

(技術資料)

極低温インデューサ試験設備の建設

Construction of a Cryogenic Inducer Test Facility for Rocket Engines



後藤正宏*
Masahiro Goto



富士原泰生*
Yasuo Fujiwara



山下重正*
Shigemasa Yamashita



小倉康正*
Yasumasa Ogura

Since 1986, Kobe Steel has constructed numerous ground test facilities for aerospace components including a liquid oxygen (LOX) turbo pump test facility. Recently, a new cryogenic inducer test facility was constructed for the Japan Aerospace Exploration Agency. This facility was constructed to improve the performance of inducers, one of the most important components in the turbo pump, and to accumulate valuable technical data for the manufacture of even better rocket engines. The outline of this test facility is presented in this paper.

まえがき = 当社は、1986年に科学技術庁航空宇宙技術研究所に納入した液酸ターボポンプ試験設備をはじめとし、数々の航空宇宙用機器の地上試験設備を納入してきた。

このたび、ロケットエンジンのターボポンプの重要部品であるインデューサの単体性能を調べるとともに、技術の体系化を図ることを目的とする極低温インデューサ試験設備を、(独)宇宙航空研究開発機構に納入した。ここに設備の概要を紹介する。

1. 設備の目的

ロケットエンジンは、人工衛星やロケット自身を軌道以上に運ぶため、数百トンという大きな推力が必要とな

る。このために、推進剤となる高圧の液体酸素（-183）と液体水素（-253）を、エンジンの燃焼室に大量に送り込むことが要求される。この役割を担うのがターボポンプである。このターボポンプには、沸騰しやすい極低温推進剤を低い圧力でも十分に吸込むために、高速回転する羽根車の手前に、インデューサと呼ばれる重要部品が取付られている。

1999年に行われたH-ロケット8号機の打上げが失敗に終わり、その後の調査により、この原因は液体水素ターボポンプのインデューサ翼のキャビテーション（高速回転すると周囲の圧力が低下して液が沸騰する現象）に起因した破損によるものと推定された。

本設備は、ロケットエンジンの信頼性向上を目指し

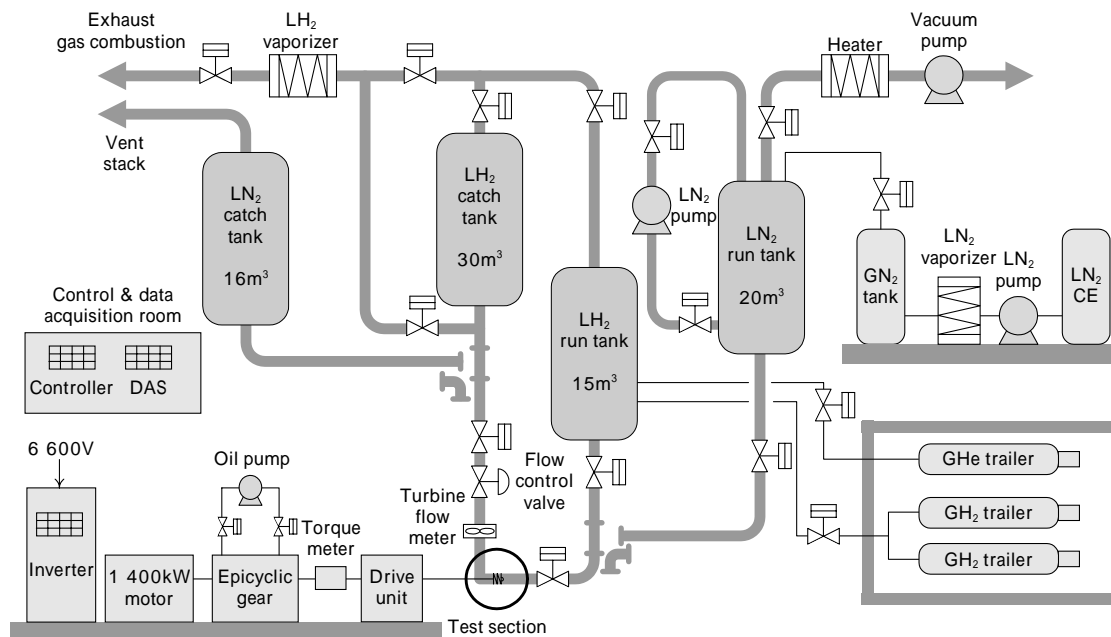


図1 設備系統図
Fig. 1 Schematic flow diagram

て、従来の水を用いたインデューサのキャピテーション試験では評価が難しかった液体窒素（-196）や液体水素といった極低温流体中でのキャピテーションの熱力学的効果を調べ、インデューサの吸込み性能や振動特性に関係する性能限界を明らかにするための設備である。

2. 設備の概要

2.1 設備系統

本設備の系統図を図1に、設備の主仕様を表1に、設備の外観写真を写真1、2に示す。

本設備では、液体窒素および液体水素の2種類の極低温流体によるインデューサ試験が可能である。液体窒素試験においては、まず液体窒素をLN₂ランタンク（真空断熱縦型、容量20m³）に充填し、窒素ガスによりランタンクを加圧して、液体窒素を駆動機器に接続されたインデューサ試験機に供給する。液体窒素流量は、試験機下流に設置されたタービン流量計により計測され、さらにその下流に位置する流量制御弁により制御される。試験機を通過した液体窒素はLN₂キャッチタンク（一重縦型、容量16m³）に貯留され、自然蒸発により窒素ガスとしてベントスタックから逃気される。

液体水素試験においては、水素ガスによるランタンク加圧により、LH₂ランタンク（真空断熱縦型、容量15m³）に充填された液体水素が、試験機に供給される。試験機から吐出された液体水素は、LH₂キャッチタンク（真空断熱縦型、容量30m³）に一旦貯留され、試験終了後に蒸発器によりガス化され、水素燃焼処理装置により燃焼処理される。

液体窒素試験と液体水素試験では、試験機前後の配管が共用される構造となっている。このため、これらの極低温流体の供給系統および受系統に相違がないように、極低温流体の種類に応じて、配管を切替える構造としている。

2.2 駆動機器

インデューサ試験機を回転駆動させる駆動機器は、電動機、増速機、トルク計、駆動ユニットおよびこれらの連結軸により構成される。図2に駆動機器の配置を示す。電動機は、出力1400kW、最高回転数3000rpmであり、インバータにより制御される。電動機はいずれの試験においても共用される機器である。

電動機以外の駆動機器は2種類あり、表1に示す流体の種類および試験回転数により、これらを切替えて試験を行う。No.1ユニット（増速比11.7）は、液体窒素試験

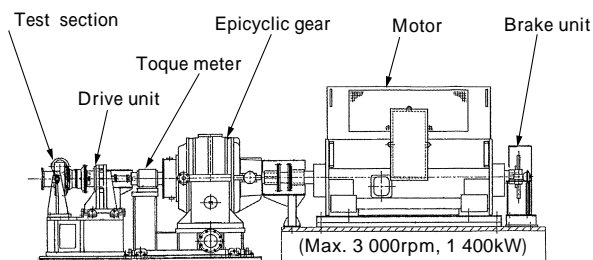


図2 駆動機器配置図
Fig. 2 Elevation of drive equipment

表1 設備の主仕様
Table 1 Specification of facility

Fluid	Liquid nitrogen	Liquid hydrogen	
	Temperature of fluid ()	- 196	- 253
Maximum speed (rpm)	20 000	35 000	62 000
Driving configuration	No.1 unit ¹		No.2 unit ²
Maximum flow rate (l/sec)	210	140	240
Maximum pressure (MPa)	4.0		
Motor power / speed	1 400 (kW) / 3 000 (rpm)		

(1) Gear ratio 11.7 (2) Gear ratio 20.7



写真1 設備全景
Photo 1 Overview of inducer test facility



写真2 実験棟
Photo 2 Testing yard

および回転数35000rpmの液体水素試験に用いられる。回転数62000rpmの液体水素試験においては、No.2ユニット（増速比20.7）を用いる。

最高回転数62000rpmの増速機を写真3に示す。極低温流体の密度差、試験回転数および試験機の特長などにより、増速機には低速・高トルクの条件と高速・低トルクの条件との両方の仕様を満足することが要求される。このため、増速機はBHS社製の遊星歯車型を採用した。

2.3 流量・圧力制御

極低温流体の圧力および流量は、試験の重要なファクタとなる。本設備では、制御性および追従性に優れた油



写真3 62 000rpm 増速機
Photo 3 62 000rpm epicyclic gear



写真4 計測制御室
Photo 4 Control and data acquisition room

圧サーボ弁を、極低温流体の流量制御弁およびランタンク圧力制御弁に採用した。特に、H- ロケット第1段は、飛行中に推進剤タンクの構造強度の確保のために、周囲大気圧の低下に合わせてタンク圧を減圧させる設計となっているが、この減圧過程でのインデューサのキャビテーション性能を確認するうえで、流量・圧力制御には高精度と高追従性が要求され、これに対応した設計となっている。

2.4 計測・制御

試験は、試験ごとにあらかじめ設定された自動シーケンスで行う。圧力、温度、流量、トルクなどの諸データ、およびそのほかの設備運転状況に関する諸データは、A/D変換され（サンプリング速度 1kHz）、データ収集装置に保存される。また、圧力変動、軸振動、加速度などの非定常データは高速デジタルレコーダに集録され、FFT分析される。

計測制御室を写真4に示す。試験中は安全確保のために、計測制御室内に全員退避したうえで、5台の遠隔操作カメラで運転状況をモニタしながら、遠隔にて試験操作を行う。

2.5 液体窒素降温・昇温機能

本設備には、ランタンクに充填された液体窒素を加圧により昇温、または減圧により降温させた試験ができる機能を有している。液体窒素は、大気圧下においては -196 であるが、加圧による凝縮熱で液温は上昇し、逆に減圧による気化熱で降下する。

一般に極低温流体の温度を変化させれば、諸物性値が変化する。特に、極低温流体の温度変化は、飽和蒸気の密度変化に影響し、キャビテーションの熱力学効果が変わる。液体窒素の場合、TSH (Thermodynamic Suppression Head) (V_v/V_L) を諸物性値を用いて温度をパラメータとして表すと、液体窒素であっても、パラメータ上はロケットエンジンの推進剤である液体酸素と同等の値を示すことが可能となる¹⁾。

3. 試験結果

現在、(独)宇宙航空研究開発機構にて液体窒素を用いたインデューサの総合機能試験が行われている。ここで

は、試験結果のうち設備に関する結果の一例を示す。

3.1 制御機能試験

図3に制御機能試験の結果を示す。試験機の入口圧力を一定に保ちつつ、回転数および液体窒素流量を段階的に上げた試験の結果である。図中の縦軸の数値については、ロケット開発にかかわる事項であるので割愛する。

回転数は設定値変化時においてすみやかに設定値まで上昇するとともに、上昇後は、設定値に対して精度よく制御されている。液体窒素流量についても、回転数上昇直後にオーバーシュートした後は、油圧サーボ式流量制御弁により、設定値に対して±1%以内で制御されている。試験機入口圧力についても、設定値の変化時に小さな変動があるものの、ほぼ設定値に維持されている。また、試験終了直後は自動シーケンスによるディスクブレーキの作動により、駆動機器および試験機はすみやかに停止している。

3.2 減圧試験

図4に減圧試験の結果を示す。定格にて制御保持後、回転数および流量を一定に保った条件で、試験機入口圧力を徐々に低下させた試験結果である。図中38秒から入口圧力が低下し始める。入口圧力が低い領域では、キャビテーションが起こりやすくなり、これによる試験機の破損を防止するため、45秒付近で減圧勾配をなめらかに緩くするよう制御している。

ランタンクの液面降下に伴い、ランタンク内のガス層

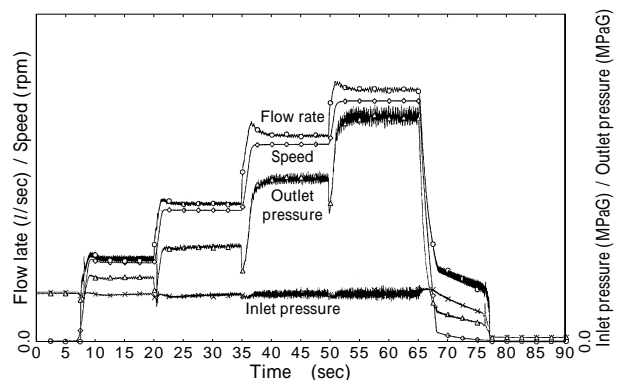


図3 機能試験結果

Fig. 3 Result of performance test

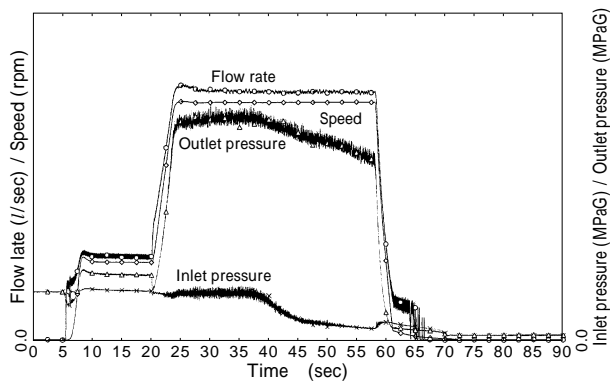


図4 減圧試験結果
Fig. 4 Result of depressurization test

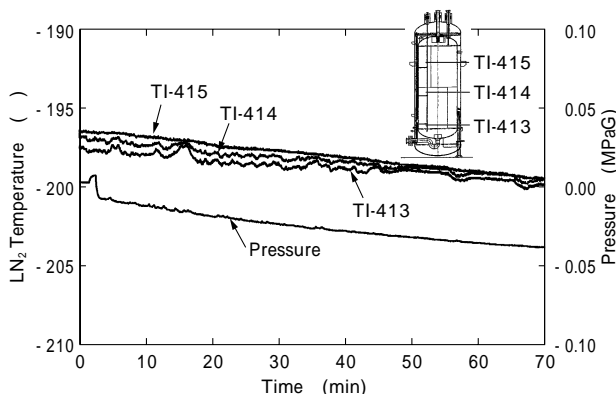


図6 LN₂ 降温試験結果
Fig. 6 Result of dropping temperature test of LN₂

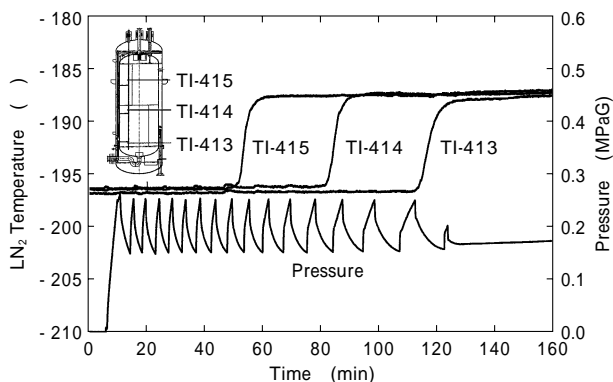


図5 LN₂ 昇温試験結果
Fig. 5 Result of rising temperature test of LN₂

の体積が増加するため、入口圧力はポリトロープ変化だけでも減圧する。しかしながら、試験機の運転時間などの制約から、これだけでは減圧に時間がかかり過ぎる。そのため、ランタンク内の加圧ガス窒素を逃気することによる減圧を併用して行うことにより、減圧時間を短くするようにしている。

流量および回転数については、入口圧を減圧させて行っても、設定値を維持している。

3.3 液体窒素温度調整試験

3.3.1 液体窒素昇温試験

図5に液体窒素の昇温試験の結果を示す。ランタンクに充填された18m³の液体窒素を0.2MPaGで加圧しながら循環した。上面から下方に向かって液体窒素温度が徐々に上昇していく。約140分後には液温全体が約9℃上昇している。

3.3.2 液体窒素降温試験

図6に液体窒素の降温試験の結果を示す。ランタンクに充填された18m³の液体窒素を、ランタンクに接続された真空ポンプにより減圧することで、圧力の低下とともに液体窒素温度が徐々に低下していく。約70分後には液温全体が約4℃低下している。

むすび=極低温インデューサ試験設備は、最新の技術が盛込まれた世界でも最先端の試験設備である。本設備が、わが国の航空宇宙技術の進歩に寄与することを期待する。

本設備の建設にあたり、有意義な助言をいただいた(独)宇宙航空研究開発機構の皆様にあらためて感謝の意を表します。

参考文献

- 1) 野坂正隆ほか：JAXA 極低温インデューサ試験施設の紹介，第51回ターボ機械協会講演会(2004) p.42.