

極超音速統合制御実験 (HIMICO) 用 インテークのサイドクリアランス変更による性能改善

Performance improvement by reducing the side clearance of the intake for High Mach Integrated Control Experiment (HIMICO)

○小倉 彰悟, 若林 祥, 千賀 崇浩, 森川 潤, 吉田 秀和, 佐野 正和, 佐藤 哲也 (早稲田大学)
田口 秀之, 小島 孝之 (JAXA)

Shogo Ogura, Sho Wakabayashi, Takahiro Chiga, Jun Morikawa,
Hidekazu Yoshida, Masakazu Sano, Tetsuya Sato (Waseda University)
Hideyuki Taguchi, Takayuki Kojima (JAXA)

1. 研究背景

近年, 世界の航空機による輸送需要は増大している. 特に長距離路線である国際線市場は, 今後も大きく成長すると推測されている[1]. しかし, 従来の航空機では飛行時間が長く, 航空機の更なる高速化が望まれている.

そのため宇宙航空研究開発機構 (Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA) では, 次世代の航空機として 2 時間で太平洋を横断する, マッハ 5 クラスの極超音速旅客機の開発が計画されている[2].

これまで我が国ではマッハ 5 クラスの極超音速旅客機に搭載する, 空気吸い込み式の予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, 地上での試験を通じて機体とエンジン, 各々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が出来た. しかし技術的な側面やコスト面での問題から, 実飛行環境下における機体/推進統合制御技術の実証機会は得られていない.

そこで JAXA および大学の共同で, HIMICO 計画が進行中である. HIMICO とは, 極超音速統合制御実験 (High Mach Integrated Control Experiment) の略である. HIMICO 計画では低コストかつ短期間での実験を可能にするため, 運用方法が確立している S-520 観測ロケットを用いて, 実験機の打ち上げを行い, マッハ 5 程度の飛行試験を行う.

本計画の目的は, 低コストかつ短期間での極超音速飛行試験手段の実証, それに伴う飛行試験の基礎技術 (Flying Test Bed) の確立である.

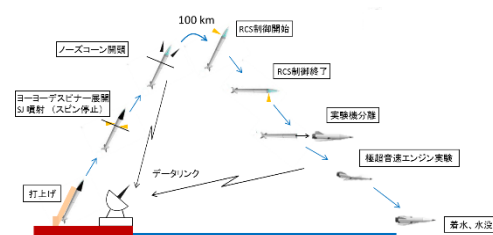


図 1.1 飛行試験概要図 [3]

飛行試験では, マッハ 5 で飛行中の極超音速機の姿勢変化とエンジンの推進力が相互に与える影響を取得し, 以降の設計手法に反映する. 観測ロケット S-520 を用いる関係上, 機体サイズに制約があり, 搭載エンジンはラムジェットエンジンとなっている.

現在は, HIMICO 計画に用いる機体, エンジン単体の性能調査を行っており, 2019 年度には地上における機体/推進統合制御試験を角田宇宙センター内の RJTF (Ram Jet Test Facility) において行う予定である.

本研究では, HIMICO 計画に用いられる実験機に搭載するラムジェットエンジンを研究対象としており, インテークランプのサイドクリアランスの縮小により, インテーク性能を向上させることを目的としている.

2. HIMICO 計画

2.1 実験機の概要

飛行試験に用いられる実験機は全長 1500mm であり、観測ロケット S-520 のフェアリング内に搭載することと電子機器の搭載性を考慮し、胴体は円形形状である。空力加熱による機体内部の温度上昇を抑えるため、SUS304 のフレームに 2 重のスキンを被せ、スキンの間にコルクの断熱材を挟んでいる。

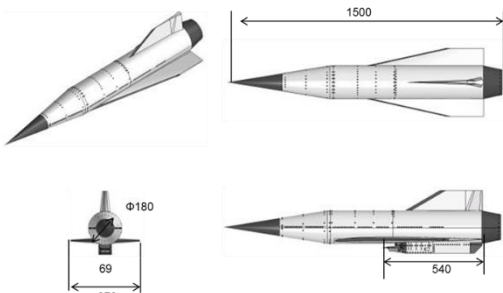


図 2.1 HIMICO 用実験機 [4]

実験機の下部には、全長 540mm のラムジェットエンジンが搭載されており、本研究ではこのラムジェットエンジンの性能調査を行っている。

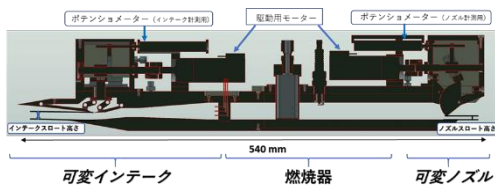


図 2.2 HIMICO 用ラムジェットエンジン

本エンジンの特徴は、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っていることである。インテーク、ノズルともステッピングモーターによって駆動され、ポテンショメータにより、インテークスロット高さとノズルスロット高さを計測している。主構造の材質は SUS316L であり、燃焼器内壁には断熱材として耐火コンクリート、ノズルには C/C 材を用いている。超音速風洞試験では、燃焼を伴わないため、同じ寸法の模擬断熱材（鉄製）を使用する。また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

本試験では、HIMICO 用ラムジェットエンジンのサイドクリアランスを変更して試験を行った。サイドクリアランスとは、インテーク側壁とランプの隙間幅であり、ランプを駆動した際に側壁と干渉しないようにしている。以前の試験ではサイドクリアランスを 1.00mm としていたが、本試験ではサイドクリアランスを 0.25mm に縮小したランプを使用した。

これは数値解析結果から提案されたものであり、高圧であるプレナム室からの漏れ出しを軽減し、ランプ上の剥離を抑制する目的で改修された [5]。

便宜上、サイドクリアランス 1.00mm のインテークランプを SC_{1.00} と、サイドクリアランス 0.25mm のインテークランプを SC_{0.25} と呼称する。

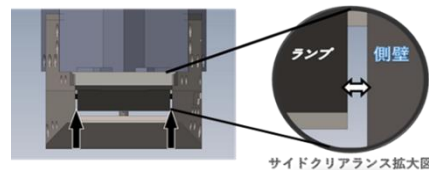


図 2.3 エンジン正面図

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う。2018 年 8 月 20 日～31 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。

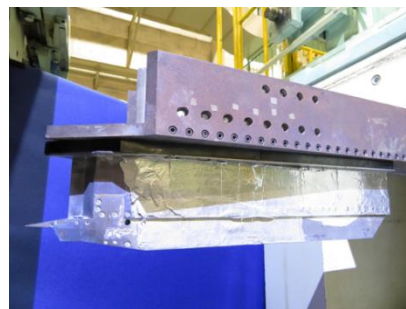


図 3.1 実験供試体

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)~(3.5)を用いて流量捕獲率(MCR)と全圧回復率(TPR)を算出した[6].

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することも可能である.

試験目的は以下の通りである.

- ① インテーク性能取得(横滑り角 $\beta=0^\circ, 2.5^\circ, 5^\circ$)
 サイドクリアランス幅を0.25 mmにしたSC_{0.25}において風洞試験を行い、インテーク性能(TPR, MCR)を取得.従来のSC_{1.00}と性能を比較し、サイドクリアランス変更による性能改善を調査する.供試体に横滑りを付与しない場合($\beta=0^\circ$), 横滑りを付与する場合($\beta=2.5^\circ, 5^\circ$)に分けて、試験を行った.

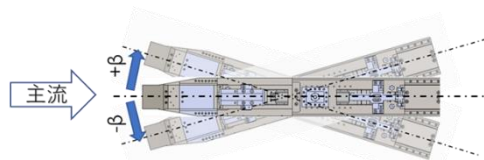


図 3.2 横滑り角 β の定義(エンジン上面図)

- ② 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.

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

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

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

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

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

4. 試験結果

4.1 SC_{0.25}とSC_{1.00}の性能比較(横滑りなし)

横滑りを付与しない場合のインテーク性能変化を考察する.以下の性能マップは、縦軸がTPR,横軸がMCRである.インテーク性能試験では、インテークスロート高さを決定し、ノズルを全開から全閉へと駆動させる.

性能マップに示されたプロットは、ノズル高さを変化させたときの計測値である.ノズル高さを下げる(ノズルを閉める)と、衝撃波の自励振動であるインテークバズが発生し、計測値が非定常となる.よってこれ以降のグラフでは、インテークバズが発生する直前の値までを掲載している.

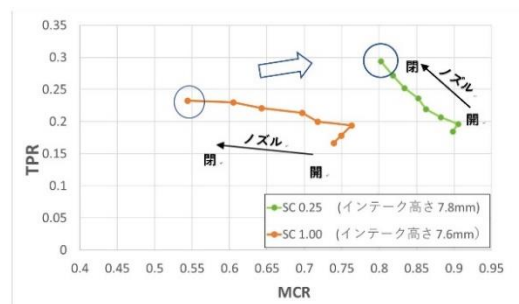


図 4.1 SC_{0.25}とSC_{1.00}のインテーク性能比較($\beta=0^\circ$)

図 4.1 を見ると TPR と MCR の両方の最高値は、SC_{0.25}がSC_{1.00}より高い値を表している.図中に○で示した TPR の最高点で比較すると、SC_{1.00}からSC_{0.25}に変更したことで、MCR が54%→75%に、TPR が23%→30%に上昇している.これは、サイドクリアランスを狭めたことで、プレナム室からの漏れ出しを軽減し、第二ランプ上の剥離を抑制したためと考えられている.

さらに本研究では、オイルフロー試験を行い、流れ(剥離と漏れ出し)を可視化した.それを用いて、SC_{1.00}とSC_{0.25}の剥離の有無について比較する.図 4.2 にSC_{1.00}のオイルフロー写真,図 4.3 にSC_{0.25}のオイルフロー写真を載せた.

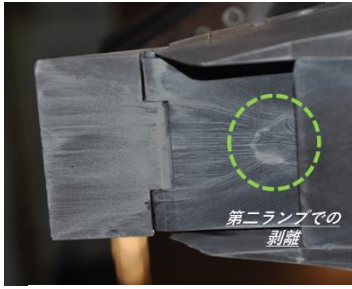


図 4.2 SC_{1.00}のオイルフロー

(インテーク高さ: 7.8mm ノズル高さ: 13.9mm)

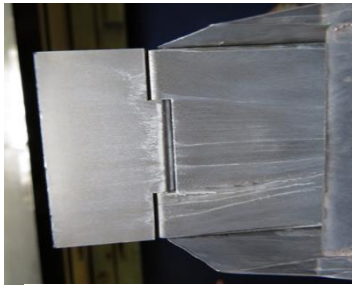


図 4.3 SC_{0.25}のオイルフロー

(インテーク高さ: 7.7mm ノズル高さ: 13.2mm)

オイルフローでは流れにおける剥離が、白いオイルの付着として表される。画像を比較すると、図 4.2 の SC_{1.00}のみ第二ランプ中央部に白いオイルの付着があり、剥離が存在することが分かる。しかし図 4.3 を見ると、SC_{0.25}の第二ランプには剥離が確認できない。

またオイルフローの流線を見ると、図 4.2 の SC_{1.00}では流線が狭くなっている。図 4.3 の SC_{0.25}では、流線はほぼ狭くなっていない。

4.2 SC_{0.25}とSC_{1.00}の性能比較 (横滑りあり)

横滑り角を付与した場合のサイドクリアランス変更 (SC_{1.00}⇒SC_{0.25}) に伴う、インテーク性能の変化について考察する。

本項目では、SC_{0.25}とSC_{1.00}の性能比較を、横滑り角 ($\beta=0^\circ, 2.5^\circ, 5.0^\circ$) の三種類で行う。以下に MCR とノズル高さの関係である、MCR 感度を掲載する。緑の線が SC_{0.25}、オレンジの線が SC_{1.00} である。グラフの縦軸は MCR、横軸がノズルスロット高さである。

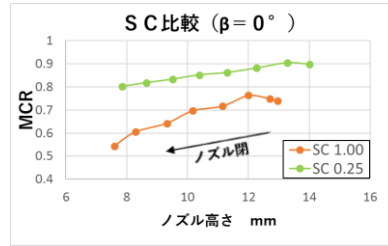


図 4.4 SC_{0.25}とSC_{1.00}の MCR 感度 ($\beta=0^\circ$)

(インテーク高さ SC_{1.00}: 7.6mm SC_{0.25}: 7.8mm)

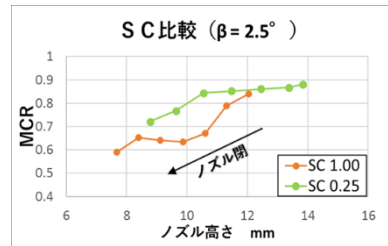


図 4.5 SC_{0.25}とSC_{1.00}の MCR 感度 ($\beta=2.5^\circ$)

(インテーク高さ SC_{1.00}: 7.8mm SC_{0.25}: 7.5mm)

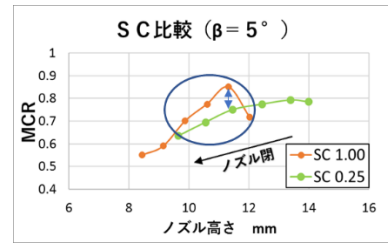


図 4.6 SC_{0.25}とSC_{1.00}の MCR 感度 ($\beta=5^\circ$)

(インテーク高さ SC_{1.00}: 7.8mm SC_{0.25}: 7.6mm)

図 4.4 を見ると横滑り角を付与しない場合、バズが発生するまでのノズル高さでは、SC_{0.25}が高い MCR を示している。MCR の最大差は 20.6% である。

図 4.5 では横滑り角 $\beta=2.5^\circ$ において、両者を比較すると、MCR の差は横滑り角を付与しない場合より縮まっているが、SC_{0.25}が依然として高い MCR を示している。MCR の最大差は 17.2% である。

図 4.6 の横滑り角 $\beta=5.0^\circ$ を付与した場合、SC_{0.25}よりSC_{1.00}が高い MCR を示している範囲が存在する。図中に示したノズル高さでは、サイドクリアランスを変更する前 (SC_{1.00}) が、サイドクリアランスを減少させたランプ (SC_{0.25}) より性能が良いことになる。これは当初の予想とは異なる結果である。MCR の性能

差は、-10.7%である。同様の傾向がTPRとノズル高さでも確認された。

ここで、SC_{0.25}の横滑り角 ($\beta=0^\circ, 2.5^\circ, 5^\circ$) のオイルフロー画像を比較すると、横滑り角 ($\beta=5^\circ$) のみ剥離が可視化された。

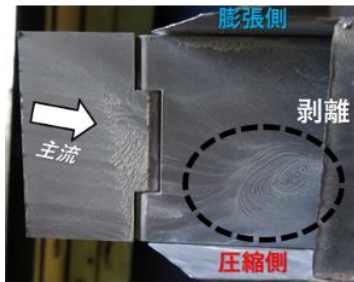


図 4.7 SC_{0.25}の横滑り角 ($\beta=5^\circ$) のオイルフロー
(インテーク高さ: 7.9mm ノズル高さ: 13.1mm)

図 4.7 を見ると、剥離は圧縮側に可視化されており、非常に大規模であることが分かる。HIMICO 用ラムジェットエンジンのインテークでは、横滑りを付与した通風を行った場合、側壁との干渉によってインテークの左右に圧縮領域、膨張領域が生じる。圧縮領域は高圧部、膨張領域は低圧部であるため、圧力分布が生じる。

横滑り角 ($\beta=5.0^\circ$) のみ、サイドクリアランスが広い SC_{1.00} が高いインテーク性能を示している。その原因が、横滑りによる圧力分布とサイドクリアランスへの流れ込みであると推測し、以下の仮説を立てた。

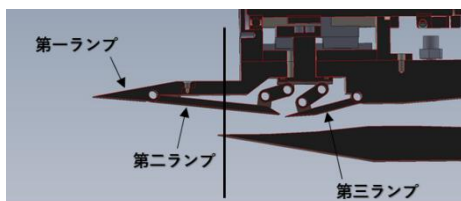


図 4.8 インテーク断面図 (エンジン側面図)

図 4.8 はインテークの断面図であり、図中の黒線で切断し、正面から見た図が図 4.9 である。

図 4.9 はエンジンの断面図であり、インテーク内部の流れを示している。中央に第二ランプがあり、その上部に高圧であるプレナム室、その下に流路がある。

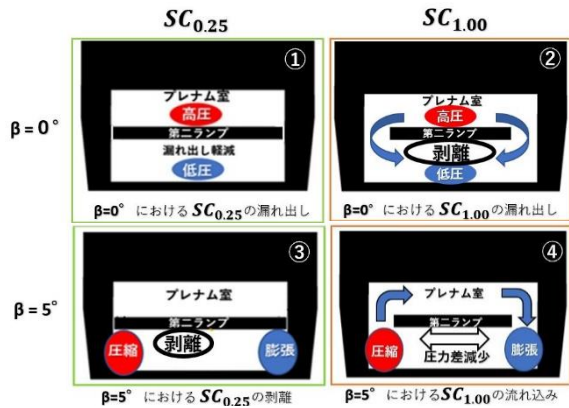


図 4.9 SC_{0.25}とSC_{1.00}のインテーク内部流れ ($\beta=0^\circ, 5^\circ$) [5]

図 4.9 の①、②は横滑りがない状態、つまり横滑り角 ($\beta=0^\circ$) でのインテーク内部の流れを示しており、③と④は横滑り角 5° の内部流れを表している。また左側の①と③はサイドクリアランス 0.25mm、②と④はサイドクリアランス 1.00mm を示している。

図 4.9 の①では、SC_{0.25}の横滑りが付与されていない状態である。サイドクリアランスがほぼないSC_{0.25}のインテークでは、流れ出しがほぼないため、剥離が起きず、設計通り性能向上をすることが出来た。そのため図 4.3 のSC_{0.25}では、プレナム室からの流れ出しを軽減したため、流路が圧迫されず、流線が狭くなっていない。つまりサイドクリアランスの縮小により、剥離を抑制したことが分かる。

図 4.9 の②においては、サイドクリアランスの広い SC_{1.00}のインテークでは、高圧であるプレナム室からサイドクリアランスを通じて流路への流れ出しが起き、図 4.2 では第 2 ランプ中央部分で剥離を引き起こしている。そのため、インテーク性能が低下していた。つまり横滑りを付与しない状況では、サイドクリアランスがほぼないSC_{0.25}が良い性能を発揮している。

一方、横滑り角 ($\beta=5^\circ$) を付与した流れである③と④では、インテーク内部に圧縮領域と膨張領域が発生するため、その影響を考慮する必要がある。

図 4.9 の③は、SC_{0.25}に横滑り角 ($\beta=5^\circ$) を付与した場合の内部流れである。この際、図 4.7 に示す様にインテーク内部に生じた高圧部である圧縮領域に剥

離が発生.インテーク性能が低下した.

図 4.9 の④では,サイドクリアランスが広いため,高圧である圧縮領域からプレナム室へ,プレナム室から膨張領域へと流れ込みが発生する.これにより圧縮領域と膨張領域の圧力差が減少し, $SC_{0.25}$ で発生していた剥離を抑制.結果として性能向上につながったと推測している.

今後,この仮説を検証するために,インテーク内部の左右の静圧を測定する予定である.

5. 結果

本研究において,HIMICO用インテークのサイドクリアランスを縮小(1.00mm→0.25mm)したことにより,以下の知見を得た.

(1) 横滑り角 ($\beta=0^\circ$) を付与しない場合

サイドクリアランスの縮小により,高圧部であるプレナム室からの漏れ出しを防ぎ,インテーク性能であるMCR,TPRが向上した.

(MCR: 54%→75% , TPR: 23%→31%)

(2) 横滑り角 ($\beta=2.5^\circ, 5^\circ$) を付与した場合

横滑り角 ($\beta=2.5^\circ$) では,サイドクリアランスの縮小により,最大でMCRが17.2%上昇した.

一方,横滑り角 ($\beta=5^\circ$) では,サイドクリアランスの縮小は,流路に大規模な剥離を発生させ,インテーク性能の低下を引き起こすことが示唆された.最大で,MCRは10.7%低下している.

これらの結果から,サイドクリアランスの縮小によるインテーク性能の増減は,横滑り角により変化すると考えられる.

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, 2018/2/20 閲覧.
- [2]H.Taguchi et al., Research on hypersonic aircraft using pre-cooled turbojet engines , Acta Astronautica73(2012),164-172.
- [3]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 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.
- [4]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
- [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.