



小型超音速飛行実験機の遷音速抗力低減の試みと評価（中胴バルジ，後胴延長，およびインテークの効果）

メタデータ	言語: jpn 出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 公開日: 2020-01-30 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 三尾, 太一, 宮本, 勝也, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00010143

小型超音速飛行実験機の遷音速抗力低減の試みと評価（中胴バルジ、後胴延長、およびインタークの効果）

○三尾 太一（航空宇宙総合工学コース 博士前期1年）

宮本 勝也（航空宇宙システム工学コース 学部4年）

溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

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、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（推力ー抗力）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アリアルール（Area Rule）に基づく形状修正が提案された[1]。これまでの形状修正では空力設計簡略化のためインターク及びエンジンマウント等を考慮していなかった。本研究では、M2011 空力形状のさらなる推力余裕改善を目指し遷音速抗力低減が見込まれる形状を提案しつつ、インタークおよびエンジンマウントを含んだ機体形状の抗力特性を 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。

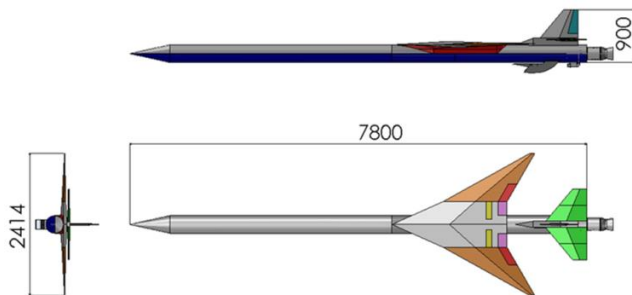


図1 M2011 基本形状

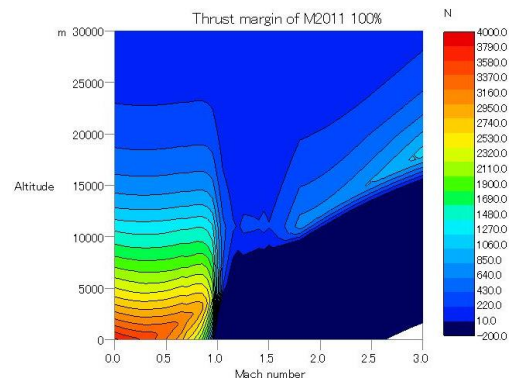


図2 M2011 基本形状の推力余裕マップ

2. エリアルール準拠形状と実機飛行形状

エアリアルールは1952年にR.T. Whitcomb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の分布を滑らかにすべき」という内容である[2,3]。このエアリアルールは非粘性圧縮性流れ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ている。しかし、実際の有翼機体周りの流れ場では、必ずしも隅々まで微小擾乱近似が成立する訳ではなく、往々にして圧縮波集積によって衝撃波が発生しこれによる強い造波抗力や剥離による粘性抗力が発生する。そこで、遷音速抗力低減には、エアリアルールに従って断面積分布を滑らかにするだけでなく、機体各部で圧縮波が集積しないようにすることが肝要である。先行研究[1]において、この立場から、エアリアルールを参考にしつつも造波抗力推算・CFD解析を設計の指針とし、機体各部の圧縮波集積を低減できるエアリアルール準拠形状を提案した。

一方、これらエアリアルール準拠形状ではエンジンやインテーク等の推進機器の存在は考慮されていない。実際の機体には GG-ATR エンジン一基がエンジンマウントによって胴体後端に設置される。さらに、エアインテーク及びガスジェネレータ・点火器が後胴部腹面に突出して設置され、インテークと一続きの外殻（カバー）が被せられる予定である。

これらを考慮して、本年度は、実機飛行形状を模した風試模型の設計製作とエアリアルール準拠形状の更なる修正を行った。製作した部品名とその概要を表 1 に示す。

表 1 エアリアルール及び実機飛行形状に基づく形状修正

設計項目	パーツ名	形状
胴体形状	インテーク	<ul style="list-style-type: none"> ▶ M2011 形状の後胴部腹面に設置される予定の GG-ATR エンジン用空気取入口を模した形状。 ▶ 空気取入口の後方に設置される点火器及びガスジェネレータを保護するカバーを想定し、空気取入口と一体の形状とする。
	後胴部延長	<ul style="list-style-type: none"> ▶ M2011 形状の胴体後端に設置される予定の GG-ATR エンジン及びエンジンマウントを模した形状。 ▶ 風洞試験設備の制約からエンジンマウントアーム後端までを模型で再現。
	Bulge7SN	<ul style="list-style-type: none"> ▶ 昨年度設計製作された Bulge7S (Bottleneck7 用スプライン型 Bulge) を改良した形状。 ▶ スプライン曲線の特性を生かし、接続点の曲率変化を厳密に設定し抗力低減を目指す。

3. 風洞試験

エア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 風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。今年度は風洞設備の健全性の制約から、ピッチ角を固定した状態でマッハスイープ試験（一回の通風間にマッハ数を連続的に変化させる試験）を実施する。マッハスイープ範囲は 0.7～1.3 である。

風洞試験模型は縮小比 7/60 で設計・製作されている。エア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いる。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. 風洞試験

マッハスイープ通風によって計測された抗力係数 C_D を図4に示す。M2011基本形状と比較して、マッハ1.0以上において抗力が低減されており、昨年度とほぼ同等の傾向であるものの、昨年度のゼロ揚力抗力係数より若干大きな値が計測されており、マッハスイープ通風により厳密なゼロ揚力抗力が計測できていない可能性がある。

実機飛行形状を想定した形状修正については、エンジンマウントを想定した後胴部延長によって、これまでのエアリアルール準拠形状から約8.1%の抗力低減が見られる。また、インテーク搭載によって大幅な抗力増加が見られ、これまでのエアリアルール準拠形状及び後胴部延長による抗力低減効果が相殺されている。

4-2. WAVEDRAG 解析

造波抗力推算プログラム WAVEDRAG (NASA Langley Program D2500) [4]を用いて造波抗力を推算した。対象形状は、M2011基本形状、昨年度のエアリアルール準拠形状、および実機飛行形状を含む6通りである。その結果を図5に示す。

風洞試験と同様に、インテーク搭載による大幅な造波抗力増加が予測されている。インテーク付近の後胴部に第二の Bottleneck を設置する等によって、インテークによる断面積の増分を相殺する必要がある。また、風洞試験でみられた胴体後部延長による抗力低減が WAVEDRAG 解析では捉えられていない。このことから、胴体後部延長による抗力低減の発生原因は、細長物体理論に基づく WAVEDRAG 解析では扱えない粘性効果、すなわち剥離による底面抗力であると推察される。

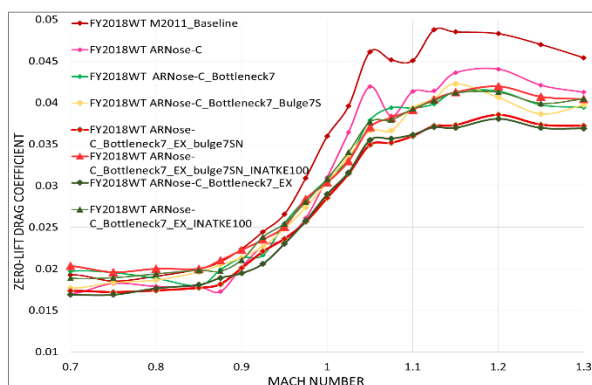


図4 風洞試験結果

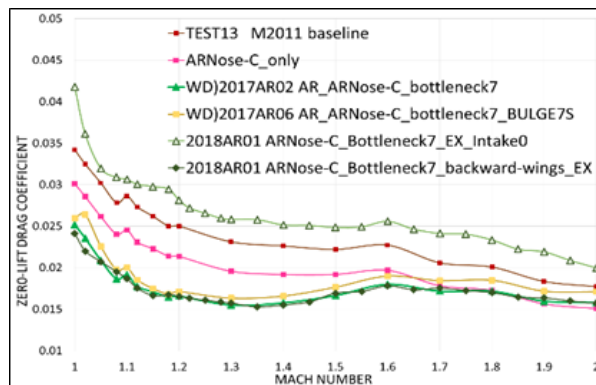
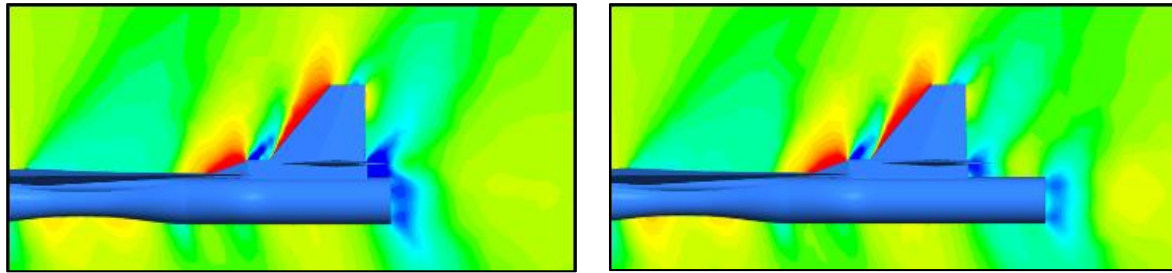


図5 WAVEDRAG 解析結果

4-3. CFD 解析

風洞試験で見られた胴体後部延長による抗力低減のメカニズムを調べるため、CFD解析を実施した。圧力分布の推算結果例を図6に示す。角台（尾翼根の固定部品）後面の負圧が胴体延長によって緩和されていることがわかる。胴体延長に伴って角台後面と胴体底面が離れたことによって剥離流れが変化し、底面抗力が低減されたと考えられる。



(a) これまでの形状

(b) エンジンマウントを模した胴体延長形状

図6 CFD解析による圧力分布の推算結果

5. 今後の展望

今回判明した抗力低減のための着眼点として底面抗力の扱いが重要であり、角台形状の修正が必要であると考えられる。また、実機では胴体後方にエンジンが設置され、エンジン排気による流れ場の変化や、エンジン排気からの圧力波の胴体後端への伝播の効果が表れるものと推測される。これら进行评估するためにエンジン排気流れを含む CFD 解析が必要である。

参考文献

- [1] 山崎優樹, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機のエアリアルールに基づく抗力低減」, 室蘭工業大学修士論文, 2018年2月.
- [2] 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)
- [3] Jones, R. T., “Theory of Wing-Body Drag at Supersonic Speeds,” NACA Rep. 1284, 1956. (Supersedes NACA RM A53H18a)
- [4] 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.