

# 室蘭工大の小型超音速飛行実験機（オオワシ）の研究開発の現状

○溝端一秀，湊亮二郎，樋口健，勝又暢久，上羽正純，中田大将，高木正平，  
東野和幸，棚次亘弘（室蘭工業大学）

## 1. 背景および目的

大陸間輸送および地球周回軌道への往還輸送システムを革新する必要性が近年高まってきており、しかも両者を実現するための基盤技術は大気中を高速度で飛行するためのものであり、共通である。そのような大気中を高速度で飛行するための基盤技術は、飛行試験によって実際の高速飛行環境においてその機能・性能を実証することが肝要である。そこで、各種基盤技術を実際の高速飛行環境で実証するためのフライングテストベッドとして、マッハ2程度までの速度で飛行できる小型実験機を構築することを目指している。推進器としては、反転軸流ファン式ターボジェットエンジンを自主設計しており、これを搭載する双発機体形状（M2006 型）をベースラインとしている。

この小型超音速飛行実験機には、自力で滑走・離陸し、上昇・加速・超音速巡航を経て、自力で進入・着陸する性能を付与することが望ましい。従って、超音速飛行性能に重点を置きつつも亜音速飛行性能も欠かすことができない。そこで、超音速実験機と同一の形状・寸法のプロトタイプ機体を製作し、亜音速飛行試験を実施することによって、亜音速飛行性能を検証している。

さらに、超音速飛行に一層適合したエアターボラムジェット・ガスジェネレーターサイクル（ATR-GG）エンジンの設計とこれを搭載する機体の改良設計を進めている。

本稿では、これらの取り組みの現況を概観する。第2節では第一世代の機体設計について、第3節ではプロトタイプ機の製作と亜音速飛行試験について述べる。第4節では第二世代の機体設計、空力評価、および飛行性能予測について述べる。第5節では、予備的飛行試験のための縮小機体の準備状況を紹介する。第6節はまとめである。

## 2. 第一世代の機体設計

### 2-1. 空力形状 M2006

後述の反転軸流ファン式ターボジェットエンジンを二基搭載しマッハ2程度の超音速飛行が可能な機体空力形状として図1のM2006型が提案された。遷音速・超音速域での造波抗力低減を狙って翼面には

ダイヤモンド翼型を採用し、亜音速空力特性を改善するために主翼平面形状をクランクトアローとしている。ロール安定確保のために高翼式とし、上反角 $1^\circ$ を与えている。

このM2006空力形状について2006年度から2008年度にかけてJAXA/ISAS高速気流総合実験設備において低亜音速～超音速（M0.3～2.0）の範囲で綿密に風洞試験を実施し、揚力・抗力特性、ピッチング静安定と適正重心位置、ヨートリム能力と方向安定、ローリング性能と横安定、等を評価した。その結果、おおむね良好な空力特性を有することを確認済みである[1]。

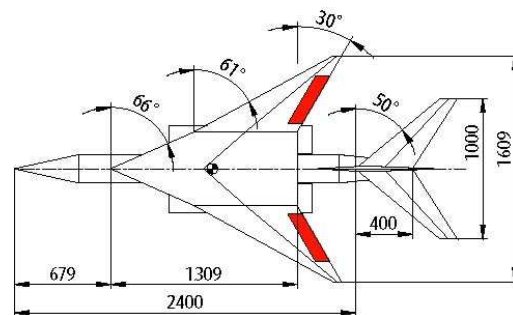
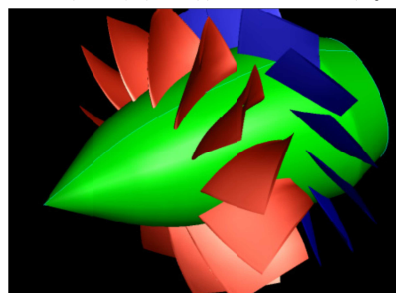


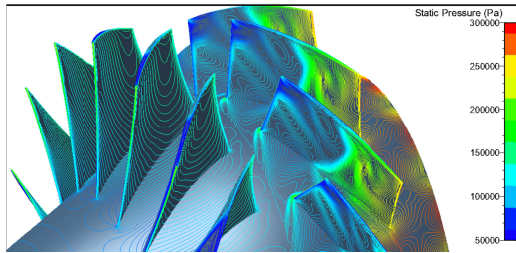
図1. M2006 形状

### 2-2. 搭載用エンジン

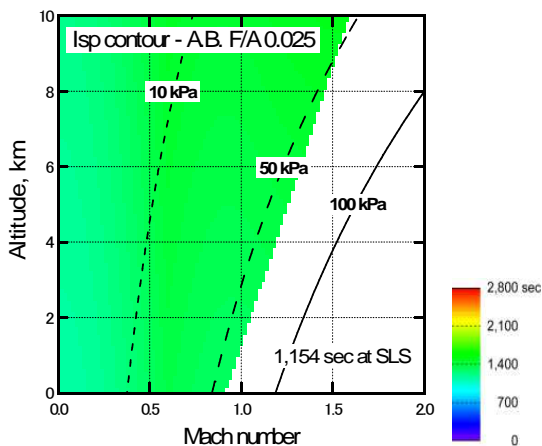
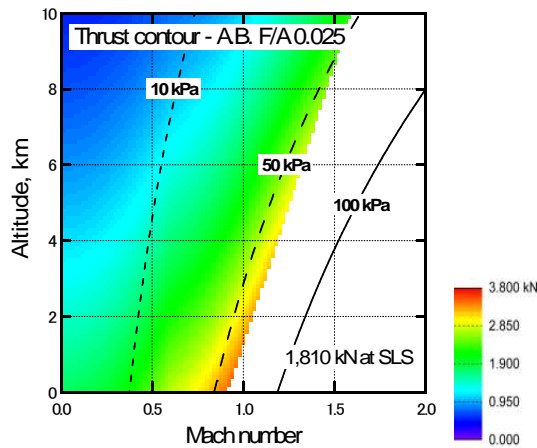
この小型超音速飛行実験機を推進するためのエンジンとして、反転軸流ファン式ターボジェット（CRAFT: Counter-rotating axial fan turbojet）エンジンの設計・試作を進めている[2]。これは、2段の軸流ファンを反対方向に回転させる方式であり、ファンの間の静翼を省いてコンパクトなエンジンを作ることが可能である。そのファン概形、CFDによる流体力学解析の例、熱力学的サイクル解析による推力および比推力の推算結果、試作された一段目ファン、および地上回転試験供試体を図2に示す。



(a) ファン形状



(b) 流体力学解析の例



(c) 推力及び比推力の推算結果



(d) 試作された1段階ファン



(e) 地上回転試験供試体

図2. 反転軸流ファン式ターボジェットエンジン

### 2-3. 飛行経路解析による飛行性能予測

風試による空力特性データ、エンジン設計による推力および比推力データ、ならびに構造検討に基づく機体質量の推算値を用いて、機体運動の三自由度方程式を数値的に解き、M2006 形状機体の飛行特性を予測している。巡航高度を10、12、および14kmとしたときの飛行マッハ数履歴の予測を図3に示す。マッハ1.6程度の超音速飛行を1分間程度実現した後離陸地点に帰還できることが予測されている。このマッハ数の上限は、CRAFT エンジンのタービン入り口温度の制約に起因する。

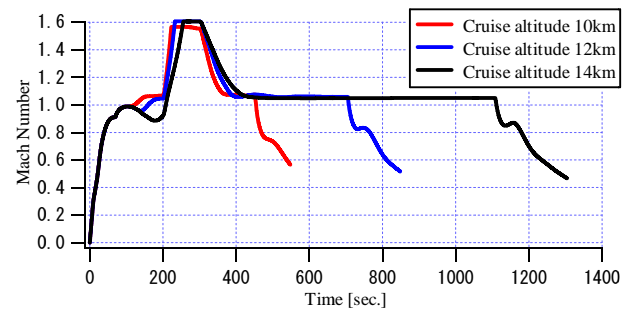


図3. 飛行経路解析の結果の例

### 3. M2006 プロトタイプ機体の製作と飛行試験

風試による空力評価においては、壁の影響、スケール効果、気流の性質、等の誤差要因を免れ得ないため、有翼飛行体の空力特性・飛行性能の最終評価のためには飛行試験は欠かせない。

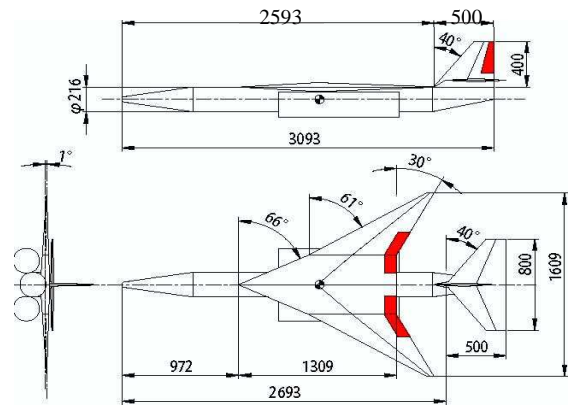
そこで、上述の小型超音速飛行実験機の亜音速飛行特性を飛行試験によって検証するために、亜音速飛行に適合したプロトタイプ機体を製作した。その形状・寸法および外観を図4に示す。形状・寸法は超音速飛行実験機と概ね同等であるが、高迎角時の姿勢安定および制御性を確保するために、尾翼の後

退角・アスペクト比を小さくするとともに、水平尾翼を全可動エレボンとし、主翼にはエルロンとフラップを備える。構造様式は CFRP を主体とするセミモノコックである。各種アンテナを搭載する機首は GFRP としている。また、製作手順の簡便のために、小骨・円筒・縦通材等、成形の手間が大きい部材は木質としている。燃料を除く機体質量は 22.2kg、燃料搭載量 4.6kg、アビオニクス 0.2kg、総質量 27.0kg である。推進器としては市販のターボジェットエンジンを用いており、最大推力は 33kgf である。公募にもとづいて愛称を「オオワシ 1 号機」としている。

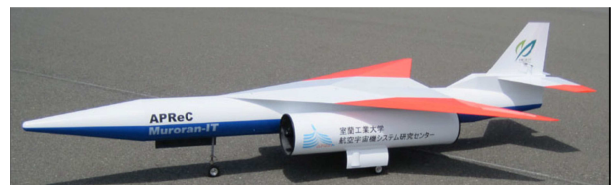
このプロトタイプ機体の飛行試験を、2010 年 8 月に白老滑空場（北海道白老町北吉原）にて実施した。操縦方法は地上パイロットによる無線操縦である。飛行特性データ取得のための機上アビオニクスとして、GPS/INS センサ、5 孔ピトー管を含むエアータセンサ (ADS)、操舵信号収録装置、エンジンの電子制御ユニット (ECU)、および空撮ビデオカメラを搭載している。

離陸直後の加速上昇中の機体の様子を図 5 に示す。約 4 分 30 秒かけて白老滑空場上空を 6 周した。滑走・離陸および飛行は良好であり、姿勢安定および制御性に問題ないことが確認された。機上アビオニクスで収録されたデータのうち、GPS の位置情報による飛行経路を図 6 に示す。また、ADS データから推定される対気速度、迎角、および横滑り角の履歴を図 7 に示す。いずれも、離陸後の 6 週の周回飛行、すなわち 1 2 回の水平飛行と 1 2 回の右旋回に合致している。

機上取得された加速度データと、予め地上静止状態で取得されたエンジン推力データに基づいて、揚力係数および抗力係数を推定した結果を図 8 に示す。飛行中、機体姿勢の変化が比較的小さく概ねトリム状態が保たれていると思われる局面のデータを選んで用いている。飛行試験による揚力係数は風試データに良く一致している。抗力係数は値の散らばりが比較的大きく、さらに風試データに比べて寄生抗力係数が 0.03 程度大きくなっている。この値の散らばりは、地上静止状態で計測した推力値と実飛行状態での推力値の差異によるものと考えられる。また、寄生抗力の食い違いは、風試模型のエンジンナセルは円筒形 (flow through) であったのに比して、プロトタイプ機体のエンジンナセル内部にはエンジンマウント等の構造部材が突き出ていたためと考えられる。



(a) 機体形状と寸法



(b) 製作された機体の外観

図 4. M2006 プロトタイプ機



図 5. 加速上昇中の機体の様子



図 6. GPS 位置情報に基づく飛行経路



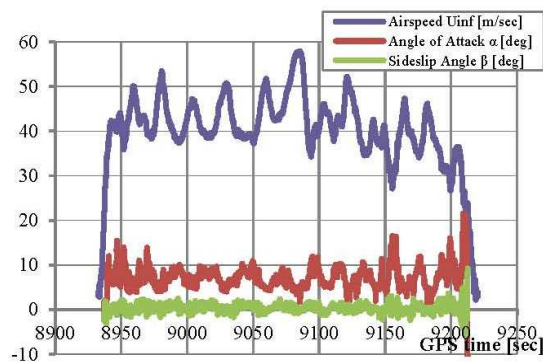
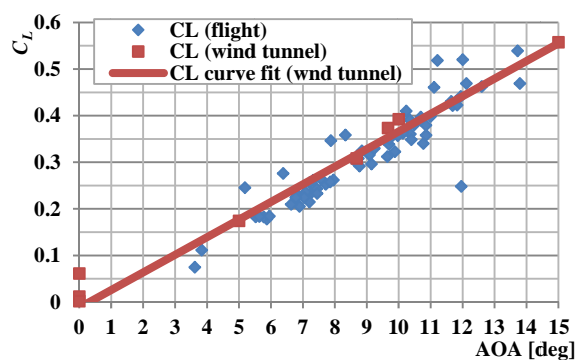
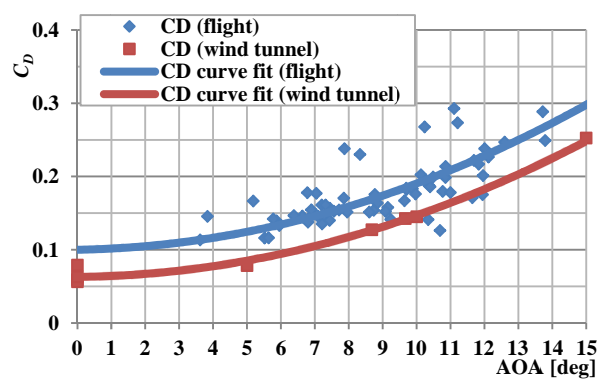


図7．ADS データによる対気速度、迎角、および横滑り角



(a) 揚力係数



(b) 抗力係数

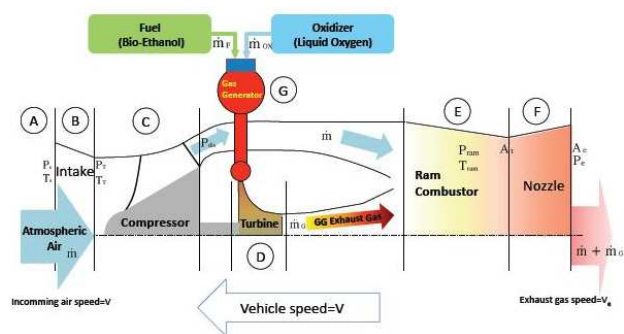
図8．機上計測に基づく揚力係数と抗力係数の推定

## 4. 第二世代の機体設計

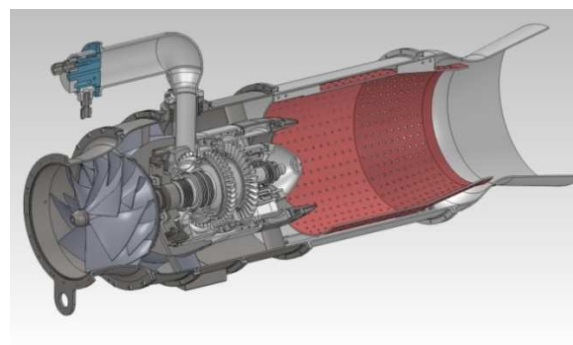
### 4-1. エアターボラムジェット・ガスジェネレータ (ATR-GG) サイクルエンジン

一層高速度の飛行に適合し大推力を得られるエンジンとして、図9のようなエアターボラムジェット・ガスジェネレータ (ATR-GG) サイクルエンジンを設計・試作している[3]。これは、ガスジェネレータで生成した燃焼ガスによってタービンを駆動する方式であり、タービンの駆動条件が飛行状態・大

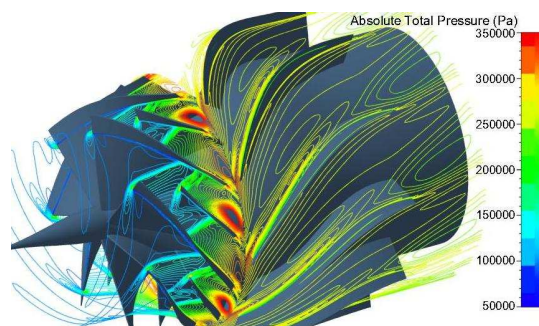
気状態に依存しないため、超音速飛行に適している。一方、ガスジェネレータ用の酸化剤を搭載する必要からターボジェットエンジンに比べて燃費が劣る。



(a) 作動原理



(b) 設計されたエンジン



(c) コンプレッサファンの流体力学解析



(d) 試作された1段階タービンプリスク

図9．ATR-GGエンジン

## 4-2. 空力形状 M2011

ATR-GG エンジン（外径 216mm 程度）を一基搭載して、滑走・離陸、加速・上昇、およびマッハ 2 程度の超音速飛行までの一連の飛行が可能な機体形状として、図 10 の M2011 形状を設計している。主翼および尾翼の形状と位置関係は M2006 プロトタイプ機と相似としており、これによって M2006 形状の風試データやプロトタイプ機の飛行試験データを活用することができる。一方、飛行ミッションに応じて推進剤の所要搭載量が増えることを想定して、胴体全長はベースライン形状の 5.8m（推進剤搭載量 80kg、ノーズ A）のほかに 6.8m（同 105kg、ノーズ B）および 7.8m（同 130kg、ノーズ C）の計 3 通りを想定している。

この空力形状 M2011 について、JAXA/ISAS 高速気流総合実験設備において亜音速および遷音速風試（ $M0.3 \sim 1.3$ ）を実施した。ベースライン形状の縦の空力係数を図 11 に示す。揚力係数については M2006 形状とほぼ同等である。抗力係数については、エンジンを胴体内に収めることによって M2006 形状の 65% 程度以下に低減できている。ピッチングモーメント係数  $C_M$  については、迎角  $\alpha$  に対する  $C_M$  曲線が一貫して右下がりであることから、ピッチング静安定が得られていることが分かる。また、ノーズ長・インテーク長の異なる 5 つの形状について、マッハ 1.3 における縦の空力係数の比較を図 12 に示す。揚力係数および抗力係数は、ノーズ長・インテーク長によってほとんど変化しない。ピッチングモーメントについては、ノーズ長が長くなる（ノーズ B, C）とピッチング静安定性（ $\alpha \sim C_M$  曲線の負の傾き）が少し減じるが、問題ない程度である。

また、エンジンインテーク（空気取り入れ口）や角台（尾翼操舵系を収納するための垂直尾翼根の部位）の搭載、およびエンジン作動状態によるインテーク内の空気流量の変化によって全機抗力がどのように変わるかを亜音速・遷音速・超音速風試によって評価している[4]。さらに、エルロン、エレベータ（全可動水平尾翼）、ラダー、フラップ、翼面スポイラー、等の舵面を設定し、その効きについて亜音速・遷音速風試によって評価している[5]。

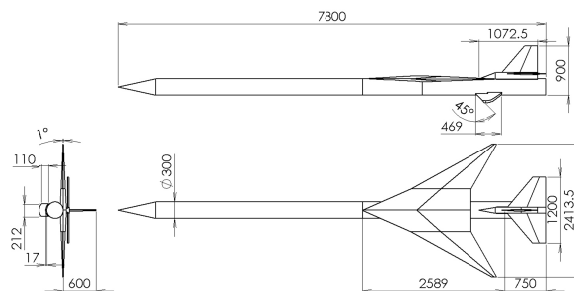
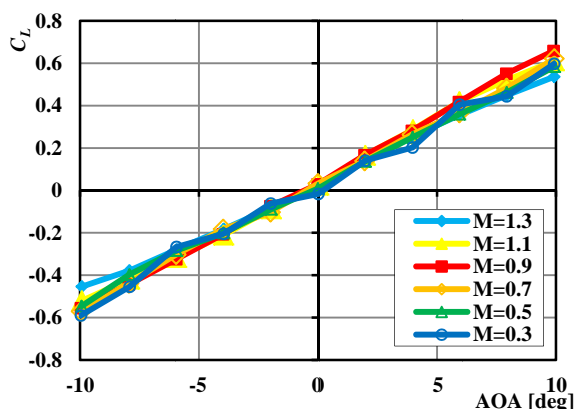
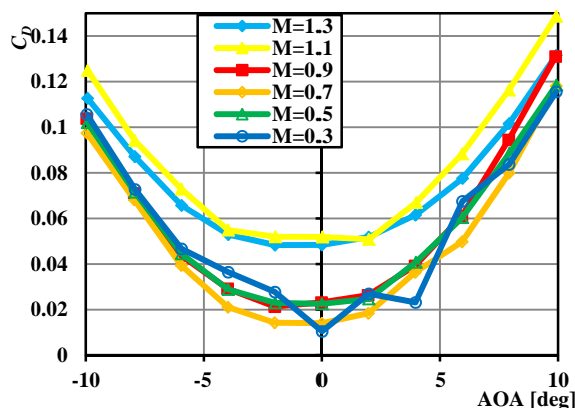


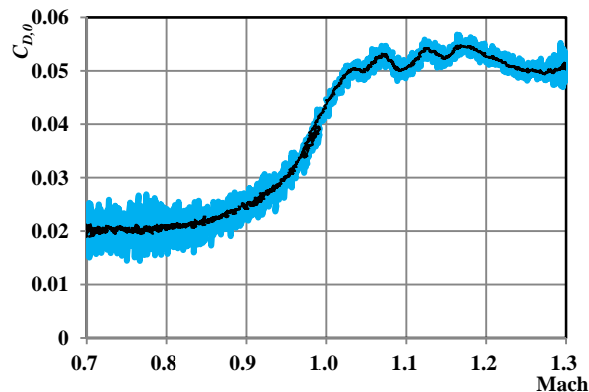
図 10. 第二世代空力形状 M2011



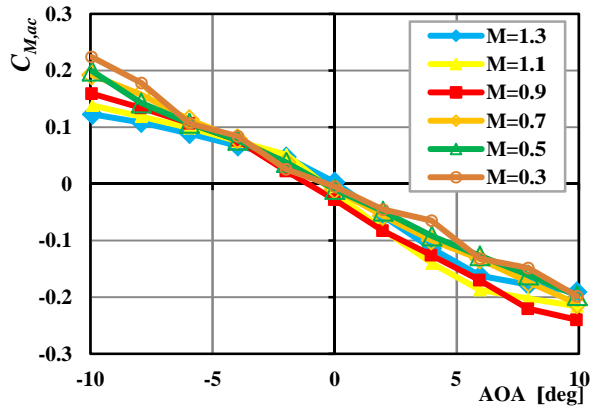
(a) 揚力係数



(b) 抗力係数



(c) 寄生抗力係数のマッハ数依存性



(d) ピッチングモーメント係数（主翼空力中心周り）  
図 1 1. M2011 ベースライン形状の縦の空力係数

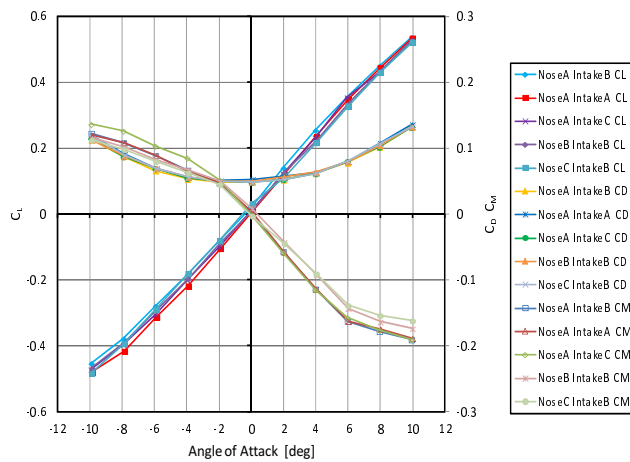


図 1 2. ノーズ長・インテーク長の異なる 5 通りの M2011 形状の縦の空力係数（マッハ 1.3）

#### 4-3. 推力余裕と飛行経路解析

エンジンの設計解析から得られる推力マップと風試で得られた空力係数データを用いて、推力余裕（推力から寄生抗力を差し引いた値）のマップを描くと図 1 3 のとおりとなる。マッハ 1.0～1.5 の遷音速域において高度 11km 辺りに推力余裕の尾根が見られ、この尾根を通して超音速域まで加速することが効果的である。空力データ、機体構造設計から見積もられる機体質量データ、およびエンジン設計解析による推力・比推力マップを用いて、3 自由度飛行経路解析を実施した。エンジン回転数を定格の 5% 増しにするとともに、燃料搭載量を 130kg（機体全長 7.8m に対応）とした場合の解を図 1 4 に示す。飛行マッハ数 2.0 に到達した瞬間に燃料が燃え尽きる解となっている。

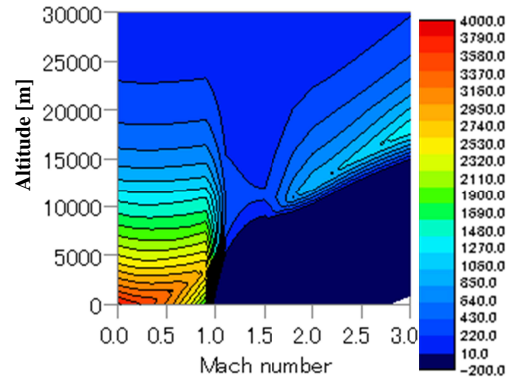
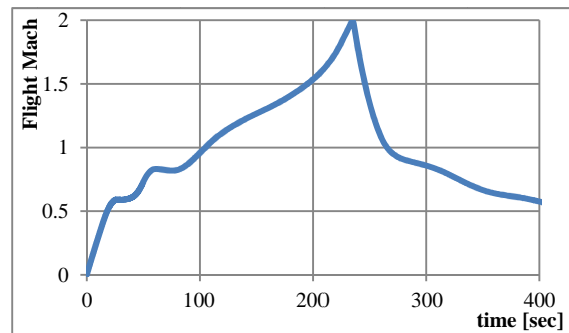
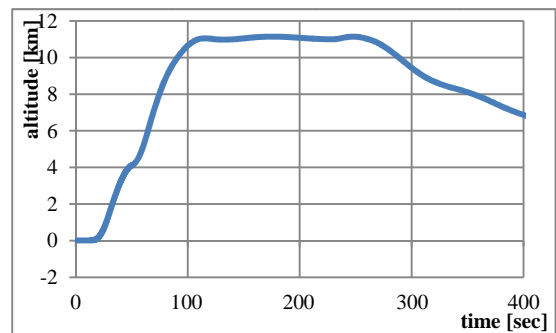


図 1 3. 第二世代機体の推力余裕マップ



(a) 飛行マッハ数の履歴



(b) 飛行高度の履歴

図 1 4. 飛行経路解析の解の例  
（エンジン回転数 105%、燃料搭載量 130kg）

#### 4-4. エリアルールに基づく抗力低減の試み

この第二世代実験機について、図 1 3 の推力余裕マップから、マッハ 1.1～1.5 の遷音速域において推力余裕が小さく加速性能が十分でないことが判る。そこで遷音速・超音速域における抗力低減が望まれ、これを実現するには、いわゆる「エリアルール（面積法則）」の適用が有用である。これは、非粘性超音速流における細長物体理論から導かれた法則であり、機軸方向の機体断面積分布を図 1 5 のような滑らかな Sears-Haack 形状[6] に近づけることによって造波

抗力を低減できるとするものである。断面積分布の定義方法として、機軸上の点から発するマッハコーンで機体を切断したときの、下流側の切断円錐の側面積を用いる方法、底面積を用いる方法、上流側の切断円錐について同様に扱う方法、等、いくつかのバリエーションが提案されている[7]。ここでは、下流側の切断円錐の底面積を用いる方法を採用する。

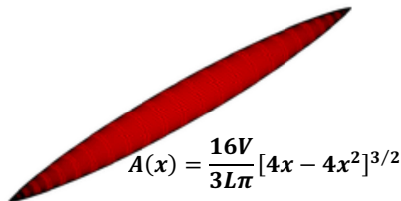


図 1 5. Sears-Haack 形状[6]

この方法を用いて、第二世代実験機の M2011 Nose-C 形状について、マッハ 1.1 における断面積分布を調べた結果を図 1 6 に示す。赤線で示された Sears-Haack 形状に比べて、機首、主翼、および尾翼の断面積が大きく、さらに主翼と尾翼の間に大きなくびれが生じている。

そこで、この断面積分布を極力 Sears-Haack 形状に近づけるべく、以下の形状修正を加える。

- 1) 機首の形状を整える。
- 2) 主翼・尾翼を前方に移す。その際、空力特性の大幅な変化を避けるために、主翼・尾翼の形状および距離は変えない。
- 3) 主翼・尾翼の間にバルジ (bulge: 出っ張り) を設ける。バルジは主脚格納庫として利用可能である。
- 4) 主翼の翼根下面と胴体の間にフィレット (fillet) を設ける。これはエリアルールに基づく修正ではなく、翼胴接合のための構造設計の観点、およびコーナー流れを整えて翼胴干渉抗力を低減する観点から設けるものである。

なお、エリアルール適用の際、主翼と重なる胴体部分をくびれさせることが最も有効と考えられるが、これは同時に胴体構造および機装を圧迫することとなり、機体システム設計の上で損失も大きい。そこでここでは胴体を太らせる方向の形状修正を採用している。これらの修正をすべて適用することによって図 1 7 の形状を、また部分的に適用することによって図 1 8 の形状を得る。

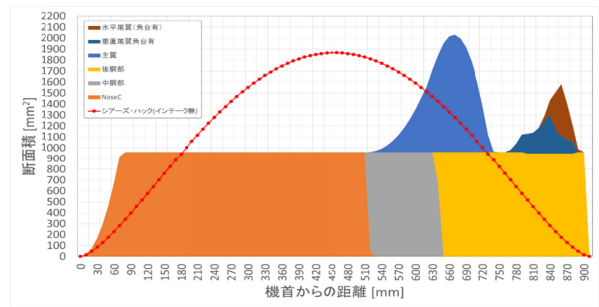
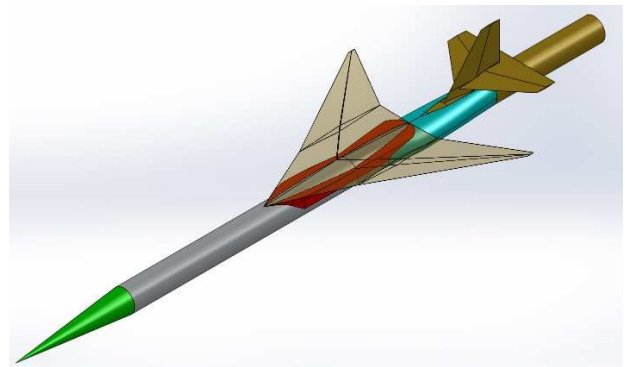
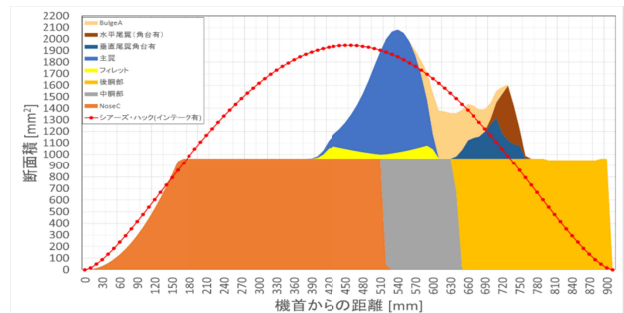


図 1 6 M2011Nose-C 形状のマッハ 1.1 における断面積分布

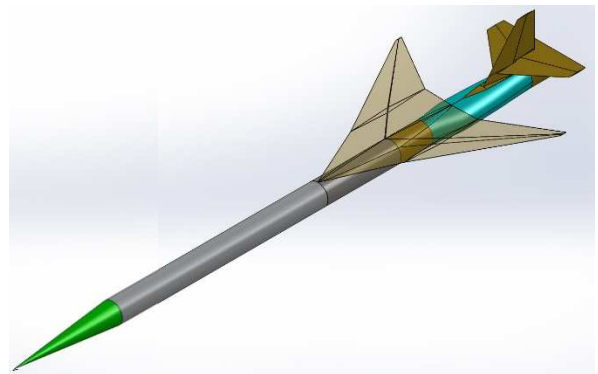


(a) 機体形状



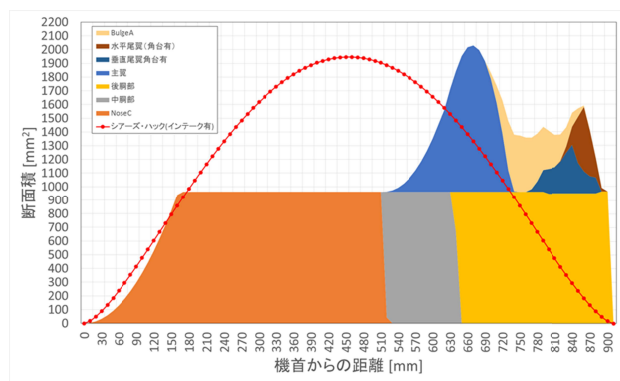
(b) マッハ 1.1 における断面積分布

図 1 7 エリアルールを最大限適用した形状



(a) 機体形状





(b) マッハ 1.1 における断面積分布

図 18 エリアルールを部分的に適用した形状

エリアルールに基づく修正を部分的に適用した図 18 の形状について、遷音速風試および造波抗力解析を実施した。その結果を図 19 に示す。遷音速域 ( $M1.1 \sim 1.3$ ) において抗力が 5~20% 低減できている。また、造波抗力解析の結果は、風試結果と良好な一致を示している。

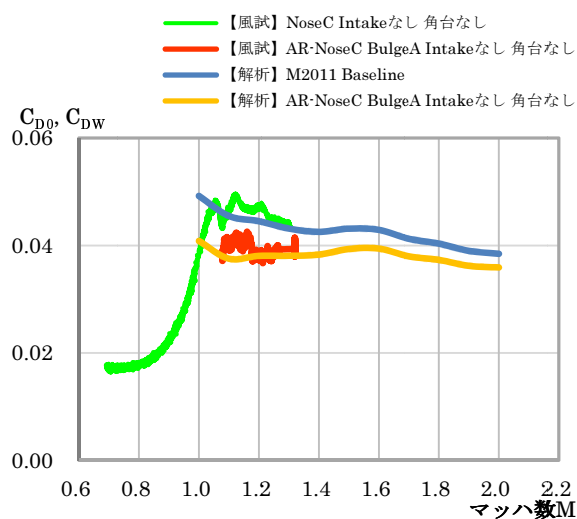


図 19 エリアルール準拠形状の抗力

#### 4-5. 6 自由度飛行解析の試み

風試に基づく空力モーメントの評価、および構造設計・機装計画に基づく重心および慣性モーメントの推算が進んできたことから、これらの結果に基づく 6 自由度飛行解析を進めている[8]。重心の並進運動と同時に姿勢変化運動を解くことができるため、姿勢変化・姿勢安定を含めた実的な飛行性能を評価できると期待される。解析ツールとして MATLAB/Simulink を、外界表示として FlightGear を用いており、図 20 のようなマンマシン・インターフェースを用いることができる。地上パイロットの

無線操縦による予備的飛行試験のために、パイロットの操縦訓練に活用できる。さらに、自律飛行のための誘導・制御システムの機能検証にも有用と考えられる。この 6 自由度飛行解析による飛行経路解の例を図 21 に示す。大樹町滑走路から離陸し、遷音速周回飛行をした後、滑走路まで帰還できることが示されている。

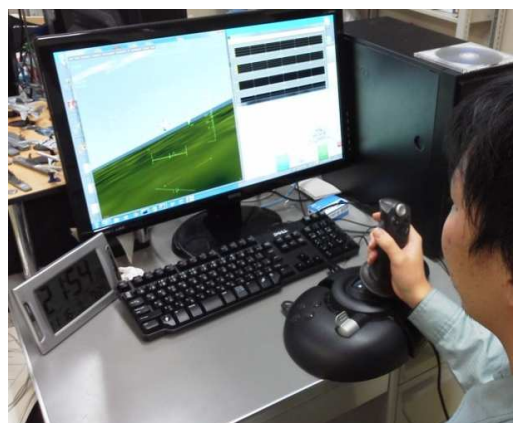


図 20. 6 自由度飛行解析のマンマシン・インターフェース

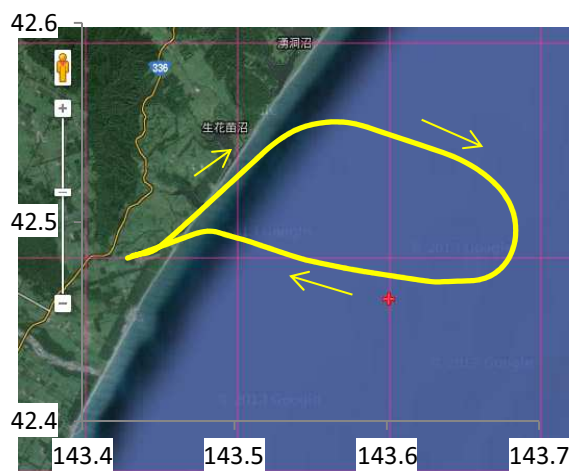


図 21. 6 自由度飛行解析による解の例

#### 5. 予備的飛行試験のための縮小機体の準備

空力特性・飛行特性を評価するために、繰り返し安全に飛行試験を実施することを狙って、無線操縦式の縮小機体を設計・製作している[9]。試作された第一世代実験機縮小機体 (縮小比 1/2) を図 22 に、第二世代実験機縮小機体 (縮小比 1/3) の設計を図 23 に示す。縮小比をこのように設定することによって、二種類の機体の間で主翼・尾翼の形状・寸法および胴体直径を共通化し、機体部品の共通化を図っている。これら縮小機体を用いた予備的亜音速飛



行試験を平成 26 年度夏期に実施する計画である。



図 2 2. 試作された第一世代実験機の縮小機体  
(M2006 プロトタイプ形状、縮小比 1/2)

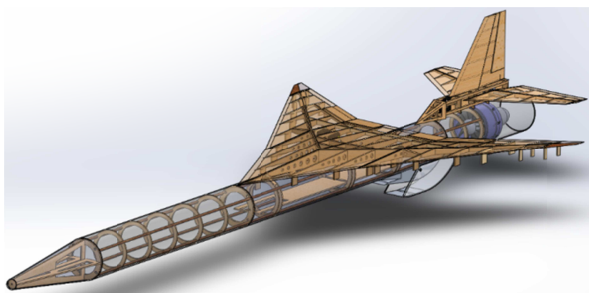


図 2 3. 第二世代実験機の縮小機体の設計（縮小比 1/3）

## 6. まとめ

大気中を高速度で飛行するための基盤技術の飛行実証を目的として、フライングテストベッドとして小型超音速飛行実験機の構築を進めている。推進系として反転軸流ファン式ターボジェット（CRAFT）エンジンの自主開発を目指している。CRAFT エンジン 2 発を搭載する M2006 型機体形状について、その亜音速飛行特性を検証するために、おおむね同一形状・同一寸法のプロトタイプ実験機を製作し、無線操縦による飛行試験を実施した。おおむね良好な飛行性能が実証された。

また、超音速飛行に一層適合した ATR-GG エンジンの設計とこれを一基搭載する M2011 型機体の設計を進めている。風試によって亜音速域および遷音速域でおおむね良好な空力特性が確認された。飛行経路解析によって、エンジン推力の若干の増強と十分な燃料搭載によって目標飛行マッハ数 2.0 に到達できるものと予測された。

また、遷音速域の加速性能を改善するためにエリアルールに基づく空力形状修正を試み、造波抗力低減の可能性を確認した。さらに、実際の飛行性能予測のための 6 自由度飛行解析や、予備的飛行試験のための縮小機体の準備を進めている。

今後、空力形状の改良、超音速飛行に適合した CFRP 構造の設計・製作、ATR-GG エンジンの試作と性能評価、自律誘導制御系の構築、等を進め、超音速飛行可能なフライングテストベッドの実現を目指す。

## 参考文献

- [1] Kazuhide MIZOBATA, et al., “Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed,” 28<sup>th</sup> International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS), Brisbane, Australia, September 2012.
- [2] Ryojiro Minato, et al., “Development Study on Counter Rotating Fan Jet Engine for Supersonic Flight,” ISABE 2011-1233, Gothenburg, Sweden, September 12-16, 2011.
- [3] Minato R, et al., “Design and Performance Analysis of Bio-Ethanol Fueled GGcycle Air Turbo Ramjet Engine,” AIAA Aerospace Sciences Meeting 2012, Nashville, Tennessee, USA, January 2012.
- [4] 大石栄, ほか, 「小型超音速飛行実験機の風洞試験に基づく機体抗力検討」, 平成 24 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2012-059, 相模原, 2013 年 1 月.
- [5] 鈴木祥弘, ほか, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機（オオワシ）の操舵空力特性」, 平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム, STCP-2013-027, 相模原, 2014 年 1 月.
- [6][http://en.wikipedia.org/wiki/Sears%E2%80%9393Haack\\_body](http://en.wikipedia.org/wiki/Sears%E2%80%9393Haack_body)
- [7] V. R. Nikolic and E. J. Jumper, “Two Simplified Versions of Supersonic Area Rule,” Journal of Aircraft, Vol. 42, No. 2, March–April 2005, pp.551-555.
- [8] 近藤賢, ほか, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の空力特性と飛行性能予測」, JSASS-2014-H026, 日本航空宇宙学会北部支部 2014 年講演会, 2014 年 3 月, 仙台.
- [9] 渡口翼, ほか, 「室蘭工大の小型超音速飛行実験機の予備的飛行試験」, JSASS-2014-H027, 日本航空宇宙学会北部支部 2014 年講演会, 2014 年 3 月, 仙台.