

極超音速統合制御実験(HIMICO)用 ラムジェットインテークに関する実験的研究 Experimental Study on the Ramjet-Intake Characteristics for High Mach Integrated Control Experiment (HIMICO)

○藤森勇輝,小倉彰悟,藤井愛実,干谷祐輔,佐藤哲也(早稲田大学)

田口秀之,小島孝之,大木純一(JAXA)

Yuki Fujimori, Shogo Ogura, Manami Fujii, Yusuke Hoshiya, Tetsuya Sato (Waseda University)

Hideyuki Taguchi, Takayuki Kojima, Junichi Oki (JAXA)

1. 研究背景

宇宙航空研究開発機構 (Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA) では、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、大学と共同で機体/推進統合制御技術、巡航技術、加速技術という各段階に分けて技術実証を行うことが提案されている。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。^[1] 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 級の実験機を搭載し、極超音速環境下で飛行実験を行うことを提案している。



図1 極超音速旅客機の実用化に向けた研究構想

現在は、2024 年の実施を提案している飛行実験に向けて HIMICO 実験機の機体、エンジン単体それぞれについて風洞実験および解析によって性能取得を行っている。本発表では、実験機に搭載されるラムジェットエンジンのインテークについて、サイドクリアランスの変化や迎角と横滑り角が性能に与える影響について述べる。

2. HIMICO 計画

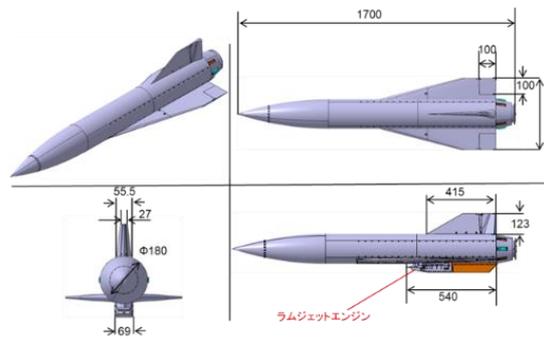


図2 HIMICO 実験機概要図

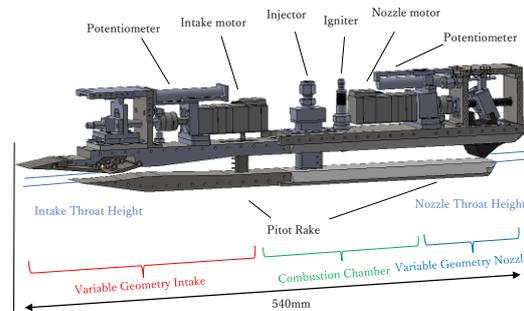


図3 HIMICO 用ラムジェットエンジン概要図

図2に示した HIMICO 実験機については、機体の主な材質をチタン系の材料(Ti-6Al-4V)で制作することが検討されている。また、スキンが二重になっていて、スキンの間にコルクの断熱材を挟み、機体内部の温度上昇を抑制する構造となっている。

図3に示したラムジェットエンジンは、インテークとノズルをモーターによって動かすことで、スロート高さを調節し、衝撃波やエンジン内部圧力(インテーク背圧)の制御を行えるようになっている。

3. 超音速風洞試験

2020年8月17日~8月21日,及び2020年11月30日~12月11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において,ラムジェットエンジンの性能取得を行った.本試験目的は以下の通りである.

(1) サイドクリアランス幅による影響の調査

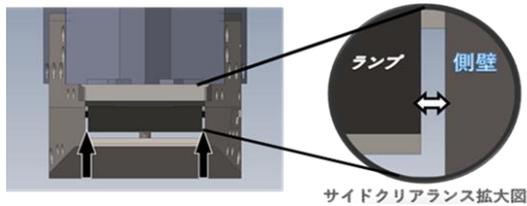


図4 インテーク正面断面図^[2]

サイドクリアランス(以降SCと記述)とは,図5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.今までの研究で,SC幅0.25mmのインテーク,SC0.25では第2ランプからの漏れ出しによる性能低下,SC幅0mmのインテーク,SC0では背圧の上昇ともなうバズへの遷移の早さが問題視されていた.

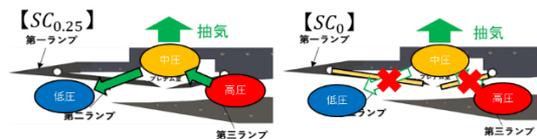


図5 各インテーク形態の流れの概要図

そこで本試験では,SC0.25とSC0の問題点の改善として,第2ランプをSC0,第3ランプをSC0.25とするHybrid SCにおける性能取得を行うことを目的とする.Hybrid SCは第2ランプSCを塞いでいるため,漏れ出しが生じることがなく,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,プレナム室から抽気孔を通して抽気を行うことにより背圧の上昇を防ぎ,バズへの遷移を抑制できると考えられる.(図6参照)

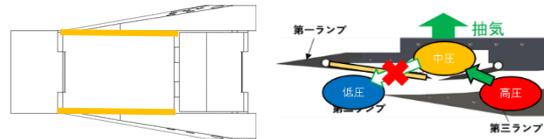


図6 Hybrid SCの構造と流れの概要図

(2) 迎角と横滑り角の同時付与時の性能取得

実際の飛行試験では,実験機の姿勢により,インテークに迎角と横滑り角が付与される.今までは,エンジンに迎角,横滑り角を単独で付与した際の性能取得を行って来たが,本試験では,迎角+2.5度と横滑り角±5度を同時に付与した際のインテーク特性を調査することを目的として試験を行った.迎角と横滑り角の定義について図7,図8にそれぞれ示す.



図7 エンジンに付与する迎角の定義図^[2]

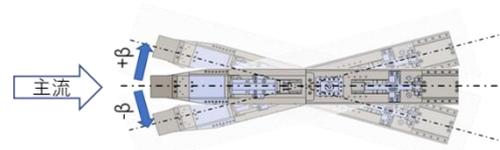


図8 エンジンに付与する横滑り角の定義図^[2]

またインテーク性能を評価するパラメータとしてMCRとTPRを式(1),式(2)^[3]から導出した.

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

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

4. 実験結果と考察

まずHybrid SCの性能について述べる.図9に性能マップ,表4.1に作動状態を示した.Hybrid SCの性能はSC0.25を基準として相対的に,最大値MCRは14.1%,最大値TPRは13.1%上昇している.また,表1を見ると,ノズルスロット高さに対して始動範

囲が SC0 では 14~9mm であるのに対して,Hybrid SC では 14~8mm で 1.2 倍に広がり,バズへの遷移が遅延していることが確認できる。

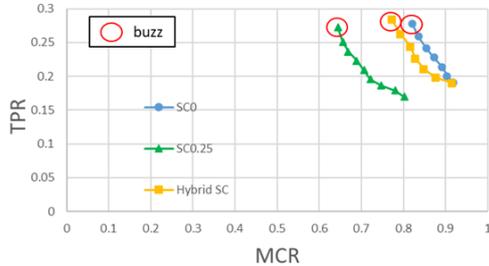


図9 各 SC の性能マップ(MCR-TPR)

表1 各 SC のインテーク作動状態

SC	α deg	β deg	Nozzle Throat Height mm		
			14~9	8	7~3
0	0	0	start		buzz
0.25	0	0	start		buzz
Hybrid	0	0	start		buzz

以上のことから,Hybrid SC は当初の予想通り SC0.25 で生じていた第 2 ランプからの漏れ出しによる性能低下および SC0 で生じていたバズへの遷移の早さという問題を改善することができた。

次に迎角と横滑り角を同時に付与した際の性能について述べる.今回は SC0.25 のデータを用いて比較を行った.図 10 に迎角および横滑り角を付与した際の性能をまとめたものを示す.また表 4.2 に迎角 $\alpha=0^\circ$ 横滑り角 $\beta=0^\circ$ の性能との性能差を最大値について割合で示したものを示す.表 3 に各条件における作動状態を示す。

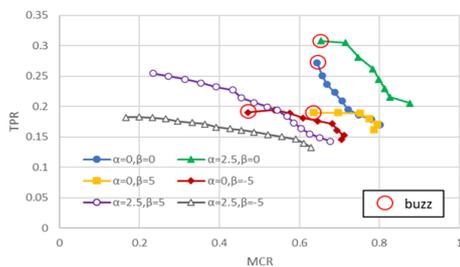


図10 SC0.25 における性能マップ(MCR-TPR)

表2 $\alpha=0^\circ$ $\beta=0^\circ$ との性能差

	$\alpha(2.5)$	$\beta(-5)$	$\alpha+\beta$
MCR	+7.5%	-9.8%	-17%
TPR	+3.6%	-2.5%	-3.7%

表3 SC0.25 のインテーク作動状態

α deg	β deg	Nozzle Throat Height mm					
		14~8	7	6.5	6~4	3.5	3
0	0	start			buzz		
2.5	0	start			buzz		
0	-5	unstart			buzz		double shock
2.5	-5				double shock		

表 2 から,迎角を単独で付与した際は MCR,TPR がともに上昇している.MCR については $\alpha=0^\circ$ と比較するために式(1)の計算で用いた前方投影面積を統一していることによるもので,本来の迎角付与時の前方投影面積を式(1)に代入して計算すると $\alpha=0^\circ$ に比べて MCR が低い値を取っていることが確認されている.また,TPR に関しては第 1 ランプから生じる衝撃波が迎角を付与することによって強くなり,結果として終端衝撃波が弱くなることで TPR が上昇していると考えられる.図 11 に示した①~⑤の圧力 $P_1 \sim P_5$ の圧力比の関係を理論上計算し,まとめたものを表 4 に示す。

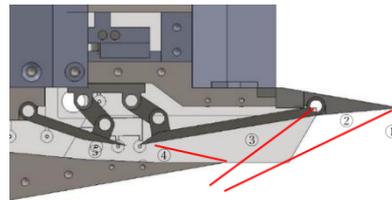


図11 迎角付与時の圧力比の位置関係

表4 全圧比の関係(迎角比較)

迎角 α [deg]	0	2.5
P_1	1	1
P_2	0.9932	0.9782
P_3	0.9874	0.9630
P_4	0.9530	0.9142
P_5	0.5184	0.6051

横滑り角を単独で付与した際は MCR,TPR がともに減少している.MCR に関しては横滑り角付与による第 2 ランプ膨張領域側の SC からの漏れ出しの増加による剥離の増大(図 12 参照)が原因となって MCR を低下させていると考えられる.TPR に関しては図 11 に示した渦によるエネルギー損失や,剥離による衝撃波角の変化など,様々な原因が重なった結果として性能が低下していると考えられる。

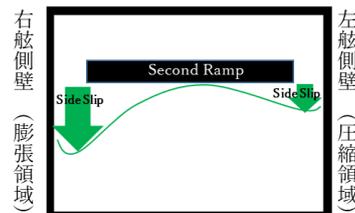


図12 横滑り角付与時の SC からの漏れ出し

迎角と横滑り角を同時に付与すると,性能がより低下(MCR:-17% TPR:-3.7%)していることが確認できる.図 13 に迎角・横滑り角付与時におけるオイルフロー画像を示した.オイルフロー画像から迎角と横滑り角を同時に付与した際は横滑り角を単独付与した時に生じていた圧縮領域側の渦(黄点線で囲まれた部分)が消失し剥離が増大していることが確認できる.これが漏れ出しを増加させ,MCR を低下させた原因の 1 つだと考えられる.

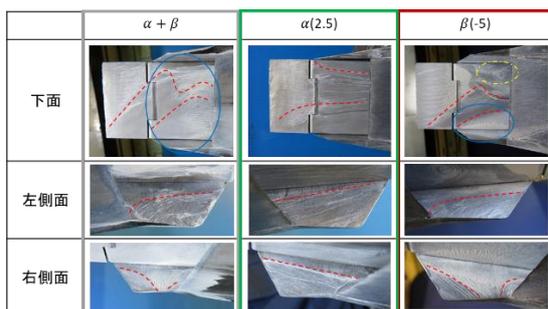


図 13 迎角・横滑り角付与時のオイルフロー

次に,表 3 に示したインテーク作動状態から分かるように迎角と横滑り角を同時付与することによって迎角や横滑り角を単体で付与した際には始動 or バズだったものが二重衝撃波へ変化しているのが確認できる.二重衝撃波とは HIMICO 特有のインテーク状態で第 1 ランプ先端における剥離が奥行き方向によって生じる箇所と生じない箇所が存在するため生じる衝撃波構造である(図 14 参照).二重衝撃波は終端衝撃波がインテーク外部に存在し,かつ第 1 ランプでの衝撃波が 2 種類存在しているため始動や不始動といったインテーク作動状態と比べて低い TPR になることが今までの実験で分かっている.この衝撃波構造の変化によって結果として TPR を低下させたと考えられる(図 15 参照).

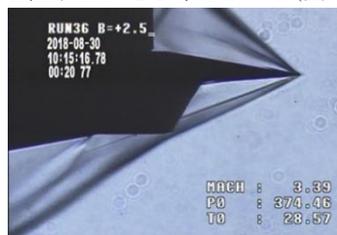


図 14 二重衝撃波のシュリーレン画像

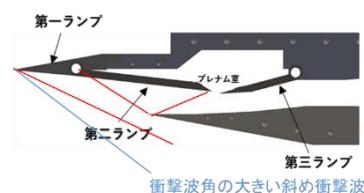


図 15 インテークの衝撃波構造

5. 結論

本研究において,以下の知見を得た.

(1) HIMICO 用インテークのサイドクリアランス(第 2・第 3 ランプと側壁の間に存在する隙間)幅を第 2 ランプで 0mm,第 3 ランプで 0.25mm にすることで第 2 ランプからの漏れ出しによる性能低下およびバズへの遷移の早さという問題を改善することができた.(MCR(流量捕獲率):80%→91% TPR(全圧回復率):17%→19%) (始動範囲:14~9mm→14~8mm(ノズルスロート高さ))

(2) HIMICO 用インテークに迎角と横滑り角を同時に付与した際の性能は迎角と横滑り角を単独で付与した際の性能低下よりもさらに低下した.MCR(流量捕獲率)の低下の原因として第 1・第 2 ランプに生じる剥離の増大が考えられる.TPR(全圧回復率)の低下の原因としてインテーク作動状態が二重衝撃波(第 1 ランプ先端における剥離が奥行き方向によって生じる箇所と生じない箇所が存在するため生じる衝撃波構造)に変化したことが考えられる.

参考文献

- [1] 佐藤哲也, “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] 小倉彰悟, “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.
- [3] 若林祥, “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.