

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1255

超音速流中の大迎角鈍頭円柱に作用する横力

楯 篤志・渡辺光則・野田順一
関根英夫・吉永 崇

1994年12月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

超音速流中の大迎角鈍頭円柱に作用する横力*

楯 篤 志** 渡 辺 光 則** 野 田 順 一**
関 根 英 夫** 吉 永 崇**

Side Force Acting on Blunted Circular Cylinder Bodies at High Angles of Attack in Supersonic Flow

Atsushi TATE, Mitsunori WATANABE, Junichi NODA
Hideo SEKINE, Takashi YOSHINAGA

ABSTRACT

To obtain data for stable recovery of future rocket boosters and the rocket itself, measurements of side force acting on blunted circular cylinders were carried out at high angles of attack ($\alpha < 32$ deg.) in supersonic flows of several Mach numbers. The blunted circular heads, including a flat face and semi-elliptic shapes, were tested to determine the effects of nose shapes on side force. Highly blunted bodies close to a flat-faced cylinder show large side force as the Mach number decreases, while a flat-faced cylinder shows large side force in the narrow regions between $M_\infty = 1.75$ and 2.25.

Key Words : High Angles of Attack, Side Force, Blunt Body, Supersonic Flow

1. はじめに

円錐円柱やタンジェントオジャイブのような軸対称形状の飛行体が流れに対して 20° 以上の大迎角を取ると、側面から剝離した背面の渦が左右に非対称に配置するため、横力が作用する¹⁻⁴⁾。文献2によると、タンジェントオジャイブのような細長物体には、亜音速領域で大きな横力が作用し、超音速領域ではほとんど横力は作用しない。このような物体背面の非対称な渦の存在はいくつかの可視化実験で実証されている⁵⁻⁷⁾。また、切り離されたロケット下段部やブースタが、落下中に水平になりフラットスピンという回転運動を起こすことが知られている⁸⁾。この回転の理由はまだ十分には解明されていない。

飛行体に大きな横力が作用すると、みそすり運動(コーニング)から制御不能の回転(フラットスピン)が生じる。高速の回転が起きると遠心力のため本体や搭載機器が破損するおそれがある。従って、大迎角で飛行する物体に作用する横力を予測し、これを低減することは飛行体の安定した飛行と事故防止のために重要である。しかし、

大迎角における横力の原因となる飛行体周囲の流れ場はまだ十分には解明されていない。その理由は、大迎角物体の風下側(背面)での流れ場が、レイノルズ数、マッハ数、迎角、物体の形状、物体表面の粗さなどの多くのパラメータ以外に、物体の先端部の目に見えない小さな不規則性に影響されて不確定に変化するからである。

円錐円柱のような軸対称形状物体の場合、一般には物体の先端が鋭いほど物体に作用する横力は大きくなる。従って、横力を小さくするために先端部に丸みをつけることが有効である⁹⁾。また、物体の先端付近の微小な非対称性が背面渦の配置に大きな影響を与えるため、横力の大きさは物体のロール角によっても変化する^{4,10-12)}。

一方これとは逆に、円柱のような極端な鈍頭物体も、亜音速の流れの中で流れが模型の前面の角や側面で左右非対称に剝離するため、大迎角で横力が作用する^{13,14)}。それでは、超音速流中で切り離されたロケットの下段部のように、平頭に近い鈍頭物体には超音速流中でも同じような横力が作用するのか、という疑問が生じる。

超音速流中の大迎角平頭円柱に作用する空気力の測定については、すでにいくつかの論文で報告されている¹⁵⁻¹⁷⁾。しかし、いずれの論文も横力の作用については無視しているか、無視できるくらい小さいと記述している。

* 平成6年10月18日受付(received 18 October 1994)

** 空気力学部(Aerodynamics Division)

本論文では、円柱のような鈍頭細長物体が超音速流中で 0° から 32° までの大迎角を取る場合にも、亜音速と同様に物体に横力が作用することを超音速風洞実験で見出したので、その測定結果を報告する。

なお、本論文の一部は文献18に述べられているが、それに記述されていない実験条件の結果も含めて、本論文で詳細に述べた。

2. 記号

b/a	: 楕円頭部の縦径と横径の比(図3)
C_A	: 軸力係数 $=F_x/qS$
C_ℓ	: 横揺れモーメント係数 $=M_x/qS\ell$
C_m	: 縦揺れモーメント係数 $=M_y/qS\ell$
C_n	: 偏揺れモーメント係数 $=M_z/qS\ell$
C_N	: 法線力係数 $=F_z/qS$
C_Y	: 横力係数 $=F_y/qS$
$ C_Y _{\max}$: 最大の横力係数
d_0	: 円柱の直径(=楕円頭部の横径 a)
F_x	: 軸力
F_y	: 横力
F_z	: 法線力
ℓ	: 模型全長(代表長さ)
M_x	: 横揺れモーメント
M_y	: 縦揺れモーメント
M_z	: 偏揺れモーメント
M_∞	: 一様流マッハ数
q	: 動圧 $= (1/2)\rho V_\infty^2$
Re_∞	: レイノルズ数 $= \ell V_\infty/\nu$
S	: 円柱の代表面積 $= \pi d_0^2/4$
V_∞	: 一様流の風速
X	: 機体軸系の前後軸
Y	: 左右軸
Z	: 上下軸
α	: 迎角
ρ	: 空気密度
ν	: 空気の動粘性係数
ϕ	: 頭部ロール角

3. 実験装置と模型

3.1 風洞

大迎角での鈍頭円柱の6分力測定の実験は、航空宇宙技術研究所の超音速風洞で行った。その測定部は $1\text{m} \times 1\text{m}$ で、マッハ数は可撓ノズルによって $M_\infty=1.4\sim 4.0$ の間に任意に設定できる¹⁹⁾。

模型は、 10° のオフセット角(水平固定軸からあらかじめ与えられた迎角)を持った曲がりスティングに取り付けられ、迎角 α は -10° から $+30^\circ$ 付近までの大迎角を取る

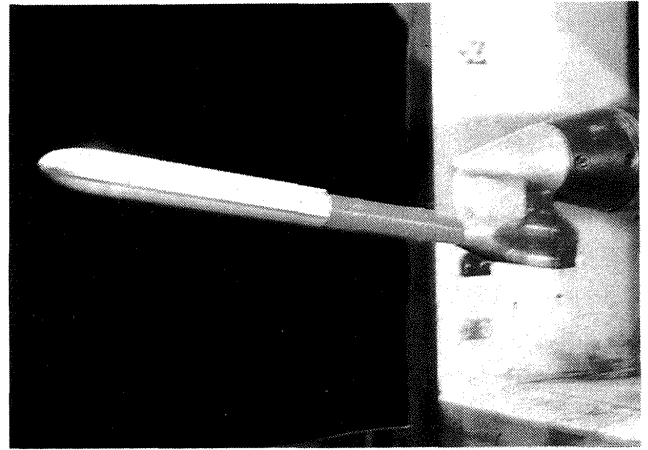


図1 曲がりスティングに取付けた回転楕円体鈍頭模型

ことができる。実験に使用した風洞の曲がりスティングに取り付けた模型を図1に示す。模型が迎角を取った状態で通風すると、通風開始直後から風洞測定部に正常な気流が確立する間に大きな非正常力(スターティングロード)が模型(従って天秤)に作用する。これを避けるため、迎角 $\alpha=0^\circ$ に模型を設定しておき風洞を起動する。気流が確立した後、 $\alpha=-5^\circ$ に迎角を変化させ、その後、約 $2^\circ/\text{s}$ の速度で連続的に $\alpha=32^\circ$ まで迎角を変えながら6分力天秤で空気力とモーメントを測定する。風洞停止時にも大きな非正常力が作用するため、再び迎角を $\alpha=0^\circ$ に戻した後、風洞を停止する。天秤による6分力の測定値は10Hzのローパスフィルターを通して120msごとに、従って、迎角約 0.24° ごとに計算機に取り込み、一連の処理を行い、結果をプロットした。

3.2 模型と天秤

実験に使用した模型は、平頭円柱と円柱の前方に半回転楕円体の鈍頭部を持つ軸対称の鈍頭円柱である。図2に模型の鈍頭部と円柱部の写真を示す。先端を異なる6種類の楕円体鈍頭部に取り替えて、鈍頭円柱に作用する

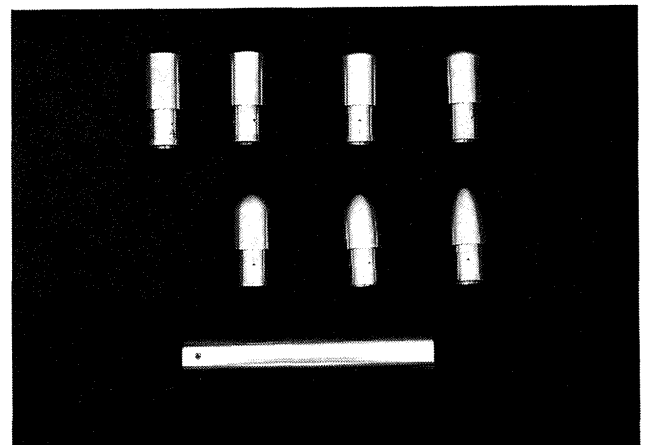


図2 実験に使用した模型の頭部と円柱

空気力を測定した。楕円体部の縦径 b と横径 a (直径 d_0 に相当)の比は、 $b/a = 1/6, 1/3, 1/2, 1, 2,$ 及び 3 である。平頭円柱は、楕円体部の縦径 b と横径 a の比 $b/a = 0$ の場合に相当する。模型は高力アルミ(YH75)で作られ、その直径は $d_0 = 54\text{mm}$ 、全長 $l = 400\text{mm}$ (ただし $b/a = 3$ の模型は $l = 407\text{mm}$)である。先の尖った軸対称細長物体では、模型頭部の極めて微小な非対称性が背面渦の配置に大きな影響を与えるため、頭部のロール角を変えると横力の大きさは変わる⁴⁾。実験に使用した模型は軸対称の平頭を含む鈍頭物体である。このような場合にも模型頭部の微小な非対称性が横力にどのように影響を与えるかを調べるため、原則として模型の鈍頭部を 90° づつロールさせて、同一条件で模型に作用する空気力の測定を行いそれらを比較した。

6分力の測定には内挿式モーメントタイプの6分力天秤(No.11, 1.5インチ, LMC-6272, 日章電機製)を使用した。天秤容量を以下に示す。

- ・軸力(F_x) = 800N
- ・横力(F_y) = 5000N
- ・法線力(F_z) = 5000N

- ・横揺モーメント(M_x) = 70N・m
- ・縦揺モーメント(M_y) = 300N・m
- ・偏揺れモーメント(M_z) = 300N・m

3.3 座標系

図3に、座標系と空気力及びモーメントの定義を示す。今回の実験では、モーメントの基準点を模型先端に取っている。機体軸に固定した座標としてX軸(迎角 $\alpha = 0^\circ$ の場合に風洞の主流方向と一致する)、X軸に直角で水平方向をY軸(上流に向かって右を正とする)、X軸とY軸に直角な方向をZ軸(上方を正とする)と定め、それぞれの方向に作用する空気力を F_x, F_y, F_z とする。また、X軸回りのモーメントを M_x (前方を見て時計回りを正)、Y軸回りのモーメントを M_y (頭上げを正)、Z軸回りのモーメントを M_z (右首振りを正)とする。模型の円柱部分の断面積を代表面積 $S(= \pi d_0^2 / 4)$ 、模型の全長 l を代表長さとし、空気密度 ρ 、主流の風速 V_∞ 、動圧 $q = (1/2)\rho V_\infty^2$ を用いてこれらを無次元化すると、空気力とモーメントの係数は、

$$C_A = F_x/qS, \quad C_Y = F_y/qS, \quad C_N = F_z/qS,$$

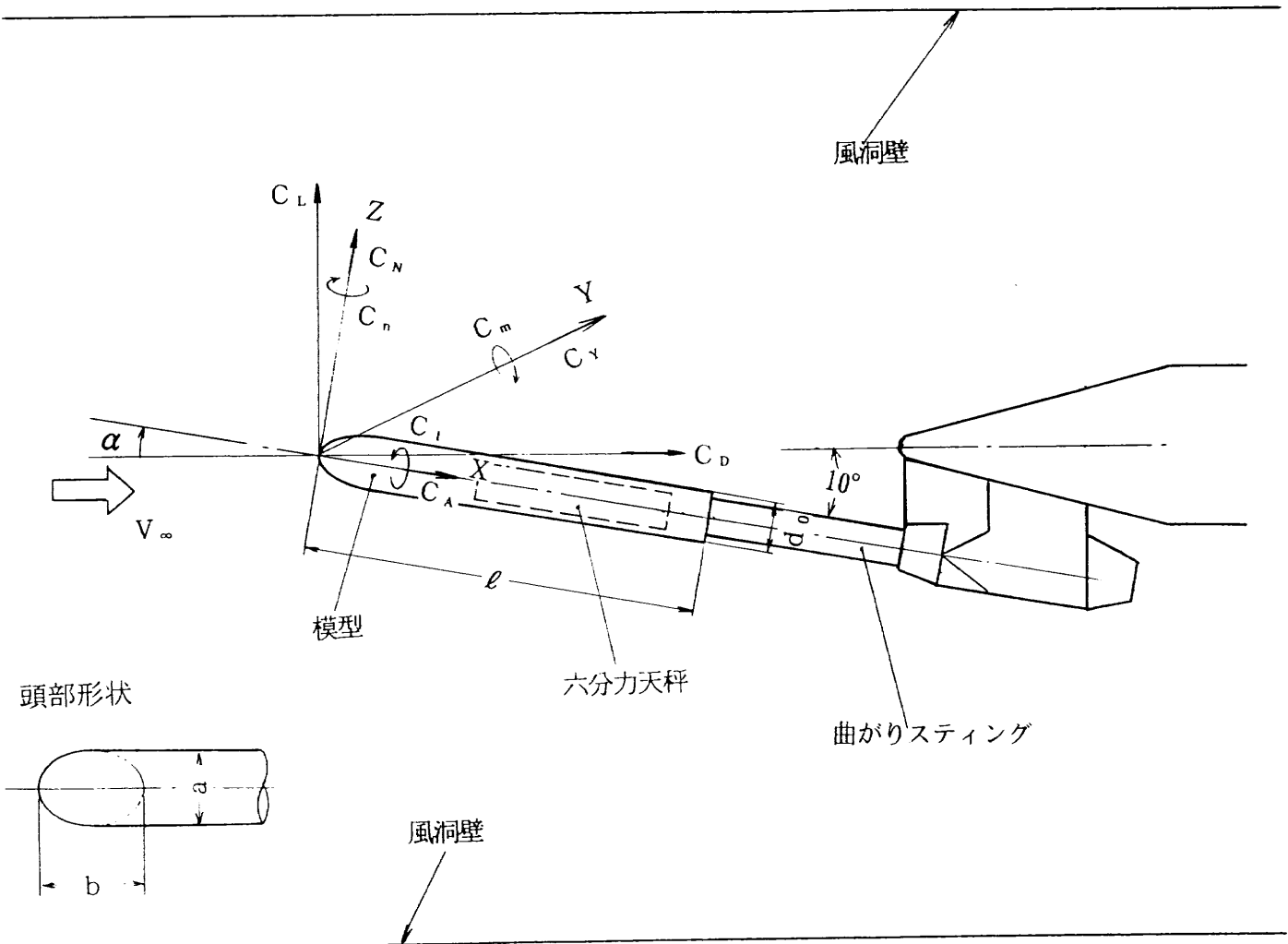


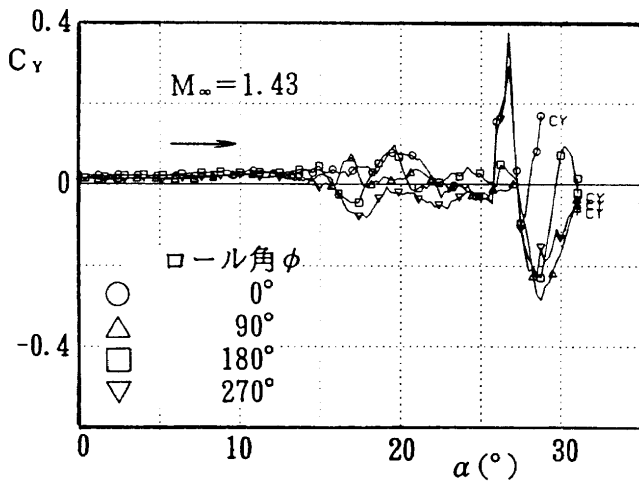
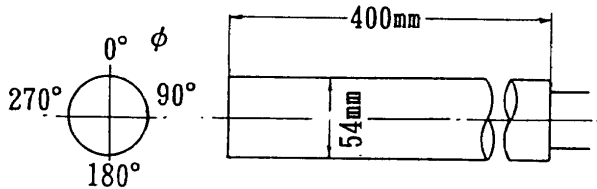
図3 座標系

$C_l = M_x/qS\ell$, $C_m = M_y/qS\ell$, $C_n = M_z/qS\ell$
 で表される。

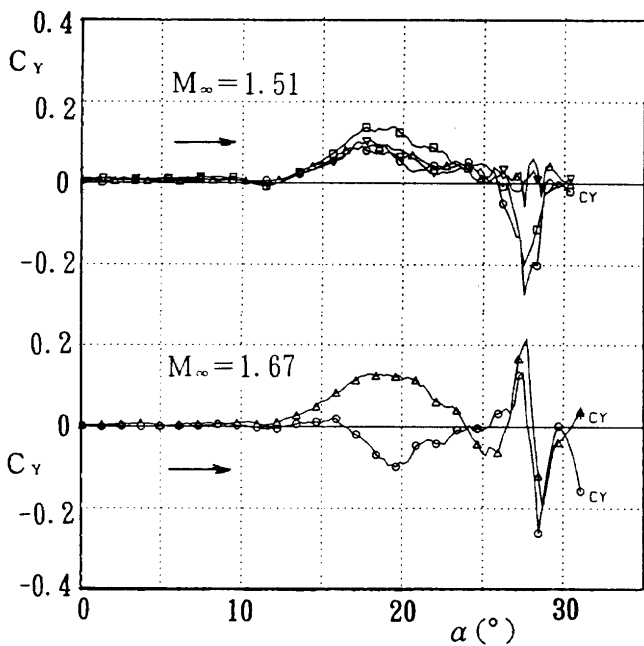
4. 測定結果

4.1 平頭円柱模型(円柱模型)に作用する横力

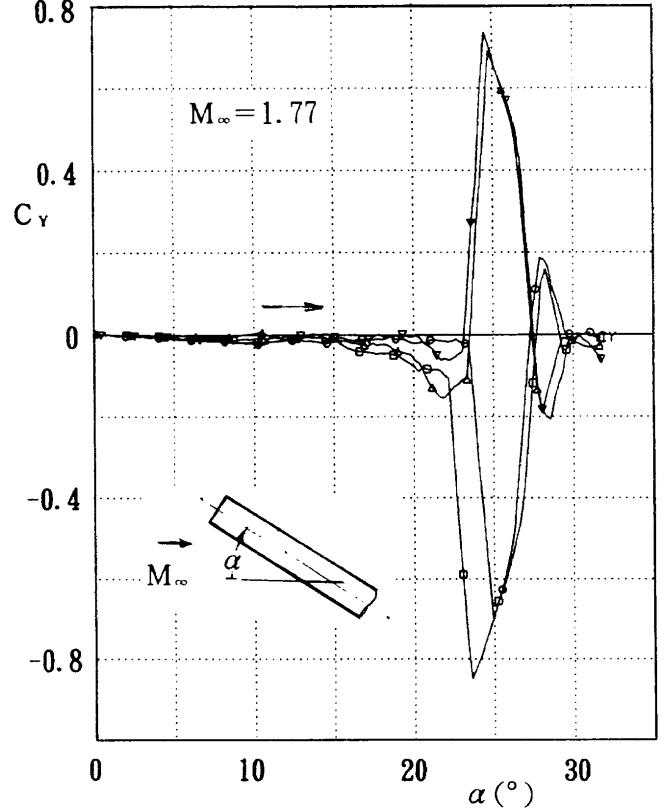
図4 (a)から図(f)に、迎角 α を連続的に変化させた場合の、平頭円柱模型に作用する横力係数 C_y の変化を示す。迎角 α の変化の方向を矢印(\rightarrow)で示す。図中の曲線上



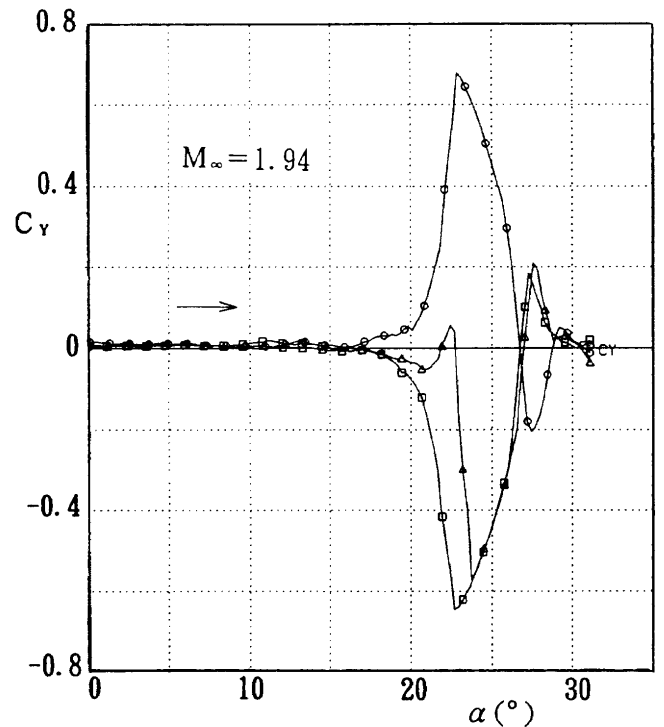
(a) $M_\infty = 1.43$



(b) $M_\infty = 1.51, M_\infty = 1.67$



(c) $M_\infty = 1.77$



(d) $M_\infty = 1.94$

のそれぞれのシンボルは、模型の鈍頭部のロール角 ϕ を90°ずつ変えたときの変化の曲線を区別するもので測定点ではない。ロール角の方向は、上流から模型を見て時計回りを正とする。データは約0.24°おきにプロットされている。

図4 平頭円柱に作用する横力係数 C_y と迎角 α の関係

図4 (a)は $M_\infty=1.43$ の場合の横力係数 C_Y の変化を示す。迎角 α が小さいときには横力はほとんど作用しないが、 $\alpha=15^\circ$ 付近から横力が作用し始め、 $\alpha=25^\circ$ 付近を越えると急激に大きな横力が作用し、最大値 $|C_Y|_{\max}=0.38$ 程度に達する。ロール角 ϕ の違いによって、 $\phi=0^\circ$ (○), 270° (▽)では $\alpha=27.0^\circ$ で最大値 $0.30\sim 0.38$ を取り、 $\phi=90^\circ$ (△), 180° (□)では $\alpha=28.0^\circ$ 付近で負側に

$|C_Y|_{\max}\approx 0.21\sim 0.28$ を取る。さらに迎角を増すと、 $\alpha=31^\circ$ では再び $C_Y=0$ となる。模型は軸対称に製作されているからロール角の影響はないように思われるが、この α の狭い範囲($26^\circ < \alpha < 30^\circ$)で模型を取り付けたときのロール角の違いによって横力に大きな差が表れている。この横力がロール角に依存する傾向は以下のすべての模型について現れる。

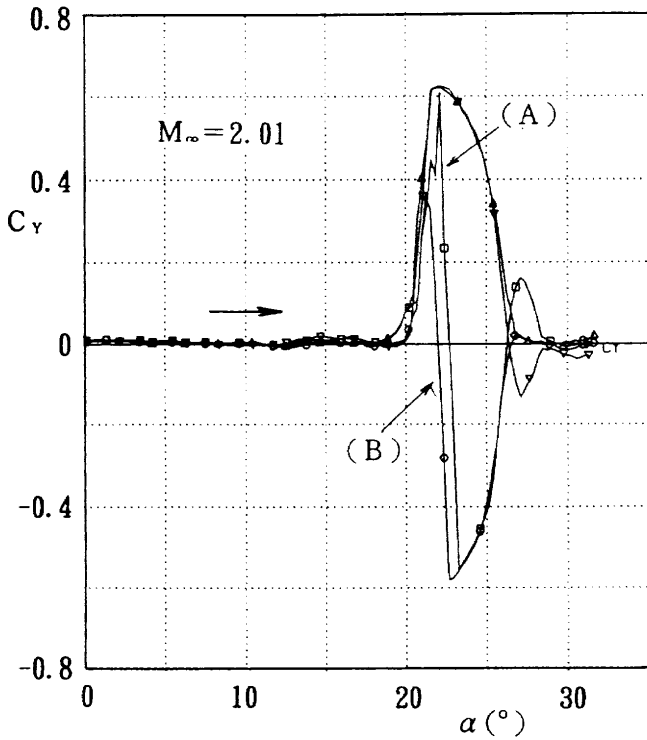
図4 (b)は $M_\infty=1.51, M_\infty=1.67$ の場合の α と C_Y の関係を示す。 $M_\infty=1.51$ では迎角 α が小さいときには横力はほとんど作用しないが、 $\alpha=12^\circ$ 付近から横力が作用し始め、 $\alpha=18^\circ$ 付近で最大値 $C_Y=0.15$ 程度に達する。以後ロール角の違いによって、 $\phi=0^\circ$ (○), 180° (□)のとき $\alpha=27.5^\circ$ 付近で負側に最大値 0.25 を取ることもあるが、 $\alpha=30^\circ$ では再び $C_Y=0$ となる。 α の狭い範囲($27^\circ < \alpha < 29^\circ$)でロール角の違いによって $C_Y=-0.2$ 程度の横力が現れている。

$M_\infty=1.67$ では模型頭部のロール角は $\phi=0^\circ$ 及び 90° の二つの場合について実験を行った。 $\alpha=12^\circ$ 付近から $|C_Y|$ は増加し、 $\alpha=24^\circ$ 付近で一旦 $C_Y=0$ になる。しかし、さらに迎角を増すと $\alpha=27.5^\circ$ 付近で $|C_Y|_{\max}=0.13\sim 0.21$ を示した後急激に横力が減少し、 $\alpha=28.5^\circ$ で $C_Y=-0.2\sim -0.26$ の値を示す。

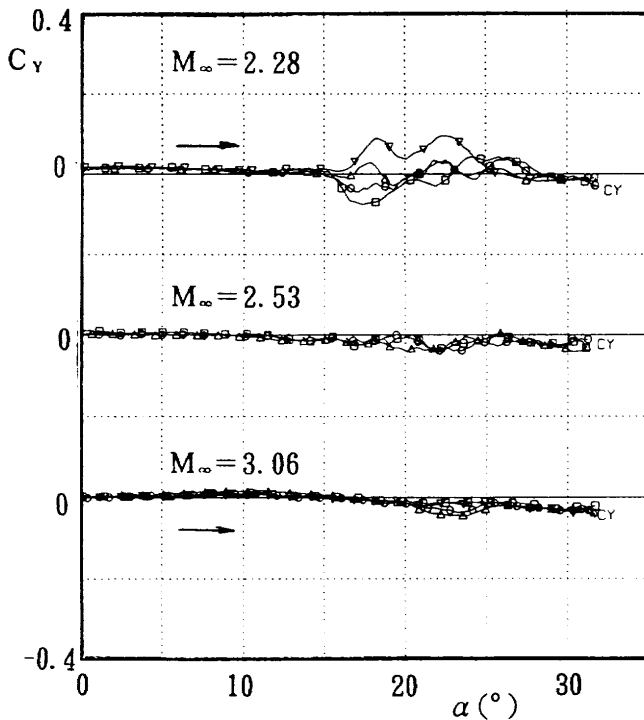
図4 (c)は、 $M_\infty=1.77$ における迎角 α と横力係数 C_Y の関係を示す。図4 (b)の $M_\infty=1.67$ の場合と比較して、マッハ数 M_∞ がわずか 0.10 増加しただけで模型に作用する横力は大きくなる。模型の迎角を連続的に変化させたとき、迎角 $22^\circ < \alpha < 27^\circ$ の狭い範囲で最大値としては $\alpha=25^\circ$ 付近で $|C_Y|\approx 0.8$ に達する大きな横力が作用する。その後 C_Y は α の増加とともに減少し、 $\alpha=27^\circ$ 付近で横力の作用する方向が逆転し、 $\alpha=30^\circ$ 付近では再び $C_Y=0$ となる。円柱頭部のロール角を変えると横力の作用する向きが逆になる場合もある。しかし、 C_Y は作用する方向が異なっても、その絶対値の大きさはほぼ同じ値を取る。 C_Y が急に増加する付近での迎角 α に対する C_Y の変化率は $0.47 < |dC_Y/d\alpha| < 0.58$ (1/deg)で正と負の側にはほぼ同様の勾配を示す。

図4 (d)は、 $M_\infty=1.94$ での迎角 α と横力係数 C_Y の関係を示す。円柱頭部のロール角は、 $\phi=0^\circ$ (○), 90° (△), 180° (□)の場合について実験を行った。このマッハ数の場合、迎角を増加して行くとき、 $\alpha=20^\circ$ 付近で急激に横力が增大し始め、いったん C_Y が極大値 $|C_Y|_{\max}\approx 0.57\sim 0.67$ を取った後、 $\alpha=26.5^\circ$ 付近で横力の作用する方向が逆転し、 $\alpha=30^\circ$ 付近で再び $C_Y=0$ を取る。

図4 (e)は $M_\infty=2.01$ での迎角 α と横力係数 C_Y の関係を示す。 $\alpha\leq 20^\circ$ ではほとんど横力は作用しないが、 $\alpha=20^\circ$ から急激に C_Y が増大し、 $\alpha=22^\circ$ 付近で最大値は $|C_Y|_{\max}\approx 0.6$ に達する。その後 $|C_Y|$ は減少して、 $\alpha=26^\circ$ で C_Y の作



(e) $M_\infty=2.01$



(f) $M_\infty=2.28, M_\infty=2.53, M_\infty=3.06$

図4 平頭円柱に作用する横力係数 C_Y と迎角 α の関係

用する方向が逆転し、 $\alpha \approx 29^\circ$ で再び $C_Y = 0$ となる。円柱頭部のロール角が $\phi = 0^\circ$ (○), 180° (□)では α を増して行くと $\alpha = 20^\circ$ 付近から C_Y がいったん急に増加する。しかし、 C_Y が最大値付近(A)かあるいはそれに達する前(B)に、ある迎角を境にして迎角 α の増加とともに C_Y が減少し始め、逆方向(この場合は負)に C_Y が急変する。

図4(c), (d)及び(e)の共通の特徴として、(1) α を増加すると C_Y は一度最大値を取った後 C_Y の付号(横力の方向)が逆転する。(2) C_Y の正と負の側に α に対してほぼ対称な C_Y の最大値を示す包絡線(エンベロープ)があってその範囲内を C_Y が変化している。

図4(c), (d), (e)から、ロール角を変えることにより、大きな横力が作用する方向が異なっているだけではなく、マッハ数によってロール角に対する横力の方向は異なっている。

図4(f)に $M_\infty = 2.28$, $M_\infty = 2.53$, $M_\infty = 3.06$ のときの、迎角 α に対する横力係数 C_Y の変化を示す。 $M_\infty = 2.28$ では、図4(e)に比べるとマッハ数が $M_\infty = 2.01$ からわずか 0.27 増加しただけで、模型に作用する横力は、 $15^\circ < \alpha < 25^\circ$ の狭い迎角の範囲で $|C_Y| \sim 0.1$ を取る程度に激減する。 $M_\infty > 2.53$ では迎角 α を変えても横力 F_Y はほとんど作用しない。

4.1.1 平頭円柱模型(円柱模型)に作用する縦三分力係数

横力が作用するとき、法線力係数 C_N 、軸力係数 C_A 、縦揺れモーメント係数 C_m がどのような影響を受けるかを調べる。図5は、 $M_\infty = 1.77$ で迎角 α を連続的に変化させたときの円柱模型に作用する縦三分力の係数 C_N , C_A と

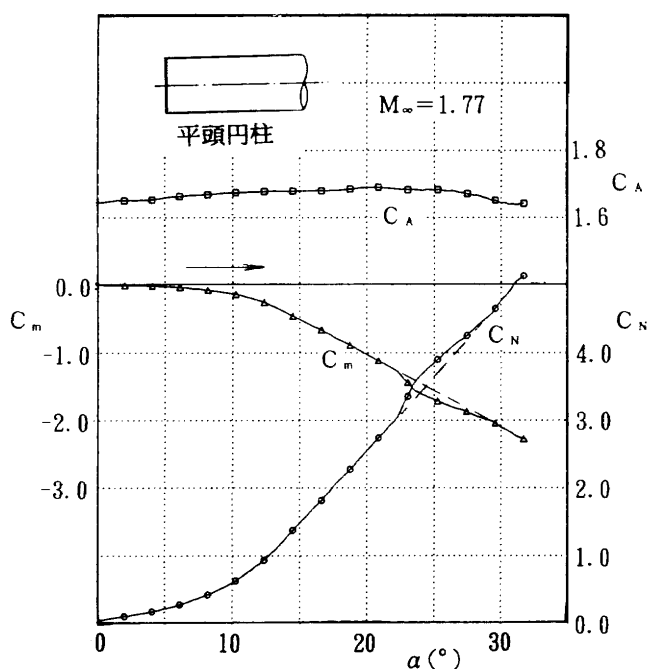


図5 平頭円柱に作用する縦三分力係数 C_N , C_m , C_A と迎角 α の関係

C_m の変化を示す。

法線力係数 C_N は、 $\alpha = 0^\circ$ から $\alpha = 10^\circ$ 付近までは迎角 α の増加と共にゆるやかに増加するが、 $\alpha \approx 10^\circ$ から急激にほぼ直線的に増大し、 $\alpha \approx 32^\circ$ では $C_N \approx 5.0$ を示す。図4(c)に示す、大きな横力が作用している迎角の範囲 $22^\circ < \alpha < 27^\circ$ において C_N にも影響が現れており、 C_N の直線的な変化(点線)と比較して最大6%程度増加している。ロール角の違いにより、横力係数 C_Y が負になる現象が見られたが(図4(c)), C_N はロール角を変えても常に増加する方向に変化する。

縦揺れモーメント係数 C_m は、 $\alpha = 0^\circ$ から $\alpha = 10^\circ$ 付近までは α の増加と共にわずかつづ減少するが、 $\alpha \approx 10^\circ$ からほぼ直線的に減少する。 C_N の変化と同様に、図4(c)の横力が作用する範囲 $22^\circ < \alpha < 27^\circ$ において、 C_m は直線的な変化から数%小さくなる傾向を示す。横力の作用する方向が逆のときでも、 C_N の変化と同様に C_m に影響を及ぼす方向は同じである。

軸力係数 C_A は、迎角を変化させても変化は小さく $C_A = 1.64 \sim 1.70$ を示す。大きな横力が作用している迎角の範囲においてもほとんどその影響は現れない。

一般に、横力係数 C_Y は特定の狭い迎角範囲で急激に増大(あるいは減少)して直前の C_Y の8~10倍の値を示すが、 C_N , C_m , C_A には C_Y と比較して大きな影響は現れない。

4.2 迎角の変化の方法を変えた場合の模型に作用する空気力

これまでの一連の実験では、模型の迎角 α を連続的に -5° から $+32^\circ$ へ正の方向に変化させたとき、ある特定の迎角から急激に横力が作用し途中で横力の方向が逆転する現象を観測した。次に、迎角の変化の方法を変えた場合に、 C_Y は α に対してどのような変化を示すのかを調べる。

4.2.1 迎角を $+32^\circ$ から -5° に変化させた場合

気流が確立後、最初に $+32^\circ$ 付近まで迎角を一度に変え、そこから -5° まで逆方向に迎角を連続的に変化して模型に作用する空気力を調べる。

図6は $M_\infty = 2.01$ において、平頭円柱模型の迎角を $\alpha = -5^\circ$ から $\alpha = 32^\circ$ の方向に(正方向, α プラススイープ)連続的に変化させたとき C_Y の変化(図の下側, 図4(e)に相当)と、迎角を一度 32° 付近に急増したあと、 $\alpha = 32^\circ$ 付近から $\alpha = -5^\circ$ の方向に(負方向, α マイナススイープ)連続的に変化させたときに作用する C_Y の変化(図の上側)を比較したものである。図中でのシンボルは模型頭部のロール角の違いに対応する。両図を比較すると、横力の変化は、頭部の取り付けロール角が同じでも

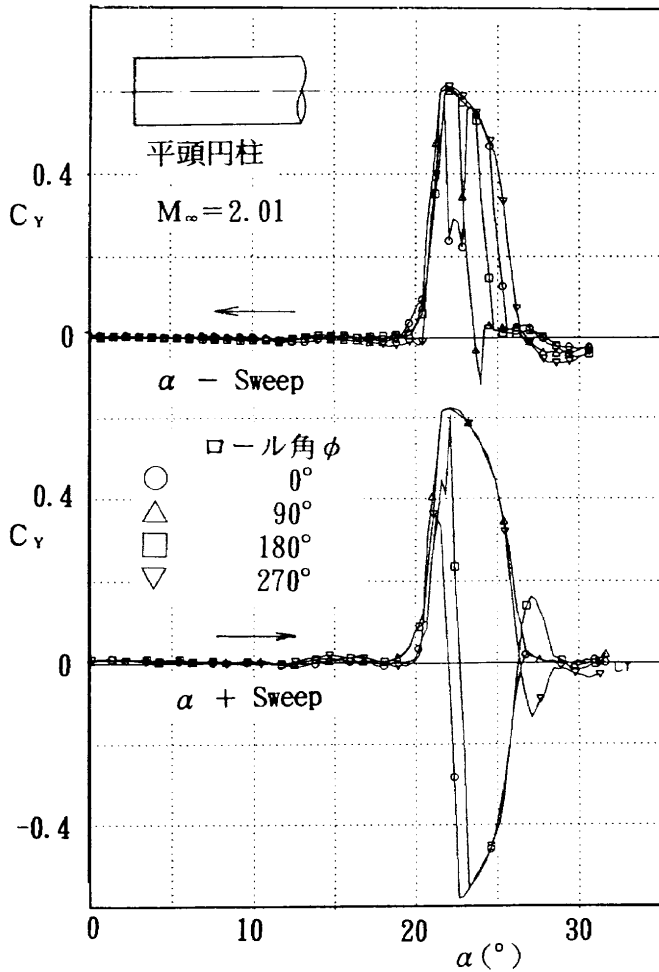


図6 迎角 α を変化させる方向の違いと横力係数 C_Y の変化, $M_\infty=2.01$

同一のデータ曲線をたどるとは限らず、ヒステリシスが存在することを示している。すなわち、 α を減じる方向に変化させると C_Y の第2のピークは見られない。また、途中で C_Y が大きく逆転する現象も見られない。このことは、ロール角が同じでも、ある迎角に α を増加した場合の非対称な流れ場は、 $\alpha=32^\circ$ から迎角を減らしてその迎角にしたときに再現されるとは限らないことを示す。しかし、迎角を $\alpha=0^\circ$ から正方向に変化させる場合に、 $C_Y=0$ から急激に大きな横力が作用し始める迎角と、迎角を $\alpha=32^\circ$ から負方向に変化させる場合に C_Y が C_{Ymax} から急激に0付近の値を取る迎角とはどちらも同じ値 $\alpha \approx 20^\circ$ を示し、迎角の変化の方向にはよらない。また、模型に作用する最大の横力係数は、 $|C_Y|_{max} \approx 0.6$ であり、 α の変化する方向が異なる場合でもほぼ同じ値を示す。これらのことから、迎角 $20^\circ \leq \alpha \leq 26.5^\circ$ の範囲で大きな横力が作用する現象は、迎角を変化させる方向には関係なく観測される。図6で C_Y はエンベロープの中を異なる変化を描くように増減していることから、迎角を変化させる向きによって全く特別な流れ場が模型の背面に出来るわけではない。エンベロープ内で α の変化に対して急に C_Y が増

減を繰り返すときの勾配 $|dC_Y/d\alpha|$ はほぼ同一の値を取る。

4.2.2 迎角を負側に変化させた場合

くし型ピトー管による測定によると、この風洞の断面での風速分布は、風洞中心から約 $\pm 32\text{cm}$ の間では最大数%の増減が観測されているが、実際に実験を行った風洞の中心付近では、流れの均一性はかなり保たれている(最大の場合で1%以内)。ある特定の狭い迎角の範囲で急激に大きな横力が作用する現象が、風洞測定部の気流の非一様性の影響をどの程度受けるかを次に調べる。風洞の気流分布の影響を見るため、同一の模型の迎角を正側と負側に変化させて横力の変化を比較した。

図7は、平頭円柱模型の迎角 0° からプラス側に連続的に変化させたときと、 0° からマイナス側に変化させたときの $M_\infty=2.01$ での横力係数 C_Y の変化を示す。図中、 $0^\circ < \alpha$ に対応する右側の C_Y の変化は図4(e)に相当する。頭部ロール角 ϕ が同じでも、迎角の変化する方向が異なると C_Y の作用する方向は必ずしも同方向に作用するとは限らない。模型に大きな横力が作用する迎角の範囲は、 $20^\circ < |\alpha| < 28^\circ$ である。また、最大の横力係数は $|C_Y|_{max} \approx 0.6$ を示し、迎角を正の側と負の側のどちらの方向に変化

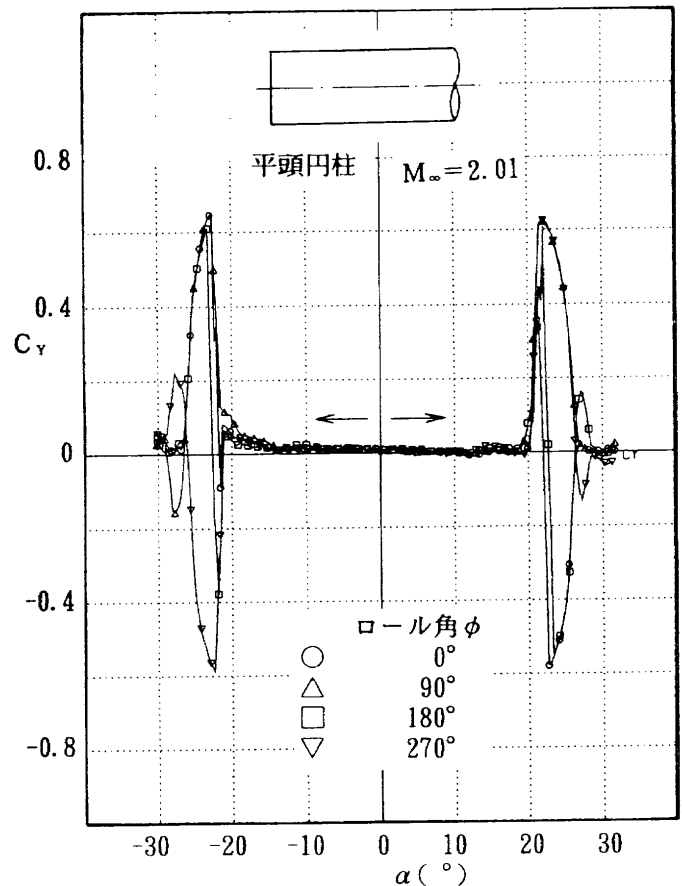


図7 迎角 α を正と負の方向に変化させた場合の横力係数 C_Y の変化, $M_\infty=2.01$

させた場合でも、ほぼ同じ大きさの C_Y のエンベロープが測定された。また $|\alpha| \approx 26^\circ$ 付近で横力の作用する方向が逆転する現象も迎角の正負両方向に見られる。これらのことから、模型の迎角を連続的に変化させたとき、ある特定の迎角から急激に大きな横力が作用する現象は、風洞の測定部断面の風速の非一様性による影響は小さいことが分かる。

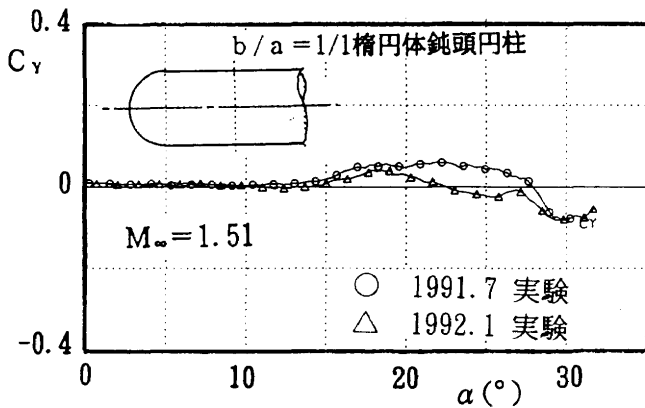
4.3 模型に作用する空気力の再現性

この報告に示す横力測定の実験は同一時期に連続して実施したものではなく、何度かに分けて行われたため、実験を始めてから1年6か月が経過した。そこで我々は、実験を再開する際には、実験条件の確認も含め同一条件の下で同一模型を用いて測定を行い、前回の結果と比較しその再現性を確認してから実験を進めた。

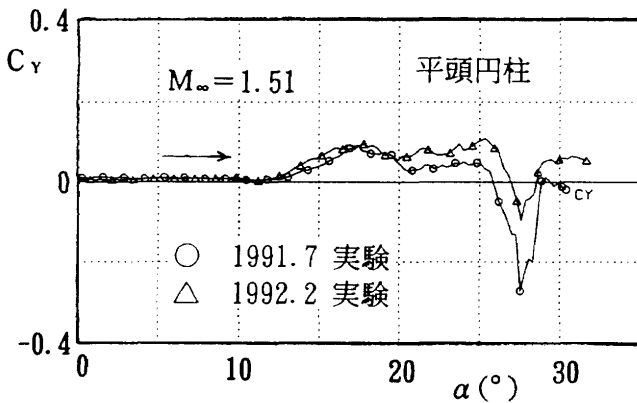
図8(a)~(d)に、再現性の確認のために行った試験の結果を示す。図8(a)は頭部形状が $b/a=1$ の半球模型であり、(b)~(d)は平頭円柱模型である。一連の結果から、実験時期が異なっても模型に作用する横力の変化に大きな違いが見られないことが分かる。図8(c)、(d)では、大きな横力が作用する力の方向は一致していないが、横力の作用し始める迎角 α は一致している。この現象は

図4(e)と同様に、 C_Y の正と負の方向に迎角に対してほぼ対称な C_Y の最大値を示すエンベロープがありその中を C_Y が変化しているものと推定され、模型表面のわずかな非対称性から生ずるものであると考えられる。

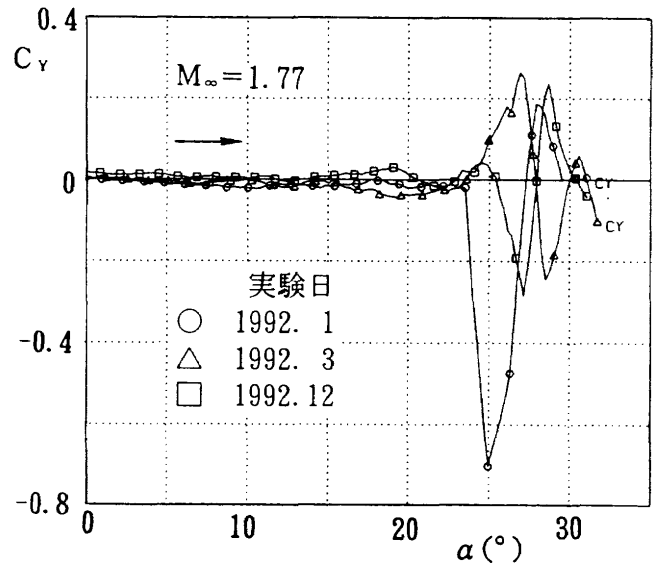
以上の結果から、今回の大迎角鈍頭円柱に作用する横力の実験は、物体背面に生ずる非対称な剥離渦の発生に関係するものであり、同じ条件で実験を繰り返した場合には、横力が作用する方向、ヒステレシス現象などについては同じ結果が得られず、実験の再現性はよくない。



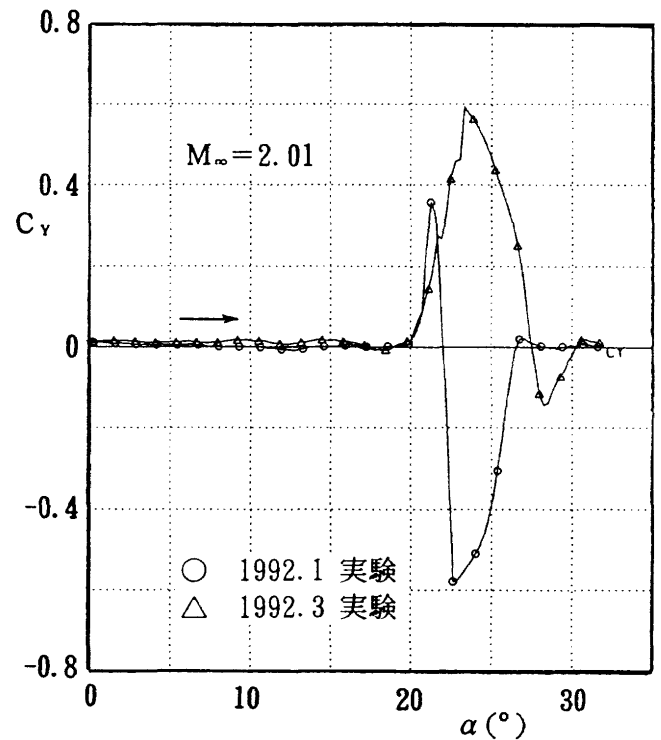
(a) $b/a=1$ 楕円体鈍頭円柱, $M_\infty=1.51$



(b) 平頭円柱, $M_\infty=1.51$



(c) $M_\infty=1.77$,



(d) $M_\infty=2.01$

図8 実験時期が異なることによる横力係数の比較

しかし、横力が発生し始める迎角、最大の横力の大きさ、横力が小さくなる迎角については再現性がある。

4.4 回転楕円体鈍頭部を持つ円柱模型に作用する横力

続いて、平頭円柱の形状から先端の角に丸みのついた鈍頭形状に模型先端を変形させた場合の効果調べる。そのため、鈍頭部を、長径と短径比の異なる一連の回転楕円体に取り替えて横力を測定した。

4.4.1 $b/a = 1/6$ の回転楕円体鈍頭部模型

図9 (a)から図9 (d)に、鈍頭部が $b/a = 1/6$ の回転楕円体の鈍頭円柱に作用する横力係数 C_Y の迎角 α に対する変化を示す。図9 (a)の $M_\infty = 1.43$ での C_Y は、迎角 α を連続的に増加させたとき、 $\alpha \approx 26^\circ$ 付近から急激に大きな横力が模型に作用し、 $\alpha \approx 27.5^\circ$ で $|C_Y| \approx 1.2$ に達する。この横力は $\alpha = 28^\circ$ 付近で0となり、さらに迎角を増すと逆方向に作用する。これは、平頭円柱で見られた逆転現象と同じ傾向であるが、迎角のわずかな変化に C_Y は大きく変動する。模型頭部のロール角を変えて実験すると、負の方向に横力が作用する場合($\phi = 270^\circ$)もあり、横力の作用する方向はロール角に依存しているが、大きな横力が作用し始める迎角はほぼ一致している。 C_Y が急に増加する付近での C_Y の迎角 α に対する変化率は、横力が作用する方向に関係なく $|dC_Y/d\alpha| \sim 1.0 (1/\text{deg})$ ではほぼ一定の勾配を示す。また、 C_Y が最大値から減少するときの勾配は $|dC_Y/d\alpha| < 1.7 \sim 2.5 (1/\text{deg})$ である。大きな横力が作用する迎角の範囲は非常に狭く $26.5^\circ < \alpha < 28.5^\circ$ である。 $28^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$ 付近では、横力の作用する方向が激しく入れ替わっている。模型が大迎角を取ったとき、背面に発生する渦の配列が急変しているものと推測される。

図9 (b)は、 $M_\infty = 1.54$ での迎角 α と横力係数 C_Y の関係を示す、 α を連続的に変化させると、 $\alpha \approx 27^\circ$ 付近から急激に大きな横力が作用し、 $\alpha \approx 28^\circ$ で $|C_Y|_{\text{max}} \approx 0.95$ を示す。その後 C_Y は減少し $\alpha \approx 31^\circ$ で $C_Y \approx 0.0$ となる。頭部ロール角 ϕ を変えると、 $\phi = 0^\circ, 90^\circ$ では C_Y は負側に、 $\phi = 180^\circ, 270^\circ$ では正側に横力が作用しているが、いずれの場合にも急激に横力が作用し始める α と、 $|C_Y|$ の最大値はほぼ同じ大きさである。図9 (a)の $M_\infty = 1.43$ では、 C_Y は $\alpha \approx 30^\circ$ 付近で作用する方向が激しく入れ替わっているが、 $M_\infty = 1.54$ では C_Y にはこのような現象は見られない。 $\alpha > 32^\circ$ に C_Y の別のピークがあるような変化を示している。

図9 (c)は、 $M_\infty = 1.78$ での迎角 α と横力係数 C_Y の関係を示す。 $\alpha \approx 23^\circ$ で急激に C_Y が増大し始める。 $\alpha \approx 26.5^\circ$ のときに $|C_Y|$ は最大となり、 $|C_Y|_{\text{max}} \approx 0.68$ を示す。以後次第に C_Y は減少する。頭部ロール角 $\phi = 0^\circ$ では、 $\alpha = 23^\circ$ 付近から迎角の増加と共に C_Y が増加するが、最大値に達す

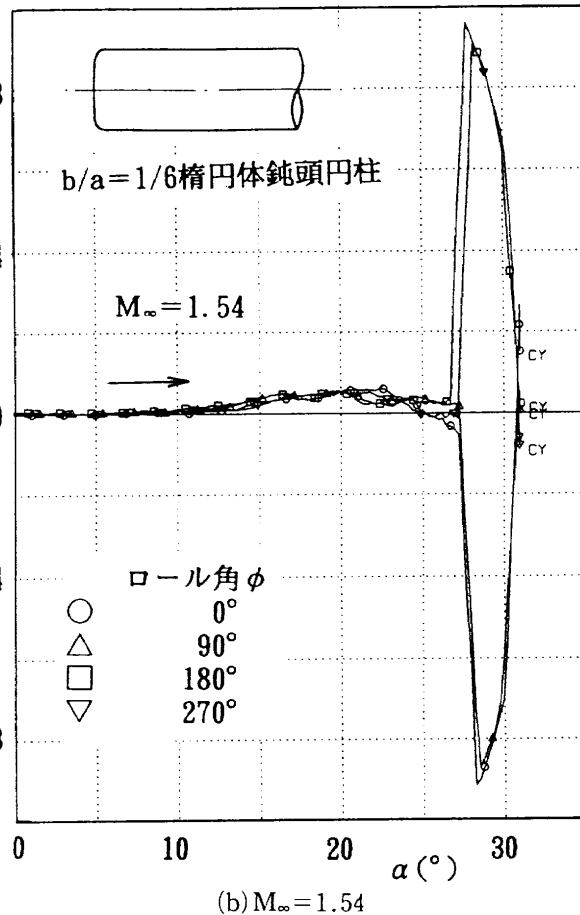
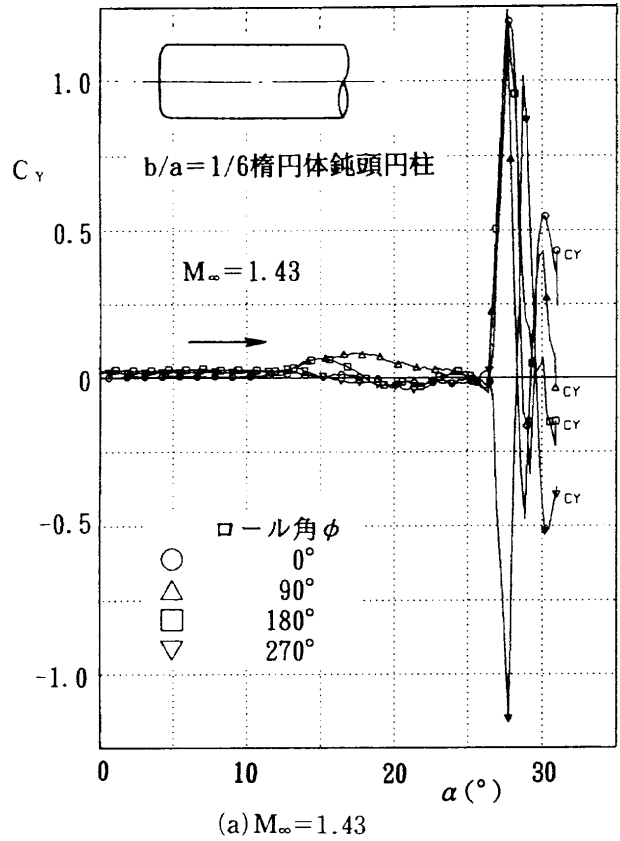
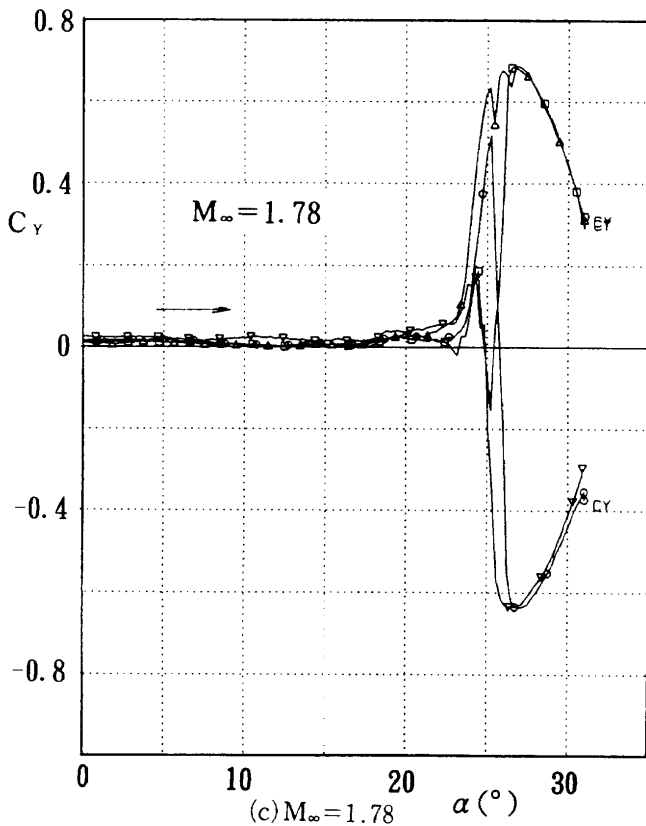
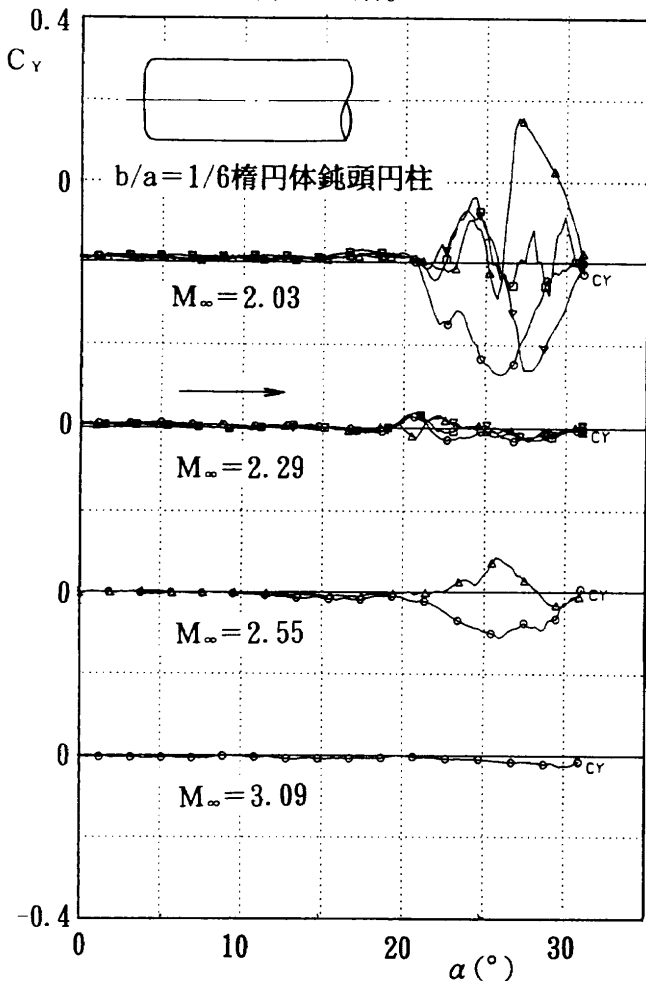


図9 $b/a = 1/6$ の楕円体鈍頭円柱に作用する横力係数 C_Y と迎角 α の関係



(c) $M_\infty=1.78$



(d) $M_\infty=2.03, M_\infty=2.29, M_\infty=2.55, M_\infty=3.09$

図9 $b/a=1/6$ の楕円体鈍頭円柱に作用する横力係数 C_Y と迎角 α の関係

る前の $\alpha=25^\circ$ 付近で C_Y が急に減少し始め横力が逆方向に作用する。ここでもエンベロープで囲まれた内側を α の変化と共に C_Y が増加から減少、あるいは負の方向に変化する現象が観測されている。また、 $M_\infty=1.43, M_\infty=1.54$ の場合と比較すると、横力 F_Y が作用する迎角の範囲は大きくなっている。

図9 (d) に、 $M_\infty=2.03, M_\infty=2.29, M_\infty=2.55$ 、及び $M_\infty=3.09$ において、迎角 α を連続的に増加させた場合の横力係数 C_Y の変化を示す。 $M_\infty=2.03$ では、模型に作用する横力は $|C_Y|_{\max} \approx 0.36$ となり、小さくなるが、横力が作用する迎角 α の範囲は、 $21^\circ < \alpha < 31^\circ$ となり、 $M_\infty \leq 1.78$ の場合に比べて逆に広がる。 $M_\infty=2.29$ 以上になると、横力はほとんど作用しない。 $M_\infty=2.55$ 以上では大きな横力は作用しないと思われたため、模型頭部ロール角は、 $\phi=0^\circ, 180^\circ$ の2つの場合について実験を行った。

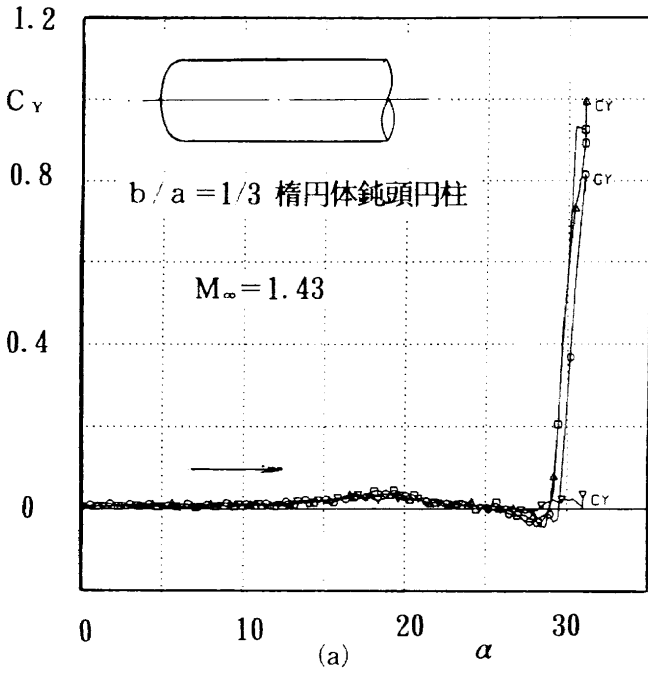
4.4.2 $b/a=1/3$ の回転楕円体頭部模型

図10 (a) と図10 (b) に、鈍頭部に $b/a=1/3$ の回転楕円体をもつ鈍頭円柱に作用する横力係数 C_Y の迎角 α に対する変化を示す。

図10 (a) によると、 $M_\infty=1.43$ のとき、 α を 0° から連続的に増加させると、 $\alpha \approx 29^\circ$ 付近で急激に横力が増大し、 $C_{Y\max} \approx 1.0$ に達する。最大の横力係数 $C_{Y\max}$ は $\alpha > 32^\circ$ の領域に存在するようと思われる。しかし、頭部ロール角が $\phi=270^\circ$ ではほとんど横力は作用しない。 $\phi=270^\circ$ の場合でもさらに α が大きい値を取ると、 C_Y は急激に大きくなる可能性がある。

図10 (b) に、マッハ数が $M_\infty=1.52, M_\infty=1.77, M_\infty=2.02, M_\infty=2.28, M_\infty=2.53, M_\infty=3.07$ の場合の C_Y と α の関係を示す。 $|C_Y| > 0.1$ の横力は $M_\infty \leq 2.02$ でしか作用しない。 $M_\infty=1.52$ では、 $M_\infty=1.43$ の場合と同様に頭部ロール角の影響が大きく、 $\phi=0^\circ$ と $\phi=270^\circ$ のときあまり横力は作用せず $|C_Y|_{\max} < 0.1$ であるが、 $\phi=90^\circ$ と $\phi=180^\circ$ では $\alpha \approx 30^\circ$ で急激に C_Y は増大し始め、 $|C_Y|_{\max} \approx 0.53$ に達する。また $M_\infty=1.43$ の場合と同様に、迎角を連続的に増加させた時最大の横力は $\alpha > 32^\circ$ に存在するようと思われる。 $M_\infty=1.77$ においてもロール角の影響が大きく $\phi=180^\circ, \phi=270^\circ$ では $\alpha \approx 26^\circ$ で急激に C_Y は増大し、 $|C_Y|_{\max} \approx 0.44$ を示すが、一方 $\phi=0^\circ, \phi=90^\circ$ では $27^\circ < \alpha < 32^\circ$ でほとんど横力は作用しない。 $M_\infty=2.02$ のときには、 C_Y の正と負の側にエンベロープがあり、この中を C_Y が変化している。このように、マッハ数が増加するとともに、 $|C_Y|$ の最大値は小さくなり、横力の作用し始める迎角は小さくなる。

図10 (a) と図10 (b) から、 $b/a=1/3$ の回転楕円体鈍頭円柱模型に作用する横力は $M_\infty < 2.0$ で急激に大きくなるが、 $|C_Y|$ の最大値は $M_\infty < 1.4$ の遷音速領域にあるように



思われる。

4.4.3 $b/a = 1/2$ の回転楕円体頭部模型

図11に、鈍頭部に $b/a = 1/2$ の回転楕円体をもつ鈍頭円柱に作用する横力係数 C_Y の迎角 α に対する変化を示す。マッハ数は $M_\infty = 1.52$ から $M_\infty = 3.06$ まで変化させた。 $M_\infty \geq 2.54$ では、模型に作用する横力が小さいため、頭部ロール角は $\phi = 0^\circ, 90^\circ$ の2つの場合について実験を行った。図10と比較すると、模型先端部がわずかに丸みを増しただけで横力は小さくなるのが分かる。 $M_\infty = 1.77$ では、 $\alpha > 25^\circ$ で横力が作用し、 $\alpha = 32^\circ$ で横力の最大値 $|C_Y|_{\max} \approx 0.2$ を示す。この模型も頭部ロール角の違いによる影響が見られる。迎角を連続的に変化させたとき、 α の増加とともに C_Y の作用する方向が何度も変わる現象が観察された。 $M_\infty = 1.77$ 以外のマッハ数では、模型には横力はほとんど作用しない。

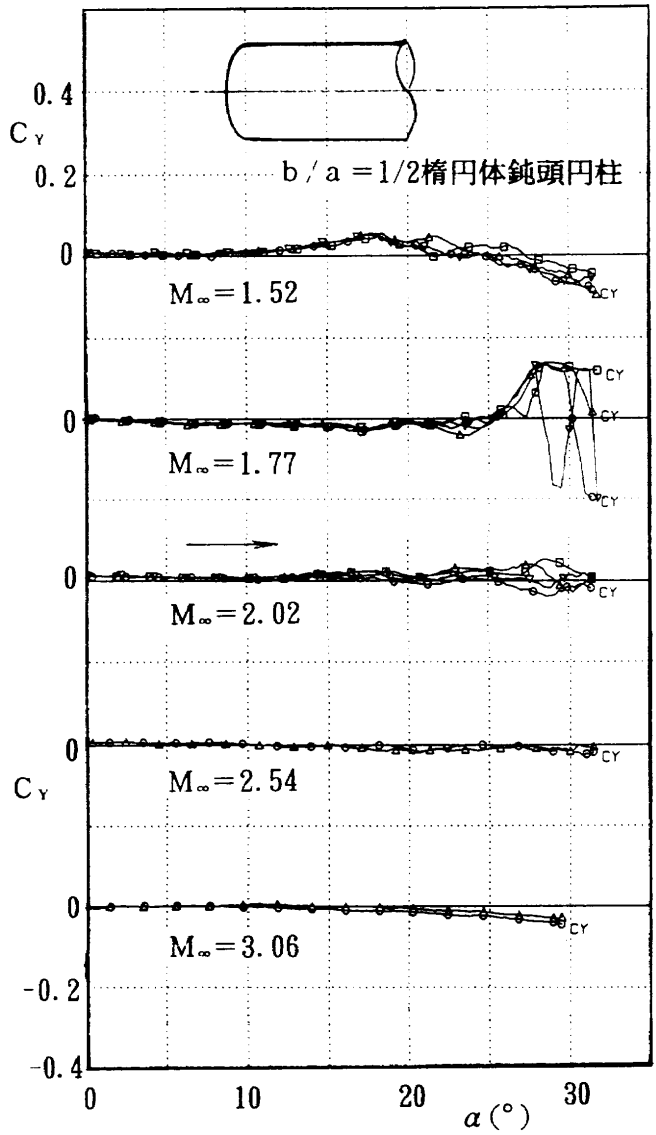
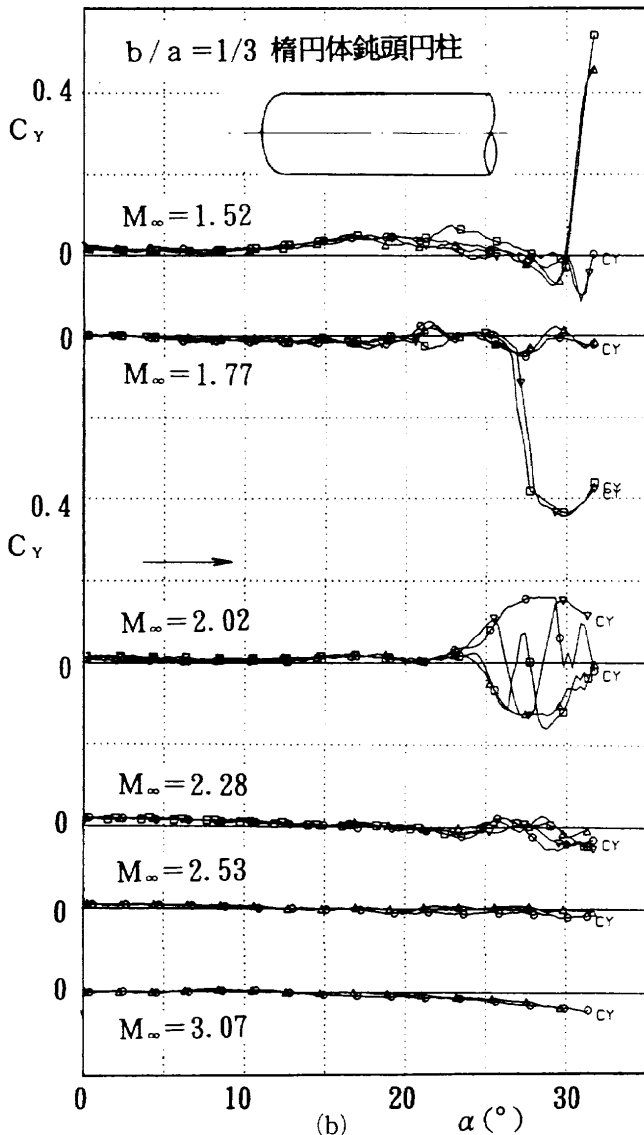


図10 $b/a = 1/3$ の楕円体鈍頭円柱に作用する横力係数 C_Y と迎角 α の関係

図11 $b/a = 1/2$ の楕円体鈍頭円柱に作用する横力係数 C_Y と迎角 α の関係

4.4.4 $b/a=1, 2,$ 及び3の回転楕円体頭部模型

図12に、鈍頭部に $b/a=1$ の回転楕円体(半球)をもつ円柱について、マッハ数を $M_\infty=1.51$ から $M_\infty=3.06$ まで変化させたときの、横力係数 C_Y の迎角 α に対する変化を示す。 $M_\infty=1.51$ では、 $15^\circ < \alpha < 30^\circ$ の迎角の広い範囲で横力が作用するが、その大きさは小さく $|C_Y|_{\max} \approx 0.08$ である。 $M_\infty > 1.77$ では、迎角を変えてもほとんど横力は作用しない。どのマッハ数でも、迎角 $\alpha > 30^\circ$ で C_Y は少しずつ増加する傾向を示すが、 $\alpha > 30^\circ$ での C_Y については明らかでない。

図13に鈍頭部に $b/a=2$ の回転楕円体をもつ鈍頭円柱に作用する横力係数 C_Y 、及び図14に、鈍頭部に $b/a=3$ の回転楕円体をもつ鈍頭円柱に作用する横力係数 C_Y の迎角 α に対する変化を示す。いずれの場合も $0^\circ < \alpha < 32^\circ$ の範囲では、マッハ数 $M_\infty=1.51$ から $M_\infty=3.06$ まで変化させても、横力はほとんど作用しない。

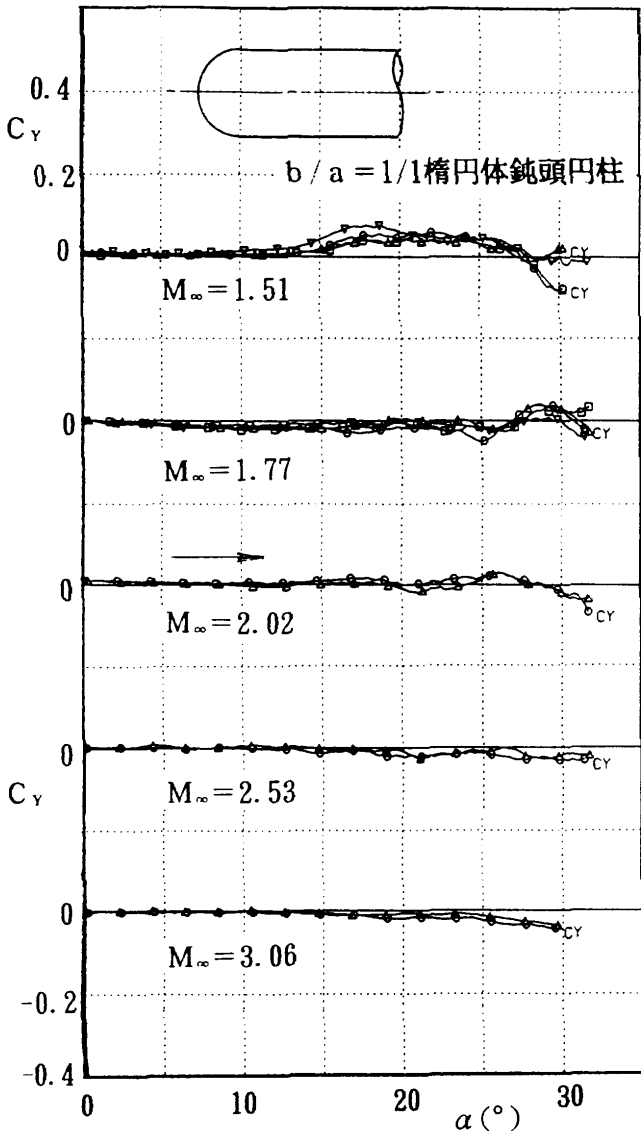


図12 $b/a=1/1$ の楕円体鈍頭円柱に作用する横力係数 C_Y と迎角 α の関係

4.5 頭部形状の違いと作用する最大横力

これまでの測定結果から、横力の大きさはロール角や迎角の増加あるいは減少方向などに依存し、かなり不確定である。従って、大迎角の飛行体に作用する横力を推定することは通常は難しく、実用的には実験で測定された係数の最大値を使って空気を推定することが推奨されている²⁰⁾。飛行体の設計には、どのような先端形状のときにどのような最大の横力が作用するか概観できることが必要である。そこで、迎角 $0^\circ < \alpha < 30^\circ$ の範囲について、これまでのデータから C_Y の最大値を調べた。

図15は、これまでの実験データから頭部形状が平頭円柱及び回転楕円体部の縦径 b と横径 a の比 $b/a=1/6, 1/3, 1/2,$ 及び1の場合に、模型に作用する最大横力係数 $|C_Y|_{\max}$ がマッハ数 M_∞ に対してどのように変化するかを示したものである。

平頭円柱($b/a=0$)は、マッハ数が $M_\infty=1.4$ から1.75

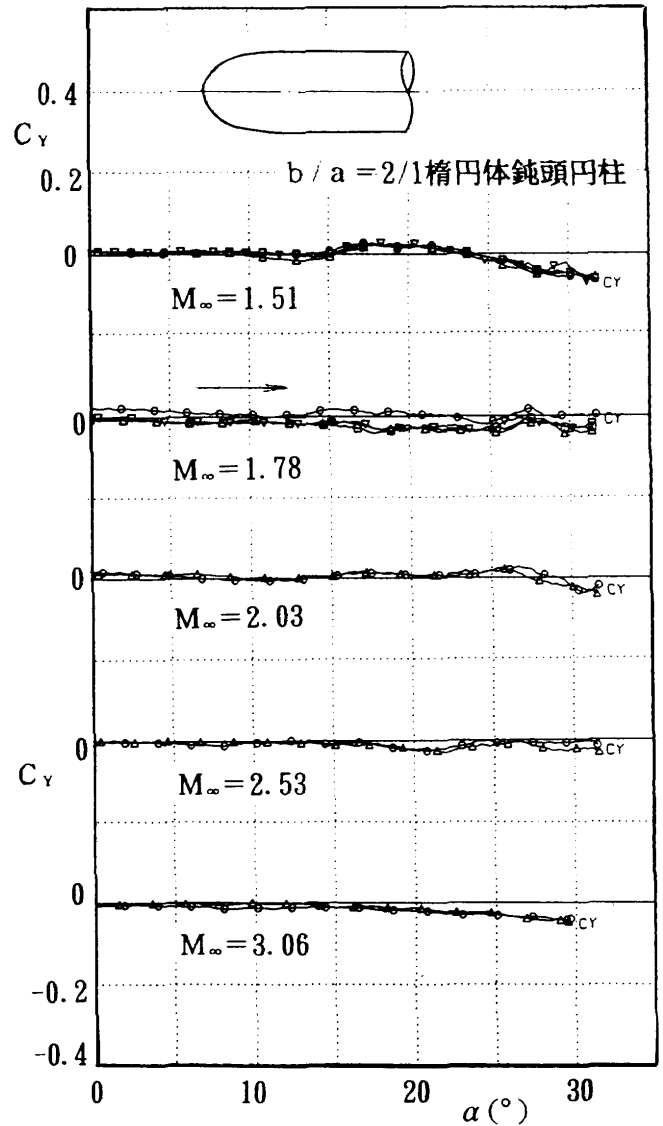


図13 $b/a=2/1$ の楕円体鈍頭円柱に作用する横力係数 C_Y と迎角 α の関係

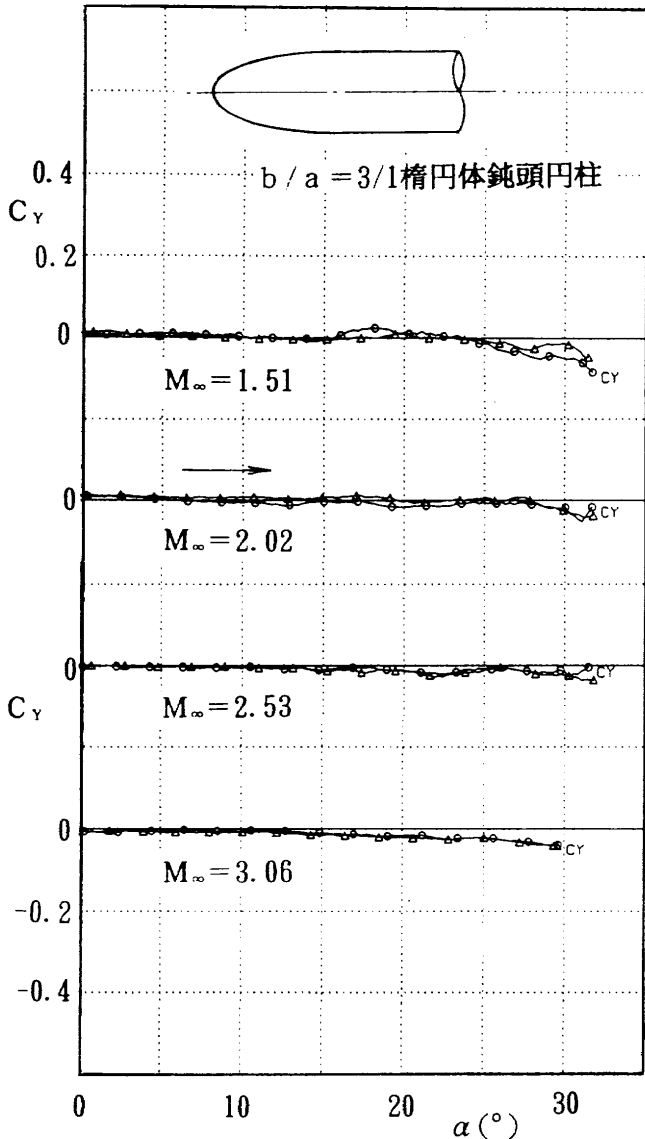


図14 $b/a=3/1$ の楕円体鈍頭円柱に作用する横力係数 C_Y と迎角 α の関係

に増加すると最大横力係数 $|C_Y|_{\max}$ は減少する(—■—)。しかし、 $M_\infty=1.75$ 付近で急に階段状に増大し、 $|C_Y|_{\max} \approx 0.85$ となる。その後マッハ数の増加と共に $|C_Y|_{\max}$ は減少し、 $M_\infty > 2.27$ では横力は極端に小さくなる。大きな横力が作用するマッハ数の範囲は $1.77 < M_\infty < 2.02$ で、狭い範囲に限定されている。このようなマッハ数 M_∞ に対する $|C_Y|_{\max}$ の階段状の変化は他の楕円体頭部模型と比べると例外的なものである。頭部形状が少しでも丸みを帯びるとこのような階段状の変化は少なくなる。

$b/a = 1/6$ の回転楕円体頭部を持つ鈍頭円柱に作用する最大の横力係数 $|C_Y|_{\max}$ (○) は、マッハ数が $M_\infty = 3.0$ から減る方向に眺めると、 $M_\infty < 2.25$ で急激に増大し、 $M_\infty = 1.41$ のとき $|C_Y|_{\max} \approx 1.2$ に達する。この鈍頭円柱に作用する最大の横力は $M_\infty < 1.41$ に存在するように思われる。

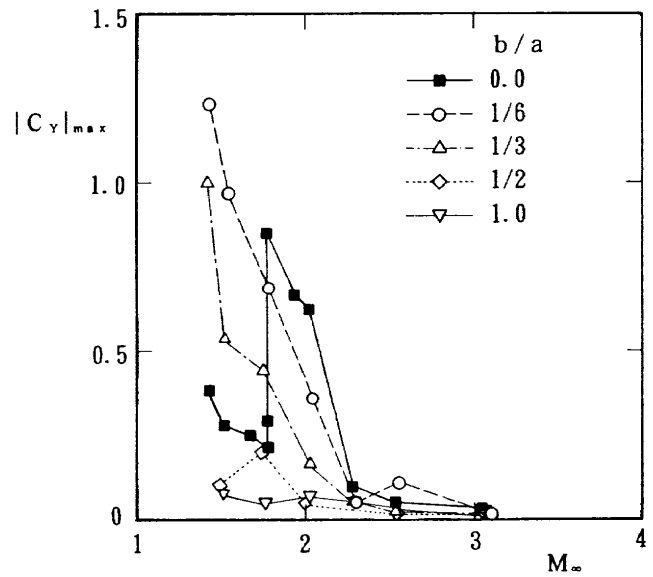


図15 異なる頭部形状の鈍頭円柱に作用する最大横力係数 $|C_Y|_{\max}$ とマッハ数の関係

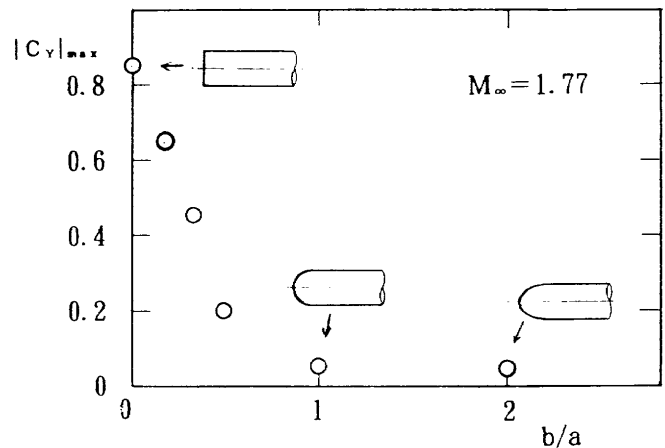


図16 異なる頭部形状の鈍頭円柱に作用する最大横力係数 $|C_Y|_{\max}$ の関係、 $M_\infty=1.77$

$b/a = 1/3$ の回転楕円体頭部形状の鈍頭円柱に作用する最大の横力係数 $|C_Y|_{\max}$ の変化(△)も同様の傾向を示し、 $M_\infty < 2.25$ で急激に増大する。しかし、その値は $b/a = 1/6$ の回転楕円体と比べて小さい。頭部形状の丸みが小さいほど (b/a が 0 に近づくほど) $M_\infty < 1.41$ での最大の横力係数 $|C_Y|_{\max}$ は増加する。

頭部形状が $b/a = 1.0$ (半球) では、どのマッハ数においても作用する横力は小さく $|C_Y|_{\max} < 0.08$ である。

図16は、 $M_\infty = 1.77$ の場合の頭部楕円体部の縦径 b と横径 a の比 b/a に対する鈍頭円柱に作用する最大の横力係数 $|C_Y|_{\max}$ の関係を示す。図から明らかなように $b/a = 0$ である平頭円柱に最も大きな横力が作用し ($|C_Y|_{\max} \approx 0.85$)、 b/a が増える(先端が丸みを帯びる)に従って $|C_Y|_{\max}$ は急激に減少し、 $b/a = 1$ 以上では、 $|C_Y|_{\max} < 0.08$ である。このことから、 $M_\infty = 1.77$ の超音速流中では横力の影響を小さくするためには、頭部形状としては平頭

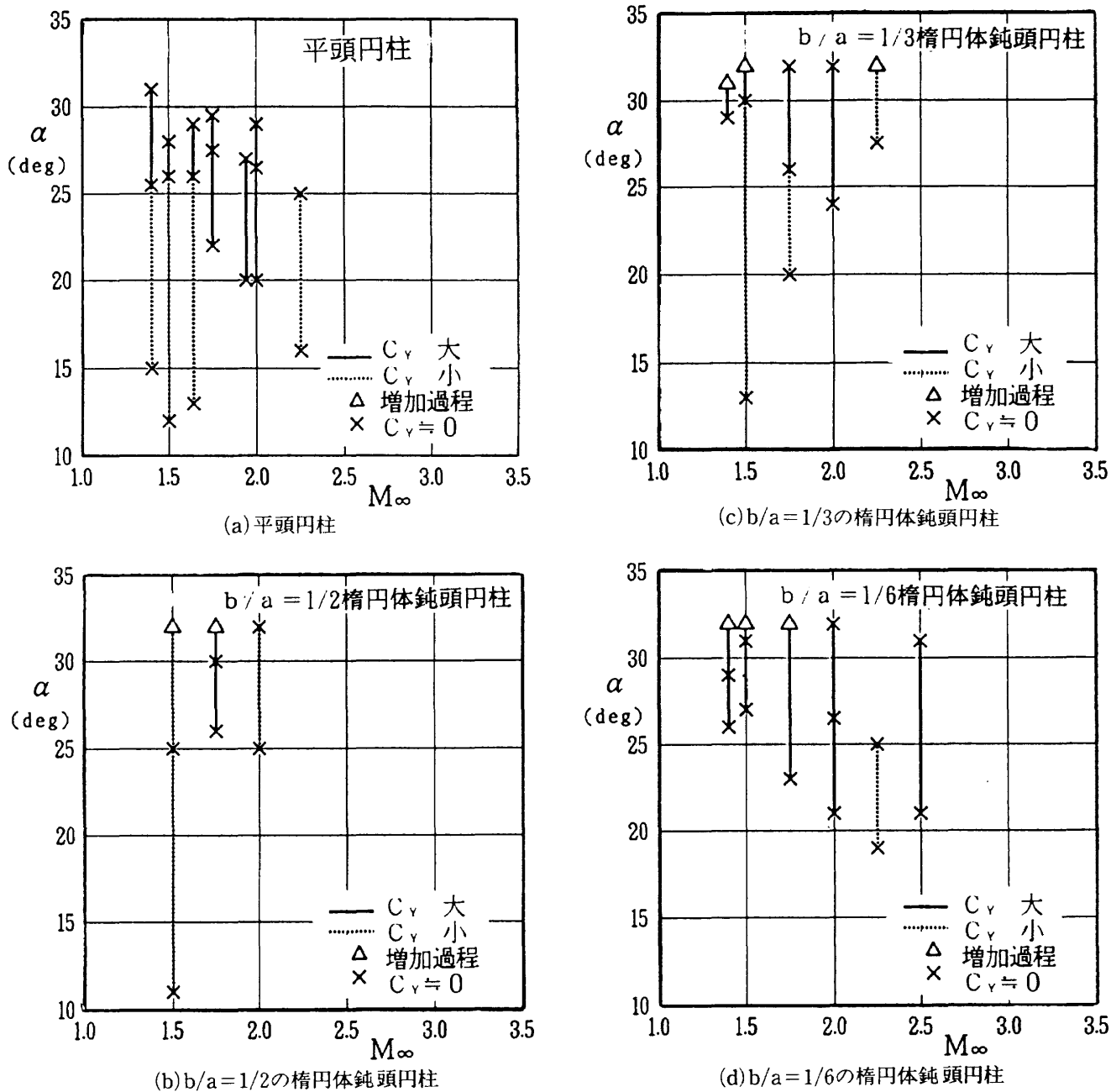


図17 鈍頭円柱模型に作用する横力の迎角の範囲

に近い形状は避けるべきで、少なくとも半球鈍頭以上 ($b/a > 1$) の鋭った形状を用いなければならない。

図17(a)～図17(d)は、横軸にマッハ数、縦軸に迎角を取ったとき、円柱模型と頭部楕円柱模型に作用する横力の範囲を示す。図で、大きな横力が作用する領域は実線で、小さな横力が作用する迎角の範囲は破線で描かれている。模型頭部の縦径と横径の比 b/a が大きくなるに従い(先端が鈍くなると)大きな横力が作用する迎角の範囲は小さくなること分かる。

4.6 流れの可視化

これまでの測定結果によると、鈍頭軸対称物体が超音

速流中で迎角を増して行くと、ある角度から突然に大きな横力が物体に作用し始める。この現象は、先の尖った細長い物体の場合と同様に軸対称物体の背面の渦が左右で非対称に剥離するためと考えられる。(ある位置での微小長さの物体断面を考えると、そこに機軸と主流ベクトルを含む平面に垂直な横力が作用する。それらを積分した力が物体全体に作用する横力となる)。しかし、頭部付近の流れ場は、タンジェントオジャイブや円錐円柱、円錐鈍頭物体のような尖った軸対称物体とかなり異なるものと考えられる。半球鈍頭物体が大迎角をとると頭部前面から風下側背面にかけて境界層の剥離が起こる。このため、半球鈍頭物体では風下側頭部付近でつむじ風型の

一对の剥離渦が生じ、その下流側に側面からの非対称な剥離渦が生じる^{21,22}。平頭円柱では大迎角で半球状の場合と同様なつむじ風型の一对の渦ができてはいるか明かではない。ここでは、実験例の少ない平面鈍頭とそれに近い直径比 $b/a = 1/6$ の楕円鈍頭の2つの円柱模型を、6分力測定によって得られた大きな横力が作用する迎角と作用しない迎角とに設定し、特に模型背面の流れを重点的にオイルフローで観察した。模型表面に塗布するオイルとして、シリコンオイル(500cs)と流動パラフィンの2種類を用い、顔料には酸化チタン(TiO_2)とカーボンブラックの2種類を使用した。また、ごく少量のオレイン酸を、顔料の拡散性とオイルの流動性を高めるために添加した。風洞の起動時と停止時に模型表面に大きな非定常剪断力が作用するため、通風中に描かれたフローパターンが破壊されるおそれがある。このためオイルの粘度の調整と、通風時間の設定を試行錯誤的に決定した。オイルを塗布した模型の迎角を $\alpha = 0^\circ$ に設定し、通風開始後5秒から模型迎角を設定角度に変え、模型を約20秒気流にさらしそのままの迎角で風洞を停止した。

4.6.1 オイルフローとシュリーレン写真

図18は、表面を超微粒子顔料塗料(ファインスプレーブラス)で黒色に塗装した平頭模型の表面に流動パラフィンと酸化チタン(TiO_2 , 白色)と少量のオレイン酸の混合物を塗布し、 $\alpha = 25^\circ$ で、 $M_\infty = 2.02$ の気流にさらした場合の背面側の($\phi = 180^\circ$)写真とその模式図である。模型前面(先端)からの流れは角で剥離しているため、先端付近のオイルの流れは少ない。この写真の場合、背面側にはっきりしたつむじ風渦は観察されていない。両側面の流れはL字型に剥離しており、剥離線は左右と前後に非対称である。剥離線のくびれの位置は右側の方が前方にある。左側の剥離線は 180° の線(背面の中心線)側に

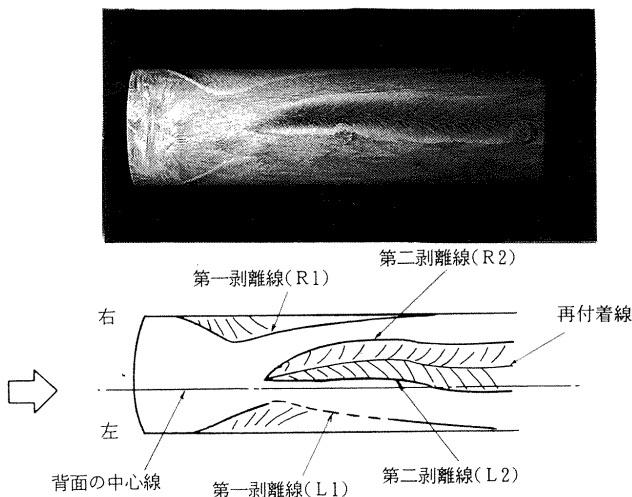


図18 平頭円柱模型背面のオイルフロー, $M_\infty = 2.02$, $\alpha = 25^\circ$

大きく接近している。くびれより下流の第一剥離線(R1とL1)から、背面の剥離渦が非対称に存在していることを表している。また、模型の先端から約60mm後方の中心付近に分岐しているハケ跡のような痕跡(第二の剥離線R2とL2に囲まれた部分)は背面側に存在する再付着領域で、ここでの表面のせん断横力が特別に大きいことを表している。この中心付近の分岐線が再付着線である。後に示すように、L1とL2, R1とR2の間の領域には同じような再付着領域と再付着線(分岐線)が存在する。しかし、通風時間を中心付近を可視化する時間にしたため、せん断力が弱いL1とL2, R1とR2の間の領域の痕跡は不鮮明である。通風時間を長くするとこの領域は鮮明になるが、逆に、中心付近ではオイルがなくなり痕跡が見えなくなる。

この可視化の場合、全体として剥離線(L1, L2, R1, R2)が背面の中心線($\phi = 180^\circ$)から右側に偏っているため、平均的に左側の付着領域が大きく、右側に比較して圧力の低い領域が広がる。その結果、左向きの横力が作用すると考えられる。実際には、天秤にオイルが流れ込むおそれがあったため、可視化実験のときには天秤を使用しておらず、この可視化実験中に作用する横力は測定していない。

図18を参考にして、この可視化実験のときに撮影したシュリーレン写真(カラー)図19を見ると、物体前方の衝撃波の後ろに、図18の両側の剥離線のくびれ付近から別の衝撃波が発生している(背面渦の始まりによる衝撃波)。前面からの剥離した境界層はこの中を通り抜けて後方に進んでいるから、図18の円柱背面の中心付近のせん断力の強い領域は側面の剥離流が再付着したものと考えられる。このシュリーレン写真の後流には二本の黒い(カラー写真では青)線状の領域が見える。これは密度の急変する領域で、背面に発生する横断流れによる衝撃波と推定される(文献19)。ビデオを詳しく観察すると、迎角を増加

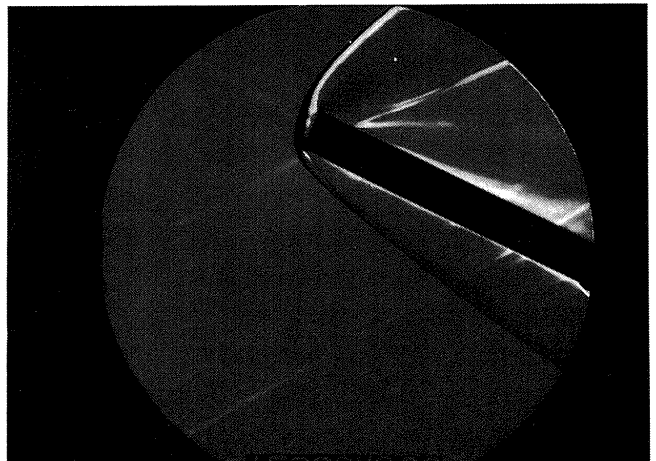


図19 平頭円柱模型のシュリーレン写真, $M_\infty = 2.02$, $\alpha = 25^\circ$

していくと横力の発生する角度付近でこれが2本に分かれ、横力の作用が小さくなるとまた1本になる。

4.6.2 オイルフローの転写法による可視化

軸対称物体のオイルフローの写真は1方向からの映像であるため、全体の流れを把握するためには何枚もの写真が必要になる。しかし、軸対称物体の円柱部分のオイルフローを実験後に柔らかい紙をその部分に巻き付けることによって360°の範囲を平面上に転写することができる。

図20(a)は、 $M_\infty=1.77$ 、 $\alpha=15^\circ$ の場合で、シリコンオイルとカーボンブラックの混合物による平頭円柱のオイルフローを紙に転写したものである。図4(c)から明らかのように、迎角 $\alpha=15^\circ$ では横力はほとんど作用しない。

従って、剥離線は背面の中心線($\phi=180^\circ$)にはほぼ対称である。第一の剥離線が太くなっているのは、おそらく通風時間中剥離線が一定ではないと考えられる。模型先端付近の幅約20mmのベルト状の黒い部分は、模型が水平に保たれているときの剥離領域である。この角度では図18のようなL字型のくびれは鮮明ではなくむしろ狭いチャンネル状の領域が明瞭に現れる。このチャンネル状の領域は背面流れが非対称のときは現れない。中央付近の機軸に平行な線は転写の際の汚れである。シリコンオイルを使った場合には、剥離線以外の痕跡は不鮮明である。

図20(b)は、同じ模型の $M_\infty=1.77$ で、横力が作用している迎角 $\alpha=25^\circ$ の場合である。左右非対称なL字型のくびれが現れており、左右の第一剥離線、第二剥離線とも背面の中心線($\phi=180^\circ$)から偏っている。内側の2本の

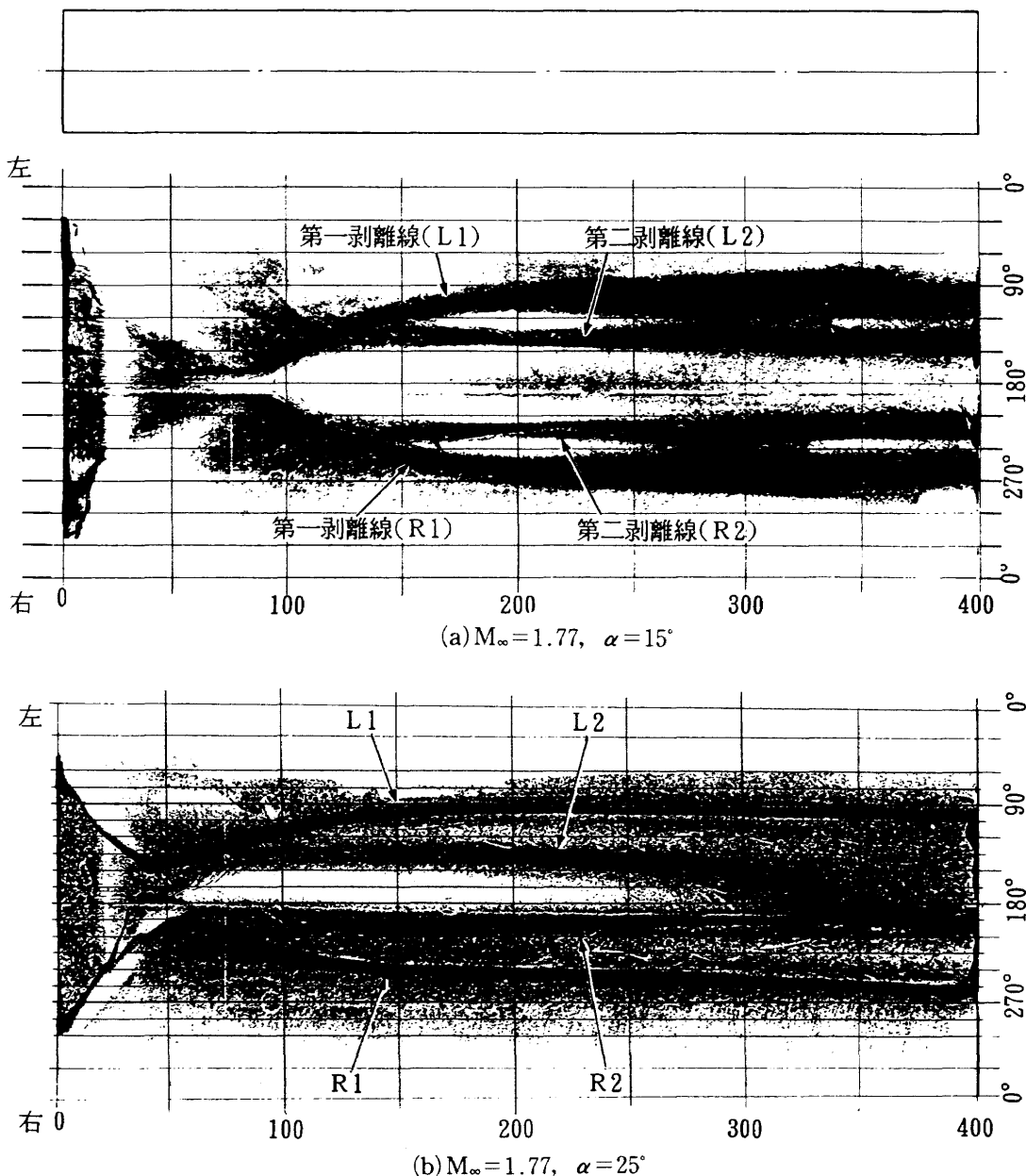


図20 シリコンオイルとカーボンブラックによる平頭円柱模型のオイルフロー

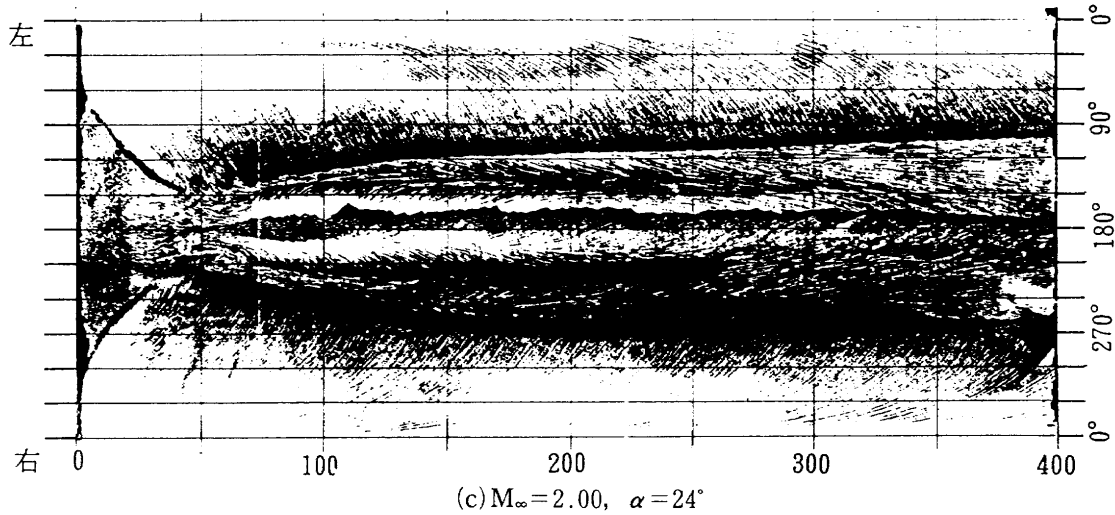


図20 シリコンオイルとカーボンブラックによる平頭円柱模型のオイルフロー

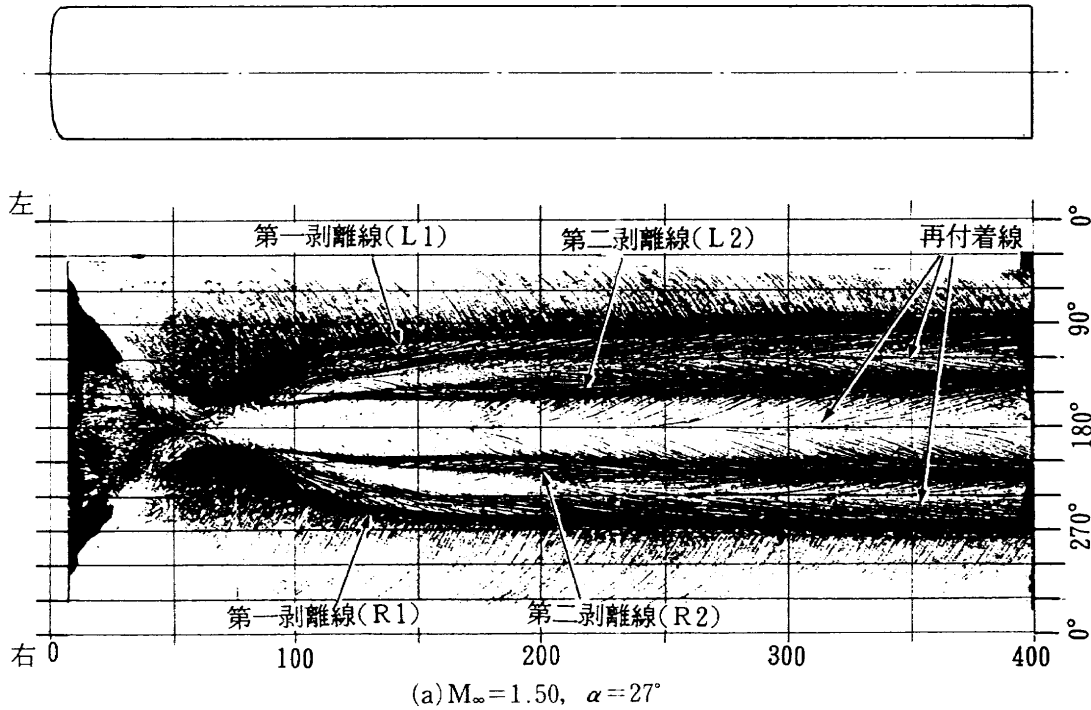


図21 流動パラフィンとカーボンブラックによる1/6楕円鈍頭模型のオイルフロー

第二剥離線(R2, L2)はほぼ平行であるが、模型の先端から約300mm付近で左側の第二剥離線(L2)は内側に湾曲して右側の第二剥離線(R2)に合体している。

次に、流動パラフィンとカーボンブラックと二酸化チタンの混合物を塗布した場合を示す。流動パラフィン、シリコンオイルと異なり表面流の流線を鮮明に表す。二酸化チタンを混入した理由は、顔料としてカーボンブラックだけを用いると、細かい線が集まった所では複写した場合に真っ黒になって線が現れなくなるためである。

図20(c)は、平頭円柱模型を、 $M_\infty=2.0$ の気流中で、迎角 $\alpha=24^\circ$ にした場合である。図4(e)の横力の複雑な変

化(横力の作用する方向が、ある迎角を境にして突然逆転する)からも分かるように、この付近の条件で7回可視化実験を試みたが、一度も安定したオイルフローは得られなかった。この図から少なくとも一回、第二剥離線が左側から右側に移動していることが分かる。

図21(a)は、1/6楕円鈍頭模型を、 $M_\infty=1.50$ の気流中で、迎角 $\alpha=27^\circ$ にした場合である。文献15によって剥離線を分類する。左右にOpen型の第一剥離線と第二剥離線が存在し、模型先端から150mmぐらいの所には第三の剥離線が存在する。先端から50mmぐらいの所のOpen型第一剥離線の先端には一対のボルテックスがあるように見

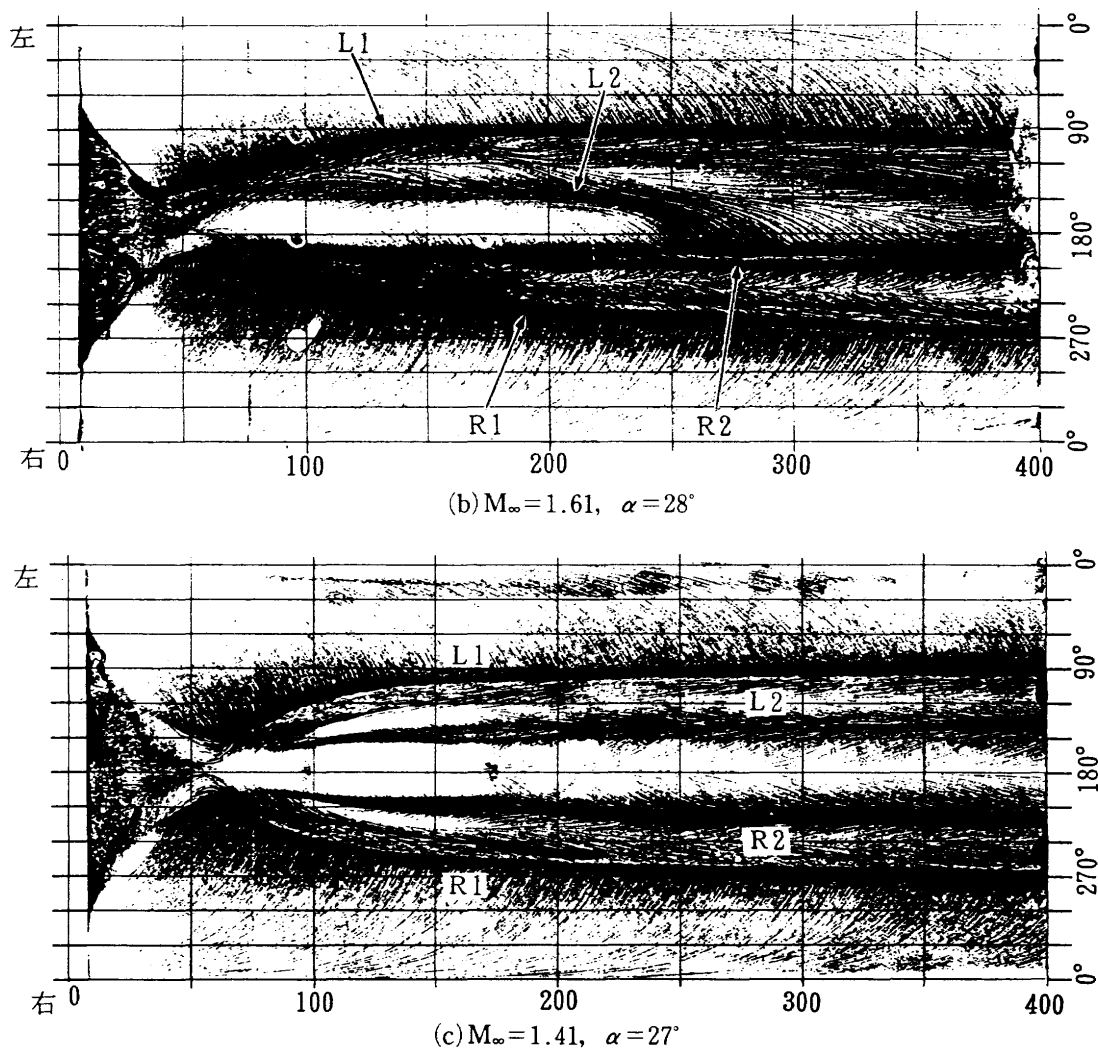


図21 流動パラフィンとカーボンブラックによる1/6楕円鈍頭模型のオイルフロー

える。その上流側には狭いチャンネルがある。この先端付近の流線から図20(b)の先端付近の流れが類推できる。横力が働かない場合このような狭いチャンネルが存在するが、横力が作用するときはこのチャンネルは消える。第一剥離線の太さは通風中は図の1/2程度であるが流れがブレイクするときに2倍程度に広がる。

図21(b)は、同じ1/6楕円鈍頭模型を $M_\infty = 1.61$ の気流中で、迎角 $\alpha = 28^\circ$ にした場合である。先の力試験の結果から大きな横力が作用すると推定される条件の下での可視化実験である。右側の第一剥離線はOpen型で、左側の第一剥離線がClose型である。左側の第二剥離線が先端から約200mmのところから右側に湾曲し、右側の第二剥離線に達している。右側では、第一、第二の剥離線のそばにさらに剥離線が存在する。左側では第三の剥離線が生成されつつある。

図21(c)は、同じく1/6楕円鈍頭模型を $M_\infty = 1.41$ の気流中で、迎角 $\alpha = 27^\circ$ のときの可視化した図である。左右の第一、第二の剥離線はOpen型で、先端から約100mmの

ところ第三の剥離線が左右に存在する。図9(a)から、大きな横力が作用する可能性のある領域であるが、この可視化実験では剥離線がほぼ左右対称であるから、模型に作用する横力は小さい場合に相当する。

5. これまでになされた平頭円柱の風洞試験について

超音速流中の大迎角円柱に作用する空気力の測定については、すでいくつかの論文で報告されている¹⁵⁻¹⁷⁾。しかし、いずれの論文も横力の作用については無視しているか無視できるくらい小さいと記述している。

文献15は $M_\infty = 2.45$ での実験で、背面の非対称剥離渦による衝撃波の非対称性については記述しているが、実際の剥離流による横力の検出については触れていない。図15による著者等の実験でも、このマッハ数は大きな横力が作用するマッハ数の範囲を超えている。

文献16では、測定が行われた迎角は、 $0^\circ < \alpha < 20^\circ$ と $\alpha > 45^\circ$ の範囲であり、本論文で行われた横力の作用する

範囲は含まれていない。

文献17では、超音速領域では平頭円柱、鈍頭円錐円柱、オジャイブ模型に作用する横力は小さいと記述しているが、具体的な測定結果は示されていない。

図15によると、遷音速領域でも平頭円柱に横力が作用すると予想される。しかし、文献23では $M_\infty=1.3$ で α は 10° おきに測定されているため、約 $\Delta\alpha=5^\circ$ の狭い範囲で検出される大きな横力は測定されなかったと推定される。

以上の理由から、超音速領域において空気力測定が行われているにもかかわらず、横力が検出されなかったと考えられる。

6. 結論

将来、ロケットブースターなどの細長い物体を回収する場合に妨げとなる横力を推定するため、異なる回転楕円体鈍頭形状の円柱模型を用いて、マッハ数 $1.4 \leq M_\infty \leq 3.0$ 、迎角 $-5^\circ \leq \alpha \leq 32^\circ$ の範囲で、大迎角時に作用する横力の測定を行った。その結果次のような結論が得られた。

- 文献2によると超音速流中では、タンジェントオジャイブのような細長物体には、大迎角で大きな横力が作用しないと述べられているが、平頭円柱についての測定例はない。今回の実験では平頭円柱あるいはそれに近い鈍頭形状の円柱には、ある狭い迎角の範囲で横力が作用することが分かった。
- 実験を行った頭部形状のうちでは、平頭円柱を除いて回転楕円体部の縦径 b と横径 a の比 b/a が小さいほど(平頭に近いほど)横力係数は大きい。 $b/a=1/6$ の模型に最も大きな横力が作用し、マッハ数 $M_\infty=1.41$ のとき $|C_Y|_{\max} \sim 1.2$ である。また、マッハ数が小さいほど横力係数は大きく、最大の横力が作用するマッハ数は $M_\infty < 1.41$ の遷音速領域に存在すると思われる。
- 平頭円柱に作用する横力は、 $M_\infty=1.77$ のときに階段状に増大して最大値を取り、 $|C_Y|_{\max} \sim 0.8$ に達する。また、大きな横力が作用するマッハ数の範囲は狭く、 $1.77 < M_\infty < 2.25$ である。
- 軸対称模型であるにもかかわらず、模型のロール角が変わると横力の大きさは変わる。鈍頭円柱模型に大きな横力が作用するときの迎角 α に対する C_Y の変化には、最大領域を示す $C_{Y_{\max}}(\alpha)$ のエンベロープがあり、ロール角を変えると、 $C_Y(\alpha)$ はそのエンベロープの中で異なる変化をする。
- 横力の作用する迎角の範囲は頭部形状やマッハ数によって異なるが、その範囲は狭く $\Delta\alpha < 5^\circ \sim 10^\circ$ である。
- 迎角が $0 \leq \alpha \leq 30^\circ$ の場合、鈍頭円柱の横力の影響を小さくするためには、少なくとも半球円柱以上に鋭い($b/a > 1$)頭部形状を選ぶ必要がある。

7. 文献

- Allen, H. J., and Perkins, E. W., "Characteristics of Flow Over Inclined Bodies of Revolution," NACA RM-A50L07, March, 1951.
- Jorgensen, L. H., "Prediction of Static Aerodynamic Characteristics for Slender Bodies Alone and with Lifting Surfaces to Very High Angles of Attack," NASA TR R-474, Sept. 1977.
- Ericsson, L. E. and Reding, J. P., "Vortex-Induced Asymmetric Loads in 2-D and 3-D Flows," AIAA Paper 80-0181, Sunnyvale Cal. Jan. 1980.
- Keener, E. R., Chapman, G. T., Cohen L. and Taleghani, J., "Side Force on a Tangent Ogive Forebody with a Fineness Ratio of 3.5 at High Angles of Attack and Mach Numbers From 0.1 to 0.7," NASA TM X-3437, February, 1977.
- Keener, E. R., "Oil Flow Separation Patterns on an Ogive Forebody," AIAA Journal, Vol.21, No. 4, 1983, pp.550-556.
- Robinson, M. L., "Boundary Layer Transition on an Axisymmetric Body at Incidence in Subsonic Flow," Eighth Australasian Fluid Mechanics Conference, 1983, pp. 7A.12-7A.15.
- Rao, D. M., "Side-Force Alleviation on Slender, Pointed Forebodies at High Angles of Attack," Journal of Aircraft, Vol.16, No.11, 1979, pp.763-768.
- 宇宙材料実験用ロケット回収研究チーム, "宇宙材料実験用ロケット頭胴部の大迎角空力特性に関する研究, その3. 高空落下試験でのフラットスピンについての解析," 航空宇宙技術研究資料TM-426, 1980.
- Pick, G. S., "Investigation of Side Forces on Ogive-Cylinder Bodies at High Angles of Attacks in the $M=0.5$ to 1.1 Range," AIAA Paper 71-570, Palo Alto, Cal. June, 1971.
- Lamont, P. J. and Hunt, B. L., "Pressure and Force Distributions on a Sharp-Nosed Circular Cylinder at Large Angles of Inclination to a Uniform Subsonic Stream," Journal of Fluid Mechanics, Vol.76, Part.3, Aug. 1976, pp.519-559.
- Lamont, P. and Kennaugh, A., "Multiple Solutions for Aircraft Sideslip Behavior at High Angles of

- Attack," AIAA Paper 89-0645, Jan., 1989.
12. Keener, E. R. and Chapman, G. T., "Onset of Aerodynamic Side Forces at Zero Sideslip on Symmetric Forebodies at High Angles of Attack," AIAA Paper 74-770, 1974.
 13. Yoshinaga, T., Tate, A. and Inoue, K., "Coning Motion of Slender Bodies at High Angles of Attack in Low Speed Flow," AIAA Paper 81-1899, Aug. 1981.
 14. 楯篤志, 吉永崇, 井上建二, "大迎角における細長物体のコーニング運動," 航空宇宙技術研究所報告TR-1059, 1990.
 15. Hall, I. M., Rogers, E. W. E. and Davis, B. M., "Experiments with Inclined Blunt-Nosed Bodies at $M_0=2.45$," Aeronautical Research Council, R. and M. No.3128, Aug., 1959.
 16. 野田順一, 清水福寿, 関根英夫, "小型ロケットの大迎角時における超音速風洞試験", 航空宇宙技術研究所資料TM-351, 1978.
 17. 宇宙材料実験用ロケット回収研究チーム, "宇宙材料実験用ロケット頭胴部の大迎角空力特性に関する研究, その1。極超音速, 超音速風洞試験", 航空宇宙技術研究所資料TM-396, 1979.
 18. Yoshinaga, T., Tate, A. and Sekine, H., "Side Force of Blunted Circular Cylinders at High Angles of Attack in Supersonic Flow," AIAA Paper 94-3520, Aug., 1994.
 19. 空気力学第二部, "1m×1m吹出式超音速風洞の計画と構造", 航空宇宙技術研究所報告TR-29, 1962.
 20. Reding, J. P. and Ericsson, L. E., "Maximum Side Forces and Associated Yawing Moments on Slender Bodies," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.17, No.6, 1980, pp.515-521.
 21. Hsieh, T., "Low Supersonic Flow over Hemisphere-Cylinder at Incidence," J. Spacecraft and Rockets, Vol.14, No.11, 1977, pp.662-668.
 22. Wang, K. C., "Separation Patterns of Boundary Layer over an Inclined Body of Revolution," AIAA J. Vol.10, No.8, 1972, pp.1044-1050.
 23. 宇宙材料実験用ロケット回収研究チーム, "宇宙材料実験用ロケット頭胴部の大迎角空力特性に関する研究その2。遷音速風洞試験", 航空宇宙技術研究所資料TM-413, 1980.

航空宇宙技術研究所報告1255号

平成6年12月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) 〒182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段北1-7-8

Printed in Japan