

## 極超音速統合制御実験 (HIMICO) 用ラムジェットエンジンの 高エンタルピ燃焼試験

○千賀 崇浩<sup>†</sup>, 佐藤 彰<sup>†</sup>, 若林 祥<sup>†</sup>, 吉田 秀和<sup>†</sup>, 佐藤 哲也<sup>†</sup>  
田口 秀之<sup>§</sup>, 小島 孝之<sup>§</sup>  
岡本 敏樹<sup>‡</sup>, 池田 有空<sup>‡</sup>, 中谷 辰爾<sup>‡</sup>, 津江 光洋<sup>‡</sup>  
<sup>†</sup>早稲田大学, <sup>§</sup>宇宙航空研究開発機構(JAXA), <sup>‡</sup>東京大学

### High-Enthalpy Combustion Wind Tunnel Test of Ramjet Engine for High-Mach Integrated Control Experiment (HIMICO)

Takahiro Chiga<sup>†</sup>, Akira Sato<sup>†</sup>, Sho Wakabayashi<sup>†</sup>, Hidekazu Yoshida<sup>†</sup>, Tetsuya Sato<sup>†</sup>,  
Hideyuki Taguchi<sup>§</sup>, Takayuki Kojima<sup>§</sup>,  
Okamoto Toshiki<sup>‡</sup>, Yutaka Ikeda<sup>‡</sup>, Shinji Nakaya<sup>‡</sup> and Mitsuhiro Tsue<sup>‡</sup>  
<sup>\*1</sup>Waseda University, <sup>\*2</sup>Japan Aerospace Exploration Agency(JAXA), <sup>\*3</sup>The University of Tokyo

**Abstract:** This paper describes experimental results of the high-enthalpy combustion wind tunnel test of ramjet engine for HIMICO (High-Mach Integrated Control Experiment). Currently, the research is progressing towards practical application of hypersonic aircraft jointly with universities and JAXA. Combustion wind tunnel experiment is to acquire combustion performances of the ramjet engine. Fuel of this engine is gaseous hydrogen, igniting it using an igniter behind the injector. As a result of the experiment, ignition was confirmed in all runs. Also, the performance could be obtained. Experiments using an injector with a higher momentum ratio than the conventional one showed an improvement of combustion efficiency. As the best performance in the experiment, combustion efficiency was 0.60 under the condition of the equivalent ratio of about 0.70.

**Key Words :** Ramjet Engine, Hypersonic, High-Mach Integrated Control Experiment (HIMICO), Momentum Ratio, Combustion Wind Tunnel Test

### 1. 序 論

近年, 世界の航空輸送需要実績は徐々に増加しており, 今後も増加していくと考えられている<sup>[1]</sup>. いまだに大陸間の飛行時間は長時間であり, 旅客への身体的負担は大きい. そのため, 今後の長距離輸送においては更なる航空機の高速化が望まれる. このためには, 超音速旅客機や極超音速機の実用化が必要である<sup>[2]</sup>. JAXA では極超音速領域で作動する空気吸込式エンジンの実証研究が進められている<sup>[3]</sup>. 地上における定常状態でのエンジン単体の性能や, 同エンジンを用いた二段式宇宙輸送機や極超音速機の機体システムの成立性については一定の知見が得られつつある. しかし, 極超音速飛行実験を行うにはコスト面等で困難があり,

実飛行環境における機体/推進統合制御技術の実証機会を得ることが難しい状況が続いている.

JAXA では図 1 に示すように極超音速機の実用化に向けて 3 段階の研究開発アプローチが提案されている<sup>[4]</sup>. 第 1 段階は極超音速統合制御実験機 (High-Mach Integrated Control Experiment, HIMICO) による極超音速飛行技術の確立, 第 2 段階はエアブリーザ飛行実験機による巡航・加速飛行技術の確立, 第 3 段階はサブオービタルプレーンによる宇宙観光や小型人工衛星の打ち上げミッションの実現である.



図1 極超音速機開発構想(JAXA)

## 2. HIMICO 計画

### 2.1 HIMICO 計画概要

第1段階であるHIMICO計画では極超音速統合制御実験機を用いて極超音速環境下の飛行実証を計画している。飛行実験は実験機をS-520観測ロケットのノーズコーン内に搭載して打上げ、高度100km程度から自由落下させる。大気圏再突入後に飛行軌道に投入し、観測ロケットから実験機を切り離れた後にマッハ数4~5かつ一定動圧50kPa程度の極超音速環境下にて機体/推進統合制御技術の実証実験を行う<sup>[5]</sup>。

我が国においては極超音速飛行実験の手段は確立されておらず、本計画では実績のあるS-520観測ロケットを用いることによって短期間かつ低コストで実現できる極超音速飛行試験手段を確立することの意義が大きい。また、実際の極超音速飛行環境下において機体/推進統合制御技術を実証することを目的としている。

本計画で用いる実験機は全長1500mm、翼幅は約450mmであり、極超音速予冷ターボジェットエンジンのサブスケールモデルであるラムジェットエンジンを1基搭載している。機体はSUS316L等の耐熱金属製で無冷却構造である。極超音速飛行時(マッハ数5程度)に全温が約1300Kとなっても胴体部分は遮熱壁と窒素ガスによる冷却によって内部を350K以下に保ち、搭載機器を熱から守る設計としている。



図2 極超音速統合制御実験機(HIMICO)概観

現在はJAXAと大学共同で、機体とエンジン個々の要素の開発をしている段階である。エンジンに関してはインテークの性能を取得するための超音速風洞試験と、燃焼性能を取得するための高エンタルピ燃焼風洞試験の2種類の風洞試験を行っている。また、今後はJAXA角田宇宙センターのラムジェット試験設備(Ram Jet Test Facility, RJTF)<sup>[6]</sup>にて高温・高速気流下における機体・エンジン統合制御実験を予定している(以下RJTF試験と呼ぶ)。本稿では高エンタルピ燃焼風洞試験の結果について述べる。

### 2.2 HIMICO 用ラムジェットエンジン

供試体であるHIMICO用ラムジェットエンジンの概略図を図2に示す。また、エンジン諸元を表1に示す。

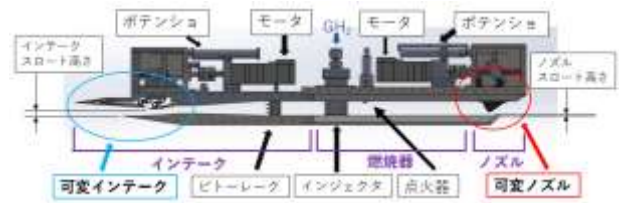


図2 エンジン概略図

表1 HIMICO 用ラムジェットエンジン諸元

エンジン種類	ラムジェットエンジン
サイズ(長さ×横幅×高さ) [mm]	540×68×110
インテークスロート高さ [mm]	3.3-7.6(可変)
ノズルスロート高さ [mm]	2.9-13.9(可変)
燃料	気体水素
材質	SUS316L, C/C材, 耐火コンクリート

当エンジンは全長540mmの小型ラムジェットエンジンであり、インテーク、燃焼器、ノズル部分から構成されている。可変インテーク・可変ノズル・燃料流量の3項目を制御できる。可変インテークは流入空気の調節、可変ノズルはインテーク背圧の調整を行う。燃料は気体水素であり、スパークプラグを用いて点火する。エンジンの主構造はSUS316L製、ノズル部はC/C材、燃焼器の断熱材は耐火コンクリートを使用している。ポテンシオメータ(緑測器製LP-50FP)を用いてインテークやノズルの高さを計測している。インテーク流路側壁に静圧孔、インテーク出口に全圧を計測するピトーレークと静圧孔を設けている。また、燃焼器上部にも静圧孔を設けてそれぞれ圧力計測している。加

えて、熱電対を用いてエンジンの外表面、インテーク入口、インテーク出口、燃焼器内、ノズル出口の温度計測している。

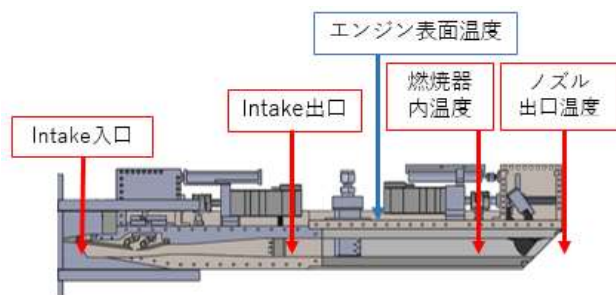


図3 温度計測点

### 3. 高エンタルピ燃焼風洞試験

#### 3.1 試験概要

HIMICO用ラムジェットエンジンを用いて、高温気流下における燃焼性能の調査を行う。本試験は2017年6月と10月に東京大学柏キャンパス内に設置されている極超音速高エンタルピ風洞の燃焼風洞ブロックを用いて行った。図4のように風洞側とエンジンはダクトを介して直接接続されている。前年度行った試験ではアルミファイバ製の燃焼器断熱材が破損してしまったため、今回から耐火コンクリートに材質を変更している。試験の目的は以下の通りである。

##### (a) 燃焼性能調査

前年度の試験では燃焼性能を取得できたが、RJTF試験で想定している全圧条件に合わせることでできなかった。そのため、今回の試験では、RJTF試験での燃焼性能を予測するための性能マップ上に乗せられるようなデータの取得を目的とする。

##### (b) 供試体の断熱性・耐久性・耐熱性の確認

アルミファイバから耐火コンクリートへ燃焼器断熱材変更後の供試体の断熱性・耐久性、計測・制御系の耐熱性を確認する。

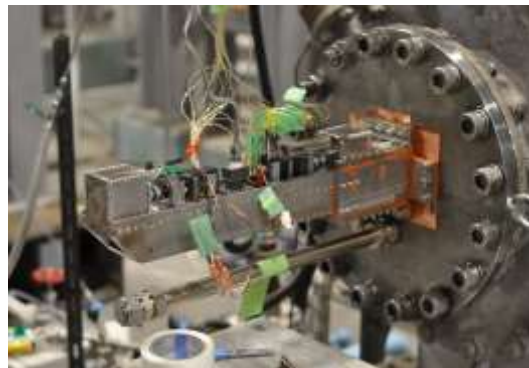


図4 高エンタルピ燃焼風洞エンジン取付図

#### 3.2 試験結果及び考察

##### 3.2.1 2017年6月の高エンタルピ燃焼風洞試験

2017年6月の試験では前年度試験で実績のある水素の自己着火による燃焼性能取得を試みたところ、すべてのrunで不着火となった。前年度試験結果と今回の試験の結果を比較してみると、エンジンの外表面温度が高いことや、燃焼器内の主流の温度低下が大きいことから、断熱材の変更によって主流の熱が断熱材を介して外部へ伝わりやすくなり、水素の自己着火温度に達しなかったと推察される。

RJTFにて試験を行っている極超音速予冷ターボジェットエンジンの風洞条件はHIMICOで予定しているRJTF試験の条件と同様(全温:870 kPa, 全温:884 K, マッハ数:3.4)である。この極超音速予冷ターボジェットエンジンにおけるRJTF試験で得られたインテーク出口温度や風洞全温の結果から、断熱材変更後のHIMICO用ラムジェットエンジンのRJTF試験では水素が自己着火しない可能性が高いことが分かった。

##### 3.2.2 2017年10月の高エンタルピ燃焼風洞試験

2017年10月の試験では前回6月の試験結果を受けて、市販の点火器(NGK製DCPR8EK)をインジェクタ後方に新設した供試体を用いて試験を行った。点火器新設後の燃焼器の外観を図5に示す。

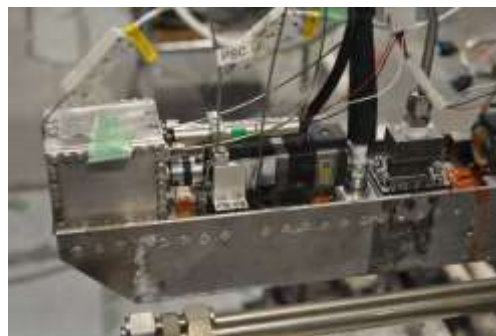


図5 点火器新設後の燃焼器外観

試験の結果、すべての run で着火し、性能取得できた。結果を表 2 に示す。

表 2 2017 年 10 月高エンタルピ燃焼風洞試験結果

run No	燃焼時間 s	インジェクタ	燃焼温度 TCCIN K	運動量比	当量比	燃焼効率
3	5	旧	843	6.6	0.43	0.083
4	5	旧	866	5.2	0.39	0.058
5	5	旧	1138	19.3	0.69	0.215
6	5	新	1856	93.9	0.70	0.603
7	5	新	1127	31.5	0.45	0.298
8	10	新	1095	28.4	0.43	0.242

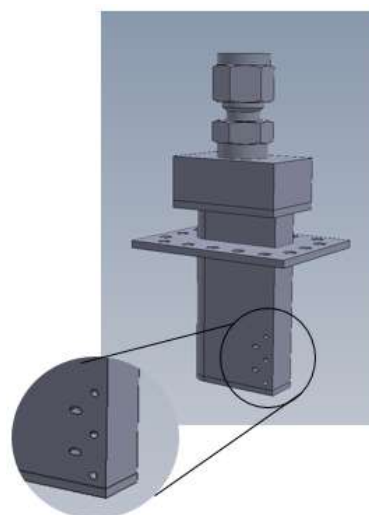
燃焼効率を改善するために、燃料噴射孔を小さくして燃料の主流空気に対する運動量比を高くした新規作成のインジェクタを run6 から用いた。燃料噴射圧を上げ、運動量比を高くすることで燃料と主流の混合を改善し燃焼効率の向上をねらいとした。運動量比は以下の式で定義される。

$$\text{運動量比} = \frac{\rho_{H_2} u_{H_2}^2}{\rho_{Air} u_{Air}^2}$$

ただし  $\rho$  は密度 [kg/m<sup>3</sup>]、 $u$  は流速 [m/s] を (1) 忝字の H<sub>2</sub> は気体水素、Air は主流空気に関する個々であることを示す。試験で用いたインジェクタの諸元を表 3、概観を図 6 に示す。

表 3 インジェクタ諸元

インジェクタ	旧(従来)	新規
孔直径 mm	1.0	0.7
孔個数 個	10	10



千鳥配置

図 6 インジェクタ概観



図 7 燃焼時の外観

表 2 の run3 と run8、run5 と run6 では当量比がそれぞれの組み合わせでほぼ同じであるが、運動量比を上げたことによって燃焼効率が向上していることが分かる。しかし、データ点数が少ないことや依然として最高燃焼効率が 0.6 程度にとどまっていることから今後も調査を継続する必要があると考えられる。

表 4 に RJTF 試験想定条件に最も近い結果となった run6 の空気流量とインテーク出口全圧の値を示した。空気流量の誤差は想定条件に対して 7% であり、インテーク出口全圧は想定条件にあまり合わせられなかった。しかし、前年度試験と比較してより想定条件に近い点における燃焼性能取得ができた。

表 4 RJTF 試験想定条件の比較

	空気流量 kg/s	インテーク出口全圧 kPa
2017/10 run06	0.090	235.5
RJTF 試験想定条件	0.098	177.2

#### 4. 結 言

高エンタルピー燃焼風洞試験を通じて HIMICO 用ラムジェットエンジンの燃焼性能の取得を行い、以下の結論を得た。

1. 燃焼器の断熱材をアルミファイバから耐火コンクリートに材質変更したところ水素の自己着火による燃焼ができなかった。変更後の供試体を用いた RJTF 試験では水素が自己着火できる可能性が低いため、インジェクタ後方に点火器(スパークプラグ)を新設した。
2. RJTF 試験で想定しているインテーク出口空気流量と出口全圧に合わせた条件下での燃焼性能取得を試みた。空気流量の誤差は 7%、インテーク出口全圧は前年度の試験と比較してより近い値で燃焼性能取得した。
3. 水素の主流に対する運動量比を上げたインジェクタを用いて試験を行い、当量比 0.7 の条件で燃焼効率を 0.21 から 0.61 に改善できた。

これまでは RJTF 試験における性能予測ができるような値を得られるように燃焼性能の取得・調査を行ってきた。しかし、10 月の試験からは点火器の新設によってどの run でも安定して水素に着火させられるようになったことから、今後は RJTF 試験想定条件に合わせた性能取得のみならず、当量比を細かく振る、ノズルを全開にして主流流速をより速くして試験をするなど試験条件を増やして HIMICO 用ラムジェットエンジンの燃焼性能データベースを作成していくことを検討している。

#### 謝 辞

本研究は、JSPS 科研費 15H02323 の助成を受けたものです。

#### 参 考 文 献

- [1] 一般財団法人 日本航空機開発協会, “民間航空機に関する市場予測 2017-2036”, 2017/11/13 閲覧
- [2] 宇宙航空研究開発機構, ”JAXA 長期ビジョン-JAXA2025-“, pp.16, 2018/2/15 閲覧
- [3] 田口秀之ら, “極超音速旅客機/極超音速エンジンの研究, 平成22年度 JAXA 航空プログラムグループ公募型研究報告会資料集 2

- [4] 田口秀之ら, “極超音速予冷ターボジェットの飛行実験構想”, 平成 27 年度, 宇宙輸送シンポジウム, (2016).  
佐藤哲也ら, “観測ロケットを利用した極超音速統合実験 (HIMICO) その 1~実験概要” 平成 25 年度, 宇宙輸送シンポジウム, (2014).
- [5] Yatsuyanagi, N., et. al, “Ramjet Engine Test Facility (RJTF) in NAL-KRC, Japan”, AIAA-98-1511, (1998).