

# 航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-847

航空宇宙技術研究所2 m × 2 m遷音速風洞の  
省電力運転法の研究

白井正孝・中村正剛・鈴木正光  
小池陽・鈴木弘一・神谷信彦

1984年12月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

## 目 次

|                            |    |
|----------------------------|----|
| 1. まえがき .....              | 1  |
| 2. 記 号 .....               | 2  |
| 3. 風洞の概要 .....             | 2  |
| 3-1 風洞全般 .....             | 2  |
| 3-2 測定部 .....              | 3  |
| 4. 実験装置 .....              | 4  |
| 5. 試験方法 .....              | 5  |
| 6. マッハ数計測法 .....           | 6  |
| 7. 試験結果(I)達成マッハ数 .....     | 7  |
| 7-1 予備試験 .....             | 7  |
| 7-2 本試験 .....              | 10 |
| 8. 試験結果(II)マッハ数分布特性 .....  | 14 |
| 8-1 検討項目 .....             | 14 |
| 8-2 Jackson『良い』気流の規準 ..... | 15 |
| 8-3 マッハ数勾配と「浮力抵抗係数」 .....  | 15 |
| 8-4 解析結果と検討 .....          | 16 |
| 9. むすび .....               | 22 |
| 参考文献 .....                 | 22 |

# 航空宇宙技術研究所2 m × 2 m遷音速風洞の 省電力運転法の研究\*

白井正孝\*\* 中村正剛\*\* 鈴木正光\*\*  
小池陽\*\* 鈴木弘一\*\* 神谷信彦\*\*

## On Power Efficient Operation of the 2m × 2m Transonic Wind Tunnel at the National Aerospace Laboratory

Masataka SHIRAI, Seigou NAKAMURA, Masamitsu SUZUKI,  
Akira KOIKE, Koichi SUZUKI and Nobuhiko KAMIYA

### ABSTRACT

In the conventional test procedure using the 2m × 2m transonic wind tunnel of the National Aerospace Laboratory, an auxiliary power unit is operated synergistically for Mach numbers near and above unity in order to establish the desired Mach number at the test section by suction through the perforated test section walls. This power unit consumes a considerable amount of electricity (a maximum of 12000 kW). Therefore, as part of the research to explore the possibility of saving energy in wind tunnel operation, an investigation is made here as to what extent the test Mach number can be increased without the use of the auxiliary power unit. It is found that a Mach number of 1.06 is attained by adequately adjusting several geometric parameters such as diverging angle of the side walls of the test section, opening width of the diffuser flaps, width of the second throat and the flexible nozzle setting. Electric power of 7800 kW can be saved at Mach number 1 by using this procedure compared with the conventional procedure in which an auxiliary fan is used. Mach number distributions at the test section are found to be little influenced by these adjustments.

### 1. ま え が き

近年我が国における航空機や飛翔体の開発は活発であり、航空宇宙技術研究所の2 m × 2 m遷音速風洞も毎年夏期に行なうオーバーホール期間を除いて、ほとんど休みなく稼働され、これらのための開発試験等が行なわれている。しかし、本風洞は主送風機

22,500KW、補助送風機12,000KWと多量の電力を消費し、電力費高騰の現在、予算上の制約から各界の風洞試験要求に必ずしも応じきれないのが現状である。また最大出力による運転時には、本所の契約電力量の大部分を占有することとなり、他の大型設備の稼働が不可能となり、この面からも大きな制約を受けている。

ところがジェット輸送機などの風洞試験では、マッハ数1.0以下での試験が多く、又、その他の試験依頼のマッハ数も1.1以下の場合が約70%を占め

\* 昭和59年10月2日受付

\*\* 空気力学第2部

る状況にある。現在、本風洞では最大マッハ数が 0.95 以下の試験は主送風機単独で行い、最大マッハ数 0.95 以上の試験は、起動時より補助送風機も駆動する。したがって、マッハ数 1 を越えてまで補助送風機なしの運転が出来れば、ジェット輸送機等の試験は、補助送風機を使用せずに行なう事が可能となる。このことにより、電力料の節約と他の設備の稼働率の向上など大幅な波及効果が期待される。本報告では、測定部左右壁、ディフューザー・フラップ、第二スロート等の調節により、補助送風機なしの運転で達し得る最大マッハ数について検討し、さらにその場合の測定部における圧力分布等の特性について述べる。

## 2. 記 号

- $C_{DC}$  ; 浮力抵抗係数
- $d$  ; ディフューザー・フラップ開き幅 (m)
- $D_i$  ; 第二スロート幅
- $M$  ; マッハ数
- $M_n$  ; 可変ノズル設定形状
- $M_{ref}$  ; 基準マッハ数 式(1)

- $M_\infty$  ; 4"プローベ平均マッハ数
- $N$  ; 主送風機回転数
- $P_0$  ; 集合胴総圧
- $P_{ref}$  ; 抽気室(プレナム)圧力
- $q_\infty$  ; 動圧
- $S$  ; 基準面積
- $T_0$  ; 集合胴温度
- $V$  ; 体積
- $W$  ; 電力量
- $X/L$  ; 測定部入口高さとの比
- $\theta_s$  ; 主送風機静翼角度
- $\theta_w$  ; 測定部左右壁開き角度
- $2\sigma$  ; マッハ数偏差
- $2\sigma'$  ; 最適直線まわりのマッハ数偏差

## 3. 風洞の概要

### 3-1 風洞全般

当研究所の 2 m × 2 m 遷音速風洞の詳細は、当研究所報告 TR-25<sup>1)</sup> に記載されているので、ここでは、本実験に関する部分の概略を示す。本風洞の型式は回流型の連続式密閉風洞である。図 1 に遷音速

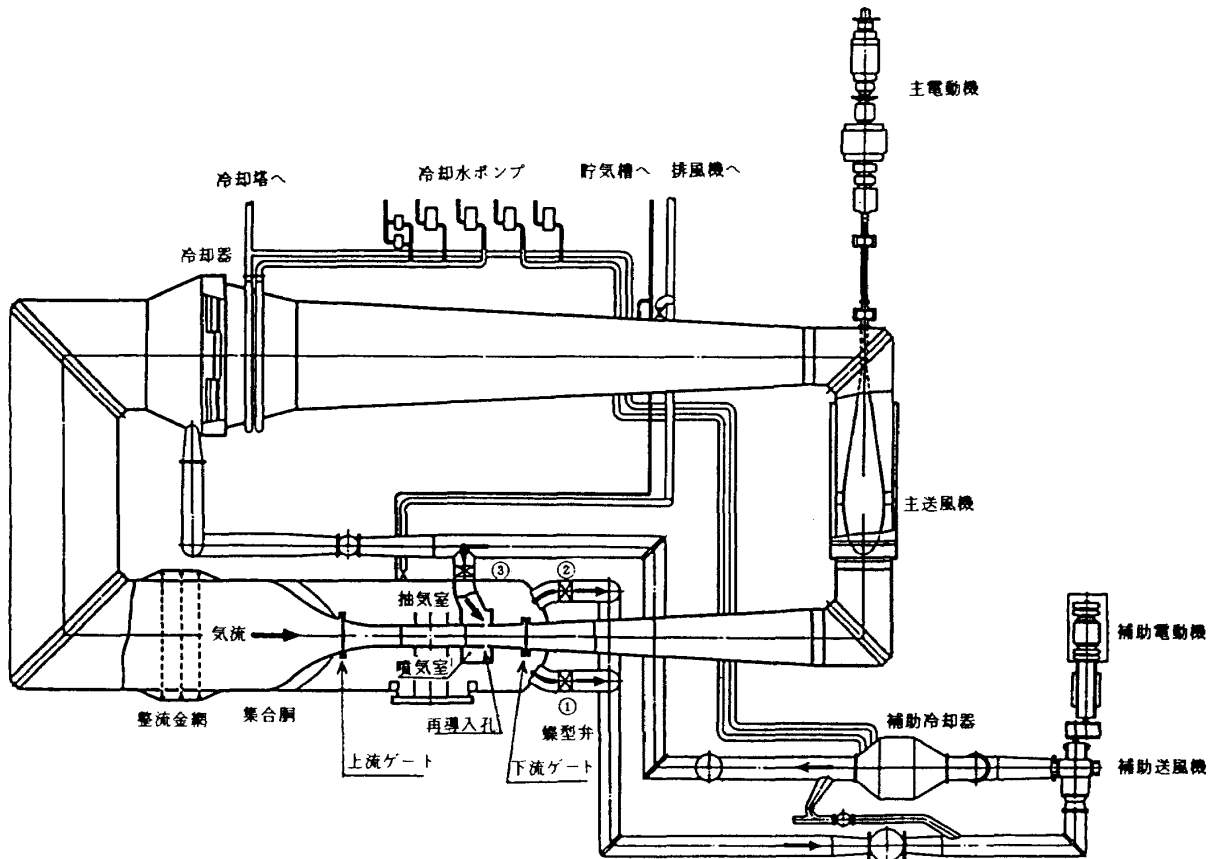


図 1 風洞の配置図

風洞の配置図を、表1に諸元を示す。本風洞は主送風機系風路と補助送風機系風路とに分けることが出来、補助送風機系風路は、抽気室(プレナム)から抽気した空気を①、②番の蝶型弁を介して、補助送風機に導き、③番の蝶型弁を介して、第二スロート下流の噴気室より主風路に再導入する構造となっている。

いる。気流温度の制御は、主送風機系、補助送風機系に設けた。それぞれの冷却器により、冷却水流量の調節によって行なう。通常の運転状態での集合胴温度は、318°K(45°K)から333°K(60°K)の範囲に±1°Kの精度で設定されている。風路内の圧力調整には、最高圧力2060kPa(20kg/cm<sup>2</sup>、ゲージ)の貯気槽の乾燥空気を調圧弁を介して風路に導入し、200KWおよび550KWの2台の排風機によって調整する。マッハ数1.0集合胴圧98kPa(1kg/cm<sup>2</sup>)、温度318°K(45°K)の時、1mあたりのレイノルズ数は $1.4 \times 10^7$ である。

表1 風洞の諸元

|            |                           |
|------------|---------------------------|
| 測定部断面積     | 2m×2m                     |
| 風速範囲(マッハ数) | 0.6~1.4                   |
| 集合胴総圧      | 10~245KPa(0.1~2.5atm)     |
| 風洞総温度      | ≤333.15°K(60°K)           |
| 湿度         | $6.5 \times 10^{-6}$ (絶対) |
| 風路長        | 194m[(72m+25m)×2]         |
| 風洞胴体全容積    | 12000m <sup>3</sup>       |
| 主送風機回転数    | ≤11.8 rps                 |
| 主送風機動力     | 誘導電動機 18000KW             |
|            | 直流電動機 4500KW              |
| 抽気用補助送風機動力 | 誘導電動機 12000KW             |
| 測定部カート     | 垂直孔全機模型用 1台               |
|            | 斜孔全機模型用 1台                |
|            | 垂直孔半模型用 1台                |

3-2 測定部

測定部は、図2に示す様に可変ノズル、測定部カート、拡散胴部と、上流と下流ゲートおよびそれらを囲む抽気室(プレナム室)、(図1)とで構成されている。上流、下流のゲートは多量の乾燥空気の流出と風路内の圧力を保持するために設けられたもので、測定部における作業時には、これを閉め、通風時には開けるようにしている。可変ノズル部は全長5mで、上下壁壁は平行であるが、左右壁は、可撓壁となっており、マッハ数1.0~1.4の範囲で形状を設定することが出来る。この可撓壁は、カム軸を介した油圧サーボ機構により、油圧モーターで駆動される。

測定部カートは、表1に示すように3種類のカー

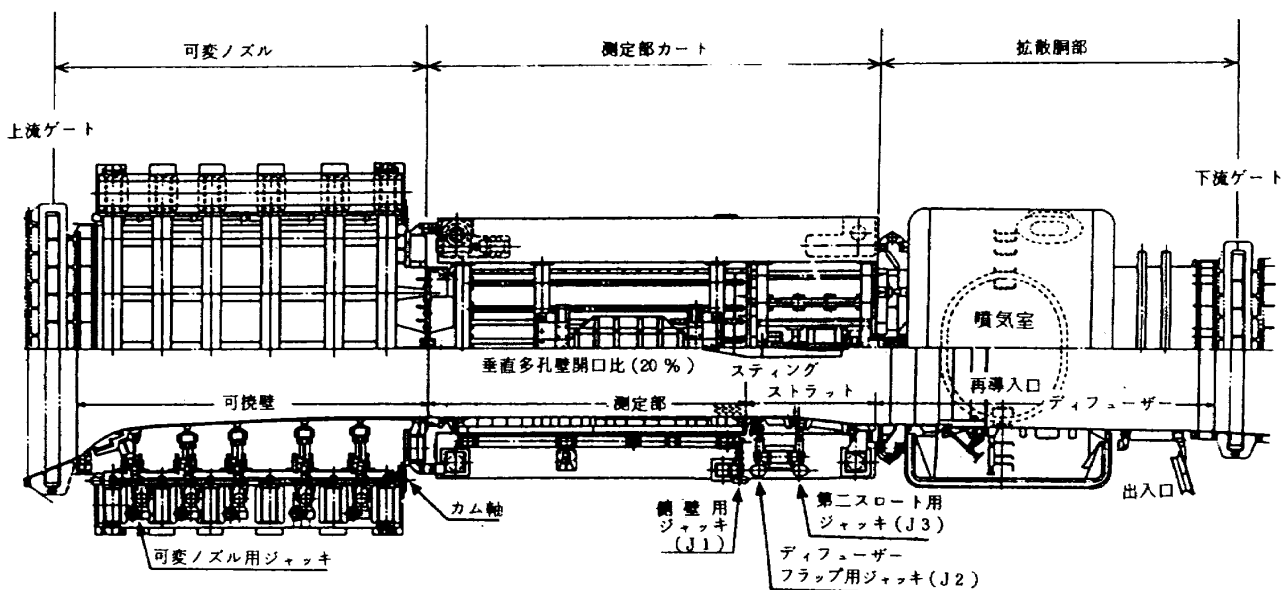


図2 測定部平面図

トがあるが、今回の試験に使用したカートは、垂直孔全機模型用カートである。カート壁は、開口比 20% の多孔壁 (図 3) で、上下、左右壁とも直径 0.012m の孔があいており、測定部内の気流の出入が可能である。左右の多孔壁は測定部基準垂直面に対し、測定部上流端より  $\pm 8.73 \times 10^{-3} \text{ rad}$  ( $30'$ ) の範囲でジャッキ J1 により、連続的に変化させる事が出来る。測定部カート後部には模型支持用のスティング、ストラットが設置され、左右壁の外側には、ディフューザー・フラップ調節用ジャッキ J2 と第二スロート調節用ジャッキ J3 が配置され、夫々、

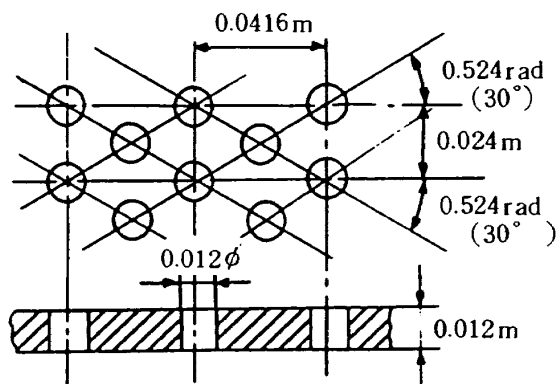


図 3 多孔壁詳細

駆動可能な構造となっている。測定部カートの下流には拡散胴部があり、再導入孔 (補助送風機駆動時に使用) が設けられている。これら測定部全体は直径 10m の円筒に囲まれていて、外気とは遮断され測定部と外側円筒に囲まれた部分が抽気室 (プレナム) となっている。

#### 4. 実験装置

図 4 に測定部と実験装置の概略を示す。可変ノズル部より再導入孔までの測定部中心線に沿う静圧を測定するため、左右に静圧測定孔が設けられた直径 0.1016m (4 インチ) のプローベを用いた。このプローベは全長 8.87m であるが、静圧孔の間隔は、上流側と下流側で異なっており、上流側可変ノズル部の静圧孔は 0.075m 間隔で、下流側測定部内は、0.05m である。静圧孔は左右合せて合計 129 個である。又、ストラット下流の中心線上の静圧分布を測定するためスティングとはほぼ同じ直径 0.26m で長さ 2.15m 円筒状の静圧測定装置を製作しスティング後部にて取付けた。スティングおよび、その下流の円筒の片側には 0.05m 間隔で 43 個所に静圧孔を設け

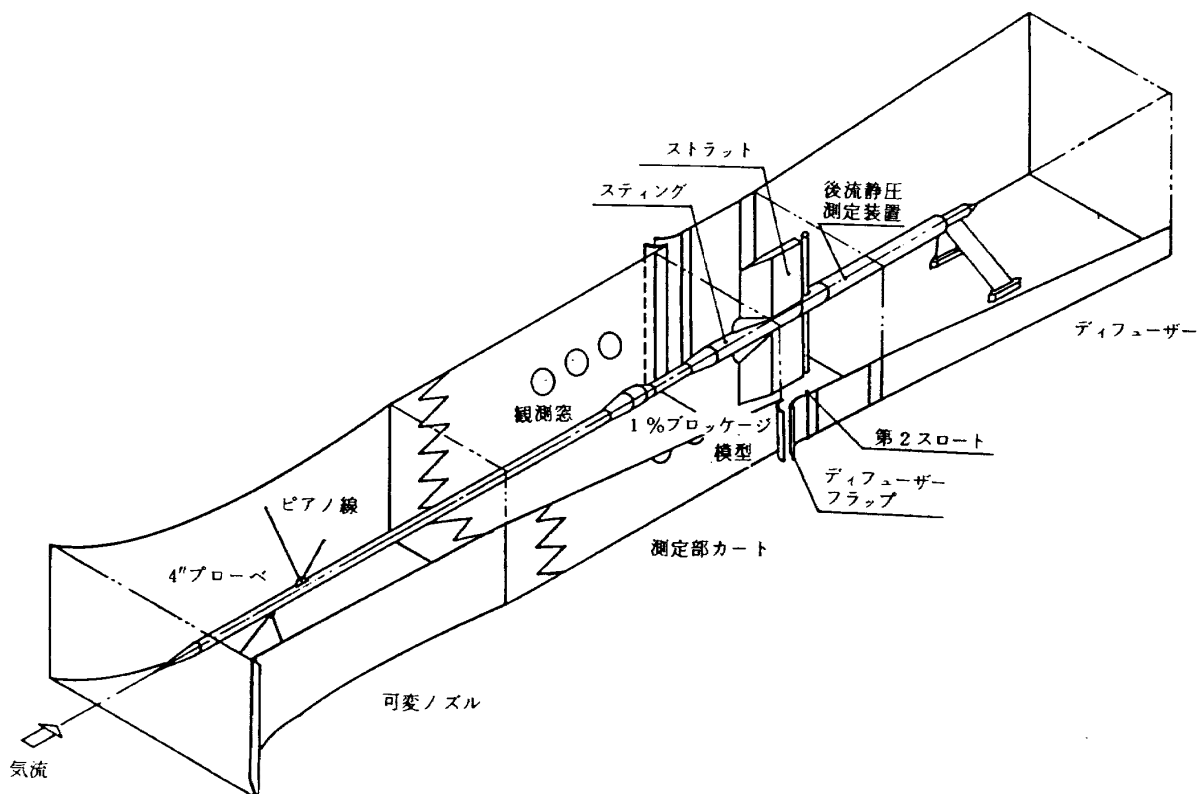


図 4 実験装置概略

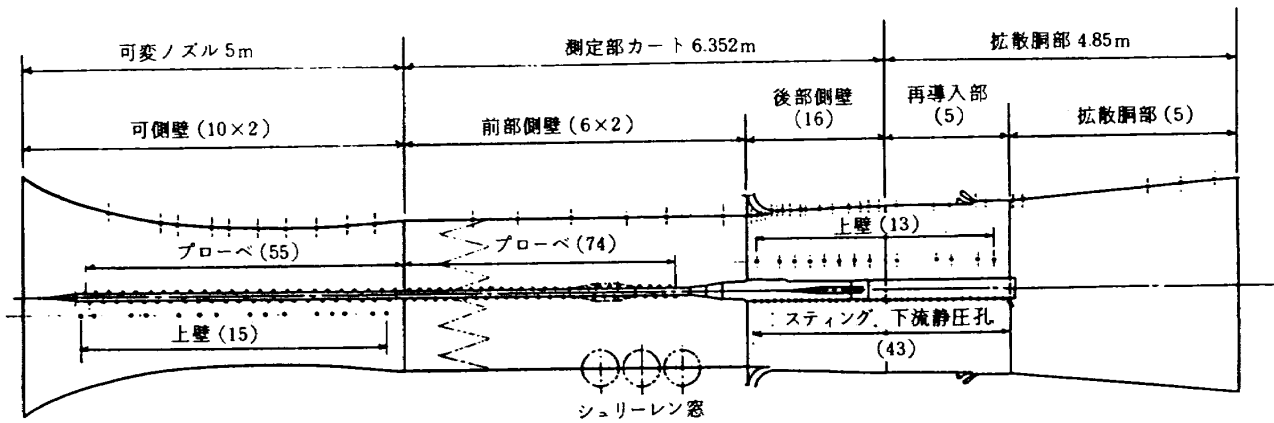


図5 静圧孔配置図

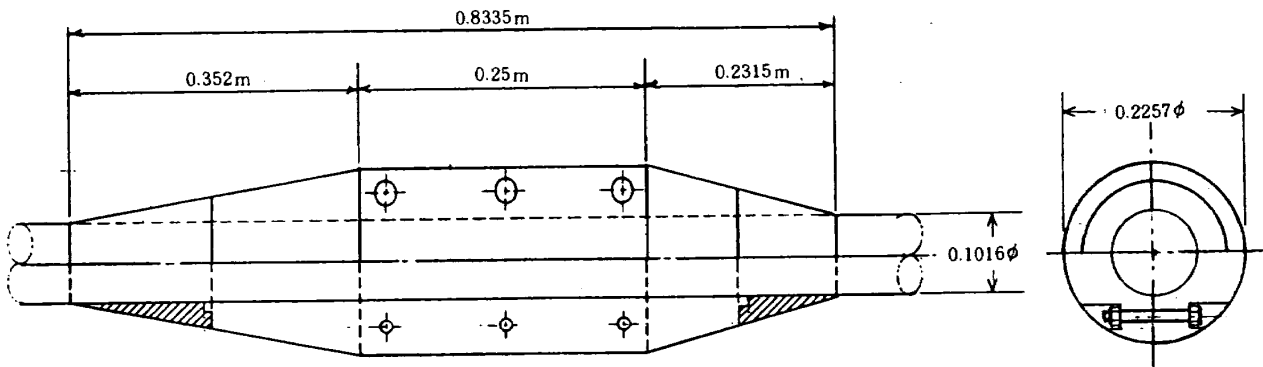


図6 1%ブロックージ模型

た。測定部壁面の静圧孔位置は図5に示すように、可変ノズル部には左右壁に10個所ずつと上壁に15個所設けた。又、多孔壁部の左右壁には6個所ずつ配置し、後部側壁と再導入部には片側に21個所と上壁に13個所配置した。更に拡散筒部にかけては片側の側壁に5個所設けた。これら、すべての静圧の計測には10台のスキュニバルブ(48ポート)を使用した。通常本風洞では、壁干渉を考慮して、模型の大きさが測定部断面積との比(ブロックージ比)で約0.5以下になる様にしている。本実験では、航空機のエンジン空気取入口試験のような特別の試験を行なう場合なども考慮して、やや大き目の1%ブロックージ模型を製作して実験をも行ないブロックージ効果も検討した。この1%ブロックージ模型は、図6に示すように前部と後部は鋼製としたが、中央部は合板の木製にして重量の軽量化をはかる構造とした。又、取付方法は模型を縦に2つ割り構造として、通常の風洞試験の場合に模型を取付ける位置に固定できるようにした。

## 5. 試験方法

試験は予備試験と本試験の2回に分けて行なった。予備試験は、集合胴総圧 74.8kPa (0.8kg/cm<sup>2</sup>)、集合胴温度 318°K (45°C)、主送風機回転数 10.5rps、主送風機静翼角度 0.26rad (15°) の条件で、測定部の各パラメータ、すなわち測定部左右壁開き角  $\theta_w$ 、ディフューザー・フラップ開き幅  $d$ 、第二スロット幅  $D_2$  の最適値を求めることを目的として実験を行った。

図7に測定部の各パラメータを示す。中心線より上が側面図であり下半分が平面図である。前述のように測定部上下壁は平行に固定されており、以下の各種調節はすべて左右壁で行う。測定部左右壁開き角  $\theta_w$  を変化させる時は  $H_1$  のヒンジを中心として、ジャッキ  $J_1$  によって調節する。ディフューザー・フラップ開き幅  $d$  は、ジャッキ  $J_2$  によってヒンジ  $H_2$  まわりに回転させて開き幅を設定する。また第二スロット幅  $D_2$  を調節する時には、ヒンジ  $H_3$  を中心と

してジャッキ  $J_3$  によって行う、超音速の試験を行なう時には、可変ノズル  $M_n$  を風速に合わせて形状を設定する。主送風機によるマッハ数制御は、主送風機の回転数と主送風機静翼角の調節によって送風機の圧力比を変化させて行う。本試験は主送風機単独での最高マッハ数を達成することを目的とし、予備試験の結果を基にして次のように測定部パラメータを決めて行なった。測定部左右壁開き角  $\theta_w$  は  $2.27 \times 10^{-3}$  rad (25') ディフューザー・フラップ開き幅  $d$  は 0.09m, 第二スロート幅は 1.102m, 可変ノズル形状は 1.060 に設定した。また集合胴総圧は主送風機回転数 ( $N$ ) を上げるために 58.8kPa (0.6 kg/

$\text{cm}^2$ ) として集合胴温度は予備試験と同じ 318°K (45°C) として、主送風機パラメータの回転数 ( $N$ ) の変化と静翼角 ( $\theta_s$ ) の変化について試験を行った。

## 6. マッハ数計測法

測定部の一様流マッハ数は、一様流の総圧  $P_0$  と静圧  $P_\infty$  を測定すれば、正確に計算される。しかし、実際の風試において測定部気流中に計測用センサーを入れることは空力的に問題があり、行なわれていない。本風洞では、 $P_0$  および  $P_\infty$  の代わりに図 8 に示すように集合胴総圧  $P_0$  と抽気室 (プリナム) 圧力  $P_{ref}$  を測定し、これを用いて、次式により測定部マ

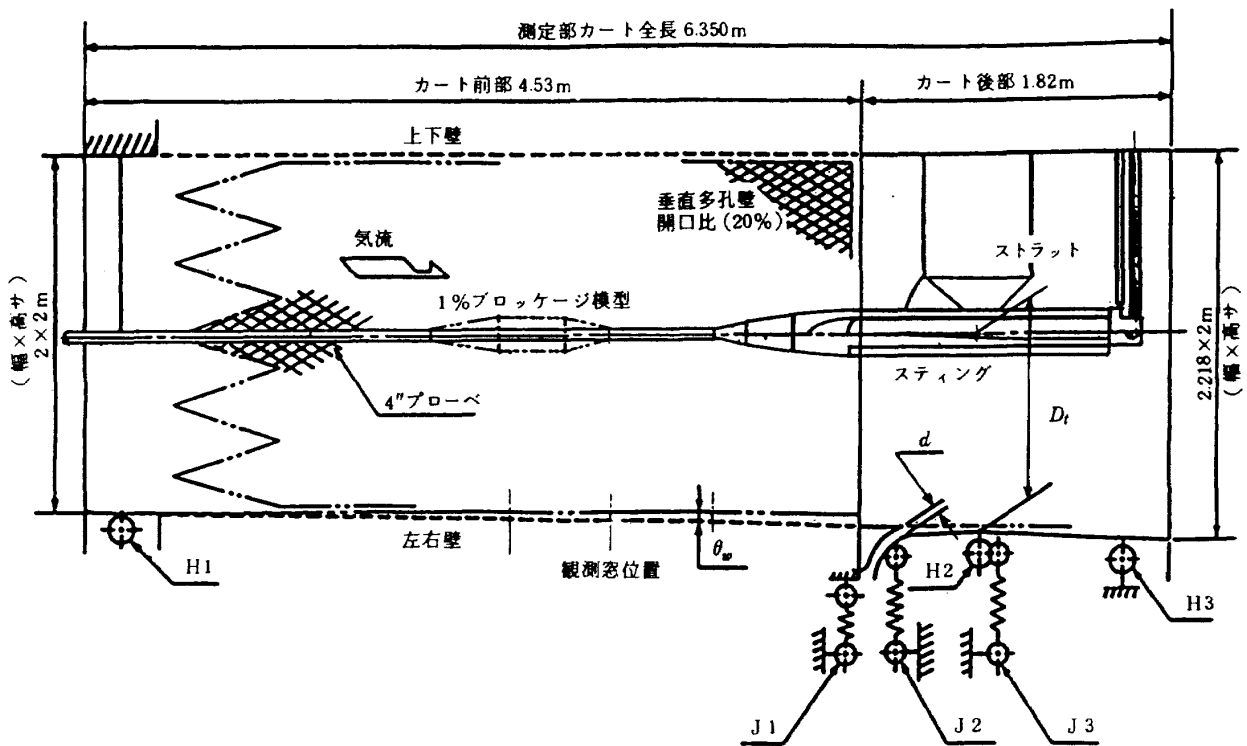


図 7 測定部パラメータ

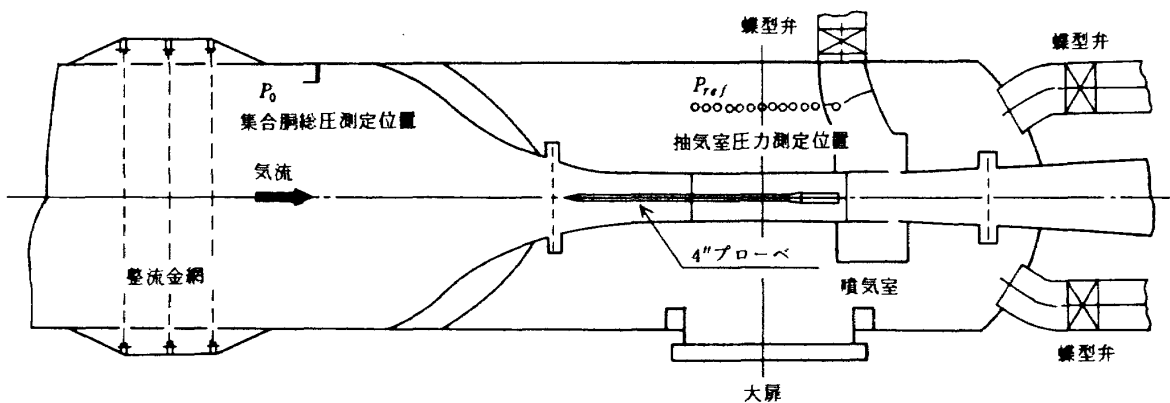


図 8 基準マッハ数測定位置



マッハ数を計算している。

$$M_{ref} = \{ 5 [ (P_0/P_{ref})^{2/\gamma} - 1 ] \}^{1/2} \quad (1)$$

通常の試験では一様流マッハ数として式(1)による  $M_{ref}$  を用いている。この  $M_{ref}$  は図4に示した静圧プローブを用いて測定した。測定部マッハ数の平均  $M_\infty$  とよく一致しており、 $M_{ref}$  を一様流マッハ数とすることが妥当であることを後に示す(8-4節)。

本稿では、以後このマッハ数を基準マッハ数  $M_{ref}$  とよぶ。基準マッハ数を正確に測定するためには、精度の高い計測が要求されるが、本風洞では、精度 0.03% (39.9Pa (0.3mmHg)) のクォーツマノメータを用いている。この計測系の測定では、マッハ数の精度としては  $\Delta M = \pm 0.001$  以下である。

## 7. 試験結果(I)達成マッハ数

### 7-1 予備試験

予備試験においては、表2に示す様に次の三つの測定部パラメータを変更することによって、最高マッハ数が得られる組合せを検討した。

(1) 測定部左右壁開き角  $\theta_w$ , (2) ディフューザー・フラップ開き幅  $d$ , (3) 第二スロート幅  $D_t$ 。

集合胴総圧  $P_0$  が 78.4kPa (0.8kg/cm<sup>2</sup>), 集合胴温度  $T_0$  が 315°K (45°C), 主送風機回転数  $N$  が 10.5 rps。また主送風機静翼角  $\theta_s$  が 0.26rad (15°) の運転条件で、測定部パラメータと左右壁開き角  $\theta_w$  を変更した時の測定部マッハ数 ( $M_{ref}$ ) の変化を図9から図11に示す。図9は、ディフューザー・フラップの二種類の開き幅  $d$  について、 $\theta_w$  に対

表2 試験パラメータの組合せ

|          |  |
|----------|--|
| 主送風機回転数  | $N$ : 10.5 rps                           |
|          | $N$ : 9.3 rps                            |
| 主送風機静翼角度 | $\theta_s$ : 0.26rad (15°)               |
| 集合胴総圧    | $P_0$ : 78.8kPa (0.8kg/cm <sup>2</sup> ) |
| 風胴内温度    | $T_0$ : 318.15°K                         |

| $D_t$<br>第2スロート幅 | 左右壁開き角 $\theta_w \times 10^{-3}$ rad |      |       |      |      |     |      |
|------------------|--------------------------------------|------|-------|------|------|-----|------|
|                  | -4.36                                | -2.9 | -1.45 | 0.00 | 1.45 | 2.9 | 4.36 |
|                  | -15'                                 | -10' | -5'   | 0'   | 5'   | 10' | 15'  |
| 1.052            |                                      |      |       |      |      | ○   |      |
| 1.062            | ○                                    | ○    | ○     | ○    | ○    | ○   | ○    |
| 1.072            | ○                                    | ○    | ○     | ○    | ○    | ○   | ○    |
| 1.082            | ○                                    | ○    | ○     | ○    | ○    | ○   | ○    |
| 1.092            |                                      |      |       |      | ○    | ○   | ○    |
| 1.102            |                                      |      |       |      |      | ○   |      |

| $D_t$<br>第2スロート幅 | ディフューザー・フラップ開き幅 $d$ m |      |      |      |      |      |      |      |      |      |     |
|------------------|-----------------------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|-----|
|                  | 0.0                   | 0.01 | 0.02 | 0.03 | 0.04 | 0.05 | 0.06 | 0.07 | 0.08 | 0.09 | 0.1 |
| 1.052            | ○                     | ○    | ○    | ○    | ○    | ○    | ○    |      |      |      |     |
| 1.062            | ○                     | ○    | ○    | ○    | ○    | ○    | ○    |      |      |      |     |
| 1.072            | ○                     |      |      | ○    | ○    | ○    | ○    |      |      |      |     |
| 1.082            | ○                     |      |      | ○    | ○    | ○    | ○    |      |      |      |     |
| 1.092            |                       |      |      |      |      | ○    | ○    | ○    | ○    |      |     |
| 1.102            |                       |      |      |      |      | ○    | ○    | ○    | ○    | ○    | ○   |

する  $M_{ref}$  の変化を示す。図 10 は、三種類の第二スロート幅  $D_t$  について、 $\theta_w$  に対する  $M_{ref}$  の変化を示し、図 11 は、抽気用蝶型弁の開および閉の状態における  $M_{ref}$  の変化を示す。何れの場合にも、壁開き角  $\theta_w$  が大きい程、 $M_{ref}$  が高くなっていることが分る。以上の事から、壁の開きは可能な限り広げた方が、高い  $M_{ref}$  を実現すると言う結論が得られた。又、図 11 に示した、この蝶型弁は、補助送風機により駆動される抽気回路（補助送風機系風路、図 1 参照）の入口つまり回路が抽気室に接続する位置と出口つまり回路が噴気室に接続する位置にある。現

在の遷音速風洞運転システムでは、抽気を必要とするマッハ数（試験条件によるがマッハ数 0.95 以上では大体抽気を必要とする）を含む試験の場合、そのようなマッハ数に至る前から予めこれを開いておく手順を踏むようになっている。図 1 に示されるように、抽気回路は出口側蝶型弁③の上流で分岐して主回路の冷却器下流部につながり、この結果、出口側蝶型弁が開くと抽気回路の一部が主回路のバイパスを形成する。図 11 によれば、補助送風機系風路を開ける操作により  $M_{ref}$  の損失が 0.04 程度生ずることも分った。

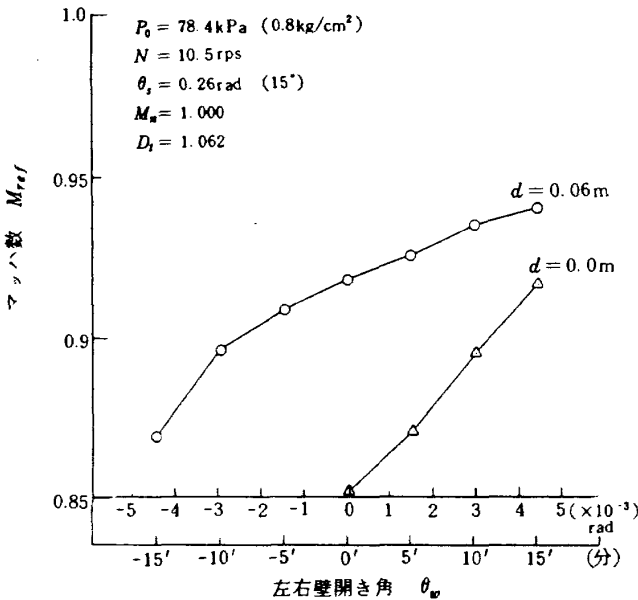


図 9 マッハ数と左右壁開き角の関係(1)

図 12 および 13 には、第二スロート幅  $D_t$  と  $M_{ref}$  との関係を示す。図 12 は、左右壁開き角  $\theta_w$  をパラメータとした場合の  $D_t$  と  $M_{ref}$  との関係を示す。 $\theta_w$  が負の場合には  $D_t$  の増加とともに  $M_{ref}$  が減少する場合もあるが、 $\theta_w$  が正で  $M_{ref}$  が高い場合には  $D_t$  の幅が広ければ広いほど  $M_{ref}$  が高くなっている。図 13 は、ディフューザー・フラップ開き幅  $d$  の 3 種類の場合について  $D_t$  と  $M_{ref}$  との関係を示す。いずれの場合にも  $D_t$  が広いほど  $M_{ref}$  は高いが、実験範囲の上限の  $D_t$  で  $M_{ref}$  がほぼ最大値に達している様である。図 12, 13 から、第二スロート幅  $D_t$  は、設定可能な最大値近傍で、高い  $M_{ref}$  が得られると言う結論が得られた。

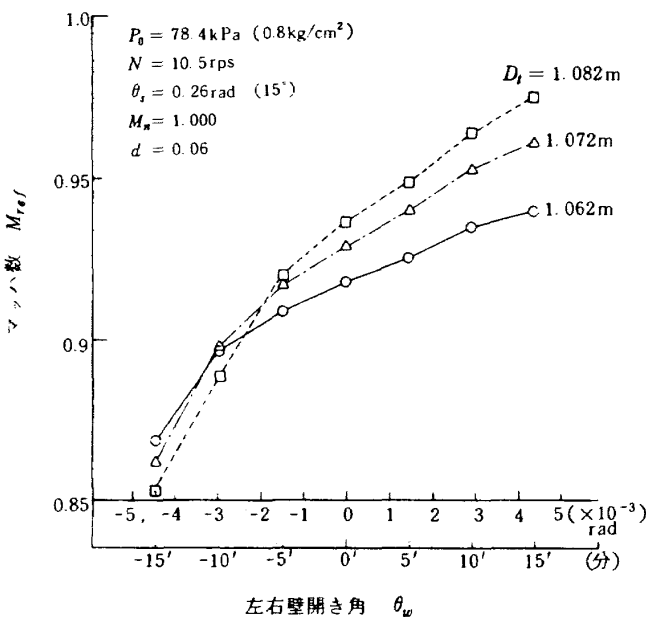


図 10 マッハ数と左右壁開き角の関係(2)

図 14 および図 15 は、ディフューザー・フラップ開き幅  $d$  と基準マッハ数  $M_{ref}$  との関係を示す。図

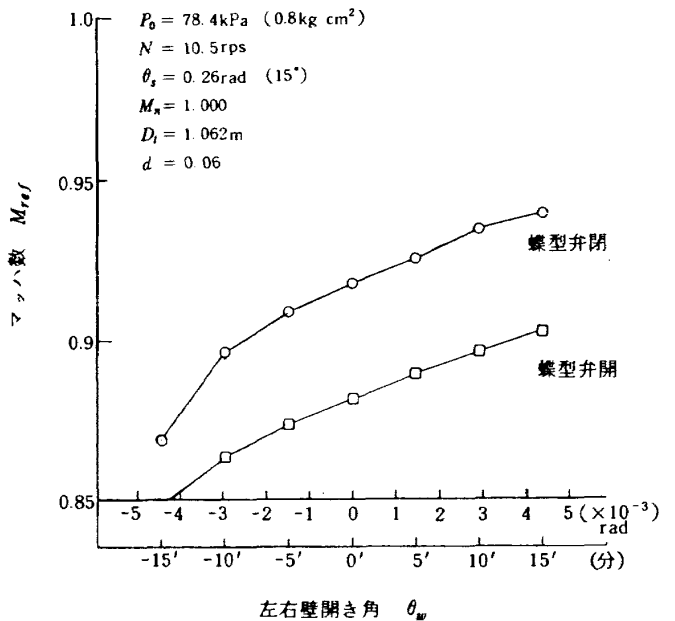


図 11 マッハ数と左右壁開き角の関係(3)

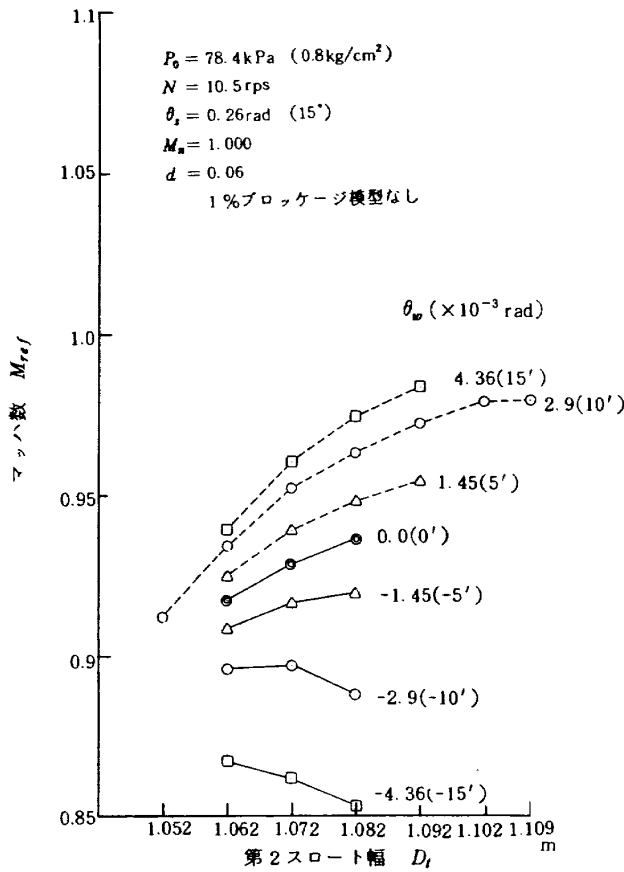


図 12 マッハ数と第2スロート幅の関係(1)

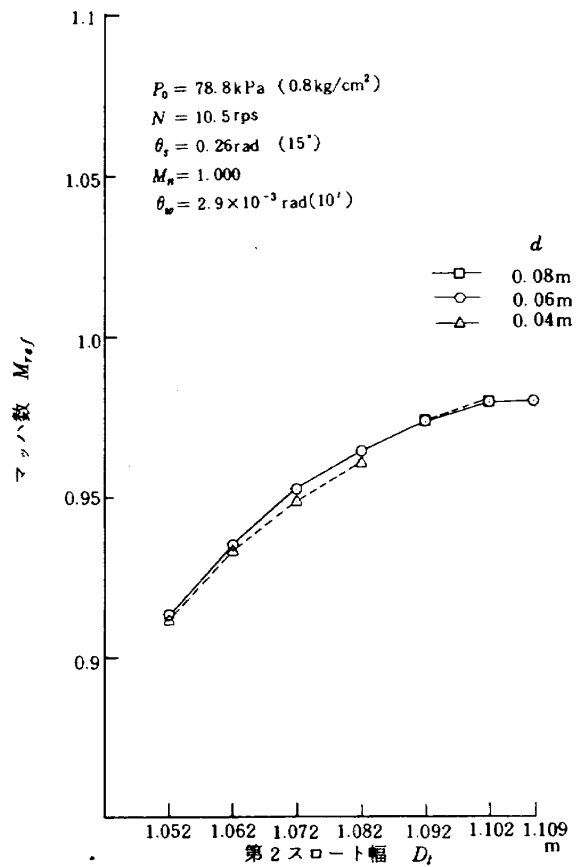


図 13 マッハ数と第2スロート幅の関係(2)

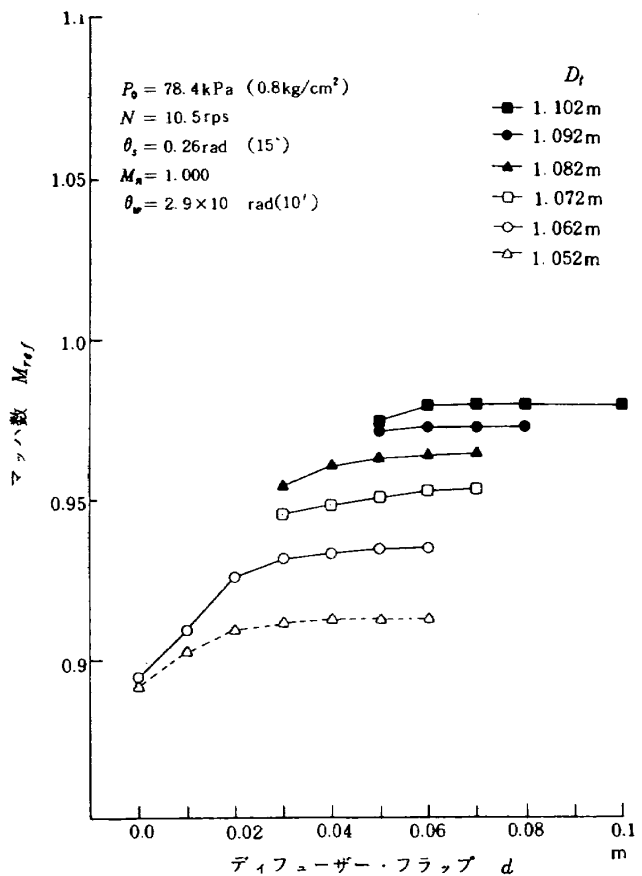


図 14 マッハ数とディフューザー・フラップ  
開き幅の関係(1)

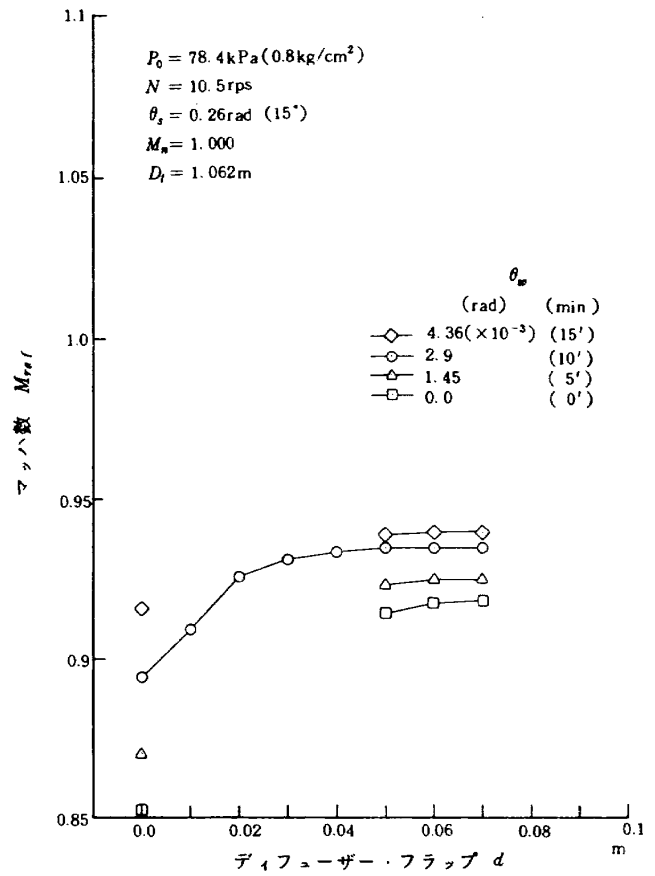


図 15 マッハ数とディフューザー・フラップ  
開き幅の関係(2)

14では、第二スロート幅  $D_t$  をパラメータにとり、 $d$  と  $M_{ref}$  との関係を示す。この図から  $d$  が小さい場合には  $d$  の増加とともに  $M_{ref}$  は増加するが、 $D_t$  が広く  $M_{ref}$  が高い場合には、 $d$  の値が 0.06m 以上になると  $d$  を変化させても  $M_{ref}$  は変化しないことが分る。図 15 は壁の開き角  $\theta_w$  をパラメータにとり、 $d$  と  $M_{ref}$  の関係を示したものであるが、図 14 に示した結果と同様に  $d$  の値が 0.06m 以上になると  $M_{ref}$  が変化しないことが分る。このことから、 $d$  の値は 0.06m 以上に設定すれば良い事が分ったが、後に述べる本試験では、0.09m に設定した。

7-2 本試験

本試験においては、予備試験において検討を行なった、測定部の幾何学的な諸パラメータ ( $\theta_w$ ,  $D_t$ ,  $d$  など) を最適にして、補助送風機の駆動なしに、できるだけ高い測定部マッハ数を得ることを目標とした。本試験では、高いマッハ数を実現する事と、老朽化した主送風機の負担を軽減する目的で、集合胴総圧を 58.8kPa (0.6kg/cm<sup>2</sup>) とした。測定部左右壁開き角  $\theta_w$ 、ディフューザー・フラップ開き幅  $d$ 、第二スロート幅  $D_t$  については、予備試験の結果を基にして、それぞれ  $\theta_w = 7.27 \times 10^{-3}$  rad (25'),  $d = 0.09$ m,  $D_t = 1.102$ m として、主送風機のパラメータの回転数  $N$  と静翼角  $\theta_s$  の変化による  $M_{ref}$  の変化を調べる事とした。本試験に先立ち、可変ノズルの最適形状 ( $M_n$ ) の検討も行った。集合胴総圧 78.4 kPa (0.8kg/cm<sup>2</sup>) の予備実験では、亜音速の一樣流マッハ数しか実現できず、可変ノズル形状  $M_n$  はマッハ数 1.0 に対応する形状、 $M_n = 1.000$  に設定したままであった。しかし、本試験では、なるべく高い一樣流マッハ数を得るため、可変ノズルの設定マッハ数  $M_n$  を変更した実験も行った。図 16 に可変ノズル形状  $M_n$  を変えた場合の実験結果を示す。基準マッハ数  $M_{ref}$  の変化を主送風機回転数  $N$  と送風機静翼角  $\theta_s$  の二つの組合せ (図中○および□) について示す。図 16 によれば

(1)  $M_n = 1.06$  で最大基準マッハ数  $M_{ref}$  を達成している。  
 (2) 条件が異なると、異なった  $M_n$  で最大  $M_{ref}$  に達成する可能性はあるが、 $M_n$  による  $M_{ref}$  の変化はわずかであり、 $M_n = 1.06$  に設定しておけばほぼ最大に近い  $M_{ref}$  が得られると期待される。

以上の2点より、可変ノズル形状  $M_n$  は、 $M_n = 1.060$  に設定して本試験を行なう事にした。はじめに、主送風機の回転数  $N$  と送風機静翼角  $\theta_s$  を変化さ

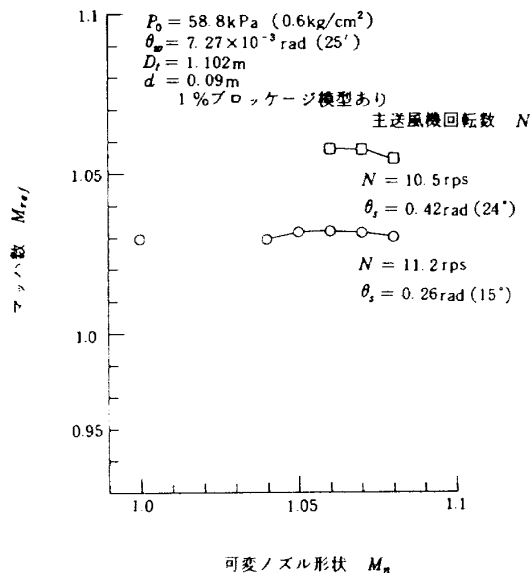


図 16 マッハ数と可変ノズル形状の関係

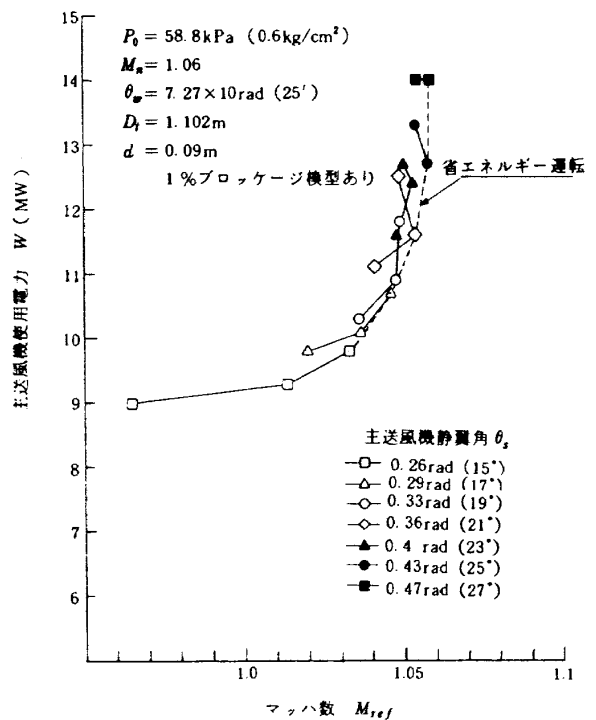


図 17 主送風機使用電力とマッハ数の関係(1) (模型有り)

せて、なるべく大きい基準マッハ数  $M_{ref}$  を得るためにいくつかの静翼角と回転数の組合せについて実験を行った。その結果、得られた  $M_{ref}$  と主送風機の消費電力  $W$  との関係を示す。図 17 に示す。同図の消費電力の最も少ない場合の軌跡を点線で示す。この線に沿って、主送風機の回転数  $N$  と静翼角  $\theta_s$  を変化させれば消費電力が最も少ない「省エネルギー運転」が可能となる。1%ブロッケージ模型のある場合でも最大 1.06 の  $M_{ref}$  が得られ、マッハ 1 を越える運転が可能であることが実証された。

図 18 には主送風機回転数をパラメータとした時の変化に伴う、 $W$  と  $M_{ref}$  の関係を示す。回転数についても効率の良い回転数は  $M_{ref}$  によって異なっていることが分る。図 17 に点線で示した省エネルギー運転の回転数  $N$  と静翼角  $\theta_s$  の軌跡を図 19 に○印で示す。この軌跡は条件によっても異なると思われるが、この図に示すように常時最適な回転数と静翼角で運転することは、制御方法や運転時間の短縮などの点から見て、制約がある。そこで、実用的に簡単な制御方法として、例えば□印で示される運転を行った場合の消費電力と  $M_{ref}$  との関係を見ると図 20 のようになる。図 17 の省エネルギー運転の場

合と比較すると、消費電力は両者の間に大きな相違はなく、常用運転としては、この方法で十分と思われる。

図 21 および図 22 に模型なしの場合の  $W$  と  $M_{ref}$  との関係を示す。図 21 に静翼角  $\theta_s$  をパラメータとして回転数を変化させた場合を示し、図 22 に回転数  $N$  をパラメータとして、静翼角  $\theta_s$  を変化させた場合を示す。この図から模型が無い場合には  $M_{ref} = 1.07$  が達成されている事が分る。一般の風試模型はブロッケージ比が 0.5% 以下が多いので、その場合の到達可能なマッハ数は 1.06 と 1.07 の間であると思われる。図 21 の点線は図 17 と同様な省エネルギー運転の軌跡である。図 23 には、省エネルギー運転の場合と常用運転の場合の例について、回転数と静翼角の組合せを示す。図 24 には同様な場合の基準マッハ数と消費電力の関係を示すが、両者の間の消費電力の相違はそれほど大きくない。図 25 は 1%ブロッケージ模型が有る場合と無い場合の省エネルギー運転の結果を示す。

今回の補助送風機なしの実験は、前述のように集合胴総圧を 58.8kPa (0.6kg/cm<sup>2</sup>) と低くしており、集合胴総圧が、78.4kPa (0.8kg/cm<sup>2</sup>) や 98kPa

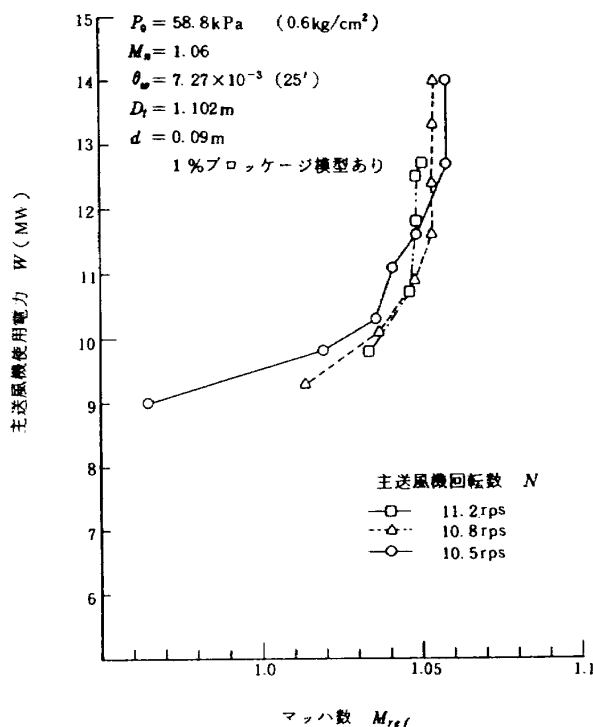


図 18 主送風機使用電力とマッハ数の関係(2) (模型有り)

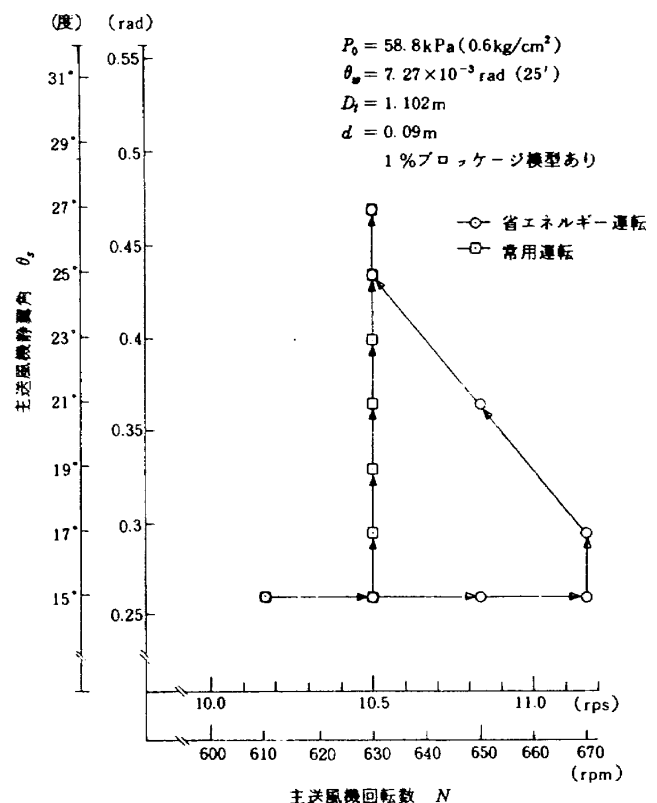


図 19 主送風機制御方法

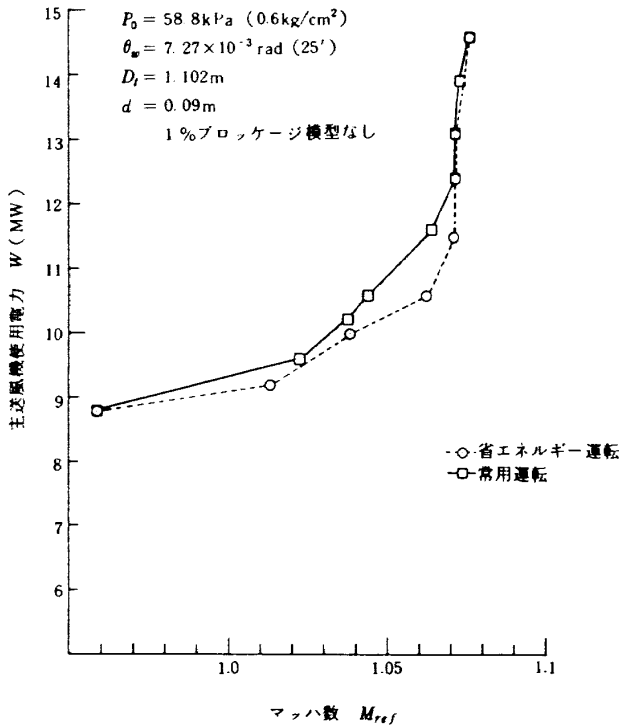


図 24 主送風機制御方法による使用電力の差

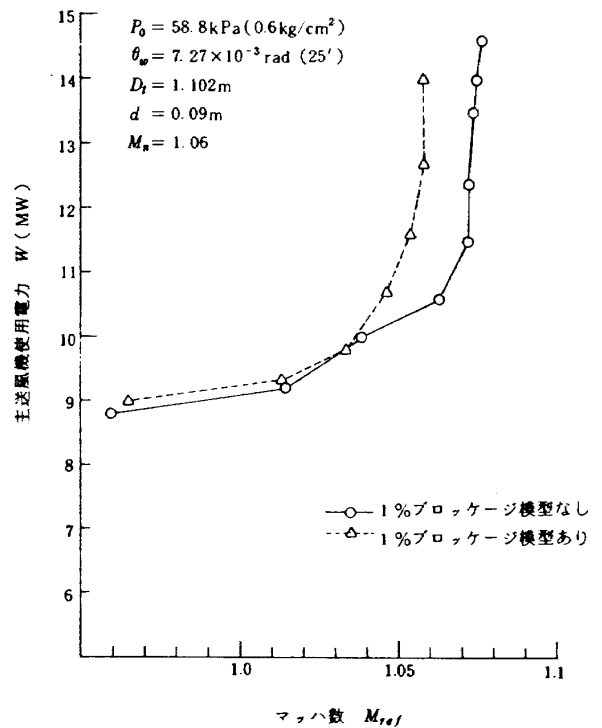


図 25 模型有無による省エネルギー運転の使用電力の差

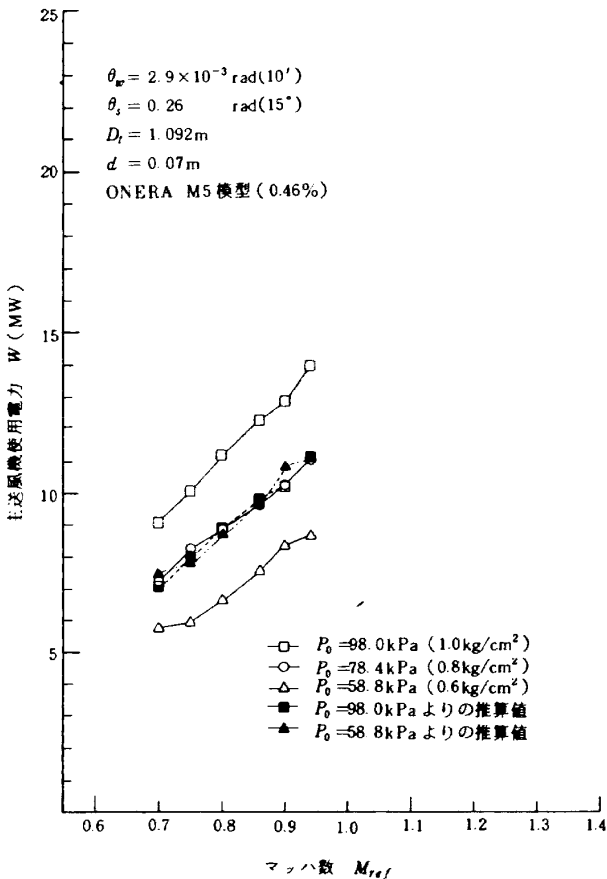


図 26 主送風機使用電力の推算

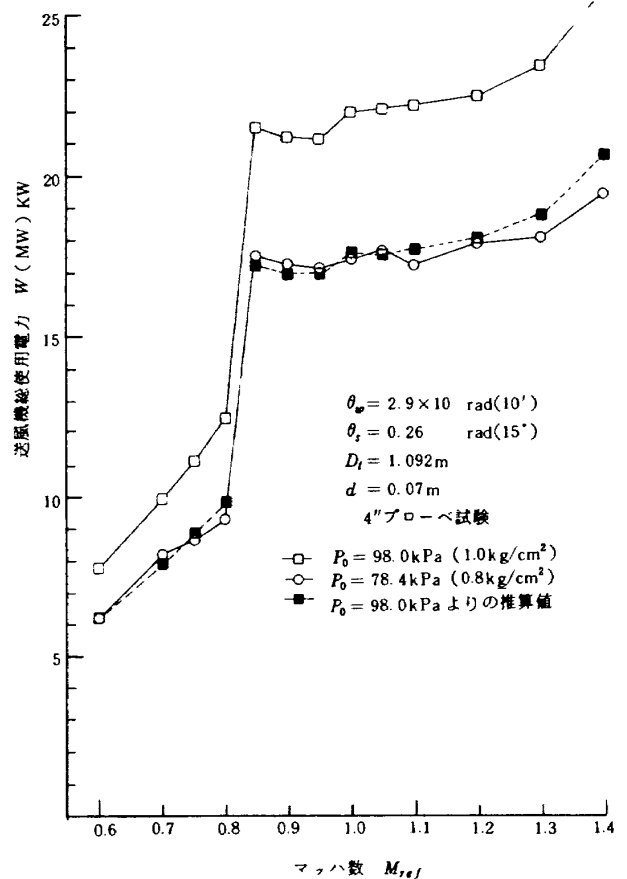


図 27 送風機総使用電力の推算

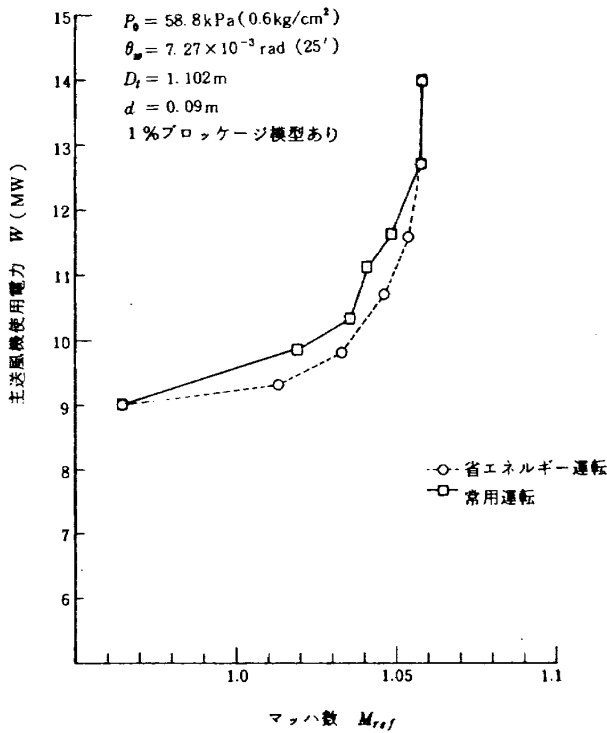


図 20 制御方法による電力の差

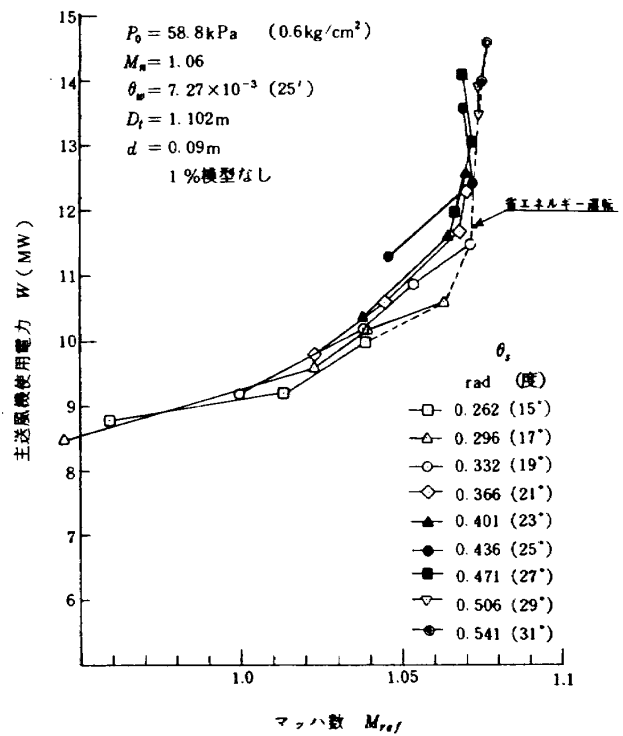


図 21 主送風機使用電力とマッハ数の関係(3) (模型無し)

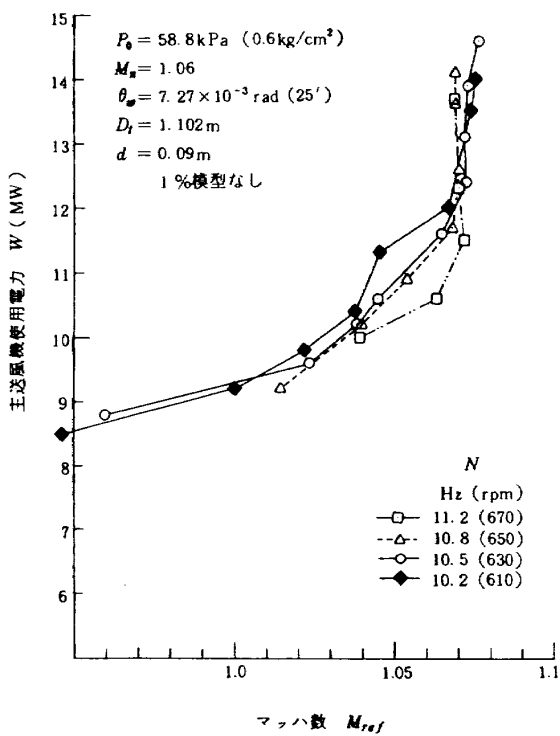


図 22 主送風機使用電力とマッハ数の関係(4) (模型無し)

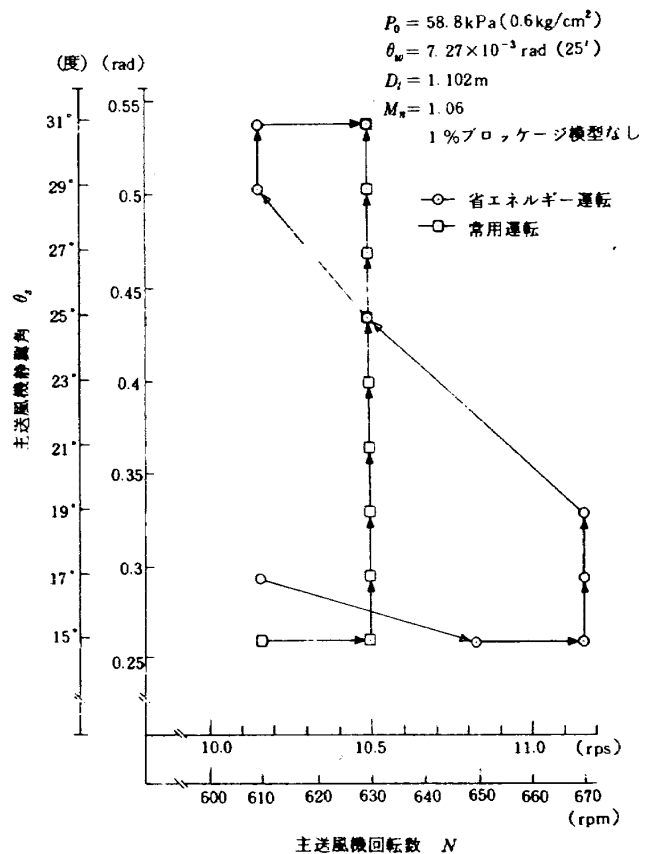


図 23 主送風機制御方法

( $1.0\text{kg}/\text{cm}^2$ )である通常の運転と直接消費電力を比較することは出来ない。このため、集合胴総圧の違いによる、消費電力の違いを判断するため、次に示すような推算を試みた。図 26 の白抜き記号は、集合胴総圧  $P_0$  が  $98.0\text{kPa}$ ,  $78.4\text{kPa}$ ,  $58.8\text{kPa}$  の三種の場合について、基準マッハ数  $M_{ref}$  と消費電力  $W$  との関係を示したものである。模型としては、ONERA M5 模型を用いている。集合胴総圧  $P_0 = 98.0$  および  $58.8\text{kPa}$  の場合の消費電力にそれぞれ総圧の比率  $78.4/98.0$  および  $78.4/58.8$  を掛けたものが黒印である。両者は、いずれも白抜きで示す  $P_0 = 78.4\text{kPa}$  の場合消費電力と良く一致していることが分る。図 27 は 4" プロベを用いた風洞特性試験で  $P_0$  を変えた例を示した。  $P_0 = 98.0\text{kPa}$  と  $P_0 = 78.4\text{kPa}$  の場合の主および補助送風機の総消費電力を白抜き記号で示す。  $P_0 = 98.0\text{kPa}$  の場合の値から前述の方法により、  $P_0 = 78.4\text{kPa}$  の場合の消費電力を推算した結果を同図に黒印で示す。推算値と実測値は超音速の場合にもほぼ一致している。以上の事から、亜音速の場合も超音速の場合も消費電力は、集合胴総圧  $P_0$  に比例するとして、任意の集合胴総圧における消費電力を推算する事が可能であると結論できる。

次に図 28 は  $2\text{m} \times 2\text{m}$  遷音速風洞における現行の運転方式と、本報告の主題である省エネルギー運転方式とを消費電力の面で比較したものである。現行方式により超音速領域まで試験を行う場合は、マッハ数  $0.95$  (この値は試験条件により若干上下する) 以上では補助送風機による抽気を行ない、抽気量を調節してマッハ数設定を行う(補助送風機帶動運転)。この場合 7-1 で述べたように、運転システムの上から抽気回路出口の蝶型弁は主送風機起動時から開かれ、このためにこれを通して主回路をバイパスする流れが生じて図 11 に示すような主回路の損失をもたらす。又、補助送風機は、ウォームアップのために、マッハ数  $0.95$  に至る前に、例えばマッハ数が  $0.8$  に達した時点で起動されるので、その時点から消費電力は主送風機と補助送風機とを併せたものとなる。省エネルギー運転方式は、要するにこの補助送風機帶動に伴う付加の所要動力をできるだけ省こうとするものである。これまで述べて

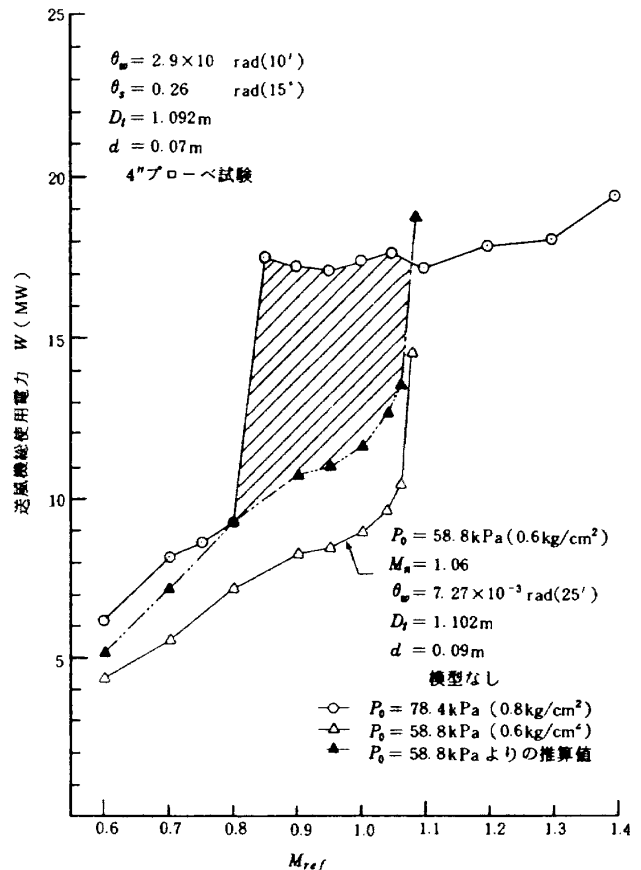


図 28 送風機総使用電力の従来運転と省エネルギー運転の差

きた結果によれば、 $1.06$  までの試験マッハ数ならば主送風機のみで試験を行うことができるので、その場合の電力節約量は図 28 の斜線部分に相当する。ただしこれには時間の因子が含まれていないことを注意する必要がある。

## 8. 試験結果(II)マッハ数分布特性

次に本試験で得られた省エネ運転の実用化のためには、測定部の気流特性の良否が重要であり、各種の検討を試みた。解析に用いた測定部データとしては、図 29 に示す 4" プロベによる静圧測定データを用いた。検討の対象としたのは、主として通常の模型が設置される範囲についてであり、同図に矢印で示されている。

### 8-1 検討項目

測定した静圧から、マッハ数を計算し、そのマッハ数分布に対して、以下のデータ処理を行ない、測定部気流の定量的な評価を行なった。



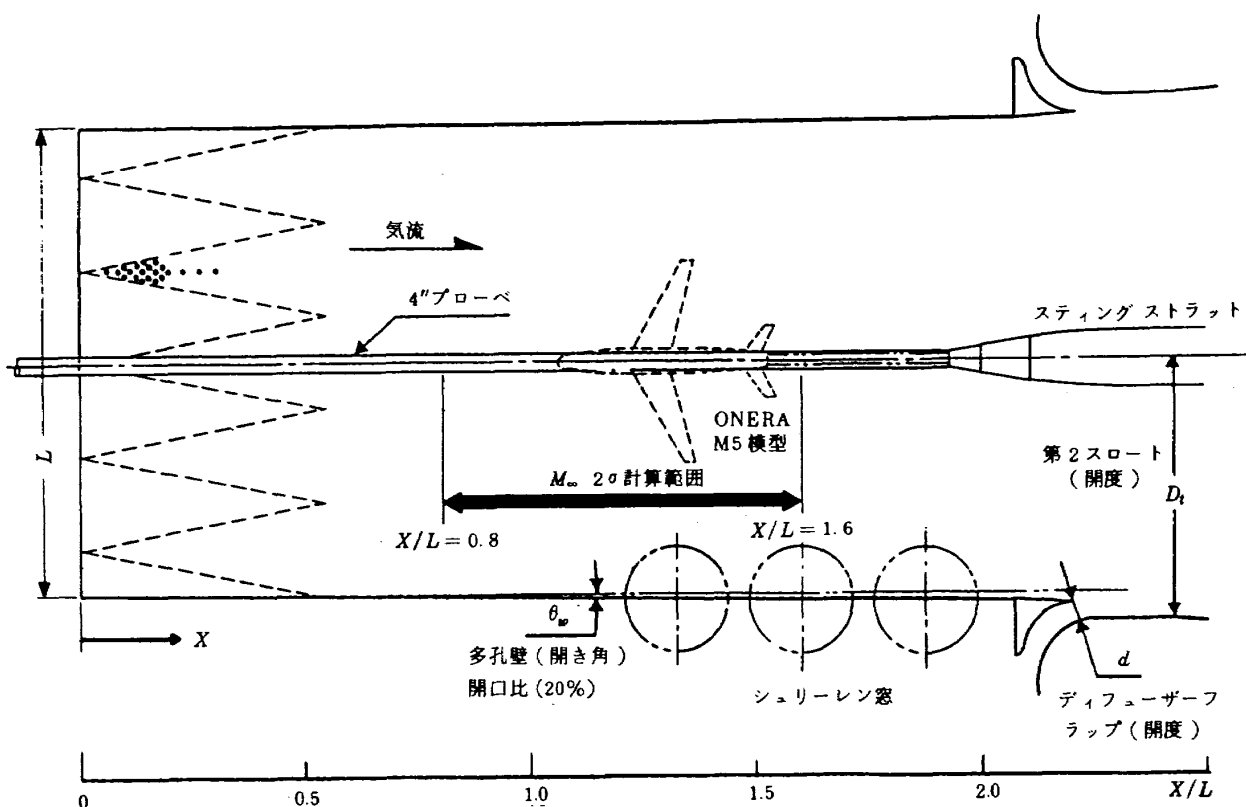


図 29 マッハ数分布データ解析範囲

(1) 測定部データの平均マッハ数  $M_\infty$  とマッハ数偏差  $2\sigma$  を求め、これを AEDC の Jackson の提案した『良い』気流の規準と比較した。

(2) 測定部マッハ数分布を最小 2 乗法で最適直線近似して、マッハ数偏差をマッハ数勾配による項と、高次の項に分離した。又、マッハ数勾配によって生じる抗力測定誤差を求めた。

(3) 測定部平均マッハ数  $M_\infty$  と、抽気室 (プレナム) 圧力を用いて計算した基準マッハ数  $M_{ref}$  を比較した。

各々のデータ処理方法の詳細な内容を以下に示す。

### 8-2 Jackson の『良い』気流の規準<sup>2)</sup>

風洞気流の一様性を、測定部マッハ数の平均値  $M_\infty$  まわりの標準偏差  $\sigma$  で評価する規準が、1976 年、AEDC の Jackson によって提案された。即ち、次の規準が満された時に、『良い』気流であると判断する。

$$\begin{cases} \text{亜音速: } 2\sigma < 0.005 M_\infty \\ \text{超音速: } 2\sigma < 0.01 M_\infty \end{cases} \quad (2)$$

$$\left( \sigma = \left[ \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (M - M_\infty)^2 \right]^{1/2} : \text{標準偏差} \right)$$

ここで、 $2\sigma$  は、マッハ数偏差 (Mach Number Deviation) と呼ばれ、正確には、 $t_{95} \cdot \sigma$  ( $t_{95}$  は Student 分布の 95 % 点) である。これは、測定部マッハ数のデータから、95 % の信頼度で、一様流マッハ数を推定した時の信頼区間を表わしている。このマッハ数偏差には、空力的なばらつきだけでなく、静圧孔の個性によるばらつき、圧力変換器のばらつき等、測定系に生じる全ての誤差が含まれる。

### 8-3 マッハ数勾配と『浮力抵抗係数』

一般に遷音速風洞の測定部気流は、壁面上に発達する境界層などのため、気流方向に速度変化を生じる。測定部マッハ数分布の偏差は、単調なマッハ数勾配による部分と、そのまわりのばらつきの部分に分ける事が出来る。そこで、この両者の寄与を分離するために、ここでは、測定部マッハ数分布を直線  $M = ax + b$  ( $x$  は風洞の気流方向位置、 $a$ 、 $b$  は定数) 最小 2 乗近似することで、マッハ数勾配に関与

する部分を抽出した。即ち、

$$\sum_{i=1}^N x_i M_i - a \sum_{i=1}^N x_i^2 - b \sum_{i=1}^N x_i = 0 \quad (3)$$

$$\sum_{i=1}^N M_i - a \sum_{i=1}^N x_i - Nb = 0 \quad (4)$$

( $N$ :データ点数)

この連立方程式を解くと、マッハ数勾配は、次式で求められる。

$$\frac{dM}{dx} (=a) = \frac{\sum_{i=1}^N x_i \sum_{i=1}^N M_i - N \sum_{i=1}^N x_i M_i}{\left(\sum_{i=1}^N x_i\right)^2 - N \sum_{i=1}^N x_i^2} \quad (5)$$

Jackson の提案によるマッハ数偏差  $2\sigma$  は、平均値まわりのばらつきによって定義されていた。ここでは、その代わりに、最適直線まわりのマッハ数偏差

$$2\sigma' = 2 \left\{ \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [M_i - ax + b]^2 \right\}^{1/2} \quad (6)$$

表3  $V/SL$  の値

| 航空機       | $V/SL$ |
|-----------|--------|
| B-727-100 | 0.076  |
| B-747     | 0.065  |
| DC-8      | 0.061  |
| DC-10     | 0.083  |
| C-5A      | 0.078  |
| ONERA M5  | 0.11   |

を求め、これを、純粹のばらつきを表わす尺度と考えて、改めて、Jackson の規準と比較した。

測定部気流にマッハ数勾配がある場合、模型に働く抵抗は、大きな影響を受ける。圧力勾配のある場に物体が置かれた場合には、アルキメデスの原理によって、物体には、体積に比例した浮力が働く。風洞試験では、マッハ数勾配のために模型に働く力を浮力抵抗 (Buoyancy Drag) と呼んでおり、次式で表わされる。

$$C_{DG} = \frac{D_G}{S \cdot q_\infty} = -\frac{V}{S} \frac{1}{q_\infty} \frac{dP}{dx} = \frac{V}{SL} \left[ \frac{2}{M(1+0.2M^2)} \right] \frac{dM}{dx} L \quad (7)$$

$D_G$ : 圧力勾配×体積       $S$ : 基準面積  
 $q_\infty$ : 動圧       $L$ : 模型の長さ

パラメータ  $V/SL$  は、模型の大きさには左右されず、航空機の形状に固有の無次元パラメータである。具体的には下記の表3に示す値である。

#### 8-4 解析結果と検討

前節に述べた方法で図29に示す範囲の測定部マッハ数分布を解析した、代表的な結果を表4に示す。ケース1は本実験で行った省エネルギー運転の場合である。左右壁開き角は  $7.3 \times 10^{-3}$  rad (25') と現用の  $2.9 \times 10^{-3}$  rad (10') に比べてかなり大きい。ケース2は比較のために左右壁開き角を  $2.9 \times 10^{-3}$  rad (10') としたものである。ケース3は補助送風機を用いる現用運転の場合 (最大マッハ数が0.95より大きい場合) である。

図30にはマッハ数偏差  $2\sigma$  を基準マッハ数に対してプロットする、ケース1の省エネルギー運転の

表4 試験ケース

| ケース番号 | 左右壁開き角                         | ディフューザ・フラップ | 蝶型弁 | 摘要                 | 実験年度    |
|-------|--------------------------------|-------------|-----|--------------------|---------|
| 1     | $7.3 \times 10^{-3}$ rad (25') | 開           | 閉   | 省エネルギー運転           | 57年度本実験 |
| 2     | $2.9 \times 10^{-3}$ rad (10') | 開           | 閉   | マッハ0.95以下現用運転      | 同上      |
| 3     | $2.9 \times 10^{-3}$ rad (10') | 閉           | 開   | 現用運転 (最高マッハ1以上の場合) | 53年度    |

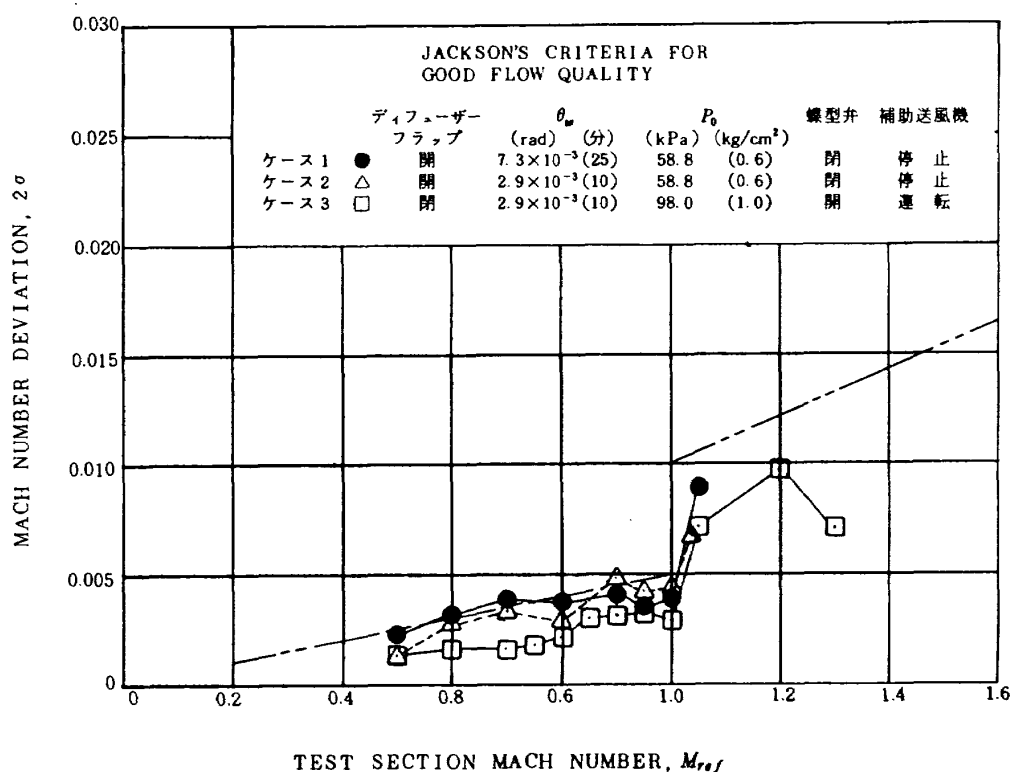


図 30 測定部気流のマッハ数偏差

場合を●でケース 2 の場合を△で、ケース 3 の場合を□で示す。ケース 2 の開き角  $2.9 \times 10^{-3} \text{ rad}$  (10') の場合にもマッハ数 1.05 が達成されている事は注目すべきである。ケース 2 のマッハ数 0.95 以下のデータは、補助送風機なしで行う現用運転の場合を表わしている。比較のために Jackson の基準値を 2 点鎖線で示す。左右壁  $7.3 \times 10^{-3} \text{ rad}$  (25') の省エネルギー運転の場合が最もマッハ数偏差が大きい、その場合でも Jackson の基準値はほぼ満足している。左右壁開き角、 $2.9 \times 10^{-3} \text{ rad}$  (10') とし、ディフューザー・フラップを閉じたケース 3 の場合、マッハ数 0.8 以下のマッハ数偏差が特に少い。この場合、蝶型弁は開いているが、補助送風機は起動していないのでそれによる抽気は行われていない。ただし、冷却器出口と噴気室との間の圧力差により、再導入孔から風路内に入る流れが存在する。この流れは測定部における流量にのみ影響するので、マッハ数の大きさに影響を与えはしても、マッハ数勾配に対してはほとんど影響しないと思われる。これに対し、ディフューザー・フラップを開いたケース 1 および 2 の場合は、測定部とフラップ部との圧力差のため、

測定部から抽気されフラップ開口部を通して風路内に戻る流れが生じ、これがマッハ数勾配を作り出す主因の一つになっていると考えられる。図 31 はマッハ数分布を最少 2 乗近似した最適直線まわりのマッハ数偏差  $2\sigma'$  をプロットしたものである。図 30 の  $2\sigma$  と比べてかなり低い。これは、マッハ数偏差におよぼすマッハ数勾配の影響が大きいことを示している。

図 32 はいくつかのマッハ数について、マッハ数勾配を左右壁開き角  $\theta_w$  についてプロットしたものである。マッハ数勾配については、開き角  $7.3 \times 10^{-3} \text{ rad}$  (25') の省エネルギー運転の方が  $2.9 \times 10^{-3} \text{ rad}$  (10') の現用運転よりも大きいということはない。図 33 にはマッハ数勾配を基準マッハ数に対してプロットする。記号は図 30, 31 と同じケースを示す。マッハ数偏差と同様に、マッハ数勾配についても壁の開き角の値による相違よりもディフューザー・フラップの開閉による相違の方が大きい。ディフューザー・フラップ開の場合と閉の場合とどちらがよいかについてはこの図からは結論が出せない。図 32, 33 に示されるマッハ数勾配の値から模型に働らく

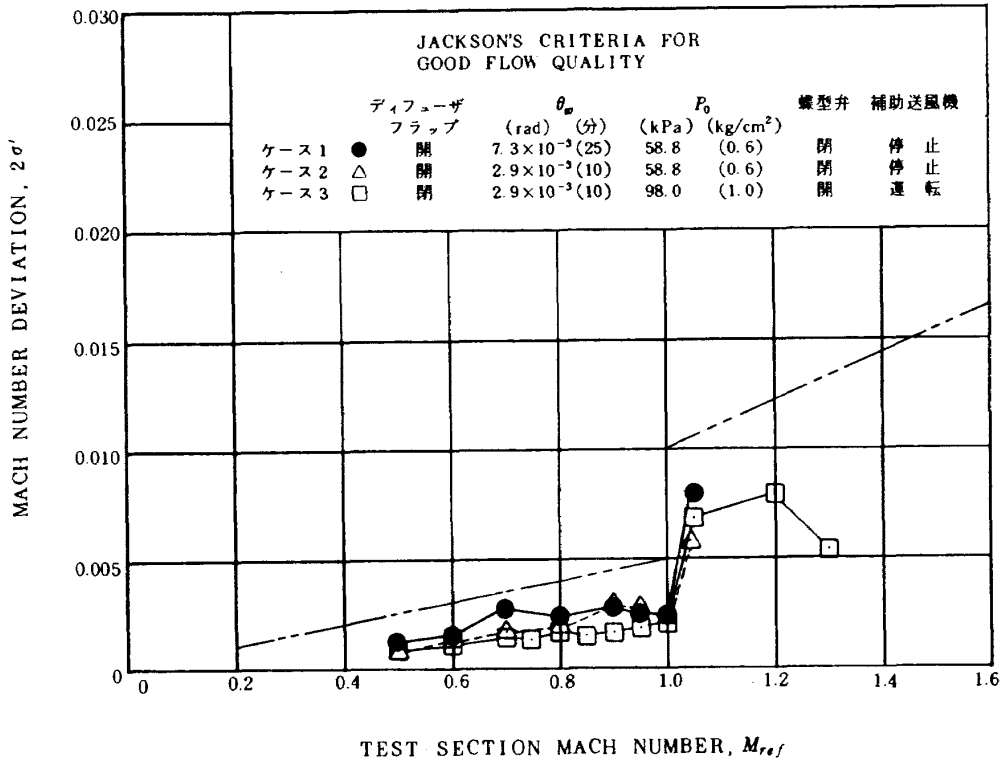


図 31 最適直線まわりのマッハ数偏差

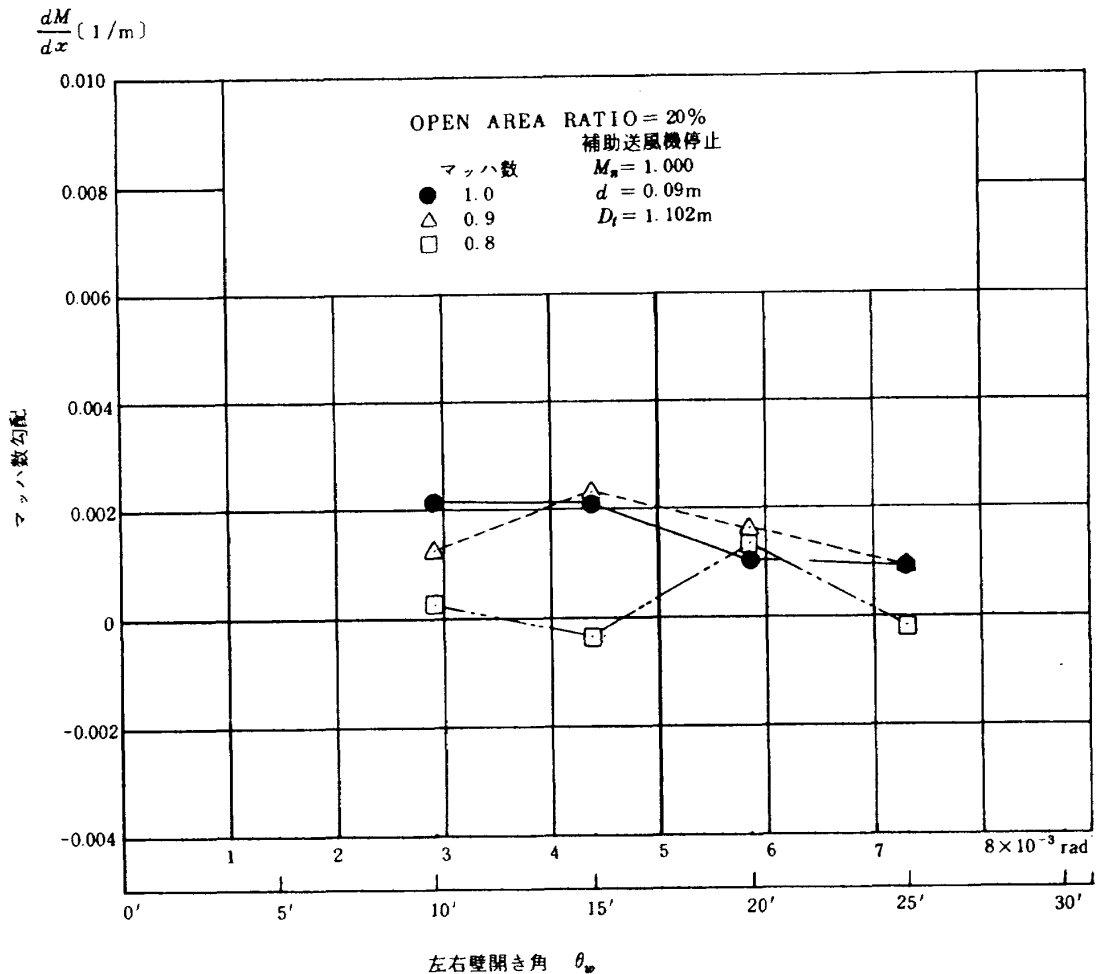


図 32 マッハ数勾配と左右壁開き角の関係

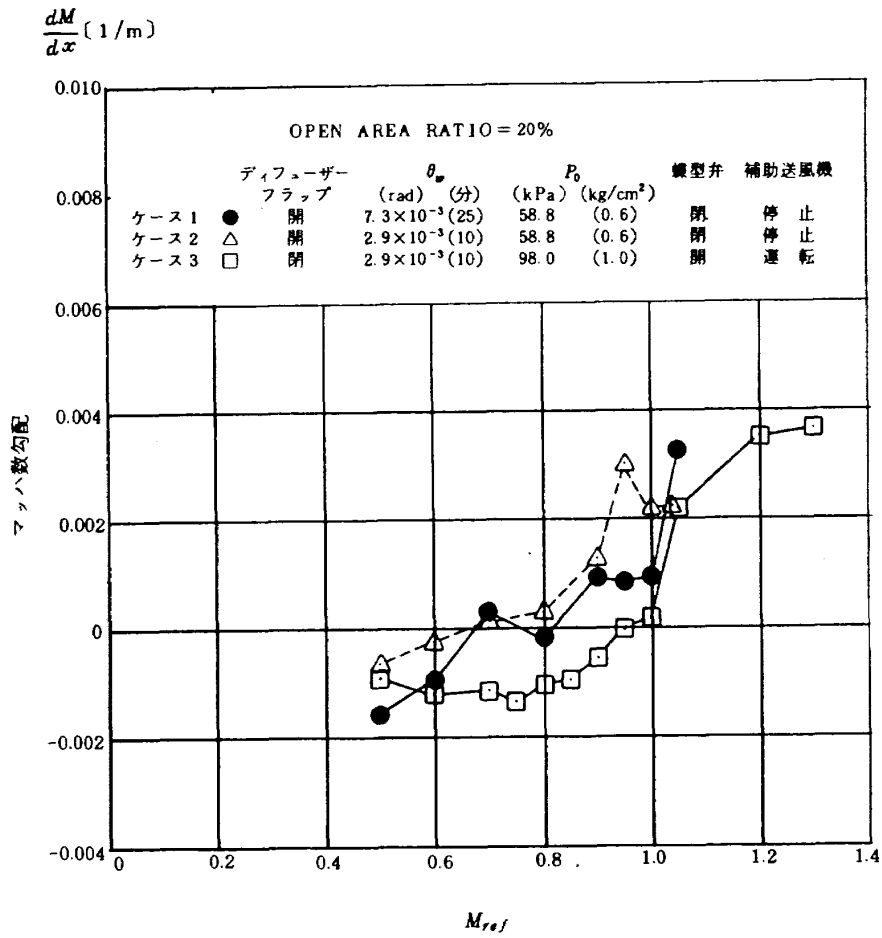


図 33 マッハ数勾配と基準マッハ数の関係

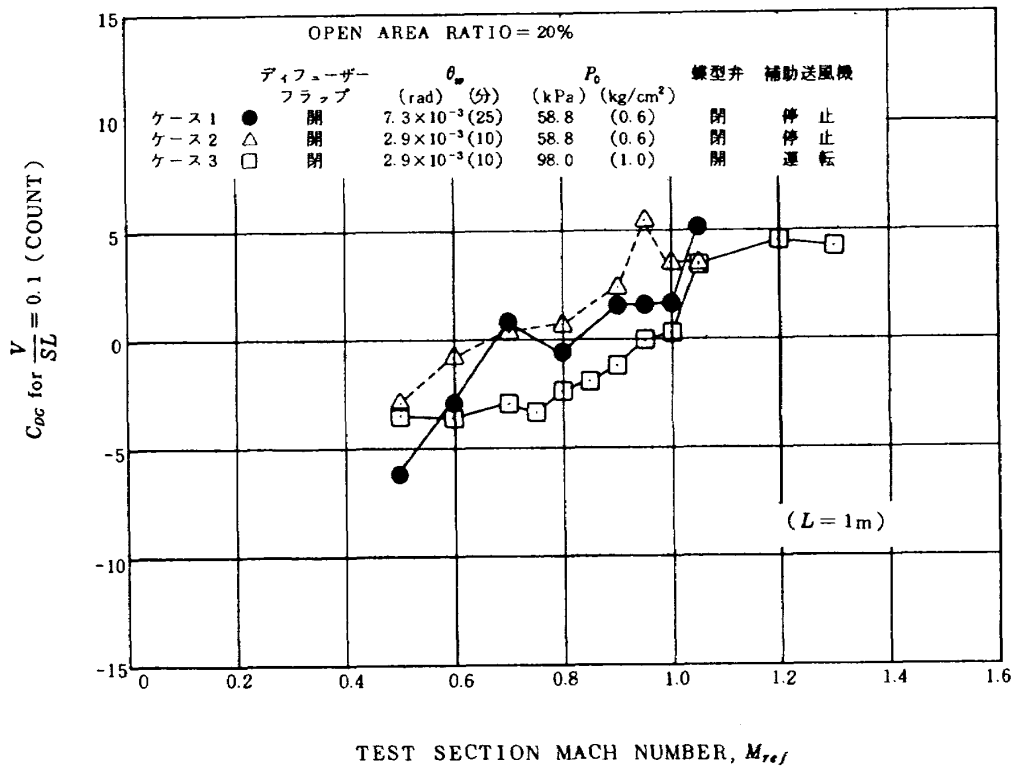


図 34 浮力抵抗係数

浮力抵抗係数  $C_{DC}$  を計算した結果を図 34 に示す。

ただし、模型の長さ、翼面積、体積をそれぞれ  $L$ ,  $S$ ,  $V$  として、 $V/SL$  0.1,  $L=1$  m と仮定した。浮力抵抗係数  $C_{DC}$  はマッハ 0.6 以下では、いずれの場合も負であるが、マッハ 1.0 以上ではいずれの場合も正であり、マッハ数の増加とともに増加している。また  $C_{DC}$  は ±6 カウント (1 カウントは  $10^{-4}$ ) の範囲に入っている。この図から、補助送風機を使わない場合には、左右壁開き角を次のように変化させれば、浮力抵抗係数  $C_{DC}$  が最も少い『最適運転』が可能になる。すなわち起動からマッハ 0.9 までは左右壁開き角を  $2.9 \times 10^{-3}$  rad (10') とし、0.9 以上では左右壁開き角を  $7.3 \times 10^{-3}$  rad (25') とする。こうすることによって、マッハ 1 以下の場合に、浮力抵抗係数  $C_{DC}$  を 3 カウント以下に押えることが出来る。マッハ 1.05 においては開き角  $2.9 \times 10^{-3}$  rad (10') のケース 2 の方が  $7.3 \times 10^{-3}$  rad (25') のケース 1 よりも再び  $C_{DC}$  がわずかに少くなるが、こ

れが事実そうなのか、この差が測定誤差の範囲内であるかについては、今後の検討課題とする。

図 29 に示す測定範囲内のマッハ数の平均値を  $M_\infty$  とし、抽気室 (プレナム) の圧力から計算した基準マッハ数  $M_{ref}$  と比較した。図 35 は  $M_{ref} - M_\infty$  を  $M_{ref}$  に対してプロットしたものである。 $M_{ref} - M_\infty$  は最大でも 0.002 以下であり十分小さいと考えられる。マッハ 0.6 と 0.7 の場合のみケース 1 の  $M_{ref} - M_\infty$  がケース 2, 3 の場合よりもかなり大きい。しかし上述のように、マッハ 0.95 以下で左右壁開き角  $2.9 \times 10^{-3}$  rad (10') にする『最適運転』を行なえば、マッハ 0.6, 0.7 の場合でも  $M_{ref} - M_\infty$  を 0.001 以下に迎えることが可能である。このことより通常の試験において、一様流マッハ数として  $M_{ref}$  をとることが妥当であると考えられる。最後に参考のために今回実験を行ったケース 1, ケース 2 について図 36, 37 に気流方向のマッハ数分布を示す。

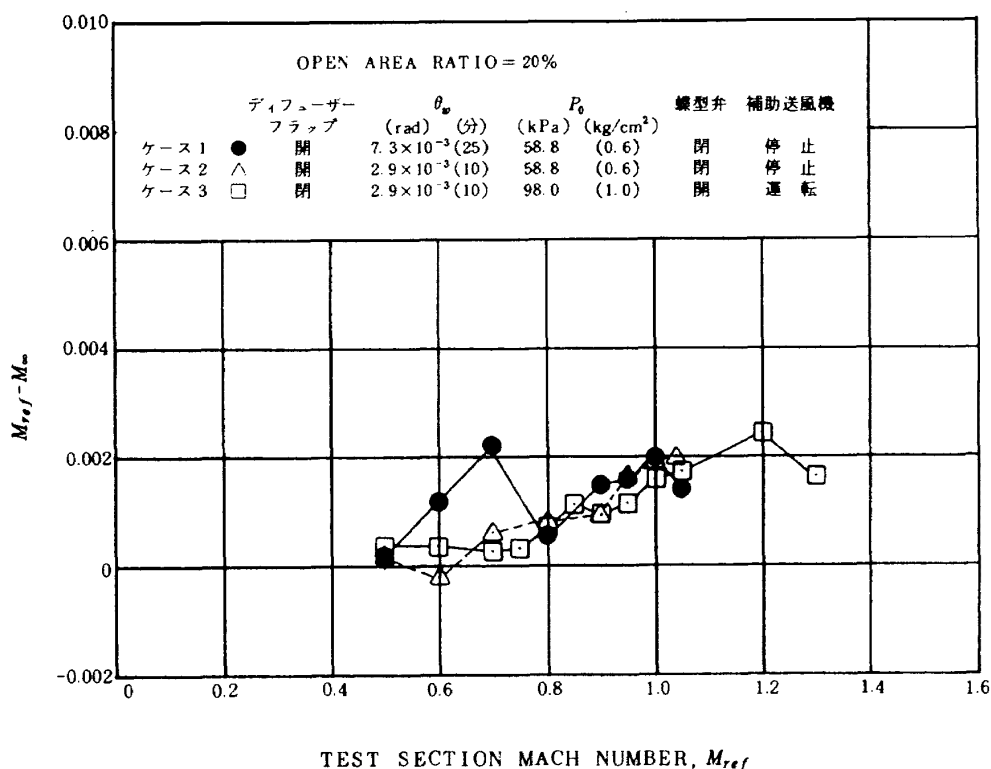


図 35 測定部平均マッハ数  $M_\infty$  と基準マッハ数  $M_{ref}$  の差

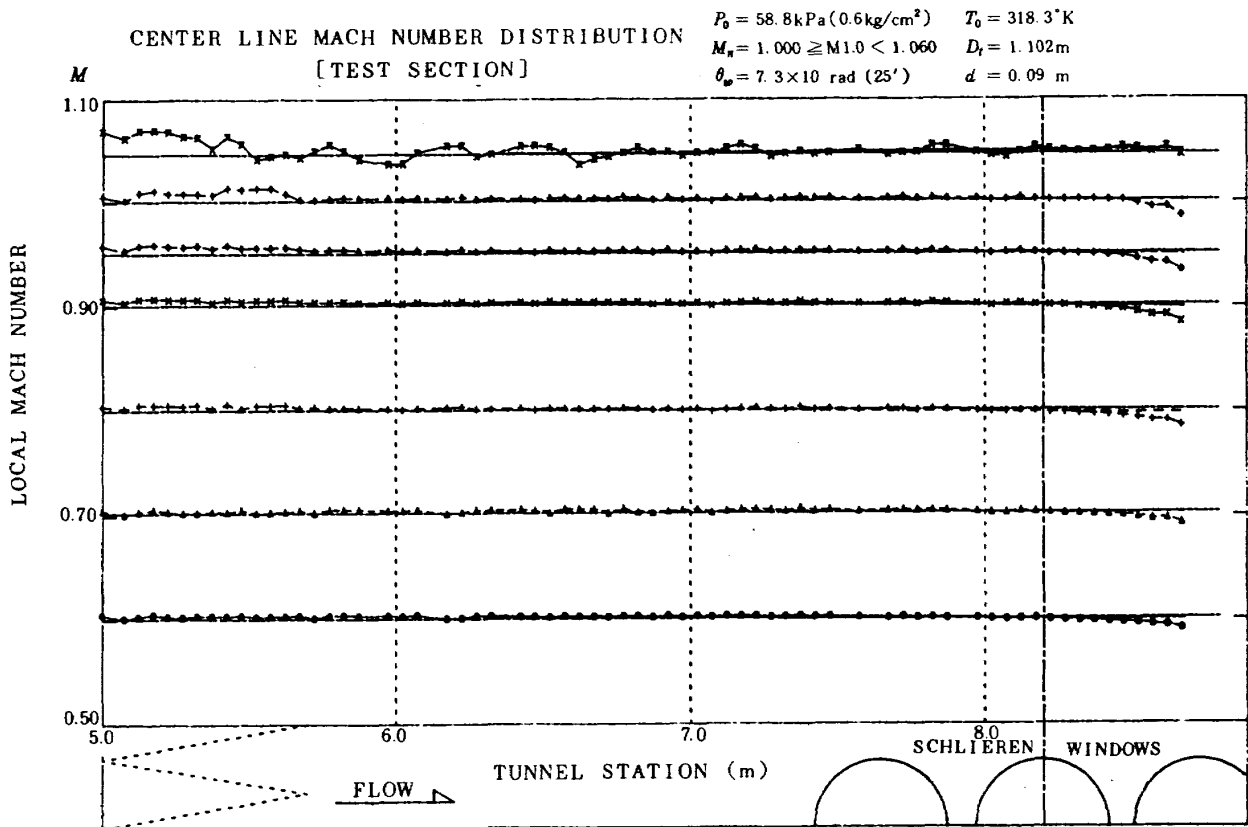


図 36 測定部軸方向のマッハ数分布 ケース 1

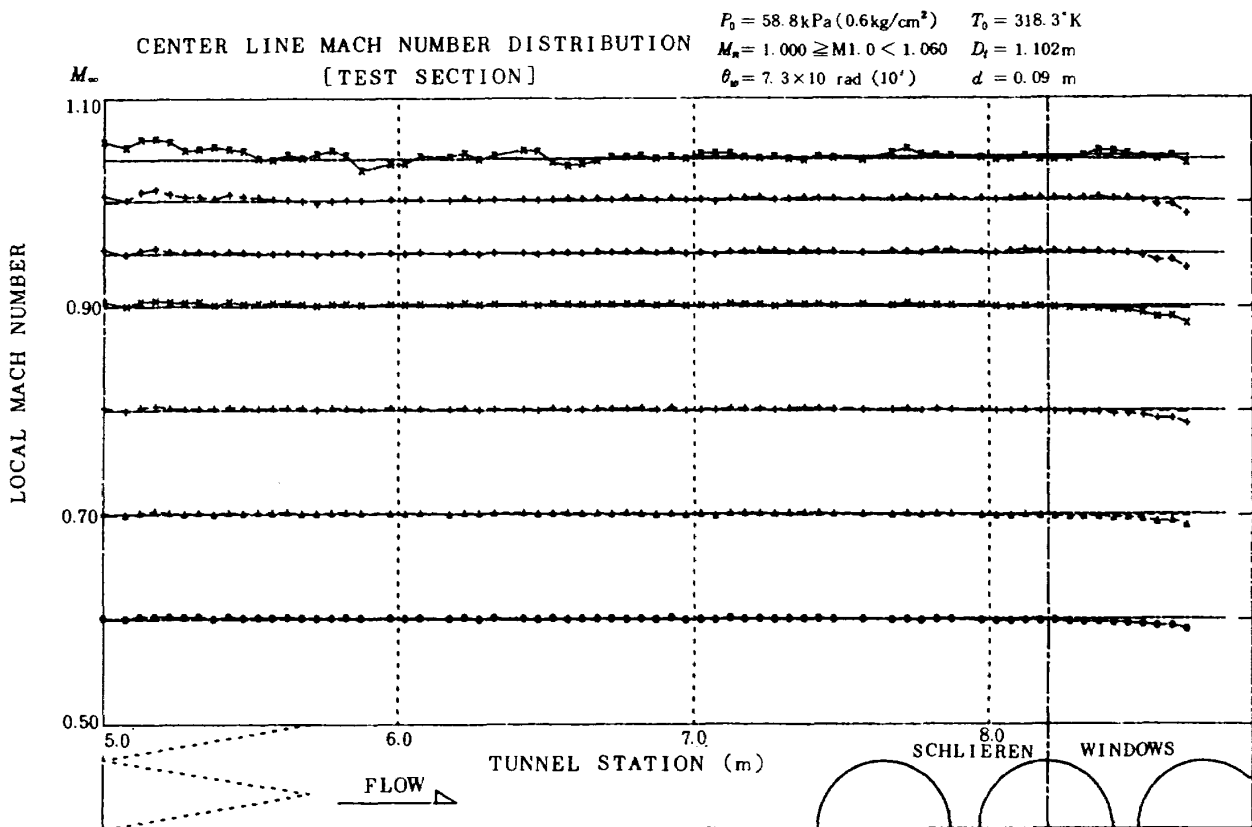


図 37 測定部軸方向のマッハ数分布 ケース 2

## 9. む す び

航空宇宙技術研究所の2 m × 2 m遷音速風洞において、主送風機の単独運転で達し得る最大マッハ数について実験を行い次の結論を得た。

(1) 測定部左右壁開き角，ディフューザー・フラップ開き幅，第二スロート幅，可変ノズルの設定マッハ数を適当に設定することにより，マッハ1.06までの試験が可能である。

(2) マッハ1.0の場合，補助送風機を使用する場合に比べて，約7800KWの電力が節約できる。

(3) 亜音速から超音速にかけて左右壁開き角を調整することにより，測定部気流のマッハ数偏差，浮力抵抗係数について，従来の運転法とほぼ同様な値を達成できる。

今回の報告では，現状の風洞設備の主送風機単独運転による最高到達マッハ数を調べたが，この値は風路損失の量に左右されるものと考えられる。その意味で風洞全体の風路系の損失を調べることは重要であり特に測定部後部のスティング・ストラットから，第一拡散胴にかけての気流の特性は損失に大きな影響を及ぼす。これを明らかにし，主送風機単独運転による最高到達マッハ数をより大きくする可能性を追究することが今後の課題である。

## 参 考 文 献

- 1) 航空技術研究所：航空技術研究所 2m×2m 遷音速風洞の計画と構造。航空技術研究所報告 TR-25, 1962年3月
- 2) Jackson, F. M. : "Calibration of the AEDC-PWT 16-Ft Transonic Tunnel at Test Section wall Porosities of Two, Four, and six Percent," AEDC-TR-76-13, Jan. 1976
- 3) 三堀 進, 井上政一, 白井正孝, 鈴木正光, 藤田敏美：ディフューザー・フラップによる抽気を用いた 2m×2m 遷音速風洞のマッハ数制御, 航空宇宙技術研究所報告, TR-551, 1978年10月
- 4) T. D. Reed, T. C. Pope, and J. M. Cooksey : "Calibraion of Transonic and Supersonic wind Tunnels" NASA Contrctor Report 2920, Nov. 1977



---

## 航空宇宙技術研究所報告 847号

昭和 59 年 12 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大東町 7 丁目 44 番地 1  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2 - 27 - 12

---

Printed in Japan