

# 極超音速統合制御実験機(HIMICO)用ラムジェットインテークの抽気形態に関する研究

## Experimental Study on the Bleed air of the Ramjet-Intake for High Mach Integrated Control Experiment (HIMICO)

○藤森勇輝, 藤井愛実, 干谷祐輔, 栗原宥希, 田中凜太郎, 佐藤哲也(早稲田大学)  
田口秀之, 小島孝之, 高橋英美, 大木純一(JAXA)

Yuki Fujimori, Manami Fujii, Yusuke Hoshiya, Yuki Kuwabara, Rintaro Tanaka, Tetsuya Sato (Waseda University)  
Hideyuki Taguchi, Takayuki Kojima, Hidemi Takahashi, Junichi Oki (JAXA)

Keywords: ramjet engine, ramjet intake, bleed air, Side Clearance

### Abstract

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) and universities have been launching High Mach Integrated Control Experiment, "HIMICO," as the first stage in the development plan for a Mach 5 class hypersonic aircraft. Wind tunnel tests under the Mach 3.4 condition were conducted at JAXA Sagami campus for researching the performance of the ramjet-intake for HIMICO. In this research, the three types of the bleed systems with different Side Clearance (SC), which are side slits between the 3rd ramp and side walls, are investigated. As a result of the experiment, the mass capture ratio and total pressure recovery performances deteriorate by adding SC of the 3rd ramp. It is concluded that this is because the spillage flow through SC flows backward from the bleed slit between the 2nd ramp and 3rd ramp. With the angle of the sideslip, the performance of SC of 1.0 mm is higher than SC of 0.25 mm, which is against the performance with no angle. This is due to the reduction of asymmetry because of the increasing flow rate through the 3rd ramp SC.

### 1. 序論

近年航空輸送産業の需要は増加傾向にあり,特に大陸間の移動など長時間の航空輸送においては,旅客への負担などの問題から航空機の高速化や利便性の向上が必要視され,世界各国で超音速旅客機の研究が日々進められている.宇宙航空研究開発機構(Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA)では,大学と共同でマッハ5クラス極超音速旅客機の実現を目指した研究が進められており,その第1段階として極超音速統合制御技術の確立を目的とした極超音速統合制御実験(High Mach Integrated Control Experiment, HIMICO)計画が進められている.<sup>[1]</sup> HIMICO計画では,運用方法が確立している観測ロケット S-520 の先端に1.7mの実験機を搭載し,極超音速環境下で飛行実験を行うことを提案している.

HIMICO 計画の最終目的である飛行試験では,HIMICO 実験機を観測ロケットから分離し,高迎角の引き起こし飛行を行った後,水素燃料のエンジンを点火させマッハ5での飛行を行い,データを取得する計画となっている.(図1)<sup>[2]</sup>そのため HIMICO には基本姿勢以外にも様々な姿勢が想定される.先行研究において HIMICO に搭載されるラムジェットエンジンに迎角,横滑り角を付与してインテーク性能を取得することによって,迎角,横滑り角を付与した際のインテーク性能の特徴を明らかにしてきた.<sup>[3]</sup>

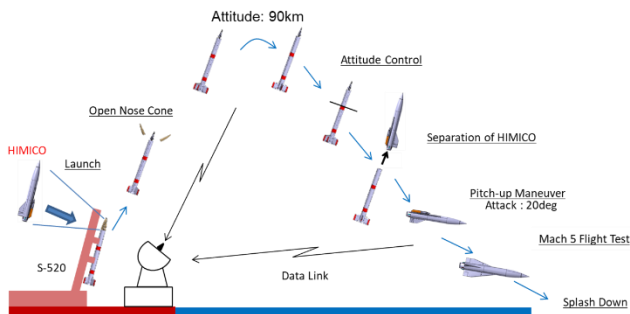


図1 HIMICO 計画における飛行試験概要図<sup>[2]</sup>

また, HIMICO のインテークでは, ランプを駆動させるため, ランプとカウル間にサイドクリアランス(SC)と呼ばれる隙間が存在し,それが HIMICO 特有の抽気形態を生じさせる.先行研究によって,特定のサイドクリアランスを用いた抽気形態(Hybrid SC<sup>[4]</sup>後述)を用いることで性能向上とインテークバズと呼ばれる圧力の自励振動現象<sup>[5]</sup>を抑制することができることが分かっている.

今回は,Hybrid SC の更なる性能向上と流れ場の解明を目的として,JAXA 宇宙科学研究所(ISAS)の高速気流総合実験設備を使用し,Hybrid SC のインテーク性能取得および流れ場を調査した.また,抽気形態による性能比較を行い,特徴をまとめた.

### 2. 実験概要

図2に HIMICO に搭載されるラムジェットエンジンの概要図を示す.最終的に実現する極超音速旅客機には予冷ターボジェットエンジンの搭載が予定されており,HIMICO に搭載されているラムジェットエンジンはこの予冷ターボジェットエンジンのサブスケールモデルを想定して設計されている.図に示したラムジェットエンジンは全長540mm,高さ110mm,幅68mmであり,可変インテーク,燃焼器,可変ノズルから構成されている.可変インテークは第1ランプ,第2ランプ,第3ランプ,下部カウル,側壁で構成されている.

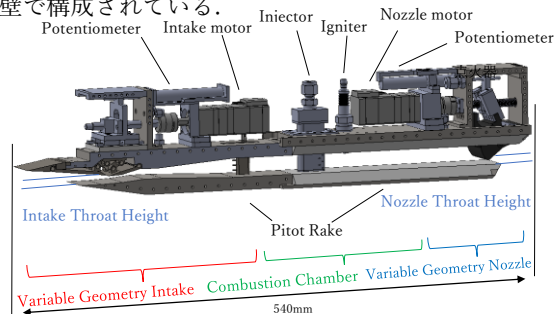


図2 ラムジェットエンジン概要図(側壁を外した状態)

可変ノズルはモーターによって駆動し、ノズルスロート高さ(NTH)を 14 mm(100%)-2.7 mm(19%)の間で変化させることができる。また、インテーク側壁に 9 箇所の流路内静圧, 1 箇所のプレナム室圧力, 3 箇所の出口空気静圧の計測点(センサー: ESP-32HD)を設け, 出口非定常圧力(センサー: XCS-180)と出口全温(K 型熱電対)もそれぞれ計測している。この計測したデータから式(1), 式(2)<sup>[6]</sup>を用いてインテーク性能を評価するパラメータである流量捕獲率 MCR と全圧回復率 TPR を導出した。

$$MCR = \frac{\text{エンジン流入流量}}{\text{インテーク前方投影面積通過流量}} \quad (1)$$

$$TPR = \frac{\text{インテーク出口全圧}}{\text{主流全圧}} \quad (2)$$

実験では、風洞気流静定後に段階的にノズルスロートを絞っていくことでインテーク背圧を上昇させ、計測を行った。また、オイルフロー法により、インテーク壁面の流れ場を可視化し、同時にシュリーレン法により、衝撃波を可視化し、カメラ撮影を行った。

次に HIMICO 特有の抽気形態であるサイドクリアランスについて述べる。サイドクリアランス(以降 SC と記述)とは、図 3 に示したインテークの第 2・第 3 ランプと側壁の間に存在する隙間で、インテーク駆動時の摩擦による駆動力を軽減するために施されている。SC 幅の違いに伴い、インテーク特性が変化することは先行実験や CFD による数値解析で明らかとなっている。<sup>[7-8]</sup> 先行研究で、第 2, 第 3 ランプとも SC 幅 0.25 mm のインテーク SC0.25 ではプレナム室から第 2 ランプ SC を通しての漏れ出しによる性能低下(図 4), が問題視されていた。一方、SC によって、背圧の上昇が抑えられインテークバズへの遷移が遅くなるという利点も確認された。

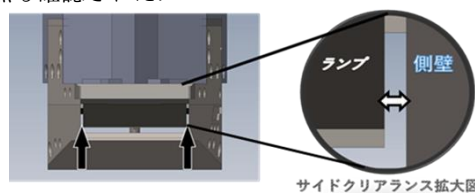


図 3 サイドクリアランス(インテーク正面図)<sup>[4]</sup>

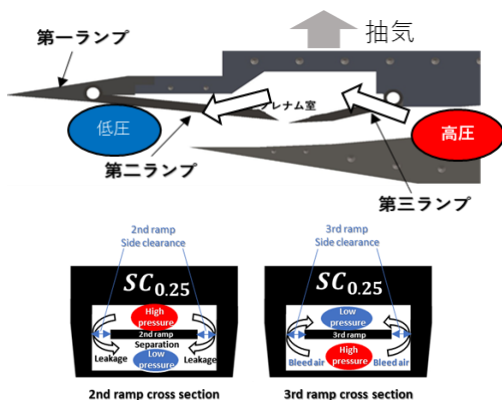


図 4 SC0.25 における SC からの漏れ出し

そこで、第 2 ランプ SC を 0 mm とし、第 3 ランプ SC のみ 0.25 mm とした Hybrid SC を提案した。Hybrid SC は第 2 ランプ SC からの漏れ出しがなく、SC0.25 で確認された性能低下を防ぐことができ、また第 3 ランプ SC を通してプレナム室へ空気を流入させることによって背圧の上昇を防ぎ、バズへの遷移を抑制できると考えられる。(図 5)

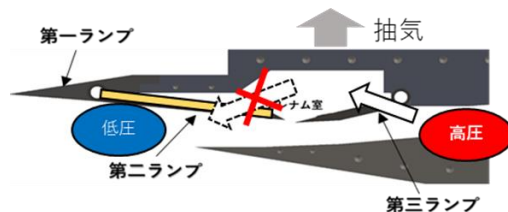


図 5 Hybrid SC の構造と流れの概要図

先行実験によって、Hybrid SC は SC0.25 と比較して性能が向上し、SC0 と比較してインテークバズを抑制することができることが確認された。本研究では Hybrid SC について更なる性能向上と Hybrid SC における流れ場の解明を目的として、第 2 ランプ SC をなくし、第 3 ランプ SC 幅を変化させた 3 形態 (0 mm, 0.25 mm, 1.00 mm) を比較、調査した。以降それぞれの形態を SC0, HSC0.25, HSC1.00 と呼称する。

実験は 2021 年 7 月 5 日~7 月 21 日に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を用いて行った。主流マッハ数, 主流全温, 主流全圧はそれぞれ 3.4, 300 K, 374 kPa とした。また、HIMICO の飛行試験においては基本姿勢以外にも様々な姿勢が想定されるため、性能取得の際には主流の流入角度として迎角, 横滑り角を適宜変更して行った。図 6, 図 7 に迎角, 横滑り角それぞれの定義図を示す。



図 6 エンジンに付与する迎角の定義図<sup>[2]</sup>

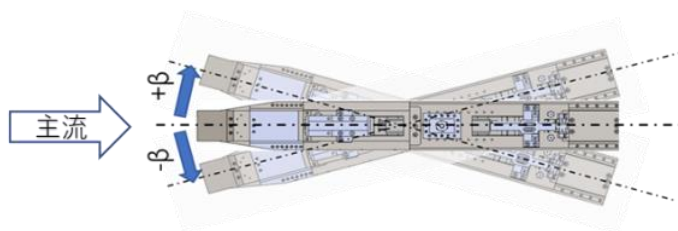


図 7 エンジンに付与する横滑り角の定義図<sup>[2]</sup>

### 3. 結果と考察

#### 3.1 第3ランプSCが性能に与える影響

図8にSC0, HSC0.25, HSC1.00のMCR-TPRマップを示す。SC0が最もMCR, TPRが良く, TPRの最高値を取った時のMCRで比較すると, HSC0.25, HSC1.00の性能はSC0と比較してそれぞれ-6.0%, -9.6%のMCRの低下が見られる。最大TPRに関してはSC0と比較して, HSC0.25, HSC1.00はそれぞれ+2.3%, -11%となった。SC0と比較した際のHybrid SCの性能低下の原因として, 第2ランプと第3ランプの間のスリット(以降抽気スリットと呼称)を通して, プレナム室からメイン流路への逆流が考えられる。本インテークには第2ランプと第3ランプの間に境界層を吸い込むためのスリットが設けられている。このスリットは境界層を吸い込むことによるインテーク性能の向上を目的として導入されており, 境界層を吸い込むことによるインテーク性能が向上するという点については一定の見解が既に確立されている。<sup>[9-10]</sup>HIMICOのインテークではノズルを絞り, インテーク背圧が上昇していくにつれて第3ランプからプレナム室への空気流入量が増加していく。図9に示すように, 始めは抽気スリットからもプレナム室へ空気が流入していくが, 第3ランプからの空気流入量が増加していくにつれて, プレナム室から抽気スリットを通して流路へ漏れ出していると考えられる。図10にSC0, HSC0.25, HSC1.00それぞれのオイルフロー画像を示す。図10を見ると, SC0では見られない, 抽気スリット部における流れの転向が見られる。すなわち, プレナム室から抽気ス

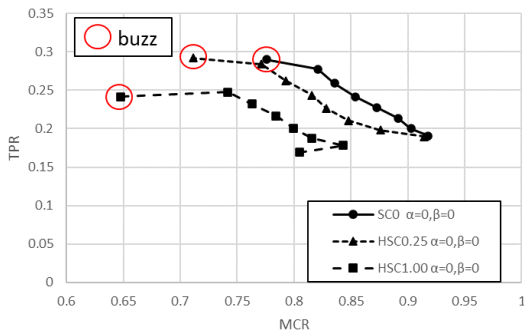


図8 SC0, HSC0.25, HSC1.00 MCR-TPR

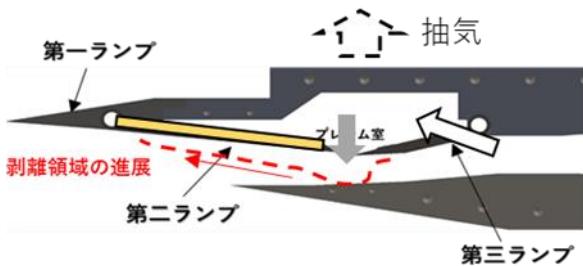


図9 抽気スリットからの漏れ出しの概略図

リットを通して流路へ空気が漏れ出していることが確認できる。また, この漏れ出しによる剥離が第2ランプ前方へ進展しているのが確認できる。この進展した剥離によってインテークの流路が狭まり, 結果としてMCRの低下を引き起こしたと考えられる。

#### 3.2 横滑り角を付与した際の性能比較

次にSC0, HSC0.25, HSC1.00のそれぞれのインテークに横滑り角を付与した際の結果を図11に示す。なお, 横滑り角の定義については図7に示す通りである。性能としてはSC0が最も良く, TPRの最高値を取った時のMCRで比較するとHSC0.25, HSC1.00の性能はSC0と比較してそれぞれMCRが-29%, -21%の性能低下が見られる。TPRに関してはSC0と比較して, HSC0.25, HSC1.00の性能はそれぞれ-38%, -32%の低下である。以上の結果からHybrid SCのインテーク性能は横滑り角を付与するとSC0と比較して顕著に性能が低下することがわかる。この原因としては3.1項で説明した第2ランプと第3ランプの間のスリットからの漏れ出しが同様に考えられるが, ここでHSC0.25とHSC1.00の性能について着目すると, 横滑り角を付与しない, 基本姿勢の際には性能がSC0 > HSC0.25 > HSC1.00の順番で良かったが, 横滑り角を付与した場合には, 性能がSC0 > HSC1.00 > HSC0.25の順番で良く, 横滑り角の付与によって性能が逆転している。この原因として, サイドクリアランスによる流れ場の非対称性が解消したことが考えられる。図12にHIMICOインテークに横滑り角を付与した際の流れ場の概略図を示す。

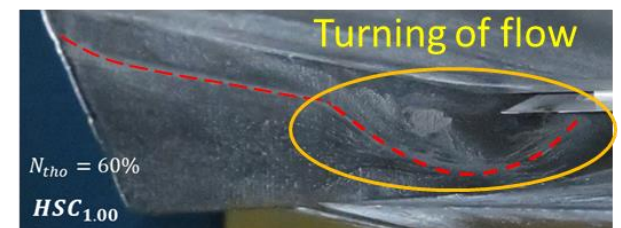
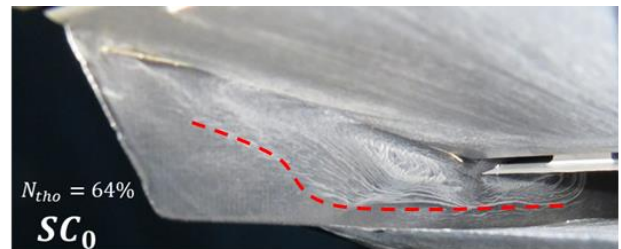


図10 抽気スリットからの漏れ出し(オイルフロー)

横滑り角を付与するとインテークの左右で膨張領域と圧縮領域が発生する.HSC1.00はHSC0.25よりも第3ランプSCが大きく,プレナム室への空気の流入量が多い.よって,図13に示すように横滑り角を付与した場合に圧縮領域側からプレナム室を通して膨張領域側への空気の流入がHSC0.25よりもHSC1.00の方が多くなり,結果として膨張領域側と圧縮領域側の圧力差が減少し,左右の非対称性が軽減することによって性能が改善したと考えられる.

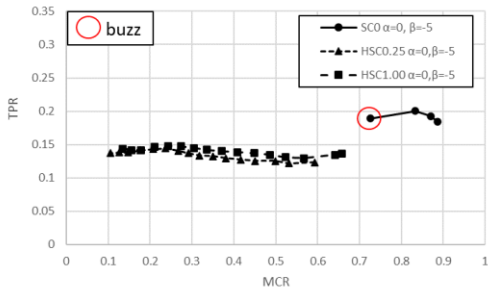


図 11 SC0, HSC0.25, HSC1.00 MCR-TPR ( $\beta = -5^\circ$ )

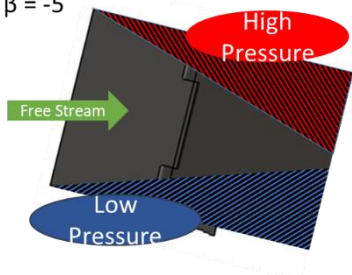


図 12 第1ランプ・第2ランプ上の膨張領域と圧縮領域

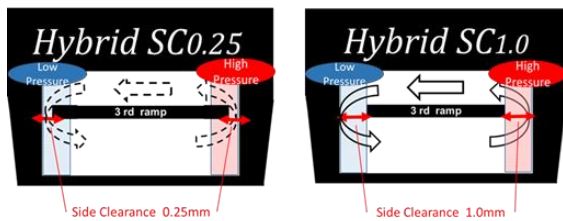


図 13 インテーク正面図(第3ランプ付近の断面図)

表 1 SC0, HSC0.25, HSC1.00 の特徴

	SC <sub>0</sub>	HSC <sub>0.25</sub>	HSC <sub>1.00</sub>
2nd ramp SC	0	0	0
3rd ramp SC	0	0.25	1.0
特性	◎	○	△
始動性	△	◎	○
横滑り特性	◎	△	○
抽気スリット部 流れ出し	×	○	○

#### 4. 結論

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を用いて HIMICO 用ラムジェットインテークの Hybrid SC(第2ランプサイドクリアランス幅:0mm, 第3ランプサイドクリアランス幅: 0.25mm, 1.00mm)の性能を取得し,SC0(サイドクリアランス幅:0mm)の性能と比較を行うことで,以下の知見を得た.

(1) 第3ランプSC幅のみを変化させた場合の性能は基本姿勢(迎角,横滑り角なし条件)において

$$SC_0 > HSC_{0.25} > HSC_{1.00}$$

の順番となった.この理由として Hybrid SC では第2ランプと第3ランプの間に設けている抽気スリットからの流れ出しが原因であると考察した.

(2) 第3ランプSC幅のみを変化させた場合の性能について横滑り角を付与した際の性能は

$$SC_0 \gg Hybrid\ SC_{1.00} > Hybrid\ SC_{0.25}$$

の順番となった.2種類の Hybrid SC の性能の順番が基本姿勢の時の性能と逆転している理由として,横滑り角を付与することによって形成される膨張領域側と圧縮領域側の圧力差が第3ランプのサイドクリアランス幅を増加させることで減少し,左右の圧力の非対称性が軽減することによって性能が改善したと考察した.

以上の知見を踏まえて,3種類のサイドクリアランス形態の特徴をまとめたものを表1に示す.

#### 参考文献

- [1] 佐藤哲也 他, “S520 観測ロケットを用いた極超音速統合制御実験(HIMICO)の提案,”第1回観測ロケットシンポジウム,2018.
- [2] 田口秀之, “極超音速旅客機の実現を目指した研究開発,”宇宙航空研究開発機構 航空技術 No.768, 2019.
- [3] 小倉彰悟 他, “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,”平成29年度宇宙輸送シンポジウム, 2017.
- [4] 小倉彰悟 他, “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および主流流入角が性能に及ぼす影響,”宇宙航行の力学シンポジウム, 2020.
- [5] 藤井愛実 他, “極超音速統合制御実験(HIMICO)用インテークで発生するバズ現象に関する実験的研究,”日本機械学会, 2021.
- [6] 若林祥 他, “風洞試験による極超音速統合制御実験(HIMICO)用ラムジェットエンジンの横滑り特性の調査,”平成29年度宇宙航行の力学シンポジウム,2017.
- [7] 小倉彰悟 他, “極超音速統合制御実験(HIMICO)用インテークにおけるサイドクリアランスが内部流れに

及ぼす影響,”流体力学講演会, 2020.

[8] M. Sano et al, "Numerical Analysis of the Effect of Sideslip on the Supersonic Intake for High Mach Integrated Control Experiment(HIMICO)," Asian Joint Conference on Propulsion and Power (AJCPP) , 2020.

[9] G. K. Suryanarayana et al, "Image analyses of supersonic air-intake buzz and control by natural ventilation," 2017.

[10] Bobby W. Sanders,et al,"EFFECT OF BLEED-SYSTEM BACK PRESSURE AND POROUS AREA ON THE PERFORMANCE OF AN AXISYMMETRIC MIXED-COMPRESSION INLET AT MACH 2.50," NASA TECHNICAL MEMORANDUM (NASA TM X-1710), 1968.