



8) 月面の科学／火星探査技術より

輸送技術、重力天体着陸推進系技術について

宇宙探査イノベーションハブ
香河英史

1.はじめに

- 米国はNASAによる2019年から2028年までの10年間で総額\$26億にのぼる商業月輸送サービス(Commercial Lunar Payload Services:CLPS)として,科学ミッション機器の地球と月面間の商業輸送サービスを民間企業から調達する計画を進めている。
- 日本では,長期間の運用に耐えられるストアラブルな推進系(N₂H₄(MMH)/NTO)を使用した中規模(～10t)着陸機に対応した推進系システム技術が大きく空洞化しており,月輸送における自在性が確保できていない。
- 海外ではスロットリング可能かつストアラブルな離着陸推進系を前提として高度な探査が実現されており, CLPS 参加企業も独自の推進系技術を獲得しつつある.そこで,日本でも重力天体に離着陸できる推進系システム技術を獲得する必要がある,その要素技術に注目している。

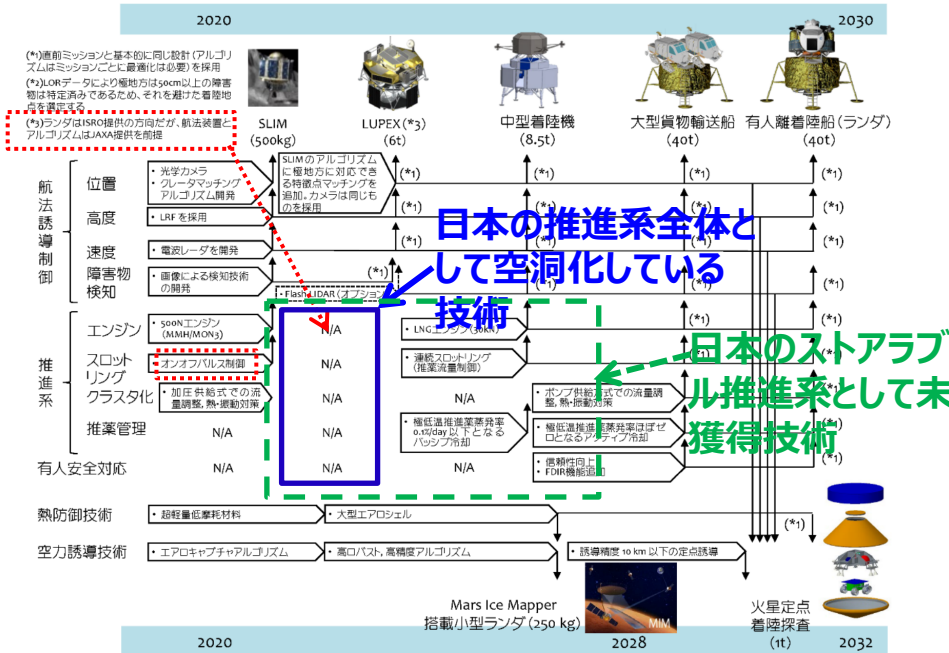
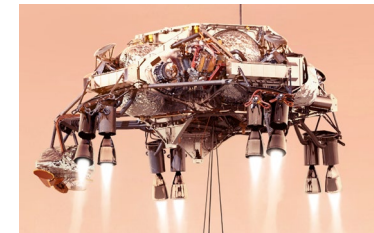


図1-1:「日本の国際宇宙探査シナリオ(案) 2021」
<https://www.exploration.jaxa.jp/news/20220427.html>



嫦娥 3 号(www.chinamil.com.cn)(中国, 2013)
 7.5kNUDMH/NT0 エンジン(20～100%スロットリング)
 Wet 約3.7t, Dry 約1.2t



Mars Science Laboratory©NASA /3.1kNヒドラ
 ジンエンジン×8基(スロットリング)
 EDL+Rover約3.3t <https://mars.nasa.gov/resources/25451/perseverance-touching-down-on-mars-illustration/>

図1-2: 海外着陸機の推進系

空へ挑み、宇宙を拓く



2.輸送技術、重力天体着陸推進系技術の前提条件

- 重力天体着陸推進系技術には、より大型輸送機向けに研究されている、ロケットに使用されている極低温推進系(LOx/LH_2 や LOx/メタン)もあるが、貯蔵性の課題がある。本件は、将来の惑星間空間での大型輸送機の実現に向けた技術実証を想定した、中・小型輸送機かつ、離陸や重力天体での活動を考慮した、長期貯蔵可能な推進剤を前提とする。
- 推進剤
 - 燃料
 - ヒドラジン(N_2H_4) or モノメチルヒドラジン($\text{MMH:CH}_3\text{NHNH}_2$)
 - 酸化剤
 - 四酸化二窒素(N_2O_4 , MON-3(Mixed Oxides of Nitrogen-3))
 - 上記の燃料と酸化剤の組合せは、接触によって反応し、発火する自己着火性推進剤である。また、燃料は酸化物(錆等)でも高温分解する。また、酸化剤は腐食性が高く、接液部に関してはステンレス系、チタン系やテフロン系樹脂が好ましい。特に酸化剤については蒸気圧が高く($96\text{kPa}@20^\circ\text{C}$)、常温でガス化する。
- 推力
 - 本件においては、 $1.7[\text{kN}]$ を前提とする。将来的には $6[\text{kN}]$ へ拡張する可能性もあるが、本資料では、 $1.7[\text{kN}]$ 前提で以降の記載を行っている。
- 比推力
 - 推進剤の消費効率を示す地上の自動車の燃費のような概念である。推進剤の質量流量に対する推力の大きさであり、“ $\text{推力}[\text{N}]/(\text{推進剤質量流量}[\text{kg/s}] \times \text{地球重力加速度}[\text{m/s}^2])$ ”で求められる。質量要求の厳しい宇宙機において、重要な性能指標である。本件では、国産の500Nスラスタや海外製の大推力スラスタを元に暫定値を置いている。

3.輸送技術、重力天体着陸推進系技術の課題(1/2)

- 推進系システムは、大きく分けて以下の2つの部分からなっている
 - 供給された推進剤を噴射し、燃焼させ、高速で排気するエンジン/スラスタ
 - 推進剤を貯蔵し、エンジン等に供給する供給系(タンク、各種弁など)

大推力エンジン

大推力化、推力可変機能化、高比推力化に課題がある

燃焼器



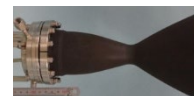
三菱重工技報 VOL.45 NO.4: 2008
特集論文 金星探査機 (PLANET-C) 向け 500N セラミックスラスタの開発



<https://www.ihl.co.jp/ia/products/spa ce/satprop/index.html#section-bt>

国産：セラミック大型化
や耐熱合金・コーティング
技術の開発
海外：貴金属製超耐熱
合金の採用

新規材料の検討

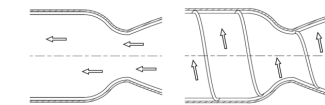


<https://prtimes.jp/main/html/rd/p/000000207.000026157.html>

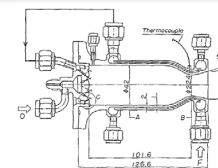
セラミックス複合材等、国産
の耐熱、耐酸化剤材料の
新規開拓

冷却技術

貯蔵式推進剤(ヒドラジン or MMH/ MON-3)による再生冷却技術の獲得



a) Annular arrangement with axial flow of coolant
b) Coil arrangement with radial flow of coolant
<https://www.eucass.eu/doi/EUCASS2017-474.pdf>



AIAA-86-1704

噴射器技術



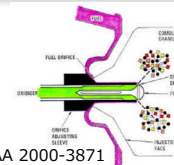
第24号科学衛星(PLANET-C)「あかつき」の金星周回軌道への投入
失敗に係る原因究明及び今後の対策について 平成24年 宇宙開発委員会

噴射口径・噴射角

- 噴射口径・噴射角度等
供給圧変動への対応
- 高効率化

噴射方式

ピントル型等
新方式の適用



AIAA 2000-3871

空へ挑み、宇宙を拓く

図3-1：重力天体離着陸用推進系システムの課題（1）

3.重力天体離着陸用推進系システムの課題(2/2)

推進剤給系システム

推進剤の供給をする各コンポーネントに課題がある

電動ポンプ



[https://en.wikipedia.org/wiki/Rutherford_\(rocket_engine\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Rutherford_(rocket_engine))

電動ポンプ技術

推進剤との材料適合性, 高ヘッド圧, 長期使用, 冷却方法, 流量制御方法, 小型軽量化, 高効率化

大きな流量変更

流量100%→40%へ短時間で制御する技術, 流量制御方法の確立

流量調整技術



Jeffrey M. Weiss, Carl S. Guernsey, "DESIGN AND DEVELOPMENT OF THE MSL DESCENT STAGE PROPULSION SYSTEM", AAS 13-458

制御方式・応答性

流量調整(スロットリング)技術の獲得
流量100%→40%へ短時間で制御する技術
安定した流量制御を実現する技術 (キャビテーションベンチュリーなど)

大容量電磁弁



<https://www.moog.com/products/propulsion-controls/spacecraft/spacecraft-propulsion-components/valves-for-spacecraft-propulsion-systems.html>

大流量対応

既開発品の10倍を超える流量への対応(流量条件は後述)

応答性向上

パルス運用に対応した高い応答性
電磁弁以外を含む駆動方式の検討・実現

空へ挑み、宇宙を拓く

図3-1：重力天体離着陸用推進系システムの課題（2）

3.1 燃焼器冷却技術

・ 実現したいこと

- 現行のストアラブル推薬を使用したエンジンでは、高温の燃焼ガスから燃焼器を守るため、燃料を壁面に噴射して気化熱で冷却する、フィルムクーリング(FC)が行われている(図3.1-1)。
- 一方で、FC燃料は燃焼に寄与しないため、比推力を低下させる要因となっている。1.7kNの大型エンジンにおいては、FC燃料が増大することを懸念している。
- そこで、再生冷却(図3.1-2)により、燃焼器を冷却した推薬を再度燃焼に供することで、比推力向上を目指す。

・ 目標仕様

- セラミックス燃焼器においては、図3.1-3の空冷タービンブレードのように、セラミックス燃焼器内部に液冷用流路を作る製造技術や燃焼器外部に冷却ジャケットを装着することを考えている。
- 金属燃焼器については、既存の大型エンジン同様に冷却溝や配管による冷却を考えている。
- いずれも、約2,200℃の燃焼ガス温度に対し、金属燃焼器では約1,100℃、セラミックス燃焼器では約1,400℃の耐熱温度以下に下げる技術を実現したい。

・ 注目技術

- 再生冷却燃焼室の実現に必要な内部流路加工技術、配管施工技術、高熱伝達率(熱交換率)の実現等

空へ挑み、宇宙を拓く

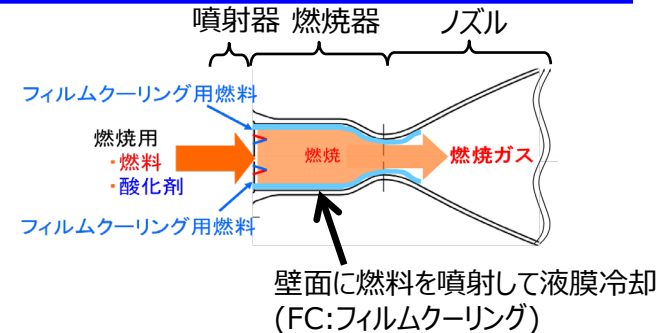


図3.1-1：一般的なスラスト冷却方式(フィルムクーリング)

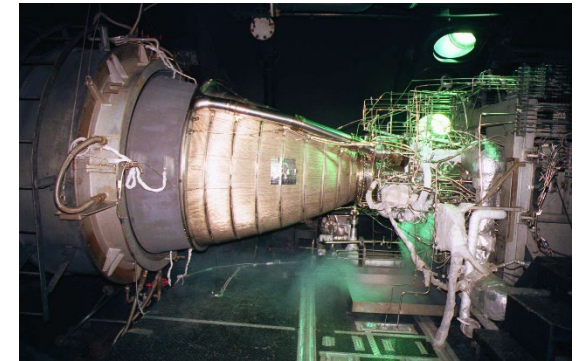


図3.1-2：再生冷却ロケットエンジン



図3.1-3：冷却型タービンブレードのイメージ

<https://okinawa-airport-terminal.com/air-cooled-turbine-blade/>

3.1 燃焼器冷却技術の注目技術

- 内部流路加工技術
- 配管施工技術
 - 海外事例でも出てきている高耐熱合金による冷却溝一体構造による熱構造設計技術など

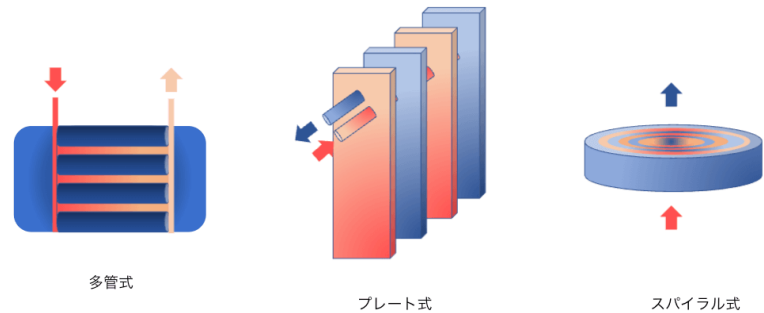


<https://news.sharelab.jp/3dpnews/metal3dp/nasaeos3d-210607/>

本技術の地上への波及効果例

- 内燃機関の燃焼効率向上
- 製造技術の高度化

- 高熱伝達率(熱交換率)
 - 従来の熱交換基本形態を凌駕する熱交換方式
 - 冷却通路の抵抗は従来と大きく変わらず



<https://metoree.com/categories/heat-exchanger/>



https://news.sharelab.jp/3dpnews/materials-0/nasa_220506/

空へ挑み、宇宙を拓く



3.2 噴射器技術

• 実現したいこと

- 現行の国産スラスタは図3.2-1に示す衝突型インジェクタを採用している。
- 本検討において、推力調整(スロットリング)を行いたいと考えている。そのためには推薬流量を調整する必要があるが、衝突型では穴径が固定のため、推薬流量を下げると、噴射流速が下がってしまい、燃料と酸化剤が衝突後、霧化・混合する際に効率が低下する可能性がある。
- そこで、ピントル型インジェクタ(図3.2-2)により、流速に応じて衝突角を変えていくことで、効率低下を最小限にとどめたい。

• 目標仕様

- 3.3項に記載の推薬供給条件を推薬量100%とした時、100%→40%→100%と流量を無段階で調整した際に、それに追従できる駆動機構を兼ね備えたい。明確な数値要求は無いが、感覚的には数秒で実現したい。
- 図3.2-2では内筒側に液、外筒側にガスと記載されているが、これを液同士の推薬で実現したい。この図では内筒側だけ流量調整となっているが、外筒側も同時に流量調整することで、推薬の衝突状態や混合比を高性能なまま実現したい。

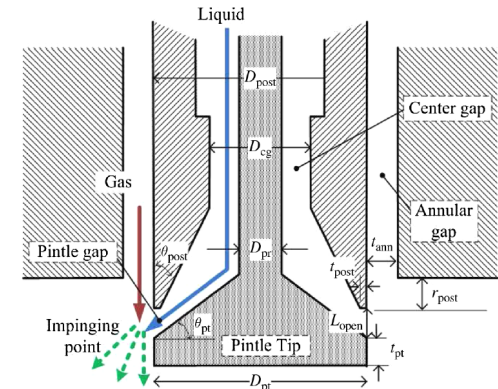
• 注目技術

- スラスタの推力調整に必要な噴射器調整機構(アクチュエータ駆動技術、高精度位置制御技術等)



第24号科学衛星(PLANET-C)「あかつき」の金星周回軌道への投入失敗に係る原因究明及び今後の対策について 平成24年 宇宙開発委員会

図3.2-1：衝突型インジェクタ



Min Son et al. "Design Procedure of a Movable Pintle Injector for Liquid Rocket Engines", JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, Vol. 33, No. 4, pp.858-869, 2017

図3.2-2：ピントルインジェクタ

3.2 噴射器技術の注目技術

表3.2-1 アクチュエータ要求案

	主要要求技術（具体的な数値は検討中）	備考
1	現状のソレノイドアクチュエータからの小型&軽量化	例えば、 piezoアクチュエータを用いることで小型&軽量化できないか。
2	リニア駆動変位が数ミリ程度。8bit以上分解能。	多層積層型 piezoアクチュエータに変位拡大機構等を組み合わせることで実現できないか。
3	スラスト燃焼時(数ms~1000s程度)の変位保持	クリープ特性による変位誤差は1000sで4%程度の増加。なるべく変位誤差を低減可能な技術としたい。
4	低電力消費&低発熱	駆動機構を工夫することで消費電力&発熱低減できないか。詳細な機構に関しては研究の中で要検討。
5	耐薬品性（ヒドラジン、四酸化二窒素等の推進薬中での耐性）	強酸、強アルカリでの材料適合性（ステンレス系は推進薬適合性あり）。

本技術の地上への波及効果例

- ・ 内燃機関の燃焼効率向上
- ・ 精密制御技術の向上

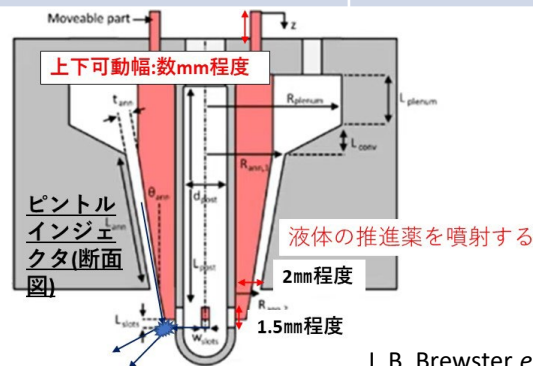


図3.2-3【例】ピントルインジェクタの場合の可動部イメージ
ただし、ピントルタイプに限らず、他の噴射器タイプの流量調整機構も対象とする。

J. B. Brewster et al., Development of a Deep Throttling Pintle Injector for Lander Applications, Space Propulsion 2022.

空へ挑み、宇宙を拓く



3.3 電動ポンプ

- 実現したいこと

- これまでの高圧ガス系を搭載した推進系では、推進剤量の増加に伴って高圧ガスの必要量も増えそれに伴い高圧タンクなどのシステム質量が大きくなる。
- 電動ポンプ及び関連するシステムが、高圧ガス系質量よりも軽くなれば、輸送質量の増加が見込まれる。
- スラスタの高圧噴射化、再生冷却化による一層の性能向上(比推力向上)も目指したい。

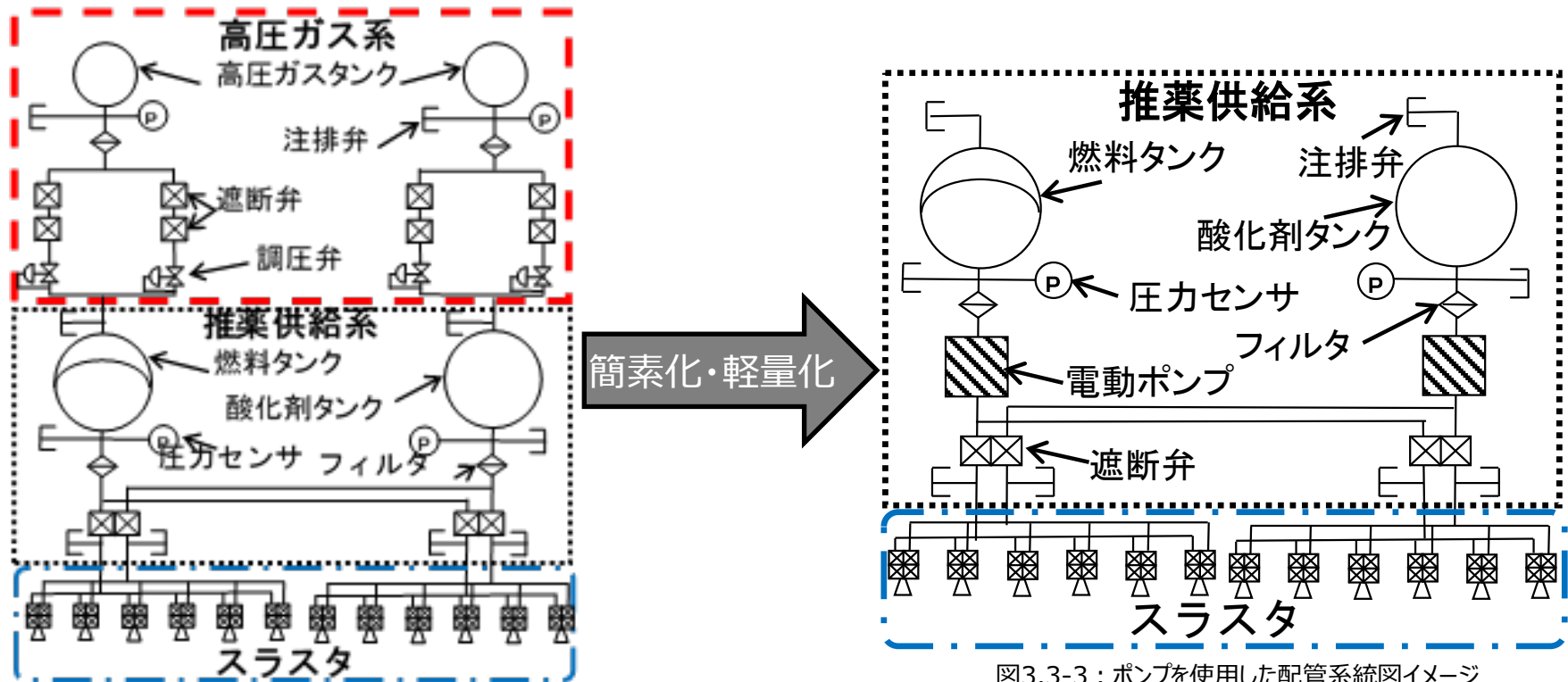


図3.3-3 : 現在の配管系統図(はやぶさ2)

図3.3-3 : ポンプを使用した配管系統図イメージ

空へ挑み、宇宙を拓く

3.3 電動ポンプ

- 目標仕様
 - ポンプ入り口圧は0.9MPa(高压ガス対象外)にしたい.さらには0.07MPaまで下げられれば蒸気圧で押し出しが可能.その上でポンプで昇圧した時の吐出圧を3MPa程度(スラスタ燃焼圧2MPaを想定)にしたい.
 - 将来的に,燃焼圧高压化を考えており,吐出圧5MPa(燃焼圧4MPa)への発展性が望まれる.
- 注目技術
 - 軽量小型ポンプ,モータ冷却技術,モータ高効率/低消費電力制御技術等

表3.3-1：電動ポンプの目標仕様値

No.	項目	要求、値	備考																																			
1	作動流体	- ヒドラジン(N₂H₄) (OR モノメチルヒドラジン：MMH) - 四酸化二窒素(N₂O₄)：MON-3 - イソプロピルアルコール(IPA) - 脱イオン水																																				
2	吐出圧	1～3MPa(A) 制御可変要求（変化率 TBD MPa/s）	入口圧 0.07～0.9MPaA																																			
3	流量	流量は推奨種によって変わる。1.7kN級エンジンの推奨流量は下記の通り。 <table><tr><th rowspan="2">推力 [kN]</th><th rowspan="2">推奨種</th><th rowspan="2">比推力 [s]</th><th rowspan="2">混合比</th><th colspan="4">流量</th></tr><tr><th>燃料/ 酸化剤</th><th>[g/s]</th><th>[cc/s]</th><th>[L/min]</th></tr><tr><td rowspan="4">1.7</td><td rowspan="2">燃料： N₂H₄ 酸化剤： MON-3</td><td rowspan="2">305</td><td rowspan="2">1.65</td><td>燃料 N₂H₄</td><td>214.5</td><td>245.1</td><td>14.7</td></tr><tr><td>酸化剤 MON-3</td><td>353.9</td><td>244.1</td><td>14.6</td></tr><tr><td rowspan="2">燃料： N₂H₄ 酸化剤： MON-3</td><td rowspan="2">325</td><td rowspan="2">0.8</td><td>燃料 N₂H₄</td><td>296.3</td><td>296.3</td><td>17.8</td></tr><tr><td>酸化剤 MON-3</td><td>237.1</td><td>237.1</td><td>9.8</td></tr></table>	推力 [kN]	推奨種	比推力 [s]	混合比	流量				燃料/ 酸化剤	[g/s]	[cc/s]	[L/min]	1.7	燃料： N ₂ H ₄ 酸化剤： MON-3	305	1.65	燃料 N ₂ H ₄	214.5	245.1	14.7	酸化剤 MON-3	353.9	244.1	14.6	燃料： N ₂ H ₄ 酸化剤： MON-3	325	0.8	燃料 N ₂ H ₄	296.3	296.3	17.8	酸化剤 MON-3	237.1	237.1	9.8	パルス／連続混合噴射に伴う流量変動対応する。 下流圧力条件はパルス状に変化する。（パルス噴射の特性を示す）
推力 [kN]	推奨種	比推力 [s]					混合比	流量																														
			燃料/ 酸化剤	[g/s]	[cc/s]	[L/min]																																
1.7	燃料： N ₂ H ₄ 酸化剤： MON-3	305	1.65	燃料 N ₂ H ₄	214.5	245.1	14.7																															
				酸化剤 MON-3	353.9	244.1	14.6																															
	燃料： N ₂ H ₄ 酸化剤： MON-3	325	0.8	燃料 N ₂ H ₄	296.3	296.3	17.8																															
				酸化剤 MON-3	237.1	237.1	9.8																															
4	消費電力	3 kW (each)	目安（調整可能）																																			
5	環境	真空中で作動こと。																																				
6	作動流体温度	5～60℃	作動流体温度(TBD)																																			
7	質量	TBD	なるべく軽く。																																			

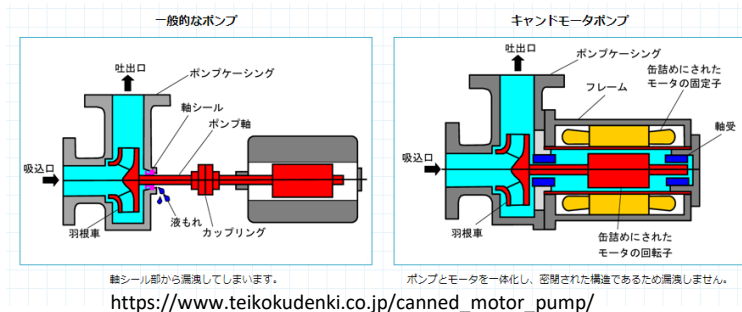
空へ挑み、宇宙を拓く



3.3 電動ポンプの注目技術

• 軽量小型ポンプ

- 作動流体が毒性を持ち漏洩が厳しく制限されていることから、漏れの無い「キャンドモータポンプ」に注目している



本技術の地上への波及効果例

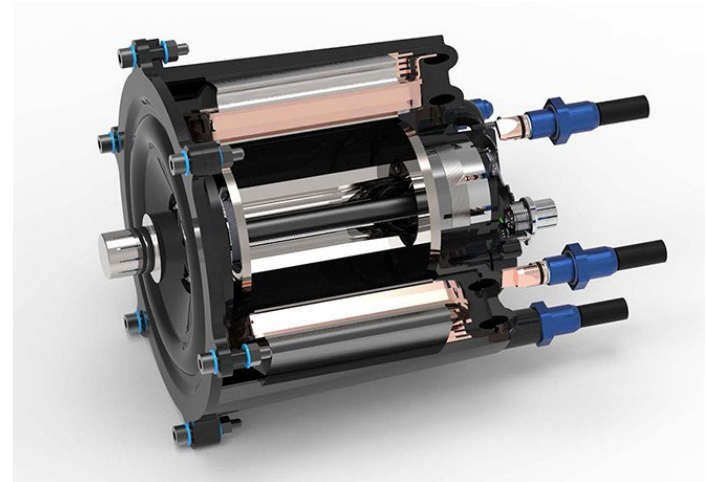
- 組み込みポンプの効率向上
- 省電力化・低コスト化

空へ挑み、宇宙を拓く



• モータ冷却技術

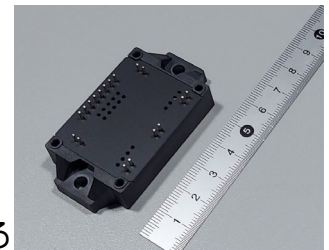
- 宇宙空間では特に発熱処理が大変であることから冷却技術に注目している



<https://chargedevs.com/newswire/new-motor-cooling-solution-could-lead-to-lighter-evs/>

• モーター高効率/低消費電力制御技術

- EV等で適用が進んでいる GaN FETなどによる高速スイッチング制御技術と伴う鉄損軽減などの技術に注目している
- モーター駆動回路の高効率化と小型化に注目している



<https://www.fujitsu-general.com/jp/fgel/products/component/powermodule/gan/index.html>

3.4 流量調整技術

・ 実現したいこと

- ストアラブルエンジンにおいて、日本は推力調整技術を有していないため、間欠噴射(パルス)により力積を調整することで、等価的に推力調整を行っている。(はやぶさ、SLIM、MMX等)
- エンジンが大型化すると、推薬弁の応答性が悪くなり、パルス運用の限界が見えてきている。そこで、推薬の供給圧を変えずに、電気信号等で流量を調整できるバルブが必要となる。
- 図3.4-1のように、海外製ではキャビテーションベンチュリバルブがあるが、酸化剤に対応していない。酸化剤対応を打診したところ、改修設計費用が高額であり、調達費用も非常に高価であった。

・ 目標仕様

- 燃料、酸化剤のどちらにも材料適合性を有すること。
- 国内でも特許が申請されているが、既に20年経過している。(図3.4-2)
- 前述の電動ポンプにより供給圧を変えて流量を調整する技術もあるが、ここでは、供給圧1.5MPa前提で、3.3項に記載の推薬供給条件を推薬量100%とした時、100%→40%→100%を無段階で素早く調整できるようにしたい。明確な数値要求は無いが、感覚的には数秒で実現したい。

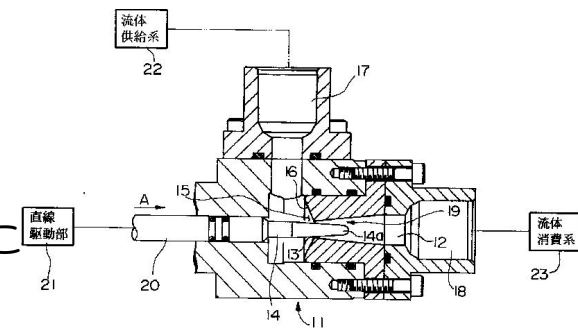
・ 注目技術

- 材料適合性、小型アクチュエータ、低電力化、流量制御機構、高精度位置決め機構



Jeffrey M. Weiss, Carl S. Guernsey, "DESIGN AND DEVELOPMENT OF THE MSL DESCENT STAGE PROPULSION SYSTEM", AAS 13-458

図3.4-1：海外製キャビテーションベンチュリバルブ



特開平10-037804：キャビテーションベンチュリバルブ

図3.4-2：特許情報(存続期限切れ)

3.4 流量調整技術の注目技術

注:以下単なる例示として示したものでありこれらの技術を指定しているわけではありません。

- **材料適合性**

- シールやダイヤフラムにゴムや樹脂を使っているが、より長期の使用に耐える材料



- **小型アクチュエータ**

- 流量制御弁体を駆動するためのアクチュエータ
- バックラッシや電源オフ時の脱調がないことが望ましい



©JAXA

- **低電力化駆動**

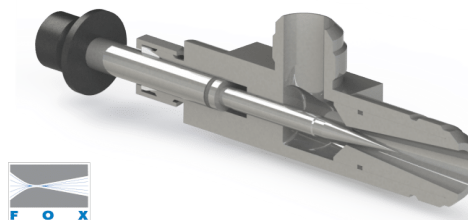
- 現在の衛星推進系の駆動は、直流28V駆動となっている。インバーター技術などの適用による低電力化を目指す

- **流量制御機構**

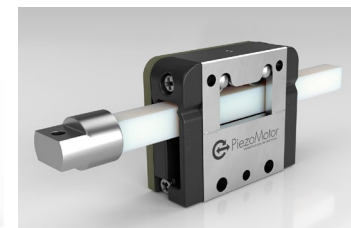
- 滑らかな流量制御可能なニードル機構など

- **高精度位置決め機構**

- 高速高精度に流量制御を可能にする機構



<https://www.foxvalve.com/>



<https://piezomotor.com/linear-motors/>

本技術の地上への波及効果例

- 機器の長寿命化
- より精密な流体制御機構の実現

空へ挑み、宇宙を拓く



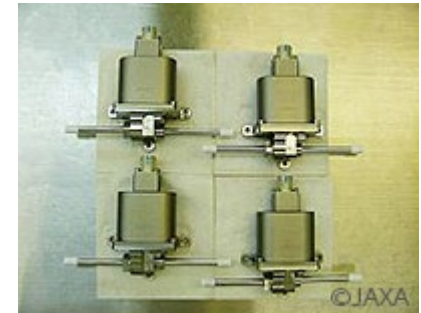
3.5 各種国産バルブ

- 実現したいこと
 - 過去に1700Nのエンジンを開発したことがあるが、その時にはヘリウムガス駆動の空圧式バルブを国内開発した。
 - しかし、既に廃番されており、実際にフライトさせる場合には、ヘリウムガスを駆動するバルブや電気系が必要となり、質量が増大する。
 - 現行のエンジンでも海外からバルブを購入しているが、故障が多いこと、1.7kN対応の推薬弁が販売されておらず、図3.5-1の1.1kN向けが一番近いものであるが、流路特性の仕様から採用は難しい。
 - そこでバルブを国産化して、故障に対しても迅速に対応しつつ、エンジンの要となるバルブ技術を有することにより、国際競争力を高めたい。
- 目標仕様(推薬弁:目標仕様につき、詳細は応相談)
 - 使用流体、流量条件は3.3項に記載の通り。
 - MEOPは2.2~5MPa程度
 - 内部リークは 1×10^{-4} scc/s@1.5MPa GHe程度、外部リークは 1×10^{-7} scc/s@1.5MPa GHe程度
 - 使用温度域は作動無しで-50~140℃程度、使用中は、0~70℃程度
 - 開応答時間は短いほどいいが、50ms以下にはしたい。
 - 質量は500g以下にしたい。
 - 開閉サイクルは8500回以上(TBD)
 - 電力は励磁中40W@24VDC程度を見込んでいる。
 - I/F配管は1/2~1インチを想定している。
- その他のバルブ
 - 下記バルブについて、各々目標仕様は要調整だが、関連技術の提案を歓迎する。
 - ラッチングバルブ、電磁弁、火工品非搭載のワンショットバルブ



<https://www.nammo.com/product/engine-flow-control-valve/>

図3.5-1 : NAMMO社1100N級エンジン用電磁弁



<https://www.kenkai.jaxa.jp/library/database/db-gdp001.html>

図3.5-2 ラッチングバルブ(JAXAコンポーネント)

空へ挑み、宇宙を拓く



3.6 推薬適合性技術

• 横断的技術の提案依頼

- 2項に記載した通り,本件で対象としている燃料である,ヒドラジン(N_2H_4) or モノメチルヒドラジン(MMH: CH_3NHNH_2)は毒性を有しており,取り扱いに注意が必要である.また,酸化剤である四酸化二窒素(N_2O_4 , MON-3)は強い腐食性物質である.燃料側も強還元剤であるが,いずれも材料適合性が求められる.
- 特に 1000°C を超える高温酸化雰囲気曝される燃焼器には、高い耐熱性と耐酸化性が求められる.
- そのため,前項までに,注目しているコンポーネントや技術課題について述べているが,それらを構成する要素技術の推薬適合性技術についても広く提案を募りたい.

• 要素技術例

- 新規バルブシール材(材料適合性,寿命,膨潤耐性,クリープ量等)
- 摺動部材料(摩耗耐性,材料劣化等)
- 耐酸化剤コーティング技術(高温耐性等)
- 軸受け等機構要素(耐摩耗性,材料適合性等)
- その他,要素及び関連技術

3.7 推進系高性能化技術

- 実現したいこと

- 前項までは特定の技術に着目したものであるが、それらの技術を取り入れることで、推進系サブシステムとして副次的に高性能化が見込まれる技術もある。
- その一例として、電動ポンプにより、推薬タンクが法令(高圧ガス)適用範囲以下(1MPa未満)にすることができると、タンク設計・運用に求められる制約が軽減され、大幅な軽量化が見込める。

- 目標仕様

- 1MPa以下での推薬貯蔵方法として、材料適合性を有し、かつ打上げ環境や軌道上運用環境に耐えうる推薬貯蔵方法の革新を行いたい。軽量の複合材タンクのみならず、金属性の缶や樹脂材料のパウチ等を含め、革新的な軽量貯蔵方法があれば是非取り入れたい。

- 注目技術

- 軽量低圧の推進剤輸送供給容器(タンク)。材料適合性(長期保管性)、貯蔵性(安全性、透過／漏洩耐性)等

3.7 推進系高性能化技術の注目技術

- 軽量低圧の推進剤輸送供給容器(タンク)
 - 非金属化や推進剤や加圧ガスの透過しないパウチなど

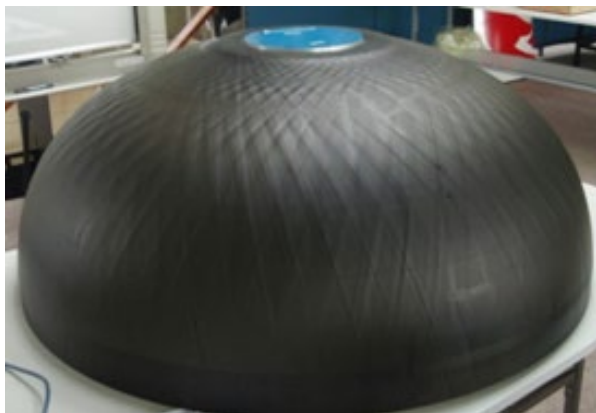


<https://www.toyo-seikan.co.jp/product/>



<https://www.tiger.jp/product/bottle/MTA-T.html>

- 材料適合性(長期保管性)
- 貯蔵性(安全性、透過／漏洩耐性)等



<https://www.aero.jaxa.jp/research/basic/structure-composite/cryogenic/>

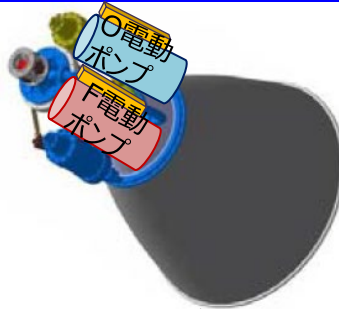
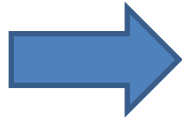
本技術の波及効果例

- 輸送容器の低コスト化
- 貯蔵容器の軽量化

空へ挑み、宇宙を拓く



4. 発展性

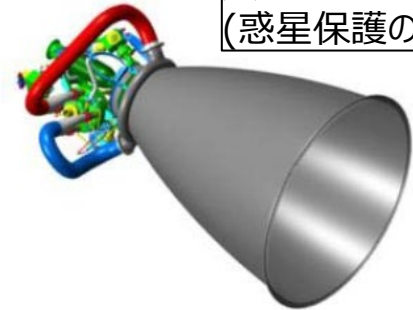


低毒2液推進系

更なる大型化



HTV-XR
帰還カプセル



火星探査機
(惑星保護の観点)

1.7kN級ストアブル推進系システム

6kN級ストアブル推進系システム

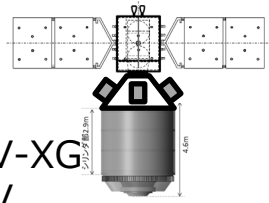
中圧燃焼室 (1~2MPa) ヒドラジン or MMH / MON-3	高圧燃焼室(3MPa) ヒドラジン or MMH / MON-3
100~数百kgペイロード 地球-月輸送機 - 小型月面-LOP-G間離着陸機	30kN推力中型着陸機向け - 数百kg~1tペイロード地球-月輸送機 - 中型月面-LOP-G間離着陸機

80kNクラス
初期40トン有人月着陸機向け
高圧燃焼室(3MPa)
ヒドラジン or MMH / MON-3

300kNクラス
初期70トン有人火星着陸機向け
高比推力
高圧燃焼室(3MPa)以上
長期貯蔵性
ヒドラジン or MMH / MON-3



離陸帰還機
月着陸機バックアップ



HTV-XG
OTV



中型ランダ

ロケット3段ストアブル化

火星等大型惑星探査離着陸機

空へ挑み、宇宙を拓く

