

# ロケット実験機の飛行実験技術

○町田 茂（航空プログラムグループ運航・安全技術チーム）

System Design of Supersonic Experimental Airplane System  
Shigeru Machida  
(Operation and Safety Technology Team, Aviation Program Group)

Key Words : Design, Flight Testing, Supersonic Transport, Experimental System, Unmanned airplane

## Abstract

One of the goals of the flight test with the Supersonic Experimental Airplane (NEXST-1) is to substantiate supersonic drag reduction technology with a CFD-based optimum aerodynamic design procedure. Another goal is to establish experimental flight test technology with unmanned airplane. The second flight testing of the NEXST-1 has been successfully conducted on 10 October, 2005 at Woomera Test Range, Woomera Prohibited Area, South Australia. In this report, overview of the experimental system and design and the substantiation for system requirements from flight test data are reported.

## 1. はじめに

小型超音速実験機プロジェクトの重要な目的の一つは、次世代超音速輸送機のための最適空力設計技術（CFD逆問題設計法による自然層流翼設計およびクランクドアロー翼、エアリアルール胴体、ワープ翼の設計技術）の開発とその飛行実験による実証である。もう一つの目的が「無人機による飛行実験技術の蓄積」であり、その目標は「無人超音速機に対して、ピギーバック方式によるロケット打上・分離システム、所定の試験飛行条件における空力データ取得方法、パラシュート・エアバック方式による回収システムを開発し、システムの妥当性を飛行実証する。」ことにある。

平成14年7月に実施した第1回飛行実験の失敗を受け、改修設計・製造および各種地上試験を行った上、平成17年10月に第2回飛行実験に臨み成功裏に実験は終了した。<sup>1),2)</sup> 本報では、小型超音速実験機システムによる「無人機による飛行実験技術」概要と飛行実験によるシステムの妥当性実証について報告する。

## 2. システム要求

実験機の開発における基本要請は、以下の通りである。

- ・最適空力設計技術を飛行により実証出来ること。
- ・高度、マッハ数をほぼ想定実機に相当すること、及びレイノルズ数を近づけること。
- ・無人の実験機として実証目的に適切な論理的なシステムであること。
- ・これまでにない高精度のデータ取得が可能であること。

- ・技術目標以外は信頼性の高い要素、機器及びサブシステムで構成されていること。

これらの基本要請を満足するために、検討の結果設定したシステム要求の主な項目は、次の通りである。

- ① 実験機投入能力
  - ・高度要求：15km以上
  - ・速度要求：マッハ数2.0以上
  - ・飛行制御要求：投入条件および飛行制限を満たすこと。
  - 飛行制限 速度：マッハ数2.75以下、高度：21km以下、動圧：100kPa以下
- ② 実験機分離能力
  - ・実験機に支障なく分離が安全確実であること。
- ③ 実験機飛行能力
  - ・投入後必要な性能・空力等データ取得を可能とする実験飛行ができること。
- ④ 実験機回収能力
  - ・回収飛行：パラシュート開傘まで飛行制御が可能であること。
  - ・回収：パラシュートおよびエアバックを使用し実験機を回収する。
- ⑤ 通信計測系統
  - ・基礎データ、機体諸元、空力・構造関連のデータを計測すること。
- ⑥ 電気回路
  - ・電源瞬断により誤作動する機器は、電源をピン冗長とすること。
  - ・不要な電流ループを作らないよう1点接地を基本とすること。
- ⑦ 環境条件

・機器の搭載位置における温度、高度、湿度、正弦波振動、ランダム振動、衝撃の各要求を満足すること。

### 3. ロケット実験機システム概要

ロケット実験機は推進系を持たないので、固体ロケットにより高度18km/速度マッハ2の状態に投入される。この後、超音速滑空飛行を行い、圧力分布、揚抗比、遷移等を計測する。計測後は帰還飛行を行い、パラシュート／エアバッグにより回収するロケット打上げ型の無人／無推力超音速滑空の実験機である。(図1) ロケット実験機は地上の風洞試験では得られない静穏な気流状態と、大きなレイノルズ数での空力データを得ることが可能となる。

以下、ロケット実験機と固体ロケットが結合されたシステムを実験機システム、ロケット実験機本体を実験機と表記する。



図1 ロケット実験機システム

#### 3-1 実験機

実験機(図2)は、全長11.5m、全幅4.7m、全備重量約2,000kgの小型機で、胴体・主翼ともに空気力学的に最適な形状に設計したため、三次元的に複雑な形状を有している。

搭載された航法／誘導／制御系統は、慣性航法装

置(IMU)、エアデータシステム(ADS)、加速度



図2 ロケット実験機(第2回飛行実験直前)

センサー(Nzセンサー)および飛行制御計算機(FCC)からなる。FCCからの制御信号により電動アクチュエータを駆動し舵面(エルロン、スタビライザ、ラダー)による飛行制御を行う。

計測系統では、胴体および主翼の圧力分布、揚力／抵抗、遷移、歪み、温度等、500点以上のデータを計測する。計測されたデータは機上のデータレコーダに記録し、高周波データを除いてはテレメータによりダウンリンクされる。

機体に使用する構造材料は、アルミ合金をほとんどの部位で使用し、結合金具など局所的な強度が必要な部位にのみ鋼鉄を使用している。実験機の内翼はリブを桁に垂直に配置する多桁構造、外翼は翼厚が非常に薄いため中実一体構造となっている。胴体はマルチフレームのモノコック構造、尾翼および舵面も翼厚が薄いため中実一体構造である。構造設計に用いた安全率は、実験機と打上げロケットのいずれも打上げから回収に至るすべてのフェーズで1.5を採用した。

回収方式として、スペース効率の良いパラシュート／エアバッグ方式による陸上回収を採用した。回収系統は、引き出し用のパイロットシュート、減速降下用のメインシュート、最終着地衝撃を吸収するために胴体の前後に窒素ガスにより展張するエアバッグとからなる。実験機の主要装備品配置を、図3

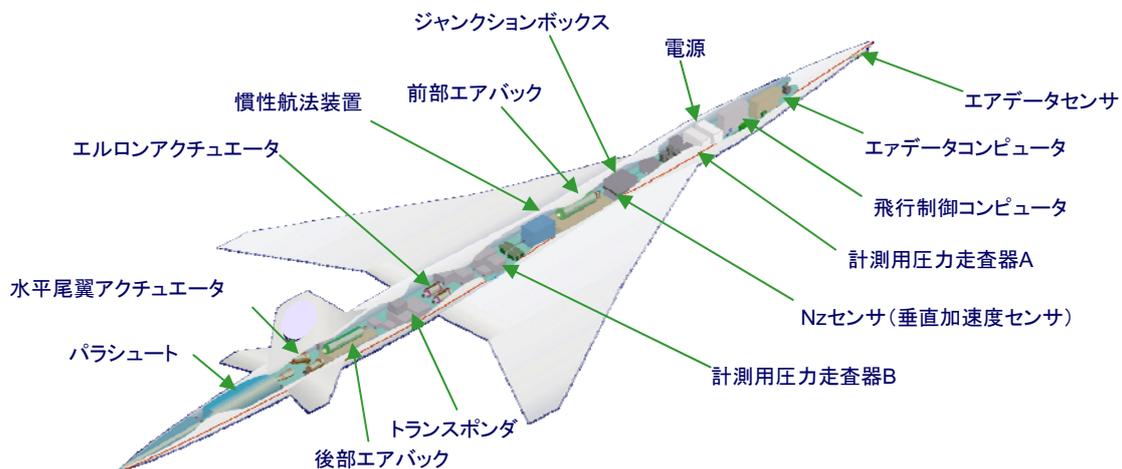


図3 主要装備品

に示す。

### 3-2 固体ロケット

打上げ用ロケット（NAL-735）は、開発費用、リスク低減の面から、実績のある既存の固体ロケット（宇宙研のラムダロケットのブースタ；SB-735）をベースに最小限の改修で行うこととした。既存ロケットのノズルを推力軸が重心を通る様にカント角をもって固定し、フィンに取り付けた空力舵面による姿勢制御を採用した。全長約10m、直径0.74m、推進薬を含め全備重量約5,900kg、ロケットモータの前方に誘導計測部、後方に制御部と四枚のフィンおよび舵面からなる。図4に固体ロケットを示す。ロケット点火からロケットと実験機の分離までの打上げ飛行段階における実験機の誘導制御は、ロケットの4枚のフィン後縁部にある舵面を駆動することにより行う。その間、実験機は誘導制御を行わない。

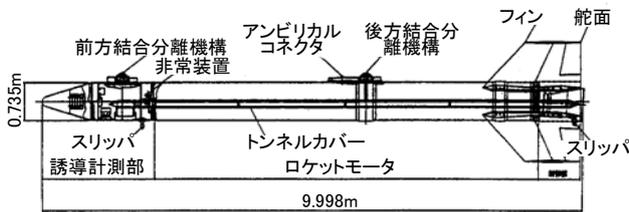


図4 固体ロケット

### 3-3 実験機システム

実験機と固体ロケットは前方および後方の結合分離機構において分離ボルトを使い結合され、所定の高度・速度に到達した後、火工品を用いて分離ボルトを破断させ分離する。

固体ロケットにて計測されている位置、速度、加速度等の飛行状態量およびステータスモニタ信号は、後方結合分離機構内のアンビカルコネクタを介し実験機側に送信され、実験機のデータレコーダに記録される他、一部はテレメータによりダウンリンクされる。

通信系統は、機上と地上を一对の通信系として飛行データ伝送系のテレメータ装置、非常指令系のコマンド装置、飛行追跡系のレーダ・トランスポンダ装置の3つの通信系で構成されている。設計要求は、飛行安全管理および飛行計測を可能とする電波リンクの覆域が、全ての飛行範囲を満足することである。

空力弾性安定に対する設計基準は、遷音速領域におけるフラッタ速度の落ち込みを考慮し、飛行シミュレーションの結果より設定した最高速度条件の1.5倍の速度まで空力弾性不安定が起らないことを線形フラッタ解析で示した。

## 4. システム設計の妥当性検証

システム要求を満足させるべく、実験機システムを日本から飛行実験場のあるオーストラリアに輸送する前に、改修設計の妥当性を地上試験等により確認した。

### ① 実験機投入能力

低速風洞試験、遷音速風洞試験および超音速風洞試験のデータに基づき作られた空力モデルを使った飛行シミュレーションを行い投入条件および飛行制限を満たすとともに、安全に飛行できることを確認した。飛行シミュレーションに使用する重量・重心データは、実機の計測および積み上げにより求めた数値を使用した。誘導制御系統の妥当性は、ソフトハード結合試験、機能確認試験、制御構造連成試験等により確認した。構造の強度要求については構造強度試験および試験結果に基づいた解析で、フラッタ要求については地上振動試験結果に基づいた解析で妥当性を確認した。

### ② 実験機分離能力

前項①と同様である。

### ③ 実験機飛行能力

計測系統の妥当性は、機能試験、空力精度確認試験、構造センサー較正試験等で確認した。その他の系統については、項目①と同様である。

### ④ 実験機回収能力

パイロットシュート放出試験、ライザ・収納袋切創性試験等、試験によりその妥当性を確認した。

### ⑤ 電源回路

電力系統機能試験、実負荷電流試験、ストレイ電圧測定、電磁干渉試験等の試験により、確認した。

## 5. 飛行実験による実証

本飛行実験の主要な目的は、次世代SST開発を睨んだ最適空力設計技術の開発とその飛行実験による実証であるが、前述の通り次の目的も持ち合わせている。

無人超音速実験機に対して、

- ・ピギーバック方式によるロケット打上・分離システムの開発
- ・所定の試験飛行条件における空力データ取得方法の開発
- ・パラシュート・エアバック方式による回収システムの開発
- ・システムの妥当性を飛行実証

実験機システムの妥当性確認は、前章で触れたように可能な限り国内で地上試験若しくは試験結果に基づいた解析で行っている。しかしながら、一部のシステム要求項目については、飛行実験を行って

初めてその妥当性を実証するものも存在する。以下に、飛行実験により実証したシステム要求内容について説明する。

5-1 実験機投入能力

システム要求と、事前の予測および飛行実験での計測結果を示す。

- ・高度要求：15km以上（予測19.0km）→19.065km
- ・速度要求：マッハ数2.0以上（予測2.06）→2.18
- ・飛行制御要求：投入条件および飛行制限を満たすとともに安全に飛行を完結すること

→計画通り実験機を投入した。（図5）

なお、飛行制限と実測値は次の通りである。

速度：マッハ数2.75以下→2.66

高度：21km以下→19.1km

動圧：100kPa以下→73.6kPa

図5に、打上から実験機と固体ロケットの分離までの高度、マッハ数、動圧を示す。

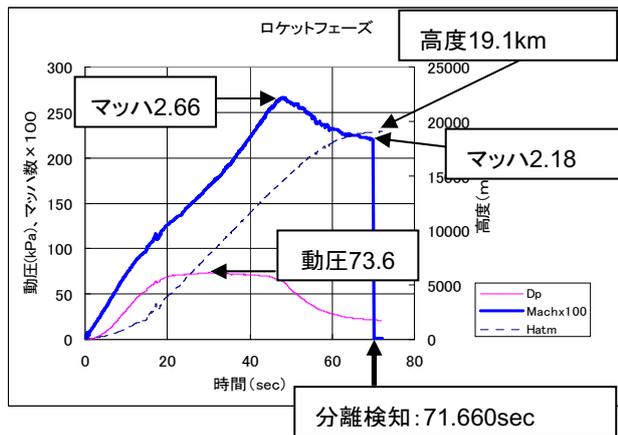


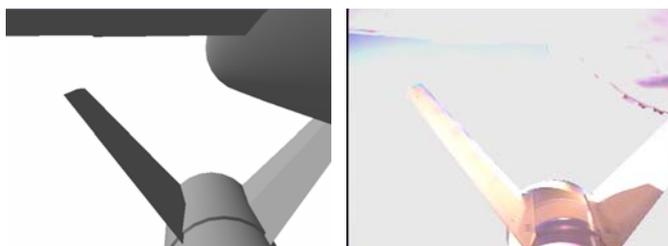
図5 打上から分離までの飛行状況

打上から分離まで、全てのシステム要求を満足した。

5-2 実験機分離能力

同じく、システム要求と、事前の予測および飛行実験での結果を示す。

- ・実験機に支障なく分離が安全確実であること
- 接触なく安全な分離を行った。（図6）



シミュレーション結果

搭載カメラの映像

図6 実験機-固体ロケット分離（分離0.5秒後）

5-3 実験機飛行能力

- ・投入後必要な性能・空力等データ取得を可能と

する実験飛行ができること。

→2つの試験フェーズを計画通り行った。（図7）

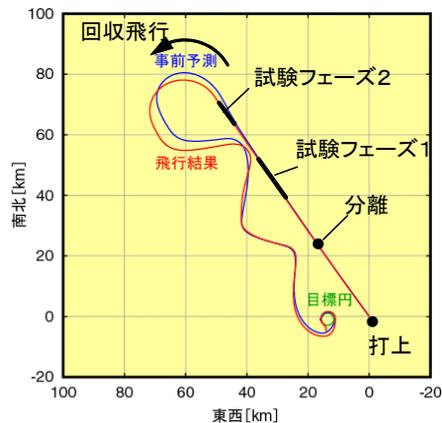


図7 打上から回収までの飛行軌跡

図7で示す通り、空力データを取得する2つの試験フェーズ（αスイープ試験、Reスイープ試験）を計画通りに実施した。なお、図7の事前予測はノミナルケースである。

5-4 実験機回収能力

図7に示すように、パラシュート開傘まで飛行制御を行い、パラシュートおよびエアバックを使用し回収することができた。なお、パラシュート開傘時加速度制限：6G（後方）に対し実測2.7G、構造に対するエアバックによる着地加速度制限：15G（上方）に対し実測9Gであった。

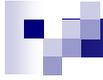
6. おわりに

飛行実験は成功裏に完了し各種データを計測できたことにより、次世代SST開発を睨んだ最適空力設計技術の開発とその飛行実験による実証はもちろんのこと、無人超音速実験機システムの妥当性を実証することができ意義は大きいと考える。

最後に、小型超音速実験機の設計・製造・構造改修から飛行実験の成功までには、三菱重工業（株）名古屋航空宇宙システム製作所を始めとする各メーカーの協力・努力なくしては実現できませんでした。関係各位の多大なるご支援に、感謝の意を表します。

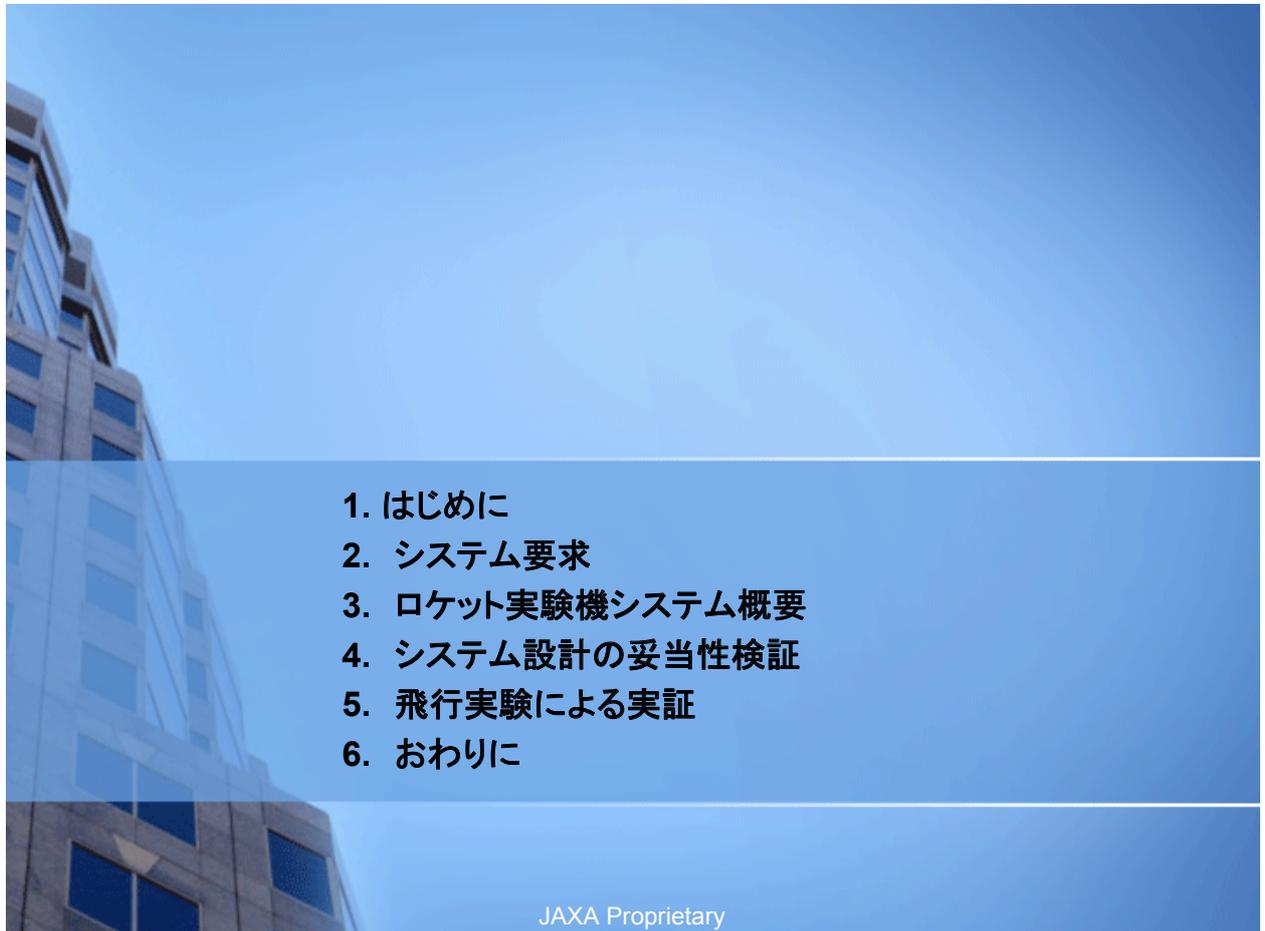
参考文献

1)町田 茂、他：「小型超音速ロケット実験機」実験機システム、日本航空宇宙学会誌 特集「小型超音速実験機」、Vol.54 No. 631、2006、p.219-227。  
 2)町田 茂、他：小型超音速実験機～実験機システム～、日本航空宇宙学会第37回期年会講演集、2006、p.34-37



## ロケット実験機の飛行実験技術

JAXA航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム  
町田 茂



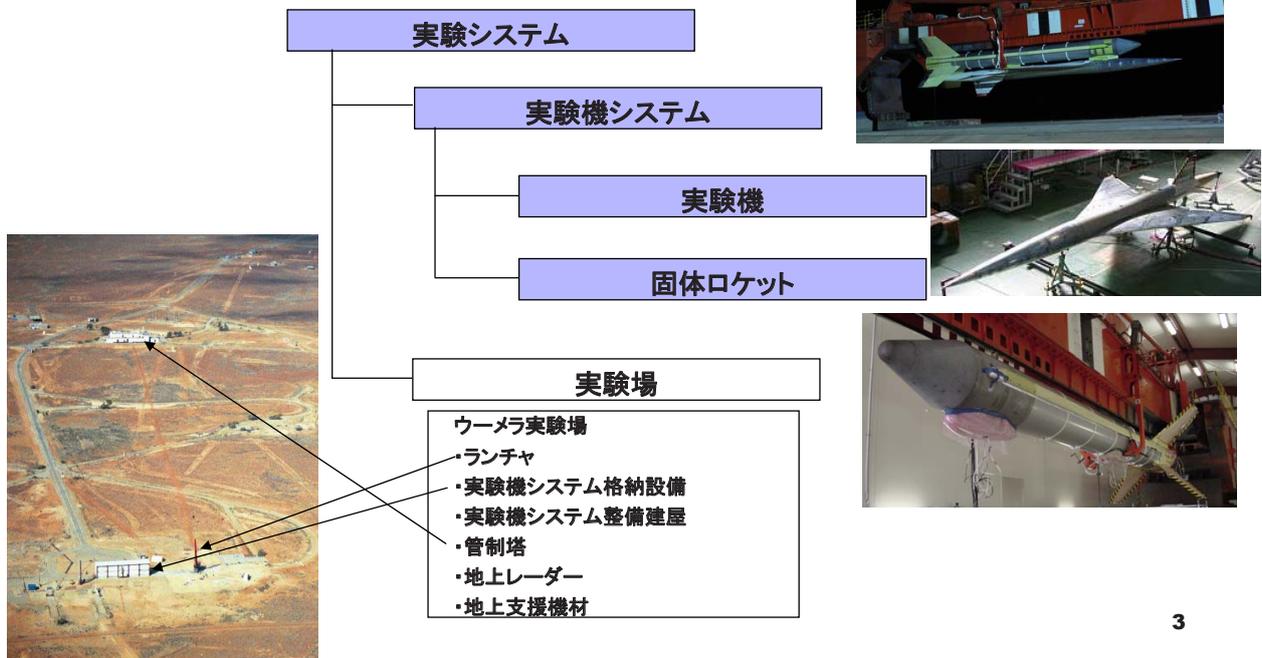
1. はじめに
2. システム要求
3. ロケット実験機システム概要
4. システム設計の妥当性検証
5. 飛行実験による実証
6. おわりに

JAXA Proprietary

## 1. はじめに

### 「次世代超音速機技術の研究開発」プロジェクト

#### 「小型超音速実験機(NEXST-1) ロケット実験機」



3

## 2. システム要求

### 実験機の開発における基本要素

- ①最適空力設計技術を飛行により実証出来ること。
- ②高度、マッハ数をほぼ想定実機に相当すること、及びレイノルズ数を近づけること。
- ③無人の実験機として実証目的に適切な論理的なシステムであること。
- ④ これまでにない高精度のデータ取得が可能であること。
- ⑤ 技術目標以外は信頼性の高い要素、機器及びサブシステムで構成されていること。



4



### 3. ロケット実験機システム

#### 設計課題

- ペイロードが打上げロケットの同軸上でない親子方式であり、かつ大きな空力翼面を有すること

打上げ用ロケット(NAL-735)は、開発費用、リスク低減の面から、実績のある既存の固体ロケット(宇宙研のラムダロケットのブースタ;SB-735)をベースに最小限の改修を行った。

実験機の持つ大きな翼に生じる空気力及び推進剤の燃焼に伴う重心の移動を補正するために、ノズルを推力軸が重心を通る様にカント角をもって固定し、フィンに取り付けた空力舵面による姿勢制御とした。

- 超音速で打上げロケットと実験機を分離すること

空気力と重力による分離方式とし、ロケットの熱膨張による前後の結合部の間の伸びを吸収する結合分離機構とした。

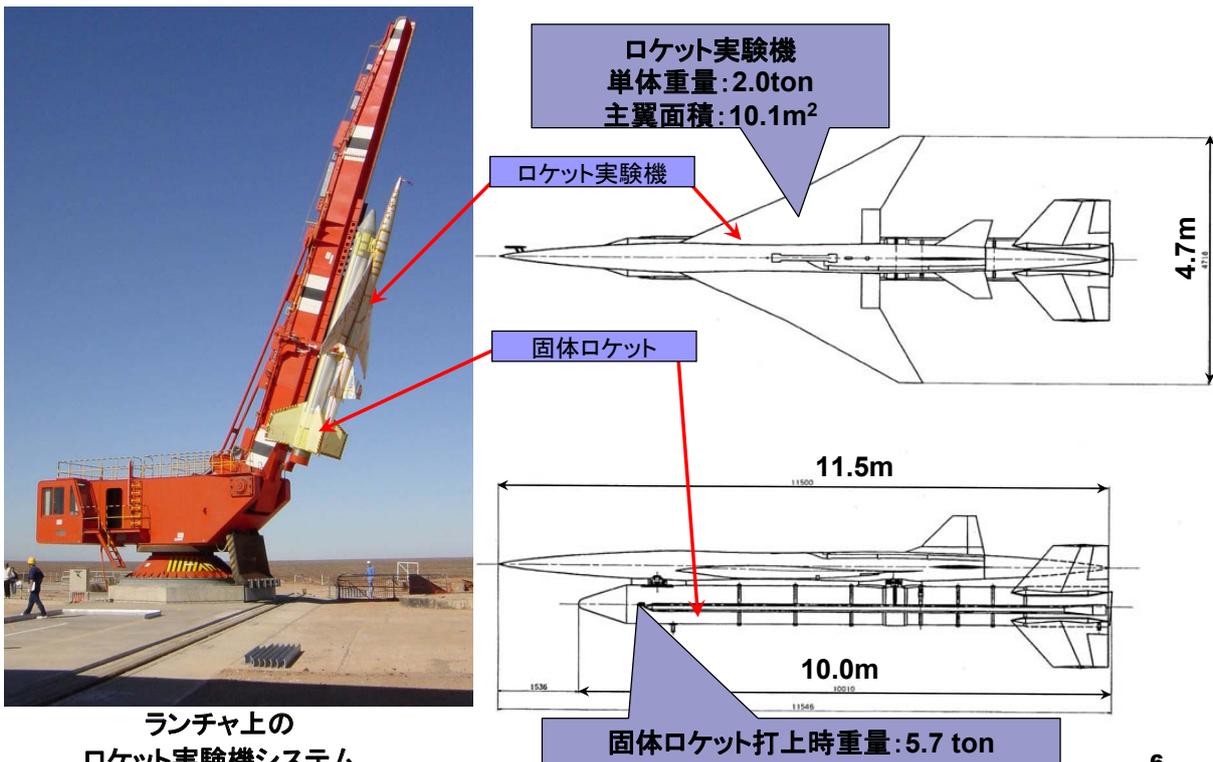
- パラシュート/エアバッグにより回収し、再使用すること

極力、既存の無人機等で開発実績のあるシステムを採用し新規開発を避け、かつ実物大供試体による部分システム試験で機能性能を確認しながら設計

5

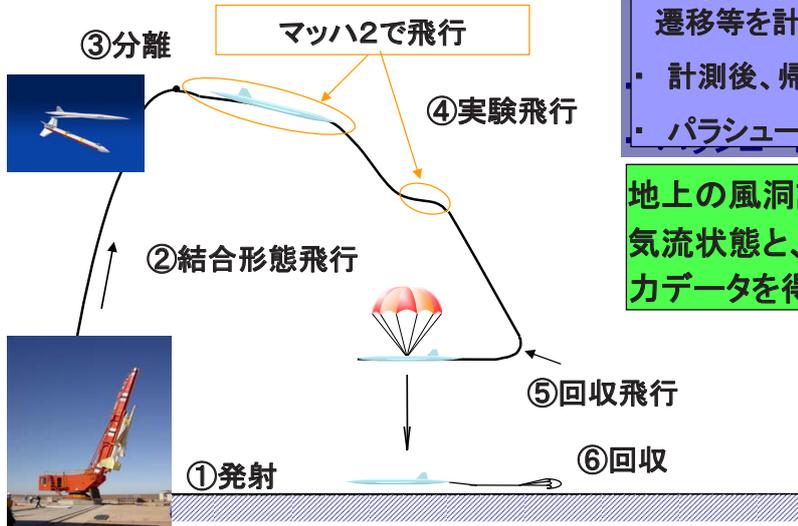


### 3. ロケット実験機システム



### 3. ロケット実験機システム

無人／無推力超音速滑空の実験機

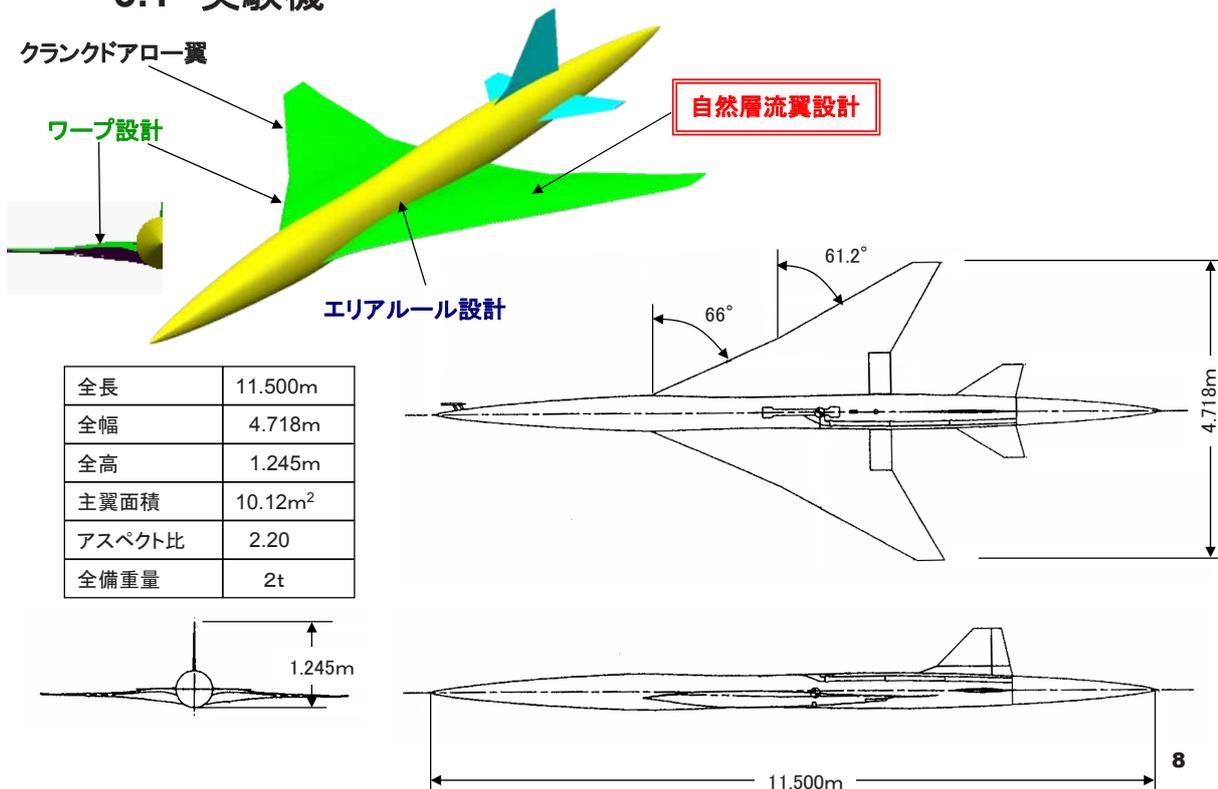


- ・ 固体ロケットによる打上(①)
- ・ 固体ロケットにより高度18km/速度マッハ2の状態に投入(②、③)
- ・ 超音速滑空飛行による圧力分布、揚抗比、遷移等を計測(④)
- ・ 計測後、帰還飛行(⑤)
- ・ パラシュート／エアバッグにより回収(⑥)

地上の風洞試験では得られない静穏な気流状態と、大きなレイノルズ数での空力データを得ることが可能となる。

### 3. ロケット実験機システム

#### 3.1 実験機





### 3. ロケット実験機システム

#### 3.1 実験機



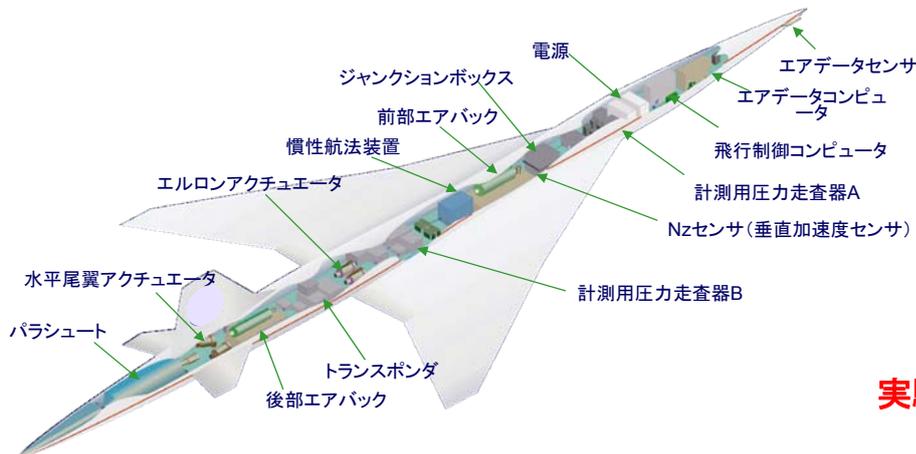
9



### 3. ロケット実験機システム

#### 3.1 実験機

- ・ 航法／誘導／制御系統： 慣性航法装置(IMU)、エアデータシステム(ADS)、加速度センサー(Nzセンサー)および飛行制御計算機(FCC)
- ・ FCCからの制御信号により電動アクチュエータを駆動し舵面(エルロン、スタビライザ、ラダー)による飛行制御
- ・ 計測系統： 胴体および主翼の圧力分布、揚力／抵抗、遷移、歪み、温度等、500点以上のデータを計測
- ・ 計測されたデータは機上のデータレコーダに記録し、高周波データを除いてはテレメータによりダウンリンク
- ・ 回収系統： 引き出し用のパイロットシュート、減速降下用のメインシュート、最終着地衝撃を吸収するために胴体の前後にエアバッグ

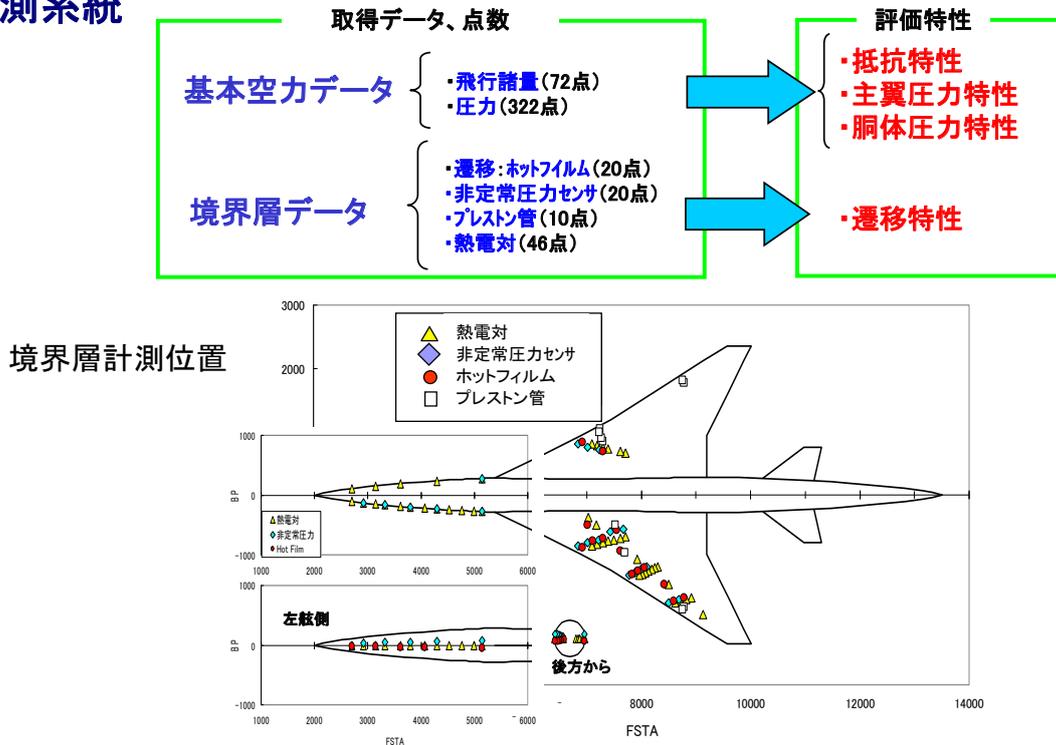


#### 実験機の搭載機器

10

### 3. ロケット実験機システム

#### 3.1 実験機 計測系統



### 3. ロケット実験機システム

#### 3.2 打上用固体ロケット

##### 打上げ方式の選定

- 実験計測を静穏な滑空状態で実施する事
- 実験機そのものは無推力機である事
- 高空でマッハ2の実験計測をする事など

1つの固体ロケットブースターで発進・上昇・加速を行い実験計測状態に投入する方式を採用した。





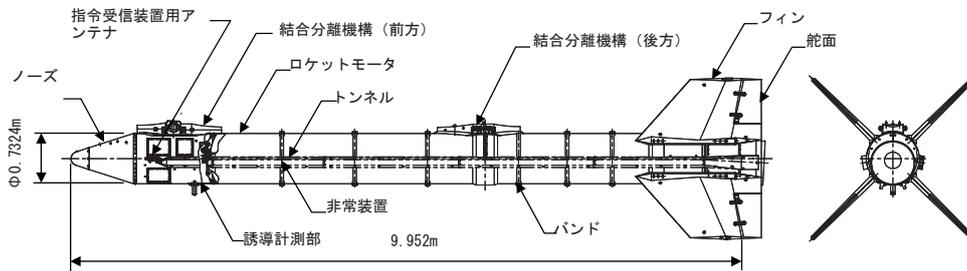
### 3. ロケット実験機システム

#### 3.2 打上用固体ロケット

#### 打上用固体ロケット(NAL735)

- 実績のある既存の固体ロケット(宇宙研のラムダロケットのブースタ;SB-735)をベースに最小限の改修
- 既存ロケットのノズルを推力軸が重心を通る様にカント角をもって固定
- フィンに取り付けた空力舵面による姿勢制御を採用
- ロケットモータの前方に誘導計測部、後方に制御部と四枚の安定翼およびフィンからなる。

寸法	全長	9.998m
	胴径	0.735m
重量	全備	5.7ton
	空虚	2.21ton
推力	推力パターン	2段推力パターン
	総推力	約934ton・sec
	燃焼時間	約50秒



13

### 3. ロケット実験機システム

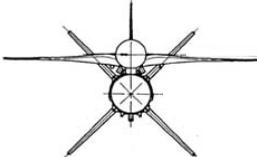
#### 3.3 実験機システム



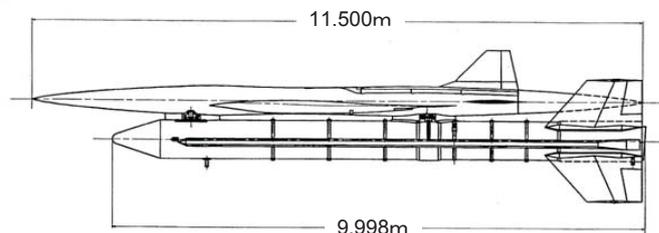
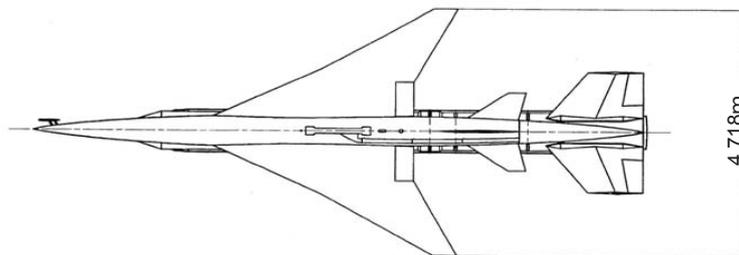
前方結合分離機構



後方結合分離機構



#### 改修設計後の打ち上げ形態(結合形態)

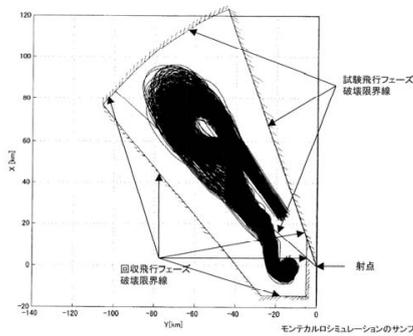




### 4. システム設計の妥当性検証

試験もしくは試験結果に基づく解析により、飛行実験の前に検証を行った。  
システム要求項目と検証方法(何で検証をしたか) (1/3)

運用範囲		解析 ・飛行シミュレーション	重量・重心	
投入速度	機 体 打 上 形 態		全機重量	検査 ・重量計測
投入高度			全機重心	
最高速度制限			慣性能率	
最高高度制限			全機重量	計算 ・重量重心計算
最高動圧制限			全機重心	
実験機/ロケット分離条件			慣性能率	
離脱特性				
可制御性		環境条件		
初期姿勢角制限	解析 ・飛行シミュレーション	試験 ・各搭載機器の環境試験(QT, AT試験) ・全機システム振動試験		
風速制限				
		搭載環境要求		
		解析 ・CLA解析		

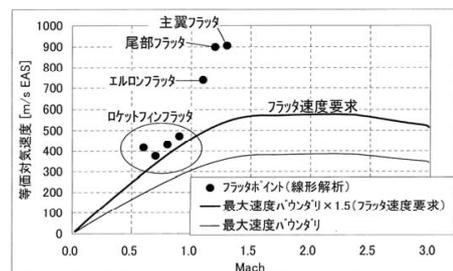


実験機飛行シミュレーション結果(飛行経路:3σ飛行解析結果)  
モンテカルロシミュレーション1000サンプル

### 4. システム設計の妥当性検証

システム要求項目と検証方法(何で検証をしたか) (2/3)

構造強度・剛性		空力			
強度要求	試験 ・実験機構造強度試験 ・ロケット構造強度試験 ・前方・後方結合分離機構強度試験	機 体 打 上 形 態	安定性	試験 ・低速風洞試験 ・遷音速風洞試験 ・超音速風洞試験	
	解析(強度解析)		揚抗特性		
フラッタ要求	試験 ・実験機地上振動試験 ・全機システム地上振動試験		舵効き能力		解析
	解析(フラッタ解析)	機体表面平滑度	製造時検査		
通信計測システム		機 体 打 上 形 態	安定性	試験 ・低速風洞試験 ・遷音速風洞試験 ・超音速風洞試験	
計測項目	試験 ・組立後機能試験 ・空力精度確認試験 ・構造センサー較正試験		揚抗特性		
			舵効き能力		解析
		世 界 最 大 速 度 計 測			



打上形態でのフラッタ解析結果



## 4. システム設計の妥当性検証

### システム要求項目と検証方法(何で検証をしたか) (3/3)

誘導制御		電気回路	
制御則			
安定性	安定余裕 (線形解析)	試験 ・実験機操縦系統技術確認試験 ・全機システム振動試験	電源供給
		解析	試験 ・電力系統機能試験 ・実負荷電流試験 ・電力非常回収系試験
風モデル	定常風モデル	飛行シミュレーションに反映	GND
	突風モデル		試験 ・ストレイ電圧測定 ・実験機および打上形態電磁干渉試験
	乱流モデル		
		信頼性・安全性	
		信頼性・安全性要求	解析 ・信頼度解析
		射角	解析に反映



全機システム振動試験

## 地上試験

### 実験機

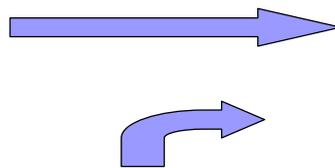


構造試験  
地上振動試験  
電磁干渉試験  
GNC試験  
計測系試験  
非常系試験  
回収系試験  
機能試験

### 打上形態



システム機能試験  
地上振動試験  
電磁干渉試験  
計測系試験



### 打上用固体ロケット



構造試験  
電磁干渉試験  
分離試験  
ランチャ結合試験  
地上燃焼



### 地上燃焼試験



## 5. 飛行実験による検証

### ● 小型超音速実験(無推力)に係る研究開発の目的・目標

#### 目的1. CFD逆問題設計法による自然層流翼設計とその実証

##### 目標

- 超音速三次元翼のCFD逆問題設計ツールを開発し、設計ツールの妥当性を検証する。
- 空気抵抗(摩擦抵抗)を低減する自然層流翼設計法を開発し、効果を確認する。

#### 目的2. クランクドアロー翼、エアールール胴体、ワープ翼の設計技術の獲得

##### 目標

空気抵抗(圧力抵抗)を低減するクランクドアロー翼、エアールール胴体、ワープ翼の各設計法を実験機に適用し、効果を確認する。

#### 目的3. 無人機による飛行実験技術の蓄積

##### 目標

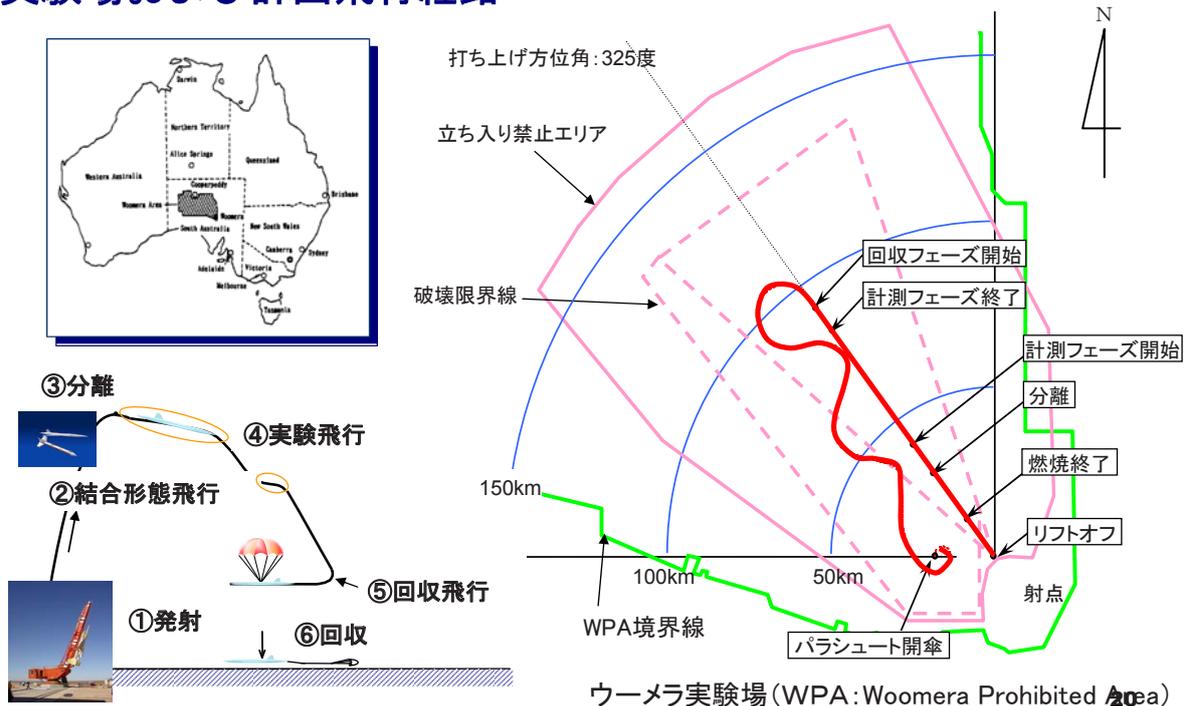
- 無人超音速機に対して、
- ・ピギーバック方式によるロケット打上・分離システム
  - ・所定の試験飛行条件における空力データ取得方法
  - ・パラシュート・エアバック方式による回収システム
- を開発し、システムの妥当性を実証する。

19

## 5. 飛行実験による検証

### 飛行実験結果概要

#### 実験場および計画飛行経路





## 5. 飛行実験による検証 飛行実験結果概要

2006年10月10日午前7時6分(現地時間)第2回飛行実験実施  
計画通りの飛行シーケンスをすべて終了し、予定通り着地。  
機上データレコーダを回収し、計画されたすべてのデータを取得。

### ○基本空力データ

翼面上および胴体表面上における合計322点において圧力データを取得。速度、加速度など飛行諸量72項目を計測。

⇒設計点(M=2,  $C_L=0.1$ )におけるCFD逆問題設計の目標圧力分布を実現。

### ○境界層データ

主翼表面上の96点において、境界層データを取得。

⇒境界層の遷移特性を確認。



## 5. 飛行実験による検証 5.1 実験機投入能力

### 1. 実験機投入能力

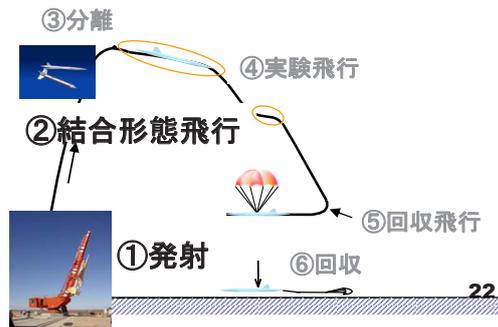
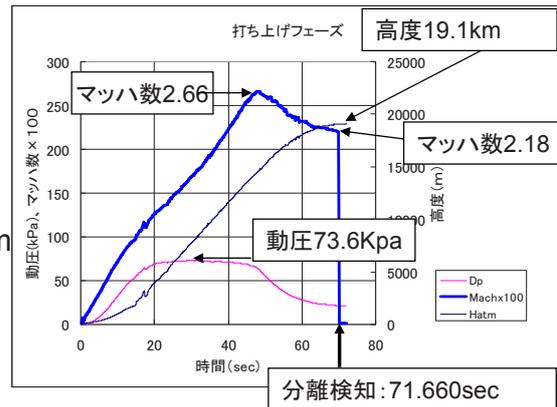
飛行制限を満たしつつ、実験機を投入条件へ入れる。

- ・高度要求: 15km以上(予測19.0km)→19.065km
  - ・速度要求: マッハ数2.0以上(予測2.06)→2.18
  - ・飛行制御要求: 投入条件および飛行制限を満たすとともに安全に飛行を完結すること
- 計画通り実験機を投入した。

飛行制限 速度: マッハ数2.75以下→2.66  
高度: 21km以下→19.1km  
動圧: 100kPa以下→73.6kPa

→ 計画通り実験機を投入した。

打ち上げ時刻(現地時間) 2005年10月10日07:06:00  
天候: 晴れ 気温: 13℃ 地上風速: 5m/s



# 5. 飛行実験による検証

## 5.2 実験機分離能力

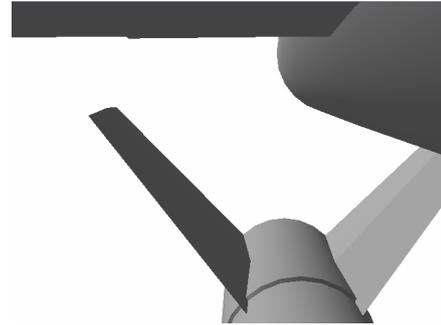
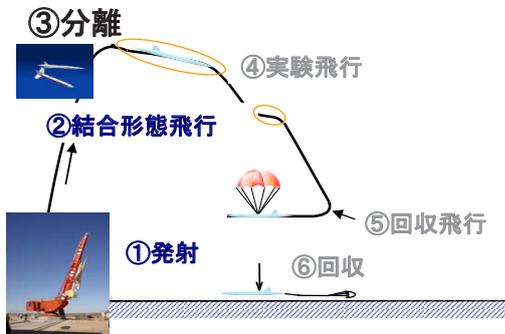


### 2. 実験機分離能力

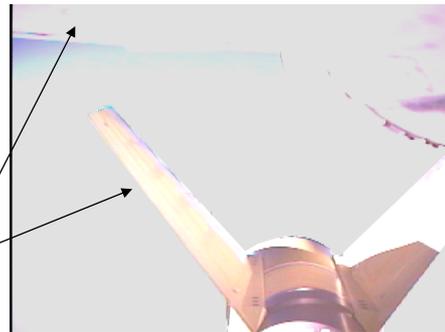
・実験機に支障なく分離が安全確実であること

→下記の分離条件下で安全な分離を行った。

- 加速度要求(上下): 0.3 ~ 0.7G → 0.610 ~ 0.562G  
 (左右): -0.1 ~ +0.1G → -0.009 ~ +0.013G  
 角速度要求(ロール): -3.0 ~ + 3.0deg/sec → -0.297 ~ +0.286  
 (ピッチ): -3.5 ~ +2.5deg/sec → -1.099 ~ -0.978  
 (ヨー): -3.0 ~ + 3.0deg/sec → -0.099 ~ -0.011



シミュレーション結果

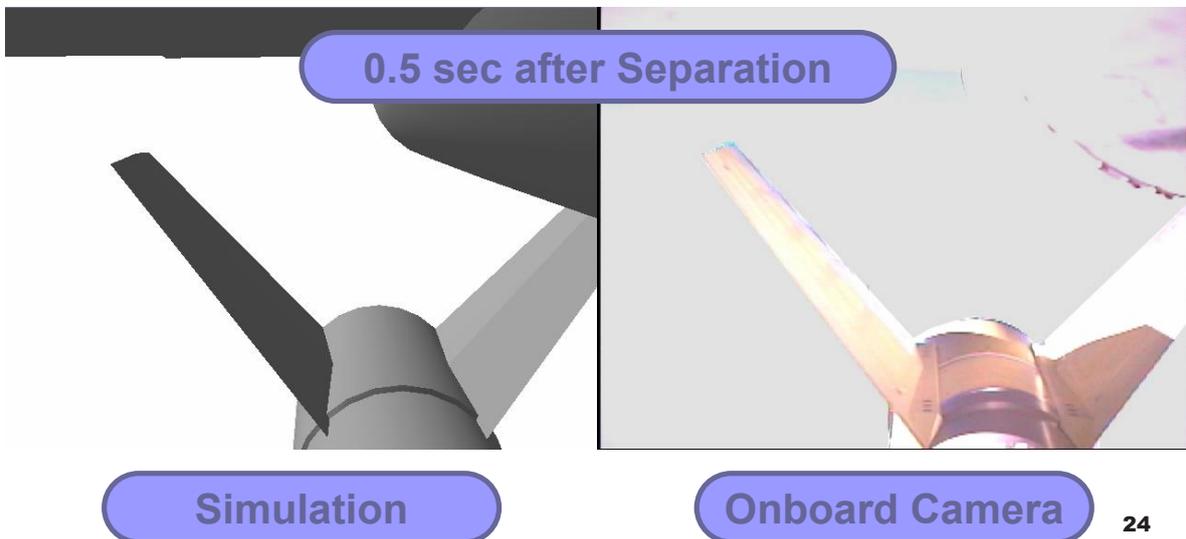
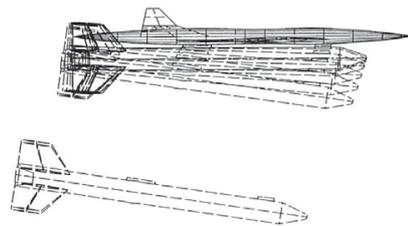


実験機翼下面  
ロケットフィン

搭載カメラの映像

分離0.5秒後のロケットの位置<sup>3</sup>

## ロケットからの分離



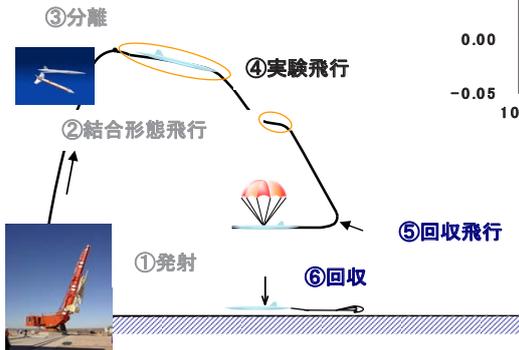
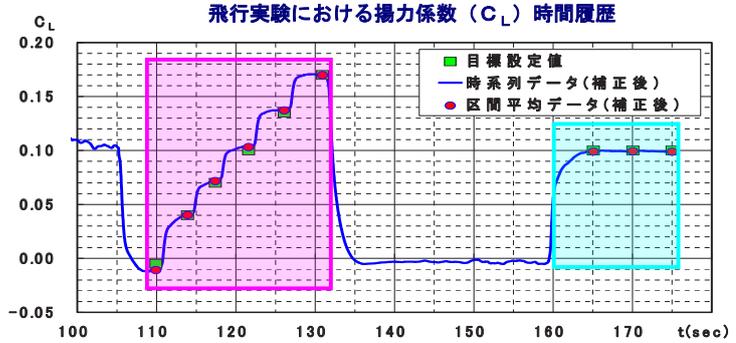
### 5. 飛行実験による検証 5.3 実験機飛行能力



#### 3. 空力データ取得方法

投入後、必要な性能・空力等データ取得を可能とする実験飛行ができること。

→計画通りマッハ数2の試験を2回行い、空力データを取得した。



マッハ数2での飛行 (第1回目:  $\alpha$ スイープ)

マッハ数2での飛行 (第2回目: Reスイープ)

打ち上げ時刻 (現地時間) 2005年10月10日 07:06:00  
天候: 晴れ 気温: 13℃ 地上風速: 5m/s

### 5. 飛行実験による検証 5.4 実験機回収能力



#### 4. 実験機回収能力

・回収飛行: パラシュート開傘まで飛行制御が可能であること。

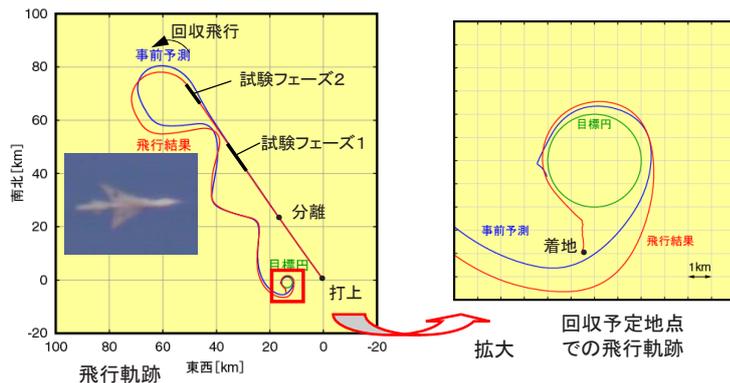
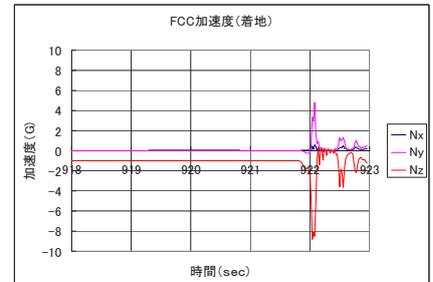
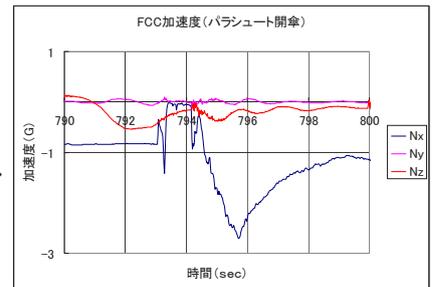
→計画通り回収飛行を行った。

左図: 緑円を目標として飛行し、最終的に緑円の周りを旋回しながら減速、パラシュート開傘となる。

・回収: パラシュートおよびエアバックを使用し回収する。

→計画通りに実験機回収を行った。

パラシュート開傘時加速度制限: 6G(後方) → 2.7G(実測)  
エアバックによる着地加速度制限: 15G(上方) → 9G(実測)





## 6. まとめ

- ・ 改修設計・製造、国内地上試験にて設計妥当性を確認した上で、飛行実験場における準備作業を経て飛行実験を実施した。
- ・ 2006年10月10日午前7時6分(現地時間)第2回飛行実験実施
- ・ 計画通りの飛行シーケンスをすべて終了し、予定通り着地。
- ・ 機上データレコーダを回収し、計画されたすべてのデータを取得。
- ・ 次世代SST開発を睨んだ最適空力設計技術の開発とその飛行実験による実証はもちろんのこと、無人超音速実験機システムの妥当性を飛行実験で実証できた

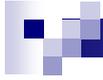
27



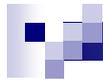
## 謝辞

小型超音速実験機の設計・製造・構造改修から飛行実験の成功までには、三菱重工業(株)名古屋航空宇宙システム製作所を始めとする各メーカーの協力・努力なくしては実現できませんでした。関係各位の多大なるご支援に、感謝の意を表します。

28



29



## 2. システム要求

### システム要求(1/3)

運用範囲	
投入速度	2.0M以上(設計目標値)
投入高度	19.0km(設計目標値)
最高速度制限	2.75M以下
最高高度制限	21km以下
最高動圧制限	100kPa以下
実験機/ロケット分離条件	加速度Nz 0.5G±0.2G 加速度Ny 0.0G±0.1G ロール角速度 0.0deg/s±3.0deg/s ピッチ角速度 -0.5deg/s±3.0deg/s ヨー角速度 0.0deg/s±3.0deg/s
離脱特性	
可制御性	ロール舵角が飽和しないこと。
初期姿勢角制限	ピッチ角に関する破壊限界線を逸脱しないこと。 ピッチレートに関する破壊限界線を逸脱しないこと。
風速制限	ランチャレル長要求10m以上 発射時風制限平均6m以下

重量・重心		
実験機	全機重量	1900~2000kg
	全機重心	X軸 FSTA8025~8080mm Y軸 要求事項無し Z軸 WL-25~-45mm
	慣性能率	要求事項無し
打上形態	全機重量	4180~4280kg(空虚)
	全機重心	X軸 FSTA8650mm以下(全備) FSTA8520mm以下(空虚) Y軸 要求事項無し Z軸 WL-560~-540mm(全備)
	慣性能率	要求事項無し

環境条件	
搭載環境要求	搭載位置による下記環境要求項目を満足すること。 温度, 高度, 湿度, ランダム振動(打ち上げ時, 分離以降), 衝撃(打ち上げ時, 分離時), 加速度
	正弦波振動

30



## 2. システム要求

### システム要求(2/3)

強度・剛性	
強度要求	ミッション達成に必要な強度を有すること。 下記の基準を満足すること。 安全率は一律1.5とする。また、制限荷重は動荷重及び解析誤差を見込み、以下のとおりとする。 リフトオフ時: 静荷重×3 飛しよう中: 静荷重×2 速度: 等価大気速度×1.5
フラッタ要求	ミッション達成に必要な剛性を有すること。 フラッタ解析は下記の基準で行うこと。 遷音速タイプを考慮した余裕を50%とする。また、フラッタ速度を評価する構造減衰の値は、機械加工品が多用されるという本実験機の特性を考慮して、 $g=0.01$ とする。

通信計測システム		
計測項目	基礎データ、機体諸元、空力、構造関連のデータを計測すること。	
計測業務仕様	飛行特性計測	抵抗係数±0.0004以内(目標値)
	圧力分布計測	圧力係数±0.01以内(高度15km)
	境界層遷移計測	層流と乱流の区別がつかうこと。
	構造関連計測	飛行中の荷重による構造変形の状態がモニター出来ること。

空力		
縦線帳	安定性	縦静安定については、飛行実験を行うマッハ2前後では安定であること。それ以外の速度域では飛行制御が可能な範囲での不安定を許容する。 上記以外の安定性については、分離～飛行実験～回収(開傘)の一連のミッションにおいて飛行制御が可能な範囲に有ること。
	揚抗特性	目標値8@マッハ2.0
	舵効き能力	水平尾翼舵効き トリム能力: $CL=0.25$ $Nz=-5G$ @マッハ2.0 $Nz=+1.4G$ @200KEAS エルロン/ラダー舵効き: 分離～飛行実験～回収(開傘)の一連のミッションにおいて飛行制御が可能な効きを有すること。
	機体表面平滑度	遷移計測を行う部位およびその上流部分においては、遷移を促すラフネス(突起、段差など)を極力無くすること。 上記以外の部分についても、アンテナや各種センサーからの空力影響を出来るだけ少なくすること。影響を排除できないものについてはその位置・形状を記録すること。
縦折込打	安定性	縦静安定については、全ての速度域で安定であること。 上記以外の安定性については、打ち上げ～分離の一連のミッションにおいて飛行制御が可能な範囲に有ること。
	揚抗特性	重量約2トンの実験機をSB735ベースの固体燃料ロケットで分離条件に投入できる範囲に有ること。
	舵効き能力	打ち上げ時に、10m/s迄の横風対処能力を有すること。
		分離条件保持(迎角、横滑り角)の能力が有ること。 その他、打ち上げ～分離の一連のミッションにおいて飛行制御が可能な効きを有すること。

## 2. システム要求

### システム要求(3/3)

制御則		
仕様	安定余裕(線形解析)	・一次構造モード未満の周波数域 ゲイン余裕: 6db以上 位相余裕: 30deg以上 ・一次構造モード以上の周波数域 ゲインが-6db以下であること。
	風モデル	定常風モデル
突風モデル		耐空性審査要領Ⅱ部3-21節(FAR突風モデル)で設計すること。
乱流モデル		耐空性審査要領Ⅱ部3-21節(FAR乱流モデル: 遭遇確率10-5)で設計すること。

電気回路	
電源供給	電源瞬断により誤作動する機器は、電源をピン冗長とすること。
GND	不要な電流ループを作らないよう1点接地を基本とすること。

信頼性・安全性	
信頼性・安全性要求	飛行実験データを取得するために、システムとして十分な信頼度を有すること。また、飛行実験を安全に実施できるようにすること。 飛行安全システムを装備すること。飛行安全システムにより、打上ロケット/ロケットあるいは実験機に異常が生じた場合には、飛行中断することで、人命や財産への危害発生を防ぐこと。
	飛行安全システムは、打上ロケットや実験機の現在位置あるいは作動状態を監視する通信・計測システムと、強制落下等により打上ロケットや実験機の飛行を中断させるための非常システム等の機上システム、そしてトラックングレーダや飛行中断コマンド送信機をはじめとする地上システムで構成すること。
	飛行安全システムとしては、十分な信頼度を有し、さらに飛行安全システムは基本的に1重システムであるが、機上でも異常飛行を自動判定する機能を有すること。これにより、飛行中断の実施判定については、地上からの指令によるものと、機上の自動判定によるもので冗長化されること。
	設計目標値 ①飛行実験成功確率(狭義) 0.90 ②実験機回収確率 0.93 ③飛行安全システム信頼度 0.995 ④射場逸脱発生確率 0.0007
射角	65deg.以下