

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

極超音速機のマッハ5空力特性試験

田口 秀之, 藤田 和央, 進藤 重美
津田 尚一, 平林 則明, 小山 忠勇, 伊藤 良三

2008年2月

宇宙航空研究開発機構
Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構研究開発報告

JAXA Research and Development Report

極超音速機のマッハ5空力特性試験

Mach 5 Wind Tunnel Test of Hypersonic Airplane

田口 秀之^{*1}, 藤田 和央^{*2}, 進藤 重美^{*1}
津田 尚一^{*3}, 平林 則明^{*3}, 小山 忠勇^{*3}, 伊藤 良三^{*4}
Hideyuki TAGUCHI^{*1}, Kazuhisa FUJITA^{*2}, Shigemi SHINDO^{*1}
Shoichi TSUDA^{*3}, Noriaki HIRABAYASHI^{*3}, Tadao KOYAMA^{*3} and Ryozo ITO^{*4}

- * 1 航空プログラムグループ 超音速機チーム
Supersonic Transport Team, Aviation Program Group
- * 2 総合技術研究本部 空気力学研究グループ
Aerodynamics Research Group, Institute of Aerospace Technology
- * 3 総合技術研究本部 風洞技術開発センター
Wind Tunnel Technology Center, Institute of Aerospace Technology
- * 4 情報・計算工学センター（大興電子通信株式会社）
JAXA's Engineering Digital Innovation Center (Daiko Denshi Tsushin, Ltd.)

2008年2月

February 2008

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

極超音速機のマッハ5空力特性試験*

田口 秀之^{*1}, 藤田 和央^{*2}, 進藤 重美^{*1}
津田 尚一^{*3}, 平林 則明^{*3}, 小山 忠勇^{*3}, 伊藤 良三^{*4}

Mach 5 Wind Tunnel Test of Hypersonic Airplane*

Hideyuki TAGUCHI^{*1}, Kazuhisa FUJITA^{*2}, Shigemi SHINDO^{*1}
Shoichi TSUDA^{*3}, Noriaki HIRABAYASHI^{*3}, Tadao KOYAMA^{*3} and Ryozyo ITO^{*4}

Abstract

Mach 5 aerodynamic coefficients for a hypersonic experimental airplane are examined at JAXA 0.5m hypersonic wind tunnel. 6 DOF forces for the model are measured and evaluated. CFD analyses for the same airframe are performed simulating real flight condition for the experimental airplane. As a result, variations of aerodynamic coefficients on angle of attack for both wind tunnel test and CFD analysis are consistent in general. Large separation region is observed on the upper surface of the body at the wind tunnel test. It is presumed that the difference of aerodynamic coefficients has occurred by the difference in flow separation between the wind tunnel test and CFD. Lateral force coefficient and axial force coefficient are raised with engine installed configuration.

keywords: Hypersonic Flow, Flow Visualization, Propulsion

概 要

極超音速実験機のマッハ5空力特性を0.5mJAXA極超音速風洞で取得した。機体模型の6分力計測を行うとともに、実験機の飛行環境を模擬したCFD解析を実施した。結果として、迎角に対する空力係数の変化は風洞試験とCFDで概ね一致した。風洞試験においては、機体上面に大規模な剥離域が観察された。風洞試験とCFDにおける空力係数の違いは、剥離域の違いの影響と推測された。エンジンを装着した形状では、法線力係数と軸力係数が上昇した。

1. はじめに

これまで、再使用型宇宙輸送機や極超音速機の実現に向けて、極超音速エンジンの研究が行われてきた。現在、NASAのX-43A実験機^[1]に代表される、小型極超音速エンジンを用いた飛行実証研究^[2]が進められている段階である。

JAXAにおいては、極超音速エンジンの適用先として、極超音速輸送機（図1）に着目し、JAXA長期ビジョン^[3]において、20年後にマッハ5クラスの極超音速機技術を

実証することを目標として掲げた。この極超音速機の技術が確立されれば、上段ロケットを追加することで、頻繁な打上げに対応できる再使用型宇宙輸送機へと発展させることもできる。

マッハ5クラスの極超音速輸送機を成立させるためには、地上静止から極超音速まで作動する極超音速エンジン、巡航時の動圧に耐えるとともに、熱流入からパイロードを守る高温遮熱構造、および、大量の燃料を搭載できる体積を有するとともに、高い揚抗比を確保できる機体形状が必要となる。

* 平成19年12月19日受付 (received 19 December 2007)

*1 航空プログラムグループ 超音速機チーム (Supersonic Transport Team, Aviation Program Group)

*2 総合技術研究本部 空気力学研究グループ (Aerodynamics Research Group, Institute of Aerospace Technology)

*3 総合技術研究本部 風洞技術開発センター (Wind Tunnel Technology Center, Institute of Aerospace Technology)

*4 情報・計算工学センター (大興電子通信株式会社)

(JAXA's Engineering Digital Innovation Center (Daiko Denshi Tsushin, Ltd.))

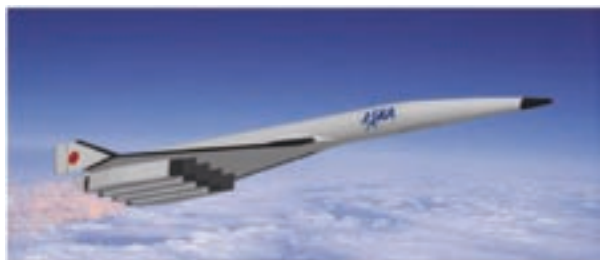


図1 極超音速輸送機の概念

本研究においては、マッハ5巡航技術を実証するための小規模な極超音速実験機について機体基本形状を設定するとともに、マッハ5の風洞試験によって空力係数を測定した。また、同形状のCFD解析を実施し、機体表面流について評価した。

2. 小型極超音速実験機の検討

極超音速エンジンの実用化にあたっては、未だ解決すべき技術課題が多い。このため、マッハ0～5で実環境実証を行うための極超音速ターボジェット的设计製作^[4]を進めている。このエンジンは、JAXAのラムジェットエンジン試験設備においてマッハ5の燃焼実験を行うことを想定し、全長を2.7mとしている。

さらに、このエンジンを搭載する小型極超音速実験機的设计検討を行った。空力形状/軌道同時最適化手法^[5]の結果を参考にして、実験機基本形状(図3)を設定した。この実験機形状は、極超音速ターボジェットを搭載できる最小規模で全長4.5mとし、抵抗を抑えつつ燃料搭載スペースを確保するために、薄くて幅の広い胴体とした。この形状は、胴体でも大きな揚力を発生するため、主翼は縦トリムを確保できる程度の大きさとなっている。

基本形状の設定においては、エンジンを2基搭載し、設定マッハ数における数秒間の飛行実験を行うことを想定した。高層気球からの落下加速や固体ロケットブースターによる加速によって、マッハ0～5までの飛行実証を段階的に実施する計画である。

3. CFDによる空力係数の推算

小型極超音速実験機の基本形状について、CFD解析を実施した。ただし、解析の簡略化のため、エンジンの無い形状とした。解析コードとしてはJAXAで保有するUPACS^[6]を使用した。この解析においては、圧縮性Navier-Stokes方程式をセル中心有限体積法で空間離散化し、時間積分としては、陰解法であるMatrix-Free Gauss-Seidel法を使用した。境界層の状態としては全面乱流と仮定し、乱流モデルにはSpalart-Allmarasを使用した。解析格子は図4に示すような形状で、34プロッ

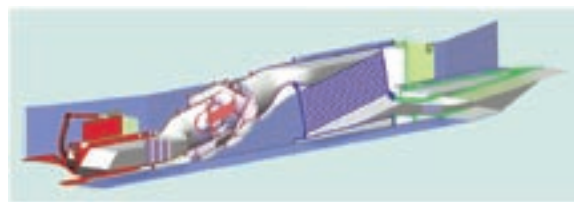


図2 小型予冷ターボエンジン

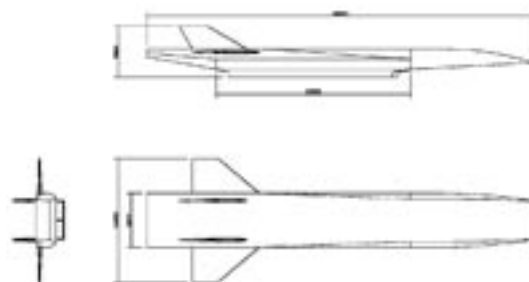


図3 小型極超音速実験機・基本形状

ク、約490万点とした。レイノルズ数は、実験機が動圧50kPa、Mach 5で飛行することを想定し、 3.1×10^7 とした。基準長は実験機的全長である4.5mとした。

図5に解析結果として得られた圧力係数(C_p)の分布(エンジン無、Mach 5、 $\alpha=0\text{deg}$)を示す。この図から、機体前方の上面および垂直尾翼と水平尾翼の前縁部において高い圧力係数が生じることが分かる。この解析結果を用いて、風洞試験と比較するための空力係数を算出した。

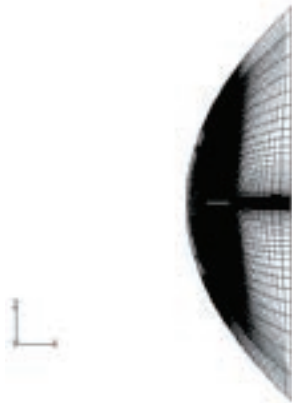
図6に、左右対称断面におけるマッハ数分布(エンジン無、Mach 5、 $\alpha=0\text{deg}$)を示す。機体上面では、先端部で生じた衝撃波によって流れが圧縮されてマッハ数が低下した後、機体の平行部で膨脹して主流と同程度までマッハ数が上昇している。垂直尾翼の間では、比較的強い衝撃波が生じてマッハ数が低下している。また、機体後方の機体上面付近で僅かにマッハ数が低下する領域がある。この原因としては、垂直尾翼間の干渉による圧力上昇の影響が境界層を介して上流に伝わっていること等が考えられる。

機体下面では、先端部で生じた衝撃波によって圧縮されてマッハ数が低下した後、平行部で膨脹して主流と同程度までマッハ数が上昇している。機体下面では、マッハ数が再度低下する領域はない。

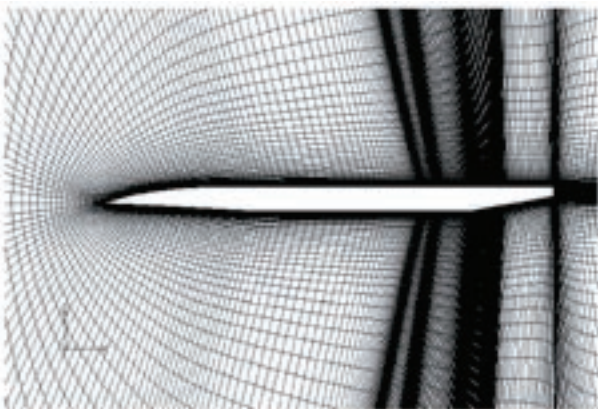
機体表面では境界層が発達しており、機体後部においては、機体後端部と同程度の厚さに達している。機体後方には、マッハ数の低い領域が長く伸びている。

4. 風洞試験による空力係数の計測

小型極超音速実験機の基本形状について、JAXA総合



a) 全体



b) 機体周辺（機軸断面）



c) 機体表面

図4 解析格子

技術研究本部の0.5m極超音速風洞において、6分力天秤を用いてMach 5の空力係数を取得した。

図7に、本研究で使用した風洞試験模型の図面を示す。模型は、小型極超音速実験機の5%縮小模型とした。模型本体はステンレス製で、寸法は全長224mm×全幅71.5mm×高さ25.1mmである。機体下面にはエンジンを模擬した通過流ダクトまたは平板を装着できるようになっており、「エンジン有」形態と「エンジン無」形態をとることができる。機体後方にある2枚の垂直尾翼

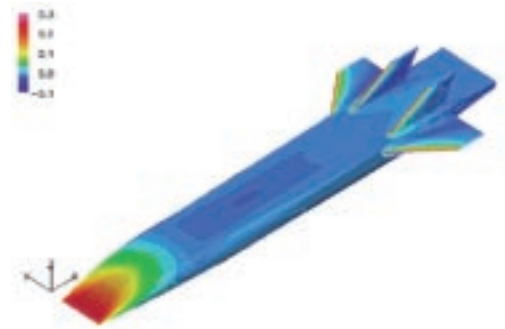
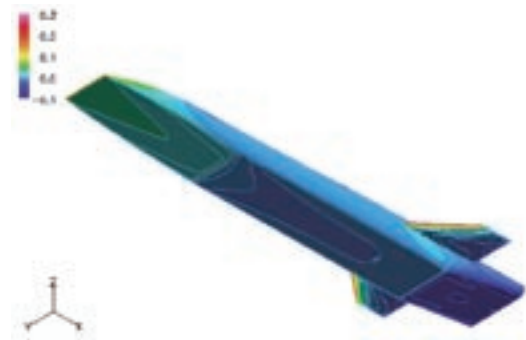
a) 上方斜視（エンジン無，Mach 5, $\alpha=0\text{deg}$ ）b) 下方斜視（エンジン無，Mach 5, $\alpha=0\text{deg}$ ）

図5 機体表面圧力係数分布

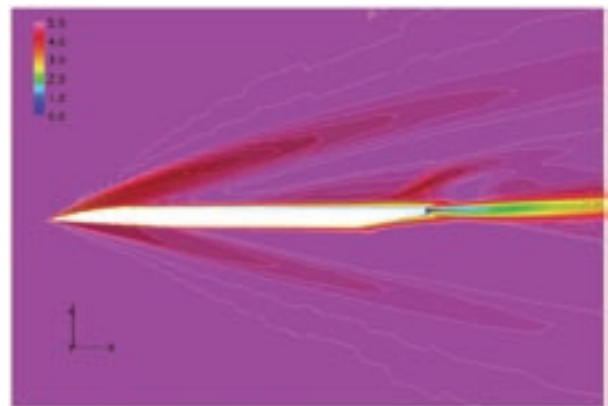
機軸断面（エンジン無，Mach 5, $\alpha=0\text{deg}$ ）

図6 マッハ数分布

と2枚の水平尾翼は一体部品として製作されている。この部品を交換すれば、翼の形状や取付け角を変えた試験を行うことも可能であるが、今回は1つの形態のみとした。

小型極超音速実験機の機体形状においては、極超音速エンジンによる巡航飛行を実現できる低い抗力を達成するために、胴体の厚さが薄くなっている。また、胴体後部の下面をエンジンの外部ノズルとしても使用するため、胴体後端はさらに薄くなっている。この場合、風洞設備に適用できる最大の機体尺度をとっても、機

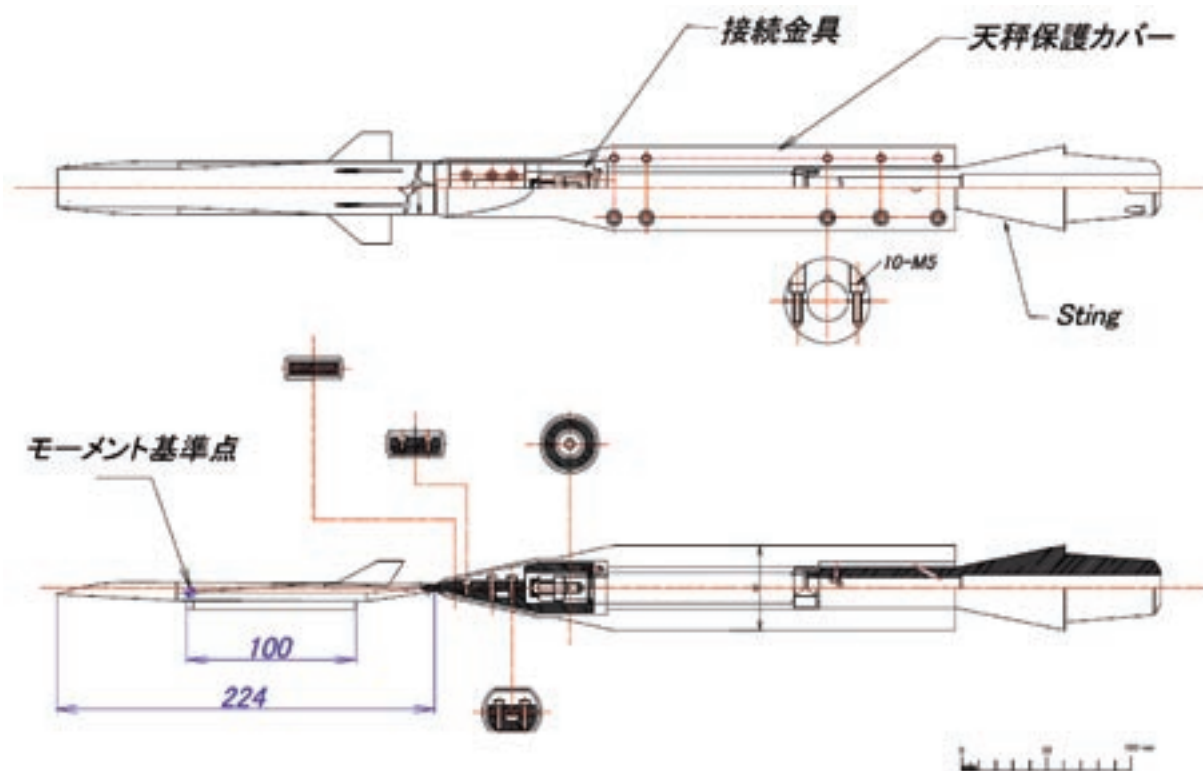


図7 空気力計測模型

表1 風洞試験ケース

マッハ数	5.1
全圧	1.0MPa
全温	673K
エンジン	有/無
迎角 (α)	$-5 \sim 5\text{deg}$ ($\beta = 0\text{deg}$)
横滑り角 (β)	$-6 \sim 6\text{deg}$ ($\alpha = 0\text{deg}$)

体の厚さが十分でなく、天秤を内装できなかったため、機体後方に天秤を配置することとした。機体後端部から後方に部品を伸ばして、天秤に接続した。この時、模型本体にかかる法線力（機体上方向きの力）は天秤には縦揺れモーメントとして伝達されるため、これが天秤の容量を超えないように、模型尺度を設定した。

風洞試験の試験ケースを表1に示す。通風目標条件は、Mach 5.1、全圧1.0MPa、全温673Kとした。模型形態としては、通過流ダクトを取り付けた「エンジン有」と、同ダクトを取り外した「エンジン無」の2形態を用意した。「エンジン無」形態は、CFD解析結果の検証データを取得することを目的としている。一方、「エンジン有」形態は、エンジン周囲流が機体の空力係数に与える影響を評価することを目的としている。エンジン内部の形状は流路断面積が流れ方向に一定の矩形ダクトとした。

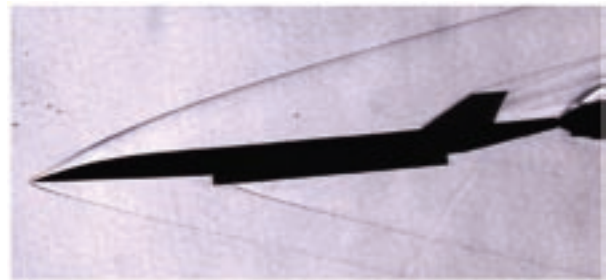
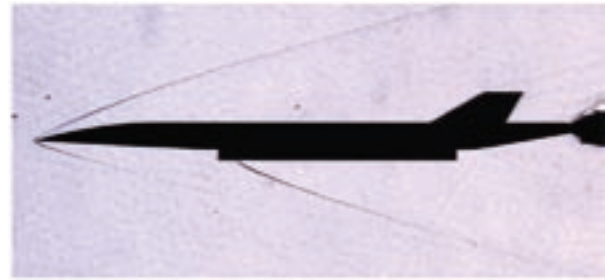


a) エンジン無



b) エンジン有

図8 試験模型の外観

a) エンジン無, $\alpha = -5\text{deg}$ b) エンジン無, $\alpha = 0\text{deg}$ c) エンジン無, $\alpha = 5\text{deg}$ 図9 シュリーレン写真 (エンジン無, α 変角)a) エンジン有, $\alpha = -5\text{deg}$ b) エンジン有, $\alpha = 0\text{deg}$ c) エンジン有, $\alpha = 5\text{deg}$ 図10 シュリーレン写真 (エンジン有, α 変角)

ダクト内面の角度は、機軸方向と平行とした。機体表面にはラフネスは装着していない。

図8に試験模型の外観を示す。試験時には、天秤部に極超音速風洞の高温気流が流れ込まないように、天秤保護カバーを取り付けるとともに、カバー後端をシール剤で充填した。試験時に模型が空気力を受けると天秤が撓むため、迎角の大きい試験ケースにおいては模型支持部が天秤保護カバーに接触するという事象が発生した。これを避けるため、迎角の大きいケースにおいては、撓み方向の隙間を大きく設定しておき、天秤が撓んでも天秤保護カバーに接触しないようにして試験を行った。

図9に「エンジン無」形態において α 変角をした場合のシュリーレン写真を示す。 $\alpha = -5\text{deg}$ の場合、機体上面においては、先端から強い衝撃波が発生するとともに、垂直尾翼付近からも衝撃波が発生している。機体後方下部の外部ノズル部からは膨脹波が発生している。天秤保護カバーの周囲からも衝撃波が発生しているが、

離脱衝撃波が上流に遡る様子は見られず、模型本体への影響は少ないと考えられる。

$\alpha = 0\text{deg}$ の場合は、垂直尾翼付近の衝撃波は観察されていない。 $\alpha = 5\text{deg}$ の場合は、機体後方下部の外部ノズル部付近に衝撃波が観察されている。これは、水平尾翼の先端で生じた衝撃波と考えられる。

図10に「エンジン有」形態において α 変角をした場合のシュリーレン写真を示す。エンジンをつけた場合、エンジン前方下部のカウル先端部から衝撃波が発生している。ここで、カウル先端部は、エンジン側壁の先端部よりも後方にオフセットしているため、シュリーレン写真においてはエンジン側壁の途中から衝撃波が形成されている。 $\alpha = -5\text{deg}$ の場合、エンジン後部の下端から膨脹波が形成されている。 $\alpha = 5\text{deg}$ の場合、エンジン後部の下端から衝撃波が形成されている。

エンジン内部流路は、一定断面積のダクトであるが、条件によっては境界層が発達して、運動量のある空気

a) エンジン無, $\alpha=0\text{deg}$, $\beta=0\text{deg}$ b) エンジン無, $\alpha=0\text{deg}$, $\beta=6\text{deg}$ 図11 シュリーレン写真 (エンジン無, β 変角)a) エンジン有, $\alpha=0\text{deg}$, $\beta=0\text{deg}$ b) エンジン有, $\alpha=0\text{deg}$, $\beta=6\text{deg}$ 図12 シュリーレン写真 (エンジン有, β 変角)

が通過する有効面積が小さくなっている可能性がある。この場合は、空気取入口から入った空気流量がエンジン内部を通過できないため、空気取入口が不始動となって、入口付近に垂直衝撃波が形成され、エンジン内部が亜音速まで減速している可能性もある。エンジン内部が亜音速になると、静圧が大きく上昇するため、 $\alpha=5\text{deg}$ においてエンジン入口と出口に強い衝撃波が形成されているのはこのためと考えることもできる。

図11に「エンジン無」形態において β 変角をした場合のシュリーレン写真を示す。 β 変角時のシュリーレン写真は模型支持部を 90° 回転させ、機体の上下方向から撮影した。この機体形状では、機体の上下方向の厚さが薄いため、衝撃波は薄く写っている。 $\beta=6\text{deg}$ の場合、機体先端から発生する衝撃波の他に、垂直尾翼から側方に発生する衝撃波が写っている。

図12に「エンジン有」形態において β 変角をした場合のシュリーレン写真を示す。エンジン有の場合はエンジン先端からも衝撃波が発生しており、 $\beta=6\text{deg}$ の時には衝撃波が強くなっている。

次に、マッハ5の風洞試験において計測された空力係数を整理した。空力係数の記号の定義を図13に示す。6分力として、法線力 (CN)、軸力 (CA)、横力 (CY)、ピッチングモーメント (CMB)、ヨーイングモーメント (CNB)、ローリングモーメント (CLB) を定義した。空力係数を算出する時の基準面積は風洞試験模型の胴

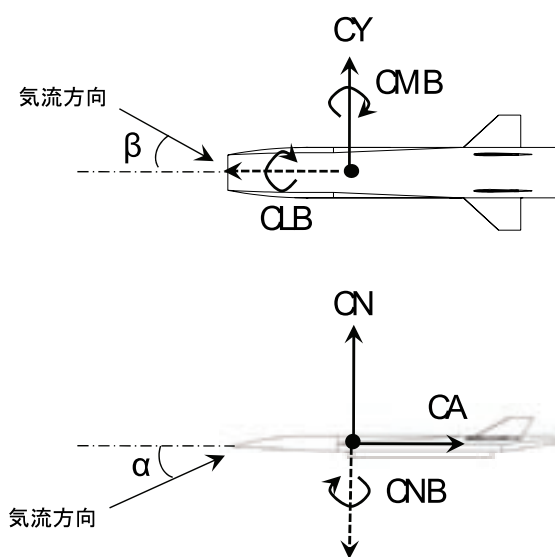
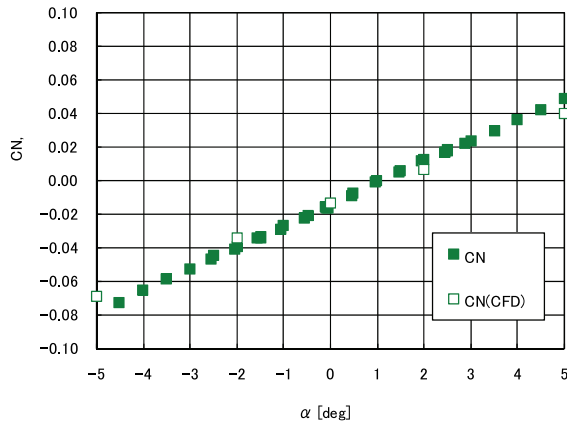
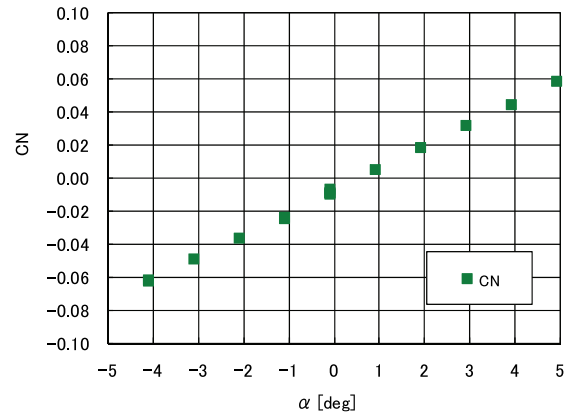


図13 空気力の定義

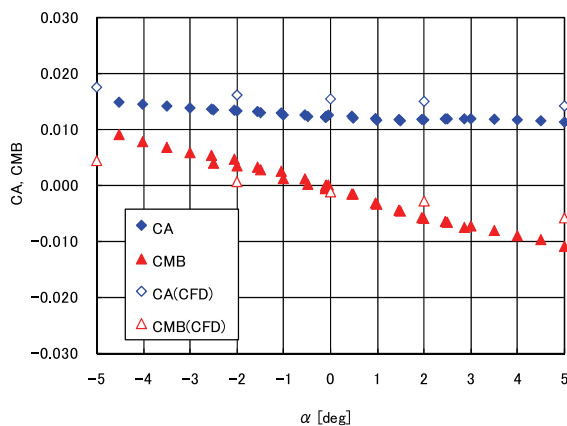
体長×胴体幅から算出し、 $7.01 \times 10^{-3} \text{ m}^2$ とした。モーメントの基準点は、図7に示すように、機首から全長の35%位置で胴体の高さ方向の中心位置とした。実験機的设计においても重心をこの位置に設定すれば静安定を得られるが、実際に搭載する機器を用いてこの位置に重心を設定できるかについては、今後の検討を要する。モーメントの基準長については、縦方向は胴体長で224mm、横方向は翼幅で71.5mmとした。軸力は天秤部



a) CN

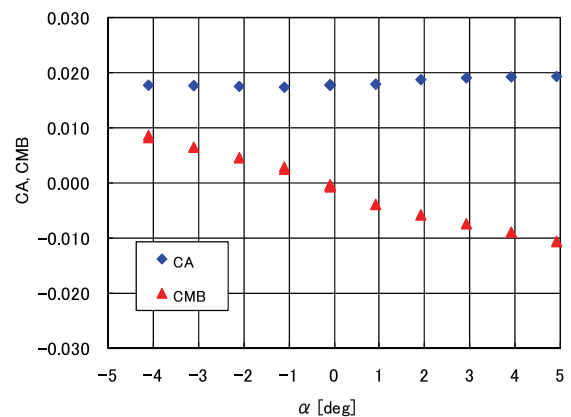


a) CN



b) CA, CMB

図14 縦の空力係数 (エンジン無)



b) CA, CMB

図15 縦の空力係数 (エンジン有)

で計測したベース圧力を用いて補正している。全試験を通じて、気流静圧が1.5kPa程度であるのに対し、ベース圧は2.5～3.0kPa程度であった。

図14に迎角 (α) を変化した時の縦の空力係数の変化 (エンジン無) を示す。風洞試験による実験値は塗りつぶしで、CFDによる解析値は白抜きで示した。法線力係数 (CN) については、実験値の傾きよりも解析値の傾きがわずかに小さい。この原因としては、後述する機体表面流の違いが影響していることが考えられる。軸力係数 (CA) については、実験値よりも解析値の方が大きい。ピッチングモーメント係数 (CMB) については、実験値の傾きよりも解析値の傾きの方が小さい。

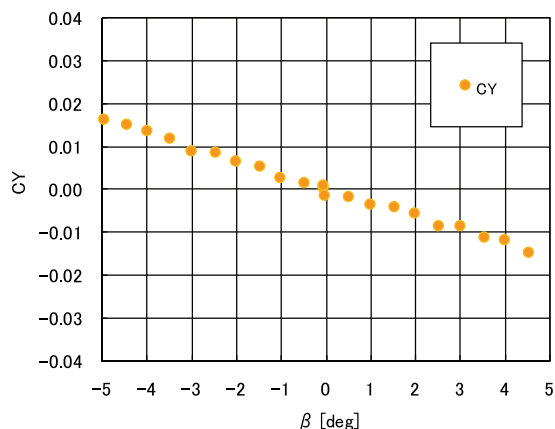
図15に迎角 (α) を変化した時の縦の空力係数の変化 (エンジン有) を示す。「エンジン有」の形態においては、「エンジン無」と比べて、迎角の大きい領域でCNが大きい。また、CAについては、正方向に移動している。この移動量の主な原因としては、エンジン壁面の摩擦抵抗やエンジン周囲流による干渉抵抗が考えられる。CMBについては、「エンジン無」と同様の傾向を示した。また、図10のシュリーレン写真から、「エンジ

ン有」については、迎角0～5degにおいてエンジン入口部に強い衝撃波が観察されており、通過流ダクトの内部流が亜音速になる不始動現象が生じている可能性がある。このため、エンジン周囲流が機体の空力係数に与える影響については、不始動の有無も考慮して検討する必要がある。

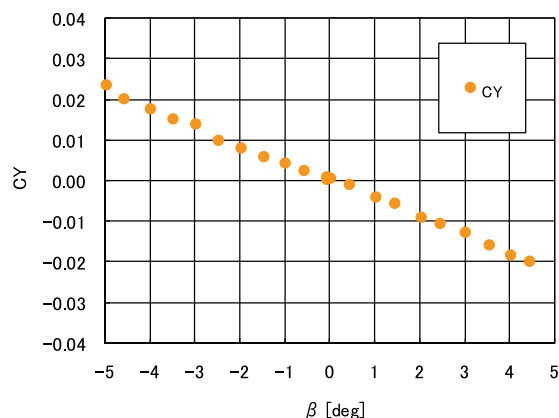
図16に横滑り角 (β) を変化したときの横・方向の空力係数の変化 (エンジン無) を示す。横力 (CY) は横風の下流方向に働いている。ヨーイングモーメント (CNB) とローリングモーメント (CLB) は、絶対値は小さく、尾翼の効果が小さいものと考えられる。CNBとCLBの傾きはいずれも負となった。

図17に横滑り角 (β) を変化したときの横・方向の空力係数の変化 (エンジン有) を示す。

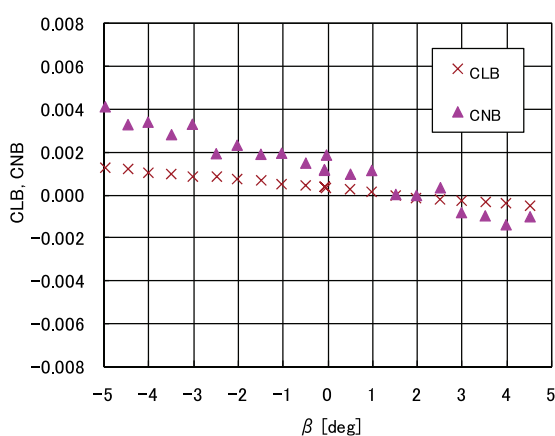
「エンジン有」の場合は、「エンジン無」と比べて、CYとCNBの傾きが負の方向で大きくなった。CLBについては変化はなかった。CNBとCLBについては、計測値が小さいため、天秤とモーメント基準点が大きく離れている今回の方式では、計測精度の低下の影響についても検討を要する。



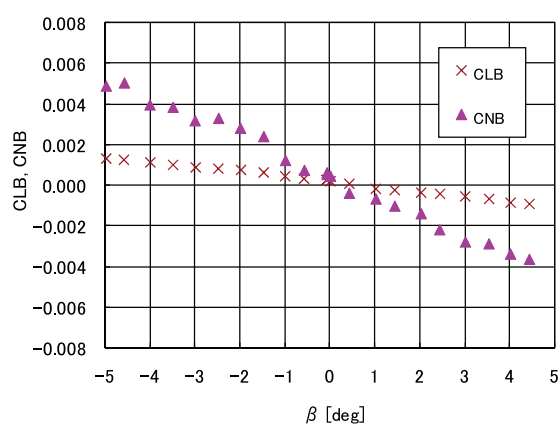
a) CY



a) CY



b) CLB, CNB



b) CLB, CNB

図16 横・方向の空力係数 (エンジン無, $\alpha=0\text{deg}$)図17 横・方向の空力係数 (エンジン有, $\alpha=0\text{deg}$)

5. 機体表面流の評価

機体表面流が空力係数に与える影響を評価するため、可視化による評価を行った。

風洞試験においては、オイルフロー試験によって、機体表面流を可視化した。オイルフロー試験においては、模型表面を黒色に塗装するとともに、通風前に黄色の蛍光塗料を混入させたシリコンオイルをスポンジ表面に浸透させた状態で模型表面に塗布し、通風中のオイルの流動を撮影した。オイルとしては粘度が100～300cs程度のものを用了。

図18にオイルフロー試験後の模型 (Mach 5, エンジン無, $\alpha=0\text{deg}$) を示す。通風終了時の影響があるものの、主な流線は残されている。この条件では、機体下面の圧力が上面より高くなるため、下面から上面に巻き上がるような流れが形成されている。一方、機体後部下面は膨脹のために圧力が低くなっており、上面から下面へ巻き下がる流れが形成されている。また、この条件においては、機体上面の中央部に大規模な剥離域が形成されている。この剥離域は、 $\alpha=-5\text{deg}$ の場合は観察されな

った。ただし、 $\alpha=-5\text{deg}$ においては、垂直尾翼間で衝撃波と境界層の干渉が原因と考えられる剥離を生じた。

図19に、CFD解析結果を基にして機体表面流を可視化した結果を示す。マッハ数、レイノルズ数、機体形態、迎角は図18の条件と合わせてある。図18と図19を比較すると、機体下面からの巻き上げ流と、機体後部下面への巻き下げ流は同様である。一方、機体上面中央の剥離域については、CFDにおいては発生していない。

この原因としては、実験においては機体の上流部分の境界層が層流であると考えられるのに対し、CFDにおいては全域乱流で仮定したこと等が考えられる。

図20にエンジン無形態におけるオイルフロー写真 ($\alpha=2\text{deg}$) を示す。機体下面前方の圧力が衝撃波による圧縮で上昇し、機体上面に向けて表面流が形成されている様子が観察された。機体上面の中央部には、大きな剥離域が形成されている。

図21にエンジン有形態におけるオイルフロー写真 ($\alpha=2\text{deg}$) を示す。機体下面のエンジン上流部に剥離の影響と考えられる強い線が観察された。シュリーレン写



a) 機体上面



b) 機体側面



c) 機体下面

図18 オイルフロー試験後の模型
(エンジン無, $\alpha=0\text{deg}$)

真においては、この位置には衝撃波は観察されなかったため、カウル部の衝撃波による圧力上昇の影響が境界層を介して上流に伝達されたものと考えられる。エンジン入口の剥離域から機体上面に向かって回り込む流線が観察された。また、エンジン出口部にはオイルの無い領域が形成された。これはエンジン内部流の静圧が高くなる等の要因により、剪断力が大きくなったためと考えられる。



a) 機体上面



b) 機体側面



c) 機体下面

図19 CFD解析による表面流線
(エンジン無, $\alpha=0\text{deg}$)

6. まとめ

マッハ5巡航技術の実証を目指した小規模の極超音速実験機について、基本形状を設定するとともに、風洞試験とCFD解析によって空力係数の評価を行った。結果として、下記の知見を得た。

- ・外部天秤方式により、エンジン外部ノズル部を含む機



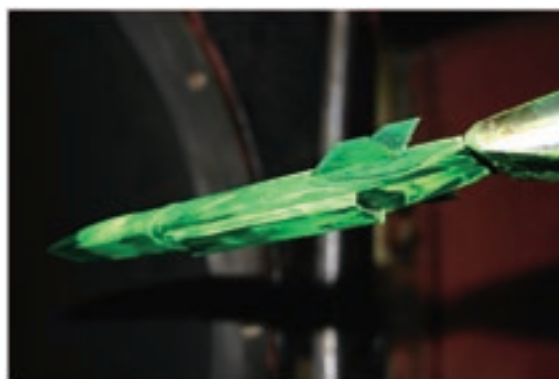
a) 機体上面～側面



b) 機体下面～側面

図20 オイルフロー試験後の模型
(エンジン無, $\alpha=2\text{deg}$)

a) 機体上面～側面



b) 機体下面～側面

図21 オイルフロー試験後の模型
(エンジン有, $\alpha=2\text{deg}$)

体形状を再現し、マッハ5の空力係数を取得した。

- ・「エンジン無」形状について、風洞試験とCFD解析の空力係数を比較した。法線力については、CFD解析の傾きが10%程度小さくなった。
- ・横風に対し、ヨーイングモーメントとローリングモーメントは微小であった。
- ・オイルフロー試験において、機体上面中央の剥離が観察された。この剥離の有無が、実験と解析の法線力の違いに影響しているものと考えられる。
- ・「エンジン有」形状においては、法線力係数と軸力係数が上昇した。

謝辞

本研究を遂行するにあたり、東京大学大学院・鈴木／土屋研究室（土屋氏、竹中氏）、東京理科大学・本阿弥研究室（小川氏、中谷氏）の研究支援を受けた。また、空力性能の評価にあたり、渡利實氏、関根英夫氏、本田雅久氏の助言を受けた。ここに謝意を表する。

参考文献

- [1] Marshall, L. A., et. al., "Overview With Results and Lessons Learned of the X-43A Mach 10 Flight," AIAA 2005-3336, 2005.
- [2] Fujita, K., et. al., "Precooled Turbojet Engine Flight Experiment using Balloon-based Operation Vehicle," IAC-05-C4.5.01, 2005.
- [3] JAXA長期ビジョン-JAXA 2005-.
- [4] Taguchi, H., et. al., "Design Study on a Small Pre-Cooled Turbojet Engine for Flight Experiments," AIAA 2005-3419, 2005.
- [5] 竹中，土屋，田口，澤井，「極超音速実験機に対する複合領域最適設計」，第49回宇宙科学技術連合講演会，2005
- [6] 高木，石川，岩宮，「UPACSによる航空機まわりの流れの計算」，NAL-SP-53，pp87-91，2002.

宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-07-047

発 行 平成 20 年 2 月 29 日

編集・発行 宇宙航空研究開発機構

〒182-8522 東京都調布市深大寺東町7-44-1

URL: <http://www.jaxa.jp/>

印刷・製本 株式会社 実業公報社

本書及び内容についてのお問い合わせは、下記にお願いいたします。

宇宙航空研究開発機構 情報システム部 研究開発情報センター

〒305-8505 茨城県つくば市千現2-1-1

TEL : 029-868-2079 FAX : 029-868-2956

©2008 宇宙航空研究開発機構

※本書の一部または全部を無断複写・転載・電子媒体等に加工作することを禁じます。

