

# 宇宙航空研究開発機構特別資料

## JAXA Special Publication

---

第72回 風洞研究会議論文集

2005年3月

宇宙航空研究開発機構

Japan Aerospace Exploration Agency

宇宙航空研究開発機構特別資料  
JAXA Special Publication

第72回 風洞研究会議論文集

Proceedings of the Wind Tunnel Technology Association 72<sup>nd</sup> meeting

2005年3月  
March 2005

宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency

2011年10月10日

2011年10月10日

2011年10月10日

---

2011年10月10日

## 目 次

第72回風洞研究会議（平成16年5月20、21日）

1. エンジンを搭載した超音速機のフラッタ試験について（その2） ..... 1  
有蘭 仁、町田 茂、齋藤健一、菊池孝男、中道二郎（JAXA）  
井上 隆（JADC）、秋葉公三郎（富士重工）
2. 1m×1m超音速風洞測定部境界層測定試験 ..... 6  
渡辺光則、飯島秀俊、佐藤 衛、永井伸治（JAXA）  
西島寛典、木村 毅（ISE）板橋幸広（JAST）
3. WINTECにおける境界層遷移位置計測法整備へ向けた遷音速試験 ..... 14  
藤井啓介、佐藤 衛、野口正芳、満尾和徳、細江信幸（JAXA）
4. パネル法風洞壁境界修正の低速風洞試験への適用 ..... 21  
日高亜希子、森田義郎、口石 茂（JAXA）
5. アクティブフラップ付きブレードロータのBVI騒音風洞試験 ..... 27  
吉本稔、足立直人、内山直樹（三菱重工）  
近藤夏樹、齋藤 茂（JAXA）



# エンジンを搭載した超音速機のフラッタ試験について (その2)

○有菌仁, 町田茂, 齊藤健一, 菊池孝男, 中道二郎 (宇宙航空研究開発機構)  
井上隆 ((財) 日本航空機開発協会)  
秋葉公三郎 (富士重工業株)

## Flutter Wind Tunnel Testing with Scaled Model for SST

Hitoshi Arizono, Shigeru Machida, Takao Kikuchi, Jiro Nakamichi (JAXA/ISTA)  
Takashi Inoue (JADC)  
Kousaburou Akiba (FHI)

### 概 要

JAXA SSTプロジェクトの第2フェーズとして計画されていたジェット実験機 (第1次形状) の弾性模型によるフラッタ試験を, JAXA 0.6m × 0.6m 遷音速フラッタ風洞で実施した. 本試験の目的は解析ツールの精度検証のためのデータの取得である. 試験供試体には小型超音速ジェット実験機の11%スケール弾性模型を用い, 風洞通風域でフラッタを発生させるために翼端後縁に翼型に整形した鉛が取り付けられている. 風洞試験により, 7点のフラッタポイントを取得し, 明確なフラッタバウンダリを捕捉した. また, 模型損傷回避策が有効に働き, 同一模型でフラッタバウンダリを捕捉することができ, 解析ツールの精度検証のための有用なデータを取得した.

### 1. はじめに

遷音速域を飛行または通過する超高速航空機において, 遷音速域でフラッタ速度が低下する遷音速ディップと呼ばれる現象が知られている. そのために, 遷音速域を運用範囲にもつ超高速機の設計では, 初期段階から空力弾性設計を行う必要があり, 遷音速域におけるフラッタ境界は正確に推算されなければならない. 遷音速域では, 衝撃波, 流れの剥離など空気力の非線形性を考慮する必要があり, 問題がより複雑になる.

これまでに, SST ロケット実験機を対象として空力弾性問題の検討が行われている [1, 2]. 主翼, エルロン, ロケットフィンについて, いずれもマッハ数0.7~1.2の範囲でフラッタ速度が最小となるものであった.

SST ジェット実験機のようにアローウイングにエンジンナセルを取り付けたような複雑な形状を対象としたフラッタ速度を推算するための非線形解析ツールが開発されているが, 解析精度を検証するためのデータはまだ不十分である.

本研究は, 宇宙航空研究開発機構, (財) 日本航空機開発協会, 富士重工業 (株) の共同研究「超高速輸送機のフ

ラッタ特性に関する研究」に基づくものであり, 超高速輸送機を対象に, 遷音速域での特異なフラッタ現象を予測するためのフラッタ特性推算手法についての研究を行うことを目的としている. この中で, 解析ツールの精度検証のためのデータを取得するために, SST ジェット実験機の空力弾性相似模型を用いてフラッタ風洞試験を実施し, 解析ツール検証に必要なデータを取得した.

### 2. 試験概要

#### 2.1 小型超音速実験機について

本試験の供試体は, 旧航空宇宙技術研究所で計画され基本設計を行った小型超音速ジェット実験機 [3] の第1次形状をモデルとした. ジェット実験機は, 全長11.5m, 全幅4.93m, 実験機単体の重量は2750kgである. 機体の概要を図1に示す.

#### 2.2 試験供試体について

本風洞試験に用いた弾性模型を図2に示す. 模型平面形は, SST ジェット実験機の第1次形状と相似であり, スケール比は11%である. 翼根コード長430mm, 翼端コード長71mm, 半スパン長246mmであり, 翼型は

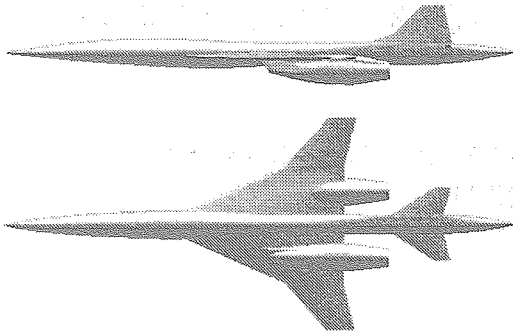


図1 SSTジェット実験機

NACA0006である。また、内舷側後退角 $66^\circ$ 、外舷側後退角 $44.5^\circ$ である。

構造様式としては、桁は疑似等方性のCFRP積層板であり、ジェット実験機の主翼剛性を模擬すべく図3に示すように主桁構造と翼型を保持するための補助構造に分け、主桁構造の板厚は翼根部で8 mm、翼端部で1.6 mmとし、それらを含め10翼素に分け段階的に変化させた。補助構造部は、翼の平面形および翼型を保持するためのものであり、板厚は1.2 mmとした。

空力的な整形には発泡ウレタンを用いた。これは、翼の剛性増加、質量増加に極力影響しないようにするためにスパン方向に21.5 mm 間隔で約0.5 mmのスリットを入れた。

翼は、風洞壁境界層の影響を取り除くために半円筒状のフェアリングに取り付けられている。このフェアリングは、風洞壁への取り付け治具も兼ねている。エンジンナセルは、変断面形状のソリッド（空力的に完全に閉塞）のモデルで模擬した。

本模型には、図2に示すように翼端後縁に翼型の一部となるように整形された鉛が錘として取り付けられている。この錘は、フラッタの振動モードを変えずに、遷音速フラッタ風洞のオペレーション範囲内でフラッタが発生するように、改修によって取り付けられたものである。また、この錘は、フラッタが発生した際に慣性力によって

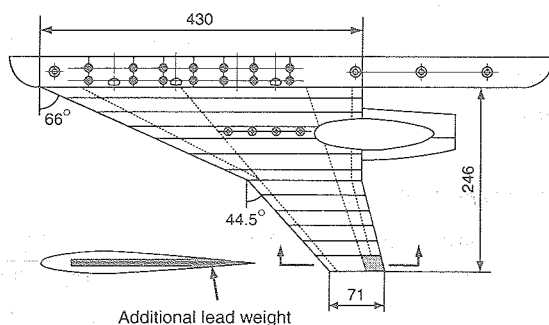


図2 供試体平面図

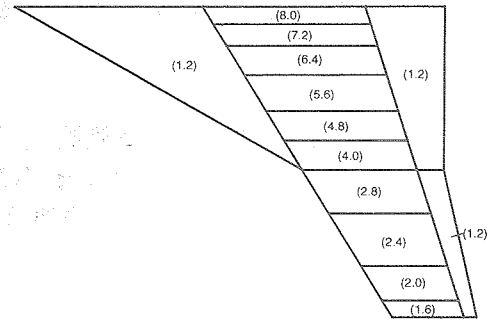


図3 模型桁構造

飛散し、その結果模型の振動特性が変化し、フラッタが停止するという模型損傷回避策の役目もある。

### 2.3 供試体改修

本模型は、遷音速フラッタ風洞オペレーション範囲内でフラッタが発生しなかった。そのため、1. 遷音速フラッタ風洞オペレーション範囲内でフラッタが発生するように固有振動数を下げる。2. フラッタの振動モードを変えない。という設計目標に基づき模型を改修した。改修方法としては、翼端後縁に錘を取り付けることとした。錘は、図2のように翼型の一部となるように成形された鉛(9g)を取り付けた。この錘は、フラッタが発生した際に慣性力により飛散し、その結果模型の振動特性が変化し、フラッタが停止するという模型損傷回避策の役目もある。

### 2.4 遷音速フラッタ風洞概要

本研究に用いた風洞は、JAXA 所有の遷音速フラッタ風洞設備である。運転範囲はマッハ数0.5~1.2、集合胴総圧150~400 kPaである。また、測定部は0.6 m × 0.6 mであり、持続時間は最大120 sec程度である。本風洞は、マッハ数を一定にして集合胴総圧をスイープさせる( $P_0$ スイープ)、集合胴総圧を一定にしてマッハ数をスイープさせる( $M$ スイープ)、マッハ数を動圧に比例させてスイープさせる(比例スイープ)ことがそれぞれ可能である。また、模型射出装置が装備されており、フラッタ発生時に模型の破損を防ぐこと、模型を風洞初期荷重から保護することが可能である。本風洞試験では、模型の取り付けの都合上、模型射出装置は使用できなかった。

### 2.5 試験セットアップ

図4に計測システムの概要を示す。計測項目は、主翼桁内に埋め込んだ歪ゲージ出力および気流データ(集合胴総圧、測定部静圧、集合胴全温)である。これらのデ

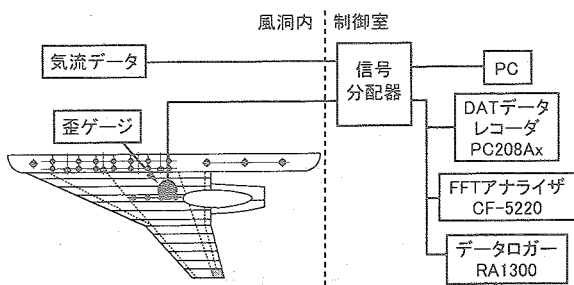


図4 計測システム

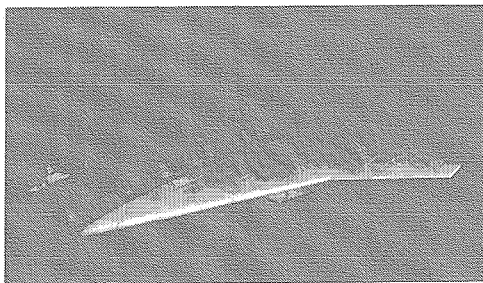


図5 模型取り付け状況

表1 固有振動数 (Hz)

	改修前	改修後	第1次風試後
モード1	98	81	77
モード2	149	132	126
モード3	238	224	196

ータは、風洞に備え付けのPCに取り込まれる。また、歪ゲージ出力は、FFTアナライザ、データレコーダ、データロガーにも接続し記録した。また、測定部窓から高速度ビデオカメラによりフラッタ発生時の様子を撮影した。図5に風洞壁に模型を取り付けた様子を示す。

### 3. 試験結果

#### 3.1 振動試験

振動試験は、JAXA 所有の動的変位計測装置を用いた。加振は、エンジンナセル後方に取り付けた加振機によりランダム加振した。改修前、改修後および第1次風試後に計測した固有振動数を表1に示す。表中の第1次風試後とは、風洞試験が2回に分けて行われたため、その間に振動試験を行った結果である。また、模型を風洞に取り付けた状態でも簡易的に振動数を計測し、フラッタ発生後に振動数の低下が見られないかチェックを行った。第2次風洞試験中は、固有振動数の低下はほとんど見られなかった。

図6に第1次風試後の固有振動モードを示す。モード

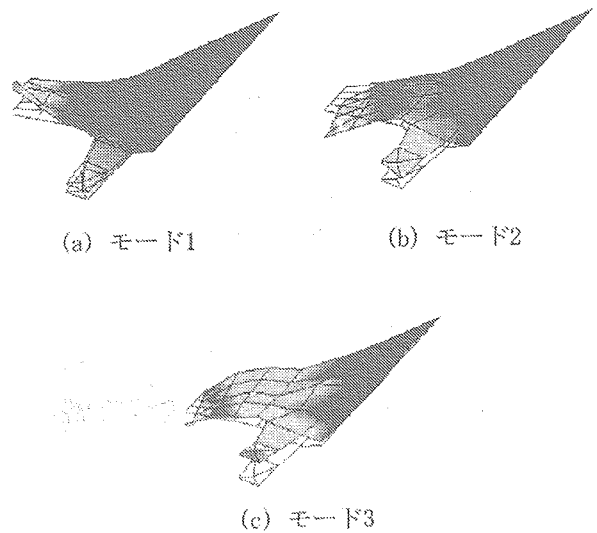


図6 固有振動モード

形状は、モード1が主翼曲げ1次、モード2が主翼曲げ2次、モード3が主翼ねじり1次である。これらのモード形は、改修前、改修後、第1次風試後ともほぼ一致している。

#### 3.2 フラッタ風洞試験

風洞試験は、3種類のスイープ方法 ( $P_0$  スイープ,  $M$  スイープ, 比例スイープ) で行った。風洞試験の試験条件を表2に示す。試験No.1~6は  $P_0$  スイープでスイープ速度は3~4 kPa/secである。試験No.7は比例スイープで、マッハ数を-0.002/sec,  $P_0$  を約2.7 kPa/secでスイープした。試験No.8~20は  $M$  スイープである。このうち、マッハ数のスイープ速度を試験No.8~15では0.005/sec, 試験No.16~20では0.003/secとした。

風洞試験は、3種類のスイープ方法 ( $P_0$  スイープ,  $M$  スイープ, 比例スイープ) およびスイープ速度をパラメータとし、表2に示す試験条件で行った。ここでは、主に第2次風洞試験の結果について示す。

図7および図8に代表的な試験のひずみゲージの時刻歴を示す。横軸は時刻、縦軸はひずみゲージの出力である。図7は典型的なフラッタ現象を示している。一方、図8は発散に至る前にある一定の振幅で不安定振動が続いている。これらのデータより、目標であったフラッタバウンダリの下方に不安定領域の存在が予想されたので、 $M$  スイープにより不安定領域の探索を行った。

図9に試験結果のまとめを示す。横軸はマッハ数、縦軸は動圧である。◇はフラッタポイント、◇—□は  $P_0$  スイープでの不安定領域、△—△は  $M$  スイープ (0.005/sec) での不安定領域、▽—▽は  $M$  スイープ (0.003/sec) での不安定領域である。



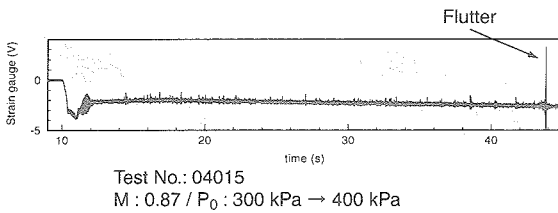


図7 フラッタ発生時ひずみゲージ出力 (その1)

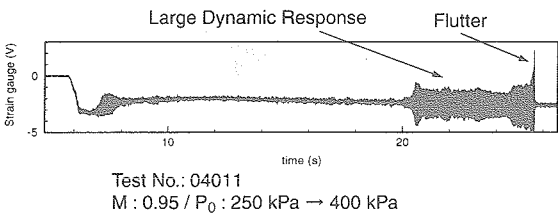


図8 フラッタ発生時ひずみゲージ出力 (その2)

表2 試験条件

試験No.	マッハ数 $M$	集合胴総圧 $P_0$ (kPa)
03068	0.90	200 $\frac{6kPa/s}{}$ 300 $\frac{3kPa/s}{}$ 400
04003	0.80 $\frac{0.01/s}{}$ 0.95 $\frac{0.005/s}{}$ 1.05	180
04004	0.80 $\frac{0.01/s}{}$ 0.95 $\frac{0.005/s}{}$ 1.05	290
04005	0.85 $\frac{0.01/s}{}$ 0.95 $\frac{0.005/s}{}$ 1.05	230
04006	0.85 $\frac{0.01/s}{}$ 0.95 $\frac{0.005/s}{}$ 1.05	200
04007	0.85 $\frac{0.01/s}{}$ 0.96 $\frac{0.005/s}{}$ 1.05	170
04008	0.85 $\frac{0.01/s}{}$ 0.92 $\frac{0.005/s}{}$ 1.07	150
04009	0.85 $\frac{0.01/s}{}$ 0.92 $\frac{0.005/s}{}$ 1.07	140
04010	0.90 $\frac{0.01/s}{}$ 0.95 $\frac{0.005/s}{}$ 1.10	250
04011	0.95	250 $\frac{4kPa/s}{}$ 400
04012	0.85 $\frac{0.02/s}{}$ 0.95 $\frac{0.003/s}{}$ 1.10	200
04013	0.85 $\frac{0.02/s}{}$ 0.95 $\frac{0.003/s}{}$ 1.10	250
04014	0.85 $\frac{0.02/s}{}$ 0.95 $\frac{0.003/s}{}$ 1.10	140
04015	0.87	300 $\frac{3kPa/s}{}$ 400
04016	0.85 $\frac{0.02/s}{}$ 0.93 $\frac{0.003/s}{}$ 1.12	150
04017	0.85 $\frac{0.02/s}{}$ 0.95 $\frac{0.003/s}{}$ 1.12	170
04018	1.11	250 $\frac{3kPa/s}{}$ 400
04019	0.97	250 $\frac{3kPa/s}{}$ 400
04020	1.05	250 $\frac{3kPa/s}{}$ 400
04021	1.06 $\frac{0.002/s}{}$ 0.98	270 $\frac{(2.7kPa/s \cdot \text{Hz}^{-1})}{}$ 380

$P_0$  スweepおよび比例スweepの試験において、7点のフラッタポイントを得た。また、マッハ数0.96~1.06の範囲において振動が飛散せずにある振幅を持った振動が持続するような不安定な領域を確認した。この領域は、動圧に影響されずにマッハ数のみに影響を受けるように見える。このことは、遷音速領域における衝撃波発生と関係があると予想されるが、今後さらなる検討が必要である。また、今回取得したフラッタバウンダリは、多くの文献等で報告されている内容と傾向は一致している。一方、不安定領域の存在は過去に示唆されたものの、明確な領域として報告された例は他に無い。この不安定領域の底は、残念ながら本フラッタ風洞の通風範囲では捉えることができなかった。

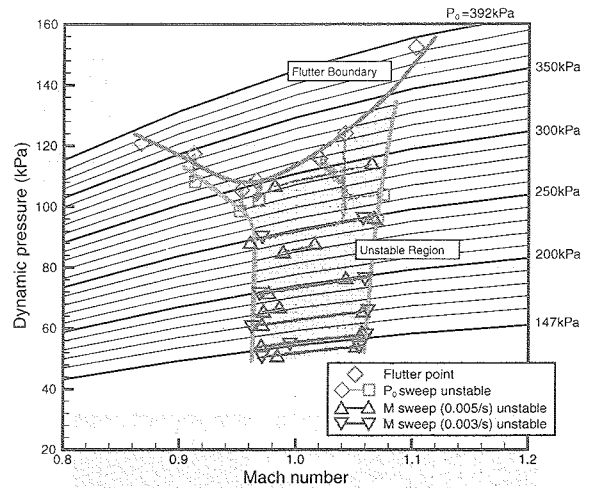
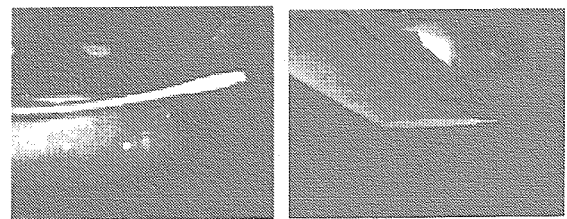


図9 試験結果

### 3.3 模型損傷回避策について

本模型には、翼端後縁に翼型鉛を取り付けてある。この鉛はフラッタが発生した際に慣性力により飛散し、その結果フラッタを停止させることができた。これは、鉛が飛散したために重心が前縁側に移動し、その結果Wash-out傾向を緩和することになりフラッタ速度が上ったためである[4]。図10に鉛が飛散する瞬間の高速ビデオカメラの映像および鉛飛散後の翼端後縁の状態を示す。また、鉛が飛散して新しい鉛を取り付けた後、4時間程度で次の試験を実施することができ、効率良く試験を実施できた。

振動試験の結果より、第1次風洞試験後の固有振動数が低下していることから、フラッタの発生によって模型に対しいくらかの損傷があると思われる。しかし、この模型損傷回避策によって、フラッタが発生して大きな荷重がかかった際にも、大きな損傷に至る前にフラッタを停止させることができ、1つの模型で第1次風洞試験と合わせて合計40ブローの試験ができた。



(a) 鉛が飛散する瞬間 (b) 鉛飛散後の状態

図10 模型損傷回避策

## 4. まとめ

本風洞試験において、7つのフラッタポイントを取得し、明確なフラッタバウンダリを捕捉した。また、フラ

ッタが発生した際に模型損傷回避策が有効に働き、短期間に同一模型でフラッタバウンダリを捕捉できた。今後は、取得した試験データを基に解析ツールの精度検証を行う。目的外ではあったが、遷音速領域における不安定領域は、発散的なフラッタバウンダリと振動が持続する不安定領域の2重構造になっていることを試験的に確認した。

#### 参考文献

- [1] 斎藤健一, 菊池孝男, 町田茂, 中道二郎: 次世代機のフラッタ特性, 第40回飛行機シンポジウム講演集, 2002.
- [2] K. Saitoh, T. Kikuchi, M. Tamayama: Wind Tunnel Flutter Tests for NEXST-1, Proceedings of International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 2003, June 2003.
- [3] 町田茂: ロケット実験機の機体開発とジェット実験機構造設計について, 第40回飛行機シンポジウム講演集, 2002.
- [4] 秋葉公三郎, 中道二郎, 井上隆: アローウイングのフラッタ速度に対する WASH-OUT 傾向の影響, 第45回構造強度に関する講演会講演集, 2003.

# 1m × 1m 超音速風洞測定部境界層測定試験

渡辺光則、飯島秀俊、佐藤衛、永井伸治（宇宙航空研究開発機構）  
西島寛典、木村毅（IHI エアロスペースエンジニアリング）、板橋幸広（航空宇宙技術振興財団）

## A Measurement of Turbulent Boundary Layer Thickness at the JAXA 1m × 1m Supersonic Wind Tunnel

Mitsunori WATANABE, Hidetoshi IJIMA, Mamoru SATO, Shinji NAGAI (JAXA)  
Hironori NISHIJIMA, Tsuyoshi KIMURA (ISE), Yukihiko ITABASHI (JAST),

### 概 要

JAXA 吹出式 1m × 1m 超音速風洞においては、平成 11 年度から平成 12 年度に行われた風洞改修後ユーザ試験と並行して、各種の気流特性試験を実施している。本報告では、風洞測定部中心下壁において境界層厚さを調べたので、その結果について述べる。

#### 1. はじめに

平成 11 年から平成 12 年にかけて、JAXA 吹出式 1m × 1m 超音速風洞上流部の改修が実施された。本改修の成果の一つとして、主要マッハ数において、測定部気流マッハ数の一様性が  $\pm 0.5\%$  の範囲で概ね達成された。その一様性の保証範囲は、測定部中心より上下方向  $Z = \pm 300\text{mm}$  × 左右方向  $Y = \pm 300\text{mm}$  × 気流方向  $X = \pm 500\text{mm}$  の領域である。この成果により、風洞ユーザには改修前に比べて良質な一様流の提供ができるようになった。しかし、ユーザ試験においては、測定部中心より上下方向  $\pm 300\text{mm}$  の一様性の保証範囲外で試験が実施される場合がある。実例としては、大型の細長物体模型による大迎角試験が上げられる。このような場合、マッハ数の保証された一様流中に模型があるのか、すなわち測定部境界層の影響の有無が問題となる。このような問題を解決するために、境界層の厚さを測定することとした。

本超音速風洞のノズルは、上下の可撓板により形状を形成する 2 次元可変ノズルである。従って、測定部の上下壁/左右壁の片面で、測定部の入口/出口の境界層厚さを測定すれば、測定部全体の境界層厚さが概ね把握できる。本報告では手始めとして、測定部中心下壁の境界層の厚さをピトー総圧  $Po_2$  測定により調べたので、その結果について述べる。

#### 2. 試験装置

##### 2.1 模型

境界層の厚さは、総圧管プローブ模型でピトー総圧  $Po_2$  を測定することにより調べた。図 1 から図 3 に示すように総圧管プローブ模型は、トラバースタイプ模型と櫛形模型の 2 形態である。それらのうち櫛形模型については、高さの異なる 2 種類を用いた。模型の取付けにおいては、測定部上下壁の境界層補正勾配 5/1,000 を考慮して、模型のプローブ先端部端面（入口端面）が水平になるように風洞下壁部に固定した。

図 1.1 及び図 1.2 にトラバースタイプ模型の寸法と同模型写真を示す。プローブ部の先端は平たい台形で、幅  $1.2\text{mm}$  × 厚さ  $0.5\text{mm}$ 、プローブ部の長さは  $80\text{mm}$  である。また動作可能範囲（有効ストローク長）は測定部下壁面より鉛直上方へ  $150\text{mm}$  である。通風におけるデータ取得時の動作制御は、ステップ制御で行った。なお、本模型は JAXA の第 2 遷音速風洞（2 次元風洞）で使用されたトラバースタイプ総圧管プローブ模型及び参考文献<sup>2)</sup>を参考に製作した。

図 2 及び図 3 に、測定部下壁面より鉛直上方へ  $120\text{mm}$  まで測定できる 15 列-H120 櫛形模型、及び同  $150\text{mm}$  まで測定できる 15 列-H150 櫛形模型<sup>2)</sup>の寸法と同模型写真を示す。プローブの寸法は外径  $\phi 1.0\text{mm}$  × 長さ  $10\text{mm}$  である。また間隔は一定でなく 3, 5, 10 及び  $15\text{mm}$  の組み合わせで、測定部下壁面近傍側の方を狭くした。

## 2.2 ピトー総圧 $P_{o2}$ 測定系

図4にピトー総圧  $P_{o2}$  測定の系統図を示す。トラバースタイプ模型にはスキャニバルブ製PDCR圧力センサーを、また15列櫛形模型には、同製電子走査式ZOC圧力センサーを使用した。測定レンジは両圧力センサーとも50PSIである。

## 3. 風洞試験

### 3.1 測定部内寸法

図5に測定部内の概要寸法を示す。主な寸法等は、以下の(1)から(3)の通りである。

- (1) 測定部サイズ
  - ・全長1,800mm、1m×1m正方形断面
  - ・上下壁に5/1,000境界層補正勾配有り
- (2) 測定部中心位置（気流方向  $X=0$ mm）
  - ・測定部出口より上流へ1,000mmの位置、すなわちシュリーレン窓の中心
- (3) 風洞マッハ数検出用静圧孔位置
  - ・測定部中心より上流へ  $X=640$ mm の位置（左右側壁に各3点）
  - ・本報告で使用した風洞静圧  $P_{\infty}$  は、この位置で測定したものをを用いた。

### 3.2 試験条件及びピトー総圧 $P_{o2}$ 測定位置

図6に試験条件及びピトー総圧  $P_{o2}$  測定位置を示す。

#### (1) 試験条件

図6に示すようにマッハ数  $M_{\infty}$  は1.4、2.0、3.0及び4.0、集合胴圧力  $P_o$  はそれぞれのマッハ数のノミナル値である。またレイノルズ数  $Re_{\infty}$  は、 $2.3 \sim 6.1 \times 10^7$  [1/m] である。

#### (2) ピトー総圧 $P_{o2}$ の測定位置

図6に示す「測定位置①」は、測定部中心 ( $X, Y=0$ mm) で、測定部下壁面より鉛直上方へ3～120mmの範囲である。この測定位置で使用した模型は、トラバースタイプ模型及び15列-H120櫛形模型である。また「測定位置②」は、気流方向：中心 ( $X=0$ mm)、東西方向：測定部中心より東へ130mmで、測定部下壁面より鉛直上方へ5～150mmの範囲である。模型は、15列-H150櫛形模型を使用した。

#### (3) 測定の手順

最初に櫛形模型により、一様流と境界層の概略分布を把握する。次にトラバースタイプ模型で境界層の外縁境界付近を細かく測定して、より正確な一様流と境界層の境界位置を把握する。

## 4. 試験結果

### 4.1 境界層マッハ数分布

図7.1から図7.4に、マッハ数  $M_{\infty}=1.4$ 、2.0、3.0及び4.0で取得した測定部下壁付近の境界層マッハ数分布を示す。ピトー総圧  $P_{o2}$  は、風洞静圧  $P_{\infty}$  を使用してマッハ数に換算<sup>3)</sup>した。

図7.1及び図7.3には、15列-H120櫛形模型のデータ再現性 ( $M_{\infty}=1.4$ :Run No.22689/22768、 $M_{\infty}=3.0$ :Run No.22687/22769) を示す。測定部下壁面付近で多少違いがあるが、概ね良好である。

図7.1から図7.3に、マッハ数  $M_{\infty}=1.4$ 、2.0及び3.0での、櫛形模型（15列-H120/H150櫛形模型）による測定部中心 ( $Y=0$ mm) と中心より東へ  $Y=-130$ mm の位置の違いによる比較を示す。 $M_{\infty}=1.4$  で若干の相違があるものの、全体的にはほぼ一致している。

トラバースタイプ模型と15列-H120櫛形模型のデータを比較すると、 $M_{\infty}=1.4$  で測定部下壁面付近と境界層外縁付近で若干の相違がある。しかし全体的には全てのマッハ数  $M_{\infty}$  で概ね一致している。若干のデータの相違については、模型形状の相違による影響と考えられる。

### 4.2 境界層厚さの定義

一般的に境界層厚さは、壁面から一様流の99% ( $0.99U_{\infty}$ ) の速度になるまでの距離と定義される<sup>4)</sup>。しかし本報告では、ユーザ試験の実用上の観点から、気流検定試験（マッハ数分布測定試験）の結果より一様流有効範囲を定め、それ以外の部分を境界層厚さとする<sup>5)</sup>こととする。

本超音速風洞の測定部マッハ数の一様性は、上記「1. まえがき」で述べた領域で、マッハ数分布の平均値を中心として  $\Delta M \pm 0.5\%$  以内（規定値）の一様性が概ね達成されている。本報告ではこれに基づき、マッハ数が上記規定値内にある位置までを一様流有効範囲と定める。また規定値から外れた位置から測定部下壁面までを、境界層厚さとする。

### 4.3 一様流有効範囲と境界層厚さ

図8.1から図8.4には、トラバースタイプ模型で取得した境界層マッハ数分布、マッハ数の一様性規定値 ( $\Delta M \pm 0.5\%$ ) 及び同規定値を基に求めた一様流有効範囲と境界層厚さを示す。また図9には、図8.1から図8.4の総括を示す。

図8.1から図8.4及び図9に示すように、一様流有効範囲の最大は  $M_{\infty}=2.0$  の場合で435mm、最小は  $M_{\infty}=4.0$  の場合で412mmである。

## 5. まとめ

JAXA吹出式1m×1m超音速風洞の測定部中心下壁で、ピトー総圧 $P_{o2}$ を測定して境界層厚さを調べた。ユーザ試験の実用上の観点から、マッハ数の一様性規定による一様流有効範囲を定め、主要マッハ数 $M_{\infty}=1.4, 2.0, 3.0$ 及び4.0における一様流有効範囲を求めた。

- (1) 一様流有効範囲は、測定部中心より約412mmから435mmの範囲にある。
- (2) 全体的に、境界層厚さはマッハ数 $M_{\infty}$ 増加に伴い厚くなる傾向を示した。

今後は測定部の入口（下壁）及びシュリーレン窓中心（側壁）での境界層厚み測定を実施する予定である。

## 6. 参考文献

- 1) 渡辺光則, 桶篤志, 浜本滋, 酒井謙二; 1m×1m超音速風洞改修後の風洞性能と運転方式について, NAL SP-51, 2001, PP.85-101
- 2) Eart R. Keener and Edward J. Hopkins; Accuracy of Pitot-Pressure Rakes for Turbulent in Supersonic Flow, NASA TND-6229, 1971.
- 3) Jerry M. Allen; Pitot-Probe Displacement in a Supersonic Turbulent Boundary Layer, NASA TND-6759, 1972.
- 4) 岩本順二郎; 圧縮性・粘性流体力学, 東京電機大学出版局, 1987年, 94-103頁

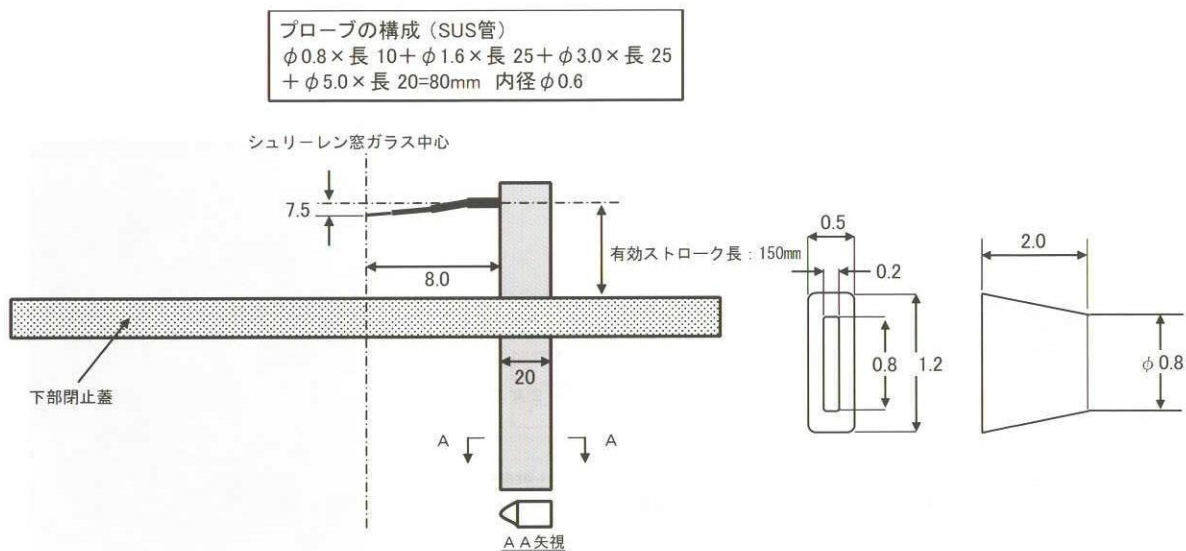


図 1.1 トラバースタイプ総圧管プローブ模型寸法

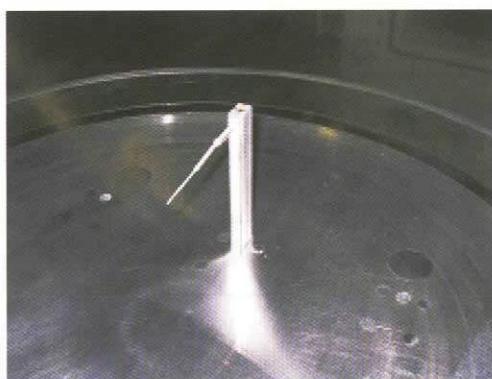


図 1.2 トラバースタイプ総圧管プローブ模型写真

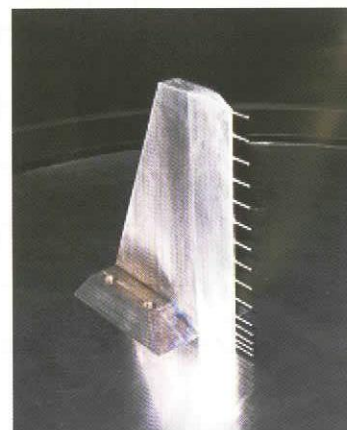
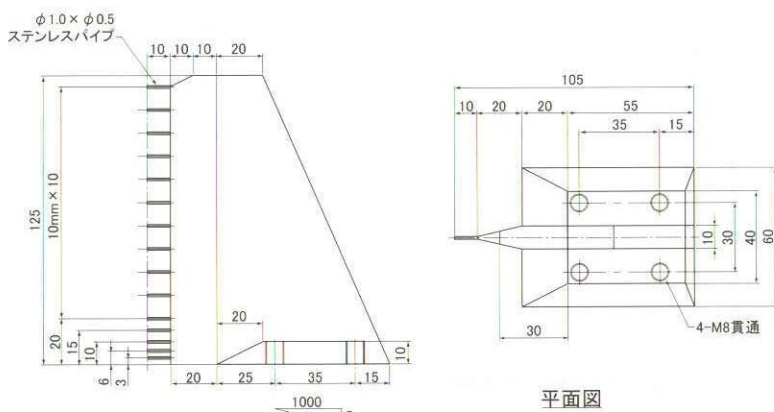


図 2 15 列-H120 楕形総圧管プローブ模型寸法/同模型写真

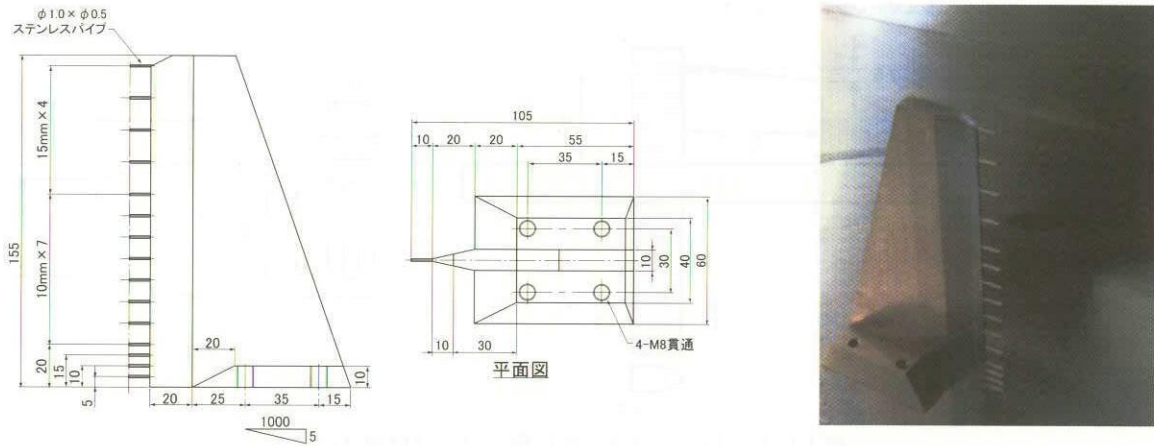


図3 15列-H150 櫛形総圧管プローブ模型/同模型写真

15 列-H120 櫛形総圧管プローブ模型: 15CH

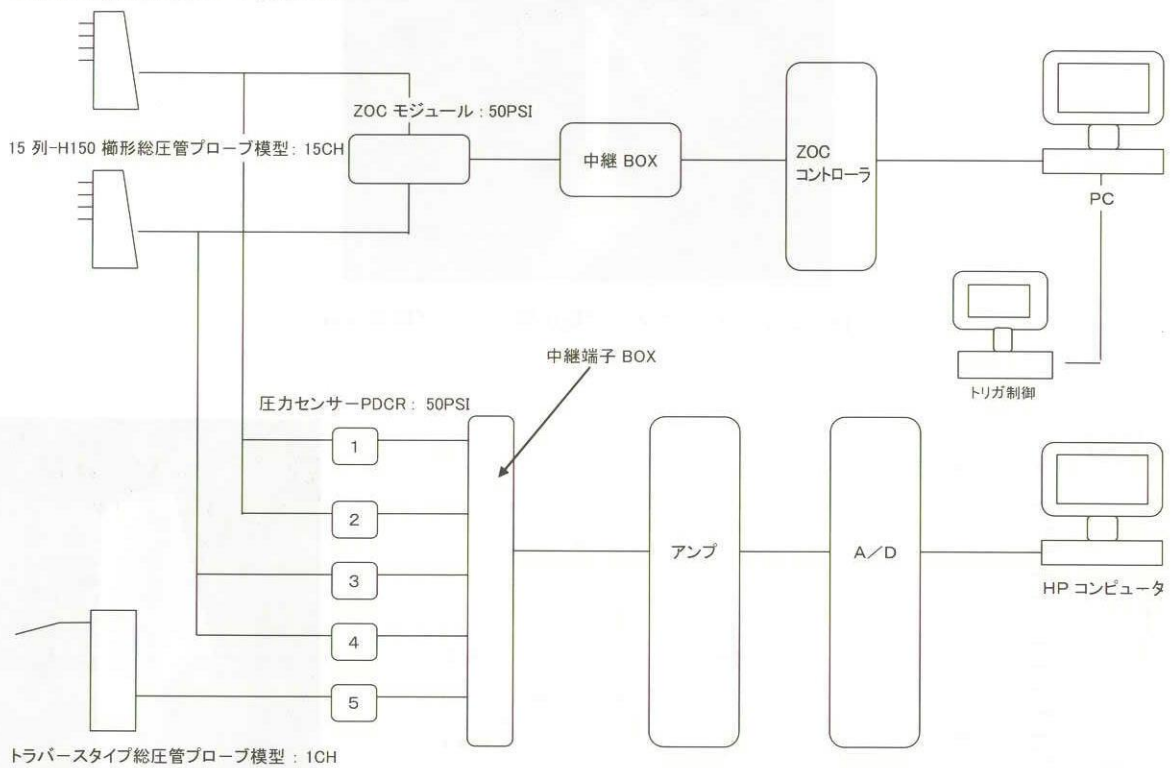


図4 ピトー総圧 Po2 測定の系統図



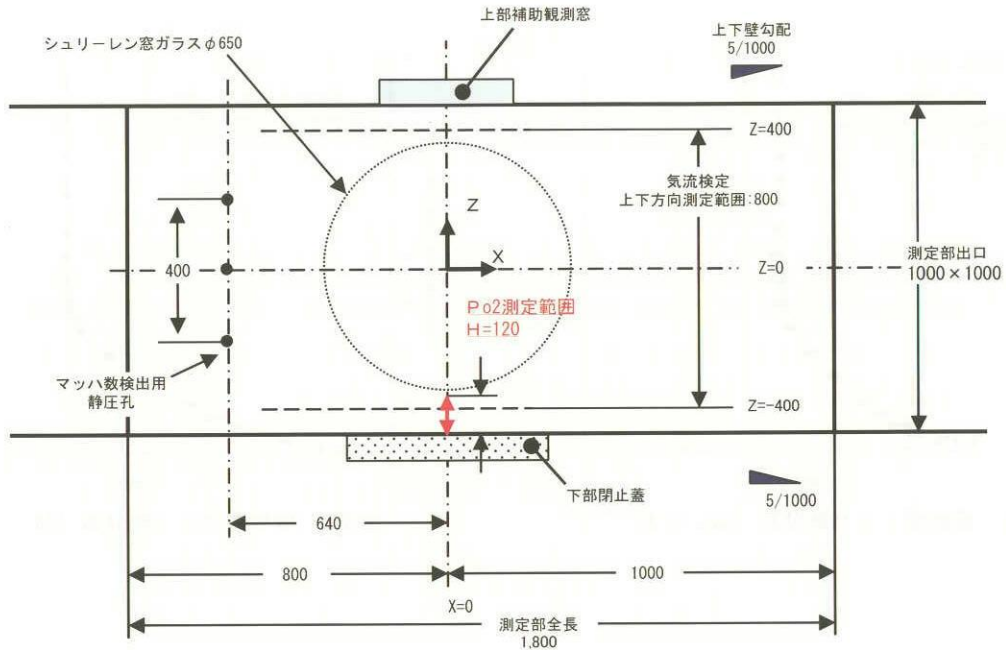


図5 測定部内概要寸法

ケース	1	2	3	4
$M_\infty$	1.4	2.0	3.0	4.0
$Po$ [kPa]	150	220	510	1270
$Re_\infty$ [1/m]	$2.3 \times 10^7$	$2.8 \times 10^7$	$4.0 \times 10^7$	$6.1 \times 10^7$
測定位置①	<ul style="list-style-type: none"> <li>・模型：トラバースタイプ総圧管プローブ模型／15列-H120楕形総圧管プローブ模型</li> <li>・プローブ先端の位置：気流方向／東西方向の中心</li> <li>・Po2 測定範囲：測定部下壁より鉛直上方へ3～120mm</li> </ul>			
測定位置②	<ul style="list-style-type: none"> <li>・模型：15列-H150楕形総圧管プローブ模型</li> <li>・プローブ先端の位置：気流方向の中心、東西方向は中心より東へ130mm</li> <li>・Po2 測定範囲：測定部下壁より鉛直上方へ5～150mm</li> </ul>			

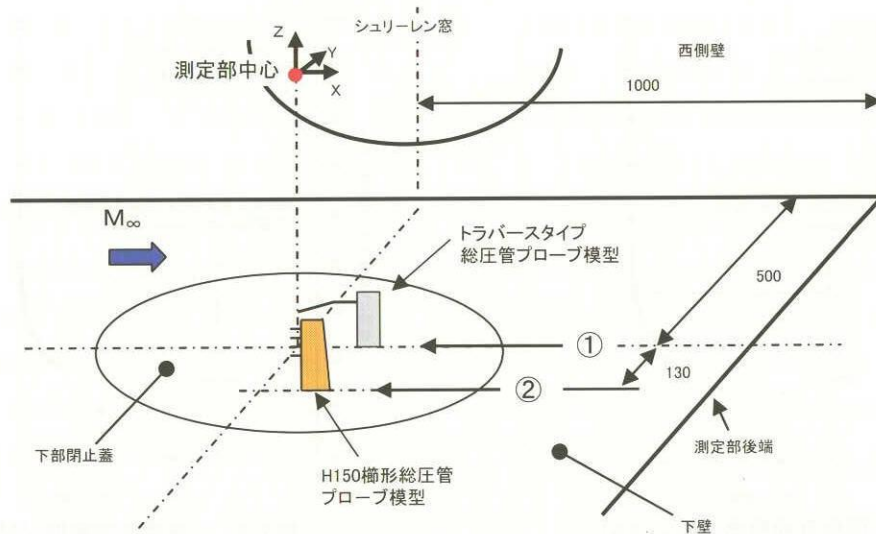


図6 試験条件及びピトー総圧 Po2 測定位置



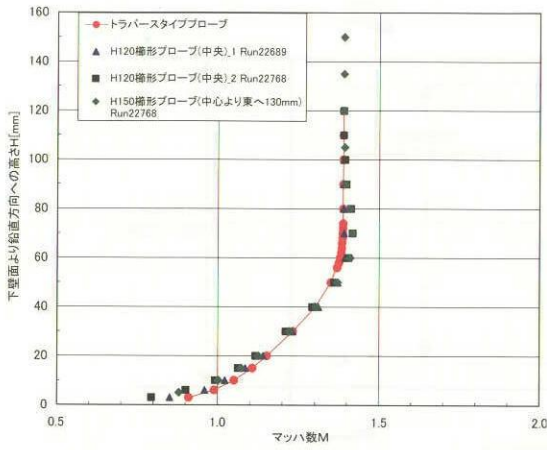


図 7.1 境界層マッハ数分布 ( $M_\infty = 1.4$ )

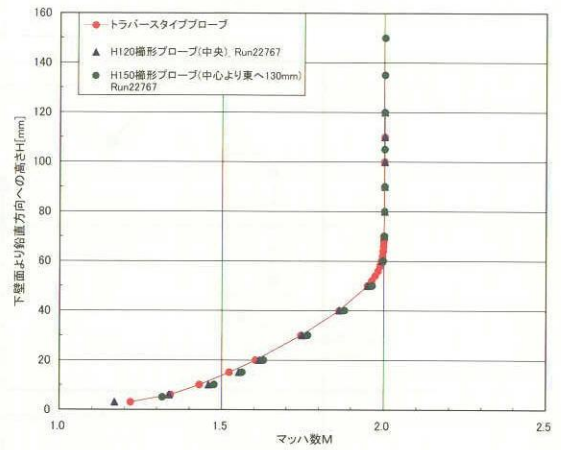


図 7.2 境界層マッハ数分布 ( $M_\infty = 2.0$ )

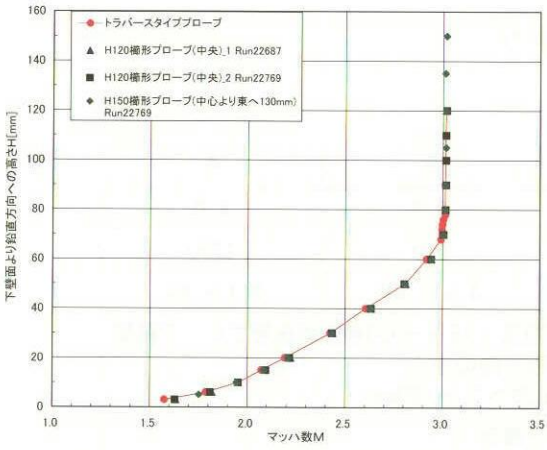


図 7.3 境界層マッハ数分布 ( $M_\infty = 3.0$ )

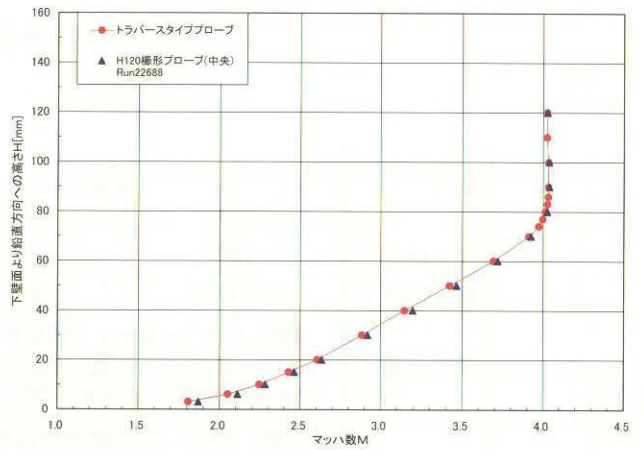


図 7.4 境界層マッハ数分布 ( $M_\infty = 4.0$ )

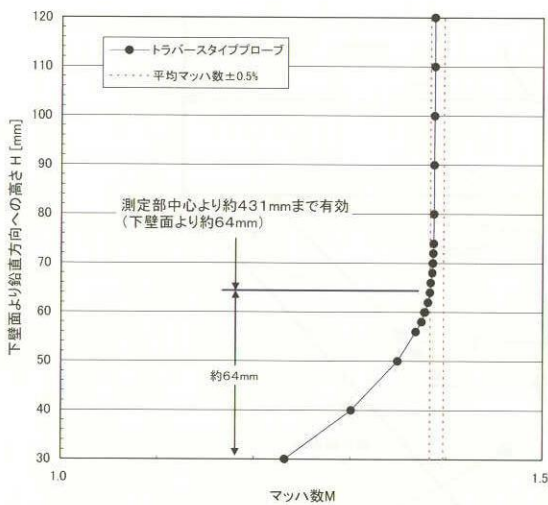


図 8.1 一様流有効範囲 ( $M_\infty = 1.4$ )

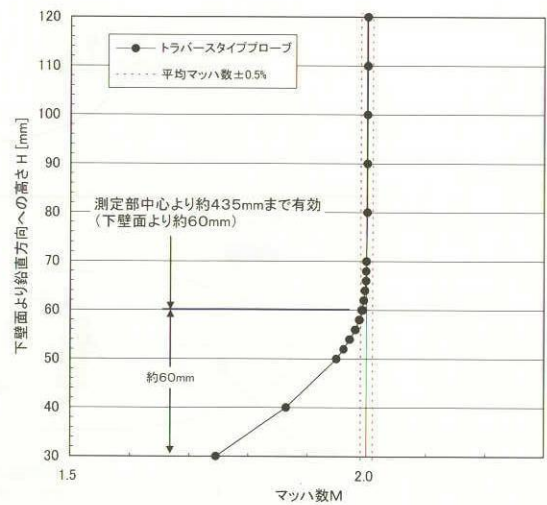


図 8.2 一様流有効範囲 ( $M_\infty = 2.0$ )

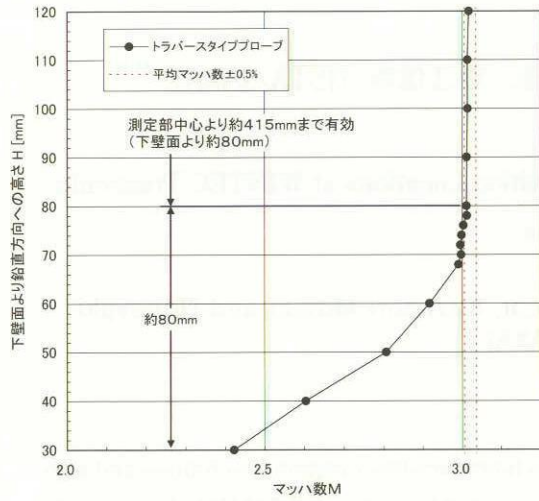


図 8.3 一様流有効範囲 ( $M_{\infty}=3.0$ )

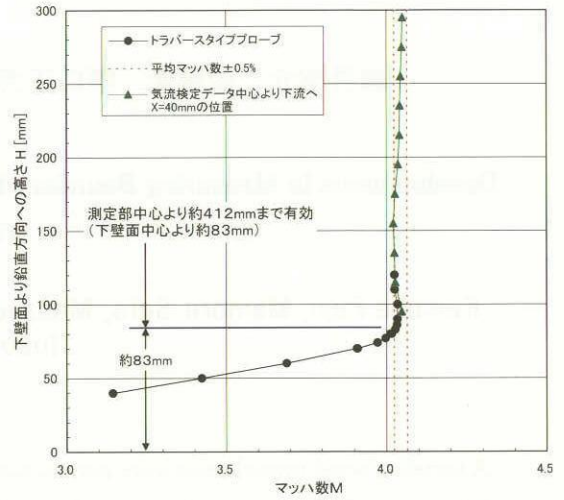


図 8.4 一様流有効範囲 ( $M_{\infty}=4.0$ )

マッハ数 $M_{\infty}$	1.4	2.0	3.0	4.0
一様流有効範囲 [mm] (測定部中心よりの距離)	431	435	415	412
境界層厚さ [mm]	64	60	80	83

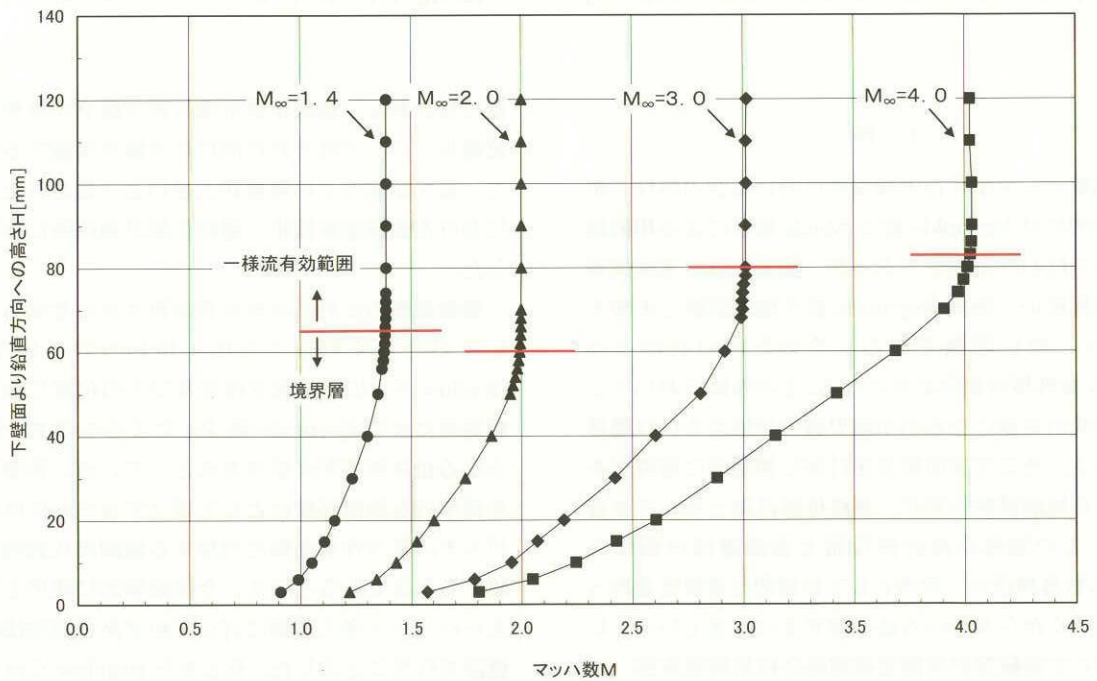


図 9 実用上の一様流有効範囲/境界層厚さ一覧

# WINTEC における境界層遷移位置計測法整備へ向けた遷音速試験

藤井啓介、佐藤衛、野口正芳、瀧尾和徳、細江信幸 (ISTA/JAXA)

## Developments in Measuring Boundary-Layer Transition Locations at WINTEC Transonic Wind-Tunnels

Keisuke Fujii, Mamoru Sato, Masayoshi Noguchi, Kazunori Mitsuo and Nobuyuki Hosoe (ISTA/JAXA)

### Abstract

A series of wind tunnel tests were conducted to develop a boundary-layer tripping technique and also a detection technique for the boundary-layer state in transonic wind tunnels in ISTA/JAXA. A commonly used disk-type roughness element was used in the test and the conventional criterion for the effective roughness height was confirmed valid in the present case, also. A detection methodology for the boundary-layer state based on the quantitative measurement of the aerodynamic heating was applied to this experiment in a blow-down transonic facility, using both the Temperature Sensitive Paint (TSP) technique and the Infra-Red Thermography (IR) technique. The results indicate the methods are both useful in transonic experiments. Transition detection in a closed-circuit transonic wind tunnel was also achieved by varying the reservoir temperature, but it is found that the technique is not necessarily good for the boundary-layer state determination without any additional roughness for the reference purpose.

**Keywords :** Boundary-Layer Transition, Aerodynamic Heating, Transonic Flow

### 1 序

風洞試験データからの実機条件における空力特性の推定は理想的には Reynolds 数と Mach 数とによる相似則に基づいて行われるべきであるが、現実には、実機気流条件と同程度の一様流 Reynolds 数を地上試験で実現することは一般に困難である。そのためいわゆる高 Reynolds 数外挿技術が必要となる。その外挿においてしばしば興味の対象となるのが境界層の状態あるいは遷移位置である。そこで表面粗さを付加し強制的に遷移点を固定させる風洞試験技術が、遷移位置計測と並んで重要となる。この遷移位置計測技術と強制遷移技術は高 Reynolds 数外挿法の一要素として相補的な重要性を持っており、古くから多くの方法が開発されてきている。しかしながら宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部 (以下 ISTA/JAXA) においては個別の実験は過去においていくつかはなされているものの標準風洞試験技術としての確立はなされていないのが現状である。そのため試験技術向上のためのひとつとして表面粗さによる境界層の強制

遷移技術および遷移位置計測技術の確立が重要であると認識し、ここではそれに向けた実験を実施することとした。まず比較的その需要が大きいと予想された遷音速域における強制遷移技術、遷移位置計測技術に今回は注目した。

強制遷移のために必要な表面粗さ高さを求める方法としておそらくもっとも広く用いられている方法は Braslow ら<sup>1</sup>による粗さ高さ及びその位置における気流状態量による Reynolds 数  $Re_k$  によるもので、 $Re_k > 600$  となる粗さ高さが必要であるとしている。強制遷移技術を標準的な風洞試験法として確立するためにはしかしながらその妥当性を実際に使用する風洞の代表的条件で確認すべきであると考え、今後標準的に使用されることが考えられたラフネス種類に対して粗さ高さ設定法の妥当性確認を行うこととした。もともと Braslow らは grit-type 粗さにより実験を行っているが、高さ、密度等の再現性を確保するために実用性の高いと考えられるディスク型のラフネスを ISTA/JAXA 風洞技術開発センターにおける強制遷移法の候補とした。



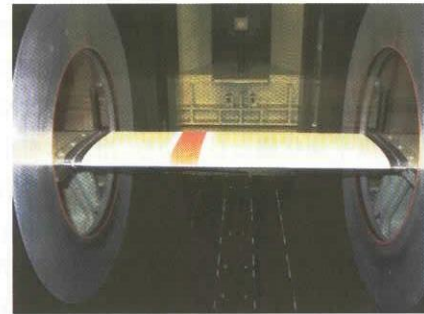
境界層状態の把握は前述の通り高 Reynolds 数外挿としてだけでなく、風洞試験における流れの現象理解のためにもその需要は大きい。そのため、模型内にセンサを装着したりプローブをトラバースするなどといった方法ではなく、遷移計測に特に特化しない一般の金属模型上の境界層状態を判別する方法を確立する価値は大きい。層流 / 乱流境界層では熱伝達率、断熱壁温度がそれぞれ異なりそのために表面温度に差が生じるので、その性質を利用し計測範囲内に遷移フロントがない場合においても境界層状態の把握する方法を確立することを今回の目標の一つとした。このように熱的計測により層流 / 乱流境界層を判別する場合、特に熱伝導のよい金属模型を用いた試験では一般に断熱壁温度の計測のみでは境界層状態を判別するに十分な精度を確保することが困難である。そのため層流・乱流境界層における熱伝達率を計測することによる方法が考えらる。ここでは赤外線 (IR) カメラ及び感温塗料 (TSP) による加熱率分布計測を行い、これまで実績のある感温液晶による可視化実験とあわせて、風洞適用に際しての長短所の整理を試みた。加熱率計測による方法では原理的に、より温度平衡状態からはずれる吹出し式風洞試験などが、回流式風洞試験と比べ技術的な困難が少ないと考えられたためまず吹出し式遷音速風洞である ISTA/JAXA 0.8m × 0.45m 高 Reynolds 数遷音速風洞において 2 次元翼模型の定量的な計測を試み、さらに回流式風洞である ISTA/JAXA 2m × 2m 遷音速風洞において定性的な可視化法による遷移位置判定について試みた。

## 2 実験

### 2.1 風洞、試験条件、計測法

試験は前述の通り二回にわけ、0.8m × 0.45m 高 Re 数遷音速風洞 (TWT2) における NACA0012 二次元翼模型による感温液晶可視化、IR 計測、TSP 温度分布計測、粗さ効果計測を行ったものと (図 1a(a))、2m × 2m 遷音速風洞 (TWT1) における ONERA-M5 標準模型を用いた IR 計測試験 (図 1(b)) とした。

TWT2 試験における主流 Mach 数は、 $M_\infty=0.60, 0.69, 0.812$  で、静圧  $p_0=200, 400\text{kPa}$ 、迎角  $\alpha=0\text{ deg}$  の条件とした。使用した模型は SUS303 製 NACA0012 翼型模型 ( $c=150\text{mm}$ 、 $b=450\text{mm}$ ) である。本模型は  $y/b=0$  位置に同軸熱電対を有し、通風中における模型表面 (塗装面下) 温度を IR/TSP 計測値との比較用として計測した。今回の試験での通風時間はおよそ 30 秒～50 秒であり、その間模型はほぼ均温状態から空力加熱により冷却される。TSP 計測時では、PSP を  $0.22 < 2y/b < 0.4$  の範囲に適用し加熱率理論値導出に必要な  $C_p$  分布の同時計測も



(a) TWT2 試験



(b) TWT1 試験

図 1: 試験セットアップ

行った。TSP/PSP による圧力・温度計測に必要な均温・均圧時参照データは、一日の最初の Run 前に取得し、同軸熱電対温度、風洞圧力センサ指示値を基に試験画像データの規格化を行った。

IR による温度計測試験では、TSP/PSP 塗装をはがし、事前に計測した放射率およそ 0.92 の黒色塗料を模型表面に塗装して行った。放射率が 1 以下の温度計測では表面における反射の影響評価の目的で周囲温度が既知である必要があるが、本風洞試験の場合風洞壁が冷却されるため周囲温度を正確に見積もることはできず、IR 計測には必ずしも理想的な状況にない。やむを得ず、風洞通風後に測定室内で実施した温度較正により較正曲線を本試験用に定め温度への変換を実施した。IR 計測時に実施した強制遷移試験においては  $\phi=1.0\text{mm}$  ディスクラフネスを  $x/c=5\%$ 、 $20\%$  位置に取り付けた。その際ノミナルラフネス高さとして  $20\mu\text{m}$ 、 $60\mu\text{m}$  の二種類を用い、それぞれの高さの再現性はおよそ  $\pm 10\mu\text{m}$  以下である。一般部の表面粗さに関しては、型取りによる計測の結果、 $\text{RMS}0.1\sim 0.2\mu\text{m}$  であった。また、加熱率理論値導出の際、 $C_p$  分布は過去に得られている同条件における圧力模型による結果を用いた。

回流式風洞である TWT1 における試験では、特に熱伝導の比較的高い薄肉模型の場合、平衡状態の温度分布は必ずしも断熱壁温度分布を示さない。そのため浅井ら<sup>2</sup>が低温風洞において行った方法と同様に、ここでは



TWT1において風洞総温を徐々に変化させることによる遷移位置同定の可能性について試した。主送風機により与えられる熱を奪い取るための冷却水の流量調整が総温制御として唯一可能な手段であるが、ここでは冷却水を最大流量で温度平衡状態としてから、冷却水を止め総温度を上昇させる手段をとった。今回の試験条件 ( $M_\infty=0.7$ ,  $p_0=60$  kPa) では最大で  $(\delta T_0/dt) \approx 0.05$  deg/s の変化率で、およそ 100 s の間でほぼ最大の変化率が得られた。計測は ONERA-M5 右舷翼上面を上記と同様に黒色塗装し、IR カメラにて温度計測を行った。

## 2.2 空力加熱率

TWT2 試験にける表面温度履歴からの加熱率導出には変化時間が長いため半無限一次元熱伝導の仮定はこの場合適切ではない事が判明したため、翼厚を考慮した一次元熱解析により行った。また、空力加熱理論値は Zobyら<sup>3</sup>が示している方法に従い求めたが、そこで断熱壁温度  $T_{aw}$  を求めるために必要な回復係数  $r$  は境界層状態によらず  $r = \sqrt{Pr}$ , ( $Pr=0.72$ ) として処理した。

## 2.3 遷移位置計測法の特徴比較

実際に試験結果の比較を行う前にここで感温液晶、IR 計測法、感温塗料法それぞれの方法の特徴を簡単にまとめてみる。まず感温液晶法は、液晶膜による反射光の波長の変化を捉えるため液晶膜は基本的に黒色であることが望ましく、一般的には黒色塗装の上に液晶膜を形成する必要がある。この方法のもっとも際立った長所は観測光学系が簡単・安価であり比較的实施が容易で柔軟性があることにある。その反面表面温度の定量的な計測は一般には困難で、遷移位置の判定は温度分布のパターンから判断せざるを得ない。また、液晶面の損傷を受けやすいことや、予め適切な感温範囲を設定しないとパターンの可視化も難しくなることもあることが短所として挙げられる。

赤外線 (IR) カメラを用いた遷移位置計測法では表面放射率  $\epsilon$  に比例して放射される放射光を計測するため放射率の低い金属表面の温度の直接計測は困難で、一般には黒色などの塗装を行って実施する。この方法では表面温度の定量計測が可能であり、かつ較正等も比較的容易である。しかしながら BK7 などといった一般の光学窓材は IR を効率よく透過しないため光学窓をすべて IR 透過窓材としなければならない。またシステム自体が高価であり、視野角などの制約も大きい。

最後に感温塗料 (TSP) は、励起光により励起された感温塗料分子が発光する強度を観測するもので、その効率を高めるため一般には下地は白色など反射のよい塗装を

行いその上に感温塗料を塗装する。この方法は IR カメラと同様に表面温度の定量計測が可能であると同時に、励起光、発光とも可視光であるため通常の BK7 などの窓材が使用可能である。そのためレンズ種類による視野角への制約も少ない。さらに同様の原理を用いている感圧塗料 (PSP) を併用することで  $St$  数理論値導出に必要な表面圧力分布の同時計測が可能であることも長所のひとつである。反面、励起光の導入や遮光の必要性など光学系のセットアップが複雑であることや、温度感度・圧力感度に関して試験毎の較正が必要なこと、各模型姿勢において均温・均圧における参照画像データが必要など煩雑性が上記 IR 法と比べより大きい。

## 3 結果

### 3.1 TWT2 感温液晶試験

今回の試験において代表とする試験条件である  $M_\infty=0.69$ ,  $p_0=200$  kPa において得られた感温液晶による表面温度分布の可視化結果例を図2に示す。気流は図中上方から下方にむかっており、本感温液晶は温度の上昇に応じ反射光の波長が短くなるような色彩変化を示す。つまり低温の際は赤であったものが、高温になるにつれ紫色へ変化する。今回の試験条件では模型の初期温度は澱点温度とほぼ等しく、空力加熱により実際は冷却される。そのため熱伝達のより強い部分がより早く冷却され紫から赤へ変化するようになる。そのことを考慮すると図に示される温度分布からほぼ  $x/c \approx 30\%$  程度において急激な熱伝達係数の上昇が見られることが分かり、その位置において遷移が生じていることが分かる。この図に示されるとおり前述のように遷移位置の特定は全体のパターンから判断することが要求され全面層流・乱流の時などにおいて境界層状態を確実に判別することは難しいことが分かる。



図 2: 感温液晶による表面温度可視化結果例  $M_\infty=0.69$ ,  $p_0=200$  kPa



3.2 TWT2 TSP 試験

代表的な気流条件 ( $M_\infty=0.69, p_0=200 \text{ kPa}$ ) における TSP により得られた表面温度変化を同位置における同軸熱電対による計測結果と併せて図3(a) に示す。風洞始動前は両者一致しており精度よく温度が計測できているものと考えられる。通風と同時に TSP 計測値がより低い温度を示しているのは塗装膜の上下面の温度差を示しているものと考えられる。また、同ケースにおける温度分布を図3(b) に示す。 $x/c \approx 30\%$  において急激な温度分布の変化があり境界層遷移を示していることが分かる。

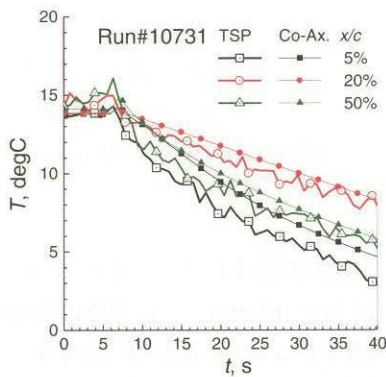
次に乱流楔による影響がない断面を選び、上記熱解析を経て計算された Stanton 数 ( $St \equiv \frac{q}{\rho_e u_e (h_{aw} - h_w)}$ ) 分布を図4 に示す。これから風洞始動後  $t=15\text{s} \sim 25\text{s}$  までの間では、データのばらつきが大きいものの  $St$  数の理論

値との比較により境界層状態を明確に判別できることがわかった。

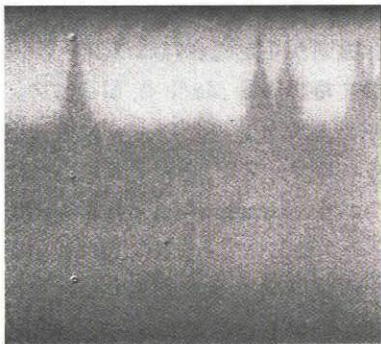
3.3 TWT2 IR 試験

TSP 試験とデータ処理の観点ではよく似た状況であるが、可視光をターゲットとした通常の CCD カメラと異なり、IR カメラでは光学系の制約が大きく、ここでは狭い視野角のためおよそ  $0 \leq x/c \leq 0.75, \left| \frac{2y}{b} \right| \leq 0.27$  の限られた範囲での観測を行った(図5(b))。図5(a) に IR により得られた表面温度変化を同位置における同軸熱電対による計測結果と併せて示す。通風中の温度が同軸熱電対指示温度と比べ低いのは TSP の場合と同様であるが、通風前においてもおよそ 1 degC 程度低い温度を示しており、この不一致の原因として較正時の風洞内壁温度と通風前が異なる影響等が考えられる。いづれにしても表面温度分布(図5(b))は明確に境界層遷移位置を捉えられることを示している。図中央付近の低温度(暗い)領域は IR カメラ自身が写りこんでいるためで、実際の温度分布を示しているわけではない。

次に得られた温度履歴から TSP の時と同様に  $St$  数を計算し、図6 に示す。計測温度に 1 degC 程度の差があるにもかかわらず理論値との一致は極めてよい。さらに S/N は TSP のときと比べむしろよい。TSP, IR どちら



(a)  $y/b=0$  における温度履歴同軸熱電対との比較



(b) 温度分布 図上端が前縁、下端が後縁

図3: TSP による表面温度計測結果例  $M_\infty=0.69, p_0=200 \text{ kPa}$

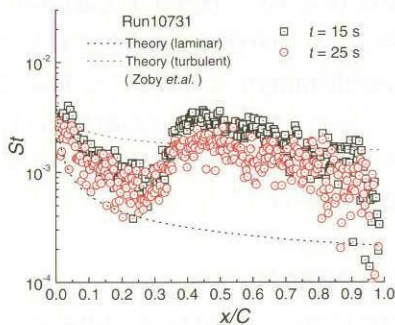
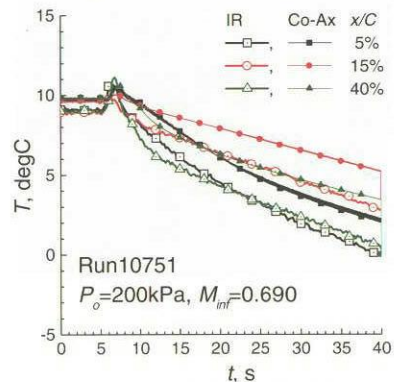
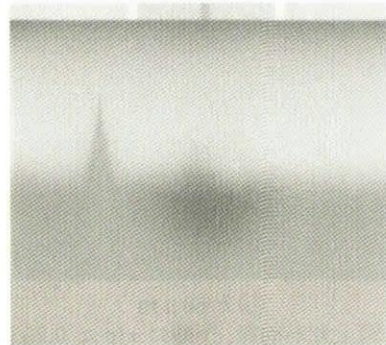


図4: TSP による  $St$  数分布  $M_\infty=0.69, p_0=200 \text{ kPa}$



(a)  $y/b=0$  における温度履歴 同軸熱電対との比較



(b) 温度分布 図上方が前縁、下端は  $x/c \approx 0.75$

図5: IR による表面温度計測結果例  $M_\infty=0.69, p_0=200 \text{ kPa}$



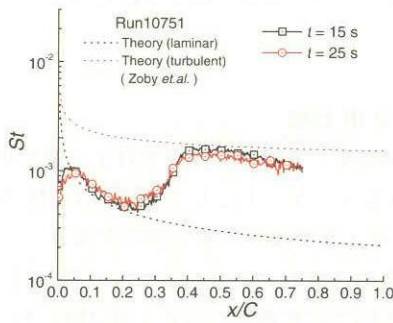


図 6: IR による  $St$  数分布  $M_\infty=0.69, p_0=200$  kPa

の場合でも遷移位置、 $St$  分布形自体はよく一致しておりどちらの方法も境界層状態を調べるために有効な手段であることが分かった。

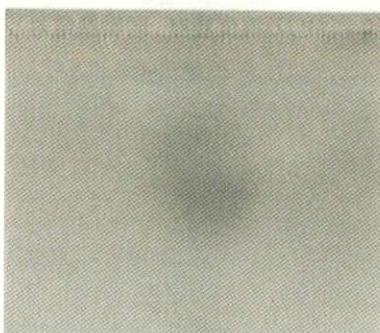
### 3.4 必要表面粗さ推定法について

遷移をラフネス位置付近に固定するために必要なラフネス高さ  $k_{eff}$  を調べるため  $M_\infty=0.69, p_0=200$  kPa で、 $x/c=5\%$  位置に  $k=20\mu\text{m}$  および  $60\mu\text{m}$  の粗さを取り付けたときの表面温度分布を IR により計測した (図 7,8)。 $k=60\mu\text{m}$  の場合 (図 7(b), 図 8(b))、ラフネス位置から



(a)  $k=20\mu\text{m}$

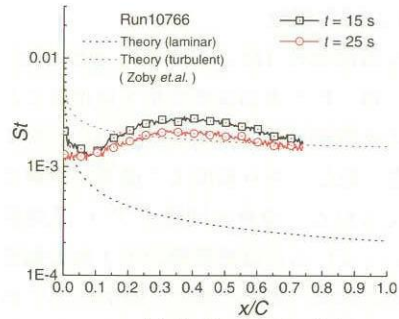
図 7 上方が前縁、下端は  $x/c \approx 0.75$



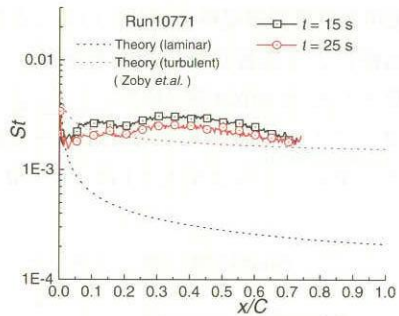
(b)  $k=60\mu\text{m}$

図 7 上方が前縁、下端は  $x/c \approx 0.75$

図 7: ラフネス効果  $M_\infty=0.69, p_0=200$  kPa、粗さ位置  $x/c=5\%$



(a)  $k=20\mu\text{m}$   $St$  分布



(b)  $k=60\mu\text{m}$   $St$  分布

図 8: ラフネス効果  $M_\infty=0.69, p_0=200$  kPa、粗さ位置  $x/c=5\%$

ほぼ完全に乱流状態にトリップされているのに対し、 $k=20\mu\text{m}$  (図 7(a), 図 8(a)) では多数の乱流楔があり遷移促進が明確であるものの遷移点の固定まではできていないことがわかる。

今回行った試験結果をラフネス高さ  $k$  およびその位置での気流状態量から定義されるラフネス Reynolds 数  $Re_k$  を用いて境界層端 Mach 数  $Me$  に対して整理したものを図 9(a) に示す。そこで、●は遷移点を固定できたと考えられるケースで、⊕はそれに満たなかったケースを示している。Braslow<sup>1</sup> の示す  $Re_k=600$  の基準に従えばどのケースにおいても確実に遷移点の固定ができることがわかるが、 $Re_k$  の大小が必ずしも強制遷移の効果の強弱を表しているわけでもないことが伺える。非圧縮、孤立ラフネスの場合粗さ高さ  $k$  と境界層端状態量で定義される Reynolds 数を  $Re_{ek}=u_e k / \nu_e$  として、粗さによる遷移位置は  $(u_i \delta_i / \nu_i) - (k / \delta_k)$  上で近似的に  $(u_e \delta_i / \nu_e) (k / \delta_k) = Re_{ek}=900$  の双曲線であらわされることが知られている (Schlichting<sup>4</sup>) ためここでも  $Re_{ek}$  で試験条件を再整理してみた (図 9(b))。その結果  $Re_{ek}$  による整理と比べ寧ろよく整理され、かつ  $Re_{ek}=900$  の基準も整合の取れた結果となった。

### 3.5 TWT1 ONERA-M5 試験

回流式風洞における遷移位置計測の試みとして  $M_\infty=0.7, p_0=60$  kPa,  $\alpha=3.5$  deg で行った IR による主翼表面

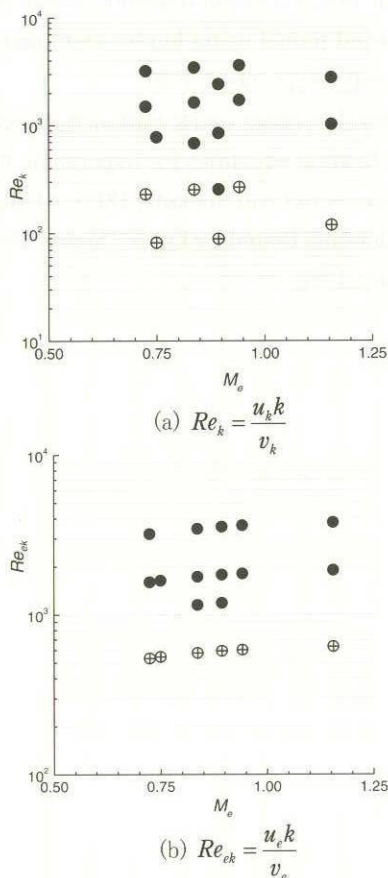


図 9: effective roughness 高さ、● 遷移点固定、⊕強制遷移不完全



図 10: 表面温度上昇量分布 ( $M_\infty=0.7, p_0=60 \text{ kPa}, \alpha=3.5^\circ$ )

温度上昇量分布(総温上昇まえにおける表面温度からの上昇分)を図10に示す。ここで主翼前縁近傍  $2y/b=40\%, 50\%, 65\%, 80\%$  位置に乱流楔を強制的に生じさせるため  $0.1 \text{ mm}$  高さ程度のラフネスを貼り付けている。総温が  $100 \text{ s}$  のオーダーで変化しているにもかかわらず層流・乱流境界層における熱伝達量の違いによる温度上昇量の変化が明確に可視化されている。より詳しく見るために  $2y/b=40\%, 80\%$  のラフネス断面およびその近傍断面における温度上昇量分布を図11に示す(図10中の水平線

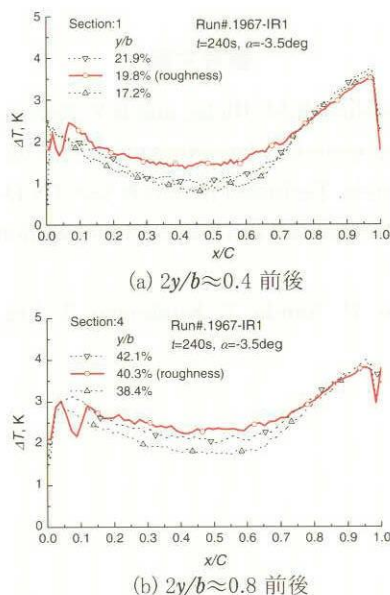


図 11: 各断面における温度上昇量プロファイル

が各断面位置を示す)。定性的に実線で示されるラフネス断面におけるプロファイルがその近傍断面におけるプロファイルとほぼ一致する点においてどちらの断面も乱流状態になったものと解釈すれば、遷移終了点は  $x/c \approx 0.75 \sim 0.80$  と考えられる。しかしながら温度上昇量分布は翼厚の分布のために、楔内外における差分と比べると大幅に大きく、乱流楔を発生させるラフネスを付加しない限り境界層状態を直接評価することができないことを同図は示している。

#### 4 結論

風洞試験技術向上のためのひとつとして模型に取り付ける表面粗さによる境界層の強制遷移に関して遷音速風洞において確認のための試験を実施した。その結果、広く用いられている  $Re_k=600$  となるラフネス高さが遷移点固定に必要な粗さ高さの推定として十分であることを確認したが、同時に境界層端状態量に基づく Reynolds 数による整理が寧ろよりよい相関を持ちそうである結果を得た。

吹き出し式風洞試験において感温液晶による可視化に加え、TSP, IR 両画像計測法を用いて、空力加熱率を層流・乱流理論値と比較することで境界層状態を判定することが十分可能であることを確認できた。今後両方法における長短所を整理する必要がある。

回流式風洞において  $100 \text{ s}$  程度のオーダーでの総温変化により遷移位置の特定が可能であることが分かった。しかしながら乱流楔等によるリファレンスが必須であり実用のためには他の方法を検討する必要があることが分



かった。

#### 参考文献

- [1] A.L. Braslow, R.M. Hicks, and R.V. Harris Jr. Use of grit-type boundary-layer-transition trips on wind-tunnel models. Technical Report NASA TN D-3579, National Aeronautics and Space Administration (NASA), 1966.
- [2] K. Asai, H. Kanda, T. Kunimasu, T. Liu, and J.P. Sullivan. Boundary-layer transition detection in a cryogenic wind tunnel using luminescent paint. *Journal of Aircraft*, 34(1): 34-42, 1997.
- [3] E.V. Zoby, J.N. Moss, and k. Sutton. Approximate convective-heating equations for hypersonic flows. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 18(1): 64-70, 1981.
- [4] H. Schlichting. *Boundary Layer Theory*. McGraw-Hill Company, 1987.



# パネル法風洞壁境界修正の低速風洞試験への適用

日高亜希子、森田義郎、口石茂（宇宙航空研究開発機構）

## The Application of Panel Method to Low Speed Wind Tunnel Wall Interference Correction

Akiko Hidaka, Yoshio Morita and Shigeru Kuchiishi (JAXA)

### 概 要

JAXAでは、風洞試験において風洞壁から模型に及ぼされる空力干渉量を推算する為、低速及び遷音速風洞に共用可能なパネル法風洞壁境界修正プログラムを開発中である。この修正法は、天秤計測値或いは風洞壁面上静圧分布を用いて風洞内の流れを推定し、風洞壁が模型に及ぼす干渉量を推算するものである。今回、JAXA2m×2m低速風洞で実施された大小2つの相似矩形翼模型風洞試験に対して本修正法を適用した結果、揚力係数の修正に関して有効であることが確認出来た。また、失速後の迎角範囲については、風洞壁面上静圧分布を用いることでより良い結果が得られることがわかった。

### 1. はじめに

風洞試験データから、実機の空力特性をより正確に推算するためには、風洞壁により模型に及ぼされる空力干渉量を修正する必要がある。現在JAXAでは、低速及び遷音速風洞に共用可能な風洞壁境界修正法を開発し実用化することを目的として、パネル法を用いた新しい風洞壁境界修正プログラムを開発中である。本文書では、パネル法風洞壁境界修正の概要と、プログラム検証の為実施した低速風洞試験への本修正法適用計算結果について報告する。

## 2. パネル法による風洞壁境界修正法概要

### 2.1 計算モデル

矩形翼模型の計算モデルの略図を図1に示す。

まず風洞壁面パネルはSource又はSinkで模擬する。また、模型の揚力はLine Doublet、模型のプロッケージを含む剥離領域はPoint Doublet、模型の後流はSource又はPoint Doubletでそれぞれ模擬する。

### 2.2 境界条件

今回計算対象とした風洞は固定壁であるので、風洞壁面上では、壁に対し垂直方向の速度はゼロである。よって、境界条件は以下の式で表される。

$$\frac{\partial \phi}{\partial n} = 0$$

ここで、 $\phi$ は擾乱速度ポテンシャル、 $n$ は風洞壁面に対する法線ベクトルである。

### 2.3 計算領域の定義

風洞壁面パネルの例を図2に示す。

計算領域は、風洞断面2m×2m、長さ12mである。

また、壁面パネル枚数は、流れ方向に40枚、周方向に80枚であり、図2のように風洞中心が密になるように設定している。

また、風洞中心は座標系の原点であり、かつ模型の空力中心位置（つまり天秤中心位置）である。

### 2.4 計算の流れ

今回は、2種類の風洞壁境界修正計算法を適用した。一つめは、天秤で計測した揚力係数CLと抵抗係数CDを使用する方法（計算法①）、二つめは、天秤で計測した揚力係数CLと風洞壁面静圧分布を使用する方法（計算法②）である。

まず、天秤計測値CLとCDを使用する計算法①の流れについて述べる。

最初に壁面パネルを設定し、次に模型のモデル化を行

う。ここで、模型の揚力は楕円揚力分布を仮定し、1/4コード上に Line Doublet を分布して模擬する。このとき、Doublet の強さは天秤で計測した揚力係数 CL より算出する。次に、後流は後縁上に Source を分布して模擬する。このとき、Source の強さは天秤で計測した揚力係数 CL 及び抵抗係数 CD より算出する。また、この計算法では剥離領域は考慮しない。

以上のように模型をモデル化し、次に境界条件式を満たすように壁面パネルの Source 及び Sink の強さを決定する。

最後に、風洞中心（空力中心）において風洞壁により誘起される擾乱速度 (u,v,w) を計算する。

次に、天秤計測値 CL と風洞壁面静圧分布を使用する計算法②の流れについて述べる。

模型の揚力のモデル化までは前述の計算法と同じである。後流については、後縁下流位置から Point Doublet を分布して模擬する。このとき、Doublet の強さはある初期値を仮定する。剥離領域については、1/4コードから後縁の間に Point Doublet を分布して模擬する。このとき、Doublet の強さは、後流模擬の場合と同様にある初期値を仮定する。

以上のように模型をモデル化し、次に境界条件式を満たすように壁面パネルの Source 及び Sink の強さを決定し、壁面上の擾乱速度分布を計算する。次に計測した壁面静圧分布より壁面上の擾乱速度分布を計算し、この二つの擾乱速度分布が最も近くなるように、最小 2 乗法を用いて模型の Doublet 強さ及びパネルの Source、Sink 強さを決定する。

最後に、風洞中心（空力中心）において風洞壁により誘起される擾乱速度 (u,v,w) を計算する。

## 2. 5 迎角及び空力係数の修正法

2. 4 より、風洞中心（空力中心）において風洞壁により誘起される擾乱速度 (u,v,w) を求めた。これらを用いて、以下の式により迎角修正量  $\Delta\alpha$ 、ブロックージ修正量  $\varepsilon$  及び修正係数 K を求める。

$$\text{迎角修正量} : \Delta\alpha = \tan^{-1} \frac{w}{U_\infty}$$

$$\text{ブロックージ修正量} : \varepsilon = \frac{u}{U_\infty}$$

$$\text{修正係数} : K = \frac{1}{(1+\varepsilon)^2}$$

さらに、以下の式により迎角及び空力係数の修正を行う。

$$\text{修正後迎角} : \alpha_c = \alpha + \Delta\alpha$$

$$\text{修正後空力係数} : C_{L_c} = K \times C_L - C_D \times \Delta\alpha$$

$$C_{D_c} = K \times C_D + C_L \times \Delta\alpha$$

$$C_{m_c} = K \times C_m$$

## 3. 計算対象とした風洞試験データ

今回計算の対象とした風洞試験データは、JAXA 2m × 2m 低速風洞で実施された、大きさの異なる二つの相似矩形翼模型の試験データである。詳細については表1に、また試験概要図を図3に示す。

風洞	JAXA 2m × 2m 低速風洞		
模型	大小 2 種類の矩形翼 NACA0012 翼型		
		翼幅	翼弦長
	小模型	1.0 m	0.2 m
	大模型	1.6 m	0.32 m
模型支持装置	3 本ストラット支持		
天秤	ピラミッド天秤		
計測項目	縦 3 分力、風洞壁面静圧分布 (周方向 28 列、流れ方向 28 点)		
通風条件	Re 数が $0.82 \times 10^6$ となるように 風速を決定		
	小模型	60 m/s	
	大模型	37 m/s	

表1 対象風洞試験概要

なお、抵抗係数及びピッチングモーメント係数については、壁による空力干渉量に比べ支持装置による干渉量のほうが大きいことが検証の途中でわかった為、今回は揚力係数についてのみ報告を行う。

揚力係数と迎角の実験結果を図4に示す。これより、大模型の方が揚力傾斜が大きく、早い段階で失速していることがわかる。また、失速後の高迎角領域では、両模型間の CL 値の差が大きい。

## 4. 境界修正法適用結果

### 4. 1 計算法①による修正結果

計算法①による修正結果を図5に示す。

失速以前の迎角範囲において両模型の揚力傾斜がほぼ一致し、失速後もほぼ一致した。但し、失速後の高迎角領域では両模型間の差が残った。

#### 4. 2 計算法②による修正結果

計算法②による修正結果を図6に示す。

計算法①の場合と同様に、失速以前の迎角範囲における両模型の揚力傾斜と失速角はほぼ一致した。さらに、計算法①の結果と比べると、失速後の両模型間の揚力係数レベルの相違が改善された。

#### 4. 3 風洞側壁中央部の誘起速度分布比較例

風洞壁面における誘起速度分布の計算結果と実験データの比較例を図7に示す。

実験と計算結果はよく一致しており、これにより本計算法の妥当性が確認できた。

### 5. 結論

迎角及び揚力係数に対して風洞壁境界修正法を適用したところ、大小模型の揚力傾斜及び失速角はほぼ一致し、本修正法の有効性が確認された。

また、揚力係数CL及び抵抗係数CDを使用する修正法は、失速前の迎角範囲を修正対象とする場合に有効であり、失速後の迎角範囲も含めて修正対象とする場合には、揚力係数CLと風洞壁面静圧分布を使用する修正法がより有効であることがわかった。

今後は、遷音速風洞試験への適用を試み、その有効性を検証し、両風洞における実用化を目指す。

### 6. 参考文献

- (1) James D. Keller and Ray H. Wright , A Numerical Method of Calculating the Boundary-Induced Interference in Slotted or Perforated Wind Tunnels of Rectangular Cross Section , NASA TR R-379 , November 1971
- (2) James D. Keller , Numerical Calculation of Boundary Induced Interference in Slotted or Perforated Wind Tunnels Including Viscous Effects in Slots , NASA TN D-6871 , August 1972
- (3) Norbert Ulbrich , Description of Panel Method Code ANTARES , NASA/CR-2000-209592 , May 2000
- (4) N. Ulbrich and A. R. Boone , Determination of the Wall Boundary Condition of the NASA Ames 11ft Transonic Wind Tunnel , AIAA-2001-1112 , January 2001
- (5) N. Ulbrich , The Application of Panel Method Code ANTARES to Wind Tunnel Wall Interference Problems , AIAA-2002-0307 , January 2002

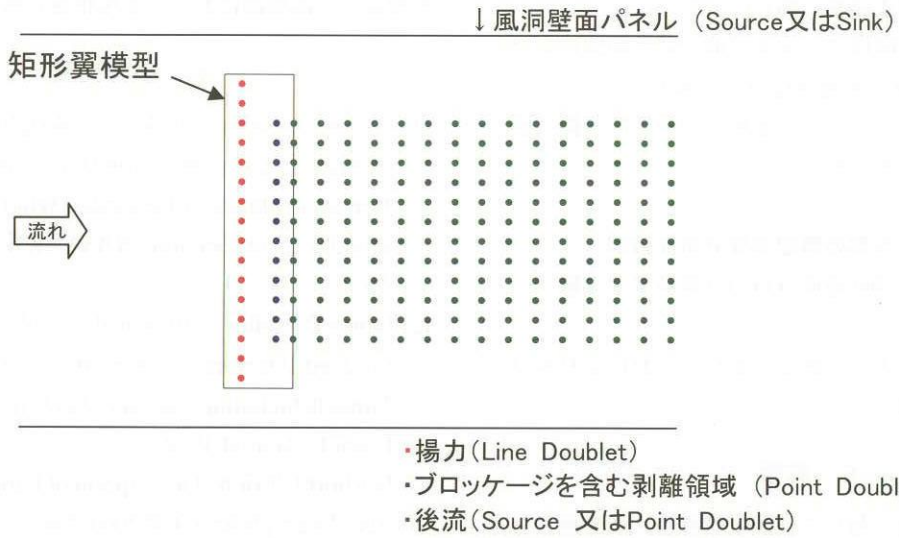


図1 計算モデル略図

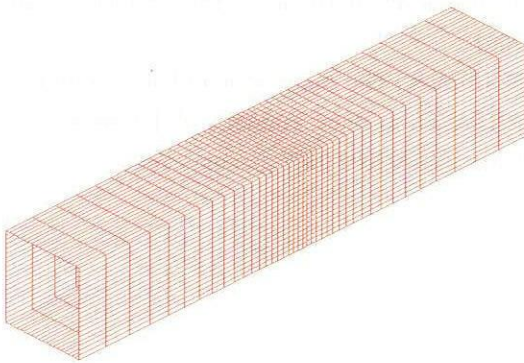


図2 風洞壁面パネル例

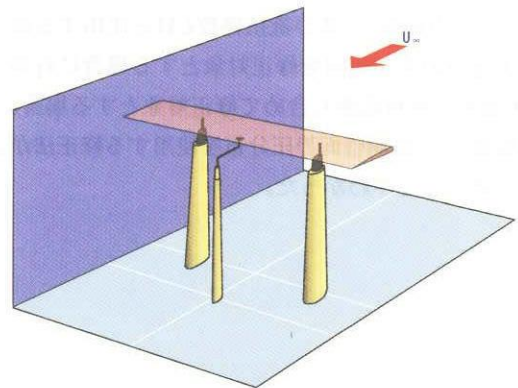


図3 風洞試験概略図

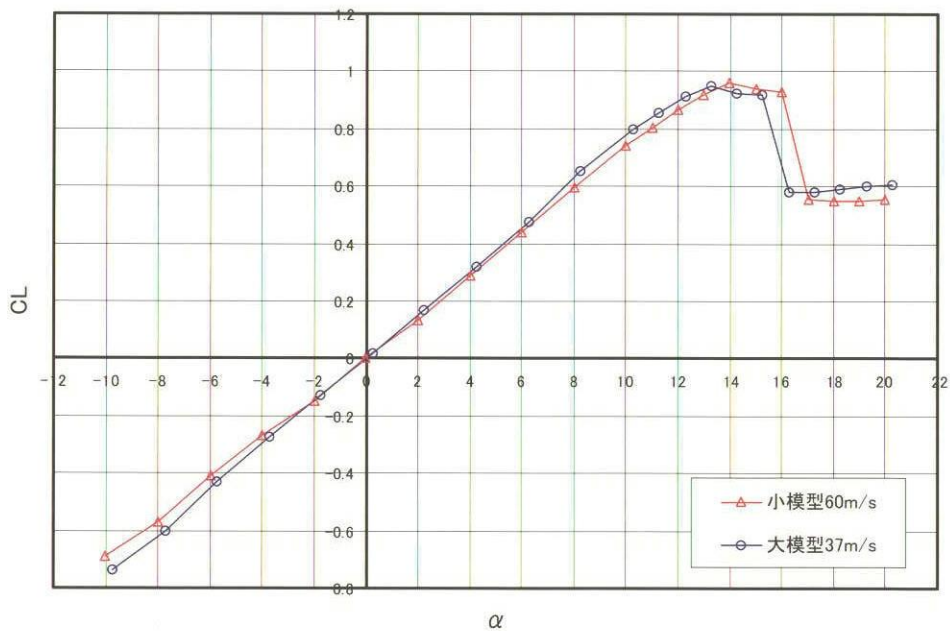


図4 CL-αグラフ実験結果

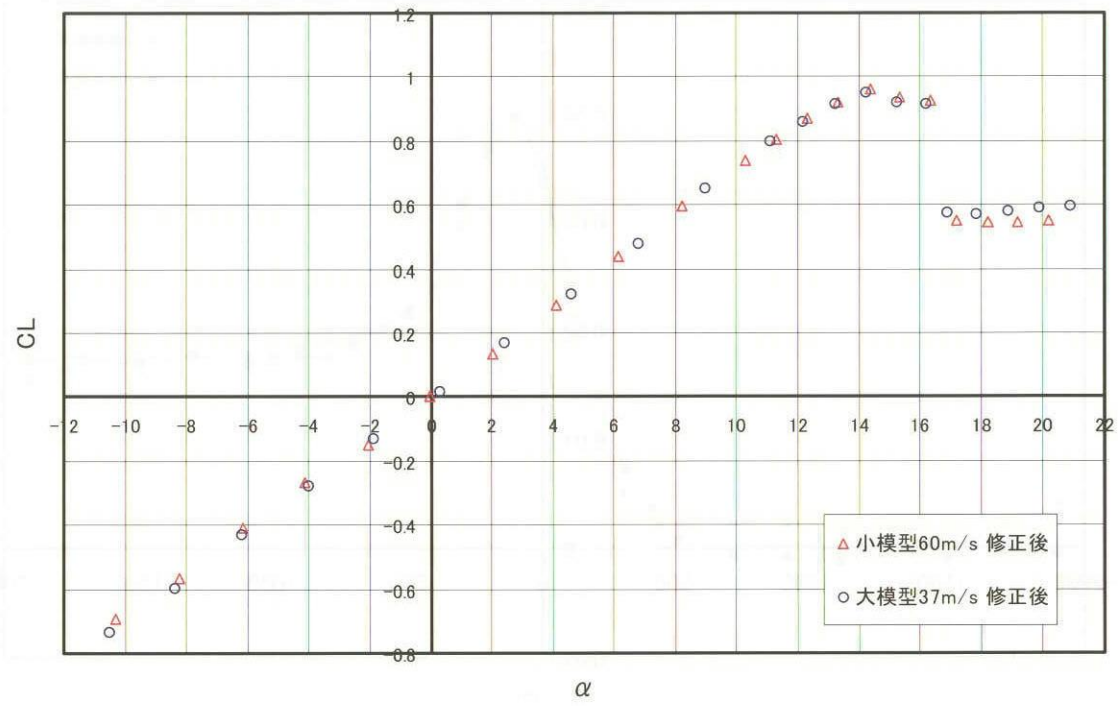


図5 計算法①による修正結果

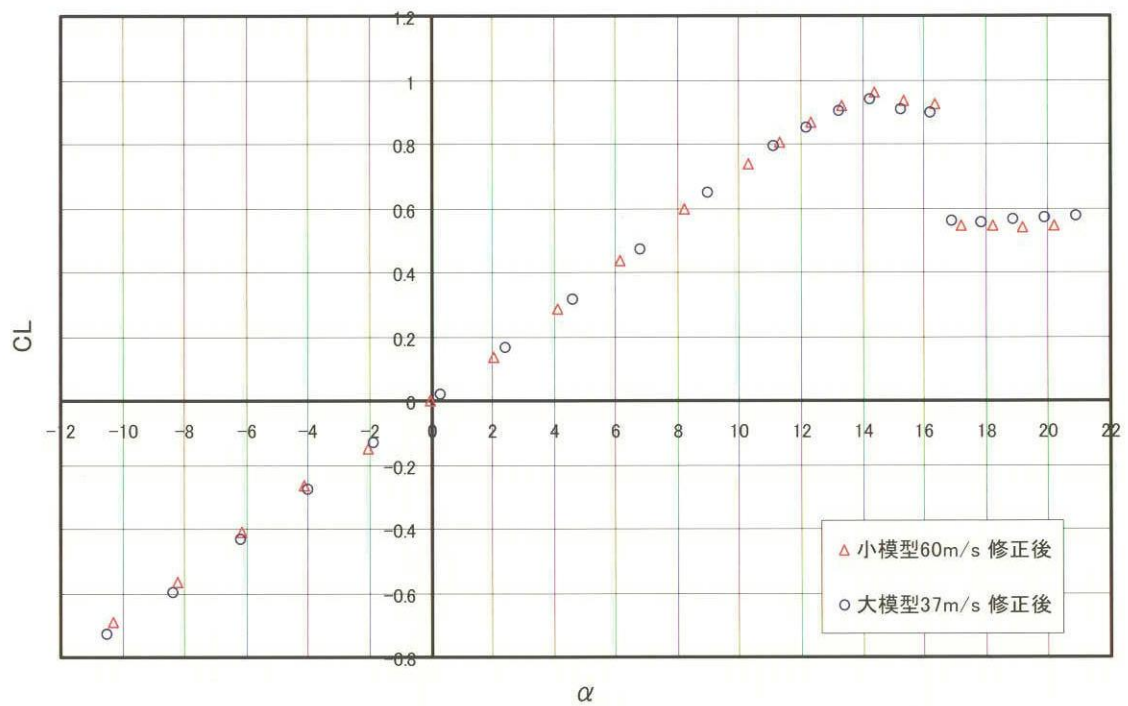


図6 計算法②による修正結果

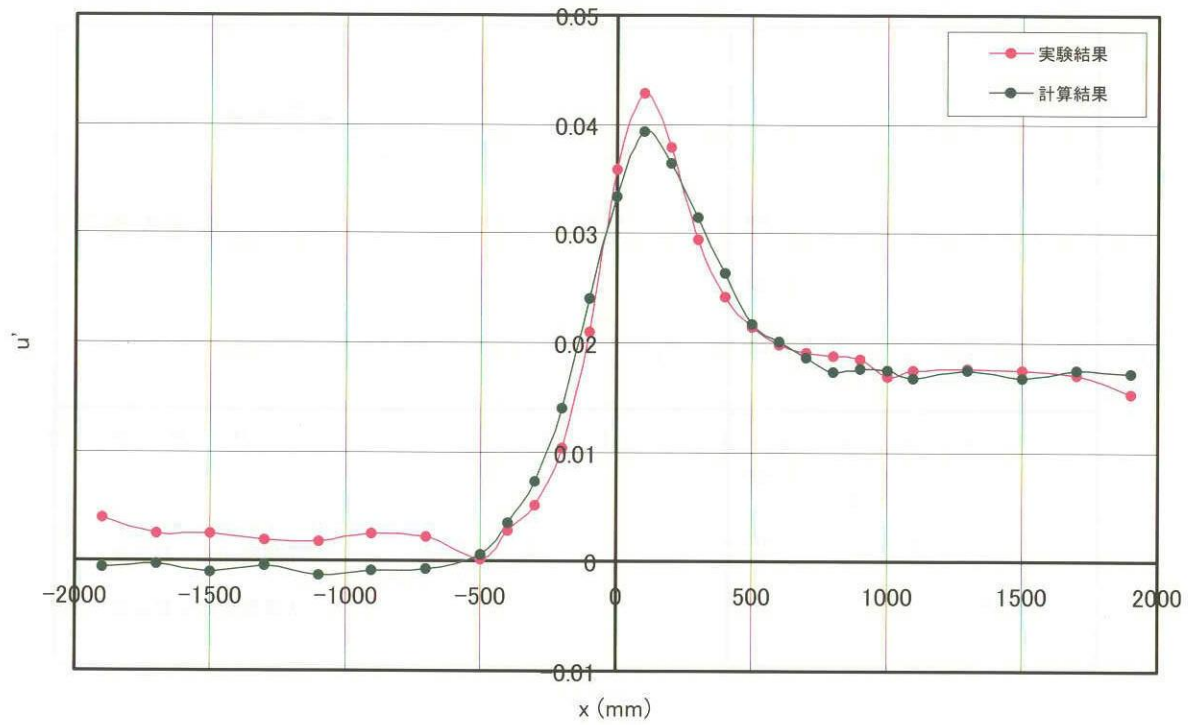
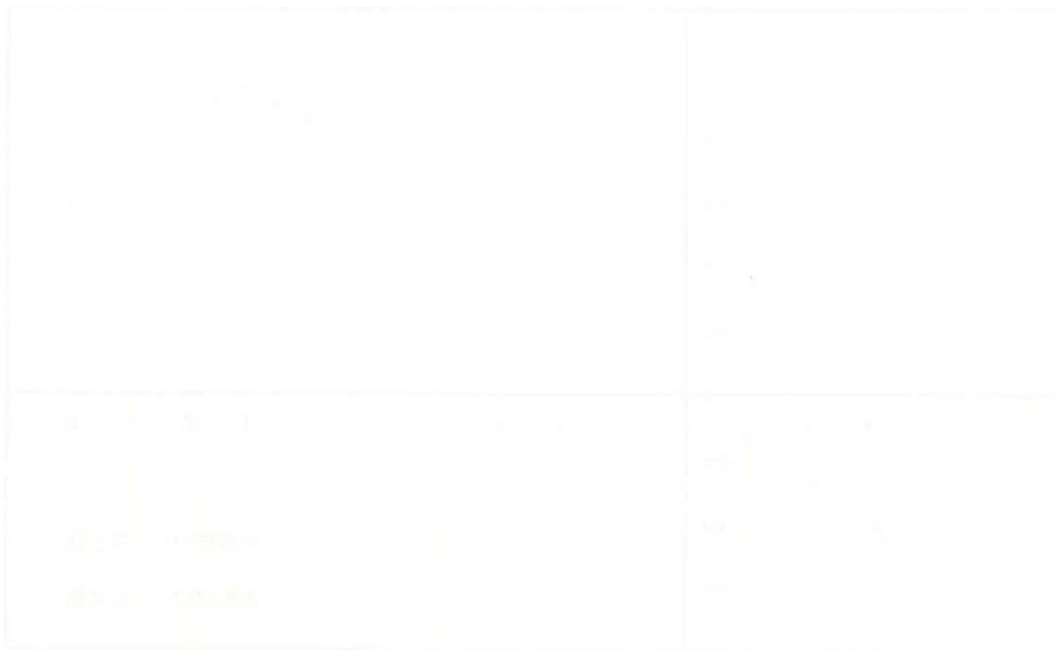


図7 風洞壁面中央部の誘起速度分布比較例  
(大模型、 $U_{\infty}=37\text{m/s}$ 、 $\alpha=15^{\circ}$  の場合)



# アクティブフラップ付きブレードロータの BVI騒音風洞試験

吉本稔, 足立直人, 内山直樹 (三菱重工)  
近藤夏樹, 齊藤茂 (宇宙航空研究開発機構)

## Wind Tunnel Test of a Rotor with Active Flaps for BVI Noise Reduction

Minoru Yoshimoto, Naohito Adachi, Naoki Uchiyama (MHI)  
Natsuki Kondo, Shigeru Saito (JAXA)

### 概 要

ヘリコプタの緩降下飛行時に翼端渦とブレードが干渉し発生するBVI (Blade-Vortex Interaction) 騒音の低減は、環境に対する解決すべき重要課題の1つである。ここでは、BVI騒音の低減が期待されているアクティブフラップ付きブレードに対し、JAXA 6.5m × 5.5m 低速風洞にて実施した模型による風洞試験の内容について報告する。

### 1. 背景・目的

ヘリコプタでは各ブレードの翼端より翼端渦が発生し、ホバリングや通常の前進飛行の際は吹き降ろしによりその渦がロータ面より下方に螺旋状に生成される。一方、緩降下飛行時は機体の降下速度と吹き降ろしが相殺し合い翼端渦がロータ面付近を機体後方に移動するといった現象が発生する場合がある。その結果、ある前進比条件において翼端渦がブレードに対し平行に近い状態で干渉し急激な圧力変動を与え、著しい騒音を発生する。これはBVI騒音と呼ばれ、着陸進入時に発生することから地上の環境問題となり、ヘリコプタの積極的利用の妨げとなっている。従って、BVI騒音の低減は環境に対する重要課題の1つとなっている。

ここでは、BVI騒音低減の可能性が期待されているアクティブフラップ付きブレードに対し、模型を用いた風洞試験により幾つかの制御方法を試行し、その効果を確認することを目的とする。

### 2. 風洞試験

#### 2.1 試験概要

本風洞試験は準備等を含め平成15年9月1日～平成15年10月8日にJAXA 6.5m × 5.5m 低速風洞において実施した。なお、BVI騒音に関する試験の他にホバリングや前進飛行時の性能試験も同時に実施しているが本

稿ではこれらの内容については割愛する。

#### 2.2 設備・装置

##### 2.2.1 風洞内装置

図1, 2に示すように風洞中央にアクティブフラップ付きブレードを装着したロータ高速回転装置を設置し、その前方、後方、及び側方に騒音計測用マイクを設置した。マイクの設置はBVI騒音の指向性を考慮しており、前方及び側方のマイクが右舷側で発生する前進側BVIに対応し後方のマイクが左舷側で発生する後退側BVIに対応する。

##### 2.2.2 供試体

供試体は図3, 4に示すアクティブフラップ付きブレードであり、同ブレード2体による2枚ブレードのロータとして試験を行った。表1に概要を示す。

アクティブフラップのアクチュエータには piezoelectric 素子を用いており、ブレード内の図4 (b) に示す位置に内蔵されている。piezoelectric 素子の変位は非常に小さいため変位拡大機構を用いてフラップに伝達する。舵角については、三菱重工名航2m × 2m 低速風洞においてブレードを固定した状態の通風を行い、レーザ変位計を用いて振幅は約2°、駆動周波数はロータ回転周波数の3倍周波数にあたる約40Hzまで正常動作することを確認している。



### 2.2.3 制御・駆動系

制御・駆動系の概要を図5に示す。ロータの駆動に関しては、電源装置、制御装置、潤滑冷却装置からなり、指定した回転数となるようにモータを駆動する。ブレードのピッチコントロールに関しては、操作盤にて目標の推力を得つつ前後、左右のトリムが取れた状態になるように操縦する。

アクティブフラップの駆動は基本的にはオープンループであるが、ブレード回転との同期をとるためにロータが1回転するごとに発せられる方位角信号を入力し1回転分の舵角信号を出力するという方式をとっている。

### 2.2.4 計測系

計測系の概要を図6に示す。風洞及び操作盤から得られる定常的な量については読み取り値を筆記記録し、非定常的な量についてはデータレコーダでテープに記録しつつ同時にA/D変換を行いハードディスクにも記録している。

## 2.3 試験内容

### 2.3.1 計測項目

計測項目を表2にまとめる。このうち風洞一様流諸量とコレクティブ/サイクリックピッチ角以外は全て非定常データとして計測している。

### 2.3.2 試験ケース

試験ケースの概要を以下に示す。

- ・ロータ回転数 : 800 [rpm]
- ・推力係数 ( $C_T$ ) :  
     3.2, 3.5, 4.0 [ $\times 10^3$ ] ; フラップ駆動無  
     4.0 [ $\times 10^3$ ] ; フラップ駆動有
- ・迎角 ( $\alpha$ ) : 1.0, 2.0, 4.0, 6.0 [deg]
- ・前進比 ( $\mu$ ) :  
     0 ~ 0.25 ; フラップ駆動無  
     0.11, 0.12, 0.16 ; フラップ駆動有

全体としては、まずアクティブフラップ駆動無しにて迎角及び前進比スweepを行いBVI騒音が特に顕著となる条件を探索した上で、その条件においてアクティブフラップ駆動の試験を行うという手順をとった。

### 2.3.3 アクティブフラップ制御

アクティブフラップの制御波形は正弦波と矩形波の2種類とし、周波数は2/revと3/rev(ブレードの回転数の2倍及び3倍)とした。位相については振動開始位相をパラメータにとって、 $0^\circ$  から $45^\circ$  刻みで $315^\circ$  まで変化させた。以上より、波形、周波数、及び位相の違いにより

計32パターンの制御波形となる。

## 3. 試験結果

### 3.1 BVI騒音発生条件探索

BVI騒音が顕著となる条件を試験にて探索する前に、予め幾何学的簡易予測により平行BVIとなる前進比条件を検討した。その例を図7に示す。図7は上から見て反時計回りに回転するブレードが左向きに進行する際のブレードのチップパスを描いたもので、翼端渦の渦糸の概略を見ていることに相当する。

実際の試験においても、この予測による条件付近において顕著なBVI騒音が計測され、図8に示すような波形として観測された。

### 3.2 BVI騒音発生時の周波数解析

図8と同じランでの音圧データに対し1/3オクターブバンドでの音圧レベルを算出した結果を図9に示す。図9では、実線がBVI騒音波形が得られた場合、破線がBVI騒音波形が得られなかった場合を表している。前進側、後退側ともBVI騒音がある場合には概ね600~2000kHzのバンドで音圧レベルが大きくなるのが分かる。これより、BVI騒音の定量的指標として同バンドの積分値(以降、“BVI音圧レベル”と記述)を採用した。

### 3.3 アクティブフラップによるBVI騒音低減効果

図10, 11に、各制御パターンに対するアクティブフラップ駆動時と非駆動時のBVI音圧レベルの差分を示す。この図で値が負となればBVI騒音が減少したことになる。なお、フラップ駆動無しでBVI騒音を計測した際の再現性に関し、概ね最大0.2dBのばらつきがあることを確認している。

この再現性を考慮すると、有意なBVI騒音低減効果があると考えられるのは特に前進側BVIにおける矩形波駆動の場合のみであり、以下の条件で比較的效果が大きい結果となった。

- ・周波数2/rev, 振動開始位相 $135^\circ$
- ・周波数3/rev, 振動開始位相 $180^\circ$

## 4. まとめ

### 4.1 成果

- ・本試験においてBVI騒音が顕著となる条件を把握し、BVI騒音の周波数帯に基づく音圧レベル指標を導入した。
- ・アクティブフラップ作動/非作動の各状態に対し上記指標を用いた評価を行い、アクティブフラップによりBVI騒音低減の可能性を確認した。

4.2 今後の課題

- ・アクティブフラップによるBVI騒音低減効果をより明確にするためには、フラップ振幅やフラップ面積をより大きくする必要があると考えられる。
- ・BVI騒音低減の詳細なメカニズム解明については、気流可視化や数値シミュレーション等により現象を把握することが望ましい。



図1 風洞内概況（上流側より見る）

表1 アクティブフラップ付きブレード模型諸元

供試体数	2体 (No.1 / No.2)
ロータ半径 (R)	1.0m
コード長 (C)	0.065m
翼型	NACA0015
振り下げ	線形 8°
アクティブフラップ	75%R位置, スパン長5%R, コード長25%C
表面圧力孔	2箇所 (75, 90%R下面側4%C位置) [No.1ブレードのみ]

表2 計測項目

風洞一様流諸量	温度, 静圧
ロータ6分力	軸力, 横力, 垂直力, ローリングモーメント, ピッチングモーメント, ヨーイングモーメント (全て非回転系)
騒音計測用マイク出力	右前方, 右側方, 左後方
ブレード表面上圧力	75, 90%R下面側4%C位置 (No.1ブレードのみ)
アクティブフラップ駆動信号	No.1ブレード下面側ピエゾ素子への入力信号
ブレード角度	フラッピング角, リード/ラグ角, コレクティブピッチ角, サイクリッグピッチ角 (縦, 横)

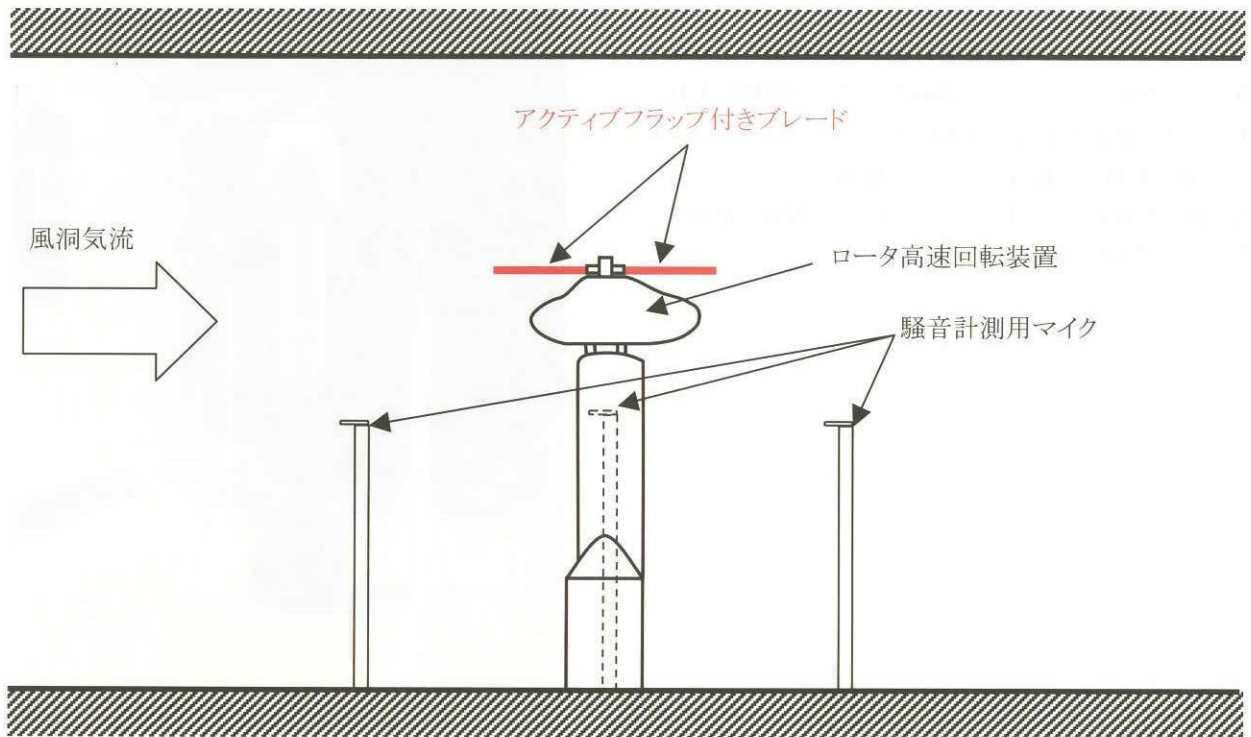
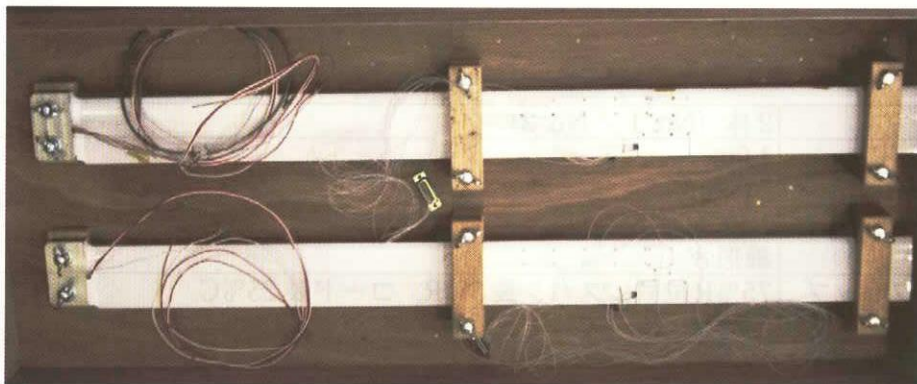
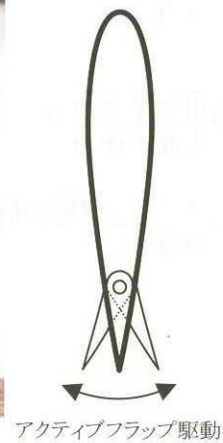
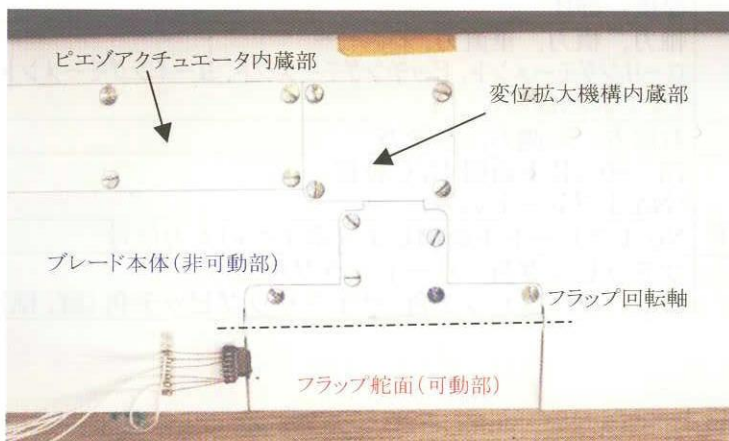


図2 風洞内装置概要



(a) ブレード全体



(b) アクティブフラップ部

図3 ブレード実物写真



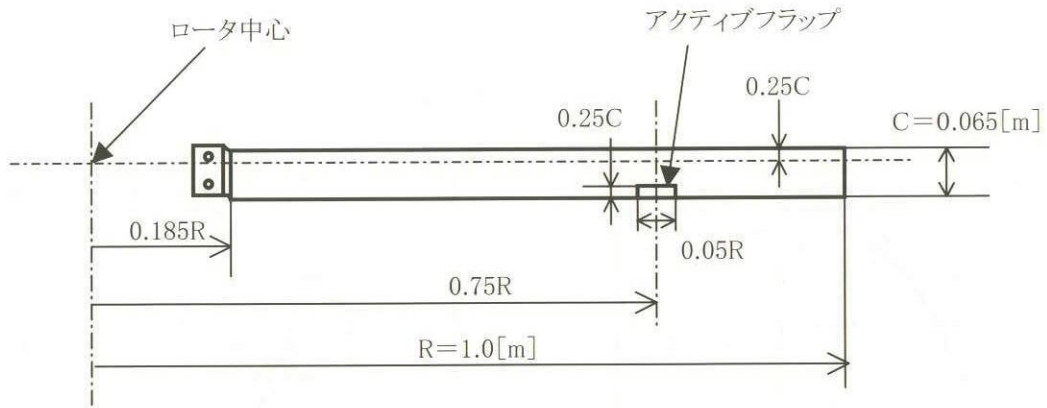


図4 ブレード寸法概要

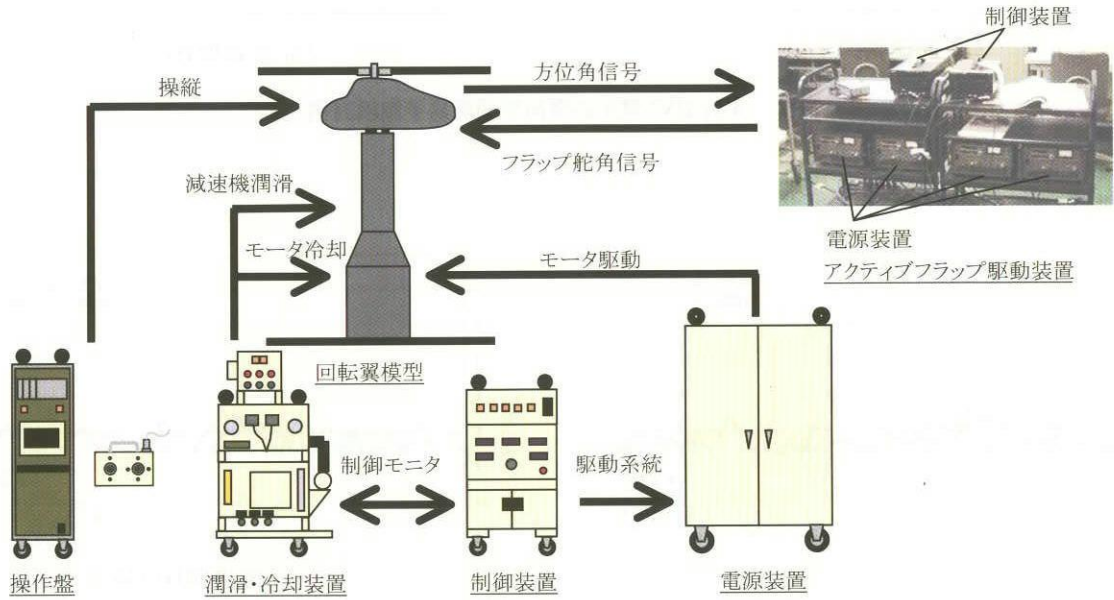


図5 制御・駆動系

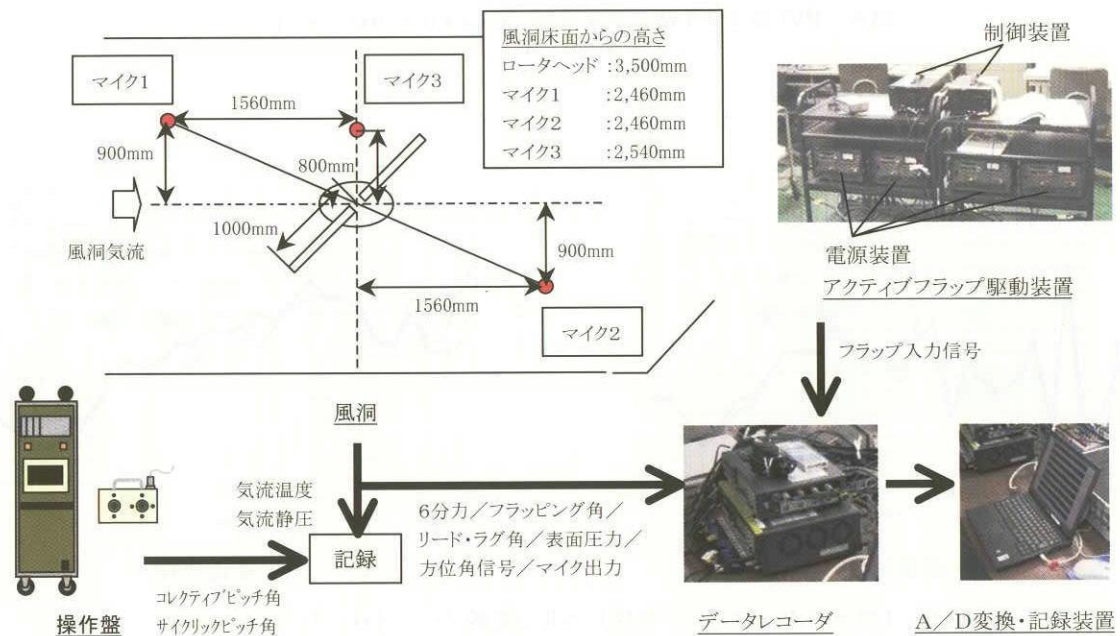


図6 計測系

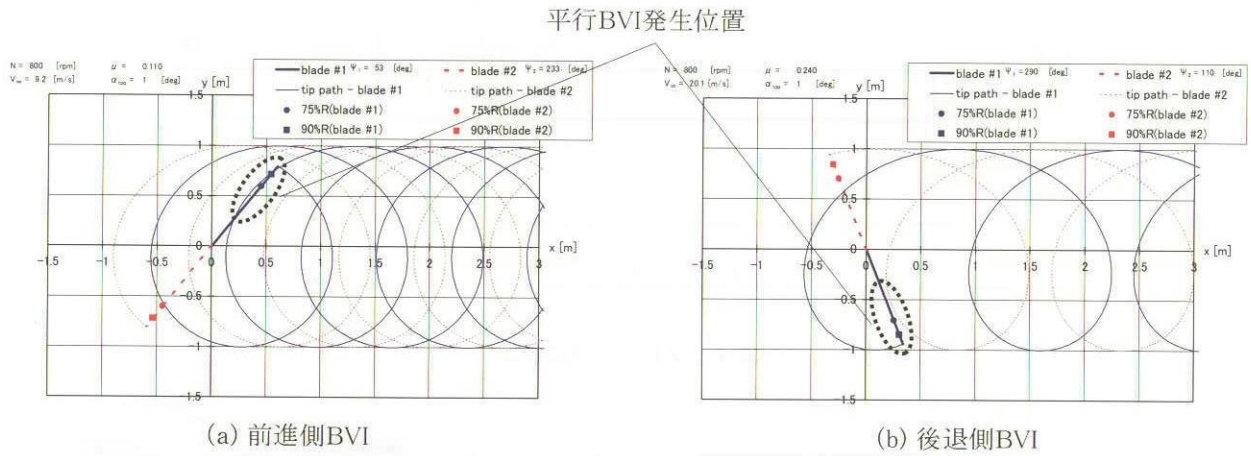


図7 平行 BVI 発生の幾何学的簡易予測検討例

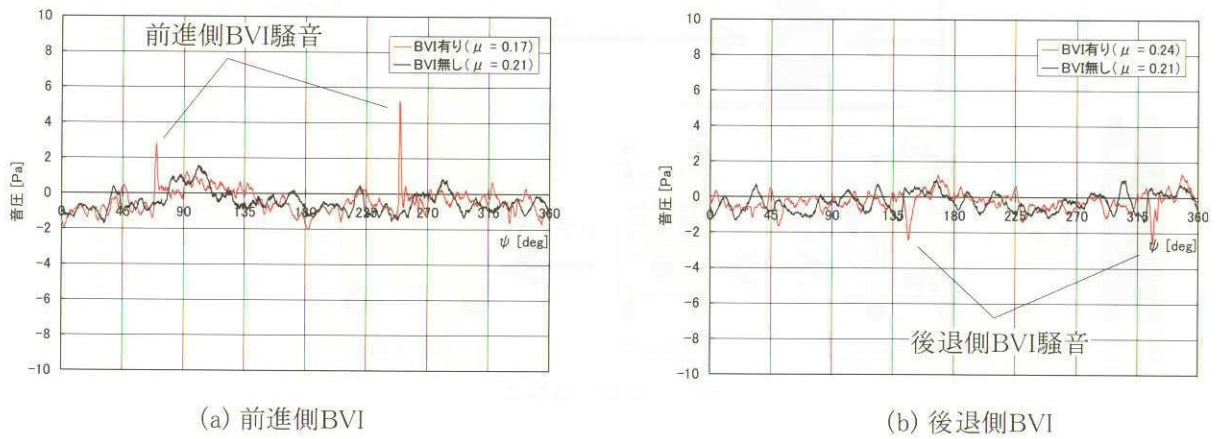


図8 BVI騒音発生時の音圧波形 [ $C_T = 4.0 \times 10^{-3}$ ,  $\alpha = 1^\circ$ ]

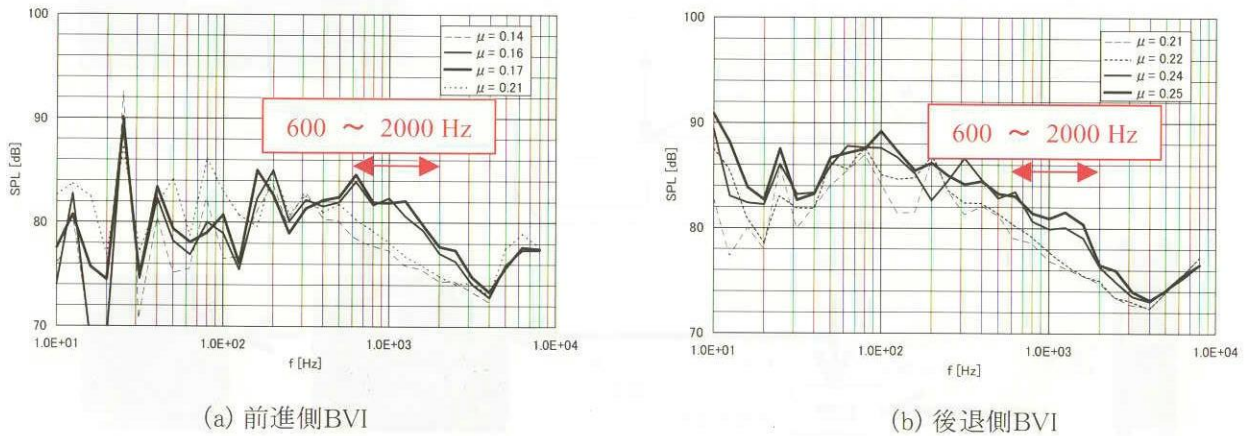
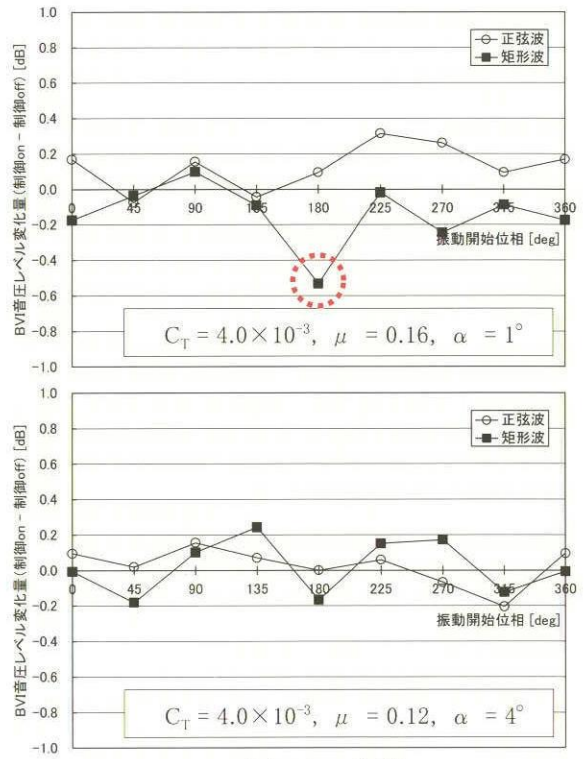
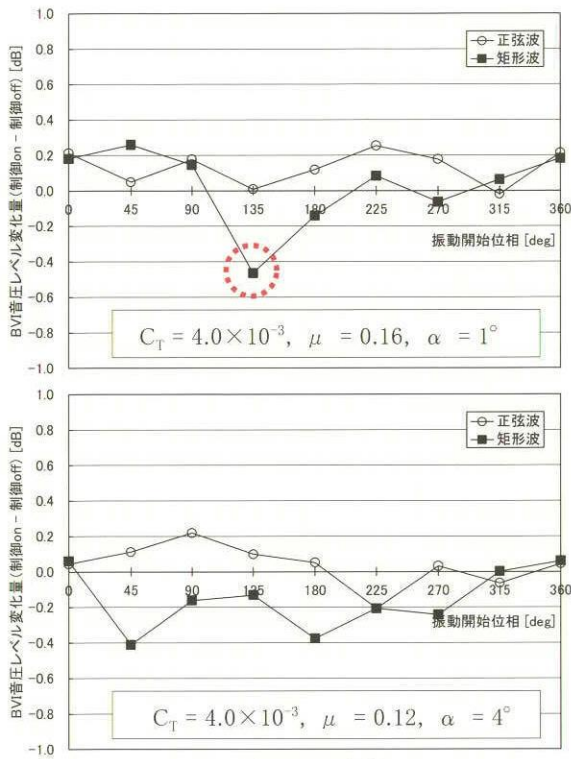


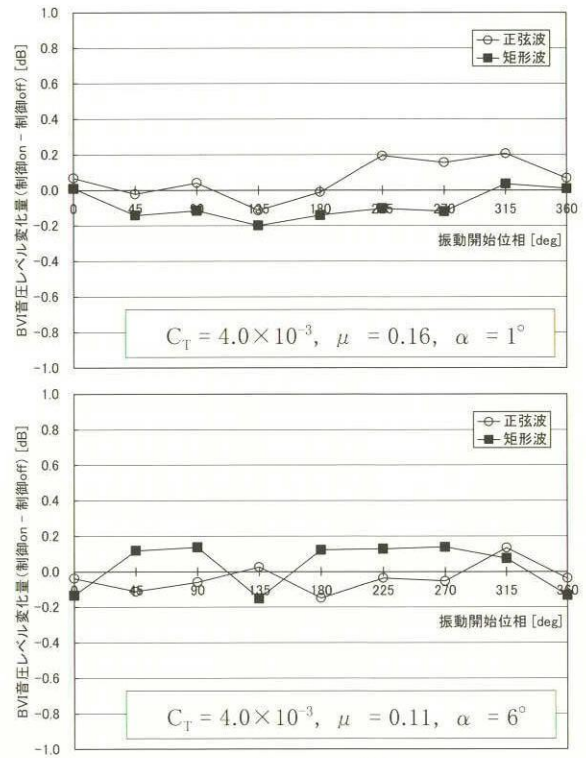
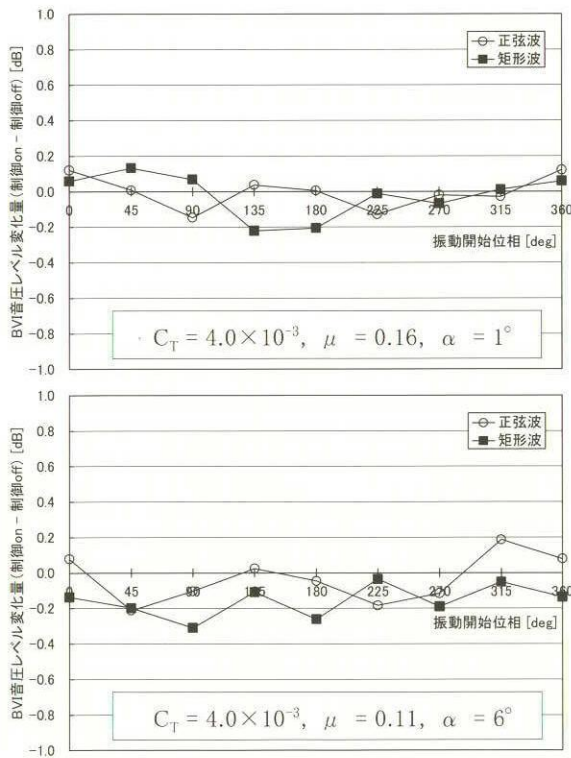
図9 1/3 オクターブバンド音圧レベルの比較 [ $C_T = 4.0 \times 10^{-3}$ ,  $\alpha = 1^\circ$ ]



(a) 2/rev 制御

(b) 3/rev 制御

図10 アクティブフラップによるBVI騒音低減効果(前進側BVI)



(a) 2/rev 制御

(b) 3/rev 制御

図11 アクティブフラップによるBVI騒音低減効果(後退側BVI)





宇宙航空研究開発機構特別資料 JAXA-SP-04-013

---

---

発行日 2005年3月30日  
編集・発行 独立行政法人 宇宙航空研究開発機構  
〒182-8522  
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1  
TEL 0422-40-3000  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区宮前1-20-19

---

---

© 2005 JAXA

※本書（誌）の一部または全部を著作権法の定める範囲を超え、無断で複写、複製、転載、テープ化およびファイル化することを禁じます。  
※本書（誌）からの複写、転載等を希望される場合は、下記にご連絡ください。  
※本書（誌）中、本文については再生紙を使用しております。  
<本資料に関するお問い合わせ先>  
独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 情報化推進部 宇宙航空文献資料センター





宇宙航空研究開発機構  
Japan Aerospace Exploration Agency