



小型超音速飛行実験機のエリアールに基づく遷音速抗力の低減

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: 2016-12-28 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 山崎, 優樹, 溝端, 一秀 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009149

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

○山崎 優樹 (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、第二世代超音飛行速実験機（オオワシ 2 号機）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]. 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、さらに遷音速抗力低減が見込まれる形状を提案し、その効果を風洞試験と数値解析によって明らかにする.

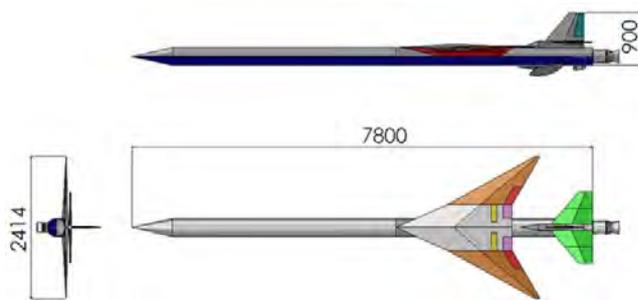


図 1 M2011 基本形状

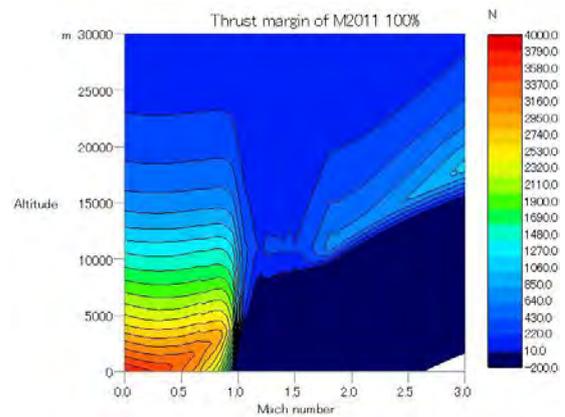


図 2 M2011 基本形状の推力余裕マップ

2. 理論と手法

エリアルールは 1952 年に R.T.Whitcomb によって提唱された遷音速・超音速域の造波抗力を低減させる手法である[2]. 超音速流において任意の点で生じた微小圧力変化は円錐状に広がる（マッハコーン）. 機軸上の任意点から発するマッハコーンで機体を切断するとき、その断面積分布が、式(1) の Sears-Haack 曲線に一致するときに造波抗力が最小となる.

$$A(x) = \frac{16V}{3L\pi} [4x - 4x^2]^{3/2} \quad (1)$$

ここで、 x は機首からマッハコーン起源点までの距離を機体全長で無次元化した値、 V は機体体積、 L は全長、 $A(x)$ は x における機体断面積である[3]. 機体の断面積分布を Sears-Haack 曲線に近づけると造波抗力を低減できるものと期待されることから、形状修正を提案し、その効果を確認するために JAXA/ISAS の遷音速風洞を用いて風洞試験を実施する.

また、NASA で開発された造波抗力計算プログラム WAVEDRAG (NASA Langley Program D2500) を用いて造波抗力を推算する. その基礎式は以下の通りである.

$$D(\theta) = -\frac{\rho V^2}{4\pi} \int_{x_A(\theta)}^{x_B(\theta)} \int_{x_A(\theta)}^{x_B(\theta)} S''(x_1) S''(x_2) \ln|x_1 - x_2| dx_1 dx_2 \quad (2)$$

$$D_w = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} D(\theta) d\theta \quad (3)$$

ここで、 x は任意の機軸位置、 S は機体断面積、 θ はロール角である。機首から後端までの断面積分布を求め、式(2)によって抗力 $D(\theta)$ を計算する。更に機体をロールさせて (θ の値を何通りか設定して) 計算し、式(3)で平均化することによって造波抗力 D_w を計算する。解析結果と風洞試験結果を比較検討し、結果の整合性と抗力低減を確認する。

さらに、風洞試験による抗力データと、エンジンの熱サイクル解析による GG-ATR エンジンの定格回転 100% と 105% の推力データを用いて、式(4)から推力余裕 T_m を推算し、推力余裕マップを作成する。M2011 基本形状と修正形状を比較し推力余裕の程度を評価する。

$$T_m(H, M_\infty) = T(H, M_\infty) - \frac{1}{2} \rho_\infty(H) V_\infty^2 S C_{D0}(M_\infty) \quad (4)$$

エアリアルールに則り、各々のマッハ数において理想形状に近づけるよう、M2011 形状を以下のように修正する。

- ① ノーズを鋭く尖らせる (ARNose-C)
- ② 主翼と尾翼の間の胴体に凸部を設ける (bulge-A,B)
- ③ 主・尾翼を機軸前方にずらす (翼前方移動)
- ④ 主翼翼根の胴体をくびれさせる (bottleneck)

M2011 基本形状の機体断面積分布を図 3 に示す。また設計点をマッハ 1.1 としたエアリアルール適用形状の一例を図 4 に示す。

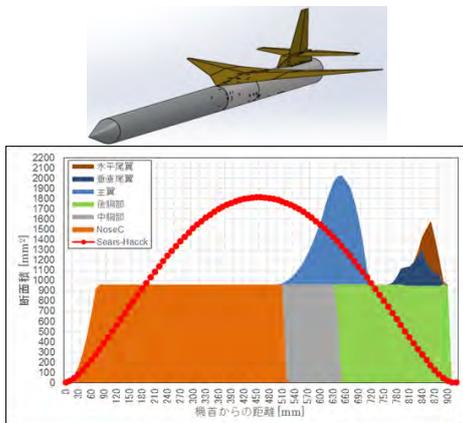


図 3 M2011 基本形状の断面積分布

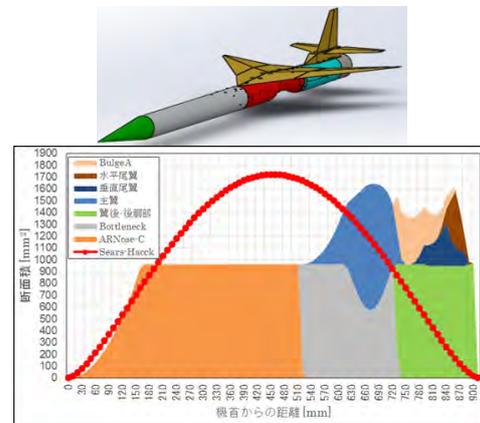


図 4 エアリアルール適用形状の断面積分布

3. 風洞試験

3-1. 風洞試験装置

M2011 基本形状とエアリアルール適用形状の空力特性データを取得するために JAXA/ISAS 所有の吹下し式遷音速風洞を用いて風洞試験を実施する。六分力内装天秤を用いて種々の空力を測定し、抗力係数を推算する。マッハ数は 0.7~1.3 のマッハスイープ、迎角は 0 deg. 固定とし、一様流全圧を 2.0 kgf/cm³ とする。

3-2. 風洞試験模型

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。エアリアルール形状の模型は図 4 の形状を含めて 6 パターンである。模型の遷音速風洞への設置状況を図 5 に示す。



図5 風試模型の遷音速風洞への設置状況

4. 結果と考察

4-1. 風洞試験結果

迎角ゼロの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6に示す. また bottleneck の効果を検証するために bottleneck の有無による C_D の比較を図7に示す. 図6より, エリアルール適用形状はおおよそマッハ 1.0 以上において M2011 基本形状よりも抗力係数が小さくなっていることが判る. また, 設計点のマッハ 1.1 付近で M2011 基本形状と比較して最も抗力が低減されている. 図7より, マッハ 1.0 以上で bottleneck の効果によって大幅に抗力が低減していることが判る.

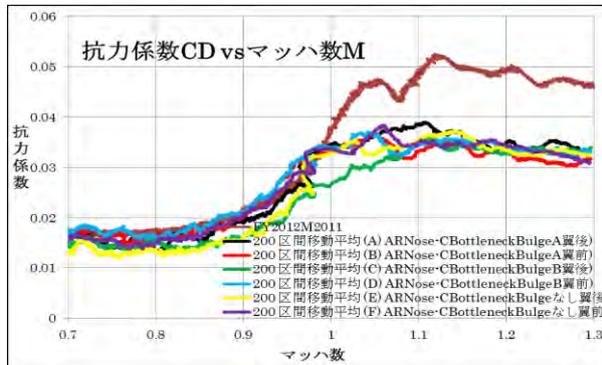


図6 風洞試験結果

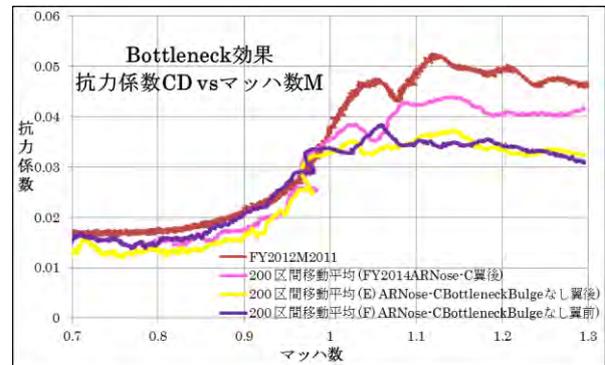


図7 風洞試験結果における bottleneck の効果

4-2. WAVEDRAG 解析結果

風洞試験結果と解析結果を翼後方, 翼前方, bottleneck 効果の三つのグラフに分けて図8~10に示す. ただし, WAVEDRAG では非粘性流れの造波抗力のみが推算されるのに比して, 風洞試験結果には粘性抗力と造波抗力の両方が含まれる. そこで風洞試験結果と比較しやすいように WAVEDRAG 解析結果を一定距離だけ平行移動させておおよその抗力係数値としている. 解析結果は風洞試験結果と概ね同等の傾向を示している.

またすべての解析結果を図11に示す. 同一形状に関するデータは同系色の線でまとめて表示している. 今回エリアルール適用形状の設計点をマッハ 1.1 にしているため, 風洞試験結果と同様にそのマッハ 1.1 付近で造波抗力が最も大きく低減されている. さらに, JAXA/ISAS 遷音速風洞では通風不可能なマッハ 1.3 以上の範囲を見ると, マッハ 1.4 まではすべてのエリアルール適用形状で造波抗力が低減されるが, マッハ 1.5 を超えると bulge を含む形状の造波抗力は低減されにくくなっており, 基本形状よりも造波抗力が大きくなる場合もある. このように設計マッハ数を外れると却って抗力増加につながる可能性があることに注意を要する. マッハ 1 から 2 までの全域で良好な造波抗力低減を達成できる推奨形状は, ARNose-C, bottleneck, bulge-A, および翼後方の組み合わせである.

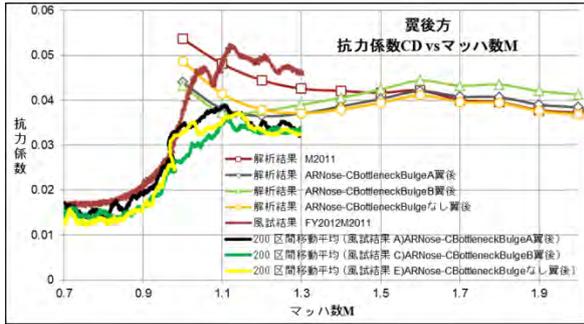


図 8 翼後方の風洞試験および解析の結果

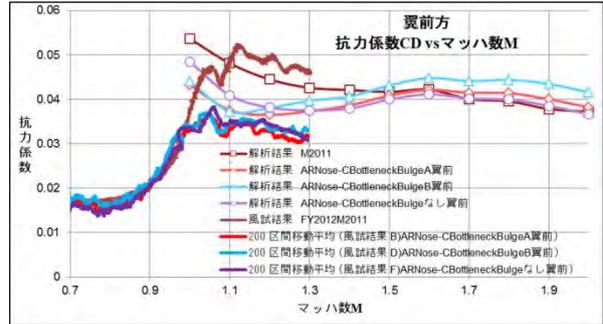


図 9 翼前方の風洞試験および解析の結果

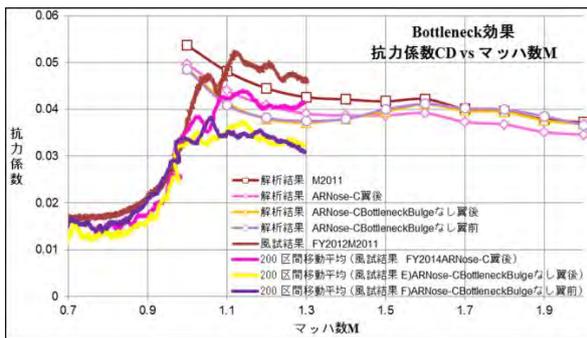


図 10 風洞試および解析における bottleneck の効果

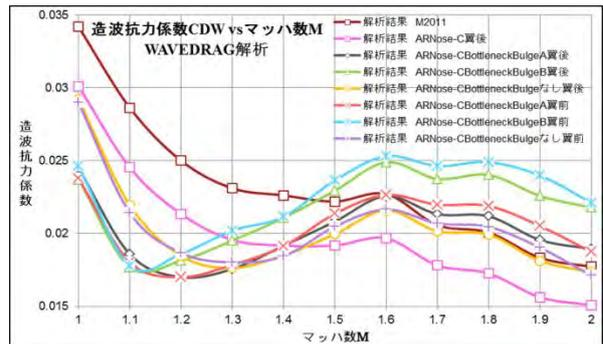


図 11 WAVEDRAG 解析結果の全体

4-3. 推力余裕マップ

上記のエリアルール準拠の推奨形状について推力余裕 T_m を図 12 に示す。図 2 の M2011 基本形状の推力余裕マップと比較すると、マッハ 1.0~1.5 の間で約 1000N の推力余裕の改善が図られている。

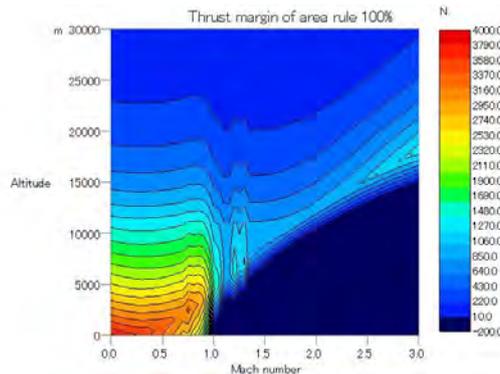


図 12 エリアルール準拠の推奨形状の推力余裕マップ

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、風洞試験と造波抗力解析を実施するとともに推力余裕マップで効果を検証した。その結果は以下の通りである。

1. M2011 基本形状と比べてエリアルール準拠形状はマッハ 1.4 以下の領域で抗力低減に資する。
2. 特に bottleneck によって大幅な抗力低減がなされる。

3. マッハ1から2までの全域で抗力低減効果が総合的に良好な推奨形状は, ARNose-C, bottleneck, bulge-A, および翼後方の組み合わせである.

参考文献

[1] 大石栄, 溝端一秀, 「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.

[2] Jones, R. T., “Theory of Wing-Body Drag at Supersonic Speeds,” NACA Report 1284, Jan. 1956.

[3] Palaniappan, K., Jameson, A., “Bodies having Minimum Pressure Drag in Supersonic Flow - Investigating Nonlinear Effects,” 22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit, 16 - 19 Aug 2004.