムイオン電池といった蓄電池の他、燃料電池および原子力電池が考えられる。本調査では、これらの技術について国内外の事例について調査を行った。

(1) 蓄電技術の全体像

現在地上では、多様な蓄電技術が開発されており、電磁気エネルギー、化学エネルギー、力学的エネルギー等の様々なエネルギーの形態でエネルギーの貯蔵を行う。現在地上で開発や活用が進められている蓄電技術の特徴を表 4-7 に整理する。

表 4-7 蓄電技術各種の概要

蓄電技術	最大蓄電池容量	メリット	デメリット
鉛蓄電池	～数 MWh	<ul style="list-style-type: none"> 安価 大容量 	<ul style="list-style-type: none"> エネルギー密度小 サイクル寿命短
ニッケル水素電池	～数百 kWh	<ul style="list-style-type: none"> 高充放電率 	<ul style="list-style-type: none"> サイクル寿命短 エネルギー密度小
リチウムイオン電池	～数 MWh	<ul style="list-style-type: none"> 高充放電率 エネルギー密度大 	<ul style="list-style-type: none"> 高コスト 安全性
NaS 電池	～数百 MWh	<ul style="list-style-type: none"> 安価 大容量 長寿命 	<ul style="list-style-type: none"> 昇温電力必要
レドックスフロー電池	～数 MWh	<ul style="list-style-type: none"> 安価 長寿命 	<ul style="list-style-type: none"> エネルギー密度小
全固体電池	研究段階	<ul style="list-style-type: none"> 安全性 エネルギー密度大 超急速充電 作動温度範囲大 	<ul style="list-style-type: none"> 研究開発段階 高コスト
キャパシタ	～数百 kWh	<ul style="list-style-type: none"> 高出力 安全性 	<ul style="list-style-type: none"> 高コスト
フライホイール	～数百 Wh	<ul style="list-style-type: none"> 高出力 エネルギー密度大 メンテナンスフリー 	<ul style="list-style-type: none"> 高コスト
重力式蓄エネシステム	～数十 MWh	<ul style="list-style-type: none"> 安価 長寿命 	<ul style="list-style-type: none"> 広面積
圧縮空気貯蔵	～数千 MWh	<ul style="list-style-type: none"> 高信頼性 長寿命 	<ul style="list-style-type: none"> 高圧空気タンク必要
超電導電力貯蔵	～数 kWh	<ul style="list-style-type: none"> 高充放電率 長寿命 	<ul style="list-style-type: none"> 温度維持
燃料電池	—	<ul style="list-style-type: none"> エネルギー密度大 作動温度範囲大 	<ul style="list-style-type: none"> 水・酸素供給必要 高コスト

出所) 各種資料を基に三菱総合研究所作成

これらの蓄電技術を月面で活用する際には、月面環境における温度帯等への対応可能性と安全性、寿命年数、エネルギー密度、占有面積、技術の成熟度等を加味する必要がある。これらの要素を満たす

蓄電技術としては、リチウムイオン電池および全固体リチウムイオン電池の他、燃料電池が考えられており、以下にそれらの技術開発状況と宇宙利用の動向を整理する。

(2) 電池

蓄電技術は年々開発と普及が進んでおり、中でもリチウムイオン電池が広く普及している。国際エネルギー機関(IEA:International Energy Agency)によると、2020年には世界の蓄電容量が17GWに達しているが、そのうち5GWの蓄電容量が2020年に新たに追加されており、新規容量のうち93%がリチウムイオン電池で構成されている⁹⁷。

リチウムイオン電池は、地上ではスマートホン・IoT等の小型デバイスから電気自動車等の移動手段、さらにバックアップ用電源や、大型蓄電設備として工場や再エネ発電に併設される等、多様な利用用途に活用されている。普及拡大に伴う技術開発と効率化により、リチウムイオン電池の価格もこの10年程度で急速に低下しており、2010年に1,200ドル/kWhだった価格が2021年には89%減の132ドル/kWhとなっている。リチウムイオン電池の生産量、価格および導入量は、特に積極的な中国と韓国によってリードされる形となっている。

リチウムイオン電池は宇宙利用も進んでおり、現在は人工衛星に活用されているほか、ロケット、ISS、宇宙服の電力供給や、火星ローバ等にも使用されている(図4-13 リチウムイオン電池の宇宙利用の例参照)。ただし、リチウムイオン電池は、電解質に液体を使用していること、使用温度領域が一般的に約15℃から40℃と言われており、領域が狭いことから、真空かつ温度の高低差が激しい過酷な宇宙環境下での使用には工夫が必要となり、現状では、人工衛星等の設備内部に設置され、温度を管理しながら使用されている。



図 4-13 リチウムイオン電池の宇宙利用の例

出所)Spacecraft Batteries, SAFT,
<https://www.saftbatteries.com/market-sectors/aerospace-defense/space#!documentation-and-downloads>(2021年12月15日閲覧)

⁹⁷ IEA (2021), *Energy Storage*, IEA, Paris <https://www.iea.org/reports/energy-storage>

宇宙におけるリチウムイオン電池の活用については、表 4-8 の通り各社が開発と実装を進めるほか、NASA が毎年主催している「NASA Aerospace Battery Workshop」にて課題解決に向けた検討が進められている。「NASA Aerospace Battery Workshop」では、特に電池の熱暴走⁹⁸や発火等の課題に対する安全対策の検討が多く行われている。

従来の液体型の電解質ではなく、固体電解質を活用した全固体リチウムイオン電池も宇宙利用が期待されている。全固体電池は現在研究開発から実用化に移行している段階であり、2025 年頃から本格普及が期待される。安全性が高く、寿命も長く、幅広い温度域での稼働が可能であることから、宇宙での厳しい環境にも対応できると考えられる。全固体電池の普及に向けては、固体電解質、電極物質、量産化技術等についてさらなる研究開発が必要であり、各国の大学および企業等にて進められているところであるが、既に宇宙利用に向けて日本企業および日本の研究機関を中心に開発と実証が進められている。

JAXA と日立造船は全固体リチウムイオン電池を共同開発しており、2021 年には世界最大クラス電流容量 1000mAh の電池を発表している。2021 年 2 月に発表された実証実験では、国際宇宙ステーション(ISS)の「きぼう」日本実験棟の船外実験プラットフォームに設置される中型曝露実験アダプタ(i-SEEP)上の船外小型ペイロード支援装置(SPySE)に全固体リチウムイオン電池を設置する(図 4-14 参照)。実証実験には 140mAh の電池が使用し、過酷な環境で全固体リチウムイオン電池が稼働できるかを確認するとしている。全固体リチウムイオン電池を用いることで、従来のリチウムイオン電池に必要な温度管理が不要となるため、宇宙環境で利用する設備の小型化、軽量化および低消費電力化を可能とすることが期待され、より過酷な温度環境である月や火星探査機、そして月面で活動するローバや観測機器等での活用が想定される。

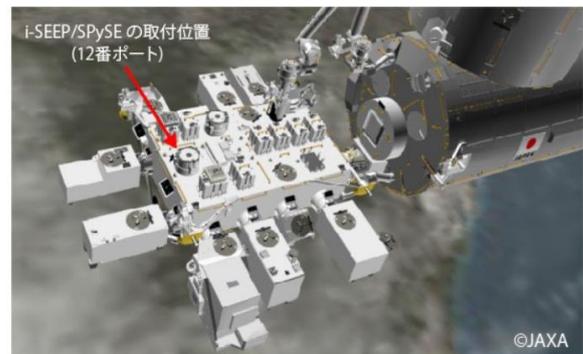


図 4-14 全固体リチウムイオン電池(左)、全固体電池の設置場所(右)

出所)JA, https://www.jaxa.jp/press/2021/02/20210202-1_j.html (2021 年 12 月 15 日閲覧)

また、宇宙スタートアップの ispace が主導する世界初の民間月面探査プログラム「HAKUTO-R」では、日本特殊陶業がコーポレートパートナーとして月探査用に全固体電池を開発し、実験モジュールを月に輸送し、世界で初めて月面で全固体電池の技術実証試験を行う(図 4-15 参照)。日本特殊陶業の全固体電池は、有毒ガス(硫化水素)が発生しない環境安定性の高い「酸化物セラミックス」を使用するため、より高い安全性が期待される。本全固体電池は、焼結ではなく加圧を行う製造手法を用いる

⁹⁸ 電池の特性により、温度上昇がさらに発熱を加速させる現象

ことで正極層、固体電解質、負極層を圧着させるため、大型化も可能としている。

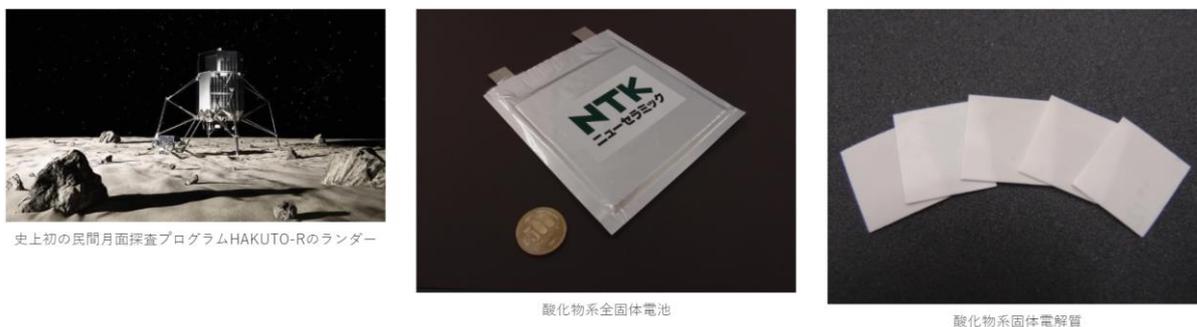


図 4-15 HAKUTO-R のランダー(左)、酸化物系全固体電池(中央)、酸化物系固体電解質(右)
出所)日本特殊陶業, <https://www.ngkntk.co.jp/news/detail/001876.html> (2021年12月24日閲覧)

表 4-8 蓄電池の宇宙利用に係る先進企業

企業名	企業概要
AAC Clyde Space (スウェーデン)	スウェーデンの AAC Clyde Space 社は、リチウムポリマー蓄電池 Optimus を小型宇宙船・CubeSats 等向けに開発し、低重量かつ省スペースを実現している。電池のセルは自社製のものを使用している。
ABSL(米)	米国の ABSL 社は高エネルギー密度・長寿命を持つ宇宙用リチウムイオン電池を提供しており、主に小型宇宙船に対応している。電池のセルは Sony、MoliCell、LG、Sanyo、Samsung 等から調達している。宇宙初の充電式リチウムイオン電池を提供する等、長年本分野に携わる。
Eagle Picher(米)	米国の Eagle Picher 社の電池セルはアポロ計画の際にも使用されており、現在は技術成熟度が高く高エネルギー密度を持つリチウムイオン電池等の電池セルを提供している。
Saft(仏)	フランスの Saft 社は産業用蓄電池大手で、宇宙分野においては 50 年以上に渡り高品質蓄電システムを開発している。人口衛星、補給機、探査機等の多数の用途で同社製の電池が使われている。
GS ユアサ(日)	日本の GS ユアサ社は、世界に先駆けて人工衛星用リチウムイオン電池を開発する等、本分野における先駆者であり、人工衛星や国際宇宙ステーション等に宇宙用リチウムイオン電池を提供している。
Tesla(米)	米国の Tesla 社は同社自動車および蓄電池向けに電池技術を開発している。Tesla 社と同じ CEO を持つ米国 SpaceX 社のロケット Starship には Tesla 社のリチウムイオン電池パックの搭載が検討されている。
日立造船(日)	JAXA と全固体リチウムイオン電池を共同開発しており、2021 年には世界最大クラス電流容量 1000mAh の電池を発表。国際宇宙ステーション (ISS) の「きぼう」日本実験棟の船外小型パイロード支援装置 (SPySE) に全固体リチウムイオン電池を設置する。
日本特殊陶業(日)	ispace が主導する世界初の民間月面探査プログラム「HAKUTO-R」にコーポレートパートナーとして月探査用に全固体電池の開発を行う。実験モジュールを月に輸送し、世界で初めて月面で全固体電池の技術実証試験を行う。

出所)各種資料を基に三菱総合研究所作成

(3) 燃料電池

「水素」と「酸素」を反応させて発電する燃料電池は、地上においては、現在燃料電池車やエネファーム(家庭用定置用燃料電池)等で活用されている。しかし、水素の供給サプライチェーンがまだ世界的に

確立されていないことや、燃料電池車がまだ従来の車両と比較して高額であることから普及が限られており、世界における定置用燃料電池の普及は数千 MW に留まる。一方で、世界における脱炭素化の動きを踏まえると、再生可能エネルギーを活用して水素としてエネルギーを貯蔵し、その水素を活用して柔軟に発電するためには燃料電池は必要不可欠であり、今後の普及拡大が見込まれている。日本は水素による発電について具体的な目標を立てている数少ない国の一つであり、2030年までに水素による発電規模 1GW を目指している。

燃料電池は厳密には蓄電技術には分類されないが、宇宙での電力供給システムとして期待されている。燃料電池の原理は19世紀に開発されており、初の実用は1950年代のジェミニ宇宙計画であった。その他にもアポロ宇宙船やスペースシャトルにも燃料電池が搭載されており、従来から宇宙利用との親和性が高い技術である。燃料電池と表裏一体の原理として「水電解(水を水素と酸素に電解する仕組み)」があるが、燃料電池と水電解装置の両方の機能を持つ「再生型(循環型)燃料電池(RFC)」が、水資源等が限られる宇宙において燃料電池利用の理想形と想定される。

現在は NASA や日本企業および研究機関において、燃料電池の宇宙利用の検討が進められている。燃料電池を宇宙で利用するには、地上と異なる重力環境、気圧、温度帯や、長期利用、そして宇宙までの輸送における振動等の課題がある。NASAの研究機関の一つである Glenn Research Center では、燃料電池の検証用の設備「Fuel Cell Testing Laboratory」があり、そこでは 1kW から 125kW 規模の多様な燃料電池を、宇宙環境を再現した試験設備の中で検証することが可能となっている。また、NASA 向けに研究開発を行い、カリフォルニア工科大学が管理する Jet Propulsion Laboratory では宇宙向け燃料電池の材料開発からモデリングの他、宇宙における厳しい環境の耐久性の検証等を行っており、また近年は図 4-16 に示されるように RFC にも力を入れている。

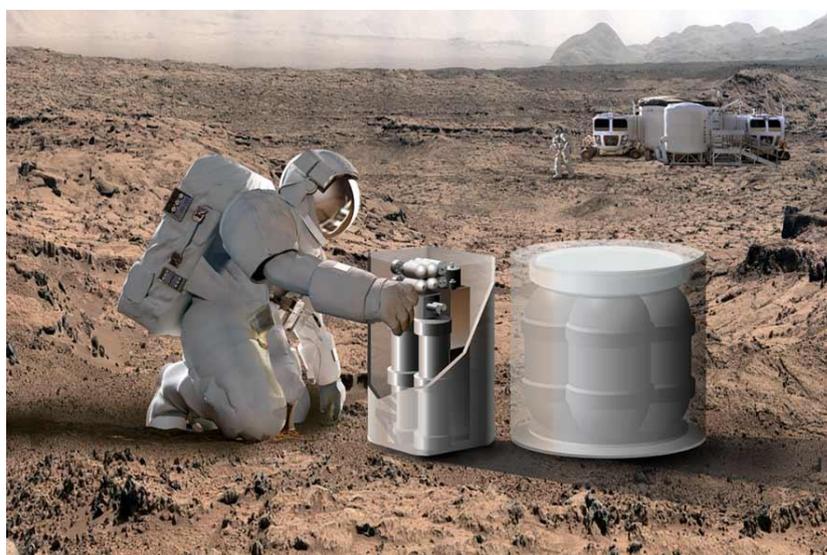


図 4-16 再生型燃料電池(RFC)のイメージ

出所)Research - Fuel Cells, Jet Propulsion Laboratory, <https://electrochem.jpl.nasa.gov/?page=research-fuel-cells>(2021年2月1日閲覧)

国内では、トヨタと JAXA が 2019 年より共同開発している有人と無人ローバ等(図 4-17 参照)や、Honda と JAXA が 2020 年に共同研究協定⁹⁹を締結した月周回有人拠点(Gateway)及び月面で

⁹⁹ https://www.jaxa.jp/press/2021/06/20210614-2_j.html

の循環型再生エネルギーシステムでの燃料電池の活用が期待されている(図 4-18 参照)。



図 4-17 燃料電池の活用が想定される有人と圧ローバ

出所)有人と圧ローバ, トヨタ自動車, <https://global.toyota.jp/album/images/26986678/>(2021年12月15日閲覧)



図 4-18 循環型再生エネルギーシステムのイメージ

出所)JAXAとHonda、循環型再生エネルギーシステムの実現性検討を開始、Honda、
<https://www.honda.co.jp/news/2021/c210614.html>(2021年12月15日閲覧)

4.2.3 送電関連の動向

発電したあるいは蓄電している電力を伝送する方法は、有線による方法と無線による方法に大別される。月面上での電力の伝送を全て有線でを行うことは、輸送コスト、敷設コスト、そして隕石による破損に対するメンテナンス等を勘案すると現実的な解になるとは考えにくく、無線による伝送(ワイヤレス伝送)が主流になると考えられる。

ワイヤレス伝送は、利用している周波数帯により、マイクロ波、ミリ波、レーザーなどいくつかの方式に分けられる。宇宙空間における電力伝送は宇宙太陽光発電衛星の研究において進められてきている。宇宙太陽光発電衛星の場合、地球上に電力を届ける必要があり、大気による減衰により利用が難しく

たと判定された方式もあるが、大気のない月面上では有望になる可能性もある。

マイクロ波・ミリ波、レーザ及び有線における送電方式のメリット・デメリットを整理した表を表 4-9 に示す。

表 4-9 マイクロ波・ミリ波、レーザ及び有線における送電方式の比較

	有線	無線	
		マイクロ波・ミリ波	レーザ
移動体への給電	×	○	○
送電距離	×(設備面での負荷大)	○	○
送電効率	○	△(レーザと比べ指向性が劣る)	○
環境耐性(レゴリス等による汚染)	○	○	×(小さな粉塵が存在する場合、散乱が生じる)
送電位置・方向誤差に対する耐性	×	○(広域給電可能)	△
コスト(輸送コスト、敷設コスト等)	×	○(レーザに比べ発振器が安価)	△

出所)各種資料を基に三菱総合研究所作成

(1) マイクロ波・ミリ波

マイクロ波(周波数:3~30 GHz)及びミリ波(周波数:30~300 GHz)は、レーザと比較すると指向性は劣る(長距離伝送させた時のビームの拡がり方がレーザと比較して大きい)ものの、発振器のコストが安価であることがメリットである。マイクロ波・ミリ波帯の発振器は、マグネトロン、クライストロン、進行波管、ジャイロトロンなどがあり、それぞれ周波数に対する発振特性が異なる。周波数ごとの発振出力をまとめたものを図 4-19 に示す。3~300 GHz の周波数帯全てに対して、高出力可能な発振器が存在することが分かる。

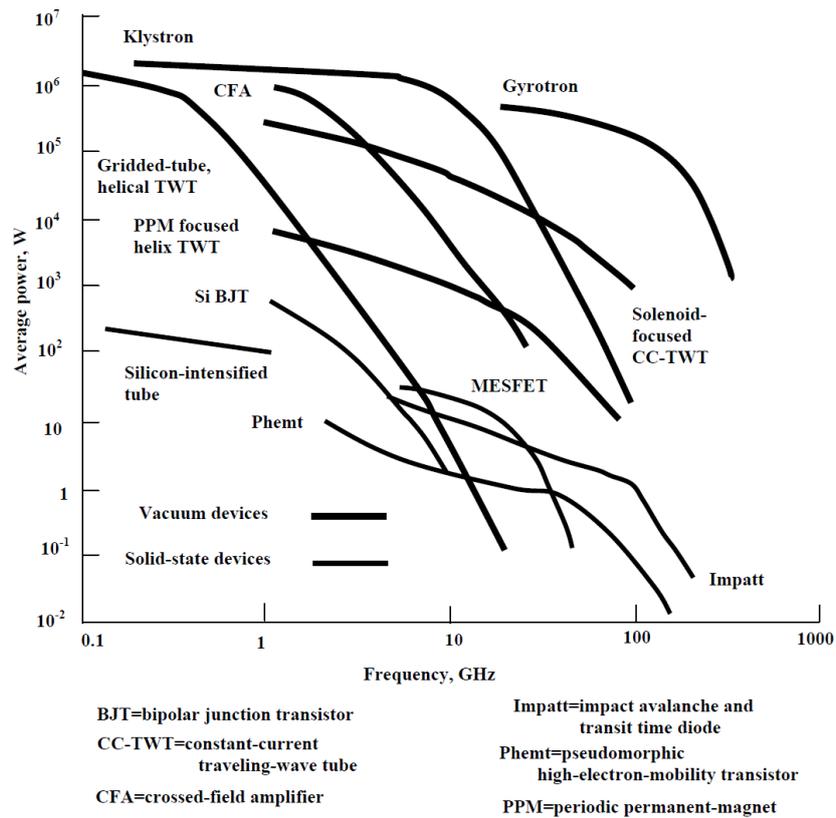


図 4-19 マイクロ波・ミリ波発振器ごとの発振周波数及び発振出力

出所)K. L. G. Parkin et al.: The microwave thermal thruster concept, AIP Conference Proceedings (2004), 418 429

1) 過去の研究動向

1964年にWilliam C. Brownは、第2次世界大戦後マイクロ波で高出力が出せるようになったことに注目し、無線電力伝送として応用した。マイクロ波送電器の上空18mを飛ぶヘリコプターへ給電を行い、10時間飛行させることに成功した¹⁰⁰。

1975年にはRichard M. Dickinson及びWilliam C. Brownは直径26mのパラボラアンテナを用いて2.388GHz、450kWのマイクロ波を送信した。送電距離は1.54kmで受電には、7.3m×3.5mのレクテナアレイを用いた。結果として、30kW以上の電力の受電に成功した¹⁰¹。

1983年、京都大学の松本紘らが理論的に予測した、SSPSのマイクロ波の電波が電離層に及ぼす非線形効果を実証するため、京都大学等によりロケットでのマイクロ波電力伝送実験が行われた。親ロケットに搭載された、2.45GHz電子レンジ用830Wマグネトロン2台からマイクロ波を送電し、子ロケットに搭載されたマイクロ波受信機で、電離層への影響を観測した¹⁰²。

¹⁰⁰ W. C. Brown, The History of Power Transmission by Radio Waves, IEEE Trans. MTT-32, NO. 9, 1230, 1984

¹⁰¹ R. M. Dickinson, Performance of a High-Power, 2.388-GHz Receiving Array in Wireless Power Transmission Over 1.54 km, IEEE MTT-S International Microwave Symp. Digest, 139-141, 1976.

¹⁰² Space and Radio Science, <https://www.sspss.jp/wp-content/uploads/2018/06/Matsumoto75URSI-RSB95.pdf>

1987年、カナダのトロント大学の研究チームは、重量 4.1kg、翼幅 4.5m の 8 分の 1 モデルの飛行機に地上からマイクロ波を照射し、デモ飛行を行うことに成功した。実験の内容としては、まず電池駆動で飛行機を高度 150m まで上昇させた後、地上に設置した直径 4.5m のパラボラアンテナから 2.45 GHz、10kW のマイクロ波を送電した¹⁰³。

1994 から 1995 年にかけて、京都大学の松本紘、神戸大学の賀谷信幸らは、マグネトロンにより発振される 2.45GHz、5kW のマイクロ波を、直径 3m のパラボラアンテナから 42m の距離を送電させる実験を行った。半波長間隔で配置した 3.2mx3.6m の 2,304 素子レクテナアレイにて受信した結果、最大 742W の直流電力を得ることに成功した。本実験により、大電力に対応可能でかつ量産性の高い設計のレクテナが開発された¹⁰⁴。

そのほか、近年では JAXA や三菱重工が実証実験を行っているが、詳細は後述する。以上の内容を表 4-10 に示す。

表 4-10 マイクロ波を用いた無線電力伝送の過去の実験例

実施年	実施国	機関	送電電力(最大)	受電電力	伝送距離	使用周波数
1964年	アメリカ	Raytheon Technologies Corporation	400 W	記載なし	6.1 m	2.45 GHz
1975年	アメリカ	NASA JPL Goldstone	450 kW	30 kW 以上	1.54 km	2.388 GHz
1983年	日本	京都大学、神戸大学、宇宙科学研究所	830 W×2	記載なし	記載なし	2.45GHz
1987年	カナダ	the University of Toronto's Institute for Aerospace Studies	5kW×2	150 W 以上	150m	2.45 GHz
1994-95年	日本	京都大学、神戸大学、関西電力	5 kW	742 W	42m	2.45 GHz
2015年	日本	宇宙航空研究開発機構 (JAXA)	1.8 kW	340 W	55m	5.8 GHz
2015年	日本	三菱重工	10 kW	記載なし	500m	2.45 GHz

出所)各種資料を基に三菱総合研究所作成

2) 日本における最新動向(実証例)

a. JAXA

JAXA 及び J-spacesystems は、将来の SSPS の実現を目的として、マイクロ波による無線電力伝送技術の研究開発を行っている。研究開発の一環として、JAXA 及び J-spacesystems は 2015 年 3 月にマイクロ波送電の地上実証試験を行った¹⁰⁵。実証試験の目的は、複数の送電パネルで、所望の方向に精度よく送電できる制御技術を実証することである。

方向制御に関しては、長距離伝送に適したレトロディレクティブ技術を用いている。レトロディレクティ

¹⁰³ Schlesak, et al., "A Microwave Powered High Altitude Platform," 1988 IEEE MTT-S Digest., pp. 283-286.

¹⁰⁴ https://www.jstage.jst.go.jp/article/ieejpes1990/116/6/116_6_648/_pdf

¹⁰⁵ JAXA, <https://www.kenkai.jaxa.jp/research/ssps/150301.html>

ブ技術は、受電アンテナ側から送電アンテナ側に向けてパイロット信号(2.45 GHz 帯)を送出し、その到来方向を送電アンテナ側で高精度に検知し、それと同方向にマイクロ波送電ビーム(5.8 GHz 帯)を指向するという技術である。また、マイクロ波ビームを放射する送電アンテナには、フェーズドアレイアンテナを用いている。実証試験で用いられたシステムの概要を図 4-20 に示す。

実験の結果として、伝送距離 55m の条件下において、送信電力(最大で 1.86 kW)に対し、受電電力としてほぼ理論通りの 340 W を得ることに成功している。

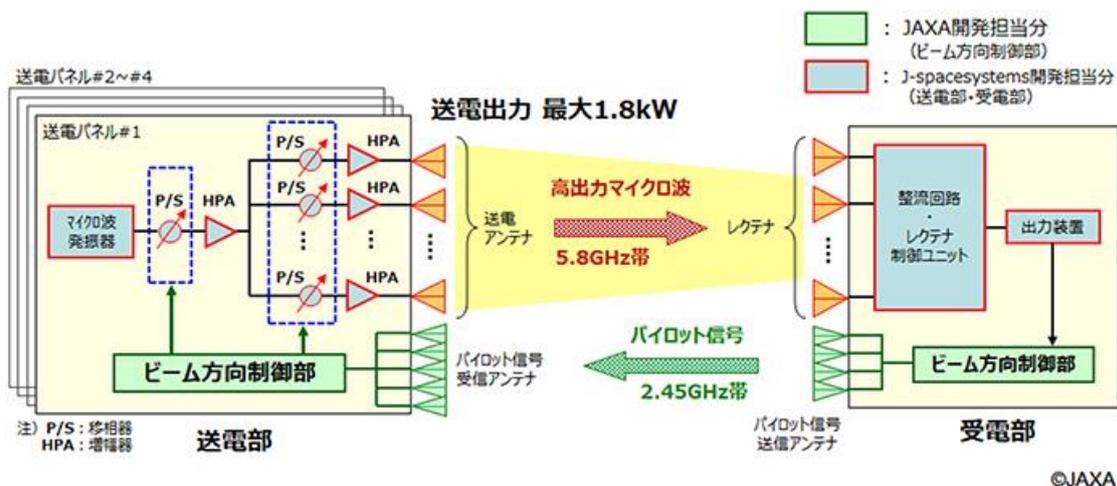


図 4-20 マイクロ波無線電力伝送地上試験システムの概要

出所)JAXA, <https://www.kenkai.jaxa.jp/research/ssps/150301.html> (2022年3月10日閲覧)

b. 三菱重工

2015年に三菱重工は、経済産業省から受託したJ-spacesystemsとの共同プロジェクトにおいて、周波数を安定化させたマグネトロン(2.45GHz)によりマイクロ波(10kW)を発振させ、約500m離れた場所にある受電部へ送電を行った。送電アンテナには、規則的にアンテナを間引いたスキッターードシステム方式が用いられている¹⁰⁶。

スキッターードシステム方式は、アンテナを規則的に間引くことで、送電ビームをそのままに送電装置の個数を減らすことができる技術である。送電装置の個数を減らすことでコストを低減させることができる。スキッターードシステム方式のイメージ図を図 4-22 に示す。送電アンテナの数を少なくしてもメインビームの形状が変わらないことから、スキッターードシステム方式を用いることで、宇宙太陽光発電基地の建設途中段階から、宇宙太陽光発電基地の運用を行うことが可能となる。

¹⁰⁶ 三菱重工, <https://www.mhi.com/jp/news/1503125626.html>



図 4-21 実験で用いられた送電装置(左)及び受電装置(右)

出所)三菱重工、<https://www.mhi.com/jp/news/1503125626.html> (2022年3月22日閲覧)

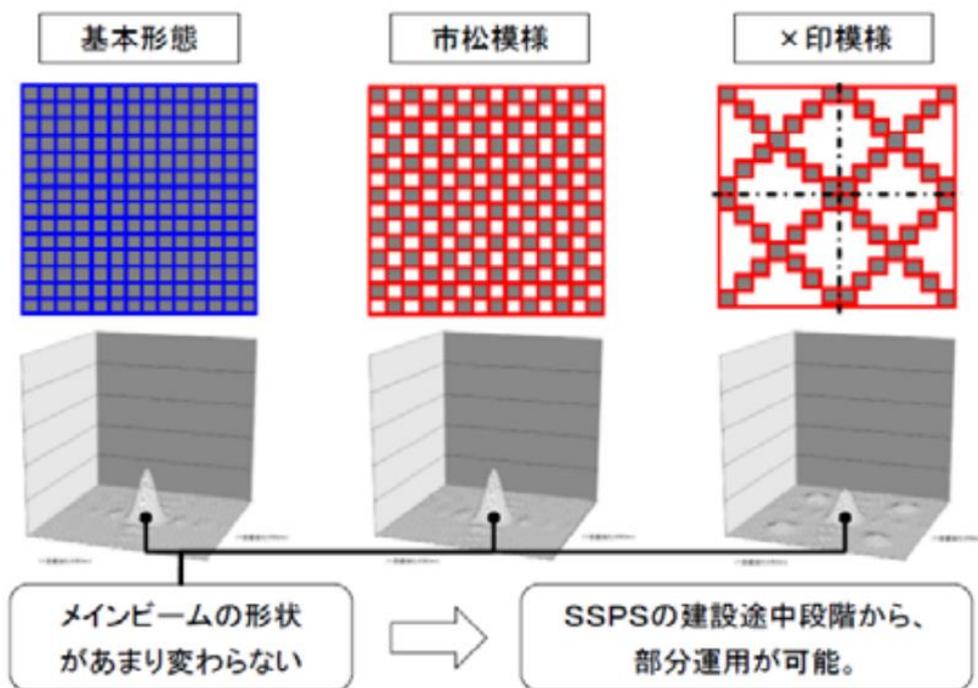


図 4-22 スカッタードシステム方式のイメージ図

出所)宇宙太陽光発電論文誌、<https://www.jstage.jst.go.jp/article/sspss/1/0/1.27/pdf/-char/ja> (2022年3月22日閲覧)

3) 海外における最新動向

a. 米国の動向

ア) NASA

2019年にNASAは韓国の研究者と協力し、10GHzのマイクロ波照射により飛行船を時速7マイ

ルで飛行させることに成功した¹⁰⁷。

飛行船には、16 枚のレクテナアレイシートが、飛行船の両側に合計 32 個使用されており、それぞれのレクテナシートにはダイポール素子が 90 個配置されている(素子は全部で $90 \times 32 = 2,880$ 個搭載)。飛行船の写真を図 4-23 に示す。

また、送電アンテナとしては、韓国の RF Core 社が開発したフェーズドアレイアンテナを用いている。このフェーズドアレイアンテナは、X 帯のマイクロ波を送電可能で、2304 個の素子を用いており、送信電力は 1.5 kW である¹⁰⁸。

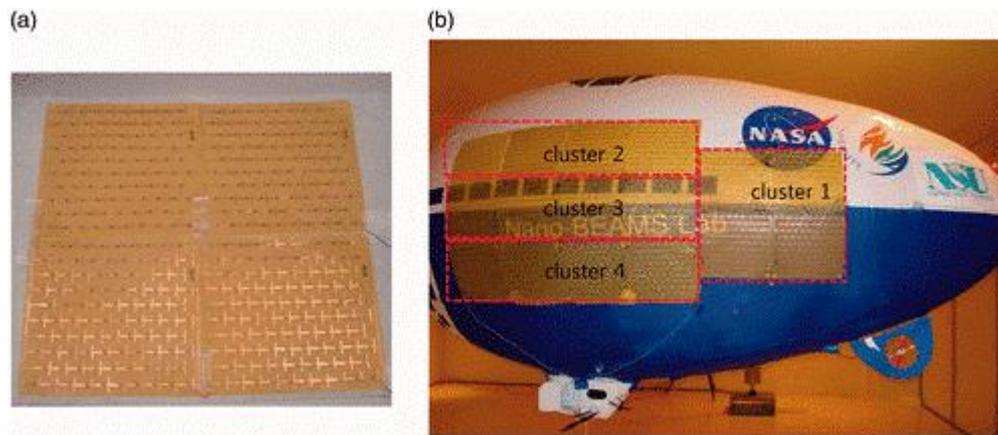


図 4-23 4 枚のレクテナシートを繋ぎ合わせたもの(左)と、試験機の写真(右)

出所) Song et al., “Preliminary operational aspects of microwavepowered airship drone,” *Int. J. Micro Air Veh.*, vol. 11, pp. 1-10, 2019.

イ) 米海軍研究所(United States Naval Research Laboratory:NRL)

2020 年 5 月 17 日、NRL は 1km 以上の距離での地上マイクロ波電力ビーム送電実験を行った。メリーランド州ブロッサムポイントの米国陸軍研究施設において、直径 5.4m の X バンド送信機から 1.6kW のマイクロ波を 1046m の距離伝送させるデモンストレーションを実施した¹⁰⁹。実験装置の写真を図 4-24 に示す。(a)の送信アンテナは反射鏡型のアンテナであり、特定の伝送距離(=レンズでいう焦点距離)に対して、電力密度を集中させることができる。また、(b)のホーンで発振位置を変えることで、マイクロ波の集光位置を変えることができる。

¹⁰⁷ Song et al., “Preliminary operational aspects of microwavepowered airship drone,” *Int. J. Micro Air Veh.*, vol. 11, pp. 1-10, 2019.

¹⁰⁸ Jeon, “Transmitter for high power microwave wireless power transmission (in Korean),” *Mag. Korea Inst. Elect. Eng. (KIEE)*, Sep. 2019, pp. 11-14.

¹⁰⁹ <https://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?arnumber=9662403>

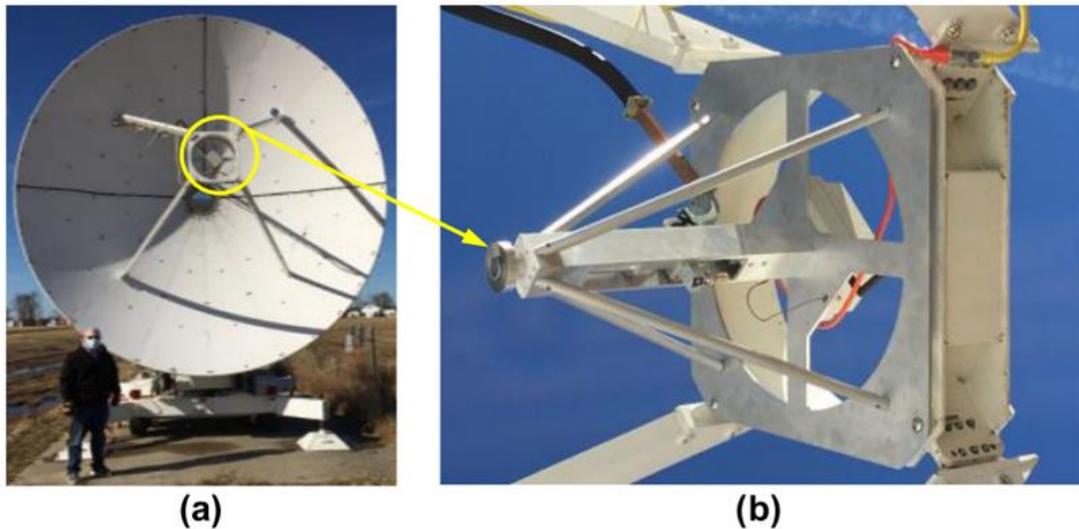


図 4-24 (a)直径 5.4m の放物面反射鏡(送信アンテナ)、(b)マイクロ波の発振位置を直線的に動かすことが可能なホーン

出所)<https://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?arnumber=9662403> (2022年3月22日閲覧)

b. 中国の動向

2020年、武漢において、中国船舶開発設計センターの L. Xiao 博士が、長距離伝送においてマイクロ波が広がる(回折する)ことを防ぐことができる電力ビーム設計を公開した。さらに、2020年の実証実験では、35GHz で約 1kW のマイクロ波を 300m の距離で照射した¹¹⁰。送信機への入力(交流 220V)から、受電器からの出力(直流 36V)までの総合効率は、9.89%であったと報告されている。実験で用いられた送電アンテナ及び受電アンテナを図 4-24 に示す。

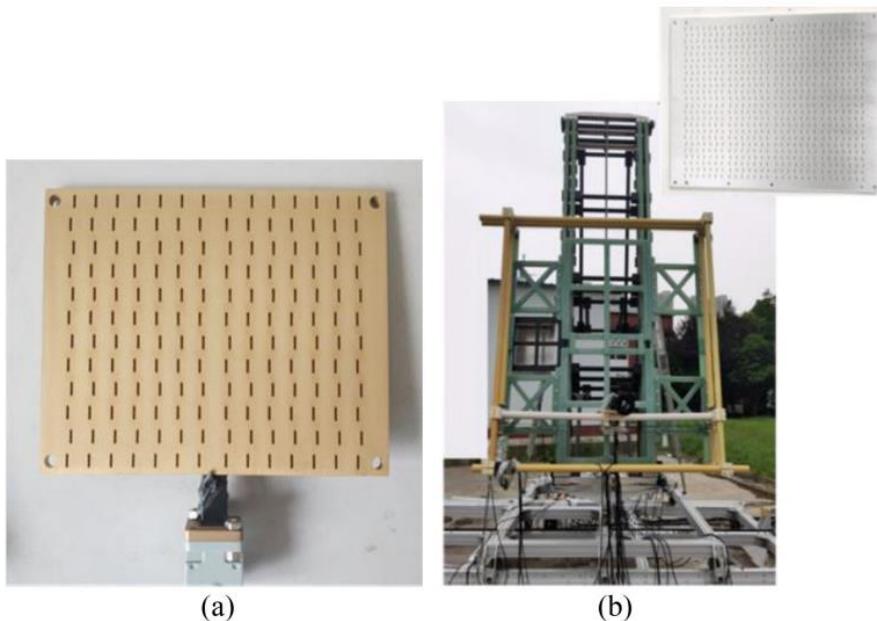


図 4-25 35GHzの送電アンテナ(左)及び受電システム及び受電アンテナ(右)

出所)L. Xiao, private communication, China Ship Develop. Design Ctr. (CSDDC), Wuhan, China.

¹¹⁰ L. Xiao, private communication, China Ship Develop. Design Ctr. (CSDDC), Wuhan, China.

(2) レーザ

LASER(Light Amplification by Stimulated Emission of Radiation)とは波長と位相が揃った光を発生させる装置のことである。レーザはマイクロ波と比較して波長が3~4桁ほど短いため、ビームの広がり角が小さく長距離を伝送させやすく、また、装置やシステムを小型化しやすいことが特徴として挙げられる。一方で、人(眼)への十分な安全配慮が必要となる。

レーザによる送電では大出力かつ広がらないことが求められることから、波長が1μm程度の波長帯が利用されることが多い。

レーザ加工業界で成熟・発展中の技術であるが、伝送用に転用可能な産業技術としては、堅牢性やメンテナンスフリーの数kW程度の金属切断・溶接用ファイバーレーザが挙げられる。10kW~500kWの米国製品も存在するがビームの広がりが大きい点が課題となる。なお、堅牢・小型・低運用費のミサイル代替として軍事開発の背景があり、研究開発では米国が先行している。

大出力レーザ方式を比較した表を表4-11に示す。月面上ではkm以上の長距離送電が想定されることから、伝送にはファイバーレーザ(1μm程度)を用いる案が有力候補となる。

表 4-11 大出力レーザ方式の比較

	ガスレーザ	固体レーザ	ファイバーレーザ	太陽光励起レーザ
概要	容器に詰めたガスを放電等により励起させ、精密位置合わせの鏡2枚で発振する。	半導体レーザ(LD:Laser Diode)により固体媒質を励起させ、鏡2枚の発振器で発振、増幅器で増幅する。	光ファイバーを増幅媒質として用いる。	太陽光を励起光とし、固体(ロッド、ディスク)や光ファイバー、半導体を励起して発振もしくは増幅する。
メンテナンス性 (消耗性・堅牢性)	× ガスの交換等のメンテナンスが必要	○ LD寿命は地上では数万時間	○ LD寿命は地上では数万時間	○ 固体レーザとほぼ同じ
無線電力伝送への適用可能性	× いち早く数十kW級が構築され、軍事用にも当初から検討されたものの、簡便な他方式に代替されている状況である。	△ 固体材料で扱いやすく、ガスレーザの代替方式として発展するものの、高ビーム品質の確保容易性はファイバーレーザが有利と考えられる。	○ 光ファイバー内に光が閉じ込められ、位置調整が不要なため、取扱いが容易である。	?(研究段階) 実験室レベルでW級の発振が確認できる段階である。実現のためには、太陽光を直接励起光に変換できる第一段階、高ビーム品質を得る第二段階、それらの大出力化が必須と考えられる。

出所)各社提供資料を基に三菱総合研究所作成

1) 過去の研究動向

国内外でこれまで行われてきた主なレーザ無線電力伝送の実験事例を表4-12に示す。日本国内においては、近畿大学及びJAXAがレーザ無線電力伝送実験を行ってきた。JAXAについては、詳細は後述するため、ここでは近畿大学の取り組みについて述べる。

近畿大学の研究グループは、半導体レーザと太陽電池を用いたレーザエネルギー伝送システムによっ

て月極域にあるといわれる氷を探索する氷探査車を送り込むことを検討してきた。月極域では、太陽高度の関係で探査車が太陽光を得ることが難しいため、長期間探査車を運用するために半導体レーザーによってクレータ外縁から底部へエネルギー伝送を行うというコンセプトである。2008 年までに、地上応用として、レーザーエネルギー伝送のみで飛行する小型無人飛行機の長時間飛行実証試験システムを製作し、機体重量 800g の小型無人機を 10 分間飛行させることに成功している。(図 4-26)

表 4-12 国内外で実施された主なレーザー無線電力伝送の実験例

実施年	実施国	機関	送電電力(最大)	受信電力	伝送距離	使用波長
2003 年 ¹¹¹	日本	近畿大学	60 W	12 W	1,200 m	803 nm
2008 年 ¹¹²	日本	近畿大学	200 W	45-50 W	50 m	806 nm
2012 年 ¹¹³	日本	JAXA	10 W	記載なし	500m	1,064 nm
2012 年 ¹¹⁴	アメリカ	Air Force Research Laboratory, Boeing, Auburn University	285 W	25 W	100 m	810 nm
2013 年 ¹¹⁵	イギリス /ドイツ	University of Surrey, EADS ASTRIUM	50 W	記載なし	30 m	1,550 nm
2016 年 ¹¹⁶	日本	JAXA	350 W	74.7 W	200 m	1,070 nm

出所)各種資料を基に三菱総合研究所作成



図 4-26 近畿大学の実験で用いられた小型無人飛翔体

出所)武田 和也 等: レーザーエネルギー伝送の小型無人飛翔体への応用, 宇宙技術, Vol.7, pp.27-32, 2008.

¹¹¹ Kawashima, N. et al.: 1.2km Laser Energy Transmission for the Development of a Lunar Rover Confirming the Presence of Ice on the Moon, Proceedings of ILC2003/ILEWG5, 108/2003, pp.291-294

¹¹² 武田 和也 等: レーザーエネルギー伝送の小型無人飛翔体への応用, 宇宙技術, Vol.7, pp.27-32, 2008.

¹¹³ JAXA, https://www.jstage.jst.go.jp/article/lcj/39/1/39_24/pdf

¹¹⁴ Marcus Smith et al.: Development of a laser power beaming experiment, Photovoltaic Specialists Conference (PVSC), 2012 38th IEEE

¹¹⁵ J Mukherjee et al.: Efficiency limits of laser power converters for optical power transfer applications, J. Phys. D: Appl. Phys. 46 (2013) 264006 (6pp)

¹¹⁶ JAXA, https://fanfun.jaxa.jp/jaxatv/files/20161011_ssps.pdf

2) 日本における最新動向(実証例)

高度数 100km に位置する低軌道から地上に向けてエネルギー伝送をする場合、誤差を数十 cm 以内に収めるには $1\mu\text{rad}$ オーダの方向制御精度が必要である。また、高度 36,000km に位置する静止軌道から地上に向けてエネルギー伝送する場合、誤差を数十 m 以内に収めるには $0.1\mu\text{rad}$ オーダの方向制御精度が必要である。上記事実に基づき、JAXA は直近の方向制御精度の開発目標値として $1\mu\text{rad}$ 、将来的には $0.1\mu\text{rad}$ を設定している。

JAXA は上記の高精度の方向制御を実現するため、ビーム方向制御方法として、地上サイトから宇宙機側へパイロットレーザビームを送出し、軌道上でその到来角を検知してビーコンレーザビームを打ち返すことで双方向リンクを確立し、その上でメインの高出力レーザビームにより地上へ送電を行う方式を採用している。ビーム方向制御方法の概念図を図 4-27 に示す。

JAXA はこれまでに実証試験として、水平方向の伝送試験及び垂直方向の伝送試験を行ってきた。詳細を以下で述べる。

JAXA は、2012～2013 年に保有しているレーザ伝送実験施設において、水平方向 500m の伝送実験を行った。その結果、視程が 10km 以下になると効率が低下し、400m 以下ではほぼゼロになるものの、快晴で視程 20km 以上になると 95% 程度の伝送効率が得られた。また、大気擾乱の少ない状況では、 $1\mu\text{rad}$ のビーム方向制御を達成している。

また、2016 年 5 月～6 月には、宇宙から地上への伝送を模擬し、高さ 200m の塔から垂直方向の無線エネルギー伝送地上試験を行っている。これは、高精度に方向制御されたレーザビームによる電力伝送の実現性を世界で初めて確認した実験とされ、地上へ向け照射されたレーザエネルギーは 340W (最大)、ビーム方向制御精度は約 $2.5\mu\text{rad}$ とされている¹¹⁷。従来の光通信衛星と比較し、本試験の出力は 3 桁大きいものの、方向制御はほぼ同じ精度で制御できたとしている。伝送試験の概要を図 4-28 に示す。

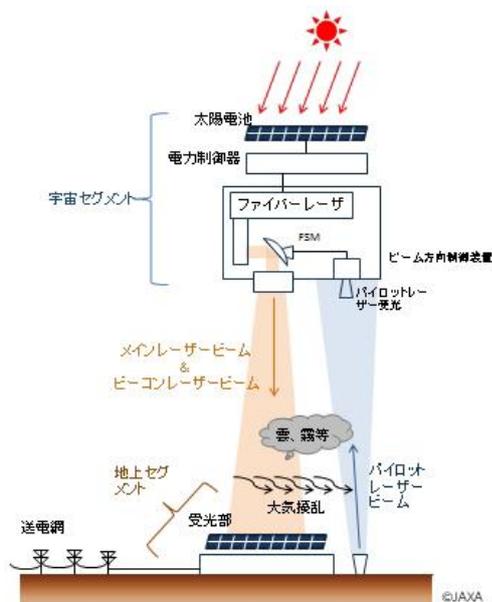


図 4-27 JAXA が採用しているビーム方向制御方法の概念図

出所) <https://www.kenkai.jaxa.jp/research/ssps/ssps-lssps.html> (2022 年 3 月 22 日閲覧)

¹¹⁷ JAXA、<https://www.kenkai.jaxa.jp/research/ssps/ssps-lssps.html>、2022 年 3 月 9 日閲覧、

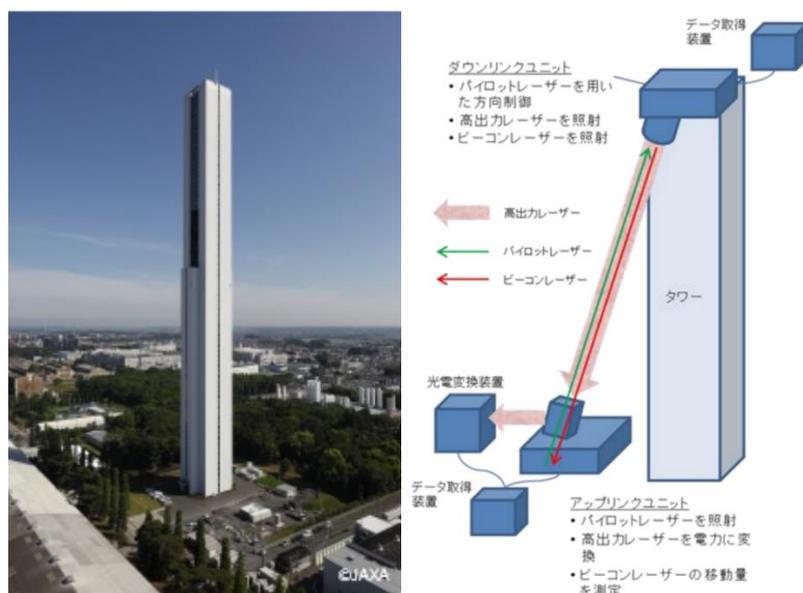


図 4-28 上下方向レーザ伝送実験で用いられた日立製作所 G1TOWER
(左図:実際の写真、右図:実験システムの概要)

出所)<https://www.kenkai.jaxa.jp/research/ssps/ssps-lssps.html>(2022年3月22日閲覧)

3) 海外における最新動向

a. 米国の動向

ア) NASA

NASAは、アルテミス計画において、月面での永久影領域における電力の確保が重要課題と認識している。その解決策として月面探査におけるレーザエネルギー伝送の可能性を検討している。

NASAは2020年にMoonbeamプロジェクトを開始した¹¹⁸。このプロジェクトの目的は、月面の到達困難な場所や移動可能な場所への柔軟な配電が可能な指向性エネルギーシステムを開発することである。プロジェクトのイメージ図を図4-29に示す。Moonbeamプロジェクトの詳細を以下で述べる。

プロジェクトの目的は大きく3つある。一つ目は、高効率で軽量のレーザ、及び排熱の制御まで考慮したレーザPVコンバータ(太陽光発電で得られた電力をレーザの電力へ変換する機器)の開発である。二つ目は、忠実に再現された実証実験システムの開発である。これは、月面上で実際に使用可能で、ビームディレクター(レーザ方向を制御する機器)及び方向制御システムの開発も含むとされている。三つ目は、上記のシステムを用いて100We以上の出力を達成することである。

Moonbeamプロジェクトでは、複数ローバによる長距離探索(1km以上)を可能にするような、1W~1kWの試験機を作成することを最終目標としている。また、本プロジェクトで得られた技術を

¹¹⁸ NASA,

https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/strg/lustr/2020/Moonbeam_Beamed_Lunar_Power/

他の月面開発技術に応用することも可能であり、月の夜間でも機能することができる大規模なレーザー伝送装置の開発にも繋がるとしている。

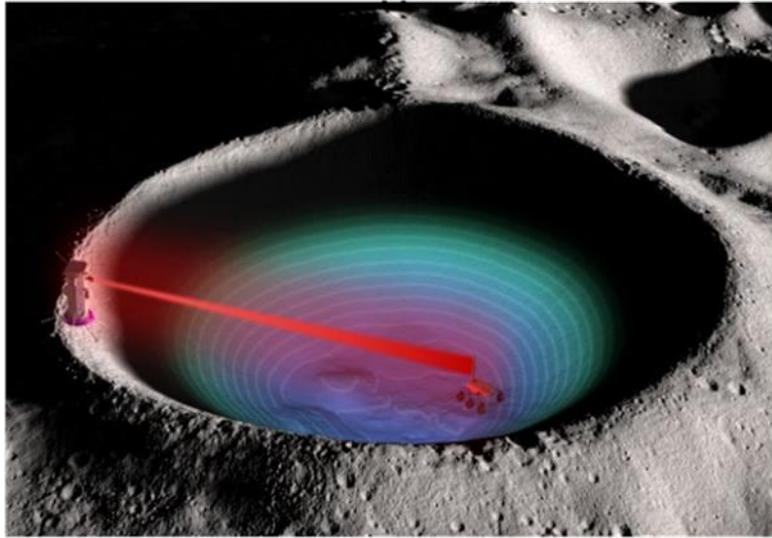


図 4-29 Moonbeam プロジェクトにおけるイメージ図

出所)https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/lustr_quadchart_moonbeam_lubin_v2.pdf (2022年3月22日閲覧)

イ) Lockheed Martin 社

Lockheed Martin 社は、HELIOS(High Energy Laser with Integrated Optical-dazzler and Surveillance)と呼ばれるシステムを米海軍に提供している¹¹⁹。

同社は、2020年に重要設計審査として工場での実証試験を行い、数kW出力のファイバーレーザーを組み合わせることにより、60kW超のレーザーを定常的に出力することに成功した。

HELIOSは2021年に米海軍へ納入され、イージス戦闘システムを搭載した西海岸のアーレイ・バーク・フライトIIA駆逐艦に搭載された。Lockheed Martin社は、ファイバーレーザーモジュールを交換するだけで、設備を大型化することなく高出力化することが可能だとしており、今後100～150kW等まで高出力化される可能性がある¹²⁰。

¹¹⁹ Lockheed Martin, <https://www.lockheedmartin.com/en-us/news/features/2021/more-than-a-laser-helios-is-an-integrated-weapon-system.html>

¹²⁰ <https://www.defensedaily.com/ddg-88-to-install-lockheed-martin-helios-laser-this-year/navy-usmc/>



図 4-30 60 kW 超の空間伝送例(Lockheed Martin 社 HELIOS システム)(再掲)

出所)<https://www.globalsecurity.org/military/systems/ship/systems/hel.htm>(2022年3月22日閲覧)

ウ) Northrop Grumman's Aerospace Systems 社

Northrop Grumman's Aerospace Systems 社は、2015 年に米海軍に対して、出力 100 ~150kW 級の LWSD (Laser Weapon System Demonstrator) 用コアレーザモジュールである「LWSD Mk 2 Mod 0」を米海軍へ納入した¹²¹。本モジュールは、固体レーザ技術成熟化プログラム(Solid-State Laser Technology Maturation (SSL-TM) Program)の一環として開発されたものである。

2021 年 12 月 14 日に、米海軍は本レーザシステムを搭載している戦艦 USS Portland(LPD-27)を用いて、アデン湾で高出力レーザ発射試験を行った。船上から、静止している標的に対してレーザを照射し、命中させることに成功している。実際の試験の様子を図 4-31 に示す。USS Portland より照射されたレーザがターゲットに命中していることがわかる。



図 4-31 100-150 kW の空間伝送例(再掲)

アデン湾で高エネルギーレーザ兵器システムの試験を実施した際の写真¹²²

出所)<https://www.independent.co.uk/news/us-navy-laser-weapon-mideast-b1976619.html>(2022年3月22日閲覧)

¹²¹ Optics.org,<https://optics.org/news/12/12/26>

¹²² EurAsian Times、<https://eurasianimes.com/us-navy-actively-deploying-laser-weapons-in-the-middle-east/>、2022年3月9日閲覧

b. 欧州の動向

2022年1月、英国のサリー大学とスタートアップ企業であるSpace Power社が、低軌道上において、他の小型衛星へレーザー電力伝送を行うための技術の開発を開始すると発表した¹²³。同社は国家プロジェクト「SPRINT(SPACE Research and Innovation Network for Technology)」から資金の援助を受けつつ、2023年までに試作機を開発し、2025年までに完全に商業化すると発表している。

Space Power社によると、現在小型衛星が必要とする電力量は増加傾向にあるものの、太陽電池により全電力量をまかなうのではなく、レーザー伝送を用いて外部からエネルギーを供給することで、小型衛星のパフォーマンスが向上するとしている。レーザー伝送により他の衛星に対して電力を提供するイメージ図を図4-32に示す。



図 4-32 低軌道上における小型衛星へのレーザー伝送のイメージ図

出所)<https://www.universetoday.com/154353/finally-a-practical-use-for-space-based-power-beaming-sending-power-to-satellites-in-shade/>(2022年3月22日閲覧)

4.3 国内企業ヒアリング

月面エネルギー関連での研究開発やビジネス計画を持ち、将来の月面エネルギー活動に貢献し得る国内企業についてヒアリングを実施し、同企業が保有する要素技術、現在の研究開発の現状、今後の計画等について情報収集を行った。表4-13に国内企業ヒアリングの実施状況を示す。

表 4-13 国内企業ヒアリング

企業名	ヒアリング実施日時
本田技研工業株式会社／株式会社本田技術研究所	2022年2月25日(金)
オルガノ株式会社	2022年2月28日(月)
大成建設株式会社	2022年3月9日(水)
川崎重工業株式会社	2022年3月14日(月)

¹²³ SPRINT, <https://www.sprint.ac.uk/news-stories/space-power-to-develop-first-non-governmental-laser-based-power-beaming-technology-for-space-based-applications/>、2022年3月9日閲覧

5. まとめと今後の課題

5.1 調査結果まとめ

本調査では、我が国が米国提案のアルテミス計画(有人月探査計画)への参画およびアルテミス計画後後も含めた月・月以遠での持続的な活動において必要不可欠な月面での電力確保と安定供給、および月面上での水の抽出とその利用に必要な関連技術について、要素技術の洗い出しおよび課題の整理(技術課題の整理)、有識者委員会・WG 運営、そして国内外動向調査を行った。

2 章では、「水素」と「電力」に分けて並行して検討を進めた技術課題の整理結果を述べた。「水素」は水資源の探査から具体的な利用までのバリューチェーン全体を対象に検討し、全般を横断的に行う検討と施設レベルでの検討を組み合わせで行った。令和3年度の成果としては、一定の前提条件の下で、水資源のバリューチェーンである探査、掘削/熱抽出、輸送、水抽出、水電解、液化・貯蔵の各プロセスにおいて必要となる技術について、候補となる技術の選定を行うとともに月面で利用する場合のメリット・デメリットや課題など利用可能性の評価を行った。そして、評価結果を基に各プロセスの施設を組み合わせた基本施設構成(モデルケース)を整理した。さらに、具体的な検討ケースとして、レゴリス中の水の含有率(0.1%と1%)、水素の製造期間(35 日間と 300 日間)を設定し、各施設で必要となる電力量等についてのパラメータスタディを実施した。一方、「電力」の検討も、全般を横断的に行う検討とシステムレベルでの検討を組み合わせで行った。令和3年度の成果としては、一定の前提条件の下で、月面上および月周辺軌道における発電、二次電池等による蓄電、マイクロ波やレーザーによる無線や有線による送電等を実現するために必要となるシステム・技術の洗い出しを行うとともに、実現に向けた課題を整理した。加えて、具体的な検討ケースとして電力供給量 100kW、送電距離 10km を設定し、これを実現するシステム構成を基本構成(モデルケース)と位置づけるとともに、発電、蓄電、送電の各システムにおいて実現に向けた課題の洗い出しを実施した。

3 章では、7 名の有識者により構成された有識者委員会と具体的な技術課題の検討を行った WG について述べた。有識者委員会は計 3 回、WG は水素 WG と電力 WG に分けて設置し、それぞれ 5 回開催した(5 回目は合同開催)。

4 章では国内外の動向調査の結果を述べた。水素については欧米を中心とし、また民間企業に着目して動向把握を行った結果を示している。米国が様々なプログラム/プロジェクトを活用して技術開発を行っていることなどが判明した。なお、関連プロジェクトの詳細については添付資料にまとめている。一方、電力については、発電、蓄電、送電に分け、それぞれの関連技術の最新動向を把握した。

5.2 今後の課題

令和 3 年度の成果を踏まえ、今後も引き続き検討すべき課題について述べる。「水素」の検討については、令和3年度の検討成果である基本施設構成をベースに、前提条件を詳細化・具体化することで基本施設構成および必要技術の詳細検討を実施するとともに、より詳細なパラメータスタディを実施することが必要である。加えて、令和3年度の検討で明らかとなった、純水化のための水質調整や液化のための高圧化など水資源利用プロセスへの追加が必要な施設についても、基本構成に組み入れるための検討を行い、モデルケースの発展・拡充を行うことも必要である。さらに、実現に必要な技術開発要

素を明確にすることで技術開発・実証案件への橋渡しを行うことも期待される。なお、より詳細なレベルでの課題については、2.1.11に記載している。

「電力」の検討については、令和3年度の検討成果である基本構成(モデルケース)および必要技術をベースに、前提条件を詳細化・具体化することで発電、蓄電、送電の一連の流れについて引き続き一貫して詳細を検討するとともに、より具体的な条件に基づくシステム構成の検討を行い、モデルケースの精緻化を図ることが必要である。さらに、実現に必要となる技術開発要素を明確にすることで技術開発・実証案件への橋渡しを行うことも期待される。なお、発電については令和3年度に引き続き月面上および軌道上での太陽光発電を基本とするが、その他の電力供給源についても検討を進めること、蓄電は調整電力としての活用を前提とし、二次電池および燃料電池について検討を進めること、そして送電はマイクロ波、レーザ、有線を対象として引き続き検討を進めること、などが必要と考えられる。なお、より詳細レベルでの課題については、2.2.7に記載している。

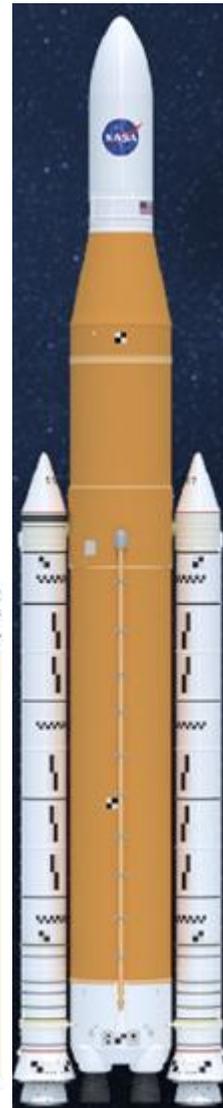
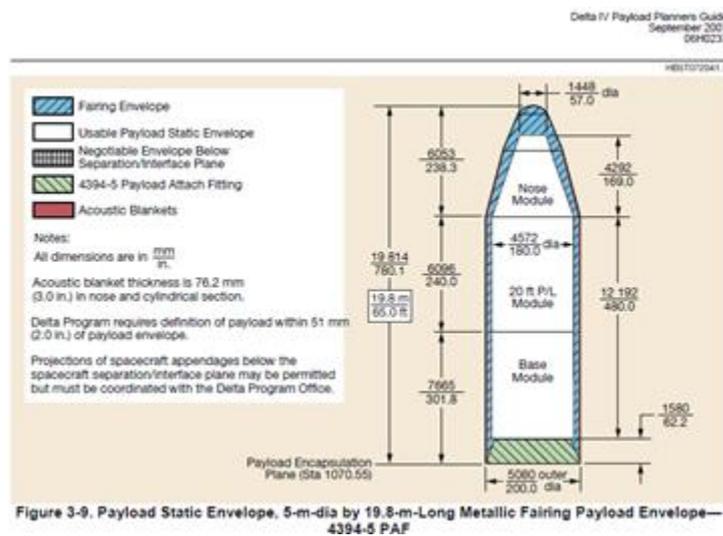
なお、令和3年度の検討においても、月面エネルギーアーキテクチャ全体として、需給のバランス等を踏まえたエネルギーマネジメントについて検討を行ったが、今後も本検討を続けるとともに、「水素」と「電力」あるいは個別のシステム・施設レベルではなく、各システム・施設を統合的に俯瞰した全体最適の視点での検討も求められる。

我が国は、月面開発や月面ビジネスに関心を有し、熱量をもって自社のビジネスとして検討を行っている企業が多数存在する、世界的に見ても稀有な国である。この民間企業を中心として起こっているムーブメントと政府の活動のベクトルを併せることで、月面開発・月面ビジネスにおいて世界の先駆者となりえる可能性を秘めている。本調査はこのような状況において両者のベクトルを併せる、極めて重要な役割を持つ事業である。本事業を通じて必要となる技術の課題を整理し、技術開発・実証へとつなげていくことが、今後、我が国が世界の中で月面におけるエネルギーシステムで主導的な立場となる一助となることを期待する。

付属資料 1:大型輸送システム

(1) SLS Block1 Cargo(米)

運用状況	:開発中(2022 年以降)
月遷移軌道投入能力	:27t
(参考)GTO 投入能力	:—
フェアリング外形	: $\Phi 5.1\text{m} \times 1.91\text{m}$



外形とフェアリング包絡域

出所)<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20170005323/downloads/20170005323.pdf>
 NASA Technical Reports Server より

(2) SLS Block2 Cargo(米)

運用状況	:計画(2029年以降)
月遷移軌道投入能力	:46t
(参考)GTO投入能力	:—
フェアリング外形	:Φ8.4m×27.4m

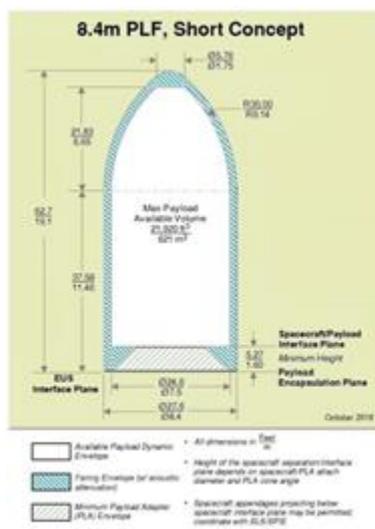


Figure 6-7. Composite 8.4m PLF, Short Concept

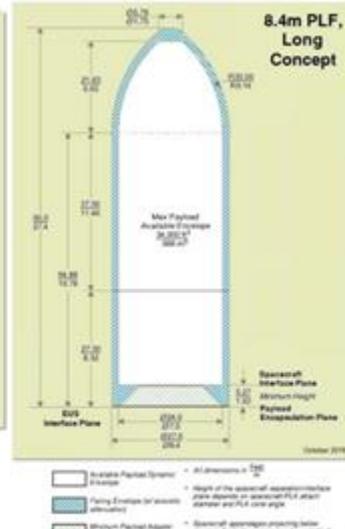
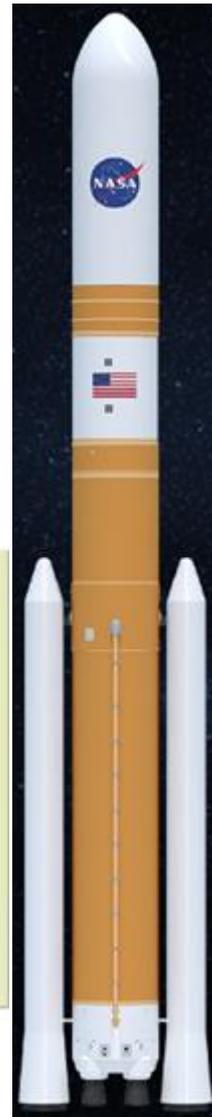


Figure 6-8. Composite 8.4m PLF, Long Concept

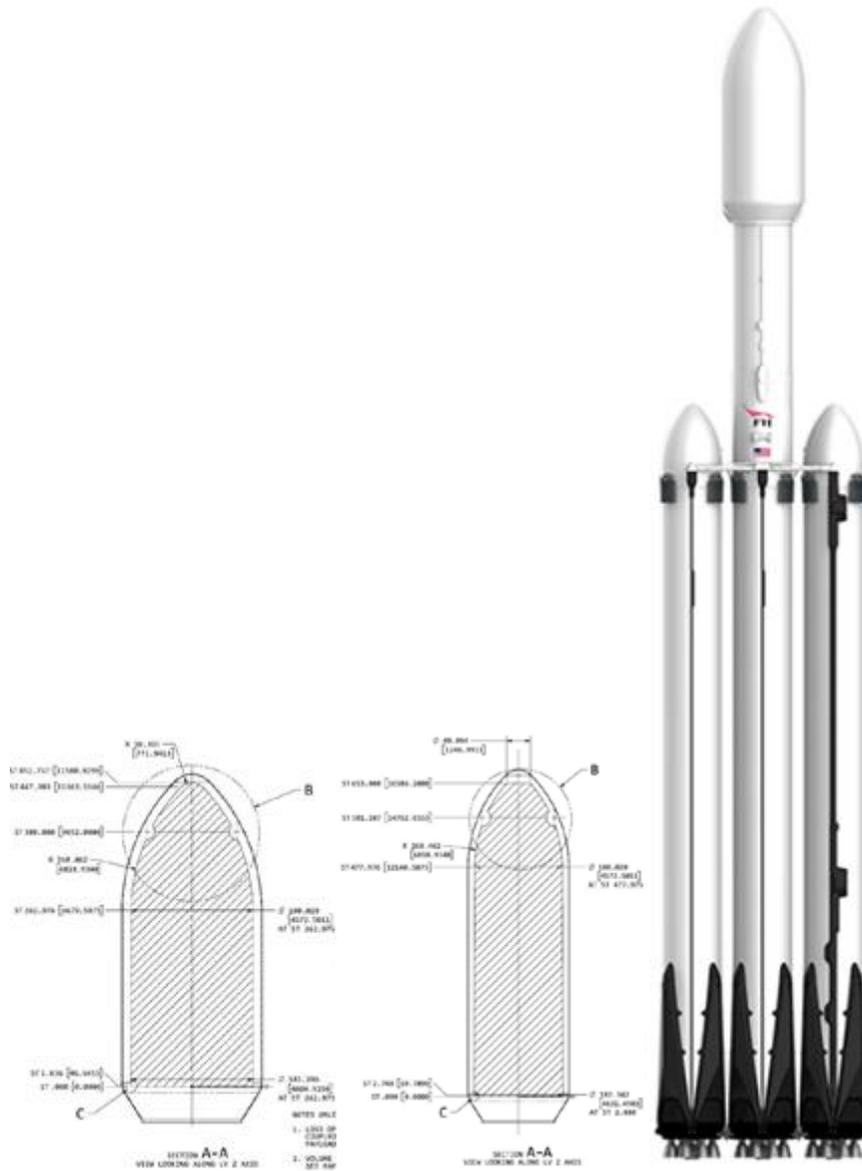


外形とフェアリング包絡域

出所) <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20170005323/downloads/20170005323.pdf>
 NASA Technical Reports Server より

(3) Falcon Heavy

運用状況	: 運用中
月遷移軌道投入能力	: 16.8t 以上
(参考)GTO 投入能力	: 26.7t
フェアリング外形	: $\Phi 5.2\text{m} \times 13.2\text{m}$



外形とフェアリング包絡域

出所) <https://www.spacex.com/media/falcon-users-guide-2021-09.pdf>

SpaceX 社 HP より)

(4) Starship(米)

運用状況	:計画
月遷移軌道投入能力	:100t 以上
(参考)GTO 投入能力	:100t 以上
フェアリング外形	: $\Phi 8\text{m} \times 17.24\text{m}$

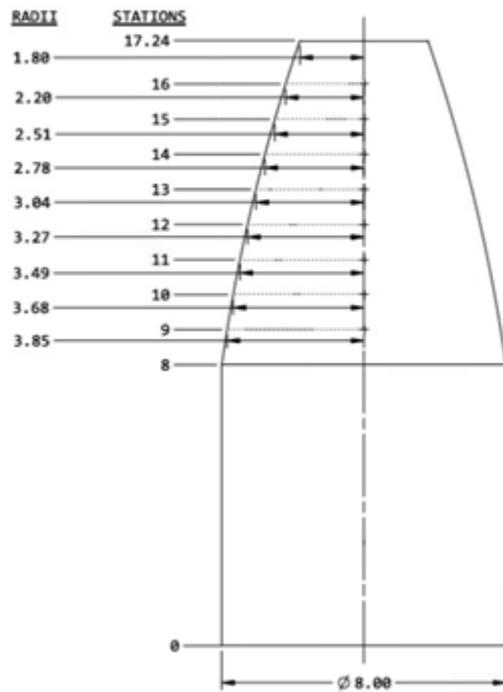


Figure 4: Starship payload volume (dimensions in m)

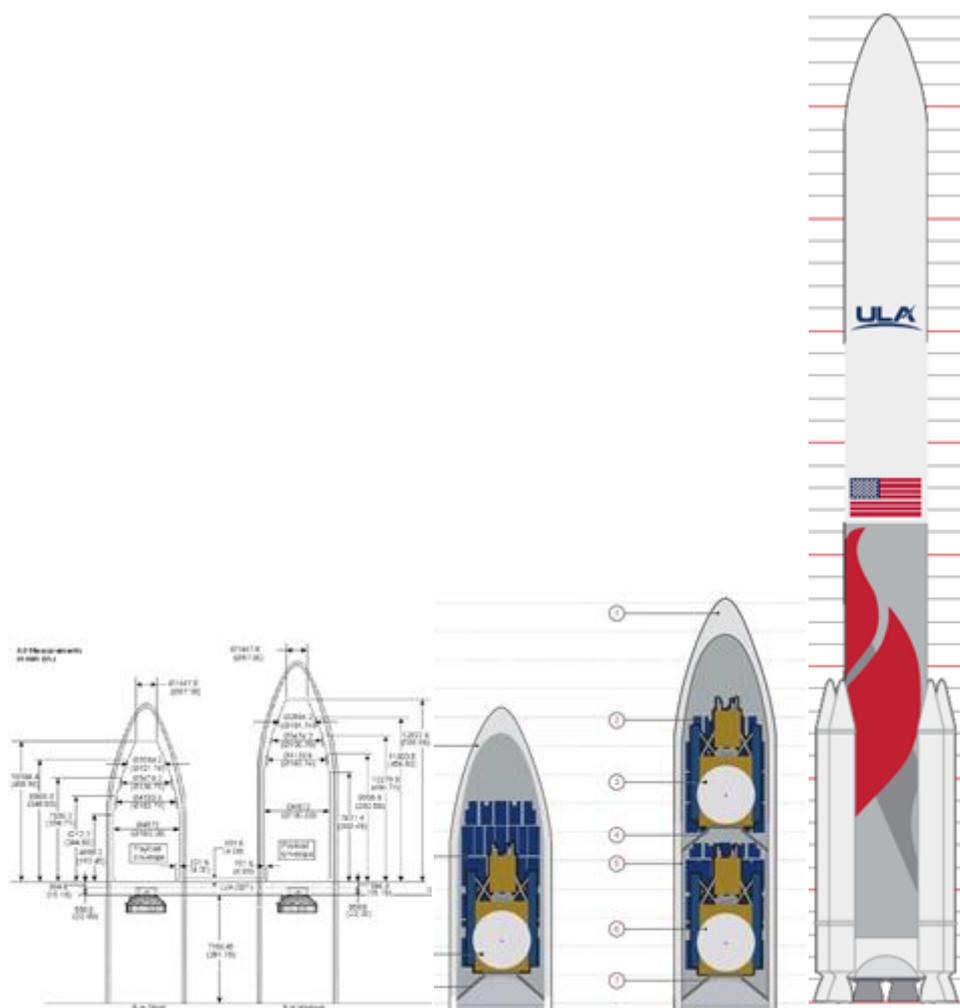
外形とフェアリング包絡域

出所)https://www.spacex.com/media/starship_users_guide_v1.pdf (SpaceX 社 HP より)



(5) Vulcan Centaur Heavy(米)

運用状況	:計画
月遷移軌道投入能力	:12.1t
(参考)GTO 投入能力	:14.4t
フェアリング外形	:Φ5.4m×21.3m

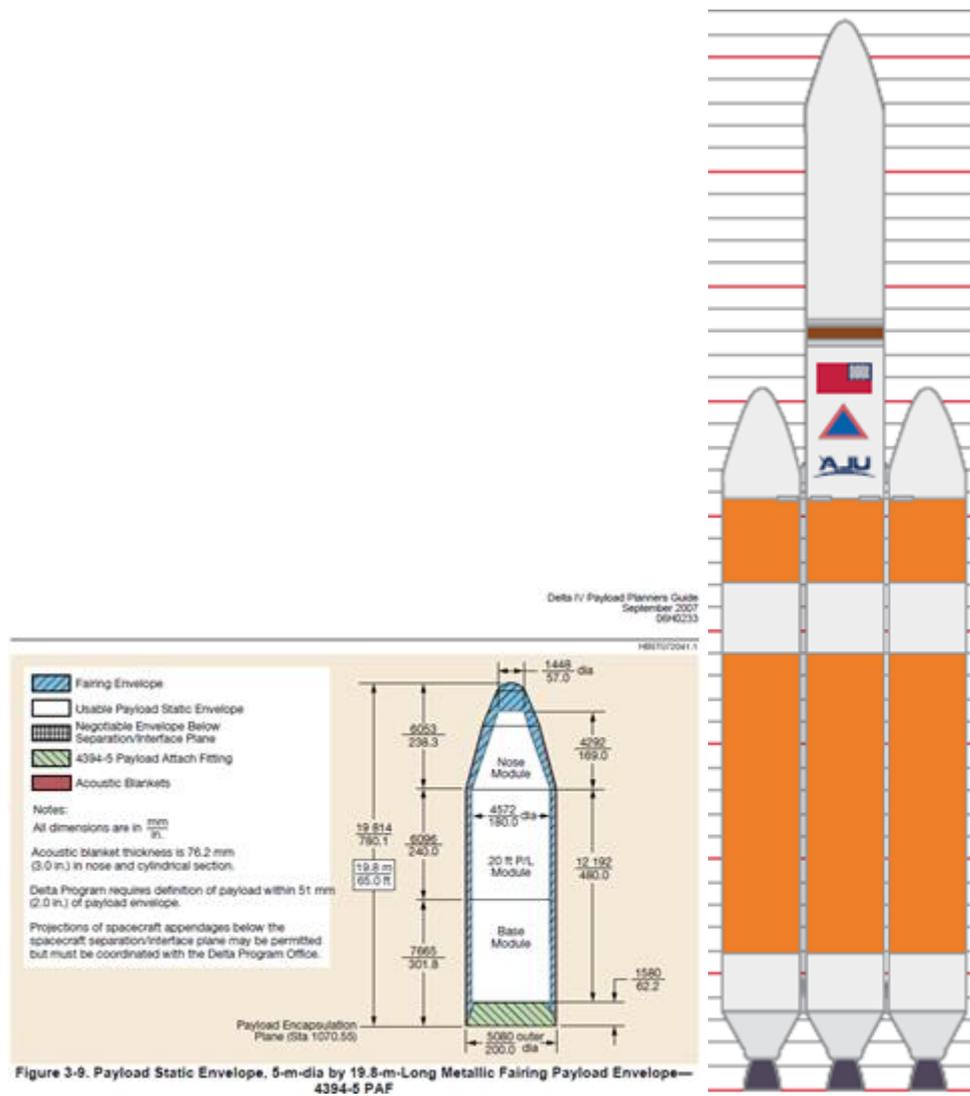


外形とフェアリング包絡域

出所)https://www.ulalaunch.com/docs/default-source/rockets/vulcancentaur.pdf?sfvrsn=10d7f58f_2
(ULA 社 HP より)

(6) Delta IV Heavy(米)

運用状況	: 運用中 (Vulcan Centaur 運用開始後退役予定)
月遷移軌道投入能力	: 11.2t
(参考)GTO 投入能力	: 14.2t
フェアリング外形	: $\Phi 5.1\text{m} \times 19.1\text{m}$



外形とフェアリング包絡域

出所) <https://www.ulalaunch.com/docs/default-source/rockets/delta-iv-user's-guide.pdf>
(ULA 社 HP より)

(7) Ariane64(欧)

運用状況	: 開発中
月遷移軌道投入能力	: 8.6t
(参考)GTO 投入能力	: 12.95t
フェアリング外形	: $\Phi 5.4\text{m} \times 20\text{m}$

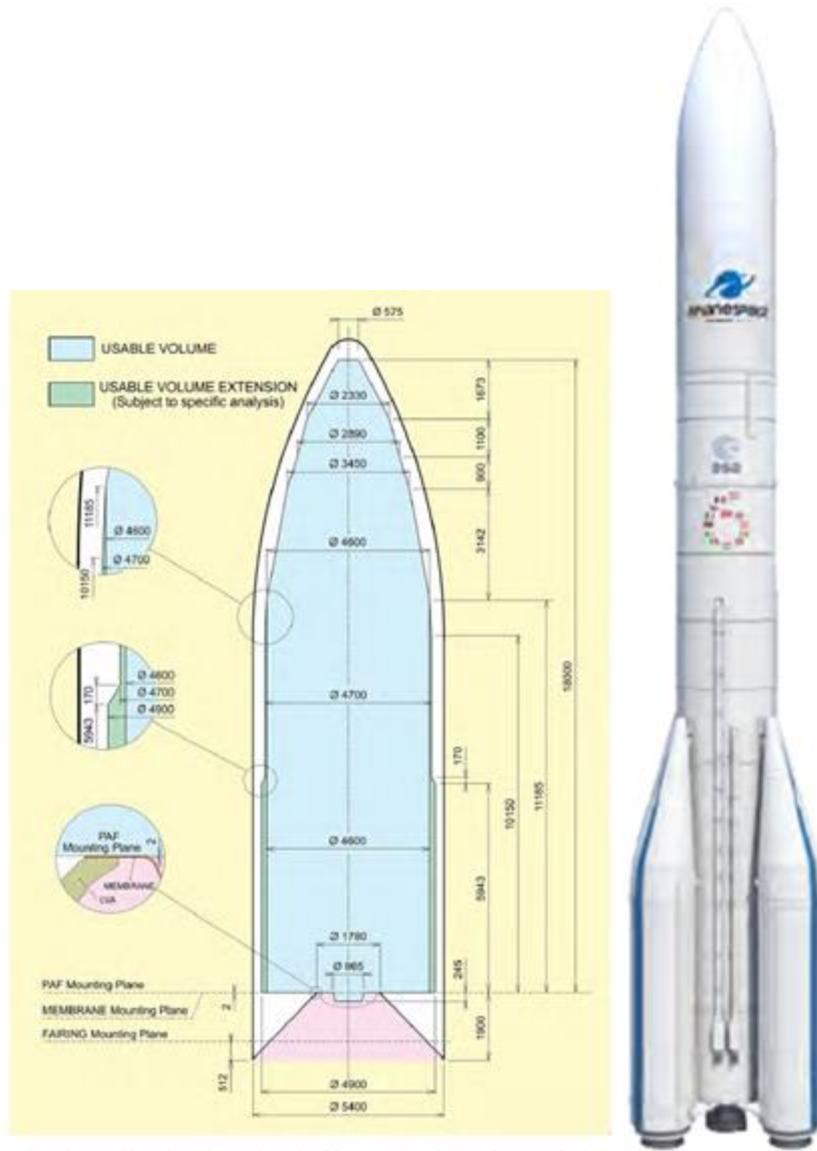


Figure 5.3.1b – Usable volume beneath payload fairing in single launch - Long fairing

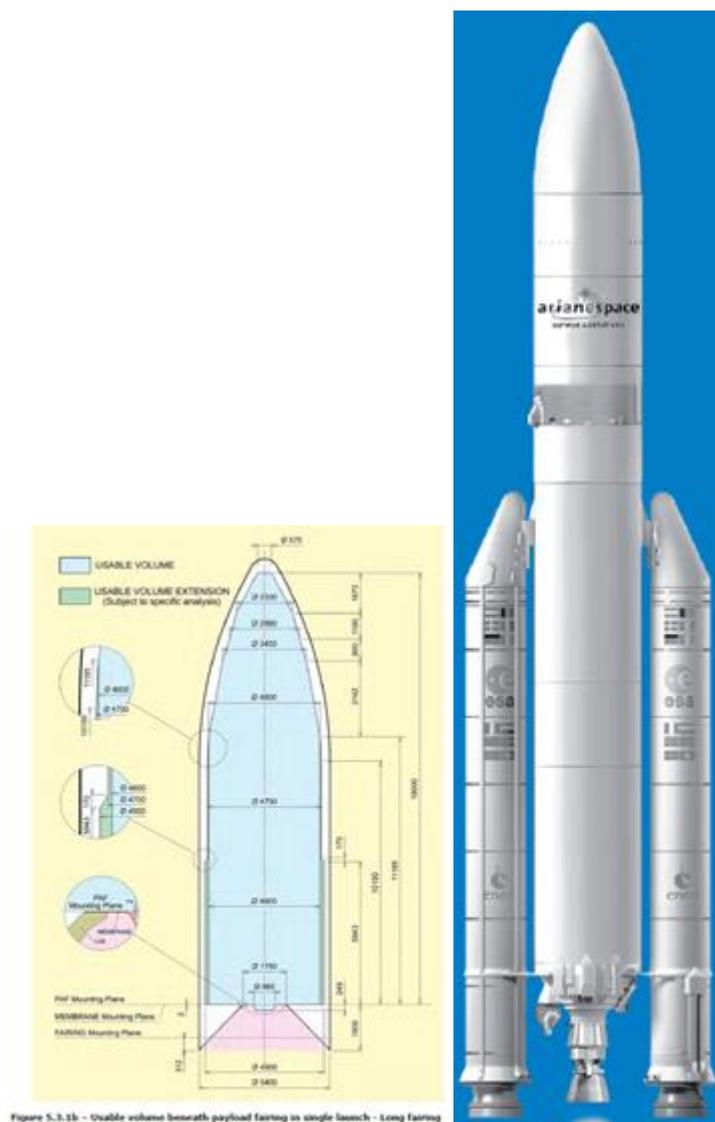
外形とフェアリング包絡域

出所)

https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2021/03/Mua-6_Issue-2_Revision-0_March-2021.pdf (Arianespace 社 HP より))

(8) Ariane5(欧)

運用状況	: 運用中 (Ariane 6 運用開始後退役予定)
月遷移軌道投入能力	: 7t
(参考)GTO 投入能力	: 9.5t
フェアリング外形	: $\Phi 5.4\text{m} \times 17\text{m}$

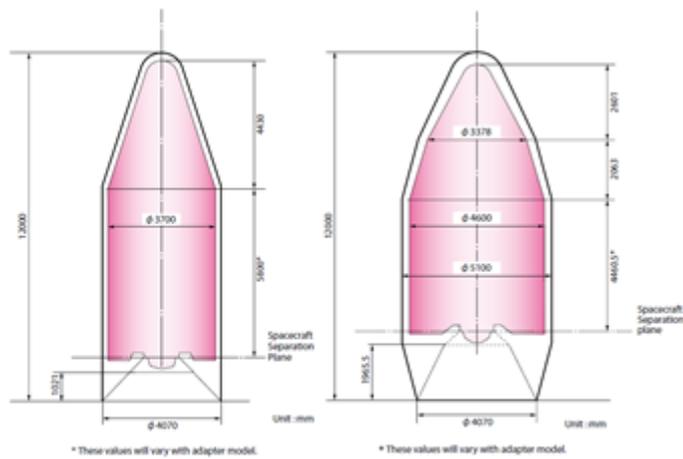


外形とフェアリング包絡域

出所) <https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2016/10/Ariane5-users-manual-Jun2020.pdf>
(Arianespace 社 HP より)

(9) H2A204(日)

運用状況	: 運用中 (H3 運用開始後退役予定)
月遷移軌道投入能力	: -
(参考)GTO 投入能力	: 6t
フェアリング外形	: $\Phi 3.7\text{m} \times 10.2\text{m}$

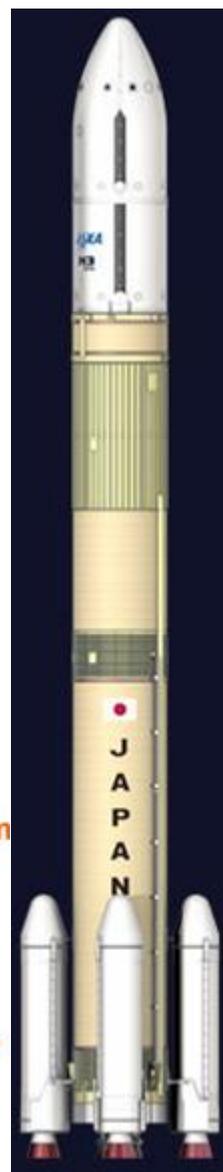
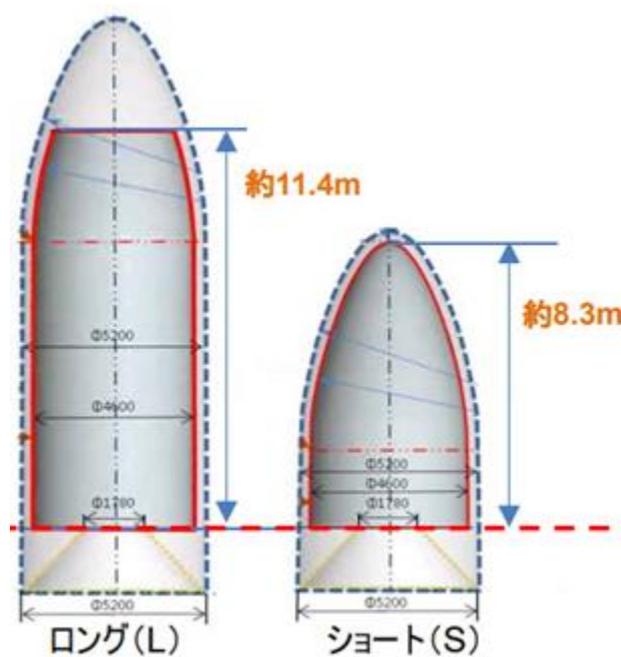


外形とフェアリング包絡域

出所) <https://www.mhi.com/jp/products/pdf/manual.pdf>
(三菱重工 HP より)

(10) H3-24L(日)

運用状況	:開発中
月遷移軌道投入能力	:—
(参考)GTO投入能力	:6.5t
フェアリング外形	: $\Phi 5.2\text{m} \times 11.4\text{m}$



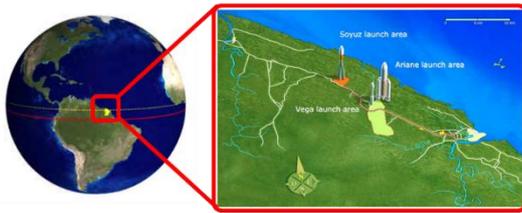
外形とフェアリング包絡域

出所) https://www.jaxa.jp/press/2016/06/files/20160614_h3_01_j.pdf
(JAXA HP より))

付属資料 2: 小型輸送システム

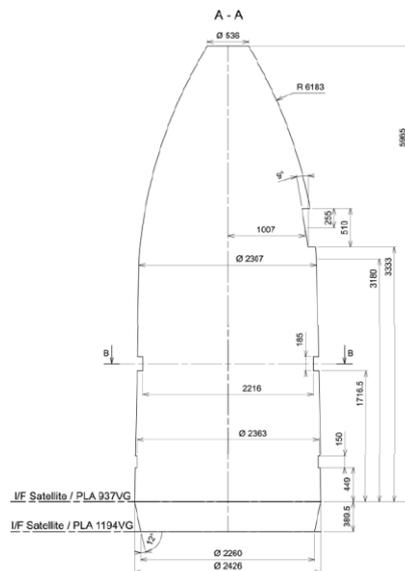
(1) VEGA(欧)

運用状況	: 運用中
LEO 投入能力(参考)	: 1.5t
フェアリング外形(推定)	: $\Phi 2.6\text{m} \times 7.8\text{m}$
打上げ場所	: 仏領ギアナ(ギアナ宇宙センター)



VEGAの典型的なタイムライン

契約/キックオフ	: 24か月前
最終質量提示	: 3か月前
衛星搬入	: 30日前
衛星・ロケット結合	: 3日前



外形/フェアリング包絡域/打上げ場所等

出所)

https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2018/05/Vega-Users-Manual_Issue-04_April-2014.pdf (Arianespace 社 HP より)

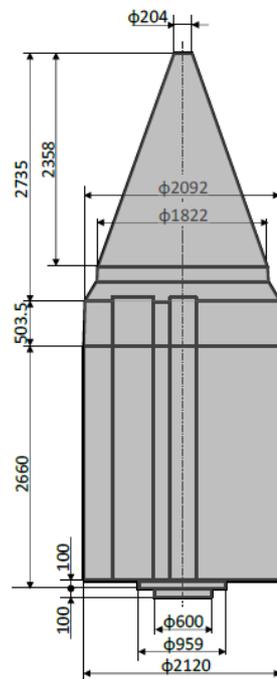
(2) Epsilon(日)

運用状況	: 運用中
LEO 投入能力(参考)	: 1.2t
フェアリング外形	: $\Phi 2.6\text{m} \times 9.6\text{m}$
打上げ場所	: 日本(鹿児島県, 内之浦宇宙空間観測所)



イプシロンの典型的なタイムライン

契約/キックオフ	: 24か月前
最終質量提示	: 3か月前
衛星・ロケット結合	: 14日前



外形/フェアリング包絡域/打上げ場所等

出所) <https://www.jaxa.jp/projects/rockets/epsilon/pdf/EpsilonUsersManual.pdf>
(JAXA HP より)

(3) Launcher One(米)

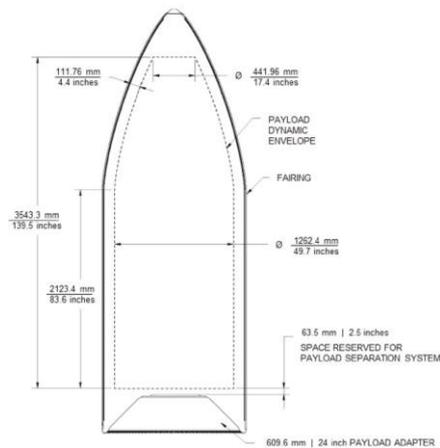
運用状況	: 運用中
LEO 投入能力(参考)	: 0.5t
フェアリング外形(推定)	: $\Phi 1.27\text{m} \times 4\text{m}$
打上げ(離陸)場所	: 日本(大分空港), アメリカ等

FIGURE 22
MAP OF LAUNCH LOCATIONS



Launcher Oneの典型的なタイムライン

契約/キックオフ	: 10か月前
最終質量提示	: 3か月前
衛星搬入	: 30日前
衛星・ロケット結合	: 3日前

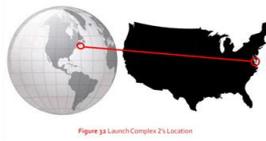
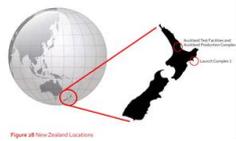


外形/フェアリング包絡域/打上げ場所等

出所) <https://virginorbit.com/wp-content/uploads/2020/09/LauncherOne-Service-Guide-August-2020.pdf>
(Virgin Orbit 社 HP より)

(4) Electron(米)

運用状況	: 運用中
LEO 投入能力(参考)	: 0.3t
フェアリング外形(推定)	: $\Phi 1.2\text{m} \times 2.5\text{m}$
打上げ場所	: ニュージーランド(ロケットラボ第1発射施設), アメリカ(ワロップス飛行施設)



Electronの典型的なタイムライン

契約/キックオフ	: 12か月前
最終質量提示	: 4か月前
衛星搬入	: 1か月前
衛星・ロケット結合	: 15日前

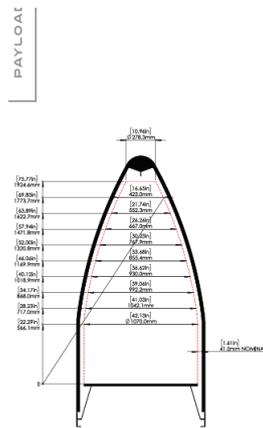


Figure 16 Standard Electron Fairing

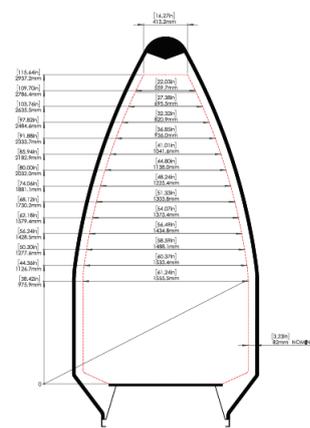


Figure 17 Expanded Electron Fairing



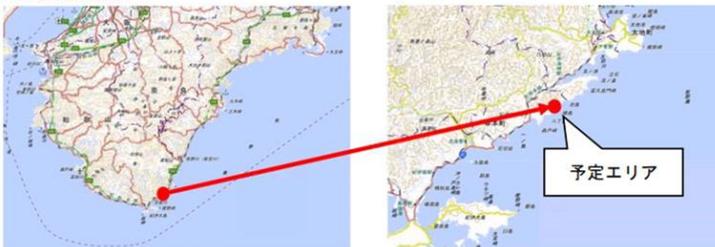
外形/フェアリング包絡域/打上げ場所等

出所) <https://www.rocketlabusa.com/assets/Uploads/Payload-User-Guide-LAUNCH-V6.6.pdf>
(Rocket Lab 社 HP より)

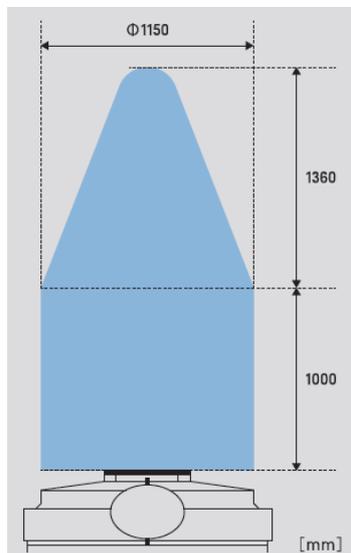
(5) KAIROS(日)

運用状況	: 開発中
LEO 投入能力(参考)	: 0.2t
フェアリング外形(推定)	: $\Phi 1.3\text{m} \times 4\text{m}$
打上げ場所	: 日本(和歌山県, スペースポート紀伊)

■ 予定地の場所



背景地図出展: 国土地理院電子国土Web



問合せ窓口
info@space-one.co.jp

外形/フェアリング包絡域/打上げ場所等
出所) <https://www.space-one.co.jp/doc/solution.pdf> (スペースワン社 HP より)

付属資料 3: ISRU 技術に関するプロジェクト

ISRU 技術に関する各国のプロジェクトについての詳細調査結果を以下に示す。

(1) Cold Operable Lunar Deployable Arm (COLDArm) (JPL+Motiv Space Systems, Inc.)

1) 分野

- 月面探査
- 掘削

2) 概要

- -180℃でもヒーター無しで稼働可能なウェット潤滑剤不必要(バルク金属ガラス部品)なジョイントのロボットアームの開発
 - 先端はシャベル&多目的観測機器・ツール搭載可
- Commercial Lunar Payload Services (CLPS)での月面実証目指して開発中
- 2024年に月面(南極)で実証計画



Image Credit: NASA/JPL-Caltech

COLDArm の実験の様子

出所)NASA/JPL Caltech

3) 担当組織・企業

- NASA JPL+Motiv Space Systems, Inc.

(2) The Regolith and Ice Drill for Exploration of New

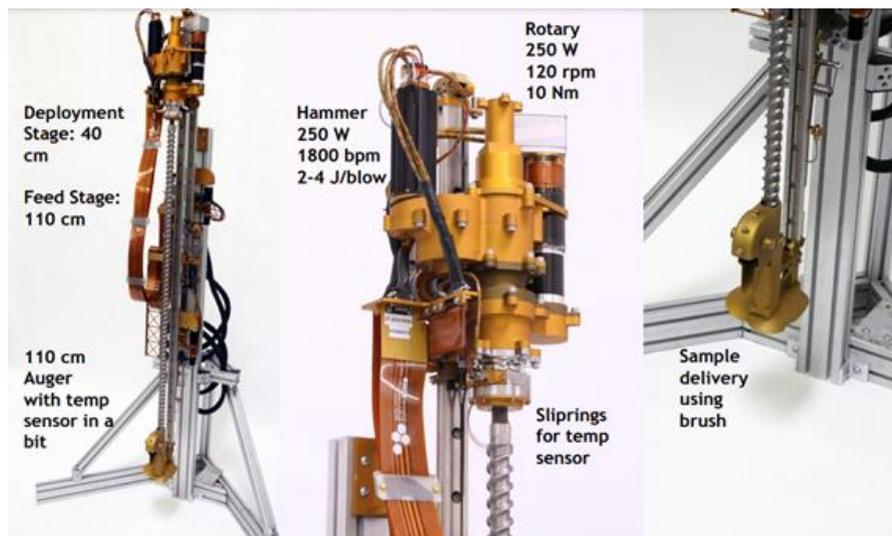
Terrains(TRIDENT)/Planetary Volatile Extractor (PVEx) (Honeybee Robotics)

1) 分野

- 月面探査
- 掘削

2) 概要

- 月面のレゴリスから掘削ドリル(約1m)を用いてサンプル掘削
- 中性子スペクトロメータや近赤外スペクトロメータで特性解析
- 掘削ドリルに揮発性物質収集装置
- 熱処理で揮発性物質を収集し、酸素と水(酸化鉄と水素を反応)を抽出



TRIDENT のイメージ図

出所) TRIDENT The Regolith and Ice Drill for Exploration of New Terrains, 11 October 2017, <https://www.hou.usra.edu/meetings/leag2017/presentations/wednesday/zacny2.pdf>

3) 担当組織・企業

- Honeybee Robotics

4) 研究期間・予算

- NASA KSCからの委託
- NASA NextSTEP-2 BAA(2018年から3年半):合計予算1000万ドルの一部

(3) NeuRover (Radiation Detection Technologies, Inc.)

1) 分野

- 月面探査

2) 概要

- 複数の低コスト・小型ローバNeuRoverにより水素の分布を調査する計画
- 月面探査ローバ搭載の小型の中性子スペクトロメータを用いて1m分解能でレゴリスの水素・H3を探査

3) 担当組織・企業

- Radiation Detection Technologies, Inc.

4) 研究期間・予算

- SBIR Ph2(2020年6月～2022年6月): \$748,946

5) その他

- SBIR Ph2:TRL3→TRL6

(4) MOBILE AUTONOMOUS PROSPECTING PLATFORM (Lunar Outpost)

1) 分野

- 月面探査
- 掘削
- 運搬

2) 概要

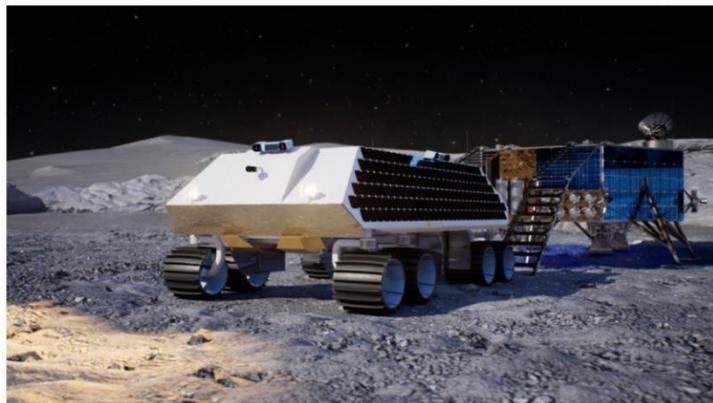
- 10kg級のローバ「Mobile Autonomous Prospecting Platform (MAPP)」の開発:月面のReiner Gammaサイトで磁場や表面レゴリスの組成を測定(Lunar Vertexに搭載され2022年末打ち上げ予定)
- 数百kgの氷の抽出・輸送を目指す「Heavy In-situ Propellant Production Off-world Rover (HIPPO Rover)」(最高時速3.45km)でMasten Space Systems社およびHoneybee Robotics社と共にNASA Break the Ice Lunar Challengeに挑戦:ロケットエンジンの火力で深さ2m規模のクレータを作り、氷を含むレゴリスを与圧ドームに引き込み、分離した氷の粒子を輸送・保管

- NASAの有人輸送車「Lunar Terrain Vehicle (LTV)」の開発でNorthrop Grummanチームに輸送車の対塵技術や熱制御技術で参加



MAPP ローバイメージ

出所) Lunar Outpost 社ウェブサイト, <https://lunaroutpost.com/mapp/>



HIPPO ローバイメージ

出所) Lunar Outpost 社ウェブサイト, <https://lunaroutpost.com/lunar-outpost-enters-nasas-break-the-ice-lunar-challenge-with-masten-space-systems-honeybee-robotics/>

3) 担当組織・企業

- Lunar Outpost

4) 研究期間・予算

- NASA主導の各種ミッションに参加する他、月資源の収集・商業化契約をNASAと締結

(5) Thermal Management System for Lunar Ice Miners (Advanced

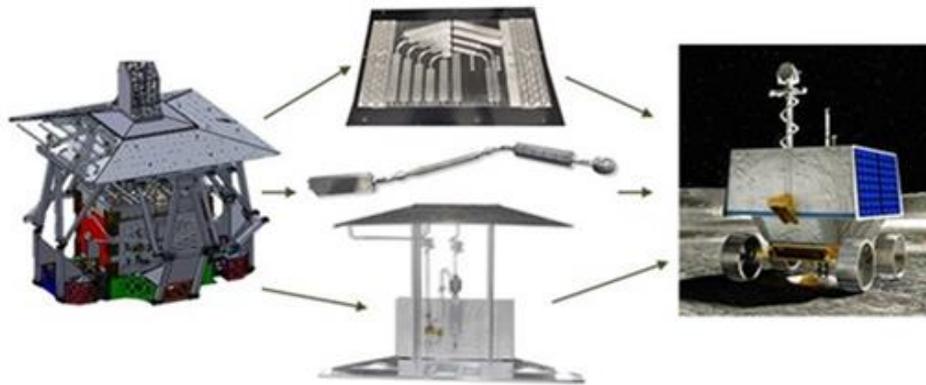
Cooling Technologies, Inc)

1) 分野

- 掘削

2) 概要

- 効率的な月面掘削のための軽量・小型の熱管理システム
- 放射線同位体の熱排出を用いた、高エネルギー熱インプット、水蒸気冷却など
- 氷を含む月土壌から水蒸気を昇華させ、ヒートシンクとして月環境を利用してコンテナで水を再凍結



Thermal Management System for Lunar Ice Miners イメージ図

出所)NASA & Advanced Cooling Technologies

3) 担当組織・企業

- Advanced Cooling Technologies, Inc

4) 研究期間・予算

- 月面装置のヒートパイプ、ラジエーター、熱管理システム等で複数の SBIR Ph1-3(2020 年は 7 件の SBIR 研究実施): NASA から合計 1700 万ドル程度
- 2021 年 1 月 NASA から契約:370 万ドル

5) その他

- Honeybee Robotics と協力して開発
- NASA の VIPER ローバ探査ミッション(2023 年後半に月面着陸予定)に熱管理システムを供給

(6) Lunar Ice Mining (Sierra Lobo)

1) 分野

- 掘削

2) 概要

- 月面の永久影から氷を採掘するためのHeat-Assisted Cutting Toolの開発
- 岩のように固いと考えられる氷で固められたレゴリスを最小限の熱エネルギーと氷スライサーで採掘することが目的
- フェーズIでは、月面のシミュレーション環境で、熱支援カッターがさまざまな氷濃度のレゴリス模擬物質を貫通するために必要なエネルギーを測定するための一連のテストを実施した。今後フェーズIIを計画。

3) 担当組織・企業

- Sierra Lobo

4) 研究期間・予算

- SBIR Ph1(2020年8月～2021年3月): \$124,858

5) その他

- SBIR Ph1:TRL2→TRL3

(7) Autonomous Mining Equipment & Vehicles(Caterpillar)

1) 分野

- 掘削

2) 概要

- 自動運転及び遠隔操作技術を用いた月面掘削機等の月面建設関連重機・車両の開発
- 月や火星での有人長期滞在を想定した水資源や酸素を含んだ岩石等の資源の掘削、農業、施設建設等の幅広い分野での自動運転重機
- 2024年以降にNASAによる同技術の活用を想定

3) 担当組織・企業

- Caterpillar

4) その他

- NASAとCaterpillarは2004～2013年まで建設・ロボティクス技術で共同研究を実施

(8) Mining & Extraction (Planetoid Mines)

1) 分野

- 掘削
- 抽出・電解・液化

2) 概要

- 月や小惑星の水氷やその他資源の採掘及び水や酸素の抽出、生成に必要なコアコンポートの開発
- レゴリス採掘、レゴリスから水の抽出処理、水素と酸素への分解、燃料電池や極低温ロケット推進剤として活用する技術を含む
- 逆回転力を使用してグリップを維持し、機械部品を月の塵から保護するための追加シールドを使用した掘削プロセスを実証
- 2022年に月面南極付近に月面探査ローバを着陸予定



Planetoid Mines 社の掘削機イメージ図

出所)Planetoid Mines ウェブサイト, <http://www.planetoidmines.com/>

3) 担当組織・企業

- Planetoid Mines

4) 研究期間・予算

- 投資家からのシードマネー(2018年8月):15万ドル

(9) Moon Rover (General Motors)

1) 分野

- 運搬

2) 概要

- 従来のローバよりも機動性があり、より遠距離を探査できる自動走行車両の開発
- 2021年、米 GM と Lockheed Martin は協力し、次世代型の有人月面ローバの開発を発表
- 14日間の昼と夜の過酷な環境でも運用可能なローバ
- GM が軍用車両の開発経験を活かし、バッテリー電源技術と推進システム技術を提供
- NASA のアルテミス計画での探査ローバとして採択されることを目指す

3) 担当組織・企業

- General Motors (GM) + Lockheed Martin

(10) Extraterrestrial Metals Processing (Pioneer Astronautics)

1) 分野

- 抽出・電解・液化

2) 概要

- 月面のレゴリスや土壌から鉄と酸素を抽出するハードウェアの開発
- 火星、月、または小惑星資源から、鉄、シリコン、軽金属、および高融点金属の酸化物と、リンと酸素を含む副産物の抽出が目的：電気分解、reverse water gas shift 反応、Boudouard carbon deposition 反応などの組み合わせで還元抽出
- フェーズ 1 でマグネシウム抽出の研究、フェーズ 2 で 1kg/日の鉄を抽出するエンドツーエンドシステムのデモンストレーションを実施。現在、フェーズ 2 追加プログラムで継続開発中

3) 担当組織・企業

- Pioneer Astronautics

4) 研究期間・予算

- SBIR Ph2 Sequential (2020年7月～): 250~500万ドル

5) その他

- SBIR Ph2: TRL5→TRL6

(11) Molten Regolith Electrolysis reactor (Lunar Resources, and so on)

1) 分野

- 抽出・電解・液化

2) 概要

- 月面での低コストで酸素を抽出し、月着陸船の推進、宇宙飛行士や科学的用途に利用
- 熔融レゴリス電解(MRE)により、酸化物を含むレゴリスを溶解・高温電解し、抽出リアクターと精製リアクターにより酸素抽出
- SBIR フェーズ1でコンセプト設計を実施し、MRE のフルスケールモデル(貯蔵含む)の開発実証をフェーズ2で提案

3) 担当組織・企業

- Lunar Resources

4) 研究期間・予算

- SBIR Ph1(2020年8月~2021年3月): \$124,951
- SBIR Ph2 提案中

5) その他

- フェーズ2でTRL5を目指す
- MRE技術はNASA KSCもGaseous Lunar Oxygen from Regolith Electrolysis (GaLORE)プロジェクト等で研究

(12) Molten Regolith Electrolysis reactor (Boston Metal, and so on)

1) 分野

- 抽出・電解・液化

2) 概要

- 地球上でのCO₂削減製鉄技術を応用した月面での酸素の抽出
- 熔融酸化物電気分解(Molten Oxide Electrolysis:MOE)技術を用いて、酸化金属等を含むレゴリスから金属鉄と酸素を抽出
- レゴリスを約1600°Cまで溶融し、“cold-walled”リアクター技術を用いて、溶融プールを電気

溶解して金属イオンと酸素イオンを分離

3) 担当組織・企業

- Boston Metal

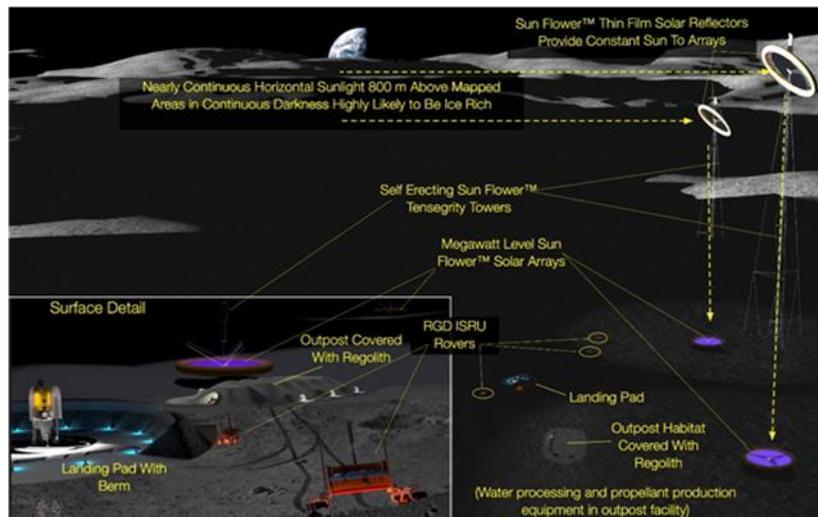
4) 研究期間・予算

- 2021年1月、シリーズBの出資ラウンドで5,000万米ドルを調達

5) その他

- NASAの支援を受けて、MITと共にコア技術を開発:電流による高温と腐食作用に耐えるクロム合金製の低コスト電気分解用陽極を開発
- MRE技術はNASA KSCも Gaseous Lunar Oxygen from Regolith Electrolysis (GaLORE)プロジェクト等で研究

(13) Lunar-Polar Propellant Mining Outpost (LPMO) (TransAstra)



LPMO イメージ図

出所) NASA NIAC ウェブサイト,

https://www.nasa.gov/directorates/spacotech/niac/2020_Phase_I_Phase_II/Lunar_Polar_Propellant_Mining_Outpost/

1) 分野

- 掘削
- 抽出・電解・液化
- 貯蔵

2) 概要

- 月の極域で電力を継続的に供給しつつ、複数のローバでレゴリスから水を抽出し、水プラント基地を構築
- 月の高度数百メートルの地点に太陽光リフレクタをタワーにより設置し、太陽光を反射させることで継続的な太陽光発電を供給
- 数トンの複数の掘削・水抽出ローバを展開し、同時に水を抽出・貯蔵することで大量のレゴリスからの揮発性物質を収集(数十～数百トンの水/1台・年)
- 永久凍土への熱インプットに高周波、マイクロ波、赤外線のみ組み合わせを利用

3) 担当組織・企業

- TransAstra Corporation

4) 研究期間・予算

- NIAC Ph2(2020):50 万ドル程度/2 年間

5) その他

- SBIR Ph1 の時、TRL3

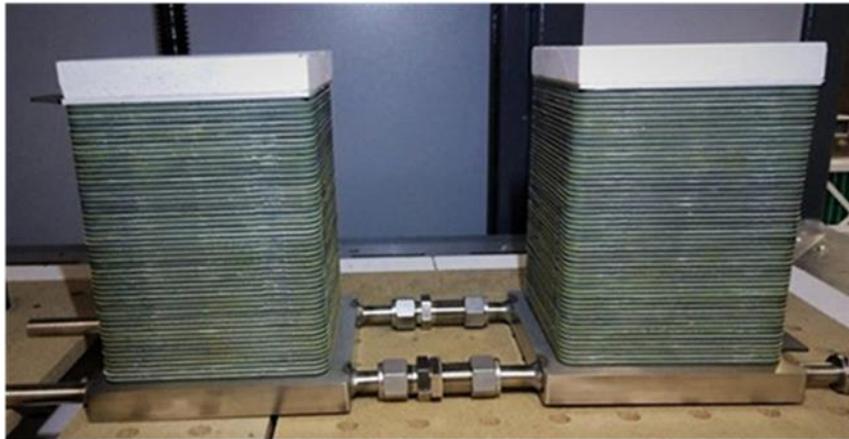
(14) Solid Oxide Electrolysis (Oxeon Energy, LLC)

1) 分野

- 抽出・電解・液化

2) 概要

- 月や火星における水電解セルスタックによる酸素と水素の分解(固体酸化物型水電解)
- 電解能力低下の問題を引き起こす陰極側のセルの構成を最適化することにより、連続的なパフォーマンスの良い電解運転
- SBIR Ph2 では CO₂ と H₂O それぞれ、もしくは混合での電解をテスト



Solid Oxide Electrolysis イメージ図

出所)Oxeon Energy, LLC ウェブサイト, <https://oxeonenergy.com/solutions/solid-oxide-electrolysis-cells>

3) 担当組織・企業

- Oxeon Energy, LLC

4) 研究期間・予算

- SBIR Ph2(2019年8月～2021年8月):\$749,901
- NASA NextSTEP-2 BAA Tr3(2018年から3年半):合計予算1000万ドルの一部
- NASA Tipping Point Selections(2019年から): \$180万

5) その他

- SBIR Ph2:TRL3→TRL5

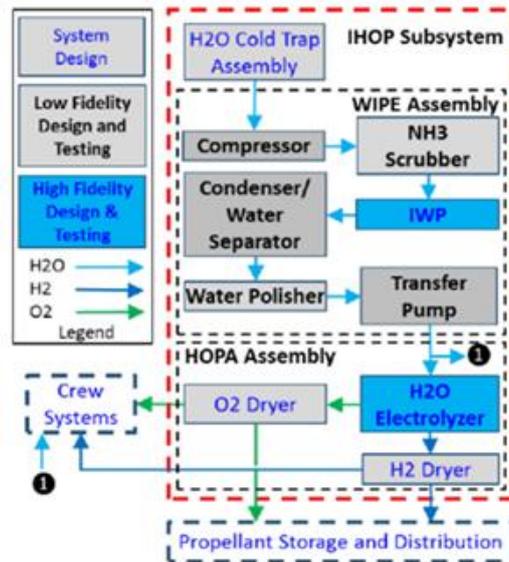
(15) IHOP PEM Water Electrolysis (Paragon)

1) 分野

- 抽出・電解・液化

2) 概要

- 月面に存在する水を浄化し、酸素と水素を抽出
- システムの腐食や電解パフォーマンスを低下させたり、人に深刻な毒性の問題を引き起こしたりする可能性のある酸性および水溶性の汚染物質を除去



IHOP システムフロー図

出所) Lunar Surface Science Workshop 2020 (LPI Contrib. No. 2241),
<https://www.hou.usra.edu/meetings/lunarsurface2020/pdf/5161.pdf>

3) 担当組織・企業

- Paragon Space Development Corporation

4) 研究期間・予算

- 水浄化、酸素・水素抽出技術関連で複数の SBIR Ph1,2 : 他技術含めて NASA から累積 1000 万ドル以上
- NASA NextSTEP-2 BAA Tr2(2018 年から 3 年半): 合計予算 1000 万ドルの一部
- 有人の生命維持の熱システムなども NASA Tipping Point で開発中

5) その他

- Giner Inc.等と共同研究
- TRL4→TRL5

(16) Lunar Propellant Production Plant (LP3) (Skyre)

1) 分野

- 抽出・電解・液化
- 貯蔵

2) 概要

- 月の極にある永久凍土に含まれる氷から推薬を製造するシステムを開発
- 水素と酸素を分離させ、極低温のまま水素で液酸として貯蔵

- H2RENEW(TM)の技術により、水素を圧縮し、液水として推進に使用
- 可動部のないソリッドステートシステムにより、信頼性とコスト効率を上げ、通常困難な水素分子をコンプレッサ圧縮



LP3 イメージ図

出所)Skyre ウェブサイト, <https://www.skyre-inc.com/project-hydrogen-fueling-infrastructure>

3) 担当組織・企業

- Skyre Inc.

4) 研究期間・予算

- SBIR Ph2 (2018年6月~2020年6月):\$749,967
- NASA Tipping Point Selections(2019年から): \$260万

5) その他

- Meta Vista USA LLC や Eta Space 等と協業
- SBIR Ph2: TRL3→TRL5

(17) Advance Alkaline Reversible Cell/Dirty Water (pH Matter)

1) 分野

- 抽出・電解・液化

2) 概要

- 月面で利用できる高信頼性アルカリ再生型燃料電池セルを開発
- 低コスト電極材料を用い、可動部品を最小限にして高効率で、繰り返し使用でパフォーマンスの低下しにくい燃料電池
- この技術により利用可能な水から水素と酸素を生成できる可能性

3) 担当組織・企業

- pH Matter

4) 研究期間・予算

- SBIR Ph1 (2019年8月~2020年2月): \$123,041
- NASA Tipping Point Selections(2020年から): \$340万

5) その他

- SBIR Ph1: TRL3→TRL4

(18) Dirty Water Alkaline Electrolysis (Teledyne Energy Systems)

1) 分野

- 抽出・電解・液化

2) 概要

- 月と火星の環境で利用可能な水から水素と酸素を生成する不純物耐性電解システムを開発
- 高圧アルカリ型水電解装置
- 現場での不純物を含む水の電解処理を可能にする技術
- シングル水電解セルを10個束ねてフルスタック
- 2018年から3年以内に宇宙環境を模擬したシミュレーションを実施計画



Teledyne Energy Systems 社の電解装置の実験の様子

出所) NASA Current Activities in the NASA ISRU Project,
https://tfaws.nasa.gov/wp-content/uploads/1_ISRU-Project-Overview-for-TFAWS-2018.pdf

3) 担当組織・企業

- Teledyne Energy Systems

4) 研究期間・予算

- NASA NextSTEP-2 BAA Tr2(2018年から3年半):合計予算 1000 万ドルの一部
- NASA Tipping Point Selections(2020年から): \$280 万(宇宙用燃料電池開発)

5) その他

- TRL5

(19) Mixed Gas Separator (Skyhaven)

1) 分野

- 抽出・電解・液化

2) 概要

- 月や火星で利用するヘリウムと水素、メタンと水素等のガス分離装置を開発
- パラジウム-銀合金の薄壁を備えたマイクロチャネル分離ユニットを使用して、ヘリウムガス混合物から水素を分離
- マイクロチャネルアプローチにより、膜の表面積対分離体積比が最大化され、ユニットの運用コストを低減

3) 担当組織・企業

- Skyhaven Systems, LLC

4) 研究期間・予算

- SBIR Ph2 (2018年8月~2020年8月):\$749,997
- NASA NextSTEP-2 BAA Tr2(2018年から3年半):合計予算 1000 万ドルの一部

5) その他

- →TRL5

(20) Cryogenic Fluid Management (CFM)(Eta Space)

1) 分野

- 貯蔵

2) 概要

- 宇宙空間における極低温液体酸素のマネジメントシステムの開発
- LOXSAT-1 衛星を用いた地球周回低軌道での極低温燃料の充填・貯蔵技術を実証
- Skyreと協業し、同社の極低温液体のマネジメントシステム技術を用いて月面での貯蔵など事業展開計画

3) 担当組織・企業

- Eta Space

4) 研究期間・予算

- NASA Tipping Point Selections(2020年から): \$2700 万

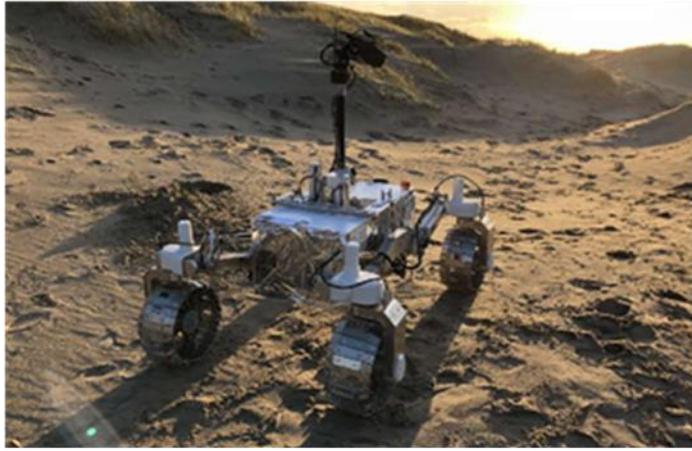
(21) Lunar Rover & Extraction, handling and processing (Space Applications Services NV/SA)

1) 分野

- 月面探査
- 掘削
- 抽出・電解・液化

2) 概要

- 軽量型月面ローバの開発
- 月面で科学ペイロード等を輸送する自律型ローバ「Lunar Volatiles Mobile Instrumentation (LUVMI)」の開発
- 月面レゴリスから酸素や水を抽出する技術の開発
- 2025年までの月面実証を目指す



Space Applications Services 社のローバのイメージ図

出所) Space Applications Services ウェブサイト, <https://www.spaceapplications.com/products/lunar-rover-luvmi-x>



Space Applications Services 社の ISRU 地上テストベッド

出所) Space Applications Services ウェブサイト, <https://www.spaceapplications.com/products/in-situ-resource-utilisation-alchemist>

3) 担当組織・企業

- Space Applications Services NV/SA (ベルギー、オランダ)

4) 研究期間・予算

- ESA のフェーズ 0、フェーズ A/B1、ISRU 地上テストベッド(模擬レゴリスの酸化鉄を還元し、酸素や水を抽出する技術の実証)

5) その他

- 多くの企業等とコンソーシアムで開発

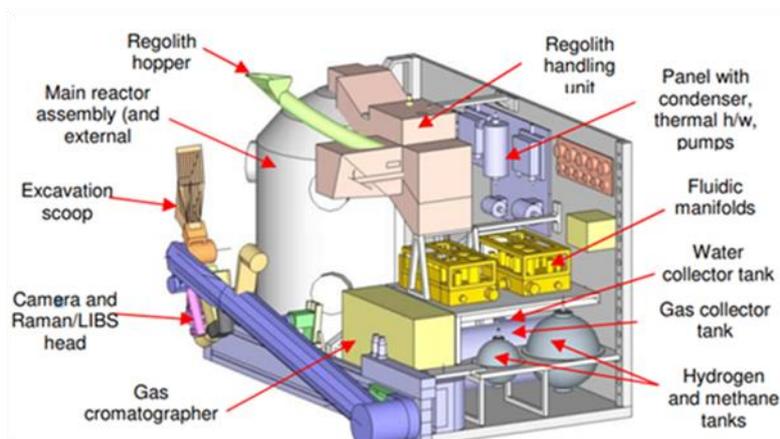
(22) Lunar Payload, Robot arm & Extraction (OHB)

1) 分野

- 掘削
- 抽出・電解・液化

2) 概要

- 月面ペイロード、ロボットアーム、酸素・水抽出装置の開発
- 900-1000度でレゴリス含有鉱物をメタンで炭素熱還元させ、土壌から合計で 100g の酸素や水を抽出する装置の開発
- 1000x650x650mm のペイロード各 2 機(161kg)を ESA が開発する着陸機に搭載
- 2025 年までの月面実証を目指す



OHB 社の ISRU Demonstration Mission Definition のコンセプト図

出所)ESA Lunar ISRU Demonstration Mission Definition Study Segment 1 ウェブサイト,
https://nebula.esa.int/sites/default/files/neb_study/2493/C4000123273ExS.pdf

3) 担当組織・企業

- OHB Italia SpA (伊)

4) 研究期間・予算

- ESA のアーキテクチャ技術検討(2009-2011 年)
- ESA の Lunar ISRU Demonstration Mission (ISRU DM)定義フェーズ(2018-2019 年)

5) その他

- OHB Italia SpA プライムで、OHB System AG(独)、Politecnico di Milano(伊)、BlueHorizon(ルクセンブルク)と共同で開発

- アーキテクチャ技術検討時:TRL3

(23) Mining, Extraction & Storage (Space Mining Technologies)

1) 分野

- 抽出・電解・液化
- 貯蔵

2) 概要

- 月面における氷堆積物からの水の抽出技術の開発
- 燃料電池ベースのエネルギー貯蔵システムやロケット推薬のために抽出した水を電解する技術を開発

3) 担当組織・企業

- Space Mining Technologies (欧)

4) 研究期間・予算

- ESA の Space Business Innovation Center (SBIC)プログラムを実施

5) その他

- TRL3 に向けて研究開発中

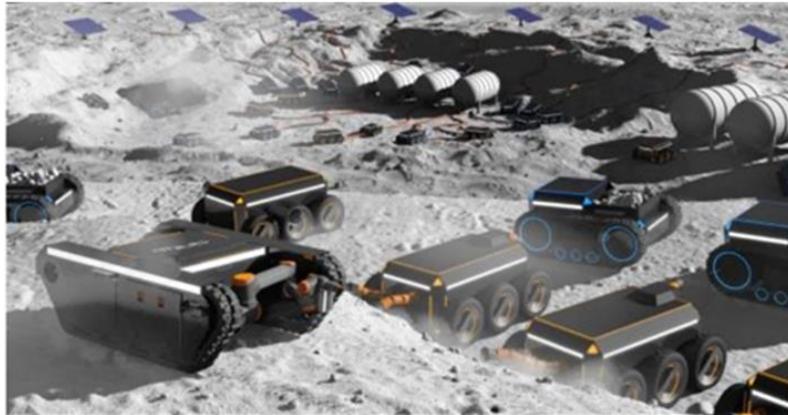
(24) Lunar Robot/Rover for Mining & Processing etc. (OffWorld)

1) 分野

- 運搬

2) 概要

- 月、小惑星、火星で活動する多目的小型スマートロボット(ローバ)の開発
- 大量の小型ロボット(53kg、13.5kWh/1機)を機械学習させながら最適運用
- 小型ロボット群による月面での掘削、水の抽出などを通じた推薬の製造、将来的な建設関連技術を目指す



OffWorld 社のロボット／ローバのイメージ図

出所) Lunar ISRU Workshop – Preliminary Program, July 15-17, 2019,
<https://www.hou.usra.edu/meetings/lunarisru2019/pdf/5044.pdf>

3) 担当組織・企業

- OffWorld (米、ルクセンブルク、南ア)

4) その他

- 「NASA Break the Ice Challenge 2021」などの各種コンペティションに参加

(25) Lunar Frozen Regolith Observation Tool & Rover (Canadensys Aerospace Corporation)

1) 分野

- 月面探査

2) 概要

- 月面におけるレゴリスに含まれる氷の探査のための科学ペイロードの開発
- ナノ、マイクロローバのプロトタイプ開発
- 30kg 程度のローバを 2025 年頃に打ち上げ見込み



Canadensys Aerospace Corporation 社の探査ローバのイメージ図

出所) Canadensys Aerospace Corporation プレスリリース, Feb 9, 2022,
<https://www.canadensys.com/canadensys-aerospace-corporation-receives-amendment-to-canadian-space-agency-lunar-rover-mission-contract/>

3) 担当組織・企業

- Canadensys Aerospace Corporation (加)

4) 研究期間・予算

- CSA の Lunar Exploration Accelerator Program (LEAP) : 科学ペイロード概念設計、科学機器フィージビリティスタディ、ローバ開発など複数の選定で、合計 420 万カナダドル以上

5) その他

- 2022 年にも CSA は Canadensys Aerospace Corporation と MDA のいずれかのローバコンセプトを次フェーズに選定予定

(26) Alpha Particle X-Ray Spectrometer & Rover (MDA)

1) 分野

- 月面探査
- 運搬

2) 概要

- α 粒子 X 線分光計 (Alpha Particle X-Ray Spectrometer, APXS) の開発
- 蛍光 X 線の波長の分布を分光計で分析することで構成元素を調査
- 月面探査ローバの開発
- 月の南極で水資源探査を行うローバ(将来有人ローバ開発を視野)開発のフェーズ A に選定: 24kg+6kg のペイロード搭載、2 回の月の昼と 1 回越夜で実証

- 2026 年打ち上げ予定

3) 担当組織・企業

- MacDonald, Dettwiler and Associates (加)

4) 研究期間・予算

- CSA の Lunar Exploration Accelerator Program (LEAP) : APXS 開発に 60 万カナダドル+ローバ開発資金

5) その他

- ローバ開発は、Mission Control Space Services, CTA, INO, Clearpath Robotics, Kepler Communications, Xiphos Systems Corporation, Delton Innovations Ltd らとチームを組んで開発

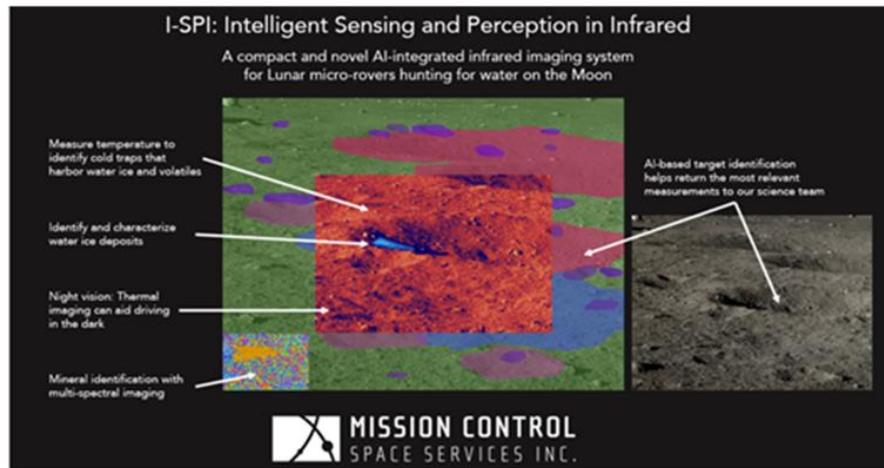
(27) Intelligent Sensing and Perception in Infrared (Mission Control Space Services)

1) 分野

- 月面探査
- 運搬

2) 概要

- 月面資源探査等に活用する AI 統合型赤外観測装置「I-SPI」の開発及びオペレーション関連技術開発
- 月面温度のマッピング、水氷の揮発性物質の特定、および表面鉱物学の特性評価のために、2.9 ~100 μm の範囲の熱赤外線放射を測定
- AI により搭載ナビゲーションカメラから地質学的特徴を分類し、ターゲッティングやデータダウンリンク等でインテリジェント運用
- フェーズ 0 開発中



Mission Control Space Services 社の探査カメラの機能イメージ

出所)Mission Control Space Services ウェブサイト,
<https://missioncontrolspaceservices.com/projects/i-spi/>

3) 担当組織・企業

- Mission Control Space Services (加)

4) 研究期間・予算

- CSA の Lunar Exploration Accelerator Program (LEAP) :科学機器／運用・データマネジメントシステム開発、ローバの自律運用ソフト開発など複数の選定で、合計 540 万カナダドル以上

5) その他

- Institut National d'Optique (INO)や大学等と連携して開発
- ローバのオペレーションソフト技術で MDA に協力
- UAE 率いる国際ローバミッション「Emirates Lunar Mission (ELM)」(ispace 参加)に協力

(28) Autonomous lunar exploration infrared spectrometer (ABB Inc.)

1) 分野

- 月面探査

2) 概要

- 月面で水氷の存在を調査するための科学機器の開発
- 自律型赤外分光計を用いた月面の表面鉱物の特性評価
- プロトタイプ的设计、開発、テスト

3) 担当組織・企業

- ABB Inc. (加)

4) 研究期間・予算

- CSA の Lunar Exploration Accelerator Program (LEAP) :693,193 カナダドル

(29) Spectrometer that will autonomously search for hydrogen (Bubble Technology Industries Inc.)

1) 分野

- 月面探査

2) 概要

- 月面で水氷の存在を調査するための科学機器の開発
- 水素を探査するための自律型探索スペクトロメータ

3) 担当組織・企業

- Bubble Technology Industries Inc.(加)

4) 研究期間・予算

- CSA の Lunar Exploration Accelerator Program (LEAP) :698,321 カナダドル

(30) Mining (Deltion Innovation)

1) 分野

- 掘削

2) 概要

- 月、火星、小惑星といった天体における資源探査や掘削に関する技術開発
- 月面における掘削、処理、電源システム、モビリティシステム、遠隔操作、地下探査装置を開発

3) 担当組織・企業

- Deltion Innovations Ltd.(加)

4) 研究期間・予算

- カナダ宇宙庁(CSA)の Space Technology Development Program(2016 年):70 万カナダドル

5) その他

- 民間月面事業会社 Moon Express と MOU を結び事業協業

(31) Australian Radioisotope Heater Unit for Lunar Night Survival (PhosEnergy Limited)

1) 分野

- 掘削

2) 概要

- 月面で使用される放射線同位体熱源ユニットの開発
- 適切な放射性核種の選定、ホットペレット設計、防水ケース・熱防護の設計などを含む
- 複数回の越夜を可能にするユニット

3) 担当組織・企業

- PhosEnergy Limited (豪)

4) 研究期間・予算

- オーストラリア宇宙庁の Moon to Mars Initiative Demonstrator Feasibility Grants : 90,000 豪ドル(2021 年 7 月~2022 年 10 月)

5) その他

- 放射線同位体熱源ユニットケース:→TRL6
- Australian Nuclear Science and Technology Organisation や Ouranos Systems と協力

令和3年度宇宙開発利用推進研究開発(月面におけるエネルギー関連技術開発(技術課題整理))

2022年3月

株式会社三菱総合研究所
フロンティア・テクノロジー本部
TEL (03)6858-3568

一般財団法人日本宇宙フォーラム
事業創造部
TEL (03)6206-4901

二次利用未承諾リスト

令和3年度宇宙開発利用推進研究開発
 (月面におけるエネルギー関連技術開発
 (技術課題整理))

株式会社三菱総合研究所

頁	図表番号	タイトル
14	表2-4	システムの各機能における性能
18	図2-18	設置型の水資源利用システムのプロトタイプ
37	表2-19	地上での建設機械(軽油燃料、処理量の小さい機械)の諸元とエネルギー消費量
61	図2-48	各国で検討された太陽発電衛星 (SPS)
65	図2-51	SELENEの軌道とNRHO
66	図2-53	各半導体の光吸収係数
67	図2-54	太陽電池の変換効率の推移
68	図2-55	ヴェンガード1号
68	図2-56	国際宇宙ステーションとその太陽電池パドル
69	表2-43	国際宇宙ステーションの太陽電池パドルの仕様
69	図2-57	ハニカムパネルに貼られた太陽電池セル
70	図2-58	高効率薄膜3接合太陽電池セル
70	図2-59	ロールtoロールで製造されたa-Si太陽電池
70	図2-60	IKAROSとソーラー電力セイル
76	図2-64	GaAs (Al)-faceをもつウルツ鉱Ga (Al)N格子(左)、AlGaIn層の下部の正固定電荷とGaIn層上部の2次元電子ガス(右)
85	図2-78	SPS2000の概念図
86	図2-79	JAXAの大型構造物開発の構想
86	図2-80	DELIGHTの概念図
88	図2-81	1.5kmサイズのテザー型SPSの面外変形(6×10 ⁻³ Hz)
89	図2-82	宇宙用二次元展開構造
91	図2-84	Brownによる模型ヘリへの無線送電
92	図2-85	提案された各種レクテナの効率と周波数
93	図2-86	DOE/NASA参照モデルレクテナ 全体図
93	図2-87	DOE/NASA参照モデルレクテナ 素子図
93	図2-88	DOE/NASA参照モデルレクテナ 構造図
102	図2-93	月面基地計画
102	図2-94	月面基地イメージ
105	図2-97	太陽電池セルの最高効率の推移
105	図2-98	太陽電池モジュールの最高効率の推移
107	図2-101	集光モジュール(左)と集光型太陽光発電システム(右)
109	図2-105	太陽の経路
112	表2-58	集光型太陽電池の重量
114	図2-107	シャクルトンクレーター周辺の地形図
114	表2-60	B-1におけるタワー年間平均照度

(様式2)

115	表2-61	各点の年間平均照度等
115	表2-62	展開型発電タワー
116	図2-108	月面発電タワー収納・展開図
116	図2-109	Relocatable Solar Array収納・展開図
116	図2-110	Horizontal ROSA収納・展開図
120	図2-115	太陽光発電のインタフェース
121	表2-65	概略工程表
121	図2-117	建設機械の例(敷均し、転圧をアタッチメント変更で対応)
121	図2-118	建設機械の例(設置)
122	表2-66	受変電設備部品交換例
125	図2-120	熱電素子
125	図2-121	温度差発電(作動流体利用)システム
126	図2-122	月面での蓄熱検討事例
148	図2-135	60 kW超の空間伝送例(Lockheed Martin社HELIOSシステム)
149	図2-136	100-150 kWの空間伝送例
151	図2-137	口径10 cm程度の軸外し放物面鏡の市販品例
152	図2-138	波長選択(大出力×拡がらない)
152	図2-139	ファイバーレーザーの基本構成(参考)
153	図2-140	シングルモードファイバーレーザー製品例2 kW, 5 kW, 10 kW (850 x 800 x 1400 mm)
156	図2-141	送電システム基本構成
158	図2-145	国際宇宙ステーション「きぼう」の配電システム
162	表2-77	環境・資源データ(月)の整理結果
162	表2-78	月極域探査ミッションの概要
163	図2-150	探査時のイメージ図
163	図2-151	月極域探査ミッションの観測運用の概要
167	図2-155	無人探査ローバへの受電アンテナの搭載イメージ
175	表2-88	蓄電システム候補 調査結果
176	表2-89	蓄エネルギーシステム候補 調査結果
177	表2-90	蓄電システム候補の要求条件
177	表2-91	蓄エネルギーシステム候補の要求条件
181	図2-165	燃料電池の規模概算の算出根拠(参考)
184	図2-167	蓄電池エネルギー密度推移
184	表2-96	燃料電池性能 目標値の国際比較
185	表2-97	各国の燃料電池に関する動向と日本との違い
185	表2-98	蓄電システム 月面適用に向けた課題整理
186	表2-99	世界のロケット候補
187	表2-100	月への直接投入と低エネルギー遷移
188	図2-168	JAXAの着陸技術ロードマップ
188	表2-101	有人月着陸機のトレードオフ結果
189	図2-169	CLPS構想図
189	図2-170	Grey Dragon構想図
190	図2-171	Blue Moon構想図
190	図2-172	Lunar Lander構想図
191	図2-173	HERACLES構想図
191	図2-174	Starship構想図

(様式2)

192	図2-175	HAKUTO-R構想図
193	図2-176	JAXA有人与圧ローバのシステム仕様案
193	図2-177	GM社とLockheed Martin社が計画しているローバ
194	図2-178	日産自動車とJAXAが共同研究しているローバ
194	図2-179	月極域探査機システム (LUPEX) 構想図
194	図2-180	Draper社とMITの輸送用ホッパー構想図
195	図2-181	アリゾナ州立大学のホッパー構想図
195	図2-182	輸送システムの構成概要
196	図2-183	国際探査ミッション計画
198	表2-103	世界のロケット候補 (小型衛星打上げ用)
221	表4-3	太陽電池の種類
222	図4-1	太陽電池セルの最高効率の推移 (再掲)
223	表4-4	月面利用向けの主な太陽光発電システムの種類
224	図4-2	月面タワーイメージ
225	図4-3	Lunar Vertical Solar Array Technology (Lunar VSAT) イメージ
225	図4-4	MegaFlexの導入イメージ
226	図4-5	ISSで展開されたROSA
226	図4-6	Horizontal ROSA収納・展開図 (再掲)
227	図4-7	Trans-Formers for Lunar Extreme Environmentsのイメージ
228	表4-5	Watts on the Moonの第1フェーズに採択された事業者と概要
229	図4-8	NASAが開発したRHU (左図) 及びその詳細 (右図)
230	図4-9	欧州で開発中のRHU
231	図4-10	マルチミッションRTG (左) とマルチミッションRTGが用いられている火星探査ローバ (右)
231	図4-11	ESAで開発中のRTG
232	図4-12	RTGが用いられている嫦娥4号の月面ローバ
232	表4-6	米国におけるこれまでの宇宙用原子炉の開発事例
234	図4-13	リチウムイオン電池の宇宙利用の例
235	図4-14	全固体リチウムイオン電池 (左)、全固体電池の設置場所 (右)
236	図4-15	HAKUTO-Rのランダー (左)、酸化物系全固体電池 (中央)、酸化物系固体電解質 (右)
237	図4-16	再生型燃料電池(RFC)のイメージ
238	図4-17	燃料電池の活用が想定される有人与圧ローバ
238	図4-18	循環型再生エネルギーシステムのイメージ
240	図4-19	マイクロ波・ミリ波発振器ごとの発振周波数及び発振出力
242	図4-20	マイクロ波無線電力伝送地上試験システムの概要
243	図4-21	実験で用いられた送電装置 (左) 及び受電装置 (右)
243	図4-22	スキャッタードシステム方式のイメージ図
244	図4-23	4枚のレクテナシートを繋ぎ合わせたもの (左) と、試験機の写真 (右)
245	図4-24	(a) 直径5.4mの放物面反射鏡 (送信アンテナ)、 (b) マイクロ波の発振位置を直線的に動かすことが可能なホーン

(様式2)

245	図4-25	35GHzの送電アンテナ（左）及び受電システム及び受電アンテナ（右）
247	図4-26	近畿大学の実験で用いられた小型無人飛行体
248	図4-27	JAXAが採用しているビーム方向制御方法の概念図
249	図4-28	上下方向レーザ伝送実験で用いられた日立製作所GITOWER（左図：実際の写真、右図：実験システムの概要）
250	図4-29	Moonbeamプロジェクトにおけるイメージ図
251	図4-30	60 kW超の空間伝送例（Lockheed Martin社HELIOSシステム）（再掲）
251	図4-31	100-150 kWの空間伝送例（再掲）
252	図4-32	低軌道上における小型衛星へのレーザ伝送のイメージ図
255以降	付属資料1～3	図一式