

口頭
研究発表
会議室2

スパコン“JSS”利用における事業所間ファイル転送性能について

情報・計算工学センター
藤田直行

1. はじめに

JAXA スーパーコンピュータシステム” JSS” (以下、JSS と記す。) は、調布、角田、相模原の3拠点で別々に運用していたスパコンシステムを、調布航空宇宙センタに統合した総演算性能 141.3 [TFLOPS¹] を持つ計算機群である。システム統合に伴い、相模原、筑波、角田、調布の各事業書から JSS を利用するためのネットワークとして、” JSSnet” (以下、JSSnet と記す。) を構築した。JSSnet は、国立情報学研究所の運営する SINET4^[1] を用いて構築した VPN² であり、JAXA 固有のネットワークと同等のセキュリティを確保している。JSSnet は、広帯域・高遅延という構内ネットワークとは異なる特徴を持つため、ネットワーク帯域が十分に広く回線品質に問題が無い場合でも、ユーザが想定する性能が出ないことが多い。

本発表では、各事業所の JSSnet 上の端末と JSS ログインノード” maja” 間の(1)往復遅延時間、(2)TCP 通信性能、(3)ファイル転送性能の実測値を紹介すると共に、速度性能を改善させるための項目を明示しユーザ利用環境の改善を目指す。

2. JSSnet 概要

図 1 に、最新の JSSnet の構成概要を示す。SINET4 が提供する L2VPN サービス^[2] を用い VPN を実現している。往復遅延時間とは、一般的にラウンドトリップタイム (RTT: Round Trip Time) と呼ばれ、広域網の場合、通信速度改善

の重要なパラメータとなる。図 1 に示したものは、各事業所の JSSnet 上の端末と JSS ログインノード間の RTT である。帯域は、各事業所に接続されている SINET4 回線の帯域を示している。

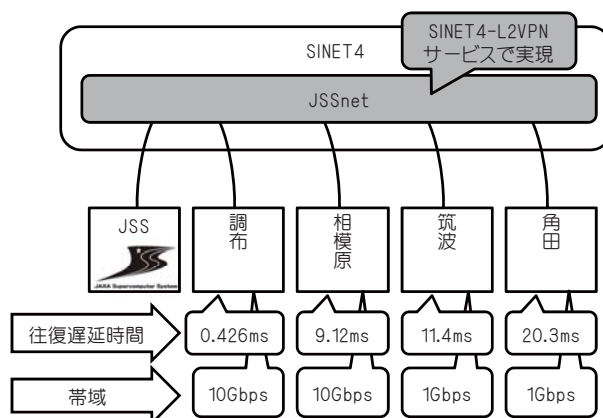


図 1 JSSnet の構成概要

3. ネットワークの通信速度性能

TCP^[3] を用いたネットワーク通信での通信速度性能を決定する主要パラメータには、ネットワークの帯域以外に、通信路の遅延時間、通信ノードにおける TCP の Window サイズや送受信バッファサイズ、利用アプリケーションの通信制御方式がある(図 2)。ファイル転送性能を改善するには、これらのパラメータの調整が必要である。

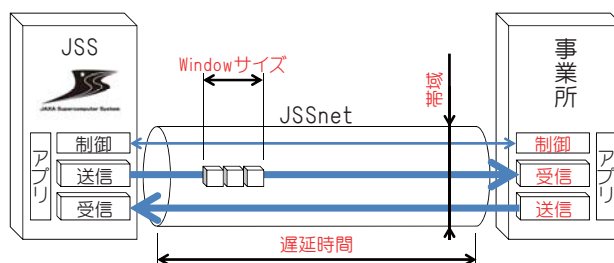


図 2 TCP 通信速度性能の主要パラメータ

ここでは、一例として TCP の Window サイズ及び遅延時間と通信速度性能の関係を簡単に説明する。TCP には、送信側から受信側へ届いたデータが処理しきれなくなりデータ欠損が起こ

¹ Tera Floating point number Operation Per Second のことで、1TFLOPS は一秒間に一兆回の浮動小数点演算ができるコンピュータの処理速度を表す。

² Virtual Private Network のことで、公衆回線網等の上に構築した暗号路により実現した、専用回線のようなネットワーク環境のこと。

るのを防ぐ仕組みとしてフロー制御が実装されている。送信元は MSS³毎にセグメントという単位にデータを分割送信し、受信先は確かに到着したことを送信元に通知している(以下、確認応答と呼ぶ。)。セグメント毎の確認応答を待って次のセグメントの送信を開始するのが基本的な動作であるが、通信の効率化を考え、個々の確認応答を待たずに複数のセグメントを連続して送信することもできる。このセグメントの連続送信数を決定するのが Window サイズであり、通信実行時の受信バッファの空サイズと考えてよい。遅延時間 5[ms](往復遅延時間にするると 10[ms])、帯域 1 [Gbps]=125[MB/s]のネットワークに、サイズ 512[KB]のファイルを流す場合を例に考えてみる。図 3 に Window サイズを用いたフロー制御の様子を示す。Window サイズが 64[KB]の場合、512[KB]のファイルは、8 回分の送信データに分割され順番にネットワークに流れていく。最初の送信データが送信元から受信先に届くまでに約 5[ms]必要となる(図 3(a))。受信先は、MSS 毎に確認応答を送信元へ返す。最初の送信データを受け取り終えた受信先は送信元へ最後の確認応答を送る(図 3(b))が、これを送信元が受け取るのに更に約 5[ms]かかる。よって、64[KB]のデータを送るのに合計 10 [ms]必要となり、実効通信速度性能は 6.4[MB/s]となってしまう。帯域 125[MB/s]を使い切るためには、Window サイズを大きくすると良い。最初の送信データを送り始めてから、最後の確認応答を受け取るまでの間、データを送り続けるための改善 Window サイズは式(1)の通りとなる。

$$\text{(改善 Window サイズ)} = \text{(帯域)} \times \text{(往復遅延時間)} \dots(1)$$

図 3 の場合、125[MB/s]×10[ms]となり、改善 Window サイズは 1.25[MB]となる。TCP ではスライディングウィンドウというフロー制御方式も用い、Window サイズを式(1)に合わせることで通信速度性能の改善が図れる。

4. 通信速度性能測定結果と考察

今回測定に使用した各事業所の JSSnet 上の端

³ Maximum Segment Size のことで、TCP 通信における、データ送信単位の最大値のこと。

末と JSS ログインノードの仕様を表 1 と表 2 に

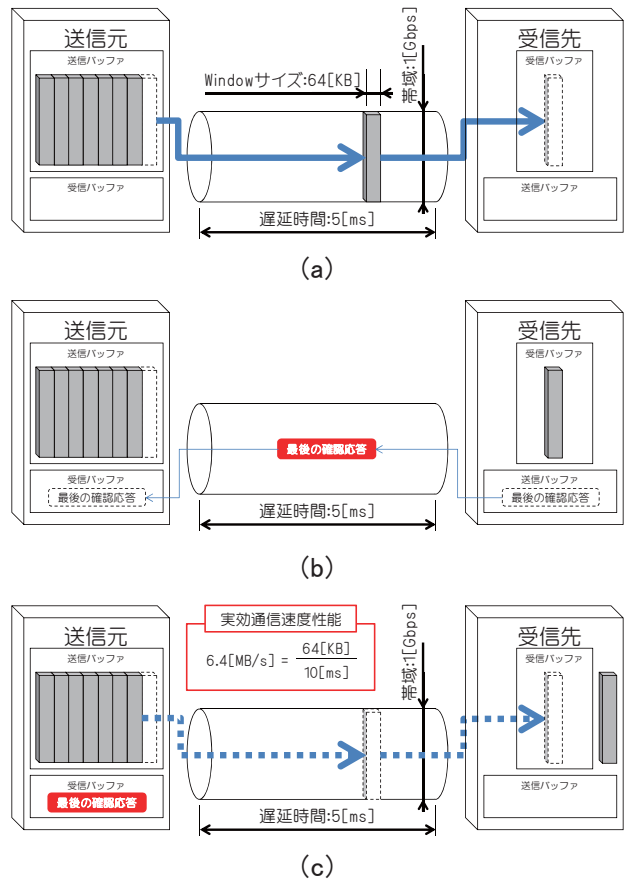


図 3 Window サイズによるフロー制御

表 1 JSSnet 上の端末の仕様

ホスト名	db-ssd
OS	Linux 2.6.31.12-174.2.3.fc12.i686
CPU	Intel C2D U9400 1.40GHz
メモリ	2892MB
ディスク	TOSHIBA THNS128G
受信ウィンドウサイズ (min,default,max)	4096, 87380, 3391488 [B]
送信ウィンドウサイズ (min,default,max)	4096, 87380, 3391488 [B]

表 2 JSS ログインノードの仕様

ホスト名	maja0.jss.in-jaxa
OS	SunOS 5.10
CPU	SPARC 64 VII
メモリ	1TB
ディスク	/tmp
デフォルト受信ウィンドウサイズ	49152 [B]
最大バッファサイズ	1048576 [B]
最大輻輳ウィンドウサイズ	1048576 [B]

示す。

4.1 往復遅延時間

(1) 測定条件

ping コマンドにより不定期に 5 回測定した。

(2) 測定結果

表 3 に、平均値、最小値、最大値を示す。最小値と最大値が大きくかけ離れていないことから、各事業所での 5 回の測定値には大きなばらつきが無いことがわかる。

表 3 往復遅延時間測定結果

測定点	平均値 [ms]	最小値 [ms]	最大値 [ms]
調布	0.426	0.408	0.443
相模原	9.12	9.10	9.13
筑波	11.4	11.4	11.5
角田	20.3	20.1	20.3

JSSnet 上の端末のネットワークカードの性能が 1[Gbps]であることを考えると、各事業所での改善 Window サイズは、式(1)から、

調布 : $125[\text{MB/s}] \times 0.426[\text{ms}] = 53.3[\text{KB}]$

相模原 : $125[\text{MB/s}] \times 9.12[\text{ms}] = 1.14[\text{MB}]$

筑波 : $125[\text{MB/s}] \times 11.4[\text{ms}] = 1.43[\text{MB}]$

角田 : $125[\text{MB/s}] \times 20.3[\text{ms}] = 2.54[\text{MB}]$

となる。

4.2 TCP 通信性能

(1) 測定条件

iperf を利用して TCP コネクション並列数を増加させた場合の総速度性能を測定した。

(2) 測定結果

図 4 に測定結果を示す。調布の測定は、並列数が 1 の時点からピークに達したため、図示していない。相模原、筑波、角田とも、並列数を多くすることで 900[Mbps]前後の TCP 通信性能を実測している。TCP/IP/Ethernet という通信階層を用いた場合、ユーザが送信したいデータ以外に、各階層のヘッダ部がネットワーク上を流れることになるため、1[Gbps]イーサネットのユーザデータから見た理論最大性能は 947[Mbps]程度となる。JSSnet 上の端末のネットワークカードの性能が 1[Gbps]であることも併せて考えると、900[Mbps]は、この理論最大性能

の約 95%を記録しており良好な結果が得られたと言える。

また、並列度を増加させた場合の総速度性能の改善具合、つまり、グラフの傾きが、各事業所によって異なっているが、これは、一つの TCP 通信の性能値を示しており、往復遅延時間が大きい事業所程、滑らかな傾きとなっており、同じ総速度性能を実現するには並列度を上げる必要があることが分かる。

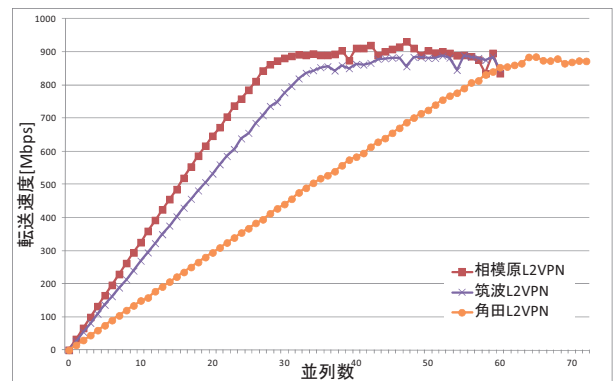


図 4 TCP 通信性能測定結果

4.3 ファイル転送性能

(1) 測定条件

ファイル転送プロトコルとして、暗号処理無しの ftp と暗号処理有りの scp を使用した。ゼロデータで生成した 100[MB]のファイルを JSSnet 上の端末で put/get した時の速度性能測定を連続して 3 回行いその平均値を測定するというスクリプトを作成し、これを不定期に 5 回繰り返し測定した。

ftp はバイナリモード、バッチモードで動作させ put/get コマンドの結果表示にある速度性能値を測定値とした。

scp の速度性能は、ファイルサイズを time コマンドで測定した scp 実行時間で割り求めた。

(2) 測定結果

図 5 に、測定結果の平均値、最小値、最大値を示す。4 事業所とも暗号処理無しの ftp が有りの scp より高速であることより、scp では通信路ではなく暗号処理にボトルネックがあることが推測される。また、ftp においては、遅延の影響が無視できない相模原、筑波、角田の各事業所においても、300[Mbps]~550[Mbps]、つまり、37.5[MB/s]~68.7[MB/s]程度の比較的高速な転送性能を得られることが実証された。

一方、scp においては、相模原、筑波、角田

の測定において、put の性能が get の性能に比べて大きく悪いことがわかるが、その理由はまだ分かっていない。

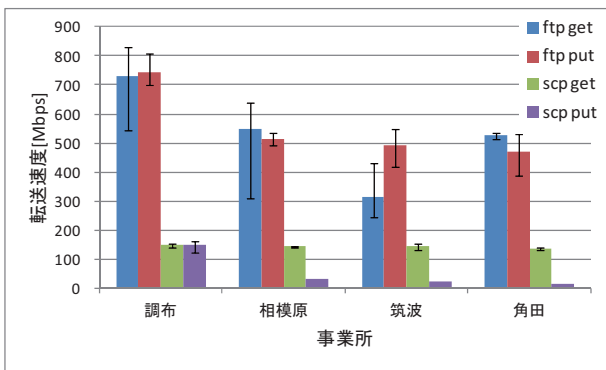


図 5 ファイル転送性能測定結果

scp においては、暗号処理がファイル転送性能のネックになっていると推測できたため、暗号処理方式の違いによる速度性能の測定を行った。JSS のログインノード上のファイルシステム間で暗号処理方式を変えて測定を行った。試した暗号処理方式は、aes128bit の ctr、aes128bit の cbc、arcfour、3des の cbc、blowfish の cbc の合計 5 種類である。結果を図 6 に示す。3des の cbc が一番遅く、arcfour が一番速いという結果になった、その差は put で 5 倍以上となっている。他の暗号処理方式と比べても 3des の cbc は 3 倍程度遅くなっている。これより、暗号処理方式によって、速度性能に 3~5 倍の差が出ることが分かった。

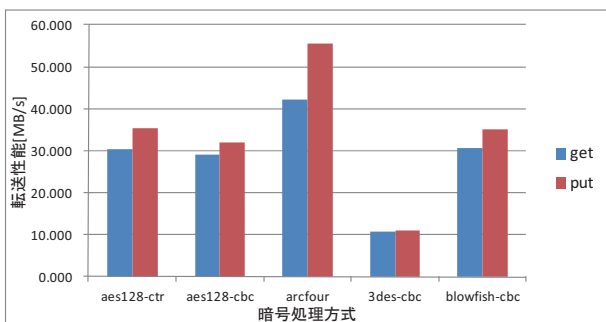


図 6 暗号化方式によるファイル転送速度性能の違い

5. おわりに

JSS の概要と TCP 通信における Window サイズ等と通信速度性能の関係を簡単に紹介し、JSSnet での往復遅延時間、TCP 通信性能とファイル転送性能の実測値を示した。

ファイル転送性能の改善には、ネットワークの帯域以外に、通信路の遅延時間、通信ノードにおける TCP の Window サイズや送受信バッファサイズ、利用アプリケーションの通信制御方式や暗号処理方式が関係していること、JSS ログインノードと各事業所間のファイル転送性能として、相模原は 500[Mbps]程度、筑波は 300[Mbps]程度、角田は 470[Mbps]程度の実測実績があることを示した。

最後に、本測定データの提供をしてくださった、研究開発本部数値解析グループの方々にお礼を申し上げます。

参考文献

- [1]” 学術情報ネットワーク[サイネット・フォー]”、<http://www.sinet.ad.jp/>
- [2]” SINET4 L3/L2 VPN”、<http://www.sinet.ad.jp/service/network/l2/vpn>
- [3]” TRANSMISSION CONTROL PROTOCOL DARPA INTERNET PROGRAM PROTOCOL SPECIFICATION”、RFC793、1981

次期基幹ロケットおよび将来輸送系の研究と展望

宇宙輸送ミッション本部 宇宙輸送系システム技術研究開発センター
沖田耕一、石本真二、大久保真也

1. はじめに

宇宙輸送ミッション本部では、研究の最終的な出口となる宇宙輸送システムを、「次期基幹ロケット」と「将来輸送系」の二つに集約し、戦略的・体系的に研究を進めている。本稿では、これらのシステムの概要と、その実現に向けた研究について紹介する。

2. 次期基幹ロケット

2.1 はじめに

基幹ロケットである、H-IIA/B ロケットは、1990 年半ばよりその多くのシステム及びサブシステムは開発され、既に開発から現時点まで 15 年以上を経過し、様々な課題が生じており、新たな基幹ロケットの開発・運用が必要な時期に来ている。

現在運用している H-IIA/B ロケットの打上げ関連・製造設備の多くは、設備運用開始から既に 25 年～15 年を経過しており、これらの老朽化などの維持経費は増加傾向にある。

ロケット製造においても部品の供給が困難になるなど、年間 2～3 機という少ない打上げ機数の高い信頼性を確保していく上で、このままでは、これら製造基盤の維持に、より注力せざるを得ない状況にある。

一方、打上げ需要について政府系ミッションは、GTO/SSO 4 トン級から、SSO 2～3 トン級が中心となりつつある。GTO についても実用準天頂衛星システムのシリーズ化や商業衛星市場では 6 トン級などの需要の増加傾向など、打上げ能力要求は、開発開始当時と大きな状況の変化がある。

これらは、余剰能力がある状態で政府系宇宙利用ミッションを実施し、結果的に宇宙輸送コストを増加させており、限られた予算の中では宇宙利用活動に影響している。

また、HTV や国際宇宙探査協働グループ(ISECG)の検討などにあるとおり、今後の国際協働の中で我が国の貢献を推し進めるには、LEO への大量輸送や有人輸送ミッションなどについても将来に向けた発展の準備を念頭に置く必要がある。

こうした状況を踏まえながら、自律的持続可能な次期基幹ロケットのあるべき姿を明確にする必要がある。

2.2 次期基幹ロケットの目的

H-IIA/B ロケットは世界最高水準の技術を獲得し、高い信頼性を実現している一方で、国際競争力は不足しており、このまま改善を繰り返すだけでは十分なコスト低減は困難であり、基盤維持も増加傾向にあることから、輸送システム全体で、抜本的刷新が必要な時期に来ている。

次期基幹ロケットでは、

- これまでの課題解決、先進的差別化技術、機能配分の見直しなどによるロケット・打上げ基盤の低コスト化
- これまでの教訓、品質工学などの設計製造技術、情報技術などの活用による高信頼性開発技術の獲得

により、以下を目的としたコンセプト及び仕様を設定する。

(1) 世界最高水準の競争力を達成

- 高い国際競争力で商業打上げの受注や、獲得・成熟した先進技術を活用し、官民が連携してコンポーネントレベルの海外展開により、打上げサービスのみでは限定されている事業規模を拡大することで、打上げ事業基盤の安定化・強化を促進する。

(2) 政府ミッションの効率的な打上げにより、我が国の宇宙輸送全体総コストの低減

- 官需衛星の打上げを H-IIA と比べて低い価格で実現する。
- H-IIA/B と比べて低いインフラ維持コスト(年間)を実現する。

(3) 高信頼性技術の強化により、世界最高水準の競争力を獲得に加え、高信頼性技術と差別化した先進技術を進化させ、高い効率性を持った将来の国際協働ミッションや有人輸送を実現

- 海外との協働ミッションでは、コンポーネントレ

ベルの海外展開を官民共同で推進する。

以上により、輸送系戦略目標である自律的持続可能な宇宙輸送システムの構築を実現する。

2.3 システムコンセプト

(1) 高信頼性 (Built-In Reliability)

基幹ロケットは、輸送するペイロードの重要度が高く、確実な打上げが求められる。また、商業市場においてもコストよりも打上げの確実性を重視する顧客が存在する。

確実な打上げを目指し、許容リスク要求としてミッション喪失 (Loss of Mission, LOM) 確率 1/1000 以下とし、他国ロケットの 1 オーダー高いレベルの信頼性を達成することを目指す。実現に向けては、共通ステージの組合せやシンプルなシステムに設計し、LE-X の高信頼性開発手法を更に進化させていく。

(2) 宇宙輸送系全体コストの低減

次期基幹ロケットでは、打上げサービス提供による収入で打上げサービス事業を継続できる (基盤が維持される) 仕組みを構築することが必要であり、実現に向けて、輸送コストを下げて官需以外の打上げ需要を取り込むと共に、先進的な技術を獲得してコンポーネント単位での海外展開で基盤を強化する。また、当然ながら、基幹ロケットのコスト構造の競争力強化が必要である。

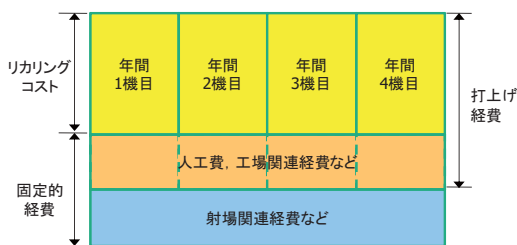


図1 基幹ロケットのコスト構造 (年間)

(3) 将来に向けた発展性 (Evolution Potential)

将来のミッションとして、デブリ対策、有人輸送、軌道間輸送、大量輸送などへの発展性を考慮する。

有人輸送への発展性を確保するためには、無人形態において確実に打上げられる高信頼性を実現した上で、有人形態に向けて LAS 等の必要な安全性を追加することで、有人/無人形態の間で設計を最大限共通化し、無人形態のフライトで信頼性を実証して効率的な開発を可能にする。

有人輸送に必要な安全性は、ミッション喪失確率と同様に、クルー喪失 (Loss of Crew, LOC) 確率に対する定量的許容リスク要求を定義した上で、設計初期段階から故障モードを網羅的に洗い出し、発生時の影響度を定量的に評価の上、故障モード発生確

率が許容リスク要求内に収まるよう設計仕様に反映していくプロセスを検討中である。

2.4 コンフィギュレーション

幅広い打上げ能力に対して柔軟かつ効率的に対応するため、共通ステージの組合せで構成するモジュラー化に対応し、シンプルなシステムを目指しており、現在、複数案のコンフィギュレーションをトレードオフ中である。その検討例を図2に示す。

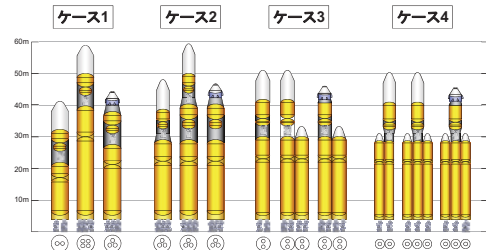


図2 H-X コンフィギュレーション検討例

エンジンには、有人輸送への発展性を確保するため、爆発等の破局的な故障を避けられる本質安全性を備え、シンプルかつロバスタなエキスパンダーブリードサイクルのロケットエンジンとして、ブースタエンジンには LE-X (図3) を採用し、上段エンジンには、打上げアボート時の再突入 G を抑え得る飛行経路を実現できる大推力エンジンとして、Pratt & Whitney Rocketdyne (PWR) と MHI が共同開発中である MB-60 相当のエンジンを採用する予定である。

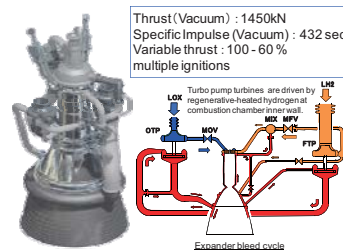


図3 LE-X エンジン仕様 (planned)

2.5 機体整備/運用構想

前述のように、現在の地上運用及び打上げに必要なインフラは維持コストが非常に高く、次期基幹ロケットでは、インフラ維持コストを低減することを目指して射点システムのコンパクト化を運用コンセプトとし、検討を進めている。図4に検討中のコンセプトを示す。

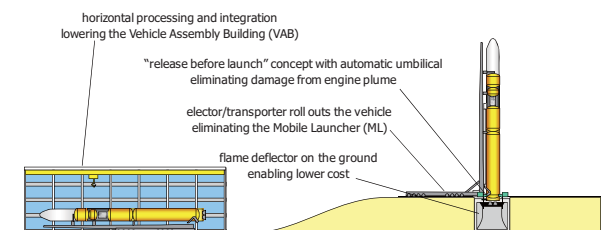


図4 H-X 地上設備構想検討例

組立から点検においては、現状の縦置き状態での機体組立／整備を、大型固体モータを無くして横置き状態での実施に変更して整備棟(VAB)を低層化すると共に、機体／設備の機能配分を最適化(機能搭載化)してAGEを削減／簡素化し、インフラ維持コストの削減を目指す。また、点検運用の効率化による打上げコスト低減を検討中である。

機体移動～起立～打上げにおいては、起立移動台車(elevator/transporter)を用いた射点への機体移動／垂直起立(図5)による移動発射台(ML)の削除、移動整備棟(MST)を使用しない等、設備を極力削減／シンプル化することで維持削減を検討中である。



図5 起立移動台車を用いたロールアウト構想例

2.6 射場システム構想

射場システムも機体整備／運用構想と同様に、射場系設備を簡素化することによる維持／老朽化更新費削減を目指し、アビオニクス、飛行安全管理と連携した地上設備の最小化を検討中である。

まず、第1ステップとして飛行安全用航法センサ(テレメータ受信)を用いた位置計測への移行によるレーダ局の廃止を目指し、次に、衛星を用いた通信システムへ移行による海外ダウンレンジ局の廃止を狙い、最後に、ダウンレンジ飛行フェーズにロケット自ら飛行中断判断／処置を行う自律飛行安全を適用することでダウンレンジコマンド局の廃局を目指し、インフラ維持コストを低減することを検討中である。

なお、第1ステップである飛行安全用航法センサについては、H-IIA ロケット高度化プロジェクトにて技術実証を行う計画である。

2.7 小型上段ステージ構想

小型上段ステージは、デブリ対応として大気圏再突入時にステージ自身が溶融すると共に、多様なミッションに柔軟に対応することを目的として検討中のコンセプトである(図6)。

具体的には、再突入時の残存物を最小化し、自然落下時の傷害予測数(Ec)をほぼゼロにすることで、僅かな減速量で場所を選ばず再突入することが可能となる。また、GEO 直接投入や月・惑星ミッション等の

高い増速が要求されるミッションに対する性能向上が期待できる。GEO ミッションでは、衛星に求められる静止化 ΔV が減少傾向、GEO 直接投入を好む衛星数も増加傾向にあり、小型上段のステージング効果で性能を向上することが可能となる。月・惑星ミッションでは、打上げ日に応じて要求速度は大きく変動するため、小型上段でランチウィンドウを拡大できる。

また、本ステージは多目的もキーワードであり、有人宇宙船及び打上げアポートシステムの推進系と本ステージの推進系を共通化することも検討中である。

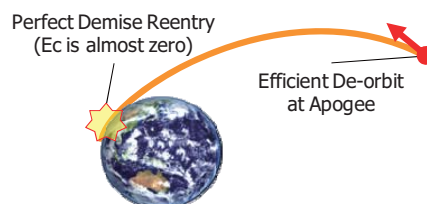


図6 小型上段ステージ運用構想検討例

3. 将来輸送系

3.1 研究の目的とリファレンスシステム

将来輸送系の研究は、航空機と同様に多数回の飛行ができる宇宙輸送システムの実現により、輸送コストを格段に低減させ、宇宙に新たな社会・経済活動をもたらすことを目指している。

このビジョンを一挙に達成することは難しいため、段階的にシステムを発展させていく必要があるが、中間段階も含めて、研究の出口となる実用輸送システムの仕様を明示し、解決すべき技術課題を洗い出すことを目的として、「リファレンスシステム」と称する実用輸送システムを検討している。

従来は、衛星打ち上げや軌道上拠点への物資輸送を行う無人システムをリファレンスとして研究を進めてきたが、今後10年程度の打ち上げ需要は使い切りロケットで十分にまかなえると予想されている。一方、米国においてサブオービタル宇宙観光飛行が開始されようとしている。これらの事業は、高額な価格設定でありながら、多数の集客が見込まれており、当面のローカルなサブオービタルから軌道往還飛行まで次々と新しい体験を提供することによって、需要を維持・拡大できるものと推測される。そこで、平成23年度から、表1に示すような段階的に発展する旅客輸送システムをリファレンスとして再設定している。

JAXA が直接、旅客輸送事業を行うことは難しいため、実用化の道筋を考慮しておくことが重要である。実用システム1(表1のステップ1)の場合、小型衛星打上げミッション、次ステップのための技術実証ミッション

等の JAXA 主体のミッションを通して技術的リスクを十分に低くした後に、機体を移管し、企業が事業として機体を運用するというシナリオを考えている。

表 1 将来輸送系の段階的な実用化

ステップ	ミッション
1	宇宙を経由した近距離の二地点間高速旅客輸送(航空機や現存するサブオービタル機では達成できない飛行体験を提供)
2	宇宙を経由した遠距離の二地点間高速旅客輸送(ステップ 1 とは異なる飛行体験、大陸間を超高速で移動する手段を提供)
3	低軌道往還旅客輸送

3.2 システム検討

ここでは、実用システム1の検討について紹介する。表2にシステム要求を示す。

表 2 実用システム1のシステム要求

項目	数値	根拠等
乗客	8名以上	Virgin Galactic 社の SpaceShipTwo と同等
最高速度	マッハ 10 以上	航空機や既存のサブオービタル機では達成できない速度
飛行距離	2000km 以上	日本全国、アジア近隣をカバーできる飛行距離

システム検討では、まず、統計式や解析式を用いて、機体の寸度、質量、形状の初期設定を行った。図7に機体形状と主要諸元、図8に北海道から本州に沿って種子島まで飛行する場合の解析例を示す。

初期設定に対して、揚抗特性やトリム等の観点からの形状改善、エンジン・推進系、機体構造、熱防護システムを中心とした具体的な仕様と実現可能性の検討を進めているところである。

エンジンの検討では、効率的な運用を行うために常温液体・高密度で毒性や爆発性が小さい炭化水素燃料を想定し、その中でも、環境への影響等を考えて、エタノールを第一候補としている。エタノールは、一般に、比推力が低いことが知られているが、これを補うために、二段燃焼サイクル、エアロスパイクノズルを検討しており、340 秒以上の比推力、50 程度のエンジン推重比の達成を目標としている。

なお、実用システム2や3の場合、ロケットエンジンでは増速能力が不足するため、高い比推力を持った空気吸い込み式エンジンの適用が必要不可欠である。そこで、空気吸い込み式の複合サイクルエンジンの適用を検討している。

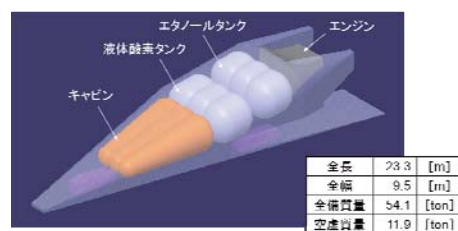


図 7 実用システム1の機体形状と主要諸元

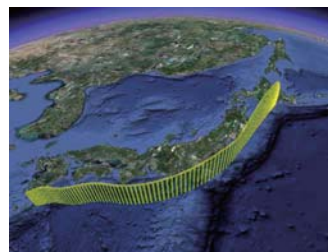


図 8 飛行解析例(高度は5倍に拡大)

3.3 要素技術研究

システム検討と平行して、将来輸送系にとって重要と考えられる以下のような要素技術の研究を進めている。

- 複合材タンクの試作・評価
- 先進的な熱防護システムの研究
 - 超耐熱セラミックス等の耐熱材料
 - 高い空力加熱に耐える冷却方式
 - 頑健性や整備性に優れた構造様式
- 熱空力現象(実在気体効果、極超音速境界層遷移)の研究
- システムの安全性や運用性を向上させる先進的な誘導制御の研究

誘導制御アルゴリズムの研究では、解析による評価だけではなく、小型の実験機を用いて飛行実験で有効性を確認する活動を進めており、JAXAインハウスでの飛行実験に加えて、いくつかの大学と連携し、大学が開発した実験機を用いる飛行実験も行っている。図9に九州工業大学が製作している実験機を示す。今年度中に、内臓したハイブリッドロケットによって高度約1000mまで打ち上げ、遺伝的アルゴリズムを応用した飛行計画等の確認を行う予定である。



図 9 九州工業大学の実験機
(全長 1.5m、全備質量 50kg)

回収機能付加型 HTV (HTV-R) の研究と展望

有人宇宙環境利用ミッション本部 宇宙ステーション回収機研究開発室
鈴木裕介

1. はじめに

宇宙ステーション補給機「こうのとり (HTV)」は既に国際宇宙ステーション (ISS) 計画の中で物資補給機としての重要な位置を確立し、国際協力の中で日本の存在感を示している。

一方、2011 年 7 月のスペースシャトル引退により、ISS からの帰還・回収はソユーズに限定されており、著しくバランスを欠いた状況にある。これを打開するため、米国では民間を活用し、ISS への物資補給回収手段の確保や、有人宇宙船の開発計画が進められている。

日本でも将来の有人宇宙活動を行う上で特に重要な技術である宇宙から地球への帰還回収技術を獲得すべく、HTV に回収機能を付加する検討を進めている。それが、回収機能付加型 HTV (HTV-R) である。

本稿では、その意義、研究状況、将来展望について述べる。



図 1 HTV-R 外観イメージ図

2. HTV-R の概要

2.1 HTV-R の意義

HTV-R の意義として以下の 3 つが挙げられる。

- 1) 我が国の有人宇宙活動に必要な基盤技術の中で、最も重要な帰還回収技術の獲得。
- 2) ISS 計画において、HTV による物資補給に加

え、我が国が物資回収を担うことによる ISS の万全の運用体制構築への貢献。

- 3) 新規技術開発プログラムの推進による、国内宇宙産業振興および次世代を担う技術者への技術伝承。

2.2 HTV-R ミッション概要

HTV-R ミッション概要を図 1 に示す。ISS へ接近するまでの運用は従来の HTV から変更せずに回収機能の付加を行う事に大きな特徴がある。回収機は HTV 本体から分離された後、揚力飛行を行うことにより低加速度 (4G 以下) と高精度誘導 (高度 10km で半径 5km 以内) を実現し、パラシュート開傘後、海上に着水、回収される。



図 2 HTV-R ミッション概要

2.3 HTV-R コンフィギュレーションの選定

2010 年度に、以下の 3 つの回収機能コンセプトについて比較検討を実施した。

(オプション 0) 小型カプセル案 (直近の ISS からの回収ニーズに対応)

(オプション 1) 開発規模を抑えた回収機を開発し基本的な帰還技術の実証を行う案

(オプション 2) 将来の有人機に近い形態での帰還技術の実証を行う案

その結果、以下の観点を踏まえた総合評価として、オプション 2（与圧部置換型）を選定した。

- 1) 有人機と同等の規模で主要な帰還技術の実証が行えること。
- 2) 与圧カーゴ補給・回収の合計質量、および、曝露カーゴの補給質量が現状 HTV と同等であること。

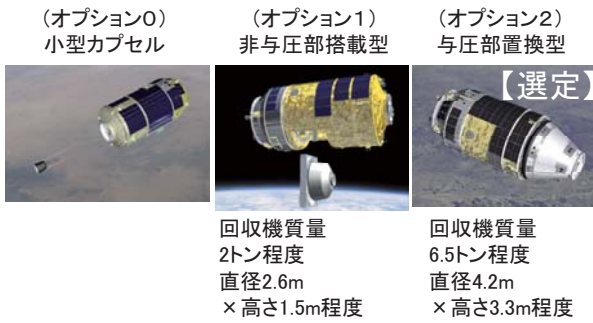


図 3 HTV-R コンフィギュレーション選定結果

有人宇宙船に向けた技術実証の流れを図 4 に示す。

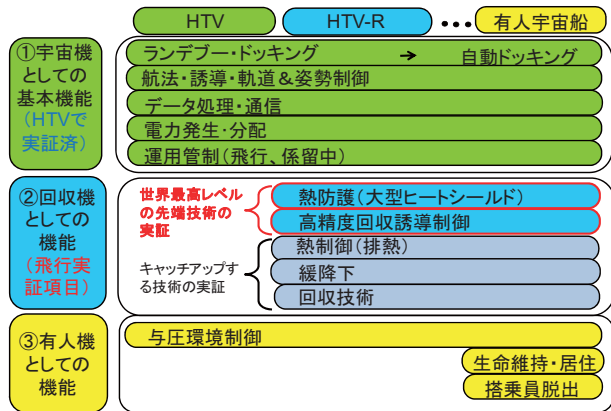


図 4 有人宇宙船に向けた技術実証

2.4 HTV-R 概略仕様と機体構成

表 1 に HTV-R の概略仕様を、図 5 に機体構成を示す。HTV 与圧部を回収機に置換しているが、大開口部のある非与圧部へは直接結合できないため、1m 程度のアダプタセクションを設けている。アダプタセクション内には、回収機を固定・分離するための結合機構を搭載し、外周には太陽電池パネルを貼る計画である。

HTV-R は HTV に比べ機体の全長が 0.5m 程度延びることになるが、回収機が円錐台形状でありロケットフェアリングのコーン部に収まるため、ロケットインタフェースの変更は必要ない。打上げロケットは HTV と同じ H-IIB、フェアリ

ングも同じ 5S-H 型を使用する計画である。

表 1 HTV-R 概略仕様

HTV-R 寸法	全高 10.5m、直径φ4.4m
HTV-R 重量	16.5 トン（ペイロード含む）
回収機寸法	全高 3.3m、直径φ4.2m
回収機重量	6.5 トン（ペイロード含む）
回収機内部容積	16m ³
与圧ペイロード （回収機に搭載）	1.6 トン/1.6 トン （補給/回収）
曝露ペイロード	1.5 トン/1.5 トン （補給/廃棄）

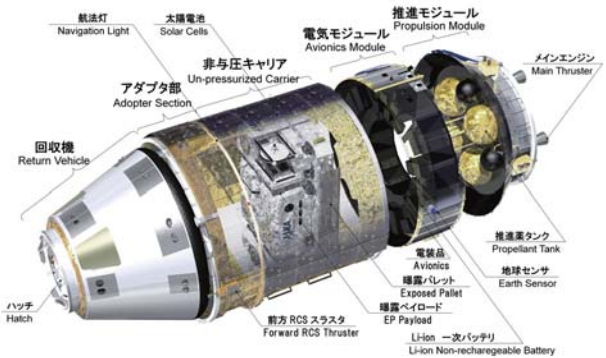


図 5 HTV-R 機体構成

2.5 回収機の形状

図 6 に最新の回収機の形状を示す。直径 4.2m、高さ 3.3m の円錐台形で、壁面の傾斜角度は 20° としており、アポロ指令船の 32.5° よりも浅い。これは、HTV-R では再突入速度が低く、月軌道からの帰還のように大きな揚抗比を必要としないためである。

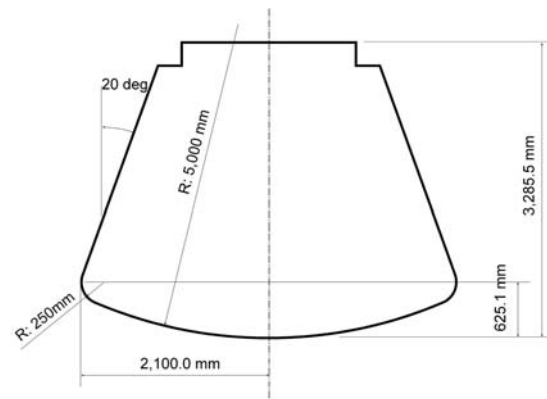


図 6 回収機形状

図7に他の宇宙船との大きさの比較を示す。HTV-R回収機との与圧部の容積は、全体で16 m³以上を狙っており、電装品などの必要機器が占める空間を除いても、ISSの標準搭載バッグを115個以上搭載でき、ISSからの回収需要に十分貢献できるレベルである。また、この容積はアポロ指令船の約1.5倍となり、これを元に有人宇宙船を計画した場合には、4名程度は搭乗できる規模である。

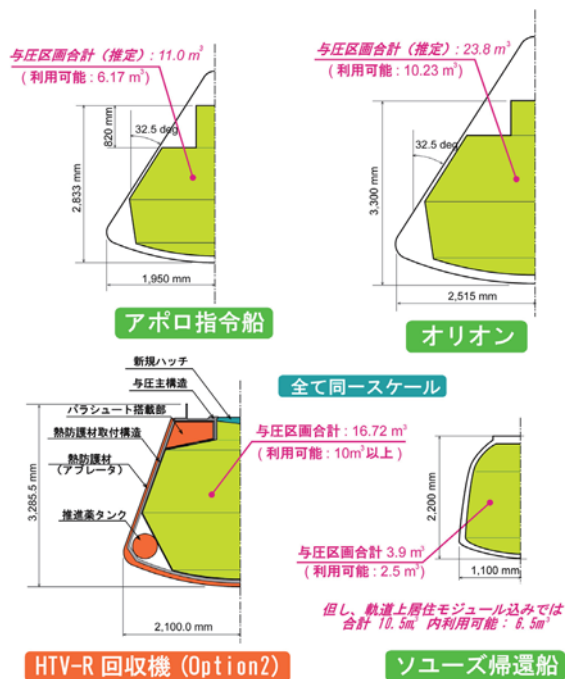


図7 他の有人宇宙船とのサイズ比較

3. HTV-R 研究状況

3.1 主要クリティカル要素技術の識別

現在、HTV-R 概念検討として、システム要求、運用要求、サブシステム仕様(案)の検討、開発計画詳細化、コスト・リスク評価等を進めているところであるが、並行して、クリティカル要素技術の洗い出しを行い、優先順位の高いものから順次要素技術試験を行っている。

識別したクリティカル要素技術は表2の通りである。このうち、優先度の高い第一群に属する、空力特性、誘導揚力飛行制御、軽量アブレータ関連については、JAXA 研究開発本部、宇宙輸送システム本部、宇宙科学研究所 (ISAS)、月・惑星プログラムグループ (JSPEC) の協力を得て、各種試験および解析検討を進めているところである。

表2 HTV-R 主要クリティカル要素技術

	項目	主な技術課題
第一群 優先度高	1. 空力特性	・空力データベース整備 ・動安定性 (遷音速時) ・RCS 干渉
	2. 誘導揚力飛行制御	・低加速度 (4G 以下) ・高精度誘導 (パラシュート開傘時、半径 5km 以内目標)
	3. 軽量アブレータによる大型ヒートシールド	・軽量アブレータ材料、特性 ・大型成形、組立製造技術 ・非破壊検査、補修方法 ・熱解析手法
第二群	4. 熱制御 (排熱) システム	・軌道上ラジエータシステム ・再突入時排熱システム
	5. 着水衝撃	・衝撃解析 (着水角度、速度)
第三群	6. 回収機固定・分離機構	・ヒートシールドとの整合性、組立方法
	7. 上面、側面ハッチ	・ISS 要求適合性 ・耐熱性、水密性
	8. 耐熱スラスタ	・再突入時の空力加熱耐熱性 ・低毒推進薬の採用
	9. 緩降下システム	・大型クラスタパラシュート ・放出展開機構
	10. 誘導制御計算機	・有人対応冗長化設計

3.2 風洞試験の実施

2011 年度は表3に示す通り HTV-R 回収機スケールモデルによる各種風洞試験を実施している。並行して、数値流体力学 (CFD) 解析を行い、風洞試験結果との比較により、今後の HTV-R 設計において重要な解析ツールとなる CFD 解析の評価も行う計画である。

風洞試験の一例として図8に JAXA 角田の高温衝撃風洞 HIEST における空力加熱率測定試験状況の写真を示す。



図8 HTV-R 回収機模型による空力加熱試験状況

表3 2011年度 HTV-R 回収機風洞試験実施計画

使用風洞 模型縮尺	風洞試験内容
JAXA 遷音速風洞 (2m×2m) 5%模型	遷音速基本空力特性試験 マッハ数 0.4 ~ 1.4 迎角 -5 ~ 30°
JAXA 遷音速風洞 (2m×2m) 5%模型	遷音速非定常圧力場計測試験 マッハ数 0.7 ~ 1.4 迎角 0 ~ 30°
JAXA 超音速風洞 (1m×1m) 3.02%模型	超音速基本空力特性試験 マッハ数 1.4 ~ 3.0 迎角 0 ~ 30°
JAXA 遷音速風洞 (2m×2m) 3.57%模型	遷音速動安定試験 1軸自由回転法(ピッチ、ヨー) マッハ数 0.4 ~ 1.4
JAXA 高温衝撃風洞 HIEST 6%模型	極超音速空力加熱試験 (実在機体) 迎角 0 ~ 30°
JAXA 極超音速風洞 (φ1.27m) 6%模型	極超音速空力加熱試験

3.3 軽量アブレータ大型化試作試験の実施

HTV-R では国産技術により、比重 0.5 以下程度の軽量アブレータにより大型ヒートシールド(直径 4.2m φ)を開発する計画である。2011 年度は図 9 に示すように 20~50cm 程度の大型パーツを試作し、そこから何箇所か切出したサンプルによるアーク加熱試験を実施する計画である。

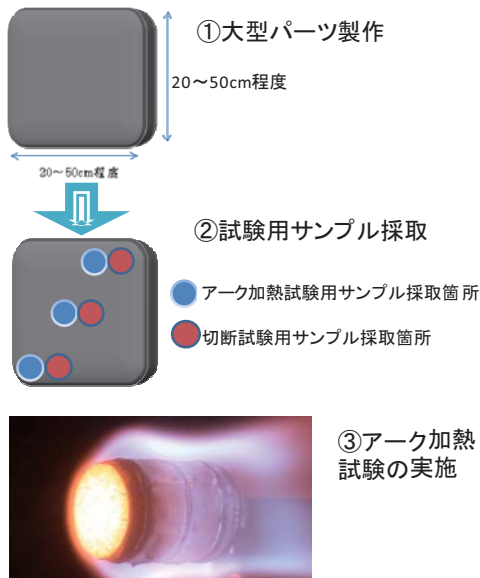


図9 軽量アブレータ大型化試作試験概要

4. 今後の展望

HTV-R は将来の日本の有人宇宙活動に向けた着実なステップと考えられる。図 10 にその発展シナリオを示す。HTV-R 回収機に、①搭乗員安全(アボートシステム)、②生命/環境維持、③マンマシンインタフェース(表示・操作、座席等)を付加することにより有人宇宙船への発展が可能である。また、HTV-R 飛行実証により得られる各種技術は、フライトプルーフン技術として、将来の月・惑星探査等への技術転用も期待される。

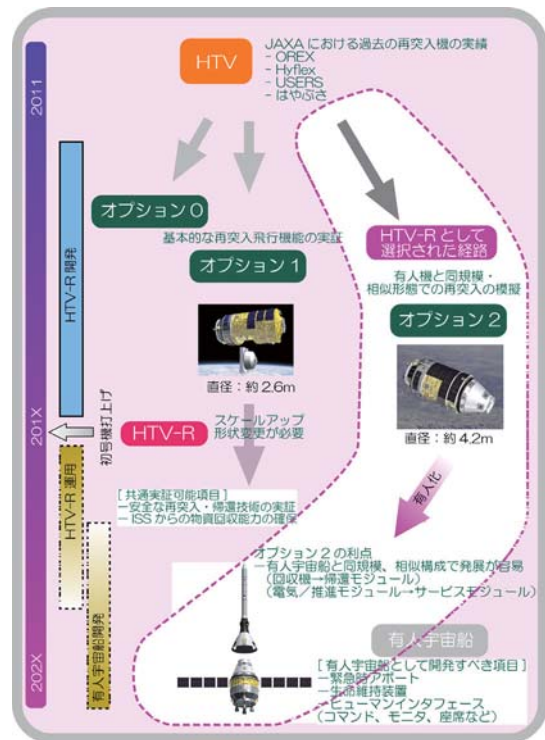


図10 有人宇宙船への発展構想

5. まとめ

HTV-R の開発・飛行実証を宇宙から地球への有人帰還技術獲得に向けた確実なステップと位置づけ、JAXA 内外の協力を得て、2010 年代半ばの打上げを目指し、今後の作業を加速していきたい。

参考文献

[1] 今田高峰、HTV-R:宇宙ステーション回収機の展望、平成 22 年度 JAXA 宇宙航空技術研究発表会前刷集、p42-45

「だいち(ALOS)」の成果

宇宙利用ミッション本部 地球観測研究センター
島田政信

1. はじめに

陸域観測技術衛星「だいち」は正常に運用された5年余りの間に(2006年1月24日~2011年5月12日)、災害監視や森林監視を集中的に行い、近年の課題である地球環境問題(災害を含めて)に関するタイムリーな観測を実施し、多くの成果を得ることができた。これは、衛星とセンサの性能が飛躍的に向上したこと、データ解析技術が向上したことによる。本稿では、「だいち」の成果の代表例を示す。

2. センサの校正検証と基本観測計画

2.1 校正検証

「だいち」には3種類のセンサが搭載されている。PRISM、AVNIR-2、PALSARである。PRISMは3方向からの立体視が可能な光学センサであり、直下視は2.5mの分解能を有する。標高データの作成が可能である。AVNIR-2は10mの分解能を有し、可視域4バンドで土地利用分類や災害観測に有効である。PALSARはL-bandの合成開口レーダーであり、森林観測、地殻変動解析に強みを持つ。これらの校正検証結果は文献[1]にあるが、幾何学精度はPRISM、PALSARで概ね10mである。ラジオメトリック精度も良好で、PALSARは0.76dBと地球観測作業部会の定める要求精度を満足する。これら良好な幾何学精度とラジオメトリック精度のおかげで、「だいち」の3センサは地理情報システム(GIS)での利用が可能である。

これらセンサの性能が良好なことは、「だいち」の特性が良好なことにもよる。代表例としては、1)衛星の位置決定精度は40cm(3シグマ)、2)衛星の指向決定精度はスタートラッカーを使用して非常に高い、3)衛星時刻はGPS衛星に完全同期している、4)観測データの1日当りの取得時間は11時間分と非常に長い。

2.2 基本観測シナリオ

「だいち」は全球規模で高分解能画像を取得することを目的に開発されている。この能力を積極的に生かすのが基本観測シナリオ、つまり、「だいち」の運用計画である。災害等の緊急時以外は、この観測計画が運用に用いられる。図1は46日間に得られた画像の範囲を示したものであるが、東南アジアの大半が観測できる。統計によるとどのセンサを用いても、46日で地球全陸域の半分が観測できる。

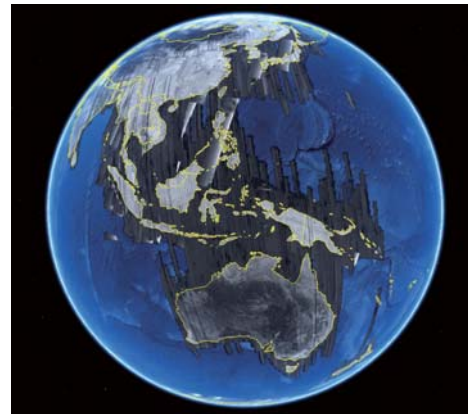


図1 46日で取得できたデータ

3. いくつかの成果について

3.1 代表的な成果例

このように繰り返し得られる「だいち」データは地球環境の監視に非常に有効である。代表カテゴリーは、海上油汚染、森林火災跡、洪水、地滑り(大小スケール)、地盤沈下、火山、地震、森林監視、REDD+、湿地観測、北極氷、氷河、稲作、違法伐採、海上風、DSM(PRISM、PALSAR InSAR)、電離層異常、不要波による干渉問題、オルソ、土壌水分、土地利用等である。

3.2 森林観測

PALSARは波長23cmのマイクロ波を使用したレーダーであり、1)森林樹幹部を信号が一部透過しバイオマスが最も多い樹幹部を観測で

きる、2) 新伐採された場所が比較的容易に抽出できるという特徴があり、森林区分をとして、森林・非森林の分類を行えると言う大きな特徴がある。図 2 は世界で最初に作成された 2007 年の PALSAR データの 10m 分解能の分類画像である^[2]。分類精度は 84% である。図 3 には、1995 年と 2007 年の変化を示す。

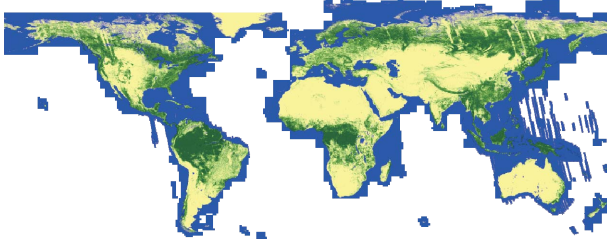


図 2 森林非森林図 (PALSAR、10m 分解能、2007 年)

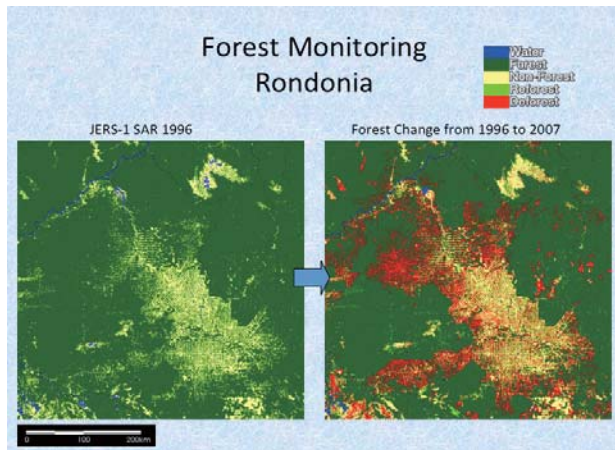


図 3 ブラジルロンドニア州の森林非森林分類の変化 11 年間で減少したところを赤で表示。

3.3 地殻変動

上で述べた電波の透過性の為に L-band SAR は植生に覆われた場所の干渉解析に適す。図 4 は ScanSAR 干渉の一例である。2010 年の初頭に地震が発生したハイチ地震を ScanSAR で観測することに成功した。主とポルトープランスの西方において大規模な地殻変動が発生したことが確認できる。このときは電波の発射位置を過去の観測に同期させて運用することができた。

3.4 DSM

DSM は PRISM、PALSAR により作成できる。図 5 は一例である。PRISM は 10m 分解能、PALSAR は 50m 分解能の DEM をそれぞれ作成できる。

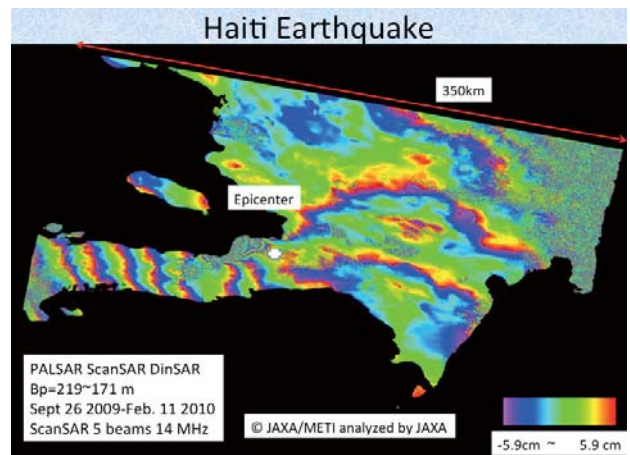


図 4 ハイチ地震における地殻変動抽出事例

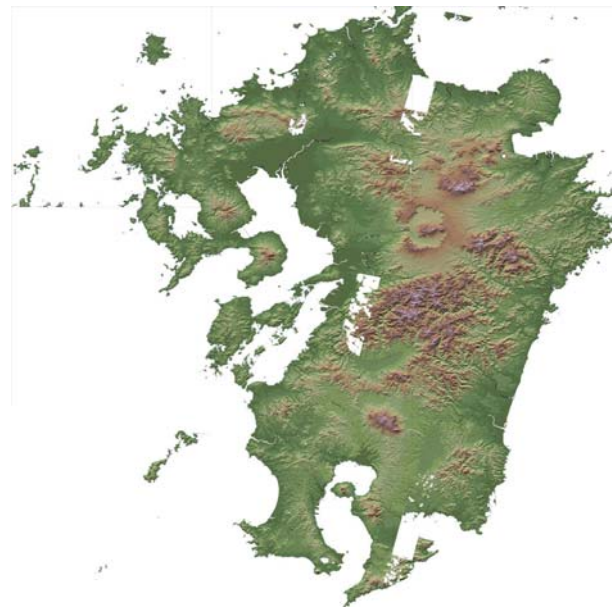


図 5 PRISM で作成した DSM (モザイク)

4. まとめ

「だいち」は 5 年の寿命を全うしたが、得られたデータから様々な解析利用アルゴリズムが生まれ、地上検証を経て、その有効性が確認された。この成果を ALOS-2/3 に継ぎたい。

参考文献

- [1] M. Shimada, T. Tadono, and A. Rosenqvist, "Advanced Land Observing Satellite (ALOS) and Monitoring Global Environmental Change," P. IEEE, vol. 98, no.5, pp.780-799, May 2010.
- [2] M. Shimada, O. Isoguchi, T. Motooka, T. Shiraishi, A. Mukaida, H. Okumura, T. Otaki, and T. Itoh, "GENERATION OF 10m RESOLUTION PALSAR and JERS-SAR MOSAIC AND FOREST/NON-FOREST MAPS FOR FOREST CARBON TRACKING", Proc. of IGARSS2011, Vancouver, July 28, 2011.

実用展開を目指した音響及び構造振動予測技術の航空宇宙機への応用

研究開発本部 数値解析グループ
高橋 孝、橋本 敦、石田 崇

1. はじめに

これまで数値解析グループ（NAG）では、主に航空機、ヘリコプタ、宇宙往還機などに関連した流体・音響の数値シミュレーション技術の研究を進め、先端的な予測技術を構築し蓄積してきた。特に音響解析技術については、これら数値予測技術の応用範囲を広げ、実際的に問題となるロケット打上げ時の轟音に起因する音響環境の予測や、超音速旅客機のソニックブームの高精度な音響伝播解析技術の構築に取り組んでいる。

航空機への応用では、超音速旅客機のソニックブームが地上にどのように伝搬するのか精度良く予測するために、熱粘性や分子振動緩和などの大気条件の影響を考慮した拡張 Burgers 式を利用して、非線形音響伝播解析技術の研究を行っている。さらに、航空機の脚騒音など複雑な形状まわりの機外騒音予測への適用を目指して、Building-Cube 法に基づく流体音響解析ツールの構築も新たに進めている。

一方、ロケット打上げ時の音響環境予測については、数値流体力学（CFD）による打上げ時の排気プルームやデフレクタまわりの音源解析結果を利用してロケット本体への音の伝播を簡易に精度良く行う予測ツールを整備した（FW-H 法）。同時に、既存技術では高精度に予測できない周波数帯（中間周波数帯）まで、フェアリング構造を介した音響透過、及び、その内部の音響環境を予測することのできる波動ベース法（WBM）に基づく音響構造連成解析技術の応用研究についても先行的に進めてきた。この技術は、発展的に航空機の機内騒音予測へ応用するべく研究を進めている。

本稿では、NAG において航空宇宙機的设计開発への実用展開を目指して研究開発を進めてきた上記の音響及び構造振動シミュレーション技術の研究についてまとめる。

2. ソニックブームの非線形音響伝播解析

超音速旅客機の運航の妨げになっている大きな問題に、ソニックブームによる騒音がある。そこで、このソニックブーム騒音の低減を目的とした、非線形音響伝播に関わる設計技術および解析技術の研究開発にも取り組んでおり、以下の解析手法を実装した解析ツール（Xnoise）を開発した。

超音速機からのソニックブームの地上への伝播計算は、大きく2段階からなる。まず、超音速機まわりの CFD 計算により、近傍場の圧力情報を得る。この CFD 計算による超音速機まわりの圧力分布の例を、図1に示す。そして、このデータから得られた圧力を、大気条件を考慮して地上まで伝播計算を行う。

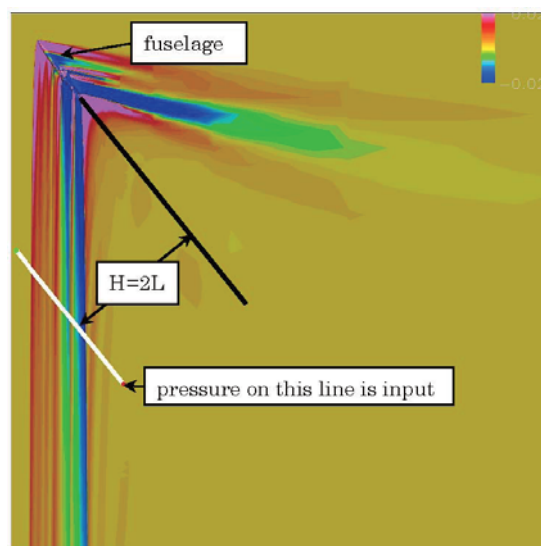
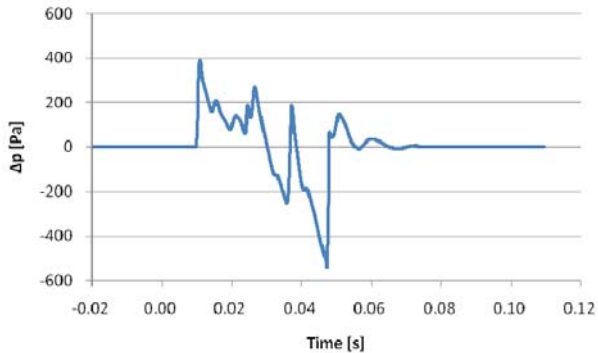


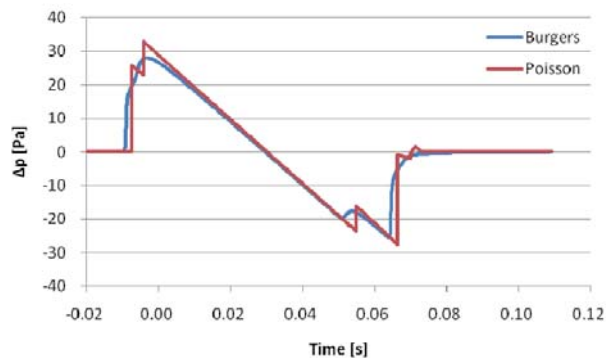
図1 機体周りの圧力分布

伝播計算をするために、まず、機体下の一定距離離れた線上の圧力を採取し、伝播計算用の初期値としての時刻歴を求める（図2(a)）。そして、この波形を地上まで伝播させるために、熱粘性や分子振動緩和などの大気条件の影響を考慮した拡張 Burgers 式^[1]を利用する。この伝播計算は、波線（レイ）を追跡することにより

逐次進展させるが、この際、波線の位置での周囲の温度、音速、密度、音の拡散率、大気分子の振動緩和時間などは、大気条件から計算したものをを用いる。図 2(b)に、相対湿度を 50% で一定とした場合の地上での圧力波形を示す。



(a) 初期圧力時刻歴



(b) ソニックブーム地上波形

図 2 ソニックブームの非線形伝搬解析結果

この解析手法を適用することにより、熱粘性及び大気分子の振動緩和を考慮しない従来の手法 (Poisson 解) に対して、不快感の原因となる立ち上がり時間の評価が可能になった。そのため、この解析ツールは、航空プログラムグループ (APG) の超音速機チームでも活用されている。現在は、より現実的に、風モデルに対応するように拡張 Burgers 式を改修するとともに、大気条件の不確定性を考慮した計算についても東北大学との共同研究テーマとして進めているところである^[2]。

3. Building-Cube 法に基づく流体音響解析

計算機性能の進歩によって計算リソースの制約が緩和し莫大な格子点数を扱えるようになったため、近年では直交格子法の研究が盛んに行われている。

直交格子法には、以下の特徴がある。

- プログラム構造が単純
- 格子生成が容易
- 空間の高次精度化が容易

しかし、従来の直交格子法では、風上化を施した有限体積法に基づく離散化が多く用いられているため、高次精度化が容易であるという特徴が活かされていなかった。また、直交格子上で任意形状の壁境界をどのように表現し境界条件として取り込むかという大きな問題があり、カットセル法や IB 法などのアプローチは提案されているものの、プログラムが複雑になるなど適用範囲が限られているため、根本的な解決策にはなっていない。

近年、中橋によってブロック構造を用いた直交格子法の一つとして Building-Cube 法が提案されている^[3]。この手法は従来の八分木/四分木に基づく格子 (cube) を基に、格子の内部にさらに等間隔直交格子 (cell) を生成して計算する手法であり (図 3)、構造格子法で用いられる高次精度スキームを容易に組み込むことが可能である。

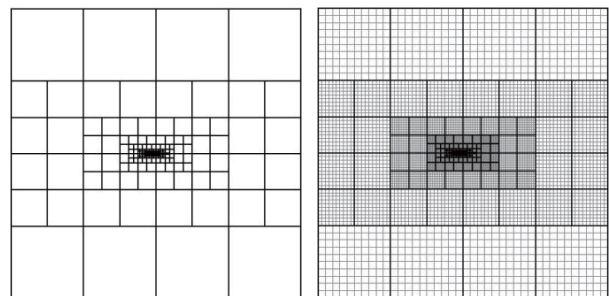
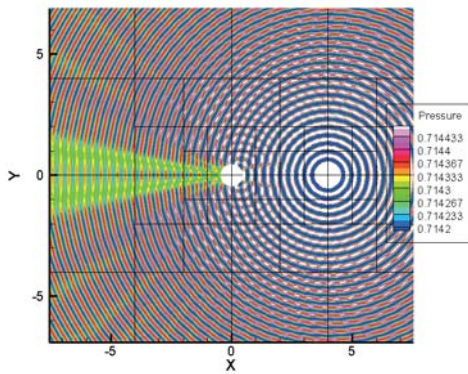


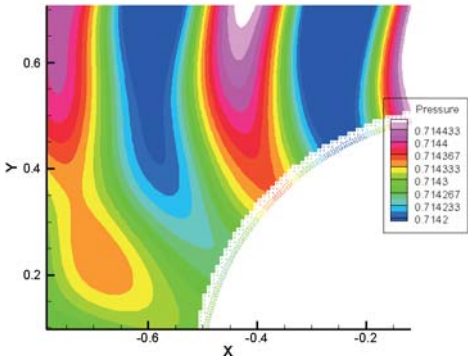
図 3 cube (左図) と cell (右図)

本研究では、この Building-Cube 法のフレームワークに、高次精度スキームと Gridless 法による壁境界の取り扱いを組み込むことで、任意形状周りの流体音響解析ツールの構築を行っている。図 4 に、構築した手法によって計算した 2 次元円柱周りの放射音響場の例を示す。この計算では、点音源から発生した音波が空間を伝播し、円柱表面で反射・回折している。また、図 5 は円柱表面の変動圧力の RMS 値を示しており、構築した手法による結果が理論解と一致することから、本手法の有効性が示されている。

今後は、このツールを拡張し、航空機の脚騒音など航空機の複雑な形状まわりの機外騒音予測への適用を目指す。



(a) 圧力変動場の全体図



(b) 壁近傍の圧力変動場
図 4 変動圧力場の解析結果

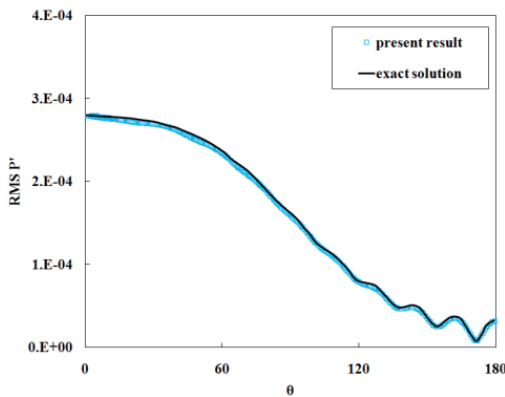


図 5 円柱表面の変動圧力の RMS 値

4. ロケット打上げ時の音響環境予測

4.1 背景

ロケット打上げ時の轟音は、フェアリング構造を透過し、中の搭載宇宙機に広い周波数成分を含む音圧荷重を与える。太陽電池パドルなどの軽量・大面積の構造物は、比較的音響荷重に対する感度が高く、音響振動の影響は無視できない。また、宇宙機の搭載コンポーネントの開発においても、音響振動レベルは厳しく制限される。一方、地上音響試験では、残響室において宇宙機やコンポーネントなどに拡散音場を浴びせるが、実際のフェアリングにはある程度指向性のある音が到達し、フェアリング内部も特に

数百 Hz までの低い周波数帯において拡散音場であるとは考えにくい。このとき、地上試験で拡散音場を用いることが、全周波数帯域にわたり安全側の方法になっているのか十分に確かめられているとはいえない。また、宇宙機の形状や、フェアリング内における体積充填率の影響が打上げ時の内部音響環境に与える影響も容易には検討できない。このような問題に関して、数値予測手法を確立することは重要である。

4.2 解析手法

音響振動問題に限定した場合、既存の数値解析手法として、高周波側は統計的エネルギー法 (SEA) などの確率統計的な手法、低周波側は有限要素法 (FEM) などの決定論的な要素ベース法が適用される。ところが、その間の中間周波数帯では、上記の既存の手法では高精度の解析ができない。そこで、Desmet^[4]は、低中間周波数帯に適用可能な決定論的な手法 (WBM) を提案し、定常内外音響振動問題に成功裏に適用した。これは、同次支配方程式の厳密解を用いて未知変数を展開する手法であり、空間を細かく離散化しないので、それに伴う数値誤差が本質的になく、要素ベース法よりも小さな自由度で高精度な決定論的解析が可能となる。

この WBM を適用するには、問題領域を凸形状の部分領域に分けるだけでよい。しかし、部分領域を多く用いてしまうと WBM の長所である高い収束性が損なわれるため、幾何形状がそれほど複雑でない問題に適用が限定されていた。そこで、ハイブリッド有限要素-波動ベース法 (HF-WBM) が提案された^[5]。これにより、有限要素 (FE) に分割する複雑形状まわりの領域を必要最小限に抑えれば、複雑形状を扱いつつ空間離散化誤差の拡大が抑えられる。著者らは、従来法とは異なる構造 FE 領域と音響 WB 領域を組み合わせた定式化を行い、解析コードを実装し、簡易実験による検証を進めてきた^[6]。

4.3 解析例

次に、HF-WBM を用いて、フェアリングの構造振動 (音響透過) とフェアリング内部音響環境を同時に解析する例を示す。

音源モデルとしては、CFD による事前解析結果を用いる^[6]。このモデルは、排気プルームの

流れを適当に囲んだ領域で表され、この領域面上の圧力を、FW-H 法^[7]によってフェアリング構造外部表面上の音響遠方場を予測するための入力値として用いる。今回は、この面から約30[m]離れたフェアリング構造外部表面の音圧を、NAGが開発したFW-H法に基づく解析コード(LP-Noise)を利用して予測した。

次に、この外部音場の予測値を用いて、フェアリング構造の音響振動と内部音場を予測するために、HF-WBMを適用する。用いた簡易フェアリング構造は、高さ約6.36[m]、円筒分の内径2.5[m]、厚さ29.6[mm]、材質はアルミ(A5052)であるが、ハニカムの面密度に合わせた物性を入力した。そして、この構造を、六面体ソリッド要素から成るFEで離散化する。一方、フェアリング内部音響領域は、宇宙機のないモデル(モデルA)と剛な直方体形状の宇宙機が搭載されたモデル(モデルB)を用意した。この音響領域は、モデルAの場合はすでに凸形状なので全く分割する必要はなく、モデルBに関しては5つの凸部分領域に分割しただけである。

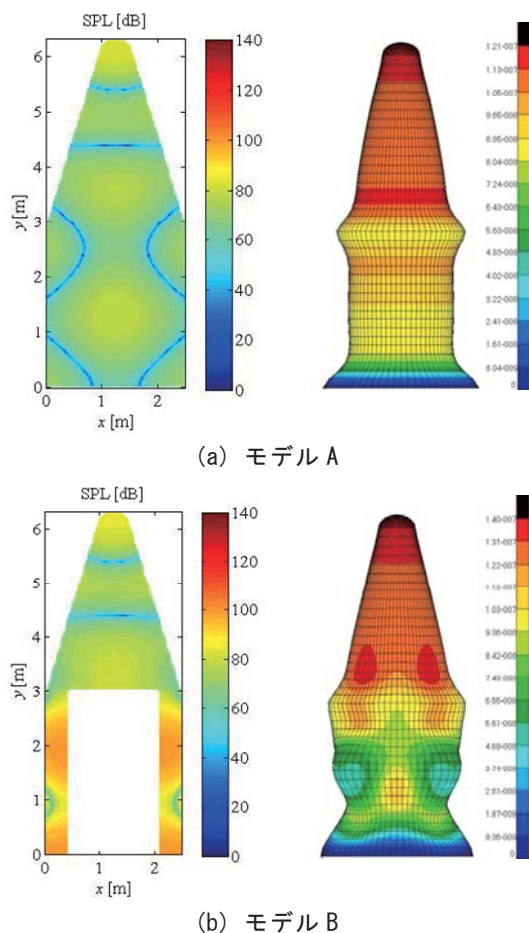


図6 140Hzにおけるフェアリング内SPL(左)と構造変位場(右)

図6は、これらの解析モデルを用いて音響構造連成解析を行った結果であり、例として励振周波数140Hzのときのフェアリング構造の変位場(変形図は適当に変位を拡大)と内部音圧場を示したものである。宇宙機が搭載されない場合とされた場合で、フェアリング構造の変形形状が大きく変わることが分かると同時に、この周波数においては、宇宙機が搭載されていない空のフェアリング内の音圧よりも、宇宙機が搭載された場合のほうが、局所的に音圧が上昇している様子も分かる。

今後は、実際のフェアリングと衛星を利用した試験データと解析結果を比較することにより、検証を進める予定である。

5. まとめ

これまでNAGにおいて研究開発を進めてきたシミュレーション技術に関して、特に、航空宇宙機の音響環境及び構造振動予測に関連する数値予測技術について紹介した。

今後もこれらの技術をさらに発展させ、実用展開を目指した応用研究を進めていく。

参考文献

- [1] Cleveland, R.O., *et al.*, Time-domain modeling of finite-amplitude sound in relaxing fluids, *J. Acoust. Soc. Am.*, 99 (1996), 3312-3318.
- [2] 小野, 大気温度の不確定性を考慮したソニックブーム解析手法の開発, 第49回飛行機シンポジウム講演集, 2D3 (2011).
- [3] Nakahashi, K., High-Density Mesh Flow Computations with Pre-/Post-Data Compressions, AIAA paper (2005), 2005-4876.
- [4] Desmet, W., *A wave based prediction technique for coupled vibro-acoustic analysis*, Ph.D thesis, Katholieke Universiteit Leuven (1998).
- [5] Van Hal, B., Desmet, W., and Vandepitte, D., Hybrid finite element-wave based method for steady-state interior structural-acoustic problems, *Computers & Structures*, 83 (2005), 167-180.
- [6] Takahashi, *et al.*, Sound transmission analysis using the hybrid finite element-wave based approach for coupled vibroacoustic problems, ISMA2010, Leuven, Belgium (2010).
- [7] Tsutsumi, S., Fukuda, K., Takaki, R., Shima, E., Fujii, K. and Ui, K., Numerical study on acoustic radiation for designing launch-pad of advanced solid rocket, AIAA-2008-5148 (2008).
- [8] Ffowcs Williams, J. E., and Hawkings, D. L., Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion, *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, A264 (1969), 321-342.

D-SEND# 1 落下試験報告

航空プログラムグループ D-SEND プロジェクトチーム
本田雅久

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構、航空プログラムグループ超音速機チームでは、1997年より超音速機旅客機の実現に向けた研究開発を行って来ている。2005年には、オーストラリアのウーメラ実験場で、NEXST-1 飛行実験を行い、超音速飛行時の抵抗低減技術の飛行実証に成功した。

2010年からは、JAXA 独自の低ソニックブーム設計技術の飛行実証を行うために、新たに D-SEND プロジェクト（低ソニックブーム設計概念実証）^[1] が立ち上げられた。D-SEND プロジェクトは、D-SEND#1 落下試験と D-SEND#2 落下試験の 2 種類の試験から構成される。

第一ステップの D-SEND#1 落下試験は、2011年 5 月 7 日及び 16 日の 2 回、スウェーデンの ESRANGE 実験場にて行われた。落下試験では、2 種類の軸対称体の低ソニックブーム波形を、地上から高度 1km の間の複数点において、世界で初めての取得することに成功した^[2]^[3]。気球落下試験による低ソニックブーム技術の実証方法（空中ソニックブーム計測手法を含む）は、世界に類の無いユニークな方法で、本実験の成功は、低ソニックブーム化設計技術の研究開発において、大きな前進である。本稿では、実際の試験準備及び試験結果の概要を報告する。

2. 試験準備

2.1 遠隔制御・監視システム

供試体の落下可能領域（ゾーン B）の広さは 70km×100km で、その中の 4 箇所ソニックブームを計測する空中ブーム計測システムが配置される。この 4 箇所を管制室から遠隔制御するために、ゾーン B 内に Wi-Fi 中継アンテナ（1Mbps）及び太陽電池パネルを 13 箇所設置した（図1）。ゾーン B が広大なことから、器材の運搬及び人員の移動には、ヘリが利用された。4

月の実験場は、雪深く、設置作業は予想以上に苦戦を強いられ、設置作業は 2 週間強を要した。尚、中継アンテナのバックアップとして各計測サイトにインマルサットの衛星回線（32kbps）も準備した。

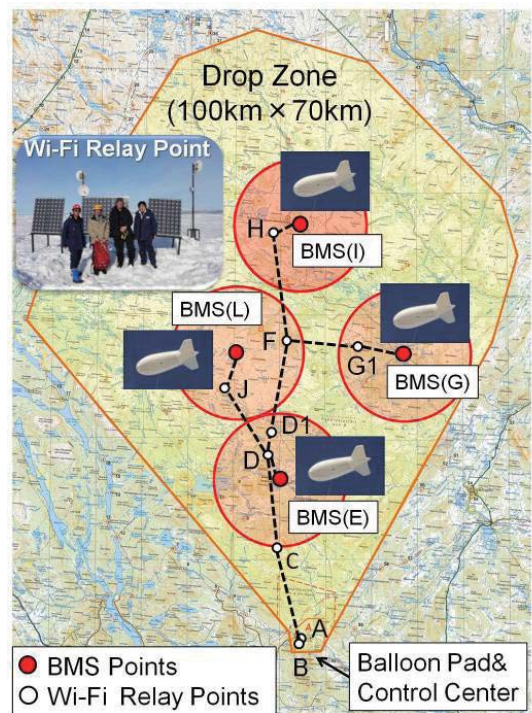


図1 遠隔制御・監視システムネットワーク図

2.2 空中ブーム計測システム^[4]

空中ブーム計測システムは、地球大気の境界層の影響が計測可能な様に、高度 1km に係留可能な係留気球（全長約 15m）（図 2）とソニックブームを計測・記録するための複数のマイクロフォンシステム（図 3）から構成される。係留索の高度 1000m、750m、500m の 3 箇所マイクロフォンシステム（マイクロフォン、記録・通信機器）が取り付けられている。また、地上にも 3 箇所設置（1m×1m の AL 板上）されている。各サイトの気象状態（温度、湿度、気圧、風向、風速）を計測するために高度 1km 及び地

上に気象観測センサを設置した。更に係留気球のドリフト量を計測する為に高度 1km では GPS による位置計測も行われている。試験当日は、係留気球担当 2 名と計測システム担当 1 名が半日前に各サイトに向い準備を行った。



図 2 係留気球 (Blimp)



図 4 気球システム

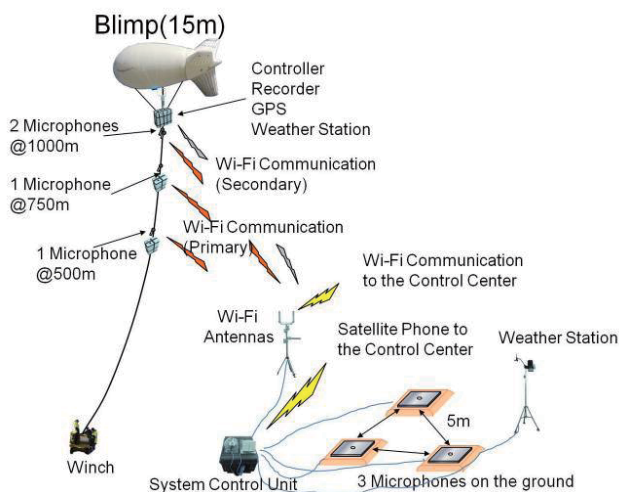


図 3 マイクロフォンシステム

2.3 気球システム [5]

気球の運用は、全てスウェーデン宇宙公社 (SSC) が、担当した。気球システム (図 4) は、気球 (335,000m³)、パラシュート(φ 130ft)、バラスト (約 300kg)、搭載機器、ゴンドラ等から構成される。パラシュートは、緊急降下時及びゴンドラ回収時に用いられる。供試体は、ゴンドラに固定され、火工品で分離される。尚、ペイロード重量 (供試体+ゴンドラ) は、ESRANGE で放球された中では、過去最大の重量 (第 1 回 : 2930kg、第 2 回 : 3070kg) であった。

2.4 供試体

供試体は、通常の N 型波形を発生する NWM (全長 5.6m、重量 700kg) と低ソニックブーム波形を発生する LBM (全長 8m、重量 630kg) の 2 種類が設計され、それぞれ 2 式準備された。供試体 (NWM1 式を除く) には、GPS による位置・速度データを送信可能な搭載機器が搭載され、GPS 時刻を介して地上の計測システムと時刻の同期を取ることができ、落下試験後、どの高度、速度でのソニックブームを計測したか照合可能としている。図 5 に 2 つの供試体の概要図を、図 6 に実際に組み立てた LBM を示す。LBM の先端形状は、低ソニックブーム化設計されているため、特異な形状をしている。

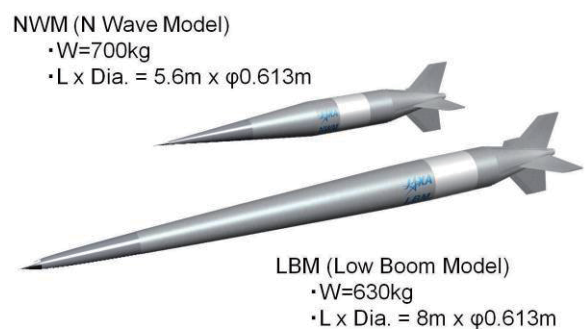


図 5 NWM 及び LBM 概要図



図6 組立が完成したLBM

2.5 ヘラクレス

放球時に用いられる大型クレーン(図7)は、ヘラクレスと呼ばれる。放球時には、ゴンドラ+供試体を吊り下げ、気球の流れる方向に向かって走り、気球とゴンドラの相対速度を最小化してゴンドラを分離する。供試体の最大長さ8mは、このヘラクレスのクレーン高さ12mから決定されている。



図7 ヘラクレス(第1回放球準備中)

3. 落下試験

3.1 第1回落下試験

現地時間5月7日5時44分、初めての放球が行われた。放球時は、ほぼ無風で、ヘラクレスから切り離された供試体は青空へゆっくりと上昇していった。ESRANGEでは過去最も重いペイロードであったため、放球が成功した時には皆一様にかなり興奮気味であった。気球の軌道は、気象予報値(ECMWF、HIRLAM、ゾンデ)を用いて予め予測される^[5]。実際の軌道は、ほぼ予定通りで、上昇中に更に計測点に近づくための操縦(ガス抜きとバラスト投下)が行われ、2個の供試体は、10秒の間(LBM→NWM

の順)において、計測点Gから北北東4.1kmの位置で分離された。分離高度は、約21km、落下中の供試体の最大到達マッハ数は、1.44であった。図8に気球の予測軌道と実際の軌道を比較して示す。尚、リアルタイムの軌道は、SSCのWEB上で公開された。

落下中の供試体から発生するソニックブームがどのようにマイクに到達するイメージを図9に示す。2つの供試体のソニックブーム波形は、高度1000m、750m、500m、地上(3ch)の全ての位置で記録することができ、中継アンテナを経由し、管制室の中でリアルタイムにモニターすることもでき、ブーム計測システム全体を実証することが出来た。

また、取得されたLBM波形は、計画通り、NWMのピーク値を半減した波形となり、CFDの計算値とも非常に良い一致をした(図10)^[6]。

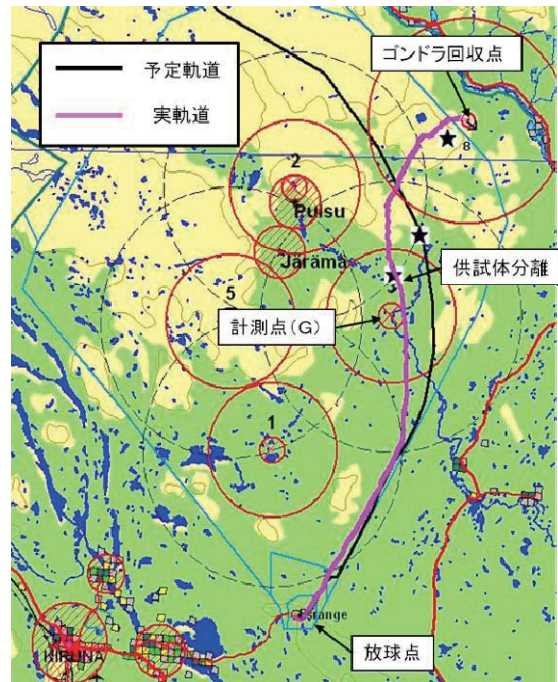


図8 第1回の気球の軌道



図9 落下中の供試体と係留気球

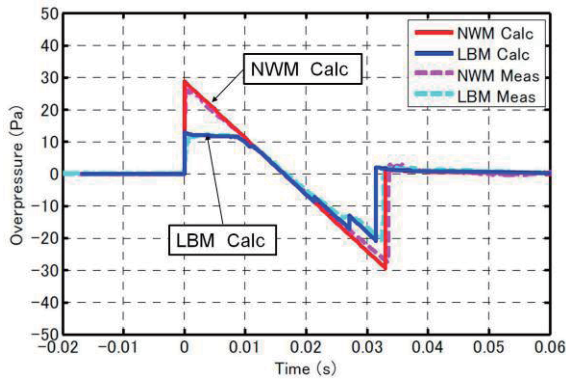


図 10 ソニックブーム計測結果 (第 1 回、500m) [6]

3.2 第 2 回落下試験

1 回目の試験から 9 日後の現地時間 5 月 16 日午前 5 時 30 分 (契約期間最後の日)、再び、落下試験が可能な風が巡って来た (図 11)。今回は、分離コマンドのトラブルにより、NWM が先に分離 (高度 27km)、1 分後に LBM (高度 27km) が分離された。幸いな事に両者の分離位置は、計測点 E からほぼ同じ約 4.3km であった。供試体は、それぞれ最大マッハ数 1.73 及び 1.7 に到達した。1 回目の経験から、気球の軌道はほぼ予測した通りに飛行することが判っていたので、気球が通過する可能性の低い G 点と I 点のマイクロフォンシステムを、通過する可能性の最も高い E 点とフォーカスブームの計測の可能性が出てきた管制室近傍に集約した。その結果、第 1 回目より多くの計測データ (20ch) を得ることが出来た。特に E 点では、係留索の 250m にもマイクロフォンを追加することができ、地上から 250m 置きで高度 1km までのソニックブームデータを取得出来た。また、落下時には、管制室内 (落下点から 20km) でも、NWM、LBM のソニックブームを聞くことが出来た。



図 11 第 2 回放球時の様子

4. まとめ

天候 (特に風) にも恵まれ、2 回の落下試験を無事成功させ、JAXA オリジナルの気球落下によるソニックブーム計測試験方法、空中ブーム計測手法を世界に実証することが出来た。また、低ソニックブーム設計技術検証のために有効なデータも多数取得することができ、これからの低ソニックブーム化技術の研究開発に大きな弾みをつけることが出来た。

今後は、取得したデータの詳細な解析を行うと共に落下試験で得られた知見を踏まえ、ICAO のソニックブーム基準策定に貢献して行くと共に第二ステップとしてに計画している D-SEND#2 落下試験 (図 12) の準備をより万全なものとして行くつもりである。

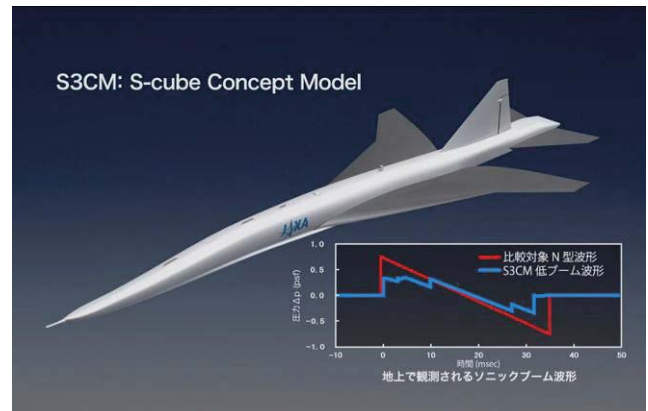


図 12 D-SEND#2 供試体

参考文献

- [1] 本田、「低ソニックブーム設計概念実証 (D-SEND) 計画」、平成 22 年度 JAXA 宇宙航空技術研究発表会
- [2] http://www.jaxa.jp/press/2011/05/20110519_dsend_j.html
- [3] 本田他、「D-SEND#1 落下試験結果概要」、第 49 回飛行機シンポジウム、2011 年
- [4] 川上他、「D-SEND#1 試験におけるソニックブーム計測システムの構築と運用」、第 49 回飛行機シンポジウム、2011 年
- [5] 原田他、「D-SEND#1 における成層圏気球を用いた落下実験システム」、第 49 回飛行機シンポジウム、2011 年
- [6] 中他、「D-SEND#1 試験におけるソニックブーム計測結果」、第 49 回飛行機シンポジウム、2011 年

小型実証衛星 4 型 (SDS-4) の開発

研究開発本部 宇宙実証研究共同センター
大谷 崇、中村揚介、高橋康之、井上浩一、平子敬一

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 研究開発本部宇宙実証研究共同センターでは、50~100kg 級の小型衛星技術の開発を進めている。これまでに、スピン安定バスの 50kg 級衛星である“μ-LabSat”、100kg 級小型実証衛星 1 型 (SDS-1) の打ち上げに成功し^[1]、様々な先進機器・技術の軌道上実証を遂行してきた。

同時に、衛星システム設計・機器開発・試験・運用を JAXA インハウスで行い、若手技術者が衛星開発における基礎的技術の習得、開発のライフサイクルを短期間で一通り経験する機会としても活用された。

本報告では、SDS プログラムの一環であり、SDS-1 の後継機として開発を進めている 50kg 級の常時三軸姿勢制御方式の小型実証衛星 4 型 (SDS-4) について述べる。

2. SDS プログラムと SDS-4

昨今の人工衛星開発においては、確実なミッションの遂行のために、実績のある枯れた技術、信頼性の高い技術を求める傾向が強くなり、新たな機器、先端技術を軌道上で実証する機会が減少してきている。また、欧米においては、技術実証の手段、あるいは地球観測、サイエンス目的など、300kg 以下の小型衛星を用いた実利用ミッションが数多く実施・計画されている。

このような状況の下、JAXA では実利用衛星や科学衛星の信頼性を高めるため、また新規技術の軌道上実証機会を増やすべく、低コスト・短期間で開発可能な小型衛星を活用することとし、2006 年より小型実証衛星 (Small Demonstration Satellite ; SDS) プログラムを開始した^{[2][3]}。

SDS プログラムにおいては、実利用衛星や科学衛星のミッションサクセスに向け、衛星に搭載される重要な機器・部品の事前実証を行い、

成熟度の高い機器・技術のプロジェクトへの提供を目指している。また、将来に向けた先端技術・ミッションコンセプトの軌道上データの蓄積を行う。特に、信頼性向上のための活動の一環として、技術成熟度 (TRL: Technical Readiness Level) が 3 から 6 の段階にある新規技術を軌道上実証し、宇宙での運用実績のあるレベル (TRL7~8) へ向上させる。このことにより、地上試験では予見不可能なリスクを洗い出し、次世代の先進機器・技術を実利用衛星や科学衛星へ適用することを可能としている。

また、SDS プログラムにおいて、タイムリーな実証を実現するためには、衛星バスの低コスト・短期開発が必須である。このような SDS プログラムにおける要求に応えるためには、衛星バスのシリーズ化が必要である。図 1 に、SDS プログラムにおけるバスのラインアップを示す。

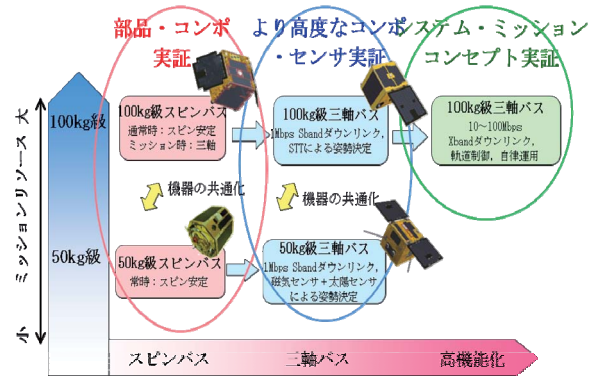
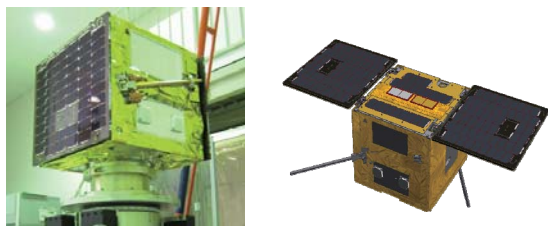


図 1 SDS バス ラインナップ

SDS-4 は、SDS プログラムにおける SDS-1 の後継機であるが、衛星サイズは SDS-1 の 100kg 級から 50kg 級となっており、姿勢制御方式もスピン制御方式から常時 3 軸姿勢制御方式となっていることから、図 1 に示した SDS プログラムのラインナップの中での 50kg 級 3 軸太陽指向衛星に分類される。SDS-4 の衛星主要諸元を表 1 に、コンフィギュレーションを図 2 に示す。

表 1 SDS-4 主要諸元

項目	仕様
質量	約 50kg
発生電力	約 120W
サイズ	500 x 500 x 450 mm
姿勢制御	太陽指向三軸制御 (定常時) 地球指向三軸制御 (実験時)
通信	S バンド 16kbps/1Mbps(downlink),4kbps(uplink)
軌道	太陽同期, 高度約 677 km



(1) 打上げ時 (2) 軌道上
図 2 SDS-4 衛星外観図

SDS-4 では、SDS プログラムでの衛星開発の基本方針を踏まえつつ、将来ミッションを見据えた SDS 標準バスの確立を目指して、様々なミッション要求に容易に対応できる汎用性を意識した設計としている。

特に、搭載バス機器については、今後も継続的に使用可能な仕様を意識し、搭載計算機 (OBC)、電力制御器 (PCU)、S 帯通信機 (STRX)、小型 MEMS ジャイロ等の新規開発を進めた。また、高度化するミッション要求に応えるべく、高精度の三軸姿勢決定・制御が可能となるように、国内の 50kg 級小型衛星としては初めてとなる、スタートラッカ (STT)、デジタル太陽センサ (DSS) を搭載している。SDS-4 に搭載しているこれらの新規開発のバス機器・技術により、50kg 級の 3 軸制御標準バスを確立することが可能である。

3. SDS-4 衛星概要

3.1 搭載ミッション

SDS-4 では、以下の 4 つのミッションを搭載している。

(1) 衛星搭載船舶自動識別実験 (SPAISE: Space-based Automatic Identification System

Experiment)

将来の海洋モニタミッションに資するべく、衛星搭載の船舶自動識別装置 (AIS) 受信システムの機能性能の確認、並びに実データによる混信状況の評価を行い、将来 AIS システムの構成や受信性能向上のための知見を得ることを目的とし、AIS 信号の受信実験を行う。

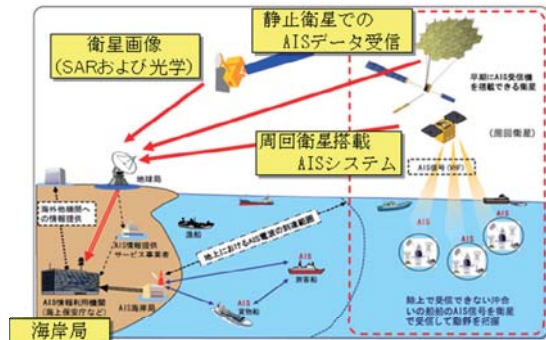


図 3 AIS 実験

(2) 平板型ヒートパイプの軌道上性能評価 (FOX: FHP On-orbit Experiment)

マイクロ G 環境下において平板型ヒートパイプ (FHP) の性能確認を行い、地上試験との性能比較や、地上試験では確認できない無重力環境下での内部流体の挙動を理論モデルと比較評価する。FOX の概要図を図 4 に、フライトモデルの外観を図 5 に示す。

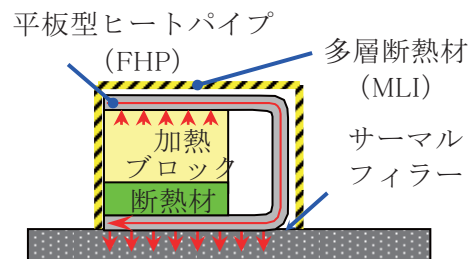


図 4 FOX 概要図

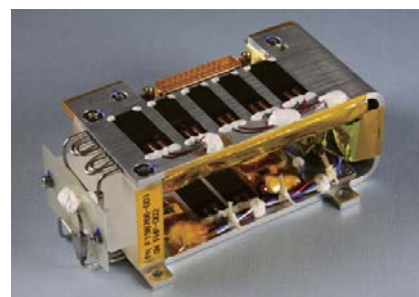


図 5 FOX フライトモデル

(3) THERME を用いた熱制御材実証実験 (IST :

In-flight experiment of Space materials using THERME)

熱制御材の重要な特性である太陽光吸収率 (αs) の軌道上劣化データを、JAXA と CNES (フランス宇宙機関) の共同研究にて開発した「THERME」を用いて取得する。 αs の劣化は熱制御材の温度を測定することによって評価する。図 6 に THERME の外観図を示す。

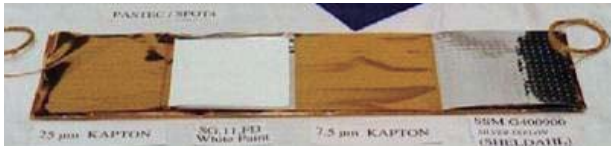


図 6 THERME 外観図

(4) 水晶発振式微小天秤(QCM: Quartz Crystal microbalance)

ISAS (宇宙科学研究所) にて開発された、国産、安価で搭載性に優れたコンタミネーションセンサである。宇宙機の組立・試験・射場作業・打上の全てのフェーズでのコンタミ計測、および軌道上での作動実績を得るべく、SDS-4 に搭載する。QCM の外観図を図 7 に示す。

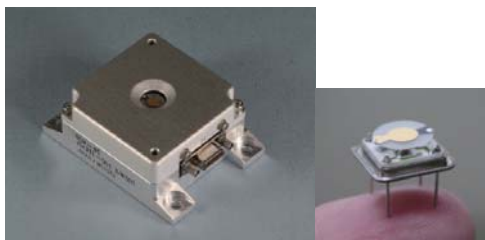


図 7 QCM 外観図

3.2 システム概要

SDS-4 は、定常時 3 軸太陽指向衛星であるが、将来の地球観測ミッションにも対応可能なように、太陽指向姿勢から姿勢マヌーバを行って地球指向も可能な衛星システム設計を行っている。SDS-4 のノミナル姿勢を図 8 に示す。

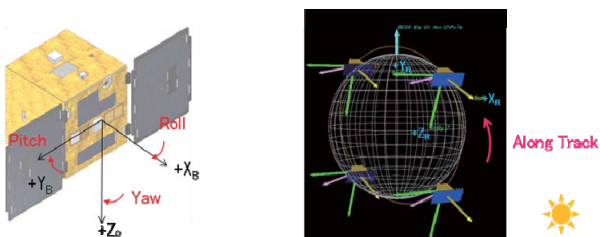


図 8 SDS-4 のノミナル姿勢

また、SDS-4 では新規に開発を行った搭載計算機 (OBC) を中心として、各種バス機器を基本的に単一系で組んでいるが、姿勢決定系等、一部については機能冗長を有している。図 9 に衛星システムブロック図を示す。

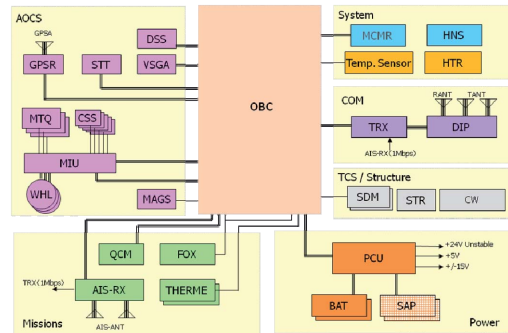


図 9 システムブロック図

4. 開発状況

SDS-4 は 2009 年秋から概念設計を開始し、システムとしての成立性を確認して 2009 年 12 月に計画審査会 (プロジェクト移行審査相当) を実施し、概念設計の結果と今後の開発計画の妥当性が確認された。

その後、SPAISE と QCM の 2 ミッションが追加され、システム設計の見直しを行いつつ、試作フェーズにおいて各種の開発・試験を進め、2010 年末に、システム設計確認会 (基本設計、および詳細設計を一本化した設計フェーズでの確認会) にて、衛星システム設計/開発試験結果の妥当性、および FM フェーズへの移行準備の確認を行った。

EM フェーズでは、各搭載機器の試作及び開発試験を実施し、フライト機器の製作、サブシステム設計を行うと同時に、衛星システム試験として、システム熱構造モデル (STM) および、システム BBM 電気モデルを用いて、以下のシステム試験を実施した^[4]。

(1) システム振動試験

衛星構体の振動環境への耐性確認及び搭載機器の振動環境の測定を行った。

(2) システムアンテナパターン試験

S-band および、GPS アンテナのアンテナパターンを電波暗室にて実測した。

(3) システム熱平衡試験

筑波宇宙センターの小型スペースチャンバを用いて、軌道上での衛星の熱環境を模擬して衛星の温度分布測定を行い、システム熱モデルの

検証、および熱設計の妥当性を評価した。

(4) システム BBM 電気噛み合わせ試験

搭載機器の BBM、もしくは EM を用いて電氣的に衛星システムを組み上げ、電氣的噛み合わせ試験を実施した。OBC・PCU を中心として、各機器間の電氣的 I/F が正しいことを確認した。

2011 年 1 月からは FM フェーズに移行し、衛星フライトモデルの組立、システムインテグレーション、初期電氣性能試験 (図 10)、RF 適合性試験、電磁適合性試験、質量特性試験、SAP 展開試験、振動試験 (図 11)、磁氣試験 (図 12)、熱真空試験を進めると同時に、搭載 S/W の設計製作・試験を進め、静的閉ループ試験 (SCLT : Static Closed Loop Test) まで完了した。



図 10 初期電氣性能試験

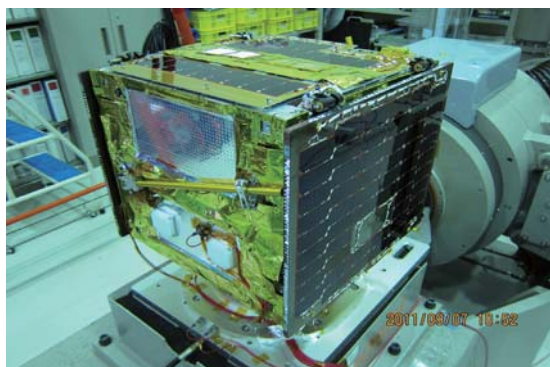


図 11 システム PFM 振動試験



図 12 システム PFM 磁氣試験

現在は、最終電氣性能試験の最中であるが、今後、運用模擬試験・運用訓練、射場作業を経て、GCOM-W1 との相乗り打ち上げに向けて、各種準備を進める予定である。

5. まとめ

SDS プログラムは、先端機器・技術の軌道上実証を主目的とし、その中で、低コスト・短期開発という小型衛星の強みに重点を置いて、それらを実現するための小型衛星バス開発も目指している。本プログラムの 1 号機である SDS-1 が 2009 年 1 月に打ち上げられ、約 1 年半の運用期間の中で当初想定されていた以上の大きな成果を上げた。

本稿では、SDS プログラムの概要とともに、後継機である SDS-4 の開発状況を報告した。今後は GCOM-W1 との相乗り打ち上げを目指し、各種試験・打上準備作業を進める予定である。

参考文献

[1] Y. Nakamura, K. Kawashima, K. Yamamoto, K. Shinoda, H. Kawara, K. Hirako, and H. Hashimoto, "Flight Result of SDS-1," Proc. of the 4S Symp., Small Satellites, Systems and Services, Madeira, Portugal, 2010.

[2] 中村揚介, 堀口博司, 平子敬一: JAXA 小型実証衛星 (SDS) プログラム, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会, 2009 年

[3] 高橋康之, 中村揚介, 大谷崇, 堀口博司, 平子敬一 "小型実証衛星 4 型 (SDS-4) の開発", 2C03, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 静岡, 2010 年

[4] T. Ohtani, Y. Nakamura, Y. Takahashi, K. Inoue, and K. Hirako, "JAXA SDS-4 Spacecraft System Design and Test Results," 8th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, IAA-B8-1004, Berlin, Germany, 2011.

火星飛行機・惑星飛行機

宇宙科学研究所 宇宙輸送工学研究系
大山 聖、火星探査航空機ワーキンググループ

1. 背景および研究の目的

火星には地球上の 100 分の 1 程度の密度の大気が存在する。この大気を利用して飛翔する航空機型の火星探査機が実現できれば、ローバよりはるかに広範囲で、衛星よりもはるかに高解像度な鉱物分布や残留磁場分布などのデータが取得可能となる（将来の火星飛行探査のイメージの一例を図 1 に示す）。

2010 年 1 月に JAXA 宇宙科学研究所・宇宙工学委員会の承認を受け火星探査航空機ワーキンググループが立ち上がった。このワーキンググループでは、2020 年代前半の打ち上げを目標として検討が進められている次期火星探査ミッション MELOS1 において小型火星航空機による探査を実現することを目標として、火星探査飛行機および火星探査パワードパラグライダー機的设计検討を進めている。

現在、MELOS1 への搭載を目指した小型火星航空機のミッションとして、残留磁場観測装置を搭載し、航続距離 100km 程度を飛行することが考えられている。本稿では、このミッションを実現するための火星探査飛行機の機体の設計検討結果の概要について述べる。詳細については文献[1]を参照されたい。



図 1 将来の火星飛行探査のイメージの一例

2. 想定するミッション

サイエンスペイロードとしてカメラおよび残留磁場観測装置を搭載し、NASA の火星観測衛星マーズグローバルサーベイヤーにより残留磁場が観測されている北半球の Apollinaris Mons 付近を飛行探査することを想定する。この地域は高度が-3,000m~-1,000m であるので、ここで設計する機体は火星標準高度(=0m)において定常飛行すると仮定する。

飛行機は主翼および胴体を 1 回ずつ折りたたんで火星大気エントリカプセルに収納され、エントリカプセルの降下時に定常飛行高度より 1000m 程度上空の空中でエントリカプセルから切り離され、主翼および胴体を展開し、飛行探査を開始する。軟着陸は行わないため、離着陸装置は装備しない。

3. 設計要求

火星飛行機は火星大気エントリカプセルに収納できる必要がある。まだ MELOS1 のエントリカプセルの仕様や火星飛行機と一緒に搭載される観測機器については決まっていないため、ここでは胴体および主翼の両翼を 1 回ずつ折りたたんだ状態で直径 1m 程度の円柱に収まることを設計要求とする。高さについては現時点では考慮しない。

また、残留磁場観測を行うためには少なくとも数十 km、可能であれば 100km 程度飛行することが望ましい。そのほかにも、観測や推進系の開発の困難さに直結する巡航速度をなるべく小さくすることと、飛行可能最小速度の最小化という要求がある。

よって、(1)必要カプセル直径の最小化、(2)航続距離の最大化、(3)巡航速度の最小化、(4)巡航速度と最小速度の差の最大化、の 4 つの設計要求が存在する。

4. 機体の設計パラメータ

火星飛行機が想定している巡航マッハ数や巡航レイノルズ数が低いことや主翼のエントリカプセルへの収納性を考え、主翼平面形は矩形翼を仮定する。また、翼断面はハンドランチグライダーで性能がよいとされる石井翼^[2]を採用することとする。スパン方向のねじり下げは考慮しない。エントリカプセル内径は両翼を1回ずつ折り曲げた主翼を収納できる最小の値とした。垂直尾翼、水平尾翼の容積比はそれぞれ0.035および0.4とし、尾翼面積が最小になるように主翼空力中心と尾翼空力中心の距離を決定する（空力中心位置はそれぞれ1/4弦長位置と仮定する）。また、垂直尾翼のアスペクト比は1.50とする。尾翼断面形状はNACA0006とする。また、胴体形状は直径0.15mの円柱と仮定し、胴体長さは2つ折りにしてエントリカプセルに収納できる最長の長さとする。

以上のことから、主要な機体形状は主翼アスペクト比および主翼スパン長の2つのパラメータで決定されることとなる。これに加えて、巡航速度および機体質量を設計パラメータとする。合計の設計変数の数は4つである。

5. 設計の評価方法

各設計候補の性能評価の全体の流れを図2に示す。実験結果や理論式から主翼空力性能評価モジュール、主翼構造質量評価モジュール、推進系性能評価モジュール等を製作し、これらを組み合わせることで各設計候補の性能評価を行う。これらの評価方法の詳細については文献[1]を参照されたい。

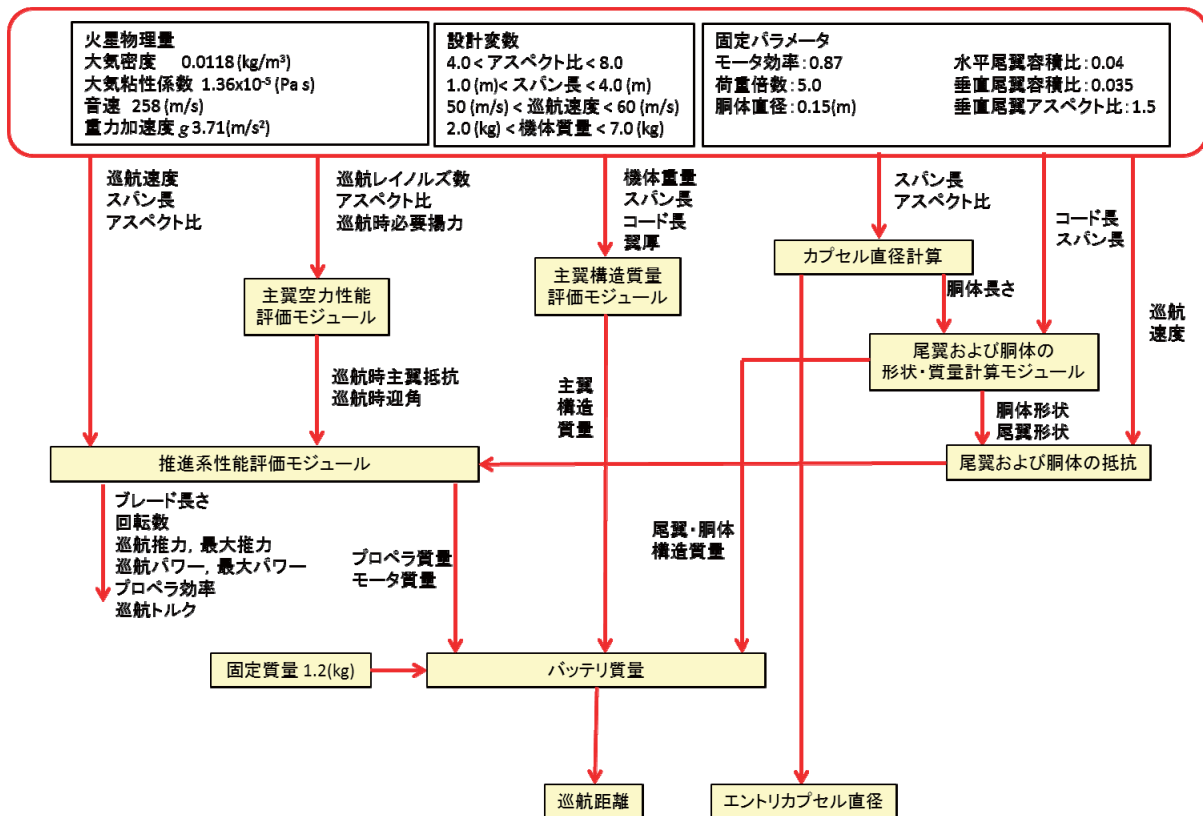


図2 設計候補の性能評価

6. 設計の最適化

火星飛行機の設計問題は設計要求が複数（4つ）ある設計最適化問題であり、これらの設計要求の間にはトレードオフが存在するため最適

解は1つではなく、4つの設計目的のトレードオフ面（パレート面）上にある無数のパレート最適解群となる。これらの解を求めるため、文献[3]で用いた多目的進化アルゴリズム(MOEA)

を使って求めている。各設計候補の評価には前節で述べた設計評価手法を用いる。

7. 設計の最適化の結果

上述の性能推算式および多目的設計最適化手法を用いて得られたパレート最適解のうち、巡航迎角が7度以下の設計の分布を図3に示す。各設計は巡航迎角の大きさに色づけされている。この図から、巡航距離最大化とエントリカプセル内径最小化にはトレードオフの関係があることが見て取れる。巡航迎角を小さくすると必要なカプセル内径が大きくなってしまいうこともわかる。

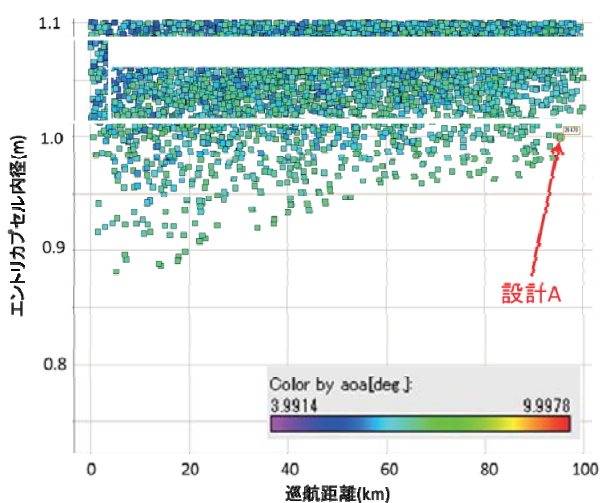


図3 パレート最適設計の分布

これらの解の中のうち、エントリカプセル内径が1mより小さく、かつ、巡航距離が100km程度の設計（図3に設計Aとして示す）の諸元と機体形状をそれぞれ表4、表5、図4、図5に示す。

表4 設計Aの重量内訳

固定重量	1.200(kg)	28.3(%)
主翼構造重量	0.658(kg)	15.5(%)
水平尾翼構造重量	0.047(kg)	1.1(%)
垂直尾翼構造重量	0.036(kg)	0.9(%)
胴体構造重量	0.141(kg)	3.3(%)
プロペラ重量	0.206(kg)	4.9(%)
モータ重量	0.810(kg)	19.1(%)
バッテリー重量	0.436(kg)	10.3(%)
質量マージン	0.707(kg)	16.7(%)

表5 設計Aの諸元

主翼スパン長	2.42(m)
主翼コード長	0.48(m)
主翼アスペクト比	5.11
主翼翼面積	1.15(m ²)
巡航速度	60.0(m/s)
機体重量	4.24(kg)
航続距離	95.4(km)
最小速度	54.0(m/s)
巡航レイノルズ数（主翼コード長基準）	24700
主翼揚力係数	0.643
主翼抵抗係数	0.0439
主翼揚抗比	14.6
巡航迎角	6.79(deg.)
巡航推力	1.37(N)
最大推力	2.06(N)
トルク（1発あたり）	0.113(Nm)
巡航パワー	132(W)
最大パワー	198(W)
プロペラブレード半径	0.318(m)
プロペラ回転数	46.3(rps)

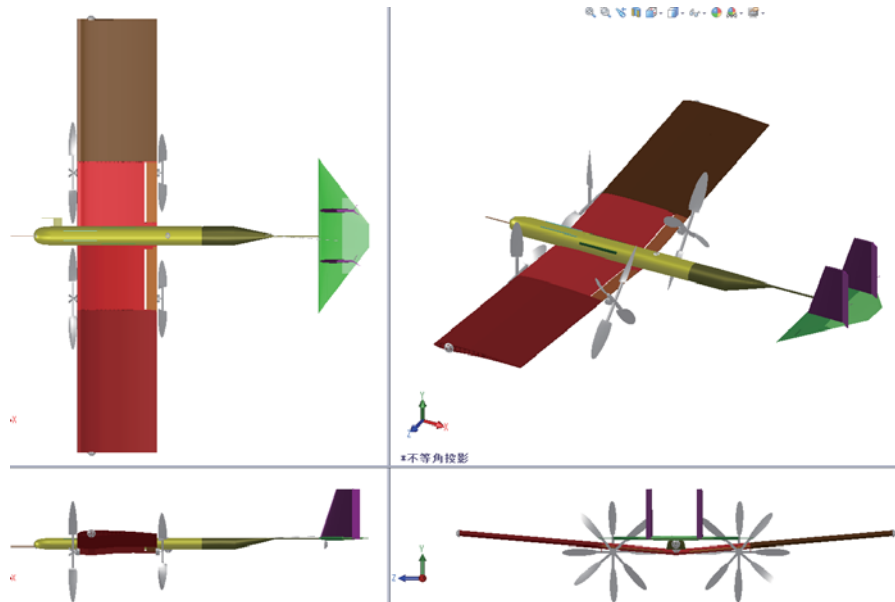


図 4 火星探査飛行機的设计例 (设计 A)

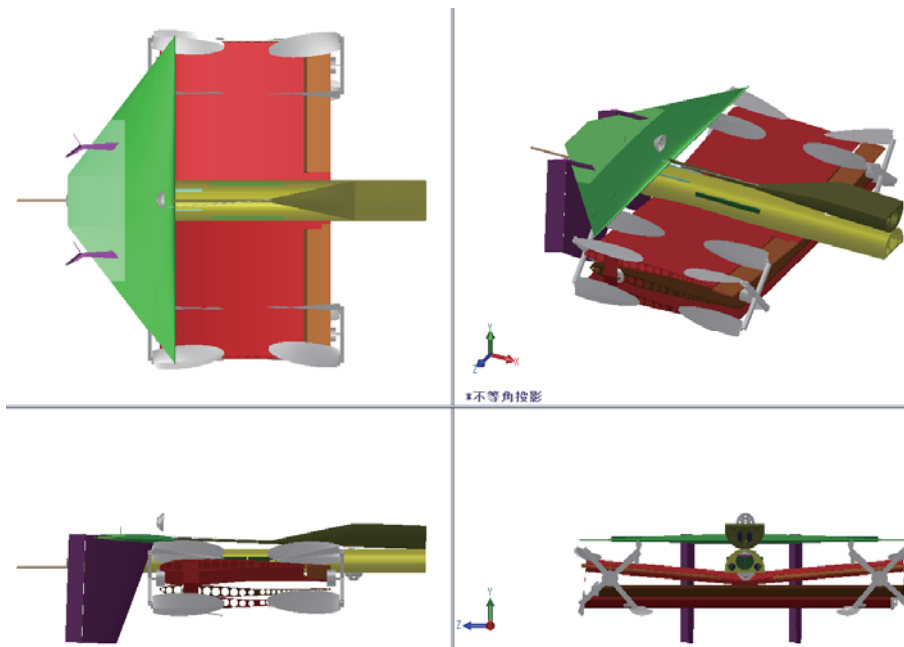


図 5 火星探査飛行機的设计例 (设计 A、折りたたみ時)

8. まとめ

内径 1m 程度の火星大気エントリカプセル内に収納でき、100km 程度の航続距離を飛行する火星飛行機の複合領域設計検討を行った。今後、各設計評価モジュールの精度向上につとめ、MELOS1 側からくる最新の設計要求なども考慮しながら設計を更新していく予定である。本稿では記述しなかったが発表では火星以外の飛行探査の可能性についても述べる。

参考文献

[1] 大山聖, 米本浩一, 竹内伸介, 得竹浩, 永

井大樹, 砂田茂, 大槻真嗣, 火星探査飛行機の多目的設計探査, 2G01, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 2011.

[2] 安養寺正之, 他: 低 Re 数領域における石井翼の空力特性評価, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, 2011.

[3] Akira Oyama, Yoshiyuki Okabe, Koji Shimoyama, and Kozo Fujii, "Aerodynamic Multiobjective Design Exploration of a Flapping Airfoil Using a Navier-Stokes Solver," Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication, Vol. 6, No. 3, pp. 256-270, 2009.

ソーラー電力セルで挑む惑星探査

月・惑星探査プログラムグループ
森 治、ソーラー電力セルワーキンググループ

1. はじめに

宇宙空間で大面積の薄膜を展開し、太陽光圧を受けて推進する「ソーラーセイル」は、将来の外惑星探査のための非常に重要な推進技術である。搭載燃料によって加速量の限界が決まる通常の推進方式と異なり、燃料を必要としない加速方式であるため、より遠くへ、より長時間航行することが可能である。

一方「ソーラー電力セル」は、ソーラーセイルに加え、展開した膜面の一部に薄膜の太陽電池を貼り付けることによって太陽光発電も同時に行うという、日本独自のアイデアである。ソーラー電力セルはソーラーセイルによって燃料を節約できるだけでなく、太陽から遠く離れた場所でも、大面積の薄膜太陽電池を利用して探査機に十分な電力を確保できる。そして、この大電力を用いて、高性能なイオンエンジンを駆動すれば、ソーラーセイルによる光子推進と合わせたハイブリッドな推進が可能となり、外惑星領域探査のための次世代の推進機関として広く応用が可能となる。

このコンセプトをもとに、JAXA では、木星の周回観測およびトロヤ群小惑星のフライバイ探査を目指し、将来外惑星探査で必須となる技術を実証するソーラー電力セル探査機計画^[1]を念頭に、2002年よりワーキンググループとして研究開発活動を実施している。2007年には、この計画の開発リスク軽減のフロントローディングとなり、同時に単独ミッションとしても世界初・世界最先端の技術実証を目指した小型ソーラー電力セル実証機「IKAROS」計画^[2]を提案し、プロジェクト移行が認められた。IKAROSは、2010年5月21日に打ち上げられ、世界初のソーラー電力セルの実証に成功した。

以上の技術実証成果を踏まえ、ソーラー電力セル探査機による木星圏探査計画を実現すべく開発が進められているところである。一方で、

当初の探査機計画では M-V ロケットによる打ち上げを前提としていたが、M-V ロケットが廃止に伴い H-IIA ロケットの使用が前提となったため、探査機の大型化が可能となった。また、小惑星探査機「はやぶさ」が小惑星着陸&往復飛行に成功し、各国の探査機も小惑星へのランデブ探査を実現しつつあることも踏まえ、木星周回観測+トロヤ群フライバイ探査というミッション構成を一步進めて、木星周回とトロヤ群小惑星へのランデブ探査を実現すべく、新しい探査計画を提案しようとしているところである（図1）。

本論文ではまず、IKAROS 計画による事前実証成果について述べる。次にこれを踏まえて現在構想中のソーラー電力セル探査機による木星圏探査計画について、探査機システム、理学観測、工学実証のそれぞれの観点で特徴を述べ、研究開発状況を示す。

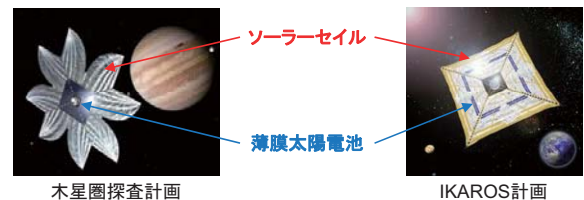


図1 ソーラー電力セルの計画

2. 小型ソーラー電力セル実証機「IKAROS」

IKAROS (Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun) のミッションシーケンスを図2に示す。IKAROSは2010年5月21日に種子島宇宙センターから H-IIA ロケットにて金星探査機「あかつき」と相乗りで打ち上げられ、金星直行軌道に投入された後、以下の4つのミッションによりソーラー電力セルを実証した。いずれも世界初の快挙となった。

(1) 大型膜面の展開・展張^{[3][4]}

海外では主として、マスト（支柱）を使って膜面を展開・展張する方式が検討されているが、

セイルのサイズが大きくなるほど支柱の重量も大きくなるという問題が発生する。そこで、数1000m²級の超大型膜面を宇宙空間で広げることを見据え、支柱を持たずに遠心力を用いるスピン方式を考案した。ただし、地上での展開実験では空気抵抗と重力の影響を受け、これらを完全に除去することはできない。そこで、IKAROSにおいて、実際に宇宙空間で200m²の大型膜面をスピン方式にて展開・展張し、減衰係数や圧縮剛性など、膜面の挙動に大きく影響を及ぼすパラメータを同定し、数値シミュレーションモデルを構築した。図3はモニタカメラによる展開時の画像、図4は分離カメラによる展開後のIKAROS全体の画像である。

(2) 薄膜太陽電池による発電^[5]

地上でも要素試験は可能であるが、大面積での総合的な評価は不可能である。IKAROSでは膜面ハーネスを含めた薄膜太陽電池システムの宇宙環境での発電性能を評価した。

(3) ソーラーセイルによる加速^[6]

太陽光圧は1AUにて、約 $5 \times 10^{-6} \text{N/m}^2$ であり非常に小さい。空気抵抗や地球重力の影響を完全に排除できる深宇宙にて膜面の運動やしわ等の影響も含めた膜面全体の光子加速をドップラーや軌道の変化により精度よく評価した。

(4) ソーラーセイルによる航行技術の獲得^{[7][8]}

ガスジェットや液晶デバイス、太陽光によるドリフトトルク等を積極的に用いた膜面操舵により光子加速方向を変更して航法誘導制御を実現する技術や光子加速状態で軌道決定を行う技術を宇宙実証することにより獲得した。

(1)、(2)はミニマムサクセスクライテリアに相当するミッションであり数週間、(3)、(4)はフルサクセスクライテリアに相当するミッションであり約半年間で実現した。2010年12月8日には金星をフライバイし定常運用を終了した。

2011年11月現在、IKAROSは後期運用を実施し、深宇宙にて世界初のソーラーセイルによる航行を継続している。ソーラー電力セイルミッション以外にも、木星圏探査計画を見越してオプション機器として、GAP（ガンマ線バースト偏光検出器）、ALADDIN（大面積薄膜ダスト計測アレイ）による理学観測、VLBI計測用マルチトーン送信器による工学実験も順調に実施している。

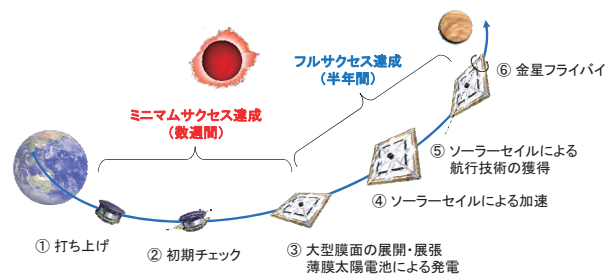
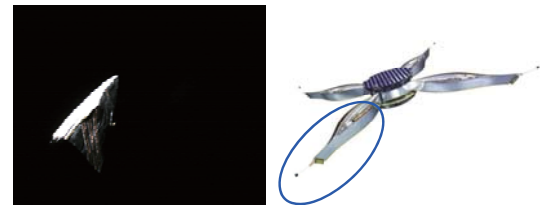


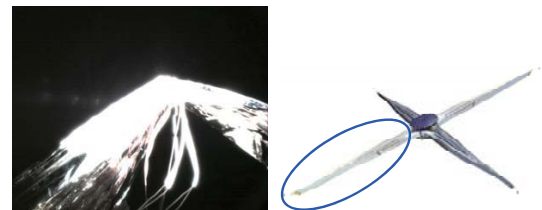
図2 IKAROSのミッションシーケンス



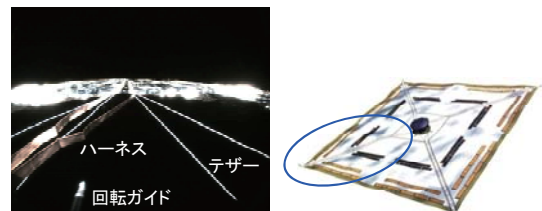
(a) 先端マス分離後



(b) 一次展開途中



(c) 一次展開終了後



(d) 二次展開終了後

図3 モニタカメラによる展開時の画像

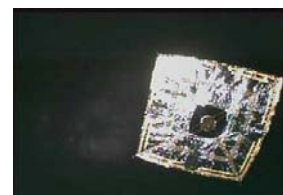


図4 分離カメラによる展開後のIKAROS全体の画像

3. ソーラー電力セイル探査機による木星圏探査計画

IKAROSによる実証を踏まえてソーラー電力セイル探査機を開発し、木星周回・トロヤ群小惑星ランデブ探査計画を検討している。

ここで示すソーラー電力セイル探査機では、ソーラーセイルによる光子推進と、電力セイル（展開したセイル上に搭載された大面積の薄膜太陽電池）を用いた高比推力電気推進を組み合わせたハイブリッド推進方式を世界で初めて採用する。採用予定のイオンエンジンの比推力は10000秒に達する予定で、現有する「はやぶさ」等のイオンエンジンの比推力（3000秒）の約3.3倍もの高い比推力のイオンエンジンを実現する。

ソーラー電力セイル探査機は図5に示すように、探査機・木星オービターで構成され、木星フライバイ時にオービターを分離し、木星周回軌道へ投入する。探査機は、IKAROSの10倍の約2000m²のソーラー電力セイルを有し、この展開・展張はスピンの遠心力で実現するが、イオンエンジンを駆動するため本体はロータ・ステータ方式を採用しスピンしないようにする。

本計画は上記のハイブリッド推進に地球スイングバイ（EDVEGA: Electric Delta-V Earth Gravity Assist）を併用し、打ち上げ3年後にメインベルト通過、4.5年後に木星到達、9年後にトロヤ群小惑星到達を想定しており、IKAROSの成果を踏まえて、2019年ごろに打ち上げることで、米欧露が2020年代中盤に実現を目指している木星圏の国際総合探査構想に日本も独自の宇宙機で参画が可能となる。

太陽-木星系のラグランジュ点（L4点）に位置するトロヤ群小惑星に対して、フライバイではなくランデブするためには、木星-太陽程度の距離で高比推力の電気推進機関を駆動し、数km/s規模の大きな増速量を達成する必要がある。通常の化学推進による軌道制御は、必要燃料量が莫大になってしまうため、現実的ではない。一方で、燃料消費を現実的な範囲に収めるために高比推力の電気推進機関を駆動するとなると、太陽から5AUも離れた距離（太陽光強度は地球周辺の25分の1）で、数kW以上の電力を発生させる必要がある。現有の発電技術としては、太陽電池パドルや、RTG（放射性元素の原子核崩壊によって発生する熱量を電力に変換する原子力電池）があるが、前者は5AUで大電力を得るには重量の面で困難であるし、後者も、数100Wクラスの技術に留まっている。原子炉という選択肢も存在するが、現状では実現は非常に困難である。5AUの太陽距離でkWクラス

の電力を得る以外の唯一の手段が、ソーラー電力セイルであり、トロヤ群ランデブミッションは、ソーラー電力セイルの特徴を最もよく利用したミッションと言える。

一方、この計画では惑星間の巡航飛行環境を利用した複数の科学観測を行うことも大きな特徴であり、①黄道面ダストによって遮られてきた赤外線背景放射の掃天観測、②黄道光の立体的観測、③太陽系ダスト分布のその場計測、④ガンマ線バーストの偏光観測、⑤メインベルト小惑星のフライバイ観測、⑥木星の磁気圏観測、⑦太陽-木星系のラグランジュ点（L4）に存在するトロヤ群小惑星帯のランデブ観測を行うことなどにより、惑星科学や宇宙物理学の大きな進展に寄与する（図6）。いずれも、長い太陽系探査の歴史において未だ実現されたことのない第一級の科学観測ミッションである。なおIKAROSで搭載したオプション機器ALADDINとGAPはそれぞれ上記の③、④の事前検証という位置付けにもなっている。

以下に、本ミッションの主要な特徴を示す。

- ・世界初の太陽電池を動力源とする木星探査機（米国の木星探査機JUNOと競合）
 - ・世界初の木星オービターとフライバイ複合機
 - ・世界最高性能のイオンエンジン
 - ・世界初の光子推進と電気推進のハイブリッド推進
 - ・世界初の赤外背景放射観測
 - ・世界初のトロヤ群小惑星探査
 - ・世界初の木星磁気圏の編隊飛行観測
- さらに、本計画は、将来の外惑星探査技術として非常に重要な以下の新規技術を実証する点においても、革新的なミッションである。
- ・大型膜構造の展開・展張
 - ・薄膜太陽電池システム
 - ・高比推力イオンエンジン
 - ・低温動作可能な2液推進機関
 - ・推進系統合型の高電力密度燃料電池
 - ・木星圏での編隊飛行
 - ・低推力推進機関による軌道操作技法
 - ・超高安定発振器+ΔVLBIによる高精度軌道決定
 - ・Ka帯通信技術
 - ・耐高放射線環境機器
 - ・膜面フェーズドアレーアンテナ

これらのうち IKAROS においてソーラー電力セイルの特に重要な技術として、大型膜構造の展開・展張、薄膜太陽電池システムを実証したが、今後、膜面・薄膜太陽電池の薄膜化、大面積化、高効率化が必要である。木星オービターでも薄膜太陽電池をスピン展開して電力を確保する予定であり、この技術は重量制約の厳しい小型衛星がまとまった電力を確保するための手段となる。さらに薄膜太陽電池の低コスト化が進めば、商業利用や地球環境にも貢献できる。

また、IKAROS では低推力推進機関による軌道操作技法の一部として光子推進による航法誘導制御を実証したが、電気推進を組み合わせた複合推進による軌道制御技術が必要である。さらに、IKAROS ではオプション機器にて Δ VLBI による高精度軌道決定を実証した。

現在、ソーラー電力セイルワーキンググループでは、IKAROS で実証されていない各種技術実証項目の研究開発を実施するとともに、探査機システム設計を実施しているところである。具体的には、複数の地球出発軌道の検討や、システムリソース配分のトレードオフ等を実施しており、現状では1回の EDVEGA を経由して木星へ向かう軌道をベースラインとしている。

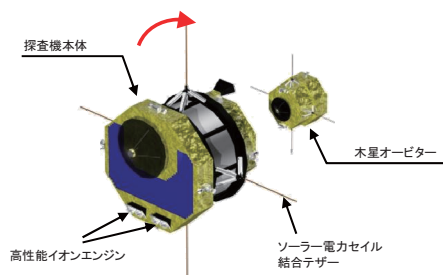
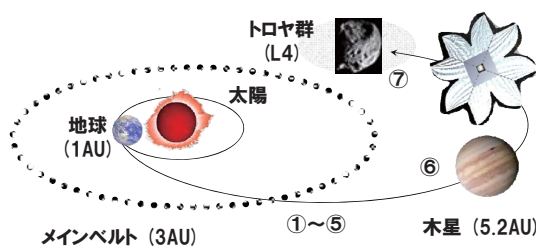


図5 ソーラー電力セイル探査機の概要



- | | |
|----------------------|----------------------------|
| I. クルージングフェーズ | <打上げ後の観測フェーズ> |
| ① 宇宙赤外線背景放射の観測 | クルージング観測開始 +0年 |
| ② 黄道光の立体的観測 | メインベルト通過 +3年 |
| ③ 太陽系ダスト分布のその場計測 | 木星到達 +4.5年 |
| ④ ガンマ線バーストの観測 | トロヤ群小惑星到達 +9年 |
| ⑤ メインベルトフライバイ観測 | |
| II. 木星圏近傍 | |
| ⑥ 木星磁気圏観測 | |
| ⑦ トロヤ群小惑星ランデブー観測 | |

図6 木星圏探査計画における観測

4. おわりに

本論文は、検討中のソーラー電力セイル計画について、ミッション計画の概要、技術実証状況、今後の研究計画について示した。

ソーラー電力セイル技術と、それをを用いた探査計画によって実証される様々な工学要素技術は、日本が将来外惑星領域を探査するために確立すべき必須の技術である。小惑星探査機「はやぶさ」で実証した惑星間往復飛行技術と電気推進技術、そして、IKAROS で実証したソーラーセイル技術をもって、日本独自の技術で外惑星探査を成し遂げるべく、研究開発を進めていく予定である。

参考文献

[1] J. Kawaguchi, “A Solar Power Sail Mission for A Jovian Orbiter and Trojan Asteroid Flybys”, COSPAR04-A-01655, Paris, 2004.

[2] O. Mori, et al., “First Solar Power Sail Demonstration by IKAROS,” Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Space Technology Japan, Vol.8, No.ists27 (2010), pp.To_4_25-To_4_31.

[3] H. Sawada, et al., “Evaluation of Solar Power Sail Deployment Mechanism of IKAROS,” 28th ISTS, 2011-o-4-04v, Okinawa, 2011.

[4] Y. Shirasawa, et al., “Evaluation of Membrane Dynamics of IKAROS Based on Flight Result and Simulation Using Multi-Particle Model,” 28th ISTS, 2011-o-4-05v, Okinawa, 2011.

[5] E. Soma, et al., “Flexible Solar Array of Small Solar Power Demonstrator “IKAROS”,” 28th ISTS, 2011-o-4-03v, Okinawa, 2011.

[6] H. Ikeda, et al., “Verification of the solar sail propulsion for the small solar power sail demonstrator IKAROS, ” 28th ISTS, 2011-o-4-13v, Okinawa, 2011.

[7] Y. Tsuda, et al., “Modeling of Solar Radiation Pressure Effect for Trajectory Guidance of Spinner Solar Sailer IKAROS,” 28th ISTS, 2011-o-4-10v, Okinawa, 2011.

[8] R. Funase, et al., “Fuel-free and Oscillation-free Attitude Control of IKAROS Solar Sail Spacecraft Using Reflectivity Control Device,” 28th ISTS, 2011-o-4-09v, Okinawa, 2011.