

# 宇宙航空研究開発機構特別資料

## JAXA Special Publication

---

### 第91回 風洞研究会議論文集

Proceedings of the Wind Tunnel Technology Association 91<sup>st</sup> meeting

2016年3月

March 2016

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

## 目次

### 第91回風洞研究会議（平成27年5月21日，22日）

1. JAXA 角田宇宙センターの風洞設備等の紹介と風洞に係る話題の提供…………… 1  
 荻田 丈士（JAXA）
2. JAXA 大型風洞試験設備の改修計画 …………… 11  
 浜本 滋（JAXA）
3. 風洞運用支援システムの構築…………… 17  
 加藤 裕之、浜本 滋、飯島 秀俊、神田 宏、木村 毅、上村 文也、越智 康浩（JAXA）、  
 我那覇 義人（コスモテック）
4. ラムジェットエンジン試験設備とその利用状況について…………… 24  
 谷 香一郎、富岡 定毅、植田 修一、齋藤 俊仁、加藤 周徳、高峯 浩一、吉田 誠（JAXA）
5. ロケット再突入データ取得システムの空力設計検証試験について…………… 30  
 青木 良尚、南 吉紀、高間 良樹、石本 真二（JAXA）

# JAXA 角田宇宙センターの風洞設備等の紹介と

## 風洞に係わる話題の提供

荻田丈士（宇宙航空研究開発機構）

### Wind Tunnel Facilities at JAXA Kakuda Space Center and Topics on Wind Tunnel

Takeshi Kanda (JAXA)

#### 概要

JAXA 角田宇宙センターは宇宙輸送機およびそのエンジンの研究開発のために、再突入環境を再現可能な高温衝撃風洞や、超音速・極超音速自由噴流での試験が可能なラムジェットエンジン試験設備、基盤研究用の小型超音速風洞などを備えている。風洞以外にもターボポンプ試験設備や燃焼器試験設備等のロケットエンジンの試験設備を多数備えている。ロケットエンジン高空性能試験設備の排気系は、ラムジェットエンジン試験設備の排気装置としても使用されている。近年更新した排気システムの概念設計手法には、超音速ガスの減速・昇圧過程のモデルを組み込んだ。またエジェクター効果の計算には非粘性運動量交換モデルを使用した。風洞の性能評価の指標として遷移レイノルズ数を用いることがある。新たに提案した保存則に基づく解析的な推算手法ではマッハ数、壁温、鈍頭レイノルズ数を変数として遷移レイノルズ数を扱った。

#### 1. はじめに

宇宙航空研究開発機構角田宇宙センターは、旧航空宇宙技術研究所（航技研）時代から日本における宇宙輸送機用エンジンおよび宇宙輸送機の研究開発を担ってきた。液体および固体ロケットエンジンの研究開発拠点として整備され、ロケットエンジン推進剤噴射器の試験や、LE-7 の原型酸素ターボポンプを開発するなど、LE-5 エンジンや LE-7 エンジン等の国産ロケットエンジンの研究開発の一翼を担ってきた。現在では新型基幹ロケット用エンジンの開発のための各種の実験や検討を行なっている。LNG・メタン燃料エンジンの研究開発においても噴射器実験や伝熱試験を行なうなど、その研究開発を支えている。

角田宇宙センターでは、空気吸い込み式ロケットエンジンの基盤研究にも早期から取り組んでいた。旧航技研は平成5年、角田宇宙センターにラムジェット推進研究部を設け、ラムジェットエンジン試験設備（Ramjet Engine Test facility, RJTF）を整備した<sup>1)</sup>。この設備を用い、宇宙輸送に画期的な性能向上をもたらすと考えられたスクラムジェットエンジンの研究が進められ、当時としては世界最高水準の性能を達成した<sup>2)</sup>。その後、高速での推力不足と低速でのエンジン作動を補うために、ロケット複合サイクルエンジン（Rocket-Based Combined-Cycle Engine, RBCC）の研究に取り組み<sup>3)</sup>、1台のエンジンで静止状態から極超音速状態までの作動に成功し、その設計手法を確立した。

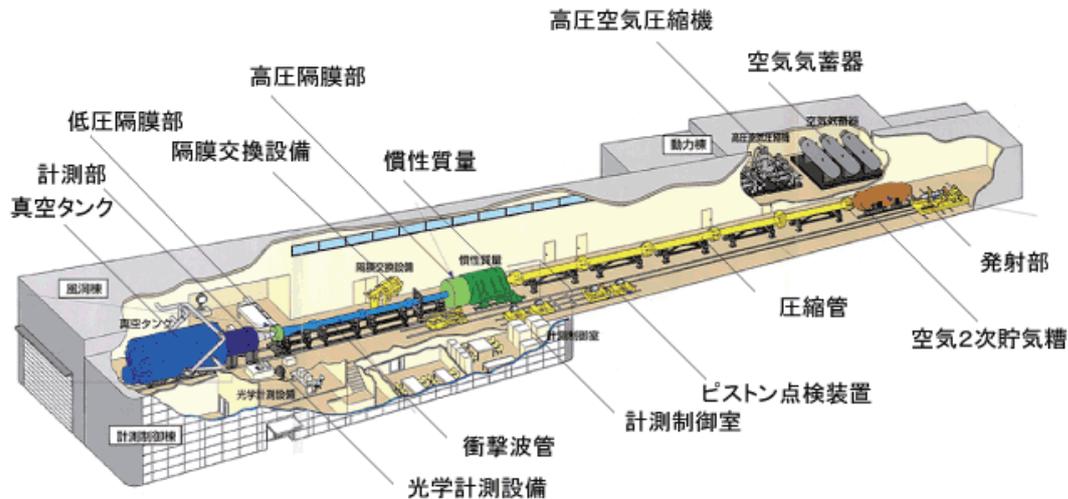


図1 高温衝撃風洞 (HIEST)

一方、HOPE 計画で予定された宇宙機の再突入の研究のために、平成 11 年に高温衝撃風洞 (High Enthalpy Shock Tunnel, HIEST) が整備され、角田において宇宙機の再突入の研究が開始された<sup>4)</sup>。HIEST では水素を燃料とした極超音速エンジンの実験も可能であり、スクラムジェットや RBCC の実験も行なわれた。

このように角田宇宙センターではロケットエンジンの研究開発だけではなく、高速エンジンや機体の研究開発も行なっており、そのための各種の風洞を備えている。これらの設備は研究開発用に整備されたが、国内外の組織に対して供用も行っている。ここではこれらの風洞設備を中心に角田宇宙センターの試験設備を紹介する。

RJTF は、旧航技研時代に整備されたロケットエンジン高空性能試験設備 (High Altitude Test Stand, HATS) を用いて燃焼ガスや気流を排気している。角田宇宙センターはこの HATS とは別に、上段ロケットエンジン試験用の HATS も有している。これらの HATS は約 40 年前に設計、建設された。近年、建設後に得られた知見を取り入れ、建設当時の HATS 概念設計手法を更新した。ここでは風洞排気設備用のエジェクター、ディフューザーについて更新した内容を紹介する。

風洞の気流の質は、遷移レイノルズ数を用いて評価することがある。近年、遷移レイノルズ数を解析

的に推算する手法を提案した。その中ではマッハ数、壁温、単位レイノルズ数、鈍頭半径も変数である。計算結果と実験結果との比較や、変数に対する遷移レイノルズ数の変化などの結果についても紹介する。

## 2. 角田宇宙センターの風洞設備など

### 2.1 高温衝撃風洞 (HIEST)

HIEST は衝撃風洞としては世界最大であり、実際の再突入環境を地上で模擬できる世界でも数少ない設備である。概要を図 1 に、主要諸元および作動環境を表 1 に示す。現在は国内外の組織とも共同して再突入時の熱流束、境界層遷移、機体表面の冷却、リフティングボディの空力研究等を進めている。

HIEST での特徴的な計測方法として、自由落下状態での力計測が挙げられる<sup>5)</sup>。模型内部に小型のデ



図2 HIEST での模型自由落下試験の様子。

表1 Hiest 主要諸元と試験環境

諸元

- 圧縮管長さ : 42m / 内径 : 600mm
- 衝撃波管長さ : 17m / 内径 : 180mm
- 空気 2 次貯気槽容量 : 7.7m<sup>3</sup>
- ピストン質量 : 300-720kg
- ノズルスロート径 : 24-50mm
- ピストン作動空気圧力 : 最大 20MPa
- 駆動気体 : ヘリウム、ヘリウム + アルゴン
- 駆動気体圧力 : 最大 150MPa
- 駆動気体温度 : 最大 4000K
- 駆動気体作動時間 : 2msec 以上
- 隔膜破断圧力 : 最大 150MPa
- ◆完成年度 : 平成 11 年 3 月

試験条件

- 試験気流淀み点エンタルピ : 最大 25MJ/kg
- 試験気流淀み点圧力 : 最大 150MPa
- 試験気流持続時間 : 2msec 以上
- ノズル出口径 : 1200mm
- 試験回数 : 1.5 回 / 日

計測

- データ収録システム : 250 チャンネル
- 最高サンプリング周波数 : 1MHz
- 光学計測装置: シュリーレン装置、  
二重露光ホログラフィー干渉計
- 自由落下法による力計測

ータ収録装置を取り付け、気流が流れる数ミリ秒間、気流中を自由落下させるものである。図 2 に模型自由落下試験時の写真を示す。これにより精度良く模型にかかる力を測定することが可能となった。自主開発を行なった小型データ収録装置は、衝撃風洞以外でも使用可能である。

2.2 衝撃風洞 (HEK)

HiEST のパイロット設備として整備されたが、HiEST 完成後は衝撃風洞以外に Ballistic range としても運転している。HiEST に比べて高い頻度で実験

表2 HEK 諸元

2 次貯気槽圧力 (MPa)	7.0
ピストン重量 (kg)	15 - 40
圧縮管長さ (m) / 内径(mm)	16 / φ210
圧縮管圧力 (MPa)	75
発射管 No.1 長さ(m) / 内径(mm)	4.0 m /φ15 mm
発射管 No.2 長さ(m) / 内径(mm)	6.5 m /φ72 mm

を行なうことが可能である。表 2 に主要諸元を示す。無火薬で作動させるため安全である。Ballistic range では再突入カプセルの遷音速安定性についての実験を行なった<sup>6)</sup>。はやぶさ等の地球軌道外部からの再突入の研究用に近年、膨張管としても運転できるように整備を進めている。

2.3 ラムジェットエンジン試験設備 (RJTF)

RJTF は超音速・極超音速空気吸い込み式エンジンの自由噴流試験用に整備され、ラムジェット<sup>7)</sup>、スクラムジェット<sup>8)</sup>、高速予冷ターボジェット、RBCC<sup>9)</sup>等の各種のエンジン試験に用いられている。

表3 RJTF 主要諸元と試験環境

- ◆飛行マッハ 8 条件 :  
蓄熱体加熱と燃焼加熱との併用  
ノズル出口マッハ数 : 6.7  
静温/静圧 : 237K/575Pa ( 想定高度 : 35km )  
総温/総圧 : 2560K/10.3MPa  
空気流量 : 7.92 kg/s  
最大試験時間 : 30 秒
- ◆飛行マッハ 6 条件 :  
蓄熱体加熱あるいは燃焼加熱  
ノズル出口マッハ数 : 5.3  
静温/静圧 : 222K/2.6kPa ( 想定高度 : 25km )  
総温/総圧 : 1600K/5MPa  
空気流量 : 29kg/s  
最大試験時間 : 60 秒
- ◆飛行マッハ 4 条件 : 蓄熱体加熱  
ノズル出口マッハ数 : 3.4  
静温/静圧 : 217K/5.5kPa ( 想定高度 : 20km )  
総温/総圧 : 884K/0.87MPa  
空気流量 : 42kg/s  
最大試験時間 : 60 秒

計測項目

- 圧力 : 256 チャンネル ( 電子捜査式 )  
66 チャンネル ( 固定、設備データ含む )
- 温度 : 57 チャンネル ( 設備データ含む )
- 流量 : 5 チャンネル ( 供試体供給推薬 )
- 熱流束: 16 チャンネル
- 光学観察 : 500mm シュリーレン

◆完成年度 : 平成 5 年度

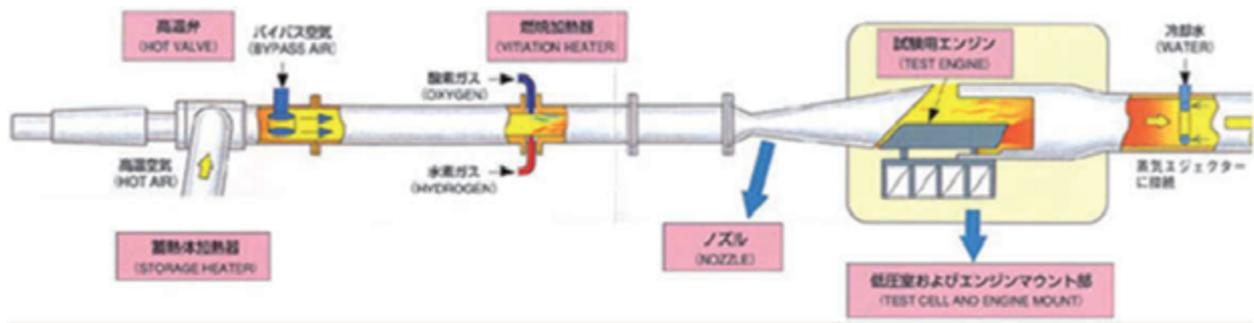


図3 RJTF 概要。

図3に設備の概要を、表3に主要諸元と試験環境を示す。推進剤としてこれまで水素、酸素、エタノール、メタンを使った実験を行っている。エンジン模型は水冷式であるが、液水冷却による試験も可能である<sup>10)</sup>。

当初は飛行マッハ数4、6および8条件での試験が可能であったが、現在は地上静止状態での試験も可能である。設備ノズル出口は一辺51cmの矩形であり、入口径が25cm程度、長さ2~3m程度のエンジン模型の試験が可能である。試験気流および燃焼ガスは、ロケットエンジン高空性能試験設備と共用の蒸気エジェクター・ディフューザー設備で排気される。

#### 2.4 RJTF 付属設備

RJTF 建設に先立つパイロット設備と、RJTF と空気などのガス源を共用する付帯設備とから構成さ

表4 マッハ4/2.5小型風洞の諸元

##### 試験環境

気流	空気 (常温)
総圧	0.5 ~ 2.0MPa
マッハ数、試験部寸法	
マッハ4	10 cm×10cm
マッハ2.5	5cm × 5 cm

##### 計測

壁圧	機械式スキャナー (48点×2、48点計測で最短2.4秒)
	圧力センサ 350 kPa D / 700 kPa D / 5 MPa D
	小型圧力センサ 350 kPa D / 700 kPa D (センサ直径 1.6 mm)
光学観察	シュリーレン (連続、パルス)

れる。前者にはマッハ4/2.5小型超音速風洞があり、後者には超音速・極超音速空力試験用の小型風洞等がある。いずれも基盤研究用の設備である。

マッハ4/2.5小型超音速風洞は常温の空気を用いる簡易風洞であり、並行してボンベからの窒素の供給なども可能である。超音速エンジンの空気取り入れ口の試験や、エジェクターの基礎試験等を行った。運転が比較的容易であること、高温ガスや可燃ガス、支燃性ガスをを用いないことから、高校生の体験実験にも用いられる。諸元を表4に示す。この設備で行なわれた実験の例として、シュリーレン法による空気取り入れ口内部の衝撃波の様子を図4に示す。

RJTF と空気源を共通とする設備として、小型風洞が挙げられる。各種条件での種々の空力試験が可能である<sup>11)</sup>。作動流体は空気であるが、蓄熱体により加熱して凝縮を避けて通風を行なう。風洞ノズル出口は一辺100mmの矩形であり、正面寸法40mmから50mm、長さ600mm程度の模型を使った試験が可能である。風洞下流は空気エジェクターで低圧に保つので、空気流がない場合には試験室内を2kPa程度に保持することも可能である。近年では超音速タービンの翼試験も実施した<sup>12)</sup>。表5に諸元を示す。

また風洞と類似の設備として、高温ガス流評価試

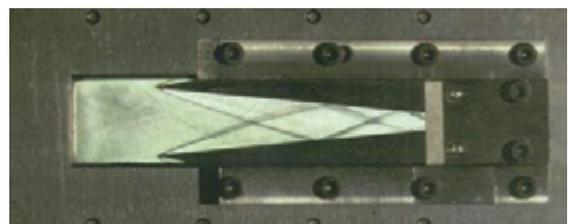


図4 マッハ4小型風洞で撮影した空気取り入れ口内部の衝撃波。

表 5 小型風洞諸元

**試験環境**

ノズル名称	亜音速	M2-4 可変ノズル	M3.4	M5.4	M6.7
マッハ数	0.3 ~ 0.8	2 ~ 4	3.45	5.45	6.66
総圧 (MPa)	0.11 ~ 0.15	~ 1.0	0.8 ~ 1.0	4	6
総温 (K)	300	300	300	600	600
通風時間 (括弧内はエジェクタ使用時、秒)	600 (150)	600 (150)	600 (150)	200 (150)	200 (150)
一日あたりの実験回数	6	6	6	3	3

**計測**

- ・ 圧力  
電子捜査式圧カスキャナシステムを使用 ( 本体 3 台 )  
スキャナセンサの最大圧力容量と保有台数 は以下の通り(カッコ内は測定可能な点の合計)  
35 kPa D× 1 台 ( 64 点 )  
100 kPa D× 3 台 ( 192 点 )  
300 kPa D× 3 台 ( 192 点 )  
700 kPa D× 2 台 ( 16 点、 64 点 )  
その他、設備圧力、圧力センサなど数点
- ・ 力  
小型の力測定装置により模型の気流方向にかかる力を直接測定可能、最大 200 N

験設備がある。水素と酸素の燃焼ガスにより材料の加熱試験を行なう設備である。高温空気を模擬するため、また気流温度を調節するために、窒素を混合させることも可能である。超音速高温ガス噴流下流に模型を設置する試験形態が基本であるが、高温ガス発生装置に断面形状を合わせた模型部分を組み込んだ加熱試験も可能である。これまでに炭素複合材の耐酸化性試験や RBCC ロケットエンジン部の燃焼試験、アブレター試験等を実施している。諸元を表 6 に示す。

**2.5 その他の試験設備**

RJTF とガス源を共用する設備として、ラムジェット・スクラムジェット・RBCC 用の直結型燃焼器

試験設備 (基礎燃焼試験設備) がある。空気は蓄熱体かあるいは水素・酸素の予燃焼により加熱されるが、併用も可能である。供給可能な燃料は水素、エチレン、エタノールであるが、外部供給装置によりその他の燃料の供給も可能である。設備諸元を表 7 に示す。

角田宇宙センターにはその他にロケットエンジン燃焼器試験設備、ロケットエンジン高空性能試験設備、極低温ターボポンプ試験設備、極低温軸受・軸シール試験設備、軸振動試験装置などの研究開発試験設備・装置がある。これらの設備はロケットエンジンの開発試験にも使用するが基本的には研究用であり、国内外の組織との共同研究にも使用している。また近年は LE-7 酸素ターボポンプ開発に使用した設備に、宇宙研の再使用観測ロケットプロジェクトのエンジン試験設備を併設して、システム燃焼試験を実施した。更に液体水素軸受・軸シール試験設備も今年度併設の予定である。

この他に角田宇宙センターにはロケットエンジ

表 6 高温ガス流評価設備の諸元

**試験条件**

- 総温 1900 ~ 3200K
- 最大総圧 3.0 MPa
- 熱流束 3 ~ 10MW/m<sup>2</sup> (燃焼室)
- 試験回数 5 回 / 日まで (試験条件による)

表 7 基礎燃焼試験設備の諸元

## 試験条件

流路断面	32 mm×147.3 mm
マッハ数	2.0、2.5、3.0
気流全温	1000～2000 K (気流全圧要求によっては制限有り)
気流全圧	標準で 1 MPa (最大 2 MPa)
通風時間	試料採取時で 10 秒程度
通風頻度	6 回 / 日 (燃焼加熱) 2 回 / 日 (蓄熱体加熱)

(注 1) エチレンの場合は加温・バッファタンクへの充填のため、予燃焼加熱の場合にも約 4 回 / 日

(注 2) 試料採取の場合は分析に時間がかかるため、予燃焼加熱の場合にも約 4 回 / 日

## 計測

圧力	電子式圧カスキャナ
温度	熱電対 10 チャンネル
ガス分析	出口にて試料採取、同時最大 10 点

## 燃料・冷却水供給

燃料	ガス水素、0.1 kg/s×2 系統 (エチレン供給と切り換えて使用)
エチレン	0.1 kg/s×1 系統 (持続時間は最大 10 秒)
冷却水	3MPa で 400 リットル (約 5 リットル / 秒)

ン開発試験および受領試験用にターボポンプ試験設備と 2 段エンジン用の高空燃焼試験設備がある。これらは JAXA の開発用試験設備であり、一般への供用は行っていない。敷地が広いことから外部から試験機材を持ち込み、角田宇宙センター内で試験する場合もある。

## 3. エジェクター・ディフューザー排気システム

超音速風洞や極超音速風洞では排気のために最

下流に真空槽を設け、総圧の下がった試験ガスを溜める方式が採られることがある。一方 RJTF や小型風洞、基礎燃焼試験設備ではエジェクターとディフューザーを用いて総圧の下がった風洞気流や燃焼ガスを排気している。いずれの方式を選択するかは排気するガスの状態や試験時間、利用できるガスの状況などによる。

上段ロケットエンジンの試験用の HATS はエジェクター・ディフューザーによる排気システムを用いている。JAXA 角田宇宙センターには約 40 年前に研究およびパイロット試験用としての HATS と<sup>13)</sup>、LE-5 開発試験用としての HATS が整備された。最近、その作動状態や現象の物理モデルについて更新を行なったので、その概要を紹介する<sup>14)</sup>。

図 5 に角田宇宙センターにある 2 段式 HATS の概要を示す。エジェクターの作動ガスは蒸気である。ロケットエンジン燃焼ガスはディフューザー管内で減速・昇圧され、その後、水で冷却される。総圧の下がったロケットエンジン排気はエジェクターにより吸い出され、その後、下流でのエジェクター蒸気との混合により総圧が高められ、ディフューザーで圧力回復を行う。圧力回復が不十分な場合には、更に下流にエジェクターを設けてロケットエンジン排気を吸出し、その総圧を高める。ここではエジェクターおよびディフューザー内の流体力学的な現象の説明と、その物理モデルの紹介を行なう。エジェクターおよび HATS 流路内での蒸気の凝縮とその効果の評価については文献 14 を参照されたい。

エジェクターでは、エジェクターノズルからの超音速蒸気(一次流)と、ロケットエンジン排気と冷却水との混合気(二次流)が、主に非粘性的に運動

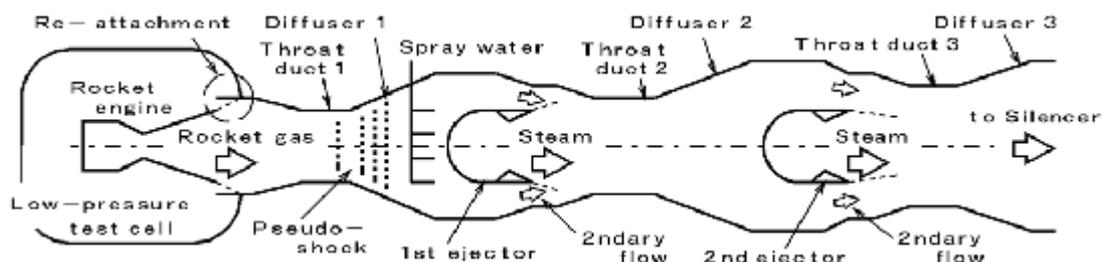


図 5 角田宇宙センターの HATS 概念図。( @日本航空宇宙学会 )

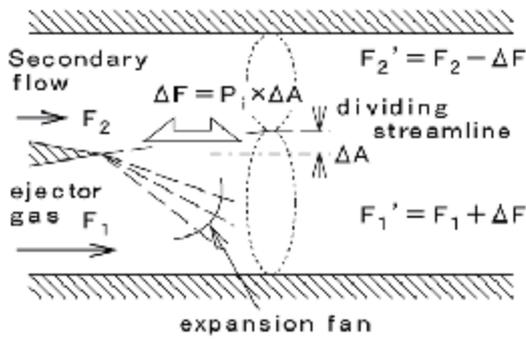


図 6 エジェクター一次流（超音速）と二次流（亜音速）との運動量交換の概念図。一次流圧力が二次流圧力よりも高い場合。（@日本航空宇宙学会）

量の交換を行い、低速の二次流は高速の一次流に吸い出される。運動量交換の一例を図 6 に示す。この非粘性運動量交換モデルは例えば Fabri らによって検討されたものであり、実験においてもその有効性が確認され<sup>15,16)</sup>、先の HATS 設計・建設時にも採用されている。定格でのエジェクター作動時には、低圧の高速流（一次流）が高圧の亜音速流（二次流）と運動量交換を行うが、現 HATS では亜音速流はチョークには至らない。干渉後の圧力は二次流圧力とほぼ同じである。このときエジェクターは HATS 流路内で低圧状態を維持する働きと、その後の混合によるロケット排気の総圧の増加を担っている。

ロケットエンジン起動時あるいは停止時の二次流が少ない状態では、二次流圧力は低い。ノズルを出たエジェクター蒸気は膨張して低圧となり、同時に二次流は縮流して更に低圧となる。二次流の減圧・加速が進むと音速に至る場合があるが、この状態を Fabri チョークと呼ぶ場合がある。なお運動量交換時に二流が混合すると圧力が上昇し、エジェクターの吸い込み性能が低下する<sup>17)</sup>。エジェクターを設計する際に注意が必要である。

低圧室直後の第 1 ディフューザーでは、超音速のロケットエンジン排気が、擬似衝撃波を通過しながら昇圧・減速してゆく。擬似衝撃波の開始位置は、擬似衝撃波前後の運動量の釣り合いから推定できる<sup>18)</sup>。

一般的に超音速で流入する気流のインパルスファンクションと、出口圧力などの条件で流出する亜

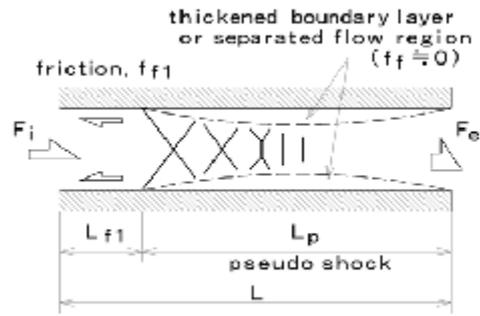


図 7 直管中の擬似衝撃波と力の釣り合い。

音速のインパルスファンクションとは一致しない。入口と出口の間では摩擦力および拡大・収縮部での反力が働く。一方、擬似衝撃波内部では境界層が厚くなり摩擦が小さくなる。場合によっては剥離域が観察される場合もあり、擬似衝撃波内部での摩擦は僅かである。擬似衝撃波外の摩擦力および拡大・収縮部での反力により、入口および出口でのインパルスファンクションが釣り合うように擬似衝撃波開始位置が定まると考えたのが運動量釣り合いモデルである。直管の場合の様子を図 7 に示す。またこの時の力の釣り合いを以下に示す。

$$F_e = F_i - f_{f1} \quad (1)$$

HATS ディフューザーでは拡大部での反力も考慮し、また擬似衝撃波下流の拡大管では等エントロピー的に圧力回復すると仮定して、出口での運動量を計算した。これにより下流境界条件に対応する擬似衝撃波の開始位置を推算した。

擬似衝撃波開始位置によって、亜音速に圧力回復したディフューザー部出口での流体の運動量や総圧が異なる。エンジンの作動状態による排気量や推力の違いは、擬似衝撃波の位置による管路からの流出状態の変化により調整される。この擬似衝撃波運動量モデルにより、ディフューザー内の擬似衝撃波位置を推定することができるだけでなく、ロケットエンジンの作動状態に対応する HATS の作動点の推算も可能である。この手法は、エジェクター・ディフューザーを使用する超音速・極超音速風洞排気系の概念設計を行う際に、有効な手法になりうると考える。

4. 遷移レイノルズ数

風洞の気流の乱れの多少が、乱流遷移のレイノルズ数で比較される場合がある。遷移レイノルズ数については JAXA 角田宇宙センターHIEST においても、円錐形模型を用いて極超音速環境における圧力変動の測定を行っている<sup>19)</sup>。他方、カプセル型模型の境界層を強制遷移させて、乱流状態での熱流束の測定も行っている<sup>20)</sup>。

以前、解析的に遷移前後の質量保存則を解くことで遷移レイノルズ数を推算する方法を提案した<sup>21)</sup>。その後、遷移前後の運動量保存則から遷移領域の距離を推算する方法を提案した<sup>22)</sup>。図 8 に遷移前後の境界層を含む流れ場の概念図を示す。境界層の遷移レイノルズ数を与える質量保存則は以下のように表される。

$$\frac{\delta_t^*}{x_{tr}} = \frac{\delta_l^*}{x_{tr}} \tag{2}$$

あるいは

$$\frac{\delta_t}{x_{tr}} = (1+a) \frac{\delta_l}{x_{tr}} \tag{3}$$

ここで

$$a = \left( \frac{\delta_l^*}{\delta_l} - \frac{\delta_t^*}{\delta_t} \right) / \left( \frac{\delta_t^*}{\delta_t} \right) \tag{4}$$

遷移領域距離は以下のように表される。

$$\frac{L_f}{\delta_l} = \frac{2}{\bar{c}_f} \left\{ \frac{\frac{\delta_l^*}{\delta_l} \left( \frac{\delta_t^*}{\delta_t} + \theta_l \right) - \left( \frac{\delta_t^*}{\delta_t} + \theta_l \right)}{\frac{\delta_t^*}{\delta_t}} \right\} \tag{5}$$

$\delta^*$ は排除厚であり、添え字  $t, l$  は乱流、層流を表す。 $x_{tr}$  は平板前縁から遷移開始位置までの距離である。 $a$  は層流境界層から乱流境界層に変化する際の倍率であり (図 8 を参照)、(4)式に示すように排除

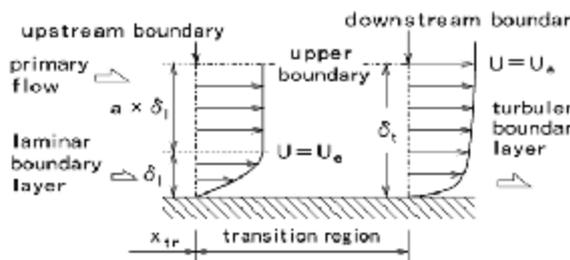


図 8 境界層遷移における流れ場の様子。( @日本航空宇宙学会 )

厚と 99%速度境界層厚とで表される。(3)式および(4)式は(1)式を書き換えたものとなる。 $L_f$ は遷移領域距離、 $\theta$ は運動量厚、 $\delta$ は99%速度境界層厚である。 $\bar{c}_f$ は遷移領域内の平均摩擦係数である。

この手法では層流境界層および乱流境界層の式を基にしており、圧縮性流れではマッハ数、壁温も変数となる。この検討の中で、鈍頭部における運動量損失とそれに伴う低運動量層の発生、境界層厚さ

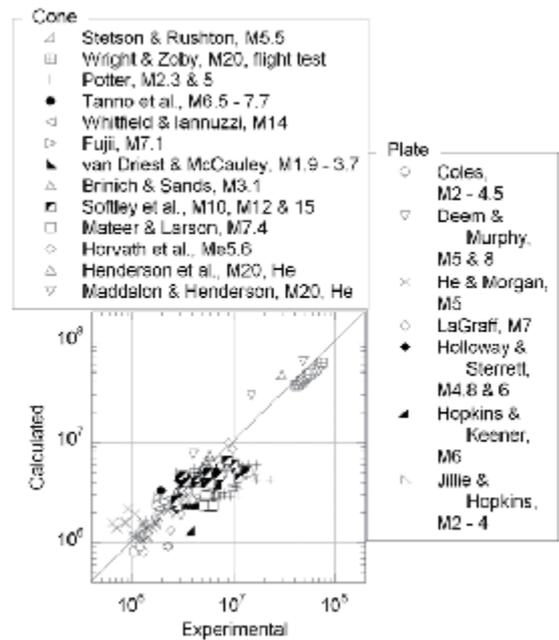


図 9 質量保存に基づく遷移位置推算法による計算結果と実験値との比較。( @日本航空宇宙学会 )

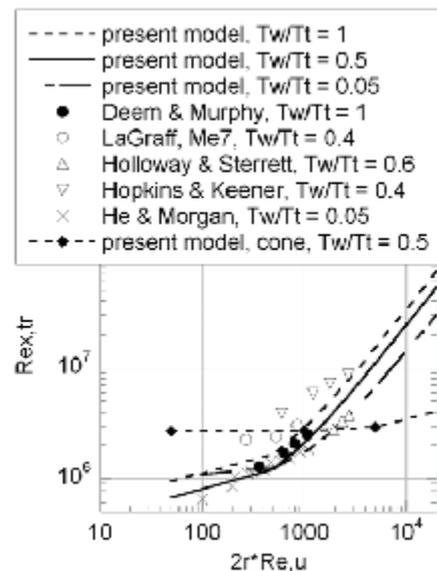


図 10 鈍頭レイノルズ数と遷移レイノルズ数との関係。一様流マッハ数 6 の場合。( @日本航空宇宙学会 )

への影響を考慮し、単位レイノルズ数と模型の鈍頭直径との積である鈍頭レイノルズ数も変数とすることで遷移レイノルズ数が整理できることを示した。図9には測定された遷移レイノルズ数と計算による値との比較を示す。また鈍頭レイノルズ数を変数としたときの遷移レイノルズ数の変化を図10に示す。風洞気流の乱れの多少を遷移レイノルズ数を使って比較する際に、マッハ数や壁温条件、鈍頭レイノルズ数も考慮して比較することも考えてみていただければと思う。

## 5. あとがき

風洞設備を中心に JAXA 角田宇宙センターの試験設備の紹介を行った。一部の情報は更新されている可能性があるので注意されたい。また風洞に係わる話題として風洞排気システムとして用いられるエジェクター・ディフューザーについて最近の検討結果を紹介し、また風洞気流の乱れの評価指標としても用いられる遷移レイノルズ数について保存則に基づく検討結果を紹介した。

紹介した風洞を含め、JAXA 角田宇宙センターの試験設備は宇宙輸送を中心とした JAXA の研究開発業務に使用しているが、その多くは一般の組織・団体への供用も行っている。研究用設備であるため運転状態が安定しない場合もあるが、試験条件や試験環境を比較的自由に設定・変更することが可能である。使用時期などに制約はあるものの、一般の組織・企業の皆さんがこれらの設備を技術開発等に活用し、成果を挙げていただければ幸いである。

## 参考文献

- 1) 宮島 博ら：ラムジェットエンジン試験設備、航技研報告 NAL TR-1347、1998年2月。
- 2) Hiraiwa, T., Kanda, T., Kobayashi, K., and Saito, T.: Experiments on Scramjet Engine with Ramp-Compression Inlet at Mach 8, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 22, No. 2, 2006, pp. 440-446.
- 3) Kanda, T., Tomioka, S., Ueda, S., and Tani, K.: Design of Sub-Scale Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine Model, JAXA RR-06-009E, Feb. 2007.
- 4) 伊藤勝宏、小室智幸、佐藤和雄、植田修一、丹野英幸、高橋政浩：自由ピストン型衝撃風洞 HIEST の作動特性、日本機械学会論文集(B編)、68巻675号、2002年、pp. 18-25。
- 5) Tanno, H., Sato, K., Komuro, T., and Itoh, K.: Free-Flight Aerodynamic Test of Re-Entry Vehicle in a High-Temperature Real-Gas Flow, AIAA Paper 2014-3109, Jun. 2014.
- 6) Ishida, A., Nagai, H., Tanno, H., and Komuro, T.: Aerodynamic Evaluation of a capsule Shaped Projectile during Free Flight Testing with Ballistic Range, AIAA Paper 2015-0244, Jan. 2015.
- 7) Ohshima, T., Enomoto, Y., Nakanishi, H., Futamura, H., Yanagi, R., and Mitani, T.: Experimental Approach to the HYPR Mach 5 Ramjet Propulsion System, AIAA Paper 1998-3277, Jul. 1998.
- 8) Tomioka, S., Ueda, S., Tani, K., and Kanda, T.: Scramjet Engine Tests at Ramjet Engine Test Facility in JAXA-KSPC, AIAA Paper 2007-1040, Jan. 2007.
- 9) 谷 香一郎、富岡定毅、植田修一、斎藤俊仁、加藤周徳、高橋浩一、吉田 誠：ラムジェットエンジン試験設備とその利用状況について、第91回風洞研究会にて講演予定。
- 10) Saito, T., Ono, F., Kobayashi, K., Kudo, K., Takegoshi, M., and Ueda, S.: Firing Tests of a Liquid-Hydrogen-Cooled Scramjet Engine in the Ramjet Engine Test facility II, AIAA Paper 2005-3821, Jul. 2005.
- 11) 三谷 徹ら：小型風洞とエンジン補完実験、航技研報告 NAL TR-1458、2003年4月。
- 12) 島垣 満、高橋英美、谷 香一郎、櫻中 登、福井 正明：ロケットエンジンターボポンプ用超音速

タービン翼列に生じる衝撃波損失、第72回ターボ機械協会大分講演会講演集、C-13、2014年10月。

Predicting the Length of the Boundary Layer Transition Region, *Trans. JSASS*, Vol. 55, No. 5, 2012, pp. 295-303.

13) 大塚貞吉ら：航空宇宙技術研究所のロケット・エンジン高空性能試験設備、航技研報告 NAL TR-454、1976年4月。

14) Kanda, T., Ogawa, Y., Sugimori, D., and Kojima, M.: Conceptual Design Model of High Altitude Test Stand of Rocket Engine, 第30回 ISTSにて講演予定、2015-a-42、2015年7月。

15) Fabri, J., and Paulon, J.: Theory and Experiments on Supersonic Air-to-Air Ejectors, NACA TM 1410, Jan. 1958.

16) Aoki, S., Lee, J., Masuya, G., Knada, T., and Kudo, K.: Aerodynamic Experiments on an Ejector-Jet, *J. Propulsion and Power*, Vol. 21, No. 3, 2005, pp. 496-503.

17) Tani, K., Hasegawa, S., Ueda, S., Kanda, T., and Nagata, H.: Analytical Method for Prediction of Suction Performance of Ejector-Jet, *Trans. JSASS*, Vol. 58, No. 4, 2015, pp. 228-236.

18) Kanda, T., and Tani, K.: Momentum Balance Model of Flow Field with Pseudo-Shock, JAXA Report, JAXA-RR-06-037E, Mar. 2007.

19) Tanno, H., Komuro, T., Sato, K., Itoh, K., and Takahashi, M.: Measurement of Surface Pressure Fluctuation in Hypersonic High-Enthalpy Boundary layer on a 7-degree Cone Model, AIAA Paper 2011-3899, Jun. 2011.

20) Kirk, L. C., Lillard, R. P., Olejniczak, J., and tanno, H.: Boundary Layer Transition and Trip Effectiveness on an Apollo Capsule in the JAXA High Enthalpy Shock Tunnel (HIEST) Facility, AIAA Paper 2015-0209, Jan. 2015.

21) Kanda, T.: Conservation Law Approach to Prediction of Boundary Layer Transition, *Trans. JSASS*, Vol. 54, No. 183, 2011, pp. 7-15.

22) Kanda, T.: A Conservation-Law Approach to

# JAXA 大型風洞試験設備の改修計画

浜本 滋 (JAXA 空力技術研究ユニット)

## Renovation Plan of Large-scale Industrial Wind Tunnels at JAXA

Shigeru Hamamoto (Aerodynamics Research Unit, JAXA)

Key Words: Renovation, Wind Tunnel, JAXA

### 1. はじめに

JAXA 調布航空宇宙センターの大型風洞群は、昭和 30 年代から 40 年代に整備されて以来、戦後国内で開発されたほぼすべての航空機、宇宙機の開発で利用されてきた。これらの風洞は 1960 年（昭和 35 年）に竣工した 2m×2m 遷音速風洞を筆頭に、50 年以上の稼働実績があり、その間、設備の定期的な改修・更新や試験計測技術の開発・整備、設備運用体制の整備と技術継承のためのシステム構築等が継続的に行われてきている。

2003 年に始まった MRJ (Mitsubishi Regional Jet) の開発は YS-11 以来の国産民間機の開発であり、国際的な競争力のある機体開発に向けて風洞試験に対してはそれまでにない高精度な計測が求められるようになった。以降、JAXA ではデータ精度やデータ生産性向上のための研究開発に重点的に取り組み、試験要求を満たすと共に、ハードウェアも改善すべく、設備の改修時には機能向上も仕様に取り込むことで、常に高品質の試験データが提供できるよう、工夫と努力を続けて来た。

今般、平成 26 年 8 月に文部科学省から「戦略的次世代航空機研究開発ビジョン」<sup>1)</sup> が発表され、世界の航空機需要の成長を踏まえ、我が国の航空機産業が自動車産業に比肩する成長産業として発展するため、航空科学技術としての今後の取組方針が示された。その中で、民間航空機の国際競争力向上を支える大型試験設備の整備についても述べられており、緊急に整備が必要な大型試験設備として、2m×2m 遷音速風洞と 6.5m×5.5m 低速風洞が具体的に挙げられた。

このビジョンを受けて 2m×2m 遷音速風洞、6.5m×5.5m 低速風洞の大型改修が予算化され、実施されることとなった。本報告では、両風洞の改修の概要について紹介する。

### 2. JAXA 調布航空宇宙センターの大型風洞群

#### (1) 風洞のラインナップ

JAXA 調布航空宇宙センターには、我が国有数の航空機・宇宙機開発用の大型風洞群が整備されている<sup>2)</sup>。図 1 に JAXA 航空技術部門空力技術研究ユニットが管理する風洞群を、速度域毎に対象となる機体/技術課題等と合わせて図式的に示す。また、表 1 には各々の諸元を示す。複数の風洞で低速から極超音速までの幅広い速度域をカバーし、軌道再突入を行う宇宙機の開発向けに高エンタルピ風洞も整備されている。これらの風洞群は表 1 に示すように、航空機開発のための技術基盤を形成する大型の開発用風洞と、風洞試験・計測技術の研究開発や基礎的な空気力学研究に用いられる比較的小規模な研究用風洞に分類される。

なお、JAXA には調布航空宇宙センターの他の事業所にも高温衝撃風洞(HIEST、角田宇宙センター)、大学共同利用設備として提供されている 0.6m×0.6m 遷音速風洞/超音速風洞(宇宙科学研究所(相模原))などの風洞があり、航空宇宙分野の研究開発に利用されている。

#### (2) 主要風洞の整備履歴

図 2 に JAXA 調布航空宇宙センターの主要風洞の整備履歴を示す。大型風洞の性能を維持し、機能を向上させるためには、老朽化部位を改修・更新しつつ、新しい試験要求に対応した設備の改良・増強を継続的に実施する必要がある。

2m×2m 遷音速風洞については、1980 年代半ばから 10 年間に亘り、第 1 次大型改修として主送風機駆動用電動機の更新、補助送風機(圧縮機と電動機双方)更新、内圧調整系設備の更新(排風機、圧縮機、貯気槽)、冷却水設備改修等が実施された。2000 年代半ばからは MRJ 開発に合わせた第 2 次大型改修としてカート増設(第 4 カートの整備)、主送風

機／補助送風機制御システム更新、可変ノズル改修等が実施された。先に述べたデータの高精度化については、カート増設に合わせて風洞制御手法の改善、データ処理の高度化（干渉補正など）、天秤の改善などにより実現する一方で、新設のカートではPSP（感圧塗料技術）、PIV（粒子画像流速計）等に代表される先進光学計測技術にも対応が容易になるように観測窓を増設するなどの工夫がなされた。

6.5m×5.5m 低速風洞については、送風機駆動用電動機の更新を2回（1990年半ばと2013年度）実施している。1990年代半ばにはまた、機能向上策として地面効果試験装置（ムービングベルト、スティングカート）や後流トラバース装置の整備及びロータ試験装置の更新を実施した。一方、寿命が短い電子機器（計測設備など）以外の機械系の設備の中には1965年に整備されて以来、使用され続けているものも多く、老朽化に伴う不具合発生リスクが増大してきた。6.5m×5.5m 低速風洞は大気圧風洞であり、圧力や温度を制御する複雑なシステムを持つ高速風洞に比べて長寿命であると考えられているが、老朽化が試験データの品質低下を招く恐れもあり、計画的な老朽化対策／機能向上が望まれていた。

### 3. 設備の改修・更新計画

2m×2m 遷音速風洞及び6.5m×5.5m 低速風洞について、2014年度以降に予算化され、実施中の改修・更新計画の一覧を表2に示す。また、2m×2m 遷音速風洞の改修の概要を図3に、6.5m×5.5m 低速風洞の改修の概要を図4に示す。

本章では、各計画の概要を紹介するが、2m×2m 遷音速風洞の防音化工事及び6.5m×5.5m 低速風洞の防水補修工事については、技術的な側面が少ないため、割愛する。

#### (1) 2m×2m 遷音速風洞主送風機駆動用電動機更新

2m×2m 遷音速風洞では1960年の竣工後、第1次大型改修の中で、1987年に主送風機駆動用電動機の最初の更新を実施した。以後、25年以上に亘り風洞の運用を行ってきたが、ここ数年で制御回路に使用されている半導体素子、電子部品等の劣化が原因の異常停止が頻発するようになった。これらの半導体素子、電子部品の多くはすでに製造が中止され、入手が困難であることに合わせて、メーカーにおいても製造当時の技術者の退職等で、サポート体制の継続が困難な状態となっていた。そこで、今後20年スパンでの2m×2m 遷音速風洞の安定運用を確保するために、2度目の電動機更新を実施することとな

った。

更新は2014年度から2017年度までの足かけ4年をかけて実施され、撤収及び据付・調整の現地作業に伴い、2m×2m 遷音速風洞は2015年8月から2017年5月まで21ヶ月間、休止することとなった。

今回の更新では、風洞の基本性能を維持しつつ、制御システムの改善によるマッハ数制御能力の向上を目指す。また、風洞運転に必要なオペレータの数を減らし、オペレーションコストを削減のための制御手法の改良を行う計画である<sup>3)</sup>。

更新範囲は電動機本体及びそれを稼働するための電源系設備、制御するための制御系設備である。これに加えて風洞全体のパフォーマンス向上のために補助送風機の制御系、測定部（測定胴）の制御系の改修も実施する。2m×2m 遷音速風洞はシステムが巨大、複雑であり、電動機、主／補助送風機、測定部がそれぞれ別のメーカーによって整備されてきているため、最初の整備時がそうであったように、各社の更新範囲をシステムとしてはJAXAがとりまとめる、いわゆる「JAXA インテグレーション」の思想で本更新に取り組んでいる。

#### (2) 6.5m×5.5m 低速風洞模型支持装置改修

既設のスティング模型支持装置は、平成4年度から6年度にかけて実施された試験機能向上策の一つとして整備されたものである。ここ数年、制御系に不具合が生じているが、こちらも保守部品の入手が困難な状況で、修理が行えない状態である。また、駆動機構の劣化が顕著であるとともに、元々の剛性不足から模型姿勢角変更時に模型が振動し、データ計測に支障を来すという問題も抱えていた。これらの問題を解決するため、新しいスティング模型支持装置を製作することとした。

スティング模型支持装置を再整備することで、航空機開発におけるスラストリバーサ試験を含む、離着陸時の空力特性を模擬する試験に対する対応能力が向上することが期待される。また、胴体下の支柱（ストラット）支持に比べて支持干渉が少なく、内挿式天秤を利用することでデータ精度の向上も期待できる。

スティング支持装置の改修に合わせて、計測設備の更新も実施する。計測設備は2m×2m 遷音速風洞をはじめとする他の風洞とのシステム共通化を基本コンセプトとし、計測精度向上のための対策も施す計画である。ノイズ対策として、新規にアース工事を行う他、力計測の更なる精度向上のために、搬送波タイプのアンプ（AC アンプ）の導入、複合荷

重式自動天秤較正装置<sup>4)</sup>との互換性向上を行う。

スティング模型支持装置改修は 2016 年度中に完了する予定である。

### (3) 6.5m×5.5m 低速風洞模型昇降装置／ターンテーブル更新

模型昇降装置は風洞竣工の 1965 年以来、ターンテーブルはその翌年の 1966 年に整備されて以来、使用されてきており、老朽化による不具合の兆候が大きくなってきている。

模型昇降装置は測定部下のピットに設置されており、ピラミッド天秤やターンテーブルを昇降し、測定部中心に模型を設置するために用いられている。近年、ジャッキ駆動用電動機の絶縁劣化やブレーキの作動劣化が見られ、駆動部分の摩滅により作動不能となるリスクも増大している。

ターンテーブルはピラミッド天秤を使用しない試験（空気力を測定しない圧力試験、可視化試験など）で模型の横揺れ角を変えるための装置である。既設のターンテーブルは駆動機構と回転部の加工精度が悪く、バックラッシュ（回転方向を変えた際のズレ）も大きく、ロール方向に振動する現象が見られる。また、回転角の位置精度も十分でない。

このような状況を改善するため、昇降装置及びターンテーブルの更新を行う。

昇降装置は持ち上げ能力の向上、高さ設定の自動調整などの機能を付加する。ターンテーブルは円形のリニアガイドを用いて位置精度の向上（ $\pm 0.05^\circ$ 以下）を目指すと共に、高速変角モードを追加する計画である。機能向上と合わせて安全対策も実施する。測定部の高さが 6.5m のこの風洞では、模型を設置する風洞中心が風洞壁下面から 3.25m 上方にあり、模型を設置した状態で模型周りの作業を行うと高所作業となる。そのため、模型周りの作業を模型を下げた状態で実施できるような工夫を施す予定である。

模型昇降装置及びターンテーブルは 2016 年度中に更新を完了する予定である。

### (4) その他の改修

6.5m×5.5m 低速風洞ではこの他、ピラミッド天秤の開放点検を実施した。

ピラミッド天秤は槓桿（こうかん）式と呼ばれるレバーやてこによって力を伝達し、ロードセルで測定する装置であり、高い精度で計測可能であるが、機械の調整が難しいのが欠点である。

ピラミッド天秤も 1965 年の風洞竣工時に整備さ

れたものを使用し続けており、老朽化によりテコを構成するナイフエッジ（支点）の刃のなまりや、刃受けの損耗などにより、槓桿機構にガタが生じている状態であった。そのため、力計測時の再現性が悪く、特にロールモーメントのヒステリシスが問題となっていた。

今回の開放点検で各部品の修正及び再組立、調整を実施し、所期の性能を回復すると共に、模型変角の機械機構や制御部分については機能・性能向上も実施した。

ピラミッド天秤の開放点検は 2015 年度に終了した。

## 4. まとめ

近年の CFD の発展により、航空機開発における空力設計の主流は CFD になりつつあるが、依然として風洞試験も必要とされている。今後の航空機開発においては、CFD と風洞試験を最適に組み合わせる設計の効率化、高度化が図られていくものと考えられる。そこでは風洞試験に対してより高精度なデータ、データ生産性の更なる向上、より高いレベルでの実機模擬などが期待されることになる。

JAXA の大型風洞群は、我が国の航空機開発の基盤を形成する大型試験設備としてそれらの期待に応えるため、必要な改修・改善と、風洞試験に供する試験計測技術の開発を引き続き実施していく所存である。

## [参考文献]

- 1) [http://www.mext.go.jp/b\\_menu/houdou/26/08/1351186.htm](http://www.mext.go.jp/b_menu/houdou/26/08/1351186.htm)
- 2) 浜本滋：JAXA の大型風洞試験設備（前編）設備の概要 [特集 空力実験設備：現状と新展開 第 5 回]，日本航空宇宙学会誌，Vol.63, No.8, 2015, pp.253-259
- 3) 永井伸治，馬込誠，真城仁，我那覇義人，塩原辰郎，唐沢敏夫：2m×2m 連続式遷音速風洞の制御統合，第 53 回飛行機シンポジウム講演集，2015, 1D02
- 4) 川村健生，長屋秀昭，橋岡崇裕，森孝雄，高平憲一，濱田義洋，香西政孝，赤塚純一，長井遵正，山崎喬，古賀星吾，上野真，須谷記和，浜本滋：JAXA 複合荷重式自動天秤較正装置の開発，第 49 回飛行機シンポジウム講演集，2011, pp.941-947

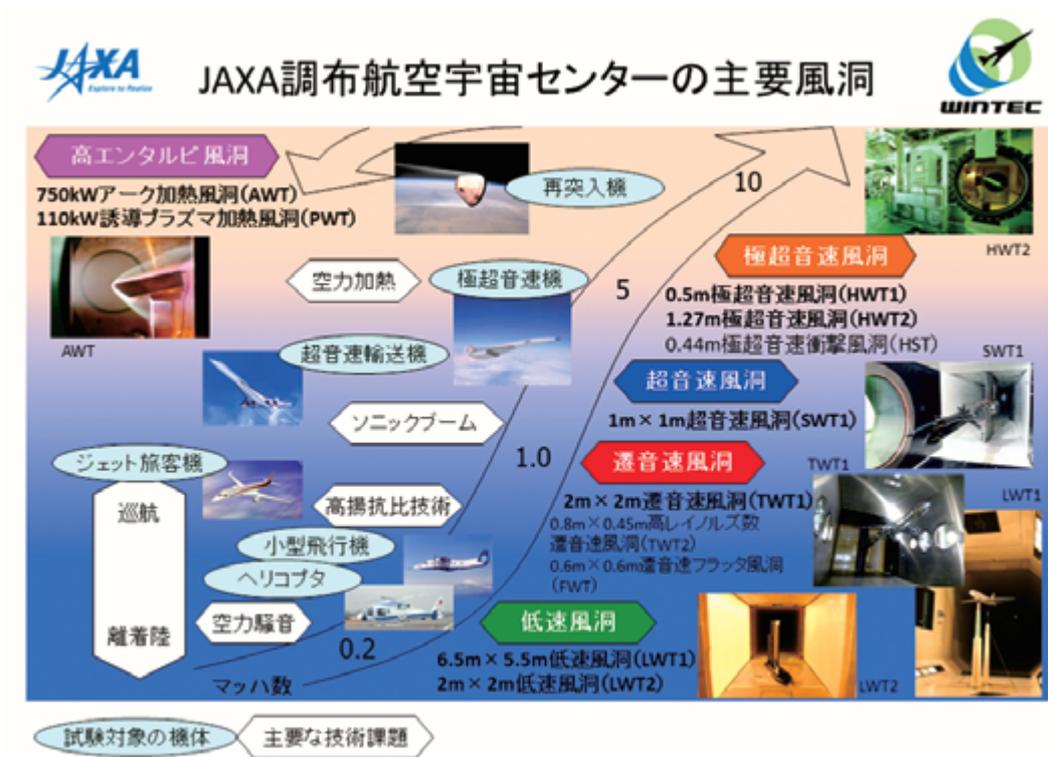


図 1 JAXA 調布航空宇宙センターの主要風洞

表 1 JAXA 調布航空宇宙センターの主要風洞

分類	風洞名	形式	測定部	風速、マッハ数
開発用風洞 (基盤風洞)	6.5m×5.5m 低速風洞 <b>LWT1</b>	連続循環式	高さ 6.5m、幅 5.5m (四隅に 1m の切り欠きがある八角形)	1 - 70m/s
	2m×2m 低速風洞 <b>LWT2</b>	連続循環式	2m×2m 正方形断面 長さ 4m	3 - 60m/s (normal) Max. 67m/s
	2m×2m 遷音速風洞 <b>TWT1</b>	連続循環式	2m×2m 正方形断面	M=0.1 - 1.4
	1m×1m 超音速風洞 <b>SWT1</b>	間欠吹き出し式	1m×1m 正方形断面	M=1.4 - 4.0
	0.5m/1.27m 極超音速風洞 <b>HWT1/2</b>	間欠吹き出し式 (真空吸い込み併用)	φ0.5m / φ1.27m ノズル出口径	M=5, 7(φ0.5m) M=10(φ1.27m)
	750kW アーク加熱風洞 110kW 誘導プラズマ加熱風洞 <b>AWT/PWT</b>	縮流安定型アーク加熱風洞(AWT) 誘導結合プラズマ型加熱風洞(PWT)	φ11.5cm ノズル出口径(AWT) 自由噴流式(PWT)	M=4.8 (AWT, designed) Subsonic (PWT)
	0.6m×0.6m 遷音速フラッタ風洞 <b>FWT</b>	間欠吹き出し式	0.6m×0.6m 正方形断面	M=0.5 - 1.2
研究用風洞	0.8m×0.45m 高レイノルズ数遷音速風洞 <b>TWT2</b>	間欠吹き出し式	高さ 0.8m、幅 0.45m	M=0.2 - 1.4
	0.44m 極超音速衝撃風洞 <b>HST</b>	二段圧縮型衝撃風洞 / 無隔膜駆動型衝撃風洞	φ0.44m ノズル出口径	M=10, 12
	小型低乱風洞	連続循環式	高さ 0.65m、幅 0.55m	5 - 65m/s
	磁力支持風洞	連続循環式 (磁力支持天秤)	高さ 0.6m、幅 0.6m	15 - 35m/s

# 主要風洞の整備履歴

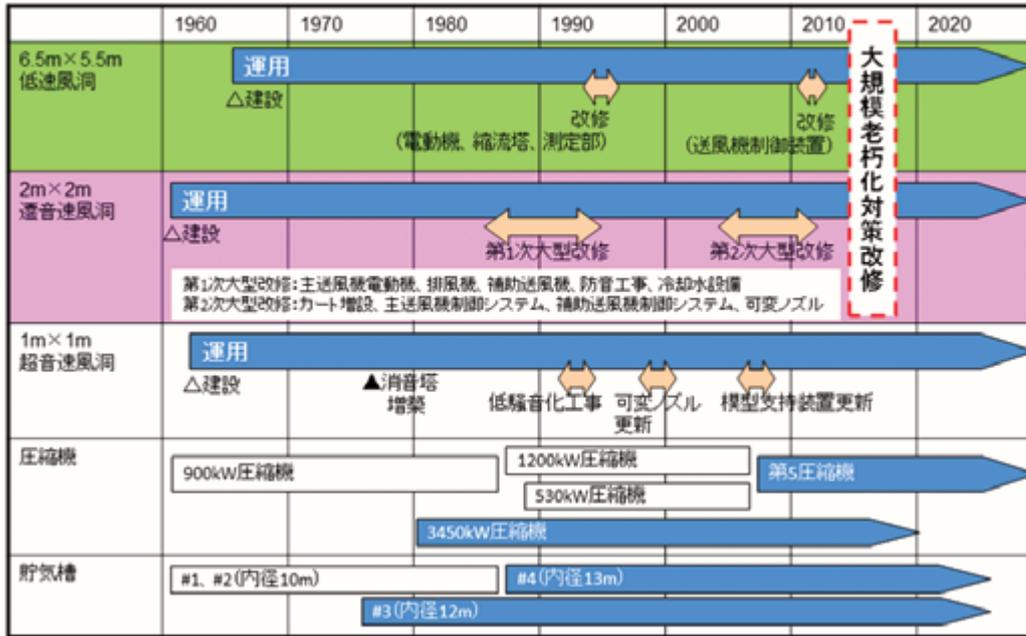


図2 JAXA 調布航空宇宙センター主要風洞の整備履歴

表2 2014年度以降に予算化された風洞改修・更新計画一覧

改修内容	実施年度	改修によって期待される効果	備考
<b>2m×2m 遷音速風洞</b>			
①主送風機駆動用電動機更新	2014年度－ 2017年度	<ul style="list-style-type: none"> <li>風洞の安定運用</li> <li>マッハ数制御性能の向上</li> <li>高効率化（省エネ、風洞運用の省人化）</li> </ul>	
②主冷却器等防音化工事	2015年度－ 2017年度	<ul style="list-style-type: none"> <li>風洞の安定運用</li> <li>環境適合性向上</li> </ul>	①と同時に実施
<b>6.5m×5.5m 低速風洞</b>			
①模型支持装置（スタンディング支持）の改修	2015年度－ 2016年度	<ul style="list-style-type: none"> <li>高精度化（ストラット支持に比べて干渉の少ない支持法）</li> <li>風洞試験の多様化（地面効果試験への対応など）</li> </ul>	
②模型昇降装置及びターンの改修	2015年度－ 2016年度	<ul style="list-style-type: none"> <li>風洞の安定運用</li> <li>高精度化</li> <li>高効率化</li> <li>メンテナンス性向上（経費節減）</li> </ul>	
③風洞胴体（屋根、外壁）の防水補修	2015年度	<ul style="list-style-type: none"> <li>風洞の安定運用</li> </ul>	

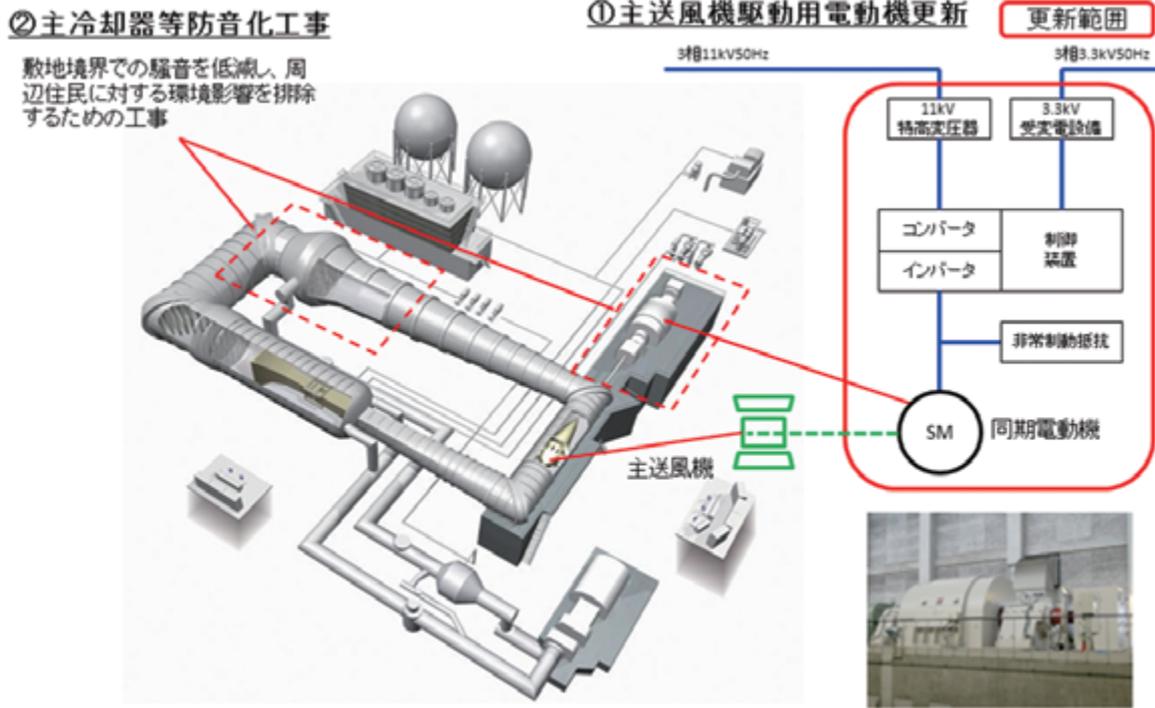


図3 2m×2m 遷音速風洞：改修の概要

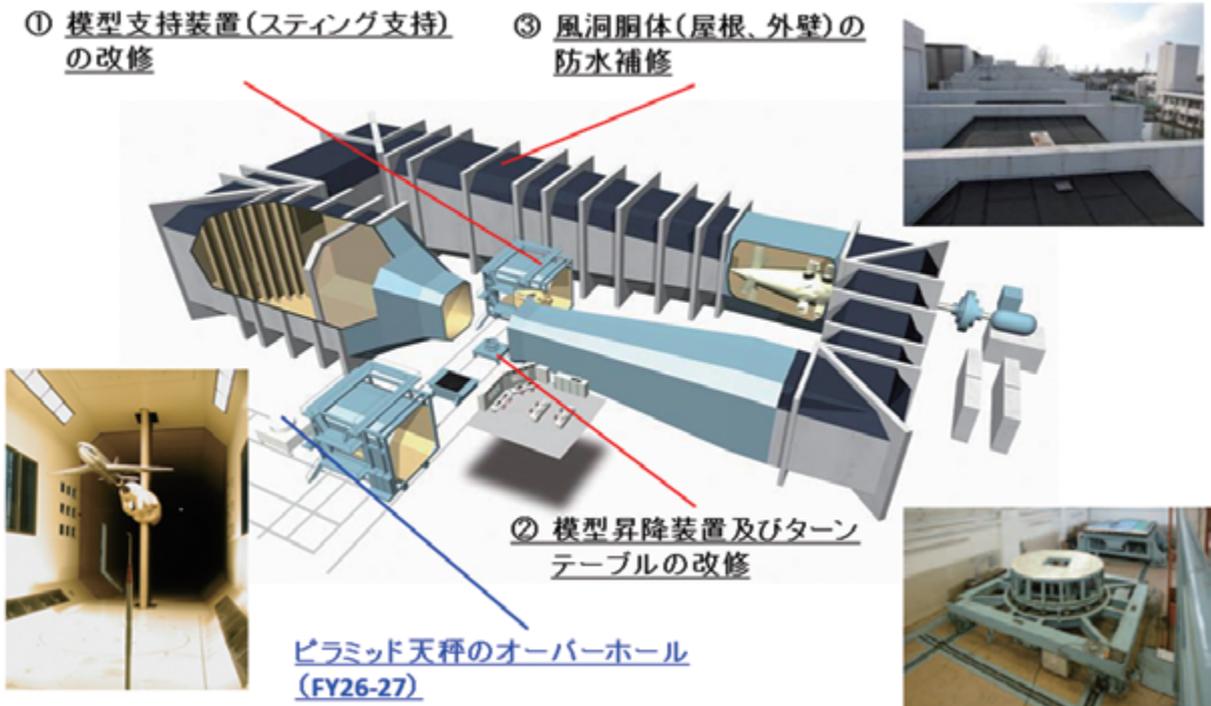


図4 6.5m×5.5m 低速風洞：改修の概要

## 風洞運用支援システムの構築

加藤裕之、浜本滋、飯島秀俊、神田宏、木村毅、上村文也、  
越智康浩（宇宙航空研究開発機構）  
我那覇義人（コスモテック）

### Development of Wind Tunnel Operation Support System

Hiroyuki Kato, Shigeru Hamamoto, Hidetoshi Iijima, Hiroshi Kanda,  
Tsuyoshi Kimura, Fumiya Kamimura, Yasuhiro Ochi (JAXA)  
Yoshito Ganaha (COSMOTEC Co.,Ltd.)

#### 概要

試験計測業務の確実化・効率化・高度化を実現しつつ、風洞試験の技術水準を維持することを目的として、風洞運用支援システムの開発を行い、そのプロトタイプを試作した。風洞運用支援システムでは、風洞の技術情報をデータベースに集約し、そのデータベースを有効活用できる環境を提供することにより、研究職員の負担軽減を図るとともに、情報化技術を活用して、複数風洞のデータ処理設備の一元管理を行い、信頼性の向上、管理運用の効率化を図った。

#### 1. はじめに

現在、JAXA 航空技術部門空力研究ユニットでは、主に航空機・宇宙機の開発に供するための風洞試験設備の維持・管理を行っている。風洞試験設備の運用においては、大きく2つの観点からの課題を抱えている。一つ目は、人件費削減の観点における課題で、具体的には、以下のものが挙げられる。

- ・ 手続き、点検記録等で手作業の部分が多く負担が増大している。
- ・ 業務記録等のドキュメント作成作業が、試験後の作業となるため、業務時間が増える。
- ・ 過去の試験トラブルに関する情報が共有されていない。
- ・ 模型設置や計測機器等のセットアップに係るトラブル解決は担当者個人のノウハウとなっておりデータ化されていない。

- ・ 試験データが各風洞で個別に保管されており、バックアップ等の管理に工数がかかっている。一方、品質管理の観点からは、QMS 手順に沿った試験実施が行われているか確認しにくいといった課題がある。

そこで、風洞試験の技術水準を保持しつつ、運用のコスト削減の課題を解決するため、情報化技術を用いた風洞運用支援システムの構築を試みた。風洞運用支援システムでは、試験規則業務の確実化・効率化・高度化を行い、データベースを有効活用する環境の提供を行うことで研究員の負担を軽減し、試験データの信頼性向上、管理運用の効率化を行うことを目指している。

#### 2. システム概要

風洞運用支援システムでは、次の基本となる8

機能のシステム化を試みた。

- (1) ユーザ管理機能
- (2) On-Line 連携機能
- (3) ソフトウェア管理機能
- (4) 風洞関連データ管理機能
- (5) 風洞関連データ転送機能
- (6) 風洞現場作業者支援機能
- (7) 試験実施要領半自動作成機能
- (8) 試験状況モニタリング機能

風洞運用支援システムのハードウェア構成図を図 1 に示す。風洞運用支援システムは、図 1 に示す黄色の領域の風洞運用支援 LAN の中のハードウェアで構成され、主要サーバの風洞運用サーバ、DB サーバ、ソフトウェア管理サーバからなるシステムである。風洞運用者は、風洞運用支援 LAN からのアクセスだけでなく、JAXA 内ネットワークの JAXA ネットからもアクセス可能である。さらに、現場支援用端末として、タブレット PC を空力 1 号館と 2 号館でそれぞれ設置することで、試験準備・撤収時等、現場作業者が利用することが可能である。また、風洞ユーザは、調布 P ネットの連携ネット上に Web サーバを設置し、インターネット経由でシステムへアクセスできるようになっている。計測室内の風洞データ処理 PC 等の風洞計測 LAN とのデータ転送は、通信サーバを介して行う方式が採用されている。

図 2 にシステム／ソフトウェア構成を示す。風洞運用支援システムは、図 2 に示すようなソフトウェアで構成される。DB サーバには、サイボウズ社製グループウェアのサイボウズガルーン(以下、Garoon)が実装され、風洞運用サーバには開発システムが実装されている。風洞運用者は、DB サーバの Garoon にログインし、全機能が利用可能である。図 3 に風洞運用支援システムで実現される各機能のシステム化に関する概略図を示す。図 3 で示されるように、Garoon システムにより、ソフトウェア管理、風洞関連データ管理及び風洞関連データ転送が利用可能となり、さらに、Garoon システム

からシングルサインオンで開発システムへログインすることで、その他の機能が利用可能となる。また、風洞ユーザは、インターネットを經由して Web サーバからシステムにアクセスし、風洞運用サーバ上の開発システムにログインすることで、On-Line 連携機能を利用することができる。セキュリティ対策として、Web サーバは、システムの入口として機能させアクセス可能なグローバル IP アドレスを設定し、アクセス元を制限する。さらに、運用サーバに対しては、ファイアウォール設定により、Web サーバからのアクセスだけ許可しアクセスを制限し、通信ポートは https プロトコルのみだけ開放する。Web サーバ又は運用サーバにサーバ証明書を設定することにより、暗号化通信(https)を行う。ファイル／データはセキュリティを考慮し、風洞ユーザ関連のファイル／データは風洞運用サーバに保管し、風洞運用者関連のファイル／データは DB サーバに保管するようにする。

図 4 に試験データ／技術情報のデータベースに関する概略図を示す。図 4 で示される試験データ、試験情報、技術情報、機器情報、運用情報をデータベース化により、風洞試験のノウハウや先進計測技術に係わる情報を一元管理することで、運用の効率化・確実化、さらには、技術の蓄積／伝承に大きなメリットを生み出すことを目指している。

### 3. システム詳細

図 5 にユーザ管理機能の概略図を示す。風洞運用支援システムでは、図 5 に示す 5 種類のユーザを設定し、ユーザの種類に応じた権限範囲を設け、セキュリティの確保を行う。図 6 にユーザ管理機能の権限設定の設定画面を示す。

図 7 に On-Line 連携機能の試験手続き画面を示す。On Line 連携機能により、タイムリーに風洞利用に関する手続きが行われ、議事録等の共有情報展開が容易となる。

図 8 に風洞関連データ管理機能の画面を示す。Garoon のファイル管理機能を利用し、風洞関連デー

タのファイルが保存されるフォルダ階層構造とし、ロール機能によるアクセス権を設定する。

図9に現場作業支援機能の画面を示す。

現場作業者は、タブレットを用いて、以下の作業項目に対するチェックリストを用いて管理することが可能となる。さらに、チェックリストの進捗状況は、試験状況モニタリング機能に反映される仕組みとなっている。

- ① 日常点検チェックシートのチェック
- ② 月例点検チェックシートのチェック
- ③ 年次点検チェックシートのチェック
- ④ カート移動作業チェックシートのチェック
- ⑤ ユーザ所有物リストのチェック
- ⑥ 作業リスト／作業日程の項目のチェック

図10に試験実施要領書等半自動作成機能の画面を示す。試験実施要領書等の半自動作成機能により、試験担当者は、以下の手順で必要最小限の情報を入力するだけで、必要な書類の作成が可能となり、ドキュメント作業が大幅に削減される。

- ① 試験担当者は、必要情報を入力し、[申請]ボタンを押す。
- ② 風洞責任者は、[承認欄入力]ボタンを押し、承認を行う。
- ③ 必要に応じて、[作成]ボタンでPDF化する。

図11に試験状況モニタリング機能の画面を示す。試験状況モニタリング機能により、現場にいなくても進捗状況が把握可能であり、試験進捗状況を共有化することで、複数作業の同時進行の管理が可能となり、作業の効率性向上が期待できる。モニタリングの内容は、チェックシートでチェックした内容に応じて更新され、ステータスやスケジュールが表示される。

#### 4. まとめ

風洞試験業務の確実化・効率化・高度化、および、試験データの信頼性向上、管理運用の効率化を目的として、風洞運用支援システムの構築を行った。

システムの全体検討を実施し、システムに対する要求要件のとりまとめ、および、システム全体の概念設計を実施した。風洞運用／試験データ解析プロセスのシステム化について、詳細設計を行い、その設計に従ったシステムを構築した。構築されたシステムを検証するため、JAXA 2m×2m 遷音速風洞(TWT1)におけるプラットフォームの試作に必要なハード・ソフトウェアを整備した。

今後は、TWT1における試作プラットフォームを用いて、システムの動作検証を行い、実運用に向けた課題を洗い出し、システムの機能向上を実施する予定である。

#### 謝辞

システム検討時、風洞ユーザのご意見・ご要望に関するヒアリングにご協力頂きましたことを感謝いたします。また、システム構築では、株式会社菱友システムズ、および、三菱スペースソフトウェア株式会社にご支援頂きましたことを感謝いたします。

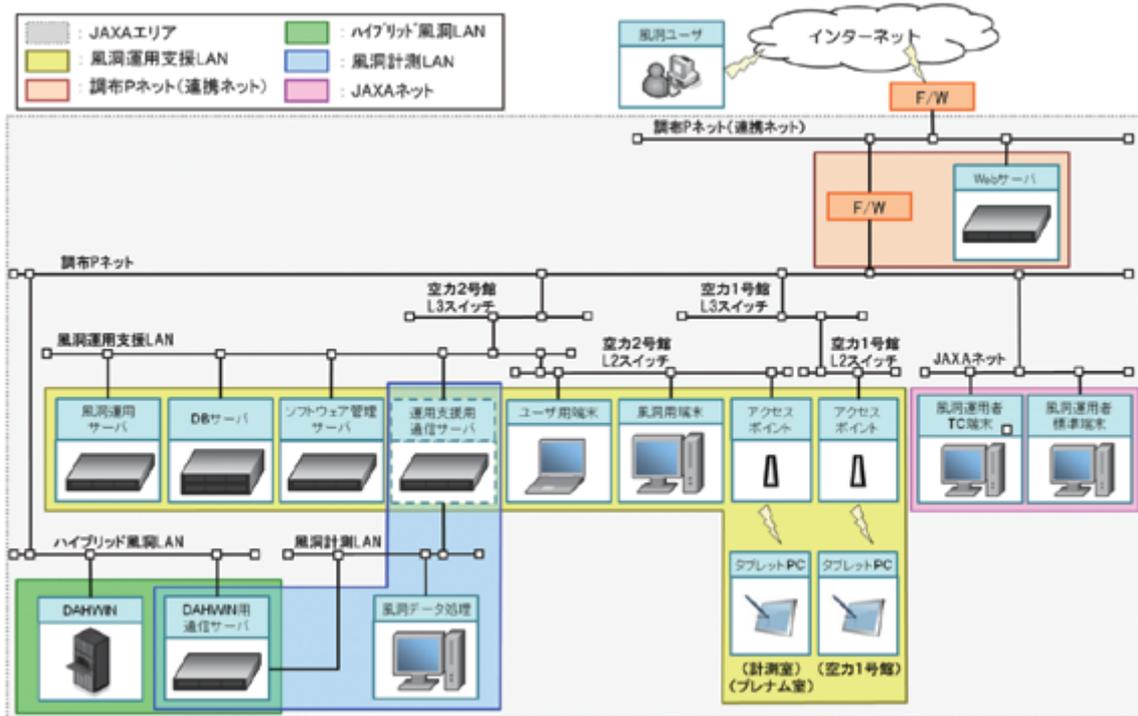


図1 ハードウェア構成図

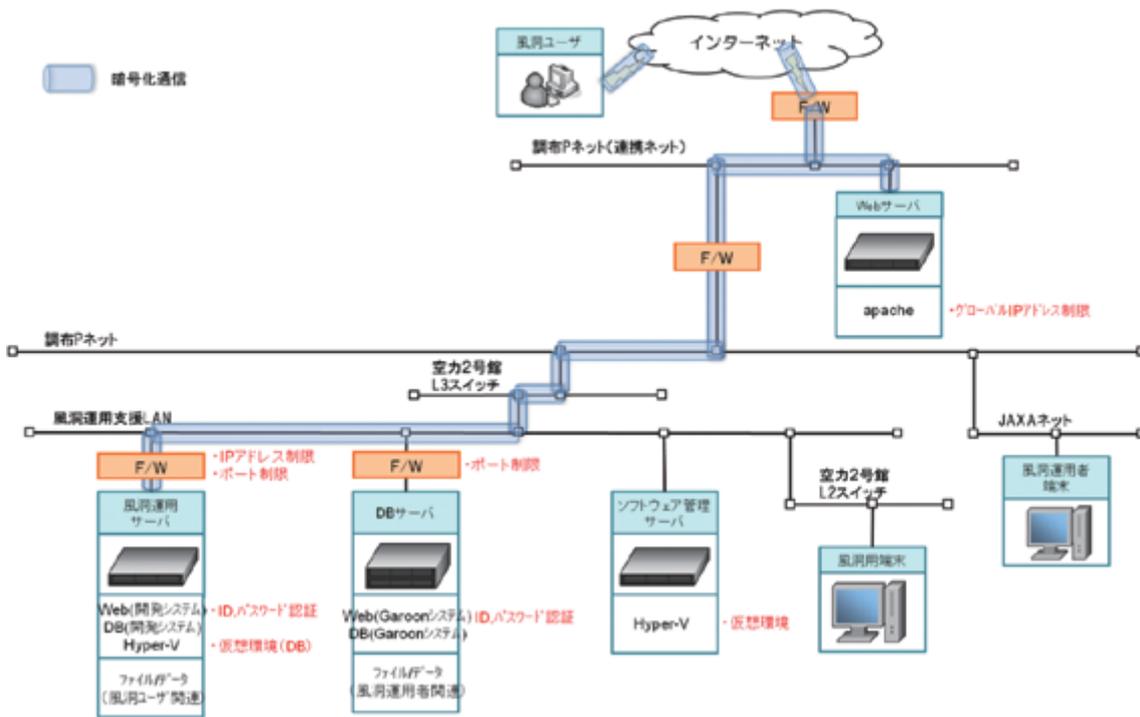


図2 システム/ソフトウェア構成図

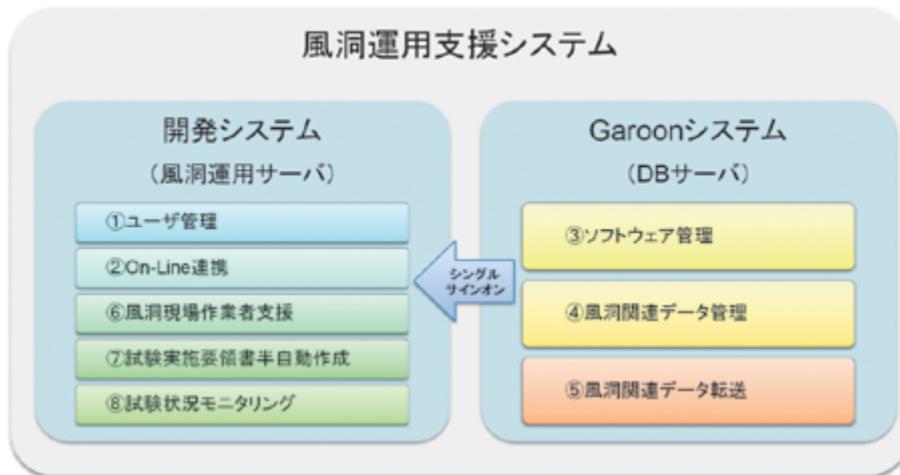


図3 各機能のシステム化

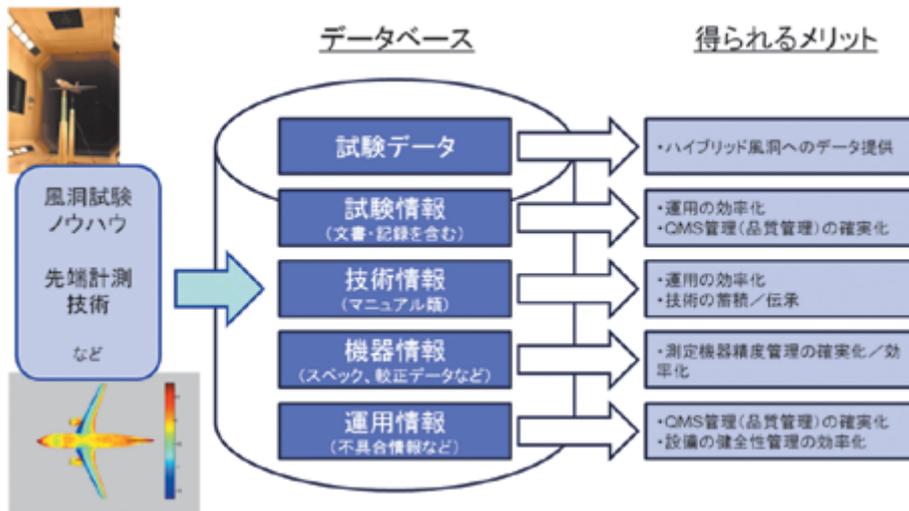


図4 試験データ/技術情報のデータベース化

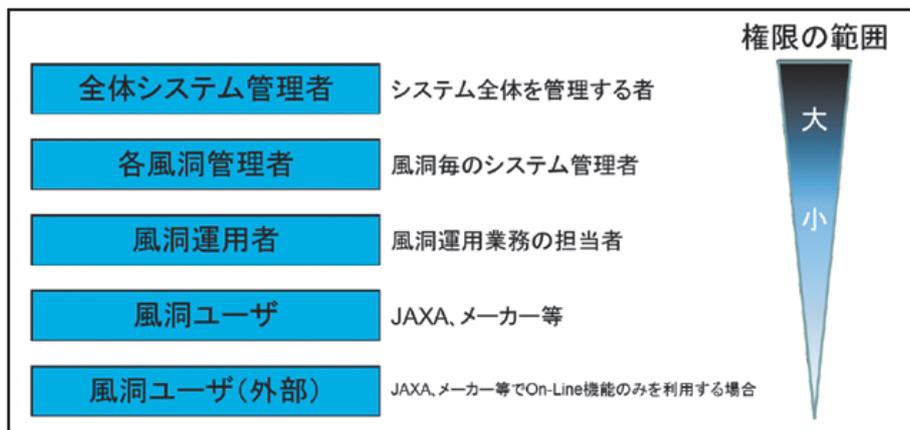


図5 ユーザ管理機能



各機能単位で  
権限変更が可能

図6 ユーザ管理機能の権限設定



状況確認 申請書、アンケートなど 期限から自動チェック

図7 On-Line 連携機能：試験手続き



図8 風洞関連データ管理機能



# ラムジェットエンジン試験設備と その利用状況について

谷 香一郎、富岡 定毅、植田 修一、齋藤 俊仁、加藤 周徳、  
高崎 浩一、吉田 誠 (JAXA 研究開発部門)

## Ramjet Engine Test Facility and its Recent Activities

Kouichiro Tani, Sadatake Tomioka, Syuichi Ueda, Toshihito Saito, Kanenori Kato,  
Kouichi Takasaki and Makoto Yoshida (JAXA R&D Directorate)

### 概要

JAXA 角田宇宙センターでは、エアブリーザ研究の中核設備として、ラムジェットエンジン試験設備 (RJTF) を約 20 年間運用してきた。ここ 10 年は複合サイクルエンジン (RBCC) の実験的検証を進めており、すでにマッハ数 0 から 8 までの飛行条件においてそのサイクル成立性を実証したところである。近年、RBCC の飛行実証を目指して、検討を進めており、RJTF とその附属設備において、実証用エンジンに用いる要素技術の確認試験を実施中である。実証計画の検討状況と RJTF における試験状況を報告する。

#### 1. はじめに

ラムジェットエンジン試験設備 (RJTF)<sup>1)</sup> は 1994 年 11 月のマッハ 6 条件試験におけるラムジェット燃焼試験を皮切りに、約 20 年に渡り、高速エアブリーザ研究の中核設備として運用されてきた。当初は当時の航空宇宙技術研究所 (NAL) におけるラム・スクラム実験用エンジンの燃焼試験を念頭においていたが、アジア圏においても唯一無二の大型かつ極超音速域に対応したエンジン風洞であることから、他の高速エンジン試験<sup>2,3)</sup>でも使用されている。また付属設備を使った要素研究は、高速エアブリーザに限らず、ロケット燃焼器やターボポンプのタービン翼列試験等にも応用されており、幅広い分野で日本の航空・宇宙推進系技術を支える設備として現在に至っている。

旧 NAL から JAXA にかけて、角田センターでは概ね前半の 10 年はラムジェット・スクラムジェットエンジンの研究<sup>4)</sup>を行ってきたが、後半の 10 年は宇宙往還機への応用を念頭に、複合サイクルエンジン (RBCC) の研究<sup>5,6)</sup>を進めている。RBCC 試験への対応に伴い、RJTF は一部設備の改修を行い、現在では

全長 3 m までのエンジンを試験できる設備となった。運用面でも、当初マッハ 4、6、8 飛行条件での試験用としてデザインされていたが、地上静止状態（気流を流さない状態）でも安全に燃焼試験に行えるよう、新たな運転手法を導入している。

RBCC は RJTF における試験を通して、流路形状をデザインし、性能予測を行う技術をほぼ確立した状況にある。角田センターではここ数年、この技術に燃料制御、冷却制御などの制御手法を加えた RBCC システムの実証についての検討を進めている。現在は、実証用エンジンの要素技術試験を RJTF を用いて実施しており、今後は飛行/地上実証用エンジンの開発と試験、また実機開発にむけて、構造・材料などの要素試験を実施することを検討している。本報では最近の RBCC 実証計画の進捗と RJTF における要素試験、今後予想される実証実験や課題について報告する。

#### 2. RJTF について

RJTF は超音速・極超音速環境においてエアブリーザエンジンを試験するための設備であり、高空環境模

擬と高温気流模擬を行うための仕組みを備えている。図1に設備の低圧室(試験部)を、表1に本設備で試験可能な飛行条件を示す。本設備の気流ノズル出口は約500 mm × 500 mm であり、閉塞率を考慮して、エンジン断面積はおおよそ250 mm × 250 mm 程度の模型まで試験可能である。エンジン全長は設備ディフューザの制約から、最大3 m となっている。

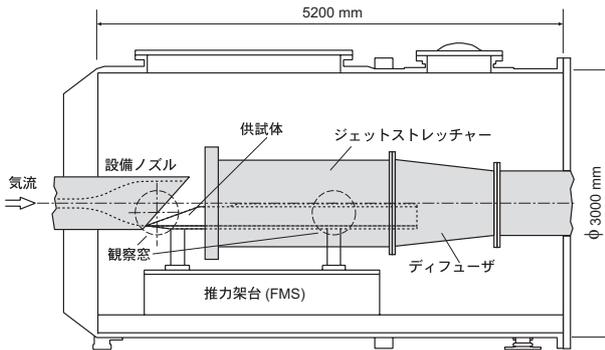


図1 RJTF 試験部

高空の低圧環境を模擬し、安全に燃焼排気を大気に導くため、低圧室の下流には蒸気エジェクタを備えている。また、エンジンに流入する高速・高温・高圧の気流はコンプレッサによる昇圧と、蓄熱体加熱器、燃焼加熱器の組合せで実現している。

表1 RJTF で再現できる環境条件

飛行マッハ数	エンジン入口マッハ数	総温 (K)	総圧 (MPa)
0	0	(室温)	(大気圧)
4	3.4	800	0.8
6	5.4	1500	5.0
8	6.7	2400	10.0

なお、RJTF には、ガス供給能力を流量した小型の設備群が付属しており、インレットやノズル等の空力研究(パイロット風洞)、ロケット燃焼器等の高温流を応用した研究(高温流評価設備)、ラム燃焼器要素研究(小型燃焼風洞)に供されている。

### 3. RBCC エンジンについて

#### 3.1 RBCC エンジンとは

将来の宇宙輸送を抜本的に低コスト化するために、システム再使用化、高効率化の検討が進められている。限界に近づきつつあるロケットに代わり、エアブリー

ザの利用が検討されているが、ラム・スクラムジェットは低速での補完的なエンジンが必要であり、かつ高速域で低推力密度のため、宇宙を目指した場合、加速力が不足する。



図2 RBCC 搭載機コンセプト

RBCC エンジンは空気の流れる流路の途中にロケットエンジンを内包しており、飛行する速度に合わせて、ロケットの出力や空気利用の燃焼サイクルを切り替える事で、離陸から宇宙に至るまでの幅広い速度域に対応可能である。このエンジンを搭載した機体のイメージを図2に示す。角田センターでは、図3に示す4つのサイクルを一つのエンジンで実現すべく、研究を続けている。

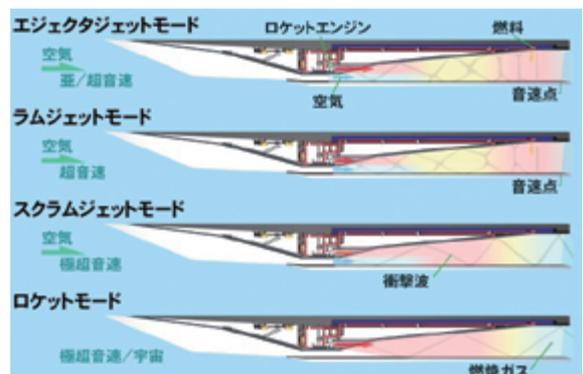


図3 RBCC 動作モード

RBCC は離陸からマッハ3程度まではエジェクタモードで動作する。この時の比推力性能はロケットより若干良い程度であるが、マッハ3~8にかけてのラムモードにおいて、格段のISP向上を実現する。スクラムモードでは推力不足をロケットで補うため、ISPはロケットより若干良い程度にまで減少するが、飛行経路平均で見た場合にはロケットの約4倍程度のISPが期待できる。(図4参照) この高効率で生まれる重量

余裕を、ペイロード増加と、再使用機体では避けられない機体重量増加に振り向けることが可能であることから、RBCCは将来輸送の切り札として位置づけられる。

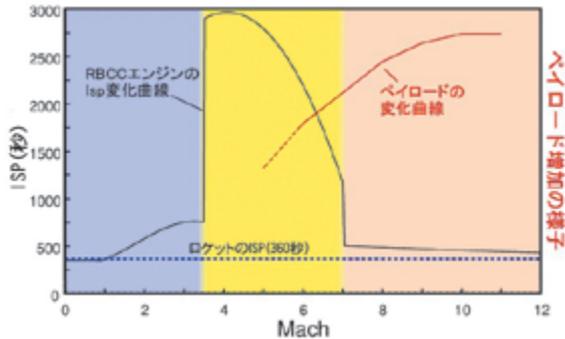


図4 RBCCのISP(水素・酸素ベース)

3.2 RJTF における RBCC エンジン研究

JAXA 角田は、RJTF におけるラム・スクラム研究の成果を生かし、2008年より、3m級の大型エンジン模型を用いたRBCC研究を実施してきた。本試験の目的は、まず、RBCCの各モードの成立性を確認し、RBCCの流路形状決定、圧力・温度の予測、推力の見積もりを可能とする手法の確立にある。図5に大型模型(通称E3エンジン)の諸元を、図6にRJTFにおける試験の様子を示す。E3エンジンはガス酸素・水素のロケットを2機内蔵し、ガス水素をラム燃料として噴射することが可能な供試体である。単一のエンジンにより、速度に応じた燃焼モードに切り替え、全サイクルを達成した例は他になく、世界初の実績である。E3エンジンより得られた圧力データ等は、予測値とよく一致しており、RBCCの性能予測手法の検証は2012年度までに完了した。

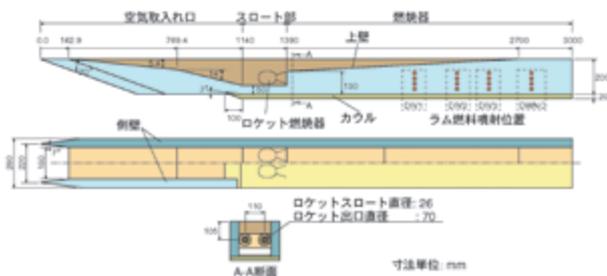
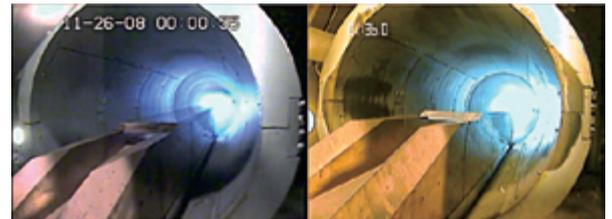


図5 E3エンジン概要



M0 エジェクタモード M4 エジェクタ・ラムモード



M6 ラムモード M8 ラム・スクラムモード  
図6 RJTF における RBCC 試験

4. RBCC 実証の検討

4.1 大気圏再突入機を用いた実証

2012年度から、RBCCエンジンの飛行実証のための検討<sup>7)</sup>を開始した。これはエアブリーザ飛行実証機についての検討の一部であり、角田センターでは、この内供試体となるRBCCの検討を行った。供試体はHYMES<sup>8)</sup>様の有翼実証機の上部(背面)に搭載するものと仮定した。機体先端に発生する離脱衝撃波を利用して空気を圧縮するため、エンジンとして独立した圧縮部を持たず、円筒形の複合材燃焼器が主体となる構造とした。試験マッハ数は5~12であり、ラムからスクラムモードでの飛行に相当する。実証機も含めて、燃料と酸化剤をストアラブルなものとするため、N2O/エタノールの組合せとして検討を進めた。

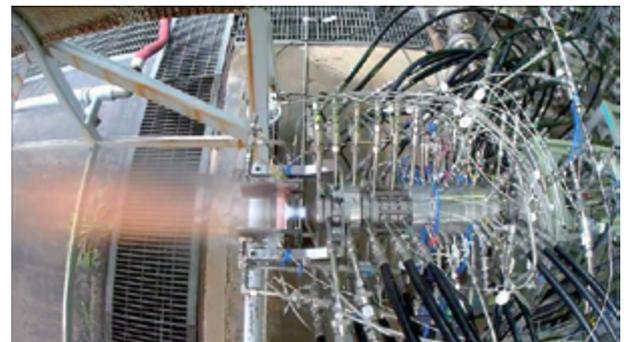


図7 供試エンジン前縁加熱試験

エンジン要素の実現性を確認するため、RJTFを中心とする設備群を用いて、燃焼器前縁部と、複合材燃

焼器の加熱試験を実施した。試験機体の飛行解析の結果から、前縁部の加熱状況は最大で  $7 \text{ MW/m}^2$  と予測されることから、これを超える環境を高温流評価設備 (RJTF の付属設備) にて再現し、試験を行った。前縁部は内部に冷却通路を有する銅で制作し、

1. エンジンに合わせた任意形状への加工性
2. 加熱試験 (図 7) による、耐熱性を確認している。

を確認している。

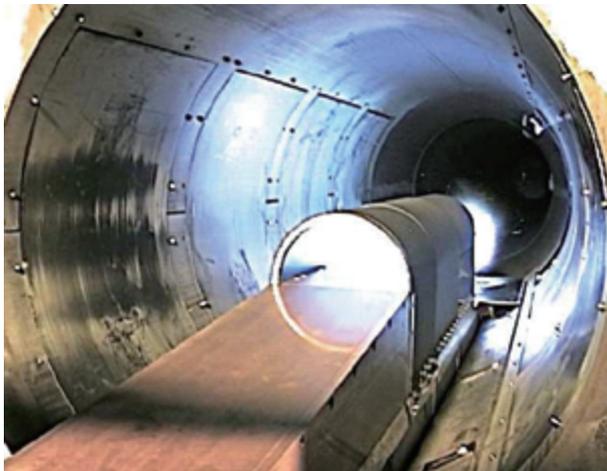
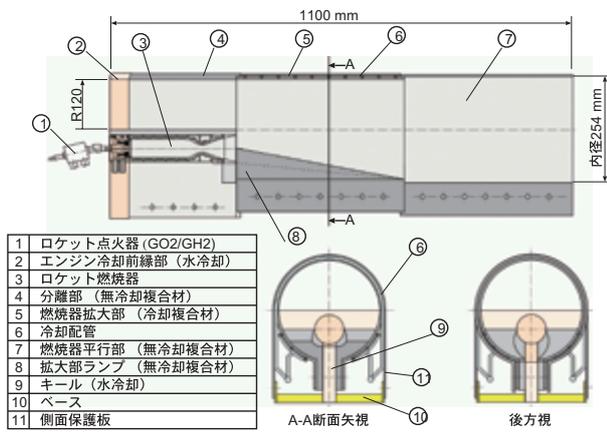


図 8 複合材エンジンと燃焼試験 (M0) の様子

また RJTF のマッハ 8 条件にて、複合材燃焼器 (図 8) の加熱試験を行った。複合材燃焼器は 4 つの部分に分割されている。燃焼器入り口前縁部は冷却溝を有する銅で作られており、内部に水を流して冷却を行う。この冷却状況を事前の予測値と比較し、前述の前縁部単体の試験結果と合わせて、極超音速域での冷却前縁設計手法の確認を行うことを目指した。上流から見て二番目の部分は、いわゆる分離部に相当する。この領域には強い衝撃波の入射はなく、加熱率が十分低いことから、無冷却の複合材にて制作した。ロケット出口

面直下流に位置する三番目の部品 (燃焼器拡大部) は、内筒と外筒の二重構造であり、その間に金属パイプ中に燃料 (エタノール) を通して冷却する構造<sup>9)</sup>である。事前に実施した小型供試体による試験により、本構造による冷却の有効性を確認済みであり、今回は実証エンジンサイズにおいて、冷却複合材技術の確認を目指した。なお、燃焼器内部にはなめらかな拡大流路を構成するため、後ろ向き斜めランプ (拡大部ランプ) を付加している。

最下流に位置する 4 番目の部品 (燃焼器平行部) は気流拡大に伴う低圧化により、熱流束が減少することが想定されることから、分離部と同じく無冷却複合材で制作した。高温気流に晒されると予想される分離部以外の部材は C/C 材 (TOYO TANSO 製 CX-7430) に SiC をコートしたものであり、分離部及び拡大部ランプはカーボングラファイト (同 IG-610) に SiC をコートしたものを使用した。

ロケットは分離部内に 1 機設置している。過去にガス酸素・ガス水素ロケットとして運用していたものを流用し、ガス酸素とエタノールを用いて試験を行った。事前の単体試験においても振動燃焼等の不具合はなく、特に改造を行わず、本供試体に組み込んでいる。飛行実証では  $\text{N}_2\text{O}$ /エタノールロケットを想定していたが、十分な燃焼データを蓄積できていないこともあり、今回は酸素/エタノールで代用している。

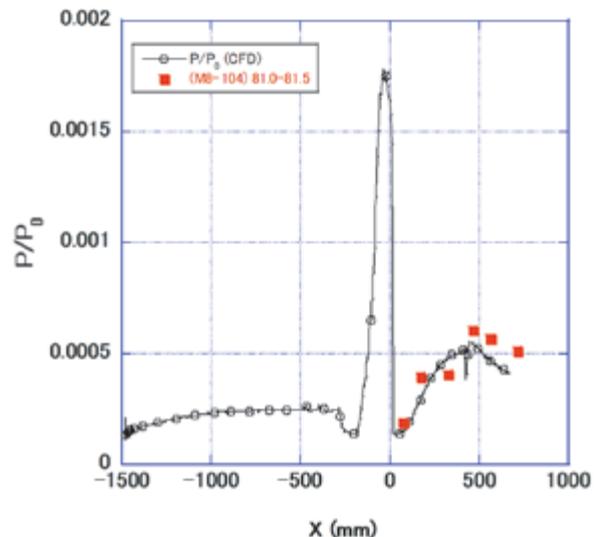


図 9 供試エンジン内部圧力分布比較

今回は、風洞の不具合などもあり、M8 気流のみで燃焼を伴わない試験と、気流を伴わない (M0) 低圧環境および大気環境においてロケットを噴射する試験を実施した。冷却部に関しては大きな損傷は見られなかったが、燃焼器拡大部については、大気環境試験においてキールとの接合部周辺でひび割れを生じた。ビデオ画像の観察から、大気環境下では、ロケットプルームがキール側に偏って付着しており、局所的な加熱による応力集中が起こったものと思われる。今後、冷却性能および損傷原因の解析を行なう予定である。また、RJTF で再現できる気流条件と飛行試験における条件には差があることから、RJTF 試験結果を CFD 解析のキャリブレーションデータとして用いることを検討している。低圧環境での試験の様子を図 8 に、CFD との圧力分布比較を図 9 に示す。

本供試体を用いた燃焼試験結果は、次節で紹介する、2014 年度から開始した飛行実証検討にも応用する。

4.2 現在の実証検討状況

2014 年度は、従来技術をベースに、5 年程度の短期間に、低コストで実現できる飛行実証手法について検討を行った。当面の目標として、RBCC を搭載した母機をベースとした小型 TSTO を 10 年程度で実現するものとし、これに必要なエンジン技術を 5 年程度で実証することを目指す。

表 2 実証すべきエンジン技術の整理

分類	項目	動的環境の必要性
制御技術	遷移を含む空気流燃焼制御	○
	ロケット制御	
	冷却制御	○
	気流センシング	○
空力予測・設計技術	機体連成制御*	○
	エンジン空力・推力予測技術	○
構造設計技術	機体空力予測技術*	○
	機構技術	
	軽量構造・耐熱構造	
	機体を含めた熱収支設計*	
	製造技術	

\*: 機体設計技術実証を含む

RBCC を用いた宇宙機 (あるいは P2P 等の巡航機であっても) は、離陸から所定の速度まで加速環境において運用され、加速の間に燃焼制御、モード切り替え制御をおこなうことを想定している。よって、流入状況の動的変化に対応できる制御技術が重要である。

この事を踏まえて、エンジン要求を検討し、実証すべき技術項目を洗い出した。主な技術項目を表 2 に示す。動的な実証環境を作るには、飛行実証を行うことが適当である。今回の検討では以下の三案について、実現できる実証環境を明らかにした。

案 1 観測ロケット先端部改造

S-520 クラスの観測ロケットペイロード部に供試エンジンを内蔵して試験を行う。比較的高速 (M6~7) の試験が可能だが試験時間は 6 秒前後と短く、動圧変化が激しい。



図 10-1 案 1

案 2 観測ロケット後端改造

CAMUI<sup>10)</sup> クラスの観測ロケット後端ノズル回りにダクトを付加して、エジェクタジェットを構成する。比較的低速 (M0~3) の試験が可能

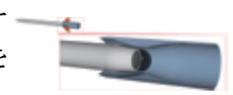


図 10-2 案 2

案 3 有翼飛行体懸架

WIRES<sup>11,12)</sup> 等の有翼飛行体下部に懸架して試験を行う。比較的大型の供試体を利用でき、冷却まで含めた実証が可能。速度はマッハ 3 程度



図 10-3 案 3

いずれも RBCC 搭載機の飛行領域を単独でカバーできるものではなく、複数を組み合わせる必要があることがわかった。また表 2 に示す通り、必ずしも飛行実証を必要としない技術は RJTF を中心とした設備での実証を行うことが適当である。今後、飛行実証用エンジンの事前確認試験、また補完的技術実証を行う上で、RJTF の課題も抽出された。小型 TSTO では機体容積が限られることから、燃料は炭化水素系となることが想定されている。よって、RJTF に炭化水素系燃料の供給設備の増設 (メタン、エタノールを想定) が急務である。また、機体との錬成制御を見越して、推力架台を、エンジンが発生するモーメントを取得できるよう改修する必要がある。

5. 終わりに

RBCC の研究と今後の開発は、RJTF によるところが大きい。これまでの 10 年間を通して、RBCC のサイクル実証を完了した。今後はエンジンのシステム

としての実証を目指して、制御技術・構造材料技術を拡充しつつ、実証機の実現に向けた活動を続ける。エアプリーザ技術については、内外で再び注目が集まりつつあり、要素・基盤技術、実証機の共有化など、外部連携、設備供与も進めていく。RJTF では、地上で実証することが適した技術項目を抽出して実証試験を進めると共に、飛行実証前の確認試験を行うため、改修・整備を続けていく予定である。

#### 謝辞

RBCC 飛行実証の検討に当たっては、この他多くの研究員の協力を仰いでます。複合材燃焼器設計は竹腰研究員、CFD 計算は長谷川研究員の成果であり、ここに感謝を表します。

#### 参考文献

- 1) Tomioka, S., Ueda, S., Tani, K. and Kanda, T., "Scramjet Engine Tests at Ramjet Engine Test Facility in JAXA-KSPC," AIAA-2007-1040, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, Jan. 8-11, 2007.
- 2) Oshima, T., Enomoto, Y., Nakahashi, H., Futamura, H., Yanaga, R. and Mitani, T., "Experimental Approach to the HYPR Mach 5 Ramjet Propulsion System," AIAA paper 98-3277, Jul., 1998.
- 3) Taguchi, H., Kobayashi, H., Hongoh, M., Masaki, D. and Nishida, S. "Mach 4 Wind Tunnel Experiment of Hypersonic Pre-Cooled Turbojet Engine," AIAA paper 2014-2790, 19th AIAA International Space Planes and Hypersonic System and Technologies Conference, Atlanta, GA., June, 2014.
- 4) Chinzei, N.: "Scramjet Engine Tests at NAL-KPL, Japan," 16th International Symposium on Air Breathing Engines Paper, ISBE-2003-1171, AIAA, Cleveland, Ohio, Sep. 2003.
- 5) Kanda, T., et al., "Design of Sub-scale Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine Model," IAC paper IAC-05-C4.5.03, Oct. 2005.
- 6) Tani, K., Tomioka, S., Kato, K. and Hiraiwa, T., "Current Status of Researches of the Combined Cycle Engine at JAXA," ISABE-2011-1334, 20th ISABE, Gothenburg, Sweden, Sep., 2011.
- 7) 谷、加藤、竹腰、長谷川、富岡、"飛行実証用 RBCC エンジンの検討," STPC-2013-031、平成 25 年度宇宙輸送シンポジウム、Jan., 2014.
- 8) Inatani, Y., Kawaguchi, J. and Yonemoto, K., "Status of 'HIMES' Reentry Flight Test Project," AIAA-90-5230, AIAA 2nd International Aerospace Planes Conference, Oct., 1990., Orlando, FL.
- 9) Takegoshi, M., Ono, F., Ueda, S., Saito, T. and Hayasaka, O., "Evaluation by Rocket Combustor of C/C Composite Cooled Structure Using Metallic Cooling Tubes," Trans. JSASS Space Tech. Japan, Vol. 7, No.ists26, pp.61-66, 2009.
- 10) Nagata, H., Ito, M., Maeda, T., Watanabe, M., Uematsu, T., Totani, T. and Kudo, I., "Development of CAMUI Hybrid Rocket to Create a Market for Small Rocket Experiments," IAC-05-C4.P.21, 56th International Astronautical Congress of IAF/IAA/IISL, Fukuoka, Japan, Oct. 17-21, 2005.
- 11) Narumi, T, et al., "Flight Tests of an Environmentally Optimal Guidance and Control System Using a Small-Scaled Winged Rocket," ISTS-g-26, 28th ISTS, Okinawa, Japan, June, 2011.
- 12) Fujii, K., Ishimoto, S., Mugitani, T. and Minami, Y., "Present Status and Prospects of JAXA's Research on Future Space Transportation," AIAA 2012-5849, 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Sep., 2012, Tours, France.

## ロケット再突入データ取得システムの 空力設計検証試験について

青木 良尚, 南 吉紀, 高間 良樹, 石本 真二 (宇宙航空研究開発機構)

### Aerodynamic Design Validation Tests of Rocket Re-entry Data Acquisition System

Yoshihisa Aoki, Yoshinori Minami, Yoshiki Takama, Shinji Ishimoto (JAXA)

#### 概要

JAXA 研究開発部門第四研究ユニットでは、ロケットの溶融解析に関わるデータの取得と、再突入機および将来輸送系に係る技術の蓄積を主な目的として、カプセル型のロケット再突入データ取得システムを開発している。2014 年度～2015 年度初めに空力設計検証試験を行ったので、結果の概要と試験における課題について報告する。

# ロケット再突入データ取得システムの 空力設計検証試験について

青木 良尚、南 吉紀、高間 良樹、石本 真二(JAXA)

1

## 内容

1. ロケット再突入システムについて
2. 空力設計等検証計画
3. 検証試験結果
4. 検証試験で判明した試験における課題
5. まとめ

2

## ロケット再突入データ取得システムの目的

### 1. ロケットの溶融解析に係るデータの取得

- ミッション終了後のロケット上段の落下傷害リスクを適切に評価するために、費用対効果に優れた低コストの「ロケット再突入データ取得システム」を開発し、大気圏再突入時の溶融解析に係るデータを取得する。

### 2. 再突入機および将来輸送系に係る技術の蓄積

- 開発したシステムを飛行実験プラットフォームとして活用することにより、低コストで飛行機会を確保し、再突入機のシステム設計技術、および将来輸送系の研究に資するデータ取得・評価技術を蓄積する。

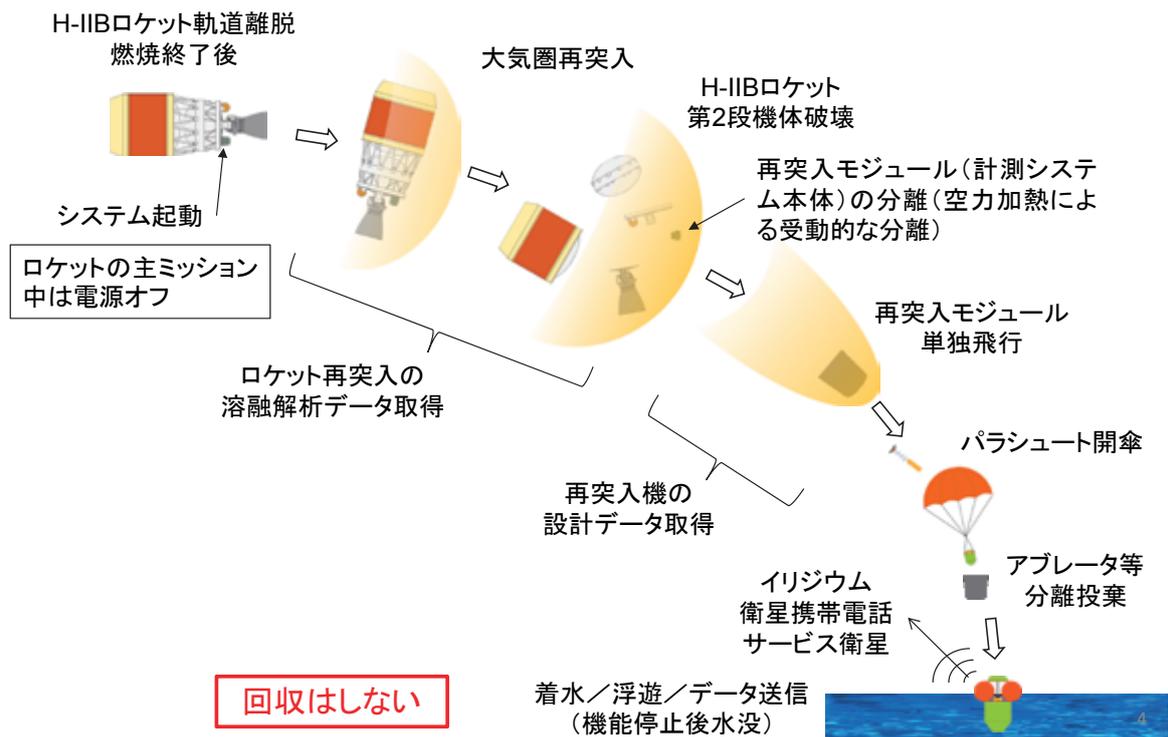
### 3. 研究能力の強化

- 可能な限り、JAXAインハウス体制で取り組むことにより、JAXAのシステム設計技術、データ取得・評価技術を強化する。

⇒ 研究開発部門 第四研究ユニット ロケット再突入データ取得システム開発チームにより、2016年度打ち上げ予定のH-IIB6号機への搭載を目標として、開発中。

3

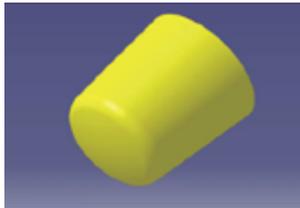
## ロケット再突入データ取得システムの概要



## ロケット再突入データ取得システムの空力設計

参考文献 (JAXA RM-04-016「平成16年度HTV搭載カプセルシステム検討成果報告書」) で検討された鈍頭形状の静安定の増加を目的として、修正形状を検討。

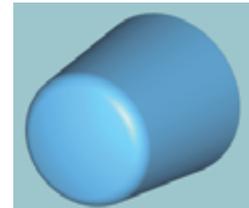
- 側面の傾斜角を中心として、8個の修正形状を設定。
- 極超音速域と低速域の静安定・動安定を簡易推定により検討し、形状を決定。



初期形状



修正形状代表例



最終形状

簡易推定法による静安定と動安定の検討

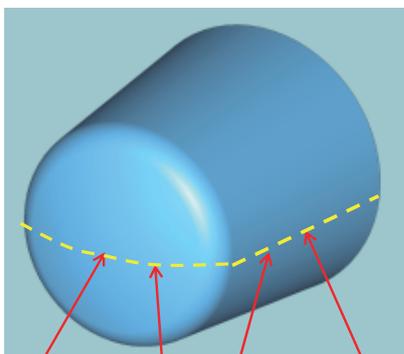
速度域	静安定	動安定
極超音速	ニュートニアン法	過去の風試データからの類推 DATCOM
低速	DATCOM	DATCOM

5

## ロケット再突入データ取得システムの内部計測系

### 再突入機の設計データ取得

- 機体内部の温度時刻歴から機体表面の空力加熱率を精度よく推定する技術の獲得に向けて、機体内部の温度を計測する。
- フラッシュエアデータシステムの実用化に向けて、機体表面の圧力を計測する。
- その他、フライバイワイレスシステムの実用化に向けたワイヤレスセンサによる計測や、INS/GPS計測、機体内部の圧力・温度の計測を行う予定。



a) よどみ点圧力

d) 50%胴体長側面圧力

c) 25%胴体長側面20mm深さアブレータ下温度

b) 前頭中間位置20mm深さアブレータ温度

計測項目	目的
よどみ点圧力及び側面圧力 (a, d)	CFD、風洞試験の検証、FADSを目的とした圧力計測法の検証
アブレータ温度 (b, c)	CFD、風洞試験の検証 (空力加熱率の評価)
よどみ点圧力センサ配管温度	よどみ点圧力計測配管の設計検証及びヘルスマonitoring
よどみ点付近筐体温度	ヘルスマonitoring
筐体内温度・圧力	ヘルスマonitoring

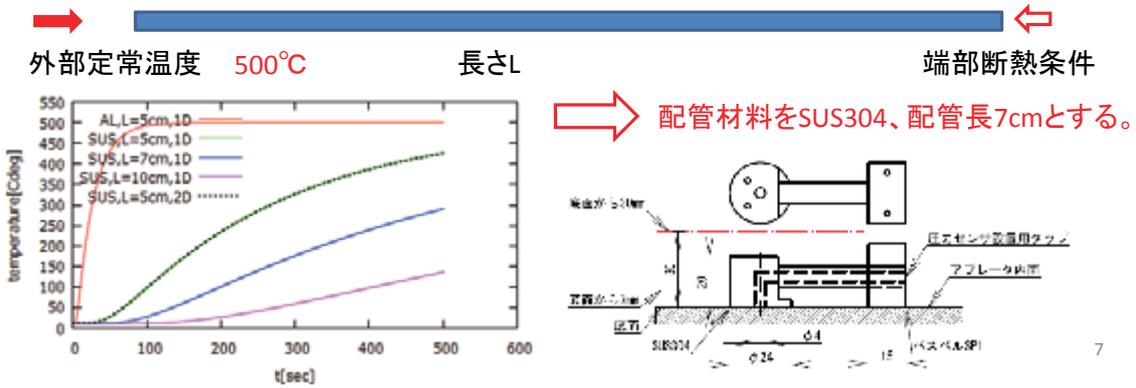
6

# よどみ点圧力計測に関する検討

高温となるアブレータ表面のよどみ点圧力計測に関する検討を実施。

- 配管根本温度500°C(アブレータの昇華温度)とした時の、熱伝導方程式による配管端温度を検討(材料は、SUS304及びアルミニウム、断熱壁を仮定)。
- 外径8mm、内径4mmの二次元熱伝導方程式による配管端温度と、一次元熱伝導方程式による配管端温度は、ほぼ一致したので、この配管厚さのケースでは、一次元で近似可能。
- アルミニウムは、ステンレスと比較して、急速に温度上昇。
- 配管長50mmでは、6分間で350°C程度、配管長70mmでは、8分間で300°C程度。
- 圧力配管の温度と配管詰まり、及びアブレータに圧力孔を開ける影響は、実機と同様の設置台とアブレータを用いた、アーク風洞試験で検証。

端部温度をプロット



## 高温における圧力計測に対応する圧力センサの選定

配管温度検討結果に基づき、よどみ点圧力計測では最高計測温度400°Cを条件として、機体に設置できる重量・大きさのセンサを選定。

よどみ点圧力計測には①を、側面圧力計測には②を採用。

①

②

Kulite XTEH-10L-190  
環境温度: -55~538°C  
温度補償: 25~454°C

PIN	"I"	"L"	WIRING
190	10-32 UNF-2A	.437	11.1 mm
190M	M6 x 8	.437	11.1 mm
190	10-32 UNF-2A	.760	19.3 mm
190M	M6 x 8	.760	19.3 mm

WIRING

COLOR	DESIGNATION
RED	+ INPUT
BLACK	- INPUT
GREEN	+ OUTPUT
WHITE	- OUTPUT

Kulite XTE-190  
環境温度: -55~273°C  
温度補償: 25~232°C

PIN	"I"	"L"	FUNCTION	CONNECTOR
190	10-32 UNF-2A	.437	11.1 mm	1
190M	M6 x 8	.437	11.1 mm	1
190	10-32 UNF-2A	.760	19.3 mm	2
190M	M6 x 8	.760	19.3 mm	2

FUNCTION

WIRING COLOR	CONNECTOR
RED	+ INPUT
WHITE	- OUTPUT
BLACK	- INPUT
GREEN	+ OUTPUT

## 2. 空力設計等検証計画

低速～極超音速までの静・動安定および、よどみ点圧力計測に関する検証試験を実施。

1. 静特性はCFD及び風洞試験で検証する。ベース圧は、バリスティックレンジ試験で検証する。
2. 動安定は、CFD及びバリスティックレンジ試験で検証する。
3. よどみ点圧力計測法の妥当性は、アーク風洞試験で検証する。

項目	2015年3月				4月				5月	
	9	16	23	30	6	13	20	27	4	11
バリスティックレンジ試験	■	■								
超音速風洞試験					■					
極超音速風洞試験							■			
遷音速風洞試験										■
アーク風洞試験				■						

9

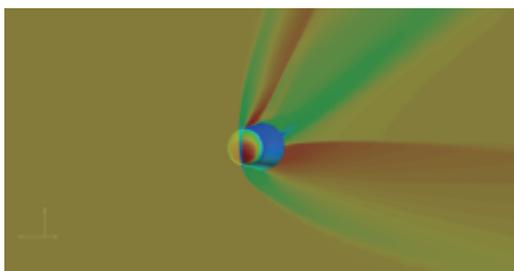
## CFDによる静・動安定の検証

1. 静特性は、構造格子で、乱流モデル(SA-R)を用いてFaSTARで計算。
2. 動安定は、DESにより計算。振動中心は迎角 $0^\circ$ 、振幅は $10^\circ$ 、振動周期は、計算効率を考慮して、50Hzで実施。

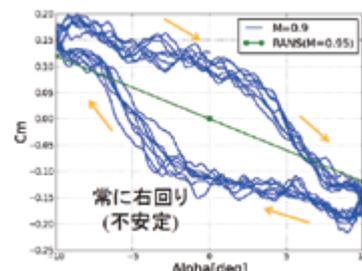
⇒ マッハ数0.4での弱い静安定と、遷音速での動的不安定が確認された。

### CFD計算マッハ数

項目	計算マッハ数
静特性	0.4、0.8、0.95、1.05、1.4、2.5、4.0
動安定	0.9、1.1、1.4、3.0



静特性計算例(マッハ数2.5、迎角 $20^\circ$ )



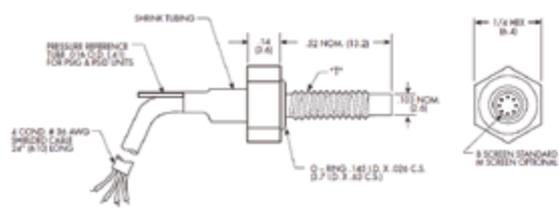
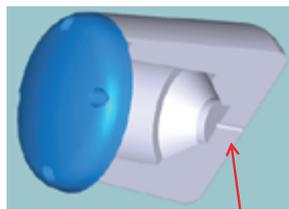
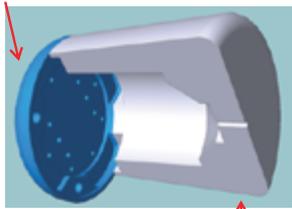
動安定計算例(マッハ数0.9)

10

## バリステックレンジ試験計画

1. 模型サイズは、圧力センサ等の内挿を考慮して、バリステックレンジで使用できる最大サイズ(ベース面直径0.1m)とした。
2. ベース圧を計測できるように、圧力孔を穿孔、圧力センサを設置できるようにした。

前部:アルミ



後部:NCナイロン

圧力孔

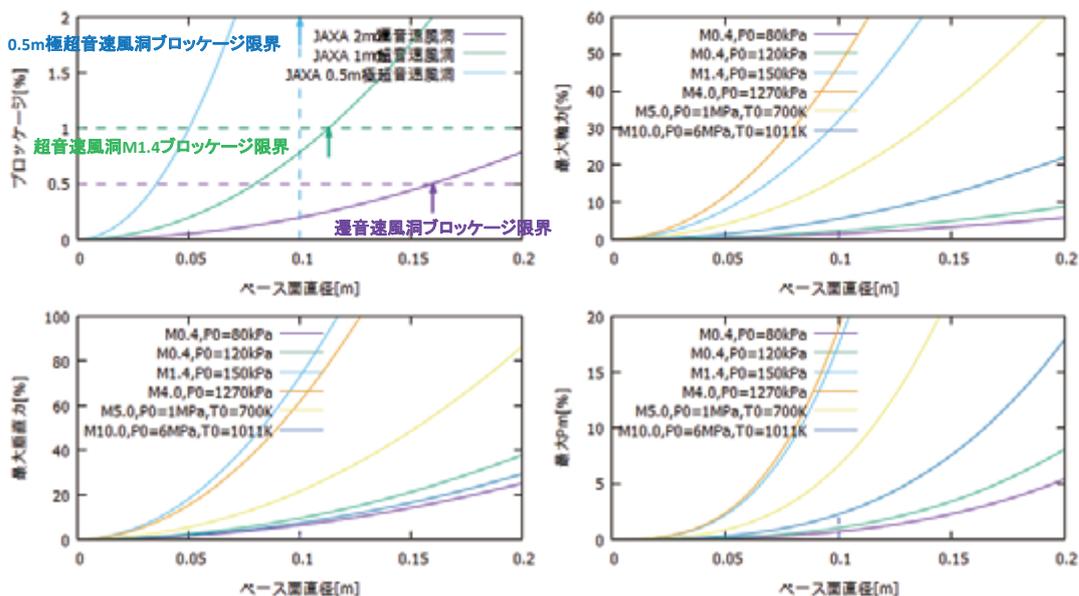
kulite XT-140M

※模型2個、サポ-20個を製作。

※加速度計測と圧力計測は、使用するデータロガーが異なるため、別々に実施。

## 遷・超・極超音速風洞試験計画

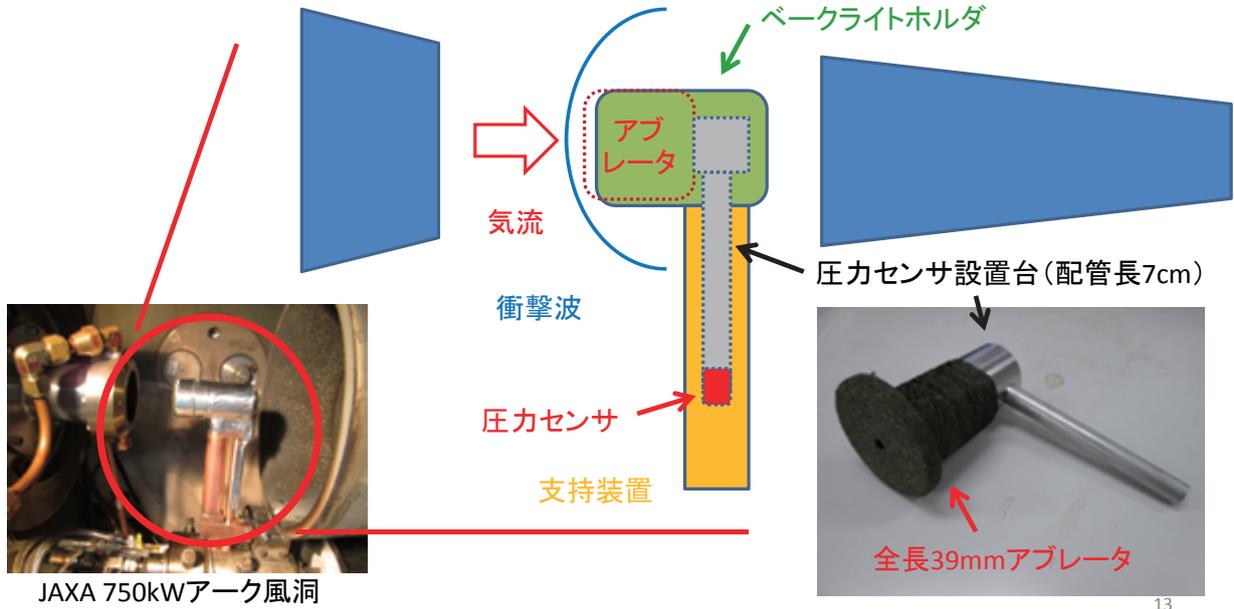
HTV-R回収機風洞試験用天秤を使い、すべての風洞で同一の模型を使用する方針とした。



JAXA1m × 1m超音速風洞マッハ数1.4の通風と、JAXA0.5m極超音速風洞マッハ数5.0の通風、及び天秤容量を考慮して、ベース面直径0.1mの模型を使用する事とした。

## アーク風洞試験計画

実機と同一のアブレータ、アブレータ厚さ、圧力センサ設置法で試験を実施。  
 実機と同一の圧力センサ設置台を使用する為に、新たに支持装置を製作。



13

## 3. 検証試験結果

第四研究ユニットの協力により、角田宇宙センターのバリスティックレンジで検証試験を実施。



バリスティックレンジ概観



高速度カメラによる供試体撮影

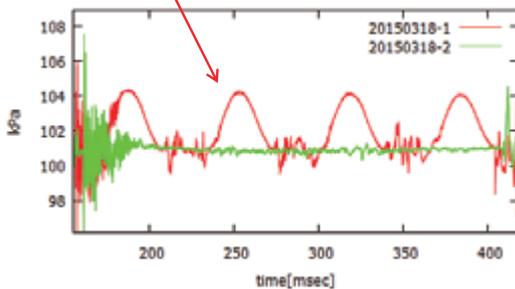
14

## バリスティックレンジ試験結果

### ベース圧計測結果

- マッハ数0.25でベース圧係数-0.24程度、マッハ数0.49でベース圧係数-0.3~-0.4程度となり、CFDの検証が出来た。

模型とサポー分離板の接触により、回転運動が発生。



ベース圧計測例(マッハ数0.25)

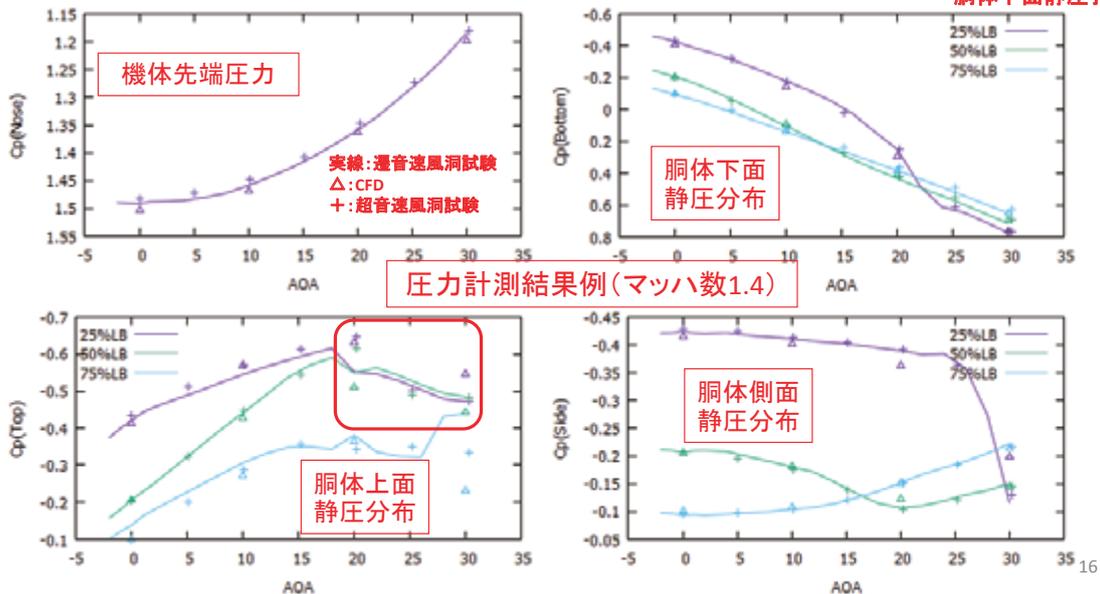
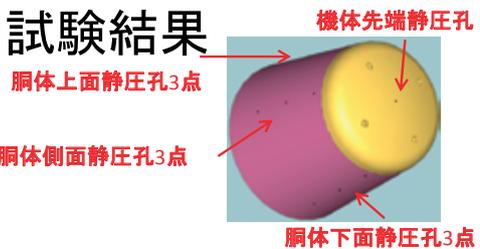


15

## 遷・超・極超音速風洞試験結果

調布航空宇宙センターの風洞で検証試験を実施。

- CFDと風洞試験結果は、概ね一致。
- マッハ数1.4では、迎角20°付近に風洞試験とCFDの上面圧力の違いが発生。

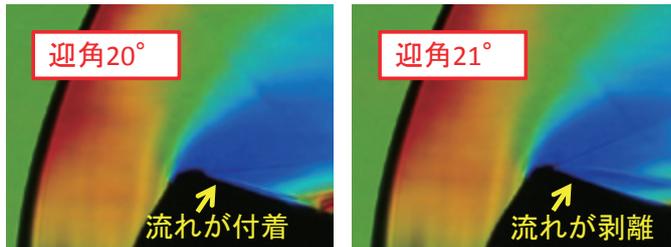


16

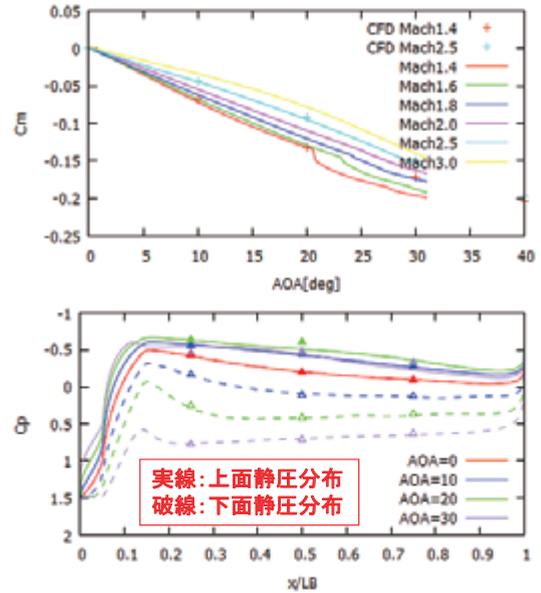
## 遷・超・極超音速風洞試験結果

- マッハ数1.4では、迎角 $20^\circ$  付近でCFDには見られないピッチングモーメントのキックが発生。  
 - 風洞試験とCFDの剥離の微妙な差が原因と推定。
- マッハ数2.5ではピッチングモーメントのキックは完全に消滅。

※実際にはアブレーションの影響により、形状が多少異なる。



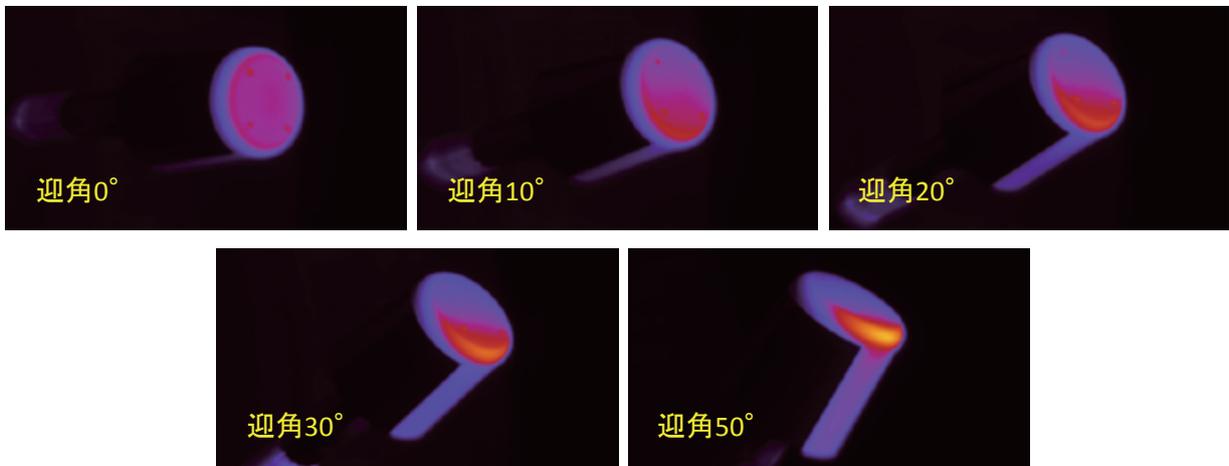
マッハ数1.4、(超音速風洞試験)



## 遷・超・極超音速風洞試験結果

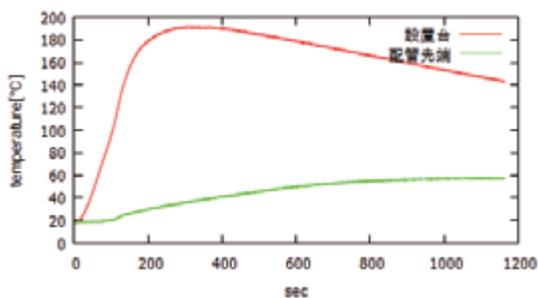
JAXA1.27m極超音速風洞で空力加熱率計測試験を実施。  
 設計検証用の層流空力加熱率を計測出来た。

空力加熱率計測結果

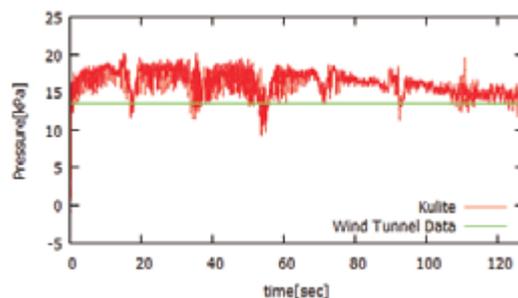


## 750kWアーク加熱風洞試験結果

- よどみ点加熱率 $1.76\text{MW/m}^2$ 、衝撃圧 $13.9\text{kPa}$ を目標値として、総加熱量を実機と合わせる為に127秒間通風を実施。(実機最大よどみ点加熱率 $1.42\text{MW/m}^2$ 、衝撃圧 $9.74\text{kPa}$ )
- 圧力センサ設置台の最大温度は、通風終了後約170秒で $190^\circ\text{C}$ 程度、圧力センサ取付け部では、 $60^\circ\text{C}$ 程度。
  - 想定よりも温度が低いのは、配管設置台接触面の温度が、アブレータ昇華温度に達していない事が主な原因と推定。
  - 高温対応圧力センサを用いれば、配管設置台にセンサを設置しても問題無し。配管先端であれば、通常の圧力センサでも問題無し。
- 圧力計測値は、風洞測定値と比較して、最大 $6.6\text{kPa}$ 程度の差が発生。



圧力センサ設置台温度計測値



圧力計測値

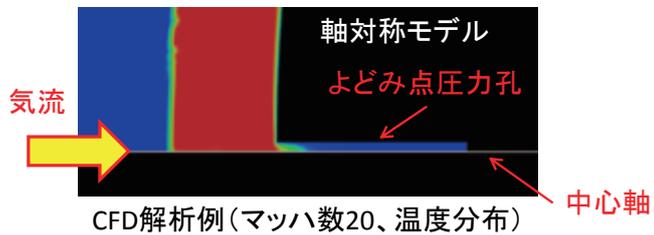
19

## 750kWアーク加熱風洞試験結果

- 圧力配管中には、ほこり程度が付着するのみで、大きいアブレータ片等や詰まりは無し。
- アブレータリセッションにより、全長は $27\text{mm}$ に減少(リセッション量 $12\text{mm}$ )する。また、元々直径 $4\text{mm}$ の圧力孔周りに、最大直径 $12\text{mm}$ 、深さ $6\text{mm}$ の窪みができる。
- 圧力孔穿孔の影響は、アブレータリセッション以外の影響(分裂など)は無し。
- アブレータ背面は影響なし。



圧力配管中の付着物



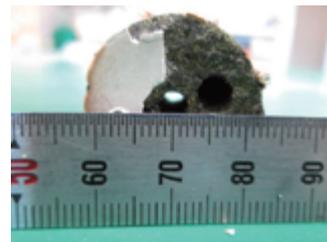
CFD解析例(マッハ数20、温度分布)



通風前アブレータ前面



通風後アブレータ前面



通風後アブレータ背面

⇒よどみ点圧力計測における圧力配管温度の妥当性、アブレータや配管への悪影響が無い事を確認できた。

20

## 4. 検証試験で判明した試験における課題

### 1. バリスティックレンジ試験

- 模型が回転する現象が発生。原因としては、そもそも静安定が弱いので擾乱に弱い、サボー・模型分離時の物理的・空力干渉の可能性が考えられる。
- 飛行速度を上げられない。重量を考慮せずに模型を最大サイズにしたため、最大マッハ数が0.49となった。この重量でこれ以上飛行速度を上げるには、キャッチャーの改修等が必要。
- 空力特性の同定には、計測値の処理を考慮した加速度センサの配置等の事前検討が必要。

### 2. アーク風洞試験

- 欲を言えば、空力加熱率と動圧を飛行条件に合わせられるとより良い。

### 3. 極超音速風洞試験

- 遷・超音速風洞試験と同様の圧力計測方法を採用したため、圧力配管長が2.3m程度となった。この為、配管内部の粘性の影響により、測定部圧力0~80Pa程度の範囲で、圧力センサ出力に変化が無くなった。
- 天秤温度が懸念されたが、50°Cを超えないことが分かった。但し、天秤の温度勾配による温度ドリフトの影響は懸念される。

### 4. 遷・超音速風洞試験

- 通常の遷・超音速風洞試験における模型の設計法を用いたので、特に問題は無かった。

21

## 5. まとめ

空力設計等検証試験を実施し、以下の事が分かった。

- カプセル形状は単純な形状であるので、風洞試験結果と静特性の定常CFD計算結果が良く合った。但し、マッハ数1.4付近のピッチングモーメントのキックのような、剥離を伴う現象にはCFDは弱い事が分かった。これは、非定常CFD計算により改善の可能性はある。
- バリスティックレンジ試験における圧力計測試験は、余り事前の検討をせずに、有効なデータを得ることが出来る。
- 力計測等より有効なバリスティックレンジ試験の実施には、空力特性の検討や模型・サボーの設計等、事前準備が必要である。
- 極超音速風洞試験における圧力配管を用いた圧力計測は、圧力配管応答の他、粘性の影響による真空付近の圧力応答の消滅の回避が課題である。

22

## 謝辞

空力設計等検証試験の実施には、多くの皆様の御協力を頂きました(敬称略)。ここに感謝の意を表します。

1. バリスティックレンジ試験
  - 丹野英幸、小室智幸、他
2. アーク風洞試験
  - 藤田和央、鈴木俊之、水野雅仁、滝沢直美(供試体設計、熱電対計装)
  - 足立寛和(供試体製作)
  - 藤井啓介、水野雅仁、吉田哲生、猪野秀幸、平間一貴、他(支持装置設計、試験計画・実施)
3. 超音速風洞試験
  - 満尾和徳、渡辺光則、飯島秀俊、安藤法久、西島寛典、平野貴司、他
4. 極超音速風洞試験
  - 藤井啓介、津田尚一、小山忠勇、板橋幸広、中川宗敬、中村晃祥
5. 遷音速風洞試験
  - 永井伸治、渡邊篤史、知念大実、平間一貴、真城仁、馬込誠、我那覇義人、他(試験計画・実施)
  - 口石茂、越智康浩(ハイブリッド風洞)
6. 事務手続き
  - 佐藤美砂子

