

観測ロケットを利用した極超音速推進・統合制御実験 (HIMICO) におけるインテークの風洞試験

○天野 雄祐*¹, 島村 佳成*¹, 砂永 和哉*², 佐藤 哲也*², 田口 秀之*³

A wind tunnel test of an air intake for High-Mach Integrated Control Experiment

Yusuke Amano*¹, Yoshishige Shimamura*¹, Kazuya Sunaga*², Tetsuya Sato*² and Hideyuki Taguchi*³

1 はじめに

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) は、2005 年に 20 年後までの目標として長期ビジョン 2025¹⁾ を発表し、その中で、航空分野に関しては“航空機産業を基幹産業へ”と“遠くへ早く”を掲げ、極超音速機の開発を挙げた。極超音速機開発に向けたシステム関連、空力関連、構造関連、制御関連、推進関連の技術課題が示され、段階的な課題解決を目指した計画が提案された。その一環として観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験 (High Mach Integrated Control Experiment : HIMICO) が計画されている。HIMICO 計画²⁾ は極超音速開発を目標とした HYTEX 計画のサブスケール計画であり、極超音速環境下における機体・推進制御技術を短期間・低コストで実証することを目的としている。HIMICO 実験機は、HYTEX 同様極超音速環境下への自己到達はできず、観測ロケットを用いて高高度から機体を射出し極超音速環境を実現する予定となっている。

2 エンジン概要

Fig.1 に HIMICO 本体を、Fig.2 にエンジン全体図を示す。HIMICO 実験機はラムジェットエンジンを二基搭載しており、各エンジンはインテーク、燃焼器、ノズルから構成されており、形状は予冷ターボジェットエンジン (以下 S エンジン) の相似形状である。サイズは全長 544mm、入口流路断面積は 765.4mm² となっている。地上試験と異なり、飛行試験では機体の干渉や非定常的な流れ場が構成されるので、設計において考慮すべき点が多い。具体的には機体先端から発生する衝撃波や、境界層、また機体迎角が流路内部の流れ場に及ぼす影響等が挙げられる。その中でも、境界層の発生は流路閉塞を引き起こす可能性があり、そのため流路上部にダイバータを設置し、流路に入り込む境界層を排除できる機構を設けている。今年度、HIMICO 実験機におけるエンジンインテークの模型

を作成し風洞試験を行った。本稿では風洞試験の試験結果について報告する。

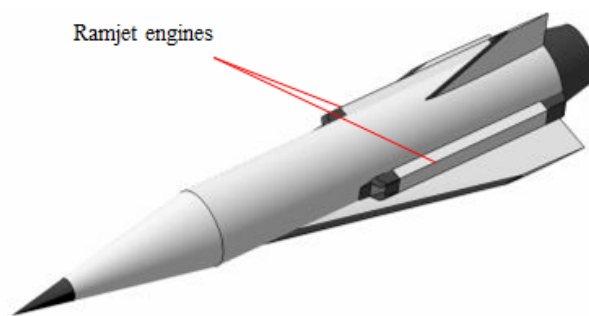


Fig.1 The experimental aircraft of HIMICO

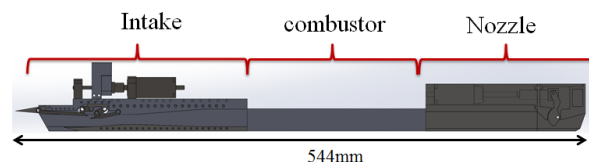


Fig.2 The detail of the engine

3 風洞試験

3.1 試験目的

HIMICO 実験機用インテークと同一流路を持つ模型を作成し、模型インテークにおける始動性の確認、要素性能の調査を行うことを目的とする。また、極超音 ++ 速下におけるスロート駆動機器の動作確認を行う。本稿では始動性と要素性能に関して報告する。

3.2 実験供試体

3.2.1 インテーク

風洞試験で用いた供試体を Fig.3 に示す。本インテークは HIMICO 実験に用いるインテークと同じサイズ、同形状である。スロート部分がモータにより可変となっており、スロート高さは、Close 状態の 3mm から Open 状態の 7mm まで連続的な調整が可能となっている。本インテークで行う計測項目は、ランプ高さ、壁面静圧、スロート後全静圧である。ランプ高さは駆動部に接続されたポテンショにより計測を行

*¹ 早稲田大学大学院 基幹理工学研究科 機械科学専攻
Department of Applied Mechanics, Graduate School of Fundamental Science and Engineering, Waseda University

*² 早稲田大学 基幹理工学部 機械科学・航空学科
Department of Applied Mechanics and Aerospace Engineering, School of Fundamental Science and Engineering, Waseda University

*³ 宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA

う。壁面静圧は流路側壁に設けた静圧孔、またスロート後全静圧はスロート後に設置したレークにより測定可能となっている。

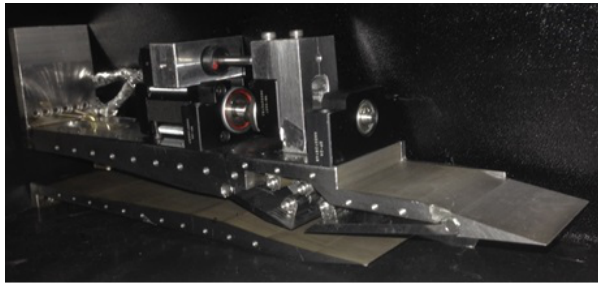


Fig.3 Air intake without side wall

3.2.2 フロープラグ

本試験ではインテーク背圧調整のために、インテーク出口に Fig.4 に示すフロープラグを設置した。フロープラグは流路下面に出口が設けられており、スライドプレートが上流側、下流側に移動することにより出口面積が可変となっている。スライドプレートは流路上側に設置されたモータにより駆動する。また、フロープラグ入口に設置したレークにより流路内の全静圧が測定可能となっている。

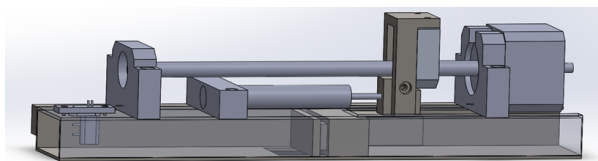


Fig.4 Flow plug

3.3 試験方法

今回利用した風洞設備は宇宙科学研究本部にある最高マッハ数 4.0 の超音速風洞である。ランプ高さやフロープラグ出口面積の条件を変えて全 7 回の通風を行った。本稿ではそのうち 1 回の通風に関して報告する。シーケンスは Table.1 に示す通りである。通風時間は 18[sec]、主流マッハ数 4 で試験を行った。

Table.1 Sequence

| Time sec | Throat | Flow Plug |
|----------|--------|-----------|
| 0-1 | Open | Open |
| 1-5 | ↓ | |
| 5-7 | Close | |
| 7-11 | ↓ | |
| 11-13 | Open | ↓ |
| 13-17 | | |
| 17-18 | | |

シーケンス開始後 1[sec]-11[sec] は、フロープラグを

Open 固定のままスロート高さを変化させ、後述する不始動、再始動位置調査を行う。また、一般的に、インテークは始動状態において、流路内部の垂直衝撃波がスロートに近い程良い性能を示す。シーケンス開始後 13[sec]-17[sec] は、ランプを Open 状態で固定のままフロープラグ出口断面面積を変化させた時のインテーク性能を調査する。

3.4 評価方法

ここで、今回用いた始動性と要素性能の評価方法について説明する。

3.4.1 始動性

HIMICO 実験で用いるインテークは流路内で斜め衝撃波を複数発生させ、最後に発生する垂直衝撃波により亜音速まで減速させる。この垂直衝撃波の位置によってインテークの性能が変化する。インテーク背圧が低い時、垂直衝撃波はスロートより後流側にある。この状態を超臨界状態と呼ぶ。インテーク背圧を高くしていくと、垂直衝撃波は上流側に移動し、スロートに到達する。この時を臨界状態と呼ぶ。背圧をさらに高くすると垂直衝撃波はインテークの外に吐き出され亜臨界状態に移行する。超臨界状態、臨界状態を始動状態と呼び、比較的高い流量捕獲率が得られる。一方、亜臨界状態を不始動状態と呼び、燃焼器に十分な空気が行き渡らずエンジン全体として性能が落ちてしまう。二つの状態は Fig.5 に示す流路断面面積 A_{in} と A_{th} の比と、 A_{in} を通過する空気のマッハ数によって決定される。不始動状態から始動状態に移る条件は以下の式で表され、この曲線を kantrowitz 線と呼ぶ。

$$\frac{A_{th}}{A_{in}} = \left(\frac{(\gamma - 1)M_{in}^2 + 2}{(\gamma + 1)M_{in}^2} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{2\gamma M_{in}^2 - (\gamma - 1)}{(\gamma + 1)M_{in}^2} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

さらに、始動状態から不始動状態に移る位置については、入口からスロートまでの変化が等エントロピ的であるとしたときの、スロートでチョークする条件であるので、以下のような式になる。

$$\frac{A_{th}}{A_{in}} = M_{in} \left(\frac{\gamma + 1}{(\gamma - 1)M_{in}^2 + 2} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (2)$$

Eq(1), Eq(2) の曲線を Fig.6 に示す。インテークの運転状態が点 A の時、インテークは始動状態となる。点 A からスロート面積を徐々に小さくしていくと点 B、点 C と移動していくが、等エントロピ線を下回るとインテークは不始動状態となる。一方、点 C の不始動状態からスロート面積を大きくしていくと kantrowitz 線を越えた時、インテークは始動状態となる。このように、点 B での運転状態は条件により異なるため、インテークの始動性にはヒステリシスが存在している。このヒステリシス調査を目的とし、グラフを利用した始動性の評価を行う。始動位置、不始動位置に関してはスロート後の全静圧データと壁面静圧のデータから判断する。

3.4.2 要素性能

インテークの性能評価は流量捕獲率 (MCR:Mass Capture Ratio), 全圧回復率 (TPR:Total Pressure Recovery) の二つのパラメータにて行う。流量捕獲率

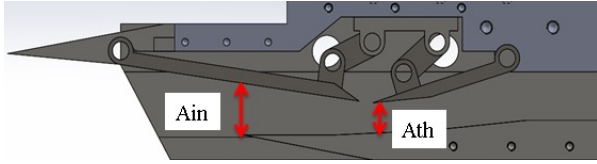


Fig.5 Details of the throat

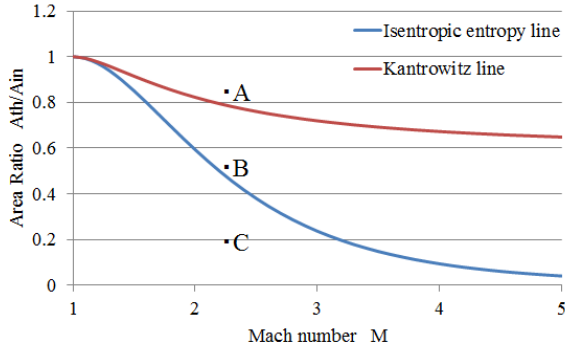


Fig.6 Startability

はエンジン内部を流れる流量を決定する要素であり、推力に直結する重要なパラメータである。インテーク捕獲流量を全面投影面積を通過する流量で除した値で求められる。また、全圧回復率は圧縮の過程における圧力損失の大きさを示し、燃焼圧力に影響を及ぼすパラメータである。インテーク出口全圧を主流全圧で除した値で示される。

3.5 試験結果

3.5.1 始動性

Fig.7 が今回の試験から得られたインテークの始動位置、不始動位置を始動マップ上にプロットしたものである。また、ランプが Open, Close の時のプロットも併記している。風洞試験の主流マッハ数 4.0 とグラフ上のマッハ数が異なるのは、インテークに流入する空気が第一ランプと第二ランプで生じた衝撃波を通過するためである。衝撃波通過前のマッハ数を M_1 、通過後のマッハ数を M_2 とすると、これらマッハ数の関係式は Eq(3) のように表される。

$$M_2^2 = \frac{(\gamma - 1)M_1^2 + 2}{2\gamma M_1^2 + 1 - \gamma} \quad (3)$$

また、Open から Close にかけてマッハ数は変化する。これは、スロート高さが変化することで流入空気の転向角、斜め衝撃波の衝撃波角が変化する為である。転向角 θ と衝撃波角 β の関係を Eq(4) に、斜め衝撃波前後の関係式を Eq(5) に示す。

$$\tan \theta = \frac{2 \cot \beta (M_1^2 \sin^2 \beta - 1)}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \quad (4)$$

$$M_2^2 \sin^2(\beta - \theta) = \frac{(\gamma - 1)M_1^2 \sin^2 \beta + 2}{2\gamma M_1^2 \sin^2 \beta - (\gamma - 1)} \quad (5)$$

再始動位置が kantrowitz 線よりも下に位置しているため、理論的なインテークよりも再始動しやすい結果となった。実験値から得られた再始動位置の断面積比に対して、理論的な再始動位置における断面積比は 18% 程度ずれている。一方、不始動位置は等エントロピ線より上に位置し、実験値から得られた断面積比は理論断面積比に対して 150% 程度の誤差が生じている。つまり 1.5 倍程度大きい結果となり、理論的なインテークよりも不始動状態に陥りやすいことがわかる。さらに、実験値から得られた再始動位置と不始動位置の断面積比が近い値を取っており、再始動直後、ランプが 1mm でも下がってしまうと再び不始動に陥ってしまうことが予想される。

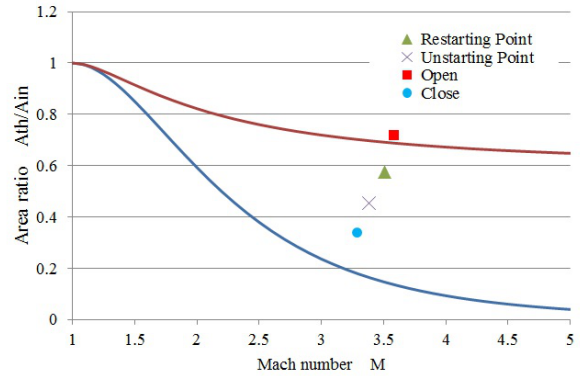


Fig.7 Startability of HIMICO

3.5.2 要素性能

横軸に MCR, 縦軸に TPR をとったグラフ上に、試験から得られた値をプロットした。Fig.8 に示す。このグラフ上のプロットが右上にあるほど性能が良いことを示している。比較対象として過去に行った S エンジンの結果を併記する。Fig.8 に示すように、S エンジンは HIMICO インテーク模型と比較すると、高い MCR を維持している。ここで、最高性能時における MCR, TPR の値を Table.2 にまとめる。最高性能時における MCR は、HIMICO と S エンジンでほぼ同じ値となった。一方、TPR は HIMICO インテークの方が 3% 程小さい値を示している。これは、全圧測定位置の違いによるものと考えられる。S エンジンはスロート直後で測定しているのに対し、HIMICO インテークはインテークで出口で測定しているため損失が生じている。以上から、S エンジンインテークと HIMICO インテークにおいて MCR, TPR は近い値を示し、同程度の性能であることがわかる。

Table. 2 MCR,TPR

| | S-Engine Intake | HIMICO |
|-----|-----------------|--------|
| MCR | 0.734 | 0.740 |
| TPR | 0.185 | 0.153 |

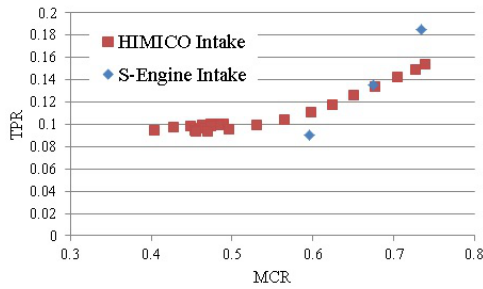


Fig.8 MCR vs TPR(Mach 4)

4 始動性に関する考察

4.1 始動性

今回の試験から HIMICO インテーク模型の始動性が明らかになったが、Fig.7 に示すように理論的な始動性とは異なる結果となった。この結果について考察する。まず、理論インテークと HIMICO インテーク模型の条件の相違点を以下に列挙する。

- 理論インテークは内部圧縮型を想定しているが、風洞試験で用いたインテークは混合圧縮型である
- 理論インテークでは粘性や損失を考慮していない
- 風洞試験で用いたインテークは抽気孔を有しているのに対し、理論インテークは抽気孔を考慮していない

一つめのインテークの型が異なる点について、今回試験を行った HIMICO インテーク模型は混合圧縮型と呼ばれ、流路内部で発生する衝撃波で圧縮することに加え、流路入口の上流にランプやスパイク等を設け、空気がインテークに流入する前に衝撃波を通過させることで、効率的に圧縮する機構となっている。一方、内部圧縮型インテークは流路内部のみで圧縮させる機構である。Fig.6 は内部圧縮型インテークをモデルとしたグラフであるが、Fig.5 に示すように、断面積比とマッハ数は衝撃波通過後の値を用いているため、条件は内部圧縮型と一致しており、大きな誤差はないものと考えられる。

二つめの粘性や損失についてだが、気体粘性の影響で流路内には境界層が発生する。境界層の発生が流路断面積が縮小につながり、理論値より大きい断面積比で不始動に陥ったものと思われる。また、圧力損失が生じることで、理論値と比べ不始動に陥りやすい結果になったと考えられる。

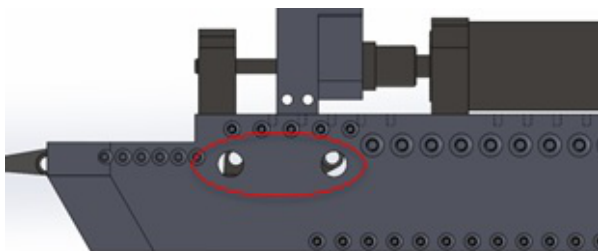


Fig.9 Gas extracting holes

三つめの抽気孔に関して、今回実験で用いたインテークは Fig.9 の赤丸に示す直径 7.4mm の抽気孔を有している。流路内部の境界層排除、第三ランプに発生する衝撃波を安定させる役割があるため抽気孔を設けている。抽気孔の存在がインテークの再始動を助け、より再始動しやすい結果になったという観点から、抽気孔が始動性に及ぼす影響について定量的な評価を行った。今回の試験では抽気孔は直径 7.4mm 固定であるため、過去に本研究班で行った S エンジンにおける実験データを用いて比較する。抽気孔径、入口

Table. 3 Starting point

| Mach Number | Diameter of the hole | Area Ratio A_{th}/A_{in} |
|-------------|----------------------|----------------------------|
| 3.4 | 0 | 0.597 |
| 3.4 | 20 | 0.548 |
| 4 | 0 | 0.614 |
| 4 | 16 | 0.583 |

とスロートの断面積比、またその時のマッハ数と理論断面積比を Table.3 に示す。この結果から、抽気孔径 20mm で 10% 程度、16mm で 4% 程度の違いが生じるとわかる。

5 結言

今回の風洞試験で、HIMICO インテークの始動性が明らかになった。具体的には、マッハ 4 における HIMICO インテークが不始動に陥る断面積比、再始動する断面積比を得ることができた。さらに、理論曲線との差異が、粘性や損失、さらに抽気孔によるものと予想し、特に、抽気孔に関しては過去の実験データを用いて定量的な考察を行った。その結果、抽気孔の影響は最大で 10% 程度生じることが明らかとなり、抽気孔の影響は大きく、無視できる要素ではないことがわかった。

また、実験結果から HIMICO インテークの性能を算出した。性能は流量捕獲率、全圧回復率にて定量化し、S エンジンとの比較を行った。その結果、S エンジンとほぼ同程度の性能であることがわかった。

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, 観測ロケットを利用した極超音速飛行試験 (HIMICO) 説明資料, 2011.
- 3) 葛貫泰弘, 観測ロケットを利用した極超音速飛行試験用インテークおよびエンジンの設計について, 2013