

# 講演

サピアホール

# エネルギー問題と地球観測

宇宙利用ミッション本部 地球観測研究センター  
福田 徹

## 1. はじめに

気候変動に関する政府間パネル (IPCC) の第4次評価報告書<sup>[1]</sup>によれば、「気候システムの温暖化には疑う余地がない」とされ、また「20世紀半ば以降に観測された世界平均気温の上昇のほとんどは、人為起源の温室効果ガス濃度の観測された増加によってもたらされた可能性が非常に高い」とされている。気候の温暖化は気象、水循環などの変動や海面上昇をもたらし、それが人類社会に直接、間接に大きな、しかも望まぬ影響を及ぼすことが懸念されている。そして、人為起源の温室効果ガスの半分以上を占めるのが化石燃料の燃焼により生み出される二酸化炭素 (CO<sub>2</sub>) である。化石燃料はエネルギー供給や輸送に用いられており、地球温暖化問題はエネルギー問題の重大な側面である。

一方、全球規模での地球観測の重要な目的として地球温暖化のメカニズムの解明及び温暖化によって引き起こされるであろう様々な問題に対する緩和策、適応策への貢献がある。このような視点でエネルギー問題と地球観測は密接に繋がっており、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 宇宙利用ミッション本部が推進する地球観測プログラムにおいて地球温暖化に関する観測は重要なミッションとなっている。

## 2. 地球観測の役割

地球観測は、地球の健康状態を調べる画像診断装置に喩えられる。人類の活動が地球規模の問題を引き起こすまでに拡大した現代にあっては、地球環境の現況を広域にわたって繰り返し同じ精度で観測できる衛星による地球観測は、「治療方針」の策定と「治療効果」の確認のために必須の診断手法である。

一方、エネルギー政策としては、有限であり、かつ前述の地球温暖化の問題がある化石燃料を未来永劫に使うことはできず、再生可能エネルギー

に転換する必要があることは言うまでもない。しかし、この転換は一朝一夕に実現できるものではなく、その間一定規模で進行する温暖化に対して緩和策、適応策を実施する必要がある。地球観測にはこれら政策の基礎データを提供することが期待されている。本稿では、以上の観点から JAXA の地球観測プログラムを紹介する。

## 3. 地球温暖化の現況の観測

### 3.1 温室効果ガスの分布と動態

2009年1月に打ち上げられた温室効果ガス観測技術衛星 GOSAT (Greenhouse gases Observing SATellite) 「いぶき」は、大気中の CO<sub>2</sub> とメタンの濃度を計測する衛星であり、現在も順調に観測を続けている。同時期に計画されていた米国 NASA の炭素観測衛星 OCO (Orbiting Carbon Observatory) が打ち上げに失敗したため、GOSAT は温室効果ガスの濃度を宇宙から観測することを主目的とする世界初かつ現時点で世界唯一の衛星である。

GOSAT プロジェクトは環境省、国立環境研究所 (NIES)、JAXA が共同で推進しており、観測データから CO<sub>2</sub>、メタンの濃度や CO<sub>2</sub> の吸収排出量を求める高次処理は NIES が担っている。

温室効果ガスの地上観測点は陸地及び先進国に偏っているが、GOSAT によって CO<sub>2</sub> とメタンの分布を全球にわたって観測することが可能となり、これら温室効果ガスの地域的分布とその変動を捉えることが可能となった。図1に観測例を示す。また、大気中の濃度データをもとに地球上の各地域で CO<sub>2</sub> がどの程度吸収／排出されているかを推定した全球 CO<sub>2</sub> 吸収排出量プロダクトを本年11月に公開した。これら GOSAT の成果は炭素循環に関する科学的知見の深化に資するのみならず温暖化対策に係る基礎情報として活用されることが期待されている<sup>[2]</sup>。

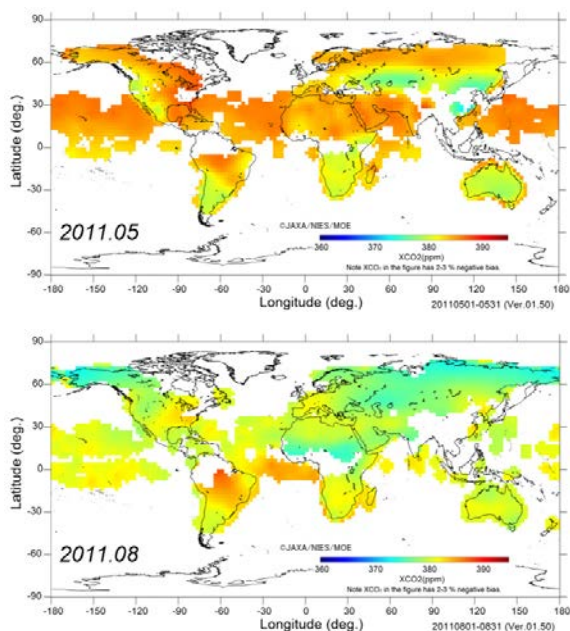


図1 GOSAT 観測による二酸化炭素の  
 全球カラム平均濃度分布  
 国立環境研究所 GOSAT User Interface  
 Gateway (GUIG) ギャラリーより

### 3.2 温暖化の兆候の検出

#### (1) 降雨観測

地球温暖化は、太陽エネルギーを運ぶ媒体である水の循環に変動をもたらすと考えられており、地球規模での水循環の観測は衛星地球観測の重要なミッションのひとつであり JAXA も水循環観測に長年取り組んでいる。熱帯降雨観測衛星 TRMM (Tropical Rainfall Measuring Mission) は、日米共同プロジェクトであり、日本側分担の一部として JAXA と情報通信研究機構 (NICT) が開発して TRMM に搭載した降雨レーダ (PR) は、世界初かつ唯一の宇宙から雨を測るレーダである。PR は降雨の立体分布などユニークなデータを取得し降水メカニズムの解明に貢献している<sup>[3]</sup>。なお、TRMM は 1997 年 11 月の打上げ以来 15 年以上の長きにわたり順調に観測を継続しており、降雨観測の長期データセットとしての価値が高まっている。そのため地球観測研究センター (EORC) では、ミッション期間全体にわたって一貫して利用できるプロダクトを作成するためアルゴリズム開発を継続的に行っている。図 2 に長期データの例を示すが、全球平均では明確な変化は現れていないようである。

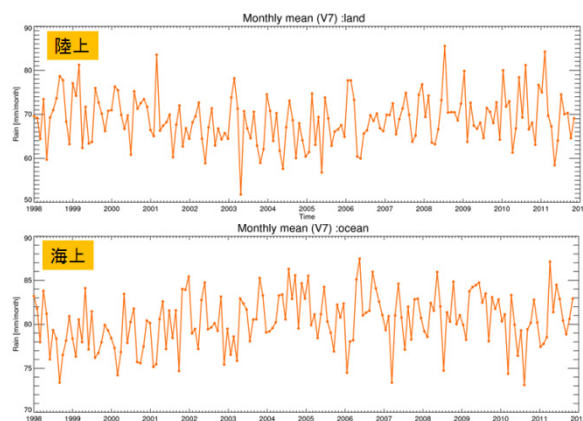


図2 TRMM 降雨レーダ観測による  
 14 年間の全球平均月積算降水量

#### (2) GCOM-W1 「しずく」 早期成果

第一期水循環変動観測衛星 GCOM-W1 (Global Change Observation Mission-Water) 「しずく」は、2012 年 5 月に打ち上げられた JAXA の最新の地球観測衛星である。GCOM-W1 は、搭載する高性能マイクロ波放射計 2 (AMSR2) により地球上の水に関する諸量を観測する<sup>[4]</sup>。現在、2013 年 1 月頃に予定する観測データの一般提供開始を目指して初期校正運用中であるが、その間にも地球温暖化に関する観測成果を得ている。

まず本年 7 月には通常は夏季においても表面が凍結状態にあるグリーンランド氷床が 7 月 12 日にほぼ全域で氷床表面が湿っている状態 (融解領域) であった可能性が高いことを捉えた。これは、JAXA のマイクロ波放射計による 2002 年以降の観測では初めて見られた現象である<sup>[5]</sup>。

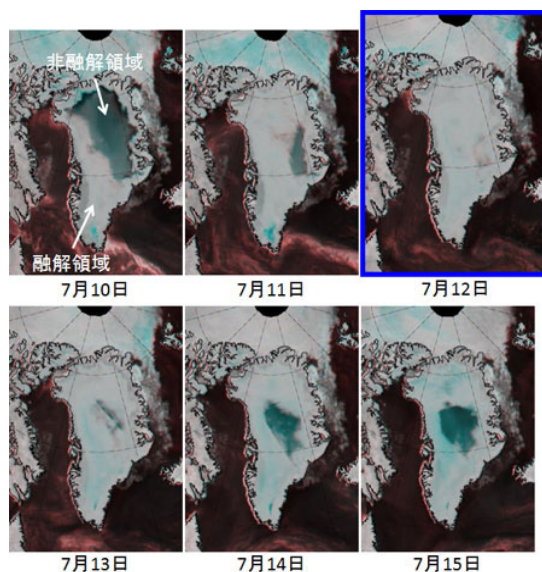


図3 2012 年 7 月 10 日から 7 月 15 日までの  
 グリーンランド氷床表面状態の変化

北極海海氷の減少も地球温暖化の指標として注目されている。北極域が地球温暖化により急速に昇温すると予測される<sup>[1]</sup>ことに加え、太陽光を反射する氷の減少が温暖化を加速させる懸念があるからである。AMSR2 の観測によると2012 年夏期はまさに北極海の海氷面積の最小記録となった。

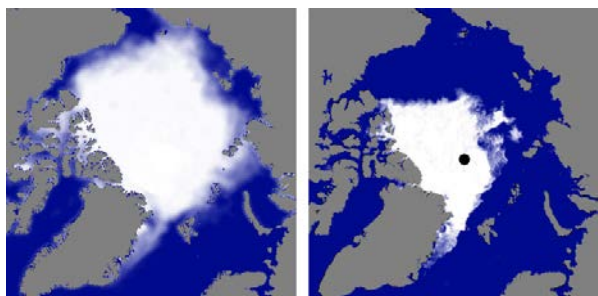


図4 左：1980年代の9月 最小時期の平均的分布  
 (米国衛星搭載マイクロ波センサの解析結果)  
 右：2012年9月16日 観測史上最小分布  
 (AMSR2[検証中]による解析結果)

#### 4. エネルギー使用量削減へ向けての取り組み

##### 4.1 漁業の効率化

衛星観測データの水産分野での利用は古くかつ新しい課題である。海面水温やクロロフィル量と相関がある海色を利用して漁場を予測する試みはすでに実用段階に至っている。漁場の位置が正確に推定できれば漁船の航行が効率化され燃費が向上する。節約効果は漁業情報サービスセンター (JAFIC) のアンケートによれば平均15%である<sup>[7]</sup>。

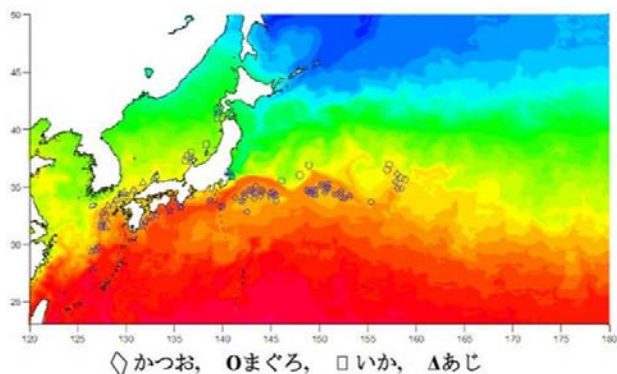


図5 海面水温と漁場の関係  
 漁業情報サービスセンター提供

一方、現在運用中または開発中の JAXA 地球観測衛星のセンサでは海洋表面しか観測できない。海流や中層以下の水温の観測には海面高度計が

有用であるが、衛星による海面高度の観測は現状では海外の衛星に依存しており前述の JAFIC もそれを利用している。しかし既存の衛星搭載高度計は衛星直下を線的に観測するものであり観測頻度、密度の向上が望まれている。このため宇宙利用ミッション本部では海面高度を面的に計測する新世代の干渉型高度計の研究に着手した。

##### 4.2 北極海航路

北極海の海氷の減少の他の側面として近年注目されているのが北極海航路である。これは海氷の減少により夏季に北極海を航行する可能性が生じたためである。欧州とアジア間の航路として北極海を利用すると、スエズ運河ルートと比べ距離が約 40%短縮され、輸送日数と燃費、ひいては温室効果ガス排出量が削減できるとされ、海賊が横行する海域を通ることもない<sup>[8]</sup>。北極海での航行安全の確保のためには氷況の把握と予測が重要であり基礎データとして衛星による観測が期待されている。

海氷の観測は前項で示したように全天候型のマイクロ波放射計、さらにより高分解能の合成開口レーダ、光学放射計など JAXA の得意技術が活躍し得る分野であり、宇宙利用ミッション本部ではこれらセンサの開発とともに海氷観測、解析手法の研究とプロダクトの利用を推進している。実際、海氷速報作成の一助として陸域観測技術衛星 ALOS (Advanced Land Observing Satellite) 「だいち」搭載のフェーズドアレイ方式 L バンド合成開口レーダ (PALSAR) による冬季のオホーツク海海氷の観測データを定常的に海上保安庁に提供した実績がある。このミッションは2013年度打上げ予定の ALOS 後継機、ALOS-2 に引き継がれる。アラスカの国際北極圏研究センター (IARC) とは、共同で北極圏海氷モニターの web サイトを運営し、マイクロ波放射計の観測データをもとに作成した北極圏の海氷密接度と面積情報を毎日更新、公開している。また、海氷画像を北極海を航行する調査船に提供している。その他、海運気象サービス大手であるウェザーニューズ社と気象予報・海氷監視業務等への衛星データ利用の検証に関し共同研究を行っている。

## 5. 再生可能エネルギー開発への貢献

地球観測による再生可能エネルギー開発への貢献の可能性について、宇宙利用ミッション本部が設置、運営している海洋・宇宙連携委員会海洋エネルギー・海底資源分科会において検討が行われている。同分科会では洋上風力発電や海底資源開発の洋上プラットフォーム、探査船舶の安全かつ効率的な運用のために、波浪、海上風の現況情報と短期予報が重要であるとの議論が行われている。宇宙太陽光発電システムの洋上受電プラットフォームにおいても同様のサービスが必要となるであろう。

なお、広大でかつ洋上に固定プラットフォームがほとんどない海洋で活動を行うには地球観測だけでなく衛星を用いた通信、測位が必須のインフラストラクチャである。このため通信速度、測位精度の向上も開発課題である。また、今後は洋上風力発電や潮流発電の開発が沿岸域で進むと考えられることから、外洋に比べより細かな情報を提供することが求められる。衛星観測の分解能の向上、現場観測との融合、沿岸域モデルと外洋モデルの結合などが必要になると考えられている。

## 6. まとめ

地球観測は診断の手段であって、それ自身が能動的な対策となるものではない。しかしながら、地球温暖化問題のように人類の活動が地球環境に影響を及ぼすまで拡大したため、地球規模の課題解決のための対策も地球規模で考える必要がある。温室効果ガスの削減、再生可能エネルギーの開発などにおいても、それをどのようなペースで行うべきか検討する、あるいは実施した対策を検証するには地球観測によって得られる情報が必要不可欠である。

包括的で調整され持続的な地球システムの観測により社会利益分野（災害、健康、エネルギー、気候変動、水循環、気象、生態系、農業、生物多様性）に貢献するとともに、政策立案者に対して適時にデータ及びプロダクトを提供することは、国際的に推進されている全球地球観測システム GEOSS (Global Earth Observation System of Systems) の目的である<sup>[9]</sup>。この観点で地球観測はエネルギー政策にも密接に関係していると言える。

## 参考文献

- [1] IPCC 第4次評価報告書 政策決定者向け要約 文部科学省・経済産業省・気象庁・環境省確定訳, [http://www.env.go.jp/earth/ipcc/4th/syr\\_spm.pdf](http://www.env.go.jp/earth/ipcc/4th/syr_spm.pdf)
- [2] GOSAT プロジェクトページ, 国立環境研究所, <http://www.gosat.nies.go.jp/>
- [3] 熱帯降雨観測衛星 (TRMM), JAXA, [http://www.jaxa.jp/projects/sat/trmm/index\\_j.html](http://www.jaxa.jp/projects/sat/trmm/index_j.html)
- [4] 第一期水循環変動観測衛星「しずく」(GCOM-W1), JAXA, [http://www.jaxa.jp/projects/sat/gcom\\_w/index\\_j.html](http://www.jaxa.jp/projects/sat/gcom_w/index_j.html)
- [5] 「しずく」が捉えたグリーンランド氷床表面の全面融解, JAXA/EORC, 2012年7月, <http://www.eorc.jaxa.jp/imgdata/topics/2012/tp120725.html>
- [6] 北極海の世界氷面積 観測史上最小記録を更新, JAXA, 2012年9月, [http://www.satnavi.jaxa.jp/project/gcom\\_w1/news/2012/120920.html](http://www.satnavi.jaxa.jp/project/gcom_w1/news/2012/120920.html)
- [7] 漁業情報サービスセンター, 漁業資源への衛星リモートセンシングの応用, 宇宙開発戦略本部 リモートセンシング政策検討ワーキンググループ 第2回会合資料, 2011年3月
- [8] 海洋政策研究財団, 日本北極海会議報告書(概要), 2012年3月
- [9] The Global Earth Observation System of Systems (GEOSS) 10-Year Implementation Plan, 第3回地球観測サミット, 2005年2月



# エネルギー課題解決に向けて「きぼう」利用が果たす役割と成果の現状

有人宇宙環境利用ミッション本部 宇宙環境利用センター  
小林智之

## 1. 緒言

2011年8月に閣議決定された第4期科学技術基本計画では、我が国の方針として以下の4つのポイントが示された。①科学技術を活用した震災からの復興・再生の実現、②科学技術イノベーションの推進による日本及び世界が直面する課題の解決、③基礎研究の抜本的強化と科学技術を担う人材の育成、④国民と密接に連携した上での科学技術イノベーション政策の推進、これら4つのポイントに対して国際宇宙ステーション（以下ISS）は何ができるのか？どのようにしてこれら4つのポイントに対する成果の創出ができるのか？これらの問いに対してJAXA及び関係機関・関係者は様々な視点からの対応に取り組んでいる。本稿では、上記②の課題の一つとして直面しているエネルギー課題に対して、ISSを利用して貢献が期待できる取り組みの概要を報告する。

## 2. 社会課題と「きぼう」利用の関わり

JAXAはISSや「きぼう」日本実験棟を利用した科学研究を始めとする様々な宇宙実験を実施している。その内の一つとして1999年から「応用利用分野」と呼称するカテゴリを設定し、宇宙実験結果の産業界への「橋渡し」を通じて、社会に具体的な製品開発に繋がる取り組みを実施してきた。「きぼう」を利用した宇宙実験計画は①タンパク質結晶生成、②新物質の創成、及び③界面ダイナミクスである。

### 2.1 「きぼう」利用のJAXAの役割

JAXAは様々な研究課題に対して「きぼう」の利用により開発期間の短縮や、より良い成果の創出に寄与できる対象を選定して実施している。そして宇宙実験の遂行に必要な準備からデータ取得に至るまでの過程で用いる実験装置や運用技術の開発、及び「きぼう」への打上げ・回収

を通じて、研究に必要な宇宙実験データ取得を支える役割を担っている。

### 2.2 エネルギー課題との接点はソフトマター

「きぼう」利用とエネルギー課題の解決に繋がる研究との接点は、電力消費、伝送、新エネルギー創成、環境汚染防止などに著しい効果を生むキーテクノロジーの一つである新しい物質や材料への「きぼう」船内実験室の長時間微小重力環境（以下 $\mu\text{G}$ と記す）の寄与である。特にナノメートル(nm)より大きくマイクロメートル( $\mu\text{m}$ )より小さいスケールの範囲に属する分子集合体や、タンパク質など生体高分子の自己組織化に基づく構造形成の駆動力に対して、 $\mu\text{G}$ は重要なパラメータとなることが明らかになってきた。即ち、比較的弱い相互作用によって支配されている巨大分子から構成される特異な微細構造をもつ物質・材料の構造形成は微小重力の下で制御可能となり得る点である。具体的には、タンパク質結晶生成、サブ $\mu\text{m}$ サイズの微粒子やポリペプチドの自己配列、科学反応を伴う結晶生成など今日“ソフトマター”としてライフ、グリーン各イノベーションの基幹研究開発として期待されている新しい分野である。

## 3. 成果の現状

本節ではタンパク質結晶生成、新物質の創成、及び界面ダイナミクスの各主題に対して、エネルギー課題に対する取り組みの現状を示す。

### 3.1 タンパク質立体構造とエネルギー課題

創薬開発やタンパク質機能解析研究の鍵となるタンパク質の活性部位の詳細な検討には、精度の高いタンパク質構造データが必要になるが、そのようなデータ取得に必要となる高品質なタンパク質結晶を生成することは容易ではない。

そこで、対流や沈降が抑制され、地上に比べ

て高品質な結晶を生成できる「きぼう」日本実験棟は、極めて重要な役割を果たす。図1左には $\mu\text{G}$ の下での結晶生成の影響を模式的に示す。また右図には $\mu\text{G}$ 下で生成したタンパク質の結晶を示す。目視でクラスターの無いシャープなエッジを有する単結晶であることが解る。

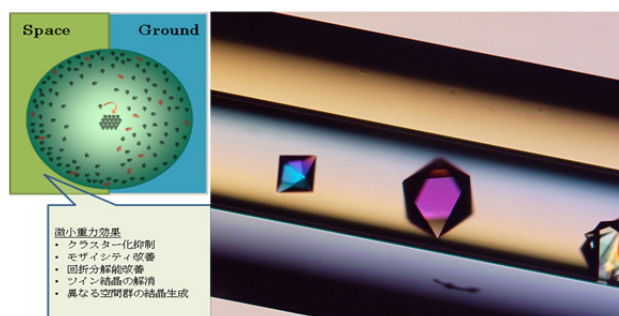


図1  $\mu\text{G}$  の下での結晶生成の影響

高品質であることの重要な指標の一つに分解能がある。この数値が小さい値になるほどX線や放射光による回折データの取得が増大して、精密な立体構造解析が可能となる。

2003年2月からJAXAは本格的なタンパク質結晶生成宇宙実験計画を開始した。その後継続して2012年現在に至るまで、14回の宇宙実験計画を推進しており、2013年以降は新たなステージを形成して展開していくことにしている。その最大の目的は「タンパク質構造解析分野で役に立つ高品質結晶生成技術の確立」である。

今日タンパク質構造解析の進展を支える様々な分析・解析技術の進展は著しく、世界が構造生物学の基礎研究から、様々な疾病、環境保全のための工業用酵素開発への応用に至る広範な研究開発が進展している。ここに「きぼう」日本実験棟の利用を組み込みソリューションツールの一つとして機能することを目指している。

エネルギー課題の解決のキーとなる主な工業用酵素開発の実験例を下記に示す。

①ナイロンオリゴマーを分解するタンパク質は1.08 Åの分解能を有する結晶を取得した。図2にその概要を示す。

②セルロースを分解するタンパク質は0.92 Åの分解能を有する結晶を取得した。図3にその概要を示す。何れもタンパク質の活性部位と基質の精密な構造が得られており、環境課題やエネルギー課題への対処に繋がる基盤成果を得ている。

環境問題への貢献が期待されるタンパク質  
(ナイロンオリゴマー分解酵素)  
—兵庫県立大学 教授 樋口芳樹—

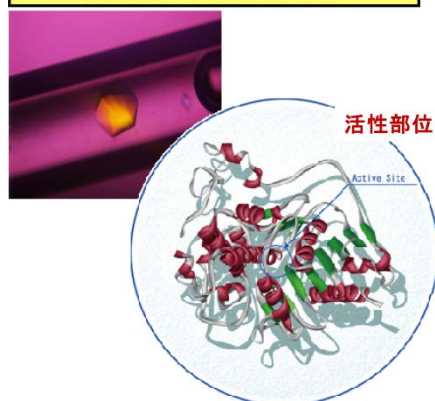


図2 ナイロンを分解するタンパク質

バイオエネルギー生産への応用を目指すタンパク質  
(セルロースの加水分解酵素と基質の複合体)  
—(株)丸和栄養食品 代表取締役 伊中浩治—

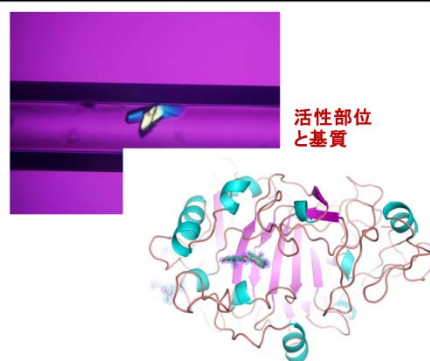


図3 セルロースを分解するタンパク質

この様に、地上ではもはや限界であると考えられた結晶の分解能は、極めて高い分解能を有する高品質な結晶として「きぼう」で得られてきている。その生成確率は地上で精製し結晶化条件を詰めた場合には80%に達している。但し、これらの成果を社会に製品として行き届くまでには、今後製品開発としての多くの課題を解決する必要があるため、各研究機関の今後の展開に期することになる。

### 3.2 新材料の創成とエネルギー課題

本主題は、二次元のナノレベル表面凹凸構造を有するテンプレートを「きぼう」を利用して創成して、既存のパワーデバイス製造ラインのキーパーツの革新を目指すものである。名古屋工業大学を応用利用研究拠点として、研究リーダー木下隆利教授（当時）の下に関連する大学研究者、民間企業が集結して平成16年度～24年

度にわたりJAXAと共同研究を実施している。

宇宙実験では、原料となるブロックコポリペプチドを調製し、これを成長点から基板面上に平行して分子配列し単分子膜が成長することにより、5nmレベルの周期的な溝構造を形成する。 $\mu G$ はこの秩序構造形成にあたって純粋な拡散場を提供し、その溝構造の基になるペプチド分子配列面積の増大に繋がる可能性を追求した。図4は地上で作成したテンプレートの顕微鏡写真を示す。(宇宙データは解析中)

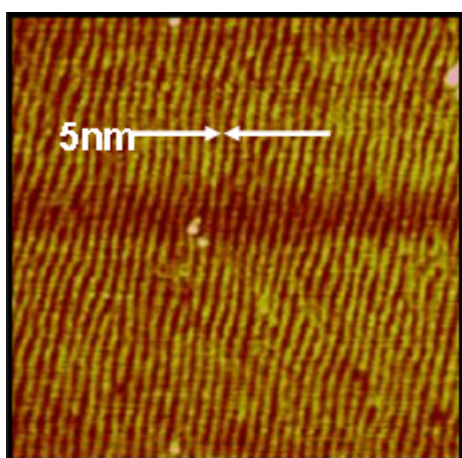


図4 地上で作成したテンプレートの顕微鏡写真

このナノレベル凹凸構造を基に基板の処理を行い、電子材料に用いるガリウムナイトライド(以下GaN)単結晶基板を地上生産する。このGaN単結晶は、現状サファイア単結晶基板の上面に成長する方法がとられているがGaN基板とサファイア基板の格子定数の不整合により、GaN結晶成長中に欠陥が発生してしまうことが知られている。

近年、基板表面上に成長する結晶の格子サイズ程度の溝を形成することにより、欠陥の少ない単結晶が成長可能であることが関連研究により明らかになってきた。この手法をサファイア基板やSiC基板上のGaN単結晶成長に適用することにより、欠陥の少ない良質な単結晶基板が作製できる可能性が示唆された。

現在、サファイア基板表面に格子サイズ程度である5nmの溝を形成する技術は存在しないため、基板上の5nm溝の形成が渴望されていた。

名古屋工業大学の江龍らは、SiC表面にイオンを照射することでSiCに格子欠陥を導入し、化学機械研磨を施すことでSiC表面の加工が可

能であることを示してきた。イオン照射を用いる本技術はイオンサイズが非常に小さいため5nmでの精密な表面加工が可能であることが期待できる。すなわち、光リソグラフィでは波長限界によって達成されない極微細な表面加工を実現することができる。本研究では、10nmを下回るTrueNano領域において精密にSiC表面を加工できる技術の確立を実現する。

一方、名古屋工業大学の木下らは、ペプチドとポリエチレングリコール(PEG)からなるブロックコポリペプチドが水面上、または基板表面上でナノレベルの秩序配列を形成することを明らかにした。ペプチドのアミノ酸残基の設計により秩序構造のサイズを制御することが可能であり、目的とする5nm周期での規則構造を構築することも可能である。すなわち、SiC基板上に形成された5nm周期の規則構造をマスキングとして用い、SiC基板にイオン照射することにより、ナノ溝を付与することが可能になる。新素材創成において渴望されるナノ構造性SiC表面を開発する戦略の実現化に、宇宙実験を組み入れて取り組むに至った。

名古屋工業大学は、経済産業省のイノベーション支援立地拠点支援事業の対象として、窒化物半導体マルチビジネスセンター(仮称)の整備が2014年7月1日に採択された。これまでに実施した共同研究成果はこのセンターにおけるGaNパワーデバイス開発の製造技術の一つとして活用されることが期待されている点が最大の成果であると考えている。

### 3.3 界面ダイナミクス

界面、即ち水と疎水性親水性を併せ持つ物質のインタフェースでの挙動に $\mu G$ が如何なる影響を及ぼすのか、水と油が十分攪拌された場合に一定時間安定して均一分布する状況からそのデータ取得が海外では油脂、洗剤などの化学メーカーが精力的に実験を継続している状況にあった。

この主題は、多孔質骨格構造体(以下、ナノスケルトン)の実現により、「きぼう」の利用を通じて製品開発に橋渡しを目指すものである。東京理科大学を応用利用研究拠点として、研究リーダー阿部正彦教授の下に、東北大学、民間企業が集結して研究チームを形成し、JAXAと



の共同研究として実施した。“ナノ”は原子や分子の大きさ(10<sup>-9</sup>m)を示すもので、“スケルトン”は骨格を示す言葉であり、“ナノ”と“骨格”を組み合わせ、「ナノスケルトン」という新しい用語を商標として登録して社会に役立つ新しいナノ材料を生み出す研究を進めた。

既開発中の触媒素材を使用して、宇宙実験と計算化学シミュレーション(東北大学)の活用によりナノスケルトンを実現し、これを現行の光触に置き換わりうる性能を有する地上製品の触媒として製品化する。宇宙実験の目的はμG下での沈降の抑制による粒子の均一分散、油粒子の浮上抑制による大型油滴やミセルの維持、が可能になるが、この研究では、手軽さ=生産コストの安さから、以下の方法を用いた。

- ①洗剤の仲間(界面活性剤)の濃度が高まると、親水基を外側、疎水基を内側にしたナノサイズの円柱状の集合体ができる。濃度がさらに高まるとその集合体がたくさん並ぶ。
- ②ナノサイズ円柱のそれぞれの表面に、反応に役立つ酸化チタン等をくっつけ、硬い円筒状の“骨格”を作り出す。
- ③円筒の中の洗剤を焼いて無くしてしまうと、幾つものナノサイズの円筒が集まった試料が得られる。(ナノスケルトン完成)

図5にその概要とナノスケルトンの顕微鏡写真を示す。

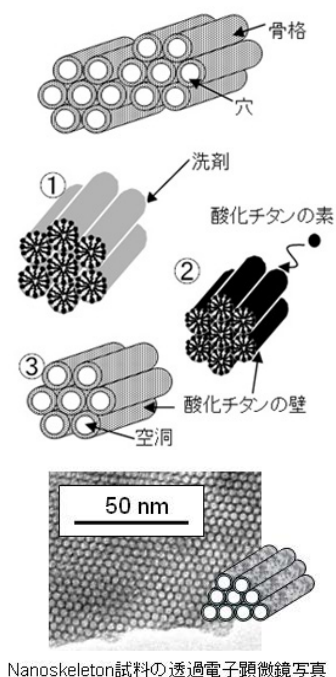


図5 作成方法とナノスケルトン顕微鏡写真

このため、油の有無や界面活性剤の種類等を変えた実験を行い、「きぼう」で取得した試料と、別途作製した1g環境や加重力環境(〜30G)の試料を比較することにより、重力影響を解明し、ナノスケルトン生成メカニズムの理解を深め、宇宙や地上での最適な材料設計に反映することとした。2010年〜2011年の2回の宇宙実験を通じて以下の結果を得た。

μGは細孔規則性に影響することを見出した。そして事前攪拌を適切に行った場合にμG効果により大きな細孔間距離のナノスケルトンが得られることが分かった。また、反応条件を適切に設定することにより高い触媒活性が達成しうることが判明するとともに、細孔内への色素分子導入量を増加させる処理法を開発した。粒子の外形に対してμG効果はほとんどないことを見出した。一方せん断力をかけることによりサブミクロンのナノスケルトンを得る手法を開発した。現在、企業が宇宙実験及び地上研究の成果に基づき製品化に向けた検討を実施している。

#### 4. 結言

冒頭述べたエネルギー課題の解決は、ただ単に一部の優れた科学技術の成果だけでは達成できない課題である。今後の“ソフトマター”関連の宇宙実験計画が、エネルギー課題解決に向けた総合的な地上システムの中にどのようにして活かしていくのかは、今後のJAXAの課題である。即ち、宇宙実験を一つの可能性検討の場として様々な研究施設と組み合わせた研究ツールの一つとして利用され、目指すべき成果の達成に寄与することが、今後の「きぼう」利用の役割であると考えられる。特に産業界には、繰り返しタイムリーに実験が出来、新しい現象の発見や予期せぬ成果や知見取得の場として有効に使ってもらえるように、実験サービス環境と利用プロセスを構築することが今後のJAXAの課題である。

#### 5. 謝辞

本稿の作成にあたり記載した研究成果は名古屋工業大学の木下隆利理事、及び東京理科大学の阿部正彦教授を代表とする各拠点の研究者各位、並びに兵庫県立大学の樋口芳樹教授、及び丸和栄養食品(株)伊中浩治博士の優れた研究成果であり、そのご尽力に深甚の謝意を表します。

# 月・惑星探査が拓くエネルギー技術

月・惑星探査プログラムグループ

星野 健

## 1. はじめに

近年、国際宇宙探査協働グループ (ISECG) において、国際宇宙ステーション (ISS) を経て最終的には火星表面の有人探査ミッションにつなげる長期の探査戦略が議論されてきた。現在は、この戦略を受けて、二つの可能性ある道筋として「次は小惑星 Asteroid Next」と「次は月 Moon Next」の2つのオプションが検討対象とされている。これらの検討結果は、国際探査の道筋 (GER<sup>[1]</sup>: Global Exploration Roadmap) として取りまとめられている。これらの宇宙探査をめぐる話題では新しいロケットや宇宙船といった「輸送系」が注目されることが多い。

一方、もうひとつ、宇宙探査活動を実施する上で必要なものは、重要なものは「エネルギー」である。人間でもロボットでも何らかの活動を行うには、エネルギー源が必要である。従って、エネルギー源を持って行くか、あるいは、周辺環境からエネルギーを確保する必要がある。また、利用可能なエネルギーの量と質によって、できることが左右される。これらは地上でも宇宙でも同じであり、輸送系技術とならびエネルギー技術は、宇宙探査の可能性 (どこまで行けるか、何が出来るか) を左右する重要な技術であると言える。これまでの月・惑星探査では、その用途や規模によってさまざまなエネルギー源が用いられてきた。

## 2. 月・惑星探査とエネルギー

### 2.1 エネルギー源

まず、宇宙活動で使うことのできるエネルギー源について考えてみる。図1は、よく使われる図であるが、必要とされる電力レベルとその使用期間に適したエネルギー源を示したものである。短時間ではかなり大きなエネルギーレベルまで化学エネルギーが有利である(「有利である」という言葉は、ほとんどの場合「質量が小さい」を意味する)。例えば、スペースシャトルの燃料電池が良い例である。しかし、一ヶ月から年単位の長期間になると、化学エネルギーではなく太陽電池発電が有利となってくる。現在の

ほとんどの宇宙機のエネルギー源は太陽電池発電である。しかし、太陽光の利用が難しい外惑星探査機などの場合は、ラジオアイソトープを用いた発電が行われている。必要電力が 100kW を超える規模となってくると、原子炉が最も有利になると言われているが、現在までのところ、この規模で実際に原子力発電を行った探査機はなく、最大の例でも熱出力で 40kW 程度である。また、この図から長期間の宇宙活動において利用可能な一次エネルギー源は原子力エネルギーか太陽エネルギー(太陽エネルギーも核融合による原子力エネルギーではあるが)であると言える。

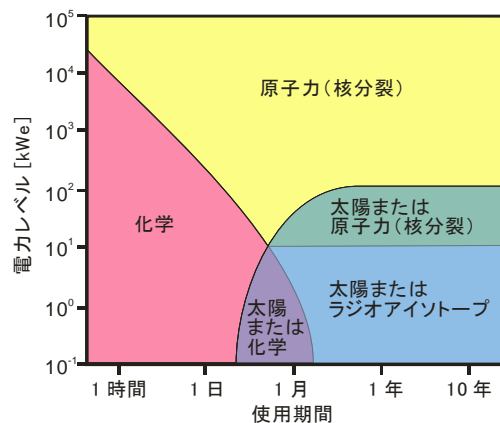


図1 エネルギー源と使用期間

### 2.2 月探査に必要なエネルギー技術

月探査においては、地球周回と太陽エネルギー密度は変わらないため、よほど大電力が必要とならない限り、太陽電池で十分まかなえると考えがちである。月の表土は非常に細かく、太陽電池面に付着すると、発電能力に悪影響を及ぼす可能性があり、月・惑星表面探査特有の問題となっているが、これとは別に、非常に大きな問題が存在する。それは、月の1日が、地球時間の1ヶ月に相当し、夜が2週間という長時間継続し、この間エネルギー供給源である太陽電池が利用できないということである。このことは、月面での長期活動の実現に非常に大きな影響を与えている。さらに、日照日陰のサイクル

が長いこと、月の赤道付近の温度変化は非常に激しい。例えば、夜間においては、最低表面温度は $-200^{\circ}\text{C}$ 付近まで低下すると考えられている。そのため、機器の保温が非常に困難である。しかも、前述のようにエネルギー源である太陽電池は使用できない。一方、1日の最高温度は $+100^{\circ}\text{C}$ 以上に達し、月面からの輻射を受け放熱が難しくなる。月面での長期活動にはこの激しい温度変化にも耐えなければならない。極域の高台など、長時間の日照を期待できる地域においても、100%の日照は確保できず、日照率は80%台である。

すなわち、月面で必要なエネルギー技術は、昼間に蓄えた限られたエネルギーリソースでいかに夜を越えるかという越夜技術が大きな課題である。

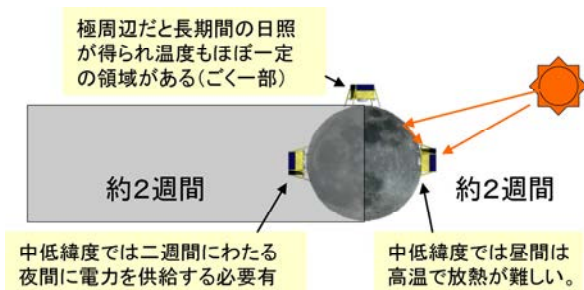


図2 月面における環境

### 2.3 惑星探査に必要なエネルギー技術

一方、外惑星探査はどうであろうか。図3は太陽からの距離と地球周辺を1とした場合の太陽光強度の関係である。火星軌道付近では地球のおよそ半分で、太陽電池で対応可能な範囲である。木星となると $1/25$ となってしまう、かなり厳しい状況であると言わざるを得ない。土星以遠では、太陽エネルギーの利用はさらに困難であり、原子力エネルギーに頼らざるを得ない。そのため、諸外国の深宇宙探査機には、ラジオアイソトープの崩壊熱で熱電素子により発電を行う原子力電池(RTG)等が利用されてきた。しかし、我が国にとって、原子力の宇宙利用は、かなり困難である。

現在のところ、木星までは軽量の太陽電池を利用することによって太陽エネルギーの利用が可能であると考えられており、JAXAでも太陽光(光子)の運動量を利用した推進と太陽電池で駆動する電気推進を組み合わせて航行するソーラー電力セイルなどが検討されている。

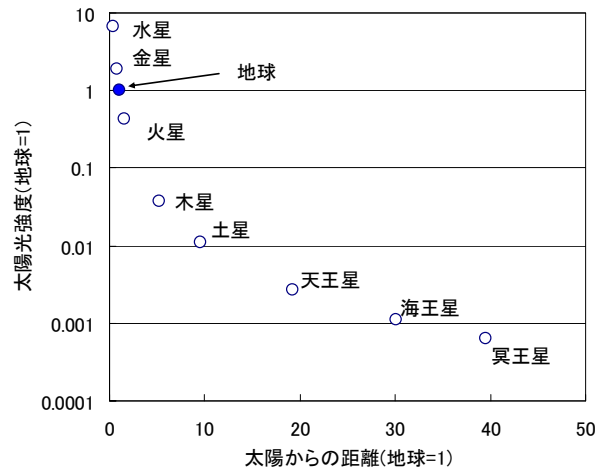


図3 太陽からの距離と太陽光強度

### 3. エネルギー技術

ここでは、エネルギーと言っても、ほとんどの場合、電力であり、「発電技術」、「蓄電技術」、「節電技術」が重要と考えられる。

発電技術は、まず電力への変換効率が重要である。例えば、太陽光発電の場合、世界最高効率(非集光型)は、約37%であるので、地球周辺では、 $1\text{m}^2$ あたり理想的には500W程度の電力が得られる。しかし、効率が高くても、質量が大きければ意味がない。10%の効率でも、37%の太陽電池よりも $1/5$ の質量で済むなら、むしろ、その方が都合が良い場合も多い。そのため、単位重量あたりの発電量W/kgの値をいかに大きくするかが重要である。

つぎに、蓄電技術であるが、これも質量と大きさが重要である。例えば、宇宙用リチウムイオン電池の場合、質量エネルギー密度(1kgあたりどのくらいの電力を蓄えられるか)は高性能な物で150Wh/kg程度である。近年は、エネルギー密度の向上を目指した検討が行われており200Wh/kgを超えるものも実現している。さらに軽い蓄電池として、再生型燃料電池の実現を目指し、450Wh/kg以上を目標に開発が進んでいる。

あまり目立たないが、節電技術も重要である。すべての消費電力は最後には熱になる。その熱を宇宙空間に捨てる必要があるが、対流による放熱ができず、すべて放射による必要がある。宇宙空間では、放熱面 $1\text{m}^2$ あたり300Wくらいの放熱量となるため、効率的な電力の利用や平滑化技術は、ラジエターの面積を大きく減らすことにもつながり、大きな課題のひとつである。

次に、具体的にどのようなエネルギー技術が研究されているかを紹介する。



### 3.1 発電技術

#### a) 薄膜太陽電池

前述のように、太陽電池は、効率もさることながら、単位質量あたりの重量が重要になってくる。結局のところ深宇宙探査が困難なのは、太陽のエネルギー密度が小さくなるため、発電に必要な太陽電池の面積が大きくなる。それに伴い、質量も莫大なものになってしまうためである。ここで、非常に軽い太陽電池が実現できれば、原子力を用いない深宇宙探査も可能となる。そこで、現在、JAXAではソーラー電力セイルでの実用を目指した、薄膜太陽電池の研究が重点研究として進められている。本件については、別稿<sup>[2]</sup>に詳しく述べられているため、そちらを参照いただきたい。

#### b) 熱電素子

JAXAでは、1990年代より、集光した高密度太陽光を用いた、光と熱による複合発電などが検討されており、発電部のひとつとして熱電素子が研究されてきた。熱電素子は、熱エネルギーを電力に変換する熱発電デバイスであるが、原子力電池にも用いられているように、可動部がなく非常に信頼性が高い。熱発電であるため、高温側温度が出来るだけ高い方が良いことは当然であるが、放射による放熱を考えると、低温部の温度も出来るだけ高くする必要があり、効率や出力密度は温度差が大きいほど良い。これらを両立するには、動作温度を高く保つ必要がある。地上用の熱電素子は、放熱部は水冷を前提としており、電極と素子の接合にはハンダ付けやロー付けが用いられており高温で利用する事が出来ない。そこで、高効率化、高エネルギー密度化、放熱の容易化を目指して、高温動作を実現可能な方法として、すべての接合を拡散接合で行うことを試みた。半導体である熱電素子と金属電極の拡散接合の経験はなく、安定した接合条件が不明であるとともに、素子の形状を維持できるほど強度が十分かも不明であったため、1対の試作から開始し、最終的にモジュールの製造に成功した。図4は、JAXA複合材技術研究センターの協力を得て製造された20対SiGe熱電素子モジュールである。電極はMoで、熱応力を緩和する導電性のインサートをはさみ、p型、n型のSiGe素子と接合されている。これらの接合はすべて拡散接合となっており、1000℃近くの温度でも問題なく耐えることが出来る。現在は、性能試験に着手したところである。



図4 拡散接合SiGe熱電素子

### 3.2 蓄電技術

#### a) リチウムイオン電池

前述のように月の夜は、350時間以上継続するが、その間太陽電池が利用できないので、夜間の保温には熱源あるいは電力源が必須である。諸外国の月着陸探査では、RTGのほかに、ラジオアイソトープの崩壊熱を保温用熱源として直接利用するラジオアイソトープ熱源(RHU)が用いられてきた。しかし、我が国では、これらの利用は難しく、越夜に必要なエネルギーは蓄電池でまかなう必要がある。

現在使用されている、一般の人工衛星用リチウムイオン電池は、組電池の状態では100Wh/kg程度のエネルギー密度である。ここで、探査機が夜間の保温のために100Wのヒータ電力を必要とすると、100Wh/kgのリチウムイオン電池の場合、350kgも必要となる。H-IIAロケットで月面に輸送できるペイロードは、200~400kgと考えられるため、全てを電池で占めてしまうことになる。したがって、ヒータ電力の大幅な削減は当然であるが、越夜に用いるリチウムイオン電池は人工衛星用と比べて大幅なエネルギー密度の向上を図ることが求められている。一方で、越夜の場合、通常地球周回衛星と大きく異なり、必要なサイクル数は1年間に12~13回ですむという利点がある。これらの条件を考慮し、現時点で技術的に実現可能な、200Wh/kgを超える高エネルギー密度化を目標としたリチウムイオン電池の試作と評価<sup>[3]</sup>を行った。試作電池の外観を図5に示す。表1に、本試作電池の仕様をまとめる。本試作電池の容量58Ahは、既存衛星用電池に比べて1.4倍の高容量化となる。さらに放電電圧の上昇と、質量の低下も加わり、エネルギー密度は211Wh/kgと約1.5倍となっている。現在は、さらなる高エネルギー密度化に向けての軽量化検討と、実際の運用パターンと環境の下でサイクル試験を実施している。





図5 試作したリチウムイオン電池の外観

表 1 試作電池の仕様

項目	実測値	従来との比較
設計容量 Ah	58	40%増
寸法 WxDxH	98 x 37 x 159	変更なし
質量 kg	1.07	0.03kg 減
エネルギー密度 Wh/kg	211	53%増

#### b) 再生型燃料電池

有人探査に向けた本格的プリカーサミッションに必要な機器など比較的規模の大きな機器や、有人探査の越夜用電源としては再生型燃料電池が考えられている。再生型燃料電池は、昼間の太陽エネルギーを用いて水電解による水素／酸素の生成を行い、夜間は生成された水素／酸素を燃料とした燃料電池により発電するシステムであり、450～500Wh/kgのエネルギー密度が期待されている。燃料電池単体は古くから宇宙用として実用化されているものの再生型燃料電池はいまだ実用化されていない。これは、複雑なシステムを非常に限られたリソースで実現する必要があるためである。

現在の重要な技術課題の一つは、電気分解して発生した水素と酸素を、できるだけ高圧化して、着陸機に搭載可能な小さな容積で貯蔵するための超高压水電解技術である。この技術は月面での再生型燃料電池の実現に非常に大きなステップとなるものである。現在、JAXAでは、30MPa程度の超高压水電解技術の研究<sup>[4]</sup>を行っており、常圧とほとんど変わらない性能が得られることを確認しつつある。試験に用いているセルを図6に示す。今後は、システムとしての動作確認等につなげていきたいと考えている。

### 3.3 電力平滑化技術

探査機は電力リソースが限られる場合が多く、ヒータ電力制御において、各チャンネルが同時にヒ

ータ ON となるとヒータ電力が不足することがある。そのためヒータ電力が一定値を超えないよう、時間軸に対しヒータ ON できるチャンネルを固定したり、調整したりすることで電力を平滑化している。これは事前に想定した熱環境にある場合はうまく行くが、想定を外れると、電力は一定に抑えられるものの、目標温度に達しなかったり、温度が振動したりする場合がある。そこでデューティを熱環境に合わせチューニングすることで消費電力を一定でかつ目標温度に収束させることが可能となる分散型デューティ保証ヒータコントロール装置の研究を実施している。また、民生への応用も検討されている。本件については、別稿<sup>[5]</sup>に詳しく述べられているため、そちらを参照いただきたい。

### 4. おわりに

エネルギー技術は日本が世界に誇る優位技術であり、地上技術としてもさまざまな研究がなされている。地上技術と宇宙技術の交流を行うことで、お互いの技術が高まり、さらに優れたエネルギー技術が生まれ、両分野の更なる発展につながることを望んでいる。



図6 超高压水電解セル

### 参考文献

- [1] <http://www.jspec.jaxa.jp/enterprise/data/roadmap.pdf>
- [2] 田中孝治、超軽量大面積薄膜発電システムの研究、JAXA 宇宙航空技術研究発表会、2012
- [3] 内藤均 他、月惑星探査用電力貯蔵技術の研究、第55回宇宙科学技術連合講演会講演論文集、2011年、1I04
- [4] H. Naito et al., Study on High Pressure Water Electrolysis for an Energy Storage Device of Space Systems, 10th IECEC, 2012, AIAA-2012-4128
- [5] 森 治、デューティ保証ヒータコントロール装置の研究、JAXA 宇宙航空技術研究発表会、2012

## 1. はじめに

当センターは、国家・地球規模のエネルギー問題プロジェクトへの直接の関わりはない。しかし、情報・計算工学の適用は、エネルギー効率の改善に、大きな可能性があり、当センターでの宇宙開発における事例について紹介する。

## 2. 数値シミュレーションの液体ロケットエンジン開発への適用<sup>[1]</sup>

燃焼による熱生成、その後のエネルギー変換には、常に何らかの流体现象を利用する。したがって、流体の挙動を正しく予測し利用することは、エネルギー利用効率化に極めて重要であり、ロケットエンジンでも同様である。

LE-7A 等、液酸液水ロケットエンジンは、燃焼室に、液体酸素と液体水素を圧送し燃焼させることで推力を得ている。推力に直結する燃焼室圧力を、ポンプの昇圧能力以上に上げることはできない。この重要なポンプの駆動には様々な方法があるが、次期基幹ロケットエンジンのため研究が進んでいる、LE-X エンジンでは、燃焼室・ノズルを冷却した水素を用いてタービンでポンプを駆動する。(エキスパンダー・ブリードサイクル) このシステムでは、ポンプ駆動のために用いられるエネルギーは限定される。したがって、燃焼室等での吸熱、タービン駆動、ポンプ、等のあらゆる部分の効率化を図る必要がある。当センターは、宇宙輸送ミッション本部に協力し、CFD(計算流体力学)技術の側面で、これらの流体性能向上に努めている。

吸熱量の高精度な予測には、

- ・ 燃焼による熱発生と温度分布
- ・ 剥離を含む内部流れ
- ・ 壁面での乱流熱伝達

等の正確な予測が必要であり、一つずつ検証しながら技術を積み重ねている(図1)。

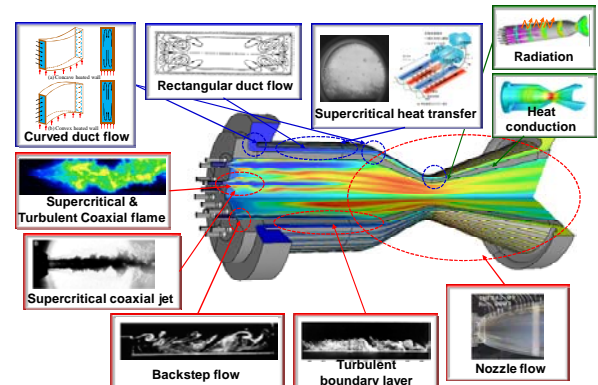


図1 再生冷却予測に必要な要素技術

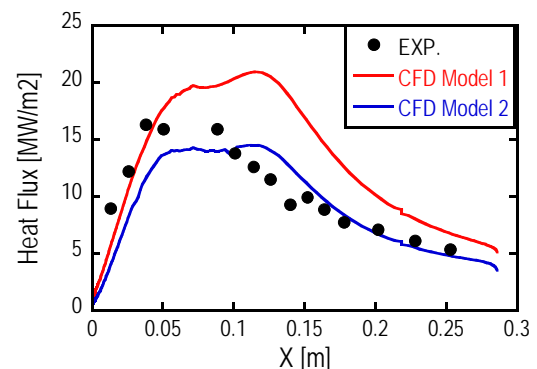


図2 壁面熱流束の予測性能比較

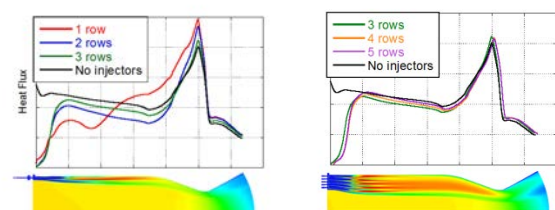


図3 噴射機数数モデル化の効果

図2に噴射器1本の実験モデルに対する、壁面熱流束の比較を示す。二本の実線は、CFDでの乱流境界層の取り扱いの違いを示している。また、実機の数百本の噴射器をそのまま計算するには現在のスパコンでは、非現実的な時間を要する。そこで精度を維持しつつ計算量を抑えるために内部噴射機の平均化等のモデル化を試行している。図3に噴射機を0(全平均化)~5

列に変化させた場合の熱流束を示し、5列までの扱いで十分であることが分かった。これらの改良により計算時間を約 1/18 に短縮化出来た。

### 3. 情報技術による衛星観測強化技術<sup>[2]</sup>

人工衛星はエネルギーを太陽電池で自給自足し、リソース限界が、ミッションの限界ともなる。特に現在、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、衛星観測運用技術の強化に取り組んでいる（図 3）。

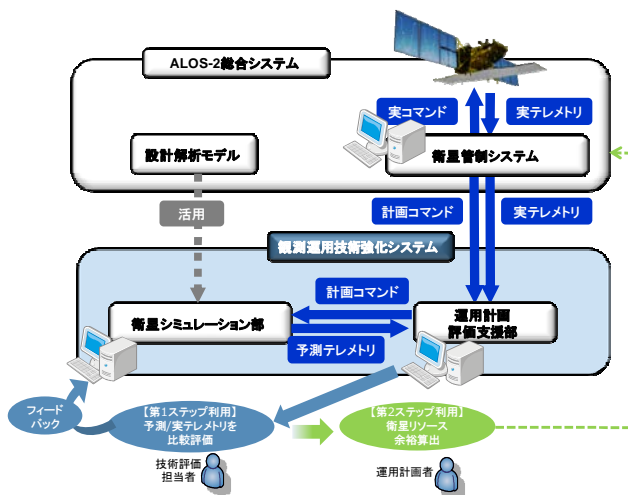


図 4 全体システム構成

人工衛星の設計においては、ある程度のリソース余裕を持たせることが確実性のために必要である。一方、軌道上での運用を開始することで衛星の実力がより明確化になった時点においては、観測時間を拡大してもシステムの誤動作や故障のリスクがそれ以前に比べ減少するため、システム的设计余裕を最大限活用することを目指すのが妥当と言える。しかしながら、これらを活用するには、実力を適切に評価できる手段が必要となるが、現状その手段も人的リソースもないため、最悪時を考慮したより安全な運用を行わざるを得ないのが現状である。

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す。潜在リソース余裕活用の有効性の検討結果を表 1 に示す。

表 1 実現すべき要求スコープ検討結果

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

結論として、「温度余裕」および「電力余裕」の予測を実現することが妥当であると判断した。

ALOS-2 における観測時間性能は、電力制約によるところが大きいため、電力予測をより精度よく予測することが活用効果を高めることにつながる。そのため、電力余裕予測手法としては、実テレメトリからフィードバックをかける帰納的な予測方法を採用することでより精度よく予測することを目指している。そのため設計上の主要課題は「有意な目標精度を達成できる見込みがある手法を設計できるかどうか」となる。設計結果としては、目標精度を達成する精度見込みある設計解を得た。

### 4. 結び

地球の有限性故に「宇宙船地球号」とも呼ばれるが、まさに宇宙機を開発するための精緻な技術は地球規模の問題の解決とも共通性が大きい。他分野で開発された技術を宇宙機開発に導入するとともに、我々の研究開発が、より大きな問題解決の一助となれば幸いである。

### 参考文献

- [1]Daimon, Y., et al., “Combustion and Heat Transfer Modeling in Regeneratively Cooled Thrust Chambers (Optimal Solution Procedures for Heat Flux Estimation of a Full-Scale Thrust Chamber),” 48<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA Paper 2012-4009, July 30–August 01, 2012.
- [2]Y. Ueda, N. Yoshioka, H. Itoh, H. Miyoshi and Y. Osawa, “Feasibility study of a ground system towards an enhancement of observation capability for ALOS-2”, The 28th International Symposium on Space Technology and Science, 2011.

# 宇宙から届く再生可能エネルギー

## ～宇宙太陽光発電システムの研究開発～

研究開発本部 未踏技術研究センター  
大橋一夫

### 1. はじめに

「宇宙・航空技術がエネルギー問題に対してできること」と問われて、何を思い浮かべるであろうか。

人工衛星に不可欠な太陽電池、地球観測衛星によるエネルギー資源の探査、測位衛星を用いた交通網の効率的運用、航空機の省エネルギー化等、さまざまな分野で実用化された宇宙・航空技術が、今まさにエネルギーの確保やエネルギー消費の効率化に貢献している。

将来の実用化を目指して研究開発に取り組んでいる技術にまで視野を広げれば、より直接的にエネルギー問題を解決する方策がある。

それが再生可能エネルギーの根源である太陽エネルギーを宇宙で大量に獲得して、宇宙から地上に電力を供給する「宇宙太陽光発電システム (Space Solar Power Systems: SSPS)」である。その概念図を図 1 に示す。

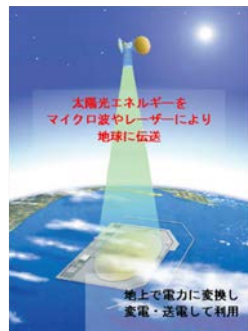


図 1 宇宙太陽光発電システム概念図

宇宙太陽光発電に関しては、1970 年代には米国、1980 年代からは我が国において様々な研究が行われている。JAXA においては、平成 10 年度からは委員会/ワーキンググループ形式でのシステム総合研究を開始しており、その後、平成 21 年度に決定された宇宙基本計画に沿って、これまでシステム検討、要素技術研究、地上実証実験等の取組みが進められている。

### 2. 宇宙は太陽エネルギーの宝庫

宇宙で獲得できる太陽エネルギーは、地上に比べて非常に大きい。地球周辺の宇宙空間に届

いている太陽光エネルギーは、約  $1.35 \text{ kW/m}^2$  であり、天候・昼夜の影響の無い宇宙空間でそれを受光すれば、年間約  $11800 \text{ kWh/m}^2$  のエネルギー量となる。

一方、地上においては、昼夜があり大気による減衰や天候の影響を受ける。日本における日射量は、年間  $1000 \sim 1500 \text{ kWh/m}^2$  程度<sup>[1]</sup>であり、宇宙のほうが約 10 倍の太陽光エネルギーを利用できる。広大な宇宙空間で大量の太陽光エネルギーを獲得して、地上に効率よく伝送する技術を実用化できれば、資源に乏しく国土面積の限られた日本のエネルギー問題を一挙に解決する方策となり得る。

### 3. 実用化に向けて必要な要素と現状

宇宙太陽光発電システムを実現するためには、大別して次の 4 つの要素の実現が必要となる。

- ・宇宙空間で大量の太陽光エネルギーを獲得
- ・獲得したエネルギーを宇宙から地上に効率良く安全に伝送
- ・上記を実現する巨大な衛星システムを宇宙空間で構築
- ・巨大な衛星の構築に必要な大量の物資を地上から宇宙に輸送

以下、それぞれの要素について述べる。

#### 3.1 宇宙空間での太陽光エネルギーの獲得

通常衛星は、太陽電池により太陽光エネルギーを電力に変換して利用している。大量のエネルギーを得るためには、太陽電池の面積を大きくする必要があるが、最大級の国際宇宙ステーション (ISS) の太陽電池パドルにおいても、その発電量は合計  $100 \text{ kW}$  規模である。

宇宙太陽光発電システムを実用化するためには、さらに大規模なエネルギーの獲得を行う必



要がある。原子力発電所 1 基分に相当する 100 万 kW の電力を地上で供給できるシステムの構想図を図 2 に示す。このシステムでは、大量の太陽光を 2 枚の巨大な反射鏡で受光し、太陽電池を配置した中央部分に集光することで、軌道上で 200 万 kW の電力を得て、マイクロ波により地球に伝送する。この反射鏡は、1 枚の大きさが約  $2.5 \times 3.5$  km、質量 1000 t で、 $100 \text{ g/m}^2$  級の超軽量大型構造物となる。「宇宙ヨット」IKAROS の膜面が  $77 \text{ g/m}^2$  (一辺 14 m の四角形で 15 kg) であり、IKAROS 並みの軽量化が必要である。

このような超軽量大型反射鏡の実現に向けて、JAXA ではインフレータブル構造物や薄膜ミラーの研究を行っている。これまでに支持構造を含む  $0.5 \times 0.5 \text{ m}$  のミラー単体で  $500 \text{ g/m}^2$  を実現しており、今後もさらなる軽量化・大型化に向けた研究を進めていく。

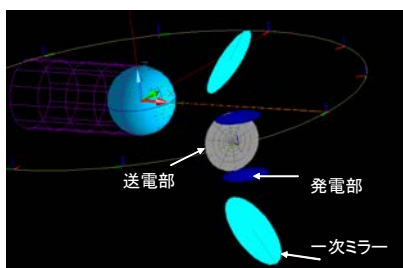


図 2 マイクロ波方式の宇宙太陽光発電システムと大型反射鏡

宇宙太陽光発電システムの実現に向けては、その発電効率と宇宙で発生する熱の処理も課題となる。図 2 のシステムでは、宇宙で 1300 万 kW の太陽光を受光しているが、太陽電池の発電効率 (想定約 17 %) やマイクロ波送信部の効率 (想定約 75 %) により、マイクロ波として地上に送信できるエネルギーは、そのうち約 1 割の 140 万 kW である (図 3)。残りの 9 割は熱として宇宙空間に放出しなければならない。これは原子力発電所の熱効率 (約 35 %) [2] と比較すると 1/3 の効率であり、その支配的な要因は太陽電池の発電効率である。

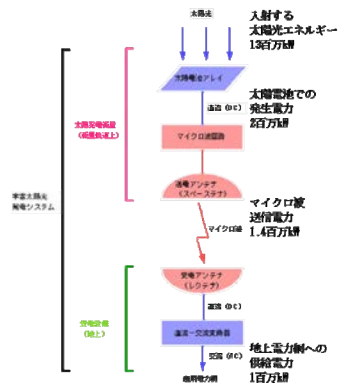


図 3 マイクロ波方式でのエネルギーフロー例

宇宙での発電効率を向上させることは、排熱量の低減により、ラジエーターや熱輸送機器等の小型

化に直結し、宇宙太陽光発電システム全体の小型軽量化により建設・輸送コストを低減させ、その経済性を向上させる。図 2 のシステムにおける太陽電池の発電効率 (想定約 17 %) は、やや保守的な見積りであり、地上における太陽光発電の効率が 2030 年~2050 年には倍増し、40 % に達するとの予測もあることから [3]、その成果を宇宙でも利用可能とする取組みが求められる。

真空中の宇宙空間において大量の排熱を処理することは難しい問題であり、JAXA では宇宙への放射による放熱能力を確保するシステム設計に加え、太陽光の中で発電に寄与しない波長成分を除去する波長選択技術や発電電の一層の高効率化についての研究を進めていく。

### 3.2 獲得したエネルギーの地上への伝送

宇宙で獲得したエネルギーを地上に効率良く伝送する手段としては、マイクロ波を使用する方式とレーザーを使用する方式が考えられる。

上記の図 2 はマイクロ波方式の宇宙太陽光発電システムであり、発電部で得られる電力を使用して、送電部のフェーズドアレイアンテナからマイクロ波を地上に送信する。地上にはマイクロ波を受信して DC 電力に変換する設備 (レクテナ) と DC/AC 変換設備があり、得られた電力を商用電力網に供給する。

図 4 は、レーザー方式の宇宙太陽光発電システムの構想例であり、マイクロ波と比較して小規模なシステムである。



図 4 レーザー方式宇宙太陽光発電システムの一例

このシステムにおいては、太陽電池を用いて宇宙で発電するところまではマイクロ波方式と同様であるが、地上へのエネルギー伝送はレーザー光により行う。宇宙から送られたレーザー光は、地上に設置された太陽電池と DC/AC 変換設備により電力に変換される。レーザー源としては、加工機用に近年大出力化が著しいレーザーダイオードを用いたファイバーレーザーを想定している。

では、宇宙から地上へのエネルギー伝送の方式として、マイクロ波/レーザーのいずれが優位であろうか。

マイクロ波方式は、天候等の影響を受けず安定的にエネルギー伝送が行える長所を有するが、波長が長い為、軌道上及び地上に大規模なアンテナを構築する必要がある。このため、大規模なシステムを構築することで原子力発電所 1 基分 (100 万 kW) 規模の大電力を安定的に供給するベース電源としての使用に適している。

レーザー方式は、雲等の天候の影響によりエネルギー伝送が不安定になる短所があり、地上側の受光施設を複数地点設置して、条件の良い地点を選んでエネルギーを送るマルチサイト化によりこれを改善する必要がある。その一方で、レーザーの波長はマイクロ波と比較して約 5 万分の 1 であり、軌道上及び地上に構築するシステムの規模をマイクロ波と比較して小さくできるという長所がある。このため、大規模な地上システムを恒久的に配置できない移動体や離島への適用、被災地への緊急エネルギー伝送等の機動的な電源確保に適している。

なお、いずれの方式においても、地上のエネルギー受信/受光設備の外部に安全上の影響が及ばないように、エネルギービームの強度及び広がり幅を設定するとともに、ビーム方向を常時所定の精度で制御する技術が必須である。

JAXA では、このようなマイクロ波方式/レーザー方式の住み分けも意識して、それぞれの方式が必要とする技術の研究開発を進めている。

### 3.2.1 マイクロ波によるエネルギー伝送

現在 JAXA では、マイクロ波によるエネルギー伝送の実用化に向け、財団法人宇宙システム開発利用推進機構 (J-spacesystems) と共同で地上マイクロ波電力伝送実験の実施を計画している。その概要図を図 5 に示す。

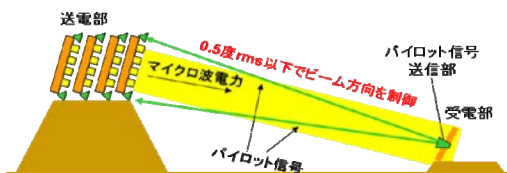


図 5 地上マイクロ波電力伝送実験の概要図

JAXA は、この実験においてビーム方向制御装置の試験・評価を行う予定であり、0.5 度 rms (root mean square) 以下のビーム方向制御精度の達成を目指している。

平成 23 年度には、このビーム方向制御装置の

評価モデル (図 6) により、ビーム方向制御精度 1.4 度 rms を達成しており、上記の地上電力伝送実験実施の目途を得た。

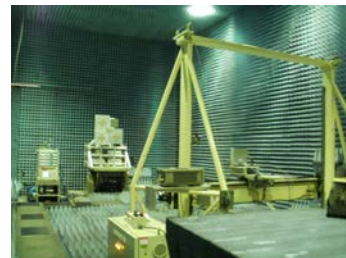


図 6 マイクロ波ビーム方向制御装置評価モデル

### 3.2.2 レーザーによるエネルギー伝送

レーザーによるエネルギー伝送に際しては、高エネルギーのビームを高精度 (常時 0.1  $\mu$  rad) で方向制御する必要があり、過去の光通信衛星 (OICETS) と比較して 1 桁高い精度が求められる。これは 4 km 先の富士山の山頂に置かれた 0.4 mm の針の穴を裾野から狙う精度である。

現在 JAXA では、角田宇宙センターにおけるレーザービーム方向制御の地上実証実験の準備を進めており、高出力レーザーを 500 m の距離で伝送し、常時数  $\mu$  rad のビーム方向制御を達成することを目指している (図 7)。

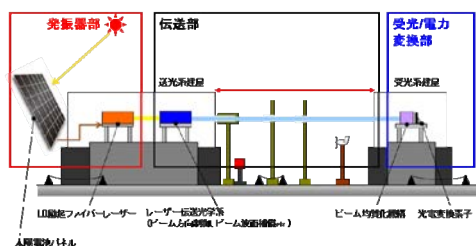


図 7 地上レーザー伝送実験の概要図

### 3.3 宇宙空間での巨大システムの構築

これまで宇宙空間で構築された最大のシステムは ISS であり、その規模は約 110 $\times$ 約 70 m である。これに対して宇宙太陽光発電システムは、2~3 km 規模となり、1 桁上のサイズであるが、世界初の宇宙ステーションであるサリュート 1 号 (13 $\times$ 4 m) が 1971 年に打ち上げられてから 1988 年に参加国間の協定締結により ISS が開発段階に移行するまで 17 年であったことを考えれば、2030 年代の宇宙太陽光発電システムの実現を目指すことにも理解が得られよう。

ISS は、低軌道に建設されたこともあり、宇宙飛行士により組み立てられたが、静止軌道上の宇宙太陽光発電システムを宇宙飛行士が組み立てることは難しく、経済的にも建設費の増大を招く。このため無人での大型建造物の組立技

術が必須であり、現在 JAXA においては、100 m 級の大型構造物の無人構築の実現性を示す目的で、筑波宇宙センターにおける展開トラス組立技術の地上実証実験の準備を進めている（図 8）。

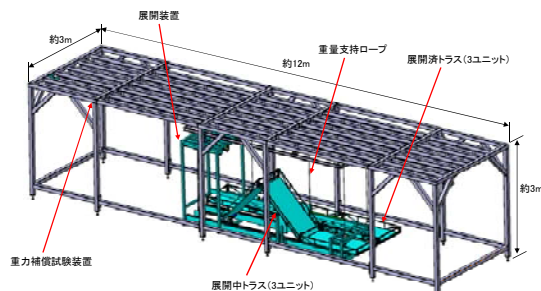


図 8 展開トラス組立技術の地上実証実験の概要図

### 3.4 宇宙への輸送

宇宙太陽光発電システムを建設するためには、大量の物資を静止軌道まで輸送する必要がある。図 2 のマイクロ波方式の宇宙太陽光発電システムを例に挙げれば、その総質量は 1 万 t 弱、無人建設に必要な機材や推進薬等も加えて、軌道上への総輸送量を 1 万 5 千 t 程度と想定すれば、これは ISS (約 390 t) の約 40 倍の規模となる。

JAXA が平成 17 年に行った経済性評価においては、地上設備を含む総建設費 1.2 兆円の内訳として、宇宙への輸送コストを約 3000 億円と見積もっている<sup>[4]</sup>。このうち約 2500 億円を低軌道への打上げコスト、残りを低軌道から静止軌道への軌道間輸送コストと配分すれば、低軌道への打上げコストは約 1700 万円/t となる。これは現在の H-IIA/H-IIB 相当のロケットでの打上げコストの約 1/50 である。

しかしながら、現在商業ベースで開発中の世界最大級のロケット Falcon Heavy (米国 SpaceX 社) では、\$128M/53t の打上げ価格を計画しており<sup>[5]</sup>、これを 80 円/\$ で日本円換算すれば、約 2 億円/t となるため、輸送コストの格差は約 1/12 まで縮小される。これを基にして前述の経済性評価<sup>[4]</sup>における総建設費を計算すると、総建設費は約 4 倍の約 4.5 兆円となるが、それでもなお、同じ規模の発電能力 (原子力発電所 1 基分) を有するメガソーラーの建設費とされている額 (1.6~2.9 兆円)<sup>[6]</sup>との比較に値する。

また、同評価<sup>[4]</sup>での宇宙太陽光発電の発電コスト (8.6 円/kWh) が総建設費に比例して 4 倍になるとすれば、約 35 円/kWh となる。再生可能エネルギーの固定価格買取制度の下で、太陽

光発電の電力が 42 円/kWh での買取が行われている現実と照らせば、この値は非現実的な発電コストとは言い難い。

現在、宇宙観光需要等に対応した短時間のサブオービタル飛行については、完全再使用型の宇宙機が商用化されつつある。今後、さらなる技術革新により静止軌道に至る宇宙輸送技術が発展し、宇宙太陽光発電システムの建設に伴う大量輸送ニーズに対応した形で、低コストでの輸送サービスが実現することに期待したい。

### 4. 今後の取組み

JAXA では、これまで宇宙太陽光発電に関するシステム総合研究及び要素技術の研究を積み重ね、エネルギー伝送や大型構造物の組立に関する地上実証実験に向けた取組みを進めてきた。

今後は、マイクロ波及びレーザーによる地上エネルギー伝送実験並びに大型構造物組立技術に関する地上実証実験を推進し、宇宙太陽光発電システムの実現性をより具体的に示すとともに、次の段階である軌道上実証に向けた準備を進めていく。

### 参考文献

- [1]NEDO、NEDO 再生可能エネルギー技術白書、平成 22 年 7 月、p.9、<http://www.nedo.go.jp/content/100116323.pdf>
- [2]経済産業省・原子力・安全保安院、定格熱出力一定運転の安全性について、平成 13 年 10 月 16 日、p.4、<http://warp.ndl.go.jp/info:ndljp/pid/286890/www.meti.go.jp/kohosys/press/0001987/0/011016teikaku.pdf>
- [3]NEDO、太陽光発電ロードマップ (PV2030+)、2009 年 6 月、p. 5、<http://www.nedo.go.jp/content/100116421.pdf>
- [4]齊藤由佳・長山博幸・松岡巖・森雅裕、JAXA SSPS コストモデルによる宇宙太陽光システムの経済性評価、第 49 回宇宙科学技術連合講演会講演集、平成 17 年 11 月、pp.213-217
- [5] [http://www.spacex.com/falcon\\_heavy.php](http://www.spacex.com/falcon_heavy.php)
- [6] 経済産業大臣、エネルギー・環境戦略策定に当たっての検討事項について、エネルギー・環境会議 (第13回)、平成24年9月、p. 16、<http://www.npu.go.jp/policy/policy09/pdf/20120904/shiryo2.pdf>

# 小型衛星を用いた太陽発電衛星技術実証実験計画

宇宙科学研究所 宇宙機応用工学研究系  
田中孝治

## 1. はじめに

太陽発電衛星(SPS)は、巨大な太陽光発電パネルを衛星軌道上に建設し、そこで発電した電気エネルギーを無線で地上に送電する、宇宙に作る発電所である。宇宙空間で太陽光発電を行なうため、発電のための資源量の枯渇という問題はなく、昼夜天候を問わず安定にエネルギーを供給するシステムが可能となる。発電におけるCO<sub>2</sub>の発生量が極めて少ないため、環境負荷を低くできるシステムでもある。

最初の構想は、1968年に米国のグレーザー博士により提案され、以来、米国、日本、ヨーロッパ等で研究が行なわれている。1970年代後半に実施された米国のDOE/NASAの研究は、いまだリファレンスシステムとして引用されている<sup>[1]</sup>。我が国では、90年代に実施されたSPS2000の研究<sup>[2]</sup>が宇宙科学研究所(ISAS)内に設置されたタスクチームにより実施され、実現性の高い技術レベルを想定した検討は高い評価を受けている。その検討中で、SPSの主要技術課題が評価され、発電、建設、輸送等重要な技術課題の中でも、無線送電(WPT)技術は太陽発電衛星固有の技術であり、早期に確立すべき課題と位置づけられている。最近では、2009年に制定された宇宙基本計画において、9つのシステム・プログラムの1つとして「宇宙太陽光発電研究開発プログラム」が設定され、「10年程度を目途に実用化に向けた見通しをつけることを目標とする」、「3年程度を目途に、大気圏での影響やシステムの確認を行うため、『きぼう』や小型衛星を活用した軌道上実証に着手する」とされた。現在、Jspacesystems及びJAXAを中心として、無線送電に関する地上実証実験計画が進められている<sup>[3]</sup>。

従来、太陽発電衛星への適用が検討されている無線送電技術は、マイクロ波とレーザーが主である。レーザーは波長が短いために、システムの

サイズを小さくできるメリットがあるが、大気の透過に関しては、雲の状態で大きく左右され、安定なエネルギーシステムという観点からは課題が残る。一方、マイクロ波を利用するシステムは、kmサイズの送電アンテナと受電アンテナが必要となる。kmサイズの巨大宇宙構造物の建設は大きな課題であるが、自然エネルギーを用いる地上のエネルギーシステムに共通する発電量の不安定性という欠点を克服できる。しかし、マイクロ波によるエネルギー伝送には、衛星軌道上からの地上への長距離に渡る高精度な方向探知、ビーム方向制御及びビーム形成技術を確立する必要がある。このためには、マイクロ波が伝搬する媒質の影響に関する評価も重要である。

我が国では、WPT実験として、地上実験に加え、観測ロケットを用いた宇宙実験が世界に先駆けて実施されている。京都大学及びISASにより実施された1983年のMINIX及び1993年のISY-METSでは、大電力マイクロ波と電離層プラズマの相互作用に関する実験が行なわれ、神戸大学と東京大学により実施された2006年の実験では、レトロディレクティブ方式のマイクロ波ビーム制御実験が行なわれた。しかし、観測ロケットによる実験では、実験時間とペイロードの制約が大きく、より詳細には衛星を用いた宇宙実験が必要である。

近年、ISASにおいて、小型科学衛星シリーズ用の標準バスの開発が進められている。我々は、小型科学衛星計画の中で、ワーキンググループを立ち上げ、SPS実現に向けて、小型科学衛星用プラットフォームを用いた、マイクロ波によるエネルギー伝送技術に関する軌道上技術実証実験計画を検討している。本論文では、現在のWGの検討に関して紹介する。

## 2. 軌道上実証実験の意義と目的



SPS では、軌道上からのエネルギー送伝のために衛星軌道上に建設する巨大な送電アンテナを用いる。JAXA 及び Jspacesystems で検討されているテザー型 SPS を図 1 に示す<sup>[4]</sup>。従来の研究では大規模なフェーズドアレーアンテナの使用が検討されており、数十億個の放射素子を正確に制御し、かつ、軌道上ダイナミクスによるアンテナ形状の変形を考慮しながら、地上からのパイロット信号を用いて、軌道上から地上へと長距離に及ぶ正確なマイクロ波ビームの方向及び形状制御技術が必要となる。その時、伝搬路における媒質の影響は十分に評価されている必要がある。このような WPT 技術の確立には、より大きなアンテナとより高い電力のマイクロ波の使用が好ましいが、しかし、小型衛星を用いた実験では、リソースが限られるため、以下の 3 項目の目的に対する軌道上実証実験を検討している。

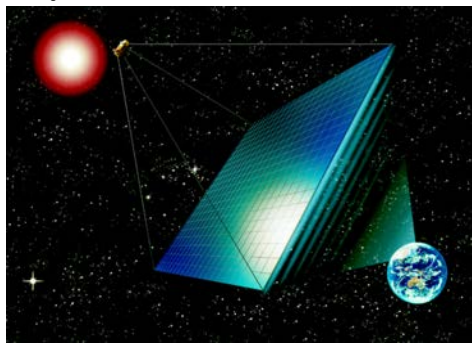


図 1 テザー型 SPS<sup>[4]</sup>

- (1) マイクロ波ビーム制御能力実証
  - (2) マイクロ波の電離層通過実証
  - (3) マイクロ波送受電の電力効率評価
- (1)、(2)が主目的であり、(3)は副目的の位置づけである。

図 2 に小型衛星を用いた軌道上実験のコンセプトを示す。正確な長距離送電技術を確認することが第一の目的であるが、小型衛星を用いた低軌道からの送電実験の場合、衛星速度が速く、実用衛星における条件に比べ、厳しい制約の元での実験となる。また、搭載可能な送電アンテナサイズも限定される。そのような制約の中で、パイロット信号とフェーズドアレーアンテナを用いた方向探知と放射ビームの方向制御及び大型化のための複数源信間の位相同期技術の検証を目指している。二つ目の目的は、媒質の影響評価を目的としており、特に、電離層プラズマは、大気中におけるマイクロ波の吸収や散乱以

外の影響を伝搬に及ぼす。主要な影響は、屈折効果、ファラデー回転、シンチレーション、非線形相互作用等である。非線形相互作用に関しては、MINIX 及び ISY-METS による観測ロケットを用いた先駆的実験がなされているが、本計画ではより詳細な実験を目指している。マイクロ波送電実験の意義の観点からは、非線形相互作用に関する実験には、実用太陽発電衛星の電力密度レベル相当の電力密度条件が必要となる。

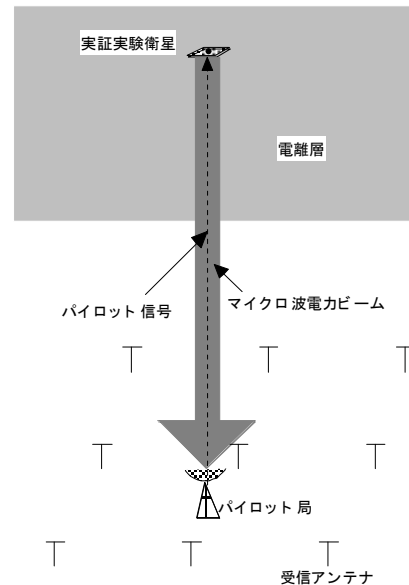


図 2 軌道上実験コンセプト

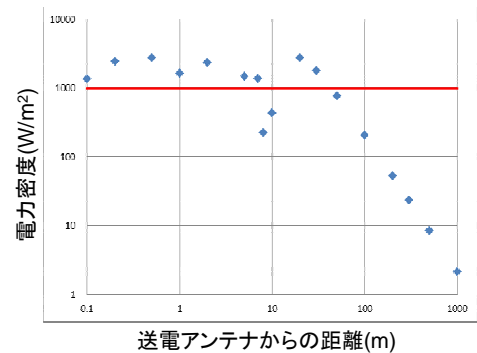


図 3 送電アンテナの中心からの距離と電力密度の関係

DOE/NASA のリファレンスシステムでは、最大電力密度は  $230\text{W/m}^2$  であり<sup>[1]</sup>、我が国で検討されているテザー型 SPS では  $1000\text{W/m}^2$  である<sup>[4]</sup>。一例としてアンテナの直径を  $\phi 1.9\text{m}$ 、送伝電力を  $2\text{kW}$  とした場合の送電アンテナからの距離とマイクロ波の電力密度（ビーム中心）の関係を図 3 に示す。周波数は  $5.8\text{GHz}$  である。この場合、送電アンテナの前面から  $40\text{m}$  くらいの領域で  $1000\text{W/m}^2$  が実現され、 $80\text{m}$  で DOE/NASA モデルの  $230\text{W/m}^2$  が実現できる。地上での電力

密度は  $16 \mu W/m^2$  程度となる。

表 1 ミッションシナリオ

運用	プラットフォーム		小型衛星	
	フェーズ	打ち上げ	—	小型衛星打上用ロケット (イプシロン)
		初期運用	約 1 週間	初期チェックアウト、パネル展開、システムチェックアウト
	定常運用	約 1 年	1 日約 3 パス実験運用 3 日に 1 回の地上局真上パスにおいてモード A (地上局への放射) 実験 他のパスではモード B (プラズマ相互作用) 実験	
高度/軌道			高度 370km、準回帰軌道	
姿勢			太陽指向 (非送電実験時) 3 軸制御 (送電実験時、モード A, B) 軌道維持のためにスラスターを使用	
搭載ミッション機器			送電システム：サイズ： $\phi 1,900mm$ 、 $t;002-0.1m$ 、4 ブロック構成、 最大出力：約 2kW (1~4kW)、周波数：5. GHz 帯、ミッションパスから電力供給。 マイクロ波ビーム制御：搭載 CPU 制御及び地上からのパイロット信号によるソフトウェアレトロ方式 プラズマプローブ (ラングミュアプローブ、インピーダンスプローブ)：電子密度計測範囲 $10^3-10^7/cc$ 、電子温度計測範囲 $500-5000^\circ K$ 、応答 1ms プラズマ波動受信機：100kHz-10MHz、1kHz-30kHz (ワイドバンド)	
地上観測			電界強度計：パイロット送信局を中心にビーム内数十点程度、ビーム外数点程度 周波数分析器：パイロット送信局付近数点程度	

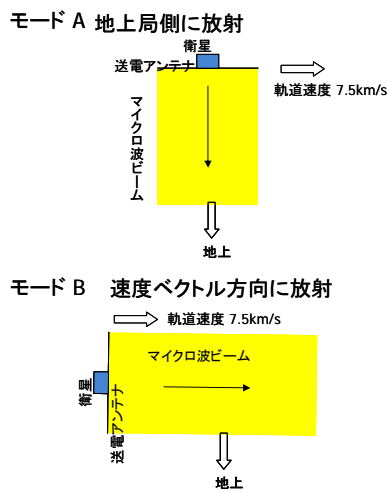


図 4 実験モード

### 3. ミッションシナリオ

表 1 にミッションシナリオを示す。衛星の高度と軌道は、370km の準回帰軌道を候補として検討している。電離層プラズマの密度が高い領域に軌道を設定することで、プラズマと大電力マイクロ波との相互作用評価が十分に行えると考えている。また、3 日に 1 回の準回帰軌道を選ぶことができ、衛星の運用期間を 1 年としても十分な実験機会を得ることができる。我々は、図 4 に示す 2 種類の実験モードを検討している。モード A は地上へ向けてマイクロ波を放射し、地上に設置した観測機器群を用いる実験モードであり、放射電力強度を変えて地上で放射パタ

ーンと強度を計測することで、マイクロ波ビームの方向制御精度、ビーム形成、伝搬路の影響評価を実施する。モード B では、電離層プラズマと大電力マイクロ波との相互作用をその場観測を行なうことで、定量的な影響評価が可能であると考えている。モード A では、衛星は高速度で移動するため、マイクロ波が照射されるプラズマ領域は短時間で変化する。従って、プラズマとマイクロ波の相互作用を評価するには現象を生じさせる時間が十分ではない。そのため、モード B を用いることによる、相互作用検証の実験モードを設定した。

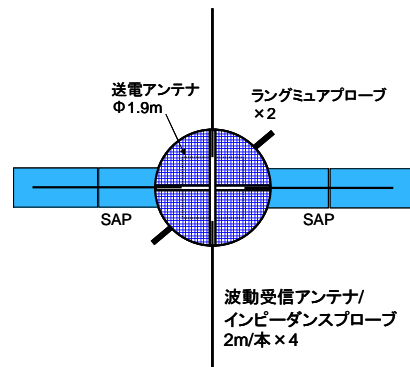


図 5 ミッション機器搭載形態

### 4. 搭載機器

衛星バスには、小型科学衛星用標準バスを検討している。太陽電池パドル系、電源系、姿勢制御系、推進系、衛星マネージメント系、通信系、熱制御系から構成される。ミッション機器

であるマイクロ波送電システム、観測アンテナ/プローブ、観測機器及びミッションバスは標準バスの上部に搭載される形態となる。ミッション機器重量は200kg程度である。図5にミッション機器を搭載した衛星の上面図を示す。

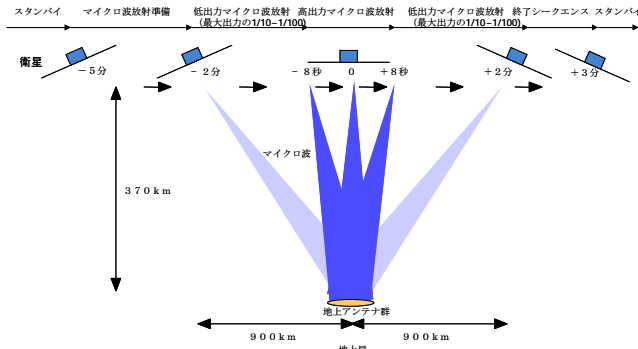


図6 ミッションシーケンス(モードA)

表2 各モードでの観測対象となる現象

		モードA	モードB	
マイクロ波照射方向		地上方向	軌道速度方向	
同一プラズマセグメントへの照射時間		0.2ms	10ms	
研究課題		観測・実験の可能性		
電離層通過実証	電離層電子加熱	F層電子加熱	△	○
		F層プラズマ密度減少	x	○
		下部電離層電子加熱・プラズマ密度増加	x	x
	熱的自己収縮現象(不安定性)	電子加熱	△	○
		プラズマ密度減少	x	○
マイクロ波密度勾配自己収縮現象(不安定性)	加熱・電子密減少	○	○	
	プラズマ密度減少	x	○	
3波共鳴現象(不安定性)	後方散乱波、プラズマ波、電子温度上昇	○	○	
マイクロ波ビーム制御実証	地上局へのビーム制御実験	○	x	

## 5. ミッションシーケンス

図6にモードAにおけるミッションシーケンスを示す。モードAでは、パイロット信号送信局の上空通過5分前から送電実験シーケンスを開始する。2分前くらいから、最大出力の1/10~1/100の低放射電力モードで位相同期、方向探知、方向制御実験を開始する。局の直上±8秒間において、最大電力でのマイクロ波放射実験を行なう。局上空通過後の約2分間において、低出力モードでの送電実験を行なう。地上では、パイロット信号アップリンク局の周囲にパワー

モニター群を設置し、マイクロ波のビーム形状の計測を実施する。低出力モードと高出力モードでの放射パターン、ビーム制御精度の比較により、電離層の影響評価が可能と考えている。

モードBにおけるミッションシーケンスにおいても、高出力モードでのマイクロ波放射実験は16秒間程度を検討している。この実験シーケンスでは、マイクロ波を照射している領域に観測機器を搭載した衛星が飛行し、電離層中の電子温度、電子密度の変化、励起される波動の計測を行なう。低出力及び高出力モードでの比較により、電離層プラズマと大電力マイクロ波の相互作用を明らかにできると考えている。

表2に各実験モードで観測が期待できる現象をまとめた。モードA、モードBの実験により、小型衛星を用いた軌道上実験の目的を達成可能と考える。

## 6. まとめ

我々は、小型衛星を用いた軌道上実証実験として、マイクロ波ビームを衛星軌道上から地上の規定点に正確に指向させる技術の実証及び高電力密度マイクロ波の電離層通過実証実験を検討している。2009年度からスタートした地上実証実験の次のステップの研究としてできるだけ早期の実施を目指したいと考えている。小型衛星という制約上、大きな電力を地上で取得することは難しいが、WPTの中核技術を検証することで、太陽発電衛星実現を目指した本格的な中・大型衛星による実証衛星に引き継がれ、さらに実証プラントに発展していくべき、世界で初めての歴史的な挑戦と位置づけられる。

## 参考文献

- [1] DOE/ER-0037:Satellite Power System (SPS) FY 79 Program Summary, January, 1980.
- [2] SPS2000Team : SPS2000 conceptual design document, July 1993.
- [3] S Sasaki, 2009, "Microwave Power Transmission Experiment on Ground for SPS Demonstration", ISTS paper no 2009-h-28.
- [4] 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.

# イプシロンロケットが拓く新しい世界

宇宙輸送ミッション本部 イプシロンロケットプロジェクトチーム  
森田泰弘

## 1. イプシロンロケットの開発の概要

これまでのロケット開発の慣性を超えて未来を切り拓くイプシロンロケット開発も既に最終段階に入り、来夏に予定されている初号機の打ち上げに向けて準備は着々と進んでいる(図1)。初号機ミッションは世界初の極端紫外線を用いた惑星望遠鏡衛星 SPRINT-A である。イプシロンロケットの目的をユーザの視点で見ると、急成長の小型衛星コミュニティーに効率の良い輸送手段を提供することにある。小型衛星用バスを標準化し、イプシロンと組み合わせることにより小型衛星ミッションを加速しようという構想である。

一方、輸送系の視点でみると、イプシロンの目的は未来につながる宇宙輸送技術の開拓にある。ロケット点検の自律化やロケット管制のモバイル化(図2)など、次世代に向けた革新コンセプトを世界に先駆けて実現するところは胸を張れるポイントである。これらは我が国が世界に誇る固体ロケットシステム技術の発展につながることはもちろん、基幹ロケットや世界のロケットにとっても次世代の標準技術になるであろう。こうして、我々は、はやぶさだけでなくロケットの分野でも世界のお手本になろうとしているのである。

さて、イプシロンロケット開発も佳境に入り、今や大切なのはイプシロン以降の将来構想である。既に JAXA はイプシロン開発と並行して抜本的低コスト化・高性能化の研究開発を進め、29年度を目標に高性能・低コスト版イプシロンを打ち上げるという2段階開発構想を打ち出している(図3)。第1段階(略称 EX 形態)では、自律点検やモバイル管制などの革新技術を世界に先駆けて早期に実証するために試験機を25年度に打ち上げることを最優先としつつ、既存技術を最大限に活用して開発費を抑える方針で

ある。

第2段階ではロケットの自律化の範囲をさらに拡大、ロケット追跡系のコンパクト化・モバイル化を推進するとともに、アビオ系や構造系などを中心に抜本的低コスト化・軽量化に取り組み、29年度の打ち上げを目指して低コスト版イプシロン(通称 E1 形態)を実現しようという戦略である。

## 2. イプシロンの革新コンセプト

イプシロン開発の意義はみんなの宇宙への敷居を下げようということにあり、そのために我々は打ち上げシステムの抜本的改革を最大のテーマに革新技術の開拓を進めているところである。それはすなわち、ロケットシステムのコンパクト化であり、それが究極の低コスト化につながるという理念である。ここでいうロケットシステムとは、ロケット本体はもとより、ロケット管制やロケット追跡系などを含めた地上設備や運用、そして製造プロセスまでもを指している。以下では、1) 機体のコストパフォーマンスの最適化、2) 運用の効率化と設備のコンパクト化、3) ユーザインターフェース(使いやすさ)の向上という観点で述べる。

### 2.1 機体コンフィグレーション

イプシロン第1段階(EX形態)開発の拘束条件は、自律点検やモバイル管制などの超革新技術を世界に先駆けて実現するために、可能な限り既存の技術を有効活用することである。このために、第1段ロケットには SRB-A を流用、上段ステージ

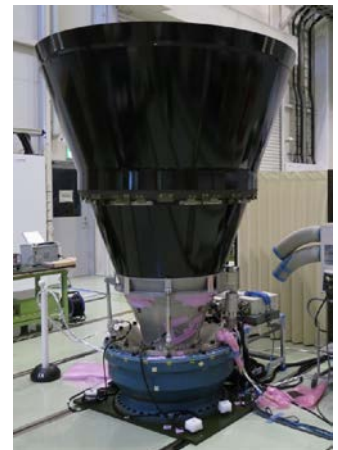


図1 第2段ノズルのシステム試験





図2 モバイル管制のコンセプト

には M-V ロケットのモータを改良して用いる計画である。また、搭載の電気系についても、自律点検等の最新機器類は別として、誘導制御系や通信系などの汎用部分では H-IIA 機器を流用する。イプシロンロケットの基本諸元を表1に示す。

さて、能力感度が著しく高い上段ステージについては、M-V ロケットで確立した高性能のモータをさらに改良して活用する。すなわち、イプシロンロケットの第2段と第3段モータは、それぞれ M-V ロケットの第3段、及び「はやぶさ」用キックモータとほぼ同一仕様であるが、CFRP フィラメントワインディング製モータケースについては、材料と製造方法を一新した新規開発となっている。つまり、より軽量で強度の高い繊維を採用してさらなる軽量化を図るとともに、製造方法としてオープンキュア（無加圧成形）を採用することで、従来のオートクレーブ（加圧成形）と比較して製造プロセスの効率化（低コスト化）を実現する。

## 2.2 打ち上げシステムの革新

次世代を担う新しい宇宙輸送システムとして、イプシロン開発ではこれまでの慣性を超えて様々な新しい取り組みを進めている。その中でも特記すべきは打ち上げシステムの改革である。イプシロンでは、ロケットと地上支援系の一部

表1 イプシロン（EX 形態）の主な諸元

項目	諸元
機体構成	3 段式固体ロケット (PBS オプション搭載可)
全長/直径	約 24 m/ 2.5 m
全備重量	約 92 ton
軌道投入能力	LEO (250X500 km): 1.2 ton SSO (500 km): 450 kg (E1 形態:目標 550 kg 以上)
運用コスト	約 38 億円 (E1 形態:目標 30 億円以下)
未来につながる次世代革新技術	自律点検機能搭載 モバイル管制
開発費	209 億円
初号機打ち上げ年度	2013 年度 (E1 形態:目標 2017 年度)
打ち上げ射場	内之浦宇宙空間観測所 (USC)

を智能化して点検作業を自律化、ロケットの管制室を埋め尽くしてきた大量の管制装置や点検装置の機能を搭載点検装置とモバイル管制装置に置き換えようとしている。後者は、汎用の PC 程度の規模である。さて、自律点検のもつ意義には2つある。まず、地上設備をモバイルできるくらいコンパクトにして省人化を図るとともに、汎用 PC を用いることによってメンテナンスの負担を軽減しようということである。もう一つは、点検のためのセットアップ作業を省略し、作業時間の短縮を図ることである。これらにより、イプシロンの射場作業は、第1段ロケットを発射台に立ててから僅か一週間という短さである。なお、ロケットの点検で最も熟練の知識と経験を要するのは、可動ノズルや姿勢制御バルブの駆動電流の波形の診断である。このような高度の技術判断の自律化のために、イプシロンでは、医療分野でも応用が進められているマハラノビス・タグチ・メソッド (MT 法) という手法を用いている。既に可動ノズルの波形データを用いた実機モデルにより、自律診断の有効性は確認済みである (図4)。今後の開発と運用を通して自律点検の幅をさらに広げていく計画である。

## 2.3 ユーザにとっての使いやすさの向上

イプシロン開発では、ユーザにとっての使いやすさという概念を重要なポイントと位置づけている。例えば、軌道投入精度と軌道計画の柔軟性を向上させるために、小型液体推進系を搭載した速度調整機能 (PBS:

Items	EX(現形態) 超革新技術の早期実証	E1(最終形態) 能力増強・低コスト版イプシロン
Capacity/Launch cost	SSO (500km): 450 kg/38億円	SSO (500km): >550 kg/ <30億円
Innovative Technology	ロケットの知能化/モバイル管制 ユーザI/Fの向上 (その他は既存技術を最大活用)	本格的低コスト化開発 構造:CFRP一体成型(ガンブラ方式) アビオ:民生部品(品質保証) ロケット追跡系のモバイル化
Development cost	205 億円	100億円(追加分)
Launch year/site	2013夏/ Uchinoura	2017/ Uchinoura

図3 イプシロンロケットの2段階開発構想



図4 モバイル管制システムの実機試験

Post-Boost Stage) を第4段ロケットとしてオプションで装備することが可能である。これにより液体ロケット並みの軌道投入精度を実現できる(表2)とともに多様なミッション要求に柔軟に対応することが可能である。なお、PBSの推進系であるが、当座はヒドラジンを燃料とするにしてもタンクはカートリッジ方式(製造工場で燃料を充填しパイロ弁で封印)とするため、イプシロンのシンプルな射場の運用というコンセプトには影響しない構想である。

表2 イプシロンロケットの軌道投入精度

軌道 (SSO@高度 500km)	形態	
	標準	PBS 搭載
近地点高度誤差 (km)	±25	±20
遠地点高度誤差 (km)	±100	±20
軌道傾斜角誤差 (度)	±0.6	±0.2

一方、大型の固体ロケットではリフトオフ時の音響環境の緩和が大きな課題である。これについては、世界的にこれまで NASA SP-8072 に基づき予測されてきた。しかし、これは膨大な試験データをもとに単に実験式を与えているに過ぎず、火炎偏向板や煙道といった射点周りの局所形状を考慮することはできない。このようなことを背景に、イプシロンロケットでは世界でも稀な取り組みとして、数値流体力学 (CFD) 技術を活用して 100Hz 程度までの周波数領域において高精度の予測を行うとともに、文献が与える実験式の高精度化も行なって高周波領域での予測精度も向上させた。これらを基に M-V ランチャーの改修方針を策定、シュラウドリング(機体支持リング)の位置を 10m 程度かさ上げするとともに、その下部に煙道を設置することにより液体ロケット並みの外部音響環境の実現に目途が立っている(図5)。

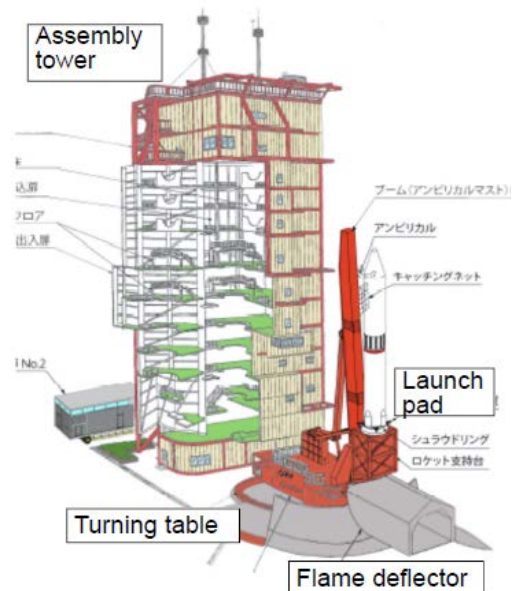


図5 M-V ランチャーの改修構想(内之浦)

### 3. イプシロンの2段階開発と早期実証計画

既に述べたとおり、イプシロンロケット開発はキー技術の成熟度に応じて2段階に分けて進める計画であるが、第2段階で目指している高性能低コスト版イプシロン(E1形態)開発においては、開発リスクを最小にするべく段階的に確実なステップを踏んで進めていく方針である。すなわち、E1向けフロントローディング活動の一環として、E1計画の一部を前倒しにして2号機(2015打ち上げ目標。略称E1'形態)開発に適用、いち早く実現性に目途をつける計画である(表3)。

表3 高性能低コスト版イプシロン(E1形態)開発のフロントローディング計画

Items	E1 dash 低コスト化技術の早期実証
打ち上げ能力	SSO (500km): 550 Kg (TBD) High energy (4.5 Re): 350 kg
Innovative Technology	Structure: Integrated CFRP Avionics: 半導体リレー Propulsion: 単層断熱材
開発コスト	11.5 億円
打ち上げ時期	2015 年度

#### 3.1 ロケット追跡管制のモバイル化

モバイル管制の次のステップはトラッキングレーダなどからなるロケット追跡系のモバイル化である。これにより射場によらない打ち上げシステムという概念が可能となり、将来の宇宙輸送システムにとって大きな飛躍となる。この

ような取り組みの中で最もスペクトルの極端領域にあるのが飛行安全の自律化である。これにより、レーダばかりでなくコマンド系も不要となり、情報伝達用のテレメータさえあれば十分となる。放送局の中継車くらいのものであればロケットの打ち上げが可能になるというわけである。もちろん、このような革新的な発想には段階的アプローチが必要である。まず、ロケットに搭載する航法センサのデータをダウンリンクすることによりトラッキングレーダを廃止することが可能であり（表4）、イプシロン2号機（E1'形態）搭載の実証ミッションとして計画を進めている。

表4 飛行安全の段階的自律化構想

項目	形態	
	半自律	完全自律
実証時期（目標）	E1'（2015）	E1（2017）
地上系		
追跡レーダ	—	—
コマンド系/計算機	○	—
搭載系		
航法センサ	○	○
コマンドデコーダ	○	—
CPU	—	○
（注）	○：要	—：不要

## 3.2 搭載コンポーネントの革新

### 3.2.1 アビオニクス改革

イプシロンの第2段階（E1'形態）では搭載系の小型軽量低コスト化が緊急の課題の一つである。この新しい世界では、いよいよ民生部品の活用がメインテーマとなろう。ここで大切なのは如何にして製品を保証するかという観点であり、海外で研究されつつある新しい規格の動向も十分念頭に入れて研究を進めているところである。そもそもアビオ系のコストを押し上げている要因の一つに、各種の試験や検査に膨大な手間と時間がかかっているということがある。したがって、これまで項目ごとに個別に行っていた試験や検査を統合化し、複合環境で行うことも視野に入れて、検査・試験方法の効率化も狙うことが必要であろう。

既に述べたように、イプシロン2号機（E1'形態）開発において、高性能低コスト版イプシロン（E1'形態）開発の一部を先行的に実証する

方針であるが、アビオ系ではPSDB（電力分配器）を半導体リレーに換装することによって、小型軽量化を実現する予定である。ちなみに、リレーの半導体化は、幻のM-Vロケット9号機（当初あかつき用に想定されていた機体）で計画していた開発の一部であって、実現性には相当の目途がついていると言える。

### 3.2.2 構造系の改革

構造系でも抜本的な低コスト化と軽量化を目標に先進的な研究を進め、第2段階の開発につながる構想である。柱となるのは機体構造のCFRP一体成型化、特に周辺インターフェースを含む構造全体のニアネット成形による製造プロセスの革新である。これにより、構造部材そのものの製造が安価になるばかりでなく、組み立て工程の簡素化など、その波及効果は大きい。加えて、イプシロン第1段階でも既に取り組みを始めているように、脱オートクレーブによる製造設備のシンプル化や成形コストの低減を推進することは言うまでもない。なお、イプシロン2号機（E1'形態）開発において、構造系では上段ステージの機器搭載構造（オプション形態ではPBS構造に相当）のCFRP一体成型化を実施する計画である。

### 3.2.3 推進系の改革

高性能低コスト版イプシロン（E1'形態）開発における推進系開発は、ステージモータの更なる低コスト化（軽量化）プランとしてメニューを設定中である。例えば、現行の3層インシュレーションの単層化や発泡樹脂によるノズルの軽量化などである。このうち、インシュレーションの単層化については、イプシロン2号機（E1'形態）開発の一環として、早期実証を図る方針である。

## 4. おわりに

我々の目指す壮大なコンセプトの全体像は打ち上げシステムの改革にある。すなわち、製造設備とプロセスから始まって、射場設備と運用、そして搭載系に至るまで、およそロケットの打ち上げに必要な全てのものをシンプルでコンパクトなものにしていこうといわけである。それが未来への扉をあける鍵の一つである。本報告では、このような大きなビジョンの中でイプシロンロケット開発の持つ意義と発展構想について述べた。



# 航空用エンジンの低燃費化技術開発

航空プログラムグループ 環境適合エンジン技術チーム  
山根 敬

## 1. はじめに

民間用航空機の NOx 排出や騒音に関しては ICAO で基準が定められ、各エンジンメーカーの新機種は基準値をどれくらい下回るかをアピールしている。CO<sub>2</sub> 排出についての基準はまだ定まっていないが、長く続いている原油価格の高騰は航空輸送コストに大きなインパクトとなっているため、ユーザであるエアラインにとってはエンジンの低燃費化は大きな関心事である。JAXA が 2003 年度より実施しているクリーンエンジン技術の研究開発では、経済産業省民間航空機基盤技術プログラムとして実施されている環境適応型小型航空機用エンジン研究開発（小型エコエンジンプロジェクト）を強力に支援しつつ、エコエンジンよりも高い目標である CO<sub>2</sub> 排出削減 15%（現行エンジン比）を設定し、その実現に必要な技術開発を行ってきた。今年度は両プロジェクトの最終年度となり、その成果の概要と開発した技術の低燃費化への貢献度評価方法について発表する。

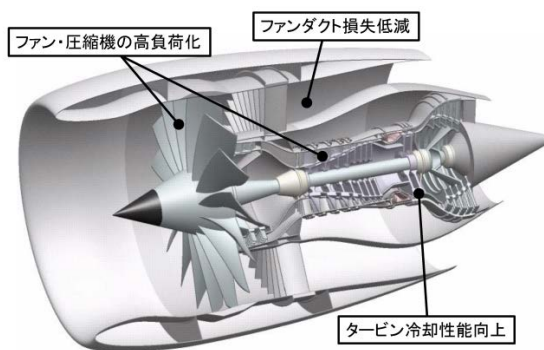


図1 クリーンエンジン低燃費化主要要素技術

## 2. 要素技術開発

ジェットエンジンの開発の歴史の中で低燃費化に最も効果があったのは、ファンジェットエンジンのバイパス比向上と高压高温化による熱効率向上である。両者にはエンジン全体の設計において最適なバランスがあるとともに、これ

らを実現するためにはエンジン各部分（要素）の高性能化や製造技術向上が欠かせない。

クリーンエンジンでは今後の需要の増加が見込まれる推力5トンクラスのエンジンを想定して、図1に示すような要素技術開発を行ってきた。

### 2.1 ファン・圧縮機の高負荷化

ターボファンエンジンの推力の大部分を生み出すファンは、翼先端部が音速を超えることや、回転する動翼とその後方に位置する静翼との干渉で発生する騒音を減らすことが課題である。もちろん吸音ライナなどの防音措置もされているが、騒音源となるファンの翼枚数を減らすとともに、回転速度を下げることは極めて有効で、そのためにはファン翼1枚あたりの負荷量の増大を実現することが必要である。この高負荷化と高効率を両立させ、安定作動範囲のマーヅンも確保できる新しい三次元設計に基づくファンの開発を行い、その性能を実証するために図2に示す試験装置を構築した。目標エンジンのおよそ5分の1の推力に相当するスケールモデルで、モータで駆動しファン作動特性（マップ）の取得が可能である。今年度は、ファン翼枚数と回転速度をさらに削減した新設計ファンの性能を確認中で、取得マップは後述するエンジン全体性能評価に活用する。



図2 ファン試験装置



推進力を生み出すファンの駆動に必要なエネルギーを発生するコアエンジンの重要な要素の一つである高圧圧縮機は、取り込んだ空気を何段にも並んだ羽根で 20 倍あるいはそれ以上に圧縮する。1 段あたりの負荷を少なくすれば設計は容易だが段数が増大してコストと重量の面で不利となり、ファンと同様に高負荷化が必要となる。JAXA では想定エンジン実機サイズの圧縮機を試験できる設備を構築し、エコエンジン用圧縮機の開発に協力してきた (図 3)。クリーンエンジンの圧縮機はエコエンジンと共通としている。

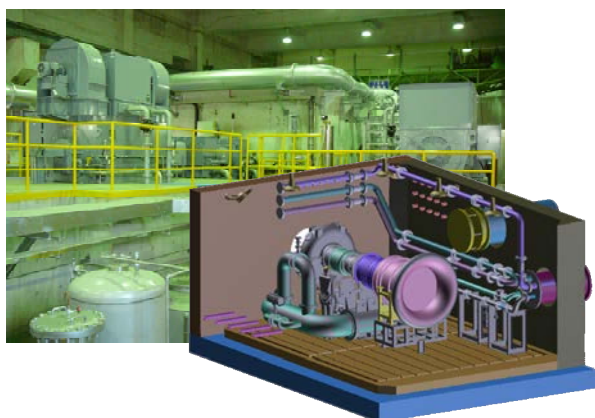
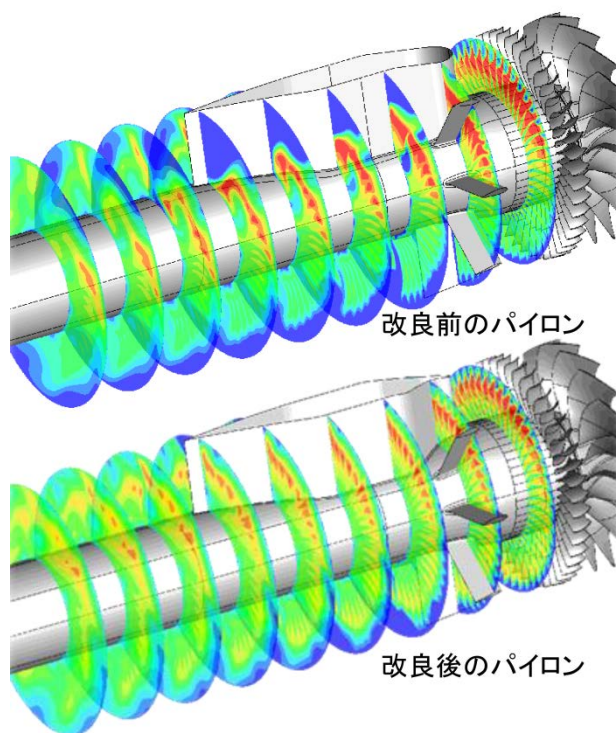


図 3 高圧圧縮機試験設備

## 2.2 ファンダクト損失の低減

ファンで加速された大量の空気は、後方のノズルからのジェットとなり推力を生み出す。このノズルに至るファンダクト内部には、ファンケースを支えるストラットやエンジンを吊り下げるパイロンなどが配置される。特にパイロン部分は、小型のエンジンであるほどダクト内の障害物としての大きさが相対的に高く、大きな損失源となる可能性がある。このパイロンの存在はファンの作動性能にも影響していることから、ファン入口からファンダクト部分までの全体の CFD 解析を行った。その結果、パイロン部分から大きな圧力損失領域が生じることが明らかになり、先端形状を改良することで損失を大幅に削減できることが判った (図 4)。この改善効果はエコエンジンに活用されるとともに、さらに形状改良を追加してクリーンエンジンの目標達成への成果の一つとなった。



(圧力損失部分をブルーで表示)

図 4 ファンダクト損失解析

((株) IHI との共同研究)

## 2.3 高圧タービン冷却性能の向上

圧縮機で生み出された高圧空気は、燃焼器で熱エネルギーを得て、その一部を圧縮機自身を駆動する高圧タービンで使ったのち、ファンの動力源となる。燃焼器出口のガス温度はタービン翼に用いられる耐熱金属の耐久温度の約 1000℃をはるかに上回るため、燃焼前の高圧空気を使って冷却している。この冷却空気の使用量は、コアエンジンで圧縮される空気全体の約 20%にも達するが、これを減らすことができればコアエンジンの効率を改善できる。

一つの方法はタービン翼冷却構造の改善である。現在のタービン翼の多くが採用しているインピンジ冷却とフィルム冷却の組み合わせに、ピンフィンを追加して対流冷却を強化する複合冷却構造は、製造技術上の課題は大きいものの大きな冷却性能向上効果が期待できる。この構造を、最も高温にさらされる翼前縁に適用した試験模型を制作して高温風洞で冷却構造の違いによる性能比較試験を実施し (図 5)、ピンフィンの効果で表面温度を下げる事が確認できた。また、JAXA で開発されてきた CFD 共通基盤コード UPACS を基に発展させた、

流体解析と固体熱伝導解析を同時に行い物体表面での熱収支を厳密に計算する流体・熱伝導連成解析により、複合冷却構造のメカニズムの解明を行っている。さらに、翼後縁で実機にも使われているピンフィン冷却構造について、ピンの傾斜角を変えることで冷却性能の向上が期待できることを実験・連成解析の両面から確認した。

冷却空気削減のもう一つの方法は、翼材料の耐熱性向上である。最新のタービン翼にはニッケル基単結晶材料が使われており、耐熱温度と寿命向上のための開発がエンジン各メーカーや国内では物質・材料研究機構などで行われている。JAXA では、新たに開発された単結晶材が、航空エンジンに使用された場合の寿命評価を行い、素材としての耐熱温度向上が実使用環境での性能向上に適用できるかの評価手法の研究を進めてきた。航空エンジン用タービン翼では、冷却にともなう温度勾配に起因する熱応力のON/OFFがエンジンの運転・停止の度に繰り返される特徴があり、定常的な高温下で一定の応力で評価するクリープ寿命データをそのまま適用することはできない。そこで熱応力のサイクルを模擬するバーナーリグ試験装置を構築し、新旧の材料での結晶構造の変化の違いをとらえることに成功するとともに、遠心力を受ける動翼の使用環境を模擬すると熱応力の緩和による結晶変化の遅れが発生することを明らかにした(図6)。

以上の冷却性能の向上と新しい耐熱材料の適用で期待できる材料の使用可能温度の上昇とともに、削減できる冷却空気量を見積もり、エンジン全体としての燃費改善の効果を算出する。

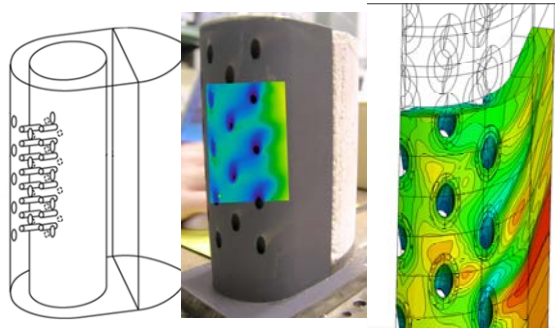


図5 複合冷却構造の研究



図6 耐熱材料の熱応力サイクル試験

### 3. 低燃費化効果の評価

#### 3.1 AVJEによるシステムインテグレーション

クリーンエンジンは実機の製作・運転試験は行わないため、実機による実証ができない。また仮に実機を製作したとしても性能の異なるエンジン要素の効果の違いをエンジン全体の運転から評価することは容易ではない。そこで本研究開発のテーマの一つとして実施してきた、Advanced Virtual Jet Engine (AVJE、図7)を活用して各エンジン要素を搭載することによるエンジン全体での低燃費化の効果を算出する。

AVJEは、ターボファンエンジンを構成する要素の膨大なパラメータを設定しエンジンのシステム設計や性能推定を行うもので、エンジンメーカー各社が保有する設計ツールと比べると簡易的なものではあるが、1人でノートPC程度の計算機性能で手軽に扱うことができることが特徴である。エアラインの実機エンジンのフライトデータをもとにシステムチューニングを行えば様々な運転条件で計測データがないエンジンの状態推定ができるとともに、基準となるエンジンを定めることで要素性能を変化させたときのエンジン全体設計や性能変化の評価ができる。

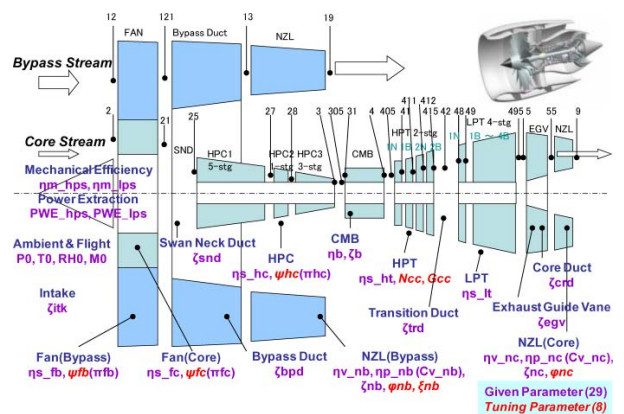


図7 AVJEの構成とパラメータ



クリーンエンジンの燃費改善量の評価については、後者の手法により性能改善前のエンジン各要素の性能でクリーンベースエンジンを構築し、前述の各要素技術の研究成果として、高負荷ファンの性能データ、ファンダクト損失改善量、タービン冷却空気削減量などを性能改善パラメータとして与え、目標エンジンの最適設計を AVJE で行って巡航状態での燃料消費率(sfc)を算出することで、全体目標としての現行エンジン比-15%の sfc 改善の達成を確認する。昨年度までの各要素の性能改善量の見積による試算で、目標値を達成するエンジンが成立する目途がたっている。

### 3.2 エンジン制御技術による燃費改善

AVJE では評価できないものの一つに、エンジン制御技術による燃費改善がある。

クリーンエンジンの研究開発では、エンジンの可変部分を能動的に動作させ、最適制御を行うことで燃費改善を実現するインテリジェント制御の研究も進めており、実験用ジェットエンジン(図8)の運転試験により sfc の改善効果を実証した。通常のターボファンエンジンにも圧縮機の可変静翼などの可変要素は搭載されているが、これは燃費改善のために積極的に利用する目的ではない。しかし本成果は、可変要素を利用した燃費改善の可能性を示すとともに、将来のエンジンでは当初から可変機構の利用を前提にした設計を行うことで、最適制御による燃費改善の実用化が期待できる。



図8 実験用ターボファンジェットエンジン

### 3.3 軽量化による燃費改善

ファンと圧縮機の項でも述べたように、高負荷化は部品点数の削減を可能とし、エンジンの軽量化に結び付く。また B787 で大幅に採用したことで話題となっている複合材は、すでにエンジンでもファンでの実用化がされており、本研究開発でも複合材の適用箇所を増やすことを目指して、圧縮機ケーシングへの使用を想定した適合性の評価を目指して部品の試作と強度試験を行っている。

軽量化の効果も AVJE では評価できない。エンジン全体の重量低減により機体搭載重量が減り、必要な揚力も少なくなることで揚力発生に付随する抵抗が低減できる。したがって、軽量化の効果は機体も含めた航空機全体設計を想定して算出することになる。

## 4. おわりに

クリーンエンジンは、今日のジェットエンジンの性能を改善する要素技術の先行的研究開発を中心に進めてきたものである。現在、機体では国産の MRJ の開発が進んでいるが、民間機用ジェットエンジンでも同様に国産エンジンが開発され、クリーンエンジンの成果の全てが近未来のジェットエンジンに活用されることを期待している。

クリーンエンジン技術の研究開発は今年度で終了するが、ジェットエンジンのトレンドはバイパス比が大幅に大きくなる方向にあり、JAXA では超高バイパスエンジンの実現に必要な技術開発を計画している。さらに長期的には、電動化技術の大幅活用を見据えた研究開発計画も策定中である。

## 5. 備考

クリーンエンジン技術の研究開発は、航空プログラムグループ環境適合エンジン技術チームと研究開発本部ジェットエンジン技術開発センターが実施しており、成果の一部は小型エコエンジンプロジェクトに参加する各社との共同研究に基づくものである。

# 液体燃料エンジン内の噴霧燃焼現象の解明と省エネ・低排出への挑戦

研究開発本部 数値解析グループ  
新城淳史

## 1. はじめに

世界のエネルギー消費は伸び続けており、省エネは依然として大きな課題である(図1)。現在、エネルギーの大部分は燃焼によって作り出されている。電気自動車でさえもその電気は元をたどれば大部分は燃焼(火力発電)で作られていることが多いので全体として見れば依然として燃焼によるエネルギー生成が主である。

燃焼によるエネルギー生成は、火力発電所、自動車エンジン、航空機エンジンなどが直接的な代表例である。燃料としては、気体(メタンなど)、液体(ガソリンやケロシンなど)、固体(石炭など)がある。

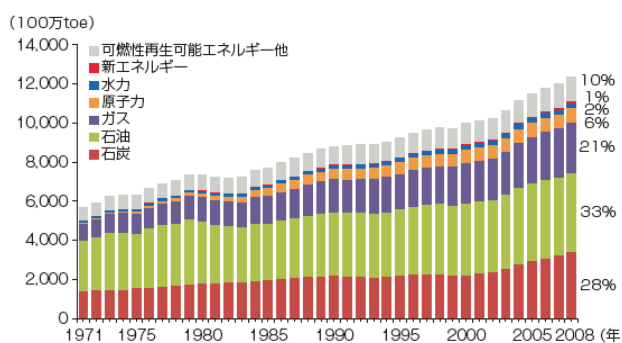


図1 世界のエネルギー消費 (©エネルギー白書 2011)

航空機や自動車などの乗り物のエンジンでは、扱いやすさや燃料タンクの容積の制約などの理由で液体燃料が主に用いられている。これらのエンジンでは燃焼室に液体燃料を霧状にして噴き、空気と混ぜて燃焼させている(これを噴霧燃焼と呼んでいる)。出来た高温高压の燃焼ガスを利用してタービン、ファンを回したりピストンを押ししたりして乗り物本体が動く。エンジンによって細かい違いはあるものの原理は同じで、燃焼器で燃料を霧状にして燃やすということで共通である。したがって、噴霧燃焼がキーでありそれを優秀に設計すれば、燃費(効率)がよく排気ガスのきれいなエンジンを作ることがで

きる。よく知られているように、エネルギー問題は環境問題と密接に結びついている。

例として、初期のジェット旅客機ボーイング707と最近のボーイング777の離陸の様子を図2に示す。古いボーイング707のほうがエンジンから黒煙を噴いている様子が分かる。これはエンジン燃焼器からのススであり、排気ガスがきれいではないことを示す。また、それは燃焼状態が悪い(すなわち燃費が悪い)こととも密接に関係している。最近のボーイング777では、目立った黒煙は見え、燃焼器内の燃焼が改良されて排気ガスや燃費が改善されている。



(a) ボーイング707の離陸 (© C. Atterbury)



(b) ボーイング777の離陸 (© Boeing)

図2 新旧旅客機の離陸イメージ

また、図3には1968年の米国カリフォルニア州ロサンゼルスでのスモッグの様子を示す。カリフォルニア州では早くから自動車の排気ガスに



よる大気汚染に苦しんだために現在最も厳しい環境規制を敷いている。原油の高騰などの影響もあり、現在多くの消費者が車選びの際に燃費を非常に重視している。



図3 ロサンゼルスのスモッグ (© NASA)

このように、時代とともにエンジン内の燃焼は進歩し燃費と排気ガス特性を確実に改善してきた。しかしながら、図1にもあるように全体のエネルギー消費量は増え続けており、さらなる改善への要求は尽きない。

燃焼を改善させるには、燃焼のことをよく理解していなければならない。一般的に、よく分からないままおおざっぱに燃やしてもいい結果は得られない。しかし、一口に噴霧燃焼と言っても、これは非常に複雑な現象でありやっかいである。その中には主に、液体微粒化（液体燃料を噴き出して細かい霧にすること）、蒸発、空気との混合、燃焼などの現象が乱流状態（速度などが大きくかつ細かく変わる乱れた状態）で起こっている。現在においても我々の噴霧燃焼の理解は十分ではなく、多くの燃焼設計は試行錯誤と経験に頼っている。

そこで我々は、噴霧燃焼の現象を解明しさらなる高効率化を目指すためにさまざまなアプローチから研究を行っている。一般に研究はシステムレベルのものから基礎研究レベルまでであるが、ここでは燃焼工学への貢献の例として、細かいスケールの現象を対象にしてスーパーコンピュータで数値シミュレーションした結果を紹介する。これはかなり基礎分野の研究であるが、現象の細かい理解なくして全体の理解なし、という信念で我々は進めている。実際、噴霧燃焼においてはこのような細かい現象の情報が絶対的に不足している。

具体的には、エンジンの燃料噴射孔付近で、

燃料がどのように微粒化して混合し最終的に燃焼につながっていくかを探る。そんなことも分かっていないのかという印象もあるだろうが、実際分かっていない。実エンジンに比べればかなり小さいスケールの領域にズームインしての取り組み（図4）であるが、ここがエンジン性能全体に強く影響していることは分かっている。

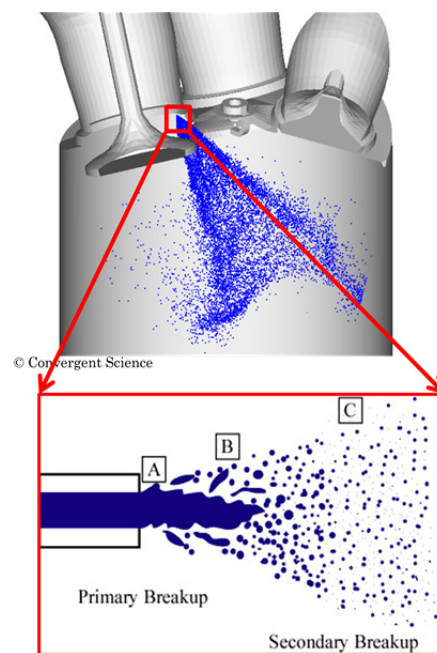


図4 ここでの研究対象の模式図（赤枠内）

本稿で扱う噴霧は形状が自動車エンジンに近いが、上述した通り燃焼に関してはそのまま他のエネルギー機器においても応用できる。

## 2. 取り組みの概要

### 2.1 対象

対象は図4にもある通り、エンジンを模擬して噴射孔付近の噴霧を対象に、微粒化、蒸発、混合、燃焼などを詳細に調べる。スーパーコンピュータを用いてここまで詳細に調べたのは世界初であり<sup>[1-4]</sup>、計算規模も世界最大レベルになっている。ここでは小径（0.1mm）のノズルから高速（100m/s）で噴いた例を中心に述べる。

### 2.2 結果の概要

図5に、噴霧先頭部での微粒化の様子を示す<sup>[1]</sup>。先頭が大変形してめくれている様子や、細かい糸のような構造および球形の液滴が見える。最終的には全てを液滴にする（完全な霧にする）

のが目的であるが、その中間過程は複雑に変形していることがわかる。この計算により、微粒化はでたらめに起こるのではなくある物理的な法則に基づいていることが分かった<sup>[1-3]</sup>。先頭部の傘形状の縁からは定期的に気相の渦放出が起こり、一定の時間間隔で液をちぎって糸状の液系にして液滴を作る。これにより、出来た霧は均一な液滴分布ではなく、不均一なムラのある分布になることも明らかになった。また、噴射ノズルから伸びる液柱コア表面からも、界面不安定性によって表面振幅の増加、うろこ状構造からドーナツ状構造への遷移、液系の形成、液滴の生成、と順番に微粒化が起こることが分かった。



図5 噴霧先頭部付近の微粒化の様子

ズームしてみると、液滴は必ず糸状構造から表面張力により生まれているのが分かり(図6)、一つ一つが意味のある動きをしている。実際の噴霧を人間の目で見ると小さい上に速すぎて見えないが、霧のできる過程がこのようなシミュレーションにより明らかになった。

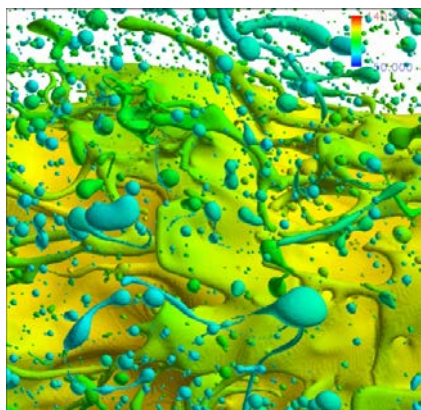


図6 噴霧内の微細な液滴の生成

次に、実際にはエンジンで燃焼させることを考えると、燃料が蒸発混合していく過程も理解する必要がある。そこで、これも詳細シミュレーションで追跡してみた。図7にある時刻での燃料蒸気と高温空気の混合の様子を示す<sup>[4]</sup>。赤に近い領域が燃料の濃いところであり、白い領域(真ん中の液柱は除く)は燃料の薄いところを示す。蒸発は液滴の表面から起こる。均一に液滴が分布していれば、燃料と空気の混合気も均一になるが、図7によれば混合気には濃いところと薄いところがある。これは液滴の分布によっており、その液滴分布は図5、6で見た微粒化機構で決まっている。

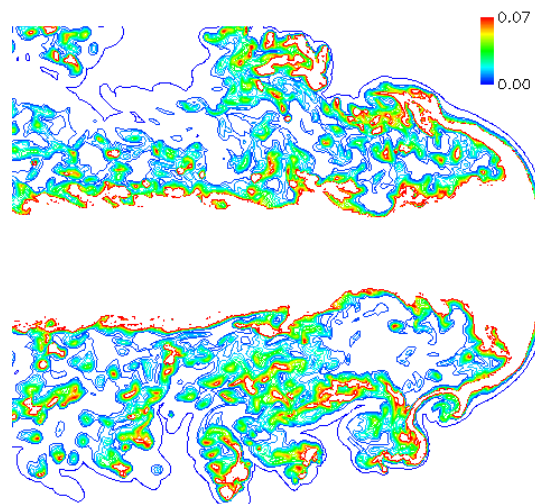


図7 噴霧での燃料蒸気と空気の混合の様子

液滴の密なところと疎なところでは流れ場の様子が違う。図8に、代表的な例を示す。液滴が比較的孤立して存在する場合(図8(a))は、周りからの干渉をあまり受けないが、周りに別の液滴が多く存在する場合(図8(b))は、周りの液滴からの干渉を受け流れ場が乱れる。ここでは、蒸発した蒸気が隣り合う液滴同士の間で合体して次第に一つの大きな塊(群)になっていく。図7での大きな濃い部分はこのようなようにして作られたものである。燃焼したときには、この群の外側でしか燃焼反応は起こらず群内の液滴の蒸発も若干抑えられ、群燃焼と呼ばれる特徴的な燃え方をする。このような群がどう成長していくかは燃焼効率や排出物特性を決める上で重要な情報になってくる。

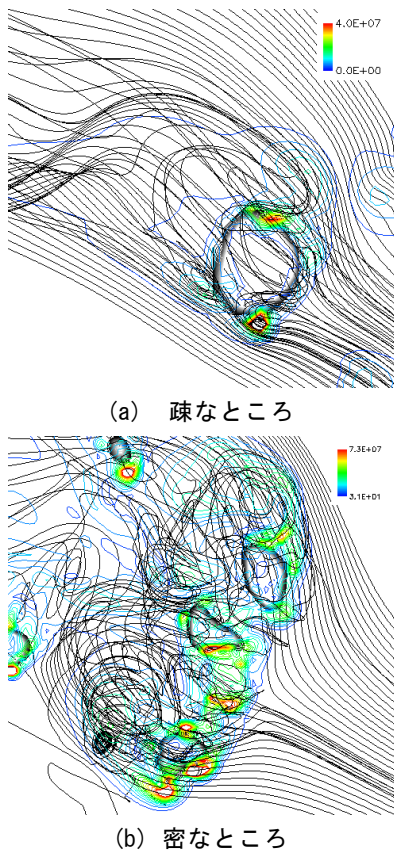


図8 液滴の密と疎なところでの局所の流れ場の違い

実際の噴霧では、ここで見たように不均一な分布しか作れない。したがって、噴霧を下手に設計してしまうと後の燃焼において不完全な燃焼などを起こしてしまうことになるので、現象理解を十分に積み重ねておくことが効率的・低排出な燃焼に非常に重要である。

### 3. 今後のアウトロク

ここまでの結果は、微細なものに注目してその詳細な物理過程を追うものであった。そこでは、これまでよく分かっていなかった部分についての理解が進んだ。一方で、数センチから数メートルまでのスケールの実機デバイスに現象がどうつながっていくのかも当然調べていかなくてはならない。

数値シミュレーションで言えば、詳細解析のアプローチのままだと計算機資源が膨大に必要で現実的ではないため、現在取り組んでいるのは、ハイブリッド手法の開発である。これは、ある下流域からは液滴を全て点粒子とみなして計算するものである。液滴を点粒子として扱う手法は既に存在するが、既存のものは入口の噴射ノズルを正確に解けないので精度に限界があ

る。これが実現すれば噴霧の噴射孔からエンジンまでを網羅でき、より正確なシミュレーションによって燃焼器などのエネルギー機器の改良に寄与できると期待される。

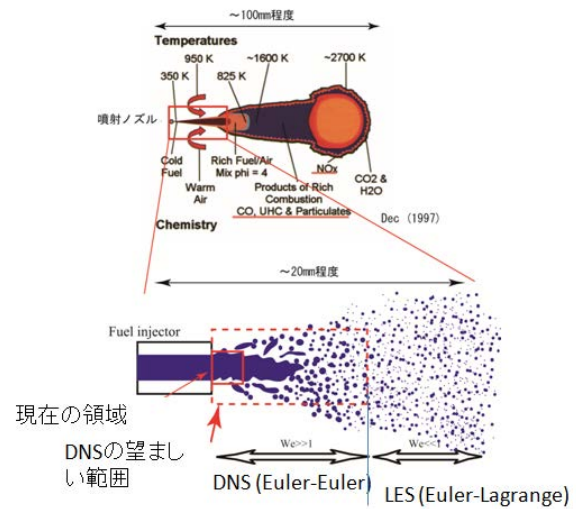


図9 ハイブリッド計算法

航空・宇宙のエンジンに限らずエネルギー機器の多くには共通する部分が多い。JAXA では基礎と応用の両方の観点から日々研究を進めており、ここではその基礎研究の一例を簡単に紹介した。

### 参考文献

- [1] Shinjo, J., Umemura, A., Simulation of liquid jet primary breakup: dynamics of ligament and droplet formation, *Int. J. Multiphase Flow*, 36 (2010) 513-532
- [2] Shinjo, J., Umemura, A., Detailed simulation of primary atomization mechanisms in diesel jet sprays (isolated identification of liquid jet tip effects), *Proc. Combust. Inst.*, 33 (2011) 2089-2097
- [3] Shinjo, J., Umemura, A., Surface instability and primary atomization characteristics of straight liquid jet sprays, *Int. J. Multiphase Flow*, 37 (2011) 1294-1304
- [4] Shinjo, J., Umemura, A., Droplet/turbulence interaction and early flame kernel development in an autoigniting realistic dense spray, *Proc. Combust. Inst.* (in press)