

口頭

# 研究発表

会議室(503D・503C)

# 小型実証衛星 4 型 (SDS-4) の開発と運用

研究開発本部 宇宙実証研究共同センター  
井上浩一

## 1. はじめに

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

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

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

## 2. SDS プログラムと SDS-4

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

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

SDS プログラムにおいては、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。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。

SDS-4 は、SDS プログラムにおける SDS-1 の後継機であるが、衛星サイズは SDS-1 の 100kg 級から 50kg 級となっており、姿勢制御方式もスピン制御方式から常時三軸姿勢制御方式となっている。SDS-4 の衛星主要諸元を表 1 に、コンフィギュレーションを図 1 に示す。

表 1 SDS-4 主要諸元

項目	仕様
質量	約 50kg
発生電力	約 120W
サイズ	50cm×50cm×45cm
姿勢制御	太陽指向三軸制御
通信	S バンド 上り : 4kbps 下り : 16kbps/1Mbps
軌道	太陽同期、高度約 677km

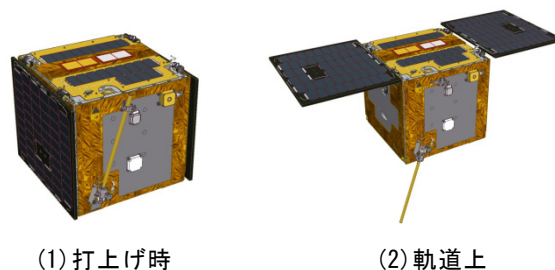


図 1 衛星外観図

SDS-4 では、SDS プログラムでの衛星開発の基本方針を踏まえつつ、将来ミッションを見据えた SDS 標準バスの確立を目指して、様々なミッ

ション要求に容易に対応できる汎用性を意識した設計としている。

### 3. 衛星概要

SDS-4 のシステムブロック図を図 2 に示す。SDS-4 は、定常時 3 軸太陽指向衛星であるが、将来の地球観測ミッションにも対応可能なように、太陽指向姿勢から姿勢マヌーバを行って地球指向も可能な衛星システム設計を行っている。

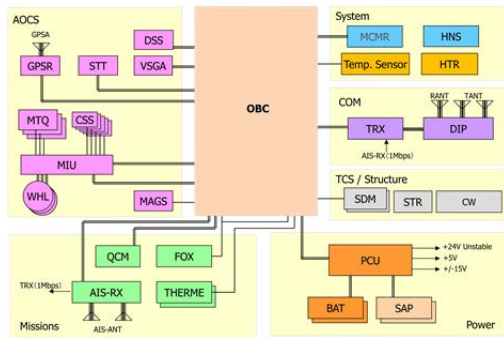


図 2 システムブロック図

SDS-4 のミッション機器は以下の 4 つである。

- (1) 衛星搭載船舶自動識別実験  
(SPAISE: Space-based Automatic Identification System Experiment)
- (2) 平板型ヒートパイプの軌道上性能評価  
(FOX : FHP On-orbit Experiment)
- (3) THERME を用いた熱制御材実証実験  
(IST : In-flight experiment of Space materials using THERME)
- (4) 水晶発振式微小天秤  
(QCM: Quartz Crystal microbalance)

### 4. 開発結果

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

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

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

#### (1) システム振動試験

衛星構体の振動環境への耐性確認及び搭載機器の振動環境の測定を行った。

#### (2) システムアンテナパターン試験

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

#### (3) システム熱平衡試験

筑波宇宙センターの小型スペースチャンバを用いて、軌道上での衛星の熱環境を模擬して衛星の温度分布測定を行い、システム熱モデルの検証、および熱設計の妥当性を評価した。

#### (4) システム BBM 電気噛み合わせ試験

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

2011 年 1 月からは FM フェーズに移行し、衛星フライトモデルの組立、システムインテグレーション、初期電気性能試験 (図 3)、RF 適合性試験、電磁適合性試験、質量特性試験、SAP 展開試験、振動試験 (図 4)、磁気試験 (図 5)、熱真空試験を進めると同時に、搭載 S/W の設計製作・試験を進め、静的閉ループ試験 (SCLT : Static Closed Loop Test) を行った。そして、2012 年 2 月に最終電気性能試験を終え、開発完了審査会において打上げ・運用フェーズへ移行できることが確認された<sup>[5]</sup>。



図 3 初期電気性能試験

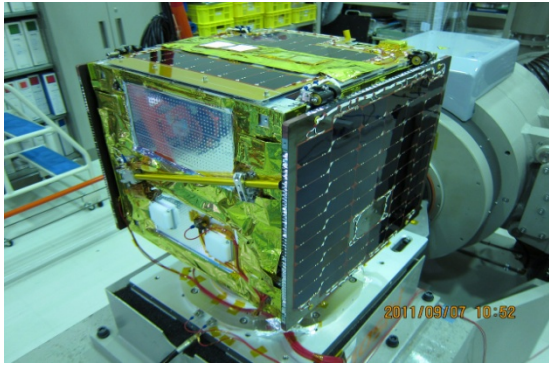


図4 システムPFM振動試験



図5 システムPFM磁気試験

## 5. 打上げおよび運用結果

### 5.1 打上げ

5月の打上げに向けて、SDS-4は4月6日に筑波宇宙センターを出発し、4月10日に種子島宇宙センターに到着した。輸送後の動作確認とバッテリー充電作業を行い、ロケットへの搭載作業まですべての作業は順調に進められた。

そして5月18日、定刻の午前1時39分に、第一期水循環変動観測衛星「しずく」などとともにH-IIAロケット21号機により打上げられた(図6)。



図6 H-IIAロケット21号機の打上げ

### 5.2 運用

SDS-4は、打上げ後約2000秒でロケットから分離され、所定の軌道へ投入された。午前3時4分、北欧ノルウェーのスバルバードにある地上局で衛星からの電波を初めて受信し、太陽電池パネルの展開、太陽捕捉姿勢の確立など衛星が正常に動作していることを確認した。その後、約2日間にわたって衛星の生存に不可欠な最低限度の確認を行い、5月20日午前10時にクリティカルフェーズを終了した。SDS-4の運用フェーズの概要を図7に示す。

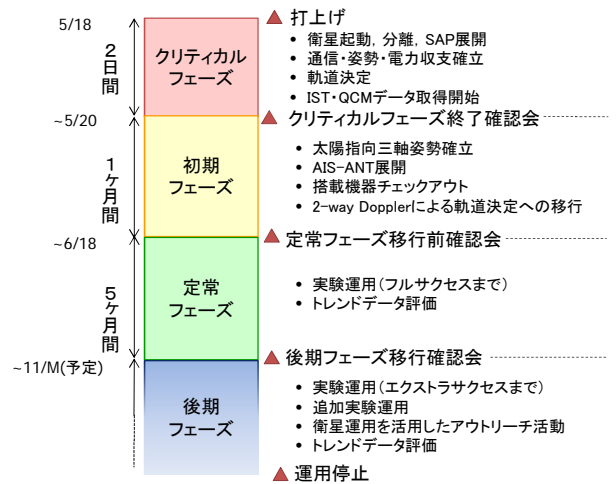


図7 SDS-4の運用フェーズ

クリティカルフェーズ終了後の約1ヶ月間は、初期チェックアウト運用として、衛星の各機能が正常であることを確認する。姿勢制御系や電源系といったバス機器ならびに4つのミッション機器について、それぞれ個別に機能確認を行う。

まず、太陽捕捉モード(スピン安定姿勢)から太陽指向モード(三軸姿勢)への移行を行った。次に、SPAISEの2本のアンテナを展開し、衛星本来の軌道上コンフィギュレーションを確立した。展開時の反動による衛星姿勢への影響もはつきり確認できた。また、船舶からの信号受信にも成功した。FOXについては、複数の熱負荷モードにおいて平板型ヒートパイプが正常に動作することを確認した。ISTとQCMについても、それぞれ必要なデータ取得が可能なことを確認し、ミニマムサクセスを達成した。衛星に搭載しているカメラによる地球の撮影にも成功した(図8)。



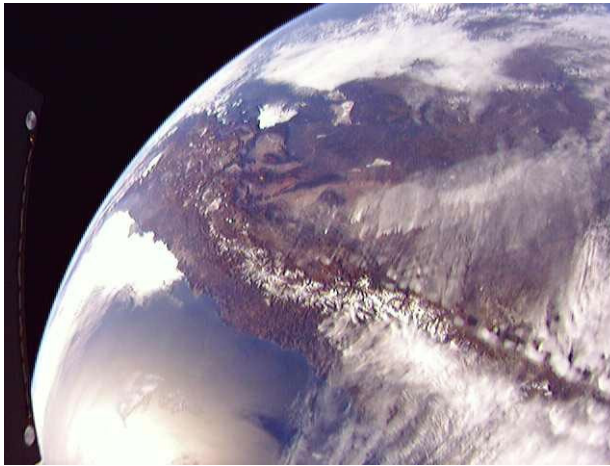


図 8 衛星搭載カメラで撮影した地球

これらの確認を行った結果、定常フェーズでの各種実験運用が実施可能と判断し、6月18日に初期チェックアウトを完了した。

定常フェーズにおいては、1クールを4週間とし、4つのミッションの機器のうち、SPAISEとFOXに対して1週間ずつ割り当て、残り2週間のうち、1週間はバス系評価、もう1週間は予備週とし、定常フェーズ期間中に計5クールの実験運用を計画した。途中、意図しない衛星の挙動に出会い、緊急に運用を追加することや、挙動メカニズムの解明に苦心することがあったが、概ね良好なデータ取得を行っており、11月にはフルサクセスを達成して定常フェーズを完了できる見込みである。定常フェーズ終了後は後期フェーズとなり、エクストラサクセスを目指して、当面運用を継続する計画である。

#### 参考文献

- [1] Y. Nakamura, K. Kawashima, K. Yamamoto, K. Shinoda, H. Kawara, K. Hirako, and H. Hashimoto, "Flight Result of SDS-1," Proc. of the 4S Symp., Small Satellites, Systems and Services, Madeira, Portugal, 2010.
- [2] 中村揚介, 堀口博司, 平子敬一: JAXA 小型実証衛星 (SDS) プログラム, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会, 2009 年
- [3] 高橋康之, 中村揚介, 大谷崇, 堀口博司, 平子敬一: 小型実証衛星 4 型 (SDS-4) の開発, 2C03, 第 54 回宇宙科学技術連合講演会, 静岡, 2010 年
- [4] T. Ohtani, Y. Nakamura, Y. Takahashi, K. Inoue, and K. Hirako, "JAXA SDS-4 Spacecraft

System Design and Test Results," 8th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation, IAA-B8-1004, Berlin, Germany, 2011.

[5] 大谷崇, 中村揚介, 高橋康之, 井上浩一, 平子敬一: 小型実証衛星 4 型 (SDS-4) の開発結果, 3M09, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 別府, 2012

[6] 高井元, 大谷崇, 河原宏昭, 中村揚介, 井上浩一, 平子敬一: 小型実証衛星 4 型 (SDS-4) の運用結果, 3M10, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 別府, 2012

# 超軽量大面積薄膜発電システムの研究

月・惑星探査プログラムグループ  
田中孝治

## 1. はじめに

宇宙機の大型化、大電力化に伴い、大規模な宇宙用発電システムが求められている。世界初の太陽電池を搭載した人工衛星ヴァンガード 1号は 1958 年に打ち上げられ、6 枚の 5cm 角程度の太陽電池が衛星本体に搭載され、送信機へ 5mW の電力を供給した。それにたいして、現在もっとも規模の大きな宇宙機である国際宇宙ステーション(ISS)では、100kW クラスの発電能力を有する太陽電池アレーが搭載されている。しかし、将来の外惑星探査では、木星近傍で 10kW クラスの電気推進が計画されており、太陽光発電でその実現を目指すソーラー電力セイルでは地球近傍で 300kW 相当の太陽電池アレーシステムが必要となる。また、将来のエネルギーシステムとして有望な太陽発電衛星では GW クラスの発電システムが検討されている<sup>[1]</sup>。いずれのシステムにおいても宇宙環境における大電力システムを極めて軽量で実現することが要求されている。人工衛星の太陽電池アレーは、初期のボディーマウント方式から電力要求の増大に伴い、太陽指向展開パドル方式に発展した<sup>[2]</sup>。小型化、軽量化のために、高効率の太陽電池の採用やフレキパドルの開発等が行なわれているが、その質量特性は 100W/kg 以下の性能にとどまっている。従来の太陽電池パドルでは、宇宙用の太陽電池としてバルク型太陽電池を採用し、その厚みは数十～百  $\mu\text{m}$  の厚みを有し、さらに耐宇宙環境性のためにカバーガラスを必要とする。リジッドなハニカムパネル上に太陽電池を貼り付け、ケーブル配線を行い、太陽電池アレーを形成するため、質量特性は数十 W/kg 程度となる<sup>[3]</sup>。また、バルク型の太陽電池は、製造上、結晶基板サイズの制約を受け、一枚の大きさは数 cm 角となり、大規模システムでは膨大な数の結線、集電ケーブル配線が必要となる。

我々は、軽量で大規模化が可能な太陽電池ア

レーシステムとして、フィルム上に大面積での製造が可能な薄膜フレキシブル太陽電池を搭載する新しい発電システムの開発を行なっている。このような柔構造発電システムに関して、世界で初めての軌道上技術実証を IKAROS で行ない、発電膜面の展開と発電に成功した<sup>[4]</sup>。本報告では、宇宙科学研究で組織されているソーラーセイルWG 及平成 23 年度より JAXA の重点研究としてスタートした超軽量化を目指す大面積太陽発電システムの開発に関して紹介する。

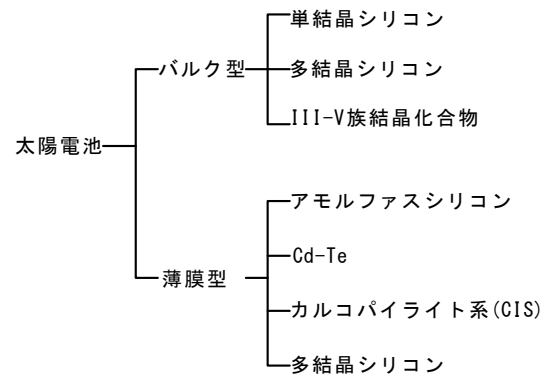


図 1 太陽電池の種類

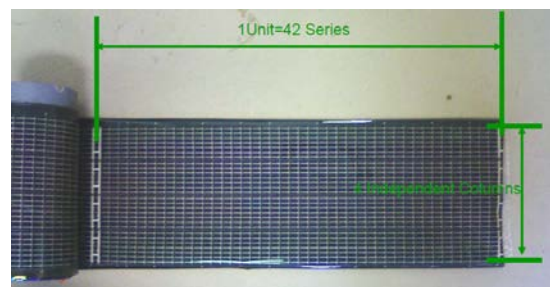


図 2 a-Si フレキシブル薄膜太陽電池

## 2. 薄膜太陽電池の応用

現在の商用化されている太陽電池の生産の主流はバルク型シリコン太陽電池であるが、民生太陽電池市場では、より低コスト化が可能と考えられる薄膜太陽電池の市場導入が開始され、研究開発も活発である<sup>[5]</sup>。太陽電池の種類を図 1 に示す。図 1 において我々が対象とする太陽

電池は、アモルファスシリコン(a-Si)とカルコパイライト系(CIS)太陽電池である。a-Si 太陽電池は光吸収係数が高いため薄膜化が可能であるが、変換効率が 10%前後で長らく推移しており、今後も変換効率の向上はあまり期待できない。しかし、プラスチックフィルム上に製造が可能であり、軽量化という面で大変優れている。薄膜太陽電池の中では CIS あるいは CIGS 太陽電池がもっとも高い変換効率を有しているが、プラスチックフィルム上での形成には高温プロセス条件が厳しいために開発途上である。a-Si 及び CIGS 薄膜太陽電池の特徴は、Roll to Roll での製造が可能であり、これにより低コスト化、大面積化が可能となることである。図 2 にフィルム状の a-Si 太陽電池を示す。また、太陽電池内部でレーザースクライブにより直並列回路を構成できるため、発電ユニットの単位を大きくすることが可能である。

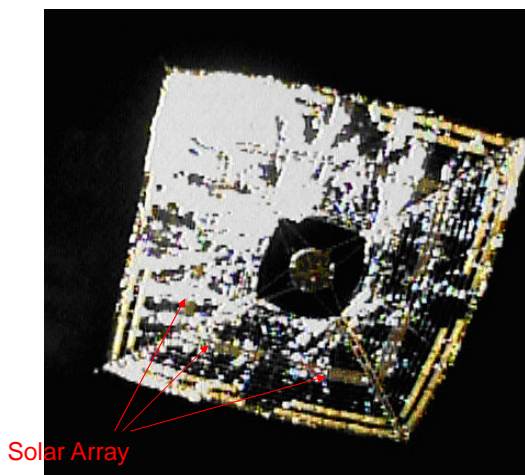
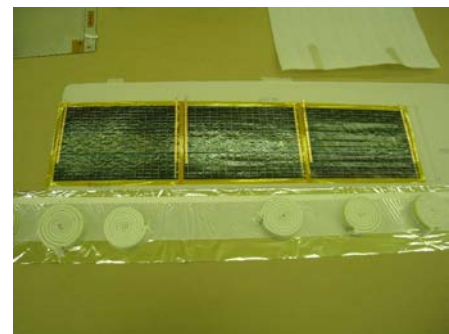
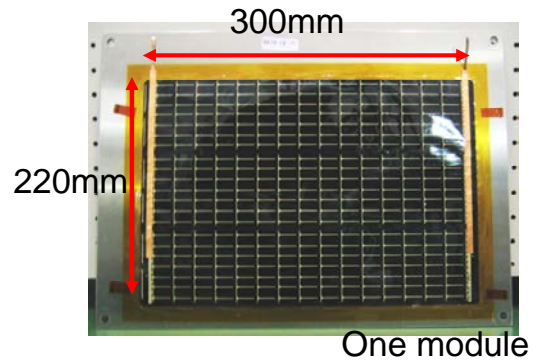


図 3 軌道上で展開した” IKAROS”

小型ソーラー電力セイル実証機”IKAROS”では、a-Si 太陽電池を使用し、薄膜発電システムの実証実験を実施した<sup>[4]</sup>。図 3 に軌道上で展開した”IKAROS”の写真を示す。このような薄膜太陽電池を使用した薄膜発電システムでは、太陽電池間を結線する集電網も軽量で柔軟性を有した状態で数十 m 規模での薄膜状形成が必要である。銅貼りポリイミドフィルムを用いたフレキシブル集電路や導電性インクを用いた回路パターン印刷を用いれば低コストで大面積な発電システムを構築できる可能性がある。図 4 に”IKAROS”のソーラーアレーを示す。太陽電池 1 枚のサイズ(1モジュール)は 220×300mm で内部

に直並列化が行なわれている。太陽電池の I-V 特性を図 5 に示す。太陽電池間の結線はフレキシブル集電路を用いて接続を行なった。このような薄膜化において重要な課題の一つがフィルム太陽電池のカール対策である。また、軽量で柔軟性を有する集電路の開発と太陽電池フィルムと集電路の接合技術もまた重要な課題である。



One unit

図 4 IKAROS 搭載太陽電池アレー

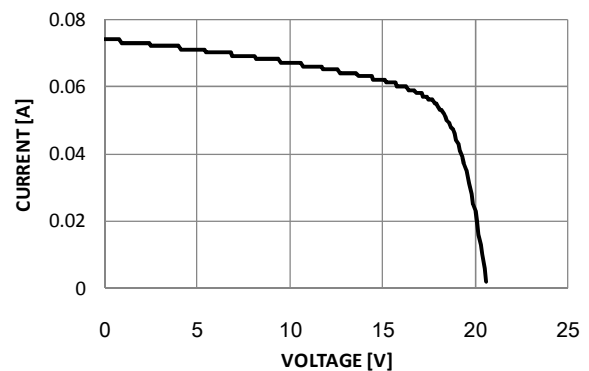


図 5 IKAROS の 1 モジュールの I-V 特性

### 3. 薄膜太陽電池のカール対策技術の開発

薄膜太陽電池は、基板となるフィルム上に薄膜太陽電池を形成した状態では、積層構造が対象ではなく、また内部応力のためにカールを生じる。内部応力には 2 種類あり、成膜時に発生する真応力と層間の熱膨張係数(CTE)の違いによる熱応力がある。軽量薄膜発電システムにお



いては、できるだけ外力を使わずに平面を維持する必要があり、カールの発生を最小化しなければならない。“IKAROS”では、同じ薄膜太陽電池を貼り合わせることで、カール対策を行なった。図 6(a)に示す<sup>[6]</sup>。しかし、この方法では、薄膜化を目指して製作した太陽電池を発電以外に発電分と同面積使用する必要があり、かつ、太陽電池膜の厚さ以上の接着層も必要となる。太陽電池膜の厚さは  $25\mu\text{m}$  程度にもかかわらず、全体の厚さは  $200\mu\text{m}$  以上となり、課題を残した方法である。ソーラー電力セイルでは、膜厚を“IKAROS”の数分の一に削減し、質量特性に関して  $1\text{kW/kg}$  以上を目指している。そこで、我々はフィルム構造の最外層に大きな真応力を発生させることによる平面維持手法の開発を行っている。概略図を図 6(b)に示す。最外層にスパッタにより酸化物等を形成し、大きな圧縮力を両面に釣り合った状態で発生させ、かつ、熱応力よりも一桁以上強い真応力を持たせることで変形を最小化させている。また、モデリングによる形状推定と設計手法の開発も目指している。図 7 にモデリングによる形状推定の一例を示す。小面積での技術検証の一例として、図 8 にカール対策を行なった太陽電池を示す。図中、下方に未処理の太陽電池を示す。未処理の状態では強くカールしていることがわかる。さらに、熱真空試験を行ない、広い温度領域で平坦度が維持されることを確認した。

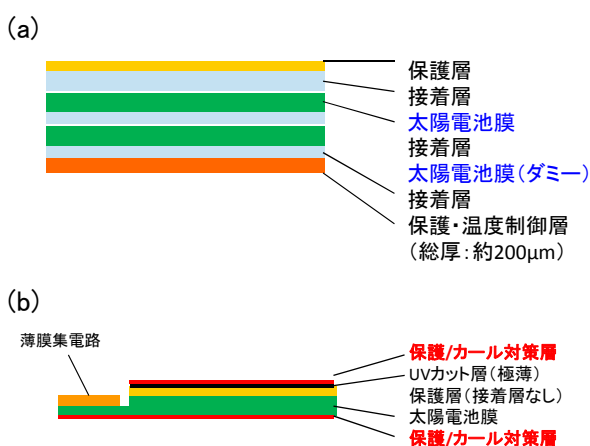


図 6 カール対策  
(a) IKAROS、(b) 真応力応用型

#### 4. 薄膜集電路の開発

薄膜軽量発電システムの集電路として、フレキシブル基板の応用が考えられる。通常のフレキシブル基板は、接着剤を用いてポリイミドフィルムと銅箔を貼り合せている。ポリイミドフィルム自体は耐宇宙環境性が高い素材を選択できるが、接着剤には長期間に渡り宇宙環境で使用できる材料はきわめて少ない。また、フィルム状の発電膜と集電路の接合に関しても、“IKAROS”では接着剤を用いたが、長期間に及ぶ宇宙ミッションに対応するには、発電膜と発電膜あるいは発電膜と集電路の接合方法を開発する必要がある。木星圏探査ミッションでは 10 年程度の耐用年数が必要となる。

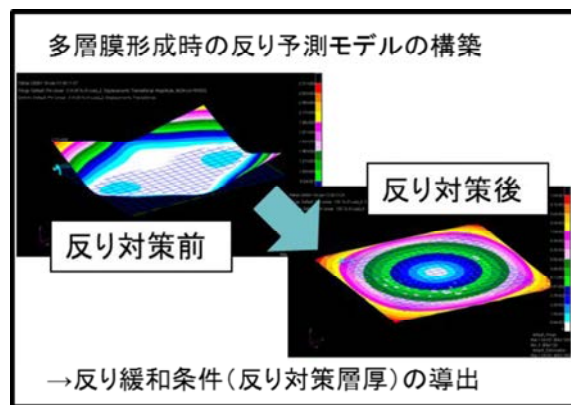


図 7 モデリングによる形状推定

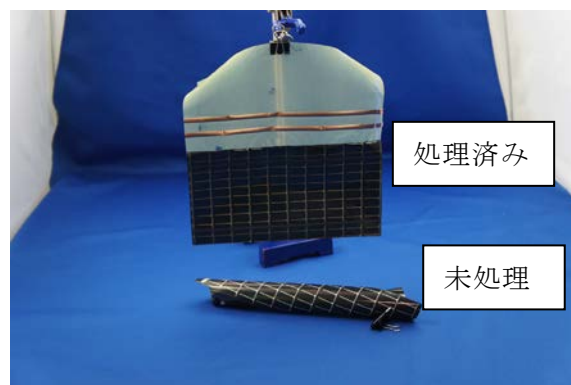


図 8 カール対策を行った太陽電池

我々は、熱可塑性ポリイミドを用いたフレキシブル基板を開発するとともに、フィルム同士の接合技術の開発を行っている。ポリイミド材料には、宇宙科学研究所で開発された ISAS-TPI を使用している<sup>[7]</sup>。ISAS-TPI は、熱可塑性、加工性、透明性、環境耐性に優れており、“IKAROS”のベースフィルムの一部にも採用された。ISAS-TPI は可溶性があり、ポリイミド溶液を作ることができる。この溶液を用い、2 層 CCL の



製作に成功した。エッチングによる回路形成を行い、さらに回路面上に ISAS-TPI によるカバーレイの形成を行った。通常のフレキシブル基板には、接着剤でカバーレイを貼り合わせるが、接着剤を使用しないカバーレイの形成方法を開発した。ISAS-TPI を用いた集電路を発電膜間に用いることで、熱融着による接合が可能となった。ISAS-TPI によるフレキシブル基板を薄膜太陽電池に熱融着を行った試作品を図 9 に示す。熱融着に用いた連続融着機を図 10 に示す。但し、ISAS-TPI の熱融着には 270℃～300℃と通常の接着剤よりもかなり高温が必要であり、融着装置には高温対応のための改良を行っている。



図 9 ISAS-TPI を用いたフレキシブル集電路と太陽電池への熱融着

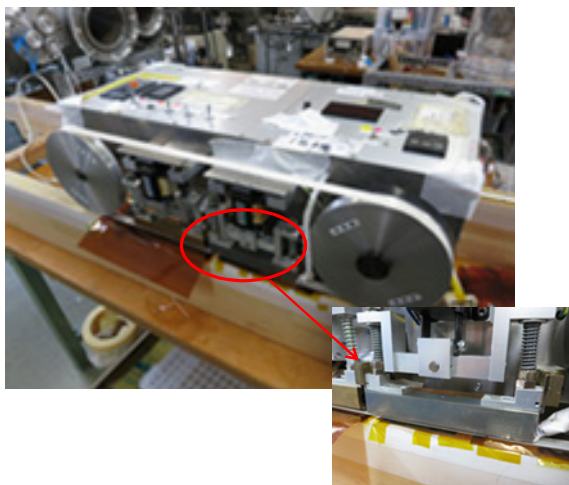


図 10 連続熱融着装置

## 5. まとめ

我々は、外惑星探査機や太陽発電衛星のような将来の大電力宇宙機のための軽量薄膜発電システムの開発を行っている。Roll to Roll あるいは大面積製造が可能な薄膜フレキシブル太陽電池に対して表面コーティングによるカール対策に関して小面積試作による技術検証を行い、大面積化に取り組んでいる。“IKAROS”に搭載した薄膜発電システムに対して 1/4 以下への薄膜化

が可能である。また、熱融着が可能なポリイミド材料を用いたフレキシブル集電路を開発し、接着剤を用いない接合技術の開発を行っている。本技術開発は木星圏探査のためのソーラー電力セイル実現のためには必須の課題であり、早期に実用化を行いたい。

## 参考文献

- [1] S Sasaki, K Tanaka, K Higuchi, N Okuizumi, S Kawasaki, N. Shinohara, K Senda, & K Ishimura, “A New Concept of Solar Power Satellite: Tethered-SPS”, Acta Astronautica 60 (2006), pp 153-165.
- [2] P. Alan Jones, Brian R. Spence, “Spacecraft Solar Array Technology Trends”, Aerospace and Electronic Systems Magazine, IEEE, Vol.26, Issue 8, pp.17-28, 2011.
- [3] Anthony K. Hyder, “Spacecraft Power Technologies”, Imperial College Press, 2000.
- [4] K.Tanaka, et al., “Development of Thin Film Solar Array for Small Solar Power Demonstrator “IKAROS”, IAC-10-C3.4.3, 61st International Astronautical Congress, Prague, CZ.
- [5] “太陽電池 2010 転換期を迎える技術と市場”, 日経 BP 社, ISBN978-4-8222-6056-9.
- [6] E.Soma, et al., “Flexible Solar Array of Small Solar Power Sail Demonstrator KAROS”, 2011-o-4-03v, The 28 ISTS Special Issue of Transaction of JSASS, Aerospace Technology Japan.
- [7] 横田力男, “非対称ポリイミド・次世代宇宙航空材料を拓く”, 高分子, 9 月号, p58, Vol.57, No.9, 2008.

# 大量高頻度宇宙輸送と水素エネルギー社会が共有する未来

宇宙科学研究所 宇宙飛翔工学研究系  
丸 祐介

## 1. はじめに

地球周回低軌道（LEO）への輸送システムは、地球の人類の宇宙活動にとって最も基本的なインフラの一つである。現在は使い捨てのロケットによっているが、これを再使用可能なシステム、特に単段でLEOに到達し、それ全部が帰還して再使用されるシステム（SSTO; Single-Stage-to-Orbit）とすることは、宇宙輸送のゴールである。再使用宇宙輸送システムのメリットのひとつは輸送コストの低減にあるが、低コストの成立は、システムを如何に高頻度に繰り返し運行できるかに依存する。輸送機を再使用する技術に加え、高頻度に運行する技術の開発も重要であり、今後のより一層の成熟が必要であるが、現時点では、そもそも高頻度運行を要求する需要が何かに対する具体的な見通しや方針が定まっていないために、再使用宇宙輸送システム構築へ必要な投資が得られておらず、結果としてそのような機運は高まっていない。

ところで、使い捨てのロケットにおいても、燃料として非常に大量の水素を消費してきている。輸送機の燃料はそれに求められる役割によって選択肢があるが、SSTOを考える場合には、その推進性能の高さから水素を用いる必要がある。このように、宇宙輸送機にとって水素は切り離せないものになっている。

一方、低炭素社会を実現するエネルギーシステムの在り方として、水素を媒体とするエネルギーシステムが提案され、技術開発や実証研究が進められている。しかし、水素エネルギー社会の構築にあたっては、インフラ整備の課題が大きいとされ、石油や天然ガスといった使いやすい化石燃料の枯渇が現実のものとして認識されていない現在においては、その構築に向けた動きはまだ本格的になっていないと言えない。

このように、再使用宇宙輸送システムも、水素エネルギー社会も、その意義や必要な投資に

対するコンセンサスが得られていない状態であるが、仮に、完全再使用宇宙輸送機が実現し、これが高頻度に運行される未来の世界を想像すると、その世界では、燃料として非常に大量の水素を供給する能力を有するエネルギー社会が構築されている必要がある。すなわち、再使用宇宙輸送システムの社会的成立は、水素エネルギー社会の構築を前提としているのである。宇宙輸送の分野は、現在も他の需要に対してより多くの水素を消費し、利用していることも併せて考えると、宇宙輸送の分野こそが、宇宙輸送自身の将来のためにも、水素エネルギー社会の構築へ向けた動きを牽引していくべきではないかと考える。高頻度に運行される宇宙輸送機に必要な水素の技術は、水素エネルギー社会のインフラ構築に必要な技術に直結する。特に、宇宙輸送機では水素を液化して貯蔵する必要があるから、液体水素に関連する技術については、宇宙輸送の分野が是非先行してその有効利用を喚起していく必要がある。

このような考えのもと、本講演では、高頻度に運行される完全再使用宇宙輸送システムの特徴を述べ、そこで必要となる水素の技術について概観するとともに、宇宙科学研究所における取り組みを紹介する。

## 2. 大量高頻度宇宙輸送システム

### 2.1 なぜ再使用か？

アメリカでは、スペースシャトル退役後のLEOまでの輸送システムは民間主導で開発されており、民間の技術やしくみによってロケットのコストの低減が図られている。しかしながら、民間のやり方をもってしても、輸送コストは現在のせいぜい半分程度にしかならない。一方、日本ロケット協会が過去に行った検討では、宇宙旅行事業および太陽光発電衛星による電力供給事業を経済的に成立させるためには、宇宙

輸送コストを現在の 1/100 まで下げる必要性が示されている。このような大幅なコスト低下は、使い捨てロケットでは実現できない。自動車や航空機など他の輸送機関では当然のことであるが、機体を繰り返し再使用して、1 回あたりの輸送コストを下げる必要がある。

## 2.2 なぜ高頻度か？

宇宙輸送の需要とコストは、いわゆる鶏と卵の関係であり、仮に再使用宇宙輸送機が実現されたとしても、低コストを維持するためには多くの需要が必要であり、また逆に、多くの需要を引きつけるためには低コストが必要である。この「多くの需要」が具体的に何であるかは極めて重要であり、この需要が具体的にならない限り、再使用輸送システム構築への必要な投資は得られないことは認識すべきである。その上で、仮に何らかの具体的な需要が生まれ、再使用宇宙輸送システム構築への投資が得られた場合を想像すると、飛行技術の意味で宇宙輸送機を再使用できるだけでは不十分で、これを高頻度に運用するための技術やしきみを整えておく必要がある。

運用や整備のしきみの重要性は、退役した米国のスペースシャトルの反省に見ることができる。図 1 に、スペースシャトル計画時の機体整備の予想図(a)と実際の整備の様子(b)を比較する<sup>[1]</sup>。もともとスペースシャトルの飛行間隔(宇宙から戻ってきて、再び同機体が宇宙へ行くまでの期間)は、最短 1 週間を目標にしていたようであるが、最も高頻度に運用された年で約 10 回の飛行(複数機合わせて)であり、2 度の事故のあとは、せいぜい年 4~5 回となってしまった。その他の要因も含めた結果として、一回あたりの輸送コストは使い捨てのものよりもかえって高くついてしまう結果となった。

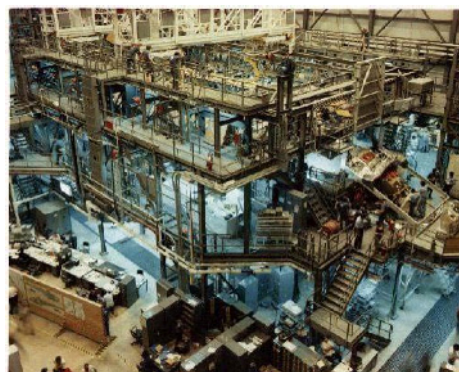
## 2.3 なぜ水素か？

上述したように、再使用宇宙輸送システム、特に SSTO では、燃料に水素を用いる必要がある。これを高頻度に運行する必要があるから、非常に大量の水素が必要となる。

スペースシャトルの外部燃料タンクにはおよそ 106ton の液体水素が貯蔵される。これを標準状態(0°C、1 気圧)の水素ガスに換算すると、およそ 118 万 Nm<sup>3</sup>になる。日本ロケット協会が行った宇宙観光用ロケット「観光丸」の検討<sup>[2]</sup>



(a) 計画時の整備の想像図



(b) 実際の整備の様子

図 1 スペースシャトルの運用・整備

では、宇宙観光事業が成り立つためには、50 人乗りのロケット 60 機を毎日運用するとされている。高頻度運行としてこの規模を想定すると、一年間に 2190 億 Nm<sup>3</sup> の水素が必要になる。現在の国内の水素需要は、約 1.6 億 Nm<sup>3</sup> であり、燃料電池車が 200 万台普及した場合の水素需要でも約 25 億 Nm<sup>3</sup> と見込まれている<sup>[3]</sup>にすぎないことを考えると、現在の想定を大きく超える水素供給能力が、再使用宇宙輸送の前提になっていることは認識されるべきである。

## 3. 水素エネルギー社会

燃料電池をはじめ、水素エネルギーに関する技術開発が国内外で盛んであるが、水素エネルギー社会の実現は具体的にないように思える。その理由の一つは、水素を利用するためのインフラ設備の整備に必要な投資が大きいことであり、石油や天然ガスの枯渇が現実的になっていない現在では、その投資を得られていないのである。

ここで、石油や天然ガスの枯渇が本当に現実のものとなったことを想像してみる。電力の供給については、現在の技術の延長線上にある何らかの方法で可能であろう。また、自動車も、電気自動車や燃料電池などいくつかの選択肢が







## 4.2 安全監視技術の研究

宇宙輸送機の高頻度運用を目指す上でさらなる発展が必要であると考えられる技術課題のひとつに、機体のヘルスマonitoring技術がある。これは、これまでの使い捨て型ロケットの考え方にはなかった、飛行中のフェイルセーフやアボート機能の付加、繰り返し運航におけるターンアラウンド作業の効率化・省力化の観点から不可欠な技術である。しかし、ロケットのような宇宙輸送機では、その状態を正確に知るためには膨大な計測点数が必要な一方で、宇宙機に特徴的な制約である重量リソースの制限により、有線センサを膨大な点数に配置しての安全監視や計測は困難であった。その結果として、これまでのロケットでは、飛行前の点検に膨大な時間をかけて飛行時の不具合の発生頻度を抑え込んでいた。このような背景を踏まえ、高頻度に運用される宇宙輸送機のヘルスマonitoringシステムとして、

- ・ 無線情報エネルギー伝送技術を適用した超小型軽量無線通信センサデバイスとそのネットワークによるシステム

- ・ 光ファイバセンサシステム

の研究を行っている。ここでの主旨は、さまざまなセンサ項目（圧力、温度、振動、・・・）を対象としているが、特に、水素漏洩検知にも着目しており、超小型の水素センサや光ファイバ水素センサの研究もあわせて行っている。

ワイヤレスセンサネットワークシステムは、MEMS センサとアンテナ、バッテリーなどを集積化したセンサタグおよび小型基地局のハードウェアと、複数のセンサタグを識別し、適切な情報通信と電力供給を行うソフトウェアから構成される。通信だけでなく、電力も無線で供給できることが特徴であり、このシステムでは、センサへのケーブルを完全に排除できる。これによって、計測点を増やしても重量の増加を抑えることができる。また、現在のロケットでは、電装ケーブルの配線、取り回し作業に多大なコストを要しており、このコスト低減においてもメリットを有する。

光ファイバセンサ、特に、FBG (Fiber Bragg Gratings) センサを用いたシステムを検討している。センサに対応づける光波長を変えることで、複数のFBG センサを直列に接続することが

可能なので、1本のファイバで複数の計測を行うことができる。FBG素子は、歪みの他、圧力や温度、振動というように、多種の物理量を検出できるのが特徴である。これらに加え、我々は、水素感応膜を光ファイバに塗布した水素センサとしての機能についても開発研究を行っている。1本の光ファイバで、多種の対象を多点計測するシステムの概念図を図3に示す。センサ部には電気的な接点を持たないため、水素燃料を用いる宇宙輸送機では、防爆の観点でメリットがある。

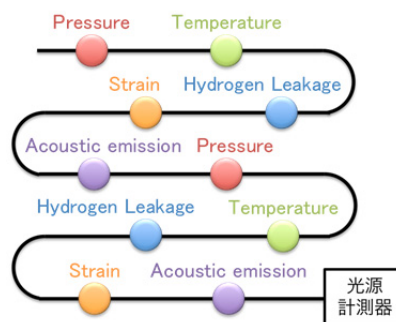


図3 光ファイバセンシングシステムの概念図

## 4.3 液体水素を用いた実験技術研究

宇宙科学研究所では、能代ロケット実験場において、1970年代にロケットエンジン開発研究を開始して以来、数多くの液体水素を用いた実験を行ってきた。今後も実験技術を引き継ぎ、発展させていく。

## 5. まとめ

本稿では、宇宙輸送の将来のあるべき姿である大量高頻度宇宙輸送と水素エネルギー社会の構築が密接に関連していることを述べ、宇宙輸送の分野が水素エネルギー社会構築の動きを牽引すべきであると主張した。そして、両者に共通する水素技術の研究例を紹介した。

## 参考文献

- [1]John Ingalls and Russell Scott, "Ground Processing Affordability for Space Vehicles," AIAA 2011-7269.
- [2]日本ロケット協会運輸研究委員会,「宇宙旅行用標準機体「観光丸」開発・製造費用報告書」, 1996年.
- [3][http://aerospacebiz.jaxa.jp/jp/spaceindustry/jp\\_industry/interview/005/p1.html](http://aerospacebiz.jaxa.jp/jp/spaceindustry/jp_industry/interview/005/p1.html)

# 「しずく」の打上げと観測の成果

宇宙利用ミッション本部 GCOM プロジェクトチーム  
中川敬三

## 1. はじめに

第一期水循環変動観測衛星「しずく」(GCOM-W1)が2012年5月18日に種子島宇宙センターから打ち上げられた。「しずく」は宇宙航空研究開発機構(JAXA)が進めている地球環境変動観測ミッション(GCOM: Global Change Observation Mission)のさきがけとなる衛星である。

GCOMは、宇宙から10年以上にわたり長期間、継続して地球の環境を観測することを目的としている。マイクロ波を観測する水循環変動観測衛星(GCOM-W)と近紫外から熱赤外までの光学観測を行う気候変動観測衛星(GCOM-C)という2種類の衛星を打上げ、水・エネルギー循環、全球規模での放射・熱収支、炭素循環などを観測する。長期間観測するため、それぞれの衛星を3世代にわたって継続して運用することとしている<sup>[1]</sup>。

## 2. 「しずく」の概要

「しずく」は、水循環変動観測衛星の第一期の衛星である。高性能マイクロ波放射計2(AMSR2)を搭載し、地上から放射される微弱なマイクロ波を観測することによって、降水量や海面水温など、地球の水循環にかかわる物理量を観測する。「しずく」の主要諸元を表1に、軌道上外観を図1に示す。

「しずく」は、観測データが国際的にも広く利用されることをめざし、米国NASAが主導するA-Train(Afternoon Constellation)に参加することにした。A-Trainには、現在、Aqua、Cloudsat、CALIPSOなど、「しずく」を含めて5つの衛星が参加しており、「しずく」はA-Train衛星群の先頭に位置している<sup>[2]</sup>。

## 3. 「しずく」の打上げ

「しずく」は、筑波宇宙センターでのシステ

ム試験を終え、2012年1月に種子島宇宙センターに輸送された。種子島宇宙センターでは、電気的な機能・性能試験、燃料の充填・加圧、ロケットへの搭載などの作業を問題なく実施した。

表1 「しずく」の主要諸元

項目	内容
観測軌道	太陽同期準回帰軌道(フローズンオービット) 軌道高度(赤道上): 699.6km 軌道傾斜角: 98.186°(ノミナル)
衛星質量	1991kg
設計寿命	5年
衛星のサイズ	5.1m(X)×17.6m(Y)×5.0m(Z) 軌道上太陽電池パドル展開時
発生電力	3,880W(EOL)
観測センサ	高性能マイクロ波放射計2(AMSR2)
観測周波数	6.925, 7.3, 10.65, 18.7, 23.8, 36.5, 89.0 GHz.

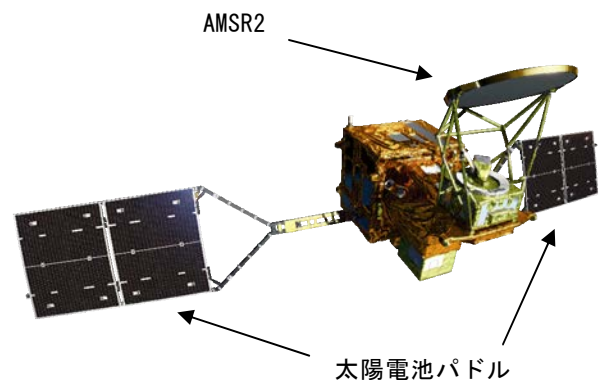


図1 「しずく」の軌道上外観図

「しずく」は、5月18日午前1時39分(日本標準時)に種子島宇宙センターからH-IIAロケット21号機により打ち上げられ、打上げ約23分後の午前2時2分にロケットから分離された。ロケットからの分離後、太陽電池パドルの展開、AMSR2の主反射鏡展開、AMSR2回転部の浮上と初期ランナップ(4rpm)等の運用を計画通り実施し、5月19日午前2時にクリティカル運用を終了した。

バス機器の初期機能確認を順次実施するとともに、5月24日からA-Train軌道へ投入する運用を開始した。合計6回の軌道制御を実施し、6月29日にA-Trainの所定の軌道位置に投入した。A-Train軌道に投入後、AMSR2の回転部を所定の回転数である40rpmにして、7月3日からAMSR2の観測を開始し、7月4日に初画像を公開した(図2)。

計画どおりバス機器及びAMSR2の軌道上での初期機能確認を終了し、8月10日に定常運用に移行した。

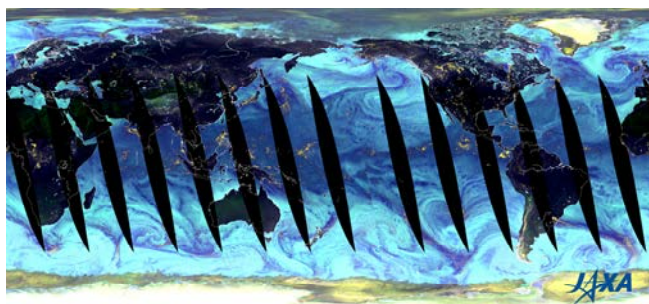


図2 「しずく」の初画像

2012年7月3日午前9時頃から7月4日午前9時頃(日本標準時)にかけてのAMSR2で観測した約1日間の疑似カラー合成画像。89.0GHz 垂直・水平偏波、23.8GHz 垂直偏波の輝度温度を使用。

#### 4. 「しずく」の観測

7月3日以降継続して観測を実施しており、9月16日には北極海の海氷面積が観測史上最小になったことをとらえている(図3)。

また、「しずく」の北極海の海氷データは、9月から10月にかけて実施された海洋地球研究船「みらい」(海洋研究開発機構)の北極海の観測・調査航海において、最適な航路や観測海域選定の判断情報として利用された。

現在、観測データの初期校正検証を実施しており、レベル1プロダクト(輝度温度)を2013年1月に、レベル2プロダクト(積算水蒸気量、積算雲水量、降水量、海面水温、海上風速、海水密接度、積雪深、土壌水分の8つの物理量)を2013年5月に、一般研究者に提供する計画である。これらのプロダクトは、「GCOM-W1データ提供サービス」<https://gcom-w1.jaxa.jp>からダウンロード可能である。「しずく」の観測データは、気候変動の予測精度向上に使用されるだけでなく、天気予報や海面水温データを使用した漁場探索にも利用される予定である。

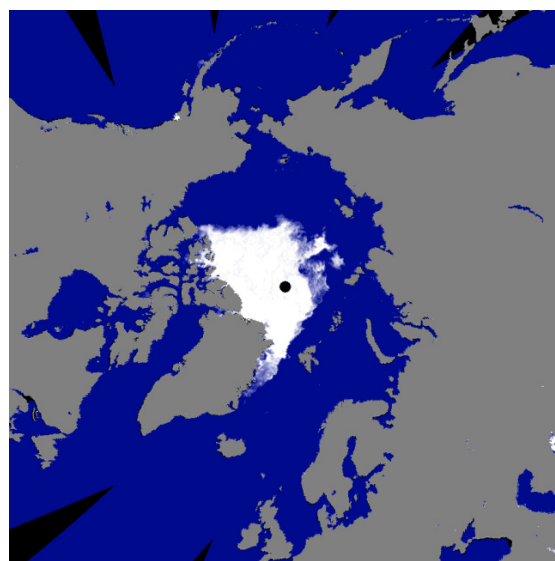


図3 9月16日のAMSR2による北極海の海氷分布  
観測史上最小だった2007年9月の425万km<sup>2</sup>から日本列島2つ分も小さくなり、2012年9月16日に349万平方km<sup>2</sup>を記録した。

#### 5. おわりに

「しずく」の観測データは、校正検証によりアルゴリズムを更新し、さらに精度を向上させていく計画である。「しずく」の観測データが科学研究や実用面で広く利用されることを期待している。

#### 参考文献

- [1] 中川敬三：地球環境変動観測ミッション(GCOM)，第53回宇宙科学技術連合講演会，2C1，2009。
- [2] “A-Train” ホームページ，<http://atrain.nasa.gov/>

# 航空機の電動化

航空プログラムグループ 環境適合機体技術チーム  
西沢 啓、岡井敬一、小林 宙、飯島朋子

## 1. はじめに

航空機は重量に対する制約が厳しいため、あらゆる乗り物の中でも最後まで化石燃料に依存せざるを得ないだろうとも言われる。しかし、最近では電気のみを動力源として飛行できる航空機も一部で開発されつつあり、航空機の電動化にも一定の実現性が生じている。本報告では、航空機の電動化が可能になってきた技術的背景及び、JAXA における電動化航空機技術の研究について紹介し、電動化航空機の課題と将来の可能性について述べる。

## 2. 電動化航空機の動向

現用の航空機は原油由来の燃料を用いているが、昨今は航空用燃料に対しても多様化が模索されている<sup>[1][2]</sup>。そのため、化石燃料を搭載しないか、または、その使用量を従来に比べ著しく減少させるような新技術を導入した脱化石燃料航空機（図 1）<sup>[1]</sup>に対する関心が世界的にも高まりつつある。電動化航空機(Electric aircraft)とは、脱化石燃料航空機のうち推進器の原動機として電動機(以後、電動モータ)を用いたもの(熱機関と電動モータの組み合わせも含む)と定義する。図 2 に電動化航空機のシステム構成を示す。

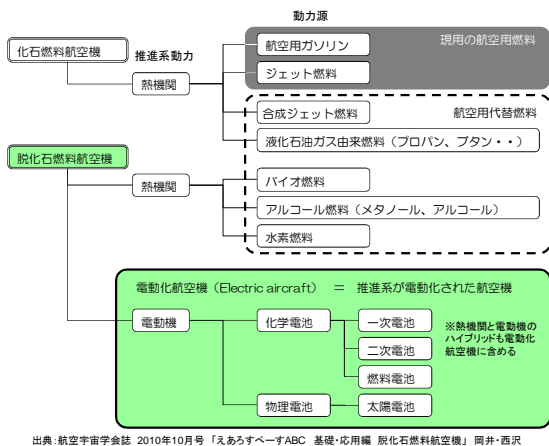


図 1 脱化石燃料航空機の種類

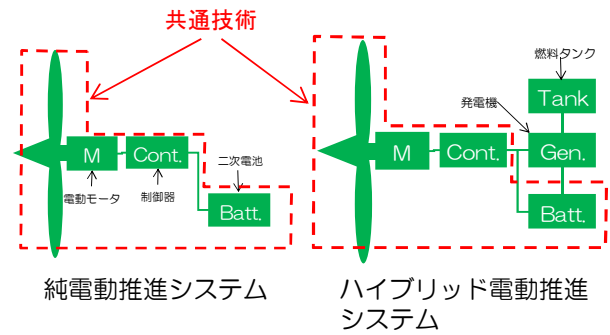


図 2 電動化航空機のシステム構成

図3に1980年代以降の代表的な世界の電動化航空機の規模と初飛行年を示す。また、表1に電動化航空機の技術動向をまとめる。1990年代まではほとんど成立性が無く、電力源は太陽電池であり、出力が小さいため、小規模な機体を低速で飛行させるしかなかった。しかし、基幹技術(電動モータ、電力源)の進歩により、2000年代以降性能が飛躍的に向上した。特に、Li-Ion電池及び永久磁石同期型モータの適用が大きく寄与した。これらの基幹技術の市場拡大は電気自動車の開発が促進したものであり<sup>[3]</sup>、電動化航空機の主要な基幹技術は当面の間、電気自動車技術に牽引されて発展していくことが予想される。

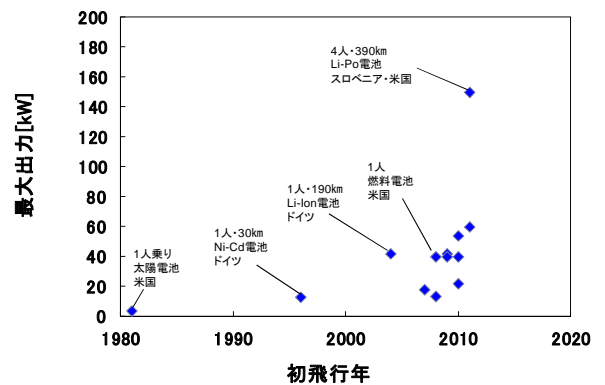


図 3 世界の電動化航空機の動向



表 1 電動化航空機の年代別技術動向

年代	～1990 2000	1991 2000	～ 2001～2010	2011～
離陸質量	100kg以下	300kg以下	1000kg以下	2600kg以下
乗員	1人	1人	～2人	～4人
速度	～50km/h	～100km/h	～250km/h	～250km/h
距離	～260km	～30km	～190km(Li-Ion) ～750km(燃料電池)	～320km(Li-Ion) 2000km超(燃料電池)
モータ最大出力	～2.5kW	～13kW	～92kW	～145kW
電動モータ	DCモータ	DCモータ	永久磁石同期モータ(ネオジウム磁石)	永久磁石同期モータ(ネオジウム磁石)
電力源	太陽電池	Ni-Cd電池	Li-Ion電池、燃料電池	Li-Ion電池、燃料電池、太陽電池
代表例	Solar Challenger(米)	Silent AE-1(独)	ANTARES 20E(独)、Rapid200FC(伊) electric SkySpark(伊)	e-Genius(独)、Taurus G4(米)

### 3. 電動化航空機の利点と課題

電動化航空機の最も優れた利点は、電動モータの効率の良さに由来する燃費の良さである。図4に従来のガソリンエンジン航空機を電動化した場合における、運航コスト削減量の試算例<sup>[4]</sup>を示す。電動化によってエネルギー費と整備費が劇的に低下し、トータルでも40%近いコスト削減が期待できる。従って、航空機の電動化は環境適合性を向上するだけでなく、経済性も向上する効果を持つと言える。また、電動推進システムの高い信頼性、低騒音性、低振動性等も重要な利点である。

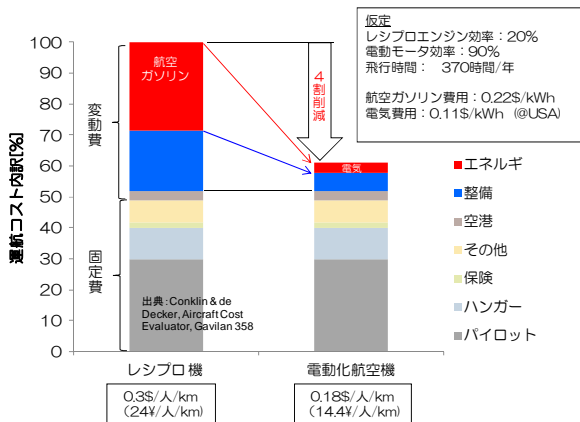


図 4 電動化による運航コストの削減<sup>[4]</sup>

しかし、実際にガソリンエンジンの推進器を電動化するには、ペイロードや航続距離を大幅に犠牲にしなければならず、基幹技術が急速に進歩したおかげで電動化航空機が成立するようになってきたとはいえ、化石燃料航空機との運用面における得失差は依然として大きい。

図5に電動化航空機の成立性予測を示す。水素を燃料とし、固体高分子型燃料電池 (PEFC) と Li-Ion 電池を電力源とした3種類の規模の電動化航空機について、従来の航空機と同様な飛行ルートを想定した場合に、重量 (ペイロード)

の成立性がどの程度確保されるのかを、搭載機器類の性能向上も考慮して予測した例である。検討内容の詳細は文献[5]を参照されたい。長期的将来予測であるから誤差は大きいですが、比較的小さな規模の機体は成立性が高いのに対し、78席クラスの規模では2030年時点でも成立性が見込めない。つまり、いわゆる“旅客機”の電動化は困難であることを示している。これは推進システムの重量が大きすぎることで、ガスタービンエンジンと異なり、電動推進システムの場合は、規模を大きくしても単位重量当たりの出力が増える効果が少ないことによる。従って、電動化航空機の航続距離やペイロードが従来の化石燃料航空機並みに確保されるためには、二次電池や燃料電池、電動モータ等の軽量化が最大の技術課題である。

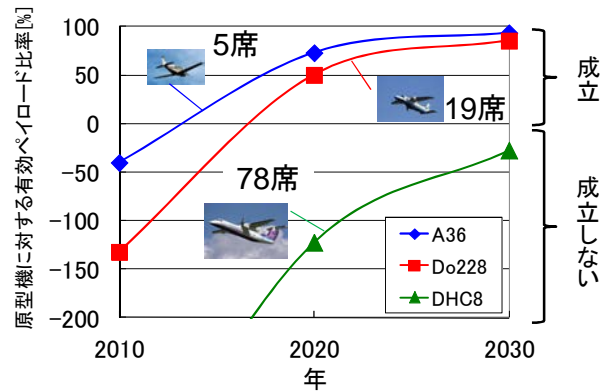


図 5 電動化航空機の成立性予測<sup>[5]</sup>

### 4. JAXA における電動化航空機の研究

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) では、航空機の電動化は環境適合性や経済性を飛躍的に向上できる革新的技術の重要な候補の一つと捉え、いくつかの研究活動に取り組んでいる。その一例を下記に紹介する。

#### 4.1 エミッションフリー航空機技術の研究

機体の規模がある程度大きくなると、電力源として二次電池だけを用いることはほぼ不可能であり、エネルギー重量密度が大きい燃料と発電機を搭載することが必要となる。その有力なシステムの一つがガスタービンと燃料電池を組み合わせた複合サイクルの発電システム (燃料電池-ガスタービンハイブリッドエンジンシステム) である。図6にシステム構成を示す。燃料電池としては、PEFC に比べて非常に高い温度で作動する SOFC (固体酸化物型燃料電池)

を用い、その排熱を回収してガスタービンを駆動し、さらに発電することにより、発電効率を高めるものである。理論的には80%近い発電効率を得られ、燃料電池やガスタービンを単体で使用する場合に比べ飛躍的な効率向上が期待できる。SOFCは水素燃料で駆動することが可能だけでなく、高温作動のため内部改質もできるので、ジェット燃料をそのまま使用できる可能性がある。燃料を完全に変更することは、空港における大規模なインフラ変更を要してしまうため、現用の燃料も使える技術は、技術の遷移期間を支えるものとしても有効である。

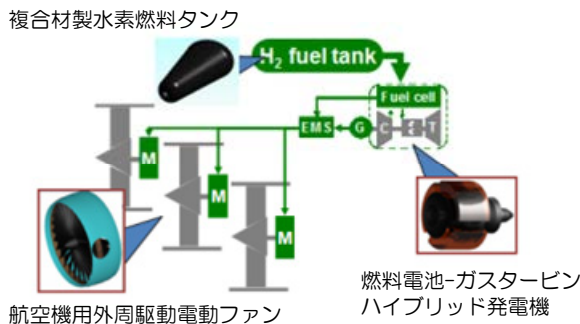


図6 燃料電池 - ガスタービンハイブリッドエンジンシステム

電動モータにも新しい工夫が必要である。現在の電動モータの性能は非常に高く、単位重量当たりの出力は既にガソリンエンジンを凌いでいるが、旅客機に使われるようなガスタービンエンジンに比べるとまだ1/3以下程度でしかない。一方、効率は既に90%を超えており、今後の伸び代はそれほど多くはない。従って、いかに単位重量当たりの出力を増加するかがより重要である。JAXAでは大口径で効率的運用が可能な外周駆動電動ファン<sup>[6][7]</sup>を提案している。このモータは駆動トルクを生じるコイル部分がファンの外周上に配置されているため、比較的小さな駆動力でもファンの回転に必要なトルクを得ることが可能である。ファン外周部に8の字型コイルが配され、さらにその外殻部に配されたO字型のコイルに通電することにより、駆動力を生じる。O字型コイルに直結されたコンデンサには未使用の磁気エネルギーを蓄えることができ、コンデンサからO字型コイルに大電流をパルス的に流すことで、鉄心や磁石なしでも損失の小さいモータを実現することができ、

重量軽減が可能となる。図8に外周駆動電動ファンを多数配置した搭載機（エミッションフリー航空機）のイメージを示す。

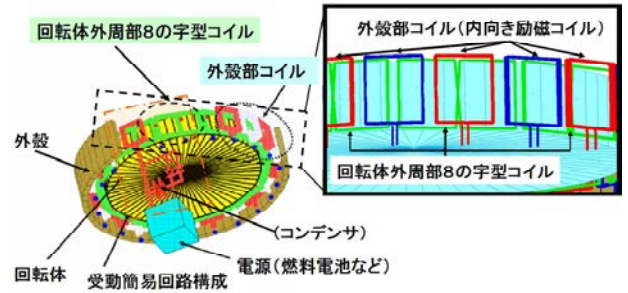


図7 外周駆動電動ファン

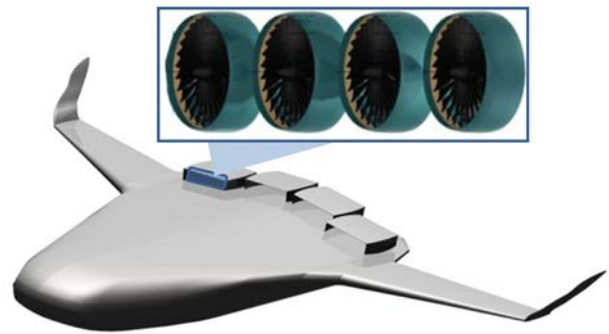


図8 JAXA エミッションフリー航空機イメージ

#### 4.2 FEATHER事業

以上は長期的視点に立った基礎研究の例であるが、より短期的な視点での研究例も次に紹介する。JAXAでは2014年度の飛行実証を目標に”FEATHER” (Flight-demonstration of Electric Aircraft Technology for Harmonized Ecological Revolution) という名の基、電動モータグライダーの飛行実証に関する事業を実施する計画である<sup>[4]</sup>。本事業では、既存の動力付滑空機（モータグライダー）のエンジンを電動モータに換装して電動化を図り、独自開発による電動推進システムの性能及び新しい機能を飛行実証することを目的としている。図9に試験機の概要を示す。航空機は安全性に対する要求が他の乗り物に比べて厳しく、試験飛行であっても航空法に従った手続きは必須であり、安全性を証明するための技術的なデータを示すことが要求される。特に、電動化に関してはまだ明確な耐空性の基準がないため、各国とも行政と開発機関が協力しながら手探りで進めているのが現状である。本事業を通じて、電動化航空機開発や耐空性等、電動化航空機を安全に飛行させる技術を習得すると

ともに、種々の技術課題を抽出し、次のステップに寄与する知見を得ることも重要と考えている。

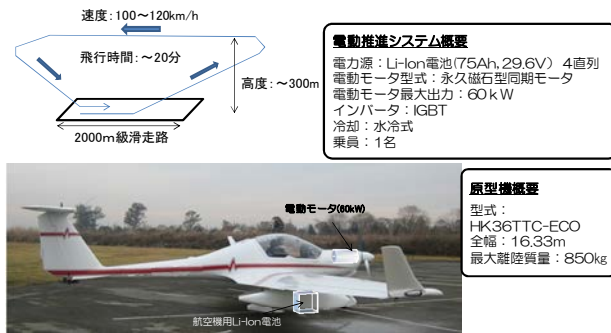


図9 “FEATHER”試験機の概要

## 5. 電動化航空機の可能性

航空機の電動化がもたらす変化についてはいくつかの側面が期待できる。一つは、飛躍的な低燃費化によって、今後20年間で2.7倍の増加と言われる大幅な輸送需要拡大に対しても、CO<sub>2</sub>排出量をこれ以上増加させない技術的な解となることである。ただし、CO<sub>2</sub>排出量の主要因となっている旅客機の規模は、長期的に見ても電動化が浸透するには大きすぎることから、まだ何段階かの技術的ブレークスルーは必要と考えられる。もう一つの側面は、航空機製造業の立場である。電動化により航空機の基幹技術が装備品も含めて劇的に変わることになり、新規参入のビジネスチャンスともなり得る。

米国の連邦航空局（FAA）は、今後5～10年以内にスポーツ機のような小型のクラスの電動化航空機が実用化すると予測しており、現在耐空性基準策定のための準備を進めている<sup>[8]</sup>。二次電池のみを電力源として成立可能な小型の電動化航空機においては、設計・製造の自由度が格段に向上するだけでなく、維持・運用コストも低下することから、エアタクシーのように航空輸送の大衆化をもたらす新しい利用形態が創出される可能性もある。さらに、電気自動車の運動制御技術<sup>[9]</sup>として注目されているように、電動モータの高速応答特性を活用した制御技術の高度化・高機能化を図ることにより、電動化航空機は安全性や利便性においても従来の航空機に対して優位性を持つことが期待できる。

## 6. まとめ

電動化技術は航空機にとって新しい推進技術

であり、低CO<sub>2</sub>のみならず、低騒音、低振動、低コスト、メンテナンスフリー等様々な利点がある。旅客機の推進器に適用されるまでには非常に長期的な取り組みと何段階もの技術革新が必要であるが、小型の電動化航空機が普及すれば、適用可能な要素技術のレベルが急速に向上する可能性もある。国内には電動化航空機技術に必要な不可欠な要素技術に関して強力な企業が多数存在しており、高度な技術で構築された国産の電動化航空機が実現されるポテンシャルも高く、今後、国内においても電動化航空機に対する取り組みが一層活性化することが望まれる。

## 参考文献

- [1] 岡井敬一，西沢啓，”脱化石燃料航空機技術”，えあるすぺーす ABC，日本航空宇宙学会誌 2010年10月号
- [2] 岡井敬一，本郷素行，小林弘明，田口秀之，藤原仁志，“航空用代替燃料の動向”，日本航空宇宙学会第42期講演会，2011
- [3] 西沢啓，小林宙，岡井敬一，藤本博志，“電気自動車技術の進歩と電動化航空機の将来”，日本航空宇宙学会第43期講演会，2012
- [4] 西沢啓，“電動化航空機の動向とJAXAにおける研究開発の概要”，航空プログラムシンポジウム2012，p.105
- [5] 野村聡幸，高橋則之，久真司，宮原啓，高桑真，“燃料電池航空機に関する基礎的な成立性検討”，第47回飛行機シンポジウム講演集，2009，p.235
- [6] 岡井敬一，野村浩司，田頭剛，柳良二，“航空機推進用外周駆動ファンに関する実験および解析”，日本航空宇宙学会論文集第56巻第650号，2008，p.131
- [7] Okai, K., Yanagi, R., Tagashira, T. and Nommura, H., “Aircraft Propulsion System”, US Patent US7555893, 2009
- [8] “International Workshop for Electric Aircraft Standardization”, ASTM International Committee F37 on LSA, 2012
- [9] 堀洋一，寺谷達夫，正木良三 編，“自動車用モータ技術”，日刊工業新聞社，2003



# 風洞試験/CFD 融合システム 「デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN)」 ～システム開発と JAXA プロジェクトへの適用～

研究開発本部 流体グループ 口石 茂  
研究開発本部 数値解析グループ 村上桂一  
研究開発本部 風洞技術開発センター 渡辺重哉

## 1. はじめに

JAXA 研究開発本部では、現状の風洞（実流れを対象とした「アナログ風洞」）に対して CFD（数値シミュレーションという意味での「デジタル風洞」）を強く連携させたコンカレントな風洞試験（以下、「風試」という）/CFD 融合システムである、「デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞」（DAHWIN : Digital/Analogue Hybrid WIND tunnel）の開発を現在進めている。DAHWIN では、風試/CFD それぞれに固有な弱点・技術課題を相補的に解決するとともに、風試/CFD 両データを統一的に生産・管理して対等な比較検証が可能なプラットフォームを整備することにより、風試/CFD 両者の有用性を向上させ、宇宙航空機の設計時間/コスト/リスクの低減、設計データ精度/信頼性の改善を行うことを目指す。現在の開発ステータスとしては、システムを JAXA 2m×2m 遷音速風洞（以下、「遷音速風洞」という）における実風洞試験に適用して課題・問題点を抽出すると共に、風試/CFD 両者の融合をより高めた機能の研究開発を進めているところである。本稿では DAHWIN のシステム概要および諸機能について説明し、遷音速風洞における JAXA プロジェクト試験に適用した例について紹介する。

## 2. DAHWIN 概要

図 1 に DAHWIN のシステム構成を示す。システム本体はハードウェアおよびソフトウェアの集合体であり、遷音速風洞および JAXA スパコン (JSS) それぞれのネットワークとのインターフェースを形成することによって、風試/CFD データを一元的に取得・管理することができる。また、システムはインターネットを介して外部に開放されており、ユーザは JAXA 内外の任意の端末から Web ブラウザを用いてシステムに

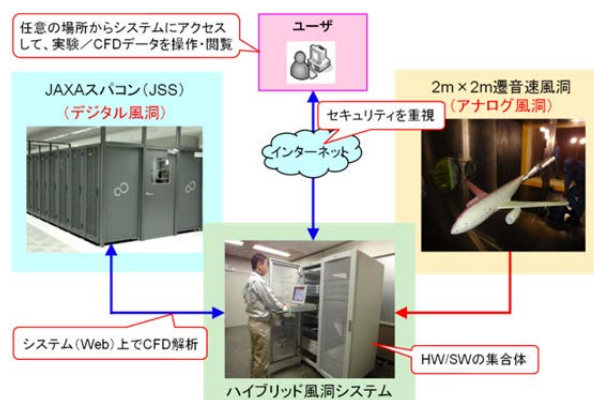


図 1 DAHWIN システム構成

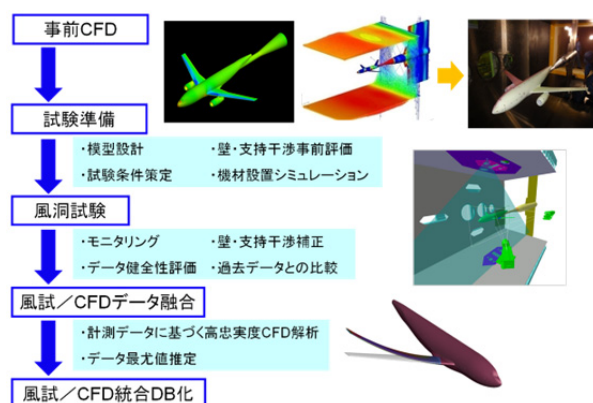


図 2 DAHWIN 利用フロー

アクセスすることが可能である。

図 2 にシステムの基本的な利用の流れを示す。まず機体設計において風試模型形状が定義されたのち、デジタル風洞側では試験実施に先立った事前 CFD 解析を行う。結果はアナログ風洞側に送られて試験計画や模型詳細設計、さらに各種補正処理における基本データとして使われる。風試中においては、計測データを事前 CFD データとリアルタイムで比較することにより、風試データの健全性評価を可能とする。また、主要な風試データは随時デジタル風洞側に戻され、最適な物理モデルの選択や計算格子の再配



置等、風試データを有効に利用した高精度 CFD 解析がなされる。風試全体が終了した時点では、完全に対等な条件での風試/CFD データおよび両者を融合させた最も確からしい空力特性データ（最尤値）がユーザに提供されると同時にデータベース（DB）化され、以降の風試や CFD 解析、については実機的设计開発に活用される。

### 3. DAHWIN 機能要素

DAHWIN は風試/CFD の効率化・高精度化に資するアプリケーションの総合プラットフォームとして、多種多様な機能を実装している。ここではそれらの中からシステムの中核をなす機能の概要について、紹介する。

#### 3.1 CFD 自動実行システム（デジタル風洞）

DAHWIN においては、風試 1 シリーズに対して 300 ケース程度の事前 CFD 解析を行うことを想定している。このような大量の解析を限られた期間内に実施するためには、解析作業の高速化、効率化が重要な課題となる。DAHWIN のサブシステムであるデジタル風洞では「高効率かつユーザフレンドリーな CFD 解析システムの構築」を目標として、自動格子生成ソフト（HexaGrid）および高速流体解析ソフト（FaSTAR）<sup>[1]</sup>による CFD 自動実行システムの開発を進めてきた。



図3 デジタル風洞入力画面

図3にシステム GUI 入力画面を示す。ユーザは画面上で風試パラメータの組み合わせを指定しておけば、計算格子作成から CFD 解析実行、DB 登録までの一連の処理が自動実行される。

#### 3.2 風試/CFD 統合データ入出力機能

風試データおよび CFD データを共通フォー

マットに変換し、DB に登録する機能である。登録されたデータは DB の検索機能で随時抽出することができ、可視化・分析処理等で必要とされるデータ加工が行われる。風試/CFD データは共通フォーマットで同一 DB に登録されているため、模型形状、気流条件等により検索処理を実行すれば、同一条件の風試/CFD データを容易に抽出することができる。

#### 3.3 風試モニタリング機能

風試中の計測結果をリアルタイムでモニタリングし、事前 CFD データと比較検討することで風試中に異常な計測値になっていないかを随時確認できるようにする。インターネット経由で遠隔地（ユーザの事業所等）からのモニタリングも可能とし、ユーザが風洞現場に直接居合わせなくてもデータを確認することができる。

図4に風試におけるモニタリング風景を示す。風試データは、計測が終了する毎に計測ポイント単位でデータ処理がなされ、風洞計測システムから DAHWIN へと転送される。転送後、データは共通フォーマットに変換され、次節で述べる補正処理が行われた後、画面上に事前 CFD データとあわせて表示される（図5）。風試データと比較される事前 CFD データはユーザが直接指定するのではなく、システムが風試データ中に含まれる気流条件を参照して、最も条件が近い CFD データを自動検索して表示される。

さらに、風試データと事前 CFD データとの差分値が計算され、健全性評価結果として画面上に表示される。ユーザが予め指定した健全性評価指標、すなわち差分の閾値を赤線で示し、風試と CFD の差がそれを上回った場合は異常値として表示される。

#### 3.4 風試データ補正機能

風洞壁・模型支持装置の存在が風試データに及ぼす影響を数値的に評価して補正する。風洞壁干渉補正については、JAXA が過去に整備したパネル法による壁干渉補正手法を採用し、今回新たに開発した CFD による支持干渉補正手法とあわせてシステム化を行った。支持干渉補正については、事前 CFD の実施時に、模型支持装置を考慮した解析についてもあわせて行い、支持装置なしの解析結果との空力係数の差分を



図4 風試モニタリング

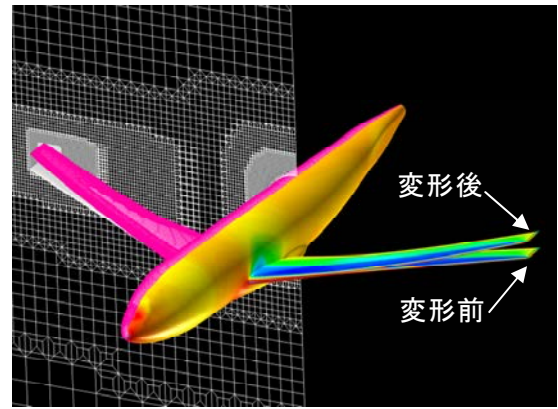


図6 模型翼変形を考慮した CFD 解析

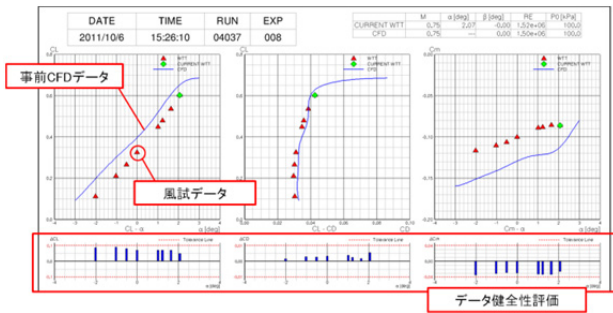


図5 風試モニタリング画面（空気力データ）

補正量とみなして応答曲面を作成することにより、風試中任意のマッハ数、迎角における補正処理を可能としている。

### 3.5 風試対応詳細 CFD 機能

風試模型は通風時に掛かる空力荷重により、翼が変形することが知られている。一方、CFDにおいては模型を剛体と仮定しているため、風試と CFD とを比較する際に形状に差異が生じてしまう。昨今では画像計測技術により、このような風試における模型の変形量を計測することも可能となっており、そのような変形計測データを使って CFD の計算格子を修正することにより、風試における模型状態を忠実に模擬した CFD 解析を実現させた（図6）。このような試験条件に忠実な解析により、厳密な風試/CFDの比較検討が可能になるとともに、データへの理解がより深まると期待される。

## 4. JAXA プロジェクトへの適用例

ここでは JAXA プロジェクト試験における DAHWIN の活用例として、遷音速風洞で過去に実施された2件の風洞試験について紹介する。

### 4.1 低ソニックブーム設計概念実証（D-SEND）プロジェクト試験

航空プログラムグループでは現在、超音速機の低ソニックブーム設計概念実証（D-SEND）における試験機体の設計開発を進めている。その一環として行われた第2フェーズ（D-SEND#2）供試体に関する遷音速風洞試験において、DAHWINを用いた空気力計測データのモニタリングが実施された（図7）。本試験における空気力6分力データのモニタリング表示所要時間は、データ取得後10秒程度であった。遷音速風洞における計測時間間隔の目安は20秒であり、次の計測データが取得されるまでの表示が可能となっており、風試データのリアルタイム確認が実現された。また、グラフにみられるように風試データと事前 CFD データは優れた一致を示しており、デジタル風洞は解析の効率性、利便性の向上のみならず、精度についても十分実用的であることがわかる。

### 4.2 HTV-R カプセル形状模型試験

次に有人宇宙環境利用ミッション本部が研究を進めている回収機能付加型宇宙ステーション補給機（HTV-R）に関する風洞試験について紹介する。DAHWINは一般的な航空機形状における試験を前提としてシステム仕様が定められているが、機能の多くはそれ以外の形状に対しても適用可能である。

図8に今回使用したカプセル形状模型を示す。模型形状やサイズから、模型を支える支持装置の測定への影響が大きくなることが予測される。そこで事前 CFD において支持装置を含めた解析を実施し、支持無しのデータとの差を補正量

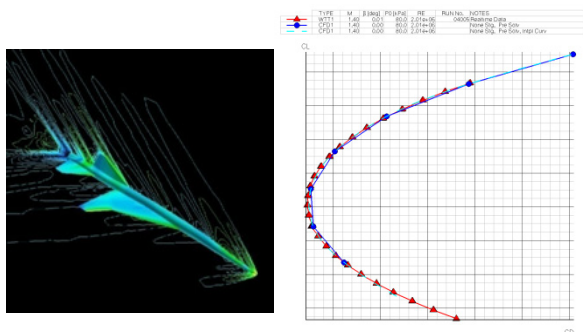


図7 D-SEND#2 遷音速風洞試験

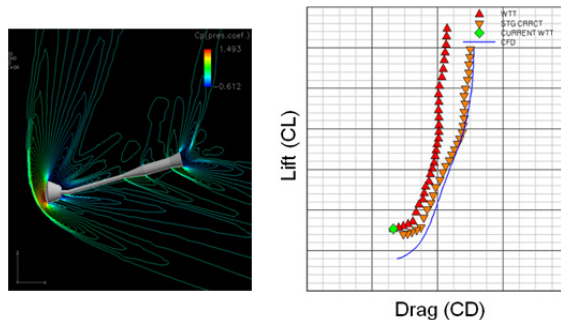


図8 HTV-R 遷音速風洞試験

とみなすことで、風試データの補正を行った。グラフより、本手法により風試データが CFD を用いてリーズナブルに補正されていることが確認できる。本試験においては、風試/CFD 間で一致の良くないケースについて、風試中に物理モデルを変更した後追い CFD 解析を実施することにより、一致度改善を図るような試みも行った。高速 CFD ツールおよびパソコンの活用により風洞試験と CFD とを同時進行的に実施することが可能となってきている。これにより、事前 CFD データを参考にして風試データの妥当性を検討し、さらに風試データを参考にして CFD 解析を再実施、精度を向上させて詳細に分析の上、以降の風試に反映させるといった、よりダイナミックな風試に対する CFD の援用が今後期待される。

### 5. まとめ

風洞試験に対して CFD を強く連携させることにより風洞/CFD 両者の有用性を向上させ、航空機や宇宙機の空力特性取得を多面的に改善することを目的とする、デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞 (DAHWIN) について紹介した。実験/数値シミュレーション技術の融合の先導

的な例として、JAXA プロジェクトや航空宇宙メーカーが実施する風洞試験の効率化、高精度化に貢献していきたいと考えている。

一方、現時点におけるシステム開発の目標を端的に述べると「風洞試験をより良くする基盤インフラの整備」ということになり、まずは風洞試験そのもののレベル向上を主目的としてきたが、一方で本システムを単なる風洞試験の 1 ツールとしてではなく、航空宇宙機の設計開発プロセスの一環として利用すべきという意見も出ている。今後はそのような展望を考慮しながら、実機開発により直接的に資するシステムとしてレベルアップを図っていきたい。

### 参考文献

[1] 橋本敦, 村上桂一, 菱田学, ラフルールパウルス, “HexaGrid/FaSTAR を用いたデジタル風洞の開発,” 第 43 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2011, JSASS-2011-2063-F/A, July 2011.



# 有人宇宙船構想と研究状況

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  
佐藤直樹

## 1. はじめに

我が国は ISS 計画を通じて有人技術と実績を着実に積み重ねてきた。その技術的／人材的資産を無駄にすることなく、さらなる有人宇宙開発を通じて我が国の宇宙開発、日本社会への貢献を図っていくべきであり、JAXA ではそのための次の大きなステップとして有人輸送能力獲得に向けて基盤的な技術研究を進めるとともに、日本の有人輸送の全体構想の検討も行っている。ここでは、特に有人宇宙船にフォーカスしてその構想検討の概要を紹介する。

## 2. 想定するミッション要求

ISSは2020年までの運用は国際的に合意されているが、その後の運用については未定である。一方、中国が2020年までには宇宙基地を完成させるとし、またロシアも地球低軌道の有人施設は継続していくべきとの考えも打ち出している。さらには民間企業では米国 Bigelow Aerospace 社が地球低軌道に宇宙ホテルを建設する計画も進めている。したがって、ISS が運用を終了しても地球低軌道には何らかの有人施設があり、地上とその有人施設との往復輸送の需要があると思われる、有人宇宙船の想定ミッションとしては当面は地球低軌道への宇宙飛行士の往復輸送とし、仮目的地として ISS を想定することが妥当であると思われる。図1にそのミッション概要を示す。



図1 想定する有人宇宙船のISSミッション

## 3. 打上げから帰還のミッションシナリオ構想

有人宇宙船のシステム検討を進めるにあたっては、ミッション要求のほかに、有人ロケットや打ち上げ場所、帰還場所とミッションシナリオの想定が必須である。

### 3.1 有人ロケット

有人ロケットとしては、開発を検討中の次期基幹ロケットをベースに搭載電子機器の冗長化や異常検知システムの強化によりさらに信頼性を高めることで実現可能である(図2)。打上げ経路としては、いつ緊急帰還をしても宇宙飛行士への加速度を制限値以下とするような経路とする必要がある。図3に打上げ経路、図4に打上げ経路ごとの最大加速度と加速度制限値の比較を示す。能力最大の打上げ経路では加速度制限を超過するが、打上げ経路ケースBでは加速度制限をクリアする。

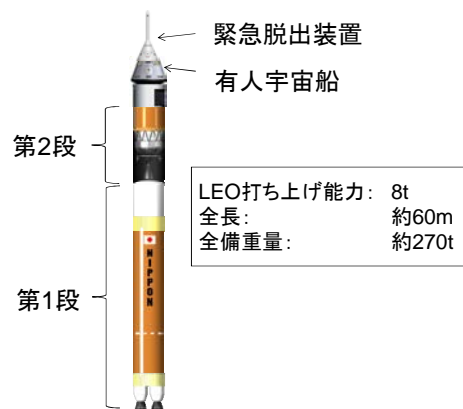


図2 有人ロケット構想案

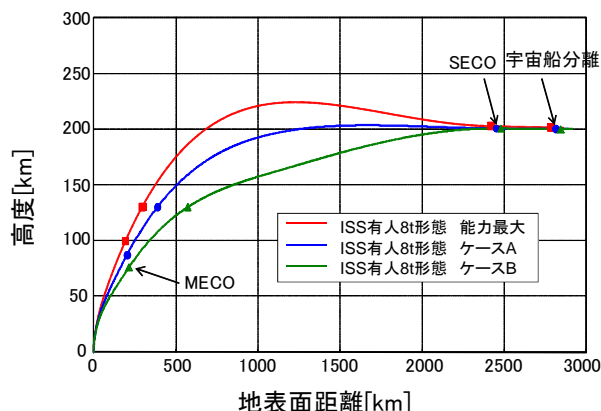


図3 有人ロケットの飛行経路



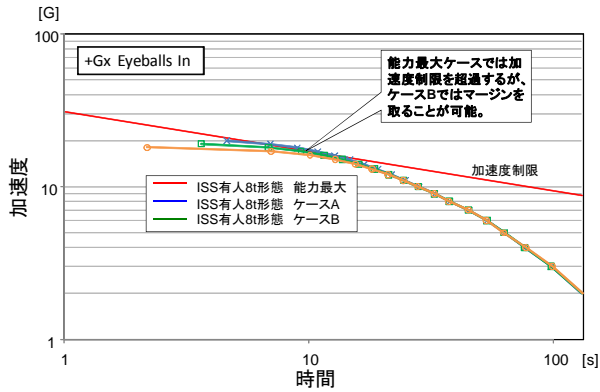


図4 打上げアポート時の加速度

### 3.2 帰還地

帰還地の選定は有人輸送のアーキテクチャを検討するにあたり最も大きなテーマである。ここでは、帰還支援システムの最小化や有人宇宙船の再使用性を高めることを考慮してノミナル帰還は日本国内陸地への定点着地を前提とした検討内容を紹介します。定点着陸の具体的な目標としては、X-38で採用が検討されていたパラフォイルによる誘導着陸を前提とし直径300m以内を暫定の目標値として置いている。(パラフォイルによる誘導着陸の実現可能性については別途基礎研究を実施中)ただし、着陸前の滑空侵入飛行エリアも考慮に入れておく必要がある。このように考えると現存の飛行場であればほぼ対応できると考えられる。

一方で、着陸地の立地条件として下記2点を考える必要がある。

- ① 着陸地手前に弾道帰還する可能性。
- ② 着陸地手前にサービスモジュールを廃棄する場所を確保すること。

図5にL/D=0.3のカプセル型宇宙船が大気圏再突入角1.49degで再突入した場合の飛行経路と落下域分散の解析例を示す。本図は帰還モジュールと合わせて大気圏再突入前に分離するサービスモジュール(SM)の落下分散域も示す。

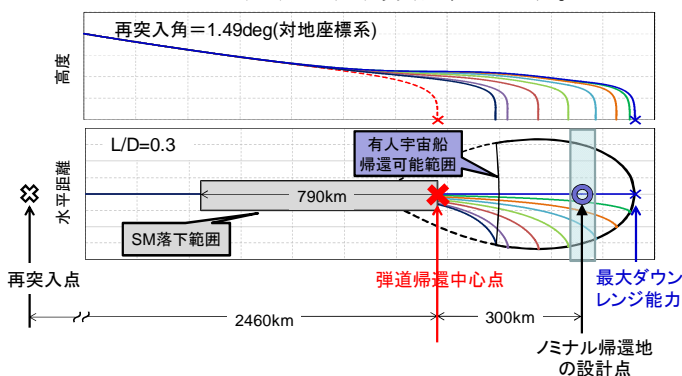


図5 有人宇宙船の再突入時飛行経路と着地分散域



図6 国内着陸候補地とSM廃棄領域

上記の立地条件2点と図5に示す帰還モジュールの帰還範囲やSMの落下分散域を無人海域にとれるかどうか等を考慮した1次的な検討結果を図6に示す。本図から北海道大樹町や伊豆大島に帰還する場合はSM廃棄領域を無人海域に確保できるが、種子島の場合は南西諸島に干渉することが分かる。

打上げ時の緊急帰還については、図7のとおりロケット飛行経路上に飛行艇を配置しておくことで対処する方法が考えられる。

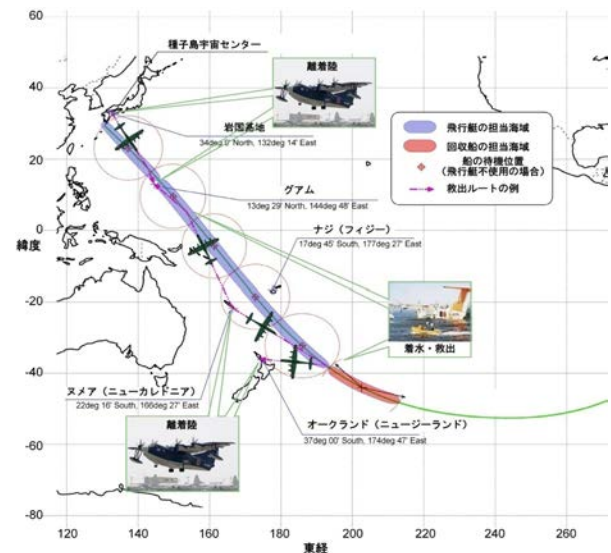


図7 打上げ時の緊急帰還シナリオ

### 3.3 運用シナリオ

運用シナリオについては、まずノミナル運用におけるミッションシナリオを、状態や機能が大きく変わるフェーズに分解して、検討を進めた。大きくは下記の4フェーズであり、詳細はここでは省略する。

- (1) 射場整備フェーズ
- (2) 打上げフェーズ
- (3) 軌道上フェーズ
- (4) 帰還フェーズ

この他にも故障時の一時的な安全化を図るオフノミナル運用、2重故障相当時にミッションを中断し安全化を図る安全化運用、3重故障相当以上の異常が発生した場合に搭乗員の安全化を図るコンティンジェンシ運用についてもシナリオを設定し、それぞれについて機能要求/性能要求を整理した。

#### 4. 安全要求

基本的にはISSでもベースラインとしてきた2重故障許容の考え方を踏襲する。ただし、ISSでも一部取り入れられた定量的なリスクマネジメントの考え方も取り入れることとする。例えば、ロケットエンジンなどについては、定量的なリスク評価によりそれが許容できるレベルと判断できれば冗長化を不要とする考え方を取るということである。

また、想定しうる事故（ロケット爆発、宇宙船火災など）に対しては、2重故障許容相当の対策以上にその事故から宇宙飛行士を守るための別の安全化対策を施す。（例えば、ロケット爆発に対する緊急離脱装置）

#### 5. 有人宇宙船システムコンセプト

上記のミッション要求、運用シナリオ、安全要求などを考慮した上で、システムに必要な要求を解析・検討した。表1にその代表的なシステム要求を示す。現在これらのシステム要求に基づきシステム検討を進めているところである。

有人宇宙船の外観図（現状想定図）と主な仕様を図8に示す。

全長：	3.7m
直径：	3.2m
推進薬：	940kg
全備質量	7.2t

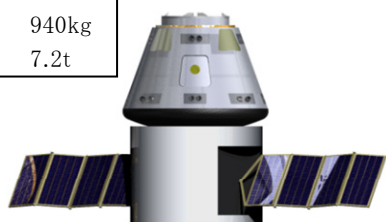


図8 カプセル型有人宇宙船コンセプト図

表1 有人宇宙船の主なシステム要求（暫定値）

搭乗員人数	3人
ミッション期間	5日間(単独)+210日間(ISS結合)
居住容積	5.8m <sup>3</sup>
最大加速度	4G(瞬間値は別途定義)
増速能力	540m/s
主エンジン推力	32000N以上
再突入時位置精度	8km×200km以内@高度120km
開傘時位置精度	直径2km以内
着陸時位置精度	直径300m以内
キャビン空気	1気圧、N <sub>2</sub> :80%、O <sub>2</sub> :20%
キャビン 温湿度範囲	温度18.3℃~26.7℃ 湿度25%~75%
発生電力	2.2kW(軌道上)、1.7kW(帰還時)
排熱能力	3.0kW
通信容量	300kbps(ダウンリンク)

#### 6. 有翼型宇宙船の実現性検討

ここまでカプセル型の有人宇宙船について述べてきたが、JAXAでは宇宙輸送系の革新を目指して再使用型輸送系を研究しており、それにつながる有翼型有人宇宙船の実現可能性の検討も進めている。

カプセルでパラフォイルを利用して帰還する場合はサービスモジュール(SM)を廃棄する必要があり、その廃棄場所の制約から図6に示すように帰還地も大きな制約を受ける。さらに火災やデブリ衝突による急減圧などの事故が起きた場合の軌道上からの緊急帰還を考えると、世界のさまざまな地点に緊急帰還地を設定しておく必要があるが、有翼機のように大気圏再突入後に大きなクロスレンジをとることができれば、緊急帰還地は5か所程度で十分であり、またSMの廃棄場所も考慮する必要はない。このように、有翼型宇宙船は再使用性や帰還時の乗り心地の他にも運用性に大きなメリットがある。

一方、有翼型宇宙船のデメリットとしては、システムが複雑になること以外に、翼や着陸装置などの追加で質量が重くなること、及びモジュール分割がしにくいため打上げ時の緊急離脱が難しくなることが上げられる。この2つの課題に対して検討の状況をまとめる。

まず、検討の前提として置いたレファレンスモデルを図9に示す。

全長：	10m
スパン：	7m
高さ：	2m
全備質量	13.7t

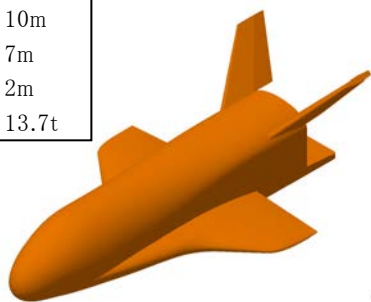


図9 有翼型有人宇宙船レファレンスモデル

このレファレンスモデルを種子島宇宙センターから打ち上げた場合の打上げ時のアポートシナリオについて検討した。結論としては、打上げ後 160sec までは飛行経路近辺の飛行場に着陸することは不可能であるが、160sec 以上 550sec までは硫黄島などの飛行場に着陸することができることが分かった。550sec 以上はもともと有人宇宙船のミッションサクセス上要求されている増速能力以下の 500m/s の増速で軌道へのアポートが可能である。

パッドアポートも含めて打上げ後 160sec までは種子島近辺の海上へのアポートとなってしまうが、推定 500km 以内と考えられるため、パラシュートによる着水後、飛行艇による 2 時間以内の救助が可能であると考えられる。図 10 にここまでの打上げ時アポートシナリオをまとめたものを示す。

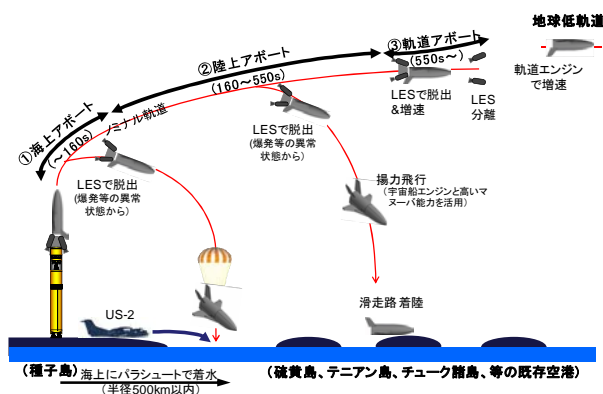


図10 有翼型有人宇宙船打上げ時アポートシナリオ

なお、ロケット爆発からの初期回避では緊急脱出ロケット(Launch Escape System:LES)が別途必要である。ロケット爆発に関しては爆発圧力波および爆発破片からの退避が重要なポイントであり、これまでの検討の結果から爆発の 3 秒前に離脱を開始し、8G で 3 秒間加速すれば

10psi の圧力波や破片から退避可能であることが分かった。なお、有人宇宙船が 10psi の圧力荷重には耐えることが前提である。このような要求を実現する LES を概略検討した結果、その質量は 4.6t となり、有翼宇宙船の質量を合わせると 18.3t で、これは JAXA で検討している次期基幹ロケット Heavy の打上げ能力に収まる。

## 7. 基盤技術研究

ここまで述べてきたようなミッションコンセプトやシステムコンセプト検討とは並行して有人宇宙船の基盤的技術の研究を進めることも重要である。

ただし、限られた研究予算を効率的に活用するために、戦略的に優先度を付けて行う必要があり、JAXA では下記の観点に基づいて研究テーマの優先度付けを行った。

- ① 技術の革新性
- ② リソースメリット
- ③ 有人安全性向上への寄与
- ④ 発展性

その結果、軽量ヒートシールド、低毒性スラスタ、高精度揚力飛行技術、高性能相変化方式排熱技術など 8 項目を抽出し、2 年前から研究を進めている。

また、実際に有人宇宙船を開発する際には、安全を担保する組織や管理プログラムの要求、さらには具体的な安全要求を整備する必要があり、民間輸送や米国の有人安全要求を参考にしつつ、日本としての安全要求についても研究を進めている。

## 8. まとめ

ISS への搭乗員輸送をレファレンスミッションとした有人宇宙船のミッション解析、システム要求解析、システムコンセプト検討について JAXA での検討状況を紹介した。

JAXA での有人宇宙船のシステム検討は数年前から開始され、外部の状況を取り入れつつ、検討サイクルを深めている。平成 24 年度中には、ここに記述したカプセル型の有人宇宙船と有翼型の有人宇宙船についての基本的なコンセプトとその開発/運用に関するコスト/スケジュール/リスクを含めたメリット/デメリットの比較をまとめていく予定である。

# 基幹ロケット高度化 プロジェクト計画と開発状況

宇宙輸送ミッション本部 基幹ロケット高度化プロジェクトチーム  
藤田 猛

## 1. はじめに

基幹ロケット(H-IIA/H-IIB ロケット)は、我が国が必要なときに、独自に宇宙空間にアクセスするために不可欠な手段である。

H-IIA ロケットは、2001年の運用開始後、95%以上(21機打ち上げ中20機の成功)という世界最高水準の打上げ成功率を誇り、その高い信頼性を実証してきた。その一方で、開発完了後既に10年以上が経過しており、多様な打上げ要求への対応能力、ペイロード(衛星)搭載環境等の性能や打上げ価格の面で海外競合ロケットとの格差が顕在化してきている。

商業打上げ市場においては、欧州 Ariane 5、露 Proton が高いシェアを占めており、H-IIA ロケットの競争力は高いとは言い難い。さらに、欧州は中期的に競争力強化を目的とした改良開発(Ariane 5ME)、長期的にシステムを刷新する抜本的な研究開発(Ariane 6)を、露は新型ロケットである Angara の開発を推進している。また、米国民間企業 SpaceX 社は、Falcon 9 による国際宇宙ステーションへの商業物資輸送サービスを着実に実施する一方、低価格を武器に商業衛星打上げを受注してきており、今後、更なる競争の激化が不可避の状況にある。

さらに、H-IIA ロケットの運用基盤(各種試験設備、製造設備、射場設備等)に目を向けると、H-II ロケット開発時(1986~1994年)以前に整備したのもも多く老朽化が著しいため、その維持・更新費が年々膨大化しつつある。

このような状況に対する対応の第1段階として、2011月、宇宙航空研究開発機構では、H-IIA ロケットの第2段機体を主体としたブロックアップグレードにより、短期かつ効率的に海外競合ロケットとの性能格差を是正するとともに、射場設備(飛行安全システム追尾系)の老朽化に対する抜本的対応を目的として、「基幹ロケット高度化プロジェクト」を立ち上げた。本稿では、

同プロジェクトの概要及び開発状況を報告する。

## 2. 基幹ロケット高度化プロジェクトの目的

H-IIA ロケットの国際競争力を維持・向上するため、機能・性能面での世界標準との格差の内、静止衛星打上げにおける打上げ対応能力、及び、ペイロード搭載環境(衝撃環境)の是正を目的とする。

### (1) 静止衛星打上げ対応能力の向上

静止衛星打上げにおいては、静止軌道上への投入質量の最適化を図るため、ロケットによる静止軌道への直接投入を行わず、静止軌道への遷移軌道(静止トランスファー軌道: Geostationary Transfer Orbit: GTO)でロケットから衛星を分離し、その後は衛星が自らの推進系を用いて増速し静止軌道に遷移することが多い。H-IIA ロケット開発時点では、この衛星が静止軌道へ遷移するために必要な増速量(以下、「静止化増速量」という)の標準的な値は、1,800m/s 前後であったが、赤道上の射場ギアナから打ち上げる Ariane 5、上段ロケットの多数回着火による Proton が商業打上げ市場のシェアを獲得して以降、1,500m/s がデファクト・スタンダード化されてきている。

このような中、現行の H-IIA ロケットは、打上げ射場が種子島に位置することもあって、GTO ミッションにおける静止化増速量は1,830m/s となっており、Ariane 5 等と比較して、衛星側により多くの増速負担を強いることになっている。

これに対して、本プロジェクトでは、2段エンジン再着火後、最大18,000秒のコースト(「ロングコースト」という)を行い、増速効率が良い遠地点付近において再々着火し、効率的に静止化増速量を1,500m/s 以下まで低減することを目的としている(図1、図2)。



また、ロングコースト機能により、惑星探査等ロンチウィンドウが極めて限定的なミッションにおいて、打上げ機会の拡大が可能となる。

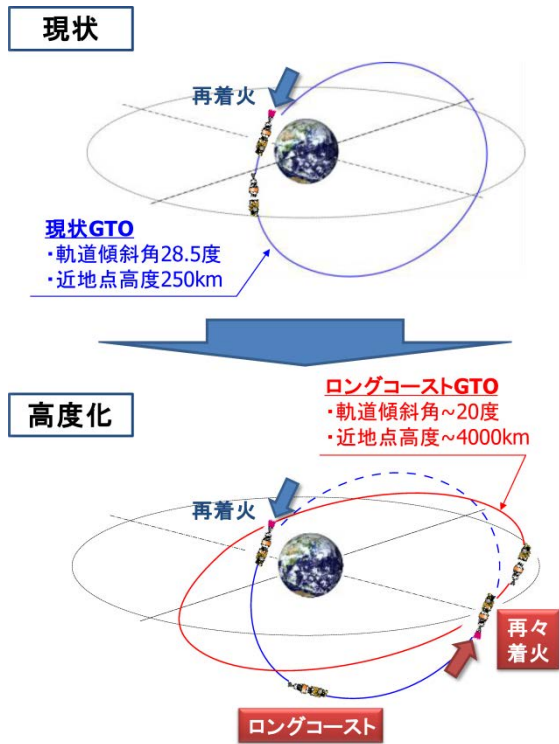


図1 ロングコーストによる静止化増速量の低減

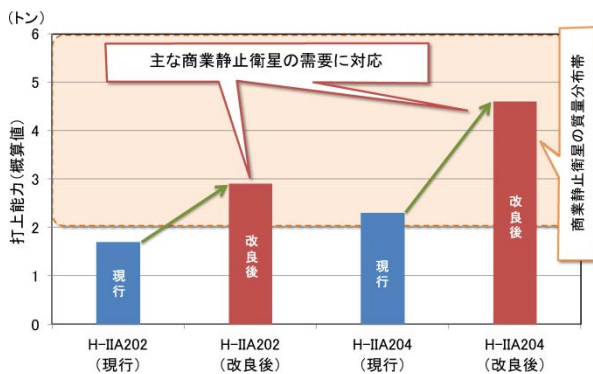


図2 静止衛星打上げ能力の向上  
(静止化増速量 $\Delta V=1500\text{m/s}$ )

(2) ペイロード搭載環境の向上

ペイロード（衛星）設計・開発において、打上げ時の機械的ペイロード搭載環境（振動、音響、衝撃）は重要な制約条件となる。この内、現行のH-IIAロケットの衝撃環境は、衛星分離時に発生する衝撃が標定となり、そのピークレベルは4,100Gに達する（図3）。これは、Ariane 5等の海外競合ロケットの衝撃環境（2,000G）

と比較して高いレベルであり、我が国の衛星開発における設計自由度の制限になるばかりでなく、海外商業衛星受注において不利な点の一つにもなっている。

これに対し、本プロジェクトでは、衛星分離機構（マルマンクランプバンド方式）のバンド結合解除方式を従来の火工品ボルトカッターによる切断方式から、火工品を使わず構造的に緩やかに解除する方式に変更することにより、衛星に与える衝撃レベルを1,000G以下に低減することを図る。

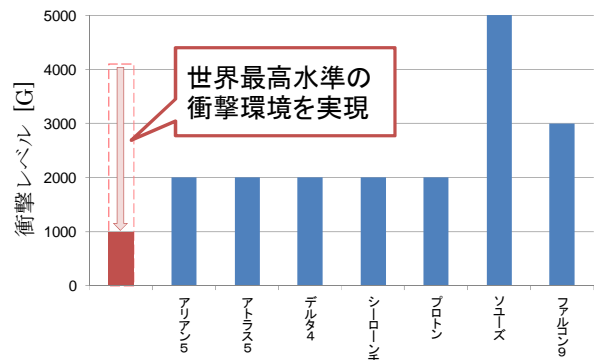


図3 H-IIAロケット及び海外ロケットの衛星搭載衝撃環境比較/本プロジェクトで実現する衝撃レベル

(3) 地上追尾レーダの不要化

今後老朽化更新を迎えるレーダ局の代替として機体搭載型の飛行安全用航法センサを開発し、将来的な自律飛行安全システムの実現に繋げるとともに、既存レーダ局の廃局による基幹ロケットインフラの維持・運用費の低減に資する（図4）。

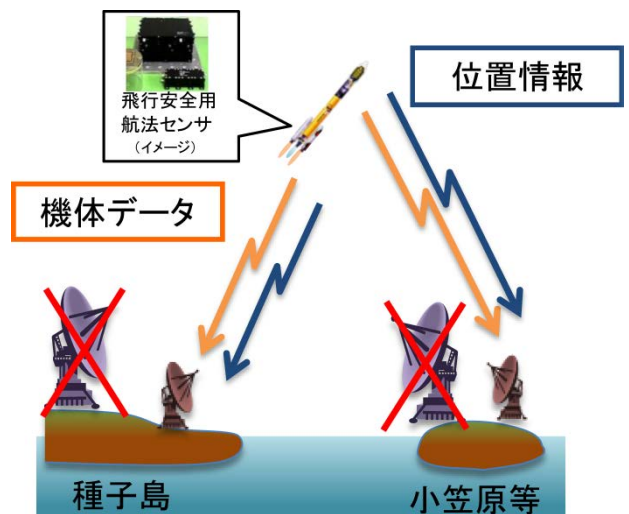


図4 飛行安全用航法センサによる飛行安全システム追尾系の高度化構想

### 3. 開発内容

前項目的を達成するために本プロジェクトで実施する開発内容を図5に示す。

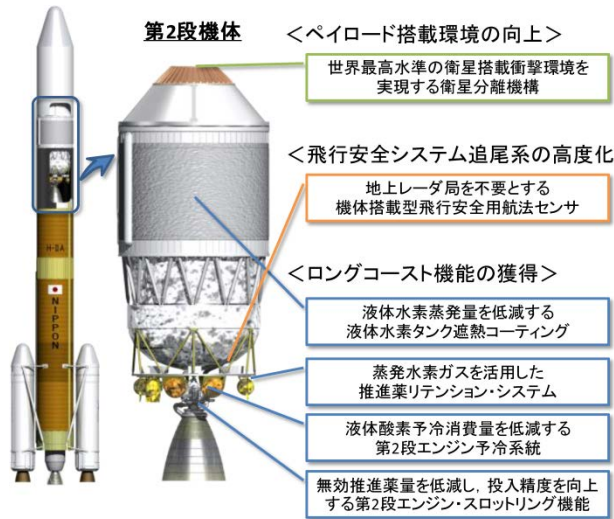


図5 主な開発項目

#### (1) ロングコースト機能の獲得

H-IIA ロケット第2段機体を長時間にわたり宇宙空間を航行するロングコーストの実現のためには、コースト中の極低温推進薬(液体水素、液体酸素)の消費を最小限に抑える必要がある。

##### a. 液体水素タンク遮熱コーティングの開発

第2段機体液体水素タンクシリンダ部の断熱材表面に白色に塗装することにより、太陽光等からの外部入熱を低減し、タンク内部の液体水素の蒸発量を低減する。

##### b. 第2段エンジン予冷方式の改善

第2段エンジン液体酸素系のコースト中の予冷については、従来、一定間隔で大流量の液体酸素を推進系配管、ポンプ等に流すことにより予冷を実施してきたが、微小流量を断続的に流す予冷方式を採用することにより、コースト中の予冷に要するトータルの液体酸素消費量を低減する。

また、エンジン着火前予冷流量の削減等により更なる液体酸素予冷量の低減を図る。

#### c. 第2段エンジン低推力スロットリング機能の開発

ロングコースト後の増速の際、第2段エンジンの再々着火を定格の60%推力で着火・燃焼させることにより、無効推進薬量を低減するとともに衛星投入精度の向上を図る。

#### d. 推進薬リテンション・システムの開発

コースト中の推進薬リテンション方法として、従来の姿勢制御用ガスジェットスラスタによる方式に替え、液体水素タンク内の蒸発水素ガスを有効活用し連続的にベントする方式を開発することにより、ロングコーストに必要となるガスジェットスラスタ用燃料タンクの追加搭載に伴う打上能力ロスを回避する。

#### (2) ペイロード搭載環境の向上

##### a. 低衝撃衛星分離機構の開発

ペイロード(衛星)と第2段機体衛星分離部とを結合する衛星分離機構のバンド結合解除方式を従来の火工品に替え、機構的に緩やかに解除する方式とすることにより、衛星分離衝撃を1,000G以下に低減する。

#### (3) 飛行安全システム追尾系の高度化

##### a. 飛行安全用航法センサの開発

飛行安全管理において、レーダ局によらず電波航法機器を用いて機体位置情報を確認するための機体搭載型航法センサを開発する。

#### 4. 開発状況及び今後の予定

全体スケジュールを図6に示す。これまで各サブシステムの開発試験を実施してきており、2012年9月にシステムCDRを完了した。現在、スロットリング機能等を付加した2段エンジンの認定のための燃焼試験を角田宇宙センター高空燃焼試験設備にて実施中である。以下、代表的な開発試験結果を示す。

- 液体水素タンク遮熱コーティングによる蒸発低減効果に係る飛行データ取得（図7）  
H-IIA ロケット 21号機打上げにおいて、第2段液体水素タンクに遮熱コーティングを施し飛行データを取得し、良好な蒸発率低減効果を確認。
- 第2段エンジン予冷データ取得試験  
第2段エンジン予冷方式の改善効果を確認するため真空チャンバ内に液体酸素ポンプを設置し、フライト温度環境を模擬した状態で予冷データを取得し、良好な予冷量削減効果を確認。
- 第2段搭載機器部熱真空試験（図8）  
第2段機体の機器搭載部を模擬した実機大供試体を筑波Φ8m真空チャンバに設定し、ロングコースト模擬中の各部の温度データを取得し、熱解析モデルの精度を確認。

今後、2013年までにすべての開発を完了した後、H-IIA 打上げの機会を活用して飛行実証を行う予定である。

FY2009	FY2010	FY2011	FY2012	FY2013
<システム設計>		開発移行		
概念設計	基本設計	詳細設計	維持設計	PQR
<開発試験>		各系開発試験		

図6 開発スケジュール



図7 H-IIA ロケット 21号機打上げにおける第2段液体水素タンク遮熱コーティング



図8 第2段機器搭載部熱真空試験



## 1. はじめに

数値シミュレーション技術は既に一般産業界では広く普及し、飛行機、新幹線、自動車の空力設計だけでなく、パソコン内部レイアウトの冷却設計等にも活用されており、実験、理論に並ぶ第3の設計開発技術として認知されつつある。しかし、宇宙開発分野でのシミュレーション技術適用は比較的遅く、ロケットエンジンに関しては1999年のH-IIロケット打ち上げ失敗を契機として本格的に活用され始めたにすぎない。ロケットエンジン内部は極限環境であり、我々が普段生活する気圧・温度環境とは大きく異なることから、内部で発生している物理現象の理解は大きく遅れている。その結果、シミュレーション技術も未熟なものにならざるを得ず、エンジン開発に対して限定的な貢献しかできない期間が長く続いた。

このような状況を打破すべく、東大とJAXAが共同して、2008年度にロケットエンジンの物理モデル研究に特化した社会連携講座“ロケットエンジンモデリングラボラトリー”が設立された。本講座は5年の期限付きであり、今年度が最終年度に当たる。本講座の目的は下記3点に集約される。

1. ロケットエンジン設計解析の基盤技術力の強化
2. ロケットエンジンシミュレーションの物理・数学モデルの開発
3. 世界トップクラスのロケットエンジンシミュレーション技術確立

## 2. ロケットエンジンモデリングラボラトリー

### 2.1 シミュレーションと物理モデル

数値シミュレーションといっても対象となる幅は広いが、ここではスーパーコンピュータに代表される大型計算機を使用したシミュレーションを指す。図1にそのプロセスを示す。シミュ

レーション結果は通常カラフルな絵で示されることが多いが、その裏で実施されている計算は物理事象をモデル化したものであり、シミュレーションの“出来不出来”は物理モデルの正確さから決まると言っても過言ではない。特に流体のシミュレーションに関しては適切なモデル化が難しく、ロケット開発にシミュレーション技術を適用する上でネックとなっていた。

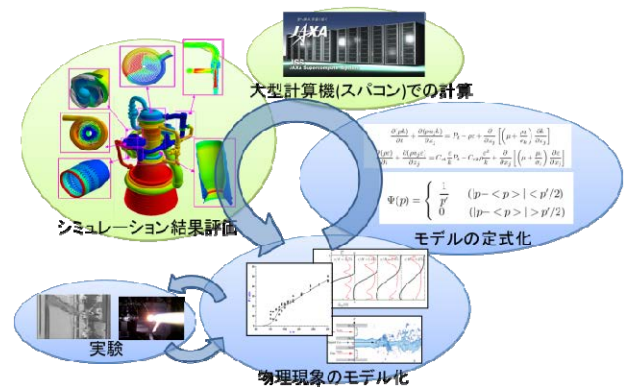


図1 シミュレーションのプロセス

### 2.2 研究テーマ

ロケットエンジン内部では、図2に示す通り-250度の極低温から3000度以上の超高温状態が同時に存在し、一方で圧力も大気圧の100倍以上という極めて高圧の状況で作動している。このような極限状態のシミュレーションを適切に再現するために必要な物理モデルは多々あるが、その中でも社会連携講座において重点的に研究を実施する項目として図3に示す4テーマを抽出した。これらはいずれもエンジン開発において懸念事項となっており、現象理解も不足していた課題であると同時に、そのモデル化は学術的意義も高い内容となっている。これら4テーマの研究を軸として、ロケットエンジン開発に対するブレークスルーと、研究分野でのイノベーションを目指して研究がスタートした。



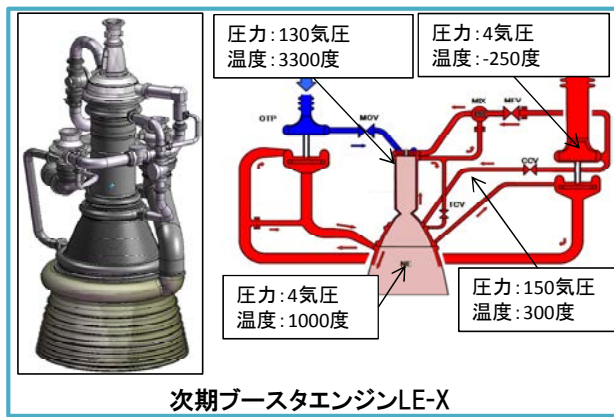


図2 ロケットエンジン内部の状況

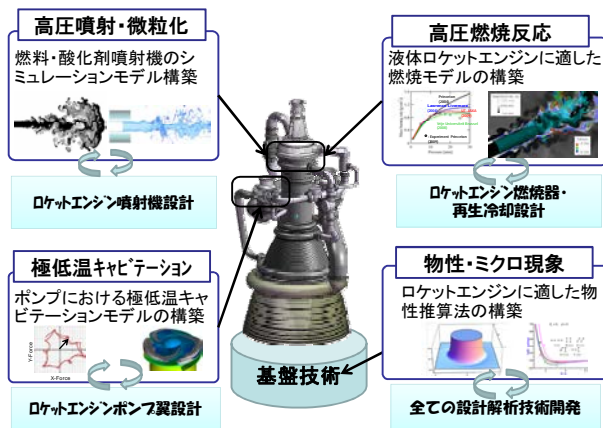


図3 研究テーマと対応した開発項目

た。下記に示す様に世界初もしくは最高レベルの物理・数学モデル構築に多数成功した(図4)。

- ◆ 水素-酸素詳細化学反応モデル<sup>[1]</sup>
- ◆ 超臨界流体の高次精度解析手法<sup>[2]</sup>
- ◆ 高精度 H<sub>2</sub>-O<sub>2</sub> 系分子間ポテンシャル<sup>[3]</sup>
- ◆ ヒドラジン自己着火反応機構<sup>[4]</sup>
- ◆ 非経験的液滴粒径推算モデル<sup>[5]</sup>

また、その成果を活用することにより欧米に匹敵もしくはそれを上回るシミュレーション技術の構築も可能となり、ロケットエンジン全体の高精度シミュレーションといった極めて高度な技術の適用によるロケットエンジン開発の実用目途を得ることができた。

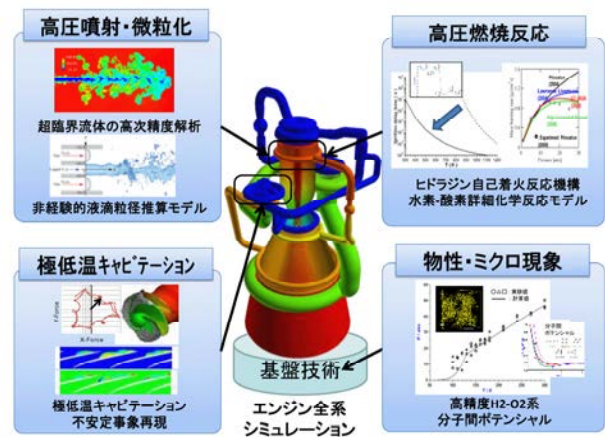


図4 連携講座の研究成果

### 2.3 連携講座の特色

本講座は“連携”講座という点に特色がある。研究成果は最終的に設計現場にフィードバックされてこそ成果を発揮すべきものであり、大学-JAXA 間の1対1の共同研究では参加者が限定され、実際の設計現場との連携を取ることが困難である。連携講座とすることで、大学、JAXA だけでなくメーカーの開発者も一緒に研究する All Japan 体制を構築することができる。世界トップレベルの研究を実際のロケットエンジン開発に直接フィードバックできることから極めて効率が良く、それが本講座の特色となっている。

もちろん、大学の学生が直接第一線の研究者、開発者と共同で研究を実施することにより人材育成の面でも極めて効果が高く、ロケットエンジンシミュレーションの裾野を広げる意味でも有効である。

### 3. 研究成果

本講座の活動を通して、4つの研究テーマそれぞれに関して世界的な成果を得ることが出来

### 4. これからのロケットエンジン開発

連携講座での研究成果は JAXA によって順次シミュレーションツール開発とそれに基づく設計解析技術に反映されており、今後の次期ブースターエンジン LE-X 開発に確実に貢献することが出来る。当然この5年で全ての課題が100%理解できたわけではなく、継続した研究開発が必要であることは認識しており、今後より一層の高みを目指した取り組みを予定している。

#### 参考文献

- [1] Shimizu, K., et al., Journal of Propulsion and Power, 2011
- [2] Terasima, H., et al., J. of Comp. Phys., 2012
- [3] Koshi, M., et al., Molecular Simulation, 2011
- [4] Daimon, Y., et al., Science and Technology of Energetic Materials, 2012
- [5] 井上智博ほか, 機械学会論文集, 2012