

3.1 軌道計画

3.1.1 概要

MELOS1 探査機は H-IIA 202 ロケットにより、地球-火星遷移軌道に直接投入される。打上げの好機はおよそ 2 年に 1 回周期的に訪れるが、例えば 2018 年 4 月は 2020 年前後で最良の機会である。探査機は惑星間空間を数ヶ月巡航し、数回の TCM(Trajectory Correction Maneuver)を経て惑星間空間から直接火星大気圏に突入し、EDL(Entry, Descent & Landing)を実施する。

3.1.2 打上げ手段

地球軌道から火星への遷移に必要な C_3 は、およそ $8\sim 21[\text{km}^2/\text{s}^2]$ 程度が現実的であるが、現状で個々の程度の打上げ能力および実績を持つビークルとしては H-IIA シリーズが挙げられる。たとえば、H-IIA 202 は $C_3=8[\text{km}^2/\text{s}^2]$ の場合およそ 1.8t、 $C_3=20[\text{km}^2/\text{s}^2]$ の場合およそ 1.1t の重量を惑星間空間に投入できる能力を持つ。MELOS1 は数百 kg クラスの中型ミッションを想定していることから、H-IIA の打上げ能力には余裕があり、打上げウィンドウに多少の柔軟性を持たせることが可能である。なお今後の検討によってはイプシロン改などによる打上げの可能性もありうる。

射点としては種子島宇宙センターを想定し、第一段エンジンと SRB-A の燃焼によりまず高度 300km のパーキング軌道に投入して数十分程度のコースティング飛行を行い、そこから第二段エンジンによって惑星間空間に投入することを想定する。

3.1.3 打上げウィンドウ

図 0-1 は、2015 年から 2025 年における地球-火星間の打上げウィンドウである。青線は地球脱出無限遠速度と火星到着無限遠速度の和、赤線は太陽周回数を示す。太陽周回数が 1 回未満でかつエネルギー的に適した打上げ機会としては、2018 年、2020 年、2022 年が挙げられる。なかでも 2018 年はエネルギー的にも火星に行き易く、かつ後述するように着陸地点における条件も優れた最良のウィンドウである。よって、2018 年をノミナルウィンドウとし、2020 年、2022 年はバックアップウィンドウとするのがひとつの有効な方策である。

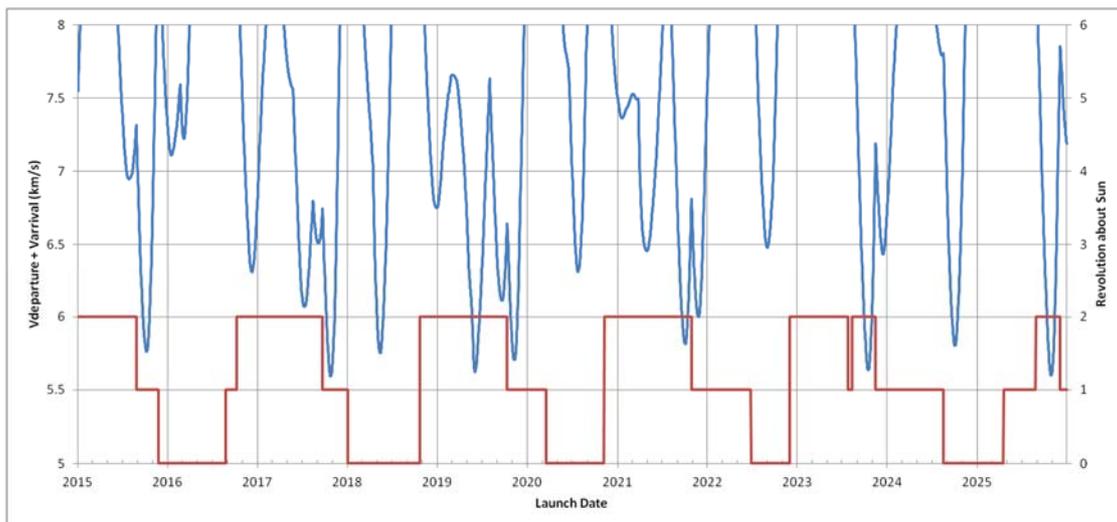


図 0-1 2015-2025 年の火星へのウィンドウ。青線は地球脱出無限遠速度と火星到着無限遠速度の和，赤線は太陽周回数を示す。

バックアップウィンドウの設け方としては，他にノミナル火星遷移ウィンドウの 1 年前等に探査機を打ち上げて惑星間パーキング軌道（地球同期軌道）に入れておき，地球再会合時にスウィングバイにより火星遷移軌道に投入する方式がある。本方式は PLANET-C（当初計画），MUSES-C，HAYABUSA-2 等で採用された考え方である。

2018 年，2020 年，2022 年の地球-火星遷移軌道の Porkchop Plot を図 0-2 に示す。等高線（ピンク）は出発 C3，等高線（白）は到着 C3，カラーマップは出発 C3 と到着 C3 の和を示しており，値が小さいほどエネルギー的に行きやすいことを示している。この図からも，2018 年が最も行き易く，またウィンドウも長く取りやすいことがわかる。また H-IIA 202 の打上げ能力でまかなえるウィンドウが比較的広いことも見てとれる。そこで，以降では着陸候補地点を考慮したウィンドウの最適化を試みる。

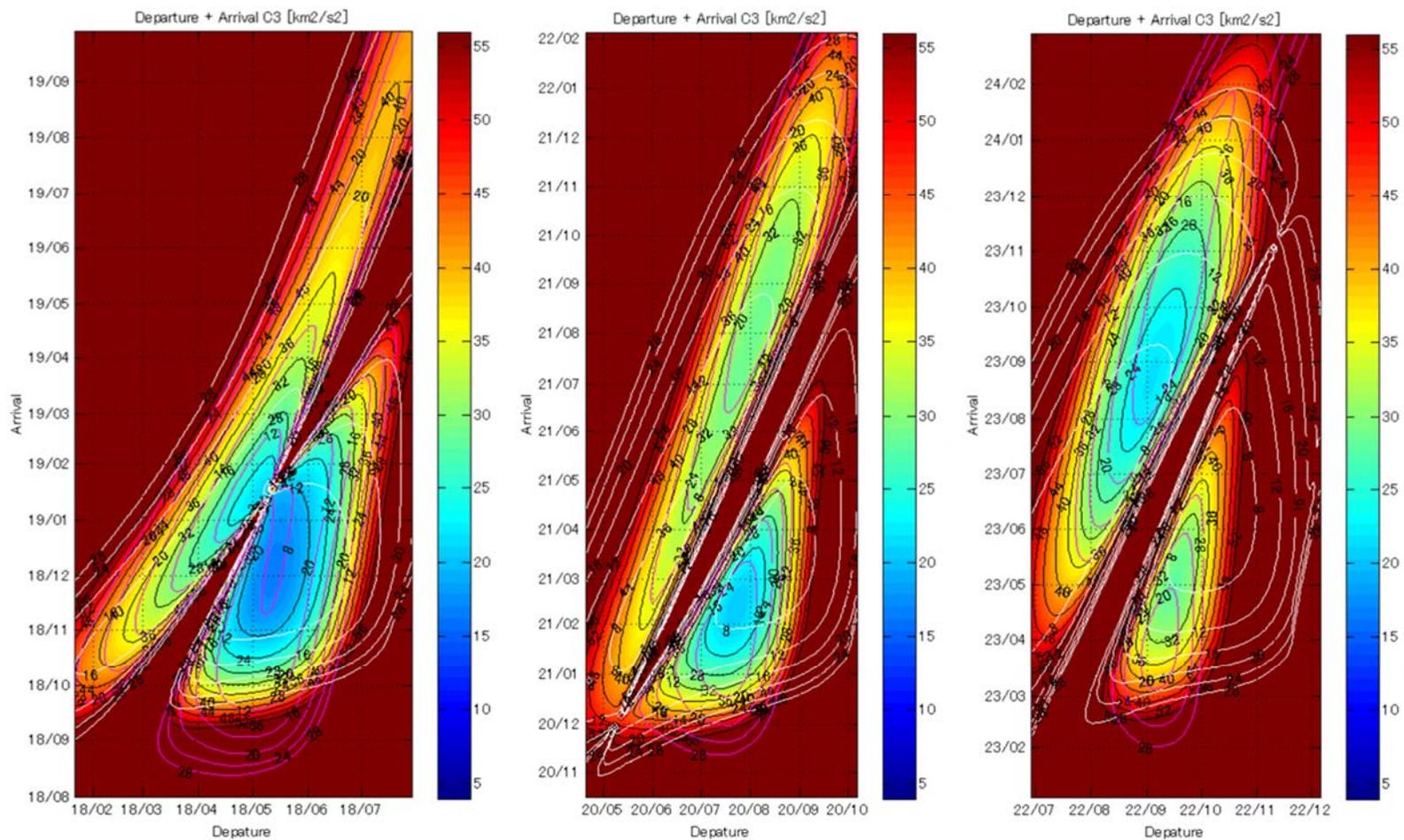


図 0-2 2018 年，2020 年，2022 年の地球-火星遷移軌道の Porkchop Plot. 等高線（ピンク）は出発 C3，等高線（白）は到着 C3，カラーマップは出発 C3 と到着 C3 の和を示す。

3.1.4 着陸地点を考慮したウィンドウの選定

3.1.4.1 理学側からのミッション要求

現在, MELOS1 の着陸候補地点として複数の地点がサイエンスコミュニティにより議論されており, これらの候補地点に着陸可能な軌道が要求されている. 表 0-1 に候補を示す. 最も有力とされているのは Newton Crater であるため, 今回は Newton Crater をノミナル候補地点と位置づけ, その他の候補地点にも対応可能な汎用的な軌道の設計を試みた. ただし, 後述するように Case 5 は北極付近に着陸するという特殊ケースであり, 着陸のための条件が他ケースよりも厳しいことから, あくまで参考として位置づけ, Case 5 への対応可能性は必ずしも保証しないものとした.

表 0-1 現在挙がっている着陸地点候補.

Case No.	名称	地理緯度	地理経度	備考
1	Newton Crater	南緯 41.678°	東経 202.93°	「着陸条件1」南限
2	Nili Fossae	北緯 21.711°	西経 74.678°	
3	Isidis Planitia	北緯 10.48°	西経 85.53°	
4		北緯 30.5°	N/A	「着陸条件1」北限
5		北緯 84.4°	N/A	「着陸条件2」
6		南緯 5.6°	N/A	

3.1.4.2 工学側からのミッション要求

工学側(システム)からのミッション要求を表 0-2 に示す.

表 0-2 工学側からの軌道に関するミッション要求

項目	最適化の方向	重要度
1 飛行時間	飛行時間が最短となること	低
2 出発/到着エネルギー	打上げ可能重量が最大となること	中
3 火星到着速度	火星無限遠接近速度が最小となること	低
4 エネルギー感度	打上げ可能ウィンドウ幅が最長となること	中
5 到着時季節	着地点が「夏」であること	高
6 到着時地球距離	到着時の地球距離が最小であること	中
7 太陽, 地球との位置関係	太陽離角が大きいこと(外合を回避)	高
8 着陸後日没までの時間	日没までの時間が長いこと	高
9 TNSC からの打上げ容易度	TNSC から打上げが容易であること	中

3.1.4.3 ウィンドウ選定方針

これらのミッション要求を満たす打上げ日，到着日の組を以下のようにして求めた．それぞれの着陸候補地点において，工学側のミッション要求の各項目を正規化し重要度に応じた重み付け線形和をとった指標を評価関数として，打上げ日，到着日を振って分布を作成し，望ましい打上げ日，到着日の組を選定した．重みは，重要度の高，中，低にあわせて5，3，1とした．表 0-3 に各項目を示す．なお，計算上は各項目の値を1から引くことで，値が大きいほど望ましいとした．

表 0-3 評価関数の項目

項目	評価値(0以上1以下になるように正規化)	重み
1 飛行時間	飛行時間	1
2 出発/到着エネルギー	出発 C3+到着 C3	3
3 火星到着速度	到着 C3	1
4 エネルギー感度	出発・到着 C3 分布の Gradient	3
5 到着時季節	太陽距離(短いと南半球が夏)，着地点の半球が南北どちらか	5
6 到着時地球距離	到着時の地球距離	3
7 太陽，地球との位置関係	SPE(Sun-Probe-Earth)角	5
8 着陸後日没までの時間	日没までの時間	5
9 TNSC からの打上げ容易度	打上げ時 Declination が±30° 以内か	3

さらに，着陸後の日没時間がそもそもゼロ未満である場合，出発 C3 が 21 以上である場合，着陸時の SPE 角が 5 度以下である場合については NG と判定した．

なお，現時点ではひとつの現実的な解を求めることを目的としており，厳密な最適化は行っていない．重み付線形和手法は必ずしも最適解が得られるとは限らないことから，今後，各種の多目的最適化手法を導入していく予定である．

3.1.4.4 空力班とのインタフェースと着地点の導出

軌道担当の計算は大気圏突入 I/F 点までであり，I/F 点の情報は以下のように与えられている．

- ・ 高度：125km
- ・ FPA：-17°
- ・ 着地までの時間：285sec
- ・ ダウンレンジ(回転系)：537km
- ・ ダウンレンジ(慣性系)：606km

これらの値は赤道面に沿って大気圏突入した場合を想定した値であるが，簡単のために軌道傾斜角がある場合でも一律この値を I/F として使用している．

この条件のもとで、出発日時、到着日時が与えられたときの進入軌道进行設計する。詳細は割愛するが概要は以下のとおりである。まず火星無限遠接近速度 V_{∞} とその赤経、赤緯は、Lambert の法則により、出発日時、到着日時から一意に決定される。ここから双曲線進入軌道の軌道長半径 $a = \mu/V_{\infty}^2$ が求まるので、高度 125km での FPA が -17° となるような双曲線進入軌道の離心率 e および真近点離角 ν を滑降シンプレックス法により求め、大気も地面もないと仮定したときの仮想的な近火点距離 r_{p0} を求める。さらに B 平面上の位相角を適当におくことにより仮想近火点単位ベクトル \mathbf{r}_{p0} が求まるので、これを軌道面内で回転させて I/F 点単位ベクトル \mathbf{r}_{IF} および真の着地点単位ベクトル \mathbf{r}_p を得る。ここから着地点の地理緯度および経度が求まる。実際には、B 平面位相角を 1 度刻みで変えて求めた緯度、経度の Look-Up Table から内挿により緯度を求めている。

3.1.4.5 着地点における着陸後の日照時間

前節から着地点の緯度が求まると、その緯度帯での着陸後の日照時間が求まる。これを、Porkchop と図にプロットしたものを例として図 0-3, 図 0-4 に示す。濃い青色の部分は着陸が夜間となる、もしくは着陸できない領域である。

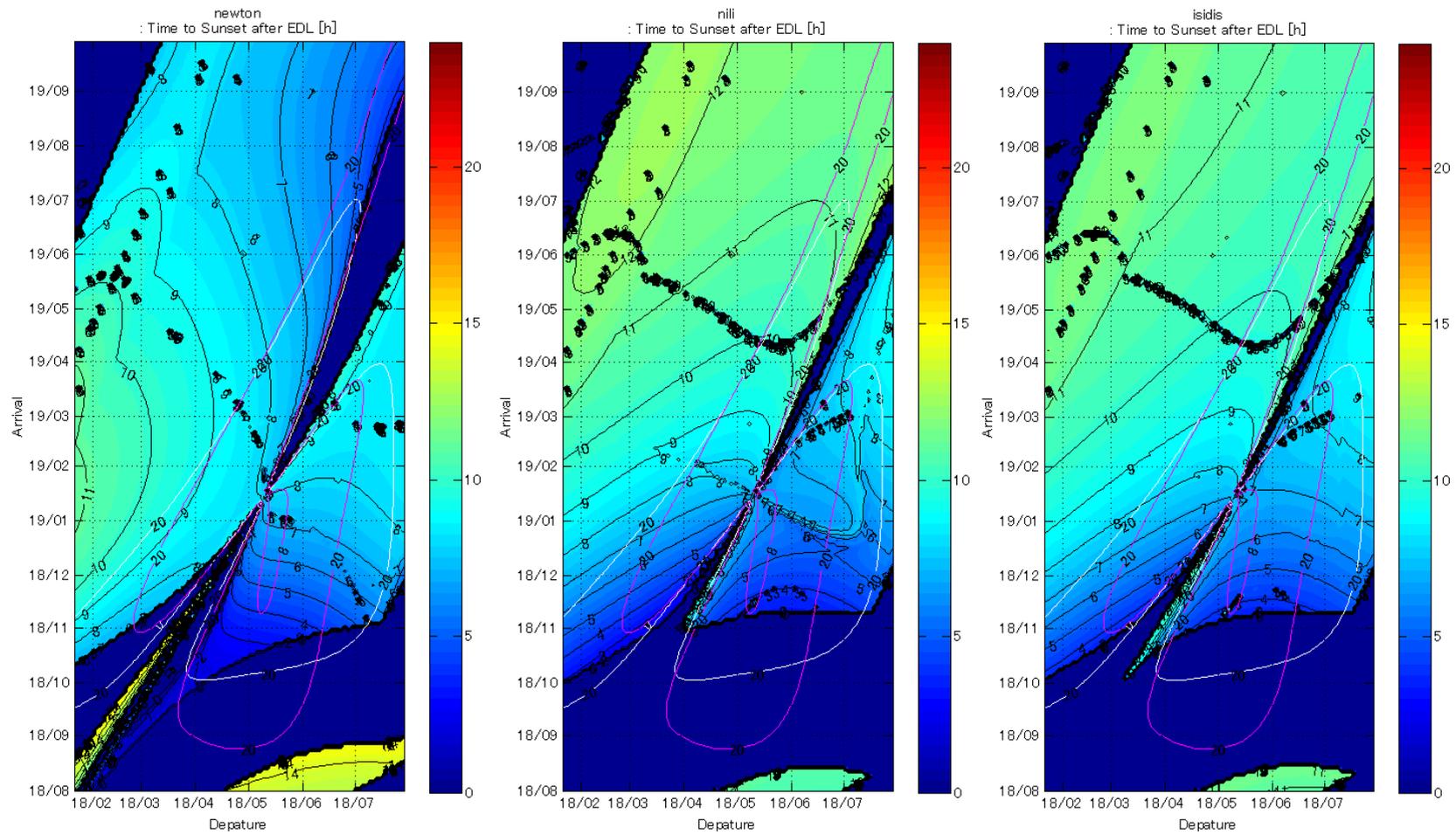


図 0-3 着陸候補地点 1~3 における着陸後の日照時間 (2018 年打上げ) .

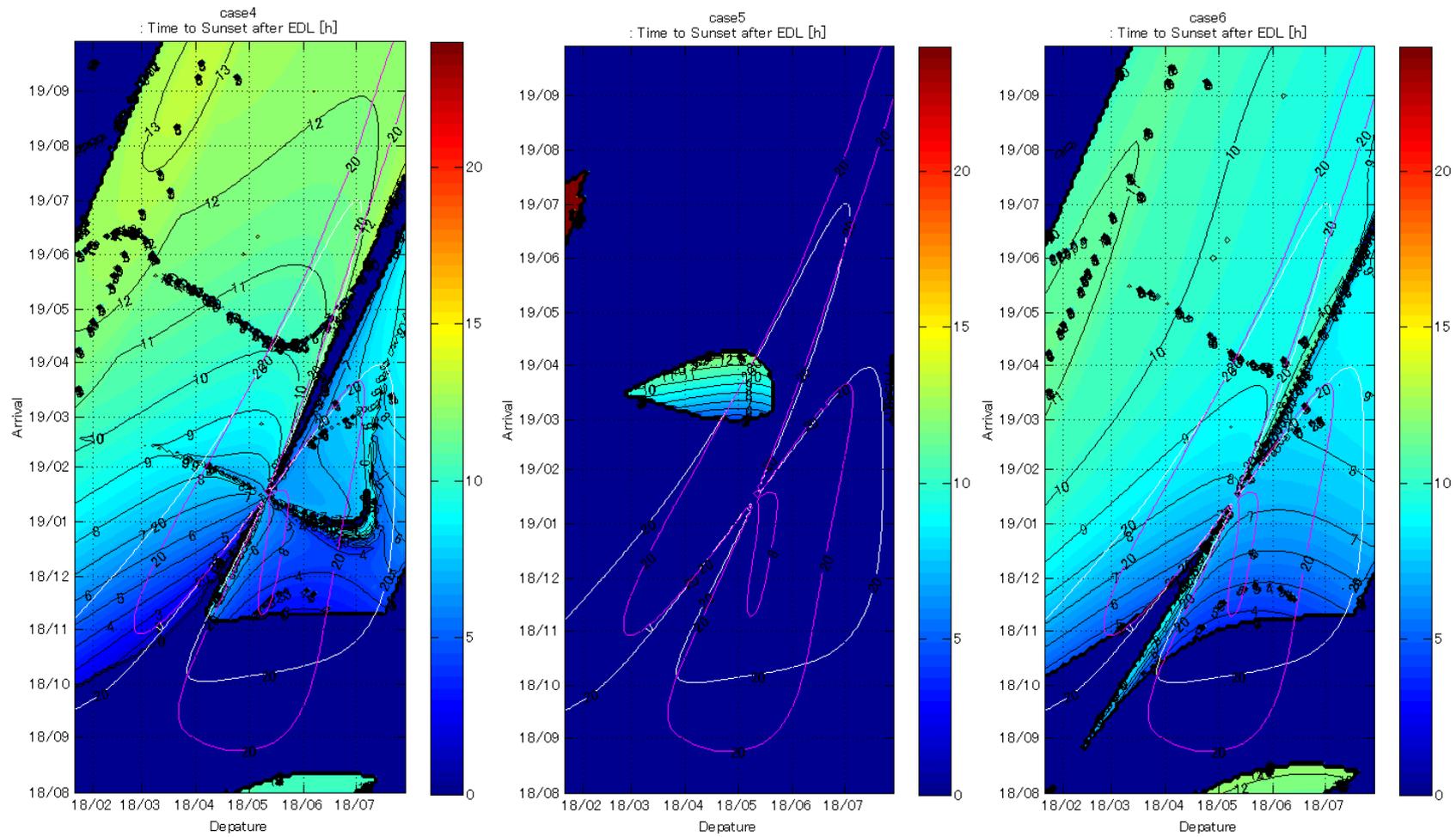


図 0-4 着陸候補地点 4~6 における着陸後の日照時間 (2018 年打上げ) .

3.1.4.6 各着陸候補地点における評価関数

図 0-5～図 0-10 に、各着陸候補地点における評価関数の値を示す。値が大きいほど着陸に適していることを示している。これらの図から、Case 5 以外について着陸に適した共通の打上げ、到着日時の組を決めることができる。

それぞれの打上げ年において、今回は以下のように打上げ、到着日時を選定した。なお、これらの値は現時点での仮の値であり、ミッション定義の詳細化によっては変更がありうる。

- 2018 年打上げ(第一候補)
 - 打上げ:2018 年 4 月 26 日
 - 到着:2019 年 1 月 28 日
- 2018 年打上げ(第二候補)
 - 打上げ:2018 年 6 月 1 日
 - 到着:2019 年 1 月 15 日
- 2020 年打上げ(第一候補)
 - 打上げ:2020 年 8 月 5 日
 - 到着:2021 年 3 月 10 日
- 2020 年打上げ(第二候補)
 - 打上げ:2020 年 9 月 5 日
 - 到着:2021 年 12 月 1 日
- 2022 年打上げ
 - 打上げ:2022 年 9 月 15 日
 - 到着:2023 年 10 月 1 日

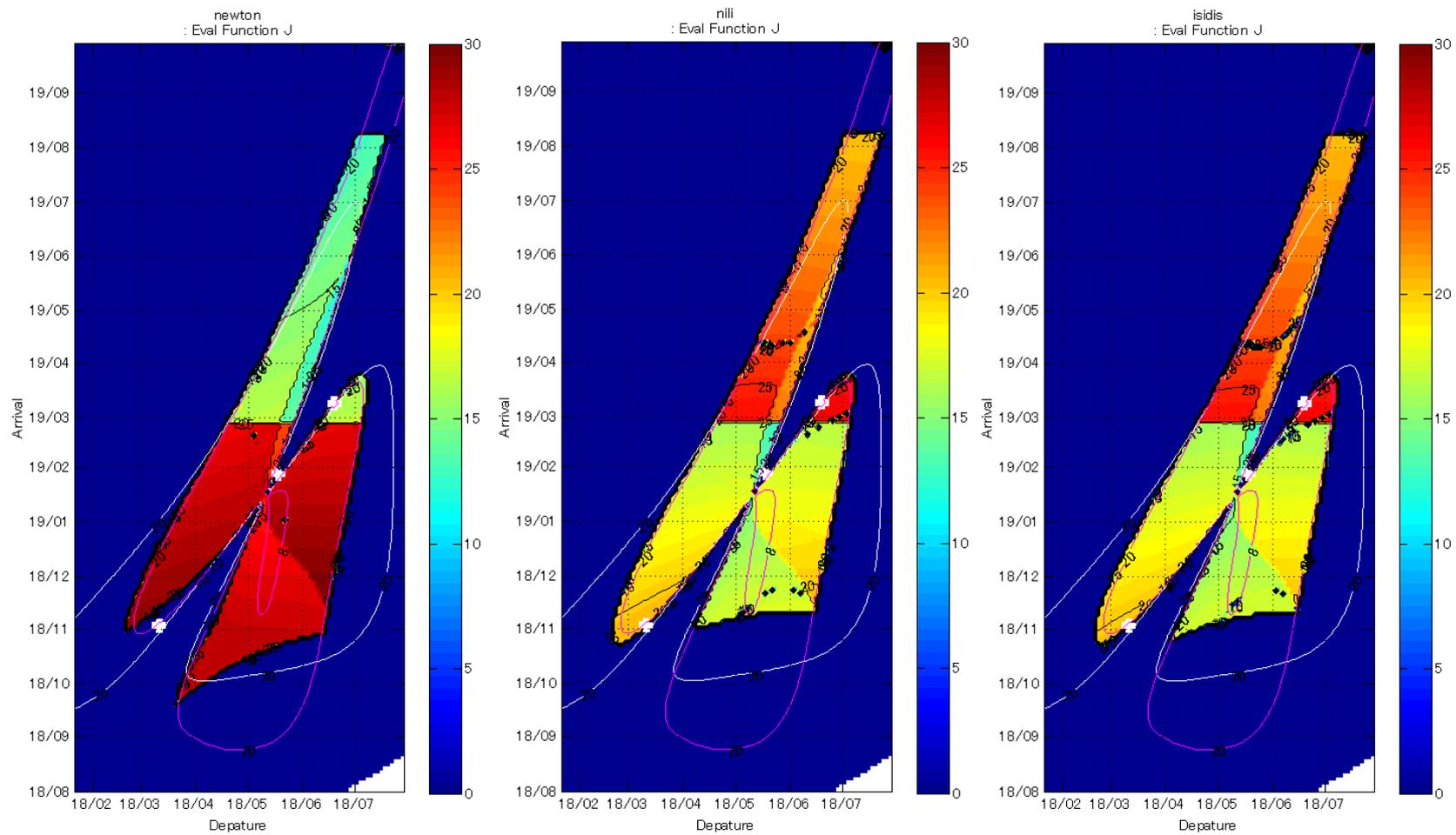


図 0-5 着陸候補地点 1~3 における評価関数の値 (2018 年打上げ) .

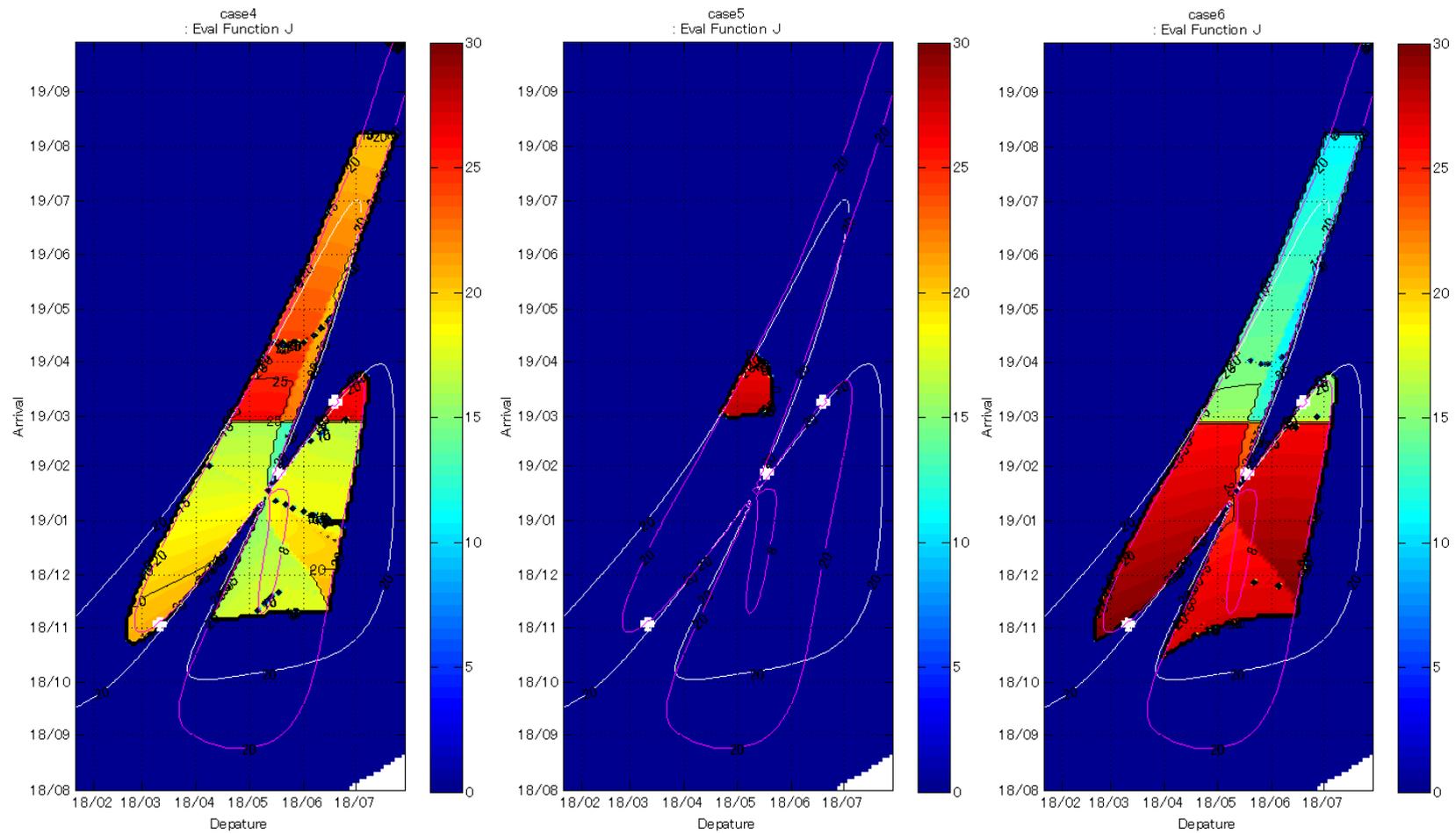


図 0-6 着陸候補地点 4~6 における評価関数の値 (2018 年打上げ) .

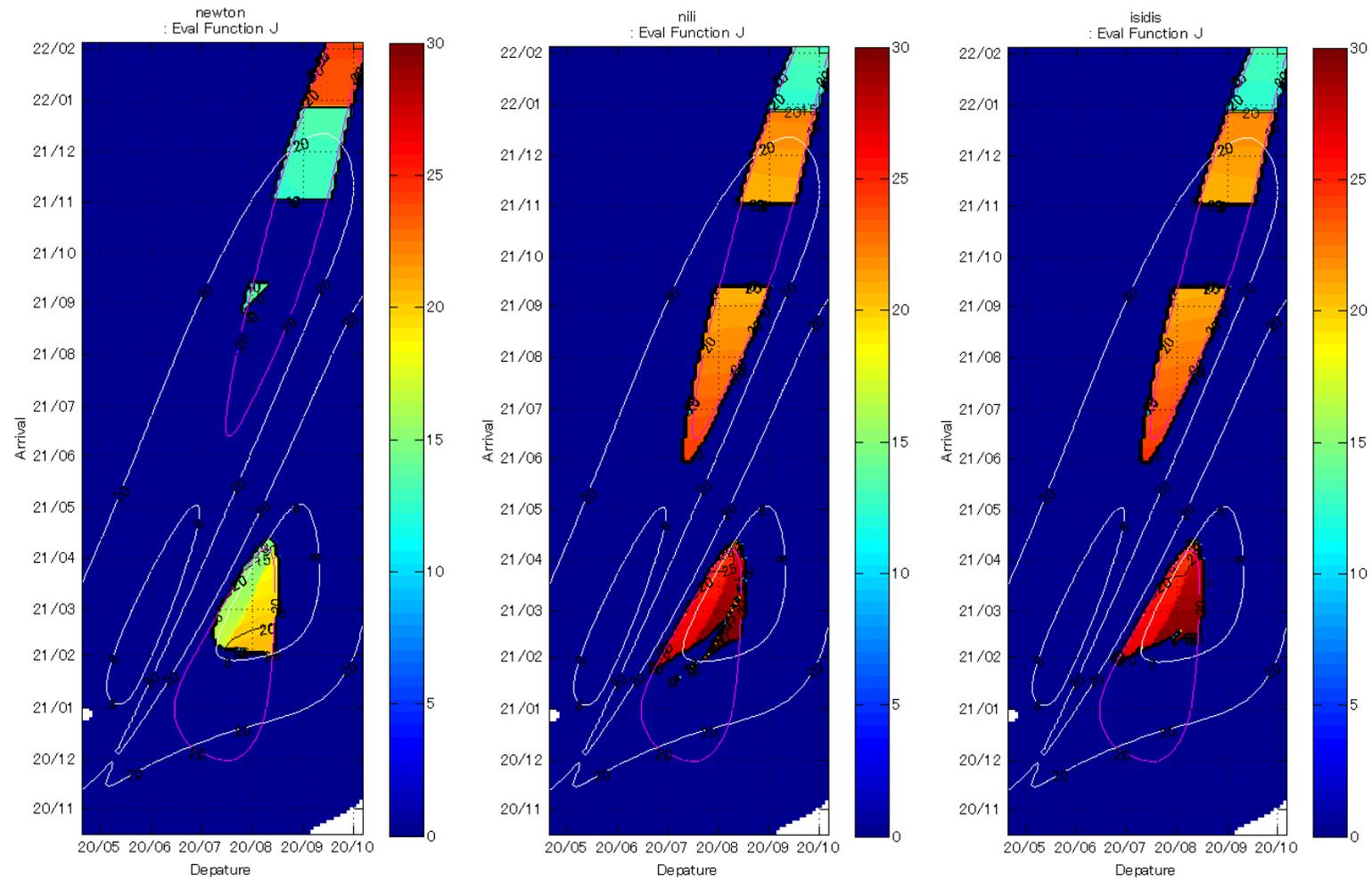


図 0-7 着陸候補地点 1~3 における評価関数の値 (2020 年打上げ) .

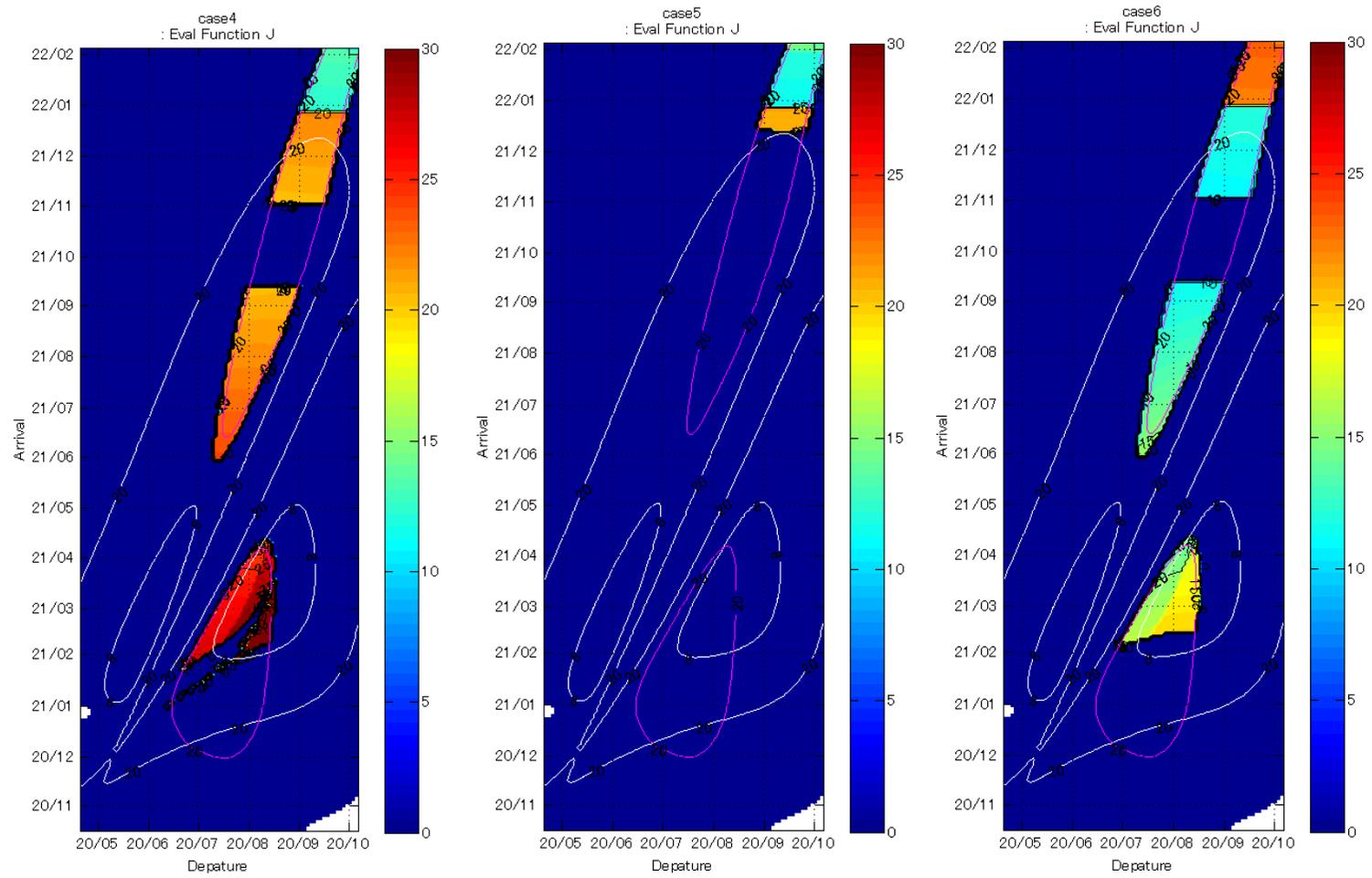


図 0-8 着陸候補地点 4~6 における評価関数の値 (2020 年打上げ) .

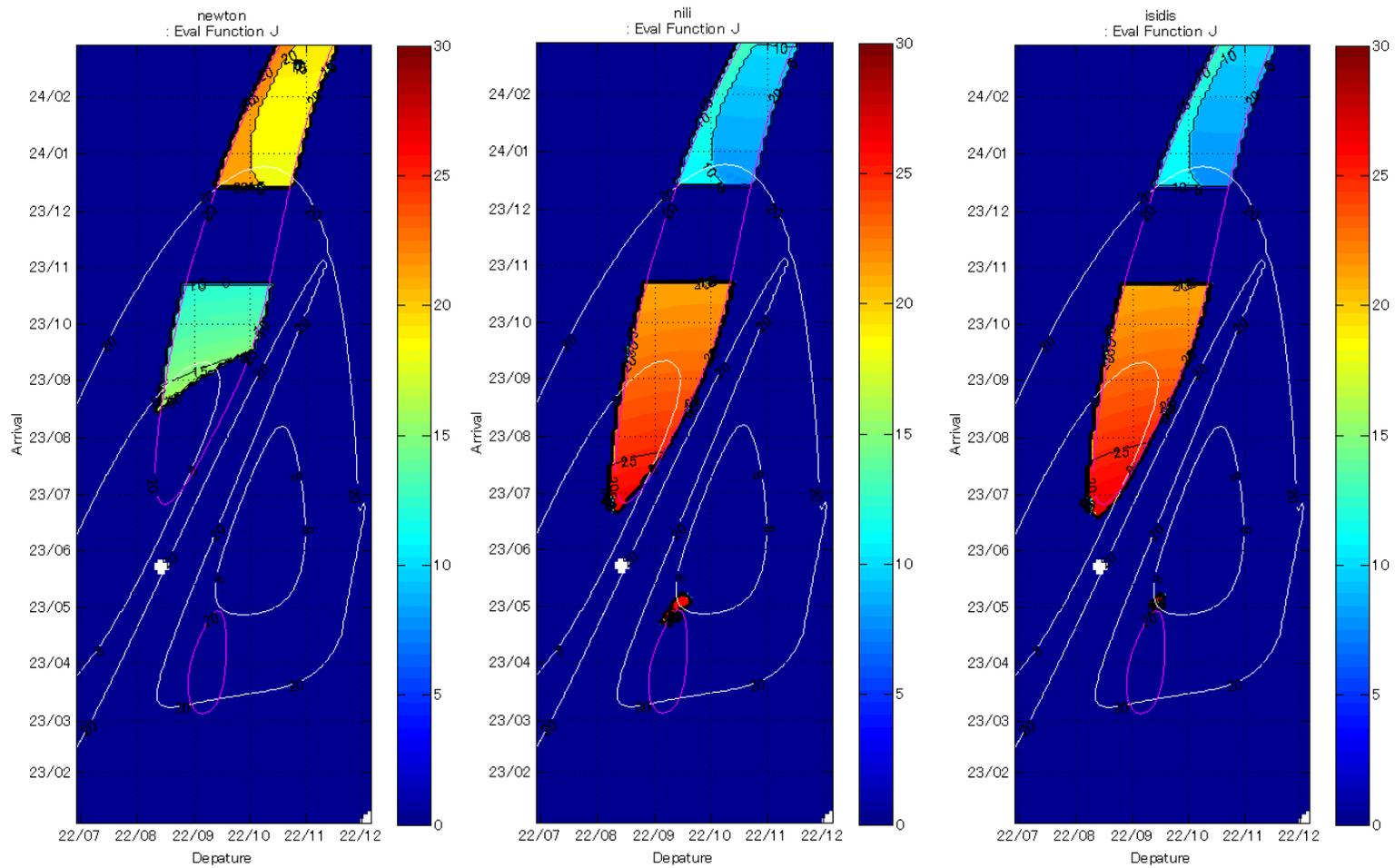


図 0-9 着陸候補地点 1~3 における評価関数の値 (2022 年打上げ) .

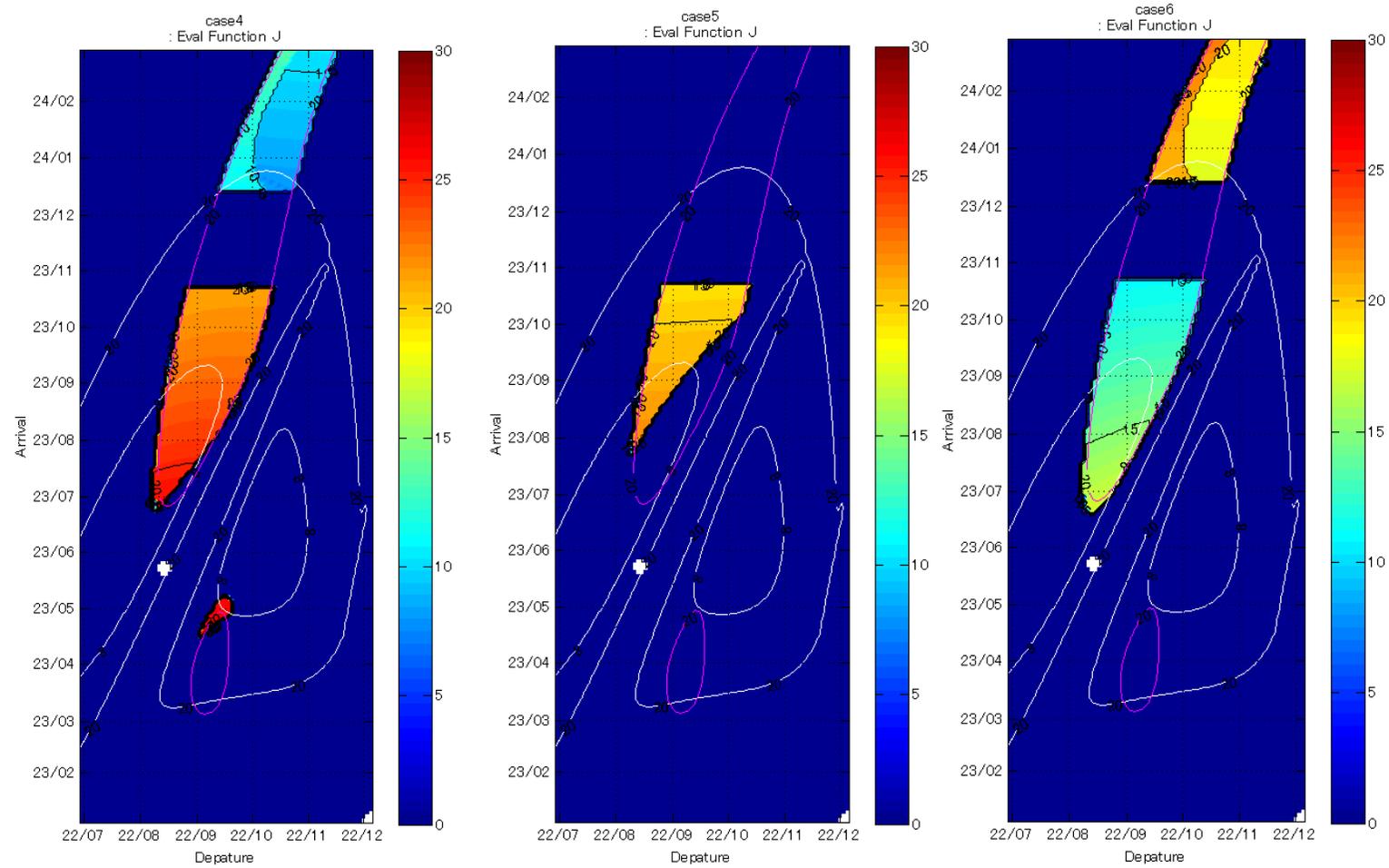


図 0-10 着陸候補地点 4~6 における評価関数の値 (2022 年打上げ) .

3.1.5 各ウィンドウの得失表

表 0-4 に、各ウィンドウの得失表を示す。2020 年は着陸してからの日照時間が短い、2022 年は着陸前後に合があり通信が困難であるなどの不利な点があり、2018 年のウィンドウが最も条件が良い。

表 0-4 各ウィンドウの得失表

Window	2018	2018(2)	2020(1)	2020(2)	2022
出発日	2018/4/26	2018/6/1	2020/8/5	2020/9/5	2022/9/15
到着日	2019/1/28	2019/1/15	2021/3/10	2021/12/1	2023/10/1
飛行日数	277	228	217	452	381
トランスファ軌道タイプ	Type II	Type I	Type I	Type II	Type II
到着時 L_s	331.4	324.2	14.8	135.0	126.3
出発 V_∞ (km/s)	3.461	3.016	4.056	4.135	3.721
到着 V_∞ (km/s)	3.784	3.376	2.496	4.346	3.055
出発 α (deg)	345.605	318.969	5.626	75.523	81.147
出発 δ (deg)	-12.585	-16.015	26.201	19.885	15.189
種子島からの打上易さ	○	○	△	○	○
惑星間空間投入最大質量(t)	1.6	1.8	1.4	1.3	1.5
巡航時最大地球距離(au)	1.49	1.38	1.55	2.75	2.54
到着 α (deg)	242.589	247.198	330.304	28.067	40.822
到着 δ (deg)	0.969	-2.418	-5.609	18.043	20.051
到着時太陽距離(au)	1.49	1.47	1.59	1.57	1.60
到着時地球距離(au)	1.49	1.38	1.55	2.49	2.54
北半球へのアクセスと季節	普通(冬)	普通(冬)	悪い(秋)	良い(夏)	良い(夏)
南半球へのアクセスと季節	良い(夏)	良い(夏)	普通(春)	悪い(冬)	悪い(冬)
Newton着陸後日照時間(分)	506	468	215	418	247
Nili Fossa着陸後日照時間(分)	456	404	254	625	509
Isidis Planitia着陸後日照時間(分)	475	415	250	597	478
北緯31.5度着陸後日照時間(分)	428	400	263	647	532
北緯84.4度着陸後日照時間(分)	0	0	0	0	1440
南緯5.6度着陸後日照時間(分)	489	435	250	556	430
着陸時太陽-火星-地球角(deg)	38.604	40.210	36.768	10.924	9.321
着陸時通信	○	○	○	△(合明け)	△(合前)
総合評価	◎	◎	△	△	△
備考		(1)より日照時間はやや短い、 V_{inf} が小さい。GDSの季節。	日照時間が短い。北半球中緯度着陸の場合、打上げウィンドウを取りにくい。	V_{inf} が大きい。日照時間は(1)より長い。合明けに着陸。巡航時間が長い。巡航時および着陸時に地球が遠い。	着陸後半月ほどで合になる。合の後にすると南半球に降りやすくなるが、接近 V_{inf} がかなり大きくなる。地球が遠い。

3.1.6 各ウィンドウの巡航軌道の詳細

各ウィンドウにおける軌道の詳細を以下に示す。なお、すべての数値は概算値である。また TCM (Trajectory Correction Maneuver) 等のマヌーバ計画は未定である。

打上げに関しては以下の条件を仮定している。

- ・ 射点: 種子島宇宙センター
- ・ 方位角: 90 度
- ・ パーキング軌道高度: 300km

3.1.6.1 2018 年ウィンドウ (第一候補)

3.1.6.1.1 打上げ

----- SHORT COAST (25 min) -----

Launch : 2018-04-26 07:34:18 UTC (2018-04-26 16:34:18 JST)

Seperation: 2018-04-26 07:58:54 UTC (2018-04-26 16:58:54 JST)

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (ICRF, J2000EQ)]

x	: -6427.911 [km]	semi-major axis	: -33276.265 [km]
y	: -1722.433 [km]	eccentricity	: 1.20047352 [-]
z	: -466.427 [km]	inclination	: 30.063 [deg]
vx	: 2.960 [km/s]	ascending node	: 8.046 [deg]
vy	: -9.506 [km/s]	argument of periapsis	: 8.023 [deg]
vz	: -5.688 [km/s]	mean anomaly	: 0.000 [deg]

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Orbital Plane Coordinate System (J2000EC)]

x	: -6427.911 [km]	semi-major axis	: -33276.265 [km]
y	: -1765.835 [km]	eccentricity	: 1.20047352 [-]
z	: 257.206 [km]	inclination	: 7.535 [deg]
vx	: 2.960 [km/s]	ascending node	: 32.320 [deg]
vy	: -10.984 [km/s]	argument of periapsis	: 342.902 [deg]
vz	: -1.437 [km/s]	mean anomaly	: 0.000 [deg]

----- LONG COAST (83 min) -----

Launch : 2018-04-26 16:32:53 UTC (2018-04-27 01:32:53 JST)

Seperation: 2018-04-26 17:55:31 UTC (2018-04-27 02:55:31 JST)

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (ICRF, J2000EQ)]

x	: -5709.073 [km]	semi-major axis	: -33276.265 [km]
y	: -1917.279 [km]	eccentricity	: 1.20047352 [-]
z	: 2869.302 [km]	inclination	: 30.063 [deg]
vx	: 4.830 [km/s]	ascending node	: 143.165 [deg]
vy	: -9.974 [km/s]	argument of periapsis	: 59.160 [deg]
vz	: 2.945 [km/s]	mean anomaly	: 360.000 [deg]

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Orbital Plane Coordinate System (J2000EC)]

x	: -5709.073 [km]	semi-major axis	: -33276.265 [km]
y	: -617.726 [km]	eccentricity	: 1.20047352 [-]
z	: 3395.183 [km]	inclination	: 50.612 [deg]
vx	: 4.830 [km/s]	ascending node	: 157.133 [deg]
vy	: -7.980 [km/s]	argument of periapsis	: 41.187 [deg]
vz	: 6.669 [km/s]	mean anomaly	: 0.000 [deg]

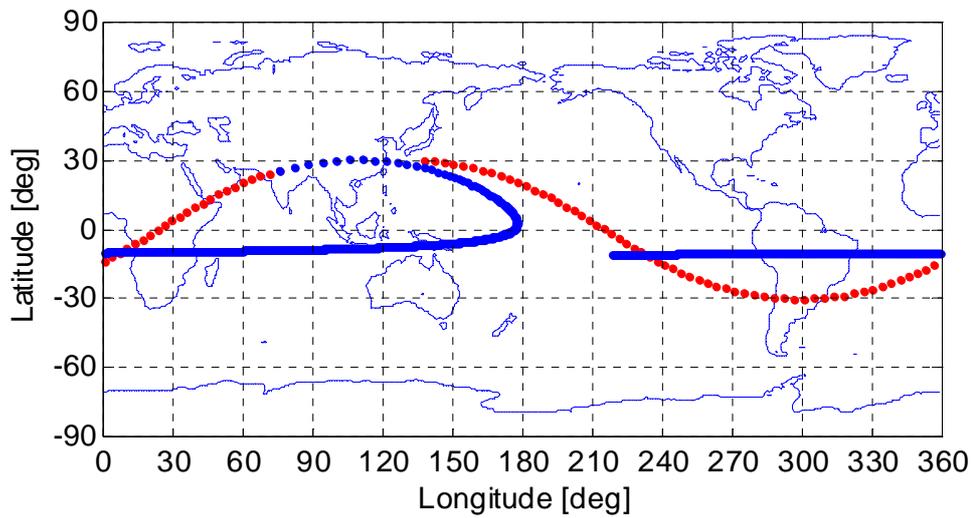
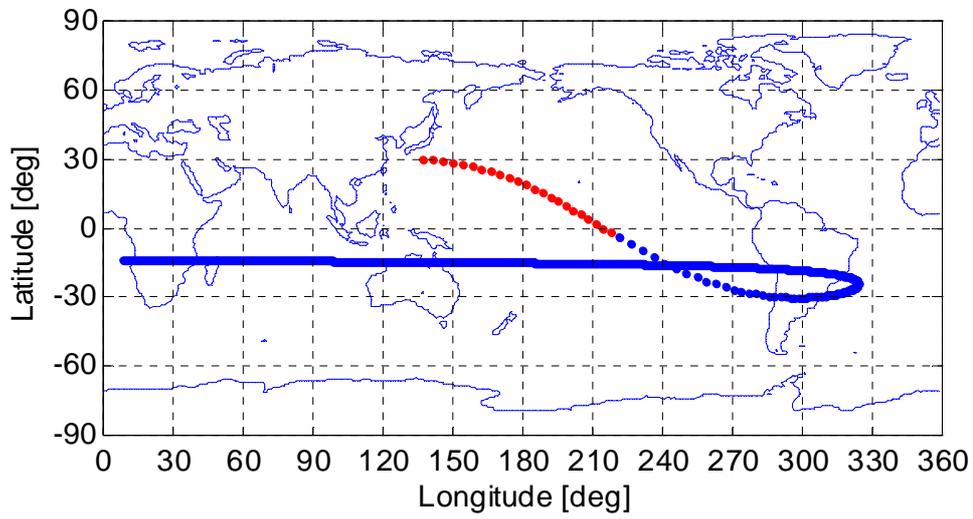


図 0-11 2018 年打ち (第一候補) の打上げ後 Ground Track (左 : Short Coast, 右 : Long Coast)

3.1.6.1.2 火星遷移軌道

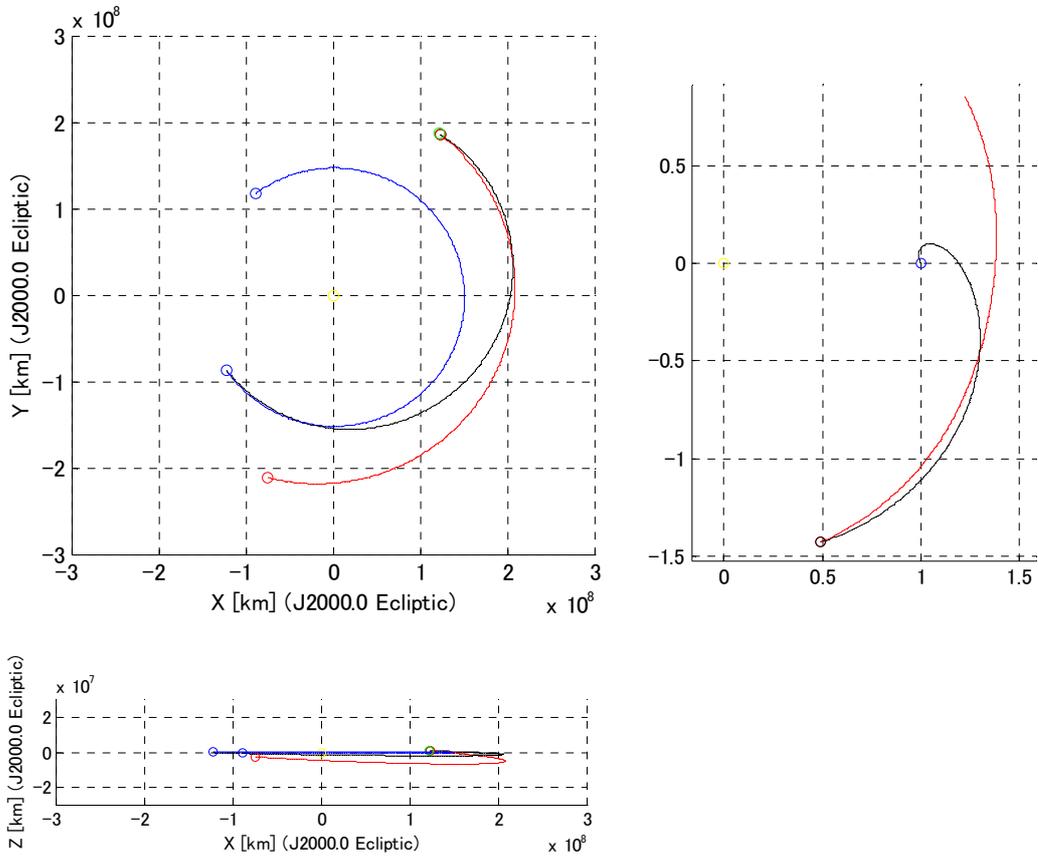


図 0-12 2018 年打ち（第一候補）の火星遷移軌道図（黒：探査機，青：地球，赤：火星）。左：慣性座標系，右：太陽-地球固定回転座標系。

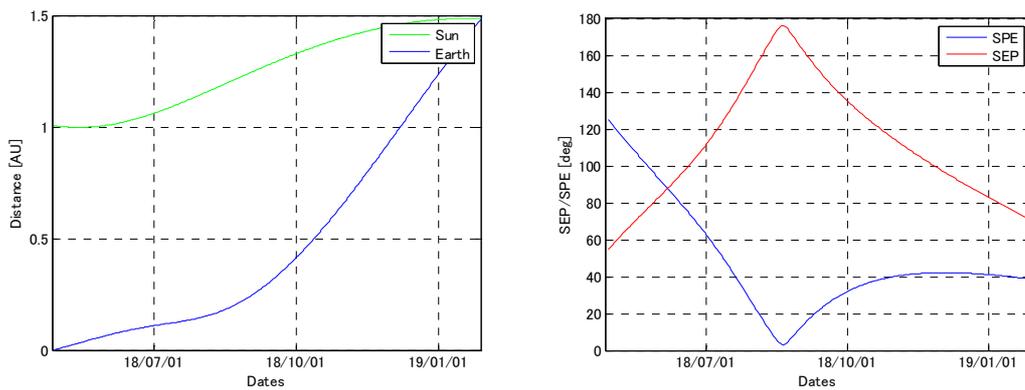


図 0-13 2018 年打ち（第一候補）火星遷移軌道の太陽・地球距離と SEP・SPE 角。

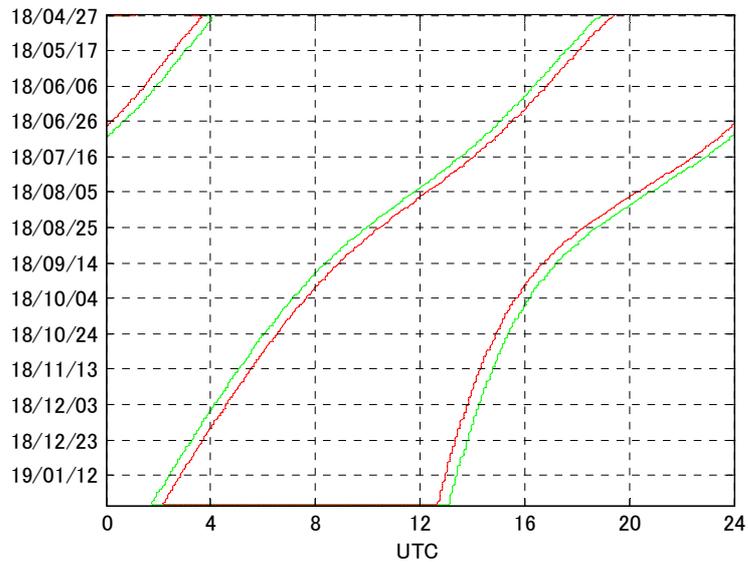


図 0-14 2018 年打ち（第一候補）火星遷移軌道の白田局可視（緑：仰角 8 度，赤：13 度）。

3.1.6.1.3 火星進入軌道（Newton Crater）

BdotT [km]: 4013
 BdotR [km]: 3808
 IF Point Time: 2019-01-28 04:15:07 UTC
 Actual Landing Time: 2019-01-28 04:19:52 UTC
 Landing Point Local Time [o'clock]: 10:18
 Sunset [o'clock]: 18:42
 Earthset [o'clock]: 19:34

[IF Point ; Mars Centered Mars Body Mean Equator and Node of Date Coordinate System]

x : -2378.969 [km]
 y : 952.506 [km]
 z : -2416.429 [km]
 vx : -1.275 [km/s]
 vy : -5.872 [km/s]
 vz : 1.589 [km/s]

[IF Point ; Mars Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (J2000~ICRF)]

x : -3241.688 [km]
 y : -264.686 [km]
 z : -1351.774 [km]
 vx : 3.311 [km/s]
 vy : -4.742 [km/s]
 vz : -2.277 [km/s]

[IF Point ; Mars Centered Earth Mean Orbital Plane (Ecliptic) Coordinate System (J2000EC)]

x	: -3241.688 [km]	semi-major axis	: -2989.778 [km]
y	: -780.550 [km]	eccentricity	: 2.10332879 [-]
z	: -1134.942 [km]	inclination	: 20.392 [deg]
vx	: 3.311 [km/s]	ascending node	: 307.241 [deg]
vy	: -5.256 [km/s]	argument of periapsis	: 272.622 [deg]
vz	: -0.203 [km/s]	mean anomaly	: 16.428 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Mars True Equator of Date Coordinate System (x-axis: Mars autumnal equinox)]

x	: -1080.778 [km]	semi-major axis	: -2989.778 [km]
y	: 2323.506 [km]	eccentricity	: 2.10332879 [-]
z	: -2416.429 [km]	inclination	: 43.510 [deg]
vx	: -4.951 [km/s]	ascending node	: 198.334 [deg]
vy	: -3.404 [km/s]	argument of periapsis	: 299.795 [deg]
vz	: 1.589 [km/s]	mean anomaly	: 343.572 [deg]

3.1.6.1.4 火星進入軌道 (Nili Fossae)

BdotT [km]: 5129
BdotR [km]: -2074
Reentry V [km/s]: 6.215
IF Point Time: 2019-01-27 22:16:25 UTC
Actual Landing Time: 2019-01-27 22:21:10 UTC
Landing Point Local Time [o'clock]: 09:59
Sunset [o'clock]: 17:41
Earthset [o'clock]: 17:18

[IF Point ; Mars Centered Mars Body Mean Equator and Node of Date Coordinate System]

x	: -2979.349 [km]	semi-major axis	: -2989.778 [km]
y	: 1335.082 [km]	eccentricity	: 2.10332879 [-]
z	: 1321.713 [km]	inclination	: 22.042 [deg]
vx	: -0.905 [km/s]	ascending node	: 64.983 [deg]
vy	: -6.107 [km/s]	argument of periapsis	: 295.805 [deg]
vz	: -0.714 [km/s]	mean anomaly	: 343.572 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (J2000~ICRF)]

x	: -2203.811 [km]	semi-major axis	: -2989.778 [km]
y	: -2022.597 [km]	eccentricity	: 2.10332879 [-]
z	: 1859.627 [km]	inclination	: 49.965 [deg]
vx	: 2.671 [km/s]	ascending node	: 74.032 [deg]
vy	: -3.659 [km/s]	argument of periapsis	: 341.394 [deg]
vz	: -4.255 [km/s]	mean anomaly	: 343.572 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Earth Mean Orbital Plane (Ecliptic) Coordinate System
(J2000EC)]

x	: -2203.811 [km]	semi-major axis	: -2989.778 [km]
y	: -1115.979 [km]	eccentricity	: 2.10332879 [-]
z	: 2510.717 [km]	inclination	: 47.627 [deg]
vx	: 2.671 [km/s]	ascending node	: 94.862 [deg]
vy	: -5.049 [km/s]	argument of periapsis	: 310.219 [deg]
vz	: -2.449 [km/s]	mean anomaly	: 343.572 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Mars True Equator of Date Coordinate System
(x-axis: Mars autumnal equinox)]

x	: -1256.135 [km]	semi-major axis	: -2989.778 [km]
y	: 3013.485 [km]	eccentricity	: 2.10332879 [-]
z	: 1321.713 [km]	inclination	: 22.042 [deg]
vx	: -4.843 [km/s]	ascending node	: 21.749 [deg]
vy	: -3.830 [km/s]	argument of periapsis	: 295.805 [deg]
vz	: -0.714 [km/s]	mean anomaly	: 343.572 [deg]

3.1.6.1.5 火星進入軌道 (Isidis Planicia)

BdotT [km]: 5441
BdotR [km]: -1001
Reentry V [km/s]: 6.215
IF Point Time: 2019-01-27 22:58:27 UTC
Actual Landing Time: 2019-01-27 23:03:12 UTC
Landing Point Local Time [o'clock]: 09:56
Sunset [o'clock]: 17:51
Earthset [o'clock]: 17:41

[IF Point ; Mars Centered Mars Body Mean Equator and Node of Date Coordinate System]

x	: -3160.853 [km]	semi-major axis	: -2989.778 [km]
y	: 1416.215 [km]	eccentricity	: 2.10332879 [-]
z	: 639.715 [km]	inclination	: 10.470 [deg]
vx	: -0.793 [km/s]	ascending node	: 67.840 [deg]
vy	: -6.157 [km/s]	argument of periapsis	: 293.048 [deg]
vz	: -0.293 [km/s]	mean anomaly	: 16.428 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (J2000~ICRF)]

x	: -2678.136 [km]	semi-major axis	: -2989.778 [km]
y	: -1835.956 [km]	eccentricity	: 2.10332879 [-]
z	: 1364.825 [km]	inclination	: 42.041 [deg]
vx	: 2.964 [km/s]	ascending node	: 62.217 [deg]
vy	: -3.774 [km/s]	argument of periapsis	: 349.635 [deg]

vz : -3.950 [km/s] mean anomaly : 343.572 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Earth Mean Orbital Plane (Ecliptic) Coordinate System (J2000EC)]

x : -2678.136 [km] semi-major axis : -2989.778 [km]
y : -1141.561 [km] eccentricity : 2.10332879 [-]
z : 1982.503 [km] inclination : 36.337 [deg]
vx : 2.964 [km/s] ascending node : 90.874 [deg]
vy : -5.033 [km/s] argument of periapsis : 313.198 [deg]
vz : -2.123 [km/s] mean anomaly : 343.572 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Mars True Equator of Date Coordinate System (x-axis: Mars autumnal equinox)]

x : -1332.797 [km] semi-major axis : -2989.778 [km]
y : 3196.922 [km] eccentricity : 2.10332879 [-]
z : 639.715 [km] inclination : 10.470 [deg]
vx : -4.796 [km/s] ascending node : 24.606 [deg]
vy : -3.943 [km/s] argument of periapsis : 293.048 [deg]
vz : -0.293 [km/s] mean anomaly : 16.428 [deg]

3.1.6.1.6 火星進入軌道 (Case 4)

BdotT [km]: 4772

BdotR [km]: -2799

Reentry V [km/s]: 6.215

Landing Point Local Time [o'clock]: 10:01

Sunset [o'clock]: 17:33

Earthset [o'clock]: 17:00

[IF Point ; Mars Centered Mars Body Mean Equator and Node of Date Coordinate System (HORIZONS)]

x : -2774.638 [km] semi-major axis : -2989.778 [km]
y : 1237.689 [km] eccentricity : 2.10332879 [-]
z : 1781.966 [km] inclination : 30.404 [deg]
vx : -1.031 [km/s] ascending node : 64.241 [deg]
vy : -6.047 [km/s] argument of periapsis : 296.473 [deg]
vz : -0.997 [km/s] mean anomaly : 343.572 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (J2000~ICRF)]

x : -1803.202 [km] semi-major axis : -2989.778 [km]
y : -2110.674 [km] eccentricity : 2.10332879 [-]
z : 2167.813 [km] inclination : 56.295 [deg]
vx : 2.425 [km/s] ascending node : 80.884 [deg]
vy : -3.604 [km/s] argument of periapsis : 337.273 [deg]

vz : -4.445 [km/s] mean anomaly : 343.572 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Earth Mean Orbital Plane (Ecliptic) Coordinate System (J2000EC)]

x : -1803.202 [km] semi-major axis : -2989.778 [km]
y : -1074.199 [km] eccentricity : 2.10332879 [-]
z : 2828.507 [km] inclination : 55.837 [deg]
vx : 2.425 [km/s] ascending node : 96.929 [deg]
vy : -5.075 [km/s] argument of periapsis : 308.935 [deg]
vz : -2.644 [km/s] mean anomaly : 343.572 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Mars True Equator of Date Coordinate System (x-axis: Mars autumnal equinox)]

x : -1173.702 [km] semi-major axis : -2989.778 [km]
y : 2802.305 [km] eccentricity : 2.10332879 [-]
z : 1781.966 [km] inclination : 30.404 [deg]
vx : -4.894 [km/s] ascending node : 21.007 [deg]
vy : -3.699 [km/s] argument of periapsis : 296.473 [deg]
vz : -0.997 [km/s] mean anomaly : 343.572 [deg]

3.1.6.1.7 火星進入軌道 (case 6)

BdotT [km]: 5502

BdotR [km]: 580

Reentry V [km/s]: 6.215

Landing Point Local Time [o'clock]: 09:56

Sunset [o'clock]: 18:04

Earthset [o'clock]: 18:10

[IF Point ; Mars Centered Mars Body Mean Equator and Node of Date Coordinate System]

x : -3202.994 [km] semi-major axis : -2989.778 [km]
y : 1418.921 [km] eccentricity : 2.10332879 [-]
z : -365.222 [km] inclination : 6.098 [deg]
vx : -0.767 [km/s] ascending node : 233.480 [deg]
vy : -6.159 [km/s] argument of periapsis : 307.548 [deg]
vz : 0.326 [km/s] mean anomaly : 343.572 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (J2000~ICRF)]

x : -3156.451 [km] semi-major axis : -2989.778 [km]
y : -1457.141 [km] eccentricity : 2.10332879 [-]
z : 565.202 [km] inclination : 33.802 [deg]
vx : 3.258 [km/s] ascending node : 38.834 [deg]
vy : -4.007 [km/s] argument of periapsis : 8.225 [deg]
vz : -3.458 [km/s] mean anomaly : 343.572 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Earth Mean Orbital Plane (Ecliptic) Coordinate System
(J2000EC)]

x	: -3156.451 [km]	semi-major axis	:	-2989.778 [km]
y	: -1112.076 [km]	eccentricity	:	2.10332879 [-]
z	: 1098.180 [km]	inclination	:	20.808 [deg]
vx	: 3.258 [km/s]	ascending node	:	79.118 [deg]
vy	: -5.052 [km/s]	argument of periapsis	:	323.626 [deg]
vz	: -1.578 [km/s]	mean anomaly	:	343.572 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Mars True Equator of Date Coordinate System
(x-axis: Mars autumnal equinox)]

x	: -1361.645 [km]	semi-major axis	:	-2989.778 [km]
y	: 3227.759 [km]	eccentricity	:	2.10332879 [-]
z	: -365.222 [km]	inclination	:	6.098 [deg]
vx	: -4.778 [km/s]	ascending node	:	190.246 [deg]
vy	: -3.962 [km/s]	argument of periapsis	:	307.548 [deg]
vz	: 0.326 [km/s]	mean anomaly	:	343.572 [deg]

3.1.6.2 2018年打上げ (第二候補)

3.1.6.2.1 打上げ

---- LONG COAST (84 min) -----

Launch : 2018-06-01 11:56:56 UTC (2018-06-01 20:56:56 JST)

Seperation: 2018-06-01 13:20:33 UTC (2018-06-01 22:20:33 JST)

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (ICRF,
J2000EQ)]

x	: -5859.362 [km]	semi-major axis	:	-43820.275 [km]
y	: 1140.178 [km]	eccentricity	:	1.15223569 [-]
z	: 2978.296 [km]	inclination	:	30.063 [deg]
vx	: -0.833 [km/s]	ascending node	:	109.446 [deg]
vy	: -11.012 [km/s]	argument of periapsis	:	63.026 [deg]
vz	: 2.577 [km/s]	mean anomaly	:	360.000 [deg]

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Orbital Plane Coordinate System (J2000EC)]

x	: -5859.362 [km]	semi-major axis	:	-43820.275 [km]
y	: 2230.791 [km]	eccentricity	:	1.15223569 [-]
z	: 2278.996 [km]	inclination	:	43.305 [deg]
vx	: -0.833 [km/s]	ascending node	:	136.472 [deg]
vy	: -9.078 [km/s]	argument of periapsis	:	29.874 [deg]
vz	: 6.744 [km/s]	mean anomaly	:	360.000 [deg]

---- SHORT COAST (21 min) -----

Launch : 2018-06-01 04:03:50 UTC (2018-06-01 13:03:50 JST)

Seperation: 2018-06-01 04:25:04 UTC (2018-06-01 13:25:04 JST)

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (ICRF, J2000EQ)]

x	: -6467.598 [km]	semi-major axis	: -43820.275 [km]
y	: 1604.019 [km]	eccentricity	: 1.15223569 [-]
z	: 315.718 [km]	inclination	: 30.063 [deg]
vx	: -2.625 [km/s]	ascending node	: 350.767 [deg]
vy	: -9.472 [km/s]	argument of periapsis	: 354.579 [deg]
vz	: -5.655 [km/s]	mean anomaly	: 360.000 [deg]

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Orbital Plane Coordinate System (J2000EC)]

x	: -6467.598 [km]	semi-major axis	: -43820.275 [km]
y	: 1597.244 [km]	eccentricity	: 1.15223569 [-]
z	: -348.377 [km]	inclination	: 7.802 [deg]
vx	: -2.625 [km/s]	ascending node	: 323.691 [deg]
vy	: -10.940 [km/s]	argument of periapsis	: 22.625 [deg]
vz	: -1.421 [km/s]	mean anomaly	: 0.000 [deg]

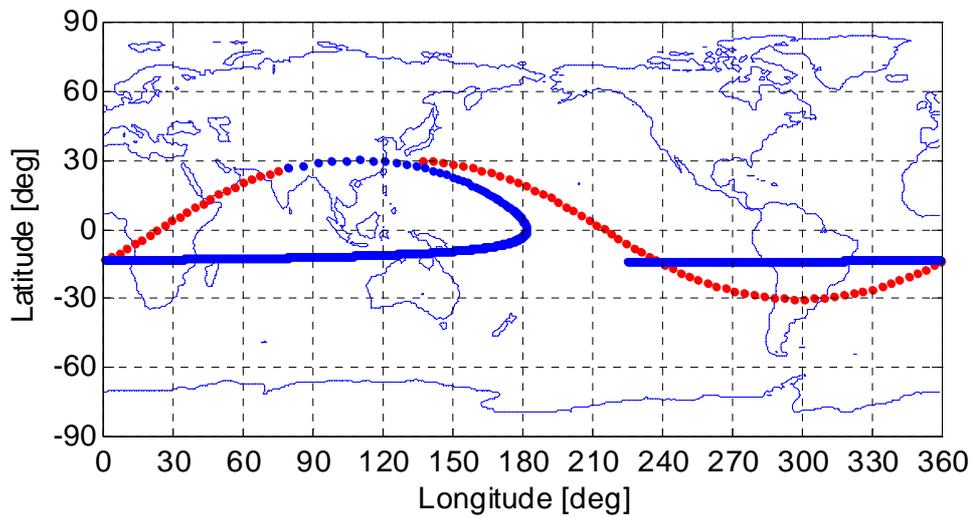
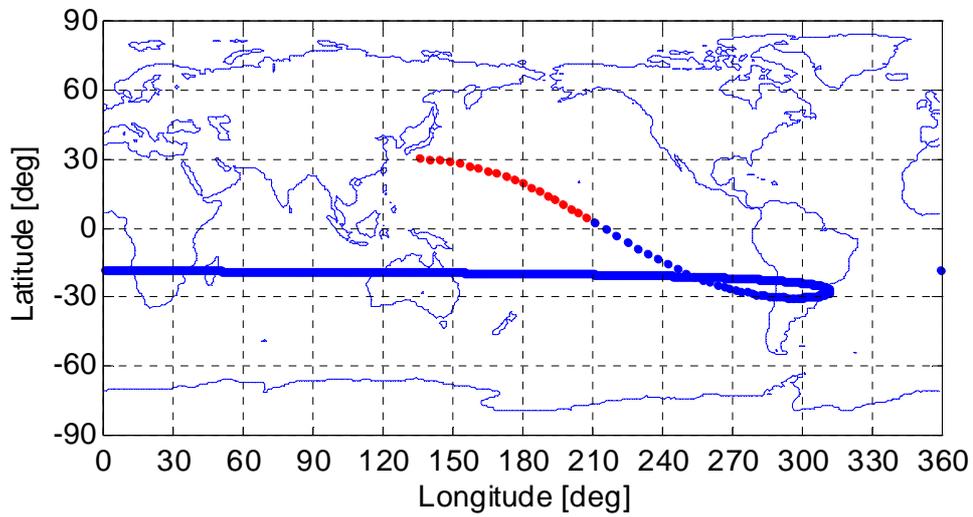


図 0-15 2018 年打ち (第二候補) の打上げ後 Ground Track (左 : Short Coast, 右, Long Coast)

3.1.6.2.2 火星遷移軌道

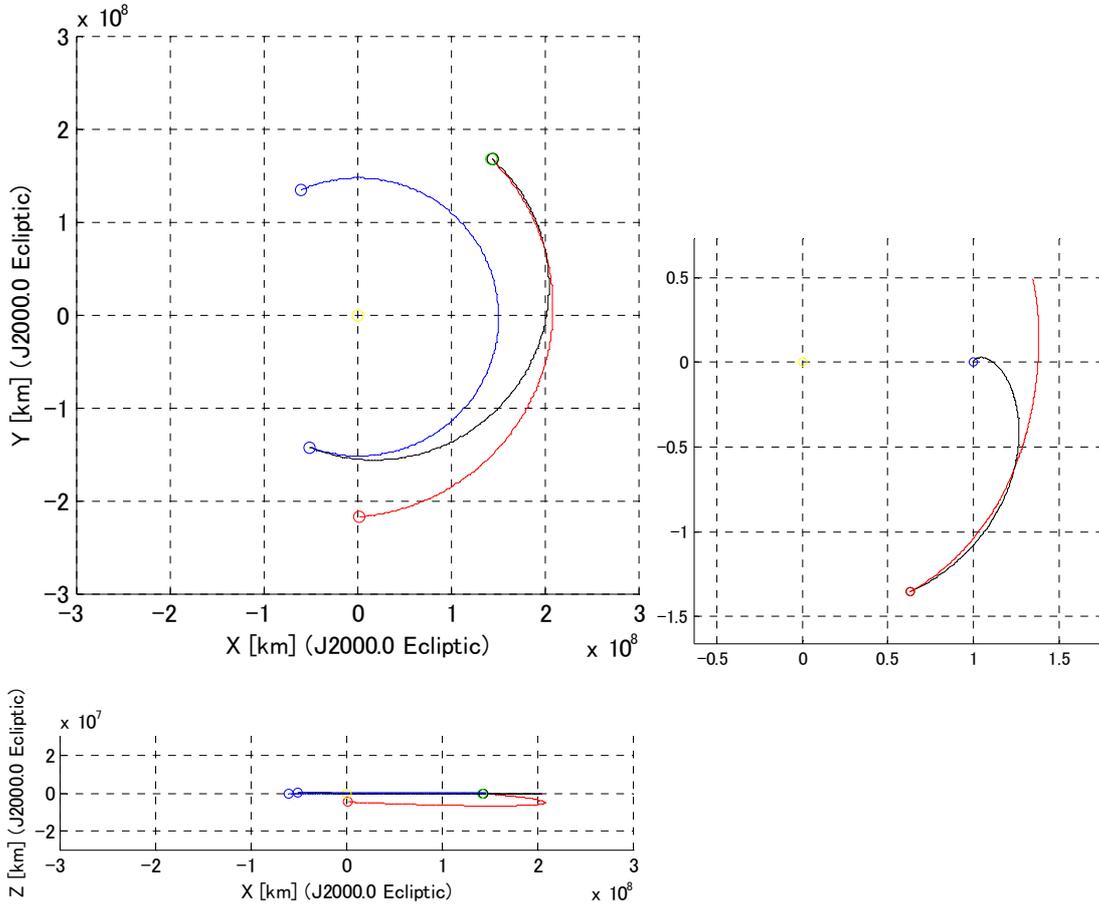


図 0-16 2018 年打ち（第二候補）の火星遷移軌道図（黒：探査機，青：地球，赤：火星）．左：慣性座標系，右：太陽-地球固定回転座標系．

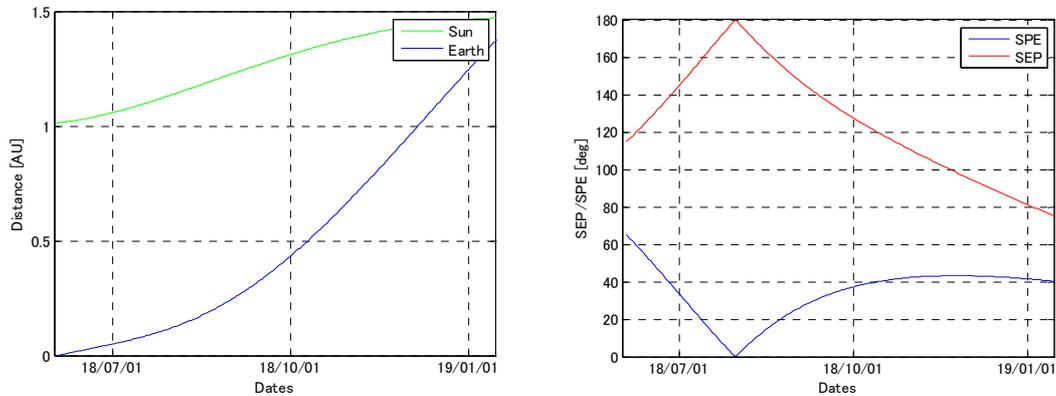


図 0-17 2018 年打ち（第二候補）火星遷移軌道の太陽・地球距離と SEP・SPE 角．

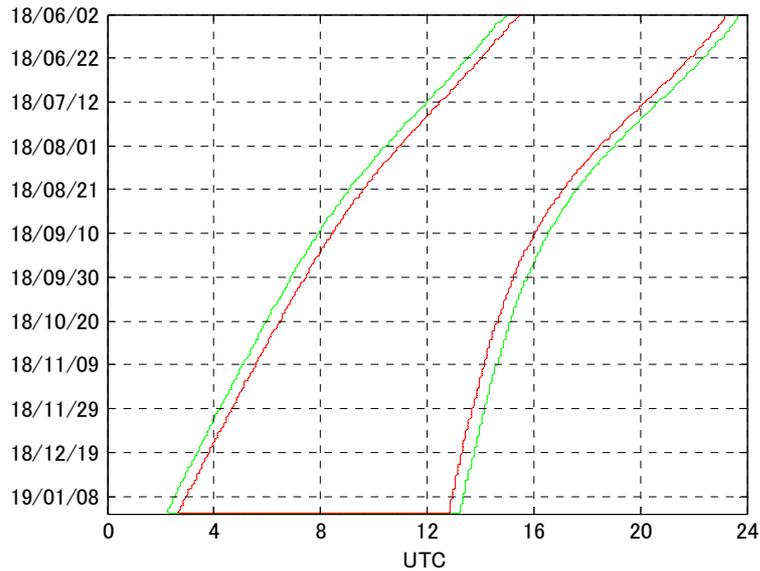


図 0-18 2018 年打ち（第二候補）火星遷移軌道の白田局可視（緑：仰角 8 度，赤：13 度）。

3.1.6.2.3 火星進入軌道（Newton Crater）

BdotT [km]: 4388
 BdotR [km]: 4036
 Reentry V [km/s]: 5.975
 IF Point Time: 2019-01-14 20:30:43 UTC
 Actual Landing Time: 2019-01-14 20:35:28 UTC
 Landing Point Local Time [o'clock]: 11:07
 Sunset [o'clock]: 18:52
 Earthset [o'clock]: 19:39

[IF Point ; Mars Centered Mars Body Mean Equator and Node of Date Coordinate System]

x : -2485.301 [km]
 y : 738.006 [km]
 z : -2384.223 [km]
 vx : -0.552 [km/s]
 vy : -5.792 [km/s]
 vz : 1.363 [km/s]

 [IF Point ; Mars Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (J2000~ICRF)]

x : -3172.517 [km]
 y : -471.566 [km]
 z : -1455.559 [km]
 vx : 3.650 [km/s]
 vy : -4.072 [km/s]

vz : -2.408 [km/s]

[IF Point ; Mars Centered Earth Mean Orbital Plane (Ecliptic) Coordinate System (J2000EC)]

x	: -3172.517 [km]	semi-major axis	: -3756.093 [km]
y	: -1011.641 [km]	eccentricity	: 1.87598147 [-]
z	: -1147.871 [km]	inclination	: 22.574 [deg]
vx	: 3.650 [km/s]	ascending node	: 321.672 [deg]
vy	: -4.694 [km/s]	argument of periapsis	: 84.064 [deg]
vz	: -0.590 [km/s]	mean anomaly	: 347.457 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Mars True Equator of Date Coordinate System (x-axis: Mars autumnal equinox)]

x	: -1305.174 [km]	semi-major axis	: -3756.093 [km]
y	: 2240.066 [km]	eccentricity	: 1.87598147 [-]
z	: -2384.223 [km]	inclination	: 42.660 [deg]
vx	: -4.369 [km/s]	ascending node	: 206.590 [deg]
vy	: -3.842 [km/s]	argument of periapsis	: 298.643 [deg]
vz	: 1.363 [km/s]	mean anomaly	: 347.457 [deg]

3.1.6.3 2020年打上げ (第一候補)

3.1.6.3.1 打上げ

---- SHORT COAST (47 min) -----

Launch : 2020-08-05 21:08:16 UTC (2020-08-06 06:08:16 JST)

Seperation: 2020-08-05 21:54:59 UTC (2020-08-06 06:54:59 JST)

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (ICRF, J2000EQ)]

x	: -3784.556 [km]	semi-major axis	: -24229.357 [km]
y	: -4374.520 [km]	eccentricity	: 1.27532758 [-]
z	: -3323.114 [km]	inclination	: 30.063 [deg]
vx	: 8.569 [km/s]	ascending node	: 312.133 [deg]
vy	: -7.883 [km/s]	argument of periapsis	: 276.069 [deg]
vz	: 0.618 [km/s]	mean anomaly	: 0.000 [deg]

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Orbital Plane Coordinate System (J2000EC)]

x	: -3784.556 [km]	semi-major axis	: -24229.357 [km]
y	: -5335.402 [km]	eccentricity	: 1.27532758 [-]
z	: -1308.814 [km]	inclination	: 21.915 [deg]
vx	: 8.569 [km/s]	ascending node	: 264.475 [deg]
vy	: -6.987 [km/s]	argument of periapsis	: 328.287 [deg]
vz	: 3.702 [km/s]	mean anomaly	: 360.000 [deg]

---- LONG COAST (63 min) -----

Launch : 2020-08-05 16:15:16 UTC (2020-08-06 01:15:16 JST)

Seperation: 2020-08-05 17:18:16 UTC (2020-08-06 02:18:16 JST)

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (ICRF, J2000EQ)]

x	: -4880.497 [km]	semi-major axis	: -24229.357 [km]
y	: -4415.333 [km]	eccentricity	: 1.27532758 [-]
z	: -1089.936 [km]	inclination	: 30.063 [deg]
vx	: 6.184 [km/s]	ascending node	: 238.761 [deg]
vy	: -8.199 [km/s]	argument of periapsis	: 340.965 [deg]
vz	: 5.522 [km/s]	mean anomaly	: 360.000 [deg]

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Orbital Plane Coordinate System (J2000EC)]

x	: -4880.497 [km]	semi-major axis	: -24229.357 [km]
y	: -4484.540 [km]	eccentricity	: 1.27532758 [-]
z	: 756.322 [km]	inclination	: 46.313 [deg]
vx	: 6.184 [km/s]	ascending node	: 216.321 [deg]
vy	: -5.326 [km/s]	argument of periapsis	: 9.020 [deg]
vz	: 8.327 [km/s]	mean anomaly	: 360.000 [deg]

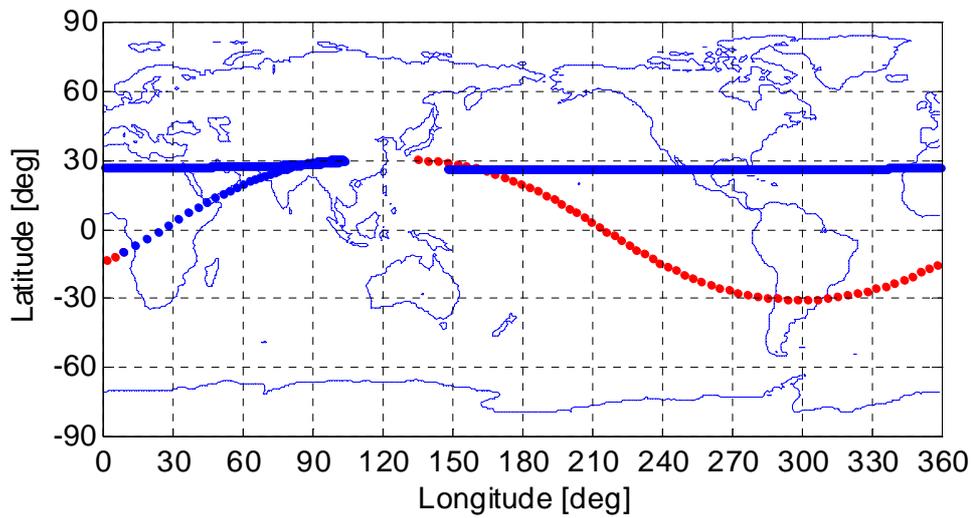
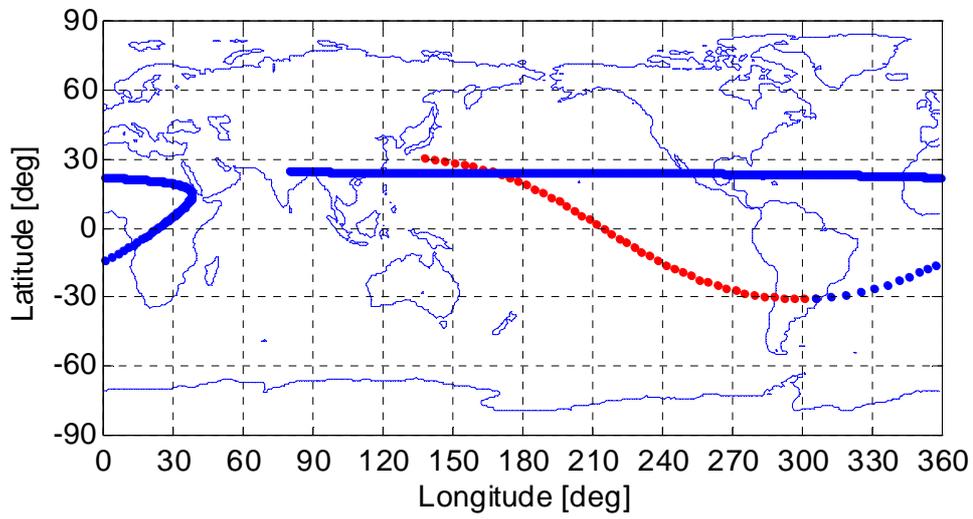


図 0-19 2020 年打ち (第一候補) の打上げ後 Ground Track (左 : Short Coast, 右 : Long Coast)

3.1.6.3.2 火星遷移軌道

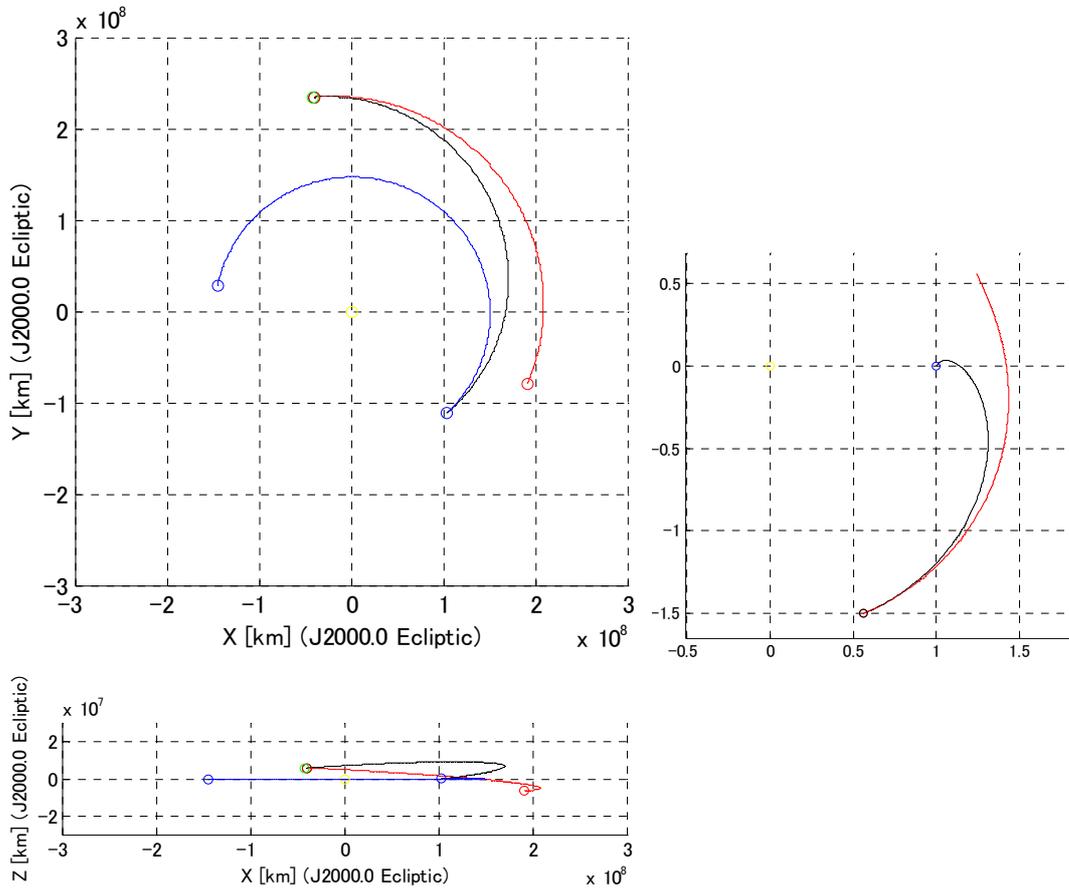


図 0-20 2020 年打ち（第一候補）の火星遷移軌道図（黒：探査機，青：地球，赤：火星）。左：慣性座標系，右：太陽-地球固定回転座標系。

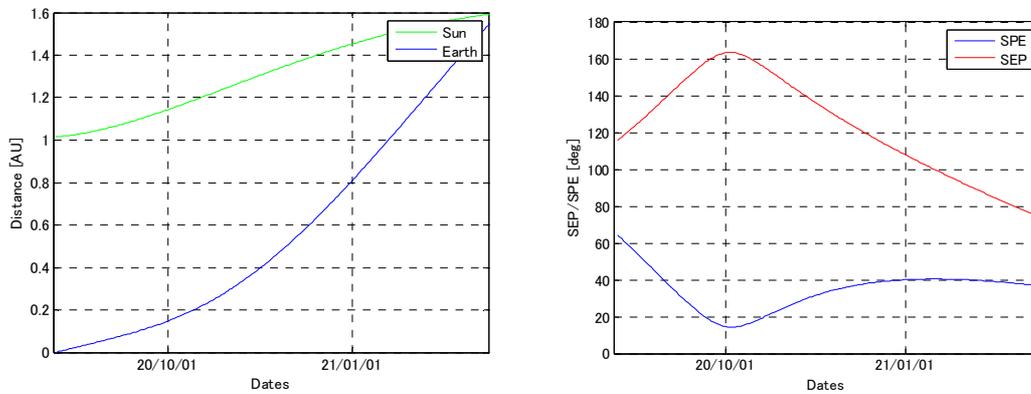


図 0-21 2020 年打ち（第一候補）火星遷移軌道の太陽・地球距離と SEP・SPE 角。

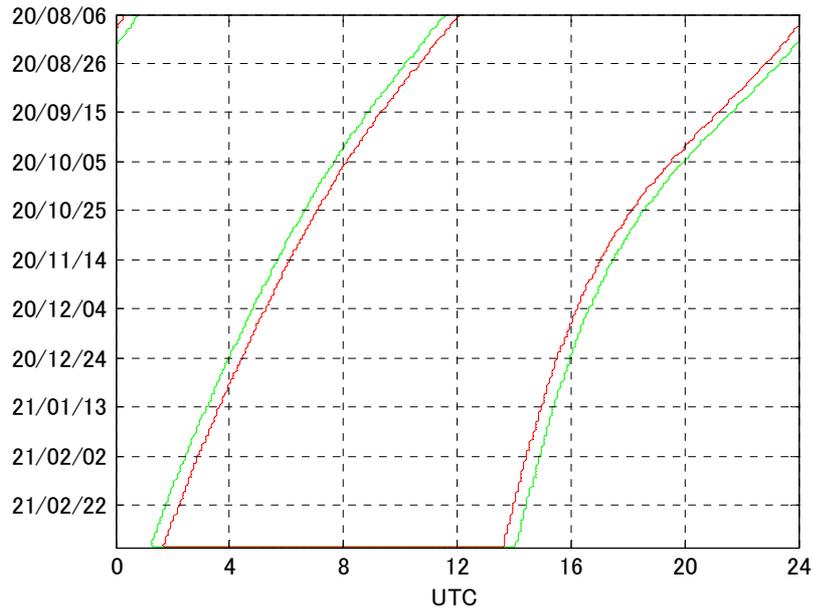


図 0-22 2020 年打ち（第一候補）火星遷移軌道の臼田局可視（緑：仰角 8 度，赤：13 度）。

3.1.6.3.3 火星進入軌道

BdotT [km]: 5437
 BdotR [km]: 5104
 Reentry V [km/s]: 5.526
 IF Point Time: 2021-03-09 23:18:22 UTC
 Actual Landing Time: 2021-03-09 23:23:07 UTC
 Landing Point Local Time [o'clock]: 14:05
 Sunset [o'clock]: 17:37
 Earthset [o'clock]: 18:35

[IF Point ; Mars Centered Mars Body Mean Equator and Node of Date Coordinate System]

x :	-682.907 [km]	semi-major axis	:	-6871.507 [km]
y :	-2475.880 [km]	eccentricity	:	1.47573900 [-]
z :	-2410.300 [km]	inclination	:	43.485 [deg]
vx :	5.286 [km/s]	ascending node	:	336.247 [deg]
vy :	-0.610 [km/s]	argument of periapsis	:	304.493 [deg]
vz :	1.490 [km/s]	mean anomaly	:	354.078 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (J2000~ICRF)]

x :	-76.174 [km]	semi-major axis	:	-6871.507 [km]
y :	-854.497 [km]	eccentricity	:	1.47573900 [-]
z :	-3416.127 [km]	inclination	:	78.562 [deg]
vx :	4.585 [km/s]	ascending node	:	31.231 [deg]
vy :	2.974 [km/s]	argument of periapsis	:	290.132 [deg]

vz : 0.820 [km/s] mean anomaly : 5.922 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Earth Mean Orbital Plane (Ecliptic) Coordinate System (J2000EC)]

x : -76.174 [km] semi-major axis : -6871.507 [km]
y : -2142.843 [km] eccentricity : 1.47573900 [-]
z : -2794.336 [km] inclination : 58.981 [deg]
vx : 4.585 [km/s] ascending node : 36.370 [deg]
vy : 3.055 [km/s] argument of periapsis : 276.206 [deg]
vz : -0.431 [km/s] mean anomaly : 5.922 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Mars True Equator of Date Coordinate System (x-axis: Mars autumnal equinox)]

x : -2193.418 [km] semi-major axis : -6871.507 [km]
y : -1336.137 [km] eccentricity : 1.47573900 [-]
z : -2410.300 [km] inclination : 43.485 [deg]
vx : 3.434 [km/s] ascending node : 293.015 [deg]
vy : -4.065 [km/s] argument of periapsis : 304.493 [deg]
vz : 1.490 [km/s] mean anomaly : 354.078 [deg]

3.1.6.4 2020年打上げ (第二候補)

3.1.6.4.1 打上げ

---- SHORT COAST (43 min) -----

Launch : 2020-09-05 00:47:57 UTC (2020-09-05 09:47:57 JST)

Seperation: 2020-09-05 01:31:05 UTC (2020-09-05 10:31:05 JST)

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (ICRF, J2000EQ)]

x : 2658.411 [km] semi-major axis : -23312.387 [km]
y : -5147.263 [km] eccentricity : 1.28615731 [-]
z : -3307.705 [km] inclination : 30.063 [deg]
vx : 10.131 [km/s] ascending node : 36.764 [deg]
vy : 5.769 [km/s] argument of periapsis : 81.803 [deg]
vz : -0.835 [km/s] mean anomaly : 0.000 [deg]

---- LONG COAST (66 min) -----

Launch : 2020-09-05 18:15:19 UTC (2020-09-06 03:15:19 JST)

Seperation: 2020-09-05 19:21:02 UTC (2020-09-06 04:21:02 JST)

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (ICRF, J2000EQ)]

x :	2512.771 [km]	semi-major axis	:	-23312.387 [km]
y :	-6161.020 [km]	eccentricity	:	1.28615731 [-]
z :	-479.781 [km]	inclination	:	30.063 [deg]
vx :	9.548 [km/s]	ascending node	:	299.344 [deg]
vy :	3.443 [km/s]	argument of periapsis	:	351.746 [deg]
vz :	5.794 [km/s]	mean anomaly	:	0.000 [deg]

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Orbital Plane Coordinate System (J2000EC)]

x :	2512.771 [km]	semi-major axis	:	-23312.387 [km]
y :	-5843.471 [km]	eccentricity	:	1.28615731 [-]
z :	2010.523 [km]	inclination	:	26.911 [deg]
vx :	9.548 [km/s]	ascending node	:	254.753 [deg]
vy :	5.464 [km/s]	argument of periapsis	:	41.750 [deg]
vz :	3.947 [km/s]	mean anomaly	:	360.000 [deg]

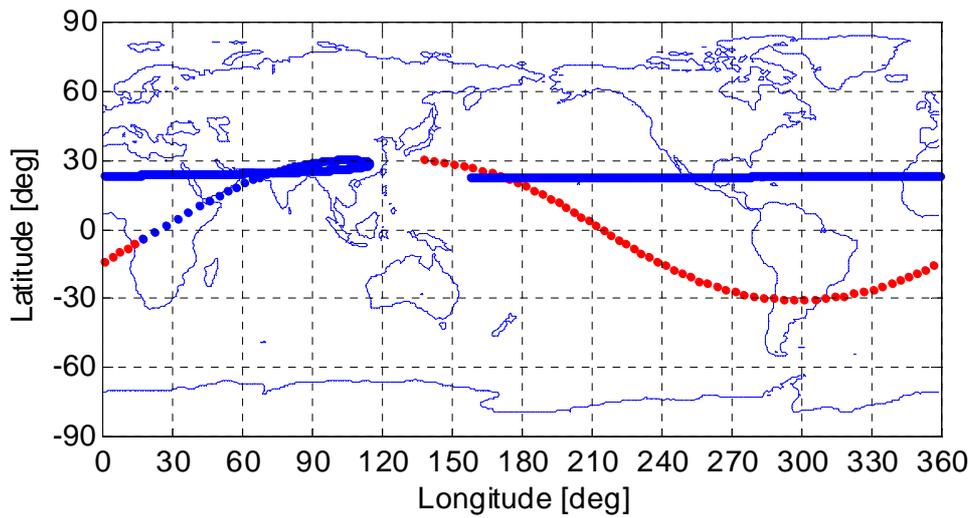
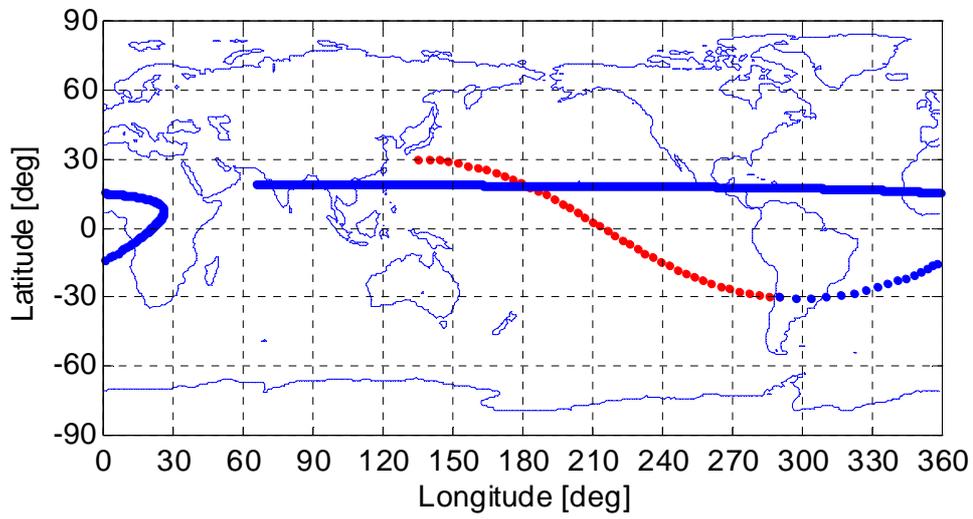


図 0-23 2020 年打ち (第二候補) の打上げ後 Ground Track (左 : Short Coast, 右 : Long Coast)

3.1.6.4.2 火星遷移軌道

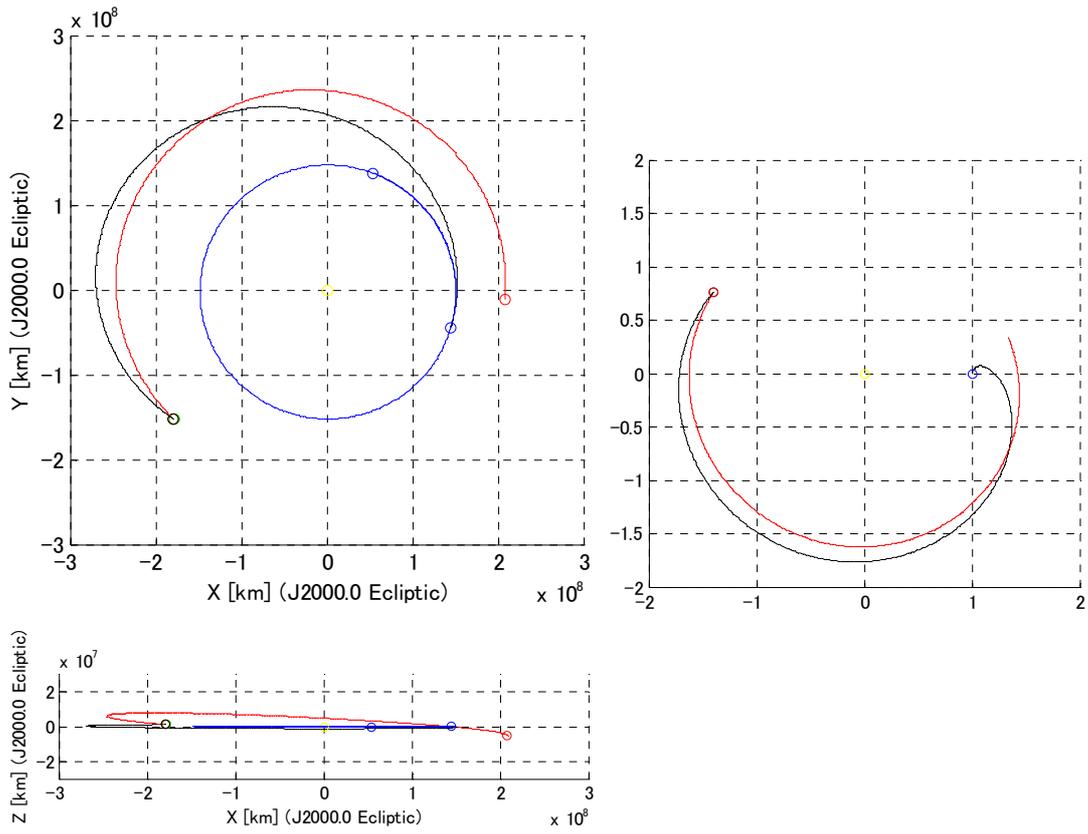


図 0-24 2020 年打ち（第二候補）の火星遷移軌道図（黒：探査機，青：地球，赤：火星）。左：慣性座標系，右：太陽-地球固定回転座標系。

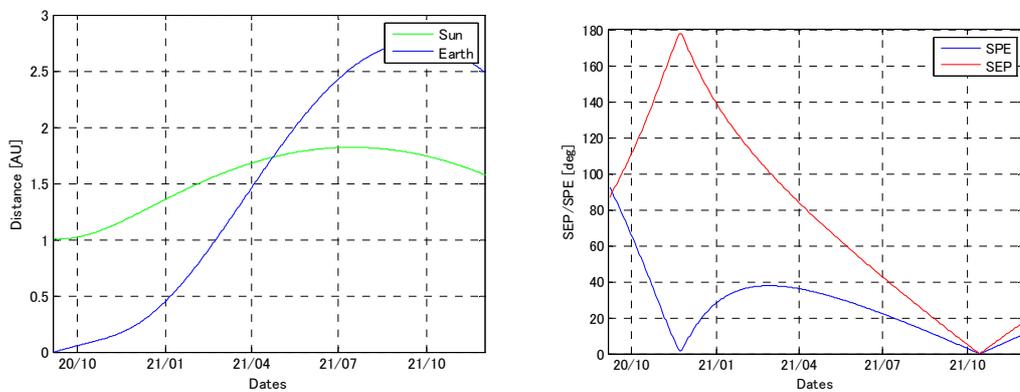


図 0-25 2020 年打ち（第二候補）火星遷移軌道の太陽・地球距離と SEP・SPE 角。

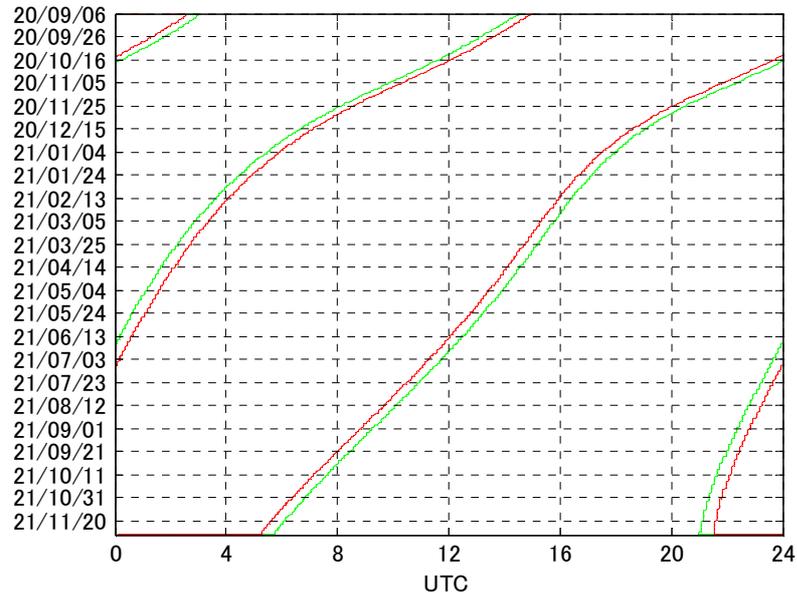


図 0-26 2020 年打ち（第二候補）火星遷移軌道の臼田局可視（緑：仰角 8 度，赤：13 度）。

3.1.6.4.3 火星進入軌道（Newton Crater）

BdotT [km]: 3275
 BdotR [km]: 3902
 Reentry V [km/s]: 6.572
 IF Point Time: 2021-11-30 20:55:43 UTC
 Actual Landing Time: 2021-11-30 21:00:28 UTC
 Landing Point Local Time [o'clock]: 09:58
 Sunset [o'clock]: 16:55
 Earthset [o'clock]: 17:11

[IF Point ; Mars Centered Mars Body Mean Equator and Node of Date Coordinate System]

x :	1811.033 [km]	semi-major axis	:	-2266.531 [km]
y :	-1600.521 [km]	eccentricity	:	2.45984345 [-]
z :	-2562.106 [km]	inclination	:	52.318 [deg]
vx :	4.276 [km/s]	ascending node	:	13.494 [deg]
vy :	3.693 [km/s]	argument of periapsis	:	317.026 [deg]
vz :	3.357 [km/s]	mean anomaly	:	337.421 [deg]

 [IF Point ; Mars Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (J2000~ICRF)]

x :	1020.004 [km]	semi-major axis	:	-2266.531 [km]
y :	1520.696 [km]	eccentricity	:	2.45984345 [-]
z :	-3008.815 [km]	inclination	:	88.689 [deg]

vx : 2.202 [km/s] ascending node : 58.303 [deg]
vy : 3.779 [km/s] argument of periapsis : 325.125 [deg]
vz : 4.906 [km/s] mean anomaly : 337.421 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Earth Mean Orbital Plane (Ecliptic) Coordinate System
(J2000EC)]

x : 1020.004 [km] semi-major axis : -2266.531 [km]
y : 198.374 [km] eccentricity : 2.45984345 [-]
z : -3365.432 [km] inclination : 76.707 [deg]
vx : 2.202 [km/s] ascending node : 60.931 [deg]
vy : 5.419 [km/s] argument of periapsis : 304.775 [deg]
vz : 2.998 [km/s] mean anomaly : 337.421 [deg]

[IF Point ; Mars Centered Mars True Equator of Date Coordinate System
(x-axis: Mars autumnal equinox)]

x : 223.247 [km] semi-major axis : -2266.531 [km]
y : -2406.589 [km] eccentricity : 2.45984345 [-]
z : -2562.106 [km] inclination : 52.318 [deg]
vx : 5.645 [km/s] ascending node : 330.263 [deg]
vy : -0.238 [km/s] argument of periapsis : 317.026 [deg]
vz : 3.357 [km/s] mean anomaly : 337.421 [deg]

3.1.6.5 2022年打上げ

3.1.6.5.1 打上げ

---- SHORT COAST (39 min) -----

Launch : 2022-09-15 01:15:53 UTC (2022-09-15 10:15:53 JST)

Seperation: 2022-09-15 01:55:23 UTC (2022-09-15 10:55:23 JST)

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (ICRF,
J2000EQ)]

x : 2715.876 [km] semi-major axis : -28788.460 [km]
y : -5255.645 [km] eccentricity : 1.23172514 [-]
z : -3082.951 [km] inclination : 30.063 [deg]
vx : 9.478 [km/s] ascending node : 53.125 [deg]
vy : 6.207 [km/s] argument of periapsis : 67.299 [deg]
vz : -2.232 [km/s] mean anomaly : 0.000 [deg]

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Orbital Plane (Ecliptic) Coordinate System
(J2000EC)]

x : 2715.876 [km] semi-major axis : -28788.460 [km]

```

y : -6048.288 [km]   eccentricity      : 1.23172514 [-]
z : -737.977 [km]   inclination       : 23.988 [deg]
vx : 9.478 [km/s]   ascending node    : 99.695 [deg]
vy : 4.807 [km/s]   argument of periapsis : 15.790 [deg]
vz : -4.517 [km/s]  mean anomaly       : 0.000 [deg]

```

----- LONG COAST (70 min) -----

Launch : 2022-09-15 16:34:27 UTC (2022-09-16 01:34:27 JST)

Seperation: 2022-09-15 17:44:31 UTC (2022-09-16 02:44:31 JST)

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (ICRF, J2000EQ)]

```

x : 2419.096 [km]   semi-major axis    : -28788.460 [km]
y : -6194.320 [km]  eccentricity      : 1.23172514 [-]
z : 529.854 [km]   inclination       : 30.063 [deg]
vx : 9.173 [km/s]  ascending node    : 283.420 [deg]
vy : 4.071 [km/s]  argument of periapsis : 9.123 [deg]
vz : 5.712 [km/s]  mean anomaly       : 360.000 [deg]

```

[After SECO ; Earth Centered Earth Mean Orbital Plane Coordinate System (J2000EC)]

```

x : 2419.096 [km]   semi-major axis    : -28788.460 [km]
y : -5472.414 [km]  eccentricity      : 1.23172514 [-]
z : 2950.091 [km]  inclination       : 32.828 [deg]
vx : 9.173 [km/s]  ascending node    : 244.006 [deg]
vy : 6.007 [km/s]  argument of periapsis : 54.661 [deg]
vz : 3.621 [km/s]  mean anomaly       : 0.000 [deg]

```

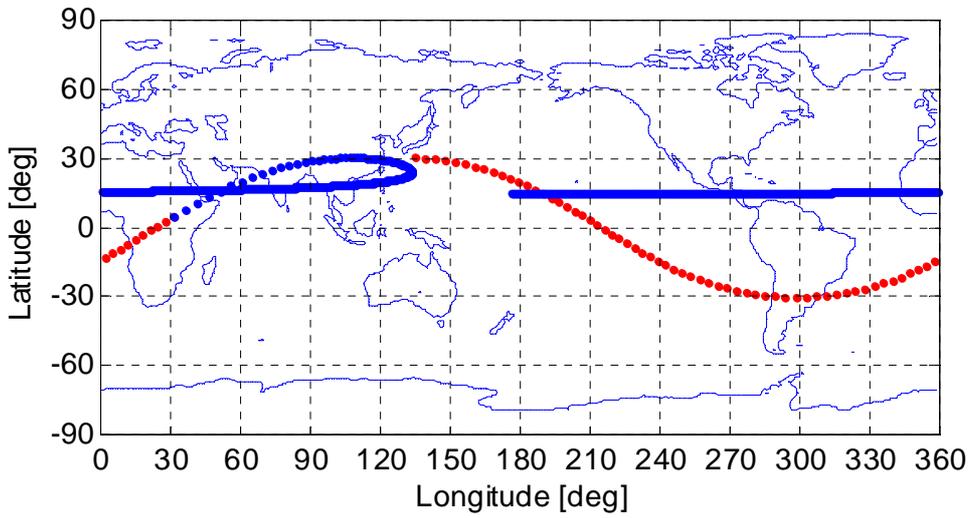
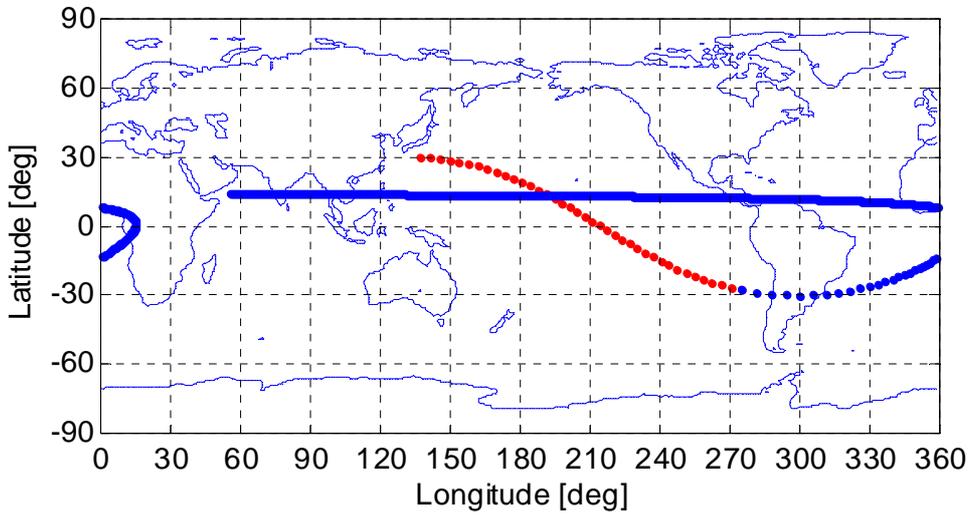


図 0-27 2022 年打ちの打上げ後 Ground Track (左 : Short Coast, 右 : Long Coast)

3.1.6.5.2 火星遷移軌道

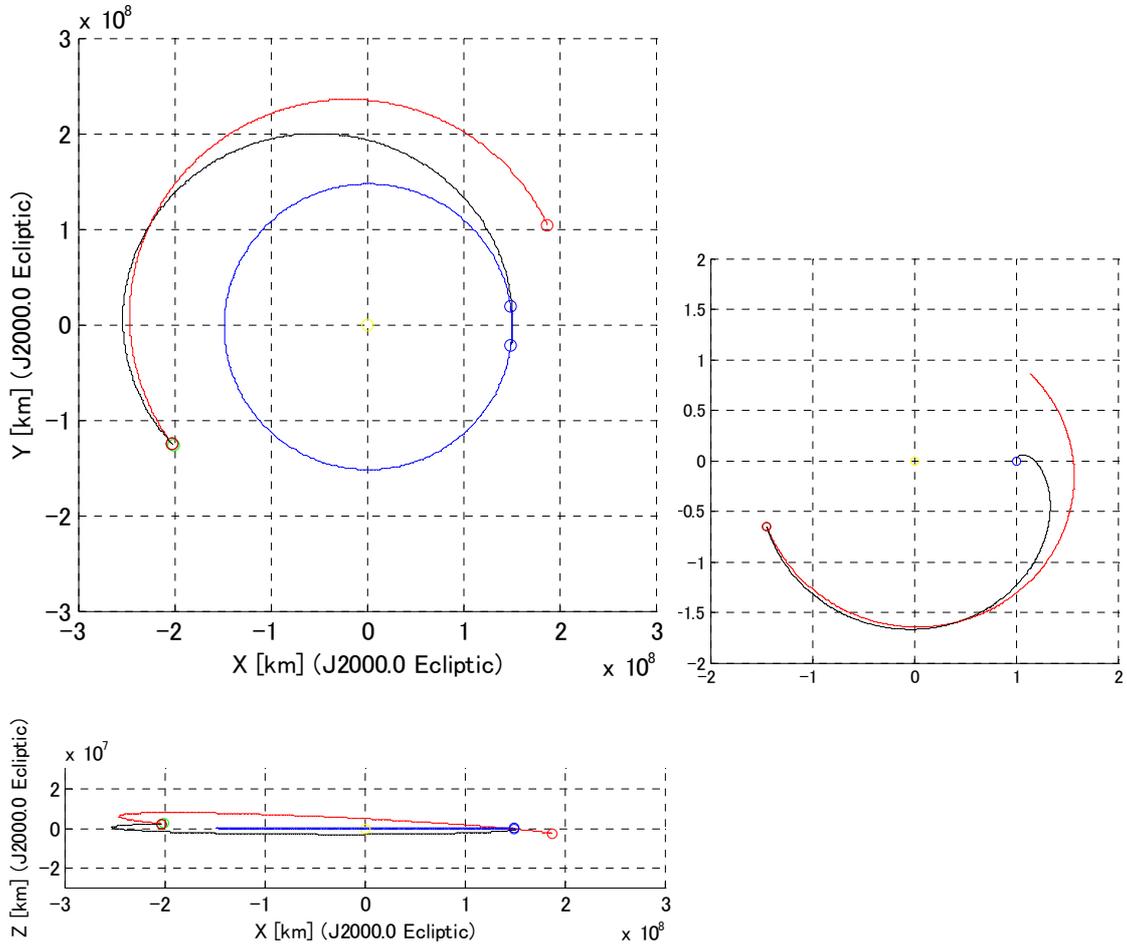


図 0-28 2022 年打ちの火星遷移軌道図（黒：探査機，青：地球，赤：火星）。左：慣性座標系，右：太陽-地球固定回転座標系。

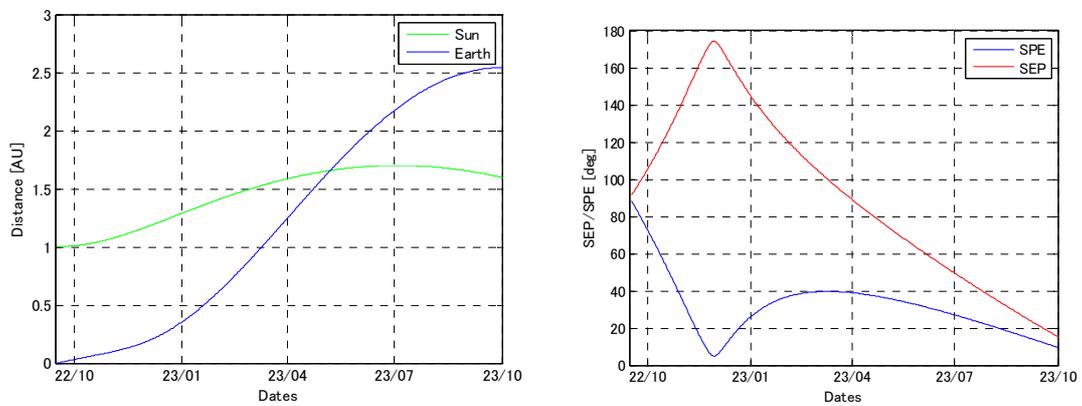


図 0-29 2022 年打ち火星遷移軌道の太陽・地球距離と SEP・SPE 角。

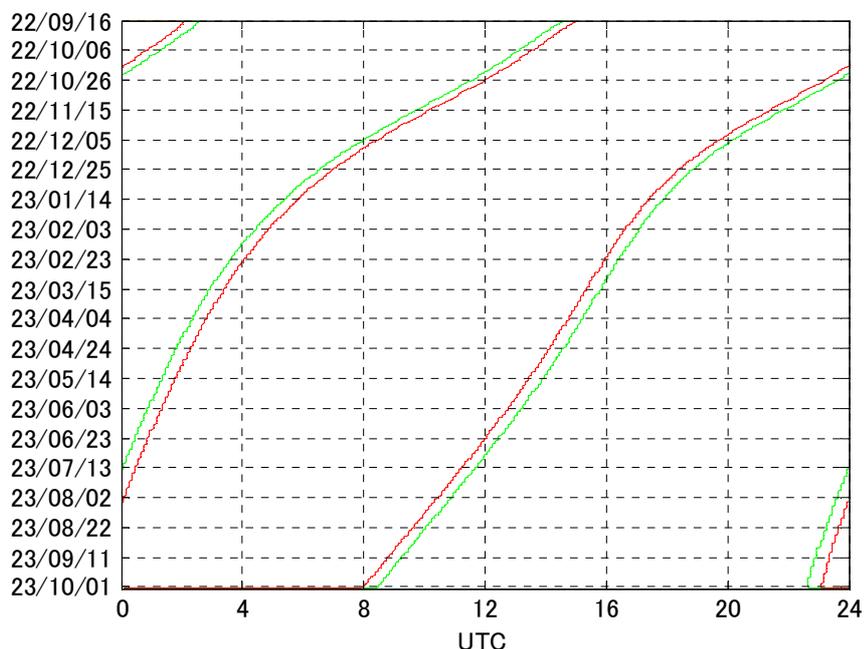


図 0-30 2022 年打ち火星遷移軌道の白田局可視（緑：仰角 8 度，赤：13 度）。

3.1.6.5.3 火星進入軌道（Newton Crater）

BdotT [km]: 3152
 BdotR [km]: 5564
 Reentry V [km/s]: 5.800
 IF Point Time: 2023-09-30 21:16:24 UTC
 Actual Landing Time: 2023-09-30 21:21:09 UTC
 Landing Point Local Time [o'clock]: 12:40
 Sunset [o'clock]: 16:45
 Earthset [o'clock]: 16:33

[IF Point ; Mars Centered Mars Body Mean Equator and Node of Date Coordinate System]

x : 2291.910 [km] semi-major axis : -4586.894 [km]
 y : -287.167 [km] eccentricity : 1.71573098 [-]
 z : -2659.055 [km] inclination : 62.417 [deg]
 vx : 2.326 [km/s] ascending node : 29.828 [deg]
 vy : 3.656 [km/s] argument of periapsis : 328.409 [deg]
 vz : 3.856 [km/s] mean anomaly : 350.157 [deg]

 [IF Point ; Mars Centered Earth Mean Equatorial Plane Coordinate System (J2000~ICRF)]

x : 526.722 [km] semi-major axis : -4586.894 [km]
 y : 2620.861 [km] eccentricity : 1.71573098 [-]
 z : -2293.370 [km] inclination : 95.449 [deg]

```
vx :    1.133 [km/s]  ascending node      :    73.943 [deg]
vy :    2.114 [km/s]  argument of periapsis :   345.962 [deg]
vz :    5.281 [km/s]  mean anomaly       :   350.157 [deg]
```

[IF Point ; Mars Centered Earth Mean Orbital Plane (Ecliptic) Coordinate System (J2000EC)]

```
x :    526.722 [km]  semi-major axis    :  -4586.894 [km]
y :   1492.342 [km]  eccentricity       :   1.71573098 [-]
z :  -3146.644 [km]  inclination        :    88.716 [deg]
vx :    1.133 [km/s]  ascending node      :    73.114 [deg]
vy :    4.041 [km/s]  argument of periapsis :   323.482 [deg]
vz :    4.004 [km/s]  mean anomaly       :   350.157 [deg]
```

[IF Point ; Mars Centered Mars True Equator of Date Coordinate System (x-axis: Mars autumnal equinox)]

```
x :   1473.244 [km]  semi-major axis    :  -4586.894 [km]
y :  -1779.008 [km]  eccentricity       :   1.71573098 [-]
z :  -2659.055 [km]  inclination        :    62.417 [deg]
vx :    4.198 [km/s]  ascending node      :   346.598 [deg]
vy :    1.071 [km/s]  argument of periapsis :   328.409 [deg]
vz :    3.856 [km/s]  mean anomaly       :   350.157 [deg]
```

3.1.7 着陸後の位置関係

図 0-31 に火星から見た太陽と地球の距離, 図 0-32 に太陽, 地球, 火星の離角, 図 0-33 に臼田局からの火星の可視時間を示す. なお, 可視時間はあくまで臼田から見た火星そのものの可視時間であり, 着陸機の可視時間ではない. 火星の自転により着陸地点が火星の裏側に位置しているときには当然ダイレクト通信は不可能であるため注意すること.

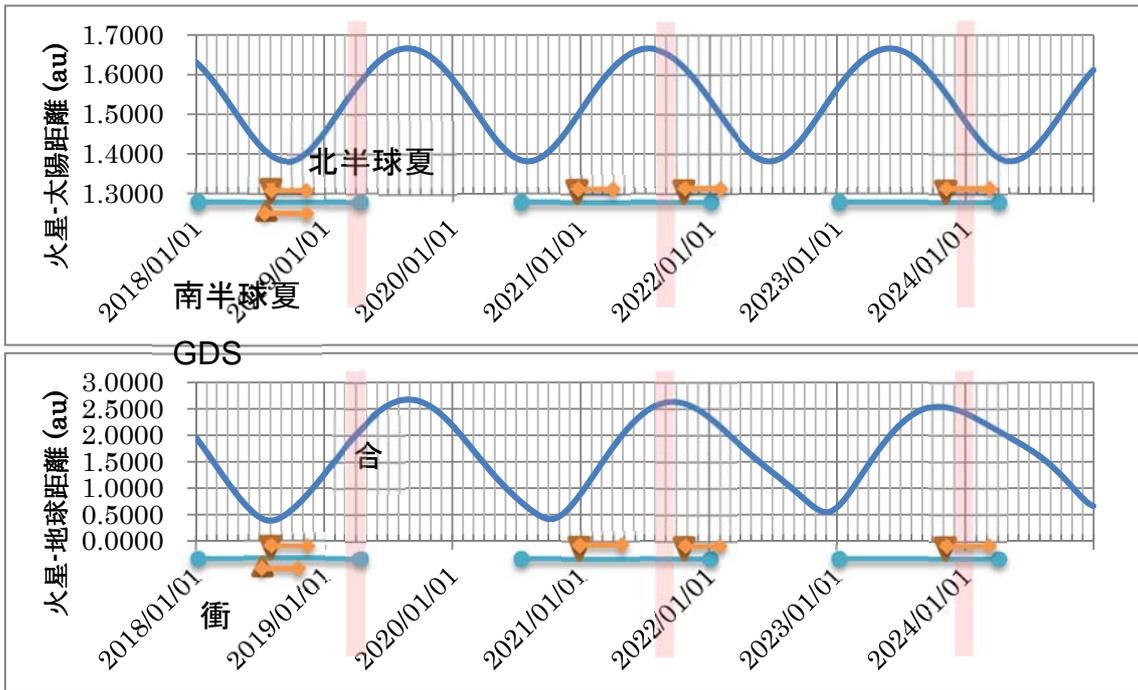


図 0-31 着陸後の地球・太陽距離

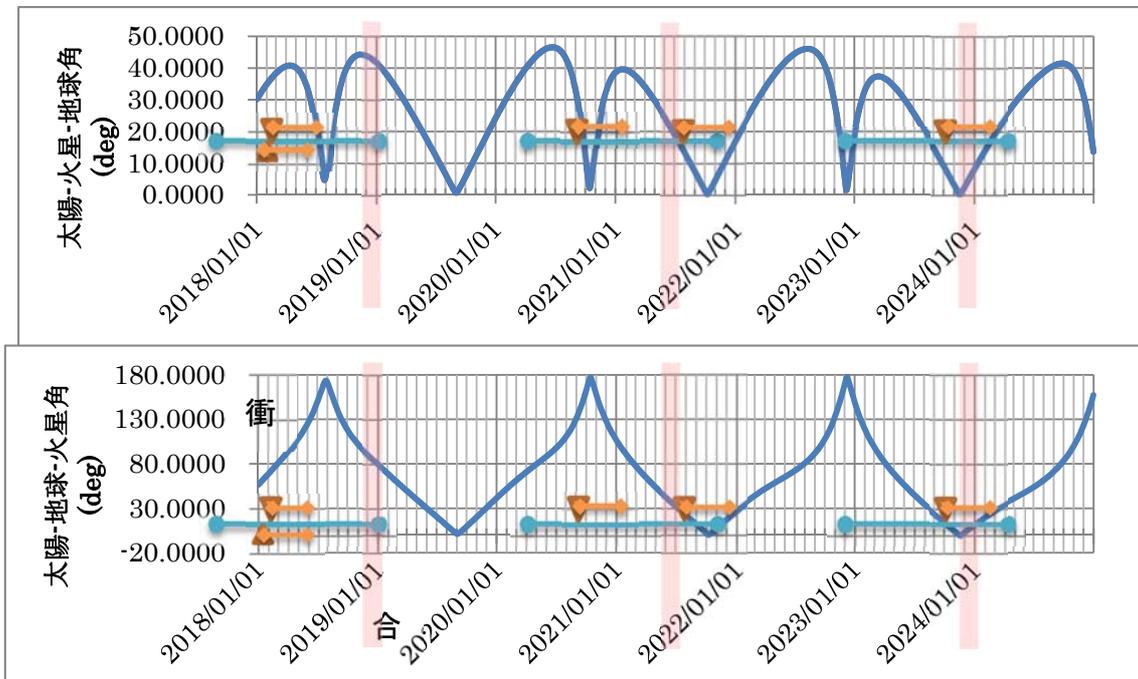


図 0-32 着陸後の SPE・SPE 角

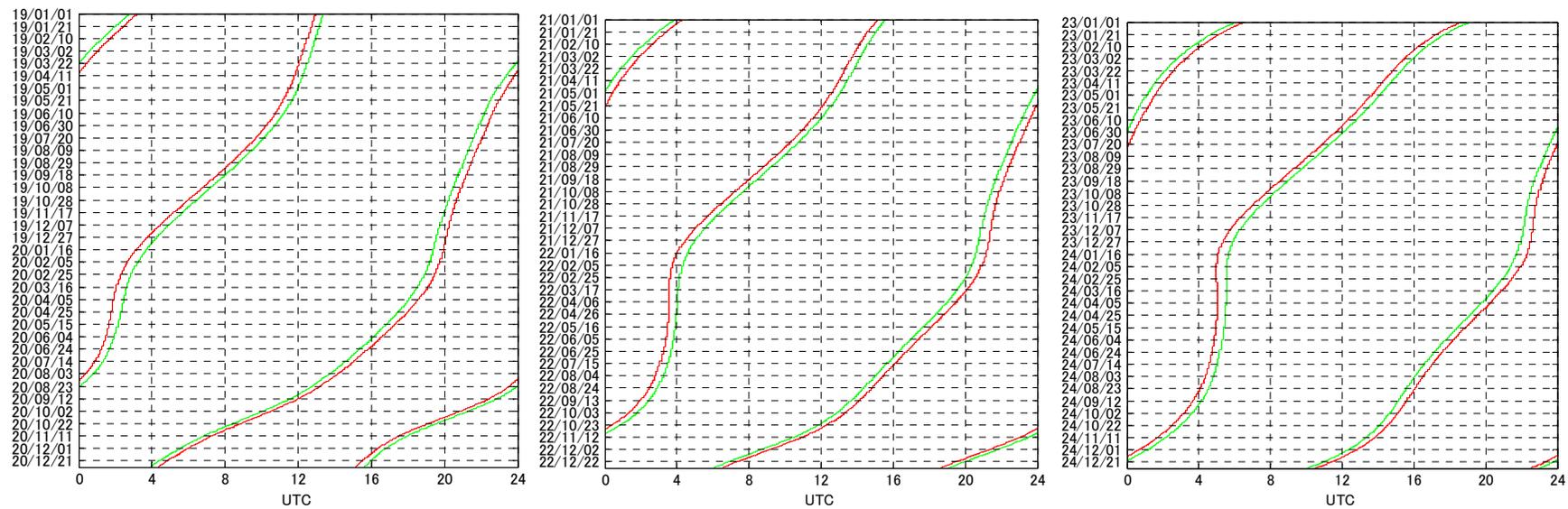


図 0-33 着陸後の臼田局可視. 緑 : 仰角 8 度, 赤 : 仰角 13.3 度

3.1.8 コンティンジェンシプラン

着陸機の TPS システムおよび EDL システムは、火星のグローバルダストストームに可能な限り耐性を持つような設計とするが、万が一 TPS システムおよび EDL システムが対応できないほどのグローバルダストストーム(GDS)が発生しており、着陸が不可能であると判断された場合には、火星に着陸せずに火星スウィングバイによりやり過ごし、火星と再会合したときに着陸を試みる事が可能である。2018 年打上げのケースは到着時に GDS が発生している可能性があるため、このケースについてコンティンジェンシプランを検討した。

火星再会合のためには惑星間パーキング軌道において、0.5 火星年、1 火星年、1.4 火星年などの待機期間を設けることが可能であるが、今回 2018 年打上げ(第一候補)のケースにおいて、地球からの進入方向の関係から、うまく火星に再会合できるのは 1 火星年同期軌道のみであった。ただし 1 火星年同期軌道は設計の自由度が高いため、図 0-34 にあるようになりに広く条件を設定することができる。この場合、火星再会合は 2020 年 12 月 15 日となる。

図 0-35、図 0-36 に GDS 回避軌道中の太陽・地球・火星距離と SEP・SPE 角を示す。

1 火星年同期軌道

Vinf 3.784
 火星会合 2019/1/28
 RA_Arr 242.584
 Dec_Arr 0.964
 火星再会合 2020/12/15

Dec	outbound							inbound						
	RA_Dep	Dec_Dep	RA_Arr	Dec_Arr	Max R_S	Max R_E	SWB Alt	RA_Dep	Dec_Dep	RA_Arr	Dec_Arr	Max R_S	Max R_E	SWB Alt
-80														
-70														
-60	311.867	-60.000	311.917	-60.032	1.67	2.68	-1765	241.876	-60.000	241.839	-60.035	1.56	2.56	-491
-50	331.536	-50.000	331.588	-50.024	1.73	2.74	-2160	222.207	-50.000	222.163	-50.027	1.57	2.53	215
-40	341.758	-40.000	341.805	-40.019	1.78	2.79	-2413	211.985	-40.000	211.944	-40.022	1.60	2.51	747
-30	348.630	-30.000	348.673	-30.017	1.81	2.82	-2601	205.113	-30.000	205.075	-30.018	1.61	2.51	1076
-20	353.876	-20.000	353.917	-20.015	1.84	2.86	-2742	199.867	-20.000	199.830	-20.015	1.62	2.51	1144*
-10	358.252	-10.000	358.291	-10.014	1.87	2.88	-2849	195.491	-10.000	195.455	-10.012	1.63	2.51	948
0	2.175	0.000	2.213	-0.013	1.88	2.89	-2926	191.568	0.000	191.533	-0.010	1.62	2.51	558
10	5.930	10.000	5.969	9.987	1.89	2.90	-2976	187.813	10.000	187.776	9.991	1.61	2.51	70
20	9.771	20.000	9.812	19.986	1.89	2.90	-3003	183.972	20.000	183.934	19.991	1.59	2.52	-434
30	13.990	30.000	14.033	29.986	1.88	2.89	-3005	179.753	30.000	179.712	29.991	1.57	2.53	-909
40	19.031	40.000	19.078	39.984	1.87	2.88	-2983	174.712	40.000	174.666	39.990	1.56	2.55	-1334
50	25.751	50.000	25.804	49.981	1.84	2.85	-2935	167.992	50.000	167.938	49.987	1.58	2.58	-1706
60	36.321	60.000	36.682	59.976	1.81	2.82	-2855	157.422	60.000	157.356	59.982	1.62	2.62	-2032
70	60.026	70.000	60.083	69.967	1.77	2.77	-2714	133.717	70.000	133.646	69.971	1.68	2.67	-2344
80														

接続が可能な軌道

包絡域

1.63 2.53

代表的な軌道(「*」印の軌道)で、南緯41.6度～北緯30.5度に降りられることは確認。

図 0-34 2018 年打上げで GDS 回避のために接続可能な 1 火星年同期軌道

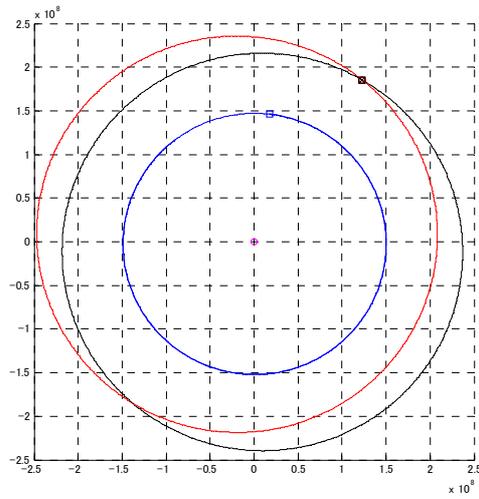


図 0-35 GDS 回避軌道図 (慣性座標系) . 黒 : 探査機, 青 : 地球, 赤 : 火星.

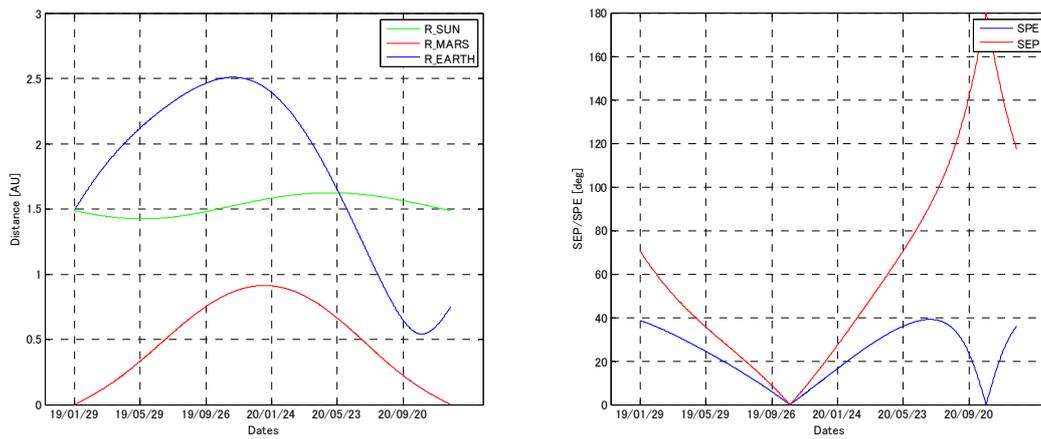


図 0-36 GDS 回避軌道の太陽・地球・火星距離と SEP・SPE 角.

3.2 ミッションシナリオ概要

ミッションシナリオ概要を図 3.2-1, 3.2-2, 3.2-3 に示す

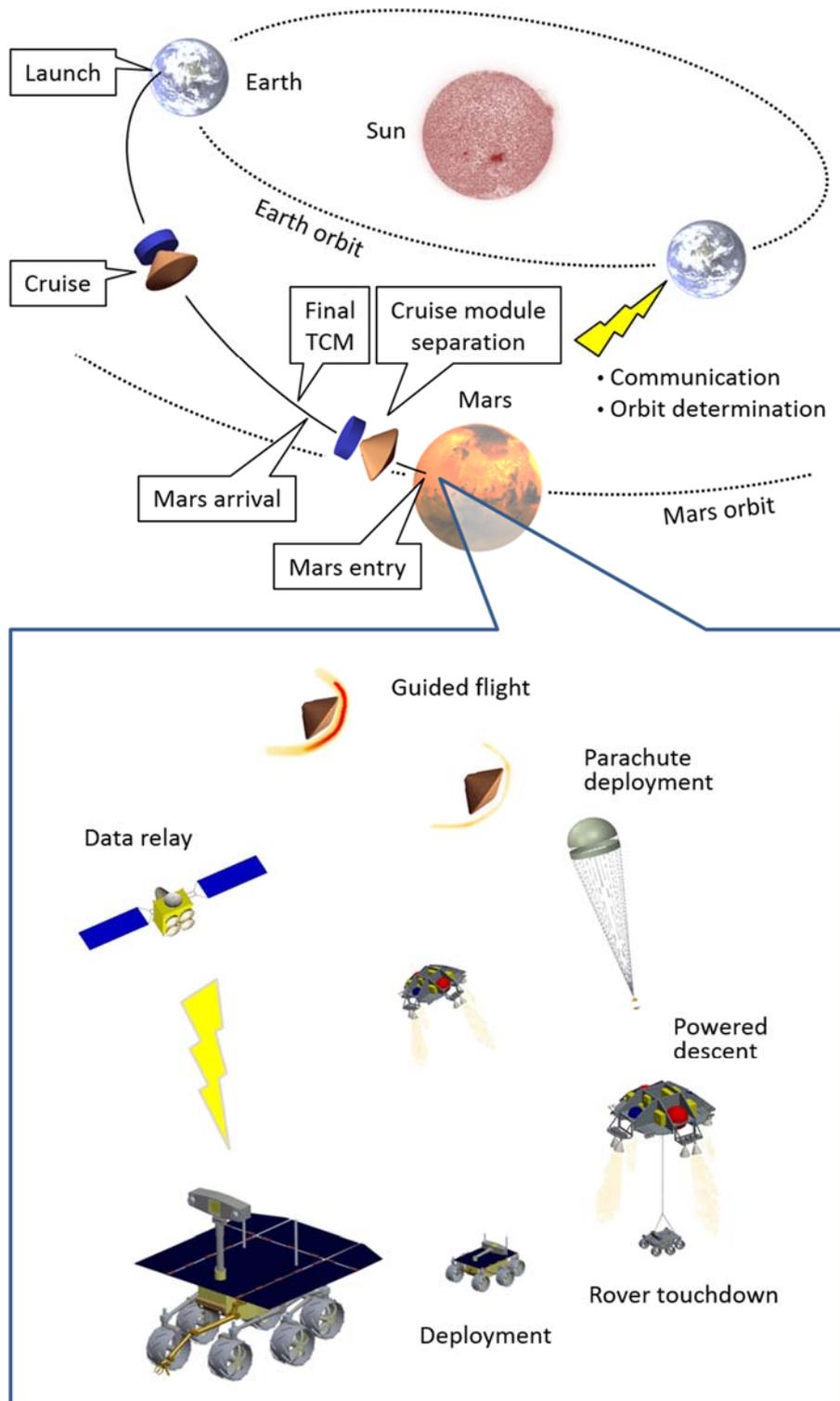


図 3.2-1 ミッションシナリオ概要

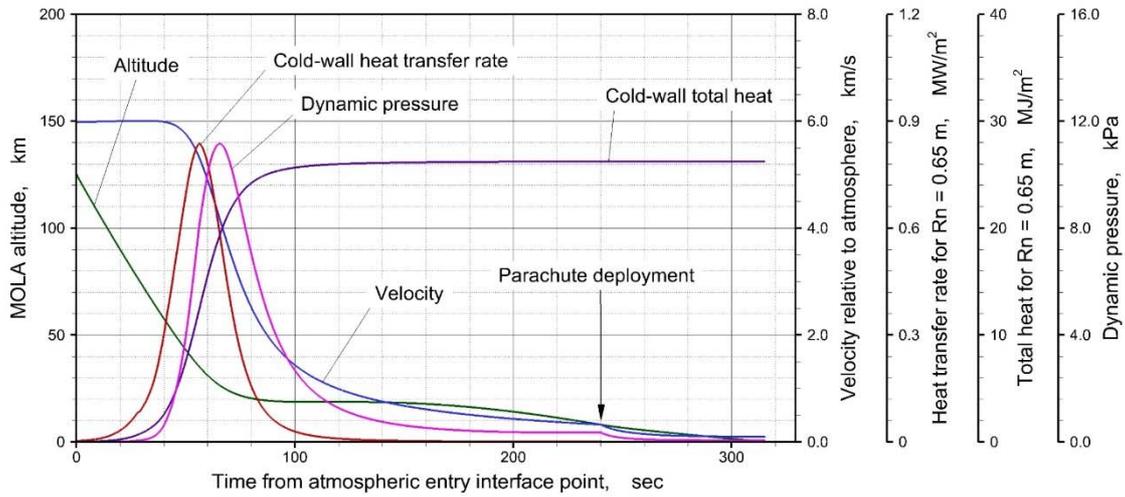


図 3.2-2 飛行環境プロファイル

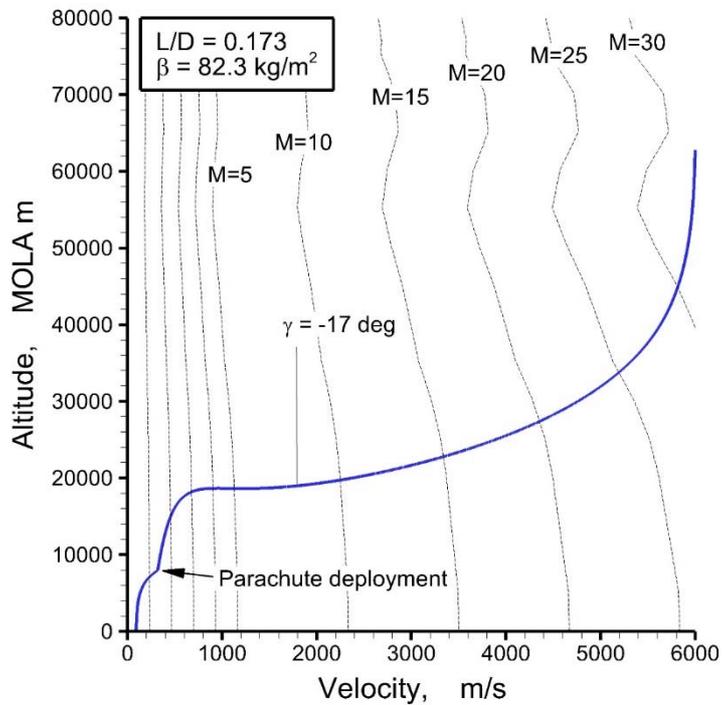


図 3.2-3 飛行環境プロファイル

3.3 探査機システム構成

3.3.1 探査機のサブシステムと重量構成

MELOS のシステム構成概要を図 3.3.1 に示す。機能要求に基づいて、探査機システムは大きく、クルーズモジュール (cruise module) と大気突入モジュール (Atmospheric entry module) に分離される。

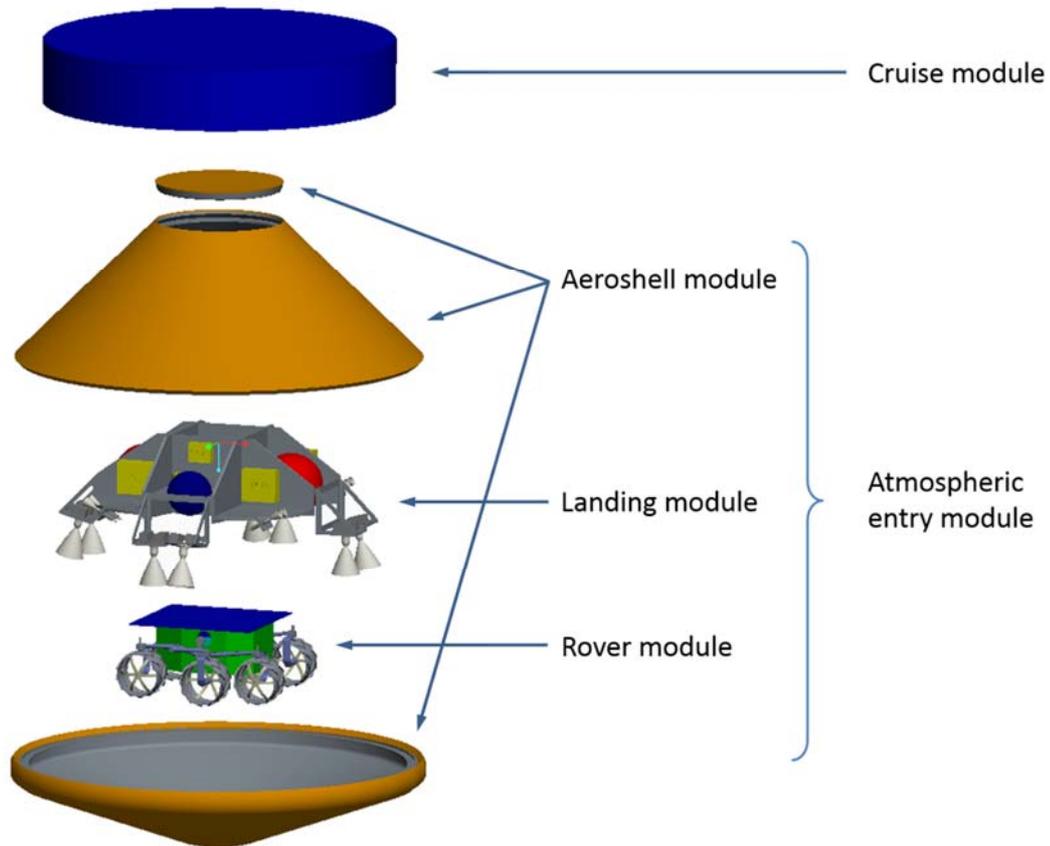


図 3.3.1 探査機のシステム構成概念図

3.3.1.1 クルーズモジュール

クルーズモジュールは、惑星間航行（地球－火星トランスファ）間のシステムの電力、熱制御、および通信（テレメトリ、コマンド）、軌道決定、および軌道修正マヌーバなどの機能を司るモジュールである。

3.3.1.2 エントリモジュール

エントリモジュールは火星大気突入後、ローバを着陸させるまでの一連の機能を司るモジュールであり、エアロシェル、パラシュート、着陸モジュール、およびローバから構成される。エントリモジュールは、大気突入後にモジュール内部のバス機器やローバを空力加熱より保護し、空力誘導によりエントリモジュールを着陸目標点近傍へ誘導し、パラシュートにより機体を減速させ、着陸モジュールは逆噴射により最終減速を行い、ローバを着地させる。

3.3.1.3 エアロシェル

エアロシェルは大気突入モジュールを火星大気により減速させ、空力加熱から大気突入モジュール内部のパラシュート、ランディングモジュール、及びローバを保護する機能に加えて、定点着陸を実現するための空力誘導を十分な精度で実行するために、高精度の空力性能を発揮しなければならない。その空力設計は、軌道解析によって、飛行中の熱空力環境、その結果として定まるエアロシェルや熱防御システムの重量、空力誘導によるダウンレンジ調整能力、空力誘導に必要な RCS 推進剤重量、飛行中最大加速度など、様々な要素のトレードオフによって決定される。この設計手順は、2008 年より継続的に開発を進めて来た「エアロアシストシステムの設計システム」によって実現される。図 3.3.1.3 に示したのは、当該システムを応用して得られた、エントリモジュールの空力設計ベースラインである。その空力設計パラメータを表 3.3.1.3 に示す。

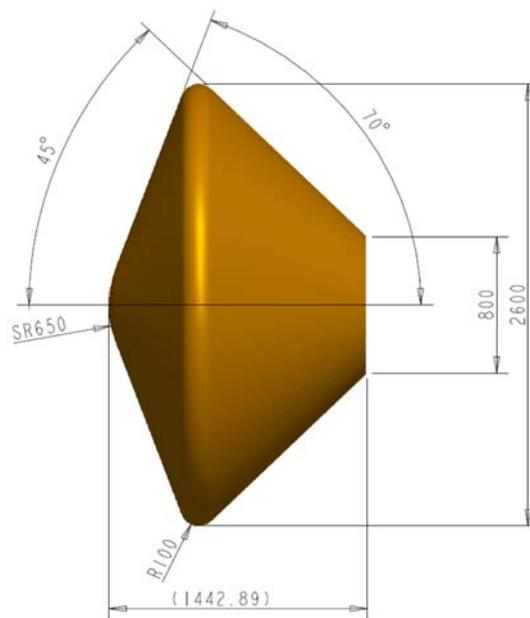


図 3.3.1.3 大気突入モジュールの空力形状

表 3.3.1.3 大気突入モジュールの空力設計パラメータ

物理量		数値	誤差(3σ)
機体質量	M (kg)	629	6.3
弾道係数	β (kg/m ²)	82.3	8.23
抗力係数	C_D	1.441	0.115
揚力係数	C_L	0.289	0.0231
揚抗比	L/D	0.200	0.02
トリム角	α (deg)	-13.9	0.5
基準直径	D_B (m)	2.600	< 0.005
基準面積	S_{ref} (m ²)	5.309	< 0.04
ノーズ半径	R_n (m)	0.650	< 0.003

エアロシェル表面には熱防御システムが施工され、大気突入時の空力加熱から大気突入モジュール内部を保護する。これまで開発してきた熱防御システムの中から、トレードオフによって火星着陸探査機にもっとも適切なものを選択した結果、カーボンファイバフォームにポリイミド樹脂を含浸させて成型した密度0.4クラスの軽量アブレータを採用している。その厚みは淀み点で約20mmである。

3.3.1.4 ランディングモジュール

ランディング（着陸）モジュールは、エアロシェル分離後にパラシュートを開傘して機体をターミナル速度（最終平衡落下速度）まで減速し、さらにローバを着陸させるために十分な速度まで減速し、ローバを着陸させる機能を有する。後述するように、火星は大気が非常に希薄であるため、ローバを着地させるのに十分な速度（10 cm/s のオーダー）まで減速させることが困難であり、何らかの付加的な手法で減速させなければならない。最終減速フェーズで取り得る方法としては、エアバッグ等を用いた衝撃吸収デバイスによるハードランディングや、逆噴射推進系を用いたソフトランディング、あるいは逆噴射推進系を使ったホバリングからスカイクレーンを用いてローバを硬化させる方法が考えられる。

一般に、エアバッグ等を用いた衝撃吸収デバイスは、後者と比較してシステムが簡素で有り軽量化が可能と言われる。しかしこれは空力誘導を伴わない弾道飛行を行うシステムにおいて正しいのであって、空力誘導を行うシステムについては自明ではない。その理由は、空力誘導を行うシステムにおいては、姿勢制御のための推進系およびそのドライバ関連部品、姿勢センサ、姿勢軌道計算機をあらかじめ備えており、それを拡張して逆噴射推進系を搭載しても、それほど大きな重量ペナルティとならないからである。逆に、これらの機器を有しながら、さらにエアバッグシステムを有することは、重量の増大をもたらす。またエアバッグを用いる場合、着地衝撃が大きく（ $\geq 50G$ ）設計最大荷重を規定してしまうこと、着地時の反跳によって目標着地点から大きく逸脱して空力誘導による目標着陸地点への誘導を台無しにしてしまうこと、特に着地点が傾斜地である場合逸脱距離が大きくなってしまうことなど、定点着陸を行う上でのデメリットが多い。以上の理由から、現在の設計ベースラインでは、MSL にならない、スカイクレーン方式を前提として検討を行っている。その概念図を、図 3.3.1.4 に示す。

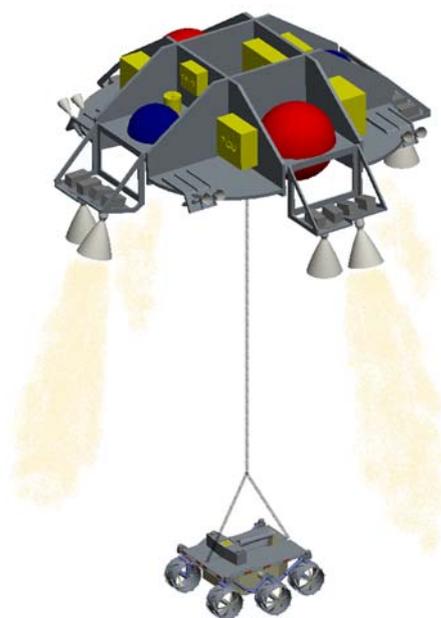


図 3.3.1.4 スカイクレーンシステムの概念図

またランディングシステムには、大気突入飛行中の空力誘導を行うために必要な慣性センサ、データ処理系、姿勢制御用 RCS、およびそのドライバが搭載されている。これらによって大気突入モジュールは適切なアルゴリズムに従って空力誘導を行い、目標地点の上空まで到達する。

3.3.1.5 パラシュート

既述したように、火星は大気が非常に希薄であるため、大気突入モジュールの弾道係数が非常に小さい場合を除いては、地面到達時に飛行速度を亜音速まで落とすことができない。このことは、火星では超音速パラシュートシステムが必須であることを意味する。また、パラシュートによって実現できるターミナル速度を十分小さくするためには巨大なパラシュートが必要となり、システム重量を圧迫する。一方で、パラシュート重量を低減するためにパラシュートを小型化するとターミナル速度が大きくなり、逆噴射推進系により減速するのに必要な推進剤重量が増大する。従って、ランディングシステムの設計を行う上で、パラシュートサブシステムと推進系は、その重量総和が最小化されるように設計する必要がある。

図 3.3.1.5 はパラシュートによって実現できるターミナル速度に対するパラシュート、推進系、および両者の質量の和を表したものである。図では、ターミナル速度が約 90 m/s となるようにパラシュートを設計した場合、ローバを着地させるのに必要なシステム重量が最小化されることが見て取れる。ターミナル速度=80 m/s で設計する場合、パラシュート開傘高度は 8 km、パラシュート開傘マッハ数は 1.4 である。

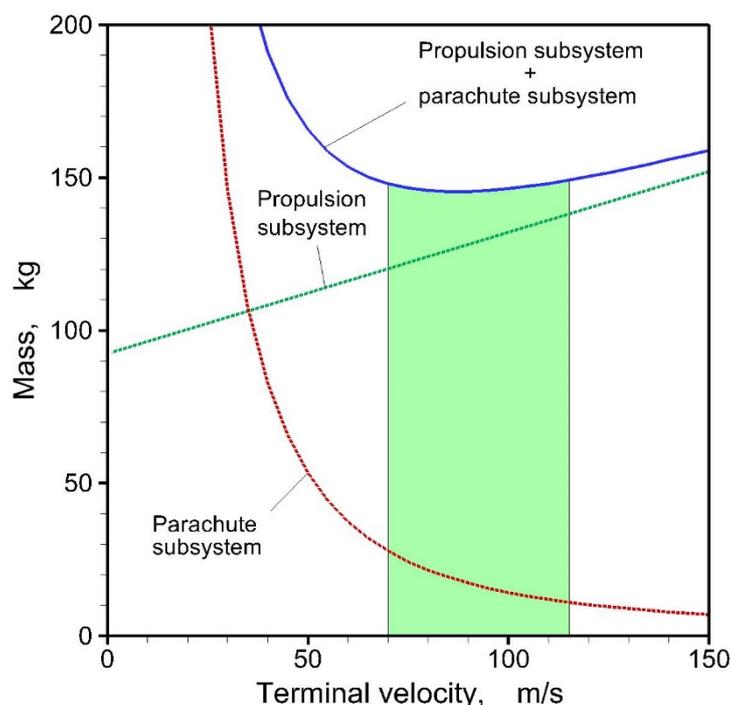


図 3.3.1.5 パラシュートによって実現できるターミナル速度とパラシュート、推進系重量

3.3.1.6 ローバ

ローバについては 3.4 節を参考のこと

3.3.1.7 システム重量表

表 3.3.1.7 にシステムの重量表を示す。

表 3.17 システム重量表

Component	Qty	Dimension (mm)			Unit	Mass (kg)		Source	Remark
		D	W	H		Unit	Total		
Interplanetary cruise module (ICM)						166.51			
Communication S/S (COM)						12.89			
XTRP	1	196	209	159	2.38			AKATSUKI	
XVWA	1	44	310	30	0.54			AKATSUKI	
ERC	1	65	228	117	1.73			AKATSUKI	High voltage power supply
ISD (1,2)	2	25	38	13	0.63			AKATSUKI	
N2P	1	94	383	62	0.55			AKATSUKI	
ESW	3	69	156	25	0.15			AKATSUKI	SPT type
XVGA	2	225	225	223	3.20			HAYABUSA	extension to dual axis type
XVGA	2	85	200	27	0.39			HAYABUSA	XVGA-3
Attitude Orbit Control S/S (AOCS)						9.34			
ONC-T	1	105	148	71	1.61			HAYABUSA	A-MICA
SIT	1	φ220	φ220	323	2.65			A5-RO-H	Galileo AA-513, 3M flight proven
CSAS (1, 2)	2	51	26	18	0.64			AKATSUKI	Accole
RW	1	φ257	φ257	120	5.00			Others	Honeywell HREDEC, 14 to 23 V
Reaction Control System (RCS)						41.73			
Tank						4.83			
Fuel tank	1	φ280	φ280	φ280	2.03		2.03	(Math model)	N2H4
Tank support structure	1				2.80		2.80	A5-RO-H	
Thruster						11.44			
23N thruster	8	φ60	φ60	240	0.80		6.40	AKATSUKI	Monopropellant
23N thruster bracket	8				0.63		5.04	AKATSUKI	
Feed and drain module						25.4			
Gas F/DV	1				0.12		0.12	AKATSUKI	
Liquid F/DV	1				0.12		0.12	AKATSUKI	
F/DV module bracket	1				2.30		2.30	A5-RO-H	
Lubric						12.92			
Lock valve	3				0.37		1.11	Vacoco	
Filter	1				0.10		0.10	Vacoco	
Pressure sensor	3				0.33		0.99	AMETEC	
Test port	2				0.07		0.14	MH	
Valve module bracket	1				2.00		2.00	Estimation from ASTRO-H	
Tube	1				3.00		3.00	Estimation	
Tube bracket	64				0.02		1.28	Estimation	
Wire Harness	1				1.80		1.80	Estimation from AKATSUKI	
ML	1				2.50		2.50	A5-RO-H	
Propellant						10.00	10.00		
N2H4	1					10.00	10.00		
Electrical Power S/S (EPS)						20.90			
SAP	1	φ2400	φ2400	15	18.00		18.00		> 400W
APB	1	384	254	50	2.90		2.90	SPRINT-A	
Structure S/S (STR)						50.00			
STR	1				46.00		46.00		Estimation
MINT	1				4.00		4.00		Estimation
Thermal Control S/S (TCS)						9.00			
HT	1				4.00		4.00		Estimation
TINT	1				5.00		5.00		Estimation
Wire Harness					6.00		6.00		Estimation
W-HS	1				6.00		6.00		Estimation
Mirgin						16.65			
Atmospheric entry module (AFM)						629.38			
Aeroshell module						91.30			
Forebody aeroshell						52.80			
Aeroshell	1	φ2450	φ2450	300	48.00		48.00		Estimation
Margin							4.80		Estimation
Aftbody aeroshell						38.50			
Aeroshell	1	φ2450	φ2450	600	35.00		35.00		Estimation
Margin							3.50		Estimation
Landing module						479.67			
Communication S/S (COM)						0.00			
Data Handling S/S (DHS)						10.62			
DHU	1	220	202	119	3.70		3.70	AKATSUKI	AKATSUKI DF/DH
TCU	1	220	202	99	2.99		2.99	AKATSUKI	
DA	1	260	202	126	3.83		3.83	AKATSUKI	AKATSUKI DE/DH
Attitude Orbit Control S/S (AOCS)						66.35			
AOCU	1	232	238	161	5.40		5.40		
ADC (1, 2)	2	221	71	183	2.00		4.00	SPRINT-A	SpecClub2, redundancy
IRU	1	φ89	φ89	85	0.72		0.72	HAYABUSA	
ACM (X, Y, Z)	3	φ38	φ38	47	0.10		0.30	HAYABUSA	
ONC-E	1	257	359	96	3.66		3.66	HAYABUSA	
ONC-AE	1	145	125	69	1.01		1.01	HAYABUSA	
ONC-W	2	165	148	71	0.91		1.82	HAYABUSA	ONC-W2
RF	1	260	200	250	9.90		9.90	SELENE-2	Dimension is estimated
RADAR	1	240	228	250	3.54		3.54	HAYABUSA	
V-ANT	4	530	530	15			7.00	SELENE-2	Follow up spec information from Prof. Mizuno
A-ANT	1	120	120	15				SELENE-2	Follow up spec information from Prof. Mizuno
RFU	4	210	170	110				SELENE-2	Follow up spec information from Prof. Mizuno
DRV	1	252	280	198	7.00		7.00	AKATSUKI	
Reaction Control System (RCS)						196.51			
Tank						26.85			
Fuel tank	2	φ361	φ361	φ361	5.39		6.79	(Math model)	N2H4
Oxidizer tank	2	φ280	φ280	φ280	4.43		8.86	(Math model)	MON3
Tank support structure	4				2.80		11.20	A5-RO-H	
Thruster						42.27			
23N thruster	8	φ60	φ60	240	0.80		6.40	AKATSUKI	Monopropellant
23N thruster bracket	8				0.63		5.04	AKATSUKI	
50DN thruster	8	φ174	φ174	317	3.85		30.83	AKATSUKI	Bracket included
Feed and drain module						10.04			
Gas F/DV	3				0.12		0.36	AKATSUKI	
Liquid F/DV	4				0.12		0.48	AKATSUKI	
F/DV module bracket	4				2.30		9.20	A5-RO-H	
Lubric						32.14			
Lock valve for 23N thruster	2				0.37		0.74	Vacoco	
Lock valve for 50DN thruster	8				0.64		5.12	Vacoco	
Filter	6				0.10		0.60	Vacoco	
Pressure sensor	7				0.33		2.31	AMETEC	
Test port	6				0.07		0.42	MH	
Valve module bracket	1				3.00		3.00	Estimation from ASTRO-H	
Tube	1				4.61		4.61	Estimation	
Tube bracket	128				0.02		2.56	Estimation	
Wire Harness	1				10.29		10.29	Estimation from AKATSUKI	
ML	1				2.50		2.50	A5-RO-H	
Propellant						85.20			
N2H4 for guidance	1					10.00	10.00		
N2H4 for landing	1					75.00	75.00		
MON3	1					30.20	30.20		
Electrical Power S/S (EPS)						51.23			
FCU	1	190	217	168	5.23		5.23	AKATSUKI	
NFAC	1	220	192	106	3.00		3.00	A5-RO-H	
BAT	1	388	235	265	23.00		23.00	A5-RO-H	50Ah, 6cells/unit
Structure S/S (STR)						84.00			
STR	1				74.00		74.00		Estimation
MINT	1				10.00		10.00		Estimation
Thermal Control S/S (TCS)						19.10			
HCE	1	φ250	φ239	220	6.10		6.10	AKATSUKI	
HT	1				5.00		5.00		Estimation
TINT	1				8.00		8.00		Estimation
Wire harness						8.00			
W-HS	1				8.00		8.00		Estimation
Parachute						25.00			
Parachute	1				20.00		20.00		Estimation
MO/TDR	1				5.00		5.00		Estimation
Sky crane						16.90			
Motor	1				2.50		2.50		Estimation
Bracket	1				3.60		3.60		Estimation
Suspension harness	1				4.00		4.00		Estimation
Electric harness	1				4.00		4.00		Estimation
NFA	1				0.80		0.80		Estimation
Mirgin						47.97			
Rover module						58.41			
Rover						55.10			
Mirgin						5.31			
Total						795.90			

3.3.2 各コンポーネント開発の課題と現状

3.3.2.1 クルーズモジュール

クルーズモジュールは惑星間クルーズ機能を有するため、その開発においては、はやぶさやあかつきのヘリテージが活用できる。このことは、開発要素が比較的安く、開発リスクとコストの低減が期待されることを意味する。

新規開発要素としては、目標着陸地点に向けた精緻な空力誘導を行うために、大気突入点での軌道・速度誤差を極小化しなければならず、高精度の軌道決定技術、および高精度の軌道修正マヌーバ技術が必要となることである。後者については、すでにははやぶさで実績のある技術である。前者については既に（火星エアロキャプチャ技術実証機の検討など、他のミッションの検討成果も含めて）十分な検討をこれまで行ってきており、目標としている着地点分散円半径 10km 以下を実現するために十分な、大気突入時点での軌道・速度分散誤差を実現できる見通しが得られている。その他の開発課題としては、システムの小型軽量化を狙った、電源系や通信系の軽量化、小型化、高効率化である。これらについては、SLIM ミッション検討を筆頭とする将来の探査機検討との共通技術で有り、他の WG や検討チームと協働しながら研究開発の推進を図っており、最速で 2018 年打上にあわせた開発を行うことは現実的に可能、という見通しを得ている。

3.3.2.2 エアロシェル

エアロシェルははやぶさや他の大気突入ミッションで実績があるものの、火星環境で使用すること、軽量アブレータを利用すること、など過去に実績の無いチャレンジで有り、特に大型化に伴う課題（熱防御材を分割し貼り合わせることで、熱応力を分散すること等）を解決しなければならない。エアロシェルの開発は、既に課題の抽出、検証マトリクスを作成を経て、現在大型化に関わる課題を検証するために BBM（図 3.3.2.2 参照）の開発を進めており、FY25 年度にはこれを完了する計画である。

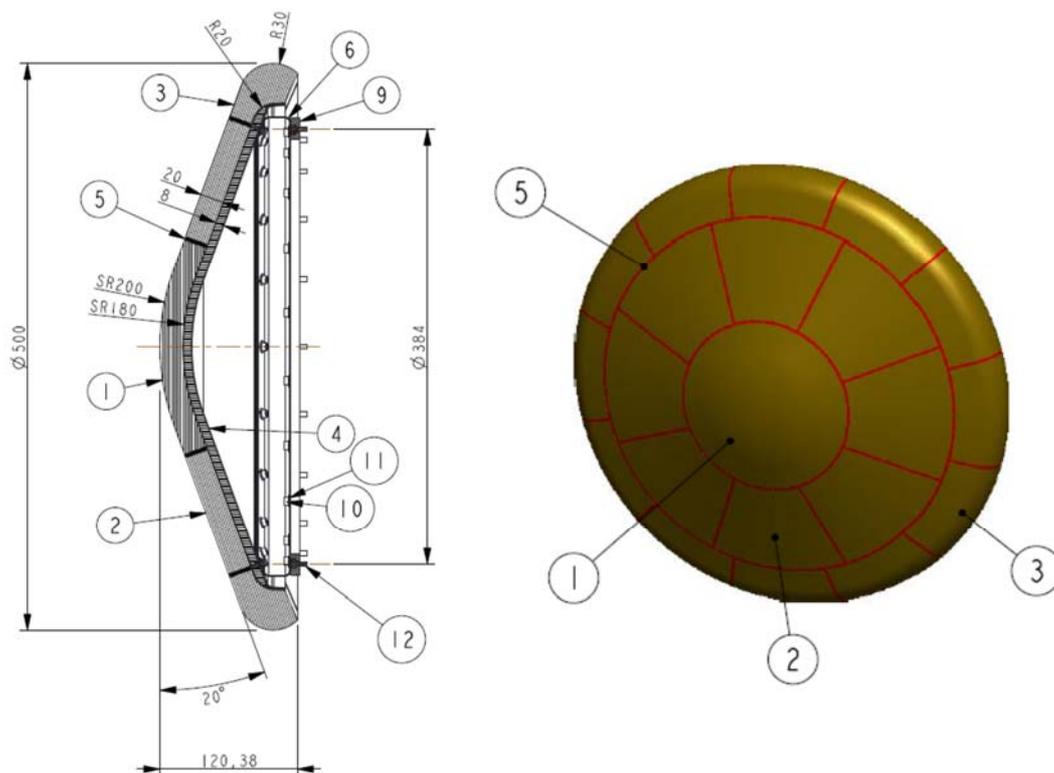


図 3.3.2.2 火星 EDL 用軽量アブレータエアロシェル BBM

3.3.2.3 ランディングモジュール

ランディングモジュールには誘導を伴う逆噴射着陸技術や慣性航法による空力誘導技術といった主要な新規開発技術が含まれており、ミッションの実現においては重要なサブシステムに位置づけられる。前者については **SLIM** や **SELENE** において検討が進められている月着陸機と大部分が共通技術であり、特に **SLIM** において検討が進められている小型着陸システムについては2017頃の開発が期待されることから、**SLIM** 検討チームと連携した開発加速、および **SLIM** 開発チームのヘリテージを活用した火星独自のランディングモジュールの開発を行って、2016年頃までの地上実証を計画している。

空力誘導技術についても、同様に **HTV-R** において検討が進められている大気突入システムと大部分が共通技術である。**HTV-R** の前駆的な飛行実証として位置づけられている **HTV-R** 小型実証機は2016頃の飛行実証を目指して検討が進められており、**MELOS** 検討チームも **HTV-R** 小型実証機検討チームと連携研究をおこなうことで、空力誘導技術開発の加速をはかり、**HTV-R** 小型実証機の飛行実証によって当該技術の実証を実現する計画である。

3.3.2.4 パラシュート

日本では過去に大気突入システムにおいて超音速パラシュートが実践されたことがほとんど無く、超音速パラシュートの開発は主要な新規開発技術項目の一つである。幸いなことに、大気突入システムの超音速パラシュートに関わる研究成果として、米国で **Viking** の開発の際に得られた膨大なデータが公開されており、また逆にそれ以外の新規開発は非常にリスクが高いことから、いわゆる **Viking Heritage** にもとづいて、我々も **Disk-Gap-Band (DGB)** 傘の基本設計を踏襲している。

FY25は風洞試験を中心に、すべての開発課題を洗い出し、検証マトリクスに沿った開発を進める。**FY26**は気球による実験を、**FY27**は観測ロケットを用いた実証実験を計画している。

3.3.2.5 ローバ

ローバについては3.4節参照のこと

3.4 表面探査移動ローバの検討

3.4.1 はじめに

火星表面探査の手法としては、着陸機をある特定の地点に着陸させ、ピンポイントでの探査を行う方法、あるいは、移動ロボット（ローバ）を用いて特定の地域まで移動し、その場（in-situ）探査を行う方法に大別される。一般に、火星における着陸システムの着陸精度は数 km から数十 km 程度と言われている。そのため、ローバを用いることによって着陸精度を補償しつつ、より科学的価値があると期待できる地点へ移動し、詳細な探査を行うことが可能となる。

ローバを用いた火星探査の事例としては、米国のマーズパスファインダー計画においてソジャーナと呼ばれる車輪型ローバが初めて火星表面を移動した。これに続き、2 台の火星ローバ（Spirit, Opportunity）を 2004 年に火星へ投入し、Opportunity は現在までに広範囲に渡る移動探査を行っている。さらに、2012 年 8 月には、約 900kg という巨大なローバ Curiosity を着陸させ、探査活動を実施している。

MELOS-WG では日本による将来の火星探査計画として、ミッション構成やその手法等を検討してきた。本提案書（ドラフト版）冒頭において述べているように、移動ローバを用いた生命探査および気象観測をベースラインとしたミッション検討を進めてきている。

本節では、MELOS において目指す小型の火星探査ローバについて、その工学的意義を示すとともに、ローバのシステム構成と各サブシステムの検討状況¹について記す。

3.4.2 MELOS におけるローバの工学的意義

表面移動探査技術であるローバは、「行きたい場所へ行き」、「見たいものを間近で見る」ことができ、科学観測における有用なサイエンスツールとして位置付けることができる。そのため、将来の火星探査におけるトップサイエンスを推進するためにも、MELOS において火星ローバの技術実証は必須であると考えられる。

NASA の宇宙技術ロードマップ草案に対する全米研究会議最終報告書[1]によると、最も優先度の高い 16 の技術のひとつとして「ローバ等の高性能移動システム」が選定されており、国際的にも、宇宙探査におけるローバの重要性が認識されている。

これまで、月および火星上を移動探査したローバ（計画中のものも含む）を図 3.4.1 に示す。同図から明らかなように、重量が比較的大きなローバを用いて長距離の走行をするというアプローチが取られてきた。しかしながら、ローバ重量の増加に伴って火星への着陸システム（再突入カプセル、推進剤）も巨大化するため、結果として探査システム全体の開発経費が増えてしまう。

¹各サブシステムについての検討、推算値などについては 2013 年 7 月末時点でのものであり、今後、適宜アップデートされる

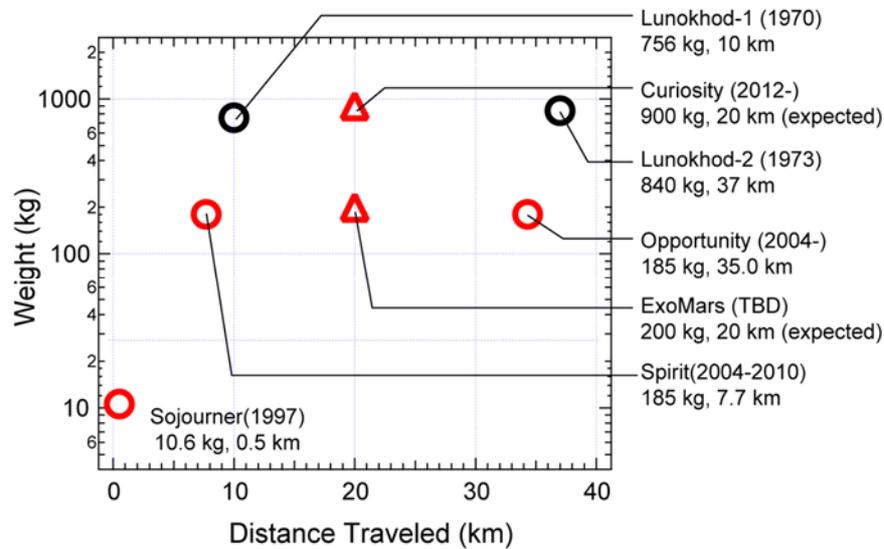


Fig.3.4.1 Lunar/Planetary exploration rovers: weight vs. distance traveled

そこで、MELOSでは、限られたリソース内でのトップレベルのローバ技術の獲得を目的として、下記の3点に主眼を置き、小型軽量でかつ移動性能の良いローバを目指す。

- (1) 総重量 100kg 以下の小型軽量ローバの開発（小型低消費電力の通信機器，高エネルギー密度を有するバッテリーを用いたスマートな電源システム）
- (2) 地球火星間の通信遅れを補償する高度な自律移動システム
- (3) 長距離走行戦略とこれを実現する環境認識システム

3.4.3 MELOS ローバのシステム

ローバシステム要求

MELOSにおける主ミッションの生命探査では、メタン酸化菌の検出を目的としている。ローバによってメタン放出源²へと接近し、さらに土壌を掘削・採取し、搭載の観測機器を用いて生命の検出を試みる。そのため、ローバは着陸地点から同放出源へ向かって、走行することが求められる。通常、EDLシステムの着陸精度を補償する程度の走行性能（最大数 km）が必要となる。さらに、火星表面の砂地、あるいは岩石地帯を走破可能な移動システムが必須である。

火星上への太陽光は、太陽火星間の距離および経度（Orbital Longitude）によって変化するため、軌道上あるいは惑星間を飛行する人工衛星と比較すると発電条件（日射光量，ダスト）が非常に厳しくなる。また、砂地走行や斜面登坂，岩石の乗り越え時など，ローバの走行状態に

²メタン放出源は大气による拡散のため、軌道上の観測によって同定することが困難であるが、地表下のメタン放出源は複数個の排出口を持つため、火星大気中に漂うメタンの変化を捉えることが期待できる。

よっては電力消費量が急激に増加してしまう。そのため、高エネルギー密度バッテリー、高効率太陽電池セルなどを用いて、効率的な電力収支を維持しなければならない。

火星表面温度は、1火星日（約24.6時間）の間におおよそ摂氏マイナス90度からプラス22度まで変動するため、機器の温度制御、特にヒータによる保温が重要である。さらに、地球火星間の通信遅れが最大で往復40分程度であることから、自律航法誘導技術の開発も必須である。

ローバシステム概要

表3.4.1にMELOSローバの主要諸元をまとめる。また、図3.4.2に、MELOSにおいて検討している車輪型のローバを示す。エントリカプセル内収納時のサイズは、 $\phi 1300\text{mm}$ の包絡域を有する。総重量は約60kgである。ローバの展開シークエンスとして、ローバ本体と脚部とを連結するヒンジ部に取り付けたアクチュエータまたはバネ機構により車輪間のリンクを展開させる。

ローバは独立駆動型の車輪を6つ有しており、前後輪の4つのみが操舵機構を持つ。走行速度は最大0.04 m/s、20 cm程度の岩石などの乗り越え、砂地において斜度20度の登坂能力を持つ。十分な日射光のある時間帯は、太陽電池によって発電を行い、それ以外（夜間含）は2次電池からの給電によって動作する。搭載通信系は、主回線としてUHF帯による周回機経由での地球との通信を行うとともに、副回線としてX帯による地球との低レート直接通信の2系統を想定している。熱制御系については、受動型熱制御とし、夜間のみヒータによる保温を行う。

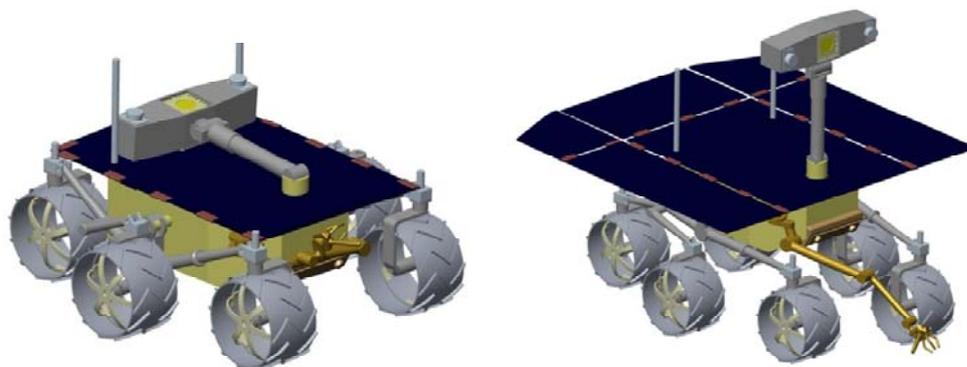


Fig.3.4.2MELOS rover (Left: stowed, Right: deployed)

Table 3.4.1 Rover specifications

サブシステム	仕様
走行系	<p>6輪独立駆動，前後4輪操舵 車輪直径：250 mm 最高速度：0.04 m/s 段差乗り越え能力：200 mm 砂地登坂能力：最大 20 度 アクチュエータ：DC ブラシレスモータ＋ハーモニックドライブ</p>
電源系	<p><u>太陽電池パネル</u> 面積：1.10 m² 効率：30% (3J, GaInP/GaInAs/Ge, TBD) 発電量：最大 140 W (800 Wh/sol @ Ls=331 degrees) バス電圧：28～32V</p> <p><u>バッテリー</u>：SUS ラミネート 容量：210.60 Wh エネルギー密度：90 Wh/kg 重量：2.34 kg バス電圧：28～32V</p>
通信系	<p>主回線：UHF 帯によるローバ・リレー衛星，32 kbps 副回線：X 帯 LGA によるローバ・地球直接通信，8 bps</p>
処理系	<p>カメラ ナビゲーションカメラ：2 台 FOV：40 x 40 deg 程度</p> <p>ハザードカメラ：前後 2 台，計 4 台 FOV：100 x 100 deg 程度</p> <p>距離画像センサ (Laser Range Imager)：TBD FOV: 30 x 30 deg, 計測距離 5 m 程度</p> <p>OBC SpaceCube-II 相当を想定</p>
熱制御系	<p>本体内部：-40～40℃ 本体外部：-100～40℃</p> <p>昼間：受動型熱制御 夜間：本体内部および外部（マスト上のカメラ）をヒータ保温</p>

3.4.4 ローバの各サブシステムの工学的検討

本節では、ローバの走行系、電源系、通信系、熱制御系の各サブシステムについての工学的な検討状況について述べるとともに、小型ローバによる長距離移動戦略についても言及する。

走行系検討

本検討では、まずローバの各車輪の駆動モータ、操舵モータの見積もりを行った。

車輪への最大負荷トルクは、火星の砂地上を走行する際に発生する砂による抵抗と、斜面登坂時に重力成分によって付加されるけん引負荷の総和である。前者の抵抗は、テラメカニクスと呼ばれる車両と土壌を扱う力学体系に基づいて計算することができる。すなわち、車輪半径を r 、車輪幅を b とし、車輪周りの垂直応力 σ を車輪接地領域において積分することにより、砂による抵抗 R が算出できる[2]。

$$R = rb \int_{\theta_i}^{\theta_f} \sigma(\theta) \sin \theta d\theta$$

同式に、車輪パラメータ、火星重力環境における車輪一輪あたりの荷重、想定される土壌のパラメータを代入することによって、砂による抵抗力は、 $R=24.6$ N と算出された。これに加え、ローバの想定最大登坂角 20 度におけるけん引負荷 (25.4 N) から、車輪の駆動モータに加わる最大負荷トルクが約 6.25 Nm、最大走行速度から計算される車輪最大回転数 0.32 rad/s であるため、モータ必要容量は 2.0 W 以上となる。減速ギアによる機械的損失などを考慮し、駆動用のモータは、4.5 W 程度と推算した。

一方、操舵モータにかかる最大の負荷トルクは、ローバが静止時に車輪を操舵（据え切り）させる時に発生する。この負荷トルクは **Scrubbing torque** と呼ばれ、車輪と土壌の接地領域におけるせん断摩擦によって定義される。

$$M_s = 2r \int_0^{b/2} \int_{\theta_r}^{\theta_f} \sqrt{r^2 \cos^2 \theta + y^2} \cdot \tau_r \cos \theta d\theta dy$$

ここで、 y は車輪幅方向の距離、 τ_r は車輪接地領域におけるせん断応力であり、車輪荷重、土壌に依存する。この式に基づくと、最大の負荷トルクは 2.2 Nm (50%のマージン含) となった。操舵速度を 15deg/sec と想定し、この解析によって、操舵モータ容量は、3.0 W と見積もりことができる。

アクチュエータの候補として、Maxon モータの RE シリーズ、高減速用ギアとしてハーモニックドライブを想定した場合の設計表を表 3.4.2 にまとめる。

走行システムのサスペンションとしては、受動機構ながら高い走行性能を有するロッカー・ボギーサスペンション[7]、あるいは、展開用アクチュエータを用いてアクティブに重心位置を上下させる機構などが考えられる。本稿では、車輪型ローバを想定しているが、従来の剛性車輪よりも走破性能の高い弾性車輪やインフレタブル車輪も検討している。

Table 3.4.2 Rover Motor Breakdown

		Driving Motor		Steering Motor	
Maxon motor	unit	RE13	Required	RE13	Required
Power	watt	4.5	2.00	3	0.59
Nominal speed	rpm	11900		10200	
Nominal torque	mNm	3.95		2.45	
Torque constant	mNm/A	8.11		8.42	
Efficiency	-	0.78		0.67	
Maxon gear head		GP16A		GP13A	
Gear ratio	-	84		26	
Nominal speed	rpm	141.67		392.31	
Nominal speed	rad/sec	14.84		41.08	
Efficiency	-	0.79		0.83	
Nominal torque	Nm	0.20		0.04	
Harmonic Drive					
Gear ratio	-	50		100	
Nominal speed	rpm	2.83	3.06	3.92	2.50
Nominal speed	rad/sec	0.30	0.32	0.41	0.26
Efficiency	-	0.85		0.85	
Current required	A	0.27		0.15	
Nominal torque	Nm	8.69	6.25	3.01	2.26

電源系検討

電源系の検討については、搭載バッテリーのサイズ、および太陽電池パネル（以下、SAP）の必要面積について解析する。本節末に添付するローバ運用プロファイルに基づく、横軸をローカルタイム、縦軸をローバシステムの消費電力量およびSAPによる発電量（ $L_s=331\text{deg}, 20\text{deg}$ ）として図 3.4.3 に示すような電力プロファイルを描くことが出来る。同図より、 L_s によって太陽電池パネルによる発電量が異なることが分かる。さらに、表 3.4.3 に示すようにローバの各運用モードでの消費電力を見積もることができる。

<バッテリーサイジング>

太陽高度の低い時間帯および夜間は、太陽電池パネルによって十分な発電をすることができないため、搭載バッテリーによってローバを稼働しなければならない。太陽電池パネルによる発電量がローバシステム電力量を下回っている時間は、おおよそ 15.1 時間と程度であり、（同時時間帯の運用モードを Sleep モードと呼ぶことにする）、同モードにおいては、OBC および電源制御部、ヒータのみを稼働させる。Sleep モードでの総消費電力量は 210.6Wh であり、この電力量をバッテリーによって賄う必要がある。現時点（2013 年 7 月末）では、SUS ラミネートバッテリー（エネルギー密度：90 Wh/kg）を想定し、重量を 2.34 kg 程度と見積もった。

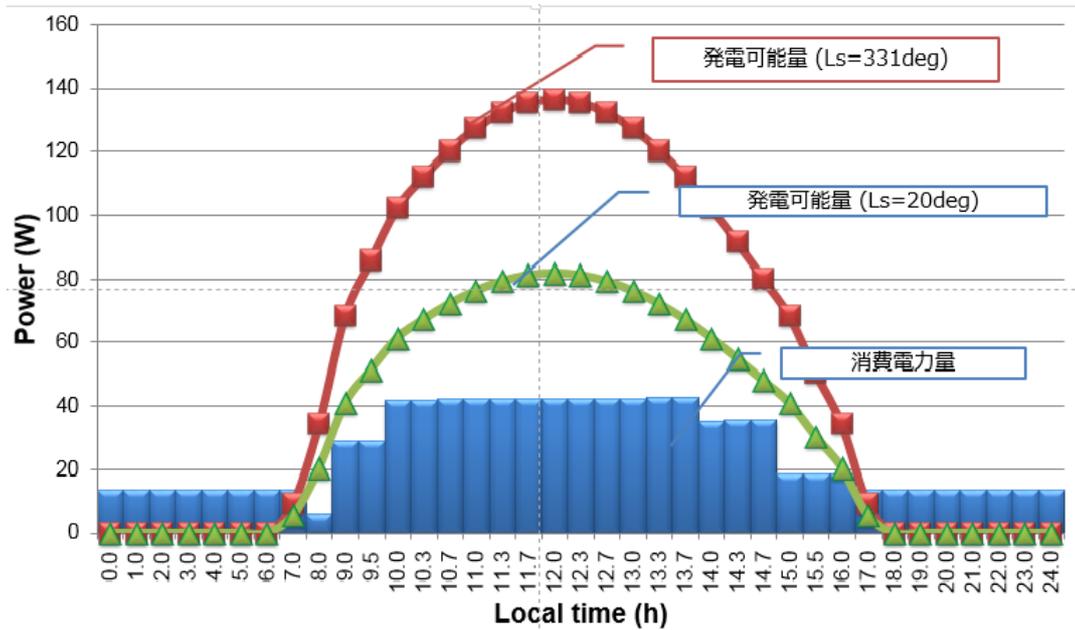


Fig. 3.4.3 Power management profile of the MELOS rover

Table 3.4.3 Power consumption estimates in 1 Martian day

Mode	Sleep	Stand-by	Science and Comms. (Tx)	Stand-by	Sleep
Power consumption (Wh)	108.0	42.50	205.10	37.00	102.60
Duration	0~8	8~10	10~15	15~17	17~24.6
Hour	7.5	2.5	5.0	2.0	7.6

<太陽電池パネル面積サイジング>

表 3.4.3 および本節末の添付資料より，SAP による発電量がローバの運用電力を上回っている時間を 1 火星日あたり 9 時間と仮定すると，SAP による必要な発電容量は，各運用モードにおける消費電力量とバッテリー再充電のための電力量の総和となる．すなわち，

$$108.0 + 42.5 + 205.10 + 37.0 + 102.6 = 495 \text{ Wh}$$

火星表面での SAP による発電可能量については，太陽・火星間経度（Orbital Longitude，以下 Ls），着陸緯度，火星大気中のダスト（光学的深度）によって大きく異なる．Crisp ら[3]は，火星緯度 ± 90 度，Ls が 0 度から 360 度（1 火星年）における 1 火星日当たりの SAP 発電可能量を，光学的深度の違いに基づいて推算できる理論モデルを提案した．GaAs/Ge の太陽電池セル（効率約 18%）を用いた場合の発電可能量の一例を図 3.4.3 に示す．

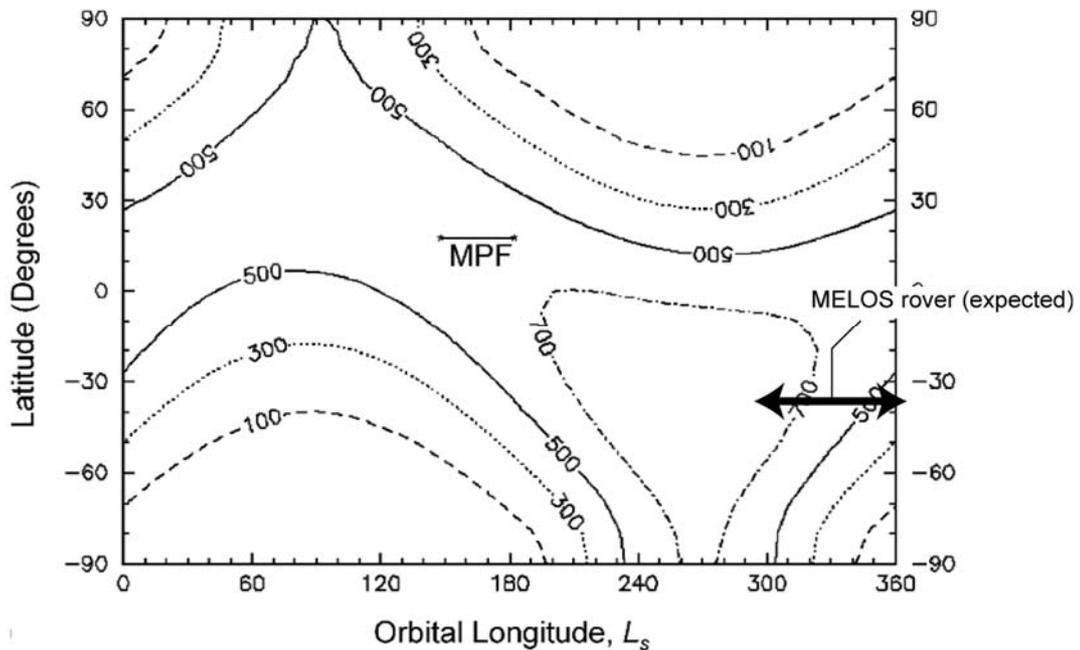


Fig.3.4.4 The diurnally integrated maximum power from GaAs/Ge solar cells [3]

MELOS における着陸候補地点は南緯 40 度を想定しており、2018 年打ち上げの場合、火星到達時期は $L_s=331$ 度となる。よって、Crisp らのモデルに基づく、同期間内の SAP による発電可能量は $500 \sim 700 \text{ Wh/m}^2/\text{sol}$ (GaAs/Ge セル) と見積もることができる。MELOS のローバでは、より効率の良い Multi Junction (EOL 効率 30%) を用いることとする。

NASA のマーズパスファインダー計画や Mars Exploration Rover において、SAP による発電の障害となったものが、SAP へのダストの降積である。Edmondson ら[4]によると、90 火星日の間にダストの降積によって、太陽電池発電量が約 10% 弱低下したという報告がなされている (図 3.4.4)。よって、MELOS ローバ運用期間中のダスト降積による損失も 10% 程度と仮定する。

以上より、1 火星日当たりの MELOS ローバの SAP 発電可能量は、 $L_s=331$ 度において約 $750 \text{ Wh/m}^2/\text{sol}$ 、 $L_s=20$ 度 (着陸後 90 sol 経過) において約 $450 \text{ Wh/m}^2/\text{sol}$ と推定され、必要となる SAP 面積は、 $495 \div 450 = 1.10 \text{ m}^2$ と見積もることができる。

SAP から発電されるバス電圧は、32V を想定しており、Edmondson ら[5]において報告されている太陽電池セルと同等のものを使用すると仮定すると、開放電圧は単セルあたり、2.3~2.5V 程度であり、短絡電流密度は 16 mA/cm^2 である。これより、1 パネルあたり 14 セルが必要となる。また、SAP による最大発生電力は 140W であるため、4.34A 程度の電流が流れる。

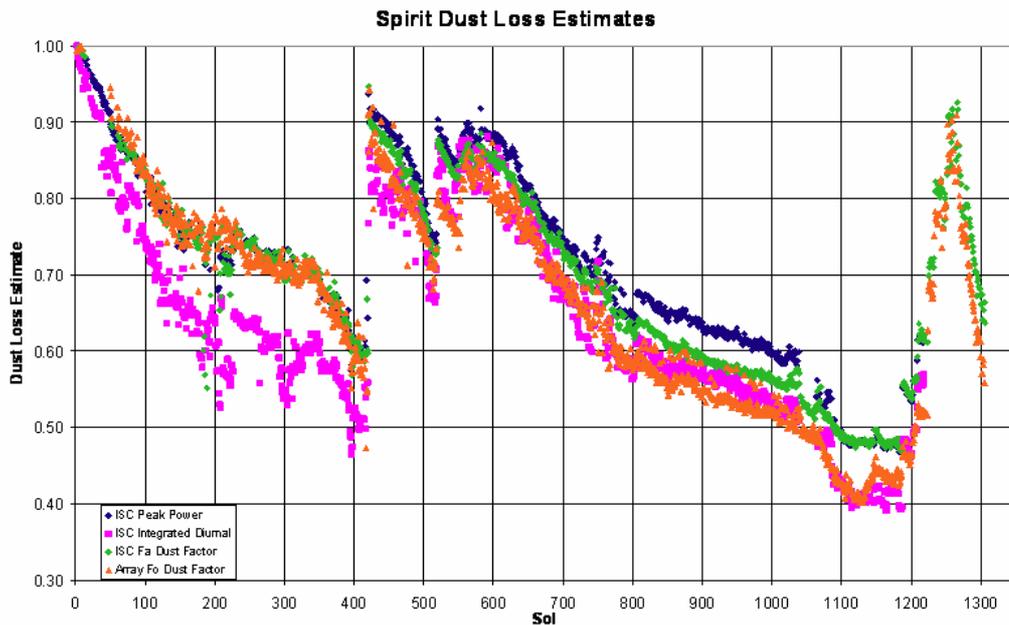


Fig.3.4.5 Opportunity dust loss estimates [4]

通信系検討

ローバと地球との通信経路は、主回線として UHF 帯による火星軌道周回衛星経由での通信、副回線として X 帯による直接通信の 2 系統を想定する。

UHF 帯については、米国の火星周回衛星やローバにも搭載[6]しているため、MELOS における通信経路を相互補完できる可能性がある。主回線の通信レートは 8 ~ 32 kbps 程度とする。また、X 帯のアンテナについては、ハイゲインアンテナは重量制限の観点から搭載を不可とし、ローゲインアンテナのみによる通信とする。通信レートは最大でも 8 bps 程度となるため、X 帯通信は Contingency 用のバックアップ回線として位置付ける。

主回線を利用した通信を行ううえで、ローバと周回機との通信可視時間の見積もりが必要となる。周回機の初期軌道を遠火点 30Rm (周期は 4 火星日) の楕円軌道を仮定³した場合の通信可視時間を解析したものを図 3.4.5 に示す。同図において、周回機からローバへの可視時間は細線により示される。周回機が初期軌道に滞在する期間においては、1 火星日あたり概ね平均 10 時間程度の可視時間が期待できる。しかし、ローバの通信機器を稼働できる時間は、電力収支により約 5 時間程度に制限されている。以上より、図中太線で示すように、実際の通信可視時間は 120 火星日の期間においては、おおよそ 225 時間の通信可能時間を確保できることが分かった。なお、詳細な通信回路設計は、2013 年 7 月末時点から着手している。

³必ずしも、リレー衛星は楕円軌道である必要はない。ここで示す結果は、MELOS-WG において、当初想定していた「オービタ・ランダのシナジー」において検討した内容である。

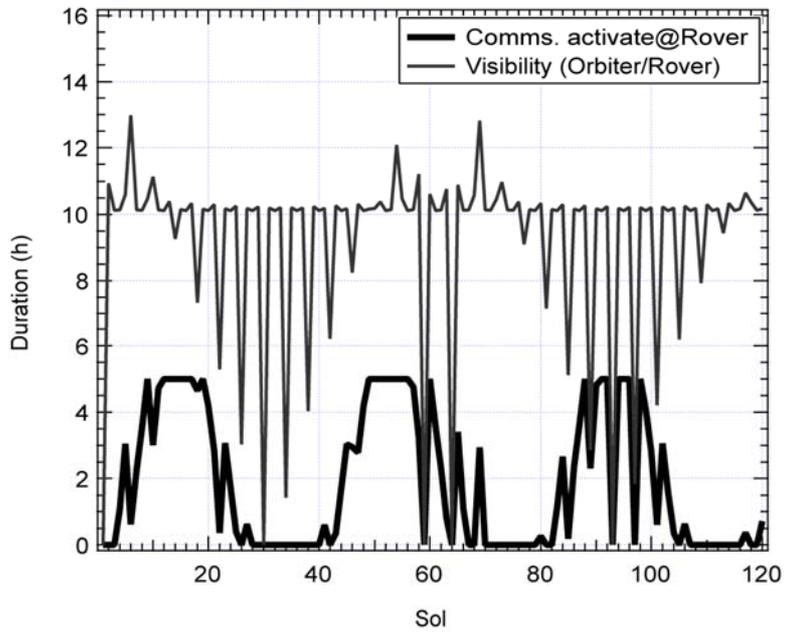


Fig.3.4.6 Communication visibility between a Mars orbiter and rover

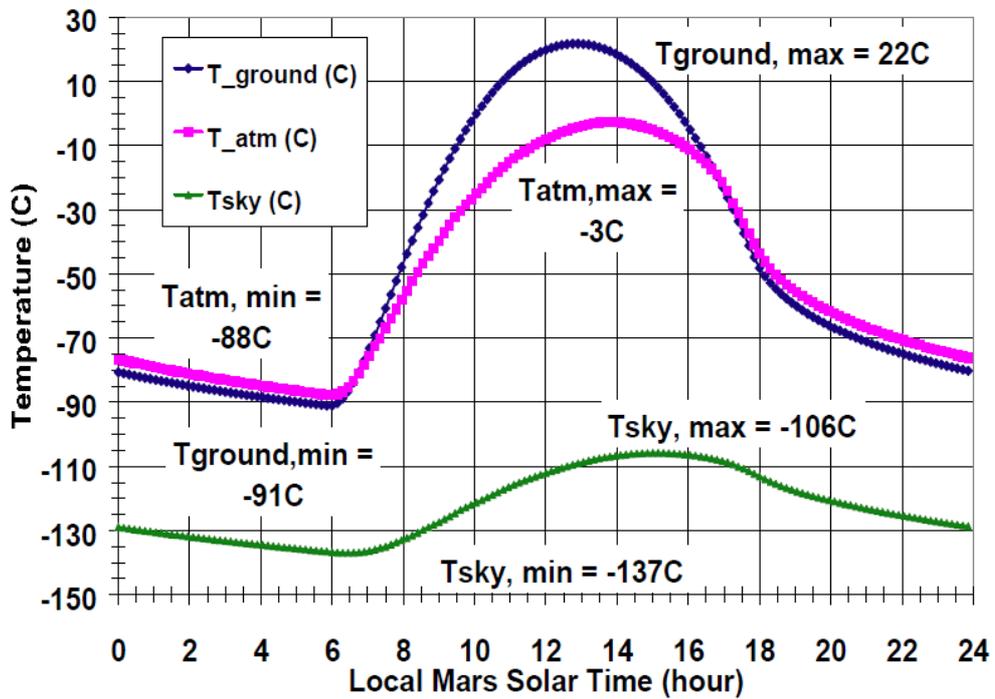


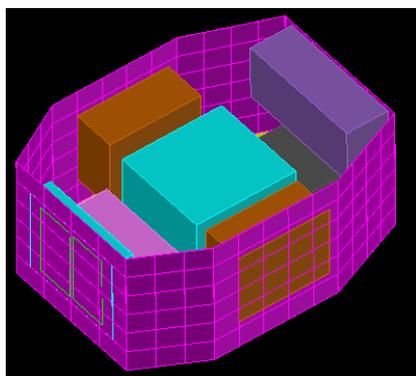
Fig.3.4.7 MER Surface Hot Environment Temperatures [8]

熱制御系検討

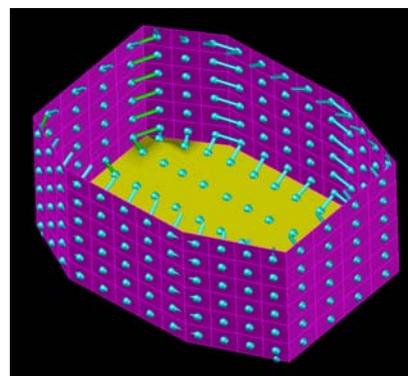
参考文献[8]によると、火星表面の温度は、1火星日の間に摂氏マイナス 91°Cからプラス 22°Cまで変動する（図 3.4.6）。気温が最も高くなる条件としては、風速が 0 m/s、着陸地点の季節として夏の時期かつ太陽高度が最も高くなる時間帯である。さらに、通信機器を ON にした状態が最も機器発熱が大きくなると推測され、ローバ本体内部の温度が上昇すると考えられる。一方、最低気温の条件としては、冬の季節かつ夜間に風速 20 m/s 程度の強風が吹く場合である。

搭載機器の動作温度を $\pm 40^{\circ}\text{C}$ 内と仮定し、ローバ本体内部温度をこの範囲内に抑えるため、昼間の発熱は受動的な熱制御であるヒートパイプを通して、火星表面の空気の対流を利用して太陽光の当たらない本体下部から放熱する。夜間はヒータにより保温することを考える。SAP は温度変動が最も大きくなる部分であるが、火星の温度環境であれば SAP の保証温度範囲内に収まると想定される。また、車輪の駆動モータなど外部に暴露している部分については、宇宙仕様のモータとして、保存温度はマイナス 110°Cからプラス 50°Cのものがあり、動作温度は約 $\pm 50^{\circ}\text{C}$ 内である。よって、昼間のモータ駆動時の発熱は熱放射で対応可能である。さらに、モータ周囲に温度センサを付け、カットオフ電流の閾値を温度によって変動するように制御する。夜期間あるいは低温時に稼働させる場合は、始動ヒータが必要となる。

本提案書では、まず 2013 年 7 月末までの熱解析結果を概説する。図 3.4.7 に示すように、主構体パネルの構造や内部機器配置まで含めてモデル化し、動作温度範囲の異なる機器の配置方法と熱制御方針に関して議論する。輻射計算に影響する SAP はモデル化するが、車輪やマストは無視した。また、SAP は表裏両面で、輻射/対流の両方で熱交換を行うこととし、構体とは現状では輻射のみで結合（伝導無し）とした。構体パネルは Surface でモデル化し、15mm 厚のハニカムパネル相当の熱容量と面内熱伝導率を設定した。構体パネル間は Node-to-Node コンダクタで接続し、BAT 搭載パネル（前方）のみ他パネルと断熱結合（ $10\text{W}/\text{m}^2 \cdot \text{K}$ 相当）とした。それ以外は SDS-4 要素試験結果を反映し $150\text{W}/\text{m}^2 \cdot \text{K}$ 相当と仮定する。図 3.4.8 に 1 次検討結果を示す。HotCase の条件は、太陽光強度が $600\text{W}/\text{m}^2$ 、風速 1m/s、ヒータは OFF、PCU ロスを 10%、ColdCase は、太陽光強度が $100\text{W}/\text{m}^2$ 、風速 20 m/s、ヒータは ON、PCU ロスを 5%と設定した。いずれの場合でも、ローバ本体内部が仕様値以内に収まっていることが分かる。



(a) Component allocation



(b) Thermal node configuration

Fig.3.4.8 MELOS Rover Thermal Model

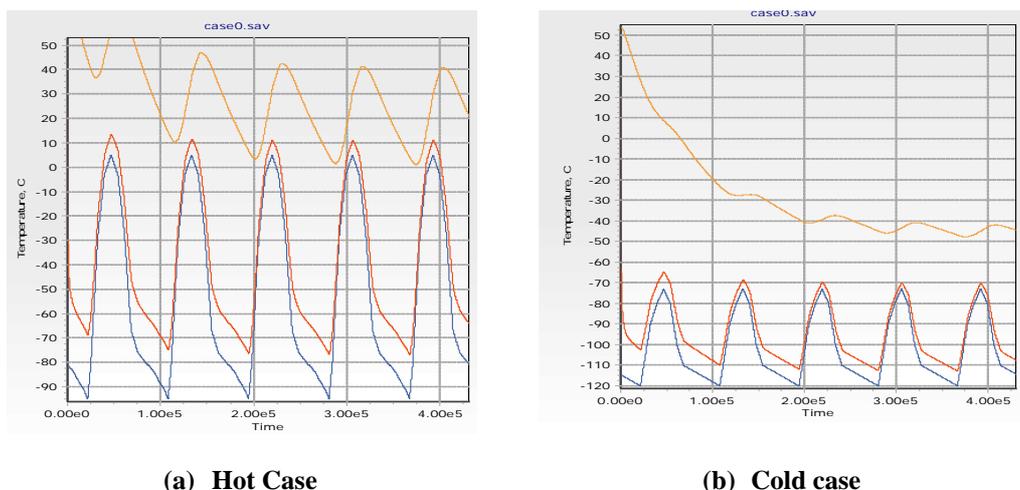


Fig.3.4.9 MELOS Rover Thermal Analysis Result

長距離走行検討

<長距離走行戦略>

これまで述べたように、MELOS ローバは、おおよそ最大数 km の走行が求められる。さらに地球・火星間の通信遅延を考慮すると、ローバの遠隔操縦は非現実的であり、ローバによる自律移動が必要である。

これまでの火星探査ローバは図 3.4.1 に示すように、大型のローバを比較的遅い速度で長期間運用することによって、長距離移動を達成している。しかしながら、MELOS ローバは約 60 kg と小型であるため熱容量が極めて小さく、長期間に渡る運用をした場合、火星の激しい熱サイクルによって搭載機器の著しい劣化が懸念される。また長期間運用では、太陽・火星間経度も変化し、SAP による発電量が推移することから、電力収支が困難になると予想される。そこで MELOS ローバでは、1 火星日あたりの移動距離を向上することによって、短い運用期間であっても、サイエンスミッションの要求を満たす長距離の移動を実現することを目指す。

1 火星日あたりのローバの運用プロファイルを図 3.4.10 に示す。同図において各タスクは以下の通りである。

- Task 1: ローバからの画像および地形情報を地上局にて受信する。
- Task 2: 同情報に基づいて、地上局にて移動目的地を決定する。
- Task 3: 目的地への移動コマンドをローバへ送信する。
- Task 4: ローバは目的地までの自律移動（環境認識、経路計画、航法誘導）を行う。
- Task 5: 指定の目的地に到着次第、ローバは地上局へ画像・地形情報を再度送信する。

1 火星日あたりにローバ送信機を稼働できる時間は、電力収支が確約できる昼前後のおおよそ 5 時間程度であり、その時間内にタスク 1 から 5 を繰り返すことによってローバの移動を行う。タスク 1, 3, 5 については、地球・火星間の距離に依存する通信時間であり、これはコントロールすることが出来ない。タスク 2 は地上局オペレータによって調節が可能であるが、タスク 4 のローバの自律移動時間内に出来るだけ遠くへ移動することが、1 火星日の走行距離を向上させるうえで最も肝要であると考えられる。

1 火星日の移動距離を向上する戦略として、ローバの走行速度を上げることが考えられるが、これはモータ容量の増加につながり、電源系への負荷が大きくなるため、非現実的である。Mars Exploration Rover の事例[9]によると、自律移動を行う際に時間のかかるタスクとして、搭載カメラによる環境認識が挙げられる。そこで、MELOS ローバでは、この環境認識および自律処理を高速化することを目指す。従来はステレオカメラによって地形形状の取得を行っていたが、MELOS ローバでは、レーザ距離計（Flash LIDAR など）を用いることによって、処理系の負担を減らし、環境認識の高速化を実現する。これにより、移動速度は秒速数 cm 程度ではあるが、走行距離の向上は可能であると考えられる。

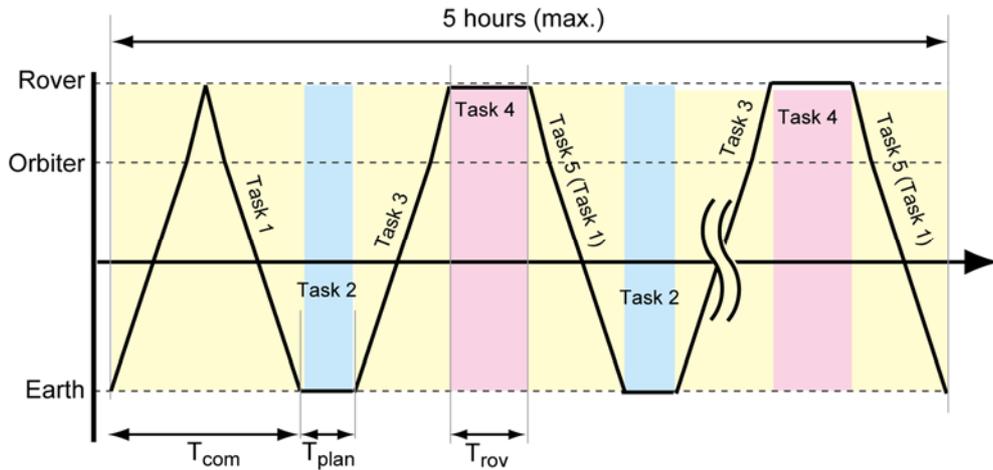


Fig.3.4.10 Rover operation profile in one Martian day

<1 火星日当たりの走行可能距離検討>

図 3.4.10 における T_{com} を通信時間とデータ伝送時間の和、 T_{plan} を地上局における目的地選定時間、 T_{rov} をローバの自律移動時間とする。 T_{rov} は、ローバの現在地から目的地到達までの時間であるが、目的地までの走行距離は環境認識センサの見通し距離（Look ahead distance, 以下、 d_{look} ）をローバの移動速度で割ったものとして定義する。

電源系検討、通信系検討において議論したように、制約条件として、(a) 1 火星日当たりのデータ送信可能時間（タスク 1 にかかる総時間）は最大でも 45 分、(b) 1 火星日当たりの移動のための運用可能時間は 5 時間、(c) モータを駆動させて実際に移動する時間は 1.5 時間である。また、地形情報に必要なデータサイズはこれまでの実証実験[10]より、1600 kbit 程度であると仮定すると、ローバ・周回機、周回機・地上局の通信レートがそれぞれ 8 kbps であった場合、データ伝送にかかる通信時間はおよそ 7 分となる。すなわち、制約(a) より 1 火星日あたりに目的地をアップデートできる最大の回数 n_{wp} は、 $45 \div 7 \approx 6$ 回/日となる。

次に制約(b)、(c) より、1 火星日当たりの走行可能距離 D は次の式によって算出できる。

$$D = n_{wp} d_{look},$$

$$(a) n_{wp} \leq 45 \div 7 (\approx 6)$$

$$(b) n_{wp} (T_{com} + T_{plan} + T_{rov}) < 5 \text{ hours}$$

$$(c) n_{wp} d_{look} / v < 1.5 \text{ hours}$$

本検討では、 $T_{com}+T_{plan}$ を 20 分から 50 分まで変化させ、さらに、 d_{look} を 5 m から 15 m、移動速度 v を 0.01 m/s から 0.05 m/s まで変化させた場合の、1 火星日当たりの走行可能距離を推算した。図 3.4.11 にその解析結果を示す。各マークは、 d_{look} が、5 m、10 m、15 m のときのものである。同型のマークで距離データが異なるものは、移動速度の違いである。

同図より、まず、 d_{look} が増加すると走行距離も長くなることが分かる。また、通信時間遅れが長くなると、移動速度を早くしても走行可能な距離に大きな変化は見られなかった。最も時間遅れが長く見通し距離が短いケースで 1 日当たりの走行距離が 25 m、時間遅れが最短かつ見通し距離が長い場合、1 日当たり 90 m の走行が可能であることが分かった。

以上より、長距離移動のためには、ローバの移動速度の向上や時間遅れ対策よりも、搭載センサの見通し距離を伸ばし、自律処理性能を高めることが必要であると推察できる。

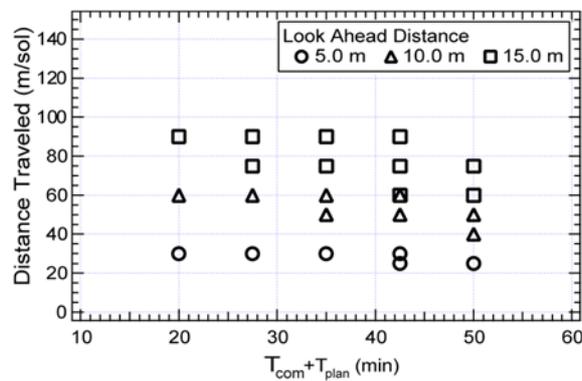


Fig.3.4.11 Rover traversable distance in one Martian day

3.4.5 ローバの重量配分

2013 年 7 月末時点での MELOS ローバの重量配分を表 3.4.3 にまとめる。各コンポーネントの重量は、SDS シリーズにおいて開発された機器、宇宙実績のあるもの、あるいは仕様が類似相当のものから推定した。

Table 3.4.3 Rover Component Breakdown

構成部品	台数	重量 (kg)	
		1台あたり	小計
サイエンス観測機器			
観測機器	1	6.20	6.20
アーム	1	1.20	1.20
走行系			
車輪+操舵機構	6	1.25	7.50
サスペンション	2	1.50	3.00
構造系			
本体+マスト	1	10.00	10.00
通信系			
UHF+アンテナ	1	4.00	4.00
X トラポン+アンテナ	1	4.50	4.50
電源系			
バッテリー	1	2.50	2.50
太陽電池	1	2.50	2.50
電源制御機器	1	2.00	2.00
処理系			
OBC (Cand.1)	0	1.00	0.00
OBC (Cand.2)	0	1.00	0.00
OBC (Cand.3)	2	2.00	4.00
データレコーダ	0	0.50	0.00
航法誘導系			
カメラ	6	0.25	1.50
IMU+太陽センサ	1	0.20	0.20
LRF (TBD)	0	0.20	0.00
熱制御系			
ヒータ制御機器+MLI等	1	4.00	4.00
マージン	1	5.31	5.31
		合計	58.4

3.4.6 ローバテストベッド実証試験概要

探査ローバテストベッド（図 3.4.12）を用いたフィールド試験を実施しており，特に不整地走行システムに関する研究開発，自律移動システムのコア技術である環境認識センサ，経路計画アルゴリズム，航法誘導制御技術などを開発し，地上試験において評価検討している．詳細は参考文献[11]-[13]を参照されたい．上記のローバ研究開発および実証試験結果の一例として，不整地試験フィールドにおいて，長距離の半自律走行を達成している（図 3.4.13）．

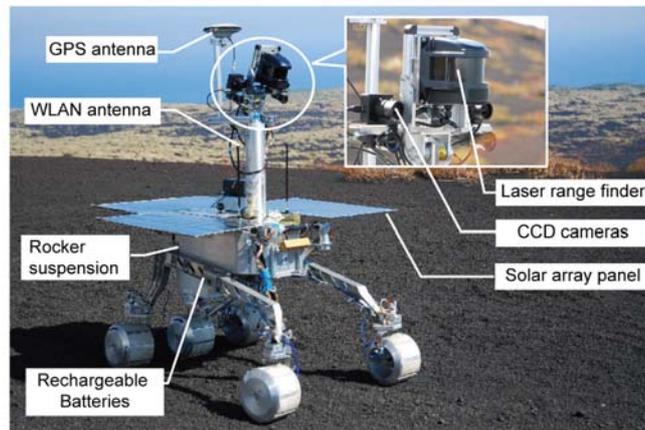


Fig.3.4.12Rover test bed

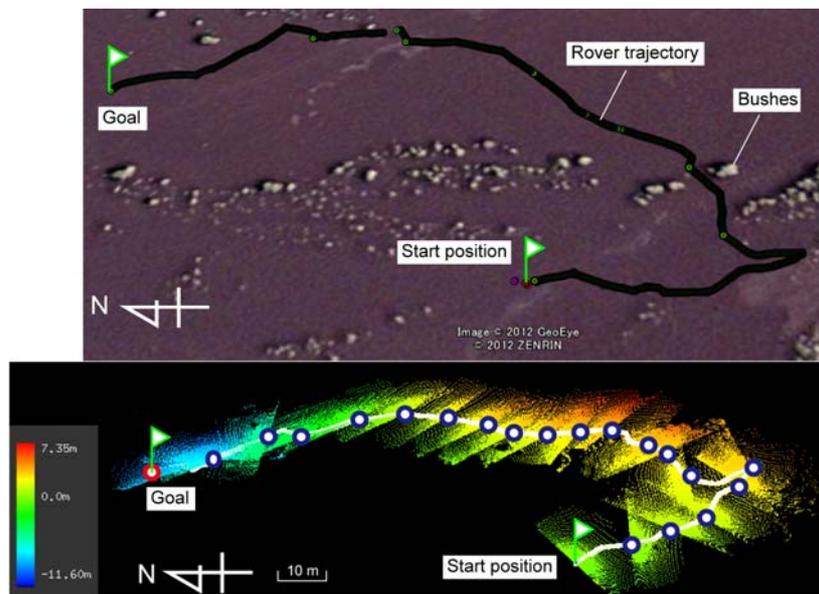


Fig.3.4.13Long-range navigation: The upper figure shows an overview of the rover trajectory, plotted on Google Earth. The circles on the path depict the intermediate goals.

3.4.7 日本における月ローバと火星ローバの共有技術と固有技術

月ローバと火星ローバの共有項を見出すことができれば、月惑星探査ローバとしての技術開発が円滑になるとともに、MELOS ローバの開発にあたっては、開発費の抑制が期待できる。そこで本提案書においては、月ローバと火星ローバについて工学技術の観点から比較を実施し、双方のローバにおいて共有できる技術、もしくは個別に開発すべき技術を明確にする。

<月・火星の環境>

表 3.4.4 に月と火星に関する環境の一覧をまとめた。同表から明らかなように、月面では熱的条件が厳しい一方、火星では、電力収支、通信条件が厳しいことが分かる。各項目がサブシステムへ与えるインパクトを考えると、

- 表面温度，大気圧：熱制御系，電源系へ影響する。
- 走行地盤，重力：走行系へ影響する。
- 通信遅れ，光学環境：処理系，通信系へ影響する。

ということが分かる。

Table 3.4.4 Lunar vs. Mars Environments

	月	火星
表面温度	最高温度：110～120℃ 最低温度：-170～-160℃ (2週間ごと)	-110～50℃ (24.6時間周期@赤道)
大気圧	$10^{-12} \sim 10^{-15}$ atm	0.0075 atm
日射量	1300 W/m ² (赤道付近)	150～200 W/m ² (赤道付近)
走行地盤	レゴリス (粘着力大)	レゴリス (粘着力小～中)
重力	1/6G	1/3G
通信遅れ (往復)	数秒	8～40分
光学環境	明暗差が顕著(影内は不可視)	回折光あり

<月・火星ローバ技術の整理>

各サブシステムレベルについて、月・火星ローバそれぞれの固有技術・共有技術についていかにまとめる。

走行系

まずアクチュエータについて、月面は温度環境が激しいため、高温においてはモータ内部の磁石が消磁してしまうため、磁石そのものの選定、巻線などを考慮した耐高温のアクチュエータ開発が必須である。一方、火星の温度環境は月面に比べると穏やかであり、また過去の米国のローバによって、既に地上用モータの潤滑剤の変更などにより火星環境においても長期間動作することが実証されている。

走行システム設計(サスペンション、車輪またはクローラなど)について、不整地走行解析アプローチ(土質力学、テラメカニクス)、駆動・操舵といった走行制御は共通だが、走行環境に特化した個別の最適化設計が必要である。

以上より、走行系については、解析原理は共有できるが、ミッション環境個別の最適化設計が必要であり、同じ天体であってもターゲットとする走行環境が異なれば、走行系の設計思想は異なる。（例：急斜面用の走行システム ≠ 長距離走行システム）。アクチュエータに関しては、月火星ともに個別の技術により実現可能であると言える

電源系

電源系を構成する基本要素として、バッテリー、太陽電池パネル（SAP）、電源制御部について考える。

バッテリーの充放電レートについては、月面は28日で1周期であるが、火星では、24.6時間で1周期であるため、充放電レートが全く異なる。SAPについては、月面では太陽光が大気に吸収されることがないため従来のSAPセルを使用することができるが、火星では大気によって特定の太陽光波長が減衰するため、火星大気に特化したSAPセルの開発が必要となる。電源制御部に関しても、月面では運用中の太陽光強度は安定しており電力収支が成立し易いが、火星では発電可能時間が1火星日当たりおおよそ9時間であり、この時間内に運用電力を賄いつつバッテリーへの充電も実施する必要がある。さらに大気の可視度（ダストによる）によっても発電量が異なってしまう。

電源系に関しては、以上より、月面・火星ともに、固有の技術が必要であるといえる。

熱制御系

上述のように月面の温度環境が厳しいため、優れた断熱・放熱技術が必要となり、また放熱面の設計（宇宙空間側へ放熱）も十分に考慮する必要がある。一方、火星ではCarbon Blackによる断熱、火星大気を利用したGas Void Methodなどが開発されている。熱解析モデルについて考えると、大気の有無によって、月・火星個別の解析モデルの構築が必要ではあるが、放熱・断熱技術に関しては、月面ローバから火星ローバへの技術援用が可能であると考えられる。

通信系

地球・月の通信は高レート（1kbps）が達成可能と言われており、Deep Space Network を利用することによって、24時間の運用が可能である。またローバ搭載アンテナも概ね無指向でも通信が可能である。地球・火星との直接通信は、それぞれの自転周期によって通信可視時間が制限され、さらに無指向性アンテナをローバに搭載した場合は非常に低レートな通信しか望めない。指向性アンテナを搭載した場合は高精度でのアンテナ指向が要求されるため、これまでの火星ローバでは、火星軌道上の周回衛星をリレー衛星として活用した通信経路を主としている。

以上より、通信系に関しては、月火星ローバの通信バスシステムは共通化されることが望ましいが、主回線の周波数帯が異なるため通信設計コンセプトは根本的に異なってしまう。

処理系

ソフトウェアレベルにおいては、月面ローバは地球からの遠隔操作が主となるため、自律移動のための高機能ソフトウェアの実装は不必要である。一方、火星では通信遅れの観点から優れた自律移動技術が必要である。この点に関しては移動ロボットの分野において盛んに研究がなされており、地上技術の応用が可能と期待できる。

ハードウェアについては、自律処理の有無により要求される CPU スペックが月・火星によって大きく異なる。米国の MER は、CPU 速度の遅さから、実際に走行システムが出力できる速度よりも大幅に減速させて運用を行っていた。MSL では、カメラ処理部を全て FPGA によって処理することによって、走行系仕様と同等の移動速度を実現できている。

環境認識センサについては、1 回の通信送受信による移動距離を長くしたい（本節 3.4.4 参照）ため、より遠方まで見通し距離のあるセンサが必須となる。

以上より、処理系については、火星ローバ個別に開発されるべき技術が多数あるが、その一部（ソフトウェア開発）は地上技術の応用が可能である。

月・火星ローバ技術のまとめ

月・火星ローバについて共有技術が認められたものは以下の通りである。

- 走行システムの解析原理
- 熱制御における断熱・放熱技術（ただし、解析モデルは大気の有無により個別要素）

以上より、火星ローバについて個別に開発すべき課題がいくつかある。現在、MELOS ローバを検討するうえで、これらの課題について、どのように対処するかを次節にまとめる。

3.4.8 MELOS ローバに関する開発状況と今後の対策（まとめに代えて）

本節では、MELOS における表面移動探査ローバの工学的検討について言及した。ローバを用いたミッション構成とシナリオについて紹介し、ローバの各サブシステムである走行系、電源系、通信系、熱制御系についての検討状況について述べた。以下に、3.4.7 節を受けて、火星ローバ一般における個別開発技術と、MELOS ローバにおける開発状況ならびに対応策をまとめる。

走行系について、火星模擬土壌パラメータを用いた数値解析によって、必要なアクチュエータの容量を算出している。またサスペンションについても、3.4.6 節において紹介したフィールド試験により実証・評価を行っている。

電源系については、火星表面における発電可能量のモデルを用いるとともに、ダストによる光学的深度の影響、ダストの降積による発電効率低下などを加味した解析を行った。2013 年 7 月末時点において、火星温度環境・充放電サイクルを想定したバッテリーの充放電試験に着手中である。また火星表面での太陽スペクトルに特化したセルを開発しており、年度内に試験に取り組む予定である。

通信系解析では、地球・火星ローバ間の通信は周回機経由で行うため、周回機の軌道とローバとの位置関係に基づいて、通信可視時間の解析を実施したが、通信回路設計、アンテナサイ

ジングなどの詳細検討を今後行う必要がある。2013年7月末時点において、通信グループとのキックオフ会合が設けられ、今後の詳細な通信解析を実施していく予定である。

熱制御系については、火星大気モデルを考慮した1次検討に着手しており、今後、ローバ走行部、マスト部、ミッション/バス機器などをモデルに含め、熱リークを考慮した詳細モデルによる熱解析を実施する。

ローバ処理系に関しては、既に自律移動アルゴリズムの検討、一部実証を遂行しており、特に宇宙工学委員会のもとに設置されている STEPS-WG の自律移動探査分科会において、大学などをはじめ学術コミュニティとの協力によって、優れた自律移動アルゴリズムの開発に着手している。さらに、環境認識センサについても、距離画像デバイスを用いた小型低消費電力の環境認識センサの開発に2012年度より着手しており、フィールド試験、環境試験などを通して、TRLの向上を目指している。

参考文献

- [1] National Research Council, "NASA Space Technology Roadmaps and Priorities: Restoring NASA's Technological Edge and Paving the Way for a New Era in Space," The National Academies Press, 2012.
- [2] Wong, J. and Reece, A. : "Prediction of Rigid Wheel Performance Based on the Analysis of Soil-Wheel Stresses Part I, Performance of Driven Rigid Wheels," *J. of Terramechanics*, vol.4, pp. 81-98, 1967.
- [3] Crisp, D., Pathare, A., Ewell, R. : "The Performance of Gallium Arsenide/Germanium Solar Cells at the Martian Surface," *Acta Astronautica*, Vol. 54, pp. 83--101, 2002.
- [4] Edmondson, K., Fetzer, C., Karam, N., Stella, P., Mardesich, N., Mueller, R. : "Multijunction Solar Cells Optimized for the Mars Surface Solar Spectrum," 20th Space Photovoltaic Research and Technology (SPRAT), 2007.
- [5] Edmondson, K., et al. "Simulation of the Mars surface solar spectrum for optimized performance of triple-junction solar cells", *Proceedings of the 19th Space Photovoltaics Research and Technology Conference*, Cleveland, OH. Sept. 20-22, 2005.
- [6] Edwards, C., Jedrey, T., Schwartzbaum, E., DePaula, R., Dapore, M., Fischer, T. : "The Electra Proximity Link Payload for Mars Relay Telecommunications and Navigation," 54th International Astronautical Congress, 2003.
- [7] Bickler, D. : "Articulated Suspension System," US patent 4840394, published 1988-04-21, issued 1989-06-20.
- [8] Novak, K., Phillips, C., Sunada, E., Kinsella, G. : "Mars Exploration Rover Surface Mission Flight Thermal Performance," *Proc. of the 35th Int. Conf. on Environmental Systems*, 2005.
- [9] Maimone, M., Johnson, A., Cheng, Y., Willson, R., and Matthies, L. : "Autonomous Navigation Results from the Mars Exploration Rover (MER) Mission," 9th International Symposium on Experimental Robotics, Singapore. 2004.
- [10] Otsuki, M., Ishigami, G., Shimada, T., Takanashi, S., Ann, O., and Kubota, T. : "Experimental Study on Mobility and Navigation for Exploration Rover in Natural Rough Terrain," *Proc. of the 28th Int. Symp. on Space Technology and Science*, d-87p, 2011.
- [11] Ishigami, G., Otsuki, M., and Kubota, T. : "Path Planning and Navigation Framework for a Planetary Exploration Rover using a Laser Range Finder," *Proc. of the 8th Int. Conf. on Field and Service Robotics*, No. 47, 2012.

- [12]Ishigami, G., Otsuki, M., and Kubota, T.: "LIDAR-based Terrain Mapping and Navigation for Planetary Exploration Rover," Proc. of the 11th Int. Symp. on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space, 4c-4, 2012.
- [13]Ishigami, G., Otsuki, M., and Kubota, T.: "Range-dependent Terrain Mapping and Multipath Planning using Cylindrical Coordinates for a Planetary Exploration Rover," Journal of Field Robotics, Vol. 30, Issue 4, pp. 536--551, 2013.

付録：ローバ運用プロファイル

火星ローカルタイム		0-7	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18-24.6																
SAP発電量		Ls=331	0.0	9.1	34.1	68.1	85.8	102.2	111.9	120.3	127.1	132.1	135.2	136.3	135.2	132.1	127.1	120.3	111.9	102.2	91.4	80.0	68.1	50.5	34.1	9.1	0.0			
		Ls=20	0.0	5.5	20.4	40.9	51.5	61.3	67.1	72.2	76.3	79.3	81.1	81.8	81.1	79.3	76.3	72.2	67.1	61.3	54.9	48.0	40.9	30.3	20.4	5.5	0.0			
構成部品	Qty.	消費電力 (W)		オペレーションモード, 消費電力(W)																										
		1台	小計	Sleep			Stand-by			Science/Comms.												Stand-by			Sleep					
サイエンス機器																														
OBSRV	1	20.0	20.0			10.0	10.0	10.0	10.0	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0	20.0							
アーム	1	1.0	1.0			0.1	0.0	1.0	1.0																					
走行系																														
車輪+操舵機構	6	4.8	28.8																											
構造系																														
マスト操作	1	1.0	1.0			0.0	0.0	1.0	1.0																					
通信系																														
UHF	1	25.0	25.0			7.5	7.5	7.5	7.5	12.5	12.5	12.5	12.5	12.5	12.5	12.5	12.5	12.5	12.5	12.5	25.0	25.0	25.0	12.5	12.5	12.5				
Xトラポン	1	20.0	20.0																											
電源系																														
電源制御機器	1	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0	2.0		
処理系																														
OBC	2	4.0	8.0	4.0	4.0	4.0	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0	8.0	4.0	4.0		
航法誘導系																														
カメラ(+LRF)	6	2.0	12.0			1.2	1.2	12.0	12.0																					
IMU+太陽センサ	1	0.5	0.5			0.1	0.1	0.5	0.5												0.1	0.1	0.1	0.5	0.5					
熱制御系																														
ヒータ	1	7.5	7.5	7.5	0.0	7.5	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	7.5		
		合計		13.5	6.0	13.5	28.9	28.8	42.0	42.0	42.5	42.5	42.5	42.5	42.5	42.5	42.5	42.5	42.5	42.5	42.6	42.6	35.1	35.5	35.5	18.5	18.5	18.5	6.0	13.5
モード別消費電力量(Wh)				108.0			42.4			205.1												37.0			95.1					
電力収支		Ls=331	-13.5	3.1	20.6	39.2	57.0	60.2	69.9	77.8	84.6	89.6	92.7	93.8	92.7	89.6	84.6	77.7	69.3	67.1	55.9	44.5	49.6	32.0	15.6	3.1	-13.5			
		Ls=20	-13.5	-0.5	6.9	12.0	22.7	19.3	25.1	29.7	33.8	36.8	38.6	39.3	38.6	36.8	33.8	29.6	24.5	26.2	19.4	12.5	22.4	11.8	1.9	-0.5	-13.5			

3.5 火星飛行機

3.5.1 火星飛行機とは

火星には地球と同じように大気がある。大気の主成分は二酸化炭素であり、大気圧は 1kPa 程度もしくはそれ以下であるが、地球と同じように翼により揚力を発生させ、大気中を飛行することが可能である。地球上で使われている航空機には固定翼機（飛行機）、回転翼機、はばたき機などさまざまな形態があるが、信頼性及び長距離移動の観点から固定翼機を MELOS 1 着陸機に搭載することを検討している（これをここでは火星飛行機と呼ぶ）。この機体は質量 4.2kg 程度、機体長 2.0m 程度、翼幅 2.4m 程度の機体であり、300g 程度のペイロードを搭載し、数十キロの距離を飛行することが可能である。



図1 火星飛行機のイメージ図

3.5.2 火星飛行機による探査の意義

火星は多様性に富む天体であり、火星の全貌を明らかにするためには様々な場所の探査が必要である。しかしながら、現在の技術では着陸機が着陸できる地点は高度が低い平原に限定されており、たとえそれがローバであったとしても、探査できる地域は限られてしまう。実際、これまで多数の探査機が火星への着陸探査を行っているが、その範囲は高度が低い北半球の平原に限定されている。

火星飛行機は詳細な探査が可能な着陸機と広域な観測が可能なオービタの二つの従来型の探査方法の中間的な位置づけにある新しい形の探査機である。火星飛行機が実現できれば、これまでの探査方法では観測が出来なかったさまざまな観測が可能になる。たとえば、

- (1) 広域・詳細な残留磁場分布や鉱物分布の計測
- (2) 大気中の塵のサンプリング、風向風速分布の計測
- (3) 広域的なメタンや熱源の観測
- (4) ローバが近づくことが難しい岸壁などの観測
- (5) マリネリス峡谷などの着陸機が着陸することが難しい地域の観測

などが考えられる。機体の性能が向上していけば、ローバなどの輸送にも使える可能性がある。一緒に火星に向かう着陸機を上空から撮影したり、空中からの動画撮影ができればアウトリーチ的な価値も非常に高いであろう。また、太陽系には金星やタイタンなど大気を持つ惑星・衛星が多く、それらの飛行探査にもつながっていくと考えられる。

また、これまで、火星探査を行うための航空機（固定翼機、回転翼機、羽ばたき機）がアメリカを中心に精力的に研究開発がなされてきたが、これまでどの国も火星の飛行探査を実現できておらず、MELOS 1 において火星飛行機が実現できれば、地球以外の天体で飛行する世界初の航空

機であり、世界的に非常に強いインパクトを与え、JAXA、宇宙科学研究所、ひいては日本のプレゼンスを大きく向上させるものと考えられる。

3.5.3 MELOS 1 への搭載を検討している火星飛行機

MELOS1 への搭載を検討している火星飛行機は、300g の観測機器を搭載して約 100km の巡航飛行をし、主翼と尾翼を折りたたんだ状態で直径 1m の円錐形状内部に収まるという条件のもとで設計を行っている。機体の推進には電動モータを利用したプロペラを用いる。着陸のための装備は持たず、搭載バッテリーの電力が尽きた時点でミッションは終了となる。機体設計の最適化の結果（詳細は文献[1]に記載されている）、機体質量約 4.2kg、スパン長約 2.5m、機体長約 2.0m となった。最適な飛行速度は 60m/s で、このとき 100km を約 30 分間で飛行する。この機体の CAD 図面を図 2 に、機体諸元と質量内訳を表 1、表 2 にそれぞれ示す。

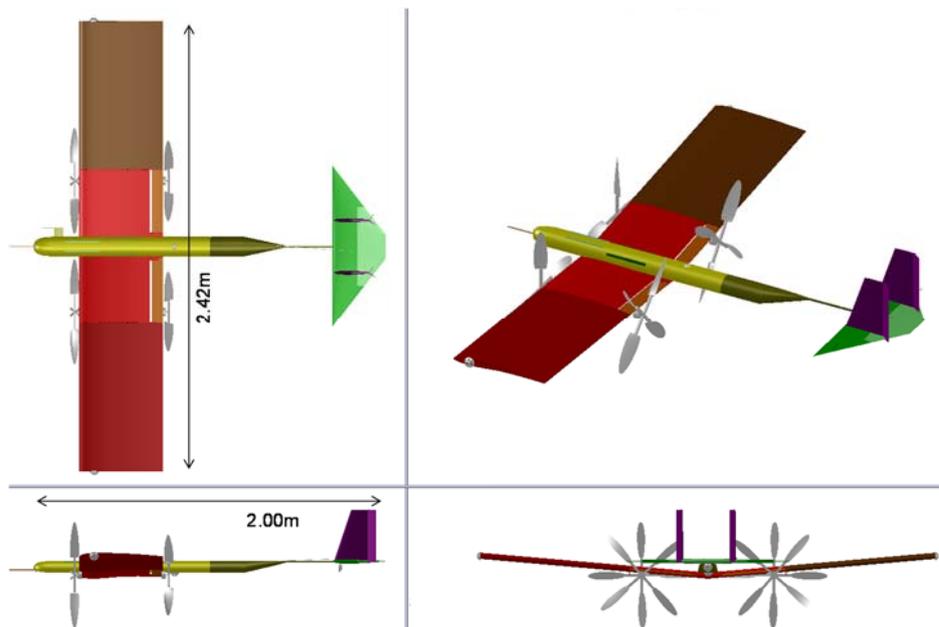


図 2 機体の CAD 図面

表 1 機体諸元

主翼スパン長	2.42(m)
主翼コード長	0.48(m)
主翼アスペクト比	5.11
主翼翼面積	1.15(m ²)
巡航速度	60.0(m/s)
機体重量	4.24(kg)
航続距離	95.4(km)
最小速度	54.0(m/s)
巡航レイノルズ数 (主翼コード長基準)	24700
主翼揚力係数	0.643
主翼抵抗係数	0.0439
主翼揚抗比	14.6
巡航迎角	6.79(deg.)
巡航推力	1.37(N)
最大推力	2.06(N)
トルク (1 発あたり)	0.113(Nm)
巡航パワー	132(W)
最大パワー	198(W)

プロペラブレード半径	0.318(m)
プロペラ回転数	46.3(rps)

表 2 質量内訳

大項目	小項目	質量 (kg)	質量 (%)
機体構造	主翼構造	0.658	15.5
	水平尾翼構造	0.047	1.1
	垂直尾翼構造	0.036	0.8
	胴体構造	0.141	3.3
推進系	プロペラ	0.206	4.9
	モータ	0.810	19.1
バッテリー		0.436	10.3
アビオニクス	ナビゲーション用コンピュータ	0.020	0.5
	カメラ(3つ)	0.070	1.7
	姿勢検出ユニット(6つ)	0.140	3.3
	観測データ処理用コンピュータ	0.020	0.5
	レーザー距離計	0.200	4.7
通信系	送信機	0.100	2.4
	ホイップアンテナ	0.150	3.5
	信号データ処理装置	0.100	2.4
駆動系	サーボモータ	0.100	2.4
科学観測装置	カメラ	0.150	3.5
	磁場観測装置	0.150	3.5
質量マージン		0.707	16.7
合計		4.241	100.0

消費電力については、推進用プロペラの電動モータの消費電力が 100W~200W で他の機器に比べて非常に大きく支配的である。バッテリーは現在開発中のステンレス箔ラミネートフィルム電槽 (3.7V,10Ah,118Wh/kg) を用いると仮定しており、このときのバッテリー質量は 0.436kg である。

3.5.4 火星大気エントリカプセルへの搭載方法とミッションシナリオ

現在、火星飛行機はバックシェルの上部のスペースに折りたたんだ状態で収納することを考えている (図 3)。火星飛行機の飛行開始方法については 3 つの案を検討している (図 4)。

- (A) 空中で機体をバックシェルから放出する。機体に働く空気力を使ってプロペラ、主翼、尾翼を展開し飛行を開始する (図 5)。
- (B) 着陸機を着陸させたスカイクレーンから空中で機体を射出する。
- (C) スカイクレーンが着陸後に、スカイクレーンから機体を射出する

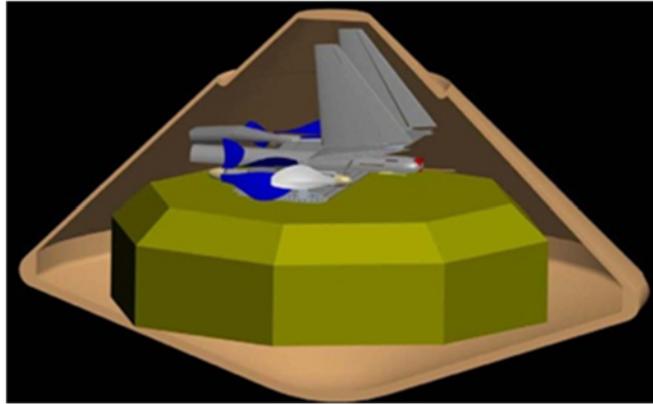


図3 火星飛行機の火星大気エントリカプセルへの収納

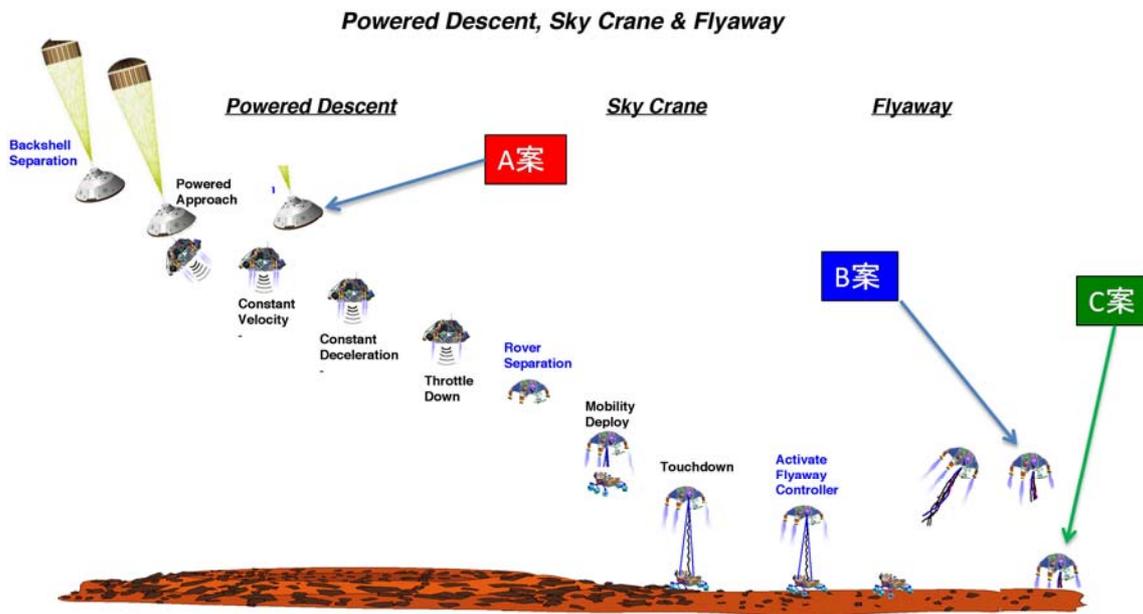


図4 飛行開始方法の検討

前述の通り、火星飛行機は着陸のための装置を持たず、搭載バッテリーの電力がなくなった時点でミッションを終了する予定である。そのため、飛行している約30分の間取得したデータを送る必要がある。機体を軽量化にしないという観点から、地球局にデータを送るのは非現実的である。また、MELOS1の周回機にデータを送ることも考えられるが、飛行中に周回機を可視できるのは初めの数分だけであり、すべてのデータを送ることは出来ない。着陸機についても、着陸直後に火星飛行機からの信号を受信することは難しいと考えられる。以上のことから、着陸機を着陸させるために使われるスカイクレーンを軟着陸させそのスカイクレーンに取得データを送信することを考えている。もしくは、バックシェルに最低限の通信システムを搭載することも考えられる。

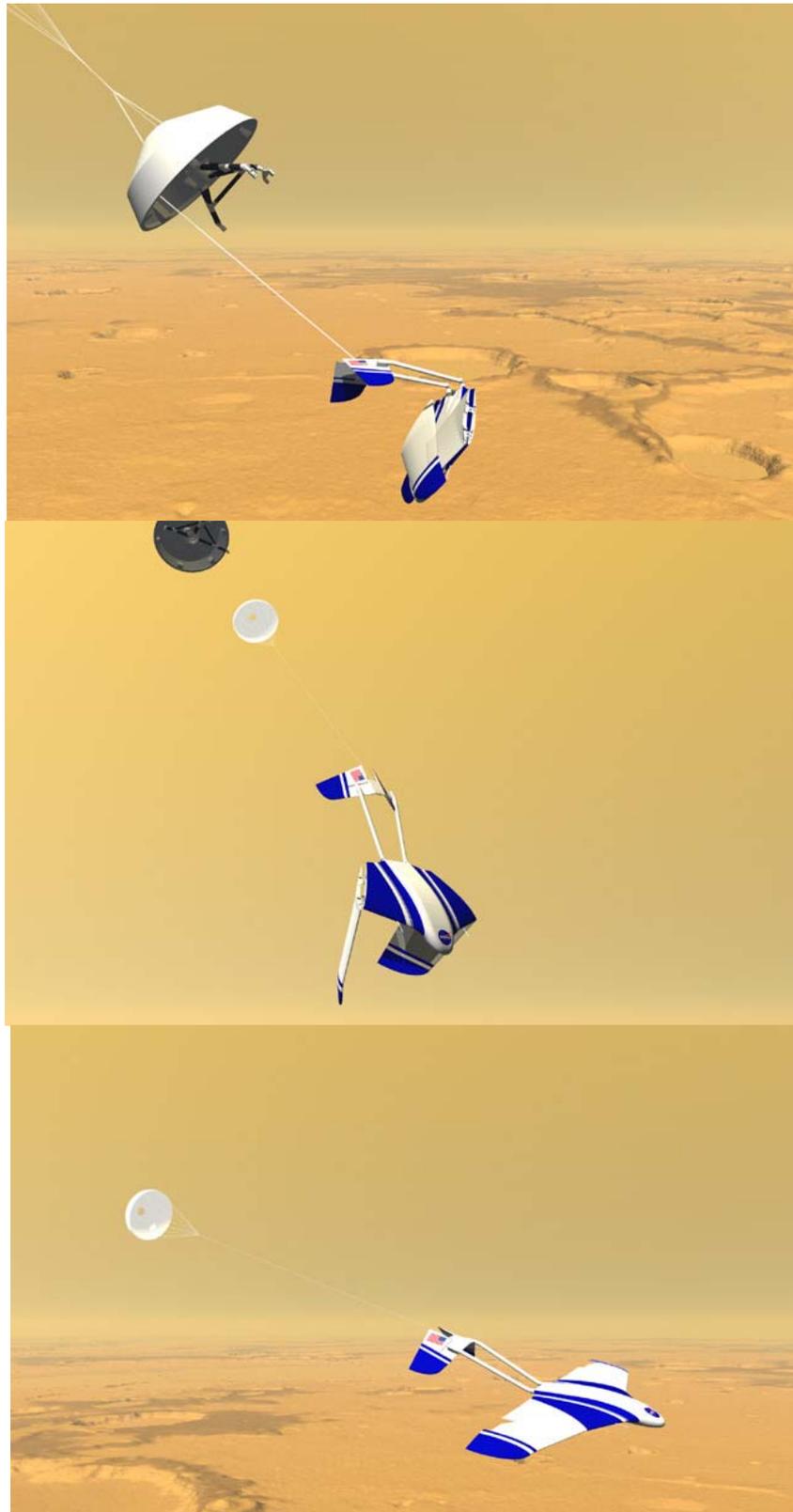


図5 空中での機体の展開のイメージ図
(<http://marsairplane.larc.nasa.gov/>より)

3.5.5 開発体制と開発状況

火星は大気密度が薄く、翼により大きな揚力をえるのが難しいこと、GPS 衛星や方位計が使えないことなどから、既存の技術で火星飛行機を実現することは難しい。そのため、火星探査航空機に関する研究を推し進め、MELOS1 において世界で最初の火星飛行探査技術の技術実証を行うことを目標に、2009 年 5 月に火星の飛行探査研究会、2010 年 1 月に火星探査航空機ワーキンググ

グループが立ち上がっている。このワーキンググループは、JAXA 職員および大学職員を中心に約60名で構成され、システム班、空力班、構造班、電源班、推進班、航法誘導制御班、などにわかれて研究開発を進めている。取り組んでいる主な研究開発課題としては

- ・ MELOS1 に適した火星飛行機の概念設計・基本設計
- ・ (火星での飛行条件である) 低レイノルズ数翼の設計開発
- ・ 主翼構造の軽量化
- ・ 搭載機器 (電源, モータ, など) の軽量化
- ・ (火星での飛行条件である) 低レイノルズ数高マッハ数プロペラの設計開発
- ・ 火星での航法誘導制御系の開発

などがあげられる。これらについては、これまでの研究開発である程度のめどは立ちつつある。

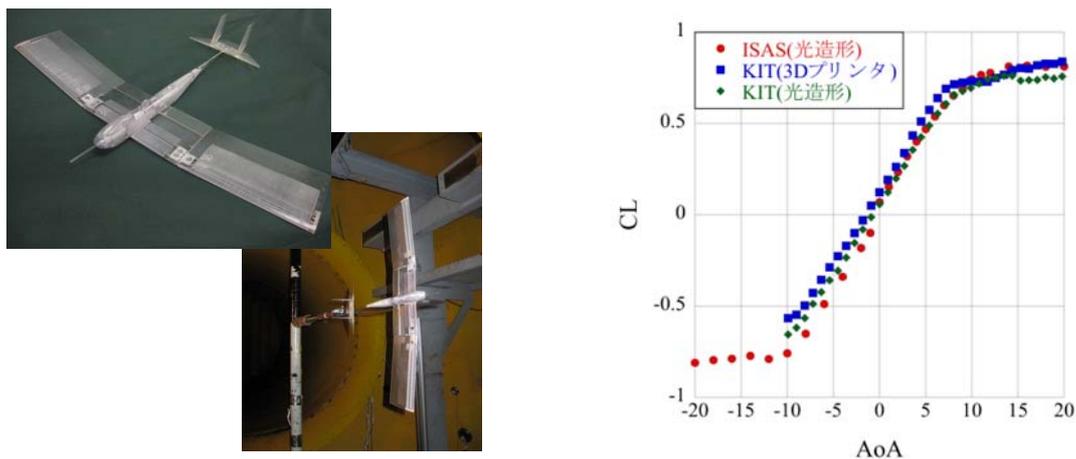


図6 全機形状の風洞試験



図7 軽量主翼桁構造の試作

	定格容量	10 Ah
	定格電圧	3.7 V
	寸法	184 x 154 x 8.4 mm
	質量	330 g以下
	エネルギー密度	118 Wh/kg

図8 SUS ラミネートリチウムイオン電池の開発

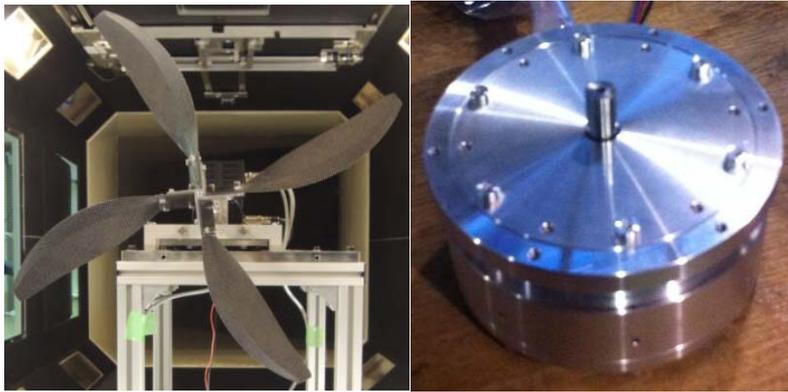


図8 推進用プロペラの風洞試験（左）と推進用モータの試作（右）



図10 開発された姿勢検出センサ（左）と位置推定アルゴリズムの試験（右）



図11 試作された火星飛行機のモックアップ

また、低大気密度環境下での火星飛行機の飛行実証を目的として、JAXAの高高度気球を利用して、高度36km付近での飛行試験を実施予定である。2013年度は大気球実験室担当機器の不具合により飛行試験が見送られたが、飛行試験機は完成しており、2014年度には飛行試験を実施できると考えている。



図 1 2 高高度飛行試験システム

参考文献

大山聖, ほか, 火星探査飛行機の多目的設計探査, 第 5 5 回宇宙科学技術連合講演会, 2011

3.6 プラネタリープロテクション

3.6.1 プラネタリープロテクション背景

近年, 宇宙開発技術の向上により, 人類は月, 火星等様々な宇宙空間の探査を行う事が可能となった. その結果, 様々な宇宙科学の解明に貢献してきたが, 同時に天体の生物的汚染に関する問題「宇宙検疫(Planetary protection; PP)」に関しても議論されるようになった. 宇宙空間研究委員会 (COSPAR) が発行した国際基準「プラネタリープロテクション方針」によると, 遵守規定は生命の可能性が高い天体ほど厳しく, **火星, エウロパ, エンセラダスはカテゴリー4** (詳細は 3.6.3) に属しており, 非常に厳しい基準が定められている. 従って, 火星生命探査 MELOS1 を実現させるためには, 最高レベルのプラネタリープロテクション施設が必要である. しかし, 日本国内には現在カテゴリー2 以上の基準を満たすようなプラネタリープロテクション施設が存在しない. そこで ISAS/JAXA においてカテゴリー4 の遵守規定に対応したプラネタリープロテクション施設の設営を目指す.

3.6.2 プラネタリープロテクション作業手順とスケジュール

MELOS1 の実現に向けて, 宇宙検疫(Planetary Protection; PP)基準を COSPAR 遵守規定に基づいて定め, 規定遵守に向けた手順書を作成する必要がある. 火星探査は**カテゴリー4**に属し, さらに着陸, 生命探査等のミッション目的に応じて基準が定められている(詳細は 3.6.4 参照). その PP 規定の遵守に向けて, MELOS1 に必要な 10 の手順を下記に示す.

(1) プラネタリープロテクション施設の設定

- 衛星組立室(ISO クラス 8)の約半分の領域に**汚染微生物数管理区域(ISO クラス 7)**を設立する.
- バイオバーデン管理区域には**5 室(加工・洗浄室, バイオバーデン検査室, フライトハードウェア用バイオバーデン検査室, フライトハードウェア管理室, サンプル貯蔵管理室)**を設営する.

(2) 滅菌処理装置の導入

- **有機物焼却用高温乾燥機, 過酸化水素滅菌処理装置, 放射線滅菌処理装置**を導入する.
- ローバークラスのサイズの組立品の滅菌処理が可能な装置が望ましい.

(3) 汚染微生物数実験室の設営

- サンプル分析を行う実験室を設営し, サンプル分析装置を導入する.
- サンプルを実験室に移動し, 4-8 度で貯蔵, 24 時間以内に抽出, 培養, 計数を実施する.

(4) 施設作業規定の作成

- クリーンルーム環境のクリーン度モニタリングを行う.

- バイオバーデン検定, 滅菌処理の作業点検を行い, クリーンルーム作業規定を作成する.
- (5) フライトハードウェア部品の一覧表, 有機物の一覧表作成
- フライトハードウェア部品のリスト作成を行い, それぞれの部品に適合した滅菌処理法を選定する.
- それぞれの作業に必要な作業員を選定する.
- (6) 汚染確率や衝突確率等の計算
- 汚染確率や衝突確率等を計算し, PP 遵守規定に適合しているか分析する.
- (7) 作業訓練及び CR 定期監査
- 作業員の作業訓練を行うとともに, CR 定期監査を行う.
- (8) CR 内部品の滅菌処理, バイオバーデン検定
- フライトハードウェア以外の部品の滅菌処理, バイオバーデン検定を行い, PP 遵守規定に適合しているか検査する.
- (9) フライトハードウェア部品の滅菌処理, バイオバーデン検定, 組立
- フライトハードウェア部品の滅菌処理, バイオバーデン検定, 組立を行う.
- 有機物部品等は 50 g サンプルを用意し, 打ち上げ後 50 年間管理下で保存する.
- 組立の各ステージにおいてバイオバーデン評価, 多様性評価を行う.
- (10) フライトハードウェア組立品のバイオバーデン評価, 多様性評価
- フライトハードウェア組立品のバイオバーデン評価, 多様性評価を行い, 打ち上げ前にすべてのバイオバーデン規定が遵守されているか証明する.

また, 上記のプラネタリープロテクション手順のスケジュールを図 1 に示す.



図 1: プラネタリープロテクションロードマップ

3.6.3 MELOS1 PP 遵守規定

MELOS1 の生命探査に向けたレベル 4 の遵守規定は以下の通り.

- PP 規定に関わるすべてのフライトハードウェアは, ISO レベル 8 のクリーンルームで組み立て, 打ち上げまで保持すること.
 - 太陽系天体において到着した日から 50 年間における, 地球の生存可能な微生物による汚染確率は **0.1% 以下** であること.
 - 25 kg 以上の宇宙探査機の有機物部品は, 50 g サンプルを用意し, 打ち上げ後 50 年間は管理下において保存すること.
 - 打ち上げ前にすべての汚染微生物数規定遵守が証明されていること.
 - 打ち上げ後 50 年間はどの部品(ISO レベル 8 で組立られたもの以外)であっても**火星衝突確率は 10^{-4} 以下** であること.
 - 打ち上げ後 20 年は宇宙探査機のどの部品(ISO レベル 8 で組立られたもの以外)であっても火星衝突確率は 1% 以下, 打ち上げ後 20-50 年の間は 5% 以下であること.
 - 探査機のすべての汚染微生物数(表面や格納されたものを含)は **5×10^5 細胞孢子数以下** であること.
- 着陸ミッションにおいては下記の遵守規定が追加される.
- 着陸したシステムの汚染微生物数は表面内外部において **3×10^5 細胞孢子数以下, 平均 300 孢子数/m² 以下** であること.
 - (火星特定地域)全表面システムの汚染微生物数はむき出しの表面内外部において **30 細胞孢子数以下**, 全汚染微生物数レベルは **$30 + 1.5 \times 10^4$ 以下** であること.
 - (火星特定地域)火星特定地域に接触するサブシステムが上記に匹敵するレベルまで滅菌されており, 火星

特定地域にアクセスする前の再汚染を防止する方法が備わっていること。

生命探査ミッションにおいては下記の遵守規定が追加される。

- 表面システムの汚染微生物数はむき出しの表面内外において **30 細胞孢子以下** であること。
- サブシステム(生命調査用の収集、輸送、サンプル分析)の平均汚染微生物数は以下の条件のどちらかを満たすこと：
 - (a) 細菌孢子表面密度が **0.03 個/m²以下**,
 - (b) 生命探査特有の性質・センシティブリティによる汚染レベル、サブシステムの再汚染の防止、生命探査終了まで分析用サンプルの所定の場所での管理。

3.6.4 プラネタリープロテクション要求

3.6.4.1 クリーンルーム要求

ハードウェア組み立て用の **ISO クラス 8** のクリーンルーム(CR)が必要。汚染微生物数(bioburden)管理区域は、空中微粒子クリーン度 **ISO クラス 7** のクリーン度を維持し、バイオバーデンの管理は微生物数管理区域に入るすべての物に適用する。

- クリーンルームのユーザーは、クリーンルームのクリーン度と業務に合わせて微生物警告とアクションのレベルを規定に沿うように設定すること。
- フライトハードウェアは施設内で単独の汚染微生物数管理区域を設けなければならない。
- 洗浄液は使用前に滅菌されなければならない。
- 運転中の汚染微生物数管理区域の重要なエリアは継続的なビデオ監視が必要である。クリーンルーム内のすべての作業員はビデオ監視システムによって明確に身元確認できなければならない。
- 汚染微生物数管理区域内に立ち入る作業者はすべて記帳しなければならない。
- 汚染微生物数はアクティブな空気サンプリングと表面サンプリングデバイスでモニタリングする。
- (クリーンルーム汚染微生物サンプリング)試験運転時は、汚染微生物数管理区域内で **1 m² 当たり 1 つ** の表面サンプルを採取する。ルーチンモニタリング時は、汚染微生物数管理区域内で **2 m² 当たり 1 つ** の表面サンプルを採取する。
- 汚染微生物数管理区域の試験運転時は下記の項目を含むこと。
 - 不使用時の汚染微生物数の詳細と微生物多様性評価 1 点
 - 使用時の汚染微生物数の詳細と微生物多様性評価 5 点
- 微生物数管理区域の検定基準
 - 気流サンプルは **10 CFU(colony forming unit)/m³ 以下**
 - 表面は **2000 CFU/m² 以下**
 - **1 CFU/glove print (5 本指)**
- 無菌オペレーション中の検定基準
 - 気流サンプルは **1 CFU/m³ 以下**
 - 表面は **400 CFU/m² 以下**
 - **1 CFU/glove print (5 本指)**

3.6.4.2 汚染微生物数評価

生存可能な**微生物数(bioburden)**及び**微生物多様性(biodiversity)**を検定する必要がある。フライトハードウェアの汚染微生物数評価はスワップ(Swab)検定かワイプ(Wipe)検定を実施する。指定されていない検定手順を踏む場合は、宇宙検疫委員(Planetary Protection Officer; PPO)による点検と承認が必要である。フライトハードウェアの汚染微生物数の推定に必要なサンプル数は PPO による賛同と、以下の条件を満たさなければならない。

- フライトハードウェアのそれぞれの表面(0.1 m²)において 5 個のスワップ標本。
 - 0.1 m² より小さい表面では 1 個以上のスワップ標本。
 - 1 m² サイズのフライトハードウェアの表面は 1 ワイプ。
 - 10 m² サイズのフライトハードウェアの表面は 2 ワイプ。
 - ワイプやスワップは一度のみ使用し、使用後は廃棄する。
- また、汚染微生物の表面数密度や数密度の計算方法は PPO の賛同を得なければならない。

● スワップ検定

80 度の熱処理環境で 15 分間生存する中温性で好気性の孢子・バクテリアを決定する。十分な数の無菌綿棒、無菌水の入った試験管をすべての収集されるスワップサンプルに対して準備する。無菌綿棒を取り出し、試験管の無菌水で湿らせる。綿棒の余分な液は試験管の内壁に飛ばしておく。表面に対して 30 度の角度でサンプリングする。綿棒を一方向に動かす間に綿棒の向きをゆっくりと反転させ 25cm² の表面をしっかりと拭き取る。次に、90 度方向を変え、同様に綿棒で表面を拭き取る。さらに、135 度の方向に三度目の拭き取りを行う。綿棒のシャフトをブレイクポイントで折り、綿棒の頭を 2.5 ml 無菌液の入った試験管に入れる。その後、実験室にサンプルを移動し、4-8 度で貯蔵し、24 時間以内に処理する。

- ワイプ検定

80 度の熱処理環境で 15 分間生存する中温性で好気性の孢子・バクテリアを決定する。ワイプ検定は基本的にスワップ検定手順と一致する。4 ml の水で湿らせた無菌 15 cm×15 cm ポリエステルワイプ、無菌輸送管、20ml 瓶詰めを収集されたすべてのサンプルに対して準備する。その後、実験室にサンプルを移動し、4-8 度で貯蔵し、24 時間以内に処理する。

3.6.4.3 滅菌管理要求

滅菌適合試験はフライトハードウェアに使用するものと同じ処理パラメータで実施する。汚染微生物の滅菌には主に乾燥熱微生物滅菌と過酸化水素微生物滅菌法を使用し、その他代表的な滅菌処理方法を下記に示す。

- 乾熱滅菌処理

- SAL(無菌保証レベル) 10^{-6} , 110 度以上で 132 時間。最高湿度は 1.2 g/m³(水)。
- 乾熱滅菌試験：125 度/48h, 135 度/12h.

- 過酸化水素滅菌処理

- 温度：40-60 度，ガス：4-10 mg/L(H₂O₂), 圧力：大気圧，もしくは大気圧と真空サイクル，処理時間：1 時間/サイクル。

- β線・γ線滅菌処理

- 代表的な放射線強度は 25 kGy.

上記以外の微生物滅菌法の使用は、PPO による検査と承認を必要とする。