室蘭工業大学
学術資源アーカイブ
Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive

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（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 2016）

メタデータ	言語: Japanese 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: 2019-03-15 キーワード (Ja): キーワード (En): 作成者: 山﨑, 優樹, 溝端, 一秀, 東野, 和幸 メールアドレス: 所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009804

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

○山﨑　優樹（航空宇宙総合工学コース 博士前期１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，第二世代超音飛行速実験機（第二世代オオワシ）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]．これは，鋭く尖らせたノーズ（ARNose-C），主翼と尾翼の間の胴体に設けられた凸部（Bulge-A,B），機軸前方へずらされた主・尾翼（Forward-wings），および主翼下の中胴部をくびらせる Bottleneck から構成されている. 本研究では, 提案された Bottleneck の効果を，理論解析，風洞試験，および CFD（Computational Fluid Dynamics）解析によって詳細に明らかにすることを狙う.

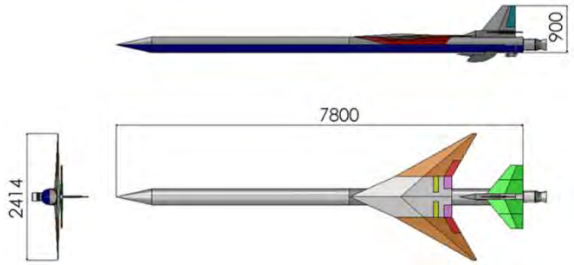

図１　M2011 基本形状

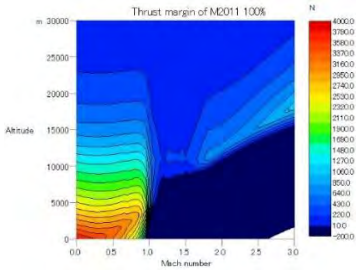

図２　M2011 基本形状の推力余裕マップ

２．エリアルールに基づく形状修正

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り[3, 4]，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 に基づいている．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.

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

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 は機体全長，$A(x)$は座標 x における機体断面積である．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，以下の形状修正要素を組み合わせて M2011 形状を修正する.

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・尾翼を機軸前方へずらす（Forward-wings）

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 としたエリアルール準拠形状の例として，修正要素①②④による修正形状とその断面積分布を図４に示す．

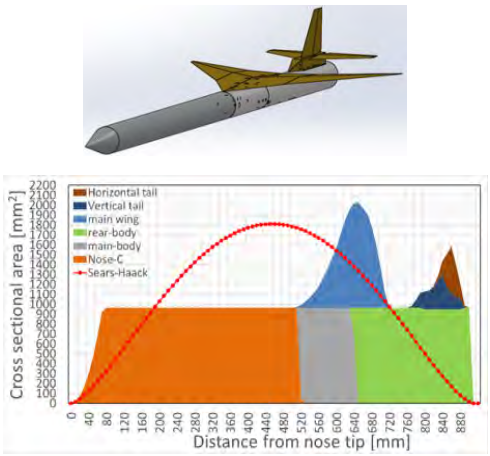

図３　M2011 基本形状と断面積分布

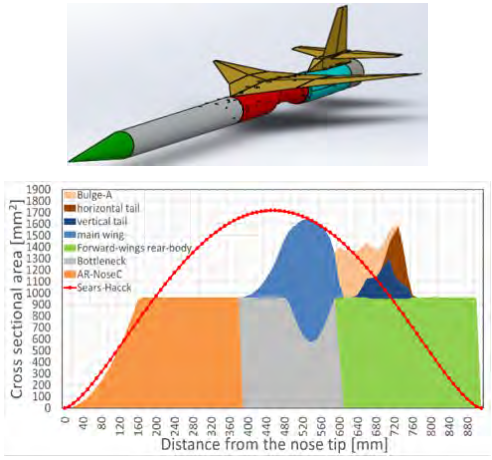

図４　エリアルール準拠形状と断面積分布

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．ピッチ駆動精度の限界や天秤の撓みゆえに迎角を正確にゼロに維持することができないため，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 の底値）をもってゼロ揚力抗力係数とする．

３－２．風洞試験模型

天秤インターフェースの寸法制約から，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中心を置き，天秤中心周りのピッチングモーメントを小さく抑えている．一方，エリアルール適合形状では，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．これによって風圧中心から天秤中心までの距離が大きくなり，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．

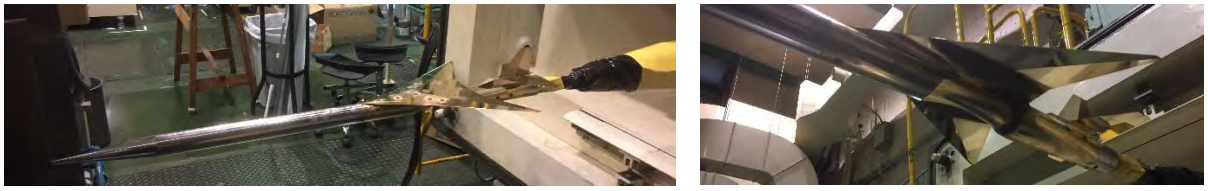

図５　風試模型の遷音速風洞への設置状況

４．結果と考察

４－１．WAVEDRAG 解析結果

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，2011 基本形状とエリアルール準拠形状を含めた 8 つである．その全ての結果を図 6 に示す．今回エリアルール準拠形状の設計点をマッハ 1.1 にしているため，ARNose-C，Bottleneck，および Bulge を搭載する形状ではマッハ 1.1 付近で最も大きな造波抗力低減が予測されている．ARNose-C のみを搭載したピンク線と比較して，マッハ 1.1 において Bottleneck 搭載による抗力低減は 30 カウント程度，Bottleneck と Bulge の搭載による抗力低減は 70 カウント程度である．しかし、WAVEDRAG は非粘性流の細長物体理論に基づいていることから，粘性抗力や細長物体近似を逸脱するような強い波による圧力抗力を推算することはできない．そこで，実際的な抗力評価には風洞試験が欠かせない。

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$C_{D,0}$を図 7 に示す．マッハ数 1.0 以上においてエリアルール準拠形状のゼロ揚力抗力係数$C_{D,0}$は M2011 基本形状よりも 50～80 カウント小さくなっている．またピンク線の ARNose-C のみを採用した場合を基準にして他のエリアルール準拠形状を見ると，Bottleneck 搭載により亜音速抗力は 20 カウント程度増え，遷音速抗力はほとんど変化していない. また Bottleneck と Bulge の搭載により亜音速抗力は 20 カウント程度増え，遷音速抗力は最大 10 カウント程度減っている．亜音速抗力増大は粘性によるものと考えられ，遷音速域でも同程度の粘性抗力増大が推定されるが，その増大分は Bottleneck や Bulge による造波抗力低減によって相殺されているものと推定される．この勘定によれば，Bottleneck 搭載による造波抗力低減は 20 カウント程度，Bottleneck と Bulge の搭載による造波抗力低減は 30 カウント程度であり，WAVEDRAG 解析結果より造波抗力低減効果は小さい．この差異の原因を CFD 解析によって検討する必要がある．

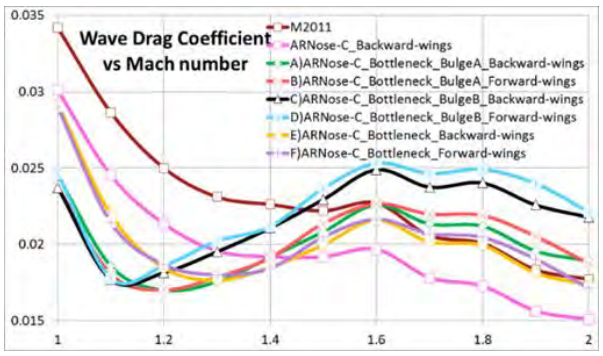

図６　WAVEDRAG 解析結果

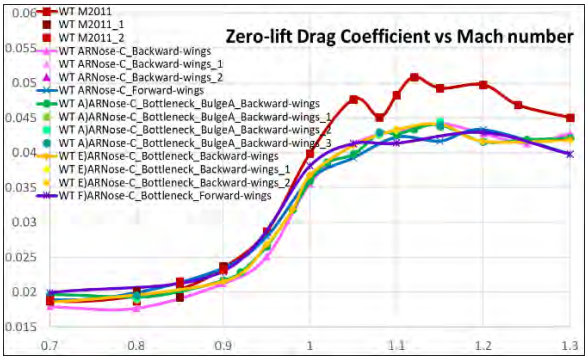

図７　風洞試験結果

４－３．CFD 解析

M2011 基本形状，ARNose-C のみ搭載，ARNose-C と Bottleneck を搭載，の 3 形状を対象とし，CFD 解析によって迎角ゼロにおける抗力係数C_Dおよび機体周りの圧力分布を推算した．結果を表 1～3 および図８，９に示す．表２，３を比較すると，Bottleneck 搭載によって圧力抗力が増加していることがわかる．また，図８，９を比較すると，Bottleneck において比較的強い圧縮波が発生している．この強い圧縮波によって圧力抗力が大きくなったと推定される．このような強い波は細長物体近似を逸脱するものであるから，これによる圧力抗力は WAVEDRAG 解析では捉えられなかったものと推定される．これらのことから，更なる遷音速抗力低減には，Bottleneck において強い波が発生しないようその形状を滑らかに再設計する必要がある．

表１　M2011 基本形状の CFD 解析による抗力

M2011_M1.1	Pressure	Viscous	Total
Force[N]	67.686404	31.128462	98.814868
Coefficient	0.03884595	0.01786496	0.05671091

表２　ARNose-C のみ搭載したエリアルール準拠形状の CFD 解析による抗力

AR_ARNose-C_ backward-wings_M1.1	Pressure	Viscous	Total
Force[N]	57.954988	30.626386	88.581374
Coefficient	0.033264	0.0175784	0.05084241

表３　ARNose-C と Bottleneck を搭載したエリアルール準拠形状の CFD 解析による抗力

AR_ARNose-C_bottleneck_ backward-wings_M1.1	Pressure	Viscous	Total
Force[N]	61.584336	29.9404	91.524736
Coefficient	0.03533713	0.01717982	0.0525169

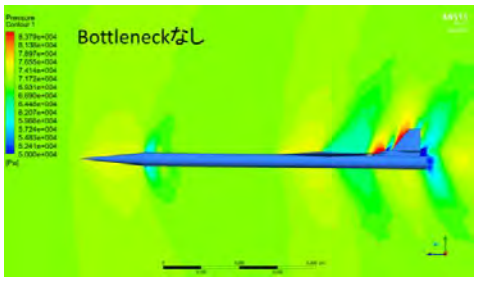

図８　ARNose-C のみ搭載したエリアルール準拠形状の CFD 解析による圧力分布

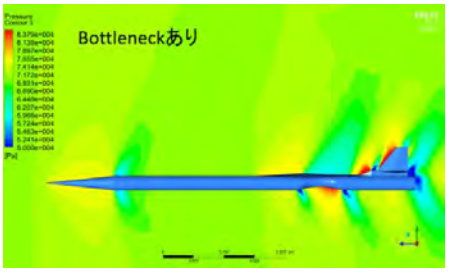

図９　ARNose-C と Bottleneck を搭載したエリアルール準拠形状の CFD 解析による圧力分布

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，その効果を検証するために理論解析，風洞試験，および CFD 解析を実施した．エリアルール準拠形状によって遷音速域でゼロ揚力抗力係数$C_{D,0}$が 50～80 カウント小さくなることが示された．しかし，Bottleneck 周りに比較的強い圧縮波が発生し，これによる圧力抗力によって造波抗力低減効果が相殺されている．更なる抗力低減には Bottleneck において強い波が発生しないようその形状を滑らかに再設計する必要がある．

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] 山﨑優樹,「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.