

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¹⁾。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²⁾。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³⁾、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。

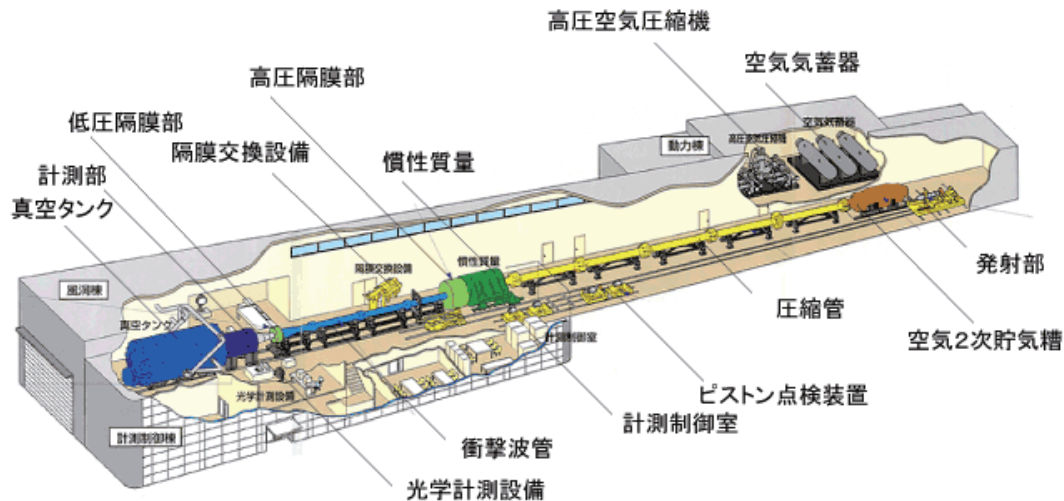


図1 高温衝撃風洞 (HIEST)

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⁴⁾。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⁵⁾。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 : 7.7m³
- 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⁶⁾。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⁷⁾、スクラムジェット⁸⁾、高速予冷ターボジェット、RBCC⁹⁾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

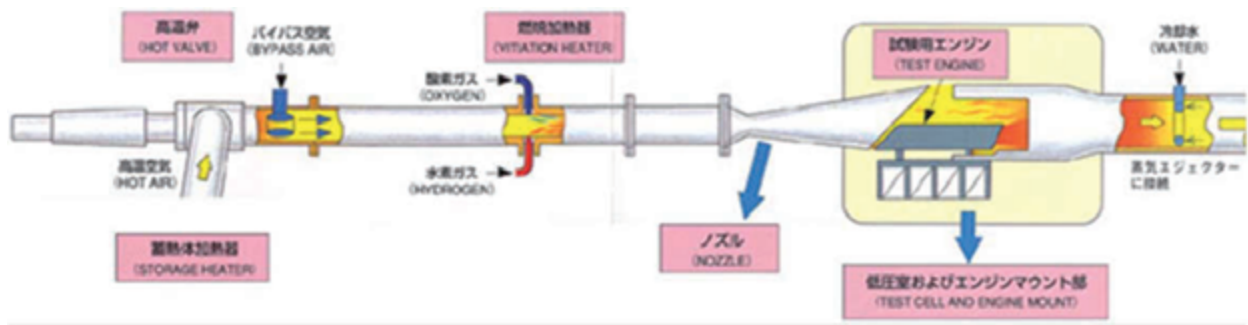


図3 RJTF 概要。

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¹⁰⁾。

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、並行してポ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¹¹⁾。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¹²⁾。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

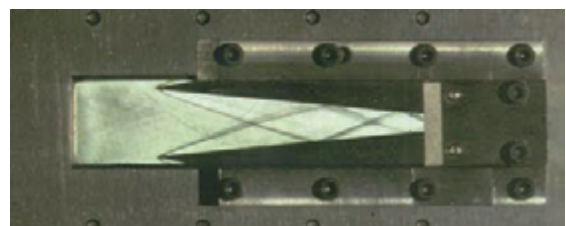


図4 マッハ4小型風洞で撮影した空気取り入れ口内部の衝撃波。

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/m² (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¹³⁾、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¹⁴⁾。

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

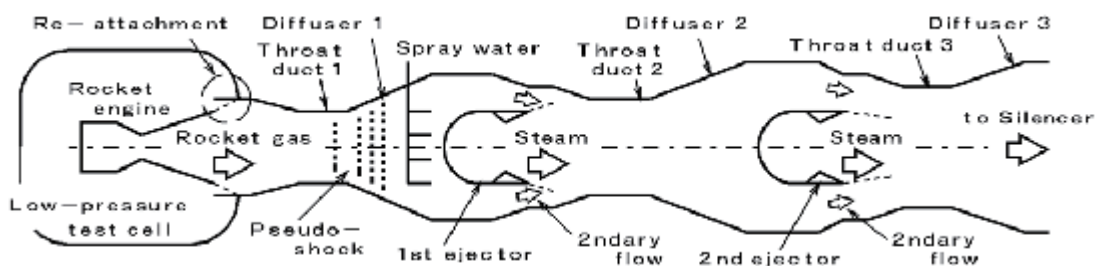


図 5 角田宇宙センターの HATS 概念図。(@日本航空宇宙学会)

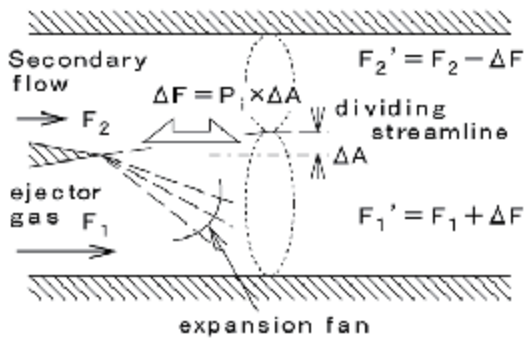


図6 エジェクター一次流（超音速）と二次流（亜音速）との運動量交換の概念図。一次流圧力が二次流圧力よりも高い場合。（@日本航空宇宙学会）

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^{15,16)}、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¹⁷⁾。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¹⁸⁾。

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

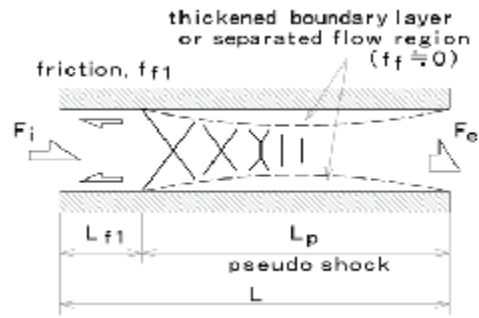


図7 直管中の擬似衝撃波と力の釣り合い。

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。

$$F_e = F_i - f_{f1} \tag{1}$$

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¹⁹⁾。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²⁰⁾。

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²¹⁾。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²²⁾。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。

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

δ^* 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

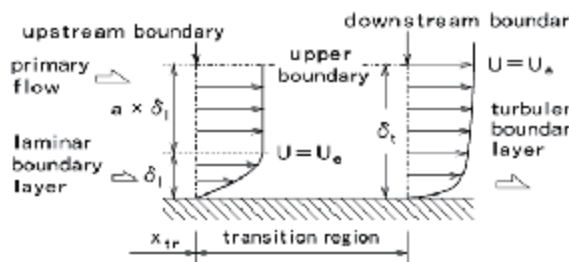


図 8 境界層遷移における流れ場の様子。(@日本航空宇宙学会)

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、 θ は運動量厚、 δ 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

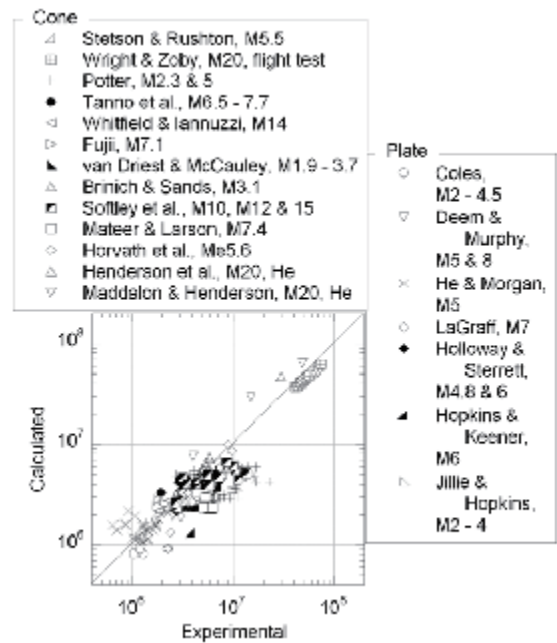


図 9 質量保存に基づく遷移位置推算法による計算結果と実験値との比較。(@日本航空宇宙学会)

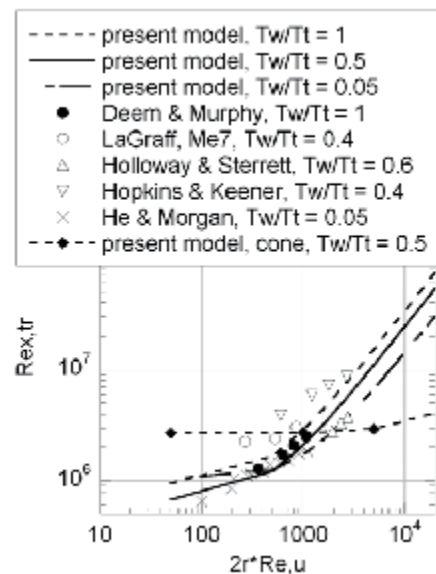


図 10 鈍頭レイノルズ数と遷移レイノルズ数との関係。一様流マッハ数 6 の場合。(@日本航空宇宙学会)

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 HIRST 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