

展示

研究発表

会議室(503B・503A)

将来輸送系に向けた小規模飛行実験

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
石本真二、 麥谷高志、 南 吉紀、 塚本太郎、 青木良尚

1. はじめに

JAXA 宇宙輸送ミッション本部では、将来の宇宙開発利用を支える輸送システムのひとつとして、地上と低軌道の間を往復する再使用型輸送システムの研究を進めている。この研究は、目標とする輸送システムの検討とそれを実現するための要素技術の研究から構成されているが、本稿では、誘導制御技術の研究とその中で行っている小規模飛行実験を紹介するとともに、今後の構想を述べる。

2. 再使用型輸送システムと誘導制御技術研究

技術開発の目標として概念検討を進めている再使用型輸送システムの一部を図1に示す^[1]。想定するミッションは、高度 350km、軌道傾斜角 51.6度の低軌道に乗員乗客8名を輸送することである。図2は、再使用オービターが軌道投入するまでと再使用ブースターが途中で分離し無推力で地上に帰還するまでの飛行領域（高度速度線図）を示したものである。広い飛行領域を通過すること、航空機のような定常巡航の状態がなく、常に加速か減速を行っていることが特徴である。誘導制御技術の研究では、表1に示す通り、このような再使用型システムが備えるべき基本特性を分析し、そこから導出される課題に取り組んでいる。

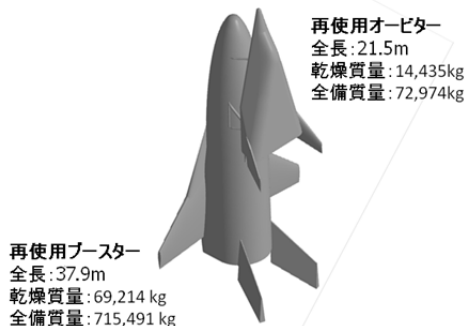


図1 技術開発の目標として検討している二段式再使用型輸送システムの形状と諸元

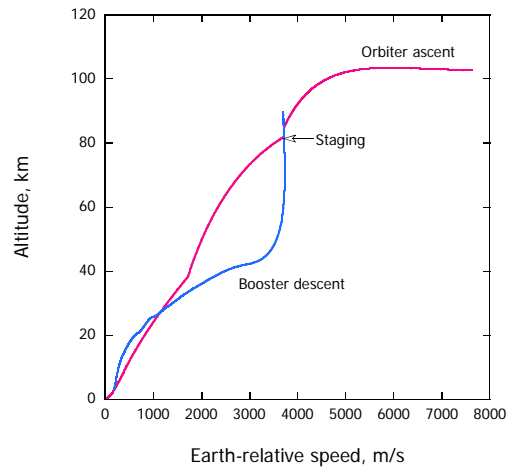


図2 二段式再使用型輸送システムの飛行領域

表1 誘導制御分野の課題

再使用型輸送システムが備えるべき基本特性	誘導制御の課題
<ul style="list-style-type: none"> 地上から軌道までの広範囲な飛行領域や急激な特性変化に対応できること 空力特性、アクチュエータ特性等のモデルに対する不確かさや、風等の外乱が存在しても必要な性能を発揮できること 機体の故障によりミッション達成が困難な場合でも、安全に地上に帰還できること ペイロードや投入軌道などの異なるミッションに対して柔軟に対応できること 	<ul style="list-style-type: none"> オンボード飛行計画技術の獲得 設計に多大な労力を要するゲインスケジュールによらず、広い飛行領域で安定性・制御性能を確保する技術の獲得 故障を許容し安全に飛行を継続する技術の獲得 オンボードで不確かさを補償する技術の獲得 不確かさを陽に考慮した設計技術の獲得

3. JAXA インハウス研究

3.1 研究テーマ

JAXA 研究開発本部飛行技術研究センターと連携し、表1に示した課題に取り組んでいる。

表 2 に具体的なアルゴリズムや設計手法を列挙する。詳細は、文献[2]を参照されたい。

表 2 インハウス研究のテーマ

アルゴリズム/ 設計手法	概要
ダイナミックインバージョン制御	機体運動モデルを用いて、出力が望ましい応答になるように、制御入力を逆算する手法。ゲインスケジューリングが不要となる。
外乱オブザーバによる誤差補償	風などの外乱や機体運動モデルに含まれる誤差を推定し、その影響を補償する手法
モデル予測制御	機体運動モデルを用いて現在から有限の時間区間の運動を予測し、ある評価関数が最適になるように現在の制御入力を決定する手法
慣性データを用いた風推定	慣性センサ出力と空力モデルを利用して風の速度を推定する手法
誤差を陽に考慮したパラメータ調整	誤差を考慮した多数回のシミュレーションによって誘導制御パラメータをチューニングする方法

3.2 実験システム

低コストで効率的に誘導制御技術の基礎的な実証を行うため、既存の無人航空機をベースとして実験機システムを構築した(図 3)。搭載システムは、JAXA で無人機実験用途に開発した機器と市販品を組み合わせ、インハウスで開発した。飛行実験に供する誘導制御プログラムの開発環境は、Matlab®/xPC Target™を用いており、Simulink®ブロック図から搭載用のコードを自動生成することができる。

3.3 飛行実験

平成 22 年度から実験システムの開発に取り組み、23~24 年度にかけて、北海道大樹町において飛行実験を行ってきた。23 年度は 7 月に最初の飛行実験を行い、手動操縦による飛行で搭載システムの基本的な動作確認をした。24 年度は、7 月と 10 月の 2 回の飛行実験キャンペーンを行い、実際に誘導制御アルゴリズムを作動させ、有効性を確認する実験を行った。

実験結果の評価は現在進めているところであるが、代表的な飛行データを図 5 に示す。モデ

ル予測制御を適用した誘導(円軌道への追従制御)に、慣性データから推定した風情報を取り入れることにより、追従精度が向上することが確かめられた。



図 3 小規模飛行実験機 (SSRV, Small-Scale Research Vehicle)



図 4 飛行中の実験機

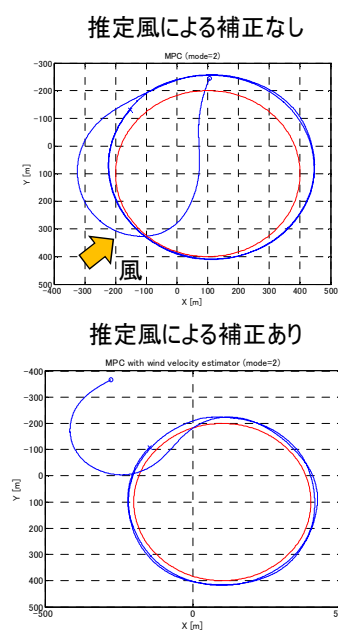


図 5 飛行実験の結果例

4. 大学との連携研究

4.1 研究テーマ

JAXA インハウス研究と平行して、新たなアイデアが出てくることや、研究の活性化を期待し、共同研究の形で、大学が提案する誘導制御技術の研究と飛行実験による基礎的な実証を進めている。表3に、連携している大学と研究テーマの一覧を示す。誘導制御アルゴリズムの詳細に関しては、文献 [3-5] を参照されたい。

表3 大学との連携研究のテーマ

大学 (研究室)	研究テーマとして取り組んでいる 誘導制御アルゴリズム
九州工業大学 (米本研究室)	<ul style="list-style-type: none"> • 遺伝的アルゴリズムを用いたオンボード最適軌道生成（並列計算を行う専用のハードウェアを使用） • モデル規範型適応制御
金沢大学 (得竹研究室)	<ul style="list-style-type: none"> • 運動センサを用いた外乱（故障含む）の推定・予測と制御 • 圧力センサを用いた故障検出（運動センサに影響が表れない故障の検出）
横浜国立大学 (上野研究室)	<ul style="list-style-type: none"> • ホモトピー法(*)を用いたオンボード最適軌道生成

(*) ホモトピー法：解が自明な補助方程式から目的の非線形方程式に連続的に方程式の変形を行い、目的の非線形方程式の解を得る数値解法

4.2 実験機

大学が提案する誘導制御アルゴリズムの基礎的な実証は、大学が開発した実験機を用いて進めている。

図6に、九州工業大学が開発している実験機と、平成24年4月に行われた地上燃焼試験の様子を示す。機能試験等の準備を完了させ、本年中に、北九州市平尾台において飛行実験を行う予定である。実験機は、内蔵したハイブリッドロケットによって高度約1000mまで上昇し、降下飛行中に、オンボード最適軌道生成アルゴリズム等の確認を行う。なお、実験機の形状は、図1の再使用ブースターと相似であるが、これは、1980年代から90年代にかけて、旧宇宙科学研究所で研究された有翼ロケット機 HIMES (Highly Maneuverable Experimental Space vehicle) [6]の形状を適用したものである。



図6 九州工業大学の実験機と地上燃焼試験の様子
(実験機の全長1.7m、打上げ時質量約50kg)

金沢大学が開発した小型実験機と飛行実験の様子を図7に示す。この写真から分かるように、実験機をバルーンに吊り下げ、高度100~200m程度から投下し、滑空飛行させる。平成23、24年3月に、北海道大樹町多目的航空公園付近の牧草地で、金沢大学が提案する外乱予測制御および故障検出に関する飛行実験が行われた。また、今年度末には、この実験機に横浜国立大学のオンボード最適軌道生成アルゴリズムを搭載し、飛行実験を行う予定である。



図7 金沢大学の小型実験機と飛行実験の様子
(実験機の全長0.8m、質量約600g)

5. 今後の構想

現在進めている要素技術研究の次の段階として、地上から高度 100km 以上に到達する有翼ロケット実験機の検討を進めている^[3]。この実験機は、図 1 に示したような再使用ブースターを実現する上で鍵となる複合材構造（光ファイバセンサによるヘルスマニタリングを含む）やサブオービタルの誘導制御技術を飛行実証することを目的としたものである。図 8 に、実験機概念図を示す。適用する誘導制御アルゴリズムは、現在、小規模な飛行実験で評価を進めているものの中から有望なものを絞り込み、モンテカルロシミュレーション等の詳細かつ公平な評価を行って選定する計画である。また、実施体制については、これまでの JAXA と大企業のみによる体制ではなく、国内の大学や中小企業がアイデアや技術を持ち寄って飛行実証に参加できるようなスキームを検討中である。



図 8 有翼ロケット実験機概念図
(全長 9.1m, 打上げ時質量約 5.2ton)

参考文献

- [1]石本真二, 沖田耕一, 再使用型輸送システムの構想と研究状況, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 2012.
- [2]塚本太郎, 他, 将来宇宙輸送系の誘導制御と小規模飛行実験, 第 50 回飛行機シンポジウム, 2012.
- [3]米本浩一, 他, サブオービタル機開発に向けての飛行実験と今後の計画, 第 50 回飛行機シンポジウム, 2012.

[4]得竹浩, 他, 小型有翼実験機の開発と高信頼性制御系の飛行実証, 第 50 回飛行機シンポジウム, 2012.

[5]Ueno, S. et al., Hierarchy Guidance Law for Reusable Space Transportation Systems, 28th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), 2011.

[6]川口淳一郎, 他, 有翼再突入実験機の飛行制御系と飛翔シミュレーション試験, 宇宙科学研究所報告第 64 号, 1987.

LE-X エンジン技術実証の取り組み

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
砂川英生

1. はじめに

JAXA では LE-7A に続く、次期基幹ロケット用の液体ブースターエンジン「LE-X」の研究開発を行っている。LE-X では無人使い捨てロケットへの適用に加え、将来の有人輸送へも発展可能な技術の獲得を目指している。そのため LE-X エンジンは性能・コスト・信頼性に対して高い目標を設定し、チャレンジングな技術項目を盛り込んでいる。

また、開発そのものを短期間かつ低コストで実施するためには、エンジンシステムの持つ故障モード及びリスクを的確に把握し、それらに応じた設計を実施する必要がある。このために、エンジン故障モードの確率論的評価を取り入れた開発手法のフィージビリティを本技術実証内で実施する計画である。

2. エキスパンダーブリードサイクル

LE-X エンジンには、エキスパンダーブリードと呼ばれるエンジンサイクルを採用する計画である。LE-7A エンジンで採用している 2 段燃焼サイクルと比較しエキスパンダーブリードサイクルは以下の利点がある。

- タービン駆動用のプリバーナーがなく、さらにバルブ、配管が少なくなることから、コスト及び信頼性の面で有利（部品点数少）
- タービン駆動ガスが LE-7A では水を含む燃焼ガスであるのに対し、LE-X では水素ガスであるため、確認試験ごとの水分除去のためのページ時間を短縮することが可能
- プリバーナーに係る高温・高圧部が無いことで各コンポーネントにかかる負荷が小さくなり、高信頼性が実現可能
- エンジン始動制御が燃焼室の熱交換によって自律的に行われるため、プリバーナーやガスジェネレータの着火タイミングのずれや制御不能に伴う致命的な故障モードがなく、本質的に安全性が高い傾向

エキスパンダーブリードサイクルの成立性の鍵となるのは、液体水素ターボポンプ (FTP) および推力室（噴射器と燃焼室）である。これらのコンポーネントについては、平成 25 年度に実機大の単体試験を計画し、技術的な成立性について確認する計画である。

3. 高信頼性開発プロセス

日本が独自の有人宇宙輸送手段を持つか否かの議論をする際には、有人に求められる信頼性・安全性を確保するための開発費用が常に問題となる。実際これまでアメリカ等では膨大な試験回数により有人に求められる信頼性・安全性を作りこんでいる。しかし、日本が有人宇宙システムを開発する場合、アメリカ、ロシア、中国に続く 4 番手以降の後発であり、同様の力技の開発プロセスをなぞるのではなく、もっと効率的な独自の開発プロセスにより高い信頼性を実現させて、開発費用を抑える必要があると考える。

LE-X では「高信頼性開発プロセス」と呼ばれる開発手法の実現性を検証する計画である。高信頼性開発プロセスの考え方は、エンジン燃焼試験成功回数によって信頼度を算出するのではなく、現象把握に基づいた数値解析等を活用し設計段階にて信頼度を算出し、要素試験・エンジン試験のデータと解析予測を比較し解析の不確かさを定量化し、信頼度を検証する。それにより信頼性確認のためのエンジン燃焼試験回数を抑え、開発費用の膨大化を抑制することが可能となる。

また各故障モードが持つ定量的リスク（＝故障確率×影響度）を算出することで、どの故障に対して冗長化を組むか等の方針が明確になり、効率的にリスクが低く安全性の高いシステムを設計することが可能となる。

4. まとめ

LE-X には様々な技術的チャレンジが盛り込まれ、要素試験・実機大試験を通じてそれらを実証する計画である。ここで獲得した技術はロケットエンジンにとどまらず機体や他のアプリケーションへも発展可能な技術であり、将来の日本宇宙開発の展望を切り開く先鞭となりうる成果創出を目指している。

参考文献

[1] 黒須明英、砂川英生、山西伸宏、小林悌宇他、LE-X エンジン技術実証の設計進捗について、第 55 回宇宙科学技術連合講演会(2011) 2E15

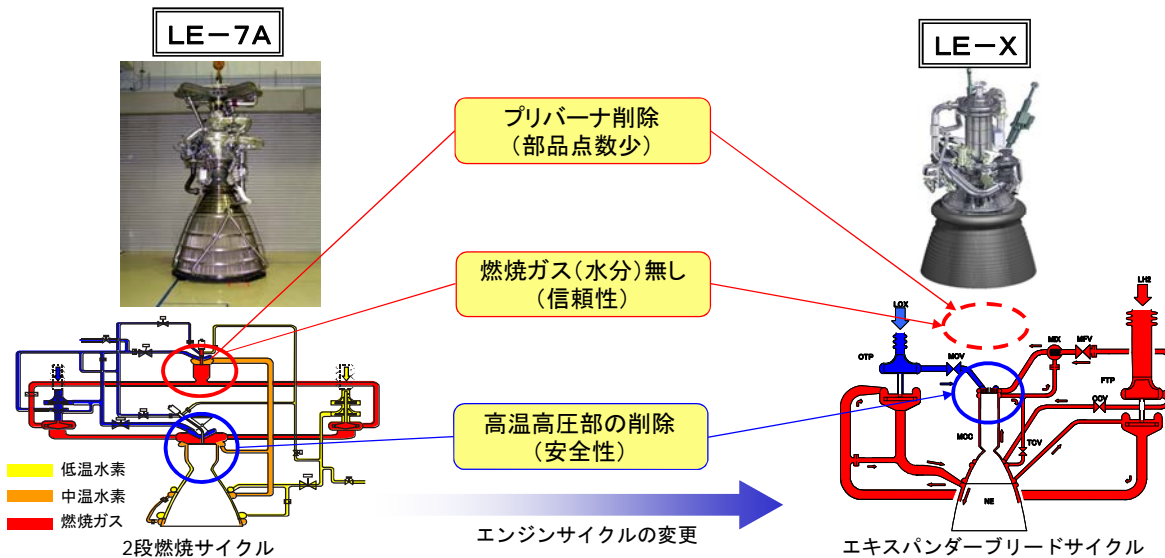


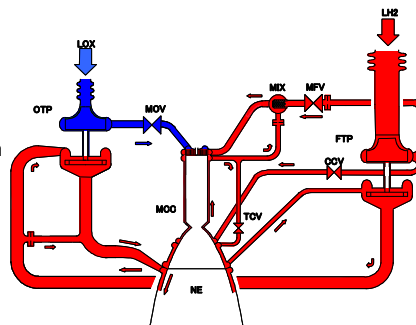
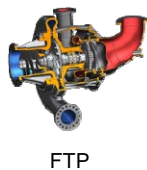
図1 LE-7A と LE-X エンジンとの比較

サイクル	ガスジェネレータ	2段燃焼サイクル	フルエキスパンダー (FE)	エキスパンダーブリード (EB)
性能	推力	◎ タービンパワーを自由に設定でき大推力を出しやすい	△ タービン圧力比が確保できないため推力限界数トン	○ FEに比べ、大推力化が可能 (ただし限界有り)
	ISP	△ タービン駆動ガスを捨てるためISPは低下	◎ 捨てるガス無く高燃焼圧化を比較的しやすい	△ タービン駆動ガスを捨てるためISPは低下
安全性	△ 燃焼ガス温度をコントロールしてタービン駆動 (制御安全)		◎ 燃焼室を冷却した水素でタービン駆動 (本質安全)	
始動特性	△ 始動制御が必要		◎ 自律始動	
複雑性	○ 構成部品多く複雑	△ 構成部品多く複雑	◎ 構成部品少なくシンプル	◎ 構成部品少なくシンプル
運用性	△ エンジンパーズ要	△ 高圧エンジンパーズ要	○ エンジンパーズ不要	○ エンジンパーズ不要

図2 エンジンサイクルの比較

Thrust (Vacuum) 1450 kN
 Specific Impulse (Vacuum) 432 sec
 Chamber Pressure 12.1 MPa
 Mixture Ratio (O/F) 5.9
 Nozzle Area Ratio 37:1

Rotational speed of FTP 40800 rpm
 Rotational speed of OTP 16100 rpm



LE-X ENGINE CYCLE

図3 LE-X エンジン仕様

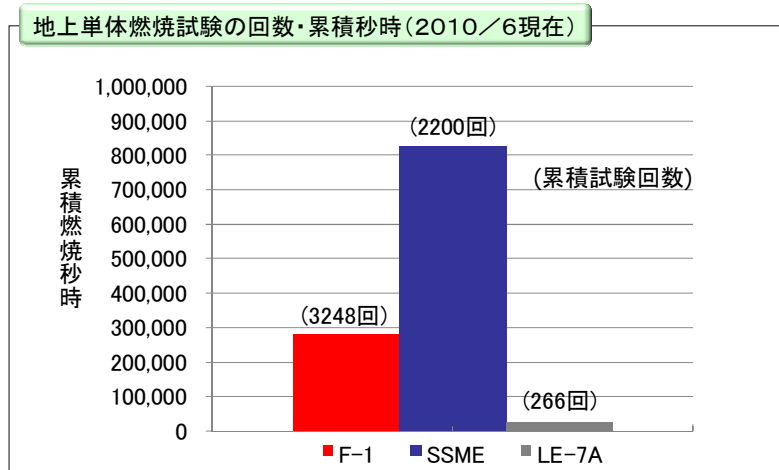


図4 エンジン燃焼試験回数比較

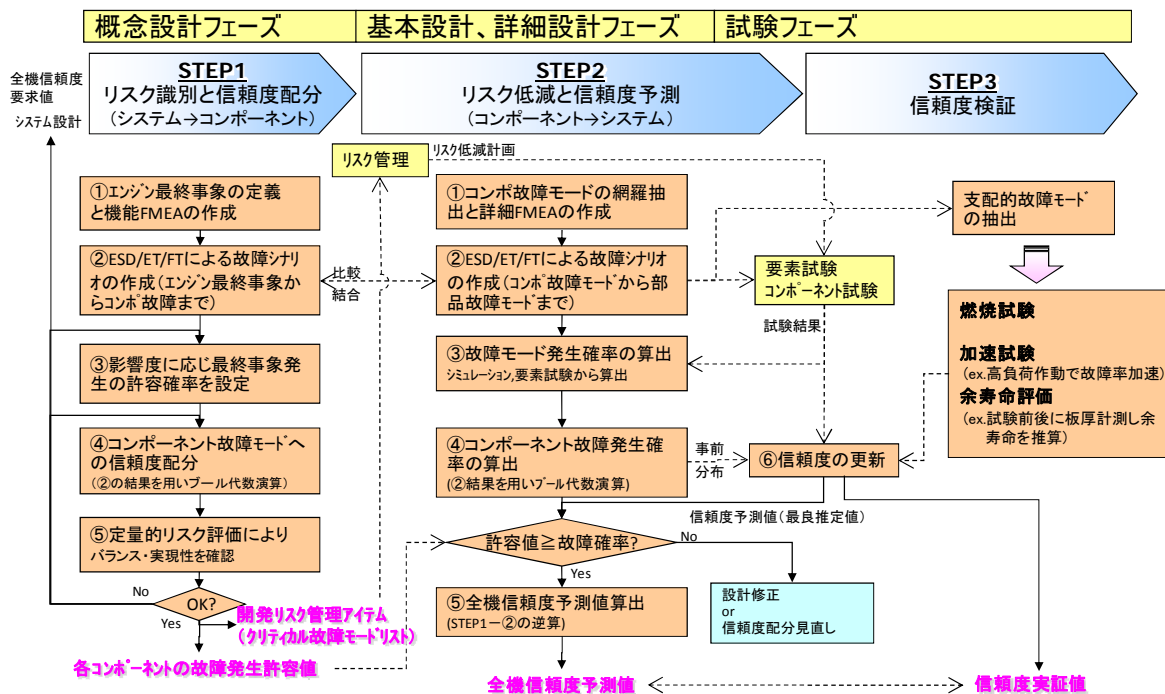


図5 高信頼性開発プロセス概観

GPM 主衛星搭載二周波降水レーダの開発状況

宇宙利用ミッション本部
GPM/DPR プロジェクトチーム

1. はじめに

熱帯降雨観測衛星 (TRMM) の出現以降、衛星による降水量推定精度は飛躍的に向上した。現在では、さらなる高精度化を目指した全球降水観測計画 (Global Precipitation Measurement, GPM) が日米を中心として進められている。GPM では TRMM タイプの主衛星、及び、マイクロ波放射計又はマイクロ波サウンダを有するコンステレーション衛星群から構成され、全球の降水を 3 時間程度で観測することを目指している (図 1)。GPM により高精度かつ高頻度の降水観測を行うことにより気候変動・水循環変動の解明や、洪水予測、数値天気予報精度向上、台風予測精度向上等の実利用及び現業利用にも貢献することを目指す^[1]。

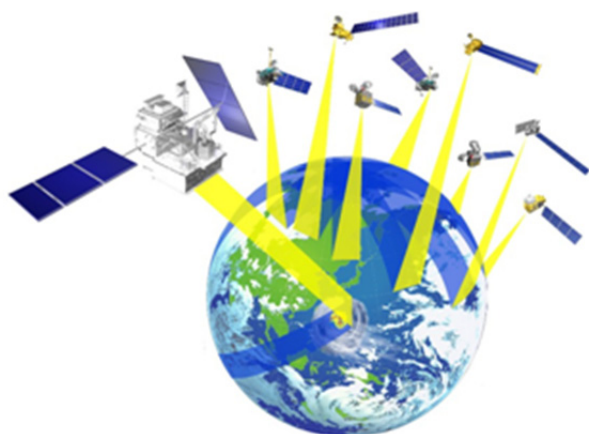


図 1 GPM の概念図

(左：主衛星、右：コンステレーション衛星群)

GPM 主衛星は日米共同で開発を進めており、日本側は宇宙航空研究開発機構 (JAXA) と情報通信研究機構 (NICT) で二周波降水レーダ (Dual Frequency Precipitation Radar, DPR) の開発を担当し、米国側 (NASA) は衛星バスとマイク

ロ波放射計 (GPM Microwave Imager, GMI) の開発を担当している (図 2)。GPM では主衛星搭載のレーダを二周波化することにより TRMM 搭載の降雨レーダ (Precipitation Radar, PR) に比べ高感度化、降水強度推定精度の向上を実現するとともに、さらに降雪の定量的な推定も目指している^[2]。

JAXA と NICT は 2013 年度の打上に向け、DPR の開発に取り組んでいる。本報告では DPR による降水の観測方法、構成、開発状況について述べる。

2. DPR による降水の観測方法

GPM 主衛星による観測イメージを以下の図 3 に示す。GPM 主衛星は高度 407km、軌道傾斜角 65 度にて観測を行う。DPR は TRMM/PR と類似システムである導波管スロットアンテナを用いたアクティブフェーズドアレイにより降水の 3 次元構造を観測する (図 3)。また、DPR は TRMM/PR と同様の Ku 帯降水レーダ (Ku-band (13.6 GHz) Precipitation Radar, KuPR)、及び高緯度地域の弱い降雨及び降雪を観測する Ka 帯降水レーダ (Ka-band (35.55 GHz) Precipitation Radar, KaPR) から構成される (図 4)。

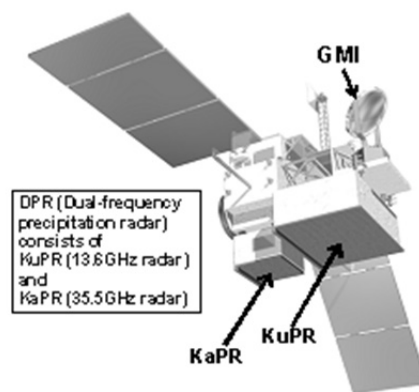


図 2 GPM 主衛星の構成

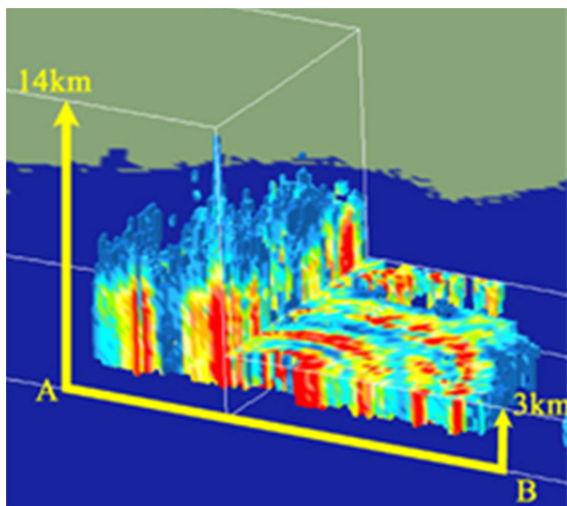


図3 ハリケーンカトリナの観測事例
(2005年8月・TRMM)

御される。

DPRによって全球における降水の特徴（降雨頂高度、融解層高度、DSD、鉛直構造等）を把握することができる。またこれらの情報はマイクロ波放射計の降水強度推定アルゴリズムの高精度化に利用される。

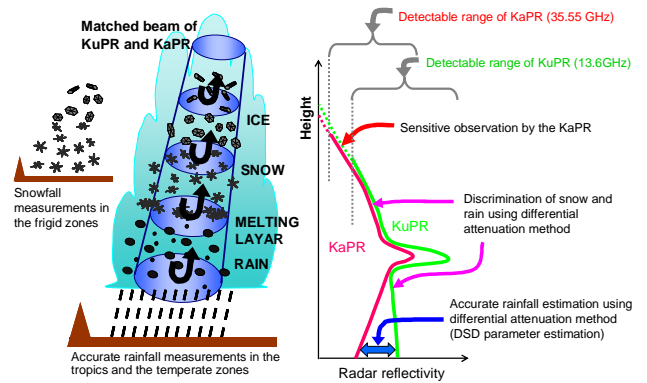


図5 二周波アルゴリズムの概念

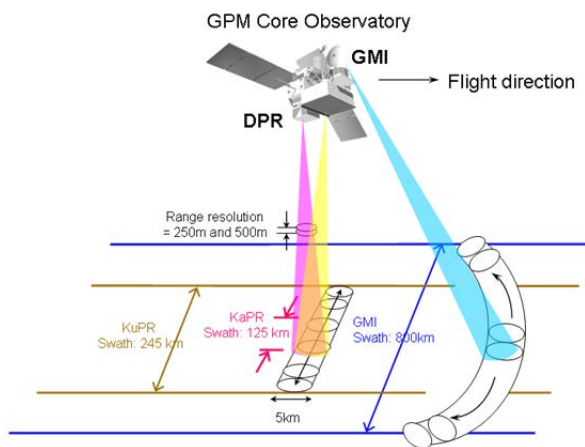


図4 GPM主衛星の観測イメージ

KuPRでは主に強い降雨を、KaPRでは主に弱い降雨及び降雪の観測を行う。また両者で観測される範囲では、二周波アルゴリズム^[3]を用いて雨滴粒径分布（Drop Size Distribution, DSD）を推定し、高精度な降水強度推定を行う（図5）。二周波観測を実現するため、ふたつのレーダは地上のフットプリントにおいてそれぞれのビーム中心位置の差が1km以内となるよう設計、制

3. DPRの主要性能及び構成

表1にDPRの主要性能を示す。それぞれのレーダはサンプル数を2倍に増やすため6MHz離れた二つの周波数を用いる（二周波アジリティ）。図6にスキャン方法を示す。KuPR及びKaPRのふたつのビームが重複した領域では送信パルス幅 $1.6\mu\text{sec}$ によって距離分解能250mの同期観測が行われる。KuPRが外側の領域を観測している際には、KaPRは弱い降雨及び降雪を測るための高感度観測を行うが、この際送信パルスは $3.2\mu\text{sec}$ で距離分解能は500mとなる。

KuPR及びKaPRはともにビーム幅 0.7 度で、高度が407kmの時、水平分解能は5kmである。KuPRの観測幅は245km（ ± 17 度）、KaPRは120km（ ± 8.5 度）である。

また、より効率的かつ高感度に観測を行うためにDPRではVPRF（Variable Pulse Repetition Frequency）法を採用している^[4]。

KuPRとKaPRはほぼ類似の設計となっている。それぞれのレーダは、アンテナ系、送受信系、システム制御・データ処理部、周波数変換・中間周波数部、中継BOX、構造系、熱制御系、計装系から構成される。また、送受信系は16台の

送受信ユニット、分合波器、ハイブリッド、送信系駆動増幅器、受信系駆動増幅器、受信バンドパスフィルタ、集中電源、電源スイッチ、計装系から構成される。さらに、ひとつの送受信ユニットは8台の送受信モジュールから構成される。したがって、計128本のスロットアンテナを用いて観測することになる。

表1 DPRの主要性能

	KuPR	KaPR
Frequency	13.597 GHz 13.603 GHz	35.547 GHz 35.553 GHz
Range Resolution	250 m	250 m / 500 m
Spatial Resolution	5km (at nadir)	5km (at nadir)
Swath Width	245 km	125 km
Minimum Detectable Rainfall Rate	0.5 mm/hr	0.5mm/hr / 0.2 mm/hr
Beam-matching Accuracy	< 1000 m	
Observable Range	Up to 19 km	Up to 19 km
Dynamic Range	- 5 dB below ssystem noise level + 5 dB over surface echo level	- 5 dB below ssystem noise level + 5 dB over surface echo level
Received Power Accuracy	Within ± 1 dB	Within ± 1dB
Data Rate	< 109kbps	< 81kbps
Power Consumption	< 446 W	< 344 W
Mass	< 472 kg	< 336kg
Size	2.5×2.4×0.6 m	1.4×1.2×0.8 m

- KuPR footprint : $\Delta z = 250$ m
- KaPR footprint (Matched with KuPR) : $\Delta z = 250$ m
- KaPR footprint (Interlaced) : $\Delta z = 500$ m

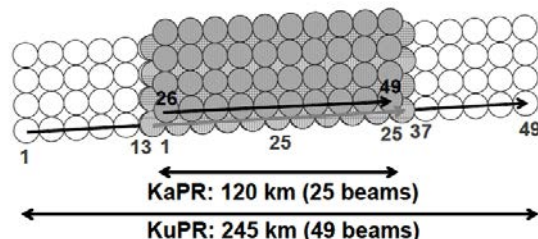


図6 二周波降水観測の概念

4. DPRの開発状況

DPRは2009年10月の詳細設計審査会を経て、フライトモデル製作へ移行した。KuPRシステムは2010年11月、KaPRシステムは12月よりプロトフライト試験を開始した。

KuPRシステムは質量特性試験、初期機能確認試験、音響試験、振動試験、熱平衡・熱真空試験を終え、KaPRシステムは質量特性試験、初期機能確認試験、音響試験、振動試験、EMC試験と進めてきたところで東日本大震災が発生した。幸いなことにDPRにダメージはなかったため、全体の清掃と健全性確認を経て、通常のプロトフライト試験へと復帰した。プロトフライト試験で得られた主要性能を表2に示す。また、KuPR-KaPR組み合わせ試験のセットアップを図7に示す。

プロトフライト試験は2012年2月に終了し、3月にNASAへ引渡しを行った。

現在は、米国NASA/GSFCにてインテグレーション・試験を実施中である。

表2 DPRの主要性能

	KuPR	KaPR	
Minimum Detectable Rainfall Rate	0.5 mm/hr	0.5 mm/hr	0.2 mm/hr
	<u>0.30mm/h</u>	<u>0.38mm/h</u>	<u>0.16mm/h</u>
Beam-matching Accuracy	< 1000 m		
	<u>864m</u>		

上段は仕様、下段は試験結果を示す

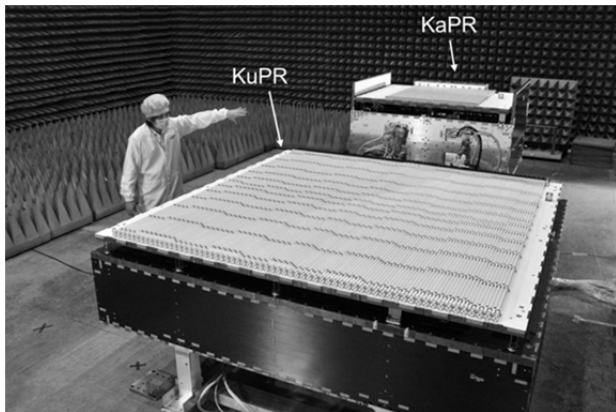


図7 KuPR-KaPR 組み合わせ試験

5. まとめ

GPM 主衛星に搭載される DPR は JAXA と NICT 共同で開発を進めている。DPR の主目的は高緯度地域の弱い降雨及び降雪を含む、降水の三次元構造を高精度、高感度で観測することである。

KuPR、KaPR の異なる検出ダイナミックレンジにより KuPR では強い降雨を、KaPR では弱い降雨及び降雪の観測を行う。また、ダイナミックレンジの重なった範囲では二周波アルゴリズムを用いて DSD や高精度な降水推定を行う。さらに VPRF 法も効率的かつ高感度観測を実現に寄与する。

2009 年 10 月の詳細設計審査会を経て、フライトモデル製作へ移行し、2010 年 11 月にプロトフライト試験を開始した。2011 年 3 月 11 日に東日本大震災が発生して試験が中断したが、DPR PFM にダメージはなく試験に復帰した。

プロトフライト試験は 2012 年 2 月に終了し、3 月に DPR を米国 NASA/GSFC へ輸送した。

現在、米国 NASA/GSFC にてインテグレーション・試験を実施中である。

参考文献

- [1]中村健治, 沖理子, Y. Hou Arthur, “全球降水観測計画と二周波降水レーダ—衛星による高精度な降水観測と新しい利用法とは—”, 信学誌, 92 巻 9 号, pp.743-748, 2009.
- [2]清水収司, 沖理子, “GPM/DPR プロダクトの検証計画”, 信学技報, 宇宙・航空エレクトロニ

クス, Vol.109, No.101, pp.153-156, 2009

[3]N. B. Adhikari and K. Nakamura, “Simulation-based analysis of rain rate estimation errors in dual-wavelength precipitation radar from space,” Radio Science, Vol. 38, No.4, 1066, 2003.

[4]S. Kobayashi and T. Iguchi, “Variable Pulse Repetition Frequency for the Global Precipitation Measurement Project (GPM),” IEEE Transaction on Geoscience and Remote Sensing, Vol. 41, No.7, pp.1741-1718, July 2003.

高分解能・広域の ALOS-3 光学センサについて

宇宙利用ミッション本部 ALOS-2 プロジェクトチーム
今井浩子

1. はじめに

陸域観測技術衛星「だいち」(ALOS: Advanced Land Observing Satellite)は2006年1月に打ち上げられ、5年余りの間に全世界を約650万シーン撮影し、そのデータは1/25,000地形図の作成や災害状況把握、森林等自然環境の保全、農業分野への応用など、幅広い分野で活用されている。2011年3月に発生した東日本大震災では立ち入りの困難な被災地を宇宙から撮影し、各関係機関に情報提供を行った。「だいち」は設計寿命を超えて運用され、2011年5月に運用を停止した。

JAXAではALOSのミッションや技術を継続・発展させるため、陸域観測技術衛星2号(ALOS-2)、陸域観測技術衛星3号(ALOS-3)の研究開発を進めている。本稿では、光学センサを搭載して陸域のグローバルな地理空間情報を取得するALOS-3について、ミッションやシステム概要、光学センサの開発状況等について述べる。

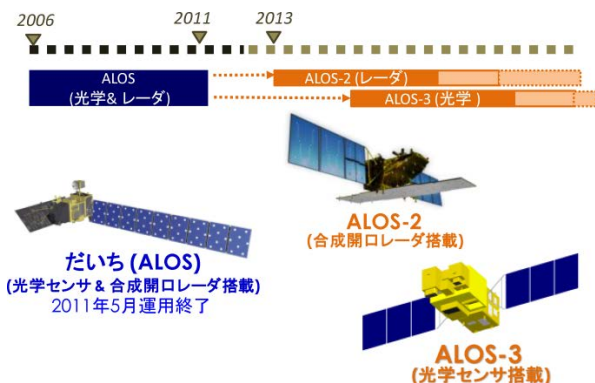


図1 だいち (ALOS) と後継機

2. ALOS-3 のミッション

ALOS-3 のミッションは、「だいち」で実証された技術や利用成果を発展させ、国内外の大規模自然災害に対して高分解能かつ広域の観測データを迅速に取得、処理・配信するシステムを構築し、関係機関の防災活動、災害対応において利用実証を行うとともに、国土管理や資源管理など衛星の運

用の過半を占める平常時のニーズにも対応した多様な分野における衛星データの利用拡大を図ることである。各分野に対応したミッションの詳細を表1に示す。

表1 ALOS-3 のミッション

項目	概要
公共の安全の確保	国内及びアジア地域等の大規模災害発生状況の迅速な俯瞰、並びに二次災害危険状況や復旧・復興状況の継続的な観測を行い、関係機関の防災活動に資する。
国土保全・管理	詳細な地形図の作成・更新、森林管理や環境管理、国際協力の枠組みにおいて海外の地形図作成等に資する。
食料供給の円滑化	穀物の生育状況や災害時の水稲被害状況把握、藻場など浅海域の状況把握等、農業及び漁業の高度化・持続的発展に資する。
資源・エネルギー供給の円滑化	地質調査のための観測データを提供することにより資源探査方法の高度化に資する。
地球規模の環境問題の解決	温室効果ガスの吸収源となる森林の変化監視や、水資源としての氷河・氷河湖の変化監視等に資する。

3. PRISM-2

ALOS-3 に搭載されるパナクロマチック立体視センサ2 (PRISM-2) は「だいち」搭載 PRISM の観測機能・性能を発展させた可視波長域の光学センサであり、ALOS-3 のミッション実現に不可欠な広域・高分解能の立体視センサである。世界各国の高分解能衛星の大多数が10数kmの観測幅であるのに対し、PRISM-2は50km以上の広い観測幅で道路や建築物等の地物の詳細な把握が可能な高分解能(0.8m)の画像を取得する能力を有すると同時に、立体視のための2つのセンサ(直下視/後方視)により全地球規模の高精度な高度情報を取得できる、世界で唯一のセンサである。平時においては全球にわたる広域の陸域ベースマップの整備、災害時には東日本大震災や今後発生が懸念される南海トラフにおける地震のような広範囲にわたる災害状況の把

握に、その威力を発揮する。

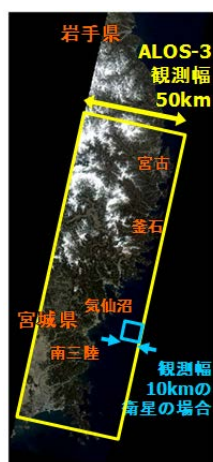


図2 ALOS-3 搭載 PRISM-2 の観測幅

PRISM と PRISM-2 の観測性能の比較を表2に示す。詳細な地形図作成・更新のための地物判読や災害時の被災状況の判読性向上のため、直下視分解能を2.5 mから0.8 mに向上した他、光量の低い季節や緯度で取得された画像においても良好な判読性を得るための信号対ノイズ比(S/N)の向上や量子化ビット数の拡大、圧縮後画像の品質向上のための圧縮方式の改善などを図っている。

表2 PRISM と PRISM-2 の観測性能の比較(直下)

項目	PRISM	PRISM-2
空間分解能(GSD)	2.5 m	0.8 m
観測幅	35 km/70 km	50 km
S/N	>70	>200
量子化ビット数	8 bit	11 bit
画像圧縮	JPEG	JPEG2000
ポインティング	±1.5° (CT)	±60° (cone)
B/H 比(直下視/後方視)	0.5	0.5

PRISM-2 に要求される「高分解能」かつ「広観測幅」を実現するため、PRISM で開発した軸外し3枚鏡光学系を発展させた大型の集光光学部、1ライン62,500画素を有するTDI方式の高感度リニア検出器アレイ、SOI-ASICを用いた高速データ圧縮器等の開発に取り組んでいる。図3にPRISM-2の光学設計を示す。軸外し3枚鏡光学系は有効口径よりも大きな矩形の鏡が必要で、現在低熱膨張ガラスセラミックスを用いた大型軽量鏡を試作中である(図4)。

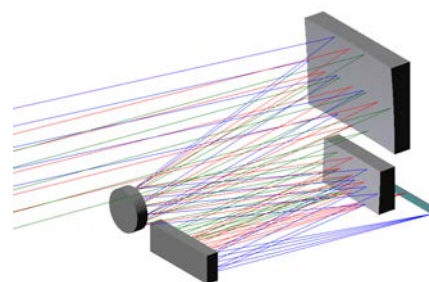


図3 PRISM-2の集光光学部

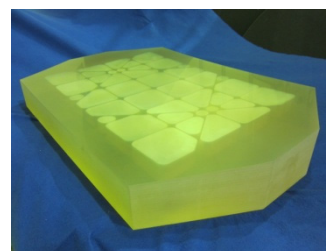


図4 大型主鏡の試作(外形約0.9m×0.6m)

4. ALOS-3 衛星システム

ALOS-3 衛星システムの主要諸元を表3に示す。ALOS-3にはPRISM-2の他、二次元の非冷却マイクロボロメータを用いた小型赤外カメラ(CIRC)や、経済産業省が開発を進めるハイパースペクトルセンサ、マルチスペクトルセンサ(HISUI)の搭載を検討中である。高速・大容量の観測データを処理・伝送するため、JAXA 研究開発本部が開発した16QAM方式マルチモード変調器を用いたXバンド高速直接伝送(最大800 Mbps)や次期データ中継衛星を利用したKaバンド高速伝送(最大800 Mbps)を検討しており、また上記本部と協力して入力約4 Gbps、出力1.6 Gbpsの高速インタフェースと1TB級の蓄積容量を併せ持つ宇宙用半導体データレコーダを開発中である。

表3 ALOS-3 主要諸元

項目	仕様
ミッション機器	PRISM-2 (パンクロマチック) - GSD:0.8 m, 観測幅:50 km (直下視) - 直下視/後方視による立体視 HISUI (マルチ・ハイパー) ^{※1)} CIRC (熱赤外)
軌道	太陽同期準回帰軌道 高度:618 km, 回帰日数:60日 降交点通過地方時:10時30分
設計寿命	5年(目標7年)
データ伝送	Xバンド 最大800 Mbps Kaバンド 最大800 Mbps
打上げ	H-IIA ロケット

※1) HISUIは経済産業省開発

ポート共有実験装置(MCE)の開発成果

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
船外利用ミッショングループ

1. 概要

ポート共有実験装置(以下「MCE」: Multi-mission Consolidated Equipment という)は、国際宇宙ステーション (ISS)「きぼう」日本実験棟の船外実験プラットフォームに搭載され、5つのミッションの実験や観測を行う実験装置である。

HTV3号機に搭載されたMCEは、平成24年7月21日に種子島宇宙センターから打ち上げられ、同年8月9日から運用を開始し、初期運用を経て10月15日から定常運用に移行した。

本発表では、MCEの装置開発と軌道上初期運用における成果について紹介する。

2. MCEの構成

MCEには図1に示す5つの実験装置が搭載されており、各々の実験装置はMCE本体から電力などのリソースの供給を受けて実験を行う構成である。

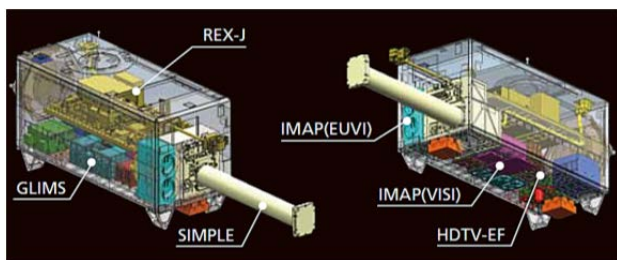


図1 MCEに搭載される実験装置

以下にそれぞれの実験装置について紹介する。

2.1 IMAP「地球超高層大気撮像観測」

地球を取り巻く成層圏の先には超高層大気と呼ばれる領域が広がっている。ここでは宇宙空間と地表からの大気の乱れが混ざり合い、複雑な現象が起こっている。超高層大気のさらに上空を飛行するカーナビや携帯電話に使われているGPS(グローバル・ポジショニングシステム: 全地球測位システム)衛星や通信放送衛星などから地上に送られる電波を乱し、時には使用不

可能にすることもある(図2)。

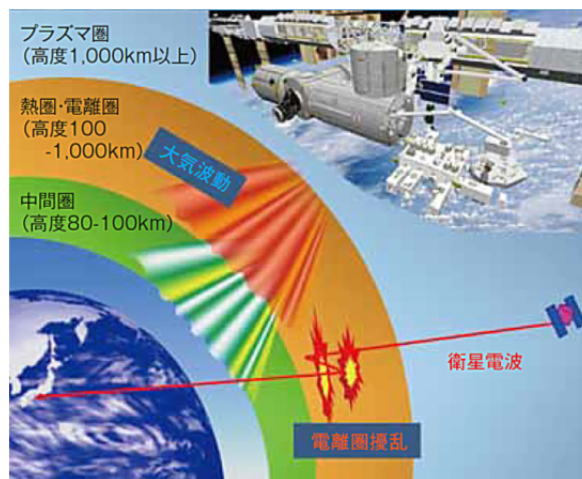


図2 IMAPの観測対象

IMAP (Ionosphere Mesosphere upper Atmosphere and Plasmasphere mapping) では、可視・近赤外分光撮像装置(VISI)と極端紫外光撮像装置(EUVI)の2つの最新の超高感度のカメラ(図3)とミッションデータ処理装置(MDP)を開発し、これらにより高度80kmから高度20,000kmの間で起こる目には見えない弱い光を撮影し、プラズマや大気の乱れを観測して突発的に起こるプラズマや大気の乱れの発生の仕組みを明らかにすることで、人工衛星からの電波の散乱を防ぐといった将来の予報システムの開発につなげる。



【VISI】可視・近赤外分光撮像装置

←【EUVI】極端紫外線撮像装置

図3 IMAPのセンサー(VISIとEUVI)

2.2 GLIMS「スプライト及び雷放電の高速測光撮像センサ」

GLIMS (Global Lightning and Sprite Measurement Mission) では、雷雲内に蓄えられた電荷が放電することで起こる雷と、雷放電に伴って雷雲の上空で発生する過度的な発光現象(スプライト、エルプス、ブルージェット)を、高度 400 km の国際宇宙ステーションから CMOS カメラ、フォトメータ、VHF 波帯デジタル干渉計、VLF 受信機を用いて、広範囲にわたって観測する(図 4)。



図 4 GLIMS(観測機器)の外観

雷放電の際に高高度で起こる爆発的なエネルギー現象のスプライトは、雷雲の上から宇宙空間にまで達することがあり、1989年に米国で初めて報告された。このスプライトの発生のメカニズムを解明することで、スプライトや雷放電の全地球的な分布や特徴を明らかにする(図 5)。

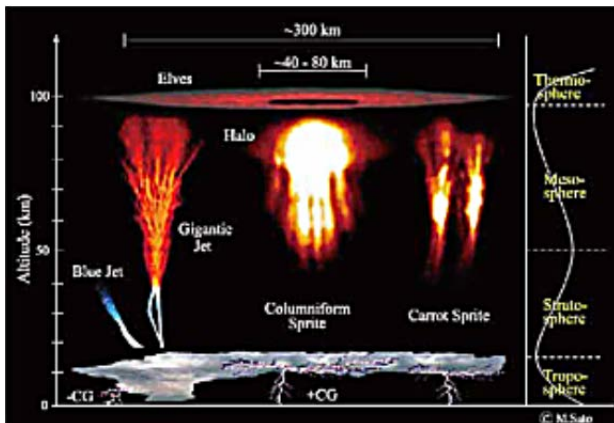


図 5 GLIMS の観測対象

さらに、雷放電を電波観測機器によって多面的に観測し、世界初となる宇宙空間からの位置評定や、雷雲地上間放電(CG)と雲内放電(IC)との識別も試みる。

2.3 SIMPLE「宇宙インフレータブル構造の宇宙実証」

袋状の膜材に気体を入れて膨らませて、その気体の圧力で構造を支えて使うインフレータブル構造物は、軽量で、収納性が良く、簡単に展開して使えるため、宇宙開発に必要不可欠な基礎技術として注目されている(図 6)。

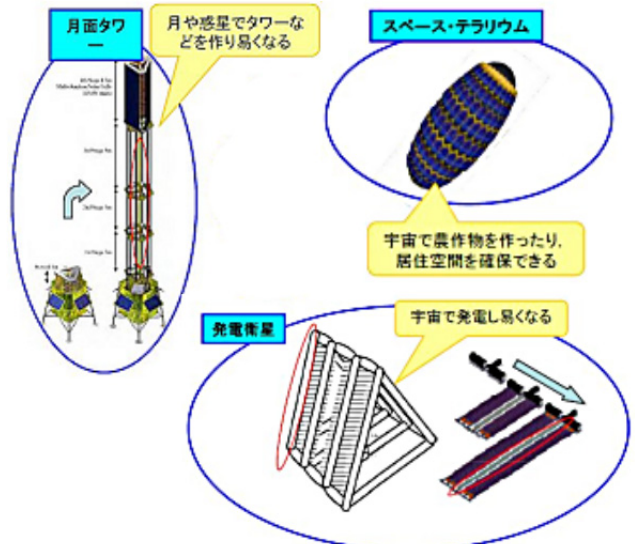


図 6 各種のインフレータブル構造

構造特性を調べるインフレータブル伸展マスト(IEM)の展開実験、内部を1気圧に保ち、植物などの生育環境にもなるインフレータブル・スペース・テラリウム(IST)実験、インフレータブル材料実験パネル(IMP)を用いた材料実験(加熱により記憶された形状に展開する形状記憶ポリマ、太陽光で硬化可能な紫外線硬化樹脂の機能実証及び耐宇宙環境性評価)を行い、今後の活用のための基礎データを集める。



図 7 SIMPLE の外観(軌道上伸展状態)

2.4 REX-J「EVA 支援ロボットの実証実験」

宇宙飛行士に代わって作業を行ってくれる「有人船外活動（EVA）支援ロボット」の実現に向けて、テザー（ひも）を利用して空間移動するロボットの実証実験を、地上からの遠隔制御により行う（図 8）。

巻尺のように伸び縮みする伸展式ロボットアームとアーム先端に装着されたロボットハンドを地上から遠隔で操作し、テザー先端のフックを宇宙飛行士の船外活動用に設置されているものと同じ形状のハンドレールに取り付ける実験や、テザーの長さを制御しロボットを移動させる実験などを行い、ロボットの空間移動技術の獲得をめざす(図 9)。

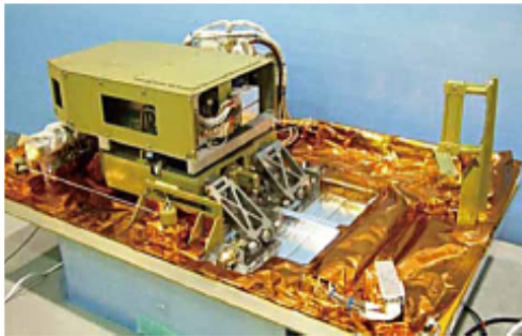


図 8 REX-J ロボット実験装置の外観

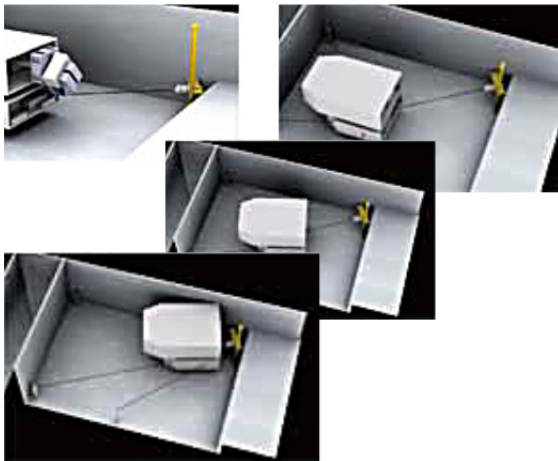


図 9 REX-J の動作コンセプト

無重力で放射線など危険性が無視できない宇宙空間で、宇宙飛行士の仕事を助けてくれる「有人船外活動（EVA）支援ロボット」が活躍するようになれば、ISS や軌道上の衛星の点検・修理・保守作業などの船外での活用や、大型宇宙構造物の建設や月惑星の探査への応用なども期待できる。

2.5 COTS HDTV-EF「船外実験プラットフォーム用 民生品ハイビジョンビデオカメラシステム

日本製の一般に販売されている（民生品の）ハイビジョンビデオカメラ 2 台で、高度 400km から ISS 直下の地球表面（画面内範囲 200km×350km）を動画で撮影し、民生品カメラが宇宙空間にさらされた環境でも長期間使用できるかを調べる。

宇宙空間は放射線が強いので、耐放射線特性に優れた CMOS センサを持つ 2 台のカメラを地上からリモートコントロールして切り替えながら使い、1 年間にわたって撮影を行う。

動画データは、撮像画質などを検証するほかに、広報活動や教育分野への利用も検討されている。

一般に販売されている民生品カメラが宇宙空間（真空環境）で有効に使えることを確かめることができれば、同程度の性能・品質の市販民生機器が宇宙ステーションや人工衛星に使える可能性が開かれる（図 10）。



民生品ハイビジョンカメラ



COTS HDTV-EF フライトモデル (正面/斜視図)



図 10 COTS HDTV-EF 用カメラ/フライト品外観と撮影軌道例

3. 軌道上の成果

HTV3号機に搭載されたMCEは、平成24年7月21日に種子島宇宙センターから打ち上げられ、同年8月9日から運用を開始し、初期運用期間を経て10月15日から定常運用に移行した(図11)。

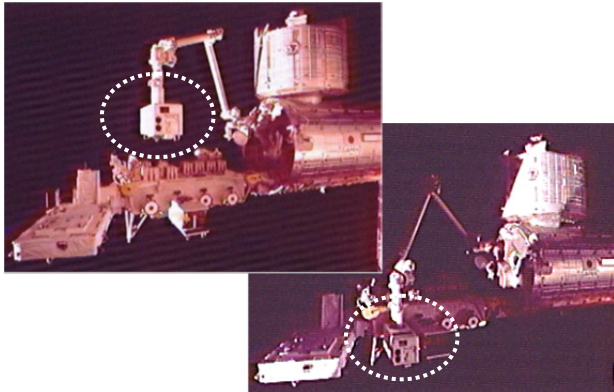


図11 MCE組立の状況(軌道上)

3.1 SIMPLEの成果

SIMPLEは初期運用において、IEM(Inflatable Extension Mast)とよばれるインフレータブルチューブを用いたマストの伸展をはじめ、当初の計画通り機器の動作を確認した(図12)。

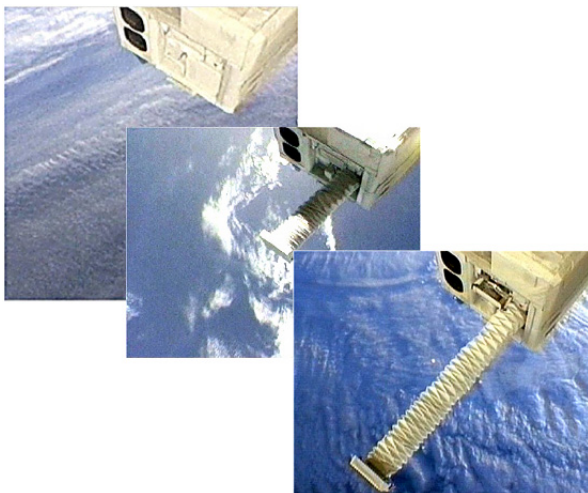


図12 SIMPLE IEMの伸展(軌道上)

3.2 REX-Jの成果

REX-Jは、ロボットアーム動作、ハンド開閉動作、手首機構動作などの機能に問題ないことを確認した(図13)。今後、定常運用においてMCE外部へのアーム伸展を含む軌道上実験を実施する予定である。

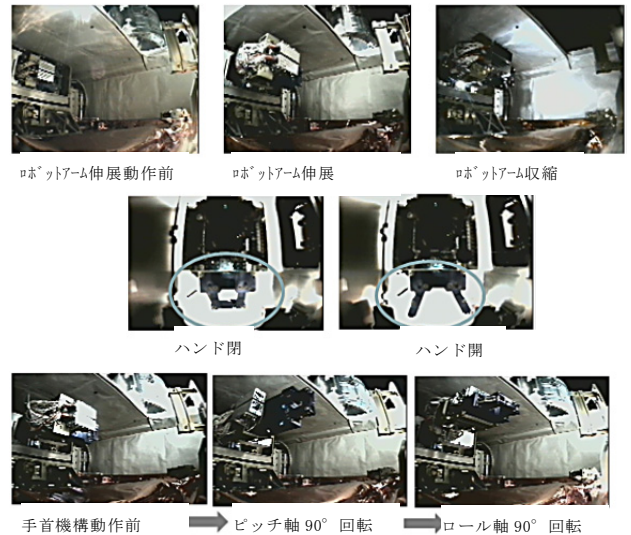


図13 REX-Jの動作状況(軌道上)

3.3 COTS HDTV-EFの成果

COTS HDTV-EFからは初期運用中数多くの高精細で美しいハイビジョン動画が得られ、今後1年間の寿命評価技術検証に大きな期待が寄せられている(図14)。

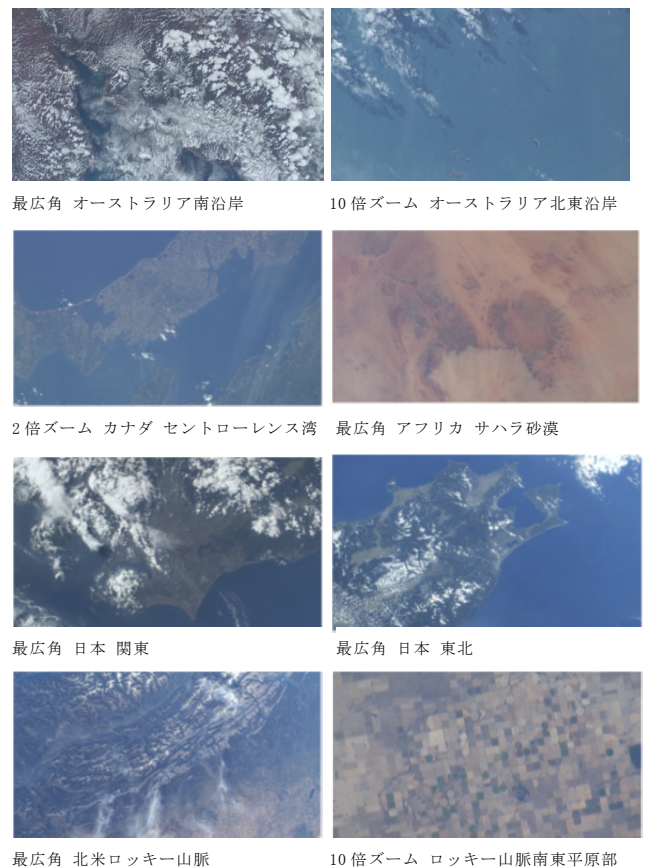


図14 COTS HDTV-EFの撮影結果(軌道上動画キャプチャ)

次世代先端宇宙服研究の研究成果

有人宇宙環境利用ミッション本部 システムズエンジニアリング室
和田理男、山口孝夫、佐藤俊則、青木伊知郎、川瀬 暁

1. はじめに

宇宙服（船外活動服）は、宇宙船外の過酷環境から身体を保護し、宇宙空間での自在な活動を宇宙飛行士に提供することを目的とする。宇宙服は、有人宇宙活動を実施するのに必要な最小かつ末端のシステムと見なすことができるが、要求される機能は有人宇宙機に相当する。

JAXA 有人宇宙環境利用ミッション本部では、将来の有人宇宙探査に向けた基礎研究の位置付けとして、船外活動時に着用する次世代先端宇宙服の研究を行っている。本稿では、次世代先端宇宙服の概要を紹介するとともに、これまでの研究成果について報告する。

2. 次世代先端宇宙服の概要

現在、国際宇宙ステーション（ISS）で使用されている米国及びロシアの宇宙服は、微小重力環境での使用に限定されている。また、宇宙服の膨張を抑制して可撓性（動きやすさ）を確保するために宇宙服内は 0.3～0.4 気圧で運用されており、1 気圧の ISS から船外へ出るためには減圧症予防のための脱窒素作業（2.5～12 時間）が必要である。

一方、次世代先端宇宙服は、月面での使用を想定している。また、宇宙服内の運用圧を 0.58 気圧とし、1 気圧で与圧された宇宙船から船外へ出る際の脱窒素作業を不要とする^[1]。これにより、船外活動前の準備作業を大幅に削減できるほか、着用後すぐに船外へ出ることができるため緊急時の脱出用宇宙服として使用できる等、運用性の飛躍的な向上が期待できる。そして、宇宙服の主構造（特に肩、腰）は繊維織布等の柔軟素材のみで構成する。これにより、ベアリング等を使用した従来の宇宙服と比べて大幅な軽量化を図れるほか、身体周辺が柔軟素材のみで覆われることから身体に衝撃が加わる打上時、大気圏再突入時、着陸時等においても受傷の危険性が減り、宇宙往還時に船内で着用する与圧服としての役割も担うことができる。

表 1 に、ISS にて運用中の宇宙服、及び JAXA にて研究中の次世代先端宇宙服の主な機能性能を示す。

次世代先端宇宙服のスーツ部分は、目的の異なる 3 層（冷却下着、気密拘束層、断熱防護層）で構成される（図 1）。

表 1 ISS にて運用中の宇宙服及び JAXA にて研究中の次世代先端宇宙服 主な機能性能

宇宙服	国際宇宙ステーション(ISS)にて運用中		JAXA にて研究中
	米国 船外活動ユニット(EMU)	ロシア Orlan	日本 次世代先端宇宙服
使用場所	ISS(微小重力環境)	ISS(微小重力環境)	微小重力環境(含:ISS) 月面
重量	125kg	112kg	90kg 以下
脱窒素作業時間 (宇宙服内の運用圧)	2.5～12 時間 (0.3 気圧)	4 時間 30 分 (0.4 気圧)	0 分 (0.58 気圧)
主構造の形態	胴部:GFRP 胴部以外:生地積層(14 層)	胴部:アルミ合金 胴部以外:生地積層(15 層)	生地積層(12 層程度)
宇宙往還時の 与圧服としての使用	不可	不可	可



図1 次世代先端宇宙服（スーツ部分）の構成



図2 冷却下着

図3 気密拘束層

3. 次世代先端宇宙服研究の研究成果

3.1 冷却下着

冷却下着（図2）は、スーツ部分の最も身体側に着るものであり、着用者の身体冷却を行う。

冷却下着は、織布の表面に直径約3mmの冷却水チューブを張り巡らせたものであり、チューブの中に冷却水を循環させて身体表面から熱を取り除く。本研究では、高効率な身体冷却を目指し、織布として伸縮性のある素材を採用し身体密着性を高めるとともに、身体の発熱部位や身体動作を考慮して冷却水チューブ配置の最適化を行った。さらに、優れた吸湿・蒸散作用を有するナノファイバー素材を採用しており、身体が発する汗を吸湿し、かつ宇宙服内の空気循環によって蒸散を促進させ、気化熱によって身体表面を冷却する効果も取り入れている。

本研究で試作した冷却下着は、冷却水チューブ長について米国宇宙服比約30%削減を実現できているほか、発汗サーマルマネキン及び被験者による評価を通じ、設定した冷却性能要求を満たしていることを確認できた。

3.2 気密拘束層

気密拘束層（図3）は、宇宙服内の気密保持とともに適切な身体動作性を保証する膨張拘束を行う。そのため、関節の動きを考慮した被服設計が必要となる。

研究の結果、宇宙服内圧が2.32気圧（運用圧0.58気圧×安全係数4）の場合において膨張拘束できる（即ち破裂しない）構造が得られている。さらに、宇宙服内圧が0.58気圧（運用圧）において、船外活動に必要な関節可動域の暫定

要求を満足できており、良好な身体動作が行える宇宙服の実現に目途をつけることができた。

3.3 断熱防護層

断熱防護層は、スーツ部分の最も宇宙空間側に配置され、熱環境からの身体保護を目的とした断熱層と、微小隕石・スペースデブリ（MMOD）衝突からの身体保護や月面鋭利岩石による切創防止等を目的とした防護層に大別される。

現時点において、断熱層は4～5層程度の多層断熱フィルムの使用を想定している。防護層は、物理的な外的負荷からの防護として高強度繊維からなる織布の適用を想定している。

断熱防護層の検討は2011年度に開始し、現在は素材メーカーへのヒアリングや断熱層に対する断熱特性試験、MMOD衝突を模擬した超高速衝突試験等の各種評価を踏まえて断熱防護層の素材選定及び積層設計を実施している。

4. おわりに

宇宙服は繊維織布に代表される柔軟素材の多用、身体動作との融合等、JAXAが開発してきた宇宙機とは一線を画す面がある。しかし、国内多分野（先端素材・被服設計・縫製・精密加工等）の優れた技術を集約することで他国を凌ぐ先端宇宙服が得られるものと考えている。

今後も研究を継続し、将来の有人宇宙活動に必要な技術の蓄積を進めていく予定である。

参考文献

[1]NASA, Man-Systems Integration Standards, Volume I, Section 14, NASA-STD-3000B(1995).

EVA 支援ロボット実証実験 (REX-J)

研究開発本部 未踏技術研究センター
ロボティクス研究グループ

1. はじめに

国際宇宙ステーション「きぼう」日本実験棟の完成を受け、今後、様々な実験研究が「きぼう」で行われることになり、宇宙飛行士の活躍が一層期待される。一方、年々老朽化していく実験施設を維持・運用するための点検作業の頻度も増してくることから、宇宙飛行士が船外活動 (EVA)する機会も増えてくると予想される。しかしながら、船外活動は宇宙飛行士にとって危険性を伴い、また多くの作業時間を費やすため安全性および経済性の観点から、宇宙飛行士の活動を支援・代行する「有人宇宙活動支援ロボット」の開発が望まれている。

2. 有人宇宙活動支援ロボット

ロボットが宇宙飛行士の作業を支援したり、あるいは宇宙飛行士に代わって点検作業などするためには、軌道上で広範囲に移動できる新たな「空間移動技術」が必要となる。

有人宇宙活動支援ロボットの「空間移動技術」は、ロボット本体に取り付けられたテザー(ひも)の長さを制御することにより空間内を移動するものである。移動に要する機構が小型・軽量かつシンプルで、広範囲の移動が可能という利点を有しており、将来にわたり幅広いアプリケーションが期待できる。

テザーによる移動方法は、ロボット本体に内蔵された伸び縮みするロボットアームとアーム先端に装着されたロボットハンドを使って、テザー終端に取り付けられているフックを宇宙飛行士が掴むハンドレールなどの構造物に固定し、テザーの長さを制御し移動する。また、フックを付け替えることで、ロボットが移動できる空間を自律的に変更することも可能となる (図 1)。

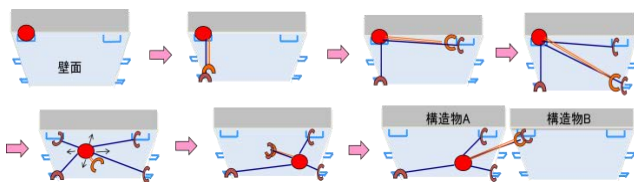


図 1 ロボットの移動方法

3. EVA 支援ロボット実証実験

EVA 支援ロボット実証実験 (REX-J: Robot Experiment on JEM) は、「有人宇宙活動支援ロボット」の実現を目指し、「テザーを利用した移動技術」に必要な要素技術の実証実験を、軌道上の「きぼう」(JEM) 船外実験プラットフォームで行うものである。

実験のために開発されたロボット実験装置は、JEM 船外実験プラットフォームに取付けられる「ポート共有実験装置 (MCE)」(図 2) のユニット内に搭載され、地上の重力環境では得ることが難しいロボットの基礎的な特性を把握するために、伸展式ロボットアームの特性確認、フックのハンドレールへの取付け、テザー制御によるロボット移動の総合機能確認などを行う。なお、運用は全て地上からの遠隔操作で行われる。

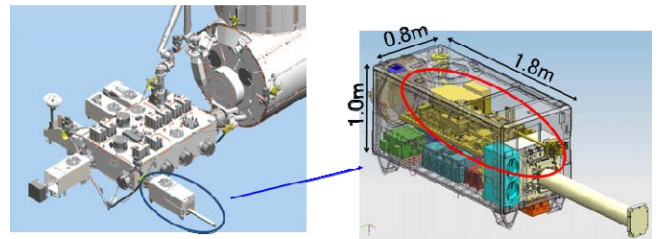


図 2 REX-J 実験装置の搭載

ロボット実験装置は、ロボットを制御する制御ユニットと 2つのテザーリール機構をロボット本体外側に配置し、また、あらかじめロボットを 3方向からテザーで張ることにより、ロボット本体の機能を最小限にしながらも目的の技術実証が可能な構成になっている (図 3、図 4)。

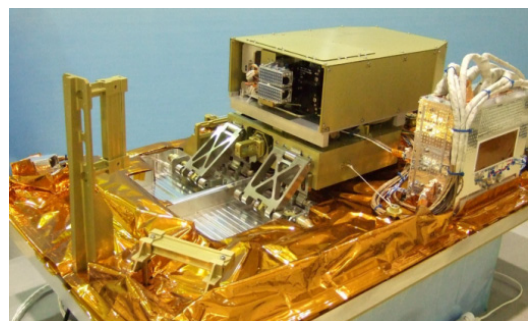


図 3 REX-J ロボット実験装置 (フライト品)

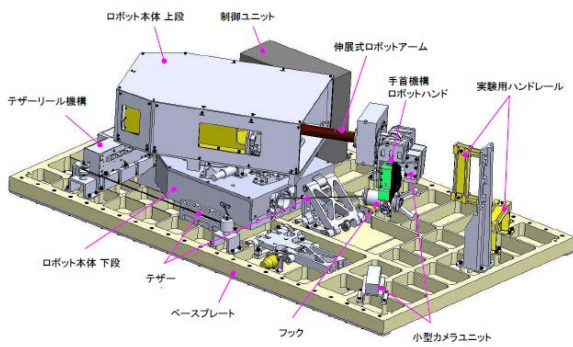


図 4 REX-J ロボット実験装置構成

表 1 REX-J 主要諸言

項目	仕様
サイズ	全体 1150mm×700mm×365mm (ロボット本体 460mm×300mm×250mm)
質量	全体 83 kg (ロボット本体質量 27 kg)
消費電力	最大 62W
運用軌道 (ISS 軌道)	高度 約 400 km 軌道傾斜角 51.6 度
ミッション ン期間	実験開始後 6 カ月以上

4. REX-J の運用管制

REX-J の運用管制は、筑波宇宙センターにある宇宙ステーション運用棟のユーザ運用エリア (UOA) から遠隔制御する。軌道上のデータは、NASA データ中継衛星 (TDRS) から NASA 地上局を経由し、UOA に送られてくる。UOA には REX-J 地上運用装置が配置されており、地上からのコマンド送信、テレメトリ受信、画像処理などを行う (図 5)。

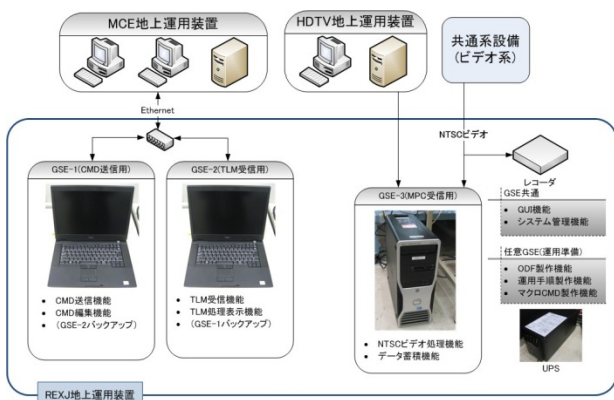


図 5 REX-J 地上運用装置の構成

5. REX-J の実験運用状況

5.1 REX-J の打ち上げ

REX-J を搭載した MCE は、平成 24 年 7 月 21 日 (土) 11:06 (JST)、種子島宇宙センターから HTV3 号機/H-II B3 号機により打ち上げられ、JEM 船外実験プラットフォームの 8 番ポートに設置された (図 6)。

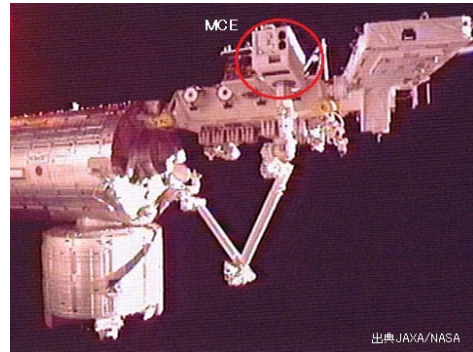


図 6 JEM 船外実験プラットフォームに取付けられる MCE

5.2 REX-J 初期運用

REX-J は初期運用フェーズにおいて、以下のロボットの基本機能の確認を実施し、正常に動作することを確認した。

- ①電気系初期点検
- ②カメラでの画像取得
- ③ロボット本体上段回転動作確認
- ④伸展式ロボットアーム伸展・収縮動作確認
- ⑤ハンド開閉動作確認・手首回転動作確認
- ⑥マクロコマンドによる動作確認

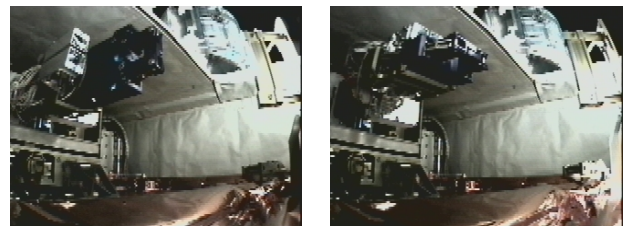


図 7 初期チェックアウトの様子 (手首回転動作)

6. まとめ

現在、REX-J は軌道上において定常運用の実験が行われており、ロボットの基礎的な特性データを取得している。REX-J の成果によって、新しいタイプの宇宙ロボットの実現が期待される。

参考文献

- [1]小田他、「EVA 支援ロボット実証実験 (REX-J) の開発状況」、第 55 回宇宙科学連合講演会 (2011 年)

未踏技術研究センターにおけるデブリ対策の研究開発

研究開発本部 未踏技術研究センター

柳沢俊史、河本聡美、大川恭志、東出真澄、小野瀬直美、平子敬一



図1 JAXA 入笠山光学観測施設

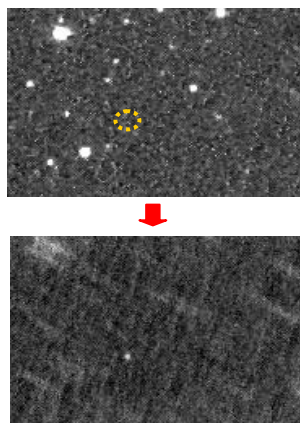


図2 重ね合わせ法で検出された移動物体



図3 重ね合わせ法専用FPGA ボード

1. はじめに

地球を取巻く宇宙環境は、ここ数年で急速に悪化しており人類の社会生活を護り宇宙開発を安全に進める観点から、スペースデブリ対策は重要な課題となっている。未踏技術研究センターではデブリユニットとして観測・モデル化・防御セクション及び発生防止セクションの2つの研究グループを擁し、様々な観点からデブリ問題に対する研究開発を推進している。本稿では未踏技術研究センターで進められているこれらの研究開発活動の概略を紹介する。

2. 観測

観測分野においては、高軌道(GEO 及び GTO)デブリの観測技術開発用望遠鏡として、口径35cmの小型望遠鏡を主とした JAXA 入笠山光学観測施設を整備している(図1)。その目的は、センチオーダーの微小 GEO デブリの検出及び軌道決定技術開発である。

微小 GEO デブリの検出技術として重ね合わせ法という画像処理技術を開発している^{[1][2]}。多数の画像を効率的に処理することにより1枚の画像では検出不可な非常に暗い GEO デブリの検出が可能になってくる(図2)。近年、重ね合わせ法の弱点であった解析時間の問題を専用の FPGA ボード(図3)を開発すること

により克服し、未カタログデブリを多数検出できるようになっている。

検出した未カタログ物体の軌道決定手法も開発している。慣性空間中の1点を2晩連続で観測することにより同一の静止軌道上物体を必ず2回とらえることが可能であり、それを利用することにより光学望遠鏡の弱点である狭い観測視野にも関わらず、多くの未カタログデブリの軌道決定を効率的に実施することが可能である^[3]。図4にこれまで入笠光学観測施設にて検出し軌道決定した未カタログデブリの分布を示す。

低軌道の宇宙環境は静止軌道に比べて深刻である。中国の衛星破壊実験や衛星同士の衝突事故が起こっており、早急な対策が必要である。低軌道デブリを観測する手段としてはレーダーが主流であるが、その建設費、維持運営費が莫大であるため、代替の手法として光学装置による観測システムの検討、研究開発を昨年度より開始している。天候や日照の条件などレーダー



図4 入笠山光学観測施設にて検出軌道決定した未カタログデブリの分布

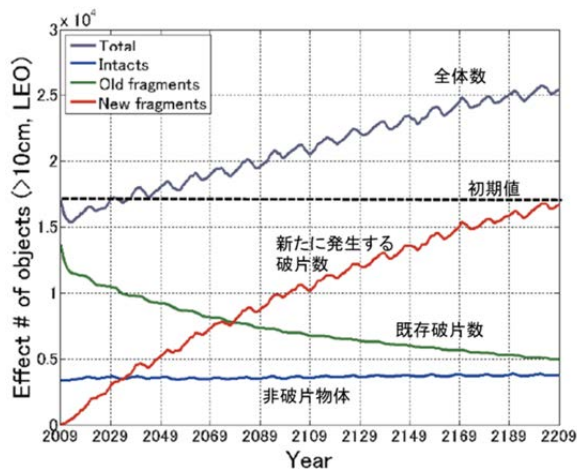


図5 推移予測結果

に比べて制約があるが、全地球に光学観測装置のネットワークを構築したとしてもコストをレーダサイト1局の10分の1以下に抑えられる可能性がある。

3. モデル化・解析の研究

デブリに関連するモデル・解析ツールの研究開発を実施している。

まずデブリモデルに関しては、九州大学と「デブリ推移モデル」を開発し今後のデブリの数の推移予測を実施している。図5は2009年以降デブリ低減策が十分遵守された場合の低軌道のデブリの数を予測した結果である。本結果は、2011年IADCにおいてJAXAを含む6機関が同一初期条件からの推移予測を行った際に提出されたものである。6機関の結果はよく一致し、今後デブリ低減策がよく実施されたとしても、高度700kmから1000km付近における衝突によりデブリは増加すること、5年から9年に一度壊滅的な衝突が発生すること、デブリ抑制のためには今後打ち上げる宇宙機のデブリ発生低減(mitigation)だけでは不十分で、環境改善(remediation)すなわちデブリ除去が必要であることについてコンセンサスが得られた。また本推移モデルにより、デブリ除去を実施した場合の将来予測を行い、どのデブリを除去すればよいか評価を行っている^[4]。

デブリ解析ツールとしては、「デブリ衝突損傷解析ツール(TURANDOT)」や「デブリ発生防止標準支援ツール(DEMIST)」を配布してプロジェクトを支援している。デブリ衝突損傷解析ツールTURANDOTは宇宙機の形状、姿勢も考慮して各部位への衝突率、損傷発生確率を評価するための解析ツールであり、宇宙機の設計段階において、

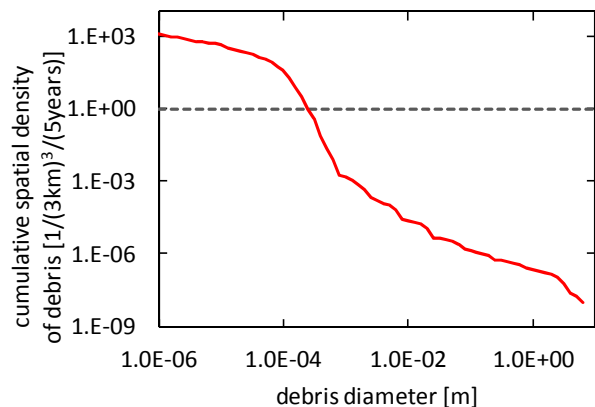


図6 低高度軌道の平均デブリ密度(累積)

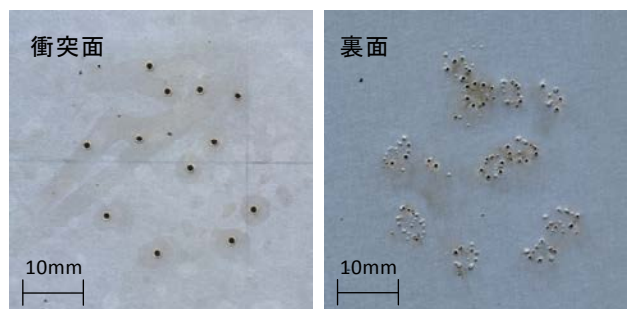


図7 ハニカムサンドイッチパネルの衝突試験結果

防御設計の効果を定量的に評価することが可能である。またデブリ発生防止標準支援ツールDEMISTは宇宙機の軌道上寿命(大気抵抗で高度が下がり、大気圏に再突入して燃え尽きるまでの年数)やデブリ発生防止標準に適合するための必要燃料量の評価、地上落下の際の簡易的な溶融解析を実施することが可能となっている。

4. 防御

図6に低高度軌道のデブリ密度予測値を示す。横軸はデブリ直径、縦軸は高度2000km以下に3km角の体積中があった時、その中を5年間に通過するデブリの累積平均個数を表している。デブリ環境モデルには、欧州のMASTER2009を使用した。図6から、低高度軌道で3km角程度の衛星が5年間運用された場合、直径0.25mm以下のデブリが運用中に1回以上衛星に衝突することがわかる。著者らは、これら微小デブリ衝突による衛星の被害を予想するため衛星構造のデブリ防御性能を評価している。更に、致命的損傷から衛星を防護する軽量の防御材を提案している。

4.1 衛星構造の防御性能評価

衛星構造材料は非常に軽量なので、微小デブリでさえも衛星に致命的な損傷をもたらす可能

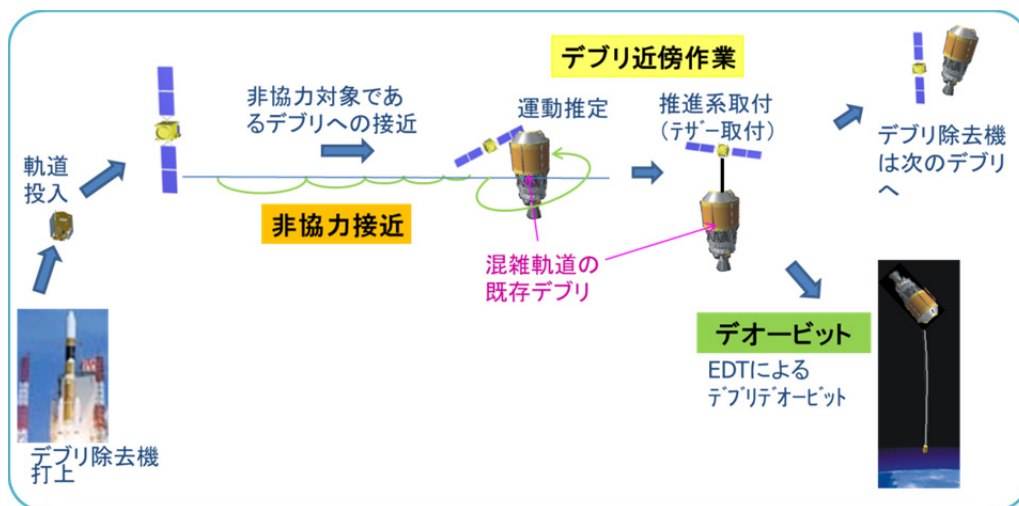


図8 デブリ除去の流れ

性がある。衛星構体パネルやハーネスについて損傷評価を実施してきた^{[5][6]}。構体パネルの損傷例を図7に示す。アルミ合金表皮のハニカムサンドイッチパネル（表皮厚さ0.25mm、ハニカムコア高さ25.4mm）に、直径0.3mmの鋼球を6km/sで衝突させた。この実験では模擬デブリはパネルを貫通した。速度を変えて試験を実施した結果、直径0.21mm以上のデブリ衝突でパネルが貫通することがわかった。パネル貫通後の内部搭載機器に対する影響を調べるため、パネル背後に設置した検証板の損傷解析を実施した^[5]。

4.2 防御材の提案

デブリ衝突によって致命的な損傷を受ける部分には防御材を搭載する必要がある。従来の研究からアルミ板の防御性能が良く知られているが、重量増加の原因になる。著者らは軽量の防御材を提案するため、CFRPと発泡アルミについて性能評価を実施してきた^{[7][8]}。また、進展部等を防護できる柔軟な防御材として、高強度繊維織布の性能評価を実施している^[9]。

5. デブリ除去研究

推移モデルの項で示したように、宇宙環境を維持するためには今後デブリを発生させないような防止策だけでは不十分であり、今軌道上にあるデブリの除去が必要である。2009年のイリジウム・コスモスの衝突事故のように、デブリの衝突事故が発生すると、10cm以上のデブリ数千個、1cm以上のデブリ数十万個、等微小サイズの破片デブリが大量に発生する。数mmから数cmのサイズのデブリは、衝突回避することも防

御することも不可能と考えられているが、衝突すると宇宙機に壊滅的な被害を与えるとされている。しかしこれら微小デブリは数が大量にあり、広大な宇宙空間に分布しているため、微小デブリを除去するのは効率が悪くコストが高い。そのため、これ以上微小デブリを増加させないために、その発生源である混雑軌道にある大型デブリを衝突前に除去することが必要と考えられている。近年イリジウム・コスモスの衝突事故等デブリ環境の悪化を受け、世界的にもデブリ除去に関する研究開発が活発になってきている。

JAXAでも以前よりデブリを能動的に除去するための衛星について検討している^[10]。デブリの除去のためには、通信不可のため正確な位置が不明で、リフレクタやマーカなども有さない非協力対象であるデブリに衝突することなく接近し、何らかの推進系を取り付けて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。図8は現在検討しているデブリ除去のシーケンスである。まず、非協力対象であるデブリへの接近については、光学カメラあるいはGPS受信機などの小型、安価な機器を用いて徐々に接近する手法を検討している。近傍に接近後、姿勢制御されていないため姿勢運動も不明であるデブリの姿勢・運動を推定するために、光学カメラやモデルマッチングを用いた対象デブリの運動推定を行う。そして伸展

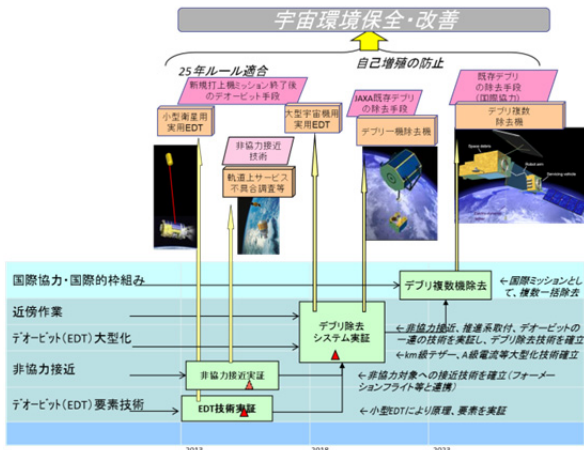


図 9 デブリ除去ロードマップ

ブームや鉤を用いたデオービット用推進系の取付手法などについて検討している。

デブリをデオービットするための推進系としては、混雑した軌道にあるデブリを除去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、導電性テザー推進の研究を実施している^[11]。導電性テザーとは、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。

デブリ除去の実現のために、図 9 のようにまず要素技術を実証し、次にデブリ除去システム実証を実施するロードマップを提案している。デブリ除去システム実証では、2019 年頃に小型衛星を用いて実際に JAXA 起源のデブリを一機除去する実証を実現することを目指している。並行してデブリ除去の法的課題、国際的枠組みの議論を行い、国連等に提案していくことを想定している。これらにより、宇宙環境保全分野で日本が世界に貢献すること、将来デブリ除去が産業化された場合に日本が優位に立つことを目指している。

参考文献

- [1] T.Yanagisawa et al, Detection of Small GEO Debris by Use of the Stacking Method, Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci, Vol.44(2002), pp. 190-199.
- [2] T.Yanagisawa et al, Automatic Detection Algorithm for Small Moving Objects, Publ. Astron. Soc. Japan, Vol.57(2005), pp. 399-408.

[3] T.Yanagisawa and H.Umehara, Strategy for detection of eccentric objects near the geosynchronous region, Acta Astronautica, Vol. 65(2009), pp.1001-1006.

[4] 有吉, 花田, 河本, 除去対象デブリの選定方法とその効果, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会 1C07.

[5] Higashide, M. et al., Evaluation of Space Debris Impact on Spacecraft Structure Panels, Trans. JSASS Aerospace Tech., 10(2012), No.ists28, pp.Pr_1-Pr_6.

[6] Nitta, K. et al., Response of Cable Harnesses Subjected to High-velocity Impacts, Trans. JSASS Aerospace Tech., 8(2010), No.ists27, pp.Pr_2_55-Pr_2_62.

[7] 草野ら, スペースデブリ衝突に対する CFRP のバンパ性能評価, 平成 23 年度スペースプラズマ研究会, 2012 年.

[8] Onose, N. et al., Hypervelocity Impacts on Porous Metal: as a Capable Candidate for Debris Bumper Shield Material, Trans. JSASS Aerospace Tech., 10(2012), No.ists28, pp.Tr_29-Tr_32.

[9] 東出ら, Kevlar と Beta Cloth の微小デブリ衝突における貫通限界, 平成 23 年度スペースプラズマ研究会, 2012 年.

[10] 河本, スペースデブリ除去の概要, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会 1C06, 2012 年.

[11] 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 年.

民生技術を活用した小型衛星搭載機器

研究開発本部 宇宙実証研究共同センター
藤平耕一、三浦尚幸

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)^[1]、50kg 級の常時三軸姿勢制御方式の小型実証衛星 4 型 (SDS-4) の打ち上げに成功し^[2]、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 プログラムの中で軌道上実証してきた民生技術を活用した小型衛星搭載機器について述べる。

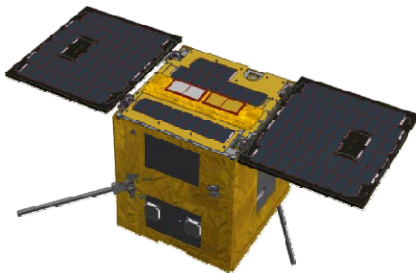


図 1 小型実証衛星 4 型 (SDS-4)

2. SDS プログラムと民生技術の利用

2.1 SDS プログラム概要

近年の人工衛星開発においては、確実なミッションの達成のために、実績のある既存の技術、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あるいは計画されている。

このような状況のもと、JAXA では実利用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、低コストかつ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^[3]。SDS プログラムの目的は大きく 2 つあり、衛星プログラムに向けた技術実証および次期衛星システムの先端基盤技術の確立である。JAXA における SDS プログラムの位置付けを図 2 に示す。

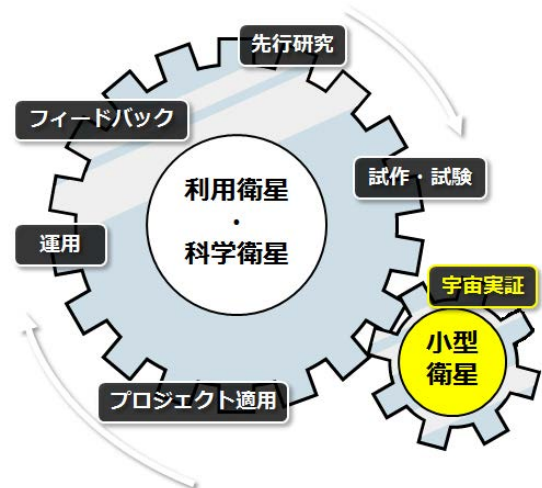


図 2 SDS プログラムの位置付け

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で実証し、宇宙での運用実績のあるレベル (TRL 7～8) 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。

2.2 民生技術を活用する取組み

SDS プログラムでは衛星を短期・低コストで開発することを目的としており、その実現のための取組みの一つとして民生技術(民生用部品)の積極的な活用を行っている。宇宙用部品は信頼性の点では抜群であるものの、高価で、入手ルートが限られ、長納期となるため、低コストでスピーディーな開発が求められる小型衛星には採用が難しい。また、少数生産であるが故に生産設備の維持にコストがかかり、部品メーカーの経営判断によって生産中止に追い込まれる例も多い。このため宇宙用部品に頼っていると、衛星の開発の可否そのものにも影響を与えることになる。一方で、民生品は宇宙用部品に比べ、納期が短く、衛星開発のスケジュールで制約となる長納期部品の問題を解決することができる。それに伴い、各機器の開発・製造のスケジュールを短縮することが可能となり、コストの低減にもつながる。

また、民生品を衛星で使用する際の信頼性・品質の保証をメーカーに要求するのではなく、JAXA 自身で確認することで、さらなるコスト低減を行っている。衛星機器に使用する際にはロケット搭載時の振動環境、軌道上での温度環境など様々な環境条件が要求される。その中で振動試験(図 3)など、環境試験については SDS プログラムで設定している小型衛星品質マネジメント^[4]に従い、JAXA 側で実施し、保証している。また、衛星機器内部に使用している民生の電子部品の耐放射線耐性(図 4)についても JAXA 自身で確認することで、軌道上での寿命を把握し、利用している。



図 3 機器の振動試験

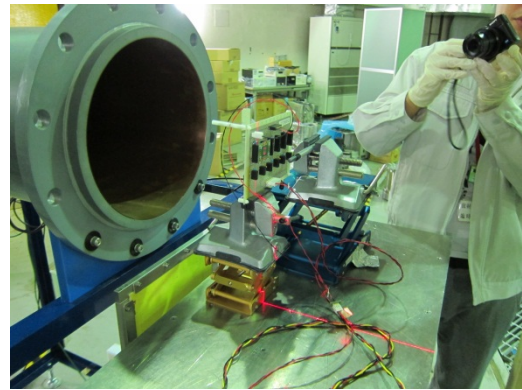


図 4 電子部品の放射線試験

3. 民生技術を利用した小型衛星搭載機器

3.1 GPS 受信機/アンテナ (GPSR/GPSA)

民生の GPS 受信機コアとして日本無線製車載用 GPS 受信機 CCA-370HJV を使用し、ファームウェアを変更することで人工衛星でも使用可能にしたものである。なお、ハードウェアに関しては樹脂製のコネクタを取り外して使用する他は変更を加えず、衛星の搭載計算機との通信、SEL 発生に備えた過電流保護の機能を備えた I/F ボードを別基板で用意することで最低限の改修に抑えている。

アンテナについては同社製の GPS アンテナ NAY-3600G の内部基板(パッチアンテナ含む)を使用し、ハードウェア、ソフトウェアどちらにも手を加えず使用しており、アンテナケース及びケーブルを軌道上での使用を考慮したものとしている。

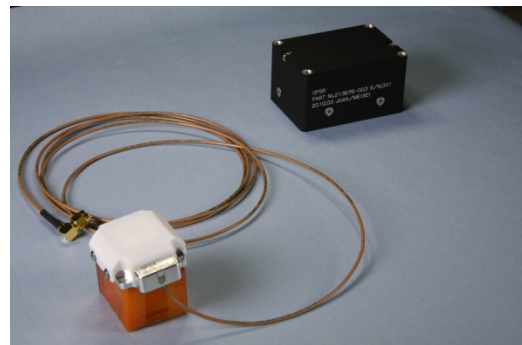


図 5 GPS 受信機/アンテナ

3.2 小型モニタカメラ (MCMR)

衛星における展開機構や伸展機構といった可動部を有する機器の動作確認を目的とした小型モニタカメラを民生のセキュリティカメラ向けに開発された 640x480pixel CMOS カメラモジュール (KBCR-M01RS) をベースに開発した。デフォルト使用していたプラスチックレンズはガラス

レンズに交換し、更にシールドを兼ねた筐体にねじ込んで固定することによりピントの調節も容易とした。なお、GPS 受信機と同様に衛星の搭載計算機との通信機能を備えた I/F ボードを別基板で用意し、カメラモジュールと組み合わせ、一つのコンポーネントとしている。



図 6 小型モニタカメラ



図 7 小型モニタカメラ画像 (SDS-4)

3.3 振動ジャイロアセンブリ (VSGA)

小型実証衛星搭載用に、民生品の高性能振動ジャイロ (Vibrating Structure Gyro: VSG) を利用した低コスト 3 軸レートセンサ VSGA (VSG Assembly) を開発した。VSGA 内部で使用している単体のジャイロは民生品の高性能振動ジャイロであり、民生品 MEMS ジャイロとしては高性能かつサイズが小さい。VSGA は直交 3 軸方向に配置された VSG3 式と、前述の機器と同様の I/F ボードで構成される。I/F ボードの機能は搭載計算機との通信、SEL 発生に備えた過電流保護の機能に加え、VSG3 式の角速度のサンプリング機能を備えている。また、コネクタなど一部の部品を民生品から宇宙用部品に置き換えることで信頼性を確保し、小型軽量且つユーザが使いやすいレートセンサを実現している。



図 8 振動ジャイロアセンブリ

3.4 磁気センサ (MAGS)

小型衛星の姿勢センサとしての十分な機能的なアライメント精度は確保しつつ、ミラーを用いたアライメント調整等の慎重な取扱いが求められる性能要求は省きコストを削減した。充分技術実証されて信頼性の高いフラックスゲート型を採用し、単電源駆動・正電圧出力と使用・出力電圧を簡素化して機器の汎用化を図った。使用する電子部品は民生品グレードのものを用い低コスト化を図っているが、同じ部品で宇宙用グレードの品番も取り揃えているものを選択し、使用部品によってより高い宇宙環境への品質要求にも対応可能である。



図 9 磁気センサ

3.5 S バンド通信機 (STRX)

小型実証衛星搭載用に低速な USB 伝送モードと 1Mbps の QPSK 伝送モードを有する S バンド通信機を開発を行った。本通信機では搭載部品の一部に民生品を利用している。宇宙用認定部品は民生品と比較して大型であり、小型衛星においては小型(かつ多機能)・低コスト、更に短期で開発する上で、部品入手期間が長く高価な宇宙用認定部品を使用することが難しい。したがって、本通信機においては DC/DC コンバータ・POL・PLL および DDS など一部の部品に関して民生品を使用している。

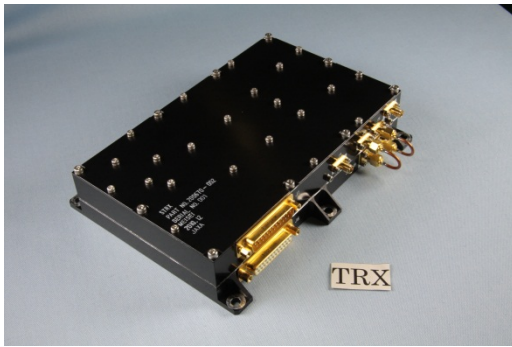


図 10 Sバンド通信機

3.6 小型高角運動量ホイール(WHL)

30～120kg 程度の小型衛星に適したサイズ・性能を持つホイールを目標とし、小型・低コスト・インテリジェント化をコンセプトとした小型高角運動量ホイールの開発を行った。本ホイールは制御回路部での民生電子部品の使用の他に、スクリーニングした民生ベアリングを適用することで、大幅なコスト削減を実現している。小型衛星の軌道上寿命は通常 1～2 年程度と想定されており、民生ベアリングでも、スクリーニングと適正な潤滑の適用によって十分満足することを確認した。



図 11 小型高角運動量ホイール

3.7 小型地球センサ(MESA)

小型衛星搭載を目的とし、従来の大型衛星向けの地球センサと異なり駆動部を持たず、超小型・低コストで多素子の赤外線検出器を用いて 4 方向の地球エッジを検出する方法による小型地球センサを開発している。使用している民生品の赤外線検出器は、基板上にサーモパイルアレーの他にマイクロコントローラとサーミスタを搭載しており、各素子の電圧出力を DA 変換し、周囲温度の影響を補正計算した上で出力を行う。このため、MESA の制御回路部はこれら 4 つの検出器からの計算結果を受信し、そのまま簡単な演算で姿勢角を計算できるため、全体

の構成をシンプルで小型にすることができる。

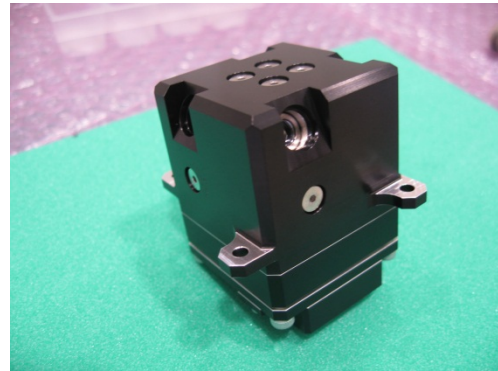


図 12 小型地球センサ

4. まとめ

SDS プログラムの中で短期開発・低コスト化・継続搭載を目的に、民生技術をベースとして宇宙での使用を考慮した衛星バス機器を多数開発した。これらの機器は、中堅～中小企業の協力により製作し、機能試験・環境試験を JAXA 自身で行ってフライト機器の品質を確認し、インテグレーションも JAXA で実施した。こうして開発した搭載機器は、今後の小型衛星の基本バス機器として活躍することが期待される。

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] T. Ohtani, Y. Nakamura, Y. Takahashi, K. Inoue and K. Hirako, " System Proto-Flight Test and Launch Site Test Results of JAXA's Technology Demonstration Satellite SDS-4", Proc. of the 4S Symp., Small Satellites, Systems and Services, Portoroz, Slovenia, 2012.
- [3] 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
- [4] 中村揚介、堀口博司、平子敬一：小型実証衛星(SDS)における信頼性・品質の考え方とその実践、第 54 回宇宙科学技術連合講演会、2010 年

微小デブリ計測センサ

研究開発本部 宇宙環境グループ
松本晴久、奥平 修

1. はじめに

近年、宇宙デブリが現実的な脅威になるにつれ、抑制、防護、除去のための活動・研究が始まっています。既に宇宙機の設計においては、JAXA「宇宙環境標準」及び「スペースデブリ防護設計マニュアル」にあるように、100 μ m以上のデブリを考慮する必要があります。これは、数百 μ m～数mmのデブリが宇宙機に深刻な故障・障害を引き起こし得ることが明らかになったためです(図1)。しかし、現時点における計測データは乏しく、リスク評価に不可欠なデブリ衝突頻度の予測値には2桁に及ぶ不確実性があります^[1](図2)。

そのため、JAXA 研究開発本部では、大きさ100 μ m～数mmのデブリをその場計測する宇宙デブリモニタ(SDM)を開発しています。

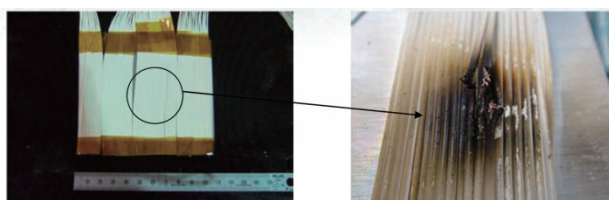


図1 300 μ m ステンレスを4km/sでハーンズへ衝突させた試験では、持続放電を引き起こした

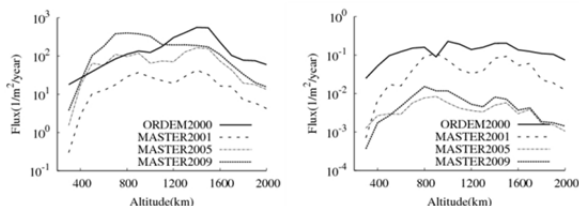


図2 デブリのモデルで予測値が大きく異なる100 μ m以上(左)及び1mm以上(右)のFlux(傾斜角100°)

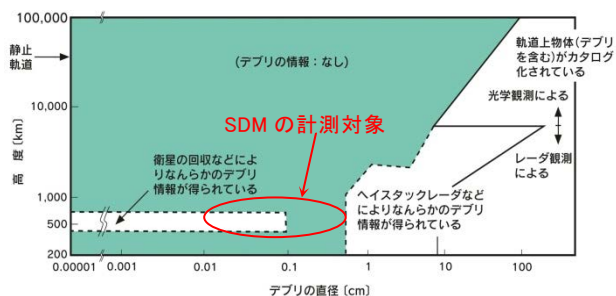


図3 SDMによるデブリ計測

従来のセンサでは、衝突エネルギーを振動やプラズマ、電磁波など他の物理現象を利用した計測を行っていました。そのため、検出効率を上げるための大面積化は困難で、数百 μ m～数mmのデブリ計測には必ずしも適していません。本センサは、この範囲のデブリ存在量を計測することに特化した大面積センサです^[2](図3)。

2. センサの概要

2.1 計測原理

センサの検出領域は、厚さ12.5 μ mの絶縁性薄膜であるポリイミドフィルム上に、銅とニッケルを主成分とする50 μ m幅の直線状導線を100 μ m間隔で形成したものです。ある大きさをもつデブリが薄膜へ衝突貫通すると、この導線(以下、検出線とよぶ)を切断することになります。もし隣接する複数本の検出線の切断があれば、その本数からデブリの大きさが推定できます(図4)。SDMは、切断された検出線の位置と時刻を特定することにより、いつどの程度のデブリが衝突したのかを計測します。(本原理は(有)QPS 研究所と(株)IHIとの共同出願特許を基にしています)

表1に本センサの主な利点を示します。

表1 SDMの特徴

構造が単純	複雑な機構、複雑な処理回路を必要としない。
計測の信頼性が高い	粒径/膜厚>10の場合、粒径と貫通孔径はほぼ等しい。デブリサイズの計測誤差は検出線の間隔で決まる。
様々な形状に対応可能	衛星表面であれば、任意の場所に設置可能。
較正試験が最小	衝突エネルギーを他の物理量に変換して計測するセンサに比べ、機能検証試験レベルで十分。
有効面積が把握できる	切断された検出線は不感領域となる反面、有効面積を正確に把握できる。
軽量、低電力	検出面を1m ² とした時、質量は200g、電力1W程度である。

2.2 試作モデル

これまで、フィルム厚や検出線の形成方法、電子回路との接続方法など、大面積化に伴う課題に対し試作と改良を行ってきました。初期のモデル（研究室モデル）は大学の小型衛星（鳳龍式号、QSAT-EOS）へ搭載されています^{[3][4]}。最新のモデルにおいては、フレキシブルプリント基板（FCP）の製造技術を応用し、350mm×300mmの検出面と処理回路部を1枚の大型FCPとして製造することに成功しました（図4）。また熱衝撃試験（-65～+125℃で100サイクル）では検出面に影響がないことを確認しています。

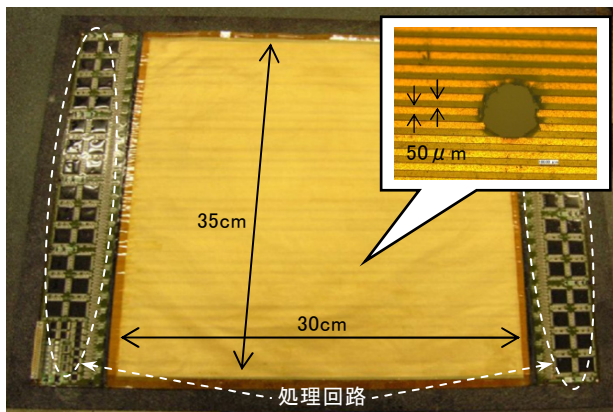


図4 デブリセンサ（SDM）試作モデル 2011

3. 衝突試験

試作モデルに対しては、JAXA 宇宙科学研究所(ISAS)の二段式軽ガス銃を用いた超高速衝突試験を実施しました。デブリを模擬した直径50～500 μmのステンレス(SUS304)およびガラスを約2～7km/秒でセンサに衝突させ、センサの検出原理の確認と性能評価を行いました^[5]。試験の結果、入射粒子の径は衝突孔径と強い相関がある一方、粒子の種類や衝突速度には依存しないことが明らかになりました（図5、6）。これらの結果から、検出線がn本破断したとす

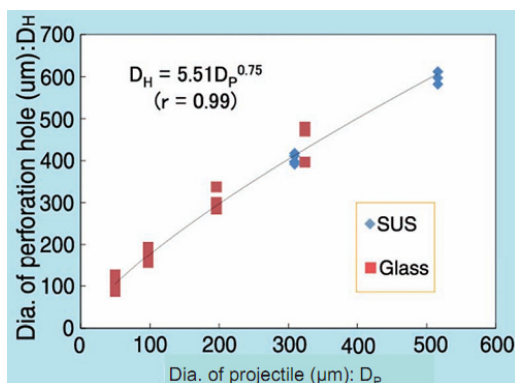


図5 入射粒子径と衝突孔径の関係

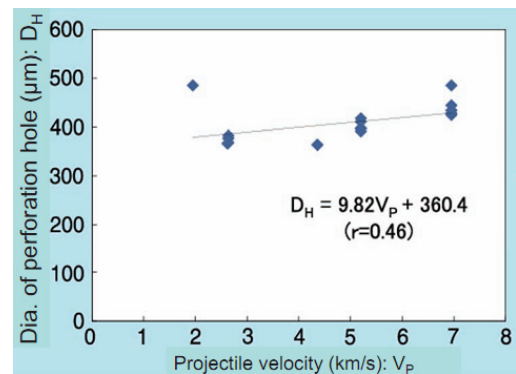


図6 入射粒子速度と衝突孔径の関係

ると、衝突粒子の径 D_p の最大値/最小値は衝突孔径 D_H を用いて次式のように算出されます。

$$D_p = 1.39 \times 10^{-1} D_H^{1.28}, \quad D_H = n \cdot p + d \pm p$$

(d:検出線幅 50 μm、p:検出線間隔 100 μm)

4. まとめ

JAXA 研究開発本部では、数百 μm～数 mm のデブリの存在量（衝突頻度）を計測するためのデブリセンサの開発を進めてきました。これまで、試作を通して大面積センサの製造技術の向上、超高速衝突試験による計測原理の妥当性検証を行いました。近くフライトモデル化をすすめ、軌道上での実証を行う予定です。本研究の目指すところは、宇宙機のリスク評価の精度を向上させ、宇宙機信頼性設計および宇宙環境保全へ貢献していくことです。

参考文献

- [1] Y. Kanemitsu, Y. Akahoshi, T. Narumi, P. Faure, H. Matsumoto, Y. Kitazawa, “Comparison of Space Debris Environment Models: ORDEM2000, MASTER-2001, MASTER-2005 and MASTER-2009”, JAXA-RM-11-020E, Mar. 30, 2012.
- [2] 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
- [3] SAT-EOS, <http://www.qsateos.com/> (Last access date: Oct. 25, 2012)
- [4] 鳳龍, <http://kitsat.ele.kyutech.ac.jp/> (Last access date: Oct. 25, 2012)
- [5] 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 IAC, Oct. 3-7, 2011.

新種の地球外物質について

研究開発本部 電子部品・デバイス・材料グループ
木本雄吾

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（JAXA）が開発し国際宇宙ステーション（ISS）に搭載した、微小粒子捕獲実験及び材料曝露実験（MPAC&SEED）において、これまでにない鉱物学的特徴を持つ新種の地球外物質（「Hoshi（※1）」と命名）を回収したことが茨城大学（野口高明教授）との共同研究による分析の結果、判明した^[1]。分析結果については、Earth and Planetary Science Letters 309(2011)に掲載され、且つ2012年9月に開催された日本鉱物科学会年会でも発表された^[2]。また事前にJAXAから発信されたお知らせ文の反響も大きく、「テレビ朝日 モーニングバード！」や日経新聞朝刊^[3]、産経新聞^[4]、東京新聞^[5]、茨城新聞^[6]等でも取り上げられた。

本報告において、今回発表された新種の地球外物質の特徴等について解説する。

※1 捕獲された場所のISSサービスモジュール「Zvezda（ズヴェズダ）」はロシア語で「星」の意味。

2. 研究背景～微小粒子捕獲実験及び材料曝露実験（MPAC&SEED）～

国際宇宙ステーション（以下、ISS）の初期利用の一環として、JAXAはロシアサービスモジュール（以下、SM）を利用した微小粒子捕獲実験及び材料曝露実験（Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device、以下MPAC & SEED）を行った。MPAC&SEEDは微小粒子を捕獲する装置（MPAC）と材料を宇宙環境に曝す実験装置（SEED）から構成されている。MPAC&SEEDはSM外壁に3式を船外活動により取り付け、それぞれ1年から約4年にわたり宇宙環境に曝露させた後、曝露実験試料を地上に回収し、微小粒子環境の計測および材料の経年変化の評価を行う実験である^[7]。軌道上の写真について、図1に示す。

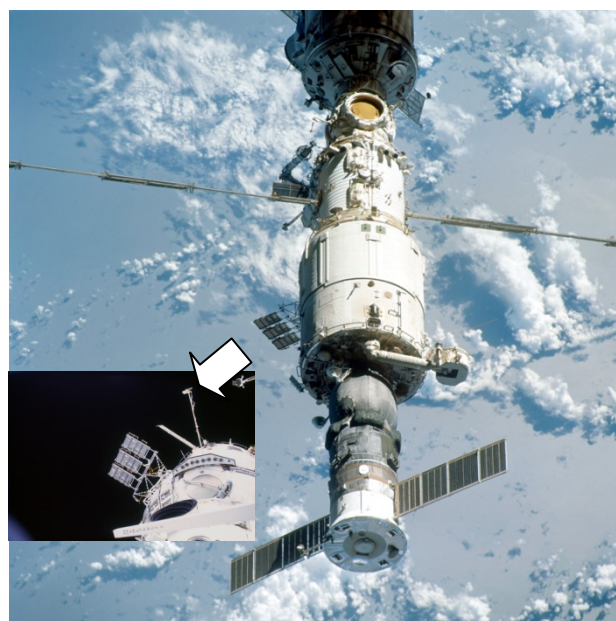


図1 ISS サービスモジュールと SM 搭載 MPAC&SEED
(2002年4月撮影)

MPACは宇宙ステーション軌道に存在する微小なダスト(スペースデブリ、マイクロメテオロイド等)の存在量、大きさ、組成、衝突エネルギー等について評価し、安全な宇宙活動に支障を来すおそれのある微小粒子環境の把握、また、太陽系の形成と進化の一層の理解に貢献等の目的を持つ。

SM/MPAC & SEEDは2001年に設置され、2002年から2005年にわたって3回に分けて試料の回収が行われた。

3. 今回発表された微粒子について

このうち、2005年に回収されたシリカエアロジェル（※2）に捕獲されていた、大きさ30ミクロン程度の微小粒子について、茨城大学との共同研究による分析の結果、始原的な隕石を特徴付けるコンドルール（※3）様物体であるものの、既知のコンドルールには見られない鉱物学

的特徴(※4)を持つことがわかった。断面の電子顕微鏡像について図2に示す。

それと同時に、分析結果では、「Hoshi」に含まれる鉱石(カンラン石や輝石)の酸素同位体比(※5)は、これまでに地上や大気圏で得られた惑星間塵(※6)、微隕石(※7)及びヴィルト第2彗星塵(※8)に似ていた。

この両者の特徴を兼ね備えた物質は未だに発見されていない。即ち、今までに知られている地球外物質とは違う小天体起源の物質と考えられる。

※2 非常に低密度(0.03g/cm³)の半透明な固体物質。柔らかいために、微小粒子の特徴を損ねることなく捕獲することが可能。

※3 太陽系が誕生して間もない頃の情報を多く有していると考えられている球状粒子のこと。多くの隕石中に見られ、地球の岩石には見られない特徴的な粒状構造を有している。また、コンドルールによく似ているが、彗星塵に含まれる、大きさのずっと小さな物体をコンドルール様物体と呼ぶ。

※4 「Hoshi」に含まれるニッケル(Ni)に富む硫化鉄は、均質でかつNiに富む相を離溶(ある状態の物質がゆっくり冷却することで、ある温度で二相またはそれ以上の明瞭な相に分離すること)していないことから、900℃以上で均質化した後は100℃以上に加熱されていないことが分かった。このような硫化鉄を含むコンドルールはこれまで発見されていない。

※5 酸素は、質量数16、17、18の3種の安定同位体(自然界で一定の割合をもって安定に存在する同位体)を持っている。酸素同位体比は太陽系の天体ごとに異なっていると考えられている。20世紀末、ロシアのミール宇宙ステーションでも地球外物質捕獲が行われたが、酸素同位体比測定は行われていない。

※6 成層圏を飛行する特殊な飛行機で回収される地球外微粒子で、彗星と小惑星起源の塵があるとされる。

※7 主に南極の氷あるいは雪を融解濾過して回収される地球外微粒子で、多くは小惑星起源の塵と考えられている。

※8 NASA スターダスト衛星によってサンプルリターンされた塵。

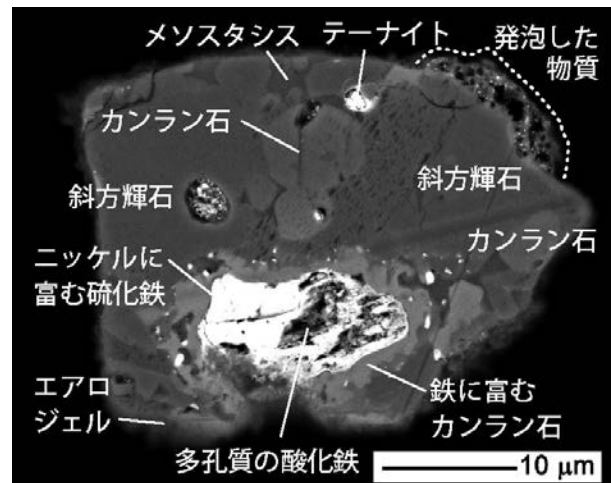


図2 Hoshi 断面の顕微鏡写真

4. おわりに

今回、惑星間塵や微隕石と成因的な関係があり、かつ、今までに見出されていない組織と鉱物組成を持つ微小粒子を発見したことは、世界初である。このことは、まだ我々が手にしたことのない鉱物学的特徴を持つ始原的な地球外物質が存在していることを示しており、太陽系誕生の初期の時代に何が起きたかを解明するための新たな手掛かりとなることが期待される。

MPAC&SEED 実験装置は、その後、ISS の日本の実験棟「きぼう」船外実験プラットフォームに搭載されており、2010年に試料が回収された。シリカエアロジェルで捕獲された微小粒子について分析が進められており、今後も、太陽系誕生のなぞに迫る新たな発見が期待される。

参考文献

- [1] T. Noguchi, et al, A chondrule-like object captured by space-exposed aerogel on the international space station, Earth and Planetary Science Letters, Volume 309, Issues 3-4, 15 September 2011, Pages 198-206
- [2] 日本鉱物科学会 2012 年年会講演集
- [3] 2012 年 8 月 31 日, 日本経済新聞朝刊, 38p
- [4] 2012 年 9 月 3 日, 産経新聞朝刊, 15 p
- [5] 2012 年 8 月 31 日, 東京新聞夕刊, 2 p
- [6] 2012 年 8 月 31 日, 茨城新聞朝刊, 20 p
- [7] Proceedings of International Symposium on "SM/MPAC & SEED Experiment", JAXA-SP-08-015E, 2009 年 3 月

フェノール複合材料のアブレーション性能評価と新しい試験法の開発

研究開発本部 機体構造グループ
高戸谷 健、熊澤 寿

1. はじめに

固体ロケットモータのノズルや再突入宇宙機に用いるアブレーション複合材料の新しい試験方法を開発している^{[1][2]}。例えば図 1 に示す H-IIB では、液体ロケットエンジンのノズルは推進剤を用いた冷却機構があるのに対して、固体ロケットモータ SRB-A のノズルには冷却機構がなく、フェノール樹脂系のアブレーション複合材を使用して、フェノール樹脂が溶ける際の吸熱反応や炭化による断熱効果で高熱流束（単位面積当たりの入熱量が大きいこと）から内部構造を保護している。

アブレーション複合材料の実機での評価方法は、地上燃焼試験を実施してアブレーション性能を確認しているが、試験が大掛かりになること、コストがかかること、試行数が限られる他、大気圧の影響、荷重などが実際と異なることが挙げられている。そこで、研究室レベルで実機の環境に近い状況を精度良く模擬する評価方法が必要と考え、高出力のレーザ加熱装置を用いた新しい評価方法を提案している。

2. アブレーション性能評価方法について

研究室レベルで用いることができるアブレーション性能評価方法は、赤外線ランプ方式、アーク風洞方式と、本報告のレーザ加熱方式が主なものとして挙げられる。これらの加熱方式を比較したものを表 1 に示す。


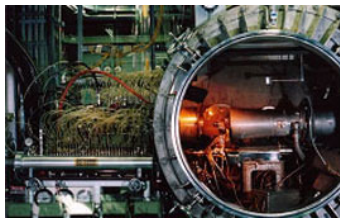
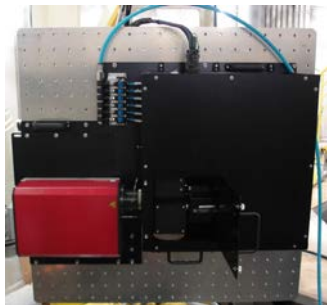
赤外線ランプによる加熱方式は高熱流束が得られる評価方法であるが、一様加熱の条件がほとんどであり、場所により加熱率が異なる実機の条件が再現しにくい評価方法である。

アーク風洞による加熱方式は、高熱流束が得られる評価方法であるが、試験片が小型に限られること、流速があるため、損傷が熱の影響か流れの影響か区別しにくいことなどが欠点として挙げられる。



図 1 H-IIB の固体ロケット SRB-A

表 1 アブレーション試験方法の比較

試験方法名称	特徴
赤外線ランプ方式 	利点： 高熱流束可能 欠点： 消費電力大 非一様加熱が難しい
アーク風洞方式 	利点： 高熱流束可能 欠点： 消費電力大、試験片が小型
レーザ加熱方式 	利点： 消費電力小 非一様加熱が容易 欠点： ミラーが必要

提案している高出力の半導体レーザを熱源とした加熱方法は、消費電力が小さいことに加え、レーザ光を制御することで非一様な加熱条件が容易に実現できることが利点として挙げられる。

3. レーザ加熱装置の概要

加熱源は最大出力 5.2KW、ピーク波長 940nm と 980nm の混合の独レーザーライン社製半導体レーザ装置を用いている。半導体レーザから出力されるレーザ光は焦点距離 1,000mm において、約 8mm×12mm の矩形のビーム径を有している。焦点に近いところに試験片を置いた場合、最大加熱率は約 100MW/m² 程度に相当することになり、固体モータではノズルスロート近傍、惑星探査では木星の再突入の環境条件に近いと考えている。照射されたレーザ光の波長に合うようにコーティングされた二枚の鏡で反射させることで試験片を加熱させる。図 2 に示すように二枚の鏡にはガルバノスキャナが取り付けられており、スキャナを制御して鏡の向きを変えることが出来る。およそ 100mm×100mm 角の領域を動かすことが可能である。この領域内のレーザ光の動かし方により、非一様加熱を実現することが出来る。ガルバノスキャナを制御してレーザ光を動かす方法は、いくつか考えられるが加熱試験への適用と将来の拡張性を考慮し、走査線方式を採用した。走査線方式は、二枚の鏡のうち、一枚をステップ状に、もう一枚を高速でのこぎり波状に動かす方式とした。ステップとステップの間の戻りなどで若干の余分な加熱がされるが、誤差は小さいとみなして特別な処理はしていない。ガルバノスキャナは鏡の質量に対して、十分な性能の余裕があるものを採用し、50Hz 程度ののこぎり波まではゲインの低下が十分に小さいことを確認している。強いレーザ照射に耐えられるコーティングされた鏡が入手しにくいのが欠点として挙げられる。

4. フェノール複合材料について

本報告で評価したフェノール複合材料は、汎用の炭素繊維平織りクロス材とフェノール樹脂のプリプレグをプレス成型で製作したものである。280mm×280mm×t20mm の板を、必要に応じて切断して試験片に用いた。

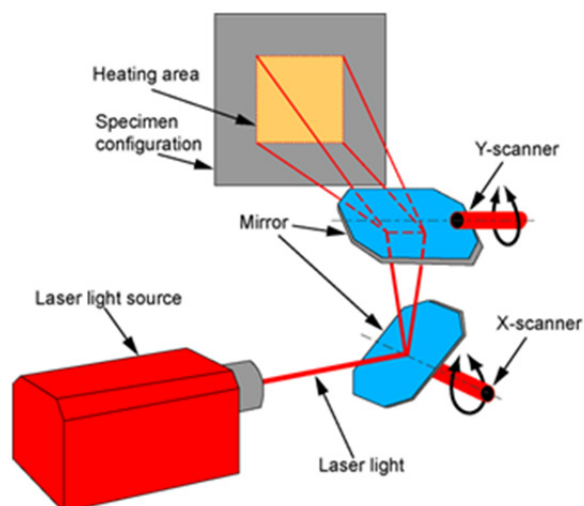


図 2 レーザ加熱装置の模式図

5. 熱特性の取得

フェノール複合材の約 100mm×70mm×t20mm の試験片を用いて、温度伝導率の簡易測定を実施した。図 3 に示すようにあらかじめ 180℃ に昇温しておいたホットプレートの上に、室温の試験片を載せ、上面の温度を熱電対で測定した。用いたフェノール樹脂は 180℃ 程度までは軟化や炭化することはないことは別途確認している。また赤外線サーモグラフィで温度分布を測定し、上面はほぼ様に温度が変化していることを確認している。上面の温度の時間変化を図 4 に示す。時間 t=0 でホットプレートの上に載せ、温度が上昇して、一定温度に達する様子が分かる。上面の到達温度は約 140℃ と、ホットプレートの温度 180℃ と比較すると低いが、周囲に逃げるなどで熱勾配が生じているものと考えている。初期の立ち上がりの傾きから一次元の熱伝導の理論式にあてはめて温度伝導率を算出したところ、得られた温度伝導率 k は、 $1.9 \times 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$ となった。一般的なフェノール樹脂（ベークライト）の温度伝導率は $1.1 \times 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$ 程度であるので、ほぼ妥当な物性であるとともに、熱伝導の良い炭素繊維と組み合わせることで、若干温度伝導率が上がっていると推測している。

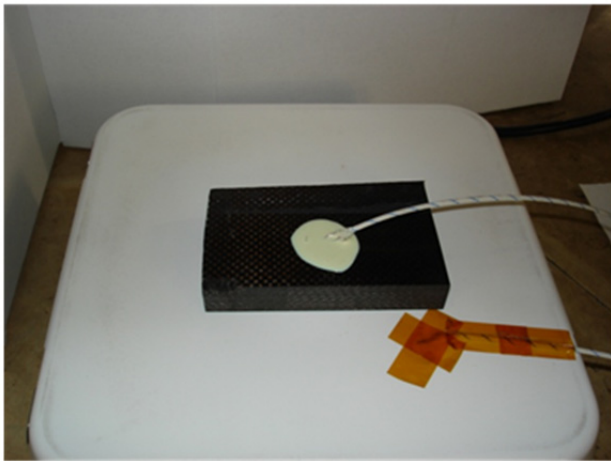


図3 熱特性取得試験の様子

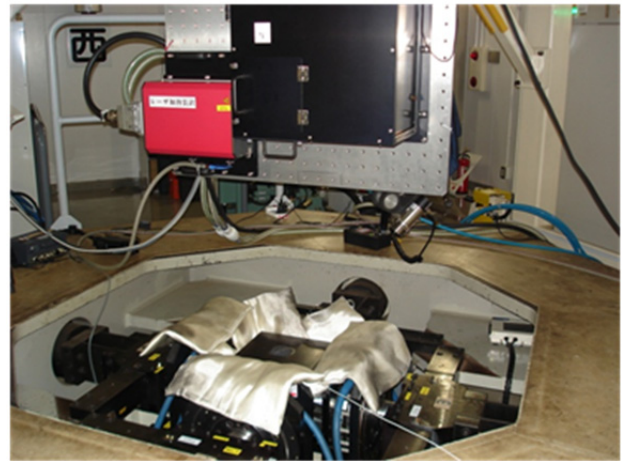


図5 試験装置の配置

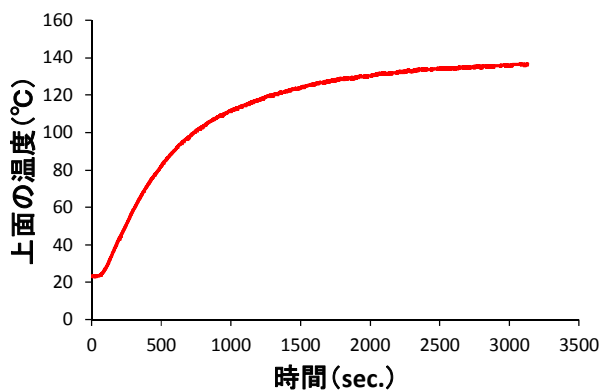


図4 上面の温度の時間変化



図6 加熱中の試験片の様子
(レーザーが照射されているところが白熱している)

6. 加熱試験その1

フェノール複合材の 280mm×280mm×t20mm の試験片を用いて加熱試験を実施した。図5に試験装置の配置を示す。加熱領域は、試験片中央部の 70mm×70mm とした。レーザー出力は 3,920W とし、0.8MW/m² に相当する。この加熱率は固体モータノズル後方の加熱率に近いものである。走査線ののこぎり波の周波数を 48Hz とし、走査線の本数を 11 本とした。加熱時間は 60 秒間としたので、照射した熱量は 235.2KJ である。なお、加熱は空気中で実施している。アブレーションで散逸した樹脂の重量に対して、試験片が大きく重たいため誤差が大きいと考え、重量の測定は実施していない。裏面の加熱面中心にあたる位置に熱電対を貼付し温度を計測するとともに、放射温度計を用いて表面の加熱面中心位置の温度を計測した。加熱中の試験片の白熱する様子を図6に、加熱後の試験片の様子を図7にそれぞれ示す。加熱した領域は樹脂が消失し、強化繊維が露出しているが、繊維の破

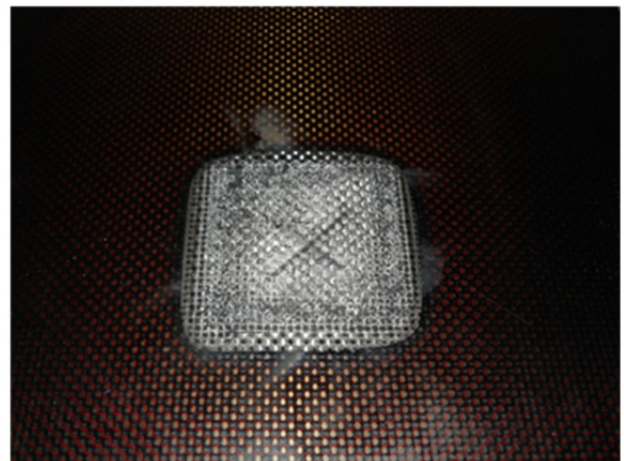


図7 加熱後の試験片の様子

断は観察されなかった。放射温度計の計測結果によると、加熱中の加熱面中心の温度は 1,200°C ~ 1,400°C となっていることが分かった。温度に範囲があるのは、レーザーのスキャンによる温度

変化に加え、空气中で加熱していることで生じた炎や煙の影響で放射温度計の測定がばらつくことによるものと考えている。

裏面の温度の計測結果を図8に示す。板厚が厚いので、熱伝導に時間がかかることもあり、加熱開始から加熱終了の60秒くらいまではほとんど温度の変化が見られないが、その後温度は徐々に上昇し、最高90℃近くまで上昇したことが分かる。フェノール樹脂のアブレーションにより断熱効果があることが確認できた。

7. 加熱試験その2

大きい板の一部分のみを加熱した場合、周辺の拘束により加熱領域が影響を受けやすい。そこで小さい試験片を用いて全面に照射できるように、図9に示すフェノール複合材の40mm×40mm×t20mmの試験片を用いて加熱試験を実施した。加熱領域は試験片全面の40mm×40mmとした。0.625MW/m²の加熱率になるようレーザー出力は1,000Wとした。加熱前後の重量を測定した結果、重量が2.4g(4.7%)減少していた。フェノール樹脂が消失した重量と考えているが、与えたエネルギーに対して、フェノール樹脂のエンタルピー0.835KJ/g^[3]から求めた消失量の予測値の1/10程度であり、かならずしもフェノール樹脂の吸熱/昇華反応のみでエネルギーを消費しているわけではないことが分かる。中央部の断面を図10に示す。図の上側からレーザーを照射している。試験片の上面から、強化繊維のみが残っている層、樹脂が少し残っており白化している層、割れが生じている層、健全な層と分かれていることが分かり、典型的なアブレーション材の損傷が見られる。この試験片では確認できなかったが、樹脂の割れがつながり複合材の層間に割れが生じる場合もあるため損傷の分布も観察しているところである。

8. おわりに

アブレーション複合材の評価を実施するため、高出力の半導体レーザーを加熱源とする新しい評価方法を提案し、フェノール複合材料に適用した結果を報告した。レーザー加熱による損傷は典型的なアブレーションの損傷と同等であること、断熱効果が適切に評価できることから、本方式の有効性が確認できたと考えている。

宇宙輸送ミッション本部から依頼され、複合材料の加熱試験を既にも実施しており、今後もプロジェクト支援を進め、信頼性向上に役立つ基盤研究を進めていく予定である。

参考文献

- [1] 高戸谷、熊澤、佐藤、“アブレータ複合材評価用半導体レーザー加熱装置の開発,”第34回複合材料シンポジウム、2009、P.81-82.
- [2] 高戸谷、熊澤、“フェノール複合材料のアブレーション評価と試験法の開発,”第49回飛行機シンポジウム、2010、P.707-710.
- [3] 独立行政法人産業技術総合研究所エネルギー利用研究部門、“プラスチックの熱特性データベース.”

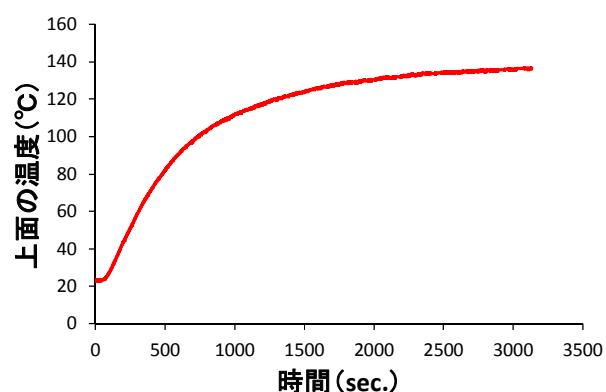


図8 裏面の温度の時間変化

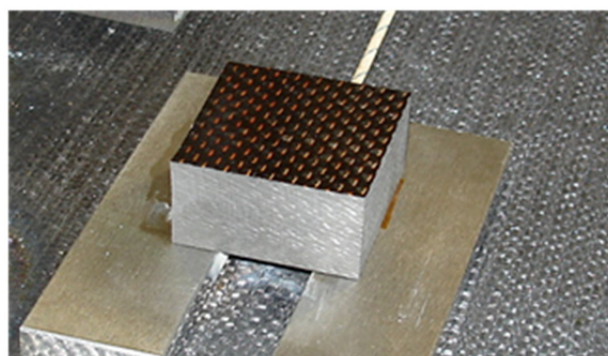


図9 加熱前の小型試験片



図10 小型試験片の断面

ナノ複合材による新たなデバイス創出に関する研究

研究開発本部 複合材技術研究センター

文 淑英、青木卓哉、小笠原俊夫

1. Introduction

Carbon nanotubes (CNTs) have been considered for many applications because of their extraordinary physical, chemical, and mechanical properties. To extend their application, researchers are investigating the application of nanoparticles—including metallic, semiconducting, and insulating nanoparticles—onto CNT surfaces. In particular, noble metal NP-CNT hybrid nanostructures are an intriguing subject because of the attractive properties. Much research has been carried out on synthesis methods, process optimization, fabrication, and functional analysis for NP-CNT hybrid materials. Most of hybrid methods are based on the chemical functionalization of CNTs and surface modification of NPs, and thus involve complicated and multistep processes for the surface modification of the CNTs and the physicochemical assembly of organic modified NPs onto the CNTs. Thus, development of a facile fabrication method to realize nanostructured hybrids can enhance the availability of NP-CNT systems for future devices.

We synthesized a high-density, uniform assembly of AuNPs on CVD-grown CNTs without any surface modification. We synthesized molecule-capped AuNPs by a facile one-step chemical process and assembled them onto the grown CNTs.

2. Experimental

AuNPs were synthesized as described in our previous work.¹⁾ The typical procedure for preparing aligned CNTs on substrate is pyrolyzing iron(II) phthalocyanine (FePc, $\text{FeC}_{32}\text{N}_8\text{H}_{16}$) under a constant flow of H_2/Ar

mixed atmosphere. To synthesis hybrid structure, the Au nanocolloid solution was deposited on the CNT array and dried in vacuum. It was then placed in a tubular furnace and heated at 300 °C for 1 h with argon flow. The synthesized AuNP-CNT hybrid structures were characterized by UV-vis spectrophotometer, TEM, FE-SEM, FT-IR, XRD, and XPS.

3. Results and discussion

The CNTs were synthesized at different temperatures—700, 800, and 900 °C—using FePc. The temperature dependence of the growth rate and the crystallinity of graphitic sheets. Fig. 1 shows the Raman spectra and X-Ray Diffraction pattern of the as-synthesized CNTs. All spectra show mainly two Raman bands at approximately 1354 and 1581 cm^{-1} , characteristic of a disordered (D-band) and sp^2 -hybridized (tangential stretching mode, G-band) carbon material, respectively. In our research, the I_D/I_G ratio changes to 1.33, 0.98, and 0.95 with increasing temperature, indicating that the crystallinity of the graphitic sheets progressively improves as the growth temperature increases.

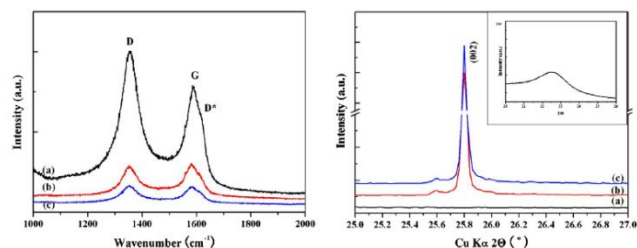


Fig. 1 Raman and XRD of synthesized CNT at different temperatures: (a) 700 °C; (b) 800 °C; (c) 900 °C.

Another specific characteristic is that their Raman spectra show an additional weak band with a small hump at around 1617 cm^{-1} (D*

line), attributed to the disorder-induced features observed for aligned MWCNTs.²⁾ In these results, the N atom from FePc may be dissolved and precipitated with C during the growth of CNTs, resulting in N-doping to the grown CNTs. We can also identify the crystallinity of CNTs from the (0 0 2) peak in the XRD pattern.

The surface properties of the synthesized CNTs were investigated by FT-IR and XPS spectroscopy. In order to characterize N on the surface of CNTs, XPS analysis was carried (Fig.2). The surface properties of the synthesized CNTs were investigated by FT-IR and XPS spectroscopy. In order to characterize N on the surface of CNTs, XPS analysis was carried (Fig.2). Generally, N incorporation into CNTs can be distinguished by four different XPS peaks of N1s: pyridinic nitrogen(NP, 398 eV), pyrrolic nitrogen(NPYR, 399 eV), quaternary nitrogen(NQ, 400 eV), and oxidized. Increasing synthesis temperature from 700 to 900 °C decreases the N content from 4.13% to 2.85% in the obtained CNTs. In addition, N_p and N_q concentration decreases, which relates to the amount of chemical functional groups. These behaviors correlate with the surface nature of the grown CNTs.

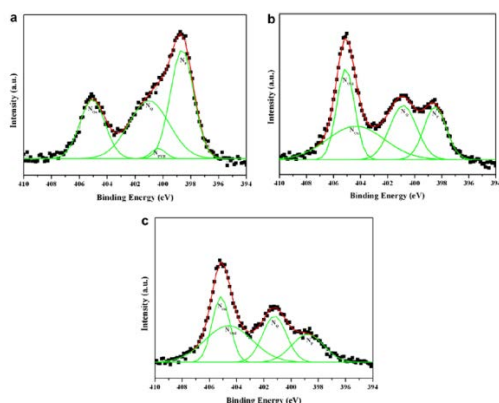


Fig.2 XPS spectra of N1s region for the pristine CNTs synthesized at different temperatures: (a) 700 °C; (b) 800 °C; (c) 900°C.

As the CNT synthesis temperature increases from 700 to 800 °C, the AuNPs tend to disperse

more uniformly on the CNTs (Fig. 3a and b). When the temperature increases to 900 °C, the AuNPs no longer tend to disperse homogeneously. The synthesis temperature of CNT governs the AuNP-CNT hybrid structure. These features are considered to correlate with the surface nature of the grown CNTs. The good dispersity of AuNPs on CNT results from interaction between the thiolate molecules capped on the AuNPs and the N atoms doped into the grown CNT.

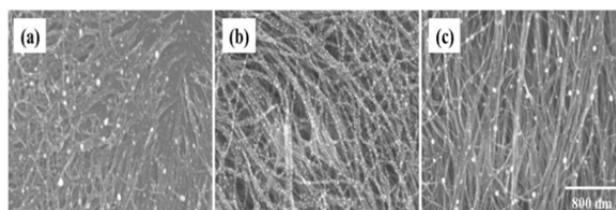


Fig.3 SEM images of DT-modified Au-assembled CNT hybrid arrays. CNTs were grown at different temperatures: (a) 700 °C, (b) 800 °C, and (c) 900 °C.

4. Conclusions

We synthesized a high-density and uniform assembly of AuNPs on CNTs by a facile method without any surface modification of CNTs. The synthesis temperature of CNT governs the AuNP-CNT hybrid structure and surface nitrogen concentration. CNTs synthesized at 800°C exhibit the finest particle size and most homogeneous dispersity of assembled AuNPs in comparison to hybrids whose CNTs are synthesized at other temperatures. Assembling AuNPs to CNT contributes the electrical conductivity enhancement of the CNT hybrid array.

References

- [1] S. Y. Moon, S. I. Tanaka, T. Sekino, Crystal growth of thiol-stabilized gold nanoparticles by heat-induced coalescence, *Nanoscale Res Lett.*, 5 (2010), 813-817
- [2] A. M. Rao, A. Jorio, M. A. Pimenta, M. S. S. Dantas, R. Saito, G. Dresselhaus, M. S. Dresselhaus, Polarized Raman Study of Aligned Multiwalled Carbon Nanotubes, *Phys. Rev. Lett.*, 84 (2000), 1820-1823

バーチャルジェットエンジンによるエンジン性能同定

研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター
福山佳孝

1. はじめに

環境に対する取り組みは航空機エンジン開発では非常に重要で、NO_x 排出量や騒音^[1]に加えてCO₂排出量も今後は規制対象となる。環境適応性の高いエンジンを目指して新しい技術開発が進められているが、ファン、圧縮機、燃焼器、タービンといったエンジン構成要素(モジュール)に導入する個々の新技術がエンジンの運用時にどのような効果を発揮するかを予測する事は重要である。なぜならば、エンジン全体を製造し試験する事は多大なコストを要するため容易には実施できないからである。

新型エンジンのシステム解析や個々の新技術の適用インパクトを知るためにバーチャルジェットエンジン(以下 VJE)と呼ぶ解析ツールを開発し運用している。解析では、新技術を適用したエンジンシステムを容易に模擬でき、任意の運用条件のエンジン性能を評価する事が可能である。しかし、エンジンシステム解析ではかなり多くの性能パラメータ(ターボ機械の効率、仕事係数、通路部の全圧損失等)を使用するが、これら全ての値を高精度で事前に予測する事は困難である。もちろん設計や試験の詳細データが揃っていればある程度の精度で性能パラメータの予測は可能であり、従来から、試験データに基づく圧縮機やタービンの性能マップを使用した解析が実施されている。

エンジン技術開発では実機エンジンの性能のバラツキや運用による経年劣化の程度を知る事も重要である。このような実機エンジン解析では、設計や試験の詳細データは手元に無く、元々の目的が性能等の変化を知る事であるから、これらを何らかの方法で解析・評価する手段が必要である。

一例としてVJEを用い、性能パラメータ一定の条件で既存エンジンのあるフライトを解析したタービン出口温度を実機計測データと比較し

たものが図1である。実線がフライトデータ、○印が解析結果を示す。図から分かるように実機エンジンの運転状態の再現精度は良くない。この原因はもちろん性能パラメータの相違と考えて良いだろう。

そこで、エンジン制御で実績のあるオンライン性能同定技術の一つ、一定ゲイン拡張カルマンフィルタ(Constant Gain Extended Kalman Filter : CGEKF)技術をVJEに適用し、実機エンジン運転状態の再現性向上を試みた。以下、その結果の概要を報告する。

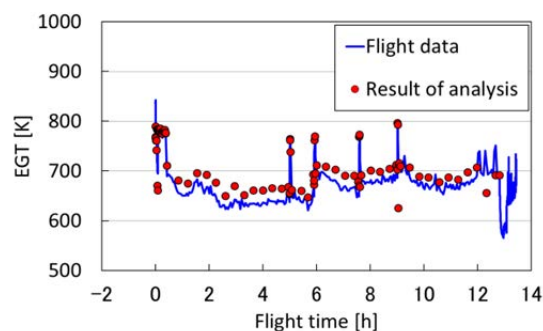


図1 性能固定解析結果と実機計測値の比較

2. 解析ツール・技術とその概要

2.1 バーチャルジェットエンジン

VJEは航空エンジンやガスタービンの簡易設計・シミュレーションツールである^[2]。図2のように、VJEは基本的にモジュール単位でエンジンの構成要素を定義し、これらを結合してエンジン全体を表現する。図は2軸ターボファンエンジンの一例であるが、非常に簡易なモデル化を行った。VJEはこれら多数のモジュールから成るエンジンシステム全体の質量・エネルギーと一部のモジュールで運動量バランスを取る計算を実行する。気体は燃焼ガスを構成する主要5成分(N₂、O₂、Ar、H₂O、CO₂)の半完全混合気体として扱っている。

実機エンジンの模擬解析では前記したように設計の詳細や性能データは公開されていないの

で、ここでは、実機エンジンのテストセル計測データからエンジンの設計点仕様と性能パラメータを標準的な値として想定し、エンジン各部の概略寸法等を決定した。前記図1の解析はこの標準エンジンの解析と実機計測値の比較を示したものである。

設計計算で形状を決めたエンジンを別の条件で動かす場合を性能(運用)解析と呼ぶ。航空機エンジンの運用条件は地上から高空まで大きく変化し、且つ、離陸重量もフライト毎に変化する。さらに、エンジン個々の性能にもバラツキが存在し、運用に伴い性能は変化(劣化)するから性能パラメータ等は標準エンジンとは異なる。

2.2 一定ゲイン拡張カルマンフィルタ

CGEKFとは、エンジン制御で実績のあるオンライン性能同定技術の一つである。その概要を図3に示す。エンジンモデルと実機エンジンの温度や圧力計測値から、性能パラメータやエンジン推力等の計測ができない量を推定し、これにより実機エンジンの経年変化や異物混入等による性能変化、もともと持っている製造上の性能差等にかかわらず常時適切な制御を行う事が可能な技術である^[3]。しかし、制御技術であるからエンジン設計機能は持っていない。

エンジンモデルはVJEと同等であるが、構成要素間に容積要素を考慮した非定常エンジン挙動を解析する事を目的として作られている。また、エンジン要素のマップ(特性線図)を内蔵し性能変化を考慮した非設計点解析が可能である。

CGEKFは図3のように構成された非線形シミュレーション(エンジンモデル)とカルマンフィルタゲインから構成されている。実機計測値とエンジンモデル計算結果の差と、予め導出しているカルマンゲイン(一定ゲイン)を掛け合わせ、チューニング状態変数を取得し、エンジン構成要素マップをチューニングし、前記差を無くすようにモデルを改訂する。

2.3 性能同定技術適用型 VJE

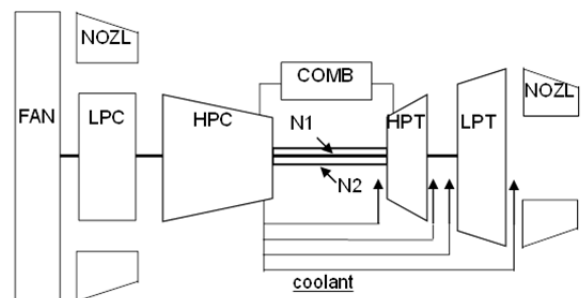
ターボ機械(ファン、圧縮機、タービン)の性能パラメータとしてポリトロープ効率、仕事係数を使用する。実機エンジンでは運転状態によって、これらは時々刻々と変化している。そこで、CGEKFを用いてファン、圧縮機のポリトロープ効率と仕事係数の推定値を得て、その値を使いVJEで運用解析を行う事を考えた。

運用中のある時点で温度・圧力・回転数等の入手可能な計測値から圧縮機系のポリトロープ効率と仕事係数をCGEKFで推定し、VJEの性能計算に適用する。ここで、ポリトロープ効率は式(1)により定義される空力性能パラメータである。

$$\eta_c = \frac{dw_i}{dw} \quad (1)$$

仕事係数は式(2)により定義され、エンジン回転数と圧縮仕事の関係を決定するパラメータである。

$$-K = \frac{\Delta H}{N^2} = \frac{H_o - H_i}{N^2} \quad (2)$$



N1: Low-speed N2: High-speed FAN: Fan LPC: Low pressure compressor HPC: High pressure compressor COMB: Compressor HPT: High pressure turbine LPT: Low pressure turbine NOZL: Nozzle coolant: Coolant

図2 VJEエンジンモデルの概要

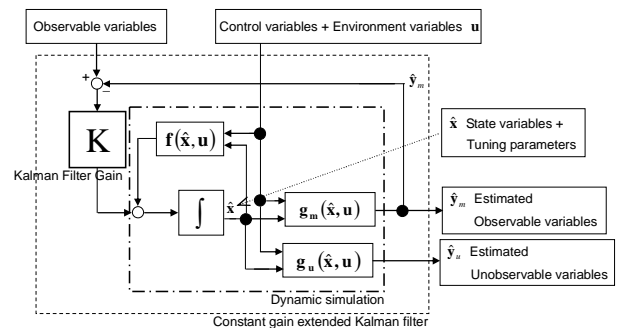


図3 CGEKFの概要

3 標準エンジンモデル

解析対象は2軸ターボファンエンジンであるPW4000である。エンジンテストセルでは入口大気条件、軸回転数(N1、N2)、燃料流量(WF)、低圧圧縮機出口全圧全温(P25、T25)、高圧圧縮機出口全圧全温(P3、T3)、低圧タービン出口全圧全温(P49、T49)、スラスト(FN)が計測されている。これらの値と公開情報^[4]等を用いて、地上静止運転状態で、ファン・圧縮機圧力比、燃焼器出口温度、タービン冷却空気量、ポリトロープ効率や仕事係数を設定する。今回は、3台分のテストセルデータに基づき標準エンジンモ

デルを構築した。図4にスラスト比(定格推力に対する試験推力の値)を横軸に取り、解析と計測値の比又は差を示す。概ね平均的な標準エンジンモデルとなっている。

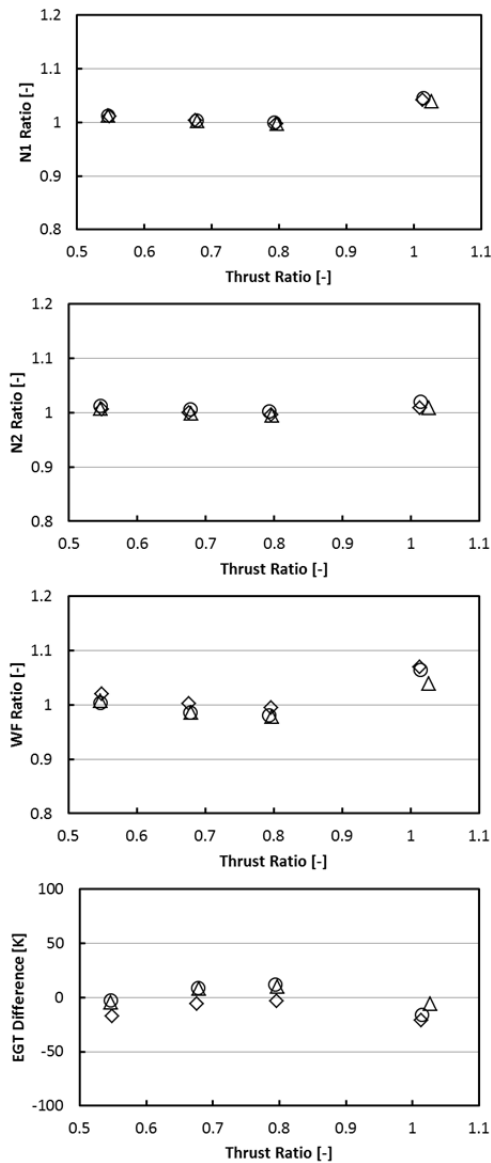


図4 テストセルデータと解析結果との比較

4. フライトシミュレーション

4.1 解析方法

標準エンジンモデルを使い、ある国際線フライトを模擬して実施した性能固定解析と性能同定技術適用解析の解析結果を比較する。フライトでは気圧高度(ALT)、補正対気速度(CAS)、軸回転数(N1、N2)、燃料流量(WF)、低压圧縮機出口全圧全温(P25、T25)、高压圧縮機出口全圧全温(P3、T3)、低压タービン出口全圧全温(P49、T49)が計測・記録されており、これらに基づき、ファン、低压圧縮機、高压圧縮機の性能パラメータを推定、変更した。

4.2 解析結果と考察

図5に解析の運行状況を、図6と図7に高压圧縮機のポリトロープ効率と仕事係数の変化を示す。実線は気圧高度、△、○は解析結果である。なお、運用解析は図5のN1を一致させる様にエンジン内部バランスを取った。

エンジン運用中にポリトロープ効率及び仕事係数がかなり変化していることが分かる。

ポリトロープ効率はこのエンジンのクルーズ状態(比較的安定した運転状態に相当する)では標準エンジンに比較して1pt程度低いが、仕事係数はほぼ一致していることが分かる。

高空上昇時のエンジン運転状態変化に伴い性能パラメータも変動している。エンジン運用状態の過渡的な変化に対して性能パラメータの変化が推定されているが、この辺りの詳細と推定されている性能変化の精度に関してはもう少し分析と評価が必要であろう。

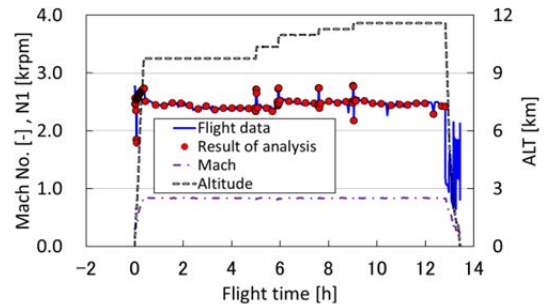


図5 運行状況変化

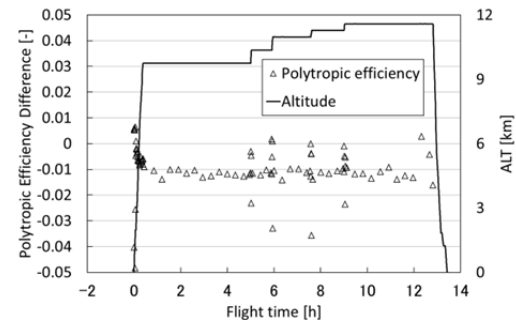


図6 ポリトロープ効率の変化

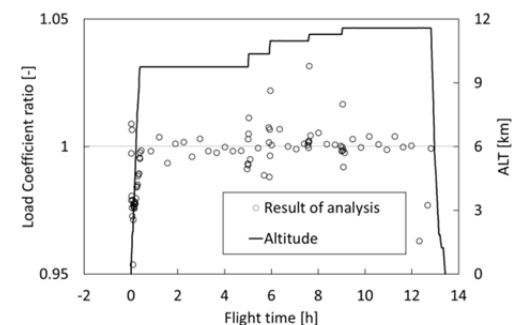


図7 仕事係数の変化

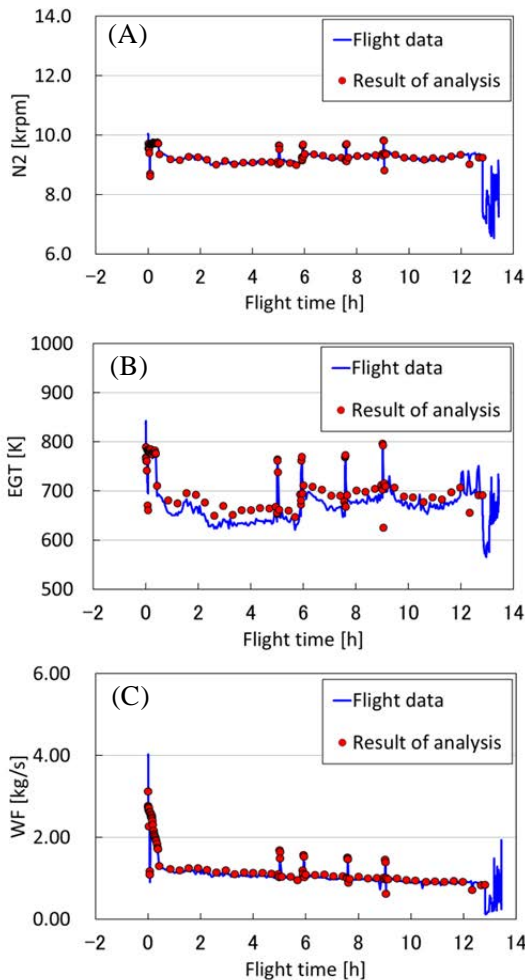


図8 性能固定解析結果

図8に性能固定解析結果、図9に性能同定技術適用解析結果を示す。(A)が高圧軸回転数 N2、(B)がエンジン出口温度 EGT(T49)、(C)が燃料消費量 WF を比較したもので実線が計測値、○印が解析結果を示す。

図8に示す性能固定解析でも N2、WF を比較的良く再現できている。しかし、EGT は運航時間 0~0.2h の離陸上昇や高空上昇時等の高負荷運転状態では計測値と比較的良く一致するが、エンジンが比較的 low 負荷運転となるクルーズでは計測値より数 10°C 高く予測している。これは、標準モデルをエンジン負荷の高い条件で構築した事も原因の一つと考えられる。

一方、図9に示す性能同定技術適用解析では、フライトの全領域で EGT も含めて計測値を良く再現できている。よって、性能同定技術を導入し、エンジンの運転状態に合わせて性能パラメータを推定する技術を運用解析に導入する有効性が確認されたと考えている。計測不能量(飛行中の推力等)の推定精度向上も期待できる。

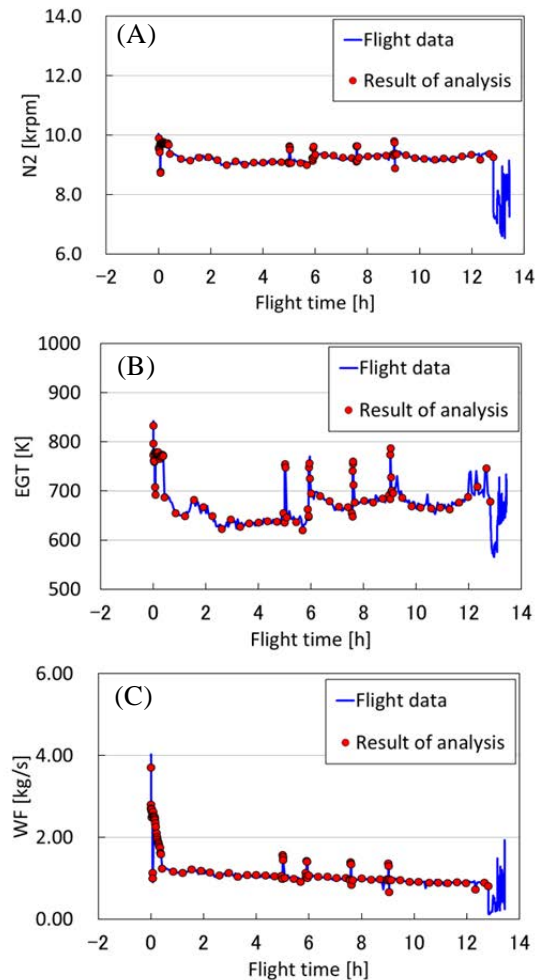


図9 性能同定技術適用解析結果

5. まとめ

VJE に性能同定技術を適用し、実機エンジン運用中の性能パラメータ変化を予測する事が可能となった。解析結果から、簡易なエンジンモデルでも、実機エンジン内部状態を良好に再現していると考えられる。本技術は一般のエンジン試験の性能解析にも適用が可能である。

参考文献

- [1]Rolls-Royce plc: The Jet Engine, (社)日本航空技術協会, 第1版 (2011) pp.54-69.
- [2]福山佳孝, 松下政裕, 横川忠晴, 原田広史: パーチャルジェットエンジンの開発, 第33回ガスタービン定期講演会講演論文集 (2005) pp.131-136.
- [3]田頭剛, 水野拓哉, 高將治, 杉山七契: 1軸ターボジェットエンジンのオンライン性能推定試験 (2008).
- [4]Bill Gunston: Jane's AERO-ENGINES, Jane's Information Group Ltd., Issue Three (1998).

本格運用を開始した実験用航空機「飛翔」について

研究開発本部 飛行技術研究センター
 富田博史、増位和也、穂積弘毅、成岡 優

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構(JAXA)は、我が国に欠けていた高空・高速に対応した航空技術の飛行実証能力を獲得するため、ジェット飛行実験機(ジェットFTB: Flying Test Bed)を導入することとし、平成21年度から導入を開始した。一般公募によって「飛翔」と命名された機体(図1)は、計測機器の搭載のための改造を行った後、平成24年2月にJAXAに納入され、同年7月から実験運用を開始した。

「飛翔」の導入によって、図2に示すように、ヘリコプタ、プロペラ機、ジェット機の3機種で広い高度、速度域を効率的にカバーできる体制が整った。

本報告では、「飛翔」の機体及び計測システムの概要と、これまでに実施した飛行実験について示す。



図1 実験用航空機「飛翔」

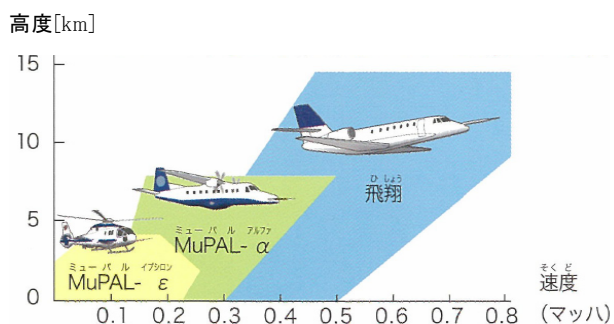


図2 JAXA 実験用航空機の高度速度範囲

2. 機体の概要

「飛翔」は、米国セスナ社製の中型ビジネスジェット機であるモデル680、商品名サイテーション・ソブリン^[1]を改造母機としている。表1に同機の基本仕様を示す。一般的なジェット旅客機に適用できる技術を実証するために、ジェット旅客機に近い速度と高度で飛行できることを要求し、これを満足する機体を選定した。

図3に実験用航空機とするための改造箇所を示す。センサやアンテナの追加、実験用電源、機内通話装置、データを収集、記録、表示する計測システムの装備が主な改造内容である。図4に機内の計測員席の様子を示す。

なお、ノーズブームについては、安全性の検討を進めているところで、現在は準備工事のみの状態である。また、将来的に計測機器を収めたポッドを主翼に吊り下げることを考慮して、

表1 母機(セスナ式680型)の基本仕様

項目	諸元
乗員	2名
最大客席数	12 (「飛翔」は4席)
最大離陸重量	13,744kg
寸法	全長 19.35m、全幅 19.30m 全高 6.20m
最大巡航速度	マッハ 0.80
最大運用高度	14,326m (47,000ft)
エンジン	PW306C ターボファン×2

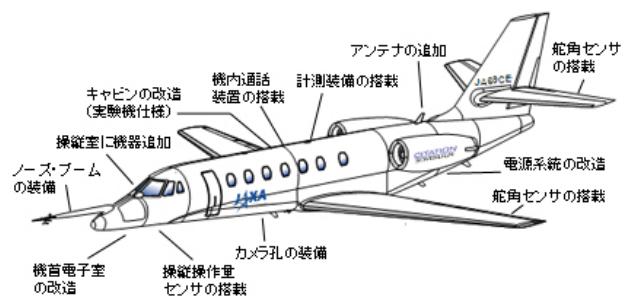


図3 実験機としての改造箇所



図4 機内の計測員席（前方を見る）

主翼構造の補強と、パイロンの装備を行っている。

改造工事は、主に機体構造に関わる部分は米国の航空機改造会社で行い、計測用の電子機器類は、今後の維持や更新を考慮して、日本に輸入した後に装備した。改造後は国土交通省航空局の修理改造検査を受検し、飛行機輸送 T の耐空証明を受けて航空機として登録された。

3. 計測システム

「飛翔」の計測システムの構成を図5に示す。舵角センサ、アビオニクス、計測用 GPS/INS 航法装置等からの飛行諸元データを信号調整器で受信し、モニター用 PC で表示するとともに、ネットワークレコーダの半導体メモリに記録する。

本システムは、飛行計測用としては最新のネットワークベースのシステムであり、国内で初めて導入したものである。機器間は LAN で接続され、伝送データ及び記録データは、IRIG-106/Chapter10^[2]の規格に準拠してパケット化されている。パケット化により、センサすなわち信号調整器や、テレメータ送信機の追加等の拡張が柔軟かつ容易にできる特長を有している。

飛行計測にはデータの時刻付けが重要である。ネットワークの中心であるネットワークスイッチには GPS 受信機が内蔵されて高精度な時刻データを取得している。信号調整器は、IEEE1588 の時刻同期プロトコルを用いてネットワークスイッチと時刻同期を行い、受信したセンサデータに高精度の時刻を付加して、伝送、記録することができる。



図5 計測システムの構成

4. 実験運用状況

納入後の「飛翔」は、県営名古屋空港の隣接地に愛知県が整備した「名古屋空港飛行研究拠点」に配備された。パイロットの訓練や機能確認のための飛行を実施した後、7月から本格的な実験運用を開始し、10月末までに以下の4項目で計26フライトの飛行実験を実施した。

- 1) 飛行試験計測機器飛行実証(テレメータ等)
- 2) 低緯度域におけるGPSデータ観測飛行実験
- 3) 光学的主翼変形計測飛行実験
- 4) D-SEND#2用GPS/INS航法装置飛行試験

1)3)は国産旅客機高性能化に係る飛行実証、2)は航空交通システムに関する研究、4)はJAXA内プロジェクト協力の位置付けである。実験結果については、解析、評価を実施中である。

上記の実験では、それぞれの実験内容に応じて追加の機器を搭載しており、飛行前に強度や電力等の解析を行って安全性を確認し、国土交通省航空局の飛行許可を受けて飛行した。

5. おわりに

飛行実験には様々な準備が必要で、計画から実現までに半年から数年の時間を要する。今後の飛行実験の計画のために、宇宙分野を含めた複数の研究者と今後の実験の検討を進めているところで、今後も「飛翔」を有効に活用していきたいと考えている。

参考文献

- [1]http://textron.vo.llnwd.net/o25/CES/cessna_aircraft_docs/citation/sovereign/sovereign_s&d.pdf
- [2]Telemetry Standards, IRIG Standard 106-11 (Part 1), Chapter 10, Digital Recording standard, June 2011.

HTV-R 回収カプセルの空力設計課題解決への取り組み

研究開発本部、宇宙輸送ミッション本部、有人宇宙環境利用ミッション本部
HTV-R 空力設計評価チーム、藤井啓介

1. はじめに

将来の有人宇宙活動のための技術獲得及び国際宇宙ステーション ISS からの物資回収を目標とし、回収機能付加型 HTV(以下 HTV-R)の開発がすすめられている。そこでは、大気圏への突入時の加速度制限、落下地点分散、室内環境確保などに関する制限のためこれまで日本において経験のない重心オフセットによる揚力再突入を行う計画となっている。そのための空力特性の確保・予測及び制御など、HTV-R 空力設計における空力課題の解決は一層重要性が高くなっている。それら課題のうち特に概念設計・予備設計をスタートするために必要でさらに実験的検証が不可欠なもの、また試験・予測技術として早期に着手する必要がある課題を優先的に進める必要がある。世界的にみてもこのような大型の再突入機の開発においては、風洞試験をはじめとした実験や理論・経験式のみでの設計ではなく、CFD を設計に取り入れ、迅速化・効率化また、予測値の精度向上を進める必要がある。そのためには、JAXA 内のさまざまなリソースを有効に活用し、それぞれ協力しながら空力課題をむらなく解決していくべきである。そのために、有人本部 HTV-R 室の他、研究開発本部風洞技術開発センター、流体グループ、数値解析グループや宇宙輸送ミッション本部先進技術研究グループから「HTV-R 空力設計評価チーム」を組織し、風洞試験をはじめとした地上試験、数値解析による課題解決を横断的に進めることとした。

2. HTV-R の空力課題

喫緊の課題として、概念設計・予備設計を進めるため、経路設計における基礎となる空力データベースを風洞試験結果をベースとし実機特性推定誤差を含め提供することがあげられる。そのため、基本空力特性データベースを全速度

域に亘る風洞試験結果をベースに構築するとともに、支持干渉効果、高 Reynolds 数効果、高温実在気体効果、粘性干渉効果など地上試験では再現の困難な効果の推定に CFD 解析結果を融合し補正・誤差推定の整理を行った。

また、試験・予測技術として研究開発要素が大きく、早期に着手する必要がある課題として、遷超音速領域における動不安定性予測技術、極超音速 RCS ジェット干渉場計測技術、低速パラシュート特性評価技術を対象とし、一連の風洞試験及び数値解析を実施した。ここではそれぞれの目的・結果の概要について報告を行う。

2.1 基本空力特性予測

HTV-R においては重心オフセットによる揚力飛行をバンク角制御するとしているが、制御系機能不全などの非常の際には平均として揚力が得られないことが想定されるため、弾道突入の経路における評価も同時にする必要が考えられる。そのため、広範囲に亘る飛行経路において空力特性予測を想定した。空力特性は $M < 10$ では Re 数の他、 $Mach$ 数に強く依存することが知られているため、JAXA 2m x 2m 遷音速風洞 ($0.4 \leq M \leq 1.4$)、1m x 1m 超音速風洞 ($1.5 \leq M \leq 3$)、 $\phi 1.27m$ 極超音速風洞 ($M=10$) による風洞試験を行った (図 1) [1][2]。しかし遷音速・超音速領域においては模型支持があることにより HTV-R 模型底面部における圧力変化が発生するため、実機における空力特性予測においてその影響の補正が予測精度に直接的に影響を与える。この影響は通常の航空機と比べ極端な鈍頭形状をした回収カプセル形態において特異となる可能性が考えられたため、JAXA 独自に開発してきた感圧塗料法による底面部圧力分布計測のほか、CFD 解析を行い (図 2) [3]、支持部の影響評価を実施、その補正及び予測推定誤差評価を得ることができた。

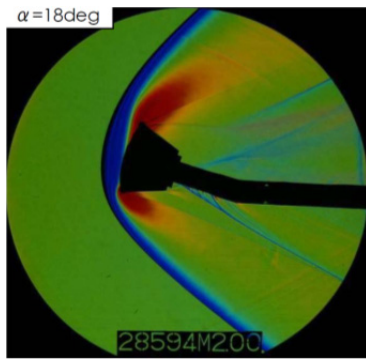


図1 基本空力特性超音速風洞試験 (M=2.0)

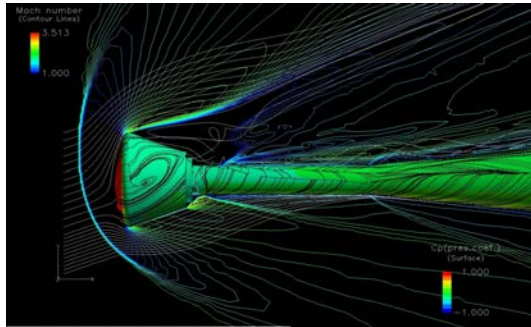


図2 支持スティンク付 CFD 結果 (M=2.0 $\alpha=20\text{deg}$)

一方、極超音速領域においては上記風洞で実現することのできない粘性干渉効果及び、高温実在気体効果を推定・評価する必要がある。そこで、風洞試験において得られる粘性干渉効果の外挿精度の検証の目的で非反応性極超 CFD 解析を、また高温による解離・反応の効果の推定の目的で、反応性 CFD 解析 (図 3)、高温衝撃風洞 HIEST における実在気体効果風洞試験をあわせて実施し^[4]、連続流極超音速領域における HTV-R 基本空力特性データベースを構築した。しかしながら高温実在気体効果の推定に関しては現状では誤差幅として評価するのにとどまっております、引き続き反応モデルの検証などを実験データ等により行い、予測の高精度化が要求されている。

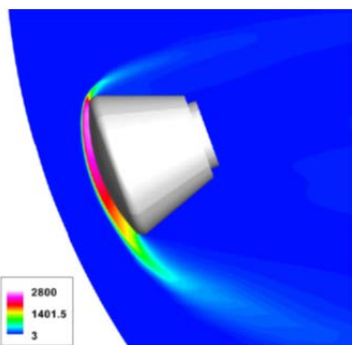


図3 非平衡数値解析結果 ($\alpha=20\text{deg}$)

2.2 動特性評価技術の開発

HTV-R 回収カプセルの形態は、遷音速域において動的な不安定性が発生することが知られており設計上重要な課題であるものの、決定論的設計手法は世界的に見ても確立されていない^[5]。

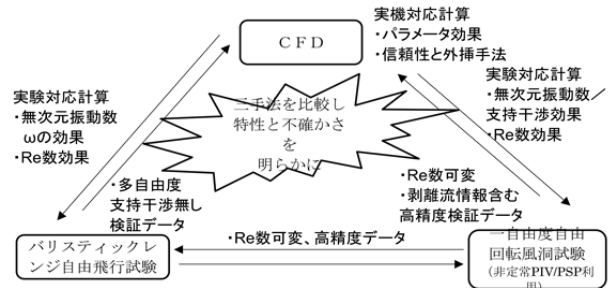


図4 動安定特性予測3手法の比較

そこで JAXA の持っているリソースを有効に活用することで、バリスティックレンジによる自由飛行試験技術、風洞における自由回転試験技術、非定常 CFD による動特性評価技術を並行して開発、それぞれの結果を統合し、実機特性予測として実用化していくこととした (図 4)。風洞における自由回転試験技術に関しては、HTV-R を想定しトリム角における揚力飛行状態まわりの自由回転試験の開発を行い、これまでにピッチまたはヨー軸の一軸周りの動特性の取得に成功した (図 5)^[6]。

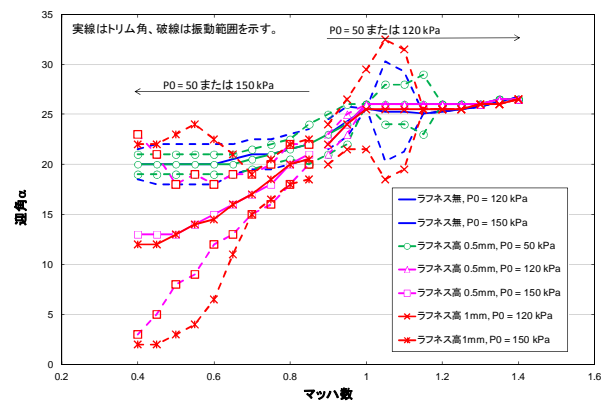


図5 試験条件によるピッチ角の振動幅変化

更に、高温衝撃風洞 HEK の衝撃波管部を改造しバリスティックレンジ射出間を取付けた JAXA HEK-G バリスティックレンジを整備、またプロジェクタイトル内に搭載可能な高速データロガーを独自開発、オンボード加速度計測により HTV-R 自由飛行におけるピッチ振動運動の減衰を確認した^[7]。



図6 遷音速バリスティックレンジ HEK-G

これら地上試験及び実機条件におけるシュミレーション技術として、非定常 CFD を用いた動特性評価を行っている。動不安定性の発生機構への理解・予測にむけ、今後実験結果との比較・評価を行っていく計画である。更に CFD に内在するモデルなどの検証のため、また不安定現象の直接的な理解のため、高速応答を実現した感圧塗料法（非定常 PSP）、非定常流れ場を高速で取得する時系列 PIV による実験的チャレンジも上記自由回転試験技術とともに適用していく計画である。

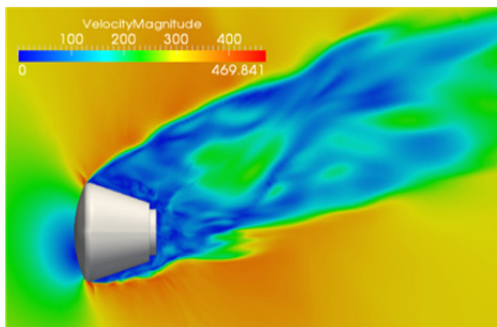


図7 非定常 CFD による流れ場の解析

2.3 RCS 干渉場評価技術

HTV-R は重心オフセットによる揚力飛行であるが、バンク角制御による誘導を行うため、RCS による姿勢制御が必要であり、噴射位置周辺における一様流との干渉による局所的な加熱率の上昇や、圧力の上昇に起因する全機空力特性への影響が無視できない場合がある（図 8）。効果的でありながら干渉の少ないスラストの大きさ・配置が設計において求められるものの、感覚的に言えばこの RCS ジェットの勢いと一様流の勢いは地球帰還の経路中で大きく変化し、すべての無次元パラメータを地上試験において再現することは実質不可能でありそのため、CFD による設計支援が必須となる。しかしなが

ら HTV-R のように大部分が剥離領域のなかで更に異種気体が噴出する状況での CFD 解析には形状に適した実験的検証が必要である。そのようなニーズにこたえる候補技術として極超領域への適用がごく限られている PSP による圧力場計測およびシュリーレン画像の CT 処理による定性的密度場計測が有用であると考えられた。

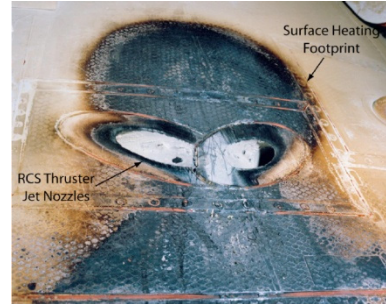


図8 Apollo6 の帰還後の RCS スラスト周り

そこで RCS 干渉に特化した CFD 解析を進めるとともに極超音速風洞において PSP による圧力場のほか、加熱率分布、シュリーレンによる定性的密度場の計測技術開発をすすめ、これまでに図 9 に示される様に SN が悪いながらも表面圧力・空間密度場の計測を実現した^[2]。

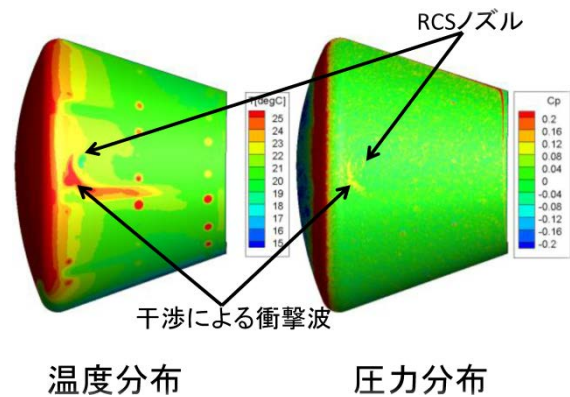


図9 PSP による圧力分布計測結果

2.4 低速パラシュート特性評価技術

HTV-R の緩降下系サブシステムとしてパラシュート艙装が想定されているが、日本の宇宙開発には回収カプセルに使えるような直径 30m 以上の大型パラシュートをクラスター化する技術がない。そのため少なくともその技術評価を行う能力を有しておくことは今後の宇宙開発の自律性を確保する上でも重要な要素である。その道筋としては、パラシュートの発生する抗力、形状、振動周波数及び振幅の予測を解析を通して行い、最終的な評価は実物大落下試験により

行うことが考えられる。しかしそのような解析ツールの検証として落下試験結果が存分にあるわけではなく、スケールモデルによる検証データを取得していく必要が考えられた。そのため風洞試験においてどこまで模擬することができるか、どのような計測が可能かといった試験技術について開発を進めることとした。これまではその予備的試験と位置づけ、JAXA 6.5m x 5.5m 低速風洞において、ノミナル直径 $\phi 1\text{m}$ のリングセイル傘3体をクラスタしたものの空気力計測、開傘特性、空隙率効果、リーフィング効果に関する一連の試験を行った(図10)。その結果、定常状態での抗力計測のほか、開傘衝撃など動的な抗力計測が十分可能であること、更に大型のパラシュートの試験まで可能性があることが分かった^[8]。



図10 $\phi 1\text{m}$ のリングセイル傘特性評価風洞試験

3. まとめ

HTV-Rにおける空力課題解決に向け、JAXA内のさまざまなリソースを有効に活用し、それぞれ協力して活動するために、研究開発本部風洞技術開発センター、流体グループ、数値解析グループや宇宙輸送ミッション本部先進技術研究グループから「HTV-R 空力設計評価チーム」を組織し、風洞試験をはじめとした地上試験、数値解析により空力課題解決を横断的に進めている。HTV-Rの概念設計開始に必要な基本空力特性データベース作成においては風洞試験のみならずCFD解析を利用することで各種効果の補正、誤差評価を実施し、また実用化までに時間のかかることが予想される動特性評価技術、RCS干渉場評価、パラシュート特性評価技術を先行的に開始し、それぞれにおいて確実な成果を得ることができた。

参考文献

- [1] 満尾, 他: HTV-R回収カプセル遷・超音速風洞試験結果概要, 第56回宇宙科学技術連合講演会前刷, 3G13, 2012.
- [2] 藤井, 他: HTV-R回収カプセル風洞試験全体計画/結果概要と極超風試結果, 第56回宇宙科学技術連合講演会前刷, 3G12, 2012.
- [3] 村上, 他: HTV-R回収カプセルに関するCFD解析, 第56回宇宙科学技術連合講演会前刷, 3G17, 2012.
- [4] 丹野, 他: HTV-R回収カプセル高温衝撃風洞HIEST試験結果, 第56回宇宙科学技術連合講演会前刷, 3G16, 2012.
- [5] Cole D. Kazemba et al., Survey of Blunt Body Dynamic Stability in Supersonic Flow, AIAA 2012-4509, 2012
- [6] 日高, 他: HRV-R回収カプセル遷音速動安定風洞試験結果と今後の課題, 第56回宇宙科学技術連合講演会前刷, 3G14, 2012.
- [7] 小室, 他: HTV-R回収カプセル自由飛行(バリスティックレンジ)試験結果, 第56回宇宙科学技術連合講演会前刷, 3G15, 2012.
- [8] 家村, 他: HTV-R回収カプセルのパラシュート風洞試験法に関する検討, 第56回宇宙科学技術連合講演会前刷, 3G18, 2012.

ハイブリッドロケットの研究

宇宙科学研究所
ハイブリッドロケット研究ワーキンググループ

1. はじめに

通常、ハイブリッドロケットエンジンとは、酸化剤が液体で、燃料が固体である化学ロケットエンジンを指す。図1にその構成図を示す。ハイブリッドロケットの長所として、高比推力、高安全性、環境への優しさ、燃焼中断/再着火/推力制御などの機能性、低コスト性などが挙げられる。

これらの観点から、ハイブリッドロケット推進は将来の安全な有人宇宙輸送系に適する推進系として有望視されている。また、昨今では、スペースデブリの能動的回収 (Active Debris Removal) のための軌道変換用推進系の用途に最適な化学エンジンとして各国で注目され始めている。

一方、図2に示すように、ハイブリッドロケットは燃焼形態が境界層燃焼という特徴的な形態を持ち、複雑な燃焼過程を持つがゆえに、推進系に適用する際の独特な課題が存在する。代表的な課題を挙げると、燃料後退速度の向上、燃焼効率の向上、境界層燃焼の現象理解、システム設計技術の向上等である。

これらの課題に対して、全国の大学と JAXA 宇宙科学技術研究所の研究者でハイブリッドロケット研究ワーキンググループ(HRrWG)を結成し、ハイブリッドロケット推進技術の向上・実用化を目指した研究開発に取り組んでいる。

2. ハイブリッドロケットの研究開発の成果

2.1 新燃料の研究開発

ハイブリッドロケットの最大の問題点である低燃料後退速度に対して、燃料後退速度の高い燃料の研究開発を行っている。新燃料の候補として、ワックス^[1]、GAP(グリシジル・アジド・ポリマー)+PEG (ポリエチレングリコール)^[2]、低融点熱可塑性樹脂^[3]が挙げられる。それらの燃料を用いた燃焼実験を実施した結果、従来のハイブリッドロケット用の燃料である HTPB(末端水酸基ポリブタジエン)と比較して高い燃料後退速度が得ら

れた。特にワックスは、低い温度で液化するという性質に起因して高い燃料後退速度が得られることが分かった。それらの成果を図3に示す。

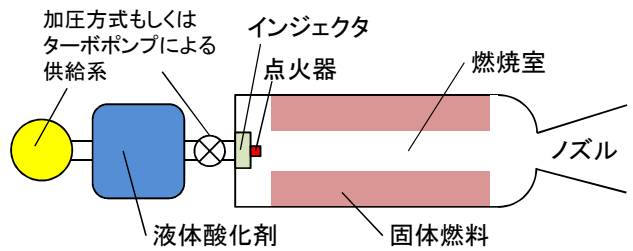


図1 ハイブリッドロケットエンジンの構成

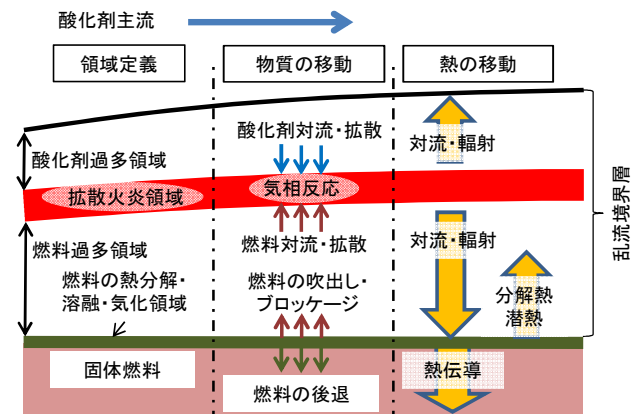
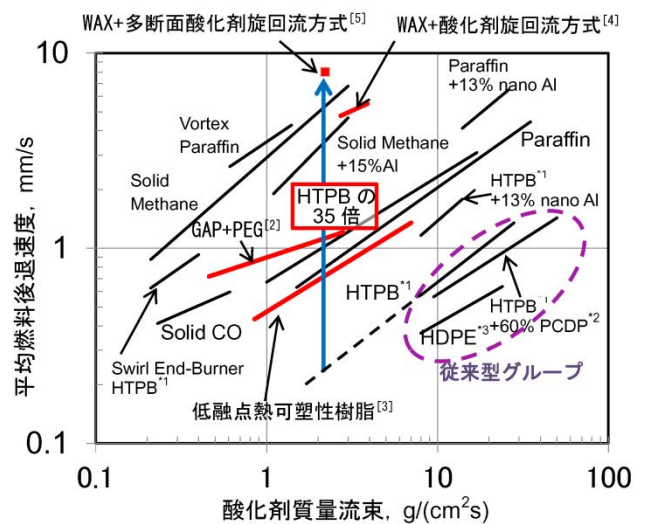


図2 燃焼形態の模式図



注釈 *1: Hydroxyl-terminated Polybutadiene
*2: Polycyclopentadiene
*3: High Density Polyethylene

図3 燃料後退速度の比較 (赤線: HRrWG の成果)

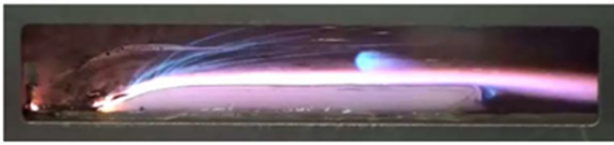


図4 WAX燃料の燃焼の様子^[1]

また、その燃焼現象の解明を目的として、ワックス燃料の燃焼状態の可視化に世界で初めて成功した^[1]。図4に示すように、液化したWAXの液滴が主流に巻き込まれる様子が捉えられている。

2.2 燃料後退速度向上技術の研究開発

燃料後退速度を向上するためには、燃料表面上に形成される火炎をできるだけ燃料表面に近づけることが重要である。そのために、酸化剤に旋回を与えて、遠心力の効果で火炎を燃料表面に近づける方法の研究開発を行っている。単一^[4]および多断面^[5]の酸化剤流旋回方式での燃焼実験を行った結果を図3に示す。旋回流がない場合より数倍高い燃料後退速度が得られた。ワックス燃料と多断面旋回方式を組み合わせた場合は、従来の燃料と燃焼方式の場合より、約35倍と非常に高い燃料後退速度を達成した。また、旋回流方式での燃焼現象を解明するために、PMMA(アクリル)およびPP(ポリプロピレン)を用いた燃焼実験を行い、旋回流による燃焼の様子を可視化することに成功した^[4]。図5に示すように、旋回流によって火炎が燃料表面近傍に形成されている様子が捉えられている。

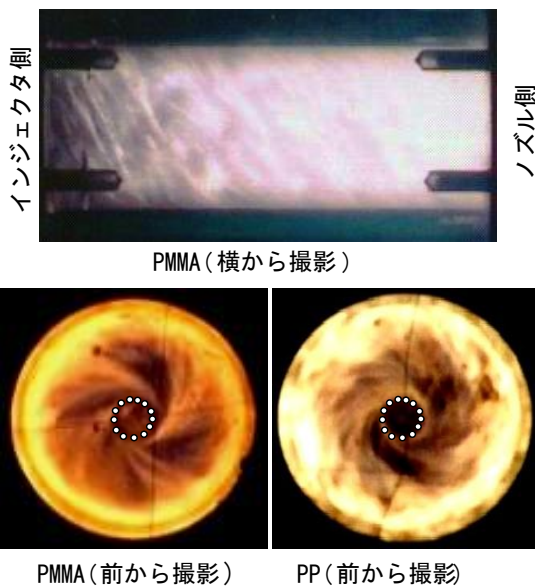


図5 酸化剤流旋回方式における燃焼の可視化^[4]

2.3 C*効率向上技術の研究開発

ハイブリッドロケットエンジン内の流れは混合が進み難く、燃焼の効率を示す指標のC*効率が低くなる傾向がある。特に、ワックス燃料は液滴が形成するために気化・混合し難いため、C*効率が低い。その対策として、液滴の微粒化を促進するバッフル板の研究開発を行っている。バッフル板を用いたエンジンの模式図を図6に示す。燃焼実験を実施した結果を図7に示す。従来80%程度であったC*効率を95%以上に向上させることに成功した^[6]。

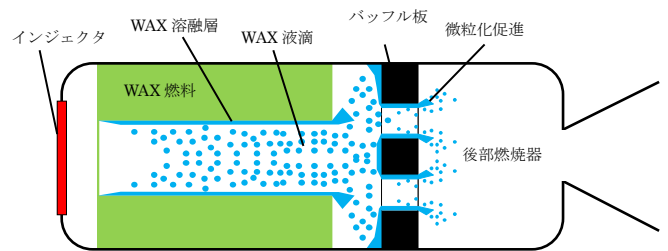


図6 バッフル板を用いたエンジンの模式図

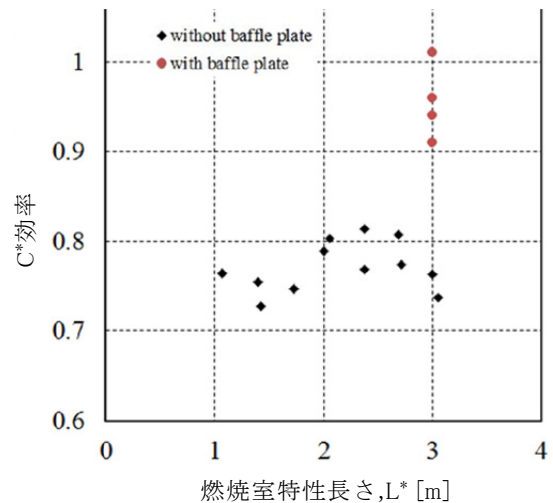


図7 C*効率の向上の成果^[6]

2.4 数値シミュレーションツールの研究開発

ハイブリッドロケットを開発する上では、また、燃焼現象を解明するためには、ハイブリッドロケットエンジン内の複雑な燃焼流れ場を数値計算によりシミュレーションすることが非常に有効である。これまでに、旋回流の非燃焼場^{[7][8]}および燃焼場^[9]のシミュレーションツールを構築している。非燃焼場での旋回流の様子をシミュレーションした結果を図8に示す。旋回流中の燃焼場の圧力分布をシミュレーションした結果を図9に示す。現在、数値計算の精度をさらに高めるための研究を進めている。

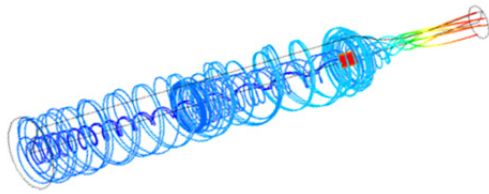


図8 非燃焼場旋回流の流線^[8]

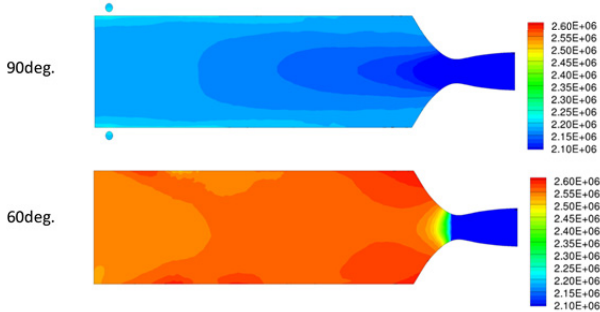


図9 旋回流中の燃焼場の圧力分布^[9]

2.5 要素技術の研究開発

ハイブリッドロケットの機能性、信頼性を向上するために様々な要素技術の研究を行っている。これまで、GAPを用いた燃焼実験によって、図10、11に示すように、消炎・再着火・推力制御が可能であることを実証した^[10]。また、再着火可能な点火器として、触媒を用いた点火方式の研究開発を行っている^[11]。さらに、燃焼時に振動燃焼が発生する可能性があるため、数値計算^[12]および理論解析^[13]による振動燃焼予測技術の研究を進めている。

2.6 3段式ハイブリッドロケットの最適設計

複数の超小型衛星（重量 50kg 程度）を高度 800km の太陽同期軌道へ打ち上げることが可能な3段式のハイブリッドロケットについて、遺伝的アルゴリズムを用いた最適設計手法を構築し、概念設計を実施した^[14]。その結果、ハイブリッドロケットによる超小型衛星打ち上げが理論上可能であることが分かった。また、図12に示すように全備重量に対してペイロード重量比が大きくなる非劣解が得られた。図の黒丸の設計点での概略設計図を図13に示す。

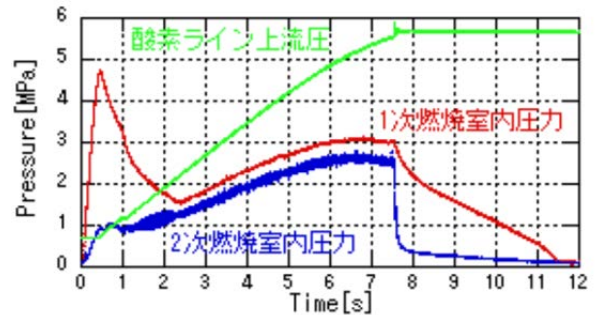


図10 推力制御燃焼実験の結果^[10]

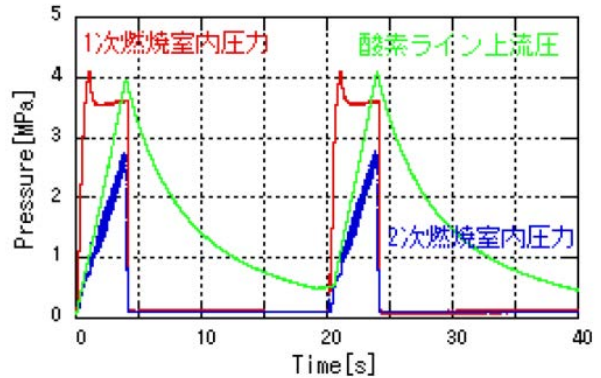


図11 消炎・再着火実験の結果^[10]

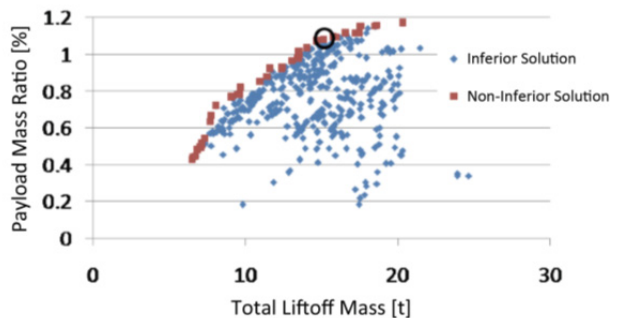


図12 遺伝的アルゴリズムを用いた最適設計結果^[14]

3. おわりに

ハイブリッドロケットは、安全・安心、環境・エコ、高比推力、高機能などの長所を持ち、将来の有人宇宙輸送や低コスト物資輸送の社会ニーズに応えられる新たなロケットである。HRrWGでは、鍵となる境界層燃焼の理解を進め

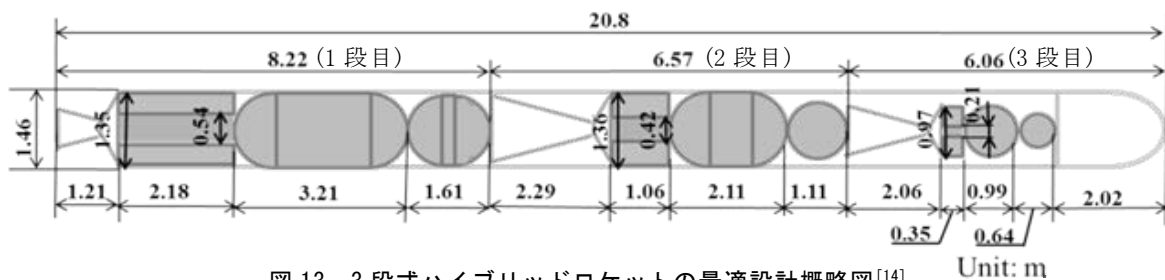


図13 3段式ハイブリッドロケットの最適設計概略図^[14]

るとともに、実際のロケットに必要な技術の獲得・向上に取り組んでいる。これまでの基礎的な研究開発によって、多くのハイブリッド推進技術を得ており、それらを実証する段階に達している。現在、その第一歩として推力 5 kN 級の技術実証用試験設備とエンジン (HTE-5-1) を製作中であり、今後、得られたハイブリッド推進技術の実証を進めていく予定である。

参考文献

- [1] I. Nakagawa, S. Hikone : Study on the Regression Rate of Paraffin-based Hybrid Rocket Fuels, Journal of Propulsion and Power, Vol.27, No.6, 2011, pp.1276-1279.
- [2] K. Hori, Y. Wada, K. Hasegawa, T. Yagishita, K. Kobayashi, S. Iwasaki, H. Satoh, M. Nishioka, M. Kimura : Combustion Characteristics of Hybrid Rocket Motor Using GAP as a Solid Fuel (II), 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2011-5819, 2011.
- [3] Y. Wada, T. Jikei, R. Kato, S. Kato, K. Hori : Application of Low Melting Point Thermoplastics to Hybrid Rocket Fuel, 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011-a-04, 2011.
- [4] S. Yuasa, T. Ide, M. Masugi, T. Sakurai, N. Shiraishi, T. Shimada : Visualization and Emission Spectra of Flames in Combustion Chamber of Swirling-Oxidizer-Flow-Type Hybrid Rocket Engines, Journal of Thermal Science and Technology, Vol.6 , No.2, 2011, pp.268-277.
- [5] S. Aso, Y. Tani, Y. Hirata, T. Hayashida, R. Nakawatase, T. Shimada : New Needs of Low-Cost Launcher with Hybrid Rocket Engine for Micro-Satellite and Recent Topic on Increase of Combustion Efficiency with Multi-Swirl Injection, 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011-o-1-11v, 2011.
- [6] T. Ishiguro, K. Shinohara, K. Sakio, I. Nakagawa : A Study on Combustion Efficiency of Paraffin-based Hybrid Rockets, 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-2011-5679, 2011.
- [7] 坪井伸幸, 吹場活佳, 嶋田徹 : 前処理法を用いた 3 次元非定常圧縮性流れの数値解析 : ハイブリッドロケット内部の旋回流における前処理法の効果, 第 55 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2011-4457, 2011.
- [8] M. Motoe, T. Shimada : Head-End Injected Swirling Gas Flow in a Chamber, 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2009-5025, 2009.
- [9] T. Koda, Y. Ogino, K. Sawada : Effect of Oblique Injection on Swirling Oxidizer Flowfield in Combustion Chamber for Hybrid Rocket Engine, 8th International Conference on Flow Dynamics, OS5-14, 2011.
- [10] 佐藤英樹, 藤里公司, 小林清和, 長谷川克也, 八木下剛, 堀恵一 : GAP ハイブリッドロケットの研究 ガスハイブリッドモータによる推力変調技術, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2010-4241, 2010.
- [11] 榎本剛矩, 永田晴紀, 戸谷剛, 脇田督司, 徳留真一郎 : 亜酸化窒素の触媒分解反応を用いたハイブリッドロケット用点火器の開発, 第 48 回燃焼シンポジウム, D324, 2010.
- [12] Y. Funami, T. Shimada : Hybrid Rocket Performance Prediction with Coupling Method of CFD and Thermal Conduction Calculation, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan Vol. 10 No.ists28 pp.Pa_71-Pa_76, 2012.
- [13] T. Morita, K. Kitagawa, S. Yuasa, S. Yamaguchi, T. Shimada : Low-Frequency Combustion Instability Induced by the Combustion Time Lag of Liquid Oxidizer in Hybrid Rocket Motors, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan Vol. 10, No.ists28, pp.Pa_37-Pa_41, 2012.
- [14] Y. Kitagawa, K. Kitagawa, M. Nakamiya, M. Kanazaki, T. Shimada : Multi-Stage Hybrid Rocket Conceptual Design for Micro-Satellites Launch using Genetic Algorithm, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol.55 No.4, 2012.

熱圏観測用リチウムガス噴射装置 (LES) / 宇宙花火

宇宙科学研究所 宇宙飛翔工学研究系
羽生 宏 人

1. はじめに

高度 100km から 300 km の範囲は、衛星などを使ったその場観測が困難な領域とされている。このような高高度の大気観測実験は、古くから観測ロケットを用いて物理化学的作用による発光現象を利用して光学的に観測する手法が一般に用いられる。代表的な化学物質は、トリメチルアルミニウム (TMA) やリチウム (Li)、ナトリウム (Na) などであり、これらをトレーサとして所定高度にガス状で放出、地上からは発光雲として光学的に捕らえ、拡散の様子を観測する。



図1 リチウム発光雲

わが国では、2007年と2011年の2回の観測ロケット実験 (S-520-23号機、26号機) を通じて高度 250 km 付近の熱圏大気観測実験を行った。このロケット実験では、宇宙科学研究所が独自に開発したリチウム噴射装置 (Lithium Ejection System: LES) を採用している。実験は、高度差を付けて合計3回の噴射を実施、リチウムによる赤色人工発光雲の生成を行うものである。近年、わが国のみならず諸外国でも類似の実験に対す

るニーズは高いが、LESのような実用装置および関連技術が保有されていないのが実情である。

2. リチウムガス噴射装置

LESは、熱圏観測用観測ロケット搭載機器であり、宇宙科学研究所が独自開発してS-520-23号機で技術実証している。LESの主な機能は、高高度でのリチウムガス噴射である。装置に充填したテルミット剤を火工品で点火し、当該反応によって得た高温熱源を使って固体リチウムをガス化、狙った高度で噴射する。23号機計画では、ロケット飛行中、頂点高度通過後の機体落下中に高度250km付近から所定の高度(時刻)において作動することが要求された。

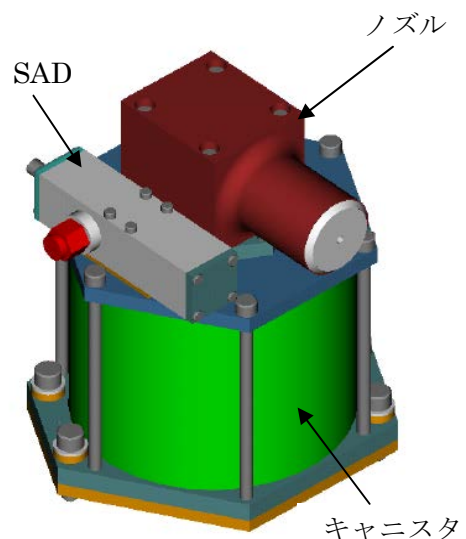


図2 LES本体の設計イメージ

LESは、点火タイマによってロケット用火工品CTG-8RKを発火させ、導火用テルミット剤の反応

が開始されることにより起動する。そして、導火テルミットから筐体（キャニスタ）内に充填されている主テルミット剤に伝火し、熱源である液体の鉄を生成させる。この高温生成物は、キャニスタ内のリチウムケース部を溶解してリチウムブロックに接触する。沸点約 1600K のリチウム単体は、この高温鉄溶湯と接触すると直ちにガス化してノズル部から外部に噴射される。LES の安全機構として採用した差圧式 SAD(Safe and Arm Device) は当該装置専用設計となっており、雰囲気圧力と装置内の空気溜めとの差圧を動力源として作動する。したがって、当該装置は地上組み立て整備オペレーション中に常時 SAFE 状態を維持し、ロケット発射後上空で雰囲気圧力が低下すると共に Arming に切り替わる仕組みとなっている。

【LES の基本諸元】

1) キャニスタ（筐体）

材料：SGP（鑄鉄）

重量：12.0 kg（筐体部）

寸法：φ160mm（外径），板厚 5mm

2) 充填テルミット剤

組成：テルミット剤（酸化鉄／アルミニウム粉末：専用配合比）

充填量：3.0 kg

3) トレーサ元素

組成：固体金属リチウム

重量：0.12 kg（φ10×100mm，約 32 本）

4) SAD 部

材質：アルミニウム材

重量：0.40 kg

4) ノズル部

材料：カーボン／カーボン複合材

重量：0.60 kg

3. 充填テルミット剤

テルミット剤は、リチウム金属をガス化させる熱源として充填されている。テルミット剤は、金属酸化物と単体金属の混合物であり、これらが酸化還元反応を起こすことによって高温熔融生成

物が生成する。テルミット剤は、反応生成物の温度特性から取り扱いには注意を要するが、分類上は非火薬である。一般に、テルミット剤は酸化剤に金属酸化物、還元剤として単体金属（通常はアルミニウム）の混合物である。酸化鉄とアルミニウムのテルミット剤の場合、化学反応は $\text{Fe}_2\text{O}_3 + 2\text{Al} \rightarrow \text{Al}_2\text{O}_3 + 2\text{Fe}$ のように示される。固相反応のため、反応熱は固相あるいは液相生成物に保持された状態になるため、生成物の温度が高くなる。一般に生成物温度は 2600°C 以上に達する。鉄などの金属は、幅広い液体領域（融点 1535°C、沸点 2800°C）を持つため、テルミット反応によって高温液体を生成させるのに都合がよい物質である。LES に開発されたテルミット剤は、組成や配合比を工夫して燃焼反応が制御されており、線燃焼速度が当該システムに最適化されている。



図 3 リチウムガスの噴射

参考文献

[1] 岡田実，伊藤正則，岩井啓一郎，杉江祐司，木戸茂貴，羽生宏人，荒川聡，吉田裕二，野副克彦，“リチウム放出機構 LES(Lithium Ejection System)の開発”，平成 20 年度火薬学会春季年会講演会，2008

[2] 羽生宏人，荒川聡，阿部琢美，吉田裕二，山本真行，渡部重十，山本衛，“リチウムガス噴射装置（LES）の研究開発（ISAS-NASA 国際共同ミッション「Daytime Dynamo Experiment」用機器製作）”，宇宙航空研究開発機構研究開発報告，JAXA-RR-10-010，2011

旅客機の機体騒音低減に向けて

航空プログラムグループ 環境適合機体技術チーム
山本一臣、村山光宏、横川 譲、伊藤 靖

1. はじめに

航空機の騒音は現在でも空港周辺の地域社会に対して最も明示的な影響を与えている環境問題であり、その結果として、ICAO の型式証明に対する騒音規制とともに、空港離発着に対する独自規制や制限、騒音ペナルティ、空港周辺地域社会の騒音被害に対する補償などが行われている。これまでエンジン騒音の低減とともに、旅客機の騒音レベルは 1960 年代から比べれば ICAO の騒音規制測定点での平均で 10dB 以上の低減が為されている。しかし、今後、航空輸送の増大に伴う離発着回数の増加が予想されるため、その騒音被害を上回る低騒音化がさらに必要となっている。

これまでエンジンのバイパス比向上を中心として為されてきたジェットやファンの低騒音化により、それらの陰に隠れていたエンジンのタービン騒音や機体から発生する空力騒音が卓越した騒音源として現れてきている。特に機体騒音は、主翼の高揚力装置や降着装置周囲の乱流から発生する空力騒音が主な騒音源であるが、旅客機が空港に着陸するためにアプローチしている時には、新型の低騒音エンジンを搭載している機体では、機体騒音の方が顕著な騒音源となってしまう。当初はエンジンの最新技術を導入しやすい大型の機体で問題とされたが、現在、開発が進められている国産リージョナルジェット機でも最新の Geared Turbofan を搭載するようになり、大型機同様に、進入時の機体騒音低減が重要な課題となりはじめています。

機体騒音は、図 1 に示すような、高揚力装置（主翼の前縁スラットや後縁フラップ）、あるいは降着装置（前脚や主脚）周囲の流れが剥離して発生する、乱流せん断層の複雑な乱流渦が物体と干渉することによって音が誘起されるために生じる。特徴的なピーク音を生じる事もあるが、大小様々な乱流渦により広い周波数範囲に

わたる広帯域騒音が発生する。騒音源になる剥離流を抑制・制御することで原理的には低騒音化は可能であるが、実際には構造、作動機構、重量、空力性能、冷却とのトレードオフになりやすく、実用化は容易ではない。そのため、研究が先行している欧米でも、飛行試験による技術実証まで行われているものの、実用化され、運用まで進んだ低騒音化技術は存在しない。

このような背景から、今後の国内航空機産業における環境技術の競争力向上のための研究活動として、JAXA 航空プログラムグループ環境適合機体技術チーム（旧国産旅客機チーム）では、2004 年から機体騒音の予測技術と低減技術の研究を進め、基本となる技術を開発し、今後、技術の実用化に向けて飛行試験による技術実証などを計画している。本発表ではその概要について紹介する。

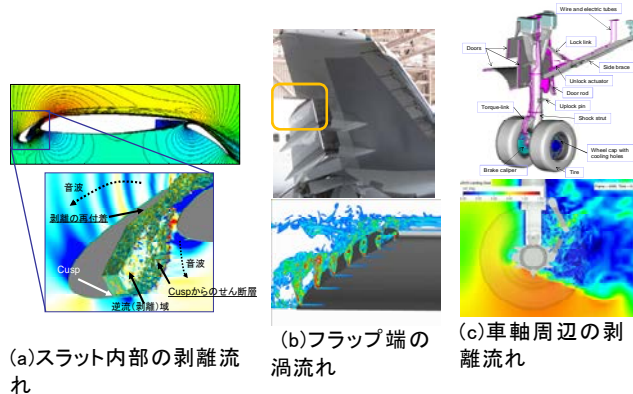


図 1 騒音源となる乱流せん断層

2. JAXA における機体騒音の研究

航空機の高揚力形態における空気力学の研究とともに、高揚力装置から発生する騒音に注目して、実機の主翼を簡略化した矩形の三翼素モデルを用い、スラットおよびフラップ騒音の基本特性の把握、風洞における騒音計測技術の研究、数値解析技術の研究を進めた。さらに、スラットに関しては大幅に低減するためのコブフィラーの形状設計、フラップに関しては、発生メ

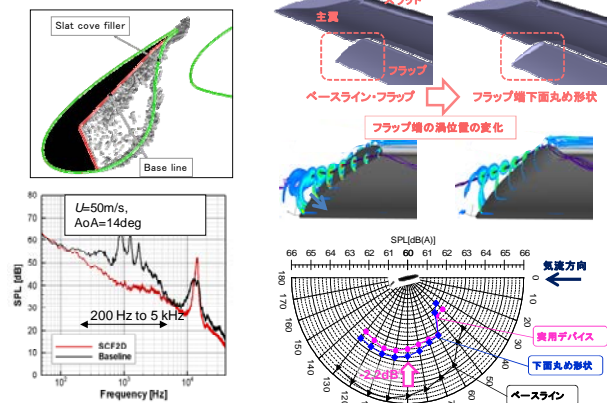
カニズムの解明から実機に適用可能なフラップ端騒音低減法の開発を行った(図2)。それらに引き続き、脚に関しては、実機の主脚を模擬したモデルによる、基本的な騒音特性の把握と低騒音化技術の研究を行った(図3)。さらに、この数年は、簡略化した高揚力翼模型では不明な後退角効果や高揚力装置の支持機構など、実機形状による騒音特性の変化とそのメカニズムの研究に着手するとともに、将来、実機の機体騒音を詳細に調べる目的や実機の飛行試験による騒音低減技術の実証の目的のために、飛行試験における音源計測技術の開発を進めている(図4)。

このような低騒音化技術の研究の中で、基盤技術の開発も進めてきた。複雑な乱流現象が絡む騒音発生を理解するために、Large Eddy Simulation を利用した騒音源の非定常流れの解析と、その解析データを利用して、Ffowcs Williams - Hawkings の方法による遠方場騒音の解析技術を構築してきている。また実験技術としては、残念ながら JAXA には大型の低騒音風洞が無いため、低速風洞における音源計測により定性的な音源の特性を把握する技術を構築した。並行して鉄道総研米原大型低騒音風洞を用いた定量的な遠方場騒音データの取得のための

試験法を構築し、現状の CFD 技術では難しい、迎角や風速への依存性などの騒音基本特性の把握、形状や低騒音化技術のパラメトリックスタディ、高周波帯域の特性の把握などを行い、総合的に高揚力装置と主脚の騒音について現象の理解を進め、それらを元に効果的な低騒音化手法の研究を行っている。

また飛行試験における騒音源計測では、マイクロフォンデータの処理技術の構築とともに、マイクロフォンの地上設置方法、航空機の誘導方法と位置、速度、姿勢の計測、気象データの取得など総合的な試験技術の確立を狙って技術開発を進めてきている。

これらの技術開発は国内企業、国内外の大学、海外研究機関との協力関係を結びながら、推進している。



(a)コブフィルターによるスラット騒音の低減 (b)フラップ端形状修正によるフラップ騒音の低減

図2 高揚力装置騒音の低減技術の例

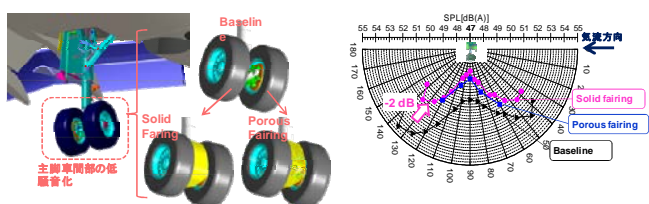


図3 主脚騒音の低減技術の例

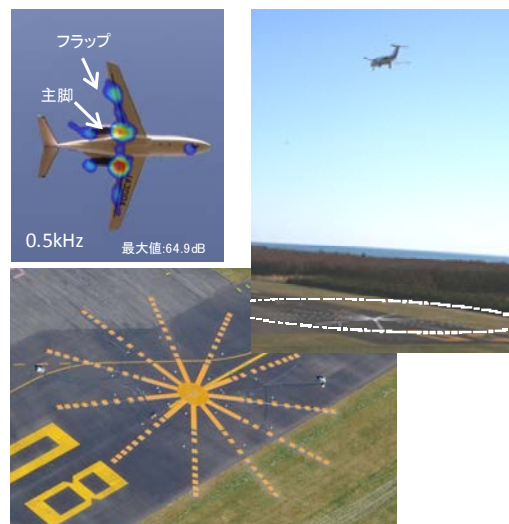


図4 ビジネスジェット機の音源計測(直径50m, マイク本数198本のフェーズアレイによる計測)

3. 今後の計画

航空分野の次期中期計画では、重点課題の一つとして環境技術が挙げられているが、その一環として機体騒音低減技術の技術実証を目的としたプロジェクトを計画している。

これまでの技術開発を基盤として、国内企業との共同研究の中で開発してきた低騒音化技術のさらなる改良とともに、構造、空力、熱等の問題を解決し、実用技術として成熟させることを目的としている。そこでは、風洞実験で低騒音効果が確認された技術を、現在開発が進んでいるMRJやJAXAのジェット実験機「飛翔」などに適用し、飛行試験による技術の実証を行うことを計画している。

クリーンなジェットエンジンを目指して

～NOx 低減技術の研究開発～

航空プログラムグループ 環境適合エンジン技術チーム
山本 武、松浦一哲、山田秀志、黒澤要治、牧田光正
研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター
下平一雄、立花 繁、吉田征二

1. はじめに

航空機から排出された窒素酸化物 (NOx) は空港周辺の大気汚染の原因となる他、航空機が巡航する対流圏上層では、温室効果を持つオゾンの濃度を増加させ、気候に影響を及ぼすとされている^[1]。また、燃料消費量の削減や温室効果ガスである二酸化炭素 (CO₂) の削減のためにエンジンの高圧力比化が進んでおり、これが NOx の排出量を増加させる傾向にあることから、NOx 排出を大幅に低減する技術が必要となっている。JAXA では「クリーンエンジン技術の研究開発 (TechCLEAN)」でジェットエンジンが排出する NOx を大幅に低減する技術の研究開発を行っている。本展示ではこの研究開発で得た最新の成果について発表する。

2. ジェットエンジンの NOx 排出基準

NOx の排出基準は、国際民間航空機関 (ICAO: International Civil Aviation Organization) が設置した航空環境保全委員会 (CAEP: Committee on Aviation Environmental Protection)により定められている。個々のエンジンの NOx 基準はそのエンジンの型式が最初に製造される日によって決まる。図 1 は圧力比 30、推力 89kN 以上のエンジンに対する基準を CAEP/4 基準を 1 として示したものである。階段状の赤線が NOx 基準の推移を示している。2014 年には、基準を現在の CAEP/6 からさらに 15% (圧力比 30 のエンジンに対して) 引き下げる (CAEP/8) が決まっている。また、中期目標 (2016 年に CAEP/6 の 55±2.5%) および長期目標 (2026 年に CAEP/6 の 40±5%) が設定されている。

NOx の基準は、空港周辺の大気環境保全を目的として設定されたため、航空機が離着陸において排出する総量を対象としている。ただし、航空機の排気を飛行しながら計測することは現実的でないため、エンジンの地上静止運転による計測により排出量の評価が行われている。航空機の離着陸 (LTO: Landing and Take-off) サイクルを、図 2 に示した 4 モードに分け、それぞれのモードを表 1 に示す地上運転時の 4 推力条件で代表するものとしている。各推力条件で計測した濃度から求めた総排出量 D_p を最大離陸推力 F_{oo} で割った値 D_p/F_{oo} (g/kN) に対して基準値が定められている。

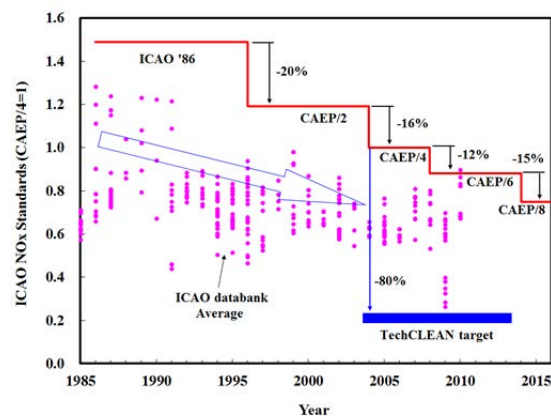


図 1 ICAO の NOx 排出基準の推移
(点は文献[2]より引用した実機データ)

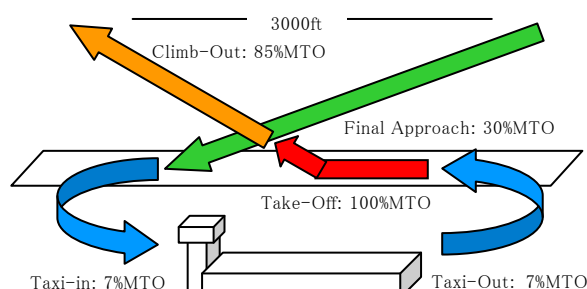


図 2 ICAO LTO サイクル

表 1 LTO サイクルの飛行モード

モード	時間 (分)	推力 (%)
滑走	26.0	7
着陸進入	4.0	30
上昇	2.2	85
離陸	0.7	100

NO_x の基準値は CAEP/2 までは最大離陸推力時の圧力比を用いた式、CAEP/4 以降は圧力比と最大離陸推力を含む式で定められている。図 3 に最大離陸推力 89kN 以上の中・大型エンジンに対する各基準を横軸に圧力比を取って示す。CAEP/4、CAEP/6 では推力が小さい程基準値は大きくなり、推力 26.7kN のエンジンでは CAEP/2 と等しくなる。

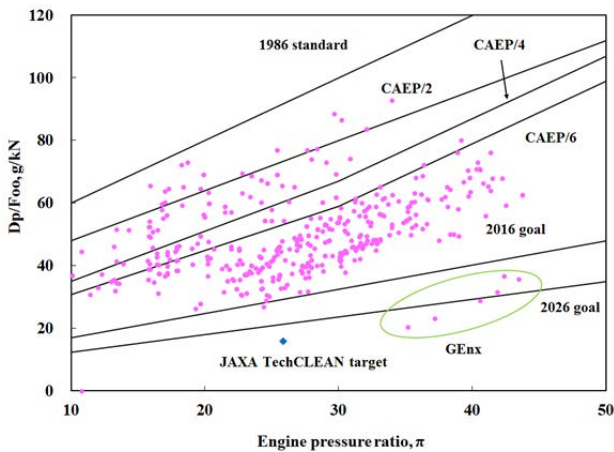


図 3 圧力比と NO_x 排出基準の関係

3. NO_x 低減技術の研究開発

JAXA における NO_x 低減技術の研究開発の目標は、独自の技術を適用した燃焼器で CAEP/4 基準の 20%以下を実証することである。従来型の燃焼方式では大幅な NO_x 低減の実現は困難であるため、希薄予混合燃焼を用いた燃焼器を試作し、想定する小型のターボファンエンジン（圧力比 25.8、推力 40kN）の離着陸サイクル条件での燃焼試験で改良を繰り返すことにより、燃焼器開発を進めて来た。

図 4 は開発した希薄予混合燃料ノズルの断面である。パイロットミキサが中心に、その周りにメインミキサが配置されている。エンジンの低出力時はパイロットミキサのみに燃料を供給するため、メインミキサ空気によるパイロット火炎の部分的な消炎が起りやすく、燃焼効率の確保が課題となる。高出力時には NO_x 発生抑

制のための燃料の微粒化、空気との均一混合が鍵となる。本燃料ノズルの燃焼性能を評価するため、図 5 に示すシングルセクタ燃焼器 (SC1) で燃焼試験を実施した^[3]。

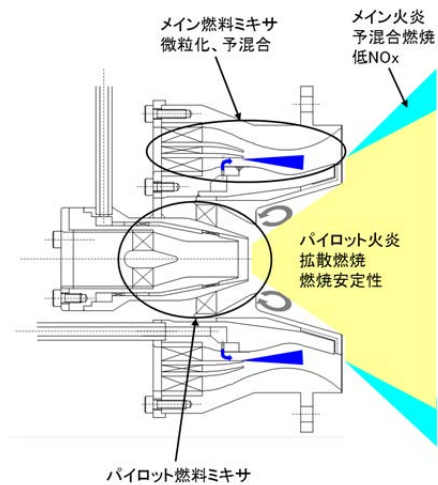


図 4 希薄予混合燃料ノズル

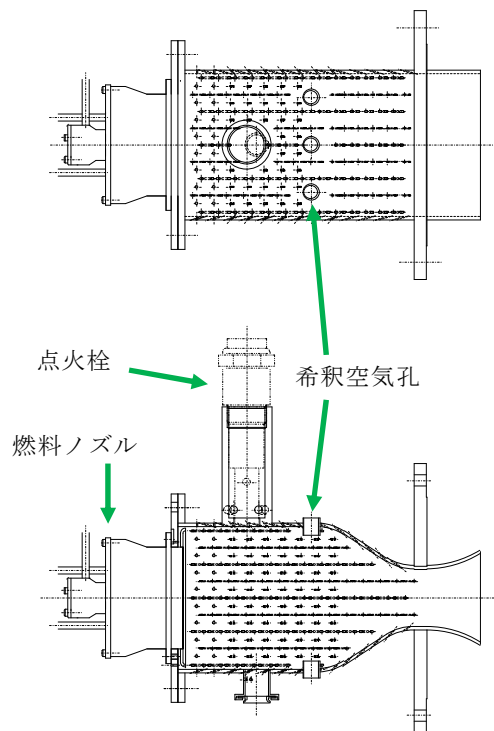


図 5 予混合シングルセクタ燃焼器 (SC1)

表 2 の SC1 に、本燃焼器の試験結果から求めたガス状排出物の LTO サイクル排出量 D_p/F_{00} 、着陸進入モード（推力 30%）で最大となったスモークナンバーの ICAO 基準値に対する割合を示す。NO_x は CAEP/4 基準の 22.9%であり、従来型燃焼器と比べ格段に低くなっているが目標には届いていない。HC は低く基準に対して余裕があるが、85%推力条件における CO、スモークが基準値に近く、改善が必要であることが分かった。

表 2 試験結果の ICAO 基準に対する割合 (%)

燃焼器	NO _x	HC	CO	スモーク
SC1	22.9	21.5	81.3	85.6 (30%推力)
SC2	17.8	15.6	55.9	10 以下
MC	17.8	36.1	76.3	10 以下

更なる NO_x、スモークの低減のため、希釈空気孔を無くし、新たにエミッション制御燃料ノズル (ECF: Emission Control Fuel nozzle) を付加した燃焼器を開発した (図 6) [4]。図 7 に燃料のスケジューリングを示す。SC1 では、推力 30%において全ての燃料がパイロットに供給されるため、パイロット火炎の当量比が高くなり、スモークが多く生成された。SC2 では、燃料の一部を ECF に振り分けることによってパイロットの当量比を下げ、スモークの生成を抑える。推力 100%においては、SC1 ではメイン予混合気の当量比が高くなり、燃焼温度が高くなるため NO_x が多く生成された。SC2 ではメインの燃料を減らし、当量比を最適に保ち、その分を ECF から噴射することで NO_x 排出を低く抑える。表 2 の SC2 の結果を見ると、全ての排出物が低減され、NO_x が目標を達成していることが分かる。CO 排出が減ったのは、SC1 において推力 85% 条件で生じた希釈空気によるメイン火炎の消炎が、希釈空気孔を無くしたことにより解消されたためである。

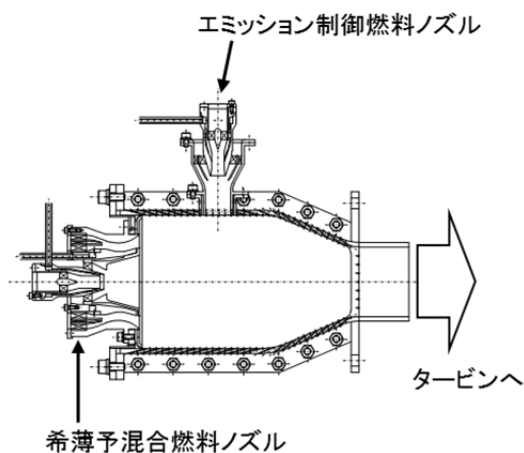


図 6 予混合 2 段シングルセクタ燃焼器 (SC2)

図 8 は SC2 を基に開発したマルチセクタ燃焼器 (MC) である。図 9 は実機データと SC2 およびマルチセクタ燃焼器の試験結果を比較したものである。マルチセクタ燃焼器では CO が SC2 より増えたが、基準以下である。

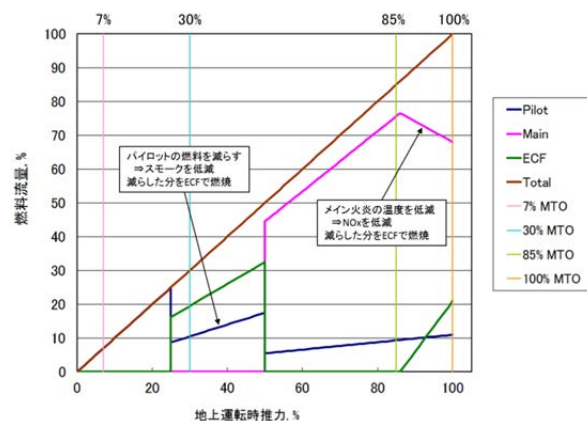


図 7 燃料スケジューリング

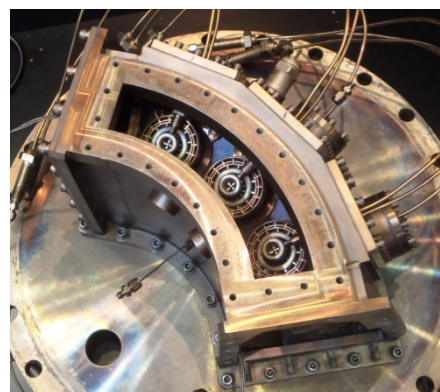


図 8 予混合 2 段マルチセクタ燃焼器

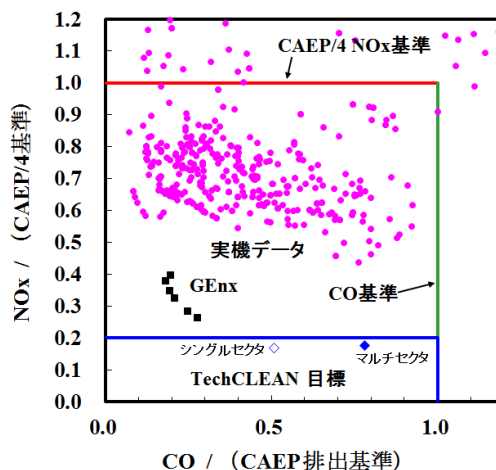


図 9 予混合 2 段燃焼器の NO_x、CO 計測結果

4. 予混合 2 段燃焼器内光学計測

予混合 2 段燃焼器では、30% 推力条件で他の条件と比べて CO が多く排出される。CO 低減のためには燃焼器内現象の把握が必要であり、上面、両側面を窓に替えた燃焼器 (図 10) を用いて、光学計測を実施した [5]。図 11~14 は圧力 800kPa、空気温度 609K の燃焼条件において、側方から捉えた可視光画像、OH*自発光画像、中心断面上の粒子画像、PIV 計測による速度場

である。計測結果より、ECF 混合気噴流の広がりが小さく、対向壁まで高速で貫通すること、燃料の蒸発が遅いことが分かった。このため、パイロットの高温ガスとの接触と混合が不足し、燃焼の進行が緩慢となり、燃焼器出口までにCO の酸化が完了していないものと考えられる。

5. まとめ

ジェットエンジン排出中の NO_x を大幅に低減するため、予混合2段燃焼器を開発し、目標のCAEP/4 NO_x 基準の20%をマルチセクタ燃焼器で達成した。今後は、CO 排出の低減、作動範囲の拡大等の性能向上に努め、実用化を目指す。

参考文献

- [1] Penner, J. E., Lister, D. H., Griggs, D. J., Dokken, D. J., and McFarland, M., eds., 1999, Aviation and the Global Atmosphere, Cambridge University Press, Cambridge, England.
- [2] ICAO Aircraft Engine Emissions Databank, <http://easa.europa.eu/environment/edb/aircraft-engine-emissions.php>.
- [3] Yamamoto, T. et al: Combustion Characteristics of Fuel Staged combustor for Aeroengines at LTO Cycle Conditions, Proceedings of ASME Turbo Expo 2011, GT2011-46133.
- [4] Yamamoto, T. et al: Emission Reduction of Fuel Staged Aircraft Engine Combustor Using an Additional Premixed Fuel Nozzle, Proceedings of ASME Turbo Expo 2012, GT2012-68590.
- [5] 吉浦ら、低 NO_x 予混合二段燃焼器の高温高圧場における PIV 計測、第 40 回日本ガスタービン学会定期講演会講演論文集、2012.10.

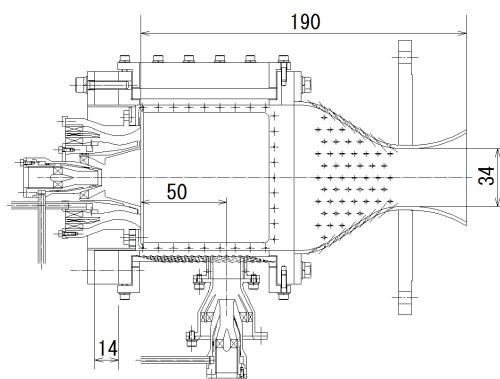


図 10 光学計測用燃焼器



図 11 可視光画像

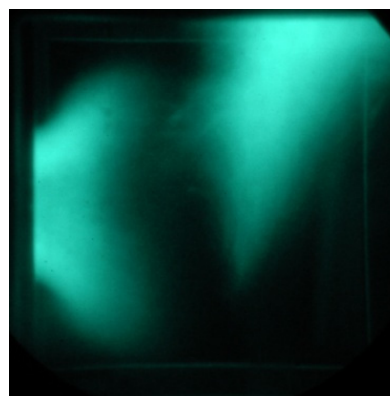


図 12 OH*自発光画像（露出時間 67ms）

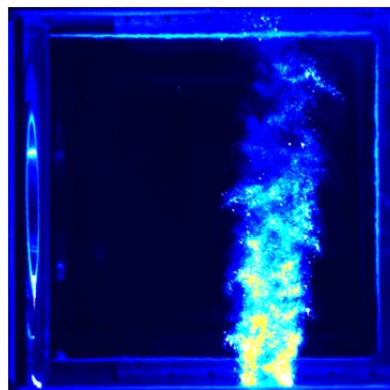


図 13 噴霧画像

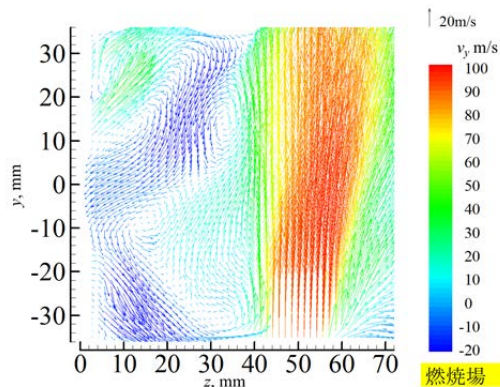


図 14 PIV 計測による速度場

ソニックブーム計測実験

航空プログラムグループ 超音速機チーム/D-SEND プロジェクトチーム
中 右介、牧野好和、本田雅久

1. はじめに

航空機による移動の大きな利点である高速性の更なる向上は、今後の航空機の発展の方向性の一つと言える。更なる高速性を追求すると、飛行速度は現在運航されている旅客機の亜音速（音の伝搬速度（地上では時速約 1200km）よりも遅い速度）から、超音速（音速よりも速い速度）の領域となる。超音速飛行時には、亜音速飛行時には発生しないソニックブームと呼ばれる衝撃性の騒音が発生し、2003 年に運航を終了した第 1 世代の超音速旅客機であるコンコルドのソニックブームは近くに雷が落ちたような大きな音であった。従って、次世代の超音速旅客機の研究開発においては、ソニックブームの低減が最重要課題の一つである。

JAXA 航空プログラムグループでは、ソニックブームを低減する機体設計技術の研究開発と、その設計概念実証のための落下試験を行っている。本稿では、その一環として実施しているソニックブーム計測実験について紹介する。

2. ABBA テスト

JAXA が開発した空中ソニックブーム計測システム（ABBA システム（図 1））の検証を主目的として、実機の超音速飛行中に発生するソニックブームを計測する一連の試験（ABBA テスト）を 2009 年から 2011 年にかけて 3 回実施した^{[1][2]}（図 2）。試験場所はスウェーデン北部であり、使用した超音速機は JAS39（Gripen）である。ABBA システムは、比較的大気状態の安定した上空でソニックブームを計測するシステムであり、係留気球を用いてマイクを上空約 1km まで上昇させる。

3. D-SEND 試験

D-SEND は JAXA 独自のソニックブーム低減設計概念の実証プロジェクトであり、無推力

の供試体を高層気球を用いて高度約 30km から落下させることで超音速を実現し、その際に発生するソニックブームを計測する（図 3）。第 1 フェーズとして、2011 年に 2 種類の軸対称供試体を用いた D-SEND#1 落下試験を実施した^[3]。ソニックブーム計測波形例を図 4 に示す。低ソニックブーム設計概念を適用した供試体（LBM）から発生したソニックブームは、同概念を適用していない供試体（NWM）のそれよりも特に波形前半の音圧上昇量が大きく低減しており、設計通りの効果が確認された。2013 年には第 2 フェーズとして、翼と胴体を持つ実際の航空機に近い形状の供試体から発生するソニックブームを計測する D-SEND#2 を実施して、低ソニックブーム設計概念を実証する予定である。

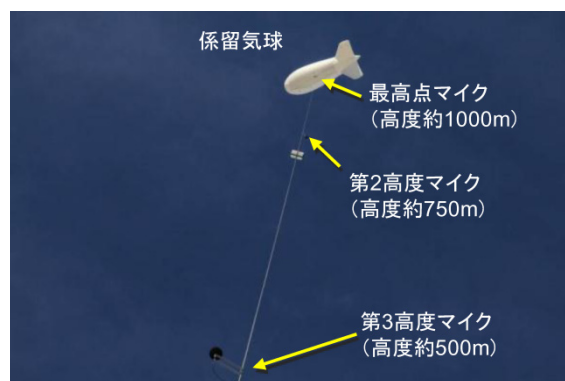


図 1 ABBA システム



図 2 ABBA テスト

4. NASA 飛行試験

ソニックブーム計測実験は国外でも実施されている。特に米国ではNASAを中心として、超音速機の飛行条件とソニックブームとの関連性や、ソニックブームの建物周辺や内部への伝搬挙動などの把握を目的として、実機を用いた飛行試験を活発に行っている。JAXA と NASA はソニックブームに関する研究における協力関係を築いており、NASA の飛行実験に JAXA も参加してソニックブーム計測を行っている(図5)^[4]。2012年にもNASAの試験に参加して計測を行った。

5. 音響-構造フィールド試験

屋内では静かな音環境が期待されることや、窓がたつくなどの副次的な騒音が発生することにより、ソニックブームの影響は室内でも大きい。ソニックブームの室内への透過や家屋周辺の伝搬挙動の把握を目的とした実験を、富士山の裾野の試験場で行っている。この実験では超音速飛行をする物体から発生する実際のソニッ

クブームを計測するのではなく、ソニックブームと類似した性質の音を発生させる音源を開発して使用している。実験の様子を図6に示す。

参考文献

- [1] 中, 他「空中ソニックブーム計測システム確認飛行試験(その1)」JAXA-RM-10-012(2010).
- [2] 中, 他「空中ソニックブーム計測システム確認飛行試験(その2)第1報」JAXA-RM-11-004(2011).
- [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).
- [4] E.A. Haering, Jr., S.R. Arnac, “Sonic Booms on Big Structures (SonicBOBS) Phase I Database; NASA Dryden Sensors,” NASA DFRC-2020(2010).
- [5] T. Doi, Y. Naka, “Study on methods for simulating sonic booms outdoors,” Inter-Noise 2012(2012).

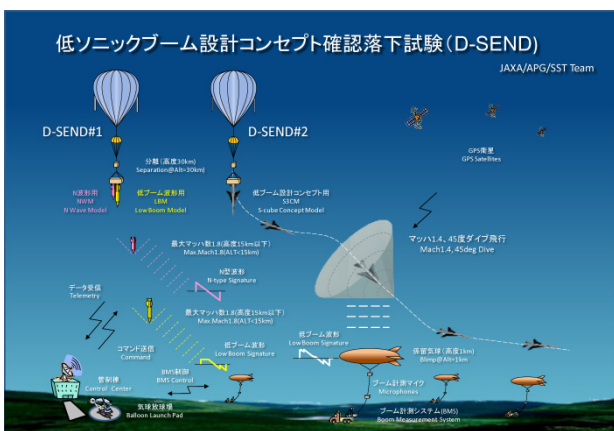


図3 D-SEND 試験概要



図5 NASA 飛行試験

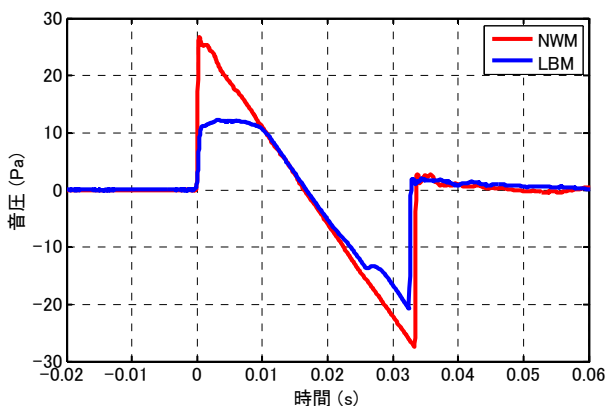


図4 D-SEND#1 ソニックブーム計測波形例



図6 音響-構造試験

ヘリコプタ騒音低減化技術の研究

航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム
田辺安忠、小曳 昇、杉浦正彦、青山剛史

1. はじめに

ヘリコプタは垂直離着陸やホバリングなど独特な飛行特性を持ち、ドクター・ヘリのような救急活動以外にも消防や農薬散布、報道、警察、山岳部における物資輸送など活躍の幅が広い。しかし、ヘリコプタの騒音はヘリポート近隣の住民にとっては環境問題の一つとなっており、救災現場でも妨げになる場合がある。そのため、運航に制限がかかる場合もあり、低騒音化に対する要求が高まっている。ヘリコプタの騒音の中でも顕著なのが、BVI (Blade-Vortex Interaction) 騒音である。BVI 騒音とは、先行するブレードから放出される翼端渦と後続のブレードとが干渉する際に起こる急激な圧力変動によって起こる騒音で、緩降下飛行とマヌーバ飛行時に発生しやすい。

BVI 騒音を低減する技術は様々なものが提案されており、中でもアクティブ・デバイスを利用した能動的な制御による騒音低減化手法が注目されている。図1に示すように、種々のアクティブ・デバイスと制御手法が提案されており、欧米を中心に盛んに研究されている。

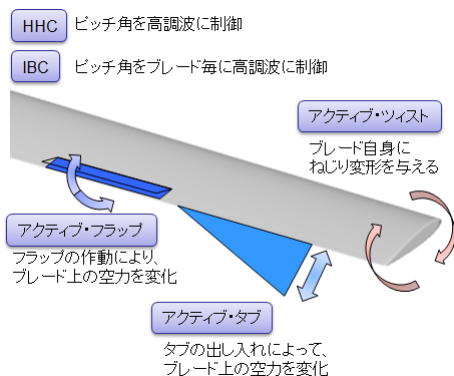


図1 種々のアクティブ・デバイス例

JAXA では、実大ロータに内蔵できるアクティブ・フラップの駆動機構の開発とブレードの設計について検討を進め^[1]、(1) アクティブ・デバイスを用いた騒音低減制御則の構築、(2) ヘ

リコプタ用統合解析ツールの開発、(3) 次世代アクティブ・デバイスの検討の3つの技術課題に絞って、BVI 騒音を6dB低減させる技術の開発を目標に、これまでに航空プログラム事業として研究開発を進めてきた。これまでの研究状況と得られた成果について紹介する。

2. 研究の技術課題

2.1 アクティブ・デバイスを用いた騒音低減制御則

アクティブ制御方式の基本はロータの回転に同期して、ロータが一回転する間に、複数回アクティブ・デバイスを動かすことにあり、動かし方については、いろいろな工夫が可能であるが、ベースとなるのが2~6回までの調和関数波形の駆動で、位相を変化させると、図2に示すようにBVI騒音が低くなる範囲が得られる。最大騒音低減能力はアクティブ・デバイスの駆動振幅とブレード自体の構造特性に大きく依存するが、自動的に騒音が最小となるよう駆動する位相を調整する制御則の構築が重要な課題である。今回はブレードの先端付近の圧力変動とBVI騒音の大きさとの相関関係に注目し、On-board で騒音制御が可能なシステムの構築を目指している。

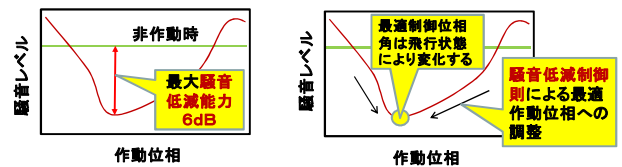


図2 BVI騒音低減能力と制御パラメータ

2.2 ヘリコプタ用統合解析ツール

BVI騒音の発生状況を正確に把握し、アクティブ・デバイスの駆動による騒音低減量を正確に予測することは低騒音ブレードを設計する上で不可欠であるが、在来の渦モデルをベースとした解析手法ではその予測精度に大きな問題があっ

た。CFD 解析技術によって、翼端渦を捉え、かつロータ回転面付近の流れ場を高精度で計算する必要がある。そのためには、高精度の数値スキームを採用し、かつ効率的にロータ回転面付近に計算格子を集中させる工夫が必要である。JAXA では、図 3 に示すような移動重合格子法を採用し、回転するブレード周りの計算格子をロータ面をカバーする内部背景直交格子内で移動させながら、格子間の情報を補間することにより、ブレード周りの空力解析と空間における翼端渦の効率的な捕捉を実現した^[2]。また、実機のヘリコプタは胴体の形状が複雑な場合が多く、胴体周りを非構造格子で分解したほうが効率的である。そのため、東北大学で開発された TAS-Code を胴体周りの非構造格子のソルバーに採用し、JAXA 独自で開発してきた重合構造格子ソルバーの rFlow3D と組み合わせ、JANUS コードを構築した^[3]。構造格子と非構造格子とのハイブリッド化により、高い汎用性と種々の形態の回転翼機に対応できる柔軟性を有する計算手法を実現した。図 4 に JANUS コード用の格子の一例を示す。また、図 5 に実機形状全機周りの流れ場の計算例を示す。

さらに、アクティブ制御によって、ブレードの弾性変形を引き起こし、空力効果を増幅させる設計思想があり、ブレードの弾性変形も CFD 解析と連成して計算していく必要がある。飛行時の揚力などの条件を満たすため、舵角も同時に調整していく必要がある。これらの多分野連成統合解析ができるように、JAXA では図 6 に示す rMode、rFlow3D/JANUS、rNoise の 3 段階の解析ツールを開発し、トリムや弾性変形も考慮してロータから発生する騒音を計算できるようにした^[4]。

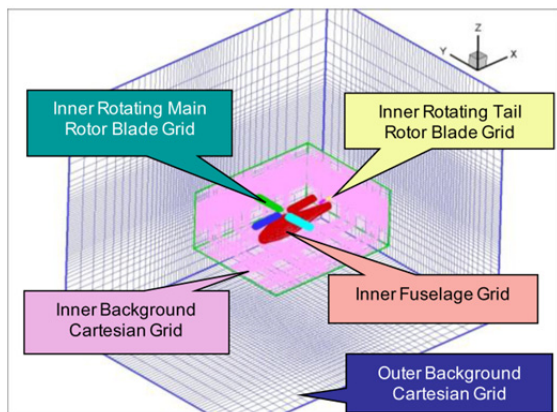


図 3 移動重合格子系

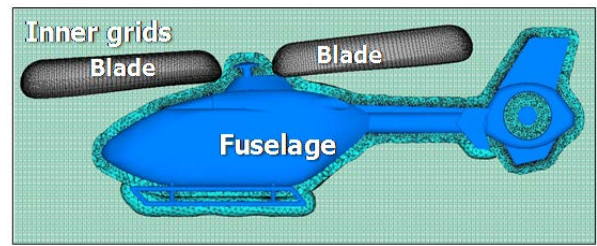


図 4 胴体周りを非構造格子で捉える JANUS コード用の移動重合格子系

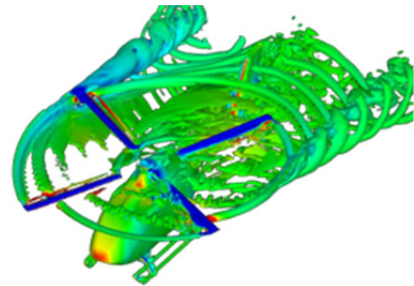


図 5 複雑なヘリコプタ全機周りの流れ場計算例

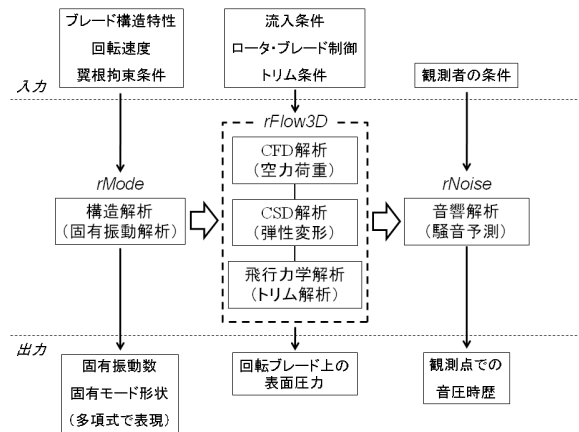


図 6 統合解析ツールの構成

2.3 次世代アクティブ・デバイス

図 1 に示す種々のアクティブ・デバイスの内、アクティブ・フラップは多くの研究例で採用され、実飛行試験例もあるが、高速で振動させる際は空力抵抗に打ち勝つ必要があるため、高い駆動パワーを要する。また、アクティブ・ツイストはブレード全面に圧電素子を貼り付ける必要があり、駆動技術が未熟である。アクティブ・タブは JAXA と国内メーカーと共同で特許を有する方式で、タブの出し入れに際しては、空気力と垂直方向になるため、タブ自体の慣性力に打ち勝つだけでよいというメリットがある。また、ブレード面積を増やせる効果がホバリング性能の向上に役立つことができる。BVI 騒音を 6dB 低減させる技術として、図 7 に示すアクティブ・タブを次世代のアクティブ・デバイスとし

て開発を進めている。目標性能は作動周波数 2/rev で 12mm 変位の達成である。

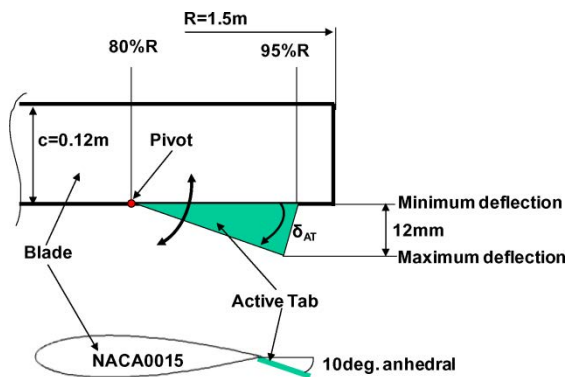


図7 アクティブ・タブ駆動機構の設計例

3. 主な成果

3.1 騒音低減実証風洞試験

JAXA が保有する 6.5m×5.5m の大型低速風洞にてヘリコプタの着陸時の飛行状態を模擬してロータ騒音を計測する風洞試験を実施した。図8に風洞試験時の様子を示す。第1段階の試験では、ロータの基本性能と騒音特性を把握した[5]。図9にBVI騒音が最大となる条件を探すために実施したロータ模型の迎え角変化による騒音波形とレベルの変化を示す。今年度中にアクティブ・フラップを最大 100Hz 以上高速に駆動し、ロータ騒音の低減量確認と制御則の実証を行う予定である。

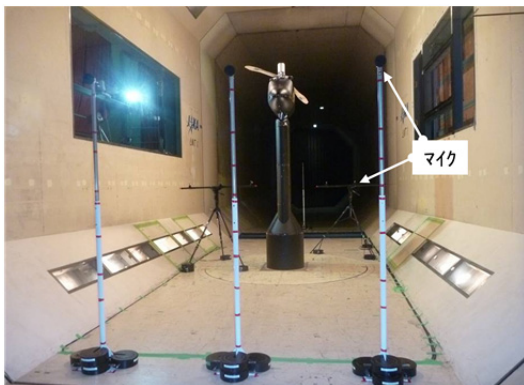


図8 アクティブ・フラップ内蔵ロータ・ブレードの風洞試験の様子

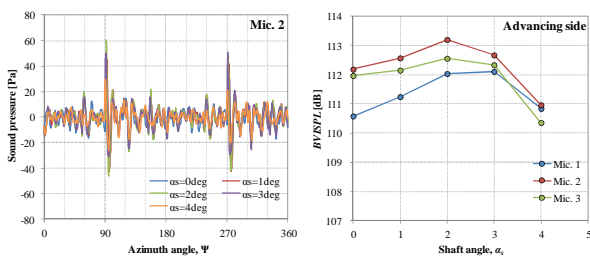


図9 ロータ軸の角度変化による騒音波形(左)と騒音レベル(右)の変化

3.2 回転翼航空機統合解析事例

アクティブ・デバイスによる騒音低減効果を精度よく評価するためには、騒音の相対予測精度を 2dB 未満に抑える必要がある。連成解析と騒音解析の精度検証は、HART-II プロジェクトで公開されているデータベース[6]を用いて、高調波制御のない場合(BL)と振動が最小となる位相(MV)と騒音が最小となる位相(MN)の3ケースについて、ブレード弾性変形(図10)と騒音(図11)の予測を行い、図12(右)に示すように、実験値と比較して目標の相対値 2dB 未満の高精度な予測が可能なる事を示した。

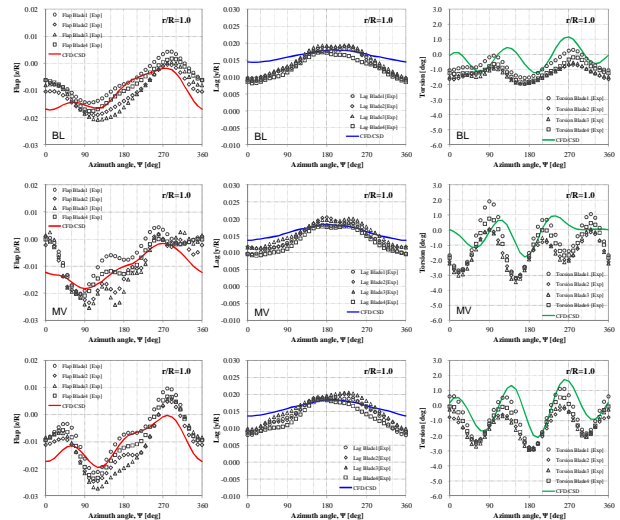


図10 ブレードの翼端の弾性変形量の比較

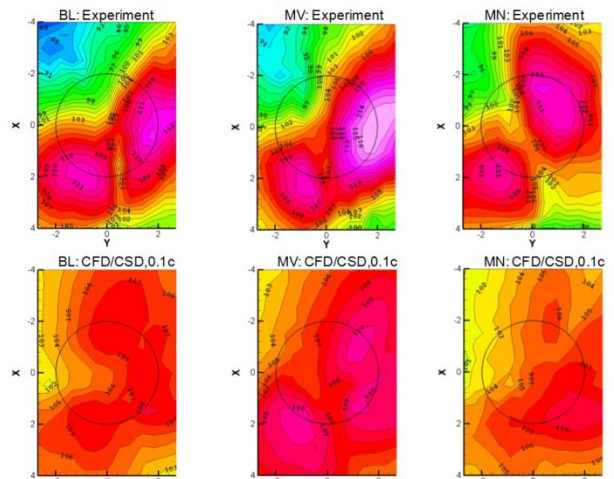


図11 騒音分布の実験値と計算値の比較

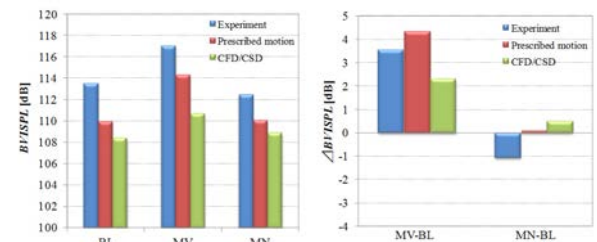


図12 最大予測騒音値の絶対値(左)と相対値(右)

3.3 アクティブ・タブ駆動機構の開発

図 13 に試作したアクティブ・タブの駆動機構部の写真を示す。ピエゾ・アクチュエータが発生する変位は2つのレバーから成る変位拡大機構で増幅されるとともに、ピボット周りの回転往復運動に変換されることでアクティブ・タブの進退運動を発生する。

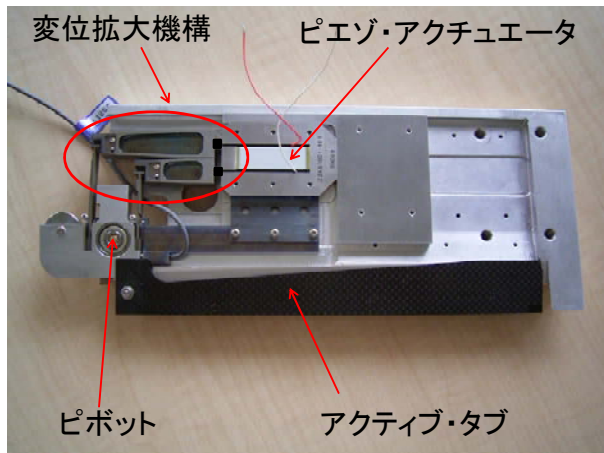


図 13 試作したアクティブ・タブの駆動機構

前述の目標性能に対する達成度合いを評価するため、アクティブ・タブ駆動機構の動特性試験を行った結果を図 14 に示す。

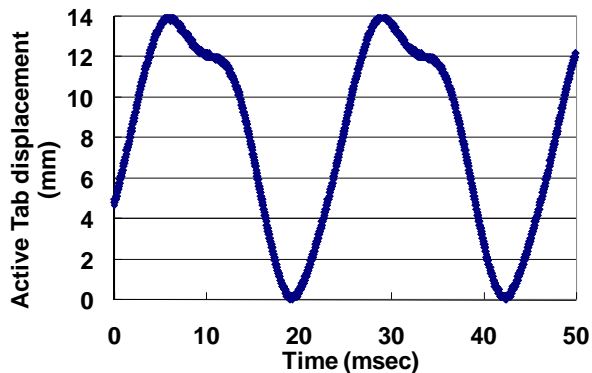


図 14 アクティブ・タブ駆動機構の動特性

2/rev で 14mm のアクティブ・タブ変位を達成し、目標性能を満たすことができた。目標のロータ・ブレードに搭載し、最大 6dB 低減できることを今後風洞試験や統合解析ツールを用いて、確認を行っていく予定である。

4. まとめ

ヘリコプタの低騒音化技術の研究において、アクティブ制御技術に注目し、オン・ボードの騒音低減制御則の実現、アクティブ・デバイス

の作動による騒音低減効果を精度よく評価できる回転翼機用統合解析ツールの開発と検証、次世代アクティブ・デバイスとしてアクティブ・タブの駆動機構の開発試作などを実施し、所定の研究目標を達成するために各技術課題の研究開発を進めてきた。今後は実用化に向けて技術の高度化と製造メーカへの技術移転をさらに図っていききたい。

参考文献

- [1] Kobiki, N., Saito, S., Fukami, T., Komura, T., “Design and Performance Evaluation of Full Scale On-board Active Flap System”, 63rd Annual Forum of American Helicopter Society, Virginia Beach, VA, May 1-3, 2007.
- [2] Y. Tanabe and S. Saito, “Significance of All-Speed Scheme in Application to Rotorcraft CFD Simulations”, 3rd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology, Nanjing, China, October 14-16, 2009.
- [3] Tanabe, Y., Saito, S., Takayama, O., Sasaki, D. and Nakahashi, K., A New Hybrid Method of Overlapping Structured Grids Combined with Unstructured Fuselage Grids for Rotorcraft Analysis, 36th European Rotorcraft Forum, Paris, France, September 9-11, 2010.
- [4] Y. Tanabe, H. Sugawara and S. Saito, “Construction and Validation of an Analysis Tool Chain for Rotorcraft Active Noise Reduction”, 38th European Rotorcraft Forum, Amsterdam, Netherland, September 4-7, 2012.
- [5] 菅原、田辺：アクティブ・フラップによるロータ騒音低減効果の予測、第 50 回飛行機シンポジウム、2012 年 11 月 5～7 日。
- [6] Marilyn J. Smith, Joon W. Lim, Berend G. van der Wall, James D. Baeder, Robert T. Biedron, D. Douglas Boyd, Jr., Buvana Jayaraman, Sung N. Jung, Byung-Young Min, “An Assessment of CFD/CSD Prediction State-of-the-Art Using the HART II International Workshop Data”, AHS 68th Annual Forum, Ft. Worth, TX, May 1-3, 2012.

小型無人機の衝突安全解析

航空プログラムグループ 無人航空機利用技術チーム
平林大輔、石川和敏

1. はじめに

JAXA では災害救助活動に有効な上空からの画像情報などを提供する災害監視無人機システムの検討を進めている^{[1][2]}。2012年11月には大樹町歴舟川上流での災害監視実証実験として、JAXA 初の非高密度有人地域(人口密度の少ない有人地帯)での飛行を行う予定である。ここでは実験場内(立ち入り制限区域)での飛行とは異なり、より高い信頼性と安全性が求められる。小型無人飛行機において2故障許容(2つの不具合が起きても重大な事故にならないこと)といった安全性を厳密に守ることは質量や寸法の制約が大きく難しい。災害監視無人機では2故障許容相当とするため、パラシュートを運動エネルギー軽減装置として搭載している。

さらに万一墜落や衝突に至っても被害を最小化する技術として衝突安全構造の研究を行っている。これは機体自体を衝突安全化する事でパラシュートのように作動の際のアクチュエータや電源が不要な、機体システムから完全に独立した対地安全性を提供するものである。

2. これまでの成果～半球状供試体での衝突実験～

小型無人飛行機のモデルとして半球状の供試体を、自動車の衝突試験等で用いられる人体ダミーに衝突させる実験を行った^[3]。人体ダミーの外観および主要諸元を図1に示す。

衝突時の安全指標として自動車などで用いられている以下の指標を用いた^[4-7]。

○基準/指標

①頭部障害基準 ([6]) $HIC < 1000$

(HIC : Head Injury Criterion)

$$HIC = \left\{ \frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} a dt \right\}^{2.5} (t_2 - t_1)_{\max}$$

a : 合成加速度 t : 時間

②頭部加速度 $< 200 \times 9.8 \text{ (m/s}^2\text{)}$

(または $250 \times 9.8 \text{ (m/s}^2\text{)})$

供試体はバンジー・カタパルト方式の射出装置を用いて人体ダミーに衝突させた。衝突実験装置の構成を図2に示す。



図1 人体ダミー外観および主要諸元

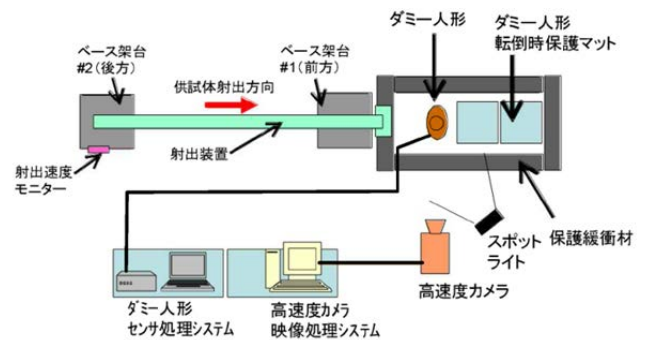


図2 衝突実験装置の構成

供試体材料は東レ(株)殿が開発した衝撃エネルギー吸収材料(SQ133)を用いた。安全防護具など装着者への衝撃軽減用として応用されているものである。供試体の概要を図3に示す。



図3 供試体の概要

衝突実験の結果、4.7kgの機体で10m/s程度の衝突であれば安全指標を十分満足することが分かった(図4、図5)。

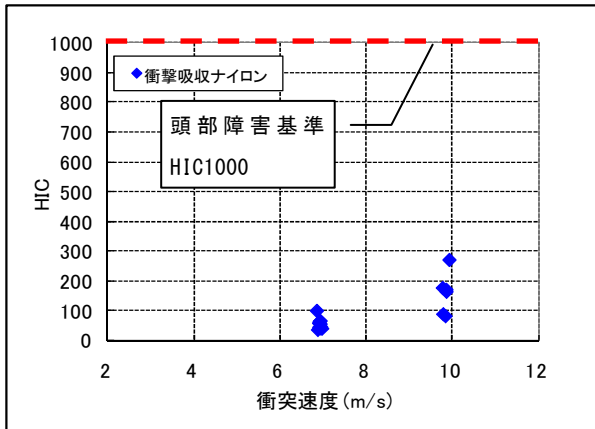


図4 HIC値(SQ133)

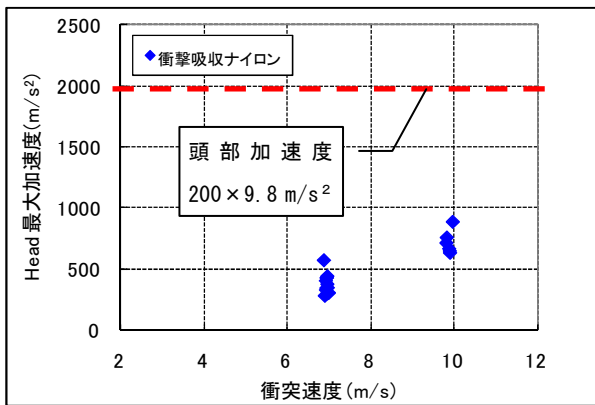


図5 頭部加速度(SQ133)

3. 実験結果の評価～人体ダミーへの衝突位置～

HICは実験結果のばらつきが大きく、FEMとの比較が容易ではなかったことから、実験時に取得した高速度カメラの画像データより実験結果のばらつきを評価した。

実験データの元となる人体ダミー頭部センサの位置と供試体衝突位置の衝突方向に対する高さずれを“測定点距離”(図6)として横軸にとり、衝突速度ごとにまとめた。更に実験と同じ測定点距離となるようにFEMモデルの人体ダミー姿勢を修正して計算を行い、結果を比較した(図7、図8)。

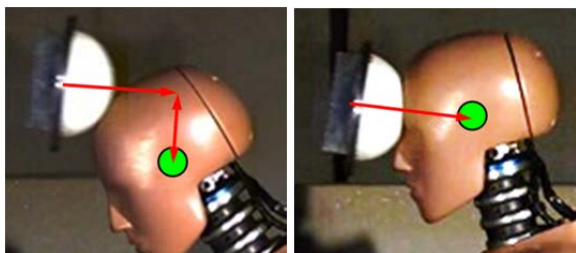


図6 測定点距離

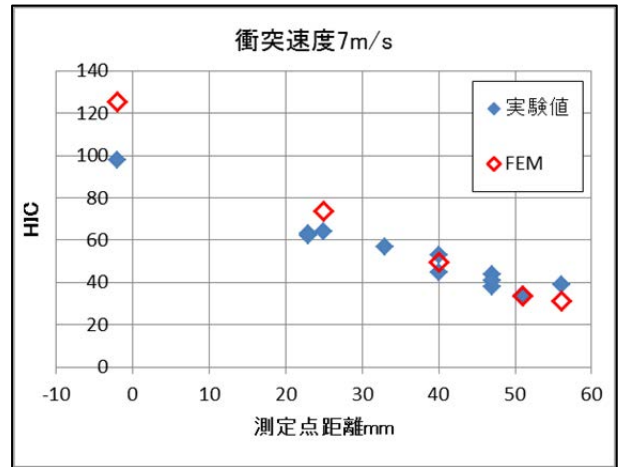


図7 HIC値(SQ133、衝突速度7m/s)

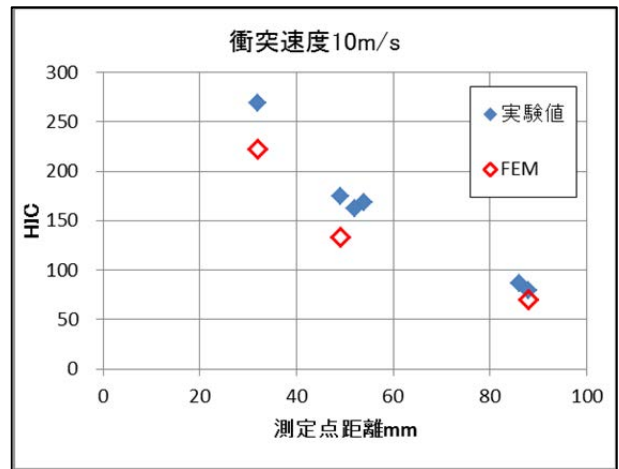


図8 HIC値(SQ133、衝突速度10m/s)

測定点距離を用いて実験結果をまとめることで、実験結果のばらつきは小さくなり、FEMによる計算結果も実験値と整合性がある事が分かった。

4. 実機衝突解析

4.1 実機モデルの衝突解析

これまでの検討を実機に適用するため、FEMモデルを半球状のものから実機形状に変更した。初めに現状のGFRP/バルササンドイッチ構造を主体とする機体のモデル化を行った(図9)。

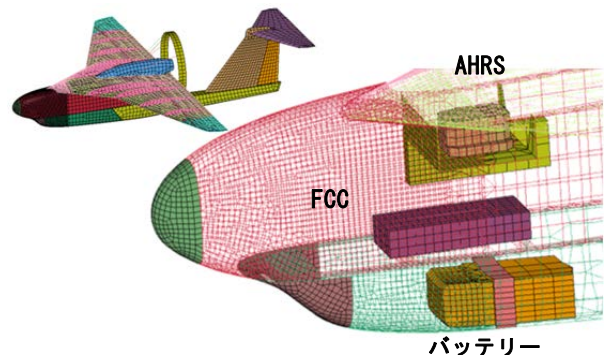


図9 FEMモデル

現状の実機ではノーズ先端は薄いGFRPのみで構成されており、衝突初期の頭部加速度のピークを抑えるように考慮されている。衝突の際に機体先端が潰れてしまった後の内部機器との衝突も考慮し、FEMモデルにはFCC、AHRS、バッテリーなども含めた。機体の質量は実機の最新の状態をもとに、これまでの4.7kgから5kgに修正した。

低速時は内部機器の衝突は起きず構造破壊の中で衝撃吸収できるため、衝突速度の増加に伴い緩やかにHICは上昇していく。衝突速度が上がり内部機器との衝突が起これば、衝撃吸収性能の低い、より硬い物体の衝突となるためHICは急上昇する(図10、図11)。

現状のGFRP/バルサ機体構造の衝突安全指標を満たす衝突速度は20m/s前後になるという計算結果を得た。

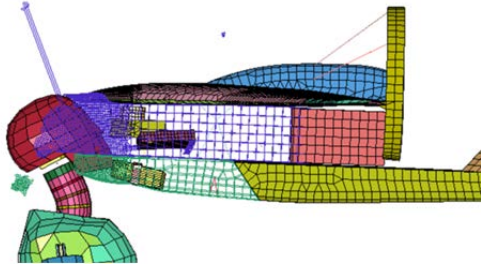


図10 内部機器の衝突(15m/s)

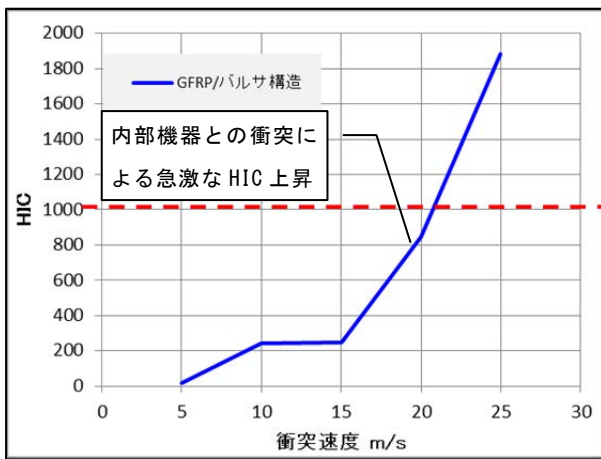


図11 HIC値(GFRP/バルサ構造)

4.2 衝撃吸収構造を持った機体の衝突解析

現状の機体モデルのノーズ先端から150mmを2mm厚の衝撃エネルギー吸収材料(SQ133)とした場合の衝突解析を行った。衝突速度ごとの衝撃吸収構造の変形モードを図12に示す。

低速時の衝突では衝撃吸収構造の先端が潰れることで衝撃を吸収するが、10m/s以上では衝撃吸収構造の座屈により衝撃を吸収している。20m/sでは衝撃吸収構造がほぼ潰れきって

いる(図13)。25m/s以上では衝撃吸収構造が潰れきり、反対向きに反った剛性の高い形状となるため頭部加速度が上昇しているものと考え

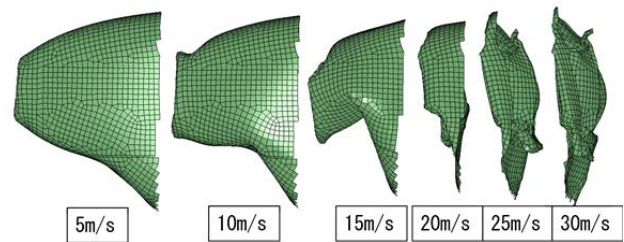


図12 衝撃吸収構造の変形モード

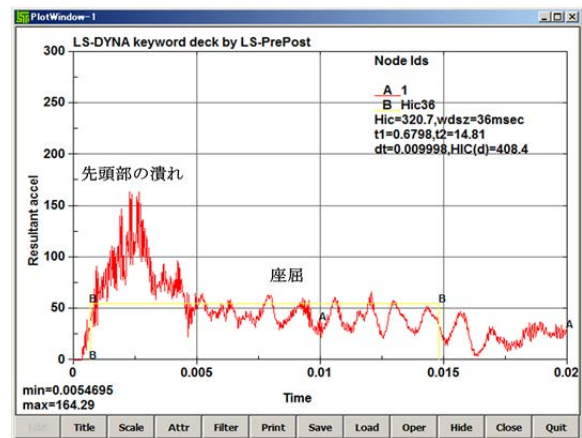


図13 頭部加速度の推移(20m/s)

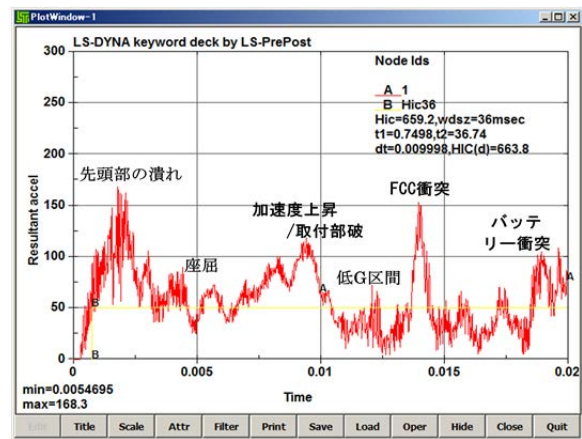


図14 頭部加速度の推移(25m/s)

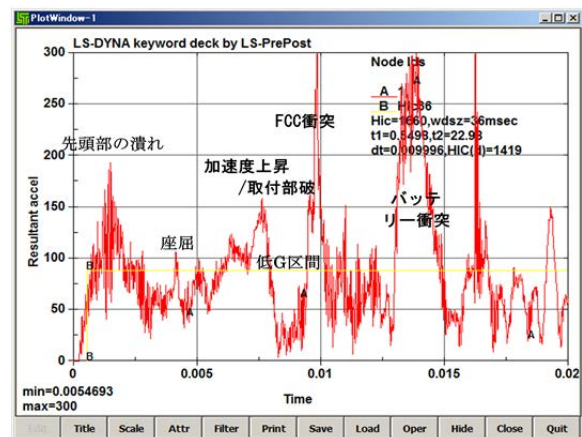


図15 頭部加速度の推移(30m/s)

衝撃吸収構造の取付け部となる機体構造側が破壊する時には、反力が無くなり頭部加速度が低い値になる。この状態では機体の減速も行われず、衝撃吸収構造の取付け部が破壊した時の速度を保ったまま、内部機器との衝突が起きるといった現象を確認した(図14)。

内部機器との衝突は 25m/s での衝突で発生しているが衝突安全の指標の範囲内に収まっており、30m/s では HIC、頭部加速度ともに急上昇して衝突安全指標の範囲を超えている(図15)。

衝撃吸収構造を用いた機体モデルでの HIC の推移を図 16 に示す。図 11 と比較して HIC が下がる事が分かる。

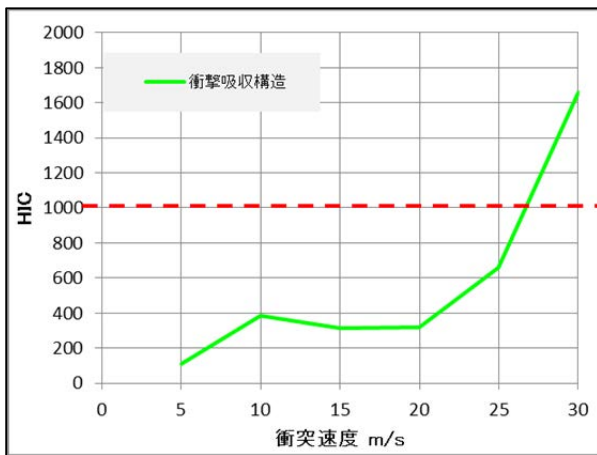


図 16 HIC 値 (SQ133)

5. FEM 計算結果からの考察

5.1 内部機器衝突の評価

現状の GFRP/バルサ構造であっても衝撃吸収構造(t=2mm)であっても内部機器との衝突が起きるまでは衝突安全指標の範囲を超える頭部加速度は発生していない。しかし内部機器との衝突が起きる場合、その衝突速度の僅かな上昇でも HIC、頭部加速度の急上昇につながる事が分かった。これは衝突安全性を評価する上で衝突安全指標の範囲内であっても、内部機器との衝突が起きる場合は FEM のモデル化されている内容や実験値をもとに慎重な評価を行うべきであることと考える。

5.2 衝撃吸収構造取付け部の評価

衝撃吸収構造の取付け部は、FEM モデルでは連続した要素のまま材料定義を変えるのみとした。しかしこの部位が破壊すると衝撃吸収ができなくなり、破壊時の速度を保ったまま内部機

器との衝突になってしまうため、実際に衝撃吸収構造を取り付ける際には十分な強度を持たせる必要がある。衝撃吸収構造取付け部設計は重要な要素と言える。

6. まとめと今後の展開

現状の GFRP/バルサ構造での衝突安全指数を満たす衝突速度は 20m/s 前後、衝撃吸収構造での衝突速度は 25m/s 前後となる見込みを得た。

これらについては現在供試体を製作中であり、後日衝突試験によって実験値と FEM の整合性を評価する計画である。

実際の衝突安全速度を決定する際には、内部機器衝突と衝撃吸収構造取付け部設計に対して注意が必要であると考えます。

今後衝突安全技術を適用できる機体規模の検討や衝突位置による衝突安全性の違い、衝撃吸収構造の設計手法などの研究を推進し、小型無人飛行機の利用拡大につながるような安全基準にしていきたいと考える。

参考文献

- [1] 佐々修一、松田幸雄、中舘正顯、石川和敏；災害監視無人機システムの検討, 第 44 回飛行機シンポジウム, 1E9, 平成 18 年 10 月
- [2] 石川和敏他；災害監視無人機システム(固定翼型)の研究開発について, 第 47 回飛行機シンポジウム, 2D4, 平成 21 年 11 月
- [3] 村山勉、石川和敏；衝撃吸収構造をもつ小型無人飛行機の対人衝突試験, 第 49 回飛行機シンポジウム, 3G5, 平成 23 年 10 月
- [4] 金子宣彦、石川和敏；小型固定翼無人機の衝突安全と解析, 第 47 回飛行機シンポジウム, 2D2, 平成 21 年 11 月
- [5] 石川和敏、村山勉；小型無人飛行機の衝突解析と損傷軽減のための機体構造の検討, 日本航空宇宙学会 第 41 期年会講演会, A21, 平成 22 年 4 月
- [6] 村山勉、石川和敏；小型無人飛行機の対人衝突に関する基礎試験, 第 48 回飛行機シンポジウム, 3C2, 平成 22 年 12 月
- [7] 国土交通省；道路運送車両の保安基準の細目を定める告示, 平成 14 年国土交通省告示第 619 号, 平成 16 年改正(歩行者頭部保護基準)

デューティ保証ヒータコントロール装置の研究

月・惑星探査プログラムグループ
森 治、白澤洋次

1. はじめに

限られた共通の資源を使用する複数の構成要素からなる大型の系では、資源の不足を避けるため、各要素への資源の分配方法を管理することが重要である。複数の点をヒータで温度調整する宇宙機もこのような系の一例である。ヒータ制御に単純なサーモスタットを用いた場合、各箇所のスイッチが同時に入って急激に消費電力が増える現象が起こりうる。供給電力が厳しく制限される宇宙機においては、このような消費電力の増加に対応するために余裕を持って供給電力を確保することは難しい。

JAXA の小惑星探査機「はやぶさ」や小型ソーラー電力セイル実証機「IKAROS」においては、ヒータに使用できる電力が非常に厳しく制限されていたため、消費電力のピークが指定値以下に保たれるように各要素のヒータスイッチの ON/OFF 制御を管理する装置(HCE, Heater Control Electronics)を搭載していた。この装置は、各要素に対する電力の割り当てをデューティ制御方式により管理しヒータの消費電力を平均化してピークを抑えることに成功した^{[1][2]}。

「IKAROS」においては、高度な制御が行えないためにデューティテーブル設定を固定し厳密に電力を平滑化する方式を採用していた。この方式においては、事前に設定するデューティテーブル策定において制御対象要素の熱数学モデルに誤差がある場合には規定の温度を下回る要素が生じる危険性があった。また熱環境が変化する場合への適応性が低く、頻繁にデューティテーブルを書き換える必要があった。「IKAROS」はスピン探査機であったため熱環境が比較的良好であったが、熱条件が厳しい3軸制御衛星などにおいては適応性のない固定デューティ制御方式を採用するリスクは高い。

「はやぶさ」においては、各機器の温度状態に応じて優先度を設定し、固定デューティテ

ブル設定をもとに規定電力を超えない範囲で優先度の高い順にヒータを ON にする機器を決定する、という方式を採用していた。これにより消費電力を平滑化するとともに熱環境の変化に対する適応性を持たせることにも成功した。しかし、デューティテーブル設定は固定されているため制御対象要素の熱数学モデルに誤差がある場合には平衡状態においても温度が振動的になるという問題があった。このため、より狭い温度範囲に制御すべき機器に対しては規定の温度を下回る危険性があった。

著者らはこのような問題を解決するため、厳密に電力の平滑化を行いながら、熱環境変化へ適応するようデューティテーブルを更新する適応型デューティ更新制御方式を採用したヒータ制御システムを提案している^{[3][4]}。

また、「はやぶさ」のような中央制御装置を用いたヒータ電力管理方式では、制御装置と各要素の間に信号ライン及び電源ラインを必要とするためサーモスタットを用いる方法に比して配線が複雑になる。このため設計・開発段階において制御対象機器の配置・計装に制約が多くなり、設計変更時や別の宇宙機への応用において柔軟性に欠く。さらに単一の制御装置で管轄する場合、この装置の故障がヒータシステム全体の損失につながる危険性がある。この問題も解決するため、著者らはヒータ制御を分散制御システムにより行うことを提案している。これは、各温度制御点に対応して制御装置を配し、それぞれが協調して電力を消費する権限を授受しあうことで指定値以下の消費電力でヒータ制御を実現するものである(図1)。このように各制御点における制御装置に汎用性を持たせる事でバス構成に高い自由度を与えることも可能となり、また単一故障でヒータシステム全体の損失につながることはない。

このような分散制御システムは、カードゲー

ム方式により電力消費権の授受を行うことで実現する。この方式では、温度制御対象となる各要素のうちひとつがホストとなり残りがクライアントとなる。ホストは一定時間電力消費する権限すなわちヒータを ON にする権限を持つ。これにより限られた電力資源を各要素に分配する。その後、ホストはクライアントからその温度情報と電力消費権の待ち時間の情報を収集し次に電力消費権を渡す要素を決定する。電力消費権を受け取った要素は次のタイムステップでホストとなる。これにより、厳密に電力の平滑化を行いながら熱環境の変化に対応させる。

本研究では、特に小型衛星用ヒータ制御システムとして適用可能な分散化 HCE を新たに開発し、制御則の有効性を数値シミュレーションおよび地上実験によって検証した。本論文ではこの結果について議論する。

本方式は宇宙機の熱制御だけでなく、地上の大規模システムにおける電力制御にも応用可能である。特に近年スマートグリッドの普及により注目されるデマンドレスポンス^[5]の研究の主要な目的である需要電力ピークの平準化問題に対してリソース制約を考慮した本方式の適用が期待できる。

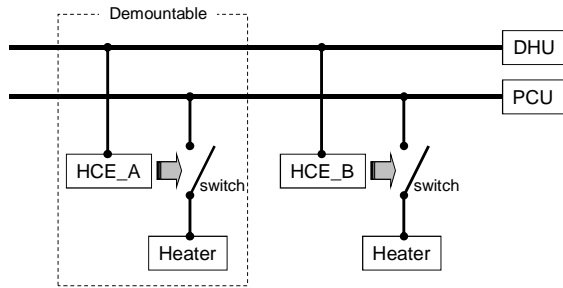


図1 分散制御システム

2. 制御手法

2.1 固定デューティ制御

制御対象の要素の数を m とし、 i ($i = 1, \dots, m$) 番目の要素の温度を T_i 、目標温度を T_i^* 、入力熱量を q_i とする。簡単のため各要素間の熱伝導がなく各要素の温度は独立に振舞うと仮定すると熱平衡方程式は次式で表される。

$$\dot{T}_i = \alpha_i T_i + q_i \quad (1)$$

ここで、 α_i の見積もり値を $\tilde{\alpha}_i$ として

$$q_i = \tilde{\alpha}_i T_i^* \quad (2)$$

で熱入力を与える場合を考える。このとき必要となる総消費電力 J は

$$J = \sum_{i=1}^m \tilde{\alpha}_i T_i^* \quad (3)$$

で表され、一定値である。平衡状態における i 番目の要素の温度 \bar{T}_i は次式で与えられる。

$$\bar{T}_i = \frac{\tilde{\alpha}_i}{\alpha_i} T_i^* \quad (4)$$

この式より、熱の散逸項の見積もりが正しければ式(2)の熱入力を与えることで目標温度に収束させられることがわかる。しかし、熱の散逸項の見積もりが不正確であると、その要素の温度が目標温度と大きく異なる値に収束してしまう可能性がある。

2.2 適用型デューティ更新制御

この問題を解決するために、適応的に熱の散逸項の見積もり値を修正していく方法を提案する。各要素の温度に上限値と下限値を設定し、下限値を下回った要素は電力を優先的に分配してもらい、上限値を上回った要素は電力を受け権利を持ってヒータのスイッチを入れないようにすることで、ある一定の範囲内に温度を維持する手法をとる。この例外処置を加えることで固定デューティの更新を促進する。デューティの更新は予測値と実績値を勘案して行う。

さらに、 α_i の見積もり値 $\tilde{\alpha}_i$ を以下の漸化式にしたがって適応的に修正していく手法を提案する。

$$\begin{aligned} \tilde{\alpha}_{i,k+1} &= \tilde{\alpha}_{i,k} - \beta(\tilde{\alpha}_{i,k} - \tilde{\alpha}_{i,actual}) \\ &= (1 - \beta)\tilde{\alpha}_{i,k} - \beta\tilde{\alpha}_{i,actual} \end{aligned} \quad (5)$$

ここで β は 0 から 1 の間の値をとる重みパラメータである。 $\tilde{\alpha}_{i,actual}$ は実際の電力分配の履歴から計算される α_i の「実績値」に相当する。

2.3 カードゲーム方式

電力分配を簡素なシステムで実現するため、各要素は一定の供給電力を時分割方式で共有する。ある時間ステップごとにホストを決定し、そのステップの間ひとつの要素(ホスト)がヒータを ON にする権限を持ち、他の要素(クライアント)はヒータを OFF にし待機する。

i 番目の要素への電力分配のデューティ比 n_i は次式で与える。

$$n_i = \frac{J}{q_i} = \frac{J}{\tilde{\alpha}_i T_i^*} \quad (6)$$

これは、 i 番目の要素 n_i 回に 1 回の割合でヒータを ON にすれば平均すると式(2)で与えられる熱入力を得ることができるという指標である。

各時間ステップにおけるホストをカードゲー

ム方式によって決定するために、各要素にエージェントソフトウェアを持たせる。

ホストは全てのクライアントからカードを集め、その情報に従い次のホストを決定する。カードには‘Onカード’、‘Coastカード’、‘Skipカード’の3種類がある。クライアントは、その要素の温度が下限値を下回っていれば‘Onカード’、上限値を上回っていれば‘Skipカード’、どちらでもなければ‘Coastカード’を提示する。‘Onカード’には、下限値に対する相対温度情報が付加され、これが最も大きいクライアントが次のホストに選ばれる。‘Coastカード’には、 $n_i - n_{intvl}$ がカード値として付加され、‘Onカード’が出されていない場合には、このカード値が最も小さいクライアントがホストとなる。ここで n_{intvl} は最後にホストになってからクライアントとして待機したステップ数を表す。‘Skipカード’にはカード値はなく、‘Onカード’と‘Coastカード’が出されていない場合以外にホストとなることはない。

3. 実験装置

提案した制御則について検証するために実験を行った。図2は実験に用いた制御回路、ヒータ、温度計を示す。この制御回路がひとつのHCEに相当し、搭載するCPUにカードゲーム方式の制御ロジックを実装している。デューティ制御については、計算負荷を減らすためにデューティ値は $2 \leq n_i \leq 31$ の範囲に制限しており、演算結果がこの範囲を超える場合は上限値、下限値に飽和するようにしている。基板のサイズは $27\text{mm} \times 41\text{mm} \times 6.3\text{mm}$ で、宇宙用の部品で構成された回路は小型衛星においても搭載可能な仕様になっている。ヒータの抵抗は 5Ω で、ヒータ電源の電圧は 5V となっている。すなわちヒータにスイッチが入れば 5W の電力が消費される。温度計は温度にほぼ比例する抵抗値を持ち、分解能は 0.25°C である。

図3に実験装置の概観図を、図4に通信ネットワークの概念図を示す。各HCEはカードゲーム方式の制御を実現するためにLIN通信(Local Interconnect Network)で連結されており、制御周期が1秒となるように情報交換を行う。これらの通信状況をモニタするために、LIN通信にはRS232C変換を介してPCが接続されている。

これは実際の宇宙機におけるDHU(Data Handling Unit)に相当する。PCからは各チャンネルの制御パラメータである、初期デューティ、上限・下限温度、初期ホストチャンネル、および制御モードを設定する。制御周期は1秒で、各チャンネルが提示するカード値およびデューティの値は整数値としている。式(6)の演算結果がこれを外れる場合は値が飽和するようにしている。

各ヒータ、温度計は温度制御対象としてアルミ板に貼り付ける。プレートのサイズはチャンネルごとに変えており、また熱伝導の影響もみるために一部のチャンネル間を別のアルミプレートで接続できるようにしている。

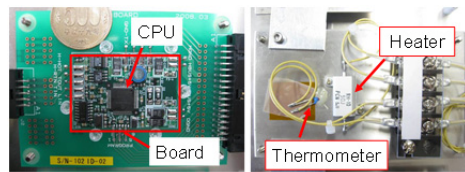


図2 制御回路基板

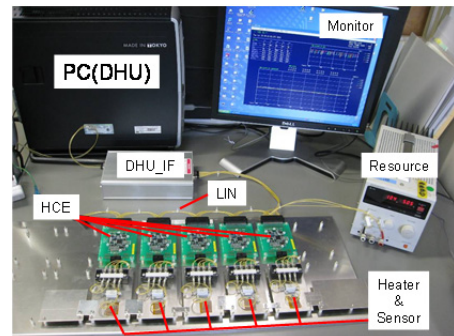


図3 実験装置概観図

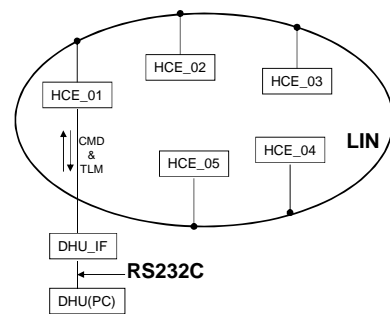


図4 エージェント間のネットワーク

4. 実験結果

実験結果を以下に示す。図5は $\beta = 0.0$ すなわち固定Duty制御の結果である。デューティテーブルは $(n_1, n_2, n_3, n_4, n_5) = (5, 5, 5, 5, 5)$ としている。縦軸はOnカード提示状態となる基準温度に対する相対温度をとっている。この実験では、基準温度より低い温度から熱制御をはじめ、実

験開始後約 1500 秒で各要素は基準温度に達しており、基準温度設定に対して電力リソースが十分にある状態となっている。

一方、図 6 は同じ $\beta = 0.0$ すなわち固定デューティ制御の結果を示しているが、基準温度を 1°C 高く設定しており、リソースに十分な余裕がない状態を模擬している。基準温度より低い温度から熱制御をはじめ、実験開始後約 1500 秒で各要素は基準温度に達している。しかしその後、いくつかの要素については、一定の期間 Host となれず基準温度を下回り 0n カードを提示する状態に陥っている。これはモデル化誤差の影響で適切なデューティの値をとっていないためであるといえる。

図 7 は同じ初期デューティテーブルで $\beta = 0.1$ の適応型デューティ更新制御を行った場合の結果である。約 2500 秒までは $\beta = 0.0$ の場合と同様に 0n カードを提示する状態が続くが、1500 秒から 2500 秒の間にデューティの値が更新され、その後はいずれのチャンネルも基準温度を上回る温度で収束している。最終的にデューティテーブルは $(n_1, n_2, n_3, n_4, n_5) = (4, 4, 6, 7, 4)$ に収束している。これより、デューティの更新がうまく機能して、温度を適切な状態に保てる事が確認できた。

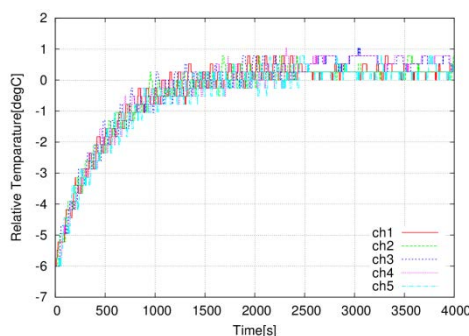


図 5 固定デューティ制御結果 1

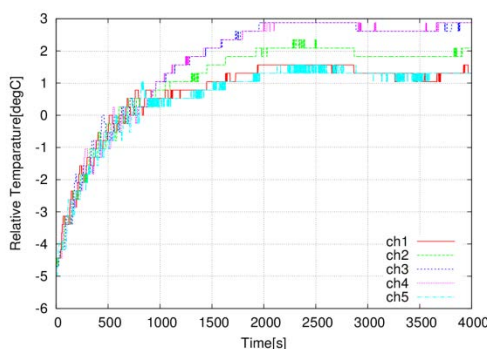


図 6 固定デューティ制御結果 2

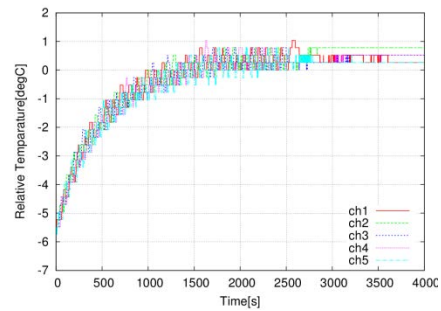


図 7 適用型デューティ更新制御結果

5. まとめ

本論文では、分散化ヒータ制御システムを開発し、制御則の有効性を地上実験によって検証した。このシステムでは、各熱制御対象に配置したエージェントが互いに通信しあい、カードゲーム方式により制約電力の分配方法を決定する制御方式を採用しており、柔軟なシステム構成が可能となる。また各制御対象の温度が適切に収束するように、電力分配決定時に適応的に熱容量モデルを更新する制御則も採用した。この熱制御システムの有効性を検証するため、宇宙用部品を使用し、小型衛星への搭載も想定し小型に設計されたエージェントの評価基板を開発し、実験を行った。実験の結果、熱容量モデルに誤差があっても適応的に修正され、制御則が適切に機能することが確認された。

参考文献

- [1] 萩野慎二：小惑星探査機「はやぶさ」の開発と成果，NEC 技報，Vol. 64, No. 1, pp. 130-138, 2011.
- [2] 梅里真弘，岡橋隆一：小型ソーラー電力セイル「IKAROS」の開発，NEC 技報，Vol. 64, No. 1, 2011, pp. 46-49.
- [3] Kawaguchi, J. and Mori, O.: A New Cooperative Multi-Agent Heater Controller with its Applications, The 57th International Astronautical Congress, IAC-06-D1. 2. 05, Valencia, 2006.
- [4] 川口淳一郎，森治，津田雄一，中谷幸司：資源の制約をとまなう自律分散型制御，特開 2008-90607.
- [5] Farrokh, R. and Ipakchi, A.: Demand Response as a Market Resource Under the Smart Grid Paradigm, IEEE Transactions on Smart Grid, Vol. 1, No. 1, 2010, pp. 82-88.

ワイヤ投擲型プローブシステムの研究

月・惑星探査プログラムグループ
大槻真嗣

1. はじめに

月惑星表面探査（有人、無人問わず）ミッションにおいて、サンプル採取やカメラ観測等の作業は必須である。ローバでは遠距離・多地点で作業可能だが、非常に長い移動時間を要し、耐故障性も低い。一方、着陸機に取り付けられたマニピュレータは短時間で作業可能だが最大到達距離が数 m に限られる。また、ローバや宇宙飛行士では、堅穴や中央丘上部など地形が厳しく危険な場所へ到達することは困難である。以上より、到達距離がある程度長く、短時間で作業を実施でき、探査の空白域を埋めるためのミッションツールの開発は急務であり、世界的にも未だ有効手段がないため、日本主導での開発を進める意義は大きい。

本研究では、ワイヤ投擲型プローブ（以下、WCP と略）と呼ばれるワイヤの先端に観測装置やサンプル採取装置などのミッション機器を取り付け、機器の回転投擲・回収により着陸地点から数百 m の範囲で繰り返し機器の配置を行えるシステムの研究開発を進めている。本稿ではその状況について報告する。

2. ワイヤ投擲型プローブ

月惑星表面におけるミッションを補助するツールの役割は、主に、観測機器の任意の位置への配置、把持・研削等の観測補助である。本研究では、前者の役割に焦点を当てている。

一般的にミッションプローブとして、ローバ、マニピュレータ、飛行機が考えられる。新たに本研究で扱う WCP を加えて、観測機器の位置決めという観点から、位置決め距離と運用時間でそれぞれ適したものを現状の性能で分類すると表 1 のようになる。日本のミッションで現状求められているのは、迅速かつ広い範囲の探査であり、本提案のようなプローブが適切である。

表 1 ミッションプローブの分類（運用距離と時間）

Optimal probes	Operation time		
	Short < a hour	Middle < a day	Long ≥ a day
Short < 2m	Manipulator	Manipulator	Rover
Middle < 300m	Casting	Casting	Rover
Long ≥ 300m	Plane*	Plane*	Rover

*...only in air on Mars or the earth

そこで、WCP が実現可能か、図 1 のように開発された実験装置を用いて、その投擲精度の改善や繰り返し投擲の方法、宇宙仕様化について検討を進めている。WCP は回転投擲用のアーム、投擲物、カウンターウェイトとそれらを支える土台とアクチュエータにより構成される。カウンターウェイトは、遠心力による偏心作用を軽減するための調整装置であるが、完全に偏心をなくすことは難しい。また、固定および回転フリーのプーリ 2 つとベルトにより構成される姿勢維持機構により、投擲物の姿勢を常に絶対空間で一定になるように設計され、投擲後の姿勢を任意に設定できるよう工夫されている。

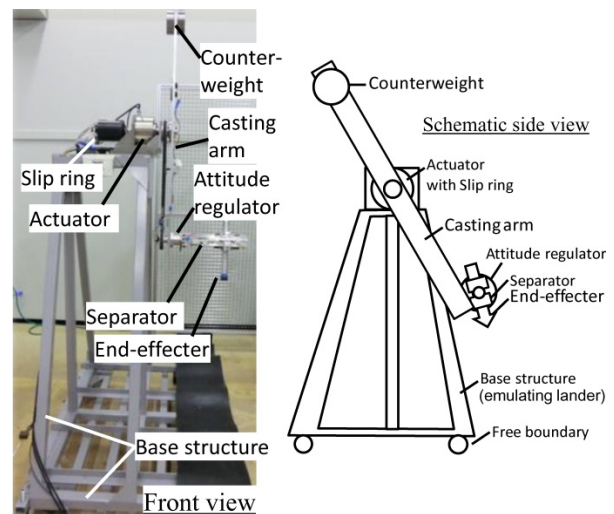


図 1 WCP の回転投擲装置の実験装置図と概要図

3. ワイヤ投擲型プローブの研究課題

3.1 投擲精度の向上

WCP の大きな課題のひとつとして、投擲精度つまり位置決め精度の向上が考えられる。WCP の投擲精度を悪化させる主な原因は投擲時の目標姿勢に対する誤差、投擲物のリリース時間の遅れ/進み^[1]となる。後者の問題については文献[1]にて解決済である。

図 2 に示すように、投擲視線方向への誤差は WCP システムのロールとヨー方向の姿勢誤差が大きく影響し、投擲垂直方向へはロールの姿勢誤差が大きく影響する。

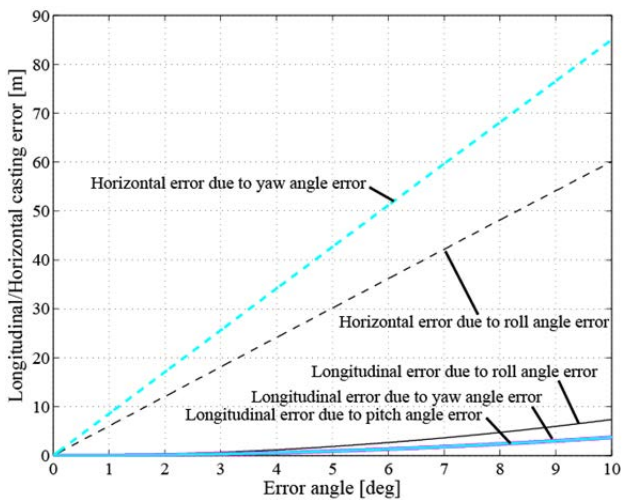


図 2 各姿勢誤差と投擲誤差の関係

このような姿勢誤差を発生させる主な動的要因は、投擲時の回転アームによる振動である。その面外振動はアーム構造の柔軟性と面外方向への偏心により発生する。一方、面内振動はアームの面内方向の偏心により発生する。これらは実験的に確認されている。

アームの剛性を上げることで面外振動を低減することはできるが、偏心を完全に排除することは難しいため、面内振動に対しては能動的に抑制する装置が必要となる。ここで、ヨー方向ならびにロール方向の姿勢誤差に対しては、振動抑制のためのアクチュエータを用い、ピッチ方向の誤差はアームの回転角度制御により抑制する。

3.2 繰り返し投擲の実現

WCP の役割として、迅速に半径数百 m 円内の任意の多点へ観測機器を配置することにある。そこで、一度だけでなく、繰り返し投擲を実現することもひとつの課題となる。繰り返し投擲

のためには、観測後に機器を回収する必要がある。その際、一般的にはワイヤで引っ張り回収する機能が必要となる。使用するワイヤはザイロン等スーパー繊維が候補となり得るが、繰り返しの回収によるレゴリス付着、巻き込みが問題となる。真空環境下でのレゴリス付着は静電誘導によるものが主となるが、その場合、付着後に取り除くことは非常に困難である。したがって、ワイヤとレゴリスとの電位差をなくし、限りなく付着を防ぎ、また、浮遊レゴリスの付着を中和器等で軽減することも考えられる。

最後にワイヤの繰り出しと巻き戻しの際に、ワイヤがからまないようにするための機構の開発も今後の課題と想定している。

4. まとめ

将来の月惑星探査のために新たなミッションプローブとして、ワイヤ投擲型プローブを紹介した。ローバやマニピュレータ、飛行機等それぞれプローブとして優れた機能を持つが、ワイヤ投擲型プローブは比較的短時間に最大半径 300m 程度円内の任意位置へ観測機器を設置することが可能と見積もられている。そのメリットを活かして、人やローバが行けない、中央丘中腹や縦穴底等へも容易に観測機器を設置することが可能と考えている。

ワイヤ投擲型プローブの今後の課題として、投擲精度の向上、繰り返し投擲の実現が考えられている。本稿では、投擲精度の向上には回転アームの剛性を上げるだけでなく、能動的に振動を抑制するアクチュエータが必要なことを述べた。また、繰り返し投擲実現のために必要な課題も明らかにした。

今後、地上にて 50m 程度の投擲実験を実施する予定である。また、振動抑制策の実験的確認、宇宙仕様化の検討、繰り返し投擲のための巻取・繰出機構の開発を予定している。

参考文献

[1]H. Arisumi, M. Otsuki, S. Nishida, Launching Penetrator By Casting Manipulator System, Proceedings of 2012 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 2012.

リアルタイム OS の開発・実証

情報・計算工学センター
石濱直樹

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構(JAXA)では、宇宙機搭載用計算機システム全体の信頼性に寄与する『機能』をもつ高信頼性リアルタイム OS(TOPPERS/HRP カーネル、Safety カーネル)を開発した。

本リアルタイム OS は、H-IIB ロケット 3 号機の第 1 段、第 2 段誘導制御計算機(GCC)および慣性センサ(IMU)に初搭載された。

本稿では、高信頼性リアルタイム OS の概要・特長、実証結果、今後を述べる。

2. 高信頼性リアルタイム OS

高信頼性リアルタイム OS(以下、RTOS)は、TOPPERS/HRP カーネルと Safety カーネルから構成されている。

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(図 1)
- ・ 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

TOPPERS/HRP カーネルは、RTOS の主体をなす。Safety カーネルは、TOPPERS/HRP カーネルとアプリケーションの状態を監視し、HRP カーネルに異常が生じた場合には、TOPPERS/HRP カーネルに代わって、アプリケーションの実行を制御する。

2.1 TOPPERS/HRP カーネルの特徴－機能

TOPPERS/HRP カーネルは、オープンソースの μ ITRON4.0 準拠の 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。

機能としては、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(図 1)。

- ・ 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)

2.2 Safety カーネルの特長－機能

TOPPERS/HRP カーネル上、又は TOPPERS/HRP カーネル自身に復旧不可能な異常が生じ、全てのソフトウェアが動作しない状況下に陥った場合、メモリがいかなる状態でも(仮に壊れていたとしても)、予め設定したイベント処理を行い、計算機システムの安全性を確保することができる。イベント処理の動作ログを記憶し、復旧後に読み出すことができる(図 1)。

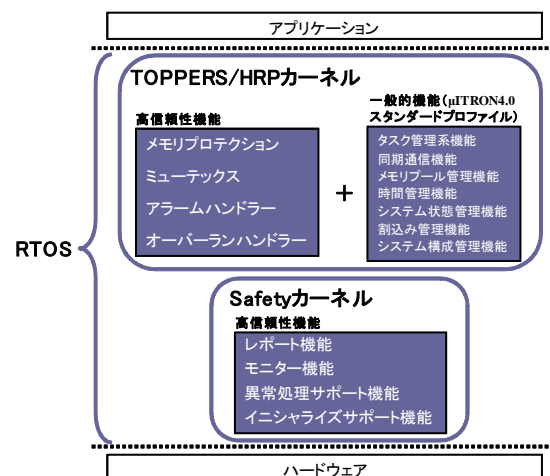


図 1 TOPPERS/HRP カーネルと Safety カーネル

2.3 高信頼性 RTOS の特徴－検証

市販 RTOS の検証は、アプリケーションサー

ビスインタフェース(API)の確認にとどまっておろ、アプリケーションと比べて不十分であった。そこで、JAXA は、検証のプロセスだけではなく、リアルタイム OS に絞った検証の具体的な観点・やり方を「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。

本ハンドブックでは、観点・やり方の部分について、検証作業者が、検証要求の意図を正しく理解したうえで、テストを円滑かつ確実に進めることができるように、目的設定、分析、設計の方法についてまとめている(図 2)。

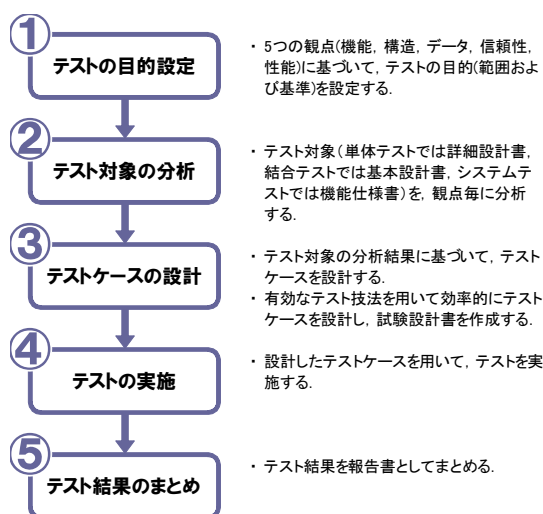


図 2 ハンドブックにおけるテストの進め方

3. 高信頼性リアルタイム OS のフライト実証

本 RTOS は、2012 年 7 月 21 日に打ち上げられた H-IIB ロケット 3 号機の第 1 段、第 2 段誘導制御計算機(GCC)および慣性センサ(IMU)に搭載され、フライト実証された。

また、2.3 項であげた検証ガイドラインを適用して開発した本 RTOS は、ユーザに対しリリースした以降、1 件のバグも出ることなく、検証ガイドラインの有効性もあわせて実証されたと考える。

更に、本フライトを成功させるために、通常ユーザサポートに追加して、搭載ソフトウェアがリアルタイム OS を間違った使い方をしていないかの独立検証を実施し、搭載ソフトウェア開発を支援した。



図 3 H-IIB ロケット 3 号機の打ち上げ

4. まとめ

本稿では、高信頼性 RTOS の概要・特徴と実証結果を述べた。

本 RTOS は、今後打ち上げられる H-IIB、H-IIA ロケットに搭載されるだけではなく、イプシロンロケットの誘導計算機、慣性センサー、ALOS2 などの人工衛星にも搭載される計画になっている。今後は、これらのユーザに対してユーザサポートを実施していく。

また、本 RTOS は、宇宙機だけではなく信頼性が要求される産業分野でも利用することが可能と考えられるため、今後は、宇宙だけでなく、他の業界でも使用されるように普及活動が必要だと考える。

参考文献

[1] <http://stage.tksk.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

ソフトウェアプロセス改善と標準化

情報・計算工学センター
金子達哉、宮本祐子、片平真史

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（JAXA）では、高い信頼性が要求される輸送機、人工衛星、地上システムの開発を行っている。それらの一部であるソフトウェアも同様に高い信頼性が要求される。また、ソフトウェアに求められる機能が増えており、そのため、ソフトウェアの重要性、複雑度が年々高まっている。

JAXA では、ソフトウェアの品質を確保するためには、作成した製品の確認だけでなく、ソフトウェアの開発プロセスにおいて品質を作りこむ事が重要と考えている。そのため、ソフトウェア開発標準^[1]を定義し、ソフトウェア開発に適用している。また、ソフトウェア開発プロセスの継続的改善を行い、製品の品質を高めて行く事が重要と考えている。

ソフトウェア開発標準が正しく適用されている事、またソフトウェア開発プロセスの改善すべき課題を識別するために、JAXA ではソフトウェアプロセスアセスメントを行っている。ソフトウェア開発プロセスを確認するにあたり、宇宙機ソフトウェア開発に適した確認の観点を用意する必要がある。JAXA では、その観点をまとめた JAXA プロセスアセスメントモデル（JAXA-PAM）^[2]を開発した。

本稿では、JAXA が開発した JAXA-PAM の特徴と JAXA-PAM の標準化について述べる。

2. JAXA-PAM の開発

2.1 JAXA-PAM 開発の背景

JAXA では、過去に ISO/IEC15504 の参考資料である、一般的なソフトウェア開発向けのプロセスアセスメントモデル Part5^[3]を用いて、ソフトウェアプロセスアセスメントを行った。その際に以下の課題が識別された。

JAXA が適用しているソフトウェア開発標準に適合していないため、その適用状況の確認に

は使用しにくい（課題 1）。

ベースプラクティス（BP）の粒度にばらつきが多く、評価しにくい。BP 間の関係、流れがわかりにくい（課題 2）。

能力レベルの 2 と 3 で似通っている個所があり、時間がかかる（課題 3）。

標準化が昔から進んでいる宇宙機ソフトウェア開発では、能力レベルの考え方が適していない（課題 4）。

統計的アプローチが量産品ではない宇宙機開発には用いにくい（課題 5）。

プロセスアセスメントモデルが理解しにくく、何を確認するかの判断に時間がかかる（課題 6）。

上記の課題を含む、プロセスアセスメントモデルによるソフトウェアプロセスアセスメントでは、効果的、効率的なソフトウェアプロセスアセスメントの実施ができない。そのため、上記課題を解決した、宇宙機ソフトウェア開発プロセスを改善するための、JAXA-PAM を開発する事となった。

2.2 JAXA-PAM の特徴

ISO/IEC15504 を用いたソフトウェアプロセスアセスメントで識別された課題を解決するために、JAXA-PAM の持つ主な特徴を以下に挙げる。

（課題 1 への対応）ソフトウェア開発標準に適合するために、ソフトウェア開発標準の中で定義されているプロセスの範囲を基にエンジニアリングプロセス、組織プロセス、支援プロセスを定義している（図 1）。

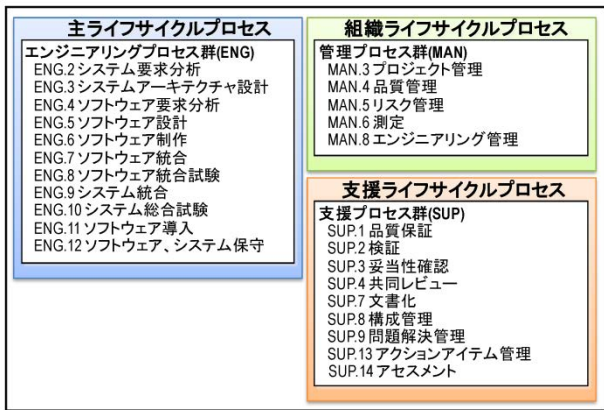


図1 JAXA-PAM プロセス一覧

(課題2への対応) アクティビティの流れが同じようなプロセスでは、同じ構造のカテゴリを定義し、BPを定義している。例えば、ソフトウェア要求分析、ソフトウェア設計などは、実施し、確認し、伝達するという流れである。そのため、実施カテゴリ、確認カテゴリ、伝達カテゴリを用意し、ベースプラクティスを定義した。プロセスのBPの流れを考慮し定義し、理解しやすくするようにしている。BPの粒度のばらつきをできるだけ抑え、ある特定のBPの結果が、プロセス全体の評価に大きな影響を与えないようにし、各BPの評価結果からプロセスの評価を算出しやすくしている(図2)。

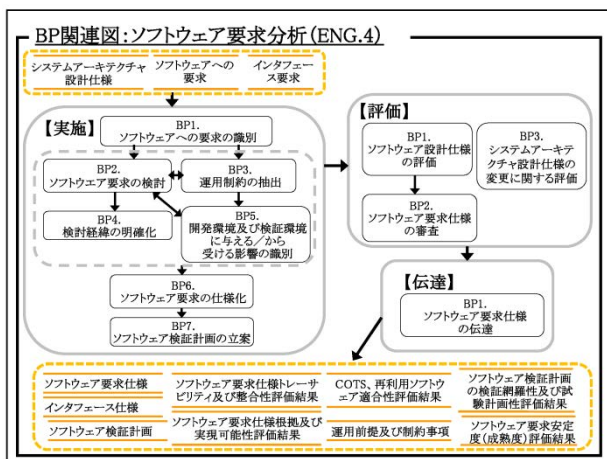


図2 BP 関連図

(課題3、4、5への対応) JAXA-PAMは、横軸をプロセス、縦軸を3段階の能力次元とした2次元構造を持ち、プロセスを改善するための方向性を定めている。能力次元は、ISO/IEC15504を参考に、宇宙機ソフトウェア開発の状況を考慮し、設定している。J-レベル1は必要最低限

の実施、J-レベル2はプロセス改善のベースとなるための標準を確立し、維持、J-レベル3は継続的な改善としている(図3)。J-レベル2では、ISO/IEC15504のレベル2と3の似通っている個所を統合し、スリム化した。J-レベル3では、ISO/IEC15504のレベル4と5を統合し、統計的アプローチに依存しない、改善に関するレベルとした。

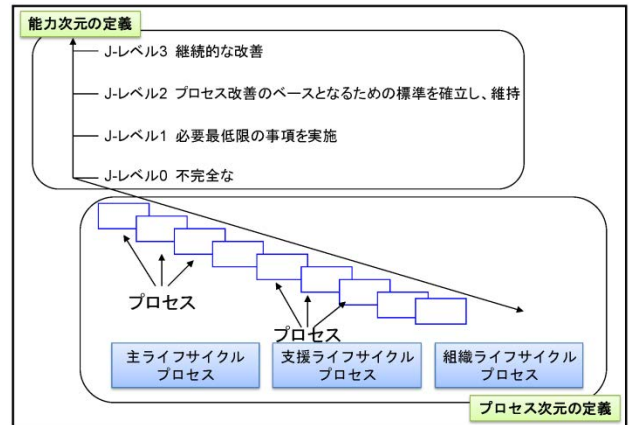


図3 JAXA-PAMの2次元構造

(課題6への対応) JAXA-PAMでは、アセッサの理解を高めるための情報の提供している。BPの流れ、BPの関係を図示したBP関連図を提供している(図2)。また、これまでのアセスメントの経験知をアセスメントガイドとして蓄積、提供し、ソフトウェアプロセスアセスメント時に確認するとよい情報として提供している(図3)。

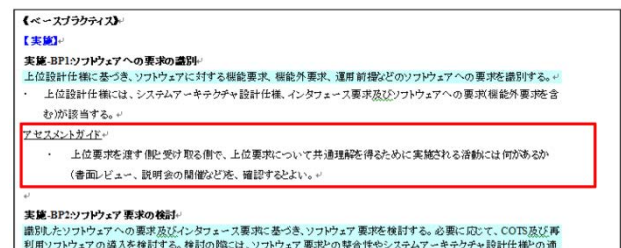


図4 アセスメントガイドの例

また、JAXA-PAMがまったく独自なものではなく、ISO/IEC15504 Part2^[4]への適合を維持するために、ISO/IEC15504 Part2で定義されたPAMへの要求事項(PRMの領域の宣言、プロセスの目的、成果の記述、指標の記述など)を満たしている。

2.3 利用者による JAXA-PAM の評価結果

JAXA-PAM をソフトウェアプロセスアセスメントで利用し、利用者からフィードバックを収集し、改善を行っており、利用者からは、以下の評価結果を得た。

ISO/IEC15504 と比較し、理解しやすくなったため、確認ポイントを理解するための工数を大きく減らす事ができた。

プロセスを確認するポイントがより明確になり、確認しやすくなった。

JAXA-PAM が、ソフトウェア開発標準の要求事項に合った範囲となったため、ソフトウェア開発プロセスがソフトウェア開発標準に適合しているか確認しやすくなった。

アセスメントガイドは、JAXA-PAM の理解する事を助け、プロセスを確認する時に、どのような点を確認すると良いかの助けとなっている。

上記の評価結果より、JAXA-PAM は、ソフトウェアプロセスアセスメントをより効果的、効率的にする事に貢献していると言える。

3. JAXA-PAM の標準化

3.1 JAXA-PAM の標準化の目的

JAXA では、開発した JAXA-PAM を JAXA 内だけでなく、JAXA 外にも認められたものとするために、標準化を行っている。標準化の主な目的は以下である。

客観的な JAXA-PAM の ISO/IEC15504 への適合性の評価を得る。JAXA 外の国際組織が JAXA-PAM を評価する事で、客観的に適合性を示す事ができる。

JAXA の成果を他業界に対するフィードバックを行う。JAXA-PAM を標準化し、公開する事で、他業界でも利用可能となり、プロセス改善のために JAXA-PAM を利用する事が可能となる。

JAXA-PAM を改善するために、他業界からのフィードバックを得る。JAXA-PAM が利用される事で、利用者からフィードバックを得る事が可能となる。

JAXA における国際間プロジェクトにおいて、JAXA が実施しているアセスメントの正当性を示しやすくなる。

日本から世界へ標準の発信を行う。

3.2 JAXA-PAM の標準化のための評価

国際組織が JAXA-PAM の評価を行っており、以下が、主な標準化の評価ポイントである。

(1) ISO/IEC15504 との適合性評価

ISO/IEC15504 の各要求事項を満たしている事を評価する。そのため、JAXA では、JAXA-PAM が ISO/IEC15504 に準拠状況を確認し、予め足りない事項の対応を行った。最終的には、国際組織自身による評価が必要である。

ISO/IEC15504 で定義された能力次元と JAXA-PAM の能力次元と JAXA-PAM の能力次元との対応関係の明確化、評価結果の変換可能性を評価する。そのため、JAXA では、ISO/IEC15504 と JAXA-PAM の能力次元の対応関係を示す表を JAXA-PAM に含め、また評価結果の変換する仕組みを JAXA-PAM に含めた。以下に ISO/IEC15504 と JAXA-PAM の能力次元の関係を示す (図 5)。

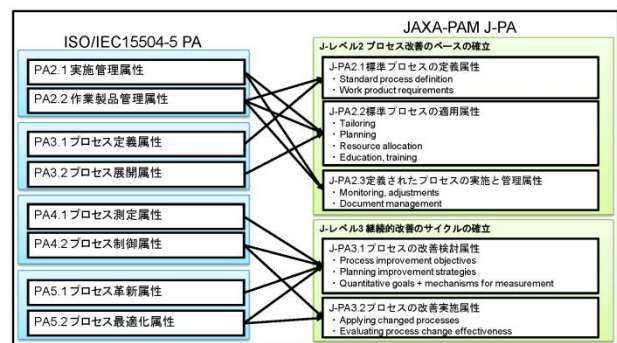


図 5 ISO/IEC15504 と JAXA-PAM の能力次元の関係

(2) コミュニティへの展開状況の評価

標準化を行うためには、JAXA-PAM が JAXA 内で閉じられて合意されているのではなく、関係者による合意を得ている事が重要な要素となる。以下の日本国内、海外のコミュニティ、学会において JAXA-PAM について発表、説明を行い、展開を行っている。

日本国内

- ・国内宇宙機開発メーカー
- ・宇宙科学技術連合講演会^[5]
- ・NSPICE ネットワーク^[6]
- ・クリティカルソフトウェアワークショップ^[7]
- ・SPI JAPAN^[8]
- ・SEA-SPIN など

海外

- ・SPICE Days^[9]

- EuroSPI²^[10]^[11]
- iNTACS ワークショップなど

3.3 標準化への状況

現在、国際組織により標準化のための JAXA-PAM の評価が完了し、2012 年度内には、公開する予定である。

4. まとめ

本稿では、JAXA が開発した JAXA-PAM の特徴と利用者による JAXA-PAM の利用結果、および標準化に向けた ISO/IEC15504 に対する評価について述べた。JAXA-PAM をソフトウェアプロセスアセスメントで利用し、JAXA-PAM が理解しやすくなり、効果的、効率的なアセスメントに貢献しているという評価結果を得た。また、国際組織により標準化のための JAXA-PAM の評価が完了し、公開する予定である。

2012 年度においても、開発した JAXA-PAM によるアセスメントを実施しており、JAXA-PAM を用いたソフトウェアプロセスアセスメントをくり返し実施する事で、JAXA-PAM のさらなる有効性の評価と改善を行う予定である。また、アセスメントガイドの充実を図り、利用者にとって使いやすいものへと改善を図って行く予定である。

より効果的なソフトウェアプロセスアセスメントを実施するために、JAXA-PAM の改善だけではなく、JAXA-PAM とプロセスアセスメント手法の両方に対するトレーニングの整備と実施を検討する。

標準化が完了した際には、社外に対して公開し、JAXA の成果を他業界へのフィードバックを行うとともに、他業界にも利用され、評価される事で JAXA-PAM に対するフィードバックを得て、改善を行って行く予定である。

参考文献

- [1] 「JERG-0-049 ソフトウェア開発標準」
- [2] 「PEB-07094 JAXA ソフトウェア開発向けプロセスアセスメントモデル」
- [3] 「ISO/IEC15504 Information technology - Process assessment Part5 An exemplar Process Assessment Model」
- [4] 「ISO/IEC15504 Information technology -

Process assessment Part2 Performing an assessment」

- [5] 朝比奈寛之、金子達哉、宮本祐子、「改善指向のプロセスアセスメント技術」、宇宙科学技術連合講演会、2011
- [6] 金子達哉、「宇宙機ソフトウェア開発向けプロセスアセスメントモデルの国際認証」、NSPICE コミュニティ、2012
- [7] 宮本祐子、「宇宙機ソフトウェア開発におけるプロセス改善指向アセスメントモデルの開発と試行」、クリティカルソフトウェアワークショップ、2011
- [8] 金子達哉、「宇宙機ソフトウェア開発に適したプロセスアセスメントモデルの開発」、SPI Japan、2009
- [9] Tatsuya Kaneko、「Improvement oriented SPICE assessment by trilateral team」、SPICE Days、2010
- [10] Yuko Miyamoto、「Process Assessment Model Development towards Improvement Oriented Assessment in Space Domain」、EuroSPI2、2010
- [11] Yuko Miyamoto、Tatsuya Kaneko、Masafumi Katahira、「Process Assessment Model Optimization towards Introduction of Light Assessment in Space Development」、EuroSPI2、2012