

小型超音速飛行実験機のエアリアルールに基づく遷音速抗力の低減（室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2017）

著者	三尾 太一, 山? 優樹, 溝端 一秀, 東野 和幸
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2017
ページ	46-49
発行年	2018-09
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009860

小型超音速飛行実験機のエリアルールに基づく遷音速抗力の低減

○三尾 太一（航空宇宙システム工学コース 学部 4 年）
山崎 優樹（航空宇宙総合工学コース 博士前期 2 年）
溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）
東野 和幸（航空宇宙機システム研究センター 教授）

1. はじめに

これまでの風洞試験とエンジンの熱サイクル解析によれば、第二世代小型超音飛行速実験機（オオワシ）の M2011 空力形状（図 1）とガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェット（GG-ATR）エンジンの組み合わせにおける推力余裕（推力－抗力）は、遷音速域で不足するものと予測されている（図 2）。その改善策として、遷音速抗力低減のためのエリアルール（Area Rule）に基づく形状修正が提案された[1,2]。本研究では、第二世代実験機のさらなる推力余裕改善を目指して、遷音速抗力低減が見込まれる形状を提案し、その効果を CFD 解析，風洞試験，および造波抗力推算によって明らかにする。

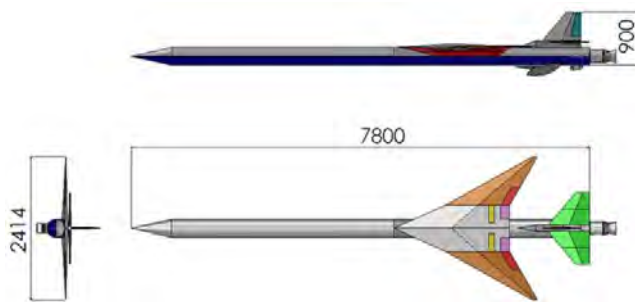


図 1 M2011 基本形状

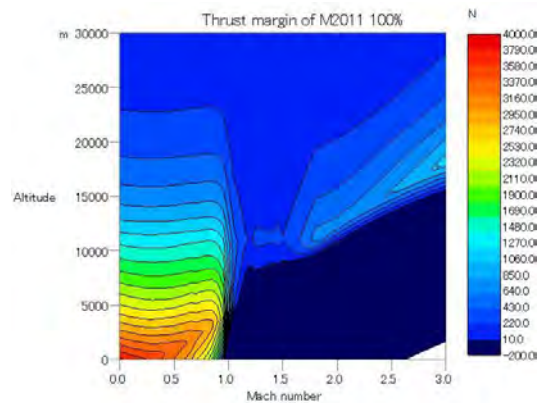


図 2 M2011 基本形状の推力余裕マップ

2. エリアルール準拠形状の提案・設計

エリアルールは 1952 年に R.T.Whitcomb によって非常に小さい翼を有する細長物体の落下試験によって実験的に発見され、「マッハ 1.0 における造波抗力を低減するには機軸に垂直な面で機体を切った断面積の機軸方向分布を滑らかにすべき」という内容であった[3,4]。このエリアルールは非粘性超音速流の微小擾乱近似の一類型である細長物体理論 Slender Body Theory により理論的に証明された。また造波抗力を最小にする断面積分布は Sears-Haack 曲線であることが知られている。しかし、実際の有翼機体で造波抗力を低減するには、断面積分布を滑らかにするだけでなく、機体各部で局所的に強い圧縮波が発生しないようにすることが肝要である。

そこでこの立場から、エリアルールを参考にしつつも CFD 解析に基づいて機体各部の圧縮波発生を低減できるエリアルール準拠形状を考案する。その機体形状のゼロ揚力抗力を風洞試験によって計測する。さらに、細長物体理論に基づく造波抗力推算を実施し、風洞試験結果と比較検証する。本年度設計製作したエリアルール準拠形状のパーツとその設計の狙いを表 1 に示す。なお、設計マッハ数は 1.1 である。

表1 エリアルールに基づく形状修正

設計項目	パーツ名称	設計の狙い
ノーズコーン	ARNose-C	Sears-Haack 曲線に収まるようにノーズを鋭く尖らせる。
胴体	Bottleneck6 or Bottleneck7	Bottleneck の修正形状。圧縮波を弱めるために曲率半径を拡大。輪郭形状の定義は Bottleneck6 では円弧，Bottleneck7 ではスプライン。
	Bulge6C Bulge6S Bulge7C Bulge7S	主翼・尾翼間の急激な断面積変化の緩和。Bottleneck6 および7にそれぞれ滑らかに接続できるように設計。Bulge6C および7C では外形定義に円弧を用い，Bulge6S および7S ではスプラインを用いる。

3. 風洞試験

エリアルール準拠形状の空力特性データを取得するために JAXA/ISAS 遷音速風洞を用いて風洞試験を実施する。六分力内装天秤によって空気力を測定し、抗力係数を推算する。マッハ数は 0.7~1.3 である。小さいピッチ角範囲でのピッチスイープ試験を実施し、抗力係数の最小値 (Drag Polar の底) をもってゼロ揚力抗力係数とする。

風試模型は第二世代実験機に対し縮小比 7/60 で設計・製作されている。基本形状模型では、主翼下の中胴部を天秤インターフェースとすることによって、風圧中心の近くに天秤を置き天秤中心周りのピッチングモーメントを抑えている。一方、エリアルール準拠形状では中胴部を Bottleneck としていることから後胴部に天秤インターフェースを設けており、風圧中心から天秤中心までの距離が大きいことから、天秤中心周りのピッチングモーメントが大きくなる。これが天秤秤量を超えないよう、ピッチスイープの範囲を小さく設定する。模型の遷音速風洞への設置状況を図3に示す。



図3 風試模型の遷音速風洞への設置状況

4. 結果と考察

4-1. CFD 解析

エリアルール準拠形状の抗力低減効果の予測のために、CFD 解析によって迎角ゼロにおける抗力係数および機体まわりの圧力分布を推算した。推算結果を図4~5に示す。旧 Bottleneck に比べ、Bottleneck7 は曲率半径を大きくしてスプライン曲線を用いることによって、曲率一定ではないものの前後端の接続点で曲率変化を抑えることで圧縮波の集積を防ぐことができている。同様に曲率半径が大きくかつ一定である円弧を用いた Bottleneck6 と、これに滑らかに接続できるようにスプラインを用いた Bulge6S も圧縮波の集積を防ぐことができている。これらのことから、今回設計のエリアルール準拠形状の抗力低減効果が期待され、これらの形状の風試模型が製作された。

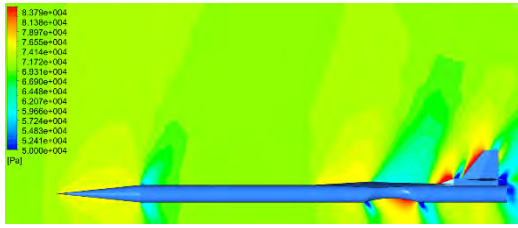


図4 旧 Bottleneck 搭載形状の圧力分布

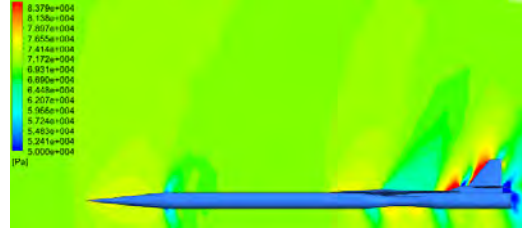


図5 Bottleneck7 搭載形状の圧力分布

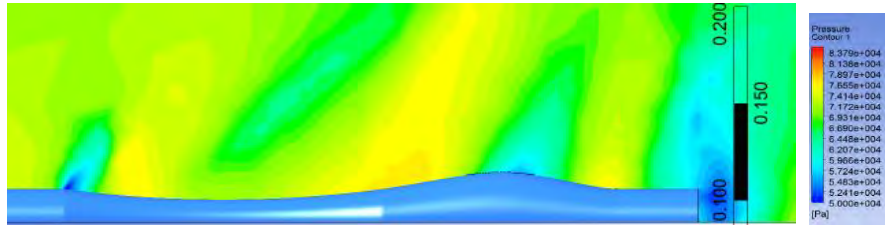


図6 Bottleneck6 および Bulge6S 搭載形状の圧力分布

4-2. 風洞試験結果

ピッチスイープ通風によって計測されたゼロ揚力抗力係数を図7に示す。M2011 基本形状と比較して、マッハ数の全域においてエアリアルール準拠形状によって抗力が低減されている。ARNose-C のみを搭載したピンク線と比較すると、Bottleneck6, 7 の付加によって遷音速域で抗力低減が見られる。特に設計点のマッハ 1.1 付近では大幅な抗力低減がなされている。また Bulge 搭載によりマッハ 1.0~1.1 でさらなる抗力低減に成功している。抗力係数の値において 10^{-4} を 1 count と呼ぶが、マッハ 1.1 において Bottleneck7 は M2011 基本形状から約 128 カウント(約 25%) だけ抗力低減している。

4-3. 造波抗力推算結果

細長物体理論に基づく造波抗力推算プログラム WAVEDRAG (NASA Langley Program D2500) [5]を用いて造波抗力を推算した。対象形状は、M2011 基本形状とエアリアルール準拠形状を含めた 8 つである。その結果を図8に示す。M2011 基本形状と比較して、マッハ 1.0 以上においてエアリアルール準拠形状によって抗力が低減されており、風試結果と同様の結果となっている。一方、風試で観察された Bulge 搭載によるマッハ 1.0~1.1 における抗力低減は、今回の造波抗力推算では表れていない。

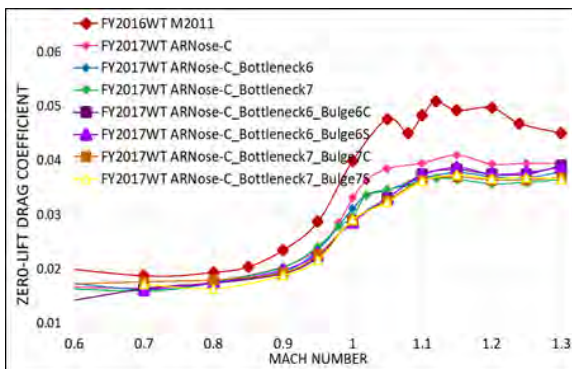


図7 風試の結果

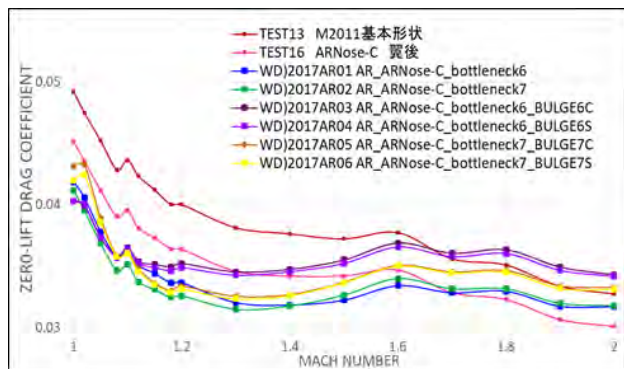


図8 造波抗力推算の結果

5. まとめ

M2011 基本形状の遷音速抗力低減を目的にマッハ 1.1 を設計点としてエリアルールに基づいた形状修正を行い、造波抗力解析、CFD 解析によって抗力低減効果を予測し、JAXA/ISAS 遷音速風試にて空力特性を評価した。エリアルール準拋形状によって遷音速域でゼロ揚力抗力係数が M2011 基本形状から約 128 カウント（約 25 %）だけ小さくなることが示された。また、Bulge 搭載によってマッハ 1.0~1.1 で約 15 カウントの抗力低減に成功した。しかし、マッハ 1.1 以上では Bulge 搭載によって抗力が増大する傾向が示された。今後マッハ 1.1 以上の領域で抗力低減できる Bulge 形状を探索し、さらなる抗力低減を目指す。

参考文献

- [1] 大石栄, 「室工大第二世代超音速実験機の抗力特性の評価と抗力低減の試み」, 室蘭工業大学修士学位論文, 2014 年 1 月.
- [2] 山崎優樹, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機のエリアルールに基づく抗力低減」, 室蘭工業大学卒業論文, 2016 年 2 月.
- [3] Whitcomb, R. T., “A Study of the Zero-lift Drag-Rise Characteristics of Wing-Body Configurations Near the Speed of Sound,” NACA Rep. 1273, 1956. (Supersedes NACA RM L52H08)
- [4] Jones, R. T., “Theory of Wing-Body Drag at Supersonic Speeds,” NACA Rep. 1284, 1956. (Supersedes NACA RM A53H18a)
- [5] Craidon, C. B., User’s Guide for a Computer Program for Calculating the Zero-Lift Wave Drag of Complex Aircraft Configurations, NASA Technical Memorandum 85670, 1983.