

極超音速ターボジェット of 飛行模擬環境実験 Flight Environmental Experiment of Hypersonic Turbojet Engine

○田口秀之、原田賢哉、本郷素行、小林弘明、正木大作、西田俊介
宇宙航空研究開発機構 航空本部

1. はじめに

マッハ5クラスの極超音速旅客機¹⁾(図1)およびサブオービタル宇宙機の実現に向けて、極超音速ターボジェット²⁾の研究が進められている。JAXAは長期ビジョン³⁾において、2025年までにマッハ5クラスの極超音速機技術を確立することを目指している。これまで、地上静止状態とマッハ2飛行状態でのエンジン運転試験が進められてきた。現在は、マッハ5推進風洞実験に向けて、予冷器、コアエンジン、アフターバーナ、排気ノズルといったエンジン要素の研究開発が進められている。

本研究では、極超音速ターボジェットの技術実証を目的としてマッハ4飛行模擬環境実験を行った。高温空気源にエンジンを直結し、マッハ4飛行状態の全圧と全温を模擬した高温空気を供給してエンジン運転を行った。結果として、液体水素燃料の供給方法も含めたエンジン始動シーケンスを確立するとともに、マッハ4飛行時の予冷器、コアエンジン、アフターバーナの内部状態量を取得した。また、マッハ4フリージェット風洞実験の準備を進めた。



図1 極超音速旅客機

2. 極超音速ターボジェットの概要

極超音速ターボジェット(図2)は、離陸からマッハ5まで連続作動できるエンジンであり、極超音速飛行時にエンジン内部に取り込まれた高温空気を冷却するための予冷器を備えている。予冷器は、コアエンジンの上流に接続されている。このエンジンの燃料は、

極低温の液体水素であり、液体水素は、燃焼器に供給される前に予冷器の冷媒としても使用される。マッハ5飛行時の空気全温は1300K程度であるが、予冷器によって、600K程度まで冷却される。これにより、マッハ5巡航に対応したコアエンジンの構造重量を低減できるとともに、圧縮動力を低減して推力を得ることが可能となる。これまで、飛行実証用の極超音速ターボジェット⁴⁾を製作し、性能解析と地上燃焼試験で評価を進めてきた。また、気球利用型実験機⁵⁾に搭載して、マッハ2飛行実験を実施した。この飛行実験においては、高度40kmからの自由落下飛行でマッハ2に到達し、エンジン運転実験が行われた。



図2 極超音速ターボジェット

極超音速ターボジェットは、可変インテーク、予冷器、コアエンジン、可変ノズルで構成される。このエンジンの寸法は、JAXA角田宇宙センターのラムジェットエンジン試験設備でフリージェット風洞実験をすることを想定して設定した。

表1にエンジン諸元を示す。インテークは、マッハ5飛行環境に適合するようにニッケル合金で製作した。予冷器には、逆流型のシェル・アンド・チューブ熱交換器を使用した。予冷器の熱交換部には、軽量化のため、薄肉で直径2mmのステンレス管を使用した。予冷器のケーシングには、インテークと同様にニッケル合金を使用した。コアエンジンには、設計回転数8000rpmの1軸ターボジェットを使用した。コアエンジン圧縮機の設計圧力比

は6で設計空気流量は1kg/sである。圧縮機は設計回転数における高応力に耐えるチタン合金で製作されている。主燃焼器とタービンは、ニッケル合金で製作されている。タービンは無冷却のため、主燃焼器の燃焼温度を1223Kに制限した。コアエンジンのケーシングはステンレス製とした。可変ノズルの再生冷却部は、ニッケル合金で製作した。アフターバーナの燃料噴射器が、可変ノズルの上流に設置されている。可変ノズルのカウル部は、Siを含浸したC/Cで製作されている。

表1 エンジン諸元

エンジン全長	2.7	m
エンジン幅/高さ	0.23	m
コアエンジン回転数	80000	rpm
空気流量	1.0	kg/s
圧縮機入口全圧	100	kPa
圧縮機出口全圧	600	kPa
タービン入口全圧	540	kPa
主燃焼器燃焼温度	1223	K
アフターバーナ燃焼温度	2073	K

3. 実験装置

マッハ4模擬環境実験は、JAXA 能代ロケット実験場で行われた。図3に実験装置の外観を示す。この実験では、可変インテークは使用せず、予冷器入口を高温空気供給設備に直結した。この設備は、マッハ4飛行状態を模擬した圧力・温度の空気を供給することができる。液体水素燃料は、コンテナから燃料タンクに移送された後、水素ガスによるタンク加圧によってエンジンに供給された。液体水素燃料は、予冷器と可変ノズル再生冷却部を通過した後、アフターバーナに噴射された。予冷器で十分な冷却を行うため、アフターバーナでは燃料過濃燃焼が選択された。実験後に液体水素燃料を配管系統から排出するためにヘリウムガスが供給された。

液体水素燃料はコアエンジンにも供給された。液体水素燃料を用いたコアエンジンの始動シーケンスは高空環境を模擬した低圧試験室を使用して確立された。液体水素燃料は燃料配管系統で突沸しないように超臨界状態で供給された。また、安定した燃料制御を実現するため、エンジン燃焼実験の前に、流量調整弁を液体水素温度近くまで予冷をした。

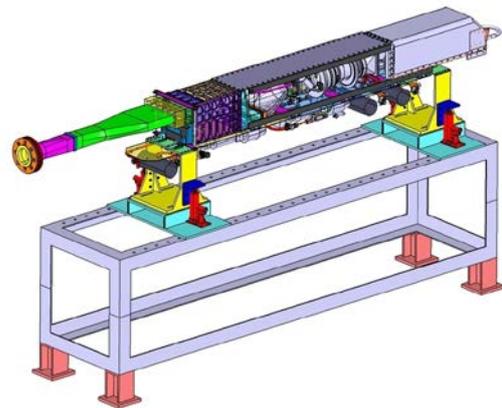


図3 実験装置外観

4. 実験方法

表2に実験条件を示す。

条件1は、コアエンジン単体実験である。この条件においては、主燃焼器の燃焼温度とコアエンジン回転数が設計上限を超えない範囲でエンジンを運転するための手順が確認された。

条件2では、マッハ3.4での飛行を模擬した高温空気がエンジンに供給された。この条件では、液体水素燃料が予冷器とコアエンジンに供給された。予冷器に供給された液体水素は、アフターバーナには供給されず、ベントスタックから排出された。

条件3においても、マッハ3.4での飛行を模擬した高温空気がエンジンに供給された。この条件では、予冷器に供給された液体水素がアフターバーナから噴射され、高温のアフターバーナ燃焼が行われた。

条件4においては、マッハ4での飛行を模擬した高温空気がエンジンに供給された。この条件でもアフターバーナ燃焼が行われた。

表2 実験条件

条件		1	2	3	4
模擬飛行マッハ数		-	3.4	3.4	4.0
全圧	MPa	0.37	0.37	0.37	0.37
全温	K	288	720	720	900
予冷器			○	○	○
コアエンジン		○	○	○	○
アフターバーナ				○	○

この実験の実験シーケンスの概要は以下の通りである。

1. 高空空気供給設備を起動する。
2. 液体水素燃料をコンテナから燃料タンクに移送する。
3. コアエンジン軸受の潤滑と冷却を兼ねたオイルミストを供給する。
4. 可変ノズル駆動部にパージガスを供給する。
5. エンジン出口トーチの燃焼を開始する。
6. 燃料タンクを水素ガスで加圧する。
7. コアエンジンの点火プラグを作動させる。
8. 高温空気と液体水素を同時にエンジンに供給し、点火する。
9. 点火プラグの作動を停止する。
10. エンジン回転数が供給空気のウィンドミル効果とタービン動力によって上昇する。
11. 高温空気と液体水素燃料の供給を停止し、配管系統にパージ用のヘリウムガスを供給する。
12. 燃料タンク圧を低下させる。
13. オイルミストとパージガスの供給を停止する。

5. 実験結果

表2の実験条件において、安定したエンジン運転が実施された。

条件1において、設計燃焼温度の制限の範囲でエンジン運転実験を行った。予備試験の結果を反映して軸受の与圧方向を変更した結果、過大なエンジン外殻振動がない状態で設計回転数の90%までの加速が実現できた。

条件2においては、マッハ3.4条件における安定したエンジン運転を実施した。図4に実験を行った直後のエンジン外観を示す。この条件においてはアフターバーナ燃焼を行わなかったため、移動式屋根を使用して屋内で実験を行った。



図4 エンジン外観（条件2）

条件3においては、液体水素燃料が予冷器とアフターバーナに供給された。アフターバーナ上流には、点火プラグとパイロット燃料の噴射器を設けた。しかしながら、この実験では、パイロット燃料に点火しなかったため、出口トーチで点火してアフターバーナ燃焼が開始された。この条件では、アフターバーナ燃焼の開始後にコアエンジン燃焼を開始した。

条件4では、条件3の結果を反映して、アフターバーナとコアエンジンの液体水素を同時に供給した。この結果、コアエンジンから高温燃焼ガスがアフターバーナに供給されたため、アフターバーナ内部において燃料が自発点火した。図5に条件4におけるアフターバーナ燃焼時のエンジン外観を示す。この実験の後にエンジン内部を点検した結果、予冷器の冷却効果が得られ、コアエンジン回転体の損傷が発生しなかったことを確認した。

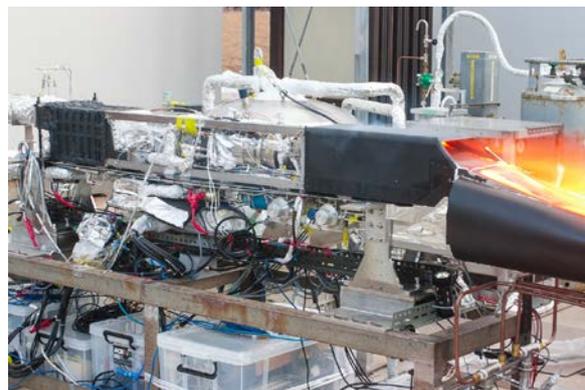


図5 エンジン外観（条件4）

5.1 回転数

図6に条件4におけるエンジン回転数履歴を示す。エンジン回転数は、コアエンジンのケースに装着された隙間センサによって計測された。回転軸に設けられた凹凸を隙間センサが検知してパルス信号を発生し、これをカウントすることで回転数を取得した。

0秒から高温空気によるウィンドミル効果と燃焼ガスによるタービン動力を受けて、エンジン回転数が上昇した。この実験では、10秒でエンジン回転数が60000rpmに到達し、20秒まで一定回転数を維持した。この時の主燃焼器燃焼（希薄燃焼）とアフターバーナ燃焼（過濃燃焼）の燃焼温度はほぼ設計上限に近い値であった。20秒で高温空気と液体水素燃料の供給を停止した結果、速やかに回転数が低下した。

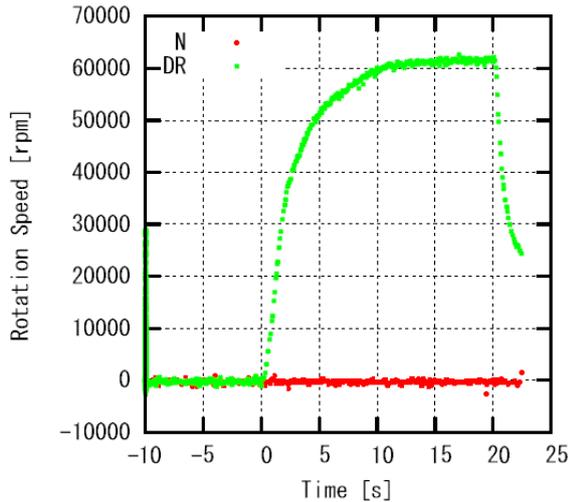


図6 回転数履歴

5.2 予冷器入口空気温度

図7に予冷器入口の温度履歴を示す。予冷器入口の空気ダクト部中央の縦方向に5点の温度計測点を設けた。高温空気供給設備の熱交換器の熱容量が空気流量に対して不足していたため、空気温度は緩やかに上昇した。この設備運転条件が空気加熱器の運用範囲の上限であった。

結果として、予冷器入口の空気温度は20秒で900Kに到達し、マッハ4飛行条件となった。この条件でエンジン内部の温度分布、圧力分布等の、エンジン性能評価に必要なデータを取得した。マッハ4条件における予冷器出口空気温度は430K程度であり、設計で想定した温度降下が得られていることを確認した。

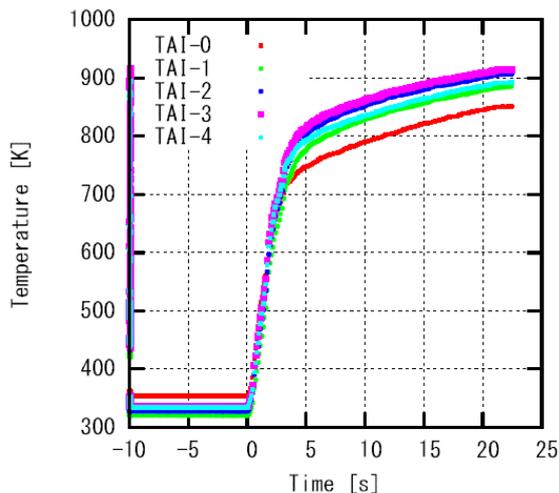


図7 予冷器入口空気温度履歴

6. 結論

液体水素燃料を用いて極超音速ターボジェットのマッハ4飛行模擬環境実験を実施し、以下の知見を得た。

- ・マッハ4飛行模擬環境において液体水素燃料を用いたエンジン要素の始動シーケンスを確認した。
- ・設計燃焼温度の制限の範囲で、エンジン加速を行い、90%回転までの運転を実現した。
- ・予冷器の効果により、実験後にエンジン回転要素の損傷は無かった。
- ・エンジン運転条件として設定した主燃焼器の希薄燃焼とアフターバーナの過濃燃焼を実現した。

謝辞

極超音速ターボジェットの設計製作およびエンジン運転実験の実施にあたり、エイ・エス・アイ総研、Concepts NREC、INCエンジニアリング、東京大学、早稲田大学、東京理科大学の関係諸氏の協力を受けた。ここに謝意を表す。

参考文献

- 1) Taguchi, H., Kobayashi, H., Kojima, T., Ueno, A., Imamura, S., Hongoh, M. and Harada, K., "Research on hypersonic aircraft using pre-cooled turbojet engines," Acta Astronautica, Vol. 73, pp. 164-172, 2012.
- 2) Taguchi, H., Futamura, H., Yanagi, R. and Maita, M., "Analytical Study of Pre-Cooled Turbojet Engine for TSTO Spaceplane," AIAA/NAL-NASDA-ISAS 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2001-1838, 2001.
- 3) JAXA 長期ビジョン -JAXA2025-, 2005 .
- 4) Taguchi, H., Sato, T., Kobayashi, H., Kojima, T., Okai, K. and Fujita, K.: Design Study on a Small Pre-Cooled Turbojet Engine for Flight Experiments, 13th AIAA/CIRA International Space Planes and Hypersonic System and Technologies Conference, AIAA 2005-3419, 2005.
- 5) Fujita, K., et. al., "Precooled Turbojet Engine Flight Experiment using Balloon-based Operation Vehicle," IAC-05-C4.5.01, 2005.