

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-551

ディフューザ・フラップによる抽気を用いた
2 m × 2 m 遷音速風洞のマッハ数制御*

三堀 進・井上政一・白井正孝
鈴木正光・藤田敏美

1978 年 10 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

ディフューザ・フラップによる抽気を用いた 2 m × 2 m 遷音速風洞のマッハ数制御*

三堀 進** 井上政一*** 白井正孝**
鈴木正光** 藤田敏美**

On the Control of Mach Number of 2m×2m Transonic Wind Tunnel by use of Diffuser Flap

By SUSUMU MITSUBORI, Masaichi INOUE, Masataka SHIRAI,
Masamitsu SUZUKI and Toshimi FUJITA

The test section of NAL 2 m×2 m transonic wind tunnel was partially reconstructed so as to remove the air, through perforated walls from the test section, using a diffuser flap instead of an auxiliary fan, which had been used to remove the air from the test section at Mach numbers above 0.8. Free stream Mach number of 0.91 and about 40 per cent economization on electric power were obtained by use of the new diffuser flap. The pressure distribution on an airfoil tested by the use of the diffuser flap, was compared with that of the auxiliary fan. The agreement was excellent. The diffuser flaps have been used since 1969 for the test section of full span models and since 1975 for that of half span models.

1 まえがき

航技研の 2 m × 2 m 遷音速風洞¹⁾において、補助送風機の代りに、ディフューザ フラップを用いて抽気を行なうことにより、使用電力を 40% 節約することができたので、これを報告する。

この風洞において、測定部マッハ数約 0.8 以上の気流を得る場合には、測定部から多孔壁を通して抽気することが必要である。従来はそのために、補助送風機の駆動を必要としたが、今回は測定部より下流の低圧部にディフューザフラップを設けて、プリナム室の空気を吸込ませて抽気を行なうことにより、補助送風機を用いずに、測定部マッハ数 0.9 を得ることができた。

* 昭和 53 年 10 月 4 日受付
** 空気力学第 2 部
*** 元空気力学第 2 部

この風洞の測定部には、垂直孔全機カート、斜孔全機カート⁴⁾、および半模型カートが用意されている。このうち、垂直孔全機カートについては昭和 44 年に、半模型カートについては昭和 50 年に、この改造を行なった。今回は半模型カートのディフューザ フラップの特性について実験を行なったので、以下に報告する。

2 記号

A	測定部入口(断面 S)の断面積(図 1)
A_1	模型位置における測定部断面積(図 1)
A_2'	断面 S_2 とカート前部下流端との断面積の差(図 1, 図 4 b)
A_3	断面 S_3 の断面積(図 1, 図 4 b)
c	翼弦長
C_p	圧力係数
H	測定部高さ(2 m一定)

- M 局所マッハ数
- M_∞ 一様流マッハ数
- S 測定部入口断面 (図 1)
- S_1 模型位置における断面 (図 1, 図 5)
- S_2 ヒンジ H_2 部 (第 2 スロート部) 断面 (図 1, 図 4 b)
- S_3 ディフューザ フラップ吸込み口断面 (図 1, 図 4 b)
- X 測定部入口 (断面 S) を起点とした気流方向の長さ
模型前縁より後縁に向っての長さ
- α 模型迎角

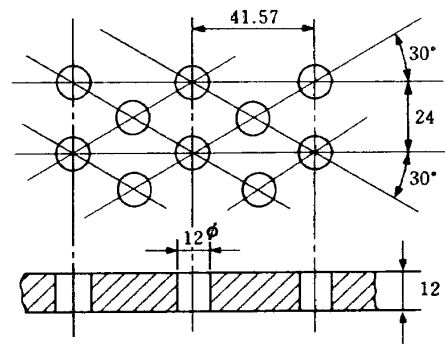
3 改造前の半模型カート

半模型カートの概要を図 1 に示す。半模型カートは内部に模型を取付けて測定を行なうカート前部と、超音速一様流の場合に、第 2 スロートを形成するカート後部よりなる。カート前部は断面が $2\text{ m} \times 2\text{ m}$ の正方形で、全長 4.53 m 、周囲の壁は 4 面共開口比 20% の垂直孔多孔壁である。この多孔壁の孔の寸法を同図(b)に示す。上下壁の間隔は 2 m 一定で、下壁には模型を取付けるための回転円板と、その下方に 5 分力 外装天秤が装備されている。左右壁は上流側にヒンジ H_1 があり、ジャッキ J_1 により左右に ± 30 分開閉ができる。この開き角は通常の実験においては、境界層の補正を行なうために 10 分開きにセットされている。カート後部は周囲の壁が固体壁である。上下壁の間隔は

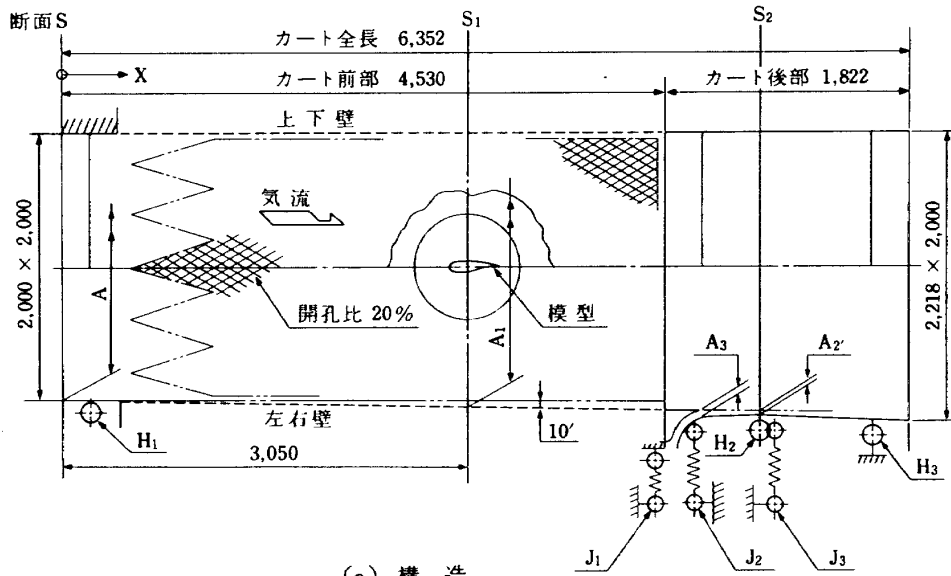
2 m 一定で、左右壁はヒンジ H_2, H_3 、ジャッキ J_2, J_3 により、上下壁間を摺動して開閉ができる。測定部の気流が超音速の場合には、ヒンジ H_3 を起点として、ジャッキ J_3 により断面 S_2 に適当な絞りを与えることによって、同断面に第 2 スロートを形成させる。これによって、測定部の超音速流を減速させ、風洞圧力比を減少させる。測定部の気流が音速以下の場合には、カート後部左右壁は開き、第 2 スロートは形成させない。

4 半模型カートの改造

この測定部に模型を入れて、一様流マッハ数 0.8 以上の気流をうるためには、多孔壁を通してプリナム室から気流の一部を抽気する必要がある。プリナム室を通して抽気する代表的な方法²⁾としては、例えば図 2 に示すような方法



(b) 多孔壁詳細



(a) 構造

図 1 半模型カート

がある。

- (1) 補助送風機を用いて抽気する。
 - (2) ディフューザに固定した開口部を設けて吸込ませる。
 - (3) ディフューザ フラップにより吸込み量を可変にする。
- (1)の補助送風機により抽気する方法は、航技研の2m×

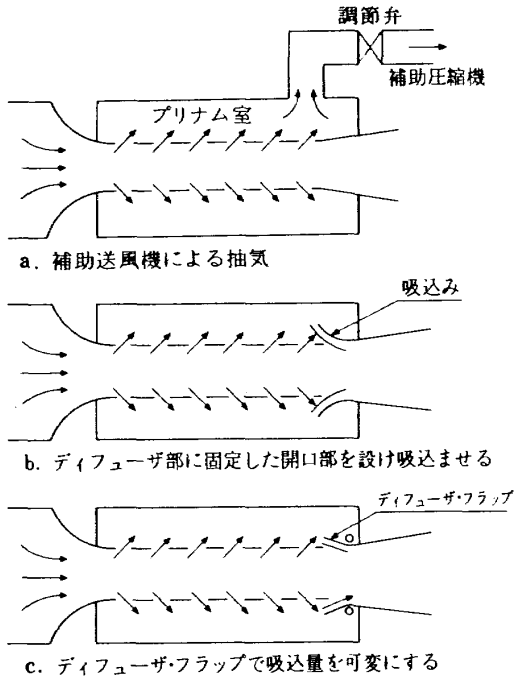


図 2 代表的な抽気方法

2m遷音速風洞で用いている方法である。高亜音速における一様流マッハ数の制御は主送風機および補助送風機回転数一定で、抽気量を変えることによって行なう。

(2)の方法は、ディフューザの低圧部に固定した開口部を設けて、プリナム室の空気をディフューザに吸込ませることによって、測定部多孔壁を通して抽気を行なわせるものである。この場合、一様流マッハ数の制御は、主送風機回転数および静翼角を変えることにより行なう。

(3)のディフューザ フラップによる方法は、ディフューザの低圧部に設けた開口部断面積を可変にすることによって、抽気量が調節できるものである。一様流マッハ数の制御は、主送風機回転数、静翼角およびディフューザ フラップを変えることにより行なう。

図3は、従来の方法によって行なった二次元翼模型の実験で、測定部カートの壁圧より求めた気流方向のマッハ数分布を示す。横軸は測定部入口断面Sからの長さを測定部高さHで割ったものである。

①は主送風機回転数を590rpmにして、補助送風機により抽気した場合のもので、一様流マッハ数は0.9である。②は同じ回転数で、抽気しない場合のもので、一様流マッハ数は0.82である。③④は主送風機回転数を620、630rpmとし、いずれも抽気なしのものである。一様流マッハ数は約0.85で、主送風機回転数を増しても一様流マッハ数の増加はあまり見られない。

マッハ数分布については、多孔壁部分では模型の直前で、

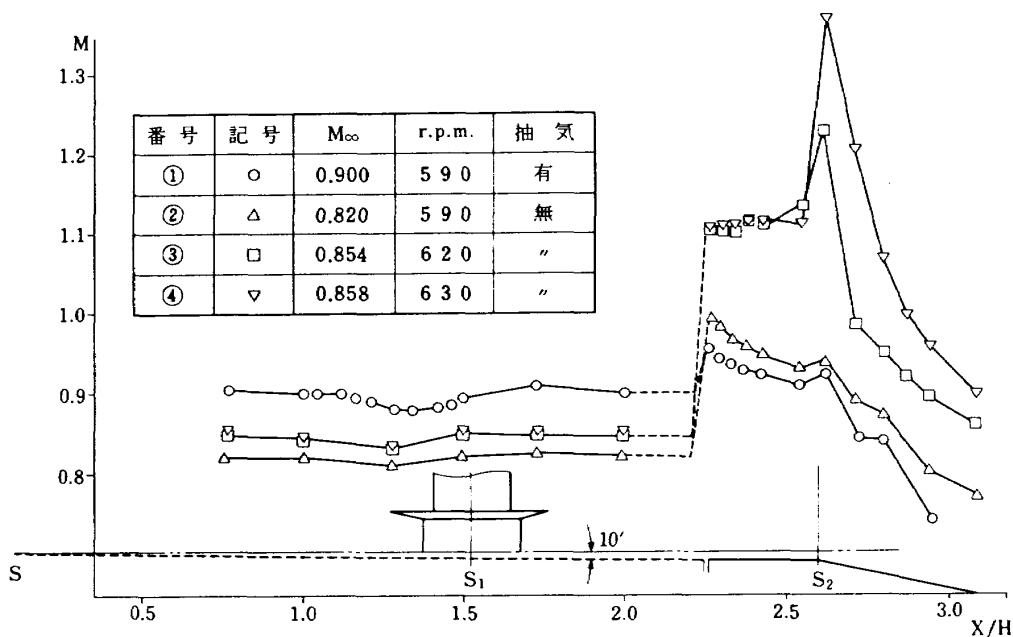


図 3 従来の実験方法によるマッハ数分布

わずかに落ち込んでいる以外は、ほぼ一定である。多孔壁と固体壁の境界であるカート後部入口でマッハ数は急激に増加する。主送風機回転数590rpmの場合は、これよりカート後部下流端まで、マッハ数は次第に減少して圧力回復が行なわれている。回転数620, 630rpmでは、カート後部入口より超音速となる。この超音速流は断面 S_2 まで持続し、 S_2 の直後で局所的に高いマッハ数1.24および1.38を示している。カート後部前半の超音速部分とプリナム室とは相当な圧力差があるので、この部分に開口部を設ければ、プリナム室の空気を開口部を通して吸込ませることが可能である。従って、カート後部前半に、前記の調節可能なディフューザフラップを取付けてこれを改造した。

図4は、ディフューザフラップの改造図で、(a)は従来のカート後部を示し、(b)はカート後部左右壁をディフューザフラップに改造したものを示す。

カート後部左右壁は第2スロート部断面 S_2 に絞りを与えるために、ヒンジ H_3 を起点として、ジャッキ J_3 により上下壁間を摺動して開閉が行なわれる。断面 S_2 より上流側の左右壁は、ヒンジ H_2 を起点として、ジャッキ J_2 により制御される。

この左右壁を以下に示す要領で改造して、ディフューザ

フラップにした。断面 S_2 より上流側の左右壁を S_2 より248mmの位置で切断して、前部に円弧板を取付けた。この円弧板にジャッキ J_2 を接続して、 J_2 の固定点を図4(b)において50mm下方に移動した。又カート前部左右壁の下流端に添板を取付けた。これによって、ディフューザフラップ吸込み口が形成される。

この断面 S_3 は添板下流端と円弧板との間で、最小断面積を与える断面として定義する。 A_3 はこの断面における断面積である。次に断面 S_2 を開閉するジャッキ J_3 の固定点を30mm下方に移した。これによって、ヒンジ H_2 部断面 S_2 の巾は、1,900~2,200mmまで開閉できるようになった。この断面 S_2 と測定部下流端(添板下流端)の断面との断面積の差を A_2' とする。以後 A_2' をヒンジ H_2 部開度と呼ぶことにする。

この改造によって半模型カートは、カート前部左右壁開き角10分において、 A_2' および A_3 を測定部入口断面積に対して、0~8%まで開閉できる構造となった。

5 模型および支持装置

この実験に用いた二次元翼模型および支持装置を図5に示す。模型は翼巾800mm、翼弦長400mmで風洞に垂直に取付けてある。この翼断面は高架³⁾によって設計された7523-10である。ここで始めの75は設計マッハ数が0.75、次の23は設計揚力係数が0.23であることを示す。最後の10は厚み比が0.10であることを示す。この模型には翼面上の圧力分布を求めるための静圧孔が、翼中央およびこれより200mm上方の2か所に設けてある。

支持装置は模型を取付けるための下部端板と上端を支持する上部端板からなっている。上下端板は直径が1000mmの円板で、厚さは上部が14mm、下部が21mmである。この円板は模型取付面が平面で、裏面は外周が0.1Rの円弧で縁取られ4°の勾配をもたせてある。下部端板は支柱により下壁からの高さ250mmの位置におかれ、回転円板に固定されている。上部端板は上壁から950mm下方におかれ、支柱によって上壁に固定されている。この支柱には、翼面上の静圧を測定するためにスキヤニバルブが取付けられている。模型は、この上下端板間に挿入され、下部端板に固定されている。上部端板とはベヤリングを介して接続され、模型は左右および気流方向には固定されているが、回転および翼巾方向には自由になっている。この状態で模型は壁下の駆動装置により、20°の迎角がとれる構造となっている。模型および支持装置を含めたブロック比は3%である。

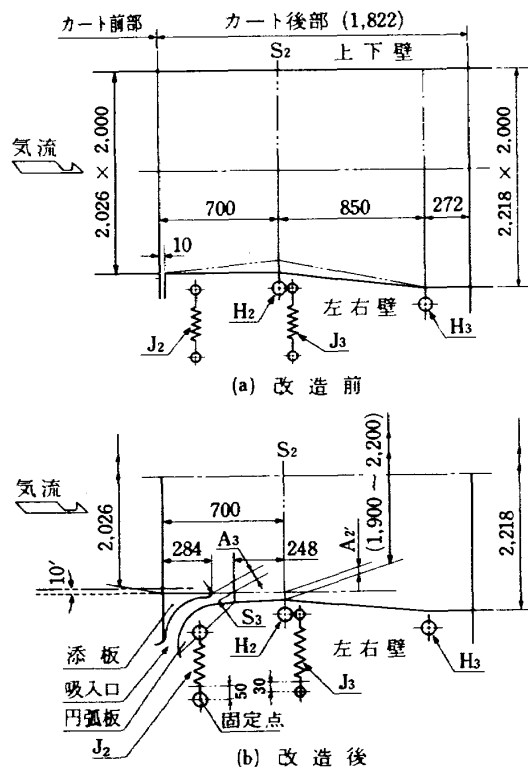


図4 ディフューザ・フラップ改造

6 実験結果

実験は次の事項について行った。

- (1) ディフューザ フラップを用いた場合に、一様流マッハ数がどの程度増加するか、模型有無について調べ、ディフューザ フラップの適用範囲をきめた。
- (2) ディフューザ フラップまたは補助送風機を用いて抽気を行なった場合について、使用電力の相違を調べた。

(3) ディフューザ フラップまたは補助送風機を用いて抽気を行なった場合について、二次元翼模型の圧力分布の相違を調べた。

図6(a)は、模型がない場合について、ディフューザ フラップ開度 A_3 の変化に伴う一様流マッハ数の変化を、ヒンジ H_2 部開度 A_2' および主送風機回転数をパラメータとして示す。 A_2' および A_3 は測定部入口断面 A に対する百分比で表わす。

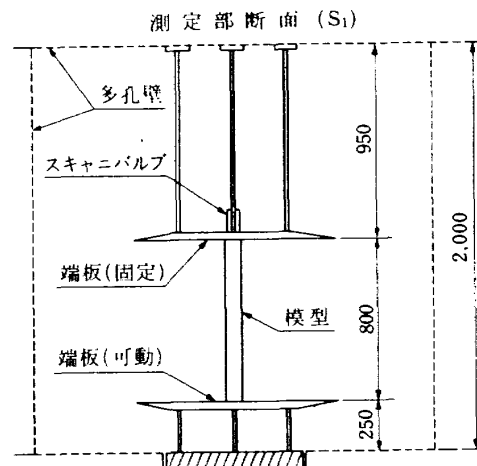
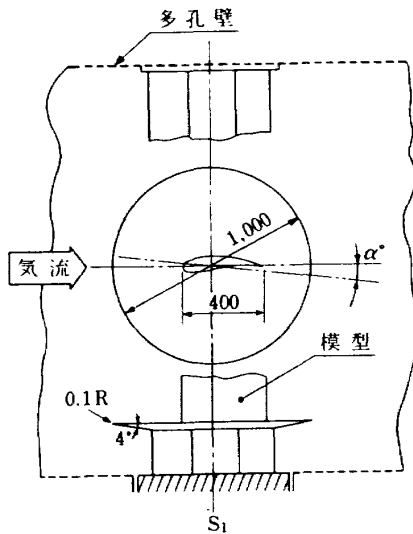


図 5 実験に用いた二次元翼模型

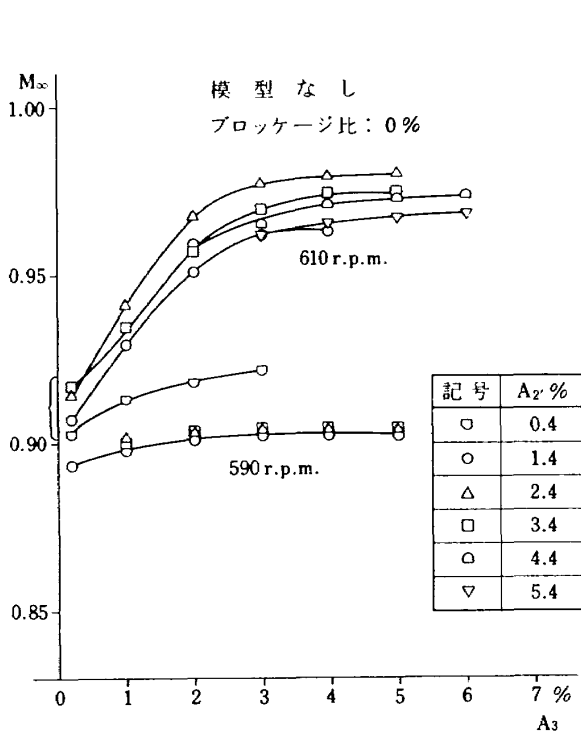


図 6(a)

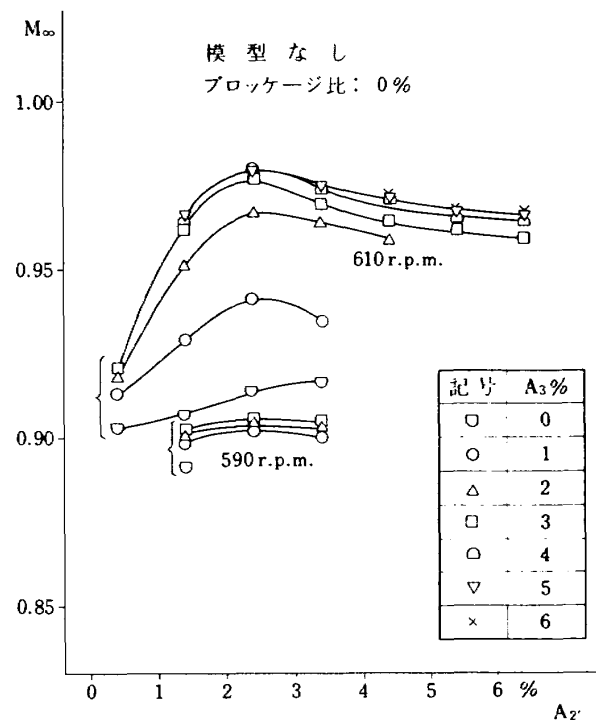


図 6(b)

主送風機回転数 590 rpm では、 A_3 を変化させても一様流マッハ数の変化はわずかである。回転数を 610 rpm にあげると、 A_2' が 0.4% の場合以外は、 A_3 を開いていくと開度 2% までは一様流マッハ数は急激に増加する。開度 3% 以上の場合、それ以上 A_3 を開いても一様流マッハ数はそれほど増加しなくなる。 A_2' は 0.4% から 1% ずつ広げているが、 A_2' が 2.4% の場合が最も高いマッハ数を与える。 A_3 が 5% の場合にマッハ数最高値 0.98 を記録した。フラップを更に開けば、一様流マッハ数はわずかに増加するが、実質的には殆んど変化がない。

図 6(b) は、同図(a)と同じ場合について、 A_2' の変化に伴なり一様流マッハ数の変化を、 A_3 および主送風機回転数をパラメータとして示す。

主送風機回転数 590 rpm では、 A_2' を変化させても一様流マッハ数の変化は殆んどない。回転数を 610 rpm にあげると、 A_3 が 1% 以下の場合は一様流マッハ数の変化はわずかである。 A_3 が 2% 以上の場合、 A_2' が 1.4% までは一様流マッハ数は急激に増加する。 A_2' を 2.4% としたとき一様流マッハ数は極大値を示した。

図 7(a) は、模型を取付け、迎角 2° とした場合について、 A_3 の変化に伴なり一様流マッハ数の変化を、 A_2' および主送風機回転数をパラメータとして示す。

主送風機回転数 590 rpm では、 A_3 を変化させても一

様流マッハ数は殆んど変化しない。回転数を 610 rpm にあげると、 A_3 の変化とともに一様流マッハ数もわずかつ増加する。回転数を 630 rpm まであげると、 A_3 が 2% までは一様流マッハ数も相当な増加を示す。 A_3 が 3% 以上の場合 A_3 の増加に伴なり一様流マッハ数の増加はわずかとなる。 A_2' が 4.4%、 A_3 が 7% において一様流マッハ数は最高値 0.912 をうる事ができた。しかし、 A_3 が 4% 以上では一様流マッハ数の変化は少なく、たかだか 0.01 程度である。

図 7(b) は、同図(a)と同じ場合について、 A_2' の変化に伴なり一様流マッハ数の変化を、 A_3 および主送風機回転数をパラメータとして示す。

主送風機回転数 590 rpm では、一様流マッハ数は A_2' を開いても殆んど変化しない。回転数を 610 rpm にあげると一様流マッハ数はわずかに変化する。回転数を 630 rpm まであげると、 A_2' が 4.4% までは一様流マッハ数はわずかつ増加する。 A_2' が 4.4% 以上の場合には一様流マッハ数の増加は殆んど見られない。以上によりブロック比 3% 程度の模型を取付けた場合は、 A_2' が 4.4% 以上、 A_3 が 4% 以上ならば一様流マッハ数 0.9 までの実験が可能であると結論できる。

送風機回転数を一定にして、 A_2' と A_3 を定めると一様流マッハ数 M_∞ が決まる。したがって A_2' - A_3 平面に M_∞

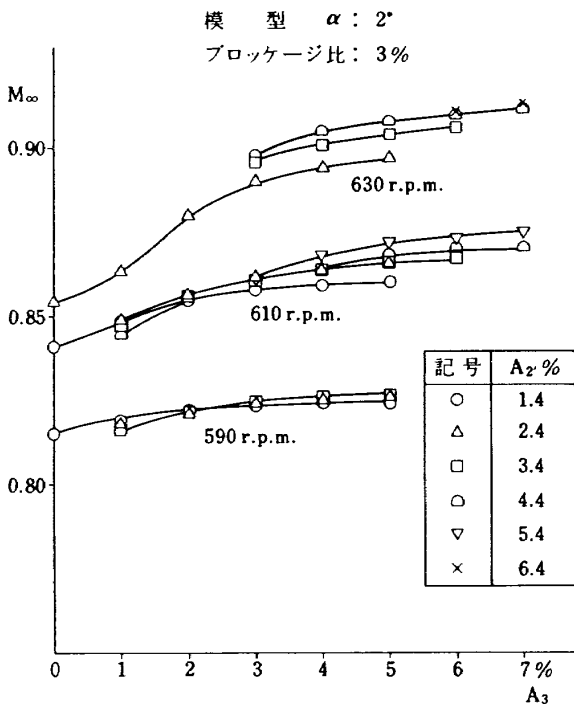


図 7(a)

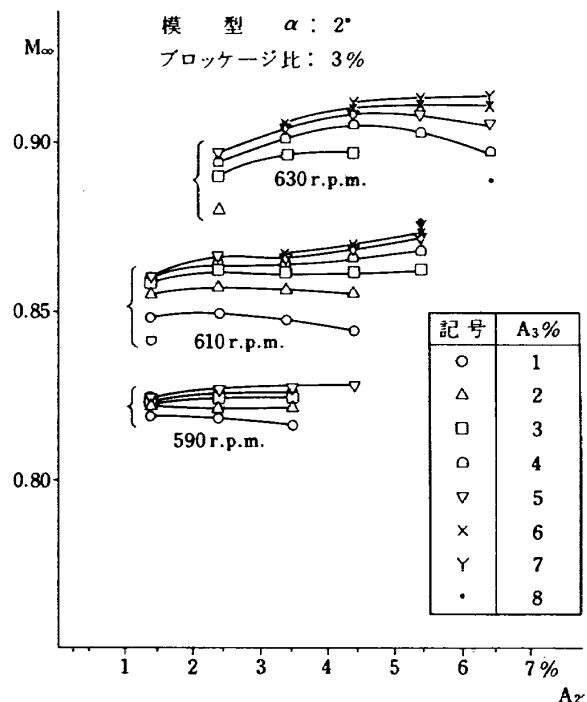


図 7(b)

の等高線を描くことができる。図8は模型なし、送風機回転数610rpmの場合について、 M_∞ の等高線を描いたものである。この場合に A_2' を約2.5%とし、 A_3 を最大に開くと最高のマッハ数がえられることを同図は明確に示している。

図9は、3%のブロックージ比を持つ模型がある場合について、同様に M_∞ の等高線を描いたものである。この場合には A_2' A_3 とも大きく開くほど、大きな一様流マッハ数がえられている。

図10は、抽気方式の違いによる使用電力の相違を一様流マッハ数に対してプロットする。模型がある場合について、補助送風機により抽気したものを□印で示し、ディフューザフラップにより抽気した場合を○印で示す。また模型なし、ディフューザフラップを用いた場合を△印で示す。

補助送風機により抽気した場合は、主送風機回転数および補助送風機回転数一定で抽気量をかえることにより一様流マッハ数の制御を行なった。従って、一様流マッハ数0.83~0.9まで、使用電力は一定である。

ディフューザフラップを用いて抽気したものは、模型のある場合は A_2' が4.4%、 A_3 が7%、模型がない場合は A_2' が2.4%、 A_3 が5%一定として、主送風機回転数および静翼角を変えることにより、一様流マッハ数の制御を行なった。

ディフューザフラップを用いて抽気した場合は、補助

送風機を用いた場合に比べて、一様流マッハ数が0.85の場合において使用電力が約40%軽減された。

又模型有無による相違は、測定部入口断面積に対する模型のブロックージ比が3%増加した場合に、使用電力が約14%増加していることを示している。

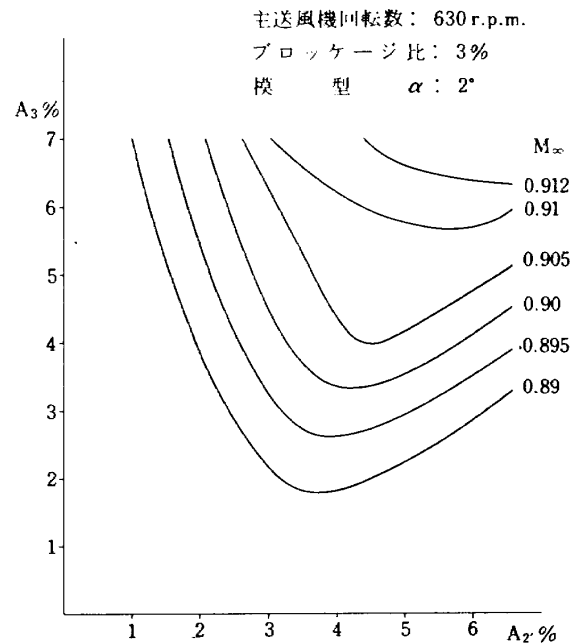


図9 マッハ数の等高線

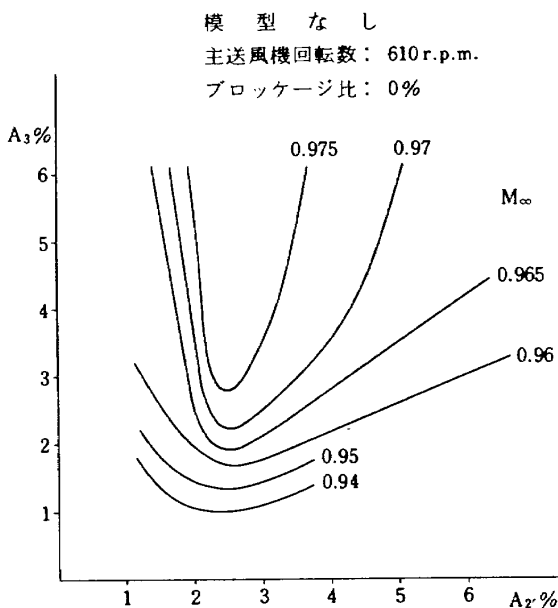


図8 マッハ数の等高線

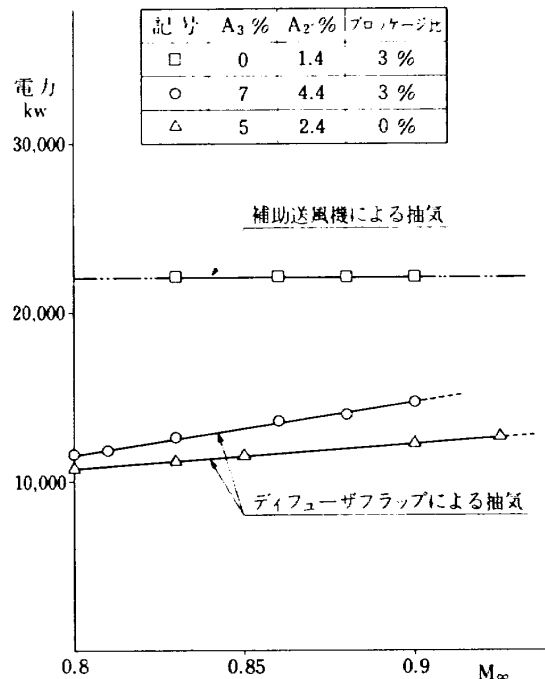


図10 抽気方式による使用電力

図11は、模型なしの場合について、壁圧より求めたマッハ数分布を示すもので、横軸は断面Sからの気流方向の長さを測定部高さ H で割ったものである。

一様流マッハ数の設定は、 A_2' が2.4%、 A_3 が5%として主送機回転数および静翼角を制御して行った。

測定部マッハ数分布は0.8~0.95まで、ほぼ一定である。測定部下流(添板上流側)でピークがあり、その下流で気流にそってマッハ数はわずかつ減少している。断面 S_2 の直後で第2のピークがあり、それから下流はマッハ

数が次第に減少している。このピークは一様流マッハ数0.95において、わずかにマッハ数1を越える程度である。

図12は、模型を取付け、迎角 2° とした場合について、壁圧より求めたマッハ数分布を示すもので、横軸は図11と同じものである。一様流マッハ数の設定は A_2' が4.4%、 A_3 が7%として主送風機回転数および静翼角を制御して行った。

測定部マッハ数分布は、一様流マッハ数が0.8以下の場合はほぼ一定である。マッハ数0.8以上の場合は模型の先

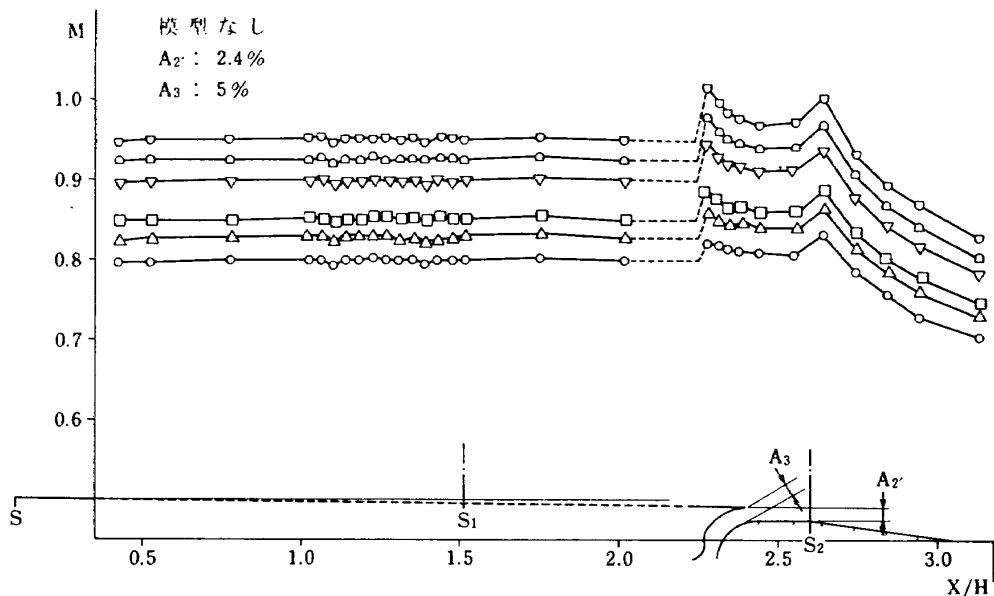


図 11 壁力より求めたマッハ数分布

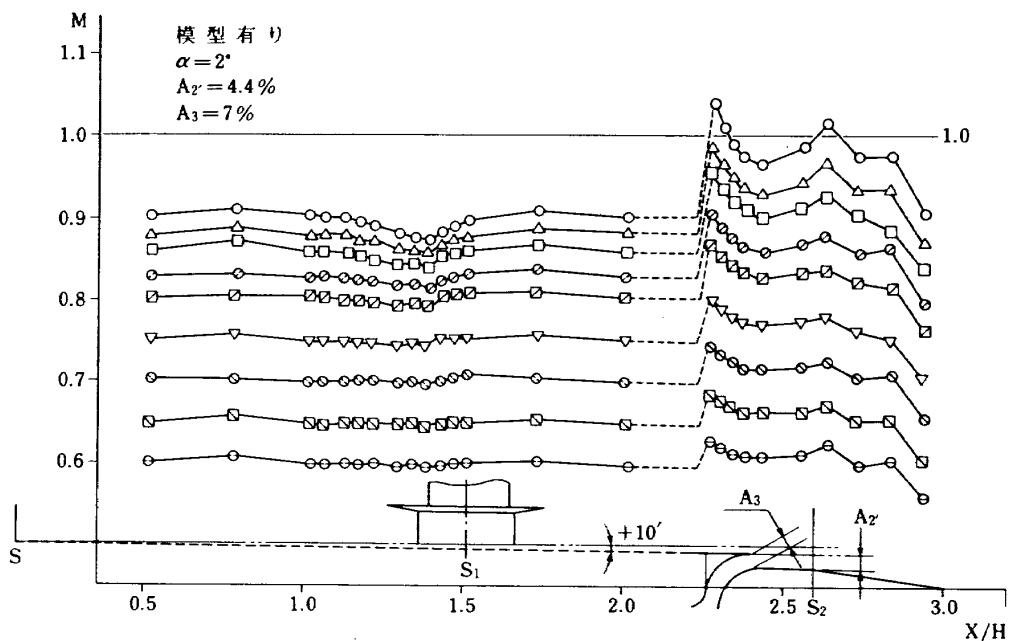


図 12 壁圧より求めたマッハ数分布

端部分で風速のわずかな落ち込みがある。測定部下流端（添板上流側）と断面S₂の直後にピークがあり、これより下流は次第にマッハ数は減少している。

このピークはマッハ数0.9の場合に、マッハ数1をわずかに越える程度で、図3に現われている広範囲にわたる超音速部分および断面S₂直後の局所的にマッハ数の高い部分はなくなった。

図13は、ディフューザ・フラップまたは補助送風機を用いて抽気した、それぞれの場合について、二次元翼模型

の気流方向の圧力係数を示す。

(a)は、模型の迎角2°、一様流マッハ数0.830において、補助送風機を用いて抽気したものは×印で示し、ディフューザ・フラップにより抽気したものを○印で示す。

両者の圧力係数は翼型全面にわたり良く一致している。

(b)は、同じ迎角で、一様流マッハ数は0.860のものである。

両者の圧力係数は、翼面上に発生した衝撃波の位置がわずかに違っている以外は、全般によく一致している。

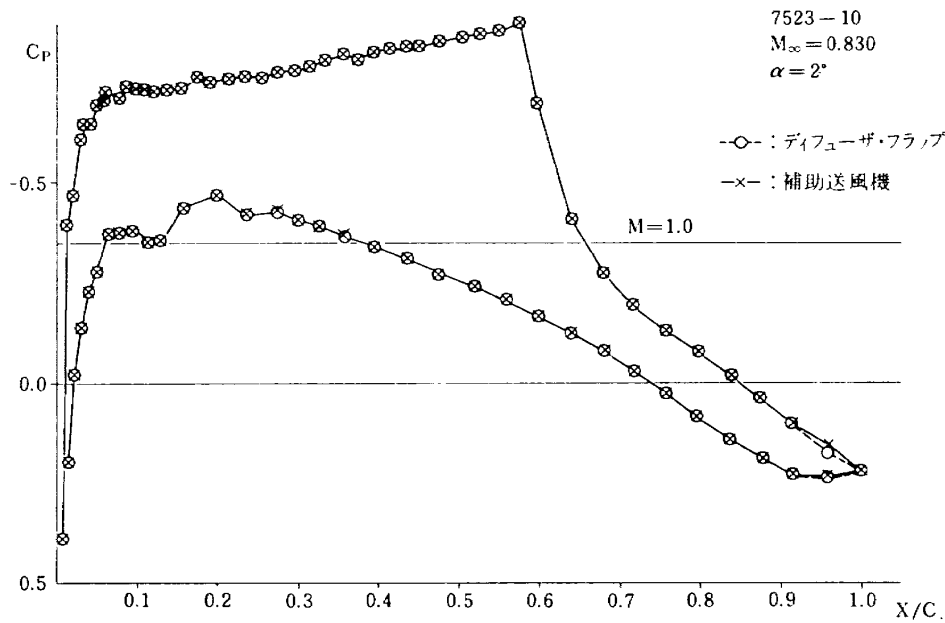


図 13(a) 圧力分布

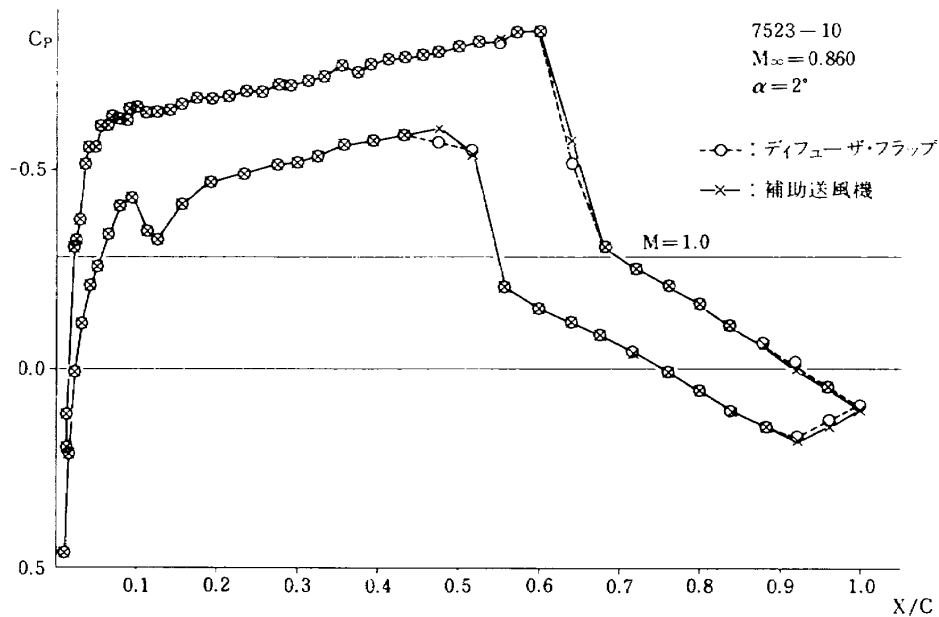


図 13(b) 圧力分布

(c)は、同じ迎角で、一様流マッハ数は0.900の場合のものである。

両者の圧力係数は衝撃波の位置にわずかの相違がある以外は全般によく一致している。この衝撃波の位置の相違は一様流マッハ数が0.001程度変化した場合の衝撃波位置の相違と同じである。これは一様流マッハ数の測定誤差程度の相違である。

7 結 論

半模型カートおよび垂直孔全機カートを改造して、測定部下流にディフューザ フラップを取付け、補助送風機の運転なしに抽気を行なえるようになった。半模型カートについて実験を行ない、次の結論を得た。

(1) ブロッケージ比3%の模型を入れて実験を行ない、ディフューザ フラップを使用した抽気によって、補助送風機を運転せずに、一様流マッハ数0.9を得ることができた。

(2) 上記の場合、補助送風機を用いて抽気した場合に比べて、一様流マッハ数0.85の場合に、使用電力を約40%節約することができた。

(3) 測定部壁圧および二次元翼模型の圧力分布は、ディフューザ フラップを用いた場合と補助送風機を用いて抽気した場合とは良く一致している。

(4) 全機カートにも同じディフューザ フラップを取付けてある。このカートのディフューザ部分には模型支持装置があり、 $A_2' A_3$ と一様流マッハ数との関係は本カート

と異なると思われるが、 $A_2' A_3$ を適当にとることによって、補助送風機の使用なしに、一様流マッハ数0.9までの実験を現在行なっている。ディフューザ フラップを用いた場合の気流の一様性等については、本カートとほぼ同様と思われる。

あとがき

全機カートのディフューザ フラップは昭和44年は取付けられたものであり、以降マッハ数が0.9までの実験に補助送風機の運転なしに行なっている。

終りに、この実験を行なうにあたって、遷音速風洞第2制御研究室、神谷室長にいろいろとご指導をいただいた事、又風洞運転および計測には、遷音速風洞第1制御研究室および計測研究室の方々のご協力をいただいた事を付記します。

参考文献

1. 航空技術研究所：航空技術研究所 $2m \times 2m$ 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. BERNHARD H. GOETHERT. TRANSONIC WIND TUNNEL TESTING. ARO, Inc., Arnold Engineering Development Center. Arnold Air Force Station, Tennessee, U.S.A. 1961 pp. 293-294 PERGAMON PRESS
3. 高梨進：翼型を過ぎる遷音速ポテンシャル流の厳密

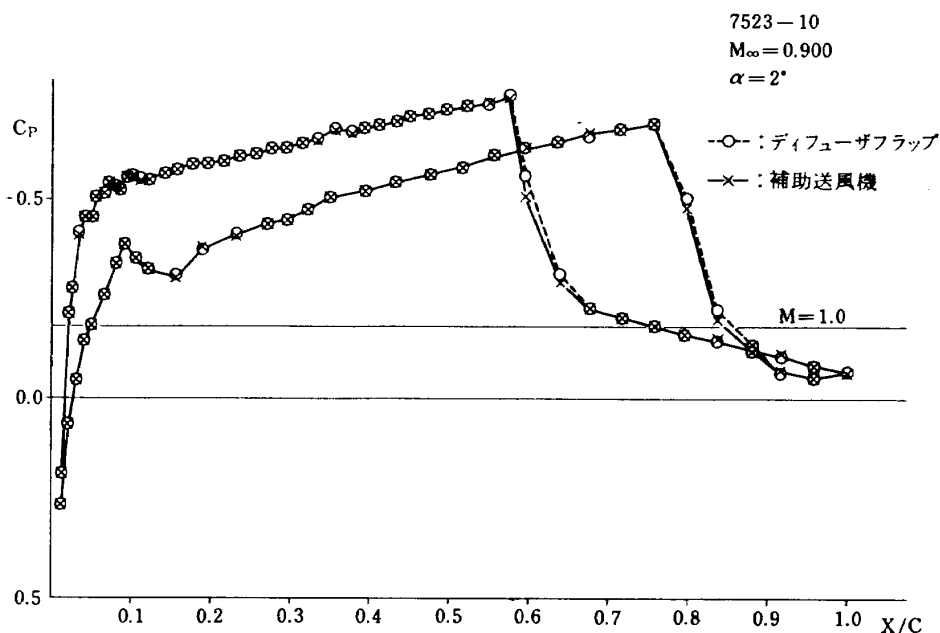


図 13(c) 圧力分布

解法, 航空宇宙技術研究所報告 TR-383.
1974年8月

の可変開口比多孔壁について。日本航空宇宙学会誌,
第19巻, 第206号 1971年3月。

4. 重見孝, 井上政一, 萩原秀徳, 竹内理: 遷音速風胴

航空宇宙技術研究所報告 551号

昭和 53 年10月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町 1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)千182

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