

## 目 次

### 第 64 回風洞研究会議（平成 12 年 5 月 18 日、19 日）

1. 風洞試験技術、研究の産学協力関係の一例 — Boeing Transonic Wind Tunnel と University of Washington Aeronautical Laboratory の関係 — .....	1
進藤章二郎	
2. 航技研突風風洞における後流測定データを利用した空力特性の推算技術 .....	9
上野 真、藤田敏美、岩崎昭人	
3. SST の地面効果に関する風洞試験 — その 1 — .....	15
郭 東潤、藤田敏美、岩崎昭人、野口正芳	
4. 超音速輸送機の低速時空力特性に関する風洞試験の報告 .....	23
斎藤 充、檜垣郷子、山納 敦	
5. SST インテーク不始動模擬超音速風洞試験について .....	33
高崎 悟、藤本 朗、Brett. J. Churchill、山納 敦	
6. 航技研突風風洞制御システムの改修 .....	37
藤枝郭俊、藤田敏美、岩崎昭人	
7. 航技研二次元風洞の気流特性 — 風軸方向マッハ数分布について — .....	55
神田 宏、佐藤 衛、須谷記和、戸田亘洋	
8. 2m 遷音速風洞における PIV 試験 .....	63
小池 陽、重見 仁、安木政史、平野弘人	
9. 航技研中型衝撃風洞における新しい計測法 .....	71
中北和之、山崎 喬、浅井圭介、穂積弘一	

### 第 65 回風洞研究会議（平成 12 年 11 月 16 日、17 日）

10. 非平面翼の横モードが連成するフラッタ .....	79
神田 淳	
11. 1m × 1m 超音速風洞改修後の風洞性能と運転方式について .....	85
渡辺光則、盾 篤志、浜本 滋、酒井謙二、外立政隆	
12. 赤外線カメラによる空力加熱測定法 .....	103
小山忠勇、平林則明、津田尚一、関根英夫、永井伸治、穂積弘一	
13. 平成 12 年度 HOPE 高温衝撃風洞力計測試験について .....	113
伊藤勝宏、小室智幸、佐藤和雄、丹野英幸、植田修一	
14. 高温衝撃風洞用燃料噴射装置の開発 .....	119
丹野英幸、佐藤和雄、小室智幸、伊藤勝宏、植田修一、高橋政浩	
15. 高温衝撃風洞を用いた空力加熱に対する壁面触媒効果の研究 .....	125
植田修一、佐藤和雄、小室智幸、丹野英幸、伊藤勝宏、黒滝卓司、白水正男、辻本建士、三保和之	
16. 騒音低減を目指したアクティブ・スポイラ風洞試験 .....	131
末永尚史、白井正孝、齊藤 茂、西澤宇一	
17. 小型超音速実験機（ロケット実験機）パラシュート放出基礎試験について .....	137
迫 和彦、塩沢信秋、長尾津嘉、遠藤裕久、堀之内 茂	
18. 小型ジェットエンジン付模型風洞試験法への取り組みについて .....	147
（その 1：風試システムと解析結果）	
中谷輝臣、馬場滋夫、小池 陽、長井健一郎、生沼秀司、武田克巳、関根静雄	





# 風洞試験技術、研究の産学協力関係の一例

---Boeing Transonic Wind Tunnel

と

University of Washington Aeronautical Laboratory の関係---

進藤 章二郎

(川田工業株式会社)

## An Example of the Relationship to Mutually Benefit an Industry and a University through Wind Tunnel Testing

---Between Boeing Transonic Wind Tunnel

and

the University of Washington Aeronautical Laboratory---

**Shojiro (Luke) Shindo**

(Kawada Industries, Inc.)

### Abstract

The relationship between The Boeing Co. and the University of Washington (U. of W.), specifically between Boeing Transonic Wind Tunnel (BTWT) and the University of Washington Aeronautical Laboratory (UWAL), is reviewed through the eyes of a former student, employee of the U. of W. Some of the historical developments of, and academic and research programs at the UWAL are briefly discussed.

Key Words: Wind tunnel, Industry and Academia Relationship

### 概 要

州立ワシントン大学 (U. of W.) と Boeing 社の間の産学協力関係を風洞試験技術、研究の協力という視点から Boeing Transonic Wind Tunnel (BTWT) と University of Washington Aeronautical Laboratory (UWAL) の間の関係を、同大学航空宇宙工学科の卒業生であり、元 UWAL 職員からみた UWAL の生い立ち、その繁忙期から近況までを振り返って考察する。また、UWAL の発展、自主研究などの概要を述べる。

#### 1 はじめに

アメリカの大経済恐慌からおよそ 10 年目、1938 年に景気起爆剤の一環として失業労働者の雇用および地域経済活性化と設備投資を目標に Boeing 社、

Washington State, Federal Government がそれぞれ共同出資して州立ワシントン大学 (U. of W.) 航空工学科 (当時の名称) 所属で設立、建設されたのが University of Washington Aeronautical

Laboratory (UWAL)<sup>1)</sup> である。建物は設計、建設に尽力された故 Frederick K. Kirsten 教授に因んで、Kirsten Wind Tunnel と名付けられていて、図 1 に示すように、約 20 m x 36 m の長方形で高さ 10.5 m あり、外部はローマン煉瓦造りで回りの建物との調和を図っている。Boeing 社と U. of W. は、いろいろな分野で協力研究しているが、航空機分野では、Boeing Transonic Wind Tunnel (BTWT) と UWAL が直接貢献し合う密接な関係に成長している。

この風洞の測定部は 8 ft x 12 ft (2.44 m x 3.66 m) であり、公称最大風速は 250 mph (111.8 m/s) であるが、主モーターや直流発電機などの老朽化から、近年では最大風速を 200 mph (89.4 m/s) 程度以下に抑えている。図 2 に示す六分力天秤の容量は、それぞれ最大：

L = 2,500 lb (11,113 N)

D = 250 lb (1,111.3 N)

P. M. = 5,000 in-lb (564.5 N-m)

R. M. = 5,000 in-lb (564.5 N-m)

Y. M. = 5,000 in-lb (564.5 N-m)

S. F. = 250 lb (1,111.3 N)

であるが、抗力は上記値の 2 倍あれば望ましいことがあった。一様流の乱れ定数は 1.1<sup>2)</sup> と報告されている。

筆者は、1957 年 12 月同大学航空工学科卒業と同時に UWAL (州立ワシントン大学低速風洞研究所) に就職、1960 年から 1963 年までの日本国内勤務のあと再渡米、同研究所に復職し、1993 年に退職するまでの通算 30 年以上の年月を勤めた。その間に、同研究所建設 50 周年記念会にも現役職員として参加し、優れた技術者、研究者を多数世に送りだせたことは、至福であると感謝している。

## 2 UWAL の組織と運営

UWAL は、州立ワシントン大学、航空宇宙工学科に所属し、同科主任教授を長とする教授 2 名から成る風洞運営会があり、それぞれが Associate Director として UWAL の管理に当たっている。筆者が勤務していたころ、UWAL には、testing, data reduction そして general supervision の担当者 (筆者) の他に、electronics engineer と instrumentation technician が 1 名ずつ、工作室に machinist が 1 名、事務室には秘書兼受付が 1 名と合計 5 名の専属職員が勤務していた。

学生の組織は operations と computing のグループに分かれている。それぞれのグループには、2～3 年勤めた学部 4 年生を chief に充てていた。Operations グループは、風洞の運転、データの収録、メンテナンスなどを担当し、computing グループはデータ処理、報告書作成などを主職務としていた。UWAL におけるデータ処理法については参考文献 2, 3 を参照されたい。1970 年代中ごろからは、航空宇宙学科にも女子学生が入学してくるようになったが、学部生全体の 2～3 % 程度であった。この少ない中から、UWAL は女子学生も採用した。

風洞運転、データ収録処理などの日々の業務、風洞メンテナンスなどは、毎年雇用するアルバイト学生 5～10 名で行っている。70 年代、80 年代の繁忙期には、20 名近くの学生が働いていた。その他に、実験研究論文課題を隔年に 1 名程度の院生に提供していた。筆者在職中に 10 数名の院生が育成され社会へと巣立って行った。UWAL での実務経験は、卒業生の就職に際して有利になり、地元 Boeing 社

に多数就職している。

Kirsten Wind Tunnel は、同大学校庭のほぼ中心部に存在している。建設当時は、大学の規模も小さく、建物の数も少なかったので、現在の位置で校庭の中心部ではなかった。しかし、大学の成長に伴って、回りに建物が増築され、風洞の位置が中心部に近い場所になった。大学側は、このように学生にとって利便性の高い場所は教室として使用し、研究室、学生寮、体育館など直接、講義とは無関係な建物を校庭の周辺地区へ建設したり移動する方針をたてた。そのため、Kirsten Wind Tunnel も一度ならず移設の対象にさらされたことがあった。しかし、その度に本設備は、学生が授業と授業の合間に実技を習得できる機会を提供していることを強調して、現在の位置に温存されている。従って、UWAL には学部生をアルバイトとして採用する義務がある。

UWAL は、完全な独立採算制で運営されていた。大学の性質上、営利を目的とした経営は許されなかったが、メンテナンス、修理、改善などに必要な費用の備蓄は認められていた。なお、風洞の使用料は人件費も含めて時間単位で計算し、官民公私を問わず同一使用料を適応していた。後になって、この制度は融通性が欠けていると非難されるケースもでてきたが、U. S. Army や NASA から研究の委託を受けるようになると、官民の間で使用料に区別することは認められなかった。

### 3 BTWT- と UWAL の関係

戦後まもなく 1946~7 年に Boeing は大型ジェット後退翼機 B-47、それに続く KC-135 を開発した。筆者がまだ学

生であった頃には、航空工学部教官のなかには、こうした航空機の設計、飛行試験に参画していた教授もいた。筆者は、恩師の一人が KC-135 の飛行試験を終えて、飛行服、膝パッドを着用のまま小脇に飛行用ヘルメットを抱えて教室へ駆け付けてこられ、生々しい雰囲気の中で講義を受けた記憶がある。こうした産学人事交流のなかで、Boeing 社と U. of W. の関係、しいては UWAL との関係が育まれていったのである。

筆者が在職中に携わった主なプロジェクトには、風洞主送風機ブレード(図3)の改良製作(1959年)、測定部一様流性能改善作業<sup>4)</sup>(1979年)、コンピュータの導入(1981年)など風洞性能に直接関わるような設備改善もあった。コンピュータの導入に当たっては、UWAL が次世代コンピュータを調達するという条件つきで Kirsten Wind Tunnel の屋上にコンピュータ・ルームを増築し、BTWT が初代機器一式を寄付してくれた。Boeing 社は、このように UWAL の性能向上には可能な限り経済的、技術的援助を供与していた。

また一方、UWAL は、V/STOL 実験の必要性が高まっていた 1960 年代後半、V/STOL 機の実験にも対応できるように風洞の改築案に取り組み、1 / 8 縮尺モデル風洞(図4)を建設し(1965年)<sup>5)</sup>、改築の合理性を研究した。1967年から数年継続された V/STOL 機の実験許容最小風速およびその緩和策<sup>6, 7, 8)</sup>の研究では、U. S. Army と NASA から委託研究を受けて成果をあげた。この後(1992年)、閉塞効果の実験研究<sup>9, 10)</sup>では、BTWT は HSCT 模型の提供や一部実験設備の製作を担当した。

Boeing 社は、UWAL の風洞測定部と

同サイズの遷音速風洞 (BTWT) をシアトルに所有している。しかし、筆者の在職中、Boeing 社は、707 から 767 までの開発における全機種 of 低速風洞実験は UWal で実施していた。図 5 は地面効果を実験中の 747 模型である。同社が民間輸送機の開発に当たって風洞実験を実施した時間数は、1975 年から 1993 年までの年間平均が 4150 時間<sup>11)</sup> (低速風洞実験のみ) である。これは、一年 365 日、一日約 11.5 時間に相当する時間数で、UWal だけでは到底満たすことができない。従って、BTWT は、UWal 以外の低速風洞設備も利用していたと想定できる。この低速風洞実験時間数に、遷音速、超音速風洞実験時間数を加味すると、膨大な時間数になる。

#### 4 他社と UWal の関係

自主採算制度を採用している以上、贅沢な顧客選択は許されない。と同時に UWal としても BTWT だけに依存して自主経営を確立することは危ぶまれる。幸いにして、Raytheon 社 (元 Beech Aircraft 社) は UWal の二次大手固定客である。Wichita, KA は、Beech Aircraft 社の他に Lear Jet 社 (Bombardier Aerospace) や Cessna Aircraft 社 (Div. of Textron) の本拠地である。この地区における同業者間の激しい競走があったことも原因の一つであるが、Beech Aircraft 社は 1950 年代から Queen Air, King Air, Star Ship などの開発実験にわざわざ遠い Seattle, WA まで来ていた。また、地元 Seattle では、PACCAR 社, Flight Research Institute (FRI) など固定客がいる。US Olympic Team の bobsled (図 6) や Americas Cup ヨット艇体の流体力学特性向上の

実験は FRI のスポンサーで行われた。こうした地元の企業や団体は、その営業規模では Boeing 社とは比較にならないが、UWal の卒業生の中には UWal での経験を認められて就職した者もいた。

#### 5 UWal の役割

信頼性の高い、高精度データを効率よく提供すると同時に学生の実務経験の場であることが、UWal の役割である。そのためには、測定計器類のメンテナンスを怠ってはならない。UWal では、主送風機のブレードの修理、六分力天秤の修理、校正、アンプその他のエレクトロニクスの修理、主モーターや直流ジェネレータのメンテナンスなどは全て自主作業でアルバイト学生に依存している。受託実験中に天秤の不具合が発生して、徹夜で補修作業を実施した記憶もある。1970 年代後半は航空機の低速風洞実験黄金時代で、一日 16~18 時間、週六日制で風洞を稼動していた。しかし、1980 年代後半から航空機の実験には、高レイノルズ数実験が重要視されるようになり、UWal のような  $Re < 2.0 \times 10^6$  程度の風洞設備は徐々に敬遠されるようになった。

データの精度を保証するには、天秤校正に使用する錘は、シアトル市計量局の検査を受け、圧力センサーは一次圧力校正器で頻繁に校正していた。また、風洞実験で最重要視されるデータの再現性に関しては、BTWT から譲渡された Boeing 707 の 1/20 スケール模型、通称名 TA 1244 (図 7)、と NACA 0015 標準翼模型を使って時間の許す限り、度々六分力再現性確認試験を実施している。TA 1244 と NACA 0015 模型の諸

元は表-I に示す通りである。UWAL 六分力天秤の抗力係数  $C_D$  の再現性は $\pm 1$  カウント、すなわち  $\pm 0.0001^{12)}$  であることが発表されている。

BTWT を含む外部委託実験のデータについては、UWAL は原則として生データは提供しない。六分力空力特性のデータは、天秤干渉較正、流れの吹き上げ角、壁干渉による揚力、迎え角に対する境界修正、および閉塞効果の修正などを施した無次元係数として実験報告書を提出している。この報告書には使用した修正法は明記してある。なお、UWAL としては、特別に依頼が無い限り、データの解析は行わないのが原則である。

風洞実験室の一般的な役割は、測定部境界修正など可能な範囲におけるデータ補正を行って、フリー・エアーに酷似する状態におけるデータを提供することである。UWAL は BTWT を始めとする顧客との間でこの役割分担を協議しあい、相互理解を得ている。ただし、実機と模型実験の  $Re$  数やマッハ数の相違に対する補正は UWAL の役割外で、UWAL はこの補正を行わない。

## 6 おわりに

本稿は、1958 年から1993 年に退職するまでの筆者の UWAL における体験について記述したものである。UWAL は、設立以来 60年、その間に紆余曲折はあったにせよ現在でも建物、組織ともに健在である。UWAL と Boeing 社 - BTWT- や 元Beech Aircraft 社の関係は、米国内に数ある大学付属風洞研究所の中でも独立採算性を採用しているという点では、非常にユニークな存在であったのではないかと思う。また、

多数の学生にエンジニアリングの実務経験とアルバイトの場を提供できたことは、私なりに社会貢献ができて有意義であったと満足している。退職してすでに7年の年月が経過した。その間に職員は、全員入れ代わり、現在では世代交代も完了して、再び多種多様の実験に活躍していると伺っている。

本稿中の写真は全てBTWT, UWAL, FRI の提供によるものである。

## 7 参考文献

- 1 Kirsten, F., K. and Eastman, F., S., "The University of Washington's New 250 m.p.h. 8 x 12 Foot Wind Tunnel," Journal of Aeronautical Sciences, I. Ae. S., October, 1939.
- 2 Rae, Jr., W. H. and Pope, A., *Low-Speed Wind Tunnel Testing*, Second Edition, John Wiley & Sons, N. Y., 1984, p. 23.
- 3 進藤章二郎、「低速風洞実験法」、コロナ社、東京、1992 年および正誤表
- 4 Shindo, S., Rae, Jr., W. H., Aoki, Y., and Hill, E. G., "Improvement of Flow Quality at the University of Washington Low Speed Wind Tunnel," AIAA Paper 78-815, 10<sup>th</sup> Aerodynamic Testing Conference, 1978, pp. 336~343.
- 5 Shindo, S. and Joppa, R. G., "An Experimental Investigation of Feasibility of a V/STOL Test Section in UWAL 8 x 12 Wind Tunnel by Using a 1/8 Scale Model of the Tunnel," UWAL Rept. 801, February 1965.

6 Rae, Jr., W. H., "Limits on Minimum-Speed V/STOL Wind-Tunnel Tests, " AIAA Journal of Aircraft, Vol. 4, No. 3, 1967, pp. 249~254.

7 Shindo, S. and Rae, Jr., W. H., "An Experimental Study of Alleviating the Limits on Minimum-Speed V/STOL Wind-Tunnel Tests," U. of W., Dept. of A. & A., Rept. 68-1, January 1968.

8 Shindo, S. and Rae, Jr., W. H., "Recent Research on V/STOL Test Limits at the University of Washington Aeronautical Laboratory," NASA Contractor Rept. 3237, February 1980.

9 Shindo, S., "Simplified Tunnel Correction Method," AIAA Journal of Aircraft, Vol. 32, No. 1, pp. 210~213.

10 進藤章二郎、高精度風洞境界新修正法について、日本航空宇宙学会誌、第46巻、第528号、1998年1月号

11 A private communication with K. Watson, May 1994.

12 Brune, G. W., "Quantitative Three-Dimensional Low-Speed Wake Surveys, "Fifth Symposium on Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows," California State University, Long Beach, Calif., January 1992; also as SAE Paper 901934, October 1990.

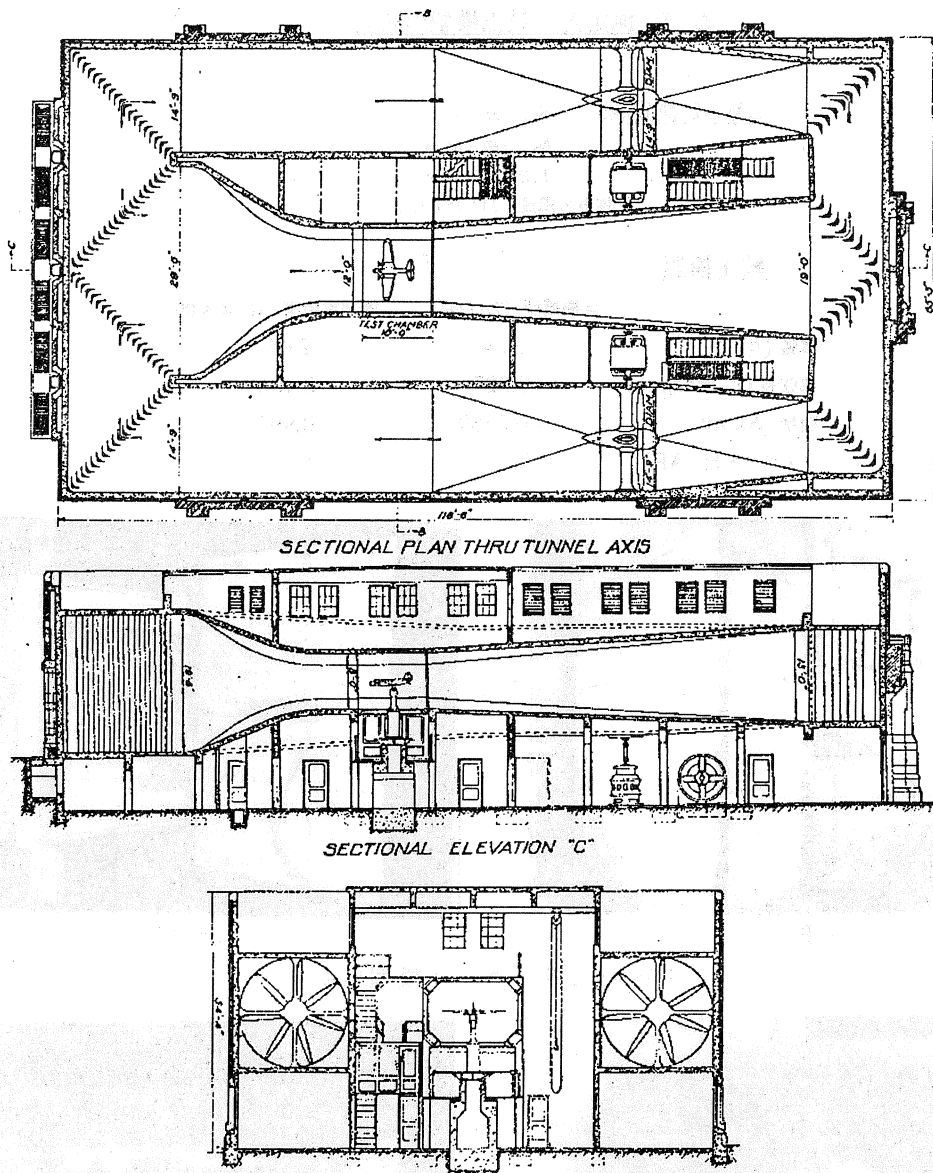


図1 UWAL 低速風洞断面図

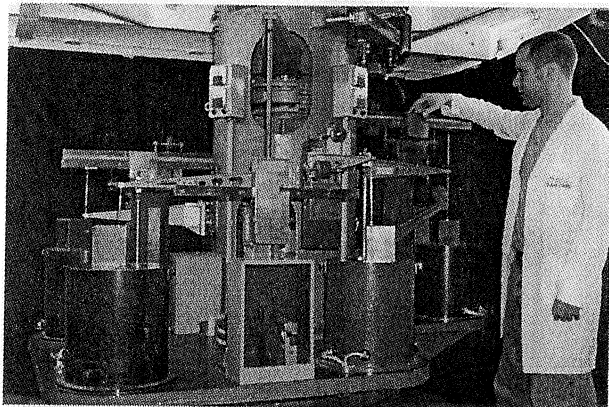


図2 UWAL六分力天秤 - 外観

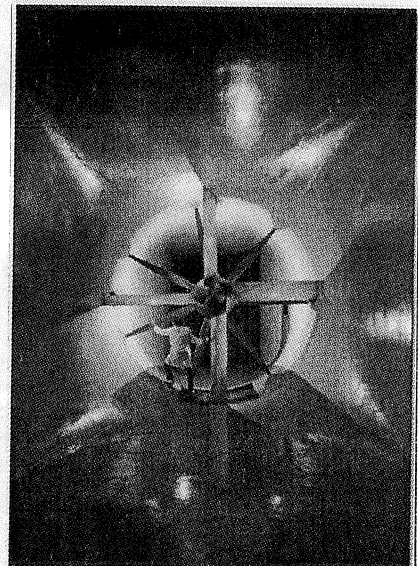


図3 UWAL主送風機 - プロペラ

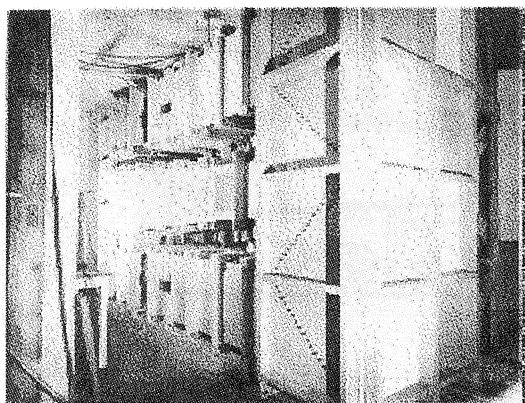


表-I 測定部、較正模型の諸元

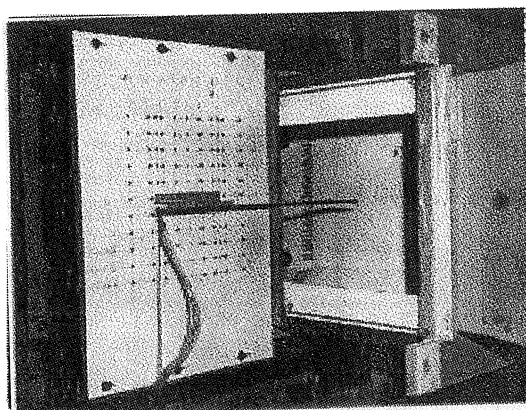
UWAL 測定部 : 高さ ( $H$ ) 2.44 m  
 幅 ( $B$ ) 3.66 m  
 長さ ( $L$ ) 3.05 m  
 公称最大風速 111.75 m/s

較正模型 :

	全機模型 (TA1244)	標準翼模型 (NACA 0015)
翼幅 ( $b$ ), m	2.24	2.44
翼弦長 ( $c$ , $mac$ ), m	0.327	0.406
面積 ( $S$ ), m <sup>2</sup>	0.6689	0.991
アスペクト比 (AR)	7.5	6.0



全景



測定部

図4 UWAL 1/8 スケール模型風洞

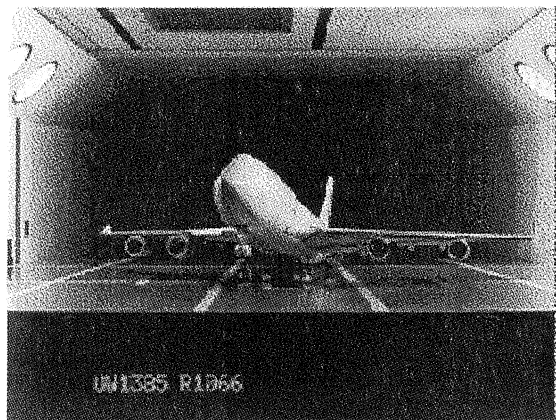


図5 地面効果実験中の Boeing 747 風洞模型

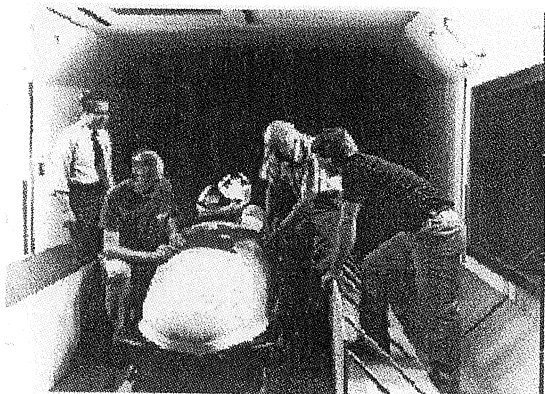


図6 US Olympic Bobsled, FRI

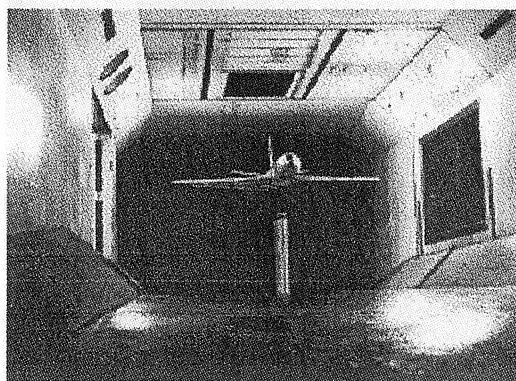


図7 UWAL 全機較正模型、TA1244



# 航技研究風洞における 後流測定データを利用した空力特性の推算技術

上野 真, 藤田 敏美, 岩崎 昭人 (航空宇宙技術研究所)

Estimation of Aerodynamic Characteristics Using Wake Integral Method  
at the NAL 2m × 2m Gust Wind Tunnel

Makoto Ueno, Toshimi Fujita and Akihito Iwasaki (NAL)

## Abstract

Aerodynamic characteristics are computed from wake survey data of a rectangular wing model of aspect ratio five with an untwisted NACA0012 airfoil section. The theories of Maskell and Betz are used. Their basic approach is to rewrite the drag and lift integrals in terms of flow variables measured inside the wake region. And it furnish separate values for the components of drag such as profile drag and induced drag, but also measure lift without the use of a balance. In addition to global data, details of the wake flow field as well as spanwise distributions of lift and drag are obtained. Wake survey data analysis are performed and the results are compared to the balance data.

## 1 初めに

現在, 風洞での空気力の計測は天秤によるものが主流であるが, 模型を囲む検査体積に運動量保存則を適用しても模型にかかる空気力を測定することができる。ただし, 風洞壁で限定されているとはいえ検査体積の運動量の出入り全体を計測するのは現実的ではない。

Betz [1] と Maskell [2] の研究によって風洞内の3次元物体にかかる形状抵抗, 誘導抵抗, 揚力を模型後流内および主流内の物理量 (総圧, 静圧, 流れの方向) から推算できるようになった。この手法はCFDの結果にもそのまま適用できるため海外ではいくつかの研究 [4, 5, 6] が行われてきた。

しかし, 形状抵抗と誘導抵抗の分離, 空気力のスパン方向分布を得られることなどの利点があるにもかかわらず, 後流の定量的測定による空気力の推算手法は国内ではあまり例が無い [3]。今回, 本手法を航技研究風洞で実装するための準備としてNACA0012翼型の矩形翼模型 (アスペクト比5) に対する実験を行ったので, その結果を報告する。

## 2 空気力の算出法

検査体積内に置かれた模型にかかる抵抗は一樣流の方向 (x 方向) の運動量の変化量から計算される。平行な固体壁からなる風洞を仮定すると,

抵抗は次のように書ける。

$$D = \iint_{S_1} (P + \rho u^2) dydz - \iint_{S_2} (P + \rho u^2) dydz \quad (1)$$

ここで  $S_1$  と  $S_2$  はそれぞれ模型上流と下流の検査体積境界をあらわす。全圧  $P_T = P + \frac{\rho}{2}(u^2 + v^2 + w^2)$  を導入し, 上流の境界  $S_1$  では一樣流であると仮定すると, 後流の外では総圧の損失は生じないことを利用して

$$D = \iint_{S_2} \frac{P_\infty}{R} (s - s_\infty) dydz + \iint_{S_2} \frac{\rho_\infty}{2} (v^2 + w^2) dydz + (\text{higher order terms}) \quad (2)$$

と変形される [4]。

式2の第2項は二次元流の場合 far-field では消滅してしまう成分であるので, これを誘導抵抗, 第1項を形状抵抗と定義する [4, 5, 6]。

### 2.1 形状抵抗

流れのエンタルピーが一定の場合, エントロピーの増加量は総圧損失に関連付けられて,

$$s - s_\infty = R \ln \frac{P_{T_\infty}}{P_T} \quad (3)$$

であるが, エントロピーの増加は後流内部に限られるので, 式 (2) の第1項の積分領域は模型の下

流全体から後流内部のみになる。従って、形状抵抗は

$$D_p = P_\infty \iint_{W_A} \ln \frac{P_{T\infty}}{P_T} dydz \quad (4)$$

と表せる [6].

## 2.2 誘導抵抗

渦度ベクトルの  $x$  方向成分 (風洞の主流方向の成分)  $\xi = \frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z}$  と後流測定平面において連続の式を考えたときの湧き出し  $\sigma = -\frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z}$  について  $v = \frac{\partial \psi}{\partial z} + \frac{\partial \phi}{\partial z}$  なるスカラー関数  $\psi, \phi$  を導入すると、誘導抵抗は以下のように表せる [2].

$$D_i = \frac{\rho}{2} \iint_{W_A} \psi \xi dydz \quad (5)$$

ここで、 $\psi, \phi$  はそれぞれ測定平面内における流れ関数と速度ポテンシャルにあたる。

## 2.3 揚力

また、揚力は  $z$  方向の運動量保存則より

$$L = \iint_{S_f} P dx dy - \iint_{S_c} P dx dy - \rho \iint_{S_2} u w dy dz \quad (6)$$

(ここで  $S_f$  は風洞床,  $S_c$  は風洞天井を表す。) と書けるが、これは

$$L = \rho U_\infty \iint_{W_A} y \xi dy dz + (\text{ignorable term}) \quad (7)$$

と変形できる [2].

## 2.4 スパン方向分布

以上のようにして得られた式を抵抗については垂直方向についてのみ、揚力については求めたいスパン位置を通る垂線によって二分される測定範囲のどちらかを積分することによって、これら空気のスパン方向分布を得ることができる。当然、測定領域について積分すれば模型全体にかかる空気が計算できる。

Veldhuis ら [7] が指摘するように (図 1), このようにして得られたスパン方向空気力分布は厳密には正しくないが、その発生要因と全体への貢献度を探る上で定量的分布が得られることの意味は大きい。

## 3 実験

実験は航技研  $2m \times 2m$  突風風洞で行われた。以下にその概要を示す。

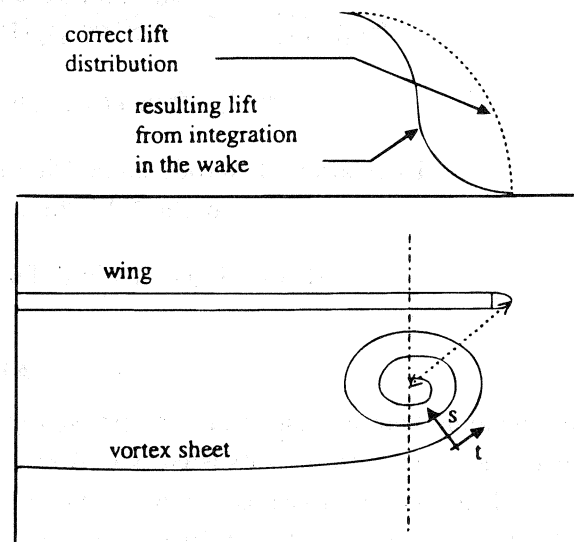


fig. 3 Example of erroneous determination of the lift distribution near the tip vortex of a wing.

図 1: スパン方向分布についての Veldhuis の指摘

## 3.1 模型

今回使用した矩形翼模型の図を図 2 に示す。翼型には NACA0012 を使用し、スパンは 1.0m, コードは 0.2m (アスペクト比 5) であり、翼端には翼型の回転体で構成されるカバーを取り付けた。

模型支持は航技研突風風洞の 3 点支持用ストラットの迎角変更用ストラットを除いた前 2 本を使用した。

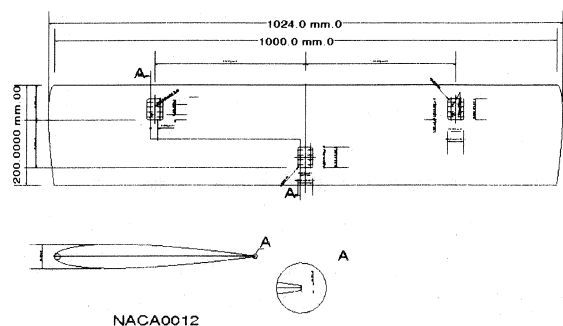


図 2: 矩形翼模型

## 3.2 測定装置

測定には突風風洞に既設の 5 孔ピトーレーク (図 3) を用いた。これは先端径 3.6mm の 5 孔ピトー管を 11 本楕形に配置したもので、図のような水平な配置、もしくは垂直にピトー管が並ぶ配置で測定する。今回の実験は水平な配置で行われた。

流れ方向には500mm, スパン方向には1500mm, 鉛直方向には1300mmの範囲を分解能0.1mmでトラバースすることができる。5孔管からの圧力は風洞外に置かれたZOCで計測してHDDに蓄積し, ワークステーションで処理して総圧, 静圧, 流れのピッチ角, ヨー角を得た。



図 3: 5 孔ピトーレーク

### 3.3 測定領域

測定領域は主流に垂直な断面で, 翼後縁から主流方向に伸ばした延長面を中心として上下に200mm, 左右に300mm展開した面内とし, これを10mm間隔で測定した(図4)。

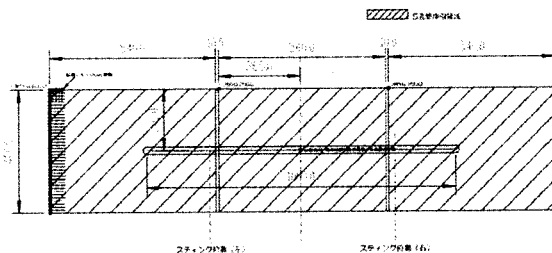


図 4: 測定領域

### 3.4 実験条件

実験は主流流速30m/s, 迎角は $8^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $-9.3^\circ$ 。測定断面は翼後縁から40mm, 240mm, 440mm後方の3断面でほとんどの測定は240mmの断面で行われた。1ケースにつき測定点数は6765( $=41 \times 165$ )点。測定間隔は10mmである。

## 4 解析結果

解析は出力された全測定点のデータを用いる必要があるため, それぞれのケースを測定後にオフ

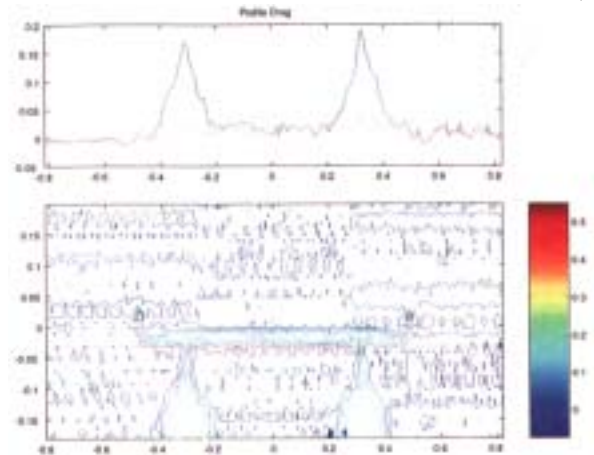


図 5: 形状抵抗

ラインで行われた。流れ場と出力の関係をわかりやすくするために, 測定各点での無次元化された空気力の要素とこれを鉛直方向に積分して得られる空気力のスパン方向分布を用いて, 以下に主に迎角 $8^\circ$ のケースについて解析結果を説明する。

### 4.1 形状抵抗

形状抵抗の分布を見るとストラットの影響が大きい。測定断面全域について積分した場合の形状抵抗のスパン方向分布を図5の上のグラフの点線に表すが, 明らかに抵抗全体に対して大きな量を持っている。

突風風洞の天秤の出力は風防から模型取り付け部までのスティング露出部の影響を差し引いたものになっているので, 今回の処理でも模型取り付け部から上の部分について形状抵抗を積分すると, 図中実線の比較的平坦なスパン分布が得られる。この補正によって, ストラットの形状抵抗に対する影響は除去できたものと考えられる。

### 4.2 誘導抵抗

図6に誘導抵抗について示す。誘導抵抗は翼両端の翼端渦のところで大きく, また, ストラットからも多少の誘導抵抗が発生していることがわかる。ストラットからの寄与は小さいことと, 模型によると思われる影響が模型取り付け部より下まで達しているため, 今回はストラットに対する補正は行っていない。

スパン分布図中, 実線が風洞壁の存在を考慮したもの, 点線はこれから壁境界修正をして自由気流中の流れとしたときの結果である。境界壁修正は誘導抵抗の式5の中の流れ関数 $\psi$ を過度から求めるにあたって, 境界壁を境界条件として表現

することによって求める。天秤との比較は風洞壁が存在するとして行っているが、この図から壁境界修正を行わないと誘導抵抗が減少することがわかる。

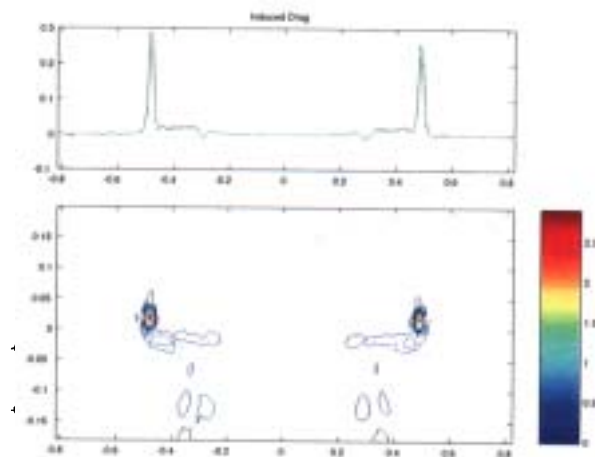


図 6: 誘導抵抗

### 4.3 揚力

揚力分布を図 7 に示す。翼端渦によって急峻に立ち上がった揚力は翼中央に向かってなだらかに増加していく傾向を見せる。ストラットの影響については現在検討中であり、誘導抵抗と同様に今回の出力にはストラットに対する補正は行っていない。

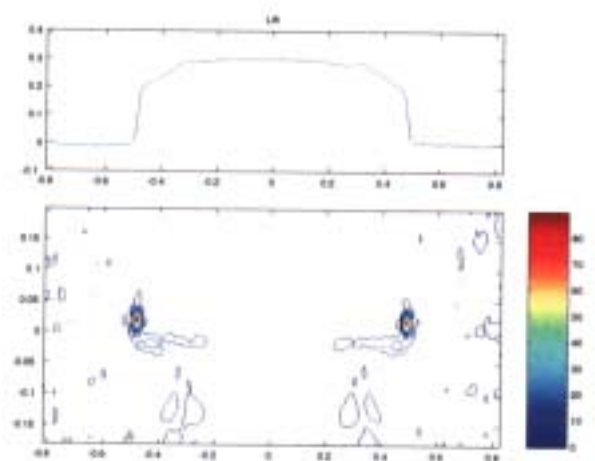
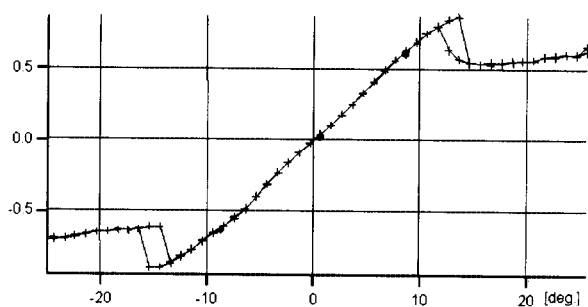


図 7: 揚力

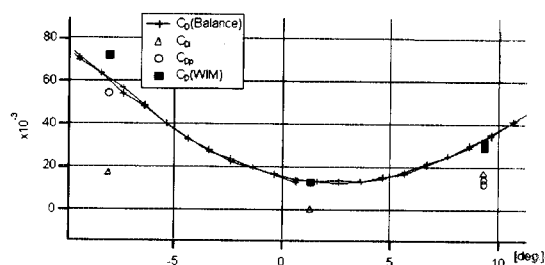
### 4.4 天秤との比較

天秤の出力と測定値の積分結果を比較したものを図 8 に示す。なおここで表に示されている迎角はストラットによる迎角への影響を補正したものになっている。図中、実線が天秤による出力、記



run No.	alpha	Cl	Cl (Bal.)
case3	8.7	0.5968	0.6204
case7	0.65	0.0194	0.0391
case8	-8.6	-0.6325	-0.6201
case9	8.7	0.6089	0.6204

(a)  $C_l$ .



run No.	alpha	Cdi	Cdp	Cd (WIM)	Cd (Bal.)
case3	8.7	0.0171	0.0121	0.0291	0.0294
case7	0.65	0.0005	0.0127	0.0132	0.0139
case8	-8.6	0.0174	0.0546	0.0720	0.0658
case9	8.7	0.0173	0.0145	0.0317	0.0294

(b)  $C_d$ .

図 8: 天秤との比較.

号が後流測定によって求められた量である。

図 8(a) では揚力の比較を行っているが、全測定点において数値的にも両者の結果はよく合致している。

図 8(b) では抵抗の比較を行っている。黒い四角が後流測定による形状抵抗と誘導抵抗の和であるが、迎角が負であるときを除いて、これもまた良い一致を見ている。

迎角が負のとき ( $\alpha = -8.6^\circ$ ) にうまくいかない理由としては図 9 のようにストラットの後流が翼による流れによって巻き上げられて翼の後流との分別が不可能になることによるものである。これについては十分に注意する必要があるが、この手法を用いた通常の計測においてこのような条件で試験を行うことはまれであると思われるため多くの場合において避けられる現象である。

### 4.5 測定位置の効果

次に、測定位置の効果について述べる。文献 [8] は 2 次元での後流測定について翼の後縁からコー

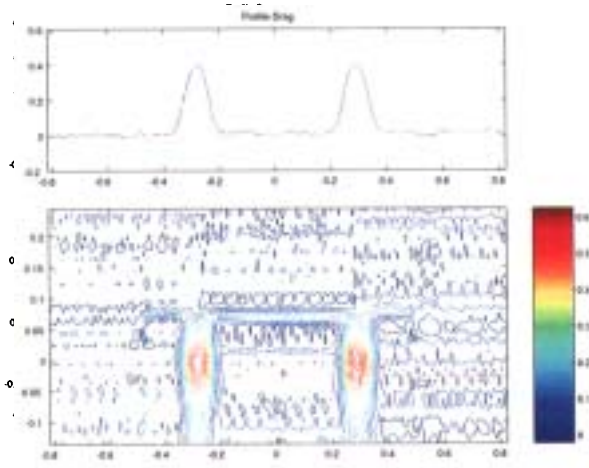


図 9: 迎角が負のときの形状抵抗

ドの0.7倍以上後方で測定するようにと指摘している。本実験では、迎角 $8^\circ$ のケースについてのみ3種類の測定断面の測定を行った。それぞれ翼後縁から40mm, 240mm, 440mm後方で、測定位置以外の実験条件はまったく同じである。

これらの結果を見ると、40mmのケースのみが数値的に一致しない結果を得ている。この原因としてはピトー管が模型に近づきすぎて後流内での測定分解能が相対的に低くなっていることと、ピトー管と流れ場の干渉量もまた相対的に大きくなっていることが考えられる。

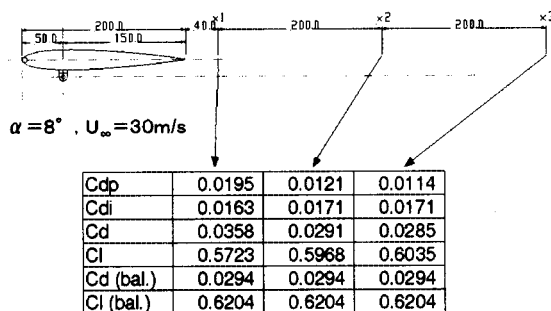


図 10: 測定断面による値の変化

## 5 結論

後流測定データを利用した空気力測定手法を突風風洞でアスペクト比5の矩形翼模型に対して適用し、以下の知見を得た。

- 抵抗、揚力とも天秤による測定結果とおおむねよく一致する結果を得た。
- 現在、測定にかかる時間がボトルネックである。測定精度向上のためにも改良の余地がある。

- 後流測定データは流れ場を定性的に知るばかりでなく、空気力全体に対してその流れ場が定量的にどのような影響を持っているのかを知ることができる。

以上より、後流測定データを利用した空力特性の推算技術は風洞試験における測定ツールとして十分かつ特徴的な能力を持っていることがわかった。今後、測定例を増やしてその能力を活用すると共に汎用性を高めて標準的な測定手法の一つとして普及させるべく研究を進めていく予定である。

## 参考文献

- [1] Betz, A., "Ein Verfahren zur direkten Ermittlung des Profilwiderstandes," ZFM, Vol.16, 1925, pp.42-44.
- [2] Maskell, E.C., "Progress Towards a Method for the Measurement of the Components of the Drag of a Wing of Finite Span," RAE Technical Report, 72232, 1972.
- [3] 上野 真, 藤枝郭俊, 岩崎昭人, 藤田敏美, 5項ピトー管による後流測定データを利用した空力特性の推算, 日本航空宇宙学会30周年記念講演会, 1999.
- [4] K.Nikfetrat, C.P. van Dam, P.M.H.W. Vijgen and I.C. Chang, "Prediction of Drag at Subsonic and Transonic Speeds Using Euler Methods," AIAA-92-0169, January, 1992.
- [5] R.M. Cummings, M.B. Giles and G.N.Shrinivas, "Analysis of the Elements of Drag in Three-Dimensional Viscous and Inviscid Flows," AIAA-96-2482-CP, 1996.
- [6] K. Kusunose, J.P. Crowder and R.L. Watzlavick, "Wave Drag Extraction from Profile Drag Based on a Wake-Integral Method," AIAA 99-0275, 1999.
- [7] L.L.M. Veldhuis and D.W.E. Rentema, "Quantitative wake surveys behind a tractor propeller-wing configuration," AIAA 95-3908, September, 1995.
- [8] J. B. Barlow, W. H. Rae, Jr. and A. Pope, "Low-Speed Wind Tunnel Testing, Third Edition," John Wiley & Sons, 1999.



# SST の地面効果に関する風洞試験 — その 1 —

郭 東潤, 藤田 敏美, 岩崎 昭人, 野口 正芳  
(航空宇宙技術研究所)

## Wind-Tunnel Tests on Ground Effects of an SST

Dong-Youn KWAK, Toshimi FUJITA, Akihito IWASAKI, Masayoshi NOGUCHI  
(National Aerospace Laboratory)

### 概要

SST 翼の地面効果を含む低速大迎角空力特性を調べるため風洞試験を行った。静的な地面効果試験を行うとともに、模型に下降運動を与え、動的な地面効果試験を行った。また、模型を強制的にロール振動させ、地面効果を含む非定常ロール特性を調べた。比較的簡易な計測装置や試験方法の工夫により、これらの非定常空気力の測定を試みた。その試験方法や結果について報告する。

### 1. はじめに

SST などの高速航空機で代表される後退角の大きい低アスペクト比翼は空力特性上、離着陸のような低速飛行時に大きな迎角をとる。このような大迎角では翼面上に形成された前縁剥離渦が強い downwash を誘起するため、地面との干渉が強く、従来の翼に比べ地面効果が大きいことが知られている<sup>(1)</sup>。地面効果に関する風洞試験は模型と地面板との距離を定常的に変化させる静的地面効果試験が古くから行われたが<sup>(2),(3)</sup>、飛行試験結果との不一致が指摘されるようになり、80 年代後半から着陸をより厳密に模擬した動的な地面効果試験が行われるようになった<sup>(4),(5)</sup>。R.C.Chang<sup>(4)</sup>らは模型を非定常的に地面板に向け運動させる方法で動的な地面効果試験を行い、飛行試験結果と一致する結果を得ている(図 1)。しかし、地面効果による試験前縁剥離渦と地面との干渉については明確にされてない。

後退角の大きい、低アスペクト比翼は大迎角でしばしば wing rock という自励的なロール振動を起こすことが知られている<sup>(6)</sup>。Wing rock は離着陸のような大迎角の飛行状態での空力現象であるため、地面効果を含む非定常ロール特性が注目される。

本研究では前述したような現象の解明を目的としているため、非定常試験が不可欠である。そのため、試験方法や計測方法に工夫が必要である。ロボット・アーム模型支持装置<sup>(7)</sup>や外付けのデータ取得装置を使用することにより非定常空気力の測定試験を試みた。

### 2. 風洞試験

本研究は航空宇宙技術研究所(NAL)の突風風洞で行った。図 2 に風洞試験の様子を示す。SST 模型はスティングを介してロボット・アーム支持装置に固定されている。地面板は風洞下面に設置



されており、模型を下降することにより地面板と模型間の距離  $h/b$  ( $h:0.25MAC$  位置と地面板との距離、 $b$ :最大スパン長)を変化させる。

図 3 には試験に使用した SST 模型の概略図を示す。後退角  $\Lambda$ =内翼 66deg / 外翼 42deg をもつ クラントアロー翼である。翼下面に 6 点の圧力孔が設けられている。ロボット・アーム支持装置(図 4)により風洞中心に模型を固定させ翼を運動させることができる。図 5 にはロボット・アームの下降運動とロール運動の履歴を示す。ロール運動の場合はほぼ正弦波状である。図 6 には模型と地面板との位置関係を示す。模型の  $0.25MAC$  が地面板のほぼ中心位置になるようにした。

図 7 にはデータ取得の行程を示す。非定常試験の際には模型の姿勢と天秤の出力の同期をとる必要がある。ロボット・アーム コントローラ内の A/D 変換器を使用する方法もあるが、今回ではより多くのデータを細かく取得するため、外付けのデータ取得装置を使用した。その際の模型姿勢との同期は光センサーを使用して行った(図 8)。光センサーは動的地面効果試験の際には透過形を使い、風洞の両壁に発光部と受光部を取り付け、模型が下降運動により光を遮ることで模型の位置を把握する。ロール運動試験では反射形を使用し、模型に反射テープを貼り、風洞壁に取り付けた発・受光部からの信号で模型のロール角を把握した。

非定常試験は測定される信号に様々なノイズ成分が含まれているため、測定条件を一定にして同一の運動を繰り返し、データを取得した。動的地面効果試験では 5 回分を、ロール試験では 10 周期分のデータを平均している。また、数値フィルタを使い、さらなるノイズ成分を削除した。通風時のデータから無風時のデータの差分をとり、模型の慣性力を削除、自重補正を行う。

地面効果による翼面上の流れを把握するため流れの可視化を行った。オイル・フローにより流れのパターンを調べるとともに、煙による可視化により前縁剥離渦の断面を観察した<sup>(8)</sup>。

### 3. 試験結果

#### 3-1 静的地面効果試験

図 9 には静的な地面効果試験による縦 3 分力における地面効果を示す。 $h/b$  の減少により揚力、抗力の増加、機首下げモーメントの増加が見られる。図 10 には地面効果を含むロール特性を示す。地面効果により復元モーメント成分が増加する。翼面上で vortex breakdown が観察されるピッチ角  $\theta=20\text{deg}$  の場合ではロールにより復元モーメントが働く領域が見られる。翼下面の圧力測定結果では力測定結果と同様な傾向が見られる<sup>(8)</sup>。

#### 3-2 動的地面効果試験

動的な地面効果試験は平均下降速度  $h=0.18, 0.36\text{m/s}$  で行った。図 11 には  $\theta=12.5\text{deg}$  で下降運動させた動的地面効果試験結果を示す。5 回の下降運動のデータを平均したにも関わらず約  $6.5\text{Hz}$  の振動成分が含まれている。これは模型と天秤などの系の固有振動数である。これらを 3 次の最小自乗法で近似すると下降前の  $h/b=1.23$  の場合と下降後の  $h/b=0.25$  の値が静的な結果とほぼ一致しているのがわかる。下降運動時は下降速度により相対的な迎角(有効な迎角)が増加するため、静的な結果より大きな揚力  $C_L$  を示す。図 12 には動的な地面効果試験結果を静的な結果との比較を示す。 $\theta=12.5\text{deg}$  と  $\theta=15\text{deg}$  の静的な結果から線型的な補間により、動的な場合の有効な迎角と同一の迎角(ピッチ角)での静的な値を求めて示す。文献(4)には静的な地面効果に比べ、動的な地面効果がより小さく、低い  $C_L$  を示すことを報告している。しかし、今回の試験では下降速度  $h=0.36$  で  $h/b=0.7\sim 0.9$  の場合を除けば、すべての場合、動的な地面効果試験結果のほうがより大きな  $C_L$  を示す。今後、より詳細なデータ解析が必要である。

#### 3-3 非定常ロール特性試験

図 13 には非定常ロール特性における地面効果について示す。さらに静的な地面効果試験結果を比較のため重ねて描いてある。静的な場合の中心



に反時計方向回りのローリングモーメントヒステリシスの閉曲線が見られる。ピッチ角の増加により翼面上で vortex breakdown が発生するようなピッチ角では大きなヒステリシスが現れる。これは vortex breakdown 発生位置の位相遅れによるものと思われる。地面効果を含む非定常ロール特性は静的な場合と同様に復元モーメント成分が増加する傾向を示す。そのため、 $\theta=20\text{deg}$  の場合では不安定なローリングモーメントが働く領域が減少し、ロール方向の安定性は増加する。

#### 4. 結論

SST 模型の地面効果を含む低速空力特性を調べた。静的な地面効果試験に加え、動的な地面効果や非定常ロール特性試験を行った。簡易的な計測装置や試験方法により非定常空気力測定の試みた。

- ・ 静的な地面効果試験を行い揚力や抗力、機首下げモーメントの増加を確認した。
- ・ 非定常ロール特性試験により地面効果による復元モーメントが増加する結果が得られた。
- ・ 動的な地面効果試験方法において、今後の試験方法の方向性を得ることができた。

#### 5. 今後の予定

簡易な計測装置や試験方法の工夫により、非定常空気力の計測を試みた。動的な地面効果については詳細な解析が必要であるが、問題点の摘出やその改善を行い、今後の試験に反映される予定である。また、ムービング・ベルトによる影響や動的な地面効果における流れ場の可視化も試みたい。

#### 謝辞

本試験を行うにあたって、地面板を製作していただいた航空宇宙技術研究所工作室の井上 育三氏、佐々木紀夫氏に深く感謝の意を表します。

#### 参考文献

1. P.H.Lee, C.E.Lan, V.U.Muirhead: Experimental Investigation of Dynamic Ground Effect, J.Aircraft, Vol.26, No.6, 1989.
2. J.Katz, D.Levin: Measurement of Ground Effect for Delta Wings, J.Aircraft, Vol.21, No.6, 1984.
3. J.Er-El, D.Weiss: Ground Effect on Slender Wings at Moderate and High Angle of Attack, J.Aircraft, Vol.23, No.5, 1986.
4. R.C.Chang, V.U.Muirhead: Effect of Sink Rate on Ground Effect of Low-Aspect-Ratio Wings, J.Aircraft, Vol.24, No.3, 1987.
5. 重見仁, 藤田敏美, 岩崎昭人, 大貫武, 李家賢一, 中安英彦, 匂坂雅一: HOPE 小型自動着陸実験機 8.9% 模型の動的・静的地面効果試験, NAL-TR1236, 1994
6. Y.W.Jun, R.C.Nelson: Leading-Edge Vortex Dynamics on a Slender Oscillating Wing, J.Aircraft, Vol.25, No.9, 1988,
7. 藤田敏美, 岩崎昭人, 藤枝郭俊, 重見仁, 中安英彦, 匂坂雅一: 産業用ロボットを用いた風洞模型支持システム, NAL-TM666, 1994
8. 郭東潤, 藤田敏美, 岩崎昭人: 地面効果を含む SST 翼の低速高迎角空力特性, 第 31 期日本航空宇宙学会年会講演集.

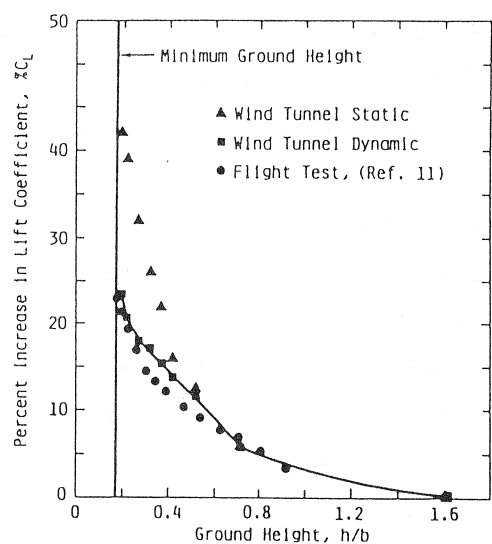


図 1.地面効果による揚力の比較；文献 4  
(XB-70model,  $\alpha=9.3\text{deg}$ )

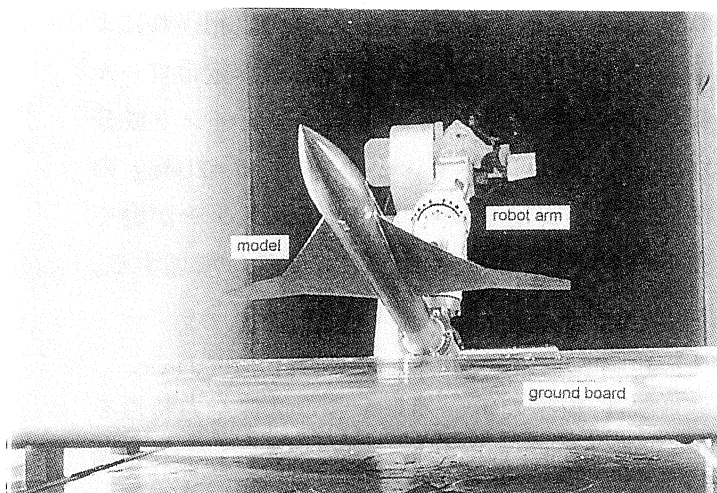


図 2.風洞試験の様子

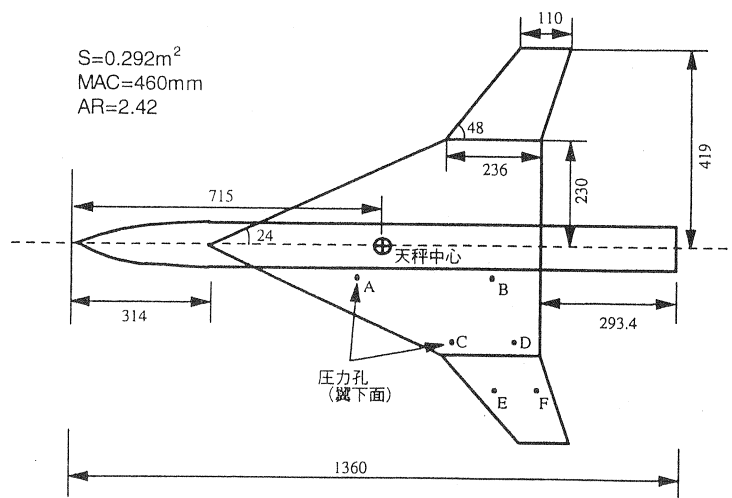


図 3.SST 模型の概略図 (単位：mm)

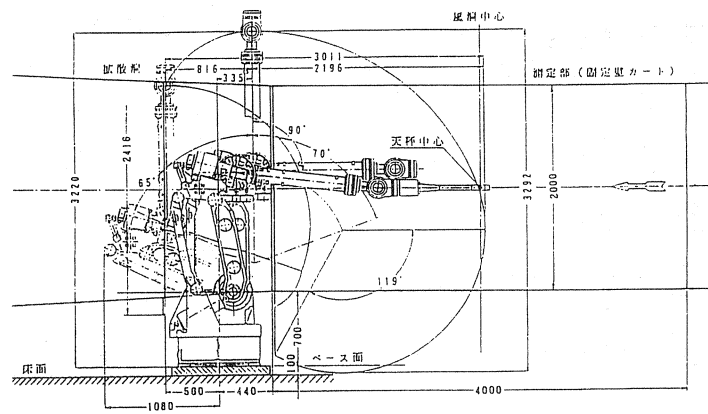
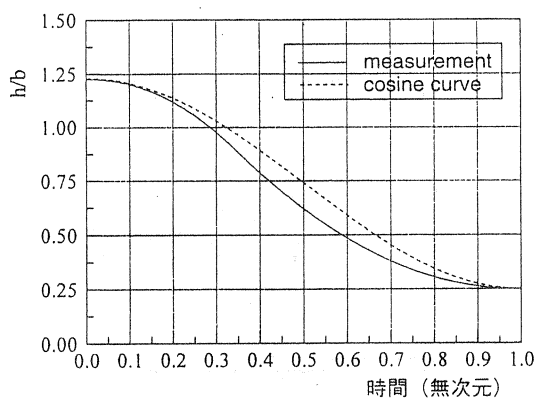
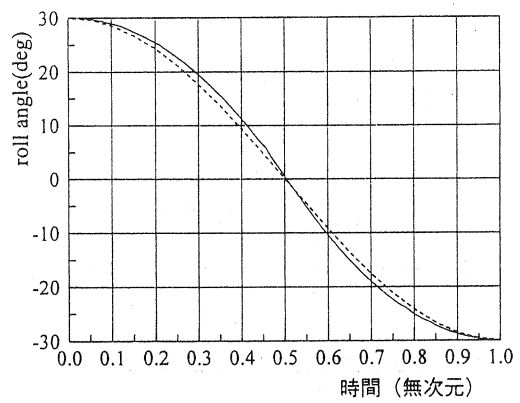


図 4.産業用ロボットアーム支持装置 (単位: mm)



(A) 下降運動



(B) ロール運動

図 5.ロボットアームの運動特性

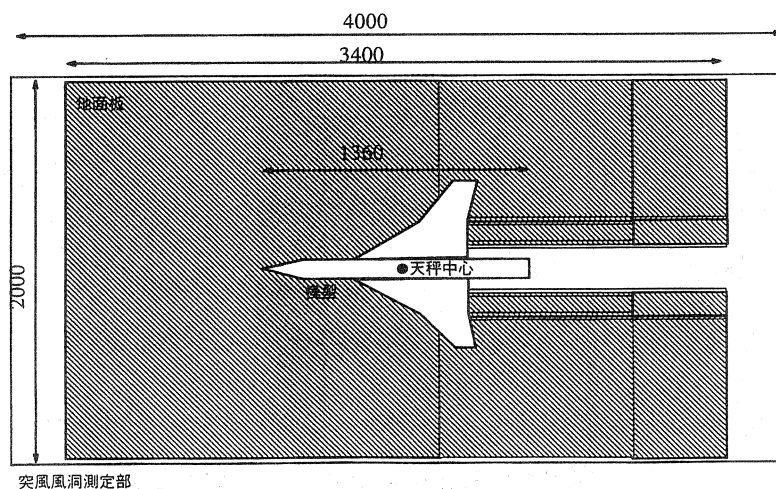


図 6.風洞測定部内の地面板と模型との位置関係

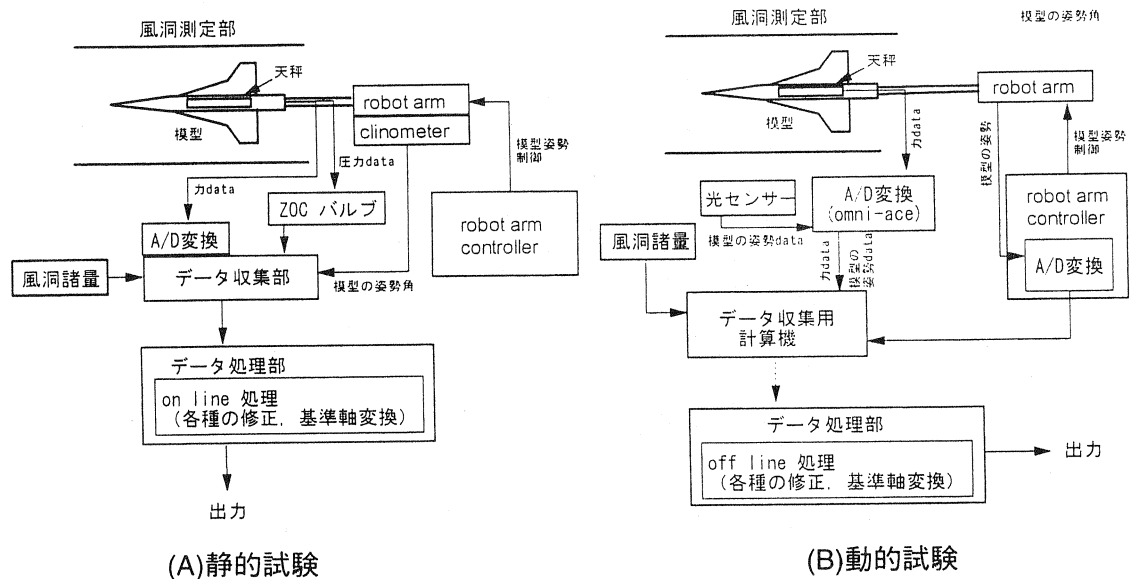


図 7. データ計測の概略図

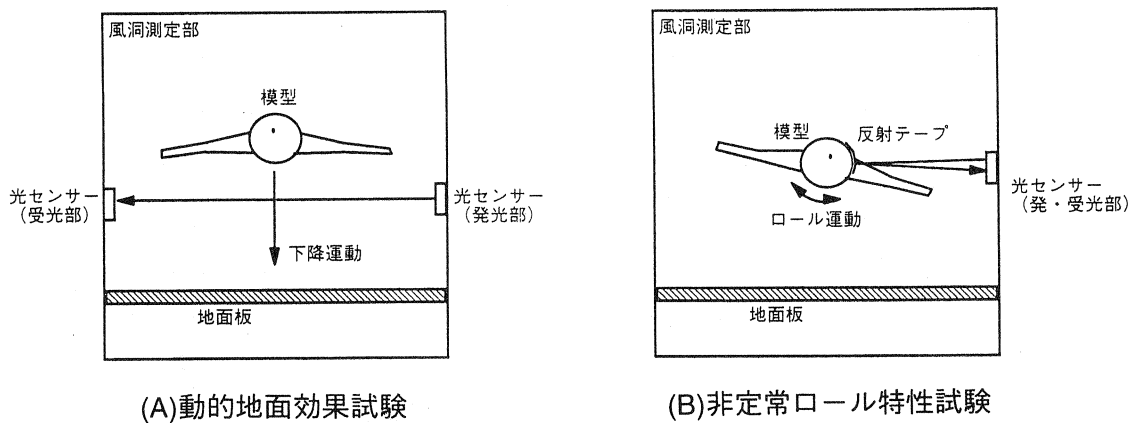
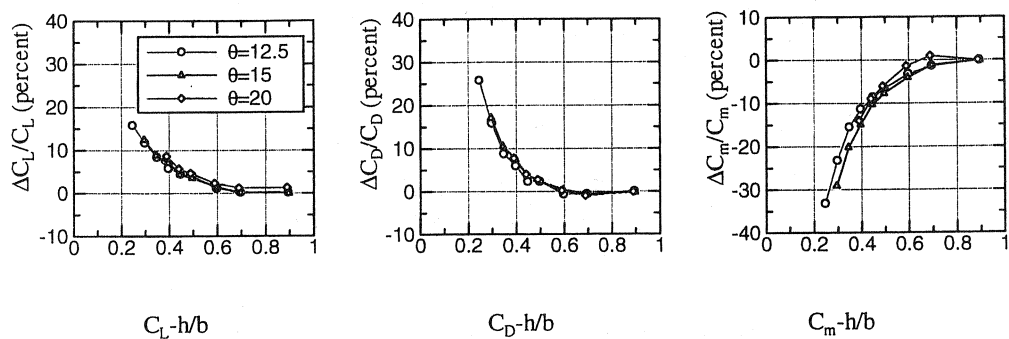


図 8. 光センサーによる模型姿勢の認識

図 9.  $h/b$  変化による縦 3 分力の地面効果  
( $U=20\text{m/s}$ , roll angle= $0^\circ$ )

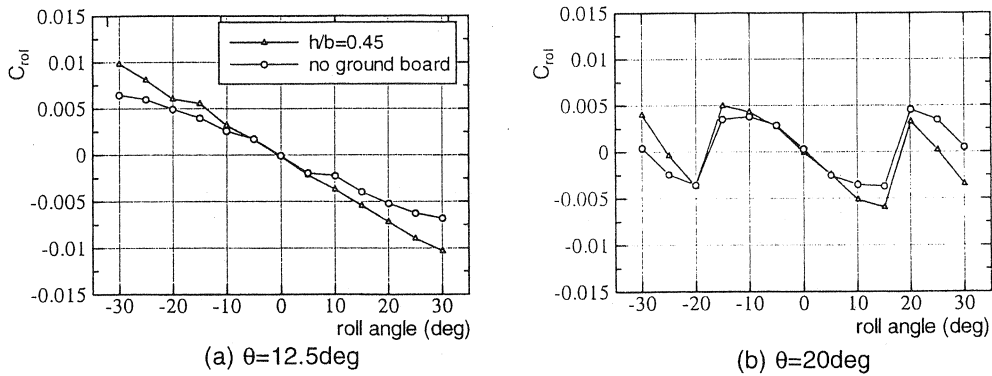


図 10.地面効果によるローリングモーメント特性（機体軸）

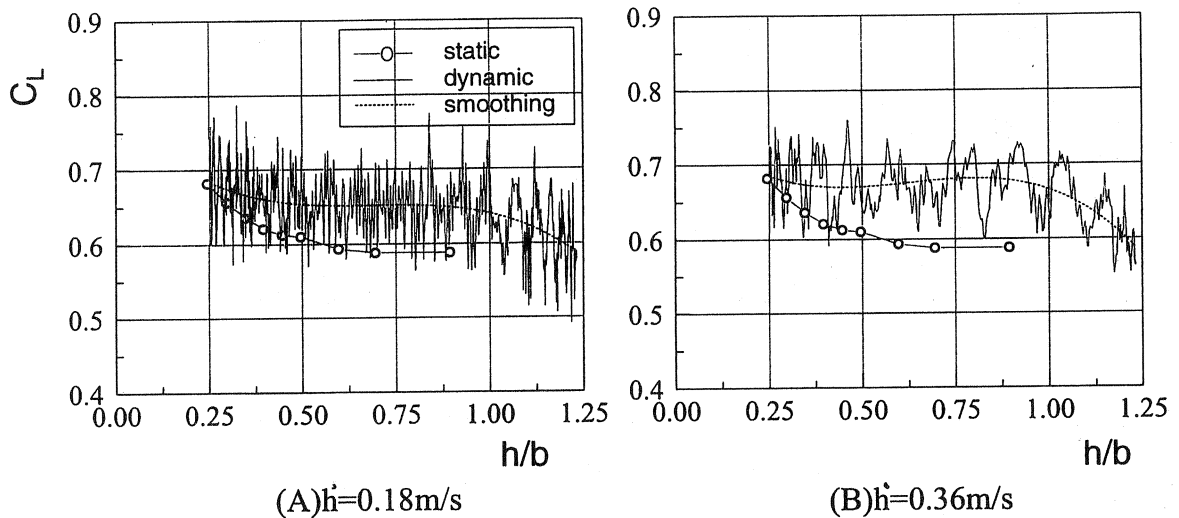


図 11.CL における静的、動的地面効果の比較  
( $U=20\text{m/s}$ , pitch angle= $12.5\text{deg}$ )

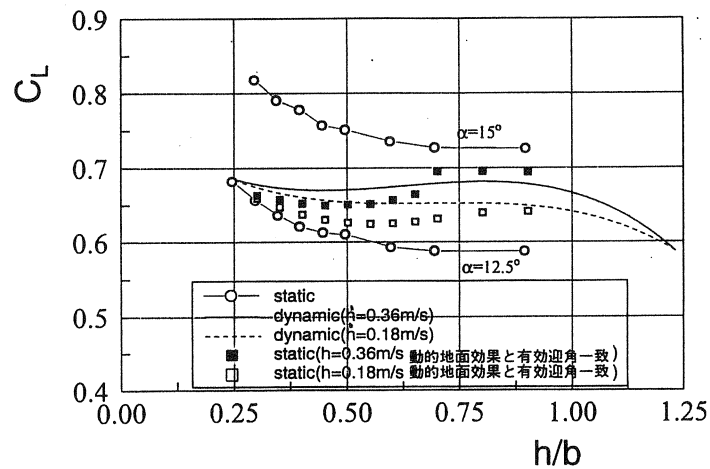


図 12.有効な迎角を一致させた場合の静的、動的地面効果の比較

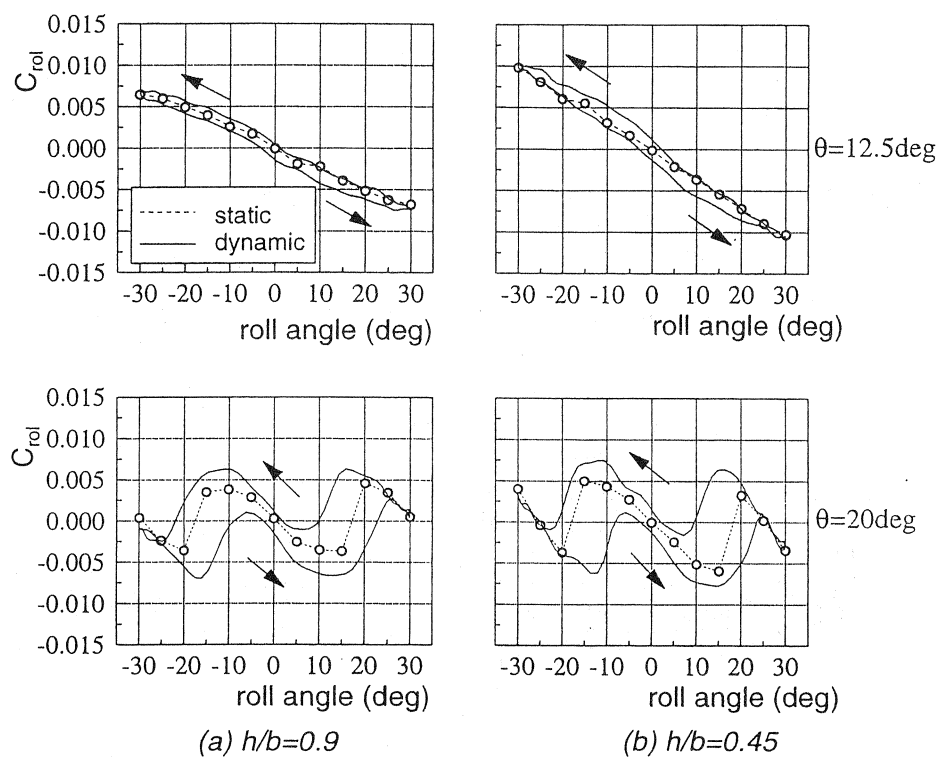


図 13.地面効果を含む非定常ローリングモーメント特性

( $U=20\text{m/s}$ ,  $k=0.026$ , 機体軸)

$$k = 2\pi fb / U_\infty$$

$b$  : span  
 $f$  : roll frequency

# 超音速輸送機の低速時空力特性に関する風洞試験の報告

斎藤 充, 檜垣 郷子 (富士重工業), 山納 敦 (日本航空機開発協会)

## Overview of FHI Low-speed Wind Tunnel Tests on Supersonic Transports

Mitsuru SAITO, Kyoko HIGAKI (Fuji Heavy Industries Ltd.),  
Atsushi SANNOU (Japan Aircraft Development Corporation)

### 概 要

次世代超音速輸送機の前縁高揚力装置選定に関して、通常の Attached Flow Concept Flap とボルテックス・フラップについて低速風洞試験等によりその効果を比較し、ベースライン機の前縁フラップ形式を検討した。さらに地面効果試験も実施し、離着陸時の揚抗比向上効果を定量的に把握した。

### 1. はじめに

次世代超音速輸送機の開発においては、超音速時のみならず低速時の空力性能も機体の成立性を左右する大きな課題となる。特に、超音速巡航に最適となるよう設計された機体形状において、低速時に効率的に揚抗比を増すことができる高揚力装置の開発は、離着陸性能を向上させる上で重要な要素である。

本発表では、近年 富士重工業(株)が実施した超音速輸送機の高揚力装置に関する低速風洞試験(下表)について、その概要を紹介する。

表 富士重工業(株)実施の  
高揚力装置に関する低速風洞試験

試 験 内 容	実施年度
ボルテックス・フラップの効果検証	H8
セグメント・ボルテックス・フラップの効果検証	H9
ベースライン機の前縁フラップ方式設定	H9
前縁後縁フラップ効果・地面効果取得	H11

### 2. ボルテックス・フラップの検証

超音速輸送機のようなデルタ翼またはそれに類する形状の主翼では、大きな迎角をとると前縁剥離渦が発生し、渦による吸引力により揚力が増加することが知られている。しかし、この吸引力は迎角を大きくするほど後ろ向きの成分も持つことになり、抗力をも発生させ、揚抗比は低下する。特に、離着陸時のように高迎角をとる必要がある場合の揚抗比の低下は著しい。これを改善させるため、前縁デバイスとして、渦の発生を押さえるもの(Attached Flow Concept Flap/通常の前縁フラップ)と積極的に渦を利用するもの(ボルテックス・フラップ)の2つの形式が考えられている。

まず、前縁高揚力装置としてボルテックス・フラップを採用する場合、最大の性能を引き出すにはどのように設定すればよいのか、風洞試験により検討した。

#### (1) 試験概要

使用風洞: 富士重工業(株)宇都宮製作所

2m×2m 低速風洞

供試体 : Phase I ベースライン機 約 1%模型

(図 2-1)

計測項目 : 6 分力,

ボルテックス・フラップ上面圧力,

レーザーシートおよび

オイルフローによる可視化

風速 : 60m/s

(レイノルズ数  $2.0 \times 10^6$ :MAC 基準)

迎角 :  $0^\circ \sim 20^\circ$

舵角 :  $20^\circ, 40^\circ$ , クリーン

供試体 : Phase I ベースライン機 約 1% 模型

(図 3-1)

計測項目 : 6 分力, オイルフローによる可視化

風速 : 40m/s

(レイノルズ数  $1.3 \times 10^6$ :MAC 基準)

迎角 :  $13^\circ$

舵角 :  $10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ$ , クリーン

## (2) 試験結果

図 2-2 に示すように、フラップ上面圧力分布のピーク位置は、外翼側になるに従って後方に移動する。これより、剥離渦がボルテックス・フラップ面上に捕らえられているのは、内翼部であると考えられる。これは可視化写真でも確認できる。また、同一 CL における L/D 向上量は、舵角  $20^\circ$  よりも  $40^\circ$  のほうが大きい。可視化ではボルテックス・フラップ面上に渦が見られないため、通常のフラップとして機能していると考えられる。一方、図 2-3 のフラップ面圧力積分値によると  $20^\circ$  の方がフラップ面に垂直方向の吸引力が大きいにもかかわらず、 $20^\circ$  の方が L/D 向上量が小さいが、これはフラップを乗り越えて主翼表面に作られた渦がもたらす吸引力が抗力成分を持つため、あるいは、フラップ面にかかる吸引力が推力成分とならなかったためと思われる。

ボルテックス・フラップで L/D 向上を図るには、フラップ面に渦を捕らえるだけでなく、主翼面上に渦を発生させないことが重要である。つまり、セグメント化等により全スパン域でフラップ面上にのみ渦を捕らえる必要があることが明らかとなった。

## 3. セグメント・ボルテックス・フラップの効果

ボルテックス・フラップをスパン方向に分割することによって実際に全スパン域で渦を捕らえることが可能かどうか、またその分割数、舵角の組み合わせ等を確認するため、風洞試験を実施した。

### (1) 試験概要

使用風洞 : 富士重工業(株)宇都宮製作所

2m×2m 低速風洞

### (2) 試験結果

試験結果を図 3-2 に示す。今回の試験ケースの中では、図 3-3 のように全スパンでフラップ面上に渦を捕らえている 2 セグメント  $40^\circ / 40^\circ$  の場合がもつとも L/D が向上している。この形態では、フラップの吸引力のため全ケース中 CA が最も減少しているが、同時に、CN の減少量も比較的大きい。本風試の範囲では、たとえ CL が減少しても、CD 成分の減少量が大きい方が L/D 向上には有利であることが分かる。

ここでボルテックス・フラップにより L/D を向上させるためには、渦をフラップ面上に捕らえるだけでなく、渦の吸引力が主として推力成分を持つことが必要となる。そのためには、少なくともフラップの主流方向の傾きが迎角よりも大きくなければならない。迎角  $13^\circ$  の場合、図 3-4 に示すように前縁後退角  $73^\circ$  で舵角が  $38^\circ$  以上となる。よって、この試験で最も L/D が向上するのは、舵角が  $38^\circ$  以上の範囲でフラップ面上に渦を確実に捕らえた場合であると考えられる。ただし、ボルテックス・フラップとしての最適な舵角よりも深く傾けることは渦を抑制することになり、結局は Attached Flow Concept Flap と同様となる。

本風洞試験の結果、ボルテックス・フラップはセグメント化により全スパン域で渦を捕らえることが可能であることが分かった。渦がフラップ面上に捕らえられており、かつ、渦による吸引力が主として推力成分を持つボルテックス・フラップは、Attached Flow Concept Flap よりも L/D が向上することも判明した。

## 4. ベースライン機 前縁フラップ設定

ボルテックス・フラップのセグメント化の有効性



が確認されたので、ベースライン機に最適なフラップ形状、舵角等を設定するためのデータ取得を目的に、簡易風洞試験を実施した。

#### (1) 試験概要

使用風洞: 富士重工業(株)宇都宮製作所

60cm×60cm 簡易風洞

供試体 : 約 1%簡易半裁模型(図 4-1)

計測項目: レーザーシートによる可視化

風速 : 4m/s

迎角 : 10°

舵角 : 10°, 20°, 30°, 40°

#### (2) 試験結果

図 4-2、4-3 に示すように、後退角 65° 部分では 2 セグメントによって全スパンでフラップ面上に渦を捕らえている。この時の舵角は 20° である。後退角 70° 部分では、舵角 30° で渦をフラップ面上に捕らえられることが判明した。

しかしながら、前項と同様に主流方向に対するフラップの傾きを考えると、迎角 10° において、前縁後退角 70° 部分では舵角は 27° 以上、前縁後退角 65° 部分では舵角は 23° 以上でなければ、吸引力が推力成分とはならない。つまりベースライン主翼の平面形においては、渦を捕らえるべく最適にセグメント化および舵角設定したボルテックス・フラップでは推力成分を発生させることはできず、Attached Flow Concept Flap のほうが L/D 向上には有利となる。(設計の進展により後退角が変更されたため、前項と異なる状況となったと考える。)

ベースライン形状では、ボルテックス・フラップ面に前縁剥離渦をよく捕らえられる分割数、舵角においては、渦による吸引力が推力方向とはならないことが判明した。よって、ベースライン形状で L/D 向上を図る前縁デバイスとしては、Attached Flow Concept Flap の方が有効であると考え。

### 5. 前縁後縁フラップ効果および地面効果

設定された前縁 Attached Flow Concept Flap および CFD 等により設計した後縁折り曲げフラッ

プを取り付けたベースライン機全機模型において、L/D 向上効果を確認した。さらに、実際の離着陸時に重要な問題となる地面効果についても計測した。

地面効果に関しては一般に、地面に近づくとき後流渦の鏡像による吹き上げに伴い、主翼や水平尾翼の揚力傾斜が増すと共に、主翼から尾翼への吹き下ろし角度が減少することにより機首下げ傾向が発生すると言われている。地面効果を示すパラメータには無次元量  $H/b$  (=地面からの機体の高さ/翼幅) が用いられ、通常  $H/b$  が 1.0 から 1.5 程度より小さい領域で、地面効果が現れる。

#### (1) 試験概要

使用風洞: 富士重工業(株)宇都宮製作所

2m×2m 低速風洞

供試体 : Phase II ベースライン機 約 1%模型  
(図 5-1)

計測項目: 6 分力

風速 : 60m/s

(レイノルズ数  $1.6 \times 10^6$ : MAC 基準)

迎角 : -10° ~ 20°

舵角 : 前縁後縁とも 0°, 30°

#### (2) 試験結果

地面効果を図 5-2 に示す。地面に近づくに従い、CL、CD は増加し、Cm は減少する。後流渦鏡像の、主翼、および尾翼への吹き下ろしに対する効果が主に現れていると考えられる。

フラップ操舵による L/D の変化を図 5-3 に示す。離着陸時に使用されると思われる、CL が高い領域では、前縁 Attached Flow Concept Flap、後縁折り曲げフラップの組み合わせにより L/D が改善していることが確認できる。地面効果をも加えると更に L/D が向上する傾向が見られる。

### 6. まとめ

フラップ操舵および地面効果による L/D 向上効果を定量的に把握することができた。舵角数を増やし、前縁後縁を独立に操舵させることにより、更

なる性能向上の可能性を把握することができると  
思われる。さらに、水平尾翼によるトリム特性を取  
得し、離着陸性能向上に対する技術的な見通し  
が得られると考えられる。

なお、本発表は、通産省が(社)日本航空宇宙  
工業会に委託した「超音速輸送機開発調査」の  
一環として富士重工業(株)が実施した検討内容  
の一部をまとめたものである。

#### 参考資料

1. (財)日本航空機開発協会, "平成7年度 次世代航空機等開発調査(超音速輸送機開発調査)「超音速輸送機に関する機体システム調査」報告書"
2. (財)日本航空機開発協会, "平成8年度 次世代航空機等開発調査(超音速輸送機開発調査)「超音速輸送機に関する機体システム調査」報告書"
3. (財)日本航空機開発協会, "平成9年度 次世代航空機等開発調査(超音速輸送機開発調査)「超音速輸送機に関する機体システム調査」報告書"
4. (財)日本航空機開発協会, "平成10年度 次世代航空機等開発調査(超音速輸送機開発調査)「超音速輸送機に関する機体システム調査」報告書"
5. (財)日本航空機開発協会, "平成11年度 次世代航空機等開発調査(超音速輸送機開発調査)「超音速輸送機に関する機体システム調査」報告書"

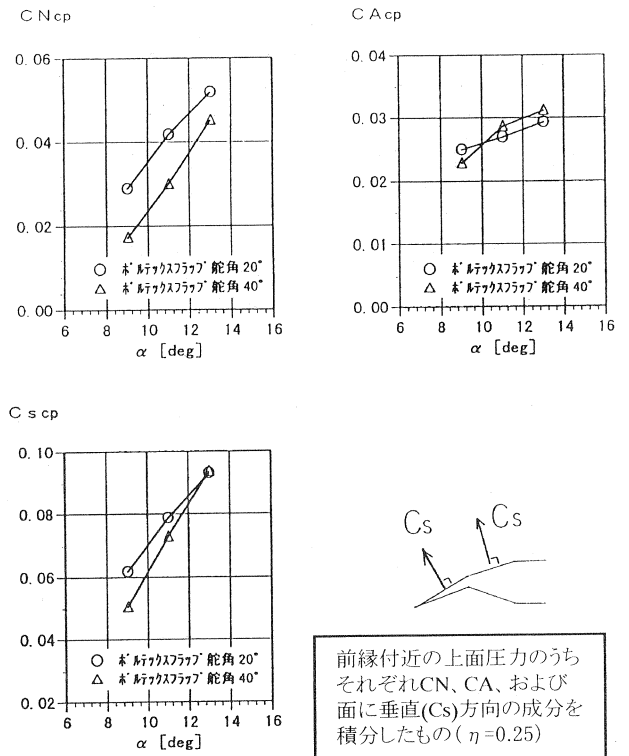
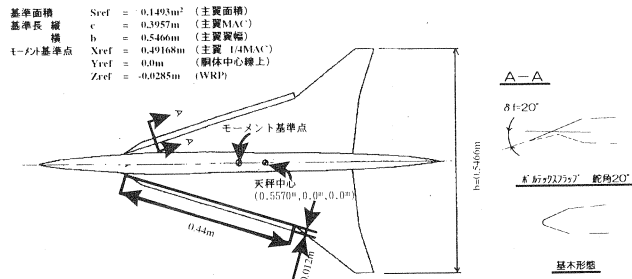
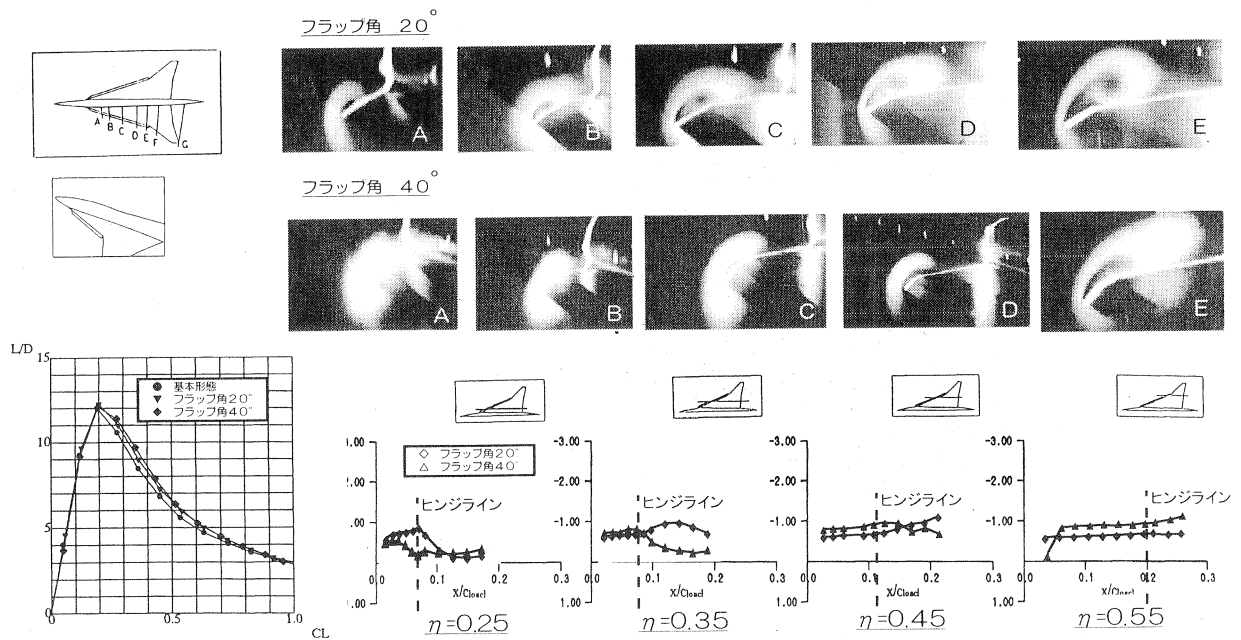


図2-3 風試結果(前縁付近上面圧力積分値)



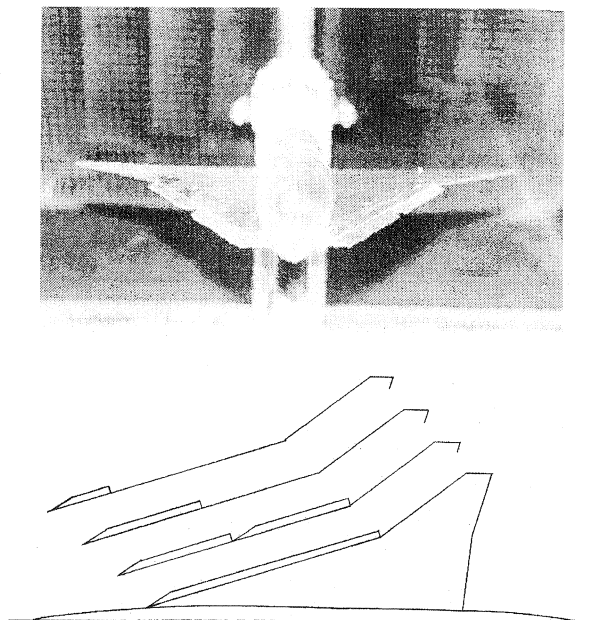


図3-1 供試体概要

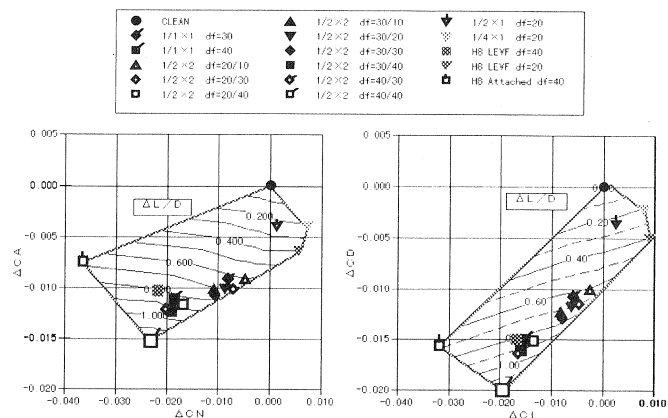


図3-2 風試結果

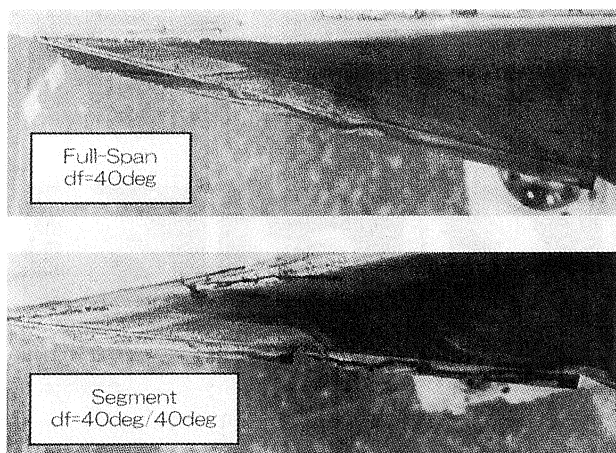


図3-3 風試結果(オイルフロー)

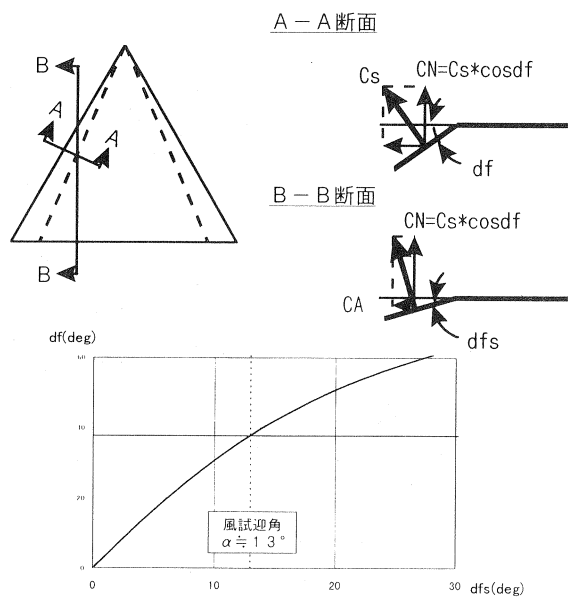


図3-4 フラップ舵角と迎角の関係

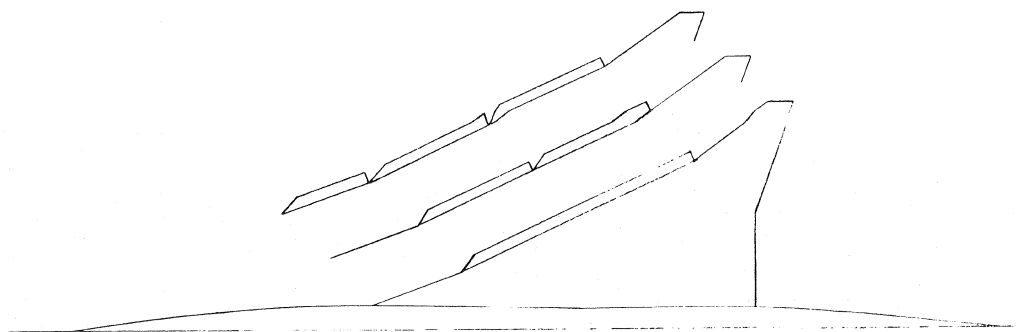
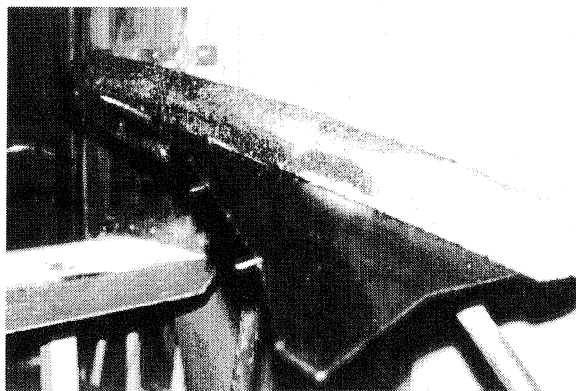


図4-1 供試体概要

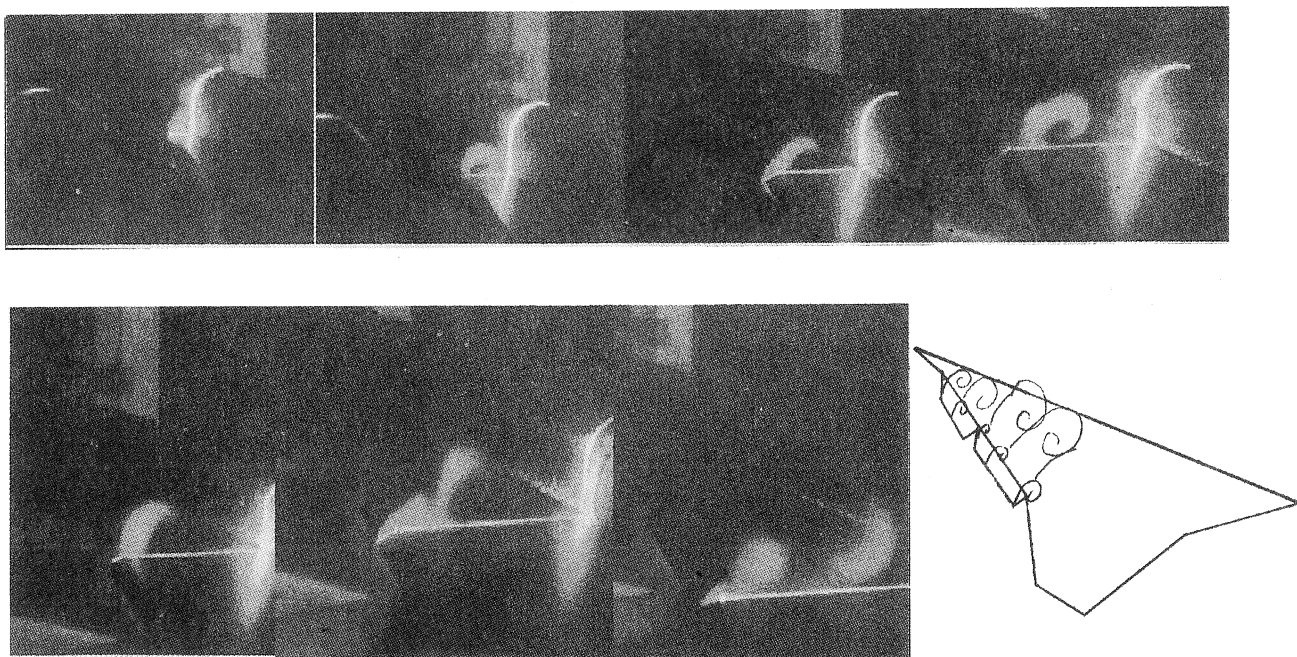


図4-2 風試結果 後退角65deg 舵角20deg (レーザーシートによる可視化)

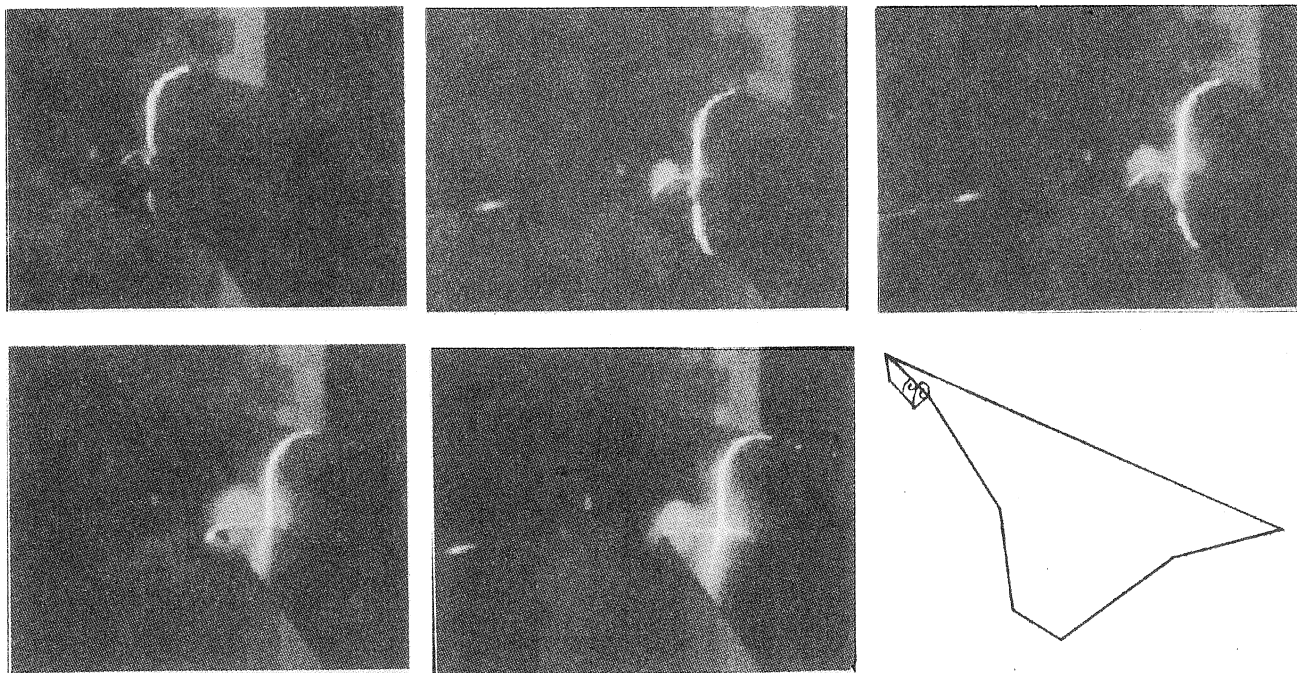


図4-3 風試結果 後退角70deg 舵角30deg (レーザーシートによる可視化)

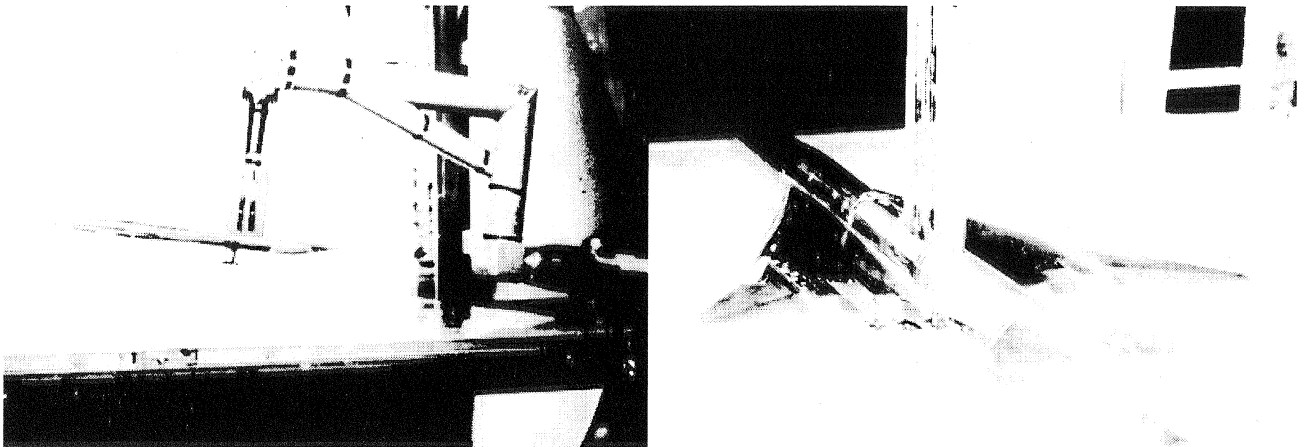


図5-1 風洞試験状況

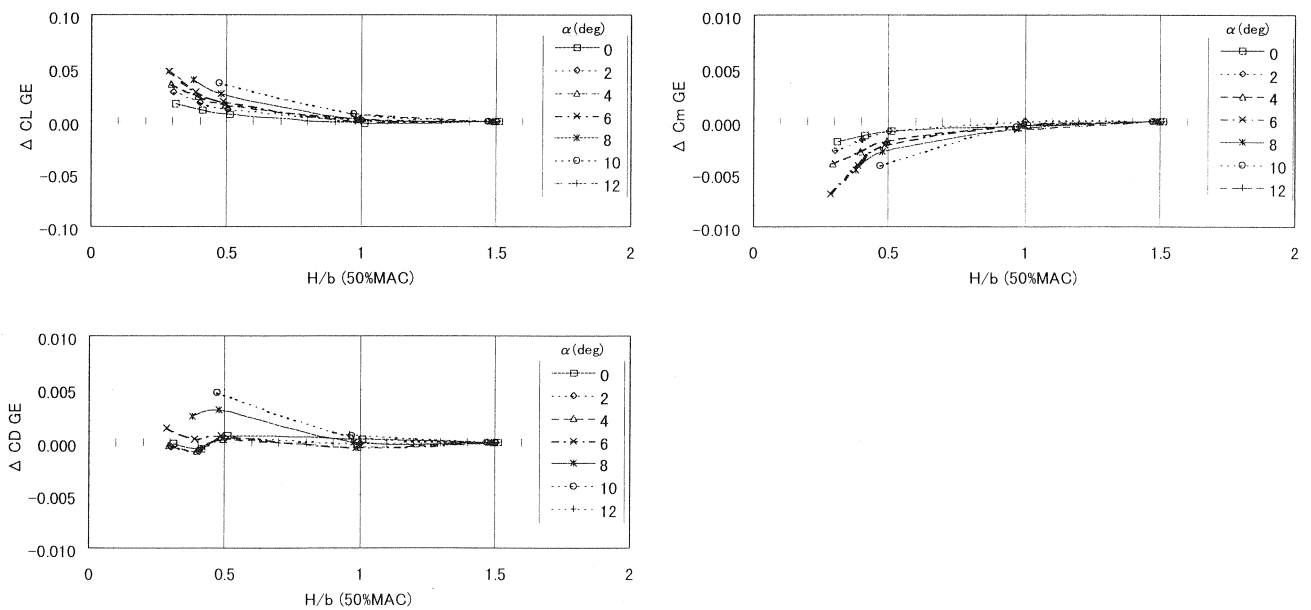


図5-2 地面効果(前縁後縁フラップ舵角 $30^\circ$ )

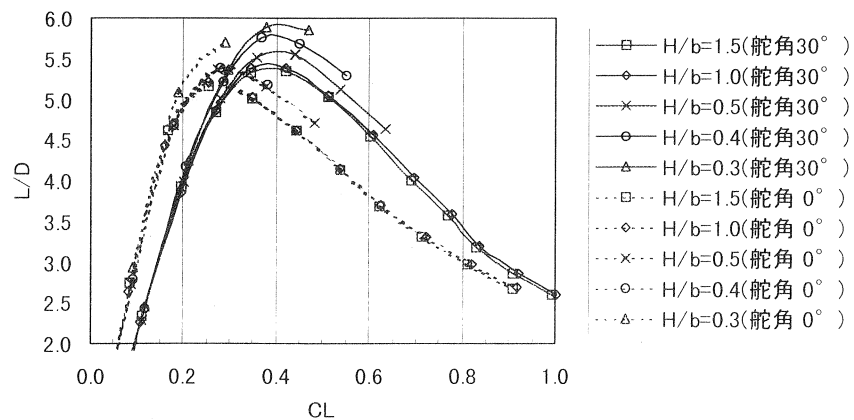


図5-3 フラップと地面による $L/D$ の変化





# SST インテーク不始動模擬超音速風洞試験について

○高崎 悟 (川崎重工)  
Brett J. Churchill (Boeing)

藤本 朗 (川崎重工)  
山納 敦 (日本航空機開発協会)

## Supersonic Wind Tunnel Testing for Investigating SST Inlet Unstart Phenomena

Satoru Takasaki (Kawasaki Heavy Industries, LTD.)  
Brett J. Churchill (Boeing)

Akira Fujimoto (Kawasaki Heavy Industries, LTD.)  
Atsushi Sannou (JADC)

### 概 要

SST (次世代超音速旅客機) のインテーク不始動時にインテークから吐き出される衝撃波の挙動を明らかにすることを目的に、超音速風洞試験を実施した。

インテーク不始動現象の模擬はナセル流路出口面積を制御することにより行ない、衝撃波の挙動を捕らえるために、主翼下面に取付けた非定常圧力センサによる圧力計測を行なった。

本講演では、風洞試験/風試模型の概要および得られた風洞試験結果について報告する。

### 1. 緒 言

次世代超音速旅客機(SST)の開発においては、推進系と機体とが統合された全機形態での特性把握が重要であり、その場合推進系/機体間の空力干渉問題の解明が必要となる。マッハ2を超える次世代SSTではインテークとして、混合圧縮型インテークが採用される見通しである。しかし空力的な問題として、スロート付近に保持した衝撃波が瞬時に外部に吐き出され、急激な推力低下と抵抗の増大が発生する「インテーク不始動現象」<sup>(1),(2)</sup>がある(図1参照)。

本研究は、インテーク不始動時における衝撃波の挙動、特に変動周波数特性を風洞試験により明らかにすることを目的とし、実機での現象予測を最終目標とした。なお、衝撃波の到達範囲、全機特性へのインパクトについては参考文献(3),(4)を参照のこと。

### 2. 風洞試験模型

図2に使用した風洞試験模型の上面図とインテーク不始動機構の概念図を示す。インテーク不始動を模擬するための不始動機構は右外舷ナセルの後端に取付ける。インテーク不始動機構はアクチュエータによりフロープラグを前進させてフロースル

ーナセルの流路出口面積を減少させる。このことにより、衝撃波がインテークから吐き出され、不始動現象を発生させる。フロープラグの速度調整はアクチュエータに供給する圧縮空気の圧力によって制御する。アクチュエータの側面には位置センサを2個取付けた。センサによる計測の目的は、アクチュエータの動きを計測することにより、フロープラグのセンサ間の移動時間から、平均的なフロープラグの移動速度を求めるためである。

左舷側のダミー不始動機構は、右舷側の不始動機構と外形寸法と質量が等しいものであり、模型の外形形状および質量分布が機体軸に対して不均等になることを防ぐために取付けた。

図3,4は右主翼下面に取付けた非定常圧力センサ(ENDEVCO MODEL 8515C-50)の配置を示す。センサは機体軸に対して平行に5列計50個配置した。これらのセンサによる非定常圧力計測の目的は、不始動時にインテークより吐き出された衝撃波の変動周波数、移動範囲を求めることにある。センサの配置数は不始動機構を取付けた外舷側ナセルの中心軸上とその両側に多く配置してあるが、一方内舷側ナセル先端近傍にも密に配置してある。これは外舷側での不始動発生による衝撃波の移動範囲が

内舷側まで達するかどうかを判定するためである。圧力センサからの配線は主翼を通して主翼上面にはわせて取り回し、粘土整形を施して流れから保護した。

### 3. 試験結果および考察

#### 3.1 通風条件および試験ケース

風洞試験には、測定部 4ft×4ft のブローダウン式超音速風洞を使用した。通風条件は Mach 数  $M=2.4$ 、風洞総圧  $P_0=2.67(\text{kg/cm}^2\text{A})$ 、総温  $T_0=277(\text{K})$  である。

試験ケースは図 1 に示したフロープラグの位置を

(1) ナセル流路出口が全閉の場合、

(2) (1) から 4mm の隙間を空けた場合、  
の 2 ケースである。

#### 3.2 風洞試験結果(非定常圧力センサ出力の

##### FFT 解析結果)

図 5 は各圧力センサ位置における圧力変動波形の FFT 解析結果を示す。データサンプリング周波数は 5kHz<sup>(\*)</sup>、解析に用いたデータ個数は  $2^{15}(=32,768)$  個である。5 つあるグラフのうち、4 つはケース(1)の結果であり、残り 1 つがケース(2)の結果の代表例である。

ケース(1)の結果から、各計測点に共通して、 $f=336(\text{Hz})$  付近において卓越周波数を得ていることが分かる。すなわち、衝撃波の移動による圧力変動は計測対象全体に渡ってしかも同じ周波数で変動していることを意味する。ケース(2)の場合、卓越周波数は 299(Hz) であり、ケース(1)に比べて低い値を示している。ケース(1)と(2)の違いはフロープラグの位置のみであり、この条件の違いと卓越周波数の変化との関係から圧力変動の周波数特性を決定しているのはナセル流路を気柱とする共鳴現象であることが考えられる。次節ではこの仮定から求めた共鳴周波数と卓越周波数との関係を検討する。

(\*)：試験時の計測データを AD 変換した際のサンプリング周波数は 20kHz であり、データ処理時は処理効率から 5kHz を用いた。なおサンプリング間隔を間引いたことによる低周波数領域のデータへの影響がない事は確認している。

#### 3.3 圧力変動の卓越周波数と気柱共鳴周波数との関係

ケース(1)の様なナセル出口全閉の場合、図 6 のような上流側が開放、下流側が閉鎖の気柱としてモデル化することができる。この条件の場合、気柱共鳴の基本周波数  $f_0$  は

$$f_0 = \frac{V}{\lambda} = \frac{1}{4L}V \quad \dots\dots\dots (1)$$

と表される。ここで  $V$  は流速ではなく微小じょう乱の伝播速度であり、 $V=|U-c|$  ( $U$  は流速、

$c$  は音速)、 $\lambda$  は波長、 $L$  は気柱の長さ(この場合ナセル流路の長さに相当)である。そこで実際の流れ場の状態をその範囲内に特定する、以下の解析的検討が容易な両極端な 2 つの条件：

① インテーク前方に衝撃波が存在しない場合

$$\Rightarrow (V=|U_\infty - c_\infty|)$$

② インテーク前方に 1 本の垂直衝撃波が存在する

$$\text{場合} \Rightarrow (V=|U_2 - c_2|)$$

(※ 添字 2 は衝撃波下流側を表す。)

について式(1)の  $f_0$  を求め、風洞試験結果とともにまとめたのが表 1 である。この結果から、風洞試験結果は①、②の仮定に基づく検討結果の間に存在する事が分かる。実際の現象はこの両仮定の中間、すなわちインテーク上流側に衝撃波は存在するものの、それは垂直衝撃波の場合よりも下流の圧力上昇が低い場合に相当し、よってじょう乱の伝播速度もこの両者に挟まれる値を取るようになるため、試験結果が示すような共鳴周波数となると考えられる。また、図 5 に示したケース(2)の場合に(1)に比べて低い周波数を持つ理由についても、隙間を空けたことは式(1)中の気柱長さ  $L$  が長くなることに相当する為に、流れ場が同じすなわち  $V$  が等しい場合には波長  $\lambda$  が長くなり、よって共鳴周波数が減少すると説明付けられる。

この結果をもとに、実機巡航条件( $M2.4$ 、高度 20,000m： $V$ を規定、 $L=3.28\text{m}$  と仮定)における  $f_0$  の値も同様に求め、表 1 に示した。この結果から実機巡航条件での衝撃波の変動周波数は 15～30(Hz) の範囲であると推算される。

#### 4. 結 言

SST（次世代超音速旅客機）のインテーク不始動時にインテークから吐き出される衝撃波の挙動を明らかにすることを目的に、超音速風洞試験を実施し、以下のことが明らかとなった。

- (1) インテーク不始動時の吐出衝撃波の位置は卓越周波数を有して変動することを FFT 解析より明らかにした。
- (2) 卓越周波数はナセル流路を気柱と見立てた場合の気柱共鳴周波数に対応することを見出した。
- (3) (2)の解析結果をもとに、実機飛行条件(M2.4, 飛行高度 20,000m と仮定)における衝撃波の卓越周波数の範囲を(約 15 Hz～約 30 Hz)を求めた。

#### 謝 辞

本研究は通産省の委託調査の一環として実施したものであり、関係各位には多大なご支援をいただきました。ここに謝意を表します。

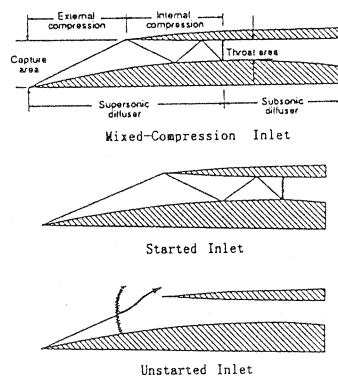


Fig.1 Definition of Inlet Unstart <sup>(2)</sup>

#### 参考文献

- (1) Seddon, J. and Goldsmith, E.L., "Intake Aerodynamics", AIAA Education Series(1985).
- (2) Domack, C. S., "A Preliminary Investigation of Inlet Unstart Effects on a High-Speed Civil Transport Concept", AIAA paper 91-3327 (1991).
- (3) 藤本、高崎、Churchill, B.J., 高須,  
"SST: インテーク不始動の全機空力特性へのインパクト", 第 35 回 飛行機シンポジウム(1997,10 月)
- (4) Takasaki, S., Churchill, B.J., Fujimoto, A. and Takasu, T. "Inlet Unstart Influence on Aerodynamic Characteristics of Next Generation Supersonic Transport (SST)", SAE/AIAA 1988 World Aviation Congress, Anaheim, CA., No. 985546.

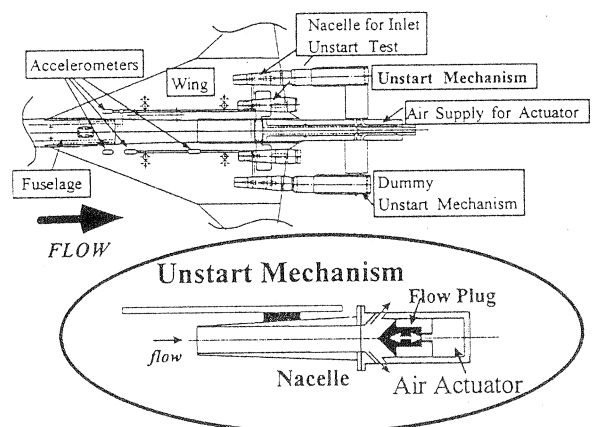


Fig.2 Model Configuration at Inlet Unstart Test  
[Top View] and Concept of Unstart Mechanism

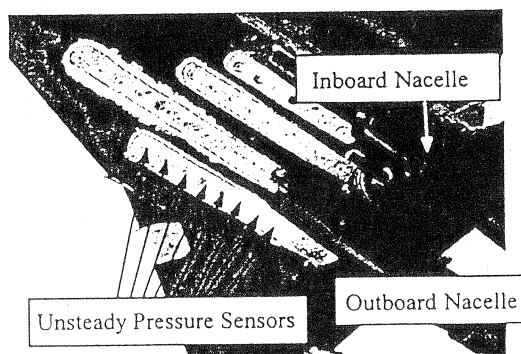


Fig.3 Location of Unsteady Pressure Sensors

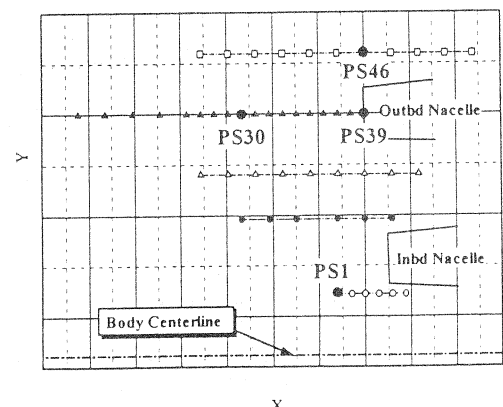


Fig.4 Coordinate System of Unsteady Pressure Sensors

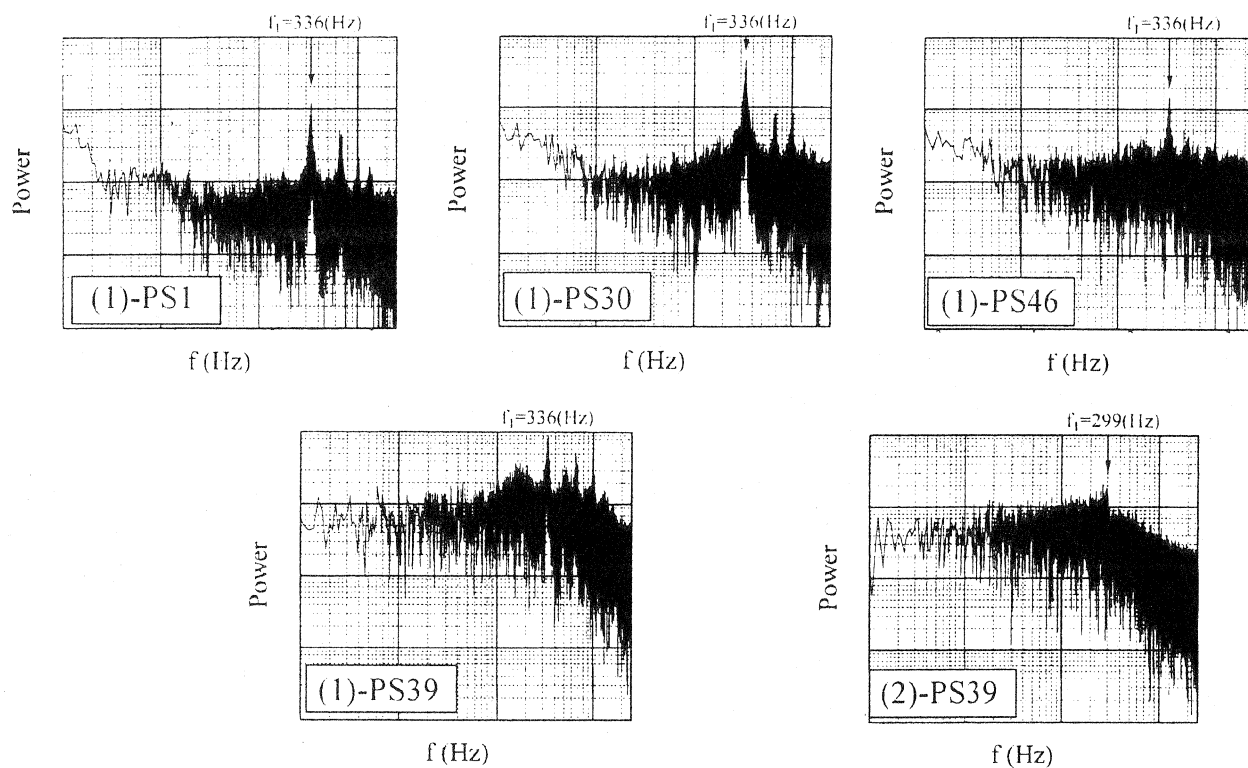
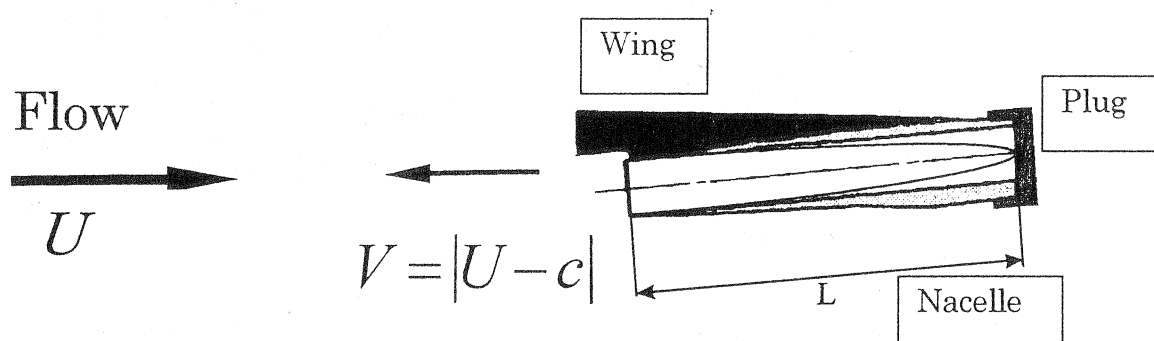


Fig.5 Results of FFT Analysis for Unsteady Pressure Signal

Fig.6 Analysis Model for Estimating the Oscillating Frequency  
(Organ Pipe Resonance)Table 1 Resonant Frequency obtained from Two Analysis Conditions and  
Test Result (Experimental Condition and Actual Flight Condition)

	$f_0$ (Hz) (Experimental Condition)	$f_0$ (Hz) (Actual Flight Condition)
Assumption① <sup>(*)</sup>	530.7	30
Assumption② <sup>(**)</sup>	258.2	15
Test Result	336	

(\*) Assumption ① : Flow Velocity → M2.4 condition

(\*\*) Assumption ② : Flow Velocity → down stream condition of normal shock at M2.4

# 航技研突風風洞制御システムの改修

藤枝郭俊、藤田敏美、岩崎昭人（航空宇宙技術研究所）

Revitalization of the Control System for Gust Wind Tunnel in NAL

Hirotooshi Fujieda, Toshimi Fujita, Akihito Iwasaki (National Aerospace Laboratory)

## 概 要

航技研の突風風洞は昭和47年3月の完成以来、大型プロジェクトに関する開発研究から、その他基礎研究まで多くの風洞試験に利用されてきたが、老朽化が激しく、試験需要に十分応えられなくなってきた。そのため、平成10年度補正予算により風洞制御システムの改修を実施した。本報告は、その改修の概要について述べる。

### 1. はじめに

航技研突風風洞<sup>1)</sup>は1972年3月に完成し、突風気流の発生できる国内外で唯一の風洞として、航空機が突風気流中に遭遇した場合の航空機の飛行運動、航空機に加わる加重及びその軽減対策などの研究に利用されてきた。また、本風洞は突風風洞としてではなく、一般的な乱れの小さい低速風洞としても使用することが可能である。本風洞の測定部寸法は、断面2m×2m(正方形)、長さ4mで、風洞規模が手頃な使い易い低速風洞として、プロジェクト開発研究から基礎研究まで様々な風洞試験に利用されてきた。しかし、その老朽化が激しく、特に風洞制御システムの電気設備関係は劣化が著しく、故障が頻発し、風洞試験予定を十分にこなせなくなってきた。その様な状況の下、平成10年度補正予算により本改修費用を獲得し、本風洞の制御システムの改修を実施することとなった。本報告では、主な改修点である制御システムと送風機軸受の改修の概要について述べる。

### 2. 改修の背景

本風洞は上述したように設置以来27年余を経過し、老朽化とシステムの陳腐化であるが、その背景を列挙すると次の通りである。  
(1) 設備の老朽化、特に制御システムの劣化が激しく、不具合個所の増加、故障の頻発により風洞試験日程が十分消化できなくなってきたこと。

(2) 電動機及びその制御システム等の修理部品、代替え品が既に生産中止により入手不可能となり、修理期間の長期化とその経費が非常に嵩むこと。

(3) 風洞の制御が手動制御であり、設定風速の設定が熟練者でないと難しいこと。

(4) 風洞仕様性能を十分維持できないこと。

最近、当研究所も数年後に独立法人化されることがほぼ決まっている。その場合、本風洞が当研究所の共用設備の一つとして、風洞利用者に対するサービスの点から、上記2.による風洞の稼働停止期間の長期化は許されない。また、風洞運転、制御及び試験計測技術者の確保が難しくなってきたことから、風洞関係の従事者の一部が外部委託された場合、上記3の問題は解決しておかねばならない問題である。上記4.の風洞仕様性能の低下は、本風洞の利用範囲が狭くなるとともに、安全上の見地からも改修が必要となった。

### 3. 改修の主眼

2.で述べた背景から改修の主眼を以下の点においた。

- (1) 老朽化した諸設備の活性化
- (2) 風洞性能、機能の改善
- (3) 風洞制御性とその安全性の改善

### 4. 改修内容と改修の範囲

改修の内容は改修の主眼を基に検討し、そのために必要な改修すべき内容とその範囲を

決定した。この決定においては、言うまでもなく本改修が突風風洞の全面的な改修ではなく、制御システムを主体としたものであることと、改修予算上の制限がある。特に風洞性能の改善の一つとして、風洞試験風速の増大、即ち連続運転が可能な風洞風速を出来るだけ大きくすることを考えた。今回の改修では風洞胴体を改修することは予算的にも不可能であり、故に、風洞風路は既存のままで風速の増大を図る必要がある。このためには送風機回転数の増大は避けられない。そこで、先ず現状の送風機の強度上の制限値について予備検討を行った。下記は現状送風機の構造上問題となる諸値に関する風速 60m/s 時の値と構造上の制限風洞風速値の検討結果<sup>2)</sup>である。

#### ○ 現状送風機の構造上の検討結果

(風速60 m/s 時の値と風洞風速の制限値)

①風量	240 m <sup>3</sup> /s
②有効全圧	75 mmAq
③回転数	475 rpm
④電動機出力	250 kw
⑤動翼部にかかる応力 $\sigma_s = 142\text{kgf/cm}^2$	
材質AC3A-F許容応力 $\sigma_{s\text{max}} = 280\text{kgf/cm}^2$	
$\sigma_{s\text{max}}$ 時の風洞風速換算値	84 m/s
⑦翼端周速度: $u_t = 88\text{ m/s}$	
許容周速度 $u_{t\text{max}} = 110(\text{max})\text{ m/s}$	
$u_{t\text{max}}$ 時の風洞風速換算値	75 m/s
⑧軸流速度: $V_a = 29\text{ m/s}$	
許容軸流速度 $V_{a\text{max}} = 35\text{ m/s}$	
$V_{a\text{max}}$ 時の風洞風速換算値	71 m/s

注：許容応力  $\sigma_{s\text{max}}$ 、許容周速度  $u_{t\text{max}}$  及び許容軸流速度  $V_{a\text{max}}$  は、現状の送風機で許容できる値を示すもので、風洞風速換算値は、それらの値を風洞風速に換算したときの値、即ち現状の送風機構造で使用可能な風洞風速の最大値を示す値(制限値)である。

上記検討の結果、軸流速度の制限値が連続運転が可能な最大風速であることがわかる。現在の風洞性能仕様である風速値（連続運転可能な風速： $V \leq 50\text{ m/s}$  最大風速： $V_{\text{max}} = 67\text{m/s}$ ）は、妥当な値であることがわかった。また、送風機の新規製作は予算的にも難しいことが判明した。この他、風洞風路が現

状のままで新規に製作した送風機の回転数増大を基本とする更新は、現状の良好な風洞気流特性に悪影響が出ることも懸念される。そこで、現状の送風機のままで、連続運転が可能な風洞風速を増大させることにした。検討の結果、軸受を現在のグリス潤滑方式から油浴潤滑方式とすることで、大幅な改修を行わずに最大風速を 60m/s まで増加させることが可能であることがわかった<sup>3)</sup>。この風速 60m/s は構造的な余裕を考慮すると適切な値と判断した。

これらの予備検討を参考に実施した改修内容とその範囲を以下に示す。

#### ○ 改修内容

- (1) 送風機駆動用電動機を含む電気設備の更新又は改修
- (2) 連続運転が可能な最大風速の増加
- (3) 風洞制御システムのデジタル化及び制御の自動化

#### ○ 改修の範囲

改修内容を実現するために実施した範囲を図 1 に示す。これらの改修部分を大別して記述すると以下となる。

##### (1.1) 一様流発生装置関係

- ・送風機駆動用電動機更新
- ・同上用制御装置更新
- ・電動機と送風機の軸受更新

##### (1.2) 突風発生装置関係

- ・突風発生用駆動翼列機構作動のための電気油圧アクチュエータ部センサー改修
- ・同上用油圧源更新

##### (1.3) 動力、電力配電盤関係

前述したように、この報告では一様流発生装置関係(1.1)の改修報告が主体であるので、その他の改修(1.2)(1.3)については報告を省略する。

#### 5. 一様流発生装置関係ハードウェア

送風機駆動用電動機、制御装置及び軸受関係のハードウェアの概要を表 1 に示す。また、送風機をデジタル制御システムにより、風洞オペレータが自動制御又は手動制御等により操作を行う中央制御装置部のハードウェア概要を表 2 に示す。

## 6. 送風機制御システム

図2に送風機の制御システム構成図を示す。同図から解るように、本制御システムの基本は送風機駆動用電動機の回転数制御を行うものであり、指令値として回転数の値を入力し、その回転数を一定に保持するように制御するものである。

### 6. 1 制御システムの機能の概要

図2の制御システム構成図中に示す操作監視用計算機(表2参照)は、大別して試験画面とメーカ用メンテナンス画面がある。試験画面は、試験実行中必要に応じて随時切り換えられる画面であり、メーカ用メンテナンス画面は通常の運用時には用いられず、試験運転調整及び定期点検時等に用いられる画面である。又、副操作盤の監視用計算機には試験画面のみ使用する。これらの画面構成を図3-1に示す。画面は系統監視、運転操作、手動操作、警報ログ及びリアルタイムトレンドがある。各画面での主な機能を以下に記す。

#### (1) 試験画面の機能

##### ①系統監視：図3-2(a)

- ・送風機回転数、圧力値(静圧、動圧)、風速、軸受温度、気流温度の表示、
- ・モータ冷却ファン動作状況、リミットスイッチ状態の表示
- ・選択カート種類(固定壁カート、突風カート、解放壁)の表示
- ・電流、電圧、周波数及びインバータ、コンバータの状態表示
- ・現在の制御方式(制御モード)及び設定値の表示
- ・各盤電源状態の表示

##### ②運転操作：図3-2(b)

- ・制御方式(自動、手動)、制御モード(回転数制御、風速制御、動圧制御)の選択及び目標値の設定
- ・カート種類(固定壁カート、突風カート、解放壁)の選択
- ・送風機の起動/停止

##### ③警報ログ：図3-2(c)左

- ・警報履歴一覧画面、警報復旧の状況確認

##### ④手動操作：図3-2(d)

- ・回転数制御における回転数設定値の入力

- ・回転数制御：一定回転数から決められた回転数値だけ増減する制御

- ・設定回転数と現在の回転数を(バー・グラフ)で表示

#### (2) メーカ用メンテナンス画面

##### ⑤リアルタイムトレンド：図3-2(e)

- ・運転データ(送風機回転数、風速及び動圧の各目標値と現在値)トレンド画面、各種制御パラメータ調整用

以上の他、ポップアップ画面に関する機能の概要を図3-3に示す。

### 6. 2 主な機能の詳細

#### (1) 操作権

回転数指令値を入力する操作場所は機側操作(電気室、図1参照)と中央操作装置(主操作盤、副操作盤)に大別される。送風機制御装置の電源関係は電気室内にある。しかし、機側操作での運転操作は保守点検、修理や異常があった場合等以外には行わないので、これらのスイッチ類は、通常中央制御装置の主操作盤上でON-OFFが出来るようになっている。ただし、機側操作盤の「LOCAL」と「REMOTE」のスイッチは、操作権を選択するスイッチで、「LOCAL」は機側装置側に、「REMOTE」は中央制御装置側に操作権を移すもので、このスイッチが「REMOTE」になっていない限り、中央制御装置側で送風機制御はできない。故に、本スイッチは通常は必ず「REMOTE」にしておく必要がある。

中央制御装置側には操作場所が、主操作盤と副操作盤の2ヶ所ある。この操作権の選択は、いづれからでも操作権を移しかえる事が出来る(但し、送風機が停止中において)。

#### 2) 制御方式

手動制御方式と自動制御方式がある。手動方式とは回転数制御を行う方式である。前述したように本制御システムは回転数を一定にする制御方式であるので、風洞内で負荷が増減(例えば、試験模型の迎角の変化)により、回転数が減増した場合、回転数を一定に保持するよう自動的に制御される。

「機側操作盤」では、特に制御方式の選択はなく、指令値として回転数を入力し、一定の回転数に設定する回転数制御のみである。



「中央制御装置操作盤（主操作盤、副操作盤）」では、手動制御方式か自動制御方式か、いづれかを選択できるとともに、手動制御と自動制御の切り替えは途中からでも自由に切り替えることができる。

この手動制御方式では、目標とする回転数値を入力し、その回転数にする機能と、現在作動している回転数から、一定の回転数分だけ増速、又は減速させる機能がある。増減速させる回転数値は 12 種類（0.3rpm 増と減、0.7rpm 増と減、3.5rpm 増と減、7.0rpm 増と減 35rpm 増と減、70rpm 増と減）あり、操作盤の各テンキーに対応している。故に、テンキーを 1 回押す毎に、そのテンキーに対応して決められた回転数値だけ現在の回転数から増速、又は減速する。この操作は繰り返し行うことができる。

自動制御方式には 3 つの制御モードを選択することができる。即ち、回転数制御モード、風速制御モード及び動圧制御モードである。

この中、「回転数制御モード」は、手動制御と基本的に同じで、設定回転数値を入力すると、その回転数で一定に運転する機能を有する。

「風速制御モード」と「動圧制御モード」は、指令値としてテンキーから目標風速値、または目標動圧値を入力することにより、その目標風速、又は目標動圧を一定に保持するように送風機の回転数を制御する方法である。図 4、図 5 は各制御モード方法を示したものである。

この 2 つの制御モードは、いづれの場合も、風速と送風機回転数、又は動圧と送風機回転数の関係を利用し、それを基に送風機回転数を制御するものである。しかし、これらの関係は風洞測定部の条件により異なる。測定部の条件には、(1)測定部の種類（固定壁カート、解放型及び突風カート）、(2)模型の種類、その模型の姿勢角等及び(3)風洞内の気流温度、静圧等がある。

そこで、図 4、5 に示すように模型の無い状態で、測定部の種類毎に予め試験をして両者の関係を求めておき、それを基に回転数を計算し、その回転数を初期入力値として与える。以後、一定時間後、動圧値、気流温度、

静圧等を計測し、風速値を求め、その値と送風機回転数から試験状態での両者の関係を求め、それを基に目標回転数を計算し、新たな送風機回転数指令値入力とする。この動作を一定の時間（回転数整定後）毎に繰り返すことにより送風機制御を行う。

また、各制御モードで目標値に達すれば、その回転数で固定するロック機能も有する。このロック機能は、操作盤上の制御ロックボタンを 1 回押す毎に同機能の作動と解除を交互に行う。このロック機能を利用すると、データ計測中の送風機回転数を一定に保持できる、即ち計測中の気流条件を一定に保持できるので有効である。

尚、風洞制御パラメータの設定値に関する諸値を下記に示す。

#### ○風洞制御パラメータ諸値に関する設定値

##### ①送風機駆動用電動機の加減速時間の設定値

- ・加減速時間共:  $0 \leftrightarrow \text{TOP}$  120 sec

##### ②設定値に対する整定条件

- ・回転数制御時: 偏差が  $\pm 1\text{rpm}$  以内を  
連続 3 秒以上維持
- ・風速制御時 : 偏差が  $\pm 0.1\text{m/s}$  以内を  
連続 3 秒以上維持
- ・動圧制御時 : 偏差が  $\pm 10\text{Pa}$  以内を  
連続 3 秒以上維持

##### ③風洞制御時の風速及び動圧のサンプリング周期

- ・何れの制御時も、設定値を変更し電動機回転数が変動した後、インバータ内回路にて回転数アンサーバック信号が設定回転数に到達してから 20 秒毎に風速及び動圧アンサー信号をサンプリングする。

## 7. 改修後軸受特性

軸受は送風機側と電動機側にあるが、温度上昇が大きいのは送風機側である。図 6 は改修前後の送風機軸受部の温度特性を示す。同図に見られるように、改修前は送風機運転時間に対し温度上昇が早く、かつ軸受温度上昇限度が  $55^{\circ}\text{C}$  (通常の設定は温度余裕みて  $52^{\circ}\text{C}$  と設定されている) と改修後の油浴式軸受の上昇限度  $80^{\circ}\text{C}$  に比べかなり低い。本確認試



験は実施時期が冬期のため外気温  $8^{\circ}\text{C}$  と低いので、風速  $50\text{m/s}$  で1時間以上運転可能であるが、夏場の外気温度が  $30^{\circ}$  近くなると、連続運転時間は非常に短く(30分程度)なることがわかる。今回の改修により、風速  $60\text{m/s}$  で季節に関わらず常に長時間の連続運転が可能となった。

#### 8. むすび

本改修によって、改善された点をまとめると次の通りである。

1) 風洞制御をデジタル制御による自動制御方式と手動制御方式の選択及び自動制御から手動制御への切り替えも自由に行えるようになった。更に、自動制御方式では、三つの制御モード(風速制御モード、動圧制御モード及び回転数制御モード)の中から選択可能となった。このことにより、風洞制御性が大幅に改善され、風洞試験で要求される試験条件の設定が精度良く、かつ容易に行えるようになった。

2) 送風機側及び電動機側の軸受が従来のグリス潤滑方式から油浴潤滑方式に改修し、連続運転が可能な最大風速を  $60\text{m/s}$  に増大させた。

3) 老朽化した電気設備の更新と上記1)2)の改善により、風洞故障が無くなったこと、風洞試験範囲が広がったこと、風洞運転が容易になったことにより、風洞試験の安全性と試験効率が改善された。

最後に、本改修工事实施に当たり、本工事の請負会社である三菱重工業株式会社の神戸造船所、名古屋航空宇宙システム製作所、電動機関係では安川電機株式会社、突風発生用制御装置関係では共和電業株式会社の各担当者に感謝の意を表したい。そして、本改修実現のために尽力された本研究所内外の関係者の方々に御礼を申し上げる。

#### 参考文献

- 1) 廣末健一、北村清美、村上義隆、進藤重美「航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験」：航空宇宙技術研究所報告、TR-335, 1973年9月
- 2) MHI 技術検討資料：打ち合わせ資料、

添付資料2、RTF-139、1998年

3) MHI 技術検討資料、送風機軸受の温度上昇検討書、RTS-8240, 1998年

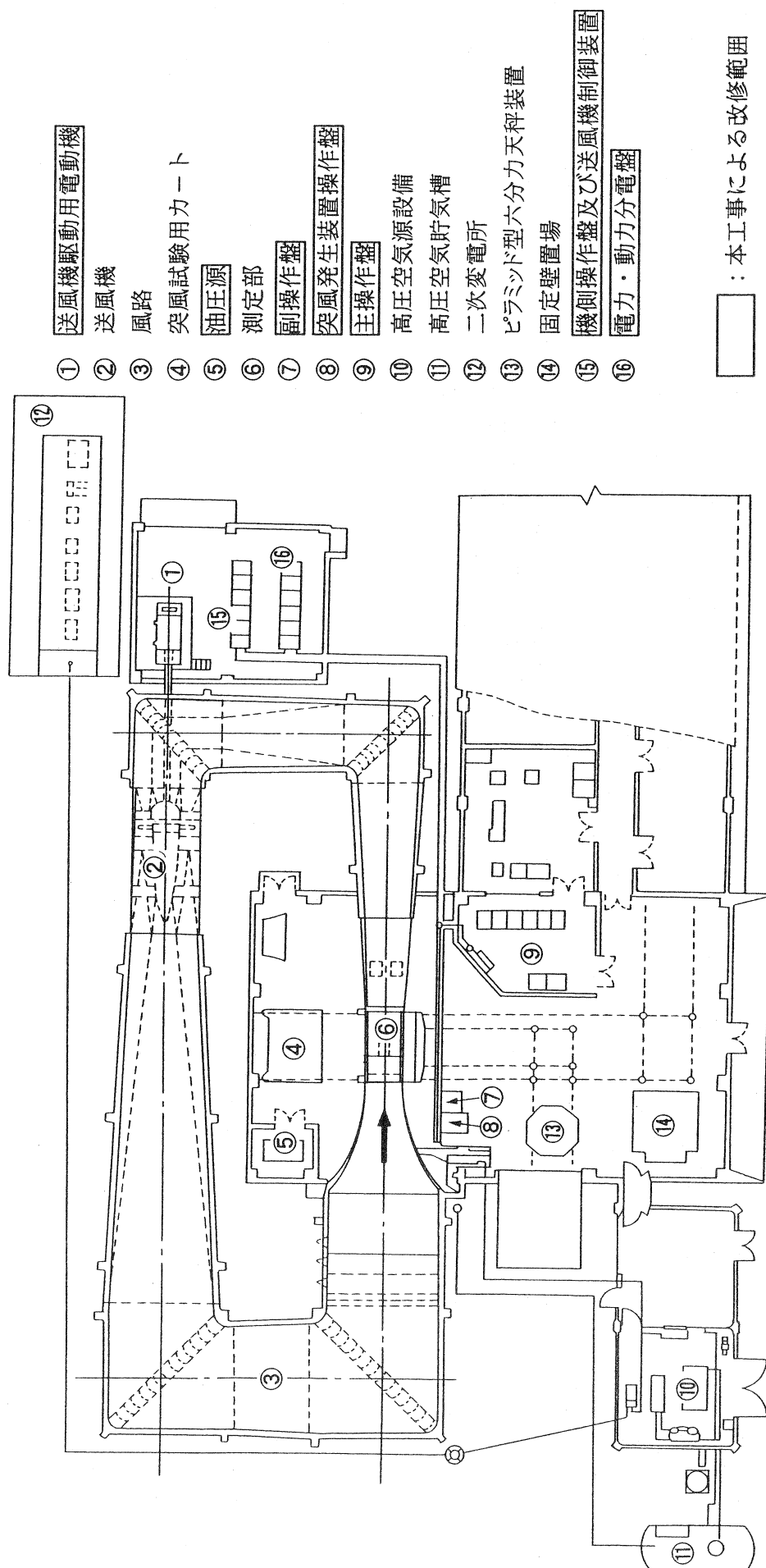


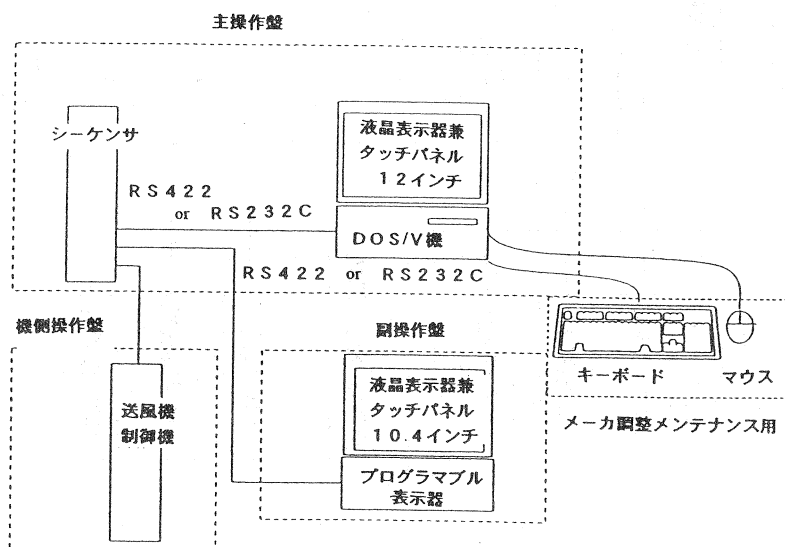
図1 突風風洞全体図

表1 送風機制御部及び軸受ハードウェア概要

機器名称	数量	項 目	仕 様
送風機駆動用 電動機	1式	形 式 定 格 出 力 最大回転数 付 属 品	閉他力通風型電動機 (三相籠型誘導電動機) AC 440 V、250 Kw 475 rpm 回転数検出器(PLG)
油浴式軸受 (送風機側)	1式	構 造 潤 滑 方 式 使用回転数	一体型ブラッパロック 油浴潤滑式 5 ~ 475 rpm
油浴式軸受 (電動機側)	1式	構 造 潤 滑 方 式 使用回転数	一体型ブラッパロック 油浴潤滑式 5 ~ 475 rpm
送風機制御装置 (電源引込補助盤 ACリファレンス盤 コンバータ盤 インバータ盤 PLG・PLC制御盤)	1式	電 源 電 圧 制 御 方 式 回転数制御範囲 回転数制御精度	440 V、50 Hz ベクトルインバータ方式 5 ~ 475 rpm 0.1% FS 以内

表2 中央制御装置部ハードウェア概要

装置名	主操作盤	副操作盤
計算機本体	機 種: PC/AT互換機 CPU: Pentium166MHz相当 RAM: 64MB相当 HD : 1GB以上 OS : WindowsNT 付属品: マウス、キーボード 3.5" FDD	機 種: プログラマブル表示器 メモリ: 1MB(フラッシュROM) 増設メモリ: 4MB
液晶表示器	TFT液晶 12インチ SVGA対応(800X600ピクセル) タッチパネル機能付き	TFT液晶 10.4インチ VGA対応(640X480ピクセル) タッチパネル機能付き
通信機器	最高速度 19200bps RS422 or RS232C接続	RS422 or RS232C接続



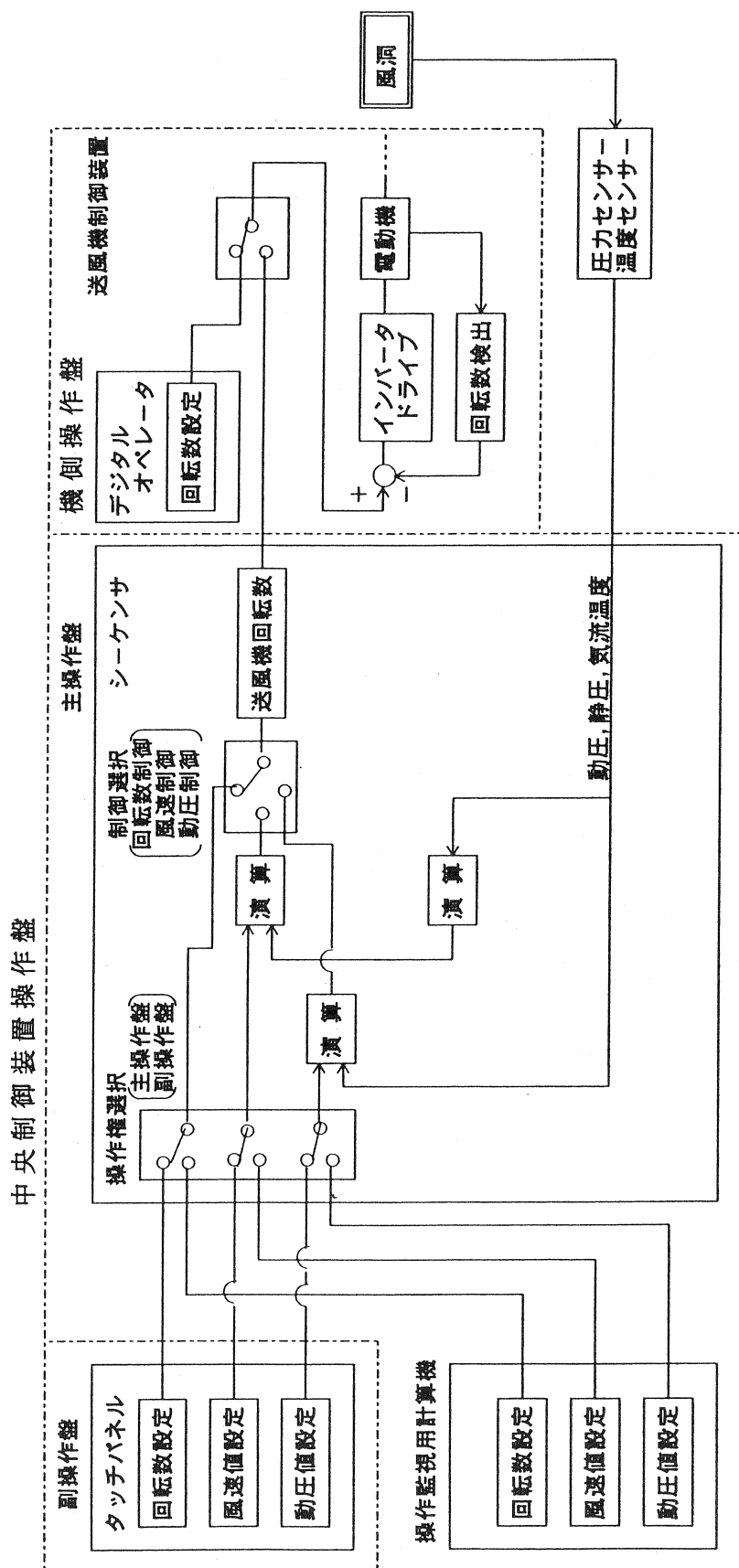


図 2 制御システム構成図

注1：①、②、③、④の画面の機能は主／副操作盤にあるが、⑤の画面の機能はメーカーのメンテナンス用で、主操作盤のみにある。

注2：矢印は画面の切り替わる順序を示す。

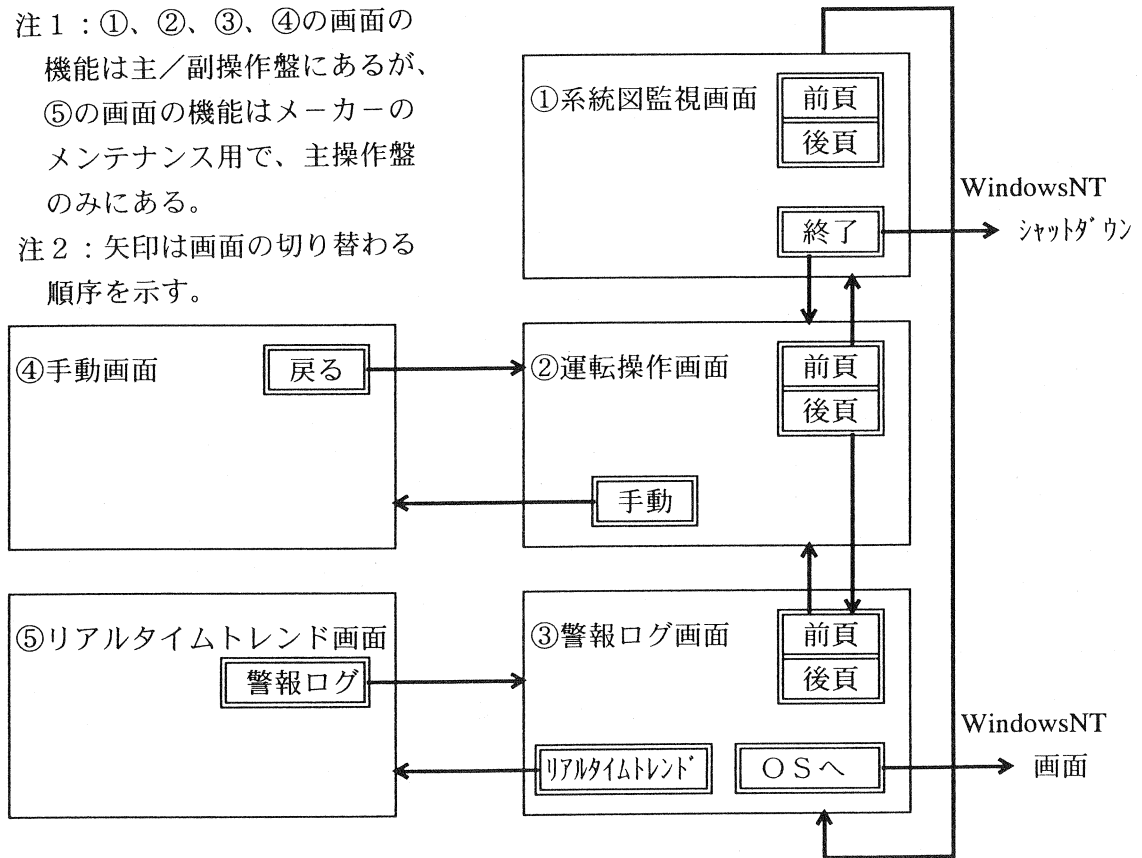
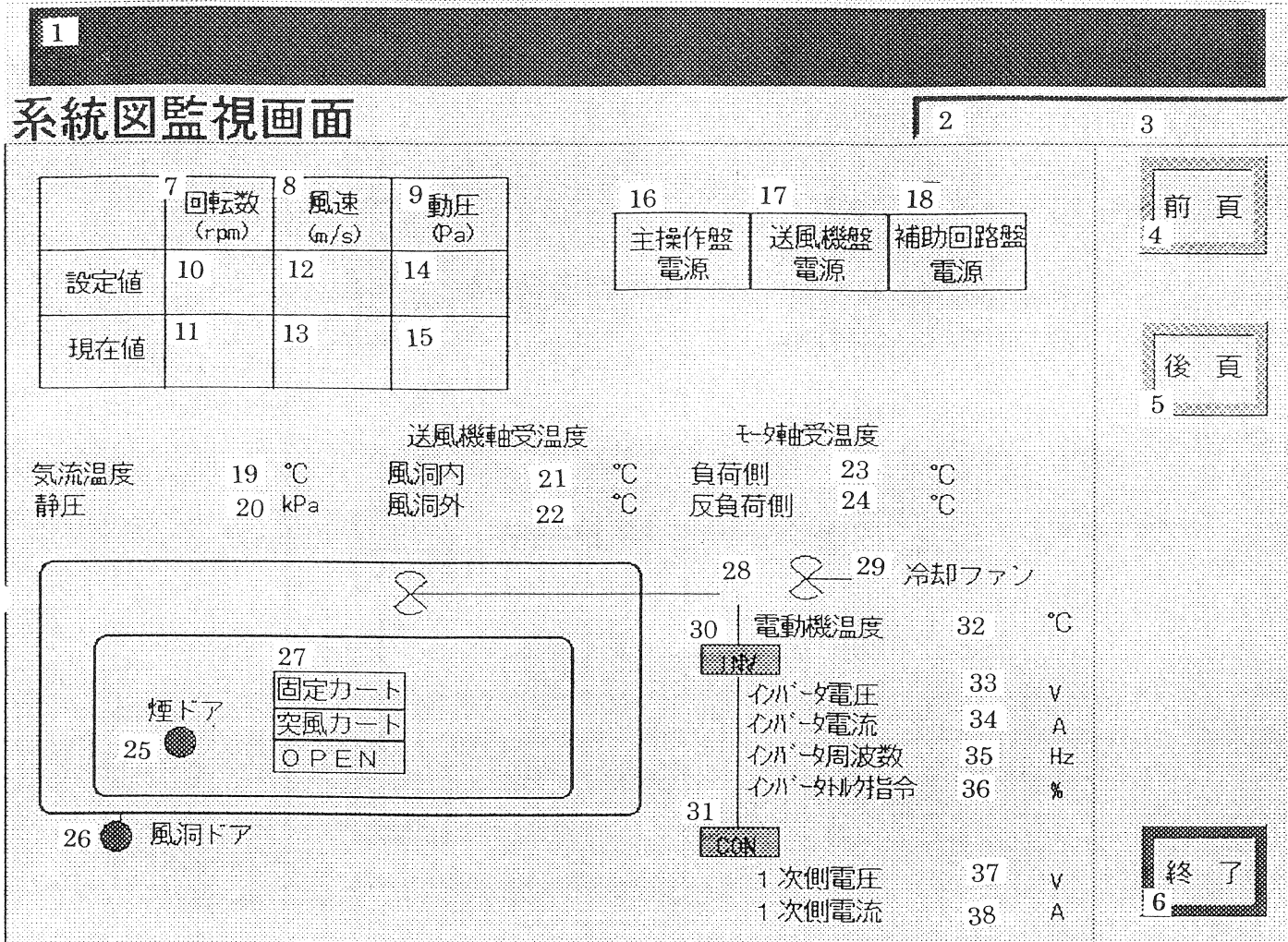


図3-1 画面構成

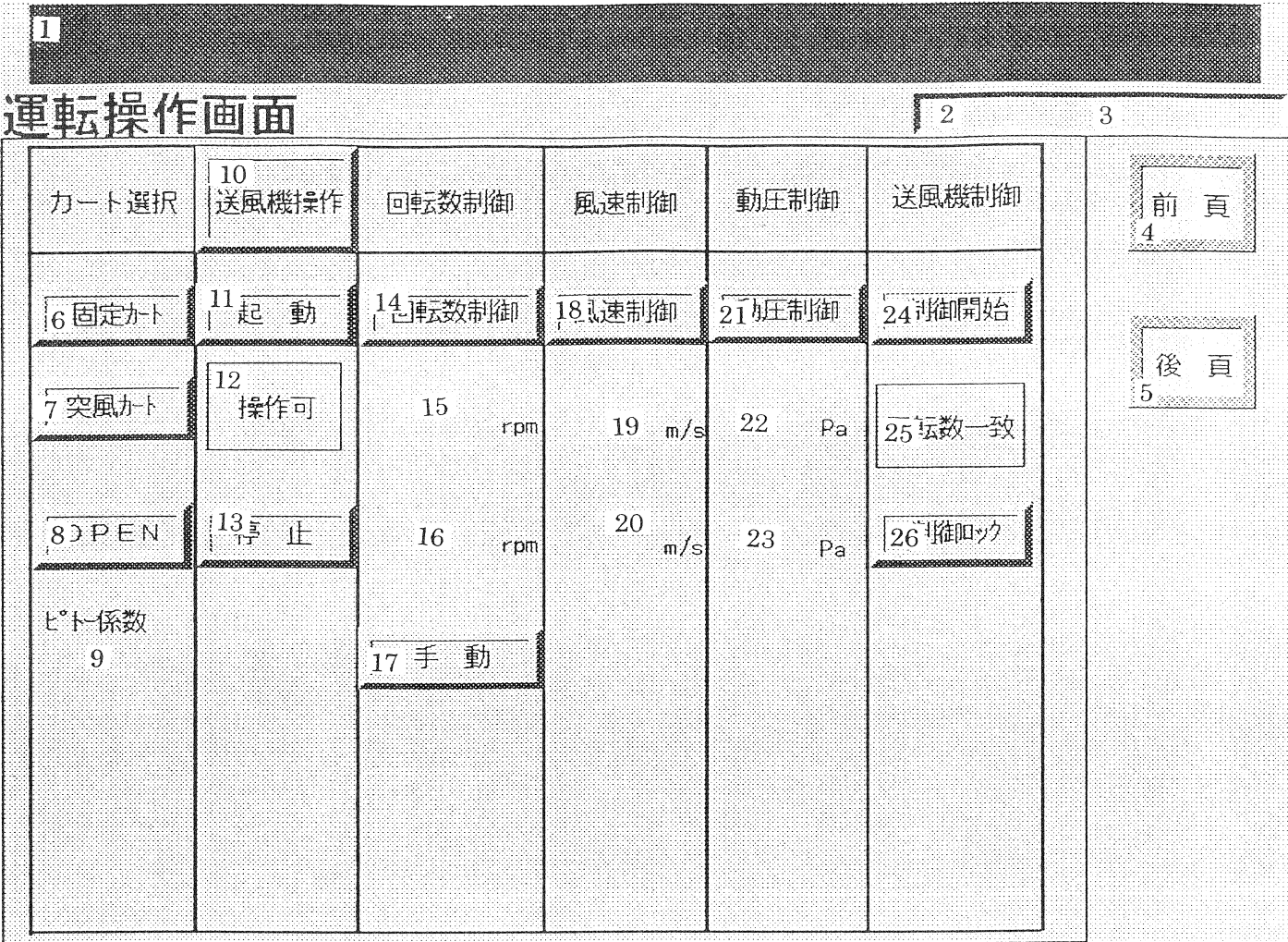


## 系統監視画面の動作説明

No	動 作	No	動 作
1	現在発生中の警報メッセージを5秒毎に表示	21	送風機軸受温度(風洞内)の表示
2	現在の年月日を表示	22	送風機軸受温度(風洞外)の表示
3	現在時刻の表示	23	モータ軸受温度(負荷側)の表示
4	警報ログ画面に切り替え	24	モータ軸受温度(反負荷側)の表示
5	運転操作画面に切り替え	25	煙ドアのLS状態を表示、ドア閉：緑、ドア開：赤
6	OSのシャットダウン	26	風洞ドアのLS状態を表示。全ドア閉：緑、一つでも開：赤
7	制御方式として、回転数制御選択時に点灯	27	運転操作画面で現在選択されているカート種を点灯表示
8	制御方式として、風速制御選択時に点灯	28	送風機用電動機の状態を表示する。 起動時：赤、停止時：緑、故障時：紫
9	制御方式として、動圧制御選択時に点灯	29	電動機冷却用ファンの状態を表示する。 起動時：赤、停止時：緑、故障時：紫
10	回転数制御時の設定値の表示	30	インバータの状態を表示。起動時：赤、停止時：緑、故障時：紫
11	回転数の現在値の表示	31	インバータの状態を表示。起動時：赤、停止時：緑、故障時：紫
12	風速制御時の設定値の表示	32	電動機温度の表示
13	風速の現在値の表示	33	インバータ電圧の表示
14	動圧制御時の設定値の表示	34	インバータ電流の表示
15	動圧の現在値の表示	35	インバータ周波数の表示
16	主操作盤の電源確立時に点灯	36	インバータトルク指令の表示
17	機側送風機制御装置の電源確立時に点灯	37	電源引込補助盤の1次電圧の表示
18	補助回路盤の電源確立時に点灯	38	電源引込補助盤の1次電流の表示
19	現在の気流温度の表示(計測装置のデータ)		
20	現在の静圧の表示(計測装置データ)		

注：21～24、32～38の表示値左横に設けたボックスは温度上昇等の設定値を越えるとボックスの赤色表示を行います。

図3-2(a) 系統監視画面

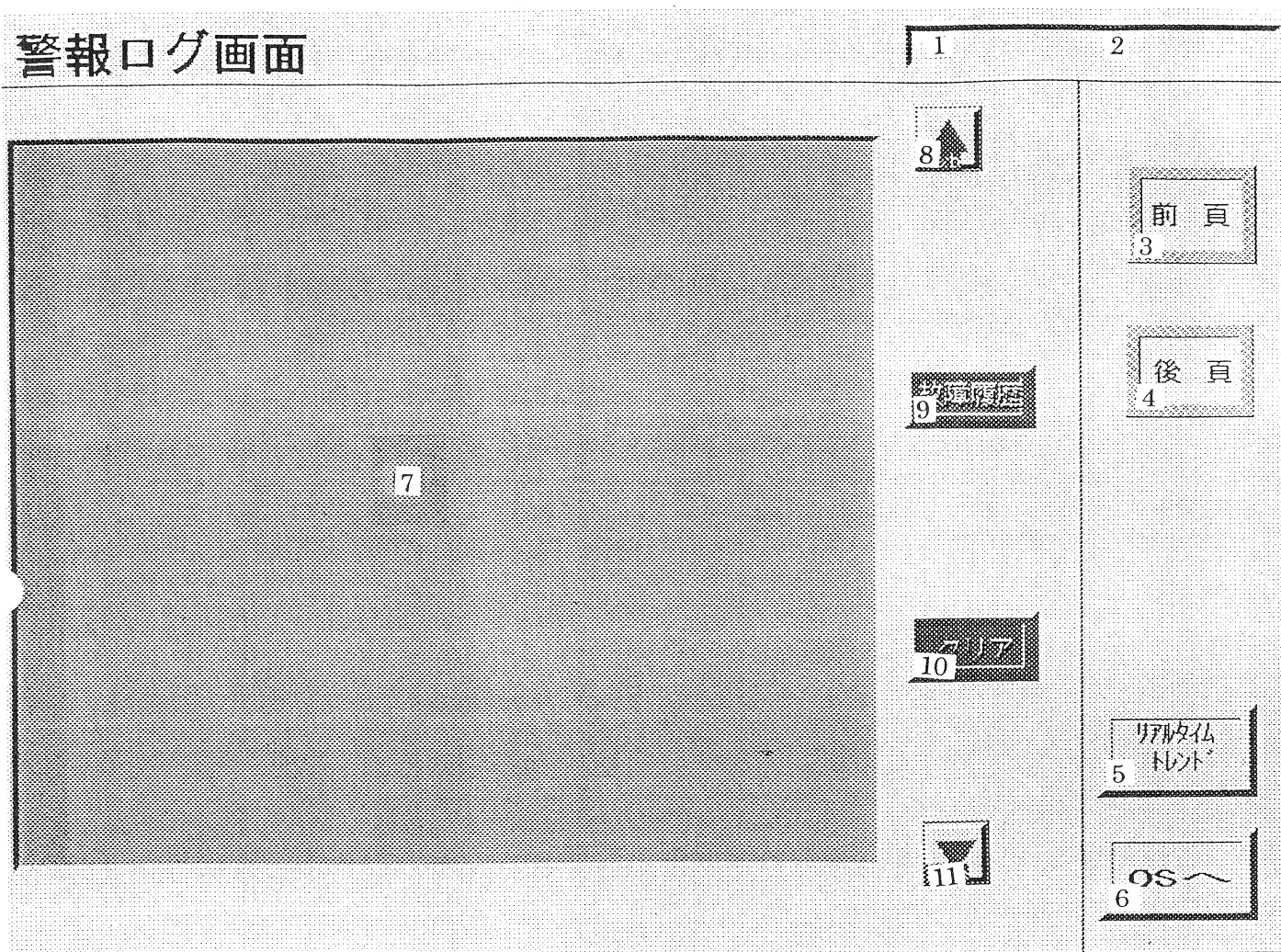


運転操作画面の動作説明

No	動 作	No	動 作
1	現在発生中の警報メッセージを5秒毎に表示	16	回転数の現在値の表示
2	現在の年月日を表示	17	手動操作画面に切り替え
3	現在時刻の表示	18	制御方式として、風速制御を選択
4	系統監視画面に切り替え	19	風速制御の設定値を表示。タッチすることで10キがポップアップし、風速設定値の入力が可能。但し、24スイッチを押す迄は実際の制御目標値にはならない。
5	警報ログ画面に切り替え	20	風速の現在値の表示
6	自動制御時の制御定数を固定カート用制御定数に設定	21	制御方式として、動圧制御を選択
7	自動制御時の制御定数を突風カート用制御定数に設定	22	動圧制御の設定値を表示。タッチすることで10キがポップアップし、動圧設定値の入力が可能。但し、24スイッチを押す迄は実際の制御目標値にはならない。
8	自動制御時の制御定数を開放カート用制御定数に設定	23	動圧の現在値の表示
9	現在設定されているピット係数を表示。タッチすることにより、10キがポップアップしピット係数の入力が可能	24	スイッチを押すことにより設定値に基づき制御を開始。制御動作中は点灯し、整定後点滅する。
10	11,13スイッチを押す前に必ず押すキ(誤操作防止用)	25	設定値と現在値の誤差が小さく、かつ回転数指令と回転数現在値との誤差が小さい場合の点灯
11	10,12が点灯状態で押すことにより、電動機起動	26	現在の回転数指令値でロックする。
12	電動機起動条件の成立時に点灯		
13	タッチすることで起動条件詳細を表示		
14	10が点灯状態で押すことにより、電動機停止		
15	制御方式として、回転数制御を選択		
16	回転数制御の設定値を表示。タッチすることで10キがポップアップし、回転数設定値の入力が可能。但し、24スイッチを押す迄は実際の制御目標値にはならない。		

図3-2(b) 運転操作画面





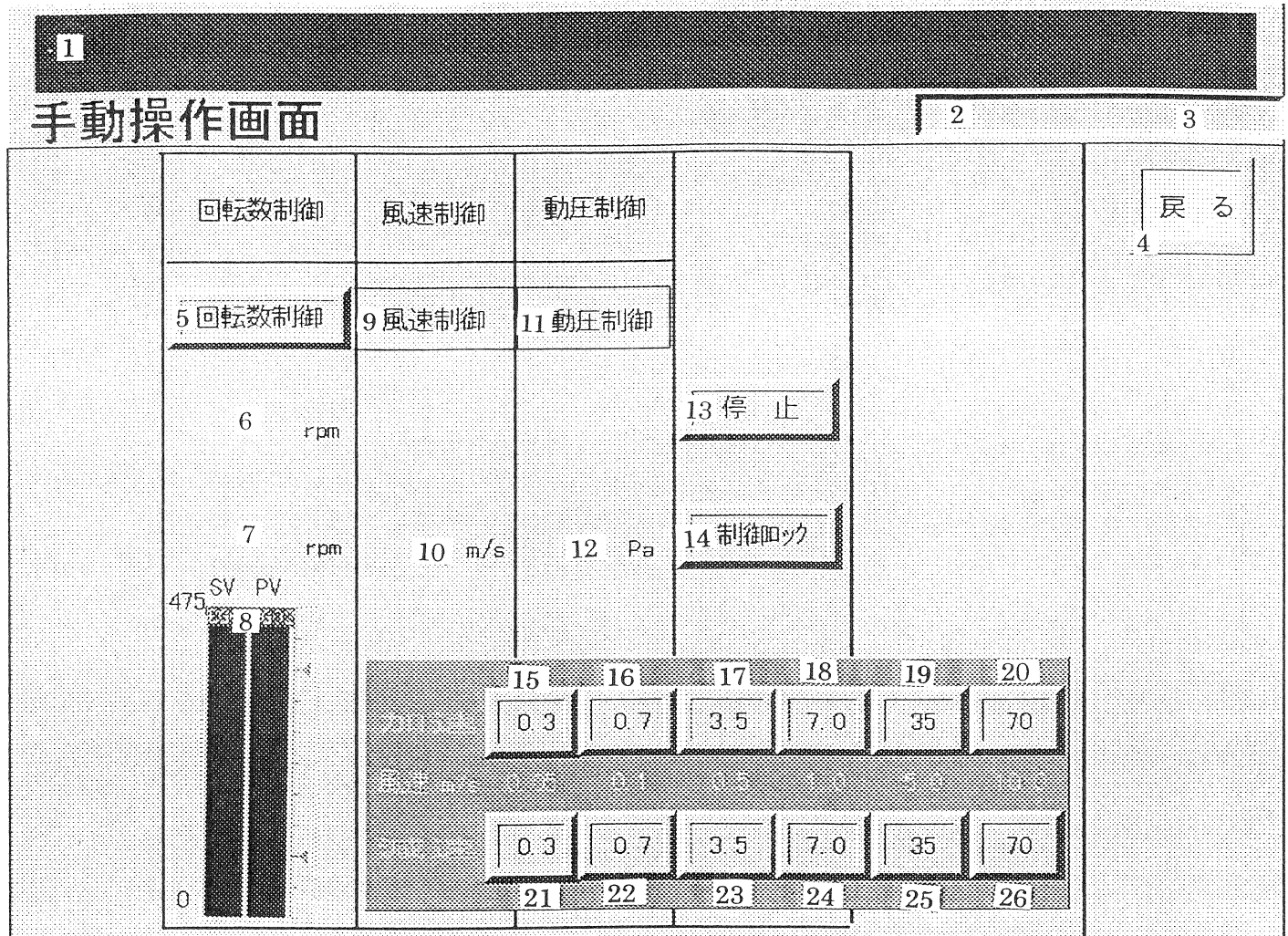
### 警報ログ画面の動作説明

No	動作
1	現在の年月日を表示
2	現在の時刻を表示
3	運転操作画面に切り替え
4	系統監視画面に切り替え
5	リアルタイムトレンド画面に切り替え
6	OS (WindowsNT) に抜ける。 通常操作では OS に抜ける必要なし。 OS から再びこの画面に戻るには、OS 画面右下の PD と書かれたスイッチを押すか、FCR.exe を起動すること
7	警報一覧表エリア
8	警報一覧表エリアに表示しきれない場合にスクロールする
9	警報一覧表エリアに警報を表示させるスイッチ 主操作盤起動後、一度押すと確認作業できる。
10	警報一覧表エリア上で発報、復帰したメッセージを消去し、現在発生している警報のみ表示させるスイッチ
11	警報一覧表エリアに表示しきれない場合にスクロールする。

注 上記は主操作盤で、副操作盤 6 スwitch (OS へ) が無く、ブザー-停止、警報リセット、ランプテストスイッチを配置している。その機能は主操作盤面上のスイッチと同じである。

図3-2(c) 警報ログ画面

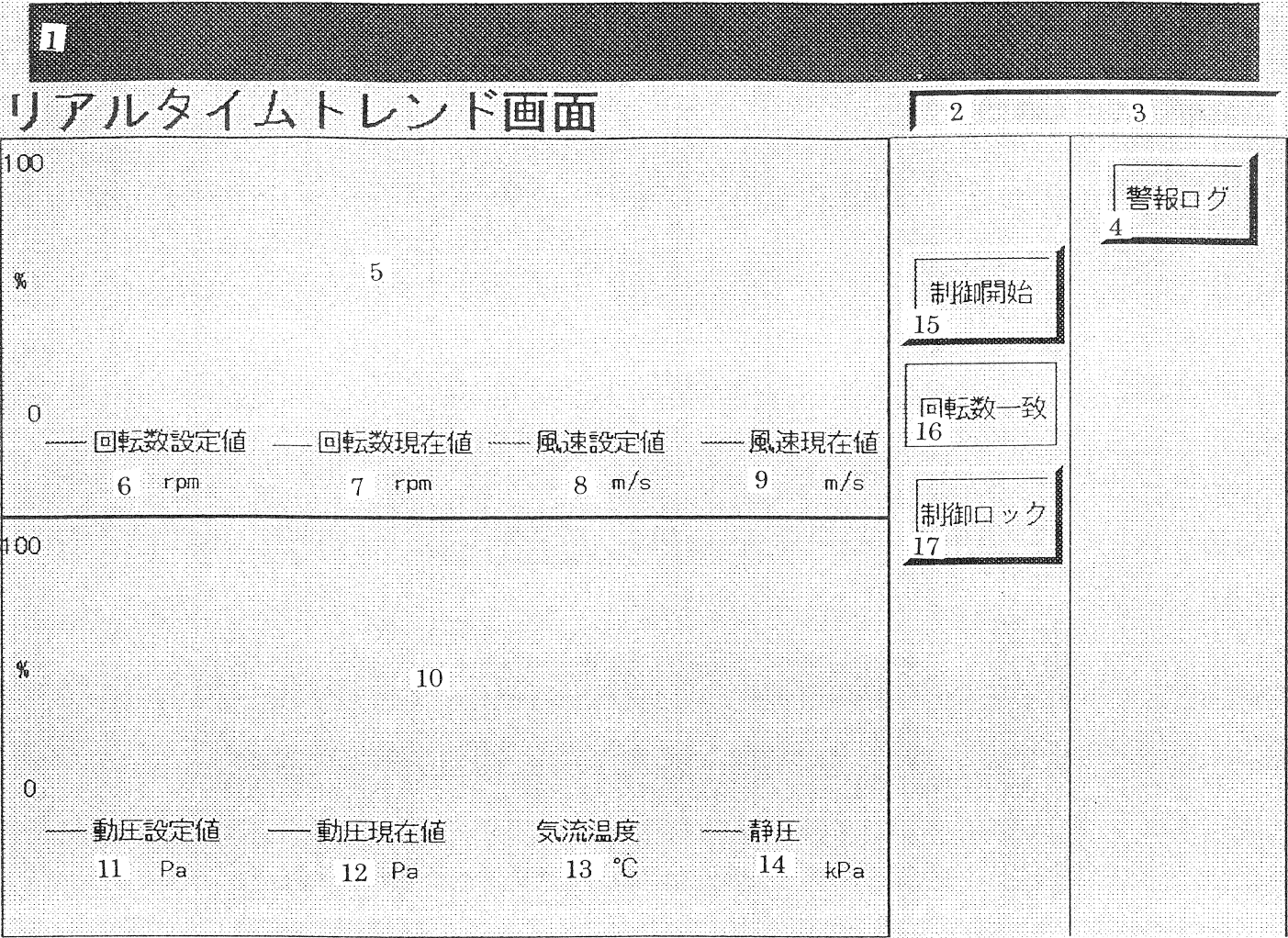




## 手動操作画面の動作説明

No	動作	No	動作
1	現在発生中の警報メッセージを5秒毎に表示	12	動圧の現在値の表示
2	現在の年月日を表示	13	電動機の停止
3	現在時刻の表示	14	現在の回転数指令値でロック
4	運転操作画面に切り替え	15	回転数設定値を0.3rpm増加し,回転数制御を行う。
5	制御方式として、回転数制御を選択	16	回転数設定値を0.7rpm増加し,回転数制御を行う。
6	回転数制御の設定値を表示。タッチすることで10キがホップアップし、回転数設定値の入力が可能。但し、24スイッチを押す迄は実際の制御目標値にはならない。	17	回転数設定値を3.5rpm増加し,回転数制御を行う。
7	回転数の現在値を表示	18	回転数設定値を7.0rpm増加し,回転数制御を行う。
8	回転数の設定値と現在値をバーグラフで表示 左側SVが設定値、右側PVが現在値	19	回転数設定値を35rpm増加し,回転数制御を行う。
9	選択されている制御方式が風速制御時に点灯。 タッチしても風速制御を選択することは出来ない。	20	回転数設定値を70rpm増加し,回転数制御を行う。
10	風速の現在値を表示	21	回転数設定値を0.3rpm減少し,回転数制御を行う。
11	選択されている制御方式が動圧制御時に点灯 タッチしても風速制御を選択することは出来ない。	22	回転数設定値を0.7rpm減少し,回転数制御を行う。
		23	回転数設定値を3.5rpm減少し,回転数制御を行う。
		24	回転数設定値を7.0rpm減少し,回転数制御を行う。
		25	回転数設定値を35rpm減少し,回転数制御を行う。
		26	回転数設定値を70rpm減少し,回転数制御を行う。

図3-2(d) 手動操作画面



リアルタイムトレンド画面の動作説明

No	動 作
1	現在発生中の警報メッセージを5秒毎に表示
2	現在の年月日を表示
3	現在の時刻を表示
4	警報ログ画面に切り替え
5	トレンドグラフ表示エリア
6	回転数制御の設定値を表示
7	回転数の現在値を表示
8	風速制御の設定値を表示
9	風速の現在値を表示
10	トレンドグラフ表示エリア
11	動圧制御の設定値の表示
12	動圧の現在値の表示
13	気流温度の現在値の表示
14	静圧の現在値の表示
15	入力された設定値に基づいて制御を開始。 制御動作中は点灯し、整定後点滅する。
16	設定値と現在値の誤差が小さく、かつ回転数指令と 回転数現在値との誤差が小さい場合の点灯
17	現在の回転数指令値でロックする。

注   トレンドグラフの縦軸は下記の通り  
回転数の現在値と設定値：0～475 rpm  
動圧の現在値と設定値：0～100 torr  
風速の現在値と設定値：0～65 m/s  
静圧：0～1000 torr、気流温度：0～100 °C

図3-2(e) リアルタイムトレンド

○ポップアップ画面の動作説明

ポップアップ画面は2種類あり、一つは運転操作画面の起動条件表示ウインドウであり、もう一つは数値入力用10キーである。

運転操作画面上の起動条件表示ウインドウの動作説明

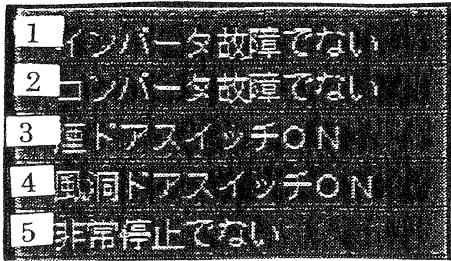
No	動作
1	インバータ故障信号が無い場合に点灯
2	コンバータ故障信号が無い場合に点灯
3	煙ドアが閉の場合に点灯
4	風洞ドアが全て閉の場合に点灯
5	非常停止信号が発生していない場合に点灯

注 ポップアップした起動条件表示ウインドウはウインドウ自体にタッチすることで消去される。  
副操作盤タッチパネルでは、ポップアップした起動条件表示ウインドウを消去するにはウインドウ左上隅を押すこと。

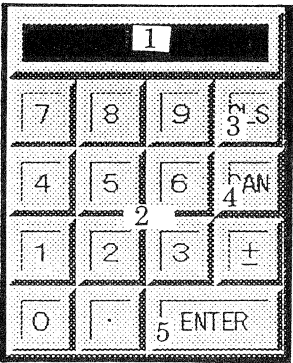
数値入力用10キーの動作説明

No	動作
1	入力された値を表示
2	値を入力
3	値をクリア
4	10キーを消去
5	入力された値を設定値とし、10キーを消去

注 ポップアップした起動条件表示ウインドウはウインドウ自体にタッチすることで消去される。  
副操作盤タッチパネルでは、数値入力前に一度ENTをタッチし数値入力、再度ENTをタッチする。  
ポップアップした10キーを消去するには10キー左上隅を押すこと。



起動条件表示ウインドウ



数値入力用10キー

図3-3 ポップアップ画面

### 「動圧制御モード」

動圧値と電動機回転数の関係（下式（a））を用いて、動圧値を電動機回転数に置き換えて動圧を自動的に制御する方法である。

動圧値  $q$  と送風機回転数  $n$  の関係

$$n = \sqrt{I \times q} \quad \dots \dots \dots (a)$$

$$\text{又は } I = (n)^2 / q$$

但し、 $I$  は風路の損失、温度、大気圧により定まる定数で下式による。

$$I = (2 \text{ g Nm}^2 \times A^2) / (\gamma Q \text{ m}^2)$$

$\text{Nm}$  : 最大風速時の送風機回転数 (r p m)

$A$  : 吹口断面積

$\gamma$  : 空気の比重 ( $\text{kg} / \text{m}^3$ )

$Q \text{ m}$  : 最大風量 ( $\text{m}^3 / \text{s}$ )

### 「設定手順」

①目標動圧値  $q_s$  より、(a) 式の関係を用い、送風機回転数初期値 ( $n'$ ) を求め、電動機制御系に初期信号として与える。

但し、(a) 式の  $I$  は各測定カート (固定壁カート、突風カート及び解放壁) 毎に模型無し状態で予め試験により求めておいた値  $I'$  (下図参照) を用いる。

②回転数  $n'$  で運転し、一定の時間後、動圧、他を測定し、動圧測定値  $q$  とその時の回転数  $n'$  から、(a) 式の関係により、試験時模型あり状態の  $I$  (下図参照) を得る。

その  $I$  と目標値  $q_s$  から、 $n$  (下図参照) を計算し、新しい回転数指令値とする。

③その後、②を繰り返す。

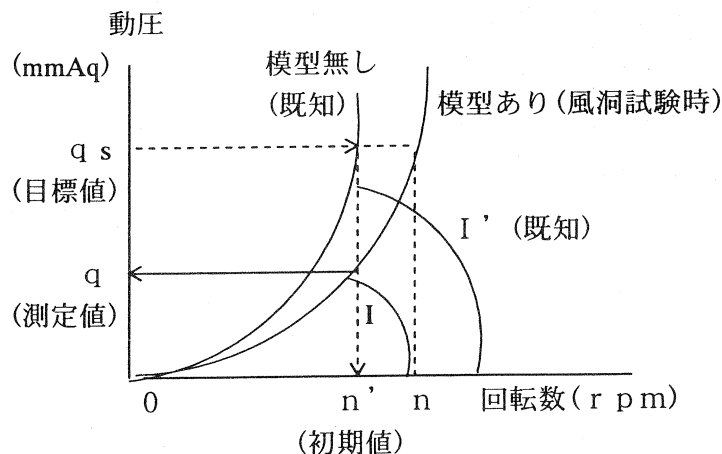


図4 動圧制御モードの制御方法

### 「風速制御モード」

目標風速値をキーボードから入力し、その風速と電動機回転数との比例係数を利用し、目標風速を得る電動機回転数を算出し、その値を電動機の回転数制御系に信号として与え、風速を自動的に設定する方式である（図2参照）。

#### 「設定手順」

- ①目標風速値  $V_s$  より、電動機回転数を下式(c)から算出し、その値を電動機回転数初期値として制御系に指令値として与える。

$$n' = V_s / k' \quad \dots\dots\dots (c)$$

風速設定目標値  $V_s$

電動機初期指令値  $n'$

風速値と電動機回転数の比例係数： $k'$ （既知）

但し、 $k'$  は予め、各測定部カート（固定壁カート、突風カート及び解放壁）毎に、模型の無い状態で、風洞運転試験を行い求めた値。

- ②回転数  $n'$  で運転し、一定の時間後、動圧と気流温度を測定し、下式(d)より風速測定値  $V$  を求め、その時の回転数  $n'$  とにより、(c) 式の関係を利用し、新しい風速値と回転数の比例係数  $k$  を求める（この値が実際の試験時の模型ありの状態での比例係数である）。

この  $k$  と目標風速値から新しく電動機回転数  $n$  を求め、この値を指令値とする。

$$V = \alpha \times \sqrt{2g \times q / \gamma} \quad \dots\dots\dots (d)$$

但し、 $V$ ：風速測定値（m/s）

$g$ ：重力加速度（9.8 m/s<sup>2</sup>）

$q$ ：動圧測定値（mmAq）

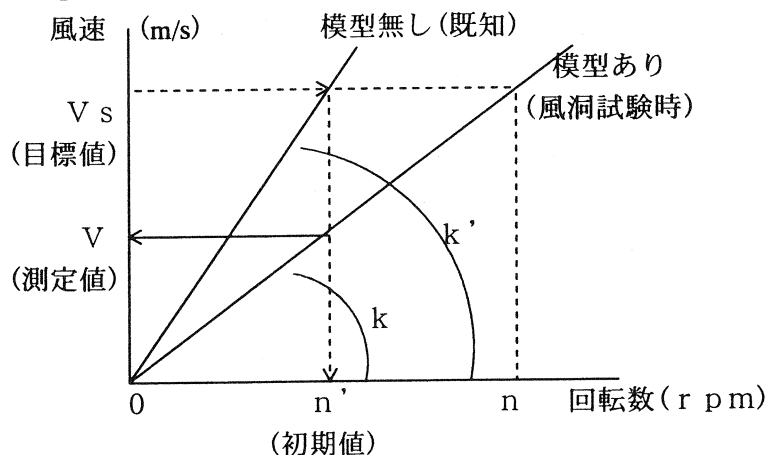
$\alpha$ ：ピトー管速度係数

$T$ ：気流温度（°C）

$P$ ：静圧測定値（mmHg）

$\gamma$ ：空気比重（kg/m<sup>3</sup>）

$$\gamma = 1.293 \times [273.16 / (273.16 + T)] \times (P / 760.0)$$



- ③その後、②を繰り返す。

図5 風速制御モードの制御方法

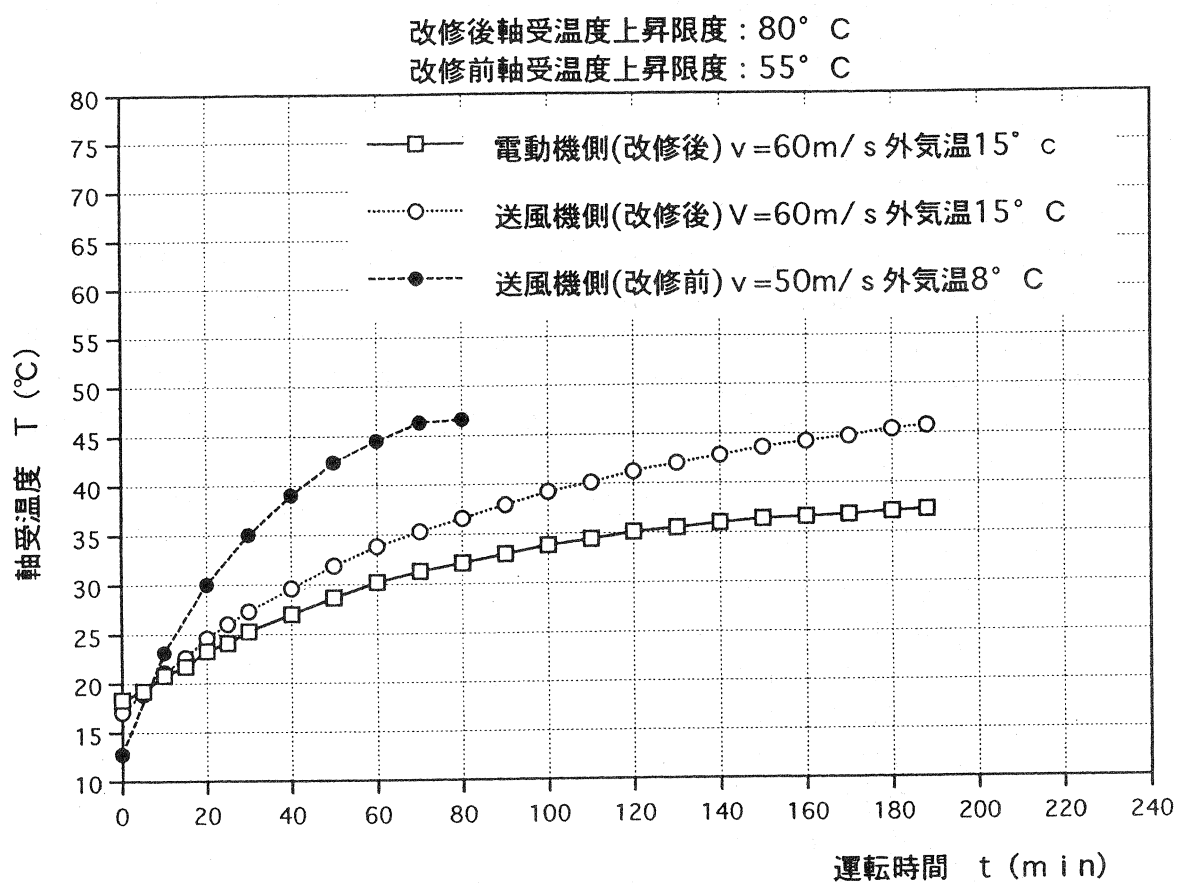


図6 軸受温度特性の改修前後の比較

# 航技研二次元風洞の気流特性

## — 風軸方向マッハ数分布について —

神田 宏、佐藤 衛、須谷 記和、戸田 亘洋（航技研）

### Flow Characteristics of the NAL Two-dimensional Transonic Wind Tunnel - Mach Number Distributions along the Wind axis in the Refurbished Test Section -

Hiroshi KANDA, Mamoru SATO, Norikazu SUDANI, Nobuhiro TODA (NAL)

#### 概 要

改修後の二次元風洞の気流特性を評価するため、中心パイプおよび測定部上下壁に取付けられた静圧レーンによって、風軸方向のマッハ数分布を調べながら壁傾角等の調整を行った。新たに設置された全機模型支持装置のステイングポッド、および抽気フラップ全閉時のシール性能が高マッハ数域において測定部下流のマッハ数分布に大きく影響することが判った。これらを対策した結果、上下壁傾角 $+0.5^\circ$ において最もフラットな分布となり、改修前に比較して良好なマッハ数一様性が得られた。

#### 1. はじめに

航技研二次元風洞は、よどみ点圧力( $P_0$ )が最大約 12 気圧までの高レイノルズ数試験が可能な加圧型吹出し式遷音速風洞設備である。本風洞は老朽化対策をきっかけに、試験可能範囲の拡張、気流の二次元性向上および三次元模型への対応を狙って測定部断面寸法の変更を伴う改修が行われた。二次元風洞改修作業の概要については第 58~60 回風洞研究会議で報告されている。<sup>1) 2) 3)</sup>

改修後の測定部における気流特性を把握するため風軸中心パイプおよび、風洞壁干渉量評価用に測定部上下の多溝壁中央に設置された静圧レーンを用いて、気流方向のマッハ数( $M$ )分布を調べる気流検定試験を行ってきた。計測された $M$ 分布をもとに、上下の多溝壁傾角( $\theta_w$ )などを最適化した結果、改修前と比較して良好なマッハ数一様性が得られたので報告する。

#### 2. 測定部まわりの改修の概要

風洞改修作業で変更となった測定部まわりにおける改修の概要を以下に示す。

##### (1)測定部断面サイズの変更

側壁境界層への対策と三次元模型試験への対応および模型整備時における作業性向上を目的に、測定部断面寸法を幅 0.3m × 高さ 1.0m から幅 0.45m × 高さ 0.8m に変更した。これにともない多溝壁のスロット間隔が広がるため、壁開口比( $\tau$ )を見

直した。改修前は測定部のほぼ全域(長さ約 3m)で  $\tau=3\%$ 一定としていたスリットを、改修後は測定部長さ約 2.4mのうち下流側約半分を  $\tau=6\%$ 固定とし、これより上流側 1.2 m(1.5H)はスタビライザとして測定部入り口からテーパ状に開口比を 0→6%へ連続変化させている。

##### (2)可変ノズルの導入

電動プリセット式二次元可変ノズルを導入し、運転可能マッハ数範囲を 1.17 から 1.4 へ引き上げた。

##### (3)抽気フラップ

プリナム圧力が大気圧近傍となる低 $P_0$  高マッハ数条件では抽気弁による $M$ 数制御が難しくなる。このため起動時の測定部壁差圧緩和用フラップを機能向上させ、プリナム抽気性能の向上のため $M$ 数フィードバック制御が可能な抽気フラップとした。

##### (4)側壁境界層吸取装置

従来は二次元模型支持装置に装着されるシュリーレン窓と交換したレジメッシュによって模型周辺で吸取を行っていた。吸取位置を測定部上流側2箇所へ変更することで側壁境界層吸取りとシュリーレン観測が同時に可能となり、模型近傍の気流の一様性も改善が期待できる。

##### (5)ストラット-ステイング式模型支持装置

試験要求の多様化に対応するため、三次元模型支持装置としてストラット-ステイング式模型支持装置を新たに設置した。高レイノルズ数条件における動圧の高い試験を考慮してステイングを取付けるポッ

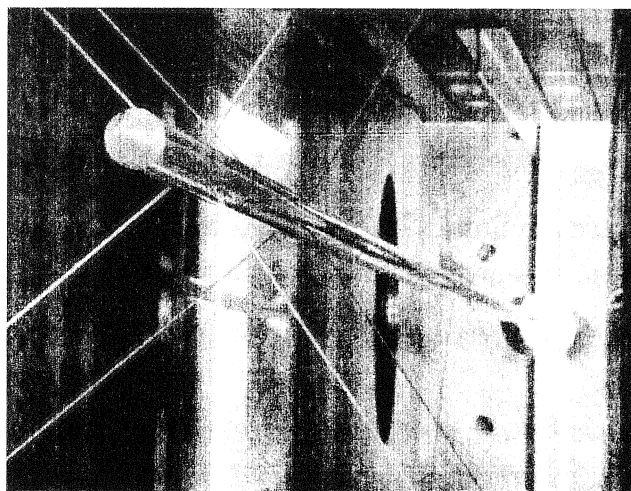


図 1. 静圧プローブ取付け状況

ド先端部分が測定部側に張り出した構造となった。

#### (6) テレスコープ式拡散胴移動ブロック

模型へのアクセス向上および、測定部全体を引出し交換が可能な構造とするため、前記の抽気フラップと三次元模型支持装置から下流の第 2 スロート弁までを、拡散胴をテレスコープ式にする事によって移動可能なブロック構造とした。

### 3. 静圧プローブ

気流方向の M 分布計測に用いた静圧プローブには、下流端をスティングポッドに接続した  $\phi 34\text{mm}$  のステンレスパイプを縮流胴上流からワイヤで引張り固定した風軸中心パイプと、上下壁干渉修正量を評価するため上下の多溝壁中央に設置している高さ  $70\text{mm}$  の静圧レールを用いた。(図 1)

中心パイプには  $90^\circ$  毎 4 方向に開けられた静圧孔が可変ノズル入り口から模型取付け位置下流にかけて 74 点配置されている。静圧レールには壁面から  $60\text{mm}$  の高さに測定部上流から下流出口付近まで上下各 46 点の静圧孔があり、さら模型取付け位置上方にある観測窓を使用する際に、この部分のレールが切離せる構造となっている。(図 2)

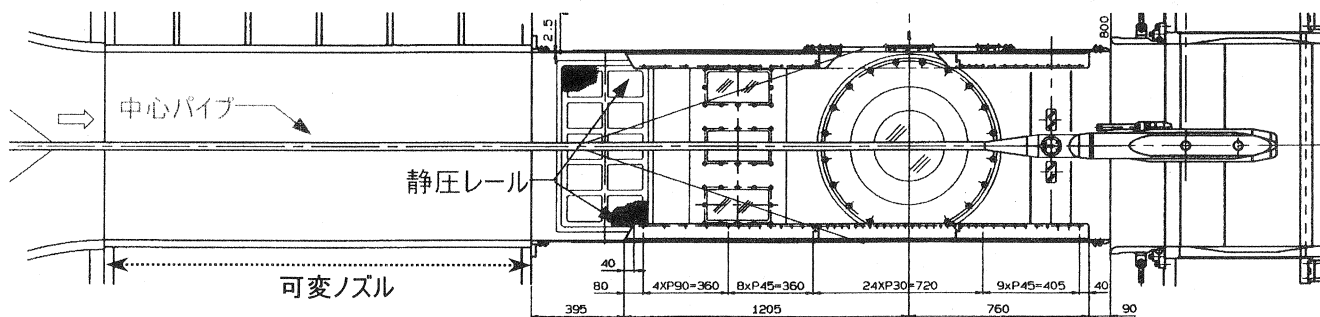


図 2. 中心パイプと静圧レールの位置関係

### 4. 調整ポイントと測定結果

#### (1) 初期設定状態

まず  $\theta_w = +0.2^\circ$  に設定して中心パイプおよび静圧レールの両方を取付けた場合の M 分布を計測した。なお通風条件は、空気使用量と試験効率を考慮して  $P_0 = 392\text{kPa}$  を基本とし、必要に応じて  $P_0$  を変えてレイノルズ効果を見ている。

図 3 においてラインによるプロットは中心パイプ、シンボルは静圧レールでの計測結果を示す。可変ノズル内では、流速はスムーズに加速されている。静圧レール最上流端の測圧孔はレール先端からの距離が短いため中心パイプとは一致していない。模型位置下流 ( $x=1.0C$ ) 付近から中心パイプの分布が急激に減速しているのは、ポッド支持用のテーパ部の影響と考えられる。超音速域では測定部に入った途端に周期的な分布となるが、これは衝撃波が主に側壁に反射する影響が大きいと考えられる。

また、高マッハ数域で測定部入り口付近の中心パイプの分布に段差が顕著に表れてくるが、レールを取外した時の分布と比較してみると、静圧レールの影響であることが判明した(図 4)。これらのデータより亜音速～遷音速域では測定部中心付近で中心パイプと静圧レールで計測した M 分布は比較的良好一致を示している事がわかった。なお、これらの条件 ( $M < 1.0$ ) ではプリナム抽気による一様性への悪影響を最小限に抑えるため、可能な限り第 2 スロート弁制御を行い、抽気弁は全閉状態にする運転方法を採用している。

#### (2) スティングポッドの影響

次に模型取付け部近傍の分布をもう少し詳しく見てみるため、中心パイプを取外して計測を行った。以後のデータでは、上下レールの分布が大きく相違しないことを確認した上で、同じ  $x$  位置での上下レール



ルの平均値を風軸方向マッハ数計測値としている。

図5において青色で示したプロットでは、 $M > 0.8$ 程度から模型取付部下流付近より減速がみられる。これはスティングポッドの先端が約 170 mm 程測定部内に突き出している影響だと考えられる。スティングポッドを取外し、三次元模型変角機構のカバーのみ取付けた状態(図6の下側の状態)で計測を行った結果を赤色プロットで示しているが、測定部下流での減速はほとんど見られなくなった。これより、三次元模型支持装置のスティングポッドは二次元模型試験の精度へ悪影響を及ぼすと考えられるため、以降はスティングポッドを取外し、ダミーのカバー取付状態を標準として計測した。

### (3) 抽気の効果

二次元風洞では抽気フラップより下流部分が移動ブロックとして、測定部下流端から分離開放できる構造になっている。当初、組立て精度によってフラップ当り面のシール性に問題があり、全閉時も若干の隙間ができていた。また、上下の多溝壁下流端と移動ブロックを接続する部分には  $\theta_w$  に応じて調整可能な固定フラップ機構があるが、この角度設定によっても測定部との隙間が変化する。これらがM分布へどのように影響するかを見るため、ゴムシートによって全閉時のシール性を確保しながら、遷音速域においてプリナム抽気有/無の両条件下で比較してみた。その結果を図7に示す。なお、これ以降のグラフでは縦軸のスケールを拡大するため、各計測点の局所マッハ数を、プリナム静圧で算出したマッハ数を基準とした偏差( $\Delta M$ )で表している。

プリナム抽気を行わない場合、測定部下流で加速する傾向にあるが、シール性を確保した場合は、シールがない場合に比べて下流での加速が少ない。一方、第2スロット弁の開度を抑えて抽気弁制御が可能となるように強制的にプリナム抽気を行った場合、M分布は下流に向かって減速されるが、シールがない場合はこれが緩やかになる。

抽気フラップ部分ではスティングポッドのブロッケーを考慮して、流路幅が拡がり始めているため、スティングポッドを外した場合、気流は減速すると考えられる。これにより流路内の静圧がプリナム室よりも高くなり、フラップ隙間部分からプリナム室へ逆流

していると考えられる。これは、タフトやオイルフローによっても観察された。この逆流による吹出しがプリナム室を経由し、多溝壁下流部の上下のスリットから主流に戻る流れが形成されていると考えられ、この流入により主流路が相対的に狭まり、測定部下流での加速が生じていると考えられる。また、上下固定フラップのみ最大開き角である $+0.8^\circ$ の場合が下流部分での跳ね上がりが少ない事がわかる。これは、固定フラップを上げた場合は、この隙間からの流入量が増えるため、相対的に測定部側のスリットを通しての流入は減少し、下流部分での加速が緩和されるものと考えられる。

以上のように、抽気フラップ全閉時のシール性能の低下がM分布へ影響するため、抽気フラップ全閉時のシール性能が確保できるように、フラップの当り面にゴムクッションを取り付けた。

### (4) 壁傾角の効果

模型取付部近傍でのM分布が最もフラットになる設定を探るため、 $\theta_w$ を $+0.2 \sim 0.6^\circ$ まで $+0.1^\circ$ ずつ変更しながらM分布の変化を見た。(図8)

$\theta_w$ が開くほど $x=1.6C$ 付近を回転軸にM分布の傾きが左上がりになる傾向がわかる。これは前述したように、多溝壁スロットの開口比分布が、下流側約半分のみ $\tau=6\%$ 固定とし、これより上流側ではテーパ状に変化させているため、プリナム室とバランスする領域が下流側へシフトしているためと考えられる。 $x=\pm 2C$ の範囲において $\theta_w=+0.5^\circ$ の場合が最もフラットになった。また、上下固定フラップ角度の違いは上流側にほとんど影響しないことがわかったため、下流付近の加速が最も少なくなる最大開き角に設定することとした。

### (5) マッハ数の効果

測定部 $\theta_w=+0.5$ 、固定フラップ角最大を標準設定として、マッハ数による変化を見た。図9のデータは、澤田の方法による二次元風洞壁干渉修正<sup>4)</sup>に使用する基準データとするため、二次元模型試験と同様に後流トラバース装置にピトーレークを取付けた状態で中央に固定し計測している。

$M=0.6 \sim 0.9$ では、下流端を除けば分布にほとんど差が見られない。 $M=1.0$ において $x=+3C$ 付近で急激な加速がみられるが、これはピトーレークから

発生した衝撃波が上下のレールに到達したためと考えられる。なお、 $-2\sim 0^\circ\text{C}$ にかけて分布に凹凸がみられるが、これは前述したように静圧レールがこの部分で分離できる構造となっており、継ぎ目のわずかなずれや固定用ボルトが影響しているものと考えられる。

#### (6) レイノルズ数効果

$M=0.80$  における  $P_0$  による変化を図10に示す。傾向としては、レイノルズ数が大きくなるほどマッハ数が若干下がる傾向にあるが、傾きはそれほど変化していない。これは壁面境界層の厚みが、レイノルズ数が高いほど薄くなり、流路が相対的に広がってくるためと考えられる。傾きがあまり変化しないのは、境界層が測定部より上流で既に発達していて、側壁境界層の寄与も大きいと推察される。

### 5. 改修前との比較

シュリーレン窓を中心に  $\pm 450\text{ mm}$  の範囲におけるマッハ数一様性を改修前の測定部と比較した。<sup>5)</sup> 図12では  $2\sigma_M$  を同様の式で計算しているが、改修前の計測値は中心パイプで測定したデータであり、その平均値を基準として偏差を計算している。今回計測した改修後の計測値は、静圧レールの各位置毎の上下の平均値であり、偏差の基準としてプリナム静圧から算出したマッハ数を基準としているところが異なっている。これらは偏差が大きくなる要因となる。しかしながら、改修前に比べ多少良くなっていることがわかる。レイノルズ数による影響を含めても、 $M=0.80$  の場合だけではあるが、その偏差は十分小さいと考えられる。

### 6. まとめと今後の課題

風洞改修後の二次元風洞測定部の気流特性として、中心パイプと静圧レールにより、風軸方向のマッハ数分布を調べた結果をまとめると次のとおりである。

- 中心パイプと静圧レールでは、静圧レール先端および中心パイプ支持用テーパー部の影響を除けば、比較的良い一致がみられた。
- 亜音速～遷音速域では、可変ノズルから模型上流付近まで滑かな分布となっている。

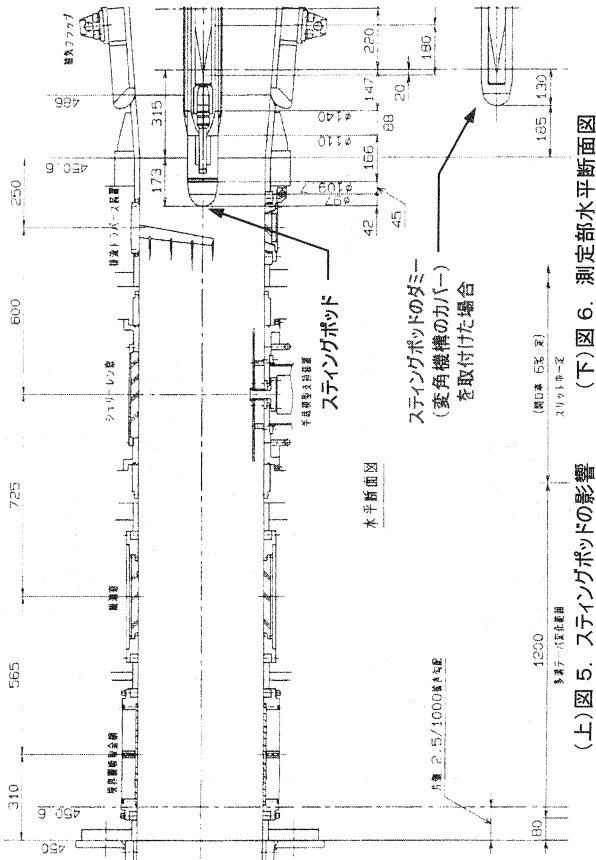
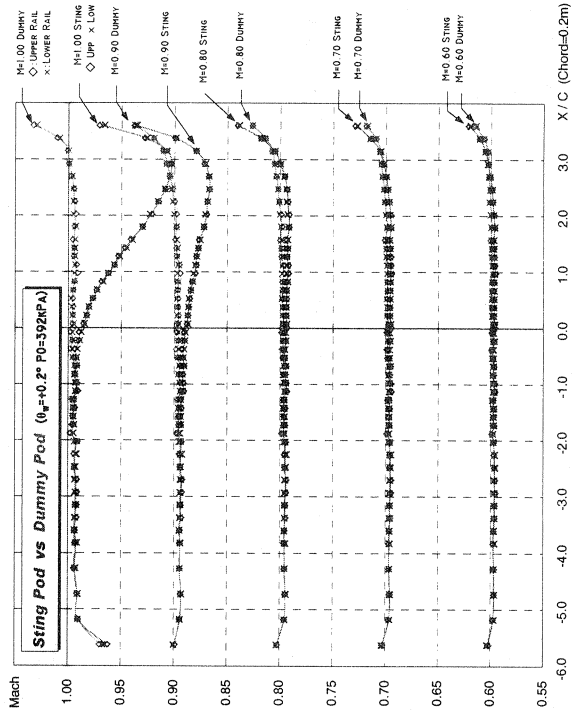
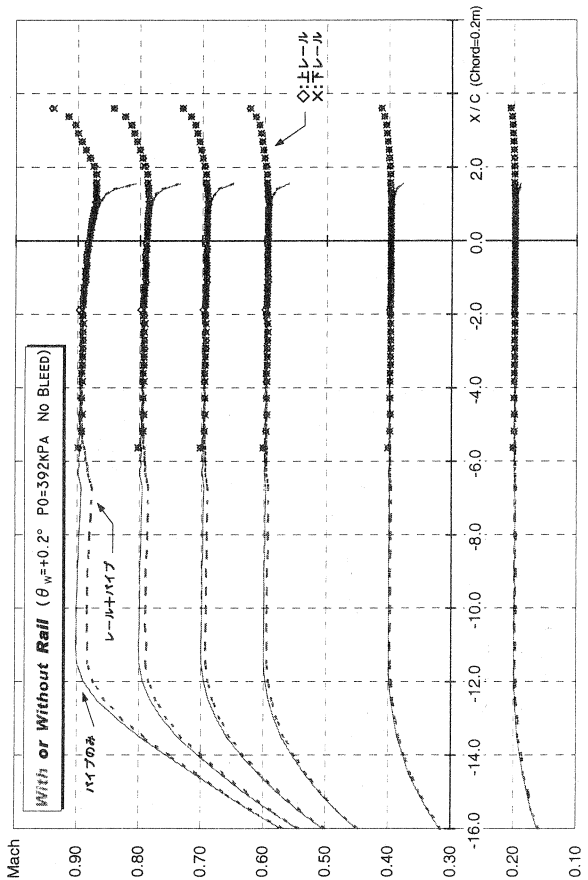
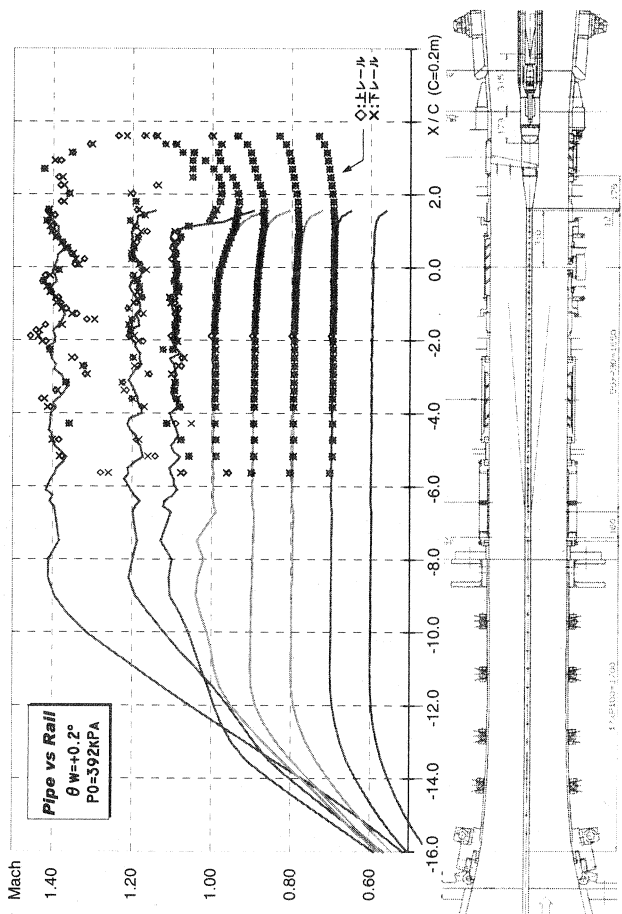
- 超音速域では、周期的な分布がみられ、側壁での衝撃波反射が強いと考えられる。
- 遷音速域以上では、模型近傍から三次元模型支持装置用ポッドが大きく影響するため、二次元試験用にダミーのカバーに交換した結果、良好な特性となった。
- 抽気フラップ全閉時のシール性の良悪が、測定部下流の  $M$  分布に影響している。
- 上下スロット壁の開き角を変えながら系統的に分布を調べた結果、プリナム抽気無、側壁境界層吸取り無の場合、開き角  $+0.5^\circ$  で最もフラットな  $M$  分布となった。

今後の課題として、

- 側壁境界層吸取り時におけるスロット壁開き角の妥当性を調べる必要がある。
- 風洞壁干渉修正に必要となる、試験可能全領域での  $M$  分布データベースの作成。
- 三次元模型支持装置用ポッドを取付けた場合の風洞試験精度への影響評価などがあげられる。

### 参考文献

- 1) 重見 仁、神田 宏、佐藤 衛、須谷 記和「航技研二次元風洞の改修」：第58・59回風洞研究会議論文集 SP-38 P.57, P.209 (1998年1月)
- 2) 佐藤 衛、神田 宏、須谷 記和、重見 仁、戸田 亘洋「航技研二次元風洞の改修(制御関連について)」：第60・61回風洞研究会議論文集 SP-42 P.45(1999年5月)
- 3) 二次元風洞研究室「航技研二次元風洞の改修」：航空宇宙技術研究所資料 TM-744 (1999年11月)
- 4) 沢田秀夫、榊原盛三、佐藤 衛、神田 宏「航技研二次元風洞の壁干渉評価」：航空宇宙技術研究所報告 TR-829 (1984年8月)
- 5) 榊原盛三、高島一明、三輪 等、小國保雄、佐藤 衛、神田 宏「航技研二次元風洞の気流特性について (I)」：航空宇宙技術研究所報告 TR-693 (1982年1月)



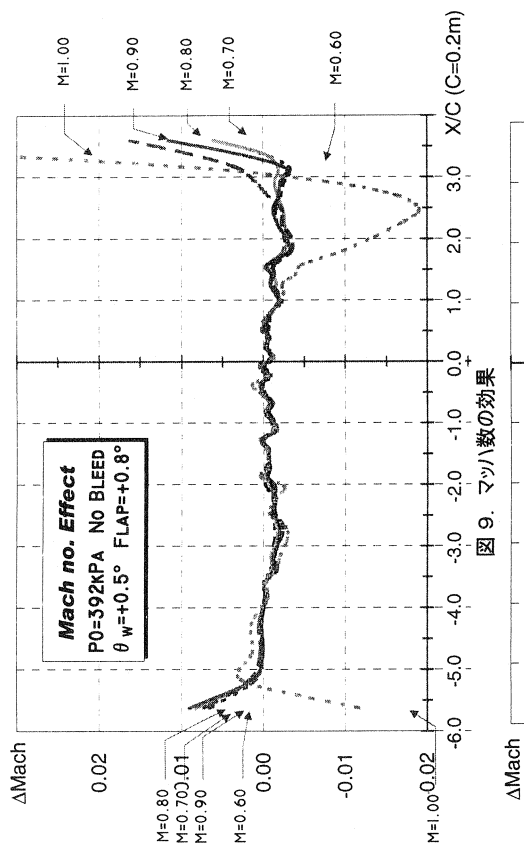


図 9. マッハ数の効果

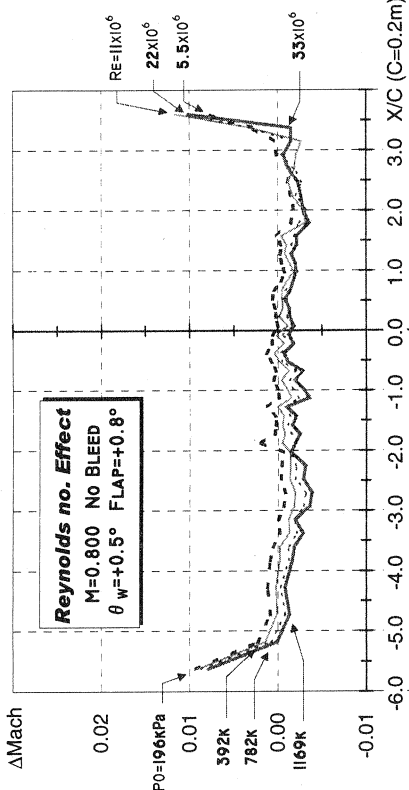


図 10. レイノルズ数の効果

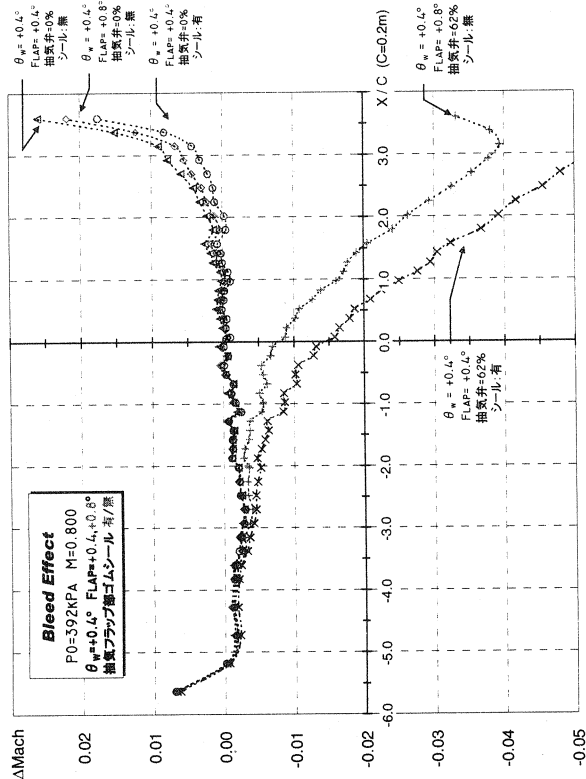


図 7. 抽気の効果

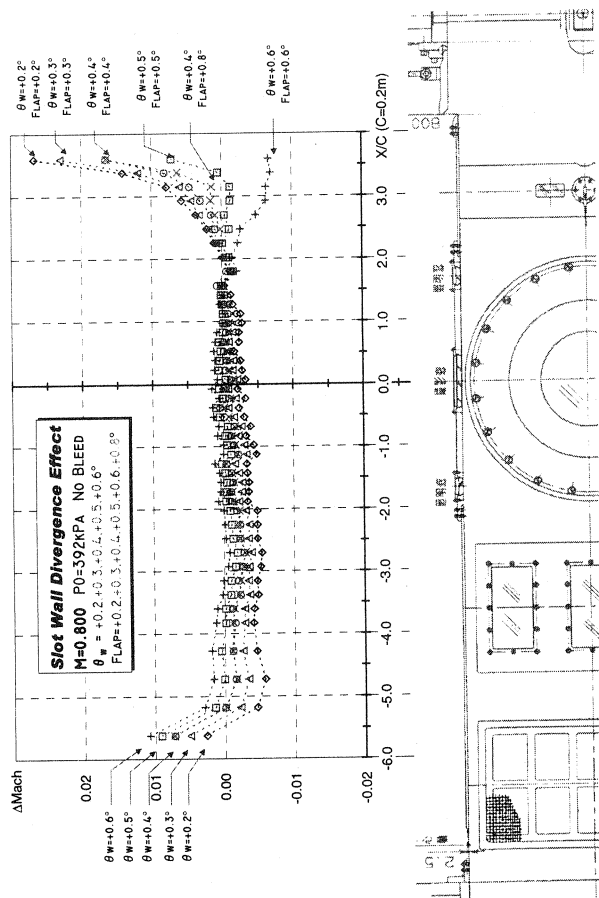


図 8. 壁傾角の効果

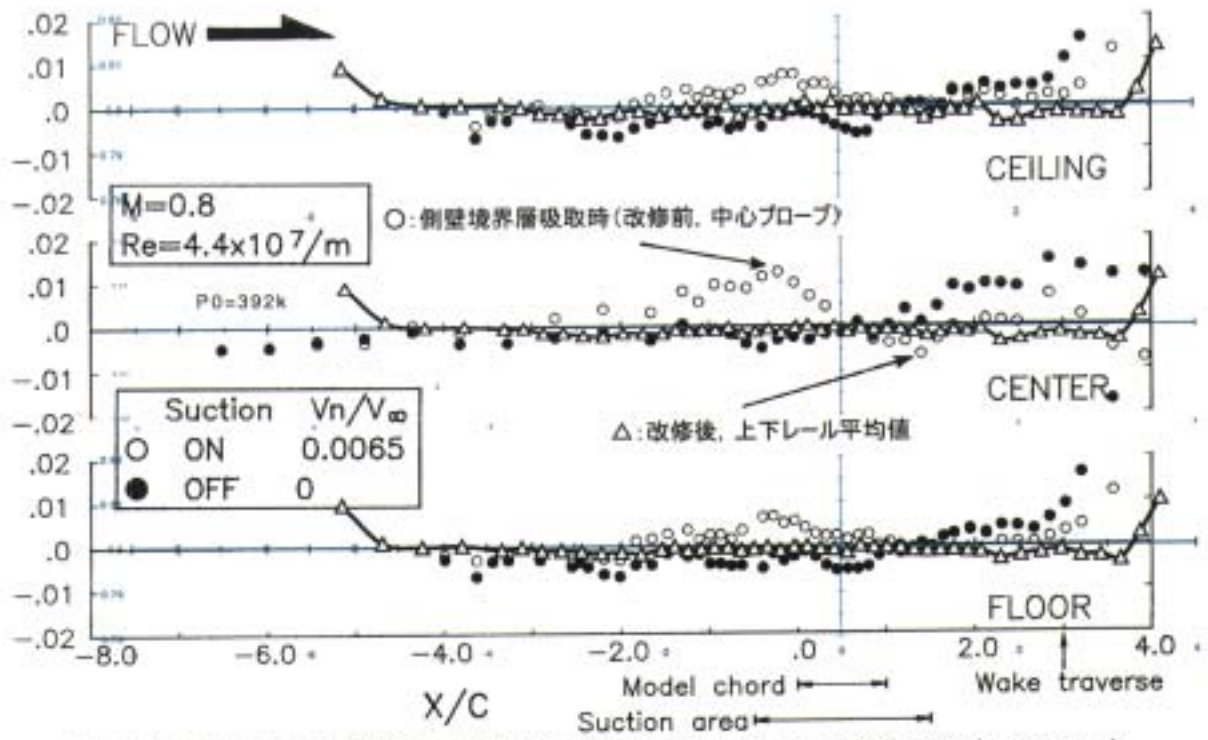


図 11 改修前との比較(側壁境界層吸取:有○/無●,  $C=0.25m$ ) △:改修後(吸取無,  $C=0.2m$ )

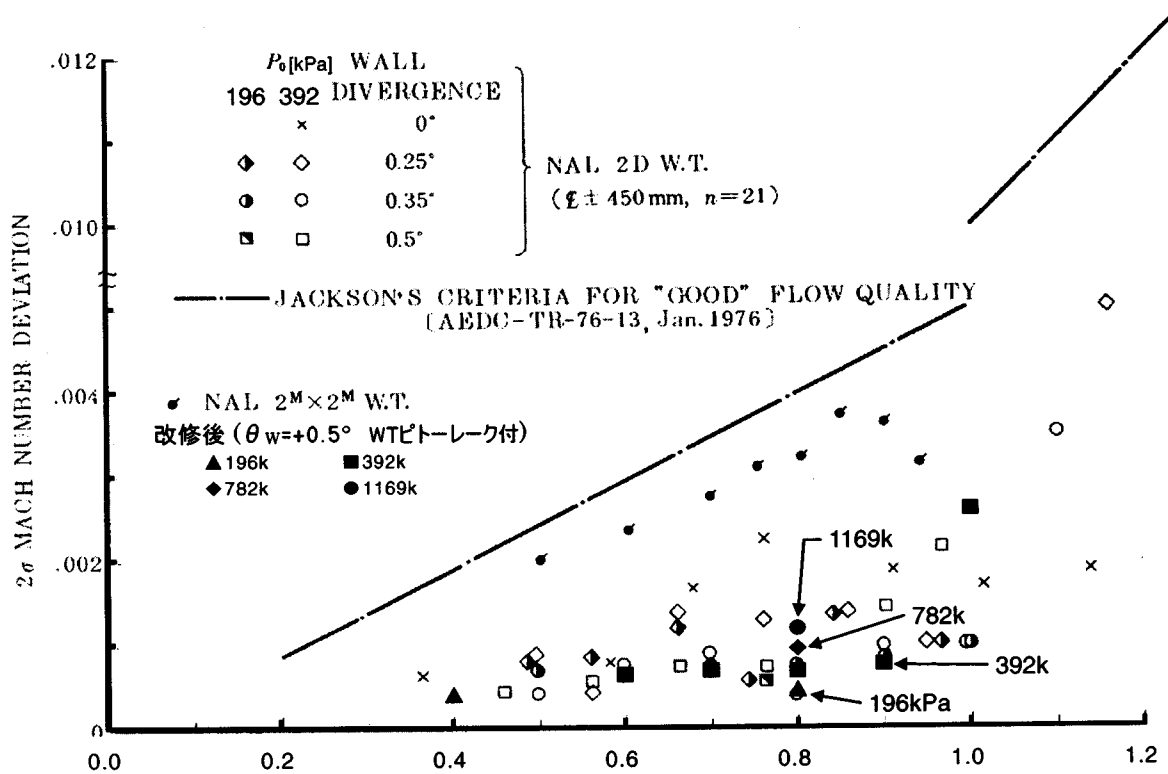


図 12. 改修前との比較 (マッハ数偏差)



## 2m遷音速風洞におけるPIV試験

小池 陽、重見 仁(航空宇宙技術研究所)、安木政史(西華産業(株))  
平野弘人(三菱重工)

The application of Particle Image Velocimetry(PIV) to the  
Transonic Wind Tunnel

Akira KOIKE, Masasi SHIGEMI(NAL), Masasi YASUKI(SEIKA CORPORATION)  
Hiroto HIRANO(MHI)

### 概 要

PIVは、気流中に散布された微小な粒子が気流と共に移動しその軌跡が流線のベクトルを表すのでこれをCCDカメラで撮影して画像情報として取得する計測方法である。従来この方法は比較的小規模なシステムに用いられて来たが今回、航技研2mの遷音速風洞にて実施したのでその概要、問題点、可能性等を報告する。

### 1. はじめに

HOPE-Xの高速実証実験機にはノーズ先端にエアータンセンサプローブが取り付けられて飛行中のエアータンデータを計測する計画である。プローブが機体の影響を受けてそのデータに誤差が入り込むことが予想されるので、予めそれを風洞試験によって評価することにした。この風洞試験によるノーズ周りの流れの状態量の中気流速度を定量的にまた視覚的に捉えるために、今回PIV計測を初めて遷音速風洞で実施することにした。

PIV試験では気流中に散布する粒子(シーダー)の問題とベクトル画像に必要なレーザーライトシートの問題を解決する必要があった。これまでも同様な目的でシーダーを検討したが、当風洞の規模の大きさに全く実用化されなかつ

た。今回共同研究者の一人が、外国の風洞(当風洞とほぼ同規模)での使用実績を提示したので、これを参考にして同試験装置を製作し、風洞試験実施まで到達することができた。

### 2. PIV試験装置

PIV試験に必要な機器構成系統図を図1に示す。主要な5項目について、当遷音速風洞で実施する場合の問題点、必要な機能等に関して述べる。

- (1) シーダー発生器
- (2) シーダー散布rack
- (3) パルスレーザー
- (4) ライトシート
- (5) カメラ

#### (1) シーダー発生器について

シーダーには他風洞でオリブオイル等が用いられた例がある他、龍角散まで用いられたが評価は低かった。

オランダNLRで行われたPIV試験に用いられた物が今の所最適と評価されている。

DEHS(Di Ethyl Hexyl Sebacate)と言われるもので、TVスタジオや劇場で白煙として効果発生にも使用されている。

利点として、風洞を汚染しない、大量に発生可能、無毒、医学上安全等であり、実際粒子化した時の平均的サイズが凡そ $1\mu\text{m}$ 程度である。汚染しないことは、この粒子が時間と共に蒸発して消滅することであり、配管や散布ラックの中を詰まらせないことも意味している。

これを連続的に発生、供給する装置がシーダー発生器である。常温、大気圧下で液体のDEHS約10lを入れた容器に5気圧に調圧した空気を送り、霧状に発生させてその加圧空気と共に風洞に供給する機能を持っている。従ってこの発生器は一種の圧力容器であるが、供給側(吐出側)は2気圧以下になっているので、その配管に市販のビニール製のホース(散水用など)を使用できる。

実際のシーダー発生、供給の方法を以下に示す。圧縮機に10気圧程度の加圧空気を貯め、次にバルブを開くタイミングをデータ記録者と計る。測定部条件が整い計測開始の合図が送られたら、バルブを開き加圧空気を発生器に送り、シーダーを発生させる。連続して発生する条件(圧力と流量)を保持できる時間は、使用した圧縮機では数秒間であったが計測時間(データ記録時間)としては十分であり、1試験点の所要時間は圧縮機に空気が再度貯まるまでの時間を入れても約3分程度であり、連続

式風洞の利点を生かせば実用的な試験が可能である。

## (2)シーダー散布ラックについて

本装置は、図2に示すようにパイプを格子状に組合わせたもので $2.2\text{m}\times 1.5\text{m}$ の長方形である。集合胴と測定部の縮流比が20対1の遷音速風洞ではこのラック面積全体からシーダーが散布されると、測定部模型付近で $0.15\text{m}^2$ (高さ $0.5\text{m}$ 、幅 $0.3\text{m}$ )程度のPIV観測場が得られることが期待された。ラックは、 $\phi 30$ の主管2本と $\phi 15$ の副管4本で結合されて全体の強度を維持しており、各副管に $\phi 10$ の枝管が管継手を用いて接合されている。これら全ての管には千個を越す小穴( $\phi 1$ 程度)があけられており、供給されたシーダーは主管から副管へ、さらに枝管へと進み各穴から噴出する。

内径が $10\text{m}$ の集合胴の中空に設置する作業がこの試験で最大の難工事であった。図3に示すように、2本の棒鋼( $\phi 10$ の軟鋼)と軟鋼の帯板の枠にシーダーラックをネジ止めした。この棒鋼は集合胴の壁に取付けられた金具4箇所にもボルトで結合され、ターンバックルで張力を調整した。更に、2本のワイヤーロープで気流の抵抗に抗するように上流側から支持した。取付位置は整流金網の約 $1\text{m}$ 下流で高さは風洞中心である。シーダー供給ラインは前述のようにビニールホースであり、風洞の外にある発生器から風洞の貫通孔まで約 $10\text{m}$ は一本で伸びている。風洞内に入りラックの下まで一本で来てここから主管まで



は二分岐して立ち上げてある。このラインも風洞気流に耐えるようにロープで支持した。

### (3) PIV光学系について

1  $\mu\text{m}$ 程度の粒子をCCDで捉えるにはできるだけ高輝度の点とした方が信号対ノイズ(S/N)比が良いことと、高速度でシャッター開閉を行い瞬間的に高速流を止めて記録するために、光源としてパルスレーザーを用いる。

高出力のレーザーとしてはYAGレーザーが一般的であり、本試験では米国製の物を用いた。定格出力は1パルス当たり120mjであるが、図4に示すように光路長が約9mと長いことと、光路中にある風洞胴体のシュリーレン窓(厚さ60mm)、測定部床面のガラス窓(厚さ10mm)を通過するので光量の十数%の減衰は避けられない。但し、光路の方向を90度変えるミラーの反射率は99%でこれによる減衰は無視できる。発光時間は5nsで、2枚目の画像までの間隔は任意に選べるが本試験では4~6  $\mu\text{s}$ で行った。

カメラのレンズは、PIVの被写体に対する焦点合わせと画角を決定するだけでなく、PIV測定精度や分解能を左右する要素である。特に画角は撮影のエリアサイズに関連しており、同じデータ量であれば画角が狭い(長焦点レンズに相当)方が分解能は高くなる。従って観測範囲に最適なレンズを選び、焦点合わせを確実にすることが重要である。

PIV測定精度は、シーダーの密度や光源の明るさに大きく左右される。シー

ダーの密度に関しては、レーザーライトシートで切り取られた二次元平面内を通過する粒子が多いほど精度(各粒子の位置情報の精度)は上がり、またCCDに写る粒子も明るい方がS/N比が上がると考えられる。(画像データの解析ではフィルタリング処理を行うのでS/N比が高い方が良い)

### (4) 画像処理について

処理画面をある基本のサイズ(32x32ピクセル)の小領域に分けて、この中の速度ベクトルを計算する。この計算には1/4ルールと言われる解析方法で粒子の移動座標を決定している。これらの計算は主に統計的に処理される他、ノイズと判断されるベクトルを除外するフィルタリング処理を行う。また、基本のサイズを2倍(64x64ピクセル)にすれば、ベクトルの方向(角度)の精度は2倍になるが、逆に空間分解能を下げる結果となるので模型近傍のように速度勾配の大きい場所には適用できない。

## 3. 風洞試験

今回の試験は遷音速風洞における初のPIV試験であるので、HOPE-X高速実証機とは形状が幾分異なる模型を用いて予備試験的な位置付けで行った。

図5は風洞に取付けた状態を示している。当模型には内装6分力天秤が組み込まれているのでPIV試験中に6分力計測も行った。

試験の手順を以下に示す。

(1) 圧縮機(ベビコン)を運転し10気圧の空気を作る。

(2)レーザー、カメラ等を起動し待機状態にする。

(3)風洞起動後所定のマッハ数、模型姿勢角等試験条件を合わせる。

(4)シーダーを発生する係と計測をする係との間で開始と終了のタイミングを計り記録(撮像)する。

(5)以後(3)に戻り試験計画に沿ってデータを記録する。

今回の試験条件は、集合胴総圧 $P_0$ が100kPa、 $M_\infty$ は0.4、0.8、0.9の3種類で、姿勢角は $\pm 4$ 度と0度の3種類で行った。

#### 4. 試験の結果

図6にPIV結果の一例としてマッハ数 $M=0.8$ 、 $\alpha=0$ の速度分布図を示す。模型近傍で速度ベクトルが形状に沿って変化している様子、速度分布等の気流状態の情報が分かる。これらのデータの精度を更に向上すること、詳細な解析(複雑な流れ)や大雑把な解析(変化がない一様な流れ)に適応する柔軟な解析方法の追求等今後の試験で改善する余地がある。

#### 5. まとめ

PIV計測を航技研の2m遷音速風洞で実施した。ここで得た知見と改善点(課題)を以下に示す。

(1)シーダー及び同散布ラックの仕様は当遷音速風洞に適している。

(2)レーザー光学系(ミラーの配置と設置方法(マグネットベース))は今回の配置と方法で良い。

(3)シーダー散布ラックの設置と取外し

の作業が非常に危険な高所作業となるので同装置の風洞への常設を含めて改善と調査検討の必要がある。

(4)シーダー発生量を増すこと、レーザーの出力(光量)を増すことの2点が改善点である。(これらは機器の調整、更新で対応できる)

(5)効率的なPIV試験を行うためには、シーダー発生、PIV記録等の作業を行う操作者の適切な配置と連携作業が必要である。

(6)データ解析に関しては、精度向上のために解析方法の改善を検討する。

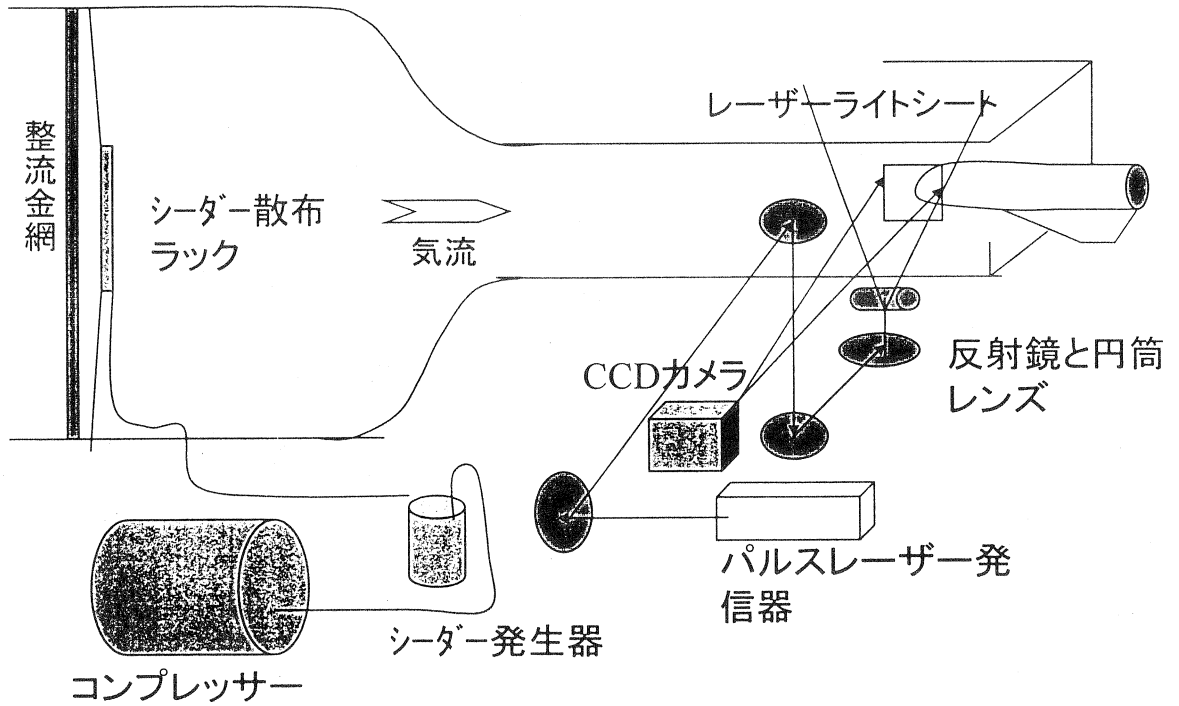


図1 PIV試験装置の系統図

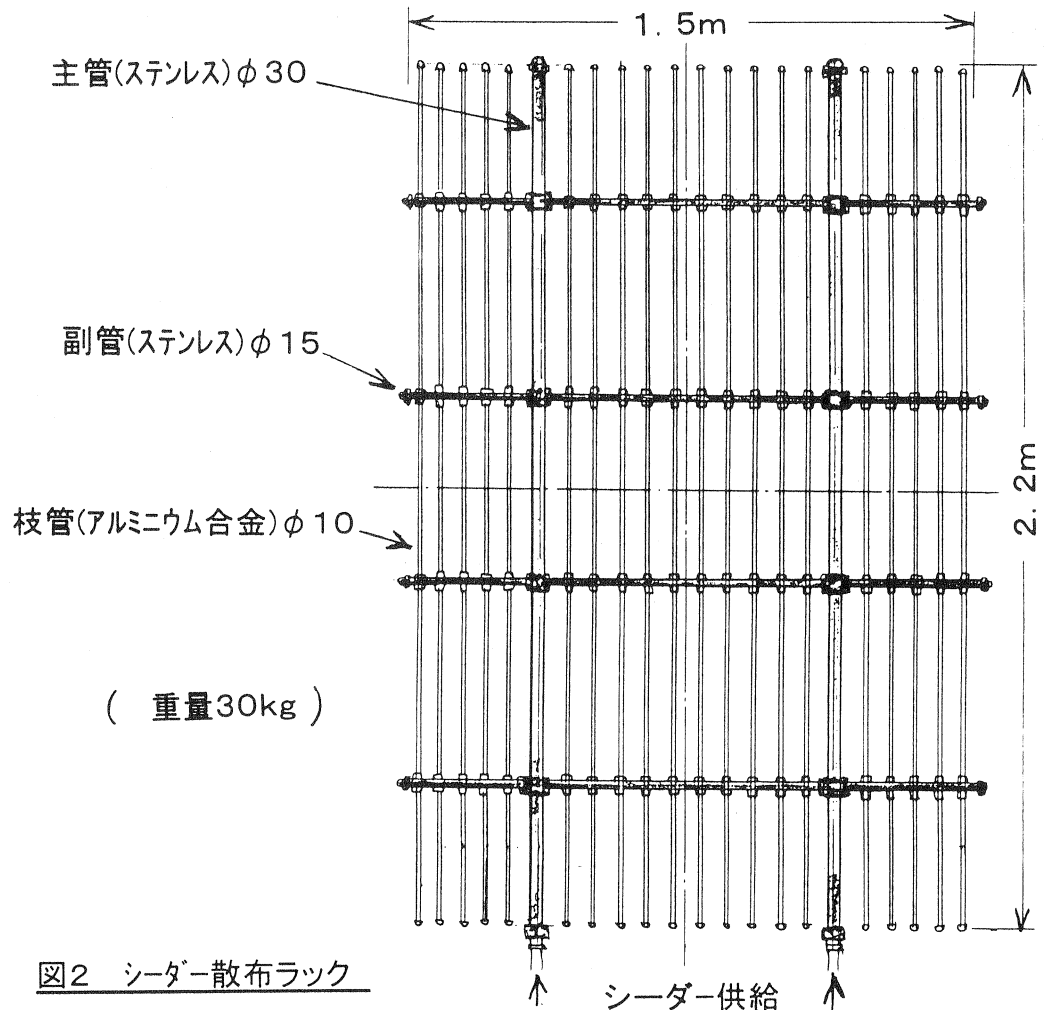


図2 シーダー散布ラック

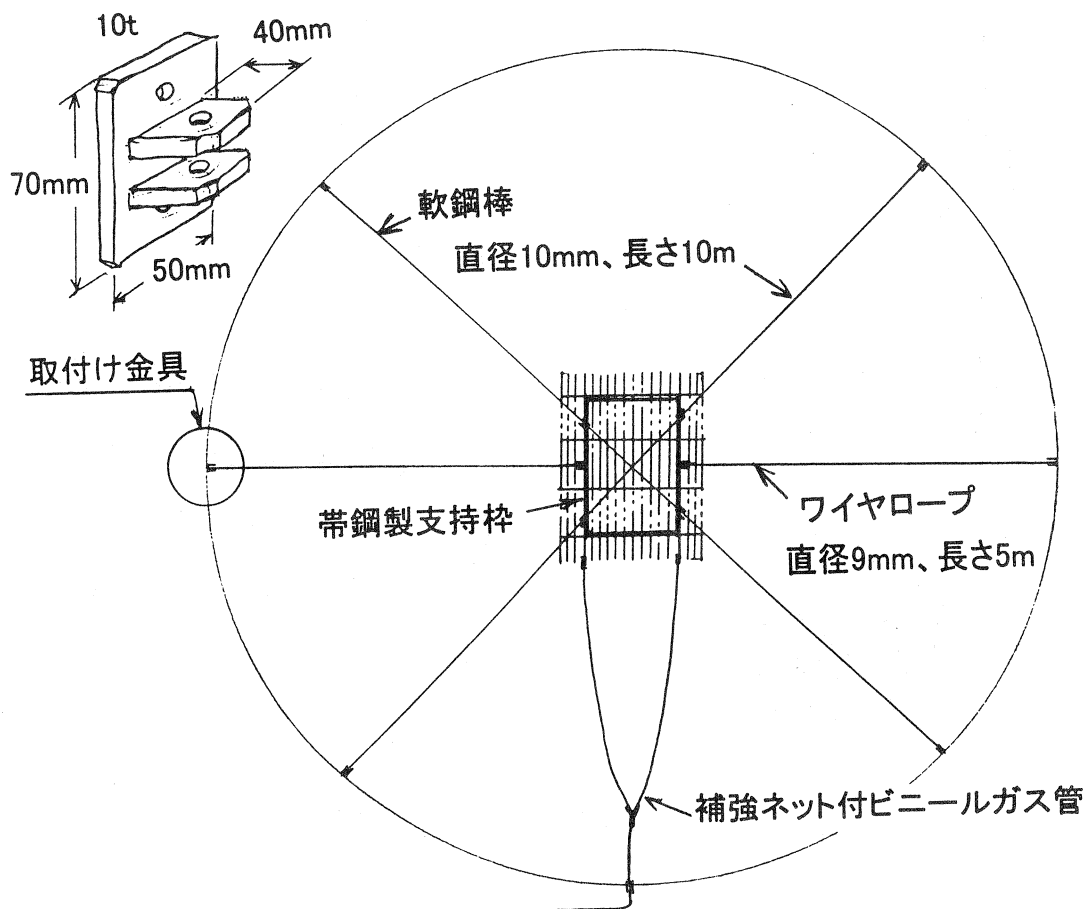


図3 集合胴への取付け

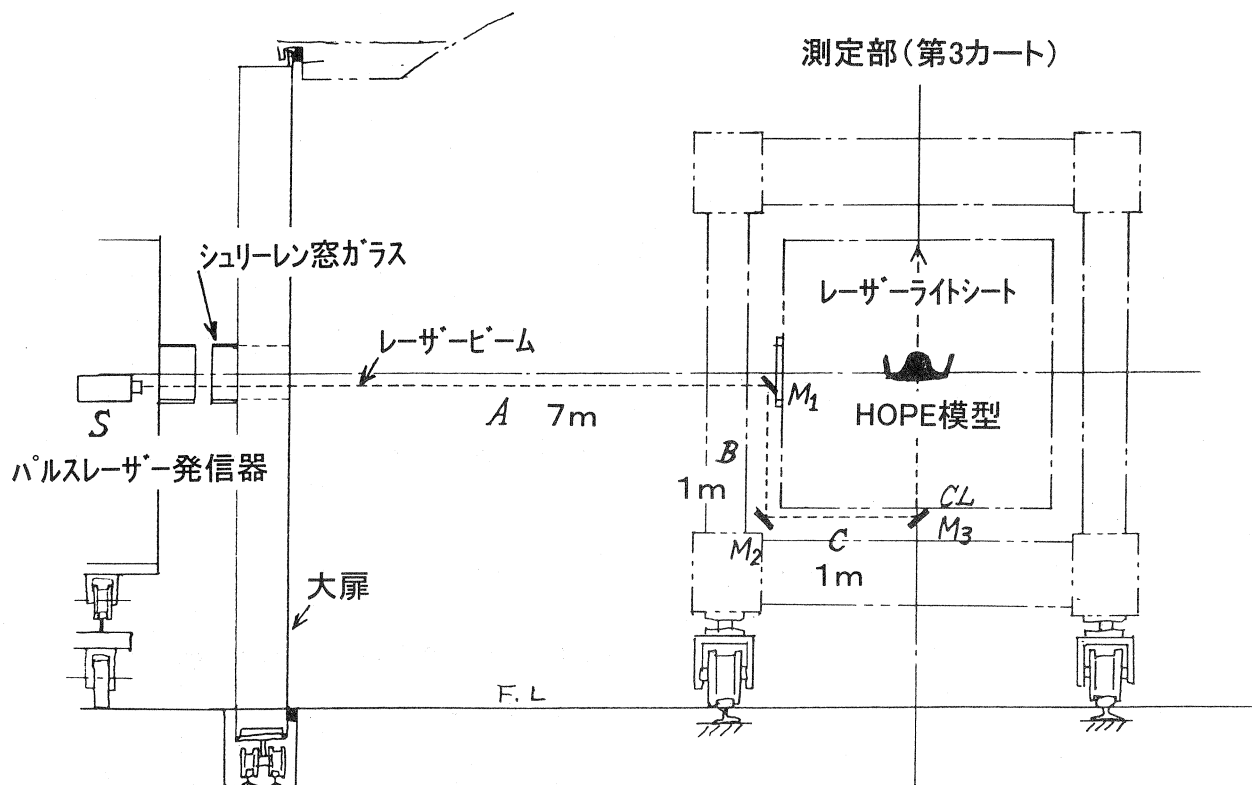


図4 レーザー光学系

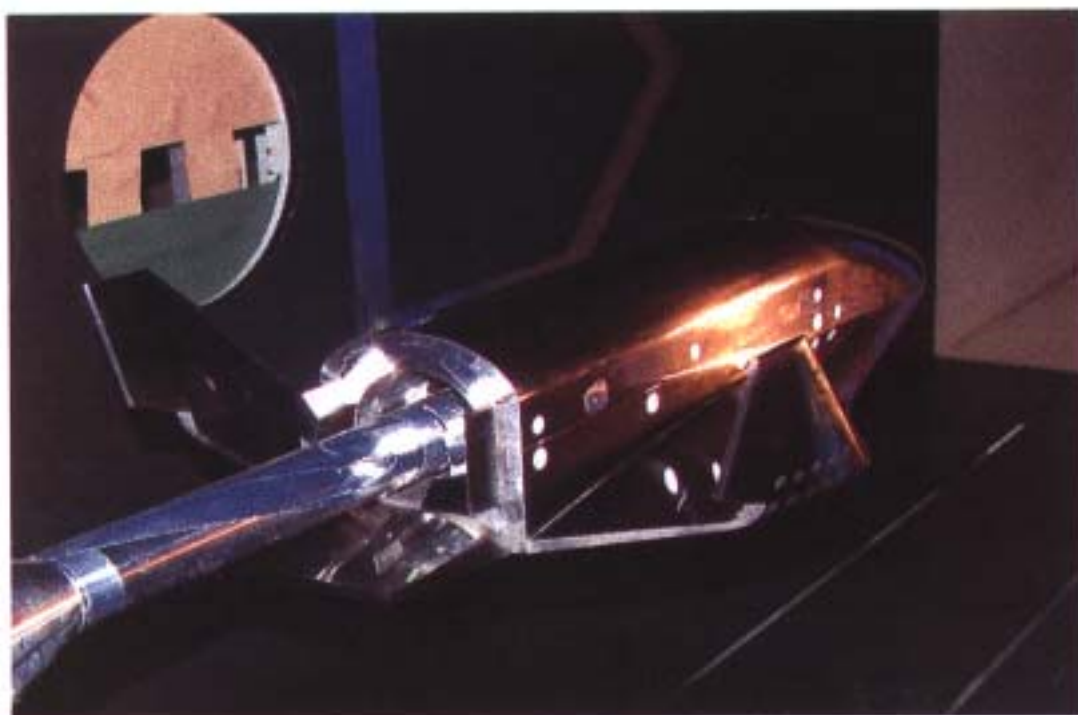


図5 模型取付状態

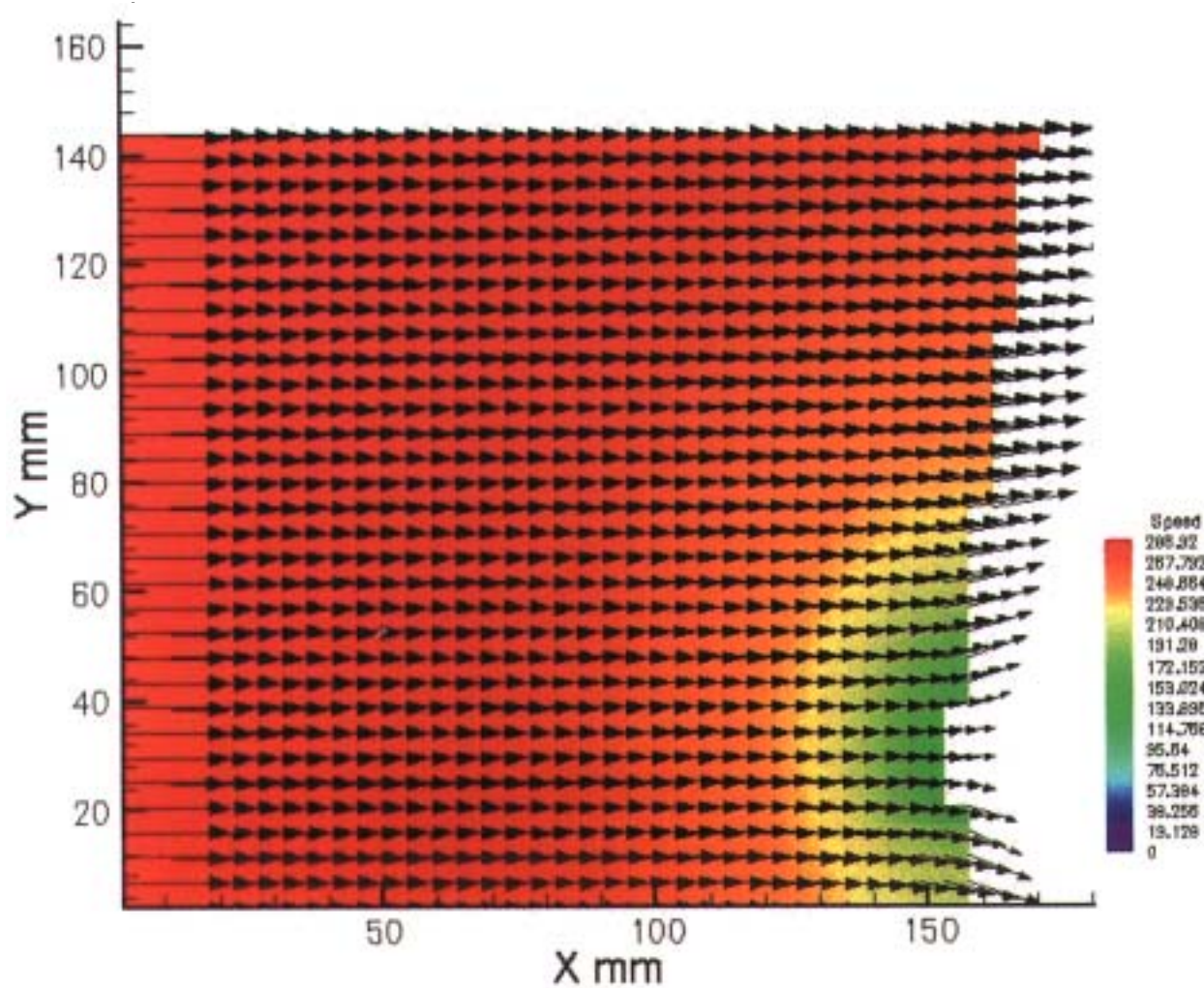


図6 速度ベクトルの分布



# 航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞における新しい計測法

中北和之、山崎 喬、浅井圭介、穂積弘一（航空宇宙技術研究所）

Advanced Measurement Techniques of NAL 0.44m Hypersonic Shock Tunnel

Kazuyuki NAKAKITA, Takashi YAMAZAKI, Keisuke ASAI, Koichi HOZUMI (NAL)

## 概要

航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞における諸計測法の中から、特に、最近導入した計測法、あるいは現在研究中の新しい計測法について紹介する。気流の高精度な同定のための計測法として、半導体レーザー吸収法を用いた総温計測について、また、模型周りの諸量計測法として、天秤と加速度センサを併せ用いた慣性力補正空気力計測、赤外線カメラを用いた 1 次元空力加熱率分布計測、感圧塗料を用いた 2 次元圧力分布計測についてそれぞれ計測例を交えて紹介する。

## 1. はじめに

風洞試験は実機開発用データ取得、CFD コード検証、流体研究など様々な目的に使われている。そこでは、より高精度なデータ、より詳細なデータが求められる。これらの要求に対応して、従来の点計測、接触計測では不可能であったレーザを用いた非接触計測や CCD カメラを用いた線・面での計測など様々な計測法が提案され用いられている。

航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞でも、従来から用いている天秤や圧力センサ、薄膜温度センサなどの計測技術の精度向上とともに、加速度センサや赤外線カメラ、CCD カメラなどを用いた新しい方法によって模型の空気力、圧力分布、空力加熱率分布の計測する技術の導入を図っている。これらは従来から用いられている方法に比べ、より精度の高いデータを生産する、計測情報量が飛躍的に増大する、など風洞試験から得られる結果をさらに利用価値の高いものとする。

また、風洞試験の高精度化においては、模型に関わる諸量の精度向上と並んで計測部一様流の状態量把握が重要である。こちらについても、より高精度な同定のため、半導体レーザー吸収法を用いて風洞総温の直接計測を試みている。

ここでは、航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞におけるこれらの新しい計測法について紹介する。

## 2. 航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞

航空宇宙技術研究所 0.44m 極超音速衝撃風洞<sup>[1]</sup>には長持続時間モード（試験時間 30～50ms、気流

総温 900～1200K）と高エンタルピモード（試験時間 1～5ms、気流エンタルピ 2.5～7MJ/kg）の 2 つの運転方法がある。今回は主に長持続時間モードを用いた結果を紹介する。今回用いたノズルは M10 ノズルで、ノズル出口径は 440mm、気流コア径は約 200mm である。他に M12 と M15 のノズルがあり、約 1 時間の作業で交換可能である。

本風洞は、模型に直接触れる必要のある作業のために真空タンクを解放しない限り、通常約 15 分毎に 1 Run の通風が可能であり、効率よく試験を行うことが出来る。

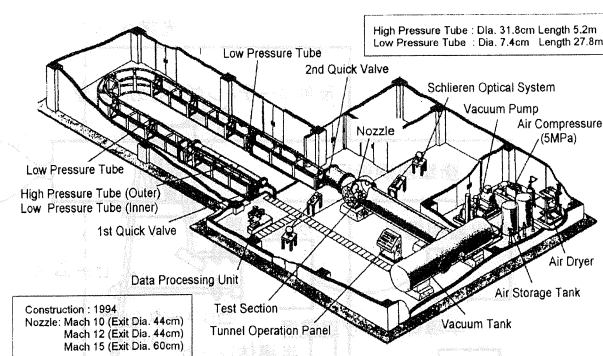


Fig.2-1 航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞

## 3. 半導体レーザー吸収法による総温測定

風洞試験では、供試体から得られる計測データの精度と共に、それがどのような気流中で得られたかを知ることが重要である。このため一連の風洞特性試験に加えて毎試験時の総温・総圧測定が行われる。このうち作動時間が短い衝撃風洞での総温は、衝撃波速度による推算やノズル流中の状



態量を用いる方法<sup>[2]</sup>など流体力学関係式を媒介とした種々の間接的方法を用いて算出されている。

この衝撃風洞の総温を直接計測するため、風洞激点部分に高速で波長スキャンを繰り返すことが出来る半導体レーザを用いた吸収法<sup>[3][4][5][6]</sup>を適用した。吸収法の適用対象成分としては、風洞試験気体として空気を用いることから、近赤外域の酸素分子吸収線を用いた<sup>[7]</sup>。

### 3-1. 計測光学系

Fig.3-1 に実験に用いた光学系を示す。半導体レーザは温度と印加電流の両者によって発振波長が変化する。粗波長設定は素子を温度安定器上に取り付け温度を固定することにより行う。試験時の高速波長スキャンは、ファンクションジェネレータでランプ波を発生させ、半導体レーザに印加する電流を高周波数で変化させる。レーザ光は光学窓から衝撃風洞激点部に導入され、吸収量を増大させるために光学窓の反射コーティング部分を数往復した後、再び光学窓を通して光検出器に入射する。今回用いた波長は 760~760.15nm、半導体レーザの波長スキャン周波数は 2kHz (0.5ms 当たり 1 点の温度を算出可能) とした。

光検出器としてはレーザ出力中の吸収量が 0.1%以下と非常に小さいため、計測光と参照光を比較し、その差分である吸収量を増幅して取り出すことが出来、併せてレーザ発振に伴うノイズの低減も行い機能を持ったオートバランスレシーバを用いた。

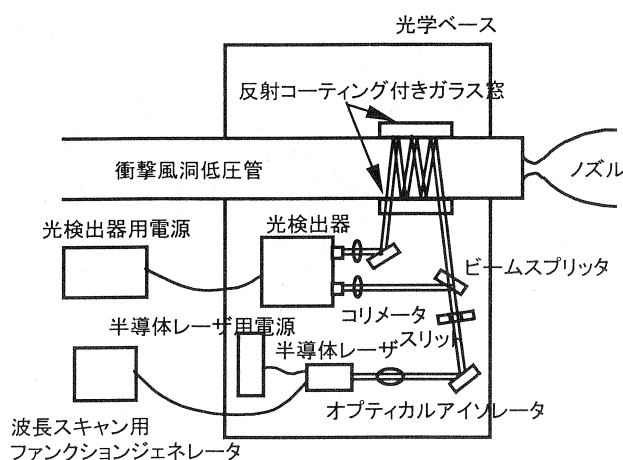


Fig.3-1 計測光学系

### 3-2. 最適フィッティング

計測データからの温度の算出は、吸収線の計測形状と理論形状の比較を用いて行う。実験での吸収線形状に対して残差が最小となる理論吸収線形状を与えた温度を計測値とする。吸収線の理論形

状算出には、HITRAN スペクトルデータベース 1996 年版を用いて各吸収線の吸収強度を与え、その吸収線の温度や圧力によるブロードニング形状<sup>[8]</sup>を Voigt 関数により計算する<sup>[9]</sup>。Fig.3-3 は計測値と残差が最小となった理論形状をプロットした最適フィッティングの例 (圧力 0.435MPa) である。このときの衝撃波管激み温度の計測値は 900K である。

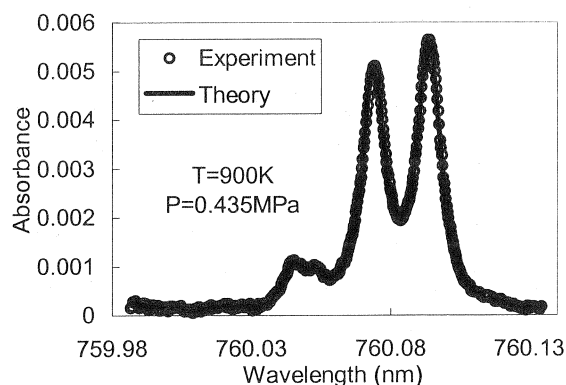


Fig.3-2 最適フィッティング

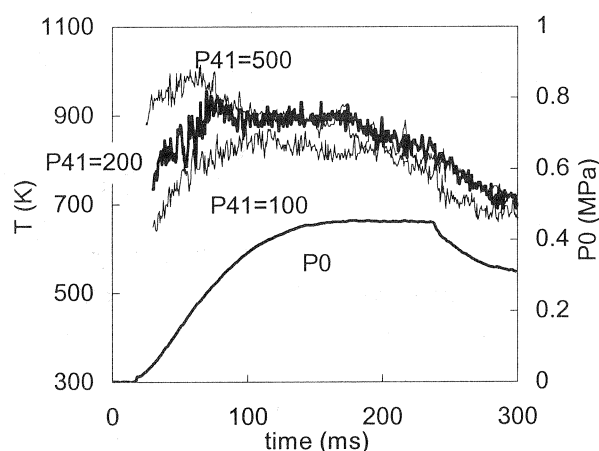
### 3-3. 総温計測

Fig.3-4 に衝撃風洞を作動させたときの激点温度及び圧力の時間履歴を示す。この実験では全て管端を閉じ、衝撃波管部分だけを用いて行っている。

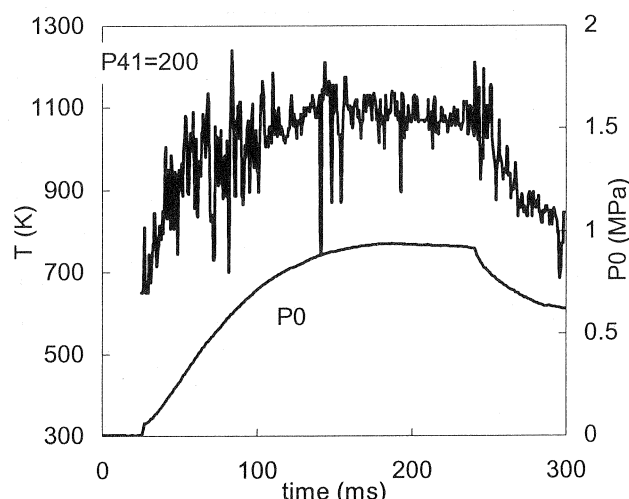
Fig.5(1)は高压管初期圧力 0.5MPa とした試験であり、本風洞運転条件中最も圧力の低い条件である。低压管初期設定圧力は 5, 2.5, 1kPa (それぞれ初期圧力比 100, 200, 500) の 3 つのケースについて行った。理論的には初期圧力比 (以降、圧力比または P41 と記す) が大きいほど温度上昇効果が大きくなるが、70ms 以前については計測結果でもこれがとらえられており、妥当な結果となっている。70ms 以降、圧力比 500 や 200 のケースで温度低下が見られるが、これは駆動気体 (低温) と作動気体 (高温) の境界が拡散や渦による乱れによって広がり、この現象が衝撃波管端に近い計測部においても時間と共に顕著に現れてくるためと考えられる。

Fig.3-5 は高压管初期圧力を 1MPa、低压管初期設定圧力は 5kPa (圧力比 200) とした試験である。このケースでは 0.5MPa の場合より算出温度のばらつきが大きい。圧力が大きくなると吸収線形状が圧力広がりによって滑らかになる。温度の違いによる形状変化が小さくなり、温度分解能が低下し、ノイズによって影響を受けやすくなる。





(a) 高圧管初期設定圧 0.5MPa



(b) 高圧管初期設定圧 1.0MPa

Fig.3-3 衝撃風洞淀み点温度計測値

#### 4. 慣性力補正空気力計測

“模型・天秤・支持”系（以下、模型系と呼ぶ）の固有振動数はおよそ数 10～数 100Hz であり、衝撃風洞での試験時間とほぼ同じオーダーである。このため衝撃風洞試験における天秤出力中には本来の計測対象である空気力の他に、模型の固有振動による慣性力が重畳して現れる。この慣性力の存在が天秤出力中の応答遅れや振動となって本来の空気力の計測精度に大きく影響する。

これまでに両者を分離するために様々な方法が考案されている<sup>[10][11]</sup>が、ここでは慣性力を計測するための加速度センサを模型内部に装着し空気力の計測する方法<sup>[10][12]</sup>について述べる<sup>[13]</sup>。

##### 4-1. 供試模型

実験に用いた模型は、いろいろな極超音速風洞で試験結果が報告されている AGARD HB-2 形状<sup>[14][15][16]</sup>とした (Fig.4-1)。模型全長は 196mm で

ある。模型内部には 6 個の加速度センサが設置されている。模型系の固有振動数を出来る限り大きくするために模型は FRP 製の軽量模型（模型単体での質量 87g）とした。

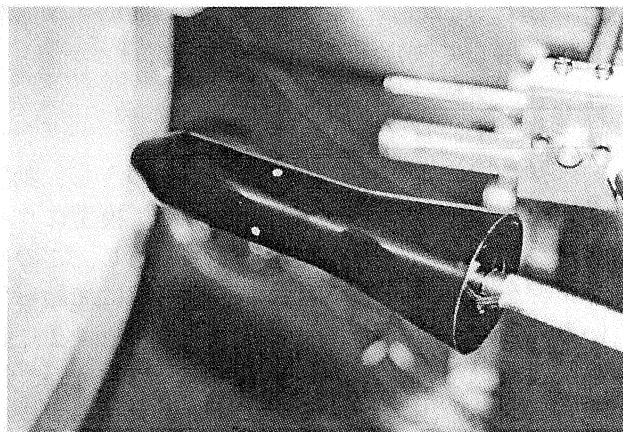


Fig.4-1 HB-2 模型

##### 4-2. 慣性力補正式

模型を剛体と仮定したとき、空気力によって模型に働く 6 分力  $F_a, M_a$ （模型系の重心を基準点とする）は、天秤出力と慣性力を用いて以下のように表すことができる<sup>[10]</sup>。

$$\begin{cases} F_{a,x} = F_{b,x} + m a_{g,x} \\ F_{a,y} = F_{b,y} + m a_{g,y} \\ F_{a,z} = F_{b,z} + m a_{g,z} \\ M_{a,x} = M_{b,x} + I_{xx}p' - I_{xy}q' - I_{xz}r' - (z_c - z_g)F_{b,y} + (y_c - y_g)F_{b,z} \\ M_{a,y} = M_{b,y} - I_{xy}p' + I_{yy}q' - I_{yz}r' + (z_c - z_g)F_{b,x} - (x_c - x_g)F_{b,z} \\ M_{a,z} = M_{b,z} - I_{xz}p' - I_{yz}q' + I_{zz}r' - (y_c - y_g)F_{b,x} + (x_c - x_g)F_{b,y} \end{cases} \quad (4-1)$$

ここで、 $F_b, M_b$  は天秤出力、 $a_g$  は重心に働く加速度、 $m$  は慣性力として天秤出力に現れる模型系の質量、 $x_c, y_c, z_c$  は天秤中心の位置、 $x_g, y_g, z_g$  は重心の位置、 $p', q', r'$  はそれぞれ  $x, y, z$  軸周りの角加速度、 $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xy}, I_{yz}, I_{xz}$  は重心周りの慣性モーメント及び慣性乗積である。

$a_{g,x}, a_{g,y}, a_{g,z}$  及び  $p', q', r'$  は実験時のデータから得られる量であり、回転座標系の基準ベクトルの時間微分から導かれる以下の式と 6 個の加速度センサからのデータを用いて求める。

$$\begin{cases} a_{g,x} = a_x + (y_x - y_g)r' - (z_x - z_g)q' \\ a_{g,y} = a_y + (z_y - z_g)p' - (x_y - x_g)r' \\ a_{g,z} = a_z + (x_z - x_g)q' - (y_z - y_g)p' \end{cases} \quad (4-2)$$

ここで、 $a_x, a_y, a_z$  は加速度センサの計測データ、 $y_x, z_x, z_y, x_y, x_z, y_z$  は各加速度センサの位置である。

これら 2 つの式に含まれる未定定数  $m$ 、 $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xy}, I_{yz}, I_{xz}$  及び  $x_g, y_g, z_g$  は静的・動的較正を併用して決定する<sup>[13]</sup>。

#### 4-3. 実験結果

##### 4-3-1. ワイヤカット試験

未知数を決定するための較正試験のうち、動的な較正としてワイヤカットを行った。模型にワイヤ（ハンダ線を利用）を介して錘を吊し、このハンダ線をガスバーナで溶断すると、系に加わっている外力は 0 となることを利用する。Fig.4-2 に動較正に用いたワイヤカット時の天秤出力  $F_{b,z}$ 、加速度センサの出力から算出した慣性力  $m a_{g,z}$  及び慣性力補正を施した後の出力  $F_{a,z}$  の結果の例を示す。

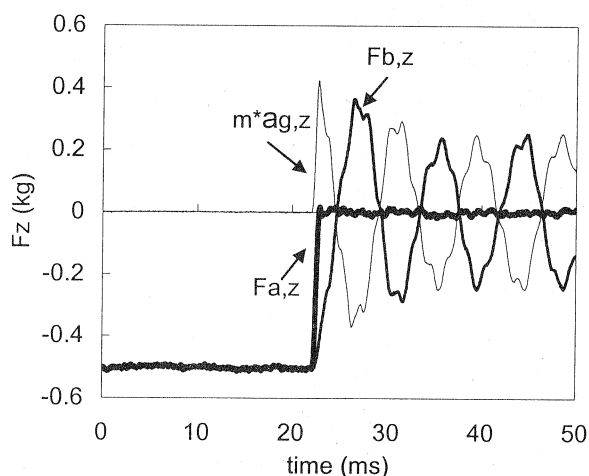


Fig.4-2 ワイヤカット時の出力

##### 4-3-2. 長持続時間モード

Fig.4-3 に長持続時間モードでの試験例として HB-2 模型の垂直力(=Fz)とピッチングモーメント(=My)の例を示す。模型の迎角は  $15^\circ$ 、気流マッハ数は 10.4 である。

細い実線で示した天秤出力は大きく振動しているが、太い実線で示された慣性力補正後の出力は振動の影響が補正され、ピトー圧の時間履歴と似た補正出力が得られた。ここには示していないが、空力係数として表すと時間的にほぼ一定値となる。

天秤出力だけでは実験結果に慣性力という誤差要素が含まれてしまうが、慣性力補正を行うことによってこの誤差要素を含まない高精度の空気力計測を行うことが出来る

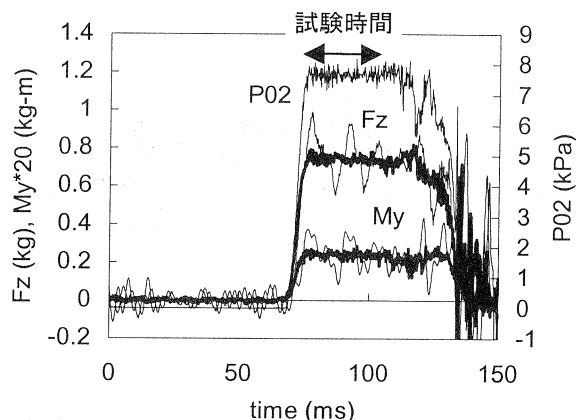


Fig.4-3 長持続時間モードでの HB-2 模型試験例

##### 4-3-3. 高エンタルピモード

Fig.4-4 に高エンタルピモードでの試験例として HB-2 模型の垂直力(=Fz)とピッチングモーメント(=My)の例を示す。模型の迎角は  $10^\circ$  である。衝撃風洞で高エンタルピ流を作り出す場合、試験時間は小さくなる。この例では試験時間が約 5ms であるが、天秤出力の代表的な固有振動数の 1 波長以下で試験時間が終わっている。慣性力補正後の出力は小さな振動を伴ってはいるものの、衝撃風洞管端での総圧(=P0)とほぼ相似な波形となっている。

このように固有振動数に比べ試験時間が短い場合には、もはや天秤出力だけから結果を得ることは出来ず、慣性力補正の効果は非常に大きいと言える。

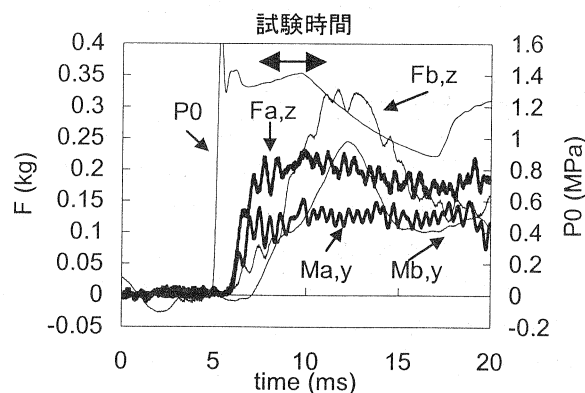


Fig.4-4 高エンタルピモードでの HB-2 模型試験例

#### 5. 赤外線カメラによる空力加熱率計測

これまで航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞では空気加熱計測の際には銅・ニッケル薄膜熱電対をセンサとして表面温度の計測を行って来た。しかし、複雑な模型形状や吹き出しや浸み出しがある部分など、センサ配置に制限が生じる場合も多い。こ

れを解消するため、非接触での表面温度計測や、空間的により高密度の測定が可能な計測法が必要となる。

組み込み式熱センサに代わり、近年著しく性能が向上した赤外線カメラによる空力加熱計測は ONERA S4MA や航技研極超音速風洞で実用に使われている<sup>[17]</sup>。ここでは気流持続時間の短い衝撃風洞においても、赤外線カメラを用いて空力加熱計測を行った結果<sup>[18]</sup>を紹介する。

#### 5-1. 供試模型及び赤外線カメラ

Fig.5-1,5-2 に試験に用いた模型を示す。Fig.5-1 は測定部に平行に配置された直径 25mm、長さ 200mm の円柱模型と頭部半径 10mm の半球円柱模型であり、Fig.5-2 は胴体長 200mm の 1.25% スケール 07HOPE 模型である。これらの模型は Dupont 社製ポリイミド樹脂の Vespel<sup>TM</sup> (以下、ベスペルと称す) を材料としている。

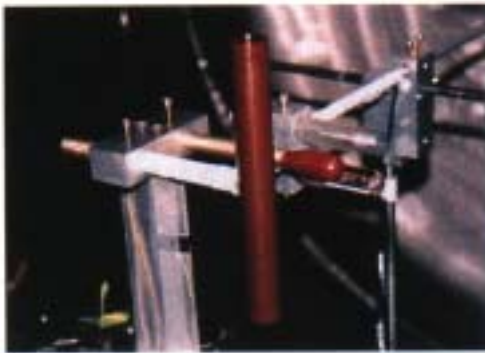


Fig.5-1 半球(R=10mm)及び半球模型(R=12.5mm)



Fig.5-2 1.25% 07HOPE 模型

今回用いた赤外線カメラは当所極超音速風洞に整備<sup>[19]</sup>されたものである。本カメラは毎秒 33 コマの 2 次元画像(272×136 pixel)の計測が可能であるが、気流持続時間約 40msec の衝撃風洞で 2 次元画像での温度履歴の計測が不可能なため、2 次元画像上の水平方向の 1 次元ライン 272 pixel の輻射強度を各 Pixel について 2.5kHz でスキャンを行うラインスキャンモードへの改修を行った。

赤外線カメラは真空タンク内に設置した。カメ

ラは真空対応ボックスに収納し、その前面のゲルマニウム窓を通して計測を行う。模型の上流側を観測するため、ノズル出口脇に金メッキミラーを配置して計測した。

試験前に模型上の測定位置にスキャンラインを合わせ、ライン上の温度を計測した。それぞれのピクセルに対し、その温度履歴から Cook & Felderman の方法<sup>[20]</sup>により空力加熱率を求めた。

#### 5-2. 実験結果

Fig.5-3 は円柱・半球模型の計測例で、赤外線温度計測システム制御処理装置のディスプレイに示された温度分布である。スキャンラインは半球模型頭部淀み点を横切る水平位置に合わせ、円柱模型淀み点(線)も含めて計測を行った。表示画像では、横方向がスキャン位置(272pixel)、縦方向下方に時間が経過している。1 番右の太い縦線は位置同定のため円柱模型後方に配置したニクロム線である。画面左下の波形は画像上方に横に引いてある細線の位置(風洞起動から 10msec 後)の温度分布である。

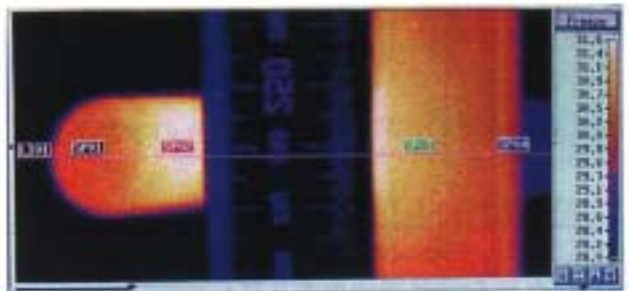


Fig.5-3 半球及び円柱模型の計測ライン

Fig.5-4 は風洞淀み点温度を 830K, 1000K, 1180K と変化させた場合の円柱・半球模型周りの空力加熱分布であり、淀み点温度に対応して空力加熱率も変化している。半球と円柱の淀み点加熱率間の比も理論値に良く一致している。

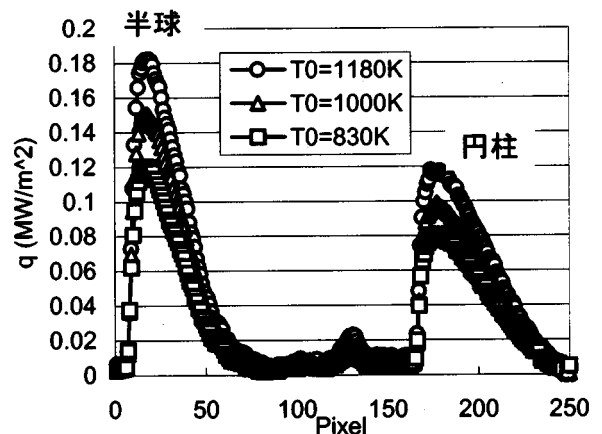


Fig.5-4 半球及び円柱模型の加熱率計測結果

Fig.5-5 は舵面周りの空力加熱率分布の計測を目的とした 07HOPE 模型による結果の一例であり、迎角 30 度においてボディフラップ舵角 0° および 20° における機体下面中央部の胴体後方からボディフラップにかけての流れ方向の加熱率分布である。ボディフラップのような可動部分の空力加熱率計測では、これまで薄膜センサへの配線方法やその本数などから計測点数に制限があり、詳細な分布の計測が困難であったが、非接触方式による本計測法を用いる事により連続的に詳細な分布を得る事が出来た。

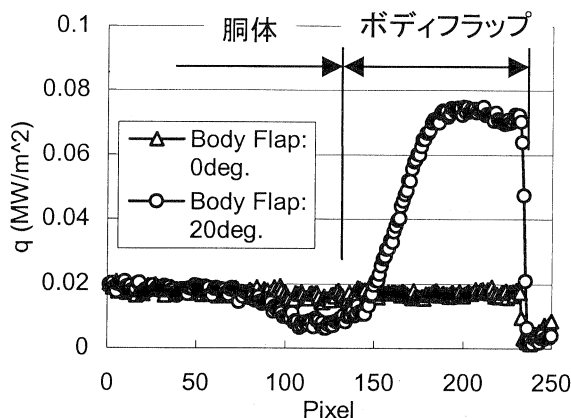


Fig.5-5 07HOPE ボディフラップ周りの加熱率分布

## 6. 感圧塗料による圧力計測

感圧塗料 (Pressure Sensitive Paint ; 以下、PSP) を用いた圧力場計測はその 2 次元計測能力故に大きなポテンシャルを持っている。今のところ、従来から使われている機械的圧力トランスデューサの方が、精度や信頼性では勝っているが、2 次元かつ定量的計測による流れ場の全体的把握が可能なこと、圧力トランスデューサと比べて安価に試験が行えること、などから圧力トランスデューサと併用されつつではあろうが、今後ますますその使用範囲は広がると思われる。

これまで流体計測における PSP の主要な適用分野は遷音速から超音速であり、近年、低速領域にもその適用は広がりつつある。極超音速では、いくつかの先駆的研究<sup>[21][22]</sup>はあるが、その数は少ない。極超音速流れにおいても PSP の 2 次元計測能力が活かされる対象が数多く存在する。ここでは、今後の極超音速領域における研究・開発で PSP を利用するために、その使用方法を確立し、定量的精度や空間分解能、可視化能力などを確認するための研究<sup>[23]</sup>について示す。

### 6-1. 感圧塗料

衝撃風洞で PSP を使用する際に問題となるのが

応答性である。衝撃風洞の気流持続時間は数～数十 ms のオーダーである。現在の主流となっているポリマーベースの PSP はポリマーへの酸素拡散によって応答性が制限されるため用いることができない。本研究ではポリマーを用いない PSP である酸化皮膜 PSP (Anodized aluminum PSP : AA-PSP) を用いた。この AA-PSP は低温風洞での試験のために浅井ら<sup>[24]</sup>により開発され、Sakaue ら<sup>[25]</sup>によって改良されたものである。感圧色素としてはバソフェナンスロリン・ルテニウム ( $[\text{Ru}(\text{Ph}_2\text{Phen})_3]^{2+}$ ) を用いた。

衝撃波管を用いた AA-PSP 応答試験では、約 30 ~ 100  $\mu\text{s}$  の応答性が得られたと報告<sup>[25]</sup>されており、航技研における応答試験においても同様の結果が得られている。AA-PSP は 20ms 以上の気流持続時間をもつ航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞での使用に対して、十分な応答性を持っている。

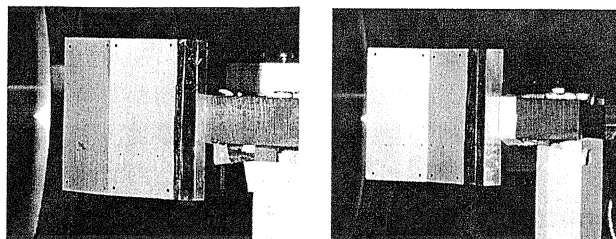
一般に PSP は温度感度が問題とされており、気流総温が大きいと模型表面温度上昇も大きくなる極超音速風洞で PSP が使われない理由となっている。衝撃風洞では温度上昇が極めて小さいため、PSP による定量計測に適した風洞である、と言える。

### 6-2. 実験模型

2 種類の 2 次元基本形状模型を用いた。2 次元平板とそこから 15° 広がった 2 つ目の 2 次元平板から成る膨張コーナー模型と、2 次元平板と流れ方向に 30° の勾配をもつもう 1 つの 2 次元平板から成る圧縮コーナー模型である。それぞれの模型の概要を Fig.6-1 に示す。これらの模型は AA-PSP を形成するために純アルミ (A1050、Al  $\geq 99.5\%$ ) を用いて製作されている。

双方の模型には、定量性評価のため各平板に 3 点ずつ、計 6 点の Kulite XCS-093-5A (圧力レンジ 0-35kPa abs) 基準圧力センサが装着されている。

PSP の較正は試験前に真空タンク全体を較正タンクとして用いて行った。定量化には試験前の PSP 較正值を用い、基準センサは定量性の評価のみに用いた。



(a) 膨張コーナー模型 (b) 圧縮コーナー模型

Fig.6-1 供試模型

### 6-3. 光学系

PSP の励起・計測光学系を Fig.6-2 に示す。

励起光源は安定後の光量変化が 1%p-p 以内の高安定連続 Xe ランプである。ランプハウスから光学ベース上まではライトガイドを用いて伝送し、照射ヘッド、コリメートレンズを介して模型に励起光を照射する。PSP からの発光計測には CCD カメラを用いた。このカメラは 14bit で  $1008 \times 1018$  Pixel の分解能をもつが、ノイズ低減のため  $2 \times 2$  Pixel を 1 Pixel とする Super Pixel モードを用い、 $504 \times 509$  Pixel で計測した。CCD カメラに励起光が入射することを防ぐため、励起光源側に  $460 \pm 50$  nm を透過する励起光フィルタ、CCD カメラ側に 600-800 nm を透過する発光フィルタを用いた。

30ms 程度の気流持続時間だけのデータを取るためにはゲート機構が必要となるが、ここでは励起光源側に高速シャッター（開閉時間 3ms）を設置し、必要な時間だけ励起光を照射した。高速シャッターの開閉時間は 23ms に設定した。励起光源や CCD カメラは暗室内に設置されている。

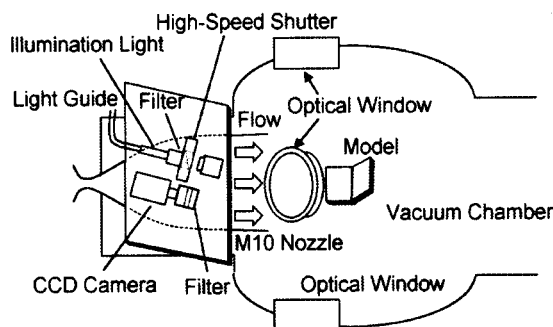


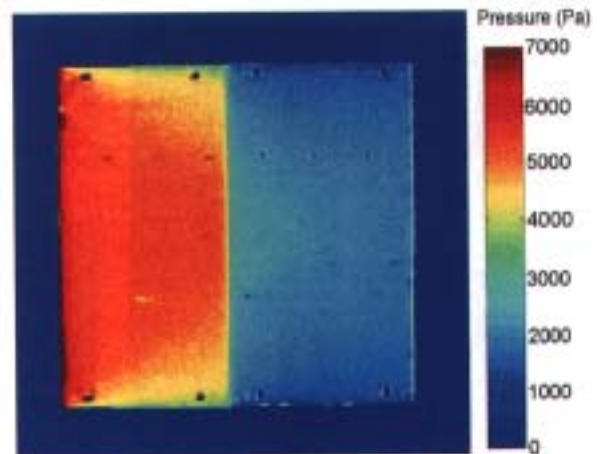
Fig.6-2 励起・計測光学系

### 6-4. 実験結果

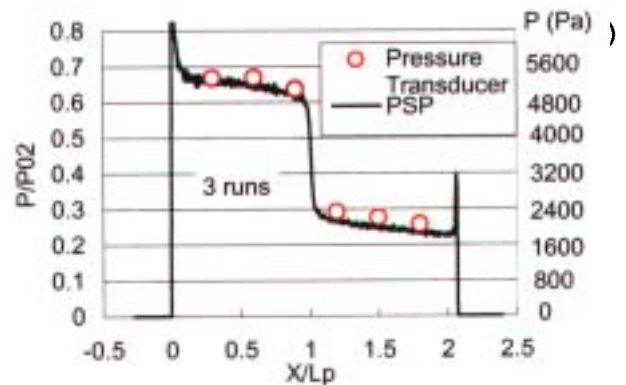
#### 6-4-1. 膨張コーナー模型

膨張コーナー模型では、迎角  $10^\circ$ 、 $20^\circ$ 、 $30^\circ$ 、 $40^\circ$  の 4 ケースについて試験を行った。ここではそのうち迎角  $40^\circ$  のケースについて Fig.6-3 に例を示す。

膨張コーナー模型では 2 つの平板上の流れはくさび流れとなり、それぞれの圧力はほぼ一定となる。Fig.6-3(a)の結果でも 2 つの平板ではっきりと圧力が異なり、それぞれの上ではほぼ均一な圧力であることがわかる。また模型の両先端から特性線がはっきり観測できる。この特性線の角度は  $M=10$  におけるマッハ角にほぼ等しい。(b)の Kulite 圧力センサとの比較では、PSP が精度良く圧力を計測できていることがわかる。



(a) 圧力分布



(b) 基準圧力センサと PSP の比較

(PSP は圧力センサと対称位置で 30Pixel 平均)

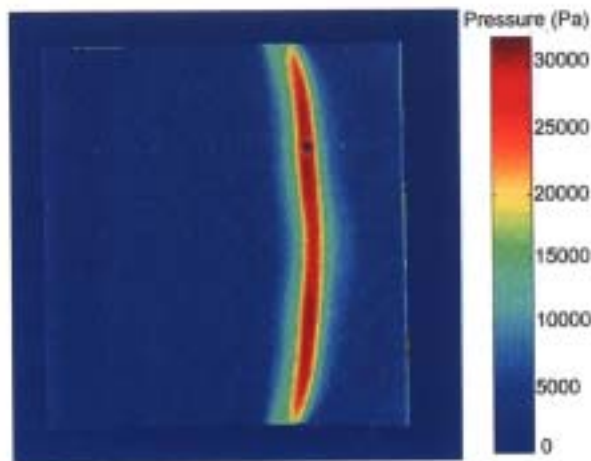
Fig.6-3 膨張コーナー模型圧力分布（迎角  $40^\circ$ ）

#### 6-4-2. 圧縮コーナー模型

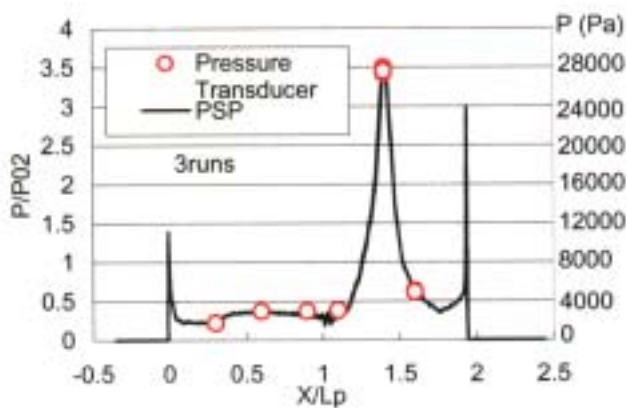
圧縮コーナー模型では、迎角  $0^\circ$ 、 $10^\circ$ 、 $20^\circ$ 、 $30^\circ$  の 4 ケースについて試験を行った。ここではそのうち迎角  $20^\circ$  のケースについて Fig.6-4 に例を示す。

圧縮コーナー模型上の流れは、キンク部で剥離・再付着、衝撃波－衝撃波干渉などを含む複雑な流れとなる。Fig.6-4(a)でも衝撃波－衝撃波干渉に伴う高い圧力や、やや判別しにくい模型先端での流れの剥離などが観測出来、PSP に十分な空間分解能があることが分かる。模型の中心部分では局所的な圧力分布はあるものの 2 次元性のある流れであるが、両端では高い圧力領域が流れ上流側にずれる 3 次元性も観測できている。(b)ではこの場合も Kulite 圧力センサと PSP は良く一致しており、定量的に用いるために十分なレベルにある。





(a) 圧力分布



(b) 基準圧力センサと PSP の比較

(PSP は圧力センサと対称位置で 30Pixel 平均)

Fig.6-4 圧縮コーナー模型圧力分布 (迎角  $20^\circ$ )

## 7. まとめ

航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞で研究、整備を行っている新しい計測法について紹介した。

慣性力補正空気力計測、赤外線カメラによる 1 次元空力加熱率分布計測については計測手法を確立し、十分実用試験に供することが出来る。今後、模型準備などの手順確立とさらなる精度改善を目指す。

半導体レーザ吸収法を用いた総温計測については温度検証と高圧への拡張が課題であり、研究を進めていく。感圧塗料を用いた圧力分布計測では十分な定量性が確認されたが、特性の経時変化があり、今回は 1 日 1 回程度の較正を行った。この経時変化や純アルミ以外の模型材料などについて確認試験の必要がある。

今後も航技研 0.44m 極超音速衝撃風洞における試験全てのデータ精度向上及び情報量増大を目指

して研究を行う所存である。

## 参考文献

- [1] 曾我他、日本航空宇宙学会誌 第 42 巻 第 480 号 (1994)
- [2] H. Olivier, Shock Waves No.3 (1993)
- [3] A. Mohamed, et al., AIAA J. Vol.34, No.3 (1996)
- [4] S. D. Wehe, D. S. Baer and R. K. Hanson, AIAA 97-3267 (1997)
- [5] P. L. Varghese et al., AIAA 97-0317 (1997)
- [6] K. Komurasaki, T. Iida, D. Kusamoto, F. Y. Zhang and S. Satori, IEPC 97-064 (1997)
- [7] 中北他、第 42 回宇宙科学技術連合講演会 (1998)
- [8] L. C. Philippe and R. K. Hanson, AIAA 91-0360 (1991)
- [9] E. E. Whiting, An Empirical Approximation to the Voigt Profile, JQSRT Vol.8 (1968)
- [10] M. Carbonaro, New Trends in Instrumentation for Hypersonic Research (1993)
- [11] 伊藤他、平成 7 年度衝撃波シンポジウム講演論文集 (1996)
- [12] 中北他、第 25 回流体力学講演会講演集 (1993)
- [13] 中北他、第 31 回流体力学講演会講演集 (1999)
- [14] J. D. Gray, AEDC-TDR-64-137 (1964)
- [15] R. Ceresuela, ONERA-NT-123 (1968)
- [16] A. Heyser et al., DLR-FB-66-25 (1966)
- [17] K. Hozumi, et al., JSME International J., Series B, Vol.41, No.2 (1998)
- [18] 山崎他、第 31 回流体力学講演会講演集 (1999)
- [19] 井上安敏他、平成 8 年度宇宙航行の力学シンポジウム講演集 (1996)
- [20] W. Cook and E.J. Felderman, AIAA J. Vol.4, No.3 (1966)
- [21] V. Borovoy et al., IEEE-95CH34827 (1995)
- [22] J. Hubner et al., AIAA 99-0388 (1999)
- [23] K. Nakakita et al., AIAA 2000-2523 (2000)
- [24] K. Asai et al., ICIASF '97 record (1997)
- [25] H. Sakaue and J. P. Sullivan, AIAA 2000-0506 (2000)

# 非平面翼の横モードが連成するフラッタ

神田 淳 (航空宇宙技術研究所)

## Flutter of Non-Planar Wing Model Including Lateral Mode Effects

Atsushi KANDA (NAL)

### Abstract

In a case that a reentry winged space vehicle with non-planar wings like tip-fin is attached atop of a launch rocket, lateral modes due to attachments between the vehicle and the rocket or/and elasticity of the rocket may effect to flutter characteristics of the wings. A particular supporting system was developed, which had a yawing elasticity as a lateral mode. Flutter experiments were made in NAL-TWT. Also, flutter characteristics were computed by using DPM(Doublet-Point Method). Numerical results are consistent with experimental results.

### 1. 序論

ロケットの先端に搭載されて打ち上げられる有翼宇宙往還機が、チップフィンのような非平面形態翼を有する場合、打ち上げロケットとの結合部やロケット自体の弾性による横モード（ヨーイングモード）が、有翼宇宙往還機のフラッタ特性に影響することが考えられる。ヨーイングモードを有する特殊なスティング式支持装置を製作し、全機模型を搭載して航技研の遷音速風洞でフラッタ実験を行った結果を以前報告<sup>1)</sup>した。今回さらに DPM(Doublet-Point Method)を用いてフラッタ解析を行い、ヨーイングモードが連成するフラッタの特性について調べ、実験との比較を行った。

### 2. 支持装置および全機模型

#### 2.1. 支持装置

支持装置の機構概要を図1に示す。支持装置の全長は突起部を除くと 927mm、断面は直径 120mm の円形である。支持装置自体はピッチング方向の自由度を有する支持装置<sup>2)</sup>に改修を施したものである。

模型は支持装置内部の板ばねの先端に取り付けられ、ヨー弾性はこの板ばねの曲げ弾性により模擬される。板ばねは前方支持部（回転支点）と後方支持部（すべり支点）の2ヶ所で支持されている。サーボモータによりボールネジ（リニアガイド）を回転させ後方支持部を移動させることにより、ヨー弾性を変化させる機構である。ヨー弾性は 20000~50000Nm/rad の範囲

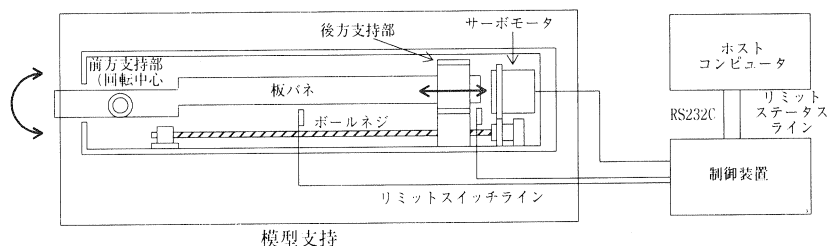


図 1 模型支持装置

で可変である。ただし回転中心である前方支持部は移動しない。後方支持部は光センサによるリミットスイッチによって、その作動範囲にリミットがかかる仕組みになっている。サーボモータはコントローラを介してコンピュータにシリアルケーブルで接続されており、コンピュータをカート外に設置することにより通風中でもコントロールできるようになっている。

この支持装置はヨーのモードの弾性特性を変化させることによりフラッタ特性を変化させ、フラッタを抑えるというフラッタ停止装置の役割も有している。

## 2.2. 全機模型

全機模型を図 2 に示す。翼はヨー方向連成を検討する目的でフィン部を相対的に大きくした形状をしている。GFRP 製の胴体は全長 450mm (スカート部除く)、幅および高さは 86.8mm である。翼の材質は 7075-T651 で主翼部とキャント角  $14^\circ$  のチップフィン部から構成され、ボルトで結合、後方に 50% 翼弦位置までスリットが入っている。翼弦長は、主翼根で 300mm、翼先端で 60mm、主翼とチップフィン結合部において 220mm である。主翼スパン長は 100mm、チップフィンのスパン長は 204mm である。主翼は 5mm 厚、チップフィンは 2mm 厚で、それぞれ板翼である。1/4 翼弦位置における後退角は  $38.7^\circ$  である。左右チップフィン根元には実験



図 2 全機模型

においてフラッタをモニタするため、曲げおよび捩り歪ゲージを貼付した。

支持装置先端の模型胴体取り付け部にベアリングを用いて、模型にロール方向自由度を与えている。このままではロールフリーの状態であるが、模型内部に板ばねを取り付けることでそのディファレンシャルベンディングによるロール弾性を与えることができ、さらにばねを交換することで弾性特性を変えることができる。

## 3. 振動特性

### 3.1. 振動試験

振動特性はフラッタ特性に深く関係しているため、振動試験を行いその特性を調べた。試験にはロボットによる動的変位計測装置を用いた。加振はシェーカーによる 0-400Hz 帯域の 50% バーストランダム 1 点加振で、左翼の主翼スパン方向 75%、前縁よりコード方向 10% 位置を加振した。計測点は胴体 8 点、左右翼それぞれ 54 点、加振部 1 点の計 117 点である。計測データより周波数応答関数を求め固有モードの解析を LMS (LMS 製) を用いて行った。ロールばねが強・弱のそれぞれについて固有振動数を表 1 に示す。表中のモード形はロールばねが強い場合についてを代表として示している。モード番号については、後述の振動解析との整合をとるため不連続となっている。モード 5 と 6 は対称モードと逆対称モードが近接しており、1 点加振では明確に分離できなかった。

ヨー方向のモードについては、主翼面に垂直方向の加振では励起されにくい。そこでハンマーインパクト法によりヨーばねの固有振動数を計測した。固有振動数を表 2 に示す。

### 3.2. 振動解析

FEM (NASTRAN) を用いて固有振動解析を行った。FEM モデルを図 3 に示す。主翼・チップフィン部はシェル要素である。胴体部は質量・質量慣性モーメント・重心位置を実模型に



一致させるように集中質量を配置し、また胴体の剛体運動を空力面に反映させるためにダミーのノードを配置した。

モデルは、胴体後部に結合されたビーム要素により支持される。要素の長さは実際の支持条件に適合するようにした。ローリングモードおよびヨーイングモードについては、実機構をモデル化することは少々複雑になる。そこで、ローリングモードについてはビーム要素のねじり剛性を調整し、ヨーイングモードについてはビ

ーム要素の終端（胴体後部と反対側）にスプリングを配置し剛性を調整することでモデル化を行った。

ランチョス法を用いて、10モードまでの固有値解析を行った。一例として、ヨーばねが45000Nm/radのときの結果を表3に示す。ただしモード形はロールばねが強いときのものを示している。

試験結果と比較すると5次以上の高次モードで振動数に5%程度の相違が見られるものの、

表1 振動試験による固有モード










モード番号	1	4	5,6	7
モード形				
振動数 [Hz]	29	74	108	137
強弱	33	18	108	137






表2 振動試験によるヨーばねの固有振動数（モード3）

ヨーばね [Nm/rad]	20000	25000	30000	35000	40000	45000	50000
振動数 [Hz]	45.0	49.0	49.5	51.5	53.5	55.5	57.5

表3 振動解析による固有モード

モード番号	1	2	3	4	5
モード形					
振動数 [Hz]	28	28	49	75	102
強弱	32	28	56	19	102

モード番号	6	7	8	9	10
モード形					
振動数 [Hz]	102	141	166	170	179
強弱	102	141	164	170	175

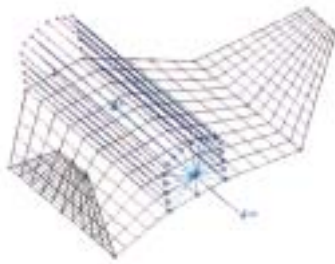


図 3 FEM モデル

この程度の相違は誤差の範囲内であり全体としてモード形および振動数の一致は良好である。

#### 4. フラッタ特性

##### 4.1. フラッタ実験

航技研の遷音速風洞（測定部  $2\text{m} \times 2\text{m}$ ）でフラッタ実験を行った。実験の概要を図 4 に示す。実験マッハ数は  $M=0.6, 0.7, 0.8$  で、 $M$  を固定し、総圧  $P_0$  を低い値から徐々に加圧する方法を採った。フラッタの判別は翼歪をモニターすることで行った。実験の結果、ヨーイングモードが連成するフラッタを得ることができた。ただし、実際には支持装置内の板ばねの支持部移動を繰り返すとフラッタポイントが異なることが多いこと、また振動が発散するかどうかの判別が難しかったことが、フラッタポイントを明確に得

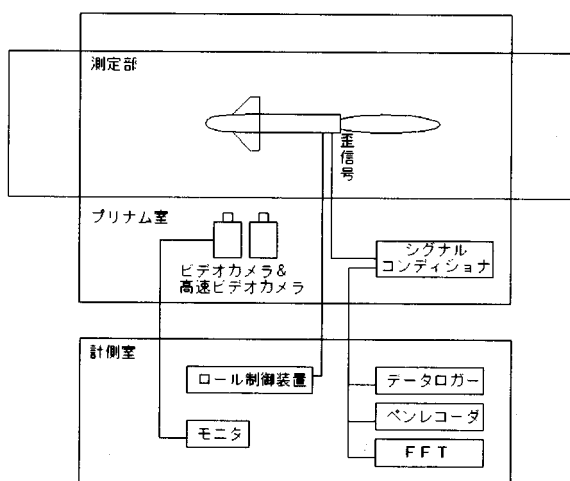


図 4 風洞実験概要

ることを困難にした。これは支持部移動により構造減衰率が変化していることや、フラッタポイントが構造減衰率に敏感である可能性が考えられる。実験のフラッタポイントとして代表値を表 4 に示す。

##### 4.2. フラッタ解析

DPM による非定常空気力を用いて、 $p-k$  法によりフラッタ解析を行った。空力モデルは左右の対称性を考慮して半機の空力面で解析を行った。空力面分割は、主翼が 50、チップフィンが 100、胴体下面が 10、胴体側面および上面が 80 の合計 240 分割である。固有モード形は FEM 解析の結果を用い、固有振動数については実験の結果を用いた。使用したモードはモード番号 1,3,4,6 の逆対称モードである。解析の結果、モード 1 と 3 が連成するヨーイングモードフラッタが求められた。表 5 にヨーばね剛性が  $40000\text{Nm/rad}$ 、表 6 に  $45000\text{Nm/rad}$  のときのフラッタ限界動圧値を示す。なお、構造減衰率は  $g=0.0, 0.005, 0.01, 0.02$  について解析した。

図 5 にヨーばね剛性が  $40000\text{Nm/rad}$ 、図 6 に  $45000\text{Nm/rad}$  のときのフラッタポイント、それぞれ実験値・解析値について示す。解析値は構造減衰率  $g=0.01$  としているが、併せて垂直線で  $g=0.00 \sim 0.02$  の値についても示す。垂直線において最小値が  $g=0.00$ 、最大値が  $g=0.02$  のものである。図中、等総圧線も示す。

$g$  の値によりフラッタ限界値が大きく異なり、非常に敏感であることがわかる。つまり現象としては実験と解析が対応していると考えられる。

このような状況の中で、実験値と解析値を定量的に比較することは難しいが、ヨーイングモードフラッタが通常の曲げ振りの逆対称モードフラッタよりも低い動圧で発生しており、クリティカルになっていることや、ばね剛性に対するフラッタ限界動圧の変化等、定性的には良く一致していると考えられる。

表4 フラッタ限界動圧実験値

M	ばね剛性値 [Nm/rad]	
	40000	45000
0.6	16.6	17.6
0.7	16.3	16.3
0.8	14.7	15.9

単位[kPa]

表5 フラッタ限界動圧解析値  
(ばね剛性 40000Nm/rad)

M	g=0.0	0.005	0.01	0.02
0.6	10.3	14.6	16.2	18.2
0.7	10.9	14.8	16.1	17.8
0.8	11.8	14.7	15.9	17.3

単位[kPa]

表6 フラッタ限界動圧解析値  
(ばね剛性 45000Nm/rad)

M	g=0.0	0.005	0.01	0.02
0.6	10.7	15.6	17.4	19.4
0.7	11.4	15.6	17.1	18.8
0.8	12.3	15.6	17.0	18.5

単位[kPa]

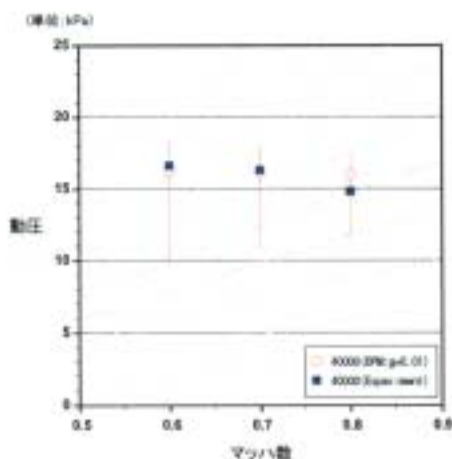
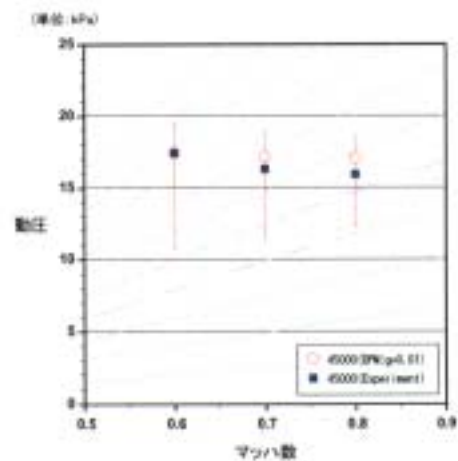
## 5. 結論

製作した支持装置および全機模型の組み合わせにおいて、フラッタ実験・解析により以下の結論が得られた。

- ・ ヨーイングモードが連成するフラッタがクリティカルになる可能性がある。
- ・ 構造減衰率に非常に敏感である。
- ・ DPM による解析でヨーイングモードフラッタを捉えることができる。
- ・ ヨーイングモードフラッタは、チップフィン逆対称曲げとヨーイングモードが連成するフラッタである。

## 参考文献

- 1) 神田・甲斐、“有翼宇宙往還機型模型のヨーイングモードが影響するフラッタ”、航空宇宙技術研究所特別資料 SP-45
- 2) 神田・上田、“ピッチング模擬支持装置を使った有翼往還機打上げ形態全機模型フラッタ”、第39回構造強度に関する講演会講演集

図5 フラッタポイント  
(ヨーばね剛性 40000Nm/rad)図6 フラッタポイント  
(ヨーばね剛性 45000Nm/rad)



# 1 m × 1 m 超音速風洞改修後の風洞性能と運転方式について

渡辺光則、楯 篤志、浜本 滋、酒井謙二（航空宇宙技術研究所）  
外立政隆（航空宇宙技術振興財団）

The performance and control system of NAL 1m × 1m supersonic wind tunnel after some improvements.

Mitsunori WATANABE, Atsushi TATE, Shigeru HAMAMOTO, Kenji SAKAI (NAL),  
Masataka HASHIDATE (JAST)

## 概要

航空宇宙技術研究所 1 m × 1 m 超音速風洞の風洞運転制御と測定部気流特性の改善を目指して、測定部より上流部の改修を平成 11 年度から 12 年度かけて実施した。その結果、運転のワンマンコントロール化と測定部気流特性の改善（測定部付近のマッハ数が ± 1 % 以内で設定でき、そのばらつきが ± 0.5 以内に納まる）を得ることができた。

本報告では、改修概要と改修後の風洞性能について報告する。

## 1. はじめに

国内最大級の 1 m × 1 m の測定部を持つ航空技研超音速風洞は 1961 年に建設されて以来、平成 11 年の風洞改修前までに約 19,500 回の通風を数えるに至った。この間、次世代超音速機（SST）、H-II ロケット、宇宙往還機（HOPE）等の数多くの航空・宇宙機の研究開発に大きく寄与した。しかし、建設後約 40 年が経過し、老朽化が進んだことにより、近年の航空・宇宙機の開発で要求される高精度な測定部気流特性を満たすことが難しくなってきた。

本改修では、測定部気流特性の向上を主目的として老朽化した風洞主要各部と風洞運転制御システムの更新を行った。改修箇所は、測定部上流部（高圧導管部、集合胴部、可変ノズル部）と風洞運転制御システムである。平成 12 月 10 日末の時点で機械の据付、集合胴圧力制御調整試験、マッハ数 1.4、2.0、2.5 及び 3.0 の気流調整試験が終了した。残されたマッハ数 3.5、4.0 の気流調整試験は平成 12 年内には終了する予定

である。

本報告では、改修概要及び改修後の運転制御システムと気流特性について報告する。

## 2. 機械系の改修

図 1 及び図 2 に改修後の風洞全体図と風洞本体図を示す。また表 1 に改修後の基本風洞性能を示す。基本風洞性能は改修前とほぼ同等である。改修範囲は、超音速風洞専用仕切弁下流から測定部まで（高圧導管部、集合胴部及び可変ノズル部・測定部）である。

以下に各部改修の詳細を示す。

### 2.1 高圧導管部の改修

高圧導管とは、図 1 に示す超音速風洞用仕切弁下流から集合胴入口までの流路を指す。改修に際して、流路内の 2 個の伸縮管は、既設のものを再使用した。従来の仕切弁下流から集合胴までの流路は L の字を描いていたが、本改修工事で集合胴部を約 5 m 長くしたため、コの字を描く流路となった。その際、調圧弁圧力制御性能を確保するために、調圧弁入口

直前の直管部長さは改修前と同じとした。

## 2. 2 集合胴部の改修

集合胴部は、調圧弁のある流入胴・拡散部、整流部及び縮流部で構成されている（図2参照）。各部の改修前後の寸法比較を表2に示す。

## 2. 3 流入胴・拡散部の改修

流入胴・拡散部における主な更新箇所は、調圧弁の油圧シリンダー、位置検出器及びロック装置（電磁石）である。また、拡散部を新設の整流部に結合させるために、拡散部下流側に新規のフランジを設けた。このフランジの取付けにあたって、障害となる第2多孔板を上流側へ90mm移動させた。

更新後の調圧弁油圧シリンダー基本性能は改修前と同等である。但し、閉方向だけにあったクッション機構を開方向にも設けた。

更新前の油圧シリンダーは、クッションリングが脱落していたため閉速度が本来の性能より著しく遅かった。このことが調圧弁の圧力制御性能の低下の原因となっていた。更新後は本来の速度を回復したことにより、調圧弁の圧力制御性能が改善された。マッハ数2.0の通風における、改修前後の油圧シリンダー速度の比較を表3に示す。油圧シリンダーの速度は、毎秒当たりの動きの量を使用最大ストロークに対する百分率で表したものである。

## 2. 4 整流部の改修

図3に集合胴部の断面を示す。改修前の調圧弁下流の気流を一様にする機構は、上流側から拡散用方向板、第1多孔板及び第2多孔板が拡散部に設けられ、整流部においては4枚のスクリーン（金網：SUS製14メッシュ）が設けられていた。本改修では新たに第2多孔板の後に、中高音領域で吸音効果のあるグラスウール製消音スプリッタを整流部内

に設置し、流れの乱れを低減する機能を強化した。また消音スプリッタ下流の整流領域においては、4枚のスクリーンに加え第1スクリーンと第2スクリーン間にアルミ製ハニカム（セルサイズ9.52mm×長さ185mm）を増設し、整流能力を向上させた。消音スプリッタとハニカムの増設により、整流部は従来より約4m長くなった。なお改修後の第1スクリーンのメッシュサイズは#10で、また第2、第3及び第4スクリーンのメッシュサイズは#20である。

## 2. 5 縮流部の改修

縮流部の形状設計は、改修前の形状を基準とし、数値シミュレーション（CFD解析）を用いて行った。縮流部入口から可変ノズル入口まで流れの剥離を防ぐために、

- (1) 従来よりも縮流部全長に対する異形縮流部の長さ比を大きく、
- (2) 円形縮流部上流側の曲率半径を可能な限り大きく、
- (3) 可変ノズル部固定側壁との接合部において、縮流部側の曲率半径を可能な限り大きくしている。

最終縮流部の形状、マッハ数分布及び静圧分布が、縮流部入口から可変ノズル部入口にかけて滑らかな分布であることをCFD解析で確認している。

## 2. 6 可変ノズル部の改修

図4に可変ノズル・測定部の全体図を、また図5に同部の側面図を示す。可変ノズルの全長及び測定部との結合部断面形状は改修前と同じである。また、表2に示したように可変ノズル入口の高さを、2.2mから1.5mに変更した。

改修後の可変ノズルの特徴を以下に記す。

- (1) ノズルスロートより下流域でのノズルの設計形状は、改修前と同じである（ $M=1.4$ から $4.0$ ）。

(2) 可変ノズル（上下の可撓<sup>とろ</sup>板）の形状設定（マッハ数設定）のためのジャッキ駆動を、従来の油圧制御から電動制御に切替えた。

- ・電動ジャッキの数量：上下各21対
- ・ジャッキ軸型式：ローラーネジ軸

(3) 所定のマッハ数において、ノズル形状の微調整が可能となった。各ジャッキのストローク調整可能範囲は、平均で±10 mmである。

(4) ノズル形状の変更時間

M1.4からM4.0までの変更に必要な時間は約10分である。

(5) 左右の側壁が電動で開閉できる。

(6) 上下可撓板は、材質がステンレス(13Cr-5Ni-1Mo)、板厚が18 mmである。また側壁は材質及び板厚が各々、ステンレスクラッド鋼(SUS304と鋼の合板)、板厚30 mmである。

(7) 内壁（気流面）全域が鏡面仕上げ（バフ仕上げ）である。

## 2. 7 測定部の改修

測定部には従来のシュリーレン観測窓に加えて、新たに以下の機能を追加した。

- (1) 模型等が取付けられるように測定部上下壁が取外しできる構造とした（有効径600 mm；フランジ式閉止蓋）。
- (2) 上壁の閉止蓋内には有効径450 mmの補助観測窓が取付けられる構造とした。通常の風洞運転においては、補助観測窓を常設する予定である。

測定部の寸法は改修前と同じで、測定部出口断面が1 m×1 m、流れ方向の長さが1.8 mである。

改修前はノズル上下壁（可撓板）の形状変化に伴う流れ方向位置の変位を測定部の上下壁がスライドすることにより吸収していたが、改修後は最上流部の#1ジャッキに接合されている滑り継手の変位を吸収するように機構

を変更し、測定部気流面を完全な固定壁とした（可撓板の形状を変化させる機構を変更）。

## 3. 制御系の改修

制御系の改修は、一部を除き風洞運転制御システムの全体について行った。主な改修内容を以下に記す。

(1) 新規に製作したもの

- ① 風洞運転制御卓
- ② 風洞運転制御コンピュータ
- ③ 風洞監視盤
- ④ 圧力制御盤
- ⑤ 可変ノズル制御盤
- ⑥ 模型制御盤

(2) 既設品を改造したもの

- ① 補機制御盤
- ② 油圧源空気源操作盤
- ③ 第2スロート機側制御盤

以下に風洞運転制御システムの改修と、制御装置の中で特に重要な集合胴圧力制御部の改修について述べる。

## 3. 1 風洞運転制御系の改修

風洞運転制御システム構成図を図6に示す。風洞運転制御システムの構成は、①風洞運転制御コンピュータ、②風洞操作卓、③風洞監視盤、④圧力制御盤、⑤可変ノズル制御盤、⑥模型制御盤及び⑦補機制御盤、以上7個の主要装置から構成される。①の風洞運転制御コンピュータには、産業用パソコン（東芝製F3100A-model6000;CPU233MHz）を使用した。また②から⑦の制御装置は、PLC（プログラマブルロジックコントローラ；横河電機製FA-M3シリーズ）を内蔵している。①から⑦の各装置間の信号伝送は、基本的に光ケーブルを使用した多重伝送方式である。図6に示すように制御の方法は、原則的に機能上類似性のある機器をまとめて一つの制御盤で制御及び監視を行う方式<sup>2),3)</sup>を取っている。制御のためのパラメータの設定は、オペレータが風

洞制御卓内に置かれた風洞運転制御コンピュータ（キー入力）と P L C（タッチパネル入力）により行う。制御室（中央）から各機器への制御指令は、同制御卓より風洞監視盤を経由して各制御盤に伝送される。最終的に機器への制御指令は制御盤より発せられる。反対に機器の監視情報は、各制御盤を経由して風洞監視盤に集約され、風洞制御卓の P L C（タッチパネル）及び風洞運転コンピュータ（モニター）に伝送される。以上のように新しい風洞運転制御システムを構築したことにより、通風準備、通風及び通風停止までの一連の制御を、風洞制御卓上で 1 人のオペレータで実行できるようになった。

### 3. 2 集合胴圧力制御の改修

本改修前の集合胴圧力制御は、調圧弁駆動用油圧シリンダーの動作制御を行うサーボバルブが最新式のものであったにも拘わらず、同油圧シリンダーの劣化、圧力制御装置の能力限界から、集合胴圧力制御能力は満足できるものではなかった。今回、調圧弁駆動用シリンダー及び圧力制御装置を更新したことにより、集合胴圧力制御性能を改善することができた。圧力制御装置の主な仕様を表 4 に示す。

圧力制御方式<sup>4)</sup>（調圧弁動作制御方式）は、風洞起動時（調圧弁の開き始め）の過渡圧力制御時にはフィードフォワード（F F）方式とし、その後の定常圧力制御時には比例・積分（P I）方式とした。集合胴圧力制御は、一般に風洞起動時には最短時間で設定圧力に近づけ、設定値と現在値の圧力偏差がある基準以下になった以降は、定常偏差を可能な限り小さくなるように制御することが望ましい。このことを考慮し、フィードフォワード制御ではマッハ数、集合胴設定圧力（Pos）、高压導管圧（Pd）、貯気槽容量及び過渡圧力時の調圧弁オーバーシュート量の条件をパラメータとして、調圧弁の最適な動作を予測制御し

ている。また比例・積分制御では、貯気槽圧力補償ゲインを含めた制御を行っている。また、P L Cを導入したことにより、マッハ数及び通風中の時々刻々に対応した最適な制御パラメータをより複雑に設定できるようになった。

### 4. 集合胴圧力制御性能

圧力制御調整試験を実施し、より短時間で安定した設定圧力になるように集合胴圧力制御の調整（調圧弁の動作調整）を行い、圧力制御装置の性能を確認した。図 7. 1 から図 7. 4 にマッハ数 1. 4、2. 0、3. 0 及び 4. 0 の集合胴圧力変化について、改修前後の対比を示す。当初集合胴部の容積が約 2 倍になったことで、集合胴設定圧力までの到達時間（整定時間）が長くなることが懸念されたが、実際は改修後の方が各マッハ数において整定時間が短くなっている。特にマッハ数 4. 0（図 7. 4）において、最も顕著にその違いが現れている。マッハ数 4. 0 では整定時間が改修後の方が約 2 秒短い。整定時間が短くなった最大の理由としては、調圧弁駆動シリンダーを更新したことでフィードフォワード制御を採用したことが上げられる。圧力設定精度  $\pm 1. 0 \%$  及び圧力安定度  $\pm 0. 1 \%$  については、マッハ数 1. 4、2. 0、3. 0 及び 4. 0 の各マッハ数とも目標値内に入り仕様を満足している。

### 5. 運転方式

#### 5. 1 通風運転の種類

通風運転の種類としては、マッハ数固定による①定常圧力運転と②圧力スweep運転の 2 種類である。定常圧力／圧力スweep運転における集合胴標準設定圧力は改修前とほぼ同じとしているが、マッハ数 2. 5 の場合については通風時のスタートを良くするために改修前より 10 %アップしている。



## 5. 2 運転手順

新しい風洞運転制御システム下での運転フローを図8に示す。運転フローの各項目については、付録に要点をまとめた。

## 6. 測定部気流特性<sup>3)</sup>

圧力制御の調整に引き続き、測定部における気流特性を調べた。測定部気流特性の要求値は以下の通りである。

・マッハ数設定性能：

$M = 1.4 \sim 4.0$  において設定値の  $\pm 1\%$  以内

・マッハ数の空間分布の一様性：

$M = 1.4 \sim 4.0$  において平均値の  $\pm 0.5\%$  以内

### 6. 1 マッハ数分布測定方法

測定部のマッハ数分布測定には、櫛形総圧管プローブを使用した。従来より使用してきたプローブに加え、今回の測定に際して新たに気流方向の測定範囲を広げた11列櫛形総圧管プローブを製作した。図9に各プローブの概略寸法と、測定部での測定範囲及び測定部内の座標系（気流の進行方向+X：右手系）を示す。11列プローブは、外径3mm、内径1mmの総圧管が11本、20mm間隔で幅200mmに一行に配置されている。また15列プローブは幅280mmで、総圧管の内外径及び配列間隔は11列ものと同様である。各々のプローブで気流（X）方向に対し測定できる範囲はアームの長さで決まり、11列及び15列プローブが各々 $L = 700\text{ mm}$ 及び $L = 300\text{ mm}$ である。

今回はまず、横（Y）方向の分布の測定を従来品の15列プローブを使用して行い、気流（X）方向／上下（Z）方向の平面分布測定を、新製の11列プローブを使用して行った。試験では、各通風前にプローブを模型支持装置のストラット（スティングポッド）に取付け、総圧管先端の気流（X）方向位置の

プリセットを行い、通風中に上下（Z）方向にストラットを平行移動させ総圧分布の測定を行った。

### 6. 2 横方向流れ特性

15列プローブを図9に示すように各総圧管が水平に並ぶようにセットし、マッハ数1.4、1.5、2.0、2.2、2.5、3.0、3.5及び4.0について横（Y）方向の総圧（衝撃波後流の総圧：Po2）を測定部の中心（ $X = 0$ ）で調べた。上下（Z）方向の測定範囲（通風中の平行移動範囲）は $\pm 100\text{ mm}$ （ $M 3.0$ では $\pm 300\text{ mm}$ ）とした。代表的な例として、図10にマッハ数4.0の測定結果を改修前と比較して示した。改修後のPo2データは、改修前に比べて横（Y）方向の一様性が著しく向上していることがわかる。改修後における横（Y）方向のPo2の変化は、 $\pm 0.1\%$ 以下である。横（Y）方向の一様性は他のマッハ数でも同様な傾向を示した。改修後における横（Y）方向のPo2の変化は、最大でもマッハ数2の $\pm 0.3\%$ であった。

### 6. 3 気流方向流れ特性

横方向総圧測定結果から横（Y）方向のマッハ数分布は良好な2次元性が得られたので、測定部内のマッハ数分布を調べる際には、上下（Z）方向のマッハ数分布をいくつかのX断面内で調べることにした。気流（X）方向の測定点は、測定部中心（ $X = 0$ ）から前後の位置で、 $X = -425$ 、 $-190$ 、 $40$ 、 $275\text{ mm}$ の4断面である。

図11.1と図11.2に、設計ノズル形状でのマッハ数1.4及び2.0のマッハ数分布を示す。マッハ数1.4及び2.0の両者とも、マッハ数設定性能及びマッハ数の一様性は目標値内に入っている。

図11.3と図11.4に、マッハ数2.5及び3.0における設計ノズル形状と、一

様性向上のためにノズル形状を微調整した後のマッハ数分布を示す。マッハ数2.5では、図11.3.1に示すように、測定部中心から40mm下流の断面において $Z=0$ 付近でマッハ数の一様性が目標値より外れた結果を示した。目標値内に分布を納める調整作業として、可変ノズルの#21ジャッキ（最も下流のジャッキ）を0.3mm押し下げた結果、図11.3.2に示すように一様性は規定値内に納まった。なお調整作業では、測定結果に基づき、予めCFDによるパラメトリックスタディを実施し、調整量を決定した。マッハ数3.0についても可変ノズルが基本形状では目標値外であった（図11.4.1）ため、マッハ数2.5と同様な調整作業を行い（#20ジャッキ：1.31mm押し下げ、#21ジャッキ：0.4mm押し下げ）、マッハ数の一様性を目標値内に納めた。その結果を図11.4.2に示す。

## 7. まとめ

1m×1m超音速風洞の老朽化対策と測定部の気流性能向上を目的として、風洞の主要部である高圧導管部、集合胴部及び可変ノズル・測定部と風洞制御システムの更新を行った。更新後の成果として以下の内容を得た。

- (1) 集合胴圧力の圧力整定時間が短縮した。  
また圧力安定度が増した結果、計測可能時間が30秒以上という目標を満足した。
- (2) 可変ノズルの形状設定において、個々のマッハ数設定に対し、微調整が可能となり、マッハ数1.4、2.0、2.5及び3.0における測定部気流マッハ数の一様性は、目標値（マッハ数設定精度1%以内で、ばらつきが平均値の0.5%以内）を満足した。
- (3) 風洞運転制御の自動化を確立し、ワンマンコントロールを実現した。

## 8. 謝辞

本改修工事の遂行にあたっては、航空宇宙技術研究所の多くの方々に御協力を頂いた。また改修工事の担当を川崎重工業株式会社に頂いた。関係各位に深甚なる感謝の意を表する。

## 〔参考文献〕

- 1) 空気力学第二部：「1m×1m吹出式超音速風洞の計画と構造」、NAL TR-29,1962
- 2) 佐藤衛、神田宏、須谷記和、重見仁、戸田宣洋：「航技研二次元風洞の改修（制御関連について）」、NAL SP-42,1999, PP.45-55
- 3) 空気力学部：「大型極超音速風洞の計画と構造」、NAL TR-1261,1995
- 4) 外立政隆、野田順一、清水福寿：「航技研1m×1m吹出式超音速風洞運転制御装置におけるデジタル技術の導入と若干の改良について」、NAL TM-404,1980
- 5) 浜本滋、渡辺光則、楯篤志、酒井謙二："Improvement of the nozzle of the Supersonic Wind Tunnel", 94th Supersonic Tunnel Association International (STAI)、2000年9月

表1 超音速風洞の性能

風洞型式	吹出式風洞
測定部寸法	1 m × 1 m
マッハ数	1.4 ~ 4.0
レイノルズ数	$2 \sim 6 \times 10^7$ (1/m)
流量	280 kg/s
通風時間	最大40秒
完成年度	1961年度
改修年度	1999年度

表4 圧力制御装置の主な仕様

圧力設定範囲	150kPa ~ 1600kPa
圧力設定精度	集合胴設定圧力の $\pm 1.0\%$
圧力安定度	平均集合胴圧力の $\pm 0.1\%$
圧力スweep	1.0kPa/s ~ 30.0kPa/s
制御方式	デジタル制御 FF+PI制御

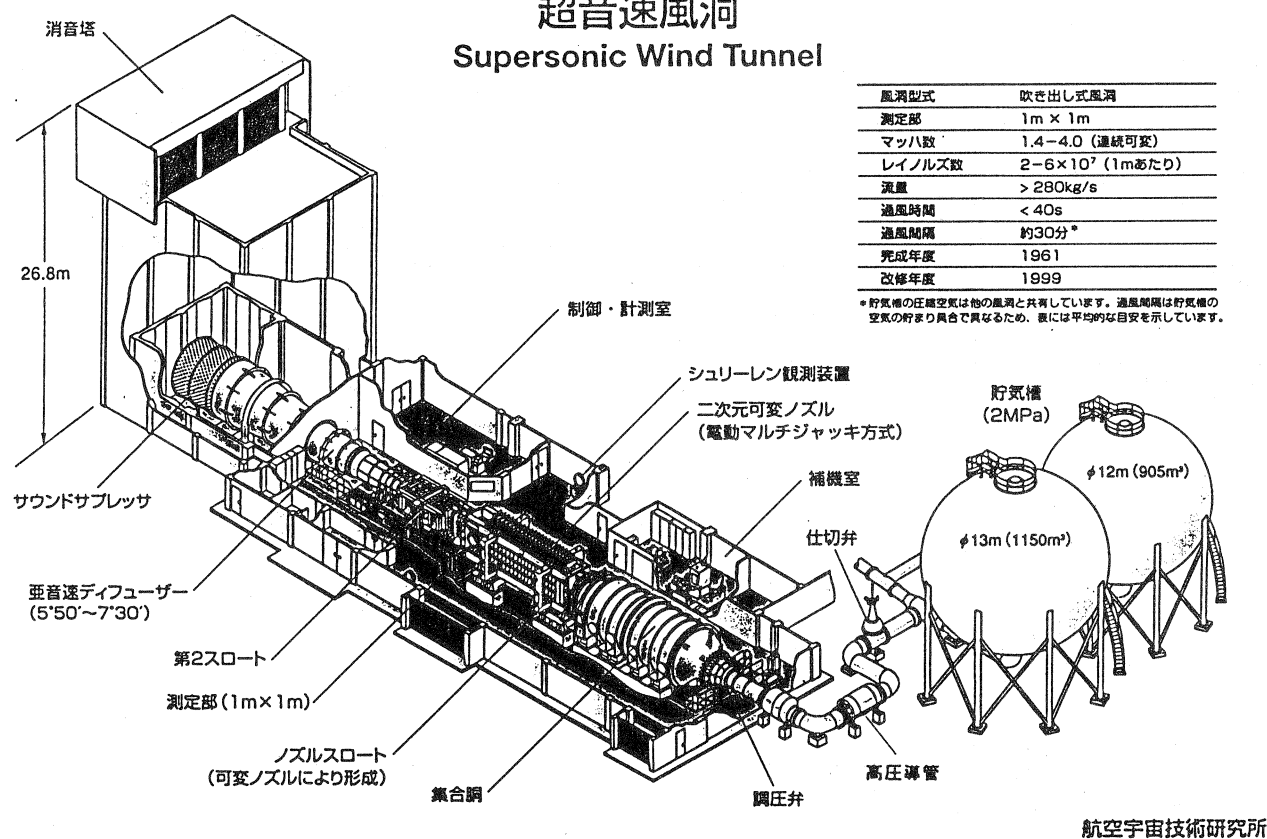
表2 集合胴部の改修前後の寸法比較

	改修前(m)	改修後(m)
整流部内径	$\phi 4.00$	$\phi 3.86$
集合胴全長	9.39	14.00
1) 流入胴・ 拡散胴	(3.99)	(4.00)
2) 整流部	(3.30)	(7.10)
3) 縮流部	(2.40)	(2.90)
縮流部	改修前(m)	改修後(m)
1) 入口径	$\phi 4.00$	$\phi 3.86$
2) 出口寸法	幅1×高さ2.2	幅1×高さ1.5
3) 縮流比	12.6	11.7

表3 マッハ数2.0の調圧弁油圧シリンダー速度

	改修前(%/s)	改修後(%/s)
開方向	16.3	18.6
閉方向	1.2	17.3

## 超音速風洞 Supersonic Wind Tunnel



風洞型式	吹き出し式風洞
測定部	1m x 1m
マッハ数	1.4~4.0 (連続可変)
レイノルズ数	2~6×10 <sup>7</sup> (1mあたり)
流量	> 280kg/s
通風時間	< 40s
通風間隔	約30分*
完成年度	1961
改修年度	1999

\*貯気槽の圧縮空気は他の風洞と共有しています。通風間隔は貯気槽の空気の貯まり具合で異なるため、表には平均的な目安を示しています。

図1 風洞全体図

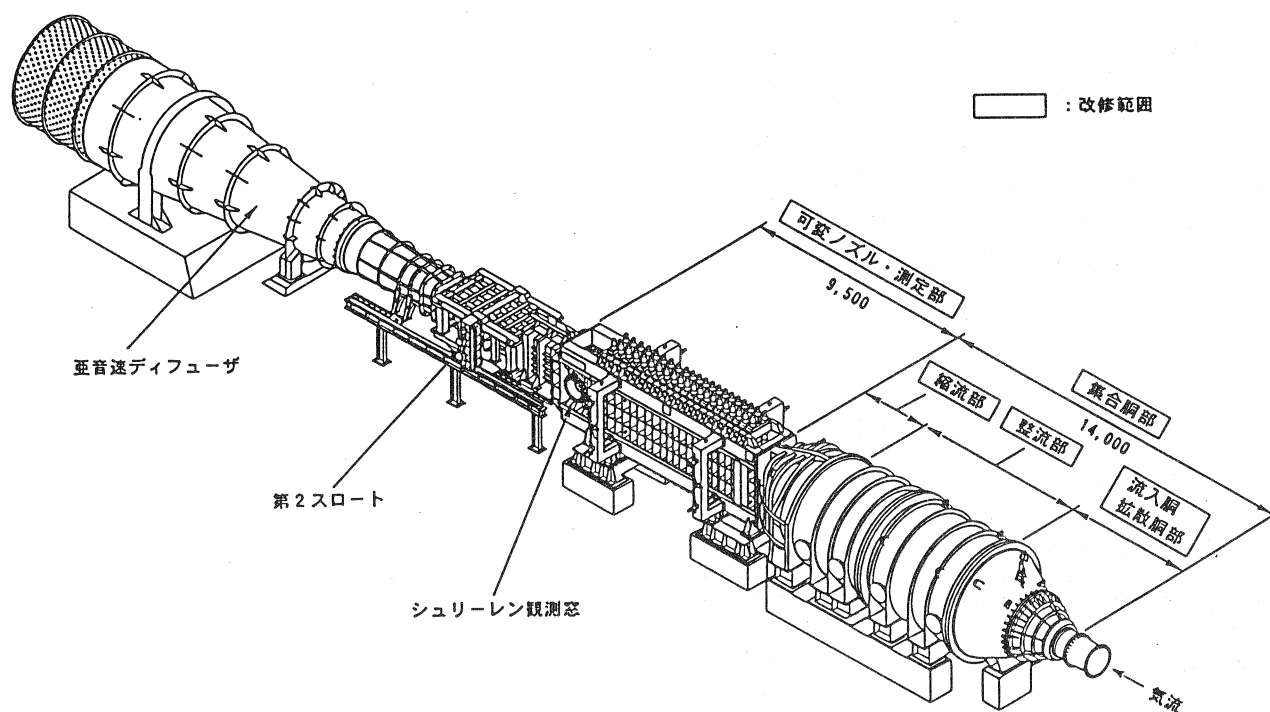


図2 風洞本体図

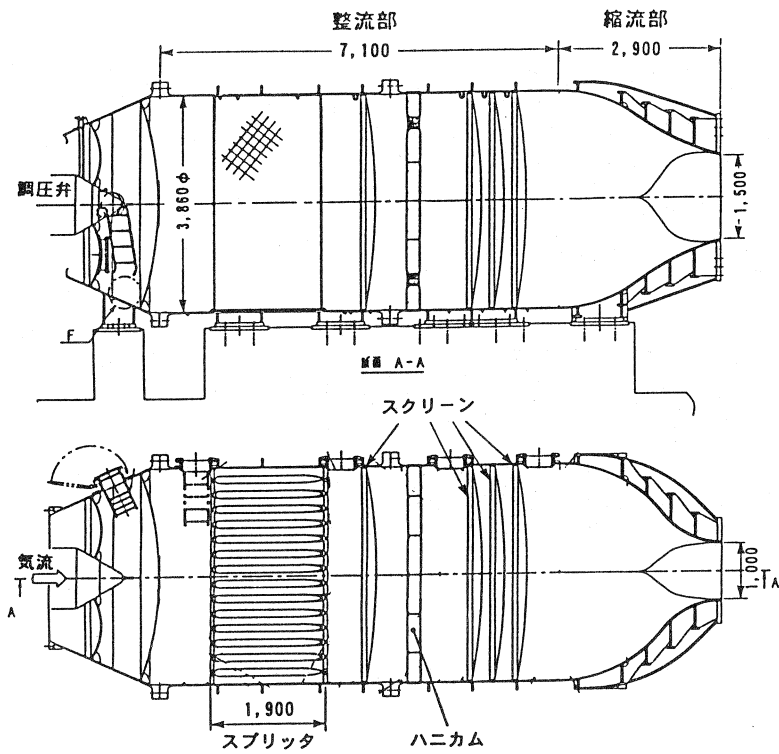


図3 集合胴部 断面図

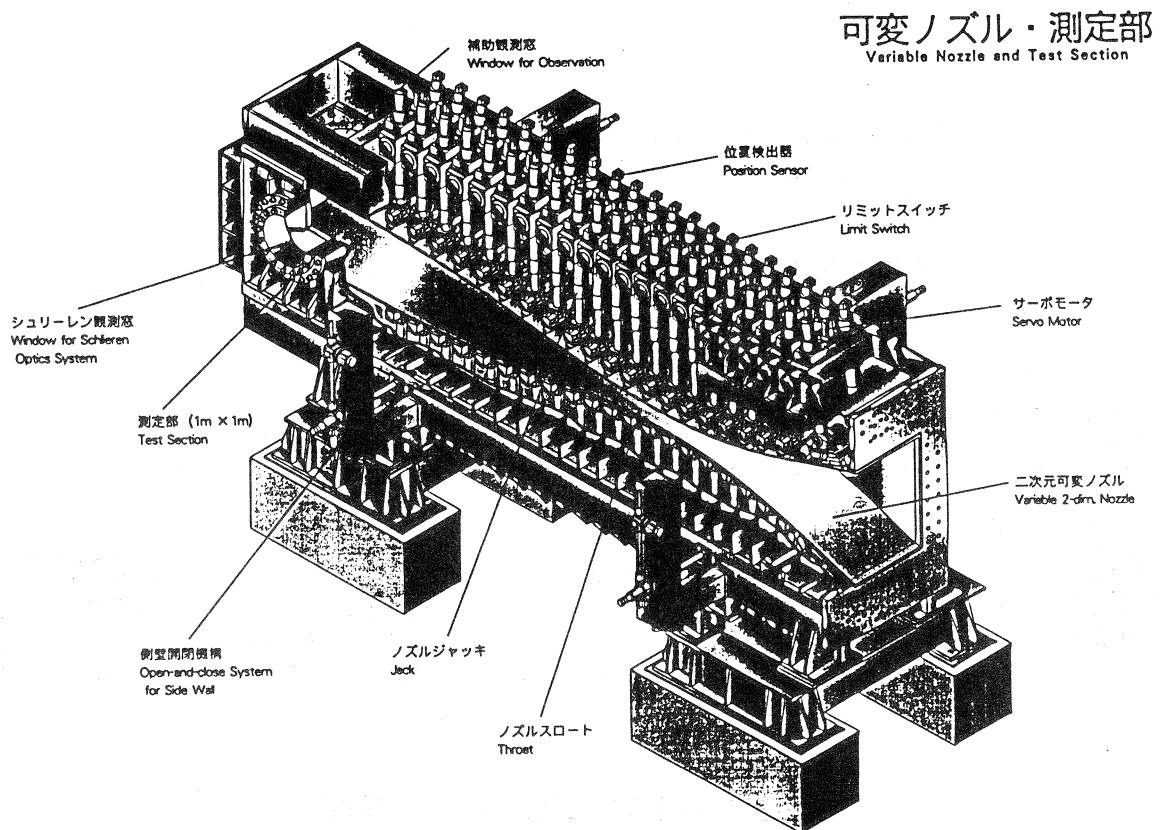


図4 可変ノズル・測定部 全体図

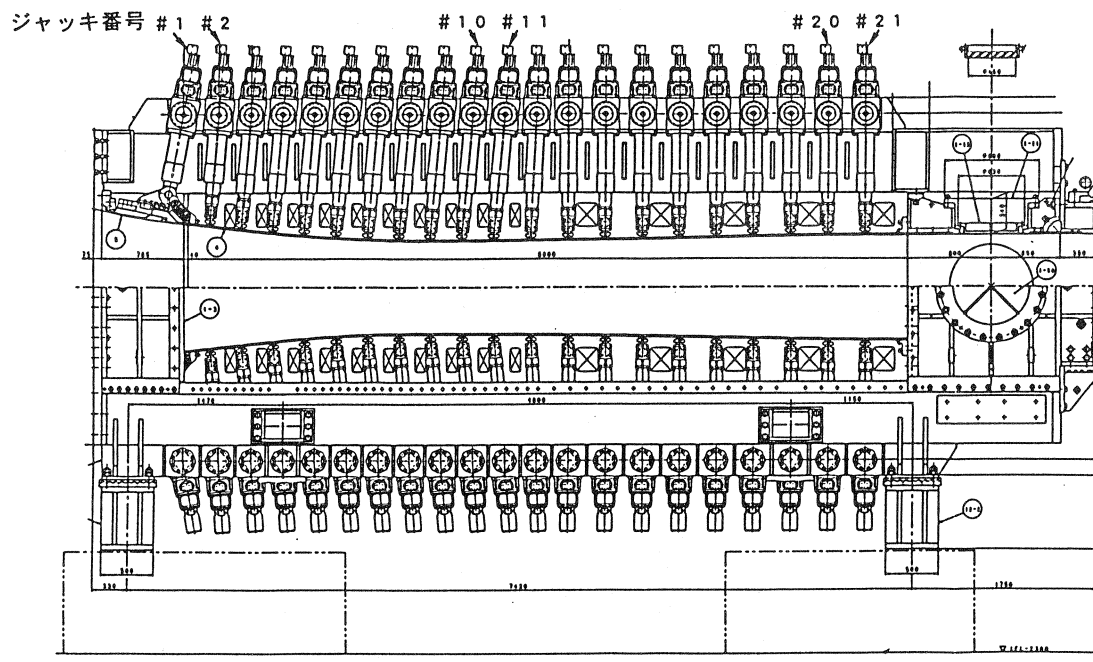


図5 可変ノズル・測定部 側面図

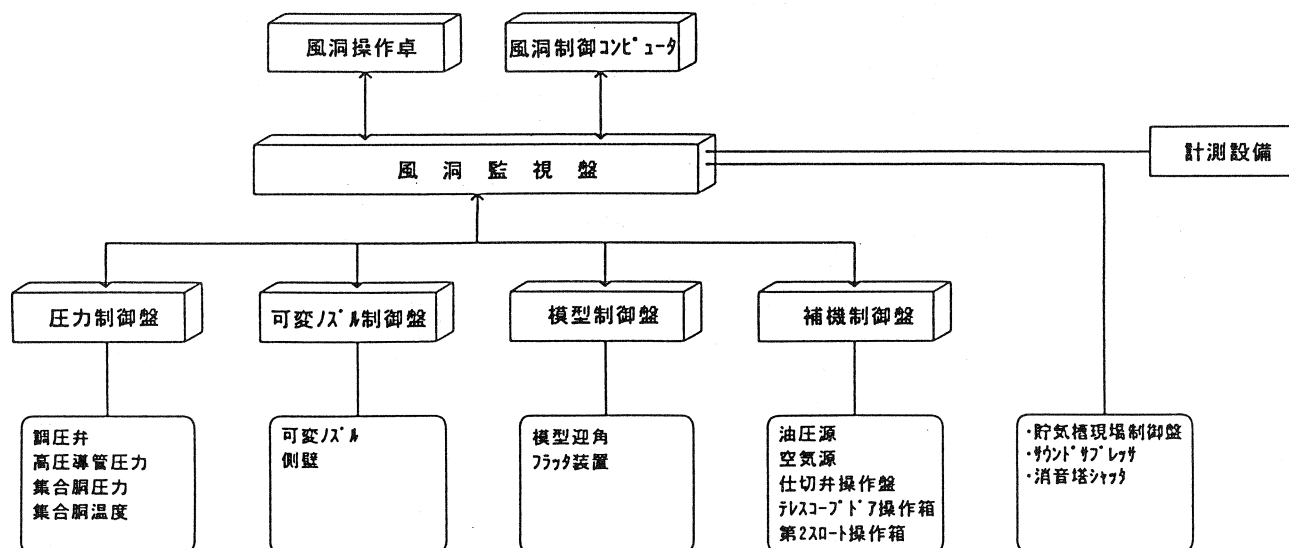


図6 風洞運転制御システム構成図

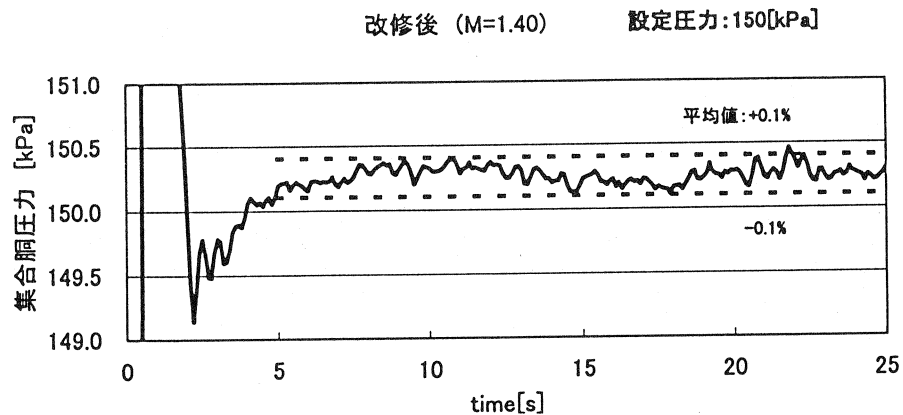
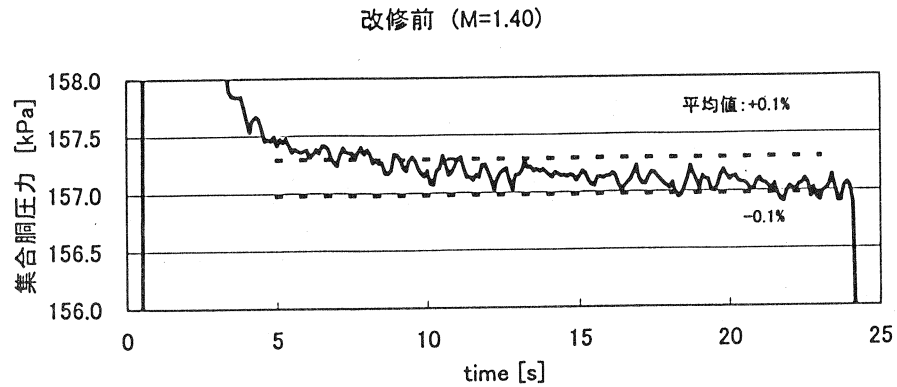


図 7. 1    M = 1. 4 の集合胴圧力時間変化

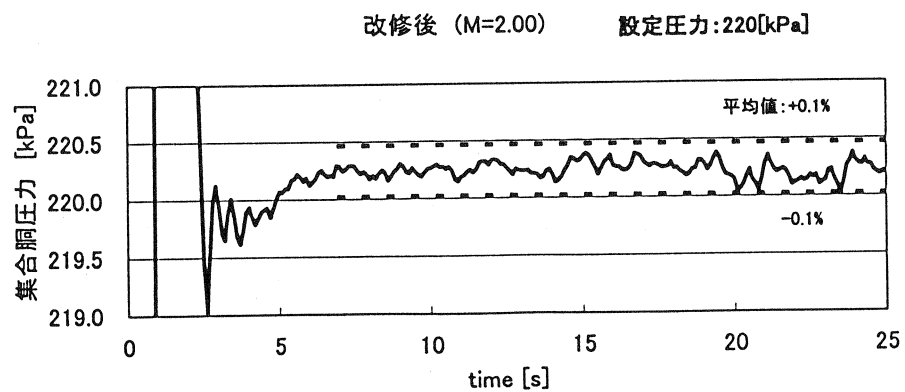
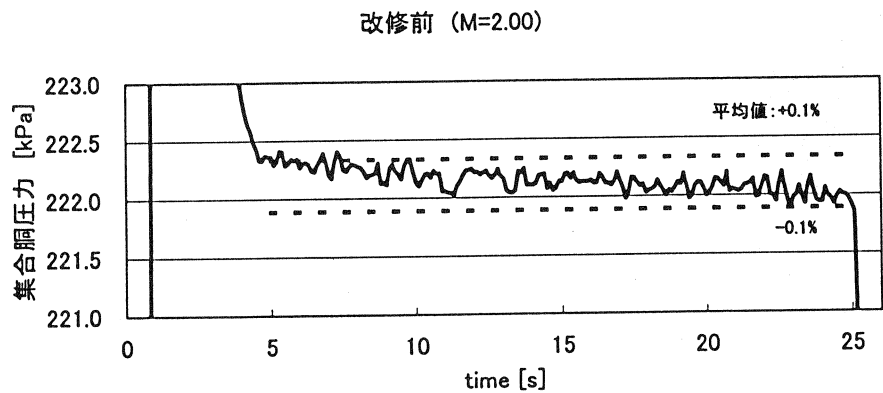


図 7. 2    M = 2. 0 の集合胴圧力時間変化

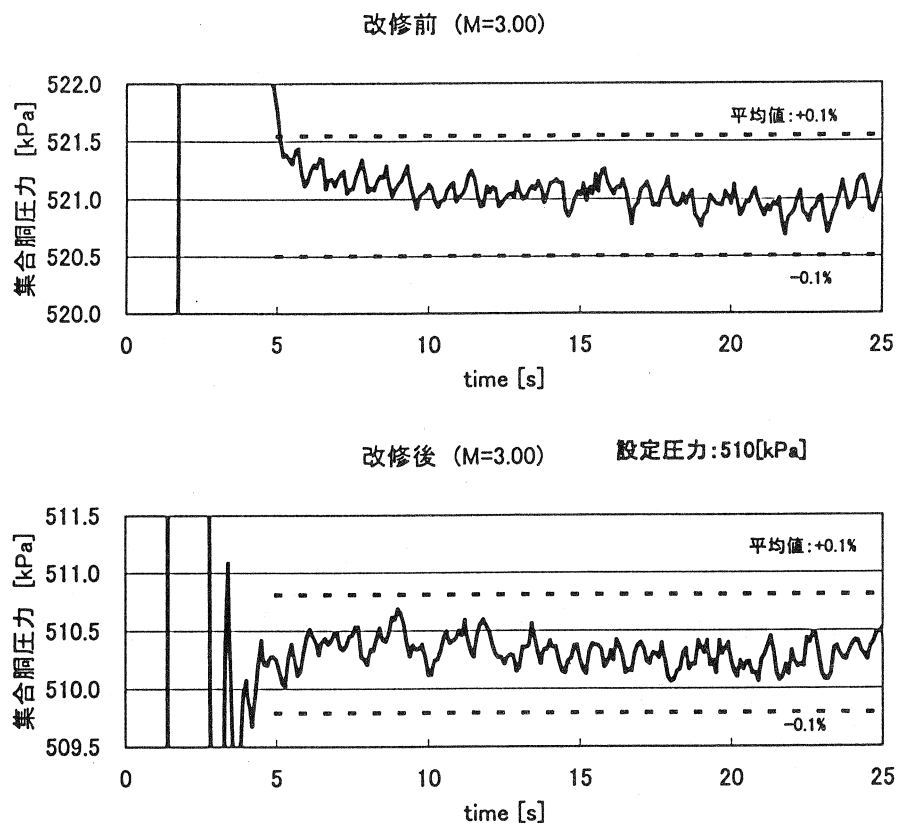


図 7. 3 M = 3. 0 の集合胴圧力時間変化

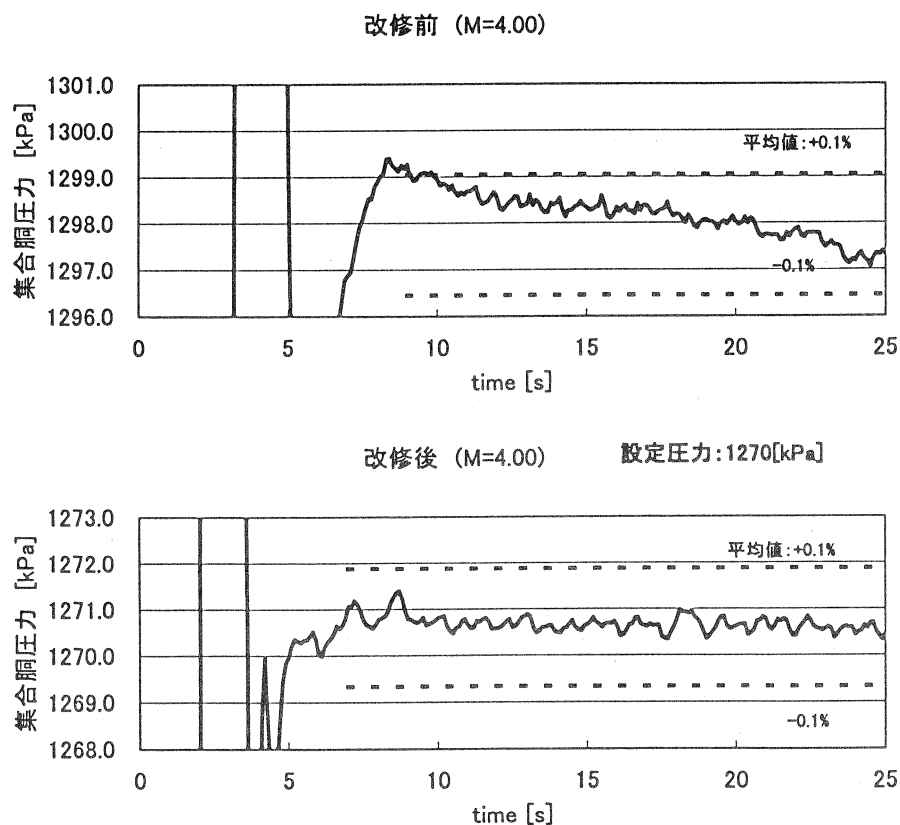


図 7. 4 M = 4. 0 の集合胴圧力時間変化



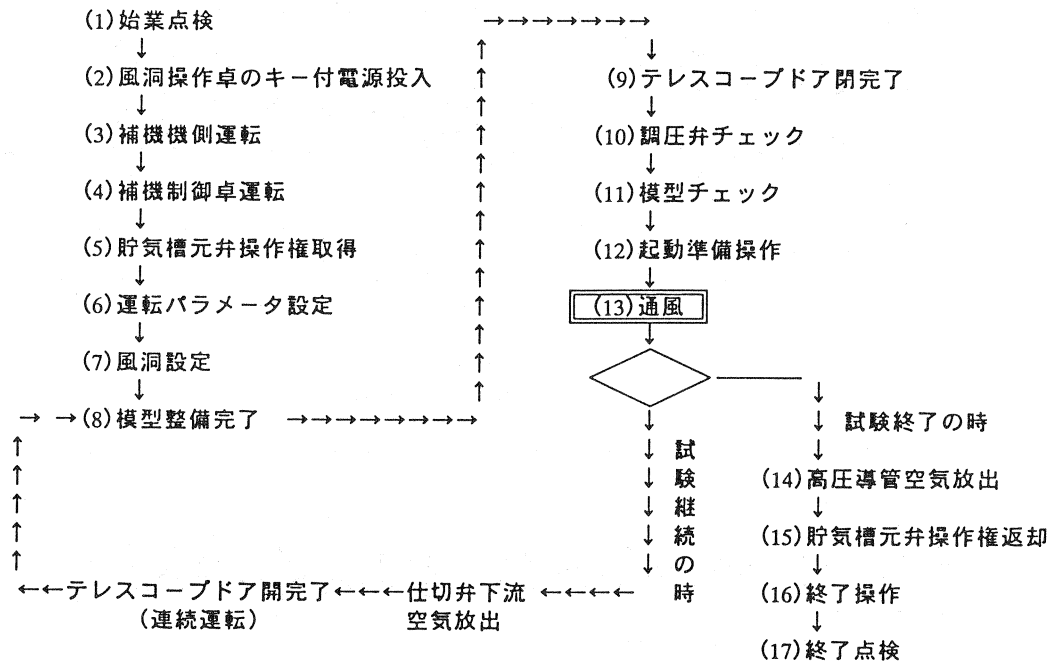


図8 風洞運転フロー

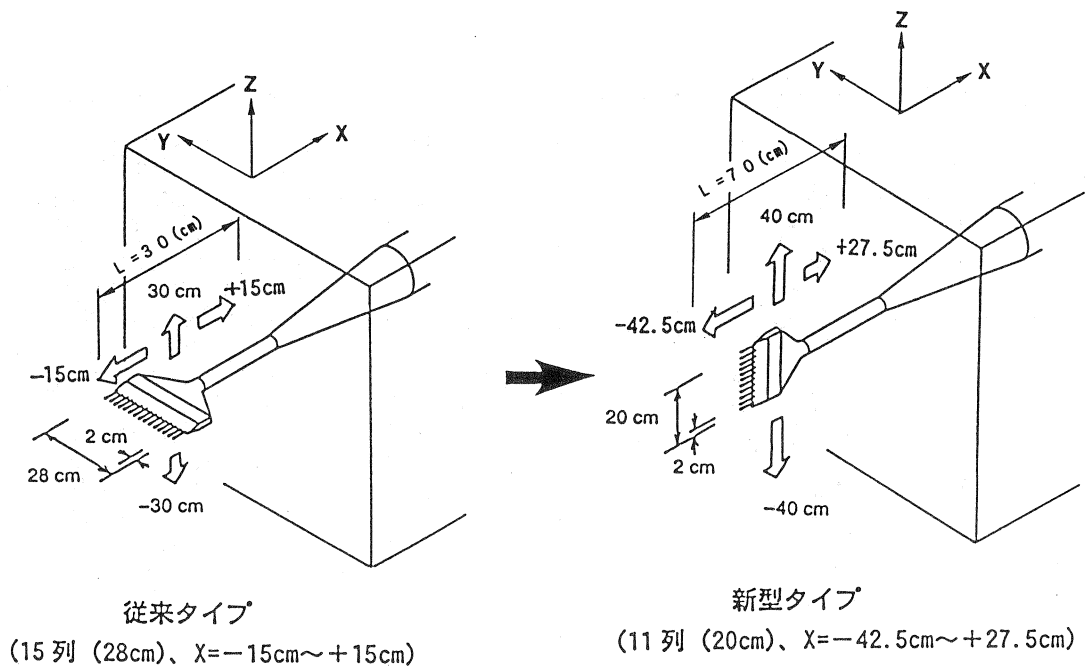


図9 気流計測櫛型総圧管プローブ

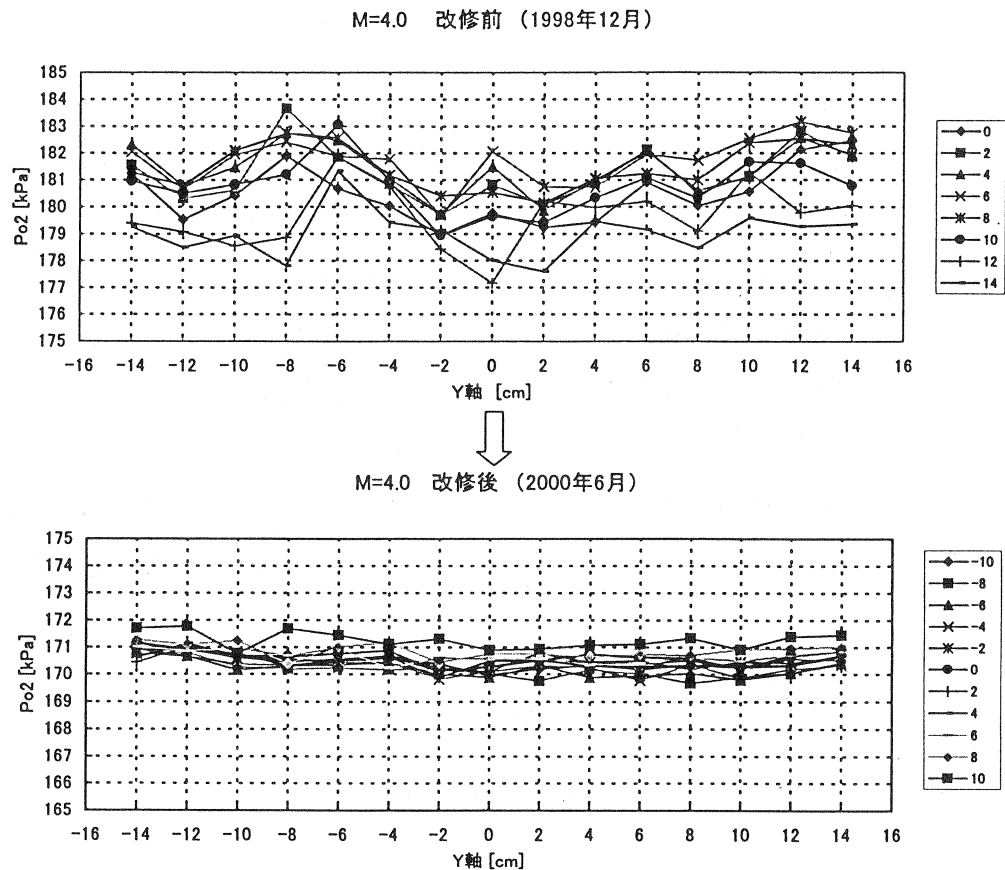


図 10 横方向総圧測定結果の比較 (M=4.0)  
(測定部中心位置 X=0)

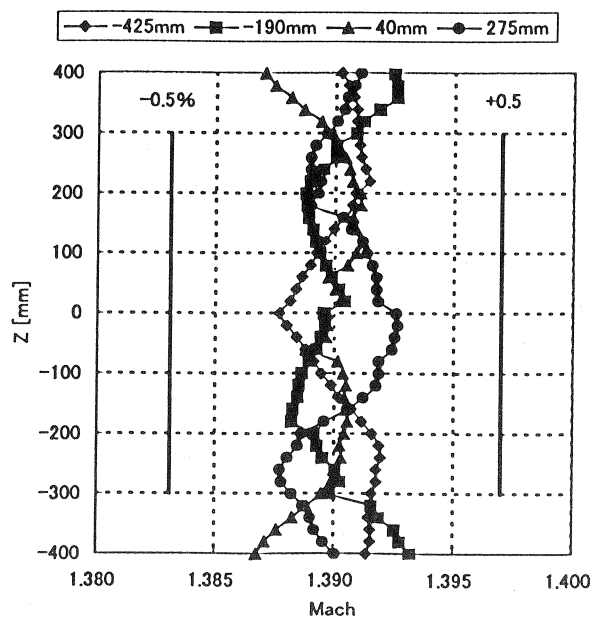


図 11.1 断面マッハ数分布 (M=1.4)

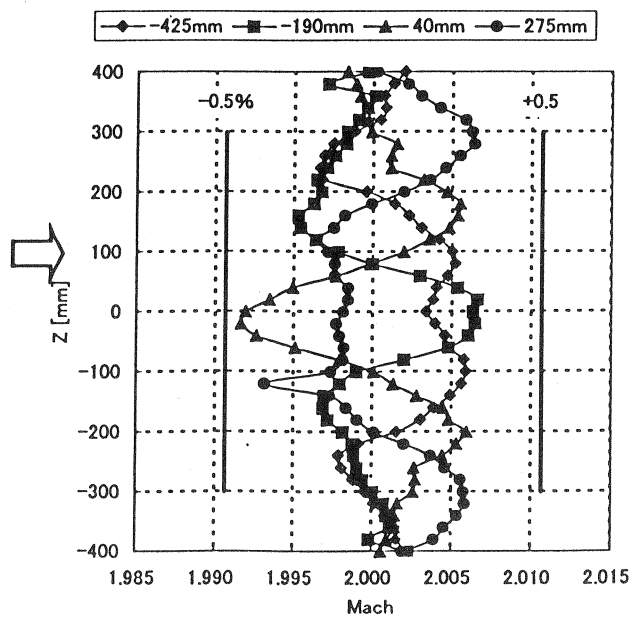


図 11.2 断面マッハ数分布 (M=2.0)

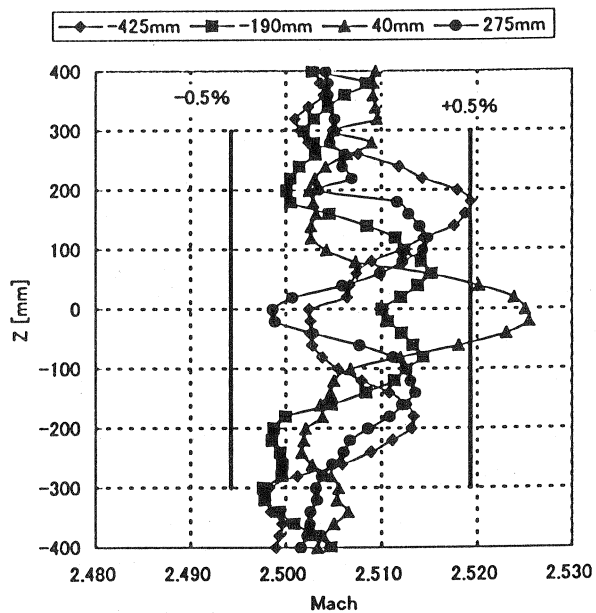


図 11.3.1 断面マッハ数分布 (M=2.5)

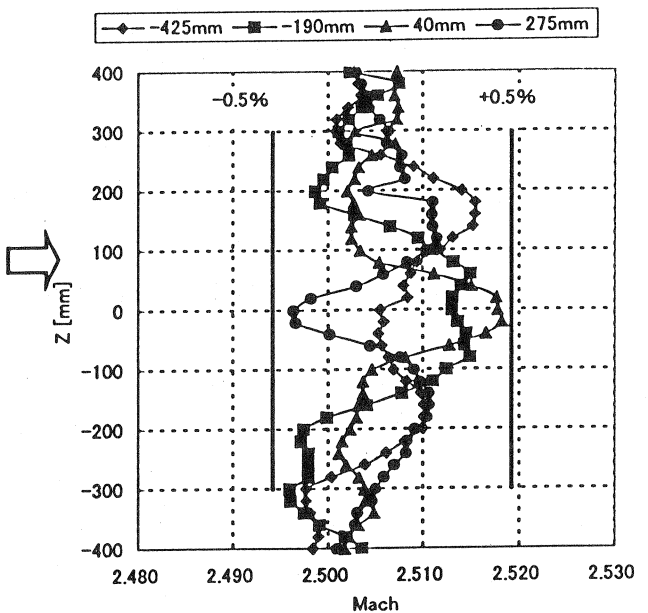
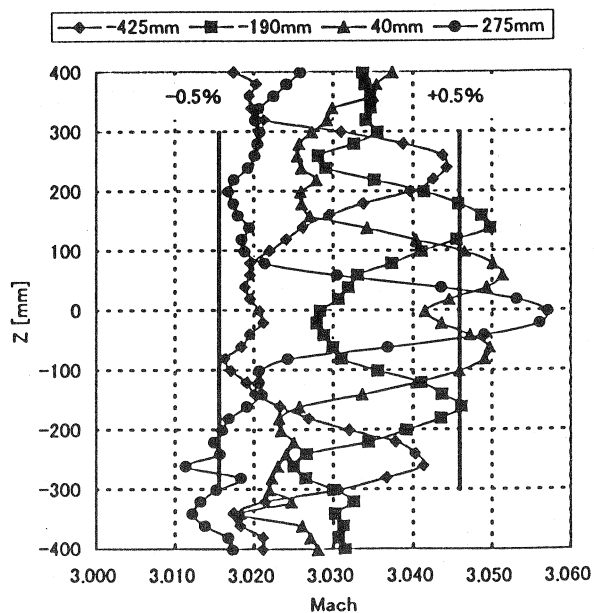
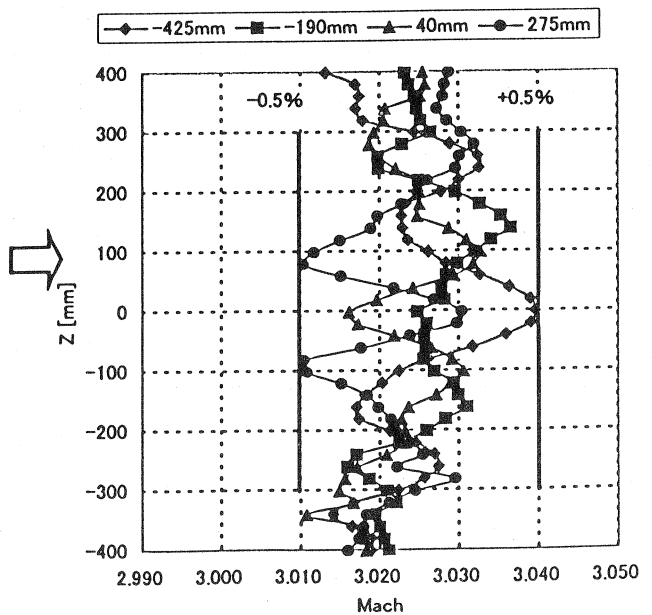
図 11.3.2 断面マッハ数分布 (M=2.5)  
(#21 ジャッキ 0.3mm 押し下げ)

図 11.4.1 断面マッハ数分布 (M=3.0)

図 11.4.2 断面マッハ数分布 (M=3.0)  
(#20 ジャッキ 1.31mm 押し下げ)  
(#21 ジャッキ 0.40mm 押し下げ)

## 付録：運転フローの各項目の要点（図 8 参照）

	項目	要点
( 1 )	始業点検	風洞本体及び補機まわりの異常の有無を確認する。
( 2 )	風洞操作卓のキー付電源投入	風洞操作卓の電源が投入されると風洞制御系システムのすべてに電源が投入される。
( 3 )	補機機側運転	電源投入後補機（油圧ポンプと空気圧縮機）の機側運転を行い補機の動作点検を行う。
( 4 )	補機制御卓運転	補機動作点検に問題がなければ以後制御室の風洞操作卓で補機制御卓運転を行う（再起動する）。補機制御卓運転以降は、風洞の故障・異常等がない限り、通風が全て終了するまで、オペレータは基本的に図 8 に示す運転フローに従った制御卓でのオペレーションとなる。
( 5 )	貯気槽元弁操作権	貯気槽元弁操作権を超音速風洞側にするように遷音速風洞制御室（貯気槽管理者）へ連絡し取得する（複数の風洞で貯気槽を共有しているため）。
( 6 )	運転パラメタ設定	調圧弁シミュレーション、気流条件、模型姿勢及び時刻設定等を行う。
( 7 )	風洞設定	所定マッハ数に対する可変ノズルと第 2 スロートの形状設定、サウンドサプレッサの開／閉設定及び消音塔シャッター開設定を行う。
( 8 )	模型整備完了	原則として実験担当者が行う。
( 9 )	テレスコープドア閉完了	原則として実験担当者が行う。
( 1 0 )	調圧弁チェック	通風前の所定マッハ数における調圧弁動作をシミュレーションし、動作が正常であることを確認する。風洞の連続運転の場合、調圧弁のチェックは最初の通風前に 1 回行うのを原則としている。

	項目	要点
(11)	模型チェック	通風中の模型動作のシミュレーション及び模型オフセットデータ取得等を行う。
(12)	起動準備操作	起動準備操作を行うことによって、調圧弁上流部の仕切弁及び元弁が開き、高圧導管への高圧空気充填、模型姿勢の起動位置セット等が自動的に行われる。本風洞では、貯気槽圧力が通風に必要な所定の圧力に達した時点で起動準備操作が完了となる。
(13)	通風	通風操作において、オペレータは最初に風洞計測担当者に対し計測準備完了の確認を行う。次に貯気槽管理者への通風開始の連絡を行い承諾を得た後、インターロック完了の確認及び風洞制御卓上にある風洞起動操作可ランプの点灯の確認を行う。最後に通風開始のアナウンスを行い風洞起動スイッチを入れる。通風が終了するとシーケンスに従い自動的に高圧風路の元弁及び仕切弁が閉まる。その後ユーザに試験継続または試験終了の判断を問う。テレスコープドアを開ける必要がある場合には、安全面から仕切弁下流の高圧空気は放出するものとしている。
(14)	高圧導管空気放出	試験終了の場合または昼の休憩時前には、高圧導管空気放出を行う。この操作は、貯気槽元弁と調圧弁間の高圧空気を完全に放出する操作である。
(15)	貯気槽元弁操作権返却	高圧導管空気放出が終了後貯気槽元弁操作権返却を行う。
(16)	終了	終了操作は、風洞設定リセット操作、補機停止操作及び風洞制御卓電源断操作である。風洞設定リセット操作を行うと、可変ノズル及び第2スロートがマッハ数1.4の基準位置に戻る。またサウンドサプレッサ及びシャッターは閉じる。補機停止操作及び風洞制御卓電源断操作は運転手順の(4)及び(2)の反対の操作である。
(17)	終業点検	(1) 始業点検とほぼ同様の点検内容である。



# 赤外線カメラによる空力加熱測定法

○ 小山 忠勇、平林 則明、津田 尚一、関根 英夫、  
永井 伸治、穂積 弘一（航空宇宙技術研究所）

## Aerodynamic Heating Measurement by Infrared Camera System

Tadao KOYAMA, Noriaki HIRABAYASHI, Shoichi TSUDA, Hideo SEKINE,  
Shinji NAGAI, Koichi HOZUMI (National Aerospace Laboratory)

### 概 要

航空宇宙技術研究所の大型極超音速風洞では、空力加熱測定を赤外線カメラを用いて行っている。この赤外線カメラによる空力加熱測定法は、従来の離散的なセンサによる測定法に比べ、機体全体にわたる空力加熱を2次元的な面情報として捉えられるため、局所的なピーク加熱も捕捉できる点で優れている。また、これまで定量測定精度の問題が指摘されていたが、誤差量の見積もり、補正方法の確立、3次元マッピングソフトウェアの開発、従来型のセンサとの比較試験等を行い、総合的な測定精度として10%以内の測定が可能であることを確認した。赤外線カメラによる空力加熱測定法は、極超音速風洞における空力加熱測定の実用的なシステムとしてほぼ確立した。ここでは、赤外線カメラによる空力加熱測定法の概要と定量測定精度を高めるために行った誤差の検討と補正法、センサとの比較試験等によりについて報告する。

### 1. はじめに

わが国が研究開発を進めている日本版スペースシャトル（HOPE）や将来的な研究開発課題であるスペースプレーンなどは、大気圏への再突入に際して非常に激しい空力加熱を受ける。この空力加熱の問題は、機体の耐熱設計や飛行経路の決定にとって最も重要な課題の1つである。特に、複雑な機体形状を有する飛翔体では機首からの衝撃波と主翼前縁からの衝撃波が干渉し、局所的に非常に大きな加熱を受ける現象（衝撃波干渉加熱）などが引き起こされる。

これらの宇宙往還機の開発研究では、機体全体にわたる空力加熱分布の測定はもとより局所的な現象（ピーク加熱）の定量測定が極めて重要になる。

従来のセンサによる離散的な測定方法では、衝撃波干渉加熱のように非常に狭い部分に高いピーク加熱が生じるような

場合、たまたまその場所にセンサがある場合にのみピーク値を捉えることが出来るが、一般的にはピーク値を正しく測定することは困難であるといえる。

一方、赤外線カメラを用いて可視化的に空力加熱を測定する方法は、観測する面の加熱率を2次元的に取得することができるため、機体全体の空力加熱分布のパターンの測定はもとより局所的にピーク加熱が起こる場所を確実に把握できる。この点で可視化的な測定法は、従来の離散的な測定法に比べて格段に優れている。さらに赤外線カメラの性能は今後も益々向上し、高速で高精度の画像データの取得が容易になると予想でき、将来的に空力加熱測定の有力な手段になると期待される。

航空宇宙技術研究所の極超音速風洞では、これまで空力加熱特性の測定をカロリメータや同軸熱電対、ガードンゲー

ジなどのセンサを用いた離散的方法と赤外線カメラなどを用いた可視化的方法で行ってきたが、赤外線カメラを用いる方法の優位性（2次元の面情報として加熱率分布が定量的に得られる）、効率性（一度に各部位の加熱情報が得られる）等の利点を認め、同測定法の技術確立ととりわけ定量測定精度の向上をめざして研究を進めてきた。<sup>1)~3)</sup>

ここでは航空宇宙技術研究所の極超音速風洞における赤外線カメラによる空力加熱測定法の概要と定量測定技術の現状および定量測定技術を確立するうえでの問題点と検討結果、さらにそれらの技術を応用した半球模型、HOPE模型などによる風洞試験結果とCFD結果との比較等を紹介する。

## 2. 試験設備

### 2.1 風洞

航空宇宙技術研究所の極超音速風洞システムは、50cm極超音速風洞と127cm大型極超音速風洞の2つのブローダウン型の風洞で構成されており、高速飛翔体の空力・熱空力特性の研究に使用されている。本報告の赤外線カメラによる空力加熱測定試験は、127cm大型極超音速風洞で行われた。

大型極超音速風洞はノズル出口直径127cm、マッハ数 $M=10$ 、よどみ点圧力 $P_0=1.0\sim 9.9\text{MPa}$ 、よどみ点温度 $T_0=1070\text{K}$ 、レイノルズ数 $Re=0.52\sim 6.84\times 10^6(/m)$ 、風洞の持続時間は最大約50秒



Fig.1 赤外線カメラシステム

である。

### 2.2 赤外線カメラシステム

極超音速風洞では、空力加熱測定用の赤外線カメラとして、AGEMA(現在FSI)社製のLW900を3台使用している。

Fig.1に赤外線カメラ、コントローラー、CRT、真空対応ボックス、校正用黒体炉などの赤外線カメラシステムの写真を示す。

赤外線カメラの性能は、画像解像度 $272\times 136$ ピクセル、温度分解能12 bit、検知波長 $8\sim 12\mu m$ 、測定温度範囲は $0\sim 250^\circ\text{C}$ 、測定精度は $\pm 1^\circ\text{C}$ 又は1%、最高録画速度は15フレーム/秒、走査方式は機械ミラー方式である。交換レンズは視野角度 $5^\circ$ 、 $10^\circ$ 、 $20^\circ$ の3つのレンズが整備されており、測定対象の大きさによってレンズを交換して使用する。また、極超音速風洞測定室が通風時に真空状態になるため、赤外線カメラはゲルマニウム製の近接レンズ付き真空対応ボックスに収納されて測定室内に設置される。

### 2.3 カメラ支持装置

空力加熱測定用の模型は極超音速風洞測定室内の高速模型投入装置に取り付けられる。その模型を複数台の赤外線カメラで、測定室内の任意の位置から同時に観測することによって模型全表面にわたる空力加熱の測定が可能となる。そのため、測定室天井および床面に赤外線カメラ支持用ガイドバーを常設し、さらにアームの組み合わせで任意の位置にカメラを設置できる構造とした。Fig.2に風洞室内に取り付けられた赤外線カメラの取り付け状況写真を示す。

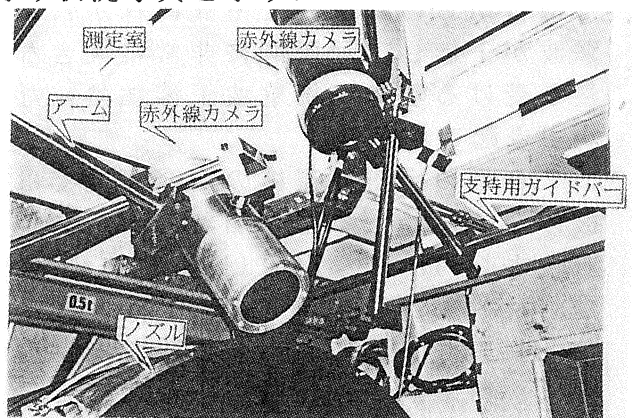


Fig.2 赤外線カメラの取り付け状況



### 3. 赤外線カメラによる空力加熱 測定の原理と概要

航技研の極超音速風洞では、赤外線カメラによる空力加熱の測定を次のように行っている。

極超音速 ( $M=10$ ) の気流が成立して、測定室における気流温度がほぼ定常となった時点で、断熱性の高い物質で作った試験模型を高速に気流内に投入する。模型は気流内に投入された時から主流の加熱を受け始める。模型表面の温度上昇を経過時間ごとに赤外線カメラによって連続的に記録する。

模型表面には投入と同時に空力加熱がステップ関数的に加えられたと考えられる。このとき、模型内部で半無限一次元の熱伝導を仮定できる範囲内では、温度場は次の方程式で記述でき、模型表面の温度上昇と熱伝達係数  $h$  との間には 1 対 1 の対応が成立する。この方法は、Jones & Hunt<sup>4)</sup> によって定式化され、風洞試験において良く用いられる方法である。

実際に加熱を受けた時間を  $t$ 、温度を  $T(x, t)$  とすると、

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\kappa}{\rho c} \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \quad (1)$$

初期条件を  $T(x, 0) = T_i$ 、 $T(\infty, t) = T_i$  として解けば

$$\frac{T(x, t) - T_i}{T_{aw} - T_i} = 1.0 - \exp(\beta^2) \operatorname{erfc}(\beta) \quad (2)$$

となる。但し、 $T_{aw}$  : 断熱壁温度  
ここで、

$$\beta = \frac{h\sqrt{t}}{\sqrt{\rho c \kappa}} \quad (3)$$

式 (3) より、求める熱伝達係数  $h$ 、熱流速  $q$  は以下のように求めることができる。

$$h = \frac{\beta}{\sqrt{\rho c \kappa} / \sqrt{t}} \quad (4)$$

$$q = h(T_{aw} - T_i) \quad (5)$$

### 4. 赤外線カメラによる空力加熱 測定法の誤差の検討

この測定法は、測定原理が簡明であり、解析もそれほど複雑ではないが、測定誤差について検討しておく必要がある。

赤外線カメラによる空力加熱測定法の誤差を生む要因としては以下の項目が考えられる。

1. 熱モデルの仮定に起因するもの  
(例えば、模型には ステップ関数的に熱が加わるとした仮定や模型内部での 1 次元熱伝導の仮定)
2. 模型材料の熱物性値の一様性や温度依存性に起因するもの
3. 赤外線カメラの性能や幾何学的、光学的なものに起因するもの

それぞれの項目について具体的に検討してみる。

1. については、空力加熱の測定に Fig. 3 に示す高速模型投入装置を使用することで、ほぼステップ的な加熱を実現した。

高速模型投入装置は気流外に支持された模型を 0.2 秒で気流中心まで投入し静止させる装置で、実際に極超音速風洞で投入速度試験を行った結果ではノズル外縁付近で最大 4.8 m/s の速度に達し、非一様な流れ(境界層)の影響を受ける時間は約 0.05 sec 程度であった。

測定時間を 1 次元熱伝導が仮定できる 1 sec 程度(模型の厚みや曲率によって異なる)にすることで、これらの影響による誤差を  $\pm 2 \sim 3\%$  以下にすることができる。

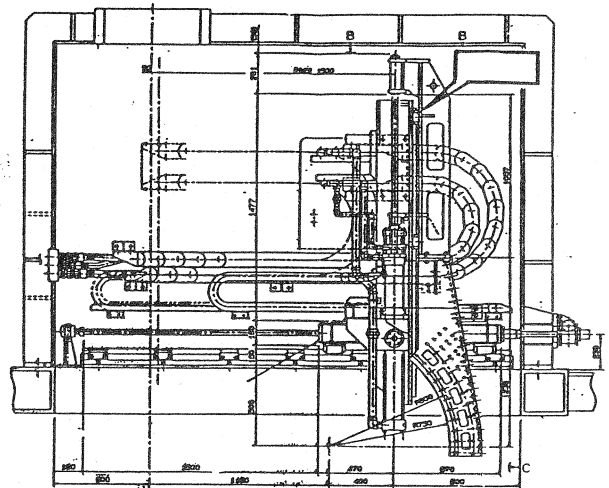


Fig. 3 高速模型投入装置

Table 1 ベスペルの熱物性値測定結果

温 度 (°C)	25	50	100	150	200	300
比熱 $\times 10^3$ (J/kgK)	1.01	1.10	1.24	1.39	1.50	1.70
密度 $\times 10^3$ (kg/m <sup>3</sup> )	1.43					
熱拡散率 $\times 10^{-7}$ (m <sup>2</sup> /s)	2.6	2.5	2.2	2.0	1.9	1.8

2. については、模型材料の選定から検討した。模型材料としては、次の性質を有するものが適している。

- 1) 熱拡散率が小さい。
- 2) 複雑な機体形状の加工が容易である。
- 3) 機械的強度が有る。
- 4) 耐熱温度が高い。
- 5) 熱物性値が一定である。

いくつかの模型材料について熱物性値測定試験を行った結果、熱物性値に温度依存性はあるものの上記の条件をほぼ満たしているポリイミド系のプラスチック、ベスペル (Vespel) が適していることがわかった。

Table 1 にベスペルの熱物性値の測定結果を示す。使用温度範囲内において熱物性値の温度依存性が大きいため、温度補正を行う必要があった。

補正方法としては、次式に示すように初期温度と表面温度の中間値に補正係数をかける手法を用いた。

$$T_{(J\&H)} = T_i + (T - T_i) \times F \quad (6)$$

ここで、 $T_{(J\&H)}$  は加熱率を計算する際の熱物性値の温度である。この補正值  $F$  に適正な値を選ぶことによって使用温度範囲内 (40~240°C) で熱物性値の温度依存性による誤差は  $\pm 1\%$  以内に収めること

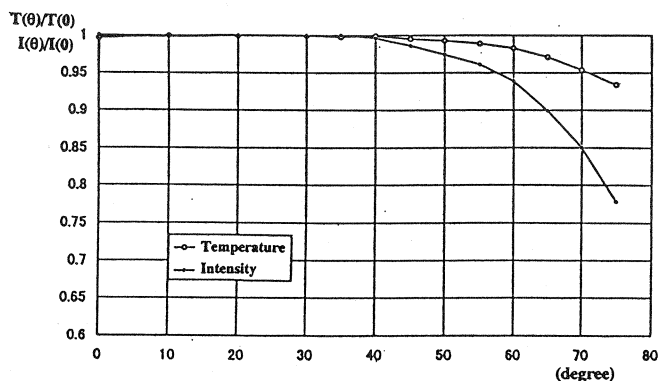


Fig. 4 ベスペルの放射率の角度依存性

ができた。

さらに、模型材料の放射率の角度依存性も重要なパラメータの1つである。一般に物体表面からの放射率は視角  $\theta = 0^\circ$  において最大値となり、 $\theta$  が増加するに従って減少する。

Fig. 4 にベスペルの放射率と表面温度の角度依存性の測定結果を示す。この測定は、ベスペル製の平板をサーモスタット付きの加熱装置で一定温度に加熱しながら、角度を変更して測定したものである。視角  $\theta = 60^\circ$  までは98%以上の到達温度を示すが、 $60^\circ$  を超えると急激に放射強度が減衰して測定誤差を増大させることが分かる。

従って、後述する3次元マッピングソフトウェアでは、赤外線カメラの視線の逆ベクトルと模型表面の法線ベクトルのなす角が  $60^\circ$  を超えるデータは使用しないこととした。

今後の課題として、限られた赤外線カメラの台数でなるべく広い範囲のデータを取得しようとする場合、 $60^\circ$  を超える部分のデータについても視角補正を行うことも検討していかなければならない。

3. については赤外線カメラの空間分解能、温度分解能によるものと、赤外線カメラ周辺の外気からの放射などの影響によるものがある。

赤外線カメラの空間分解能を支配するものとして、スリットレスポンス特性 (Slit Response Function) がある。1ピクセルで定義される画像の最小単位で観測空間を走査しているため、被観測点の大きさと1ピクセル相当の大きさとの相対比により到達温度が相違するというものである。Fig. 5-1 にSRF特性測定用のスリット板の写真を、Fig. 5-2 に各レンズのSRF特性を示す。SRF特性の測定は、Fig. 5-1 に示す異なる幅の窓を持ったスリット板を校正用黒体炉の前面に急速に投入して指示温度の空間変化率を求める方法で行った。その結果、スリットの縁付近では指示温度が低く出るという変化が生じた。これは、局所的に非常に小さな(4ピ

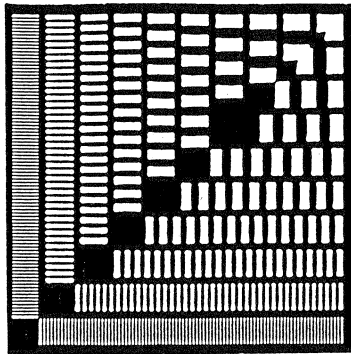


Fig. 5-1 SRF 特性測定用スリット板

クセル以下の)ピーク加熱がある場合にピーク値が低く出る可能性があることと模型の縁では若干の温度のぼやけが出来ることを示している。従って、その影響を避けるためには、ピーク加熱の場合はSRF特性を考慮してできるだけ視野角の小さなレンズ(拡大レンズ)を用い、クローズアップして十分なピクセル数を確保することが望ましい。

温度分解能は12 bitあり、カメラに内蔵されている2つの小黑体により、常時較正して、 $\pm 1^\circ$ 以内の測定精度を確保している。そのため、測定精度への影響は小さい。また、測定室内は真空状態に保持されているため、周辺外気からの影響も小さい。

### 5. 3次元マッピングソフトウェアの開発

前項で赤外線カメラによる空力加熱測定の測定精度の検討を行ってきた。この測定法の重要なポイントの1つは2次元画像データとして得られた空力加熱率分布を如何にして3次元機体表面上の加熱率分布に変換するかということである。極超音速風洞では2次元画像データを3次元模型形状格子に高精度にマッピングさせるソフトウェアを開発した。このソフトウェアの開発によって、機体上に起こるピーク加熱位置を正確に捉えることが出来るとともに、機体の設計に必要な各断面における詳細な空力加熱率分布が

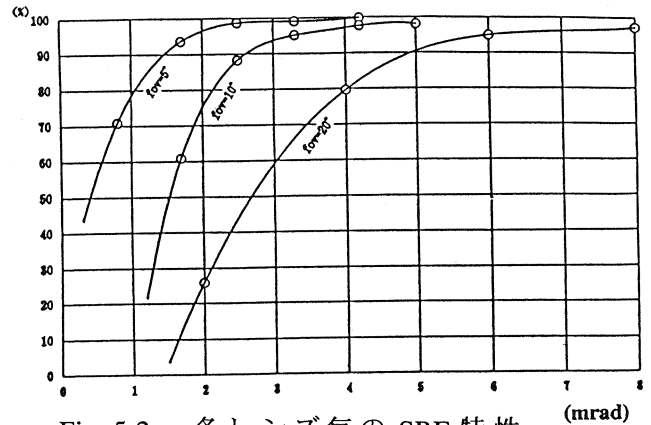


Fig. 5-2 各レンズ毎の SRF 特性

得られるようになった。また、CFD解析との比較検証も同じ模型表面格子を用いることで容易に行えるようになった。

この3次元マッピング処理ソフトウェアの開発にあたっては以下の点を考慮して行った。

1. 模型形状と3次元数値計算格子の形状誤差の補正
2. 赤外線カメラレンズの歪み補正
3. 赤外線カメラの視点位置の特定とカメラ姿勢角の同定精度の向上

#### 5.1 3次元形状の形状誤差の補正

3次元マッピングによる空力加熱率分布の正確な同定を行う際、実際に試験に供される模型形状と数値模型形状が一致していることが必須の条件である。

数値模型形状は、NC工作機械などに入力するCADデータから作成するので、機械加工された模型形状とは本来、誤差は生じないはずであるが組立誤差や熱変形も考慮に入れて形状検証ソフトウェアを開発した。

#### 5.2 赤外線カメラレンズの歪み補正

赤外線画像データも通常の画像データと同様に、光学系のレンズによる歪みを持っている。3次元マッピングを実行するにはこの歪みを補正する必要がある。

この歪み補正をレンズの視野角度が $5^\circ$ 、 $10^\circ$ 、 $20^\circ$ の各レンズについて行い、歪み補正係数をカメラとレンズの組み合わせ番号によって選択する方式を採用した。

### 5.3 赤外線カメラ位置と姿勢角の同定

3次元マッピングを正確に行うためには、風洞室内の任意の位置に取り付けられた赤外線カメラの取り付け位置と姿勢角および試験模型の取り付け位置と姿勢角を正確に測定する必要がある。

試験模型の取り付け位置と姿勢角は模型支持装置の機械的寸法で決定され図面から計算できる。

困難だったのが測定室内で任意の位置に設置される赤外線カメラの位置と姿勢角の計測であった。

極超音速風洞では次のような方法でカメラの位置と姿勢角の同定を行った。

赤外線カメラの位置は

- 1) 風洞測定室内に12点の基準点を設置してその座標位置を正確に測量した。
- 2) その基準点のうちの3点から赤外線カメラ窓中心までの距離を特別な測定器で計測する。
- 3) 赤外線カメラ窓中心位置は、それぞれの基準点から描かれる3つの球の交点として連立方程式を解く。

ことによって求められる。この計測を慎重に行えば、0.5cm以内の精度で座標位置が計測できることを確認した。

赤外線カメラの姿勢角は、次の方法で同定した。

- 1) 風洞室内の座標の分かった2点を赤外線カメラで撮影する。
- 2) その画像のピクセル座標とカメラの視点位置から画像中心を貫く視線ベクトル及び視線ベクトル周りのロール角を計算する。
- 3) 視線ベクトルに沿ってカメラ窓中心とカメラの視点補正を行う。

これらの同定の誤差は、視線ベクトルで $\pm 0.4^\circ$ 以内、ロール角で $\pm 1.8^\circ$ 程度であった。

### 5.4 空力加熱測定ソフトウェア

赤外線カメラによる空力加熱測定をHOP Eなどの開発研究に実用できるように効率性とデータ生産性を考慮した専用の空力加熱測定ソフトウェアを開発した。この

ソフトウェアはクイックルック用の2次元画像処理ソフトウェアと3次元マッピング処理ソフトウェアを1つにまとめたものである。

2次元画像処理は、あるフレーム(時間)の等温度線図及び等加熱率線図を出力するソフトウェアと画像上の8点のピクセル位置における温度と加熱率の時間履歴を出力するソフトウェアから構成されている。

これらの出力結果の例をFig. 6-1, 6-2に示す。

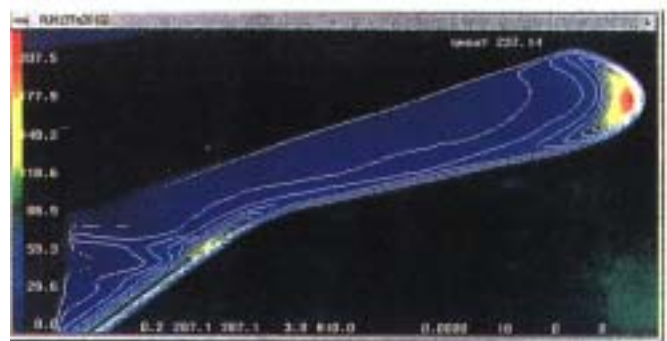


Fig. 6-1 2次元等加熱率線図

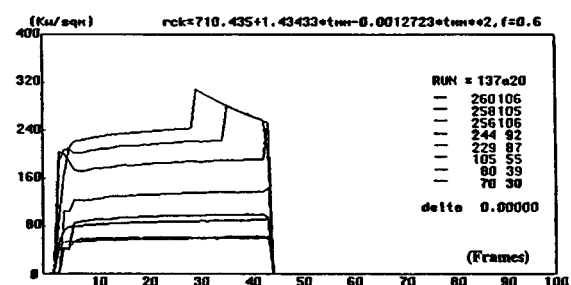


Fig. 6-2 加熱率の時間履歴

3次元マッピング処理は、次の手順で行った。1) 処理したいフレーム(通常、投入後1sec程度のフレーム)を選択し、その2次元画像にレンズのひずみ補正を行う。2) ひずみ補正後の2次元画像データに赤外線カメラの視点位置から見た3次元模型格子を重ね合わせる。3) 微調整を行い、正確に模型と画像をマッピングさせる。4) 3次元模型格子の各節点にその場所の加熱率を取り込みファイルに保存する。(但し、このときカメラの視線と模型表面の法線ベクトルを計算し、 $60^\circ$ 以内のデータのみを採用する。)

上記の空力加熱測定用ソフトウェアの開発によって、試験終了後、短時間で結

果の出力が可能な2次元画像処理と模型上での正確な加熱量を測定する3次元マッピング処理とを使い分け、試験の生産性を高めた。また、これらの画像処理にGUI(グラフィック・ユーザ・インターフェース)を用いることによって、誰でも専門的な知識なしに画像処理操作ができるように操作性の向上を図った。

## 6. 確認風洞試験および測定例

赤外線カメラによる空力加熱測定法の測定精度を確認するため、半球模型と平板ランプ模型を用いて同軸熱電対センサとの比較試験を行った。また、HOPE模擬模型を用いて風洞試験結果とCFD計算結果との比較を行った。

### 6.1 模型

Fig. 7に試験に用いた半球模型を示す。この模型は、2つの半球模型からなり、1つは赤外線カメラによる空力加熱測定用にベスベルで製作されており、他方は、同軸熱電対用にステンレスで製作されたものである。同軸熱電対は、中心線上に $0^\circ \sim 90^\circ$ まで $15^\circ$ 毎に7点設置している。

この試験は、球の澱み点の理論値として知られているFay & Riddell<sup>5)</sup>の計算値及びLees<sup>6)</sup>の分布との比較を通じて赤外線カメラによる空力加熱測定法の測定精度を確認すること及び比較的小型の離散型センサである同軸熱電対の出力結果との比較を行うことを目的にした。

Fig. 8に平板ランプ模型の外形図を示す。この試験は最近行ったもので、模型

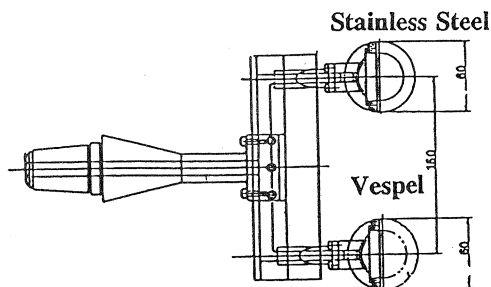


Fig. 7 2つの半球模型

を同軸熱電対の素材と同一の材料(クロメル)で製作し、同軸熱電対と模型材料との間で起こる熱的・電氣的誤差を無くし、精度の高い同軸熱電対の測定結果との比較を行った。

Fig. 9にHOPE模擬模型の外形図を示す。この模型は、実機形状を模擬し、複雑な機体周りの空力加熱の捕捉を目的とした。また、風洞のブロックage比、模型の重量等を考慮して左舷のみの半裁模型(3%模型)とした。

### 6.2 測定結果の検討

Fig. 10に半球模型の赤外線カメラ出力( $5^\circ$ レンズ)の2次元画像処理結果の例を示す。この試験は、 $5^\circ$ レンズと $10^\circ$ レンズを付けた2台の赤外線カメラで同時計測を行い、視野角による誤差の検討を行ったものである。いずれのレンズでも同心円上にきれいな加熱率分布を示しており、相互の測定値のばらつきは $\pm 1 \sim 2\%$ 程度であった。Fig. 11は3次元マッピング後の赤外線カメラによる測定結果と同軸熱電対の出力結果を比較したものである。

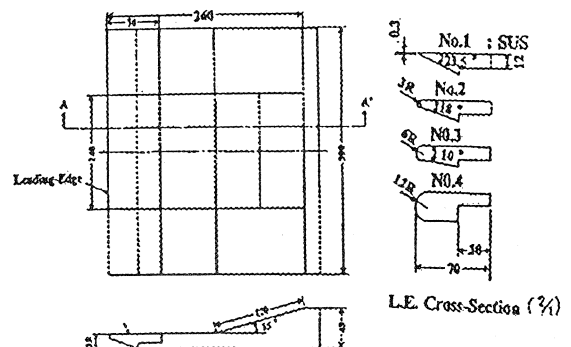


Fig. 8 平板ランプ模型外形図

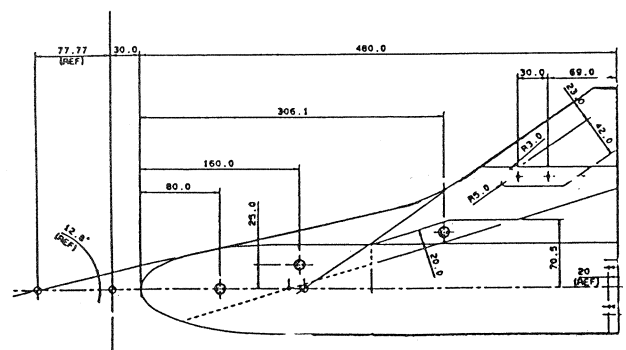


Fig. 9 HOPE 模擬模型外形図



$P_0=2.5\text{MPa}$ の場合も、 $P_0=4.0\text{MPa}$ の場合も同軸熱電対との比較は良く一致している。

但し、Fay - Riddellの理論値と比較すると赤外線で7%程度、同軸熱電対で10%程度高く出ている。

Fig. 12にそれぞれの結果を澁み点の計測値で無次元化したものを示す。Leesの分布の澁み点の値はFay - Riddellの理論値を使用した。その結果、Leesの分布とは $60^\circ$ 付近まではほぼ一致しており、澁み点を含めても総合的な測定精度として10%以内の計測ができています。

Fig. 13に平板ランプ模型の2次元画像処理結果の例を示す。迎角 $35^\circ$ 、 $P_0=2.5\text{MPa}$ 、頭部曲率半径 $R_n=3\text{mm}$ の場合の例である。

ヒンジ部で剥離が起こり、ランプ部で再付着するが、そのとき、非常に強い加熱を受ける。Fig. 14に赤外線カメラによる測定結果と同軸熱電対の測定結果との比較を示す。空力加熱の小さい剥離部も加熱の大きいランプ部もすべての部位について5%以内の精度で一致していることが解る。

Fig. 6-1にHOPE模擬模型の赤外線カメラによる空力加熱率分布の測定結果の例を示した。頭部の非常に高い加熱と主翼前縁のピーク加熱、翼面上の複雑な流れが詳細に観測される。

Fig. 15に迎角 $0^\circ$ の場合のCFD結果との比較を示す。

模型頭部から主翼前縁を通る子午線上の加熱率分布をプロットしたものである。両者の傾向はよく一致している。但しピーク値の比較においては、実験結果はCFDの結果に対してやや低い値を示している。

## 7. まとめ

航技研の極超音速風洞で行っている赤外線カメラを用いた空力加熱測定法の概要と測定精度の検討及び実証試験結果等について報告してきた。

赤外線カメラによる空力加熱測定法は模型全表面にわたる空力加熱を「面分布」

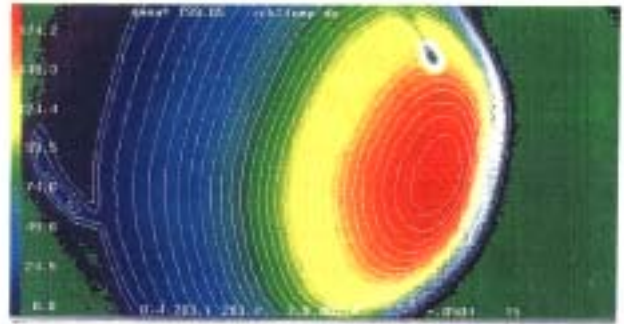


Fig. 10 半球の2次元画像処理結果

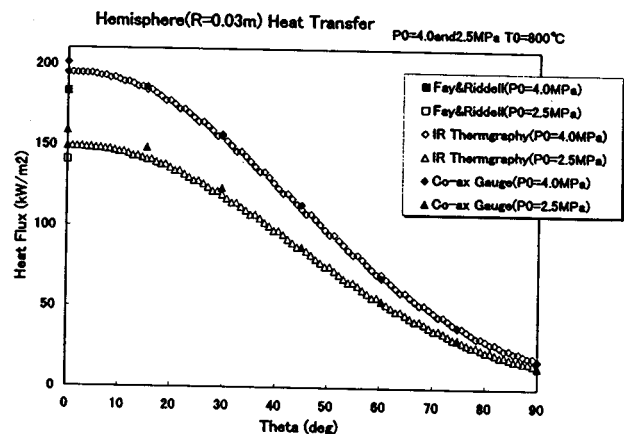


Fig. 11 赤外線カメラの測定結果と同軸熱電対の測定結果の比較

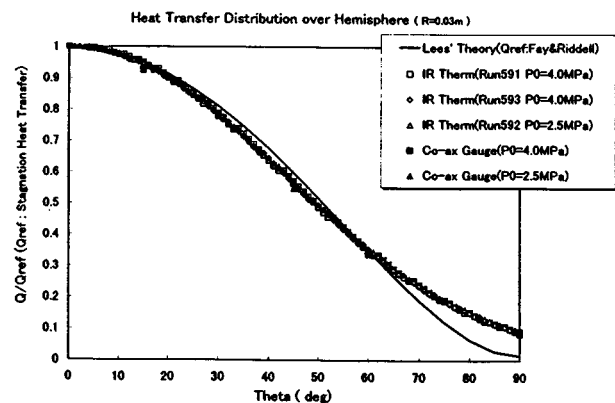


Fig. 12 半球の熱伝達分布測定結果

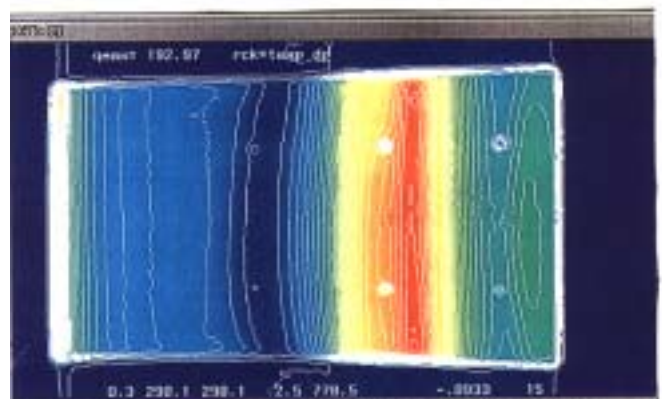


Fig. 13 平板ランプ模型における2次元画像処理結果

として捉えることができる可視化法の1つであり、空力加熱特性に関する情報は、質、量ともに、これまでの離散的方法に比べて大きく勝る。これまで、ともすれば定量的精度が疑問視されていた赤外線カメラによる空力加熱測定法の問題点を整理し、項目毎に計測精度を見積ってきた。その結果、総合的な測定精度として±10%以内の誤差で計測が可能であることが分かった。(但し、曲率半径の小さい部位やコーナー部は除く)

また、複数台の赤外線カメラを同時に利用し、3次元マッピング技術を応用することによって模型各部の正確な部位の加熱量を測定できる技術確立した。これによって離散型のセンサでは把握できない模型全体の加熱率分布や局所的な強い加熱も捕捉できる様になった。

さらに、今後発展が期待できるCFD結果との比較が容易になったことで両者が検証しあいながら、より精度の高い熱空力特性の予測を行い、設計に役立つデータを提供できる前提が確立できたなどの成果が上がった。

しかし、曲率半径の小さい部位の測定誤差の問題や模型の熱物性値など今後解決すべき問題も残っている。

赤外線カメラによる空力加熱測定は、HOPEの開発研究などで実用に供され、有効に利用されている。機体全体の空力加熱率分布測定だけでなく、頭部、尾翼など機体各部を拡大し、詳細な加熱率測定を行い、設計に必要なデータを提供している。Fig. 16に尾翼(拡大)の測定例を示す。

## 8. References

- 1) 小山, 津田, 藤井, 平林, 関根 : 半球を用いた極超音速空力加熱測定法の評価試験, 第30回流体力学講演会, 1998
- 2) NAL/KHI 共同研究: 空力加熱測定法の研究成果報告書, 1996
- 3) Koyama, Tsuda, Sekine, Yamamoto and Inoue :

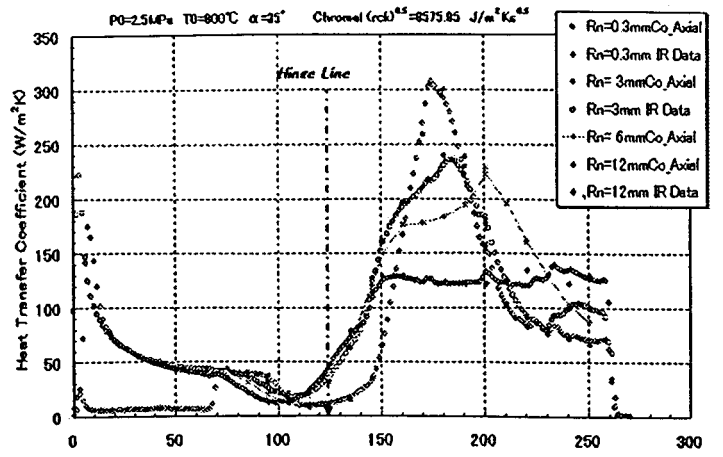


Fig. 14 赤外線輻射法と同軸熱電対法の測定結果の比較

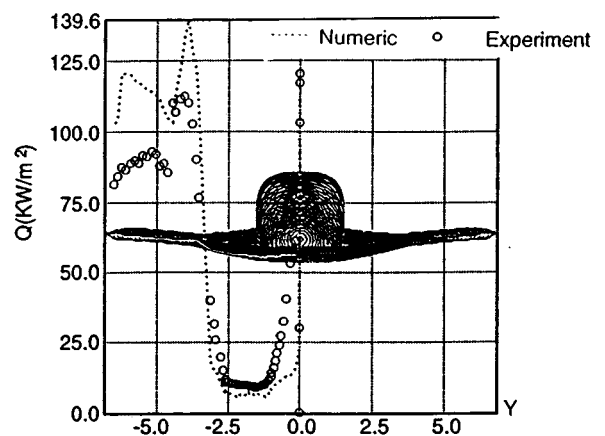


Fig. 15 CFD 計算結果との比較 (HOPE 模型)

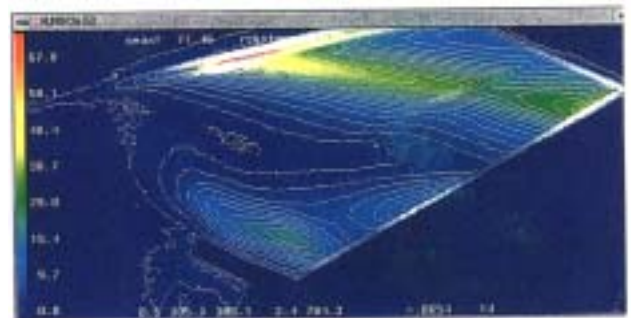


Fig. 16 HOPE 尾翼の測定結果(拡大)

- Development of Three Dimensional Mapping Technology in Heat Transfer Distribution Measurement on Models by Infrared Thermography, PSFVIP-2,1999
- 4) Jones R. A., and Hunt J. L.: Use of Fusible Temperature Indicator for Obtaining Quantitative Aerodynamic Heat Transfer Data, NASA TR - 230, 1966
  - 5) Fay J. A., and Riddell F. R.: Theory of Stagnation Point Heat Transfer in Dissociated Air, Journal of the Aeronautical Science, Vol.25, pp.73, 1958
  - 6) Lees L.: Laminar Heat Transfer over Blunt-Nosed Bodies at Hypersonic Flight Speeds, Jet Propulsion, Vol.26 No.4, p.259, 1956





## 平成 12 年度 HOPE 高温衝撃風洞力計測試験について

伊藤勝宏、小室智幸、佐藤和雄、丹野英幸、植田修一  
航空宇宙技術研究所 角田宇宙推進研究センター

### 2000 HOPE Force Measurement Test Using the HIEST

Katsuhiko Itoh, Tomoyuki Komuro, Kazuo Sato,  
Hideyuki Tanno and Shuichi Ueda (NAL-KRC)

#### ABSTRACT

The present paper reports the hypersonic aerodynamic research of the HOPE based on force measurement tests using a high enthalpy shock tunnel HIEST at National Aerospace Laboratory. The facility is the largest free piston shock tunnel in the world and capable of duplicating real gas effect with molecular dissociation at the HOPE reentry flight. The tests were carried out at three typical enthalpy conditions, i.e., 8, 15 and 24 MJ/kg. Main objective of the present test was to resolve the Real-gas effect on the basic aerodynamic characteristic. The results showed that the most of the contribution of the real-gas effect appeared at moderate or lower enthalpy condition. It is remarkable that this strong nonlinear nature of the real gas effect observed in the HIEST test could not be simulated by the nonequilibrium CFD with two temperature model.

#### 1. はじめに

航空宇宙技術研究所は宇宙開発事業団と共同で大気圏再突入時の高温実在気体流れの地上試験を可能とする世界最大の高温衝撃風洞 HIEST を建設し、平成 10 年度初めに HOPE 空力特性研究に関連する運用を開始した<sup>(1)</sup>。運用初年度は気流検定や短時間計測技術研究など、高温衝撃風洞試験の技術課題抽出と対処に重点を置きつつ、予備的な力計測試験も実施した。高温衝撃風洞試験の対象となる 4 ～ 7 km/sec の飛行速度域は気流の淀み点温度が 5,000～10,000 度の高温領域となり、実在気体効果の中でも分子解離の緩和過程が最も密接に空力特性の変化に関わってくる領域である。実飛行における分子解離の緩和過程を地上試験で再現するためには、気流が機体を過ぎるまでの分子の衝突回数を実機と同等にすること、すなわち気流淀み点温度および密度と代表長さの積を実機に一致させることが必要となる。HIEST では、1/40 スケールモデルで密度 × 代表長さを実機に一致させるため、1,500 気圧までの淀み点圧力条件で 5,000～10,000 度の淀み点温度の試験気流を作ることができる。しかし、このような極限的高温高圧条件ともなると過去に経験のない気流特性や計測の問題に遭遇し、試験精度の確保は容易ではない。例えば気流特性に関する不確定要因として、衝撃波管端で解離した酸素原子がノズルから流出する過程で凍結し未再結合のまま試験気流に残ってしまうこと、高熱負荷によるノズルスロート溶融<sup>(2)</sup>が空力特性に及ぼす影響などがあげられる。また数 msec という試験時

間の短さの問題は計測を難しくするばかりでなく、ノズル形状の制約を強いるまでに及ぶ。衝撃風洞ではノズル長さに比例して流れが定常に達するまでに要する始動時間が長くなるが、試験時間の確保からこの始動時間を 1 msec 程度に抑えなければならず、ノズル長さにはかなり厳しい制限を課することになる。その厳しい制限のもと必要なノズル出口径と開口比を実現するには開き角が大きいコニカルノズルを使わざるを得ない。以上のような試験気流の不確定要因、短時間計測の難しさ及びコニカルノズル使用の問題をかかえ、運用初年度はまずこれらの問題点を確認することを目的として試験に着手した。そのなかで、初年度にはまず力計測の問題がクローズアップされることになる。空力天秤の感度をやや過剰に重視してエレメントの強度に対するマージンが小さくなってしまったところへ、真空タンクからの反射波によって生じたと思われる予想外の大荷重が強度を越えて特性が変化してしまったこと、ピッチングモーメントの周波数特性が予想より低く慣性力の補正が不十分であったことなどから精度が不確定となり、スロート溶融の影響やコニカル流の補正精度の評価には至らなかった。翌 11 年度は力計測技術の改良を試みるとともに、コニカル流の補正精度の評価を目的に、スクラムジェット試験用に作成したコンターノズルを用いて試験を行った。HOPE 試験では 1/40 スケールモデルを用いるため 1200 mm のノズル出口径が必要であるが、スクラムジェット試験では 300 mm ほどのコア領域があれば十分なので完全な形状を途中でうち切った出口径

800mm のコンターノズルを製作した。もちろんそのようなノズルが HOPE 試験に十分であるとは言いがたいが、10 年度試験におけるコニカル流れの影響の評価に的を絞れば、何らかの有効な情報が得られるのではないかと期待し、コンターノズルによる試験を実施した。しかし実際に試験してみると、翼の一部がコア領域からはみ出てしまう影響は甚大であることがわかり、また予想以上にコンターノズル流れの安定性と再現性が不良であったため試験データのばらつきが大きく、残念ながら有効な情報は得られなかった<sup>(3)</sup>。

以上の経緯から今年度の試験では、気流の安定性と再現性の確保、ノズルスロート溶融の影響の解明及びさらなる力計測精度の向上等によって試験精度を実用的水準まで到達させることを目標に据えた。力計測については、ピッチングモーメント用に加速度計を追加して慣性力の補正を強化した。ばらつきの最大の原因であったコンターノズルの使用を断念して再度コニカルノズルにして気流の安定性と再現性の改善を図り、コニカル流の補正精度については低エンタルピ条件における HOPE 極超音速空力特性推定モデル<sup>(4)</sup>との比較から評価した。ノズルスロート溶融については、融点の異なる 2 つのスロート材料（銅及びモリブデン）を用いて比較試験を行い、その空力特性への影響を評価した。以上の試験精度向上のための試みによって、実在気体効果の作用として極超音速空力設計に最も重要な要因である圧力中心移動について、試験結果の不確定要因を±0.1%程度に抑えることができた。この試験精度に関する成果を背景に、今年度は基本空力特性における実在気体効果の研究にも本格的に着手した。

## 2. 高温衝撃風洞 Hiest

Hiest の外観及び基本仕様をそれぞれ図 1 及びテーブル 1 に示す。

Table 1 Description of the Hiest.

Compression tube	42 min length 600 mm in diameter
Shock tube	17 min length 180 mm in diameter
Piston mass	220, 290, 440, 580 and 780 kg
Nozzle (conical)	1.2 m in exit diameter 24 - 50 mm in throat diameter
(contoured)	0.8 m in exit diameter
Maximum stagnation enthalpy	25 MJ/kg
Maximum stagnation pressure	150 MPa
Test time	2 msec or more



Fig. 1 Overall view of the Hiest.

## 3. 計測法、模型及び試験条件

数 msec という非常に短い試験時間で力計測を可能とするため、使用する空力天秤にはまず十分な時間応答性を持つことが優先され、その時間応答性の範囲内で可能な限り感度を確保するという考え方に基き天秤の設計製作を行った。平成 10 年度は軸力の感度を確保するため縦十字一列エレメントの天秤を用いたが、反面ピッチングモーメントに対する強度は十分なマージンがとれず、真空タンク内の反射波で生じたと思われる過大なピッチングモーメントで特性が変化し、計測精度を不確定にする要因となった。そこで昨年度は軸力の感度は犠牲になるが、横 4 列平行エレメント型の天秤を使用し、ピッチングモーメントに対する強度を確保することで天秤の特性を一定に保ち、計測精度の不確定要因を取り除いた。スティングなどの低周波振動には加速度補正で対処しているが、今年度はピッチングモーメントについても加速度計を 2 個用いて慣性力補正を強化した。

模型は全長 400mm の 07HOPE 形状、時間応答性を考慮した軽量のアルミ合金製である。ボディフラップ及びエレボン角度は -10 度から +20 まで可変である。試験条件には再突入飛行経路における代表的な淀み点エンタルピ、8、15 及び 24 MJ/kg (飛行マッハ数 14、20 及び 26 に相当) を選び、開口比 900 のコニカルノズル流れ (スロート径 40mm、出口径 1200mm) で密度×代表長さが実機とほぼ一致するように淀み点圧力は 45 MPa とした。迎え角はすべて 40 度である。

## 4. 結果と考察

まず図 1 に示すように、コンターノズルを使用した昨年度の結果とコニカルノズルを使用した今年度の結果を比較し、試験気流の安定性及び再現性が空力特性計測に及ぼす影響を明らかにする。図 1 は淀み点エン

タルピ 15MJ/kg 条件における垂直力係数  $C_N$  及びピッチングモーメント係数  $C_m$  (機首上げを正とする) の時間変化を示し、実線が今年度のコニカルノズルによる結果、点線が昨年度のコンターノズルによる結果である。コニカルノズルを使用した試験結果の定常性や再現性が非常に良好であるのに対し、コンターノズルによる結果は  $C_N$ 、 $C_m$  とも立ち上がりから大きく変動し、2回の試験結果の食い違いが大きい。特に圧力分布の変化に敏感な  $C_m$  の変動は激しく、試験期間として設定している 1.5 ~ 2.5msec において全く定常な状態が得られなかった。化学非平衡効果として機首上げの増加が予想される条件にも関わらず、コンターノズル使用時の結果は1回目は機首上げ、2回目は機首下げとなるなど、空力特性の議論に耐えられるものではなかった。空力特性計測にこのような甚大な影響を及ぼすコンターノズル流れの特性の悪さについては、コア領域の大きさが不十分であることに加えコンター部での遷移も含めた乱れに対する過敏さとの関連性も考えられる。

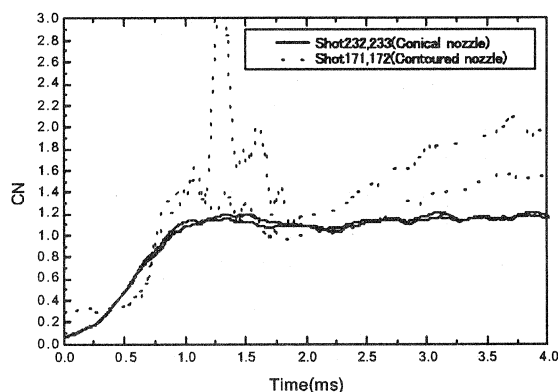
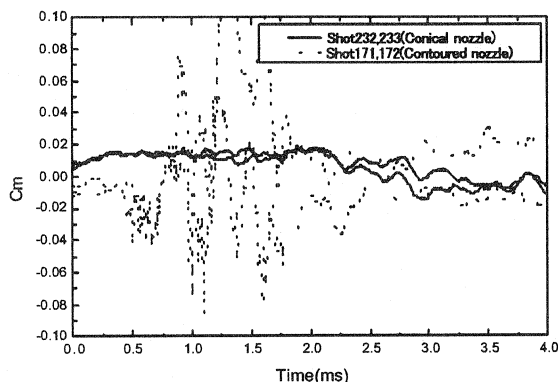
(a) 垂直力係数  $C_N$ (b) ピッチングモーメント係数  $C_m$ 

図1 コンターノズル及びコニカルノズルによる試験結果の比較

試験気流特性に関するもうひとつの懸案事項であるスロート溶融の影響について、溶融点異なるモリブデン及びジルコニウム銅で製作したスロートを使用した試験結果を図2に比較する。気流始動後しばらくしてスロート溶融金属がノズル壁面に添って流出し、境界層ではピトー圧力の減少、コア領域は縮小しながらもピトー圧力は増加する現象が、スロート溶融の影響の特徴として気流検定によって確認されている<sup>(2)</sup>。図2は淀み点エンタルピ 24MJ/kg のときの垂直力を示し、コア領域の圧力上昇の影響が 2msec 過ぎからの軸力の増加として明確に現れている。しかしこの高エンタルピ条件の試験時間である 2msec まではモリブデン及びジルコニウム銅製スロート使用の結果にほとんど差はなく、スロート溶融の影響は十分小さいと考えられる。なお、これより低いエンタルピ条件ではスロート材料による差は観測されなかった。

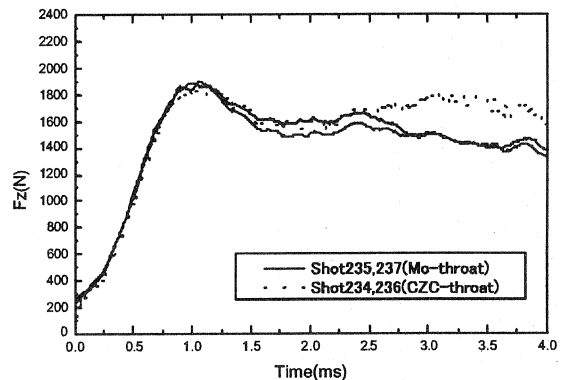
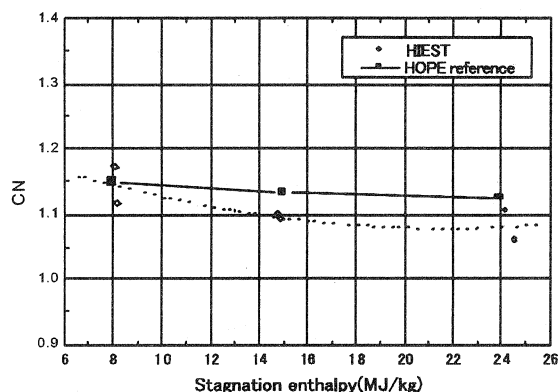


図2 スロート溶融の空力特性への影響

以上のように試験気流特性における不確定要因の影響低減が期待通りに実現されたことを確認したところで、次に計測精度及びデータ補正精度の評価を試みる。各エンタルピ条件毎に試験期間を 1msec 選択してその期間の空力係数の平均値を定常値とし、エンタルピを横軸にとって図3に示す。図3a、bはそれぞれ垂直力係数  $C_N$  及びピッチングモーメント係数  $C_m$  を示し、HOPE 極超音速空力特性モデル<sup>(4)</sup>と比較してある。なお軸力係数については、実在気体効果の寄与が小さく比較的重要度が低いこと、それゆえ空力天秤の軸力方向感度を犠牲にしたところに値そのものが小さく精度が他のコンポーネントを大きく下回ることから、今回は評価の対象としない。HOPE 極超音速空力特性モデルは、複数の吹き出し型コールドフロー極超音速風洞 (AEDC、ONERA、NAL)、駆動気体が常温ヘリウムの従来型衝撃風洞 (CALSPAN、NAL) 及び 2 温度

モデルを用いた非平衡 CFD に基づいて作成されたものである。このモデルでは CFD のみで実在気体効果の寄与を見積もっており、その検証が今後の Hiest 試験の最も重要な目的の一つである。逆に実在気体効果が弱い低エンタルピ条件では、HOPE モデルとの比較によって本結果を検証できるものと期待される。まずエンタルピに対する基本特性として、両者ともエンタルピの増加とともに CN は減少、 $C_m$  は増加する傾向を示しているが、これはこの気流条件において最も支配的な化学非平衡効果である分子解離緩和現象が、下流への減圧傾向をより顕著にすることによって説明できる。定量的には最低エンタルピ条件で両者は最も近く、エンタルピの増加とともに食い違ってくる。この定量的傾向から両者の実在気体効果以外の特性は良好に一致すると予測され、このことは本試験における計測精度及びコニカル流補正精度を裏付けるものとなる。



(a) 垂直力係数 CN

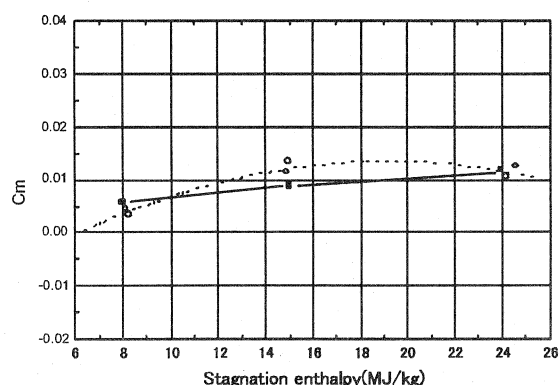
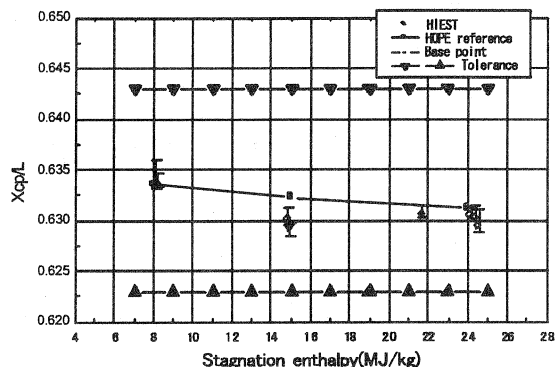
(b) ピッチングモーメント係数  $C_m$ 

図 3 淀み点エンタルピに対する基本空力特性

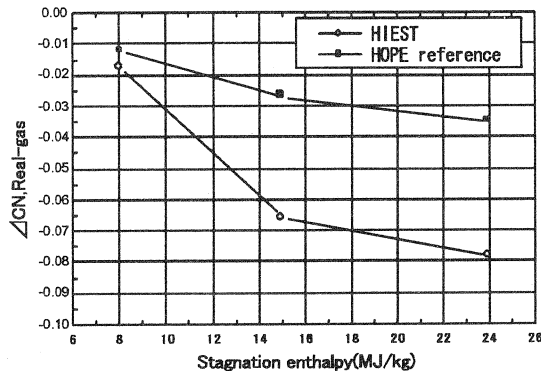
ところで上述のように化学非平衡効果が

機首上げに作用するので、それにとともなう圧力中心の上流方向への移動は極超音速空力設計を行う上で非常に重要な情報となる。圧力中心はピッチングモーメント及び垂直力から求められ、図 4 に示すようにエンタルピの増加とともにモーメント基準点 ( $X_{cp}/L=0.635$ ) から上流方向へ移動する。この傾向は HOPE モデルと一致しているが、低エンタルピから中エンタルピ条件にかけての移動量に明確な差があり、これは後述する実在気体効果の考察に関連する。図中、本結果に示したエラーバーは、天秤誤差 ( $\pm 0.25\%$  for  $F_z$ 、 $\pm 0.49\%$  for  $M_y$ )、加速度計測誤差  $\pm 1\%$  及び  $\pm 0.25\text{msec}$  の試験ウィンドウ移動から見積もったものであり、圧力中心計測の不確かさが  $\pm 0.1\%$  ほどに抑えられたことがわかる。これは設計トレランスの 10% 程度であり、本結果の信頼性の高さを示す。

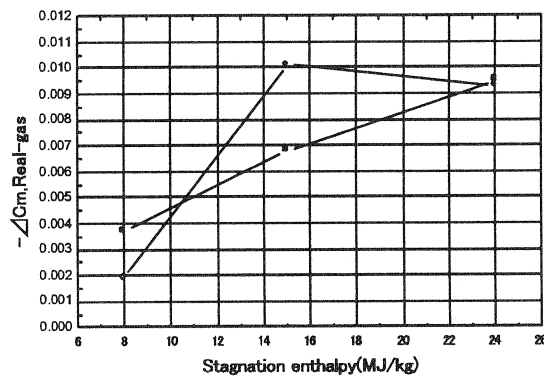
図 4 淀み点エンタルピに対する圧力中心の移動 (モーメント基準点  $X_{cp}/L=0.635$ )

最後に、本試験結果から AEDC 極超音速風洞試験データを中心に作成されたコールドフロー基本空力特性及び CALSPAN 衝撃風洞試験データを中心に作成された粘性干渉効果を取り除いて実在気体効果を抽出し、HOPE モデルの実在気体効果 (2 温度モデル化学非平衡 CFD) と図 5 に比較する。先にも述べたように、両者ともエンタルピの増加に対して垂直力減少及び機首上げの方向に実在気体効果の作用が抽出され、化学非平衡効果として定性的には一致しているが、定量的には中エンタルピ条件において大きな食い違いが見られる。垂直力、ピッチングモーメント両者ともに中エンタルピ条件では Hiest の実在気体効果の作用が HOPE モデルを大きく上回っている。この 2 温度モデルというのは、速度  $6\text{km/sec} \sim 10\text{km/sec}$  (淀み点エンタルピ  $20\text{MJ/kg} \sim 100\text{MJ/kg}$ )

J/kg) の飛行体まわりの衝撃層における輻射緩和現象を説明するために開発されたものであり、このような内部励起をすべて平衡と仮定するモデルでは十分エンタルピーが高い領域以外の適用には問題がある。本結果とHOPEモデルの食い違いはこの問題との関連性を示唆するものであり、非常に興味深いところである。



(a) 垂直力係数CN



(b) ピッチングモーメント係数Cm

図5 実在気体効果

改良につながる実在気体効果の研究を進め、極超音速空力技術の発展に寄与していきたい。

#### 参考文献

- (1) Itoh K, Ueda S, Komuro T, Sato K, Tanno H, Takahashi M  
Hypervelocity Aerothermodynamic and Propulsion Research Using a High Enthalpy Shock Tunnel Hiest, AIAA99-4960(1999)
- (2) Itoh K, Takahashi M, Komuro T, Sato K, Tanno H, Ueda S  
Effect of Throat Melting on Nozzle Flow Characteristic in High Enthalpy Shock Tunnel, 22nd International Symposium on Shock Waves(1999)
- (3) Komuro T, Sato K, Tanno H, Itoh K, Ueda S  
Flow Characteristic with New Contoured Nozzle in Hiest  
7th International Workshop on Shock Tube Technology(2000)
- (4) 宇宙往還技術試験機極超音速縦空力特性推定の概要 HTN-A-381、他 HTN-A-046, 359 339, 367,369(1997)

#### 4. まとめ

大気圏再突入時の高温実在気体効果を解明し極超音速空力設計に有益な情報を提供できる水準まで高温衝撃風洞空力試験精度を高めることを目標に、そのための課題となっている気流の安定性と再現性の確保、ノズルスロート溶融の影響低減及び力計測精度改良とデータ補正精度の検証を行った。その結果、実在気体効果の作用として極超音速空力設計に最も重要な圧力中心移動について、設計トレランスの10%ほどの計測精度を達成した。本試験で得た実在気体効果の傾向は、予測に用いられてきた物理モデルの適用範囲に関する問題点に符合し、非常に興味深いところである。今後さらに詳細にデータを取得し、物理モデルの



# 高温衝撃風洞用燃料噴射装置の開発

丹野英幸、佐藤和雄、小室智幸、伊藤勝宏、植田修一、高橋政浩  
(航空宇宙技術研究所角田研究センター)

## Development of fuel injection system for the high enthalpy shock tunnel Hiest

TANNO Hideyuki, SATO Kazuo, KOMURO Tomoyuki,  
ITOH Katsuhiro, UEDA Shuichi, TAKAHASHI Masahiro

### 概要

高温衝撃風洞スクラムジェット試験を行う為の燃料噴射装置の開発、及びそれを用いた He 噴射試験結果について報告する。数ミリ秒の風洞試験時間に同期した噴射を可能とするために噴射装置はガスシリンダ駆動の急開弁を用いた。弁作動時間は 8 ミリ秒、最大使用圧力は 7MPa である。噴射ガスとして He を用いた風洞内作動試験を行い、噴射装置が高温衝撃風洞作動に同期できる高速作動性及び高温試験気流、ダイアフラム破片、素煤等の雰囲気中での耐久性を有することを明らかにした。更に本装置を用いた、4 ミリのステップを有する幅 400mmx 長さ 1000mm の平板模型による風洞試験を行い、飛行マッハ数 13 に相当する気流中へ、 $\phi$  1.5 の円孔より He の垂直噴射を行った。噴射孔下流に設置されたピトーレークによる計測から、噴流中のピトー圧力は約 2msec で静定し、風洞試験時間内で定常となることが明らかとなった。

### 1. はじめに

スペースプレーン用エンジンとしてスクラムジェットの研究開発が進められてきたが、飛行マッハ数が 8 を越える超高速領域の気流を地上で再現する設備が存在しなかった為、超高速域における性能は未だに不明であり、この超高速域での作動特性を把握することはスペースプレーン開発計画を行う上で最重要課題の一つである。航空宇宙技術研究所では、超高速域気流を模擬できる風洞として、高温衝撃風洞 Hiest を建設し、平成 10 年 2 月より運用を開始した<sup>1)</sup>。Hiest を用いれば、最高よどみ点エ

ンタルピ 25MJ/kg、最高よどみ点圧力 150MPa の条件を作り出し、広い速度、高度域の気流条件を地上で模擬することが可能となる。Hiest を用いたスクラムジェット燃焼試験を行う上での技術的な問題は試験時間が数ミリ秒と極端に短いことにある。極短時間内で、燃料を噴射し、混合を完了させ、大型模型による精度の高い計測を行うのは容易ではない。課題として最も重要なものの一つが燃料噴射技術である。大量の燃料を試験気流始動と同期して噴射する燃料噴射装置を開発し、併せて、試験時間内での気流の静定、計測が可能となる



噴射タイミングの最適化をしなければなら  
ない。本報告では、スクラム試験用に開発  
した高速燃料噴射弁の基本特性試験結果及  
び簡易形状平板模型の He 噴射風洞試験結  
果について報告する。本燃料噴射技術の検  
証も兼ねて、平成 13 年に 2.1m 長のサブ  
スケールスクラムエンジンの燃焼試験を行  
い、超高速域での推力計測を目指す。

## 2. 技術課題及び開発方針

HIEST の短い試験時間内でスクラム試験  
を行う場合、エンジン内の境界層の成長、  
衝撃波と境界層の干渉、剥離域の拡大等、  
エンジン内の流れの静定に時間が必要であ  
る。平成 11 年に行われた全長 2.1m のサブ  
スケールエンジン<sup>2)</sup>を用いた抗力計測試験<sup>3)</sup>  
では、計測値が一定となるまで 2.7msec 必  
要であった。燃焼試験の気流条件では、試  
験時間は 5msec 程度と推定されるが、試  
験時間内に燃料の噴射、気流との混合が定常  
状態となり、エンジン内流れが静定するの  
に更に時間が必要で、試験時間の余裕は無  
い。従って、計測精度の確保には、エンジ  
ン内流れが十分静定する時間を見込んだタ  
イミングでの燃料噴射を行わなければなら  
ない。しかし、燃料を試験気流到達のはる  
か以前から長時間噴射することは、模型内  
部、あるいは、試験筒内部に燃料を充満さ  
せることになり、爆轟を起こす危険性があ  
る。よって、余分な噴射は少しでも減らし、  
かつ模型内流れの始動時期が最も早くなる  
最適タイミングの噴射を行わなければなら  
ない。また、エンジンは燃焼圧力に耐える  
ために重量が増加せざるをえないが、  
HIEST の短時間力計測法では、計測精度は  
発生する加速度の大きさ即ち模型重量に依  
存するので、効率的な強度設計が必要であ  
る。以上を考慮して、技術開発の方針を次

のように定めた。

### ①高速燃料噴射弁の開発：

市販の電磁弁で高速で作動するものは流量  
が数 g/sec と小さく、流量が大きいものは、  
作動速度が数百 msec ～数十 sec と低速で  
ある。そこで、高速かつ高い時間精度を持  
つ大流量燃料噴射装置を開発する。

### ②簡易模型による要素試験の実施：

燃料噴射時の境界層、剥離域、噴流と気流  
の混合過程等の詳細な観測が可能な簡易形  
状の要素模型試験を行い、噴射タイミング  
の最適化に供する。

### ③サブスケール燃焼模型の設計：

①②を基に、強度、計測精度が現在の技術  
で両立する範囲内で確保できるサブスケ  
ール燃焼模型を設計するとともに、範囲外  
の対策も講じる。

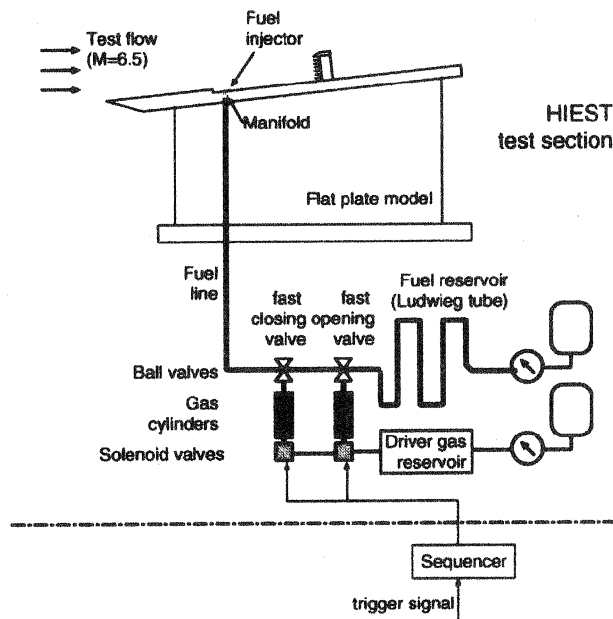


図1 燃料噴射装置概略図

## 3. 燃料噴射装置

開発中の燃料噴射装置の構成を図1に示  
す。装置は風洞ピストン位置センサをトリ  
ガ信号として作動し、作動時間の再現性は  
± 0.10msec を目標とした。サブスケール  
エンジンの理論燃料流量は飛行マッハ数 8、



動圧 100kPa、燃料等量比 1 の条件で 0.2kg/s であり、燃料等量比を増やした条件、飛行動圧を増加させた条件での試験を想定し、流量は最大 0.5kg/s を目標とした。

急開弁モジュールの写真を図 2 に示す。駆動気体の He により駆動されるガスシリンダの直線運動をラック&ピニオンにより回転運動に変換し、ボール弁を駆動する機構とした。ガスシリンダの作動は電磁弁によって行われる。短時間での燃料の噴射・停止を行うために、急開弁、急閉弁の 2 つの弁を設け、一方で燃料供給配管の開操作、もう一方で閉操作を行っている。噴射手順はシーケンス回路により自動で行われる。手順は以下の通りである。(1)風洞始動信号をトリガとして、急開弁の電磁弁が開となり、He 駆動気体が急開弁のガスシリンダを駆動して急開弁を開→開とする。(2)燃料気体が燃料気体貯気槽から噴射弁を通りスクラムエンジンに供給される。(3)設定時間を過ぎるとシーケンス回路からの信号で、急閉弁の電磁弁が開となり、He 駆動気体が急閉弁のガスシリンダを駆動して急閉弁を開→閉とする。(4)燃料の供給を停止する。



図 2 急開弁モジュール



図 3 ステップ模型据え付け状況

## 4. 作動結果

### 4. 1 単体作動試験

風洞試験に先立って、燃料噴射弁の基本作動特性を調べるため、燃料噴射弁単体の作動試験を行った。ガスシリンダ駆動気体圧力は 0.8MPa、燃料は水素模擬気体として常温 He を用い、圧力は 2 ~ 4MPa と変化させた。供試模型は高さ 4mm の後向きステップを有する平板模型(図 3)である。ステップ下流 28mm の位置に  $\phi 1.5\text{mm}$  の円形噴射口を 4 つ設けた。模型のステップ高さ、噴射口径・位置はサブスケールエンジンと同じとした。急開弁・急閉弁開度は弁駆動軸に取り付けられたポテンショメータによって計測した。同じマニホールド圧力での装置作動の再現性は、トリガ信号が入力されてから急開弁が作動開始するまでの時間が  $13.40 \pm 0.02\text{msec}$ 、作動終了するまでが  $21.05 \pm 0.02\text{msec}$  である。噴射圧力は、模型マニホールドに設置された圧力トランスデューサ (PCB113A24) によって計測した。マニホールド圧力履歴の計測結果を図 4 に示す。トリガ信号入力からマニホールド圧力が立ち上がり始めるまで、 $18.8 \pm 0.12\text{msec}$  必要であった。マニホールド圧力履歴には -1msec 付近及び 10msec 付近での

圧力の減少が記録されたが、試験への影響は認められなかった。

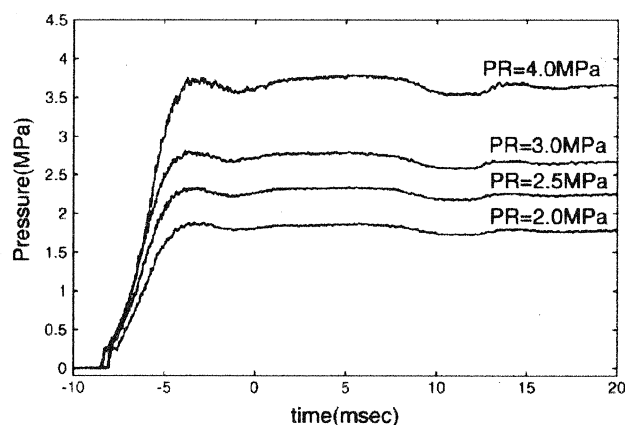


図 4 マニホールド圧力履歴

## 4. 2 風洞試験

風洞試験時の噴射装置の健全性確認及び水素燃焼試験の予備試験を目的として超音速気流中への He 噴射試験を行った。気流条件を表 1 に示す。気流条件は飛行マッハ数 13 に相当する条件である。噴射圧力は 2.7MPa、噴射は噴射開始後 8msec で気流が到達するタイミング(図 4 参照)に設定した。現在までに 19 回の風洞試験を実施したが、装置の健全性に問題はなく、十分な耐久性及び信頼性を有している。

表 1 気流条件

よどみ点エンタルピー	8MJ/kg
よどみ点圧力	43MPa
マッハ数	6.5
気流速度	3.8km/s
単位レイノルズ数	$2.1 \times 10^6$
静圧	5kPa

He 噴流の混合過程を計測するために、ピトー圧力レークをステップ下流 163mm、263mm、513mm の位置に設置し、それぞれの位置でのピトー圧力履歴を計測した。ピトーレークは 8mm 間隔で 6 本のピトーブ

ローブ有しており、同気流条件で 2 回試験を行うことにより、模型表面高さ 4mm から 48mm まで 4mm 間隔でのピトー圧力分布を得た。ステップ下流 263mm の位置でのピトー圧力履歴を例として図 5 に示す。今回の気流条件では噴流中のピトー圧力は約 2msec で静定することが確認された。

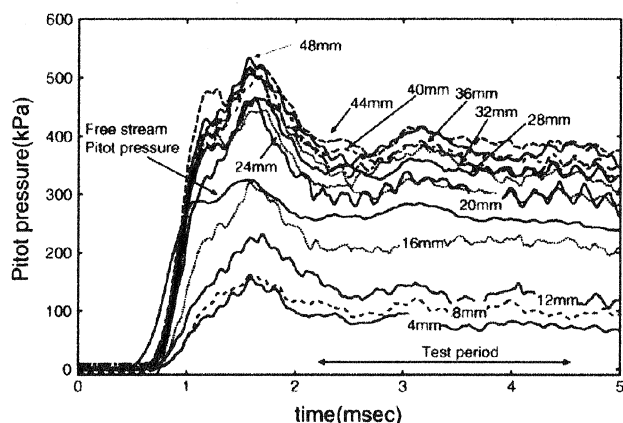


図 5 ピトー圧力履歴(ステップより 263mm)

図 6 にはそれぞれの位置でのピトー圧力分布を示す。同気流条件での風洞試験の再現性は良好であり、噴流外縁を明瞭に捉えることができた。ピトー圧力がほぼ一定となっている領域を主流領域とすると、ステップより 163mm の位置では、模型表面から 16mm、ステップより 263mm の位置では模型表面から 20mm が噴流外縁と推測される。163mm の位置でのピトー圧力分布は主流域で増加を続けているが、原因は不明である。

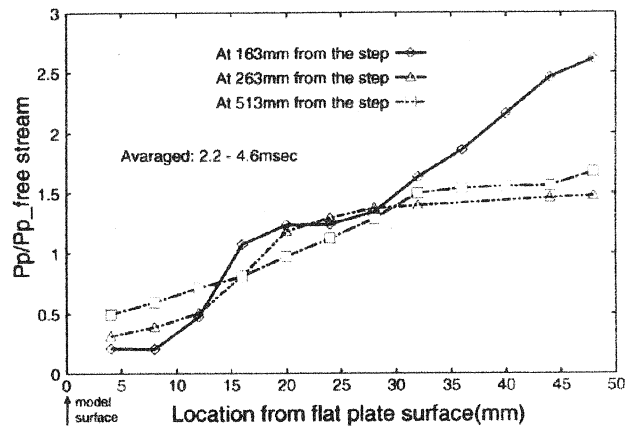


図6 ピトー圧力分布

## 5. 今後の予定

平成12年度中に、サブスケールエンジン He 噴射試験を予定している。サブスケールエンジン内流れでの噴射を伴った流れの始動過程を観測し、噴射タイミング最適化の考察を行う。また、水素燃焼試験用に風洞整備を進め、平成13年度に水素燃焼試験を行い、サブスケールクラスのエンジン性能試験を目指す。

## 参考文献

- 1) Itoh K et.al.(1999) Hypervelocity aerothermodynamic and propulsion research using a high enthalpy shock tunnel Hiest. AIAA 99-4960
- 2) Yatsuyanagi N et.al.(1995) Initial tests of a Sub-scale scramjet engine. 12th International symposium on air breathing engines, ISABE 95-7122, pp.1330-1337.
- 3) Takahashi M et.al.(1999) Development of a New Force measurement method for scramjet testing in a high enthalpy shock tunnel. AIAA 99-4961



# 高温衝撃風洞を用いた空力加熱に対する壁面触媒効果の研究

植田修一、佐藤和雄、小室智幸、丹野英幸、伊藤勝宏  
 (航空宇宙技術研究所角田宇宙推進技術研究センター)  
 黒滝卓司、白水正男 (航空宇宙技術研究所)  
 辻本健士、三保和之(宇宙開発事業団)

## Effect of Surface Catalysis on Aerodynamic heating in High Enthalpy Shock Tunnel

Shuichi UEDA, Kazuo SATO, Tomoyuki KOMURO, Hideyuki TANNO,  
 Katsuhiko ITOH(NAL-KRC)  
 Takuji KUROTAKE, Masao SHIROUZU(NAL)  
 Takeshi TSUJIMOTO, Kazuyuki MIHO(NASDA)

### 概要

宇宙往還機の大気圏再突入時には、機体まわりの強い衝撃波により窒素、酸素分子の解離が起こる。解離原子の再結合特性は機体表面の触媒性に大きく依存し、機体への熱伝達に大きく影響する。しかしながら、表面触媒効果による流れ場や空力加熱への影響についての実験的研究は少なく、触媒効果のモデル化およびその検証も進んでいない。

本報告では、高温衝撃風洞における平板模型の空力加熱に対する触媒性の影響の研究について述べる。風洞試験には金属および  $\text{SiO}_2$  をコーティングした平板模型を使用し、供試体表面温度の触媒効果に対する影響を調べるため、ヒーターによる予熱機構を採用した。

### 1. はじめに

宇宙往還機が高速で大気圏に再突入する際の高い空力加熱から機体を守るため、TPS (熱防御システム) が使用されるが、TPS は宇宙往還機の機体重量に大きく影響するため、機体の受ける空力加熱特性を高精度に予測し最適な設計を行うことが不可欠である。大気圏再突入時の高温大気では、酸素・窒素分子の解離、電離等による実在気体効果が顕著となる。特に解離原子の再結合による高熱負荷は機体表面の触媒性により大きく影響を受けるため、できるだけ触媒性の低い材料を用いることが、空力加熱設計上必要となる。宇宙往還機の TPS に広く使われている  $\text{SiO}_2$  をベースとした表面コーティングは触媒性が低いことが知られている。しかしながら非触媒を仮定した

場合と比べればわずかな触媒性であっても高い熱負荷を生じることになるため、材料の触媒性の高精度な算出が重要である。

航空宇宙技術研究所(NAL)と宇宙開発事業団(NASDA)が共同で開発した自由ピストン型高温衝撃風洞(HIEST)<sup>1)</sup>は、大気圏に再突入する宇宙往還機まわりの約1万度にも達する高温・高圧の流れを模擬可能な地上試験設備であり、触媒性研究への適用が期待されている。

本研究は、触媒性の異なる表面コーティングを施した平板を HIEST において空力加熱し、触媒性による空力加熱率の差を測定するものである。本報告では HIEST での触媒試験の概要及び、HIEST 用に設計された触媒試験装置を用いた試験結果について述べる。

## 2. CFD 解析

HIEST の標準的気流条件を表 2.1 に示す。ノズル出口での気流条件および化学種組成は準一次元化学非平衡コード (NENZF) <sup>2)</sup> によるものである。ノズル出口近傍の流れはほぼ凍結流であり、高エンタルピ条件 (B、C) では一様流中にも多量の解離酸素原子が含まれる。この気流中に平板を曝した場合について CFD 解析をおこなった結果を図 2.1 に示す。

表 2.1 HIEST 気流条件

Condition	A	B	C
Nozzle reservoir			
Pressure (MPa)	21.6	18.9	18.0
Enthalpy (MJ/kg)	8.3	14.1	22.0
Nozzle exit (AR:256 contour)			
Pressure (kPa)	2.769	2.789	2.825
Temperature (K)	845	1379	1925
Velocity (m/s)	3728	4621	5596
Free stream mass fraction			
N <sub>2</sub>	0.724	0.732	0.746
O <sub>2</sub>	0.187	0.119	0.022
O	0.011	0.085	0.200
NO	0.062	0.051	0.019

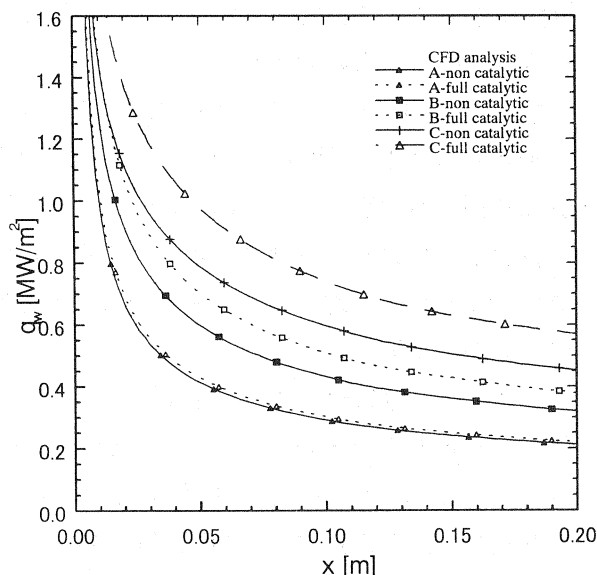


図 2.1 CFD 解析による HIEST 気流中に置かれた平板の空力加熱率分布

図は完全触媒・非触媒の場合の空力加熱率分布の比較である。図より、低エンタルピ条件 (A) では一様流中の解離酸素原子が少ないため壁面の触媒性の影響による空力加熱率の差はほとんど無い。一方、高エンタルピ条件 (B、C) では、完全触媒・非触媒で約 20% 程度の加熱率の違いが見られる。

## 3. 試験装置

HIEST 用触媒試験装置を図 3.1 に示す。試験装置はコーティングを施した供試体 2 枚を設置可能な鈍等平板形状であり、供試体にはそれぞれ 10 点ずつの同軸型熱電対が熱流束センサ <sup>3)</sup> として 30mm 間隔で埋め込まれている。

試験装置は架台およびスティングの交換により迎角を変更可能である。また、試験装置に埋め込まれたヒーターにより供試体表面温度を制御することが可能である。

本試験装置は鈍頭平板であるため、鈍頭部に発生する衝撃波により、低エンタルピ条件 (A) においても気流中の酸素分子のほとんどは解離するため、触媒性の違いによる空力加熱率の差は鋭角平板の場合よりも大きくなる。また、高エンタルピ条件においては窒素の解離も顕著となる。

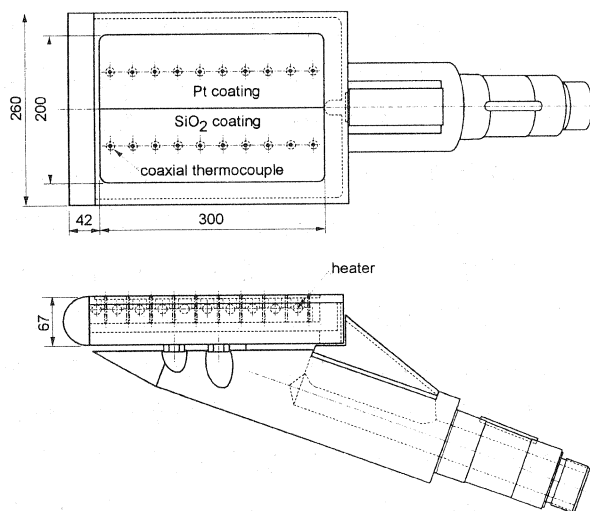


図 3.1 HIEST 用触媒試験装置

表面コーティング材としては、低触媒性材料として  $\text{SiO}_2$ 、高触媒性材料として Pt を選定した。触媒性の高い材料としては Ag や Cu があげられるが、今回の試験では、

(ア) 酸化等による表面状態の変化がない。

(イ) 母材との接着性が良い。

ことを重視して Pt を選定した。コーティングは SUS の母材の上に、中間材として  $\text{Al}_2\text{O}_3$  を  $0.5\mu\text{m}$  施し、その上に  $\text{SiO}_2$  または Pt を  $0.5\mu\text{m}$  コーティングした。同軸型熱電対はコーティング層の下側の温度を測定することになるが、コーティング層の厚みは約  $1\mu\text{m}$  であり、熱流束計測への影響はほとんど無い。

#### 4. 試験結果

HIRST の試験条件を表 4.1 に示す。今回の試験ではノズル開口比約 600 のコニカルノズルを使用した。

表 4.1 HIRST 試験条件

Condition	A40	B40	C40
Nozzle reservoir			
Pressure (MPa)	40	40	40
Enthalpy (MJ/kg)	8	14	22
Nozzle exit (AR:600 conical)			
Pressure (kPa)	1.631	2.085	2.156
Temperature (K)	611	1176	1606
Velocity (m/s)	3763	4779	5782
Free stream mass fraction			
N <sub>2</sub>	0.725	0.730	0.741
O <sub>2</sub>	0.196	0.149	0.052
O	0.004	0.054	0.162
NO	0.060	0.054	0.032

##### 4. 1 試験条件 A40

試験条件 A40 での熱流束分布および、熱流束比を図 4.1、4.2 に示す。図より、

- (1) Shot 毎に熱流束比のばらつきがある。
- (2) Channel 毎に熱流束比のばらつきがある。

- (3) Pt コーティング側と比較して  $\text{SiO}_2$  コーティング側の熱流束が低い。

ことがあきらかとなった。

今回の試験では Shot 毎のばらつきについて考察するには Shot 回数が不十分であった。また、Channel 毎のばらつきについては、同軸型熱電対の接点製作のばらつきが原因のひとつと推定される。このばらつきについては図 4.4、4.6 等にも同様な傾向で表れているため、触媒性の影響を受けない気流条件において校正試験をおこなうことにより除去可能である。

Pt コーティングと  $\text{SiO}_2$  コーティングとの熱流束の差は 5~10% 程度であった。

##### 4. 2 試験条件 B40

試験条件 B40 での熱流束分布および、熱流束比を図 4.3、4.4 に示す。図より、

- (1) Pt コーティング側と  $\text{SiO}_2$  コーティング側の熱流束はほぼ同程度である。

エンタルピの上昇により、解離原子の割合は増えることから、試験条件 A40 に比べて熱流束の差は大きくなるものと予想されたが逆の傾向となった。本条件での 2 回の試験結果は良く一致している。

##### 4. 3 試験条件 C40

試験条件 C40 での熱流束分布および、熱流束比を図 4.5、4.6 に示す。図より、

- (1) Pt コーティング側と  $\text{SiO}_2$  コーティング側の熱流束はほぼ同程度である。

試験条件 C40 は高エンタルピ条件であることから、熱流束の差は大きくなるものと予想されたが、中エンタルピ条件 B40 とほぼ同様の結果となった。ただし、本条件では試験回数は 1 回のみであるため、再現性については未確認である。

Channel 毎のばらつきが Shot 毎に比較的安定している、Channel1~5 についての平均値を図 4.7 に示す。

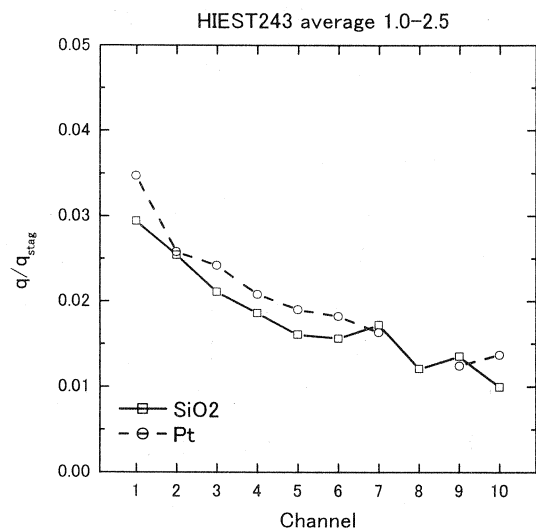


図 4.1 熱流束分布 (試験条件 A40、室温)

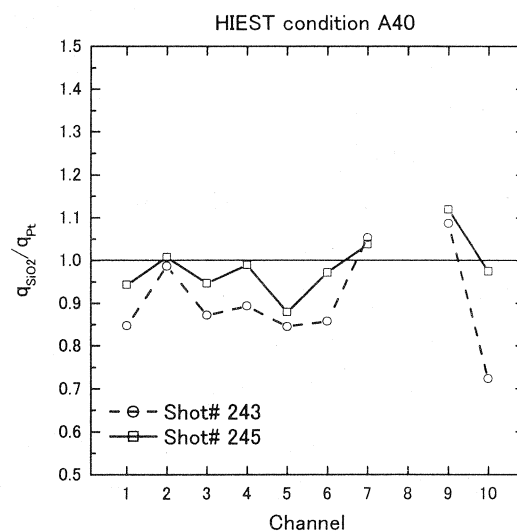
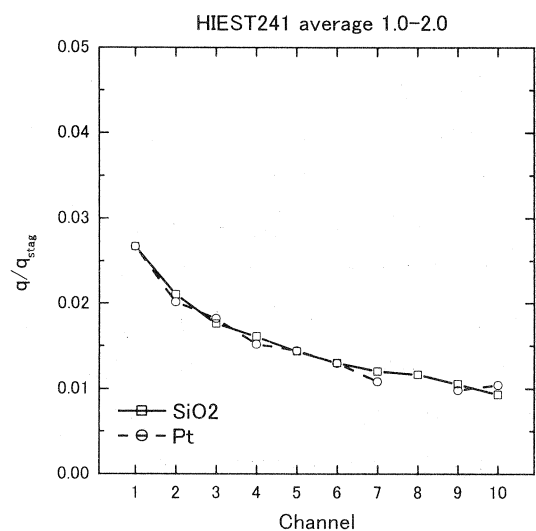
図 4.2 熱流束比 (SiO<sub>2</sub>/Pt)

図 4.3 熱流束分布 (試験条件 B40、室温)

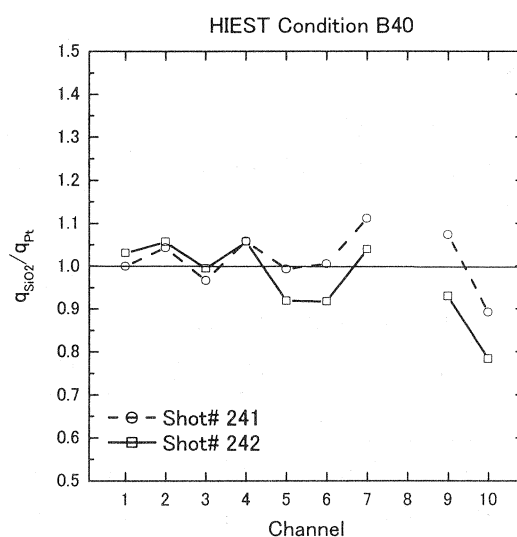
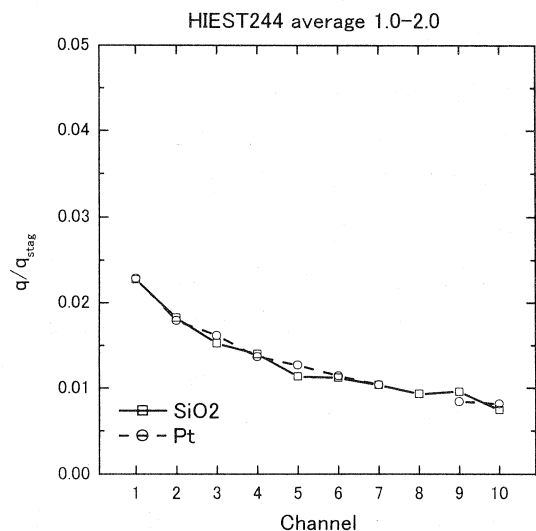
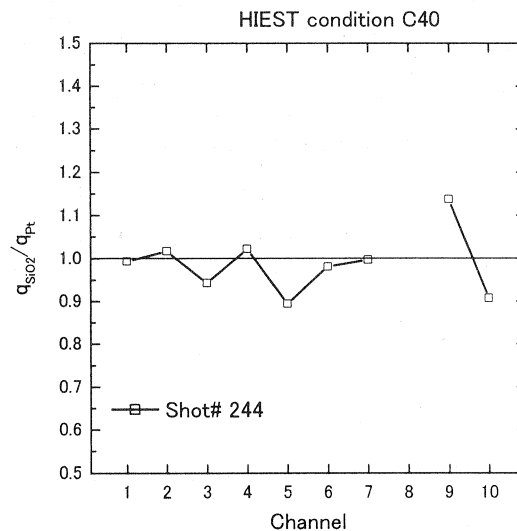
図 4.4 熱流束比 (SiO<sub>2</sub>/Pt)

図 4.5 熱流束分布 (試験条件 C40、室温)

図 4.6 熱流束比 (SiO<sub>2</sub>/Pt)



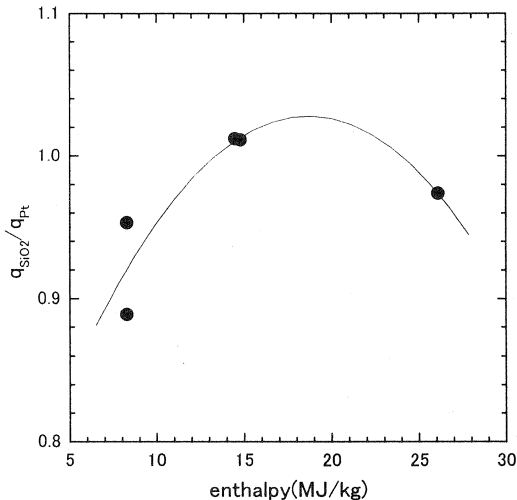


図 4.7 平均熱流束比 (Channel 1-5)

分子の解離によるエンタルピから推算すると、熱流束比は右下がりの曲線になると予測されたが、今回の試験では、データ数が少ないものの、中エンタルピ条件付近で Pt コーティング側と SiO<sub>2</sub> コーティング側の熱流束がほぼ同程度となっている。

この熱流束比のエンタルピ変化が触媒性以外の影響により生じたとすると、その原因として、Pt コーティングと SiO<sub>2</sub> コーティングの輻射率の違いが考えられる。文献値及び赤外線温度計による測定結果より、Pt の輻射率は 0.1~0.2 程度、SiO<sub>2</sub> の輻射率は 0.6~0.7 程度と見積もられる。輻射熱源、輻射加熱量を正確に測定することは困難であるが、手始めに APD による試験部の発光計測を試みた。(図 4.8) 試験条件は A40 であるから、もっとも発光の弱い条件である。ピトー圧力履歴と比較すると、気流到達とほぼ同時に強い発光が見られる。

#### 4. 4 予熱試験結果

HIRST 用触媒試験装置の特徴的な機能として予熱機構がある。これは、装置に埋め込まれたヒータにより供試体を加熱し、触媒性に対する温度の影響を測定するためのものである。

試験は表面温度 300℃及び 600℃でおこなった。試験結果を図 4.9、4.10、4.11、4.12 に示す。気

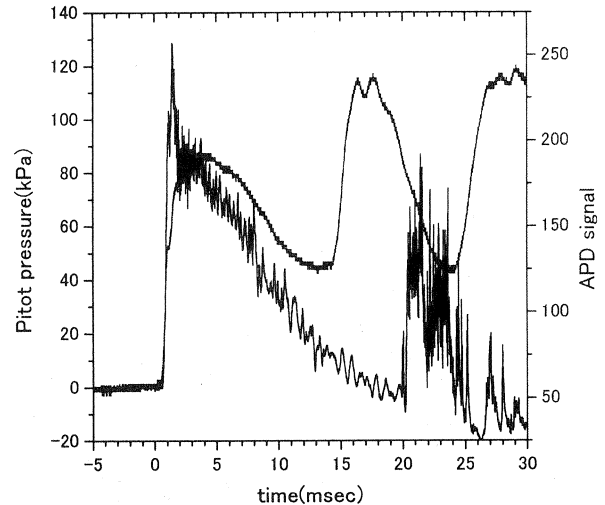


図 4.8 APD による試験部発光計測 (A40)

流到達前の表面温度分布 (図 4.12) より、600℃の場合、Pt と SiO<sub>2</sub> の輻射率の差により約 80℃の温度差が生じた。

表面温度 300℃の場合、Pt コーティング側の熱流束にばらつきが見られ、全体的には SiO<sub>2</sub> コーティング側と同程度となった。表面温度 600℃の場合には信頼できる熱流束計測は出来なかった。試験後の表面分析より、熱流束センサ部の Pt コーティングは剥がれており、変色が見られた。また、SiO<sub>2</sub> コーティングには亀裂が見られ、SiO<sub>2</sub> 層は残存しているものの、熱電対接点は破損していた。これらの損傷は高温試験後の急冷時に発生したものと推定される。

#### 5. まとめ

HIRST を用いて空力加熱における表面触媒性効果についての実験を行った。供試体としては鈍等平板を用い、SiO<sub>2</sub> および Pt をコーティングした供試体を同時に加熱し、触媒性効果による加熱率の差を測定した。試験の結果、

- (1) 低エンタルピ条件 A40 において SiO<sub>2</sub> コーティング側の熱流束が Pt コーティング側に比べて約 10%低かった。
- (2) 高エンタルピ条件では熱流束差はほとんど観測されなかった。輻射率の差による輻射加熱の影響の可能性はある。

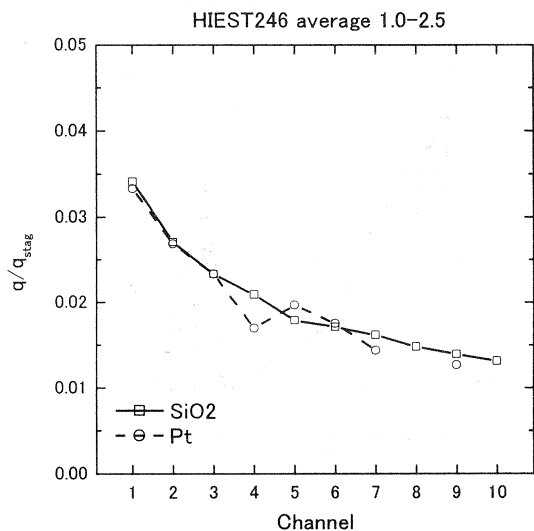


図 4.9 熱流束分布 (試験条件 A40、300℃)

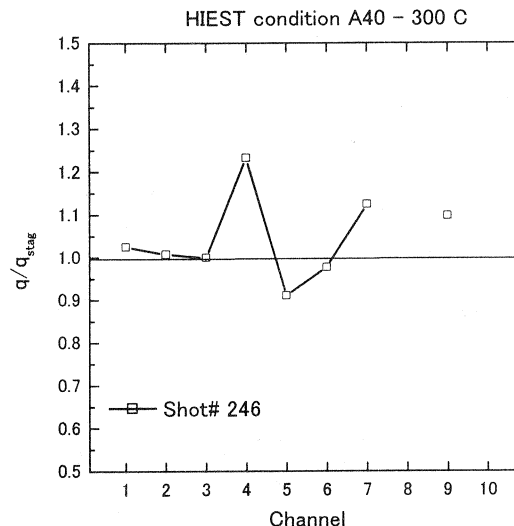
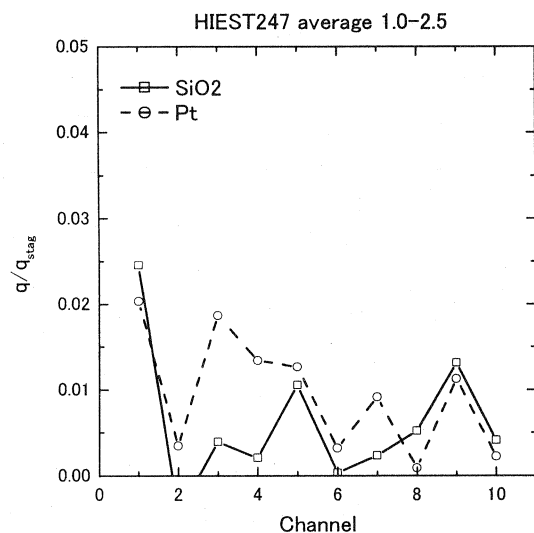
図 4.10 熱流束比 (SiO<sub>2</sub>/Pt)

図 4.11 熱流束分布 (試験条件 A40、600℃)

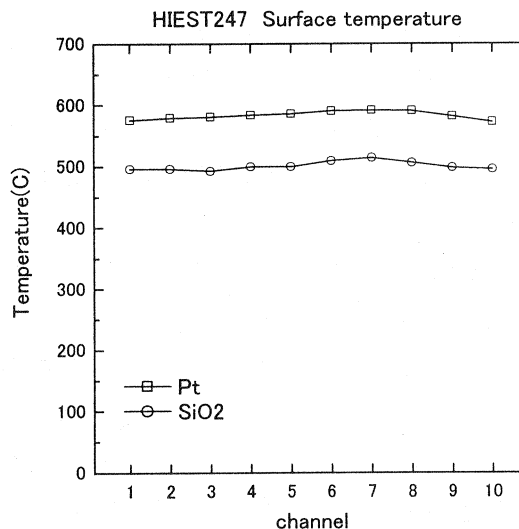


図 4.12 試験前温度分布

(3) 予熱試験ではコーティング層の亀裂、剥がれが発生したため、信頼性のあるデータは得られなかった。

今後は、

- (1) コーティング方法の改良および試験法の見直しによる予熱試験時の損傷防止。
- (2) 輻射加熱の影響低減および輻射源、輻射加熱率の解明。

等の対策を施してデータの信頼性を向上させ、触媒性の影響を明らかにする予定である。

- [1] Itoh K, Ueda S, Komuro T, Sato K, Takahashi M, Miyajima H, Koga K, Design and construction of HIEST (High Enthalpy Shock Tunnel). Proc. International Conference on Fluid Engineering, vol.I, pp353-358, 1997
- [2] Lordi J.A., Mates R.E., Mossele J.R., Computer program for numerical solution of nonequilibrium expansions of reacting gas mixtures, NASA CR-472, 1966
- [3] Schultz D.L., Jones T.V., Heat transfer measurements in short duration hypersonic facilities, AGARDograph 165, 1973

# 騒音低減を目指したアクティブ・スポイラ風洞試験

末永 尚史, 白井 正孝, 齊藤 茂 (航空宇宙技術研究所)  
西澤 宇一 (東京農工大学)

## Wind Tunnel Test of Wing with Active Spoiler for External Noise Reduction

Hisashi SUENAGA, Masataka SHIRAI, Shigeru SAITO  
(National Aerospace Laboratory)  
Uichi NISHIZAWA  
(Tokyo University of agriculture and technology)

### 概要

ヘリコプタ騒音のひとつである BVI(Blade-Vortex Interaction)騒音低減化技術確立のための基礎データ取得を目的とし, 航技研究風洞を用い翼面上にスポイラを取付けた時の力計測, 圧力計測および可視化を行った. 本報告では, 風洞試験の概要とその結果の一部について述べる.

### 1. はじめに

近年, ヘリコプタはその飛行特性から救急医療, 消防活動, 救難救助等への利用が注目され更なる普及が期待されている. しかし活動の場の拡大は都市部での住民生活にも多大の影響をおよぼすことになる. 特にヘリコプタが離発着する都市近郊のヘリポート周辺ではアプローチ形態で翼端渦とブレードの干渉によって発生するブレード/渦干渉(BVI)騒音が問題となっている. これは, 他の騒音に比べて卓越したものでありヘリコプタ利用の場を制限する要因の一つに挙げられる. このような状況からヘリコプタの有効利用を図るに際し騒音問題の早期解決が緊急の課題となっている.

BVI 騒音は, ブレード翼端から放出された翼端渦が後続のブレードに衝突し, またはそのすぐ近くを通過することによるブレード面上(特に前縁付近)の急激な圧力変動により発生すると考えられている.<sup>1)</sup> そしてブレードと渦干渉時の垂直距離, 渦の強さおよび交差角度が騒音発生に関する重要なパラメータである

ことが知られている. 現在, これらの内容を踏まえ騒音低減化技術の確立を目指すべく基礎研究を進めているところである.

BVI 騒音低減化技術としては, スワッシュプレートにより全ブレードのピッチ角に高調波を上乗せする HHC(Higher Harmonic Control), 各ブレードに対して個別に制御を行う IBC(Individual Blade Control), ブレード翼端から高压空気を吹き出す方法(Tip Jet Blowing), ブレードにフラップを付加し能動的に作動させる方法(Active Flap)等さまざまな方法が提案されている.<sup>2) 3) 4)</sup> これらの方法はいずれもブレードと渦の垂直距離を変化させ騒音低減効果を得ようとするものである. 一方, 事前に干渉を予測し後続のブレードにおいて干渉時の急激な圧力変動を緩和することにより騒音の低減化を図ろうとする方法がある. この方法では何らかのアクティブ・デバイスを付加することにより前縁付近での急激な圧力変動に効果的に対応することが要求される. 本風洞試験では, BVI 騒音低減化法とし

てのアクティブ・スポイラの有効性を検討する基礎データの取得を目的とし、ブレードを模擬した翼にスポイラに見立てたアングル材を取付け、その高さ、長さ、取付け位置を変化させ三次元翼に対する適切かつ効果的なスポイラ設定条件を得るための力計測およびスポイラによる前縁付近の圧力変動に対する効果を把握するための翼面上圧力分布計測を行った。本報告では風洞試験の概要とその結果の一部について報告する。

## 2. 風洞試験概要

風洞試験は、航技研の 2m×2m 突風風洞<sup>5)</sup>を使用し、三分力計測、翼面上圧力分布計測、可視化を行った。

### 2. 1 3 分力計測

風洞測定部中央にブレードを模擬した翼模型を垂直に設置し、ターンテーブルの回転により迎角を設定した。計測には突風風洞のピラミッド天秤および計測処理システムを用いている。試験に使用した翼模型の諸元を表 1 に測定部内設置状況を図 1 に示す。

表 1 翼模型の諸元

翼幅, $b$ [mm]	900
翼弦長, $c$ [mm]	300
翼型	NACA0012
翼の形状	矩形

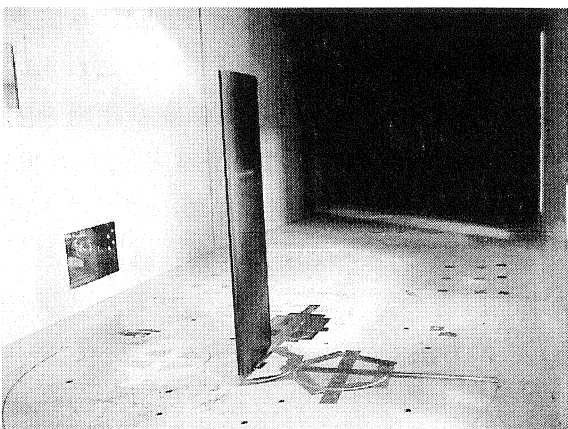


図 1 測定部内設置状況

翼面に取り付けるスポイラはアルミ製アングル材を使用し、高さの異なるものを 4 種類、高さ毎に長さの異なるものを 3 種類用意し、翼弦方向位置、翼幅方向位置を変化させ三分力計測を行った。風速は 30m/s ( $Re$  数 $=5 \times 10^5$ )、迎角範囲は $-16 \sim 16$  度である。通常、スポイラはエアブレーキ等として使用するため翼上面に装備されるものであるが、本風洞試験においてスポイラ取付けとあるのは翼下面に装着してあるものとする。スポイラの取付け位置概要を図 2 に試験条件およびスポイラ諸元を表 2 に示す。

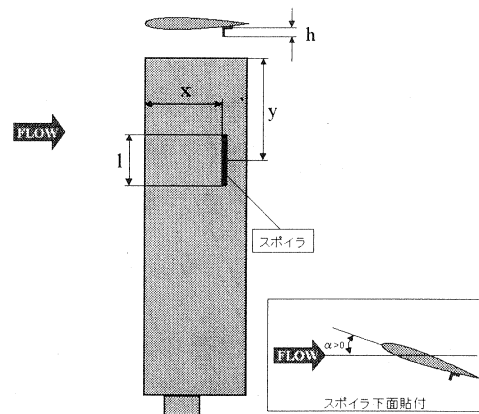


図 2 スポイラ取付け位置概要

表 2 試験条件及びスポイラ諸元

風速, $U_{\infty}$ [m/s]	30
迎角, $\alpha$ [deg]	$-16 \sim 16$
スポイラの翼幅方向位置, $y/c$	0.5, 1.0, 1.5
スポイラの翼弦方向位置, $x/c$	0.7, 0.75, 0.8, 0.85, 0.9
スポイラの高さ, $h/c$	0.00625, 0.0125, 0.01875, 0.025
スポイラの長さ, $l/c$	0.33, 0.5, 0.66

### 2. 2 翼面上圧力分布計測

上述したようにブレード/渦干渉時の前縁付近

での圧力変動を緩和させることで BVI 騒音低減効果が期待できると考えられていることから圧力分布計測では前縁付近を含め 5 つの非定常圧力センサを組み込み最低限の情報のみを取得することとした。また翼内部には電磁石駆動方式により最大 30Hz で作動可能なアクティブ・スポイラ装置を配している。アクティブ・スポイラは翼弦方向位置  $x/c=0.8$ ，翼幅方向位置（翼端からスポイラ中心まで） $y/c=1.0$  に組みまれ，作動時には高さ  $h/c=0.017$ ，長さ  $l/c=0.5$  のスポイラが翼表面より吐出するようになっている。圧力分布計測用模型の諸元を表 3 に，スポイラ装置を図 3 に示す。

表 3 圧力分布計測用模型の諸元

翼幅, $b$ [mm]	1000
翼弦長, $c$ [mm]	300
翼型	NACA0012
翼の形状	矩形
スポイラ位置, $x/c, y/c$	0.8, 1.0
スポイラ高さ, $h/c$	0.017
スポイラ長さ, $l/c$	0.5
作動周波数, $f$ [Hz]	0~30
圧力孔位置, $x/c$	0, 0.03, 0.2, 0.48, 0.7

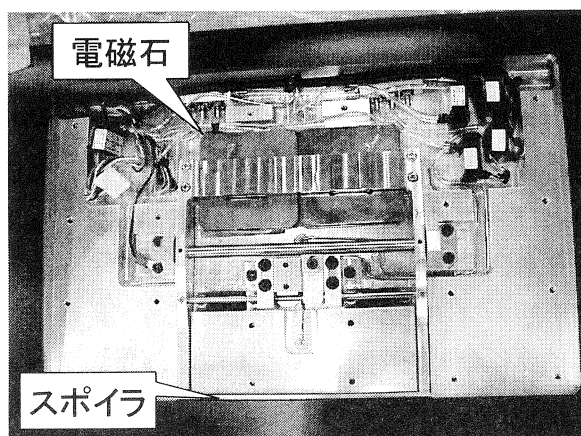


図 3 スポイラ装置

使用する非定常圧力分布計測と三分力計測に用いたアングル材を取付けて行う定常圧力分布計測に分けられる。風速，迎角範囲は三分力計測と同様である。非定常圧力分布計測ではファンクションジェネレータから電磁石駆動用のトリガを出力することにより予め任意に設定した周波数でスポイラを作動させそれと同期して非定常圧力センサの電圧出力をデータロガーに取込むこととした。サンプリング周波数は 160Hz，測定点数は 2048 点である。非定常圧力計測ではこのデータに対しスポイラ作動周波数を基本波とし FFT 処理を施し圧力分布を得た。定常圧力分布計測でも同様の計測を行うがここでは FFT 処理をせず全データの平均値をもって定常圧力値とした。スポイラ作動概念を図 4 に，計測系統概略を図 5 に示す。

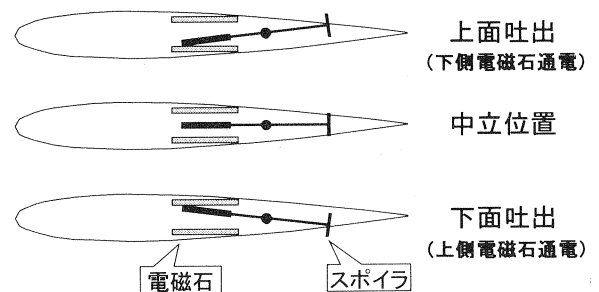


図 4 スポイラ作動概念

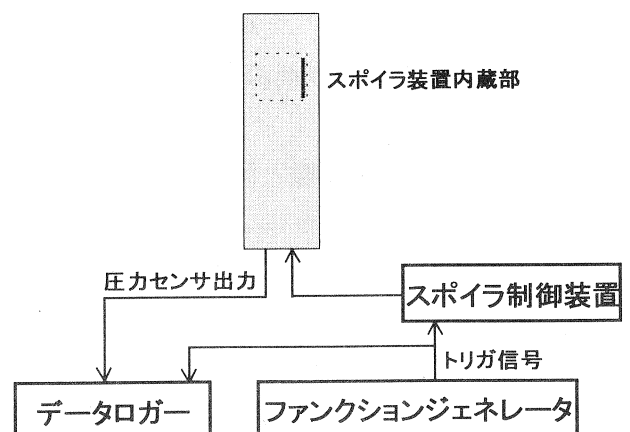


図 5 計測系統概略

圧力計測試験はアクティブ・スポイラ装置を

## 2. 3 可視化

スポイラの取付けが局所的であることおよび圧力分布計測においてスポイラより下流での圧力を計測していないことから翼面上の流れ場を観察するためタフト法, 油膜法により可視化を行った。

## 3. 風洞試験結果

### 3. 1 三分力計測

図 6 にクリーン形態（スポイラなし）とスポイラ取付け時のポーラ曲線の一例を示す。このときのスポイラ条件は翼幅方向位置  $y/c=1.0$ , 翼弦方向位置  $x/c=0.8$ , スポイラ高さ  $h/c=0.01875$ , スポイラ長さ  $l/c=0.5$  である。これはアクティブ・スポイラ使用時に対応する条件であり, 以下代表点として扱う。

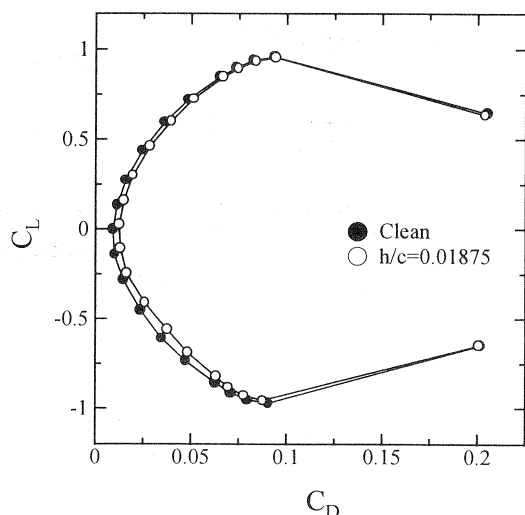


図 6 ポーラ曲線の一例

図からクリーン形態と比較してスポイラを翼下面に取付けることにより僅かではあるが揚力の増加がうかがえる。また翼面上に流れを遮る障害物（スポイラ）が置かれるため抗力も増加する傾向があらわれている。次に今回行った三分力計測全ケースからスポイラ取付け条件に対する全体的な傾向を考察する。図 7 に試験ケースに対する揚力係数の増減を示す。迎角は 4 度である。図の  $\Delta C_L$  はスポイラ取付け

時とクリーン形態との揚力係数の差をとったものである。また同じ翼弦方向位置にあってはケース番号の若い方から順に長さが増加するものとする。まずスポイラ自体の違いで比較すると, スポイラの高さについては高いほど, 長さについては長いほど揚力が増加する傾向を示している。またスポイラ取付け位置の違いに関しては翼弦方向位置が後縁に近づくほど揚力増加傾向が強くなることが分かる。この傾向は後縁部にスポイラと同様の小片を装着し揚力増加を狙ったガーニー・フラップ<sup>6)</sup>の効果からも推察されるものである。翼弦方向位置についても顕著ではないが翼端から離れるほど揚力増加傾向が示されている。

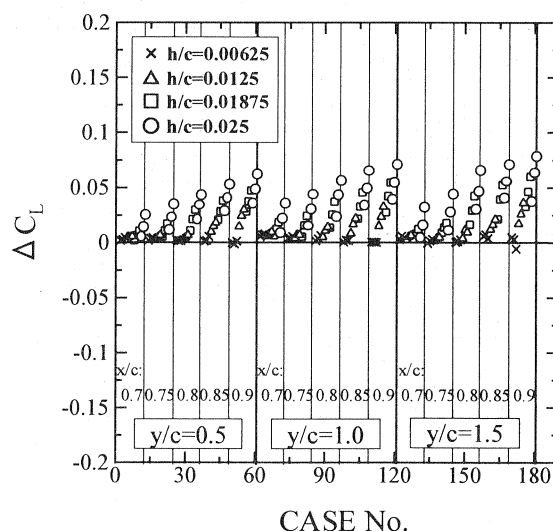


図 7 試験ケースに対する揚力係数の増減

### 3. 2 翼面上圧力分布計測

図 8 に迎角 4 度, スポイラ作動周波数 2.5Hz での翼面上圧力分布を示す。またクリーン形態およびスポイラ取付け形態（定常時）での圧力分布も同図に示してある。なお, スポイラ取付け形態のスポイラ取付け位置, 高さ, 長さはスポイラ作動時と対応させている。ここでスポイラ作動時の圧力分布はスポイラ吐出ピーク時における瞬時値を示している。図よりスポイラの効果はその近傍で顕著であるが前縁付近では特に際だった変化は捉えられていないこと

が分かる. このことから同条件での三分力計測においても示されたクリーン形態と比較した時の揚力の僅かな増加はそのほとんどがスポイラ近傍での変化によるものと考えられる.

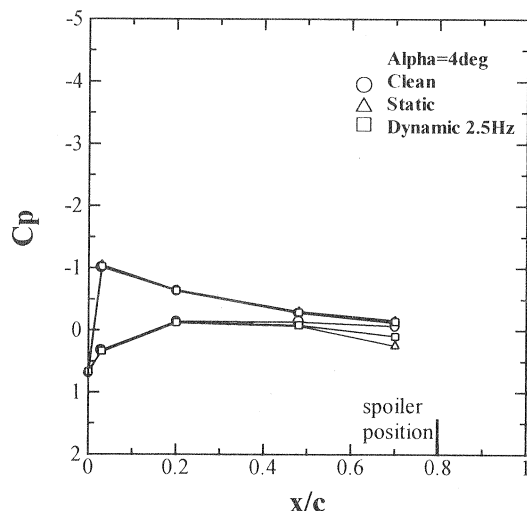


図8 翼面上圧力分布

しかし, 前縁付近での圧力変化は僅かであった. そこでアクティブ・スポイラと同じ取付け位置でスポイラの高さ, 長さを変化させ定常での圧力計測を行った. この時のスポイラ条件は高さ  $h/c=0.025$  (7.5mm), 長さ  $l/c=1.0$  (300mm) であり, これは現有の模型での限界改造範囲である. 図には示していないがここでも前縁付近まで影響を及ぼすような結果は得られていない.

### 3. 3 可視化

図9に迎角4度における翼下面の可視化結果を示す. スポイラ条件は翼幅方向位置  $y/c=1.0$ , 翼弦方向位置  $x/c=0.8$ , 高さ  $h/c=0.01875$ , 長さ  $l/c=0.5$  である. スポイラの後方では逆流が生じており, またスポイラの両端ではスポイラ背面に回り込む流れの様子が観察できる. しかしそれ以外の場所では特に大きな変化はあらわれていないことが分かる. なお, 翼面上の圧力分布計測における最も後ろの圧力孔位置は  $x/c=0.7$  であり, この図ではスポイラ直前のタフトが貼ってある位置に相当

している.

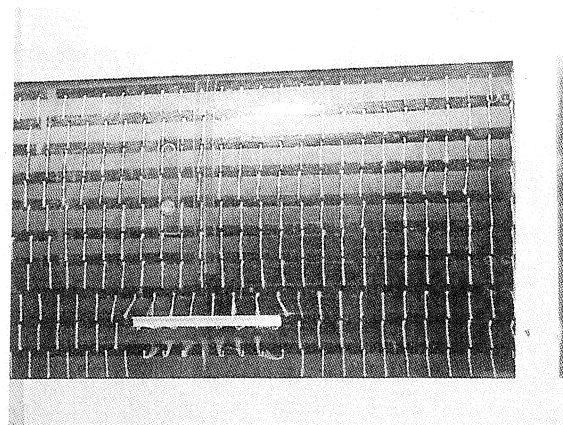


図9 タフト法による可視化

### 4. まとめ

BVI 騒音低減化技術確立のための基礎データ取得を目的とし, 翼面上にスポイラを取付けた時の力計測, 圧力計測および可視化を行った.

その結果,

- (1) スポイラを翼下面に取付けた場合, 揚力増加の効果がある.
- (2) スポイラによる揚力増加の効果は, 取付け位置が後縁に近いほど, 高さが高いほど, 長さが長いほど大きい.
- (3) スポイラによる揚力増加はそのほとんどがスポイラ近傍での圧力変化によるものである.
- (4) 現段階では前縁付近での圧力変化は僅かであるが, 干渉時の垂直距離を変化させる一つ的手段であるアクティブ・フラップと同等の効果は期待できる.

今回の風洞試験では, 三分力計測が主であったため圧力計測が十分ではなかった. 今後は三分力計測同様のパラメータに対する圧力計測を行い最適なスポイラ条件の検討を進める予定である.

## 謝辞

本風洞試験での翼模型の設計・製作に当たった川田工業株式会社の方々, 非定常圧力計測装置に関してご協力頂いた次世代航空機プロジェクト推進センターの郭東潤科学技術特別研究員および風洞試験技術に関して色々な示唆を与えて下さった突風風洞の方々にこの場をお借りして深く感謝の意を表する.

## 参考文献

- 1) Aoyama, T., et al. : Calculation of the Rotor Blade-Vortex Interaction Noise Using Parallel Super Computer, 22nd European Rotorcraft Forum, Sep. 1996.
- 2) Yung H. Yu, et al. : Reduction of Helicopter Blade-Vortex Interaction Noise by Active Rotor Control Technology, Prog. Aerospace Sci. Vol.33, pp.647-687, 1997.
- 3) 譚 他, 「翼端吹出しによる BVI 騒音低減効果について」, 第35回飛行機シンポジウム講演集, pp.73-76.
- 4) 末永 他, 「大型低速風洞における Active Flap 効果検証風試」, 航空宇宙技術研究所特別資料, 近刊.
- 5) 廣末 他, 「航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-335, 1973 年.
- 6) Robert H.Liebeck, Design of Subsonic Airfoils for High Lift, J.AIRCRAFT Vol.15, Sep.1978, pp.547-561.



# 小型超音速実験機（ロケット実験機） パラシュート放出基礎試験について

迫 和彦、塩沢 信秋、長尾 津嘉（富士重工業株式会社）

遠藤 裕久（富士テクノサービス株式会社）

堀之内 茂（航空宇宙技術研究所）

Parachute Release Test of Non-Powered Supersonic Experimental Airplane

Kazuhiko Sako, Nobuaki Shiozawa, Tsuyoshi Nagao (FHI)

Yasuhisa Endou (FTS)

Shigeru Horinouchi (NAL)

## 概要

平成11年にNAL大型低速風洞で実施した、小型超音速実験機（ロケット実験機）パラシュート放出基礎風洞試験に関する試験状況、試験結果概要について報告する。

### 1. はじめに

小型超音速実験機（ロケット実験機）の回収系に関して、パイロットシュート開傘シーケンスの妥当性及び、パラシュート特性取得を目的として、適正ライザー長の選定、パイロットシュート放出状況の確認、リーフィングによる振れ角への影響の確認を行う風洞試験を実施し、実験機の実機へ有益な結果を得たので、以下にその試験内容及び結果概要を報告する。

尚、本試験で得られるパイロットシュートの開傘シーケンスの妥当性、パラシュート特性を基に航空機からのパラシュート投下試験結果を勘案検討し、実機のパラシュートの挙動が推定される。

### 2. パラシュートの基本的な開傘シーケンス について

パラシュートは、図1に示す様なシーケンスで開傘している。まずパイロットシュートコンテナが火薬により射出し、パイロットシュートが開傘する。次にパラシュートコンテナがパイロットシ

ューートの抗力と火薬の推進力により射出し、メインパラシュートが開傘する。

### 3. 風洞試験

#### 3. 1 日程・場所

試験日時：平成11年8月25日～9月17日

試験風洞：NAL大型低速風洞（図2に示す）

#### 3. 2 風洞試験模型

風洞試験模型取付図を図3に、模型概要図を図4、5に及び、パイロットシュート・メインパラシュート概要図を図6、7に示す。模型スケールは8.5%であり、胴体長931.52mm（パイロットシュートコンテナまで）、翼幅401mmである。

図8に計測システム概要図を示す。

#### 3. 3 試験概要

##### (1) 適正ライザー長確認試験

##### ●目的

パイロットシュート及びメインパラシュート

のライザー長について、傘体の空気抵抗が、設計荷重以上であり、更に各収納袋内への収納性のよい最短長さとなるライザー長を選定する。

試験概要図を図 9 に示す。

●試験ケース

- ・試験風速： $V = 25$  (m/s)
- ・模型迎角： $\alpha = 0, 3, 6$  (deg)
- ・模型横滑り角： $\beta = -6, -3, 0$  (deg)
- ・ライザー長： $L = 255, 340, 425$  (mm)

(2) パイロットシュート放出試験

●目的

パイロットシュートの開傘時に、パイロットシュートが機体後流に巻き込まれることなく確実に放出され、開傘することを確認する。

●試験ケース

- ・試験風速： $V = 60$  (m/s)
- ・模型迎角： $\alpha = 0, 6$  (deg)
- ・模型横滑り角： $\beta = -6, 0$  (deg)
- ・ライザー長： $L = 255$  (mm)

(3) リーフイング率変更確認試験

●目的

SST 実験機の運用上、メインパラシュートによる降下時の振れ角が、 $20$  deg 以下であることが必要だが、(1) のライザー長確認試験の結果から、約  $35$  deg (半頂角) であることが分かった。そこで、傘種を変えずメインパラシュートの振れ角を  $20$  deg 以下に抑えることが可能なリーフイング率を調べる。

●試験ケース

- ・試験風速： $V = 25$  (m/s)
- ・模型迎角： $\alpha = 0$  (deg)
- ・模型横滑り角： $\beta = -3, 0$  (deg)
- ・ライザー長： $L = 340$  (mm)

試験概要図を図 14、15 に示す。

4. 試験結果

(1) 適正ライザー長確認試験

<パイロットシュート>

●パイロットシュートの空気抵抗を計測した荷重データにおいて、設計荷重以上を発生し、パイロットシュート収納袋への収納性のよい最短長さのライザー長  $L = 255$  mm を選定した。

(図 10 は 5 回計測の平均値をプロット)

●パイロットシュートの振れ回り角度は、試験の映像から判断すると約  $5$  deg (半頂角) であった。

<メインパラシュート>

●メインパラシュートの空気抵抗を計測した荷重データの内、ライザー長  $L = 255$  mm のデータの一部で設計荷重を下回るものがあった。

従って、設計荷重以上を発生している他のライザー長のうち、メインパラシュート収納袋への納性のよい、最短長さのライザー長  $L = 340$  mm を選定した。

(図 11 は 5 回計測の平均値をプロット)

●メインパラシュートの振れ角は、模型迎角  $\alpha$ 、横滑り角  $\beta$ 、ライザー長  $L$  を変化させても変わらず、約  $35$  deg (半頂角) であった。しかし、文献等では、パラシュートのスケール大きくなるにつれて、振れ角は小さくなる傾向がある。これは別途実施した、飛行機からのパラシュート投下試験結果(動的相似則を合わせた複数のスケールのパラシュートを使用)からも、同様の傾向が現れている。

更に、風試では模型を支持系に固定しているため、実機の運動のように、パラシュートが振れた時に吊下物(SST 実験機)の方が移動し、パラシュート全体の振れ角が小さくなることが考慮されていない。

これら、本風試結果及び投下試験結果を基に考えると、メインパラシュートの振れ角は、SST 実験機の運用上制限される  $\pm 20$  deg

以内に収まるものと考えられる。

## (2) パイロットシュート放出試験

選定したライザー長 ( $L = 255 \text{ mm}$ ) において、模型迎角  $\alpha$ 、横滑り角  $\beta$  に関係なく、放出されたパイロットシュートが、後流に巻き込まれることなく開傘することを確認した。

放出前概要図を図12、放出後概要図を図13に示す。

## (3) リーフィング率変更試験

現在のパラシュート傘種のまま、リーフィング率を下げることににより振れ角を  $\pm 20 \text{ deg}$  以下に下げられないことが分かった。

リーフィング率を小さくすることにより、メインパラシュートの振れ角を抑えられる。しかし、リーフィング率を下げる（傘体面積を減少させる）ことは、メインパラシュートによる空気抵抗を減少させることになるため、リーフィング率の変更に当たっては、メインパラシュートの大きさ及び傘種などについて検討が必要になる。

試験結果のグラフを図16に示す。

## 5. 考察

- パイロットシュート適正ライザー長は、  
 $L = 255 \text{ mm}$ （実機スケール：3 m）  
メインパラシュート適正ライザー長は、  
 $L = 340 \text{ mm}$ （実機スケール：4 m）  
を選定した。
- パイロットシュートの振れ回り角度はライザー長及び模型姿勢角に関係なく約  $5 \text{ deg}$ （半頂角）であった。  
メインパラシュートの振れ回り角度はライザー長及び模型姿勢角に関係なく約  $35 \text{ deg}$ （半頂角）であった。
- パイロットシュート放出試験では、本試験で選定したライザー長において、模型の姿勢角に関係なく、機体の後流に巻き込まれずに、

放出・開傘することを確認した。

- 本試験のスケールで、メインパラシュートの振れ角は、リーフィング率を60%まで下げると、振れ回り角は  $20 \text{ deg}$  まで下げることが可能である。しかし、同時にCDS（メインパラシュート有効抵抗面積）も、62%程度まで下がってしまうため、現状のメインパラシュートの傘種でリーフィング率をさげるだけで振れ角を  $20 \text{ deg}$  以下に下げることとは出来ない。
- メインパラシュート振れ角は、スケールが大きくなると一般的に小さくなる。  
本試験の結果からは、 $20 \text{ deg}$  以下であることが分かっているが、その後のパラシュート投下試験の結果等により、実験機の実機での振れ回り角は、最大  $12 \text{ deg}$  と推定されている。

## 6. まとめ

今回の風洞試験結果により、パイロットシュート及びメインパラシュートの開傘システムの妥当性を確認し、さらにリーフィング率変更によるメインパラシュートの振れ角に与える影響具合を把握することができた。なお本風洞試験は、「小型超音速実験機（ロケット実験機）の詳細設計等（その2）パラシュート放出基礎試験」として実施されたものである。

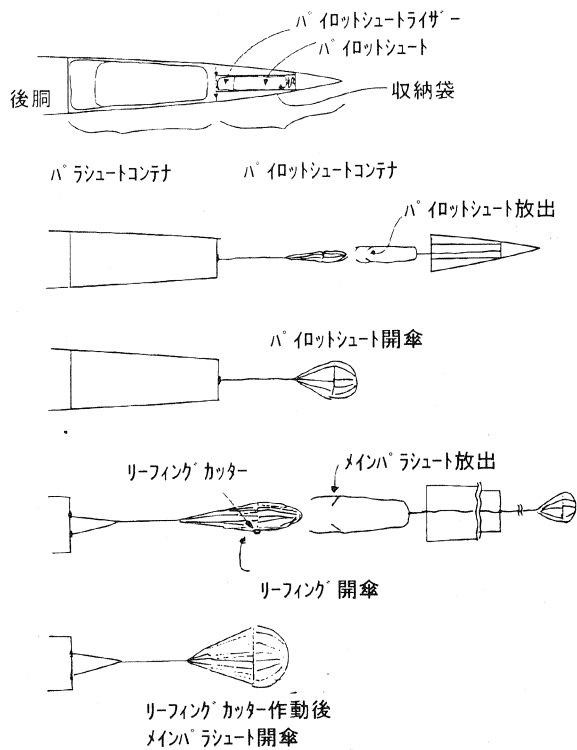


図 1. パラシュート開傘シーケンス

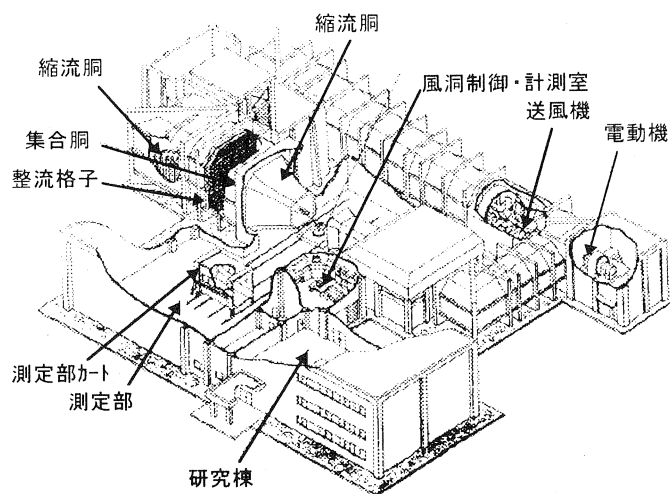


図 2. NAL 大型低速風洞

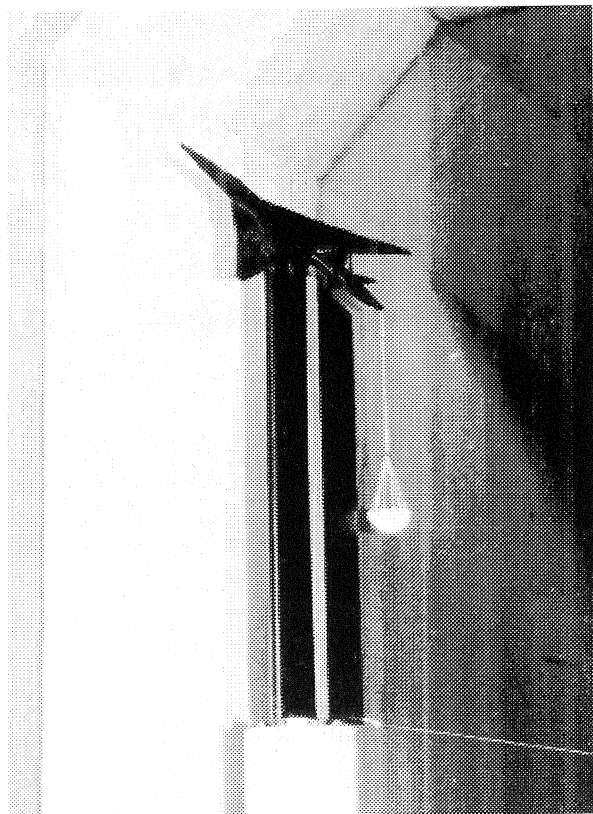


図 3. 風洞試験模型取付図

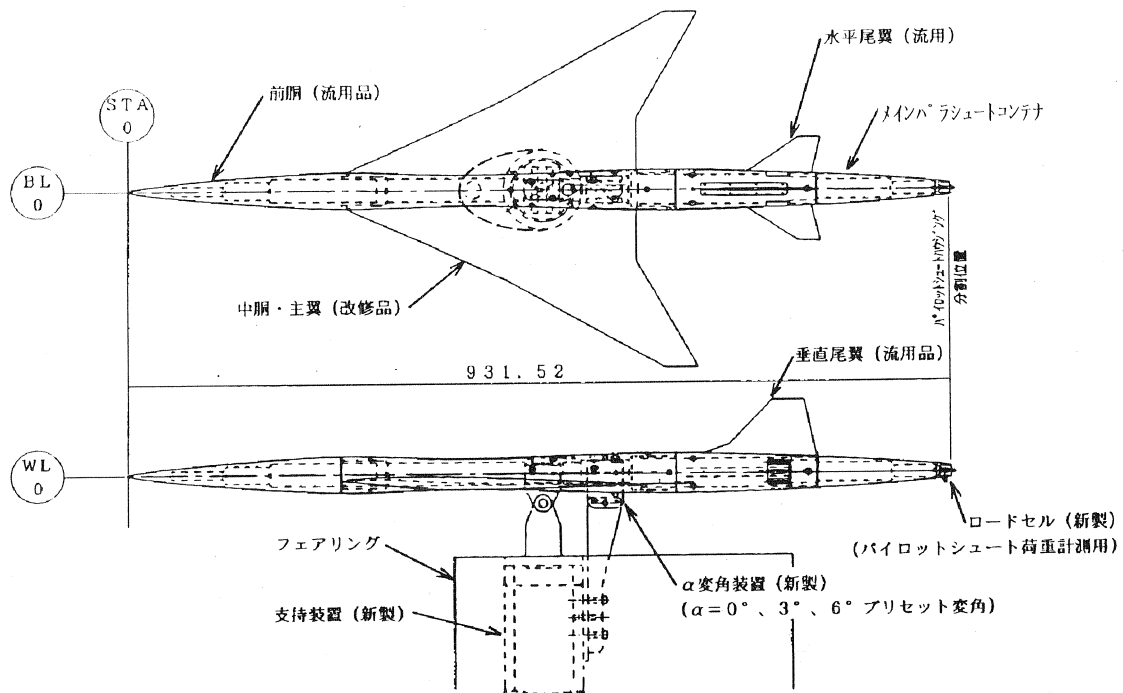


図4. 風洞試験模型概要図 (パイロットシュート試験形態)

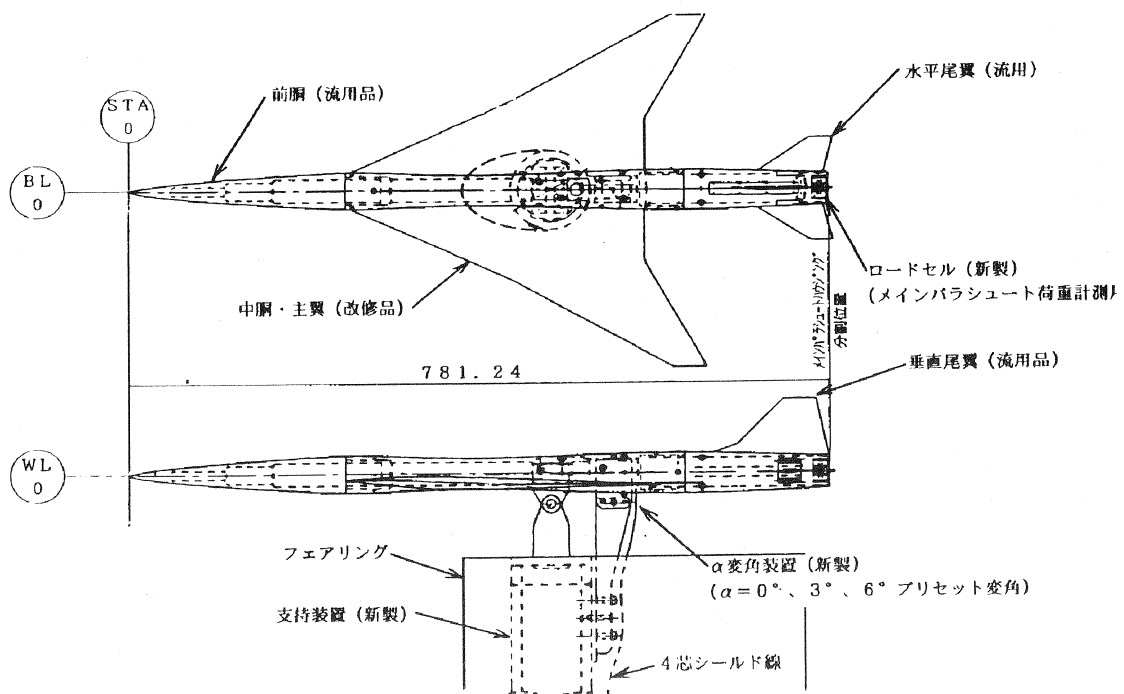


図5. 風洞試験模型概要図 (メインパラシュート試験形態)

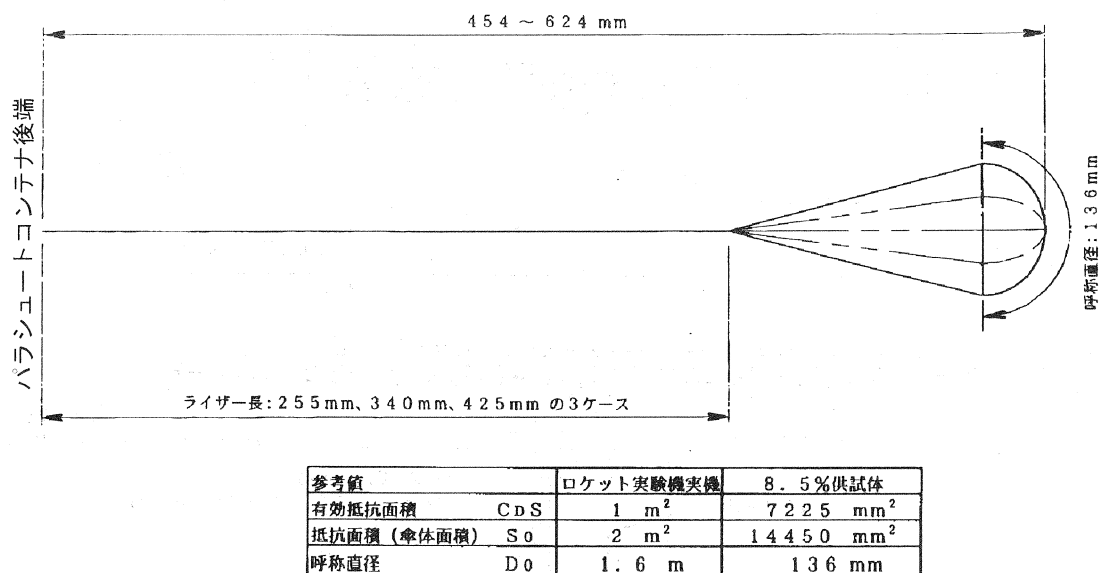


図 6. 1° ロケットシュート概要図

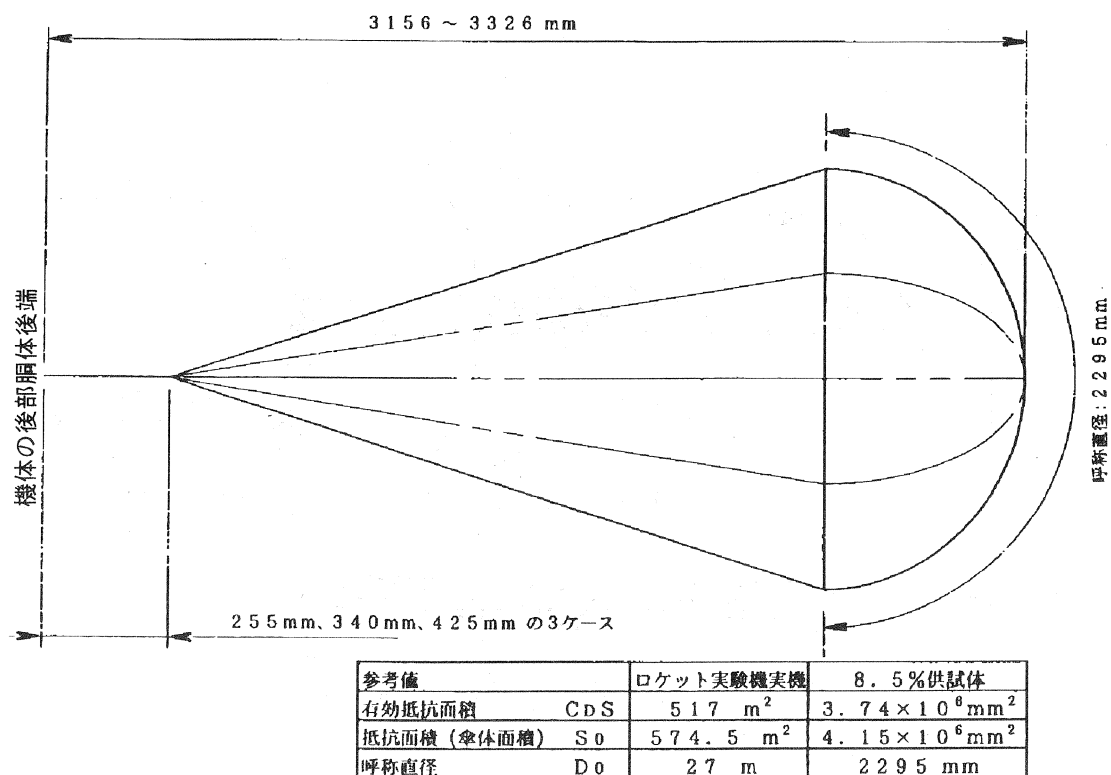


図 7. メインパラシュート概要図

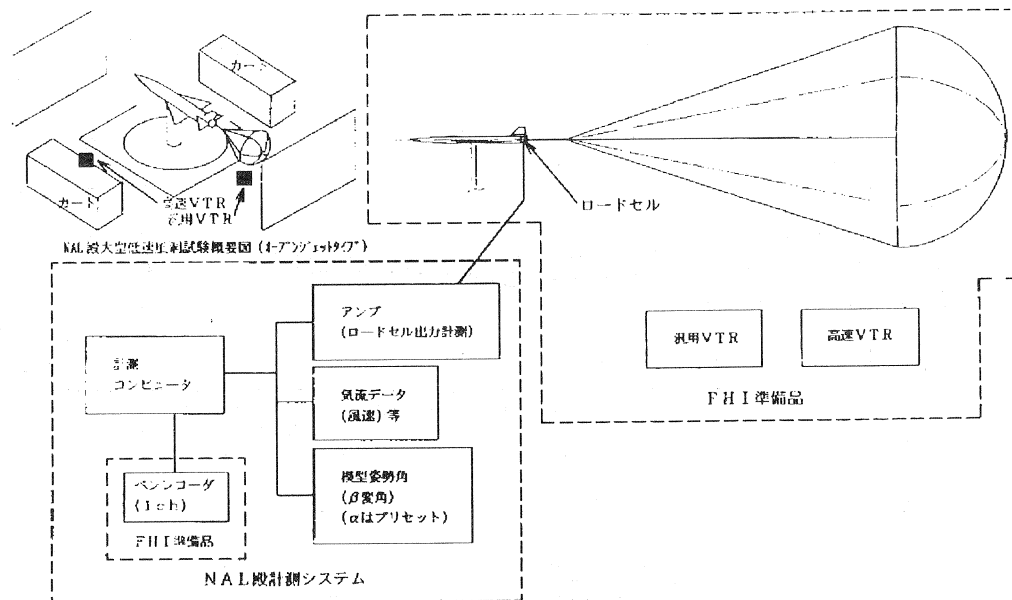


図 8. 計測システム概要図

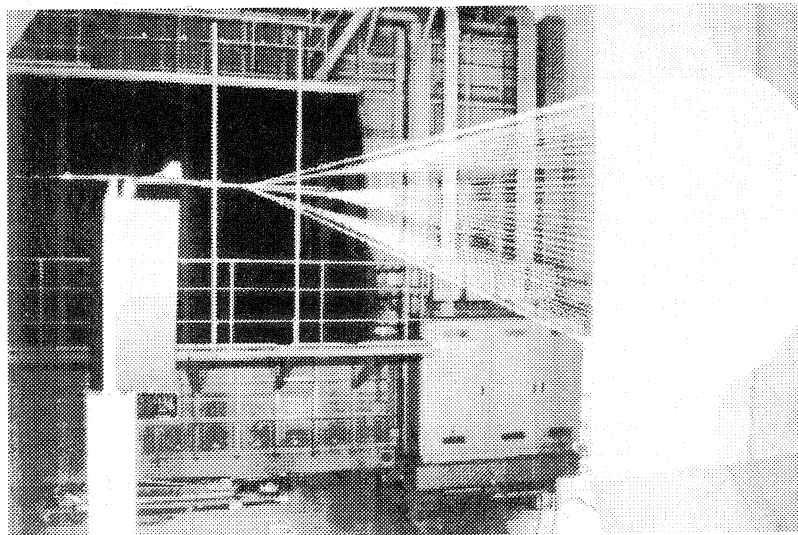


図 9. 適正ライザー長確認試験概要図  
(メインパラシュート試験形態)

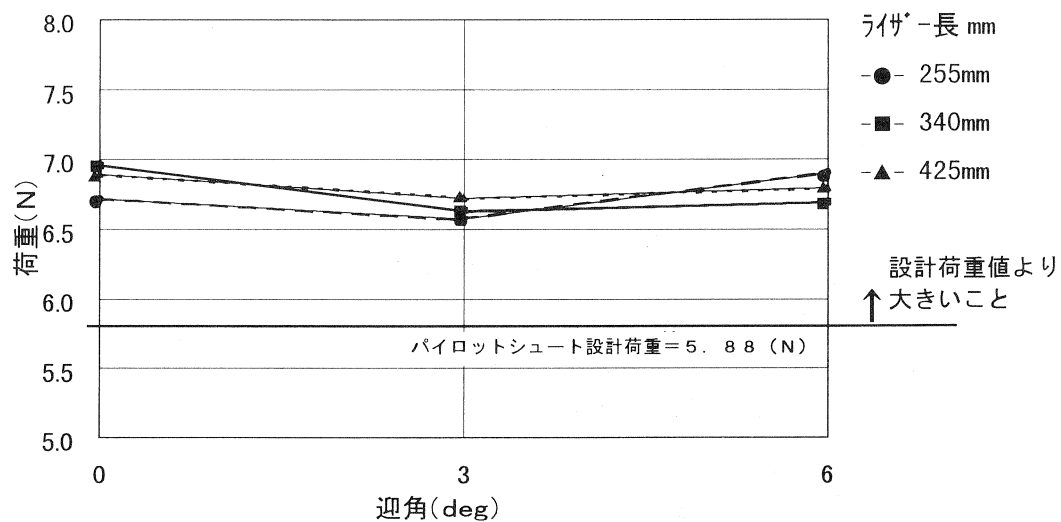


図10. 適正ライザー長確認試験結果

(パイロットシュート試験形態, 横滑り角 $\beta=0\text{deg}$ )

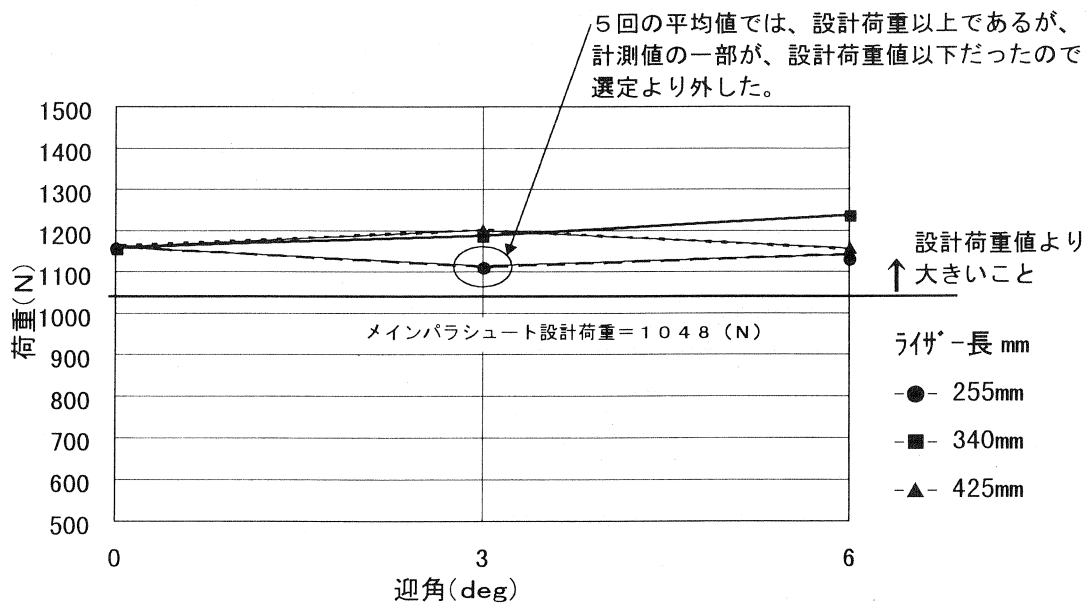


図11. 適正ライザー長確認試験結果

(メインパラシュート試験形態, 横滑り角 $\beta=0\text{deg}$ )



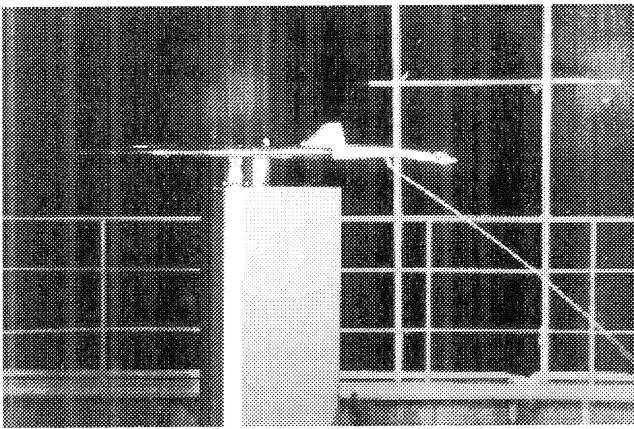


図 1 2. ハ゜ロットシュート放出試験（放出前）

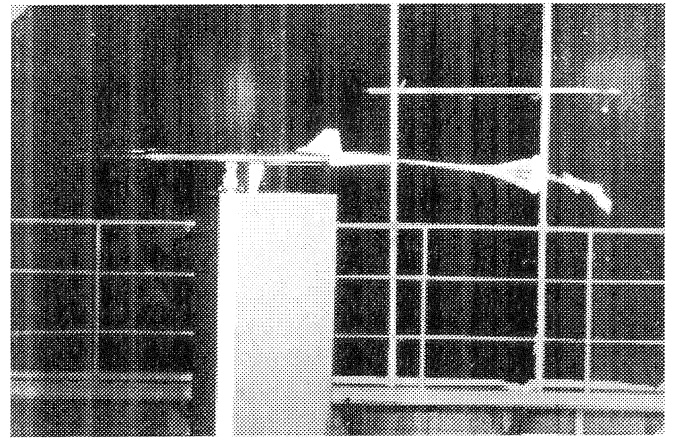


図 1 3. ハ゜ロットシュート放出試験（放出後）

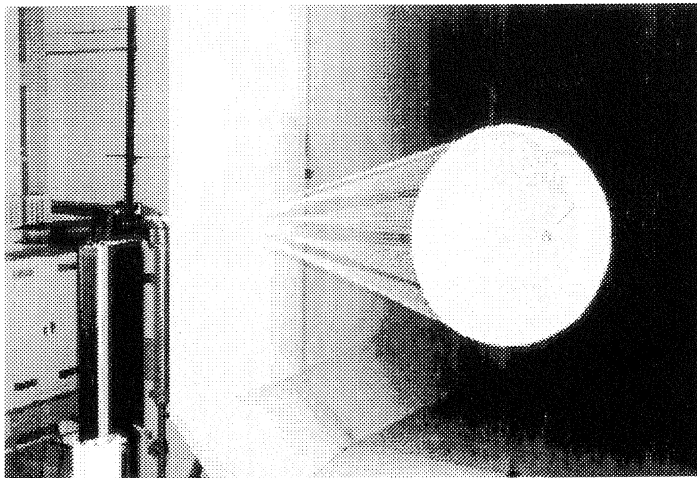


図 1 4. リーフィング率変更確認試験  
（リーフィング率 90%）

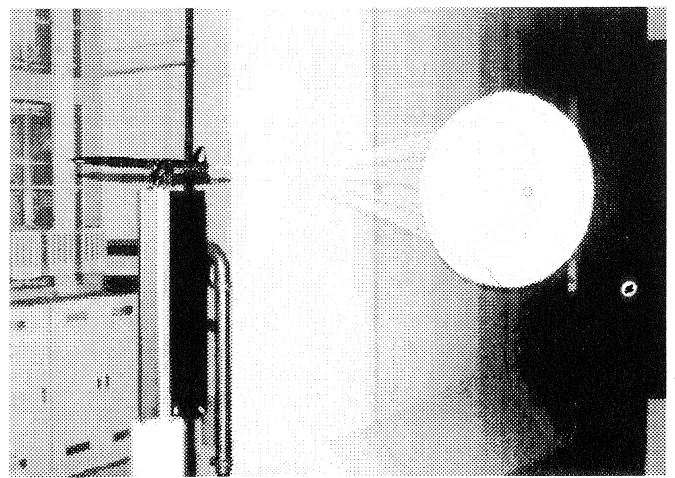


図 1 5. リーフィング率変更確認試験  
（リーフィング率 50%）

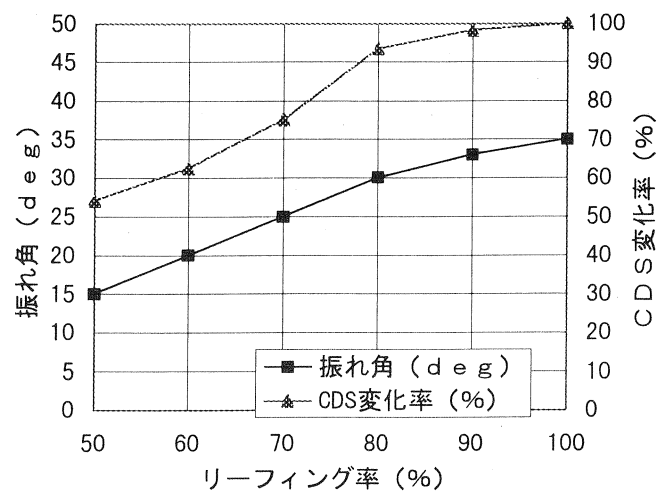


図 1 6. リーフィング率変更試験結果



# 小型ジェットエンジン付模型風洞試験法への取り組みについて

## (その1：風試システムと解析結果)

中谷輝臣、馬場滋夫、小池 陽、長井健 一 郎、生沼秀司、  
武田克己、関根静雄（航空宇宙技術研究所）

The Approach to the Wind Tunnel Test Method for a Aircraft Model Powered by  
Small Jet Engine - An Engine Control System and Analysis of its Test Results.

Teruomi Nakaya, Sigeo Baba, Akira Koike, Kennitirou Nagai,  
Hideji Oinuma, Katumi Takeda, Sizuo Sekine (NAL)

### 概要

航空機（SSTジェット実験機、スペース・プレーン等）開発の空力設計に必要な小型ジェットエンジン付模型風洞試験法の確立に向けた取り組みについて述べる。内容は2種類のシミュレータエンジンとして実燃焼方式のマイクロ・ジェットエンジンと高圧空気で作動するTPSエンジンによる両エンジン単体特性風洞試験を実施したので、両風洞試験装置の概要および両エンジン単体特性の解析の一部についても報告する。

### 1. はじめに

本報告は、航空機（SSTジェット実験機、スペース・プレーン等）開発の空力設計に必要な小型ジェットエンジン付模型風洞試験法の確立に向けた取り組みについて述べる。特に機体とエンジンとが一体となっているSSTジェット実験機等における模型風洞試験ではエンジンの推力有無によって、飛行時の機体周りの流れ場の相似性に違いが生じると考えられる。過去のSTOL実験機「飛鳥」開発で問題となった高圧空気作動方式のTPS（Turbine Powered Simulator）エンジン付模型風洞試験と飛行試験との間に明らかに空力特性に違いが生じており、高圧空気の排気ジェットの運動量で推力を得るTPSエンジンの風洞試験パラメータの見直しが求められてい

た。

そこで、実機の相似性が良いと推測できる実燃焼方式のマイクロ・ジェットエンジン（Micro TurboJet Engine：以後Mエンジンという）を導入し、風洞内運転技術を確認させ、Mエンジンに対するTPSエンジン特性を見直すために必要な両エンジン単体特性風洞試験を実施して両エンジン単体特性のデータベース化を図る。次に当該両エンジンを模型に装備して風洞試験を実施し、機体とエンジンとの空力干渉に関するデータベース化を図り、双方のデータベースからMエンジンに対するTPSのシミュレーションパラメータを確認し、適用領域を明らかにする。その作業の進め方を図1のブロック概要図に示す。

これらのエンジン付模型風洞試験技術は、例えば、①エンジンの吸気流と排気ジェット流による機体（胴体下面、尾翼、主翼）への空力干渉の推算法の確立。②双発エンジン装備におけるエンジン最適装備位置（エンジン間隔）の決定。③エンジン片側停止時における空力安定（方向舵の効き等）の確認。④地面効果の確認。⑤超音速インテークの低速機能確認。⑥排気流挙動（排気拡散等）の把握等に関する各種要素技術の確立を図ることで、CFD(Computational Fluid Dynamics)の精度向上、航空機開発に貢献できる。

なお、今回の報告内容は、図1のブロック概要図の上側に示す両エンジン単体特性のデータベース化に向けたエンジン単体風洞試験技術を中心に、一部のデータ解析についても報告する。

## 2. 両エンジン単体風洞試験装置

### 「概要」

推力発生機構の異なる2種類のシミュレータエンジン（Mエンジン・TPSエンジン）の単体特性を把握するためには、それぞれのエンジン機構に合わせた試験手法と試験装置が必要となる。特に、エンジン特性の比較にはエンジンを装備するナセル、ナセル支持機構、推力計測用天秤及び排気ジェット後流計測等の機構部を共通化し、両試験においてナセル周囲の流れ場の相似性を確保することが重要である。なお、本両エンジン単体特性試験は航空宇宙技術研究所の大型低速風洞を用いており、その試験装置も風洞に合わせたものとなっている。

### 2. 1 Mエンジン単体風洞試験装置

Mエンジン単体風洞試験装置は大きく分けて、エンジン単体風洞試験装置本体（機構部、計測・制御部）と排気ガス回収装置からなる。

#### 2. 1. 1 装置本体の機構部

エンジン単体風洞試験装置本体の機構部の大きさ等を図2-1と図2-2、写真2-1に示す。その構成はMエンジンを装備するナセル（吸気流量計測レーク付き）、推力を計測する天秤、排気ジェット流を計測する後流トラバース装置（後流流量計測レーク付き）、エンジン制御ユニットと小型燃料タンクを収納するエンジン制御ボックス、圧力計測用のスキニバルブ等を収納する計測ボックス、これらを支える架台およびターンテーブルの下に置かれた燃料元タンク（20リットル）等のからなる。

#### 2.1.1 (1) Mエンジン

##### 【Mエンジン本体系】

試験に適用したMエンジンは、Advanced Micro Turbines 社製の形式 Olympus エンジン<sup>(1)</sup>を使用している。エンジンの概要を図2-3に示す。このMエンジンは2機種目のエンジンである。初期の Turbine Technologies 社製の型式 SR-30 エンジンは、耐久試験中にエンジンの静翼が破損（熔解）し、シミュレータエンジンとしては問題があることわかり、新たに ECU が充実した Olympus エンジンを導入した経緯がある。

Olympus エンジンの特徴は、タービン軸受けの潤滑に、燃料(Jet-A1)に潤滑油を混合させて循環させる方式（焼玉エンジンに類似）をとっていることである。そのために、特別に軸受用の潤滑油系システムを必要としないことである。

Olympus エンジンの形状・性能仕様を下記に示す。

Diameter	1 3 0 mm
Length	2 7 0 mm
Turbine weight	2. 4 kg
Thrust(max.rpm)	1 7 0 N (1 9 0 N)
Thrust(idle.rpm)	7 N

Maximum.rpm	110,000rpm (115,000rpm)
Idle.rpm	30,000rpm
Pressure ratio(max.rpm)	4.1
Mass flow(max.rpm)	400 g/sec
Normal EGT	650℃
Max EGT	750℃
Limit EGT	800℃
Fuel consumer(max.rpm)	400 g/sec
Fuel	Jet-A1

#### 【制御ユニット系】

Mエンジンをナセルに装備して運転できるようにするには種々の装備品を必要とし、ECU{Electronic Control Unit(内臓ROMにエンジン運転パラメータが自動的に40分間分収納される)}, ASU(Automatic Start Unit), 回転センサ、点火プラグ、燃料ポンプ、エンジン運転用送信機(プロポ)、受信機、各種電源、各種信号線および燃料・空気供給パイプからなる。

#### 【エネルギー供給系】

エンジン点火には、必要な高速回転数を確保するために高圧空気を供給する空気源(末端で1.3Mpa以上)、点火の種火として供給するLPG(プロパンガス)タンクおよびエンジン燃料(Jet-A1と潤滑油混合)タンク(元タンクとエンジン制御ボックス内の小型タンク)等からなる。

#### (2) ナセル

Mエンジンを装備するナセル機構部を図2-4と写真2-1に示す。Mエンジンは高温(燃焼器でMax800℃)となるために、エンジン本体とナセル内壁の間に隙間設けて取り付け、バイパス流路を確保し、空冷効果にてナセルが高温にならない構造にしてある。

ナセルの構成は空気を取り入れるインテーク部、中胴部、排気ノズル部よりなる。インテーク部には写真2-2に示すように吸気流

を計測するレーク{総圧管・静圧管・温度センサ(熱電対)}と周壁に静圧孔が設けてある。中胴部はMエンジンの固定と前後のインテーク部と排気ノズル部を支えている。排気ノズル部は高温排気ジェットを整流して放出する耐熱ダクトを支え、さらにバイパス流を確保するエジェクター効果を持たせている。

また、一様流が無い静止推力特性試験時にはナセル内は高温となるために、回転センサを熱から守る必要があり、そのために空冷用のパイプを設けている。

#### (3) 天秤

天秤は推力を計測するのに用いる。天秤は、ニッタ(株)製の6軸力覚センサ(貫通穴を大きくした特別仕様品)を使用している。6軸力覚センサはセンサ本体とエレクトロニクス部および電源部からなる。そのセンサ本体の形状・性能仕様を下記に示す。

型式	UFS-7520A150-1125M
形状	外径 190mm 内径(貫通穴) 80mm 高さ 50.8mm 重量 3kg
定格荷重	F <sub>x</sub> , F <sub>y</sub> 66kgf F <sub>z</sub> 132kgf M <sub>x</sub> , M <sub>y</sub> 1200kgfcm M <sub>z</sub> 1200kgfcm
許容荷重	定格荷重の500%
分解能	定格値の1/2000
精度	直線性 0.2% ヒステリシス 0.2%

また、エレクトロニクス部(ROM付き)の入出力は、

シリアル入出力	2ポート (RS232, RS422)
パラレル出力	16ビット
ディスクリット入出力	8入力, 8出力
アナログ出力	6チャンネル

(Fx,Fy,Fz,Mx,My,Mz)

ROM

6 軸の干渉係数マトリックス

## (4) 後流トラバース装置

後流トラバース装置は図 2-2 と写真 2-1 に示すように、2 軸 (X 軸、Y 軸) 移動機後部 (リニヤガイドとボールネジ) に十字型の後流計測レークを設けて前後、左右に移動させるものである。後流計測レークには排気ジェットの色度と温度を計測するための総圧管 (12 本)、静圧管 (11 本) および温度センサ (熱電対 5 本) がランダムに設けてある。また、移動機後部は十字型レークを前後方向 (X 軸移動量 1500mm) と左右方向 (Y 軸移動量  $\pm 200$ mm) に移動できるようになっている。2 軸の移動設定はハンドル操作で行っている

## (5) エンジン制御ボックス

エンジン制御ボックスは図 2-2、写真 2-1 に示すように、M エンジン運転用の各ユニットの設置に一定の制約があり、エンジン近傍に最低限のユニット (ECU、受信機、燃料ポンプ、電池および小型燃料タンク) を収納できるエンジン制御ボックスが必要である。例えば、燃料ポンプの機能はエンジン本体と燃料タンクの高差を 30cm 以内 (試験で確認) とし、また、ECU と回転センサの信号線のノイズ問題等がある。

## (6) 燃料タンク

燃料タンクは図 2-1、図 2-2 と写真 2-1 に示すように、風洞外に置かれた大型の燃料元タンク (Jet-A1: 20 リットル) とエンジン制御ボックス内の小型燃料タンク (容量 0.5 リットル) がある。燃料は元タンクから電動ポンプにて小型燃料タンクに供給され、一定の容量を超えるとドレイン機能によって元タンクに戻り、常に小型燃料タンクが空にならないようになっている。

## 2. 1. 2 装置本体の計測・制御部

M エンジン単体風洞試験装置に適用した計測・制御部の概要を図 2-5 のブロック図に示す。本計測・制御部は、大きく分けて M エンジン運転系と、推力計測と吸気・排気流計測系に分かれる。

## (1) M エンジン運転系

M エンジンを風洞内で安全に運転するのに必要な最低限の構成を図 2-5 の点線枠内に示す。その構成は、ECU (Electronic Control Unit)、ASU (Automatic Start Unit)、送信機・受信機、燃料ポンプ、各種電源、各種信号線および燃料・空気供給パイプからなる。

## 【ECU】

ECU (電子制御器) は、一種の高性能マイクロ・コンピュータから成り、エンジンの最適制御を行うものである。ECU には、市販の模型飛行機用のデジタル送信機 (Ultimate Radio Control System) が利用できるデジタル式 ECU ユニットと、アナログ式 ECU ユニット (NAL の要請で製品化) がある。今回のエンジン運転にはデジタル方式を用いた。なお、アナログ式 ECU ユニットでも運転確認を行っている。

ECU の機能は、エンジン回転センサと排気温度 (EGT) 信号を入力とし、ASU (スタート時のみ使用) と燃料ポンプ (エンジン燃料流量) への信号を出力とするフィードバック制御プログラム (自動点火、エンジン回転設定等) が組み込まれている。また、エンジン運転中は、運転パラメータ (回転数、EGT、スロットル量) を一定時間分 (40 分弱) 記憶できるデジタルレコーダ機能 (ROM) が備わっており、逐次、パーソナルコンピュータに取り出せるようになっていて異常燃焼等の原因究明に対応できるようになっている。

る。

### 【ASU】

ASUはエンジン始動時に必要なものであり、ECUからの命令のもと、エンジン（タービン）への高圧空気とLPGの供給量を調節する制御バルブユニットを構成している。特に高圧空気制御は点火に必要な一定のタービン回転数を確保するのに必要である。また、エンジン停止後、燃焼器を冷やす強制クーリングにも使用されている。LPG制御は、スタート用点火の種火の燃料として使用され、ガス点火により燃焼器内を高温保持してJet燃料噴霧による安定した自立燃焼を得るためのものである。

### 【送信機（プロポ）】

一般に市販されている模型飛行機用のデジタル送信機(Ultimate Radio Control System)を、Mエンジン運転用に使用している。Mエンジン運転には、送信機の一部の機能を用い、左側のスロットルスティックをエンジンの始動停止用として、右側のスロットルスティックでエンジン回転数制御として使用している。なお、送信機とECUの信号のやり取りには有線方式と無線方式があり、現場でのエンジン調整には無線方式を、本試験では有線方式を採用している。

## （2）計測・制御系

Mエンジン用の計測・制御系は、図2-5のブロック図（点線枠外）に示すように、エンジン推力は天秤のエレクトロニクス・エンクロージャのFx（X軸）の出力を、また、吸気レークと排気レークにおける多数の総圧管と静圧管の圧力情報はコンピュータからの指令でスキャニバルブを切り替えて圧力変換器の出力を、さらに各温度センサ（熱電対）出力を、各種インタフェースボードを介してコンピュータに取り込んでいる。

## 2. 1. 3 排気ガス回収装置

実燃焼式のMエンジンを循環型の大型低速風洞内で運転すると、風路内に排気ガスが充填し、停止後もしばらく、立ち入ることができない状態となり、チャッター開放で風洞運転（空運転1時間以上）するなどして無駄な時間を費やしていた。そこで、エンジンの下流に設けて排気ガスを外部に強制排出する排気ガス回収装置を製作したので、その概要について述べる。

排気ガス回収装置の構成は、図2-1と写真2-1、写真2-3、写真2-4、写真2-5に示すように、排気ガス吸入口、冷却用空気導入ダクト、支持枠、フレキシブルダクト、フィルターボックス、排風機（制御パネル付き）からなる。その仕様は、

吸入口形状：外径 400mm

内径 300mm

フレキシブルダクト：内径 300mm

長さ 約10m×2本

（3mのものを3本半）

排風機：風量 500m<sup>3</sup>/min

差圧 300mmAq

（口径440mm）

モータ：37kw（インバータモータ）等である。

排気ガス回収装置の風洞試験への適用について述べる。エンジンの静止推力試験（風無し）において、Idle（30,000rpm）から最大回転数（110,000rpm：最大推力）までのエンジン回転数 sweep（10,000rpm 刻み）を40分にわたって実施した後、風洞内に入っても、風路内の環境は悪化しておらず、排気ガス放出機能の有効性が確認できた。その後、風洞運転を開始し、風速30m/sにおけるエンジン回転数 sweep（30,000rpm～110,000rpm）においても排気ガス回収装置の機能は同様に

確認できた。次に風速を40 m/sに増速してエンジン回転数が90,000rpm時に、排気ジェットによる一様流の誘導流が増大したことで、排風機の吸い込み能力をオーバーして排気ダクト内圧が急上昇し、フレキシブルダクト(約10 m/s)のジョイント部分(一箇所)が外れ、フレキシブルダクトの1本が破損した。修理後、風速40 m/s以上の試験では、排風機を外し(写真2-4)、フレキシブルダクトの出口側を直接、建物外に出し、大気に放出するように変更して試験を行ったが、排気ガス回収機能の有効性が確認できた。ここで、一様流が無しと低速時には排風機結合による強制排気が必要であるが、排気ジェット流速と一定以上の一様流速が確保されている場合には、排風機が無くても排気ダクトのみで排気ガス放出機能の有効性があることがわかった。

#### 2. 1. 4 Mエンジン運転手順について

Mエンジンの風洞試験には、風洞内運転の安全のために運転マニュアル<sup>(1)</sup>が必要である。本報告書では詳細な部分(エンジン始動停止操作等)を省き、1 RUN(約40分)あたりの風洞試験手順の概要について述べる。

図2-6のフローチャートに示すように、まず、1 RUNの流れは、①Mエンジンの運転に必要な各種ユニットの点検(燃料漏れ、燃料補給、高圧空気・LPGの確認)と各種電池の交換等を2人以上で行う。②風洞外に退去し、排風機を起動、③計測のファイル名を書き込み計測開始、④エンジン運転を開始、IdleからMaxまで機能チェックし、Idleで待機、⑤風速の設定、⑥エンジン回転数の設定、⑦スキャニバルブ動作で圧力計測開始し、最終ポートでHomeに戻す、⑧エンジン回転数Maxまで⑥と⑦間を繰り返す、⑨エンジン停止、⑩風洞停止、⑪エンジン運転情報を

コンピュータに収納して終了する。

#### 2. 2 T P Sエンジン単体風洞試験装置【概要】

T P Sエンジン単体風洞試験は、前項のMエンジン単体特性との比較を目的としており、Mエンジンで使用した風洞内設置の主な機構部(排気ガス回収装置を除く)を共有して流れ場の相似性を確保することである。そのうえで、T P Sエンジン運転に必要な高圧空気供給配管装置関係等を追設した。なお、T P Sエンジン本体を含む追設装置については一部を除いて、STOL実験機「飛鳥」開発風洞試験で使用した高圧配管設備等を整備して使用したものであり、詳しくはSTOL風洞試験関係の文献(2)、(3)等を参照していただきたい。本項では、運転に必要な装置と追設した装置の整合性、特に新規に製作した配管干渉除去装置(ベローズ継手)と役割等について簡単に述べる事にする。

##### 2. 2. 1 風洞試験装置の機構部・制御部

T P Sエンジン単体風洞試験装置の機構部・制御部の概要を図2-7、写真2-6に示す。

風洞試験装置の構成は、Mエンジン単体風洞試験装置と共有する各種機構部{架台、ナセルのインテーク部、天秤、エンジン制御ボックス、計測ボックス(スキャニバルブ含む)、後流トラバース装置}と、T P Sエンジン単体風洞試験用の各種追設装置{T P Sエンジン本体、ナセル改修・潤滑油供給装置、配管干渉除去装置、高圧空気供給配管装置、校正試験装置}がある

ここで、Mエンジン単体風洞試験装置と共有する各種機構部・制御部等については、省略する事にする。

(1) T P Sエンジン本体



T P S エンジン本体の性能と使用方法等に付いては、過去の STOL 実験機「飛鳥」に関する多くの風洞試験報告書<sup>(2)(3)</sup>等で述べているので、本報告書では省くことにする。

#### (2) ナセル改修と潤滑油供給装置

ナセル改修(パイロン含む)・潤滑油供給装置系は、ナセルを改修して T P S エンジンを装備して運転できるようにすることである。図 2-8 に示すように、ナセルの外形は M エンジン装備ナセルと同形状とし、インテーク部(レーク付き)は既設のものを利用、中胴部と排気ノズル部を T P S エンジン装備にあわせている。また、T P S エンジンのタービン軸受けの機能維持には潤滑油を供給する潤滑油供給装置(潤滑油タンク、ポンプ等、パイプ)等の装備を設けている。

#### (3) 配管干渉除去装置

配管干渉除去装置は T P S エンジンに高圧空気を供給する末端の配管部、天秤の貫通穴( $\phi 80$ )に併設する部分にフレキシブル配管機構部を設けて、高圧空気供給変化において推力計測に悪影響を与えないようにするものである。その要求は高耐圧で、変形(圧力変動による剛性変化)の再現性があり、しかも天秤の 6 自由度の歪みに対応できることである。そこで、今回の風洞試験装置では図 2-9、図 2-10 と写真 2-7 に示すように、既設の装置(天秤、エンジン制御ボックス)に内設できる配管干渉除去装置{ダブルヒンジ方式のベローズ継手本体(4 自由度)と円筒摺動機構(2 自由度)の組み合わせ}を開発して実際に適用した。その形状・機能仕様は、

##### 「形状」

##### ベローズ継手本体：

上部フランジ 直径	1 8 0 mm
高さ	1 8 0 mm

##### フレキシブル機構部：

外径	7 5 mm
内径(高圧管路)	3 5 mm

##### 円筒摺動機構部：

上部フランジ 直径	7 5 mm
内径(高圧管路)	3 0 mm

##### 「自由度」

##### ベローズ継手本体：

X 軸・Y 軸の並進 2 自由度

X 軸・Y 軸周りの回転 2 自由度

##### 円筒摺動機構部：

Z 軸の並進 1 自由度

Z 軸周りの回転 1 自由度

##### 「素材と耐圧」

波形ベローズ(ステンレス製)の多段接加工、耐圧  $30 \text{ kg/cm}^2$

#### (4) 高圧空気供給配管装置

図 2-7 の概要図に示すように、高圧空気供給配管装置のほとんどは、過去の STOL 実験機開発風洞試験<sup>(2)(3)</sup>で使用したものを整備して使用している。今回の T P S エンジン単体風洞試験は使用エンジンが 1 発であり、装置としては簡素化してある。配管設備は既設の口径 100 mm 鋼管に口径 50 mm 鋼管を接続し、ストップバルブ、制御バルブ、流量計、フィルター、高圧ゴムホース(口径 50 mm×約 5 m)を介して配管干渉除去装置の空気取入口に接続している。また、計測・制御は制御バルブの設定、エンジン回転数、流量、温度および供給圧の計測である。

#### (5) 校正試験装置系

校正試験装置は天秤の貫通穴( $\phi 80$ )に設けた配管干渉除去装置の供給圧変化における天秤への影響(剛性等)を確認し、補正係数を決定するのに必要なものである。装置は図 2-9、図 2-10、写真 2-8 に示すように密封機能(リング付き)を有するフランジ付十字金具を、配管干渉除去装置(フランジ部)に設けて目蓋とし、空気が漏れない

ようにする。十字金具にはピアノ線を張って重りが加えられるように成っている。

### 3. 試験

両エンジン単体風洞試験装置を適用した風洞試験装置の校正と一部のデータ解析について述べる。

#### 3. 1 Mエンジン単体風洞試験

##### 3. 1. 1 天秤校正試験

Mエンジン単体風洞試験装置における天秤校正は、天秤の貫通穴を通した各種パイプ(空気用・LPG用・燃料用)や信号線を含めて行った。試験は推力( $F_x$ )のみについて確認し、その後の解析に適用した。その校正試験結果を図3-1に示す。

##### 3. 1. 2 エンジン Normal 特性

ナセルに装備せずに Normal 形態で静止推力試験を実施した。その結果を図3-2に示す。横軸にエンジン回転数(rpm)を、縦軸に推力(N)とスロットル量(%)およびEGT(°C)をプロットした。推力はIdleで7(N)~Maxで160Nである。また、EGTは最高で274(°C)まで上昇した。なお、本試験における最大推力値が、カタログ値より低いのは、エンジン入口温度(実験環境35度前後)とECU(排気温度監視)との関係によるものと思われる。

##### 3. 1. 3 Mエンジン風洞試験

Mエンジン単体風洞試験は、前記のナセルにMエンジンを装備した装置を用いた試験である。試験は推力計測と吸気流・排気流計測(後流トラバース計測)を同時に進めた。試験の設定・計測パラメータを下記に示す。

【設定パラメータ】

風速： $V=0, 30, 40, 50, 60\text{m/s}$

エンジン回転数 Sweep：

$R=0, 30,000\text{rpm}(\text{idle})\sim 110,000\text{rpm}$   
(10,000rpm 毎)

後流トラバース位置：

前後(X軸)：排気ノズルから後方630mm  
位置(7D)

左右(Y軸)：エンジン軸中心上と左右  
20mmの3点

【計測パラメータ】

風洞：速度 $V(\text{m/s})$ 、動圧 $q(\text{Pa})$ 、  
気流温度 $T(^{\circ}\text{C})$ 、大気圧(Kpa)

風速：ピトー管(総圧 $P_0$ 、静圧 $P$ )

エンジン：回転数 $R(\text{rpm})$ 、EGT(°C)、  
スロットル量(%)

燃料：流量(リットル/sec)→(g/sec)

推力：天秤出力( $F_x$ )(N)

吸気レーク：総圧 $P_{0i}(\text{Pa})$ 、静圧 $P_i(\text{Pa})$ 、  
温度 $T_i(^{\circ}\text{C})$

排気レーク：十字レークの総圧 $P_{0j}(\text{Pa})$ 、  
静圧 $P_j(\text{Pa})$ 、温度 $T_j(^{\circ}\text{C})$

等である。

##### 3. 1. 3 (1) 推力計測

前記、試験パラメータをもとに、Mエンジン単体風洞試験を実施した。その試験結果を図3-3に示す。横軸にエンジン回転数を、縦軸に風速毎の推力(N)曲線をプロットした。なお、グラフにはエンジンの Normal 特性もプロットした。また実測値( $V=0, 30, 40, 50, 60\text{m/s}$ )の特性曲線から外挿した予測値( $V=80, 100, 120, 140, 160\text{m/s}$ )もプロットした。グラフから、風速 $V=0\text{m/s}$ と $30\text{m/s}$ との比較で、ナセルの影響として最大推力時で10Nである。また、風速(動圧)を上げるとナセル抗力(パイロン含む)とエンジン推力の釣合状態(天秤出力 $F_x=0$ の位置)が回転数の増速側に移行する。+ $F_x$ 側が加速できる領域である。本結果から全機模型形態(エンジン2発装備)でも高い風速まで試験ができると推測できる。

##### 3. 1. 3 (2) 吸気流・排気流トラバース計測

吸気流・排気流トラバース計測の結果に付

いては解析を進めており、別報告書で述べることにする。

### 3. 2 T P S エンジン風洞試験

T P S エンジンの Normal 特性については、試験装置の関係から実施していない。

#### 3. 2. 1 T P S エンジン単体特性

前記の STOL 実験機「飛鳥」開発風洞試験で使用した後、しばらく使用しなかったため、供給空気圧に対する回転数の関係を確認した。その結果を図 3-4 に示す。ファンブレード（直径 105mm）の周速を考えるとエンジン回転数が 60,000rpm が限度である。

#### 3. 2. 2 配管干渉除去装置の校正試験

配管干渉除去装置の校正試験は、T P S エンジン単体風洞試験を実施する上からも重要な試験の一つである。まず、前項 2. 2 (5) の校正試験装置で述べたように十字金具を天秤に取り付ける。試験方法は供給圧設定して保持し、荷重（重り）を変え、天秤出力（ $F_x$ ）を計測した。

【試験パラメータ】

供給圧： $P_h=0, 3, 5, 7.5, 10, 12, 14, 16(\text{kg/cm}^2)$

校正荷重： $W=0\sim 18(\text{kg})$

その試験結果を図 3-5 に示す。横軸に校正荷重（kg）、縦軸に供給圧変化毎の天秤出力  $F_x(\text{kg})$  をプロットした。

結果から、製作した配管干渉除去装置の配管干渉特性は、校正荷重に対する天秤出力値  $F_x$  の傾きが一定で、供給圧変化に対して平行移動していることがわかった。このことから、校正荷重に対しては一定の出力を得、供給圧変化毎に原点補正することで配管干渉を取り除くことができることが確認できた。

#### 3. 2. 3 T P S エンジン風洞試験

T P S エンジン単体風洞試験は、前記の T

P S エンジン単体風洞試験装置を用いた試験である。試験は M エンジン試験と同様に推力計測と吸気流・排気流計測（後流トラバース計測）を同時に進めた。試験の設定・計測パラメータを下記に示す。

【設定パラメータ】

風速： $V=0, 30, 40, 50, 60\text{m/s}$

エンジン回転数 Sweep：

$R=0, 30,000\text{rpm}(\text{idle})\sim 110,000\text{rpm}$   
(10,000rpm 毎)

後流トラバース位置：

前後（X 軸）：排気ノズルから後方 540mm  
位置（6 D）

左右（Y 軸）：エンジン軸中心上と左右  
20mm の 3 点

【計測パラメータ】

風洞：速度  $V(\text{m/s})$ 、動圧  $q(\text{Pa})$ 、  
気流温度  $T(^{\circ}\text{C})$ 、大気圧（Kpa）

風速：ピトー管（総圧  $P_o$ 、静圧  $P$ ）

エンジン：回転数  $R(\text{rpm})$ 、供給圧  $(\text{kg/cm}^2)$

供給流量：流量計出力（リットル/sec） $\rightarrow(\text{g/sec})$

推力：天秤出力（ $F_x$ ）（N）

吸気レキ：総圧  $P_{oi}(\text{Pa})$ 、静圧  $P_i(\text{Pa})$ 、  
温度  $T_i(^{\circ}\text{C})$

排気レキ：十字レキの総圧  $P_{oj}(\text{Pa})$ 、  
静圧  $P_j(\text{Pa})$ 、温度  $T_j(^{\circ}\text{C})$

等である。

#### 3. 2. 3 (1) 推力計測

前記、試験パラメータをもとに、T P S エンジン単体風洞試験を実施し、その試験結果を図 3-6 に示す。横軸にエンジン回転数（rpm）を縦軸に、風速毎の推力（N）曲線をプロットした。また実測値（ $V=0, 30, 40, 50, 60\text{m/s}$ ）の特性曲線から外挿した予測値（ $V=80, 100, 120, 140\text{m/s}$ ）もプロットした。グラフから、風速  $V=0\text{m/s}$  と  $30\text{m/s}$  との比較で、ナセルの影響として最大推力時で 23 N であった。また、風速（動圧）を上げるとナセル抗力（パイドン含む）とエンジン推力の釣合状態（天秤出力  $F_x=0$  の位置）が回転数の増速側に移行する。+  $F_x$  側が加速できる領域である。本結果から全機模型形態（エンジン 2 発装備）でも高い風速まで試験ができると推測できる。

### 3. 2. 3 (2) 吸気流・排気流トラバース計測

Mエンジン風洞試験と同様に吸気流・排気流トラバース計測の結果に付いては解析を進めており、別報告書で述べることにする。

### 3. 2. 4 両エンジンの推力特性比較

両エンジン単体風洞試験結果をもとに、推力発生機構の異なるエンジン推力特性について比較検討する。今後、後流トラバース計測の質量流量、運動量、温度特性等の解析基準に同じ推力について考える必要があるためである。

そこで、両エンジンの回転数に対する推力特性を図4-1に示す。Mエンジンについては最大回転数設定(110,000rpm)を1とした量(Max=1)を横軸に、最大推力(160N)を1とした量(Max=1)を縦軸にプロットした。また、TPSエンジンについては、Mエンジンに合わせて160Nを1とした量(Max=1)を縦軸にプロットし、推力160Nを得る回転数を1とした量(Max=1)を横軸にプロットした。

両エンジン特性に違いがある。Mエンジンは50%の回転数で推力が13%であるに対して、TPSエンジンは倍近い24%である。この違いは、Mエンジンは高温排気ガスのEntropyに、TPSエンジンは圧縮空気の供給流量に依存するためと思われる。

## 4. まとめ

本報告書は、多くの写真、説明図等を適用して両エンジン単体風洞試験装置の概要について述べてきた。両エンジン試験では、改善すべき課題も多くあることがわかったが、多くのノウハウも蓄積された。

### 4. 1 装備性と取扱等について

#### 【Mエンジン試験装置】

MエンジンはAMT社製の模型飛行機用エンジン(Olympus)を使用しており、エンジン装備品(ECU, ASU等)と取扱説明書も充実している。しかし、模型飛行

機用エンジンの仕様は自由フライト用に設計されているために、風洞内に固定して使用する場合の問題点をどのようにクリアすべきかが大きな課題であった。しかも模型飛行機用であっても、超高速回転で高温排気ジェットを有し、点火にLPGガスを使用するなど、安全の上から堅固のナセル構造になった。また、燃料ポンプについても独自に試験を実施し、能力の限界を確認した。そこで、ナセル近傍に大きめなエンジン制御ボックス(ECU、燃料ポンプ、小型燃料タンク)を設けることとなった。また、エンジン点火の種火に家庭用のLPG(日本のLPGガスはプロパンとブタン等の合成ガス)を使用しているが、しばらく使用すると分離したブタンが残り、点火がしにくいことがあった。

その他に、試験には多くの準備期間(予備試験含む)と多くの人手を必要とした。また、Mエンジン運転用のAMT社製のソフトウェアは、OSにMS-DOSが使用されており、Windows98上では重く、動作が鈍くリアルタイム性が損なわれ、コンピュータを2台使用することになった。

#### 【TPSエンジン試験装置】

TPSエンジンは高圧空気を必要とするために、配管干渉除去装置の設置と校正試験等に余分な手間が必要であった。また、TPSエンジンの軸受には余分な潤滑油をもどすドレイン機能が無く、タービン軸受から漏れた油はエンジンノズル、ナセルを通して風洞内に拡散し、風洞内を汚し、後処理が大変である。

## 4. 2 両エンジンの現象

#### 【Mエンジン】

Mエンジンの運転では、エンジン回転数がIdle状態に排ガス濃度が高い傾向がある。

また、点火に失敗した場合にはエアーを送って、ナセル内に充満したLPGガスを拡散させることが必要である。

#### 【TPSエンジン】

TPSエンジンは、高圧空気をノズルより吹き出してタービンブレードを高速回転させる構

造になっているために、高圧空気の断熱膨張にてタービン排気ノズル部に氷環ができる現象がおき、時々計測に悪さがみられる。現象を写真4-1と写真4-2に示す。

#### 【ナセルの影響】

両エンジンの推力特性について、同じナセル（インテーク）を使用しているにも関わらず、一様流が30 m/sでMエンジンに比べてTPSエンジンでは2倍以上の推力損失が確認された。TPSエンジンでは、ファンブレードの吸込能力がおとり、逆に抵抗になっているものと思われる。このことは、データベース作成に影響するために再度確認する必要がある。

#### 【謝辞】

マイクロ・ターボジェットエンジンの風洞試験では、航空技術研究所の遠藤征紀航空推進総合研究官、田丸卓航空エンジン研究部長、二村尚夫航空エンジン部研究室長、柳良二研究室長から貴重な御意見と御指導等を戴いた。また、実作業においては、スーパーレジン工業（株）の上原聡氏、ツクバリカセイキ（株）の鈴木勝也氏、サガミ堂の小室隆氏、（株）コスモテッ

クの平田淳氏、電気通信大学の高橋正博君、上智大学の夏期技術研修生（関谷智彦君、近藤幸弘君、関根広亮君）各位に実務を担当して頂き、深謝の意を表します。また、本年度の本研究に携わったメンバー以外の航空エンジン研究部の田口秀之氏、空力特性研究部の野中修氏には多大な御助力を戴いた。

#### 5. 文献

- (1) Advanced Micro Turbines 社の Olympus エンジンの取扱説明書
- (2) 戸田 洋、他9名；大型低速風洞における動力付模型の風洞試験、航空宇宙技術研究所報告書 N-19(1975. 1)
- (3) 犬丸矩夫、他4名；ファンジェットSTOL機の空気特性、航空宇宙技術研究所報告書 TR-790(1983. 11)

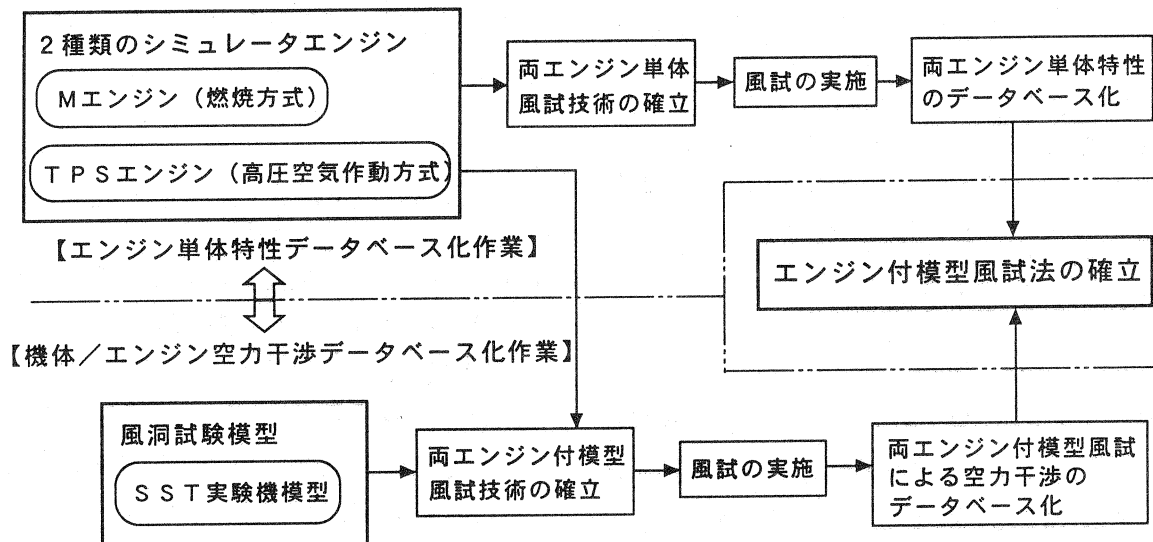


図1 エンジン付模型風試法の確立に必要な作業内容

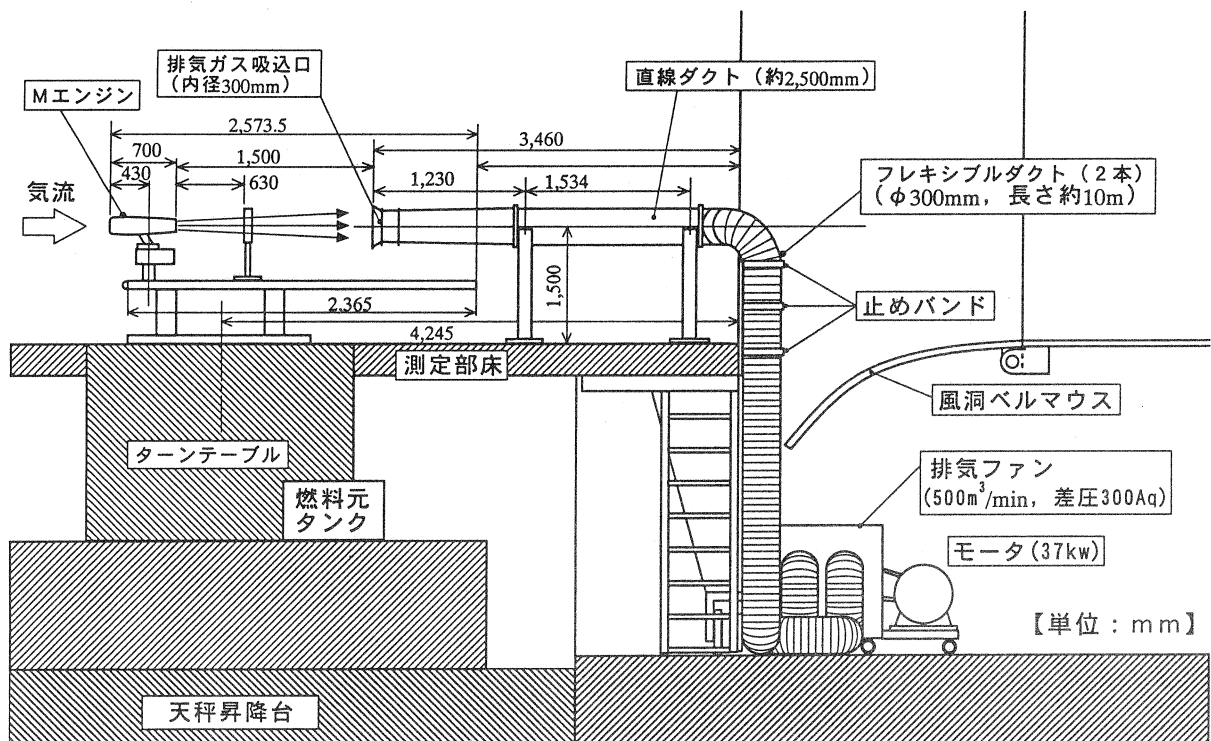


図2-1 Mエンジン単体風洞試験装置の概要図（装置本体と排気ガス回収装置）

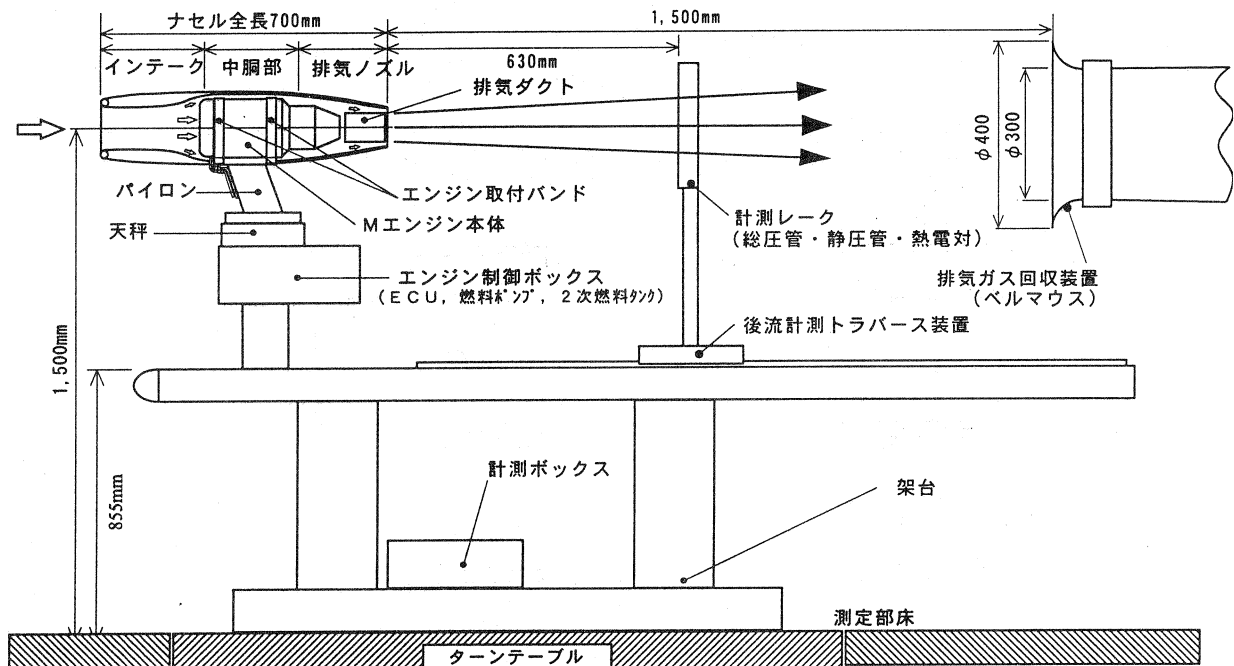


図 2 - 2 Mエンジン単体風洞試験装置の詳細概要図

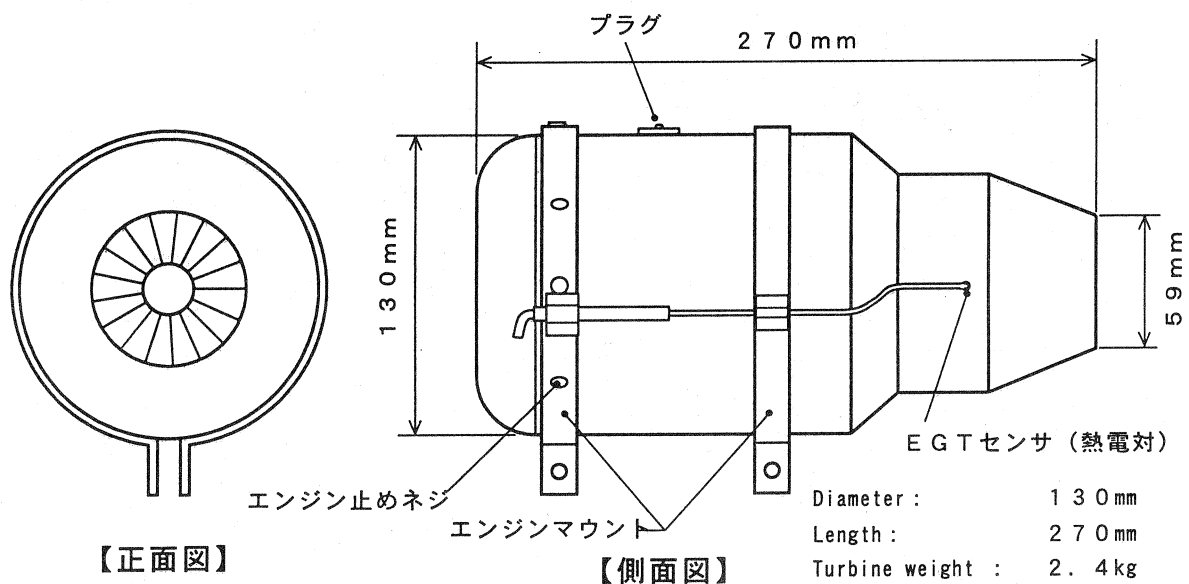


図 2 - 3 Mエンジン本体の概要図

Diameter :	130mm
Length :	270mm
Turbine weight :	2.4kg
Thrust(max. rpm) :	170N
Maximum. rpm :	110,000rpm
Idle. rpm :	30,000rpm
Pressure ratio(max. rpm) :	4.1
Max EGT :	750°C





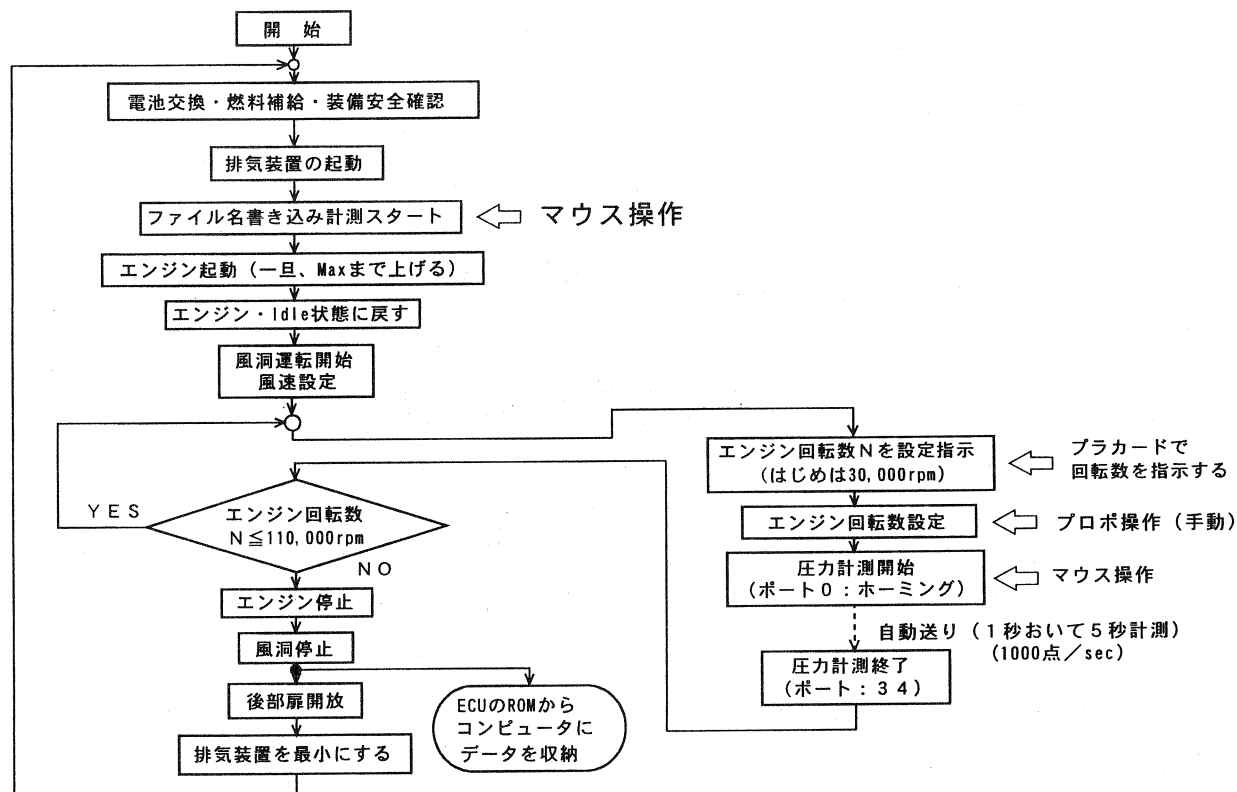


図 2 - 6 Mエンジンの運転フローチャート(1RUN)

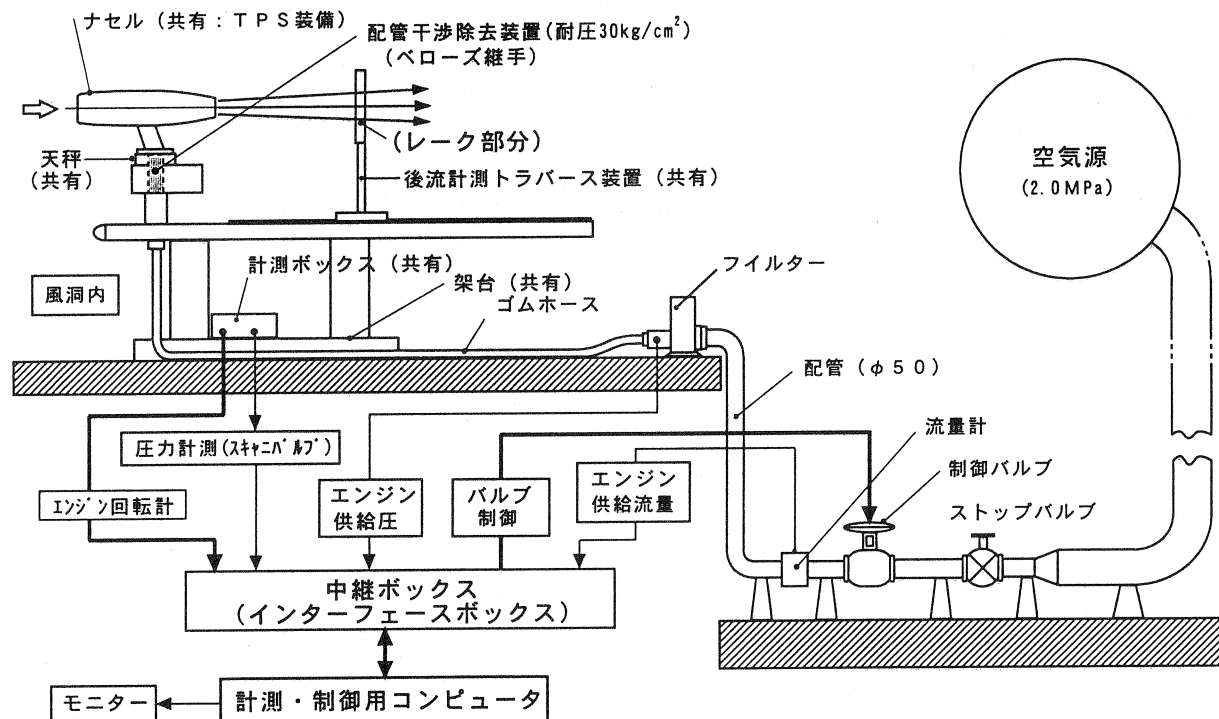


図 2 - 7 TPSエンジン単体風洞試験装置のブロック概要図

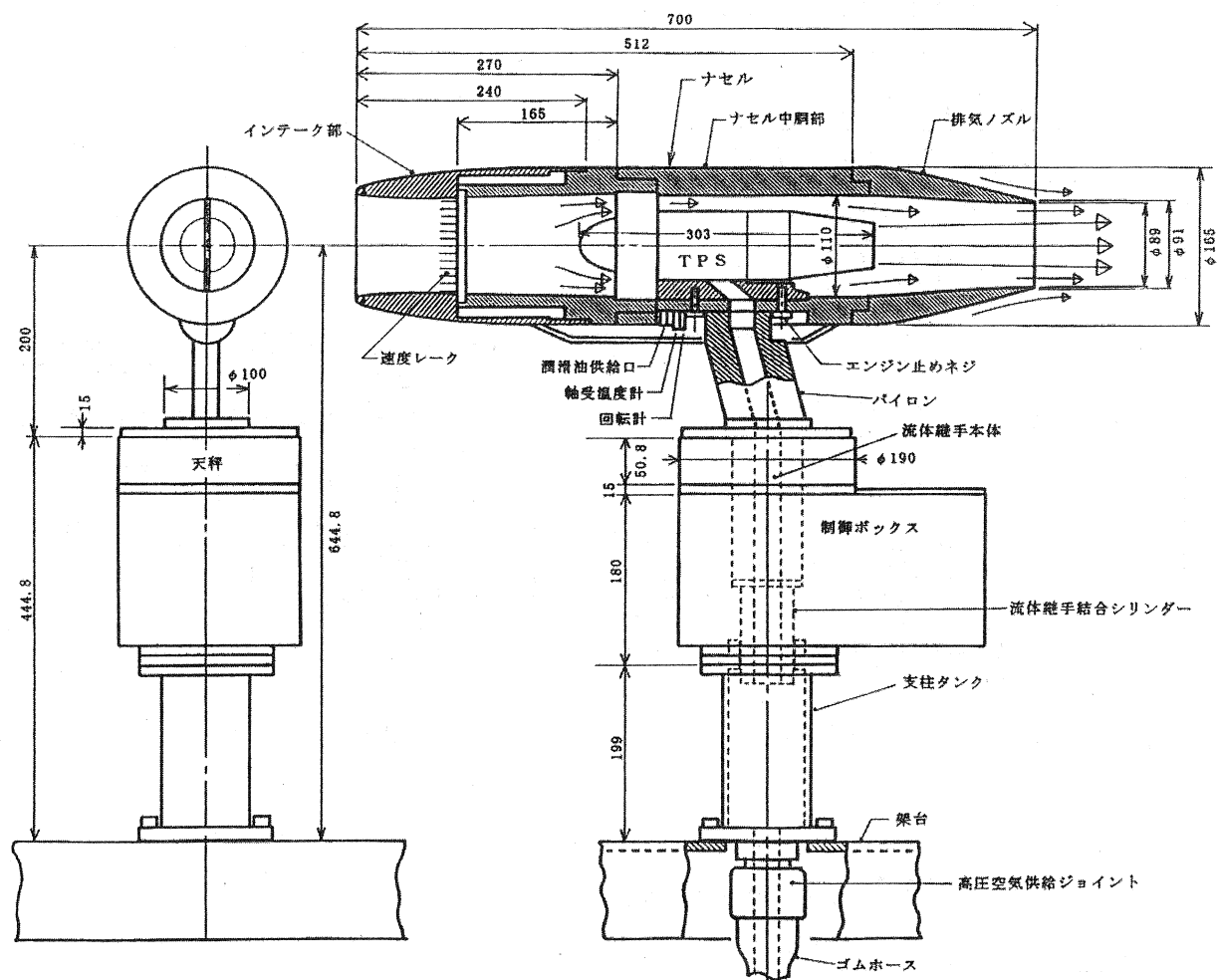


図2-8 ナセル内のTPSエンジン装備の概要図

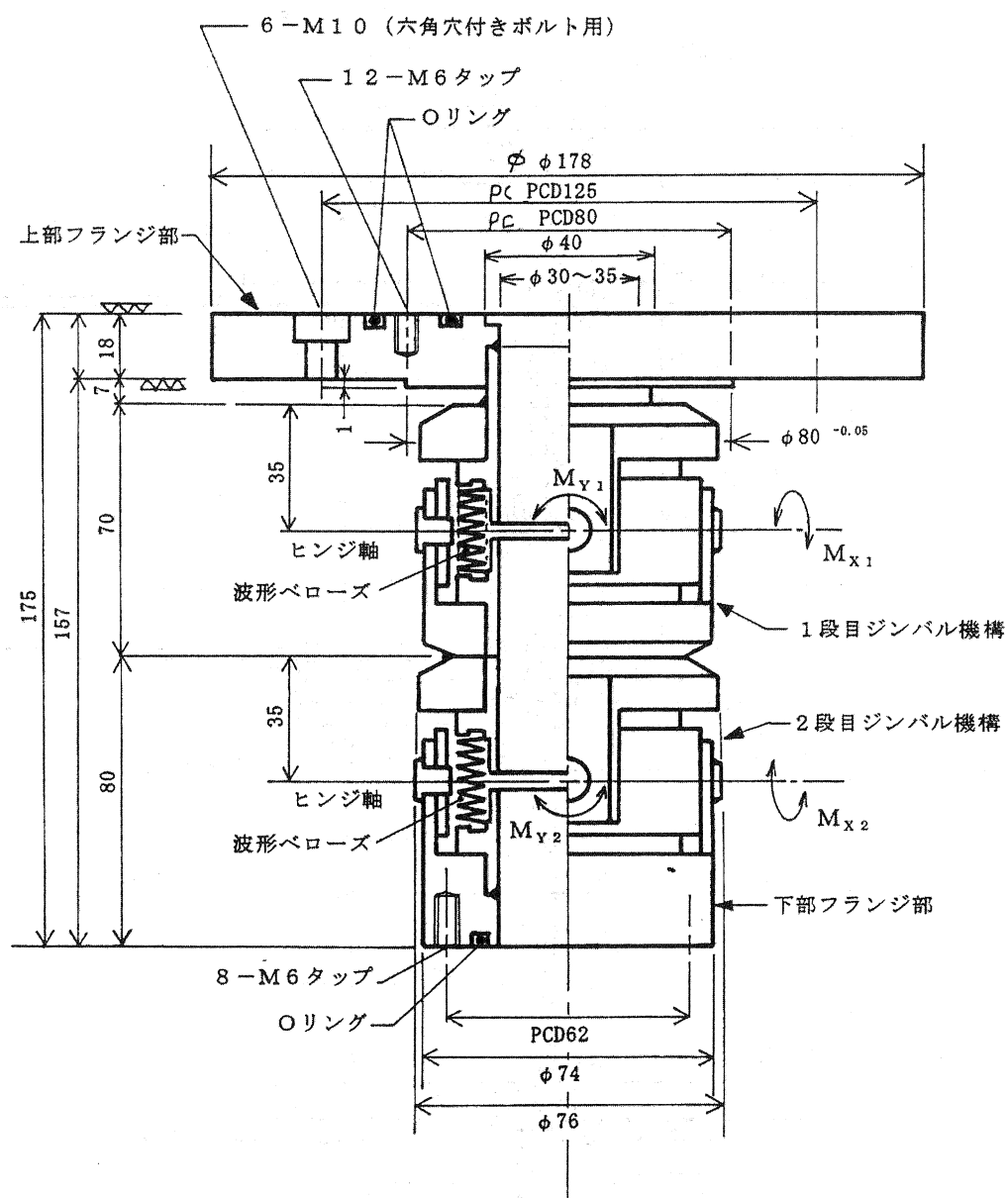


図2-9 配管干渉除去継手本体の概要図

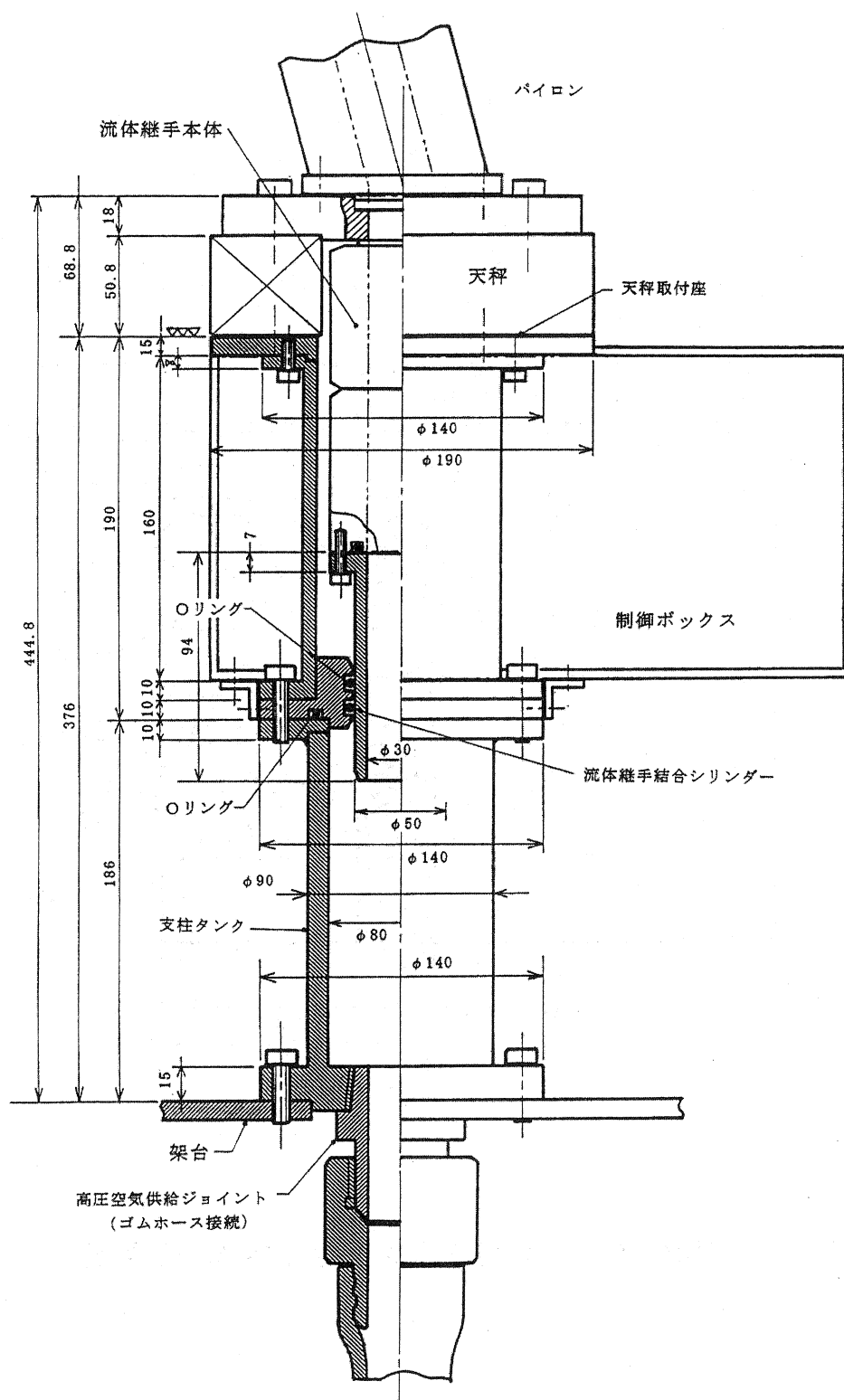


図2-10 配管干渉除去装置の適用概要図

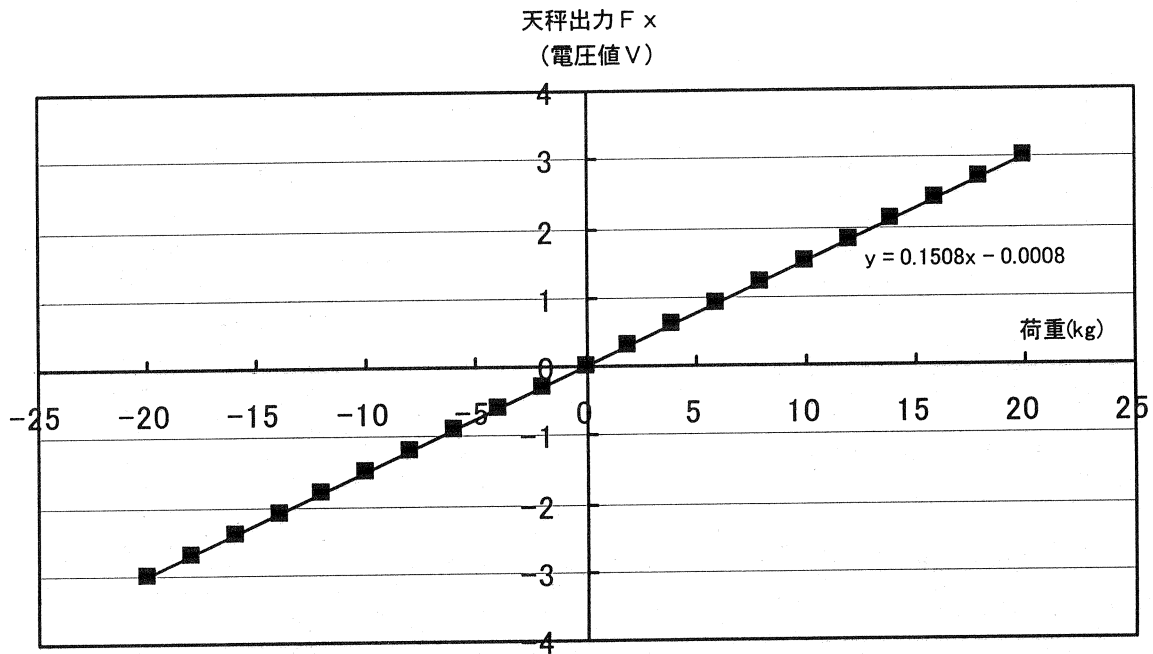
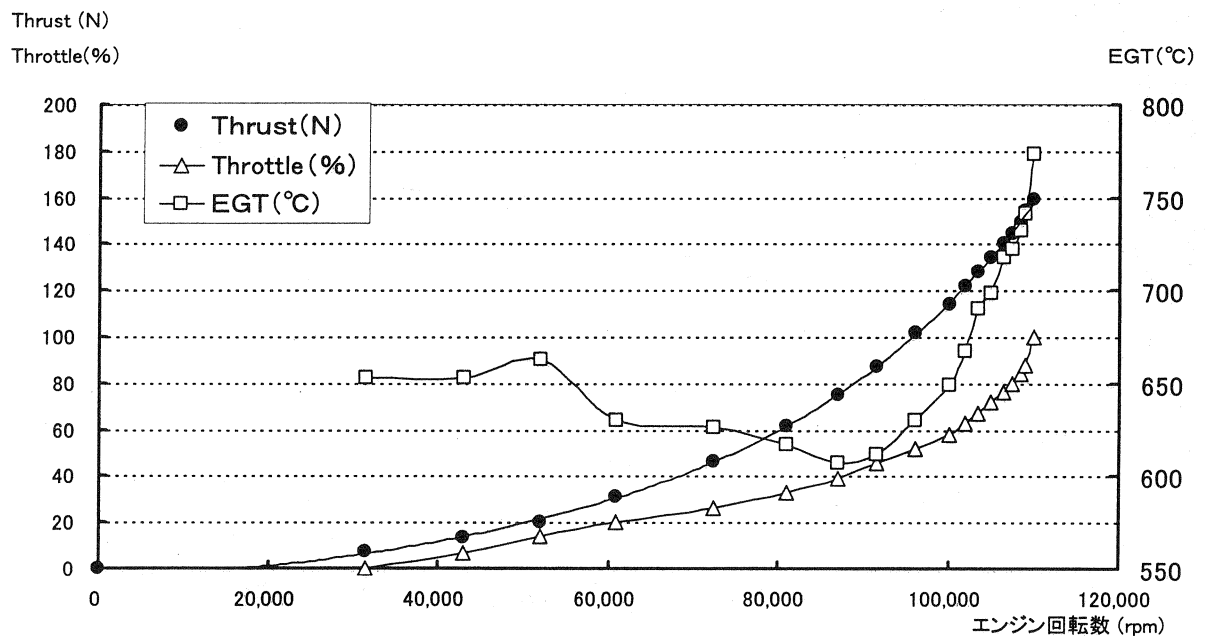
図 3 - 1 天秤校正 ( $F_x$ ) グラフ

図 3 - 2 Mエンジンの推力基本特性 (ナセル無し形態)

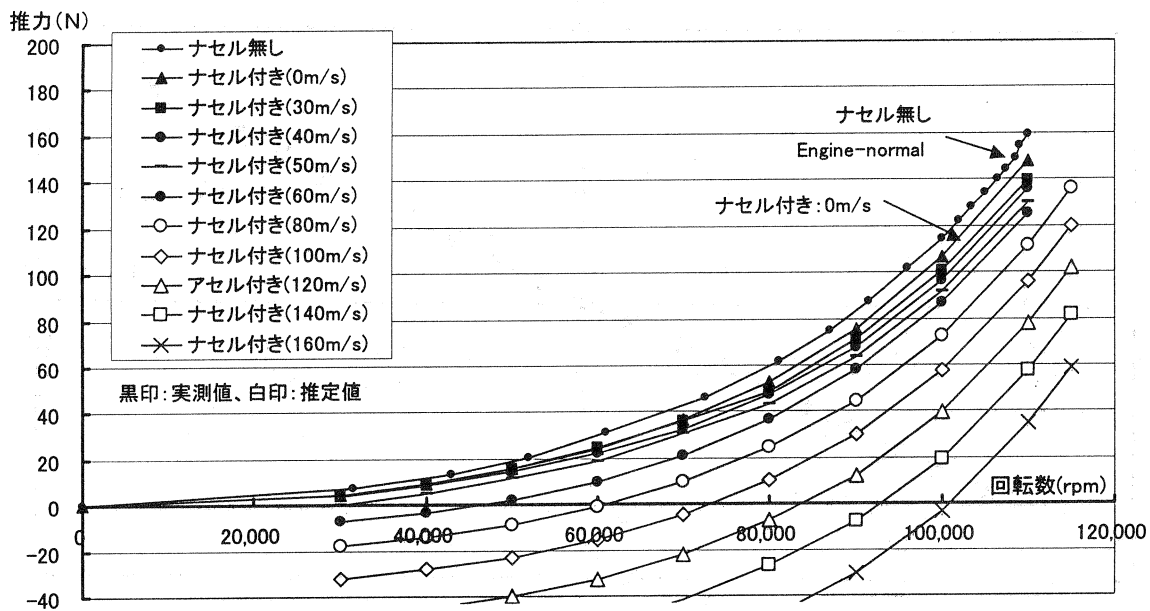


図 3 - 3 Mエンジン単体風試の推力特性 (ナセル付き)

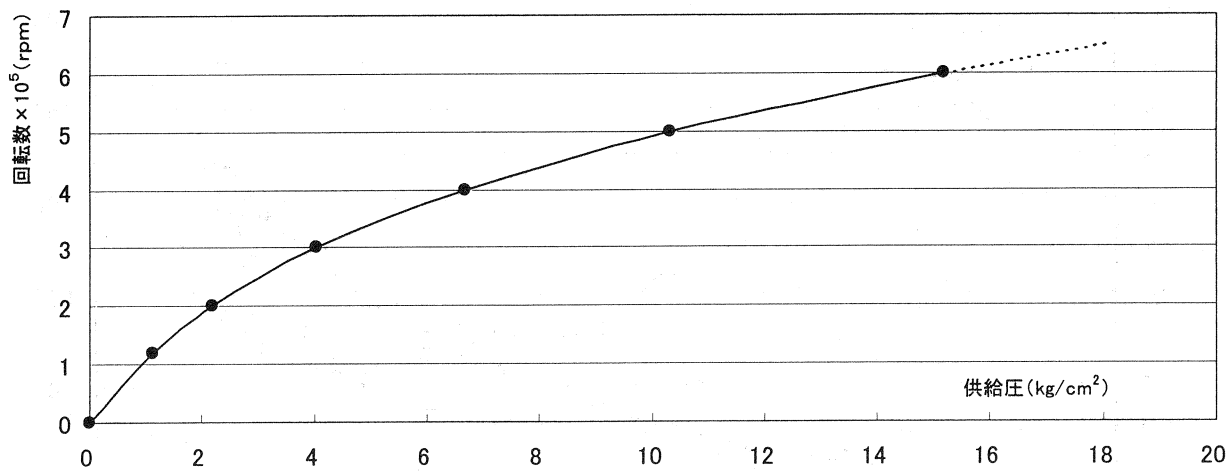


図 3 - 4 T P Sエンジンの供給圧と回転数との関係

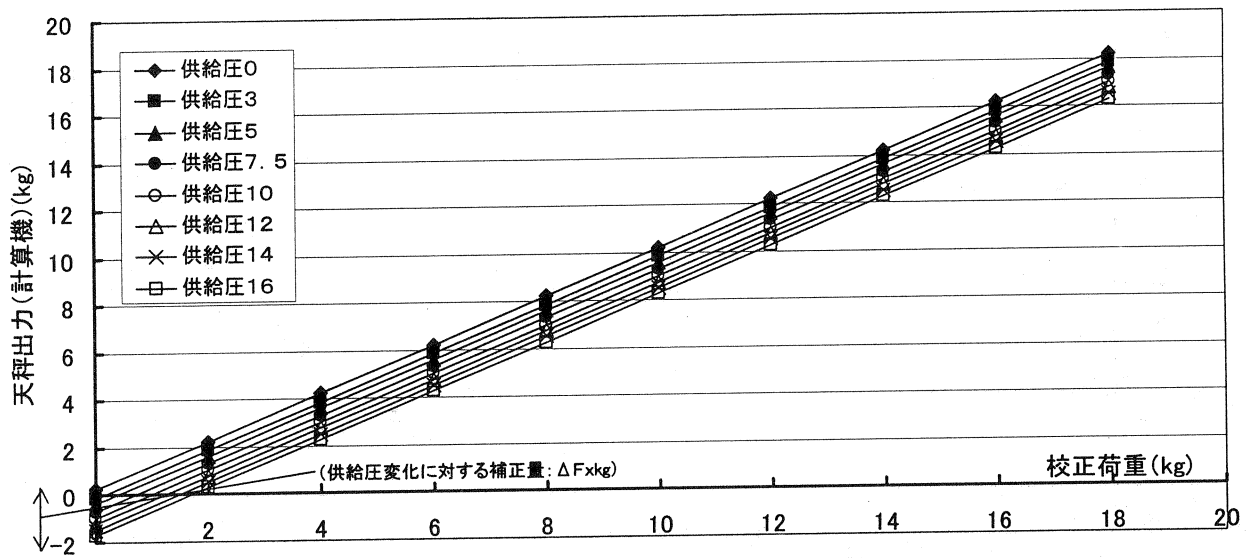


図3-5 配管干渉除去装置（ベローズ継手）F x 方向の干渉量

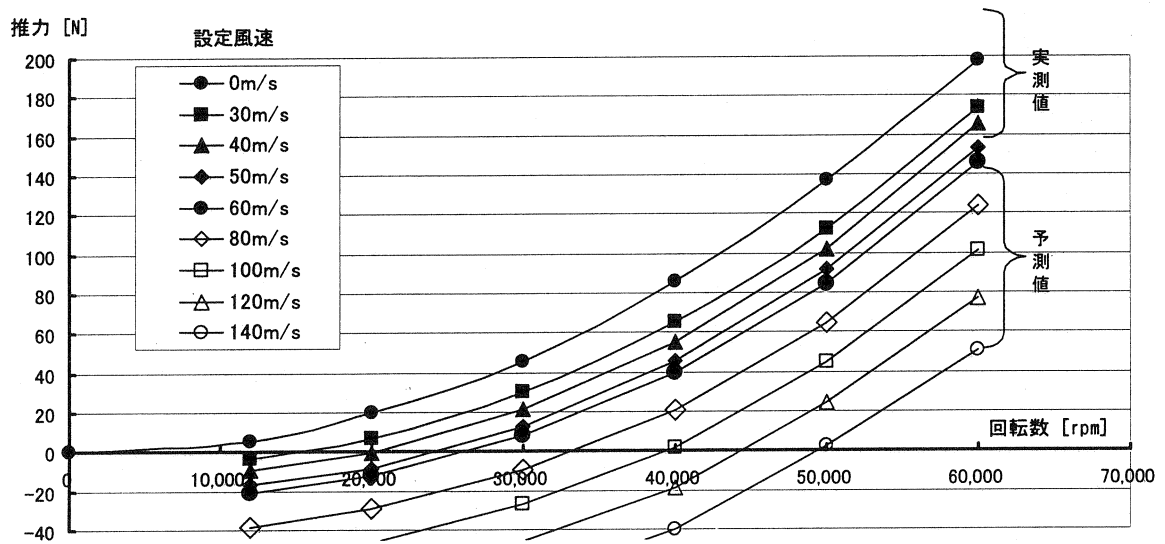


図3-6 T P Sエンジン単体風試の推力特性

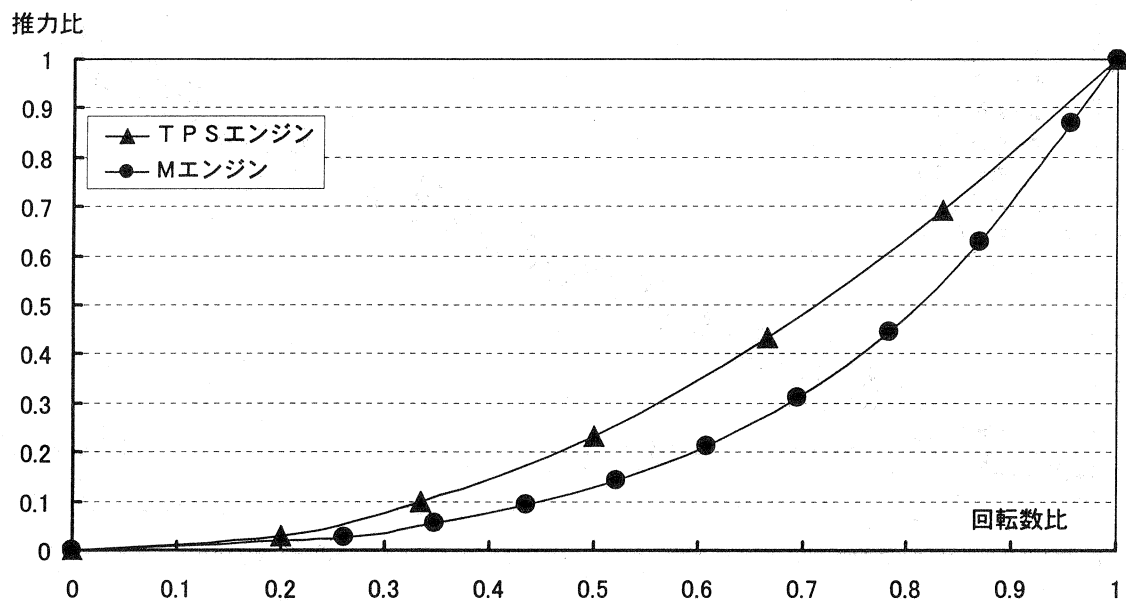


図 4 - 1 両エンジンの回転数 (Max=1) に対する推力 (Max=1) の特性比較



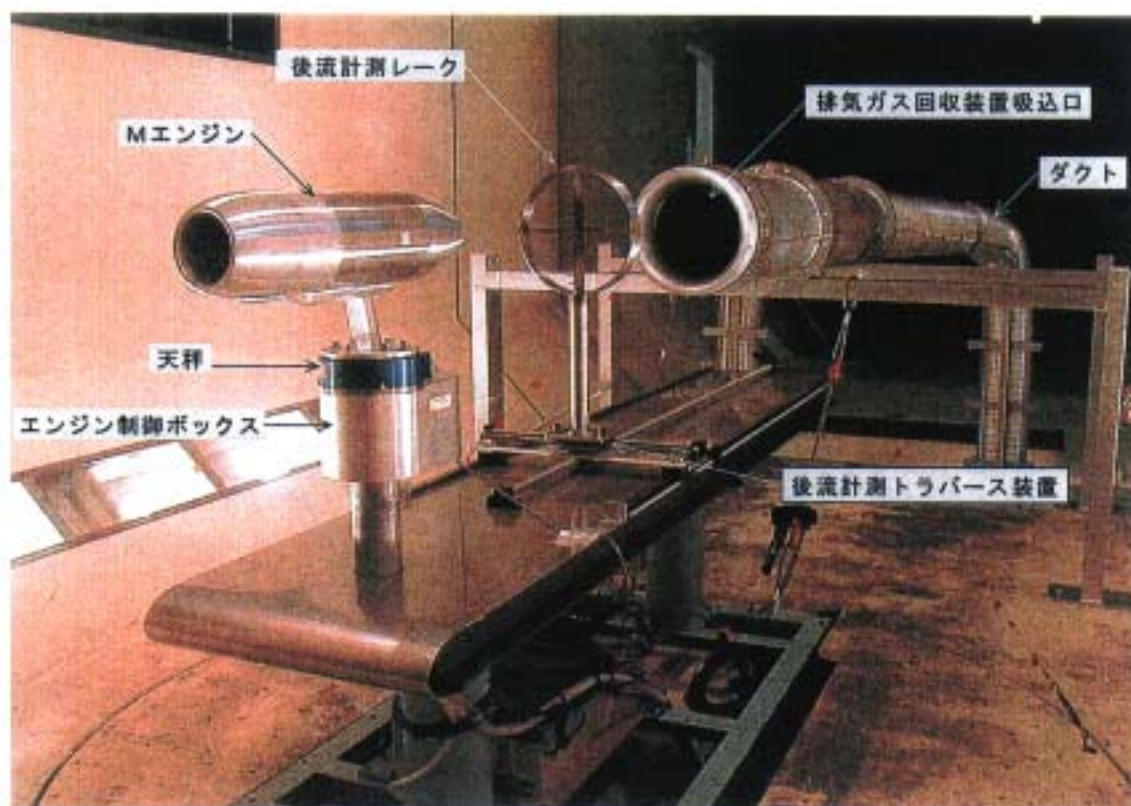


写真 2-1 Mエンジン単体風洞試験装置の全景（上流より）

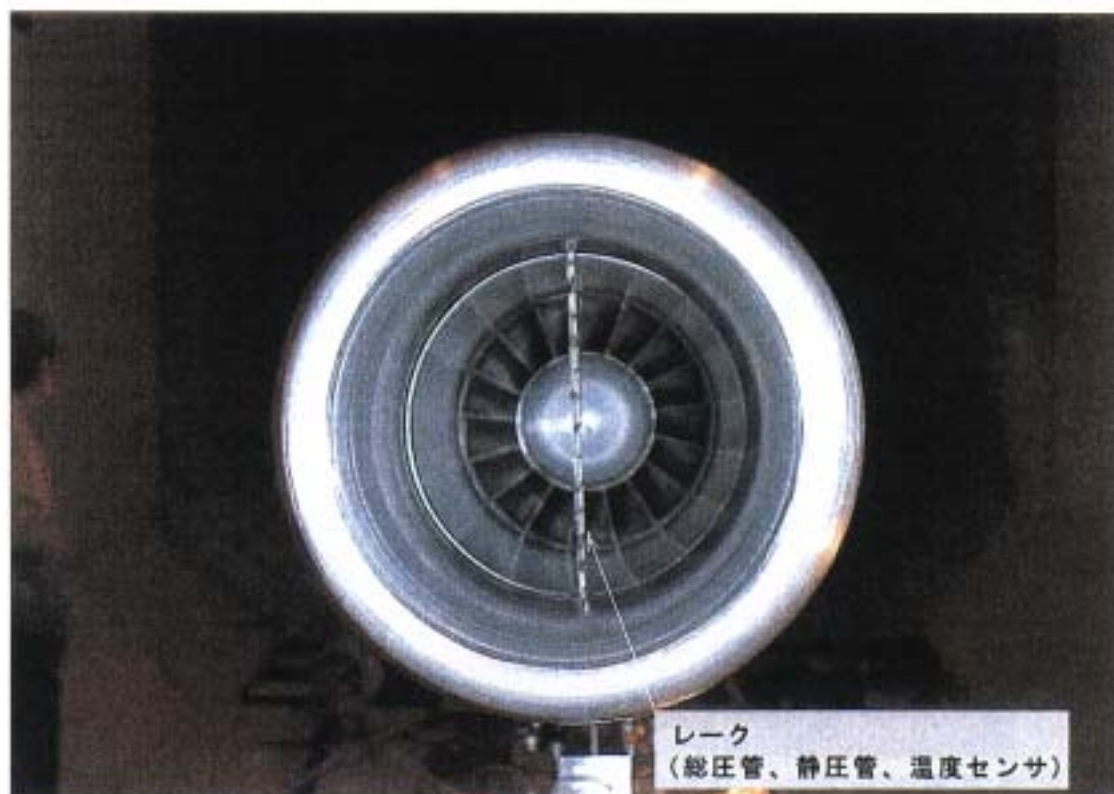


写真 2-2 インテーク部の吸気流計測レーク（正面）







写真 2-5 排気ガスの外部放出ダクト

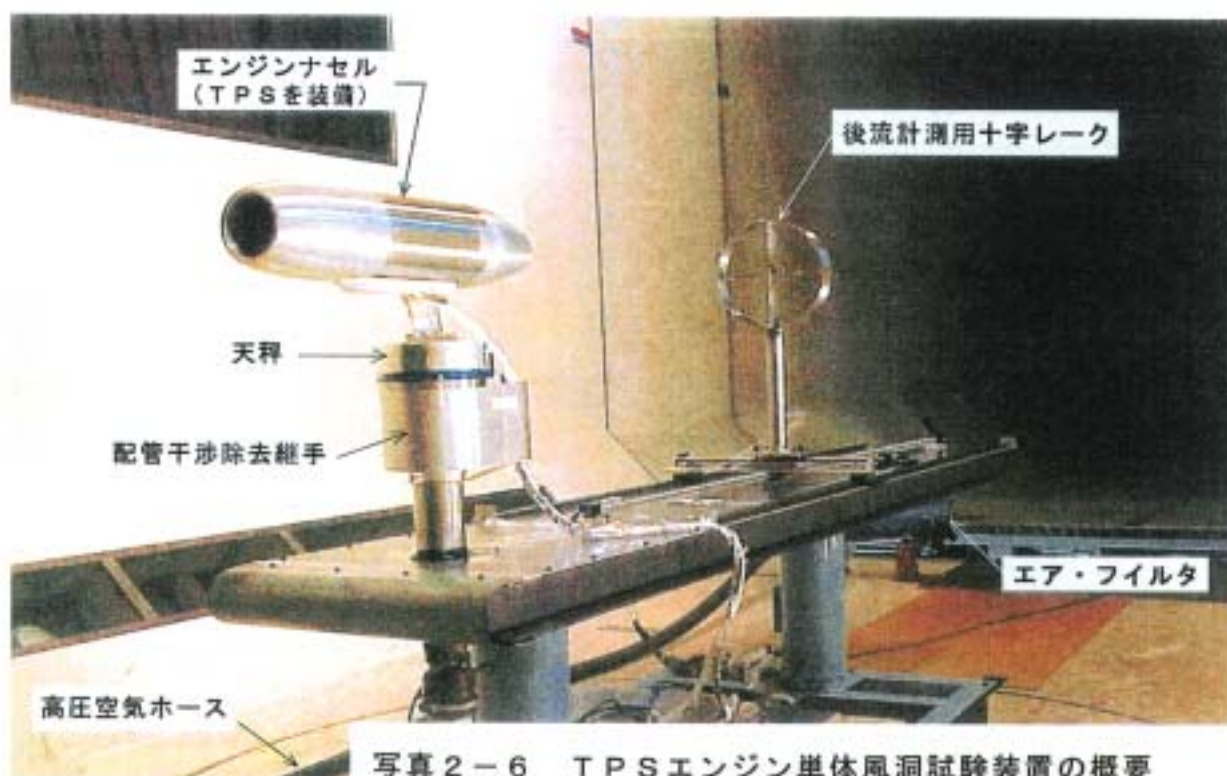


写真 2-6 TPSエンジン単体風洞試験装置の概要

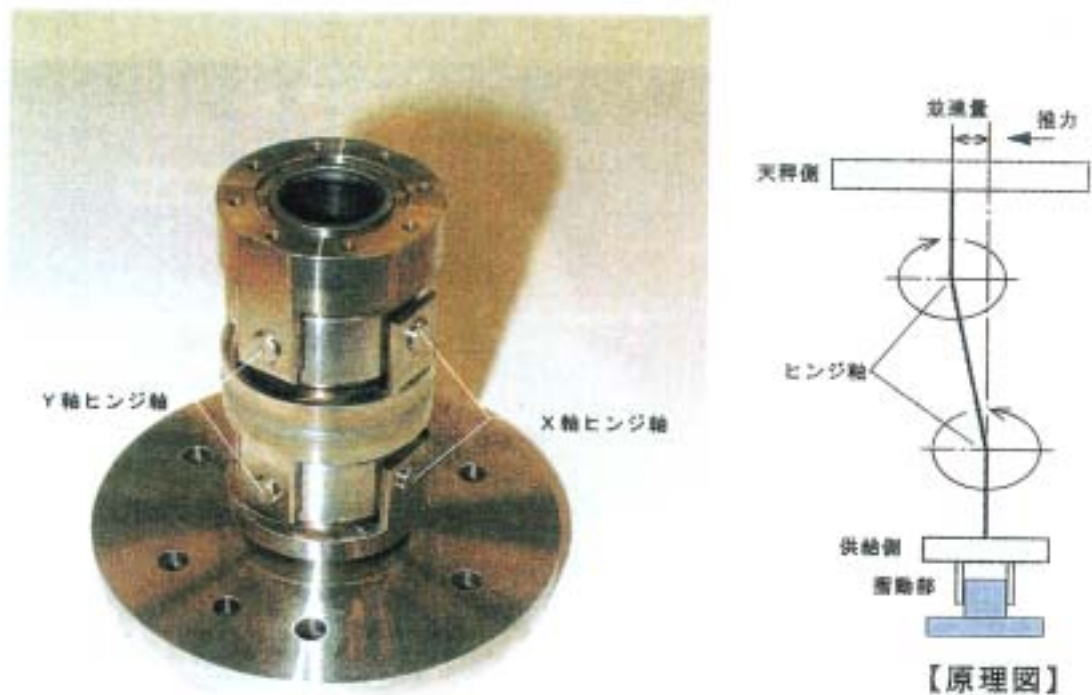
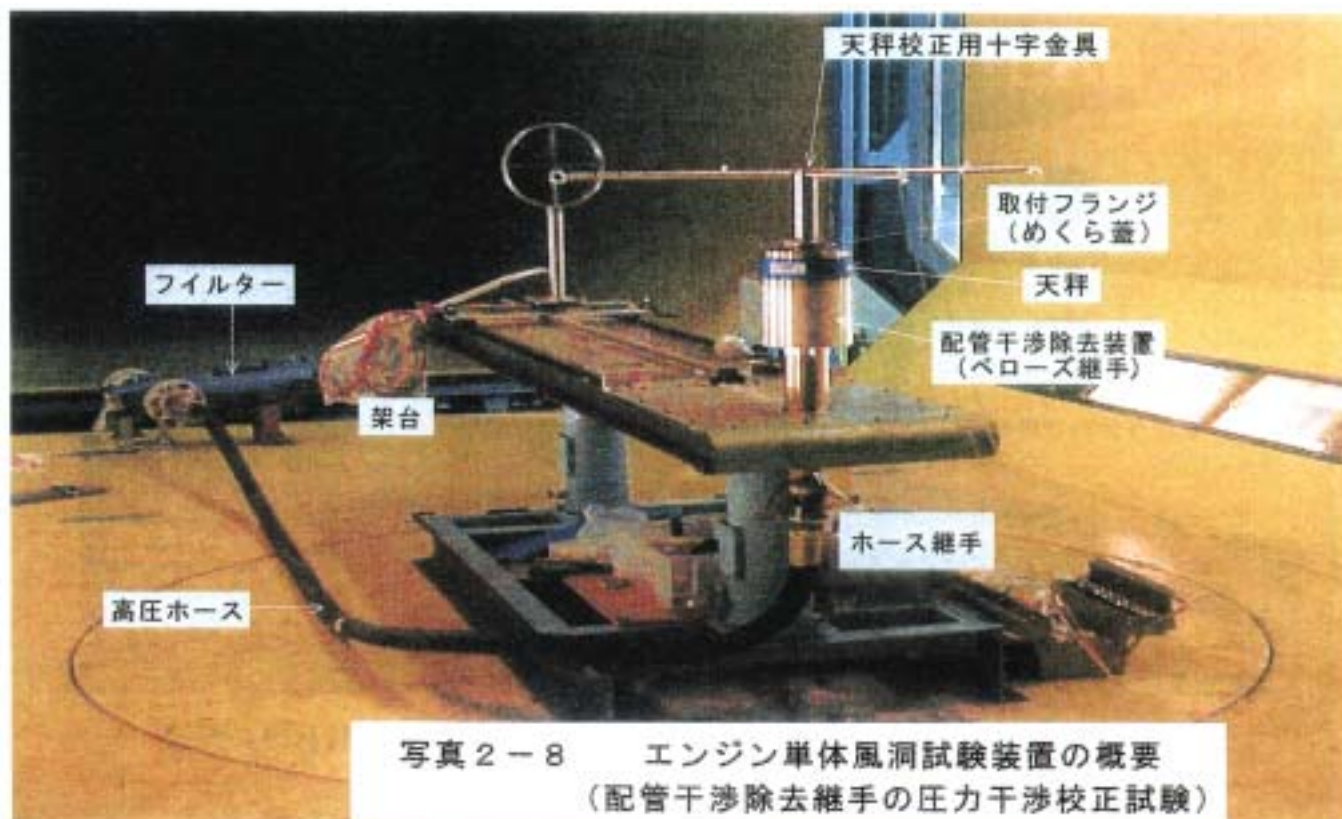


写真 2-7 配管干渉除去装置  
(ダブルヒンジ方式のペローズ継手)





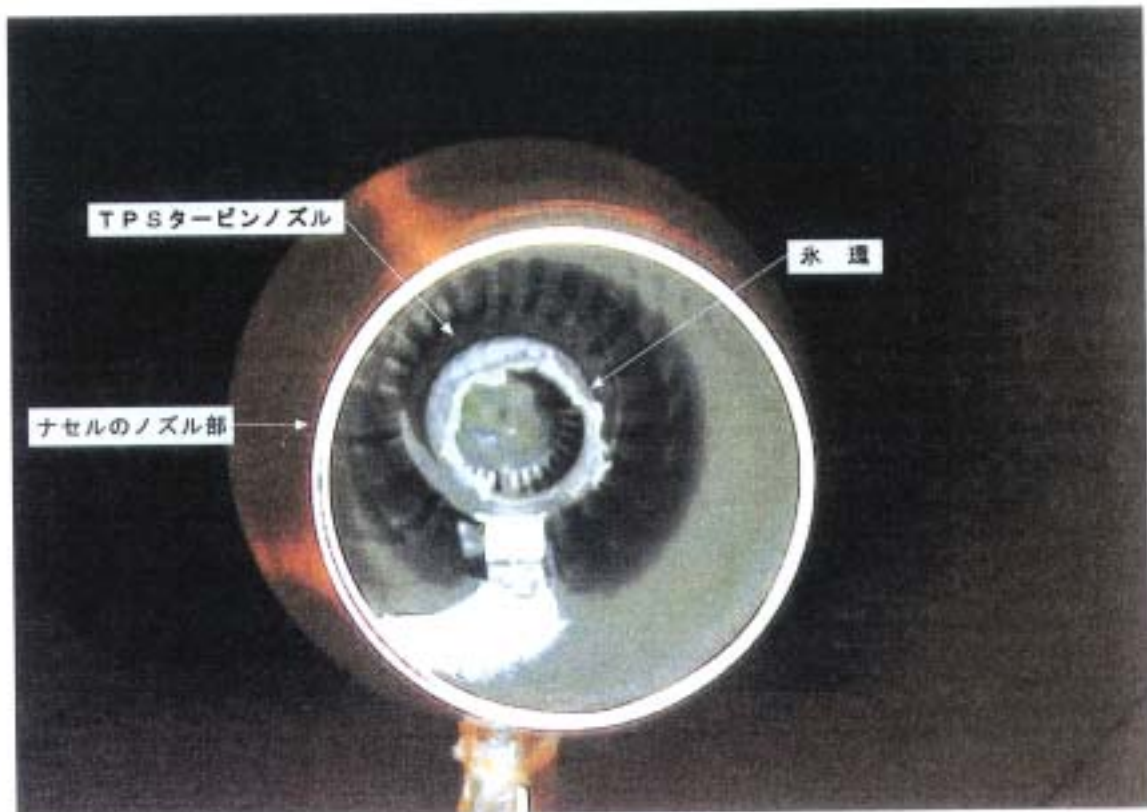


写真4-1 TPSエンジン単体風洞試験で排気ノズルに発達した氷環



写真4-2 掌に取り出した氷環の一部

