

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-639

二次元風洞におけるAGARD-B 標準模型の三分力試験

佐藤 衛 ・ 神田 宏 ・ 須谷 記和
馬場 滋夫 ・ 三輪 等 ・ 河本 巖

1991年8月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. はじめに	1
2. 記 号	2
3. 試験装置と模型	2
3.1 風 洞	2
3.2 模 型	2
3.3 模型支持装置	2
4. 試験可能範囲	5
5. 試験方法	6
5.1 データ収集	6
5.2 天秤補正	7
6. 試験結果	7
7. ま と め	11
8. 参考文献	11

二次元風洞における AGARD-B 標準模型の三分力試験*

佐藤 衛*¹ 神田 宏*¹ 須谷 記和*¹
馬場 滋夫*¹ 三輪 等*¹ 河本 巖*¹

Force Measurements on AGARD Calibration Model-B at Transonic Speeds in the NAL Two-Dimensional Wind Tunnel*

Mamoru SATO*¹, Hiroshi KANDA*¹, Norikazu SUDANI*¹, Shigeo BABA*¹,
Hitoshi MIWA*¹ and Iwao KAWAMOTO*¹

ABSTRACT

In order to investigate the capability of conducting force measurements of three-dimensional (3-D) models in NAL's two-dimensional (2-D) wind tunnel, force measurements on AGARD calibration Model-B (Mach numbers: 0.5 – 1.1, Reynolds number: 3×10^6 and 4×10^6).

Full and half models were tested. Four different strut lengths having a circular arc cross-section and stings were used to install the full model. For the half model, a plate was installed to remove the effects of the wind tunnel's sidewall boundary layer, as well as adding a small gap between the model and the plate to remove the effects of the plate's boundary layer. It was shown that force measurements of 3-D models are possible in NAL's 2-D wind tunnel, although improvements in the struts and stings are necessary to conduct tests at Mach numbers greater than 0.85.

Keywords: transonic flow, two-dimensional wind tunnel, force measurement tests

1. はじめに

航技研二次元風洞はレイノルズ数とマッハ数を変えて、遷音速域の二次元翼試験を行うための風洞設備¹⁾である。測定部の大きさは高さ 1.0m, 幅 0.3m であり小型で比較的単純な形状の模型であれば全機形状模型も十分入れることができ遷音速域におけるレイノルズ数を変えた力試験が可能な測定部サイズがあるが、測定部の模型支持機構

が力計測用に出来ていなかった。そこで全機模型に対しては NASA Langley TCT 二次元測定部において Richmond P. Boyden ら²⁾による支持方法を参考に、半模型に対しては J. G. Laberge³⁾および石原久蔵ら⁴⁾による支持方法を参考にした支持機構を用いて、AGARD-B 標準模型による力試験を行った。これらの航技研二次元風洞における全機模型および半模型力試験の試験結果を各国の風洞で行った試験結果と比較し、航技研二次元風洞での問題点をあきらかにした。試験マッハ数は 0.5~1.1, 設定迎角は全機模型試験で $-5^\circ \sim +10^\circ$,

* 平成 3 年 4 月 23 日受付 (received 23 April 1991)
*¹ 空力性能部 (Aircraft Aerodynamics Division)

半模型試験で $-5^{\circ} \sim +5^{\circ}$ で行った。試験レイノルズ数は平均空力翼弦長 \bar{c} (0.08660m) 基準で小容量天秤においては 3×10^6 、大容量天秤および半模型試験においては 4×10^6 で行った。小容量天秤での試験結果は大容量天秤試験結果とほとんど同じ結果となり本報告では全てレイノルズ数 4×10^6 の試験結果として取扱う。

2. 記 号

C	: ストラットコード長
C_{D0}	: 抗力係数
C_{Db}	: 底面抗力係数 $P_b \cdot S_b / S$
C_{Df}	: 前面抗力係数 ($C_{D0} - C_{Db}$)
C_L	: 揚力係数
C_{Lm}	: 揚力傾斜
C_m	: 縦揺れモーメント
D	: 模型胴体直径
E	: 縦弾性係数
G	: 横弾性係数
I	: 断面二次モーメント
L	: 模型全長
$L\delta$: スティングのたわみ
M	: 一様流マッハ数
P_b	: 底面圧力係数 $(p_s - p_b) / q$
Re	: レイノルズ数 ($\bar{c} = 0.08660$ m 基準)
S	: 基準面積 (翼面積 $= 0.0097 \text{ m}^2$)
S_b	: 胴体基準面積
T_{\max}	: トルク
W_{\max}	: 最大荷重
\bar{c}	: 平均空力翼弦長
d	: 胴体最大直径
d_s	: 半模型用スティング直径
l_s	: 半模型用スティングの長さ
p_b	: 底面圧力
p_o	: 淀み点圧力
p_L	: プリナム室圧力
p_s	: 一様流静圧
q	: 一様流動圧
α	: 迎角
ϕ	: ねじれ角
δ	: 撓み

3. 試験装置と模型

3.1 風洞

使用風洞は航技研二次元風洞で主要な諸元を表 1 に示す。本風洞は亜音速から遷音速領域における高レイノルズ数の試験を行う目的でつくられた二次元翼型試験用風洞である。測定部上下スロット壁の壁開口比は最も気流変動の少ない気流が得られる 3% としている。風洞の性能および特性については文献 5～8 を参照されたい。

表 1 航技研二次元風洞主要諸元

風洞形式	間欠吹出式
測定部断面積	0.3m (幅) \times 1.0m (高さ)
淀み点圧力	196kpa \sim 1176kpa
マッハ数範囲	0.2 \sim 1.2
レイノルズ数	40×10^6 ($M=0.8$, $P_o=1176$ kpa, 基準長 $= 0.25$ m)
通風時間	9 \sim 100sec

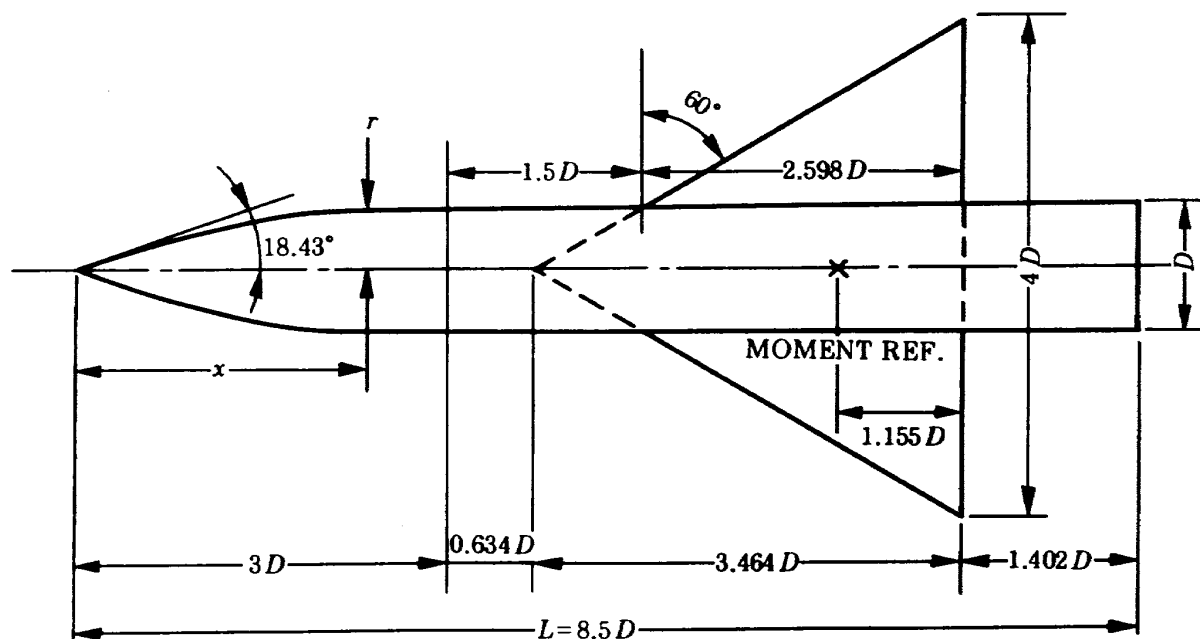
3.2 模型

図 1 に AGARD-B 標準全機模型の寸法を示す。半模型は全機模型の寸法と同じにし、模型胴体中心線にて半分割したものを使用した。この標準模型は細長比 8.5、翼は 60° デルタ形、全長 0.3188m、翼幅は胴体直径の 4 倍 (0.15m)、模型胴体直径は模型ブロックage 1% および天秤の直径を考慮して $D=0.0375$ m とした。翼断面は翼厚比 4% の対称円弧である。

3.3 模型支持装置

3.3.1 全機模型用支持機構

風洞測定部における全機模型取付状況図を図 2 に示す。二次元風洞には通常の三次元測定部に見られるような模型支持機構がないため NASA (Langley TCT)²⁾ の小型低温風洞の二次元測定部、幅 0.2m、高さ 0.61m で試みられた支持方法を参考にした。表 2 に NASA と航技研との相互比較を示す。NASA では模型ブロックage、ストラット


 翼：円弧対称 $t/c=0.04$

$$r = \frac{x}{3} \left[1 - \frac{1}{9} \left(\frac{x}{D} \right)^2 + \frac{1}{54} \left(\frac{x}{D} \right)^3 \right]$$

 $D=37.5\text{mm}$

図1 AGARD-B標準模型

表2 NASA & NAL の相互比較

	ラングレー	航 技 研
風洞	0.3M-TCT	NAL-2D
測定部断面	0.2m×0.61m	0.3m×1.0m
壁開口比(OAR)	5%	3%
ストラット	二重円弧翼	二重楔翼, 二重円弧翼
chord/width	1.0	0.5
chord/Height	0.328	0.15
ブロックage	5.5% ($\alpha=0^\circ$) 14.9% ($\alpha=27^\circ$)	2.0% ^{*)} , 3.0% ($\alpha=0^\circ$) 2.6% ^{*)} , 3.8% ($\alpha=10^\circ$)
模型	75° delta-wing	AGARD-B
位置	ストラット前縁前方 1.525c (c=20cm)	ストラット前縁前方 1.92c, 2.15c, 2.58c (c=15cm)
ブロックage	2.2% ($\alpha=0^\circ$) 6.5% ($\alpha=27^\circ$)	0.4% ($\alpha=0^\circ$) 1.4% ($\alpha=10^\circ$)
試験マッハ数	0.3, 0.5	0.5~1.1

*) 二重楔翼

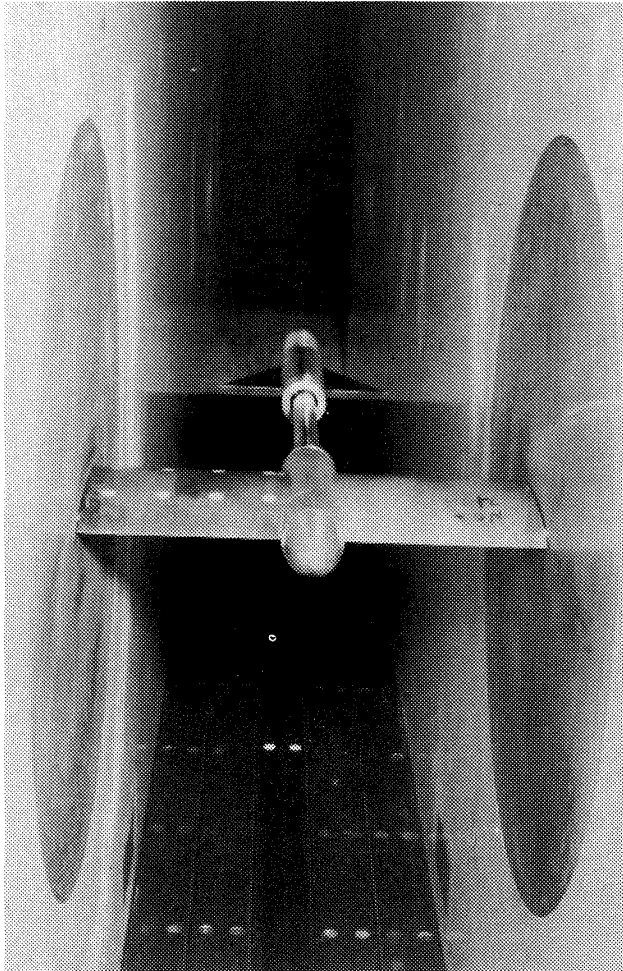


図 2 全機模型取付状況

ブロッケージが最大迎角時 ($\alpha=27^\circ$ まで試験) に、それぞれ 6.5%, 14.9% となっているが、測定部の壁開口比が上下 5% のスロット壁であるとしてもやや大きい値となっている。またストラット部からの模型への影響を逃げるためにスティングも出来るだけ長いほうが望ましいと思われるが文献 2 においてはストラット前縁前方 1.525C ($C=20\text{cm}$) の位置に模型を取り付けている。これに対して本試験装置では最大迎角を 10° まで振るとして模型ブロッケージが 1.4%, ストラットブロッケージは二重楔翼ストラットで 2.6%, 二重円弧翼ストラットで 3.8% とした。また模型取付位置は数種類の長さの違うスティングを用意しストラット前縁前方 2.15C (スティング No.1), 2.58C (スティング No.2 および No.3), 1.92C (スティング No.4) ($C=15\text{cm}$) とした。またストラットも二重楔翼 (ストラット 1, 小容量天秤用) および二重円弧翼 (ストラット 2, 大容量天秤用) を用意しそれぞれのスティングと組み合わせて使用した。図 3.1, 図 3.2 にそれぞれの図を示す。AGARD 仕様⁹⁾ではスティングの長さは 3D と決められている。本風洞試験では下流からの影響を出来るだけ避ける

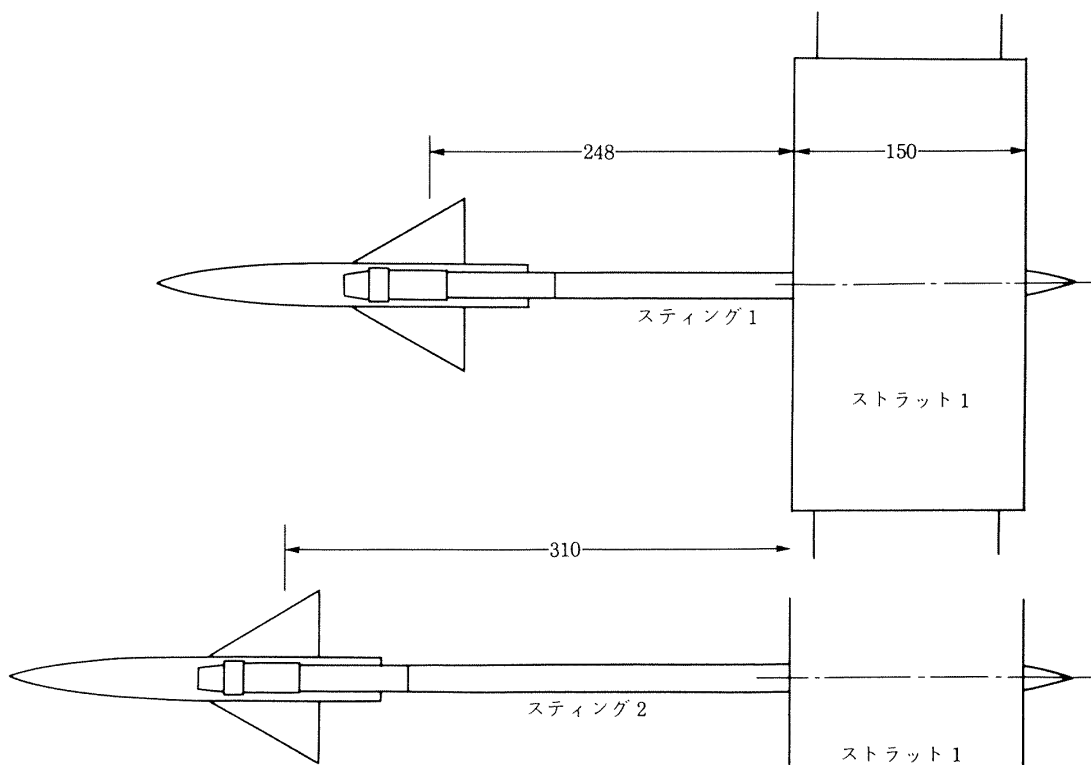


図 3.1 模型, 天秤, スティング, ストラット組み立て図

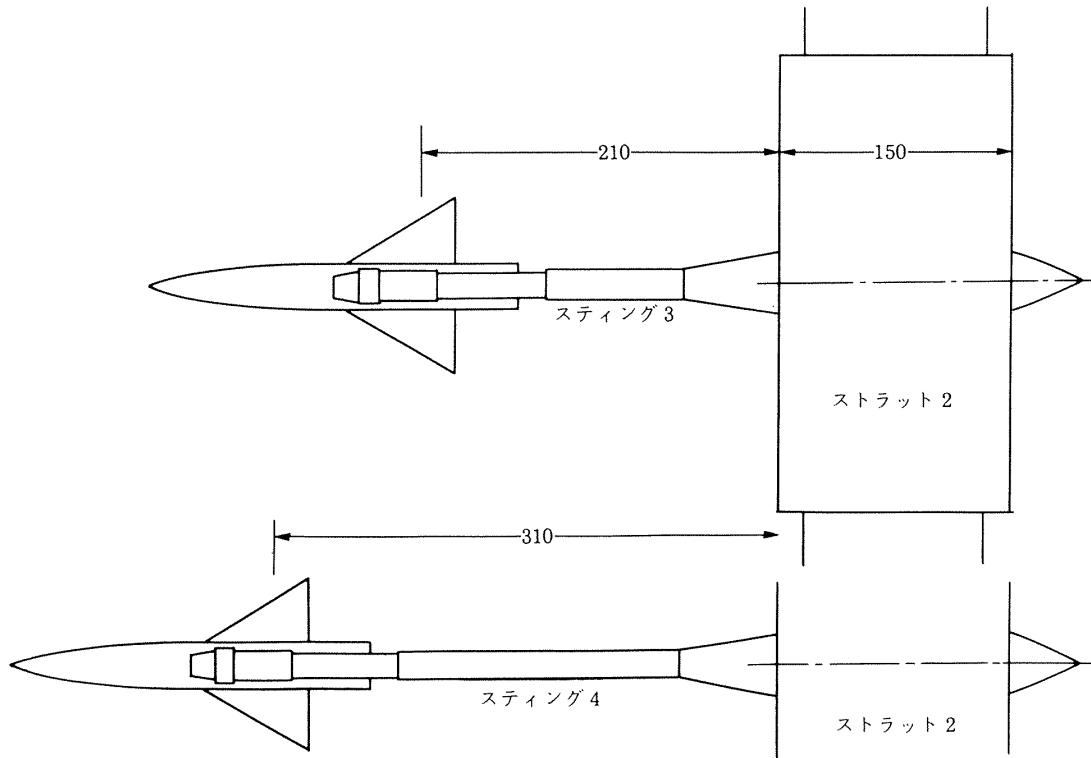


図 3.2 模型，天秤，スティング，ストラット組み立て図

ためスティングの長さは 3D 以上とした。

3.3.2 半模型用支持機構

風洞測定部に半模型を取り付けた状況図を図 4 に示す。半模型支持機構は気流の影響を受けないよう円筒カバーの中を支持腕を通して模型を支持している。図 5 に半模型組み立て図を示す。風洞側壁境界層の影響を避けるために測定部側壁と模型の間に反射板（約 $\phi 500\text{mm}$ ）を設け、反射板と風洞側壁との間隔は、測定部側壁の境界層最大厚さ $M=0.8$ において約 $35\text{mm}^{10)}$ であることより、側壁から約 40mm とした。反射板と模型との隙間は反射板自体からの境界層を考慮して $1\text{mm} \sim 5\text{mm}$ まで調節可能な設計とした。平板上の層流境界層の推算式¹¹⁾より模型主翼中心位置での境界層厚さは 1mm 程度と見積られた。

4. 試験可能範囲

風洞の淀み点圧力は最高 12 気圧まで上げられ、レイノルズ数を高められるが一般には天秤容量の制限で到達可能なレイノルズ数が抑えられる。全機模型（小容量天秤，大容量天秤）および半模型用天秤の各要素容量を表 3 に示す。天秤の各要素

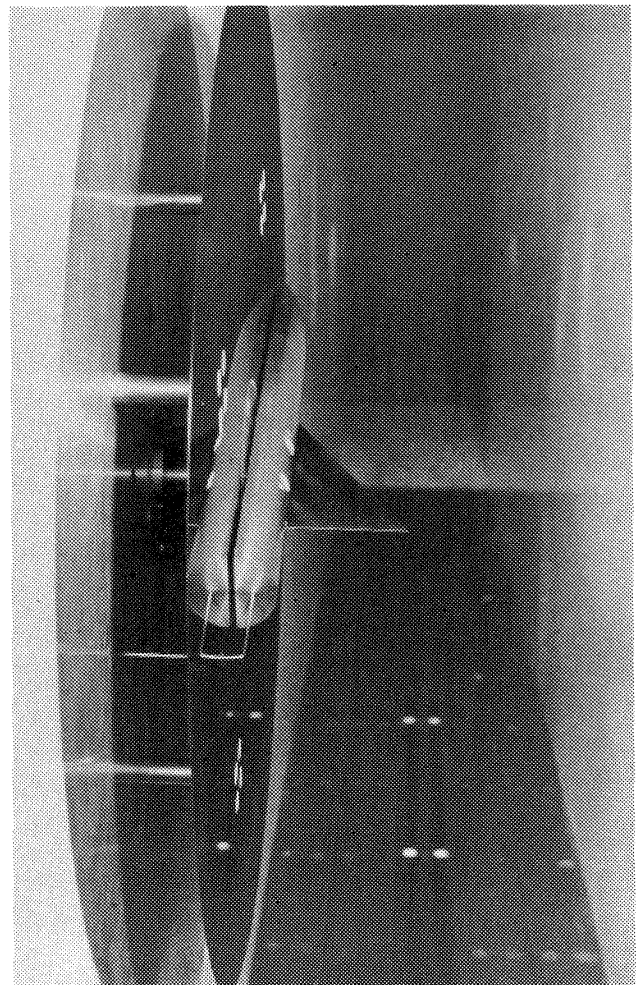


図 4 半模型取付状況

表 3 天秤容量

六分力大容量天秤 (全機模型)	六分力小容量天秤 (全機模型)	三分力天秤 (半模型)
$F_z = 1176\text{N}$	$F_z = 490\text{N}$	
$M_y = 39.2\text{N}\cdot\text{m}$	$M_y = 27.4\text{N}\cdot\text{m}$	
$F_x = 392\text{N}$	$F_x = 147\text{N}$	$F_x = 196\text{N}$
$F_y = 1176\text{N}$	$F_y = 490\text{N}$	$F_y = 196\text{N}$
$M_z = 39.2\text{N}\cdot\text{m}$	$M_z = 27.4\text{N}\cdot\text{m}$	$M_z = 19.6\text{N}\cdot\text{m}$
$M_x = 19.6\text{N}\cdot\text{m}$	$M_x = 7.8\text{N}\cdot\text{m}$	

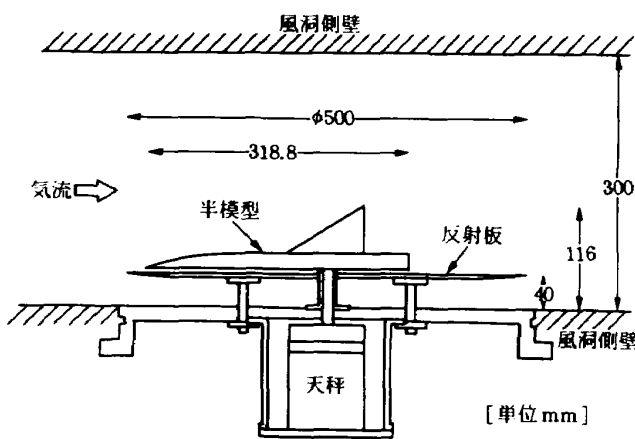


図 5 半模型組み立て図

容量に対して、試験の対象とした全機模型形状での動圧の増加、および迎角の増加で、はじめに天秤容量を越す恐れのあるエレメントは垂直力成分となり、この容量で最高レイノルズ数が抑えられる。最大迎角 10° (半模型は最大迎角 5°) として試験可能なマッハ数～レイノルズ数範囲を計算したものを図 6、図 7 にそれぞれ全機模型試験範囲 (大容量天秤)、および半模型試験範囲として示す。なおレイノルズ数の基準長は供試模型の平均空力翼弦長 ($\bar{c} = 0.08660\text{m}$) としている。

5. 試験方法

5.1 データ収集

1 ラン中の迎角は 10 点とし、気流安定したのち模型を各迎角点で 1.5 秒間固定し、初めの 0.5 秒間を気流制定時間としその後 50 ミリ秒間隔で 20 点のデータを収集し、その平均値をもってその迎角でのデータとした。天秤の出力に 1000 Hz のフィルターをかけた場合と 10 Hz のフィルターをかけた

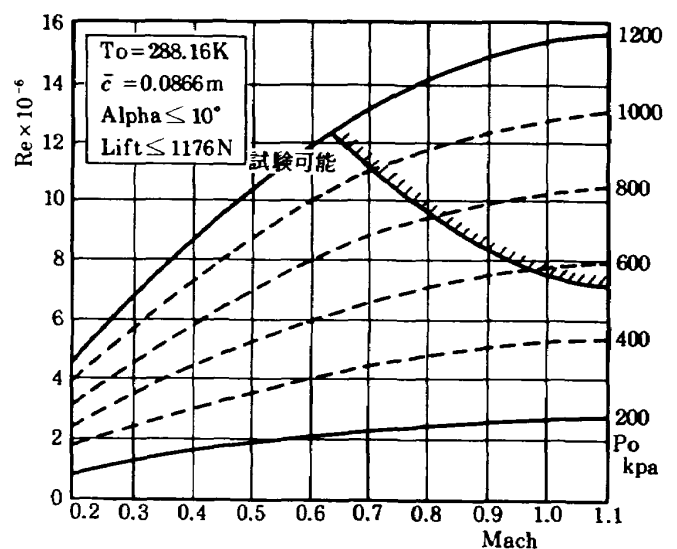


図 6 試験可能範囲 (全機模型)

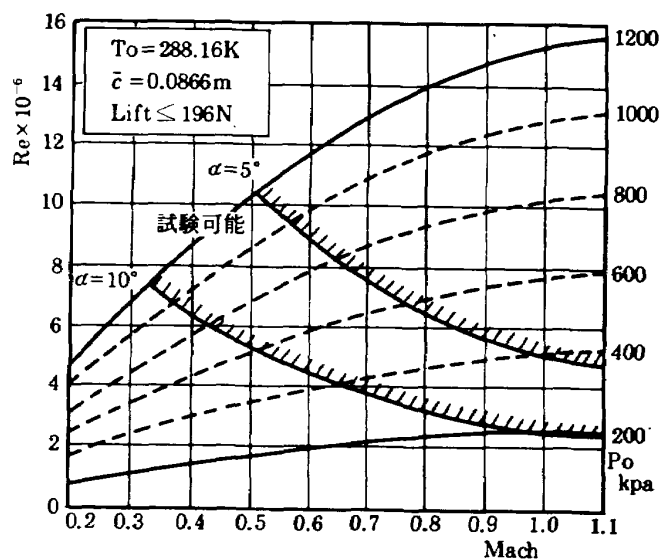


図 7 試験可能範囲 (半模型)

場合の両方を試みたが前者 (1000Hz) ではデータが極度にばらつき、利用できなく、10Hz のフィルターをかけたものを採用した。

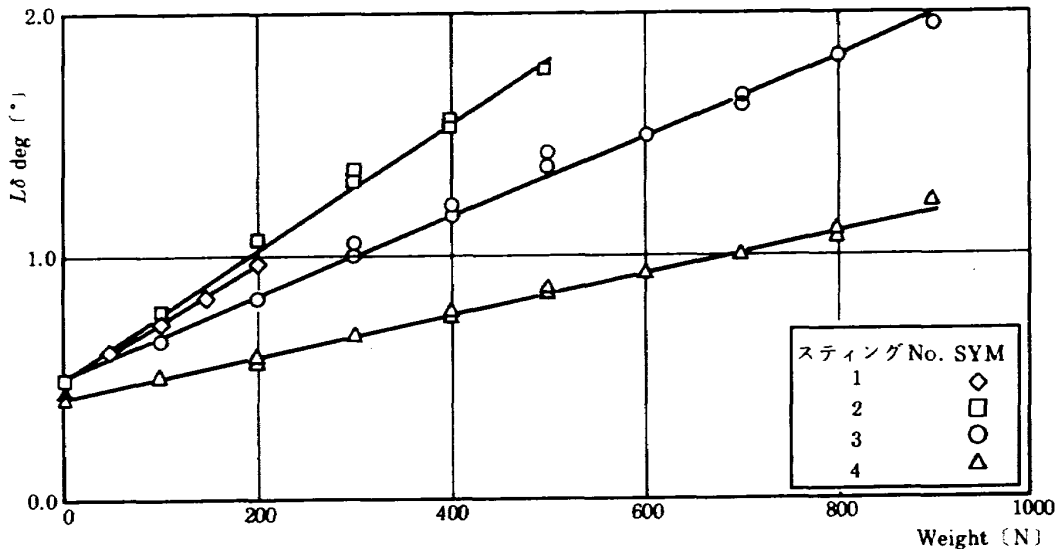


図8 天秤ースティング補正

5.2 天秤補正

天秤出力には1次の干渉補正がほどこされている。天秤ースティング系のたわみ補正も行っておりスティングは外径20φ、内径8φ、材質SCM435のものを使用した。図8に天秤ースティング系のたわみ補正を示す。◇印(スティングNo.1)および□印(スティングNo.2)が小容量天秤用であり、大容量天秤用はそれぞれ○印(スティングNo.3)、△印(スティングNo.4)である。また半模型力試験においては、ねじり角 ϕ_{\max} およびたわみ δ_{\max} は次式から算出した。

$$\phi_{\max} = \frac{32 T l_s}{\pi d_s^4 G} \quad (5.1)$$

$$\delta_{\max} = -\frac{W l_s^3}{3 E I} \quad (5.2)$$

天秤の支持部の形状に対して $d_s = 12 \times 10^{-3} \text{ (m)}$ 、 $l_s = 63 \times 10^{-3} \text{ (m)}$ 、 $T_{\max} = 1.9 \text{ (N} \cdot \text{m)}$ 、 $W_{\max} = 157 \text{ (N)}$ 、 $I = 1.02 \times 10^{-9} \text{ (m}^4\text{)}$ 、 $G = 81 \text{ (Gpa)}$ 、 $E = 200 \text{ (Gpa)}$ の諸量を用いると、それぞれ最大で $\phi_{\max} = 0.04^\circ$ 、 $\delta_{\max} = 0.064 \text{ mm}$ と非常に影響が少ないため試験結果についての補正は行っていない。

6 試験結果

試験結果の整理にあたっては基準面積には翼面積($S = 0.0097 \text{ m}^2$)、基準長には平均空力翼弦長($\bar{c} = 0.08660 \text{ m}$)を用い基準点は翼面積中心とした。

揚力傾斜：図9に揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ とマッハ数の関

係を示す。微係数は迎角 -3° と $+5^\circ$ の範囲の揚力係数 C_L を最小二乗法で直線近似しその傾斜を用いている。それぞれの記号は●印が航技研2M×2M遷音速風洞試験結果、▲印が航技研超音速風洞試験結果、■印がN.R.C NAE半模型試験結果、さらに◻印が文献12における各国風洞における風洞試験結果である。○印および△印が航技研二次元風洞全機模型および半模型試験結果であり、○印はスティングの長さ2.58Cの試験結果である。文献13によると同一寸法模型による全機模型試験と半模型試験の比較が行われており半模型試験結果が全機模型試験結果に比べて10%~20%程度低めにでると報告されている。本試験結果でも同様な結果が得られた。 $M = 0.85$ 以上では全機模型および半模型ともプリナム室内圧力を抽気を行っており、測定部マッハ数は抽気弁の開度に大きく影響され開度が大きくなるにつれてマッハ数が低くでることが分っている¹⁰⁾。これによる影響が図9の結果には含まれていると思われる。すなわち全機模型試験ではプリナム室圧力を抽気していない $M = 0.8$ 付近までは $C_{L\alpha}$ は2m×2m遷音速風洞試験結果に比べて全体的に高めにでており、二重円弧(楔)翼ストラットにより揚力場が発生すると思われる(吹き上げ効果)。 $M = 0.9$ 以降で逆に C_L が低めにでるのは遷音速領域では二重円弧(楔)翼ストラットの影響と考えられる。すなわち、全機模型では $M = 0.9$ 以上ではストラットによ

る阻塞比の影響が大きくなるため抽気弁の開度を大きくすることによって、阻塞比の影響が極めて大きいことがわかる。以上の結果として、全機模型試験では、①揚力傾斜は全体的に高めであり二重円弧（楔）翼のストラットによる気流の偏向がストラット前方にある模型に吹き上げ効果

としておよんでいると考えられる。二重円弧（楔）翼ストラットの影響で吹き上げ効果があるとすれば全体的に揚力傾斜が高めにてもおかしくはない。 $M=0.8$ までは吹き上げ効果と思われるが、② $M=0.9$ からは他風洞と比べて揚力傾斜は低めに出る。抽気弁開度の開けすぎによるマッハ数が設定

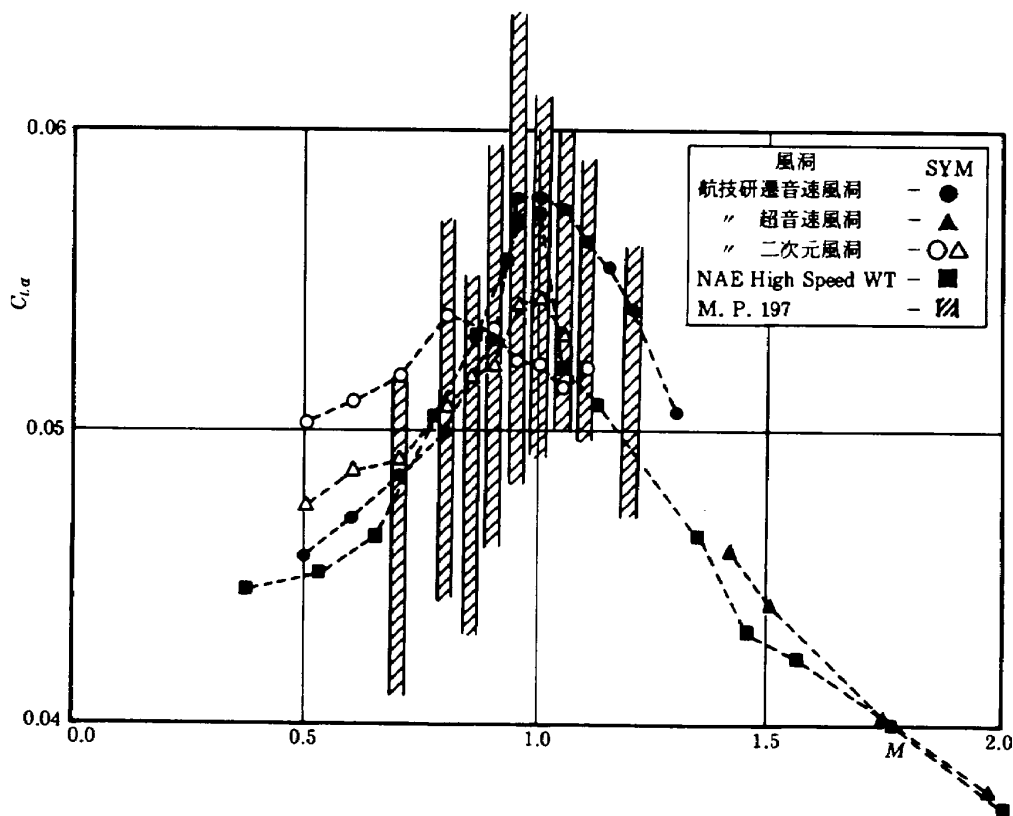


図9 $C_{L\alpha} \sim M$

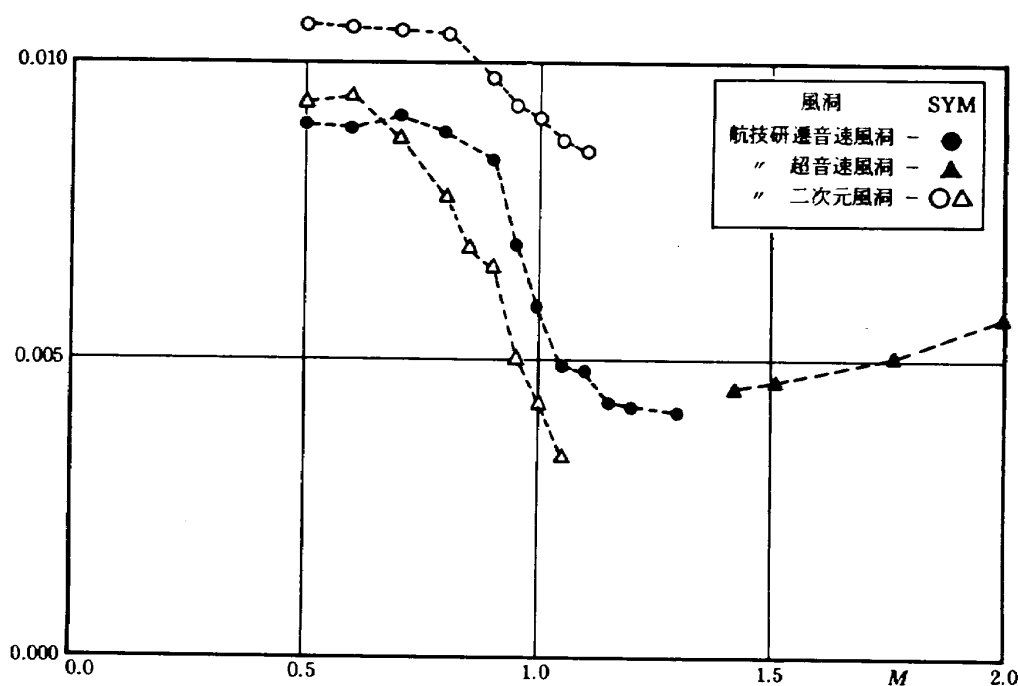


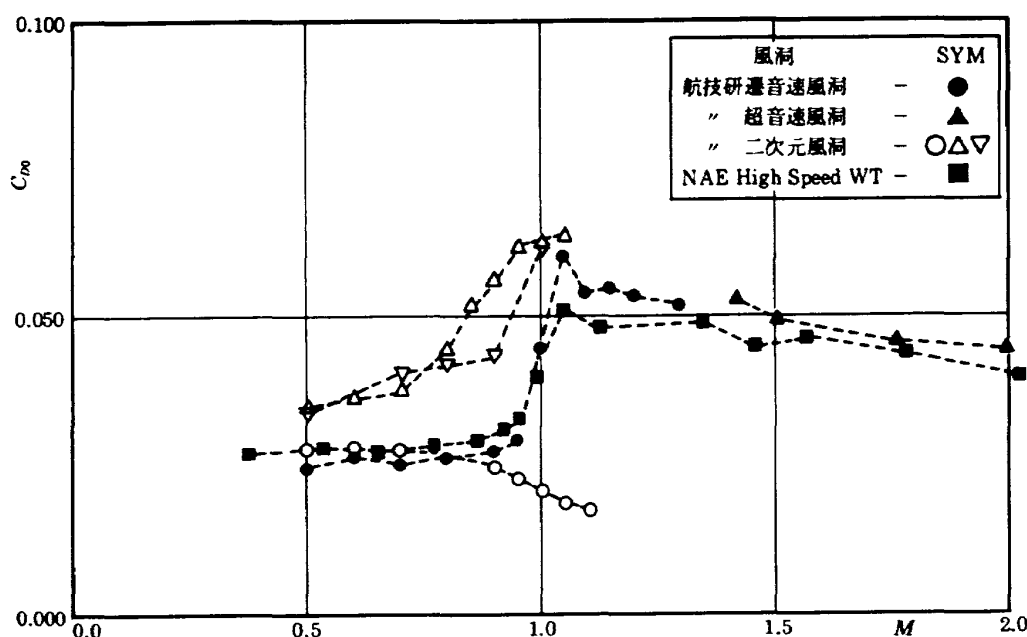
図10 $C_{m\alpha} \sim M$

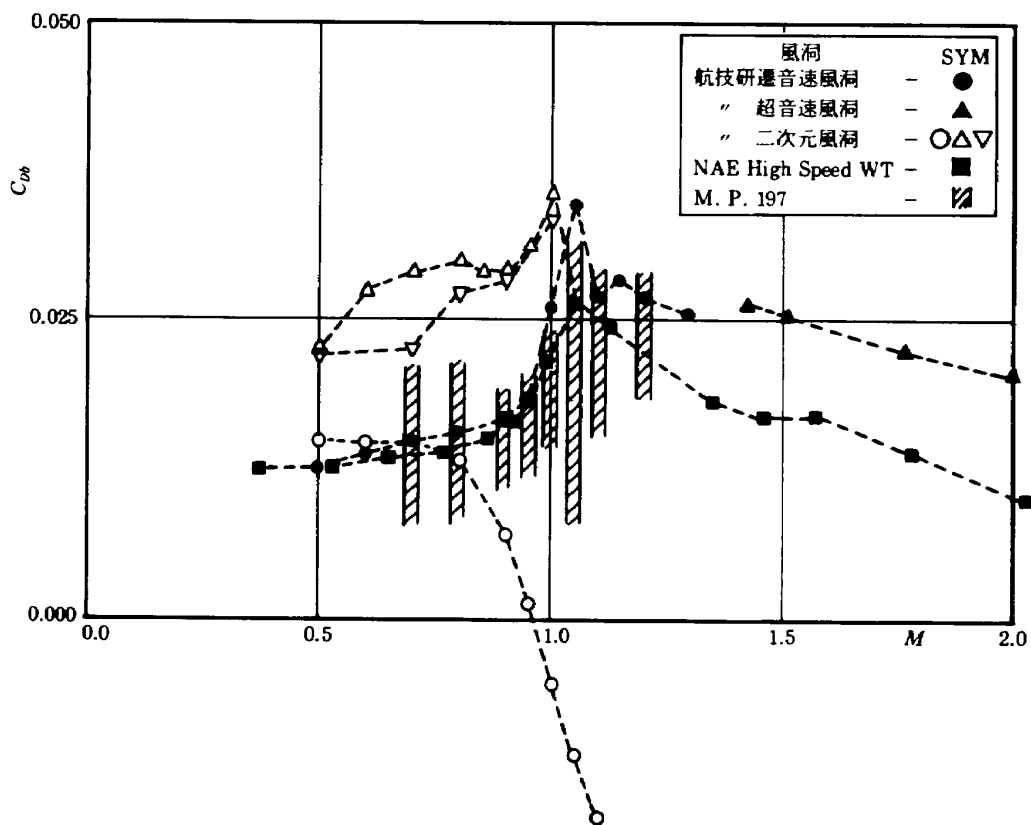
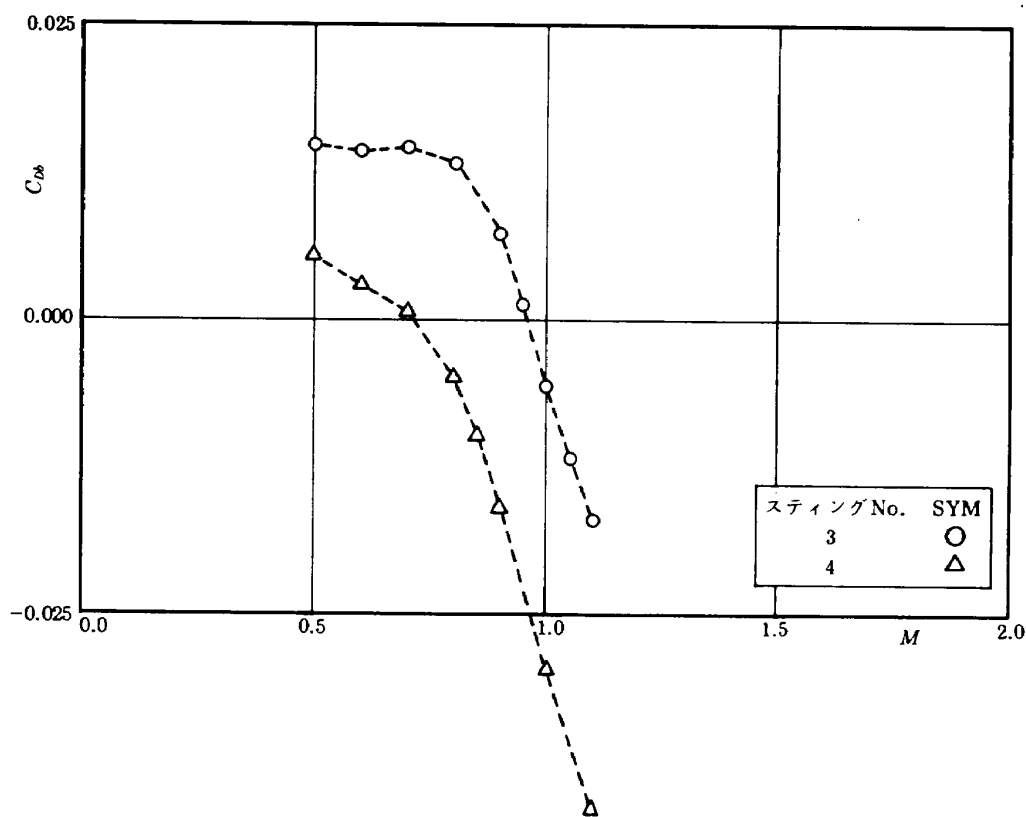
マッハ数よりも低めにでていることによると思われる。以上のように他風洞と比べ、 $C_{L\alpha}$ にずれがあるのは大きく二つの原因によると考えられる。このことは二重円弧（楔）翼ストラットを用いない半模型試験結果において、吹き上げ効果および阻塞比の影響は特にみられないことからわかる。

モーメント傾斜：図10にモーメント傾斜 $C_{m\alpha}$ とマッハ数の関係を示す。全機模型試験（○印）は全体的に航技研2m×2m遷音速風洞および半模型試験に比べて、 $C_{m\alpha}$ の値が高めにでる傾向がある。この高めに出る傾向は先にも述べた二重円弧（楔）翼ストラットによる吹き上げ効果によると思われる。吹き上げ効果の無い半模型試験結果においてはほぼ満足出来る結果が得られた。

抵抗係数：図11に零迎角時の全抵抗 C_{D0} とマッハ数の関係を示す。全機模型試験の結果は $M=0.9$ 以下では航技研の他の風洞やNAEの風洞の結果と完全に一致しており $M=0.9$ を越えると下流ストラットの影響により低めの値となる。半模型試験の結果は全体的に高めの値を示す。文献13によると零迎角時の全抵抗係数の全機模型試験結果と半模型試験結果の比較がされており傾向としては一致しているが全体的に20%～30%、半模型試験のほうが高くなると報告されている。本試験結

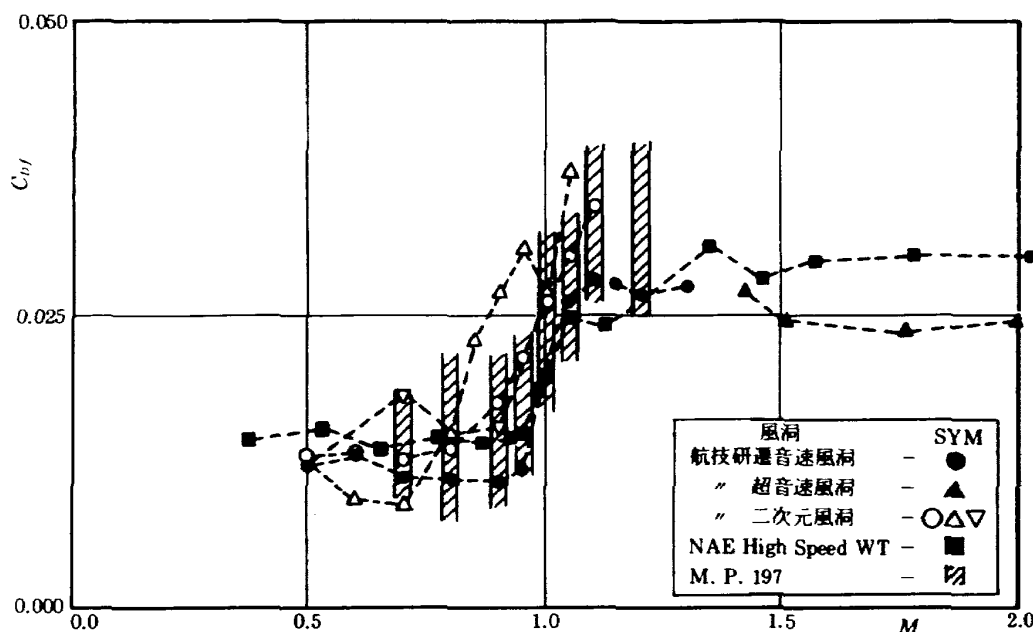
果でも同じ様な傾向であるが高すぎる結果となっている。ここでの▽印は模型と反射板とのすき間が2mmのときの試験結果であるが特に大きな相違は認められなかった。さらに模型ベース圧力より求めた底面抵抗 C_{Db} とマッハ数との関係を図12に示す。スティングの長さ1.92Cは2.58Cよりもベース圧力に対する影響が大きく（ベース圧力が高い）、 $M=0.5$ の時点より底面抵抗 C_{Db} は低い値になる。この結果から得た、スティングの長さの違う1.92C（△印）および2.58C（○印）の底面抵抗 C_{Db} とマッハ数の関係を図13に示す。マッハ数の低いところで約20%、マッハ数の高いところで約40%程度低めにでており、長さの短い1.92Cスティングの方が模型ベース圧力に大きな影響を与えていることがわかる。 $M=0.85$ を過ぎるあたりで模型下流のベース圧力に著しい影響（ベース圧力が高い）が現われることがわかる。これは下流にある二重円弧翼ストラットの影響によりストラット前方にある模型ベース圧力が高くなることによるものである。ストラットのない半模型試験結果ではこのような現象は見られない。半模型試験では逆にベース圧力が低いことにより底面抵抗 C_{Db} は高めにでる。文献13においても同じ様な試験結果が得られており半模型試験では底面抵抗が


 図11 $C_{D0} \sim M$

図12 $C_{Db} \sim M$ 図13 $C_{Db} \sim M$

高めにでているが、現在のところこの原因は不明であり今後可視化や詳細な圧力分布測定により究明する必要がある。次に全抵抗から底面抵抗を差し引いた値を前面抵抗 C_{Df} として、 C_{Df} とマッハ

数との関係を図14に示す。全機模型試験では遷音速領域でやや高い値を示すが良い一致が見られた。半模型試験においては、模型と反射板との隙間が 1mm (△印) の場合はややばらつきがあり遷音速


 図14 $C_{Df} \sim M$

領域で高めである。隙間 2mm (▽印) の場合には、ほぼ良い一致がみられた。各風洞での C_{Df} の違いはレイノルズ数 ($0.33 \sim 12 \times 10^6$) による表面摩擦抵抗の違いと、遷移の固定のために模型前部に取り付けられたワイヤーおよびグリットからの影響によるものである。

7. ま と め

- (1) 全機模型では抵抗係数はマッハ数 0.85 を越えると航技研や NAE の他の風洞との一致が悪くなる。これは底面抵抗に著しい違いが出ることから模型底面部下流にある二重円弧 (楔) 翼ストラットの影響がベース圧力におよんでいるためと考えられる。
- (2) 全機模型において、マッハ数 0.80 位までは大きな支障なく試験が出来そうであるが $C_{L\alpha}$, $C_{m\alpha}$ とともに高めに出る。これは翼型をしたストラットが通常の翼型の様に (迎角を有する時) 揚力を発生するために模型部分に吹き上げを発生させるためと思われる。マッハ数 0.8 以上の三次元形状模型の試験を行うためには揚力場を発生させない模型支持機構を考える必要がある。
- (3) 半模型については模型ベース圧力が低いことにより抵抗係数が全体的に高めに出る。

謝 辞

本試験を行うにあたり全機模型用計測天秤をお借りし、また力試験データ収集プログラムについてご教示頂いた近藤室長 (当時超音速風洞計測研究室, 現大型低速風洞計測研究室) および半模型用天秤をお借りした大型低速風洞制御研究室・野中修技官, データ収集をお手伝いして下さった高橋秀明君 (当時東京大学大学院) に御礼申し上げます。

8. 参 考 文 献

- 1) 空気力学第 2 部; 航技研二次元遷音速風洞の構造と特性, 航空宇宙技術研究所報告 TR-647 (1980).
- 2) Richmond P. Boydenn, William B. Johnson, Jr., and Alice T. Ferris; Aerodynamic Force Measurements with a Strain-Gage Balance in a Cryogenic Wind Tunnel.; NASA Technical Paper 2251, December 1983.
- 3) J. G. Laberge; Half-Model Measurements of Longitudinal Force and Moment Characteristics of AGARD Model B at Subsonic and Supersonic Speeds.; N. R. C.

- NAE LR-267 (1959).
- 4) 石原久蔵, 原 亘利, 榊原盛三, 関根英夫 ; 航技研 1m×1m 吹出超音速風洞におけるハーフモデル試験について ; 航空宇宙技術研究所資料 TM-125 (1968).
 - 5) 榊原盛三, 高島一明, 三輪 等, 小国保男, 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).
 - 6) 榊原盛三, 三輪 等, 小国保男, 佐藤 衛, 神田 宏 ; 航技研二次元風洞の気流特性について(II) ; 航空宇宙技術研究所報告 TR-836 (1984).
 - 7) 小国保男, 佐藤 衛, 神田 宏, 榊原盛三, 三輪 等, 馬場滋夫 ; 航技研二次元風洞の気流特性について(III) ; 航空宇宙技術研究所報告 TR-842 (1984).
 - 8) 三輪 等, 佐藤 衛, 小国保男, 神田 宏 ; 航技研二次元風洞の気流特性について(IV) ; 航空宇宙技術研究所報告 TR-862 (1986).
 - 9) AGARD Wind Tunnel Calibration Models. AGARD Specification 2 (1958).
 - 10) 須谷記和, 神田 宏, 佐藤 衛, 馬場滋夫, 三輪 等, 河本 巖, 高橋秀明 ; 航技研二次元風洞における側壁境界層吸取時のマッハ数分布について ; 日本航空宇宙学会, 第21期, 年会講演会講演集 (1990).
 - 11) Schlichting, H. ; Boundary Layer Theory, ; McGraw-Hill, New York, 1960.
 - 12) H. Valk and J. H. Van der Zwaan. ; A Review of Measurements on AGARD Calibration Model B in the Transonic Speed Range. ; N. L. R. Report M. P. 197 (1960).
 - 13) J. A. Van der Blik. ; Notes on Half Model Testing Wind Tunnels ; NAE LR-235 (1959).

航空宇宙技術研究所資料 639号

平成3年8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丁目44番地1
電話三鷹(0422) 47-5911(大代表) ㊦182
印刷所 株式会社 三興印刷
東京都新宿区西早稲田 2-1-18
