

展示 2

研究発表

レセプションホール

ジオスペース探査衛星（ERG）で地球周辺の放射線帯を探る

～基礎科学から宇宙天気への貢献～

宇宙科学研究所 太陽系科学研究系
高島 健

1. はじめに

ジオスペースと呼ばれる地球周辺の宇宙空間において、静止軌道よりも内側の領域には、MeVを超える粒子が捕捉されている放射線帯が存在する。放射線帯は、イオン、電子について存在しており、このうち電子放射線帯は、地球半径の約1.5倍を中心に分布している内帯と、約4Reを中心に分布している外帯から構成されている。この放射線帯のある領域には、図1に示すような高密度の熱的プラズマ群であるプラズマ圏、また宇宙嵐の発達を担う環電流粒子群も存在しており、1eV以下から1MeV以上まで6桁以上異なるエネルギーのプラズマ・粒子が共存する領域である。このうち、放射線帯の電子は、人工衛星の帯電を引き起こすため、宇宙機の安全な運用に影響を及ぼす。このため、放射線帯電子変動メカニズムの研究は、宇宙における粒子加速という側面だけでなく、将来の変動予測を通じた宇宙天気予報研究への貢献といった面も有している。

放射線帯の電子は、宇宙嵐をはじめとする宇宙環境の擾乱時に大きく変化する。宇宙嵐が起ると放射線帯外帯は消滅し、その後、宇宙嵐の状態が回復していくにしたがって、外帯電子のフラックスが増加をはじめ、外帯が再形成されていく。この消滅過程および再形成過程を引き起こすメカニズムについては未だ分かっていない部分が多く、議論が続いている。

2. ジオスペース探査計画

このような放射線帯電子の加速・消失機構の謎と宇宙嵐現象を解明するため、日本では現在ERG(Exploration of energization and Radiation in Geospace)と呼ばれるジオスペース探査計画が進められている^[1]。

ERG衛星は、宇宙科学研究所を中心に、研究開発本部、全国の大学・研究所の研究者から研

究グループによって推進されている。このERGプロジェクトは、図1に示すように「人工衛星」による宇宙プラズマの直接観測、「磁場」、「光学」、「レーダー」といった地上からのリモートセン



図1 ERGプロジェクトチーム。衛星観測、連携地上観測、シミュレーション/統合解析の3つのチームから構成される

シング観測、そしてシミュレーションによる理論・モデル計算をあわせた3つの研究グループから構成され、太陽地球系科学分野の様々な研究手法を結集して、放射線帯電子のダイナミクスと宇宙嵐の解明を目指している。

図2に、ERG衛星の外観図を示す。また、表1に、ERG衛星に搭載される理学観測器を示す。宇宙空間で、その場に存在するプラズマ粒子や電場・磁場・プラズマ波動を観測するためには、それぞれの特性にあわせた観測器を人工衛星に搭載する必要がある。ERG衛星は、4種類の観測器によって12 eVから20 MeVまでのエネルギー帯の電子を、2種類の観測器によって10 eV/qから180 keV/qまでのエネルギー帯のイオンをイオン種ごとに計測する。

また、ERG衛星は、電界と磁界の観測も同時に行う。ジオスペースには、背景電磁場に加えて、MHD波動のような低周波プラズマ波動から、ホイッスラーモード波や高域混成周波数波

(Upper Hybrid Resonance Wave) などの高周波プラズマ波動まで様々な種類のプラズマ波動が存在する。そのため、ERG 衛星では、電界は DC から 10 MHz まで、磁界は DC から 100 kHz までを計測する機能を有している。

さらに ERG 衛星には、世界で初めてプラズマ波動と粒子との相互作用過程を直接検出する波動粒子相互作用解析装置が搭載される^{[2][3]}。この装置は約 10 マイクロ秒の時間精度で電子を計測し、電子とプラズマ波動との相対位相を導出することによって、プラズマ波動が粒子を加速しているのか、逆に粒子がプラズマ波動を励起しているのかを明らかにしていくことを目指している。



図 2 ERG 衛星の外観図

これらの科学データを迅速に公開し、各種データを組み合わせた統合解析を実現するために、宇宙科学研究所と名古屋大学太陽地球環境研究所による宇宙科学連携拠点により ERG サイエンスセンターが設置され、科学データのアーカイブと公開、および統合解析ソフトウェアの開発と公開を行っている。

(<http://ergsc.stelab.nagoya-u.ac.jp>).

表 1 ERG 衛星搭載 電磁界波動観測器

	機器名	観測周波数範囲	センサー
電界	PWE	DC - 10 MHz	ワイヤーアンテナ
磁界	MGF	DC - 128 Hz	フラックスゲート磁力計
磁界	PWE-SC	10 Hz - 100 kHz	サーチコイル磁力計

	機器名	観測エネルギー範囲	計測センサー
電子	XEP-e(超高エネルギー電子観測器)	200 keV - 20 MeV	Si SSD + GSOシンチレーター
	HEP-e(高エネルギー電子観測器)	70 keV - 2 MeV	多層 Si SSD
	MEP-e(中エネルギー電子観測器)	10 keV - 80 keV	カスプ型静电分析器 (APD)
	LEP-e(低エネルギー電子観測器)	12 eV - 20 keV	トップハット型静电分析器
イオン	MEP-i(中エネルギーイオン観測器)	10 keV/q - 180 keV/q	カスプ型静电分析器(飛行時間型質量分析器、SSD)
	LEP-i(低エネルギーイオン観測器)	10 keV/q - 25 keV/q	トップハット型静电分析器(飛行時間型質量分析器)

3. 国際ジオスペース探査と宇宙天気研究

ERG 衛星と同時期には、世界各国でジオスペース探査が計画されている。たとえば、米国 NASA は 2012 年に Van Allen Probes 衛星を打ち上げ、放射線帯の最新のデータを取得しつつある。また、米国空軍やロシアも独自の放射線帯探査衛星を打ち上げる予定であり、新しいデータが続々とでてくることが期待される。さらに、近年、地上からのレーダー観測や光学観測が急速にネットワーク化されつつあり、国際共同計画として、地上観測の拡充が進んでいる。このような国際的な計画と ERG 計画が連携することによって、ジオスペースの包括的な理解に大きく貢献していく。

一方 ERG プロジェクトは、宇宙天気、宇宙天気予報研究への貢献も期待されている。ERG 衛星は放射線帯の中心部において、広いエネルギー

一帯のプラズマ・粒子観測と、広い周波数帯の電磁場の総合観測を行う。このようなデータは、ジオスペースの宇宙放射線や電磁場の現況を把握する上で重要であり、宇宙天気の現況把握や予測のための基礎データとして活用していくことが期待されており、今後打ち上げに向けてさらに議論を重ねていく予定である。

参考文献

- [1] Miyoshi, Y., T. Ono, T. Takashima, K. Asamura, et al., The Energization and radiation in geospace (ERG) project, in Dynamics of the Earth's radiation belts and inner magnetosphere, Geophysical monograph series, 199, 2012.
- [2] Miyoshi, Y., Y. Katoh, H. Kojima, and M. Hikishima, Study on the generation mechanism of relativistic electrons due to wave-particle interactions in the radiation belts via spacecraft observations, J. Plasma Fusion Res. 89, 536, 2013.
- [3] Katoh, Y., M. Kitahara, H. Kojima, Y. Omura, S. Kasahara, M. Hirahara, Y. Miyoshi, K. Seki, K. Asamura, T. Takashima, and T. Ono, Significance of wave-particle interaction analyzer for direct measurements of nonlinear wave-particle interactions, Ann. Geophys., 31, 503, 2013.

低層風擾乱アドバイザリシステム LOTAS の研究開発

航空本部 DREAMS プロジェクトチーム
又吉 直樹、飯島 朋子、吉川 栄一

1. はじめに

我が国では、起伏に富む国土の特徴から、空港周辺の離着陸経路上で風擾乱(ウインドシア、乱気流、等)が発生しやすく、航空機事故や就航率低下の一因となっている^[1](図 1)。上空の風擾乱を地上から監視可能な気象レーダやライダ等のセンサは既に実用化されており、羽田、成田、および関西空港では気象庁により空港気象ドップラーレーダ、ライダの両装置が整備され、観測結果に基づき低層ウインドシア情報が管制官に提供されている^[2]。しかし、これらの観測装置は高価であるため、地方空港への整備は進んでいない。また、低層風擾乱は空間・時間的に小スケールの大気現象であるため、従来センサの観測分解能では不十分な場合もあり、センサの観測結果である風情報と飛行する航空機への影響(揺れや経路逸脱、等)との相関も含めて、改善の余地があると考えられる^[1]。

宇宙航空研究開発機構(JAXA)では、次世代運航システム(DREAMS)の研究開発プロジェクト(Distributed and Revolutionarily Efficient Air-traffic Management System, 分散型高効率航空交通管理システム^[3])の一環として、低層風擾乱による着陸復行や代替地着陸の発生を低減することを目的とした「低層風擾乱アドバイザリシステム」(Low-level Turbulence Advisory System, 以下 LOTAS)の研究開発を進めている。具体的には、大阪大学と共同で、従来設備より小型、安価なドップラーレーダ、ライダを用いた LOTAS 試作システムを開発し、冬期に低層風擾乱が発生しやすい山形県庄内空港に展開して、LOTAS の成立性、有効性を評価してきた^{[4] [5]}。本稿では、庄内空港における LOTAS 試作システムの開発、およびエアラインによる運用評価について報告する。

2. LOTAS の開発方針

LOTAS により空港周辺の低層風擾乱による着陸復行や代替地着陸の発生を軽減し、かつ地方空港にも展開しやすいシステムとするため、以下の開発方針を設定した。

● 小型レーダ、ライダの活用

従来の空港気象ドップラーレーダ、ライダより小型・安価なレーダ、ライダを採用することにより、システムの調達コストを下げる。

● 警報機能の充実

進入経路上の低層風擾乱を検知し、飛行への影響度を判定して警報を発出する。影響度の判定過程において、従来の風向・風速変化の閾値判定に加えて、着陸する航空機の飛行特性やパイロットの主観的判断を考慮することにより、パイロットの体感に即した警報発出を目指す。

● 短期予測機能の実現

10 分後の進入経路上の風況を予測することにより、着陸タイミングの判断を支援し、着陸復行や代替地着陸の発生を低減を目指す。

3. LOTAS の機能・構成

LOTAS 試作システムの構成を図 2 に示す。レーダ、ライダ等で観測した空港周辺の上空・地上風データを用いて着陸可否の判断を支援する情報を生成し、インターネット上のアドバイザリ表示画面を介して地上の運航関係者に提示するシステムである。さらに、飛行中の航空機に支援情報を送信するため、同情報を ACARS データリンク(Automatic Communications Addressing and Reporting System, エアラインが使用する空地デジタルデータリンクシステム)で送信可能なテキスト形式に変換する機能を有している。以下、各構成要素について述べる。

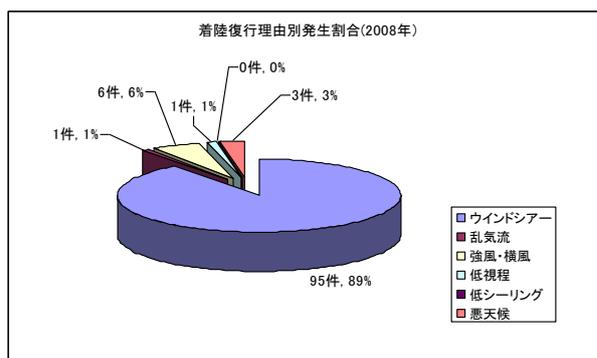


図 1 成田空港での着陸復行の発生原因(文献 1 より)

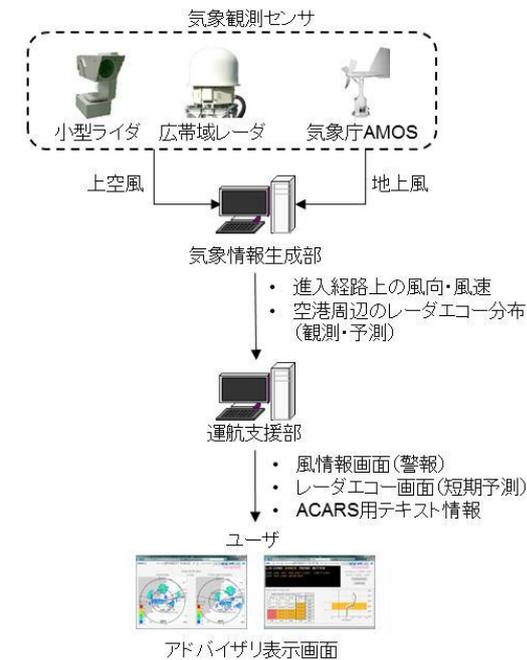
3.1 気象観測センサ

空港周辺の上空風は、大阪大学が開発した広帯域レーダ、JAXA が有する小型ライダにより全天候下で監視する^[4]。この広帯域レーダ、小型ライダは、従来の空港気象ドップラーレーダ、ライダと比べて、観測レンジは狭いものの、観測分解能は同等以上であり(図 3)、かつ価格は大幅に抑えられている。

3.2 気象情報生成部

(1) 進入経路上の風向・風速の推定

レーダ、ライダで得られる視線方向風速データを用いて、VVP (Volume Velocity Processing) 処理により、進入経路上の風向・風速を高度 10ft 刻みで推定する。



無線、データリンクを通じて、安全な着陸タイミングを指示



図 2 LOTAS 試作システムの構成

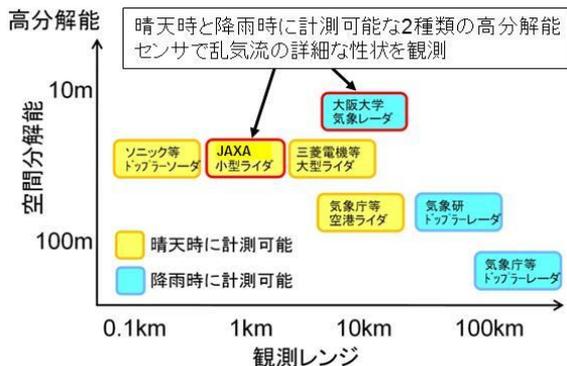


図 3 観測センサの性能比較

(2) 空港周辺のレーダエコー分布の生成

レーダの観測データを用いて、空港周辺約 20km 以内の低高度のレーダエコー分布、即ち高度 2km 以下で観測されたレーダエコーの最大値の水平分布を生成する。このレーダエコー情報の目的は、以下の 2 つである。

- 気象庁が提供している高度 2km の一定高度面のレーダエコー分布では表示されない、高度 2km 以下のレーダエコー情報を提供する。
- 高度 2km 以下の複数高度面のレーダエコー情報を「観測されたレーダエコーの最大値」に集約して 1 画面で提供する。

(3) 空港周辺のレーダエコー分布の予測

空港周辺約 20km 以内の低高度のレーダエコー分布の 10 分後の状態を予測する。即ち、高度 2km 以下で観測されたレーダエコーの最大値の 10 分後の水平分布を予測する。観測時刻が異なるレーダエコー分布の生成結果の差分によりレーダエコーの大局的・局所的な移動ベクトルを算出し、その移動ベクトルを外挿することで、10 分後のレーダエコー分布を予測している。

冬期の庄内空港においては、低層風擾乱の発生とレーダエコーの有無との相関が高いことから^[4]、10 分後のレーダエコーの分布情報を提供することにより、低層風擾乱発生の短期予測に相当する情報を提供できると考えられる。また、降雨・降雪に伴う視程障害とレーダエコーの有無との相関が高い点からも、レーダエコー分布の予測情報は、着陸タイミングの判断支援に有効と考えられる。

3.3 運航支援部

(1) 低層風擾乱の警報情報の生成

LOTAS では、低層風擾乱が飛行に与える影響度を、着陸難易度 (Landing Condition) として以下の 3 段階で表現する。着陸難易度の RED、AMBER は警報情報に相当する。

RED: 着陸復行等の運航障害を引き起こす可能性が高い風変化が存在する。

AMBER: 運航障害には直結しないが、特別の注意、操作が必要な風変化が存在する。

GREEN: 通常の注意、操作で着陸可能。

この着陸難易度は、気象情報生成部で推定した進入経路上の風向・風速に加えて、着陸する航空

機の飛行特性やパイロットの主観的判断を考慮して、機種毎に推定する。また、直近の過去数回の着陸難易度の勾配情報を用いて、難易度の変化傾向 (TREND) を BETTER / UNCHANGE / WORSE の3段階で算出する。

(2) アドバイザリ表示画面

レーダエコー画面、風情報画面の2画面で運航支援情報を提供する。観測装置の観測周期に合わせて、約1分半毎に情報が更新される。

(2-1) レーダエコー画面(図4)

レーダエコー画面では、空港周辺約20km以内の低高度(高度2km以下)のレーダエコー分布の情報を提供する。最新の観測結果と10分後の予測を並べて表示する。

(2-2) 風情報画面(図5)

風情報画面では、監視対象である進入経路上の風の情報を提供する。画面上部には、低層風擾乱の警報情報を無線での口頭伝達に適した簡潔な形式で表示し、画面下部には、進入経路上の風向・風速、正対風成分の情報をグラフ、表形式で表示する。また、航空機にテキスト情報を送信可能なACARSデータリンク用のテキスト情報(図6)を生成する機能や過去の警報情報と進入経路上の風向・風速の履歴(時系列グラフ)を表示する機能も有する。

4. LOTAS の運用評価

4.1 評価試験の概要

庄内空港関係者、気象庁、全日空運輸(株)等の関係各位の協力を得て、LOTAS 試作システムを庄内空港に展開し、平成24年12月下旬～平成25年2月上旬の約2ヶ月にわたって運用評価を行った。同空港では、日本海からの西寄りの季節風が強まる冬季に低層風擾乱が比較的多く発生し、着陸復行や代替地着陸の事例が報告されている(図7)。

低層風擾乱が発生しやすい庄内空港 RWY27 進入経路を監視対象とし、広帯域レーダ、小型ライダは空港南側の緩衝緑地帯に設置した(図8)。また全日空運輸(株)の協力により、庄内空港内の同社の運航管理室に試作システムのアドバイザリ表示画面(図4、5)を表示するタブレット端末を設置し(図9)、同社の運航支援者による

運航支援情報の有効性評価を実施すると共に、同社の社内システムを介して、ACARS 用テキスト情報(図6)を飛行中の航空機に送信して(図9)、同情報のパイロットによる有効性評価を実施した。

4.2 評価結果

評価結果の詳細は文献4、5で報告しているため、

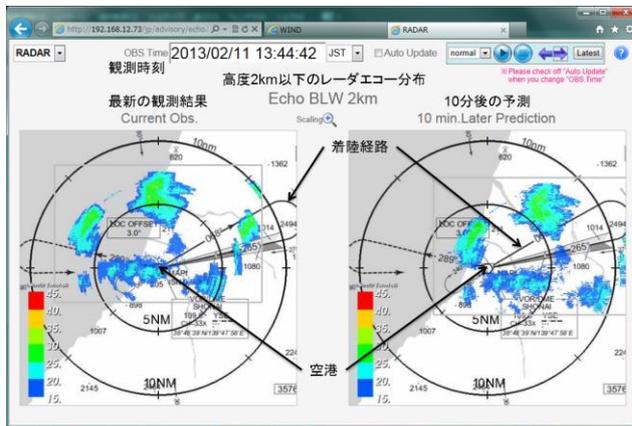


図4 LOTAS レーダエコー画面

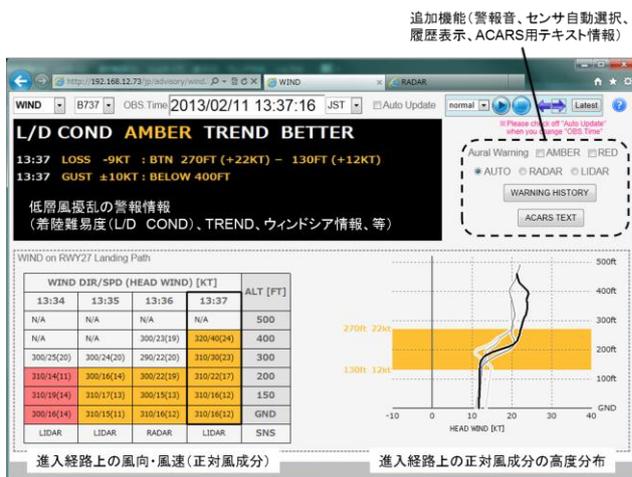


図5 LOTAS 風情報画面

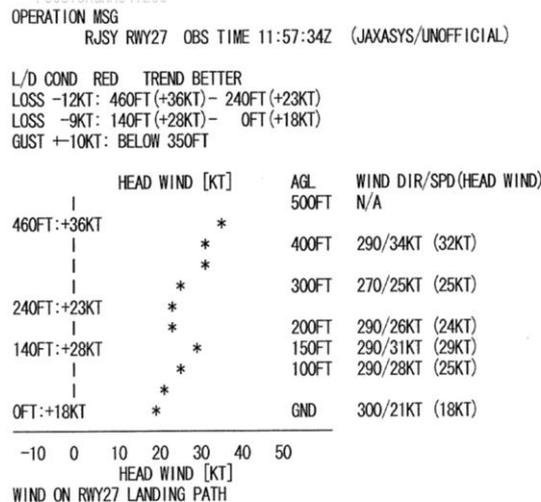


図6 ACARS 用テキスト情報

ここでは代表的な結果のみを示す。

(1) 警報機能の有効性(パイロットの評価)

- LOTAS が提供する正対風の高度変化の情報が、パイロットの状況認識の向上、および操縦方策の計画策定に寄与しており、警報機能は有効である。
- 着陸難易度の情報は、他項目に比べて有用性を評価するコメントが少なかった。当該情報は従来に無い新しい情報であるため、情報の意味、利用方法を含めて十分に周知しなければ、有効に活用できないことが示された。

(2) 短期予測機能の有効性(運航支援者の評価)

- レーダエコー分布の 10 分後予測、着陸難易度の情報が、着陸タイミングの判断支援に有効である。

(3) 航空機への情報伝達

- 航空機へ情報を伝達する上で、ACARS データリンクで送信可能な ACARS 用テキスト情報は非常に有効である。評価期間中の航空機への情報伝達はほとんど ACARS データリンクを介して行われた。

5. おわりに

本稿では、JAXA が大阪大学と共同で開発した「低層風擾乱アドバイザーシステム」(LOTAS)の概要、およびその運用評価について報告した。LOTAS は、進入経路上の低層風擾乱情報、および空港周辺のレーダエコーの分布情報をパイロットを含む運航関係者に提供することにより、パイロットの状況認識の向上、および操縦方策の計画策定に寄与すると共に、着陸タイミングの判断支援も可能であることが確認された。

今後、LOTAS の実用化に向けて、関係機関との連携の下に、庄内空港以外の空港への対応等、さらなる研究開発を進めていく予定である。

参考文献

[1] (財)航空保安研究センター、「空港ターミナルエリア内で発生する悪天候の航空機運航への影響調査報告書」、2009年10月。
[2] 原、「航空気象業務の現状と今後の計画について」、日本航空宇宙学会第41期年会講演会、2010年4月。

[3] 張替、「次世代運航システム(DREAMS)の研究開発プロジェクトの概要」、日本航空宇宙学会誌 Vol. 60, No. 8, 2012年8月。

[4] 又吉、吉川、飯島、牛尾「低層風擾乱アドバイザーシステムの開発」、第51回飛行機シンポジウム、2013年11月。

[5] 飯島、又吉、吉川、「低層風擾乱アドバイザーシステムの評価」、第51回飛行機シンポジウム、2013年11月。

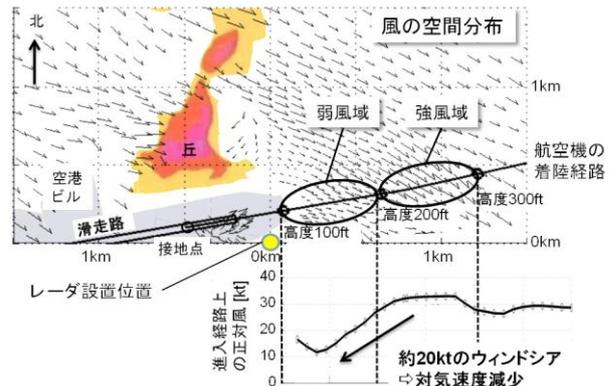


図7 北西強風時に庄内空港で発生した低層風擾乱の例 (LOTASの小型気象レーダで観測)



図8 庄内空港での気象観測センサの配置



図9 エアラインのパイロット、運航支援者による LOTAS 評価

高精度／高効率風洞試験技術の開発

航空本部 風洞技術開発センター
須谷 記和、香西 政孝、上野 真、中北 和之

1. はじめに

JAXA 所有の 2m×2m 遷音速風洞(JTWT)は、1960年の竣工以来日本で開発されたほとんど全ての航空機やロケットの風洞試験に使用され、現在も国産旅客機開発のための主要な風洞としてその重要な役割を担っている。近年航空機の高性能化に伴い、風洞試験データに対する要求が極めて厳しくなっており、特に遷音速巡航時における抵抗計測は「±1 カウント（抵抗係数 $C_D=0.0001$ 、全抵抗の 0.3~0.5%程度）」という精度で計測できることが求められている。

JAXA 風洞技術開発センターでは、国産旅客機開発に合わせ 2003 年度頃より JTWT の精度向上に関する基礎研究を進めてきた^[1]。研究開始前

のデータのばらつき（「繰り返し性」と呼ぶ。）は、海外主要風洞で±1~2 カウント程度と言われていたものが JTWT では最大±15 カウントと比較対象にならないほどの数値であった。その後繰り返し性の悪化要因を特定し、予備加熱手法^[2]の開発、手法の最適化を進め、2009 年度には±1.5 カウントを達成し（図 1 下段、図 2 右下図）、ようやく世界主要開発風洞と肩を並べることができるようになった。

繰り返し性の向上により、次に真値との差（飛行状態との差であり、単に「精度」と呼ぶ。）の向上が研究のターゲットとなった（図 1 中段）。様々な取り組みにより精度の悪化要因を究明し、その成果が見え始めてきたところである。現在

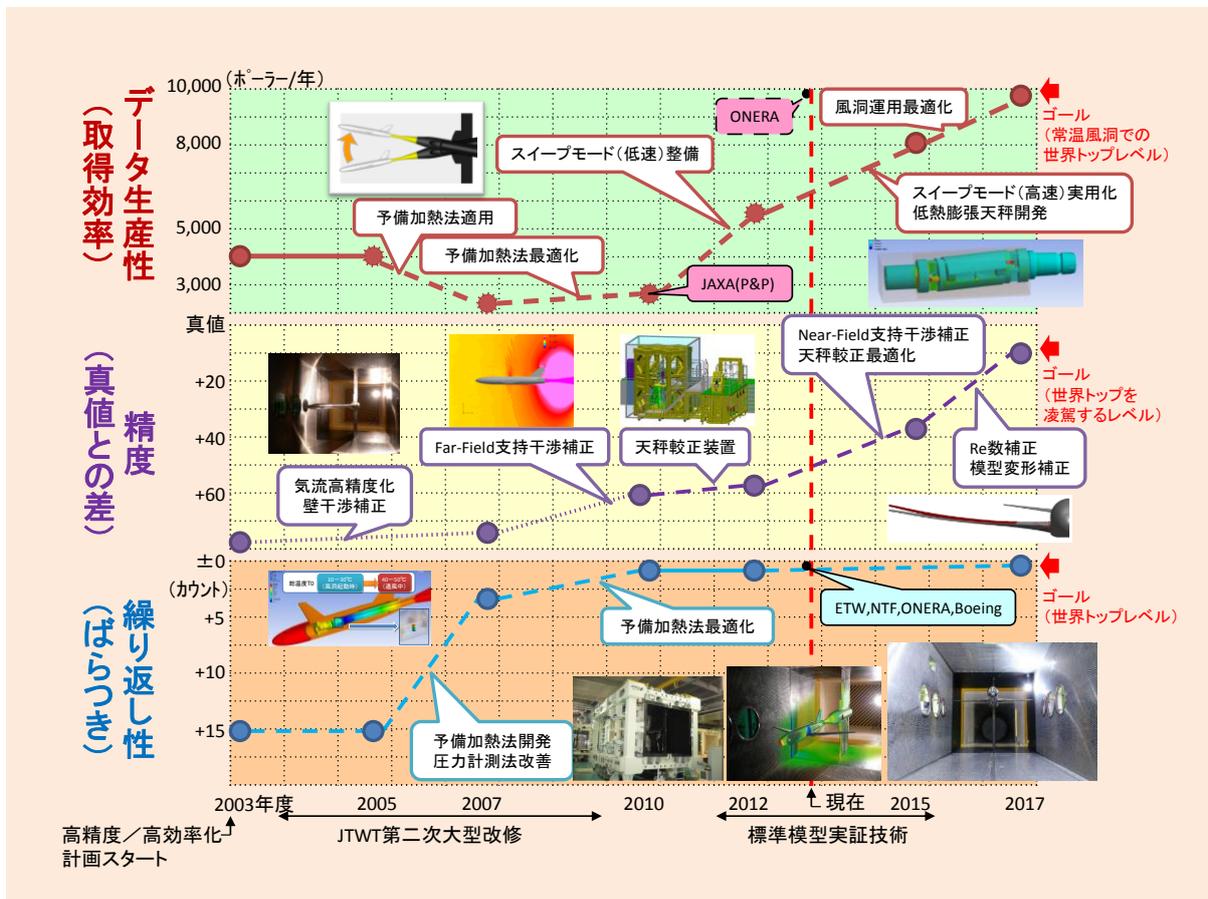


図 1 JTWT における精度及び効率の推移

もさらなる高精度化に向けて研究を継続中である。

これまでは繰り返し性及び精度の向上のためデータの生産性（取得効率）を犠牲にせざるを得なかったが、風洞ユーザからは当然生産性の改善が強く望まれるようになってきた。近年、その対策の一つであるスイープモード^[3]を実用化させ、従来以上の生産性を達成することができた（図1上段）。本発表では、JWTWにおいてこれまで取り組んできた高精度化／高効率化の成果について紹介する。

2. 高精度化技術

JWTWにおける空気力計測の高精度化を目的に2010年に開発された複合荷重式自動天秤校正装置^[4]（図2下中図）により、これまで手作業で1カ月程度要していた天秤（空気力を計測するツール）の校正作業を数日で実施できるようになった。しかも繰り返し性もきわめて良く世界トップレベルの性能を示している。さらに、風洞気流と同じ温度で校正できる機能を有して

おり、世界でも貴重な装置となっている。

風洞では模型を支えるための装置（模型支持部）が必要であるが、これが空気力計測に大きな影響を与えることが知られている。JWTWでは、模型支持部が気流全体に与える影響を見積もり従来の補正法をより高度に利用する手法を考案した。現在は、CFDを利用して模型支持部の局所的な影響を調べ、それを補正する手法の開発に取り組んでいる（図2右上図）。

3. 高効率化技術

JWTWでは長時間通風が可能のため、模型姿勢を変更した際、気流の安定を待ってからデータを取得する方法を採用してきた。近年精度向上がある程度達成されたことを受け、以前よりニーズの高かったスイープモードの実用化に本格的に取り組むことになった。50年振りに新設された測定部カートに本機能を装備したことをきっかけにソフトウェア等の整備を行い、ユーザに提供できるレベルとなった。現在は、気流特性を悪化させない低速スイープで午後の通風時

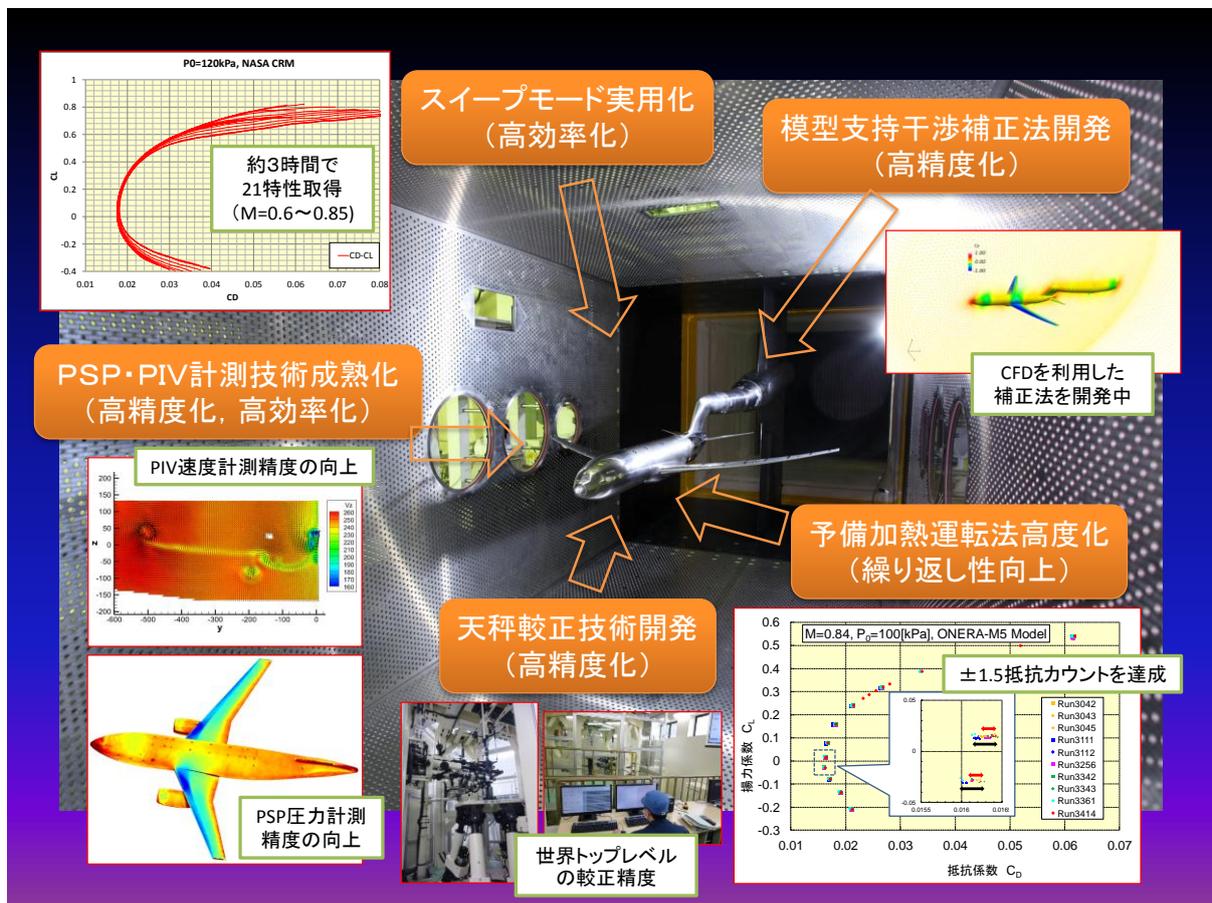


図2 JWTW 試験技術の高精度／高効率化

間（約 3 時間）に 21 特性（揚力－抵抗曲線）取得することができ、生産性は約 2 倍となった（図 2 左上図）。

その他、PSP や PIV 等の光学計測については基本的な技術確立の完了時期を迎え、今後はユーザーに効率良くデータが提供できるよう整備を行っている（図 2 左下図）。

4. おわりに

JTWT では国産旅客機開発に合わせ、この 10 年間高精度化／高効率化の取り組みを集中的に行ってきた^[5]。その結果ようやく「航空機開発風洞」と呼べるレベルに達してきたのではないかと思われる。風洞設備が信頼を得るには航空機開発に使われた実績が必要であり、JTWT にとってはこれからが重要な過程となる。世界一信頼度の高い風洞を目指し今後もさらなる研究開発を続けていく予定である。

参考文献

- [1] 須谷記和, 他: 「JAXA 2m×2m 遷音速風洞 (JTWT) における精度向上の取り組み」, 第 49 回飛行機シンポジウム講演集, 2011 年.
- [2] 香西政孝, 他: 「連続式高速風洞における内挿式六分力天秤の温度ドリフト補正について」, 第 36 期日本航空宇宙学会年会講演集, 2005 年.
- [3] 上野真, 他: 「JAXA 2m×2m 遷音速風洞 (JTWT) におけるスコープ計測システムの開発」, 第 46 回飛行機シンポジウム講演集, 2008 年.
- [4] 川村健生, 他: 「JAXA 複合荷重式自動天秤較正装置の開発」, 第 49 回飛行機シンポジウム講演集, 2011 年.
- [5] 須谷記和, 他: 「JAXA 2m×2m 遷音速風洞 (JTWT) における高精度化／高効率化の取り組み」, 第 51 回飛行機シンポジウム講演集, 2013 年.

低コスト複合材成形技術研究

～「そろばんに乗る」航空機材料とは？～

航空本部 複合材技術研究センター
森本 哲也

1. はじめに

未来の省エネルギー航空機を想定した軽量新材料が続々と登場して実用化の先陣争いを繰り広げている。一般的には「軽くて強い」すなわち比強度が優れている事がその勝敗を決する重要な因子であると認識されているが、金銭的利益を追求する資本主義社会においては「その材料を選択する事により機体コストはどの程度上昇するのか？」および「軽量化に伴い燃油費がどの程度節約できるのか？」なる両者の比較、すなわち「経済的な得失における優位性」こそが決定的な因子であると正しく認識しなければならない。さらに、航空機の航続距離や運行頻度、燃油価格の変動等の因子もまた軽量化に伴う経済上の利得を大きく左右するため、構造材料の選択における判定基準に加えなければならない。本報ではそれらの因子を結び付けて経済的利得のトレードオフ判定を行うための係数に関して概説し、優れた性能を維持しつつ経済性を大幅に改善するための「低コスト複合材成形技術」に関する研究を紹介する。

2. 新材料がもたらす得失

2.1 Building Block Approach と所要費用

新しい材料を用いた航空機の信頼性を保証するためには、あたかもブロック細工のピラミッドであるかの様にデータを積み上げて行く Building Block Approach (BBA) と呼ばれる手法が用いられている。図 1 に示す BBA の底辺部には、Coupon 試験片等の単純かつ比較的安価な GENERIC SPECIMEN (試験規格が存在している試験片。一本数万円程度) を用いるレベルが示されている。ある新材料について、航空機構造への採用可否をスクリーニングするためにはまずはこの第一レベルで信頼性の有無を確認する必要がある。しかし、統計的に要求される試験点

数が多く、かつ、試験項目も多岐にわたるため、少なくとも数千万円から数億円程度の費用が発生する事を覚悟しなければならない。

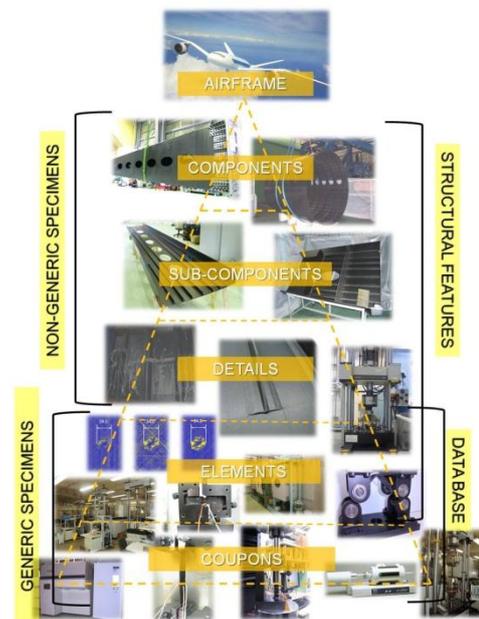


図 1 Building Block Approach (BBA)

このレベルを無事通過する事が出来た新材料には、次に Element レベルの試験を通過する事が求められる。しかし、試験片単価は Coupon 試験片等に対しておよそ 10 倍となるのみならず、試験機材類も特殊かつ一台あたり数千万円程度と高価なものが必要になるため所要費用が飛躍的に増大する。以降、試験レベルを Detail、Sub-Components、Components とブロック細工の様に一段毎積み上げて行く度に試験片単価が 10 倍程度となるのみならず、試験機材類もより特殊かつより大規模なものが必要になる。なおかつ、スクリーニングの結果として新材料が使用に適さない事が判明するリスクは最後まで付きまとう事になる。

この様な数百億円規模かつ構想段階からは 10 年程度におよぶハイリスクな投資は新規参

入社には敷居が高いものになるため、最終的に Airframe を新材料で量産する事に成功したメーカーは新規参入社に対して圧倒的に優位なビジネスを展開する事が可能となり莫大な先行利益を享受する事になる。そこで、独立行政法人宇宙航空研究開発機構(JAXA)では新規参入を試みている我が国の現状を踏まえ、Coupon レベルの試験データ等、共通性が高い GENERIC SPECIMEN データを広く公開する事により、FRP に関する研究開発やビジネスへの新規参入を支援すると同時に、低コスト複合材成形技術の研究開発を進めている。

2.2 新材料化に伴う金銭的得失の概算法

民間旅客機はあくまでも輸送ビジネスの道具でしか無いのであり、軽量新材料を採用して燃油消費量を削減する場合には少なくとも機体価格の上昇分を相殺出来る程度には燃油費を節約する事が出来なければビジネス上の価値は発現しない。そこで、1)航続距離や機体規模から推測される増大係数(Growth Factor, “*G.F.*”)を見積もり、2)新材料化による部品の軽量化分と増大係数との積から最大離陸重量(Take-Off Gross Weight, “ W_{TOGW} ”)の削減を見積もり、3)巡航時における航続距離を与える”Breguet”の式を用いて最大離陸重量の削減に伴う燃油重量の節約分を概算し、4)燃油の市場価格動向と機体の運行頻度を踏まえて燃油費の削減幅を推測し、5)部品価格の上昇分との大小を比較することにより、新材料を採用する事の金銭的得失を概算する。ここで1)に示す増大係数“*G.F.*”とは

$$G.F. \equiv \frac{1}{\left\{1 - \frac{W_{variable}}{W_{TOGW}}\right\}} \dots (1)$$

にて定義され、ある部品を軽量化するとそれを支えるための構造やエンジン出力、所要燃油等の重量物が不要になり、更にそれらを支えるために要していた重量も不要になることから雪だるま式に軽量化が達成されて最終的には何倍もの軽量化に繋がるがその倍率に相当する^[1]。た

だし、“ $W_{variable}$ ”は乗客等の重量や運行距離等に基づく機体仕様に対して従属的に定まる構造重量、燃油重量および推進系等の重量の和であり、より多くの燃油を必要とする長距離飛行や軍用機のように激しい機動に耐える強固な構造を想定しなければならない際には大きな値となることから“*G.F.*”も大きくなる。例えば、中距離路線で使用される単通路旅客機における典型的な値として最大離陸重量に占める構造重量の割合が0.30、燃油重量が0.35、推進系重量が0.10程度を想定する場合には $G.F.=4.0$ となることから、2)において軽量新材料を採用して構造重量を1Kgw 軽量化する場合を想定する際には全体では4Kgw の軽量化が達成されるものとの見積もりを得る。燃油重量が占める割合が更に大きな長距離路線を想定する場合や、激しい機動に耐えるために構造重量の占める割合が大きくなる軍用機の場合には $G.F.=6\sim 8$ 程度となる事から、軽量新材料による軽量化の効果がより鋭く発現する事となる。軽量化に伴う燃油重量の節約分を見積もる際には風洞試験やコンピュータシミュレーションによる数値風洞実験の結果やエンジンの運転データをデータベース化しておき、機体仕様に従う運行プロファイルを与えた数値シミュレーションを繰り返す事により精度の高い結果を得る事が出来る。しかし、新しい航空機に関する初期検討段階では過度に高精度な見積もりを行う事は不要であるため、航続距離の概算に使用される”Breguet の式”を多用する。エンジンスロットルを固定して高度11Km 程度の大气中を巡航する”Cruise-Climb Condition”時における航続距離”*R*”は Breguet の式における積分形式にて次の様に与えられる。

$$R = (V_{TAS} / E_{SFC}) \cdot (C_L / C_D) \cdot \ln \left(\frac{1}{1 - W_{fuel} / W_{cruise}} \right) \dots (2)$$

ただし、“ V_{TAS} ”は真大気速度、“ E_{SFC} ”はエンジンの燃費に相当するパラメータ、“ C_L / C_D ”は空力的洗練度に相当する揚抗比であり、

“ W_{cruise} ” は巡航開始時点における総重量を表し離陸-上昇に要する燃油が少ない場合には最大離陸重量にほぼ等しくなる。これを燃油重量 “ W_{fuel} ” について変形して燃油の単位重量毎価格 “ C_{fuel} ” および飛行回数 “ N ” を想定する事により、4)における燃油費の削減幅 “ $\Delta\$_{fuel}$ ” を次の様に推測する事が出来る。

$$\Delta\$_{fuel} \approx N \cdot C_{fuel} \cdot G.F. \cdot \Delta W_{structure} \cdot \left[1 - \text{Exp} \left\{ \frac{-R}{(V_{TAS}/E_{SFC}) \cdot (C_L/C_D)} \right\} \right] \dots (3)$$

ただし、“ $\Delta W_{structure}$ ” は軽量新材料を採用することにより達成された重量の削減分である。また、軽量新材料を採用する事による構造価格の上昇 “ $\Delta\$_{structure}$ ” は強度設計を前提とするならば次の様に与えられる。

$$\Delta\$_{structure} = W_{structure} \times \left(C_{NM} \times \frac{S_{LM}}{S_{NM}} - C_{LM} \right) \dots (4)$$

ただし、“ C_{LM} ” および “ C_{NM} ” はそれぞれ現行材料および新材料の重量毎価格であり、“ S_{LM} ” および “ S_{NM} ” はそれぞれ現行材料および新材料の比強度である。以上を踏まえて “ $|\Delta\$_{fuel}| - \Delta\$_{structure} > 0$ ” なる 5) に示す条件から、最終的に次の関係を得る。

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{C_{NM}}{C_{LM}} < (1+F) \times \frac{S_{NM}}{S_{LM}} - F \\ F = N \times G.F. \times \left[1 - \text{Exp} \left\{ \frac{-R}{(V_{TAS}/E_{SFC}) \cdot (C_L/C_D)} \right\} \right] \times \frac{C_{fuel}}{C_{LM}} \end{array} \right. \dots (5)$$

2.3 新材料—既存材料の経済的 Trade-Off 判定

図2に式(5)を図示する。縦軸は材料の値段に対応し、より下側に位置する事が経済的に優れている場合に相当しており横軸は材料の力学的特性に対応しており、より右側に位置する事が優れた特性に対応している。従って、新材料はより右下に位置する様に経済性と力学的特性を改善していくことが求められる。

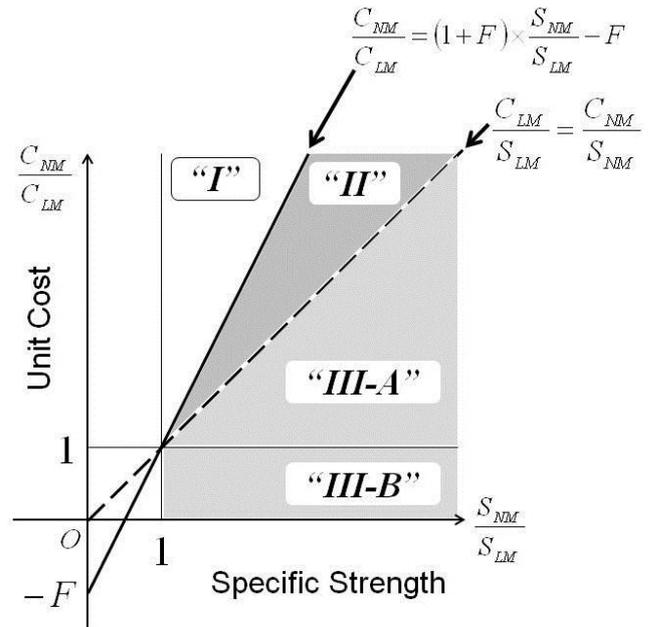


図2 Material Trade-Off Diagram

図中の領域 “I” では軽量新材料が過度に高価であるため使用を控えて現行の材料を使い続けるべきであるが、新材料の使用が検討に値する領域 “II” は、燃油価格の高騰時や長距離運航、および投資回収に想定する飛行回数を多めに設定する事が許容される低金利時等に拡大する。領域 “III-A” では板厚を薄くする等の設計変更を行う事により軽量新材料の採用が有利となるが、“III-B” では設計を変更する事無く材料を変更するだけでも経済性が改善する。

2.4 軽量新材料の採用可否判定—モデルケース

単通路双発旅客機のほぼ上限サイズである乗客数 180-220 名程度のモデルを 6,000km 程度の区間で高頻度運航する場合を想定し、代表的な軽量新材料である炭素繊維強化プラスチック (CFRP) を採用するべきか否か経済的な観点から Trade-Off 判定するケースを例に採り上げる。典型的なパラメータとして式(6)を想定し、燃油

重量 “ W_{fuel} ” を $2.5 \times 10^4 \text{Kgw}$ 、 $N=5,000$ フライ
ト程度で新材料への投資を償還する場合には式
(5)における “ F ” は 0.1 程度となる。

$$\left\{ \begin{array}{l} E_{SFC} = 1.5 \times 10^{-5} \text{ (Kgw/s/N, Cruise)} \\ C_L/C_D = 18.5 \\ V_{TAS} = 850 \text{ (Km/h)} \\ W_{structure} = 2.6 \times 10^4 \text{ (Kgw)} \\ W_{propulsion} = 2.0 \times 10^3 \text{ (Kgw, Single engine)} \\ W_{payload} + W_{system} = 2.0 \times 10^4 \text{ (Kgw)} \end{array} \right. \dots (6)$$

典型的な CFRP ではアルミ合金に対して比強度
が “ $S_{CFRP}/S_{Al} = 1.2 \sim 1.3$ ” となる事に対して、
主翼や胴体等の大型部品では費用が
“ $C_{CFRP}/C_{Al} \approx 1.8$ ” となる事から^[2] 図 2 にお
ける領域 “ I ” に該当する。すなわち、CFRP は
経済的に採用するべきでは無く、現行のアルミ
合金を採用し続けるべきであるものと判定され
る。勿論、舵面や尾翼構造の一部等のコスト上
昇が小さな箇所では領域 “ II ” に含まれ得る
ため CFRP にも価格競争力が生ずるが、一般論と
して CFRP を大規模に採用する事は機体の価格
競争力を低下させるため控えるべきである。た
だし、より大型かつ長距離を運航する
Boeing787 型機や AirbusA350 型機等では “ F ”
が 0.3 程度となることから大型部品でも領域
“ II ” に含まれる。すなわち、CFRP を大規模に
採用することが「そろばんに乗る」事となる。

3. 低コスト複合材成形技術が拓く未来

従来の複合材料は、髪の毛の 1/10 程度の太さ
しか無いグラファイト繊維を一方向に並べて高
品質な樹脂に予め含浸した「プリプレグ」を積
層し、高価な金型を用いつつ特殊な圧力窯であ
る「オートクレーブ」を用いて加圧しつつ加熱
成形するために高コストとなっていた。そこで、
繊維だけを予め積層しておき、後から樹脂を含
浸させて大気圧中で成形する事が出来れば高価
なオートクレーブは不要であり、安価な加熱源

を用いて硬化処理を行うのみで良くなることか
ら圧倒的な低コスト化が可能になる。三菱重工
業と東レ(株)ではそうした「A-VaRTM」技術
を開発し、中型部品でも “ $C_{CFRP}/C_{Al} \approx 1.2$ ” 程度
を達成する目途を得たことから^[2] 領域 “ II ” か
ら “ $III-A$ ” に含まれており経済性に優れてい
る事から、現在開発が最終段階にあるリージョ
ナルジェット機 MRJ-90/70 では尾翼桁部等に採
用している。更に、JAXA 航空本部複合材技術研
究センターで研究を進めている「JAXA-VaRTM」
技術では、樹脂の流動性や繊維の濡れ性等を精
密制御する事により胴体や主翼等の複雑な大型
部品でも低コスト成形することに成功しており、
中短距離を運航する民間航空機に於いても
CFRP が経済上合理的すなわち「そろばんに乗る」
目処を得ている。今後我が国でも MRJ-90/70 に
続く民間ジェット旅客機の開発が本格化するも
のと期待されるが、JAXA-VaRTM 等の低コスト複
合材成形技術を大胆に採用した低燃費・低 CO₂
の日本製旅客機が、あたかも特急列車の様に世
界中の都市をリンクして世界経済の牽引車とな
る未来があと一息で実現するところまで来
ている事実を御認識頂く事が出来れば幸いである。



(a) JAXA-VaRTM Wing Box



(b) JAXA-VaRTM Fuselage

図 3 JAXA-VaRTM Components

参考文献

- [1] Ivan Howard Driggs, “The Airplane Growth Factor and how to Control it” Aeronautical Engineering Review, Vol.11, No.9, pp.28-41 (1952)
- [2] 三菱重工技法 Vol.42 No.5 (2005-12)

水素ガス漏洩検出のためのヘテロコア光ファイバセンサ

航空本部 構造技術研究グループ
西山 道子、井川 寛隆、葛西 時雄

1. はじめに

水素燃料を用いた推進系において、防爆性に優れた光ファイバセンサによる水素漏洩検知システムの実用化が待望されている。従来は電気化学式、熱伝導式、白金触媒式、電気式^[1]が主に用いられる。これらは水素濃度に対する検知感度は十分であるが、信号の伝送に電気線を用いているため、引火、爆発の危険性を有しており安全性を高める技術として適しているとは言い難い。一方、光ファイバによる水素センサは、従来の電気式のセンサ技術に比べて、小型、軽量といった実用性に加え、電源供給、電線が不要であり、爆発の恐れのある環境下で安全に使用可能であるため、その実現が期待されている。

航空本部では、ISAS・創価大学と共同で、「安全性の高い光ファイバ水素ガス漏洩検知センサの研究」を行っている^[2]。本研究では、航空宇宙機の飛翔体の地上発射台における水素ガス漏洩モニタリング、弾道ロケットの水素燃料搭載部と供給系統における水素ガス漏洩検知技術の確立を目指している。

本研究で研究開発を行っている、新しいタイプのヘテロコア光ファイバ水素センサ^[2]は、表面プラズモン共鳴(Surface Plasmon Resonance: SPR)を利用することで、高感度・実時間応答性のある水素センサを実現した。

2. ヘテロコア光ファイバ水素センサの概要

ヘテロコア型光ファイバセンサは、融着によって光ファイバのコア径の異なる箇所を作りこみ、伝搬光をクラッド外界に取り出し容易にエ

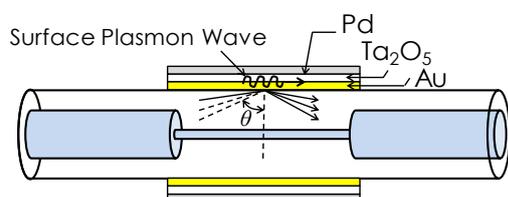


図1 ヘテロコア光ファイバ水素センサ構造

バネッセント波を生じさせることができる。一方、SPR を利用した光ファイバセンサは、センサ部周囲に皮膜した金属薄膜の誘電率の変化を鋭敏に捉えられる^[3]。特にヘテロコア光ファイバ SPR 型センサは、他のエバネッセント光波 SPR センサであるアングラッド型ファイバ、テーパ型ファイバに比べ、機械的強度に優れているため、実用性の高い光ファイバ SPR センサとしての有用性が示されている^[4]。

パラジウム(Pd)は水素を吸蔵するとその格子定数が変わり、膨張し、かつ誘電率も変化する水素吸蔵金属であることが知られている^[1]。従って、ヘテロコア光ファイバの周囲に Pd を皮膜することで、水素を吸蔵時の膨張や誘電率の変化を捉えられ、光ファイバによる安全で実用性の高い水素ガス漏洩検知を実現できる。

図1に示すヘテロコア光ファイバ水素センサは、表面プラズモン誘起のための貴金属として金(Au)を成膜し、その周囲に SPR 共鳴波長を調整する役割を果たす5酸化タンタル(Ta_2O_5)を構成し、最外周に水素吸蔵金属である Pd を成膜する3層多層膜で構成される。センサの応答性は Pd 膜厚で決定し、薄いほど応答性は向上するが、水素吸蔵時の誘電関数の変化も小さくなるために感度が低下する。本センサで用いている表面プラズモン共鳴という光学現象は、僅かな誘電関数の変化も鋭敏に共鳴波長シフトとして検出ができ、Pd 膜厚を薄く構成が可能となり、応答性が格段に向上する。

3. 水素センサ特性評価試験

3.1 水素吸蔵における SPR シミュレーション

図2に、図中の成膜構成における SPR シミュレーションの、水素吸蔵時の透過スペクトルを示す。図2に示す3層多層膜構造において、スペクトルのディップが確認された。また Pd の膜厚が 5, 7nm の条件で、いずれも 4%vol.の爆発

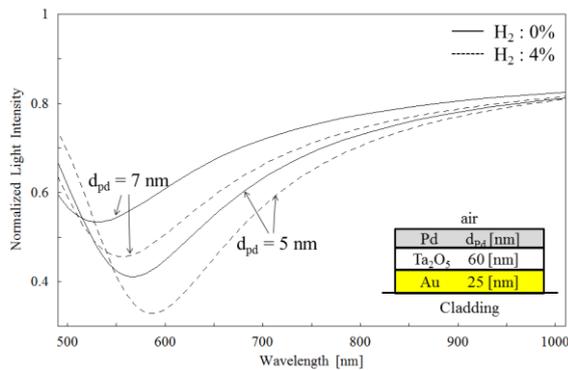


図2 多層膜構造における水素吸蔵のSPRシミュレーション結果

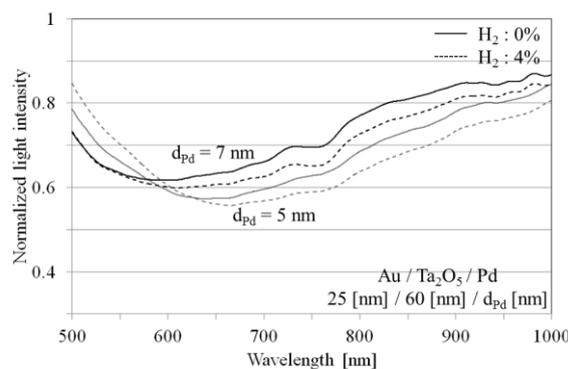


図3 多層膜構造における水素吸蔵時の光ファイバ水素センサのSPRスペクトル結果

限界以下の濃度の水素ガス吸蔵時に共鳴波長が長波長側にシフトすることを確認し、Pdが数ナノオーダーの薄さであっても水素ガスに対して感度を有することを確認した。

3.2 光ファイバ水素センサ評価試験

SPRシミュレーションで得られた結果に基づき、Pdを含む多層膜構造の光ファイバ水素センサを製作し、水素ガス評価試験を実施した。ファイバへの金属成膜は、RFマグネトロンスパッタリング装置で行った。

図3に、多層膜構造光ファイバ水素センサの、水素吸蔵時におけるSPRスペクトルカーブの試験評価結果を示す。シミュレーションと同様にスペクトルのディップが見られ、また水素濃度4%の雰囲気中でスペクトルのシフトも確認され、本提案の光ファイバ水素センサがSPRでガスを検出できていることを示している。シミュレーション結果と比較して、スペクトルがブロードであり、揺らぎも見られるが、これは成膜した金属は非常に薄いために、膜厚のばらつきがあるためと考えられる。

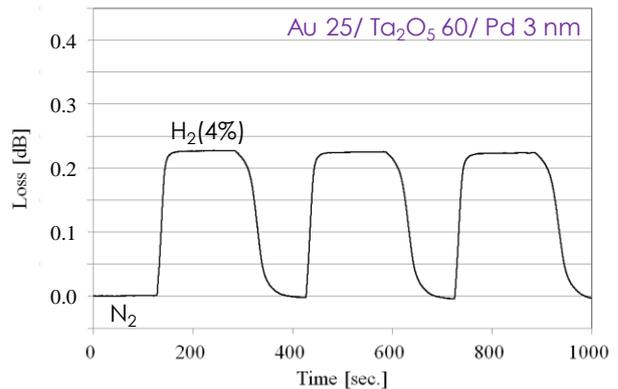


図4 LED光源を用いた実時間試験結果

提案するセンサはスペクトルがブロードであるため、LEDのような数十nm程度の帯域のもつ単一波長光源による光損失変化に着目した計測であっても、水素ガス検出が行うことができる。図4に、中心波長850nmのLED光源による光損失変化の実時間試験結果を示す。Pd膜厚3nmの場合、水素濃度4%に対する応答時間は15秒となり、光損失量は0.23dBとなった。また繰り返し再現性も確認でき、リアルタイム応答性の高く、高感度なセンサであることを確認した。

4. おわりに

安全性の高い光ファイバ水素センサを提案し、常温・大気圧下において、水素濃度4%に対し高感度でかつリアルタイム応答性のあるセンサであること報告した。今後は、低温、低圧環境下におけるセンサ応答促成を取得し、水素センサの耐環境性の評価を実施する。

参考文献

- [1] T. Hubert et al., Hydrogen sensors A review, Sens. Actuators: Chem. B 157 (2011) 329-352.
- [2] A. Hosoki et al., A surface plasmon resonance hydrogen sensor using Au/Ta₂O₅/Pd multi-layers on hetero-core optical fiber structures, Sens. Actuators: Chem. B, 157 (2013) 53-58.
- [3] M. Piliarik et al., Surface plasmon resonance sensor based on a single-mode polarization maintaining optical fiber, Sens. Actuators B: Chem. 90 (2003) 236-242.
- [4] K. Takagi, et al., Surface plasmon resonances of a curved hetero-core optical fiber sensor, Sens. Actuators A: Phys. 161 (2010) 1-5.

高速流体解析ツール FaSTAR の開発と人材育成への適用

航空本部 数値解析技術研究グループ
村上 桂一、橋本 敦、青山 剛史、松尾 裕一

1. はじめに

宇宙航空研究開発機構（JAXA）航空本部数値解析技術研究グループでは、JAXA のプロジェクト成功を実現すべく、定常・非定常流、音響、燃焼、プラズマなど、航空宇宙機に関する様々な数値解析技術を研究している。本発表では、これら解析技術の研究成果から、高速流体解析ツール FaSTAR の開発や最新動向について述べる。更に、その研究成果の社会還元の一環として、人材育成のために教育現場へ解析ツールを提供している適用事例を紹介する。

2. 高速流体解析ツール FaSTAR の開発

2.1 FaSTAR 開発の経緯

JAXA では、風洞試験を効率化する情報システム構築を目指した「デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞プロジェクト」を推進し、平成 24 年度末にシステムが完成した。このシステムは、「アナログ風洞」(EFD)と「デジタル風洞」(CFD)からなっており、両者を強く連携した EFD/CFD 融合システムであり、DAHWIN^[1]と命名された。

デジタル風洞の性能として、高速かつ簡便に CFD が実行できることが要求され、流体解析用格子生成の自動化・高速化と、高速流体解析ツールの開発が必要であった。そこで、格子生成ソフトには、JAXA にて開発された六面体ベースの自動格子生成ソフト HexaGrid^[2] を、機能を拡張して組み込んだ。また、高速流体解析ツールは、当時の流体解析ツールの国内外の動向調査結果を踏まえて新規開発し、FaSTAR^[3]と命名した。これら 2 つのソフトウェアを組み合わせることで、簡易的かつ高速に流体解析可能なデジタル風洞システムが完成した。

2.2 FaSTAR の概要

FaSTAR は、前処理、ソルバ、後処理から構成されている。前処理では、格子データのフォーマット変換、並列計算のための領域分割、計算セルの面積・体積の計算、ソルバでの計算効

率を向上させるためのデータ並び替えなどを実行する。ソルバでは、オイラー方程式や乱流モデルが組み込まれたナビエ・ストークス方程式などの流体現象を現す偏微分方程式を満たす解を数値的に求める。後処理では、ソルバの計算結果から、Fieldview や Tecplot、フリーソフトの Paraview などの可視化ソフトウェア用データを生成する。FaSTAR は、開発作業の効率化とメンテナンス性を考慮した結果、通常の流体解析ソフトより前処理の計算コストが大きくなった。

FaSTAR では、HexaGrid 以外に、Gridgen などの格子生成ソフトウェアで生成した格子での計算が可能でなので、高品質な構造格子を用いて細かな物理現象まで精度良く解析したい場合や、概念検討のように短期間で多くの形状や飛行条件での空力係数の傾向を調べたい場合など、様々な目的に合わせて流体解析を実施することが出来る。解析例の一部を図 1 に示す。

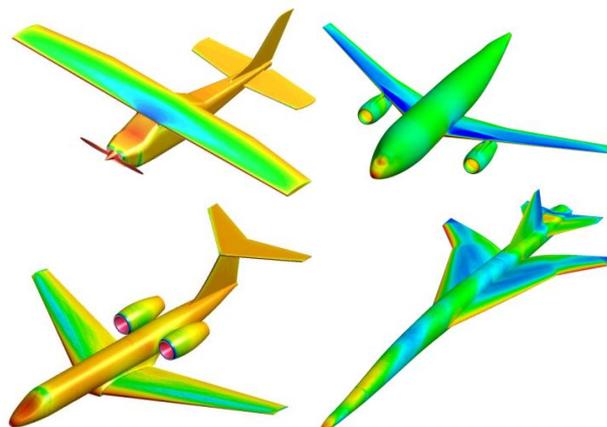


図 1 機体表面圧力分布の解析例

2.3 FaSTAR の機能拡張

航空機に限らず、再突入宇宙機も、機体の動的な安定性評価が重要となるので、実験や数値解析などによる様々な評価技術が研究されている。JAXA でも、プロジェクトでの機体開発に動安定性評価は欠かせないことから、FaSTAR によって効率的に動安定性を評価できるように解析機能を拡張した。

FaSTAR は、開発の経緯からも、気流が静定した風洞試験条件を基本的な解析対象とし、定常状態での空力係数算出が高速に実行できることが最大の特徴である。一方、FaSTAR 本体のソルバでは、時間偏微分項を含む支配方程式を解いているため、オプションの選択で、非定常計算も可能になっているが、非定常解析は定常解析に比べて計算時間が多くかかる。そこで、実験で動安定性を評価する際に行われる強制振動試験の手法に即した解析が実行できるように、移動格子法を組込んだ。移動格子法とは、各計算セル境界面で定義したセルの移動速度を、そのセル面を通過する流束に加えることで、セル移動による物理量の変化を模擬する解析手法である。現状では、航空機のピッチ方向 1 自由度回転運動が模擬できるように実装して、その計算結果の妥当性を検証^[4]し、HTV-R 回収機の動安定解析^[5]に適用している。

2.4 今後の開発動向

今後の FaSTAR の開発は、更なる計算速度向上、ロバスト性向上、利便性向上を図りつつ、最適化、解適合、不確かさ解析、回転座標導入、非圧縮（低速）流解析への拡張や、流体の非定常現象や機体の非定常運動をシミュレーションできる非定常流体解析ツールへと発展させて、解析可能範囲拡大を目指している。ただし、これらの開発項目は一度に実施できないため、JAXA 内外の FaSTAR 利用者のニーズと解析手法の研究開発要素のバランスを取りながら、優先順位を決めて進めていく予定である。

3. 人材育成への適用例

3.1 航空本部の人材育成への取り組み

文部科学省の「航空科学技術に関する研究開発の推進方策」でも重要事項の 1 つとしてあげられている航空分野の人材育成に関して、JAXA 航空本部では、研究成果や大型試験設備、及び、国際ネットワークなどを活用した魅力的で実践的な教育機会を提供すべく取り組んでいる。

3.2 航空教育支援フォーラム

JAXA は、日本航空宇宙学会と連携して航空教育支援フォーラムを平成 24 年 11 月に発足^[6]させ、その活動を通して、JAXA 航空の研究成果等を教育支援ツールとして提供していく予定である。当面は、流体解析ツールとして

HexaGrid と FaSTAR の、大学の講義や研究を通じた学生教育での利用を促進している。現状、JAXA と覚書を締結して解析ツールを提供している大学・高専などは 10 以上に上る。

3.3 教育用パッケージ化ソフトウェアの開発

通常、航空機周りの流体解析には大型計算機が利用されるが、地方大学では講義等で大型計算機を利用できないところもある。そこで、FaSTAR をベースに組込んだ教育用 Windows 版パッケージ化ソフトウェア：CL Pack (CFD Learning Package) を開発した。このパッケージソフトは、CFD 入門者が使いやすいように GUI によるボタン操作で流体解析が可能である。なお、CL Pack は Windows パソコンでも流体解析が実行できるように解析対象を 2 次元形状に限定しているが、解析スキームや乱流モデルの選択オプションは、研究開発で利用している FaSTAR と同じなので、CL Pack で流体解析を学習した受講者は、その後の FaSTAR による実用的な 3 次元計算への移行がスムーズに行える。

4. まとめ

JAXA 航空本部で開発している高速流体解析ツール FaSTAR について、開発の経緯、概要、今後の開発計画などについて述べた。また、その研究成果の社会還元の一環として、航空教育支援フォーラムの活動を通じた教育現場への解析ツール提供事例について紹介した。

参考文献

- [1] 口石他, JAXA デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN) の開発 (その 1) : システム概要と活用例, JSASS-2013-2068-F/A.
- [2] Hashimoto, et al., Lift and Drag Prediction Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method, AIAA 2009-1365, 2009.
- [3] 橋本他, 高速流体ソルバ FaSTAR の開発, JAXA-SP-10-012(2010), pp.79-84.
- [4] 橋本他, Standard Dynamics Model における空力微係数の定常・非定常解析, JSASS-2012-2143-F/A.
- [5] 林他, 強制振動法による回収カプセルの動安定解析, JSASS-2013-4427.
- [6] JAXA プレスリリース, http://www.jaxa.jp/press/2012/11/20121108_aero-edu_j.html

月・惑星探査技術の研究

月・惑星探査プログラムグループ 研究開発室
船木 一幸

1. はじめに

月・惑星探査プログラムグループ (JSPEC) 研究開発室では、人類の活動領域の拡大と、科学技術の未踏領域の、二つのフロンティアを拓くための研究開発を推進しています。人類の活動領域の拡大をめざす研究では、「人類の活動領域拡大プログラム」の実現に向けて、「かぐや」後継機や、有人月面利用のための研究を行っています。「月」は地球に最も近く、重力を持った天体であることから、今後の太陽系探査に必要となる新たな宇宙技術(着陸・帰還、ロボット、環境計測、資源利用等)を確立する場として最適です。また、未踏峰への挑戦を支える研究では、「世界を先導する未踏峰挑戦プログラム」に我が国に優位性のある分野を選択・集中し、独創性の高い探査ミッションを推進します。我が国が先頭に立っている始原天体探査の分野では、「はやぶさ」や小型ソーラー電力セイル実証機 (IKAROS) により得た独自性と優位性を継承・発展させた太陽系探査技術の研究を実施しています。

2. 人類の活動領域の拡大をめざす研究

2.1 燃料電池/水電解技術の宇宙実証に向けた研究開発 (H25-28 重点研究)

月探査、有人宇宙活動、輸送系等に利用可能な燃料電池、水電解、およびそれを組み合わせた再生型燃料電池 (図 1) の実現が最終的な目標であり、全体システムをプラントとして構築すべく研究を実施しています。原理的に二相流を扱うため宇宙実証が必要であり、このため、本研究においては、当面のターゲットである技術実証ミッションを目指して、システム概念設計検討と BBM による成立性検証を行います。H28 年度までには、再生型燃料電池の実証フェーズへ移行可能な段階に到達することを目的としています。

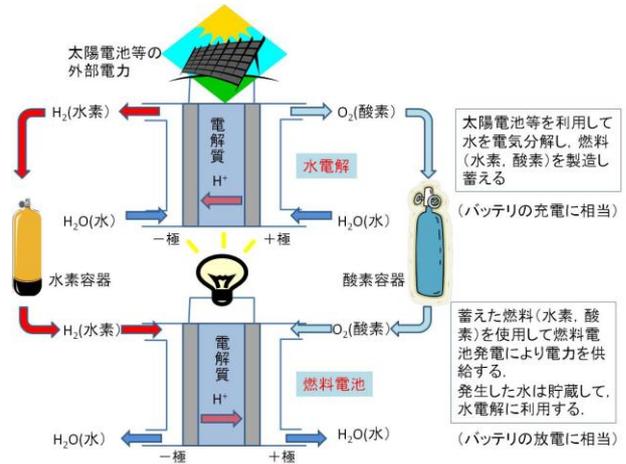


図 1 燃料電池と水電解を組み合わせた再生型燃料電池のシステム概念

2.2 先端研究・先行研究等

将来の月探査を目指した、以下の研究を実施しています。

2.2.1 高精度着陸のための画像を用いた航法誘導制御に関する研究

探査機の位置姿勢を推定する自己位置同定、並びに、接地直前に必要となる障害物検知・回避アルゴリズムを開発しました。

2.2.2 衛星画像による月着陸候補地域の工学的評価に関する研究

SELENE と LRO の衛星データを用いて広範囲にわたって着陸可能性評価を行う方式を確立することで、SELENE-X や有人月探査の着陸地点選定に貢献しています。

2.2.3 月面ロボットに関する研究

極域月探査で想定される不整地を着実に移動でき、高負荷にも対応できる技術として有望な低圧走行機構の基礎技術を確立します。

2.2.4 粉塵環境潤滑に関する研究

月面ローバの走行機構やマニピュレータ機構、着陸機の機構部等を想定し、粉塵環境での駆動に対する耐性を有する潤滑方式・機構部のシール方法等を確立します。

2.2.5 掘削土壌ハンドリング技術に関する研究

月探査に特有な月土壌のハンドリング技術として、オーガ（ドリル）等の機器を提案し、独自開発の削模擬環境試験装置にて試験を行っています。

2.2.6 長期滞在・越夜技術の先行的研究

月で2週間続く夜間を乗り切るための技術や、温度サイクルに耐える技術を確立することを目指しています。

2.2.7 惑星探査ミッションにおける宇宙光通信ネットワークのシステムの研究

月・惑星探査ミッション国際相互運用の動向として、Ka バンド以降の高速通信技術である光通信を利用する要求が宇宙機関に存在し、2020年頃に技術標準を進める方向です。今後の探査に必要な国際相互運用性を考慮した、地球局と探査機間の宇宙光通信ネットワークシステム研究を実施中です。

3. 未踏峰への挑戦を支える研究

3.1 超軽量大面積薄膜発電システムの研究 (H23-25 重点研究)

木星トロヤ域の探査を行うソーラー電力セイルに求められる面積～数 m²、重量電力比～kW/kgの世界最高性能の薄膜太陽電池を目指しています。図2のように、メートルサイズの薄膜太陽電池の試作を実現し、製造技術を確立しつつあります。

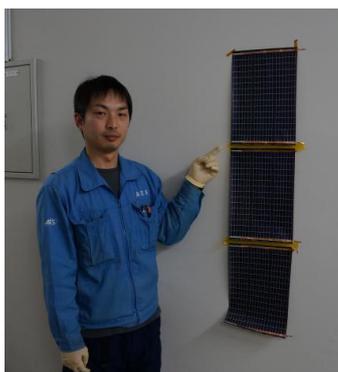


図2 コーティングと反り対策を施したA4サイズの太陽電池と集電路をインテグレートしてメートルサイズの薄膜太陽電池製作技術を確立

3.2 先端研究・先行研究等

はやぶさ後継機や木星・トロヤ群を目指すソーラー電力セイル、ならびに、将来の月惑星探査への適用を目指した研究を実施しています。

3.2.1 有限要素光学モデルによる光圧擾乱評価

手法の実用化研究

3次元モデルベースの光圧力・光圧トルク評価手法を汎用化し、あらゆる形状の探査機の光学特性を迅速かつ高精度で評価できる環境を構築しました。

3.2.2 小天体形状モデル作成に関する研究

小天体探査における小天体形状モデル作成について、小天体に依存しない汎用的な手法を確立します。

3.2.3 惑星物質試料受入に関する研究 / 将来の地球外帰還試料の取扱における化学的研究

キュレーション施設内における施設・装置の清浄度のより厳格なクラス分けへ対応し、帰還試料を取り扱う治具の洗浄方法を確立します。

3.2.4 太陽光圧下での高精度軌道決定

ソーラーセイルのような大規模構造物を有する探査機について、太陽光圧の影響下でも高精度の航法誘導を実現するための高精度軌道決定スキームを開発しました。

3.2.5 将来型電気推進システム用電源

ソーラー電力セイルで必要とされる10kW電源の高効率化・高電圧化を実施しています。

3.2.6 ワイヤ投てき型プローブシステムの研究

機器の投てきにより着陸地点から数百mの範囲で機器の配置を行えるシステムの研究開発を進め、将来の月惑星表面探査ミッションにおいてローバやマニピュレータに代わる新たな探査手段を提供することを目指しています。

4. おわりに

JSPEC 研究開発室で実施中の研究テーマならびに成果について紹介しました。これらの研究は、はやぶさ2プロジェクトならびにSELENE-2プリプロジェクトと強く連携して実施されており、また、宇宙探査委員会WG/WG準備チームである火星複合探査MELOS WG/ソーラー電力セイルWG/太陽系小天体探査プログラムWGT/次期月探査計画検討WGTにおいて求められている要素技術ならびにシステム技術を提供することを目指しています。

各研究開発テーマによる外部発表成果等についての詳細は、JSPEC公開ページ(<http://www.jspec.jaxa.jp>)をご覧ください。

大型セイル膜面の開発とその収納・展開技術の研究

月・惑星探査プログラムグループ 研究開発室
白澤 洋次

1. はじめに

2010年に打ち上げられた小型ソーラー電力セイル実証機「IKAROS」は、世界初のソーラー電力セイルとして数々の技術実証を達成した。

この成功を受け、JAXAでは2020年代初頭の打ち上げを目指してソーラー電力セイルによる木星・トロヤ群探査計画の検討を進めている。この計画においては、大面積の薄膜太陽電池を搭載した大型のセイルを軌道上で展開し、これにより獲得した大電力で太陽から遠く離れた木星軌道上において高性能イオンエンジンを駆動し、木星トロヤ群小惑星へのランデブーを目指している^[1]。

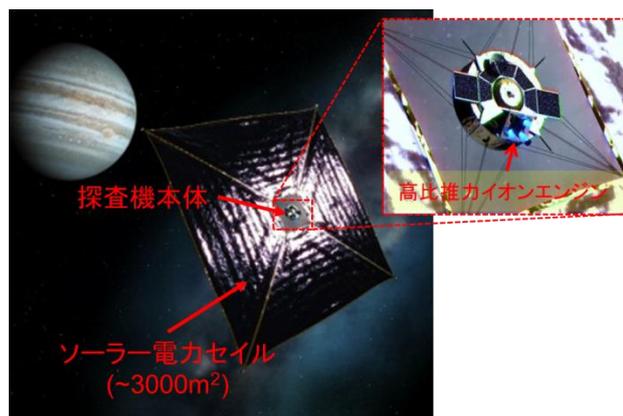


図1 ソーラー電力セイル計画

この計画において想定されているセイルは、実証機「IKAROS」に対し面積が約15倍の3000m²級になるという点と、ベースフィルムより厚く剛性の高い薄膜太陽電池やその他のデバイスがセイルのほぼ全面を占めるという点において、実証機 IKAROS のセイルと大きく異なる。現在、これらの違いによって発生するセイルの製作・収納・展開における技術的課題について研究を進め、実際にセイルおよびその展開機構の設計・試作・開発を進めている^[2]。本稿ではその状況について報告する。

2. セイルの設計・試作

2.1 セイルの設計

ソーラー電力セイルにおけるセイルの面積およびレイアウトは、要求される電力を獲得するために必要となる薄膜太陽電池の面積によって大きく影響される。一方、必要となる薄膜太陽電池の面積によってセイルの面積および重量も大きく変動し、探査機バスシステムの設計に相互に影響する。ここでは、セイルの面積を3000m²以下と現実的な制約を設け、さらに折幅を0.45mとしてセイルのレイアウト設計を行った(図1)。

表1 セイルの構成品目の主な変更・開発項目

項目	概要
ベースフィルム (ポリイミド)	IKAROS で使用されたシリコン系接着剤によるポリイミドフィルム同士の接続について、より長期のミッションにおける接着剤の耐環境性の検証を行うとともに、熱可塑性ポリイミド (ISAS-TPI) による熱融着方式の研究も進めている。
薄膜太陽電池	1ユニットのサイズを0.40m×1.75mとし、高電圧化によるジュール損の低減を図る。スパッタによる成膜応力を利用した曲率管理手法により、ユニットを軽量化し単位重量当たりの発電効率の向上を図る。
PVDF ダストカウンタ	IKAROS では総搭載面積0.54m ² であったのに対し、次期ソーラー電力セイル計画では0.25m ² ×16chのPVDFダストセンサを搭載し、過去最大の曝露面積を持つダスト検出器を実現する。センサ厚さは20μmの1種に統一する。
膜面ハーネス (銅+ポリイミド)	銅箔層の厚さをIKAROSの約半分の18μmとし、軽量化を図る。1ラインの最大輸送電力割合は2%以内に抑え、故障のリスクを抑える集電設計とする。接着剤を使用しない熱可塑性ポリイミドによるCCLの開発も並行して進めている。

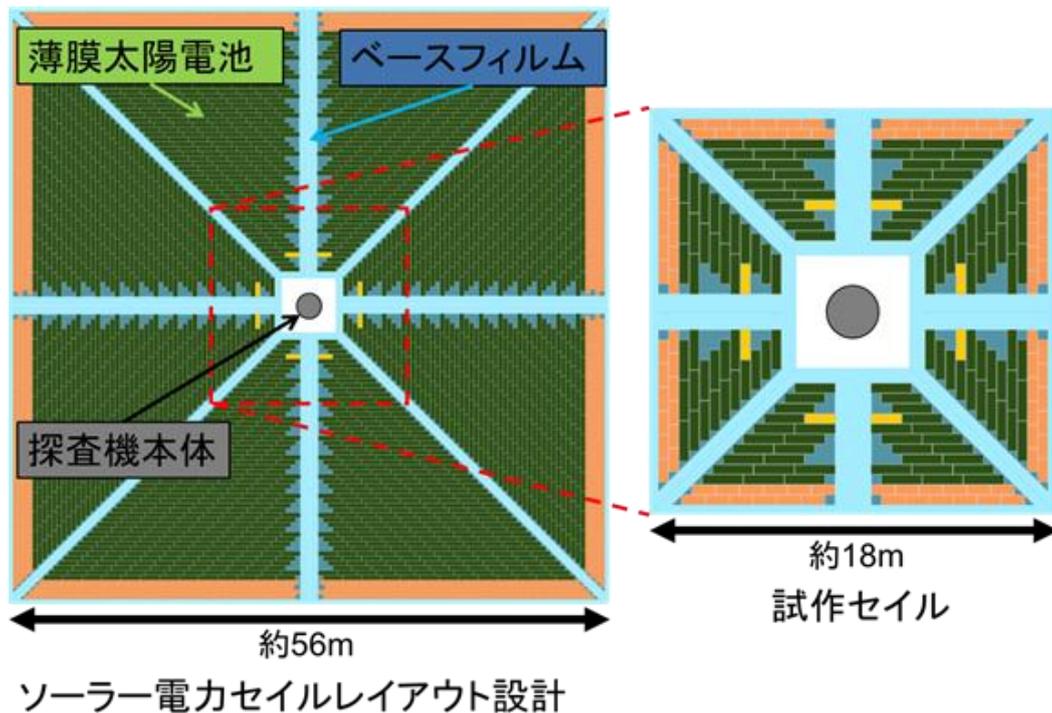


図2 セイルレイアウト

このレイアウトから薄膜太陽電池の供給可能電力を見積もった結果、太陽からの距離が 1AU において 135kW (木星軌道で 5kW 相当) 以上と算出された。また、セイルの総重量 (先端マス 40kg 含む) は約 214kg となることがわかった。

検討に際して使用した主なパラメータは以下の通りである。

- ・薄膜太陽電池の単位面積あたりの重量：
0.0538kg/m²
- ・薄膜太陽電池の発電効率：5%
- ・故障マージン：50%

薄膜太陽電池を含め各種搭載デバイスの次期ソーラーセイル搭載に向けた開発状況について、IKAROS からの発展項目を中心に表 1 に示す。

2.2 セイルの試作

セイルのベースフィルム材料は、幅が約 1m で十分な長さを持ったロール状の形態で供給されるのに対し、薄膜太陽電池などのデバイスは長さが約 2m に限られた長さのユニットとして供給される。IKAROS においては、ベースフィルムを並べて接着し、その一部をくり抜いて薄膜太陽電池などのデバイスを貼り付ける手順を

取った。しかしこれらのデバイスがほぼ全面的に貼られる次期セイルにおいては、デバイスのユニット単位を基準として位置を接続するほうが、作業ロスが少なくなる。特に大型のセイルを製作する際には、この方式による簡素な製作手順が有効になると考えられる。このような IKAROS とは異なるセイル製作手順について手順を確認し検証するために、ダミーの薄膜太陽電池ユニットを用いてセイルの部分試作を行った。試作したセイルの完成後に寸法を計測した結果、製作精度は約 0.5%以内には抑えられたことが確認できた。

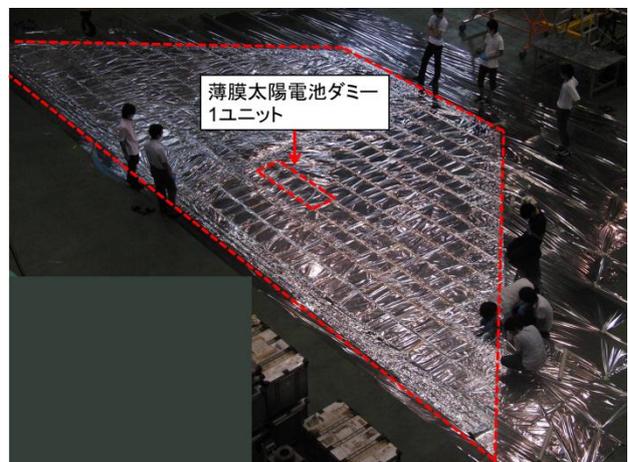


図3 試作セイル実物

3. セイルの収納方法の検討

次期計画におけるセイルの収納方法における重要な課題として、蛇腹状に折り畳んだセイルを円筒形状の探査機本体周囲に巻きつける際に発生する内外周差の問題がある。IKAROS に比べ、巻きつけ長さ・折数が増大し、さらに薄膜太陽電池の厚みの影響により大きな内外周差が発生する(図4)ため、そのまま巻きつけると折線の位置がずれた状態で収納されてしまう。

これを解決するため、外周側に対して内周側を少しずつ波型に弛ませて局部的に周差を解消する方法の検証を進めている。これは、蛇腹状に折り畳んだセイルの厚みから発生する内外周差を予測して周方向の巻きつけ位相を管理し、さらに内外周差により発生する波型を巻きつけ先端側に伝播させない機構により実現できる。

この収納方法の有効性を検証するため、薄膜太陽電池と同じ厚さのダミーセルを貼り付けたセイルを使用して収納実験を行った。この結果、膜の厚さを考慮した「巻きつけ位相管理」方法と、波形を伝播させないための「サンド」の使用により、折線のずれを抑えた再現性のある巻きつけが可能であることを確認した^[3]。(図5)

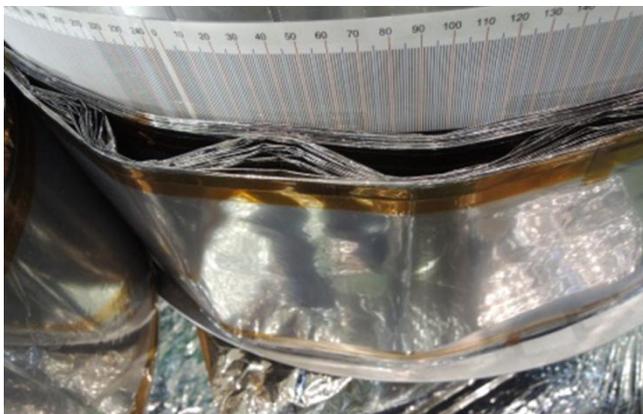


図4 セイル収納で発生する内外周差



図5 巻きつけ位相管理によるセイル収納方法

収納方法の検証は、小型の矩形セイルを用いた実験から台形のセイルを用いた実験、四方のセイルをあわせて同時に収納する実験(図6)と段階的に検証を進めた。四方のセイルを同時に収納する実験は、実際のスケールを想定して次章に示す展開機構の試作品を使用して実施した。巻きつけ位相を管理しながら収納するには多くの人員を要することとなるため、収納作業・位相管理を支援するための治具も合わせて開発した。これにより、約20人での収納が可能となった。



図6 四方のセイルの同時収納実験

4. セイル展開機構の設計・試作

次期ソーラー電力セイル計画においては、探査機本体に搭載したイオンエンジンを使用して軌道制御を行う。この際、探査機本体がスピンすると推力ベクトルに大きな制約が発生し獲得できる実効 ΔV 量が減少する。セイルのスピン展張方式との両立のため、以下の2つの方式について、セイル展開機構の検討を進めている。

シングルスピン方式：

探査機本体とセイルが一体となってスピンする。

デュアルスピン方式：

セイルのみをスピンさせ、スリップリングを介して集電を行う。

両方式に対する、セイル展開機構の観点での課題と検討概要を表2にまとめる。

これらの検討結果から展開機構全体の重量は、シングルスピン方式は約300kgの重量に抑えられると計算された一方で、デュアルスピン方式においては回転部保持において複雑な機構を必要とし、シングルスピン方式より200kg近く大きくなると予想された。軌道設計などのシステ

表 2 セイル展開機構の 2 つの方式の比較検討

検討課題	シングルスピ方式	デュアルスピ方式
セイルからの集電方法 (スリップリングの開発)	IKAROS と同様 (スリップリングは不要)	大径・長寿命・大電流に適したスリップリングが必要。大型ベアリングの回転精度維持が難点。
打ち上げ振動環境対策	回転ガイドのみを固定するため 1 箇所にクランプ式のロンチロックを設ける	セイルも含む回転部の重量が大きいため、周方向 8 箇所でクランプ式のロンチロックを設ける。
打ち上げ振動環境に対するセイルのゆるみ・こぼれ防止機構	周方向は根元をセイルロンチロックで、先端部を先端マスにより拘束し緩みを防止する。機軸方向のこぼれは、セイル収納部の上下フランジ幅を大きくすることにより抑える。	同左
展開途中のセイルの周方向の滑り防止方法の検討	蛇腹状に折り畳んだセイルに穴をあけ、ピン止め式のロンチロックを追加する。	同左
ガイド(セイルを準静的に繰り出す支持棒)の構成	IKAROS と同様に相対回転させる。ただしベアリングは軽量化のためローラー&レール式の簡素な構造とする(展開時のみ使用)。ガイドを解放するアクチュエータも相対回転するため、信号ラインは無線化などが必要。	セイル収納部を回転させるため、ガイド棒の相対回転は不要である。
全体総括	回転部分が軽量にできるため、振動対策の構造も簡素であり全体的にも軽量に製作可能である。基本的に IKAROS 方式を踏襲するため技術的課題も少ない。	回転部を支持する機構の強化のため重量が増える。スリップリングの開発における技術的課題がある。

ム検討の観点から実効 ΔV 量の損失を考慮しても、軽量化が可能なシングルスピ方式の方が有利であると見られ、現状ではこちらを第 1 案として設計を進めている。

さらに検討課題に対する解決案の有効性を検証するため、セイル展開機構の部分的な試作を進めており、今後、各種機能試験を行っていく予定である。

参考文献

[1] Funase, R., Kawaguchi, J., Mori, O., Sawada, H., and Tsuda, Y.: IKAROS, A Solar Sail Demonstrator and Its Application to Trojan Asteroid Exploration, Proceedings of 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA

2012-1748 (2012).

[2] Shirasawa, Y., Mori, O., Okuizumi N., Sawada, H., Matsumoto, J., Funase, R., Tanaka, K., Toyota, H., Yokota, R. and Kawaguchi., J.: Development of Test Model of Solar Power Sail and Its Deployment System for Outer Solar System Exploration Mission, 2013-c-53, 29th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), Nagoya, Japan, June 2013.

[3] Sakamoto, H., Kadonishi, S., Satou, Y., Furuya, H., Shirasawa, Y., Okuizumi, N., Mori, O. and Sawada, H.: Repeatability of Stored Configuration of a Large Solar Sail with Non-negligible Thickness, Proceedings of 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA 2013-1804 (2013).

月探査のデータ利用

月・惑星探査プログラムグループ 研究開発室
石原 吉明
月・惑星探査プログラムグループ SE 推進室
須藤 真琢

1. はじめに

2007年9月に打ち上げられ、2009年6月に運用を終えた月周回衛星「かぐや」には、LISMをはじめとして多数の観測装置が搭載され、月のリモートセンシング観測を網羅的に実行した。これら観測装置によってもたらされた膨大なデータは、国内外の研究者によって解析され、月科学の進展に大きく寄与している。

本発表では、「かぐや」の取得した種々の月データに関して、一般向け利用および将来月探査立案に向けた基礎データとしての利用を取り上げる。具体的には、一般向け利用として「かぐや 3D ムーンナビ」、基礎データ利用として、月探査ローバの航法誘導技術の検討における事例を示す。

2. 「かぐや」データの一般利用

2.1 かぐや 3D ムーンナビ

月周回衛星「かぐや」によって取得された画像データやその他の科学観測結果を一般の方にもわかりやすく表示する環境として、「かぐや 3D ムーンナビ」(図 1)を開発し、サービスの提供を行っている。

「かぐや 3D ムーンナビ」は、インターネットに接続された PC 上で、月周回衛星「かぐや」が取得した画像やデータを、臨場感豊かな 3D 表示機能により閲覧できるサービスである。

「かぐや 3D ムーンナビ」は、かぐやの画像コンテンツ等を 3 次元的に表示するアプリケーションであり、米国 NASA により開発・公開されている WorldWind Java ソフトウェア開発キットを基盤として、Java 言語を用いて開発されており、Windows、Mac OSX 等のマルチプラットフォームで動作可能である。また、「かぐや 3D ムーンナビ」アプリケーションは、Java Web

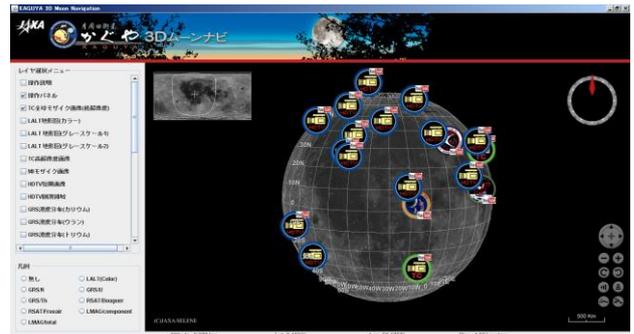


図 1 かぐや 3D ムーンナビのアプリケーション画面
Start (JWS) 機能を利用し、常に最新版がユーザに提供される。

ユーザはマウス操作により、宇宙空間に浮かぶ月を意のままに操り、あたかも月旅行を楽しむかのように、様々な月の表情を楽しむことができる。

現在までに登録済みのデータは表 1 にまとめた通りである。マップデータは、地図イメージデータのウェブ配信標準プロトコルである、Web Map Service (WMS) を用いて、マップサーバーから配信する等、Open Geospatial Consortium (OGC) 標準を意識した構成となっており、他機関の配信する「かぐや」以外の月データ (例えば米国による月探査機データ) のオーバーラップ表示対応など、将来の他機関との相互運用可能性も考慮した形となっている。

2.2 月学習教材の開発

小学校理科では、4 年および 6 年生において、月について学ぶ単元が存在する。児童の知的好奇心をかき立て、また指導する教諭がより発展的な内容を授業に取り入れられる教材の素材として、「かぐや」データの活用可能性を検討している。具体的には前述の「かぐや 3D ナビ」の機能の充実、さらにタブレット端末への対応を検討している。

表1 かぐや 3D ムーンナビ登録済みコンテンツ

観測ミッション名	レイヤー名	概要
LALT レーザ高度計	LALT 地形図 (カラー)	1/16 度グリッドの LALT 高度データを元に作成した陰影起伏のカラー全球マップ
	LALT 地形図 (グレースケール 1)	1/16 度グリッドの LALT 高度データを元に作成した陰影起伏の単色グレースケールの全球マップ
	LALT 地形図 (グレースケール 2)	1/16 度グリッドの LALT 高度データを元に作成した陰影起伏グレースケールの全球マップ。月面表向きの画像が反射率(アルベド)と合致するように階調を調整したもの。
LISM/TC 地形カメラ	TC 低解像度全球モザイク画像	地形カメラ(TC)による低解像度(約 230m)の月面観測画像を全球モザイク処理した画像。
	TC 高解像度画像	地形カメラ(TC)による高解像度の月面観測画像
LISM/MI マルチバンドイメージャ	MI モザイク画像	マルチバンドイメージャ(MI)による観測画像をモザイク処理した画像
HDTV ハイビジョンカメラ	HDTV 短冊画像	HDTV 動画からリサンプリング処理により作成した短冊状の画像
	HDTV 観測領域	HDTV 動画の観測領域
GRS ガンマ線分光計	GRS 濃度マップ(カリウム/K)	1 度グリッドのカリウム濃度の全球マップ(ppm)
	GRS 濃度マップ(ウラン/U)	1 度グリッドのウラン濃度の全球マップ(ppm)
	GRS 濃度マップ(トリウム/Th)	1 度グリッドのトリウム濃度の全球マップ(ppm)
RSAT リレー衛星中継器	RSAT 重力異常マップ (フリーエア異常*)	月重力場モデル(Selene Gravity Model: SGM90d)から作成した 1 度グリッドの重力異常 (フリーエア異常*) 全球マップ * フリーエア異常: それぞれの地域での高さの影響を補正した重力値(SGM90d)から、重力の平均値を差し引いたもの
	RSAT 重力異常マップ (ブーゲー異常*)	月重力場モデル(Selene Gravity Model: SGM90d)および、LALT による地形モデル (STM-359_grid-02) から作成した 1 度グリッドの重力異常 (ブーゲー異常*) 全球マップ * ブーゲー異常: 高さの基準 0m (重心を中心とする半径 1,737.4km の球) から測定点までに平均的な岩石が存在すると仮定し、その岩石による重力の影響を取り除いた値
LMAG 月磁場観測装置	LMAG 磁気異常マップ (東西方向)	1 度グリッドの東西方向の磁気異常全球マップ (月面高度 100km±30km での値)
	LMAG 磁気異常マップ (南北方向)	1 度グリッドの南北方向の磁気異常全球マップ (月面高度 100km±30km での値)
	LMAG 磁気異常マップ (高度方向)	1 度グリッドの高度方向の磁気異常全球マップ (月面高度 100km±30km での値)
	LMAG 磁気異常マップ (合成)	1 度グリッドの磁気異常 (全方向の合成) 全球マップ (月面高度 100km±30km での値)



図 2 次期月探査計画「SELENE-2」

3. 将来の月探査に向けた「かぐや」データの利用

将来の月探査計画では、着陸機(ランダ)と移動ロボット(ローバ)を用いた詳細な地表面探査を予定している(図 2 参照)。我々の研究グループでは、月周回衛星「かぐや」のレーザ高度計(LALT)が取得した月の地形情報を基に、月探査ローバの航法誘導技術の検討を行っている。

3.1 移動機構に応じた航法誘導手法の検討

円滑に探査を行うため、ローバには、目的地に向かう経路の中から、安全な経路を選択し、効率的に探査を行う能力が要求される。また、月探査ローバの移動機構として、クローラ機構や車輪機構が検討されているが、移動機構の違いによりローバの走破性は大きく異なる。このため、ローバの移動機構に応じた最適な走行経路を計画することが重要な課題である。

異なる移動機構を有するローバの経路計画について検討するため、我々の研究グループでは、数値シミュレータを用いたローバの走行解析を行っている^[1]。このシミュレータは、「かぐや」



図 3 クローラ機構を用いた斜面登坂実験^[2]

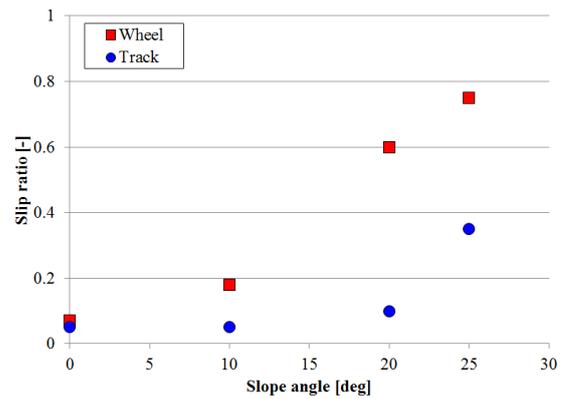


図 4 斜度とスリップの関係

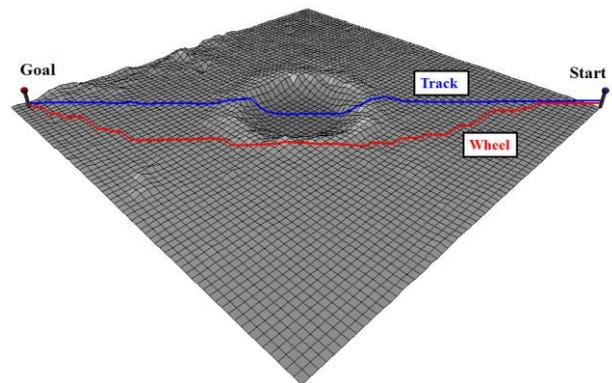


図 5 走行経路シミュレーション結果

が取得した地形情報を利用することにより、月面を忠実に再現した環境で、ローバの走行解析を行うことが可能である。

また、月面土壌の機械的特性を模擬した砂(レゴリスシミュラント)を敷き詰めた月面模擬フィールドにおいて、クローラ機構や車輪機構を用いた登坂実験を行っている(図 3 参照)。図 4 に示すように、同一斜度におけるスリップを比較すると、クローラ機構は車輪機構よりも少ないスリップで走行できることが見て取れる。このようなローバの走行特性を、数値シミュレータに組み入れることで、ローバの挙動を踏まえた経路計画アルゴリズムの検討を行う。

図 5 に、月面模擬地形におけるクローラ型/車輪型ローバの走行経路シミュレーション結果を示す。図において、青線と赤線は、それぞれ、クローラ型/車輪型ローバの走破性から導出された最適な走行経路である。図より、斜面走破性が高いクローラ型ローバでは、直線的な経路が最適な経路である。一方、車輪型ローバは、起伏を避けるような経路が最適となることが見て取れる。

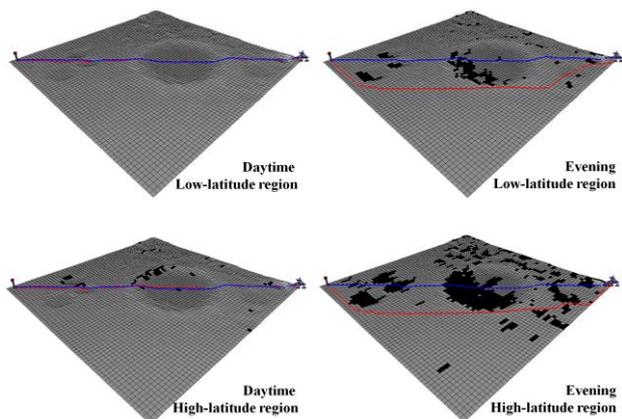


図6 異なる緯度と時刻における走行経路

3.2 探査地点/時期における電力制約の検討

月面においてローバが探査を行う際、電源を得るために太陽電池パネルを用いた発電が必要不可欠である。また、この発電量は、探査地点の日照量や影の有無により異なり、緯度・経度、地形、時刻により変化する。ローバを用いて広範囲を効率的に探査するために、このような探査地点や時期による電力制約を考慮しなければならない。

上述の電力制約について検討するため、数値シミュレーションにより、月面の緯度・経度、時刻がローバの走行経路に及ぼす影響の評価を行っている。このシミュレーションでは、まず、月面上の任意の緯度・経度、時刻における太陽高度や方向を導出することで、日照量と影を推定する。続いて、この環境下で、ローバが走行する際に太陽電池パネルから得られる発電量と消費電力を算出する。ここで、「かぐや」が取得した月の詳細な地形データは、正確な影の推定を可能とし、発電量や消費電力の推定精度の向上に貢献している。

図6に、異なる緯度と時刻におけるローバの

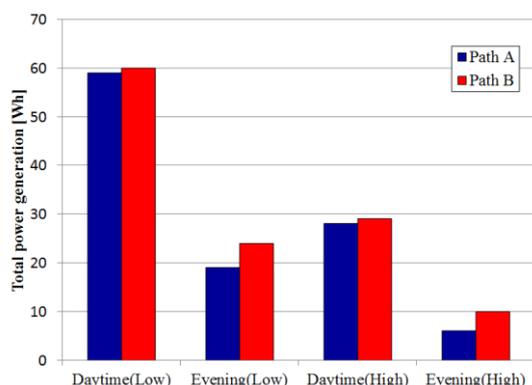


図7 異なる緯度と時刻における発電量

走行経路シミュレーションの結果を示す。図より、低緯度領域および高緯度領域において、夕方に影が長く、また、その傾向は高緯度で顕著である。図において、青線は走行距離が最短となる経路(Path A)、赤線は影を避ける経路(Path B)である。緯度と時刻における影の違いにより、Path Bが変化することが見て取れる。

図7および8に、ローバが上述の各経路を走行する場合の発電量と消費電力を示す。図7より、月の昼には、経路による発電量の違いはわずかであるが、夕方には影を避けるように走行することで、発電量が増加することが定量的に見て取れる。一方、図8より、発電量と比較して、経路の違いによる消費電力の差異はわずかである。以上より、特に、影が長い月の高緯度領域では、影を避ける経路計画アルゴリズムを採用することで発電量の増加が期待される。

4. おわりに

本発表では、「かぐや」データの一般向け利用として、「かぐや 3D ムーンナビ」と「月学習教材の開発」について述べた。続いて、「かぐや」データの利用事例として、月探査ローバの航法誘導技術の検討について紹介した。

今後、「かぐや」データを基に月模擬地形を構築し、上述の航法誘導アルゴリズムの有用性を実機により検証していく予定である。

参考文献

[1] 須藤真琢、大槻真嗣、若林幸子、成田伸一郎、星野健、橋本樹明、西田信一郎、月探査ローバの移動機構に基づいた走行経路計画、第57回宇宙科学技術連合講演会(2013)1J16。
 [2] S.Wakabayashi, H.Sato and S.Nishida, "Design and Mobility Evaluation of Tracked Lunar Vehicle", J. Terramechanics, 46(3), pp.105-114, 2009.

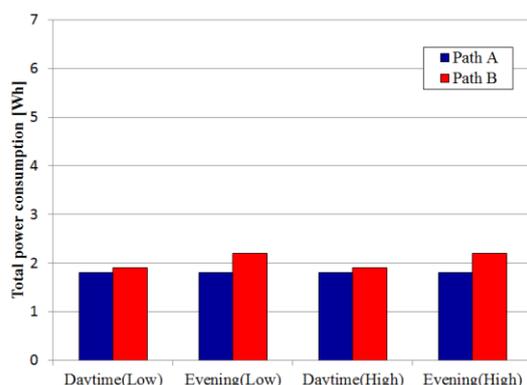


図8 異なる緯度と時刻における消費電力

1. はじめに

計算科学は第三の科学と呼ばれ、実験、理論と共に現代の科学技術にとって不可欠な存在となっている。この計算科学を支える大きな要素がスーパーコンピュータである。本稿では、JAXA のスーパーコンピュータ”JSS”の運用・利用技術について述べる。

2. JAXA スパコン”JSS” 概要

図 1 に、JAXA スパコン”JSS”(JAXA Supercomputer System)の概要を示す。JSS は、その機能から、演算部、ストレージ部、分散環境統合部という 3 つに大別される。

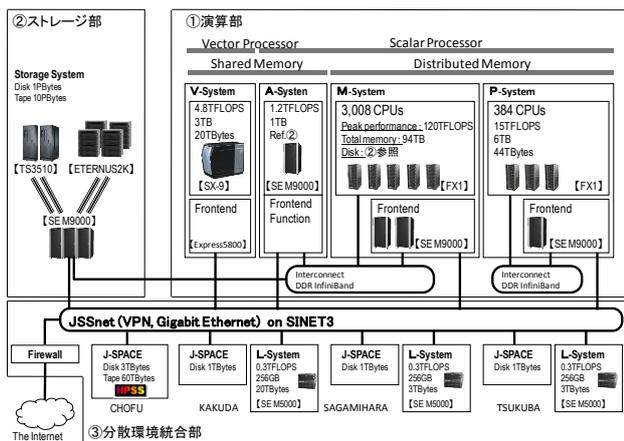


図 1 JSS 概要

2.1 演算部

演算部は、演算器の種類、演算器と主記憶メモリの接続方式、及び運用方式の違いにより、4種類のシステム、M(Main)システム、P(Project)システム、A(Application)システム、V(Vector)システムに大別される。

1)M システム(高並列スカラシステム)

M システムは、JSS の主たる演算リソースであり、富士通(株)製 FX1 で構成され、3,008 個のノードが InfiniBand で相互結合された分散メモリ型の並列計算機(DMP:Distributed Memory Processor)である。1 ノード当たり 1 個の SPARC64VII プロセッサ^[1]、32GB のメインメモ

りを搭載している。CPU内は4つのコアを持ち、コアへの演算の割り付けはコンパイラが自動で行うプログラミングモデルを基本利用形態としている。また、MPI ライブラリやデータパラレル型言語 XPFortran を用いることでノード間並列処理を実現する。更に、高並列度のシミュレーションを高効率で行うために、ノード間の動作の同期をとるための、ハードウェアによる高速同期機構を備えている。ユーザは、フロントエンド計算機を介してコンパイル、デバック等のソフトウェア開発を行い FX1 を使用する。

2) P システム (並列スカラシステムのセキュア運用)

P システムは、M システムと基本的に同じノード構成であるが、ノード総数が 384 個であること、1 ノード当たりのメインメモリが 16GB である点が異なる。機密性の高い計算をシステムを占有して実行する運用を提供するシステムである。

3)A システム (大容量主記憶システム)

A システムは、SEM9000 で構成され、1 個当たり 4 コアを持つ CPU を 32 個備えた共有メモリ型の並列計算機(SMP:Shared Memory Processor)で、主記憶メモリは 1TB という大容量であるのが特徴であり、市販アプリケーションソフトウェア等、大容量のメモリを必要とする計算に使用する。M システムとのファイル共有が可能となっており、M システム上の自作研究プログラムでの計算結果ファイルを、A システムで読み込み可視化等の解析ができるようになっている。

4)V システム (ベクトルシステム)

V システムは、日本電気(株)製 SX-9 で構成され、3 個の演算ノードを持つ。CPU は 1 台 0.1TFLOPS のベクトルプロセッサである。ユーザは、フロントエンド計算機 Express5800 を介して SX-9 を使用する。1 ノード当たり 16 個のベクトルプロセッサと 1TB の主記憶メモリを持つ SMP である。スカラプロセッサでの高速化が

望めないプログラムや、ベクトルプロセッサチューニングされた既存プログラムの効率的実行に用いる。

表 1 に、JSS 演算部の 4 つのシステムの構成概要一覧を示す。下線部は各システムの特徴を示す仕様である。

表 1 JSS 演算部 4 システムの構成概要

システム名	M システム	P システム	A システム	V システム
プロセッサ	スカラー	スカラー	スカラー	<u>ベクトル</u>
メモリ	分散メモリ	分散メモリ	共有メモリ	共有メモリ
利用形態	一般	<u>セキュア</u>	一般	一般
ノード数	3,008	384	1	3
CPU 数	3,008	384	32	48
コア数	12,032	1,536	128	48
理論性能	<u>120TFLOPS</u>	15TFLOPS	1.2TFLOPS	4.8TFLOPS
総メモリ量	94TB	6TB	1TB	3TB
ノード当りのメモリ量	32GB	16GB	<u>1TB</u>	1TB

2.2 ストレージ部

ストレージ部は、実効容量 1PB、総実効転送性能 25GB/s の RAID5 装置と、総容量 10PB、LTO4 ドライブ 40 台、LTO3 ドライブ 8 台の LTO ライブラリ装置から構成される。図 2 に、ストレージ部の構成詳細を示す。ストレージ部は、ネットワークファイルシステム、ローカルファイルシステムと階層ストレージ管理、OS のデバイスドライバ、ストレージエリアネットワーク、ストレージデバイスから構成される。ネットワークファイルシステムはネットワークへのインターフェースとして InfiniBand と Ethernet を持つ。InfiniBand インターフェースにより M システムと A システムを、Ethernet インターフェースにより遠隔地システムを収容できる。ローカルファイルシステムからストレージデバイスまでは冗長構成をとっており、各部分の一部に故障が発生しても、迂回経路やバックアップ機能を用いてユーザへのファイルシステムサービスを継続できるようになっている。また、合計 11PB の容量を持つストレージ装置では、ディスク装置は RAID5 構成により、テープ装置へのアーカイブ時には同時に 2 つのテープ媒体に書き込みを行うことにより、物理的なストレージ媒体のエラー等によるデータ消失に備えている。更に、他のスパコンセンターとも協調しながら、ファイルシステムの特徴把握を行い、運

用における性能最適化の活動も行っている^[2]。

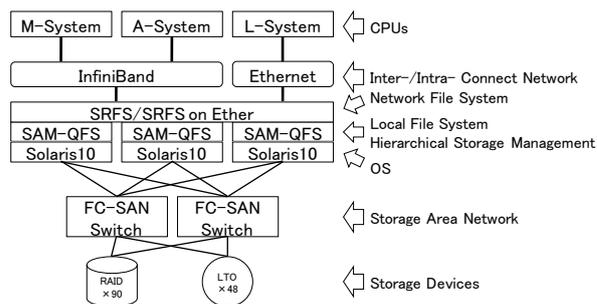


図 2 ストレージ部構成

2.3 分散環境統合部

分散環境統合部は、地理的に離れた場所からの JSS の利便性を向上させるためのものである。仮想専用線ネットワーク (VPN) 技術を用いて SINET4^[3] 上にスパコン専用のバックボーンネットワークを作成し、JAXA 事業所内外から JSS を利用するためのシステム (L システム：遠隔地でコンパイル等の作業をするための環境、J-SPACE：遠隔ファイルアーカイバ) を接続している。

3. ” JSS ” の運用・利用技術

3.1 ジョブスケジューラ

JSS もそうであるが、最近のスーパーコンピュータは、多数のノードを相互接続した並列計算機である。このような大規模な並列計算機システムの運用においては、システム資源の利用効率の向上が重要である。なぜならば、多数の資源を効率的に利用することはそもそも簡単なことではない上、利用効率の向上は、直接的にそのシステムの価値を底上げすることになるからである。並列計算機のように、複数のユーザが同時に 1 つのシステムを利用する運用形態を取る共用システムの場合、資源配分の公平性の確保に慎重に取り組まなければならない。ユーザが投入するジョブがなんの管理も受けなければ、ジョブ同士がシステム資源を奪い合い、利用効率に悪影響を及ぼすばかりでなく、ユーザの満足度も低下させる原因となるからである。公平性に配慮しながらシステム資源の効率的利用を行うための技術のひとつが、ジョブスケジューリングであり、システム管理ソフトウェア群の 1 つの機能のスケジューラとして提供される。スケジューラは、ユーザから投入されたジョブをいったん受け付け、優先順位やユーザ毎に同

時に実行できるジョブ数等、多数の設定値（ルール）に従って、ジョブを順番に実行するというバッチ処理のシステムを構築する。割当可能なシステム資源に余分が無い場合、ユーザのジョブは待ち行列に入ることになるが、ジョブスケジューラのポリシーの設定によっては、空き資源があるにもかかわらず、ジョブが実行されないという状況が発生する。これは、資源の最大活用の観点から考えて問題である。そこで、システムの資源活用の最適化を目的に、ジョブスケジューラのシミュレータを構築し、JSS を用いて、膨大な解の中から最適解を求めるための取り組みが行われている。

ここでは、効率的なジョブスケジューリングをするための2つの技術、リザーブとバックフィルについて説明する。例として8ノードの並列計算機を、5ノードでの並列計算(以下、5ノード計算)をしたいユーザ赤、1ノードでの計算(以下、1ノード計算)をしたいユーザ黄、及び3ノードでの並列計算(以下、3ノード計算)をしたいユーザ緑の3人で共用する場合を考える(図3)。システム始動時($t=0$)には、5ノード計算はスケジューリングされて実行されるが、その後は、ノード全てが常に計算を実行するようにスケジューリングすると、1ノード計算や3ノード計算ばかりがスケジューリング・実行され、5ノード計算はなかなか実行されなくなってしまう。これを解決する一つの方法として、リザーブという手法が考えられた。図4に示すように、現在時刻より未来のある時刻($t=t1$)から一定時間を5ノード計算のために予約し、他のジョブに使わせないようにするスケジューリング手法である。これにより、5ノード計算等多くのノードを必要とするジョブが適切な待ち時間内でスケジューリング・実行されるようになる。

一方で、リザーブを行うことにより、一定時間ジョブを実行しないノードが発生してしまう。図4のノード4,5,6,7がその例である。この空き時間を有効に利用するための手法として、バックフィルという手法が考えられた。これは、現在時刻 t_0 から $t=t1$ の間のノード4,5,6,7の空き時間の間に終了するジョブをリクエストキューの中から選び出して、キュー内の追い越しを許しつつスケジューリング・実行させるものである。

図3や図4では、各ジョブの実行時間(図の中では、ジョブを示す長方形の幅)を確定的に図示しているが、実際のスーパーコンピュータシステムでは、各ジョブの実行時間は正確に予想できないため、実行時間予測を加えたスケジューリングや、スーパーコンピュータシステムの稼働状態によりスケジューリングアルゴリズムを動的に入れ替える等、効率化のためのスケジューリング技術の研究が行われている^{[4][5]}。

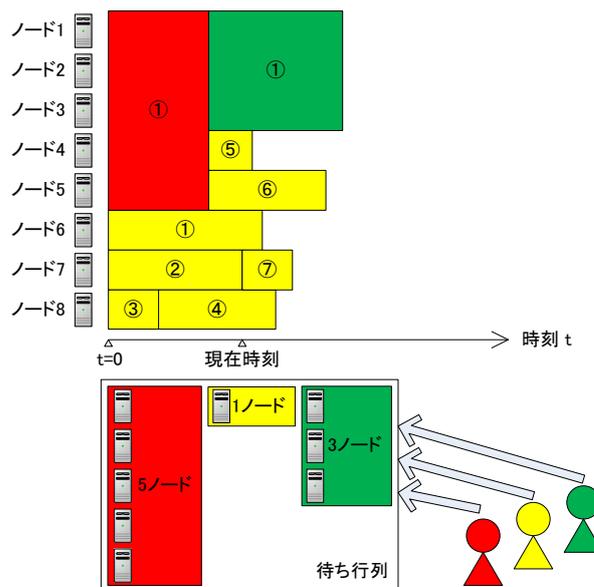


図3 大きなジョブが実行されない例

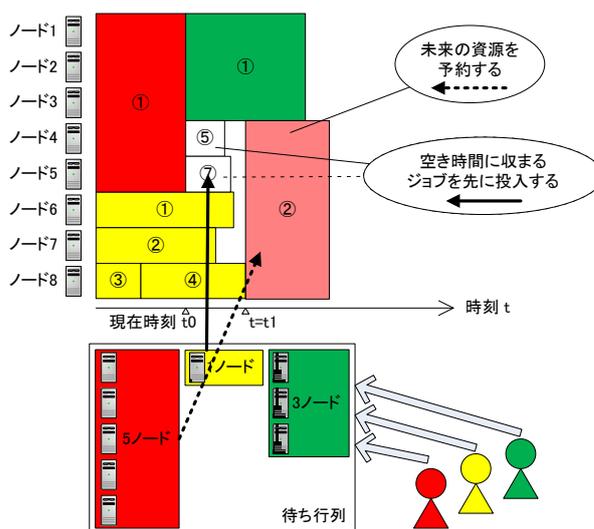


図4 スケジューリング効率化の技術

3.2 遠隔利用技術

JSSの主たる装置は調布事業所に設置されているが、利用者は国内外様々な場所にいる。図1にあるJSSnetを通じて、宮城県角田市、茨城

県つくば市、神奈川県相模原市にある各事業所等 JAXA 内部から利用するだけでなく、共同研究や大学の研究者等は、企業内ネットワークや大学のネットワークからインターネットを経由して JSS を利用している。このような利用形態を遠隔利用と呼んでいるが、この利用形態においては、ネットワークを効率的かつ安全に利用するための技術が不可欠となる。

ネットワークの特性を代表するものとして回線速度がある。家庭のインターネット環境で言えば、ADSL の回線速度が 50Mbps、12Mbps、8Mbps とか、光ファイバーで回線速度が 1Gbps、200Mbps、100Mbps 等という数字である。JSSnet は最大 10Gbps の回線速度を持つ構成となっている。

ネットワークの特性を代表するもう一つの重要なものとしてラウンドトリップタイム (RTT: Round Trip Time) がある。これは、0.01 秒、0.005 秒等、時間で表現するが、ネットワーク上での 2 地点間の”距離”と考えてよい。数字が大きいほど”遠距離”ということになる。ネットワーク上の実際のデータ転送速度は RTT に反比例する。従って、データ転送速度を向上させたい場合、単に回線速度を高くするだけでは向上しないことがある。JAXA では、日米間の回線を使い、従来速度の 30 倍の高速通信が可能な技術の開発と検証を行い、実際の運用に役立てている。



図 5 日米間高速通信実験

3.3 リソース利用率監視

近年のコンピュータの CPU は様々な階層で並列処理が行われており、ユーザの気付かないところで利用効率を低下させていることがある。また、JSS の特性に合わない利用をすることでジョブの実行効率を低下させている場合もある。このような利用状態を監視し、ユーザに注意喚起するシステムを整備し運用している。標準出力への多量の出力、低い CPU 演算器利用率、低いバクトル化率等を監視対象にしている。一例として、図 6 に、CPU 演算器利用率が低かった

場合にユーザに送信している注意喚起メールの一部を示す。

```

$$$ CPU Parallelization (CPU time / Elaps time) does
not reach 50.0% of request CPUunm $$$
Use      Elapse[s]      : 4401
Average Cpu Time[s] : 1097.188828125
Cpu Time Rate       : 24.93%

Please check Thread CPU(-lp).
Please custom the program.

Guide: https://www.jss.jaxa.jp/
->[Manual (Msys)]
->[Program performance is not good]

```

図 6 注意喚起メールの例 (低 CPU 演算器利用率)

4. おわりに

JAXA のスーパーコンピュータ JSS の概要と、そこで利用されている運用・利用技術のいくつかを紹介した。

参考文献

- [1] Fujitsu Limited, ”ホワイトペーパー:富士通 SPARC64TMVII プロセッサ”, <http://img.jp.fujitsu.com/downloads/jp/jhpc/sparc64vii-wpj.pdf>, (2008)
- [2] サイエнтиフィック・システム研究会 大規模ストレージ WG, ”大規模ストレージ WG 成果報告書「大規模ストレージの課題と今後の展望」”, (2011 年), サイエнтиフィック・システム研究会
- [3] 国立情報学研究所, ”学術情報ネットワークとは”, http://www.sinet.ad.jp/about_sinet/
- [4] R. ITO, Kenichi KIKUCHI: “Efficient Algorithm for hardware resource management using 2-D strip packing problem”, ICIC Express Letters: An International Journal of Research and Surveys, Vol.5, No.10, pp.3809-3814, 2011
- [5] Rika Ito, Kenichi KIKUCHI, Naoyuki FUJITA: An Analysis for Estimation of Elapsed Time of Job Scheduler, International Conference on Parallel, Distributed and network-based Processing, PDP2011, Feb.2011, ISBN 978-3-902457-29-5.

陸域観測技術衛星 2号「だいち 2号」(ALOS-2) 観測運用技術の強化

情報・計算工学センター/第一衛星利用ミッション本部 ALOS-2 プロジェクトチーム
植田 泰士

1. 背景と目的

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

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

本稿では本取り組みにおいて実施した実現性検討結果について紹介を行う。

2. 「観測運用技術強化」の目標

本取組では開発中の ALOS-2 打上後の運用期間において次の2つを達成することを目標としている。

【目標 1】

軌道上衛星の挙動を正確に評価・予測し、衛星システムが潜在的に持っている衛星リソースの余裕(実力値)を把握できること。

【目標 2】

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

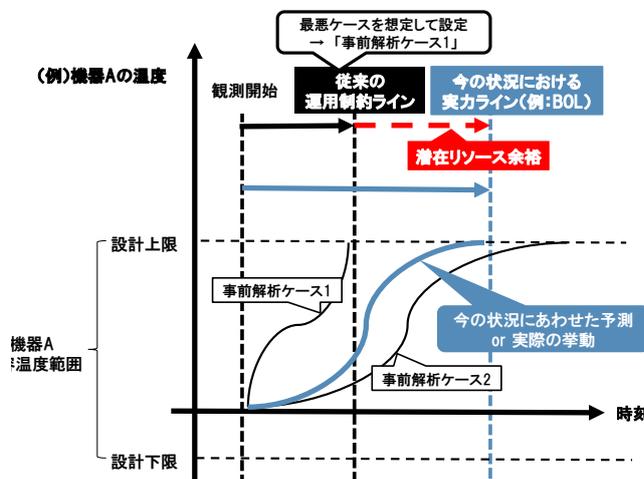


図1 「潜在リソース余裕」のイメージ例

ここで衛星システムが潜在的に持っている衛星リソースの余裕(以下、「潜在リソース余裕」とは、例えば図1に示すものである。一般に、衛星の運用においては、軌道上の衛星を故障または損失させないように、衛星設計または地上での試験結果に基づき運用制約ラインを決定し、その制約内での衛星ミッション運用を行う。また、その運用制約ラインの決定においては、軌道上での様々な衛星挙動や物理現象の不確定性等を考慮し、最悪時にも耐えうる安全なレベルを設定する。しかしながら、最悪状況を考慮されていることから、軌道上のある特定状況下または実際の軌道上衛星としては運用制約以上に観測できる実力を衛星が持っている可能性がある。

図1では、観測衛星における観測時間に影響するある機器Aの温度変化を示しているが、時刻 t_0 から観測を開始すると機器Aの温度が時刻 t_1 には最悪時（事前解析ケース1）において許容温度範囲上限に達することが事前解析から分かっているため、最悪時を考慮した運用においては $t_1 - t_0$ の間しか観測できない。しかしながら、ある特定状況下や軌道上での衛星の実力としては、時刻 t_1 においても、機器Aの温度は最悪時ほど上昇せず、実際は t_2 まで観測して

も問題ない可能性がある。本稿では、この観測時間余裕 ($t_2 - t_1$) を生み出すことが可能な衛星システムのリソース余裕を「潜在リソース余裕」とよぶ。この「潜在リソース余裕」は、開発時（設計解析時）においては軌道上で最悪ケースにもミッションを達成できるよう最悪ケースを考慮していることから生じるものであるが、軌道上運用を開始し衛星の実力がより明確になった時点においては開発時に考慮していたリスクが減少しているため最大限活用することを目指すことができる。

以上を踏まえ、本取組では、「潜在リソース余裕」を活用できるようにするための手段を実現していくことを目指している。これにより、1項で述べた衛星利用者の観測要求に最大限対応すること、および観測運用（制御）技術を、より正確に評価しながら運用していくことが可能となっていくと期待している。

3. アプローチ

2項の目標1および目標2を達成する本活動のアプローチを図3に示す。

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

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

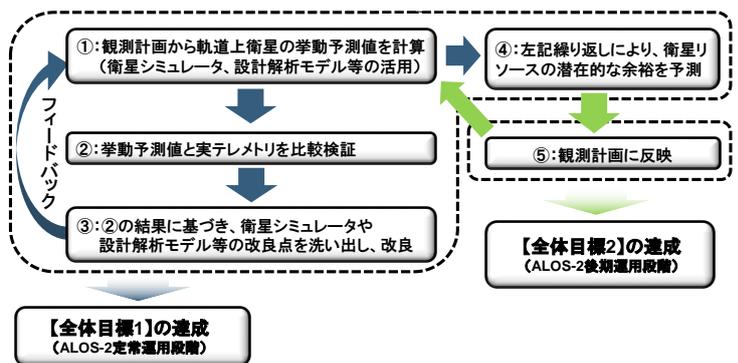


図2 アプローチ

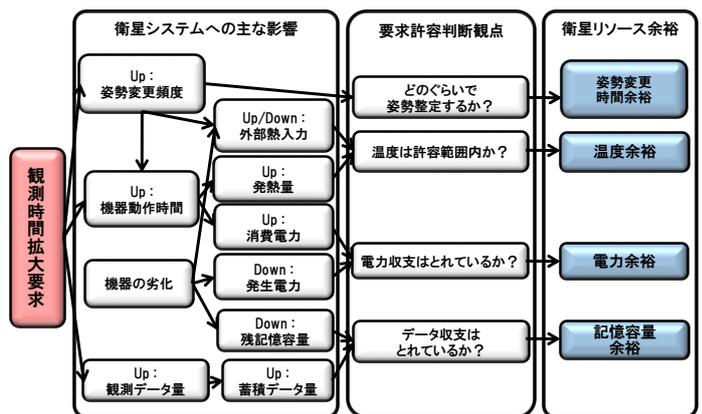


図3 観測時間の拡大判断に必要な衛星リソース余裕

4. まとめと今後の予定

現在3項のアプローチを実現するための地上システム（観測時間の拡大判断に必要な図3に示す衛星リソース余裕のうち、温度余裕、電力余裕を評価）の開発を完了しており、今後ALOS-2打上後に衛星挙動の予測、評価を実施する予定である。

参考文献

[1] Y. Ueda, N.Yoshioka, H.Itoh, H.Miyoshi and Y.Osawa, “Feasibility study of a ground system towards an enhancement of observation capability for ALOS-2”, 28th ISTS, 2011.

[2] Y. Ueda, H.Itoh, M.Uesugi, S.Suzuki and Y.Osawa, “Design of a ground system towards an enhancement of observation capability for ALOS-2”, 29th ISTS, 2013.