

# 室蘭工大小型超音速飛行実験機の第二世代機体設計について

○溝端一秀, 湊亮二郎, 樋口健, 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について述べる。第5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°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、等々を評価した。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]。

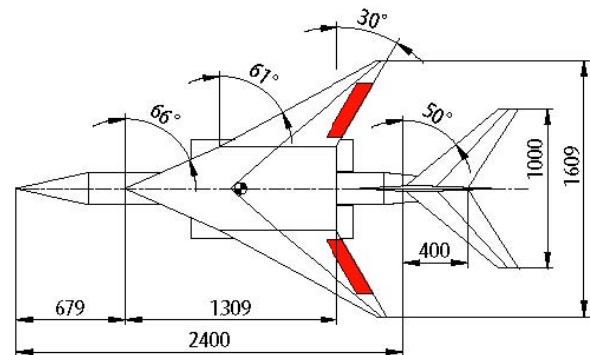
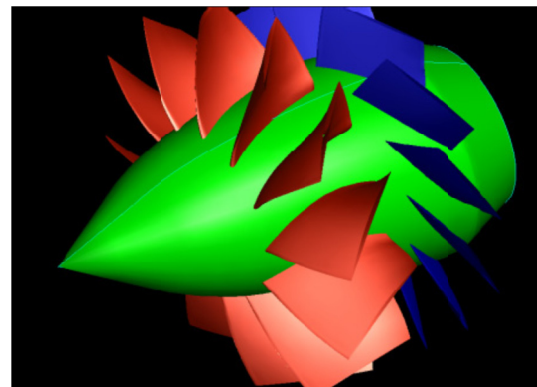


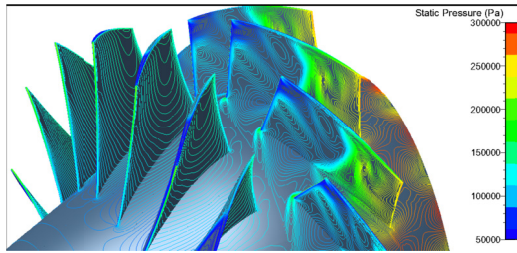
図1. M2006 形状

### 2-2. 搭載用エンジン

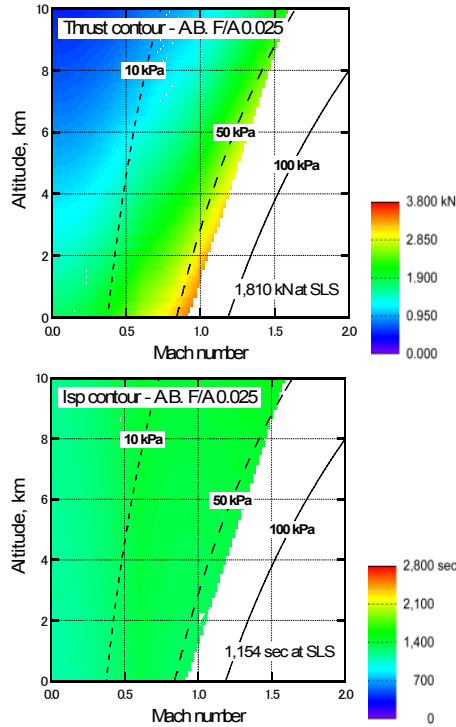
この小型超音速飛行実験機を推進するためのエンジンとして、反転軸流ファン式ターボジェット (CRAFT: Counter-rotating axial fan turbojet) エンジンの設計・試作を進めている[2]。これは、2段の軸流ファンを反対方向に回転させる方式であり、ファン間の静翼を省いてコンパクトなエンジンを作ることが可能である。そのファン概形、CFDによる流体力学解析の例、熱力学的サイクル解析による推力および比推力の推算結果、試作された一段目ファン、および地上回転試験装置を図2に示す。



(a) ファン形状



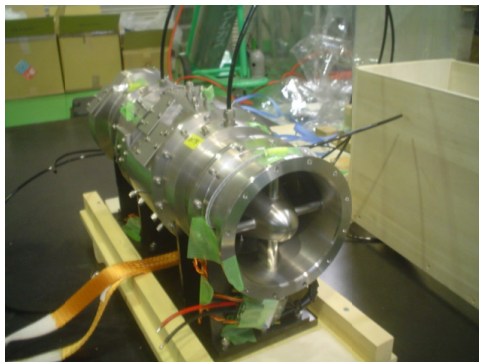
(b) 流体力学解析の例



(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) 地上回転試験装置

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。

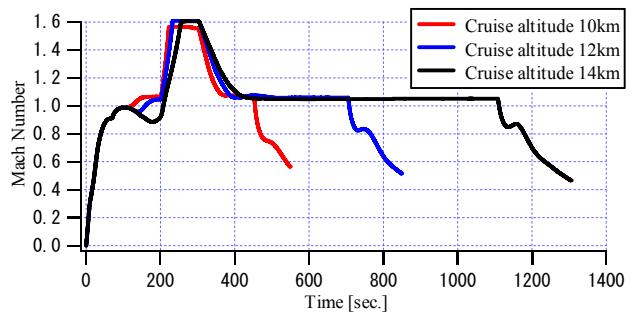


図3. 飛行経路解析の結果の例

### 3. M2006 プロトタイプ機体の製作と飛行試験

上述の小型超音速飛行実験機 M2006 型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ドータセンサ(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周の周回飛行、すなわち12回の水平飛行と12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。



図5. 加速上昇中の機体の様子

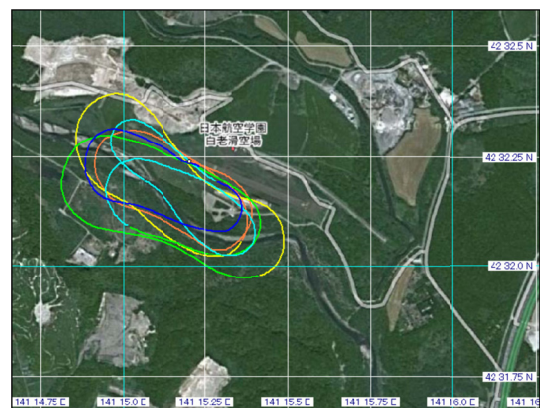
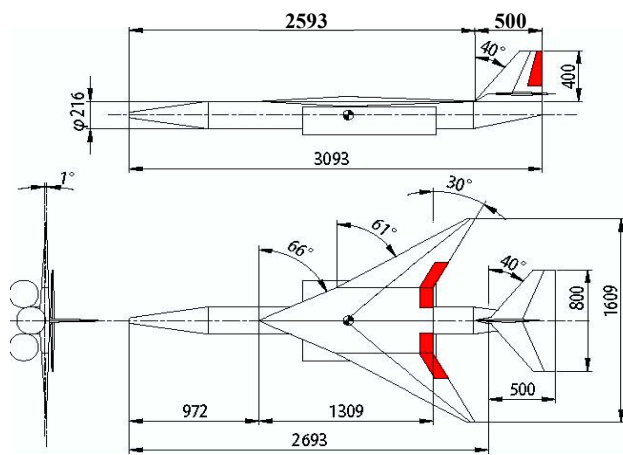
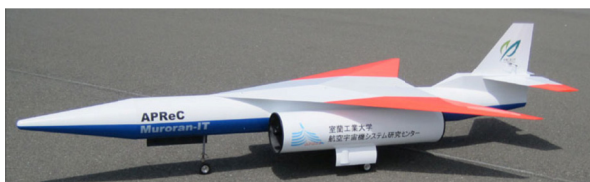


図6. GPS位置情報に基づく飛行経路



(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

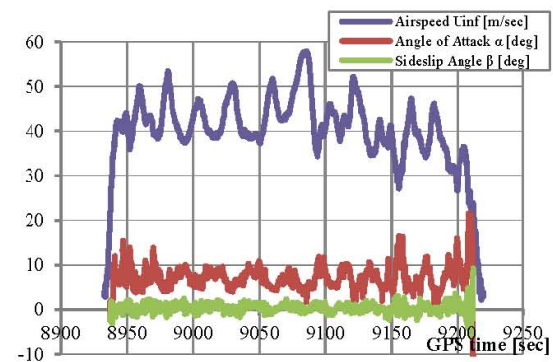
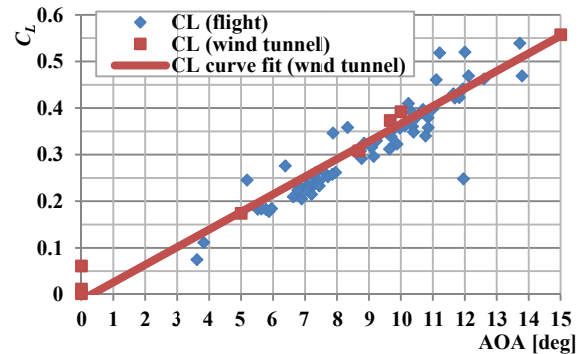
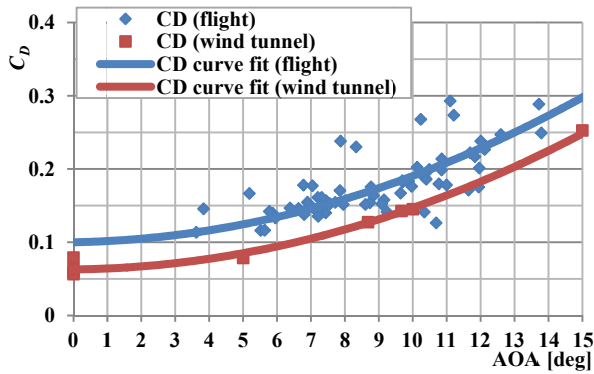


図7. ADSデータによる対気速度、迎角、および横滑り角



(a) 揚力係数



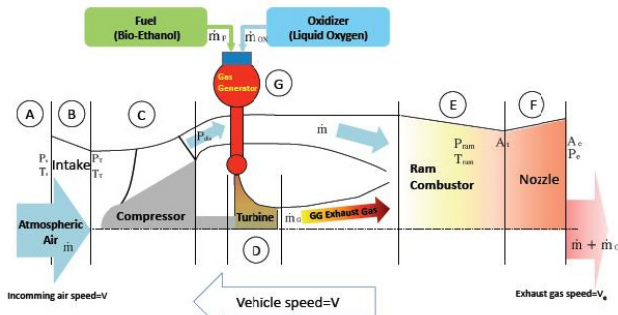
(b) 抗力係数

図 8. 機上計測に基づく揚力係数と抗力係数の推定

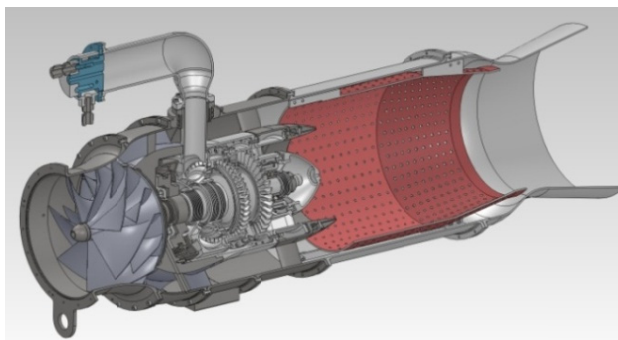
#### 4. 第二世代の機体設計

##### 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

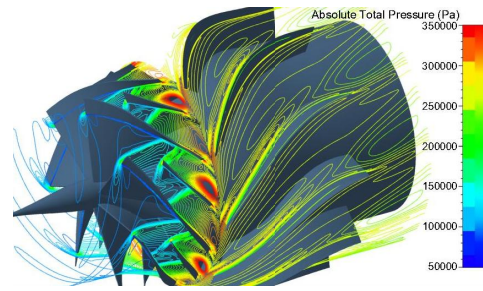
一層高速度の飛行に適合し大推力を得られるエンジンとして、図 9 のようなエアターボラムジェット・ガスジェネレータ (ATR-GG) サイクルエンジンを設計・試作している[3]。これは、ガスジェネレータで生成した燃焼ガスによってタービンを駆動する方式であり、タービンの駆動条件が飛行状態・大気状態に依存しないため、超音速飛行に適している。一方、ガスジェネレータ用の酸化剤を搭載する必要からターボジェットエンジンに比べて燃費が劣る。



(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 段目タービンプリスク

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) のほかに 6.8m (同 105kg) および 7.8m (同 130kg) 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 (M0.3~1.3) 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分）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遷音速・超音速風試によって評価している[4]。

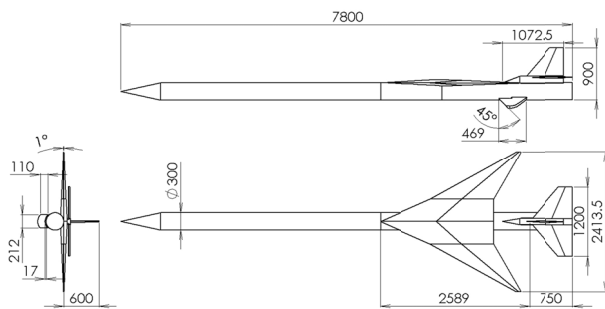
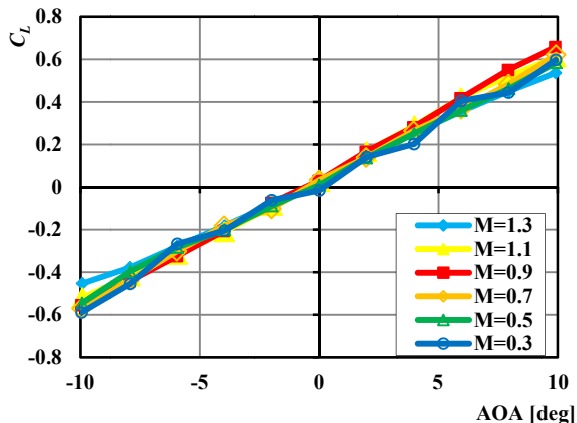
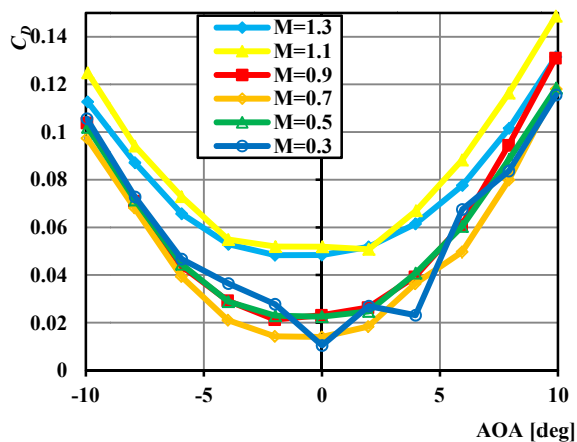


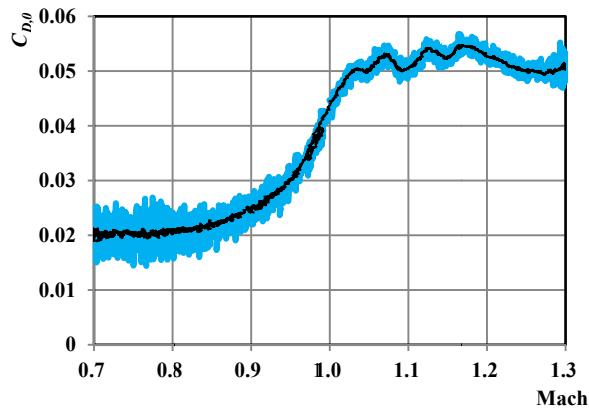
図 10. 第二世代空力形状 M2011



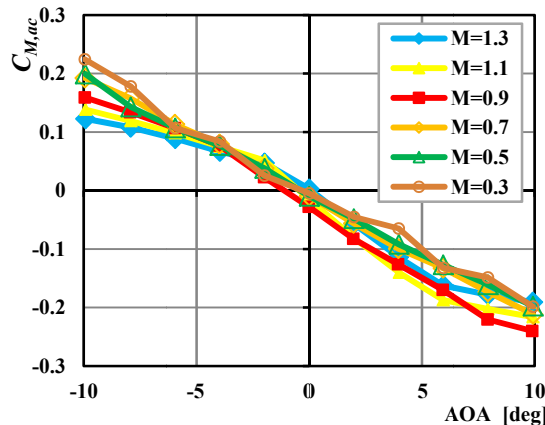
(a) 揚力係数



(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 11. M2011 ベースライン形状の縦の空力係数

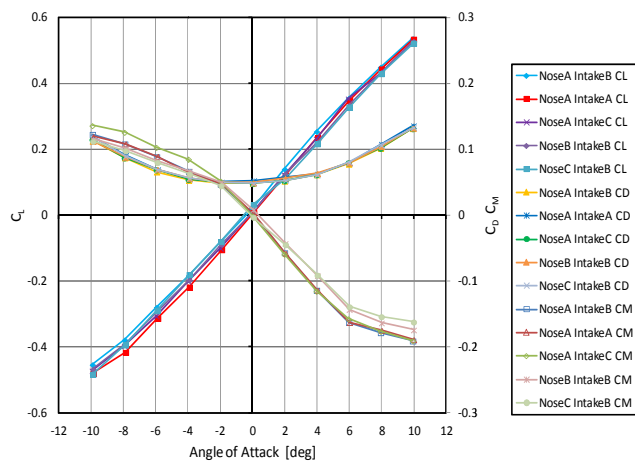


図 12. ノーズ長・インテーク長の異なる 5 通りの M2011 形状の縦の空力係数（マッハ 1.3）

#### 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 13 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、

この尾根を通過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、三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14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ミニマムサクセス飛行の解となっている。

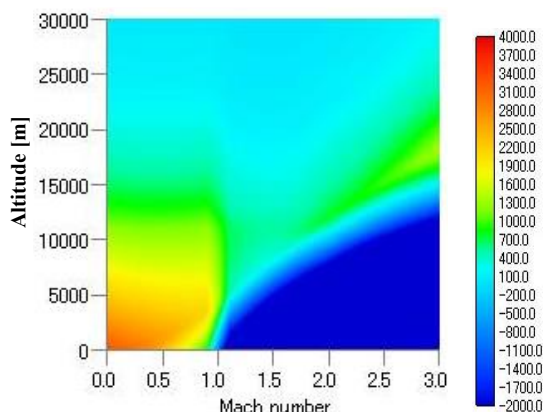
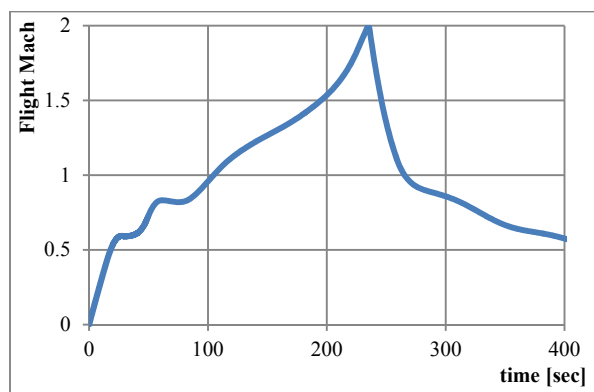
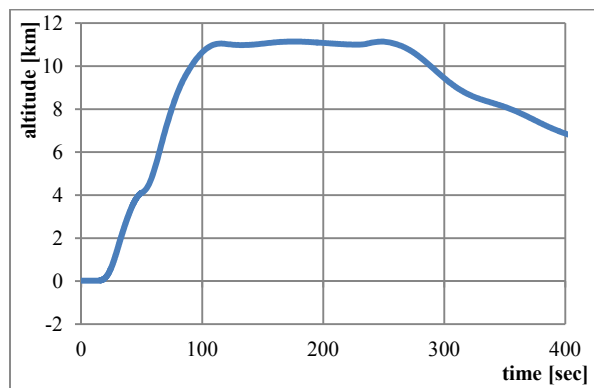


図13. 第二世代機体の推力余裕マップ



(a) 飛行マッハ数の履歴



(b) 飛行高度の履歴

図14. 飛行経路解析の解の例  
(エンジン回転数105%、燃料搭載量を130kg)

#### 4-4. 構造設計とモックアップの製作

第二世代機体は、第一世代の空力設計・空力評価結果を生かすために相似拡大の形状としているが、第一世代に比べ大幅な高速化と大型化にともなう飛行荷重の増大と固有振動数低下に対処するため、機体構造は強度・剛性の大幅な向上が必須である。要求される飛行性能を満たすためには軽量化も必要であるため、複合材を用いた軽量・高強度・高剛性の機体構造を検討している。複合材構造は製造後のインターフェース調整や設計変更が容易でないため、概念設計の段階で実機大モックアップを製作して、実機詳細設計の検討、実機試験方法の検討、搭載機器インターフェースの確認、機体インテグレーション手順および組立治具の検討、実機製作コスト低減方法の検討、等を予め実施することとした。機体構造設計とモックアップの概観を図15に示す。

モックアップの構造様式や寸法は実機と同等とし、主翼構造は中央翼と左右翼の3分割組立方式、スパー(桁)とリブ(小骨)はABS樹脂切削・接着構造としている。エルロン、フラップ等の舵面は形状のみ模擬し、主翼内の舵面アクチュエータ搭載部の外板は内部アクセス検討用に着脱可能とした。翼構造の一部に外板/リブ一体化サンドイッチ成形翼型を適用したものを試作した。また、一部に実機で想定されるロハセルコア/CFRPスキンのサンドイッチパネルを試作し適用した。胴体モックアップには、主翼取付けインターフェース構造、垂直尾翼・水平尾翼インターフェース構造、エンジン搭載インターフェース構造を含む。脚およびエンジン空気インテークは当面は搭載していないが、将来取付けを検討できるようにした。ストリング(縦通材)は、実機とは異なり機軸方向に分割してアルミ角パイプ製とした。リングフレーム(円筐)はABS樹脂の切削とした。胴体外板は内部アクセス検討用に透明樹脂の曲面板とし着脱可能とした。主たる材料は、アルミニウム合金、バルサ、航空ベニヤ、ケミカルウッド、ABS樹脂、ポリカーボネイトなどである。

実機ではCFRPを主体とした複合材構造にする計画であり、今後想定される設計変更の必要性和容易さ、搭載機器インターフェース、要求重量・強度・剛性、スケジュール、コストなどを勘案して構造様式および材料を決めて行く計画である。

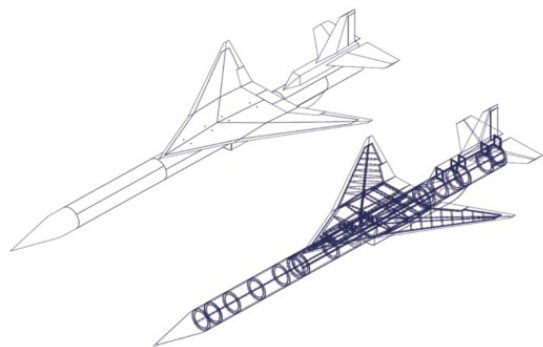


図15. 第二世代実験機の構造設計と実物大モックアップ（胴体および主翼）

#### 4-5. 誘導制御監視系の構築 制御則の検討

航空機の制御については、6自由度運動のダイナミクスを縦系と横・方向系に分離して、通常、各飛行モード毎に誘導則によって与えられる目標値に達するよう制御系設計される。現時点では第二世代実験機の質量特性および空力微係数が完備していないため、第一世代機体の各種データを用いて制御則設計を進めるとともに、各種飛行モードに対する制御則設計ツールの整備を行っている。まずは、飛行モードに共通の制御として、縦系運動ではピッチ角制御則、横・方向運動では着陸時の高仰角低速時のロール角・横滑り角制御則を設計し、シミュレーションにより応答特性を確認した。特に、超音速飛行に適したデルタ翼を有する機体は、高仰角低速着陸時に横・方向系が不安定化することが知られており、その特性を把握する必要がある。横・方向系のダイナミクスを用いて、迎角範囲  $5^\circ \sim 20^\circ$  において極および不安定零点等の安定性解析を行った結果、極は安定であり、迎角  $8^\circ$  以上ではラダー舵角から横滑り角への伝達関数において不安定零点が発生することが判明した。図16は、仰角  $20^\circ$  で  $5\text{m/s}$  の突風を1秒間受ける場合のロール角および横滑り角の応答シミュレーションの結果である。ロール角、横滑

り角ともに数度以内の傾きに抑えられるものと予測される。

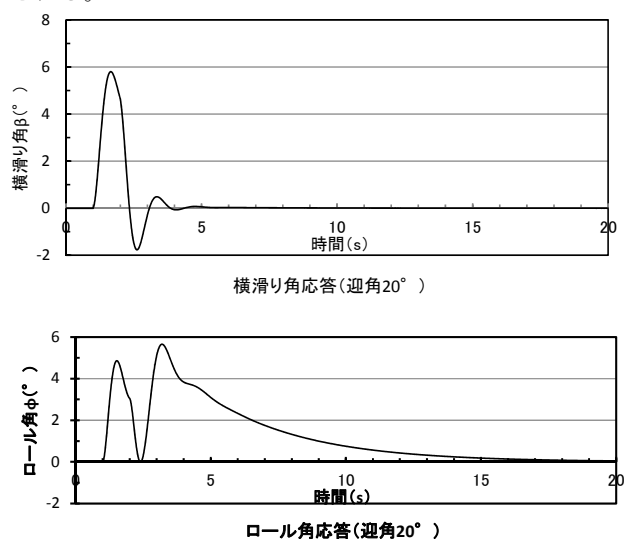


図16. 横・方向の突風応答

#### 誘導制御回路と遠隔監視制御回路の構築

両回路構築の基本方針として、1) センサ・アクチュエータとのI/Fのための十分なポート、可能な限り高速の演算処理速度、および可能な限りの大容量メモリを有する市販マイコンボードを使用する。2) 誘導制御則の演算処理量の増大や制御則の不具合による影響を防ぐために、誘導制御回路と遠隔監視制御回路を分離する。3) センサからのデータ取得、誘導制御則計算、アクチュエータへのコマンド送信、等の全ての処理を  $10\text{ms}$  以内の更新周期で実現する。4) 遠隔監視制御系を構成するための無線通信モジュールは段階的に高速・長距離伝送のものへ置き換えるものとして、I/FはUARTとする。5) ラジコン機による部分検証を可能とするため、ラジコン操縦と自動操縦の切替を可能とする。6) スペックの初期目標として、両回路の合計重量  $1\text{kg}$  以下、消費電力  $1\text{W}$  以下、寸法  $10\text{cm} \times 10\text{cm} \times 5\text{cm}$  以内とする。これらの方針の下、図17に示すように誘導制御回路および遠隔監視制御回路を試作した。今後、誘導制御回路については、予備的なラジコン模型飛行機に飛行モードに応じた制御則を実装し飛行検証を進め、最終的には離陸から水平定常飛行を得て着陸まで自律的に行える誘導制御系を構築する。また、遠隔監視制御系に接続する無線通信モジュールについては、当初の情報データ速度  $125\text{kbps}$ 、伝送距離  $100\text{m}$  から段階的に性能向上を図り、最終的にはデータ速度  $500\text{kbps}$  程度、伝送距離  $100\text{km}$  のモジュールを整備・実装する計画である。

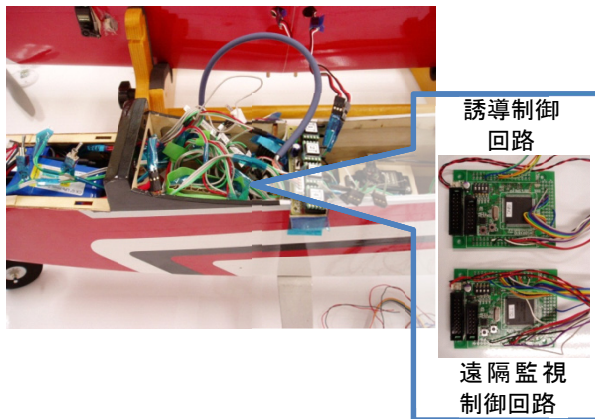


図 17. 試作した誘導制御・遠隔監視制御回路

## 5. 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、予備的な実物大モックアップおよび誘導制御回路・遠隔監視制御回路を試作した。

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 エンジンの設計・製作、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, Daiki Kato, Kazuyuki Higashino, Nobuhiro Tanatsugu, “Development Study on Counter

Rotating Fan Jet Engine for Supersonic Flight,” ISABE 2011-1233, Gothenburg, Sweden, September 12-16, 2011.

[3] Minato R, Higashino K, Tanatsugu N., “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, 溝端一秀, 湊亮二郎, 高木正平, 東野和幸, 棚次亘弘, 「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.