

展示
研究発表
会議室3

高信頼性リアルタイム OS を搭載したロケット共通 MPU ボードの開発

宇宙輸送ミッション本部 宇宙輸送系要素技術研究開発センター
笹田武志、川井洋志、横田清美、砂見幸之、泉 達司
情報・計算工学センター
石濱直樹、佐藤伸子、片平真史

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（JAXA）では、H-IIA/H-IIB ロケットのアビオニクス機器を再開発（更新）する機会をとらえ、共通的に使用可能なロケット共通 MPU ボード（以下、MPU ボード）を開発した。

MPU ボードは、JAXA が開発した宇宙用 64 ビット MPU（HR5000）、高信頼性リアルタイム OS（TOPPERS/HRP カーネル）を搭載するユーロカード 3U サイズの計算機モジュールである。

H-IIA/H-IIB ロケットの誘導制御系である次期誘導制御計算機（GCC1/2）および次期慣性センサユニット（IMU）に搭載され、H-IIB の 3 号機にて初飛行を計画している。同様に、イプシロンロケットの誘導制御計算機（OBC）、第 2 段ハードウェア I/F 装置（HIU2）および慣性センサユニット（IMU）にも搭載され、初号機にて実証される。

本稿では、本 MPU ボードに搭載され初フライトとなる TOPPERS/HRP カーネルの概要・特長と MPU ボードの開発目的・コンセプト、機能・特徴、開発課題および開発結果を述べる。

2. TOPPERS/HRP カーネル

2.1 概要・特徴

TOPPERS/HRP カーネルは、オープンソースの μ ITRON4.0 準拠のリアルタイム OS(以下、RTOS)をベースに JAXA 情報・計算工学センターと名古屋大学が、共同開発した RTOS である。本 RTOS は、高い信頼性を要求される宇宙機(ロケット・衛星等)に搭載されることを前提に開発された RTOS で以下の特長を持っている。

- ・ 計算機システム全体の信頼性に寄与する『機能』を保持した RTOS

- ・ RTOS に特化した高信頼性検証要求「リアルタイム OS 高信頼化ハンドブック」を適用し『検証』された RTOS

(1) 機能

TOPPERS/HRP カーネルは、RTOS の一般的な機能(μ ITRON4.0 仕様スタンダードプロファイル)に加え、高信頼性機能として、以下の機能を有する。

- ・ メモリプロテクション(メモリの破壊及び誤アクセスの防止)
- ・ ミューテックス(プライオリティインバージョンの防止)
- ・ アラームハンドラ(デッドロックの防止)
- ・ オーバーランハンドラ(タスクの暴走の防止)

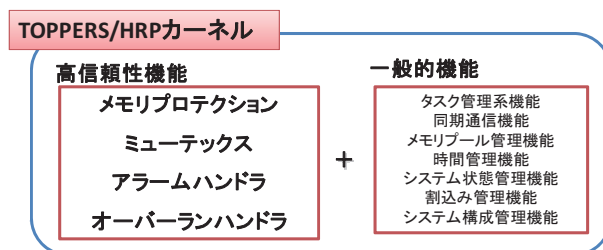


図 1 TOPPERS/HRP カーネル機能概要

(2) 検証

一般的な RTOS は、経験ベースの検証のため、信頼性がある RTOS とは言い難い。そこで、JAXA は、検証のプロセス (How) だけではなく、RTOS に絞った検証の具体的な観点・やり方 (What) を「高信頼化ハンドブック」として規定し、TOPPERS/HRP カーネルに適用し検証を実施し、信頼性を確保している。

3. ロケット共通 MPU ボード

3.1 目的・コンセプト

アビオニクス再開発では、現行機器との機能／インタフェースの互換性を重視し、①低コスト化、②運用性向上を主要な開発目的とした。

信頼度を下げずに上記を満足させるため、MPU ボード開発ではロケットアビオニクスのモジュール化構想、すなわち、限りあるリソースの制約範囲の中で、複数のロケット／異なる搭載機器間で共通な要素を共通モジュールとして開発し、それらの共通モジュールを柔軟に組み合わせてロケットアビオニクスを構築することをコンセプトとした。図2にH-IIAロケットアビオニクスのシステム概略図を、図3にMPUボードのアプリケーションの概念を示す。

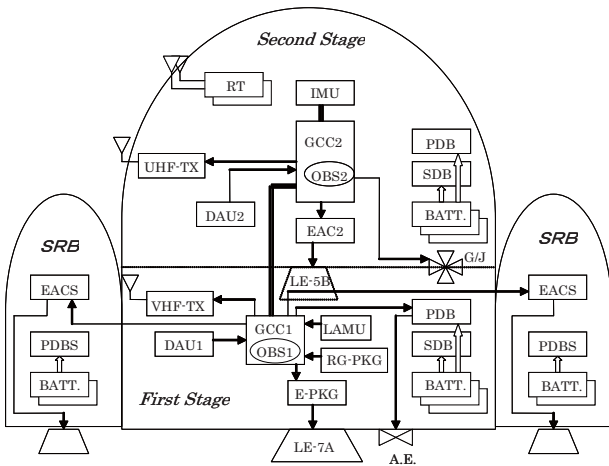


図2 H-IIAロケットのアビオニクス概略図

(※) MPU ボードが関係する機器略称

GCC : 誘導制御計算機

IMU : 慣性センサユニット

OBS : 搭載ソフトウェア

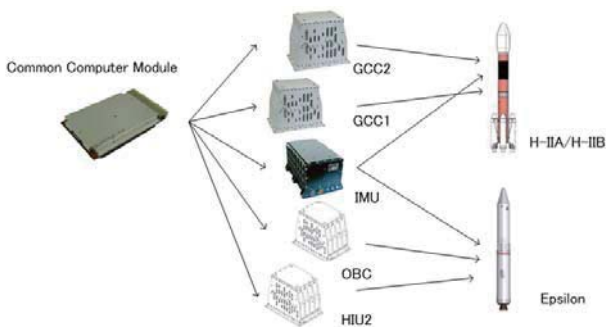


図3 ロケット共通 MPU ボードのアプリケーション

3.2 機能・特徴

MPU ボードの機能としては、タイマ (Watch Dog Timer、プログラマブル Timer)、割込み、CompactPCI クロック出力、自己診断 (MPU/FPU レジスタ診断、SRAM/EEPROM 診断、インストラクション診断等) の機能を持つ。また、RTOS および搭載ソフトウェア (OBS) を動作させるためのメモリ領域があり、RAM/ROM 領域ともに 1bit 誤り訂正・2bit 誤り検出 (SEC-DED) 機能を有する。

プロセッサとしては、JAXA 認定部品の HR5000 を搭載する。これは MIPS ベースの IP コアに耐放射線性をもたせた高信頼な 64bit RISC マイクロプロセッサである。これにより、例えば従来の誘導制御計算機 (現行 GCC) の性能 2MIPS (32 ビット) と比較して、10 倍以上の大幅な性能向上を得た。

インタフェースには汎用的な CompactPCI (cPCI) 規格を採用し、バックプレーン経由で他のモジュール間で高速データ伝送が可能である。その他、シリアル I/F、ROM 書込み I/F、ディスクリット信号 I/F、開発用としてのインサーキット・エミュレータ (ICE) 接続 I/F を持つ。

表1にMPUボードの主要な機能・性能を、図4にMPUボード技術モデル (EM) の外観図を示す。

表1 ロケット共通 MPU ボードの機能・性能

MPU	HR5000 64bit, 80MHz 29MIPS (Dhystone)
OS	TOPPERS/HRP ver1.4.1
Back Plane Bus	CompactPCI PCI rev2.2 compatible 32bit, 33MHz
ROM	2MB (with ECC)
RAM	4MB (with ECC)
Size	100 x 170 x 22mm
weight	440g
Power	6W, 3.3V

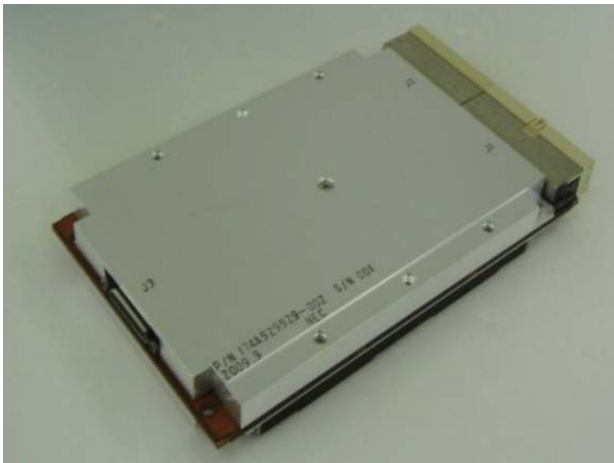


図4 ロケット共通 MPU ボード (EM) 外観

3.3 開発課題・結果

MPU ボード開発の上でのハードウェア課題としては、①機械的環境への対策、②EMC 対策を識別した。以下、機械的環境について記す。

(1) 機械的環境への対策

MPU ボードは、H-IIA/H-IIIB ロケットおよびイプシロンロケットでの使用を考慮している。従って振動、衝撃等の機械的環境に対しては、両方のロケット/機器の機械環境条件を包含する必要がある。

技術モデル (EM) を用いた開発試験時には、ランダム振動と衝撃にて MPU ボード上の電子部品 (FPGA、SRAM 等) を接着している固着剤にクラックが生じる問題が発生した。構造設計を見直し、基板剛性の強化 (ネジ増加、トップカバー強化、リテーナ追加等) や固着剤の塗布方法変更を行う対策をした。

この結果、認定試験 (QT) ではいずれのロケット環境条件に対しても試験規格を満足した。図 5 に最も厳しい条件である GCC 搭載時の基板面外方向のランダム振動条件 (46Grms) を、図 6 に同じく最も厳しい衝撃条件 (1,000Gsrs) を示す。

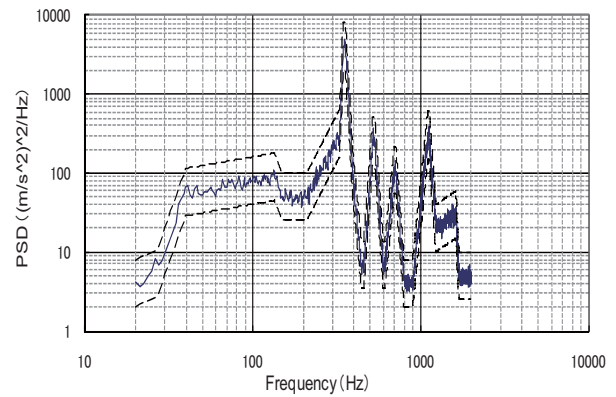


図5 ランダム振動条件 (面外方向 MAX)

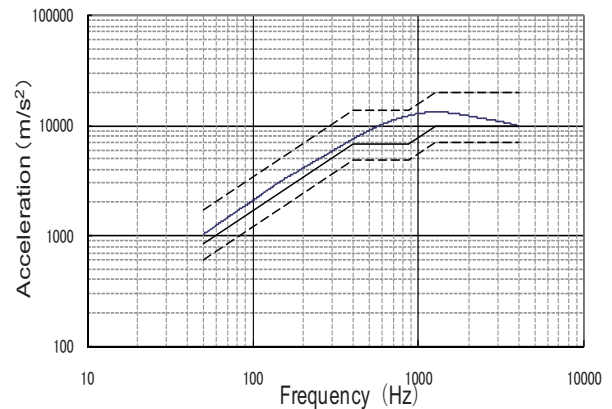


図6 衝撃条件 (面外方向 MAX)

4. まとめ

本稿では、MPU ボードに搭載され初フライトとなる TOPPERS/HRP カーネルの概要・特徴と MPU ボードの開発目的・コンセプト、機能・特徴、開発課題および開発結果を述べた。

MPU ボードは認定試験に合格し、開発が完了している。2011 年度中に MPU ボードを組み込む H-IIA/H-IIIB ロケット用の搭載機器 (GCC、IMU) の開発完了を予定している。また、イプシロンロケット用の搭載機器 (OBC、HIU2、IMU) についても、同じ MPU ボードが設計変更なく適用可能であり、当初の目的・コンセプトである共通モジュールによる機器開発の低コスト化、運用性向上を満足する結果を得られる見込みである。

参考文献

- [1] <http://stage.tksc.jaxa.jp/jedi/topics/20110607.html>
- [2] 佐藤伸子：宇宙機搭載用リアルタイム OS

に適用した高信頼化技術のハンドブック化,
組込みシステムシンポジウム 2011, 2011

- [3] 林 伸善：ロケット搭載誘導制御計算機，
NEC 技報，Vol.64，No.1，2011 年 3 月
- [4] H.Kawai, et.al, “Development of Common
MPU board for Rocket Guidance and Control
Equipments,” ISTS2011, Okinawa, Jun 2011.

ターボポンプのダイナミック設計

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
内海政春

1. はじめに

ロケットターボポンプはエンジンの心臓部といわれる。重要性の指標としてこう形容されることが多いが、人間で言えば血液を全身に送り出すように、ロケットエンジンでは推進薬を燃焼室に高圧で送り出すという機能として形容することもできる。ロケットターボポンプはターボ式高速回転機械であり、高エネルギー密度化にともなって回転運動に起因するさまざまな軸振動問題に直面してきた^[1-3]。軸振動問題は加振作用と減衰作用との相互作用の帰結であり、周波数特性や軸モード形状などダイナミクスの観点からの推察なしでは解決には至らない。一般的に軸振動特性はロータを支持する軸受の諸特性、特に転がり軸受剛性が支配的と考えられている。しかしながら、ロケットターボポンプでは、高効率・高性能の要求が厳しいため回転系と静止系とのクリアランスが非常に小さく、軸を支持する要素の諸特性は軸受以外の接液部の影響も無視できなくなる。インペラ、インデューサ、軸シール、バランスピストン、タービンなどの接液部・接ガス部に生じる周波数依存性を有するロータダイナミック流体力（以下、“RD 流体力”）が軸振動特性に大きな影響を及ぼす。特に周方向流体力は励振的（不安定化作用）となり、発散して自励振動（不安定振動）に至ることも少なくない。

本研究ではこれまでほとんど考慮されることがなかった RD 流体力を設計段階から考慮し、ターボポンプの軸系の挙動を安定させるための動的設計をターボポンプの3つのサブシステム、すなわちポンプ系、タービン系およびロータ系に組み込み、それらを多領域最適化することにより、軸振動の抑制手法を確立することを目的としている。本稿では、JAXA が取り組みはじめた軸振動抑制を目指したダイナミック設計の研究概要について紹介する。

2. RD 流体力とロータダイナミクス

図1は LE-7 エンジン液体酸素ターボポンプのカットモデルである。軸受以外にも、羽根車やシールなどのターボ機械要素が有する薄い液膜・ガス膜が多く存在し、ロータに作用する RD 流体力の発生源となっていることがわかる。軸振動解析上から考慮すべき代表的な力を以下に示す。

- ①残留不釣合いやミスアライメントによる機械的加振力
- ②流力不釣合い力
- ③軸受反力
- ④軸の内部減衰（危険速度以上での負減衰力）
- ⑤軸シールに発生する不安定化力
- ⑥羽根車シュラウド部の流体力
- ⑦キャビテーションや旋回失速による流体力
- ⑧軸流タービンのアンバランストルク力

図2にロータに作用する流体力の概念図を示す。M は付加質量マトリクス、K は剛性マトリクス、C は減衰マトリクス、 f はロータダイナミック流体力である。各マトリクスは RD 流体力が線形的（振れ回り周波数に対する二次曲線）に表現できる場合に用いられ、そのマトリクスの各成分は対角項と非対角項によりそれぞれ直接作用 (direct action) と連成作用 (cross-coupled

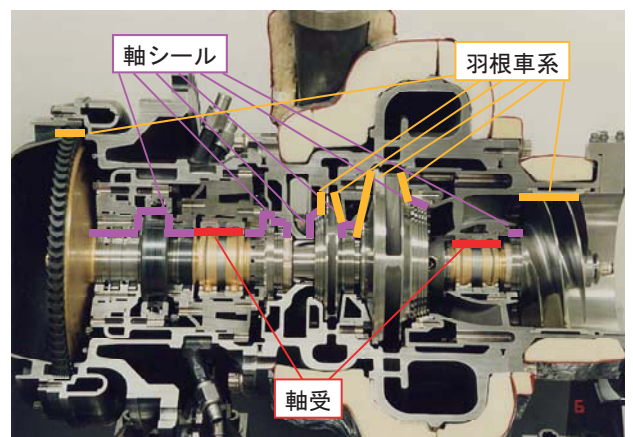


図1 LE-7 液体酸素ターボポンプ（断面図）

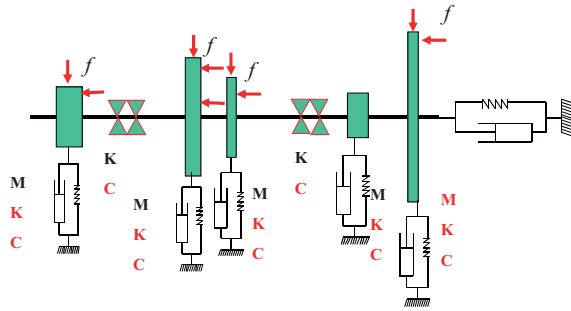
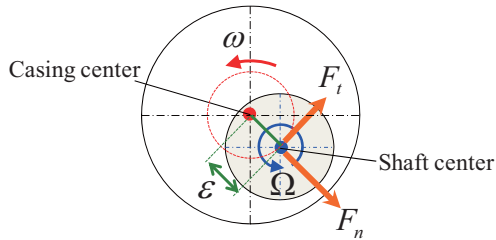


図2 ロータに作用するRD 流体力



Rotordynamic force effect at $\omega/\Omega > 0$

- $F_n > 0$: inertia effect
- $F_n < 0$: restoring effect
- $F_t > 0$: destabilizing effect
- $F_t < 0$: damping effect

図3 RD 流体力の成分とその作用

action)になる。上述の流体作用力のうち、流体力に起因する振動の多くは安定性がその状態を決定づける自励振動であり、個々の固有振動数で振動し^[4]、共振現象に比べて広い回転数範囲で発生するという特徴を持つ。RD 流体力は周方向 (F_t) と半径方向 (F_n) に分離して評価されるが (図 3)、不安定化作用はロータの自転と同一方向の周方向流体力が大きく影響し、ターボポンプの狭い接液部ごとに生じ、ロータシステムとしての減衰比 (軸振動解析上の複素固有値の実部) に影響を及ぼす。フローダイナミクスによる軸の自励振動は系の減衰比、つまり安定性の正負で決まるため (実部が負なら安定)、主要コンポーネントや旋回流の影響を受けやすい部位の RD 流体力 (線形化できれば RD 係数) を個別に獲得していく必要がある。

図2において、ロータを有限要素にモデリングして軸振動解析を行うとき、ロータの振動挙動は次式の運動方程式で定式化することができる。

$$\sum_{j=1}^n [m_{ij}\ddot{x}_j(t) + c_{ij}\dot{x}_j(t) + k_{ij}x_j(t)] = f_i(t) \quad (i=1, 2, \dots, n)$$

ここで、 m_{ij} , c_{ij} , k_{ij} , $f_i(t)$ は、それぞれノード

i - j 間の質量係数、減衰係数、剛性係数、および加振力であり、 $x_i(t)$, $\dot{x}_i(t)$, $\ddot{x}_i(t)$ は i における変位、速度、加速度、 n はノード数である。上式をマトリクス形式に表現すると以下となり、

$$[m_{ij}] = M, [c_{ij}] = C, [k_{ij}] = K$$

線形振動においては、指数 T を転置として

$$[M] = [M]^T, [C] = [C]^T, [K] = [K]^T$$

が成り立ち、以下の関係から

$$\sum_{j=1}^n x_j(t) = \{x(t)\}, \sum_{j=1}^n f_j(t) = \{F(t)\}$$

運動方程式はマトリクスを用いて

$$[M]\{\ddot{x}(t)\} + [C]\{\dot{x}(t)\} + [K]\{x(t)\} = \{F(t)\}$$

と簡潔に表現できる。

一方、ターボポンプの機械要素に作用する RD 流体力は、線形化して算出されるロータダイナミック係数 (m_{xx} , m_{xy} は付加質量係数、 c_{xx} , c_{xy} は減衰係数、 k_{xx} , k_{xy} は剛性係数) によって表現され、RD 流体力が作用するノードに対応したところにマトリクスとして入力される。半径 R のロータが回転角速度 Ω で自転すると同時に、ケーシング中心回りに振れ回り半径 ε 、振れ回り角速度 ω で、変位 $x(t) = \varepsilon \cos \omega t$, $y(t) = \varepsilon \sin \omega t$ の微小円運動をおこなうとき、RD 流体力成分とロータダイナミック係数は、付加質量、減衰、剛性の各マトリクス成分に分離して表現され、 x - y を固定座標系として以下のような関係となる。

$$\begin{bmatrix} F_n & -F_t \\ F_t & F_n \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x/R \\ y/R \end{Bmatrix} = - \begin{bmatrix} m_{xx} & m_{xy} \\ -m_{xy} & m_{xx} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{x}/R\Omega^2 \\ \ddot{y}/R\Omega^2 \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} c_{xx} & c_{xy} \\ -c_{xy} & c_{xx} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{x}/R\Omega \\ \dot{y}/R\Omega \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} k_{xx} & k_{xy} \\ -k_{xy} & k_{xx} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x/R \\ y/R \end{Bmatrix}$$

上記の式は RD 流体力がホワール比 ω/Ω の二次関数であることを意味しており、変位の微分の関係から無次元化 RD 流体力は以下となる。

$$f_n = m_{xx}(\omega/\Omega)^2 - c_{xy}(\omega/\Omega) - k_{xx}$$

$$f_t = -m_{xy}(\omega/\Omega)^2 - c_{xx}(\omega/\Omega) + k_{xy}$$

上の関係から、RD 流体力は軸振動解析上、都合のよい六つのロータダイナミック係数として取り扱われ、軸振動特性に対する影響が評価できる。

例としてタービンのアンバランストルク力 (Thomas force) におけるロータダイナミック係数の取り扱いを示す。動翼の翼端に周方向分布が発生し、先端からの漏れ量の差 (漏れ損失) によるトルクの差から発生する Thomas force は、軸系システム減衰比を低下させる不安定化力 F_t として作用し以下のように記述することができる^[1]。

$$F_t = \sum \frac{T_0}{R} \left(1 + \frac{T_1 - T_0}{T_0} \cos \theta \right) \cos \theta$$

$$= \int_0^{2\pi} \frac{1}{2\pi} \frac{T_0}{R} \left(1 + \frac{T_1 - T_0}{T_0} \cos \theta \right) \cos \theta d\theta$$

$$= \frac{T_{total} T_1 - T_0}{2R T_0}$$

$$k_{xy} = F_t / \varepsilon$$

ここで、 R はタービン半径、 T_0 は平均隙間のトルク、 T_1 は隙間最大のトルク、 T_{total} はタービン翼全体のトルク、 $\theta = \omega t$ である。このように Thomas force は連成剛性として取り扱うことができる。

3. 多領域最適化と形態設計^[5]

次期基幹ロケットや有人ロケット、さらには将来の再使用型輸送系の実現のためには、ロケットエンジンの高信頼性化、高機能化 (スロットリング機能など)、高エネルギー密度化 (軽量化など) および長寿命化が求められる。このような多種多様なシステム要求に対して適切な設計解を見出すためには、エンジンの機能・性能を決定する上で最も重要となるターボポンプの設計自由度を如何に上げられるかにかかっている。

ターボポンプの性能や効率の未達成はエンジンの作動能力を低下させるが、それだけでは軸振動の発生時に付随する機能不全やカタストロフィックな破壊に至ることはない。そのような観点で考えると、ターボポンプについてはロケットエンジンの信頼性を揺るがす大きな要因の一つは軸振動問題であり、ロータダイナミクス設計自由度が今後のエンジン開発における主たる制約条件の一つになる可能性が高い。逆解法や多目的最適化が翼形状の設計ツールとして活用できる今日、軸振動抑制を目的としたロータシステムの形態最適化技術の構築が期待されている。

JAXA ではターボポンプのサブシステム (ポンプ、タービン、ロータの 3 系) の多領域最適化 (各サブシステムを 1 領域と見立てる) により、ロータ形態を最適に設計する手法の確立を検討している。軸振動は静的な力に対する応答ではなく動力学的な扱いが必要なことから、この手法のアプローチは動的設計 (ダイナミック設計) となる。この設計手法の考え方を以下に記述する。

(1) ダイナミック設計

定常・剛体・不変・一定など、動きや応答などを取り入れないスタティック設計 (静的設計) に対して、時間領域や周波数領域の現象に着目し、非定常・変動・相互干渉・安定性など動きや応答を考慮する設計手法

(2) 多領域最適化

1 つのサブシステムを 1 領域とし、3 領域で別個に最適化を実行しつつ、それらを包含する上位階層であるロータダイナミクス最適解 (形態や最適体格) を目指していく方法。インペラ、タービン、シャフト等は回転要素であり、それら各系のダイナミクス特性 (RD 係数など) も上位階層へ入力されて考慮される。

(3) 形態設計

翼プロファイルなどのような個々の要素形状を追求するのではなく、ターボポンプの 3 つのサブシステムの相互配列、配置、循環流路など、システム形態を第一義に設計する手法

ロータの形態を設計問題 (回転系の要素品の配置・配列問題) としてシステム最適化の上位階層に位置づけ、ポンプ系サブシステム、タービン系サブシステム、ロータ系サブシステム (軸受・軸シール) の最適化を下位階層とする。下位階層で別個にそれぞれの目的関数に応じた最適化を実行しながらも、上下階層間の整合性の調整を行いながら上位階層としてのロータ形態を最適化する。これにより、流体性能の追求を第一義とした従来の設計手法から、安定した回転性能を第一義とするロータシステムの確立へと転換し、ターボポンプとしての信頼性向上に大きく貢献することができる。図 4 にダイナミック設計の設計プロセスの概念図を示す。最適設計形態解を得るまでのプロセスは二つのステップに分けられる。第一段階は初期最適形態を探索するステップである。これはターボポンプに対する要求仕様が与えられた後、回転数を離散パラメータとした機械要素

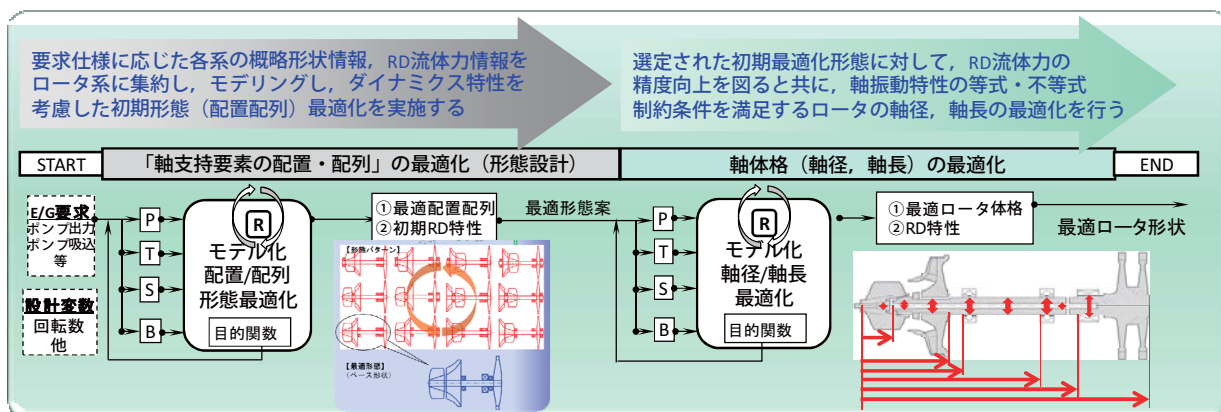


図4 ダイナミック設計手法の設計プロセス

の概略形状情報を各系にて計算し、求められた形状情報および RD 流体力情報をプラットフォームに集約し、ロータ系の軸振動解析プログラム^[6]を用いて要素の配置（方向）・配列（順序）の最適解を求めるものである。第二ステップは、第一ステップで得られた上位の解について、軸振動解析上の複素固有値解析における実部（安定性）と虚部（固有値）を評価関数とし、軸端からの距離と軸径を設計変数として最適化するプロセスである。配置・配列最適化問題においては、各系からのさまざまな等式制約条件と不等式制約条件が与えられる。例えば、軸受 DN 値の上限、軸シール差圧の上限、タービンの軸出力（等式制約条件）、インペラ・タービンのチップ周速の上限、危険速度回避基準、モード形状に応じた各ノードでの振り回り振幅値の上限などである。形態設計手法の構築は制約条件、評価関数、設計変数の定め方がその成否の鍵になると考えている。また、配置・配列最適化問題の求解中は軸体格（軸径・軸長）は固定とし、軸体格最適化問題の求解中は配置・配列は固定とする。なお、翼型などのサブシステムにおける“形状”最適化は、システムとしての最適化形態が選定された後、所定の制約条件の下で逆解法設計や多目的最適化により設計することとなる。

4. まとめ

ロケットターボポンプのダイナミック設計手法の構築に関して、RD 流体力、ロータダイナミクス、および形態設計について概説した。回転機械要素の RD 流体力は、実験的にも CFD 的にもデータを取得することは難度が高いが、今後ますます必要性が高まるであろう。ロータの振動抑制は RD

流体力に関する深い知識や洞察力とロータダイナミクスに関する広範な知見が必要である。ロケットターボポンプの軸振動問題はロケットエンジンの信頼性そのものに直結するものであり、宇宙輸送系の発展に向けてこの研究に取り組んでいく所存である。

参考文献

- [1]Motoi, H., Kitamura, A., Sakazume, N., Uchiumi, M., Uchida, M., Saiki, K., Nozaki, M, and Iwatsubo, T., Sub-Synchronous Whirl in the LE-7A Rocket Engine Fuel Turbopump, ISCORMA-2, Gdansk, 2003.
- [2]山田仁, 内海政春, ロケット用ターボポンプの流体関連振動事例, ターボ機械, 第 36 巻第 2 号, 2008, pp.67-73.
- [3]Okayasu. A., Ohta. T., Azuma. T., Fujita. T, and Aoki. H., Vibration Problem in the LE-7 LH2 Turbopump, AIAA/SAE/ASME/ASEE 26th Joint Propulsion Conference, Orlando, 1990.
- [4]江口真人, 遠心ポンプの振動 流体现象とロータダイナミクス, エバラ時報, No. 221(2008-10).
- [5]内海政春, 吉田義樹, 岩壺卓三, ロケットターボポンプの軸振動抑制を目指したダイナミック設計, 第 51 回航空原動機・宇宙推進講演会講演論文集 JSASS-2011-0007, 2011 年 3 月.
- [6]安達和彦, 内海政春, 井上剛志, ターボポンプの形態設計のための線形振動モデリング, ターボ機械協会第 66 回講演会講演論文集, 2011 年 9 月, pp.291-296.

地球観測衛星の農業分野での利用

宇宙利用ミッション本部 地球観測研究センター
祖父江真一、大吉 慶

1. はじめに

2011年2月18-19日に開催された主要20カ国・地域(G20)財務相・中央銀行総裁会議では、2010年夏以降の食料価格高騰が中東諸国の政情不安につながっていることもあり、食料などの一次産品の急激な価格の変動を防ぐため、商品市場の透明性を高めるなどの対応について協議された。その結果、当該問題に対応するための作業部会の設置が合意された。また、2011年6月には、G20として初めての農業大臣会合がパリで開催され、この会合において食料価格乱高下及び農業に関する行動計画が定められた。この中で、作物生産予測や気象予報を改善するため、最新のツール、特にリモートセンシングを用い、地球観測に関する政府間会合を通じて地理情報に基づく農業生産モニタリングに関する自主的な国際ネットワークを立ち上げることが決意されている。この国際ネットワークは「世界農業地理モニタリングイニシアティブ(Global Agriculture Monitoring: GLAM)」と呼ばれ、より正確な農作物収量の予測データを提供し、FAOの農業市場情報システム(AMIS)にとって価値のあるものとなる計画である。AMISは、既存の情報システムの強化、食料価格変動の理解の促進、更なる政策対話と協力の促進のため、主要な参加者が農業・食料市場のデータを共有することを促すためのものである。

国際連合食糧農業機関(FAO)によれば、2011年1月の食料価格指数は2002-04年の平均に比べ、砂糖で4倍、大豆や小麦などの穀物は2.5倍と跳ね上がっている。価格高騰の原因としては、オーストラリアの洪水など産地の天候不順、干ばつ旱魃を背景にしたロシアなどの生産国が小麦やトウモロコシの輸出を禁止するなどの動きの拡大、経済成長を続ける新興国の食料需要の増加、および投機マネーの流入が重なったなどが挙げられている。穀物市場は、原油などに

比べて価格形成が不透明とも言われている。このような中、わが国においても、2010年に農林水産大臣を本部長、農林水産大臣政務官を副本部長とし、全府省の政務官及び有識者等で構成される『食』に関する将来ビジョン検討本部が設置された。この検討本部での5回の議論を経て、政府一体で取り組む、6次産業化、食文化、輸出促進、農山漁村コミュニティの再生・地域活性化、再生可能エネルギー等に関する10のプロジェクトについて、各府省の連携施策および2011年度の関連予算が取りまとめられた。プロジェクト10「総合的な食料安全保障の確立」の国際的な食料の供給不安要因の分析等の取り組みとして、地球観測衛星や現場観測等のデータ等の活用による穀物生産および生物資源の動向・収量把握を通じた世界の食料供給動向の把握を行うことが記載されている。宇宙利用ミッション本部においても、このような流れを踏まえて、有識者からなる地球観測衛星データの農業分野での利用に向けた研究会を設置するとともに、衛星データの農業分野での利用に関する研究・開発を進めてきた。

本論文では、これまで行ってきた農業分野での利用に関する研究状況と成果について報告する。

2. 社会経済便益分野での衛星利用

2.1 JAXAの地球観測衛星

地球観測衛星は農林水産業、防災・災害監視、資源探査、地図の作成・土地利用図の作成、気象関連など多くの分野で活用されている。2009年に決定された宇宙基本計画では衛星画像を用いた「食料供給の円滑化(農業と沿岸漁業等の高度化)」が謳われている。

我が国の陸域観測技術衛星ALOS「だいち」は世界最大級の地球観測衛星であり、パンクロマチック立体視センサ(PRISM)、高性能可視近

赤外放射計 2 型 (AVNIR-2)、全天候型の合成開口レーダ (PALSAR) を搭載し、日本国内だけでなく、世界各地で起こった災害の緊急観測に対応し、救援・復旧対策などに貢献してきた。農業分野においては、洪水の冠水地域観測による農業被害把握等、宇宙技術による科学技術外交面でも貢献してきた。なお、ALOS の運用は 2011 年 5 月に完了したが、その後継機としての ALOS-2、3 の開発・研究が進められ、ALOS-2 は平成 25 年には打上げ予定である。

一方、マイクロ波放射計「AMSR-E」は、雲を透過して地表や海面を観測できることが実証されており、漁業情報サービスセンターや気象庁にデータが提供され、リアルタイムでの漁場情報の提供や気象予報の精度向上など実利用面で活用されている。また、AMSR-E による土壌水分量も提供するとともに、その情報が早魃地域の把握にも活用されている。また、AMSR-E の観測運用は 2011 年 10 月に停止しているが、その後継としての GCOM-W1 (しずく) の打ち上げが 2011 年度中に計画されている。

さらに、1997 年に打ち上げられた TRMM は日米共同プロジェクトの衛星で、我が国が開発した降雨レーダ (Precipitation Radar : PR) は世界で類を見ない新しい種類のセンサである。今後、全球降水観測計画「GPM」として、地球全体の降水 (雨や雪) を観測するプロジェクトにおいて、日本は二周波降水レーダー (DPR) の開発・運用を担当する。TRMM、AMSR-E などを用いて作成した GSMaP (全球衛星降雨図) は観測後 4 時間遅れで、0.1 度分解能で 1 時間ごとに全球の降雨情報を提供している。この広域の降雨情報と衛星観測による日射量などを生育モデルの入力データとすることにより収量予測を高度化する研究が進められている。

他に、米国の地球観測衛星である AQUA、TERRA に搭載されている MODIS センサのデータも観測頻度が高く、LAI、NDVI、土地利用図、日射量などの物理量が 1km の分解能で提供されているため、農業分野でも広く利用されている。この MODIS と同等の観測性能を有する ADEOS-II GLI を高分解能化し、250m 分解能を有する SGLI を搭載する GCOM-C が 2014 年度に打ち上げられる予定である。

これら農業分野で利用される衛星プロダクト

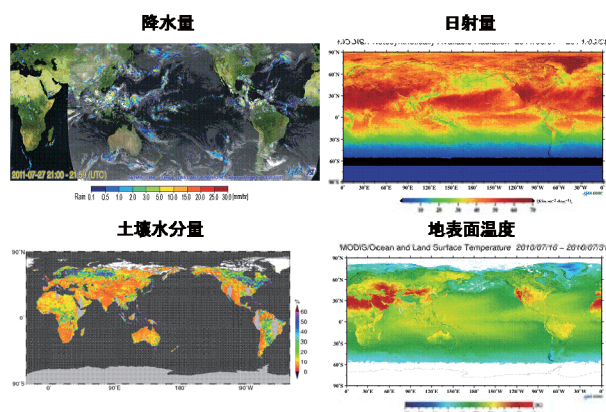


図 1 農業分野で利用可能なプロダクトの一例

の一例を図 1 に示す。

2.2 食料安全保障分野の地球観測衛星利用研究会

次の 2 つの目的のため、日本の大学、研究機関などの有識者からなる食料安全保障分野の地球観測衛星利用研究会を 2007 年から地球観測研究センターにおいて主催している。

- ・我が国における食料の安定確保、気候変動による農業への影響把握・軽減、我が国の技術のアジア地域への展開に貢献することを目的として、地球観測衛星データの農業分野への利用促進のための基礎技術の開発、実用化に向けた実証を行う。
- ・また、開発した技術の海外展開のための戦略を検討する。

3. 衛星データ利用の開発・研究状況

3.1 水稲作付面積把握・収量予測状況

水稲の主要な産地であるアジアにおいては、主要な生育期が雨季で、かつ一筆あたりの耕作面積が狭いため、これまで十分な精度での面積把握ができていない。また、収量予測についても、従来の観測データおよび収量予測モデルを用いた予測については、十分な検証が行われておらず、精度が不十分な状況である。

日本の農林水産省のプロジェクトにおいては、ALOS などの SAR による水稲作付面積把握が実施され、対象圃場において 90%以上の正解率が得られている。この水稲の作付け・生育状況の把握においては、レーダの後方散乱係数が、水を張った状態、その後の生育などにより変化することを利用している (図 2)。

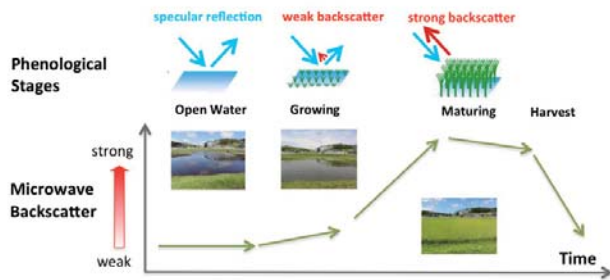


図2 SAR 後方散乱係数の水稲の生育による変化

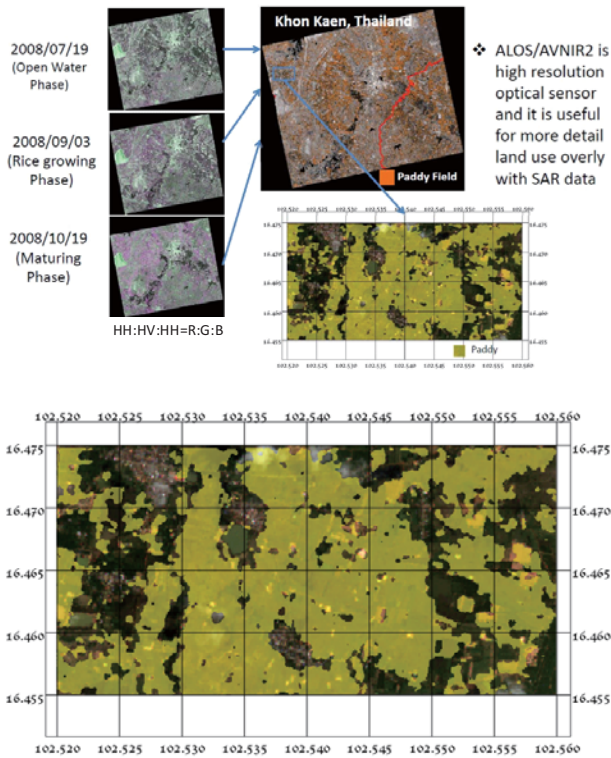


図3 SARなどを利用したタイ国コンケンにおける水稲の作付け地域の把握結果

この農林水産省の成果を踏まえ、平成23年にJAXA-GISTDAの共同研究のテーマの一つとして作付面積の把握を行っている。タイのコンケン地域などを対象とし、ALOS PALSAR、カナダのRADARSATなどを用いて生育の異なる時期のデータを利用することにより作付け地域を特定している(図3)。

他方、水稲などの穀物の収量を予測するためには、生育モデルが利用されている。予測精度を向上するために、生育モデルへの入力情報として衛星データ利用が考えられている。前述した研究会メンバーである東京大学では、米国の収量予測モデルであるDSSATを用いてトッ

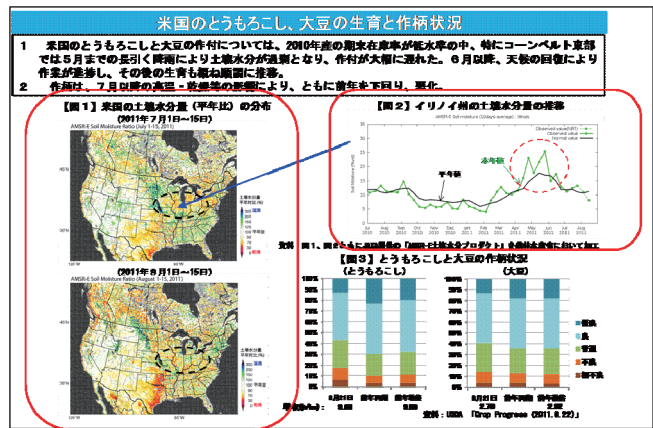


図4 AMSR-Eによる土壌水分量(農水省 海外食料需給2月号より)

ダウン的な研究が実施されている。同研究室では、冬小麦収穫量の推定についてMODISによる日射量データを活用し、収穫量を推定できることを示している。また、同じく研究会メンバーである京都大学では、水稲に関する衛星データと作物生長モデルの同化において、成長初期の観測データから算出したTime-series change Index of Plant Structure (TIPS)を用いて高精度な収量推定が可能であることを示している。

3.2 早魃情報の提供

JAXAで提供しているAMSR-Eによる土壌水分量の情報は、農林水産省の海外食料需給レポートの中で、広域の早魃状況を把握する補助情報として使われている。これまで、アルゼンチン、中国と米国の降雨不足などが発生しており、一例を挙げると「海外食料需給2月号」では北米の土壌水分量の年差がJAXAの提供として掲載、活用された(図4)。また、このような早魃情報あるいはGSMaP(全球衛星降雨図)に基づく年々の降水量の統計情報は、農業保険の保険料の算定においても有用と考えられ、日本の保険会社によるタイでの活用が検討されている。

3.3 国際的な食料安全保障に関する日本の状況

日本が関わっている食料安全保障に関する国際的な取組の例としては、日本の農林水産省が参加しているASEAN+3 Food Security Information System (AFSIS)や、日本からのFAOへ出資により開発されたアジア諸国で利用できる「食料安全保障に関する情報・地図化システム(Food Insecurity and Vulnerability Information and Mapping System: FIVIMS)」がある

AFSISは、ASEAN+3の国々における主要穀物

の毎年の収量に関わる統計情報を集約し、データベース化するとともに、米などの備蓄プロジェクトと連動させ、ASEANでの食料の安定確保を目指しているものである。このAFSISの収量情報あるいは作付面積の把握などにおいては衛星データの活用による均質かつ客観的な情報提供が期待される。しかしながら、各国の統計情報は、サンプリングなどによる現地調査が主体であり、衛星利用については今後の課題となっている。

また、FIVIMSは、ある国の食料の生産・消費に関する様々な情報を収集し、それをもとに国内の飢餓・栄養不足の状況を指標化して地図上に示すことにより、政策立案者が適切な対応を可能にすることを目的としている。FIVIMSの運用はフィリピンなどで行われており、今後は、Analysis and Mapping of Impacts under Climate Change for Adaptation and Food Security (AMICAF)として、気候変動の影響も考慮したシステムへの換装が計画されている。気候変動の影響を考慮する上では、気候変動モデルへの入力情報として、衛星による観測データを使うことが期待されており、農水省、FAOとJAXAで調整を開始したところである。

また、2011年3月2日から4日の間、食糧環境インテリジェンスのための衛星情報・空間情報の先進的利用に関するモンsoonアジア農業環境研究コンソーシアム(MARCO)国際ワークショップ(International Workshop on Advanced Use of Satellite- and Geo-Information for Agricultural and Environmental Intelligence -In association with MARCO-)が開催され、モンsoonアジア地域での研究コンソーシアム作りがなされている。

4. まとめ

G20農業大臣会合でまとめられた行動計画で規定されているGLAMについては、Group on Earth Observation(GEO)の枠組みの中で、宇宙機関、農業関係機関が集まり、来年6月の実施計画策定を目指して議論が進んでいる。その中に、農林水産省とも相談の上、本稿で述べたような情報を日本として提供し、貢献することになっている。農業分野において、国内および国際的な枠組みの中でさらなる貢献をしていくた

めに、GCOM、ALOSシリーズの農業分野での利用に関する研究、利用推進を国内外の関係機関とも協力の上、EORCでは今後も進めていく予定である。

新たな衛星軌道の開拓

～超低高度衛星技術試験機(SLATS)の開発～

宇宙利用ミッション本部 利用推進プログラム・システムズエンジニアリング室
高畑博樹

1. はじめに

超低高度衛星は「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」であり、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。

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。また、SLATSはJAXA戦略コンポーネントを積極的に活用してシステムを実現しており、その軌道上実証により産業連携にも貢献する。

2. 超低高度衛星

2.1 コンセプト

超低高度軌道は図1に示すように高度200 km～300 km程度の衛星軌道であり、特に250 km以下では世界的に見ても定常的に運用する衛星は無い。高度260 kmで唯一ESAの重力場観測衛星GOCE(2009年打上げ)が運用されている。

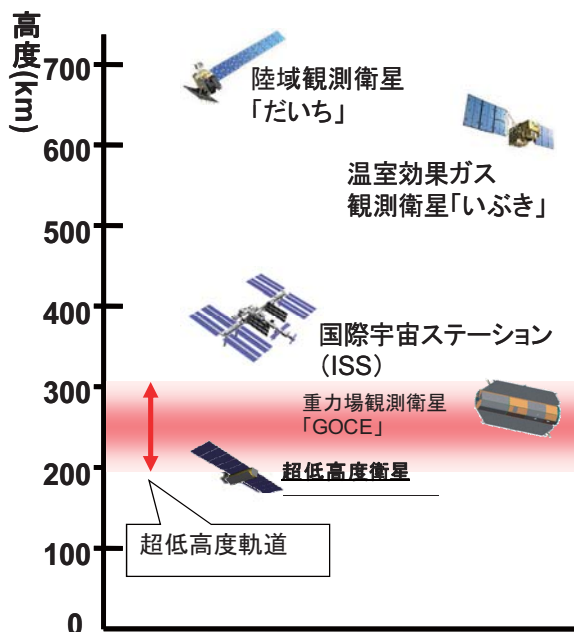


図1 他システムとの高度比較

この超低高度軌道で運用する衛星の利点としては、従来の高度(高度600 km～800 km程度)の観測衛星と比較して、

- 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が可能

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において日本が世界をリードすることとなり、静止衛星、低高度観測衛星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:

$$\Rightarrow \text{分解能} \propto \text{高度}$$

- ② SAR観測におけるレーダ送信電力:

$$\Rightarrow \text{送信電力} \propto \text{高度の3乗}$$

- ③ LIDAR観測におけるレーザの送信電力:

$$\Rightarrow \text{送信電力} \propto \text{高度の2乗}$$

であり、高度を下げることで、図2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。

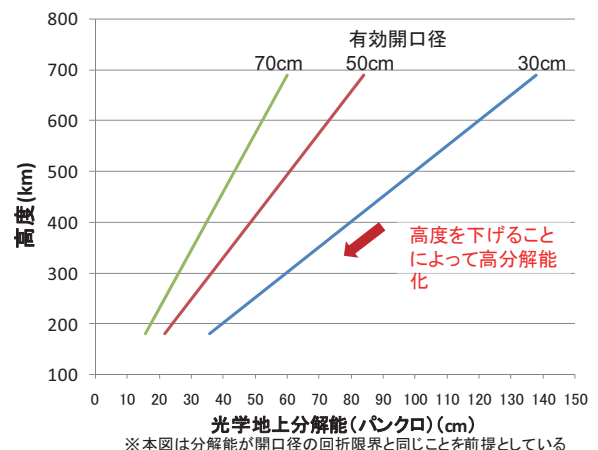


図2 光学地上分解能と高度の関係

また、図2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不要であった、大気の抵抗に対抗するだけの推力を常に衛星に付与する必要があり、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である。例えば通常時は準回帰軌道での全球観測を行い、災害発生時等に完全回帰軌道（高度268km）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、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3）。

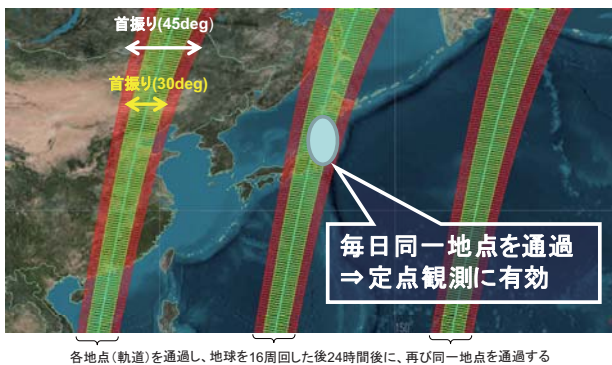


図3 完全回帰軌道（高度268kmの場合）

3. 超低高度衛星技術試験機（SLATS）^[1]

超低高度軌道の利用を実現するには、まず、衛星設計に不可欠な基礎データとして、

- ①イオンエンジンの動作の有無の下で同軌道域の大気が衛星に与える擾乱の影響の評価
- ②同軌道域の原子状酸素の量と衛星への影響に関するデータの取得

が不可欠である。更に、超低高度衛星コンセプトの実用性を示すとともに、上記超低高度軌道のデメリットが克服可能であることを示すことも重要である。

JAXAでは将来の実利用ミッションの実現に向けた超低高度衛星技術の実証及び環境データの取得を目指し、SLATSの開発を行っている。SLATSは技術実証衛星であることから、短期間で成果を得られるよう350kg級の小型衛星として開発を進めている。図4にSLATSの外観を示す。

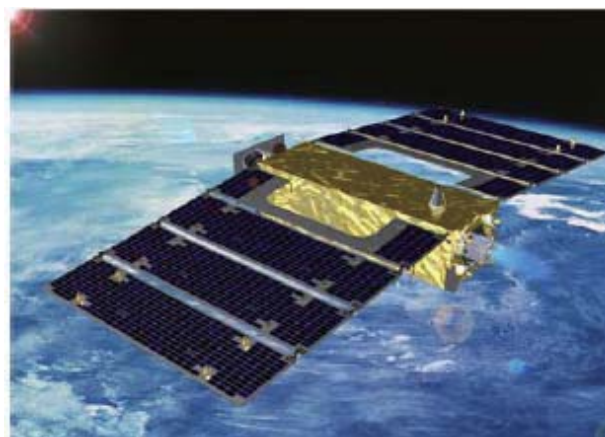


図4 SLATS 軌道上外観イメージ図

SLATSは、将来の実利用衛星の開発に向け、

- (1) 大気を補償して飛行し続けることの技術的実現性の確認（周回単位でイオンエンジン噴射のON/OFFを切り替えるという簡単な制御則による超低高度域での高度維持技術の実証）
- (2) 超低高度軌道における大気密度や原子状酸素の影響等の環境データの実測を行う。また、小型光学カメラを用いて地表画像を撮影し、高度低下による分解能の向上を軌道上で確認することで、超低高度軌道の有用性を示すことも狙っている。

4. まとめ

従来用いることが困難であった新たな軌道の開拓につながる超低高度衛星は、そのコンセプトをJAXAが提案したものがある。そのシステム実現性を示し、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SLATSの開発を現在行っている。本稿では超低高度衛星のコンセプトや特徴等を紹介し、SLATSの意義、開発・運用計画を示した。今後、SLATSの開発・運用を通して、超低高度軌道の特性が広く知られるようになるに従い、現在までに認識されていない超低高度衛星利用ミッションがサイエンスも含め地球観測分野以外からも含め提案されることを期待したい。

参考文献

[1]山川史郎他、「超低高度衛星計画の概要と将来展望」、第55回宇宙科学技術連合講演会講演集、1G11、2011

宇宙飛行士と宇宙放射線

有人宇宙環境利用ミッション本部 有人宇宙技術部
遠藤祐希子、佐藤 勝、相部洋一、松村智英美、山本雅文

1. はじめに

宇宙で宇宙飛行士が遭遇する医学リスクは、大きく分けて三つあり、微小重力の影響、宇宙放射線の影響、精神的・心理的な影響である。

我々が日常生活を送る間にも一年間で約 2.4 mSv (ミリシーベルト) の放射線により被ばくする。これに含まれる自然放射線の中で、宇宙から地上に届く放射線は、一年間で約 0.39 mSv である^[1]。一方、宇宙に滞在する宇宙飛行士は、宇宙放射線により一日で約 0.5~1 mSv を被ばくする。地上では宇宙放射線が地球の大気や地球磁場によってその多くが遮られるが、十分に遮るものがない宇宙空間では、宇宙放射線が宇宙飛行士に与える影響が大きな問題となる。

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) の宇宙飛行士が搭乗する国際宇宙ステーション (International Space Station : ISS) が周回する高度約 400km 上空では、非常に高いエネルギーの放射線が降り注いでいる。これらは ISS の船壁や遮へい材により、ある程度遮ることはできるが、ISS 滞在中の宇宙飛行士は宇宙放射線による被ばくを完全に防ぐことはできない。

一般的に放射線が人体に引き起こす影響は、被ばくする線量や線種、期間等によって様々であり、水晶体の混濁や皮膚の紅斑から発がんや急性期死亡など多岐に渡る。宇宙での被ばくは、地上とは異なり低線量率・長期間の被ばくとなるが、その生物影響はまだ十分に解明されていない。ISS 搭乗宇宙飛行士が放射線による健康障害を発生せず宇宙で最大のパフォーマンスを発揮しミッションを完遂するために、JAXA では被ばく管理と生物影響研究を実施している。

本報告では、宇宙飛行士を支える放射線被ばく管理と生物影響研究について紹介する。



図1 第3回日本人宇宙飛行士 ISS 長期滞在中の古川宇宙飛行士 (2011年6月)

2. 宇宙放射線被ばく管理

自然放射線である宇宙放射線を規制する法律はないため、JAXA は有人サポート委員会宇宙放射線被曝管理分科会を組織し、国際放射線防護委員会 (ICRP) の勧告をもとに、線量制限値の設定を含めた放射線被ばく管理に関して調査・検討を実施し、独自の線量制限値を設け、被ばく管理を実施している。

現在、JAXA 宇宙飛行士の線量制限値は、初めて宇宙飛行を開始した年齢及び性別により規定する生涯実効線量制限値 (表 1) と、不可逆的な確定的影響を回避するため実効線量のみでは防護できない個別の人体組織について制限値を規定した組織等価線量制限値 (表 2) の二つから構成されている。

また、JAXA では宇宙飛行士の被ばく線量が制限値を超えないようにするために次の二つのアプローチで管理している。

2.1 ISS 内外の放射線環境の常時監視

宇宙飛行士の被ばく管理は、宇宙飛行前・飛行中・飛行後の3段階で実施され、特徴的なのは宇宙飛行中の被ばく管理である。宇宙放射線環境は常に一定ではなく、太陽活動の影響を受けダイナミックに変動し、それに伴い ISS 船内

外の放射線量が変動する。そのため、ISS 船内外の宇宙放射線の強度だけでなく太陽活動を含む宇宙環境を常に監視し、定期的に被ばく線量の算定を行うことによって宇宙飛行士が不必要な被ばくをしないよう管理している。JAXA 研究開発本部 宇宙環境グループの協力により設置した、静止軌道衛星で観測される太陽活動データをリアルタイムで取得・表示するウェブサイト（図 2）等を活用し飛行中の環境監視を行っている。

表 1 ISS 搭乗宇宙飛行士の生涯実効線量制限値

初めて宇宙飛行を行った年齢	男性 (mSv)	女性 (mSv)
27～29 歳	600	600
30～34 歳	900	800
35～39 歳	1,000	900
40 歳以上	1,200	1,100

表 2 ISS 搭乗宇宙飛行士の組織等価線量制限値

組織・臓器	骨髄	水晶体	皮膚	精巣
1 週間 (mSv)	-	500	2,000	-
1 年間 (mSv)	500	2,000	7,000	1,000
生涯 (mSv)	-	5,000	20,000	-

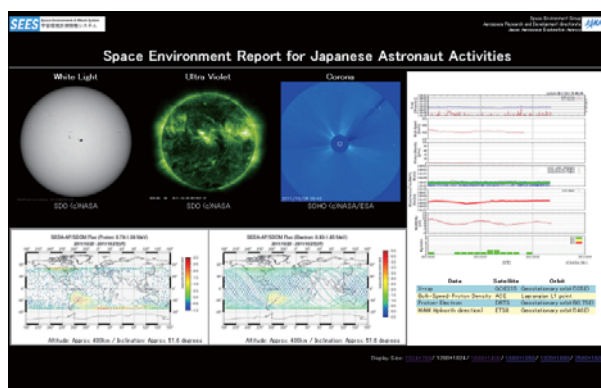


図 2 宇宙放射線被ばく管理に用いる宇宙環境常時監視のウェブサイト画面

2.2 宇宙飛行士個人レベルの放射線量計測

ISS には環境放射線量を計測する機器が搭載されておりリアルタイムで計測を実施しているが、宇宙飛行士が生涯に被ばくする線量を制限値以下とするためには、個人の放射線量を測定する

必要がある。JAXA では宇宙放射線用に開発した個人線量計を飛行中の宇宙飛行士が常時携帯し、地球帰還後に解析することにより正確な被ばく線量の把握とリスク評価に努めている。

3. 生物影響研究

これまで、地上での生体への放射線影響の評価は、高線量・急性被ばく時の長期的な影響について疫学調査結果として蓄積されているデータが殆どである。一方で、宇宙環境に相当する低線量率・長期被ばくに対する生物影響リスクは、未だ十分に明らかではなく高線量域でのデータを元に推定したものである。

JAXA では、特異な放射線環境である ISS における宇宙放射線の生物影響を把握するため、モデル生物としてメダカを用い、ヒト培養細胞とメダカ個体を用いた 2 つの生物試料への低線量・長期間照射実験により、低線量・長期被ばく時に特異的に誘導される遺伝子や発現するタンパク質の解析に取り組んでいる^[2]。これらの研究結果をもとに、放射線による生物影響のさらなる理解と放射線被ばく影響の軽減対策等への貢献を目指している。

4. 今後の展望

日本人宇宙飛行士による ISS 長期滞在は、若田飛行士、野口飛行士に続き、古川飛行士で 3 回目を迎えた。JAXA はこれまで 3 名の日本人宇宙飛行士の ISS 長期滞在において宇宙放射線被ばく管理を実施し、安全なミッションの遂行を進めてきた。

JAXA がこれまでの宇宙飛行士の被ばく管理を通して蓄積した知識と技術は、地上の社会問題解決へ生かし貢献することが可能であると考えられる。このため、宇宙と地上をつなぎ、これまでの成果を社会に還元するべく、今後も国内外と協働し、宇宙放射線被ばく管理や放射線生物影響に係る研究を推進していきたい。

参考文献

- [1] 国連科学委員会 2008 年報告書
- [2] JAXA 有人宇宙技術部宇宙医学生物学研究室、2010 年度宇宙医学生物学研究室年次活動報告（2011 年 6 月 30 日）、p19

静電浮遊炉開発とその展望

有人宇宙環境利用ミッション本部 宇宙環境利用センター
村上敬司、越川尚清、柴崎浩一
宇宙科学研究所 宇宙環境利用科学研究系
石川毅彦、岡田純平

1. はじめに

宇宙ステーションの日本実験モジュール「きぼう」搭載用の物質科学分野の実験装置として静電浮遊炉の開発を2011年2月に開始した。これは、物質科学の共通実験装置（多数の利用者が想定される実験装置）としては、10数年ぶりの開発着手であった。

本発表については、静電浮遊炉の特徴、仕様、想定する利用目的等について発表を行う。

2. 浮遊炉について

2.1 浮遊炉のメリット

試料を浮遊させた状態で熱を加え熔融する装置は、試料を保持する坩堝が不要であることから坩堝との反応等による試料への不純物の混入が防げるため有用な手法とされている。スペースシャトルと宇宙ステーションのような微小重力環境において試料を浮遊させることは容易と考えるかもしれないが、微小な静加速度やシステム機器の擾乱から生じる振動の影響により、試料を同じ場所にとどめるためには何らかの制御力を必要とする。

2.2 位置制御の手法

位置制御の手法としてふわっと'92で日本がスペースシャトルに搭載した音による制御や、ヨーロッパがシャトルの時代から開発を行って現在ISSへの搭載を目指し開発中の電磁力を使用する方式がある。ただし、音による制御は、高温になるに従って音場の制御が困難になること、電磁力による制御は金属等の伝導体でないと制御できないことから、JAXAとしては20年ほど前から静電気力による制御が最も有効であると考え、静電浮遊炉の開発を検討してきた。

2.3 歴史

20年ほど前からISS用の実験装置として検討

してききたが、制御の困難さから当初の実験装置として設定できなかったこと、そのあと、ISSの組み立てスケジュールが大幅に遅れたことから、地上での装置の開発、研究は進めていたものの、宇宙ステーション用の装置の開発着手ができないでいた。

2000年代の前半においては、静電浮遊炉はISSの一ラック分の体積(1m x 1m x 2m程度)を占める大型の装置であったものを、2011年にHTV#2により打ち上げた多目的実験ラックの中に組み込む構想に変更したことにより、開発コストも下がり、2011年2月に20年かけて開発移行を迎えることができた。

3. 静電浮遊炉

3.1 静電浮遊炉の概念

静電浮遊炉がISSで多目的実験ラックに搭載された状態を図1に示す。この状態は多目的ラ

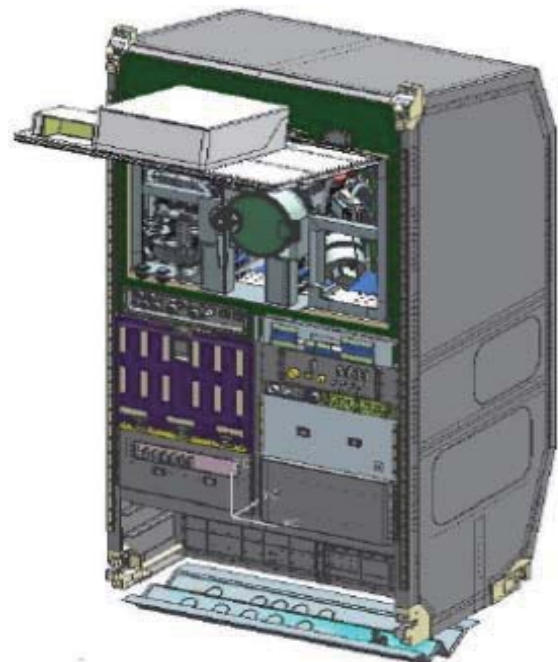


図1 多目的実験ラックに搭載された静電浮遊炉

ックの実験搭載場所に設置されているドアを開けた状態を示している。(実験はドアを閉じた状態で実施される。)

静電浮遊炉は、多目的実験ラック内のすべての空間と電力を使用する予定である。

3.2 静電浮遊炉の仕様

静電浮遊炉の仕様を表1に示す。

表1 静電浮遊炉要求仕様

項目	要求仕様
試料径	φ 1-5 mm
位置制御精度	±100 μm
雰囲気	Ar/N ₂ / N ₂ +空気 (最大2気圧) 真空の場合 (10 ⁻³ Torr 程度)
加熱方法	半導体レーザー 4式 全体で 160 W 程度
温度計測	放射温度計 (100Hz)
観察	密度計測用カメラ (拡大レンズ)、 全体観察カメラ

3.3 静電浮遊炉の特徴

静電浮遊炉の特徴は、酸化物等の絶縁体を浮遊させることが可能なことである。

また、浮遊試料を加熱し、熔融させた状態で画像を取得し、試料を地上に回収した後重量を測定し、試料の融点付近での密度の変化を計測することが可能^[1]となる。

また、熔融試料に可変電場をかけ、共振周波数を見つけることにより上記による密度等を使って表面張力を求める^[2]ことができる。また、共振周波数をかけ振動させた試料の減衰挙動を観察することにより粘性を計測することも可能^[2]となる。

4. 静電浮遊炉の利用構想

上記静電浮遊炉の特徴を利用し、「きぼう」に搭載した後は、地上では熱物性を取得することができていないジルコニア等の高融点酸化物の熱物性を取得する予定である。

また、地上に回収した試料の組織を詳細に調べることにより、地上では得ることのできない組成ができていのかどうかを確認する予定である。

5. 静電浮遊炉の開発スケジュール

静電浮遊炉の開発はエンジニアリングモデルの製作を平成23年度中に完成し、その後の試験を実施後、フライト品に関しては平成25年度に終了し、平成26年度にISSへ打ち上げる予定としている。

6. おわりに

長い年月かかって開発にやっと着手できた静電浮遊炉の使用を募集する A0 (利用募集) が2012年2月に発出される予定である。今後は、静電浮遊炉の国際協力利用を含め、浮遊炉がISSの能力を示せるよう利用拡大の図ってゆく予定である。

参考文献

- [1] S. K. Chung, D. B. Thiessen, W.-K. Rhim, *Rev. Sci. Instrum.* **67** (1996), 3178.
 [2] W.-K. Rhim, K. Ohsaka, P.-F. Paradis, R. E. Spjut, *Rev. Sci. Instrum.* **70** (1999), 2796.

次期 X 線天文衛星 ASTRO-H 搭載軟 X 線分光装置 SXS 冷却システムの開発

研究開発本部 熱グループ

佐藤洋一、篠崎慶亮、岡本 篤、杉田寛之

1. はじめに

2014 年打ち上げ予定の X 線天文観測衛星 ASTRO-H^[1] は、「すぎく (ASTRO-EII 2005 年)」に続く日本で 6 番目の X 線天文衛星である (図 1)。軟 X 線分光器 SXS (Soft X-ray Spectrometer)^[2] は ASTRO-H に搭載される検出器システムの 1 つであり、極低温において高エネルギー分解能 (7eV @ 0.5~10keV) を有するマイクロカロリメータを使用している。マイクロカロリメータは、1.3K の超流動ヘリウムを熱浴とした断熱消磁冷凍機 ADR (Adiabatic Demagnetization Refrigerator) により 50mK に冷却される。軌道上での観測期間 3 年以上 (目標 5 年) の要求を満たすために、液体ヘリウムタンクへの侵入熱は、20K 級 2 段スターリング (2ST) 冷凍機および 4K 級ジュール・トムソン (JT) 冷凍機により 1mW 以下に制限される。

SXS 冷却システムの開発は日米共同プロジェクトであり、検出器および ADR を NASA ゴダード宇宙飛行センターが、液体ヘリウムおよび機械式冷凍機を含めた冷却システムを、JAXA をはじめとして金沢大学、首都大学東京、立教大学が中心となり住友重機械工業(株)とともに開発を進めている。

SXS 冷却システムにおいて、20K 級 2ST 冷凍機および 4K 級 JT 冷凍機はキーとなる技術であり、それぞれ赤外線天文衛星「あかり (ASTRO-F 2006 年打ち上げ)」^[3] および「超伝導サブミリ波リム放射サウンダ (SMILES 2009 年打ち上げ)」において開発された冷凍機をもとに、冷却性能および信頼性向上が図られてきた。2 段スターリング冷凍機は戦略コンポーネントプログラムにおいて、第 2 世代機 (改良機) として EM を開発し、その冷却性能試験、耐機械環境試験および寿命評価試験を実施してきた。

本紙では ASTRO-H/SXS 冷却システムおよび機械式冷凍機の開発状況について報告する。



図 1 X 線天文観測衛星 ASTRO-H

2. SXS 冷却システムの概要

図 2 は SXS 冷却システムの構成図であり、室温部のメインシェルから 50mK の検出器までの熱的な接続を表現している。SXS 冷却システムは、信頼性の観点から液体ヘリウムを含めた冷凍機の 1 台故障を許容できる冗長構成になっている。4K 級 JT 冷凍機は、液体ヘリウムタンクを断熱する JT シールドを冷却するが、液体ヘリウムと機能冗長の関係にもある。予冷機として 2 式の 2ST 冷凍機を使用しており、50W×2 の駆動電力で運用する。1 台の予冷機が故障した場合は、JT 冷凍機としての機能は失われるが、もう 1 台の予冷機を最大電力 90W で駆動させることで、停止した冷凍機を介した侵入熱による液体ヘリウム損失を軽減する。

蒸発したヘリウムは排気配管を通じて顕熱輸送により IVCS (Inner Vapor Cooled Shield)、MVCS (Middle Vapor Cooled Shield) および OVCS (Outer Vapor Cooled Shield) を冷却する。また、JT 冷凍機系とは別に、2 式の 2ST 冷凍機が IVCS および OVCS を冷却する。JT 予冷機と同様にシールド冷却用の 2ST 冷凍機も 2 台冗長構成で、50W×2 の駆動電力でノミナル運用し、1 台故障時においてはもう 1 台を最大電力 90W で駆動することで、失われた冷却能力を補償する。

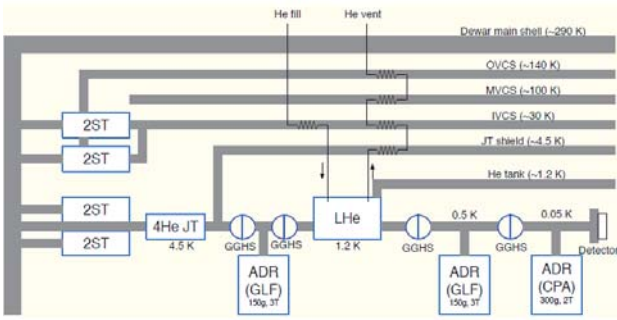


図2 SXS冷却システム構成図

図3にSXS冷却デュワの断面図を示す。液体ヘリウムタンクはIVCSからCFRP(Carbon Fiber Reinforced Plastics)製の断熱ストラップで、IVCSはデュワ最外構造のメインシェルからGFRP(Glass Fiber Reinforced Plastics)製の断熱ストラップで機械的に支持されている。

各冷凍機はメインシェルに取り付けられており、その総発熱量はノミナル運用時で295Wになり、熱制御のため銅のサーマルストラップおよびLHP(Loop Heat Pipe)により衛星システムの熱I/F面まで熱輸送される。LHPはIber Espacio社製のものが採用されるが、これまでのLHP研究開発実績をもとに、SXSデュワ搭載に向けた要求仕様分析、取り付けI/Fの調整および熱真空試験結果の評価などを熱グループで担当している。また、冷凍機の性能維持温度上限303Kの要求からデュワ表面は290K以下にする必要があるため、デュワの外側に設けられたリフレクタと衛星システムの開口面から深宇宙への効率的な放射冷却がなされる。

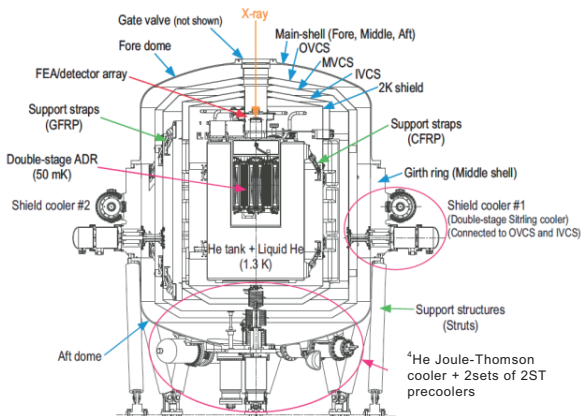


図3 SXS冷却系デュワ断面図

以上の熱・構造設計をもとにした熱解析より、軌道上での液体ヘリウムの寿命はノミナル運用時において要求の3年以上を満足することが確

認されている。^[4] デュワ内部の冷却性能解析については、定常熱解析に加えて、ヘリウム排気系の特性や冷凍機起動時の冷却能力を加味した非定常熱解析を熱グループで実施し、打ち上げ後から軌道上での冷凍機定常運用まで液体ヘリウムの蒸発損失量をより高い精度で評価している。

3. 20K級2段スターリング冷凍機の開発

本冷凍機は赤外線天文衛星あかりの赤外望遠鏡クライオスタット冷却用に開発されたスプリット型のスターリングサイクル冷凍機である。^[5] ASTRO-H/SXSならびに次期赤外線天文衛星SPICA(2018年打ち上げ)^[6]の冷却システムの高性能・長寿命化の要求に応えるため、2段ディスプレイサ径の拡大、ディスプレイサ支持構造改良による機械磨耗低減、マグネットの表面コーティングや接着剤使用量低減によるアウトガス対策等により信頼性・冷却性能向上を図った改良機を戦略コンポーネント「第2世代2段スターリング冷凍機」として開発を行ってきた。^[7] 第2世代2段スターリング冷凍機の断面構造を図4、設計仕様を表1に示す。

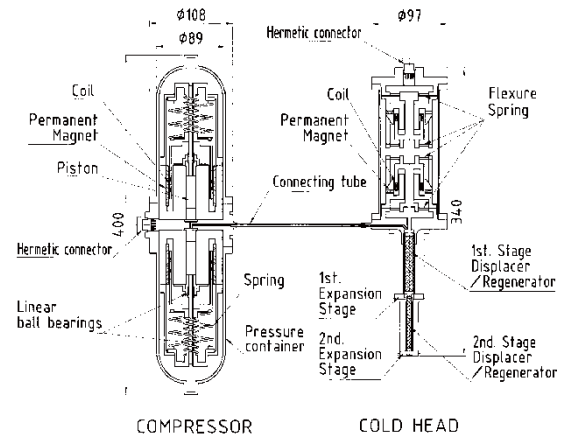


図4 第2世代2段スターリング冷凍機

表1 第2世代2段スターリング冷凍機設計仕様

冷却能力	1段: 1000 mW @ 100 K 2段: 200 mW @ 20 K
寿命	3年以上 (目標5年)
消費電力	最大 90 W
環境温度	-70~30 °C
駆動周波数	15 Hz
重量	9.5 kg
作動流体	⁴ He
封入圧力	1.0 MPa(G)

図5は本冷凍機の基本冷却性能試験の結果である。電力 90W 駆動時において最大冷却能力 200 mW @ 17.6 K(2 段冷却ステージ)が得られ、EOL 仕様冷却性能 (200mW @ 20K) に対して温度マージンが確保されていることが確認された。この温度マージンは長期運転にともなう冷却能力経年劣化に費やされるものと考えられており、EOL 冷却性能は単体での連続運転試験で評価していく予定である。

また、ASTRO-H 衛星に規定されている耐環境性設計基準にもとづき、ランダム振動試験、正弦波振動試験、衝撃試験をそれぞれ実施した。正弦波振動試験においては、構造解析で求めた SXS デュウ取り付け点での最大加速度スペクトルをより現実的な試験条件として設定した。図6にランダム振動試験条件、正弦波振動試験条件を示す。本試験では圧縮機、コールドヘッドを個別に評価を行い、試験前後の冷却性能評価試験から機械環境に対する耐性を確認することができた。[8]

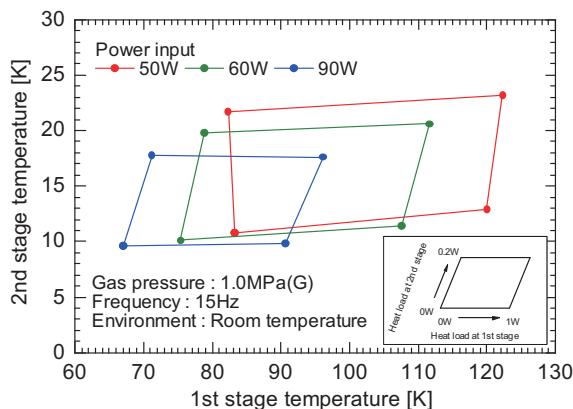


図5 第2世代2段スターリング冷凍機
基本冷却性能試験結果

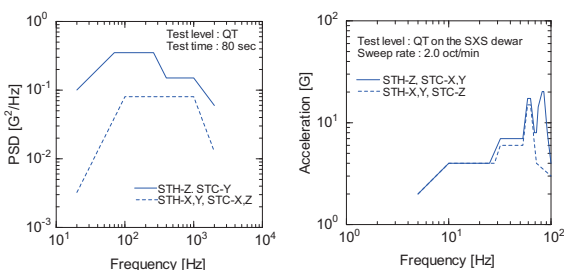


図6 機械環境試験条件：
ランダム振動試験(左)、正弦波振動試験(右)

4. 4K級ジュール・トムソン冷凍機の開発

本冷凍機は、国際宇宙ステーション日本実験モジュール(ISS/JEM)に搭載される超伝導サブ

ミリ波リム放射サウンダ SMILES の超伝導検出素子冷却用に開発されたものである。[9] JT 冷凍機循環ラインにおいて、2 段の対向型リニア圧縮機で圧縮されたヘリウムガスは、2 段スターリング冷凍機による予冷と二重管式対向型熱交換器による熱交換冷却を経て、最終ステージの直径 20~30 μm のオリフィスにおいて、等エンタルピー膨張により 4K を生成する。

2 段スターリング冷凍機と同様に冷却性能および信頼性向上のため圧縮機ピストンの板バネ支持機構や熱交換器の低压損化、構成部品のアウトガス対策・評価を実施してきた。[8] 特に冷凍機系内のアウトガスの一つである CO_2 は冷却性能・寿命の劣化要因であり、 CO_2 6000ppm の吸着容量をもつゲッターを装着するとともに、 CO_2 を吸着する部品・材料に対しては真空ベキングによる脱ガスに加えて大気中での組立・保管状態の工程管理を徹底することを検討している。図7に ASTRO-H/SXS 用 4K 級 JT 冷凍機コンフィギュレーション、表2に設計仕様を示す。

本冷凍機 EM による冷却性能評価試験においては最大冷却能力 50mW@4.5K (164W 入力)が得られ、冷却能力ならびに JT 圧縮機の駆動電力に対してマージンが確保されていることが確認できた。[8] また SXS 冷却システムの液体ヘリウム消失後に想定される ADR リサイクル時の排熱変動を模擬した過渡冷却特性評価試験を実施し、ADR 熱 I/F との適合性を確認した(図8)。

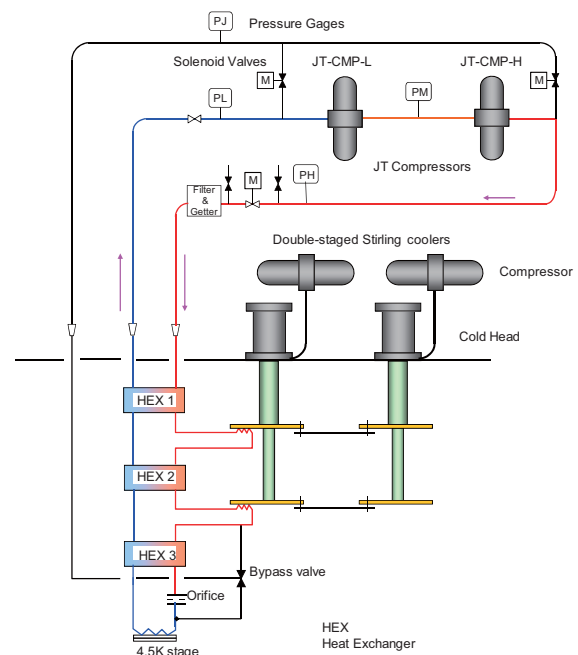


図7 ASTRO-H/SXS 4K 級 JT 冷凍機コンフィギュレーション

表 2 4K 級 JT 冷凍機設計仕様

冷却能力	40 mW @ 4.5 K
寿命	3年以上 (目標5年)
電力	最大 90 W (予冷機は除く)
圧縮機環境温度	0~30 °C
駆動周波数	52 Hz
作動ガス	⁴ He
動作圧力	吐出圧 > 2.0 MPa 吸込圧 < 100 kPa

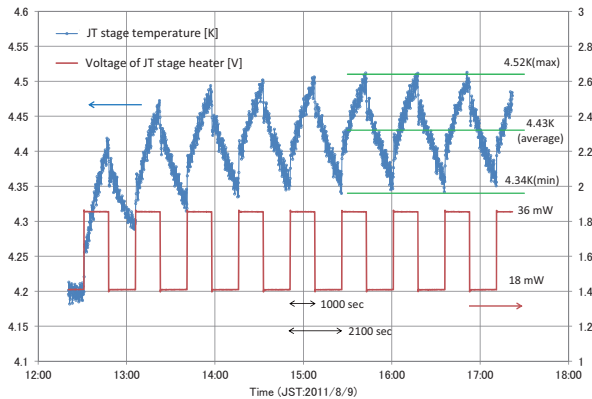


図 8 JT 冷凍機過渡冷却性能試験結果

また、2010 年 1 月末より冷凍機連続運転による寿命評価試験を実施中である。途中、試験設備の改修などによる試験中断、環境条件変更を余儀なくされたが、累積駆動時間 7339 時間の現在において、冷凍機として健全に動作しており冷却性能に劣化の兆候は見られていない (図 9)。

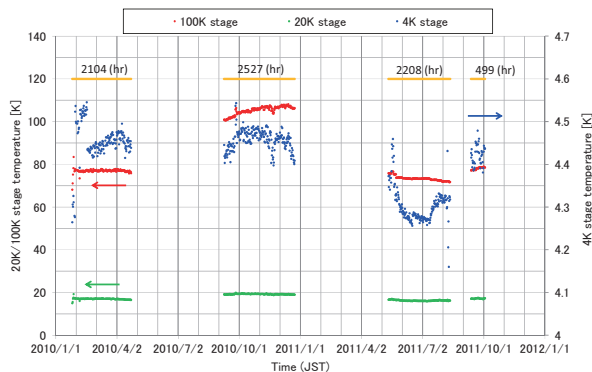


図 9 JT 冷凍機連続運転試験履歴

5. まとめ

X 線天文観測衛星 ASTRO-H に搭載予定の軟 X 線分光器 (SXS) 冷却システムおよび機械式冷凍機 EM 開発状況について述べた。

SXS 冷却デユワ設計においては、冷凍機排熱用の LHP 搭載検討や熱真空試験評価を実施す

るとともに、非定常解析による液体ヘリウムの蒸発損失量の推定を実施している。

戦略コンポーネントとして EM 開発を行った第 2 世代 2 段スターリング冷凍機は、基本冷却性能試験より EOL 冷却能力に対して温度マージンが確保されていることを確認し、連続運転試験で設計寿命を検証する段階にある。また ASTRO-H 搭載機器相当の機械環境の耐久性があることを衝撃・振動試験で確認した。

4K 級ジュール・トムソン冷凍機については GSFC 担当の ADR からの排熱変動に対する過渡冷却特性を評価し、熱 I/F 条件の適合性が確認された。連続運転試験は累積駆動時間 7339 時間に達しているが、冷却性能の劣化の兆候はなく、冷凍機として健全な動作を継続している。

参考文献

- [1] Takahashi T, et al. The ASTRO-H mission. Proc. SPIE 2010; 7732: 7320Z.
- [2] Mitsuda K, et al. The high-resolution x-ray microcalorimeter spectrometer system for the SXS on ASTRO-H. Proc. SPIE 2010; 7732:773211.
- [3] Murakami H, et al. The infrared astronomical mission AKARI. Publ. Astron. Soc. Japan 59, S369-S376, 2007 Oct. 10.
- [4] Fujimoto R, et al. Cooling system for the Soft X-ray Spectrometer onboard Astro-H. Cryogenics 2010;50 488-493.
- [5] Narasaki K, et al. Development of two-stage Stirling cooler for ASTRO-F, In: Advances in Cryogenic Engineering Vol. 49B, Plenum Press; 2004. p. 1428-1435.
- [6] Nakagawa T, et al. The next-generation infrared astronomy mission SPICA. SPIE 7731-23, Proceedings of SPIE Volume 7731 (2010)
- [7] Sato Y, et al. Development of Advanced Two-stage Stirling Cryocooler for Next Space Missions. Cryocooler Vol. 15(2008), pp.13-21
- [8] Sato Y, et al. Development of mechanical cryocoolers for the cooling system of the Soft X-ray Spectrometer onboard Astro-H. Space Cryogenics Workshop 2011 (To be published)
- [9] Narasaki K, et al. Development of cryogenic system for SMILES. Advances in Cryogenic Engineering, Vol. 49B (2004), pp. 1785-1794.

宇宙用高効率・フレキシブル薄膜太陽電池の開発

研究開発本部 電源グループ
中村徹哉、今泉 充

1. はじめに

太陽電池は、半導体を用いて、太陽光エネルギーを直接電気エネルギーに変換することができる。シリコン、化合物半導体など様々な種類が存在するが、それぞれの太陽電池の変換効率や質量、コスト、強度などの異なる性質から、使用される場所、方法が異なってくる。例えば、地上・民生用に求められるのは、高効率と低コスト性であり、強度や耐環境性の多くはむしろ太陽電池を覆うパネルに要求される。一方、宇宙用太陽電池に求められるものは、宇宙の放射線に対する耐性のほか、高効率であること、200℃に及ぶこともある温度差や打ち上げ時の振動に耐えるなどの機械的強度が求められる。

さらに現在、宇宙機の質量の約10%弱を占める太陽電池パドルの軽量化が課題となっており、我々は太陽電池パドルの画期的な軽量化を目指して新規軽量パドルを開発中である。これに用いる太陽電池には、①軽量であること、②必要面積を小さくして小型化を図るため高変換効率であること、③宇宙放射線による発生電力の劣化が小さいこと、の3つが主に求められる。これを実現させるべく、Ⅲ-V族化合物半導体を用いた多接合型高効率薄膜太陽電池の開発を行っている。ここでは、その薄膜多接合太陽電池の開発の現状を報告する。

2. 薄膜多接合太陽電池

現在宇宙用太陽電池で最も変換効率の高いものは、Ge基板上にⅢ-V族化合物半導体による太陽電池を積層した、InGaP/GaAs/Ge構造の3接合太陽電池である。その変換効率は宇宙空間の太陽光(AM0)下にて約30%に達している。このうち基板でもあるGe太陽電池は、太陽電池の厚さのほとんどを占める(全体厚さ約150 μm のうちの140 μm 程度)のに対し、その変換効率への寄与は非常に小さい。

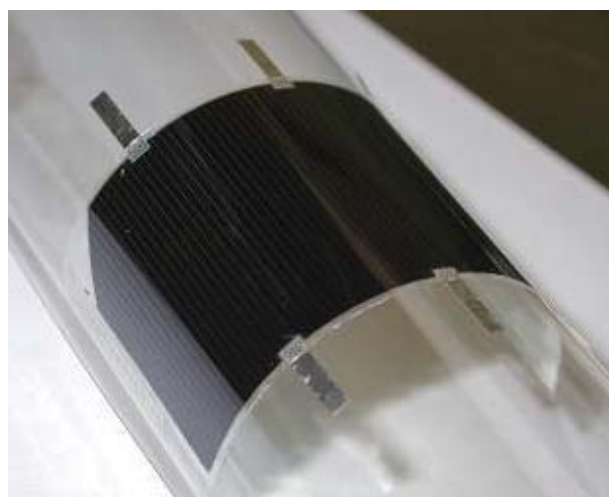
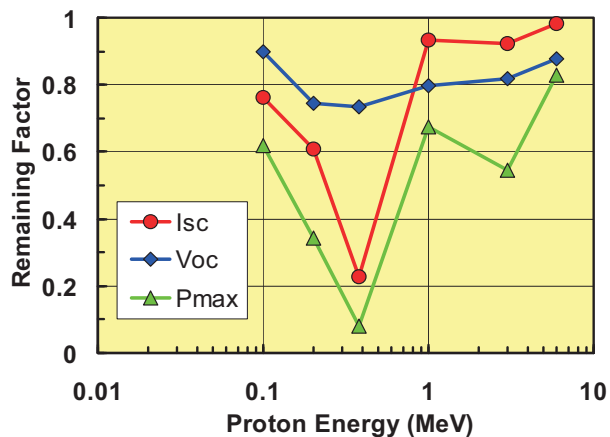


図1 フィルムでラミネートしたInGaP/GaAs薄膜2接合太陽電池の外観

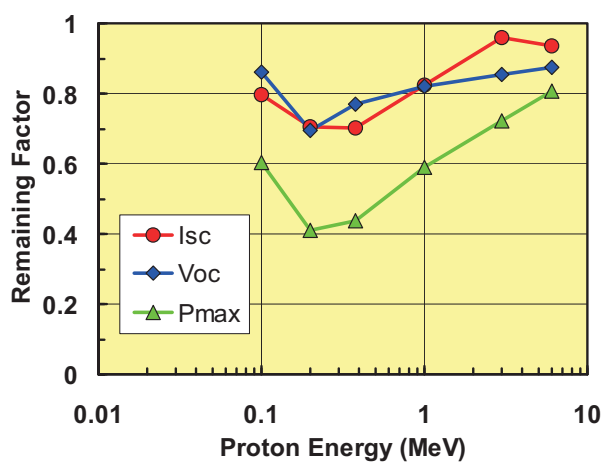
そこで、この3接合太陽電池からGe基板部分を取り除くことで、軽量・高効率の太陽電池を作製した。変換効率25%と高い値を実現しただけでなく、InGaP/GaAs2接合太陽電池部分の厚さはわずか10 μm 程度であるため、軽量化にも成功した^[1]。また、図1の薄膜2接合太陽電池の外観に示す通り、フレキシブル性(曲がる、割れない)も有している。これらの性質を生かし、障子戸のようにフレーム(棧)に太陽電池アレイシート(障子紙)を貼った軽量パドルとしての適用を検討し、その開発を行っている^[2]。

3. 耐放射線性

太陽電池は宇宙放射線によって劣化し、発生電力が低下する。耐放射線性に関しては、日本原子力研究開発機構の加速器を用いて評価をした。図2(a)は、現在JAXA認定品として使用されているInGaP/GaAs/Ge構造の3接合太陽電池(SHARP #502)の陽子線に対する耐放射線性を示している。フルエンスは各エネルギー $\phi = 1 \times 10^{12} \text{cm}^{-2}$ である。グラフの横軸は陽子線のエネ



(a) #502 3 接合太陽電池



(b) 薄膜 2 接合太陽電池

図 2 陽子線照射による短絡電流 (I_{sc})、開放電圧 (V_{oc})、最大電力 (P_{max}) の保存率 ($\phi = 1 \times 10^{12} \text{cm}^{-2}$)

ルギー、縦軸は太陽電池の短絡電流 (I_{sc})、開放電圧 (V_{oc})、最大電力 (P_{max}) の保存率 (=EOL/BOL) を表している。陽子線のエネルギーが 200-400keV の範囲では、陽子線は GaAs 太陽電池層内で止まる。この範囲で短絡電流が大きく劣化しているのは、照射前では InGaP 太陽電池の発生電流で出力電流が制限されているが、GaAs 太陽電池の発生電流が大幅に劣化することで、電流制限が GaAs 太陽電池に移ったことが起因している。それに伴い、最大電力も大きく劣化している。

一方、図 2 (b) は薄膜 2 接合太陽電池の耐放射線性を示している。陽子線エネルギーが 200-400keV の範囲での短絡電流の劣化が 3 接合太陽電池と比較して小さいことがわかる。それ

に伴い、最大電力の保存率が (a) の 3 接合太陽電池と比較して高い。したがって、薄膜 2 接合太陽電池は 3 接合太陽電池に比べ、耐放射線性に優れていると言える。この結果は、カバーガラスやラミネートフィルムのような放射線保護材料を少なくできる可能性を示唆している。フレキシブル軽量パドルへの適応において、大きなアドバンテージである。

4. 性能向上

更なる軽量化には太陽電池以外のアレイシート材料の軽量化があるが、最も有効かつ重要なのは太陽電池の変換効率の向上である。それは、宇宙機のように要求電力が決まっている場合、必要な太陽電池の枚数すなわち太陽電池パドルの面積、容積が減らせるからである。

本質的に変換効率を上げるには、接合数を増せばよい。現在の InGaP ($E_g=1.87\text{eV}$)/GaAs ($E_g=1.42\text{eV}$) 2 接合構造に対しては、バンドギャップ (E_g) が約 1.0eV の太陽電池を裏面側に加えることで効率 32%以上が可能となると期待され、その材料としては In 混晶比約 30%の InGaAs がある。しかし、InGaP/GaAs とは格子定数が約 2%異なるため、逆方向成長と格子歪緩和層の挿入が必須となる。

我々は、昨年度よりこの薄膜 3 接合化技術の開発を開始した。最初の課題は InGaAs 太陽電池の耐放射線性の解明と、その知見に基づく宇宙用としての層構造最適化である。

5. まとめ

JAXA における化合物半導体材料を用いた高効率多接合薄膜太陽電池の開発状況について述べた。

参考文献

- [1] M. Imaizumi et al., "JAXA's Strategy for Development of High-Performance Space Photovoltaics", Proc. IEEE PVSC-35, 2010, pp. 128-131.
- [2] K. Shimazaki et al., "Progress in development of ultra-lightweight solar panel using space solar sheet", Proc. IEEE PVSC-35, 2010, pp. 725-730.

耐放射線性宇宙用パワーMOSFET の開発

研究開発本部 電子部品・デバイス・材料グループ

水田栄一、池田直美、徳江喜泰、久保山智司

富士電機株式会社

井上正範、立道秀平、北村明夫

1. はじめに

人工衛星に使用する電子部品については、放射線や温度など過酷な宇宙環境に耐えうるものでなければならないと同時に、非常に高効率で高信頼であることが要求される。民生部品では、高効率の部品は確かに多いが、放射線耐性を持ったものはほとんどない。そこで、研究開発本部電子部品・デバイス・材料グループでは、国内の衛星メーカーからの要望に応える形で、宇宙用の 64bit MPU^[1]や SOI-ASIC、SOI-FPGA、POL^[2]、ヒューズなど、多数の宇宙用電子部品の開発、国産化を進めてきた。今回、1998 年から開発を進めてきた宇宙用パワーMOSFET のラインナップが本年度 6 月をもって全て開発完了し、量産体制に入ったため、その経緯と結果を報告する。

2. 宇宙用パワーMOSFET の開発

パワーMOSFET (Metal-Oxide-Semiconductor Field-Effect-Transistor) とは、電源を高効率かつ高速に ON/OFF するための素子である。N 型の半導体基板を用いて作製した n チャネルパワーMOSFET と P 型の半導体基板を用いて作製した p チャネルの 2 種類の素子があり、極性や放射線耐性、電気特性の違いから、用途に応じて使い分けられる。パワーMOSFET の構造を図 1

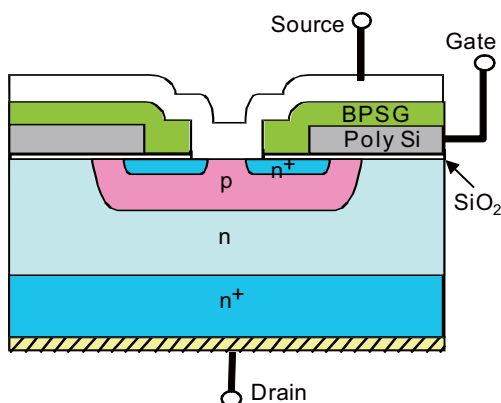


図 1 n チャネルパワーMOSFET 断面拡大図

に示す。ソース-ドレイン間に流れる電流を、ゲートにかかる電圧で ON/OFF 制御する仕組みとなっている。宇宙用の MOSFET については、これまで米国メーカーの寡占状態であったため、価格や入手性などがあまり良好とはいえなかった。本グループでは、この問題を解決し、国内にセカンドソースを確保するという目的で、富士電機(株)と共同で、宇宙用パワーMOSFET の開発を進めてきた。

本節では、宇宙用パワーMOSFET に使用された特有の技術および品質保証について示す。

2.1 低温プロセス^[3]の適用

宇宙環境では、重粒子や陽子、電子などの電離放射線が多数存在する。一般的に地上で使われているパワーMOSFET を放射線の環境下で使用すると、耐圧低下やパワーMOSFET の ON/OFF 制御を行うゲートのしきい値電圧 V_{th} シフトが発生する。 V_{th} シフトは、放射線によって酸化膜に電荷がトラップされるために起こる現象である。MOSFET に放射線が照射されると、酸化膜に電子と正孔が誘起され、そのうち、特に正孔が酸化膜(SiO_2)中にトラップされ、正電荷の固定電荷が形成され V_{th} シフトとして電気特性に表れる。

過去の研究により、高温の熱履歴にさらされた酸化膜ほどトラップ量が多くなることが分かっている。一般的な MOSFET は、ゲート電極(ゲート酸化膜も形成されている)をセルフアラインのマスクとして使用することで効率的な製造工程で安定した電気特性を得ている。しかし、このプロセスでは、ゲート酸化膜が拡散層形成工程での高温の熱履歴を受けるためトラップの多い酸化膜になってしまう。

そこで宇宙用の MOSFET には、図 2 に示す通り、全ての拡散層形成後にゲート酸化膜を形成

するプロセスフローを適用した。このプロセスの適用で、ゲート酸化膜への熱履歴を低温化させて、TID 耐量 1000 Gy を確保した。

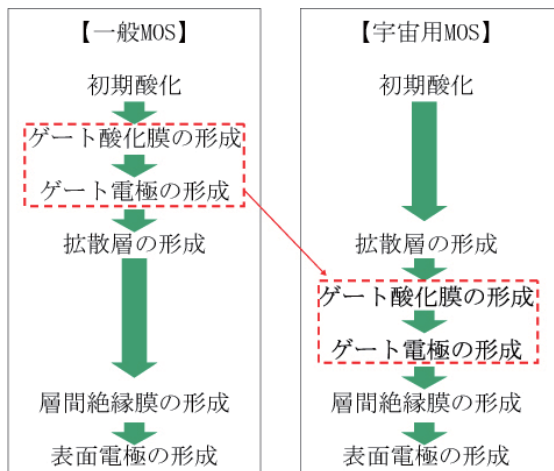


図2 民生用 MOSFET と宇宙用 MOSFET のプロセスフロー比較

2.2 低オン抵抗技術

富士電機の民生向け MOSFET で採用している擬平面接合技術(QPJ: Quasi-planer-Junction)^[4]を本 MOSFET にも適用した。QPJ 技術は、図3のように n ベースを稠密に配置し、さらに n ベース間隔を極小化することで電界を平坦化し、平面 pn 接合に近い耐圧を得られる技術である。これによりドリフト層の比抵抗を低くし、オン抵抗を低減させることが可能となる。

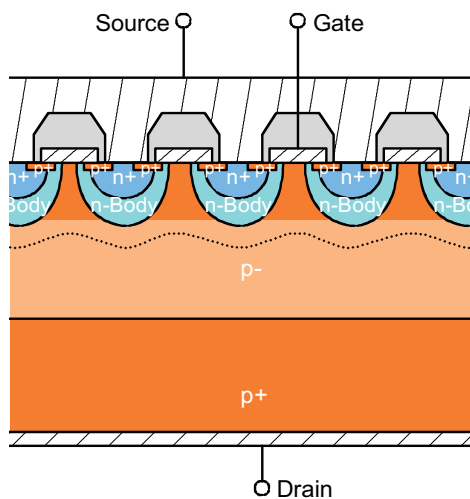


図3 pチャネルパワーMOSFET 断面拡大図

2.3 品質保証

宇宙用パワーMOSFET の開発では、海外の顧客への販売を意識して、JAXA 認定部品の規格である JAXA-QTS-2030C または D、それからアメリカ国防兵站局 (DLA) の規格である

MIL-PRF-19500N のいずれにも適応できるよう、認定試験の条件を設定している。なお、品質保証レベルは、JAXA が 2009 年に制定した電気・電子・電気機構部品プログラム標準 (JMR-012) と照らし合わせると、クラス I となる。

3. 宇宙用パワーMOSFET の性能

3.1 トータルドーズ耐性

集積回路やトランジスタのような部品で、放射線の入射で生ずる電離 (電子・正孔対の生成) が半導体基板と酸化膜の界面に界面準位と、酸化膜中に正の固定電荷とを累積的に発生させることによる特性劣化をトータルドーズ (TID : Total Ionization Dose) 効果という。TID に対する要求は、宇宙用では 1000 Gy (100 krad) 以上が標準とされ、今回開発したパワーMOSFET もその要求を満たしている。TID 耐性の評価は、実際に電離放射線を製品に照射して特性の変動を評価する。電離放射線の線源には ^{60}Co γ 線を使用し、照射試験中は V_{gs} 定格電圧または V_{ds} 定格 80% 電圧のバイアス状態で評価した。図4放射線の影響を受けやすい BVDSS と V_{th} の結果を示す。BVDSS は全く変動していない。 V_{th} についても規格範囲内のシフト量に抑えられていた。

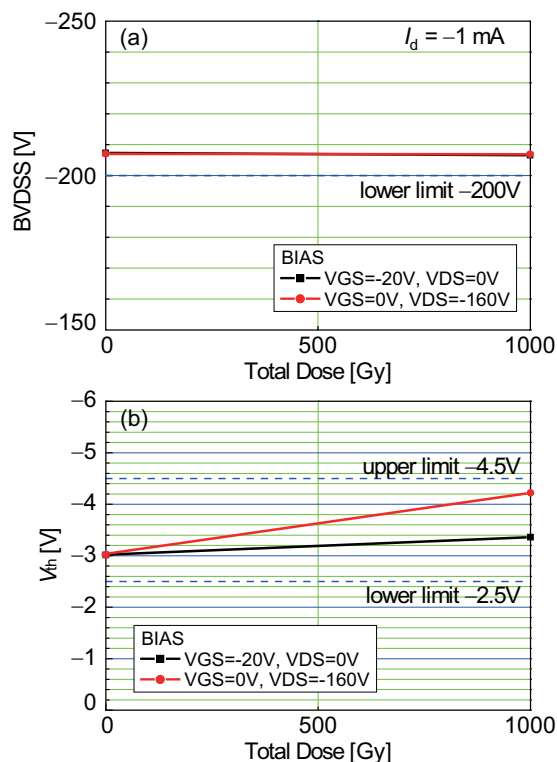


図4 pチャネル MOSFET における耐圧、 V_{th} の TID 耐量 (a) BVDSS 特性 (b) V_{th} 特性

3.2 シングルイベント耐性

たった1個の重粒子が電子部品に入射したことがきっかけとなって特性劣化や永久破壊に至る現象は、総称してシングルイベント効果(SEE: Single Event Effect)と呼ばれている。SEEには、重粒子の入射により二次的に発生する電荷量が、メモリのビット当たりの情報保持に必要な電荷量を超えて発生するシングルイベントアップセット(SEU: Single Event Upset)や、デバイス中のサイリスタ構造部分で起きるシングルイベントラッチアップ(SEL: Single Event Latchup)、荷電粒子の入射によりパワーMOSFETのゲートが通電し、焼損するシングルイベントゲートラプチャ(SEGR: Single Event Gate Rupture)、1発の重粒子の入射によってデバイスの破壊を引き起こすシングルイベントバーンアウト(SEB: Single Event Burnout)などがある。パワーMOSFETでは、このうち、SEGRとSEB^[5]が起こる可能性がある。

質量の大きい重粒子ほど宇宙空間での飛来確率は低い、大きなエネルギーを持ちMOSFETへの影響度合いは大きい。重粒子がMOSFETに与えるエネルギーの大きさはLET(Linear Energy Transfer)で表される。また、SEE耐量は重粒子入射時のパワーMOSFETのバイアス状態にも依存性があり、 V_{ds} 、 V_{gs} が高いほど損傷しやすい。図5はLET = 37 MeV/(mg/cm²)の放射線を照射した時の、-200VのpチャネルパワーMOSFETの安定動作領域(SOA: Safe Operating Area)のグラフである。図の青線より左下側の領域が、MOSFETが安定的に動作する領域となる。この領域が大きいほど、そのMOSFETはより過酷な条件で動作することになる。実際には、 V_{gs} を+5V以上の逆バイアスで使用することはないため、実使用範囲ではこの製品の定格であ

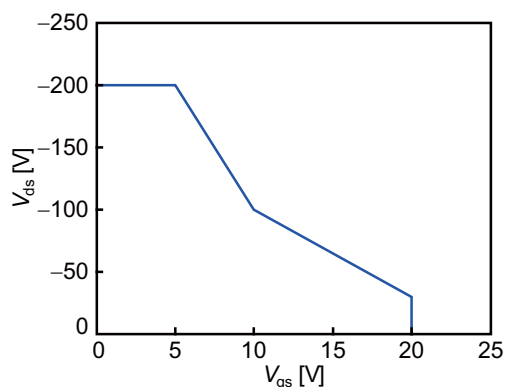


図5 pチャネルMOSFETにおけるSEE-SOA

る $V_{ds} = 200$ Vまでの耐量がある。このLETより高いエネルギーの重粒子が飛来する確率は非常に低いため、本開発品は放射線に対して非常に高耐性であると言える。

3.3 長期信頼性

民生品の電子部品では、一般的に素子のパッケージとしてプラスチック使用される例が多い。しかし、宇宙でプラスチックパッケージ(PEM: Plastic Encapsulated Microcircuit)を使用すると、腐食ガス(アウトガス)が発生し、周囲の部品に悪影響を及ぼす危険があるため、基本的には使用されない。本開発品のパッケージには、金属のハーメチックシールパッケージ(気密性パッケージ)を使用して長期信頼性を確保している。パッケージのフレーム(MOSFETチップが搭載される部分)には、シリコン(MOSFETチップの素材)と熱膨張係数が非常に近いCuW(銅タングステン)を採用して温度サイクル耐性を向上させている。また、ハーメチックシールパッケージ内は図6のように中空にし、乾燥窒素を封入して外因的な劣化モードからパワーMOSFETチップを保護している。

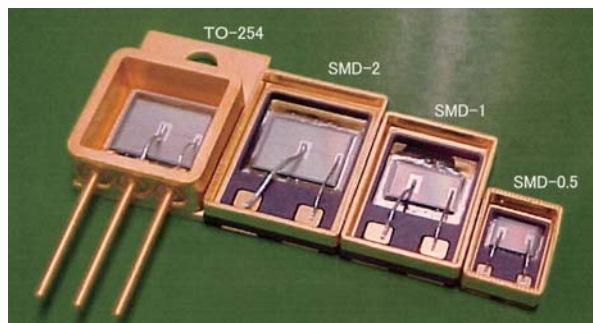


図6 宇宙用パワーMOSFETの内部構造

4. 耐放射線性パワーMOSFETの仕様

表1に今回開発したパワーMOSFETの全ラインナップおよびその性能を示す。nチャネル品については、100Vから500Vの5種類、pチャネル品については、-100Vと-200Vの2種類を開発した。パッケージについては、ユーザのニーズに合わせて、TO-254、SMD2、SMD1およびSMD0.5の4種類を製作した。なお、TO-254については、3種類の製品ラインナップを揃えた。図7はSMD2パッケージの本開発品と競合他社の開発した宇宙用パワーMOSFETの性能を比較するグラフである。横軸は動作電圧、縦軸

表 1 宇宙用パワーMOSFET のラインナップ

PKG		TO-254			SMD2	SMD1	SMD0.5
Die size		4	2	1	4	2	1
n	100V	42A/18mΩ	42A/33mΩ	15A/69mΩ	42A/13mΩ	42A/28mΩ	15A/64mΩ
	130V	42A/24mΩ	35A/46mΩ	15A/96mΩ	42A/17mΩ	39A/39mΩ	15A/89mΩ
	200V	42A/33mΩ	33A/69mΩ	14A/155mΩ	42A/26mΩ	32A/62mΩ	14A/148mΩ
	250V	42A/45mΩ	27A/98mΩ	12A/230mΩ	42A/38mΩ	26A/91mΩ	12A/223mΩ
	500V	23A/0.18Ω	10A/0.48Ω	4.5A/1.15Ω	23A/0.18Ω	10A/0.48Ω	4.5A/1.15Ω
p	-100V	-42A/45mΩ	-25A/97mΩ	-11A/226mΩ	-42A/38mΩ	-29A/90mΩ	-13A/219mΩ
	-200V	-35A/91mΩ	-16A/210mΩ	-7.5A/487mΩ	-37A/84mΩ	-18A/203mΩ	-8.5A/480mΩ

はパワーMOSFETの動作効率と速度を表した代表値を掛け合わせたもので、値が低くなるほど高性能であることを示す。グラフより、本開発品は、競合品と比べてほぼ同等かそれ以上の性能を持っていることが確認された。

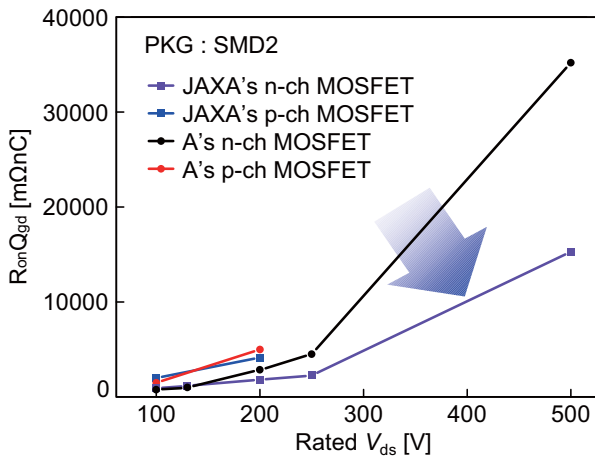


図 7 JAXA 開発品と他社競合品の性能比較図

5. まとめ

耐放射線性宇宙用パワーMOSFETの開発を行った。他社競合品と比較して、ほぼ同等かそれ以上の性能を持ち、高耐放射線性の部品の開発に成功した。製品は既に出荷が開始されており、一部の製品では実際に衛星への搭載実績があるものも出てきている。

本グループでは、今後もさらに高放射線耐性を持つ、高効率、高信頼な次世代品の開発を行う予定である。

参考文献

- [1]新藤浩之, 久保山智司, “宇宙用 SOI デバイスの開発について,” 宇宙航空技術研究発表会, 2008, pp. 76-79.
- [2]矢野善之, 池田直美, “宇宙用耐放射線 POL,” 宇宙航空技術研究発表会, 2010, pp. 102-103.
- [3]小林孝, “特許: MOS 型半導体素子の製造方法,” 特開平 6-244428.
- [4] 山田忠則ほか, “低損失・超高速パワー MOSFET 「SuperFAP-G シリーズ」,” 富士時報, vol.74, no.2, 2001, pp. 114-117.
- [5]S. Kuboyama, S. Matsuda, T. Kanno, and T. Ishii, “Mechanism for single-event burnout of power MOSFETs and its characterization technique,” IEEE Trans. Nucl. Sci., vol.39, No.6, 1992, pp. 1698-1703.

宇宙デブリ計測装置の開発

研究開発本部 宇宙環境グループ
松本晴久、北澤幸人（客員）

1. はじめに

2003年10月25日、環境観測技術衛星「みどり2号」(ADEOS-II)の太陽パドルの発生電力が3分間で6kWから1kWまで低下する異常運用が発生した^[1]。この原因究明の結果、ハーネスへの微小粒子の衝突もその要因の1つとしてあげられた^[2]。この不具合事故を機にJAXAにおいてデブリに関連する「宇宙環境標準」及び「デブリ防御標準」制定作業が開始された。衝突試験等の結果、大きさ100 μ m～数mmのデブリは、宇宙機にクリティカルな故障・障害を引き起こすことが明らかになったものの、従来の計測データが乏しいことにより、デブリ衝突のリスク評価に不可欠な「デブリ衝突頻度」予測値には2桁に及ぶ不確実性があることが判明した^[3]。

従来のメテオロイドとデブリ計測用のセンサ（ダストカウンタ）では、メテオロイドやデブリの「衝突」エネルギーを他の物理現象（振動、プラズマ、電磁波等）に変化することを利用し、その物理現象を計測する。そのため、計測面積の大規模化が困難であり、大きさ100 μ m～数mmのデブリの計測には必ずしも適していなかった。また、センサに生じる現象と衝突パラメータ（速度、粒径、材質）とを関連付けるために多くの超高速衝突試験（パラメータ・サーベイ）が必要であった。本センサは宇宙機にクリティカルな故障・障害を引き起こすことが予想されるものの、その軌道上の存在量（衝突フラックス）が不明確な100 μ m～数mm程度の大きさのデブリの存在量を正確に計測することに特化して研究開発を行っており、単純な原理・大面積化の容易さ・少ないパラメータサーベイを特徴としている^[4]。

現在の開発状況について述べる。

2. センサの概要

2.1 計測原理

センサは、絶縁性薄膜であるポリイミドフィルム（厚さ12.5 μ m程度）、ピッチ（空間周期）100 μ mの銅とニッケルを主成分とする直線状の導線（以後、検出線と呼ぶ）パターンを形成する（図1(a)）。例えば100 μ m程度以上の有効直径を有するデブリが薄膜に衝突すると、1本以上の検出線が破断する（図1(b)）。このような検出線の破断を電氣的に検出することにより、デブリの衝突を検知する。機能としては、「切断された検出線の識別」、「切断された時刻を特定」を行うことにあり、同時刻に隣り合う複数本の検出が切断された場合には、それらの本数を同時切断するだけの大きさのメテオロイド&デブリが衝突したと判断でき、メテオロイド&デブリのサイズを推定することが可能である。なお本原理は（有）QPSと㈱IHIの共同出願特許を基にしている。

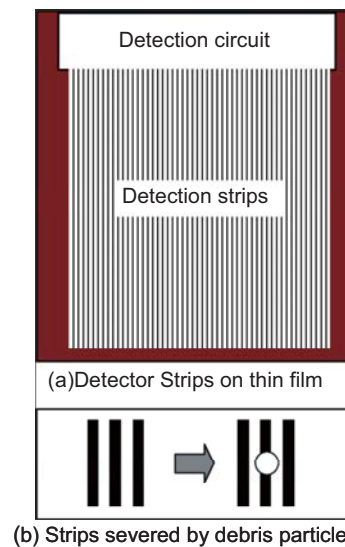


図1 デブリ計測原理概念
(a) 薄膜上の検出線 (b) デブリの検出原理

2.2 研究室モデルの試作

図2に研究室モデルを示す。これは、検出原理の検証、および製造プロセスに関連する問題を識別するために製造した。このモデルは、センサ部であるフィルムと外側の回路部との接続に極小ピッチのコネクタを使用している。そのためフィルムはコネクタの幅にあわせて分割されている。外側の回路部はマルチプレクサとマイクロコントローラとから構成され検出線破断の検知を行う。3項に示すように本センサは正常に作動することが確認され検出原理の妥当性は確認できた。この研究室モデル、及び研究室モデルに基づくセンサは大学の小型衛星上に搭載される予定である^{[5][6]}。

Sensor unit (sensor area:10cm × 10cm)

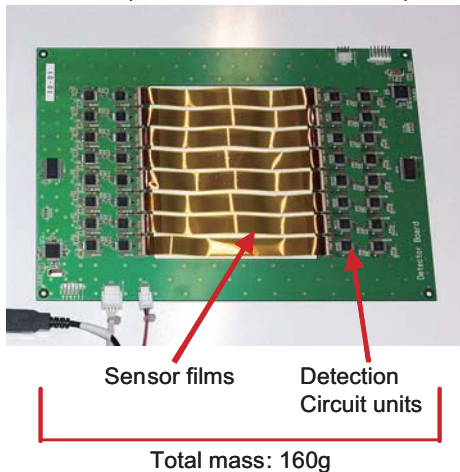


図2 研究室モデル

1つのセンサユニットは1.2cm(幅) × 10cm(長さ)のリボン状のフィルム8本から構成される。

2.3 BBM(Bread Board Model)の製作及び試験

研究室モデルによりセンサの原理は確認できたものの、センサ部の大型化とセンサ部と回路部の接続の信頼性向上が課題として残っていた。センサと回路基板を別々に作成し、それを接続する方法から、フレキシブルプリント基板製造技術を応用することで、1枚の大型の「フレキシブルプリント基板 (FCP)」としてセンサ部と接続部を一体で製造するという発想の転換を行った。更にAOI(自動光学検査)を採用することによりセンサ表面全体を検査することが可能となり、検出線のピッチや線幅の製造誤差を含めた評価が可能となった。宇宙用のFCPに課せ

られる標準的な試験として熱衝撃試験がある。MIL-STD-202G TEST METHOD 107G, Test Condition B-3に従い同試験を実施した。温度範囲は-65°C ~ +125 °C で100回の熱サイクルが与えられる。試験前後の比較によりBBMが変化していないことが確認できた。

図3にBBMを示す。BBM製造に成功すると共にJAXA認定用プリント基板技術の延長で製造できることが確認でき、宇宙開発品と同等の品質検査・保証体制を維持できる目途がたった。

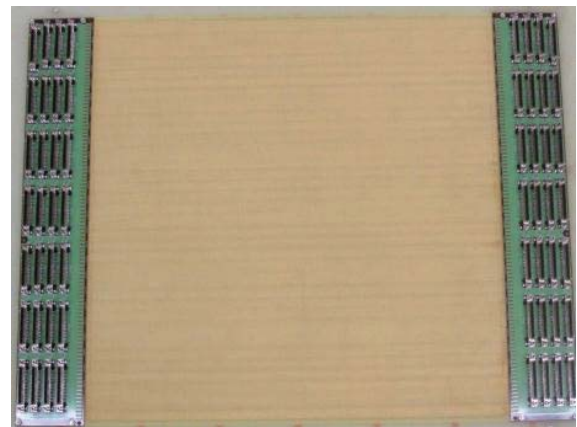


図3 BBM

大きさ約35 cm(幅) × 30 cm(長さ)

3. 超高速衝突試験

センサの検出原理確認及び性能評価のため、JAXA 宇宙科学研究所 (ISAS) の二段式軽ガス銃(図4)を用い模擬デブリの超高速衝突試験を実施した。



図4 ISASの二段式軽ガス銃

全長約7m、左手前がガン部(発射部)、右奥がターゲット設置用チャンバ

超高速衝突試験内容及び試験結果の詳細については参考文献 [7] を参照されたい。ここでは概略を記す。プロジェクトイル（模擬デブリ）に SUS304、ガラスを用いた。またプロジェクトイルの直径は $50\mu\text{m}$ ~ $516\mu\text{m}$ 、衝突速度は 1.7 ~ 7.0 km/s とした。

図 5 にセンサに生じた衝突孔（貫通孔）と検出信号との対応を示す。検出線の破断数に対応した信号が得られていることがわかる。

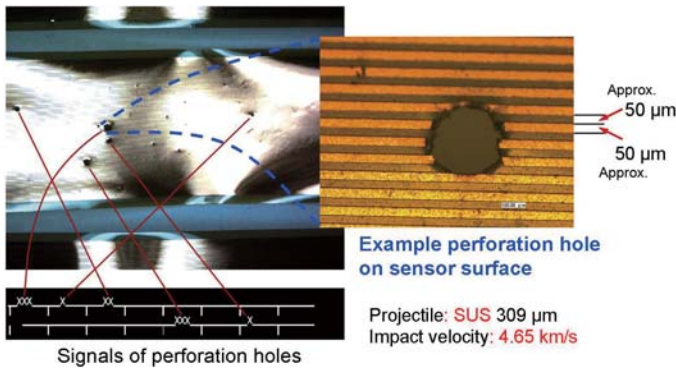
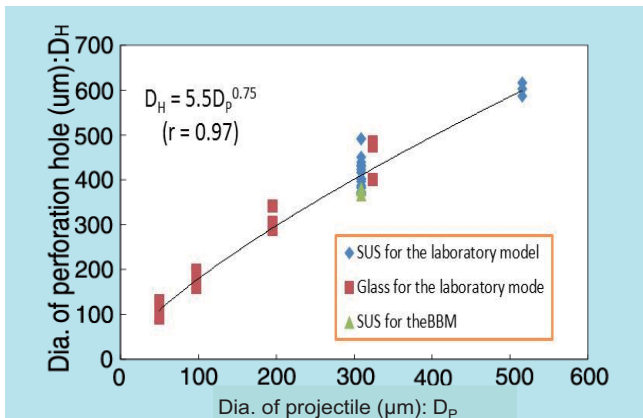


図 5 衝突孔の検出例

左下：検出信号（X:断線）、左上：センサ表面、右：衝突孔拡大図（試験条件：プロジェクトイル直径 $309\mu\text{m}$ 、材質 SUS、衝突速度 4.65 km/s ）

図 6 にプロジェクトイル径に対する衝突孔径を示す。なお衝突速度はほぼ一定 (5.2 km/s ~ 5.3 km/s) である。



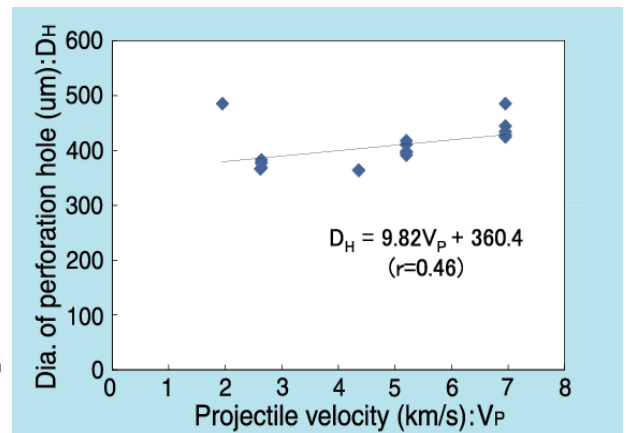
SUS and glass projectiles travelling at 5.2 – 5.3 km/s

図 6 プロジェクトイル径に対する衝突孔径

図 6 から衝突孔径はプロジェクトイル径と強い相関があることがわかる。また、プロジェクトイルの材質（SUS とガラス）による差、試験体（研究室モデルと BBM モデル）での差が殆

ど無いことがわかる。

図 7 にプロジェクトイルの衝突速度に対する衝突孔径を示す。なおプロジェクトイルの材質は SUS、粒径は $309\mu\text{m}$ である。



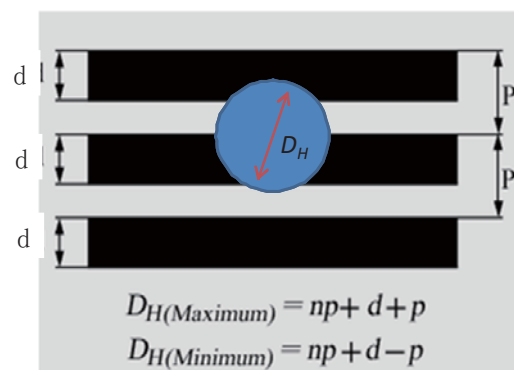
SUS projectiles with diameter of $309\mu\text{m}$

図 7 プロジェクトイルの衝突速度に対する衝突孔径

図 7 からわかるように衝突孔径は衝突速度に依存しない。

上記のことから衝突孔径はプロジェクトイルの材質や衝突速度に依存せず、プロジェクトイル粒径に依存すると判断できる。

図 8 に検出線の破断数と衝突孔径との関係を示す。破断した検出線の本数が n 本の時、衝突孔径は最小で $D_{H(\text{Minimum})}$ 、最大で $D_{H(\text{Maximum})}$ となる。なお図中で、 p は、検出線のピッチ、 d は検出線の幅である。



D_H : dia. of perforation hole
 n : number of severed strips
 d : width of conductive strips
 p : pitch of conductive strips

図 8 検出線の破断数と衝突孔径

超高速衝突試験結果と図8の結果とから得られた検出線の破断本数とその破断本数から得られるプロジェクト径を図9に示す。

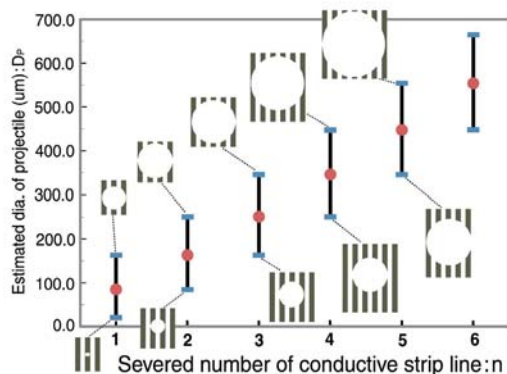


図9 破断検出線数に対する算定プロジェクト径

検出線が n 本破断したとすると衝突したプロジェクト径の径は下式のように $D_p(Nominal)$ を中央値として、最大で $D_p(Maximum)$ 、最小で $D_p(Minimum)$ となる。

$$D_p(Maximum) = 1.39 \times 10^{-1} (np + d + p)^{1.28}$$

$$D_p(Nominal) = 1.39 \times 10^{-1} (np + d)^{1.28}$$

$$D_p(Minimum) = 1.39 \times 10^{-1} (np + d - p)^{1.28}$$

従って破断した検出線の数から衝突したプロジェクト径 (デブリ) の直径が計測誤差範囲を含めて計測可能であることが確認できた。

4. まとめ

JAXA は、軌道上の存在量 (衝突フラックス) が不明確な数百 μm ~ 数 mm 程度の大きさのデブリの存在量計測を目的としたデブリセンサの開発を行っている。研究室モデル及び BBM を製造し超高速衝突試験により計測原理の妥当性を検証した。また BBM モデルは FCP 技術を応用して大面積のセンサ製造を可能にするるとともにセンサ部と接続部を一体で製造することが可能となった。今後、センサの検出回路部のセンサ部との一体化・フライトモデル化を行い、宇宙機のリスク評価・信頼性向上、宇宙環境監視・保全へのタイムリーな情報提供に貢献したい。

謝辞

本研究の遂行にあたっては、九州大学花田俊也教授、(有) QPS 研究所、(株) IHI より多くの貴重な支援を得た。また、超高速衝突実験の実施にあたっては「宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究所スペースプラズマ共同研究設備」を利用した。関係各位に深く感謝申し上げます。

参考文献

- [1] ADEOS-II 不具合原因究明チーム、「ADEOS-II 不具合原因究明概要」第1回宇宙環境シンポジウム(2004年12月) p.84-92
- [2] ADEOS-II 不具合原因究明チーム、「ADEOS-II 100W 発生電力変動調査」第1回宇宙環境シンポジウム(2004年12月) p.128-135
- [3] Fukushima, S., Akahoshi, Y., Kitazawa, Y., Goka, T., "Comparison of Debris Environment Models: ORDEM2000, MASTER2001 and MASTER2005", IHIENGINEERING REVIEW, 40(1), February 2007.
- [4] H. Matsumoto, Y. Kitazawa, A. Sakurai, K. Funakoshi, T. Yasaka, Issues related to micro-debris and its measurement, the journal of space technology and science, 24, 2, 2009
- [5] QSAT-EOS, <http://qsat-eos.aero.kyushu-u.ac.jp/> (Last access date: Oct. 30, 2011)
- [6] P. Faurel, S. Matsumoto, K. Aso, T. Koura, T. Narumi, Y. Kitazawa, A. Sakurai, M. Cho, Y. Akahoshi, Installation of an Active Debris Sensor on a Small Satellite for In-Situ Space Dust Measurement, The 28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), Okinawa Convention Center, in Ginowan City, Okinawa Prefecture, Japan, June 5-12, 2011, <http://www.ists.or.jp/2011/program/> (Last access date: Oct. 30, 2011)
- [7] Y. Kitazawa, H. Matsumoto, T. Hanada, T. Yanagisawa, A. Karaki, A. Sakurai, K. Funakoshi, T. Yasaka, S. Hasegawa, M. Nakamura, IAC-11. A6. 3. 11, 62nd International Astronautical Congress (IAC), 3-7 October 2011, Cape Town, South Africa.

スペースデブリ除去技術の研究

研究開発本部 未踏技術研究センター

河本聡美、大川恭志、中西洋喜、片山保宏、上村平八郎

東出真澄、仁田工美、北村正治、木部勢至朗

1. はじめに

2011年現在、地上から観測、追跡されている低軌道約10cm以上、静止軌道約1m以上のスペースデブリ（宇宙ごみ、以下「デブリ」）だけで20000個以上、1cm以上のデブリは50~70万個程度、1mm以上だと1億個以上あると言われている。デブリは低軌道では秒速7~8kmで地球を周回しているため、宇宙機には秒速10~15kmもの超高速で衝突することになる。そのため1cm以上のデブリが衝突すると宇宙機に壊滅的な被害を与えるとされ、数百 μm のデブリでも、ハーネス等衝突場所によってはミッション終了につながる被害を与える可能性がある。これまで4回カタログ化物体同士の衝突が発生し、衝撃を受けて軌道が変化する、デブリを発生する等、微小物体の衝突が疑われる事例、宇宙機の故障はさらに多数発生している。デブリの増加が宇宙開発における大きな問題と認識されて以来、日本他各国のスペースデブリ発生防止標準、国連やIADC（国際機関間スペースデブリ調整会議）のスペースデブリ低減ガイドラインの制定により、2000年頃よりデブリの増加は抑えられていたかに見えていたが、近年衝突や爆発が相次ぎ、その数は再び急増している^[1]（図1）。

デブリの減少要因はごく少数の回収を除けば空気抵抗による自然落下のみであり、衝突による増加率と減少率が釣り合う臨界密度を超えてデブリが存在すると、それ以上物体を投入しなくても、軌道上にあるデブリ同士の衝突によりデブリの数が増加していく。この自己増殖（ケスラーシンドローム）が低軌道、特に700~1000km付近、1500km付近の混雑軌道ではすでに開始していると考えられている。実際2009年に高度約790kmで発生したイリジウム・コスモスの衝突事故は初の宇宙機同士の壊滅的衝突であり、2000個以上のカタログ化デブリを発生

させた。今後もこのような壊滅的衝突が5年から10年に一度は発生すると考えられており、世界でもデブリ除去の必要性に対する認識が高まっている。本稿では研究開発本部未踏技術研究センター本部で行われているデブリ除去の研究について報告する。

2. デブリ除去の必要性^[2]

2.1 デブリの与える負担、リスク

現在、デブリはすでに無視できない負担、リスクを運用衛星に与えている。一つ目はデブリ衝突回避運用の負担であり、低軌道で約10cm以上のデブリは地上から観測・追跡されているため衝突回避マヌーバ（軌道制御運用）が可能であるが、燃料が必要になる他、観測の中断など運用への負担が大きい。二つ目の負担は、数百 μm の微小デブリ衝突により機器が故障したりハーネスが破断したりしてミッションにクリティカルな影響を与えることに対するデブリ防御設計である。クリティカルな機器のまわりに防御材を配置するなどにより防御することが可能なものもあるが、そのための重量等のリソース、設計変更は宇宙機設計者への負担になっている。さらに、その間の数mm~10cm程度のデブリは防

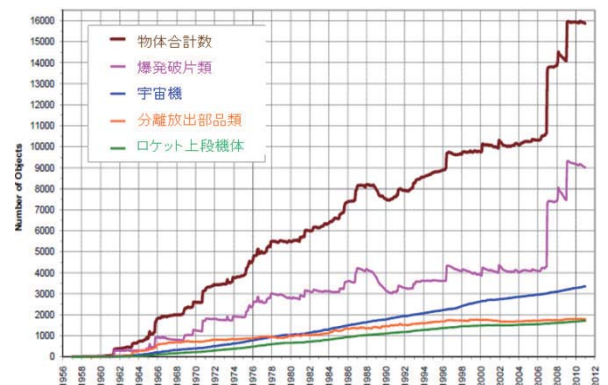


図1 今後の軌道上のカタログ化物体[※]の変化^[1]

※注：カタログ化物体：地上から観測・追跡されている、起源が同定されている物体。運用中の宇宙機約1000個を含む。この他に起源不明物体約6000個が追跡されている

御も回避も不可能であり、壊滅的な被害を受ける可能性を残す。これらの負担、リスクがこれ以上増加するのを防止するため、デブリ環境改善が必要となっている。

2.2 除去すべきデブリ

上記の直接の負担・リスクを低減するためには、上記のような 10 cm～数百 μm の破片サイズのデブリを除去すべきであるが、これらは非常に数が多く広大な宇宙空間に分散しているため、除去するのは非常に効率が悪い。例えば、低密度材料等でパッシブに微小デブリを衝突させて取り除く手法が提案されているが、意味のある数を除去するには数百 km^2 の大面積が必要となる。また、今後大型デブリの衝突により、これらの破片サイズのデブリが大量に発生すると予測されており、破片サイズのデブリだけを除去しても、大型デブリの衝突が発生すればまた大量に破片デブリが発生してしまう。そのため、今除去すべきデブリは、混雑軌道にある使用済み人工衛星やロケット上段等の大型のデブリであると考えている。今追跡されている 2 万個のデブリ全てを除去しなくとも、衝突確率の高い混雑軌道の大型デブリを年間 5 個程度、あるいはトータル 150 個程度除去すれば、カタログ化デブリの増加を抑えられると予測されている^[3]。

2.3 日本が実施する必要性

これまでデブリを多く発生してきたのはロシアや米国、中国であるが、打ち上げた時には除去する義務はなかったため、今後国際的な枠組みで除去が実施されていくと予想されている。その場合、安価かつ早期に実証された技術が用いられていくと予測される。日本はデブリ低減ガイドラインの制定等に貢献してきた他、ランデブーや宇宙ロボット、小型衛星等関連の技術を有しているため、いち早く実証していくことにより優位性を保てると期待できる。

3. デブリ除去に必要な技術の研究状況

デブリの除去のためには、ランデブーレーダや保持ハンドルなどを有さない非協力ターゲットであるデブリに衝突することなく接近し、捕獲、デオービットする必要がある。高度な技術を要する。さらに、なるべく低コストで達成できることが重要であり、そのために 1 機のデブリ除去衛星で複数個のデブリを除去できる、あ

るいはピギーバックなどの小型衛星でデブリを除去するための技術を検討している^[4] (図 2)。以下に必要な技術および検討状況を述べる。

3.1 非協力接近

デブリ除去のためには、秒速 7km 以上の速度で地球を周回する大型デブリにまず接近する必要があるが、地上からの観測ではその位置予測精度は数 km の精度しかない。日本も含め、ランデブー・ドッキングは多数の実績があるが、そのほとんどは通信・リフレクタ等により相対位置・速度が計測できる協力対象である。しかしすでに運用を終了し、ランデブーのための機器も有さないデブリはいわゆる非協力対象である。そこで、光学カメラあるいは GPS 受信機などの小型、安価な機器による非協力対象への接近を検討している。

大型のデブリが太陽光を反射する光は 100km 以近では 0 等級以上に観測できると期待されており、光学カメラあるいはスタートラッカにより対象の方角が計測できると期待されている。そのままでは距離は計測できないが、その方角の履歴、特に、推進系により推力を付与する前後の方角の変化により距離を推定し、徐々に接近する方法を検討している^[5]。数 km 以近では対象の形状も認識できる物体視によっても距離が推定できると期待される。

3.2 運動推定

デブリは姿勢制御されていないため、軌道上においてどのような姿勢をしているか不明であるが、地上からのレーダ等の観測により、回転(タンプリング)をしているものもあることが報告されている。デブリに推進系を取り付ける等の作業を実施するためには対象の形状・運動、対象と自機との相対的な位置・姿勢を正確に計測する必要がある。対象物体の有効な計測方法

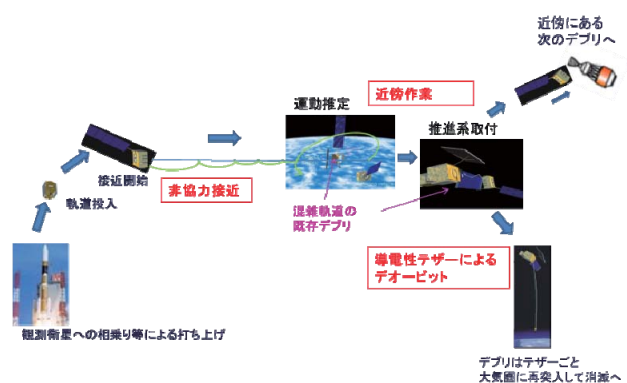


図2 デブリ除去の流れ

の一つとして、画像計測に基づく方式が考えられる。対象に接近した際には、複数のカメラを用いたステレオ視により正確な3次元計測が可能となる。画像計測では、対象の大きさや位置関係、カメラの特性により適した計測方式や計測精度が変化する。具体的な撮影環境を想定したCGによる合成画像(図3)や、スケールモデルによる実画像を用いて計測方式の検討を行い、計測精度などの性能評価を行う。

光学カメラによる対象物の姿勢評価は工場のオートメーション等で実用されているが、限定された光学環境でのみ動作している。しかし軌道上の光学環境は、大気がないため環境光がなく、一方向からの強烈な太陽光は方向が時々刻々変化するという特殊な環境であり、画像処理が困難である。そこで、光学シミュレータ^[6]を整備し、実画像を取得している(図4)。光学シミュレータは軌道上における照明環境を模擬するもので、観測側は3軸並進(1200x400x400mm)+回転1軸の自由度を、ターゲット側は回転3軸の自由度を有している。これに照射域50cmx50cmの平坦な分光輝度特性をもつ平行照明灯が付随しており、これらを連動させて操作することにより、軌道上における環境を光学的に模擬することができる。

3.3 推進系取付

ターゲットの詳細運動推定が完了した後、最

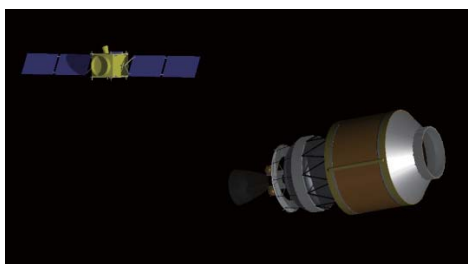


図3 具体的な撮影環境を想定したCG(ロケット上段を対象デブリと想定している)



図4 光学シミュレータで撮像した回転運動をする模擬H2Aロケット上段

終接近(1[m]~3[m]程度まで)を行い、デオービット用機器をターゲットへ取り付ける。ターゲットの回転条件は無回転状態か、1[deg/s]以下のフラットスピンまで許容するとし、取付に要する所要時間は直接可視を前提として10分以内を目標とする。取付手法のポリシーとしては、ターゲットをアーム等で把持してハンドリングやバーシングをすることは行わず、設置点に対して短時間相対停止を行い、ターゲット取付機構のついたデオービットデバイス端部を直接ターゲット表面に取り付けることを想定している。上記を満たすデバイス取付手法として、以下の2手法を検討している。一つ目はロボットアームを用いる手法であり、ターゲットPAF(Payload Attachment Fitting)部に対して、相対停止を行い(スピンするターゲットの場合、回転速度に合わせて回転接線方向に接近する)、ロボットアームもしくは、それに準ずるマニピュレータを用いてデオービットデバイス本体またはその一部を取り付ける(次項の導電性テザーを想定した場合、テザー端部を取り付ける)。デオービット取付機構は、マニピュレータによるターゲットへのデバイス押し付け力を検知し自動的に締結および、マニピュレータからの切り離しを完了できるものを開発する。ターゲットへのデバイス取付イメージを図5(左)に示す。

もう一つの手法は銚状の固定デバイスを用いる手法であり、ロケット上段等をターゲットとした場合、燃料タンクに相対停止し(ターゲットがフラットスピンしている場合、回転軸に対して相対停止する)、デオービットデバイスにテザーで接続された銚状の固定機構を固体ロケット等により加速し、ターゲットに刺突させる。刺突の直後に銚先端が展開することによりターゲットに固定され、デオービットデバイス本体をデブリ除去機から切り離すことにより取付を完了する。銚尾部には貫通防止のストッパー兼、破片・ダスト飛散防止のカバーとなる機構を装備する。本方式のイメージを図5(右)に示す。

3.4 デオービット

混雑した軌道にある大型デブリをデオービットするために従来型推進系を用いると大量の燃料を必要とするため、高効率推進系として、導電性テザー推進(ElectroDynamic Tether、EDT)に着目し、技術実証を目指している。導電性テ

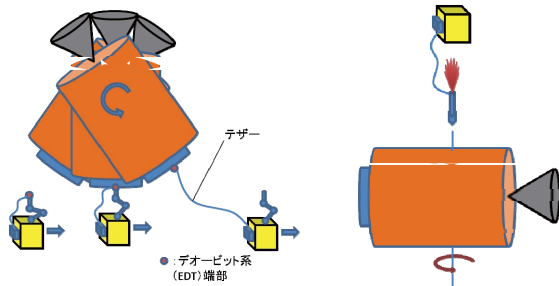


図5 左：ロボットアームを用いたデオービットデバイス取付のイメージ、右：鉢状固定機構を用いたデオービットデバイス取付イメージ

テザーとは、長さ数 km 程度の導電性のテザー(紐)を伸展し電流を流すことにより、地磁気との干渉を利用して軌道降下させる高効率推進系である。原理的に燃料、大電力が不要であり、また微小推力であるためデブリへの取付が比較的容易であるというメリットがある。現在、小型衛星に搭載してその軌道上実証を行うための機器を開発している^[7]。

3.5 その他

静止軌道領域のデブリについては、イオンエンジンを利用した独創的な除去手法について研究を進めている^[8] (図 6)。静止軌道は、デブリ同士の衝突によるデブリ数の近い将来の自己増殖は予測されていないが、全世界が利用する唯一の限られた軌道であり、大気抵抗がないためデブリが永久に留まるなどのため、静止軌道の保全も重要な課題である。本手法では、推力方向が互いに反対方向を向いた 2 台のイオンエンジン A と B をサービス機に搭載し、デブリの後方から接近する。イオンエンジン A から噴射するイオンビームを照射し、デブリに推力を与える。イオンエンジン B の推力を調節して、デブリとサービス機の間隔を一定に保持しつつ軌道を上げる。このようにして、静止軌道より約 300 km 高い投棄軌道までデブリを運ぶ。その後、サービス機は静止軌道まで戻り、次のデブリを処理する。本手法は、難度の高いデブリ捕獲技術が不要であり、我が国が得意とするイオンエンジン技術が活用できる。現在、サービス機のシステム検討やこの手法に適したイオンエンジンの検討を行っている。

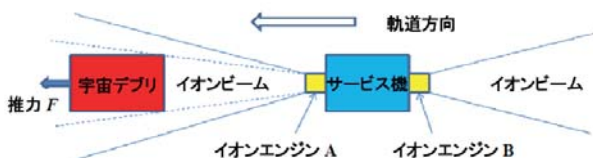


図6 イオンエンジンによる静止デブリ除去の概念

4. おわりに

JAXA 研究開発本部未踏技術研究センターで取り組んでいるデブリ除去の研究について述べた。デブリ除去は次世代も宇宙利用を継続するためには不可欠であり、日本が宇宙環境分野において世界をリードし、将来の産業化においても優位にたつためにも、実現に向け引き続き努力していきたい。

参考文献

- [1] NASA The Orbital Debris Quarterly News 15-1 (2011, Jan)
- [2] 河本、木部、花田、デブリ除去衛星の必要性について、第 55 回宇宙科学技術連合講演会 2F04
- [3] Maniwa, K., Hanada T., and Kawamoto, S.: Benefits of Active Debris Removal on the LEO Debris Population, 2009-r-2-04, ISTS, 2009.
- [4] Kawamoto, S., Ohkawa, Y., et al.: Strategy for Active Debris Removal Using an Electrodynamic Tether, ISTS-r-2-36, 2008. (Trans. JSASS Space Tech. Japan, 7, ists26 (2009), pp. Pr_2_7-Pr_2_12.)
- [5] Ikeuchi, M. and Kawamoto, S.: Small Space Debris Sweeper with Probing, 18th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace, 2010.
- [6] Terui, F., and Nishida, S.: Relative Motion Estimation and Control to a Failed Satellite by Machine Vision, Space Technol. Vol.27, Numbers 2-3, 2007, ISSN 0892-9270, pp. 90, 2007.
- [7] 大川、河本他、軌道上実証を目指した導電性テザー推進の要素技術研究、第 55 回宇宙科学技術連合講演会 1K05、2011.
- [8] Kitamura, S., "Large Space Debris Reorbiter Using Ion Beam Irradiation," IAC-10-A6.4.8, 61st International Astronautical Congress, September 2010.
- [9] Kitamura, S., Hayakawa, Y., and Kawamoto, S., "A Reorbiter for GEO Large Space Debris Using Ion Beam Irradiation," IEPC-2011-087, 32nd International Electric Propulsion Conference, September 2011.

フラッタ解析の Reduced Order Modeling による高速化の研究

研究開発本部 機体構造グループ
玉山雅人、露木陽太（早稲田大学大学院研修生）

1. はじめに

フラッタとは、航空機の構造が激しく振動する現象で、航空機設計の際に検討をしておかなければいけない重要な項目の一つです。航空機の構造を強くすればフラッタの発生は問題にはなりません。反面、航空機の重量が重くなってしまい、同じサイズで軽い機体よりも乗客数を減らしたり、航続距離を短くしたり、といった不都合が生じます。そこで、過度な強度を削ぎ落とし、かつ、航空機の飛行条件範囲に法規上定められた余裕を追加した範囲内でフラッタが発生しない事を確認する必要があります。この際に行われる解析では精度良く計算できる手法もありますが、航空機設計では幾つものケースの計算を行う必要があるため、総計算時間は非常に長くなります。この計算時間を高速化する研究がフラッタ解析の分野で行われています。この手法は Reduced Order Modeling (ROM) と呼ばれています。ここでは、我々が研究を行っている ROM について簡単に紹介します。

2. 解析の方法

2.1 フルオーダー計算

従来のフラッタ解析のフローチャートを図1に示します。この解析は、“Reduced Order”に対して“Full Order (フルオーダー)”と呼ばれ、空気力として Euler 方程式もしくは Navier-Stokes 方程式を時間と空間に関して離散的に解き、これを対象とする構造への外力とすることで構造の変形を求めます。この解析の中で、空気力計算が総計算時間の大部分を占めます。この空気力計算の高速化を目指すのがフラッタ解析の ROM です。通常、図2に示す様にフラッタ解析では、マッハ数と共に変化するフラッタ発生条件(動圧)を特定するために、その条件付近の動圧で計算を行います(●印)。これらの結果得られる構造変形の出力から減衰率を求めてフラッタ発生条件を特定します。フルオーダー計算

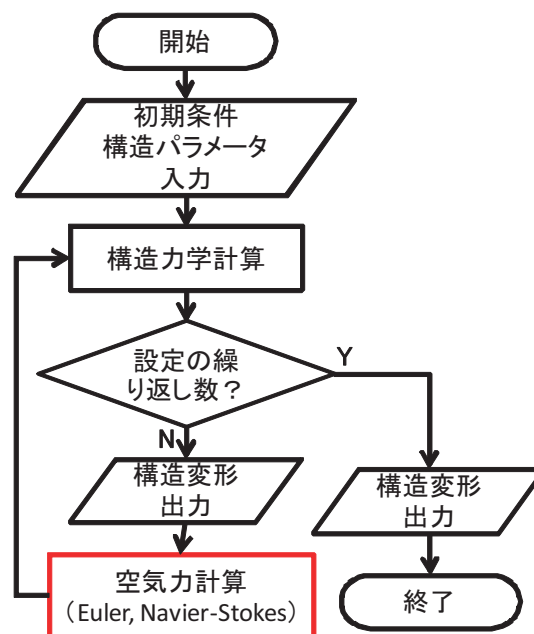


図1 フルオーダー計算の流れ

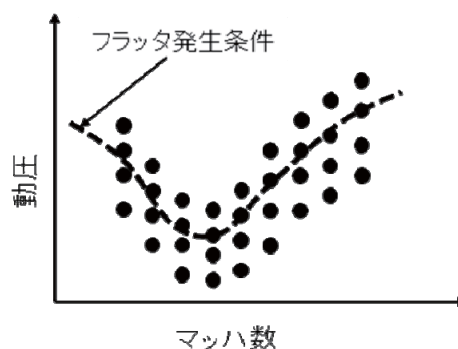


図2 フルオーダー計算の例

の詳細は参考文献[1]をご覧ください。

2.2 空気力の同定

ROM では図3に●印で示す通り、ある動圧に対してマッハ数を変えてフルオーダーの計算を実施します。この際、対象とする構造に、ある既知の運動をさせてその結果得られる空気力の応答を求めます。即ち、図1の“構造力学計算”では構造物の運動

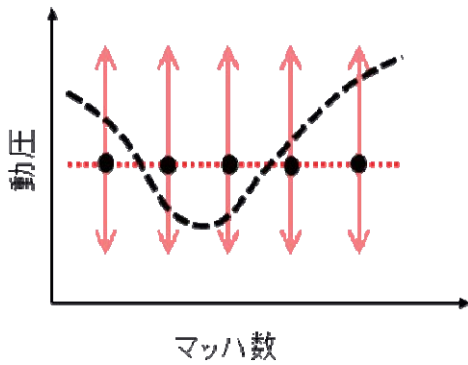


図3 ROMでのフルオーダー計算条件 (●印)

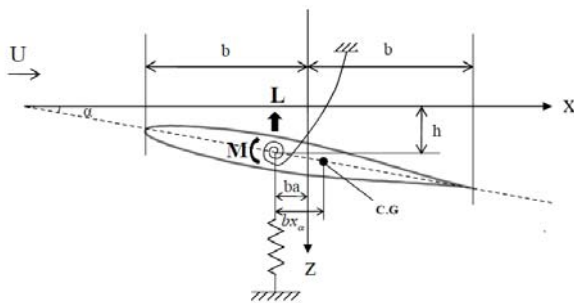


図4 2自由度の二次元翼構造モデル

表1 翼モデルの諸元

翼型	NACA64A006
質量比 $\mu = m / \pi \rho b^2$	88.99
弾性軸位置 a	-0.224
ピッチング運動の無次元振動数 $k = \omega b / U$	0.385
静不釣り合い x_a	0.0951
断面二次半径 r_a	0.4619

m :質量、 ρ :空気密度、 ω :角振動数

その他の記号は図4の通り

方程式を解くのではなく、規定の変形量を与えます。その後、構造の運動と空気力との関係を、Identification (同定)と呼ばれる手法によりモデル化します。今回、対象とする構造物は図4の、2自由度の運動をする二次元翼です。諸元を表1に示します。構造にさせる既知の運動は図5の通りで、高さや周期を変えたノコギリ刃状の変化をさせます^[2]。同定法としては、AutoRegressive eXogenous (ARX、外生入力自己回帰モデル)と呼ばれる手法を適用します。なお、空気力としては、上下方向の力を無次元化した揚力係数 C_L と、弾性軸周りの回転モーメントを無次元化したモーメント係数 C_M で処理しました。具体的には、ある時間刻みで連続して

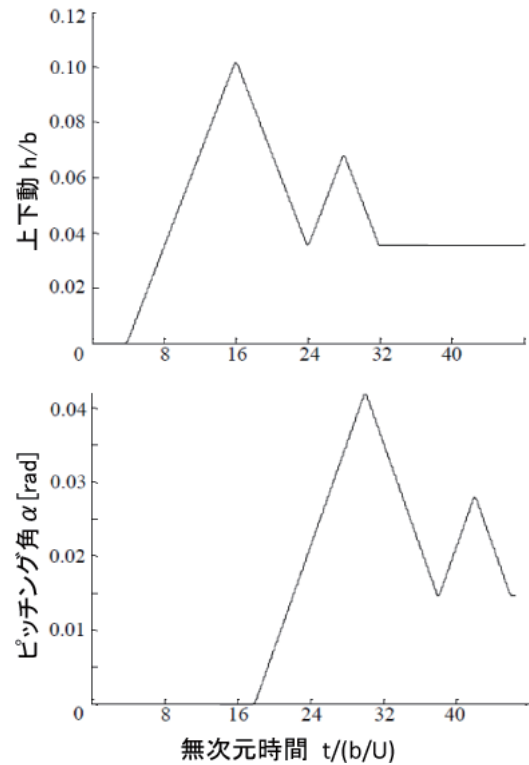


図5 構造に与える運動

得られた C_L と C_M に対し、以下の2式の4つの行列 $[A_{Lj}]$ 、 $[A_{Mj}]$ 、 $[B_{Lk}]$ 、 $[B_{Mk}]$ を、同定モデルと実際の値との差が最小となる様に決めます。ここで h は鉛直方向の変位(下向きを正)、 α は弾性軸回りのピッチング角(頭上げを正)です。 n は時間ステップ n 番目を表します。時間ステップ n よりも前の p 個の時間ステップ $\{n-1, \dots, n-p\}$ の C_L 及び C_M と、時間ステップ $\{n, \dots, n-r\}$ の h 及び α による多項式で、時間ステップ n の C_L 及び C_M をモデル化します。

$$C_L(n) = \sum_{j=1}^p [A_{Lj}] C_L(n-j) + \sum_{k=0}^r [B_{Lk}] \begin{Bmatrix} h(n-k) \\ \alpha(n-k) \end{Bmatrix} \quad (1)$$

$$C_M(n) = \sum_{j=1}^p [A_{Mj}] C_M(n-j) + \sum_{k=0}^r [B_{Mk}] \begin{Bmatrix} h(n-k) \\ \alpha(n-k) \end{Bmatrix} \quad (2)$$

図6には、フルオーダー計算で得られた空気力と、同定モデルで計算した空気力を重ねて描き、比較しました。 C_M と比べて C_L の同定精度が優れていることが分かります。

2.3 人工ニューラルネットワーク

ROMによるフラッタ解析では、図3で示した通り、動圧は固定し、マッハ数を変化させた幾つかの条件で既知の構造運動をさせた場合のフルオーダー計算を実施します。得られる空気力のモデルはフルオーダー計算を実施した条件では良い精度が見込まれますが、ここから外れた

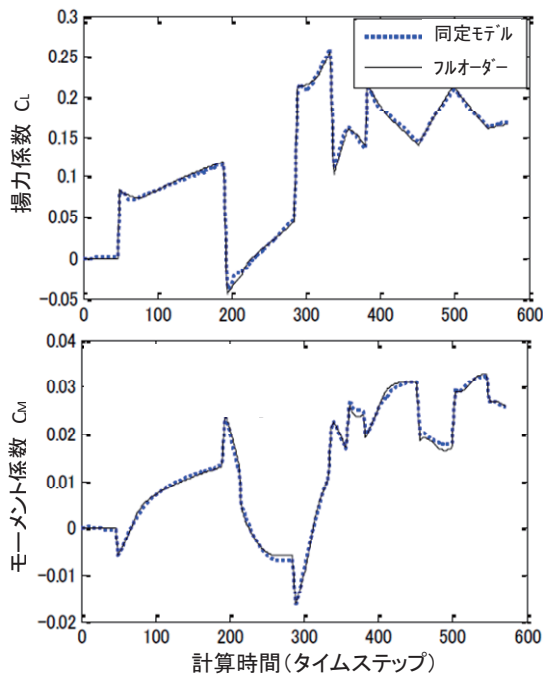


図6 フルオーダー計算と同定モデルの比較

条件では精度が必然的に落ちます。そこで、得られた空気力モデルを学習データとする Artificial Neural Network(ANN、人工ニューラルネットワーク)を構築し、フルオーダー計算をしていないマッハ数における空気力モデルの精度低下を抑制することを図りました。

2.4 ROM シミュレーション

図3の矢印で示す様に、マッハ数が同じであれば動圧が変わっても同じ空気力のモデルを利用することにしました^[2]。この理由としては、フルオーダーの計算結果はマッハ数が同じであれば動圧による影響が小さいためです。これにより、フラッタ解析におけるフルオーダーの計算量を大幅に抑えることが出来ます。式で表すと以下の通りです。

$$C_L(n) = \frac{q}{q'} \left(\sum_{j=1}^p [A_{Lj}] C_L(n-j) + \sum_{k=0}^r [B_{Lk}] \begin{Bmatrix} h(n-k) \\ \alpha(n-k) \end{Bmatrix} \right) \quad (3)$$

$$C_M(n) = \frac{q}{q'} \left(\sum_{j=1}^p [A_{Mj}] C_M(n-j) + \sum_{k=0}^r [B_{Mk}] \begin{Bmatrix} h(n-k) \\ \alpha(n-k) \end{Bmatrix} \right) \quad (4)$$

ここで、 q' はフルオーダー計算時の動圧、 q は求めたい条件での動圧です。

構造の運動方程式の外力項に同定後の空気力モデルを代入し、初期値問題として構造の振動を解きます。具体的には、科学計算ソフトウェア Matlab と Simulink を利用し、離散系の状態空間モデルで表したシステムに関して解きました。Simulink の処理ブロック線図を図7に示します。

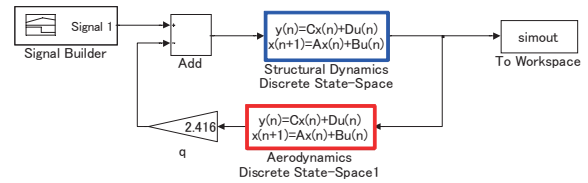


図7 ROM計算のSimulink処理ブロック線図

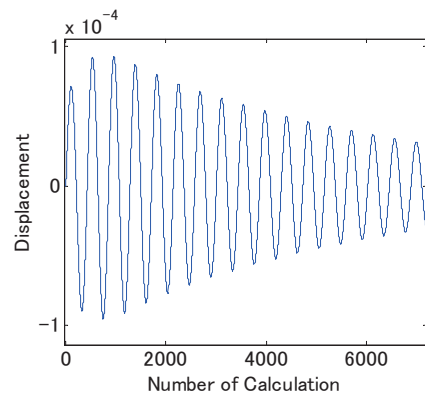
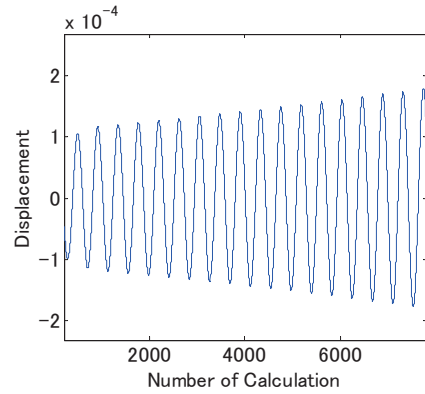


図8 ROMによる振動履歴の例(ハ)
(上図：安定、下図：不安定)

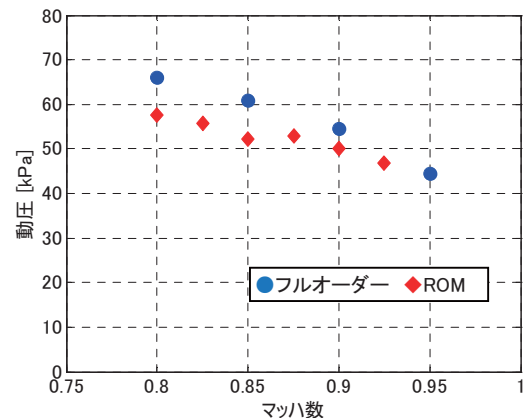


図9 フラッタ発生条件の比較

3. 解析結果

図7の Simulink 処理の結果得られる h と α の振動履歴から、フルオーダーのフラッタ解析と

同様に減衰率を求め、フラッタ発生条件を特定します。 h の振動履歴の例を図8に示します。

図9には、ROMの結果得られるフラッタ発生条件と、フルオーダー計算の結果得られるフラッタ発生条件とを比較しました。この図から、ROMではフルオーダー計算に比べて13%程度低い値を示すことが分かります。この誤差に関しては、空気力の同定モデルの精度が影響していると考えられます。この研究に関し、詳細な内容は参考文献[3]をご覧ください。今後、より精度の高い空気力同定が行えるように研究を進めて行く予定です。

4. まとめ

フラッタ解析の計算時間を高速化するため、Reduced Order Modeling (ROM) の手法を2自由度の二次元翼に適用しました。この結果、ROM計算では従来の計算手法に比べてフラッタ発生条件が低めに計算されました。空気力の同定精度が影響を与えていると考えられるため、今後、この精度を向上させて行く予定です。

参考文献

- [1]中道二郎、フラッター解析における連成力学、日本数値流体力学学会誌、第9巻第4号(2001)、116-121頁。
- [2] Cowan,T., Arena,A. and Gupta,K., Development of a discrete-Time Aerodynamic Model for CFD-Based Aeroelastic Analysis, AIAA paper, 99-0765, 1999.
- [3] Tsuyuki,Y., Tamayama,M., Toda,S. and Asakawa,M., Research on Reduced Order Modeling for Aeroelastic Analysis Using Artificial Neural Network, Proceedings of the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 2011, 201

民間航空機における複合材・金属構造生産コストのトレードオフ推算

～先進複合材料力学特性データベースの意義について～

研究開発本部 複合材グループ

森本哲也、青木卓哉、小笠原俊夫、加藤久弥
石田雄一、杉本 直、岩堀 豊

1. はじめに

大幅な軽量化等の優れた可能性を有する先進複合材料は民間航空機における使用割合が着実に増加している。例えば、先頃就航した Boeing 787 型機では炭素繊維強化プラスチック (CFRP) の適用割合が構造重量の 50%超に至ったものと報じられており、三菱航空機が開発を進めている国産初のジェット旅客機である三菱・リージョナルジェット (MRJ) においては、大幅なコストダウンをもたらす事が期待される新製法「A-VaRTM 法」による新開発 CFRP 材を尾翼主構造に適用する予定であるとの報道がなされている。

しかし、新しい材料である先進複合材料は現在実績を蓄積しつつある段階にあるため、巨額の投資を回収するリスクを負う民間航空機産業では過去の実績の点で不利となる CFRP 等を大量に用いる事を断念し、既存の金属製航空機の改造による商品開発を選択する場合がある事も事実である。さらに、膨大な設計データの取得に要するコスト高のために、先進複合材料を用いた工業製品は高価にならざるを得ない点もマイナス因子である。

そこで、宇宙航空研究開発機構 複合材グループでは、先進複合材料力学特性データベース JAXA-ACDB^[1] (以下、JAXA-ACDB) を構築し、2002 年 1 月 (前身である旧航空宇宙技術研究所 (NAL) 時代) から登録ユーザに対してインターネットを通じて公開しており、1) 基本的なデータの取得に要するコストの低減による新規参入の促進、2) 設計・信頼性評価等に係わるデータを広く共有する事による複合材ユーザーの拡大、さらに 3) 当 JAXA-ACDB の航空宇宙産業以外からの利用による先進複合材料市場の更なる活発化、等を

想定しつつ JAXA-ACDB の整備及びデータ増強を進めてきている。



図 1 JAXA-ACDB のログイン画面 (左上) とログイン後トップ画面 (右)

更に、先進複合材料を用いた航空機構造の生産コスト推算に関する研究にも取り組んでおり、金属構造との比較にて生産コストのトレードオフ推算を行う段階に達している。

本報告では、JAXA-ACDB の意義について説明するとともに、先進複合材料を用いた航空機構造に関する生産コスト推算研究について概要を紹介する。

2. 複合材構造における強度・信頼性保証手法と JAXA-ACDB の意義

複合材構造における強度保証のツールには

A) ハンドブックとも称すべき「材料の選択方

法、材料挙動の説明、試験方法、データ処理方法、構造設計の考え方等の説明を行い、更には複合材料の強度値等も提示する」応用マニュアル的なもの

B) 純データシートとも称すべき「強度値等の数値を集めた材料・構造特性値の集積体」等の概念のものがある。

前者 A) に関しては米軍規格の複合材版である MIL-HDBK-17^[2] 等が知られているものの、米国内における軍事用途を想定した開示制限があるため、当 ACE-TeC では、先進複合材を航空宇宙へ応用するためのマニュアルを執筆し、一般図書^[3]として出版するという活動を日本複合材料学会データベース委員会による指導の下で行っている。

JAXA-ACDB では後者 B) に該当するものを構築しているが、民間航空機においては世界中全ての国においてこれら A) B) の概念から成るツールを用いて図 2^[2] に示すような Building Block Approach (以下 BBA) と呼ばれる手法により強度保証を行っている。

BBA は、基本的な材料特性を取得するための短冊形試験片 (Coupons) を統計的に十分な信頼性が得られる程度に大量の本数を試験する段階から始まり、C型やT型の要素試験片 (Elements)、構造部材である (Details や Sub-Components) を経て最終的に目的とする構造 (Components) までの強度データをあたかもブロック細工の様に積み上げ、全ての製造工程・パラメータを固定化する事と併せて、目的とする構造の強度及び信頼性を保証する手法である。

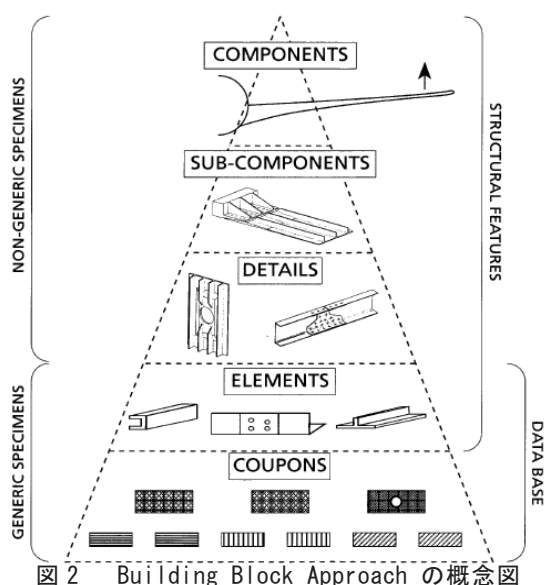


図 2 Building Block Approach の概念

この様に多数の試験を実施する主な要因は、複合材料が本質的に異方性・非均質性であり、金属材料に比較してより多数のパラメータが存在する事である。これは同時に、莫大な試験コストを負担しなければならない事をも意味している。例えば、最も基本的な短冊形試験片を用いて複数の候補材料から有望なものをスクリーニングする段階においても、一本当たり数千円から数万円程度のもの各種を累積で千本単位で試験する事が必要であるため、人件費や試験機材類の手当に要する費用を含めて数千万円から数億円を要する現実がある。

そのため既存の航空機メーカーでは、高価な知財である複合材データを秘匿する事により新規参入を排除する一助ともする事が出来る。

しかし、これから航空宇宙産業へ本格進出する事に加えて複合材料の主な生産国でもある我が国においては、図 2 の下二段分 (Generic Specimens または Database と書かれている部分) は目的とする構造に依存する事無く共通である事が多いため、広く共有化する事ができれば相当のコスト削減・販路拡大に繋がる事になる。そこで、公的機関である JAXA 複合材グループにおいてこの部分の試験を行ってデータベースを公開する事で、1) 我が国の航空宇宙産業全体に奉仕するための知財情報インフラの整備、更には 2) JAXA-ACDB の航空宇宙産業以外からの利用により複合材料利用がより一層拡大されるための一助、等の意義を想定し、JAXA-ACDB の整備及びデータ増強作業を継続している。

3. 複合材・金属構造生産コスト推算研究

民間航空機ビジネスにおいては、一型式当たりの累積生産数が数十から数千程度に止まるために生産要素の変更に伴う追加投資を吸収する余裕が少ない事から、製造計画の立案までにおけるコスト等の推算精度が、投資回収の成否を左右する極めて重要な因子となる。

一方、航空機の製造では一機当たりに要する工数が膨大である事から累積生産数の増加に伴い工数が逡減する「慣熟効果」が鋭く発現する。そのため、精度の高いコスト推算値を得るためには、過去のデータや試作/量産初期の実績値を踏まえた工数逡減の予測/修正を実施して行かなければならない。航空機の製造に発現する慣

熟効果を表現するモデルには種々のものが提案されているが、1936年に報告された米国のCurtiss-Wright社におけるT.P. Wrightの知見^[4]が広く知られており、累積生産数が2倍になる度に1機毎における累積平均工数が2割逓減する指数関数モデルの形にて表現されている。また、1944年にまとめられたLockheed社におけるCrawfordの知見^[5]では、各部品等個別の要素に於いて発現した慣熟効果の総合として1機当たりの累積工数が指数則の形で逓減する個別工数モデルを導いている。

しかし、ジェット旅客機の生産に発現する慣熟効果については、Boeing社におけるB-707型機における報告^[6]、及びLockheed社におけるL-1011 ‘TriStar’型機における報告^[7,8]があるものの、その他開示されているデータが極めて限定的である。

さらに、CFRP等の先進複合材料を多用した構造を有する新型航空機の場合には、低コスト工法に関する報告例や一部の軍用機や検討段階にある超音速旅客機のコスト管理例^[9,10]があるものの、工数逓減モデルの有効性に関する検証例は筆者らの知る限り公表された報告が未だ存在しない。そのため、プロジェクトに先行するコスト概算段階において本来必須である、生産要素比率の推定及び複合材構造と金属構造との生産コストに係るトレードオフ推算が、新規参入者には困難であるのが現状である。

JAXA 複合材グループにおける研究活動では、以上を踏まえ、複合材・金属構造生産コストに関して以下の3段階にてトレードオフ推算を試みている。

- ① 複合材製風車の製造や橋梁の施工等、航空機用複合材構造の製造作業に類似した作業条件において報告されている各種データ及び暫定的パラメータ等を用いて、複合材構造における工数の逓減を表現する関数形及びパラメータを仮定する
- ② ミクロ経済学の分野で実績のある生産関数を拡張し、上記の関数形を導入してコスト最小となる生産要素割合を導出する
- ③ 代表的な構造部位を複合材及び金属で構成した場合における生産コストを各々試算してトレードオフを検討する

3.1 生産コスト推算例

今後我が国に於いてもワイドボディのジェット旅客機が開発される事を想定し、ワイドボディ機としては最も小型であり、かつ最も初期に1次構造部材である垂直安定板にCFRPを採用したエアバス社A310-300型機(1985年就航)を踏まえた試算を行った例を紹介する。

金属構造の垂直安定板を複合材構造に置き換えて150Kgw程度の軽量化を行った場合の初出荷時製造コストの割合は次の様に推算された。

A) 金属構造

- ・ 工賃:0.79
- ・ 原材料費+副資材費:0.21

B) 複合材構造

- ・ 工賃:0.61
- ・ 原材料費+副資材費:0.79

これより、次の推測を導く事が出来る。

- ・ 150Kgwの軽量化に対して初出荷時 4.0×10^{-1} なるコストプレミアムを合理化出来る場合、複合材構造の採用は検討に値する
- ・ 複合材構造の採用により工賃は低減する。これは、部品点数が大幅に減少した効果に起因する事が考えられる
- ・ 原材料費+副資材費における価格差が0.58と大半である事から、安価な複合材原料及び副資材が今後開発された場合には、金属構造に対する優位性が確立する

3.2 量産時におけるトレードオフ推算

量産時における工賃は工数に比例する事を踏まえ、生産数 $N=1$ より $N=1,000$ なる範囲において生産コストを計算した結果、金属構造の初出荷時コストを1.0と置く場合について次の推算を得た。

A) 金属構造

- ・ 初出荷時コスト:1.0
- ・ $N=1,000$ 時コスト: 2.6×10^{-1}
- ・ 平均コスト: 3.0×10^{-1}

B) 複合材構造

- ・ 初出荷時コスト:1.4
- ・ $N=1,000$ 時コスト: 8.3×10^{-1}
- ・ 平均コスト: 8.6×10^{-1}

上記の推算を用いて以下の概算金額を得た。

A) 金属構造

- ・ $N=1$ 時コスト 4,400 万円

- ・ $N=1$ 時工賃:3,500 万円
- ・原材料費+副資材費:900 万円
- ・ $N=1,000$ 時コスト:1,100 万円
- ・1,000 生産時平均コスト:1,300 万円

B) 複合材構造

- ・ $N=1$ 時コスト:6,200 万円
- ・ $N=1$ 時工賃:2,700 万円
- ・原材料費+副資材費:3,500 万円
- ・ $N=1,000$ 時コスト:3,700 万円
- ・1,000 生産時平均コスト:3,800 万円

初出荷時におけるコストは複合材構造が金属構造に対して1,800万円の超過となるが、その差は $N=1,000$ において2,600万円に拡大して原材料費+副資材費の差に収斂し、平均においても2,500万円の差となる事が概算された。すなわち、エアバス A310-300 型機と同クラスの機体において先進複合材料を用いる事により達成される150Kg程度程度の軽量化は、機体価格における2,500万円程度のプレミアムに対応する事が導かれた。この様な推算を踏まえ、先進複合材料開発の重点設定を戦略的に行う事が重要である。

4. まとめ

本報告では、JAXAにおいて公開を行っている先進複合材料力学特性データベース JAXA-ACDB及び生産コスト推算研究について説明を行った。今後のデータ取得や研究方向に関して各位からのご意見を可能な限り反映していきたいと考えているので、積極的なご意見を頂く事が出来れば幸いである。

参考文献

- [1]Advanced Composites Database System: JAXA-ACDB; <http://www.jaxa-acdb.com/>
- [2]MIL-HDBK-17-F、ASTM International (2002)
- [3]邊 吾一、石川隆司共編著「先進複合材料工学」培風館 (初版:2005)
- [4]Wright, T.P. “Factors Affecting the Cost of Airplanes”, Journal of the Aeronautical Sciences, Vol.3, February, pp. 122-127 (1936)
- [5]Crawford, J.R. “Learning Curve, Ship Curve, Ratios, Related Data”, Lockheed Aircraft Corporation, Burbank, California (1944), cited in Teplitz, C.J. “The

- Learning Curve Deskbook”, Quorum Books, ISBN 0-89930-522-9 (1991)
- [6]Garg, A., and Milliman, P. “The Aircraft Progress Curve - Modified for Design Changes”, The Journal of Industrial Engineering, January-February, pp.23-28 (1961)
- [7] “TriStar Production Costs Offset Lockheed Profits”, Aviation Week & Space Technology, October 15, p.32 (1979)
- [8]Benkard, C.L. “A Dynamic Analysis of the Market for Wide-Bodied Commercial Aircraft”, Review of Economic Studies, No.71, pp.581-611 (2004)
- [9]Younossi, O. “Joint Strike Fighter: Cost Modeling in the JSF”, Published as CP-602 of AGARD FVP Symposium on “Strategic Management of the Cost Problem of Future Weapon Systems”, 22-25 September (1997)
- [10]Marx, W.J., Mavris, D.N., and Schrage, D.P. “Effect of Alternative Wing Structural Concepts on High Speed Civil Transport Life Cycle Costs”, Published as AIAA-96-1381 of AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structural Dynamics, and Materials Conference, April 15-17 (1996)

次期大気突入ミッションに向けた極超音速熱空力技術開発

研究開発本部 流体グループ

藤田和央、鈴木俊之、高柳大樹、小澤宇志、水野雅仁

1. はじめに

現在、次期火星探査 (MELOS) における着陸機をはじめ、火星無着陸サンプルリターンシステム (MASC)、HTV 帰還機 (HRV)、エアロキャプチャ技術実証機など、数多くの大気突入ミッションが検討されている。これらのミッションに必要な技術の一つは、極超音速大気突入技術である。研究開発本部では、OREX や HYFLEX、USERS、そしてはやぶさサンプルリターンカプセルの開発において培われた技術を発展させる形で、複数の技術開発計画を着実に進めてきた。本稿ではその概要を紹介する。

2. 大気突入飛行環境評価技術

2.1 数値解析技術

大気突入機を設計する上で欠かせないのが飛行環境評価技術であり、これにより機体の空力性能とともに熱防御システム設計に必要な境界条件が与えられる。惑星大気への突入ではマッハ 10 を超える極超音速環境となり、機体周りの衝撃層において気流中の分子は解離するなど熱化学反応が進行し、理想気体を仮定して予測した空力性能や加熱環境からのずれが大きくなる (実在気体効果)。これらの効果を適切に評価するために、流体グループでは計算科学グループと連携して JONATHAN (JAXA Optimized Non-equilibrium Aerothermodynamics Analysis) コード^[1]を開発し、金星、火星など惑星大気突入機や HRV の研究開発に用いている。

図 1 に一例として示したのは、火星エアロキャプチャ技術実証機の全機周りの流れ (速度 = 5.88km/s、圧力 = 5.01Pa、温度 = 146K、大気組成は CO₂ 95.57% - N₂ 2.7% - O₂ 0.13% - Ar 1.6%) である。本計算は軸対称 2 次元であるが JONATHAN は並列化した 3 次元の大規模計算にも応用でき^[2]、またアブレーションや輻射との連携解析も可能である^[1]。

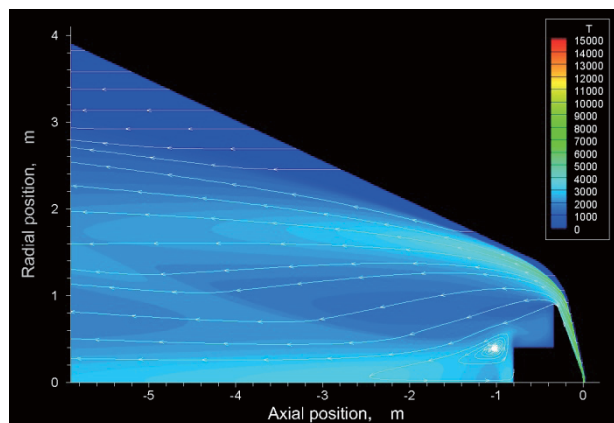


図 1 火星エアロキャプチャ実証機回りの温度分布

また大気突入の初期に現れる希薄空力不安定性や、著しい非平衡過程、微視的な流れなどを詳細に解析するために、DSMC 法にもとづいた非平衡希薄気流解析コード (MOTIF) を開発している^[3]。本コードは後述する高速希薄風洞の評価を始め、火星エアロキャプチャ実証機の空力データベース開発に利用されている。

2.2 実験技術

飛行環境を解析的に決定する手法は、熱化学モデルや輸送係数に内在する不確定性のため、信頼性という点では限界があり、実験的な検証と同時に進める必要がある。流体グループではガスフェーズの熱化学反応や輻射を検証するための高速衝撃波管 (HVST)、希薄空力性能や表面アコモデーション係数の評価のための高速希薄風洞 (HRWT)、表面触媒性計測装置、そして 2011 年度に導入した 2 段式軽ガス銃を用いて、様々な実験を行っている。これらの装置群は、角田の衝撃風洞 (HIEST) や風洞センタのアーク風洞と連携して、総合的な大気突入環境評価ツール群を構成している。

実験を行う上では試験気流がどのような状態にあるのかを正確に把握する必要がある。このため流体グループでは、受動的な分光法はもとより、レーザー誘起蛍光法 (LIF) やレーザー吸

収分光法 (LAS) など先進的な計測システムを開発して運用している。近年は数値解析と融合した EFD-CFD 技術を導入し、限られた計測情報から気流の総合的な情報を引き出す手法を開発している。

3. 熱防御技術と軽量エアロシェル開発

熱防御システム (TPS) は大気突入機の重量の大きな部分を占めるため、これを低減することはミッション機器の重量比を増加させる上で重要である。このような立場から流体グループでは複合材グループや大学と連携して、超軽量アブレータや再使用軽量 TPS の開発を進めている。

TPS の開発については別項に譲るとして、流体グループで特に力をいれているのが、試験結果を正確に評価して飛行環境の性能を予測するための評価システムの開発である。これはアーク風洞における試験技術、気流計測技術、試験気流も合わせて供試体の熱反応を解析する技術 (SCMA2 コード)、そして飛行環境を予測する技術 (JONATHAN) を連携させたものである。現在、この技術は複合材センタが開発した超軽量 TPS を火星エアロキャプチャ技術実証機のエアロシェル TPS として概念設計を行う、というテストケースで検証しており、今後 HRV などの開発の現場で実践することを計画している。

4. 極超音速飛行サンプリング技術

最後に、少し変わった先駆的な技術開発を紹介したい。現在、火星無着陸サンプルリターン (MASC) ミッションの検討を進めていることは先に述べたが^[4]、このミッションは火星をフライバイする際に大気圏まで突入し、短時間サンプルを暴露させて砂塵のサンプルを回収し、火星軌道で対機した後に地球へ持ち帰るという挑戦的なものであり、低コスト・小型のシステムで火星サンプルリターンを実現することができるというメリットがある。MASC を実現するためには、上記の熱空力技術を総動員することに加え、大気密度や軌道決定の誤差を補償して火星軌道へ投入する誘導システムや、高速飛行中に砂塵サンプルを回収する技術が必要であり、現在未踏技術研究センタにおいてこれらの技術開発を進めている。

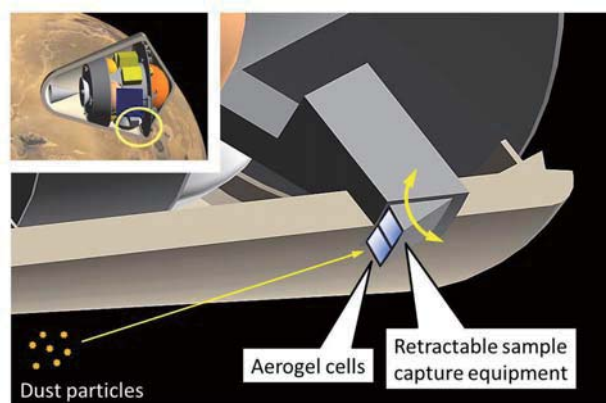


図2 火星無着陸サンプルリターンのサンプリング概念図

砂塵サンプリングの成否は、宇宙機周りの高温衝撃層で砂塵が熱変成をうけないか、ダストキャプチャとして想定しているシリカエアロゲルが衝撃層ガスからダメージを受けないか、エアロゲルがダストを効率よく、かつ砂塵にダメージを与えないでキャプチャできるか、などの課題の克服に掛かっている。流体グループでは、前述の希薄解析コード MOTIF を用いて衝撃層内を飛行する微粒子の熱空力環境を評価し、エアロゲルのアーク加熱試験を行ってサンプリング (図2) 開発を進め、また砂塵の打ち込み試験を行って分析するなど、MASC 実現に向けた研究開発を進めている。

参考文献

- [1] Fujita, K., Suzuki, T., Matsuyama, S. and Yamada, T., “Numerical Reconstruction of HAYABUSA Sample Return Capsule Flight Environments,” AIAA Paper 2011-3477, 2011.
- [2] 松山新五, 鈴木俊之, 藤田和央, 村上桂一, “JAXA 汎用高エンタルピ非平衡流れ解析コードの開発,” B12-4, 2011.
- [3] Ozawa, T., Suzuki, T., Takayanagi, H., and Fujita, K., “Analysis of Non-Continuum Hypersonic Flows for the Hayabusa Reentry,” AIAA Paper 2011-3311, 2011.
- [4] Fujita, K., Ozawa, T., Okudaira, K., Mikouchi, T., Suzuki, T., Takayanagi, H., Tsuda, Y., Ogawa, N., Tachibana, S., and Satoh, T., “Conceptual Study and Key Technology Development for Mars Aeroflyby Sample Collection,” IAC Paper IAC-11.A3.3A.3, 2011.

JAXAにおける小型エンジンを用いた研究

研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター
水野拓哉、田頭 剛
航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム
石井達哉

1. はじめに

ジェットエンジン技術研究センターおよび環境適応エンジンチームが実施する研究開発の中で、小型ジェットエンジンを使用するものがある。エンジンに関する研究開発において、事前にCFDやシミュレータ、要素単位での検証試験を実施する事は重要となるが、実際エンジンを使用しないと得られないデータもあるため、最終的にはエンジンを使用した検証試験が必要となる。具体的に上記センターおよびチームが実施する航空基盤技術の研究では、高空性能試験設備を使用したインテーク・エンジン統合形態における衝撃波位置制御の研究、クリーンエンジンプロジェクトでは、低炭素排出技術獲得のためのインテリジェント制御の研究、騒音を抑制するためのエンジン騒音低減技術の研究の中で、小型ジェットエンジンを使用している。

そこで本稿では、小型ジェットエンジンを使用した上記研究の概要について紹介する。

2. 小型ジェットエンジン

本稿で紹介する研究で使用した小型ジェットエンジンは、1段の軸流圧縮機と遠心圧縮機、燃焼器、1段の軸流タービンで構成され、最大飛行マッハ数2、最大推力870kgfである。

3. 研究概要

3.1 インテーク・エンジン統合形態における衝撃波位置制御の研究

本研究は、大気温度や圧力、エンジン回転数等の作動条件の変化に対し、垂直衝撃波を圧力センサ1個による簡素な手法にて、所定の位置にコントロールすること、高空性能設備を用い、インテーク・エンジン統合形態であるセミフリージェット形態での試験技術の獲得を主眼に実施された。試験形態を図1に示す。試験では、超音速ノズル入口全圧、全温を変化させること

で気流条件を変化させた。また各条件の元、エンジン回転数を変化させると衝撃波が移動するが、所定の位置に衝撃波を戻すためにバイパス(BYP)開度を変えた。その際、衝撃波が圧力センサ近傍にある時に圧力変動の大きさ(RMS値)が最大になるという特性を利用し、衝撃波制御ではその最大値を検出した位置に衝撃波を戻すことを行った。

図2にエンジン回転数を+4%変化させた時の衝撃波制御試験結果を示す。回転数が増加したのを検知し、BYPが閉じ、下流側に移動した衝撃波を上流側に戻している。その際衝撃波に圧力センサ上を通過させ、RMS値が最大となるバイパス開度を検知し、最終的にその開度(衝撃波が圧力センサ上となる位置)に戻している事が確認できた。

本研究により圧力センサ1個による衝撃波位置制御が可能である事が確認されると共に、設備の運転方法が本制御試験に影響を与えることが判明した為、試験法については改善する必要があるとの知見を得た。

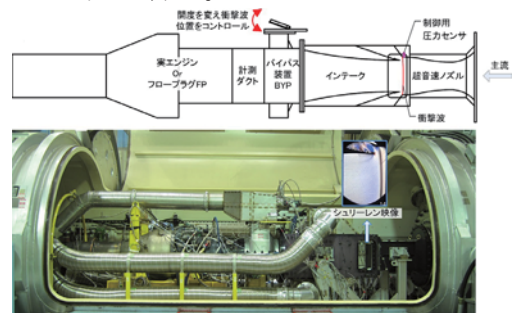


図1 試験形態

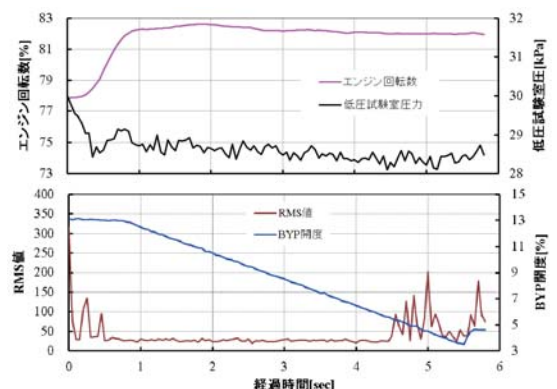


図2 エンジン回転数を+4%変化させた時の制御結果

3.2 インテリジェント制御の研究

本研究では、実機エンジンの経年や外的要因による不具合等により生じた性能変化に対し、リアルタイムに更新される精密なモデルをエンジン制御システム内に組み込み、計測不可能なパラメータを高精度に推定する実証試験を行った。さらに、推定データを元にフィードバック制御を行い、モデルベース制御の実証を行った。モデルベース制御の実施にあたっては、制御システム内に組み込まれたモデルと実機エンジンとの性能を、高精度かつリアルタイムに同定させるオンライン同定手法が重要であり、本研究では当該手法として一定ゲイン拡張カルマンフィルタ (CGEKF: Constant Gain Extended Kalman Filter) を使用した。図 3 に本研究で使用したエンジンの CGEKF 概念図を示す。

次に小型ジェットエンジンを用いたオンライン性能同定試験結果の一例を図 4 に示す。本試験では、エンジン排気ノズル出口面積を自由に変更できる可変ノズルを搭載し、SLS(Sea Level Static)条件にて、エンジン回転数を 90%にした状態で可変ノズル面積を変化させた時の推力の計測値と推定値を比較した。図に示す通り、エンジンの作動条件変化に対し、推力が精度良く推定されているのが確認された。また、本稿では述べないが、高空性能試験設備を使用し、超音速飛行条件でも試験を行い、SLS 同様精度良く推定できることを確認している。

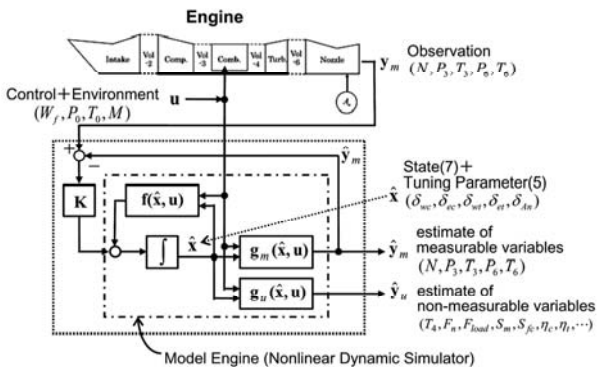


図 3 ターボジェットエンジンの CGEKF

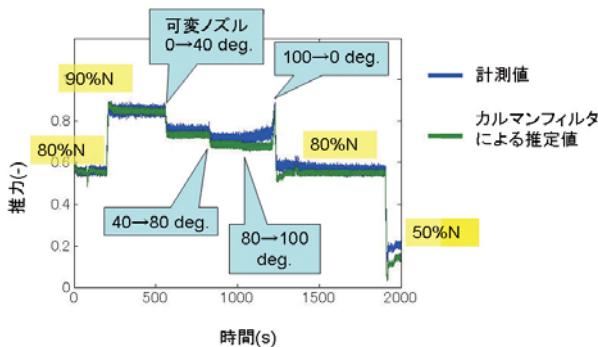


図 4 SLS におけるオンライン性能同定試験結果

3.3 エンジン騒音低減技術の研究

エンジン騒音低減技術の研究の中で、小型ジェットエンジンを、ジェット騒音の低減研究に利用した。ジェット騒音はノズルから噴出する高速ガスと、周囲の低速ガスとのせん断層から発生するため、騒音低減には推力への影響を最小限に抑えつつ、効率良く双方のガスを混合することで排気速度を低減し、高周波数音源を抑える様なデバイスが必要となる。

そこで上記デバイスとして、タブ、可変スリット(可変ノズル)、ノッチ(IHI 共研)、排気内水噴射等を採用し、能代ロケット実験場にて屋外でのエンジン運転騒音計測試験を実施した。試験にあたっては、内容に応じエンジンを低所または高所に搭載し、エンジン中心から半径 15~18m の位置における放射音計測、およびトランプ装置により排気方向に移動しながら温度、圧力を計測する近接音場計測を行った。

図 5 に高所可変スリット形態での騒音計測結果を示す。可変スリットを大きくする事により騒音が低減されている事を確認できた。また、図 6 に低所排気内水噴射騒音計測試験の結果を示す。図は 50L/min のジェット状の水を、排気に対し垂直に吹き付けた場合の結果であるが、160Hz~5000Hz の辺りで騒音が大きく低減されている事が確認できた。

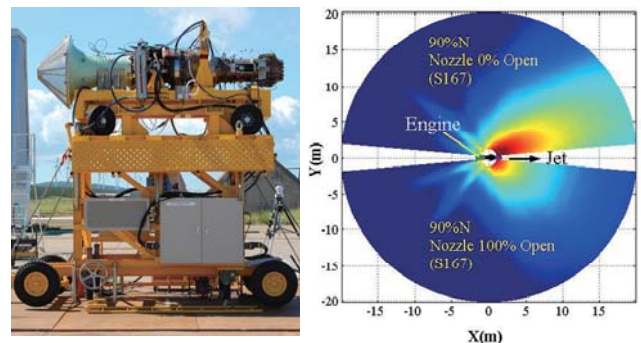


図 5 高所可変スリット形態での騒音計測結果

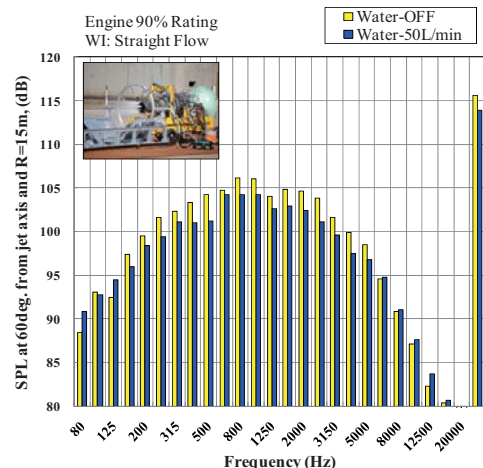


図 6 低所排気内水噴射騒音計測試験結果

風洞技術による航空宇宙研究開発への寄与

研究開発本部 風洞技術開発センター

伊藤 健、浜本 滋、中北和之、永井伸治、満尾和徳、藤井啓介、渡辺重哉

1. はじめに

航空機の開発において、空気の力を的確に活用するための空力設計は最も重要な課題の一つである。空力性能の確認、向上を目指し、実験によりデータを取得するためには、空気の流れを作り出す風洞試験設備が必要不可欠である。JAXA は、日本の空力試験評価の役割を担う中心的な機関として、航空機や宇宙機の研究開発に必要な風洞設備と風洞技術の研究開発を行っている。本報告では最新の風洞技術と、それらが研究開発にどのように寄与しているかについて紹介する。

2. 風洞の役割

国内では、航空機および宇宙機的设计開発における最終的な空力性能評価は、JAXA 風洞群で行われている^[1]。具体的には、計画段階含む旅客機や宇宙往還機、ロケット、防衛省機や飛翔体など、国産機のほとんどは JAXA 風洞群で試験されてきた。研究開発の終了後も、問題発生時の現象確認や改良のため、基準となる風洞試験模型が長年に渡り試験され続けることも多い。これらの試験には、実機の運用面での安全性を確認するものも含まれている。

ところで、風洞は、その風速の範囲毎に分類され、多様な種類の設備が存在する。速度の遅い方から順に、離着陸時の特性を調べる低速風洞、巡航時の性能評価のための遷音速風洞、超音速旅客機や戦闘機を中心とした音速より早い速度を試験するための超音速風洞、宇宙機につながる領域の音速の数倍から十倍以上の流れを作り出す極超音速風洞、大気圏再突入の空力加熱環境の試験を行う高エンタルピ風洞などがある。JAXA は、航空機および宇宙機的设计開発における要請に応えるため、全ての速度領域での試験を可能とする設備を維持運営すると共に、これらを活用するための風洞技術の研究開発を

行っている。以下では、風洞技術として、風洞制御や気流計測などの技術開発と、研究開発成果への寄与として、過去および現在の風洞試験を、風洞技術の視点から、風洞毎に紹介する。

3. 風洞技術の研究開発と空力試験への寄与

3.1 低速風洞

主として航空宇宙機の離着陸性能を評価する試験設備である低速風洞として、JAXA には 6.5m×5.5m(LWT1)、および 2m×2m(LWT2)の測定部を持つ風洞がある。LWT1 は日本の航空機用風洞として最大の大きさを持ち、その大きさを生かして離着陸時の高揚力装置の詳細な形状を正確に模擬した風洞試験模型での試験が可能である^[2]。また、低速風洞では、各種の先進的な計測技術の研究開発が行われ、特に PIV (粒子画像速度計測) 技術^[3]や、音源探査技術^[4]を活用して、これまで計測できなかった気流の速度や、騒音源の位置の計測が可能となっている。大型風洞である LWT1 への応用と実用が進められると同時に、PIV 技術については、遷音速や超音速領域へ、また平均流データから時系列データへ、その適用範囲を広げている。



図1 LWT1 における高揚力装置模型の空力評価

具体的には、国産旅客機チームの空力騒音試験、超音速機チームの離着陸特性試験、宇宙科学研究所の再使用観測ロケット試験、MHI/JAXA 共同研究での MRJ 空力研究試験など

JAXA内外のプロジェクトで風洞試験を実施し、その中で、定常 PIV/時系列 PIV 技術を活用して計測を分担し、計測データの提供や共同研究を行っている。これまで見る事のできなかった流れ場や音源を定量的に示すことで、新たな機体開発における高揚力装置やデバイスの開発、その取付け位置の設定などに直接活用されている。

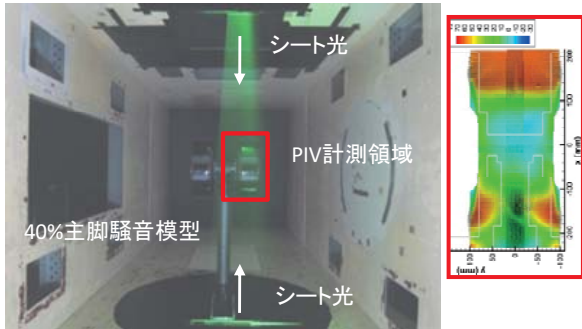


図 2 PIVによる脚模型の流速計測

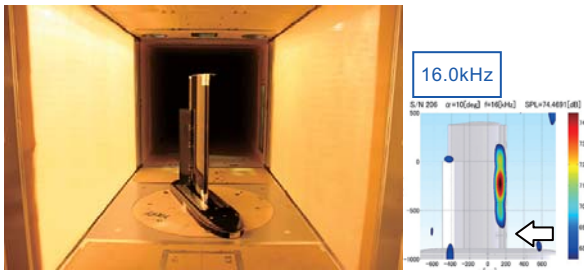


図 3 無響カートにおける高揚力装置騒音の音源探索計測

3.2 遷音速風洞

巡航時の揚力および抵抗の性能評価は、航空機の航続距離や搭載量に直結する重要な課題である。巡航するジェット旅客機の飛行状態を模擬する JAXA 2m×2m 遷音速風洞(TWT1)は、日本最大の連続循環式遷音速風洞である。特に、遷音速領域の抵抗評価は、航空機の性能に直結する重要なデータとなることから、航空機設計では最も重要な試験である。一方で、その誤差の大小は設計にインパクトを与える大きな問題である。その要因としては、温度変化による天秤のゼロ点シフト、風洞基準量、ベース圧等の計測手法、気流変動（主にマッハ数変動）、天秤の校正手法、温度変化による天秤の感度シフト、支持干渉、壁干渉等の補正手法、気流の質（一様流マッハ数のずれ、偏流角）、気流条件（レイノルズ数）など、風洞技術の基盤的な要素がいくつか存在するが、これらを充分小さく押さえ込むことは容易ではない。世界的には、抵抗係数においては一万分の1のレベルの精度が要求

され、欧米の厳しい民間機開発の中ではそのレベルを実現しているが、日本も MRJ 設計開発を成功に導くため、TWT1 においてもこれらの問題に対処し、必要なレベルの試験精度を実現し、開発ニーズに答えている^[5]。

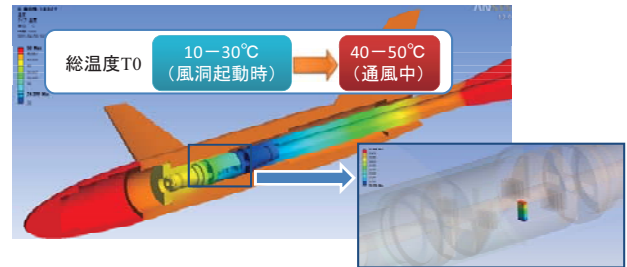


図 4 内装天秤の精度向上のための温度ドリフト解析^[6]

また、計測技術として注目すべき手法に感圧塗料（PSP）があり、遷音速風洞を中心に、各風洞への適用が図られている。本技術は、特に遷音速領域では開発試験へ実用技術として適用され、空力デバイスが揚力面上に与える影響を定量性のある面分布として示すなど、他の計測手法では取得できないデータを提供し、より性能の高い、革新的な航空機設計を可能としている。具体的には、実用(定常)PSP/非定常 PSP 技術では MHI/JAXA 共同研究での MRJ 空力研究試験や JAXA 内プロジェクトでの非定常 PSP 計測など主に TWT1 での試験において、PSP データ提供や共同研究を行っている^[7]。



図 5 感圧塗料による DLR-F6 模型の表面圧力計測 (M=0.75, $\alpha=1\text{deg}$, 上面(左)および下面(右))

3.3 超音速風洞

超音速風洞は、通常、マッハ約 1.4~4 の範囲の気流を生み出す試験設備である。JAXA 研究開発本部では、1m×1m の測定部を持つ間欠吹出式の超音速風洞(SWT1)を運用している。

間欠吹出式超音速風洞では、起動停止特性に関する課題がある。風洞模型は、計測精度、製作精度、試験の自由度の観点から、可能な限りの大きなものが望まれるが、大きさの限界を超えた模型では風洞が不始動を起こし、試験を行

うことができない。JAXA では、この大きさの限界を精度良く推定する手法を研究し、大型模型の設計に活用すると共に、他風洞でも使える技術として提案している^[8]。また、起動・停止時には、模型を通過する衝撃波により、模型に定常状態の数倍もの空力荷重がかかる。この空力荷重を推定／緩和する研究も行い^[9]、薄翼等の模型設計の自由度を増す情報を提供している。

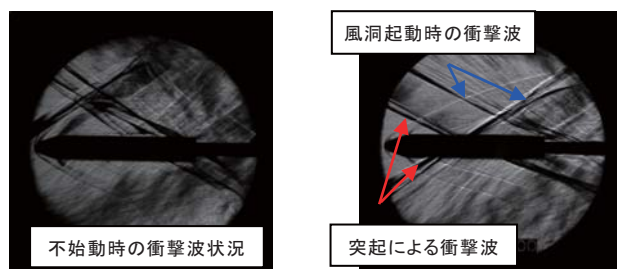


図 6 風洞に取り付けた突起による不始動の回避

また、特に高速風洞試験においては、実機飛行条件より小さなレイノルズ数での試験がほとんどである。そこで、模型表面に粗いラフネスを貼り付け、境界層の性質（層流または乱流）を実機飛行条件に合わせる手法がとられる。一方で、ラフネス自体も抵抗を生じるため、形状やサイズの設定および補正手法が重要となる。JAXA では、実機に近い全面乱流状態とした上で、ラフネス付加抵抗を簡便に補正する手法を新たに提案している。TWT1 との共通マッハ数における共通模型の最小抵抗係数へ適用し、補正手法の検証並びに JAXA 静粛超音速研究機プロジェクトのデータ評価を行っている^[10]。

さらに、試験データ評価には、データの誤差、ばらつきの定量的な指標が必要となる。このため、世界共通の手法に基づく指標である「不確かさ」を、風洞試験データについて推定する手法の研究を行っている。推定した不確かさを、客観的な比較や、寄与の大きな誤差要因の判別と効率的な改善などに活用するとともに、検証を行うことにより、試験の不確かさの分離による流れ現象の発見や、試験結果に基づく設計や飛行試験の判断が可能となる。たとえば、2005年10月に飛行試験を行った SST ロケット実験機では、同年5月までの不確かさを考慮した風洞試験により、形状設計や飛行試験の検討が行われた^[11]。

なお、国内の大型風洞としては、防衛用航空機及び飛翔体の研究・開発のため、防衛省に間欠吹出式の三音速風洞が整備され、2006年より

運用が始まっている。JAXA では、この三音速風洞と、共通模型を用いた対応風洞試験を行っている。そして、過去の技術蓄積や両風洞の特性を活かした連携がなされつつある。さらに JAXA は、研究開発基盤と一体となった先進風洞技術開発を担っており、その風洞群は引き続き重要な役割を担い続ける。



図 7 静粛超音速研究機によるラフネス高さ評価

3.4 極超音速風洞

極超音速風洞は、マッハ 5～10、あるいはこれを超える非常に速い気流を生み出し、超音速旅客機よりさらに速い極超音速機や、大気圏外の衛星軌道から帰還してくる宇宙往還機や大気圏再突入カプセルの空力特性試験などが行われる。JAXA では、マッハ 10 の 1.27m 極超音速風洞(HWT2)とマッハ 5～9 の 0.5m 極超音速風洞(HWT1)が整備され、基盤的な研究を支えてきた。先進的な研究開発プロジェクトを立ち上げるために必要不可欠な設備であり、近年では計画検討中のカプセル形状の大気圏再突入機の熱・空力特性把握に積極的に活用されている^[12]。

たとえば、このカプセルの設計においては、姿勢制御等に用いるガスジェット (RCS) 干渉の把握が重要な課題の一つである。これまでは個別形状に対してその RCS 干渉量の大きさを実験的・数値的に確認、評価していたのが実情であり、RCS 干渉に関する知見自体が不足している。干渉量の予測・評価を迅速・効率的に行う技術を獲得するため、力計測のみでなく、ジェット干渉の生じている三次元流れ場を総合的に把握できることが必要であり、表面加熱率分布計測、表面圧力場計測に加え、三次元密度場計測などを複合的に行い流れ場自体の確認を可能にする技術が有効である。具体的には、RCS 干渉に関する空力加熱計測法や、PSP を活用した先進的な圧力分布計測技術適用の試み、気流の

密度を計測するシュリーレン画像を3次元的に捉えるCTシュリーレン法など、先進的な技術開発の適用を進めている。

技術レベルとしても、表面圧力場計測としてPSPによる計測はRCS干渉場といった低圧・耐熱性・温度感度の問題から極超音速風洞における適用に関しては国内では成功例が見当たらず、世界的に見ても最近数例の報告がなされているにとどまっている。CTシュリーレン法については、三次元密度場計測として、風洞におけるジェット干渉のような密度変化の少ない流れ場への適用・成功例はほとんど無く、技術革新を目指して研究に着手したところである。これらの手法を組合せ、赤外線空力加熱率計測結果と合わせて流れ場を解明し、代表的カプセル形態におけるRCS干渉に関して新たな知見を得ることにより、確実な大気圏再突入の技術を獲得し、設計を推進してゆく計画である。

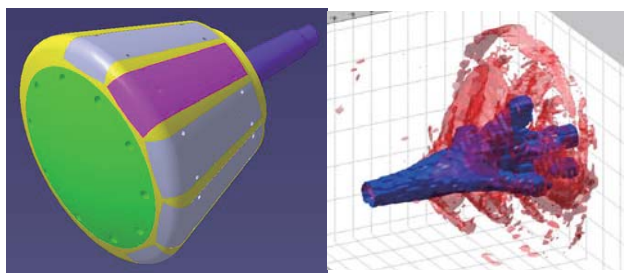


図8 HTV-R 風洞試験模型 (左)

図9 CTシュリーレンによる衝撃波の3次元把握(右)

3.5 高エンタルピ風洞

大気圏再突入時の高い空力加熱環境に耐える技術を研究開発するため、空力加熱試験設備として、高エンタルピ風洞がある。JAXA 研究開発本部には、750kW アーク加熱風洞(AWT)および110kW 誘導加熱プラズマ風洞(PWT)があり、これまで、カーボン/カーボンや耐熱タイルによる再使用型宇宙往還機を中心とした熱防護材の研究が進められてきた。技術的には、加熱に耐える防護材の研究開発と、加熱率の計測評価技術、また、表面触媒性の評価やセラミック材料の研究なども行われ、先進的な熱防護システムの実現に寄与している。特に、近年はカプセル形状での大気圏再突入技術が見直され、これに必要な軽量耐熱材料、アブレータ技術の開発が進められており^[13]、試験設備としても、このような化学反応を伴う材料の試験と評価手法を確

立し、技術開発を支えている。

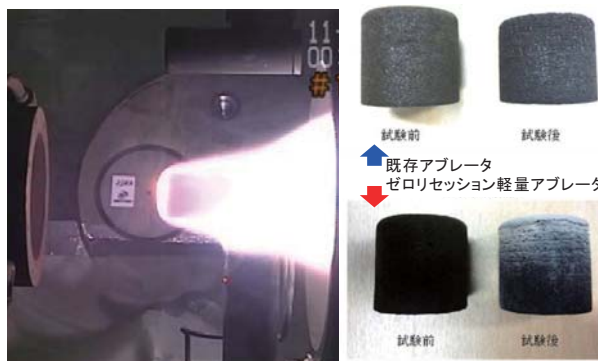


図10 アーク加熱風洞における供試体加熱試験 (左)

図11 ゼロリセッション軽量アブレータの加熱評価(右)

4. まとめ

本報告では、JAXA 研究開発の大型風洞における技術開発の状況と、JAXA 内/外の実際の研究開発への適用先と寄与についてまとめた。宇宙航空分野における最先端の研究開発を進めるためには、これを支えるための高度な風洞技術の研究開発が必要とされているもので、風洞技術開発センターとして、試験ニーズに応え、今後も引き続き風洞技術の向上を図る所存である。

参考文献

- [1]浜本他, “JAXA 風洞群における風洞試験技術について”, JSASS-2011-5163 (第49回飛行機シンポジウム講演集, 以下[4],[5],[6],[8],[10],[13]も同じ), 2011.
- [2]伊藤他, “JAXA 高揚力形態旅客機模型の低速風洞試験(全体概要)”, 第44回飛行機シンポジウム講演集, 2006.
- [3]渡辺他, “大型風洞用粒子画像流速測定(PIV)システムの開発”, 第41回飛行機シンポジウム講演集, 2003.
- [4]浦他, “音源探査解析技術を用いた高揚力装置空力騒音の研究”, JSASS-2011-5103, 2011.
- [5]須谷他, “JAXA 2m×2m 遷音速風洞(JTWT)における精度向上の取り組み”, JSASS-2011-5167, 2011.
- [6]香西他, “低熱膨張材を用いた高速風洞用内挿式六分力天秤の試作”, JSASS-2011-5169, 2011.
- [7]Nakakita, K., et al., “Practical Pressure-Sensitive Paint Measurement System for Industrial Wind Tunnels at JAXA”, Meas. Sci. Technol. 17, 2005, pp. 359-366.
- [8]赤塚他, “超音速風洞の不始動予測”, JSASS-2011-5170, 2011.
- [9]飯島他, “突起を用いた起動停止荷重低減法の検討”, 第47回飛行機シンポジウム講演集, 2009.
- [10]飯島他, “JAXA 遷・超音速風洞におけるラフネス付加抵抗の補正法について”, JSASS-2011-5171, 2011.
- [11]永井他, “超音速風洞での空力係数の不確かさ”, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.54, No.634, 485-491, 2006.
- [12]藤井他, “HTV-R 回収カプセル風洞試験計画について”, 第55回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2011.
- [13]青木他, “ゼロリセッション軽量アブレータの試作とアーク加熱風洞による評価”, JSASS-2011-5124, 2011.

赤外線天文衛星「あかり (ASTRO-F)」

宇宙科学研究所 赤外線・サブミリ波天文学研究系
村上 浩

1. はじめに

「あかり」は、2006年2月にM-Vロケット8号機で打上げられた、日本では初の赤外線天文衛星です^[1]。搭載した反射望遠鏡と赤外線観測装置全体を液体ヘリウムにより極低温に冷却することにより、天体からの微弱な赤外線を検出できる高い感度を実現しています。

私たちが初めて人工衛星を使って赤外線で天体を観測したのは、1995年にHII試験3号機で打上げられたSpace Flyer Unit (SFU)でした。実験装置の一つとして搭載される小さな赤外線望遠鏡 Infrared Telescope in Space (IRTS)^[2]のために、様々な技術が開発されました。「あかり」は、ここで習得した技術を基礎に開発されました。

「あかり」は今年6月に観測を終了するまでの間に膨大なデータを取得し、その解析は現在も続けられ、新しい宇宙像を見せてくれています。ポスターでは「あかり」に用いられた各種の技術と、天文学的成果の一部をご紹介します。

2. 「あかり」の概要

「あかり」は高さ約3.7mの衛星で、望遠鏡や観測装置を納めた約2.7mの冷却容器が、1mのバス部の上に載った形状をしています。重量も約半分は冷却容器が占めています(図1)。衛星本体の主要諸元は表1の通りです。

3. 「あかり」の観測装置

3.1 極低温冷却系

「あかり」では、望遠鏡を6K以下、赤外線センサーの一部を2K以下に冷却する必要があり、超流動液体ヘリウム1700を搭載しました。また無負荷では13Kまでの冷凍能力を持つ宇宙用スターリングサイクル冷凍機を搭載し、放射冷却も活用することで熱侵入を低減し、液体ヘリウムの保持期間を約2倍に延ばしています。過去の赤外線天文衛星に比べると、数分の1

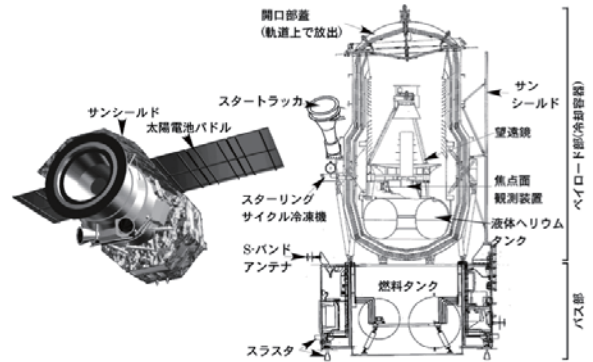


図1 「あかり」概要

表1 「あかり」衛星主要諸元

質量	952 kg (打上げ時、Wet)
サイズ	2026×1880×3675 mm (打上げ時)
太陽電池パドル	固定2翼、発生電力 940 W (3年後)
バッテリー	Ni-MH、22AH、1系統
通信系	S帯(コマンド受信、低速テレメトリ)、X帯(高速テレメトリ、4Mbps)
姿勢制御	3軸姿勢制御(指向精度1")
推進系	1液(3N×4)・2液(20N×4)デュアルモード(調圧式)
軌道	太陽同期軌道/昼夜境界帯周回 軌道高度: 約700 km (円軌道)

〜10分の1の液体ヘリウムで同等の冷却寿命を実現する高効率の冷却系です^[2]。「あかり」の液体ヘリウムは設計通り550日の冷却寿命を達成し、液体ヘリウムを全量消費した後も、冷凍機のみによる冷却で一部の観測を継続できる、という冷凍機搭載のもう一つのメリットも実現しました。

3.2 軽量反射望遠鏡

「あかり」望遠鏡^[3]は、有効径68.5cm、F比6のRitchey-Chretien光学系を持つ望遠鏡です。主鏡と副鏡の鏡材に炭化ケイ素SiCを採用し、その高い剛性比を活かして超軽量望遠鏡を実現し

ました。物理径が 71cm の主鏡質量は約 11kg で、硝子を用いた場合に比べると一桁以上の軽量化となっています (図 2)。



図 2 「あかり」望遠鏡
金蒸着面が見えている
のが SiC 製主鏡

3.3 焦点面観測装置

望遠鏡焦点面には 2 種類の赤外線観測装置が搭載されました。一つは遠赤外線サーベイヤー^[4]で、波長 60、90、140、160 μm の 4 波長帯での測光観測と、フーリエ変換分光器による遠赤外線分光観測の機能を持っています。検出器には、情報通信研究機構、名古屋大学、東京大学等と共同で開発した、ゲルマニウムを用いた光伝導検出器アレイが用いられました。もう一つの観測装置は近・中間赤外線カメラ^[5]で、3 台のカメラから成り、約 2 μm から 24 μm に渡る 9 つの測光波長帯と、プリズムやグリズムを用いた分光機能を備えています。検出器は米国製で、InSb フォトダイオードアレイと、Si:As を用いた (BIB 型と呼ばれる少し特殊な) 光伝導検出器アレイが使われています。

4. 軌道上での運用と科学的成果

「あかり」は打上げから液体ヘリウムを全て消費するまでの約 1 年半の間に、天球の 96% 以上をカバーする「全天サーベイ」(連続的な天球のスキャンによる) と、5,000 回を越える指向観測 (1 回約 10 分間、特定天体に望遠鏡を固定しての撮像/分光観測) を行いました。液体ヘリウムを消費した後も、冷凍機冷却により波長 2~5 μm での指向観測を 12,000 回以上実施しました。「あかり」が赤外線で見えた宇宙の姿の 1 例が図 3 です。オリオン座と冬の天の川が写っています。私たちが目で見える星空とは似ても似つかない宇宙の姿です。「あかり」の全天サーベイ観測からは、130 万個を越える天体を含む天

体カタログが世界の研究者に公開され、さらに信頼性や天体数の向上に向けてデータ処理が進んでいます。図 3 のような画像の全天版も来年には公開される見込みです。

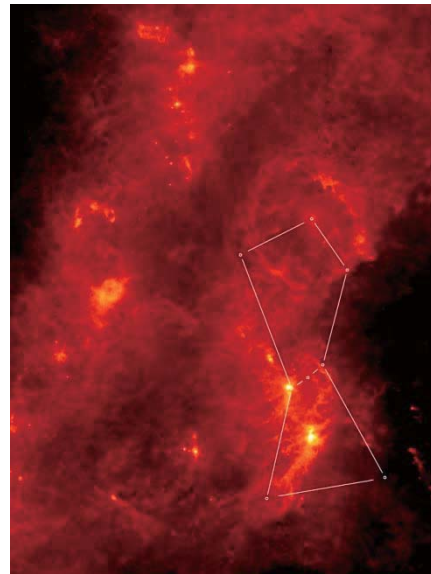


図 3 波長 140 μm で見たオリオン座と冬の天の川

参考文献

- [1] H. Murakami et al., “The Infrared Astronomical Mission AKARI”, Publ. Astron. Soc. Japan 59, S369-S376 (2007)
- [2] T. Nakagawa et al., “Flight Performance of the AKARI Cryogenic System”, Publ. Astron. Soc. Japan 59, S377-S387 (2007)
- [3] T. Onaka et al., “In-orbit focal adjustment of the AKARI telescope with and without liquid helium cryogen”, Space Telescopes and Instrumentation 2008: Optical, Infrared, and Millimeter. Edited by Oschmann, Jacobus M., Jr.; de Graauw, Mattheus W. M.; MacEwen, Howard A. Proceedings of the SPIE, Volume 7010, pp. 70102X-70102X-9 (2008)
- [4] M. Kawada et al., “The Far-Infrared Surveyor (FIS) for AKARI”, Publ. Astron. Soc. Japan 59, S389-S400 (2007)
- [5] T. Onaka et al., “The Infrared Camera (IRC) for AKARI - Design and Imaging Performance”, Publ. Astron. Soc. Japan 59, S401-S410 (2007)

太陽観測衛星「ひので」の科学成果

宇宙科学研究所 宇宙科学共通基礎研究系
坂尾太郎、ほか「ひので」プロジェクトチーム

1. 「ひので」の概要

わが国3機目の太陽観測衛星「ひので」^[1] (図1) は、2006年9月にJAXA内之浦宇宙空間観測所から打ち上げられてより、今日まで、光球-彩層-コロナという太陽大気各層にわたり、数々の新しい発見をもたらしている。「ひので」には以下の3台の観測装置が搭載されており、日々、最新の太陽データを地上に送り続けている。

- (1) 0.2-0.3 秒角の回折限界分解能で太陽表面(光球面)の3次元磁場ベクトルを精密に計測できる可視光磁場望遠鏡 SOT (Solar Optical Telescope)
- (2) コロナ中の100万度の低温プラズマからフレアで発生する1000万度を越える高温プラズマまでを、太陽観測用として過去最高の空間分解能(1秒角/CCDピクセル)で撮像観測できる軟X線望遠鏡 XRT (X-Ray Telescope)
- (3) コロナのプラズマが放射するEUV輝線を撮像分光観測し、これまでの同種の装置に比べて空間分解能や速度検出能力を大幅に向上させたEUV撮像分光装置 EIS (EUV Imaging Spectrometer)

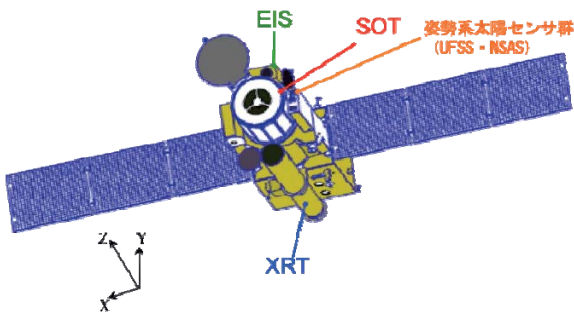


図1 「ひので」衛星の外観

「ひので」搭載の3機器の装置諸元を表1にまとめる。

2. 「ひので」の成果概要

図2に代表的な「ひので」の成果を、太陽面上の構造(XRTで撮像した太陽軟X線コロナ画像)と対比させて示す。「ひので」のもたらした科学成果は、太陽の黒点およびその上空コロナである活動領域、太陽の静穏領域、また、極域のコロナホール、等々、太陽の広範な領域におよび、太陽物理学の広汎な分野に大きな影響をおよぼしている。さらに、太陽風の発生機構の研究などを通じ、太陽圏物理学と関連した研究も活発に進められている。

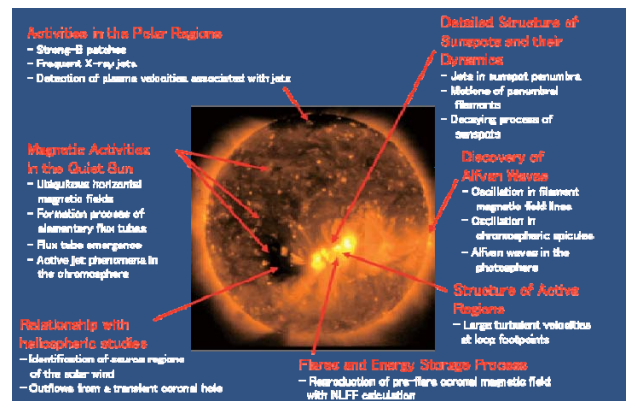


図2 「ひので」の成果概要

「ひので」を用いた査読付き論文数は、2010年12月の時点で392編を数え、「ひので」全デ

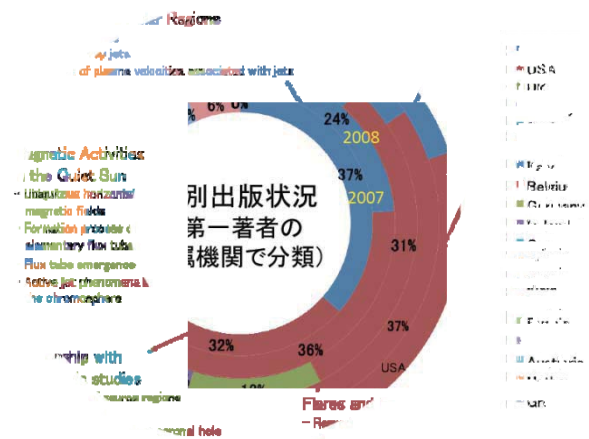


図3 「ひので」論文の国別出版状況

表 1 搭載観測機器の装置諸元

SOT	
光学系	アポナティック・グレゴリアン 口径 50 cm
観測波長	広帯域フィルター系(BFI) : CN I (3883.0)、Ca II H (3968.5)、CH I (4305.0)、Blue (4504.5)、Green (5550.5)、Red (6684.0) 狭帯域フィルター系(NFI) : Mg Ib (5172.7)、Fe I (5250.2, 5247.1, 5250.6)、Fe I (5576.1)、Na D (5895.9)、Fe I (6302.5, 6301.5)、H I (6562.8) 偏光分光装置(SP) Fe I (6302.5, 6301.5)
磁場測定精度	Longitudinal: 1-5 G Transverse: 30-50 G
撮像頻度	~10 s - 1 hr ^(*) (*) Stokes フルプロファイル取得時
観測視野	218" × 109" (BFI) 328" × 164" (NFI) 320" × 164" (SP)
XRT	
光学系	Wolter I型 X線光学系(多項式表面; 口径 35 cm)およびコアライント用可視光望遠鏡
観測波長	X線 : 2-200 Å 可視光 : G-Band (4305 Å)
温度分解能	$\Delta \log T : 0.2$ (等温プラズマに対して)
撮像時間	1 ms - 65 s
観測視野	2048" × 2048"
EIS	
光学系	多層膜ミラーと concave グレーティングによるオフセットパラボロイド。口径 15 cm。
観測波長	170-210 Å ($\lambda / \Delta \lambda \sim 4000$) 250-290 Å ($\lambda / \Delta \lambda \sim 4600$)
速度分解能	ドップラー速度 : 3 km/s ライン幅(乱流速度) : 20 km/s
撮像時間	フレア時 ms、活動領域 ~10 s
観測視野	590" × 512"

一タの即時完全リリース(2007年5月末)以降、

ほぼ3日に1編の割で論文が出版されている状況である。また、筆頭著者の国別分布(図3)を見ると、初期は観測装置を開発した日本・アメリカ・イギリスが筆頭著者の大半を占めていたのに対し、近年は(1)中国、インド、韓国など、日本以外のアジア諸国の増加、(2)ドイツ、スペインなど、イギリス以外のヨーロッパ諸国の増加、が顕著な傾向として認められ、これは解析ソフトをともなった、観測データの全面公開を通じて、「ひので」が世界中の太陽研究者に開かれた軌道上太陽天文台として機能している一例と言える。

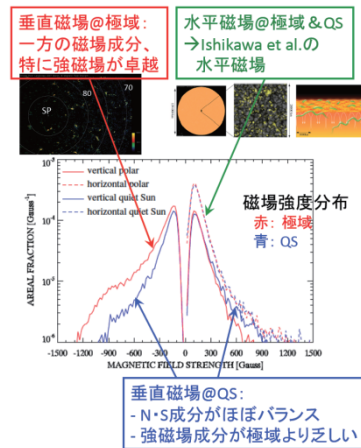


図 4 極域と赤道域静穏領域の磁場分布の違い

観測成果の一例を図4に示す。SOTの持つ、3次元磁場ベクトルの精密測定能力を用いて、太陽の極域と、赤道付近の静穏領域という、ともに「静穏」な領域の磁場に、質的な違いがある(極域にのみ、光球面に垂直な強磁場成分が卓越)ことを明らかにしたもので^[2]、極域のこの強磁場が太陽活動周期の中でどのような盛衰を示すのか、現在、精力的な観測が進められている。太陽は長く続いた活動低調期をようやく脱し、徐々に活動を上昇させつつある。今後、太陽フレアの観測的研究などでさらに成果がもたらされると期待している。

参考文献

[1] Kosugi, T., et al.: "The *Hinode* (Solar-B) Mission: An Overview", *Solar Physics* 243 (2007), pp. 3-17.
 [2] Ito, H., et al.: "Is the Polar Region Different from the Quiet Region on the Sun?", *Astrophys. J.* 719 (2010), pp. 131-142.

CO₂ 排出削減を目指した将来旅客機の概念検討

航空プログラムグループ 国産旅客機チーム
野村聡幸

1. はじめに

地球温暖化抑制のために低炭素社会への転換が喫緊の課題となっている。IATA によれば航空機の排出する CO₂ は世界全体の排出量の 2%と小さいが、航空輸送の今後の拡大と自動車の CO₂ 排出削減の進展により、航空機産業にも CO₂ 排出削減に向けた一層の取り組みが求められるだろう。

我が国は二次電池及び燃料電池の技術開発で世界をリードしているが、これらの技術を活用して CO₂ 排出ゼロで飛行し、かつモーターグライダーより大型で旅客輸送を担える航空機が将来的に成立可能かを検討した。

また、オープンローターは高い推進効率により大幅な燃料消費量削減 (CO₂ 排出削減) が期待される一方で、大きなファン騒音を発生するという問題がある。このファン騒音を機体形状の工夫で遮蔽し、低騒音と CO₂ 排出削減とを両立させた旅客機が成立可能かを検討した。

2. 燃料電池推進系の重量推算

既存機の機体形状は保ったまま、ターボプロ

ップ等の既存推進系を電動機、燃料電池等で構成される同出力の燃料電池推進系に換装することを考え、この燃料電池推進系の重量を推算する。なお、この推算にあたっては、年代別に 3通りの技術レベル (2008 年のレベル、文献等から推測される 2020 年のレベルと 2030 年のレベル) を設定した。

推進系換装の対象として 3 種類の機体を考えた。ビーチクラフト・ボナンザ A36 (乗員 1 名、旅客最大 5 名) に 1 時間の遊覧飛行を、ドルニエ Do228-212 (乗員 2 名、旅客最大 19 名) に調布-神津島線 (飛行時間 40 分) と同様の飛行プロファイルを、ボンバルディア Q400 (乗員 2 名、旅客最大 78 名) に伊丹-高知線 (飛行時間 40 分) と同様の飛行プロファイルを設定した。

図 1 は燃料電池推進系の概略図である。この推進系を構成する各要素に対し、2008 年、2020 年、2030 年の技術レベルを適用して重量を推算し、各要素の重量を積算して推進系の総重量を求めた。

A36 燃料電池推進系の年代別の総重量とその内訳を図 2 に示す。2020 年の総重量は 2008 年

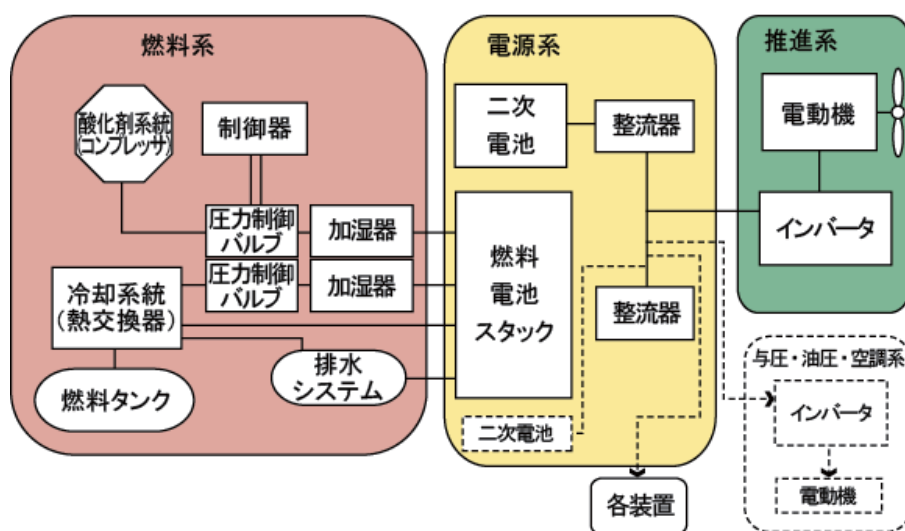


図 1 燃料電池推進系の概略図

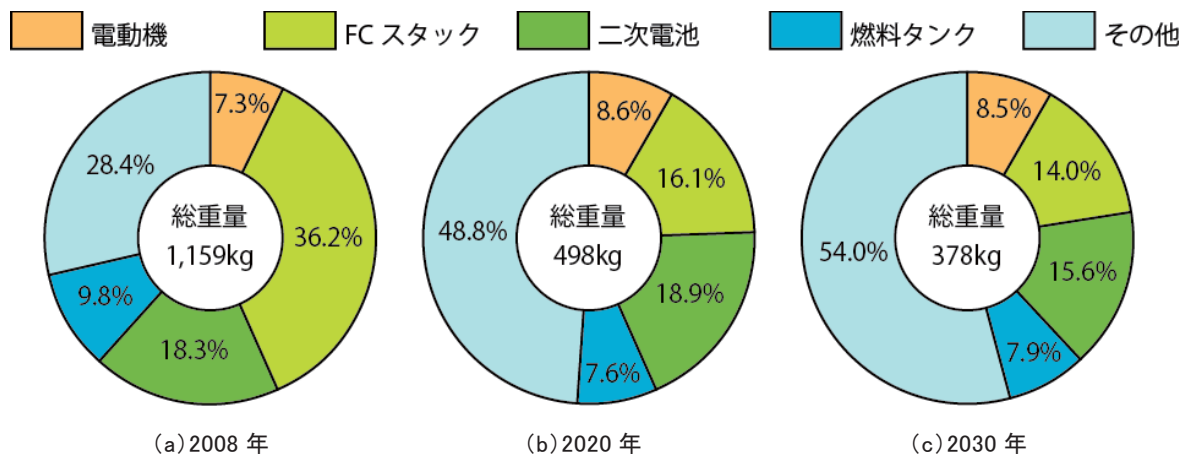


図 2 A36 燃料電池推進系の総重量とその内訳

の 43%、2030 年の総重量は 2008 年の 33%となる。2008 年の技術レベルでは燃料電池スタックが突出して重い、2020 年以降は二次電池が最も重い要素となる。重量出力密度及び効率の向上により、燃料電池スタックは 2020 年に飛躍的な軽量化が見込まれ、総重量に占める割合も一気に小さくなる。一方、他の主要要素も性能向上により軽量化は進むが、総重量に占める割合は年代によらずほぼ一定となる。

Do228 燃料電池推進系の総重量の推移も A36 と同様になる。一方、Q400 燃料電池推進系は離陸・上昇でエネルギーを供給する二次電池が大量に必要であり、年代を経ても他の 2 機ほどには軽くはならない。

既存推進系と燃料電池推進系とで重量を比較し、燃料電池推進系の重い分だけ既存機のペイロードから減じることで、燃料電池機のペイロードを推算する。A36 燃料電池機は 2020 年に既存機の 73%のペイロードが、2030 年に既存機の 94%のペイロードが期待できる。Do228 燃料電池機も 2020 年に既存機の 50%のペイロードが、2030 年に既存機の 86%のペイロードが期待できる。一方、Q400 燃料電池機は 2030 年の技術レベルをもってしてもペイロードを確保できないという結果になった。

本節の内容は参考文献[1]に詳しい。

3. オープンローター旅客機の成立性検討

3.1 機体の概念設計

JAXA Open-Rotor Craft (JORC) の基本コンセプトを下記の流れで固めた。

- ・ファン騒音遮蔽のためにオープンローターを主翼上面にマウント。
- ・安全性及び客室騒音を考え、ファン位置が客席よりも後方になるようにオープンローター及び主翼を配置。
- ・機体重心と主翼空力中心のオフセット、尾翼モーメント・アームの短縮により、離陸時の引き起こしが困難になると推測。
- ・T 尾翼とカナードを備えた 3-surface の機体形状を採用。

JORC は今後の市場拡大が見込まれる 120 席級とし、快適性と乗降容易性を考えて、横に 2 席+通路+3 席+通路+2 席の座席配置が 18 列並ぶ客室レイアウトとした。胴体断面は胴体の濡れ面積削減のために横にダブルバブルとなっている。JORC のスケッチ形状を図 3 に示す。



図 3 JORC スケッチ形状

Raymer の手法^[2]に基づいて JORC の概念設計を行った結果を、エアバス A319 の推算値とともに表 1 に示す。表中の「要求満足」とは、ミ

表 1 JORC 性能一覧

要求項目	設計要求	A319推算値	スケッチ形状		ベースライン機		策定機体	
			金属材料	金属材料	新材料	金属材料	新材料	
主翼面積	-	117.5m ²	160.0m ²	144.3m ²	144.3m ²	124.0m ²	118.0m ²	
エンジン推力	25,000lb × 2	25,000lb × 2	25,000lb × 2	25,000lb × 2	25,000lb × 2	21,100lb × 2	18,400lb × 2	
離陸重量	-	74.4ton	68.2ton	70.3ton	65.9ton	66.8ton	61.5ton	
巡航性能	2,300nm	-	要求満足	要求満足	要求満足	要求満足	要求満足	
離陸滑走路長	1,800m ^{※1}	-	1,722m	2,032m	1,786m	2,538m	2,594m	
着陸滑走路長	1,500m ^{※2}	-	1,808m	1,993m	1,902m	2,151m	2,098m	
燃料消費量	-	20.2ton	18.8ton	18.4ton	17.6ton	17.6ton	16.4ton	

※1 設計要求を見直し、2,600mとした。 ※2 設計要求を見直し、2,300mとした。

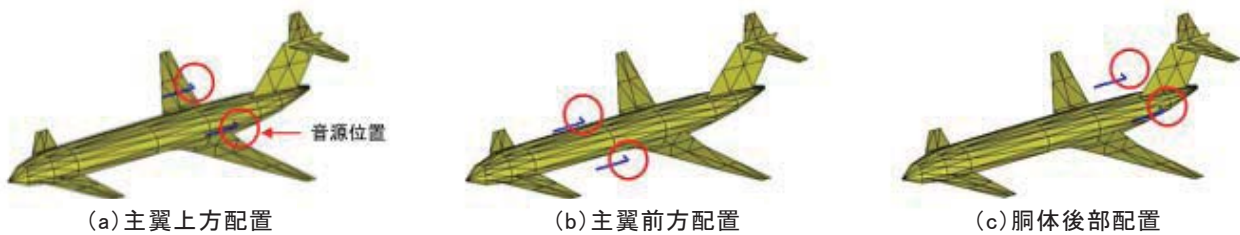


図 4 JORC 音響解析モデル

ッション(2,300nmの巡航、0.5時間のロイター、200nmの代替空港への飛行)に必要な燃料を積載できることを意味する。JORCのスケッチ形状では離陸時の引き起こしが困難なため、形状修正を行ったのがベースライン機である。ベースライン機については金属材料機と新材料機を考え、それぞれに対して主翼面積と離陸推力のトレード・スタディを実施し、離陸重量が最小となる策定結果を得た。

新材料機の策定結果では、離陸重量及び巡航SFCがA319よりかなり小さいにもかかわらず、燃料消費量がA319の19%減にしかならなかった。これはJORCの低い空力性能に原因があり、空力性能向上のための設計変更が今後の課題である。

本節の内容は参考文献[3]に詳しい。

3.2 ファン騒音の予測

オープンローターの離着陸時のファン騒音をNASA等による1980年代の実験データを基にモデル化し、この音源モデルをJORCに3通りに配置して(図4)、ICAOで定められた3点での騒音レベルを推算した(表2)。なお、表2にはエンジン単体の場合の騒音レベルと、1980年代

表 2 ICAO 3点での騒音レベル (EPNdB)

	離陸直下	離陸側方	着陸進入
エンジン単体	93.1	96.8	97.9
主翼上方配置	87.4	92.5	91.2
主翼前方配置	93.1	98.1	97.9
胴体後部配置	93.4	96.1	98.3
UDF/MD-80	91	96	97

の飛行試験^[4]から推算されたUDF/MD-80の騒音レベルも併せて示す。UDF/MD-80がICAO Chapter 3を辛うじて満足する程度の騒音レベルであったのと比べて、JORCの主翼上方配置はICAO Chapter 4を余裕を持って満足する可能性がある。

本節の内容は参考文献[5]に詳しい。

参考文献

- [1] 野村聡幸, 高橋則之, 久 真司, 宮原 啓, 高桑 真: 燃料電池航空機に関する基礎的な成立性検討, 第47回飛行機シンポジウム, 2009.

- [2] Raymer, D. P.: Aircraft Design: A Conceptual Approach Fourth Edition, AIAA Education Series, 2006.
- [3] 野村聡幸, 園田精一, 鈴木 互, 木村敏之, 浅野宏佳, 葉山賢司: オープンローター旅客機概念設計, 日本航空宇宙学会第42期年会講演会, 2011.
- [4] Nichols, H. E.: UDF Engine/MD-80 Flight Test Program, AIAA Paper 88-2805, 1988.
- [5] 葉山賢司, 深田悟志, 磯谷和秀, 野村聡幸: オープンローター旅客機の騒音予測, 日本航空宇宙学会第42期年会講演会, 2011.

JAXA のターボ要素技術開発の取り組み

航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム

正木大作、二村尚夫

研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター

西澤敏雄

1. はじめに

JAXA でのターボ要素の実機レベルでの新規開発は、その前身の航空宇宙技術研究所 (NAL) が国産ターボファンエンジン FJR710 に搭載するため要素実証研究を積極的に行っていた昭和 50 年代以降ながらく停滞状態に近い状況であったが、JAXA はターボ要素の研究開発を本格的に再開するため、平成 18 年度から回転要素試験設備の整備を進め、またターボ要素高負荷化の実証研究の一環として高負荷ファン試験供試体を新規開発して実証試験を進めてきた。

JAXA の現在のターボ要素技術開発の取り組みを以下に概観する。

2. 回転要素試験設備

回転要素試験設備はジェットエンジンを構成するファンや圧縮機を要素単体で試験を行い、研究開発のための各種計測を行える試験設備である (図 1)。この設備では機能確認試験、空力性能試験、作動安定性試験など、ファンや圧縮機をジェットエンジンに組み込むために必要となる様々な事前確認や性能評価を行う。本設備は 8MW 出力の小流量高压系と 2.2MW 出力の大流量低压系の 2 系統を有しており、現在は主に 2.2MW 系を用いて JAXA が新規開発した遷音速高負荷ファンの試験を実施している。

3. 遷音速高負荷ファン供試体

3.1 ターボ要素高負荷化の研究とファン設計

JAXA では現在「クリーンエンジン技術の研究開発計画」において地球温暖化に影響があるとされる二酸化炭素 CO_2 の排出削減のための研究開発も行っている。ファン・圧縮機がエンジンにもたらす総圧力比 (OPR) は、エンジンサイクル効率の主要な変数の一つであり、OPR を向上させて燃費を良くすることは燃料消費の削減、ひいては CO_2 の排出抑制に繋がる。またファン・圧縮機の 1 段当たりの圧力比 (段

圧力比) を高めて高負荷化し、段数を低減できればエンジンにおいて相当の割合を占めるファン・圧縮機の重量を削減でき、燃費の向上につながり、やはり CO_2 排出を削減できる。しかし、そうした高負荷化は、高効率を維持する事が難しく、また一般的に失速やサージといった非定常不安定現象に対する安定作動範囲のマージン (失速余裕) が減少する傾向があり、ファン・圧縮機の高負荷化と高効率・安定作動を両立させるためには、これらの課題を設計段階で解決する事が必要である。

また燃費や温室効果ガスだけでなく、空港周辺の騒音に対する環境規制も強化され続けており、ファン騒音は騒音源の一つとして主要な研究対象となっている。ファン騒音を減らすためには、騒音源である翼先端の衝撃波や動静翼干渉を弱める必要があるが、そのためには翼先端周速を下げ、また動翼枚数を少なくする方がよい。一方エンジン全体性能のためには圧力比は維持しなければならず、翼の負荷は高くなる。したがって高負荷化の研究は低騒音化技術にも密接に関わっている。

JAXA ではこのような高負荷化技術/失速余裕拡大技術/低騒音化技術を開発実証するための試験に用いられる遷音速高負荷ファン供試体の設計製作を平成 16 年度以来進めてきた (図 2)。このファンは数値流体力学 (CFD) を重点的に駆使して設計が行われた。設計点での圧力比 1.6 を得るため翼先端ではマッハ 1.3 にもなる周速が必要で、一方これにより先端付近で生ずる衝撃波を弱め、損失を低減して高い効率を達成するため 3 次元翼型を採用しており、直径は 50cm で推力 1t 級のターボファンエンジンのファンに相当する高負荷遷音速ファンである。主要諸元を表 1 に示す。

3.2 ファン供試体と性能計測

回転要素試験設備を用いて上述のファン単体で行われる試験は電動モーターでファン供試体を駆動し、

各回転数で性能マップと呼ばれる圧縮機性能特性を取得するのが基本である。性能マップを取得するのに必要な状態量は、回転数、空気流量と圧力比、効率の算出に必要な全圧・全温計測の4つである。また圧縮機は高速回転体であるため、振動や軸受温度など性能とは直接関係しないものの試験を安全に実施するためにモニターが必要な各種振動監視や温度監視などが加わる。図3にファン供試体の計装例を示す。



図1 回転要素試験設備概観



図2 遷音速高負荷ファン供試体

表1 遷音速高負荷ファン主要諸元

チップ周速	1,400ft/s(426m/s)
ファン外径	500mm
回転数	16,300rpm
ハブチップ比	0.352
設計流量	32.5kg/s
ファン動翼圧力比	1.626
動翼効率	87.4%
ファン駆動動力	1,604KW
段圧力比	1.6002
段効率	84.6%
動翼チップ流入 Mach 数	1.41
動翼枚数	22
静翼枚数	58

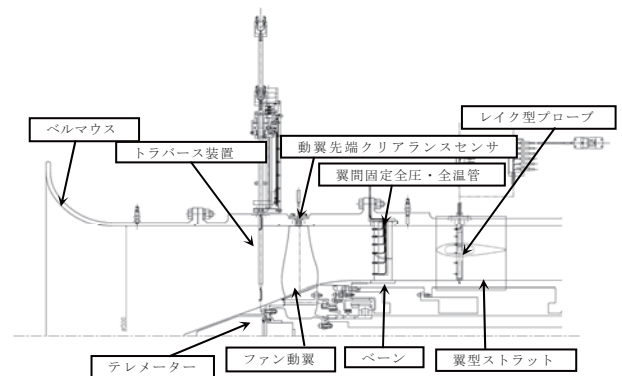


図3 遷音速高負荷ファン供試体計装図

3.3 ファン性能マップの取得

現在遷音速高負荷ファン供試体を用いて性能マップ取得試験を実施中で、供試体は安全に100%回転数を達成し、100%性能マップを取得できた。またファン動翼に関しては設計点性能はほぼ達成できている。現在取得データの解析中であり、これらのデータはCFDの精度検証用にも使用可能なように整備公開される予定となっている。

4. 今後の予定

この遷音速高負荷ファンで得られたデータを元に、より静音性と効率を高めた改良型ファンの設計を行っており、それは動翼枚数を減らし(22→18枚)、チップ周速を下げて(1400ft/s→1300ft/s)効率を向上させファン騒音を減らしつつも、圧力比と安定作動範囲を維持するために動翼をチップ付近で前方スイープさせた翼型となっており(図4)、来年度完成の予定である。

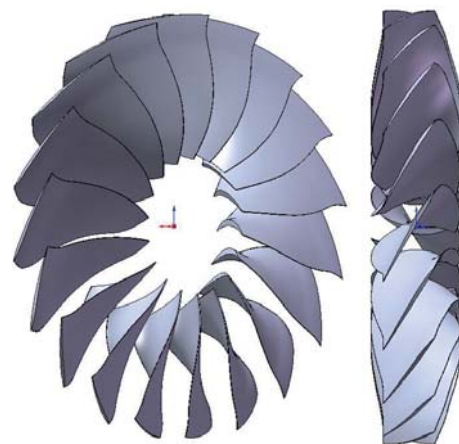


図4 改良型ファン予想図

極超音速機技術の研究

航空プログラムグループ 超音速機チーム
田口秀之、上野篤史、小林弘明、小島孝之、青木卓哉

1. はじめに

現在、JAXA において、長期ビジョン 2025^[1]で目標として掲げた「マッハ 5 クラスの極超音速旅客機（図 1）」に適用する技術の研究を進めている。極超音速旅客機が実現すると、現在 10 時間程度かかる太平洋横断飛行が、2 時間程度に短縮される。この極超音速旅客機の技術課題としては、厳しい空力加熱環境の中でも作動可能な極超音速エンジン技術、揚抗比向上のための空力技術、遮熱構造技術等がある。

マッハ 5 飛行時にエンジンに流入する空気温度は約 1000°C に達するため、既存のジェットエンジンは作動することができず、新しい方式のエンジンを開発する必要がある。そこで、JAXA では、極低温の水素燃料を用いて空気を冷却する方式の極超音速ターボジェットの性能解析^[2]と地上燃焼実験（図 2）^[3]を進めてきた。

一方、極超音速旅客機を実現するためには、離陸からマッハ 5 までの飛行に対応した機体空力形状を導出するとともに、マッハ 5 巡航時の連続的な空力加熱に対応した遮熱構造や熱管理設計を実現する必要がある。

そこで、本研究では、極超音速旅客機の基本仕様を設定した上で、機体空力性能と空力加熱率の評価を行った。また、極超音速ターボジェットの飛行実証に向けた実験機の検討を行った。



図 1 極超音速旅客機の構想図

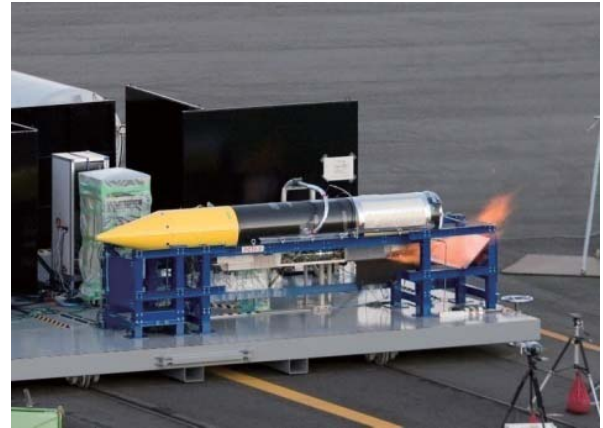


図 2 極超音速ターボジェットの地上燃焼実験

2. 極超音速旅客機の目標システム

極超音速旅客機の目標諸元は、東京大学で開発された複合領域最適設計プログラム^[4]を用いて設定した。このプログラムは、機体形状を変数で定義して、空力特性を簡易推算するとともに、燃料消費量を最小化するための最適飛行軌道を導出する機能を有している。構造重量は過去の極超音速機の実績値を基にした統計式^[5]を使用して算出した。また、制約条件の範囲で、機体規模が最小化するような機体形状変数を導出した。

飛行路線は「東京国際空港（羽田空港）ーロサンゼルス空港」とし、2 時間以内の飛行時間、乗客 100 人を前提として、機体形状と飛行軌道の同時最適化解析^[6]を実施し、図 1 の基本形状を導出した。この時、下記の制約条件を課した。

- ・ 離陸、巡航、着陸といった全飛行フェーズで縦トリム能力を確保する操舵翼を備えること。
- ・ 燃料タンクを前方と後方に分けて、空力中心より重心が前方になるように、使用する燃料タンクを使い分けること。
- ・ エンジンは 4 発で胴体の下に配置し、エンジン幅以上の胴体幅を確保すること。
- ・ 動圧 50kPa 以内で飛行すること。

飛行路線として「東京国際空港－ロサンゼルス空港」を選定したのは、いずれも海に面した空港で、全航路を海上で設定できるため、離着陸騒音やソニックブームの地上への影響が少ないと考えられるためである。

表1に解析結果として得られた極超音速旅客機の設計諸元を示す。全長、総機体重量、ペイロードは、マッハ2クラスの超音速旅客機であるコンコルドと同程度となった。これは、水素燃料を用いることで、ジェット燃料に比べて燃料重量当たりの発熱量が高くなるためである。巡航時の揚抗比は、4程度と推算された。

図3に解析結果を基にして検討した機体レイアウト図を示す。胴体内に水素燃料タンクを搭載することを想定したため、胴体形状は高さより幅が大きくなり、胴体でも揚力を発生するリフティングボディ形状となっている。このような形状の空力特性については、過去に詳しく検討されていないため、CFD解析と風洞試験において、性能データを取得することとした。

表1 極超音速旅客機の設計諸元

全長	87m
全幅	35m
総機体重量	376ton
機体乾燥重量	194ton
ペイロード	13ton (100人)
航続距離	8700km
飛行時間	2時間
巡航 Mach 数	4.5
巡航揚抗比	4

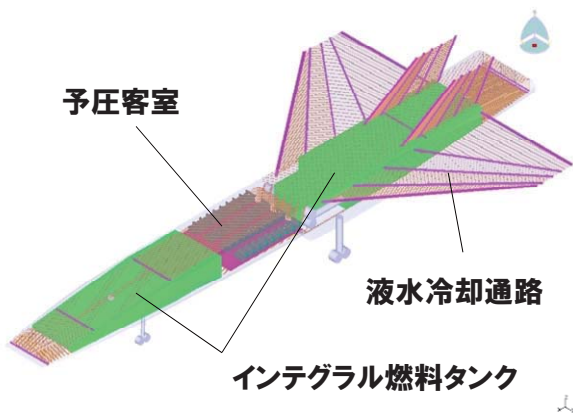


図3 機体レイアウト図

3. CFD解析による空力性能評価

CFD解析を用いて、極超音速旅客機形状の空力特性を評価した。解析コードとしては、JAXAで開発されたUPACS (RANS) 定常流解析コード^[7]を使用した。解析格子としては、ブロック数60、総格子点数で約1290万のマルチブロック構造格子を使用した。遠方境界までの距離は機体全長の約20倍とした。全域乱流を仮定し、乱流モデルとしてはSpalart-Allmarasモデルを使用した。壁面は断熱境界条件とし、理想気体を仮定した。

解析条件は、マッハ0.3 (離着陸) ~5.0 (巡航) とし、代表的な迎角 (0度、5度、10度) について、圧力係数 (Cp) 分布、機体周囲の総圧分布、機体表面の熱流束分布等を求めた。また、各マッハ数における六分力特性を求めて、風洞試験結果との比較検証を行った。

図4に、CFD解析で得られた、マッハ5.0における機体表面の圧力係数 (Cp) 分布を示す。迎角は巡航飛行条件に近い5度である。解析時のレイノルズ数 (Re) は想定している極超音速旅客機と同程度とした。図3において、胴体、主翼、垂直尾翼の先端部が高い値となった。この部分を薄くすることで、抗力を低減できることが推察される。2枚の垂直尾翼の間には、斜め衝撃波による圧力上昇が見られる。このような流れ場は極超音速風洞試験^[8]でも観察されている。主翼上面は低圧になっており、ここで揚力が発生しているものと推察される。

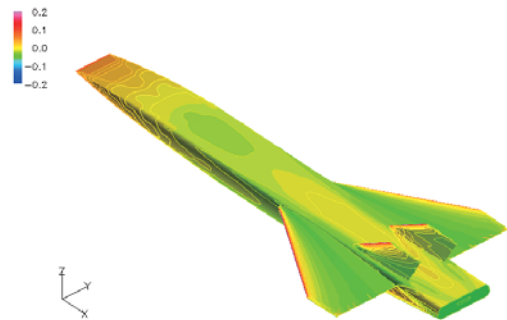


図4 機体表面の圧力係数 (Cp) 分布 (マッハ5.0、Re=4.31e+8、迎角5度)

図5にマッハ0.3における表面流線と機体周囲の総圧分布 (気流総圧で無次元化) を示す。迎角は着陸飛行条件に近い10度で、解析時のレイノルズ数は低速風洞試験の条件に合わせた。

表面流線に着目すると、前方胴体においては、圧力の高い機体下面から、圧力の低い機体上面に向けて、巻き上げるような流れ場が観察された。一方、機体周囲の総圧分布に着目すると、巻き上げ流に伴って、胴体上面に大規模な渦が形成され、垂直尾翼に当たる様子が観察された。この大規模渦は、胴体における揚力発生に寄与している可能性があるが、垂直尾翼が発生する横・方向特性に影響を与えている可能性もある。また、主翼の翼端部の上面には、剥離と思われる流線と渦が観察された。これらが空力特性に与える影響についても、詳しく検討する必要がある。

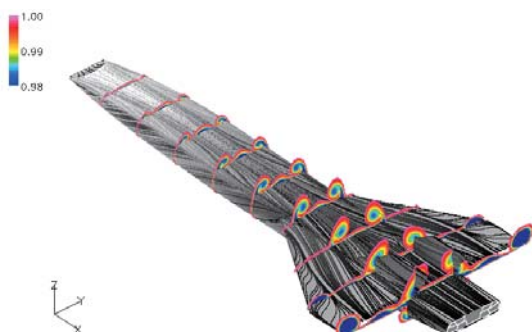


図5 表面流線と機体周囲の総圧分布（一様流：1）
（マッハ0.3、 $Re=5.93e+6$ 、迎角10度）

4. 低速風洞試験による空力特性評価

離着陸飛行における低速空力特性の取得と改善のため、JAXA 2m×2m 低速風洞において、低速風洞試験を実施した。操舵翼を動かすことができる模型を用いた制御特性試験と、主翼平面形を変えることができる模型を用いた空力特性試験を実施した。

制御特性試験（図6）においては、全長1.5mの極超音速旅客機模型を用いて、操舵翼（ラダー、エレボン）の角度を変更し、機体に係る六分力を計測した。試験における風速は30m/sとし、迎角（ α ）を0～25度、横滑り角（ β ）を0～20度の範囲で変化させてデータを取得した。ラダーの特性は0度、+10度の2種類、エレベータの特性は0度、+10度、-10度の3種類、エルロンは0度、+10度の2種類で評価した。

試験の結果、高迎角で胴体上面が剥離してい

ると思われる条件を除いて、操舵翼の特性は予想していた範囲であった。今後は、飛行制御系を構築した上で、操舵翼による制御特性の改良が必要かどうかを検討していく予定である。



図6 制御特性試験（風速30m/s、六分力測定）

5. 熱流束評価

極超音速巡航時の空力加熱を推測するために、CFD解析によって機体表面の熱流束を推算した。図7はマッハ5.0における機体表面の熱流束分布である。迎角は巡航飛行条件に近い5度である。解析時のレイノルズ数は極超音速風洞試験^[8]の条件に合わせた。熱流束は胴体、主翼、垂直尾翼の先端部で高くなり、定性的には風洞試験における赤外線計測から推算された熱流束分布と同様であった。また、胴体上面の後方に熱流束が高い領域が生じている。この原因としては、胴体の上面と下面の圧力差から発生した渦が成長し、胴体上面の熱流束を上昇させたことが考えられる。

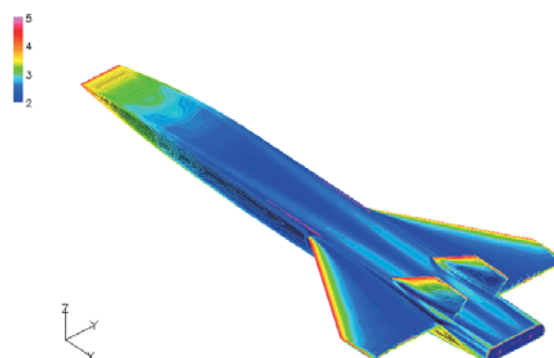


図7 機体表面の熱流束分布
（マッハ5.0、 $Re=4.31e+06$ 、迎角5度）

6. 極超音速ターボジェットの飛行実証構想

離陸からマッハ5まで連続作動する極超音速ターボジェットについて、推力1kN級の実証エンジンを製作し、2008年に世界で初めて地上静止状態でのエンジンシステム実証に成功した。このエンジンは、液体水素燃料を冷媒とする熱交換器（空気予冷却器）を備え、極超音速飛行中にエンジンに流入する高温空気を冷却することで、空気が高温となる極超音速飛行状態でも作動可能となっている。

現在は、極超音速ターボジェットを実飛行環境で作動させる飛行実証構想の検討を進めている。飛行実証用の小型エンジン2台を搭載してマッハ5で巡航できる極超音速技術実験機（図8）について、基本形状を設定し、空力性能や飛行軌道の検討を行った。また、実験機形状がエンジン性能に与える影響や、エンジン排気が機体の飛行特性に与える影響を考慮した「機体／推進統合設計」の研究を進めている。極超音速ターボジェットが飛行時の重力方向の変化に対応できることを確認するために、縦型に保持した燃焼実験も実施した。

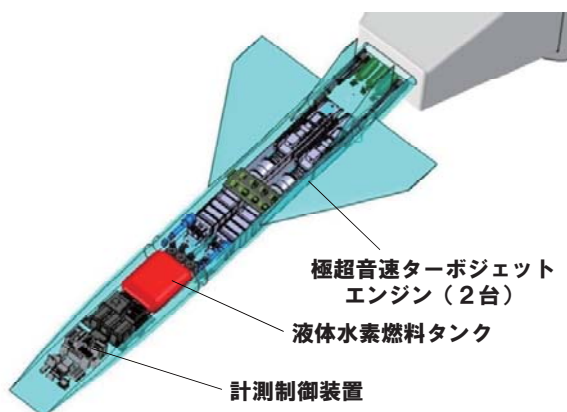


図8 極超音速技術実験機（艙装レイアウト図）

7. まとめ

マッハ5クラスの極超音速旅客機の実現に向けて、以下の研究を進めた。

- ・複合領域最適設計プログラムによって基本形状を設定し、艙装レイアウトを検討した。
- ・CFD解析によって極超音速と低速の圧力係数分布、表面流分布、機体周囲の総圧分布等を確認した。
- ・低速風洞試験によって、基本形状の操舵翼を

用いた制御特性を取得した、

- ・極超音速巡航時の機体表面の熱流束分布をCFD解析を用いて推算した。
- ・極超音速技術実験機による極超音速ターボジェットの飛行実証構想を検討した。

今後は、極超音速ターボジェットのマッハ5実証試験と、極超音速技術実験機による飛行実証に向けた機体／推進統合設計を進める予定である。また、液体水素を用いた航空機システムの実用化に向けた研究も進める予定である。

謝辞

本研究を実施するに当たり、東京大学、慶応義塾大学、JAXA 利用推進プログラム SE 室、数値解析グループ、風洞技術開発センターの職員各位、および JAXA 技術研修生の協力を得た。ここに謝意を表す。

参考文献

- [1] JAXA長期ビジョン -JAXA2025-.
- [2] 田口他, 「宇宙航空機に適用する予冷ターボエンジンの性能解析」, JAXA-RR-04-039, 2005.
- [3] Taguchi, H., et. Al., “Qualification Test of a Hypersonic Turbojet Engine for a Flight Experiment,” AJCPP2010-053, 2010.
- [4] Tsuchiya, T. et. Al. “Multi-disciplinary Design Optimization for Hypersonic Experimental Vehicle,” AIAA Journal, Vol. 45, No. 7, pp. 1655-1662, 2007.
- [5] Harloff, G. J. and Berkowitz, B. M., “Hypersonic Aerospace Sizing Analysis for Preliminary Design of Aerospace Vehicles” ,NASA-CR-182226, 1998.
- [6] 今村他, 「極超音速旅客機に対する複合領域最適設計と商業成立性分析」, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 2009.
- [7] Takaki, R., et. al., “The Development of the UPACS CFD Environment,” Lecture Notes in Computer Sciences, Vol. 2858, pp. 307-319. 2003.
- [8] 田口他, 「極超音速旅客機の研究」, 平成21年度宇宙輸送シンポジウム, 2010.

航空機搭載用乱気流検知システムの研究開発

航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム
井之口 浜木

1. はじめに

旅客機の航空事故のうち乱気流を原因とするものは全体の約半数^[1]であり、喫緊に解決すべき問題である。現在は旅客機には気象レーダが搭載されており、厚い雨雲なら検知することができるので、積乱雲による激しい乱気流を回避することは可能である。しかし、晴天時に発生する乱気流については、検知することができないため抜本的な事故防止策はないのが現実である。このため晴天時でも乱気流を検知することができる装置として、ドップラーライダーが開発されている。ドップラーライダーはレーザー光を用いて遠方の気流を観測することができ、大型の地上設備が既に実用化されている。もしドップラーライダーを航空機に搭載して、飛行中の前方の乱気流を検知することができるなら、乱気流事故防止に役立てることができると考えられるため、JAXA では航空機搭載可能な小型のドップラーライダーの高性能化を進めている^[2]。

2. ドップラーライダーの開発

JAXA で研究開発しているドップラーライダーでは、小型化に適した光アンプを採用しており、図1に示すようにレーザー光を大気中に放射してエアロゾルによる散乱光を受信する。エアロゾルは気流とともに移動するため、散乱光はドップラー効果により波長が変化する。したがって、波長の変化を測定すれば遠方の気流を求めることができる。JAXA では、図2に示すドップラーライダーを試作して航空機に搭載し、これまで最大 15km 遠方の気流を観測することに成功している。しかし、高度が高くなるにしたがってエアロゾルの密度が低下するため、高高度では最大観測距離が 5~9km 程度となっている。このため、さらに遠方の乱気流を検知するために、送信レーザー光の出力増大を進めてい

るところである^[3]。しかしながら、小型化に適した光アンプの出力を飛躍的に増大する技術はなく、限界が近いと考えられる。このため、航空機搭載用ドップラーライダーを乱気流事故防止の目的で利用する際に、装置を2式装備することにより実用性を向上させる方法について検討した。

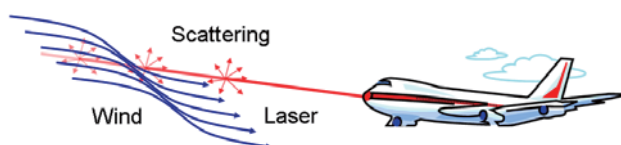


図1 搭載型ライダーの基本概念



図2 試作したドップラーライダー

3. 二連ドップラーライダー

航空機に搭載する機器は、故障時の冗長性を高める目的で2式以上装備することがある。ドップラーライダーについても、2式装備すれば冗長性が高まることはもちろんであるが、それに加えて様々な利点が生ずることになる。

3.1 観測距離延長

航空機がどの程度の強度の乱気流に遭遇するかを一刻も早く予見することは重要であり、2式のドップラーライダーを両方とも航空機の進行方向に向けて使用すると、1式と比較して送信光出力が2倍となり、散乱光の強度も2倍となる。受信に関しては望遠鏡の面積が2倍となるため、結果的に受信強度は4倍となる。したがって、空間伝搬損失を無視すれば、1式に対

して観測距離が2倍になる。

3.2 観測範囲拡大

レーザ光の放射方向を左右にスキャンすると、乱気流域の水平分布を確認することができる。しかし、スキャン角を大きくすると水平分解能が劣化するため、スキャン角は±10度程度が妥当である。このとき、ドップラーライダーを2式装備することにより、図3に示すように観測範囲が2倍となる。つまり、航空機の進行方向上の乱気流を検知したのちに、スキャンすることにより、乱気流域の位置を確認することができる。

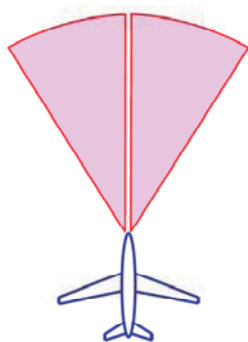


図3 スキャンによる観測範囲拡大

3.3 動揺低減制御

乱気流の状況が把握できた場合でも、運航上現経路からの逸脱が許容されなかったり、回避不可能な乱気流域であったりした場合には、無理な回避操作は反って危険である。このような状況でも事故を回避するために、動揺軽減制御を行う。レーザ光を前方上下±10度程度の2方向に振り分けると、2次元の風速ベクトルを求めることができる。この気流データをオートパイロットの舵面制御の入力信号として利用することにより、機体の動揺を低減することができる^[4]。

3.4 火山灰検知機能

乱気流とは無関係であるが、火山灰はジェットエンジンに吸い込まれると、内部で粘着しエンジンを停止させることがあるため、極めて危険な存在である。

レーザ光は電磁波として特定の方向に振動する偏光の性質を持っており、大気中の浮遊物質などにより散乱の影響を受けると浮遊物質の形状に応じてその偏光状態が変化する。すなわち、散乱体で偏光状態が変化する割合(偏光解消度)

を計測することにより形状の異なる浮遊物質の成分を識別することが可能となる。したがって、2式の光受信機で直交する偏波面の受信強度比を検出することにより火山灰の濃度推定ができる。

3.5 健全性確認機能

これまでの開発中で、ドップラーライダーの不具合が最も多かったのはレーザの出力低下である。ドップラーライダーの2式装備により、一方のみのドップラーライダーの受信レベルが低い場合には、出力低下の可能性が高いことがわかる。1式の場合は、気象条件の影響と区別がつかない。

4. あとがき

JAXAでは、これまで着実にドップラーライダーの高出力化を進め、観測距離を延ばしてきたが、これ以上の大幅な出力向上は技術的に難しいことがわかってきた。したがって、高出力化に依存しない信号処理方式の改良^[5]による性能向上も進めているが、それでも観測距離を大幅に延ばすことには限界がある。このため、ドップラーライダーを2式搭載することにより実用性を向上させる方法について検討した。

参考文献

- [1]国土交通省：平成21年度国土交通白書、第II部 国土交通行政の動向、第6章 安全・安心社会の構築、(2010)、pp. 171
- [2]H. Inokuchi, H. Tanaka, T. Ando, Development of an Onboard Doppler LIDAR for Flight Safety, *Journal of Aircraft*, Vol. 46, No. 4, July-August (2009), pp. 1411-1415
- [3]崎村武司他：平面導波路型増幅器を用いたコヒーレントドップラーライダーの開発、第72回秋季応用物理学学会学術講演会(2011)
- [4]佐藤昌之、横山信宏、佐藤淳：乱気流の事前情報を用いたロバストモデル予測制御によるGust Alleviation制御、日本航空宇宙学会論文集、第57巻、668号、(2009)、pp. 345-353
- [5]ナカバヤシ ファビオコウイチ、三坂孝志、大林茂、田中久理、井之口浜木：計測融合シミュレーションを用いたノイズ有りライダーデータ処理のためのフィルタ設計、第46回飛行機シンポジウム講演集、1A14、(2008)

小型無人機の着陸誘導のための色情報を使った位置検出方法

航空プログラムグループ 無人機・未来型航空機チーム
五味広美

1. はじめに

JAXA が研究開発を推進している災害監視無人機システムで、接地直前の機体の位置を高精度に計測する方法として、前報では赤外 LED を機体に搭載する方法を報告したが^[1]、光源を機体に取り付ける手間と機体の空力特性変化を避ける方法として、今回は色情報を使う方法を検討した。

画像を得る為に、背景、照明、カメラを最適な条件に設定出来る工場の生産ライン等では、色（対象）を識別するアルゴリズムの信頼性を高くすることが可能だが、屋外でも機能する工夫をし、それがどの程度機能するかを確認することが今回の試験目的である。

2. 方式の検討

色情報を使う方式も光学的方法なので、前報で検討した方式の検討がそのまま当てはまる。

前報同様に、カメラと画像処理用計算機を地上に設置する方式を採用した。

(1) 色識別のアルゴリズム

色を表現する方法として色相、彩度、明度による HSV 等があるが、カラーカメラではカラーフィルターを通した赤、緑、青（RGB）の画像が得られるので、RGB の明るさの比により、色を識別するアルゴリズムを採用した。

(2) 対象物

背景が空（青系）であることを考え、機体の色を赤とした。

3. 方式の構成要素

(1) 太陽光スペクトル

機体の塗装面を照らす太陽光は照度とスペクトルが1日の時刻と気象により変化する。照度は快晴で10万ルクス以上、曇天で1万ルクス、月明かりで1ルクス程度である。スペクトルは色温度で表わすと朝夕2000~4000 K、晴天5000 K、曇天6500 Kである。

(2) 塗料

一般に販売されている塗料で、太陽光に照らされた時の反射光のスペクトルデータが公開さ

れたものが無かったので、普通に使われている赤色、光沢無しの水溶性塗料を採用し、基礎的な色識別の試験を実施した。しかし、機体には水溶性塗料が使えず、基礎試験と飛行試験で別の塗料を使うことになった。

(3) カラービデオカメラ

Bayer のカラーフィルターアレイを配置した1枚の CCD 撮像素子を使った単板式のカラービデオカメラ GE60C^[2]を使用した。ビデオ画像撮影・取込みソフト CaptureEX^[3]を使用し、IEEE1394/ギガビットイーサネット（GigE）インターフェース経由で、パソコンに30フレーム/秒で Bayer 画像取込み、AVI ファイルとして HD に保存した。

(4) 画像処理ソフト

AVI ファイルを BMP ファイルに変換し、MATLAB で前処理をしてから、Move-tr/2D^[4]を使い、オフラインで機体追跡アルゴリズムを検証した。

4. 基礎試験

(1) 塗料と色見本

一般に販売されている（株）カンペハピオの水溶性多用途つやけしのアレスアーチのアーチカーマイン（赤）を木の平面（0.04 m×0.09 m）と球（直径0.18 m）に塗り、色見本を作った。色見本を平面とすれば太陽光の入射角（入射光と面垂線とが成す角）とその点をカメラが見る観測角（カメラ光軸と面垂線とが成す角）を正確に変えた試験が出来、形状を球とすれば、球を撮影するだけで、その時の太陽位置に対する観測可能なあらゆる傾きの面を含む画像データが得られる。

(2) 平面の赤識別：平面の閾値

平面で入射角と観測角を変えた場合の緑（255・G/R）と青（255・B/R）の明るさを図1に示す。（色の後の数字はシャッター速度）

平面から赤の領域を切出す G/R と B/R の閾値を試行錯誤しながら求め、

$50 < R \ \& \ 42 < 255 \cdot G/R < 78 \ \& \ 65 < 255 \cdot B/R < 126$ を得た。

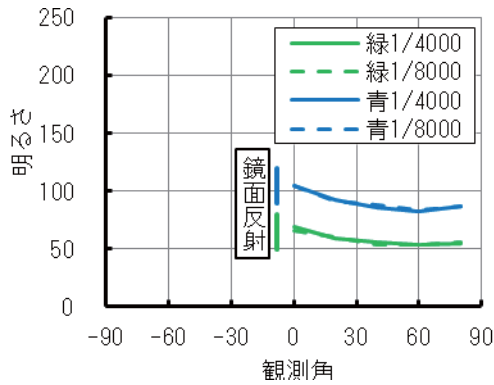


図 1.1 入射角 8 度

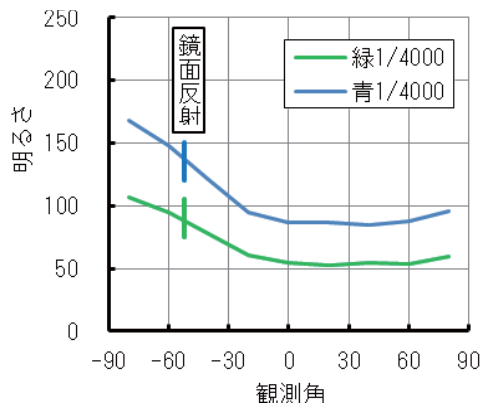


図 1.2 入射角 52 度

(3) 球表面の赤識別：球の閾値

つや消し塗料を塗った球の表面での反射が等方的（完全拡散面）と近似出来る場合、画像上の球表面の明るさは観測角には依存せず、太陽光の入射角によって決まる。画像上の明るさは入射角 0 度の時に最大、入射角 90 度の時に最小 0 になる（Lambert の余弦法則^[5]）。実際には球周囲から反射された太陽光が球を照らすので、太陽からの直接光の入射角が 90 度でも球表面の明るさは 0 にはならない。

カメラの位置は変えずに向きだけを東西南北の方位に向け、その方位の距離 5 m の位置に球を移動させて撮影した画像と、その時の入射角と観測角を図 2 に示す。

画像の明るさが太陽光の入射角によってほぼ決まっているので、つや消し塗料を塗った球の表面は拡散面に近いことが解かる。

球面から赤の領域を切出す G/R と B/R の閾値を試行錯誤しながら求め、

$100 < R \ \& \ 54 < 255 \cdot G/R < 70 \ \& \ 85 < 255 \cdot B/R < 122$ を得た。この閾値に対する識別率（赤と識別さ

れた画素数 / 球画像の全画素数) を図 2 に示す。

方位	画像	入射角(赤)と観測角(黒):20度間隔	識別率
東			0.38 (=285/755)
西			0.0 (=0/707)
南			0.0 (=1/755)
北			0.45 (=329/730)

図 2 木球の見え方 (2010/11/8 13 時半)

5. 飛行試験

飛行機の機体は空力抵抗が小さくなる様に正面から見た機体断面積が小さい。その結果、視認性が悪いことが予想されるので、市販の小型模型飛行機を赤く塗り、地上試験と飛行試験を実施した。

5.1 飛行試験用要素

(1) 小型模型飛行機

普通のラジコン機を購入し、機体のフィルムを剥がし、改めて、赤のフィルムを貼り直し、その上に赤い塗料を塗った。

(2) 塗料

東邦化研のエンジンウレタンの赤を塗装後、東邦化研のエンジンウレタンのクリアに、日本ペイントのファインウレタンのフラットベースを入れたものを塗り艶消にした。

5.2 地上試験

(1) 機体の見え方

2011 年 1 月 28 日の午後 3 時頃（太陽高度約 20 度）に、太陽、機体、カメラの配置（逆光、順光、側光）とシャッター速度（1/1000、1/2000、1/4000、1/8000）を変え、地上機体を撮影した。

(2) 地上機体の赤識別：地上機体の閾値

得られた画像から、試行錯誤しながら背景から赤い機体を切出す閾値を求め、
 $30 < R \ \& \ 54 < 255 \cdot G / R < 79 \ \& \ 85 < 255 \cdot B / R < 132$
 を得た。

5.3 飛行試験

飛行試験は東京近郊の河川敷滑空場で 2011 年 2 月 16 日、17 日に行なった。16 日晴れ、17 日曇り、風弱く、飛行試験として恵まれた天候であった。

(1) 飛行時の赤識別

太陽、機体、カメラの配置が逆光、順光、側光になる様に飛行させた。ビデオ画像の中から主翼幅がほぼ同じになる画像、地上機体の閾値を使い赤と識別された部分（識別結果の白い部分）、その画素数を図 3 に示す。

側光では、カメラに対して機体は太陽と反対側を通過したので、太陽に照らされた機体側面が見えたので、赤と識別された画素数が多くなった。

画素数の下の括弧 () の中の数は背景で赤と識別された画素数である。背景は人工物のほとんど無い地上と空だったこともあり、背景で赤と識別された画素数（ノイズ）は少ない。

	画像	識別結果	画素数
逆光			25 (0)
順光			95 (0)
側光			161 (8)

図 3 飛行時の画像と識別結果

これらの画像に対して新たに閾値 $R > 30 \ \& \ 28 < 255 \cdot G / R < 102 \ \& \ 39 < 255 \cdot B / R < 115$ を求めたが、識別結果にそれ程の差は見られなかった。

(2) 逆光時の赤識別：逆光時の閾値

逆光時には機体が暗く写るので識別率が地上試験でも飛行試験でも悪くなったので、シャッター速度を 1/2000～1/250 秒と遅くして機体の明るい画像を撮影した（図 4）。

シャッター速度	画像	地上機体の閾値		逆光時の閾値	
		識別結果	画素数	識別結果	画素数
1/2000 秒			512 (0)		1876 (89)
1/1000 秒			488 (0)		3419 (46)
1/500 秒			292 (0)		2719 (16)
1/250 秒			0 (0)		605 (0)

図 4 逆光時の画像と識別結果

逆光時の天候は曇りであった。シャッター速度を遅くするに従い、機体は赤くなり、空は白くなった（明るさが飽和）。この画像に対して、試行錯誤により閾値を求め、

$R > 30 \ \& \ 49 < 255 \cdot G / R < 101 \ \& \ 99 < 255 \cdot B / R < 201$ を得た。

逆光時の閾値では、機体の大部分が赤と識別された。ただ、シャッター速度が 1/250 秒の時

は赤と識別された画素数が低下しているが、Rの明るさが飽和し(255)、赤識別のアルゴリズムが機能しなくなった為である。

(3) 色識別アルゴリズムによる機体の追跡

側光で撮影したビデオ画像(10秒間)に対して、地上機体の閾値を使い、オフラインで色識別アルゴリズムによるトラッキングを行なったところ、6.4秒(主翼幅32画素)から画面の外に機体が消えるまで追跡が出来た。0秒から6.4秒までは手作業で機体の動きを求めたものを加えた結果を図5に示す。

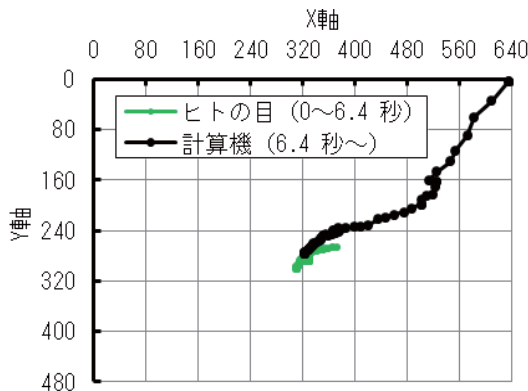


図5 画像上の機体位置

6. 考察

(1) 赤識別の閾値

水性塗料を塗った木(平面、球)とウレタン系の塗料を塗った機体(地上、飛行、逆光)の赤識別の閾値は大体同じ値が得られた。

(2) 時刻による太陽光照度の変化

太陽(照明)がある昼間(時間的確率:1日の1/2)しか色識別のアルゴリズムは機能しない。照明装置を地上に設置する対策も考えられるが、色情報を使うことが簡易であると言うメリットが失われる。

(3) 太陽、対象物、カメラの空間的配置

逆光、順光、側光と照明条件を変えた試験で、逆光条件では色による識別は困難であったことから、機体に対してカメラは太陽と同じ側にあることが望ましい。

しかし、5.3(2)の逆光時の試験結果から、色識別に最適な露出で画像を取得出来れば、色識別アルゴリズムが使える。

(4) ビデオ画像の明るさのダイナミックレンジ

CCDのダイナミックレンジを拡大するのは技術的に困難なので、最適な露出で進入する機

体を撮影しなければならない。その方法としては、撮影時刻と天候から照度を決め、太陽、機体、カメラの配置(逆光、順光、側光)から最適な露出を予測し、設定して撮影することが考えられる。

(5) ビデオ画像の解像度

色識別アルゴリズムではRGBの比を使うので、単板のカラーカメラでは2×2画素または3×3画素が解像度になる。

搭載LED光源を使った位置検出では、光源の画像が1画素以下になっても、光源が充分明るければ、光源の位置を1画素の分解能で決めることができる。

したがって、色情報を使う方法は光源の明るさを使う方法に較べて、同じ技術レベルのビデオカメラを使った場合、色識別が可能な機体・カメラ間距離は小さくなる。

(6) 背景にある同系色の誤識別

機体が進入する前に画像から赤と識別される部分を取除くことにより、背景にある同系色の誤識別を避ける方法が考えられる。

謝辞

(有)サガミ堂の小室氏に機体の塗装、組立・調整、操縦を依頼し、計画管理の楯氏には地上試験と飛行試験のサポートをお願いした。その他の方々にも試験の準備等でお世話になり、試験を進めることが出来たことに感謝する。

参考文献

- [1] 五味広美、山口功：小型無人機の着陸誘導のための光学的位置検出方法、JAXA 宇宙航空技術研究発表会(2010.11.25)前刷集。または、宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-10-011(2010)。
- [2] (株)ライブラリー 資料 GE60C Color Camera Specifications.
- [3] (株)ライブラリー GE60/W ギガネット画像入力システム。
- [4] (株)ライブラリー Move-tr/2D 2次元動画計測ソフトウェア。
- [5] マックス・ボルン、エミル・ウォルフ：光学の原理、東海大学出版会(1974)。M. Born & E. Wolf: Principles of optics, 6-th ed. Pergamon, Oxford (1986)。

月面滞在・越夜技術の研究

月・惑星探査プログラムグループ 研究開発室
星野 健

1. はじめに

現在、JAXA では、かぐや後継機として月着陸探査機 SELENE-2 が検討されている。SELENE-2 は、月着陸探査に必要な高精度で安全な着陸技術、他天体上での表面移動探査技術、月の夜を乗り越える越夜技術といった技術の実証、月の科学と利用可能性の調査を目的としている。技術の実証項目の中で、越夜技術は月面上で長期間の活動を実現するために欠くことのできない技術であり、特殊な月面環境の克服が鍵となる。

月の赤道付近の温度変化は非常に激しく、夜間においては、最低表面温度は -200°C 付近まで低下すると考えられている。そのため、機器の保温が非常に困難である。一方、1日の最高温度は $+100^{\circ}\text{C}$ 以上に達し、月面からの輻射を受け放熱が難しくなる。長期滞在にはこの激しい温度変化に耐えなければならない。また、月面温度やその変化に加え、夜間に低温が2週間という長時間継続し、かつこの間、エネルギー供給源である太陽電池が利用できないことも、月面での長期活動の実現に非常に大きな影響を与える。つまり、限られたエネルギーリソースでいかに越夜するかが大きな課題である。さらに、月の表土は非常に細かく、機構部や放熱面に付着すると、悪影響を及ぼす可能性がある。

この激しい月面環境の下、いかに生き残り、活動を続けるかの検討を、さまざまな視点から実施している。本報告ではその一部を紹介する。

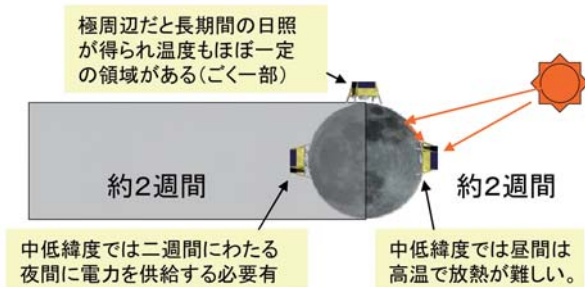


図1 月面における環境

2. 月面滞在・越夜に必要な技術

2.1 月面環境試験

探査機が月面の温度環境にさらされても不具合を生じなければ、ミッションをかなり長い期間にわたり遂行することが可能である。まず必要なことは、月面の温度環境でも問題ないものは何か、どのような部品がどのような理由で月面の温度環境で不具合を生ずるのかを知ることが必要である。そのため、直径0.4mから1.5mの月面の存在を模擬した真空槽群が整備され、さまざまな月面環境試験に用いられている。 ϕ 0.4m月面環境模擬装置の外観を図2に示す。この模擬装置は主に電子部品、計装線、機構部品などの単体の環境試験に用いている。また、ローバなどの比較的大きな機器は、 ϕ 1.5mの月面環境模擬装置(図3)で試験を行なっている。

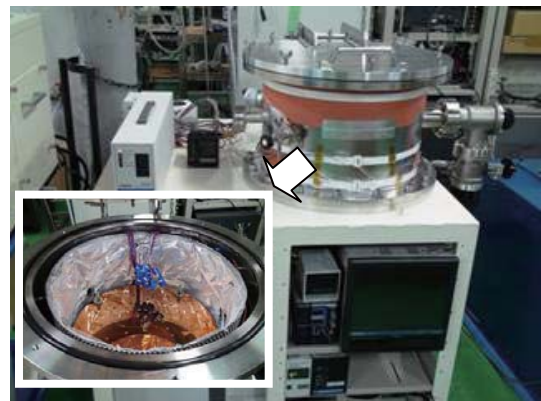


図2 ϕ 0.4m月面環境試験装置

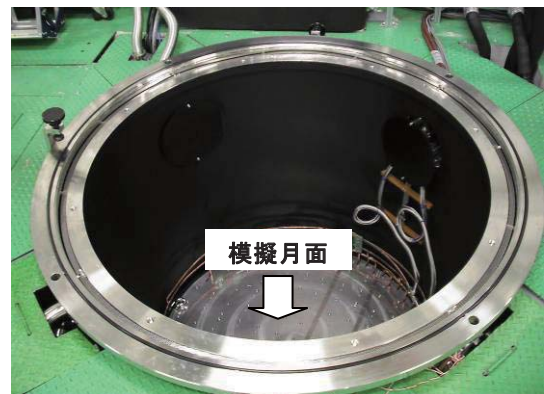
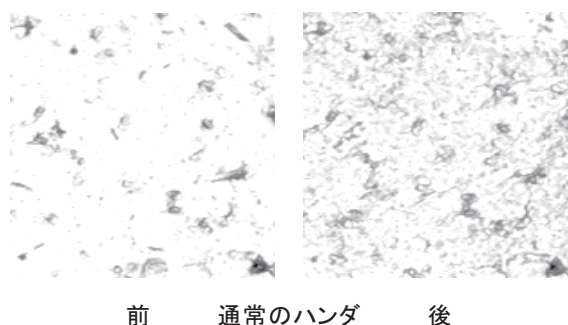


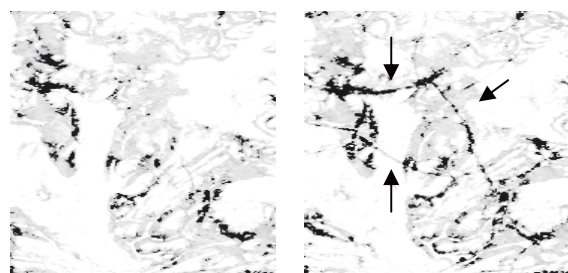
図3 ϕ 1.5m月面環境試験装置

試験の一例として、ハンダの月面環境試験の結果を示す。熱サイクルは、加熱6時間、冷却12時間の6サイクルであり、高温時は+120℃、低温時は-200℃に維持した。なお、真空度は 1×10^{-4} Paより高い真空度である。

図4は、試験前後のハンダの顕微鏡写真である。鉛フリーハンダには、非常に小さなクラックが生じていることが分かる。これまでの試験で、鉛フリーハンダのおよそ10%にこのようなクラックが生ずる。現在のところどのような条件でクラックが生ずるか詳しい原因は不明であり更なる試験が必要である。



前 通常のハンダ 後



前 鉛フリーハンダ 後

図4 ハンダに出来たマイクロクラック

2.2 レゴリスの影響の把握

月面は、レゴリスで覆われており、機械的な可動部にレゴリスが入り込み、摺動部の磨耗や固着を起こし、動作に不具合を引き起こす可能性がある。一方で、レゴリスは機械的不具合だけでなく、熱的な不具合を引き起こす可能性がある。例えば、OSRなどの放熱面にレゴリスが付着することにより、太陽光吸収率や放射率が大きく変化して、うまく放熱できないといった可能性が考えられる。そのため、レゴリス付着による熱的特性の影響を把握することがまず必要となる。これまでに、OSR、アルミ蒸着ポリイミド、銀蒸着テフロンなど、外部に露出する可能性が高い熱制御材料に対するレゴリスの影響の測定が行われてきた。

図5に、模擬月土壌（シミュラント）が付着したアルミ蒸着ポリイミドフィルムの顕微鏡写真を示す。非常に多くのシミュラントが付着しているが、この場合は、付着面を下にしてもシミュラントは脱落せず全く変化がない。図6に太陽光吸収率と付着面積の関係を示す。この測定は、シミュラントをサンプルに振り掛けた後、付着面積をレーザー顕微鏡で計測し、太陽光吸収率測定装置を用いて求めた。この結果より、レゴリスの付着は、熱制御材料の性能に大きな影響を与えることが分かる。



図5 アルミ蒸着ポリイミドに付着したシミュラント

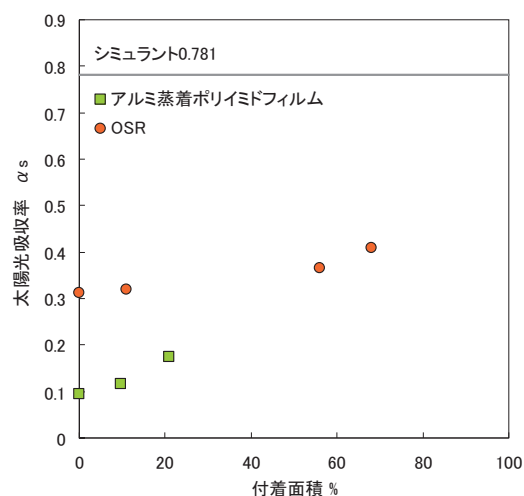


図6 太陽光吸収率と付着面積の関係

3. おわりに

月面での長期滞在技術といっても、ここで紹介した以外にも非常に多岐にわたる技術を必要としており、総合的な技術力が要請される分野である。今後も月面での長期滞在の実現にむけ、各方面と連携を深め、さらなる研究開発を継続的に実施していきたいと考えている。

地中探査ロボットの研究

月・惑星探査プログラムグループ 研究開発室
久保田 孝

1. はじめに

近年、月や惑星に着陸して直接探査を行うミッションが積極的に検討されている。表面探査では、地質学的サンプル採取や観測機器の設置などのために、地表面を掘削することが要求されている。天体表面における掘削の試みはいくつか検討されているが、重量や電力などの点で大規模なものとなっている。小型軽量の掘削ロボットは、世界的に未だ実現されていない。

そこで、地中の生物であるミミズに着目した地中探査について検討[1]を行っている。ミミズの蠕動運動をロボットの推進機構へ適用し、前方の土を掘削し、後方へ運搬・排出する機構を考案している。これら推進・掘削機構を備えた蠕動運動型地中探査ロボットは地中の深い場所に到達可能であると考えられる。実際に、地中探査ロボットを試作し、実験的検討[2]を進めている。本報告では、蠕動運動型地中探査ロボットの構想および掘進方法について述べる。また試作したロボット及び掘進実験について述べる。

2. ミミズの蠕動運動

ミミズの体は約 100~150 の体節からなり、各体節を順に伸縮させることで蠕動運動を行っている。図 1 に蠕動運動によりミミズが前進する様子を示す。ミミズは頭部の体節を収縮させ、順に後方へと収縮を伝播させると共に頭部の体節を伸張させる。この時、収縮した体節と周辺環境との間に摩擦が発生し、伸張した体節が前方に進むための反力を得る。この進行方向への伸縮と半径方向への膨張収縮を繰り返すことにより縦波後進波が発生し、ミミズは前進する。

本方法は移動に必要な空間が小さく、またパイプや掘削穴の壁面との接触面積が広いので、地中での安定走行が期待できる。そこで、地中を掘進するための掘削機構を搭載し、小型・軽量の蠕動運動型地中探査ロボットを構築する。

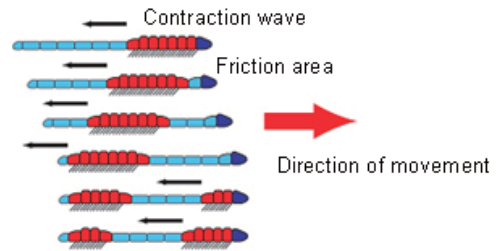


図 1 ミミズの蠕動運動

3. 蠕動運動型地中探査ロボットの提案

地中を深く掘削するにつれて土圧の影響により、掘削部を土に押し付けても掘削深度に限界が生じる。また地球よりも重力が小さい環境でのミッションを考慮に入れると、掘削部をロボットの自重に依存した押し付け力で掘削する機構は有用でない。そこで推進・掘削・運搬・排出機能を備えたロボットを提案する。

図 2 に蠕動運動型地中探査ロボットの構想を示す。本ロボットは、推進機構と掘削機構の二つから構成されている。推進機構にはミミズの蠕動運動を行うユニットを用い、掘削機構は土砂の掘削・運搬・排出を単一の機構で行うアースオーガ (EA) を用いた。推進機構は 4 ユニットから構成され、1 ユニットがミミズの 1 つの体節に対応する。また本アースオーガは推進機構内部に設置するため、先頭の掘削部の径と運搬・排出部の径が異なるという特徴を持っている。ロボットの掘進手順を図 2 に示す。

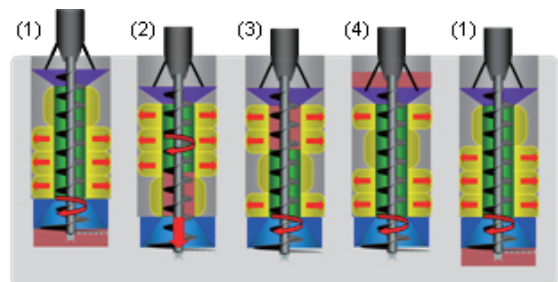


図 2 蠕動運動型掘削システム

4. 地中探査ロボットシステム

考案した蠕動運動型地中探査ロボットの有効性を検証するため、試作ロボットによる実験を行う。試作したプロトタイプロボットの概観を図3に示す。本ロボットは4ユニットの推進機構およびアースオーガを含めた掘削機構から構成される。ロボット全体の重量は5.28 [kg]、全長は800 [mm]である。掘削機構の径変化アースオーガはDCモータにより回転・掘削を行う。このアースオーガは直径130[mm]の穴を掘削することができる。また、推進機構の内部を通る運搬部は直径65[mm]である。この機構により掘削・運搬された土は後方の排出部から排出される。アースオーガの形状として先端はフィッシュテールを、後方は一重らせんを採用した。

図4に推進ユニットの伸縮時の形状を示す。プレートA、Bは2つのステッピングモータにより上下方向に運動する。そして四節平行リンク機構がプレートに取り付けられているため、膨張プレートが半径方向に膨張収縮する。膨張プレートは円弧状の広い面を持っているため、土の孔壁と広い面積で接地する事が可能である。また、運搬部を内部に通すための広いスペースが確保されている。地中を掘進するためにはロボット内への土の侵入を防ぐ防塵機構が必要である。そこで、ユニットのプレート間および膨張プレート間の隙間には防塵シートを使用した。

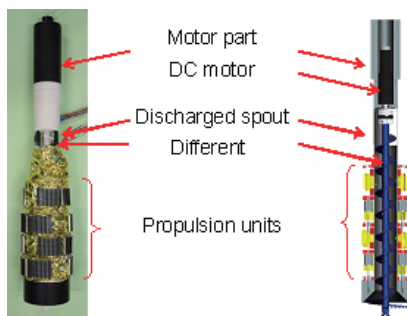


図3 地中探査ロボットの実験モデル

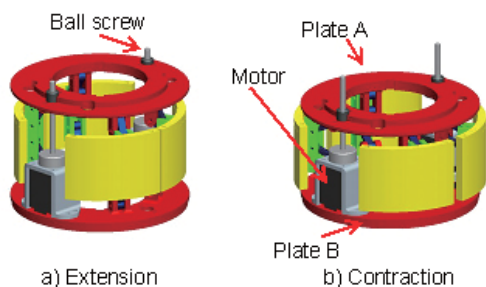


図4 推進メカニズム

5. 実験的検討

試作した掘進ロボットを用いて土掘削実験を行った。本実験では、アースオーガの回転数を10[rpm]とし、ロボットの推進速度を0.25[mm/s]と設定した。図5に実験過程を示す。(a)は実験開始時である。次に推進機構が蠕動運動により鉛直下方向へ推進を開始し、同時にアースオーガも回転を始める。その後掘進をはじめ、排出部がランチャの最上位 (b) に達し、ランチャのステージ3が左右に解放 (c)される。ステージ1が解放されるまでこの過程 (d-e) を繰り返す。その後、ロボットは掘削した孔壁を利用し地中を掘進する。実験は土面が排出部に届いたところ (f) まで行った。掘進深度とモータトルクなどのデータを取得し、最終的な到達深度は0.42[m]であった。

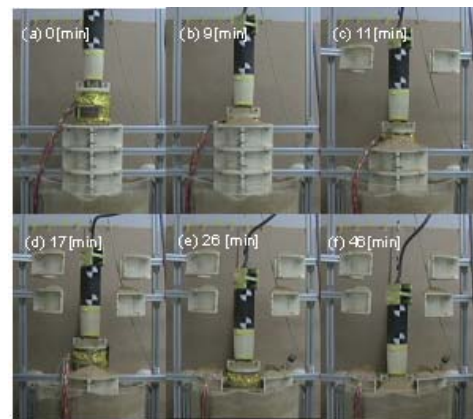


図5 実験結果

6. おわりに

本研究は、中央大学工学部精密工学科の中村研究室と共同で、研究開発を行なったものである。試作モデルによる実験で、地中探査ロボットの可能性が示唆された。今後はさまざまな土壌での試験を行ない、適応性を検討する。また、実用化めざしたシステム検討を行ない、将来の月惑星探査ミッションへの貢献を行いたい。

参考文献

- [1] H.Omori, T.Murakami, H.Nagai, T.Nakamura, T.Kubota, An Earth Auger as Excavator for Planetary Underground Explorer Robot Using Peristaltic Crawling, 10th i-SAIRAS, (2010).
- [2] 大森, 村上, 長井, 中村, 久保田, 月・惑星の地中探査ロボットの開発 ~推進・掘削機構を備えた蠕動運動型地中探査ロボットの試作と掘削実験, ロボティクス・メカトロニクス講演会, (2011), No.11-5, 1 A2-K03.

LE-X エンジン全系の高精度流体解析による 複合ハザード事象評価への取り組み

情報・計算工学センター プロジェクト課題対応チーム

谷 直樹、山西伸宏、根岸秀世、大門 優

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

黒須明英

1. はじめに

JAXA では、宇宙輸送ミッション本部主体で次期主力エンジン LE-X(図 1)の研究開発を進めている。LE-X エンジン技術実証の主要スコープの一つとして、エンジンを短期間・低コストで開発するための、信頼性とリスクを定量的に評価する手法を構築することが挙げられる。本解析はその一環として、世界で初めてエンジン全体の数値流体解析(CFD)を実施し、数年後に予定されているエンジン試験に先立ってエンジンに発生するハザード事象評価を実施した。

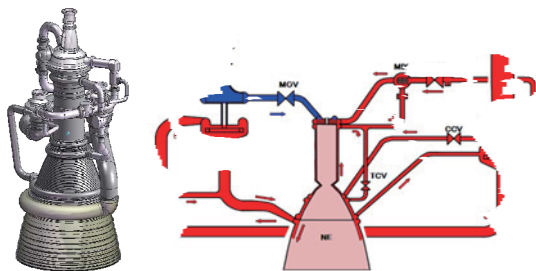


図 1 LE-X エンジン

2. エンジン全系解析

2.1 LE-X エンジンとは

LE-X エンジンは液体水素(LH₂)を燃料、液体酸素(LOX)を酸化剤とする推力 100 トン級の液体ロケットエンジンである。我が国ではこれまでブースタエンジンとして LE-7/7A および上段エンジンとして LE-5/5A/5B の開発に成功しており、LE-X は LE-5B の高い信頼性と安全性を有するエンジンサイクルを踏襲し、これを高信頼性化/大推力化する革新的なエンジンコンセプトである。

LE-X では開発そのものを短期間かつ低コストで実施することを目指しており、このためにはエンジンシステムの持つリスクを的確に把握し、リスクに応じた設計を確実に実施することが肝要である。このた

め、エンジンの持つ故障モードに主眼をおき、確率的評価を取り入れた開発手法のフィジビリティを LE-X 技術実証プログラム内で実施する計画である。故障モードを出発点とすることで、シミュレーションによる定量的な故障率を算出することが可能になるとともに、影響が極めて大きい重要故障モードを判別し、効率的な設計信頼度の評価や設計へのフィードバックが可能となる。

ここで、リスクはシミュレーションベースの故障確率と故障伝播シナリオ、およびエンジンの最終状態から算出される。しかし、ポンプや燃焼器といったコンポーネントをまたがる故障について、その伝播等の相互影響を評価し、最終状態とそれに至る確率を求めることは、現有技術では極めて困難である。このような連鎖事象を定量的に評価するため、エンジン全体の CFD 解析を実施してコンポーネント間にまたがる故障状態(ハザード事象)評価を実施した。

2.2 健全状態エンジン全体解析結果

ハザード事象の評価に先立ち、エンジン全体の性能評価を実施するため、健全状態での解析を実施した。図 2 にエンジン全体の圧力と温度分布を示すが、ターボポンプでの昇圧、再生冷却通路での昇温が適切に捉えられていることが分かる。本解析では全てのエンジン構成部品に関する詳細解析も同時に実施することとなるが(図 2 上)、それぞれの性能についても適切に評価されていることが確認された。しかし、コンポーネントによってはエンジン性能を定量的に予測するには解析精度が不足している部分も明らかになったことから、精度向上が今後の課題の一つとして挙げられる。



図2 主要コンポーネント解析結果(上)とエンジン全体圧力(下左)、温度(下右)分布

2.3 故障時解析

今回仮定した故障シナリオとして、燃料側ターボポンプのタービン翼が動静翼干渉により疲労破壊した場合を想定し、破壊形状を考慮した解析を実施することで評価を実施した。LE-Xでは高膨張比の超音速タービンを使用する予定であることから、衝撃波の干渉による強い動静翼干渉の発生が懸念されたためである。また、万一大規模な2次被害が予想された場合、下流コンポーネントの形状変更による改良が容易である。

破壊後のタービン翼形状に関して図3に示す。赤色で示す初期破壊翼が下流側のタービン動翼をなぎ倒すと考え、2次的に破壊された翼を青色で示す。この破壊による下流への破片飛散の影響に関して評価した結果が図4であり、赤色の箇所が壁面への破片衝突確率が高い箇所を表している。この図が示すようにターボポンプだけでなく、下流側の広い範囲で衝突確率が高くなっていることから、下流側コンポーネントへの影響が無視できないことがわかる。また、衝突危険度が高い領域は、内部の強い渦により縞状の分布となっている。この結果から、渦抑制により破片衝突のリスクを低下することができると考えられる。

上記のような複合ハザード事象抽出が出来るようになったことは非常に大きな成果であるが、

評価の確からしさを確認するためには検証試験が必要である。しかし、このような試験の実施は高価、危険かつ難易度が高く、今後リスク評価に適用していく上での問題点の一つと言える。

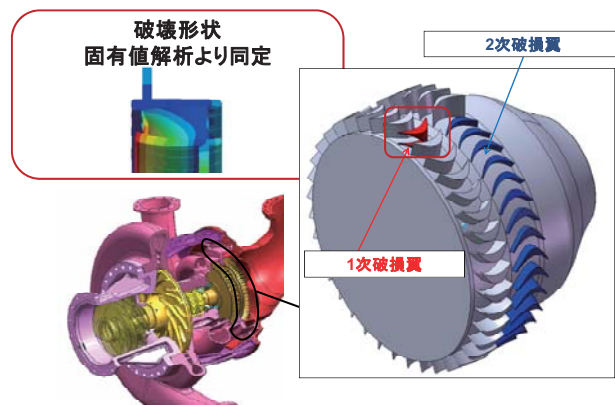


図3 破壊後のタービン形状

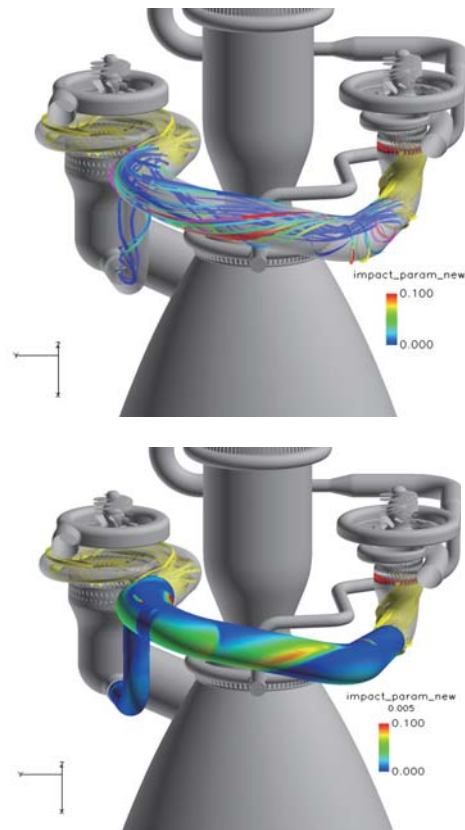


図4 高確率破損部位分布
上は破壊部からの流線、下は壁面分布

3. まとめ

LE-X エンジン技術実証の一環として、複合ハザード事象評価を目的とした LE-X エンジン全体の CFD 解析を実施した。本解析技術は新エンジンの研究開発に貢献するだけでなく、最先端/高難度技術への積極的な挑戦により、世界の技術開発を先導する役割を担っている。

陸域観測技術衛星 2号における観測運用技術強化システムの実現性検討

情報・計算工学センター 衛星開発情報化チーム

吉岡伸人、植田泰士、三好 寛

宇宙利用ミッション本部 ALOS-2 プロジェクトチーム

伊藤寛行、金原健一、西 弘樹、大澤右二

1. はじめに（背景と目的）

宇宙基本計画^[1]において衛星利用の促進が重視されているように、近年、地球観測周回衛星においては衛星利用者の要求に最大限対応していくことが、今まで以上に求められている状況にある。特に現在、宇宙航空研究開発機構（以下「JAXA」）において開発中の陸域観測技術衛星 2号^[2]（以下「ALOS-2」）のような高分解能の衛星においては、大量の観測データが生成されるなど、多くの衛星リソースを消費することから観測時間が限られているためその最大化が重要となる。また ALOS-2 においては、観測時に衛星姿勢を迅速にロール軸に±30度振る、従来には無かったダイナミックな衛星姿勢制御による観測運用方式の採用を予定しており、衛星挙動を今まで以上に正確に評価しながら運用を行うことが求められる。以上の背景を踏まえ、我々は、以下（および図1参照）を目的とし、衛星観測運用技術の強化（以下「観測運用技術強化計画」）に取り組んでいる。

- (1) 衛星利用者の観測要求に最大限対応（より多く観測データを取得）
- (2) 従来にはなかった観測運用（制御）技術を、より正確に評価しながら運用

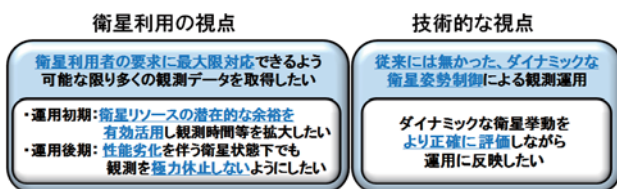


図1 「観測運用技術強化計画」の目的

2. 「観測運用技術強化計画」の目標

本計画では平成 25 年度打上予定の ALOS-2 で、次の2つを達成することを目標としている:

- 目標 1: 軌道上衛星の挙動を正確に評価・予

測し、衛星システムが潜在的に持っている衛星リソースの余裕（実力値）を把握できること。

- 目標 2: 衛星システムの実力値に基づいて運用制約を緩和した観測計画を実運用に適用し、実力値の妥当性が検証されること。

ここで衛星システムが潜在的に持っている衛星リソースの余裕（以下「潜在リソース余裕」とは、例えば図2に示すものである。一般に、衛星の運用を開始するまでには、軌道上で修理困難な衛星を故障または損失させないように、衛星設計結果または地上での試験結果を用いて運用制約ラインを決定し、その制約内での運用を行う。また、その決定においては、軌道上での様々な衛星挙動や物理現象の不確定性等を考慮し、最悪時にも耐えうる安全なレベルを設定する。しかしながら、運用制約が最悪状況を考慮されていることから、軌道上でのある特定状況下または実際の軌道上衛星としては運用制約以上に観測できる実力を衛星が持っている可能性がある。

図2では、観測時間に影響するある機器Aの温度変化を示しているが、時刻t0から観測を開始すると機器Aの温度が時刻t1には最悪時において許容温度範囲上限に達することが事前解析から分かっているため、t1-t0の間しか観測できない。しかしながら、ある特定状況下または実際の軌道上の衛星の実力としては、時刻t1においても、機器Aの温度は最悪時ほど上昇せず、実際はt2まで観測しても問題ない可能性がある。本稿では、この観測時間余裕(t2-t1)を生み出すことが可能な衛星システムのリソース余裕を「潜在リソース余裕」とよぶ。

ここで誤解してはならないのは、運用前時点においてこの「潜在リソース余裕」が存在する

ことそのものは妥当であるということである。限られたコスト、スケジュールの中で、期待される信頼性を確保した衛星の開発を行うには、過去の経験、知見、および設計基準に従い各フェーズのリスク量に見合ったマージンを持ち、手戻りを防ぎつつ設計、製造を進めるべきであり、またあらゆるケースを考慮した事前解析を個別に行うことは非現実的であるためである。

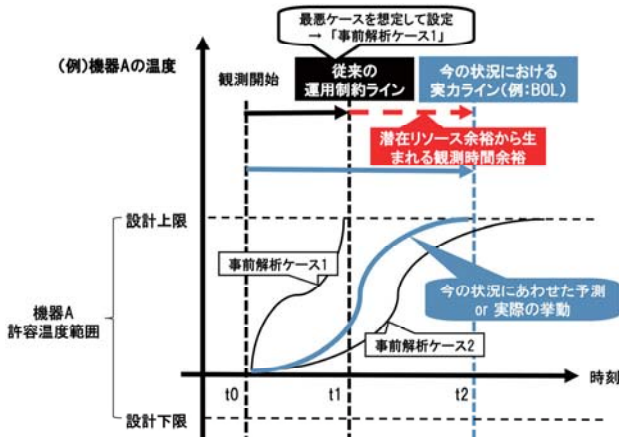


図2 「潜在リソース余裕」のイメージ例

一方、実際に運用を開始することで軌道上での衛星の実力がより明確化された時点においてはリスクが減少しているため、その減少したリスク分に応じた余裕は最大限活用すべきである。このことにより、1項で述べた衛星利用者の観測要求に最大限対応すること、および観測運用（制御）技術を、より正確に評価しながら運用していくことが可能となっていくと期待している。加えて、軌道上衛星の健全性評価や不具合兆候の発見等、あるいは今後の衛星システム設計の信頼性向上に繋がることも期待される。

3. アプローチ

2項の目標1および目標2を達成する本計画のアプローチを図3に示す。第一段階として目標1の達成をALOS-2定常運用段階で目指す。まず、①設計情報等に基づき、ある観測計画に対して衛星がどのような状態になるか予測を行う。次に、②同じ観測計画に対して、実際の衛星がどのような挙動をしたかを示す実テレメトリと、①の結果を比較し、③どのような改良が必要か検討し、その結果を元に再び①から繰り返す。このフィードバックの繰り返しにより、より正確な予測を可能とし、これによって軌道上衛星の実力を把握していくアプローチである。

さらに、ALOS-2後期運用段階など正確な予測が可能となった段階で、本予測結果に基づいて運用制約を見直し、観測時間の拡大など観測計画への反映を行う。

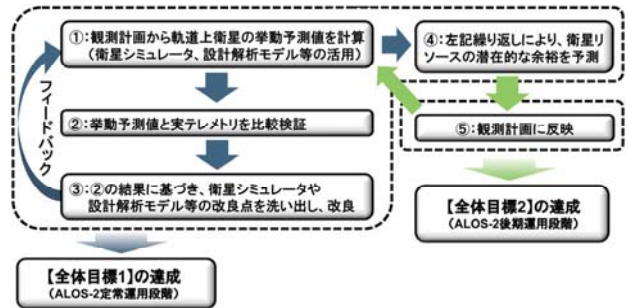


図3 アプローチ

4. 実現性検討

本項においては、3項のアプローチを実現するためのシステムの技術的な実現性検討結果として、要求分析結果と全体システム構成を示す。

4.1 要求分析（概要）

「観測時間の拡大」を最上位要求として、それに必要な「手段」、実現性と有意性に基づく「要求スコープ」の検討を要求分析とし、また、システム化する際に必要な「運用イメージ」の検討も実施した^[3]。

(1) 「観測時間の拡大」判断に必要な予測

「観測時間の拡大」をできるかどうかを判断する際に考慮が必要となる衛星リソース観点を図4に示す。

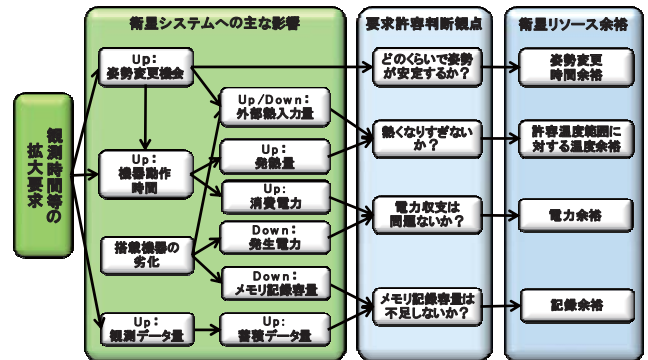


図4 観測時間の拡大判断に必要な衛星リソース余裕

図4に示す通り、観測時間を拡大すると、まず衛星システムにおいて、機器動作時間の増大や観測データ量の増加が直接的に発生する。機器動作時間の増大は、当然ながら消費電力の増加を招くとともに発熱量の増加を招く。そのため衛星リソースとしては搭載機器が時間とともに劣化していく中で「電力余裕」、「許容温度範

困に対する温度余裕」がどれぐらい残っているかを考慮しての判断が必要となる。また、観測データ量の増加は、データレコーダの蓄積量を増加させるため、メモリ素子の劣化やダウンリンクシナリオを踏まえて「記憶余裕」を考慮しての判断も必要である。さらに、ALOS-2 ではボディポインティングを採用しているため、姿勢変更に必要な時間(「姿勢変更時間余裕」)も、観測時間に対して影響を及ぼすため考慮が必要となる。一方、観測時の姿勢変更は主にリアクションホイールによって行うため残推薬量は判断観点としては支配的とはならない。以上より、観測時間の拡大のためには、図5に示す通り、熱系、電源系、姿勢系、メモリ系等の予測が必要となる。

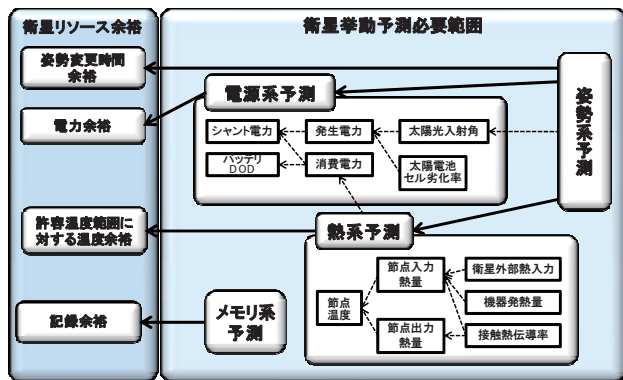


図5 予測必要範囲概要

(2) 要求スコープ

a) 机上検討

前述(1)項で示した「温度余裕」「電力余裕」「姿勢変更時間余裕」「記録余裕」の予測の実現性と有意性を踏まえた実現すべき要求スコープの机上検討結果を表1に示す。本検討では結論として、「温度余裕」および「電力余裕」の予測を実現することが妥当であると判断された。

表1 実現すべき要求スコープ検討結果

	技術的实现性	有意性	要求スコープ
温度余裕	○	○	○
電力余裕	○	○	○
姿勢変更時間余裕	○	×	×
記録余裕	△	×	×

b) 既存衛星データ分析に基づいた実現性

前述 a) 項において要求スコープとして「温度余裕」および「電力余裕」を示したが、「電力余裕」については、実テレメトリから帰納的に予測する方式で従来方式から精度をどこまで向

上できそうかを見極める必要がある。そのため、本システムを実際に構築する前に、既存衛星の実テレメトリを用いた簡易試行を実施した。試行結果として、その実現性に一定程度の見通しがあることが分かったが、一方で、データ期間の不足、およびALOS-2とその既存衛星との機能特徴差異などに起因しての見通しの不確実性が残留しているのも事実であり、今後継続的に評価していく必要がある。

(3) 運用イメージ

システム化に際し、適切な詳細要求設定、または設計を可能とするため実施した運用イメージの検討結果概要を図6に示す。

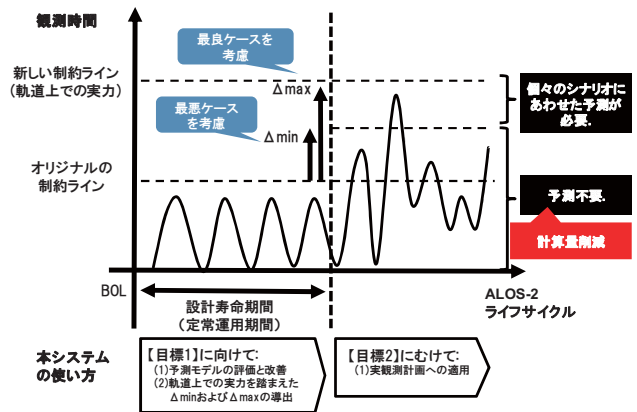


図6 運用イメージ

図6に示した通り、ALOS-2 定常運用期間においては、予測モデルの評価と改善を実施するとともに、軌道上でのALOS-2の実力を踏まえた Δmin および Δmax の導出を実施する。ここで Δmin とは、設計フェーズ同様に最悪ケースを考慮して任意のケースに適用可能な軌道上運用を踏まえた観測時間に対する新しい制約ラインと、設計フェーズで導出されたオリジナルの制約ラインとの差を意味する。 Δmax とは、逆に最悪ケースではなく、最良ケースに基づく新しい制約ラインと、そのオリジナルの制約ラインとの差を意味する。

目標1を達成した第二段階においては、この Δmin と Δmax を活用して観測計画の立案を行う。つまり、 Δmin は最悪時を考慮しているため、本システムを用いて、予測のためのシミュレーションを都度実施することは不要であり、これによって計算量の削減が図れる。また、 Δmin を超えた観測計画については、都度シミュレーションを実施することで個々の観測シナリ

オが成立するかどうかを確認し、成立する場合は観測を実施し、そうでない場合は計画の見直しを実施する運用となる。

4.2 全体システム構成

本計画では 4.1 項の要求を実現するため、図 7 に示すイメージのシステム（以下「観測運用技術強化システム」）を構築する。本システムは、次に示す「運用計画評価支援部」、「衛星シミュレーション部」の 2 つの要素で構成される。

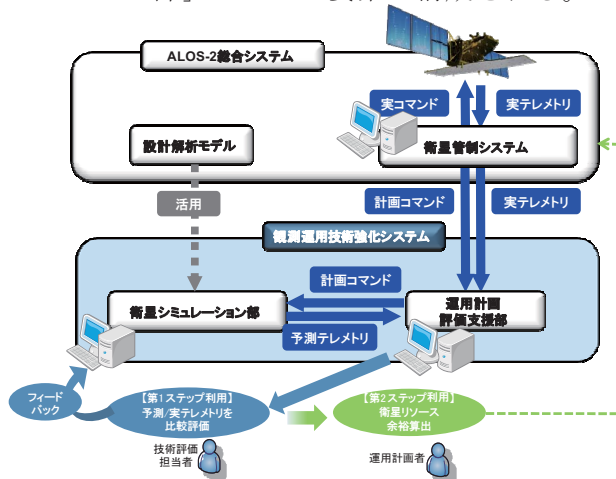


図 7 全体システム構成

(1) 運用計画評価支援部

「衛星シミュレーション部」の出力を利用し、主に次の機能要求を実現する。

a) 衛星リソース余裕算出機能

利用者（衛星開発担当または衛星管制運用者）が指定した任意の観測運用計画に対し、「温度余裕」「電力余裕」に基づく観測時間拡大可能量を算出できる機能。

b) 衛星モデル評価・精度向上機能

衛星挙動予測を実現する衛星モデルについて、軌道上衛星の実挙動との差異の存在とその大きさの把握、およびその差異の原因分析に必要な情報を利用者（衛星開発担当）に対して提示し、その差異を縮めるためのモデル精度向上（フィードバック）ができる機能。

c) データ蓄積・参照機能

本システムに必要となるデータについて、蓄積、および利用者（衛星開発担当者および衛星管制運用者）による参照ができる機能。

(2) 衛星シミュレーション部

主に次の機能要求を実現し、「運用計画評価支援部」から送信されるコマンド等に応じて衛星挙動を模擬して、テレメトリを出力する。

a) 衛星挙動予測機能

① (1) a) 項の実現に必要なもの、軌道上衛星の挙動・状態を予測できる機能。なお、その予測は、ある特定の観測運用計画に対し、その計画期間範囲内の各時刻における軌道上衛星の状態を導出することを意味する。

② 前①項の予測結果を時系列情報として利用者（衛星開発担当および衛星管制運用者）が参照できる機能。

5. まとめと今後の予定

本稿では、衛星利用者の観測要求に最大限対応していく等のため観測時間の拡大を目指した地上システム（「観測運用技術強化システム」）について、その要求分析結果、運用イメージ、全体システム構成等を含めた実現性検討結果を紹介した。

今後、引き続き、過去または現在軌道上にある衛星のデータの分析等を踏まえ、電力余裕予測における劣化モデルやヒータ等の負荷予測モデルの予測精度向上見込み、あるいは温度余裕予測における計算コストの低減見込みなどを見極めて設計を進めつつ、本システムの実現を目指していく予定である。

謝辞

本稿の作成にあたっては、JAXA とともに ALOS-2 総合システムの開発を行っている三菱電機株式会社に支援をいただき検討した結果を活用している。ここに感謝の意を表する。

参考文献

- [1]宇宙開発戦略本部，宇宙基本計画，平成 21 年 6 月。
- [2]ALOS-2, “The Advanced Land Observing Satellite”, <http://www.jaxa.jp/pr/brochure/pdf/04/sat29.pdf>
- [3]Y. Ueda, N. Yoshioka, H. Itoh, H. Miyoshi and Y. Osawa, “Feasibility study of a ground system towards an enhancement of observation capability for ALOS-2”, The 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011.