

風洞ノズルの形状最適化について

野村陵、川本英樹、吉田秀則、米田武史、青木茂（川崎重工業）

Optimization of Wind Tunnel Nozzle Contour

Ryo NOMURA, Hideki KAWAMOTO, Hidenori YOSHIDA,
Takeshi YONEDA, Shigeru AOKI (KHI)

概 要

風洞の気流一様性を改善することを目的として、圧縮性数値流体解析を利用して超音速風洞の可変ノズル形状を空力的に最適化する手法を考案し、JAXA 吹き出し式1m×1m超音速風洞実機への適用を行った。また、同様の手法を極超音速風洞の固定式軸対称ノズル形状の数値解析上での最適化に適用し、その有効性を確認した。

1. はじめに

数値流体力学 (Computational Fluid Dynamics, CFD) の発達した近年においても、航空機や宇宙往還機などの設計においては、超音速および極超音速風洞試験を欠かすことはできない。これらの風洞においては、高精度な試験の実現のために、風洞測定部の気流の非常に高い一様性や小さい乱れ度が要求されている。本研究では、超音速および極超音速風洞の気流一様性を改善することを目的として、数値流体解析 (CFD 解析) を用いてノズルの変形に伴う測定部気流の変化を詳細に分析し、その特性を利用した効率的なノズル形状最適化手法を考案し、これを超音速風洞実機に適用した。また、同様の手法を極超音速風洞のノズル形状の最適化に拡張し、CFD 解析においてその有効性を確認した。

2. CFD 解析手法

本研究のCFD 解析には、川崎重工業株式会社が開発した三次元圧縮性NS 解析コードを用いたり、本解析コードはこれまでに極超音速風洞ノズルのCFD 解析²⁾等に適用されており、風洞内の超音速流れを短時間かつ高精度に予測できることが確認されている。

3. ノズル形状最適化手法の考案およびその検証

最適化手法の考案および検証においては、はじめに独立行政法人宇宙航空研究開発機構 (JAXA) 風洞技術開発センターの所有する1m×1m 超音速風洞³⁾を対象とし

た。図1に示すように、本風洞は、電動マルチジャッキ方式の二次元可変ノズルを有しており、ジャッキを移動してノズル形状を変更することにより、測定部においてマッハ数1.4~4.0、レイノルズ数 $2 \times 10^7 \sim 6 \times 10^7$ の超音速気流を発生する。

本風洞のノズル初期形状は、特性曲線法による非粘性ノズル曲線に境界層補正を施すことにより与えられた曲線上に、ノズルを支持する複数の電動ジャッキの支持点を配置することによって形成されている。このことを利用して、本最適化におけるノズルの変形は、各ジャッキの支持点を初期形状の位置から微小に変位させることにより与えるものとした。

始めに、各ジャッキの変位による気流分布の変化を確認するために、ノズル初期形状、およびいくつかのジャッキを単独あるいは複数同時に初期形状の位置から微小量だけ変位させた変形形状に対するCFD 解析を実施した⁴⁾。CFD 解析は解析時間の制約から、図2に示すような上下の対象性を利用した格子を用いた二次元解析を実施した。測定部マッハ数4.0における解析によって得られた初期形状のマッハ数分布、および初期形状と各変形形状のマッハ数分布の差分をとった一例を図3、図4にそれぞれ示す。特性曲線法と境界層補正によって形成された初期形状のマッハ数分布においては、ノズル内で打ち消し切れないわずかな波の影響が測定部に生じていることが確認される。また、初期形状と変形形状の差分においては、ジャッキ変位位置の前後に生ずる変位量に応じた圧縮波と膨張波の影響が確認された。これらの分布を詳細に確認

した結果、微小な変位量の範囲では、複数ジャッキの組み合わせおよび変位量に関して線形的に重ね合わせることが可能であることが判明し、各ジャッキを単独で単位量変位させた形状に対するCFD解析を行うことにより、これらの変位を任意に組み合わせた変形形状のマッハ数分布を改めてCFD解析を行うことなく推定できることが確認された。

上記の手法を利用して、測定部マッハ数4.0のノズル形状に対して、測定部内のマッハ数偏差を最小にするように最適化したノズル形状のCFD解析結果を図5に示す。図に示すように、初期形状において測定部内に残っていたわずかな波の影響がさらに小さくなっていることが確認され、測定部内の平均マッハ数に対するマッハ数の偏差は、最適化によって0.37%から0.24%まで小さくなった。

次に、CFD解析結果と実機におけるピトーレークによる全圧計測からマッハ数分布を算出した結果を利用して、実機風洞ノズル形状の最適化を行い、本最適化手法の適用性を検討した⁵⁾。実機計測においては、実際には存在する側壁の影響などにより、二次元CFD解析よりマッハ数偏差が大きい傾向にあったが、CFD解析の場合と同様に、ジャッキ変位量に関する線形性を利用して最適化することが可能であることを確認した。図6に、測定部マッハ数2.0における最適化結果を示すが、マッハ数の偏差は、最適化によって1.04%から0.72%まで小さくなった。なお、ここでは省略するが、1.4~4.0の範囲のその他のマッハ数の場合にも、同様に測定部マッハ数の偏差を小さくすることができ、世界でも最高水準の気流品質を有する風洞を実現した。

4. 極超音速風洞への拡張

本最適化手法は、元々はマルチジャッキ方式の二次元ノズルの特性を利用してノズル形状の最適化を行う手法であったが、固定式の軸対称ノズルを有する極超音速風洞ノズルに対しても適用可能であることを確認した⁶⁾。軸対称ノズルにおいては、二次元ノズルのジャッキに相当する仮想的な変位点を配置し、これらの点を変位させることによりノズルに変形を与えるものとした。図7に示すような軸対称性を利用したCFD解析格子を用いて、いくつかの変位点を単独あるいは複数同時に変位させた場合のノズル形状に対するCFD解析を行うことにより、二次元ノズルの場合と同様に微小な変位量の範囲での変位に関する線形性を確認することができた。図8および図9は、特性曲線法と境界層補正によって設計されたマ

ッハ数10.0の極超音速風洞ノズル形状に対して、CFD解析において最適化を実施した結果である。最適化によって、初期形状においてノズル中心線付近に見られたマッハ数の高い領域がなくなり、ノズル出口におけるマッハ数偏差を1.48%から0.40%まで小さくすることができ、本最適化手法が極超音速風洞の軸対称ノズル形状の最適化にも適用可能であることが確認された。

5. まとめ

- (1) 超音速風洞ノズルにおいて、初期形状からの変形量が微小な範囲であれば、ノズル変形の大きさおよび位置と、変形による気流分布の変化の間に線形的な関係が存在するという特性を利用して、非常に少ないCFD解析の回数で最適形状を得ることのできる最適化手法を考案した。
- (2) JAXA1m×1m超音速風洞のノズル形状最適化を実施し、考案した最適化手法がCFD解析の場合と同様に実機においても適用可能であることを確認した。さらに、最適化によって、現在の世界水準の中でも非常に高い気流一様性を有する高品質な風洞を実現することができた。
- (3) 考案した最適化手法が、超音速風洞二次元ノズルだけでなく、極超音速風洞軸対称ノズルの形状最適化に適用可能であることをCFD解析において示した。

6. 謝辞

本研究の実施にあたっては、独立行政法人宇宙航空研究開発機構の多くの方々にご協力を頂きました。関係各位に深甚なる感謝の意を表します。

参考文献

- 1) 吉田秀則, 河嶋敬, 坂川佳司, 機論B, 59-561, 1993, pp.1524-1531
- 2) 河嶋敬, 吉田秀則, 清瀬弘晃, 川本英樹, 機論B, 60-580, 1994, pp.4082-4088
- 3) 渡辺光則, 楯篤志, 浜本滋, 酒井謙二, 外立政隆, NAL SP-51, 2001, pp.85-101
- 4) 野村陵, 川本英樹, 吉田秀則, 米田武史, 青木茂, 機論B, 69-680, 2003, pp.854-860
- 5) 野村陵, 川本英樹, 米田武史, 渡辺光則, 楯篤志, 浜本滋, 酒井謙二, 機論B, 69-680, 2003, pp.861-867
- 6) 野村陵, 川本英樹, 吉田秀則, 米田武史, 青木茂, 機論B, 70-700, 2004, pp.3051-3057

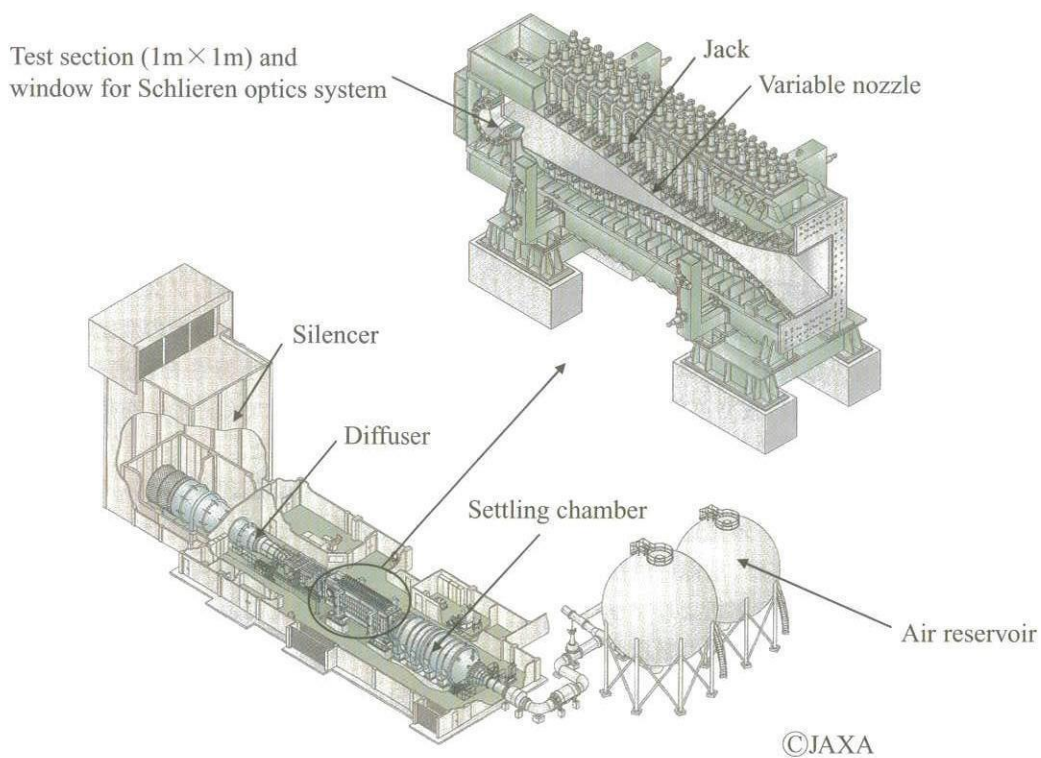


図1 1m × 1m 超音速風洞および可変ノズル



図2 超音速風洞CFD解析格子
(測定部マッハ数4.0)

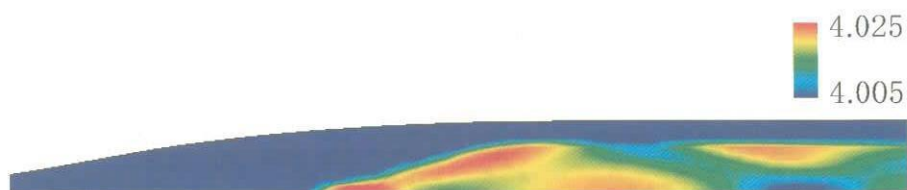
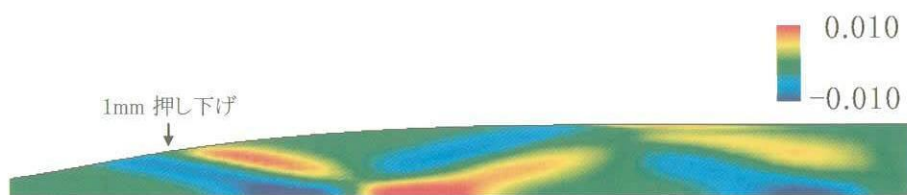
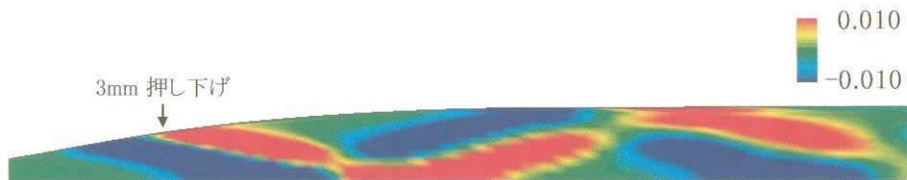


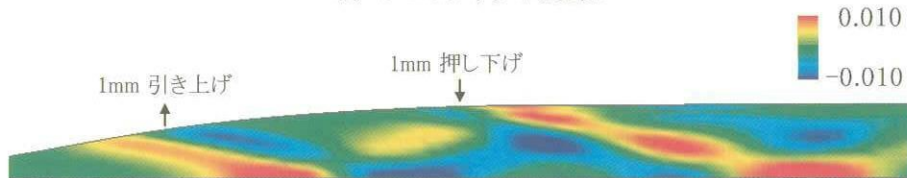
図 3 CFD 解析におけるマッハ数分布
(測定部マッハ数 4.0 初期形状、測定部近傍の分布)



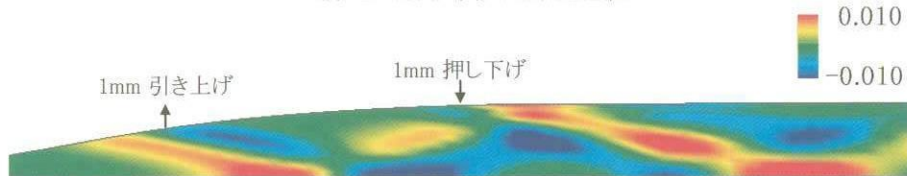
(a) 1つのジャッキを変位



(b) 1つのジャッキを変位



(c) 2つのジャッキを同時変位



(d) 各ジャッキを単独変位させた分布を重ね合わせ

図 4 初期形状と変形形状のマッハ数差分量分布
(測定部マッハ数 4.0、測定部近傍の分布)

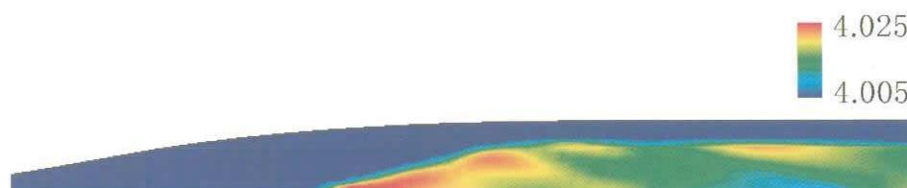
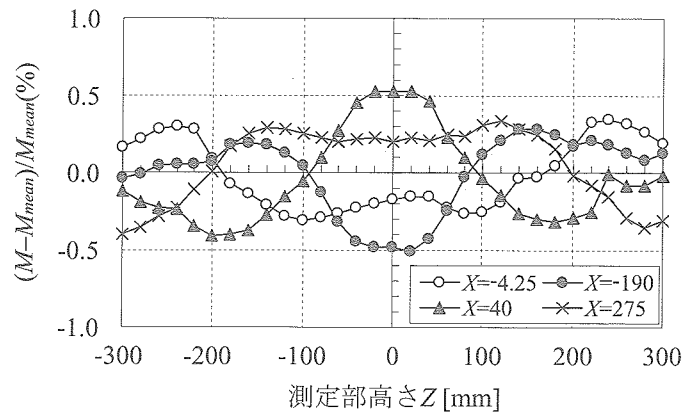
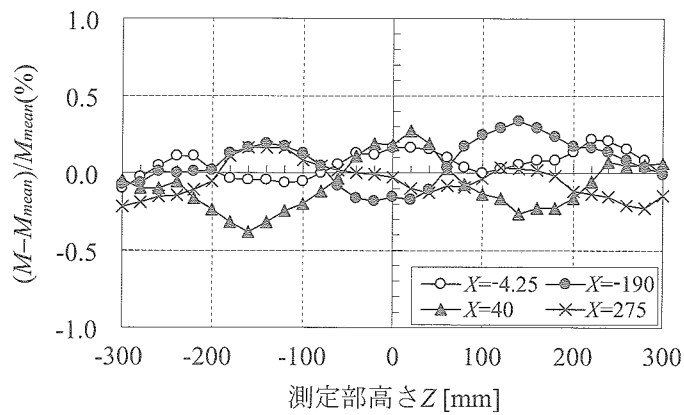


図 5 CFD 解析におけるマッハ数分布
(測定部マッハ数 4.0 初期形状、測定部近傍の分布)



(a) 初期形状



(b) 最適化形状

図6 実機におけるマッハ数分布
(測定部マッハ数2.0、測定部内4断面高さ方向の分布)

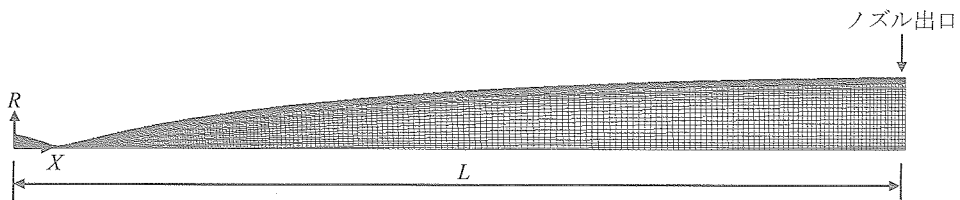


図7 極超音速風洞軸対称CFD解析格子
(測定部マッハ数10.0)

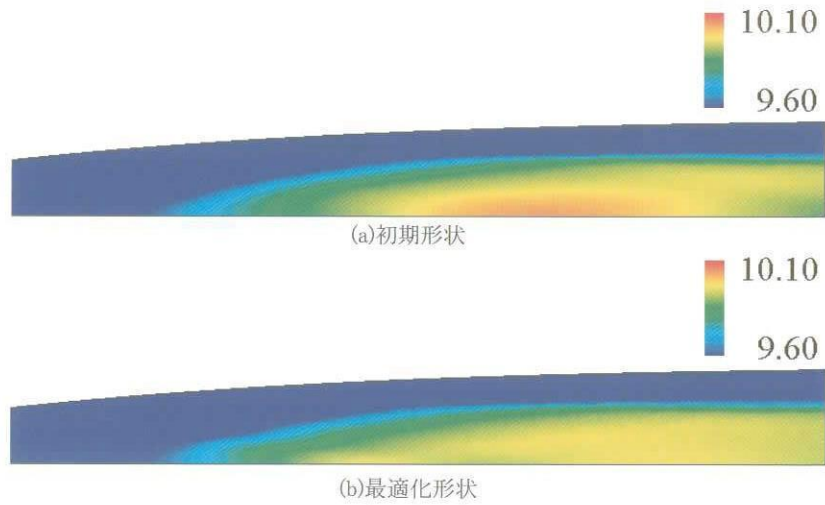


図8 CFD解析における最適化結果
(測定部マッハ数10.0、ノズル内のマッハ数分布)

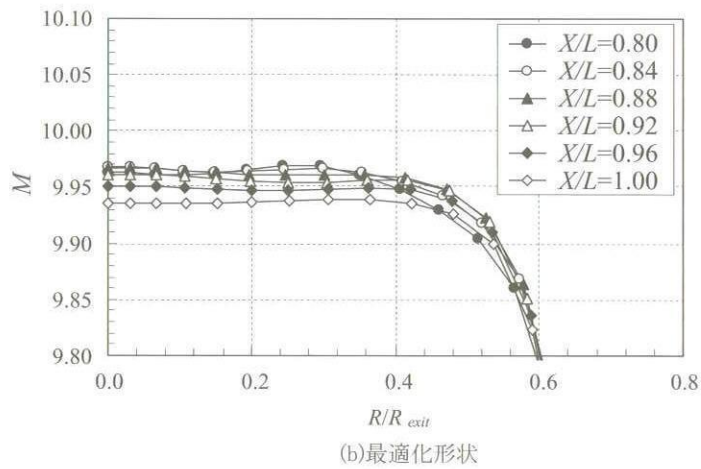
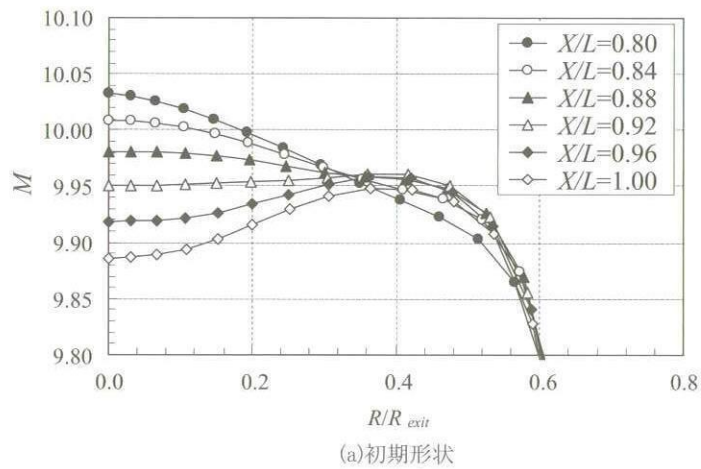


図9 CFD解析における最適化結果
(測定部マッハ数10.0、ノズル出口付近の断面のマッハ数分布)