

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

ロケットエンジン推進剤供給電動ポンプの成立性に向けた検討

Feasibility of Rocket Engine Propellant Supply Electric Pump

島垣 満, 長尾 直樹, 川崎 聡, 橋本 知之, 木村 俊哉, 高田 仁志,
富田 健夫, 池田 隼人, 谷尾 優樹, 茨田 敏光, 眞武 幸三,
渡邊 啓悦, 本田 修一郎

Mitsuru SHIMAGAKI, Naoki NAGAO, Satoshi KAWASAKI, Toshiya KIMURA,
Tomoyuki HASHIMOTO, Satoshi TAKADA, Takeo TOMITA, Hayato IKEDA,
Yuki TANIO, Toshimitsu BARADA, Kozo MATAKE, hiroyoshi WATANABE
and Shuichiro HONDA

2019年2月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

1. はじめに	1
2. 電動ポンプシステムの成立性に影響する要素とモデル化	2
3. 考慮すべき損失	5
4. 課題	6
5. まとめ	6
参考文献	6

ロケットエンジン推進剤供給電動ポンプの成立性に向けた検討

島垣 満^{*1}, 長尾 直樹^{*1}, 川崎 聡^{*1}, 橋本 知之^{*1}, 木村 俊哉^{*1}, 高田 仁志^{*1}, 富田 健夫^{*1}
池田 隼人^{*2}, 谷尾 優樹^{*2}, 茨田 敏光^{*3}, 眞武 幸三^{*3}, 渡邊 啓悦^{*2}, 本田 修一郎^{*2}

Feasibility of Rocket Engine Propellant Supply Electric Pump

Mitsuru SHIMAGAKI^{*1}, Naoki NAGAO^{*1}, Satoshi KAWASAKI^{*1}, Toshiya KIMURA^{*1},
Tomoyuki HASHIMOTO^{*1}, Satoshi TAKADA^{*1}, Takeo TOMITA^{*1}, Hayato IKEDA^{*2}, Yuki TANIO^{*2},
Toshimitsu BARADA^{*3}, Kozo MATAKE^{*3}, hiroyoshi WATANABE^{*2}, Shuichiro HONDA^{*2}

ABSTRACT

The rocket engine of the propellant supply system based on the electric pump is simplified as with the expander cycle system. In the engine system using the electric pump, in addition to the combustor, the motor, the battery, and the inverter are the heat sources. In particular, it is assumed that a motor, which becomes a heat source by electromagnetic loss, uses a propellant or helium as a coolant. The propellant that has been heated by the cooling of the motor is returned to the pump or discharged. This process affects pump efficiency. In this report, we describe concepts for evaluating the feasibility of the electric pump system from the viewpoint of cooling and the basic model constructed.

Keywords: Spacecraft, Electric Motor Pump, Liquid Propellant, Electromagnetic Loss

概要

電動ポンプに基づく推進剤供給システムのロケットエンジンは、エキスパンダーサイクルシステムと同様に単純化される。電動ポンプによるエンジンシステムでは、燃焼器以外にモータ、バッテリー、インバータが発熱源となる。特に電磁気的な損失で発熱源となるモータは、冷却剤として推進剤またはヘリウムを用いることが想定される。モータの冷却により昇温された推進剤は、ポンプに戻すか、または排液される。そのためこの過程では、ポンプ効率に影響を及ぼす。本報告では、冷却に関わる観点で電動ポンプシステムの成立性を評価するための概念と構築した基本モデルについて述べる。

1. はじめに

これまでのロケット用ターボポンプでは、副燃焼室での燃焼エネルギーや燃焼室での熱交換によって得られる熱エネルギーの利用によるタービン駆動方式が用いられている。このため、表1に示すように副燃焼室等の高温高圧部品の増加によりシステムが複雑になり、必要な熱エネルギーを確保するために燃焼室が長尺化する等の課題がある。従来のタービン駆動方式から高エネルギー密度電池¹⁾をエネルギー源とする電動モータ駆動方式に置き換えることで、副燃焼室等の高温高圧部品が不要になるためシステムが簡素化され、かつ高信頼性化に寄与する。また、熱交換による熱エネルギーも不要であるため、燃焼室の短縮化が期待できる。更に既検討で推進剤種、混合比、推進剤流量および燃焼圧による電動モータ化による推力範囲²⁾の面を考え合わせると、ペイロードが比較的小さい輸送機から駆動電源を太陽パネルや燃料電池などの供給により惑星離着陸船または深宇宙探査船などの推進システムとして様々な宇宙ミッション^{3,4)}へ適用できる可能性がある。

図1左に示す推進剤供給用電動ポンプ（以下、電動ポンプ）を用いた宇宙機用液体ロケットエンジンは既存エンジンシステム⁵⁾の他に欧米含めたアフリカ、アジアで打上げ用エンジンとして検討、開発が進められている⁶⁻¹²⁾。現在、荏原製作所¹³⁾と推進剤供給用電動ポンプシステムを実現すべく共同研究を実施している。このエンジンシステムは、高い放電能力を兼ね備えた高エネルギーおよび高

doi: 10.20637/JAXA-RM-18-014/0001

* 平成30年12月25日受付 (Received December 25, 2018)

^{*1} 研究開発部門 第4研究ユニット (Research Unit IV, Research and Development Directorate)

^{*2} (株) 荏原製作所 風水力機械カンパニー (Fluid Machinery & Systems Company, EBARA corporation)

^{*3} (株) 荏原製作所 精密・電子事業カンパニー (Precision Machinery Company, EBARA corporation)

出力密度電源の実現も必要であるが^{14,15)}、制御含めた電動ポンプシステムを如何に実現させるかが鍵になる。図1右に示す電動ポンプシステムの成立性は、仕様を満足する性能および機能不全などのトラブル回避を設計初期段階で如何に手戻りが無きようシステムに与える影響を定量的に評価することが重要である。本研究では、想定するシステム形態の成立性を概略設計段階で評価するシステムの構築を目的とする。またシステム効率を左右する考慮すべきモータ損失について一部触れる。なお本稿では、システム軸振動特性、耐宇宙環境を想定する器機、電源、機体・エンジンシステムについては、別の機会とする。

表1 電動ポンプ方式エンジンのメリット

	【エンジンに対する課題解決・機能付加】	【宇宙機システムへの効果】
課題解決	副燃焼室等の高温高圧部品が不要	信頼性の向上
	燃焼室長さの短縮	宇宙機全長の短縮、艤装改善
	艤装の簡素化 (タービン駆動ガス配管等の削除)	軽量化、艤装改善
機能付加	タービン特有の不具合やパージ等の運用が不要	信頼性・運用性の向上
	スロットリングの連続制御	飛行・着陸経路の自由度拡大
	回転数ばらつきが少なく作動点再現性が高い	軌道投入精度の向上

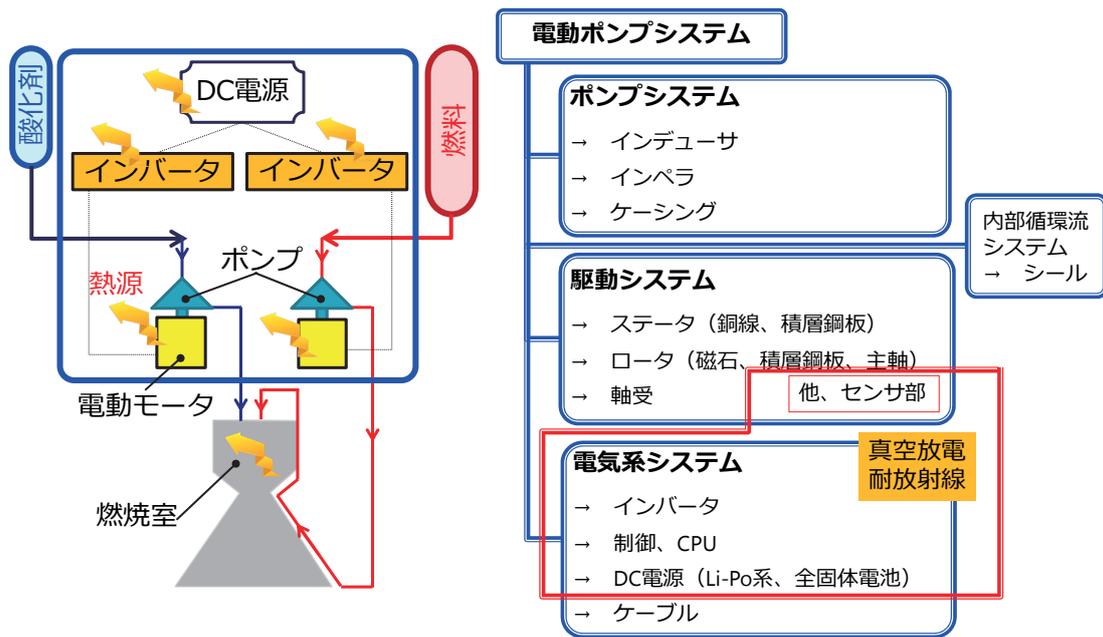


図1 電動ポンプエンジンシステム(左)と電動ポンプシステム(右)

2. 電動ポンプシステムの成立性に影響する要素とモデル化

既報²⁾を元に推進剤をLOX、LCH₄による推力30kN（真空レベル）に目標設定して図1、2右図に示すシステムの成立性を評価、検討する目的でモデル化の検討を進めている。成立性を評価するポイントは、ポンプ仕様に対して設計されたモータが設定された回転数入力によりトルク値へ変換しインバータにてベクトル制御され、設定電源に対してポンプ仕様を満たすモータ特性（回転数、トルク）とポンプ仕様（吐出圧、流量）になる。

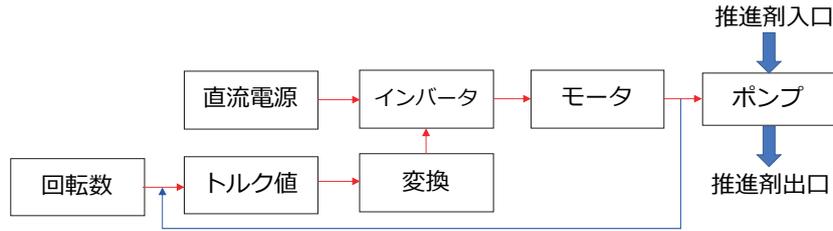


図2 電動ポンプシステムブロック線図

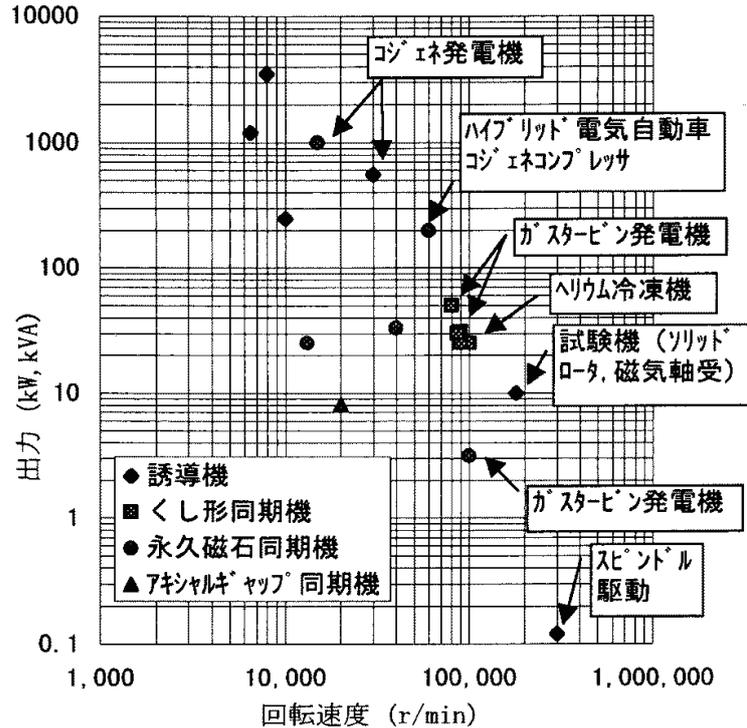


図3 国内モータ開発の出力と回転数の関係¹⁶⁾

モータは、設定推力に対してエンジンシステムで要求する推進剤混合比、推進剤流量、燃焼圧から想定されるポンプ仕様によるが、数十から百数十 kW の出力範囲になる。一方、電動ポンプシステムは、想定される機体要求から小型軽量が評価指標または制約になり、回転数が数万から十万 rpm の高出力密度(kW/kg)モータとそれを制御するインバータおよび高比速度インペラが要求される。図3¹⁶⁾は、国内の産業・車両モータ開発実績で出力と回転数の関係を表す。本研究で想定するモータは概ね実績内であるが、高出力密度を目指すため技術的課題の洗い出しとモデルによる評価は実現性を左右するため重要になる。

高出力密度モータの実現では、運用による起動過渡を想定してポンプ仕様に応える時間当たりの回転数上昇とトルク上昇を円滑に駆動させるために適当な小径ロータ体格が予測できる。しかし宇宙環境である真空放電の懸念から供給電圧を抑えた高電流モータ設計となる。高電流設計では、ステータコアで生じ銅損に起因するジュール熱も激増する。また、ポンプ仕様に応える高トルク型モータの設計解を得るにはロータ部であるロータ磁石+積層鋼板とステータ部であるステータ+銅線の長軸化が想定される。一般的にモータの磁石部では磁束変動により生じる渦電流損失が、長軸化のため増加し、熱に変換される。

ポンプシステムでは、モータの他に軸受等を冷却する目的のため、体積効率が下がるためにポンプ効率に影響を与える。そのため冷却後の推進剤を無駄にしない又は、ポンプ入口へ戻す場合の性能影響の観点から許容できる排液またはシステム再循環流れの定量的判断が重要になる。よってポンプシステム背面流れ流路や推進剤物性状態からシステムの状態を把握できるモデルが必要になる。

表 2 電動ポンプシステム成立性で考慮する代表的なサブモデル
(赤字:今後検討するモデル)

第一階層、total sys. modeling	第二階層、sys. modeling	第三階層、sub-sys. Modeling	
電動ポンプシステム	モータシステム	モータ (IPM) modeling	
		インバータ modeling	
			インバータ冷却 modeling
	ポンプシステム	モータポンプ modeling	
			配管、バルブ modeling
	ポンプ-モータシステム		ポンプ背面流れ modeling
			ステータコア冷却 modeling
			ロータコア冷却 modeling
			軸受冷却 modeling
		排液 modeling	
	電源システム	Li系電池 modeling	
		全固体電池 modeling	

そこで電動ポンプシステムの成立性を評価するため考慮すべき代表的な要素モデルを表 2 に示し、構築した電動ポンプシステムの代表的なベースモデルを図 4 に示す。ベースモデルは、Simence 社 AMESIM®¹⁷⁾をプラットフォームとしてモデルを構築した。またモータモデルの仕様は、JSOL 社 JMAG®¹⁸⁾で電磁気設計した結果を入力する。

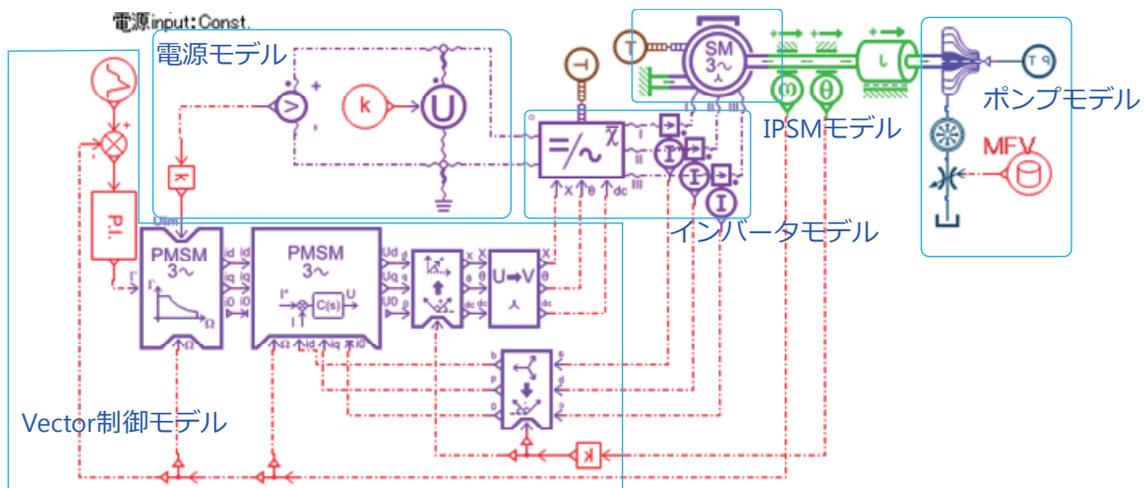


図 4 電動ポンプシステムの代表的なベースモデル

3. 考慮すべき損失

成立性で最もキーになるモータ損失についても成立性評価モデルに考慮できるように取り組んでいる。一部損失は、モータロータおよびステータの材料特性、形状、体格及び回転周波数などに起因しており2次元FEM電磁気解析で予測できる。一方、ステータ内周部またはロータ外周部に導電性のある保護管（キャン方式）を用いたモータ構造では、保護管表面で渦電流損失が生じる。またロータ電磁鋼板に内挿される磁石側面からも渦電流損失が生じることが知られている。この損失は、2次元解析ではモータ体格に依存して推定精度に影響を与えるため3次元FEM電磁気解析を実施して事前に損失マップ等を作成して援用する事が必要になる。

図5は、6.7kW/kgのモータ電磁気試設計における磁束密度の結果である。図6は、横軸の回転数に対する左縦軸をトルクにして効率等値分布を示す。全体的に効率及びトルクが低い設計解を示し、モータ損失が高くなり、電流だけを消費している設計解である。故に回転数も定格に達していない。今後は、より小型軽量な体格を目指し、かつ効率を得る設計解を模索する。なお成立性評価のモータモデルについては、図6の数値マップを援用して成立性評価モデルに組込むことを検討している。

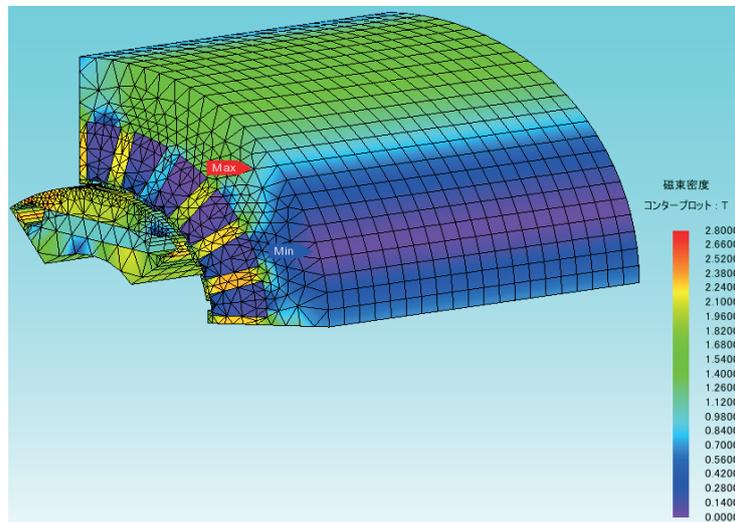


図5 磁束密度分布6.7kW/kgモータ電磁気試設計

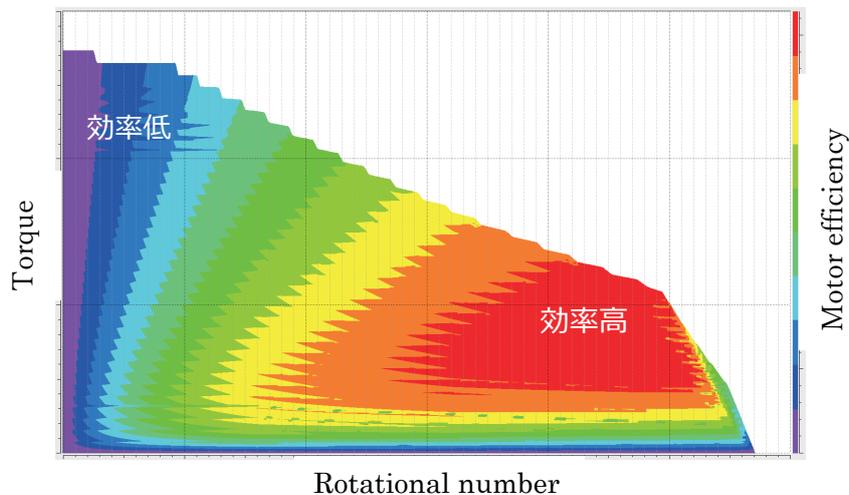


図6 回転数-効率-トルクマップ6.7kW/kgモータ試設計

4. 課題

モータロータとステータの間で生じる電磁力は、ロータ回転力を生み、磁束および電流の変化により電磁力の変動が生じて、ロータ半径方向および回転方向に外部加振力が働く¹⁹⁾。故に、外部加振力として電磁力を考慮できる振動特性の評価は、システム観点で望まれる。そのためステータとロータ間の隙間が変化することを想定した偏心を与えるような挙動について解析的に調査検討を進める。

一方、耐宇宙環境に対して、器機の放熱、放射線遮断などの検討も今後実施する。

5. まとめ

本稿では、ロケットエンジン推進剤供給用電動ポンプの実現に向けて成立性を評価するために必要なモデルを調査し、かつ、考慮すべき損失等を検討した。

- ・電動ポンプシステムの成立性を評価するベースモデルを構築した。
- ・ベースモデルに対して更に評価が必要なモデル項目を抽出した。
- ・今後、構築したベースモデルに冷却モデル等を組込んで定量評価を実施する。

参考文献

- 1) 福井正博:「MOTORエレクトロニクスNo.4 リチウム・イオン電池の実践研究」, CQ出版社, pp3-13, 2016-6.
- 2) 島垣満, 内海政春:「ロケットターボポンプの電動モータ化に関する概念検討」, 2017航空原動機宇宙推進講演会(那覇), 2017-2A02, March 2017.
- 3) 日経BP社:「日経ビジネス2017.01.16」, No.1874, pp22-25, 2017.
- 4) National Geographic日本版2016年11月号, Vol.22, No.11, pp32-46, 2016.
- 5) <https://www.rocketlabusa.com/>
- 6) Concept: <http://www.conceptsnrec.com/blog/electric-pumps-for-space-propulsion> Electric Pumps for Space Propulsion
- 7) N. Solda, D. Lentini, “Opportunities for a Liquid Rocket Feed System Based on Electric Pumps”, Journal of Propulsion and Power, Vol. 24, No. 6, pp1340-1346, November-December 2008.
- 8) P. A. Pavlov Rachov, H. Tacca and D. Lentini, ”Electric Feed Systems for Liquid-Propellant Rockets, Journal of Propulsion and Power”, Vol. 29, No. 5, pp1171-1180, September-October 2013.
- 9) De Rosa Marco, Schoroth Wenzel and Underhill Kate, “Overview of FLPP Propulsion Projects”, 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (Eucass), 2017.
- 10) Nino Wunderlin, Duran Martin, Jean Pitot and Michel Brooks, “Design Option for a South African Small-Satellite Launch Vehicle”, AIAA Paper 2018-4462, 2018.
- 11) Hyun-Duck Kwak, Sejin Kwon and Chang-Ho Choi, “Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX/kerosene cycle rocket engine”, Comparison with gas generator cycle, Aerospace Science and Technology, Vol.77, 2018, pp67-82.
- 12) G. Waxenegger-Wilfing, R.H.S. Hahn and J. Deeken, ”Studies on Electric Pump-fed Liquid Rocket Engines for Micro-launchers”, Space Propulsion 2018 (Spain), SP2018_00452, May 2018.
- 13) <https://www.ebara.co.jp/>
- 14) Toshiya Kimura, Mitsuru Shimagaki, Masaki Sato, Naoki Nagao, Tomoyuki Hashimoto and Hitoshi Naito, ”Feasibility Study on Electric Pump-fed Cycle Rocket Engines”, Space Propulsion 2018 (Spain), SP2018_00057, May 2018.
- 15) 島垣満, 長尾直樹, 香河英史:「液体ロケットエンジン推進剤供給用キャンドモータポンプの技術課題」, 第57回宇宙科学連合講演会講演文(新潟), 2017-10.
- 16) 深尾正, 千葉明:「超高速回転機と駆動技術」, 電学論D, Vol118, No.2, 1998.
- 17) <https://www.plm.automation.siemens.com/ja/products/lms/imagine-lab/amesim/index.shtml>
- 18) <https://www.jmag-international.com/JMAG>: 損失解析から見た2D解析の有効性と限界, MA-50, 2017.
- 19) 吉桑義雄:「モータの電磁加振力発生要因と低減技術」, JSME, Vol.110, No.1058, 1. 2007. pp62.

宇宙航空研究開発機構研究開発資料 JAXA-RM-18-014

JAXA Research and Development Memorandum

ロケットエンジン推進剤供給電動ポンプの成立性に向けた検討

Feasibility of Rocket Engine Propellant Supply Electric Pump

発行 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 (JAXA)

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

発行日 平成31年2月25日

電子出版制作 松枝印刷株式会社

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工することを禁じます。

Unauthorized copying, replication and storage digital media of the contents of this publication, text and images are strictly prohibited. All Rights Reserved.

