

# 大型電気推進実現に向けた試験設備構想と世界状況

杵淵紀世志<sup>1</sup>, 長尾直樹<sup>1</sup>, 齊藤靖博<sup>1</sup>, 沖田耕一<sup>1</sup>, 國中均<sup>2</sup>

<sup>1</sup> JAXA/宇宙輸送ミッション本部

<sup>2</sup> JAXA/JSPEC

## 1. はじめに

宇宙活動の範囲拡大に向けては、効率的な軌道間輸送システムの実現が必須となる。静止軌道への輸送は従来の化学エンジンによる加速から、電気推進による螺旋軌道上昇へとシフトしつつあり[1], これにより従来に比して半額近く輸送コストの削減が実現され、今後、GEO輸送の概念は変革されていくものと見られる。

国際宇宙探査協働グループ (ISECG) にて検討が進められている国際宇宙探査ロードマップ (GER) 第2版[2] においては、大電力電気推進が必要となる具体的ミッションとして、月周辺へ小惑星を移送する Asteroid Redirect Mission (ARM) [3] が明記され、ロードマップ上にも電気推進による軌道間輸送機がキーエレメントとして明示された。さらに、GER が定める最終目的である火星ミッションの実現に向け、1MW級電気推進の必要性についても言及された。

さらに、月のラグランジュ点での Gateway Platform の建設構想もあり、そこへの物資輸送にペイロード能力の向上に資す電気推進の採用が検討されている[4]。

すなわち、これらのミッションに広く適用可能で、宇宙産業の活性化、宇宙輸送手段の自律性確保、国際貢献等に資する国産の大電力電気推進の開発が求められる。本稿では、まず上記背景を整理し、候補となる電気推進について検討、国産大電力電気推進のロードマップを示す。続いて、この実現に必須となる電気推進の耐久試験設備の検討に際し、まず各国が有する試験設備の調査し、要求仕様を整理する。最後に日本の設備建築構想について提案する。

## 2. 世界情勢

### 2.1. 全電化静止衛星

2012年、Boeing は全電化の 702SP 静止衛星バス 4 機を受注したと発表した[5]。702SP は化学推進に代え、軌道上実績が多数ある 5kW 級 Xe イオンエンジン (25cm XIPS) を搭載、南北軌道制御 (NSSK) のみならず、静止軌道上昇もイオンエンジンにて実施する。6ヶ月の遷移期間を要すものの、推進剤量が従来と比して劇的に軽減されるため、従来並みのミッション機器を搭載した静止衛星の 2 機同時打上げが可能となる。2015 年に Falcon9 ロケットにて Cape Canaveral から 2 機同時に打上げられる。衛星はスーパーシンクロナス軌道に投入され、その後電気推進により軌道上昇する。図 1 に静止衛星の全電化による効果を示す。打上げ時重量はほぼ半減、すなわち打上げ費も半減される。Falcon9 の GTO 投入費 (約 100 万円/kg) で換算すると、従来の打上げ時 3~4 トン級衛星が約 30 億円で打上げ可能となる。これは実質世界標準となっている化学推進衛星の Ariane 5 での打上げ費約 100 億円に対し、劇的なコスト低減となり、打上げ市場に変革が起きる可能性がある。

しかし、6ヶ月間の長期にわたる GEO までの軌道遷移期間は衛星オペレータには容易には受け入れられないようである[6]。この課題に対し、Lockheed Martin は BPT-4000 ホールスラスタ (5kW 級) にて 3 か月程度のより短期間での遷移を狙うと表明している[7]。BPT-4000 はすでに空軍の大型静止通信衛星 AEHF (A2100M バス) にて軌道上昇に採用されている。SSL も同様に SPT ホールスラスタによる短期遷移を実現するとしている。

一方、ESA は Boeing の上記動向を受け、これに追従するとの声明を発表[8]。独 OHB 社が開発する Small GEO Platform は NSSK 用に SPT-100 ホールスラスタを搭載しており、これにより静止軌道上昇を目指すものと見られ、大手通信衛星オペレータ SES も巻き込み Electra Program と名付けられ推進される[9]。さらに、6 トン級大型バス向けには、CNES 主導による Neosat プログラムが立ち上げられ、5kW 級のホールスラスタ (Snecma PPS-5000)

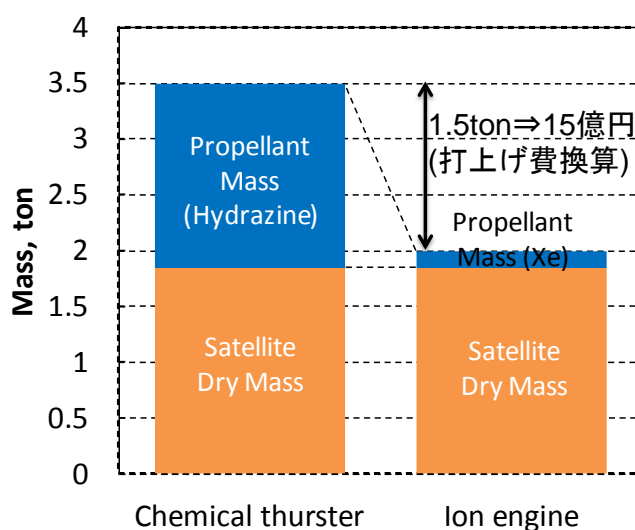


図 1 全電化静止衛星の効果 (702SP/Falcon9 での例)

およびイオンエンジン (QinetiQ T6) の採用が検討されている[10]。

ロシアではプロトンロケットにより打上げられたExpress-AM5がSPT-100ホールスラスタにより73日間でGEOへ到達したと報道されているが[11][12], 衛星の諸元等は不明である。

Astrium, TAS, 中国も静止電気推進バスの開発を表明している。表1に開発動向をまとめる。この表から、今後、全電化静止衛星においては、ホールスラスタが趨勢を占めるであろうことが推測される。ホールスラスタは低コストかつ、大推力によりユーザが求める短期遷移が実現可能であるためである。ホールスラスタはイオンエンジンよりIspは劣るものの、GEO投入では $\Delta V$ が2km/s程度と小さいためIspのペイロード能力に対する効きは小さく、かつホールスラスタはイオンエンジンに比べシステムが軽量であり、結果的にイオンエンジンと同等のペイロード投入能力を確保できる。また、昨今の研究において、高性能を維持しつつ長寿命化が達成可能なホールスラスタの設計指針が得られたことも影響しているものと考えられる[13][14]。

BoeingのXIPSはNASAのDS-1探査機にて開発されたNSTARイオンエンジンからの派生である。BPT-4000は空軍AEHF, PPS-1350はESA SMART-1探査機がベースである。すなわちいずれの電気推進バスも政府主導の成果から波及、開発されたものと言うことができ、これに漏れずJAXAでは産学官連携にて大型ホールスラスタの研究開発を推進し、産業基盤の確立に繋げるとともに、探査ミッション等にも貢献したいと考えている。

表1 静止電気推進バスの動向

開発元	衛星/バス名	搭載電気推進	スラスタ電力
USAF (LM)	AEHF (A2100M)	ホールスラスタ (BPT-4000)	5 kW
Boeing	702SP	イオンエンジン (XIPS-25)	5 kW
LM	A2100	ホールスラスタ (BPT-4000)	5 kW
ESA (OHB)	Electra	ホールスラスタ (SPT)	-
CNES/ESA (Astrium/TAS)	Neosat	ホールスラスタ (PPS-5000) もしくはイオンエンジン (T6)	5 kW
SS/L	SS/L	ホールスラスタ (SPT)	-
TAS	Alphabus	ホールスラスタ (PPS)	-
Astrium	Eurostar	イオンエンジン (RIT) もしくはホールスラスタ (PPS)	-
RSCC (Russia)	Express	ホールスラスタ (SPT)	-
中国航天	DFH-5	-	-

702SPの成功如何によっては、全電化システムの実用化が一気に進む可能性がある。日本としてこれを静観し、海外調達に頼ることは、国内で培ってきた電気推進技術の衰退、自在性の喪失につながるとともに、国際協働ミッションにおいて日本が技術的プレゼンスを発現していくことは困難となる。日本としては、全電化静止の実現を視野に入れつつ、持続的かつ段階的に技術レベルの向上、大型化を図っていく必要がある。



図2 小惑星捕獲ミッション (ARM) の概要[3]

## 2. 2. 小惑星捕獲ミッション(ARM)

NASAが提案する国際探査ミッションであり、概要は以下の通り[3]。まず小惑星帯までホールスラスタを搭載した軌道間輸送機により航行し、小惑星を捕獲、月周辺の安定点へ輸送する。その後、SLS(NASAが開発中の超大型ロケット)により宇宙飛行士を月周辺に輸送した小惑星へ派遣し、探査等を行う。有人小惑星探査の実現、地球への小惑星衝突回避技術の獲得(2013年のロシアでの小惑星落下への対応)等を狙う。ARMでは $I_{sp}=3000s$ 、トータルの投入電力40kW(クラスタ可)の電気推進システムが求められている。

## 2. 3. 国際有人探査ミッション

ISECG GER[2]では月周辺、小惑星、火星探査に向けたロードマップが示されており、図3、4に示すように大型の電気推進および太陽電池の必要性が示されている。さらに火星に向けた1MW級電気推進についても言及されている。一方、各国のメーカを中心に、月のLagrange点でのステーション建設についても提案がなされており[15]、ここでも電気推進による物資輸送について提案されている。

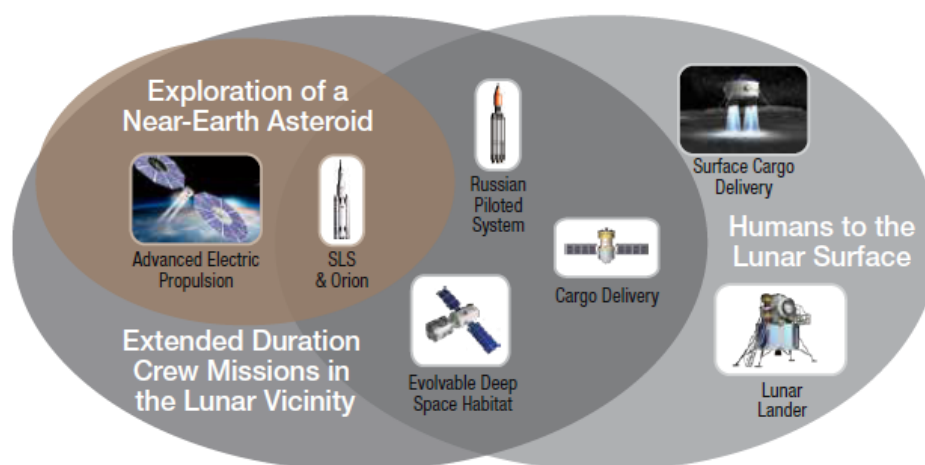


図3 有人探査に必要な技術要素[2]



図4 大型太陽電池と電気推進による軌道間輸送[2]

## 3. 研究開発シナリオの検討

### 3. 1. イオンエンジンとホールスラスタの比較

以上の背景を踏まえると、短期的には全電化静止衛星の実現が求められ、5~10kW級の電気推進が必要となる。この開発は急務であり、実績のあるイオンエンジン、ホールスラスタが候補となる。表2に従来の化学推進、イオンエンジン、ホールスラスタによるGEO投入ミッションの検討例を示す。まず、電気推進によるペイロード輸送能力の劇的な向上が確認される。イオンエンジンとホールスラスタを比較すると、ペイロード輸送能力は同一にもかかわらず、ホールスラスタはおよそ半分の遷移期間でミッションを達成できる。これはホールスラスタが本質的に高推力電力比であること、および小型軽量であることに起因する。すなわち、GEO投入程度の $\Delta V$ が小さいミッションでは、イオンエンジンほどの高比推力は不要で、むしろ高推力化がユーザから求められる特性であると言える。その観点では、ホールスラスタではさらなる高推力の作動点を探索することも可能と見込まれ、更なる短期遷移も実現可能である。

次に、表3にイオンエンジン、ホールスラスタの性能コスト等についての比較結果を示す。数値は[16]を一部参照した。ホールスラスタでは前述の特質に加え、製品費がイオンエンジンの半額程度と見込まれること、および更

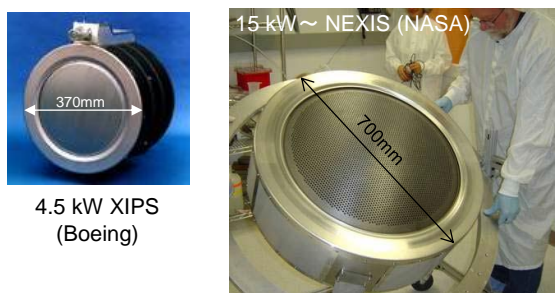


なる大電力化へのポテンシャルも持ち合わせており、大型静止バスや大型探査ミッションへの適用もスコープに入れた持続的・発展的な開発計画が策定可能となる。一方、イオンエンジンは投入電力とともに大口径化する必要があり、搭載性や設計難度等を考慮すると、5～10kWが実用に際しての限界ではないかと考える。

表2 GEO投入ミッション解析例

	GTO 投入質量	投入 電力	Isp	推力	推進 搭載量	EPシステム 質量	GEO 投入質量	遷移 期間
化学推進	4 ton	-	300 s	-	1900 kg	-	2.1 ton	-
ホールスラスタ	4 ton	10 kW	1900 s	660 mN	530 kg	100 kg	3.4 ton	6ヶ月
イオンエンジン	4 ton	10 kW	2900 s	400 mN	350 kg	250 kg	3.4 ton	10ヶ月

表3 ホールスラスタとイオンエンジンの比較[16]

ホールスラスタ		イオンエンジン
Isp	1500～3000s	3000～4000s
推力	200～470mN @ 5kW	150～250mN @ 5kW
システム重量	50 kg @ 5kW	125 kg @ 5kW
コスト (同一電力、相対値)	1	2
サイズ例 (同一縮尺)	 <p>4.5 kW BPT-4000 (Aerojet)    12 kW XR-12 (Aerojet)</p> <p>ホールスラスタは大電力下でもコンパクトな設計が可能</p>	 <p>4.5 kW XIPS (Boeing)    15 kW NEXIS (NASA)</p> <p>イオンエンジンは大電力ほど大口径化(空間電化制限による)⇒設計・製作の難易度が高い</p>

## ニーズ

### ①全電化静止バス

打上げ費半減  
2015年、米で世界初の実用化  
革新の可能性：欧中も追従  
より短期間での遷移のニーズ  
⇒ホールスラスタが候補



### ②小惑星捕獲ミッション(ARM)

NASA要求：10～15kW/Isp=3000s  
のホールスラスタ



5kW/10kW双方に対応する  
ホールスラスタを新規開発し、  
全電化/ARM双方に効率的に対応

### 国内現有技術

- ✓ 5kWホールスラスタ(三菱電機・IHI)
- ✓ 20Aホローカソード(JAXA研開本部)
- ✓ 大学(東大、九大、大工大等)での研究実績(チャンネル、磁場最適化等)

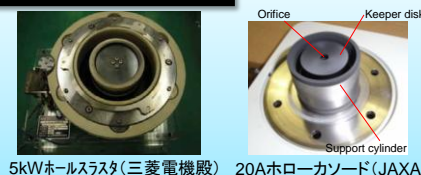


図5 大型ホールスラスタの開発構想

ホールスラスタの大電力への適用性を踏まえると、ARMで求められる10～15kW級、Isp=3000sのスラスタを、全電化用ホールスラスタをベースにして実現するシナリオが考えられる。全電化用、ARM用を同一のスラスタヘッドで放電電圧のみを変更して実現できる可能性もあり、効率的に産業基盤確立と国際貢献に資することができる。図5に大型ホールスラスタの開発構想の概略を、表4に目標スペック案を示す。全電化、ARM双方に同一のスラスタで効率的に対応する。国内の技術を結集することで、目標スペックのホールスラスタの実現は短期間で可能である。

表4 大型ホールスラスタの目標スペック(案)

	高推力モード (GEO遷移)	高比推力モード (大型月惑星探査)
Thruster Mass	20 kg	
PPU Mass	12 kg	20 kg
Input Power	5 kW	10 kW
Discharge Voltage	150 V	600 V
Discharge Current	33 A	17 A
Thrust	410 mN	480 mN
Thrust Power Ratio	80 mN/kW	48 mN/kW
Isp	1500 s	3000 s
Thrust Efficiency	60 %	70 %

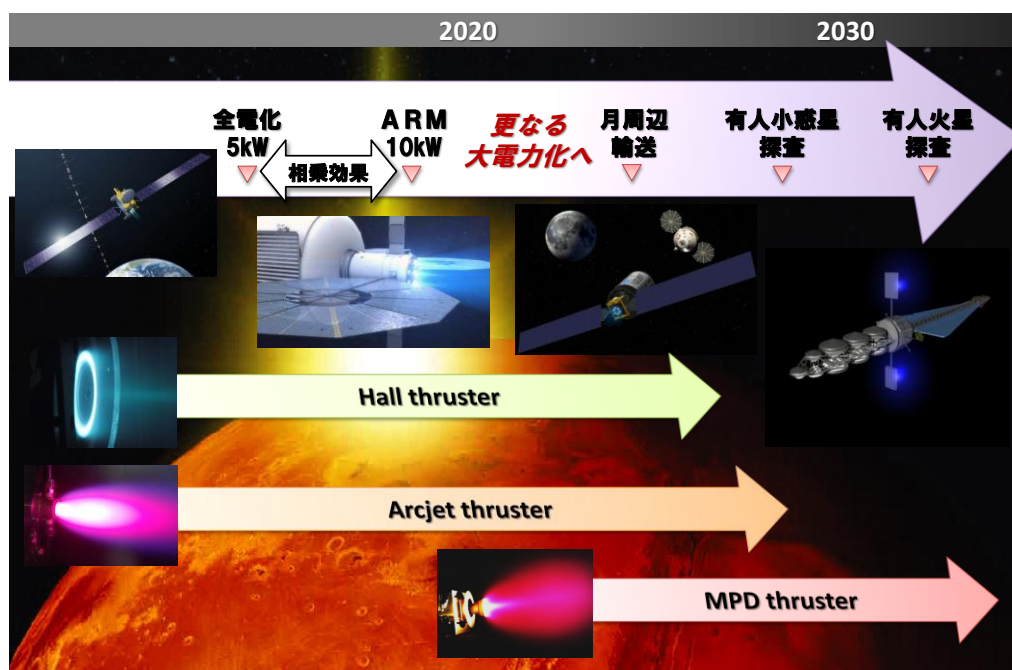


図6 大電力電気推進のロードマップ

### 3. 2. 大型電気推進技術のロードマップ

ISECGで議論されている火星探査等に必要な1MW級までの電気推進の研究開発を見据えると、大電力化でのオペレーションに適するMPDスラスタ、DCアークジェットも候補となる。以上を踏まえた大電力電気推進のロードマップを図6に示す。図6のミッションの実現に向けては、産学官の連携が必須である。特に、長年にわたり大学で醸成されてきた電気推進技術を最大限活用した、効率的な研究開発の推進が望まれる。そこで、2011年にIn-space Propulsionワークショップとして大電力電気推進の研究開発促進のための産学官連携の枠組みを立ち上げた。大学・研究所の研究成果、メーカー/JAXAの開発ノウハウを融合し、持続的発展可能な研究開発プロ

セスを設定, 段階的に図5に示したミッションの実現を目指していく。ワークショップ活動ではスラスタ推進性能向上, 長寿命化, 軽量化のみならず, 高効率プラズマ源や軽量電源, 試験設備等も含め総合的な検討を進め, システム最適化を図っていく。2014年度は大型ホールスラスタを重点テーマとし, 研究開発を推進している。

#### 4. 電気推進試験設備

##### 4. 1. 各国の大型電気推進設備

大電力電気推進の開発では大型の真空チャンバおよび大容量の排気システムが必要となる。この建設には通常, 多大なコストを要するため, 効率的かつ持続可能な開発戦略を練った上で, 国内のコンセンサスを得て, 建設に着手する必要がある。

そこで, まず世界の大型電気推進の試験設備を調査した。結果のサマリを表5に示す。欧米ともに $10^6\text{L/s}$ 級の排気能力を有する超大型設備を所有している一方, 国内実績は $10^5\text{L/s}$ 級が最大である。加えて特徴的なのは, Boeingの5kW級XIPSイオンエンジンを開発したチャンバは $10^6\text{L/s}$ で直径6m, 長さ12mと超大型であるのに対し, Chamber 2やETFといったBPT-4000などの5kW級のホールスラスタの開発に用いたチャンバは総じて小型・小規模である点である。すなわち, ホールスラスタでは前述のメリットに加え, 試験設備は小規模でよく, 設備建設に投じるコストを最小化でき, 開発コストの低減が見込まれる。短期的にはXIPSイオンエンジンチャンバの規模の設備の建設は現実的でなく, 試験設備建設の観点でもホールスラスタが適すると言える。

表5 各国の大型電気推進設備

チャンバ名	所在	D/L, m	排気能力, L/s	備考
VF-5	NASA GRC	4.6/19	$3.5 \times 10^6 @ \text{Air}(\text{CP})$ $2.5 \times 10^5 @ \text{Air}(\text{ODP})$	クライオパネル/油拡散ポンプ20台 LN2シュラウド
VF-6	NASA GRC	7.6/22	$9 \times 10^5 @ \text{Air}$	クライオポンプ12台 LN2シュラウド/ソーラーシミュレータ
XIPS	L3C, CA	6/12	$1.0 \times 10^6 @ \text{Xe}$	クライオポンプ30台 XIPSイオンエンジン開発に使用
LVTF	Michigan大	6/9	$2.4 \times 10^5 @ \text{Xe}$	クライオポンプ7台
IV-10	Alta(伊)	6/10	$1.5 \times 10^6 @ \text{Xe}$	クライオポンプ(60,000L/s)2台 クライオパネル(冷凍機24台) LN2シュラウド
Chamber 2	Aerojet	2.1/7.2	$7.5 \times 10^4 @ \text{Xe}$	クライオポンプ, カーボンシールド BPT-4000ホールスラスタ開発に使用
ETF	JPL	3/10	$1.7 \times 10^5 @ \text{Xe}$	クライオポンプ, カーボンシールド
はやぶさ	ISAS	2/5	$3.5 \times 10^4 @ \text{Xe}$	クライオポンプ4台
イオンエンジン チャンバ	JAXA TKSC	4/5	$2.0 \times 10^5 @ \text{Xe}$	クライオパネル(現在休止中, クライオパネルは廃棄)

##### 4. 2. 各国の大型電気推進設備

前述のとおり, 全電化には5kW級, ARMには $\sim 15\text{kW}$ 級のスラスタが喫緊に必要となる。現状, 国内には5kWホールスラスタに対応した設備は皆無であり, 迅速かつ効率的な構築が求められる。そこで, ここではISAS既存設備(はやぶさイオンエンジン開発に利用)を改修することで5kW級ホールスラスタの耐久試験を実施することを提案し, フェーズ1設備と呼ぶこととする。

フェーズ1設備の構想を図7に示す。既設部に同等サイズのチャンバを接続し, BPT-4000(5kWホールスラスタ)の耐久試験を実施した表4のAerojet Chamber 2以上の規模を実現する。排気系については増設部にクライオポンプのポートを複数準備し, 段階的に排気能力を向上し15kWまでの試験を可能とする。チャンバ内にはビームスパッタを最小限とするためカーボンシュラウドを配す。この構想では, 既存設備を流用することで建設コストを低減でき, かつ開発スケジュールの短縮が可能であり, 迅速かつ効率的な開発に資することができる。

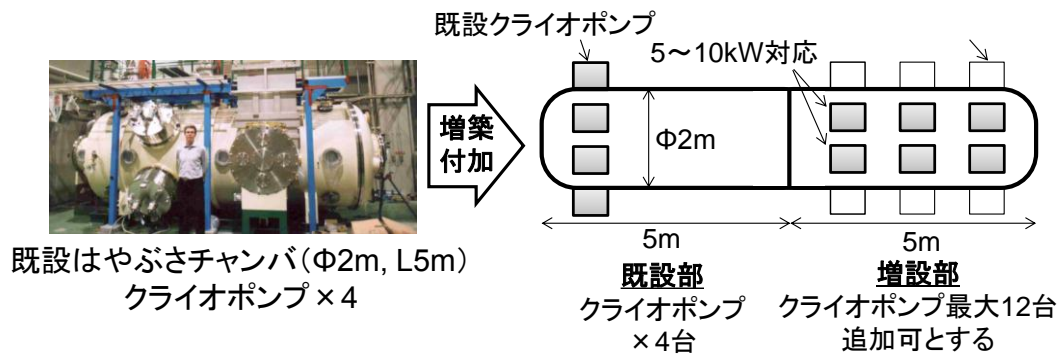


図7 フェーズ1試験設備の構想

将来の更なる大電力化に向けては、欧米が有する $10^6$ L/s級の排気能力の設備が必要となる。これをフェーズ2設備と呼ぶこととし、そのコンセプトを図8に示す。この設備は30~50kW級の開発に対応し、D=4~5m, L=10mのサイズを有する。排気系はクライオポンプに代えてクライオパネル使用し、高性能な水素推進剤を用いる電気推進の開発も見据え、パネル温度5K、もしくは20K+吸着剤の排気システムを構成する。MPDスラスタ、DCアークジェットに対しては超音速ディフューザの適用も視野に入れる。このような大規模な試験設備は運用コストに見合った稼働率を実現することが重要となる。本設備は液体ロケット推進系の開発にも適用可能であり、幅広く国内における軌道上推進系の技術開発に適用することで、この要求にも答えることができる。

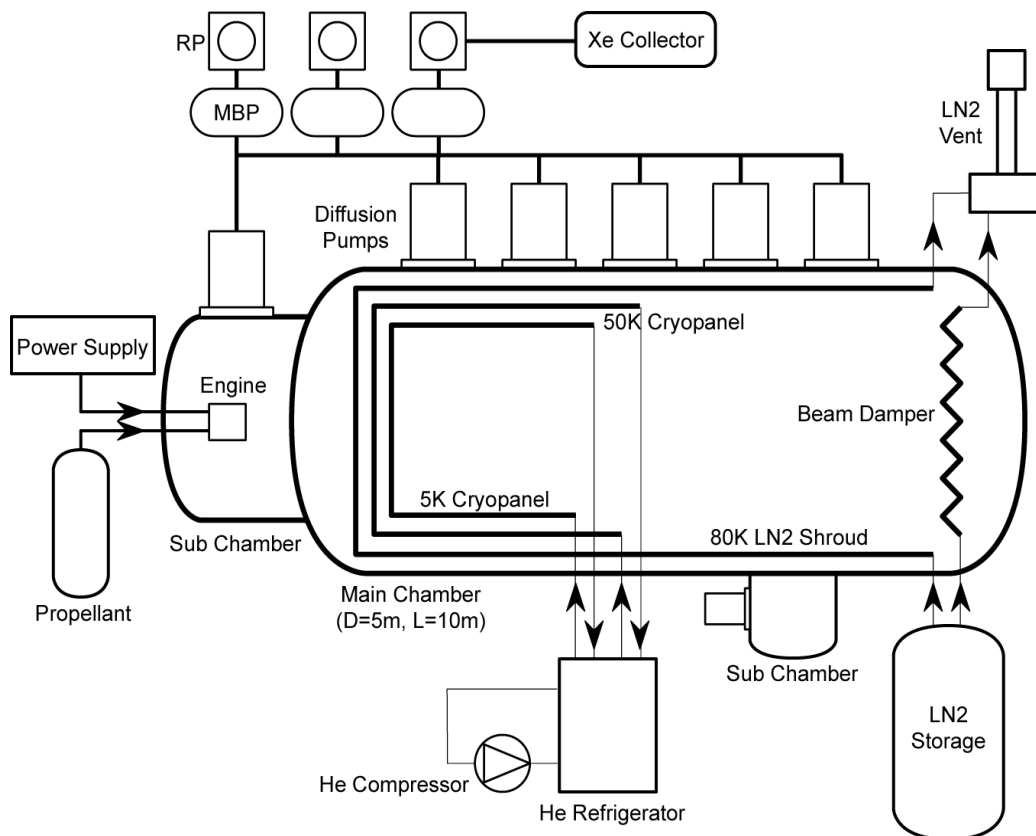


図8 フェーズ2試験設備の構想

## 5. まとめ

全電化静止衛星や国際協働ミッションにおいて、世界的に電気推進による高効率な軌道間遷移が注目されている。これらのミッションに持続的かつ段階的に日本の電気推進技術をアプライしていくことが、宇宙輸送ミッションの効率化、日本の輸送システムの自在性の確保のみならず、国際的プレゼンスの発現、宇宙開発産業の活性化につながっていくものと期待される。

全電化静止衛星やARMに対しては、ミッション最適化、開発規模、将来発展性の観点からホールスラストが有望である。火星等への有人探査では1MW級が求められ、DCアークジェットやMPDスラストも候補であり、以上を踏まえロードマップを設定した。各国の大型電気推進試験設備を俯瞰するとともに、喫緊の要求に効率的かつ短期間で答えるフェーズ1設備、および将来の更なる大電力化に対応するフェーズ2設備を提案した。

## 6. 参考文献

- [1] Feuerborn, S., Neary, D. and Perkins, J., “Finding a way: Boeing’s “All Electric Propulsion Satellite”,” AIAA 2013-4126, 2013.
- [2] 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) 第2版, 2013年8月.
- [3] NASA, Asteroid Initiative, [http://www.nasa.gov/mission\\_pages/asteroids/initiative/](http://www.nasa.gov/mission_pages/asteroids/initiative/)
- [4] Myers, R., “Reducing the Cost of Exploration using Near-Term Advanced In-Space Propulsion, FISO Teleconference, 2013.
- [5] Space News: ABS, Satmex Banding Together for Boeing Satellite Buy, Mar. 13, 2012, [http://www.spacenews.com/satellite\\_telecom/120313-abs-satmex-banding-together-buy-boeing-all-electric-satellites.html](http://www.spacenews.com/satellite_telecom/120313-abs-satmex-banding-together-buy-boeing-all-electric-satellites.html)
- [6] Space News: All-Electric Satellites Prove a Tough Sell for Operators Anxious for Revenue Jolt, Mar. 10, 2014, <http://www.spacenews.com/article/satellite-telecom/39801all-electric-satellites-prove-a-tough-sell-for-operators-anxious-for>
- [7] Aviation Week: Renewing Focus On Commercial Launches/Satellites, Sep 16, 2013, [http://www.aviationweek.com/Article.aspx?id=/article-xml/AW\\_09\\_16\\_2013\\_p31-615692.xml](http://www.aviationweek.com/Article.aspx?id=/article-xml/AW_09_16_2013_p31-615692.xml)
- [8] Space News: Europeans Vow To Check Boeing Advantage in All-electric Sats, May. 11, 2012, <http://www.spacenews.com/article/europeans-vow-check-boeing-advantage-all-electric-sats>
- [9] Spaceflight Now: Europe eyes commercial demo of electric propulsion, Nov. 26, 2012, <http://spaceflightnow.com/news/n1211/26electra/>
- [10] Gonzalez, J., “European Space Agency Activities in Electric Propulsion,” IEPC-2013-37.
- [11] Russian Space Web: Proton launches Ekspress-AM5 communications satellite, [http://www.russianspaceweb.com/proton\\_ekspress\\_am5.html](http://www.russianspaceweb.com/proton_ekspress_am5.html)
- [12] Space News: News from Satellite 2014 Boeing Electric Satellite Backlog Poised To Grow, includes Previously Undisclosed U.S. Gov’t Order, Mar. 13, 2014, <http://www.spacenews.com/article/satellite-telecom/39853news-from-satellite-2014-boeing-electric-satellite-backlog-poised-to>
- [13] Mikellides, I., Katz, I. and Hofer, R., “Design of a Laboratory Hall Thruster with Magnetically Shielded Channel Walls, Phase I: Numerical Simulations,” AIAA 2011-5809.
- [14] Hofer, R., Goebel, D., Mikellides, I. and Katz, I., “Design of a Laboratory Hall Thruster with Magnetically Shielded Channel Walls, Phase II: Experiments,” AIAA 2012-3788.
- [15] Hopkins, J., et al., “International Industry Concepts for Human Exploration from the Earth-Moon L2 Region,” IAC-13-D2.8, 1x16932, 2013.
- [16] Hofer, R., Randolph, T., Oh, D., Snyder, J. and Grys, K., “Evaluation of a 4.5 kW Commercial Hall Thruster System for NASA Science Missions,” AIAA 2006-4469.