

宇宙航空研究開発機構研究開発資料

JAXA Research and Development Memorandum

極低温先進ターボポンプ試験設備の機能確認試験

川崎 聡, 内海 政春, 渡邊 光男, 長谷川 敏, 島垣 満,
永浦 克司, 田村 努, 四宮 教行

2016年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

極低温先進ターボポンプ試験設備の機能確認試験*

川崎 聡^{*1}, 内海 政春^{*1}, 渡邊 光男^{*1}, 長谷川 敏^{*1}, 島垣 満^{*1},
永浦 克司^{*2}, 田村 努^{*2}, 四宮 教行^{*3}

Verification Test of Cryogenic Advanced Turbopump Test Stand*

Satoshi KAWASAKI^{*1}, Masaharu UCHIUMI^{*1}, Mitsuo WATANABE^{*1}, Satoshi HASEGAWA^{*1},
Mitsuru SHIMAGAKI^{*1}, Katsuji NAGAURA^{*2}, Tsutomu TAMURA^{*2} and Noriyuki SHIMIYA^{*3}

1. はじめに

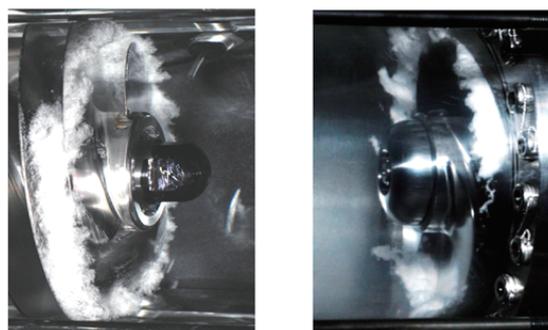
H-II ロケット 8 号機の事故原因であるターボポンプのインデューサ翼疲労破損⁽¹⁾や H-IIA ロケット 1 段エンジンの液体水素ターボポンプ開発時に発生した軸振動過大事例⁽²⁾など、これまでのロケットの開発および運用においてキャビテーションに伴うトラブルを多く経験してきた。当時、水流しによるインデューサのキャビテーション試験は多く行われていたが、極低温流体である推進剤（液体水素、液体酸素）における特性については不明な部分が多く、メカニズム把握や特性改善の対策などが極めて困難であった。そのため JAXA では、実機運転に近い条件におけるインデューサのキャビテーション試験研究を行う設備として、角田宇宙センターに極低温インデューサ試験施設（Cryogenic Inducer Test Facility）⁽³⁾を建設し、2003 年より試験を開始した。液体窒素を用いたインデューサのキャビテーション試験により、実機インデューサの改良や熱力学的効果に関する研究^{(4)~(7)}を実施し、日本のロケット用ターボポンプ技術の向上に貢献してきた。中でも、直接可視化により極低温流体中のキャビテーション観察に成功し⁽⁸⁾⁽⁹⁾、キャビテーションの熱力学的効果を「目」で確認できたことは主要な研究成果の一つである（Fig. 1）。

一方、ターボポンプは複数要素（インデューサ、インペラ、軸受、シールシステムなど）から構成されるシステム機械であり、信頼性向上のためには各要素の研究だけでなくシステム

の視点による研究が必要である。例えば軸振動問題は各要素が関連したロータシステムとしてのダイナミクスを捉えることが必要である。

そこで 2012 年にターボポンプシステムとしての試験研究を実施できるように設備改修を行い、設備名称を極低温先進ターボポンプ試験設備（Cryogenic Advanced Turbopump Test Stand、以下 CATTs と呼ぶ。）に変更して新たな研究をスタートさせた。

本稿では、改修した試験設備と新たに設計・製作した極低温ターボポンプ試験機の概要について説明する。また、極低温ターボポンプ試験機を用いた CATTs 機能確認試験の結果概要を示す。



(a) Water (b) Liquid nitrogen

Fig. 1 Flow visualizations of cavitation around the same inducer for the same cavitation number, the same rotational speed and the same flow rate⁽⁷⁾

* 平成 27 年 12 月 16 日受付 (Received 16 December, 2015)

*1 研究開発部門 第四研究ユニット (Research Unit IV, Research and Development Directorate)

*2 一般財団法人 航空宇宙技術振興財団 (Japan AeroSpace Technology Foundation)

*3 株式会社IHI (IHI Corporation)

2. 極低温先進ターボポンプ試験設備

Fig. 2、Fig. 3 にそれぞれ CATTS の鳥瞰図と設備系統図を示す。また、Table 1 には CATTS の主要仕様を示す。

基本的な設備構成は旧極低温インデューサ試験施設と同一であり、ランタンクに充填した液体窒素を供試試験機を通してキャッチタンクに流す“tank to tank”方式を取っている。ランタンク容量は 20m³ であり、その半分を試験に使用した場合、ポンプシステム試験の最大流量 (53L/s) を流したとしても 190 秒程度の試験が可能である。試験機の駆動は、1.4MW 交流モータと増速機を用いて行われ、実機ターボポンプと同レベルの回転速度を実現している。また、本試験設備は気体・液体間の相転移を利用して

ランタンクに充填した液体窒素を昇温または降温する機能を有している。液体窒素温度を 73K から 86K まで制御することが可能であり、同一流体であっても温度を変えて熱力学的パラメータを変化させる試験が可能である。なお、試験設備の詳細については参考文献(3)を参照されたい。

今回の設備改修では、インデューサだけでなく遠心インペラを含むポンプシステムの試験に対応できるように、主に吐出側の配管やバルブ等に対して高圧化の改修を実施した。最大吐出圧は 19.6MPa に増強され、一般的なエキスパンダーブリードサイクルのロケットエンジン用ターボポンプと同レベルの吐出圧による試験が可能となった。

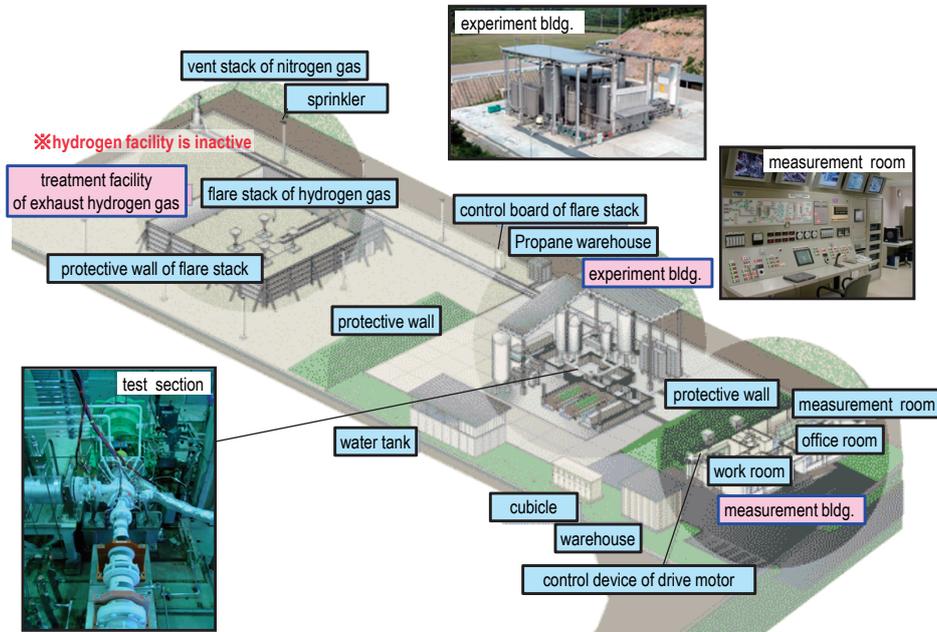


Fig. 2 Bird's-eye view of cryogenic advanced turbopump test stand: CATTS

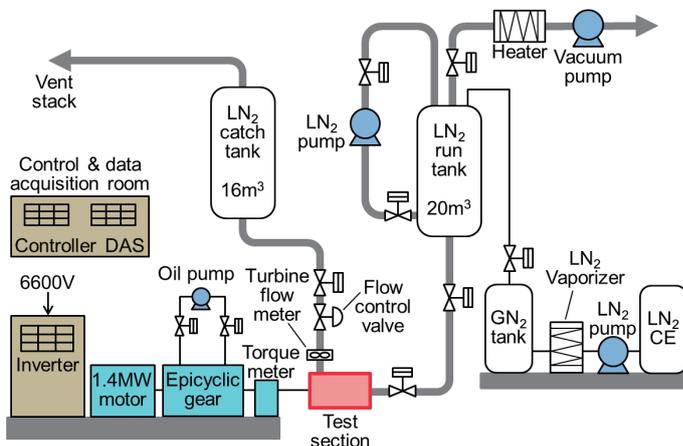


Fig. 3 Schematic flow diagram of the test stand: CATTS

Table 1 Specifications of the test stand: CATTS

Test	Inducer	Pump system
Fluid	Liquid nitrogen	
Max. revolution	35,000 rpm	22,000 rpm
Max. flow rate	180 L/s	53 L/s
Max. pressure	4.0 MPa	19.6 MPa
Size	φ150 (Inducer dia.)	φ170 (Impeller dia.)
Motor output / revolution	1,400 kW / 3,000 rpm	

3. 極低温ターボポンプ試験機

3-1 試験機の仕様

現在 JAXA では H-III ロケットの開発を進めており、エンジンにはエキスパンダーブリードサイクルが適用される予定である。エキスパンダーブリードサイクルエンジンは、ロバストで信頼性の高いエンジンと評価されており⁽¹⁰⁾、現行基幹ロケット H-II A および H-II B の 2 段エンジン LE-5B-2 に採用されている。

一方、国際競争を勝ち抜くエンジン性能を獲得するためには、比推力（消費する質量に対する推力の比率）と推重比（重量に対する推力の比率）の向上が必要であり、ターボポンプに対しては高圧化および軽量化（高速化）が求められる。

上記背景から、高比推力・高推重比の推力 30ton 級（LE-5B エンジン級の約 2 倍）エキスパンダーブリードサイクルエンジンをリファレンスエンジンとして設定し、その液体酸素ターボポンプを対象にして極低温ターボポンプ試験機（以下、CTP-X と呼ぶ。）を設計・製作した。Table 2 に CTP-X の定格仕様を示す。LE-5B-2 液酸ターボポンプと比較すると、回転速度は約 10% 増、揚程は約 3 倍、流量は約 2 倍である。エンジン推力調整のためのスロットリング運転を行うものとし、80% 流量（13,000rpm 時）まで安定した運転が可能なことも仕様として設定した。

3-2 試験機の設計

CTP-X の設計には、技術実証エンジン LE-X のターボポンプ研究⁽¹¹⁾や各種要素研究⁽¹²⁾⁽¹³⁾により蓄積された技術・知見が反映されている。Fig. 4 に CTP-X の断面図を示す。試験機はインデューサ、1 段クローズドインペラ、アンギュラー玉軸受、メカニカルシール、シャフトから構成される。モータ駆動のためタービンは付いていないが、それを除けば実機ターボポンプと同じ構造となっている。以下に CTP-X の主要な設計ポイントを示す。

- (1) インペラは、スロットリングによる低流量運転において失速しないように逆解法設計を用いて翼負荷分布を最適化した。ディフューザについても逆解法設計を適用し、圧力回復の最適配分による高効率化を図った。
- (2) 軸方向推力調整機構としてバランスピス

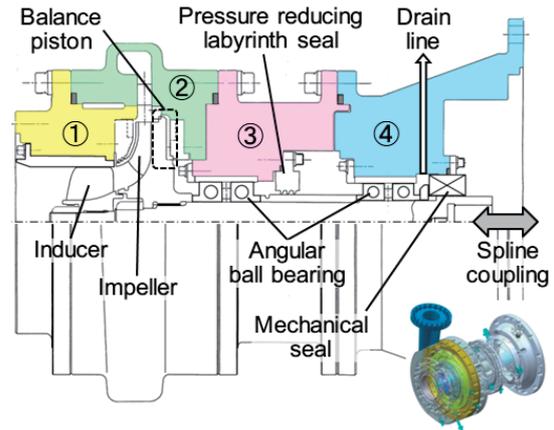


Fig. 4 Cross section of cryogenic turbopump testing apparatus: CTP-X

Table 2 Specifications of cryogenic turbopump testing apparatus: CTP-X

Turbopump	CTP-X	LE-5B LTP
Revolution	20,000 rpm	18,000 rpm
Pump head (Pressure rise)	1410 m (16.0 MPa:LOX) (11.4 MPa:LN ₂)	470 m (5.2 MPa:LOX)
Flow rate	0.044 m ³ /s	0.024 m ³ /s

トンを採用した。推力釣合状態におけるバランスピストン入口オリフィス隙間が極端に狭くなることを回避するため、2 段オリフィスを採用した（入口部流量係数の低減によりオリフィス隙間を拡大させる）。

- (3) ロータは作動範囲における回転速度が 1 次危険速度を超えないように設計した（剛性ロータ）。解析による 1 次危険速度は 23,500rpm となり、定格回転速度に対して十分離調率を確保した。

Fig. 4 に示すように、CTP-X は 4 ブロックのケーシングで構成されている。これにより、例えば異なる形式の軸受の適用や軸受支持部への減衰機構の追加、新しいシールシステムの適用に際しては、それらを支持するケーシングブロックを改修もしくは交換すれば良い。従って、新要素技術のターボポンプシステムへの適合性確認を必要最小限の改修により行うことが可能である。

ポンプ内部循環流れは、インペラ出口からバランスピストン→軸受→減圧用ラビリンズシール→軸受を経由して、軸受を冷却する構造となっている。軸受冷却後、実機ではシャフト内部孔などを経由してインペラやインデューサ

入口部に戻る流路が一般的であるが、CTP-Xではメカニカルシール上流部から試験機外部にドレインする構造となっている。ドレインラインの抵抗を変えて流量調整を行うことによりポンプ内部循環流路内の圧力分布を変え、バランスピストンの釣合位置調整を行うことが可能である。

4. 機能確認試験

改修した試験設備 CATTS の機能確認および新たに設計製作した CTP-X の性能計測を目的に、初回試験シリーズを平成 26 年 2 月に実施した。試験は 5 回実施し、中速回転による機能確認と P-Q 特性確認、高速回転による P-Q 特性確認と減圧試験（定格流量および低流量）を実施した。なお、今回の試験シリーズでは、液体窒素温度は 77K 一定として実施した。

4-1 試験機の予冷

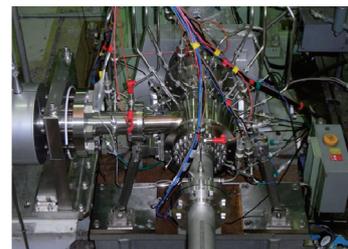
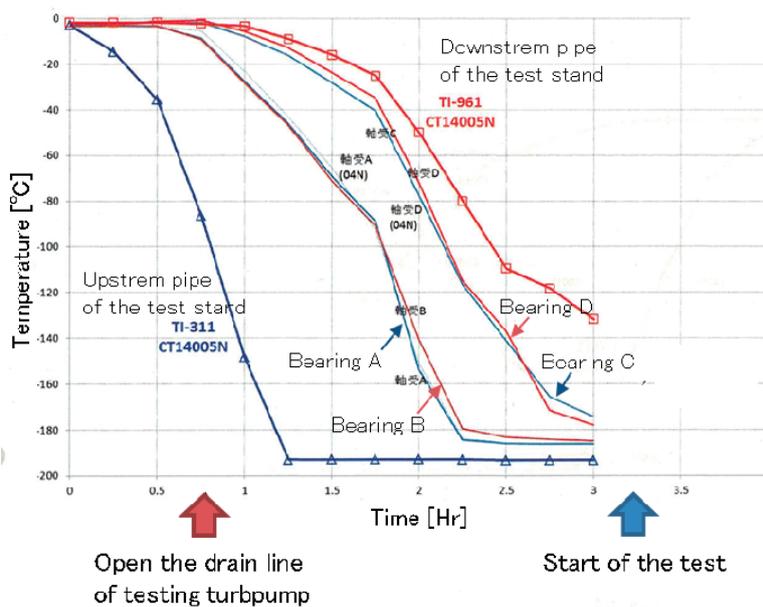
極低温流体を推進剤としたロケット用ターボポンプは、極低温環境下で健全に運転できるよう設計されている。そのため推進剤が接する部分は、運転開始前に運転環境と同レベルまで冷却されている必要がある。本試験で使用した CTP-X も同様の考え方で設計されているため、試験運転開始前に液体窒素を流して供試体および設備を冷却する。この冷却工程を「予冷」と呼んでいる。Fig. 5 に 5 回目試験前の予冷時の軸受温度の変化を示す。予冷開始後、予冷用

ドレインを開けて供試体内部の液体窒素が流れ始めると、徐々に各軸受温度が低下する。本試験では、約 3 時間で設備上流配管と同程度の温度まで低下し、運転可能と判断して試験を開始した。なお、予冷に用いた液体窒素は 3 時間で 1.5~2.0m³であった。

ターボポンプの健全な運用に対して予冷特性の把握は重要である。また、予冷特性が優れていれば、予冷に必要な推進剤の消費量の削減も可能となる。今回の設備改修によって実機ターボポンプと同等構造の供試体を扱うことが可能となったため、予冷特性データの収集も可能となった。

4-2 機能確認試験結果

機能確認試験の試験プロファイル例として、Fig. 6 に低流量比減圧試験における主要データの時系列を示す。この試験ではスタンバイ状態から 10,000rpm まで回転速度を上昇させて状態確認をした後に、定格 20,000rpm まで回転速度を上げた。その後、流調弁により段階的に流量を絞りを、設定流量に達してからランタンク圧調整加圧弁を閉じ、タンク液位の低下によりポンプ入口側圧力を徐々に減圧した。ポンプ入口側圧力が計画圧力まで低下した時点でカットオフして試験を終了した。回転速度、流量、減圧状況等は計画通りに精度良くコントロールされ、設備機能は良好であることを確認した。



Before pre-cooling



After pre-cooling

Fig. 5 Temperatures at bearing outer rings during pre-cooling

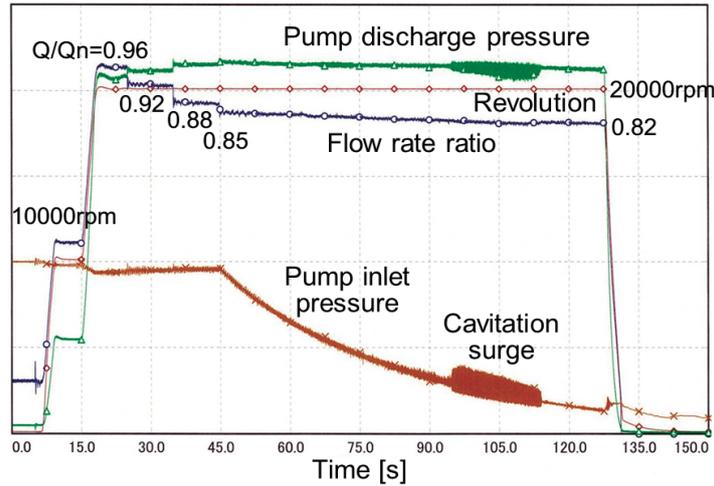


Fig. 6 Time series of performance of CTP-X in pressure reduction test

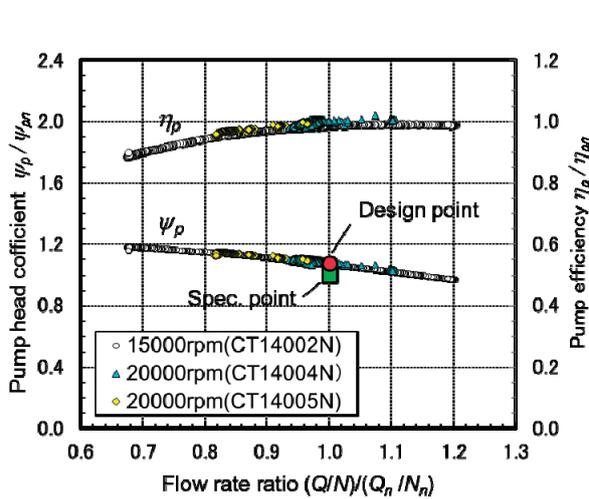


Fig. 7 Pump performance of CTP-X

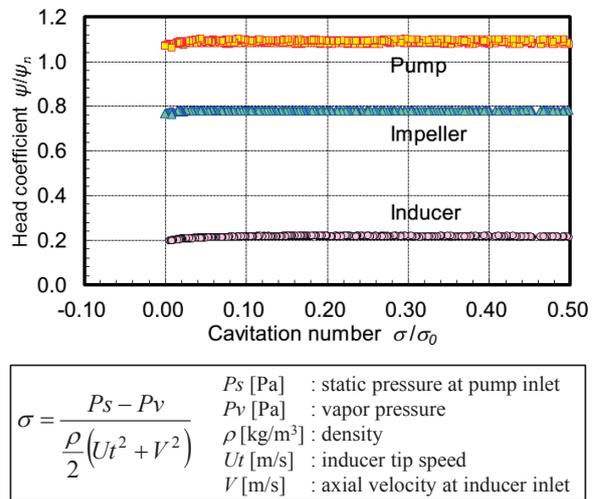


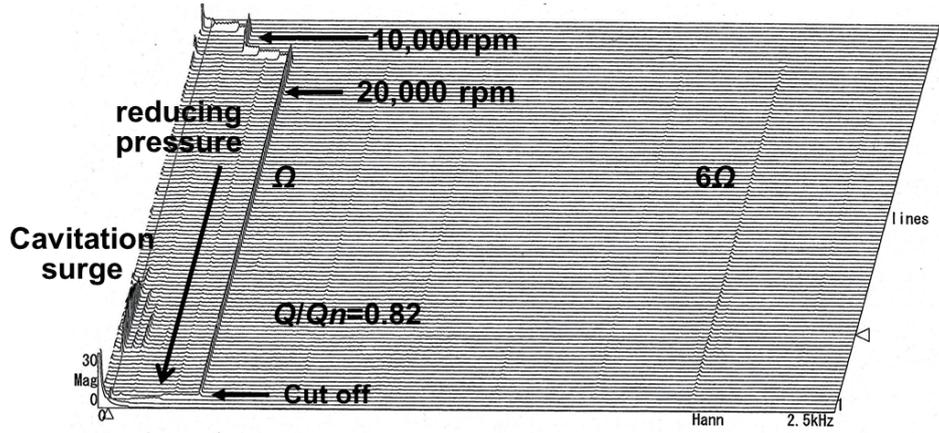
Fig. 8 Suction performance of CTP-X ($Q/Q_n=0.97$)

Fig. 7にCTP-XのP-Q特性と効率特性を示す。ポンプ揚程は設計点と一致し、流量比 0.67～1.20の範囲においてインペラおよびディフューザの失速は生じていないことを確認した。また、効率は一般的なロケット用ターボポンプと比較して高く、設計意図通りの性能であることが確認できた。

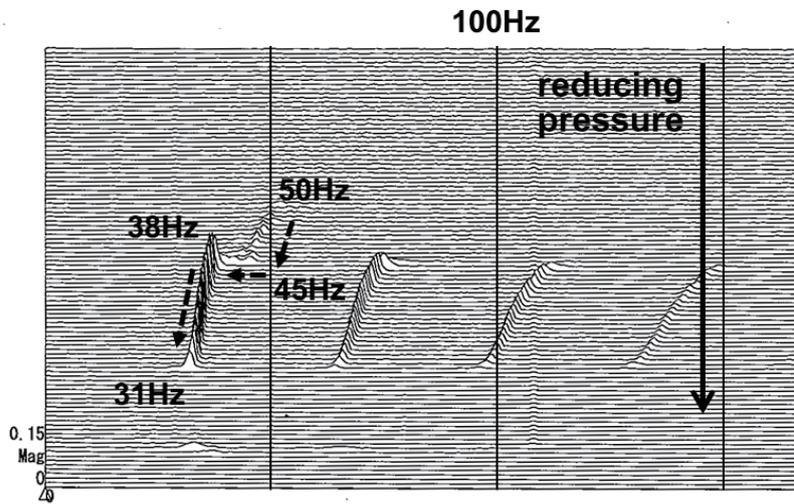
Fig. 8に定格流量近傍 ($Q/Q_n = 0.97$) における吸込性能を示す。極めて高い吸込性能であるとともに、旋回キャビテーションやキャビテーションサージなどの不安定現象が発生していないことを確認した。一方、Fig. 6から分かるように低流量域ではキャビテーションサージが発生した。Fig. 9にキャビテーションサージ発生時のロータの軸方向振動とポンプ入口圧力変動のFFT解析結果を示す。ポンプ入口圧力

変動を見ると、変動周波数がジャンプし、かつ変動が一気に大きくなる現象が現れており、キャビテーションサージ研究⁽¹⁴⁾の検証に有効なデータが得られた。

なお、本試験シリーズ全般を通じて軸振動は小さく、ロータ設計が適切であったことを確認した。しかし、例えば各要素の流体力や軸受支持部の剛性や減衰とロータダイナミクス特性の関係などを調べたい場合、危険速度を通過し、ある程度の軸振動が生じる状況で試験することが望ましく、今後、試験機改修によって対応する予定である。



(a) Axial displacement of rotor



(b) Pump inlet pressure

Fig. 9 FFT analyses under the cavitation surge

5. 今後の研究展望

これまでロケット用ターボポンプの開発ではスタティックな性能の向上をベースに進められてきたが、軸振動などのダイナミックな事象による問題は依然として大きなリスクとして存在している。そこでJAXAでは、概念設計段階からダイナミックな特性を十分に考慮してロータシステム最適化を図る設計手法（ダイナミック設計⁽¹⁵⁾）の研究を進めている。本手法の有効性確認のため、CATTSを用いたターボポンプシステム試験による検証を行っていく予定である。また、ダイナミック設計の観点から有効な新技術、例えば産業用には適用されているがロケット用ターボポンプに適用されていない減衰機構 (Fig. 10⁽¹⁶⁾) やシールシステムなどをターボポンプに組込んだ場合の適合性試

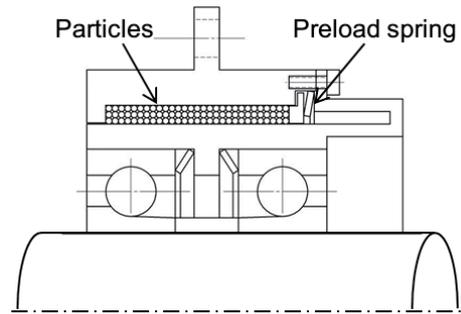


Fig. 10 Particle damper

験なども検討している。また、上記と併せて流力性能やキャビテーション特性などの流体機械としての基本データも蓄積していく予定である。

6. おわりに

高速・極低温環境下のターボポンプシステム試験の実施を目的に改修した角田宇宙センター極低温先進ターボポンプ試験設備において、極低温ターボポンプ試験機を用いた機能確認試験を実施した。その結果、設備機能および試験機特性とも良好であることを確認した。

ロケット用ターボポンプは極めて高い信頼性を要求され、要素研究を中心に信頼性向上が図られてきたが、ロータダイナミクスに起因する軸振動問題などは未だに大きな開発リスクとして存在する。その解決のためには、要素技術を組み合わせたシステムの最適化技術が必要であり、本試験設備および試験機の運用により、ターボポンプシステムの更なる信頼性向上を目指す予定である。システムの知見は一般産業用回転機械に対しても応用が可能と考えられ、幅広く産業界に対して技術貢献を図りたいと考える。

謝 辞

極低温ターボポンプ試験機の製作に尽力いただいた株式会社 IHI の関係各位、並びに設備制御に協力いただいた株式会社神戸製鋼所との関係各位に感謝する。また初回試験シリーズに協力いただいた関係各位に感謝する。最後に、本設備の運用を永らく指揮され、安全かつ高度な試験技術の構築に尽力された吉田義樹博士に深く敬意を表す。

参考文献

- (1) 今野彰, 坂爪則夫, LE-7 エンジンターボポンプと 8 号機失敗の原因, ターボ機械, Vol. 29, No. 3 (2001), pp. 139-146.
- (2) Uchiumi, M., Kamijo, K., Hirata, K., Konno, A., Hashimoto T. and Kobayashi, S., Improvement of Inlet Flow Characteristics of LE-7A Liquid Hydrogen Pump, AIAA J. Propulsion and Power, Vol. 19, No. 3 (2003), pp. 356-363.
- (3) 吉田義樹, 渡邊光男, 長谷川敏, 橋本知之, 島垣満, 山田仁, 志村隆, JAXA 極低温インデューサ試験施設, ターボ機械, Vol. 33, No. 8 (2005), pp. 468-475.
- (4) Yoshida, Y., Kikuta, K., Hasegawa, S., Shimagaki, M. and Tokumasu, T. Thermodynamic Effect on a Cavitating Inducer in Liquid Nitrogen, ASME J. Fluids Eng., Vol. 129 (2007), pp. 273-278.
- (5) Kikuta, K., Yoshida, Y., Watanabe, M., Hashimoto T., Nagaura, K. and Ohira, K., Thermodynamic Effect on Cavitation Performances and Cavitation Instabilities in an Inducer, ASME J. Fluids Eng., Vol. 130, 111302 (2008).
- (6) Yoshida, Y., Sasao, Y., Watanabe, M., Hashimoto T., Iga, Y. and Ikohagi T., Thermodynamic Effect on Rotating Cavitation in an Inducer, ASME J. Fluids Eng., Vol. 131, 091302 (2009).
- (7) Yoshida, Y., Kikuta, K., Niiyama, K. and Watanabe, S., Effect of Thermodynamic Parameter on Cavitation in Rocket Inducer, JAXA Research and Development Memorandum, JAXA-RM- 12-006E (2013).
- (8) 渡邊光男, 吉田義樹, 永浦克司, 杉田栄一郎, 極低温インデューサに発生するキャビテーションの直接可視化, ターボ機械, Vol. 38, No. 7 (2010), pp. 423-430.
- (9) 渡邊光男, 長谷川敏, 新井山一樹, 吉田義樹, 永浦克司, 杉田栄一郎, インデューサに発生する極低温キャビテーションの可視化による検証, 宇宙航空研究開発機構研究開発資料, JAXA-RM-11-001 (2011).
- (10) 渥美正博, 吉川公人, 小河原彰, 恩河忠興, LE-X エンジン開発へ向けた取り組み, 三菱重工技報, Vol. 48, No. 4 (2011), pp. 40-48.
- (11) 水野勉, 小林聡, 小口英男, LE-X エンジン用ターボポンプの研究, IHI 技報, Vol. 49, No. 3 (2009), pp. 178-181.
- (12) 吉田義樹, 渡辺啓悦, ロケットエンジン用ターボポンプ主羽根車小径化に関する検討, 宇宙航空研究開発機構研究開発資料, JAXA-RM-07-005 (2007).
- (13) 吉田義樹, 渡辺啓悦, 逆解法設計によるターボポンプの動静翼干渉低減に関する検討, 宇宙航空研究開発機構研究開発資料, JAXA-RM-08-003 (2003).
- (14) 南里秀明, 藤原徹也, 河南広紀, 吉田義樹, ロケットエンジン用ターボポンプの入口配管の音響効果を考慮したキャビテーションサージの一次元解析(第3報), 日本機械学会論文集(B編), Vol. 77, No. 780 (2011), pp. 1630-1640.
- (15) 内海政春, 島垣満, 川崎聡, ターボポンプのダイナミック設計(その2), ターボ機械, Vol. 41, No. 10 (2013), pp. 578-585.
- (16) 中村智也, 平木博道, 内海政春, 粒子間摩擦を利用したダンパの研究, 第72回ターボ機械協会(大分)講演会ターボ機械協会講演論文集 (2014).

