

## 展開型エアロシェルとペネトレータ技術を活用した超小型火星着陸システムの検討状況

山田和彦<sup>1</sup>, 後藤健<sup>1</sup>, 永田靖典<sup>1</sup>, 田中智<sup>1</sup>, 白石浩章<sup>1</sup>, 富木淳史<sup>1</sup>, 豊田裕之<sup>1</sup>, 中尾達郎<sup>1</sup>, 木村駿太<sup>1</sup>, 石村康生<sup>2</sup>, 中村俊哉<sup>1</sup>, 大槻真嗣<sup>1</sup>, 羽森仁志<sup>1</sup>, 津田雄一<sup>1</sup>, 北嶋麻里絵<sup>3</sup>, 有賀陽平<sup>3</sup>, 平出和広<sup>3</sup>

1. 宇宙航空研究開発機構、2. 早稲田大学、3. 三菱電機ソフトウェア

現在、JAXA で、日本が主導する火星着陸探査を実現するための検討が進められている。欧米に対して後発である日本がこれから火星探査に挑むためには、少なくとも、他にはない特徴を出していく必要がある。そこで、日本の特徴として、小規模でフットワークが軽く、頻度をあげる火星探査プログラムを検討し、その中で技術を成熟させていくことを考えている。それを実現する鍵技術の一つとして、展開型エアロシェルとペネトレータ技術を用いた超小型火星着陸機を実現する新しい EDL システムを検討している。その最初のステップでは、共通的な深宇宙輸送機 (DS-OTV) で、複数の着陸機を火星周回軌道に運び、そこから異なる地点へ 20kg 程度の超小型着陸機を複数機、火星表面に送り込むことを考えている。ここで利用する超小型の火星着陸機は、展開型エアロシェルによる低弾道係数型の大気圏突入機とペネトレータ技術による硬着陸技術で実現を目指している。

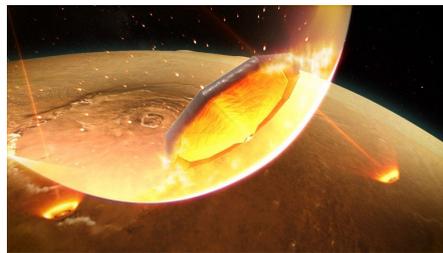
ここで想定する超小型火星着陸機のプロトタイプ設計の前提条件として、質量は 20kg、エアロシェルを展開した状態での火星地表到達速度が 40m/s とすると、エアロシェルの直径は約 3m となる。弾道係数はおおよそ 3kg/m<sup>2</sup> 程度であり、通常の EDL 機に比べると 1 桁以上小さな弾道係数となる。そのため、空力加熱も低減され、長楕円軌道から再突入であっても加熱率は 100kW/m<sup>2</sup> 以下に抑えられる。事前の試作にから直径 3m 程度のエアロシェルは 8kg 程度で製作可能である。さらに、この着陸機中央の本体部は槍状の形状をしており、着陸時に頭部のヒートシールドを破壊して、そのまま尖頭部から地面に貫入することを想定している。ペネトレータ外殻は CFRP で製造することを想定している。また、貫入速度が 40m/s を想定すると、予備的に行った落下試験より、衝撃荷重が 500G~1000G 程度と見積もられている。また、エアロシェルは地面貫入後も本体とつながっている想定なので、その大面積を利用して、薄膜太陽電池を背面側に張り付けて、火星表面での電力を確保することも考えている。なお、この着陸機は、打ち上げ時は、エアロシェルがコンパクトに収納されており、直径 30cm 程度、高さ 70cm 程度の円筒状に収まる。

このシステムの最も特徴的なところは、展開型エアロシェルとペネトレータを組み合わせることにより、大気圏突入前にエアロシェルを展開すれば、大気圏突入から、空力減速、着地 (貫入) まで形態変更が一切なく、大気圏飛行中にクリティカルな操作を必要としないことである。このシステムが構築できれば、EDL システムが、シンプルかつロバストになり、それは、すなわち、小型 & 小規模な着陸機が実現することにつながる。

この着陸機の検討の進捗状況は、現在、一回りのシステム概念設計を完了しており、並行して各コンポーネントの BBM の試作を行っている。それらの評価結果を踏まえて、基本設計を確定させていきたい。

# 展開型エアロシェルとペネトレータ技術を活用した超小型火星着陸システムの検討状況

○山田 和彦(JAXA)、後藤 健(JAXA)、永田 靖典(JAXA)  
田中 智(JAXA)、白石 浩章(JAXA)、冨木 淳史(JAXA)  
豊田 裕之(JAXA)、中尾 達郎(JAXA)、木村 駿太(JAXA)  
石村 康生(早大)、中村 俊哉(JAXA)、大槻 真嗣(JAXA)  
羽森 仁志(JAXA)、津田 雄一(JAXA)、北嶋 麻里絵(MESW)  
有賀 陽平(MESW)、平出 和広(MESW)



2025/03/05 @東北大学 青葉山キャンパス

## CONTENTS

- 背景: 日本で火星本星へ挑戦するための戦略  
段階的な火星着陸探査戦略の立案
- STEP1 ミッションの概要
  - ・ミッションシーケンスの検討
  - ・STEP1用の超小型着陸機の概念検討
- STEP1 着陸機の開発進捗状況
  - ・概念設計案
  - ・着地点分散評価(軌道解析)
  - ・搭載機器の環境評価(着地衝撃荷重と熱環境)
  - ・STEP1着陸機のBBM等の開発状況
- まとめ

## 背景：火星本星への挑戦

**EDL技術が必須になる場として火星”着陸”探査がある。**  
2030年代には、月から火星へを標ぼうしているアルテミス計画により、**宇宙開発の主戦場は、火星になると思われる。**

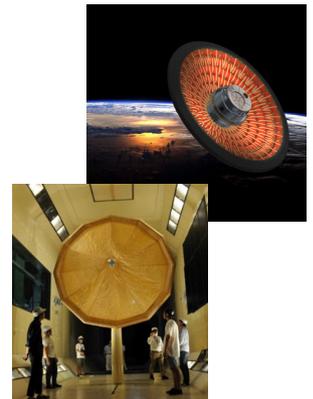
日本も火星探査において、しっかりプレゼンスを示すことが国際的な探査戦略としても重要である。



**日本の火星着陸は、スタートラインに立てておらず**、加えて、オーソドックスな着陸手段のベースとなる地球低軌道からの地球帰還技術も経験が不足している。今から米国の後を追っても、その背中にはるか彼方である。日本独自の切り口、手段で、火星着陸探査を実現して、米中欧とは別の観点でのプレゼンスを見せていく必要がある。

### □ 火星着陸の特徴(日本が有するEDL技術のヘリテージとは真逆)

- ・突入時の加熱環境は緩い(地球低軌道からの帰還より緩い)。
- ・大気が薄く大気減速が困難であり、その部分は特殊な技術が必要。



火星の“**大気減速が難しく**”リスクが高いという課題から、将来の火星探査では、**新しいEDL技術(展開型エアロシェル)**が求められており、その技術では、**日本も競争力を有している**。この新しいEDL技術の部分で国際的なプレゼンスを示していける可能性はある。

## 日本の火星本星への戦略提案(段階的火星着陸探査)

- ◆ 技術的蓄積の乏しい日本が火星へ挑むには、単一のミッションでは極めて挑戦的なミッションとなり、一歩目を踏む出すことが難しい。
- ◆ その中で、“**段階的(3段階)に火星着陸探査に取り組む**”という戦略が考えられている。複数回実施することで、現状持っている技術、今後獲得する技術、コストを考慮しつつ、リスクを低下させる。

“日本のユニークネス”・“他への波及効果”を意識した段階的プログラムの検討・提案

- STEP1は、日本主導でコンパクトかつスピーディに、そして確実に火星表面へ
- STEP2は、国際協力の枠組みを利用して効率よく実行し、技術レベルアップ
- STEP3で、火星のあらゆる場所へ探査機を輸送し、本格的科学探査。

→ STEP1は、2020年代後半～2030年代前半の実現を目指す。  
その実現のため、構想・システムの具体化を進めている。

### <STEP1の鍵となる技術>

- 共通軌道間輸送機(宇宙科学・惑星探査への大きな波及効果)
- 新EDLシステム(インフレータブルエアロシェル, 日本独自技術)

# 段階的な火星着陸プログラム（と他の探査の関係）



## 段階的火星着陸探査の全体スケジュール(案)

### 【Step1: ～2030年頃までに】

- 自立的な火星着陸・運用技術（インフレーターブルエアロシェル、セミハードランディング、省電力通信・低温電源技術）を「**小型**」で早期に獲得。
- 高機能輸送機（共通深宇宙OTV）で、火星圏を自在に飛行し、火星表面の好きな場所へ超小型着陸機を「**複数**」送り、火星表面への輸送手段を確立
- 大型の探査機ではいけないような未踏の場所からの情報（画像など）を獲得することでその成果をアピール。**複数機でのネットワーク探査のデモンストレーション**も行う。
- 民間・大学に火星探査サービスを提供して、それらと連携したミッションを立て、将来の本格的な火星活動にむけたコミュニティを醸成

### 【Step2: ～2035年頃までに】

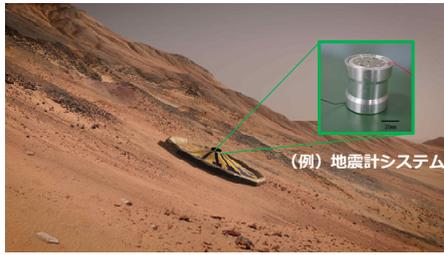
- 国際火星探査計画への参画やピギーバックの機会を活用し、STEP1のEDL技術を高性能化する（展開エアロシェルの大型化、高耐熱化、**着地点制御**など）。
- SLIMの技術を利用し、50kg級の逆噴射・軟着陸機（観測器は10kg程度）を搭載できる100kg級の大気圏突入機で、**軟着陸技術（ソフトランディング）**を実証・獲得。

### 【Step3: ～2040年頃までに】

- STEP2までのヘリテージを活用し、50kg級ローバを搭載できる軟着陸システムを含んだ300kg級の**大気圏突入機**を実現
- **火星表面でローバを運用し、本格的な科学探査を行う。**

## STEP1ミッション検討と提案

- 6) 複数地点への科学探査機器を輸送  
 7) 火星表面でのオペレーション実証と科学観測実施  
**世界初の小型ネットワーク探査による火星環境観測**
- ・ 極域の場合：磁力計あるいは気象計を搭載
  - ・ 極域及びそれ以外場合：タルシス火山への地震計設置



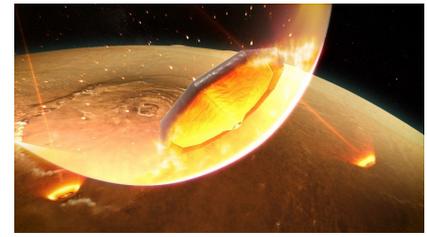
1) H3ロケットで打ち上げ

惑星保護技術も獲得し火星表面への到達権利を得る

2) 共通深宇宙軌道間輸送機 (OTV)で火星圏へ輸送

3) 逆噴射で任意の火星周回軌道に投入

5) 複数回の火星表面への独自の火星用EDL技術実証



インフレータブルエアロシェル技術による小型EDLモジュールを実現 (20~30kg x 2~4機)



4) OTVで火星圏を自在に移動して、自由度の高い探査が可能であることを実証 + ピギーバックとして搭載する複数の超小型探査機を周回軌道上に放出 (MARS CUBE service)



## STEP1ミッションシーケンス (案)

- ① H3ロケットで打ち上げ。
- ② 共通輸送機 (OTV) で、地球圏から火星圏へ輸送。
- ③ 化学推進器・逆噴射で火星周回軌道へ投入。
- ④ EDL実証機を投入する軌道へ移動。  
・250km x 20000kmの長楕円極軌道がノミナルであるが、投入軌道は、OTVの搭載質量とEDL実証機の大気圏突入能力のバランスで可
- ⑤ EDL実証機の大気圏突入シーケンスを実施
  - 5-1: エアロシェルの展開等、EDL機の突入準備を整える
  - 5-2: OTVが遠火点で減速して大気圏突入軌道に入る
  - 5-3: OTVが適切な姿勢で、EDL実証機を分離
  - 5-4: OTVは増速して、元の軌道に戻る
  - 5-5: EDL実証機は単独で軌道を半周後火星大気圏に突入
  - 5-6: OTVが1周回して、EDL機の上空に到達時にデータを取得。
- ⑥ ⑤のシーケンスを、EDL実証機の機数分繰り返す。
- ⑦ OTVでEDL実証機からのデータを吸い上げるとともに、OTV搭載のリモート観測器での連動観測を行う。
- ⑧ OTVが、“エアロブレーキ”による軌道変更に挑戦する。  
・大気抵抗を利用して、推進剤を使わず長楕円軌道から円軌道へ遷移 →STEP2・STEP3につながる重要技術

Extra mission: ピギーバックとして搭載する超小型探査機を、適宜火星周回軌道上に放出する。EDL実証機とOTV間のリレー衛星等としてメインミッションと連動することも期待。

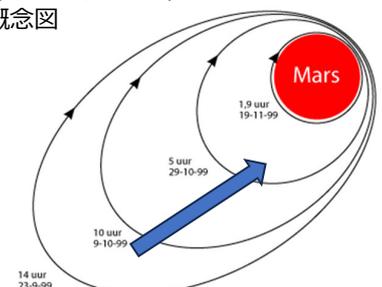
このミッションシーケンスは、あくまで一つの案。OTVの能力・仕様、EDL実証機の能力などによって、今後調整されていく。



⑤大気圏突入シーケンス



⑧エアロブレーキの概念図



## STEP1 着陸機への要求と概念検討

### ◆ 確実に、早期に火星表面に到達する。

- 火星着陸で最も困難とされるEDLフェーズのリスクを下げる。  
DS-OTVを活用し周回軌道からの展開型エアロシェルによる大気突入・着陸
- 超小型機で、複数回の大気圏突入・着陸を実施する。  
これにより、複数の場所に着陸するという新しい探査コンセプトを提示

### ◆ 着陸後・火星表面での一定期間(1か月程度以上)の活動を行うこと

- 火星表面からの通信を確立  
壊れない・堅牢・軽量・省電力の通信機とアンテナが必要  
DS-OTVをリレー衛星として使うとともに、NASAの周回衛星との通信も活用
- 低温の火星環境で長時間の活動  
低温環境で利用できる大容量の太陽電池と2次電池  
夜間の保温(熱設計の成立性)

### ◆ 搭載機器を火星環境に暴露できる部分があること

- 火星表面の画像や基本的な気象データを取得できることが、最低限のミッション目標と想定。
- ユーザー拡大のためにも、観測機器の自在性・選択肢を増やすことも重要。



展開型エアロシェルとペネトレータ技術(一部貫入型)を組み合わせたEDL機で、システムをシンプル・ロバスト・小型化する。(大気圏突入飛行中に形態変更しないことにより、いわゆる「恐怖の7分間」をスキップできる)。展開型エアロシェルの大面積を利して、大面積薄膜太陽電池により、火星表面でサバイブする電力を確保。観測器を地面下に潜らせることは低温対策にもメリットがある。

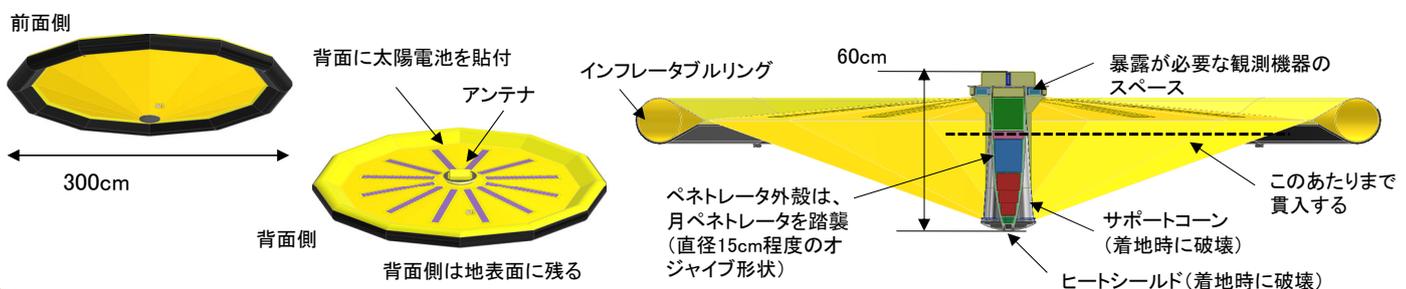
## STEP1着陸機の概念設計結果

現時点の技術で実現可能な展開型エアロシェルのサイズ、複数機の着陸を実現するための規模(再突入質量)を鑑みて、長楕円軌道からの再突入環境のエアロシェルが耐えられること、着地速度が地面貫入に対して、適切(遅すぎると貫入せず、早すぎると過大な衝撃となる)になるように、エアロシェルサイズと質量を確定している。ひと回しの概念設計結果として、ペイロードは1kg程度が見込まれる。

### 着陸機システム仕様

弾道係数	2.8 kg/m <sup>2</sup>
着地速度 (ALT0m)	40.7 m/s
エアロシェル直径	3.0 m
チューブ直径	0.18 m
機体総質量	20 kg
エアロシェル質量	8.2 kg
エアロシェル質量比	0.41
充填ガス圧	90 kPaA
充填ガス質量 (N <sub>2</sub> )	0.2 kg
収納時容積	Φ40mm×800mm
残置部質量	10kg程度

### <大気圏突入形態のイメージ>



# STEP1 着陸機・シーケンス検討の例

- 1) 母船が所定の軌道(長楕円軌道)に入ったらエアロシェル展開(エアロシェルカバー開放, ガス注入)
- 2) 母船ごと軌道離脱して, エントリ軌道へ
- 3) エントリ軌道遷移後, 着陸機分離
- 4) 母船は軌道復帰, 着陸機は大気圏に突入
- 5) 大気圏突入時の空力加熱・空力荷重に耐え, その後, エアロシェルの空力減速により, 40m/s程度まで減速
- 6) 着陸時にカプセルの一部は地中にペネトレートする。エアロシェル背面の太陽電池と搭載2次電池で火星表面でサバイブ。小型通信機で母船を介して通信。

## <大気圏突入環境概算>

高度20000km×250kmの長楕円軌道から20m/s減速して火星大気圏に突入すると仮定。

### 最大減速度:

6G程度となる。質量が20kgなので、**最大空力荷重は、120kgf程度**と推定される。

### 淀み点最大空力加熱:

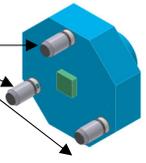
この形状だと実効曲率半径は0.88m程度と仮定できる。その条件下では、**40kW/m<sup>2</sup>**と見積もられる。



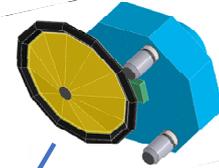
現在のエアロシェル技術でも成立させられる要求

## 0) エアロシェル収納&探査機搭載状態

DS-OTVIに収納したエアロシェルを有する着陸機を複数搭載  
直径40cm×高さ80cm程度



1~2) DS-OTVIに搭載された状態でエアロシェルを展開。



1機ずつ, エアロシェルを展開し, 軌道を離脱する。

~3m

3~5)

エアロシェル展開後, 探査機分離から着陸まで形態変更なし



6~7)

ハードランディング後は, 背面に搭載された太陽電池で発電しサバイブ



EDLシーケンス中に形態変更なし

# 着地点分散評価

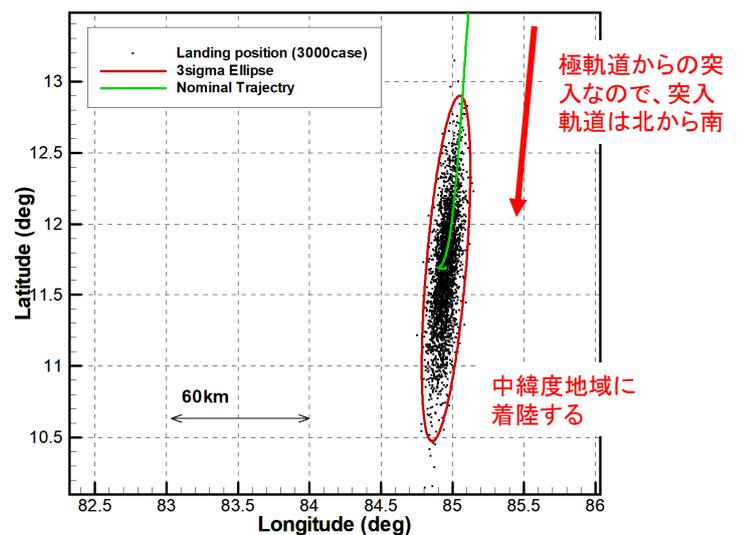
## 着地点分散軌道解析の前提条件

初期軌道	高度20000km×250kmの極軌道
初期位置	緯度:0度、経度0度、高度20000km
初期速度	702.3m/s(遠火点)(北向き速度)
軌道離脱減速度	20m/s
突入機質量	20kg
突入機直径	3.0m
突入機抵抗係数	1.5→1.0
突入機曲率半径	0.22m
大気モデル	MarsGRAM(緯度0、経度90度)
空力誘導	なし

## 分散評価項目

項目	分散
抵抗係数	5%(1σ)
大気密度	MarsGRAM
風	MarsGRAM
初期位置	1km×1km×1km(1σ)
初期速度	1cm/s×1cm/s×1cm/s(1σ)
減速度	0.2m/s(1%=1σ)
減速度方向	1度(1σ)

3000ケースのモンテカルロシミュレーションの結果  
(ノミナル軌道、及び、着地点3σ楕円)



・この前提条件だと、着地点分散は、3σで150km×30km程度の楕円となる(初期の米国の火星着陸探査と同等)。

・分散の主要因は、減速度・減速度方向(軌道離脱の誤差)であり、この要因だけで、長径120kmとなる。分散楕円の大きさは、OTVやEDL実証機分離システムのパフォーマンスによるところが大きいことがわかる。(大きな不確定要因)

・大気(風・密度)による分散は、30km程度である。

# 搭載機器への環境について

## <地面貫入時の耐衝撃性能評価試験>

・地面貫入時の衝撃に対する耐性を評価・実証することが必要である。ドローンを使って、高度150m(最大)からペネトレータ型模型を投下して、秒速40mで地面に突き刺して、その環境条件を測定した。

使用しているドローンとペネトレータ模型

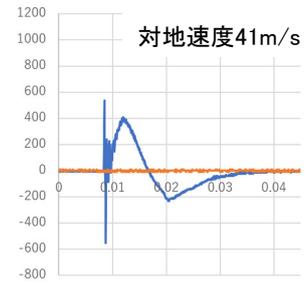


地面(土のグラウンド)に突き刺さったペネレータ模型



40~50m/sの速度の場合、20~30cmほど貫入する

着地時の加速度履歴



対地速度41m/s  
最大400Gで約6msec程度の半波

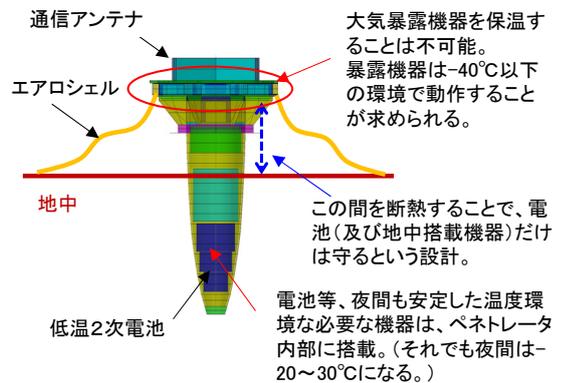
また、搭載機器の耐衝撃性評価も開始している。

- \* 2次電池
- \* サイエンス機器 (インフラサウンド、磁力計等)

## <火星表面での温度環境解析>

・火星地表は、非常に低温である。また、わずかながらでも大気があるため-100℃の大気による対流で奪われる熱も大きく、搭載機器を保温するには、大きなヒータ電力が必要となる。(現状、越夜の為に10W強の電力が必要と見積もられている)

・熱解析の結果、地面に埋まった部分の保温性能は高く、ペネレータ型を採用したことにより、熱設計の成立性は高まっている。一方で、大気に暴露される部分からの放熱が支配的になっており、その保温対策、もしくは、搭載機器の低温化が必須である。



# STEP1着陸機の開発状況(BBMの試作等)



ペネレータ外殻 (形状モックアップ)

薄膜柔軟太陽電池セル



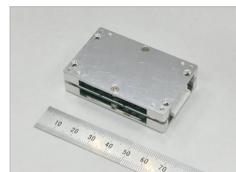
展開型エアロシェル(直径2.5m)



頭部ヒートシールド



低温2次電池 (300mAh)



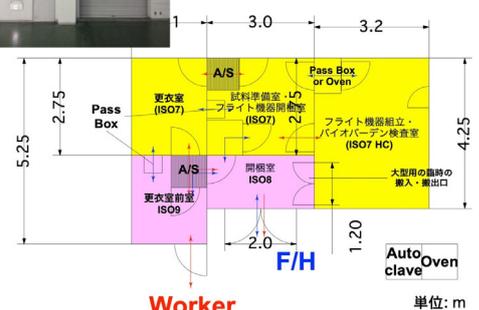
超小型通信機



アンテナ



惑星保護デモルーム (@宇宙研構造棟)



## まとめ

- 後発である日本が火星本星の着陸探査に挑戦するためには、段階的な戦略が必要であると考えており、その一つのアイデアを提案した。その提案において、第一段階は、「早く」、そして、「確実に」火星表面にたどり着くことが肝要であるとしている。
- 展開型エアロシェルは、火星着陸探査においてもっとも困難であるEDL技術の開発リスクを下げることにより超小型の着陸機を実現でき、加えて、将来性もある技術であり、ここで提案する火星着陸探査戦略の鍵となる。それとペネトレータを組み合わせることにより、ユニークかつ超小型のEDL機の実現性を大きく高める。
- STEP1を2030年頃の実現するためには、これまで培ってきた技術を集約し、超小型の着陸機システムとしての成立性を示すべく、概念設計とそれを実現するためのクリティカルな技術に鋭意取り組んでいる。その結果、この超小型EDL実証機の設計成立性が少しずつ見えてきており、BBM試作なども進んでおり、初期設計を確定させる準備は整ってきた。