

水素系電気推進による軌道間輸送の初期検討

杵淵紀世志 沖田耕一 (JAXA輸送本部)
國中均 (JAXA/JSPEC)

1. はじめに

DCアークジェット, MPDアークジェットは水素を推進剤とすることで性能が向上することから, 各国において研究が推進されてきた。しかし, 水素は軌道上での貯蔵が困難であることが実用に向けては課題となる。本稿では水素を推進剤とした電気推進による軌道間輸送システムの初期検討結果について, 液水ロケットの発展型として検討中の軌道上での水素の長期貯蔵技術も含めて報告する。

2. 水素系電気推進

DCアークジェットは推進剤をノズルにより空力加速するため, 小分子量の水素は他の推進剤と比して高効率/高Ispとなる。世界的にはIsp=1000~1500秒, 推進効率40~45%がすでに達成されている[1,2]。電熱加速型である太陽熱推進, レジストジェットも同様である

MPDアークジェットについては, 水素では臨界速度が高く, 最大Isp=10000秒との報告もある[3]。すなわち, DCアークジェット, MPDアークジェットでは水素を推進剤とすることで性能が向上する。しかし, 水素は軌道上での長期利用が困難という課題がある。この課題に対し, 現在研究中の液水ロケット技術を適用することを以下にて提案する。

3. 液水ロケット推進系の発展計画

日本の液酸/液水ロケット(Hシリーズ)はH1に始まり, 現在運用中のH2A/H2Bに至るまで, 一貫して液酸/液水のステージを開発・運用してきた。現在, これらに引き続く次期基幹ロケット(H3)の研究開発を推進している[4]。

ISECGにて検討されている国際有人探査ミッションにおいて, 液酸/液水ステージによる軌道間輸送の必要性が述べられている[5]。日本としては, Hシリーズ上段の技術の発展型として, 国際協働の場に液酸/液水軌道間輸送機(CPS: Cryogenic Propulsion Stage)を提案すべく研究開発を進めている。

図1に以上の背景を反映したロケット上段推進系の技術ロードマップを示す。現在, 基幹ロケット高度化(H2A Upgrade)プログラムにおいて, H2A上段の性能向上のみならず, H3やCPSにも繋がる技術開発を実施中である[6]。

極低温推進系の最も重要な研究開発アイテムのひとつとして, 液体水素の蒸発量抑制が挙げられる。ロードマップにも示したように, 段階的に蒸発量を低減し, 最終的にはZBO(Zero Boil-Off)の実現を目指す。次項にて, 本技術の水素系電気推進への適用について検討する。

4. LH2軌道上長期利用の検討

蒸発量抑制の第一段階として, タンク断熱を強化する必要がある。断熱強化のコンセプトとしては, 現状のH2Aの上段のLH2タンクに対し, 軌道上実績がある高性能MLIを適用する。さらに, その外表面にはOSRを配し, 外部からの入熱を極力抑制する。その他, 周囲構造からの入熱等も抑えることで, LH2蒸発量1%/day以下を実現可能との見込みを得ている。これに対応するLH2への入熱量は約100Wであり, 蒸発流量にして0.2g/sに相当する。以上の数値から, 水素系電気推進への水素供給方法として, 以下で述べる2通りのコンセプトが考えられる。

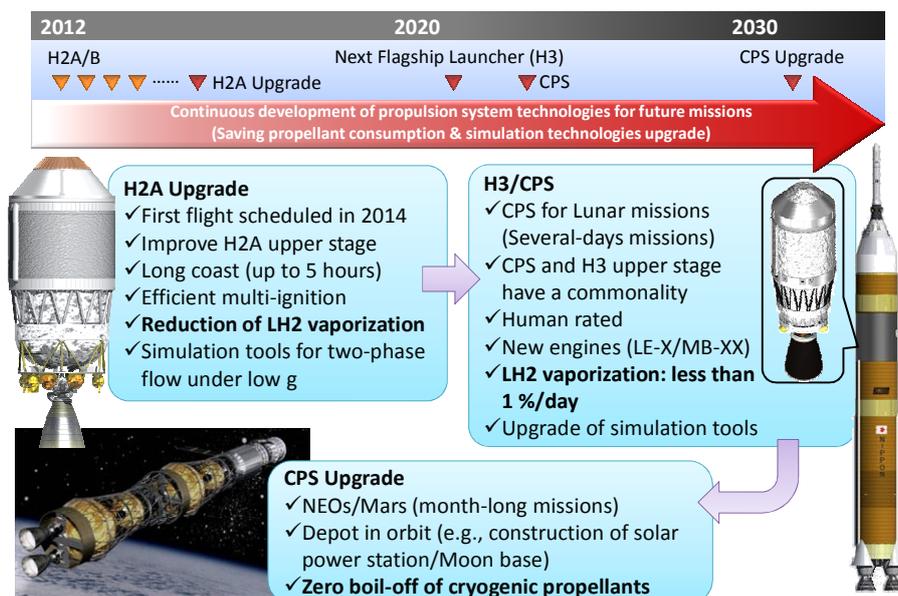


図1 液水ロケット上段推進系の技術ロードマップ

(1) 冷凍機による水素貯蔵

1つは100Wの外部からの入熱を冷凍機により徐熱し, 蒸発量をゼロ近くまで抑える方法である(ZBOの実現)。日本では宇宙望遠鏡用に極低温冷凍機の搭載実績があるが, 極低温推進系に対する開発実績はない。ここではNASAの検討例を参考に概略検討する[7]。表1に検討例のサマリを示す。液体水素1トン当たりについて換算すると, 冷凍機重量220kg, 消費電力1.6kWとなる。消費電力は大電力ミッションではさほど問題とはならないが, 重量が過大である。DCアークジェットではアンモニアの方が優位になると

見込まれる。MPDアークジェットに対しては、大電力下での利用、もしくは水素固有の高Ispの必要性次第では実現性があるが、いずれにせよ更なる軽量化が求められる。

表1 冷凍機による極低温推進剤貯蔵の検討例[7]

推進剤	搭載推進剤量 ton	冷凍方式	搭載台数	冷凍パワ W	消費電力 kW	冷凍機重量 kg
LOX	44	Pulse tube	7	140	3.5	175
LH2	9	Turbo-Brayton	7	140	14	1960

(2)水素蒸発ガスの活用

もう一つの概念として、0.2g/sの蒸発流量はDCアークジェット、MPDアークジェットが作動可能な流量であることから、蒸発水素ガスを利用する方式が考えられる。蒸発水素ガスをコールドガスジェットとし利用する方式は、すでに前述の基幹ロケット高度化プログラムにおいて、GH2ベントリテンションシステムとして開発済である[8]。ベントリテンションシステムの概略を図2に示す。

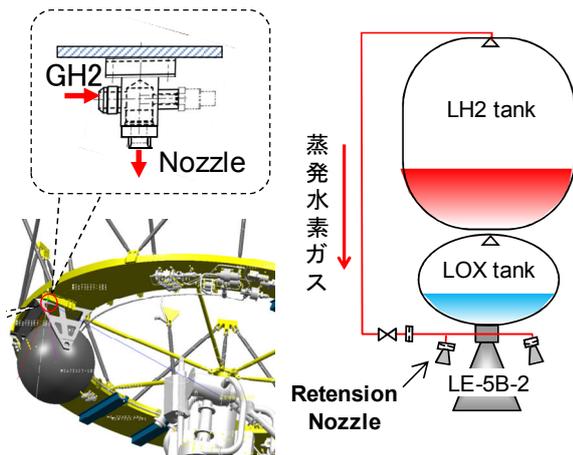


図2 水素ガスベントリテンションシステム (蒸発水素ガスによるコールドガスジェット)

さらにシステムの柔軟性を増す方策として、VCS (Vapor Cooled Shield)の適用が考えられる。これは、すでに宇宙望遠鏡にて軌道上実績のあるシステムで、クライオスタット内部の液体ヘリウム等の低温蒸発ガスを容器周囲に回流させ、容器を冷却することで内部への入熱量を低減する方式である[9]。

以上2点の技術を適用した水素ガス供給システム例を図3に示す。外部入熱により蒸発した水素ガスはDC/MPDアークジェットへと供給される。タンクの軽量化を意図し、液体ロケットと同様に昇圧装置(ここではコンプレッサ)を使用する。入熱が大きい場合は、VCSへの分岐ライン弁を開き、タンクを冷却することで入熱量を低減させ、蒸発流量を抑える。一方、入熱が小さい場合は、タンク内のヒータにより蒸発を促進し、流量を確保する。スラスタ入口のヒータにより推進剤を調温し、

所定のI/F条件でスラスタへ水素を供給する。なお、タンク内のスクリーンメッシュは、常にガスのみがスラスタへ供給されるよう、表面張力により液体を捕獲するものである。図3に示した以外、TVS (Thermodynamic Vent System)の利用が考えられる[10]。すなわちタンク内でポンプにより昇圧したLH2をJT (Joule-Thomson) 膨張を利用し低温化させ、高温部と熱交換後、ガスとしてスラスタへ供給する。

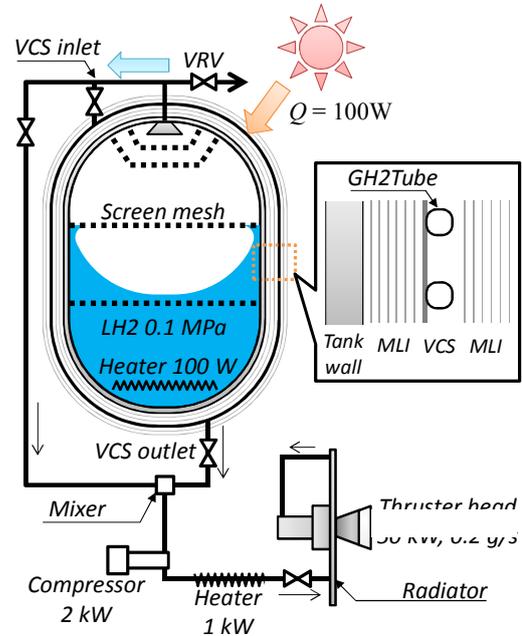


図3 水素ガス供給システム

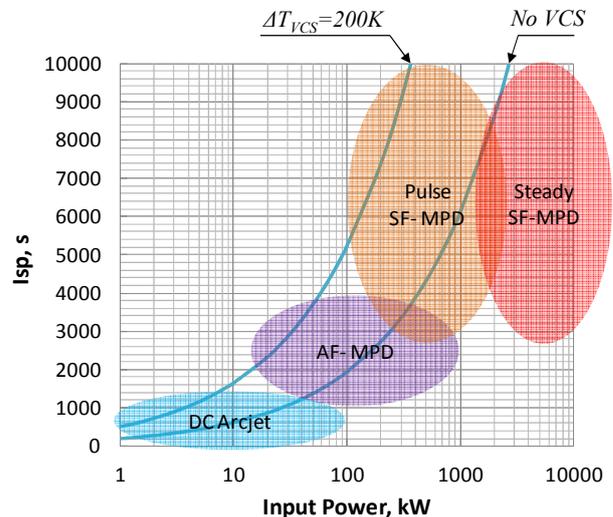


図4 水素ガス供給システムの作動可能範囲

図3のシステムを用いた場合のDC/MPDアークジェットの作動可能範囲を検証する。理想的な蒸発流量 \dot{m} は下式で求まる。

$$\dot{m} = \frac{Q}{L + C_p \Delta T_{VCS}}$$

ここでQは外部からの入熱、Lは液体水素の潜熱、Cpは水素の定圧比熱、 ΔT_{VCS} はVCS入口出口の水素の

温度差である。図4に各スラスタの作動領域を示す。曲線は流量一定を示しており、「No VCS」はVCS非作動時 ($\Delta T_{VCS}=0$, すなわち $\dot{m}=0.2g/s$) を、「 $\Delta T_{VCS}=200K$ 」はVCSの適用により水素温度差200K分の徐熱がなされたケースを示している。この曲線より右下の領域ではスラスタは作動可能で、左上では蒸発流量が過大で作動不可能となる。この図から、VCS非作動でもある程度の範囲はカバーでき、 $\Delta T_{VCS}=200K$ が達成されればほぼ全作動領域をカバーできることがわかる。

本システムは既存技術で構成されており、実現性は高いと考えるが、スラスタOFF時はガスをベントし続ける必要があり、スラスタの稼働率が高い軌道設計が必要となる点が留意点となる。

5. MPDアークジェットの実験的検討

DCアークジェットは米にてすでに実用化がなされているが、MPDアークジェットは世界的にも実用化の例はない。ここでは、MPDアークジェット性能向上の案を2点提案する。

(1) 超伝導による外部磁場印可

MPDアークジェットに超伝導コイルによる数T級の強磁場を印可し、推進性能の向上を図る。液水が利用可能であることから、これを冷媒としたシステムが考えられる。米にて印可磁場1T、アルゴン推進剤で推進効率35%を達成したとの報告がある[11]。図5に日本におけるシステム検討の一例を示す。現在は高温超伝導材が実用化されていることから、LH2で臨界温度を達成可能であり、He冷媒は不要と見込まれる。

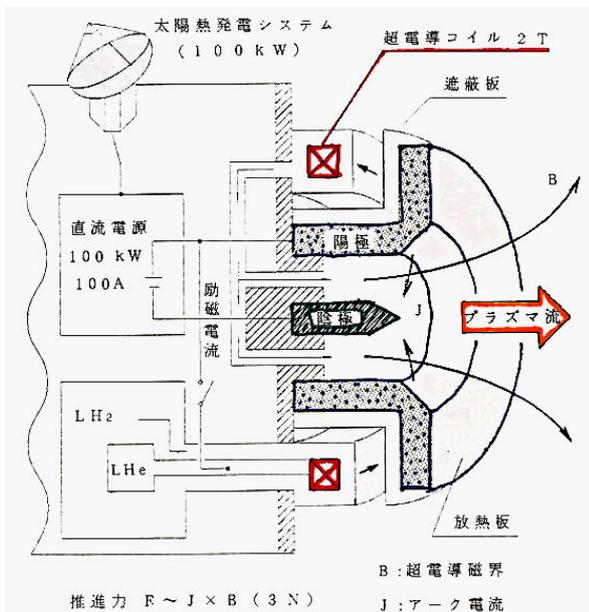


図5 超伝導MPDアークジェットシステムの例[12]

(2) スーパーキャパシタの利用

図6に示すようにパルスMPDアークジェットはISASIにおいて多数のフライト実績がある。近年、実用が進みつつあるスーパーキャパシタは、静電容量がkF級と非常に大きく、放電時間を長く確保でき、パルスのショット数の低減が可能となる。すなわち、電極の長寿命化が期

待される。ここでは、Maxwell Technologies社の2kFのスーパーキャパシタを用いた検討を実施した。図7に示すキャパシタバンクを採用した場合の放電パルスが図8である。1s程度のパルス作動が可能であり、ショット数1M回/年(EPEX/SFUの1/10000)となり、カソード長寿命化が期待される。また、合わせてガスパルスの無駄(非放電時のガス噴射)の削減、FAVの小型軽量化が実現可能となる。

50kWの投入電力ではキャパシタバンクの重量は3kg/kWとなる。仮に1kg/kW程度を目標として定めると、3台クラス(150kW)であれば成立する。キャパシタ内部抵抗により効率は80%(例えば太陽電池発電量50kWに対し投入電力は40kW程度)となる。スーパーキャパシタの内部抵抗と耐電圧の向上により重量、効率は改善される。今後の普及に伴う性能向上が期待される。

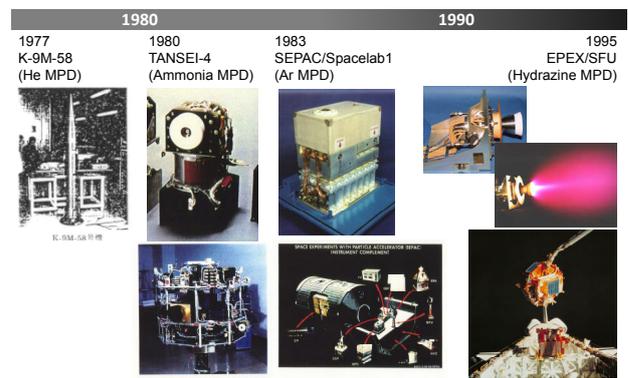


図6 ISASIにおけるパルスMPDアークジェット開発史

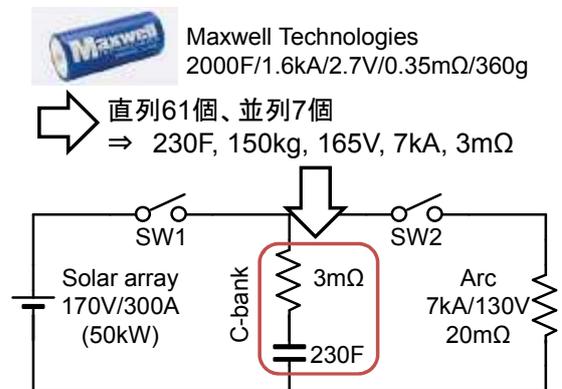


図7 スーパーキャパシタによる回路構成

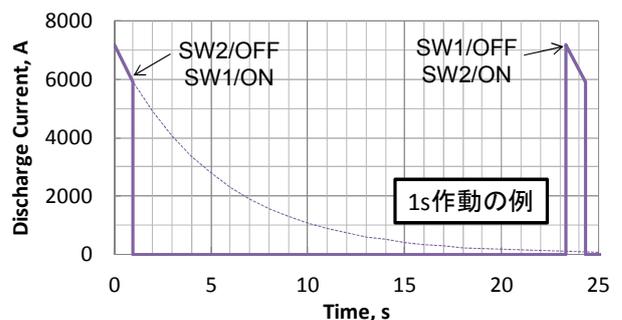


図8 スーパーキャパシタの放電パルス例

6. 検証計画

(1) スラスタ地上試験

ここでは、DC/MPDアークジェット/MPDアークジェットの地上試験要求について検討する。検討結果を表2にまとめた。DCアークジェットは真空度に対する要求が緩いため、地上検証の観点では有利である。

MPDアークジェットについては、現実的な真空ポンプ排気能力として450,000L/sを設定すると、上限流量は0.02g/sとなる。定常MPDでは、自己誘起磁場型は現実的ではないことから外部磁場印可型を想定し、 $I_{sp}=3000s$ とすると、検証可能な電力レベルは20kW程度となる。パルスMPDは自己誘起磁場型を想定し、 $I_{sp}=5000s$ とした。時間平均の投入電力としては50kW程度が上限になると見込まれた。スラスタ単機としてはまずはこの規模での性能・耐久性の確認が望まれる。

表2 各スラスタの地上試験要求

Thruster	Pumping speed	Required vacuum env.	Thruster performance
DC Arcjet	7.0×10^4 L/s	5 Pa	50 kW/1000 s (0.3 g/s)
Steady MPD	4.5×10^5 L/s	4×10^{-2} Pa	17 kW/3000 s (0.02 g/s)
Pulse MPD	4.5×10^5 L/s	4×10^{-2} Pa	40 kW/5000 s (0.02 g/s)

(2) 軌道上実証

実用化に向けては、軌道上での実証機会が必要となるが、水素を推進剤として利用することから、H2A等への搭載による実証を提案したい。

第一段階として、H2Aでの主ミッション終了後(衛星分離後)、上段タンク内に残存する液体水素の蒸発ガスをベントラインから分岐し、DC/MPDアークジェットへ供給することでスラスタを作動させる。電力はバッテリーによる供給になるため、実証範囲は限られるが、真空中での成立性・性能は確認が可能である。

次段階として、ピギーバックとしてDC/MPDアークジェットによる小規模の軌道間輸送の実証を行う。米では衛星分離後にロケット残液を小型のタンクに移送し、軌道間輸送実証を行うコンセプトが提案されている[13]。H2Aにおいてもこのようなオペレーションが可能である。発電電力は限られることから、バッテリーによる運用が考えられる。

7. 月惑星探査ミッション検討

以上検討してきた水素系電気推進システムを採用した軌道間輸送ミッションを提案する。

(1) 月周回軌道投入

月周回軌道投入ミッションについて、表3に水素DCアークジェット/MPDアークジェットとホールスラスタとを比較した結果を示す。ここで、遷移期間は双方とも半年とし、ロケットからの分離軌道をパラメータとした。すなわち、推力の大きいアークジェットは、負担する ΔV をホールスラスタより大きくできる。太陽電池パドルは薄膜タイプを想定し2.5kg/kWとした[14]。アークジェットのLH2タンクはMEOP=0.1MPa、Al-Liを想定し、コンプレッサ、

VCS、断熱材として90kgを計上した。ホールスラスタはXe推進剤とし、はやぶさ同様に8MPaの超臨界貯蔵を想定しタンク重量を計算した。

表3および図9に示す通り、LLOへ投入できるペイロードはアークジェットで6.8トン、ホールスラスタで6.7トンとなり、アークジェットでもホールスラスタに匹敵する性能を達成できることが確認できる。推進剤搭載量はアークジェットでは2.9トンで、現状のH2A上段規模であり十分現実的である。なお、従来の化学推進($I_{sp}=323s$ の二液)を用いた場合、LLOへ投入できるペイロードは4トン前後と試算される。

表3 月投入ミッション諸元

	水素 DC/MPD アークジェット	ホールスラスタ
投入電力	50 kW	50 kW
遷移期間	半年	半年
I_{sp}	1500 s	2500 s
推進効率	0.4	0.5
ΔV to LLO	4.9 km/s	4.0 km/s
初期質量	10.3 ton	8.7 ton
ペイロード	6.8 ton	6.7 ton
推進	2.9 ton	1.3 ton
電気推進システム重量内訳	計 0.63 ton タンク 330 kg 電池 130 kg PPU 25 kg ヘッド 25 kg 他 125 kg	計 0.69 ton タンク 130 kg 電池 130 kg PPU 170 kg ヘッド 100 kg 他 170 kg

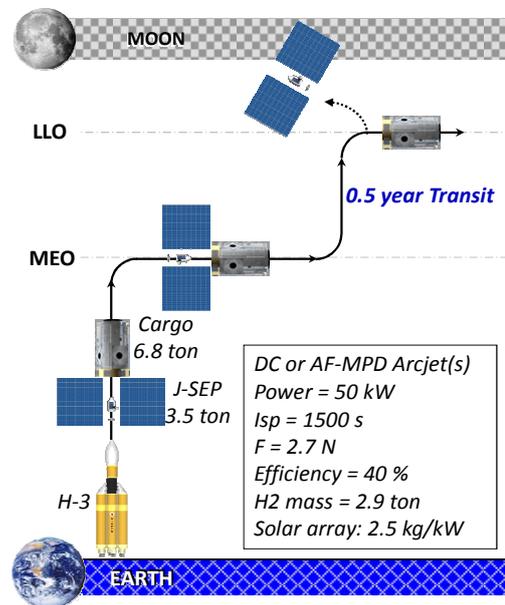


図9 月周回軌道投入ミッション

(2) 火星周回軌道投入

水素パルスMPDアークジェットを採用した火星ミッションの概略を図10に示す。ここではスーパーキャパシタと極低温冷凍機の使用を想定している。水素MPDアークジェット固有の高 I_{sp} (ここでは5000sとした)、および200kWの大電力と2年の遷移期間により、9.5トンのペイロードを火星周回軌道へ投入可能と試算した。

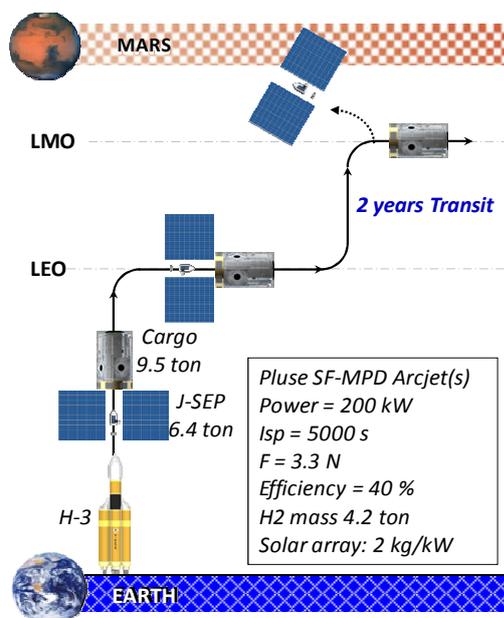


図10 火星周回軌道投入ミッション

8. まとめ

DCアークジェット、MPDアークジェットは水素を利用することで高性能が得られる。そこで、これらの軌道間輸送への適用について、ロケット上段にて検討されているLH2貯蔵技術の発展も踏まえ検討した。

電気推進システムへの冷凍機によるLH2貯蔵の適用は、現時点では軽量化等の改善が求められる。一方、蒸発水素ガスをスラストへ供給する方式が有望であることを示した。後者は国内現有技術で実現可能である。

地上試験を鑑み各スラストの当面の上限電力レベルを設定した。また、ロケットのLH2残液を利用した軌道上実験について提案した。

DCアークジェットは低 I_{sp} だが最もフィージブルで実証の観点からも優位。外部磁場印可型MPDへのLH2超伝導コイルの適用、パルス自己誘起磁場型MPDへの大容量キャパシタの適用について提案し、月・火星への適用可能性を示した。共通的な課題として、カソードの損耗については対策が必要。

日本はDCアークジェット、MPDアークジェットに関し豊富な研究実績、軌道上実証実績、高精度解析技術等の土壌を有する。In-spaceワークショップ活動[15]を通し、世界に対して独自のプレゼンスを示すことができる有望技術と考える。

9. 参考文献

- [1] Riehle, M. Auweter-Kurtz, M. and Kurtz, H., "Investigations of Advanced Medium Power Hydrogen Arcjets," AIAA 95-2507.
- [2] Haag, T. W., "Recent Testing of 30 kW Hydrogen Arcjet Thrusters," AIAA 93-1902.
- [3] Choueiri, E. and Ziemer, J., "Quasi-Steady MPD Thruster Performance," Journal of Prop. & Pow., Vol. 17 No. 4, 2001.
- [4] 齊藤他, 「次期基幹ロケットの目指す世界」, 宇宙科学技術連合講演会, 2012.

- [5] 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.
- [6] 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」, 宇宙科学技術連合講演会, 2012.
- [7] Motil, S., "Cryogenic Propellant Storage & Transfer (CPST) Technology Demonstration Mission," NAC Technology and Innovation Committee, 2011.
- [8] 杵淵他, 「ISASあきる野実験施設におけるH2A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.
- [9] 満田他, 「ASTRO-H 衛星搭載SXS-XCS 検出器」, 宇宙科学シンポジウム, P4-006, 2012.
- [10] L.J. Hastings, et. al "Spray Bar Zero-Gravity Vent System for On-Orbit Liquid Hydrogen Storage," NASA/TM-2003-212926.
- [11] Connolly, D. and Bishop, A., "Tests of Permanent Magnet and Superconducting Magnet MPD Thrusters," AIAA 71-696.
- [12] 都木, 「太陽発電衛星建設に向かう超電導MPD」
- [13] Gravlee, M., et al., "CRYOTE (Cryogenic Orbital Testbed) Concept," AIAA 2009-6440.
- [14] 島崎, 「DESTINY工学実験: 軽量太陽電池パネル実現のための要素技術」, 宇宙科学技術連合講演会, 2012.
- [15] 沖田, 「大電力電気推進による軌道間輸送への期待」, 宇宙輸送シンポジウム, 2013.