

# 極超音速統合制御実験 (HIMICO) 用ラムジェットエンジンの実験研究

## Experimental Investigation of Ramjet Engine for High Mach Integrated Control Experiment (HIMICO)

○若林 祥, 佐藤 彰, 岩崎 遥, 吉田 秀和, 佐藤 哲也 (早稲田大学),  
田口 秀之, 小島 孝之 (JAXA),  
増田 勇斗, 津江 光洋, 仲谷 辰爾 (東京大学)

Sho WAKABAYASHI, Akira SATO, Yo IWASAKI, Hidekazu YOSHIDA, Tetsuya SATO (WASEDA University),  
Hideyuki TAGUCHI, Takayuki KOJIMA (JAXA),  
Yuto MASUDA, Mitsuhiro TSUE, Shinji NAKAYA (The University of Tokyo)

### 1. 研究背景

航空機の役割は今後、様々な面において大きくなると考えられている。役割の拡大に伴い航空機に求められるものとして、長距離輸送の面では高速性、中近距離輸送では利便性がある。その中の一つに超音速旅客機/極超音速機の実現が上げられている。

これまで、我が国において極超音速で作動する空気吸込式エンジンの実証研究と、同エンジンを用いた二段式スペースプレーンや極超音速旅客機概念検討が進められてきた。その結果、定常状態におけるエンジン単体性能や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。一方、極超音速飛行実験の困難さから、実飛行環境における機体/推進統合制御技術については、実証機会を得ることが難しい状況が続いている。

そこで、要素技術の開発を三段階に分け段階的な課題解決を目指した計画が提案された。第1段階は極超音速統合制御実験機 (HIMICO) による高動圧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エアブリーザ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/小型衛星打上げミッションの実現の三段階となっている。

第2段階の実証機で飛行試験を行うためには克服すべき技術課題が多く、膨大な時間とコストがかかることが見込まれている。そこで、第2段階実証機のサブスケール版である第1段階の HIMICO 計画が進められている。本計画は、運用方法が確立している観測ロケットを活用することで短期間・低コストで実現できる極超音速飛行実験手段を確立し、機体/推進統合制御技術の実証を目的としている。実証機を機体・エンジンと各要素に分け、JAXA/大学連携で開発が進められている。飛行試験に至るまでに機体・エンジンそれぞれの開発及び性能取得、地上での統合実験が必要であり、現在機体・エンジンそれぞれの開発及び性能取得の段階である。

### 2. HIMICO について

#### 2.1 HIMICO 計画概要

本計画の正式名称は High-Mach Integrated Control experiment: 極超音速統合制御実験 (以下, HIMICO) である。観測ロケット S520 に 1m 級の実験機を搭載し、極超音速環境下での制御技術の実証試験を行う。本実験の目的は 2 つあり、超音速下での飛行試験手法の確立及び、超音速旅客機の軌道、機体姿勢制御、エンジン制御の統合制御則確立である。

航空宇宙技術の研究開発及び実用には実飛行環境下での実証が必要であるが、日本では飛行実証環境の整備・確立をしている段階である。運用方法が確立している観測ロケットを用いて、短期間かつ低コストの飛行実証環境が確立すれば、今後日本における極超音速実験が大きく進むことが想定される。また、エアブリーザ開発構想の第2段階の S エンジンは地上における定常状態の試験により一定の知見が得られているが、エンジン・機体を実軌道に乗せ行う飛行試験は実施されていない。超音速下での飛行試験手法を確立することは極超音速機の統合制御則の確立に繋がり、HIMICO 計画によりこれら二つの技術的な実現が可能となっている。

#### 2.2 飛行試験

HIMICO 計画の飛行試験計画を Fig2.1 に、機体・エンジン概略図を Fig2.2 に示す。HIMICO 実験機は観測ロケット S520 に搭載され、打ち上げられる。打ち上げ後、まず、ヨーヨーデスピナーとサイドジェットでスピンを止める。次に、ノーズコーン開頭後にノーズコーン内部の RCS でロケットの姿勢を制御し、ロケットを実験機分離姿勢にした後、実験機を分離する。実験機は大気圏再突中後に空力操舵による引き飛行を行い、続いて極超音速エンジン実験を行う。最後に、データリンクを確保できる範囲で超音速旋回飛行実験 (option) を行い、着水させるシーケンスとなっている。エンジン噴射時間は約 20 秒間である。その間の飛行高度は約 20 km, マッハ数は 4.5~4.0 となっている。地上試験との大きな違いは、空気条件が非定常的に変化することでエンジンや翼の性能も非定常的に変化する点にある。

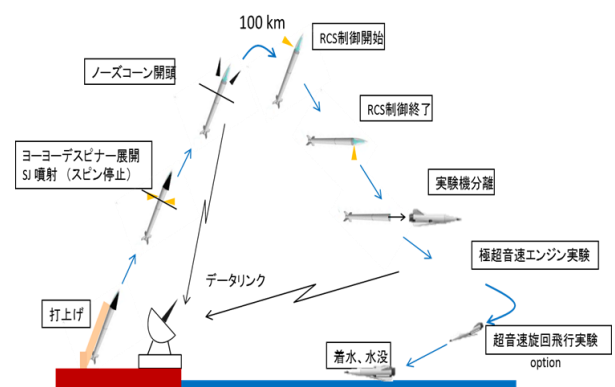


Fig2.1 飛行試験計画



Fig.2.2 機体・エンジン概略図

### 2.3 機体概要

機体は全長約 1500 mm, 機体直径は約 180 mm である。機体は円筒形状であり搭載品の体積を最大化しつつ, S520 のフェアリング内に搭載できるサイズとなっている。主構造はアルミ合金で, 表面は厚さ 1 mm のスキンで覆われている。機体後部はエンジン排気流が干渉する部分があり, 耐熱機構が必要であるため, カーボンフェルトが使われている。搭載機器は市販品もしくはフライト実績がある機器を使用する。搭載機器の使用上限温度を超えないようにするため, 温度環境は 60°C 程度に抑える必要がある。そのため, 内部は冷却パージを実施し, 耐熱材料としてアブレタを使用する予定である。現在, 機体の空力特性や耐熱性, 構造に関して解析・検討が進められている。

### 2.4 エンジン概要

本実験で用いるエンジン概略図を Fig. 2.3 に示す。全長が約 540 mm のラムジェットエンジンである。燃料には気体水素が用いられ, 自己着火により燃焼させる。構造はインテーク, 燃焼器, ノズルからなり, 材質は, 主に SUS316L である。その他に, ノズル駆動部は C/C 材, 断熱材として燃焼器にアルミナファイバーを使用している。インテークスロート部は可変機構となっており, 3.3 mm-7.6 mm の範囲で動かすことができる。流入流量を調節することができる。スロートはモータにより駆動し, ポテンショを設置することでスロート高さが計測可能となっている。インテーク流路側壁には静圧孔を設けている他, インテーク出口部分に全圧ピトーレークと静圧孔を設けている。ノズルスロート部もインテークスロート部と同様に可変となっており, 2.9 mm-13.9 mm の範囲で動く。インテーク背圧の調整が可能となっている。

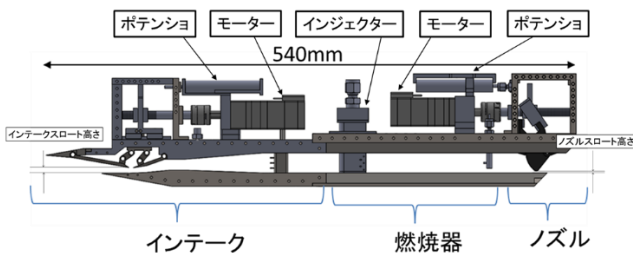


Fig.2.3 エンジン概略図

### 2.5 研究目的

HIMICO 計画は飛行試験に向け, 機体・エンジンそれぞれの開発及び性能取得の段階である。エンジンに関しては改善する余地があり, 性能は十分に取得されていない。そこで, 試験を基に改修作業及び 2 種類の試験を行うことで, 性能の向上並びに性能取得を目的とする。2 種類の試験のうち 1 つ目は, インテーク性能の調査をするための超音速風洞試験, 2 つ目は, 燃焼性能を調査するための高エンタルピー燃焼試験である。

## 3. 超音速風洞試験

### 3.1 実験概要・目的

本試験では超音速環境下におけるインテーク及びノズルの性能取得を目的とする。飛行試験では流入するマッハ数が 4.0 を超えるとされており, 超音速環境下におけるエンジン単体の性能を取得するために, 超音速風洞による試験が必要となっている。具体的には以下の項目を主な目的とする。

#### ①インテークの性能調査

HIMICO の予定されている飛行試験ではインテーク流入マッハ数が 4.0 を超えることから本風洞設備の最大マッハ数である 4.0 でのインテーク性能の取得を目的とする。

#### ②抽気のインテーク・ノズル性能への影響調査

抽気の有無によるインテーク性能への影響を調べる。インテーク性能のうちの一つとして, 圧力振動であるバズへの影響も調査する。

#### ③超音速気流下における駆動系・測定系機器の健全性調査

駆動系・測定系機器が超音速環境下で正常に動作するかの調査を目的とする。

### 3.2 実験結果

ラムジェットエンジンの性能は流速をいかに効率よく圧力に変換するかによる。また, 取り入れた流量によって燃焼, 推力に影響を与える。そこで, インテークの性能評価には全圧回復率 (TPR), 流量捕獲率 (MCR) の 2 つの要素性能値を用いる。それぞれの定義及び算出に用いた式を以下に示す。

#### 全圧回復率 (TPR), 流量捕獲率 (MCR)

$$\text{全圧回復率(TPR)} = \frac{\text{インテーク出口全圧}}{\text{主流全圧}} \quad (3.1)$$

$$\text{流量捕獲率(MCR)} = \frac{\text{インテーク捕獲流量}}{\text{インテーク前面投影面積を通過する流量}} \quad (3.2)$$

#### マッハ数

インテーク出口, ノズル入り口それぞれで測定された全静圧比を用い算出。

$$M = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left\{ \left( \frac{P_t}{P_s} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right\}} \quad (3.3)$$

#### 流量

全温, マッハ数より静温を求め, それを用い算出。

$$T_s = \frac{T_0}{1 + \frac{k-1}{2} M^2} \quad (3.4)$$

$$\dot{m} = \frac{P_s}{RT_s} AM \sqrt{kRT_s} \quad (3.5)$$

マッハ数 3.4 で取得したインテーク性能マップを Fig. 3.1 に示す。

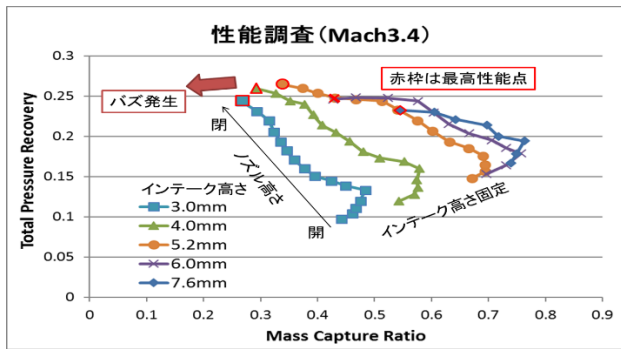


Fig.3.1 インテーク性能マップ (マッハ数 3.4)

横軸は流量捕獲率 MCR, 縦軸は全圧回復率 TPR を表す。図の凡例はインテークスロート高さである。性能マップはまず、インテーク高さを全開から一定の高さまで下げ固定し、その後ノズル高さを全開からステップ上に上げていくことで取得した。一般的にインテークを閉めると流量が減少し MCR が減少する。ノズルを閉めると背圧が増加し TPR が増加する。性能マップにおけるプロットはノズル高さ一定のときの値を平均化したものである。ノズルを下げていくとある高さでバズと呼ばれる衝撃波の自励振動が起こる。バズの発生はインテーク性能が下がり、また、エンジンや機体に悪影響を及ぼし破壊につながる恐れがある現象である。性能マップにおいてはバズ発生前の最高性能点までを示している。

マッハ数 3.4 の他に、3.0, 3.8 においても性能マップの取得ができた。マッハ数 4.0 においてはブロックage比が大きかったためか風洞が静定せず取得できなかった。性能マップを取得したことによりエンジンをバズを発生させることなく高い性能で使用できると考えられる。

本実験に用いたエンジンにおいてはノズルを閉じていくと始め、MCR はあまり変化しなく TPR は高くなるという、グラフでいうと垂直に上がる領域がある。その後、ノズルがある高さ以上になると MCR は下がり、TPR は上昇する、左肩上がりの領域に変わる傾向がある。グラフの傾向が変わる点の前後でインテーク内の流れが変化していると考えられる。CFD によると、垂直の部分では第 2 ランブに剥離泡が生じていないが、斜めの部分では剥離泡が生じているという結果が出ている。剥離が生じていないときはインテークスロート高さが一定のため MCR はあまり変化しないが、剥離が生じると、インテークスロート高さが実際よりも小さくなっている状態だと予想され MCR が減少していると考えられる。

### 3.3 考察

#### 3.3.1 抽気と比較

インテーク部は第 2 ランブと第 3 ランブの間に隙間があり、第 2 ランブの境界層を抽気により排除する仕組みとなっている。そこで、抽気による性能への影響を調べるためマッハ数 3.4 において抽気孔を塞ぎ性能マップを取得した。性能マップ及び TPR 最大値及びインテーク高さの関係を Fig. 3.2, Fig. 3.4 に示す。グラフの赤線が抽気なしの場合、緑線が抽気ありの場合を表す。Fig. 3.2 より、抽気なしの性能曲線はノズルが開いているときは抽気ありのときと近い軌跡になるがノズルが閉じていくにつれてずれていく傾向があるようにみられる。これは、抽気孔でチョークしており抽気流量が一定だと仮定すると、ノズルを閉めていくにつれて流入流量は下がるが、抽気流量が変わらず、抽気による影響が大きくなるためではないかと考えられる。Fig. 3.4 より、TPR 最大値は抽気なしより抽気ありのほうが高くなっており抽気により性能が上がるのがわかる。また、インテーク高さ約 3 mm におい

て抽気の有無による TPR 最大値の差が大きくなっているのは先程と同じようにインテークを下げていくと流入流量が下がり抽気流量の影響が大きくなるためではないかと思われる。また、TPR 最大値上昇の理由として、バズが抑制されたことが考えられる。Fig. 3.3 はバズ発生前のノズル高さを表している。ノズルを下げていくと背圧が上がり、衝撃波が前に押し出され、バズが発生する。図より、抽気ありのほうがよりノズルを閉めることができているのでバズの発生を抑えられていると思われる。バズの発生を抑えられ、よりノズルを閉めることができるので抽気ありのほうが最高性能点が上昇したのではないかと考えられる。

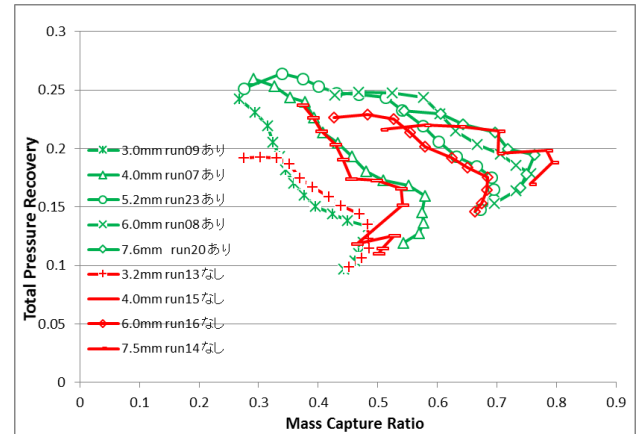


Fig.3.2 性能マップ (抽気比較)

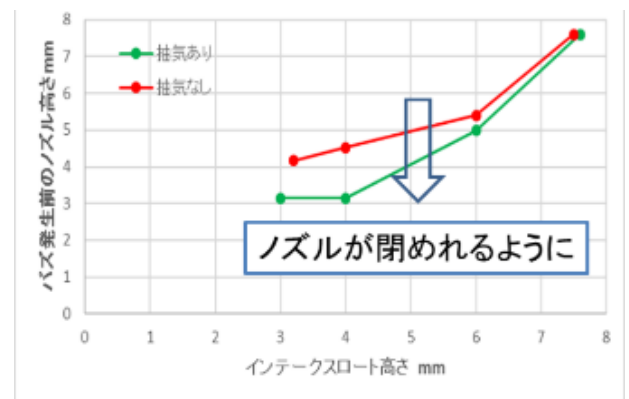


Fig.3.3 バズ発生前のノズル高さ

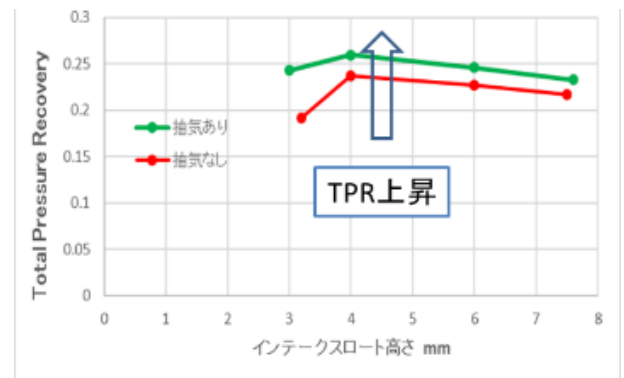


Fig.3.4 最高性能点



#### 4. 高エンタルピー燃焼風洞試験

##### 4.1 実験概要・目的

本試験では高温気流環境下における燃焼器及びノズルの性能取得を目的とする。具体的には以下の項目を主な目的とする。

###### ① エンジンの点火性能・燃焼性能調査

本エンジンの燃焼器では高温気流下での水素の自己着火により燃焼する。確実に点火・燃焼させるための点火性能、燃焼性能の取得を目的とする。

###### ② 高温下でのシール性能の確認

エンジン流路内からの高温気流の漏れは機体内の装置の故障に直結することから、高温下においてシール性能が健全であることの確認を目的とする。

###### ③ 高温下における駆動・計測健全性および供試体の耐熱性の確認

高温気流下でのノズル・インテークの駆動の健全性、温度・圧力計測の健全性の確認を目的とする。

##### 4.2 実験結果

実験結果を Tab4.1 に示す。また、燃焼中のノズル出口部の画像を Fig4.1 に示す。Tab4.1 には着火の有無、通風時間、空気流量、燃焼器全温、当量比、燃焼効率を示す。6回の燃焼試験中3回は水素の自己着火による燃焼ができた。燃焼効率は0.4程度であった。

Tab4.1 実験結果

試験	着火の有無	通風時間 s	空気流量 kg/s	燃焼器全温 K	当量比	燃焼効率
インテーク全開試験①	不着火	60	0.0961	741	0.43	
インテーク全開試験②	不着火	70	0.0903	739	0.41	
インテーク高さ5mm 試験	不着火	70	0.100	801	0.38	
インテーク全開試験①	着火	70	0.113	884	0.33	0.45
インテーク全開試験②	着火	70	0.117	842	0.30	0.40
インテーク全開試験③	着火	90	0.134	926	0.30	0.41

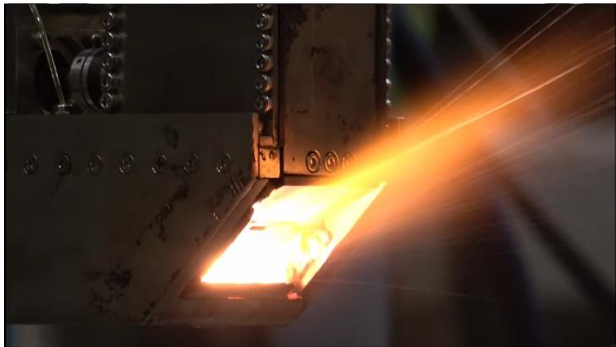


Fig4.1 燃焼中画像

シール性に関しては、気密試験においてリークチェッカーを用いて確認をしたところ、ほとんど漏れは確認されなかった。

駆動系に関しては、インテーク駆動は高温気流通風の時点で途中停止した。インテーク駆動が途中停止した原因として0リングの熱膨張、高温によって駆動部品であるガイドレールが固着の2点が考えられる。1つ目は、インテーク側に追加したプレナム室後壁にインテークモーター及びポテンシオメータのシャフトを通す貫通穴が空いているが、気密性を高めるために0リングが用いられている。その0リングが熱

によって膨張したため、モーターのトルクに抵抗が勝ってしまったと考えられる。2つ目は、まず、インテーク駆動部の機構を説明すると、ガイドレールと呼ばれるレールの上をスライドプレートがモーター駆動によって伝えられた力で往復運動をすることで、インテークスロート高さが上下する機構になっている。そのガイドレールの滑りを補助するボールが高温によってボール支持部が溶け、ボールが外に飛び出してしまったと考えられる。また、黒い液体がレール上またインテーク上板に付着していた。これは、高温によって潤滑油、グリースが溶けレール上に固着してしまったため、インテーク駆動を妨害したと考える。

ノズル駆動は燃焼試験時に途中停止した。理由として、可変プラグ部を見ると何かが溶け固着していたこと、ノズルプレナム室内の気密性を高めるために用いられているシール材(グラファイト)が溶けていたことがあげられる。プレナム室内は燃焼空気がプレナム室内に流入し、駆動部に影響を及ぼさないように窒素パージを行っているが、グラファイトが溶けてしまったことで、プレナム室内の気密が保たれず燃焼空気が流入し、組み立て時に誤って用いてしまった鉄ボルトを溶かし、その溶けた鉄ボルトが可変プラグに詰まってしまったために、ノズル駆動を妨げたと考えられる。

計測健全性に関しては、計測機器の配線が接触不良を起こしていたために通風の計測結果で温度データが0に飛んでしまう事案が発生したがつなぎ直す対策をしたところ問題なくデータ取得ができた。

##### 4.3 考察

###### 4.3.1 自己着火温度

Fig4.2 に不着火のとき、Fig4.3 に着火のときのインテーク出口全温、燃焼器温度、マッハ数、空気流量のグラフを示す。また一般的な水素の自己着火温度を800 Kとして赤線、燃焼開始時刻を黒線としてグラフに明記した。

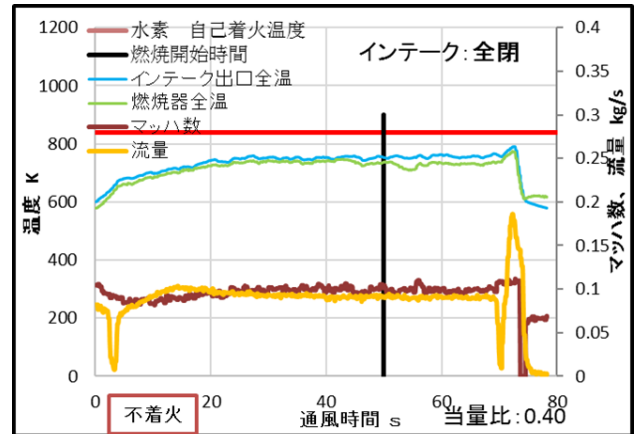


Fig4.2 不着火

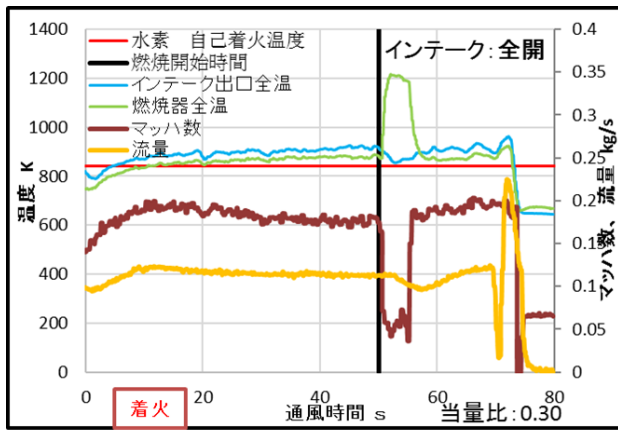


Fig4.3 着火

Fig4.2, 4.3より燃焼器温度が水素の自己着火温度である800 Kを下回っていると着火していないことがわかる。確実に燃焼させるためには燃焼器内温度を少なくとも800 Kよりも高くしなければならないことがわかった。

## 5. 結論

HIMICO計画用エンジンには改善点があり、また十分に性能が取得されていない。そこで、2種類試験を行った。

超音速風洞試験では、マッハ数3.0, 3.4, 3.8におけるインテーク性能マップを取得した。マッハ数4.0はブロッケージ比が高かったため風洞が静定せず取得できなかった。性能マップではマッハ数が小さいほど性能曲線は全体的にTPRが高い側にいくことがわかった。また、マッハ数3.4における性能マップでは、垂直に上がる領域と左肩上がりの領域が存在し、CFD結果より剥離泡が生じているのではないかと思われた。抽気によりバズの発生を抑制することができ、ノズルがより閉められるようになったため、抽気ありほうが最高性能点が高くなったと考えられる。

高エンタルピー風洞燃焼試験では気密性に関して問題がないことがわかった。耐熱性では断熱材が水の影響で燃焼温度に耐えられず破損してしまった。この影響によりノズルの駆動部に高温気流が入り駆動できなくなってしまう。インテークの駆動も熱熱の影響で駆動できなくなった。設計変更が必要とされる。燃焼性能として、水素の自己着火では燃焼器内温度が843 Kを上回れば自己着火による燃焼が可能であることがわかった。熱電対の計測では燃焼温度は1234 Kとなった。燃焼効率を求めたところ0.40となった。燃焼効率が低い理由として、断熱材の燃焼跡から温度計測点が火炎をとらえきれておらず燃焼温度が実際よりも低く計測されているからではないかと考えられる。

## 6. 今後の展望

飛行試験に向けエンジンのインテーク性能に関しては着実に取得できつつある。しかし、燃焼性能に関しては、まだあまり得られていなく、そもそも燃焼性能を得る前の段階、駆動系や、燃焼器の耐熱性に問題が生じてしまっている。問題点の改善をしつつ2つのインテーク性能及び燃焼性能を取得することが必要である。インテーク性能、燃焼性能を合わせることで飛行試験でのシーケンスを構築する。

### 6.1 極超音速風洞試験

飛行試験においては、機体に横滑り角や迎角が付きエンジンに流入してくる空気の流れが変わることが想定される。そこで、横滑り角や迎角がついたときのエンジンの性能取得が必要とされる。

マッハ数3.0, 3.4, 3.8に関しては性能マップを取得するこ

とができたが、マッハ数4.0に関してはブロッケージ比が大きかったためか風洞が静定せずデータが取得できなかった。そこで、エンジンを支えるストラット部の設計を変更することでブロッケージ比を減らし、マッハ数4.0での性能取得を試みる。

### 6.2 高エンタルピー燃焼試験

エンジン燃焼器の断熱材が破損してしまったことから断熱材の選定からし直さなければならない。水素の燃焼温度に耐えられ、耐水性のあるものが必要とされる。駆動部に関しても高温気流により不具合が生じてしまったので設計変更が必要である。また、燃焼温度がうまく測定できていなかったため、ノズル出口に熱電対を設ける等の対策が必要である。問題点を解決した後、燃焼性能の取得を試みる。

## 参考文献

- (1) 宇宙航空研究開発機構, JAXA 長期ビジョン: JAXA2025 20年後の日本の宇宙と航空, 2005.
- (2) 佐藤哲也他, S-520 観測ロケットを用いた空気吸込み式エンジンの極超音速統合制御実験 (HIMICO) 計画, 2015年宇宙科学技術連合講演会 1F12.
- (3) 藤川貴弘, S-520 観測ロケットを用いた空気吸込み式エンジンの極超音速統合制御実験 (HIMICO) における飛行軌道設計, 2015年宇宙科学技術連合講演会 1F13.
- (4) 渡辺安他, 超音速インテークの空力性能に及ぼす側壁形状の影響, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-03-009, 2004.
- (5) 小島孝之他, 軸対称エアインテークの風洞試験による性能評価, 宇宙科学研究所報告, 2003.
- (6) 松尾一泰, 圧縮性流体力学, 理工学社, 2013.
- (7) 久保田浪之介他, ラムジェット工学, 日刊工業新聞社, 1996.