

平成29年度宇宙航行の力学シンポジウム

火星エアロキャプチャオービタの検討

2017/12/07

藤田和央, 畠中龍太, 西頭太郎, 池永敏憲
鈴木俊之, 春木美鈴, 小澤宇志, 野村哲史

宇宙航空研究開発機構

臼井寛裕

東京工業大学

宮本英昭

東京大学大学院

亀田真吾

立教大学

ミッションの意義と目的

4

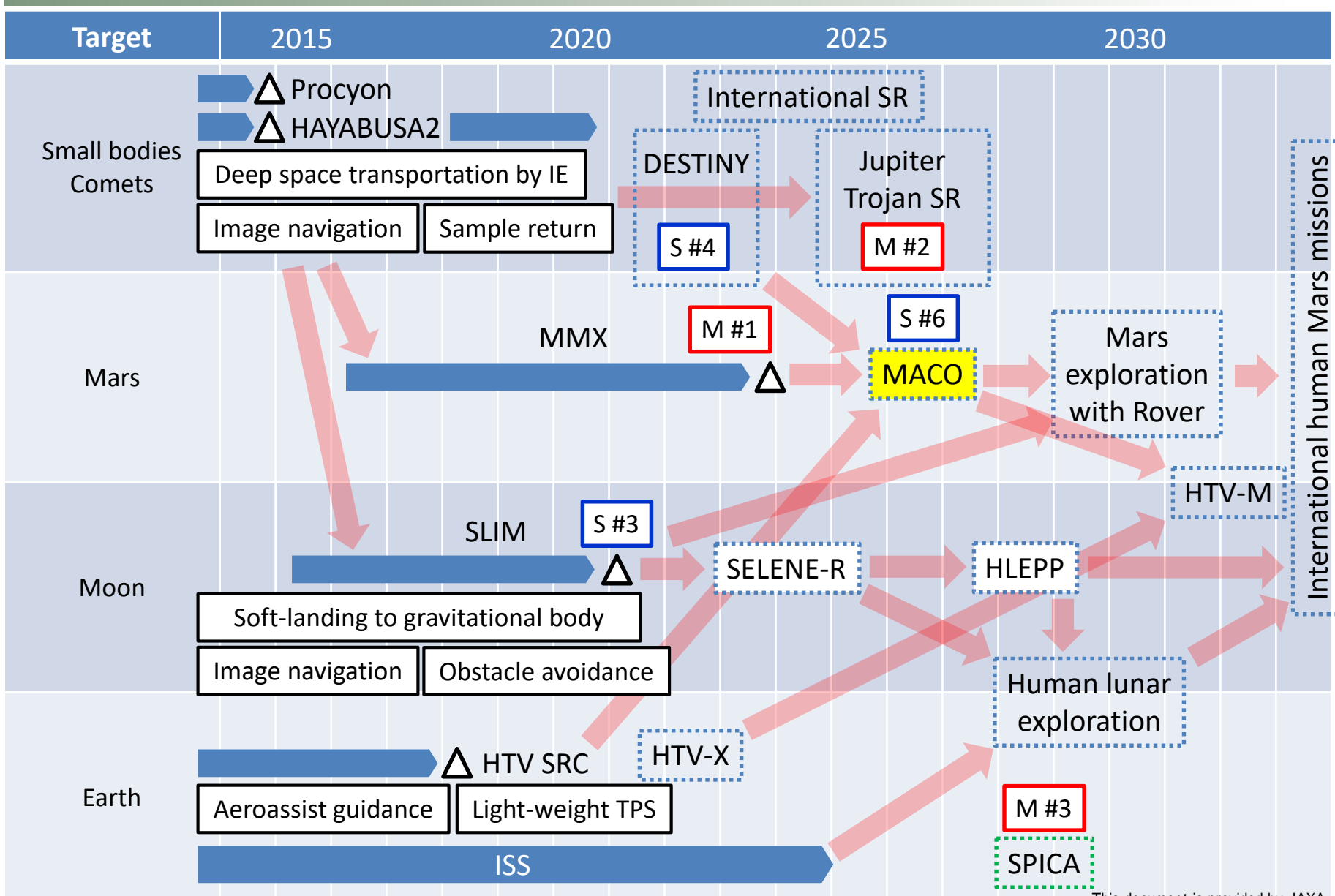
■ 火星探査の戦略

- 欧米諸国が先行し, 2020年代にはアジア諸国による火星探査も計画される中で, 今後わが国が火星探査を行う場合, その意義, 目的, および成果が強く問われる. そのキーワードは MMX で示された「新規性と独自性」であり, 探査工学においても「高い創造性を持った果敢な挑戦」が求められる.
- その一方で, 惑星科学コミュニティが掲げる火星着陸探査を実現するには, 地道で段階的な EDL 技術の獲得も必要である(技術の質・信頼性 > 技術の独創性).
- 小型ミッションとしての火星エアロキャプチャオービタは, MMX に続く火星探査の最適なソリューションであり, 高い費用対効果が期待されるミッションであると考え.

■ ミッション要求と期待される効果

| ミッションの目的 | 期待される効果 |
|---|--|
| エアロキャプチャによる火星オービタの投入 | 将来の着陸探査に必要な EDL 技術等の部分実証(技術的連続性)と同時に, 世界に先駆けた惑星エアロキャプチャ技術の獲得. |
| 火星オービタとして地上探査支援機能の提供(データルー / EDL 支援機能等) | 既存地上系に対する国際協力 / 将来の着陸探査に向けた探査インフラの準備. |
| 火星オービタとして火星環境の長期的な科学観察を行うプラットフォームを提供 | リモートセンシング・火星宇宙気象・大気観測など, 検討中の火星科学ミッションの実現. 上記の結果として, 将来の火星着陸探査における着地点決定のための情報の獲得. |

ロードマップにおける位置付け



軌道条件 (1/2)

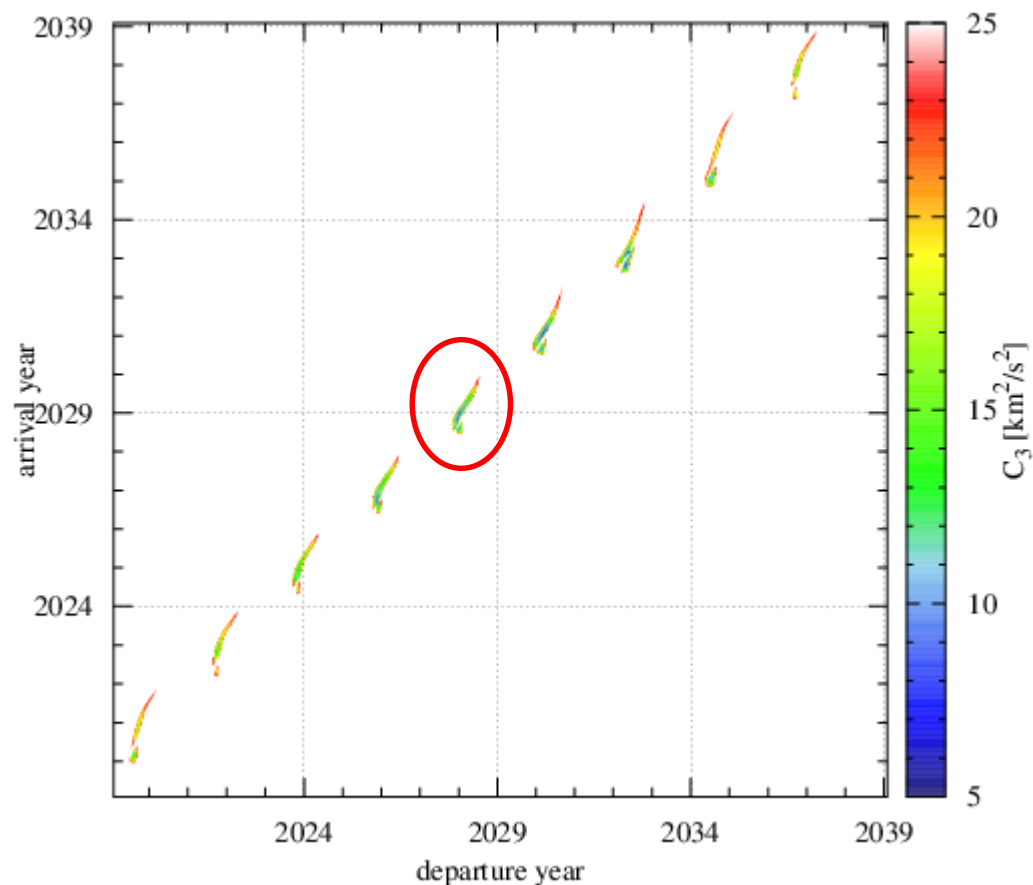
■ 火星遷移軌道

- 2026/10/31 打上げ, 2027/08/20 火星到着の軌道 (太陽 0 周回) を想定.
- 到着 $C_3 = 7.36 \text{ km}^2/\text{s}^2$ ($V_\infty = 2.713 \text{ km/s}$).

■ イプシロンの打上げ能力

- SLIM 同等 (キックモータ使用)
- SLIM IF 軌道 (250x19,000 km) からの TMI として概算.

| | |
|--|--------------------------------|
| 打ち上げ時期 | 2026 window |
| 出発 C_3 | $9.18 \text{ km}^2/\text{s}^2$ |
| MTO 投入 ΔV | 1.61 km/s |
| MTO 投入質量 ($I_{sp} = 310 \text{ s}$) | 323 kg |
| 到着 C_3 | $7.36 \text{ km}^2/\text{s}^2$ |
| 到着 V_∞ | 2.713 km/s |
| 飛行期間 | 293 days |

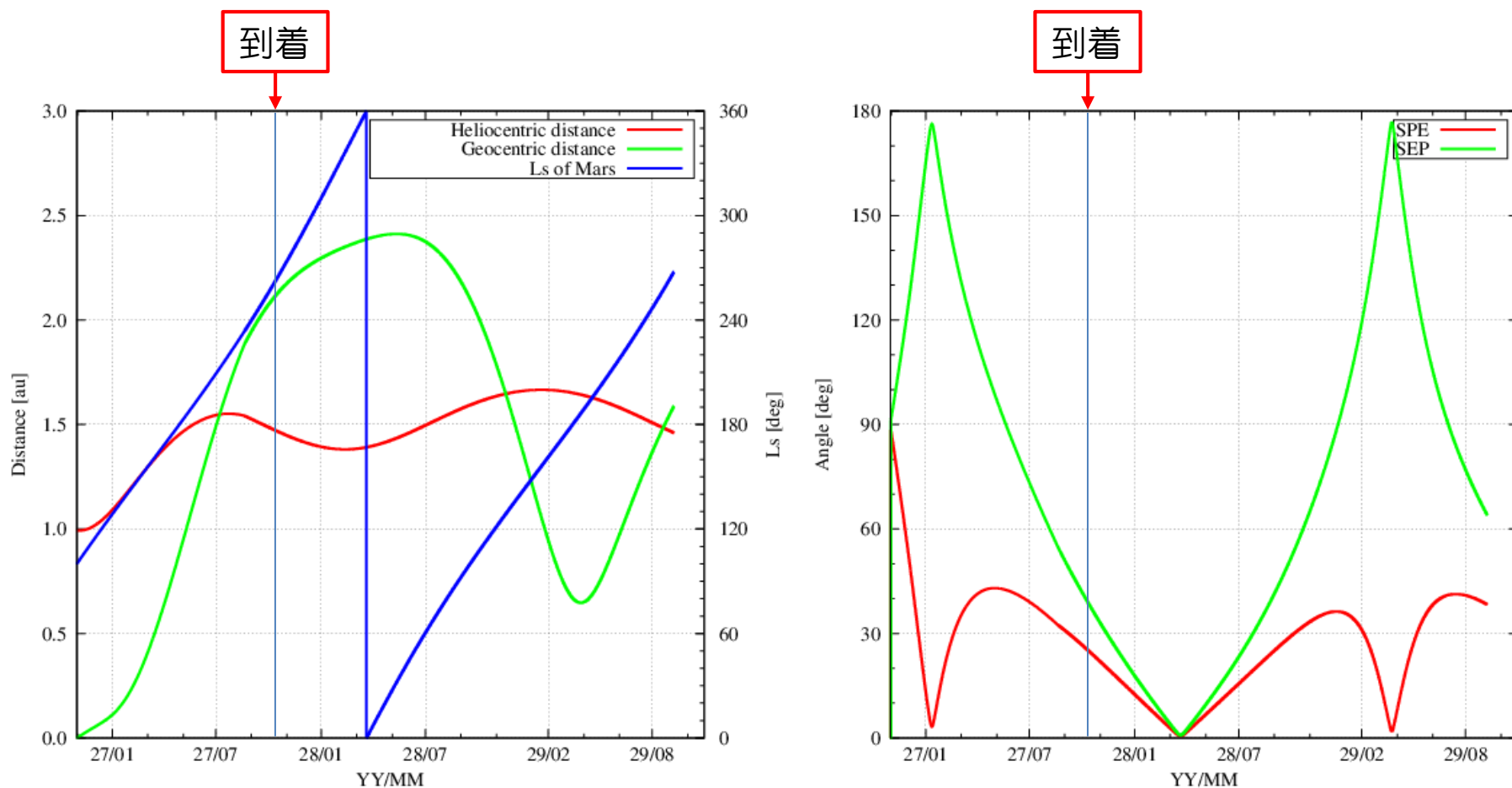


軌道条件 (2/2)

7

■ 打上げ・到着時の可視・通信条件

- 地球距離は 2.2 AU と, やや遠い.
- SEP 角は 38° 程度であり, 通信環境は悪くない. MOI 後約 2.5 か月で合となる.



エアロキャプチャ・コドローの評価法(1/2)

8

■ 火星遷移軌道

- 前出の 2026/10/31 打上げ, 2027/8/20 火星到着 ($L_s = 148.5$) の軌道 (太陽 0 周回) を想定.
- 到着 $V_\infty = 2.713$ km/s,

■ 火星大気モデル

- 上記のエポックにおいて, Mars-GRAM 2005 v13 を用いて nominal, high-density, low-density model を作成.
- MOI 時点での日周平均, 全球平均を nominal モデルとし, 分散を定量化して, $+5\sigma$ を high-density, -5σ を low-density モデルとする.

■ 火星重力モデル

- 火星表面は近似回転楕円体によって近似する.
- 火星重力は近似回転楕円体の中心位置にあると近似し, 局所的な重力異常は無視する.

■ 投入目標軌道・軌道投入法

- 火星宇宙天気・宇宙気候探査計画の想定軌道として, $300 \times 5,000$ km の極軌道 (高軌道傾斜角, 火星自転周期に同期, 遠火点固定地方時は 6 or 18 時) を目標軌道とする.
- 大気圏離脱後の第一遠火点において近火点上昇マヌーバを行って近火点高度を 300 km に上昇させ, 近火点において遠火点調整マヌーバを行って遠火点高度を 5,000 km へ調整する, というシーケンスとする.

エアロキャプチャ・コドールの評価法(2/2)

9

■ ポストエアロキャプチャ・マヌーバに関する制約

1. 大気圏離脱後の第一遠火点における近火点上昇マヌーバと近火点における遠火点調整マヌーバの ΔV の総和を 100 m/s 以下とする。これは、推進系による MOI に優位性を確保するためである。
2. 大気圏離脱後の第一遠火点は 30 Rm 以下とする(楕円軌道へ捕獲されること)。ただしこの条件は、条件 1 の十分条件として満足されている。
3. 大気圏離脱後第一遠火点迄の時間は 30 分以上とする。これは、大気圏離脱後の姿勢決定、姿勢制御、そして近火点上昇マヌーバの準備を行うためである。
4. コドール幅は 3° 以上とする(DSN 利用の場合、実績では飛行経路角の精度は 0.1° 程度)。

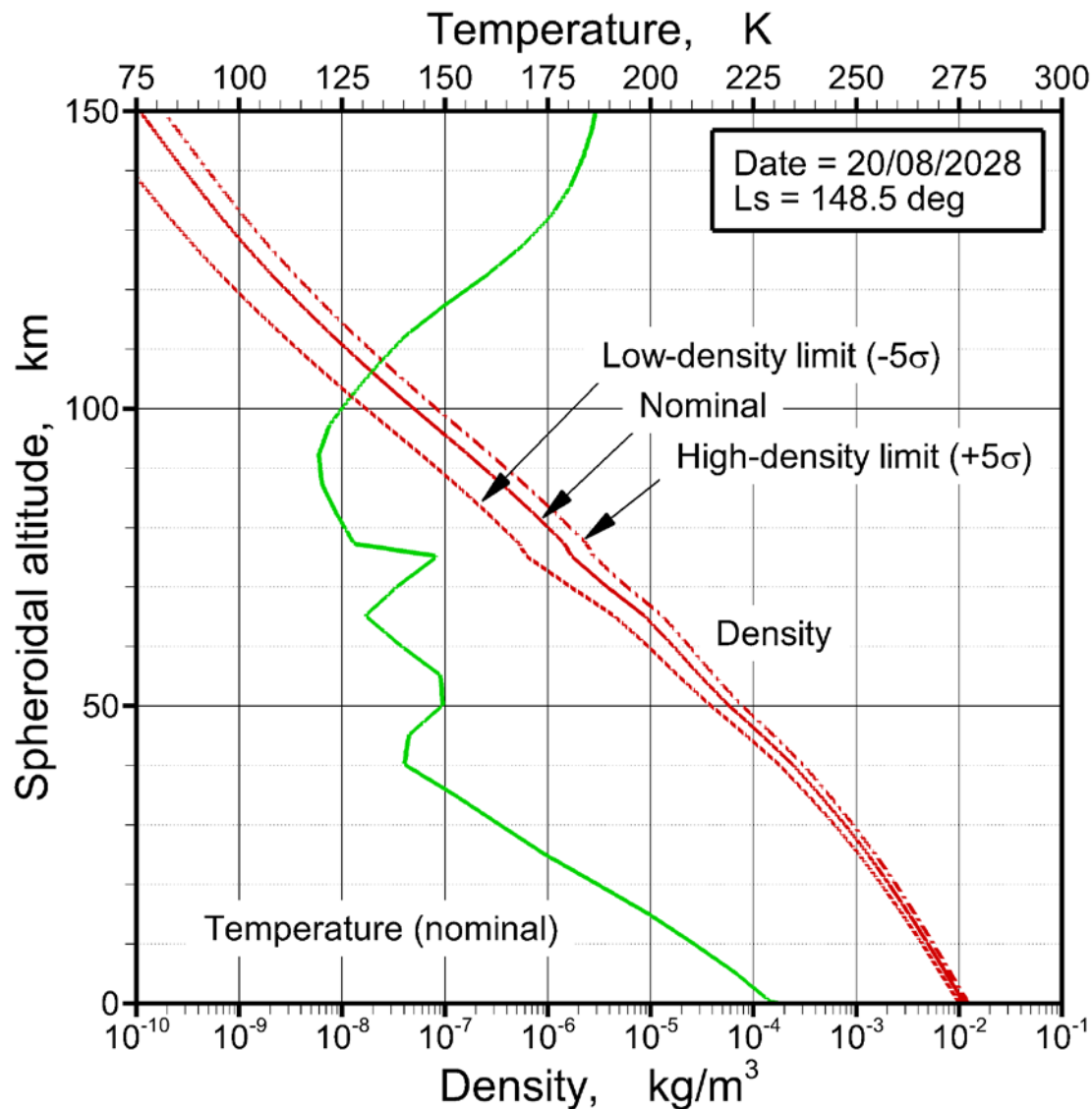
■ 解析手法

- コドール検索用に、6 自由度飛行解析コード SDF28-012 を 3 自由度モードで利用。
- 弾道係数を 10 から 1000 まで変化させ、捕獲可能な飛行経路角の範囲を算出。
- 揚抗比は $L/D = -0.4$ から 0.4 までの広い範囲について実施。

火星大気モデル

10

■ MarsAtmosphere-20270820



エアロキャプチャ・コリドーと設計点 (1/2)

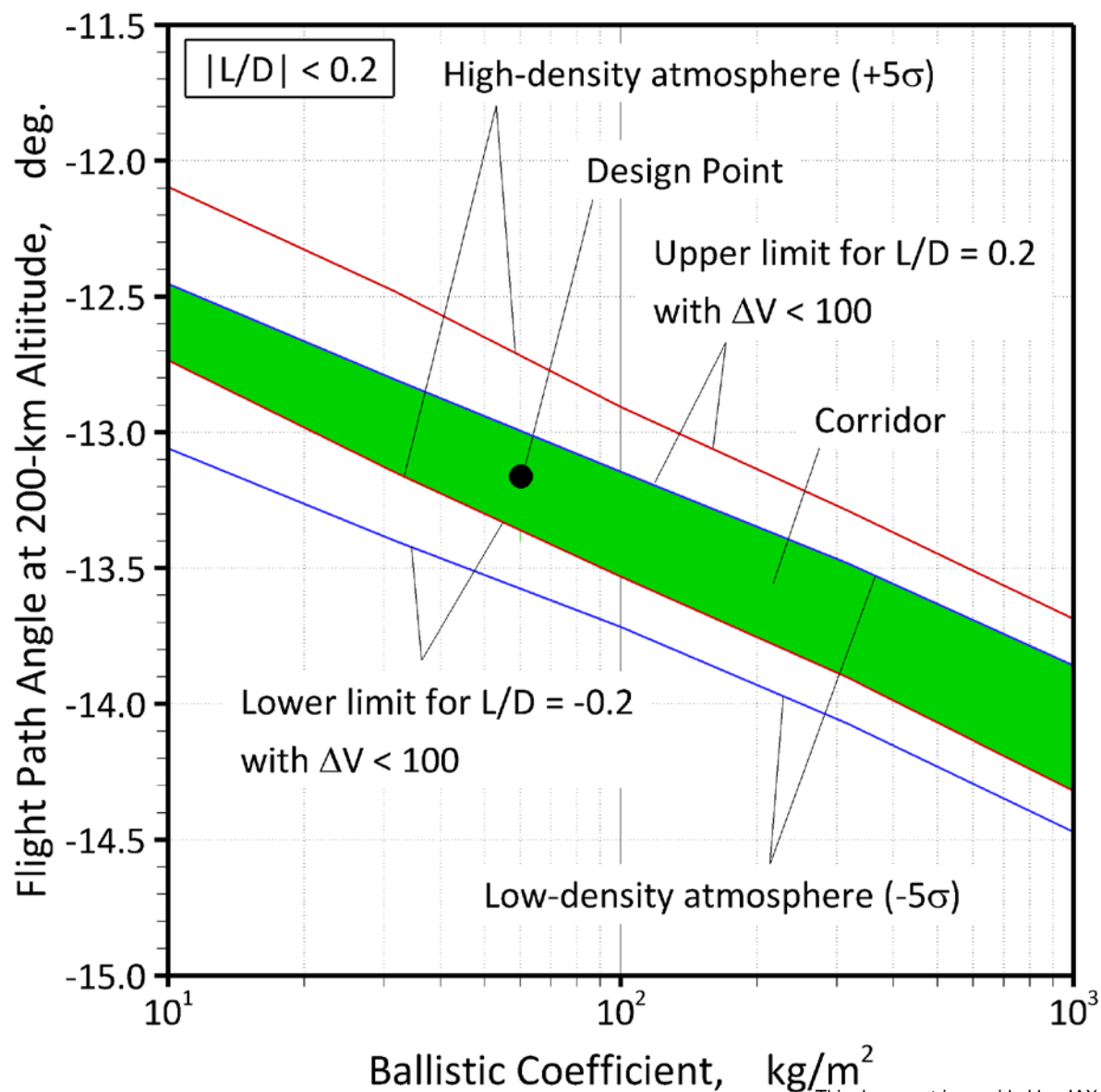
11

■ 設計点の設定

- 弾道係数 = 60 kg/m^2
- $|L/D| = 0.2$
- $\gamma = -13.16^\circ$

■ コリドー特性

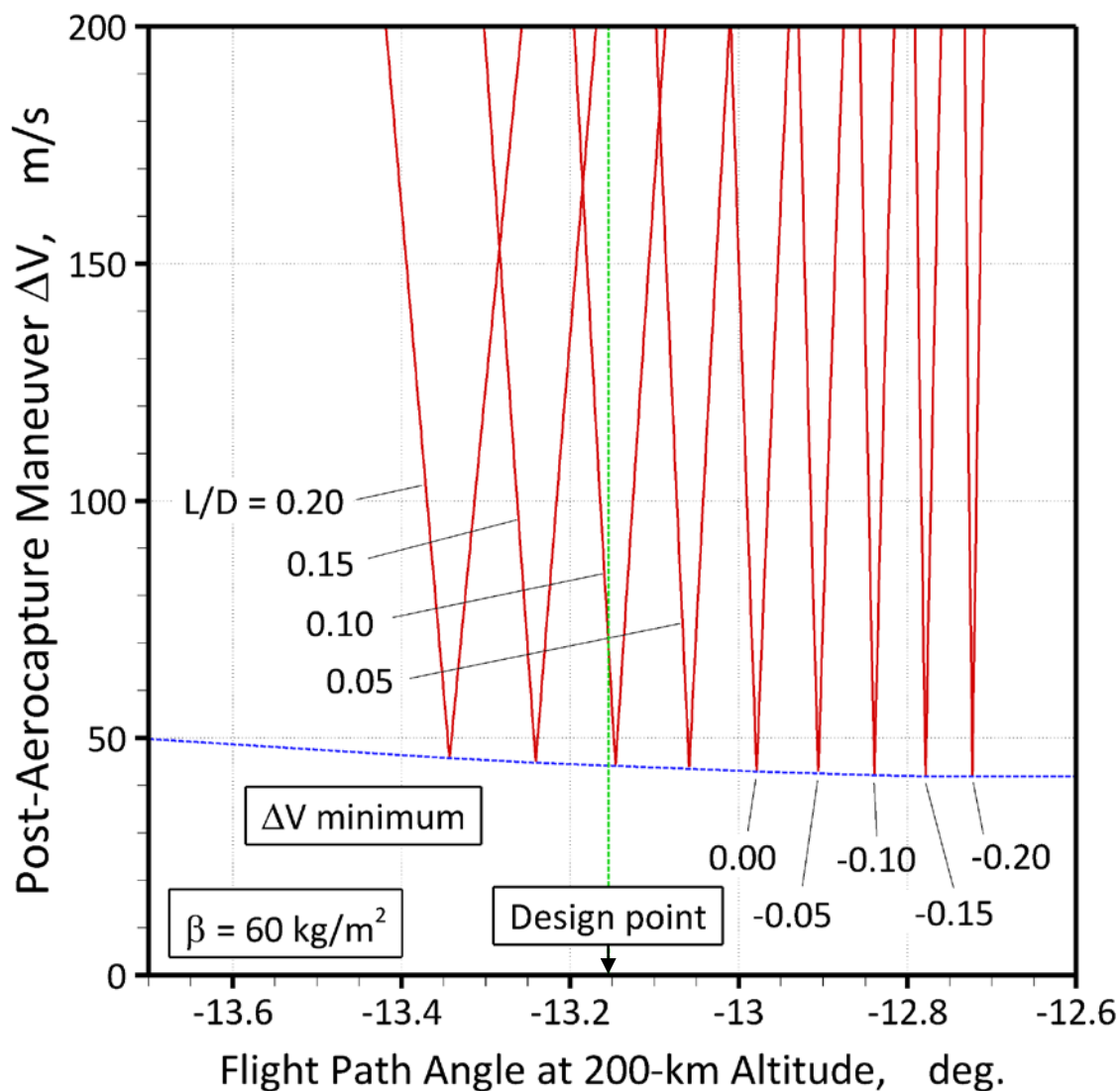
- $\Delta\gamma = 3.2^\circ (> 3.0^\circ)$
- ポストエアロキャプチャ
 $\Delta V < 100.0$



エアロキャプチャ・コリドーと設計点 (2/2)

12

■ ポストエアロキャプチャ ΔV の特性

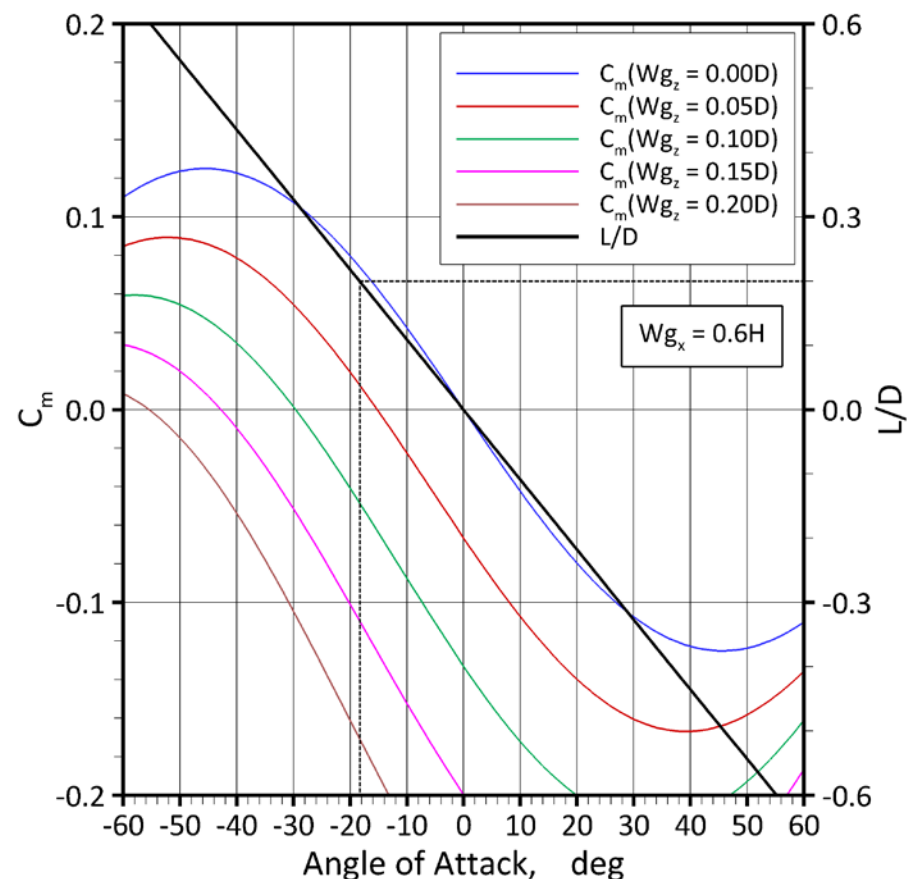
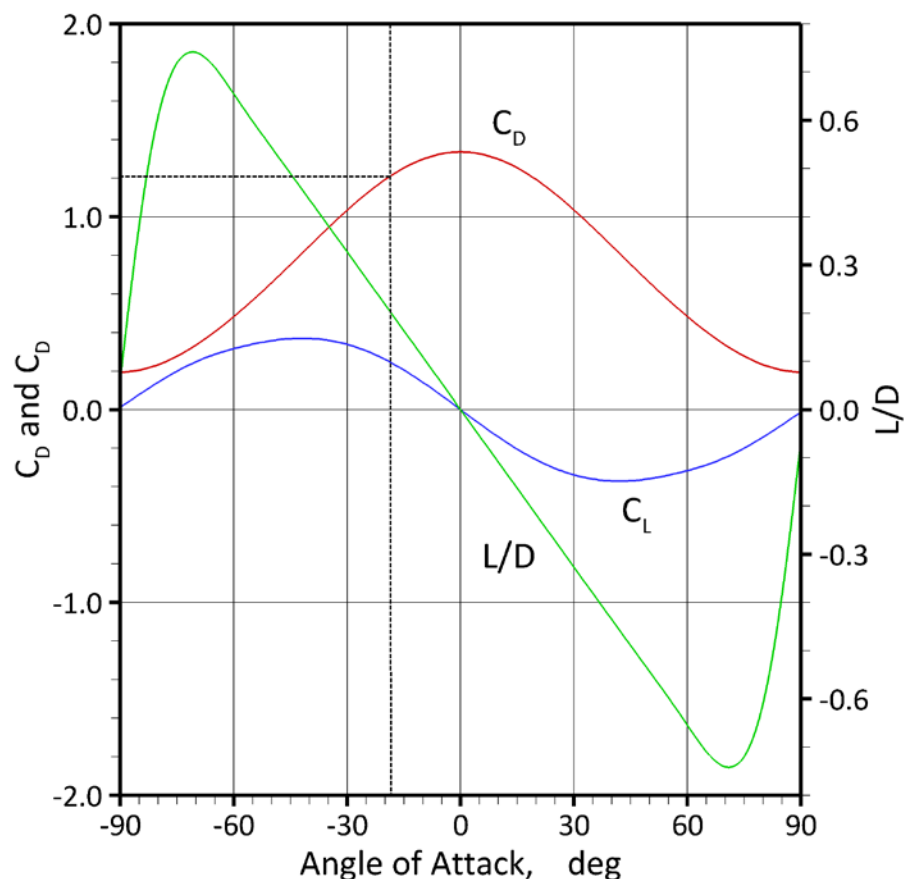


空力形状の定義 (1/2)

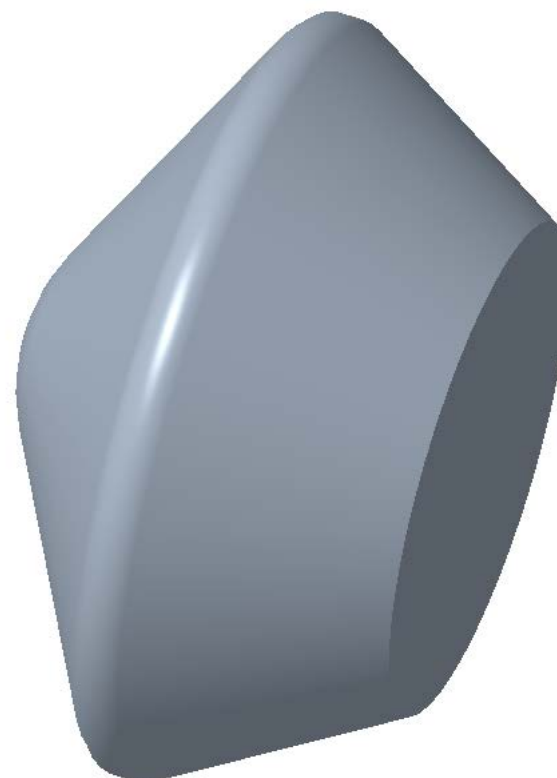
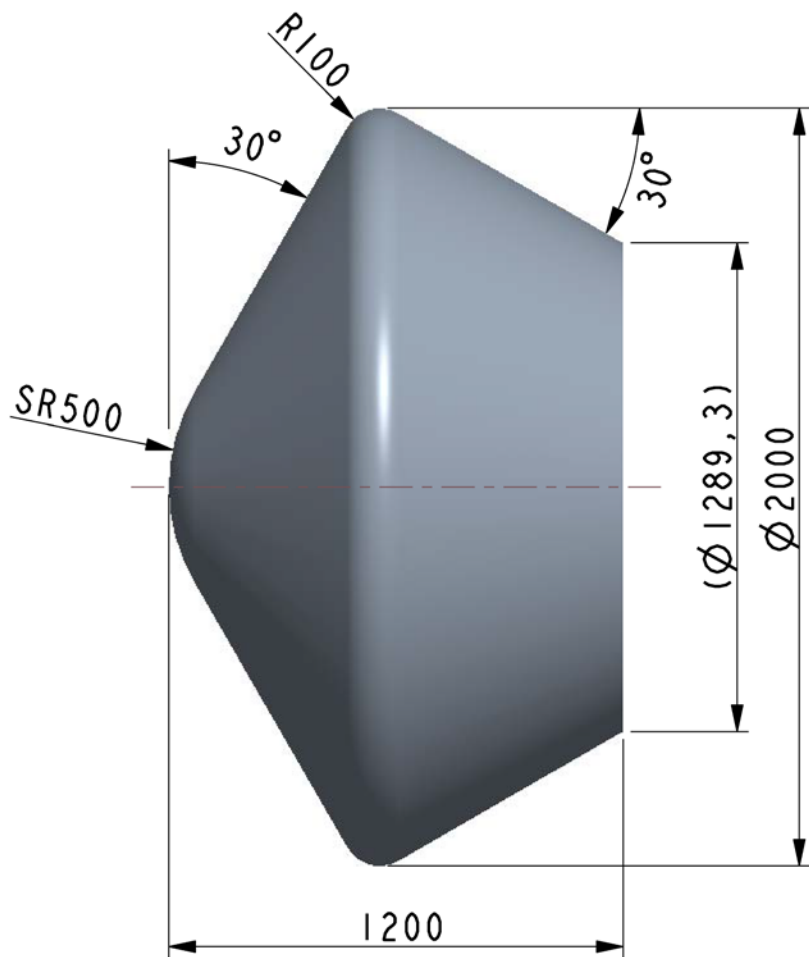
13

■ 空力形状を決定する要素

- L/D の迎角依存性 (低感度, 線形)
- 重心感度 (低)
- 空力加熱 (低)
- トリム迎角周り安定度 (高)
- 空力加熱 (低)
- オービタの収納性 (高)



空力形状の定義 (2/2)

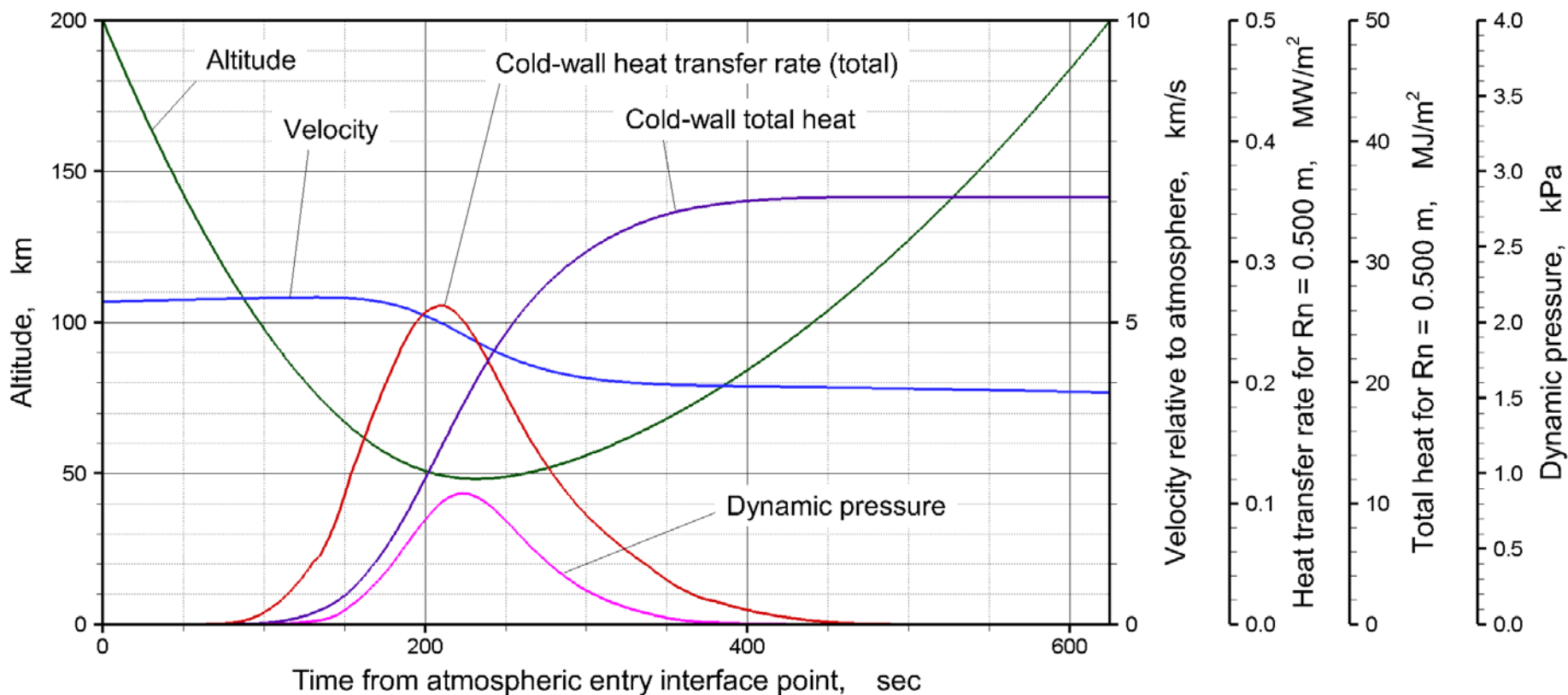


軌道ベースライン

15

■ TRJ-20270820-171207

- 最大加熱は 0.3 MW/m^2 を超えない. 総加熱量は 35 MJ/m^2 程度.
- 最大動圧は 1 kPa のオーダー.
- 軌道データ詳細を TRJ-2027-820-171207.dat にて提供.



設計パラメータ一覧

16

| パラメータ | 数値 | 備考 |
|-------------------------------|-------------|----------------------------|
| Vinf, km/s | 2.713 | |
| 機体重量 (WET), kg | 323 | |
| エアロシエル重量, kg | 45+24 | |
| その他, kg | 254 | |
| 機体直径, mm | 2,000 | フェアリングに格納可 |
| 機体高さ, mm | 1,200 | フェアリングに格納可 |
| 大気突入 I/F 高度, km | 125 | |
| β , kg/m ² | 60 | CDS = 5.383 m ² |
| CD | 1.30 | 実効値 (L/D = 0.1 相当) |
| L/D | 0.2 | トリム角 = -18° |
| 飛行経路角, deg | -13.16° | |
| コリドー幅 ($\Delta\gamma$), deg | 0.32 | 軌道決定精度 (0.3°) 内 |
| 近火点高度 (最終軌道ノミナル), km | 300 | |
| 遠火点高度 (最終軌道ノミナル), km | 5,000 | |
| 遠火点高度幅 (3 σ), km | 4,870~5,050 | MOI 後, 最終軌道へ調整 |

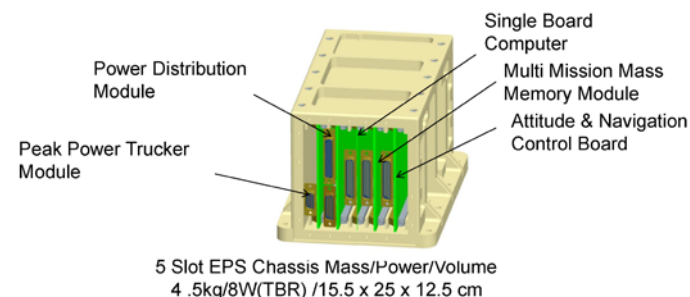
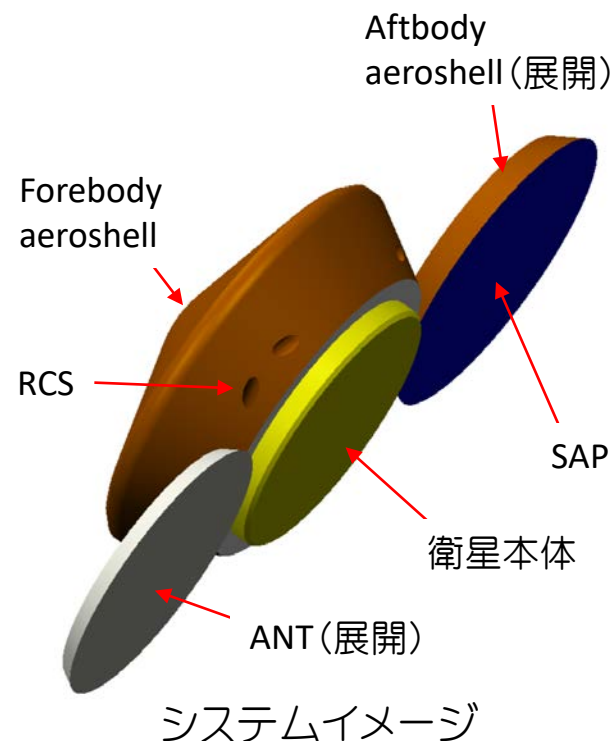
システム検討 (tentative)

17

■ システム構成

原理的には既存技術の延長上で成立しそうである

| S/S | Mass, kg | 備考 |
|-------------------------|----------|--|
| Aeroshell | 70 | $12 \text{ kg/m}^2 \times 5.8 \text{ m}^2$ |
| COM | 40 | |
| X 帯 | 23 | 冗長系 (2 系, TAS) |
| U 帯 (地上用) | 17 | 明星電気検討結果 |
| AOCS / DHS | 15 | BEU 利用 (SwRI, 4.5 kg) |
| RCS | 66 | |
| Propellant | 36 | |
| HW (4N RCS \times 12) | 30 | |
| TCS | 5 | |
| EPS | 23 | BEU, SAP = 1.8 m^2 |
| STR | 40 | エアロシェル併用 |
| INT | 14 | |
| 科学観測機器 | 30 | 火星宇宙気象等を想定 |
| Margin | 20 | |
| Total | 323 | |



BEU (SwRI 社)

This document is provided by JAXA.

考察

18

■ 化学推進による直接軌道投入

- $V_{\text{inf}} = 2.713 \text{ km/s}$ の条件で高度 $300 \times 5,000 \text{ km/s}$ の火星軌道へ投入する場合, 減速 ΔV は 1.514 km/s となる.
 - $I_{\text{sp}} = 315 \text{ sec}$ の推進系を用いる場合, 推進剤重量比は 38.8% となる. 推進系の構造係数を 0.25 と仮定すると, 推進系の総重量比は 48.5% となる.
 - 現状のエアロキャプチャ・サブシステム重量比は, 安全側に見積もって(推進システム HW をすべて考慮しても) 42.4% であり, 推進系による MOI より有利であると期待できる.
- ※ ただし, 推進系 + エアロブレーキを用いる場合は, 推進系はダイレクトに質量が低減するが, エアロキャプチャ・サブシステムは質量減が鈍いため, 有利性は低下する.

課題

19

■ 展開技術

- 熱制御のために, 惑星間軌道上でエアロシェルを展開し, 大気突入中に閉じ, 軌道投入後に再び展開する機構が必要. ジェネシスが参考となる(両開きがバランスとしては望ましい)
- 電力確保のため, 同展開機構によって SAP を暴露させる必要がある

■ 通信系

- 小型の深宇宙用 X 帯通信系が必要. 海外製で対応は可能で, 内製も期待できる
- 独自の U 帯通信系が必要(コスト抑制のため). 現在は明星電気の概念設計結果を想定
- 軌道投入後の展開によってアンテナの指向性を制御する工夫が必要

■ 姿勢制御系

- 現状はスピン制御を想定しているが, データルー機能を担うためには, MOI 後は 3 軸が適切と考えられ, 軽量で 3 軸制御を行う工夫が必要

■ エアロシェル

- 現 BBM よりも軽量化が必要. ただし構造と兼用が可能のため技術ハードルは低い

■ 推進系

- 軽量化が必要. 2 液/ 1 液のトレードオフが必要(現在は 2 液想定)

■ 冗長性

- HW 冗長は通信系と BEU のメインボードのみ. 小型科学衛星バスの適用が可能か, 今後検討を行う予定. 他のシステムについては適切な機能冗長を考える必要がある

まとめ

20

- 火星エアロキャプチャオービタの概念検討を行った.
- SLIM 相当のイプシロン増強型(キックモータ併用)により, 2026 年打ち上げのウィンドウで, 323 kg の MTI 質量が期待できる.
- 323 kg のエアロキャプチャオービタ(含・科学観測器 30 kg)は, 概ね成立すると考えられる.
- 幾つかの技術課題を抽出した.
- 今後, 小型科学ミッション AO への提案を前提に, リモートセンシング, 火星宇宙天気・宇宙気候探査計画, 及び火星周回大気探査計画等と連携し, 科学スコープを合わせてミッションコンセプトを立案する

技術開発状況

21

■ 火星大気突入技術の開発(研開部門, 航空部門)

- 火星大気突入環境の熱空力設計ツール, 試験環境 (ICP 風洞, 膨張波管) を整備
- 超軽量エアロシエル BBM の開発と QT 試験を完了
- 風洞試験と CFD による基本空力 DB 開発 (含・フォアボディシエル分離特性)
- 上記による PFM 基本設計
- 小型回収システムで超軽量エアロシエルの部分実証 (2018 年頃)

