

# 極超音速統合制御実験機(HIMICO)のノーズ形状が エンジン周囲流に及ぼす影響

○田中寛之（早大院），田口秀之，廣谷智成，大木純一（JAXA），手塚亜聖（早稲田大学）

Flow Around The Engine on Effect of Nose Shape for High-Mach Integrated Control Experimental Aircraft (HIMICO)

Hiroyuki Tanaka (Waseda University), Hideyuki Taguchi, Tomonari Hirotani, Junichi Oki (JAXA), Asei Tezuka (Waseda University)

Key Words: Hypersonic Transport, Wind Tunnel Test, CFD, ogive design, parabolic design,

## Abstract

In JAXA, a High-Mach Integrated Control Experiment (HIMICO) aims to demonstrate control over airframe and air-breathing hypersonic engine at the same time in a hypersonic flight environment. A hypersonic wind tunnel test was performed with a conical nose shape, and there was a problem that shock wave interference occurred. Therefore, by changing the nose shape to an ogive shape or a parabolic shape based on the CFD analysis and hypersonic wind tunnel test, the vortex generation position moved to the rear and shock wave interference could be alleviated. And the drag coefficient can be reduced and the maximum lift-drag ratio can be expected to improve.

## 1. 研究背景・目的

JAXA ではかねてよりマッハ 5 クラスの極超音速機の研究が行われてきており<sup>(1)(2)</sup>，2020 年に JAXA 角田宇宙センターのラムジェットエンジン試験設備において，極超音速機の機体とエンジンの一部を模擬した実験模型で，マッハ 4 飛行状態での燃焼実験を実施している<sup>(3)</sup>。そして，風洞試験や CFD 解析を通じて，S-520 観測ロケットに格納可能で十分な飛行試験時間を確保できる極超音速統合制御実験機(HIMICO)の基本空力特性や方向静安定，機体の姿勢角や高度のシーケンスを含めた飛行軌道について知見が得られつつあり，更なる改良を進めている。そのため，HIMICO 試験に先立って飛行実験機の基本特性の把握はされてきた。従来から検討されてきた飛行実験機はノーズ形状が円錐形状であったが，遷音速以上ではオジャイブ形状にすることで抗力が低減できることが A.Hemateja ら<sup>(4)</sup>などの先行研究から得られている。HIMICO ではより揚抗比を向上させる必要があり，ノーズで発生した衝撃波がエンジンのインテーク周囲流に干渉することを最小限に抑えるなどの機体形状の工夫が必要となる。加えて，極超音速機として適した機体形状で内部容積を確保した機体形状が求められる。そのため，本研究では実験機のノーズ形状を変更することで機体に及ぼす影響を把握することを目的に，25%スケールの相似形状での極超音速風洞試験と CFD 解析を行った。

## 2. 対象形状

先行研究ではノーズ形状が円錐で，胴体とノーズ

のつなぎ目が接線につながれていない形状での検討がなされてきた。本研究では揚抗比や，内部容積の拡大，衝撃波の影響の最小化を目的として，従来の円錐形状とは別に，オジャイブ形状とパラボリック形状の検討を行った。

ここで，オジャイブ(Tangent Ogive)形状は迎角 0deg の極超音速流れでの造波抵抗を低減できる形状<sup>(4)</sup>である。また，本研究ではノーズと胴体を接線につながぐことで，以前円錐形状で発生していた，つなぎ目での衝撃波発生を低減する目的もあり，オジャイブ形状を採用した。オジャイブ形状を示すパラメータ式と図を式(1)と図 1 に示す。また，パラボリック形状に関しては，オジャイブ形状と同じ曲線を描いているが，先端に丸みを帯びた形状としており，より衝撃波がエンジンのインテーク部から遠ざかることを目的としている。25%スケールでの円錐形状，オジャイブ形状，パラボリック形状の三面図を図 2～図 4 に，HIMICO の諸元を表 1 に示す。

$$\rho = \frac{R^2 + L^2}{2R} \quad (1)$$

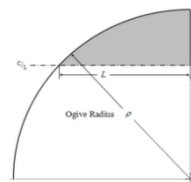


図 1 オジャイブ形状の定義

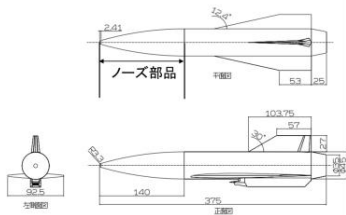


図2 円錐形状

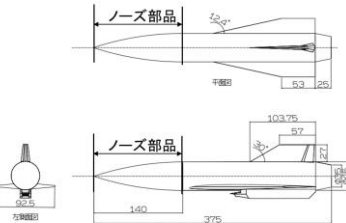


図3 オジャイブ形状

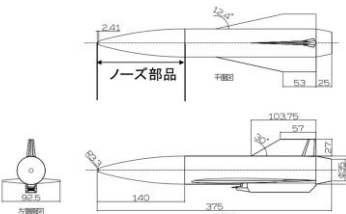


図4 パラボリック形状

表1 HIMICOの諸元(25%スケール)

全長[mm]	375
全幅[mm]	92.5
基準面積	$1.87 \times 10^4$ (円錐形状)
全機の水平投影面積[mm <sup>2</sup> ]	$1.97 \times 10^4$ (オジャイブ形状) $2.00 \times 10^4$ (パラボリック形状)

### 3. 評価方法

本研究では、HIMICOのノーズ形状を変更した際の空力特性を評価するため極超音速風洞試験と数値解析を使用した。

#### 3.1 極超音速風洞試験

JAXA 調布航空宇宙センター0.5m 極超音速風洞にて風洞試験を実施した<sup>(5)</sup>。このモデルにはノーズ3形状の取り外し可能なノーズパーツがあり、パーツ交換によってノーズ形状を変更した際の空力特性の試験が実現できる。モーメント基準点はノーズ先端から60%位置とし、軌道解析に基づいた重心位置に変換を行う。計測項目として、6分力計測およびシュリーレン法による機体周囲流の可視化を行った。模型の様子を図5に、試験条件を表4に示す。



図5 測定部に設置された模型の様子

表4 試験条件

マッハ数	5.0
全圧[MPa]	1.0
全温度[K]	700
レイノルズ数	$2.8 \times 10^6$
迎角 $\alpha$ [deg]	0~-35

#### 3.2 CFD解析

本研究ではCFD解析をJAXA数値解析技術研究ユニットが開発した高速流体解析ソルバFaSTARで行った<sup>(6)</sup>。FaSTARは前処理(Pre-Process)、計算、後処理(Post-Process)の3段階で構成されており、JAXAのスーパーコンピューターJSS2を用いている。また、格子生成はJAXAが開発した自動格子生成ソフトHexaGridを用いた。

表5 CFD解析条件

支配方程式	3次元 Navier-Stokes
離散化	有限体積セル中心法
非粘性流束	HILLEW
勾配評価	Green-Gauss
勾配制限関数	Hishida
乱流モデル	Spalart-Allmaras
時間積分	LU-SGS

計算格子の一例を図6に示す。

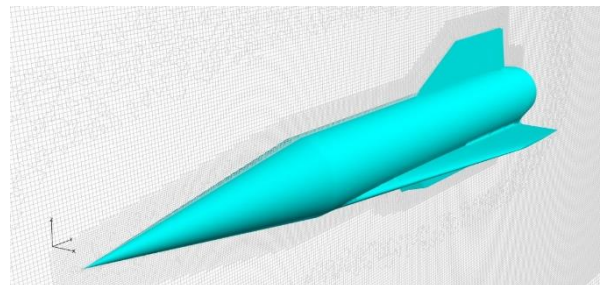


図6 計算格子

#### 3.3 縦三分力の座標系

本稿では縦三分力で整理を行う。座標系は安定軸系を用いる。各空力係数を図7に図示する。なお、

図の矢印は力およびモーメントの正の向きを示す。

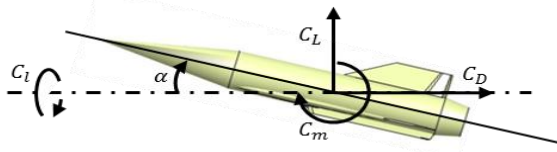


図7 縦三分力の定義

#### 4. 結果及び考察

##### 4. 1 縦三分力

ノーズ3形状(円錐形状, オジャイブ形状, パラボリック形状)の縦三分力を図8に示す。

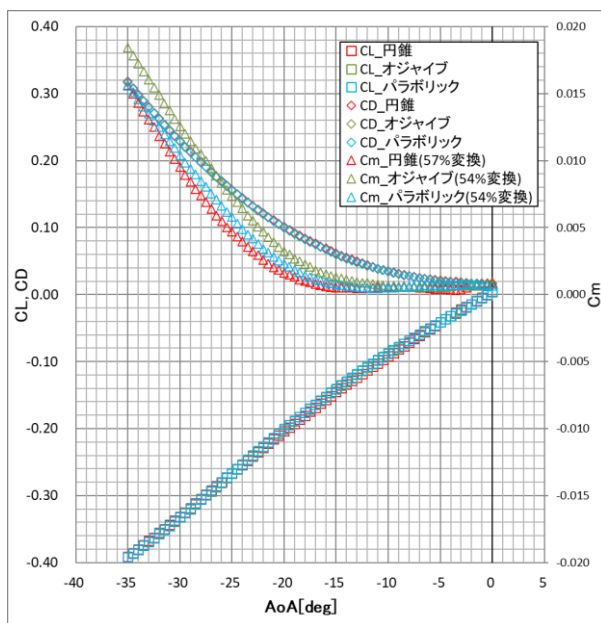


図8 縦三分力結果

CLは迎角-15deg付近で円錐形状の方が小さく, 迎角-30deg付近では逆転し円錐形状の方が大きくなったため, 形状変更したことで勾配がわずかにきつくなった。CDはノーズ形状を変更した場合大きな差異は見られなかったが, 迎角0deg, および-15deg付近で円錐形状よりオジャイブ形状, パラボリック形状でのCD低減が見られた。この迎角0deg付近の高迎角時のCD低減は, オジャイブ形状の造波抵抗低減効果によるものだと考えられる。Cmに関してノーズ形状を変更した際, 円錐形状よりオジャイブ形状, パラボリック形状で, 内部容積が増え前方に機器の搭載ができるため, 現実的な範囲で前方に重心位置の変更を行った結果, 縦の静安定があると言える。



図9 迎角-15deg付近でのシュリーレン画像 (左:円錐, 中央:オジャイブ, 右:パラボリック)

シュリーレン画像での可視化から評価すると衝撃波および膨張波も大きく変化しており, 円錐形状ではノーズと胴体の付け根付近で濃淡の違いから, 膨張波の変化が起きていることがわかる<sup>(7)</sup>が, オジャイブ形状およびパラボリック形状ではノーズと胴体を接線をつないだことで膨張波の変化は見られなかった。また, それに付随するような形で造波抵抗が変化している<sup>(7)(8)(9)</sup>ともいえるが, 本研究では全体抵抗である有害抵抗から造波抵抗, 摩擦抵抗, 圧力抵抗などに分けての評価は行っていない。

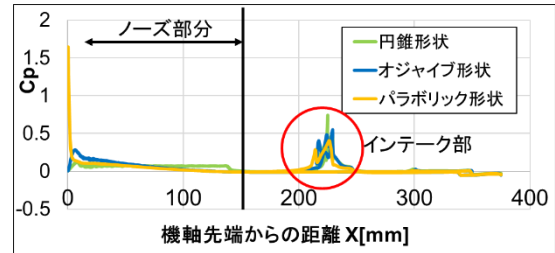


図10 迎角 $\alpha=0\text{deg}$ でのCp分布

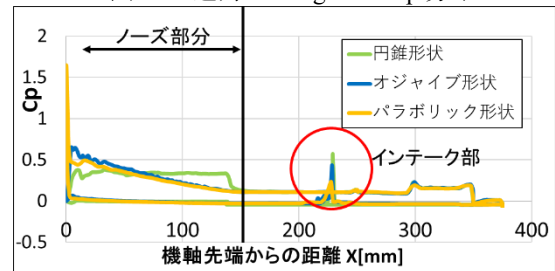


図11 迎角 $\alpha=-15\text{deg}$ でのCp分布

次にCFD解析で得られた機体中心軸でのCp(圧力係数)分布を図11に示す。迎角に関わらず先端部はパラボリック形状が最もCpが高いことがわかる。これは, 3形状の中で最も先端が丸みを帯びていることでCpが大きくなり, 衝撃波が立ち, 圧縮された流れが発生したことが考えられ, シュリーレン画像からの先端部で離脱衝撃波が発生していることが確認できた。同様に, ノーズ部のCpが描く曲線として, 円錐形状はノーズ部においてCpの変化がないのに対して, オジャイブ形状およびパラボリック形状では緩やかに減少していることがわかる。これは気流に対する機体表面の角度が変化しているからであり, ノーズ部で発生した衝撃波はシュリーレン画像からも確認することができた。また, ノーズ部の付け根(X=140mm付近)に関しても, 円錐形状のみCpの低下が見られているが, オジャイブ形状およびパラボリック形状ではノーズ部と胴体は接線の関係をつないだことでCpの低下はなかった<sup>(10)</sup>。次に, 迎角0degと迎角-15degのノーズ部の領域を比べると, 迎角0degでは3形状とも同等の領域であるのに対して迎角-15degでは3形状のCpの領域には差が生じており, 円錐形状が最もCpの領域が大きくなった。そのことから, 実験値でのCDが迎角-15deg付近で2円錐形状が最も高くなったと考えられる。次に機軸先端からの距離が220mm付近でのCpに関して, この

部分はエンジンのインテーク周辺である。迎角 0deg で  $C_p$  が高い順に円錐形状>オジャイブ形状>パラボリック形状という順番になり、円錐形状とパラボリック形状では  $C_p$  の値の差は倍近くある。このことから、ノーズ形状を変更する事で、ノーズ部で発生した衝撃波がエンジンのインテーク周辺への干渉を抑えることができたと考えられ<sup>(11)</sup>、後述でマッハ数分布等からの考察を行う。また、迎角を下げた迎角-15deg では  $C_p$  の高さの順番には変化がなく、差が大きくなっていることがわかる。本試験では負迎角のみでの試験しか行っておらず負迎角の場合エンジンインテークは風下側になりエンジンインテークへの大きな影響は考えにくい、その状況下でもノーズ形状での差が生じている。

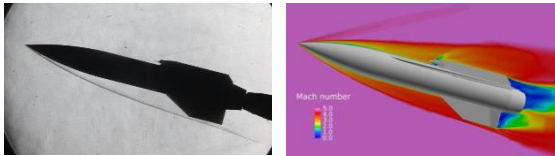


図 12 迎角-15deg 付近の可視化結果  
(左：シュリーレン，右：CFD 解析によるマッハ数分布)

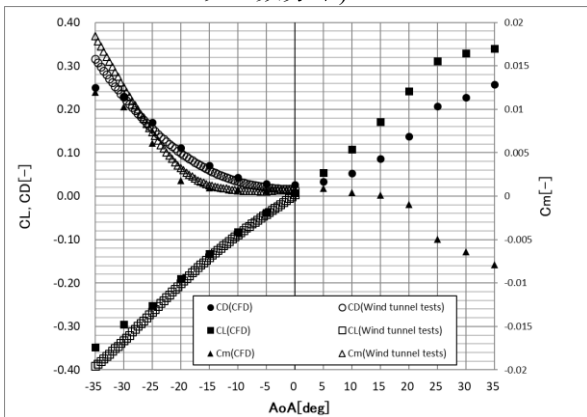


図 13 オジャイブ形状の実験値および CFD 解析の比較

図 12 に迎角-15deg 付近でのシュリーレン画像および CFD 解析でのマッハ数分布を示す。比較をすると、衝撃波の形状は一致しており、エンジンのインテーク部からの衝撃波も CFD 解析で捉えられていることがわかる。しかし、図 13 の縦三分力の比較を行ったところ、迎角-25deg 以下では実験値と CFD 解析の値の傾向が異なることがわかる。これは、CFD 解析では流れの剥離などを再現するのが難しいためと考えられる<sup>(12)</sup>。

## 5. 結論

極超音速統合制御実験機(HIMICO)のノーズ形状を変更した際の空力特性を評価するため風洞試験と CFD 解析を行った。ノーズ形状として従来検討されてきた円錐形状と、新たに検討したオジャイブ形状、パラボリック形状と比較したところ、オジャイブ形状、パラボリック形状にすることで衝撃波の形状を低減できた。また、オジャイブ形状とパラボリ

ック形状では、先端部での付着衝撃波か離脱衝撃波かの大きな違いが観測できた。内部容積や最大揚抗比などを加味すると今回検討した 3 形状ではオジャイブ形状が最も効率が取れていると考えられる。

## 参考文献

- 1) 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 of 飛行実験構想”, 平成 27 年度宇宙輸送シンポジウム講演集, 2016.
- 2) 佐藤哲也(早大), 田口秀之(JAXA), 土屋武司(東大), 藤川貴弘(東京理科大), 小林弘明(JAXA), 増田和三, “極超音速統合制御実験機(HIMICO) 2 号機の飛行実験提案,” 2020.
- 3) 田口秀之, 本郷素行, 小島孝之, 斎藤敏仁, “極超音速予冷ターボジェットエンジンのマッハ 4 推進性能評価,” 国際スペースプレーンと極超音速システム技術会議, 2020.
- 4) A.Hemateja, “NOSE CONE DESIGN AND ANALYSIS OF AN AVION,” International Journal of Pure and Applied Mathematics, 2018.
- 5) 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構 航空技術部門 空力技術研究ユニット, “風洞利用のご案内(ユーザーズマニュアル),” 2016.
- 6) 橋本敦, 村上桂一, 菱田学, ラフルパウルス, “HexaGrid/FaSTAR を用いたデジタル風洞の開発”, 第 43 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2011 論文集 2011.
- 7) 長谷卓, “可視化技術の航空開発風洞試験への適用”, 可視化情報学会誌 35(138), 2015.
- 8) 山崎渉, 松島紀佐, 中橋和博, CFD での抵抗要素分解手法の検証, 日本流体力学会誌, 2005.
- 9) R. M. G. M. B. a. S. G. Cummings, Analysis of the Elements of Drag in, AIAA, 1996.
- 10) N.R.Deepak, T.Ray, and R.R.Boyce. University of NewSouthWales, Evolutionary Algorithm Shape Optimization of a Hypersonic Flight Experiment Nose Cone. JOURNAL OF SPACECRAFT AND ROCKETS Vol. 45, No. 3, May-June 2008.
- 11) 田中寛之, 廣谷智成, 田口秀之, 手塚亜聖, “極超音速統合制御実験機(HIMICO)のノーズ形状が空力特性に及ぼす影響,” 飛行機シンポジウム 1E11, 2020.
- 12) 宇治将広(早大院); 田口秀之; 廣谷智成; 本郷素行(JAXA); 手塚亜聖(早稲田大学), “極超音速統合制御実験機(HIMICO)の操舵翼の周囲流れ場の評価,” 平成 29 年度飛行機シンポジウム講演集, 2018 年.