

## 小型超音速飛行実験機のエリアルール適用形状の飛行性能予測

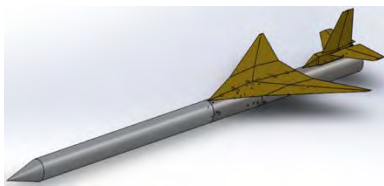
著者	小林 悠二, 山? 優樹, 三尾 太一, 溝端 一秀
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2017
ページ	50-53
発行年	2018-09
URL	<a href="http://hdl.handle.net/10258/00009859">http://hdl.handle.net/10258/00009859</a>

## 小型超音速飛行実験機のエアリアルール適用形状の飛行性能予測

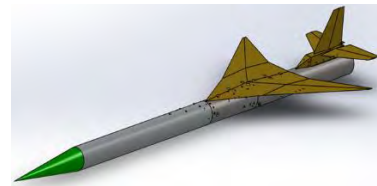
○小林 悠二（航空宇宙システム工学コース 学部4年）  
山崎 優樹（航空宇宙総合工学コース 博士前期2年）  
三尾 太一（航空宇宙システム工学コース 学部4年）  
溝端 一秀（航空宇宙システム工学ユニット 准教授）

### 1. はじめに

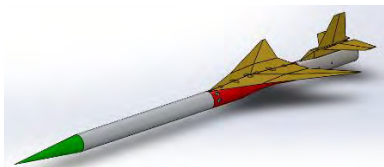
これまで、第二世代小型超音速飛行実験機（第二世代オオワシ）の M2011 空力形状とガスジェネレータサイクル・エアターボラムジェット（GG-ATR）エンジンの組み合わせについて、風洞試験による空力データ、および熱サイクル解析によるエンジン性能データを用いて飛行解析が実施され、遷音速域での推力余裕が不十分であり遷音速域突破が困難であると予測されている[1]。その改善策として、遷音速抗力低減のためのエアリアルール（Area Rule：面積則）に基づく形状修正が提案され、ノーズ部を鋭くする ARnose-C，ならびに主翼下の胴体をくびれさせる Bottleneck6 および7 を組み合わせた機体形状は、風試と CFD 解析に基づいて十分な抗力低減が期待されている[2]。また、主翼・尾翼間の胴体を膨らませる Bulge の設計が進められている。本研究では、このようなエアリアルール適用機体の遷音速・超音速飛行性能を明らかにするために、推力余裕推算と飛行経路解析を実施する。対象とする機体形状を Fig. 1 に示す。



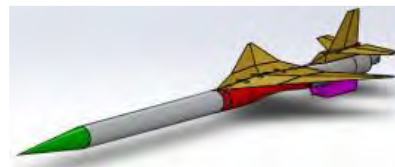
(a) Baseline configuration with the nose-C.



(b) Area-ruled configuration with the ARnose-C.



(c) Area-ruled configuration with the ARnose-C and the Bottleneck7.



(d) Area-ruled configuration with the ARnose-C, Bottleneck7, and an intake.

Fig. 1. The baseline and the area-ruled configurations.

### 2. 解析手法

地球中心の三次元慣性極座標系において機体を質点として扱う。機体にはたらく外力（揚力，抗力，推力，重力）を推算しつつ機体の三自由度運動方程式を Runge-Kutta-Fehlberg 法で解く。その解析プログラムは FORTRAN で記述してある。基礎データとして風試による揚力係数・抗力係数，構造設計による機体質量，および GG-ATR エンジンの設計解析による推力・比推力データを用いる。推力余裕マップにおける推力余裕の尾根線を辿るように，機体の迎角・バンク角およびスロットル開度の時間履歴を試行錯誤的に調整しながら，機体重心の並進運動を解く。

### 3. 使用する空力データ

#### 3-1. ゼロ揚力抗力係数

飛行解析のための基礎データとして、風試で得られた種々の空力データを統合する。まず、インテーク非搭載形状のゼロ揚力時の抗力係数とマッハ数の関係を Fig. 2 (a)に示す。エリアルール適用形状では M 1.3 を越える領域で風試を行っていないため、M2011nose-C 基本形状の抗力係数と同等のマッハ数依存性を仮定する。マッハ 2.0 以上の領域では空力係数のマッハ凍結を仮定する。これらマッハ 1.3 以上での推定値を Fig. 2 では破線で示している。さらに、推進器空気取り入れ口（インテーク）の外部抗力の風試データ[3]を取り入れた抗力係数を Fig. 2 (b)に示す。

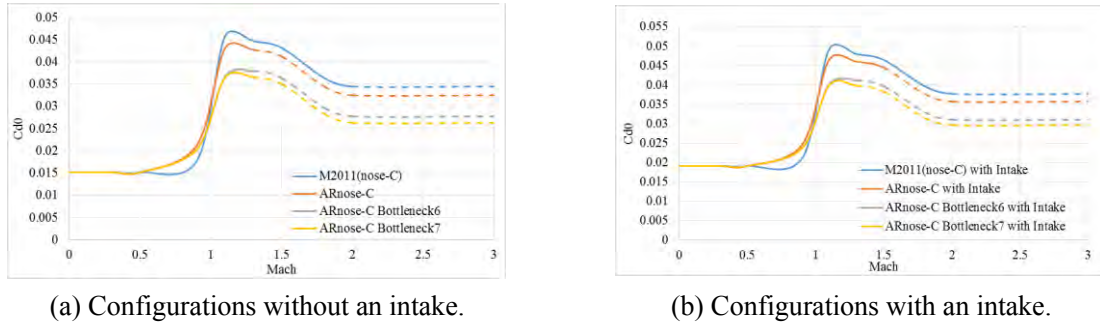


Fig. 2. Zero-lift drag coefficient vs Mach number.

#### 3-2. 推力余裕マップ

Fig.2 の抗力係数と GG-ATR エンジンの推力データから推算される推力余裕を Fig. 3 に示す。また、後述の飛行解析による推進剤燃え切りまでの飛行経路を白線で示す。エリアルール準拠形状により遷音速域で推力余裕が大幅に改善され、到達マッハ数も大幅に向上することが分かる。

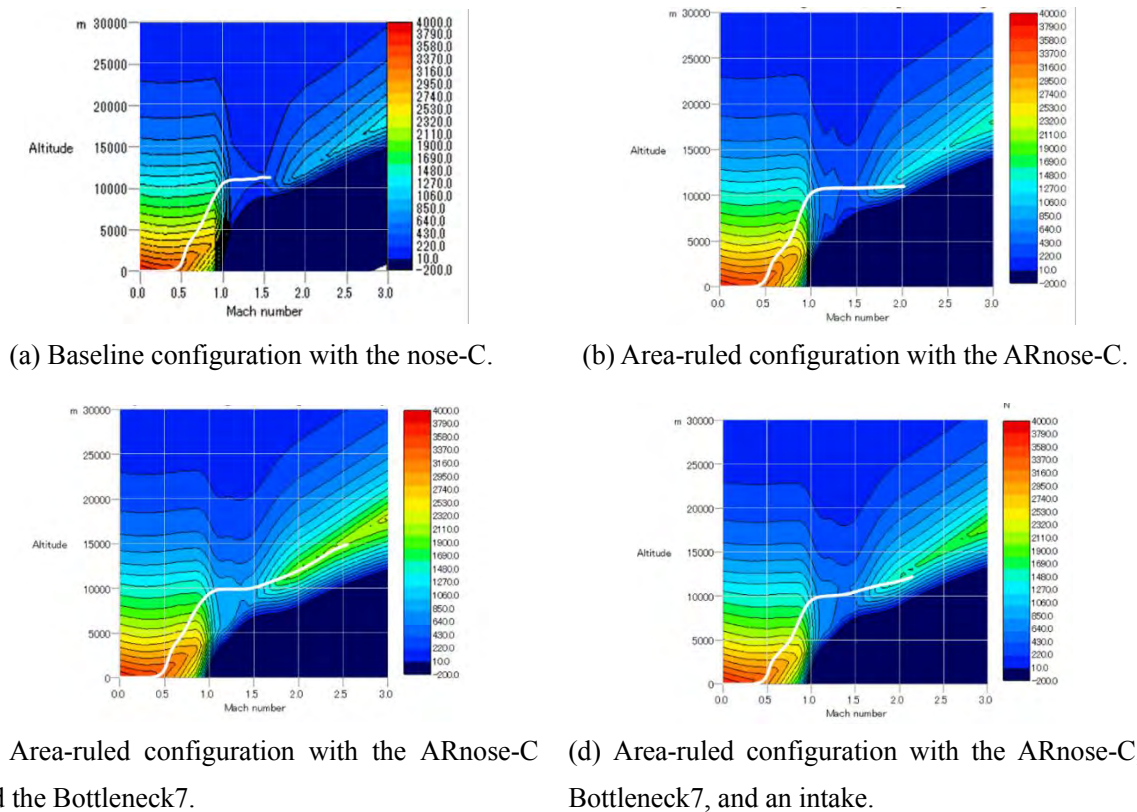


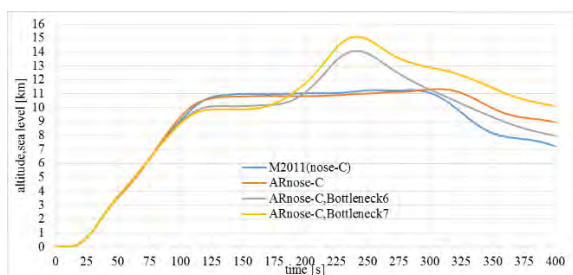
Fig. 3. Thrust margin maps for the baseline and the area-ruled configurations.

#### 4. 飛行経路解析

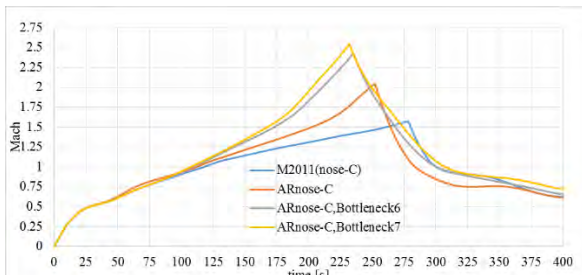
飛行経路解析の条件として、機体乾燥質量、搭載推進剤質量、およびエンジン回転数は固定する。解析結果を Table 1 および Fig. 4 に示す。エアールール適用による抗力低減により、マッハ 1.0 ~1.5 にかけて加速性能が大きく改善されている。現段階の設計のインテークを搭載するとき、目標マッハ数 2.0 に到達できる機体形状は Bottleneck6 および 7 である。また、Bulge 搭載による抗力低減によって更なる加速性能が期待される。

Table 1. Attainable maximum Mach number predicted by flight trajectory analysis.

Vehicle configuration	Assumed drag reduction by Bulge (1.1<Mach)	With (○) or without (-) Intake	Time at max Mach number, i.e. burnout[s]	Attainable max Mach number	Propellant mass [kg] at M2.0
M2011 nose-C	0%	w/o	278	1.57	-
		w	298	1.33	-
ARnose-C	0%	w/o	252	2.04	2.3
		w	269	1.57	-
	-5%	w/o	244	2.21	9.7
	-10%		239	2.39	17
ARnose-C Bottleneck6	0%	w/o	235	2.42	17
		w	244	2.00	0.19
ARnose-C Bottleneck7	0%	w/o	232	2.54	20
		w	241	2.14	6.3
	-5%	w/o	226	2.66	23
	-7.5%		224	2.75	25
	-10%		222	2.86	27



(a) Flight altitude histories.



(b) Flight Mach number histories.

Fig. 4. Predicted flight trajectories without a bulge and an intake.

Table 1 の種々の飛行条件において、マッハ 2.0 到達時に推算剤が残っている例が多い。そこで、その分の推進剤を離陸時の搭載推進剤から減ざると、加速上昇性能が改善され、マッハ 2.0 到達時になおも推進剤が残る。この解析を反復して得られるマッハ 2.0 到達のための推進剤最小搭載量を Table 2 に示す。また、その条件での飛行経路を Fig.5 に示す。搭載推進剤を減らすことによってマッハ 2.0 に到達するまでの時間が大幅に短縮されることが判る。

Table 2. Minimum propellant mass for reaching M2.0.

configuration	Propellant mass [kg]
ARnose-C, Bottleneck6, w/o intake	108
ARnose-C, Bottleneck7 w/o intake	103

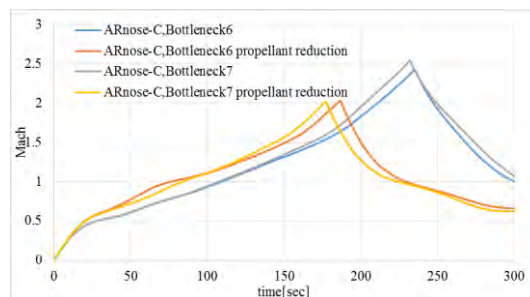


Fig.5. Flight Mach number histories on the basis of reduction of loaded propellants.

## 5. まとめ

第二世代オオワシの遷音速・超音速飛行の実現可能性予測のために、エアリアルール適用形状での飛行経路解析を行った。その結果、以下のことが分かった。

- 1) エアリアルール適用形状ではマッハ 1.0~1.5 における推力余裕が大きく改善され、目標とするマッハ 2.0 に到達できる。
- 2) インテーク搭載時において Bottleneck6 および 7 を搭載した機体は目標飛行マッハ数 2.0 に到達できる。Bulge 搭載により更なる飛行性能の向上が期待される。
- 3) エアリアルール適用形状では離陸時の推進剤搭載量を低減することができることから、さらに飛行性能が改善される。

今後の課題として、帰還飛行を考慮することによって一層実際の飛行経路を予測する計画である。

## 参考文献

- [1] 近藤賢, 「室蘭工大小型超音速飛行実験機(オオワシ)の飛行性能予測」, 室蘭工業大学修士論文, 2015年1月.
- [2] 山崎優樹, 「室工大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」, 室蘭工業大学修士論文, 2018年1月.
- [3] 伊藤大貴, 「超音速インテークの外部抗力の評価に関する研究」, 室蘭工業大学卒業論文, 2018年1月.