

# 火星着陸探査技術実証機検討の現状報告

藤田和央\*, 石上玄也†, 尾川順子\*, 竹内 央\*, 畠中龍太\*, 高井元\*, 鈴木俊之\*, 山田和彦\*, 松本秀一\*, 近藤義典\*  
 杉山耕一郎\*, はしもとじょーじ†, 豊田裕之\*, 中塚潤一\*, 川崎繁男\*, 佐藤毅彦\*, 山岸明彦§, 宮本英昭¶, 大山 聖\*, 久保田孝\*

\*宇宙航空研究開発機構, †慶応大学, ‡岡山大学, §東京薬科大学, ¶東京大学

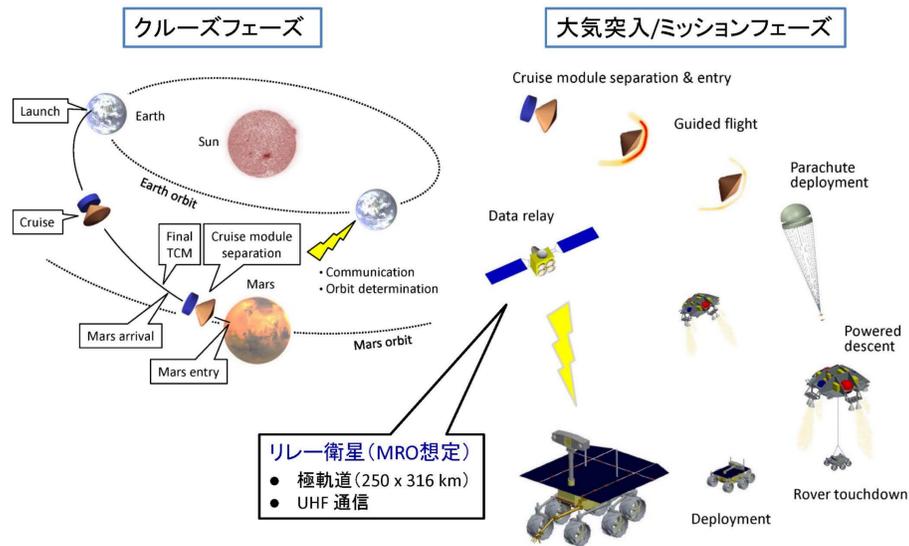
## 火星探査(MELOS)のミッションスコープ

- 大気を有する重力天体への探査に必要な、深宇宙通信、軌道決定と誘導、大気突入、空力誘導、緩降下、着陸、および表層移動探査技術を開発し、これを2020年代初頭までに火星で実証する
- 現在も生命が存在する可能性が最も高い場所において、独自の高感度の生命探査機器を用いて、現存もしくは過去に存在した生命の痕跡を探索する

## ミッション要求と制約条件

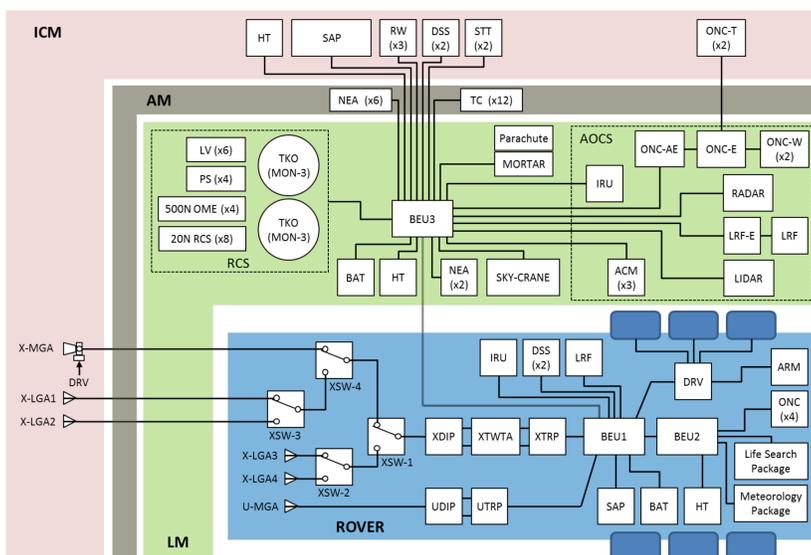
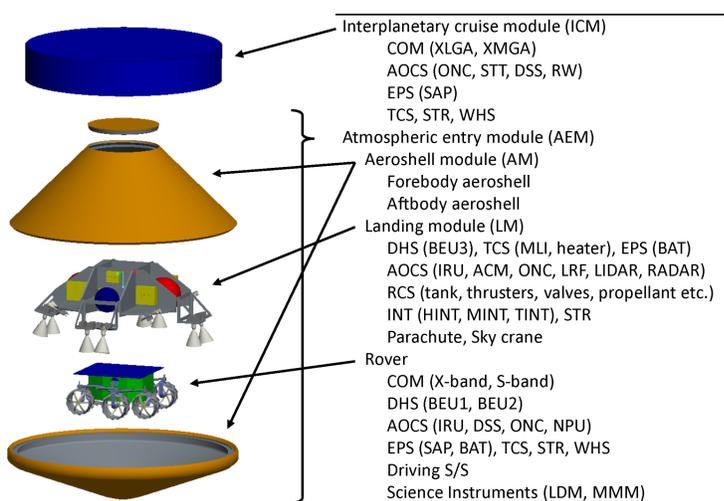
- 着陸システムを目標とする着地点へ誘導し、軟着陸できること
- 地表の複数点において生命探査を実施すること
- これを実現するために、地上探査システムは移動可能なこと。移動可能範囲と着陸システムの着地点分散は同等とする
- ミッションの実行性を向上させるため、小型化、軽量化、省電力化、低コスト化を行うこと。打ち上げロケットは H-IIA 202 とするが、イプシロンロケット(増強型)利用も検討する

## ミッションシナリオ



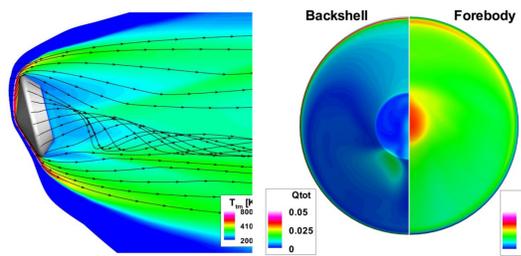
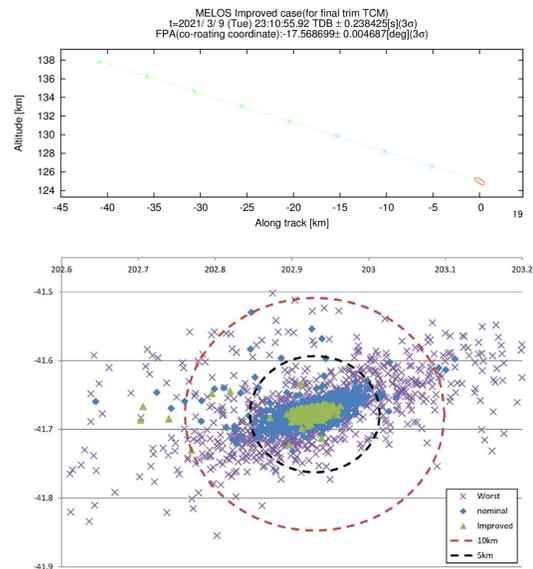
## システム構成(小型化設計)

- システム: 重量(WET) 498 kg, φ2130 x H1200 mm
- ローバ: 重量78 kg, L1200 x W1000 x H500 mm



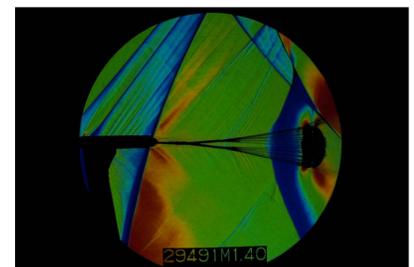
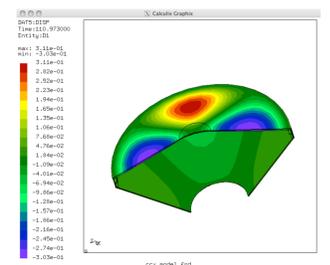
## 高精度誘導技術の開発

- 軌道決定・TCM 精度を検証し、大気突入点における分散を推定
- これをインプットとしてパラシュート開傘点の空力誘導分散を評価し、ミッション要求を満足することを確認



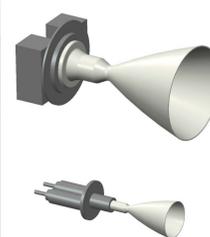
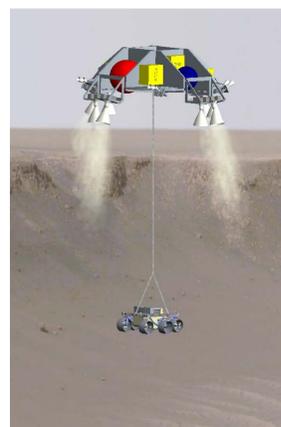
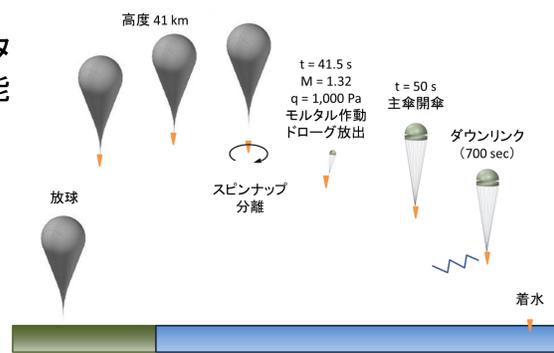
## 大気突入技術の開発

- 超軽量エアロシェル BBM の開発と QT 試験を実施
- 火星大気突入環境に適応した熱空力設計ツールを開発し、試験環境を整備
- 上記を用いた PFM 基本設計



## 超音速パラシュートの開発

- 風洞試験による基礎データ取得・実験室モデルの性能検証 (FY25-26)
- 気球実験 (FY26-27)
- 観測ロケット実験 (FY27-28)



## 着陸システムの開発

- STEPS, SLIM WG と連携した逆噴射着陸技術の開発
- 500N 2 液式 OME をベースにした高推力エンジンの開発
- 最適設計手法の開発



## ローバの開発

- 自律航法誘導技術の開発
- 伊豆大島におけるフィールド試験による技術熟成
- 火星環境を考慮した熱設計、電源系の開発