

# 飛行実験をめざした極超音速ターボジェットエンジンの開発状況

Development Status of Hypersonic Turbojet Engine for Flight Experiments

航空エンジン技術開発センター 佐藤哲也

Aeroengine Technology Research Center, Tetsuya Sato

## Abstract

The Japan Space Exploration Agency (JAXA) is developing a hypersonic turbojet engine to realize Mach 5 or 6 cruise vehicles and reusable LEO transportation systems. Design and fabrication of a subscale turbojet engine of 1 kN thrust with an air pre-cooling system have been continued. In 2005, we conducted performance verification test of a newly developed air-precooler, compressor, and a liquid hydrogen supply system for the subscale engine. Test results are briefly reported in this paper.

## 1. はじめに

本研究は平成15年度より実施しており、長期ビジョンに示されたMach 5クラスの極超音速機やスペースプレーンに搭載される極超音速ターボジェットエンジンの開発を目指している。現在、フライトイタイプエンジン（Fig.1, 推力100kgf級の予冷ターボエンジン）のシステム設計、要素の設計／製作、基盤技術の確認試験、および気球を利用したエンジン飛行試験機の開発を、宇宙科学研究所との連携により進めている。



Fig.1 Small precooled turbojet engine (S-engine)

## 2. 研究の概要

平成17年度は以下の項目について研究を行った。

### (1) 予冷ターボエンジン飛行試験計画の検討

高層気球を利用したエンジン飛行試験計画を検討し、実現に必要となる技術課題を抽出した。

### (2) 軽量型プリクーラの開発

予冷ターボエンジン用プリクーラの飛行対応モデルを開発し、熱交換特性試験を実施した

### (3) 高負荷斜流圧縮機の開発

予冷ターボエンジン用の高負荷斜流圧縮機を開発し、性能確認試験を実施した。

### (4) 搭載型液体水素供給装置の開発

エンジン飛行試験に搭載する液体水素供給装置を開発し、性能確認試験を実施した。

## 3. 成果の概要

### (1) 予冷ターボエンジン飛行試験計画の検討

予冷ターボエンジンを搭載する飛行試験機（BOV）の計画図を Fig.2 に示す。本機体は、JAXA 宇宙科学研究所で開発／運用中の「高層気球を利用した微小重力実験機」をエンジン試験用に改修したもので、機体全長 4m、全備重量は約 500kg である。ISAS 高層気球により高度 40km 以上に上昇した後、自由落下して最大 Mach 数 2 までの飛行環境試験を実施することが可能となっている。飛行中の姿勢制御は、合計 16 基のコールドガスジェットスラスターと、4 枚の全動尾翼により行う。試験終了後は、超音速パラシュートで減速し、海上着水の後、ヘリコプタによって回収される。高層気球からの自由落下加速を利用する飛行試験手法が、ロケットなど他の加速手段に対して持つ優位点は以下の 2 点である。

- ・ 比較的安価に超音速飛行環境を作り出すことができる。
- ・ 振動、加速度、温度等の機械環境条件が緩和される。

しかしながら、気球が目標高度に到達するまで長時間（約 4 時間）要するために、飛行試験開始前に地上でエンジンを起動することができず、高高度に到達してから低温低圧環境下で燃料を着火し、エンジンを起動しなければならない。また、気球上昇中の液体水素の蒸発損失を抑制しなければならない、といった特別考慮すべき問題が発生する。気球分離高度を 20km 以下に設定すれば、ほぼ確実に燃焼可能な条件となるが、最大到達速度が Mach 数 1.1 程度まで減少する。自由落下中のラム圧縮を利用して着火する方法も考えられるが、起動シーケンスのリトライが不可能となる。BOV 飛行試験では、電動モーターアシストによって圧縮機を回転させ、燃焼器入口温度と圧力を可能な限り上昇させてから着火するシーケンスをとることで、気球分離前にエンジンを起動する計画となっている。

## （2）軽量型プリクーラの開発

プリクーラ（空気予冷却器）は、地上静止から Mach 6 までの全ての飛行条件下において、流入する空気を圧縮機が作動可能な温度（圧縮機出口で 720 K 以下）まで冷却するための、シェルアンドチューブタイプの熱交換器で、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 2mm、肉厚 0.15mm の SUS316L 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  $2.64\text{m}^2$  に設定した。能代多目的実験場において、プリクーラに常温空気と液体水素冷媒を供給し、熱交換性能と空気

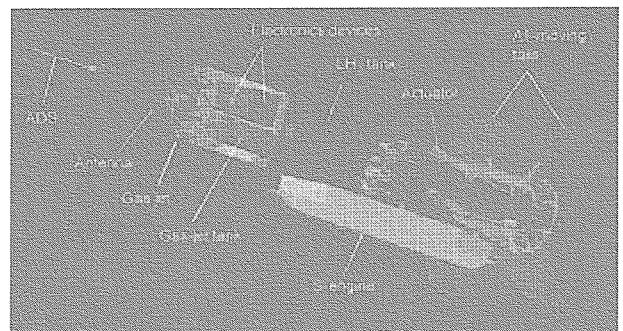


Fig.2 Balloon-based Operation Vehicle with the S-engine (BOV)

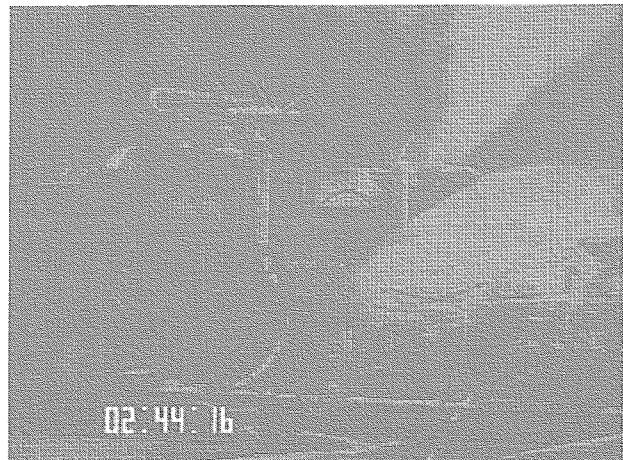


Fig.3 Blow of the precooled air

圧損、冷媒圧損を評価した。空気は、実験場の空気貯槽 ( $6\text{m}^3, 1.5\text{MPa}$ ) より最大流量  $1\text{kg/sec}$  で供給される。液体水素は  $2000\text{L}$  コンテナより  $48\text{L}$  真空断熱式タンクに移送後、Heガスで  $3\text{MPa}$  に加圧して供給される。プリクーラを超臨界状態で通過した水素はチョークオリフィス下流で気化し、遠方のベントスタックに移送される。

試験では空気流量および冷媒流量をパラメータとして、プリクーラの設計点／非設計点性能を取得した。試験中のプリクーラの写真を Fig.3 に示す。液体水素で冷却された低温空気の噴出する様子が観測できる。Fig.4 にプリクーラの空気出口ダクト ( $200\text{mm} \times 50\text{mm}$  矩形断面) で計測した温度分布を示す。プリクーラに空気／冷媒供給を開始してから出口空気が定常温度に到達するまでに約  $20\text{sec}$  を要した。図より、定格作動点（供給当量比 1.8）では、常温空気が約  $180\text{K}$  まで冷却されており、設計通りの熱交換性能が得られていることを確認できた。しかしながら、上下方向に  $40\text{K}$  の温度勾配ができており、今後、この温度ディストーションが圧縮機のサージマージン等に与える影響を評価する必要がある。なお、空気流量を絞った条件で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。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、設計仕様を満足した。また、供給当量比を増やすと空気の温度が低下して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圧力損失が  $1\%$  程度減少した。

### (3) 高負荷斜流圧縮機の開発

単段斜流インペラと 2 段ディフューザーからなる圧力比 6 の斜流圧縮機を新規に設計し、単体リグ試験用モデルを製作した。ローターは出力  $2\text{kW}$  級の電動モーター(独 Lehner 社製、最大回転数 10 万 rpm)で駆動される。モーターハウジングは 3 本のストラットで保持され、ストラットのうちの 2 本を用いてモーターを水冷する（飛行試験時には He ガス冷却に変更）。ローターと電動モーターは平行ピンを打ち込み、モーター側は連結リング、ローター側はカバースリットに連結ピンを打ち込むことによって連結され、同心度を保つ構造になっている。圧縮機の定格修正流量は  $1\text{kg/s}$  であり、供試体後部に接続するフロープラグの開度を変更することによって流量調節を行う。Fig.5 に、ISAS 低速風洞に設置した圧縮機

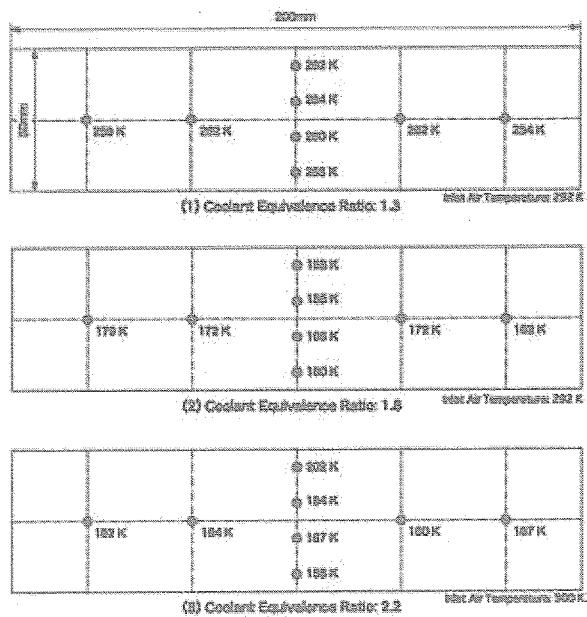


Fig.4 Acquired air temperature distributions at the exit of the precooler



Fig.5 Compressor testing setup in the low pressure chamber of ISAS

単体リグ試験模型を示す。低速風洞全体を真空引きすることで、1kPaまでの低圧環境を模擬可能となっている。リグ試験においては、各回転数においてフロープラグ開度を絞りながらストールポイントまで7-8点ずつ圧縮機特性を取得した。取得した特性曲線をFig.6に示す。低Re数効果（境界層肥厚化）の影響により、常圧環境における予測値に比較して圧力比で1割、修正流量で4割下回る特性曲線となっている。リグ試験中にベアリング温度、軸変位、軸振動、チップクリアランス、モーター冷却水温の監視を行った結果、圧縮機本体の動作に異常は発生しなかった。

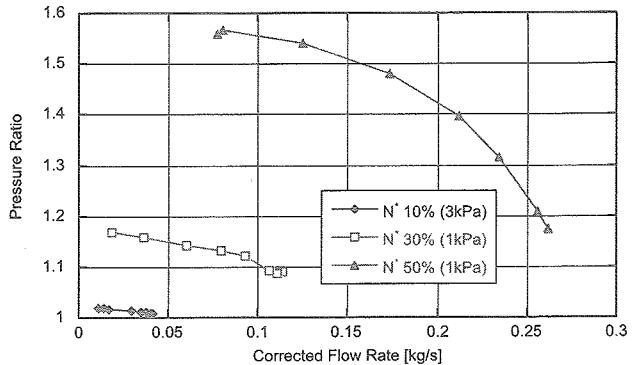


Fig.6 P-Q map of the S-engine compressor acquired in the ISAS low pressure chamber

#### (4) 搭載型液体水素供給装置の開発

飛行試験対応の液体水素供給系を設計製作し、能代多目的実験場において飛行環境模擬試験を実施した (Fig.7)。BOV 飛行試験では、気球を放球してから 4 時間後に、定格流量 (60g/s) の液体水素をヘリウムで 3MPa に加圧してエンジンに供給する必要がある。気球上昇中の蒸発損失を極力低減するため、液体水素タンクの断熱方式として、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。タンクは内容 48 Liter、内径 370mm の球形胴と長さ 200mm 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 200mm のネックチューブを使用している。自由落下を利用した飛行試験では、機体の引き起こし機動時に、90 度タンク姿勢角が変化する。タンクの姿勢角を変化させる場合、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が重要である。対策として、ネックチューブおよび吸入管を 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。能代多目的実験場において、タンクを遠隔操作可能な回転架台に設置し、気球上昇時の揺動や、機体引き起こし機動の模擬を行った結果、タンクを 90 度転倒させながら液体水素をエンジン（プリクーラ）に供給しても、タンク内圧や流量に全く影響は見られず、液体水素供給機能に問題ないことを確認した。

#### 4. まとめ

極超音速ターボジェットエンジンの研究に関して、平成 17 年度は、まず、高層気球を利用した小型予冷ターボエンジンの飛行試験計画を検討し、実現に必要となる技術課題を抽出した。そして、予冷ターボエンジンを構成する要素（軽量型プリクーラ、高負荷斜流圧縮機、搭載型液体水素供給系）を設計製作し、飛行環境を模擬した条件下で性能特性試験を実施した。

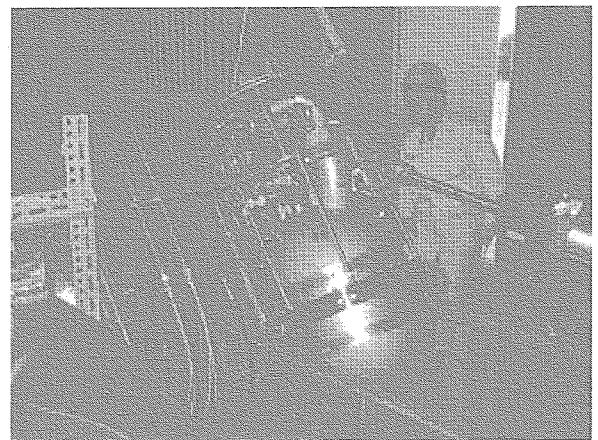


Fig.7 Flight environment simulation test of the LH2 tank in the Noshiro Testing Center