

1J05 基幹ロケット上段推進系の発展と国際有人探査への貢献 — 極低温軌道間輸送機の研究開発 —

○杵淵紀世志, 齊藤靖博, 西平慎太郎, 更江渉, 杉森大造, 沖田耕一
(JAXA 宇宙輸送ミッション本部)
谷直樹, 梅村悠 (JAXA 計算・情報工学センター)
小林弘明 (JAXA 航空本部)
姫野武洋 (東京大学 航空宇宙工学専攻)
石川佳太郎, 青山太一 (三菱重工 航空宇宙事業本部 宇宙事業部)

H2A Upper Stage Evolution to Contribute to the Exploration – R&D Activities of Cryogenic Propulsion Stage –

Kiyoshi Kinefuchi, Yasuhiro Saitoh, Shintaro Nishihira, Sarae Wataru, Daizo Sugimori and Koichi Okita
(Space Transportation Mission Directorate, JAXA)
Naoki Tani and Yutaka Umemura (JAXA's Engineering Digital Innovation Center)
Hiroaki Kobayashi (Institute of Aeronautical Technology, JAXA)
Takehiro Himeno (Dept. of Aeronautics and Astronautics, Univ. of Tokyo)
Keitaro Ishikawa and Taichi Aoyama (Space Systems Division, Aerospace Systems, MHI)

Key Words: Launch Vehicle, Upper Stage, Cryogenic Propulsion, Propellant Management

Abstract

Upper stages of H-IIA and H-IIB use LOX/LH2 as a propellant and achieve high performance and reliability. Utilizing the experiences of cryogenic propellant management, the upper stage of H-IIA is now being upgraded for more efficient mass transfer. The propulsion system development is one of the most critical issues for the H-IIA Upgrade, and will succeed CPS, Cryogenic Propulsion Stage, which is an element of the international exploration architecture for the in-space orbital transfer. Currently, CPS was scaled up to DUUS, Dual Use Upper Stage, and JAXA is now conducting a collaborative study with NASA. It is necessary to improve understanding of cryogenic propellant management to develop DUUS, hence, JAXA focuses on not only vehicle development but also basic researches with universities and industries.

1. はじめに

ISECG (国際宇宙探査協働グループ) による国際宇宙探査ロードマップでは, 極低温の液体酸素 (LOX) および液体水素 (LH2) を推進剤として採用した軌道間輸送機 CPS (Cryogenic Propulsion Stage) がミッションアーキテクチャを構成する要素として示されている¹⁾. CPS は NASA が開発中の大型ロケット SLS (Space Launch System) に搭載され, 月, 小惑星, 火星の有人探査において軌道間輸送の役目を担う. NASA では現在, より効率的な開発を目指し, CPS を大型化した図 1 に示す DUUS (Dual Use Upper Stage) を提案している²⁾. DUUS は CPS 同様に LOX/LH2 を推進剤とするが, SLS の 2 段目として,

上昇フェーズおよび軌道間輸送の双方の役目を担う. JAXA では DUUS 開発における NASA との協働について検討を進めているところである.

LOX/LH2 は高比推力を達成する反面, 軌道上貯蔵が困難というデメリットを有するため, 月以遠を目指す長期ミッションにおいては貯蔵性を如何に高めるかが実現に向け解決すべき課題となる. この他, 長期間の無重力環境下において液体推進剤を適切に管理するための手立ても講じる必要がある. 多数回のエンジン着火に備えるための各種オペレーションの従来以上の効率化も求められる.

NASA ではこれらの推進剤マネジメント技術 (米では CFM : Cryogenic Fluid Management と呼ばれる) の研究開発が長年精力的に行われてきた. 2016 年には

CPST と呼ばれる LH2 タンクとともにこれら技術を搭載した軌道上テストベッドを打上げ、長期間に渡り極低温推進系に関わるデータ取得・CFM 技術の実証が行われる計画である³⁾。



図1 NASA による DUUS のコンセプト²⁾

日本では H-I 上段にて初めて LOX/LH2 ステージを開発した。それに続く H-II, H-IIA でも同様に LOX/LH2 を採用し、その技術を蓄積、向上させてきた。これらは再着火を始めとした高度な機能を有し、世界第一線の性能・信頼性を確保している。

現在 H-IIA 上段を更に発展させ、輸送能力を増強すべく、基幹ロケット高度化プロジェクトを進めている（以下、H-IIA 高度化と呼ぶ）。H-IIA 高度化では、図 2 に示すように静止衛星の打上げにおいて静止トランスファ軌道の遠地点付近まで数時間のロングコースト（エンジン停止状態での慣性飛行）の後、第 2 段エンジンの再々着火（第 3 回目の着火）を実施することで衛星側が静止化までに負担する ΔV を低減する。図 3 に H-IIA 高度化におけるロングコースト、エンジン再々着火を実現するための推進系開発要素を示す⁴⁾。ロングコーストおよび再々着火の実現には推薬マネジメント技術の発展が必須であり、DUUS の実現にも繋がるものである。

また、軌道上における微小重力下での運用を求められる上段推進系は、地上 1G 下での試験による検証が不可能であり、解析技術の発展が開発に資するところは非常に大きい。この観点から、特に極低温二相流・伝熱に関する解析技術力の向上に関しても産学官連携の上、注力しているところである⁵⁾。

本稿では、日本が検討する DUUS の概略を述べ、実現に際しての技術課題およびその解決に向けた活動について、解析技術向上を目指した取り組みも含めて概観する。獲得した技術は新型基幹ロケット開発にも繋がるものであり、H-IIA 高度化、DUUS、新型基幹ロケットと繋がる技術の連続性についても技術ロードマップとして示す。

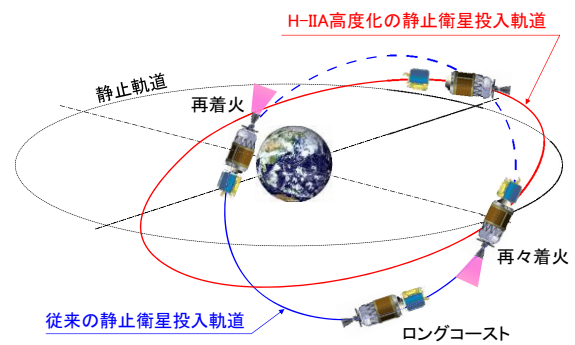


図2 H-IIA 高度化における静止衛星輸送ミッション

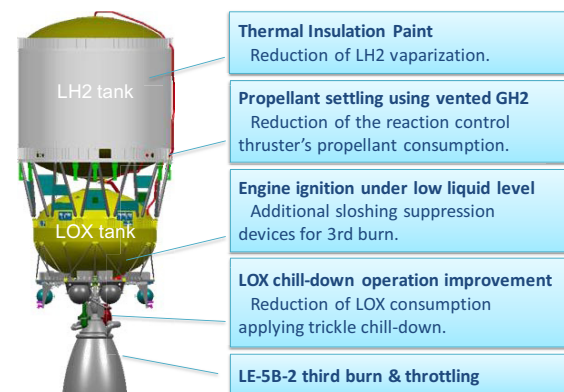


図3 H-IIA 高度化 第2段推進系開発要素

2. DUUS (Dual Use Upper Stage) 概要

DUUS は SLS の第 2 段目として、LOX/LH2 を推進剤とし、上昇フェーズと軌道間遷移の双方の役目を担う大型上段ステージであり、月着陸船や有人深宇宙探査船等をペイロードとして輸送する。日本が検討中のコンセプトは、推進剤を含むステージ全備重量 120 トン級で、推力 30 トン級のロケットエンジン 2 基を搭載する。

DUUS の開発にあたっては、H-IIA ロケットに続く新型基幹ロケットの 1 段および 2 段とサブシステムレベルで共通化を図ることで、双方の開発の効率化が可能となる。すなわち、日本としては新型基幹ロケットの開発費低減のみならず、DUUS を通した国際貢献、世界第一級の宇宙輸送技術の獲得、国際的プレゼンスの発現等が実現される。現在、エンジンを始めとして、DUUS 推進系・構造系の概念検討を進めている。

月周辺ミッションを例に DUUS のフライトシーケンスについて概説する（図 4）。SLS の第 1 段と分離した DUUS は、初回のエンジン燃焼で低軌道に到達し、2 回目の燃焼により TLO（Trans Lunar Orbit：月遷移軌道）へ投入される。約 5 日間に及ぶ TLO 慣性飛行（コースト）中、最大で 3 回の小推力でのエン

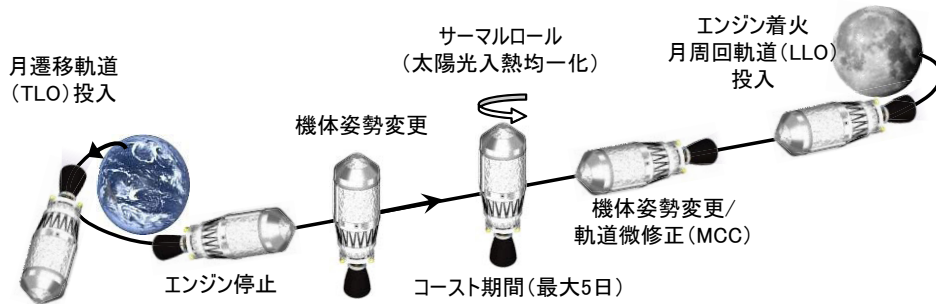


図4 月周回軌道投入ミッションの例

ジン燃焼により MCC (Mid-Course Correction) を実施、軌道微修正を行う。その後、月周辺で燃焼を実施、目的地である LLO (Low Lunar Orbit) もしくは EML (Earth-Moon Lagrange Point) へ到達、ペイロードを分離する。役目を終えた DUUS は最後の燃焼により、軌道離脱、投棄 (Disposal) される。

上記フライトシーケンスから、DUUS 実現へ向けた技術課題として、下記3点が抽出される。

- (1) LOX/LH2 蒸発量の抑制: DUUS のミッション期間は H-IIA の1時間程度に対し、5日前後と長期間にわたるため、その間の極低温推進剤の蒸発量を極限まで抑制せねばならない。現状のままでは推進剤は2~3日で蒸発、枯渇するため、ミッションは成立しない。
- (2) 軌道上環境下での液体推進剤の挙動制御: 現状、H-IIA 上段はコースト中、ヒドラジンの一液スラスタを機軸後方に噴射することにより加速度を発生させ、液体推進剤をタンク底部に静定させている。これを推進剤リテンションと呼ぶ。DUUS の TLO 遷移期間は5日前後となり、この間スラスタにより常時推進剤リテンションを行うことはヒドラジンの消費量が甚大となり成立しない。したがって、別手段により無重力下での液体推進剤の静定を図らねばならない。また、長期にわたるミッションの間、機体は多数回のマヌーバを強いられる。この際発生する液体推進剤の揺動 (スロッシング) に関しても、手立てを講じる必要がある。
- (3) エンジン多数回着火のためのオペレーション効率化: 前述のとおり、エンジンの燃焼回数は MCC を含めて最大7回に上る。エンジン着火に際しては、エンジンの事前冷却 (予冷)、タンクの事前加圧 (与圧) 等のオペ

レーションが必要であり、推進剤もしくはヘリウムガス等を大量に消費する。したがって、これらの従来以上の効率化が必要となる。

以上3点の課題に加え、地上で実現が困難な軌道上熱環境、

微小重力環境の影響について、解析的に予測する技術の獲得が必須となる。次章ではこれら課題に対する取り組みについて、現状も踏まえた上で紹介する。

3. DUUS 実現へ向けた研究開発

3.1. 推進剤蒸発量の抑制

H-IIA 上段の LH2 タンクは現状はフォーム断熱、H-IIA 高度化ではこれに加え白色断熱塗装を施す計画である。DUUS ではこれでは不足で、MLI による断熱強化が有望である。タンク前後構造からの熱伝導による入熱も低減する必要があり、チタン、CFRP⁶⁾等の低熱伝導材料の採用、さらにはタンク・周囲構造間への断熱スペーサ等の挿入も必要となる可能性がある。断熱システムのコンセプトの一例を図5に示す。これらの技術は新型基幹ロケットに適用することでも輸送能力が向上する。

ミッション中の推進剤蒸発量の予測については、JAXA/JEDI で解析ツールの開発を進めている。H-IIA フライトデータや、CNES (仏宇宙機関) との共同研究を通し、精度の向上を図っているところである。また、軌道上での入熱の予測も重要となってくることから、図6に示すような軌道上入熱ツールの開発も進めている。

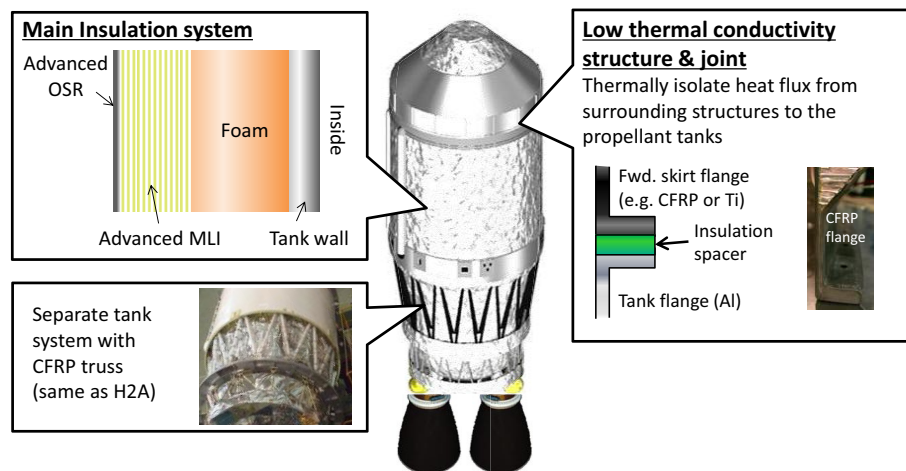


図5 タンク断熱システムのコンセプト例

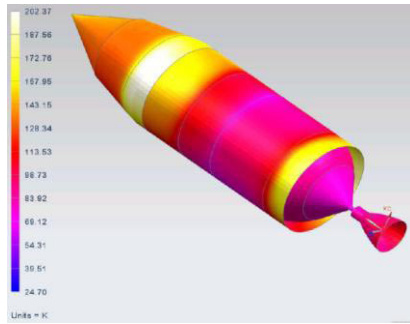


図 6 軌道上熱解析の一例（機体温度分布）

3.2. 微小重力下での液体推進剤挙動制御

(1) コースト中の液体推進剤静定

現状の H-IIA では前述の通りスラスト噴射によりリテンションを行う。H-IIA 高度化におけるロングコーストでは、ベントリテンション（LH2 タンクからの蒸発水素ガスの機体後方噴射による推進剤静定）を採用した⁷⁾。DUUS のような数日に及ぶミッションでは前者はもはや成立しえず、後者も断熱強化により蒸発量を抑制した状況では採用できない。

コースト中の推進剤制御の主目的は、推進剤蒸発に伴うタンク内圧上昇時にガスベントする際、液体推進剤をガスとともに外部放出させないことにある。エンジン着火の際にもタンク底部への静定が求められるが、この際にはスラストリテンションも短秒時であるから採用し得る。アレッジやタンク壁が高温の場合、意図せぬ液体挙動による蒸発増大も懸念される。

対応策としてはいくつか考えられる。有望なものとして人工衛星の推進剤タンク内部に搭載される表面張力デバイス（PMD）がある。PMD はペーン、スクリーンメッシュ等に働く液体推進剤の表面張力により液体の挙動を制御するが、実用化はヒドラジン等のストアラブル系推進剤に限られており、極低温推進剤での採用実績は世界的にもほとんどない。PMD は静止衛星ミッションでも有効な可能性もあり、欧・米で研究開発が活発に進められている。他の候補として、機体ロールの遠心力によるタンク側壁への推進剤静定、アレッジ冷却によるタンク内圧制御、ガスベント部のデバイスによる気液分離等がある。

PMD は本課題に対する有力候補であり、かつ新型基幹ロケットにおけるロングコーストミッションにおいてもメリットを発揮する可能性があることから、基礎研究を推進している。図 7 は微小重力環境を模擬した低 Bond 数下における自由界面形状に対

する解析手法の検証結果である⁸⁾。東京大学姫野研が開発した二相流解析コード CIP-LSM⁹⁾の PMD 開発への適用性を確認した。また 2013 年度中に極低温下でのバブルポイント（スクリーンメッシュの推進剤保持性能取得）試験を JAXA 航空本部/輸送本部共同で実施予定である。

(2) スロッシング

H-IIA 高度化では再着火後の長時間コースト中、および再々着火前の残推進剤量は数%と少量ゆえ、機体マヌーバ等による過大な推進剤スロッシングや、エンジン始動時のガスのエンジン供給配管への混入など懸念され、防止する手立てが必要となる。H-IIA 高度化では、実験と CIP-LSM による解析を併用することでスロッシング抑制デバイスを開発した。

上記に加え、DUUS においては、スロッシングに伴う液体推進剤と高温のタンク壁もしくは高温の加圧ガスとの熱交換も事前に把握すべき事象となる。なぜなら、DUUS では前述のとおり推進剤蒸発の抑制やタンク加圧の効率化が鍵となるが、これらは蒸発促進や、加圧ガス凝縮によるタンク圧低下を招く可能性があるためである。そこで、東大/ISAS/輸送本部では共同でこれらの現象に対する研究を進めている^{9,10)}。LH2、LN2 のスロッシングに伴う気液熱交換データを取得し、蒸発/凝縮双方が発生し得ることを確認するなど、設計に資する知見・データを取得した。

スロッシングを正しく把握するためには、その発生源となる加速度外乱も適切に把握する必要がある。タンク圧ベントによる蒸発ガスの機外放出による外乱もその一例である。JAXA/JEDI では、外乱評価可能な連続流/希薄流ハイブリッド手法の開発を行っており、H-IIA フライトデータにより精度検証が為され、H-IIA 高度化開発にも適用されている¹¹⁾。

3.3. 多数回着火のためのオペレーション効率化

(1) エンジンスロットリング

H-IIA 高度化では再々着火時に推力 60%スロットリングを計画している。これにより、小 ΔV の増速

	実験結果	Fluent解析結果	CIP-LSM解析結果
Bo=10.3			
Bo=1.55			

図 7 低 Bond 数下での自由界面形状の解析検証

が可能となるとともに、タンク内液量が少ない状況下で懸念されるエンジンへのガス混入に対するリスクを低減でき、輸送能力の向上が見込まれる。

H-IIA 第2段エンジンLE-5B-2が有している燃焼モードとしてアイドル燃焼がある。このモードではターボポンプを回転させず、推薬タンクからのブローダウンにてエンジンを燃焼させ、定格の数%レベルの推力を発生する。ターボポンプを回転させないため、必要 NPSH とともに後述の予冷に対する要求も緩和でき、また燃焼中の推薬流動により予冷を兼ねることができる。発生した推力によるタンク内推薬の静定も期待できる。

スロットリング、アイドル燃焼ともに DUUS および新型基幹ロケットにおける軌道上での柔軟かつ自在な運用に向けての重要技術である。DUUS における MCC や Disposal はアイドル燃焼単独により実施する計画である。アイドル燃焼は他国のエンジンではほとんど実績はなく、日本独自のアドバンテージとなり得るが、現状の I_{sp} は低く留まっており、高 I_{sp} 化へ向け検討を進めているところである。

(2) エンジン予冷量低減

LE-5B-2 は飛行中、各着火前に予冷を行うが、冷却後の推進薬は機外へ放出する。すなわち、予冷量の低減はそのまま打上げ能力向上に直結する。H-IIA 高度化では着火直前の予冷秒時削減の他、コスト中の温度上昇を抑えるための方策としてトリクル予冷と呼ばれるより小流量での方式について開発を進めている。しかし、微小重力下での二相流動現象が地上での検証を困難にしている。過去の開発ではこの不確定性のため、安全側に設定した地上試験やフライトデータの蓄積により予冷シーケンスを定めてきたが、H-IIA 高度化では解析と各種試験を組み合わせることにより、詳細に現象を理解し、目標の予冷消費量を達成することを目指している。

DUUS では更なる予冷消費量の削減が求められるため、これに対応すべくリサーキュレーション予冷システムの研究を進めている。リサーキュレーションでは、推進薬をタンクとエンジン間でポンプにより回流させることで推進薬を機外放出することなくエンジン予冷を実現するが、ポンプの開発リスクに加え、タンク内推薬温度の上昇や、戻りによる液の擾乱など、いくつかのリスクが想定される。2012 年、図 8 に示す回流用の電動小型極低温ポンプを試作し、LN2 で所定の性能を確認した¹²⁾。本ポンプの特徴としては、気液二相流での吸込み機能、磁気カップリングを採用し軸封シールを削除、低コストセラミッ

ク軸受の適用、ロングシャフトによりポンプへの入熱低減、などが挙げられる。また、ポンプ部ケーシングには透明樹脂を用い気液の吸込み状況を可視化し、二相吸込み性能を確認した。

2013 年には直径 600mm の模型タンクと本ポンプを組み合わせ、リサーキュレーションシステム試験を JAXA 角田宇宙センターにて実施し、日本では初めてリサーキュレーション予冷に関する実機設計に資する各種データの取得に成功した。

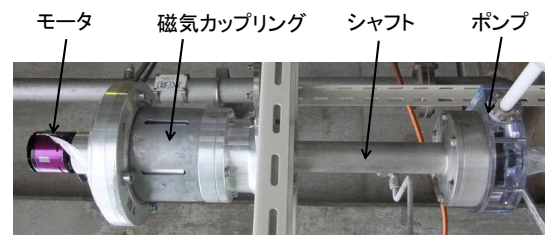


図 8 リサーキュレーションポンプ

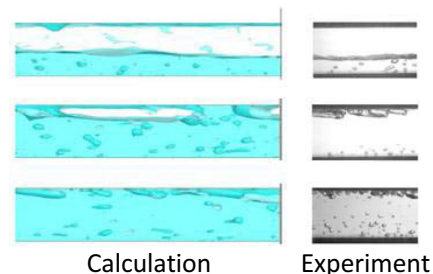


図 9 CIP-LSM による窒素気液二相流動解析例

予冷解析は各種試験データにより精度を保証した簡易モデルに基づくツールを用いて実施してきた。DUUS や新型基幹ロケットの開発においては、広範な条件下において実データに頼らず高精度を有するツールが開発効率化の観点からも求められている。JAXA では東大姫野研と共同で CIP-LSM をベースとした予冷解析ツールの開発も進めている¹³⁾。図 9 は東北大大平研による LN2 二相流実験結果に対し、CIP-LSM を適用した例である。図からわかる通り二相流動状況がよく再現されている。圧損や冷却特性についても精度よく解析可能であることが検証され、今後実機適用に向け開発を加速していく計画である。

予冷解析精度の向上に向けては、S-310 観測ロケットによるロケット慣性飛行中の二相流挙動・熱伝達特性実験の準備も進めている。軌道上環境を模擬し LN2 での二相流動状況を確認する。二相流解析レベルの底上げを図り、タンク内蒸発の予測等にも活用する。成果は広く国内で共有することを考えている。

(3) タンク与圧

タンク与圧は推薬を注液、加圧・気化し加圧ガスとすることが有効となる。デバイスを別途搭載する

方法も候補となり得るが、エンジンからのタップオフも実現可能性がある。すなわち低（もしくはゼロ）NPSHでのアイドル燃焼立上後、スロットリングにより段階的にターボポンプを起動し、これを高圧源としてガスをタップオフする。これにより加圧用ヘリウムの搭載量が劇的に低減され、自在な再着火が可能となる。2回目の着火以降は前回の着火にて高圧水素ガスを蓄積して利用する案もある。

ミッション マイルストーン	H-IIA高度化	新型基幹ロケット(H-X) DUUS(CPS)	CPS Blk.2
目的地	静止軌道	静止軌道・月周辺	小惑星・火星・軌道上補給
ミッション時間	～5時間	～1週間	～1年
蒸発量抑制	白色断熱塗装 タンク熱流体解析(簡易モデル)	MLI/OSR断熱 タンク熱流体解析(詳細モデル) 軌道上入熱解析	極低温冷凍機 ベントガスシールド
微小G下での 液体推薬制御	ベントリテンション プルーム希薄流解析 スロッシング解析	PMD(バーン/メッシュ) 表面張力支配流解析	推薬コンディショニング
エンジン予冷	トリクル予冷 アイドル予冷 予冷解析(簡易モデル)	リサーキュレーション予冷 予冷解析(詳細モデル)	タンク予冷(推薬移送)
タンク与圧 エンジン高機能化	極低温He与圧 エンジンスロットリング	高Ispアイドル燃焼	アイドル/スロットル立上げ タップオフ与圧

図 10 上段推進系（推薬マネジメント）技術ロードマップ

4. 推進系研究開発計画

図 10 に推進系技術ロードマップを示す。H-IIA 高度化での技術獲得から、DUUS や新型基幹ロケットへ連続的に技術レベルを向上させるとともに、産学官連携を強化し、効率的に各ミッションの実現を目指している。

ロードマップに記した技術に加え、センシング技術も重要となる。DUUS や新型基幹ロケットでは、低コストの連続液面計が射場での充填作業の効率化や推薬有効活用の観点から必須となる。また、有人仕様とする上ではガス漏えい検知センサのオンボード化も必要となってくる。二相流のセンシングに関しては、早稲田大学佐藤研究室、JAXA 航空本部と共同でボイド率計、クオリティ計の研究開発を進めており、ボイド率計に関しては前述の予冷試験やリサーキュレーション試験にも適用し、二相流量の把握等において多大な成果を上げている。

5. まとめ

国内における推進系研究開発状況を紹介した。H-IIA 高度化から連続的に技術を発展させることが DUUS の実現、延いては新型基幹ロケットの国際優位性確保、開発効率化にも繋がる。この実現に向けては推薬マネジメント技術の発展が必須で、二相流や伝熱といった基礎物理の理解、センシング等の基礎技術開発はその根本を為すものであり、産学官連携による活動の枠組み拡大へ向け、各位の参加もお願いしたい。

参考文献

1) 国際宇宙探査協働グループ (ISECG) : 国際宇宙探査ロードマップ (GER) , 2011 年 9 月。

2) Steve Creech, Jon Holladay, Davey Jones, “SLS Dual Use Upper Stage (DUUS) Opportunities,” Partnership Study with JAXA, NTRS ID 20130013953, 2013.

3) Bryan, S: In-Space Propulsion for Human and Scientific Exploration beyond Earth Orbit, Space Propulsion Conference, Bordeaux, 2012.

4) 杵淵, 他: 極低温軌道間輸送機 (CPS) の実現に向けてー基幹ロケット上段推進系の発展構想ー, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会, 別府, 2012.

5) 東大・JAXA 社会連携講座 推進薬熱流動研究グループ, <http://www.rocketlab.t.u-tokyo.ac.jp/>

6) 杵淵, 他: 複合材ロケット構造の開発, 日本機械学会論文集 (A 編) , 77, 773 (2011), pp. 81-89.

7) 杵淵, 他: ISAS あきる野実験施設における H2A ロケット高度化ベントリテンション開発試験, 宇宙輸送シンポジウム, 2013.

8) 杵淵, 他: 微小重力下での液体推薬保持技術開発のための地上模擬実験, 航空宇宙技術, Vol. 12, pp. 73-77, 2013.

9) Himeno, T., et al.: Investigation on Pressure Change Induced by Cryogenic Sloshing, AIAA-2012-4295.

10) 杉森, 他: 液体窒素のスロッシングに伴うタンク内圧力変化の研究, 機械学会 2013 年度年次大会.

11) 谷, 他: 数値シミュレーションを活用した宇宙空間におけるガスプルームコンタミ, 第 57 回宇宙科学技術連合講演会, 米子, 2013.

12) 渡邊, 他: ロケットエンジン用リサーキュレーションポンプの試作と基礎的な試験について, ターボ機械, 41, 4 (2013), pp. 193-200.

13) Umemura, Y., et al.: Numerical Analysis on Boiling Flow in Surface Tension Dominant Environment, AIAA 2013-3843.