

ISSN 0452-2982

UDC 533.6.071.533.6.072.
534.8.832

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-657

遷音速風洞における 測定部模型支持装置周りの気流特性

小 池	陽	細 江	信 幸	中 村	正 剛
小 國	保 男	鈴 木	弘 一	唐 沢	敏 夫

1993 年 7 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

Abstract	1
1. まえがき	1
2. 記 号	2
3. 試験装置	2
3. 1 遷音速風洞測定部	2
3. 2 スティングストラット模型	3
4. 風洞試験とデータ処理	5
4. 1 試験内容	5
4. 2 計測及びデータ処理	5
5. マッハ数分布特性	5
5. 1 基準形態（ケース 1）	5
5. 2 フェアリング付形態（ケース 2）	9
5. 3 ストラット厚さ変更形態（ケース 3）	10
5. 4 測定部側壁開度の影響	12
6. 考 察	13
6. 1 $M_\infty < 1$ の場合	13
6. 2 $M_\infty \geq 1$ の場合	13
7. まとめ	14
8. あとがき	15
参考文献	15

遷音速風洞における 測定部模型支持装置周りの気流特性*

小 池 陽^{*1} 細 江 信 幸^{*1} 中 村 正 剛^{*1}
小 國 保 男^{*1} 鈴 木 弘 一^{*1} 唐 沢 敏 夫^{*1}

Static Pressure Measurements on the Surface of the Model Strut and the Sidewall in the NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel Test Section

Akira KOIKE, Nobuyuki HOSOE, Seigou NAKAMURA,
Yasuo OGUNI, Koichi SUZUKI, Toshio KARASAWA

Abstract

To identify the source of severe aerodynamical vibration encountered with the complete - airplane model support system of the NAL 2m×2m Transonic Wind Tunnel at higher supersonic Mach numbers, static pressure distributions were measured on the surface of the model strut and the sidewall.

The model strut is installed in the Semispan - model Test Section which originally has a free space at the portion corresponding to the model support system position in the Complete - airplane model Test Section.

Three model strut configurations were tested, and the effects of the sidewall streamwise divergence were observed by the divergence angle from the standard 1/6deg. to 1/4deg. and 1/3deg.

Key words : model support system, aerodynamical vibration, static pressure distribution

概 要

航技研遷音速風洞の全機模型支持装置は、超音速 ($M=1.4$) において、厳しい振動を起こす。この原因を見出す為に支持装置模型を用いてその表面の静圧分布を測定した。この支持装置模型は、全機模型支持装置を模擬して作られこれを基準形態として他に2つの形態で、半截模型測定部において全機模型測定部の支持装置と同じ位置に取付けられ、試験された。また、側壁開度の影響を調べる試験も行われた。その結果、 $M_{\infty}=1.3$ を越えると、ストラット表面に非定常な流れを生じ、圧力分布上に不規則な変化が表われ、また、側壁開度を増すと、支持装置模型及び側壁上の流れが大幅に減速された。

1. まえがき

遷音速風洞の模型支持装置 (スティングストラット) はそのストラット周りの非定常流れの為に極めて大きな振動荷重を受けることが良く知られている¹⁾。航技研2m遷音速風洞²⁾でも近年、風洞の老朽化とあいまって全機模型支持装置が超音速域で激しい振動を発生するようになっており、一様流マッハ数1.4付近の高速試験が

困難な状況にあり早急な改善を迫られていた。

航技研2m遷音速風洞のスティングストラットは測定部最下流に位置しており、そこがちょうど亜音速ディフューザ部になっている。このディフューザ部は、測定部の超音速流れを衝撃波を通して亜音速に減速して圧力回復を図るためのもので、衝撃波、それによる流れの剥離等による非定常な空気力の発生は避けられない。異常振動の問題を解決する為に、支持装置のスライドベ

*平成5年3月22日 受付 (received 22 March 1993)
*1空力性能部 (Aircraft Aerodynamics Division)

アリング機構の改修及び、機械的摩耗部品の交換等の改修を行なったが、これと並んでスティングストラット周りの流れを解明し根本的な対策を立てることも必要と思われる。

これまで測定部内において、スティングストラット周りの流れは系統的に調べられたことが無く殆ど未知の状態であった。そこで、まず流れの様子を調べるためストラット表面及びディフューザ側壁上の静圧分布を計測することにした。この目的で、全機模型支持装置とほぼ同じ形状のスティングストラット模型を製作し、遷音速風洞の半截模型用測定部に取付け風洞試験を行なった。

本報告では試験装置、試験方法を述べ、試験の結果から模型周り、及び壁表面の気流の特性をマッハ数分布を通して論ずる。

2. 記 号

M	: マッハ数	
P	: 静圧	[kPa]
P_0	: 総圧	[kPa]
X	: 測定部基点からの距離	[m]
Y	: 風路の横幅	[m]
y	: " の1/2	[m]
Z	: 風路の高さ	[m]
γ	: 比熱比, 空気=1.4	
θ_w	: 側壁開度	[°]
添え字		
l	: 局所	
∞	: 一様流	

p : ピーク値 (極大値)

th : スロート (位置)

3. 試験装置

3.1 遷音速風洞測定部

試験を行った測定部は航技研 2m 遷音速風洞の半截模型用測定部である。この測定部を用いた理由は、全機模型用のスティングストラットに直接多数の圧力孔を穿ったり、配管等の為の機械加工を施すことが極めて困難であったこと、模型支持装置を除けば半截模型用測定部は、その形状 (多孔壁開口比, 側壁の開度等), ディフューザの形状及び構造が全機模型用測定部とほとんど同じであることによる。図1に測定部の概略を示す。

測定部後部には、亜音速ディフューザ (第二スロート) があり、測定部上流の変ノズルの動きと連動する構造になっている。この構造は、一様流マッハ数が亜音速の時に側壁の一部が開いてプリナム室の気流を導入するディフューザフラップ³⁾機構と、一様流マッハ数が音速以上の時に、主流マッハ数の増加に伴って風路の横幅を内側に向って狭める (第二スロートを形成する) 二つの機構から成っている。図1 (b)に測定部側壁の変機構の設定方法を示す。

模型支持装置の模型をこのディフューザ部風路に置いた場合、後述するように、模型のブロックageによって、第二スロート部の上流に最小断面部分が生じ (図18参照)、一様流流れが超音速の時、測定部のカート後部にある変機構を作動させても、第二スロートを作れないことが分り、そのことが模型周りの流れに大きく影響

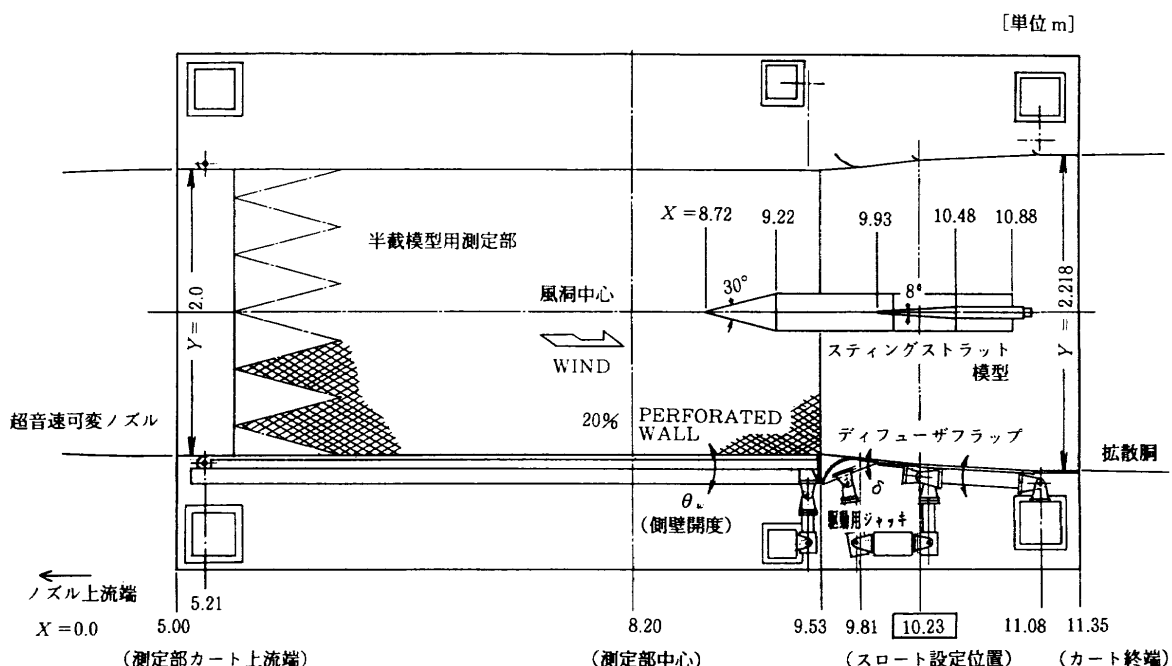


図1 (a) 測定部平面図

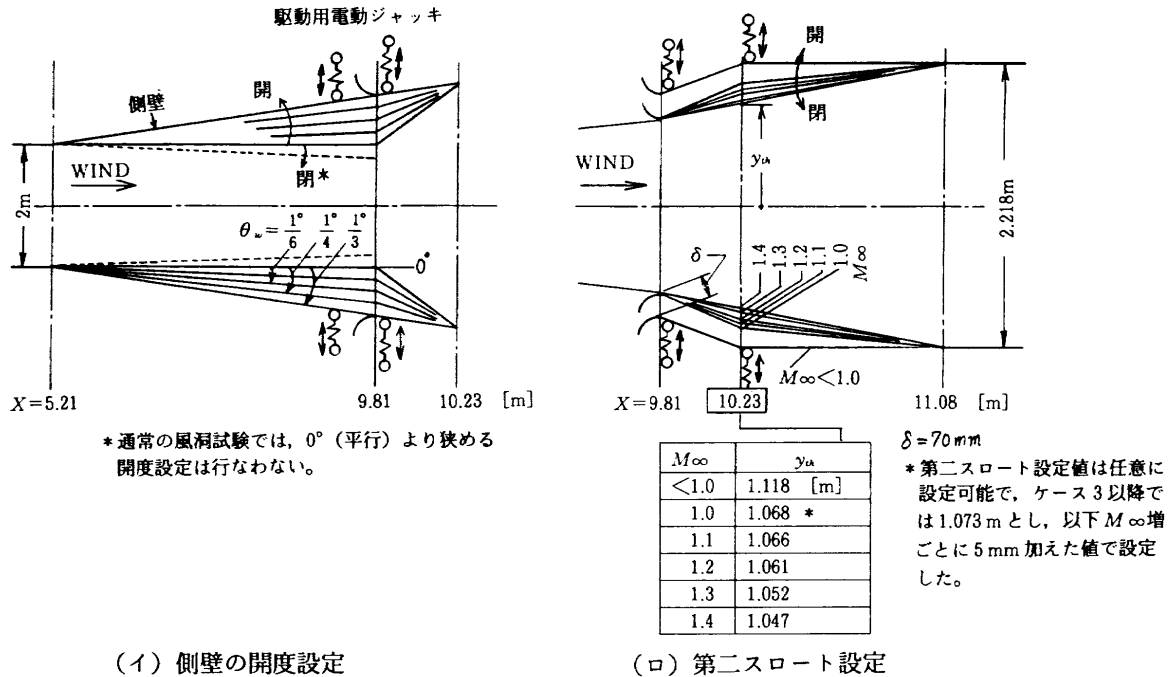


図1(b) 測定部側壁可変機構

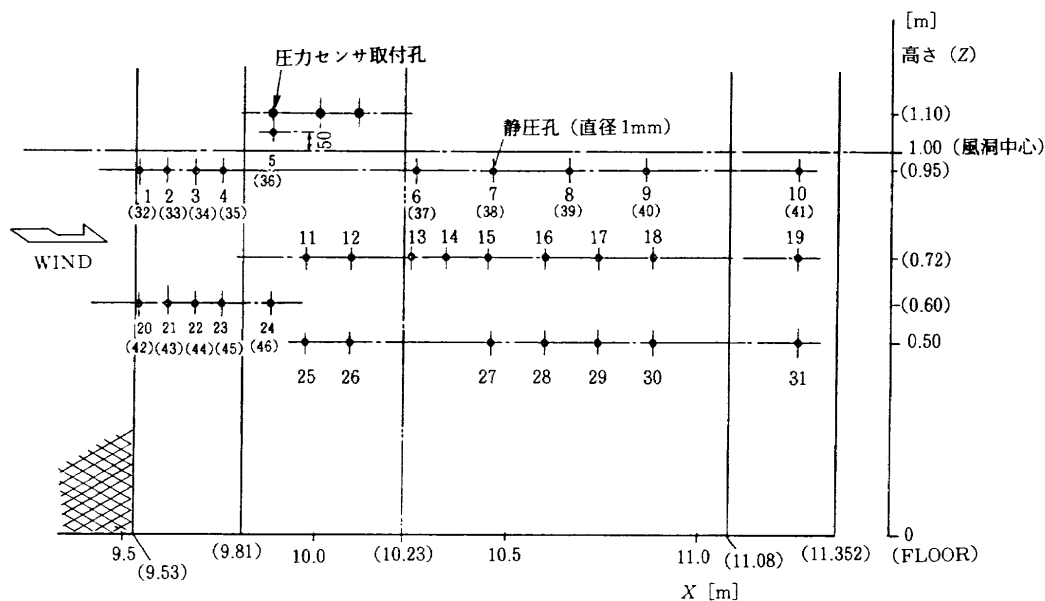


図2 壁表面の圧力孔位置

することが分った。(6.2 節参照)

このディフューザ部の中央にストラットが垂直に取付けられ、その中心が気流中心に一致するようにスティングがストラットに取付けられている。図2にディフューザ側壁表面の圧力測定位置を示す。気流軸方向の位置は、測定部の基点(可変ノズルの上流端)からの距離(m)で表わしている。

3.2 スティングストラット模型

全機模型支持装置の模型は図3(a)に示すように、くさびと平行部から成るストラットと、円筒の先に円錐を持つ

たスティングから構成されている。

この模型は、全機模型支持装置形状に倣って、くさびの頂角8°、平行部の厚さ0.082 m、スティングは外径約0.27 mの円筒形、長さ約1.65 mで、先端に頂角30°の円錐を持ち、取付けを容易にする為分割されている。図3(b)に模型を測定部に取付けた状態を示す。

図4(a)に模型の表面に設けた圧力孔の位置を示す。スティング表面に2断面(SECTION 1, 2)、ストラット表面に3断面(SECTION 3, 4, 5)、各断面に各々36点(合計180点)の圧力孔を設けた。また、ストラットには変動圧力センサ取付け用の孔を設けてあるが本報告

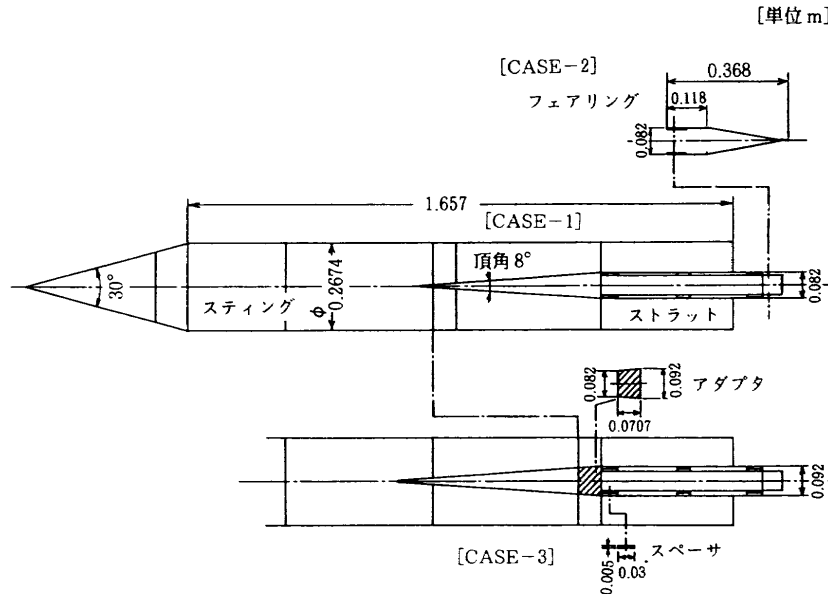


図 4 (b) 模型の形態変更

4. 風洞試験とデータ処理

4. 1 試験内容

これまで全機模型支持装置周りの流れについて、その表面圧力分布の計測、流れの可視化等で系統的に調べたことはなかったため、今回の表面圧力分布測定試験では、通常行われる遷音速風洞のマッハ数範囲を網羅することにし、測定部一様流マッハ数を0.6～1.4とした。風洞総圧は、模型の安全の為に、最も多用される総圧として80 kPaとした。また、測定部の形状（側壁の開度）を変えた時の模型周りの流れを調べるケースも実施した。

まえがきにも述べたように、 $M_{\infty}=1.4$ 付近で全機模型用測定部の模型支持装置（本体）が振動するので、本風洞試験においては、模型の中に加速度計（6カ所）を取付けて監視を行った。尚、振動特性については、現在データ解析中であり、後日、報告する予定である。これらの試験内容について表1に示す。

4. 2 計測及びデータ処理

図5に本試験の計測ブロック図を示す。模型表面の5

断面及びディフューザ側壁表面の圧力を6台のスキュニバルブを用いて計測した。得られた静圧 P と総圧 P_0 から(1)式を用いてマッハ数を算出し、マッハ数分布として整理した。圧力孔の（測定）位置は、ディフューザ壁表面の圧力孔と共に、全て風洞測定部の基点（上流の可変ノズル上流端）からの距離 X (m) で表わしている。

$$M = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_0}{P} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad (1)$$

5. マッハ数分布特性

5. 1 基準形態（ケース1）

3.2 節で述べたように、本模型は全機模型支持装置を模擬して作られており、ストラット厚さ82 mmの形態がそれに最も近いのでこれを基準形態（ケース1）とする。このケースにおいて、模型表面の5断面（SECTION 1～5）におけるマッハ数分布の特徴を図6に示す。同図には亜音速の代表として $M_{\infty}=0.8$ と音速以上の代

表 1 試験内容

	CASE-1	CASE-2	CASE-3	CASE-4	CASE-5
試験日	1990. 9. 19	1990. 9. 20	1990. 9. 25	1990. 11. 8	1990. 11. 8
模型形態	基準形態	ストラット フェアリング付	ストラット厚さ 92mm	CASE-3 に同じ	CASE-3 に同じ
風洞条件	$P_0=80$ kPa, $M_{\infty}=0.6\sim 1.4$				
測定部	$\theta_w=1/6^\circ$ (10min.)			θ_w	θ_w
側壁開度				$=1/4^\circ$	$=1/3^\circ$

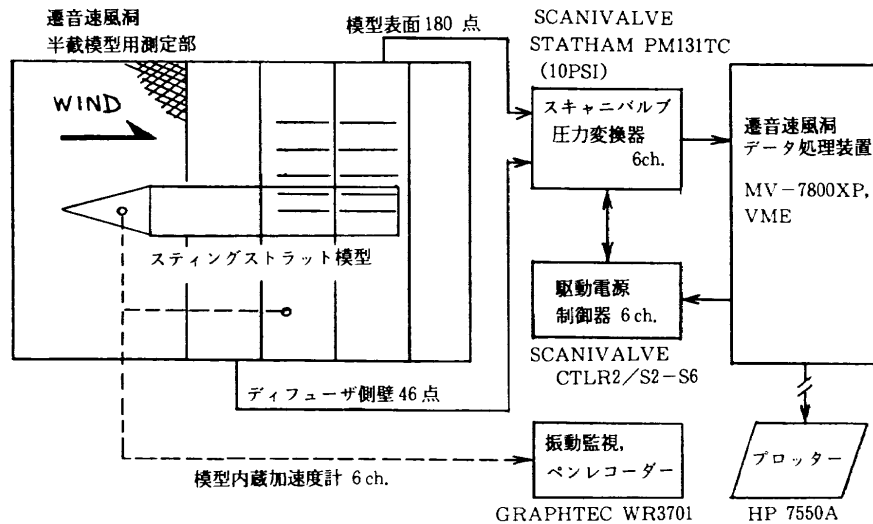


図5 スティングストラット圧力分布計測ブロック図

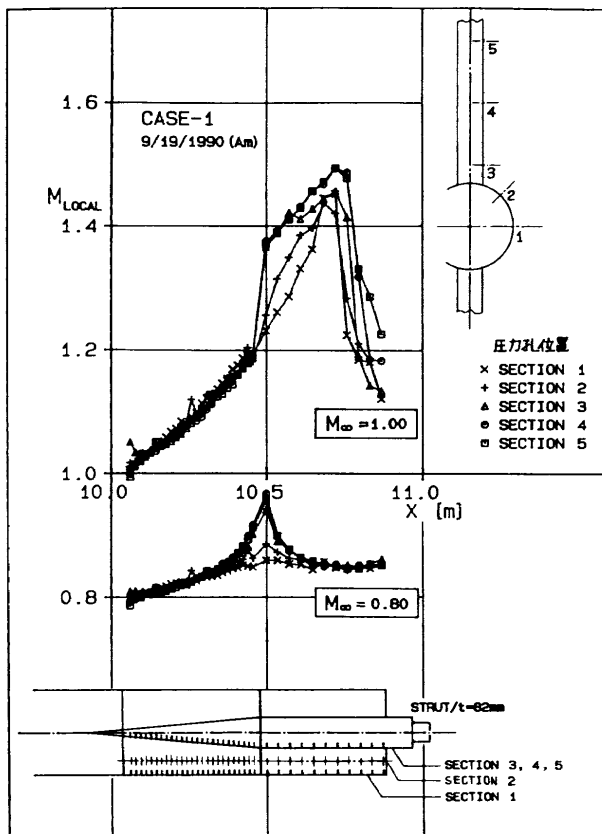


図6 各断面における Mach 数分布

表として $M_\infty = 1.0$ の場合を例示してあるが、何れのマッハ数でもくさび形断面をしたストラット表面の加速流れの影響がスティング表面の断面1, 2にも現れている。

$M_\infty = 0.8$ では衝撃波は、何れの断面にも発生していない。一方、 $M_\infty = 1.0$ ではくさびに沿った流れが連続的に超音速に至り、くさびの肩におけるプラントルマイヤ膨張と見られる加速した流れがストラット断面

3, 4, 5に見られる。

スティングを含む模型は3次元的で従って模型周りの流れも3次元であるが、ストラット表面のスティング及び風洞壁から離れた場所では、図6のマッハ数分布から分るように流れは2次元的な流れに近いと見做せるので、代表値としてストラット断面4の平均静圧を用いて模型周りの流れの特性を検討することとした。また、亜音速域では、衝撃波が発生する可能性のあるマッハ数0.8以上について検討することとした。

5. 1. 1 ストラット表面のマッハ数分布

図7にケース1におけるマッハ数分布を示す。同図(a)は $M_\infty = 0.8 \sim 1.0$ までを示したもので、 $M_\infty = 0.8$ (記号□) では流れは、くさびの肩まで滑らかに加速しピークマッハ数 $M_p \approx 0.95$ となり、平行部では緩やかに減速した流れとなっている。 $0.9 \leq M_\infty < 1.0$ ではくさびの肩で流れは超音速となり、平行部上で衝撃波を通して亜音速に減速される。この衝撃波位置は、一般に M_∞ の増加について下流に移動するが、本実験の場合 $M_\infty = 0.9$ (記号○) から $M_\infty = 0.95$ (△) への変化ではその向きが逆である。その原因は次の様に考えられる。

図8に示す様に、この試験では、 $M_\infty = 0.9$ までは主送風機の回転数制御のみで一樣流マッハ数を調整しているが、 $M_\infty = 0.95$ からは補助送風機による測定部多孔壁からの抽気制御が併用され、その際に測定部内気流の流量が減少する。このことは、 $M_\infty = 0.9$ から0.95にかけて主送風機回転数が一時的に減少していることから裏付けられる。その結果、ストラットを含むディフューザ部分における気流の速度が遅くなり、マッハ数の増加にも拘らず衝撃波位置の上流側移動となって表れたものと考えられる。

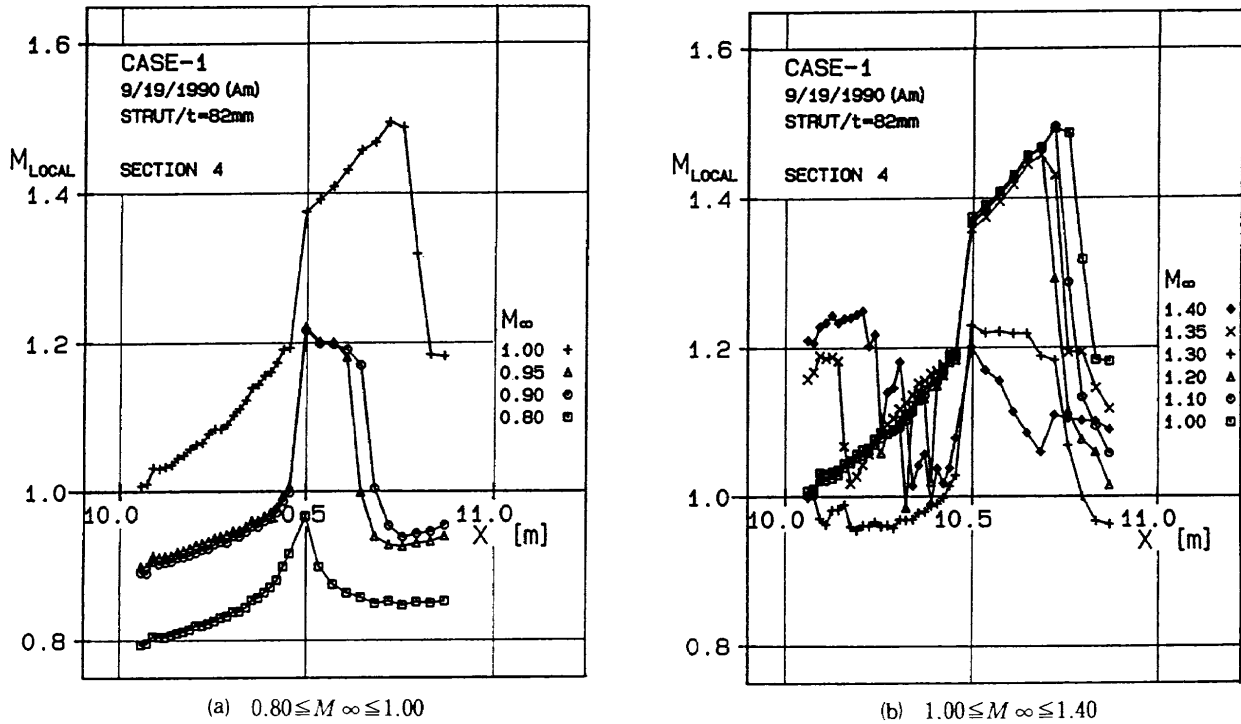


図7 模型表面におけるMach数分布(1)

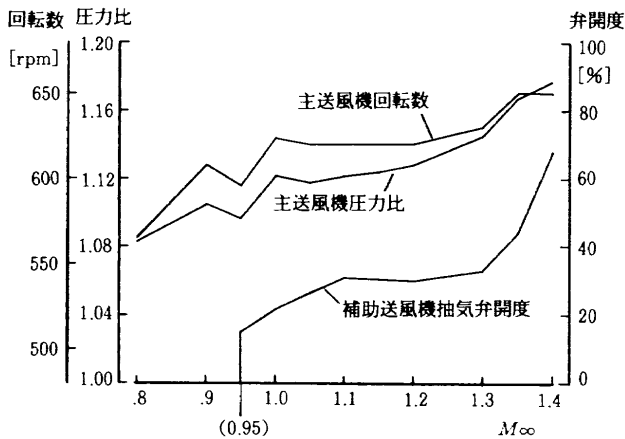


図8 遷音速風洞の一般的な風速制御

$M_{\infty}=0.9$ 及び 0.95 における流れの特徴は、くさびを過ぎる遷音速流れ⁴⁾の典型的なパターンの一つ(図9(a))に類似していることである。図9は文献4からの引用図であり、くさびの半頂角が 10° の二次元くさび模型であること及び風洞試験条件が本試験の場合と異なるが、二次元くさびを過ぎる遷音速流れの特徴の幾つかが、局所的ではあるが観察されたことから、本試験の場合にその流れを類推できると考えることができる。

$M_{\infty}=1.0$ (記号+) では、くさびに沿った流れが肩まで加速して局所マッハ数 $M_l \approx 1.2$ となり、肩を過ぎる時、プラントルマイヤ膨張と見られる加速によって $M_l \approx 1.38$ となり、更に加速して $M_p \approx 1.5$ に達してい

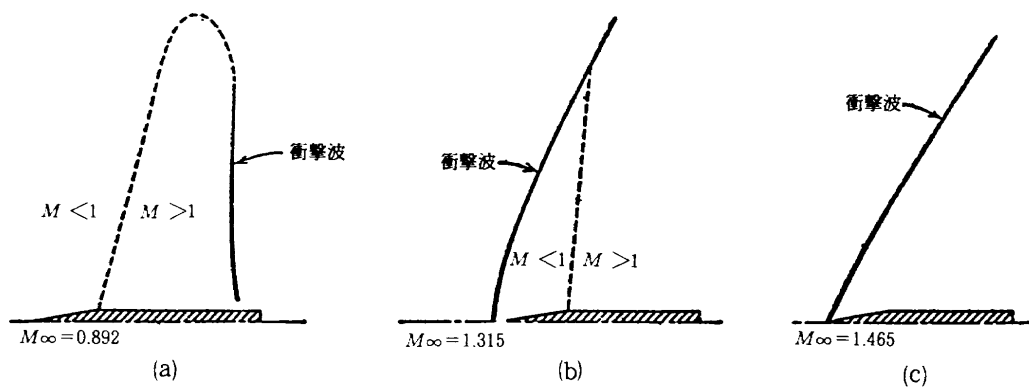


図9 くさびを過ぎる流れの遷音速領域での変化(文献4)

- (a) M_{∞} が1以下であるが臨界マッハ数以上の場合。
- (b) $M_{\infty} > 1$ で、前方衝撃波がくさび先端に付着せず、くさび肩と衝撃波の間に亜音速領域が存在する場合。
- (c) 前方衝撃波がくさび先端に付着しほぼ真直ぐになり、衝撃波後の流れも超音速となる場合。

る。

理想的な状態では、超音速流れが角を曲って加速する時、プラントルマイヤ関数によって到達するマッハ数とマッハ角が得られる。このケースの場合（直前マッハ数 1.2, 曲りの角度 4° ），そのマッハ数は最終的に約 1.35 となるが、実験の結果は理論値に近い値（1.38）となっており、ストラット表面の局所的な流れではあるが、プラントルマイヤ膨張が存在しているものと考えられる。

$M_\infty \geq 1$ の場合のマッハ数分布を図 7 (b) に示した。 $M_\infty = 1.1$ （記号○），1.2（△）において，流れは， $M_\infty = 1.0$ の場合と殆ど同じ変化をしているが，くさびの肩の直後におけるマッハ数が M_∞ の増加に連れて僅かずつ低下しているほか，ストラット平行部における衝撃波位置が M_∞ の増加に従って僅かずつ上流に移っている。

$M_\infty = 1.3$ （記号+）では，くさびの先端から肩附近まで亜音速流れとなっており，肩を過ぎて再び超音速流れになっているがピークマッハ数は高々 1.2 程度であり， $M_\infty = 1.0 \sim 1.2$ の流れとは大きく異なる。 $M_\infty = 1.35$ （記号×）では，くさびの前半部で流れの複雑な変化が見られるが，直ぐに $M_\infty = 1.0 \sim 1.2$ の場合と同様に变化する流れとなっている。しかし，ストラット平行部における衝撃波位置は $M_\infty = 1.1$ と $M_\infty = 1.2$ の間に位置している。

$M_\infty = 1.4$ （記号◇）においては，ストラット表面全域に渡って極めて複雑な変化をしており特にくさびの部分ではそれが顕著である。

この， $M_\infty = 1.0 \sim 1.2$ の流れと $M_\infty \geq 1.3$ の流れとで様子が著しく異なる理由は明らかでないが，第二スロート設定を各マッハ数毎に行うので，風路断面積の流れ方向分布がマッハ数に伴って変化することになり，この変化が衝撃波位置やその定常性に影響を与えしかもその影響の仕方が $M_\infty = 1.3$ 前後で変るものと思われる。これについては 6.2 節で再び触れる。

5. 1. 2 ディフューザ壁表面のマッハ数分布

前述のようにディフューザ壁は，その側壁の一部のフラップ機構を作動させ， M_∞ に従って所定の風路形状（ $X = 10.23\text{m}$ における風路幅の $1/2$ （ y_{th} ）の長さで代表する）に設定される。ケース 1 の場合の風路形状は，全機模型用測定部のそれを模擬し， M_∞ が 1 の時 $y_{th} = 1.068\text{m}$ とし，図 1 (b) に示したように一様流マッハ数増加と共に y_{th} を狭める形に設定した。

ディフューザ壁表面におけるマッハ数分布を調べた結果， M_∞ が亜音速の場合，壁表面に衝撃波が発生しないことが分かったので，衝撃波が存在する $M_\infty = 1$ 以上の場合に注目して調べることにした。

圧力孔は，図 2 に示したように側壁の高さ方向にも幾列か設けてあるがそれらの中から，模型表面の圧力孔列と対応する側面の， $X = 9.53 \sim 11.32\text{m}$ の間で風洞中心の高さに最も近いものを選びこの測定値を側壁の代表的圧力分布として用いた。

模型との位置関係は，図 1 に示したように， $x \approx 10\text{m}$ にストラットの前縁（くさびの先端）があり， $X \approx 11\text{m}$ にストラットの後端が位置している。

$M_\infty \geq 1$ の場合のディフューザ壁表面におけるマッハ数分布を図 10 に示す。ストラット表面と同様， $M_\infty = 1.0 \sim 1.2$ までは $X = 9.5 \sim 9.9\text{m}$ 付近まで殆ど同じ傾向で規則的な変化をしており， $M_p \approx 1.46$ に達している。9.9m 付近から衝撃波によるものと思われる急激な減速が見られるが，風路の中心に置かれたストラットの前縁がちょうどこの位置にあたり，ストラット表面では，側壁とは逆にここから流れが加速されて超音速になっている。

$M_\infty = 1.3$ （記号+）では $X = 9.9\text{m}$ において $M_p \approx 1.3$ で，それまでと較べて加速が弱くなっており，このマッハ数におけるストラット表面の流れが $M_\infty = 1$ 等と較べて弱い加速流れとなっていることと符合している。 $M_\infty = 1.35$ （記号×）では $X = 9.5\text{m}$ 付近にける $M_p \approx 1.15$ となっており下流に向かって加速が弱くなっているが， $X = 9.7\text{m}$ 付近からは $M_\infty = 1$ 等と同様に急な加速流れになっている。この場合にも，ストラット表面くさび部分に於ける不規則な変化，くさびの肩から下流に

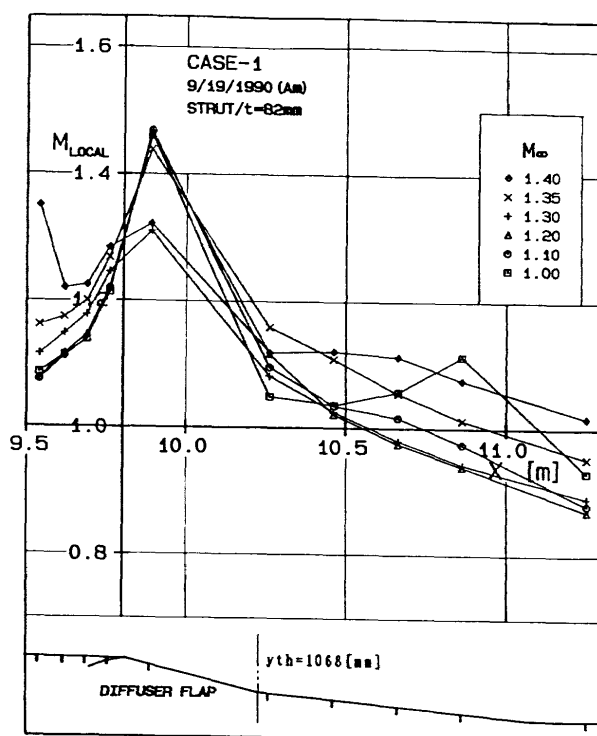


図 10 壁表面における Mach 数分布 (1)

向っての急激な加速流れと符合している。

$M_\infty=1.4$ (記号◇) では、 $X=9.5\text{m}$ 付近で $M_t \approx 1.35$ で、そこから急にマッハ数が低下し、 $X=9.7\text{m}$ 付近からは逆に加速して、 $X=9.9\text{m}$ 付近で $M_t \approx 1.32$ に達し、その後再び減速している。 $X=10.5\text{m}$ 付近までは $M_t \approx 1.1$ で横這いであり、流れの減速は他のマッハ数に比べて弱い。

5. 2 フェアリング付き形態 (ケース 2)

この形態で試験を行う目的は、3.2 節で述べたようにストラット後端の流れの剥離を回避させる効果を調べることである。形状は図 4 (b) に示したように、断面が平行部とくさびから成り、そのスパンは 2m で鋼板で作られている。ケース 1 との違いはフェアリングの有無だけであり、ディフューザ部の風路形状は全く同じである。

5. 2. 1 ストラット表面のマッハ数分布

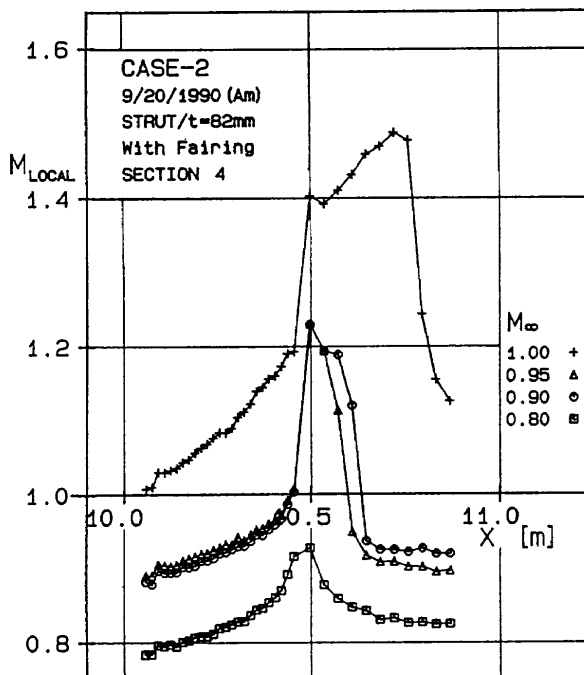
図 11(a) に $M_\infty=0.8 \sim 1.0$ のマッハ数分布を示した。 $M_\infty=0.8$ (記号□) では、くさびに沿う流れの加速がケース 1 と比べて弱くなっており、ピークマッハ数 M_t も低くなっている。 $M_\infty=0.9, 0.95$ (記号○, △) の場合、くさびの肩から下流において超音速流れになり、ストラット平行部で衝撃波により亜音速まで減速している。衝撃波位置は、ケース 1 の場合と比べて両者とも上流に移動 (約 0.05m) し、更に衝撃波下流のマッハ数もそれぞれ 0.025 程度低下している。このことは、ストラット後部の周りの流れが、フェアリングによって減速され

た為と考えられる。また、 $M_\infty=0.9$ と 0.95 で変化の向きが逆になっていることは、ケース 1 と同じ理由に依る。

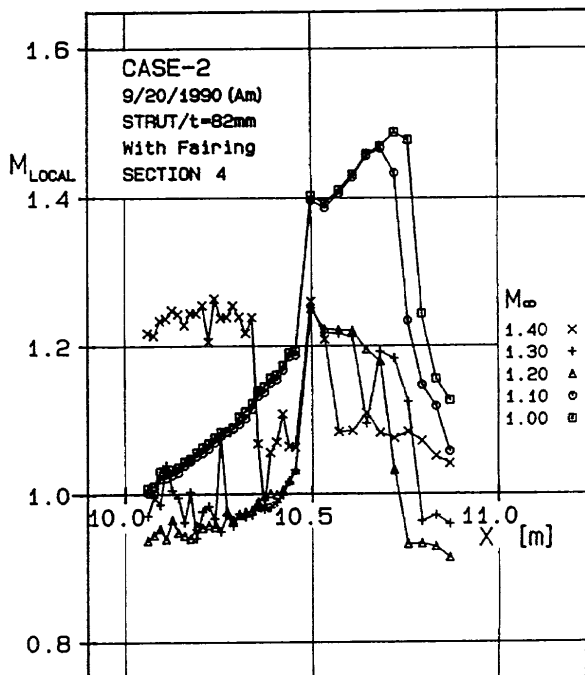
$M_\infty=1.0$ (記号+) では、くさびに沿う流れ、及び肩を過ぎて加速する流れはケース 1 とほぼ同様であり、また、衝撃波位置もほぼ同じである。しかし、衝撃波の下流における流れのマッハ数がケース 1 と比べて低くなっている。

同図 (b) に M_∞ が 1 以上の場合のマッハ数分布を示す。 $M_\infty=1.0, 1.1$ (記号□, ○) では、ストラット表面の流れはケース 1 と同様で衝撃波位置もほとんど同じである。一方、 $M_\infty=1.2$ (記号△) では、ケース 1 の場合と大きく異なり、くさびに沿う流れが亜音速で、肩から下流に向って加速して超音速の流れになり、衝撃波により再び亜音速まで減速している。また、 $M_\infty=1.3$ (記号+) の場合にも $M_\infty=1.2$ と良く似たマッハ数分布の形をしているが、くさびの前半部における不規則な流れが特徴的である。ストラット平行部における衝撃波位置はケース 1 と比べてほとんど変化していない。

$M_\infty=1.4$ (記号×) では、くさびに沿う流れのマッハ数が $M_t \approx 1.2 \sim 1.25$ の間にばらついており、 $X=10.35\text{m}$ 付近で急激にマッハ数が低下しているが、これは流れの非定常性に基づくものと思われ、それより下流でも不規則な変化をしている。くさびの肩で加速した後、流れはストラット平行部で減速した後、 $M_t \approx 1.1$ 付近から徐々に低下している。



(a) $0.80 \leq M_\infty \leq 1.00$



(b) $1.00 \leq M_\infty \leq 1.40$

図 11 模型表面における Mach 数分布 (2)

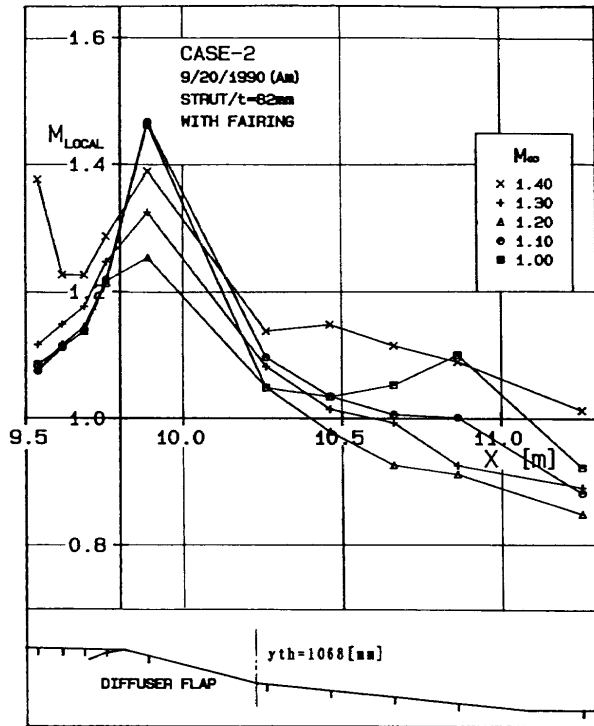


図12 壁表面における Mach 数分布 (2)

5. 2. 2 ディフューザ壁表面のマッハ数分布

ケース2におけるディフューザ壁表面のマッハ数分布を図12に示す。 $M_\infty=1.0, 1.1$ (記号□, ○) では、 $X=9.9\text{m}$ 付近で $M_p \approx 1.45$ に達しその後衝撃波により減速しており、ケース1とほぼ同じ傾向を示している。

しかし、 $M_\infty=1.2$ (記号△) では、 $X=9.9\text{m}$ 付近に於けるピークマッハ数は低く ($M_p \approx 1.25$)、それより下流の流れもかなり減速したものとなっている。また、 $M_\infty=1.3$ (記号+) の場合、 $X=9.9\text{m}$ 付近で $M_p \approx 1.3$ であり、それより下流における流れもケース1の場合と殆ど同じ流れとなっている。

$M_\infty=1.4$ (記号×) では、 $X=9.5$ から 9.7m 付近まではケース1と同様の流れであるがピークマッハ数が約1.4と僅か高くなっている。

ケース2についてケース1と比較してまとめると以下ようになる。

- (1) $M_\infty < 1$ では、ストラット周りの流れがフェアリングによって減速されて、ストラット表面に発生する衝撃波が弱められた ($\Delta M = 0.025$)。
- (2) $M_\infty = 1.2 \sim 1.4$ では流れの様子はケース1と較べて全体的に大きく変っているが、フェアリングが衝撃波の強さを弱める効果を表わしていない。
- (3) ディフューザ側壁表面の流れは M_∞ が1以上で $M_\infty = 1.2$ を除いてケース1とほとんど同様の流れであると言える。

5. 3 ストラット厚さ変更形態 (ケース3)

この形態で試験する目的は、3.2 節で述べたように、全機模型用測定部の模型支持装置 (本体) のストラット内のユーティリティスペースを増やし、加えてストラット構造強度を増したい要求に対して、増えたブロッケージが流れにどのように影響するかを調べることである。この為に、ストラットの平行部の厚さを基準形態より 0.01m 増して 0.092m とした。

ストラットは、厚さを増した平行部と頂角の変化しないくさび部分とを繋ぐため、断面形が上底 0.082m 、下底 0.092m の台形 (高さは約 0.07m) をした部材をくさび部分と平行部分の間に挟んで段差をなくしている。この結果、ストラットの前縁 (くさびの先端) が約 0.07m 上流に移動している。また、ディフューザのスロート位置における風路幅も片側で 0.005m ずつ広げてあり風路形状もケース1とは異なっている。 ($M_\infty = 1.0$ で $y_{th} = 1.073\text{m}$ としている)

5. 3. 1 ストラット表面のマッハ数分布

図13(a)に、 $M_\infty = 0.8 \sim 1.0$ のマッハ数分布を示す。

$M_\infty = 0.8$ (記号□) では、くさびに沿う流れの加速はケース1、2と同様に緩やかで、ピークマッハ数も 0.9 程度であり、ケース1と較べて加速は弱い。

$M_\infty = 0.9, 0.95$ (記号○, △) では、ケース1、2と同様くさびの肩で音速となり、その後超音速域が見られるがストラット表面の衝撃波の位置はケース1と較べて両者とも約 0.05m 下流に移動している。しかし、衝撃波下流のマッハ数はケース1とほぼ同じである。また、両者の変化の向きが逆になっていることはケース1と同じ理由に依る。

これに対して $M_\infty = 1.0$ (記号+) では、くさびに沿う流れは殆ど同じであるが、肩の直後のマッハ数が $M_i \approx 1.33$ とケース1に較べて低くなっている。肩より下流の流れも不規則な変化をしておりピークマッハ数も $M_p \approx 1.4$ と低い、ストラット表面の衝撃波位置はケース1とほぼ同じである。

同図(b)は、 M_∞ が1以上の場合を示しているが、大きな特徴は、 $M_\infty = 1.1$ から 1.3 までストラット表面の流れが一樣流マッハ数によって規則的に変化していることである。即ち、 $M_\infty = 1.1$ (記号○), 1.2 (△), 1.3 (+) とくさびに沿う流れはほぼ同じであるが、肩を過ぎた膨張後の局所マッハ数が $1.33, 1.36, 1.38$ と M_∞ が高くなるに従って高くなっている。しかし、ストラット平行部に於ける衝撃波位置は M_∞ が高くなるに従い上流に移動しており $M_\infty = 1.1$ で $X = 10.8\text{m}$ 、 $M_\infty = 1.3$ では $X = 10.65\text{m}$ である。 $M_\infty = 1.3$ の場合局所マッハ数が最も高く $M_i \approx 1.48$ である。

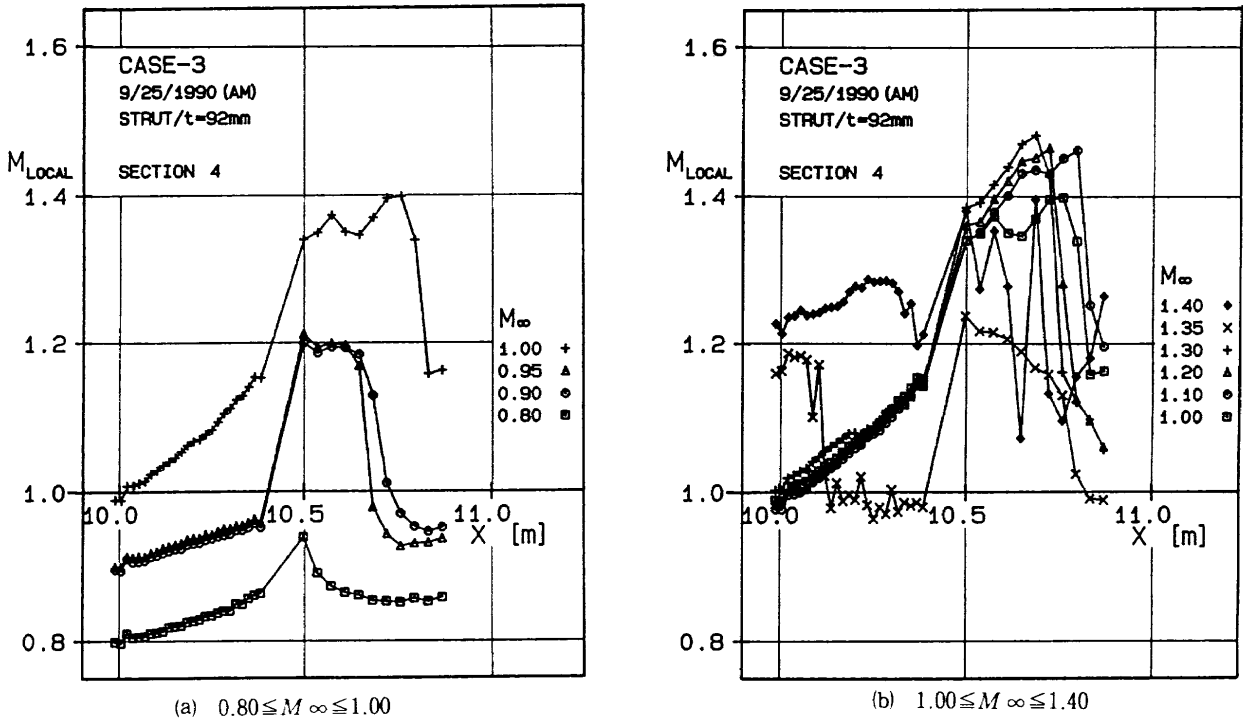


図13 模型表面における Mach 数分布 (3)

$M_{\infty}=1.35$ (記号×) では、くさびに沿う流れにおいてその表面上 $X=10.1$ m 付近に急激なマッハ数低下が見られ、くさびの肩付近まではほぼ亜音速の流れとなっている。くさびの肩を過ぎて再び超音速となり $M_L \approx 1.25$ に達し、その後ストラット表面に沿って緩やかに低下している。

$M_{\infty}=1.4$ (記号△) では、くさびに沿う流れはケース1, 2と較べて極めて緩やかな変化であり、定常的な流れに近いものと思われる。しかし、くさびの肩を過ぎてからの流れはケース1, 2と同様に不規則な変化をしている。

5. 3. 2 ディフューザ壁表面のマッハ数分布

図14はケース3におけるディフューザ壁表面のマッハ数分布であるが、 $M_{\infty}=1.0$ の場合、 $X=9.8$ m 付近までのマッハ数分布の形はケース1, 2と同様であるが、 $X=9.9$ m 付近で $M_p \approx 1.35$ となり、ケース1, 2と比べ低くなっている。これに対して $M_{\infty}=1.1 \sim 1.2$ の場合は $M_p \approx 1.47$ とケース1, 2と同様に高くなっている。また、ケース1, 2では $M_{\infty}=1.3$ でピークマッハ数 $M_p \approx 1.3$ となっていたがこのケースでは、 $M_p \approx 1.45$ とかなり高くなっているのが特徴的である。

$M_{\infty}=1.35$ (記号×) では $X=9.9$ m 付近で $M_L \approx 1.3$ となっており、ケース1の場合と比べて著しく低くなっている。一方、 $M_{\infty}=1.4$ (記号◇) では逆に、 $X=9.9$ m 付近で $M_L \approx 1.44$ とケース1, 2と較べてピークマッハ数が高くなっている。

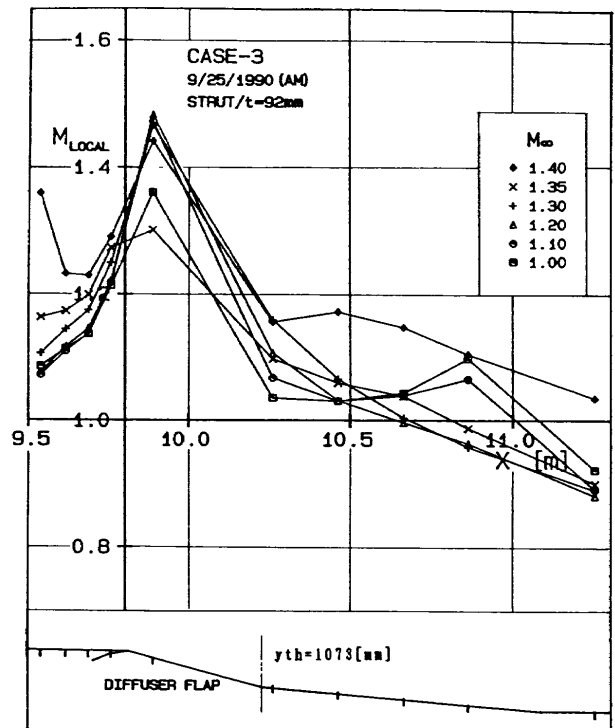


図14 壁表面における Mach 数分布 (3)

更に、 $X=10.3$ m 付近より下流におけるマッハ数がケース1, 2に較べて高くなっているが、流れは緩い減速流となっている。

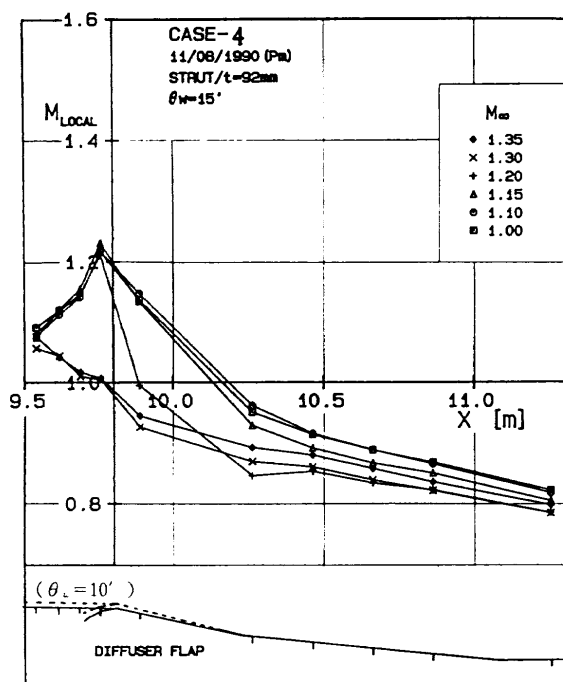
ケース3の場合の特徴をまとめると以下になる。
(1) $M_{\infty} < 1$ ではケース1と較べて大きな変化はなく、流れは殆ど同様である。

- (2) $M_\infty=1.1\sim 1.3$ におけるストラット表面の流れが規則的に変化している。
- (3) $M_\infty=1.4$ の場合、ケース 1 と較べて流れが滑らかに変化していることが大きな特徴である。

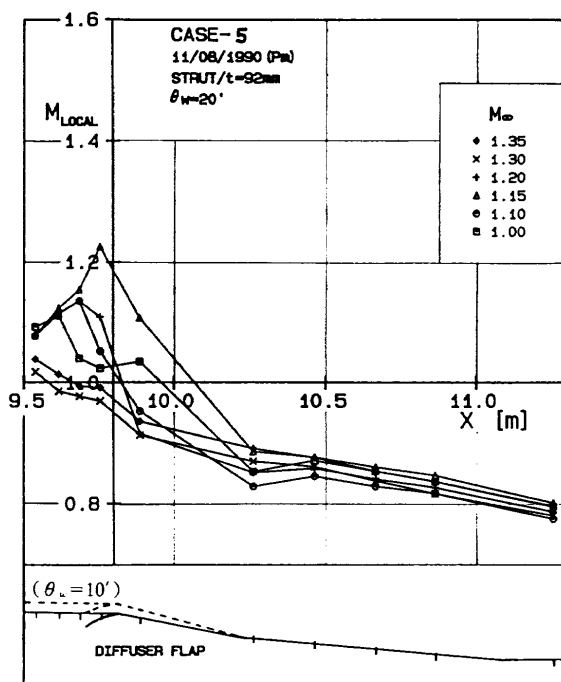
5. 4 測定部側壁の開度の影響

当遷音速風洞は、測定部側壁に沿って発達する境界層

の影響を少なくするために、左右壁を下流に向かって拡げたり狭めたりすることができ、中心線上でのマッハ数分布の観点から通常は $1/6^\circ$ ($\theta_w=10'$) 拡げた状態で試験が行なわれており、前節までの 3 つのケース共この状態で行なわれた。側壁開度を変えた時の測定部風路の形状の変化を図 1 (b) に示したが、側壁における曲り部分の角度もそれに伴って変化し、風路の断面積も変化する

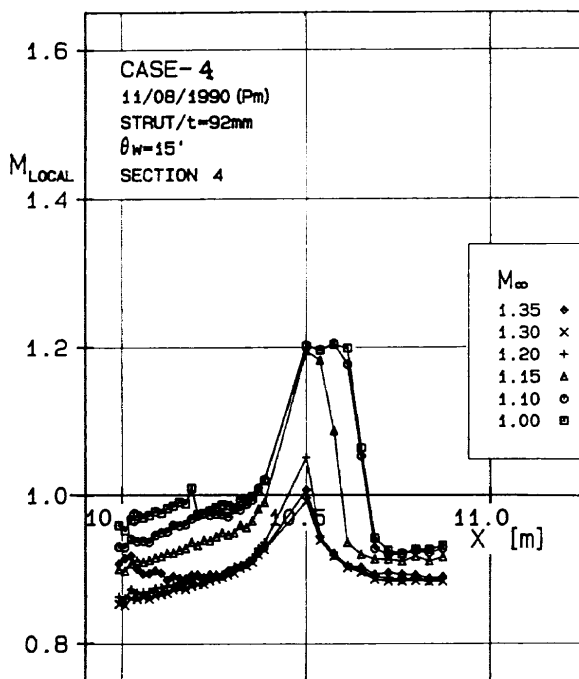


(a) $\theta_w=1/4^\circ$ ($15'$)

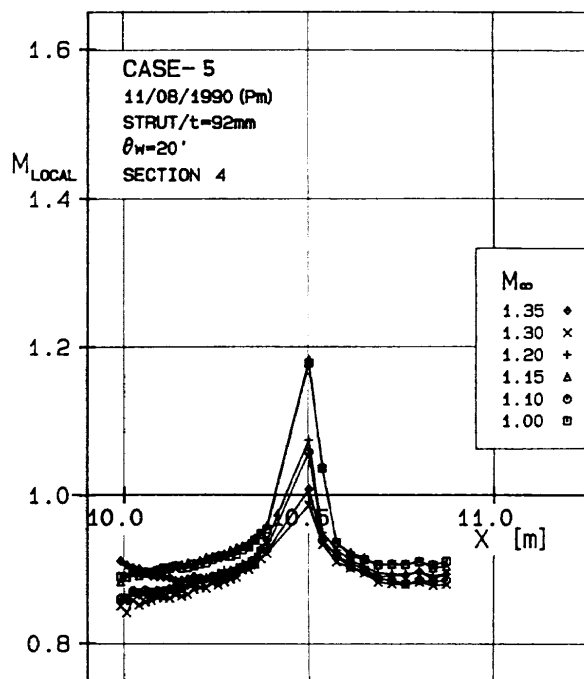


(b) $\theta_w=1/3^\circ$ ($20'$)

図 15 測定部側壁開度 (θ_w) の影響 (ディフューザ側壁表面)



(a) $\theta_w=1/4^\circ$ ($15'$)



(b) $\theta_w=1/3^\circ$ ($20'$)

図 16 測定部側壁開度 (θ_w) の影響 (ストラット表面)

が、任意に設定する第二スロート部分の断面積は、本試験においてケース3と同じに設定した。

この開度を広げた場合の $M_\infty=1\sim 1.35$ におけるディフューザ側壁表面のマッハ数分布を図15に示す。模型の形態はケース3と同じである。(a)図はケース4で $\theta_w=1/4^\circ(15')$ の場合、(b)図はケース5で同 $1/3^\circ(20')$ の場合である。

ケース4の場合、 $M_\infty=1.0\sim 1.2$ において、またケース5の場合、 $M_\infty=1.15$ において、 $X=9.5\text{ m}$ 付近からの加速流れがピークに達する位置が $X=9.7\text{ m}$ 付近で、 $M_p\approx 1.2$ であり、 $\theta_w=1/6^\circ$ の場合(図14)と較べて衝撃波も弱く、明らかに側壁に沿う流れが遅いものであることが推定できる。

更に、 $M_\infty=1.3, 1.35$ (記号 \times, \diamond)の場合には $X=9.5\text{ m}$ 付近から全く加速すること無く単調に減速しており、ディフューザにおける衝撃波がこの位置より上流側に移っている可能性を示唆している。

ストラット表面に於けるマッハ数分布を図16に示す。側壁の開度を増すとディフューザ側壁の流れに対応して、ストラット表面の流れのマッハ数も減少し、ストラットのくさびの肩での加速も弱くなっている。特に、 $M_\infty=1.3, 1.35$ (記号 \times, \diamond)ではストラットの表面全てで亜音速となっていることが特徴的である。

6. 考 察

前節まで模型表面とディフューザ壁表面における気流の状態をマッハ数分布を通して各ケース毎に見てきたが、本節ではそれらの結果から、スティングストラット模型を含むディフューザ部における気流の特性を分析しまとめてみる。

6.1 $M_\infty < 1$ の場合

測定部の一様流マッハ数が亜音速の流れでは、図17に示すようにディフューザ側壁表面上の流れも亜音速であり衝撃波はどこにも存在しない。当風洞では3.1節で述べたように、ディフューザ部において、風路の断面積が狭くなって流れが加速され、特に高亜音速においては音速以上になるのを防ぐ為、風路内流れの低圧を利用して風路の外から気流を誘導して主流を減速させるディフューザフラップ機構を使用している。

一方、主流の中央に位置するストラットの表面では、側壁表面ほど流れが減速されず、また、ストラットのくさびに沿って流れが加速されるため、 M_∞ が0.9以上で局所マッハ数が1を越え超音速領域が存在している(図7, 11, 13参照)。その際、ストラット表面で発生する衝撃波は、その強さ、位置等が、下流の圧力の変化に伴って変化する。即ち、ケース2の場合(図11(a))、

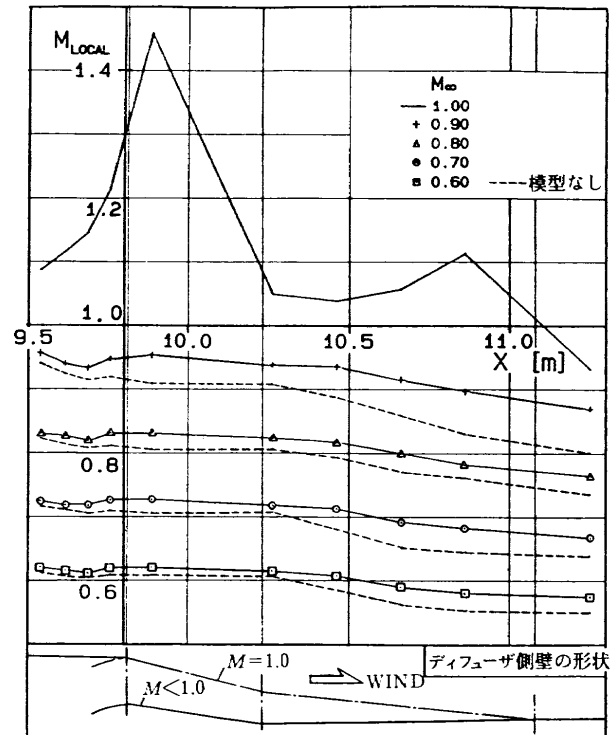


図17 ディフューザ側壁表面のマッハ数分布
(ケース1)

ストラット後部に取付けたフェアリングの影響に依ると見られる衝撃波位置の前進(流れの減速)が見られ、また、ケース3(図13(a))においてストラットの厚さを増した影響が衝撃波位置の後退(流れの加速)をもたらした。

結局、 $M_\infty < 1$ では、ストラット表面の一部が超音速流れとなり、衝撃波が発生するが、それらは側壁表面までには及ばず、局所的なものとなっている。ストラット周りの気流はその形状に依存して局所的に変化し、ディフューザ壁表面の流れの影響をあまり受けないと考えられる。

6.2 $M_\infty \geq 1$ の場合

3.1節で述べたように本遷音速風洞では、一様流マッハ数が1以上の場合、ディフューザ部の形状が、亜音速の場合と次の点で大きく異なる。

- ディフューザフラップが閉じられる。
- ディフューザ側壁の一部を M_∞ に応じて変化させてその部分の流路の断面積を減少させ、第二スロートを形成する。

上記のb.項の機構を第二スロートと称しているが、ディフューザの中にスティングストラットが存在した場合の風路断面積の気流軸方向分布は、本試験で用いた半截模型用測定部では図18に示すようになっており、前述の機構で風路断面積を狭めて行ってもスロートを形成せず、 $X=9.5\text{ m}$ 付近に最小断面積すなわちスロートが

存在していると考えられる。(図では、 $X=9.22$ m 附近で最小断面積を示しているが、この附近の風洞壁が 20 % 開口度の多孔壁となっていることから、壁に沿って発達する境界層は、固体壁の方が厚く、従ってその風路の内側寸法から境界層厚さを除いた断面積を有効断面積とすれば、固体壁となる $X=9.5$ m 附近が最小断面積と考えられる。)

ケース 1～3 で図 18 の断面積分布上の差異は、 $X \approx 9.8 \sim 11$ m の間でその形が僅か異なる他は殆ど同じで、 $X=9.5$ m 附近で断面積が最小になる点は各ケースとも同様である。

理想な場合は、測定部下流の第二スロートによって測定部の超音速流れを音速状態にまで等エントロピ圧縮して圧力損失を無くすることができるが、実際には等エントロピ圧縮は殆ど不可能なことが一般に知られており、第二スロートの下流に衝撃波が発生して、これを介して測定部の圧力回復を図る。また、このスロートの形状を可変とすることによって、衝撃波を制御し、風洞の効率を高めることができるとされている。

本試験の各ケースについてこの衝撃波の様子を調べてみた。図 18 に示した断面積分布によれば、測定部多孔壁の終端部 ($X=9.5$ m) 付近に最小断面積＝スロートが存在することが推測でき、ディフューザ壁表面のマッハ数分布からは、 $X=9.5$ m 付近で局所マッハ数が 1 付近にまで超音速減速していることが分り、事実上の第二スロートと考えられる。また、 $X=10$ m 付近のマッハ

数の急激な低下は衝撃波の存在を示しているものと思われる。

ディフューザ壁表面においては、 $M_\infty=1.3$ までは何れのケースでもマッハ数分布の上では概ね規則的な変化であり、衝撃波の位置、強さもほぼ同じである。このことは、 $X=9.5$ m 附近に想定される実質上のスロートが、構造上 $X=10.23$ m に位置する第二スロート設定機構に依って変化すること無く一定となっている為と考えることが出来る。

これに対応するストラット表面でのマッハ数分布から、流れは定常的であると思われる。

M_∞ が 1.35 以上の場合は、ディフューザ壁表面においては超音速減速、衝撃波位置等がはっきりしていない。このマッハ数では、第二スロート設定機構部の断面積が最も狭まり、事実上の第二スロート ($X \approx 9.5$ m) とその有効断面積が同程度となり、その結果スロート位置が不明確となり、流れが不安定になっているものと考えられる。このことはストラット表面のマッハ数分布で $M_\infty=1.4$ の場合、非定常な流れの特徴が表われていることから裏付けられる。

結局、 M_∞ が 1 以上の場合、 $M_\infty < 1.3$ では $X=9.5$ m 附近に実質上の第二スロートがあり、衝撃波や超音速領域の位置はマッハ数に余り依らない。 $M_\infty \geq 1.3$ になると第二スロート設定機構によって有効断面積が事実上のスロート断面積に近づく結果、スロート位置が不明確となり流れが不安定となり、ストラット表面に非定常な流れをもたらした。

測定部の側壁を通常の開度 ($\theta_w=1/6^\circ$) より更に拡げた ($\theta_w=1/4^\circ, 1/3^\circ$) 結果は、ストラット表面において著しい減速流れとなり、実質上のスロート ($X=9.5$ m 附近) の断面積を広くすることがストラット周りの流れを減速させ、異常振動防止に有効であることが裏付けられた。

これらの結果から、測定部内のマッハ数の一様性を損わない限り、 θ_w を大きくすることは模型支持装置にとって空力的な負荷が軽くなることにつながると言える。

スティングストラットの異常振動がスティングストラット周りの流れの非定常性に強く影響されると考えられるので、この異常振動を防止する為には以上の結果から、側壁開度を $1/6^\circ$ より大きくとり、ディフューザ可変機構部の断面積を広くすることが有効であると考えられる。

7. まとめ

今回の試験で得られた成果を以下に示す。

- (1) スティングストラット模型周り、及びディフューザ壁付近のマッハ数分布が、一様流マッハ数、側壁開度をパラメータとして得られた。

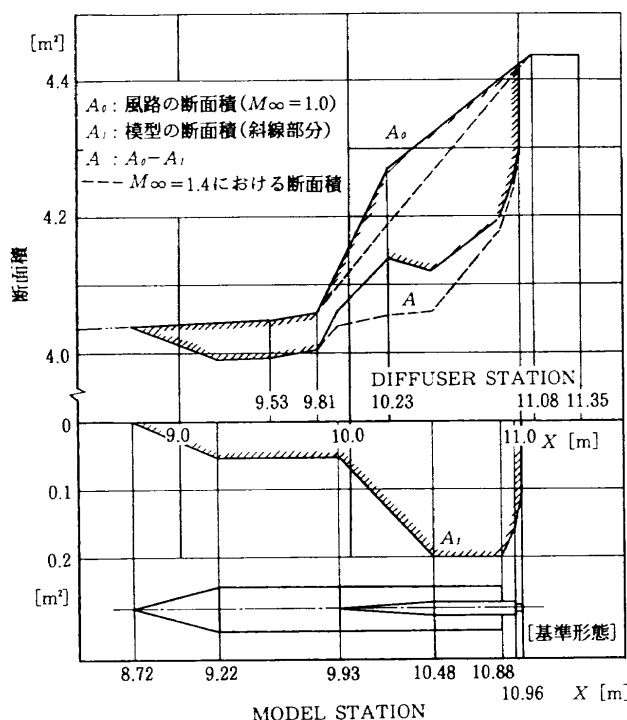


図 18 ディフューザ部風路とスティングストラット模型の断面積分布

- (2) ストラット後端にフェアリングを付けても、また、ストラット平行部の厚さを増しても、それらの影響は音速以上で僅かに認められるが、模型周りの流れを大幅に変化させるものではなかった。
- (3) ディフューザ側壁を広げると、壁表面の衝撃波は上流に移動すると共に弱まり、模型表面の流れも超音速部分が大幅に減少し、殆どが亜音速流れとなった。
- (4) 測定部マッハ数が1.3以上になると、ディフューザ部の断面積が減少し実質上のスロート断面積に近づく結果、第二スロートの位置が不明確となりディフューザ部の流れが不安定になって、そこに置かれたストラットの表面に非定常な流れをもたらした。
- (5) ディフューザ側壁の形状が模型周りの流れに大きく影響し、側壁を広げる（断面積を増す）と流れは急速に減速し超音速部分が減少する。その結果、衝撃波、剥離流れ等の非定常な流れが抑制される。

8. あとがき

今回の圧力分布測定試験の結果、スティングストラット模型周りに非定常な流れが、高い超音速領域 ($M_\infty > 1.3$) で存在する事が確かめられた。しかし、衝撃波の振動によって振動空気がどの程度模型に加わるのか、その振動周期はどうか、等を更に調べる必要がある。

また、 $M_\infty \geq 1$ で、測定部側壁を僅か開くことによって、スティングストラット周りの流れが大幅に減速され、超音速部分が縮小し衝撃波も大幅に弱められた。ところが、測定部側壁の開度は、測定部中心線上におけるマッハ数の一様性から、経験的に最適な角度に設定されており、僅か開いた結果その一様性がどの程度損われるのが問題となる。結局、模型支持装置の異常振動の抑制とマッハ数の一様性とのトレードオフと言う問題になり、この解決も残された課題である。

参考文献

- 1) C. Young, T. Popernack, B. Gloss ; "National Transonic Facility Model and Model Support Vibration Problems", AIAA 90-1416, 1990 June.
- 2) 航空技術研究所 ; 「航空技術研究所 2 m × 2 m 遷音速 風洞の計画と構造」, TR-25, 1962 年 3 月
- 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」, TR-551, 1978 年 10 月
- 4) 玉田 光記, リープマン・ロシュコ著, 「気体力学」, 1974 年発行, pp. 298~304, 吉田書店

航空宇宙技術研究所資料657号

平成5年7月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話 三鷹(0422) 47-5911(大代表) ㊎182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17

Printed in Japan