

極超音速統合制御実験 (HIMICO) 用 インテークにおける主流流入角が性能に及ぼす影響

Effect of the Inflow Angle on the Performance of Air Intake
for High Mach Integrated Control Experiment (HIMICO)

○小倉 彰悟, 千賀 崇浩, 藤井 愛実, 近藤 慎太郎, 佐野 正和, 佐藤 哲也 (早稲田大学)

田口 秀之, 小島 孝之, 大木 純一 (JAXA)

Shogo Ogura, Takahiro Chiga, Fujii Manami, Shintaro Kondo

Masakazu Sano, Tetsuya Sato (Waseda University)

Hideyuki Taguchi, Takayuki Kojima, Junichi Oki (JAXA)

1. 研究背景

現在, 国際的な航空輸送需要の増加により, 航空機の技術開発が急がれている [1]. 特に長距離を飛行する国際線は, 飛行時間が長く, 極超音速旅客機による高速化が望まれている.

日本では, 宇宙航空研究開発機構 (Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA) が, 東京-ロサンゼルス間を二時間で飛行するマッハ 5 クラスの極超音速旅客機やマッハ 4 程度のスペースプレーンの開発が計画されている [2].

JAXA は, これらの機体に搭載する推進系の研究として, 空気吸い込み式の前冷ターボジェットエンジンの実証研究を進めてきた. 研究の結果, 地上試験において機体および推進系, 単体での性能と機体システムの実現性に関する知見を得ることに成功している. しかし極超音速機を実用化する上で, 必要不可欠な"機体/推進統合での制御技術"は, 技術的側面やコスト面での問題から, 未だ実証されていない [3].

そのため, JAXA および大学の連携により, 極超音速統合制御実験計画 (High Mach Integrated Control Experiment, HIMICO) が進行中である.

HIMICO 計画の目的は, 機体/推進系の相互干渉を伴う統合制御技術, 実飛行環境にて低コストかつ短時間で実証し, 飛行試験の基礎技術 (Flying Test Bed, FTB) を確立することである. 本計画では運用方法が確立している S-520 観測ロケットを用いて, 実験機を打ち上げ, マッハ 5 程度の飛行試験を実施予定である. 2019 年 2 月には, 角田宇宙センターの RJTF (Ram Jet Test Facility) で機体/推進統合制御試験を実施し, 地上における機体/推進系相互干渉を伴う機体性能データを取得した.

本研究の目的は, 飛行試験にて想定されるインテーク流入条件を付与し, そのインテーク性能 (全圧回復率, 流入捕獲率) の変化を調査することである. 流入条件の一例として迎角, 横滑り角を付与し, 超音速風洞試験を実施した.

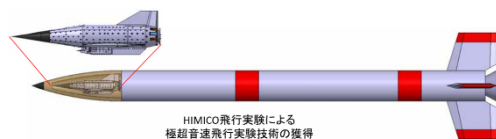


図 1 HIMICO 用実験機と観測ロケット S-520 [4]

2. HIMICO 計画

2.1 実験機の概要

現在, HIMICO 計画における飛行試験は 2 回ほど計画されており, 観測ロケットに搭載される実験機も 2 種類ほど設計されている.

HIMICO-1 号機は, 極超音速エンジンを搭載した形態での極超音速飛行実験の成否確認を目的としラムジェットエンジンを搭載するが燃焼は行わない [4]. 一方, HIMICO-2 号機は, 機体/推進系の相互作用を考慮した極超音速統合制御技術の実証が目的であり, ラムジェットエンジンによる燃焼を実施する [4].

1 号機と 2 号機では, 機体全長や燃料供給系の有無などの差異が存在するが, 搭載されるラムジェットエンジンに関しては, 同様のエンジンである.

研究対象であるラムジェットエンジンは, 実験機の下部に搭載され, 全長 540mm である.



図 3 HIMICO-1 号機 [4]

図 3 HIMICO-2 号機 [4]

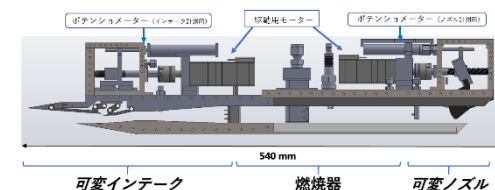


図 4 HIMICO 用ラムジェットエンジン

本エンジンは, 可変インテーク, 可変ノズルにより, 衝撃波の制御と背圧の制御を行う. 各種試験で使用されるエンジンは, 飛行試験で打ち上げられるエンジンと同一である.

2.2 サイドクリアランス

本エンジンのインテークは, 3 枚のインテークランプで構成されている. 特徴として, インテークランプと側壁の隙間幅 (サイドクリアランス: SC) が存在する. 従来の実験と数値解析結果から, 第三ランプ付近の高圧部から, 上部のプレナム室を経由して, SC から流路に漏れ出すことが確認された.

この漏れ出しと流れの干渉により, インテーク性能が低下している. そのため, SC を無くしインテーク本来の性能を取得することが, 空力現象を理解する上

で重要である。

本研究では、SCが0.25mmのインテーク(SC_{0.25})とSCを0mmにしたインテーク(SC₀)を用いて実験を行った。

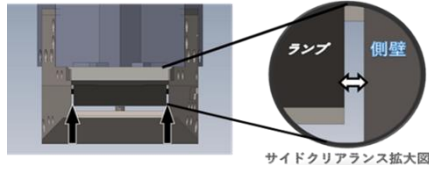


図 5 サイドクリアランス (エンジン正面図)

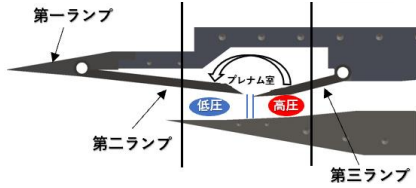


図 6 インテーク構造図

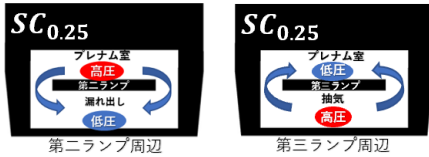


図 7 インテーク断面図 [5]

3. 超音速風洞試験

HIMICO 用ラムジェットエンジンを用いて、超音速環境下における性能取得を行った。2019年11月26日～12月6日の10日間(土日を除く)、宇宙航空研究開発機構の相模原キャンパス高速気流総合実験設備にて実施した。

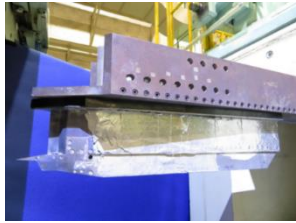


図 8 実験供試体

風洞試験ではシュリーレン法を用いて動画を撮影、衝撃波を可視化する。供試体の流路内部(インテーク出口、ノズル入口)に設置された全圧ピトーレークと静圧孔より計測した全静圧を元に、式(3.1)~(3.6)を用いて流量捕獲率(MCR)と全圧回復率(TPR)を算出した。

またオイルフローを行い、インテーク内部の流れをランプ上のオイル付着で可視化した。

試験条件は主流マッハ数 3.4, 風洞全圧 374kPa, 風洞全温 300K で行った。

① インテーク性能取得 (迎角 $\alpha=0^\circ, \pm 2.5^\circ$)

本研究では、新たに迎角をインテーク流入条件として付与し、インテーク性能の変化を考察する。迎角の定義は以下の図の通りであり、 $\alpha=0^\circ, +2.5^\circ, -2.5^\circ$ の三種類の迎角でデータを取得した。

また二種類の SC(SC_{0.25}とSC₀)で試験を行い、迎角におけるSCの性能差を比較する。



図 9 迎角 α の定義

② インテーク性能取得(横滑り角 $\beta=0^\circ, \pm 2.5^\circ, \pm 5.0^\circ$)

以下の定義に従い、供試体に横滑り角 β を付与し、インテーク性能を取得した。こちらも迎角同様、2種類のSCでデータを取得した。本研究では、横滑り角によるSCの性能差を比較する。

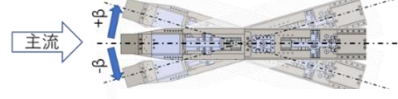


図 10 横滑り角 β の定義

③ オイルフローによる流れの可視化

オイルフローによる表面流れ場の可視化を行い、実験的にインテーク性能低下の原因を調査する。また横滑りによる流れや剥離の変化についても考察する。

インテーク性能を評価するパラメータとして、全圧回復率(TPR)と流量捕獲率(MCR)を用いた。

全圧 P_0 , 全温 T_0 , 動圧 P_t , 静圧 P_s , 比熱比 γ , 気体定数 R , マッハ数 M , スロート断面積 A で表すと、以下の式となる。

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

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

$$\text{マッハ数 (M)} = \sqrt{\frac{2}{\gamma-1} \left\{ \left(\frac{P_t}{P_s} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right\}} \quad (3.3)$$

$$\text{静温 (T}_s) = \frac{T_0}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)} \quad (3.4)$$

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

$$\text{流量 (}\dot{m}\text{)} = 0.685 \frac{P_0 A}{\sqrt{RT_0}} \quad (3.6)$$

※(3.6)はチョーク時の流量計算式である。

4. 試験結果

本研究で掲載するインテーク性能マップは、縦軸が全圧回復率(TPR), 横軸が流量捕獲率(MCR)である。試験では風洞静定後、ノズルを徐々に閉めていき、インテーク性能を取得する。マップに表示されるプロットは、ノズル高さに対応している。ノズルを閉めていくと、インテークの背圧が高まり衝撃波形状が変化する。最終的には、衝撃波の自励振動であるインテークバズが発生するため、インテーク性能マップはその直前までのデータを記載している。

4.1 SC₀とSC_{0.25}のインテーク性能比較 (迎角 α)

本項では、迎角 α を付与した場合のインテーク性能への影響について述べる。

SCによる漏れ出しが存在しない、SC₀の迎角による性能変化を図11に実線で表した。

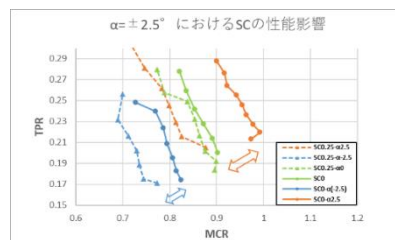


図 11 迎角 α によるインテーク性能の変化

MCRが高い順に、迎角 $\alpha=+2.5^\circ$ 、 $\alpha=0^\circ$ 、 $\alpha=-2.5^\circ$ となっている。これは迎角による、流れの転向角変化と前方投影面積の変化によるものと考えられる。

ここでSC0.25を点線で記載すると、SC0に比べ全体的にMCRが低下するが、 $\alpha=+2.5^\circ$ ではその低下量が特に大きい。SC0とSC0.25で性能差が生じた原因として、SCによる漏れ出しにより流路が狭窄し、MCRが低下したと考えられる。

そこで、SCによる漏れ出しをオイルフロー試験により可視化した。

オイルフロー試験では、白色のオイルをインテーク表面に塗布し、流線や剥離箇所等を可視化する。インテーク性能マップと対応する迎角 $\alpha=0^\circ$ 、 $\pm 2.5^\circ$ のSC0、SC0.25におけるインテーク側壁付近の流れは以下の通りである。

(図12はインテーク右側壁の画像。左側壁も同様)

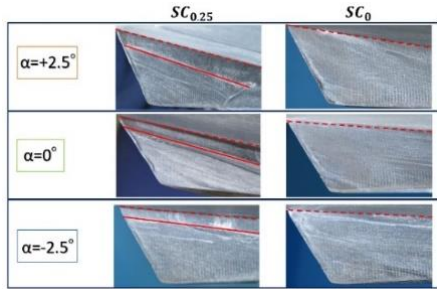


図12 迎角 α によるインテーク側壁流れの変化

図12の点線は側壁とインテークランプの境界(SC)、実線は押し下げられた流線を示す。これを見ると、SC0.25では $\alpha=0^\circ$ 、 $\pm 2.5^\circ$ で、漏れ出しにより流線が押し下げられていることが分かる。一方、SC0では漏れ出しによる流線の変化は、非常に小さい。

また特にSC0.25($\alpha=+2.5^\circ$)では、流線の変化が大きく、漏れ出し量が多いことが読み取れる。

図11のインテーク性能マップで、SC間で最も性能が低下した条件が、SC0.25($\alpha=+2.5^\circ$)であることから、漏れ出し量の大きさと性能低下には関係があることが示唆されている。

4.2 SC0とSC0.25の性能比較(横滑り角 β)

次に横滑り角 $\beta=0^\circ$ 、 $\pm 5^\circ$ の条件下において、SCによる性能変化を考察する。

一般に横滑り角をインテークに付与すると、インテーク側壁に圧縮領域と膨張領域が形成される。しかし、インテーク形状は左右対称であるため、横滑り角 β の符号によりインテーク性能は変化しないと考えられる。

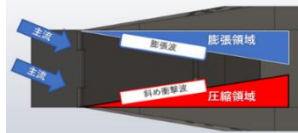


図13 横滑り角 β によるインテーク内部圧力

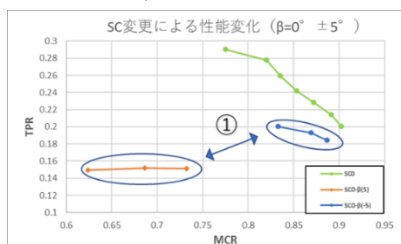


図14 横滑り角 β によるインテーク性能変化(SC0 $\beta=\pm 5^\circ$)

図14は、SC0におけるインテーク性能の変化である。

最も性能が良いのは、SC0($\beta=0^\circ$)であり、横滑り角の付与によりMCR、TPRが低下するのは従来の傾向と同様である。しかし、本来一致するはずのSC0($\beta=+5^\circ$)とSC0($\beta=-5^\circ$)は一致せず、10%以上のMCR差が存在する(1)。

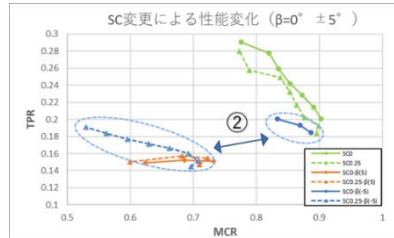


図15 横滑り角 β によるインテーク性能変化(SC0 & SC0.25)

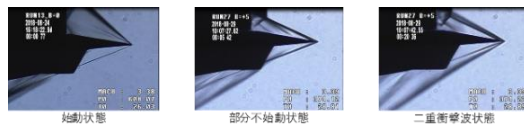
またSC0.25を点線で性能マップに記載すると、SC0.25($\beta=0^\circ$)、SC0.25($\beta=+5^\circ$)の値は、SC0($\beta=0^\circ$)、SC0($\beta=+5^\circ$)と非常に近い。

一方でSC0.25($\beta=-5^\circ$)の値は、SC0($\beta=-5^\circ$)より17%のMCR低下が確認された(2)。

ここで疑問点をまとめると、

- ① 横滑り角の符号により、インテーク性能が異なる。
- ② 横滑り角 $\beta=-5^\circ$ で、SCによる性能差が生じる。これらを衝撃波形状の変化から、考察する。

実験ではシュリーレン法による衝撃波可視化を行っており、観測できたインテークの衝撃波形状は大きく分けて3つに分類される。最もインテーク性能が高くなる始動状態、性能が低下する部分不始動状態、第一ランプ前方に二本の衝撃波が現れる二重衝撃波状態である。前述した疑問点①、②について、ノズル高さを変更した際の衝撃波形状変化に注目し、以下の図にまとめた。



SC type	横滑り角 β	ノズルスロット高さ(mm)								
		14	13	12	11	10	9	8	7	
① SC0	5	二重衝撃波							buzz	x
② SC0	-5	始動	buzz	x	x	x	x	x	x	
SC0.25	-5	部分不始動							buzz	

図16 衝撃波形状と変化

まず①について、SC0($\beta=+5^\circ$)では、インテークバズが発生するまでの間、二重衝撃波形状であり、インテーク性能は低い。

一方で、SC0($\beta=-5^\circ$)では始動状態であり、最も性能が発揮できる衝撃波形状である。つまり疑問点①の横滑り角 β の符号による性能変化は、衝撃波形状の違いによるものと考えられる。

②では、同一の横滑り角でありながら、SCの違いによりインテーク性能が異なることが示されている。この際、SC0($\beta=-5^\circ$)は始動、SC0.25($\beta=-5^\circ$)は部分不始動であり、衝撃波形状の違いが確認された。

つまり両者の差は、衝撃波形状の違いにより生じたと考えられる。

さらにオイルフロー試験により、①、②の状態におけるインテーク表面の流れを考察する。

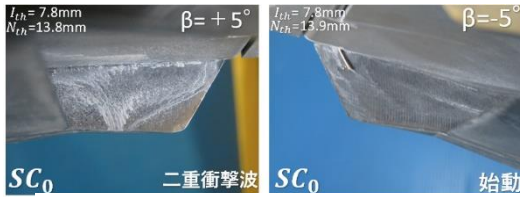


図 17 横滑り角 β の符号による、側壁流れの変化 (①)

横滑り角 β の符号のみ変更した①の SC_0 ($\beta = +5^\circ$) では、膨張領域に剥離が存在していた。(図 17 参照) 一方で、 SC_0 ($\beta = -5^\circ$) では始動状態であることから、剥離が確認できなかった。ここから二重衝撃波状態、始動状態といった衝撃波形状の違いにより剥離が生じ、流路を閉塞することで MCR が低下したと推測している。

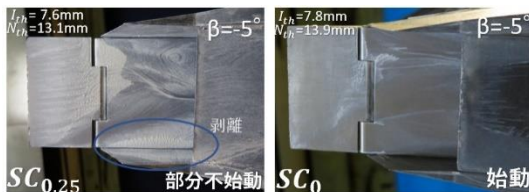


図 18 SC によるインテーク表面流れの変化 (②)

また②における、SC による同一横滑り角の性能差について、図 18 はエンジン下面の写真であり、インテークランプ表面の流れが確認できる。写真を見ると $SC_{0.25}$ ($\beta = -5^\circ$) では表面に巨大な剥離が目立ち、 SC_0 ($\beta = -5^\circ$) では剥離は確認できない。 $SC_{0.25}$ では漏れ出しによる剥離があり、流路を狭窄することで部分的な不始動を引き起こし、MCR が低下したと考えられる。

一方、 SC_0 ($\beta = -5^\circ$) では漏れ出しが存在しないことから、インテークは始動し高い MCR を維持したと言える。

以上の試験結果より、衝撃波形状の変化や剥離の有無により、インテーク性能が大きく変化することが示唆された。

5. 結果

本研究において、HIMICO 用インテークの迎角 α や横滑り角 β といった流入条件による性能変化、SC による性能変化を調査することが出来た。

(1) 迎角 $\alpha = \pm 2.5^\circ$ の条件において、 SC_0 ($\alpha = +2.5^\circ$) で MCR の最大値が 99%、TPR の最大値が 29% だった。 SC_0 ($\alpha = -2.5^\circ$) では MCR が 82%、TPR が 23% と減少しており、迎角による衝撃波転向角の変化が性能に影響している。一方、 $SC_{0.25}$ では漏れ出しによる MCR の低下により、性能が低下していた。

(2) 横滑り角 $\beta = \pm 5^\circ$ の条件において、 SC_0 ($\beta = \pm 5^\circ$)、 $SC_{0.25}$ ($\beta = \pm 5^\circ$) でインテーク性能を取得したところ、横滑り角の符号によるインテーク性能差、SC 減少によるインテーク性能の変化を確認した。これらはインテークの衝撃波形状の変化、インテーク表面の剥離に関連していると考えられる。

今後の展望としては、衝撃波形状の変化メカニズムを実験データ拡充により解明する必要がある。

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 2018-2037, 2020/2/20 閲覧
- [2] 田口秀之, 小林弘明, 小島孝之, 本郷素行, 佐藤哲也, 土屋武司, 津江光洋: 極超音速予冷ターボジェット機の飛行実験構想, 平成 27 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2015-039, 2016.
- [3] 宇宙航空研究開発機構, 極超音速統合制御実験 HIMICO 説明資料, 2018/5
- [4] 佐藤哲也, 田口秀之, 土屋武司, 津江光洋, 鈴木宏二郎, 中谷辰彌, 手塚聖, 松尾亜紀子, 宮路幸二, 藤川貴弘, 廣谷智成, 本郷素行, 小島孝之: 極超音速統合制御実験機(HIMICO)の飛行実験提案, 2019
- [5] 佐野正和, 極超音速統合制御(HIMICO)実験用インテークにおけるサイドクリアランスの影響, 平成 29 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2017-056, 2018.
- [6] 松尾一泰, 圧縮性流体力学, 理工学社, 2013.