

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

飛行実験用極超音速ターボジェットエンジン制御装置の開発

小林 弘明，田口 秀之，澤井 秀次郎，藤田 和央，小島 孝之，
岡井 敬一，本郷 素行，正木 大作，石塚 只夫，原田 賢哉，
丸 祐介，二村 尚夫，柳 良二

2009 年 3 月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

目 次

| | |
|---------------------------------|----|
| 1. 極超音速ターボジェットエンジンの概要 | 2 |
| 2. 極超音速ターボジェットエンジン制御装置の設計 | 3 |
| 3. 地上性能確認実験 | 18 |
| 4. まとめと課題 | 24 |
| 謝辞 | 24 |
| 参考文献 | 24 |

飛行実験用極超音速ターボジェットエンジン 制御装置の開発*

小林 弘明^{*1}, 田口 秀之^{*2}, 澤井 秀次郎^{*5}, 藤田 和央^{*3},
小島 孝之^{*1}, 岡井 敬一^{*1}, 本郷 素行^{*1}, 正木 大作^{*1},
石塚 只夫^{*2}, 原田 賢哉^{*4}, 丸 祐介^{*5},
二村 尚夫^{*1}, 柳 良二^{*1}

Development of a Hypersonic Turbojet Engine Controller Designed for a Flight Experiment*

Hiroaki KOBAYASHI^{*1}, Hideyuki TAGUCHI^{*2}, Shujiro SAWAI^{*5}, Kazuhisa FUJITA^{*3},
Takayuki KOJIMA^{*1}, Keiichi OKAI^{*1}, Motoyuki HONGO^{*1}, Daisaku MASAKI^{*1},
Tadao ISHIZUKA^{*2}, Kenya HARADA^{*4}, Yusuke MARU^{*5},
Hisao FUTAMURA^{*1} and Ryoji YANAGI^{*1}

Abstract

The pre-cooled turbojet engine is one of the most promising candidates for the propulsion system of hypersonic transport. A notable feature of this engine is to use an air pre-cooling device using liquid hydrogen fuel as a coolant in order to protect the turbo-machinery from aerodynamic heating under hypersonic flight conditions. JAXA's recent model of the pre-cooled turbojet engine called "S-Engine" has 0.225 by 0.225 meters square cross section, a total length of 2.67 m, and a mass of 134 kg. It produces a thrust of 122 kgf by firing liquid hydrogen fuel in afterburner, its compressor rotational speed is 80,000 rpm and its compressor pressure ratio is six. This engine is developed for the flight test at Mach 2 condition integrated with a balloon-launched missile-like vehicle. This paper describes pre-flight verification test results of the engine control system including liquid hydrogen supplying system.

Keywords: Hypersonic, Liquid hydrogen, Turbojet, Control system

概 要

JAXA では、マッハ5クラスの極超音速機へ搭載するための極超音速ターボジェットエンジンの開発研究を進めている。このエンジンの特徴は、液体水素燃料の冷熱を利用して圧縮機入口の空気を冷却する空気予冷却サイクルを採用している点にあり、これによって従来のターボジェットエンジンでは動作不可能な極超音速飛行が可能になる。現在、推力 100 kgf 級のサブスケールエンジンを製作し、飛行実験機搭載形態での地上燃焼試験を実施している。本稿では、極超音速ターボジェットエンジンの飛行実験用に開発した搭載型エンジン制御装置の設計と、地上実験による性能確認結果を示す。

* 平成 21 年 1 月 21 日受付 (Received 21 January 2009)
 * 1 研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター (Jet Engine Technology Research Center, Aerospace Research and Development Directorate)
 * 2 航空プログラムグループ 超音速機チーム (Supersonic Transport Team, Aviation Program Group)
 * 3 研究開発本部 未踏技術研究センター (Innovative Technology Research Center, Aerospace Research and Development Directorate)
 * 4 航空プログラムグループ 無人機・未来型航空機チーム (Unmanned and Innovative Aircraft Team, Aviation Program Group)
 * 5 宇宙科学研究本部 宇宙航行システム研究系 (Department of Space Systems and Astronautics, Institute of Space and Astronautical Science (ISAS))

1. 極超音速ターボジェットエンジンの概要

宇宙航空研究開発機構研究開発本部では、マッハ5クラスの極超音速機やスペースプレーンに適用することを目指して極超音速ターボジェットエンジンの研究開発を進めている[1]。ジェットエンジンを極超音速飛行に使用する際に最大の技術課題となるのが、エンジンに流入する空気の過熱対策である。マッハ5で飛行する場合、流入空気の全温は960℃以上にも達し、このような高温環境下で通常の航空機用エンジンを使用することはできない。予冷ターボジェットエンジンは、インテークで捕獲した空気を圧縮機上流で冷却するための熱交換器（プリクーラ）を具えることで極超音速飛行を可能にするターボジェットエンジンで、液体水素燃料を冷媒として利用するのが特徴である。日本における予冷ターボジェットの研究開発は、1988年に旧宇宙科学研究所において推力500 kgf級のATREX-500エンジンをを用いてスタートした。2003年までの間に、計14次にわたる総合地上燃焼実験を実施し、エンジンシステムの成立性を実証した。2004年からは、マッハ2での飛行実験を想定した推力

100 kg級の小型予冷ターボジェットエンジン（Sエンジン）の開発に着手した。エンジンの全体図を図1に、主要諸元を表1に示す。エンジンは0.225 m四方の矩形断面形状をとり、全長は2.67 m、重量は134 kgである。このエンジンを構成する主要コンポーネントは、エアインテーク、プリクーラ、コアエンジン、およびアフターバーナーである。コアエンジンは、圧力比6、設計流量1 kg/s、設計修正回転数80,000 rpmの斜流圧縮機、逆流型水素燃焼器、軸流単段タービン、タービン排熱回収型の内部熱交換器（液体水素燃料の蒸発器）を備える。プリクーラは、熱交換量119 kW（地上静止条件）のシェルアンドチューブ型熱交換器である。アフターバーナーは、液体水素冷媒による再生冷却機構、およびノズルスロート面積可変機構を備える。エアインテークは、マッハ5条件で空力形状設計がなされ、ランプ可変機構を採用することによって地上からマッハ5までの幅広い範囲で良好な流量捕獲性能と全圧回復性能を発揮することができる。ただし、マッハ2での飛行実験においてはランプ可変が不要であるため、ランプ可変用のアクチュエータは搭載していない。また、材料にもアルミ合金を使用している。

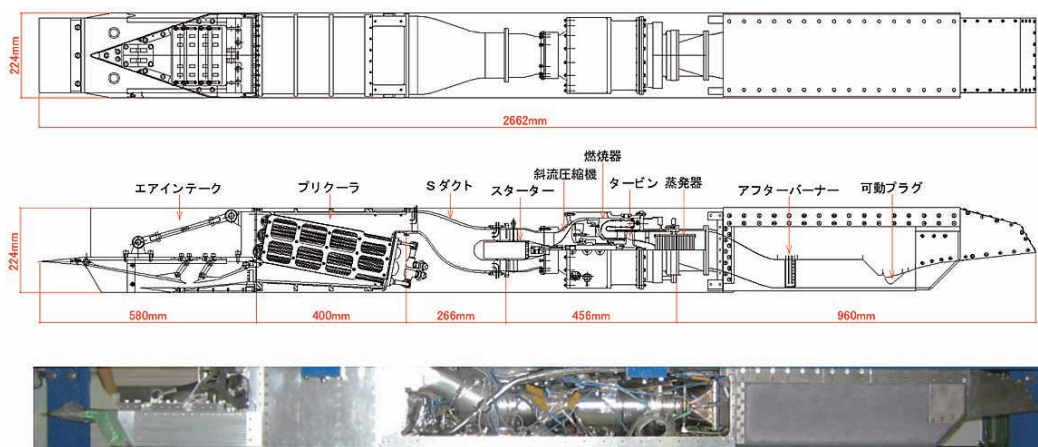


図1 小型予冷ターボジェットエンジン

表1 エンジン性能諸元表

| | | |
|-----------------|------|--------------------------|
| エンジン形式 | — | 予冷ターボジェットエンジン |
| 燃料 | — | 液体水素 |
| 全長 | m | 2.66 |
| 断面形状 | — | 矩形 (0.224m × 0.224m) |
| 空気流量 (地上静止条件) | kg/s | 1.1 |
| エンジン推力 (地上静止条件) | kN | 1.17 |
| エンジン重量 | kg | 134 |
| 圧縮機形式／タービン形式 | — | 斜流単段／軸流単段 |
| 圧縮機圧力比 | | 6.0 |
| 圧縮機回転数 | rpm | 60,000 (機械), 80,000 (修正) |
| タービン入口燃焼温度 | K | 1,223 |
| アフターバーナー燃焼温度 | K | 2,000 |

小型予冷ターボジェットエンジンの開発と並行して、マッハ2クラスの気球利用型飛行実験機（BOV: Balloon-based Operation Vehicle）の開発が進められている[2,3]。図2に示す飛行実験機は、高層気球を利用することで、比較的低コストでの超音速飛行が可能な点に特長がある。高々度気球により高度40 km程度まで浮揚した機体は、気球から切り離されて、自由落下に入る。音速を突破後、2枚の全動尾翼によって引き起こしをかけながら約30秒間のエンジン燃焼試験を実施する。最大到達マッハ数は約2である。気球分離約100秒後、パラシュートを開傘して減速、洋上に着水する。着水した機体は回収船、ヘリコプターなどにより回収される。機体は、全長4.67 m、直径0.556 mの円錐円筒形状をとり、機体後部に3枚の尾翼（うち2枚は引き起こし用の全動尾翼）を装備する。機体主要部はCFRP（Carbon Fiber Reinforced Plastic）製であるが、先端部ノーズコーンは、コア材の発泡ウレタンの両側にGFRP（Glass Fiber Reinforced Plastic）スキンを貼り合わせたサンドイッチ構造としている。これは、電波透過性を確保し、その内部に通信アンテナを配置することを意図している。ノーズコーン内部には、姿勢制御用の50 N級ガスジェットスラスタ8基が搭載される。スラスタの形式としては、運用の容易性を重視し、高压空気によるコールドガスジェットスラスタを採用した。スラスタのコントローラは、制御周期8 Hzでパルス状にスラスタ弁を開閉し、デューティ比を調整することで自由落下中の姿勢制御を行う。尾翼は、コア材を発泡ウレタン、スキン材をCFRPとするサンドイッチ構造をとることで、重量を抑えつつ強度を確保している。機体円筒部は、大きく3つの部分に分かれており、機首寄りから、主要機器搭載部、推進供給系搭載部、パラシュート部、となっている。このうち、主要機器搭載部は気密構造、推進供

給系搭載部は水密構造となっており、実験終了後、海上に着水した際に、内部機器を海水から保護するとともに浮力を得る。

本稿では、気球利用型飛行実験機に搭載することを前提に開発した極超音速ターボジェットエンジン制御装置の設計と地上性能確認実験の結果について述べる。本稿で言うエンジン制御装置の定義には、搭載型の推進供給装置（高压ガス配管系）、および計測制御装置（電装品）を含める。

2. 極超音速ターボジェットエンジン制御装置の設計

2.1 機能要求

気球利用型飛行実験機に搭載される、極超音速ターボジェットエンジン制御装置への要求機能を以下に示す。

- ・内圧0.6 MPaで燃焼中のエンジンに対し、3 MPaに加圧した液体水素燃料を質量流量58 g/secで30秒以上供給する能力を備えること。
- ・エンジンを安定に起動し、回転数を一定に保持するための燃料流量制御能力を備えること。燃料流量制御は、燃焼温度、回転数の制約条件を満足するように適切に自動制御されること。制御系は、飛行実験中のエンジン入口状態の急激な変化（マッハ数変化率 0.03 sec^{-1} ）に追従できること。
- ・エンジン実験中の想定ハザードに対する保安機能を持つこと。想定ハザードには、液体水素容器の内圧上昇による爆発、タービンバースト等がある。
- ・機器は、飛行実験高度（最大40 km）での低温低压環境に対応すること。

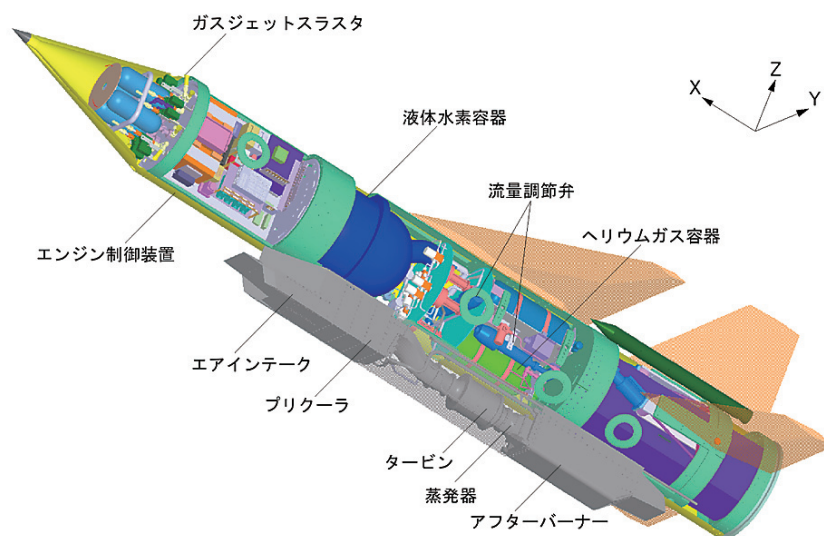


図2 気球利用型飛行実験機

2.2 搭載推進供給装置の設計

極超音速ターボジェットエンジンに対して、液体水素を含む各種高圧ガスを供給する搭載推進供給装置の設計について述べる。図3に、エンジン内部を流れる空気、燃焼ガス、燃料のフロー図を示す。燃料供給ラインは2系統あり、本稿ではそれぞれコア系、アフターバーナー系（AB系）と呼称する。コア系は、コアエンジンの燃焼器に最大11 g/secの水素を供給し、約1200 Kで燃焼させてタービン駆動用の燃焼ガスを生成する系統である。コア系の液体水素は、タービン下流の蒸発器にまず供給され、燃焼ガスとの熱交換によって常温まで昇温、気化した後、燃焼器マニフォールドに入り、燃焼器内部に噴射されて燃焼を行う。一方アフターバーナー系は、最大

47 g/secの液体水素をプリクーラおよびアフターバーナーへ供給する系統になる。アフターバーナー系の液体水素は、まずプリクーラにおいて空気との熱交換によって200 K程度まで昇温された後、2000 Kで燃焼中のアフターバーナー壁面を冷却し、最終的にアフターバーナー内部に噴射されて燃焼を行う。図4に、搭載推進供給装置の系統図を示す。表2に、搭載推進供給装置を構成するバルブ、配管の仕様を示す。極超音速ターボジェットエンジン制御装置への要求仕様から、高圧ガス配管系の最高使用圧力は3 MPaに設定された。エンジン燃焼器への液体水素燃料の供給方式としては、自己加圧方式やポンプによる圧送方式もあるが、本装置では最も構成が単純な高圧ヘリウムガスによる圧送方式を採用した。液体水素が通過するラインには、真空二重管による断熱、もしくは発泡ウレタン材による簡易断熱施工を施し、配管途中の蒸発損失を軽減した。配管材料には水素脆性の影響を受けにくく極低温流体に使用可能なSUS 316 Lを使用した。搭載推進供給装置一式は、図5に示すように、外径556 mmの円筒胴内部に搭載される。図6に、搭載推進供給装置の外観写真を、図7に液体水素配管のレイアウトを、図8に全体配管図を示す。以下に、搭載推進供給装置を構成する主要機器の設計結果について述べる。

(1) 液体水素容器

要求仕様から、液体水素容器に充填する燃料の最低必要量は25リットルとなる。これに対して余裕をとり、容器内容積を48リットルに設定した。本容器は内径370 mmの球形胴と長さ200 mmの円筒胴を組み合わせた形状を持ち、熱伝導による入熱量を軽減するために比較的長い200 mmのネックチューブを使用している。また、飛行試験中の機体引き起こし時にネックチューブ内部に液を侵入させないこと（ネックチューブ内は比較的高温のため、液体水素が一気に蒸発する恐れがある）と、液体水素の吸入管を液面より上に露出させないことを目的

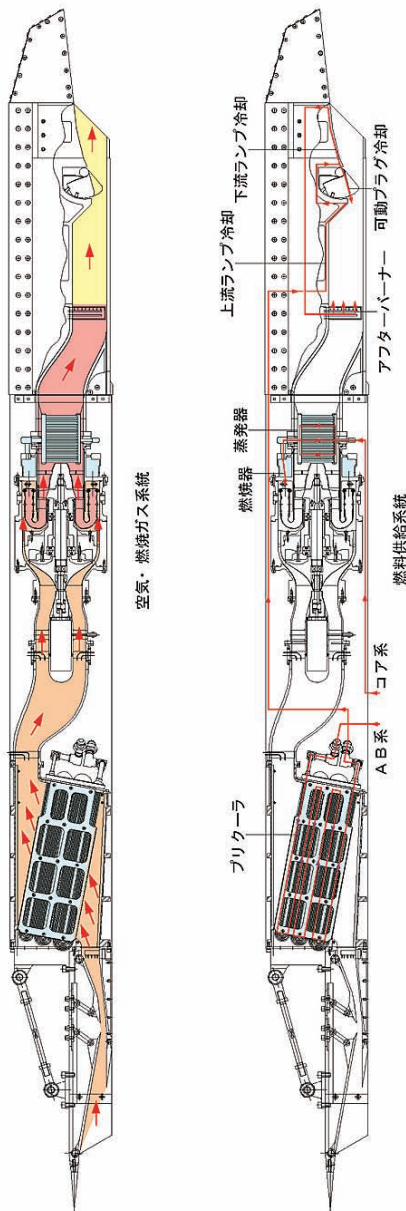


図3 エンジンガスフロー説明図

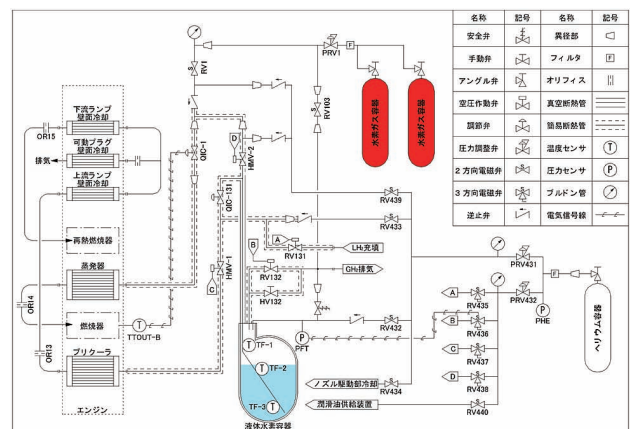


図4 搭載推進供給系統図

表2 燃料供給系統の仕様
コア系（ガス水素供給時）

| No. | 名称 | 仕様 | 材料 |
|-----|------------------|-----------------------------------|---------|
| 1 | コア系水素ガスメイン弁 RV-1 | CV 値：0.629（内径 4.77mm 相当） | SUS316 |
| 2 | 接続配管 1 | 内径 7.525mm（#6, t1），長さ 300mm | SUS316L |
| 3 | コア系水素流調弁 QIC-1 | CV 値：0.5（内径 4.25mm 相当） | SUS316L |
| 4 | 接続配管 2 | 内径 4.350mm（#4, t1），長さ 500mm | SUS316L |
| 5 | 蒸発器入口マニフールド | 内径 7.525mm（#6, t1），長さ 100mm | SUS316L |
| 6 | 蒸発器伝熱管群 | 内径 1.175mm（#2, t1）× 32 本, 長さ 31mm | SUS316L |
| 7 | 蒸発器出口マニフールド | 内径 7.525mm（#6, t1），長さ 100mm | SUS316L |
| 8 | 接続配管 3 | 内径 7.525mm（#6, t1），長さ 100mm | SUS316L |
| 9 | 蒸発器出口オリフィス OR14 | φ3.85mm | SUS316L |
| 10 | 接続配管 4 | 内径 7.525mm（#6, t1），長さ 100mm | SUS316L |
| 11 | 燃焼器マニフールド | 断面 20mm × 30mm | SUS |
| 12 | 燃焼器インジェクタ | φ1mm × 8 × 20 | SUS |

コア系（液体水素供給時）

| No. | 名称 | 仕様 | 材料 |
|-----|--------------------|------------------------------------|---------|
| 1 | コア系液体水素メイン弁 H MV-2 | CV 値：1.2（内径 6.57mm 相当） | SUS316 |
| 2 | 接続配管 1 | 内径 7.525mm（#6, t1），長さ 900mm | SUS316L |
| 3 | コア系水素流調弁 QIC-1 | CV 値：0.5（内径 4.25mm 相当） | SUS316L |
| 4 | 接続配管 2 | 内径 4.350mm（#4, t1），長さ 500mm | SUS316L |
| 5 | 蒸発器入口マニフールド | 内径 7.525mm（#6, t1），長さ 100mm | SUS316L |
| 6 | 蒸発器伝熱管群 | 内径 1.175mm（#2, t1）× 32 本, 長さ 310mm | SUS316L |
| 7 | 蒸発器出口マニフールド | 内径 7.525mm（#6, t1），長さ 100mm | SUS316L |
| 8 | 接続配管 3 | 内径 7.525mm（#6, t1），長さ 100mm | SUS316L |
| 9 | 蒸発器出口オリフィス OR14 | φ3.85mm | SUS316L |
| 10 | 接続配管 4 | 内径 7.525mm（#6, t1），長さ 100mm | SUS316L |
| 11 | 燃焼器マニフールド | 断面 20mm × 30mm | SUS |
| 12 | 燃焼器インジェクタ | φ1mm × 8 × 20 | SUS |

AB 系

| No. | 名称 | 仕様 | 材料 |
|-----|---------------------|--|---------|
| 1 | AB 系水素流調弁 QIC-131 | CV 値：2.0（内径 8.5mm 相当） | SUS316L |
| 2 | 接続配管 1 | 内径 10.70mm（#8, t1），長さ 300mm | SUS316L |
| 3 | AB 系液体水素メイン弁 H MV-1 | CV 値：1.2（内径 6.57mm 相当） | SUS316 |
| 4 | 接続配管 2 | 内径 10.70mm（#8, t1），長さ 300mm | SUS316L |
| 5 | 空気予冷器入口マニフールド | 内径 7.5mm 半円 t2.5, 長さ 187.5mm | SUS316L |
| 6 | 空気予冷器伝熱管群 1 | 内径 1.700mm（φ2, t0.15）× 180, 長さ 775.3mm | SUS316L |
| 7 | 空気予冷器中間マニフールド 1 | 内径 16.0mm 半円 t2.5, 長さ 187.5mm | SUS316L |
| 8 | 空気予冷器伝熱管群 2 | 内径 1.700mm（φ2, t0.15）× 216, 長さ 775.3mm | SUS316L |
| 9 | 空気予冷器中間マニフールド 2 | 内径 19.0mm 半円 t2.5, 長さ 187.5mm | SUS316L |
| 10 | 空気予冷器伝熱管群 3 | 内径 1.700mm（φ2, t0.15）× 252, 長さ 775.3mm | SUS316L |
| 11 | 空気予冷器出口マニフールド | 内径 10.5mm 半円 t2.5, 長さ 187.5mm | SUS316L |
| 12 | 接続配管 3 | 内径 16.57mm（#12, t1.24），長さ 200mm | SUS316L |
| 13 | 空気予冷器出口オリフィス OR13 | φ6.30mm | SUS316L |
| 14 | 接続配管 4 | 内径 16.57mm（#12, t1.24），長さ 1000mm | SUS316L |
| 15 | ノズル底面冷却 | 冷却溝：5.5mm × 2.7mm × 20, 長さ 180mm | SUS316L |
| 16 | ノズル上流ランプ冷却 | 冷却溝：5.5mm × 2.2mm × 20, 長さ 60mm | SUS316L |
| 17 | 可動ランプオリフィス | φ2.43mm × 2 | SUS316L |
| 18 | [分岐]：可動ランプ冷却 | 冷却溝：0.9mm × 1.1mm × 40, 長さ 120mm | Inco625 |
| 19 | ノズル下流ランプ冷却 | 冷却溝：5.5mm × 2.7mm × 20, 長さ 200mm | SUS316L |
| 20 | 再熱燃焼器バイパスオリフィス OR16 | φ0mm | SUS316L |
| 21 | 再熱燃焼器入口オリフィス OR15 | φ7.30mm | SUS316L |
| 22 | 再熱燃焼器インジェクタ | φ1mm × 216（等価直径は φ 14.7mm） | SUS316L |

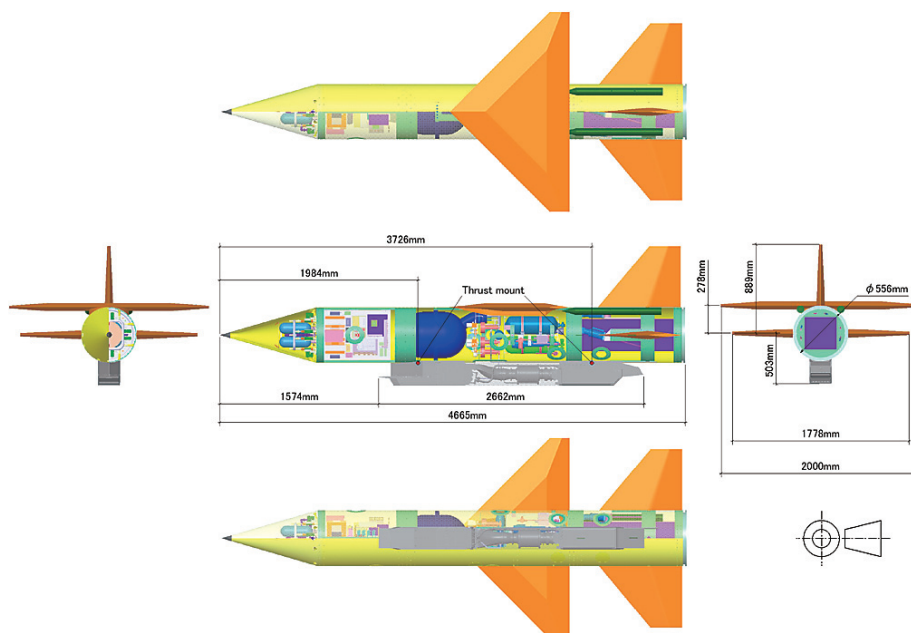


図5 気球利用型飛行実験機の四面図

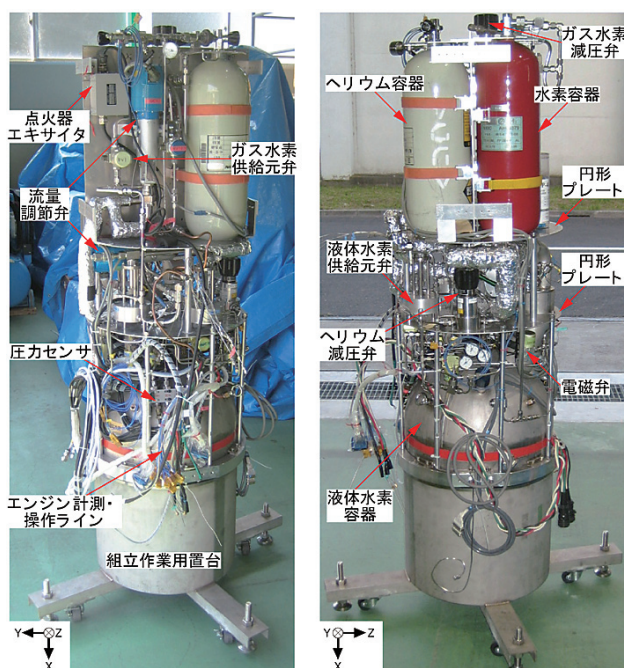


図6 搭載推進供給装置の外観

とし、ネックチューブおよび吸入管を機軸に対して30度傾けて装着し、タンク姿勢によらず効率良く液を払い出せるようにした。タンク断熱方式としては、真空断熱+20層のスーパーインシュレーションを採用した。液体水素の供給配管は、熱伝導パスを長くとるために真空断熱槽内部で折り返す設計となっており、供給配管を通じての熱伝導はほとんど無視できる。輻射入熱とネックチューブ/計測管の熱伝導による液体水素の蒸発率は3%/hour程度と予測された。液位は、ネックチューブ内(ガス温度検出)、90%位置(満充填検出)、10%位置に設置

されたシース径1mmのKタイプ熱電対3本で確認する。本容器は飛行試験用に軽量化されており、高压ガス認定容器ではない。特定設備検査規則の代替として以下のような自主設計基準を設定し、これを適用して強度設計を行った。

- ・最高使用圧力(設計圧力)を常用圧力+0.5 MPaの3.5 MPaに設定する。
- ・許容応力は、規格引張強さの1/3とする。

上記の設計基準に基づく最小肉厚に対し、実績の肉厚は1.09以上の安全率を確保した。円筒胴には肉厚5mmのSUS 304 L、球形胴には、肉厚4mmのSUS 304 Lを使用し、容器合計重量は48 kg(内球容器23 kg, 外球容器10 kg, その他15 kg)となった。本容器の耐圧試験は、試験時に材料の降伏点応力を超えないように、最高使用圧力の1.25倍の4.375 MPaで実施した。気密試験は、最高使用圧力の3.5 MPaで実施した。本容器は、容器保安規則、超低温容器告示第5条(平成10年3月31日廃止)」に規定されていた基準を満たしていないが、容器の加圧操作を遠隔で実施し、必要な保安距離を確保すること、容器の加圧系には2重の安全装置(安全弁と自動放圧弁)を装備することによって安全を確保する。また、実験を行う際には、事前に関係官庁に対して特別充てん許可申請を行い、実験期間内における充てん許可を得る。

(2) ガス容器

搭載推進供給装置は、液体水素以外の高圧ガスとして、液体水素圧送用のヘリウムガス、および常温水素ガスの供給能力を持つ。ヘリウムガスは内容積9リットル、充填圧29.7 MPaのカーボン複合容器(数量1)から供給さ

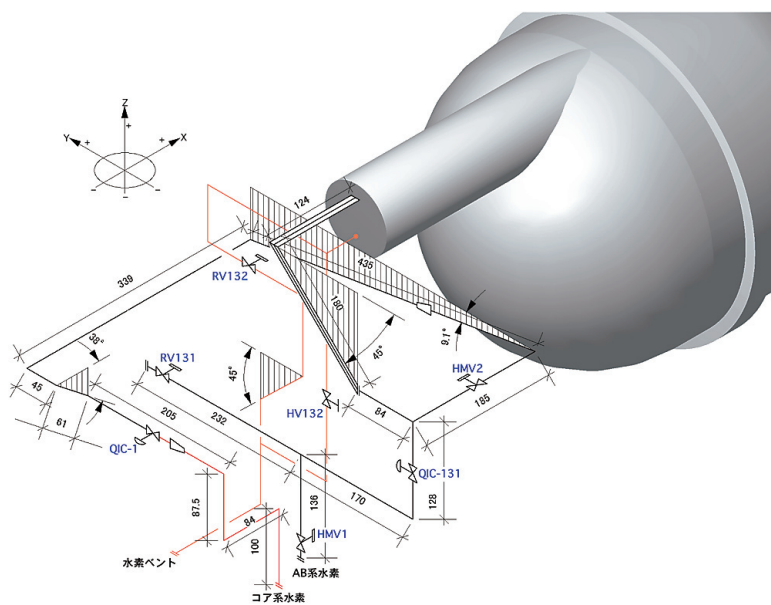


図7 液体水素配管レイアウト

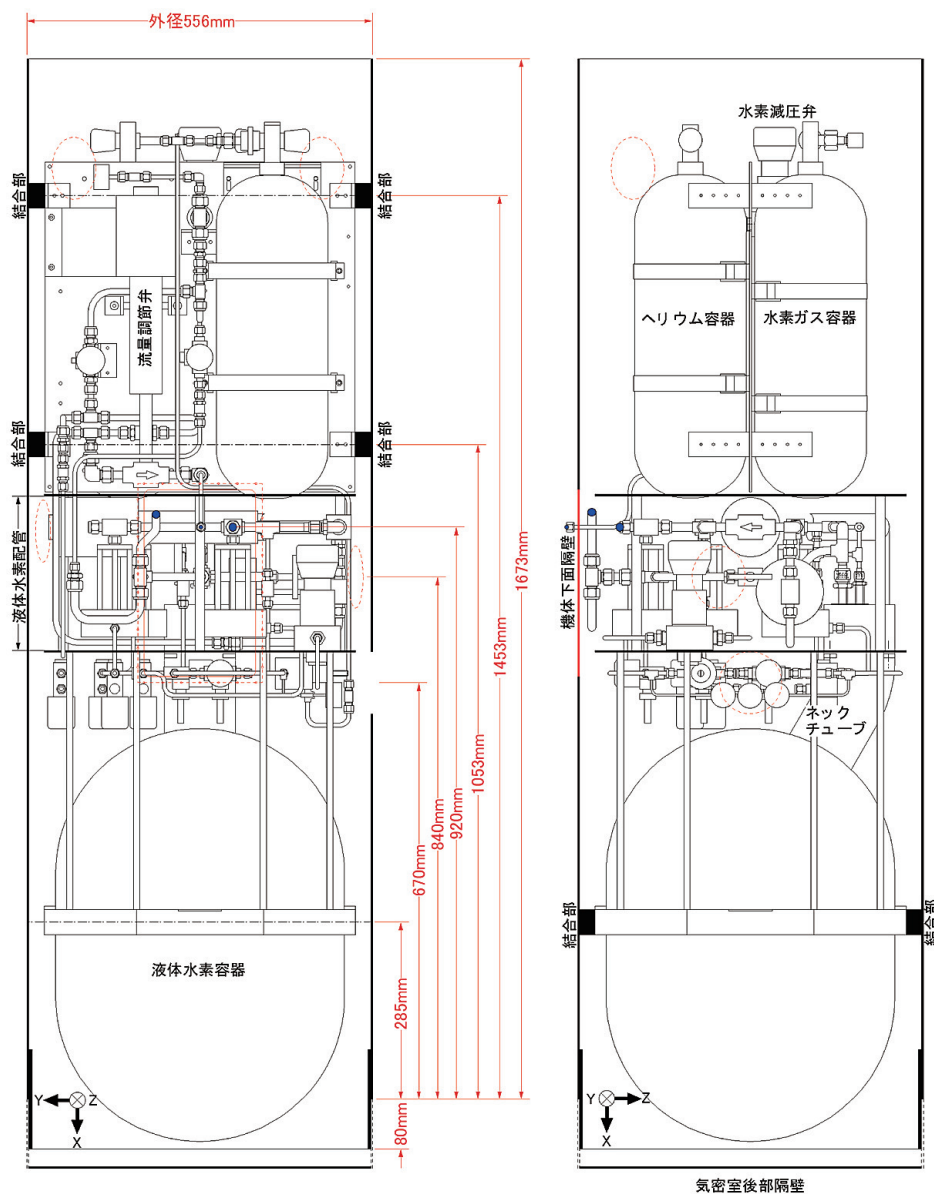


図8 搭載推進供給系配管図

れ、液体水素圧送、ニューマチックバルブ駆動源、水素ページ、機器冷却用に使用される。常温水素ガスは、液体水素流量制御が安定しない実験条件（例えばエンジンを低回転数で運転する場合に、配管中の液体水素が亜臨界状態となって供給流量が安定しないような場合）に、代替燃料源として使用される。ヘリウムと同様に内容積9リットル、充填圧29.7 MPaの複合容器（数量2）から供給される。

(3) バルブ

搭載推進供給装置には、遠隔自動弁15個（空圧作動弁4個、三方向電磁弁4個、二方向電磁弁7個）、流量調節弁2個、圧力調整弁2個、ベント用手動弁1個、安全弁1個を装備する。液体水素用の空圧作動弁には、Swagelokの低温用ペローズシールバルブSS-8 UWを使用した。エアアクチュエータの作動型式にはノルマルオープン型を選定し、駆動ガスを喪失した場合には全バルブが開放し、液封事故を防止できるようにした。図8の配管図に示すように、液体水素が通過する低温用バルブの搭載部と電磁弁の搭載部を隔壁で仕切ること、低温雰囲気電磁弁に与える影響を軽減した。コアエンジン系とアフターバーナー系の水素流量調節弁には、株式会社フジキン製の極低温用AR 2000電磁流量調節弁を使用した。搭載性を優先し、標準品に対してバルブ全長を短縮する変更設計を行い、外部リークを防ぐためにInco718製のペローズシールを採用した。バルブCV値は、コアエンジン系に0.5、アフターバーナー系に2.0を選定した。

(4) 液体水素蒸発器

蒸発器は、タービン下流に設置され、高温燃焼ガスとの熱交換により昇温した水素ガスを燃焼器に供給する役割を担う。エンジン定格作動時にコアエンジンに供給される液体水素を気化するためには、44 kWの熱交換能力が必要となる。蒸発器の形式として、ATREX-500エンジンで実績のある渦巻型の内部熱交換器を採用した。表3に蒸発器の定格作動条件および主要諸元を、図9に蒸発器の外観図を、図10に写真を示す。液体水素は、32本の1/8インチ渦巻管において燃焼ガスとの熱交換を行う。

蒸発器の伝熱設計にあたって、管外熱伝達率は、ATREX-500エンジン用渦巻型内部熱交換器の開発過程で得られた実験式(1)を用いて推定された。式中の Re_d は伝熱管径を基準長とするReynolds数、 Re_x は燃焼器内径Dを基準長とするReynolds数である。流速は伝熱管分を排除した流路断面積を用いて評価する。表4に示す熱物性値を式(1)に代入してガス側熱伝達率 h_g を評価した結果、0.455 kW/m²/Kという値が得られた。

$$h_g = \frac{\lambda}{D} 0.0000289 Re_d^{0.5} Re_x^{0.95} Pr^{0.67} \quad (1)$$

冷媒側熱伝達率は、超臨界流体の強制対流熱伝達率に関する実験式(2)を用いて推定する[4]。dは管内径を示す。冷却管熱伝導率にはステンレス材の値として16 W/m/Kを使用する。

$$h_c = \frac{\lambda}{d} 0.029 Re^{0.8} Pr^{1/3} \left(\frac{T_c}{T_w} \right)^{0.55} \quad (2)$$

配管圧損は、乱流摩擦損失としてFanningの式(3)、管摩擦係数fの評価にはBlasiusの式(4)を用いて推定した。式中のlは管長、dは管内径を示す。また、エルボ継手圧損として相当長さ32 (l/d)を追加した。

$$\Delta p = 4f \left(\frac{\rho u^2}{2} \right) \left(\frac{l}{d} \right) \quad (3)$$

$$f = 0.0791 Re^{-0.25} \quad (4)$$

冷媒入口から出口までを14領域に分割し、定常伝熱計算を実施した結果を表3に示す。エンジンの定格作動点において予測される冷媒側温度効率 η_c は0.23となった。空気側温度効率 η_h と冷媒側温度効率 η_c は式(5)で定義される。式中の添字hは空気、cは冷媒、inは入口、outは出口を表す。

$$\eta_h = -\frac{T_{h,out} - T_{h,in}}{T_{h,in} - T_{c,in}} \quad \eta_c = \frac{T_{c,out} - T_{c,in}}{T_{h,in} - T_{c,in}} \quad (5)$$

また、燃焼ガス側圧力損失については、タービン出口の燃焼ガス流路における蒸発器のブロッキング率、および燃焼ガス流速をATREX-500用内部熱交換器の実績値と比較し、約10%程度発生することが予想された。

(5) プリクーラ

プリクーラは、圧縮機入口の空気を冷却する役割を担うシェルアンドチューブ型の熱交換器で、シェル内を空気が、冷却管内を冷媒（液体水素燃料）が流れる構造となっている。計6個の直交型熱交換器を直列結合し、空気流と逆方向に冷媒を流すことで全体として向流型熱交換器を構成する。冷却管には直径2 mm、肉厚0.15 mmのSUS 316 Lチューブを使用した。熱交換面積は、エンジンサイズと重量の制約、および冷却性能要求を勘案して決定した。表3にプリクーラの定格作動条件および主要諸元を、図9にプリクーラの外観図を、図10に写真を示す。プリクーラの製造工程において最も困難な要素が、①伝熱管（2 mm）の高精度曲げ加工と②伝熱管のベースプレートへのロウ付けの2点である。①については伝熱管中

表3 熱交換器諸元

熱交換器形状諸元

| | | |
|-------|--------------|--------------------|
| 蒸発器 | 伝熱面積 | 0.10m ² |
| | 伝熱管外径／肉厚 | 3.175mm／1.000mm |
| | 伝熱管本数 | 32 本 |
| | 伝熱管長さ | 0.31m |
| | 流れ方向伝熱管ピッチ | 3.175mm |
| | ブロックage*1 | 15 % |
| | 空気入口流路形状 | 円形（内径 98mm） |
| | 空気出口流路形状 | 矩形（98mm × 98mm） |
| | | |
| プリクーラ | 伝熱面積 | 2.64m ² |
| | 伝熱管外径／肉厚 | 2.000mm／0.150mm |
| | 伝熱管本数 | 1296 本（U 字管 648 本） |
| | 伝熱管長さ | 0.32m |
| | 流れ方向伝熱管ピッチ | 3.0mm |
| | 流れ垂直方向伝熱管ピッチ | 5.1mm |
| | ブロックage*1 | 36 % |
| | 空気入口流路形状 | 矩形（60mm × 200mm） |
| | 空気出口流路形状 | 矩形（50mm × 200mm） |

* 1 伝熱管によって空気流路面積が狭められる割合

蒸発器の熱交換性能（設計値）

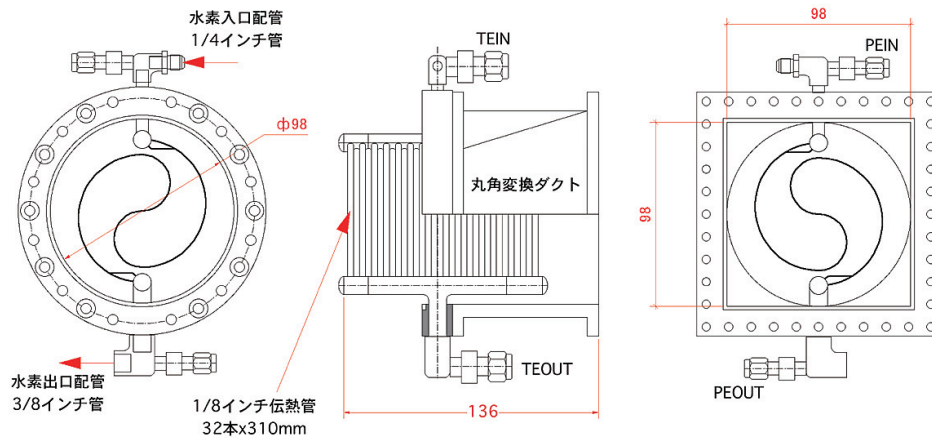
| | | |
|------|-----------------|---------|
| 燃焼ガス | 流量 [kg/s] | 1.1 |
| | 温度 [K] | 1109 |
| | 圧力 [MPa] | 0.306 |
| 冷媒 | 冷媒の種類 | 液体水素 |
| | 冷媒側温度効率 | 0.23 |
| | 流量 [g/s] | 11 |
| | 熱交換量 [kW] | 44.3 |
| | 入口温度／出口温度 [K] | 30／277 |
| | 入口圧力／出口圧力 [MPa] | 2.0／1.8 |

プリクーラの熱交換性能（設計値）

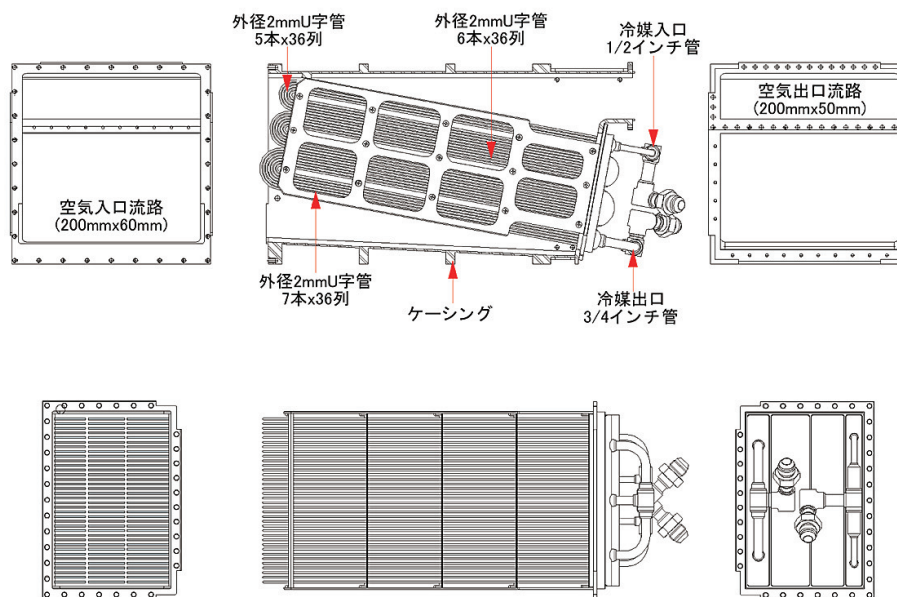
| | | |
|----|-----------------|-------------|
| 空気 | 流量 [kg/s] | 1.1 |
| | 入口温度／出口温度 [K] | 288／182 |
| | 入口圧力／出口圧力 [MPa] | 0.099／0.089 |
| 冷媒 | 冷媒の種類 | 液体水素 |
| | 冷媒側温度効率 | 0.62 |
| | 流量 [g/s] | 47 |
| | 熱交換量 [kW] | 119 |
| | 入口温度／出口温度 [K] | 20／186 |
| | 入口圧力／出口圧力 [MPa] | 2.0／1.6 |

に 20 μ m 大のアルミナ粒子を充填した状態で曲げ加工を行い、超音波洗浄およびフラッシング後、指定の長さに切断することで、各種 U 字管の高精度な整形を実現した。②については、伝熱管の材料 SUS 316 L に対するマッチングが良好で高温耐熱性を備えるニッケルロウを使用し、真空高温炉に挿入して一括ロウ付けを行った。真空高温炉での熱変形を防止するための各種意匠を考案して製造

に適用した。プリクーラの伝熱設計にあたって適用した熱伝達特性の推定手法を以下に示す。熱交換器の温度効率を決定する設計変数は、式（6）で表される熱移動単位数 NTU（number of transfer unit）に集約される。式中の定圧比熱 C_{p_h} 、 C_{p_c} は計算を簡略化するため、入口条件で評価し、要素内で一定値を持つと仮定する。A は伝熱面積、 m は質量流量を表す。



蒸発器



伝熱管群

プリクーラ

図9 熱交換器設計図

$$(NTU) = \frac{hA}{m_h C_{p_h}} \quad R = \frac{m_h C_{p_h}}{m_c C_{p_c}} \quad (6)$$

総括熱伝達率 h は、燃料側熱伝達と壁および霜層の熱抵抗を無視し、Zukauskas による式 (7) を用いて計算する[5]。Re 数は管の間における平均流速 u を用いて定義される。Re 数が 10^5 オーダーとなるプリクーラの場合、Zukauskas 式の定数は $c = 0.27$, $m = 0.63$, $n = 0.36$ となる。熱交換器が完全な向流型であると仮定すると、冷媒側と空気側の温度効率、それぞれ熱移動単位数と水当量比 R を使って式 (8) のように表現できる。

$$h = \frac{\lambda}{d} c Re_d^m Pr^n 1.162 \exp(-0.27 \psi^{-1.3}) \quad (7)$$

$$\eta_c = \frac{R - R \exp[-(NTU)(1-R)]}{1 - R \exp[-(NTU)(1-R)]} \quad \eta_h = \frac{\eta_c}{R} \quad (8)$$

上記によって推定した温度効率を、ATREX-500 用プリクーラの実験で得られた実績値と比較したところ、推定値に対する実績値の修正係数は 0.75 となった。推定誤差の要因としては、熱交換器の形式が完全な向流型ではないこと、空気の偏流の影響、着霜の影響などが考えられる。空気側の圧力損失は、プリクーラ伝熱管の間における平

均流速で定義した動圧に比例するとし、係数には ATREX-500 用プリクーラの実績値として 80 を採用した。冷媒側圧損については、蒸発器の評価手法と同様である。以上を元にプリクーラの性能評価計算を実施した結果を表 3 に示す。

(6) アフターバーナー壁面冷却

アフターバーナーは、ノズルスロート面積調節用の可動プラグ付きランプ部と、コの字断面のカウル部より構成される。カウル部には ACC 複合材 (Advanced Carbon-Carbon Composite) が適用され、短時間であれば 2000 K の

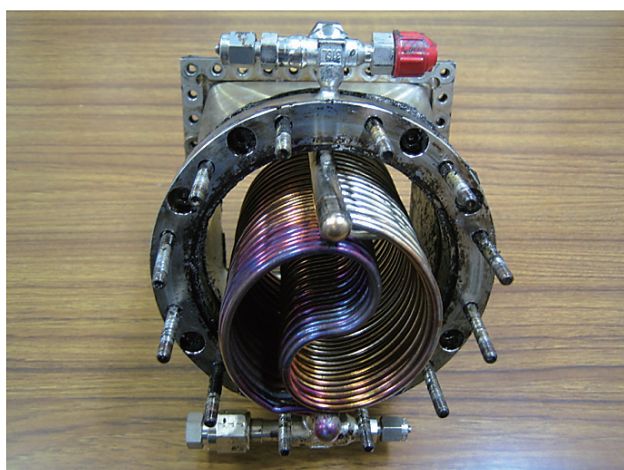


図 10 熱交換器写真 (上：蒸発器，下：プリクーラ)

燃焼に耐えることができるため、無冷却構造をとる。しかしながら、可動構造を有するランプ部は、冷却構造とする必要があり、プリクーラ下流の水素による再生冷却を利用する。アフターバーナー壁面の冷媒水素は、上流ランプを冷却した後、可動プラグ冷却系と下流ランプ冷却系に分岐する。可動プラグ冷却水素 (アフターバーナー壁面冷却用水素の 22 %) は、エンジン出口でブリードされ燃焼には寄与しない。下流ランプ冷却水素は、下流ランプを冷却した後、再熱燃焼器の噴射器に供給される。上流ランプと下流ランプには SUS 316 L 材を、特に熱負荷の厳しい可動プラグにはニッケル合金 (Inco625) を適用した。アフターバーナー壁面の伝熱設計にあたってガス側熱伝達率の評価には、局所熱伝達率が、単位断面積あたりの質量流量 m/A に比例するモデル (Bartz 式 (9)) を用いて推定した。D として、流路断面の等価直径を用いる。Tg は淀み温度、Tw は壁面温度、M は局所 Mach 数を表す。

$$h_g = \frac{0.026}{D^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} C_p}{Pr^{0.6}} \right) \left(\frac{m}{A} \right)^{0.8} \left[\frac{1}{2} \frac{T_w}{T_g} \left(1 + \frac{\gamma-1}{\gamma} M^2 \right) + \frac{1}{2} \right]^{-0.68} \left(1 + \frac{\gamma-1}{\gamma} M^2 \right)^{-0.12} \quad (9)$$

スロート高さ 24.3 mm のときのガス側熱伝達率は、平行部で $0.45 \text{ kW/m}^2/\text{K}$ 、ノズルスロート部で $1.2 \text{ kW/m}^2/\text{K}$ となった。冷媒側の熱伝達率評価、および圧力損失評価については、蒸発器の項で述べた方法と同様である。図 11 に、アフターバーナー壁面冷却構造の設計結果を示す。エンジンの定格作動点において、上流ランプと下流ランプ (SUS 316) の最大壁温度 (要求 800 K 以下) は 797 K、可動プラグ (Inco625) の最大壁温度 (要求 1000 K 以下) は 894 K、冷媒出口温度 (要求 800 K 以下) は 579 K、冷媒圧損 (要求 1.0 MPa 以下) は 0.43 MPa となり、設計要求を満足した。

2.3 搭載計測制御装置の設計

極超音速ターボジェットエンジンを気球利用型実験機に搭載した形態で燃焼実験を行うための、搭載計測制御装置の設計について述べる。

表 4 熱物性値

| 項目 | 大気 | コア系燃焼ガス | AB 系燃焼ガス | 冷媒水素 |
|---------------|----------|----------|----------|----------|
| 粘性係数 [Pa*s] | 0.000027 | 0.000042 | 0.000074 | 0.000016 |
| 熱伝導率 [W/K/m] | 0.04 | 0.075 | 0.18 | 0.20 |
| 気体定数 [J/kg/K] | 287 | 301 | 340 | 4130 |
| 定圧比熱 [J/kg/K] | 1030 | 1237 | 1700 | 14000 |
| プラントル数 | 0.7 | 0.7 | 0.7 | 0.7 |

(1) 機器構成

極超音速ターボジェットエンジンを運転する際の操作項目一覧を表5に、計測項目一覧を表6に示す。これらの操作・計測を行う機器類の電気接続図を図12に示す。装置電源は、大電力系と小電力系に分かれ、それぞれ容量27 Ahのリチウムイオンバッテリーを使用する。大電力系はエンジン始動モーター、電磁弁、点火器の駆動に使用される。一方、小電力系は、搭載計算機、各種計測機器、

通信機器、流量調節弁制御、可動ノズル制御に使用される。大電力系が小電力系の計測器に影響を与えないように、大電力系と小電力系の回路は絶縁されている。搭載計算機として、National Instruments社のリアルタイム組込コントローラ Compact RIOを採用し、FPGA（Field Programmable Gate Array）ベースの入出力モジュールを組み合わせ使用する。計測データ取得、エンジン制御、地上計算機へのデータ伝送を行う計測ソフトウェアは、

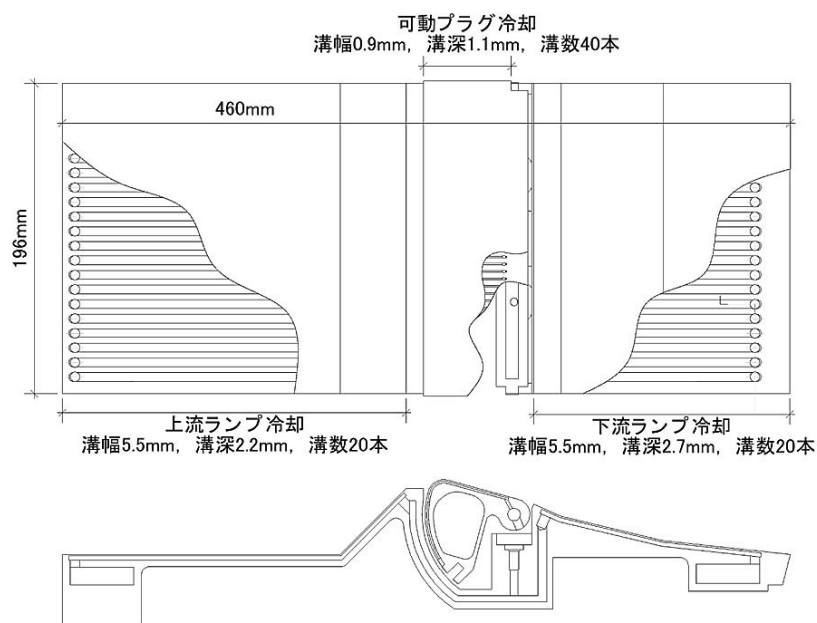


図11 アフターバーナー壁面冷却構造

表5 操作項目一覧

| Tag | 項目 | 操作信号 | 機器 |
|---------|---------------------|-------------|---------------------|
| RV437 | AB系液体水素メイン弁 HMV1 駆動 | 24VDC | NI 9474 (* 1) |
| RV438 | コア系液体水素メイン弁 HMV2 駆動 | 24VDC | NI 9474 (* 1) |
| RV435 | 液体水素容器充填弁 RV131 駆動 | 24VDC | NI 9474 (* 1) |
| RV432 | 液体水素容器加圧弁 | 24VDC | NI 9474 (* 1) |
| RV436 | 液体水素容器放圧弁 RV132 駆動 | 24VDC | NI 9474 (* 1) |
| RV433 | 液体水素ラインパージ弁 | 24VDC | NI 9474 (* 1) |
| RV103 | ガス水素放圧弁 | 24VDC | NI 9474 (* 1) |
| RV440 | 潤滑油供給弁 | 24VDC | NI 9474 (* 1) |
| RV434 | ノズルモーターパージ弁 | 24VDC | NI 9474 (* 1) |
| RV439 | コア水素ラインパージ弁 | 24VDC | NI 9474 (* 1) |
| RV1 | コア水素メイン弁 | 24VDC | NI 9474 (* 1) |
| H-PSI | ESP 多点圧力計ヒーター | 24VDC | NI 9474 (* 1) |
| SW-S | スターター遮断リレー | TTL | 松下 EP リレー 80A |
| IG-E | エンジン点火プラグ | 24VDC | 横河電機 点火器エキサイタ |
| QIC-1 | ガス水素流量調節弁 | 4-20mA 工業信号 | フジキン PRETRONIC AR-F |
| QIC-131 | 液体水素流量調節弁 | 4-20mA 工業信号 | フジキン PRETRONIC AR-F |
| SW-M | メインリレー | TTL | 松下 EP リレー 300A |
| PS-S | スターターパルス | TTL | YGE200 |
| SW-C | モーターコントローラ電源 | TTL | YGE200 |
| QIC-N | 排気ノズルプラグ開度 | RS232 通信 | Parker iBE231F |

* 1 National Instruments 社リレーモジュール

表6 計測項目一覧

| 計測記号 | 目的 | レンジ | 機器 |
|---------------|---------------------|----------------|----------------------|
| PADS-1~5 | エアデータセンサ圧力 (5 点) | -0.1~ 0.1MPaG | ESP32HD (15psi) |
| PSI-1~3 | インテーク出口空気静圧 (3 点) | -0.1~ 0.1MPaG | ESP32HD (15psi) |
| PTCI-1~5 | インテーク出口中心空気全圧 (5 点) | -0.1~ 0.1MPaG | ESP32HD (15psi) |
| PSFDI | 角丸ダクト入口空気静圧 | -0.1~ 0.1MPaG | ESP32HD (15psi) |
| PTFDI | 角丸ダクト入口空気全圧 | -0.1~ 0.1MPaG | ESP32HD (15psi) |
| PTFDO-1~2 | 角丸ダクト出口空気全圧 (2 点) | -0.1~ 0.1MPaG | ESP32HD (15psi) |
| PSFDO-1~2 | 角丸ダクト出口空気静圧 (2 点) | -0.1~ 0.1MPaG | ESP32HD (15psi) |
| PIN1-A~B | 圧縮機入口静圧 (2 点) | -0.1~ 0.7MPaG | ESP32HD (100psi) |
| POUT-1~4 | 圧縮機出口全圧 (4 点) | -0.1~ 0.7MPaG | ESP32HD (100psi) |
| PBRG | 軸受室静圧 | -0.1~ 0.7MPaG | ESP32HD (100psi) |
| PTIN | タービン入口静圧 | -0.1~ 0.7MPaG | ESP32HD (100psi) |
| PTOUT (T)-1~2 | タービン出口全圧 (2 点) | -0.1~ 0.7MPaG | ESP32HD (100psi) |
| PTOUT | タービン出口静圧 | -0.1~ 0.5MPaG | ESP32HD (100psi) |
| PTEO | 蒸発器出口空気全圧 | -0.1~ 0.5MPaG | ESP32HD (100psi) |
| PSEO | 蒸発器出口空気静圧 | -0.1~ 0.5MPaG | ESP32HD (100psi) |
| PTADO | アフターバーナー入口空気全圧 | -0.1~ 0.5MPaG | ESP32HD (100psi) |
| PSADO | アフターバーナー入口空気静圧 | -0.1~ 0.5MPaG | ESP32HD (100psi) |
| PK432 | 空圧作動弁操作圧力 | -0.1~ 0.7MPaG | ESP32HD (100psi) |
| PBRO | ベアリングオイル供給圧力 | -0.1 ~ 0.7MPaG | ESP32HD (100psi) |
| PHE | ヘリウム容器一次圧力 | 0 ~ 40MPaA | Minebea NS100A-35MPa |
| PFT | 液体水素容器内圧力 | 0 ~ 4.0MPaA | EFE P654-40bar |
| PNCO | ノズル冷却出口圧力 | 0 ~ 4.0MPaA | EFE P654-40bar |
| PPCOUT | プリクーラ出口水素圧力 | 0 ~ 4.0MPaA | EFE P654-40bar |
| PEIN | 蒸発器入口水素圧力 | 0 ~ 4.0MPaA | EFE P654-40bar |
| PEOUT | 蒸発器出口水素圧力 | 0 ~ 4.0MPaA | EFE P654-40bar |
| PFIN | 主燃焼器水素マニフォールド圧 | 0 ~ 4.0MPaA | EFE P654-40bar |
| PNP | ノズル駆動部パージ圧力 | 0 ~ 0.6MPaA | EFE P654-6bar |
| PSBOV | 予圧室圧力 (多点圧力計基準圧) | 0-0.2 MPaA | バルコム VESW |
| TF-1~3 | 液体水素容器温度 (3 点) | 20-300K | K 型熱電対 |
| TPCIN | プリクーラ入口冷媒温度 | 20-300K | K 型熱電対 |
| TPCOUT | プリクーラ出口冷媒温度 | 20-300K | K 型熱電対 |
| TEIN | 蒸発器入口水素温度 | 20-1000K | K 型熱電対 |
| TEOUT | 蒸発器出口水素温度 | 20-1000K | K 型熱電対 |
| T0 | 主流温度 | 200-330K | K 型熱電対 |
| TFDO-1 | プリクーラ出口空気温度 | 20-300K | K 型熱電対 |
| TTOUT-B | タービン出口温度 | 150-1400K | K 型熱電対 |
| TOUT (T) | 圧縮機出口温度 | 150-500K | K 型熱電対 |
| TTIN-B | タービン入口温度 | 150-1400K | K 型熱電対 |
| TBRGB-1 | 後軸受外輪温度 | 150-500K | K 型熱電対 |
| TNCO | ノズル冷却出口水素温度 | 20-1000K | K 型熱電対 |
| TNR | ノズルランプ温度 | 150-1400K | K 型熱電対 |
| TOIL | 潤滑油温度 | 200-500K | K 型熱電対 |
| N | 圧縮機回転数 | 0-100000rpm | AEC PU-05 |
| NDR | 軸変位回転数 | 0-100000rpm | AEC PU-03 |
| HLD-1 | 搭載水素ガス検知器 | 0-4vol % | μ -CS |
| VSA-1 | 大電力計電流 | 0-5V | HC-U050V4B15 |
| VSV-1 | 大電力系電源電圧 | 0-24VDC | - |
| VSV-2 | 小電力系電源電圧 | 0-24VDC | - |

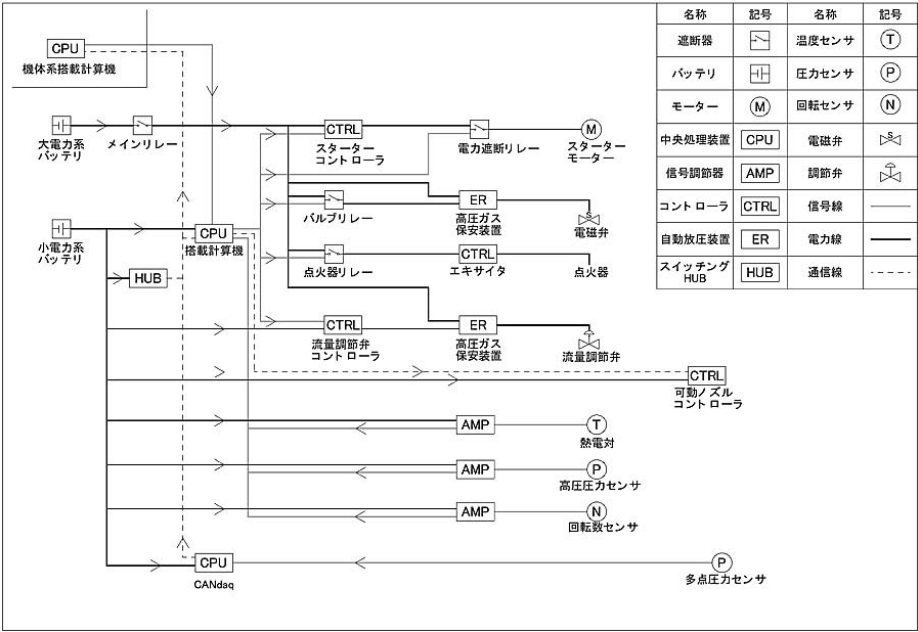


図 12 電気接続図

VenturCom 社の Real-Time ETS OS 上に、LabVIEW でプログラムする。

エンジンの計測点配置を図 13 に示す。圧力計測項目は合計 40 点で、このうち低圧（1 MPa 未満）の 31 点は、米国 Pressure Systems 社の ESP 多点圧力計によって計測される。ESP 多点圧力計は、専用の CANdaq 圧力スキャンシステムから制御され、CANdaq と搭載計算機の間はスイッチング HUB を中継して TCP-IP 接続される。ESP 多点圧力計のサンプル周波数は 1 Hz であり、主に燃焼時のエンジン性能評価に使用される。ESP 多点圧力計以外の計測項目については、搭載計算機付属の AD 信号変換機能により 50 Hz のサンプル周波数で収録される。高圧（1 MPa 以上）の 9 点はアンプ内蔵型の絶対圧センサを使用して計測される。温度計測項目は合計 16 点で、センサには K タイプ熱電対、信号調節には Analog Devices 社のチップ型アンプ AD 595 を使用する。タービン入口温度 TTIN-B、およびタービン出口温度 TTOUT-B は、エンジン運転時における最重要計測項目であり、これが上限 1223 K を超えないようにコア系の水素流量が制御される。コア系の水素流量は、蒸発器出口オリフィス OR 14 上流の水素温度 TEOUT と圧力 PEOUT、オリフィス下流の水素圧力 PFIN から評価される。アフターバーナー系の水素流量は、ブリーク出口オリフィス OR 13 上流の水素圧力 PPCOUT と温度 TPCOUT、およびノズル冷却出口オリフィス OR 15 上流の水素圧力 PNCO と温度 TNCOUT から評価される。空気流量は、インテーク出口の全圧計 PTCI-1 ～ 5、静圧計 PSI-1 ～ 3、および空気温度 TO によって評価される。エンジン回転数は、株式会社電子応用製の渦電

流式ギャップセンサ（PU-05, PU-03）を圧縮機動翼部、およびシャフトに合計 2 個設置し、パルス信号をココリサーチ株式会社製 FV コンバーター KAZ-740 P で 0-10 V のアナログ電圧信号に変換して評価する。水素漏えい検知には、水素自動車用に開発された、新コスモス電機株式会社製の小型水素検知センサ μ -CS を使用する。 μ -CS はマイクロヒータコイルを用いた接触燃焼式センサで、出力信号は 1-4 VDC（4 vol.% の時に 4 V）である。

図 14 に、エンジン計測制御用機器の搭載パネルを示す。パネルは 500 mm × 700 mm サイズのアルミ板で、機体側の電気機器パネルと背中合わせになる形で予圧室内部に設置される。機体側電気機器パネルとエンジン計測制御用機器搭載パネルの電気的なインターフェースは、Ethernet 通信ラインが 1 本、TTL 信号ラインが 4 本になる。Ethernet 通信ラインは、エンジン搭載計算機が収録した計測項目を、機体側に送信するために使用され、通信プロトコルには UDP を使用する。TTL 信号ラインは、機体側搭載計算機からの指令に基づき、エンジン側搭載計算機を状態遷移させるのに使用する。エンジン側搭載計算機の状態は、待機モード、実験モード、緊急排液モードの 3 種類が存在する。待機モードでは、エンジン側搭載計算機は、操作機能のうち、液体水素容器の自動放圧機能のみを活かした状態で待機している状態である。機体側は、エンジン起動シーケンス開始タイミングで、TTL 信号ラインの 2 系統（実験開始 A、実験開始 B）を High レベルとする。エンジン側搭載計算機は、実験開始 A、実験開始 B が両方 High レベルになった場合に、実験モードに状態遷移し、図 15 のタイムチャートに示すエンジン起動シ

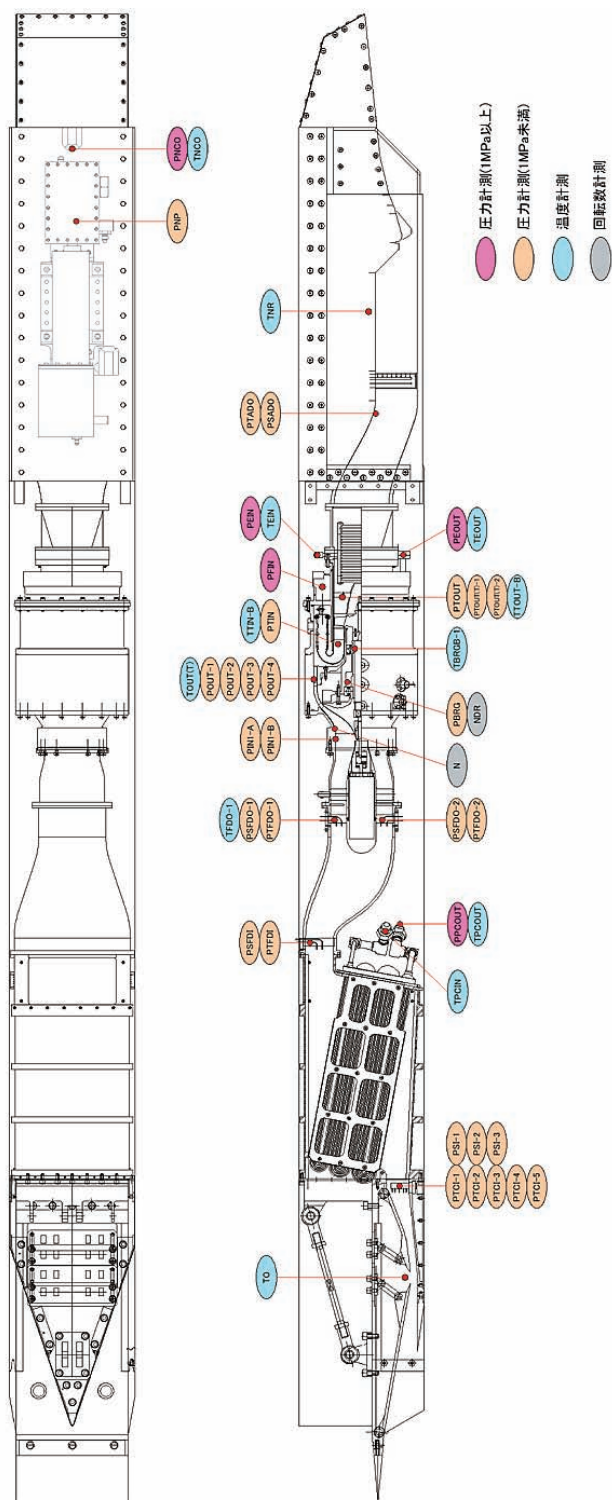


図 13 計測点配置図

ークエンスを開始する．なんらかの原因でインターロックがかかり，エンジン起動シーケンスをリセットする場合は，実験開始 A もしくは実験開始 B を Low レベルに戻すことで，エンジン側搭載計算機の状態は待機モードとなる．また，飛行中に，なんらかの原因で燃焼実験を中止する場合には，機体側は，緊急排液 A および緊急排液 B 信号を Low レベルとする．エンジン側は，緊急排液 A，

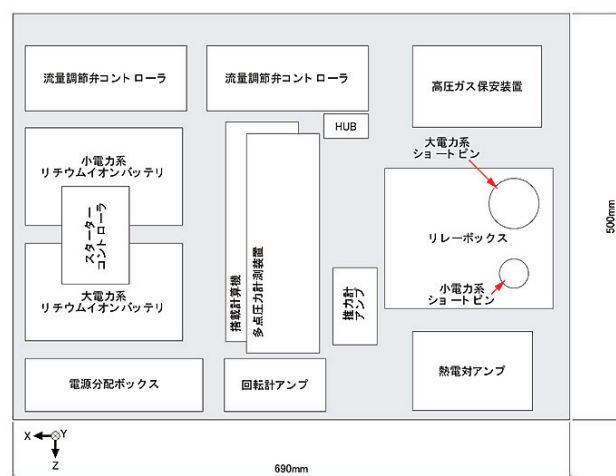
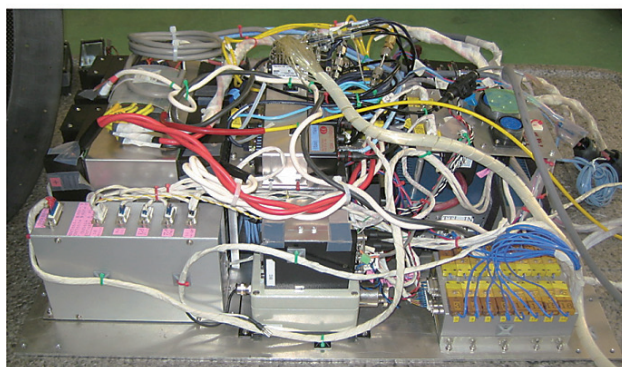
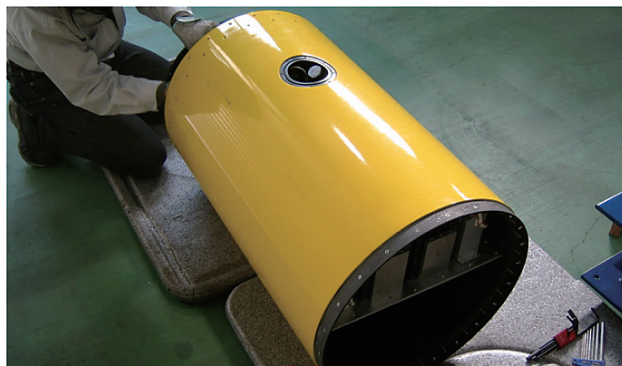


図14 エンジン制御機器パネル
(上：気密室搭載状態，中：パネル外観，下：機器配置)

緊急排液 B のどちらかが Low レベルになった場合、試験中止と判断して緊急排液モードに遷移し、液体水素容器の緊急排液、および配管系統のヘリウムガス置換を行う。

エンジン制御機器搭載パネルと搭載推葉供給系、およびエンジン間の電気接続ラインとコネクタの配置を図16に示す。気密隔壁（気密室後部隔壁）、水密隔壁（機体下面隔壁写真）の写真とコネクタ配置状況を、図17、図18に示す。隔壁コネクタの仕様を表8に示す。

(2) エンジン制御方式

コア系の燃料制御方式として、燃焼温度スケジュールを制御目標とするフィードフォワード付きPID制御を採用した。観測量は、タービン入口温度 (TTIN-B) [Kx10-3]。

から 20 sec の間、ランプ状に目標値まで変化させる．PID パラメータの設定にあたっての方針を以下に示す．

- ・ 比例ゲインとプラントゲインの積が 0.3 を超えないこと
- ・ 積分時間 $T_i[\text{min}]$ ：プラントの無駄時間 $L \times 2.2$
- ・ 微分時間 $T_d[\text{min}]$ ：プラントの無駄時間 $L \times 0.45$

プラントゲインと無駄時間は、フィードバック制御をかけない状態でエンジンを運転し、水素流量調節弁のステップ応答を取得して求める．

これまでに実施したエンジン燃焼試験結果より、地上静止条件では、エンジンが自立加速条件（タービンが、圧縮機を加速するのに十分な仕事を供給できる条件）を満足するには、エンジン回転数が 24,000 rpm 以上であることが判明している．エンジンは、起動時の回転補助装置として、2 kW 級 DC ブラシレスモーターを搭載する．着火後、しばらくモーターで回転補助を行い、回転数が 24,000 rpm の自立加速条件を満足したところでモーターへ供給している電力を遮断する．モーターの回転数制御に

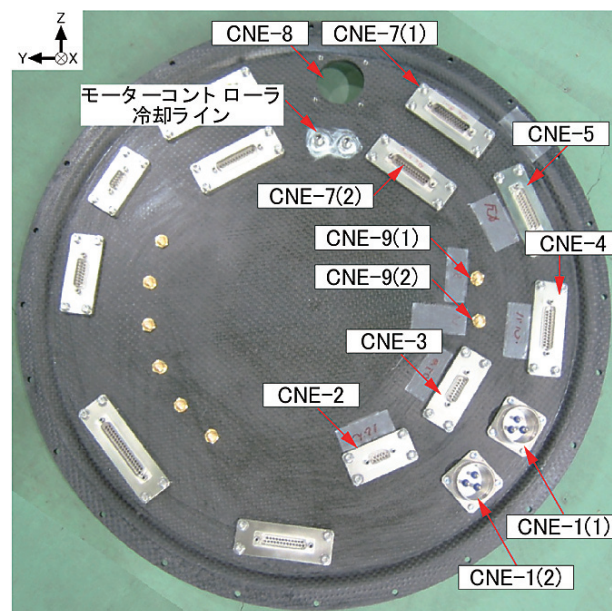


図 18 気密室後部隔壁

表 7 監視項目一覧

| 項目 | 計測記号 | 制限値 |
|--------------|---------|--------------|
| 圧縮機回転数 | N (NDR) | 61,000rpm 上限 |
| タービン入口温度 | TTIN-B | 1,223K 上限 |
| タービン出口温度 | TTOUT-B | 1,223K 上限 |
| 蒸発器出口水素温度 | TEOUT | 900K 上限 |
| ノズル冷却出口水素温度 | TNCO | 900K 上限 |
| ノズルランプ温度 | TNR | 700K 上限 |
| 液体水素容器内圧力 | PFT | 3.5MPa 上限 |
| 蒸発器出口水素圧力 | PEOUT | 3.0MPa 上限 |
| ブリクーラ出口水素圧力 | PPCOUT | 3.0MPa 上限 |
| ノズル冷却入口圧力 | PNCI | 2.5MPa 上限 |
| ヘリウム容器一次圧力 | PHE | 3.0MPa 下限 |
| ベアリングオイル供給圧力 | PBRO | 500kPa 下限 |
| 軸受外輪温度 | TBRGB-1 | 423K 上限 |
| 搭載水素ガス検知器 | HLD-1 | 0.2vol % 上限 |

表 8 隔壁コネクタ仕様

| 項目 | コネクタ仕様 (* 1) |
|-----------------|------------------------------------|
| CNE-1 (1), (2) | MIL-C-5015 3pin |
| CNE-2 | D-sub 9pin |
| CNE-3 | D-sub 15pin |
| CNE-4 | D-sub 25pin |
| CNE-5 | D-sub 25pin |
| CNE-7 (1), (2) | K 型熱電対用気密 D-sub 25pin |
| CNE-8 | 37pin Quick-Disconnect QDCC-010102 |
| CNE-9 (1), (2) | SMA |
| CNE-14 | D-sub 9pin |
| CNE-15 | 37pin Quick-Disconnect QDCC-010102 |
| CNE-16 (1), (2) | SMA |

* 1 全て気密用シール付き

は、YGE 社のコントローラ YGE-200 ネイビーを使用する。搭載計算機からコントローラに対して送信する TTL パルス信号のデューティ比を変更することで、回転数を調整する。

アフターバーナーに供給する液体水素の流量制御は、コア系ほど高精度な温度調節を要求されないため、フィードバック制御はかけず、プリセットでバルブ開度スケジュールを与えるものとする。AB 系の供給開始タイミングは、エンジン起動が完了し、回転数が安定してからとする。

可動ノズルのスロット面積調整には、コントローラとブラシレスサーボモーターが一体となった Parker 社の iBE 231 F モーターを使用する。搭載計算機からコントローラに対しては、RS 232 C 通信によりモーター位置制御コマンドを送信する。スロット面積は、燃焼実験開始からエンジン起動が完了し、さらにアフターバーナー燃焼が始まるまでの間、全開状態とする。これは、タービン背圧を下げる事でタービン仕事余裕を確保し、エンジン起動をなるべく速やかに行うためである。エンジンが定常作動状態になってから、エンジン推力増強のため、サージを起こさない範囲でスロット面積を絞る操作を行う。

(3) 保安対策

搭載計測制御装置は、エンジン実験中の想定ハザードに対する保安機能として、

- ・自動放圧機能
- ・非常停止機能
- ・高圧ガス保安装置

を有する。自動放圧機能は、待機モードにおいて、なんらかの原因により液体水素容器の圧力が上昇した場合の保安対策になる。タンク内圧 PFT は、搭載計算機によって常時監視されており、圧力上限値 (3.5 MPa) 以上の値を検知した場合に水素ベント弁 RV 132 を開けてタンク内圧を開放する。非常停止機能は、燃焼実験中、表 7 に示すエンジン監視項目のいずれかが制限値を超えた場合に、タービンバースト等の破損事故を避けるため燃料供給を

遮断して終了手順に入る機能である。図 15 のタイムチャートでは、D 点が非常停止時のシーケンス移行先となる。高圧ガス保安装置は、搭載計算機に不具合が生じて操作不能となった場合を想定し、搭載計算機とは別系統で緊急排液操作を行うための装置である。搭載計算機付属のバルブ駆動用リレーと、電磁弁の間に挿入する形で配置され、内部タイマーが事前の設定時間を超えた場合に搭載計算機がハングアップしたと想定し、強制的に緊急排液のバルブ操作を行う割り込みをかける。

3. 地上性能確認実験

製作した極超音速ターボジェットエンジン制御装置が、要求仕様を満足していることを確認するため、地上性能確認実験を行った。地上性能確認実験では、まず、搭載推進供給装置を構成する主要要素の単体実験を実施した。単体実験を行った要素は、液体水素容器、流量調節弁、蒸発器、プリクーラ、コアエンジンである。2005 年から 2008 年にかけての要素実験で得られた結果をもとに搭載ソフトウェアを調整し、2008 年 11 月のエンジン地上総合燃焼実験に適用して全システムの機能を確認した。また、気球利用型実験機の飛行環境を模擬した低圧環境燃焼実験の結果、および、低温環境における搭載電装品の機能を確認した。

3.1 要素実験

(1) 液体水素容器

2005 年 7 月に、JAXA 能代多目的実験場の極低温推進剤試験棟において、搭載液体水素容器の機能確認実験を実施した。実験では、まず、液体水素を 2000 リットルコンテナから 48 リットル搭載容器に移送後放置し、蒸発率を計測する試験を実施した。液体水素コンテナから搭載容器への移充填には、約 10 分を要した。液体水素を 100 % 充填し、3 MPa に加圧した状態で 2 時間待機したところ、90 % 以上の液が残っていることを確認した。その後、ベント弁 HV-132 を開けて大気開放状態とし、引き続き放置

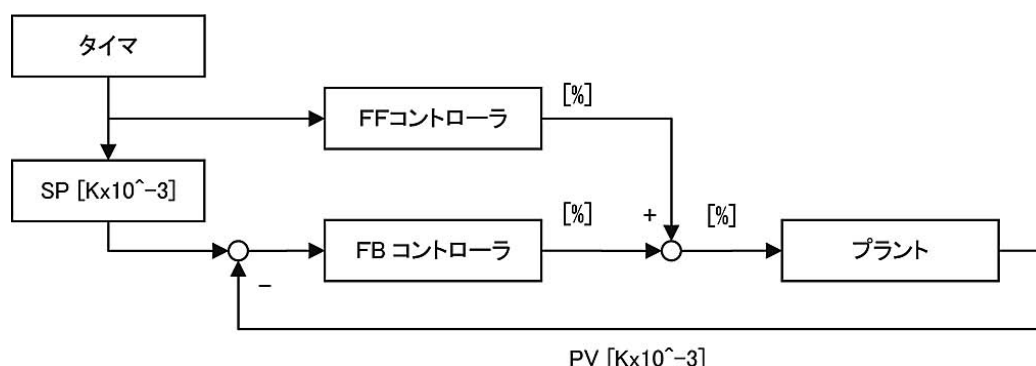


図 19 制御ロジック

したところ、充填19時間後の時点で、90 %位置では気相、10 %位置では液相であった。このことより、蒸発率は5 %/hour以下であり、事前の予測値3 %/hourがほぼ満足されていることが確認できた。次に、搭載容器に液体水素が充填された状態で3 MPaのヘリウムによって搭載容器を加圧し、最大60 g/secの液体水素を模擬エンジンに対して供給した結果、送液機能に問題ないことを確認した。液体水素の流量計測には、CORNES DODWELL社製レンジ133 L/minのタービンフローメーター(非搭載計測)を使用した。次に、液体水素容器をエアシリンダによって90度変角可能な試験架台に設置し、飛行試験中と同様の姿勢変化(30秒間で90度の姿勢変化)を与えながら液体水素の送液実験を行った。容器姿勢変化中の供試体写真を図20に、送液中の容器内圧と水素流量の履歴を図21

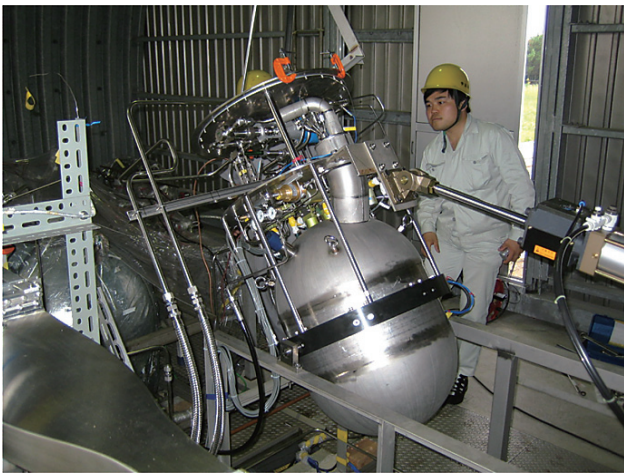


図20 液体水素容器単体試験写真

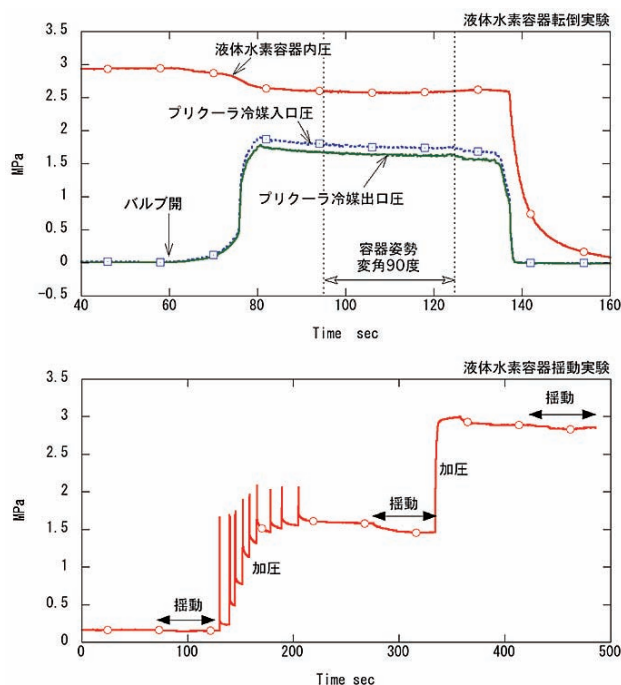


図21 液体水素容器単体試験結果

に示す。実験の結果、容器の姿勢変化にかかわらず、約60秒間にわたって液体水素を安定に供給できることを確認した。なお、この試験では、飛行試験時の加速度環境を模擬出来ていないため、別途、東京大学姫野武洋先生にタンク内液面揺動シミュレーションを実施していただき、想定される加速度環境で姿勢変角が行われた場合に送液能力を喪失しないことを確認している。次に、液体水素を搭載容器に充填してから1時間放置した後、容器の姿勢を0.5 Hz程度で20 sec間揺動させる試験を行った。これは、気球利用型実験機が気球によって上昇している最中の機体の揺れを模擬している。容器内圧を、微圧、1.6 MPa、3 MPaに設定し、それぞれ揺動させたところ、タンク内圧は逆に若干低下するという結果が得られた。以上より、本容器のような真空断熱式低温貯槽の場合、揺動により液体水素が突沸する可能性は低いことが確認できた。最後に、緊急排液機能の確認として、液体窒素を使用しての緊急排液試験を実施した。加圧圧力を1.5 MPaに設定して実施したところ、液全部を払い出すのに44秒を要した。この結果より、液体水素を3 MPaのヘリウムで払い出す場合には、緊急排液にかかる時間は22 secになると予想される。

(2) 流量調節弁

2008年10月に、JAXA大樹航空宇宙実験場において、推進供給装置全体を飛行実験機に組み込んだ状態でヘリウムガスフロー試験を実施し、流量調節弁QIC-1とQIC-131のCV値特性を取得した。QIC-1については、液体水素容器からの供給ルート、および水素ガス容器からの供給ルートの2ケースについて取得した。図22に取得したCV値特性を示す。CV値の算出にあたっては、バルブ上流圧として供給元圧(液体水素容器内圧PFT、PRV-1設定圧)を使用した。CV値の実績値は、データシートの値に比較して小さくなっており、バルブ前後の配管圧損が影響しているものと考えられる。QIC-1制御用のフィードフォワード項は、図22のCV値実績値を使用して設定した。

(3) 蒸発器

2007年7月に、JAXA能代多目的実験場の極低温推進剤試験棟において、蒸発器の単体伝熱特性試験を実施した。蒸発器に流入させる燃焼ガスとして、実験場の高温空気供給設備より965 Kの空気を流量0.4 kg/secで供給した。冷媒には液体窒素を使用した。液体窒素を充填した搭載液体水素容器を2.2 MPaに加圧し、流量24.5 g/secの液体窒素を蒸発器に供給した。実験時の冷媒・空気温度の履歴を図23に示す。実験による熱交換量の温度効率率は0.43(設計要求0.23)で、蒸発器の機能に問題ないことが確認された。

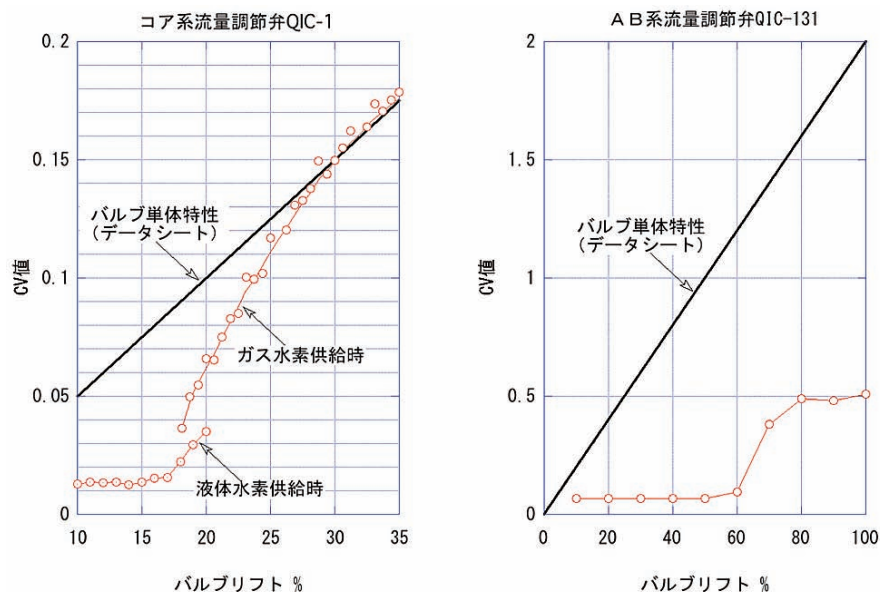


図 22 流調弁 CV 値特性試験結果

(4) プリクーラ

2005 年 7 月に、JAXA 能代多目的実験場の極低温推進剤試験棟において、プリクーラの単体伝熱特性実験を実施した。プリクーラに流入させる空気は実験場の空気貯槽より最大流量 1 kg/sec で供給した。冷媒の液体水素は、搭載液体水素容器を 3 MPa にヘリウム加圧して圧送することでプリクーラに供給した。液体水素の供給時間は 60 秒間で、供給が開始されてからプリクーラ出口空気温度が定常温度に到達するまでに約 20 秒を要した。図 24 に、プリクーラ単体実験中の写真を示す。図 25 に、供給当量比と温度効率、空気側圧力損失、冷媒側圧力損失と供給当量比の関係を示す。圧力損失は上流圧力で無次元化した値である。これから、定格作動点において、設計通りの温度効率が得られていることが分かる。定格作動点における圧力損失は、空気側が 3 %、冷媒側が 6 % であった。供給当量比を増やすと空気の温度が低下し、体積流量が減少するため、空気予冷却なしのケースと比較して空気側圧力損失が 1 % 程度減少している。また、供給当量比が低い（冷媒流量が少ない）時に冷媒圧損が増大している理由は、伝熱管内部（チョークオリフィス上流）の水素圧力が減少し、亜臨界状態となっているためである。なお、実験場の空気貯槽は、乾燥機付きの空気圧縮機にて昇圧されたため、ほとんど水蒸気を含まなかった。したがって実験時には着霜は観察されていない。図 26 に、空気予冷却器の空気出口ダクト（200 mm × 50 mm 矩形断面）で計測した温度分布を示す。空気温度はレークに取りつけられた K 型熱電対で計測されている。図より、定格作動点（供給当量比 1.8）では常温空気を約 180 K に冷却していること、また、上下方向に 40 K の温度勾配ができていていることが分かる。なお、空気流量を絞った条件で

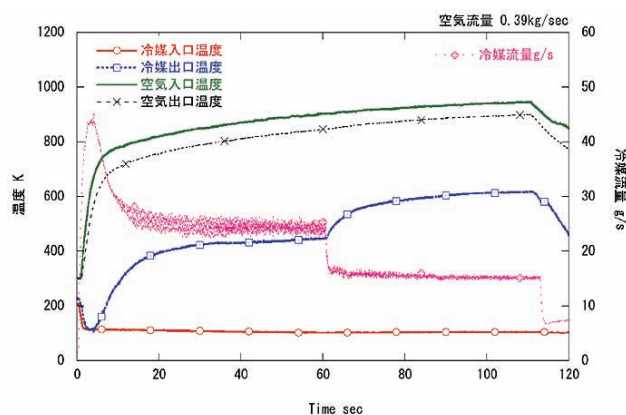


図 23 蒸発器単体実験結果

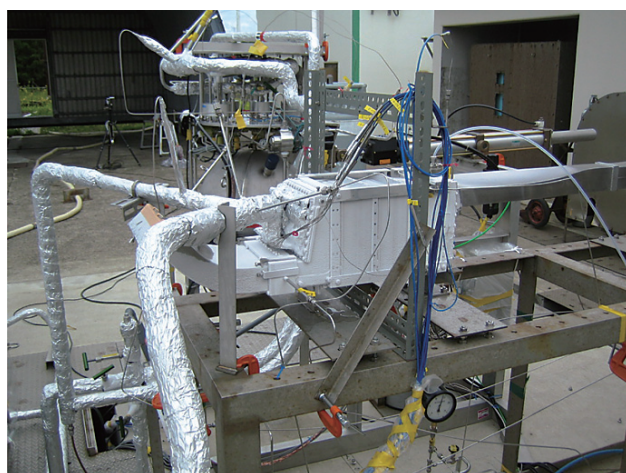


図 24 プリクーラ単体実験写真

は、供給した空気の全量が液化するような現象も見られた。

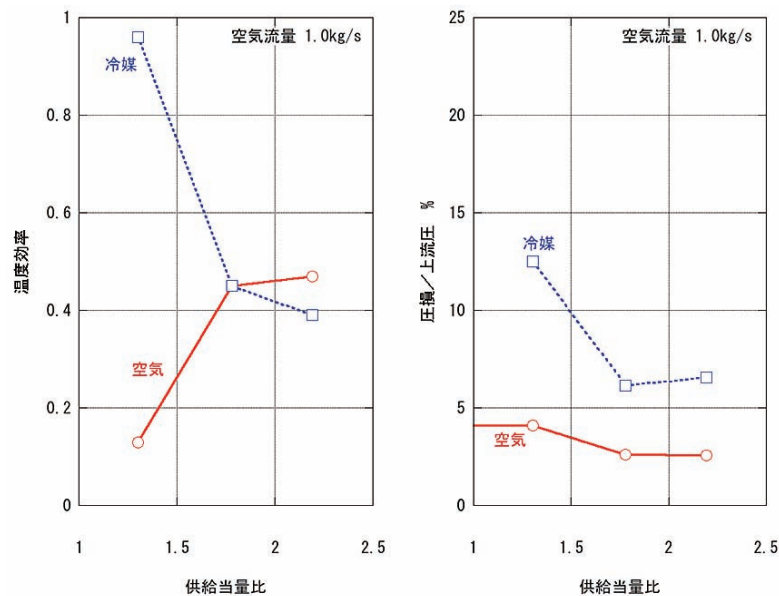


図 25 プリクーラ単体実験結果

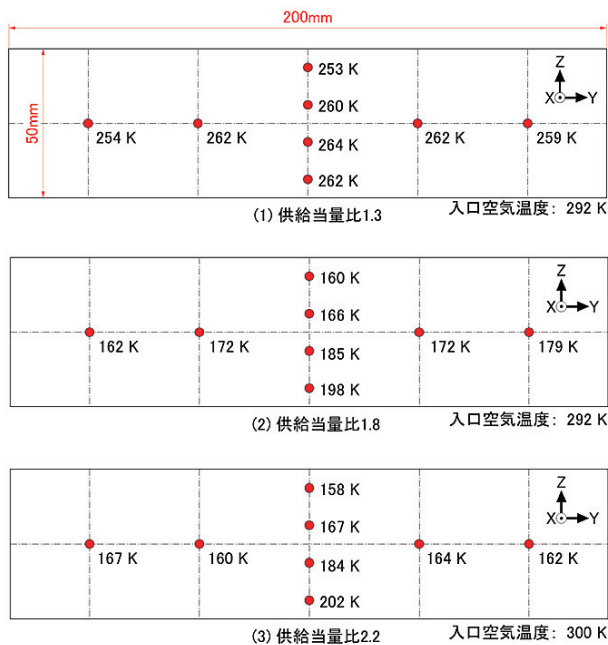


図 26 プリクーラ出口空気温度分布

(5) コアエンジン

2008年5月に、JAXA 調布本社航空推進7号館において、コアエンジンの燃料ステップ応答特性を取得した。コアエンジンを機械回転数50%で運転し、フィードバック制御系を外した状態で水素流量調節弁 QIC-1 のステップ応答を取得した。本実験において燃料には、圧力調整器 PRV-1 で 2 MPaG に減圧した常温水素ガスを使用した。流量調節弁のステップ入力（バルブリフト変化 1.875 %）に対するタービン入口燃焼温度 TTIN-B、および回転数 N の応答を図 27 に示す。この結果から、プラントの無駄時間 L（燃焼温度の応答遅れ）は小さく、0.2 秒程度であることが分かる。燃焼温度が上昇すると、タービンのパワバ

ランスが崩れ、圧縮機の加速パワが発生し、回転数が増大する。回転数の増大に伴い空気流量が増大し、これによって燃焼温度が低下する特性となっている。プラントのゲイン（単位バルブリフト%に対する燃焼温度 $[K \times 10^{-3}]$ のステップ）は 0.0427 であった。ただし、水素流量は同じバルブリフトでも圧力調整器 PRV-1 の設定圧で異なり、水素を定格 3 MPaG で供給する際のプラントゲインは、0.063 となる。以上より、コアエンジン制御系の PID パラメータを設定することが可能となる。後述のエンジン地上総合燃焼実験では、比例ゲインを 4、積分時間を 0.0073 min、微分時間を 0.0015 min に設定した。事前にコアエンジンの応答を再現するシミュレーションモデルを作成し、制御の安定性を確認した。

3.2 総合地上燃焼実験

2008年11月に、JAXA 大樹航空宇宙実験場において、搭載エンジン制御装置を使用しての小型予冷ターボエンジン総合燃焼実験を実施した。燃焼実験の詳細については別稿にゆずることとし、本稿ではエンジンの運転状況について概要を述べる。総合燃焼実験では、合計 19 回、総燃焼時間 1,046 秒のエンジン運転を実施した。燃焼温度制御系の応答は事前予測モデル通りであり、PID パラメータの再調整は不要であった。図 29 に、代表的な温度制御状況を示す。ただし、アフターバーナー系の液体水素供給を開始した直後に限っては、最大 100 K の制御誤差が生じた。これは、空気予冷却によって圧縮機入口の空気温度が低下し、かつ空気流量が増えることで、タービン入口燃焼温度が急激に低下するためである。一方、ノズルスロット開度を 100 % → 75 % → 50 % とステップ状に絞った実験では、燃焼温度制御の応答に問題はみられなかつ

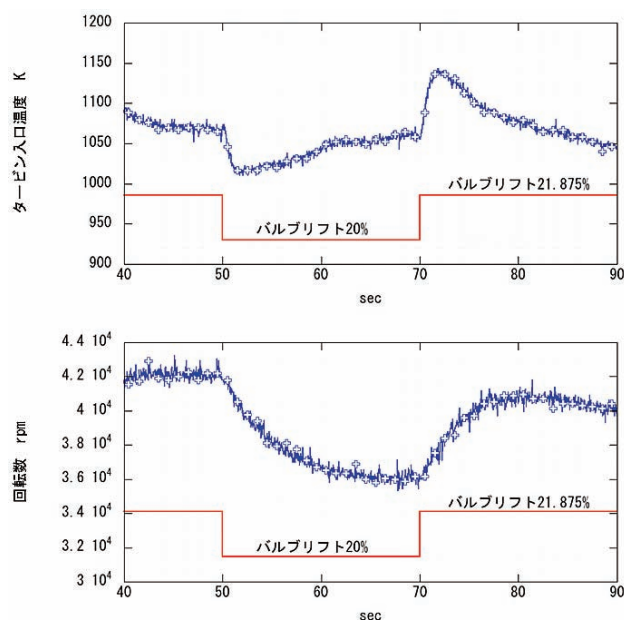


図 27 燃料流量制御弁ステップ入力に対する応答

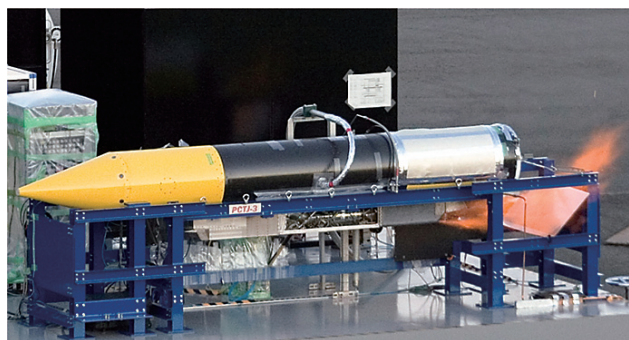


図 28 地上燃焼実験時の写真

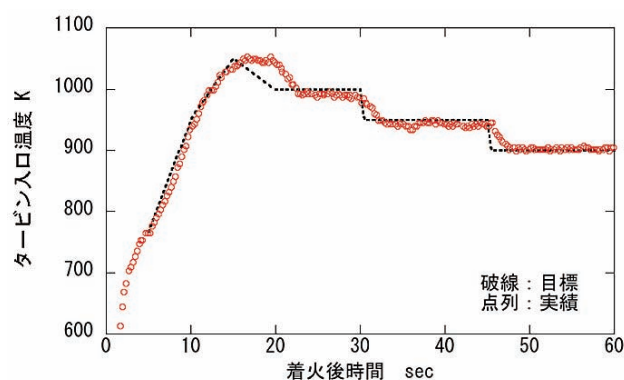


図 29 タービン入口燃焼温度の制御状況

た。また、エンジン着火後しばらくはエンジン特性のばらつきが大きく、すぐに燃焼温度制御をかけると自立加速条件に入れそこなう恐れが高いことが分かった。従って、着火後 15 秒間はフィードフォワード制御によって確実にエンジンを自立加速状態に入れることが要求される。また、燃焼温度目標制御と回転数目標制御を複合した制御系の構築も望まれる。また、コアエンジンに液体水素

を供給する形態では、1 回、定格 60,000 rpm までの加速に成功したが、再現実験においては加速不良を起こし到達回転数は 29,000 rpm にとどまった。ガス燃料や、石油系燃料を用いるエンジンの場合、単相流の制御になるため、コントロールは比較的容易であるが、液体水素燃料の場合、二相流を制御する（特に起動初期の、流量が少ない低回転数時）必要があり、格段に難度が高い。現状では亜臨界液体水素の微小流量制御に課題を残している。コントローラの高精度化には、亜臨界液体水素の強制対流熱伝達特性を把握し、シミュレータに反映させる必要がある。表 9 に、エンジン運転時の代表的な作動状態を示す。

3.3 高高度環境模擬実験

(1) 低圧環境燃焼実験

2008 年 9 月に、JAXA あきる野試験設備の大気吸込／真空排気型の燃焼風洞を利用し、気球利用型飛行実験機の飛行環境を模擬したエンジン燃焼実験を実施した。本実験の主目的は、マッハ 2 相当の超音速飛行環境においてエンジンが良好に起動できることの確認である。あきる野試験設備の燃焼風洞は容積 60 m³ の真空チャンバと排気能力 4.1 Nm³/min の水エジェクタより構成され、可燃性ガスや固体推進薬の燃焼ガスを真空排気することで、高空環境を模擬した燃焼実験を実施できる。CV 値 108 の流量調節弁をエンジン入口に接続し、エンジン回転数に応じて流入する空気の流量および圧力を適切に調整した。エンジンは、起動時の回転補助装置として、2 kW 級 DC ブラシレスモーターを装備するが、本実験条件においてはウィンドミルによる回転補助効果が得られるため、モーター運転は不要であることが分かった。図 30 に試験装置の写真を示す。エンジン入口圧をパラメータとして流量調節弁で変化させ、ウィンドミル作動時のエンジンの内部状態モデルを構築した。ウィンドミル状態で回転中のエンジンに水素燃料を供給し、着火して定格回転数 (60,000 rpm) まで加速する燃焼試験を実施した。エンジン着火タイミングを見極めるため、圧縮機入口圧力をパラメータとして合計 3 ケースの燃焼試験を実施した。各試験ケースについて、圧縮機入口圧力を目標値に追従させるためのフィードバック制御をエンジン入口の空気圧力調整弁に対して実施している。圧縮機入口圧力の目標値を 20 kPa に設定した試験ケースでは、水素燃焼器の不均一燃焼によりタービン加速不良が生じ、正常なエンジン運転を実施できなかった。このときの燃焼器内圧は、水素燃焼器単体試験で取得した低圧着火下限 (10 kPa) を上回っていたものの、不安定な燃焼状態となった[6,7]。一方、圧縮機入口圧力の目標値を 50 kPa に設定したケース（気球分離後 64.5 sec, Mach1.96, 高度 20 km の条件）、

表9 エンジン運転実績条件一覧

| 項目 | 単位 | Test.1 | Test.2 | Test.3 | Test.4 |
|-----------|------|--------|--------|--------|--------|
| 機械回転数 | rpm | 59870 | 58649 | 54748 | 60931 |
| 修正回転数 | % | 76.1 | 74.1 | 86.7 | 75.0 |
| 空気流量 | kg/s | 0.56 | 0.52 | 0.66 | 0.32 |
| 大気全圧 | kPaA | 100.5 | 100.5 | 100.5 | 97.8 |
| 大気静圧 | kPaA | 100.5 | 100.5 | 100.5 | 27.7 |
| 圧縮機入口全圧 | kPaA | 97.1 | 97.5 | 96.1 | 61.6 |
| 圧縮機出口全圧 | kPaA | 277.0 | 258.8 | 293.7 | 174.5 |
| タービン入口全圧 | kPaA | 261.2 | 245.0 | 276.9 | 156.1 |
| タービン出口全圧 | kPaA | 129.8 | 126.9 | 141.6 | 75.6 |
| 圧縮機入口全温 | K | 279 | 282 | 179 | 297 |
| 圧縮機出口全温 | K | 411 | 406 | 317 | 416 |
| タービン入口静温 | K | 1062 | 1065 | 928 | 955 |
| タービン出口全温 | K | 986 | 1012 | 908 | 903 |
| 圧縮機圧力比 | - | 2.85 | 2.65 | 3.06 | 2.83 |
| タービン圧力比 | - | 2.01 | 1.93 | 1.96 | 2.06 |
| コア系当量比 | - | 0.19 | 0.25 | 0.21 | 0.19 |
| コア系水素流量 | g/s | 3.15 | 3.76 | 4.06 | 1.73 |
| コア系水素供給圧 | MPaA | 3.10 | 3.10 | 3.10 | 3.10 |
| 蒸発器水素入口圧力 | MPaA | 0.96 | 0.87 | 1.09 | 0.49 |
| 蒸発器水素出口圧力 | MPaA | 0.80 | 0.82 | 0.92 | 0.40 |
| 蒸発器水素入口温度 | K | 275 | 49 | 280 | 300 |
| 蒸発器水素出口温度 | K | 715 | 529 | 571 | 720 |
| LH2 流量 | g/s | N/A | N/A | 27.1 | N/A |
| PC 冷媒入口圧力 | MPaA | N/A | N/A | 1.91 | N/A |
| PC 冷媒出口圧力 | MPaA | N/A | N/A | 1.22 | N/A |
| PC 冷媒入口温度 | K | N/A | N/A | 36 | N/A |
| PC 冷媒出口温度 | K | N/A | N/A | 176 | N/A |

Test.1：地上燃焼試験（水素ガス起動，空気予冷却なし），Test.2：地上燃焼試験（液体水素起動，空気予冷却なし），
Test.3：地上燃焼試験（水素ガス起動，空気予冷却有り），Test.4：低圧環境燃焼試験（水素ガス起動）

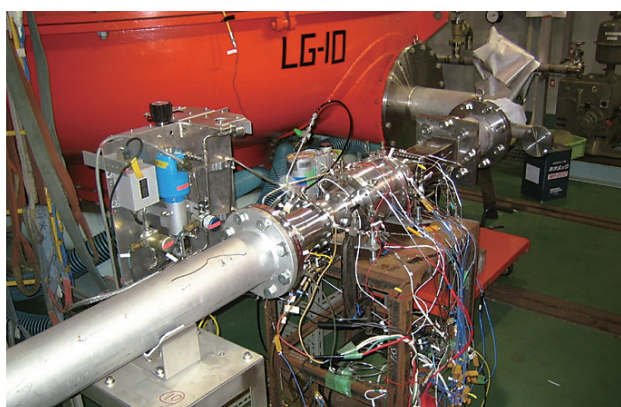


図30 低圧環境燃焼実験時の写真

40 kPa に設定したケース（気球分離後 66.5 sec, Mach1.99, 高度 19 km の条件）では安定した燃焼状態が得られた。エンジン起動時の回転数履歴を図 31 に示す。比較のため地上静止条件でエンジンを起動した際の結果も示している。着火と同時に回転数が急速に立ち上がっており，その上昇率は地上静止条件に比べて極めて大きいことが分

かる。着火してから約 10 秒で定格回転数へ到達しており，起動速度は十分である。地上静止条件との違いは，着火と同時にタービンがチョークしている点にある。地上静止条件では，圧縮機の回転数および圧力比の増大によって少しずつタービン圧力比が上昇し，加速パワを得ていくのに対し，ウィンドミル起動の場合は，圧縮機の状態にかかわらず起動初期から十分な加速パワを得られる。また，タービン圧力比が十分確保できるため，地上静止条件に比較してタービン入口温度を 200 K 程度低減できることが分かった。タービン入口温度の余裕は，飛行試験における様々な誤差要因に対しロバストなエンジン制御系を組むことを可能にすると期待される。

(2) 低温環境実験

気球利用型実験機は，燃焼実験開始前の気球上昇時に，-50 度の低温環境となる。極超音速ターボジェットエンジン制御装置の主要機器（搭載機器パネル，電磁弁，流量調節弁，点火器，スターターモーター，コアエンジ

ン)を恒温槽の中にセットし、環境温度を常温から-50度まで変化させた結果、機能に問題ないことを確認した。低温環境実験の様子を図32に示す。また、スターターモーターによってコアエンジンを回転させ、回転系に異常がないことを確認した。

4. まとめと課題

気球利用型飛行実験機に搭載することを想定し、極超音速ターボジェットエンジン用の制御装置を新たに開発した。エンジン制御装置は小型の液体水素供給システムを備え、推力1kN級の実証エンジンに対して毎秒58gの液体水素を供給し、エンジンを安定に作動させるための自動制御機能を有する。液体水素容器や流量調節弁、熱交換器の要素実験、地上燃焼実験、高高度環境模擬実験によって制御装置全体システムの機能を確認した。液体水素燃料を使用する場合、エンジン起動初期の低回転数時に二相流状態の流体を制御する必要がある、現状ではコントローラの精度に課題を残している。コントローラの高精度化には、従来の研究では取得されていない、亜臨界液体水素の強制対流熱伝達特性を把握する必要がある。

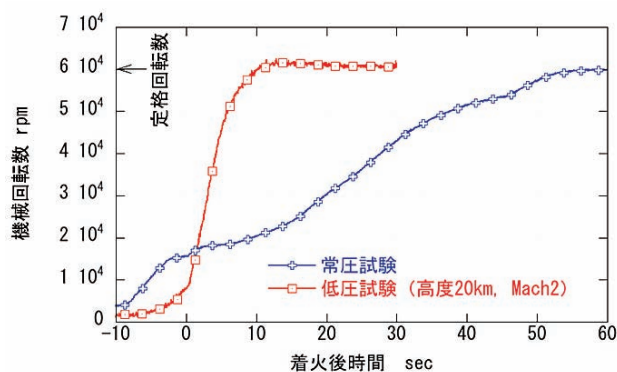


図31 回転加速の状況

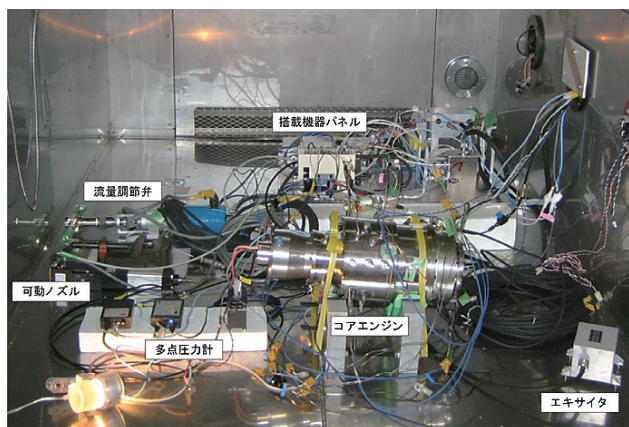


図32 低温環境試験の写真

謝 辞

本研究は、文部科学省科学研究補助金、学術創成(2)：16GS 0220「高高度気球を用いた微小重力実験装置の開発」を受けて実施されました。液体水素を推進剤とする搭載推進供給装置の設計にあたっては、宇宙科学研究本部の成尾芳博先生、住友重機械工業株式会社の古屋善章様にご支援をいただきました。搭載図作成にあたっては、宇宙輸送ミッション本部宇宙輸送系システム技術研究開発センターの野崎由美様にご支援をいただきました。液体水素容器の設計時には、東京大学の姫野武洋先生に液面揺動シミュレーションを実施していただきました。搭載推進供給装置の製作にあたっては、株式会社ゴーチャイルドの笠間恒雄様、宇宙科学研究本部の瀬尾基治様にお世話になりました。搭載制御装置の製作にあたっては、宇宙科学研究本部の河本正光様にご支援をいただきました。地上性能確認実験の実施にあたっては、研究開発本部ジェットエンジン技術研究センターの下平一雄様、早稲田大学の佐藤哲也先生、室蘭工業大学の吹場活佳先生、能代多目的実験場の三浦秀夫様、宇宙科学研究本部の堀恵一先生、小林清和様、あきる野試験設備の藤原靖史様をはじめとする多くの方々にご支援をいただきました。深く感謝の意を表します。

参考文献

- 1) 田口秀之、二村尚夫、柳良二、舞田正孝、“宇宙航空機に適用する予冷ターボエンジンの性能解析、宇宙航空研究開発機構研究開発報告”，JAXA-RR-04-039 (2005)。
- 2) 澤井秀次郎、橋本樹明、坂井真一郎、坂東信尚、小林弘明、藤田和央、吉光徹雄、石川毅彦、稲富裕光、福家英之、鎌田幸男、星野慎二、田島賢一、門岡昇平、上原聡、小島孝之、上野誠也、宮路幸二、坪井伸幸、平木講儒、鈴木宏二郎、松嶋清穂、中田孝、“気球を利用した無重力実験のための機体開発とそのフライト結果”，日本航空宇宙学会論文集，Vol.56，No.654，pp. 41-48，2008
- 3) Fujita, K., Sawai, S., Kobayashi, H., Tsuboi, N., Taguchi, H., Kojima, T., Okai, K., and Sat o T., “Precooled Turbojet Engine Flight Experiment Using Balloon-Based Operation Vehicle,” Acta Astronautica, Vol.59, No.1-5, pp. 263-270, 2006
- 4) 木村逸郎，ロケット工学
- 5) Zukauskas, A. , Ulinskas, R. : Banks of Plain and Finned Tubes, Heat Exchanger Design Handbook, 2, Fluid Mechanics and Heat Transfer, Hemisphere Publishing Corp., Was-

ington, D. C. , 1983, pp.2.2.4-1

- 6) 岡井敬一, 下平一雄, 黒澤要治, 田口秀之, 佐藤哲也, 本郷素行, “極超音速飛行試験用小型水素燃料アニュラ燃焼器の開発と試験”, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR-05-011 (2006).
- 7) Okai, K., Shimodaira, K., Kurosawa, Y., Zimmer, L., Taguchi, H. and Sato, T., “Combustion and Altitude Ignition Tests in a Small Hydrogen-Fueled Combustor with Radial Injection Pre-Mixers for a Hypersonic Engine”, IGTC 2007 Tokyo TS-133, Proceedings of the International Gas Turbine Congress 2007 Tokyo, Tokyo Japan, December 2007.