

極超音速風洞ノズルの流れの数値解析

河 嶋 敬*

吉 田 秀 則*

清 瀬 弘 晃*

A Numerical Simulation of Nozzle Flow
of Hypersonic Wind Tunnel

by

Takashi KAWASHIMA, Hidenori YOSHIDA and Hiromitsu KIYOSE

Akashi Technical Institute

Kawasaki Heavy Industries, Ltd.

ABSTRACT

Toward the 21th century, some hypersonic wind tunnels for development of space planes and supersonic transports are under construction and planned in our country. For designing these wind tunnels, it is indispensable to make use of CFD technology.

This paper describes a numerical simulation of the nozzle flow of a hypersonic wind tunnel. The flow through the hypersonic axisymmetric nozzle with exit Mach number 7.0, which was installed in the hypersonic wind tunnel of National Aerospace Laboratory (NAL), was calculated by using three-dimensional Navier-Stokes codes with $q - \omega$ model of turbulence by T.J.Coakley. The calculated results were compared with the experimental data, which had also been obtained by NAL, on the flow distributions at nozzle exit. Comparison with experiment and calculation shows a reasonable agreement. The effect of wall conditions such as adiabatic wall or isothermal wall upon the exit flow distributions was also investigated by numerical simulation.

1. まえがき

21世紀に向けて宇宙機あるいは超音速航空機の開発を目的とした極超音速風洞、衝撃風洞などの極超音速流を実現する風洞の建設が国内各所で計画されている。これらはいずれも国内での実績

は非常に少なく、これらの風洞の設計に当たってはCFD技術の適用が不可欠と考えられている。風洞メーカーの当社としても従来の実績に加えてCFD技術の設計への適用を積極的に進めている。本論文では、極超音速風洞ノズルの流れ解析について述べる。極超音速風洞ノズルは出口で所定のマッハ数の一様流を実現することが要求される。したがって、ノズルの設計では、設計されたノズル

*川崎重工業(株)・明石技術研究所

ル形状が要求性能を満たすかどうか事前に評価できる流れ解析法が必要で、これは境界層の発達まで精度良く計算でき、壁面の温度条件も考慮できるもので、最終的には実験データによって検証されていることが必要である。極超音速ノズルについて流れ解析をした事例は幾つかあるが、詳細な実験データ自体あまりないため、ノズル出口の分布まで実験値と定量的な比較を行ったものはほとんど知見しない。

本研究では航空宇宙技術研究所 (NAL) の極超音速風洞に使用されているM7ノズル¹⁾についてNS解析を行ない、NALで実施された実験の結果²⁾と対比した。合わせて、解析により壁面温度条件等がノズル出口速度分布に与える影響を調べた。

2. 解析コード及び解析システム

流れ解析コードは当社で開発した3次元圧縮性粘性流れ解析コード³⁾を使用した。本コードは時間平均 Navier-Stokes 方程式を時間進行、風上型 TVD 有限体積法で解くもので、乱流モデルとしては、T. J. Coakley の $q-\omega$ 二方程式モデルを使用した。なお、壁面で壁法則は使用していない。計算格子は形状適合格子で、マルチブロック方式の格子生成を行なっている。解析システムの構成を図1に示すが、プリ・ポスト処理は対話的なグラフィック操作が容易なEWS (HP9000-750T4 および HP9000-380TSRX) で行ない、流れ解析は当社のスーパーコンピュータ (VP2100) で行なっている。両者は汎用計算機 (IBM9021) が管

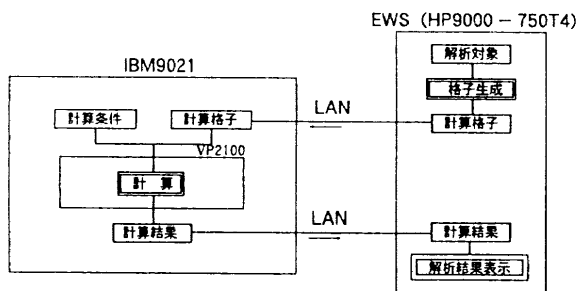


図1 解析システムの構成



図2 計算格子 (160×25×2)



図3 等マッハ数線図

理するネットワークを介して接続され、相互のファイル転送を高速に行なえるようになっている。

3. 解析結果及び実験値との対比

NAL極超音速風洞用M7軸対称ノズルの解析結果とNALの実験データとの対比について述べる。図2に、計算格子を示すが、軸方向(i) 160点、半径方向(j) 25点、周方向(k) 2点で合計8,000点のメッシュをとっている。k=1,2は対称面として取り扱っている。本解析では、一般的に3次元流路の解析ができるように3次元コードを使用しているため、今回の軸対称ノズルの解析

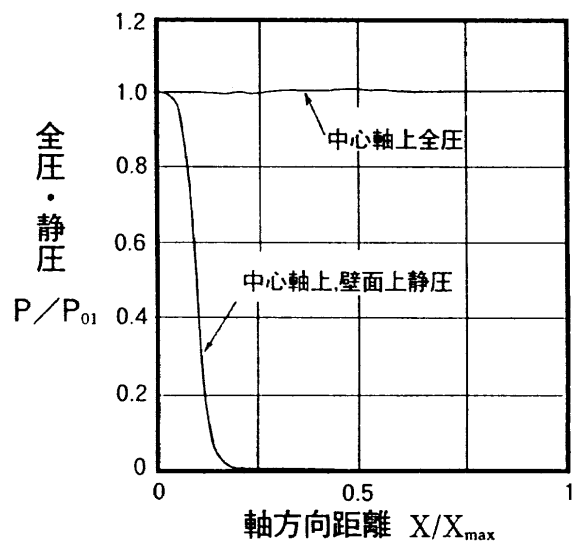


図4 流れ方向の全圧・静圧分布

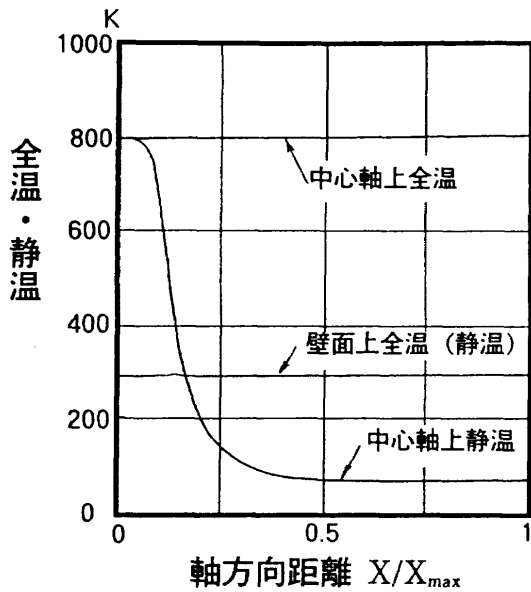


図5 流れ方向の全温・静温分布

では周方向に1セルとったセクタの解析としている。

計算条件

- 流入条件 $M_1 = 0.042$, $T_{0,1} = 527 \text{ }^\circ\text{C}$
- 出口条件 $P_2 / P_1 = 10^{-5}$
- 壁面条件 等温壁 ($23 \text{ }^\circ\text{C}$)
- レイノルズ数 $Re = 1.05 \times 10^6$

図3に、等マッハ数線図を示す。これよりスロート以降滑らかに膨張し出口で一様流が得られていることが推測される。図4に、流れ方向の全圧、静圧分布を、図5に、流れ方向の全温、静温分布を示す。図4より、中心軸上で全圧は一定で、衝撃波などによる損失は発生していないことがわかる。図5より、中心軸上で全温度は一定で、壁面上温度も境界条件として与えた温度と一致しており、妥当な結果であることが確認できる。計算過程では全圧が上昇あるいは全温度が変化する場合もあり、定常解かどうかの判定基準のひとつとしてこの主流部の全圧、全温度の変化をチェックしている。

次に、解析値と実験値との比較を示す。図6はノズル出口断面での半径方向マッハ数分布の比較である。境界層内の分布も含めて両者は良く一致しているといえる。図7は、出口全温分布の比較

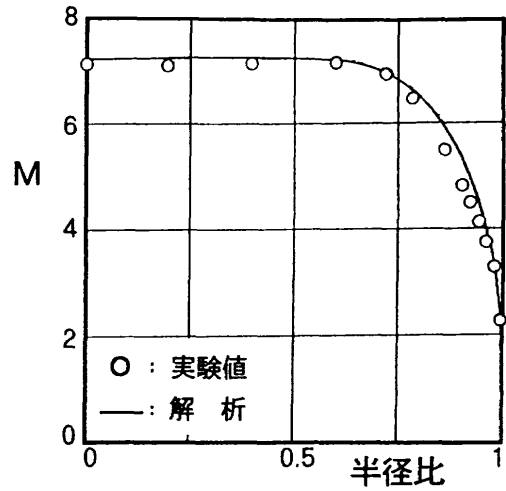


図6 出口断面マッハ数分布 (実験値との対比)

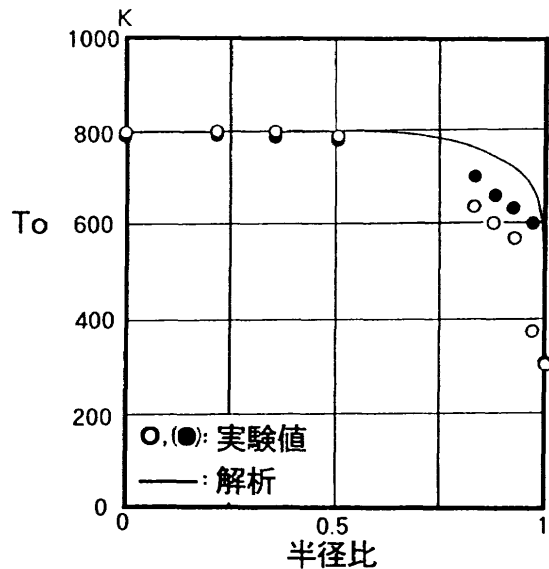


図7 出口断面全温分布 (実験値との対比)

である。白丸印が解析条件に対応したもので、黒丸印は参考のため示したもので、入口全温度はほぼ等しいが貯気槽圧が約2倍のときの実験値である。解析値と実験値は良く一致しているとは言えないが、壁面近くでの全温度計測の難しさあるいは計測精度を考えると解析値の方が信頼性が高いのではないかとと思われる。図8は、流れ方向の壁面静圧分布をマッハ数に換算して比較したもので両者の一致は良好である。以上、一例ではあるが本解析法により、かなりの精度で極超音速ノズルの流れを予測できる見通しを得た。

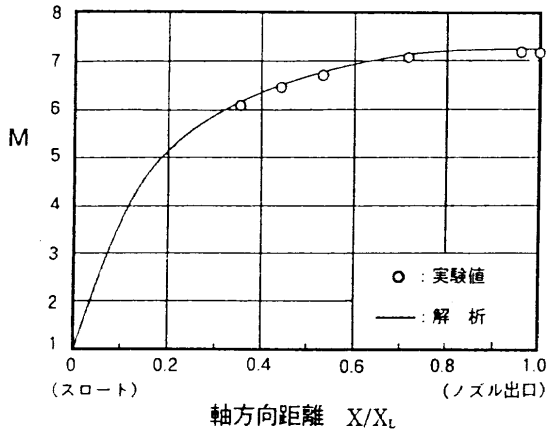


図8 流れ方向マッハ数分布 (実験値との対比)

4. 壁面温度条件等の影響

本解析コードは固体壁面上で等温壁と断熱壁の取扱いが可能である。上記の結果は、ノズル出口での壁面温度の実験値 (23 °C) を用いて壁面は全て 23 °C の等温壁として解析したものである。ここでは、壁面温度を -100 °C とした場合と断熱壁とした場合について解析を行い、これらがノズル出口の流れの分布に与える影響を調べた。

また、極超音速流の解析では乱流モデルの有効性についての議論もあるため、層流解析を実施し乱流解析結果との比較も行った。

図9に、ノズル出口断面のマッハ数分布の比較を示す。これより、断熱壁、23 °C 等温壁、-100 °C 等温壁の順に境界層が薄くなっているのが分

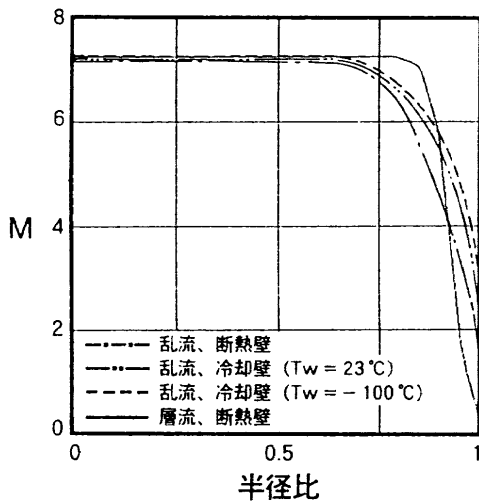


図9 出口断面マッハ数分布の比較

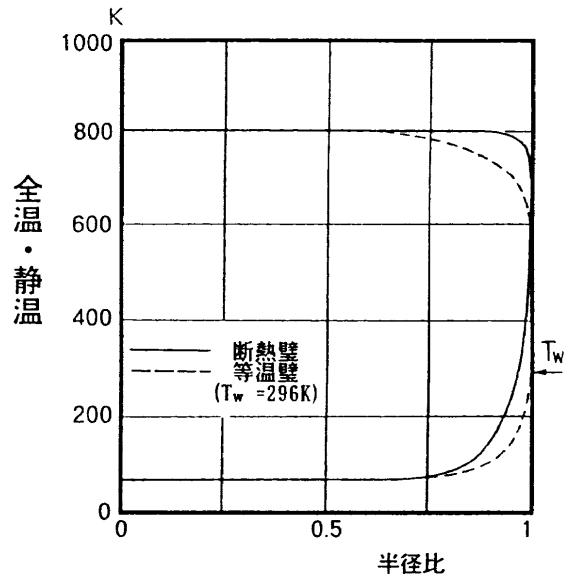


図10 出口断面温度分布の比較

かる。すなわち、壁面を冷却すれば境界層が薄くなるという公知の傾向を再現している。また、断熱壁での乱流、層流解析の結果の比較から、層流解析では実験値とかなり差が現れ、やはり乱流解析が必要なことが分かる。

次に、断熱壁解析、冷却壁解析の信頼性をチェックするため出口断面での壁面近傍の温度分布の詳細を調べた結果を示す。図10は、出口断面内の全温度、静温度分布である。断熱壁の場合、壁温は主流部全温度より低い温度となっているが、これは空気の場合プラントル数は $Pr = 0.72$ と

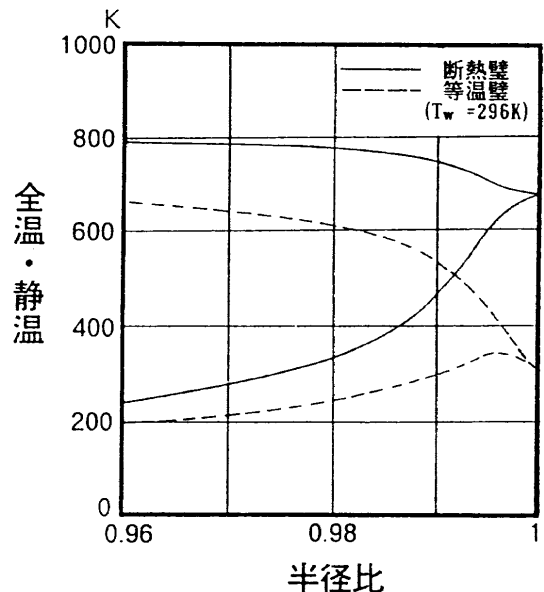


図11 出口断面壁面近傍温度分布の比較

1より小さいため、温度回復係数も1より小さくなる⁴⁾ため、解析結果の壁面での温度回復係数は0.85となっている。壁面近傍を更に詳細に見るため、半径比0.96~1.0の間を拡大したものを図11に示す。壁面近傍の静温度の勾配より、一方は、断熱であり、他方は、冷却されていることが確認できる。

5. あとがき

航空宇宙技術研究所の極超音速風洞に用いられているマッハ数7.0の軸対称ノズルについてNS解析を実施し、ノズル出口断面での流れの分布等について実験値と比較した。その結果、境界層内の分布まで比較的良く一致することがわかった。また、ノズル壁面の温度条件(断熱、冷却)により境界層の厚さが変わる現象も解析で再現できることを確認できた。今回、一例ではあるが本解析法により、かなりの精度で極超音速ノズルの流れを予測できる見通しを得た。今後、更に検証事例を増やしていきたいと考えている。

また、実用上の今後の課題として、計算ノウハ

ウの蓄積があげられる。一般に、極超音速の内部流の解析では、流れの変化が非常に大きいため、計算過程で計算の進み方が非常に遅く(CFLが小さい)、また計算過程で流れ場を乱すと元に戻すのが大変といったことが起こる。従って、定常解を短時間に求めるためには初期値の与え方あるいは計算の進め方等にかかなりのノウハウが必要であり、このようなノウハウの取得、蓄積が実用上重要である。

参考文献

- 1) 平木 他、"50 cm 極超音速風洞の計画と構造"、航空宇宙技術研究所報告 TR-116、1966年9月。
- 2) 橋本、吉沢、穂積、"極超音速風洞M7ノズル較正試験"、航空宇宙技術研究所資料 TM-155、1969年2月。
- 3) 吉田、河嶋、坂川、"圧縮機直線翼列流路の三次元粘性流れ解析"、日本機械学会論文集(B編)、59巻 561号、1993年5月。
- 4) 近藤、"高速空気力学"、コロナ社、P456。

