

口 頭

# 研究発表

テラスルーム

# 惑星分光観測衛星「ひさき」の打上と運用状況

宇宙科学研究所 惑星分光観測衛星プロジェクト  
澤井 秀次郎

## 1. はじめに

惑星分光観測衛星（SPRINT-A）は本年（2013年）9月14日にイプシロンロケット試験機により打ち上げられた衛星であり、軌道上での衛星の正常動作確認の後、「ひさき」という愛称が命名された。

本稿では、「ひさき」の概要を紹介した後、運用状況を述べることにしたい。

## 2. 惑星分光観測衛星「ひさき」の概要

### 2.1 「ひさき」の外観

イプシロンロケットに搭載された「ひさき」の外観を図1に示す。「ひさき」は重量が約370kgであり、いわゆる「小型衛星」と分類されるサイズながら、高さ約4mであり、従来の中型科学衛星と比較しても背が高い部類に属する。「ひさき」は、地球周回の高度950~1150kmの軌道を回る衛星に投入されており、この軌道から木星・金星といった惑星を観測する。



図1 イプシロンロケットと結合したひさき（左）とひさきを搭載したイプシロンロケットの打上（右）

### 2.2 「ひさき」を開発・運用する目的

「ひさき」には、メインミッションとしての科学観測を含め、合計で3つの目的がある。

第1の目的は、惑星に関する科学観測であり、極端紫外線の分光器を高い指向精度で木星・金星といった惑星に向ける。これによって、たとえば、「地球を含む惑星の大気はどのように宇宙空間に流出しているのか？、地球の大気はなぜ現在の濃度で存在し続けているのか？」（図2参照）、「磁場によって、惑星の外部から内部環

境が守られているのか？、本当に思ったとおりに機能しているのか？」、といった惑星環境に関する疑問に答えていきたいと考えている。

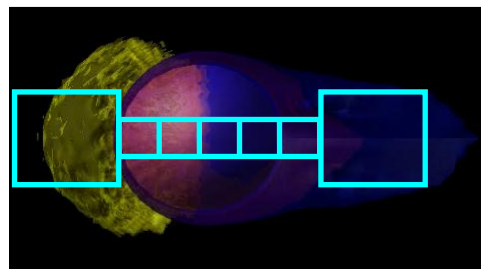


図2 金星の大気流出観測のイメージ

第2の目的は、オプション実験であり、次世代衛星用電源系技術の軌道上実験を行うものである。具体的には、従来より軽量、かつ、高効率で柔軟性のある薄膜太陽電池セルや、熱暴走などの心配がない安全なリチウム・イオン・キャパシタ（蓄電装置）などの実証を目指している（図3参照）。

一般的に、電源などの衛星技術は、高い信頼性が要求されるものである。そのため、衛星システム設計において、他の衛星で使用実績があり、信頼性が保証されているものを採用する傾向にある。これが、新しい技術は衛星搭載されにくく、新規技術開発が加速しにくい土壌を創り出す一因となっている。一方で、衛星の利用可能性を拓げるためには新技術の継続的な導入は不可欠であり、この間に、一種の矛盾のようなものが生じている。そこで、「ひさき」では、オプション搭載スペースを用意することで、積極的に新規技術を宇宙空間で長期に実証する場を提供することとした。今回のオプション実験が、将来の衛星開発に貢献できる成果を産み出すことを期待したい。



図3 ひさきで軌道実証される薄膜太陽電池セル（左）とリチウムイオンキャパシタ（右）

第3の目的は、新しい衛星開発手法の試行である。具体的には、人工衛星の基本的な機能を司る部分を思い切ってモジュール化して、そのモジュール化された機能単位の組み合わせによって個々の衛星を作り上げる、という考え方を「ひさき」では、採用・試行している（図4参照）。従来の衛星でも、過去の衛星で使用された機器やソフトウェア機能を同じように採用して使用する、ということはあるが、これをより系統的に整理しているのが特徴である。

「ひさき」のこの考え方は、たとえばパソコンの世界では普通に行われていることである。パソコンの世界では、CPUボードやメモリ、大容量規則装置やグラフィックボード、キーボード、マウスなどがそれぞれ一定の規格で用意されているため、着脱により様々な用途に適したパソコンに姿を変えることができる。これができるのは、各モジュール内で規格が統一されており、また、それらのモジュールの組み合わせを統合するバックボーンが明確に定義されていることによる。これより前には、たとえば、CPUチップ、メモリチップなどの部品レベルでは他の計算機と同じものを使用したとしても、基板や信号I/Fなどは、毎回、それぞれの用途に最適になるように設計されるため、個々のシステムは最適となるものの、高価格となる傾向にあったようである。

「ひさき」は、衛星開発の世界にも、このようなモジュール化の考え方を本格的に適用している。著者が知る限り、これは世の中で初めての試みとなる。

なお、パソコンの例からも推測できるとおり、このような作り方で開発された製品（パソコン・衛星など）は、従来の、カスタムメイド的に開発された製品と比べると、仕様が最適化されない傾向にあることは否めない。たとえば、衛星にとって、重量を軽くするというのは重要であるが、モジュール化による分割損や、I/Fの固定化により、重量という観点では、「ひさき」のモジュール構造は必ずしも最適ではない可能性がある。ただし、近年のロケット打上を見ると、主衛星に対してロケット能力に余剰がある傾向にあり、そのため、その余剰分の有効活用として、小型副衛星を搭載することも多くなっている。すなわち、地球周回衛星などでは、衛

星の軽量化要求は相対的に弱まっている可能性がある。

モジュール化による衛星開発という考え方は上記のような弱点もあるものの、パソコンの例のように、新たなブレークスルーを得て爆発的に衛星が普及する原動力となる可能性も秘めている。この考えによって、将来の衛星開発が効率的に行われるようになることを期待している。

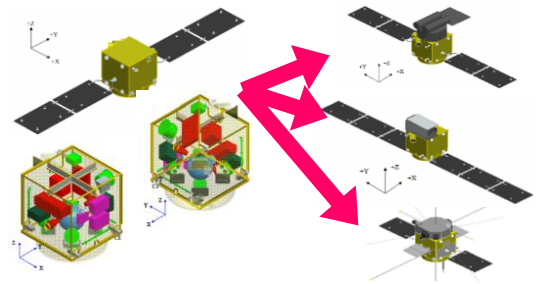


図4 モジュール化による衛星開発（イメージ）

### 3. 「ひさき」の運用状況

前述の通り、「ひさき」は、2013年9月14日14時（日本標準時間）にイプシロンロケット試験機により打ち上げられた。それより前の7月24日に衛星をロケットに引き渡してから、2ヶ月弱で宇宙に運ばれたことになる。衛星にとって、ロケットに衛星を引き渡してから打上までの期間はひとつの関心事である。今回、この期間が通常のロケット打上と比較して大幅に長くなったが、これは初号機であるためであり、次号機以降は、大幅に改善されることになる。

本稿執筆時点で、「ひさき」は初期運用の最終段階に入っている。高精度指向を実現するためのガイドカメラによる月面クレータ、恒星、木星、金星の撮像（図5）に続き、木星、金星の分光撮像を成功裏に実施している。

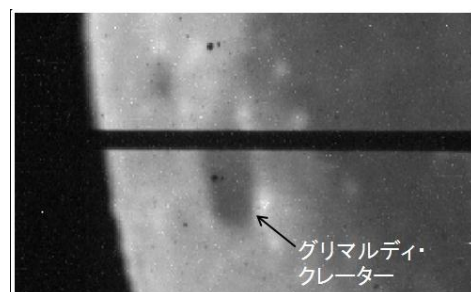


図5 ひさき搭載ガイドカメラが捉えた月面クレータ  
真ん中の黒い帯状の部分はスリットである。この部分の光はガイドカメラではなく、分光器に導入される。ひさきでは、惑星をこのスリット内に保持し続けて分光観測する。

# 超低高度衛星技術試験機（SLATS）の研究開発状況と今後の展開

第一衛星利用ミッション本部 先進衛星技術開発室  
高畑 博樹

## 1. はじめに

JAXA では、「これまでに運用されていない低い高度で定常的に運用可能な衛星システム」として、従来実現できなかった超低高度(180 km～250 km)を継続的に飛行する超低高度衛星の研究を 2007 年から進めている。超低高度衛星は、従来の周回衛星(高度 600 km～800 km 程度)と比較して地表面との距離が短くなるため、災害監視、地球環境観測、サイエンスなどの新たなニーズを実現する可能性を秘めた衛星計画である。

超低高度衛星技術試験機 SLATS(Super Low Altitude Test Satellite)は、超低高度衛星の実用機の開発に向けて、軌道上でしか実施できないミッションを実施する。超低高度では、ごく微量に存在する大気による抵抗を補償する必要があり、また、衛星表面の材料を劣化させる原子状酸素が多く存在するための対策などの技術課題がある。これらの課題解決に向けて、SLATS では超低高度衛星の技術的実現性およびシステムコンセプトを実証し、実用機設計に向けて超低高度軌道環境を実測することを目的としている。2013 年は、これまで設定していた研究開発計画を着実に実施するとともに、より実用機への展開を意識し、新たに小型高分解能光学センサの追加搭載についても検討を進めた。

本発表では、2013 年現在の SLATS の開発状況、実用機への展開について報告する。

## 2. 超低高度衛星

### 2.1 超低高度衛星の概要

超低高度軌道は高度 200 km～300 km 程度の衛星軌道であり、世界的に見ても、今年 11 月に大気圏に再突入した欧州宇宙機関(ESA)の重力場観測衛星 GOCE(2009 年打上げ)が唯一である。

この超低高度軌道で運用するリモートセンシング衛星の利点としては、従来の高度(高度 600 km～800 km 程度)のリモートセンシング衛星と比較して、

- 光学センサによる高分解能観測
- アクティブセンサ送信電力の大幅な低減
- 衛星・センサの小型・軽量化による大幅なコスト低減

### ト低減

一定点観測と高分解能観測の両対応などが挙げられる。世界に先駆けて超低高度軌道で運用する技術を確立することで、新たな軌道からのミッションを日本が世界をリードすることとなり、静止軌道(GEO)、低高度周回軌道(LEO)に次ぐ新たな衛星軌道を開拓することとなる。

### 2.2 超低高度衛星の特徴

軌道高度と観測センサ性能の関係は、

①光学・熱赤外観測における地上分解能:

=> 分解能  $\propto$  高度

②SAR 観測におけるレーダ送信電力:

=> 送信電力  $\propto$  高度の 3 乗

③LIDAR 観測におけるレーザ送信電力:

=> 送信電力  $\propto$  高度の 2 乗

であり、高度を下げることで図 1 に示すように光学センサの分解能向上が実現でき、アクティブセンサ(SAR、LIDAR 等)では送信電力が低減できる、

また、図 1 の通り従来程度の性能要求であれば、センサを小型化することが可能となる。

### 2.3 フレキシブルな軌道変更

超低高度の飛行を実現するためには、従来高度の衛星では無視できていた大気の抵抗を補償するだけの推力を、常に衛星が発生する必要があり、イオンエンジン等の推力発生装置が必須となる。その機能を積極的に活用し、軌道保持・変換機能を持つことで迅速に軌道変換を行い、状況に応じて運用軌道を切り替えることも可能となる。

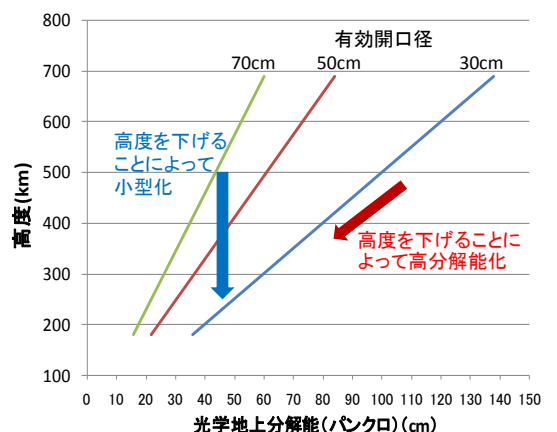


図 1 光学地上分解能と高度の関係

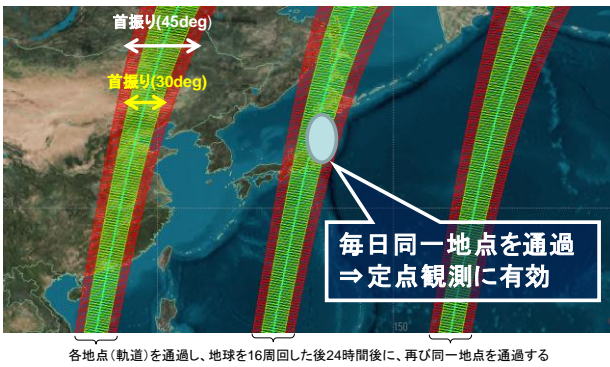


図2 完全回帰軌道 (高度 268 km の場合)

例えば通常時は準回帰軌道でのグローバルな観測を行い、災害発生時等に完全回帰軌道(高度 268 km)に移行(軌道変換)すれば、毎日同一時刻に定点観測(同一視線方向観測)が可能となり、特定の地域の被害状況の把握等に効果を発揮することが期待できる(図 2 参照)。

### 3. 超低高度衛星

SLATS は軌道上技術実証を目的とした技術実証衛星である。SLATS の開発・実証意義を明確にするために、SLATS の研究開発と並行して、実用機についても検討を行った。実用機検討については、超低高度軌道の利点である地表面距離の短さと、イオンエンジンと大気抵抗を利用した軌道変換機能を活かした超低高度衛星によるリモートセンシング衛星を中心に実施した。

#### 3.1 超低高度光学観測衛星

高分解能光学観測を実現する場合、従来の軌道高度のままであれば光学系の規模を拡大する必要があり、そのために、衛星規模が拡大するとともに、大幅なコスト増加も想定される。2.2 項で述べたように、光学観測の場合、衛星の軌道高度を低下させれば、高度に比例して地表分解能(GSD)は向上する。そこで、以下のコンセプトのもと、高分解能光学観測衛星システムを検討した。

- ①海外高分解能商用衛星を凌ぐ高分解能の実現
- ②従来ハードウェアをベースとした低コスト化
- ③自在な軌道変換・制御技術の活用(定点観測および全球観測の併用)

超低高度光学観測衛星の外観例を図 3 に示す。

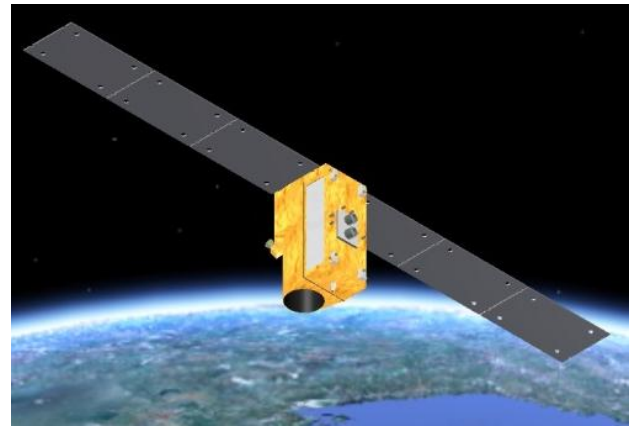


図3 超低高度光学観測衛星外観例

有効開口径 60 cm 程度の光学センサを高度 220 km で運用すると、GSD のみで比較すれば、WorldView 等の海外高分解能商用観測衛星を凌駕する分解能の実現が可能である。また、光学観測衛星を開発する場合、最も開発コスト、期間を要する光学センサを既存技術ベースで開発し、衛星規模を比較的小型に抑えることで、打上げ機会(ロケット)の選択肢が広がり、全体コストの低減を図ることができる。

#### 3.2 超低高度高分解能 Ku バンド SAR 観測衛星

SAR 観測衛星では、衛星軌道高度を低下させることで送信電力の低下が見込まれるが、高周波数化および広帯域化により、更なる分解能の向上が図れる。そこで、従来の SAR 観測で広く使用されている L/C/X バンドに次ぐ新たな周波数帯として、より広帯域が使用可能な Ku バンドでの SAR 観測衛星を検討した。Ku バンドを使用するメリットとしては、広帯域幅により高分解能観測が可能となるとともに、ハードウェア(送信アンテナ)の小型化が図れる。

超低高度 SAR 観測衛星の外観例を図 4 に示す。

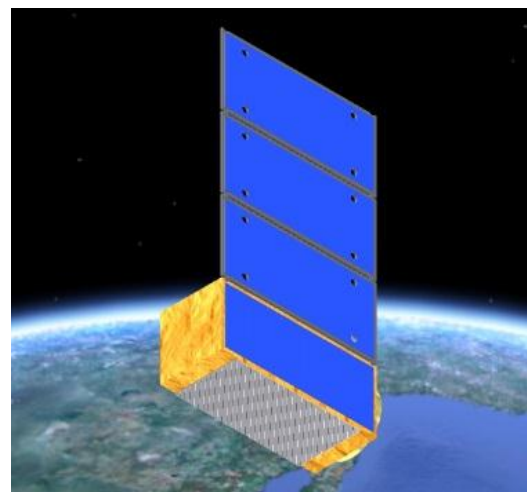


図4 超低高度 Ku バンド SAR 観測衛星外観例

SAR画像の信号品質はRF送信電力に依存するが、通常の低軌道高度と比較して高度が低くなるため、必要電力の低減が見込まれ、ハードウェア実現性は高まる。

SAR観測の最大の特徴として、リピートパス干渉により対象物の変化の観測が可能となることであるが、高度268kmの完全回帰軌道にて運用することで、毎日定点観測を行い、たとえば、災害時の被害地域の定点観測や移動体のモニタ、火山監視、農産物の発育状況把握等に役立てることが可能となる。

### 3.3 その他の地球観測衛星

その他、超低高度軌道の特徴を活用した観測衛星としては、ライダーによる風向・風速観測やGOCEで実施している地球重力場観測が超低高度軌道のメリットを活かせる有望なミッションである。ライダーについては、SARと同様に高度低下により送信出力を低減できるメリットにより、ハードウェア実現性が高まるだけでなく、もともと点で観測することが多いことから、光学ミッションでの高度低下に伴う観測幅の縮小のデメリットによる影響をあまり受けない。このように、超低高度衛星の技術はライダー観測ミッションと相性が良いため、現在、ドップラーライダーによる風向・風速観測ミッションのより詳細なミッション検討を実施するとともに、気象ユーザなど潜在的ユーザ候補と議論を深めている。

### 4. 超低高度衛星技術試験機 (SLATS)

JAXAでは、これまで利用されていなかった新たな軌道の開拓につながる超低高度衛星のコンセプトを提案し、そのシステム実現性を示し、後続の実用機設計に不可欠な軌道上環境データ、技術データを取得することを目的とした技術試験機SLATSの研究開発を行っている。

SLATSのミッションは下記の通り。

- ① 超低高度衛星技術の実証(システムコンセプトの確認)
  - イオンエンジンによる自律軌道保持制御・衛星運用の実現性確認
  - 小型光学センサによる超低高度軌道での撮像と今後の超低高度衛星に向けた課題抽出
- ② 大気密度に関するデータの取得
  - 実測データの不足している超低高度域の大気密度に関するデータを取得
- ③ 原子状酸素に関するデータの取得

— 衛星の材料を劣化させうる原子状酸素(AO)の超低高度域環境及び材料への影響を把握

④ 小型高分解能光学センサによる高分解能撮像

— 超低高度域での衛星姿勢と協調した高分解能地上撮像実証実験

特に上記④については、実用機の展開検討の中で、将来利用が想定されるユーザから、「システムコンセプトの実証に加え、センサによる観測の実証も必要」との意見を踏まえて、実用機につながる技術実証の観点から新たなミッションとして設定し、小型高分解能光学センサの検討に着手したところである。

### 5. 超低高度衛星技術試験機 (SLATS)

SLATSは現在詳細設計フェーズにあり、現段階でのSLATSのシステム構成図を図5に、軌道上外観を図6に、衛星の主要諸元を表1にそれぞれ示す。現在、4章に述べた小型高分解能光学センサの搭載に向けたシステム設計の見直しを実施中である。平成28年度に予定されているGCOM-Cとの相乗り打上げに向けて、今後、システム開発を本格化していく。

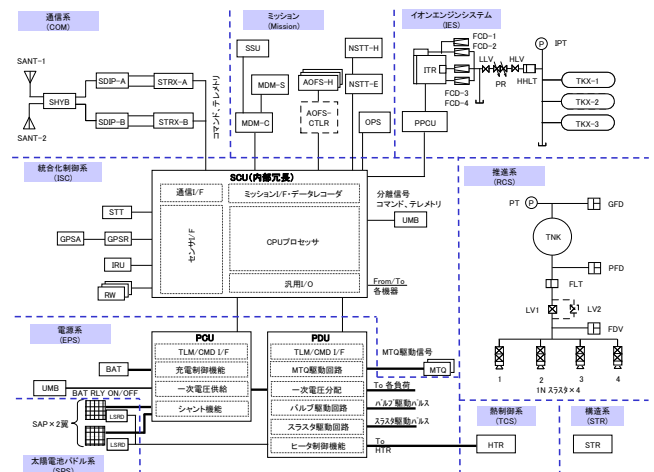


図5 SLATS衛星システム構成図

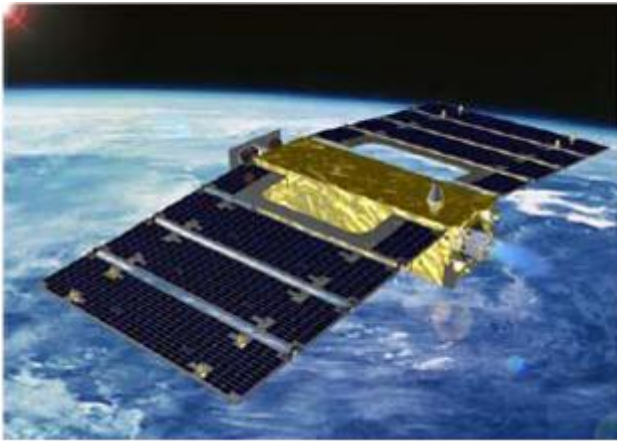


図 6 SLATS の軌道上外観イメージ

## 参考文献

[1]高畑博樹他,「超低高度衛星技術試験機 (SLATS) の研究開発状況」,第 57 回宇宙科学技術連合講演会講演集,1G09,2013.

表 1 SLATS 主要諸元

軌道	ロケットから分離後,超低高度域の 250-180 km に自ら軌道変更
サイズ	2.5 m(X) × 5.2 m(Y) × 0.9 m(Z) (軌道上展開状態)
質量	400 kg 以下(暫定)
設計寿命	2 年程度(燃料上の寿命は軌道に依存)
主要 ミッション センサ	(1) 原子状酸素(AO)モニタシステム (a) AO 計測センサ (b) 材料劣化モニタ (2) 小型光学センサ (3) 小型高分解能光学センサ

## 6. おわりに

SLATS の軌道上実証により、超低高度軌道の利用可能性が拓かれ、従来を凌駕する光学・SAR 観測の高分解能化の実現とともに、現在は技術的ハードルが高いライダ等の地球科学観測ミッションの実現が期待できる。近年では、海外でも軌道高度低下に伴う観測性能の向上に着目し、実用商用光学観測衛星においても地上分解能向上の目的に軌道高度を低下させる計画も出てきている。我が国の技術的優位性を確保し、技術立国・日本をアピールするためにも、早期に SLATS による軌道上実証を行い、実用的な超低高度衛星への展開につなげていきたいと考えている。

# 性能と実用性の両立：高断熱 MLI の研究とその試験方法

研究開発本部 熱グループ  
 畠中 龍太、宮北 健、杉田 寛之

## 1. はじめに

MLI(Multilayer Insulation、多層断熱ブランケット)は、金属蒸着を行った樹脂フィルムとフィルム同士の直接接触を防ぐためのスペーサ（ポリエステルネットなど）を多層に積層した真空用の高性能断熱材である。1950年代に米国で発明されて以降、現在ではほぼ全ての宇宙機で使用されている、「枯れた技術」の代表例である。しかし近年、次世代赤外線天文衛星 SPICA や月面ローバ（図 1）等、MLI の性能を極限まで高めることを必要とする将来ミッションが増えてきていることから、JAXA 研究開発本部熱グループでは「高断熱システムの研究」を平成 23 年度からスタートした。目標性能は、一般的には実効輻射率 $\epsilon^*=0.03\text{--}0.05$  程度が熱設計に使用されるのに対し、月面ローバでは $\epsilon^*=0.01$  以下、SPICA では $\epsilon^*=0.0042$  以下（熱流束に換算して 80K-120K 時に  $0.040\text{W/m}^2$  以下）である。

宇宙用 MLI の熱リーク要因内訳<sup>[1]</sup>の一例を図 2 に示す。各要因の寄与度合いは MLI サイズ/形状等により異なるが、端部縫製(図 3)・連結部分・層間接触による熱伝導の寄与が比較的大き



図 1 高断熱 MLI を必要とするミッション

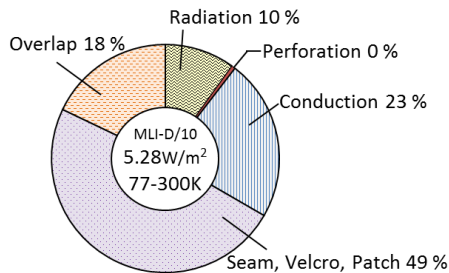


図 2 従来型 MLI の熱流入の内訳<sup>[1]</sup>  
 (全 12 層、層密度 2.3layer/mm)

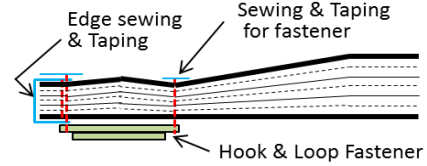


図 3 宇宙用 MLI の端部処理の一例



図 4 相互挿入重ね合わせ

い。これらを改善すれば MLI 性能向上が見込まれるが、性能と実用性は相反することが多い。例えば、最も高い断熱性能が期待できる方法として、フィルム・スペーサを一層ずつ巻き、各層を相互挿入重ね合わせでつなぎ合わせる方法（図 4）がある。この手法は過去の天文衛星で既に使用された実績があり、極めて良好な性能を発揮することが知られているが、閉じた形状（円筒等）にしか適用できない点、着脱できない点、フィルム裂け等が頻繁に発生する点など課題や制約が多く、より汎用的に使用可能な MLI の実装技術を獲得することが重要である。

本研究における実施内容は以下の 3 つに分類される。

- 1) 要素技術の新規獲得
- 2) 性能劣化に関するパラメトリックな評価
- 3) 実証状態を模擬した性能実証

上記 3) は、宇宙機熱設計で使用できる”断熱性能の最悪値”を評価するためのプロジェクト向けの試験である。紙面制約のため本稿では 3) を割愛し、1) と 2) の活動に関して紹介する。

## 2. 要素技術の新規獲得

本研究で検討・開発・評価を行っている主要要素技術を紹介する。

### 2.1 宇宙用タグピン

タグピンとは商品タグ付用に広く使用されている樹脂製部品であり、フィルム・スペーサを



圧縮することなく締結するのに都合が良い(図5)。民生品はほぼ全てナイロン製であり、JAXAのアウトガス規定を満たすことができないため、PEEK(ポリエーテルエーテルケトン)製ピンの新規開発を行っている。タグピンは射出成形と延伸工程により製造されるが、PEEKを用いてこれほど微細(φ0.3mm程度)な部品を製造した例は世界的にも例が無い。

PEEKは優れた耐薬品性を有することから医療分野でも注目を集めており、宇宙用タグピン開発で培ったノウハウを生かし、医療用PEEKピンが2013年9月に発売される等、民生分野でも活用されつつある。



図5 タグピンを用いた層間締結  
(写真左：民生品(Nylon)、右：宇宙用(PEEK))

## 2.2 面ファスナパッチ技術

MLIは衛星構体等に面ファスナを使って取り付けられることが多く、MLIに面ファスナに取り付ける際の縫製が大きな熱リーク源となる。縫製せずに十分な強度でMLI最内層に面ファスナを取り付ける方法として、接着剤で貼り付ける方法以外に、繊維強化フィルムに面ファスナを縫い付けてパッチ状にしておき(図6)、それを両面テープと端部テープで貼り付ける方法がある。本技術は宇宙ステーション補給機HTV(このとり)にも使用されている技術である。

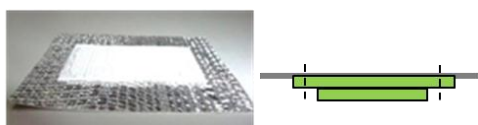


図6 面ファスナパッチ

## 2.3 多層ブランケット化技術

ブランケットの継ぎ目は(相互挿入重ね合わせを行わない限り)大きな熱リーク源となる。継ぎ目を作らない(1枚のMLIで全体を包む)ことが理想であるが、1m以上の幅のフィルムは販売されておらず、また着脱作業性等の観点からも、ブランケットを分割することは避けられない。作業性を維持しつつ熱リーク量増大を最小限に抑える方法として、多層ブランケット化

し、その継ぎ目の位置を互い違いにする手法を考案した(図7)。子ブランケット間は面ファスナパッチまたはタグピン等で締結し、性能低下を最小限に留める。子ブランケットは従来通りに端部が縫製されていても、フィルム面内で熱抵抗を稼ぐことによって熱リーク量増大を抑えられる。

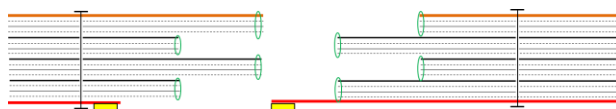


図7 多層ブランケットの連結方法

## 2.4 層間非接触スペーサ

従来のMLIの枠を超えた新様式として、層間非接触スペーサMLI(図8)の研究開発を進めている。従来のMLIの場合、前述の1層ずつ巻く方法で熱リーク要因を極限まで減らした場合でも、層間接触圧をコントロールすることは難しく、断熱性能に対して一定の不確実性が残る。宇宙機熱設計には性能最悪値を用いる必要があるため、実力値としては十分でも、不確実性を考慮すると熱設計が成立しない、というジレンマに陥ることになる。特にSPICAのように低温領域(100K程度)でMLIを使用する場合、熱伝導成分が支配的になるため、徒に層数を増やすよりも、熱伝導成分の不確実性を小さくできる”層間非接触スペーサ”が有効と考えられる。本様式については近年米国<sup>[2]</sup>で盛んに研究開発が進められているが、本研究では日本独自のスペーサ開発に着手した。宇宙用タグピンと同じPEEKを使用した射出成形技術を利用しており、限られた厚さ内で最大限の熱抵抗を確保するために螺旋形状を有しており、更にワンタッチで組み上げられるよう上部/底部にロック機構を設けている。スペーサ熱抵抗値の指標として熱パスの断面積と長さの比(小さい方が断熱性能が良い)を用いると、米国品 $1.1 \times 10^{-4} \text{m}$ に対し、本研究で開発したスペーサは、螺旋形状の効果により $1.1 \times 10^{-5} \text{m}$ の値を有する。

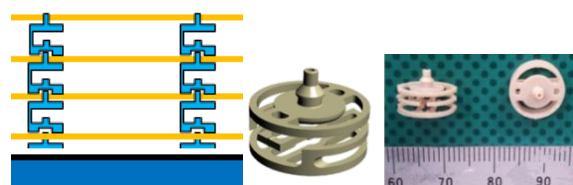


図8 層間非接触型スペーサ

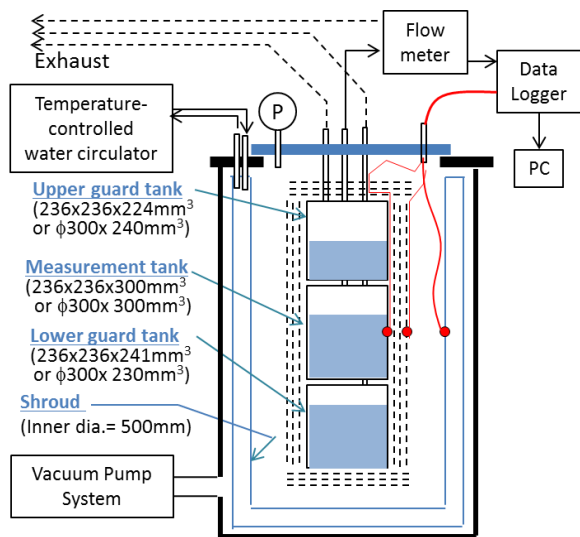


図9 試験装置（ボイルオフカロリメータ）

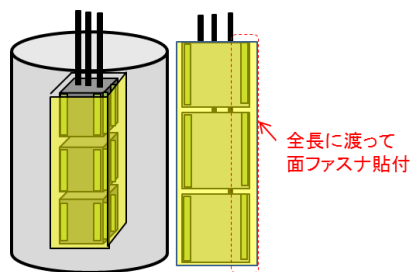


図10 タンク形状と面ファスナ配置

### 3. 性能劣化に関するパラメトリックな評価

本研究では、MLIの断熱性能評価試験手法として一般的なボイルオフカロリメータ法により、各種要素技術を採用した供試体の性能評価を行っている。試験装置概要を図9に、タンク形状とファスナ配置を図10に示す。上下のガードタンクを含む3つの液体窒素タンクにMLIが巻かれ、一定温度に保たれたシュラウドで囲まれている。中央タンクから蒸発する窒素ガスの流量を測定することで、MLIを通過して中央タンクに侵入する熱量を計算することが出来る。円筒形タンクが一般的であるが、本研究では宇宙機への実装状態を模擬するために矩形タンクを使用する。タンク全長に渡って面ファスナを貼付けることで、実機より(MLI面積に対する)ファスナ面積が大きい厳しい側の試験となり、また鉛直方向に均一な温度場を作ることでパラメトリックな評価がしやすくなる。また、MLI表面温度を素線径100 $\mu\text{m}$ のT型熱電対を使って計測し、温度分布から熱リーク要因を考察している。

供試体をタンクに取付ける際に相互挿入重ね合わせが必要な場合、ラップ長に自由度があるため、どの程度きつく巻くか（層密度、層間接

表1 供試体リスト

No.	供試体名称	連結方法
1	Reference(12層)	相互挿入×1か所
2	Reference(24層)	相互挿入×1か所
3	従来 MLI①(12層)	突合せ×4か所
4	従来 MLI②(12層)	ラップ×4か所
5	従来 MLI③(24層)	突合せ×4か所
6	端部処理改善 MLI	突合せ×4か所
7	MLIパッチ(12層)+No.3	(突合せ+パッチ)×4か所
8	縫製無タギン MLI (24層)	相互挿入×1か所
9	多層ブランケット(24層)_手縫い	子ブランケットは突合せ。その位置を90mmずらし。×4か所
10	多層ブランケット(24層)_ミシン縫製	×4か所
11	層間非接触スペーサ MLI(6層)	相互挿入×4か所

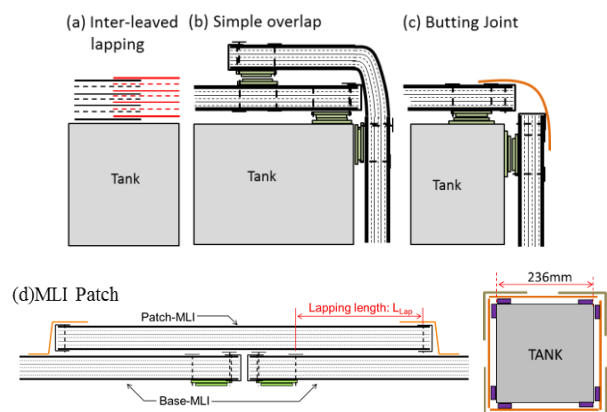


図11 連結方法の種類

触圧に影響)が作業者次第で変わることになる。本研究では、厳しい側の評価を行う方針であるため、できるだけきつく巻くこととした。緩く巻けばより良い性能を示すと予想されるため、他文献の結果と比較する際は注意を要する。

供試体リストを表1に、連結方法を図11に、試験結果を図12に示す。No.1、2(Reference)ではタンク全周を1枚のMLIで巻き、両端を相互挿入重ね合わせにより接合しており、同一層構成であれば最も高い性能を示すと考えられる試験ケースであり、実装性を維持しつつこれらの値に出来るだけ近づけることが一つの目標となっている。従来 MLI (No.3) の性能は同層数の Reference(No.1)に比べて10倍以上も熱流束が大きくなっており、温度分布から縫製部や端部からの熱リーク量がほとんどであることがわかる。連結部でラップさせても (No.4)、層数増大(24層、No.5)を行っても改善効果は大きくないが、手縫いにより縫製部の熱リークを抑える (No.6、図11)、またパッチ上の MLI で縫製部や連結部

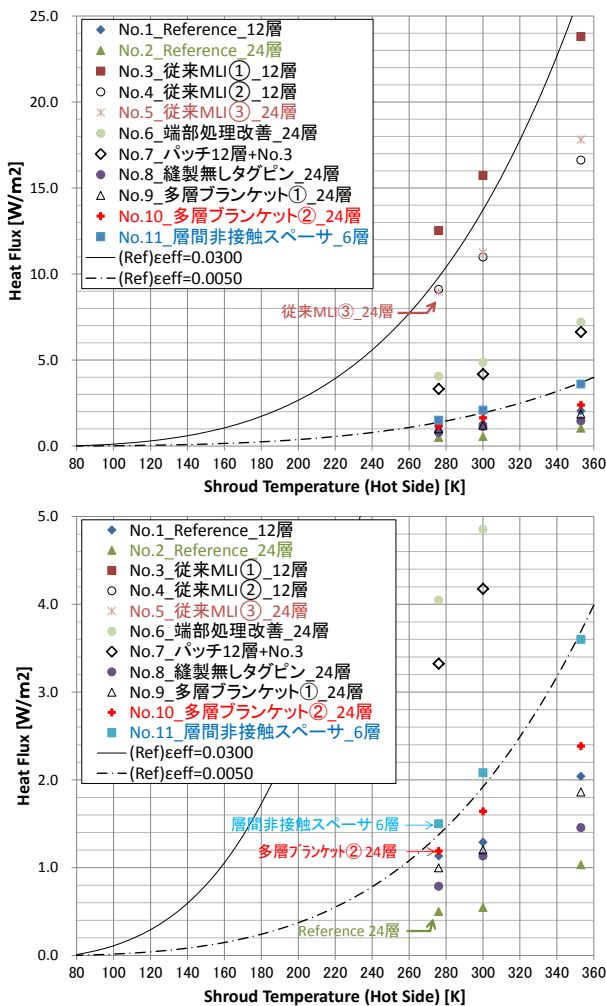


図 12 シュラウド温度と MLI 通過熱流束の関係  
(下図は上図の拡大図)

を全て隠す(No.7、図 11 下)等の工夫により、 $\epsilon^*=0.010\text{--}0.015$  程度まで性能を改善することができる。一方、縫製を排除してタグピンで各層を相互締結し、面ファスナパッチ技術を使い、更に相互挿入重ね合わせで 1 層ごとに連結すれば (No.8)、 $\epsilon^*=0.003$  程度まで改善することが出来る。同層数の Reference (No.2) には及ばないものの、同一ファスナ I/F を有する No.3–No.5 と比較すると格段に性能が向上したと言える。

No.8 よりも作業性を大幅に改善させたのが多層ブランケット構造を有する No.9、No.10 である。子ブランケットの端部処理を手縫いのみにした場合 (No.9) と従来通りのミシン縫製とテープ処理を行った場合 (No.10) のいずれも、No.8 よりも性能が劣るものの、 $\epsilon^*=0.005$  未満の性能を維持している。相互挿入重ね合わせに比べて、子ブランケットを突合せ連結する作業は格段に作業性が良く、作業者の技量に依存しない安定した性能が期待できる。

層間非接触スペーサ MLI(No.11)は厚さ 20mm に収まるように 6 層に留めてあるが、それでも  $\epsilon^*=0.005$  程度の性能を有している。しかし、この新方式の特長は更に低温領域での性能にある。MLI を通過する熱流束は下記の関数形<sup>[3]</sup>で記述される：

$$q_{MLI} = A \times \sigma (T_H^{4.67} - T_C^{4.67}) + (B \times \frac{T_H + T_C}{2} + C) \cdot (T_H - T_C)$$

第一項が輻射成分、第二項は伝導成分であり、 $T_H/T_C$  はそれぞれ MLI の高温側/低温側温度、 $\sigma$  はステファンボルツマン係数、 $A/B/C$  は未知パラメータであり、試験結果を用いて最小二乗法により決定する。決定したパラメータを用いて上式にて SPICA で使用されるような低温領域 ( $T_C=80\text{K}$ 、 $T_H=120\text{K}$ ) における熱流束を予測すると、No.8 よりも No.11 の方がずっと小さい値となる。現設備ではこの温度域での性能を試験で直接的に評価できないため、今後、低温仕様の断熱性能測定装置を別途製作し、試験で検証したいと考えている。

#### 4. まとめ

宇宙用タグピン、層間非接触スペーサ等の新たな要素技術を獲得することができ、それらを使った MLI が比較的厳しい側の試験条件においても良好な断熱性能を示すことを試験で確認した。本研究の目標は、各宇宙機の熱設計者担当者に出るだけ多くの選択肢を与え、各部の断熱性能劣化度合いを評価するための判断材料となるような試験データを蓄積・提供することである。今後も更なる要素技術開発やデータ蓄積を進めていきたい。

#### 参考文献

- [1]S. Okazaki, et al., “Experimental Study of the influence of processing on MLI performance for Space Use,” *38th International Conference on Environmental Systems (ICES)* AIAA-2008-01-2067, 2008.
- [2]S. Dye, et al., “Integrated and Load Responsive Multilayer Insulation,” *Cryogenic Engineering Conference*, Vol. 55, 2010, pp.946–953.
- [3]G. R. Cunnington, et al., ‘Thermal Performance of Multilayer Insulation,’ NASA CR-72605 (1971).

# 国際宇宙探査ロードマップと有人月近傍探査のシステム研究

月・惑星探査プログラムグループ SE 推進室  
上野 浩史

## 1. はじめに

本講演では、国際宇宙探査協働グループ (International Space Exploration Coordination Group: ISECG) でとりまとめている国際宇宙探査ロードマップ(Global Exploration Roadmap: GER)と JAXA で検討を進めている有人月近傍探査のシステム研究について報告する。

## 2. 国際宇宙探査ロードマップ (GER)

### 2.1 GER の位置づけ

2007 年に 14 の宇宙機関で設立された ISECG は、2011 年 9 月に引き続き、2013 年 8 月に GER 第 2 版を策定・公開した。GER は、国際約束を規定するものではなく、国際協力による有人宇宙探査プログラムを立ち上げるための調整用ツールである。

GER の内容は、機関レベルで調整された有人探査の共通ゴールと有人火星探査に至るロードマップ、および各機関の宇宙探査にかかる計画

等をまとめたものである。各国／機関は、この GER を活用して、ステークホルダとの協議を行い、適宜、政策や宇宙開発計画に反映させる。

### 2.2 宇宙探査の共通目標と目的

宇宙探査の目指すものという根源的な命題に対する国際間の共通的な答えを、宇宙探査の共通目標 8 項目と、宇宙機関が達成を狙う目的とを関係付けて、まとめた。表 1 に、共通目標の概要を示す。

### 2.3 長期的な有人探査戦略

長期的な有人探査戦略を検討するに当たり、抛り所にすべきガイドラインを整理した。表 2 に、6 つのミッションシナリオ策定の基本原則を示す。

ISECG ミッションシナリオを図 1 に示す。本ミッションシナリオには、共通の戦略を実現するため、1)-3)に示す当面の計画が反映されている。

- 1) 国際宇宙ステーション(International Space Station:ISS)の最大限の利用
- 2) 有人探査と無人探査の相乗効果を増大する持続的な努力
- 3) 月面や地球接近小惑星上での技術・科学の進展の可能性と、火星探査に必要な能力と技術

表 1 GER の宇宙探査の共通目標

<b>探査技術／能力の開発</b> 地球周回低軌道を超えた所で活動するために必要な知識、技術、およびインフラを開発する。
<b>一般市民による探査</b> 一般市民が双方向に宇宙探査に参加する機会を提供する。
<b>地球の安全性の向上</b> 惑星防衛と軌道デブリ管理により、地球の安全性を向上させる。
<b>人類の存在領域の拡大</b> 地球周回低軌道を超えて、月、小惑星、火星などへ人の活動領域を拡大する。
<b>有人探査を可能にする科学の実施</b> 将来の太陽系探査に向けて、宇宙環境が人の健康と探査システムに及ぼす影響を明らかにする。
<b>宇宙科学、地球科学、および応用科学の実施</b> 太陽系の様々な地点での科学調査に従事し、その独自の環境で応用研究を実施する。
<b>生命の探索</b> 地球外生命が存在するか、または存在していたかを探る。
<b>経済拡大の促進</b> 宇宙活動による新規市場を創出し、経済、技術および生活の質に関する利益を全人類に還元する。

表 2 ミッション・シナリオ基本原則

<b>実現性</b> 予算の制約を考慮に入れる。
<b>探査意義</b> 公共の利益を創出し、探査目的を達成する。
<b>国際パートナーシップ</b> 様々なパートナーに対して早期から継続した機会を提供する。
<b>技術発展</b> 段階的技術開発により徐々に複雑となるミッションを実施する。
<b>有人とロボットの連携</b> 有人ミッションと無人ミッションの相乗効果を最大限に高める。
<b>ロバスタ性</b> プログラム上および技術上の課題に対応できる柔軟性を確保する。

の発展性とを見据えた、月近傍での技術的・科学的発見を主目的とする探査。

本シナリオは関心を有する宇宙機関がそれぞれの優先事項を実施しつつ、火星探査への重要な貢献に備えることを可能にしつつ、共通の探査目標・目的を達成するよう国際的に調整した。

本ミッションシナリオは3つの月近傍探査ミッション・テーマから構成される。

(1) 地球近傍小惑星探査

月近傍で有人小惑星探査を行えるよう、小惑星軌道変換を無人で行い、次世代電気推進、有人輸送および運用の技術実証を行う。このミッション・テーマはNASAの国際協力呼びかけ提案に対応するものである。

(2) 長期有人滞在

深宇宙探査技術の発展と、有人-無人共同による月面探査の革新的手法のための、月近傍での長期有人滞在ミッション。このミッション・テーマは達成可能な近々のステップであり、月と深宇宙を目指す将来の探査ミッションに向けた技術を直接進展させることを目標に定義されている。このミッション定義は、ISECG各宇宙機関代表によって進められている。

(3) 有人月面探査

月面有人滞在を活用し、居住、可動性などの惑星探査技術を進め、月探査の優先的目的を達成する月面ミッション。このミッション・テーマは探査目的地の1つを目指すミッションである。多くの宇宙機関は、月面の有人ミッションを有人火星ミッション準備の本質的ステップと見ている。この数年、月ミッションは、個々にあるいは共同で研究されている。

2.3 有人探査への準備

月近傍への有人ミッション、および有人火星探査に向けてはさまざまな準備活動が必要であり、既にその一部は始まっている。GERでは、以下の6分野に整理した。

(1) ISSを利用した技術開発やデータ取得

ISSは少なくとも2020年までの運用継続が決まっており、その無重力環境等を利用して、水・空気再生技術等の宇宙探査技術の実証、システムの信頼度向上、飛行士の健康や人間工学上の能力のリスクデータ収集、ISS1年滞在等の長期飛行の運用シミュレーションなどの探査に向けた準備が可能である。

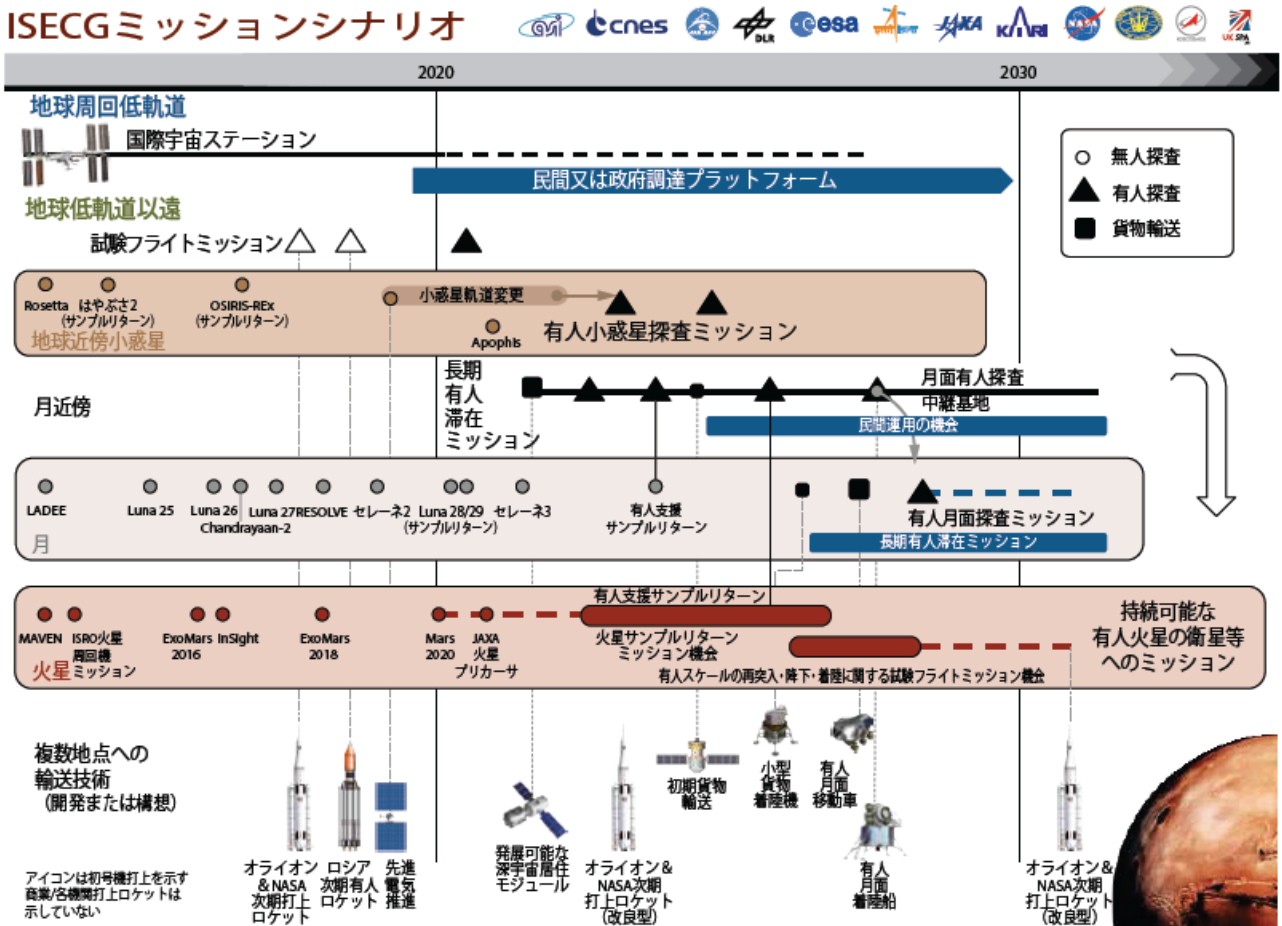


図1 ISECG ミッションシナリオ

## (2) 無人探査による事前調査

GERでは、無人探査ミッションを有人探査への貴重な準備ミッションとして位置付け、各機関の無人探査ミッション計画・概念を整理した。さらに、無人探査ミッションで得られる情報が有人月近傍探査や有人火星探査ミッションのリスク管理上十分かを分析し、現状の無人探査ミッション計画だけでは不足する情報を識別した。

## (3) 先進技術開発

GERでは、有人火星探査ミッションのクリティカル技術を識別し、各機関における技術開発状況を分析し、原子力発電技術等、現時点で不十分な技術開発項目を識別した。また、自動ランデブ・ドッキング技術等の宇宙機関が競合して技術開発をしている分野を識別した。

## (4) 探査システムの開発

米国は探査用宇宙船 MPCV (Orion) と重量級ロケット(Space Launch System:SLS)を、ロシアは次世代有人輸送システムを開発中である。MPCVは2014年にクルーモジュールの試験飛行が行われ、2017年にはSLSとともに無人飛行が、2021年には有人飛行がそれぞれ予定されている。

## (5) 地上でのシミュレーション

地上での類似環境を活用して探査活動運用や探査概念の実験に加えて、探査技術、システム概念とその相互運用性、宇宙飛行士健康管理とパフォーマンスなどに関する実験・研究が行われている。

## (6) 飛行士の健康リスク低減

探査ミッションを通して飛行士が肉体的にも精神的にも健康で、その卓越した能力を発揮できることは、ミッション成功の鍵となる。宇宙飛行士の健康や能力発揮に関するリスクの現状を整理するとともに、各機関でのリスク低減に向けた活動を紹介している。

## 3. 有人月近傍探査のシステム研究

### 3.1 リファレンスミッション

JAXAでは、GERの有人月近傍探査ミッションを検討するにあたり、以下の4つのフェーズ・時期を設定し、リファレンスミッション、および探査システムに関する検討を進めている。

#### (1) フェーズ[0] ~2020年代前半

ISS等の低軌道施設を活用した探査技術(再生型生命維持技術など)の実証や、有人月探査に

向けての着陸技術や表面での活動技術(走行技術、エネルギー技術)の実証を行う。

#### (2) フェーズ[1] 2021年頃から2023年頃

月近傍(地球・月系ラグランジュ点2(EML2)等)に深宇宙居住モジュール等の拠点を設置し、深宇宙探査に必要な技術(放射線防御、ランデブー・ドッキング、再生型生命維持装置など)の実証や、飛行士の健康や技量の特性把握を行う。NASAの無人小惑星捕獲機を月近傍に移設し、深宇宙居住モジュールのサービス機として流用する計画がある。図2にリファレンスミッションを示す。

#### (3) フェーズ[2] 2023年頃から2025年頃

有人月探査の準備として、有人探査を安全・効率的に行うための事前の環境調査や地質探査を行う。また、月近傍(EML2等)の拠点に滞在する宇宙飛行士により、別途月面に輸送したローバや有人支援ロボットを短い遅延時間で遠隔操作することで、比較的高速の移動や接触操作等、有人・ロボットが協調する月探査を行う。さらに、拠点を月面からの無人サンプルリターンの中継基地として利用する。図3にリファレンスミッションを示す。滞在期間は最大2ヶ月程度を想定する。

#### (4) フェーズ[3] 2026年頃~

深宇宙居住モジュール等を有人月探査の中継基地として流用する。必要なエレメント(与圧ローバ等)を南極等に事前に輸送し、実際に宇宙飛行士が月に着陸し、与圧ローバによる科学探査ミッションと火星探査に向けた技術実証を行う。技術実証項目としては、着陸・離陸技術、走行技術、エネルギー発生・貯蔵技術などである。

宇宙飛行士は4人(TBD)、月面滞在期間1~4週間程度を想定する。有人輸送には、月近傍の拠点を月周回低軌道へ移設し、中継基地として活用することを想定している。なお、月資源利用についても火星に向けた技術実証として行うが、有人月面ミッションが月資源に依存することは想定していない。図4および図5にリファレンスミッションを示す。

### 3.2 有人月近傍探査システム

リファレンスミッションにおいて、日本が貢献可能な探査システムを以下の視点で抽出した。  
①宇宙探査時代において我が国の主体的な活動

を行うための根幹的なものであること。

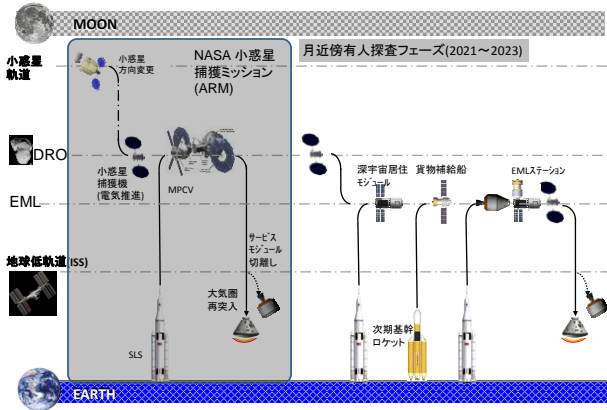


図2 リファレンスアーキテクチャ (フェーズ1)

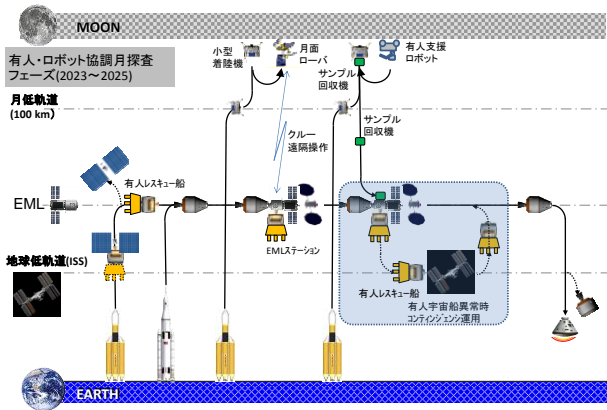


図3 リファレンスアーキテクチャ (フェーズ2)

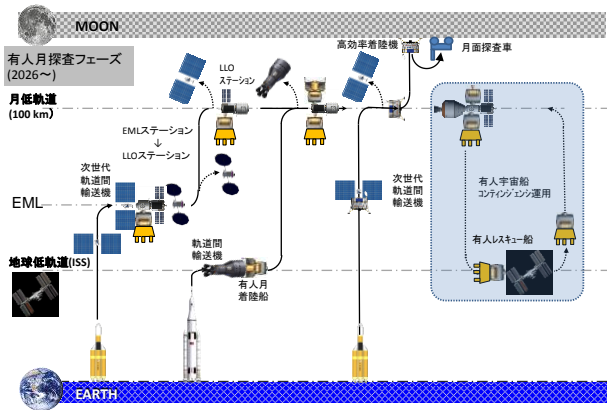


図4 リファレンスアーキテクチャ(フェーズ3(1/2))

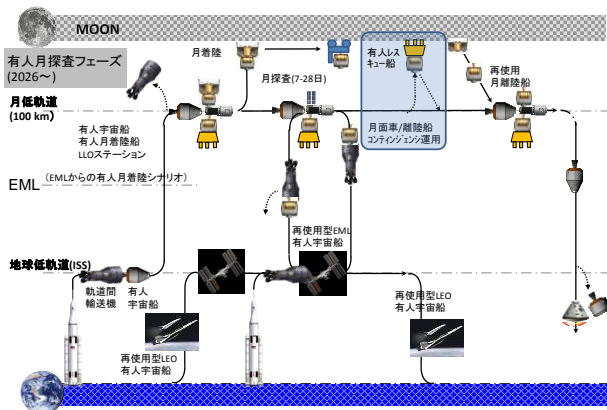


図5 リファレンスアーキテクチャ(フェーズ3(2/2))

②今後の予算プロファイルの中で実現可能なものであること。

③国際的に日本に期待されているもの。

④我が国の宇宙産業の発展、及び他の産業分野への波及効果が期待できること。

抽出した探査に必要なシステム・技術を以下に示す。

(1) 貨物補給システム

HTVを発展させた貨物補給システム、および新型基幹ロケットにより、月近傍拠点への物資補給を行う。表3に検討結果の例を示す。

(2) 有人宇宙技術のキーシステム

低軌道より過酷な宇宙環境での長期有人活動に必要な放射線防御技術、長期滞在技術(生命維持システムや水再生技術)や宇宙医学システムについて、ISSでの技術実証を経て、月近傍拠点のサブシステムを提供する。

(3) 月面での無人探査技術

月近傍拠点からの遠隔操作により、月面(南極または裏側)への無人探査機およびローバによる無人探査技術を獲得する。

(4) 有人軌道間輸送機

有人宇宙船を月低軌道へ輸送するために必要な軌道間輸送機を提供する。

4. おわりに

GERを参照しつつ、有人月近傍探査の包括的なミッション・システム検討の状況を報告した。GERにより有人宇宙探査の政策議論が開始されることを期待したい。

参考文献

[1]ISECG, The Global Exploration Roadmap, August 2013, <http://www.globalspaceexploration.org/wordpress/>

表3 拠点への貨物補給ミッション

item	value		
Launcher	H-II/B	H-3 heavy	H-3 heavy and CPS
Total Mass	5.0 t	7.4 t	14 t
Propellant Mass	0.7 t	1.0 t	2.4 t
Payload Mass @EML2 (Pressurized)	1.7 t	3.3 t	6.1 t
Increased payload mass from Lunar flyby	0.4t	0.6t	1.1t
Pressurized Volume	10 m <sup>3</sup>	19 m <sup>3</sup>	53 m <sup>3</sup>
Power Supply	3 kW	3 kW	3 kW

# 実験用ヘリコプタを用いた研究成果と現状

航空本部 飛行技術研究センター  
石井寛一、奥野善則、又吉直樹

## 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（JAXA）航空本部飛行技術研究センターでは、各種飛行実験・飛行実証に供する設備として実験用航空機を運用し、飛行システム技術に関する研究開発を進めている。図1に示す実験用ヘリコプタ MuPAL-εは、我が国初の純国産民間ヘリコプタである三菱式 MH2000A 型機を母機として、平成12年に導入された<sup>[1]</sup>。

MuPAL-εは標準装備の実験用システムとして、①機体の飛行状態を高精度に計測するための計測システム、②コックピット計器板上に表示内容を研究者が自由にプログラム可能な画像表示システム、③前方および下方視界を撮影可能な外視界記録システム、④自動飛行制御装置（AFCS）のソフトウェア変更による可変安定システム、を有している。

本報告では実験用ヘリコプタを用いた研究とその成果について、第2節ではヘリコプタの利用拡大・安全性向上を目的とした研究、第3節では航空分野以外において実験用ヘリコプタを活用した事例を紹介する。

## 2. ヘリコプタ利用拡大・安全性向上の研究

### 2.1 乱気流の影響評価

MuPAL-εのノーズブームには、対気速度ゼロから3軸の対気速度が計測可能な超音波速度計を搭載することができる（図2参照）<sup>[2]</sup>。超音波速度計は応答性に優れ、サンプリング周波数40Hzで計測できるため、早い気流の変化を捉えることが可能である。この特長を活かして、乱気流がヘリコプタの飛行に与える影響を評価する技術の研究を進めている。

#### 屋上ヘリポートの乱気流評価

救急搬送のためのドクターヘリをはじめ、ヘリコプタはビル屋上に設置されたヘリポートに離着陸することができる。しかしビル屋上では、地上に比べて強い風が吹きやすく、周辺に高い



図1 実験用ヘリコプタ MuPAL-ε外観



図2 超音波速度計（測定部）



図3 屋上ヘリポートの周辺状況

ビルがある場合には、その影響で乱気流が発生しやすくなる。

新潟大学高次救命災害治療センターは、6階建ての屋上にヘリポートを設置している。その北側にヘリポート面より高い13階建てのビルがある（図3参照）。特に北風が卓越する冬期においては、離着陸時に北側ビル周りで発生した乱気流の影響を受ける可能性がある。ヘリポー



ト周辺の乱気流について MuPAL-εを用いた飛行評価と風洞試験を行い、安全性向上のための風速計の追加を提案した。同ヘリポートでは、この提案に基づき風速計が増設され、実運航に使われている。

### 離島ヘリポートの乱気流評価

東京都青ヶ島では、八丈島との間を結ぶ交通手段としてヘリコプタが日常的に利用されている。青ヶ島のヘリポートは標高 274m の地点に設置されており、特に梅雨時に雲がかかりやすく、視程不良等による就航率の低下が問題となる。このため、より標高の低い島の北端部の平地部分に新ヘリポートを建設する計画が検討されたが、この部分は三方を断崖で囲まれているため、強風時の風の乱れがヘリコプタの離着陸に影響

を及ぼす可能性が懸念された。

MuPAL-εを用いた飛行実験により、この乱気流の影響を評価した<sup>[3]</sup>。図 4 に示すように、新ヘリポート候補地で風の乱れが生じ得る代表的な条件として、西寄りの風 20~40kt (10~21m/s) で離着陸評価を行った結果、候補地の中でも東よりの区域が比較的風の乱れが弱く、ヘリポート設置候補地として適当であることが明らかになった。

### 2.2 低騒音最適飛行

ヘリコプタから発生する騒音は飛行条件によって大きく変化する。特に着陸等の降下飛行時には、BVI (Blade-Vortex Interaction) 騒音と呼ばれるヘリコプタに特徴的なバタバタという衝撃音が発生し、ヘリポートや飛行経路周辺にもたらす騒音がヘリコプタの活用増大を阻む一因となっている。

低騒音に最適な飛行条件・飛行経路を機上に搭載した計算機でリアルタイムに算出し、パイロットに誘導表示を行うシステムを開発した<sup>[4]</sup>。最適化計算の際に用いる騒音モデルは、地上マイクおよび機外搭載マイク<sup>[5]</sup>で取得した飛行条件と BVI 騒音の関係から作成した。

地上 5 点で騒音を計測し、飛行中に騒音計測点における騒音予測値を最小化する飛行条件・経路を求めて、パイロットの手動操縦により追従した。図 5 に最適化経路と予測された騒音コンターを示す。着陸時に一般的に用いられる飛行条件で飛行した場合と比較して、地上の騒音実測値においても低減効果が得られた。

### 2.3 次世代運航技術

#### データ通信を用いた管制

現状では航空機が離着陸等を行う場合、管制官からパイロットに音声通信によって指示が伝えられている。航空機と管制官や運航管理者、あるいは航空機同士の間でデータ通信をすることで、より安全で自由度の高い運航の実現を目指した研究を行った<sup>[6]</sup>。

MuPAL-εと固定翼の実験用航空機 MuPAL-αを用いた飛行実験により、データ通信による管制の有用性を実証した。

また図 6 に示すように、航空機間でデータを送受信することにより、他機の位置や予定飛行経路を把握することが可能であり、間隔確保等に有効であった。

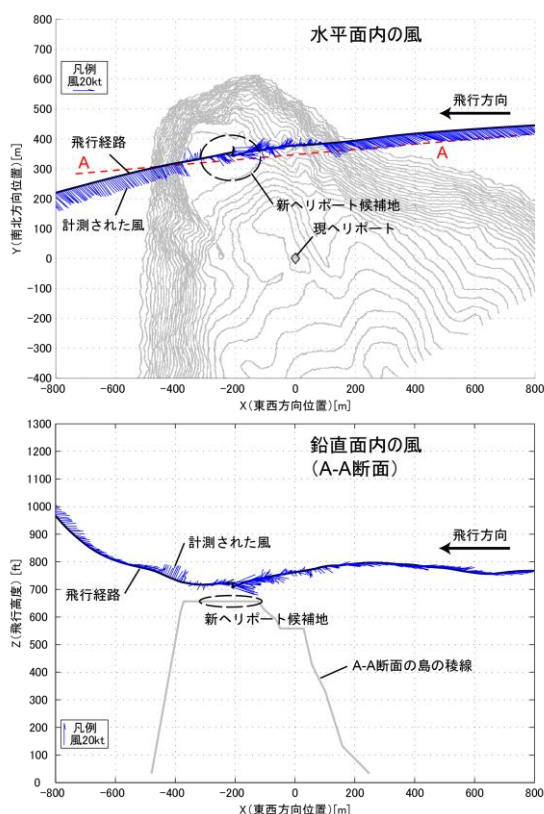


図 4 青ヶ島の風況計測結果

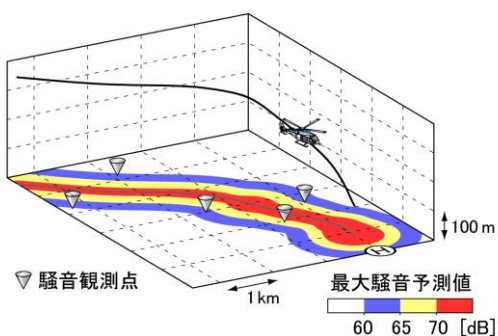


図 5 低騒音最適経路と最大騒音予測値のコンター図

## パイロットの視覚情報支援

ヘリコプタは捜索や救助などの任務にも活用される。これらの任務では、低空をパイロットが目視で機外の状況を確認しながら飛行することが必要であるため、夜間や悪天候の時には安全かつ効率的に行うことが困難になる。

このような課題に対応するため、赤外線カメラやコンピュータで生成した情報を HMD (Helmet Mounted Display) に表示し、飛行支援を行うシステムを開発した (図 7、8 参照) [7]。このシステムを MuPAL-ε に搭載して行った飛行実験では、地上から得られる情報が少ない夜間でも安全に飛行できることを実証した。

### 2.4 災害救援

地震などの大規模災害が発生すると、全国から被災地周辺に災害救援航空機が集結して様々な任務で飛行する。首都直下地震等の発生時には 400 機以上が集結することが想定されている。

このような多数の災害救援航空機の効率的な任務実施に資することを目的として、図 9 に示す「災害救援航空機情報共有ネットワーク」(D-NET) の研究開発を進めている [8]。D-NET では災害救援航空機と地上の災害対策本部等の間でデータ通信により情報共有を行う。図 10 に機上ディスプレイの表示例を示す。

また各機体が搭載する装備品や性能、地上の防災拠点の運航支援設備、給油施設等の情報についても、データベース仕様の開発・標準化を進めている。さらに、これらの情報を用いて、任務に対して最適な装備の機体を自動的に推奨する任務割当支援機能の開発も行っている。

D-NET の地上システムおよび機上システムは、MuPAL-ε を用いた飛行実験により、その有用性を評価・実証してきた。現在は神戸市航空機動隊の消防防災ヘリコプタに搭載して実運用評価を行っている。

平時の救急医療に D-NET を活用するために岐阜大学が中心となって研究開発を進めている「救急医療支援情報流通システム (GEMITS)」と連携し、救急病院、救急車、ドクターヘリの間の情報共有による統合的な救急医療支援システムの開発を目指している。状況に応じて最適な搬送手段が選定可能になることから、救命率の一層の向上が期待されている。現在、D-NET 機上システムを岐阜県のドクターヘリに搭載し、



図 6 トンネル型誘導表示と他機情報の表示例



図 7 視覚情報支援システムに用いた機器 (左) 赤外線カメラ、(右) HMD



図 8 HMD の表示例 (赤外線カメラ映像と計器等の重畳表示)



図 9 災害救援航空機情報共有ネットワーク概念図

実運用評価を進めている。

### 3. 航空分野以外での実験用ヘリコプタの活用

#### 3.1 環境観測

MuPAL-εは胴体下面に露点温度計を装備することが可能であり、2.1 節に示した超音波速度計等と併せて、大気条件（風向・風速、気温、湿度、気圧）を計測することができる。また都市部でも低高度を飛行できるヘリコプタの特長を活かして、ヒートアイランド現象における大気条件の3次元的な計測を行った。図 11 に示すように海風の冷却効果が明らかになり、将来の都市計画に有効なデータを取得することができた。

#### 3.2 宇宙機器の開発・評価

##### 月着陸レーダの飛行評価

JAXA 宇宙科学研究所が進めている次世代の月探査機に搭載する着陸レーダの評価に供した。月の環境に近い場所で探査機の動きを模擬した飛行を行い、レーダの性能を評価した。

##### 準天頂衛星

準天頂衛星を打ち上げる前に、衛星を模擬した信号を送信する装置を MuPAL-εに搭載し、上空で静止（ホバリング）することで準天頂衛星を模擬する実験を実施した。その結果、高精度な受信機を開発することができた。

### 4. おわりに

JAXA の実験用ヘリコプタ MuPAL-εは、導入以来さまざまな研究・開発において、実飛行環境での評価・実証に用いられてきた。今後もヘリコプタの活用拡大に向けた研究はもとより、他分野も含めて飛行実験のニーズに幅広く応えていきたい。

#### 参考文献

- [1]奥野，又吉，照井，若色，穂積，井之口，船引，「実験用ヘリコプタ MuPAL-εの開発」，NAL TM-764，2002 年。
- [2]又吉，奥野，「実験用ヘリコプタによる超音波速度計の飛行評価」，JAXA-RM-04-019，2005 年。
- [3]又吉，奥野，石井，小瀬，「実験用ヘリコプタによる青ヶ島新ヘリポート候補地の飛行評価」，JAXA-RR-04-032，2005 年。



図 10 D-NET 機上ディスプレイと表示例

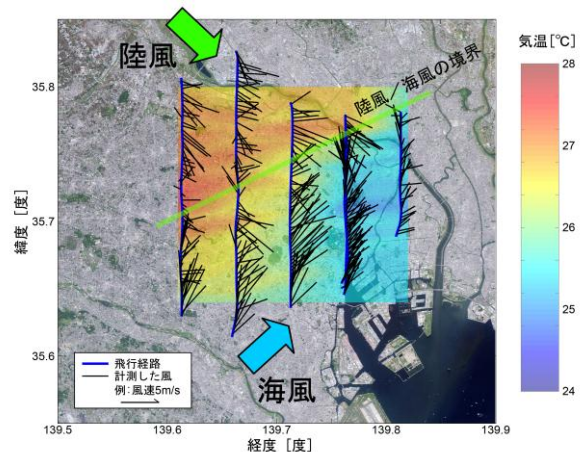


図 11 ヒートアイランド現象の大気条件計測結果

- [4]石井，伊海田，土屋，五味，奥野，「実験用ヘリコプタによる低騒音最適飛行の研究」，JAXA-RR-07-021，2008 年。
- [5]石井，五味，奥野，「機外搭載マイクによるヘリコプタ BVI 騒音計測飛行実験」，JAXA-RR-04-037，2005 年。
- [6]船引，「NOCTARN：適応型飛行経路を用いた運航方式の研究について」，日本航空宇宙学会誌，Vol. 55，No. 642，2007 年，pp. 196-201
- [7]津田，船引，白水，後藤，多和田，岡本，「パイロット視覚情報支援技術（SAVERH）の研究第3報」，第51回飛行機シンポジウム，2013年。
- [8]小林，「災害救援航空機情報共有ネットワーク（D-NET）の研究開発～消防防災ヘリ，ドクターヘリへの適用～」，第2回航空プログラムシンポジウム，2011年。

# スーパーコンピュータを使ったイプシロンロケット打上げ時の静音設計

情報・計算工学 (JEDI) センター  
堤 誠司

## 1. はじめに

ロケットエンジンの排気ジェットからは強烈な音波が発生する。ロケットの打上げ時にはこの強烈な音波が地面や射点設備と干渉することによってロケット先端のフェアリングに到達し、フェアリング内に搭載した人工衛星を加振する。例えば打上げ時推力が 390ton だったイプシロンロケットの先代となる M-V ロケットの排気ジェットからは 50MW ものエネルギーを持つ音波が発生し、フェアリング内部に到達すると 140dB 以上となり、離陸時のジェットエンジンの直近で感じるほど大きな音響環境に人工衛星は晒された。精密な電子機器を搭載する人工衛星はこの強烈な音波の振動に弱いため、イプシロンロケットでは、コスト削減のため M-V ロケットの射点設備を極力流用しつつも、適切な静音対策を講じることが求められた。本稿では、スーパーコンピュータを活用した世界に例を見ないロケット射点静音設計について紹介し、2013 年 9 月 14 日に打上げたイプシロンロケット試験機の結果から証明された本設計の妥当性について述べる。

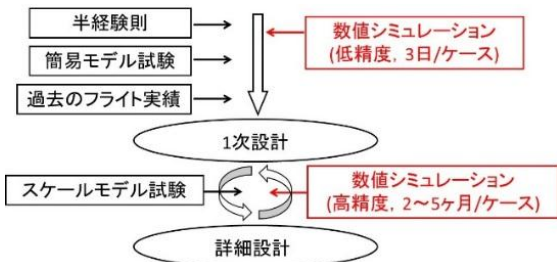


図1 射点設計プロセスの革新

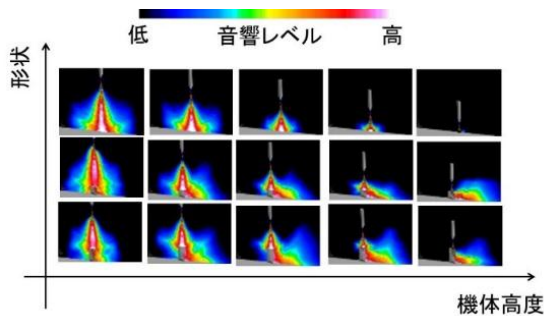


図2 射点1次設計

## 2. 静音設計プロセス

ロケット打上げ時の音響環境は、NASA にて開発された NASA SP-80721<sup>[1]</sup>に代表される半経験則を用いて予測されてきた。NASA SP-8072 はアメリカの膨大な試験データをもとにして 1971 年にまとめられた実験式であり、必ずしも用いられている仮定が正しいわけではなく、結果として M-V ロケットでは十分な予測精度を得ることができなかった。従って、M-V 射点設計手法の延長線上で SP-8072 を盲目的に利用するだけではイプシロンロケットで求められている静音設計を実現することは難しかった。そこで、JAXA 所有のスーパーコンピュータ(2009 年導入、富士通 FX1、理論性能 135TFlops)を活用した数値シミュレーション技術の開発を行い、ロケット打上げ時の騒音発生機構を解明するための研究を行ってきた。<sup>[2-3]</sup> イプシロンロケットでは図 1 に示すように、この数値シミュレーション技術を積極的に活用して静音化を実現する射点の 1 次設計を実施した。世界的に利用されている半経験則、簡易モデル試験、過去のフライト実績をベースとした設計手法をすべて数値シミュレーションに置き換えたわけである。1 次設計で用いた数値シミュレーション手法は計算速度を重視しており、解析精度は低いものの、JAXA スパコンを 3072 コア利用して 1 ケース辺り 3 日で計算が可能であり、形状を変化させた 20 ケース以上の解析を実施して静音化に向けた射点の大まかな形状を算出した。(図 2) 次に、図 1 に示す詳細設計フェーズでは高精度計算手法を用いてより詳細な射点形状を検討した。ただ、現状の JAXA スパコン 2048 コアを利用しても 1 ケース辺り 2~5 ヶ月と計算コストが非常に高く、更に定量的な音響レベルの予測値も十分な精度を有しているわけではない。そこで、実機に対して 1/42 スケールサイズの模擬射点音響環境計測試験を JAXA 能代ロケット実験場にて実施し<sup>[4]</sup>、数値シミュレーションとスケール試験の両輪で詳細設計を実施した。

## 3. イプシロンロケット射点

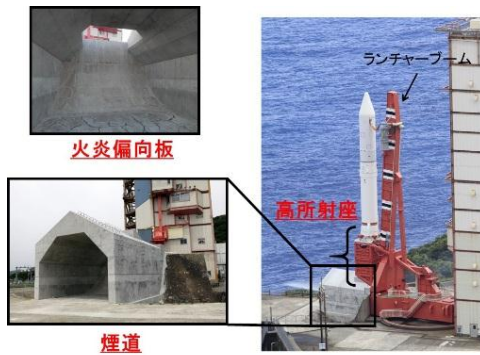


図3 イプシロンロケット射点

JAXA 内之浦宇宙空間観測所に設置されたイプシロンロケットの射点を図3に示す。スーパーコンピュータを利用した数値シミュレーション結果より、ロケットを備え付ける射座をできる限り高所に置くことで排気ジェットより発生する音を低減できることが分かり、既設の整備塔の制約を踏まえて射座をできるだけ高所に設置した。一方、火炎偏向板と排気ジェットが干渉することによって新たに音響波が発生するわけだが、数値シミュレーション結果を元に火炎偏向板の初期傾斜角をできるだけ大きくするという設計を行って静音化を実現した。最後に地上に備え付けられたトンネル(煙道)は火炎偏向板、もしくは地上を流れる排気ジェットから発生する音響波を効率的に遮蔽することを目的として設計し、設置した。NASA SP-8072 ベースの半経験則を利用した設計解と比較し、コストが1/10以下のコンパクトな射点となった。

#### 4. フライト結果

イプシロン試験機では機体を固定するランチャーブームの先端にマイクロフォンを設置し、フェアリング外部の音響レベルを計測した。また、フェアリング内部にもマイクロフォンを設定し、実際に人工衛星に負荷される音響レベルを計測した。図4はフェアリング外部の音響レベルを1/1オクターブバンドで示しており、イプシロンロケットの設計要求を満足すると共に、M-Vロケットに比べて外部音響レベルを1/10に静音化することに成功した。一方、フェアリング内部は図5にて世界のロケットと比較している。打上げ時の音響環境を気にしなくてよい空中発射式の Pegasus ロケットを除き、イプシロンロケットはフェアリングの洗練された防音技術との相乗効果で世界最高レベルを達成した。

フライト回数が1機のみなのでデータの信頼性は必ずしも十分ではないが、スーパーコンピュータを利用した静音化設計の妥当性を示すことが出来た。

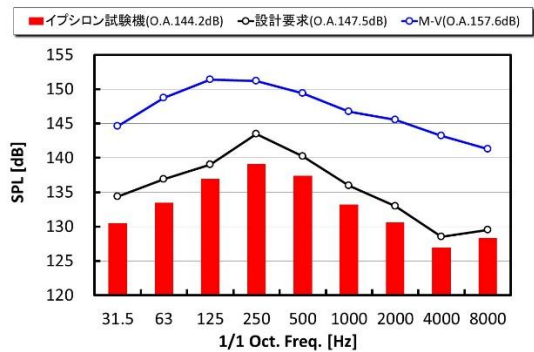


図4 フェアリング外部音響レベル比較

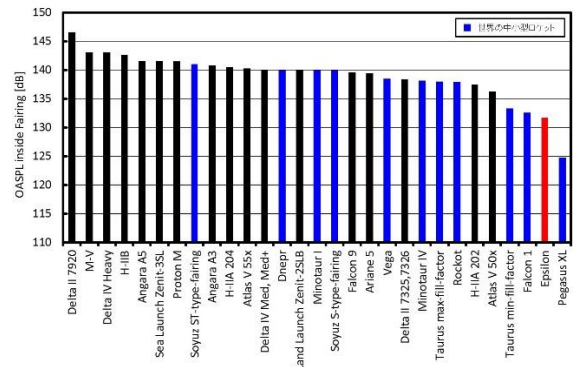


図5 フェアリング内部音響の世界比較

#### 5. まとめ

本稿では世界に例を見ないスーパーコンピュータを活用したロケット打上げ時の静音設計について紹介した。NASA SP-8072 ベースの半経験的手法を基にしたこれまでの設計法と比較して、イプシロンロケットでは1/10の射点開発コストで先代のM-Vロケットと比較して1/10の静音化を実現できことを紹介した。更に、イプシロン試験機では世界最高レベルの静音性が示され、本設計手法の妥当性が実証された。

#### 参考文献

- [1] Eldred, K.M., and et al., NASA SP-8072, 1971.
- [2] Tsutsumi, S., and et al., AIAA 2008-390, 2008.
- [3] Tsutsumi, S., and et al., AIAA 2008-5148, 2008.
- [4] 堤誠司 他, 第55回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2011-4032, 2011.

# HTV 搭載型小型回収カプセルの概要と目的

有人宇宙ミッション本部 宇宙船技術センター  
今田 高峰

## 1. はじめに

HTV 搭載型小型回収カプセルは、宇宙ステーション補給機 (HTV) に搭載され、内蔵した誘導制御系によって揚力誘導制御技術と熱防護技術の実証を行うとともに、ISS 実験ユーザへ回収機会を提供することを目的とした再突入飛行体である。

HTV が運用段階に至ったことにより、日本は有人宇宙活動に必要な諸技術のかなりの分野において十分な技術レベルに到達した。しかし、最もクリティカルな技術の一つである、有人宇宙船に準じた高度な帰還技術 (揚力誘導飛行、再突入熱防護、緩降下、回収等) は、未だ手つかずのままであり、将来の充実した有人宇宙活

動に向けて日本が早期に獲得すべき基幹技術の一つである。

一方で、現在、我が国の ISS 利用の一環である生命科学実験や生物実験などの分野において、試験サンプルの回収頻度が不足している。新たな回収手段を開発・運用することは ISS 利用の観点から意義が大きい。

この HTV 搭載小型回収カプセルは、これらの状況を踏まえた上で、高度な帰還技術の実証を行いつつ、同時に ISS 利用ユーザからのサンプル回収要望にも応えるべく発案されたシステムである。

小型回収カプセルのミッション概要を図 1 に示す。

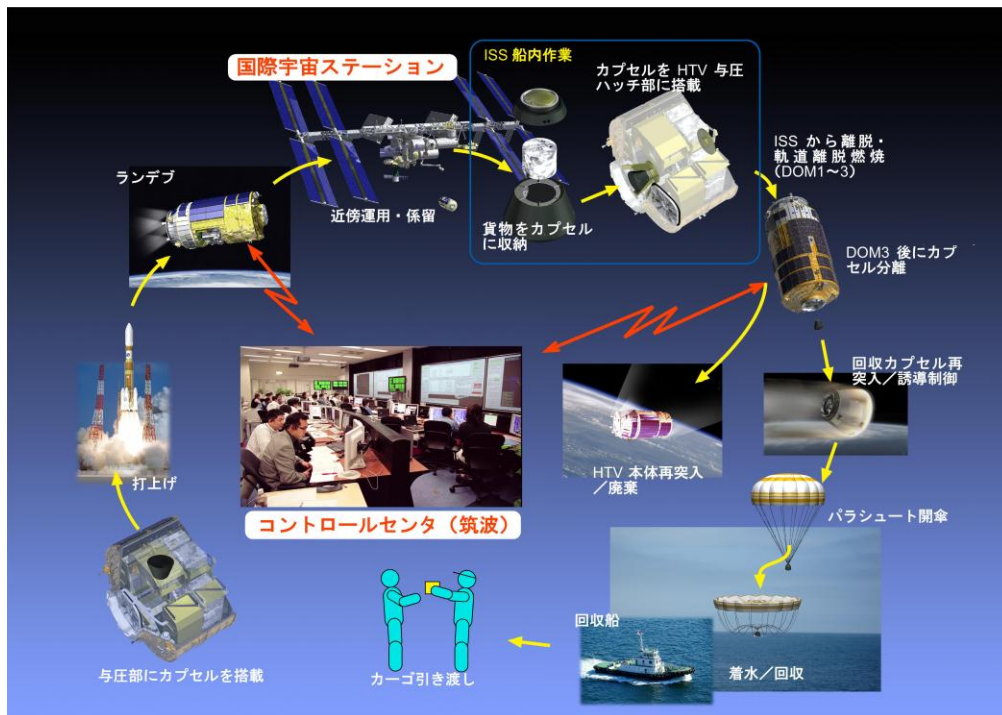


図 1 HTV 搭載型小型回収カプセルのミッション概要

## 2. 小型回収カプセルのミッション

### (1) 往路

小型回収カプセルのミッションは通常の HTV による補給ミッションの中で行われるた

め、特に往路は極力特殊な運用を要求せず、簡素化した運用を目指さなければならない。そのため、バッテリー充電・気蓄器の充填の完了後、HTV の与圧キャリアへの搭載以降は、基本的に

は ISS に到達するまでアクセス及びモニタは不要を前提としている。安全上必要な部分についても監視不要とするため、多重にインヒビットを掛けた状態で維持する。

### (2) 復路

ISS に到達した後、軌道上で自己機能点検を実施して機能の健全性を確認した後、HTV 離脱準備に入るまで小型回収カプセルへのアクセスは不要である。全ての補給ミッションを終え、HTV が ISS から離脱するに際し、保冷剤とサンプルを内蔵したカーゴをカプセルの保冷库に搭載する。次にカプセルを専用ラックから取り出し、最後にハッチ周辺部に取り付けた固定機構にカプセルを搭載する。小型回収カプセルは図 2 に示す通りハッチの開口部から放出されるため、離脱に際して HTV のハッチを閉めることはできず、ISS から分離する前に、HTV の与圧キャリア内の空気を排気する必要がある。ISS からの HTV の離脱手順は通常と全く変わらない。

蔵した慣性センサ及び GPS 受信器から送られてくる航法データに基づき、予め定めた日本近海の開傘点に向けて誘導制御を実施する。回収海域は、図 3 に示す通り HTV の未融解の破片の落下安全の確保と、回収後の日本へのサンプル輸送の便の両方を考慮し、南鳥島沖、あるいはウエーク島沖を候補としている。南鳥島沖にカプセルが着水した場合には、船舶と航空機のリレーにより、海上回収後、24 時間以内に国内の研究者にサンプルを手渡すことを見込んでいる。

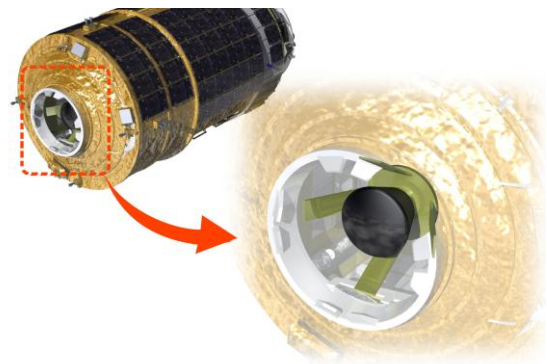


図 2 小型回収カプセル搭載状況 (ISS 離脱時)

### (3) 再突入

HTV に搭載された状態で、最終の軌道離脱燃焼 (DOM3) を実施した後、小型回収カプセルは HTV から放出される。小型回収カプセルは内

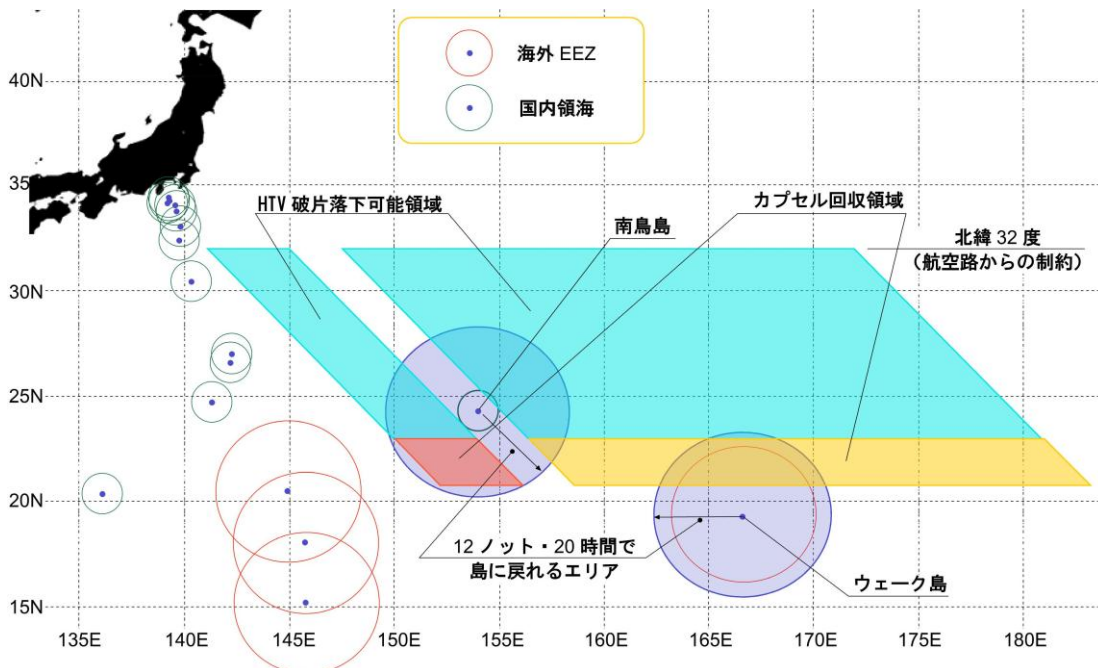


図 3 カプセル着水領域 (案)

### 3. 小型回収カプセルの目的

小型回収カプセルミッションの目的は以下の3項目に大別される。

- ・ 揚力誘導制御技術の実証
- ・ 軽量熱防護技術の実証
- ・ ISS 実験ユーザへの回収機会の提供

#### (1) 揚力誘導制御技術の実証

1994年の「りゅうせい」(OREX)による初の地球圏再突入実験を皮切りに、日本ではこれまで合計6機の再突入機が計画され、内、5機が帰還している。しかし、極超音速飛行実験機(Hyflex)以外は全て無誘導の弾道カプセルであり、HyflexもJ-1ロケットによる弾道速度からの誘導制御による再突入である。一旦軌道に乗せた機体を、揚力誘導飛行によって帰還させた例は日本には存在しない。

そこで、HTV搭載型小型回収カプセルは日本初の軌道からの揚力誘導制御による帰還を実現する。小型回収カプセルは図4に示す通り、単純ながらも3軸制御可能なスラストシステムを持ち、内蔵した演算器と誘導ソフトウェアにより、下記条件を満足させた再突入技術を実証する。

- 世界水準の低加速度環境 (4G 以下)
- 開傘点で半径 10 km 以内の高誘導精度

小型カプセルは大型カプセルよりも風などの外乱の影響を受けやすく、航法センサの精度も低いいため、誘導精度を出すことが難しい。従って、小型回収カプセルで上記の要求を達成できれば、次の大型回収カプセルで一気に有人宇宙船に準じた揚力誘導制御を実現可能である。

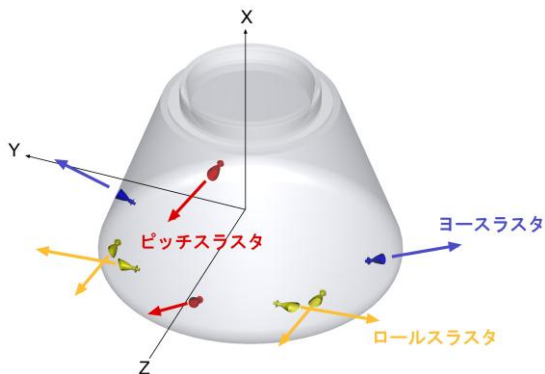


図4 小型回収カプセル・スラストシステム

#### (2) 軽量熱防護技術の実証

小型回収カプセルでは、世界最高レベルの国産低密度アブレータ(比重 0.4 以下)の耐熱性を飛行実証する。過去の再突入実験機では、再利用を前提とした C/C 材やセラミックタイルなどを使用した機体もあるが、カプセル型は比重 1.4 程度の重い耐熱材 (アブレータ) を使用している。しかし、将来の大型回収カプセルでは機体のスリム化が必要であり、機体重量の 10% 以上を占めるアブレータの低密度化による軽量化技術がなければ、世界に比肩し得る実用的な回収カプセルを開発することはできない。

そこで、我が国でも国産の低密度アブレータの試作・試験を実施中である(図5及び図6に候補の一つを示す)。HTV 搭載型小型回収カプセルは、国産低密度アブレータを熱防護材として使用し地球周回軌道から再突入することで、将来の有人宇宙船などの実用カプセルと同等以上の耐熱材技術を実証することを目的の一つに挙げている。

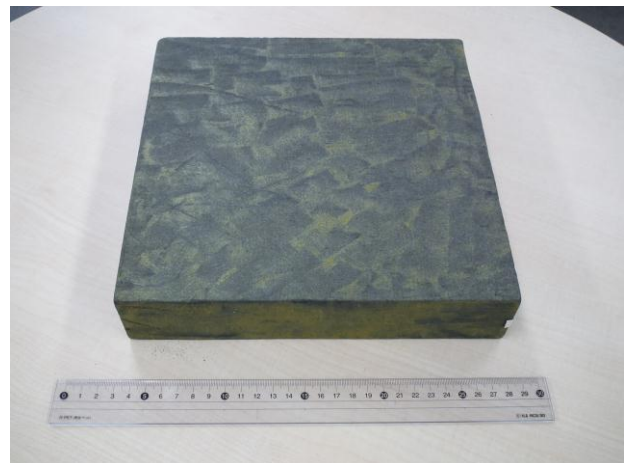


図5 アブレータ試作品

(航空本部・複合材技術研究センター製作)

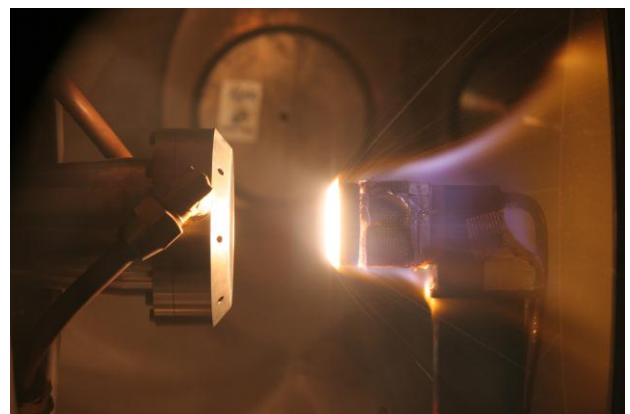


図6 アブレータ加熱試験状況



### (3) ISS 実験ユーザへの回収機会の提供

先の2つの技術実証的な目的と異なり、HTV搭載型小型回収カプセルの3つ目の目的は、ISSで実施されている各種実験のユーザへのサービスとして回収ペイロードを要求された条件で回収する、という実用的な目的である。

回収能力としては、一般的な船内交換部品なども可能だが、より厳しい回収要件として、コールドストウェージ（冷蔵品の場合は5リットル）に対応することとしている。この場合、冷蔵期間に限度があるため、現在、軌道上で搭載後4日以内に国内の研究者に引き渡すことを前提としたスピーディな回収運用の実現をめざして計画している。

小型回収カプセルに搭載できるカーゴの寸法としては、図7に示す通り直径35cm×高さ30cmである。この寸法は小型回収カプセルの直径（約79cm）の約半分に相当し、定性的にカーゴ搭載場所の確保に不利な小型カプセルとしては、最大限の貨物室を与圧式で準備することになり、ユーザへのサービスとして満足できるものになることを期待している。

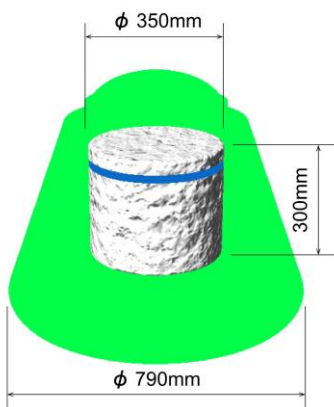


図7 カプセル直径と搭載カーゴサイズ

### 4. 小型回収カプセルの検討状況

2013年12月現在、HTV搭載型小型回収カプセルシステムはミッション定義審査（MDR）及びシステム要求審査（SRR）を実施中である。現在の設計段階については、概念検討が完了したレベルであり、各サブシステムの仕様を固めつつあるが、全体の構成にはまだ流動的な部分が多い。図8に内部構成の一案を示すが、基本的に断熱材の厚みは大型の回収カプセルと変わ

らないため、相対的に内部艙装品への圧迫度合が大きく、艙装に余裕がない。また、パラシュートの搭載は放出に最適な場所を選定する必要があり、カーゴへのアクセスも軌道上でクルーが作業しやすい形態としなければならず、今後の詳細検討結果によっては、内部構造は大きく変化する可能性がある。

今後のスケジュールであるが、このまま予定通り行けば2014年度には基本設計に進み、2015年度には詳細設計の完了及び製作を開始し、2016年度中に最初の打上げ・再突入ミッションを実施する。この小型回収カプセルは日本初の技術が幾つも取り入れられており、また国内で設計した前例のないタイプの機体であるが、大型の「回収機能付加型HTV（HTV-R）の研究」として、相似形態の風洞試験・CDFなどの研究を先行してきており、そのデータの蓄積を最大限に生かせるものと考えている。その上で、小型回収カプセル特有の機能については部分試作などを行い、スケジュール遅延に繋がるような技術リスクを一つでも多く排除すべく鋭意検討中である。

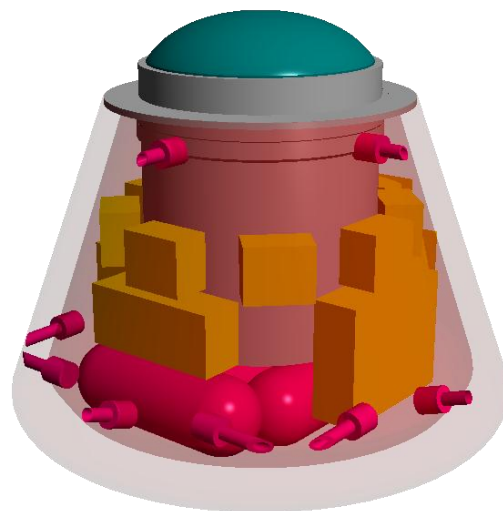


図8 小型回収カプセル内部艙装

# 大気突入ミッションの概念検討とコンポーネント開発

研究開発本部 未踏技術研究センター 藤田和央、鈴木俊之、高柳大樹、小澤宇志  
航空本部 流体技術研究グループ 野村哲史、松山新吾、水野雅仁

## 1. はじめに

大気を有する重力天体への大気突入・緩降下・着陸技術は、我が国が将来高度な惑星探査を実現するため、また地球への帰還機や有人宇宙機を開発するためには必須の技術である。未踏技術センターと流体技術研究グループでは、これら大気突入ミッションに用いる大気突入システムの研究開発を平成 16 年度より推進し、現在ではミッションの概念検討とコンポーネント開発を行っている。本公演ではその現状を報告する。

## 2. 大気突入システムの概念設計

### 2.1 概念設計システム

大気突入ミッションの概念検討フェーズでは、ミッション要求に基づいて技術要求事項を整理し、既存の技術ベースに基づいて概念設計を行うとともに開発課題またはリスクを抽出し、次フェーズへ移行するためのフロントローディング開発を実施する必要がある。すなわち個々の技術開発はミッションの概念検討と直接リンクしており、両者を個別に実施することは効率的と言えない。このような考えから、我々は、大気突入システムの概念設計を行うシステムを開発し、積極的にミッション計画に参加しながら、必要技術を的確なタイミングで提供できる活動を行っている。

概念設計システムのアウトラインを図 1 に示す。ミッション要求に基づいてパス概念設計や機体の空力形状・構造の初期設計を行い、ミッション要求を満たす大気突入軌道を検索する。次に最適軌道に基づいて飛行環境（空力荷重や空力加熱）を予測し、これをインプットとして熱防御システムやエアロシェル設計を行い、機体の概念設計を更新する。段階的の詳細化を行いながら上記の反復検討を行い、最終的にミッション要求を満たす大気突入システムの概念設計が得られる。システムの各フェーズにおいては、後述する多様なツールを適宜用いること

で、検討の精度と信頼性を向上させている。

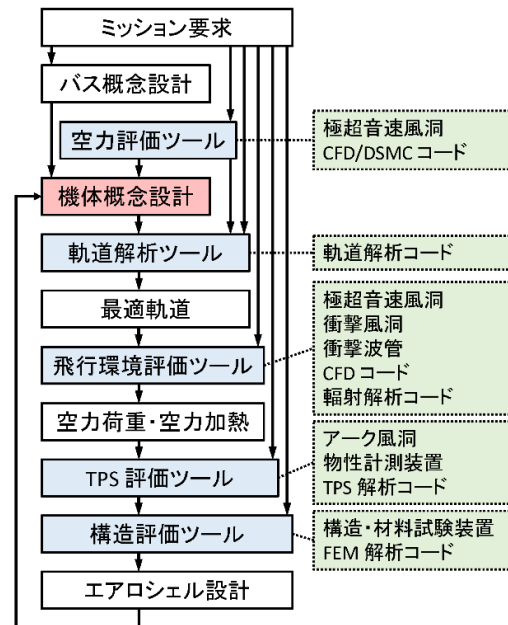


図 1 大気突入システムの概念設計システム概要

### 2.2 概念設計システムのツール

ミッション要求を満足するように機体概念設計を行うためには、空力評価ツールを用いた空力設計が不可欠である。空力評価においては極超音速風洞による風洞試験、数値流体力学(CFD)コード、モンテカルロ直接法(DSMC)を用いた希薄流解析コードなどが使用され、すべての飛行環境における空力性能を予測する。

機体の概念設計に基づいてミッション要求を満足する大気突入軌道設計を行うためには、6自由度の運動・軌道解析コードが使用される。最適な軌道が決定されれば、軌道上の主要な飛行条件について、極超音速風洞、衝撃風洞、CFDコードを用いて機体の空力荷重や熱流束を評価し、衝撃波管を利用した飛行環境流れ場の実測、輻射コードを用いた輻射加熱率分布の予測などが実施される。機体の加熱率分布と軌道上での履歴の予測値に対して、耐熱材料の選択、その物性計測、アーク風洞等による加熱試験を経て、これらを反映した TPS 解析コードによって、適切な熱防御システム(TPS)が設計され、構造

評価を経てエアロシェルが設計される。

このようにツールは多岐に渡っており、当然のことながら、このようなシステムを単一グループだけで運用することは不可能である。概念設計システムは、研究開発本部の他グループ(複合材グループ、風洞センター)はもちろん、他本部(航空本部、有人本部、JSPEC、および宇宙研)や国内の大学と連携した横断的な体勢により運用されている。

### 3. 火星ミッションへの応用

#### 3.1 火星生命探査ミッション (MELOS) の概要

大気突入システムの概念設計システムは、金星気球ミッションの概念検討<sup>[1]</sup>に最初に応用され、実践による熟成を経て、火星エアロキャプチャミッションの概念検討<sup>[2]</sup>において本格的に運用された。残念ながら火星エアロキャプチャミッションは中止となったため、現在は火星生命探査ミッション (MELOS) <sup>[3]</sup>の大気突入システムの概念設計に利用されている。

MELOS は Mars Exploration for Live Organisms Search の略称であり、火星への定点着陸と表面探査に必要な工学技術を 2020 年代の初頭までに獲得すること、同時に火星の現存する可能性のある生命を検出することを目標としている。そのミッションシナリオを図 2 に示す。現在、ミッション検討は JSPEC において取りまとめを行っているが、検討チームは全国の大学や宇宙研、研究開発本部(筑波・調布)、航空本部などの研究者によって横断的に構成されている。

生命の現存する可能性の高い着地点に着陸機を正確に着地させるためには、大気突入システムを着地点上空へ正確に誘導する必要がある。これを実現するために、大気突入システムは揚力-抗力比率(揚抗比) 0.2 の揚力飛行体とし、バンク角制御によってダウンレンジとクロスレンジの双方を制御する方式を採用している。なお、空力誘導技術は研究開発本部・誘導制御グループによって開発が進められている<sup>[4]</sup>。

#### 3.2 空力設計

ミッション要求に基づいた大気突入システムの空力設計は、風洞試験と CFD 解析によって実施され、得られた空力データベースは軌道解析ツールのインプットとして与えられる。このようにして定義された大気突入システムの空力形

状を図 3 に示す。図 4 に示したのは、調布航空

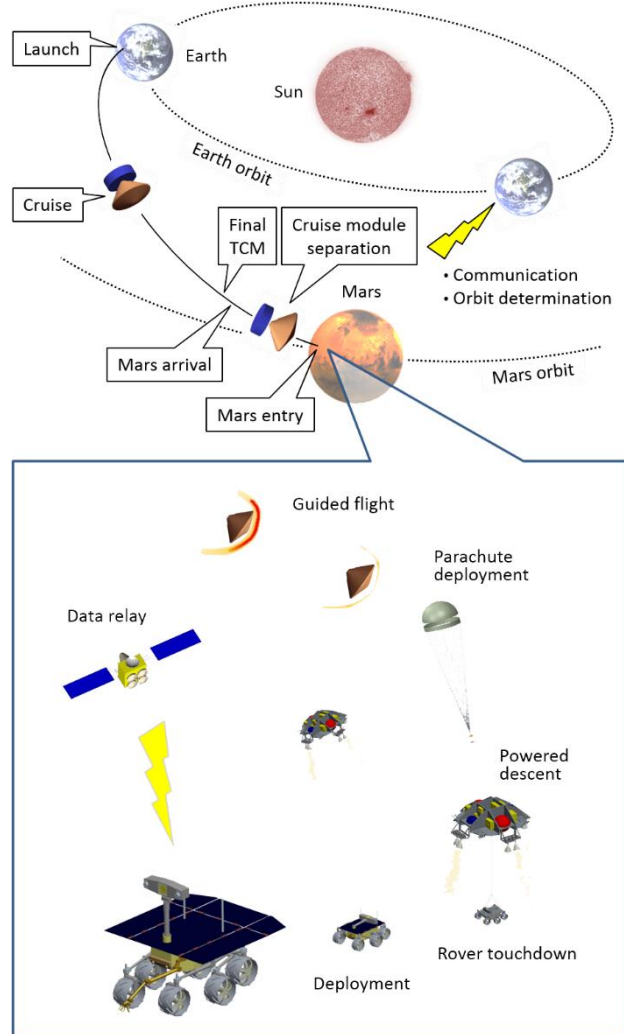


図 2 火星生命探査 (MELOS) ミッションシナリオ

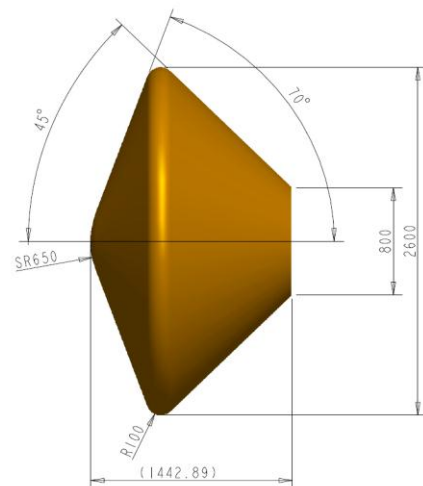


図 3 1.27m 極超音速風洞 (調布航空宇宙センター) における火星エアロシェル空力性能取得実験の様子

宇宙センターの 1.27m 極超音速風洞において大気突入システムの空力データ計測を実施している様子である。空力性能予測は CFD コード

JONATHAN<sup>[5]</sup>によっても実施され、双方のデー

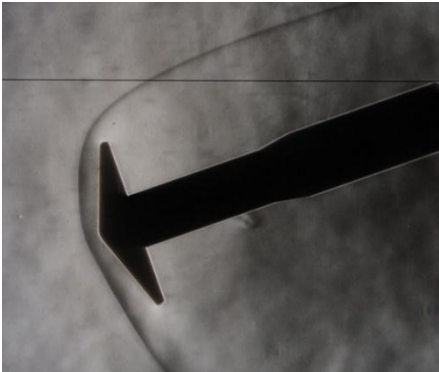


図4 1.27m極超音速風洞（調布航空宇宙センター）における火星エアロシェル空力性能取得実験の様子

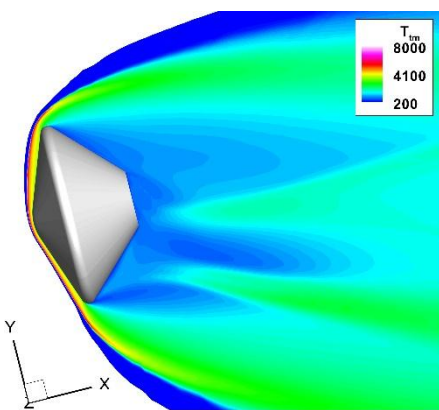


図5 JONATHANコードによる大気突入システム周りの流れ場の解析結果

タを利用して実フライト環境での空力データベースを開発している。すなわち、火星はCO<sub>2</sub>を主成分とする大気であるが、試験によってこの環境を再現することができない。そこで空気中における風洞試験データと対応 CFD 解析結果との比較を行い、この結果にもとづいて JONATHAN コードによる実飛行環境での空力

特性予測値を補正する、というアプローチを取っている。図5は、大気突入軌道に沿った最大加熱点での流れ場の解析結果（温度分布）である。さらに MOTIF コード<sup>[6]</sup>を用いて希薄空力特性を予測し、全飛行領域に渡る空力データベースを開発している。

### 3.3 軌道解析

次フェーズでは、空力データベースと機体の物理特性をインプットとし、ミッション要求と制約条件を満足する大気突入軌道の検索を軌道解析コードによって行う。ミッション要求や制約条件は多岐に渡るため、ここではその詳細は割愛するが、主たる条件は最大加速度、空力加熱、パラシュート開傘条件との整合性、空力誘導のロバスト性などである。図6に一例として示したのは、2018年4月打上／2019年1月火星到着のウインドウにおける大気突入軌道のベースラインである。

### 3.4 飛行環境評価

大気突入軌道に沿って空力荷重や空力加熱の分布を予測し、TPS やエアロシェル構造設計のためのインプットを作成する。このフェーズでは、JONATHAN を利用した数値解析やベスペル模型を使った風洞試験によって表面加熱率・圧力の分布を取得する。CO<sub>2</sub>を主成分とする大気の極超音速飛行環境では、化学反応により生成する O や CO などの活性種が支配的であるが、このような環境で試験することは困難である。そこで飛行環境評価では数値解析が重要な役割を占めることになり、数値解析の妥当性は衝撃波管などを利用した実験により担保する、というアプローチを取っている。図7は大気突入シ

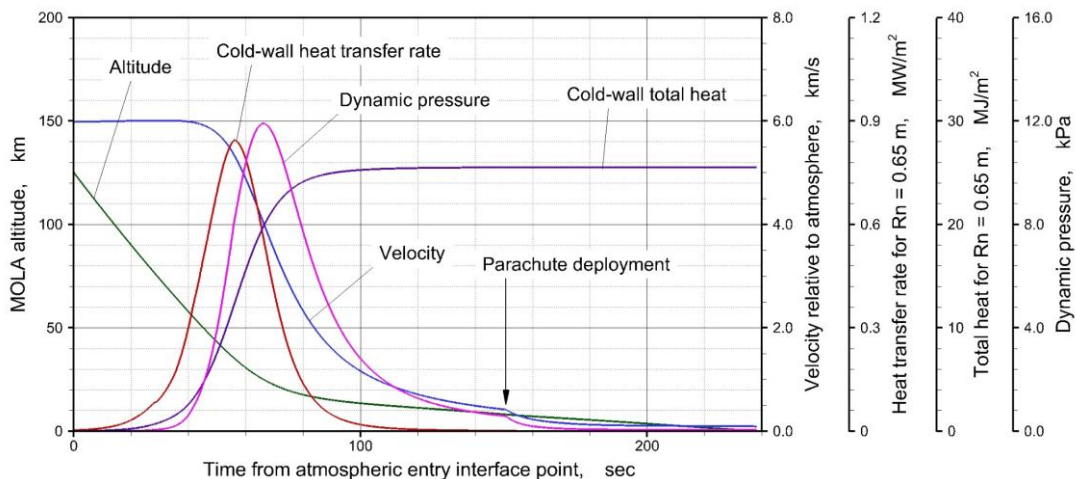


図6 軌道解析ツールにより得られた大気突入軌道（2018年4月打上／2019年1月火星到着）

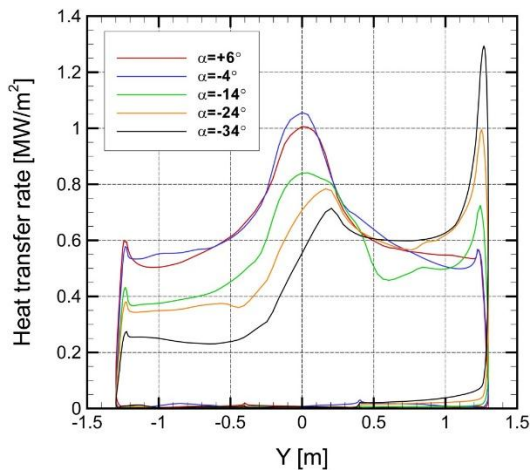


図7 大気突入システム表面の空力加熱分布

システムの対称断面上における冷温壁加熱率を、幾つかの迎角についてプロットしたものである。

### 3.5 エアロシェル設計

最後に、上記の空力荷重や空力加熱をインプットとして、TPS 解析や構造解析によりエアロシェルの設計を行う。現在我々は、複合材グループと連携して軽量アブレータエアロシェルの開発を進めており、これを将来の火星探査に用いることを検討している。

TPS の性能検証は主としてアーク風洞等の加熱装置で行うが、実際の飛行状態と同じ条件で TPS の試験を行うことができないため、設計は解析コードが主要な役割を担うことになり、その精度と信頼性が鍵となる。我々は TPS 解析コード SCMA2<sup>[6]</sup>を開発し、多様な条件で TPS の加熱実験を行うことにより、その精度と信頼性を確保している。

## 4. コンポーネント開発の現状

上記の概念設計システムによって、火星生命探査システムの概念設計が得られ、ミッション立ち上げに向けた研究開発は加速している。最後に、次フェーズに移行するために進めているフロントローディング開発について紹介する。火星大気突入システムに必要な技術で新規性の高いのは、超音速パラシュート、空力誘導サブシステム、軽量エアロシェルなどであり、現在その TRL を向上すべく研究開発が重点的に実施されている。紙面の都合上、一例として軽量エアロシェルについて以下に記述する。

軽量エアロシェルは、従来の TPS より軽量の TPS を臙装したエアロシェルを開発するもので

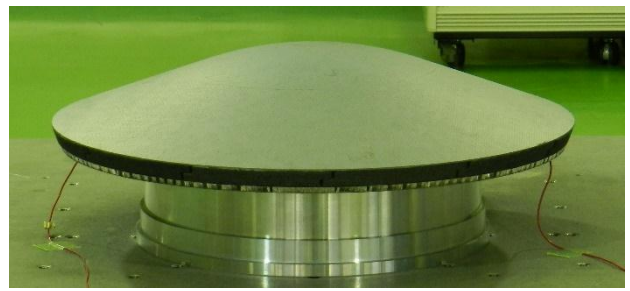


図8 振動試験中のエアロシェル BBM

有り、重要制約が厳しい火星ミッションには必須のコンポーネントである。開発では、材料のスクリーニングから始まり、製造性、入手性、開発コスト、製造コストなど、様々な要素を考慮して概念設計を行い、開発課題の検証マトリクスを作成して、一貫したインハウス・マネジメントによって開発を行ってきた。計画では FY25 年度中に BBM 開発と QT レベルの検証試験を完了する予定である。図 8 は振動試験中の軽量エアロシェル BBM の様子である。12 月現在、BBM 開発は大きな不具合も無く計画通り進んでいる。

今後、上記の技術が生かされ、早期に火星探査が実現することを期待している

### 参考文献

- [1] Fujita, K. et al., “Evaluation of Heat Transfer Rates of Venus Entry Capsules along Flight Trajectories,” AIAA Paper 2006-3580.
- [2] Fujita, K. et al., “Conceptual Study of a Small-Sized Mars Aerocapture Demonstrator,” AIAA Paper 2013-0729.
- [3] Fujita, K. et al., “Design Study of Mars EDL Demonstrator for MELOS Mission,” ISTS Paper 2013-k-11.
- [4] 近藤義典ほか, 「火星大気突入システムの空力誘導による着地点分散の評価」, 平成 25 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 宇宙科学研究所, 2013 年 12 月.
- [5] 松山新吾ほか, 「JAXA 汎用高エンタルピ非平衡流れ解析コードの開発」, 第 25 回数値流体力学シンポジウム, 大阪大学, 2011 年 12 月.
- [6] 鈴木俊之ほか, 「CFRP アブレータの耐熱評価に向けた熱応答モデルの改善」, JAXA-RR-06-024, 2007 年 3 月

# ロケット複合エンジンの研究

宇宙輸送ミッション本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター

植田 修一

## 1. はじめに

使い切り宇宙輸送システム (ELV) は 50 年以上にわたって運用され、5000 基以上の衛星と 500 人以上の宇宙飛行士を宇宙に送り出してきた。しかしながら、年間の打ち上げ回数は 1990 年代に入って減少に転じ、商業打ち上げは通信・放送分野に限られたものになっている。商業宇宙利用が上記以外の分野に広がらない大きな要因は、ELV の高額な打ち上げコストにある。

打ち上げコスト低減を目的として再使用型宇宙輸送システム (RLV) が提案され、部分的 RLV であるスペースシャトルが 30 年以上運用されてきたが、輸送コストは結局 ELV 以上に高額なものであった。VentureStar のように先進的な RLV も提案されているが、いまだに宇宙に到達できていない。唯一の宇宙輸送用推進システムであるロケットエンジンは推進剤 (SSME や LE-7 では燃料として液体水素、酸化剤として液体酸素) を全て機体に搭載する必要があるため、ELV の機体は軽量に作られているが、帰還のための重量増が発生するロケット RLV では ELV よりも一層の軽量化が必要であり、極めて軽量で再使用に耐える機体の開発が技術課題である。

JAXA では、将来型宇宙輸送用推進システムとして、ロケットエンジンの性能を凌駕する高性能を実現可能な空気吸い込み型エンジンの研究を行っている。空気吸い込み型エンジンは、打ち上げから宇宙空間高度に到達するまでの大気圏飛行中に空気中の酸素を酸化剤として利用することにより、打ち上げ重量の 70% を占める酸化剤搭載量を大幅に削減することが可能となり、得られるシステム重量余裕により RLV システムの実現に寄与することが期待される。空気吸い込み型システムとしては、宇宙輸送システムに要求される高比推力、高推重比、高推力などを勘案し、ロケットエンジンと空気吸い込み型エンジンであるラム・スクラムジェットエンジンを組み合わせたロケット複合 (RBCC) エンジンを選択し研究を進めている。

JAXA では、将来型宇宙輸送システムとして「リファレンスシステム」を研究開発の目標として提示した。本活動の特徴としては、炭化水素燃料の使用 (特に環境負荷の低いエタノール)、二段式宇宙輸送システム (TSTO) を目標とした上で短距離および長距離二地点間輸送機 (P2P) 等への展開も考慮した検討である点である。「リファレンスシステム」用エンジンには運用性向上のための負荷低減 (例えば低燃焼圧力) を許容できるだけの性能余裕が要求されており、RBCC エンジン候補のひとつとしている。本発表では、リファレンスシステム用を中心に RBCC エンジン研究の現状を報告する。

## 2. RBCC エンジンの概要

図 1 に RBCC エンジンを搭載した機体の概念図を示す。RBCC エンジン機体下部に複数基並べて設置され、それぞれのエンジンにはさらにロケットエンジン複数個が空気吸い込みエンジン流路に設けた後ろ向きステップに埋め込まれている。



図 1 RBCC エンジンを搭載した機体の概念図

RBCC エンジンは、飛行速度の増加に応じて作動モードを切り換える。図 2 に RBCC エンジンの概要と作動状態を示す。ロケットエンジンは、空気取入口の作動とラム燃焼器での圧力上昇を分離するための分離部 (定断面ダクト) 内の機体側の壁面に内蔵され、空気吸い込み部分の作動状況に合わせて出力等を変化させる。エ

ジェクタジェットモード作動は、超音速までの初期加速に用いられる。ロケットエンジンを定格出力で運転することで加速性能を得るとともに、ロケット排気流の運動量を利用したエジェクタ効果により空気流を誘起して、空気流に対する燃料噴射（以下、ラム燃料と呼称）により燃焼（以下、ラム燃焼と呼称）・圧力上昇を得て推力増強を図る。

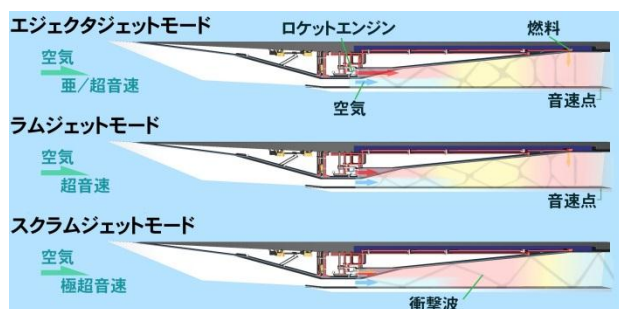


図2 RBCCエンジンの作動モード

ラムジェットモード作動は、超音速領域から極超音速領域にかけて用いられる。燃焼器に超音速で流入する空気流にラム燃焼により熱を加えることで機械的な絞り無しに閉塞させ、閉塞位置の上流で擬似衝撃波により流れを亜音速に減速させることで、推力発生面の圧力を高めて高比推力を達成する。内蔵されたロケット燃焼器は低出力（定格出力の1/10程度）として、ラム燃焼への点火源／ガス発生器として利用する。

スクラムジェットモードは、極超音速巡航飛行には適するものの推力密度が低く宇宙輸送システムに必要な加速性能が不足するため、ロケットエンジンによるアシストが必要となる。このため、ロケットエンジンの出力を上げ空気吸い込みエンジン流路においては超音速燃焼させることで推力／比推力増強を図る。

### 3. ラム・スクラムジェットエンジンの研究

ロケット複合エンジンのベースとなるラム・スクラムジェットエンジンに研究は1980年代に航空宇宙技術研究所（当時）で始められた。飛行速度に応じて作動モードを変える空気吸い込み型エンジンの試験には広い飛行条件を模擬可能な実験設備が必要となる。1990年代には2つのエンジン試験設備、ラムジェットエンジン試験設備 (RJTF)、高温衝撃風洞 (HIEST) が整備された。RJTFはマッハ4から8までの超音速

飛行条件を模擬可能な燃焼試験設備であり、HIESTではマッハ8以上の極超音速燃焼実験に対応可能である。



図3 ラムジェットエンジン試験設備 (RJTF)



図4 高温衝撃風洞 (HIEST)

ラム・スクラムジェットエンジンの研究は水素を燃料として進められ、マッハ4、6、8、10の広い飛行条件において正味推力の発生を達成し、ラム・スクラムジェットエンジン実現の目途を立てることができた。

### 4. RBCCエンジンの研究の現状

ラム・スクラムジェットエンジンは超音速・極超音速飛行条件で極めて高い性能を発揮するが、離陸から超音速までの初期加速及び真空の宇宙空間では作動できないため、別のエンジンシステムを必要とする。このような弱点を克服し宇宙輸送用エンジンとしての空気吸い込み型エンジンの優位性を高めるため、ラム・スクラムジェットエンジンの研究成果に基づき、離陸から真空の宇宙空間までの全加速領域での高性能作動を達成可能なRBCCエンジンの研究を開始した。

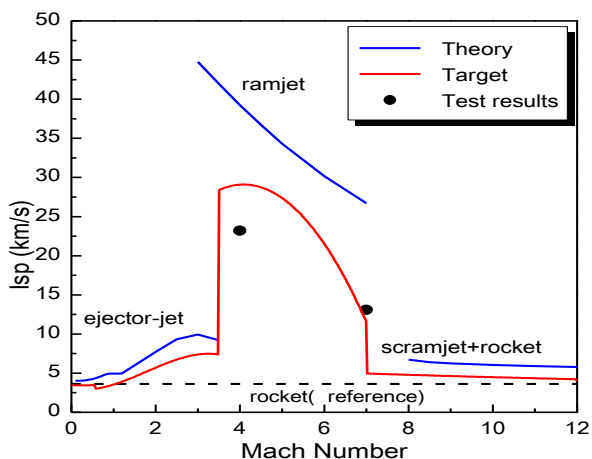


図5 水素燃料を使用したRBCCエンジンの性能

図5は水素燃料を使用したRBCCエンジンの飛行マッハ数に対する比推力性能の変化を示したものである。離陸からマッハ3.5までをエジェクタジェットモード、マッハ3.5から7までをラムジェットモード、マッハ7以上をスクラムジェットモードでの作動とした。ラムジェットモードは大気中の酸素を最大限に利用し極めて高い性能が期待される。ロケットエンジンをフルパワーで作動させるエジェクタジェットモードとスクラムジェットモードでは比推力は低下するものの、ロケットエンジンに比べて高い性能が期待できる。図中の黒丸は直結型燃焼器による試験結果で、目標性能に近い高性能が得られている。

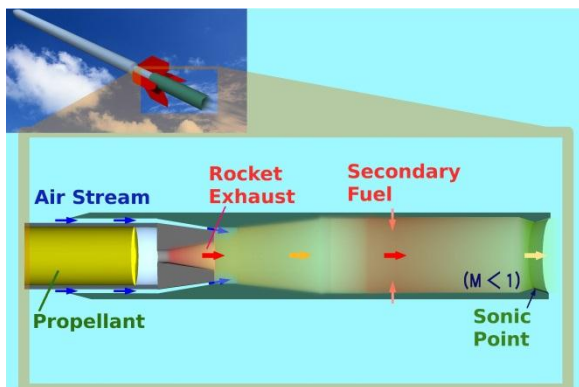


図6 CAMUIによるエジェクタ飛行実験

#### 4.1 エジェクタジェットモード

離陸から超音速までの加速を担うエジェクタジェットモードは、ロケット排気のエジェクタ効果により吸入された空気を推進剤として利用することによってロケットエンジンより高い性能を得るものであるが、性能向上には空気を効

率よく吸い込むエジェクタ設計が必要となる。このため、RJTFによる静止条件での燃焼実験に加え、実環境試験データに基づいた精度の高いモデル構築をめざして図6に示すような北海道大学のCAMUI型ハイブリッドロケットを利用した飛行実験を行うなど、外部機関との共同研究も積極的に活用して研究を進めている。

#### 4.2 ラムジェットモード

ロケット複合エンジンの設計は、空気吸込みの効果が最大となるラムジェットモードで性能が最大となることを目標としている。幅広いマッハ数に対して高い性能を維持するため、エンジン内部の空力設計が非常に重要である。



図7 RBCCエンジン模型の地上燃焼試験(マッハ4)

RBCCエンジンは要素(インレット、内蔵ロケット、燃焼器、燃料噴射器、ノズル等)別の設計手法を用いて設計されるが、作動モードによってエンジン内部の状態が変化し、要素間の相互干渉が大きいため、各要素を組み合わせたエンジン模型による評価試験が不可欠である。評価試験では、水素/酸素ロケットを内蔵し、ラム燃料として水素を用いるサブスケールのエンジン模型を製作し、地上試験設備において試験を進めている。図7はRJTFにおけるRBCCエンジン燃焼試験の様子である。これまでにマッハ4,6条件においてラムジェットモード作動を確認した。

#### 4.3 スクラムジェットモード

スクラムジェットモード作動については、ラムジェットモード作動を対象に設計されたラムダクトと離陸時推力要求等から設計されたロケットエンジンを組み合わせた場合の性能予測精



度が重要である。また一方で、作動マッハ数の上限も輸送システム検討上重要である。このため、スクラムジェットモードの性能評価は、マッハ 8 条件では RJTF を用い、作動上限の見極めのためにマッハ 11 条件では HIEST を用いて試験を進めている。

地上試験に制限があり、飛行実験が困難なスクラムジェットモードの研究では、CFD 解析が強力なツールである。図 8 はマッハ 8 条件における RBCC エンジン内部の CFD 解析結果の一例である。CFD 解析結果は RJTF における燃焼実験データと良く一致することが確認された。

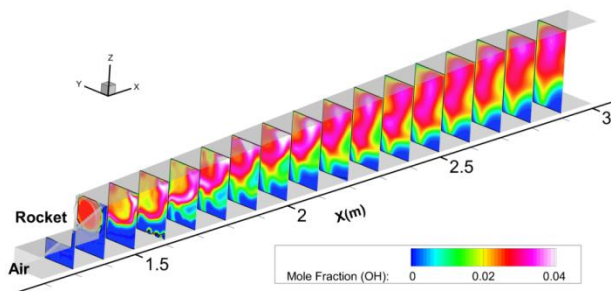


図 8 RBCC エンジンの CFD 解析 (OH 濃度分布)

## 5. RBCC エンジン研究の課題

### 5.1 炭化水素燃料への適合

RBCC エンジンの研究は、水素を燃料として進められてきたが、リファレンスシステムでは、運用性の向上と目的として炭化水素燃料の使用を目標としている。このため、水素燃料で構築された RBCC エンジンの設計手法を炭化水素燃料に拡張する必要がある。このため、

- エチレンを用い、水素燃焼時の実験評価や熱流束予測等の手法を炭化水素に拡張する。
- 炭化水素の一例としてエタノールを対象にラム燃焼、ロケット燃焼の特性を把握する。
- 炭化水素の一例としてエタノールを対象として吸熱特性を評価する。

といった研究活動を実施している。

### 5.2 飛行実証の検討

空気吸い込み型エンジンであるロケット複合エンジンを実用化するためには、実環境での飛行実証が必要となる。実証手段としては、図 9 に示すようにロケットの先端に搭載した機体にロケット複合エンジンを内蔵したシステムなどの検討が進められている。しかしながら、このような実証手段は極めて高価で

あることから、ロケット複合エンジンの実用化には、安価に繰り返し実験が行える極超音速実験機 (FTB) が不可欠である。このため、エンジン本体の研究と同時に FTB の検討も積極的に進めている。

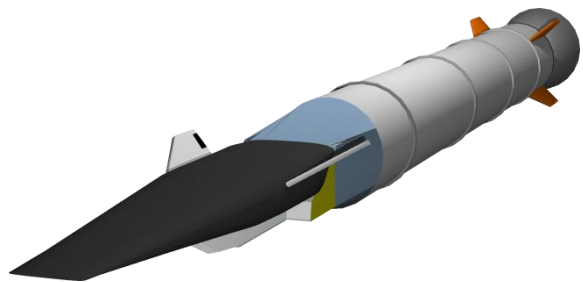


図 9 RBCC エンジンの飛行実証案

## 6. まとめ

JAXA では将来型宇宙輸送用推進システムとしてロケット複合エンジンの研究が進められている。これまでの研究成果より、高いエンジン性能の達成が示された。今後、リファレンスシステム用として炭化水素燃料を使用するエンジンシステムの検討を進めると共に、飛行実証により実用化へ向けた取り組みを進めたい。

ロケット複合エンジンは、ロケットエンジンの性能を凌駕する高性能エンジンとして、再使用型宇宙輸送システムの実現に寄与することが期待される。宇宙輸送コストの格段の低コスト化で宇宙利用の姿を変え、もって衛星利用の低価格化、利用頻度の拡大により、社会の有様を変えていきたい。

最後に、ロケット複合エンジンを搭載した二段式宇宙輸送システムの概念図を紹介する。



図 10 RBCC エンジンによる TSTO 案