

## 宇宙用アンモニア小型流体駆動源の初期開発検討 Preliminary Study on Development of a Small-sized Mechanical Pump

総合技術研究本部システム評価技術グループ  
矢部 高宏 川崎 春夫

Space Systems Evaluation Engineering Group  
YABE Takahiro KAWASAKI Haruo

**Abstract** This report describes the development of a small-sized mechanical pump. The pump can be used in thermal control systems, such as mechanical pumped loops (MPL) of spacecrafts. This pump has following three features. 1) Ammonia used as working fluid. 2) Small sized design for spacecrafts. 3) Axial type motor used for driving gear. The trochoid gear miniaturized the pump with the external diameter of 48[mm], the thickness of 19[mm] and weight of 150[g]. As a result of the performance test, 0.5 [L/min] flow rate, 45[kPa] of total pressure and 2[MPa] withstand pressure were achieved. .

**Keywords:** Mechanical pumped loops, small-sized mechanical pump

### 1. はじめに

本研究では、宇宙機熱制御用メカニカル・ポンプ・ループ(MPL)のキーコンポーネントである小型流体駆動源を開発することを目指している。MPL には、熱輸送特性の高いアンモニアが使用されるが、毒性があり飽和蒸気圧が高いため、耐圧性やシール性が求められるため、流体駆動源の小型化は高い技術が必要とされる。

本報告では、初期開発検討の一環として、MPL の内部冷媒に液体アンモニアを使用する際の耐圧性やシール性を考慮し、システム評価技術グループが採用した評価用流体駆動源の予備性能試験結果について報告する。

### 2. 研究概要

#### 2.1 背景

現在、人工衛星における熱制御システムにはヒートパイプが多く用いられている。しかし、ミッションが多様化し、十数 kW 級の規模の人工衛星へと高発熱化・大型化が進むと、熱輸送効率の高い流体ループが熱制御システムとして適切となる。現在、宇宙実証されている流体ループは、毛細管力を流体駆動源として利用するキャピラリー・ポンプ・ループ(CPL)やループ・ヒート・パイプ(LHP)であり、日本では、2002 年打上げの次世代無人宇宙実験システム(USERS)[1]や、2005 年度打上げ予定の技術試験衛星Ⅷ型(ETS-Ⅷ)[2]において実証済み、あるいは実証が予定されている。

一方、機械式の流体駆動源を利用する MPL は、重量や所要電力などの課題はあるものの、実装性や熱輸送量、地上での性能検証・実証方法等において柔軟性があり[3]、海外では Mars Pathfinder[4]や ISS(International Space Station)[5]の熱制御システムの一部として実用化されている。

しかし、これらの MPL は重量やサイズが大きいため、搭載性において小型・軽量化とともに、高信頼性と長寿命性の両立が求められているのが現状である。

#### 2.2 開発状況

前項に示す流体駆動源の初期開発検討の一環として、システム評価技術グループでは、(株)帝国電機製作

所の汎用の小型キャンドモータ[6]を評価対象として採用した。すでに中型・大型ポンプにおいて実績のある汎用のキャンドモータに関する技術を応用することで、耐圧性能を確保するとともに、小型化および軽量化を実現している。

本駆動源は、①宇宙用としてアンモニアが作動流体として使用できること、②小型・軽量であるため宇宙機への搭載性が非常に良いこと、③アキシアル・モータ(Axial Air Gap Motor)を応用し、流体駆動部にトロコイドギアを適用していることを特徴としている。

2. 3 評価用流体駆動源の仕様

Table1に評価用流体駆動源の仕様比較を示す。評価用流体駆動源は、内部の高い圧力にも耐え、内部流体の漏洩を防ぐ構造を、小型形状を維持したまま実現している。

液体アンモニア送液には、インナとアウトのトロコイドギアを使用している。また、モータには、アキシアル・タイプのモータを採用した。評価用流体駆動源の概観をPhoto 1に示す。

Table1: Trial model specifications

Trial mode	TSTG103-1,2
Gear Shape	Trochoid
Motor Type	Axial
Weight	150g
Size	48mm × 19mm
Total Pressure	45kPa@0.5L/min
Flow Rate	0.1L/min to 0.5 L/min
Revolution Speed	4000rpm to 6200 rpm
Withstand Pressure	2MPa
Casing Material	ASTM B348 GR5

3. 成果概要

3.1 予備性能試験

性能試験装置をPhoto 2に示す。また、予備的な性能試験結果をFig.1に示す。この試験結果は無負荷試験のものであり、水を用いて行っている。製作した2台の評価用流体駆動源の性能には、数 kPa 程度のばらつきが見られたが、ほぼ同一の性能を有している。

3.2 耐圧性能

アキシアル・モータの利用に伴い、ケーシング部材、フレーム形状を小型化した。しかし、アンモニアを使用するため、小型で大きな圧力を受ける場合、円管で受ける場合と比較して、十分な強度を有するためにより大きな肉厚が必要となる。(例えば、アンモニアは 40℃において飽和圧力が約 1.46MPa である)。

そこで、高強度材料を選定するとともに、補強板を下部に設置することで、耐圧目標 2MPa(気密試験は 2MPa, 耐圧試験は 3MPa で実施)を実現することができた。作動流体であるアンモニアを MPL 系内に充填した際、リークは計測限界以下であった。

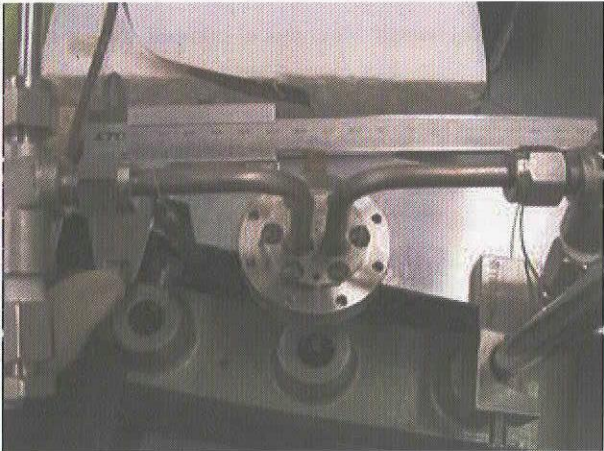
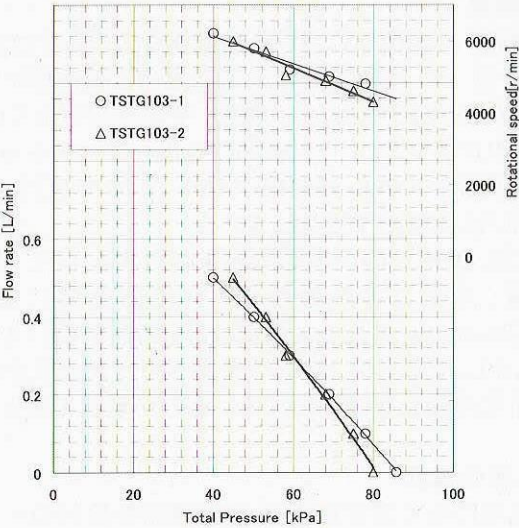


Photo 1: Flat and small-sized mechanical pump

Fig. 1: Performance curve of Trial Model





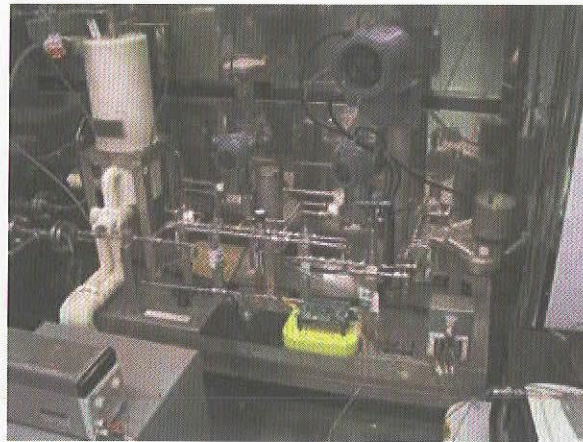
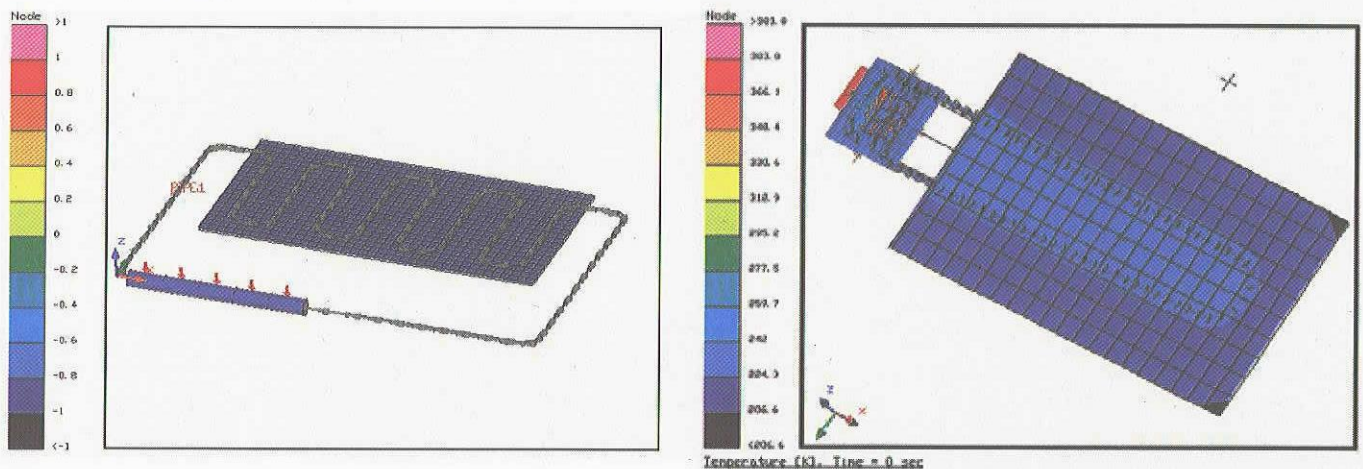


Photo 2: Test equipment of MPL

#### 4. 課題

今後の課題を以下に示す。

- (1)アンモニアを用いた寿命試験を実施と長寿命化の実証
- (2)さらなる軽量化のためのケーシング材料検討
- (3)長寿命化を考慮したギアおよびベアリング最適材設定
- (4)長寿命化を考慮したギアの最適クリアランスの検討
- (5)インバータ制御部のポンプ本体への組込み検討
- (6)インバータ制御部およびステータの排熱方式の検討
- (7)ポンプ性能曲線および衛星内部熱負荷の排熱の模擬したMPLのモデル化・熱解析



(a): MPL with Radiator

(b): MPL with Heat Load

Fig. 2: Example of Simple Thermal Analysis

#### 5. まとめ

宇宙用 MPL 用の流体駆動源の初期開発において、システム評価技術グループが採用した小型流体駆動源の性能評価を行った。評価の結果、アンモニアを内部流体として使用する上で、最も大きな課題としていた耐圧性能は、目標の 2MPa を達成することができた。また、アンモニアのリークは計測限界以下であった。

#### 6. 参考文献

- [1] 田中清ほか, 展開ラジエータ(CPDR: capillary Pumped Deployable Radiator)の実験状況, 第 47 回宇宙科学技術連合会講演会(2003), 1299-1302
- [2] 石川博章ほか, 技術試験衛星Ⅷ型(ETS-Ⅷ)搭載展開型ラジエータの開発, 第 46 回宇宙科学技術連合会講演会(2002), 847-851

- [3] Pradeep Bhandari, Gajanana C. Birur, Mechanical Pumped Cooling Loop for Spacecraft Thermal Control, AIAA-96-1488, (1996)
- [4] Pradeep Bhandari, Gajanana C. Birur, Mars Pathfinder Active Thermal Control System: Ground and Flight Performance of a Mechanically Pumped Cooling Loop, AIAA-97-2469 (1997)
- [5] International Space Station Evolution Data Book Volume I  
BaselineDesign ,3-11,NASA/SP-2000-6109/VOL1/REV1(2000)
- [6] 製品案内 株式会社帝国電機製作所(2004)