

ISSN 0389-4010
UDC 531.781

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1035

角のある細長物体に作用する空気力

楯 篤 志 ・ 吉 永 崇

1989年9月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

角のある細長物体に作用する空気力*

橋 篤 志** 吉 永 崇**

Aerodynamic Forces Acting on a Finite Rectangular Slender Body

Atsushi TATE and Takashi YOSHINAGA

ABSTRACT

To estimate the nonlinear transient moment acting on spinning square cylinders in a plane normal to the flow direction, the force and moment coefficients were measured for a semi-finite square cylinder (fineness ratio 5) settled in a wind tunnel. Yaw angle β of the model was changed through a range of -45° to 45° and the Reynolds number was varied from 0.7×10^5 to 5.7×10^5 . The results show :

(1) Up to $\beta \approx 10^\circ$ the yawing moment coefficient C_n increases gradually and the magnitude is less than 1/3 of the two-dimensional square square cylinders. The C_n begins to increase rapidly from $\beta \approx 10^\circ$ showing the maximum value at $\beta = 16^\circ$. (2) The effect of the Reynolds number on the forces and the moments is small compared to that for a circular cylinder. (3) The velocity component directing to the finite end of the semi-finite square cylinder is great in the separated region around the cylinder.

1. はじめに

大気中を落下する物体を減速する手段として、物体の後部に突起物を出す方法(空力的減速器)¹⁾や、物体に翼断面回転翼を取り付け、落下中に回転させる方法がある²⁾。また、落下物体の下流側に片寄った板を取り付けて一定角速度の回転を与えることにより、落下物体の減速と地上の走査に役立てようとする試みがある³⁾。このような落下物体に回転を与える翼として、いわゆる翼断面以外の単純な断面形状のものをを使うことが出来れば、翼断面回転翼のような減速効果は期待できないが、落下物体の回転の保持と安定した降下に役立つものと思われる。また、それによって構造が簡単に

なり、製作が容易になる。

翼断面形状以外の細長物体で自励回転をするものとしては、ランチェスター風車が知られている。これは、半円形断面の細長物体の中央を平面部分から円弧部分へ垂直に貫いて回転軸を取り付けたもので、平面側を上流側に向けて回転軸を流れに平行に置くと、流れに垂直な面内での回転が始まる。しかし、この形状は円弧翼の一種と考えられ、Parkinson⁴⁾や著者ら⁵⁾の実験によると、ある無次元回転速度で激しい振動を伴うことと角速度が大きいため実用上問題がある。

一方、長方形断面の細長物体を回転翼として使うと自励回転することが指摘されている⁶⁾。このことについて、定量的な実験を行ったのは、著者らが最初である^{5,7,8,9)}。著者らの実験によると、長方形断面の板(長方形断面翼)は特定の回転数

* 平成元年 9 月 1 日 受付

** 空気力学部

で振動することなく、レイノルズ数を変えても無次元回転数はほぼ一定である。また、無次元回転数は翼断面のものに比べて小さく、板の長さや厚みを変更することにより、その大きさを変えることができる。したがって、長方形断面翼は一定の落下速度で一定の回転を与えるものとして有効であると考えられる。

横滑り角を変えて測定した二次元角柱の静的な空力係数を用い、正方形断面の有限角柱翼の自励回転中に作用するモーメントを準二次元流れモデルの方法によって推定し、測定値と比較した⁵⁾。しかし、推定値は測定値の数倍になり、この方法でモーメントを推定することはできないことが分かった。そこで、準二次元流れモデルによる推定法に適用する静的な空気力として、二次元角柱に作用する空力係数のかわりに、有限角柱に作用する空力係数（有限角柱全体での平均値）を用いれば、端を回る気流の影響が考慮されて空力モーメント係数の推定値が測定値に近付くことが期待される。

有限角柱に関しては、建築物に作用する空気力のデータを得るためすでに多くの測定がなされている。しかし、それらの測定の実験条件は、実用上の立場から流れに高さ方向の速度勾配を与えたもの、主流に大きな乱れを人工的に加えたものが多く、一様流中の有限角柱に作用する空気力の測定例は極めて少ない^{10,11)}。

そこで、この論文では一様な流れに垂直な有限角柱（細長比 5）に作用する空気力を、異なるレイノルズ数のもとで横滑り角を変えて測定し、二次元角柱に作用する空気力と比較した。また、タフトによる表面流の可視化を行い、再付着線のふるまいと空気力の関係を調べた。付録において、今回測定した空気力を用いて有限角柱の回転時に作用するモーメントの推定を行い、回転モーメントの測定値と比較した。また、回転時の抗力係数の推定も行った。

2. 記 号

C_c : 偏力係数 (Y_w 軸方向) $= F_c / qwl$
 C_D : 抗力係数 (X_w 軸方向) $= D / qwl$

回転する有限角柱に作用する抗力係数
 (V_∞ 方向)

C_l : 横揺れモーメント係数 (X 軸回り)
 $= M_x / qw^2 l$

有限角柱の回転モーメント係数
 $= M / qw^2 l$

$C_{l,w}$: 横揺れモーメント係数 (X_w 軸回り)
 $= M_{xw} / qw^2 l$

C_L : 揚力係数 (Z 軸方向) $= L / qwl = C_z$

C_m : 縦揺れモーメント係数 (Y 軸回り)
 $= M_y / qw^2 l$

$C_{m,w}$: 縦揺れモーメント係数 (Y_w 軸回り)
 $= M_{yw} / qw^2 l$

C_n : 偏揺れモーメント係数 (Z 軸回り)
 $= M_z / qw^2 l$

C_x : 軸力係数 (X 軸方向) $= F_x / qwl$

C_y : 横力係数 (Y 軸方向) $= F_y / qwl$

C_z : 法線力係数 (Z 軸方向) $= F_z / qwl = C_L$

dF_y : 回転中の微小要素に作用する力

D : 抗力 (X_w 軸方向) $= F_x \cos \beta - F_y \sin \beta$

F_c : 偏力 (Y_w 軸方向) $= F_x \sin \beta + F_y \cos \beta$

F_x : 軸力 (X 軸方向) (kgw)

F_y : 横力 (Y 軸方向) (kgw)

F_z : 法線力 (Z 軸方向) $= L$ (kgw)

l : 模型の長さ (m)

$l_{x,ac}$: 模型底面の中心 (原点) から X 方向の空力中心までの距離 (m)

$l_{y,ac}$: 模型底面の中心 (原点) から Y 方向の空力中心までの距離 (m)

L : 揚力 (Z 軸方向) $= F_z$ (kgw)

M : 有限角柱に作用する回転のモーメント
 (kgw · m)

M_x : 横揺れモーメント (X 軸回り) (kgw · m)

M_{xw} : 横揺れモーメント (X_w 軸回り)
 (kgw · m)

M_y : 縦揺れモーメント (Y 軸回り) (kgw · m)

M_{yw} : 縦揺れモーメント (Y_w 軸回り) (kgw · m)

M_z : 偏揺れモーメント (Z 軸回り) (kgw · m)

q : 動圧, $1/2 \rho V_\infty^2$ (kgw/m²)

r : 回転軸の中心からの距離 (m)

R : 回転軸の中心から角柱模型の端までの距

離 (m)

Re_{∞} : 主流のレイノルズ数 $= \omega V_{\infty} / \nu$

Re_{cr} : 円柱の臨界レイノルズ数

$(3.5 \times 10^5 < Re_{cr} < 4.0 \times 10^5)$

S : 代表面積 $= \omega l (\text{m}^2)$

V_c : 局所周速度 $= \omega r (\text{m/s})$

V_{co} : 模型端の周速度 $= \omega R (\text{m/s})$

V_{rel} : 相対速度 (m/s)

V_{∞} : 主流速度 (m/s)

ω : 模型の幅 (m)

X : 物体軸系の前後軸

X_w : 風軸系の前後軸

Y : 物体軸系の左右軸

Y_w : 風軸系の左右軸

Z : 物体軸系の上下軸

Z_w : 風軸系の上下軸, Z 軸に一致

β : 横滑り角 ($^{\circ}$)

ρ : 空気密度 (kg/m^3)

ν : 空気の動粘性係数 (m^2/s)

ω : 回転の角速度 ($1/\text{s}$)

Ω : 無次元角速度 $= V_c / V_{\infty} = r \omega / V_{\infty} = \tan \beta$

Ω_t : 角柱模型端の無次元角速度 $= R \omega / V_{\infty}$

3. 模型と実験装置

3.1 角柱模型

空気力測定に使用した角柱模型は、長期間乾燥させたマホガニーで作られており、軽量化するため内部は空洞になっている。その断面は幅 w が 0.200m の正方形で、長さ l は 1.000m である。模型の角には丸みは付けていない。模型の上面と下面の端板との間には、直径 16mm のボルトで張力を加え、模型の振動を防止している。模型表面の粗さの影響を調べるため、(1) 模型表面に目止めを行わないラッカー仕上げ (JIS B0601 あらさ表示法, 50S) での測定と、(2) 同じ模型の表面に目止めとラッカー塗装を施した場合 (25S) の測定を行い、これらの測定値を比較した。

模型の細長比 (l/w) は 5 である。この形状は、以前にわれわれが回転実験に使用した、断面が $0.03\text{m} \times 0.03\text{m}$ 、長さが 0.30m の回転角柱模型の、回転軸から翼端までの形状⁵⁾と相似である。この

ように選んだ理由は、今回の測定値を使って、回転角柱模型に作用するモーメントを推定し、実測したモーメントとの比較を行うためである。

3.2 実験装置

実験は、航空宇宙技術研究所の調布飛行場分室にある突風風洞¹²⁾で行った。この風洞は回流型の連続風洞で、測定部の断面は $2\text{m} \times 2\text{m}$ の正方形で、その長さは 4m である。図 1(a), (b) に、風洞に取り付けた角柱模型と天秤の配置を示す。

この風洞の主流の最大風速は 67m/s (常用 3 ~ 50m/s) まで可能である。測定部の下に設置された天秤の上面にアダプターを取り付け、その上に端板と角柱模型を取り付けている。端板は、風洞壁上の境界層の影響を小さくし、模型下端付近の流れを出来るだけ二次元的にするためのもので、測定部中央の風洞底面から約 0.10m 内側に水平に設置されている。その大きさは、半径 0.50m、厚さ 0.015m で、その周囲は丸み付きウエッジ形状になっている。また、風洞底面と端板との間には、この間の流れによる空気力が天秤に加わらないように、円筒状のフェンスを取り付けている。端板の上に木製の角柱模型が垂直に設置され、両者は一体となって横滑り角を取る。一方、模型の上端

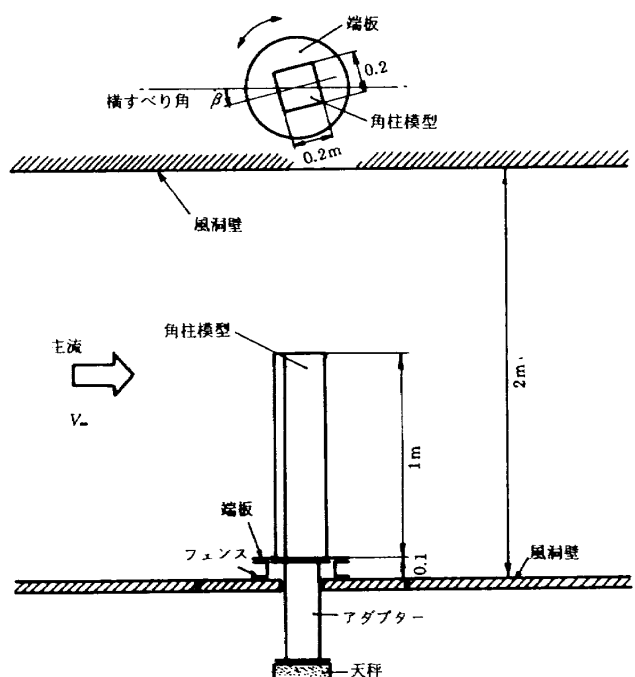


図 1(a) 風洞測定部に設置した角柱模型と天秤

は、風洞天井壁と0.9m 離れており、自由に気流が迂回できるため三次元的な流れになっているものと推定される。模型の横滑り角 β は、天秤を回

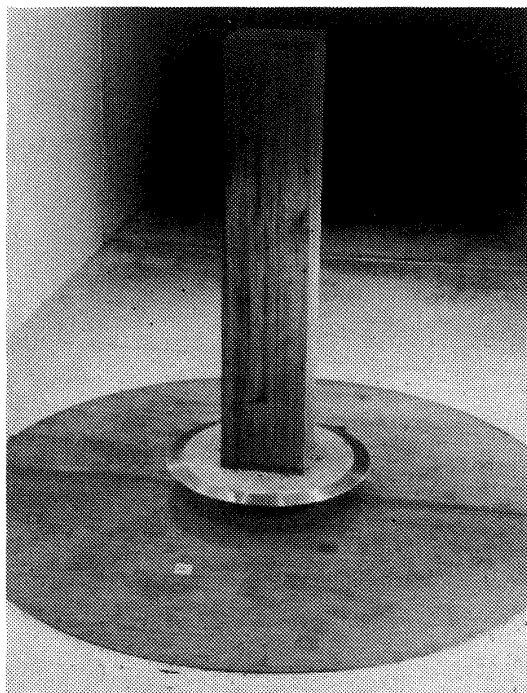


図 1 (b) 風洞測定部の角柱模型
(1m×0.2m×0.2m)

転させることによって、連続的に変えることができる。

空気力およびモーメント測定には、模型を下から支持する方式のピラミッド型 6 分力天秤（島津製作所製）を使用し、物体に固定した軸方向の空気力と軸回りのモーメントを測定した。天秤の容量と、その角度の可変な範囲や角速度については付録 B¹²⁾ に示す。異なる風速での測定には、空気力やそのモーメントの 2 倍以上の安全率を見て最大の測定精度が得られるように天秤の測定範囲を設定した。測定精度は、各レンジともフルスケールに対して±0.2% から±2% である。横滑り角 β は、角速度0.2°/s で連続的に変化させた。天秤による測定値は2.7Hz のローパスフィルターを通して3秒ごとに(0.6°おきに) 計算機に取り込んでいるので、これらの測定値はほぼ時間平均値と考えられる。

3.3 座標系

図 2 に、座標系と空気力、モーメント、および

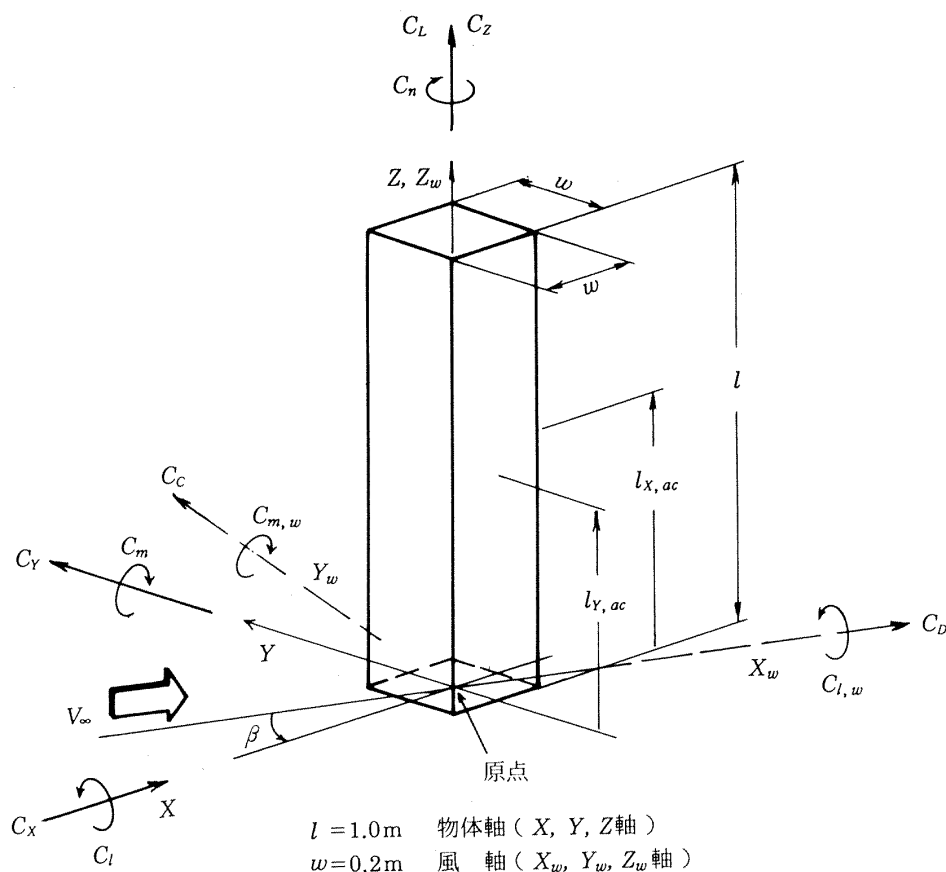


図 2 座標系と諸量の定義

空力中心までの距離の定義を示す。この実験では模型底面の中心を原点としている。物体軸に固定した座標としてX軸（横滑り角が0°の場合に風洞の主流方向と一致する）を定め、X軸に直角で水平方向（下流に向かって左）をY軸、X軸に直角で垂直方向をZ軸と定める。それぞれの方向に作用する空気力を F_x, F_y, F_z 、またX, Y, Z軸回りのモーメントを M_x, M_y, M_z とする。動圧 q 、模型の幅 w 、長さ l 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

$$C_x = F_x / qwl, \quad C_y = F_y / qwl, \quad C_z = F_z / qwl,$$

$$C_l = M_x / qw^2l, \quad C_m = M_y / qw^2l, \quad C_n = M_z / qw^2l$$

で表される（注意：ここでの座標軸と角度の方向は、航空機の座標の慣用と異なっているため、他の文献とは符号が逆になっている場合がある）。

主流の方向を基準とした場合、横滑り角を β とすると、主流方向の抗力 D 、主流と直角方向（上流から見て左方向）の偏力 F_c 、および抗力係数 C_D と偏力係数 C_c は、物体軸系の測定値から次式で計算される。

$$D = F_x \cos \beta - F_y \sin \beta$$

$$F_c = F_x \sin \beta + F_y \cos \beta$$

抗力係数 C_D および偏力係数 C_c は次式で定義される。

$$C_D = D / qwl, \quad C_c = F_c / qwl$$

また、X方向、Y方向の空力中心までの距離はそれぞれ

$$l_{x,ac} = (C_m / C_x) w, \quad l_{y,ac} = (C_l / C_y) w$$

で計算される。

4. 実験方法と測定値の較正

模型の横滑り角を広い範囲に変化させて詳細に空気力やモーメントの測定を行う場合に、測定ごとに模型を静止させていたのでは膨大な時間が必要となる。したがって、流れが準定常と考えられる程度に模型の横滑り角をゆっくりと変化させながら、連続的に空気力とモーメントの測定を行った。横滑り角 β は、毎秒約0.2°の速さで0°から-45°に、次いで-45°から0°を通過して45°へ、さらに45°から0°へと3回に分けて変化させた。3秒ごとに、したがって β は約0.6°ごとに、模型に作

用する空気力とモーメントを測定した。レイノルズ数は、 $Re_\infty = 0.7 \times 10^5$ ($V_\infty = 5 \text{ m/s}$)から $Re_\infty = 5.7 \times 10^5$ ($V_\infty = 40 \text{ m/s}$)まで約 0.7×10^5 ($V_\infty = 5 \text{ m/s}$)おきに变化させた。二次元円柱の臨界レイノルズ数に相当する風速付近ではさらに主流の風速 V_∞ を細かく変えて測定した。

模型や天秤にわずかの傾きや質量の片寄りがある場合、横滑り角が変化すると重力が空気力に加算されて測定される。これを補正するため、風速 $V_\infty = 0 \text{ m/s}$ の状態では横滑り角を変えて、力とモーメント（風袋荷重）を測定し、この値を、風速が0 m/sでない時の力とモーメントの測定値から差し引いた。風速 $V_\infty = 0 \text{ m/s}$ での測定値には、重力の影響のほか、天秤の回転車輪による脈動の影響などが含まれており、この値も上に述べた方法によって多少補正される可能性がある。ここでは、空気力とモーメントはともに $\beta = 0^\circ$ での値が0となるように調整している。

図3(a)は、主流の風速 $V_\infty = 0 \text{ m/s}$ の時、横滑り角 β を0°から-45°、-45°から0°を通過して45°へ、45°から0°と変えたときの β に対する F_x, F_y, F_z の変化を示す。図の破線と実線は横滑り角 β の進行方向が正と負の場合に対応している。

図3(b)には、主流の風速 $V_\infty = 0 \text{ m/s}$ の時、横滑り角 β を連続的に変えた場合の M_x, M_y, M_z の変化を示す。それぞれの測定値は、 β の変化と共に極値を取り正弦波的に変化する。また、 β の進行方向によりそれぞれの測定値には多少の差が生じている。

いずれの値も β に対して正弦波的な変化を示すことから、これらの現象は、天秤を取り付けた駆動部分の垂直軸と、天秤の垂直軸が鉛直軸にたいしてわずかに傾いていたり、模型の取付け方が鉛直でないために重力による影響が現れたものと考えられる。この値を、風速が0 m/sでないときの測定値から差し引くことにより、この影響は取り除けるものと考えられる。 $V_\infty = 0 \text{ m/s}$ でのこれらの値は、 $Re_\infty = 5.7 \times 10^5$ ($V_\infty = 40 \text{ m/s}$)の空気力、モーメントに比べて2%以下である。また風速 $V_\infty = 0 \text{ m/s}$ にもかかわらず空気力、モーメントともにかなりデータの振動が見られるが、これは天秤を

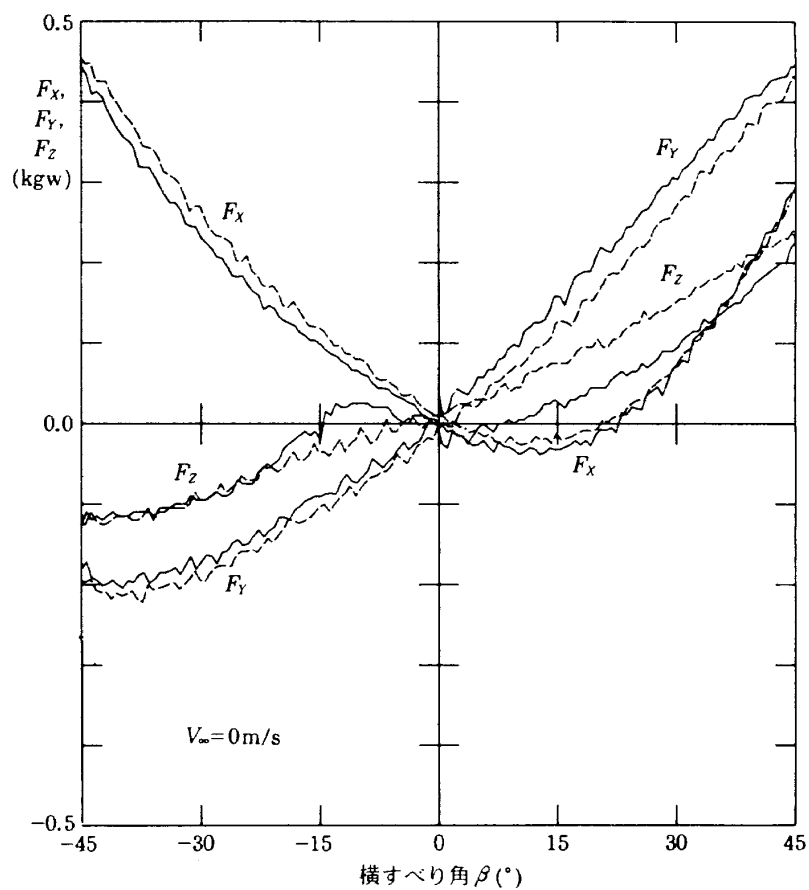


図 3(a) 風速 $V_\infty = 0 \text{ m/s}$ の場合の、横滑り角 β に対する力 F_x, F_y, F_z の表示値の変化

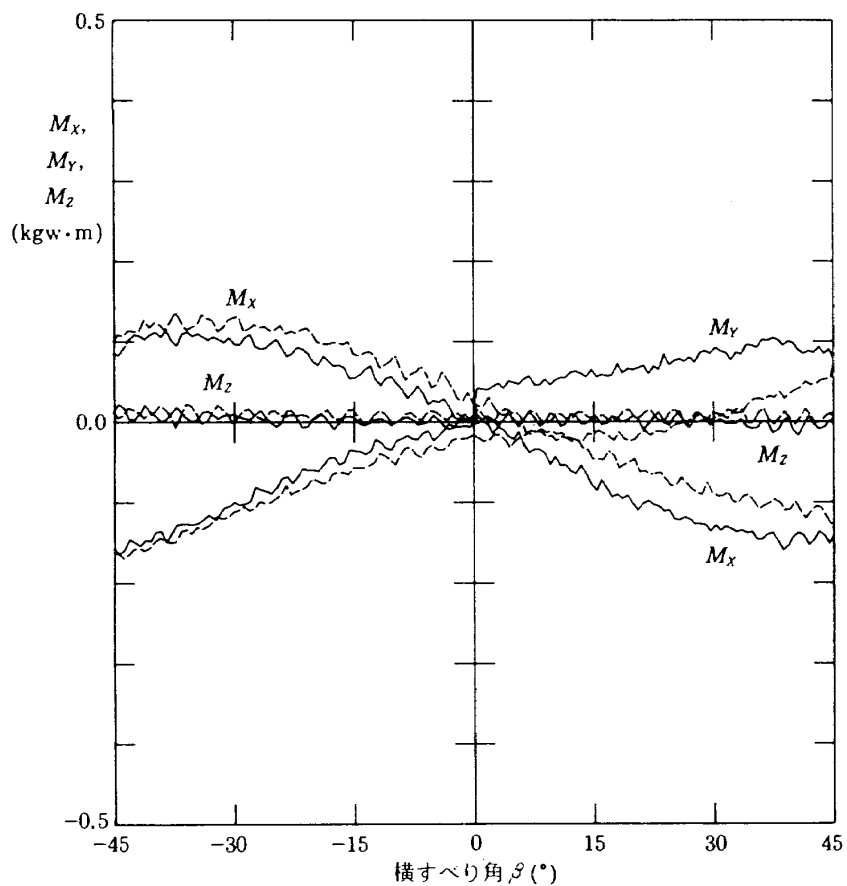


図 3(b) 風速 $V_\infty = 0 \text{ m/s}$ の場合の、横滑り角 β に対するモーメント M_x, M_y, M_z の表示値の変化

回転させるときの駆動装置の移動による脈動であると思われる。風速の小さい時はかなり大きく、 $V_\infty=0\text{m/s}$ のときの測定値を差し引いて校正した測定値にも変動量として表れる。測定値にはこのほか、横滑り角初期値 ($\beta=0.3^\circ$) の補正、取り付け位置の偏りの補正を行った。

5. 測定結果

5.1 空気力の測定

5.1.1 模型表面が滑らかな場合

二次元円柱の場合、臨界レイノルズ数 ($Re_{cr} = 3.5 \sim 4.0 \times 10^5$ 、この値は円柱模型や風洞によって異なる) 付近において抗力係数 C_D は著しく減少し、横力係数 (C_C に相当) は 1 程度の大きな値を示すことが知られている¹³⁾。この実験の一つの目的は、臨界レイノルズ数付近で有限長さの角柱の空力係数がどのように変化するかを調べることに

ある。そこで、表面に目止めを行いラッカーで滑らかに塗装した角柱模型 (粗さ 25S) を用いて、風速を亜臨界から超臨界レイノルズ数まで変えて空気力を測定した。端板の下にはフェンスが取り付けられている。

図 4(a)~(h)に、主流のレイノルズ数を $Re_\infty = 0.7 \times 10^5$ ($V_\infty = 5\text{m/s}$) から 5.7×10^5 ($V_\infty = 40\text{m/s}$) まで変えた場合の、横滑り角 β に対する軸力係数 C_X 、横力係数 C_Y 、抗力係数 C_D 、偏力係数 C_C および揚力係数 C_L の変化を示す (注意: ここでの Y 軸, β の方向は図 2 の座標系に従っているため他の文献の C_Y , C_C の値とは符号が逆になっている場合がある)。図の破線と実線は横滑り角 β の進行方向が正と負の場合に対応している。 $|\beta| > 10^\circ$ では、どの係数にも β の向きによって多少のヒステシスが存在する。しかし、この原因が空気力のヒステシスであるのか天秤の駆動装置にあるのか明

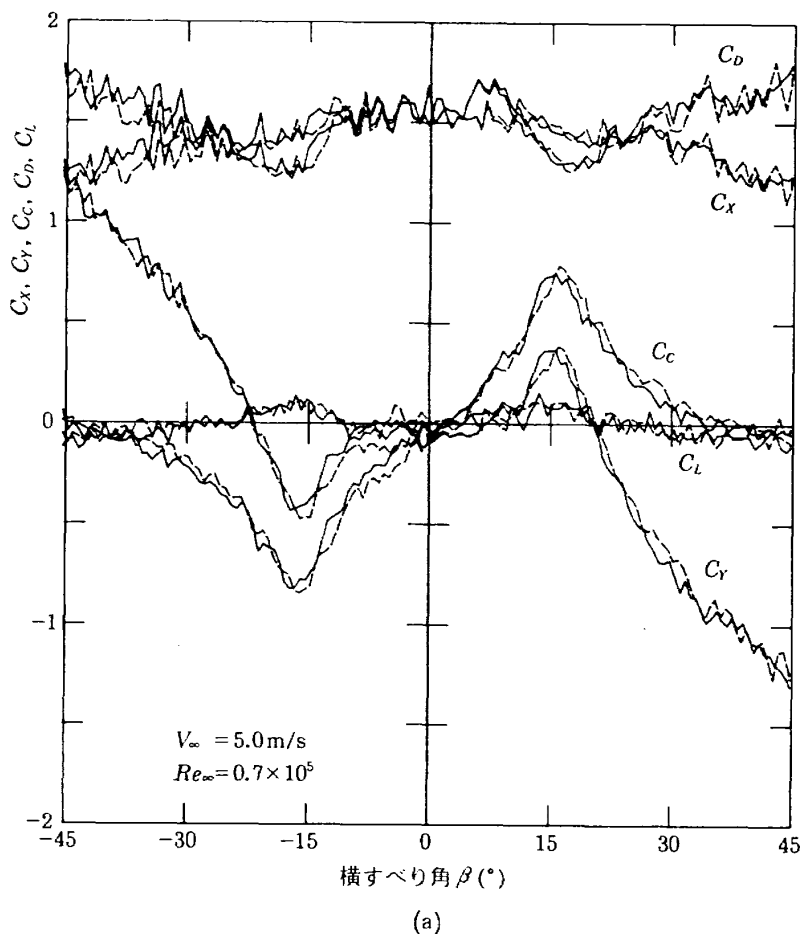
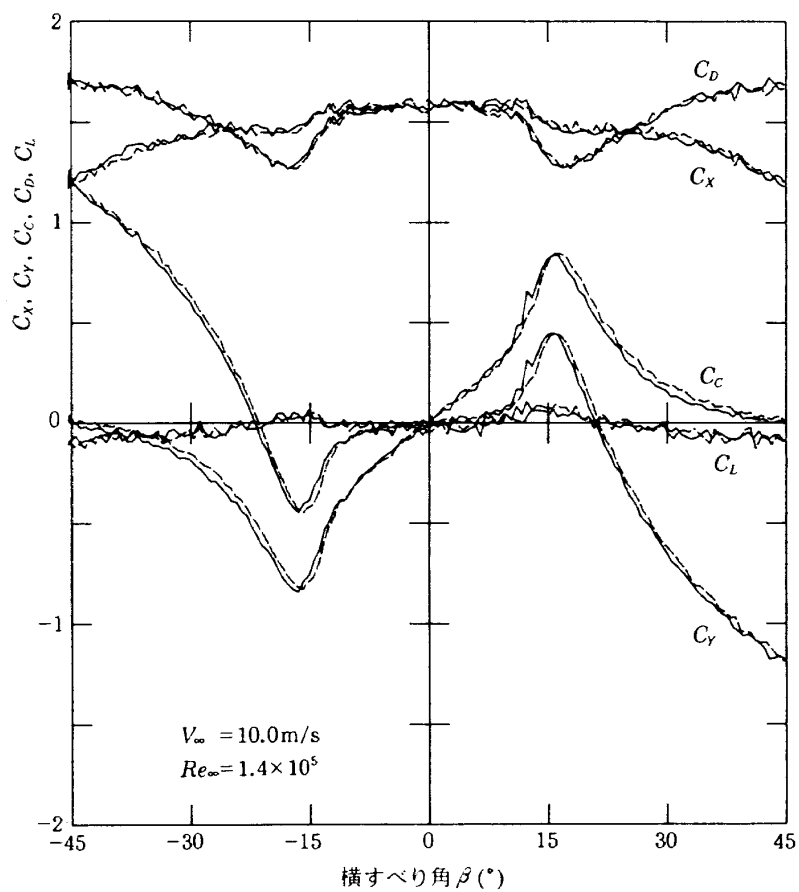
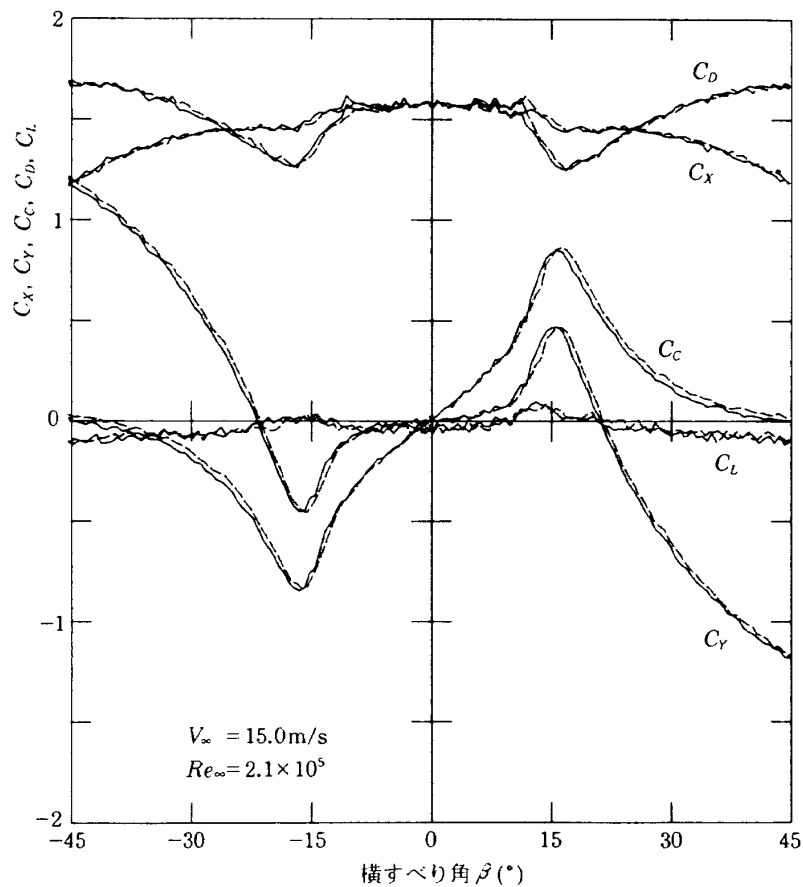


図 4 横滑り角 β に対する、空力係数 C_X , C_Y , C_C , C_D , C_L の変化。
角柱模型表面は目止めラッカー塗装 (粗さ 25S)、模型下にフェンスがある
(以下では、表面が滑らかで、フェンス付きと略称する)。

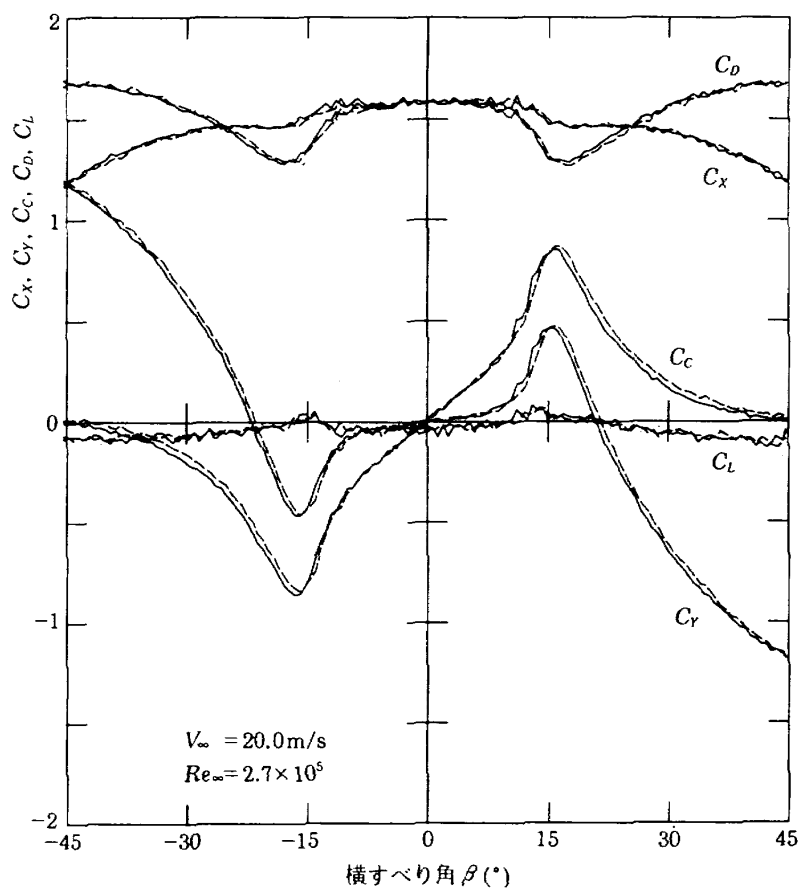


(b)

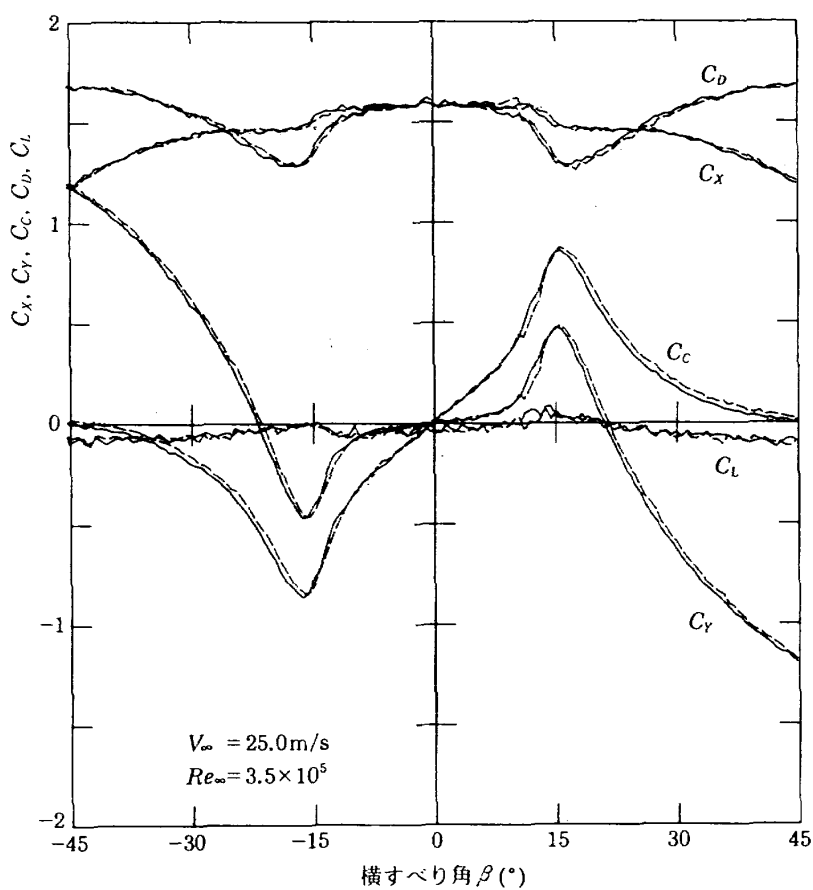


(c)

図4 (続き)

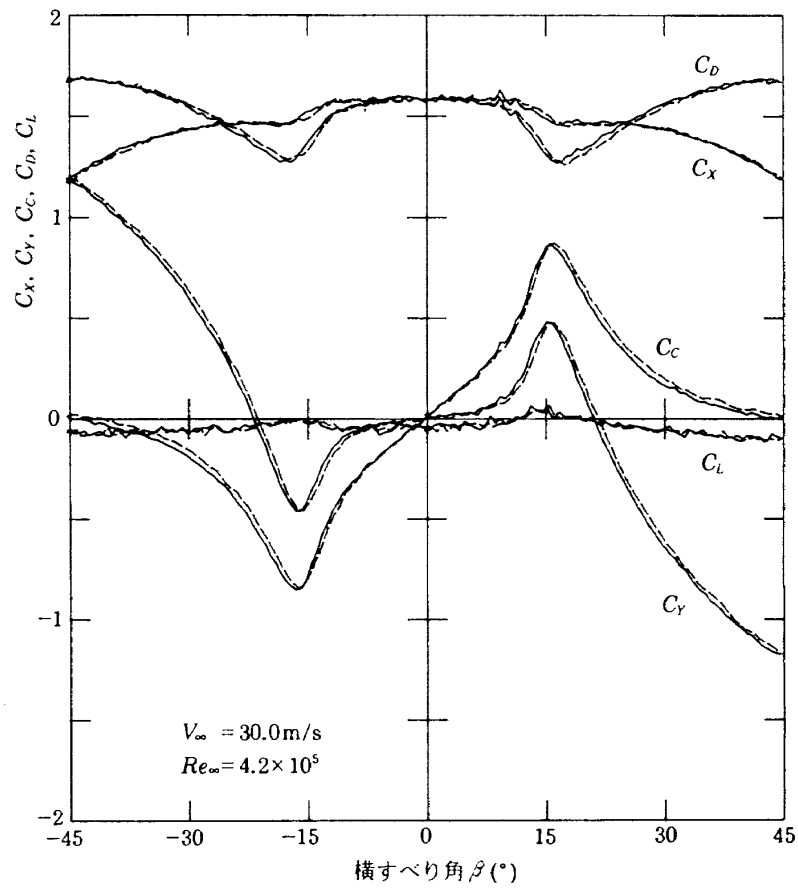


(d)

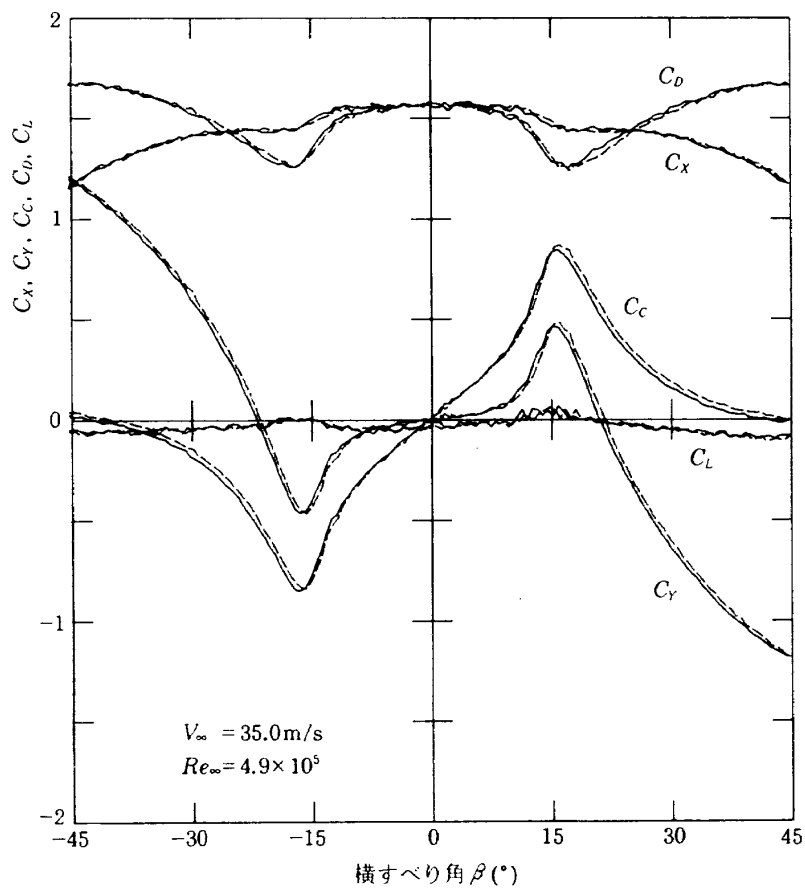


(e)

図4 (続き)

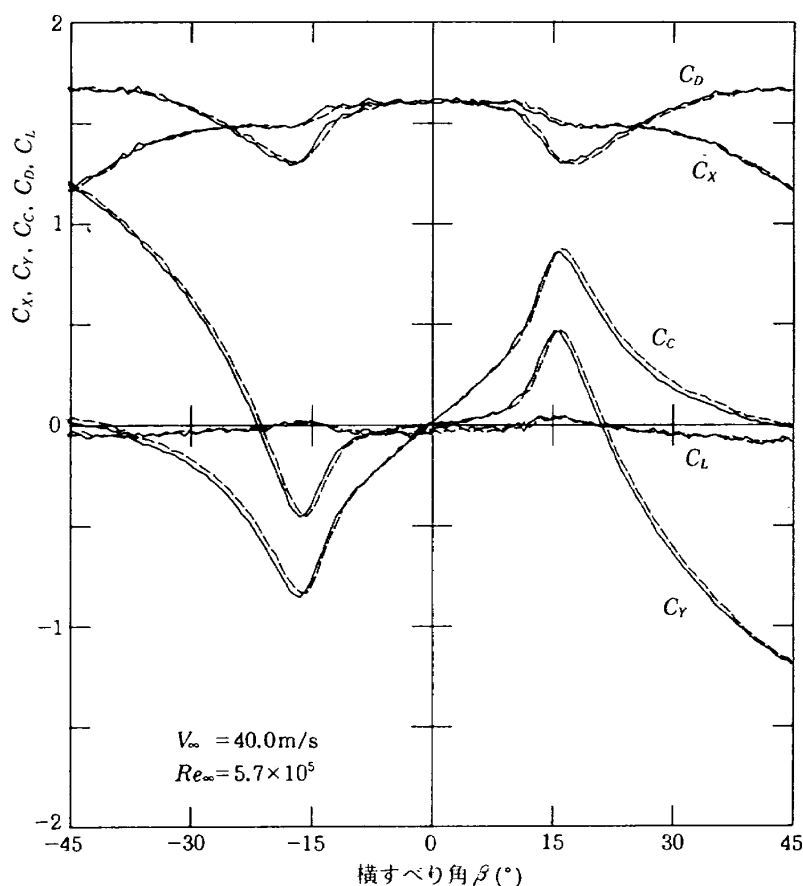


(f)



(g)

図4 (続き)



(h)

図4 (続き)

らかでない。

図4(a)は $Re_\infty = 0.7 \times 10^5$ ($V_\infty = 5 \text{ m/s}$) の場合である。空気力が小さいため、相対的に測定値のノイズ成分である脈動成分が大きく、各係数は β の移動とともにかなりの変動を示している。

図4(h)は $Re_\infty = 5.7 \times 10^5$ ($V_\infty = 40 \text{ m/s}$) の場合で、レイノルズ数が大きいため空気力に比べてノイズ成分が小さくなり、空力係数の変化が明瞭になる。ノイズ成分の小さいこの図で β に対する各係数の変化を説明する。

軸力係数 C_x は $\beta < 10^\circ$ ではほぼ一定の値 1.60 を示し、そこから $\beta \approx 16^\circ$ までは減少し、続いて β の増加とともに緩やかに減少する。

横力係数 C_y は横滑り角 $\beta \approx 10^\circ$ までは β の増加とともに直線的に増え、そこから急激に増加し、 $\beta \approx 16^\circ$ で極大値 ($C_y = 0.45$) を取る。その後は β の増加と共に減少し、 $\beta \approx 21^\circ \sim 22^\circ$ で 0 となり、さらに β の増加とともに減少し $\beta = 45^\circ$ では $C_y \approx -1.2$ となる。このように $\beta \approx 10^\circ$ と 16° とで変化に

急変が生じている。

二次元角柱の場合、 C_y が極値を取る β 付近では、模型の風上側の角で一度剥離した流れが同じ側面の下流側表面に接近するため、この面の圧力が小さくなり大きな横力(注意: ネガティブリフトで翼が迎角を取る場合とは逆方向の力、文献によっては負の値として扱っている場合もある。)が働く¹⁴⁾。この横力は角柱のギャロッピングや、中心で支持した角柱の回転の原因となる。 β がさらに増すと、角を曲がる流れは模型の風上側側面の全面で再付着し、急激に横力が減少する。類似の現象がこの三次元角柱でも起きているものと想像される。

模型が正方形断面であるため $\beta = -45^\circ$ では、 C_x と C_y は同じ値を示し、 $\beta = 45^\circ$ では C_x と C_y は符号は異なるが絶対値はほぼ等しい。模型が正方形断面であることを考慮すると、この図で、 C_x を $\beta = -45^\circ$ で折り返して、 C_y につないだものは、連続的に β を 0° から -90° まで変化させた場合の

C_Y の測定値に相当する。さらに、 $\beta > 0^\circ$ についても対称性を考慮すると、これらの測定値から総での β の値 ($-180^\circ \leq \beta \leq +180^\circ$) に対する空力係数の変化が得られることになる。

風軸方向の抗力係数 C_D は $\beta \approx 10^\circ$ で急激に減少し始め、 $\beta \approx 16^\circ$ で $\beta = 0^\circ$ 時の約 80% の極小値を取る。その後は、 β の増加とともに緩やかに増加し、 $\beta = 45^\circ$ では $\beta = 0^\circ$ の値の約 105% となり極大値を取る。

風軸に垂直方向の偏力係数 C_C は、 $\beta \approx 10^\circ$ までは β の増加とともにほぼ直線的に急勾配で増加し、その後さらに勾配が増えて、 C_Y と同様に $\beta \approx 16^\circ$ で極大値を取る。その後は β の増加とともに減少し $\beta = 45^\circ$ で 0 になる。 $0^\circ < \beta < 45^\circ$ では C_C の符号は変わらない。(注意：他の文献の C_C の値とは符号が逆になっている場合がある)。

揚力係数 C_L は、他の二つの係数に比べて非常に小さく、 C_Y の 10% 程度の大きさである。 C_L は、 C_D や C_X と同様に $\beta = 0^\circ$ で β に対して対称であって $\beta \approx 16^\circ$ で極大値を取り、 $\beta \approx 20^\circ$ で C_Y と同様に符号が逆転する。すなわち、 $|\beta|$ が大きくなると、揚力は負の値を取り、下向きに押す力が作用する。ここでは、すべての空力係数の代表面積として wl を選んでいる。単位面積当たりには作用す

る力という立場から見ると、揚力 L の場合は代表面積として w^2 を選ぶ方が良い。その場合、 C_L はここで示した値の 5 倍 ($l/w = 5$) となる。このように値が大きいのは、単に有限角柱の端にだけ空気が作用するのではなく、端板にも空気が作用しているためかもしれない。

図 5(a) に、レイノルズ数の影響を調べるため、レイノルズ数を変化させた場合の $\beta = 0^\circ$ および $\beta = 45^\circ$ における軸力係数 C_X と抗力係数 C_D の変化を示す。 $Re_\infty = 4.2 \sim 4.9 \times 10^5$ において、 $\beta = 0^\circ$ における $C_D (= C_X)$ は $Re_\infty = 5.7 \times 10^5$ の場合に比べて 3% ほど小さい値を示す。しかし、二次元円注の場合とは異なり、臨界レイノルズ数 Re_{cr} ($3.5 \sim 4.0 \times 10^5$) 付近においてこの有限角柱の C_D と C_X は急激な変化を示さない。角柱には角があり、剥離線がかなり定まりやすいため流れの様子はレイノルズ数にあまり依存しないためと思われる。 $\beta = 45^\circ$ での C_D と C_X もレイノルズ数への依存は小さい。

図 5(b) は、レイノルズ数に対する、 $\beta = 16^\circ$ におけるそれぞれの係数の極値の変化を示す。 C_D と C_X は図 5(a) と同様に $Re_\infty = 4.2 \sim 4.9 \times 10^5$ において、 $Re_\infty = 5.7 \times 10^5$ の場合に比べて 3% ほど小さい値を示す。 C_C と C_Y は、レイノルズ数の小さい範囲

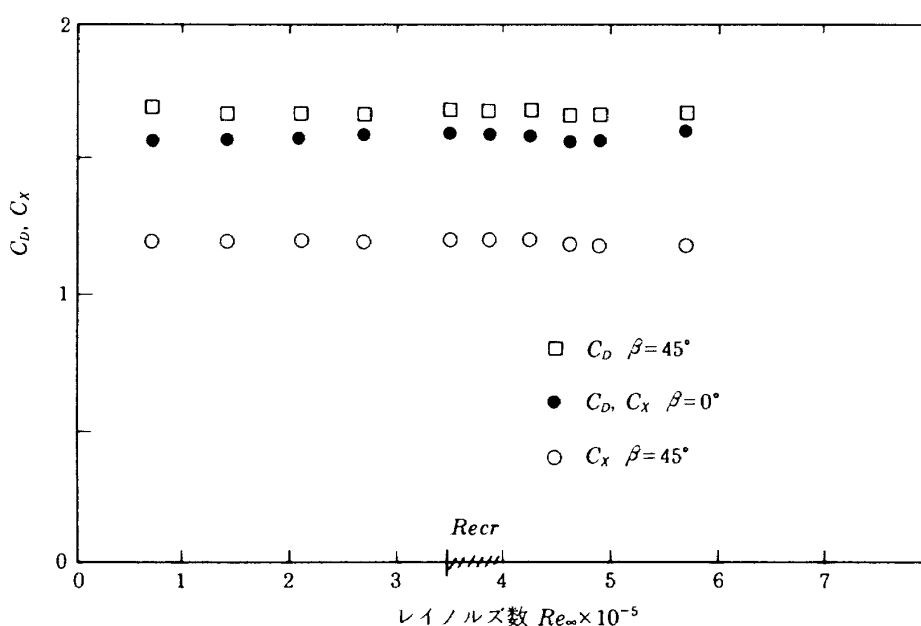


図 5(a) レイノルズ数 Re_∞ に対する、 $\beta = 0^\circ$ および 45° における軸力係数 C_X と抗力係数 C_D の変化 (表面が滑らかで、フェンス付き)

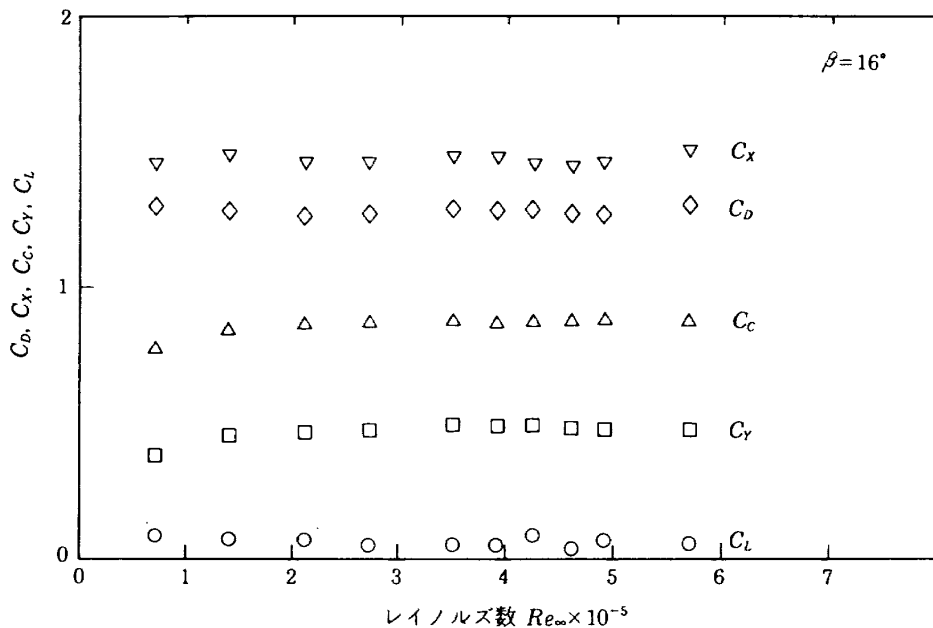


図 5(b) レイノルズ数 Re_{∞} に対する, $\beta=16^{\circ}$ における空力係数 C_x, C_y, C_c, C_d, C_L の変化
(表面が滑らかで, フェンス付き)

($Re < 1.4 \times 10^5$) で最大値の 3~7% ほど小さい値を示すほかはほとんどレイノルズ数に依存していない。 C_L は, レイノルズ数が変わると多少変化してはいるものの 0 に近い。

5.1.2 模型表面が粗い場合

有限角柱表面の粗さが空気力にどのような影響を与えるかを調べるため, 模型表面に目止めを行わないでラッカー仕上げした状態で, Re_{∞} を 1.4×10^5 ($V_{\infty}=10\text{m/s}$) から 5.7×10^5 ($V_{\infty}=40\text{m/s}$) まで変えて空気力を測定し, その後に測定した滑らかな模型の場合と比較した。

図 6(a)~(d) には, 横滑り角 β に対する軸力係数 C_x および横力係数 C_y , 抗力係数 C_d , 偏力係数 C_c , 揚力係数 C_L の変化を示す。それぞれの係数は, 模型表面に塗装を施した場合 (図 4) とほぼ同様の变化を示しており, 表面粗さおよびレイノルズ数の影響はほとんど見られない。

図 7(a) に, レイノルズ数の影響を調べるため, レイノルズ数を変化させた場合の, $\beta=0^{\circ}$ および $\beta=45^{\circ}$ における軸力係数 C_x と抗力係数 C_d の変化を示す。この場合も特に臨界レイノルズ数において急激な変化を示さない。表面のわずかの粗さが空気力に大きな影響を与える円柱と比べて対照的

である。次に, それぞれの係数がほぼ極値を取る $\beta=16^{\circ}$ での値を比較する。

図 7(b) にレイノルズ数を変化させた場合の, $\beta=16^{\circ}$ における C_x, C_y, C_d, C_c および C_L の変化を示す。どの係数も, 模型表面に塗装を施した場合 (図 5(b)) とほぼ同様の变化を示している。

以上のことから, 一様流中の有限角柱の場合は, 模型の表面粗さもレイノルズ数 ($Re_{\infty}=1.4 \sim 5.7 \times 10^5$) も空気力にほとんど影響を与えないことが分かった。

5.1.3 端板下のフェンスの影響

端板下のフェンスが空気力にどのような影響を与えるかを調べるため, 表面にラッカー仕上げを行った模型を用いて, 端板と風洞底面との間のフェンスを取り除いた状態で, レイノルズ数を 1.4×10^5 ($V_{\infty}=10\text{m/s}$) から 5.7×10^5 ($V_{\infty}=40\text{m/s}$) まで変えて空気力の測定を行った。

図 8(a)~(d) には, 横滑り角 β に対する C_x, C_y, C_d, C_c および C_L の変化を示す。これらの係数の中で揚力係数 C_L は, フェンスを取り付けた場合 (図 4) に比べ負側に約 10 倍の値を取る。しかも, β のすべての値に対して負の揚力 (下に押す力) が作用する。フェンスが無い場合, 風洞壁と端板

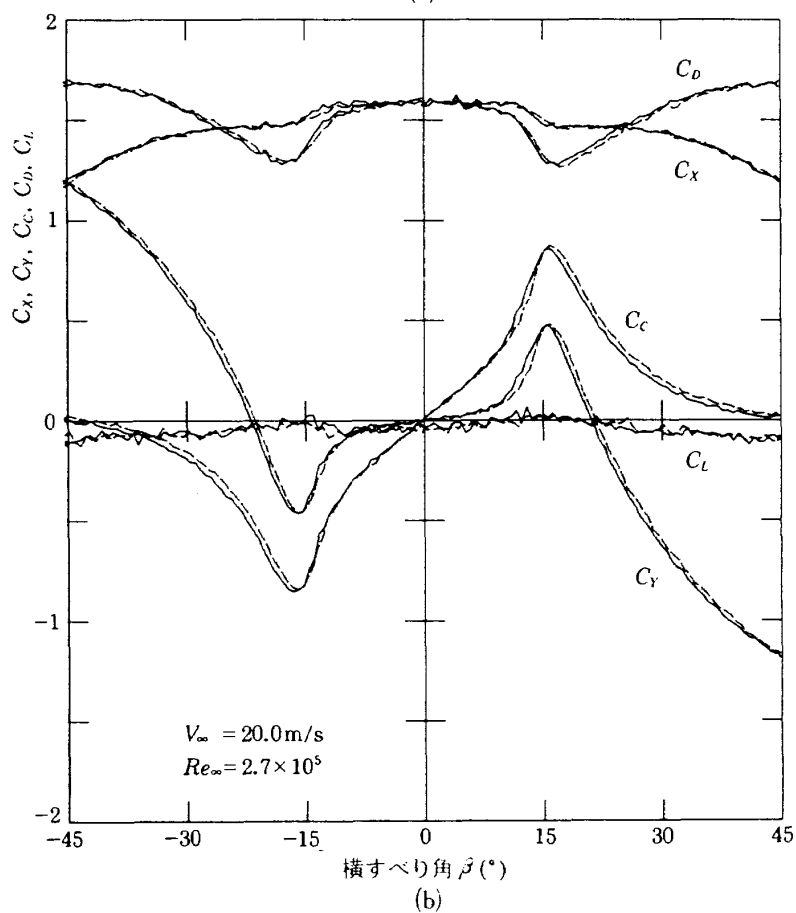
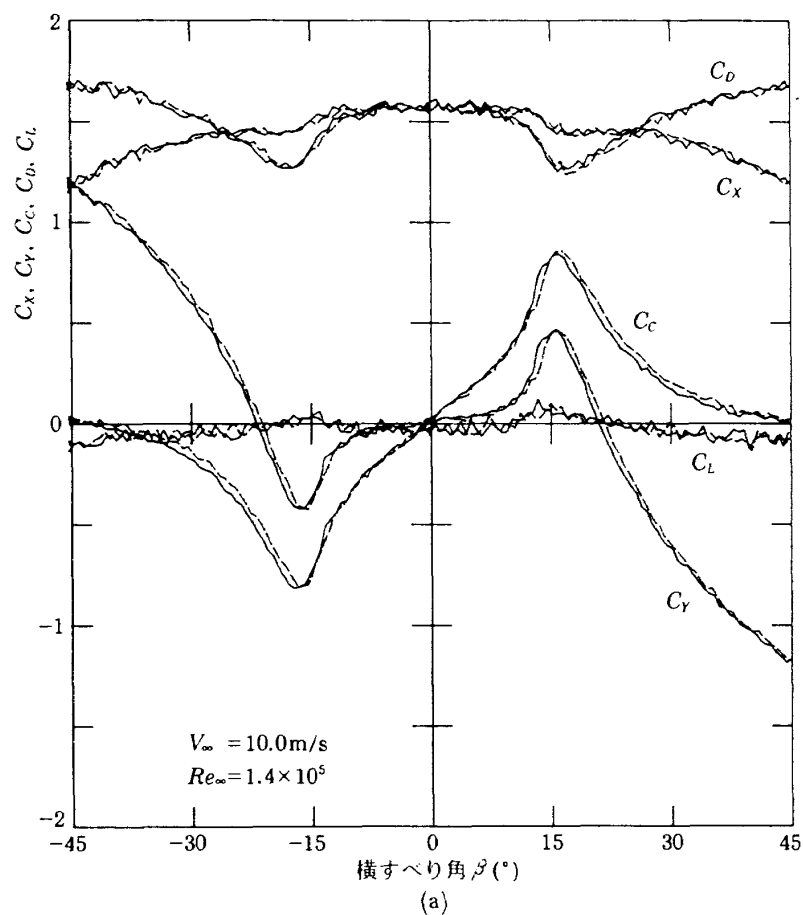
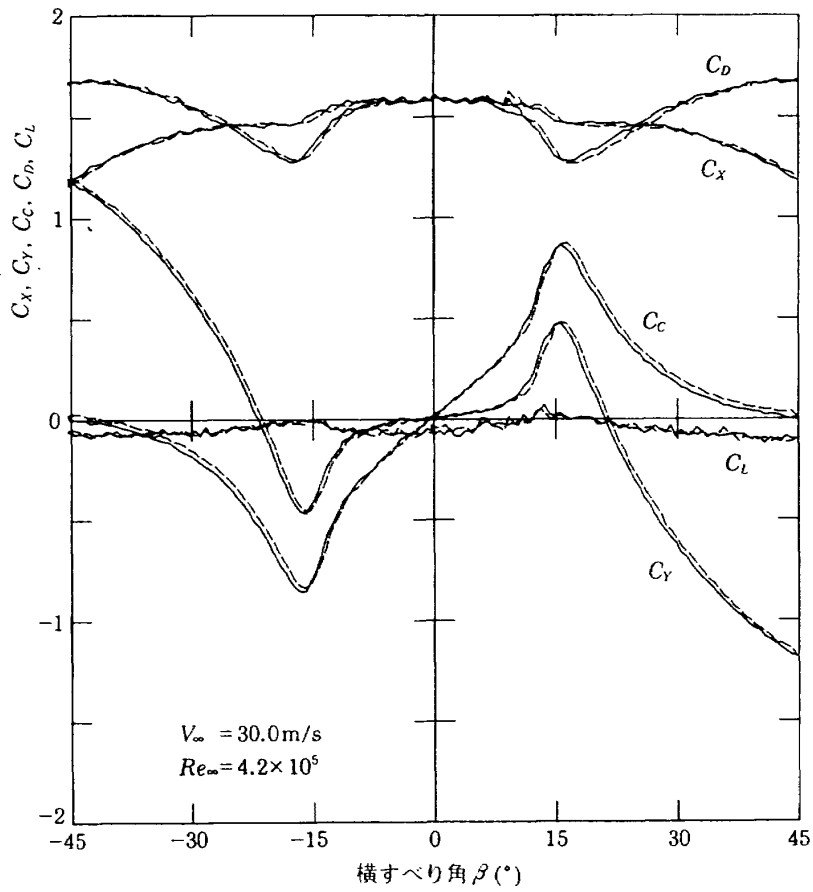
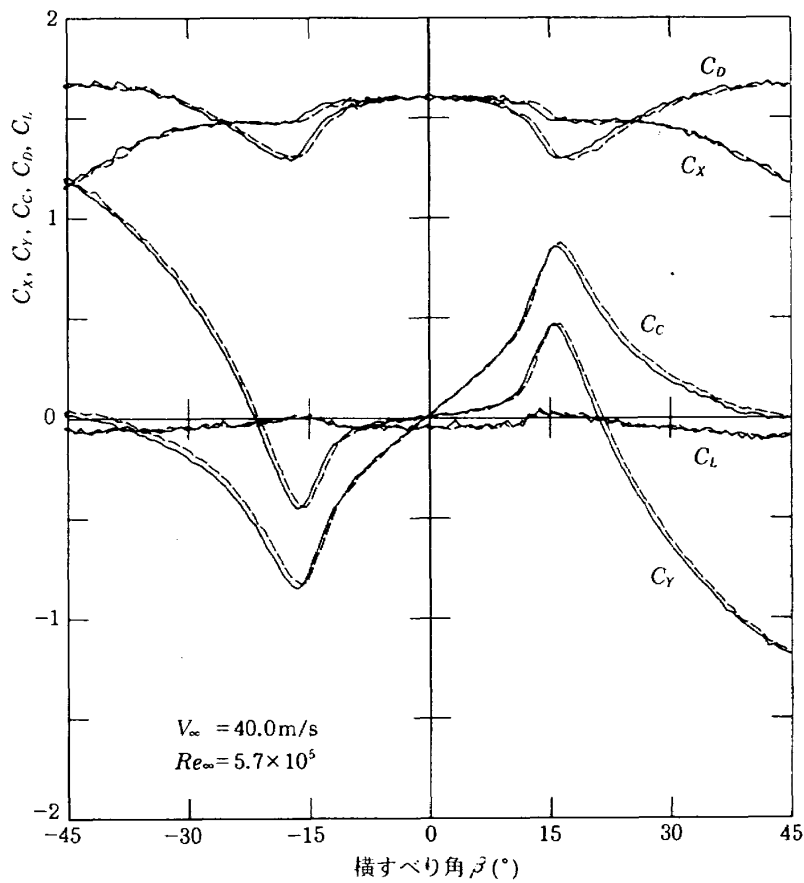


図6 横滑り角 β に対する、空力係数 C_x , C_y , C_c , C_D , C_L の変化。
角柱模型表面は目止めなしラッカー塗装(粗さ50S), 模型下にフェンスがある
(以下では、表面が粗く, フェンス付きと略称する)。



(c)



(d)

図6 (続き)

との間の流れにより模型に取り付けられている端板を下向きに引きつける力が作用するものと思われる。一方、 β に対する C_Y と C_C はフェンスがある場合とほぼ同じ変化を示し、フェンスの影響は小さい。 C_X と C_D はフェンスのある場合と同様の傾向で変化するが、値は3～5%ほど大きい。これは、フェンスがないために、模型を取り付けて

いる円柱状のアダプターにも直接に抗力が作用して、 C_X や C_D の値を増加させるためと考えられる。また、フェンスのない場合と同様に $\beta \approx 16^\circ$ で C_X 、 C_Y 、 C_C および C_L は極値を取る。

図9(a)に、レイノルズ数を変化させた場合の、 $\beta=0^\circ$ および $\beta=45^\circ$ における抗力係数 C_D と軸力係数 C_X の変化を示す。 C_D と C_X は、 $Re_\infty=4.2 \sim$

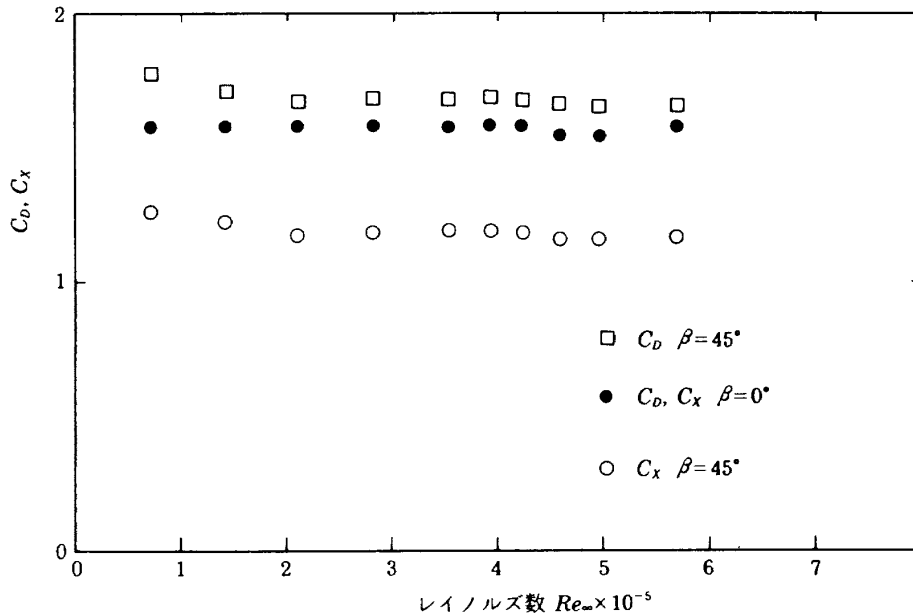


図7(a) レイノルズ数 Re_∞ に対する、 $\beta=0^\circ$ および 45° における軸力係数 C_X と抗力係数 C_D の変化(表面が粗く、フェンス付き)

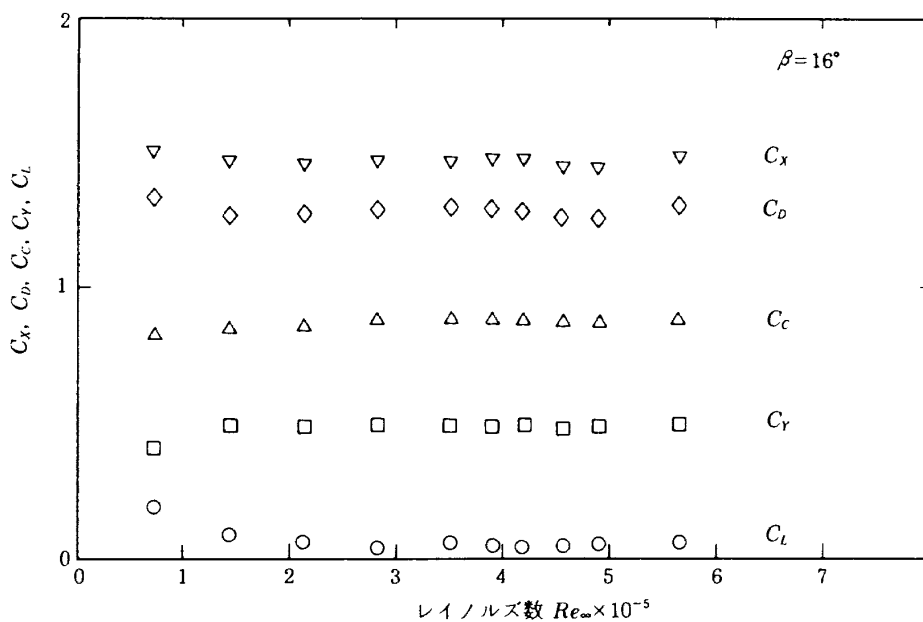


図7(b) レイノルズ数 Re_∞ に対する、 $\beta=16^\circ$ における空力係数 C_X 、 C_Y 、 C_C 、 C_D 、 C_L の変化(表面が粗く、フェンス付き)

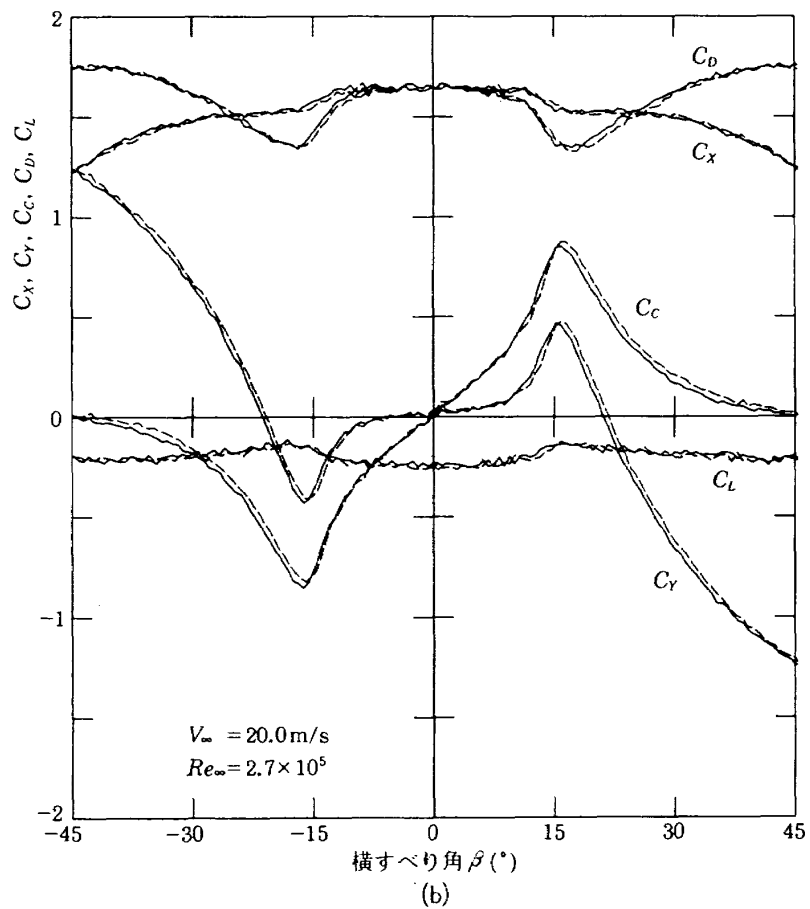
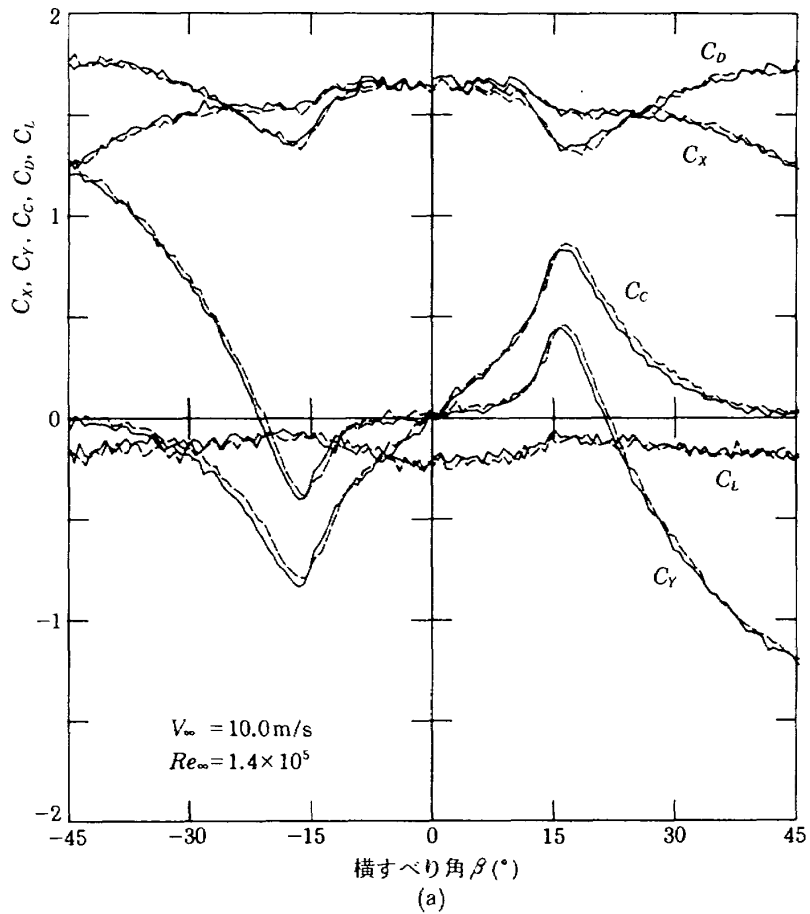
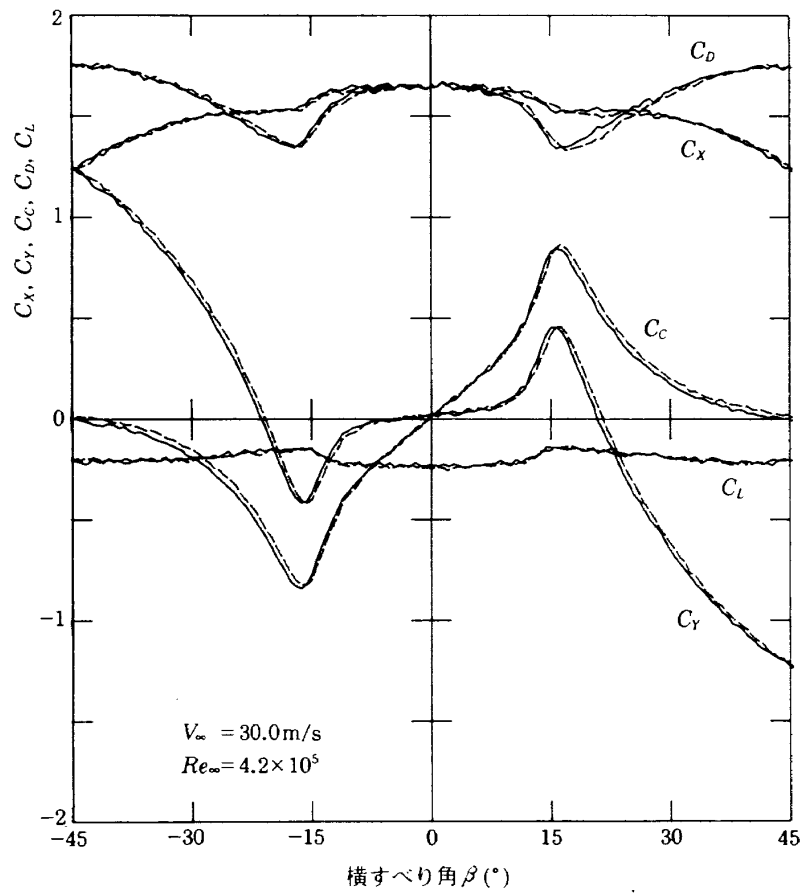
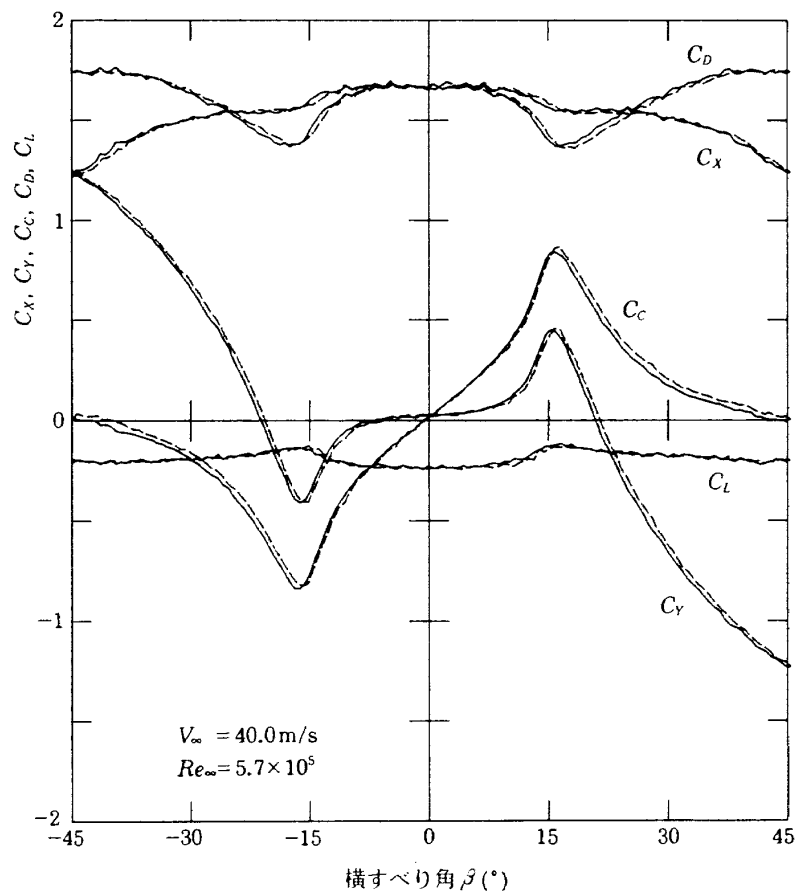


図8 横滑り角 β に対する、空力係数 C_x , C_y , C_c , C_D , C_L の変化。
角柱模型表面は目止めなしでラッカー塗装(粗さ50S), 模型下のフェンスなし
(以下では、表面が粗く, フェンスなしと略称する)。



(c)



(d)

図 8 (続き)

4.9×10^5 において、他のレイノルズ数の場合に比べて3%ほど小さい値を示す。しかし、 C_D は円柱のように特に臨界レイノルズ数付近において急激に変化をすることはなかった。図9(b)に、 $\beta=16^\circ$ における、レイノルズ数に対する C_x 、 C_y 、 C_D 、 C_C および C_L の変化を示す。 $Re_\infty=0.7 \times 10^5$ の時、揚力係数 C_L が0に近い値を取ることと、 $Re_\infty=4.9 \times$

10^5 で値が少し小さくなることを除けば、どの係数もレイノルズ数にはほとんど依存しない。

5.1.4 有限角柱と二次元角柱に作用する空気力の比較

三次元物体の場合、同じ断面形状を持つ二次元物体に比べて、その後流の規模が小さく、したがって抗力係数も小さいことが知られている¹⁵⁾。こ

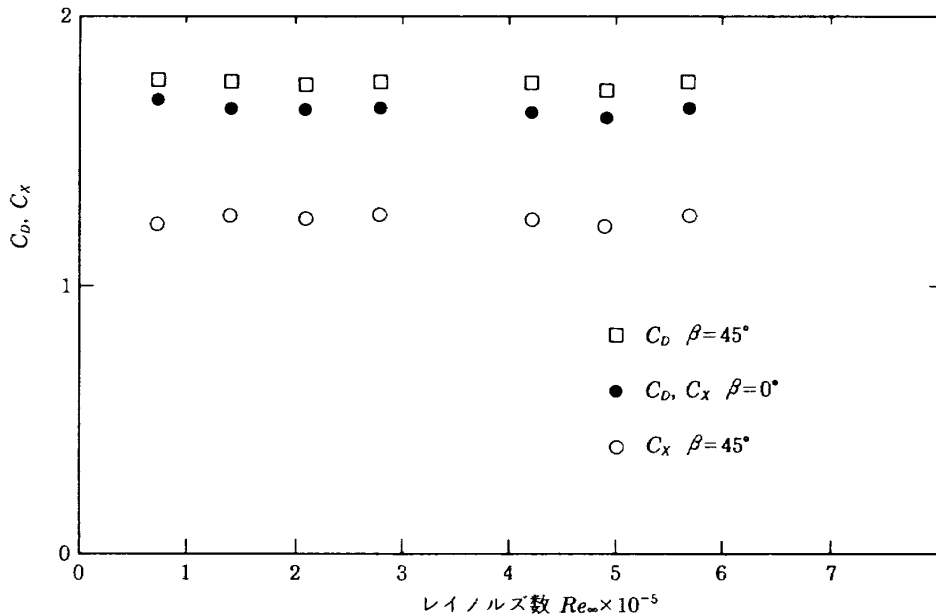


図9(a) レイノルズ数 Re_∞ に対する、 $\beta=0^\circ$ および 45° における軸力係数 C_x と抗力係数 C_D の変化 (表面が粗く、フェンスなし)

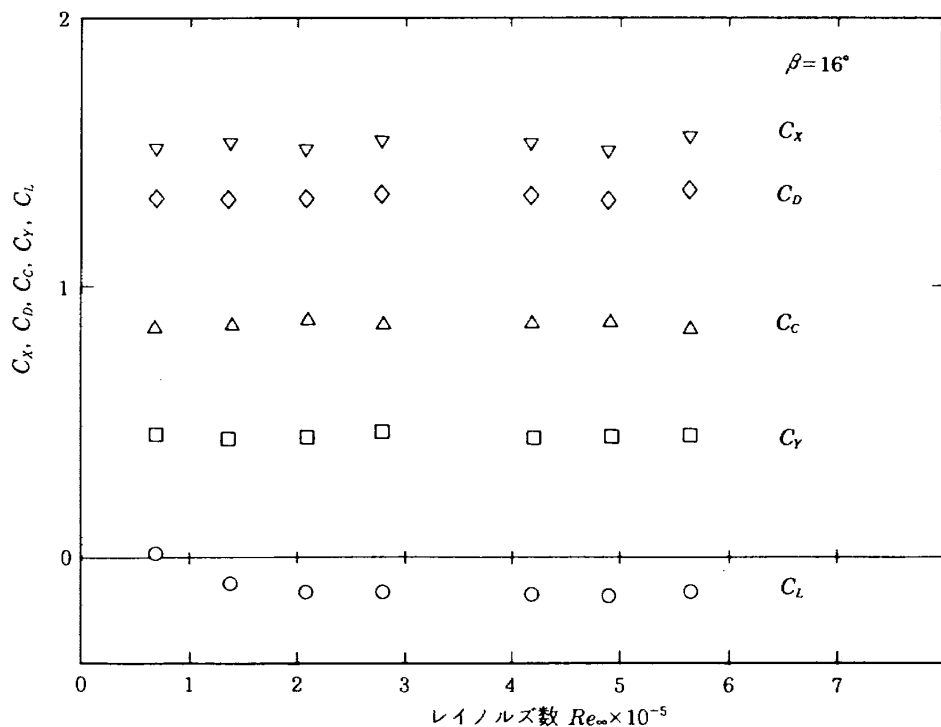


図9(b) レイノルズ数 Re_∞ に対する、 $\beta=16^\circ$ における空力係数 C_x 、 C_y 、 C_C 、 C_D 、 C_L の変化 (表面が粗く、フェンスなし)

ここでは、有限角柱に作用する抗力係数 C_D と偏力係数 C_C を、他の論文の二次元角柱および有限角柱の測定値と比較する。今回の有限角柱の実験で、 C_D と C_C の変化はレイノルズ数にほとんど依存しないことが分かったので、レイノルズ数の異なる他の実験結果と比較することが出来る。

図10(a)に、今回の有限角柱と他の有限角柱^{10,16)} および二次元角柱¹⁷⁻²⁰⁾ の β に対する C_D と C_C の変化を示す。

まず、今回の有限角柱と他の二次元角柱について、 β に対する抗力係数 C_D の変化を比較する。今回の $\beta=0^\circ$ における C_D の測定値は、中村ら（文献17）の測定値 ($Re_\infty=2.1 \times 10^5$)、および宮崎ら（文献20）の測定値 ($Re_\infty=0.4 \sim 0.8 \times 10^5$) の約70%である。また、Lee（文献18）($Re_\infty=1.76 \times 10^5$) の測定値および大築ら（文献19）($Re_\infty=0.65 \sim 0.76 \times 10^5$) の測定値の約77%である。有限角柱の測定値はいずれの二次元角柱の値より小さくなっている。また、どの二次元角柱も $\beta=13^\circ$ で C_D は極小値を取るのに対して、今回の有限角柱では約 3° 大きい $\beta=16^\circ$ で極小値を取る。二次元角柱では、 C_D の極小値は $\beta=0^\circ$ での C_D の値の約68~71%であるのに対して、今回の有限角柱の場合は、 $\beta=0^\circ$ での C_D の約80%となり、有限角柱の方がこの範囲での C_D の減少量は小さい。これらは、模型が有限であるため、模型の上端から空気が回り込む端末効果（気流の三次元性）の影響が現れたためと考えられる。

次に、今回の有限角柱と二次元角柱について、 β に対する偏力係数 C_C の変化を比較する。 β に対する C_C の変化は、今回の有限角柱と二次元角柱とでは極大値付近を除いてはかなり異なっている。二次元角柱では、 C_C は $\beta=0^\circ$ から β の増加とともに急速に増加し変曲点を通して極大値に達する。それに対し、今回の有限角柱では、 $\beta=0^\circ$ での C_C の増加率は二次元角柱の約1/2で、 $\beta=10^\circ$ で C_C は急激に増大し始め、 $\beta=16^\circ$ で極大値を取る。今回の有限角柱の C_C の極大値は二次元角柱の極大値に比べて10%ほど小さい。 $\beta > 30^\circ$ で二次元角柱の C_C はほとんど0になるが、有限角柱の C_C は $\beta=45^\circ$ で0となる。すなわち、 $0^\circ \leq \beta \leq$

15° では有限角柱の C_C の方が二次元角柱の C_C よりも小さく、 $15^\circ \leq \beta \leq 45^\circ$ では逆に大きくなる。

今回の有限角柱の場合も二次元角柱の場合も、 C_D が極小値を取る β の値と C_C が極大値を取る β の値とは一致する。

つづいて、今回の有限角柱（細長比5）の測定値と細長比の異なる他の有限角柱の測定値とを比較する。一様流中で断面が $0.09\text{m} \times 0.09\text{m}$ 、長さ 0.3m の有限角柱（細長比3.3）に作用する抗力係数 C_D の変化¹⁰⁾ を図10(a)に示す。 $\beta=0^\circ$ での細長比3.3の有限角柱の C_D は、今回の値の約80%である。また、 C_D は今回の結果より約 2° 大きい $\beta=18^\circ$ で極小値を取る。 C_D の極小値は、 $\beta=0^\circ$ の時の

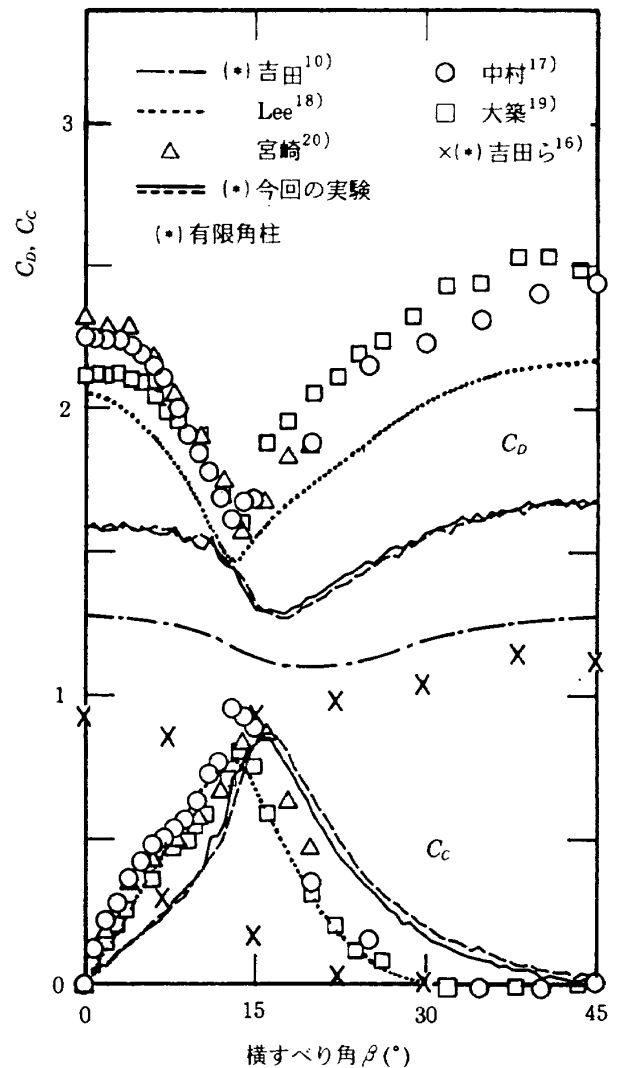


図10(a) 横滑り角 β に対する、二次元角柱および有限角柱に作用する抗力係数 C_D と偏力係数 C_C の変化

約86%である。すなわち細長比が小さくなると、 β が 0° から 45° まで変化した時、 C_D の変動量と極小値は小さくなり、極小値を取る β の値は大きくなる。

また図10(a)には、実際の建築物などに作用する空気力の例として、主流速度に垂直方向の速度勾配（指数分布則で $n=7$ に相当する）がある気流中に置かれた細長比3（断面 $0.1 \times 0.1\text{m}$ 、長さ 0.3m ）の有限角柱に作用する C_D と C_c の測定結果¹⁶⁾ ($Re_\infty=0.7 \times 10^5$) が示されている。今回の実験結果（細長比5）や二次元角柱の結果と比較すると、 C_D や C_c の変化はかなり異なっている。 C_D が極小値を取る β の値は 10° 以下であり、一様流中とは逆に小さくなる傾向がある。 C_D の極小値は、 $\beta=0^\circ$ での値の約94%である。 β が 0° から 45° まで変化した時の C_D の変動量は他の角柱よりもさらに小さい。また、 C_c は $\beta=7.5^\circ$ で極大値を取り、極大値を取る β の値も小さくなる。 $\beta > 25^\circ$ では $C_c \approx 0$ となる。最近の角柱実験にはこのように主流に速度勾配や乱れのある場合の測定例が多い。

図10(b)には、二次元角柱および今回の有限角柱に作用する、横滑り角 β に対する横力係数 C_Y の変化が示されている。

Parkinson¹⁴⁾ ($Re_\infty=0.4 \times 10^5$) と中村¹⁷⁾ ($Re_\infty=2.1 \times 10^5$) の二次元角柱の測定によると、 β が 0° から 3° まで増すと、 C_Y は0から急激に増加する。さらに β が増すと、 $3^\circ < \beta < 10^\circ$ の範囲では、 C_Y の極大値のほぼ40%のプラトー領域が見られる。 C_Y は、 $\beta \approx 10^\circ$ で再び増加し始め、 $\beta \approx 13^\circ$ で極大値を取る。さらに β が増加すると C_Y は減少し始め、 $\beta \approx 16^\circ$ で $C_Y=0$ となる。

また、Lee¹⁸⁾ ($Re_\infty=1.8 \times 10^5$) の二次元角柱の測定による C_D と C_L から C_Y を計算した結果を図に示す。この場合、 β に対する C_Y の変化には、Parkinson と中村の測定結果に見られるような明確なプラトーは表れないが、 β に対する C_Y の変化はおおむね二人の測定結果に類似している。

図10(b)には、木村²¹⁾ ($Re_\infty=1.3 \sim 2.0 \times 10^5$) による断面 $0.01\text{m} \times 0.01\text{m}$ 、長さ 0.683m の、細長比の大きい有限角柱模型に作用する、横滑り角 β に対する横力係数 C_Y の変化を示す。測定部断面の高さが 0.7m に対して模型全長が 0.683m で、測定値は、有限角柱に対するというよりは、二次元角柱に対する値と考えられ、二次元角柱とほぼ同様の変化を示している。

一方、今回の有限角柱の場合、二次元角柱のよ

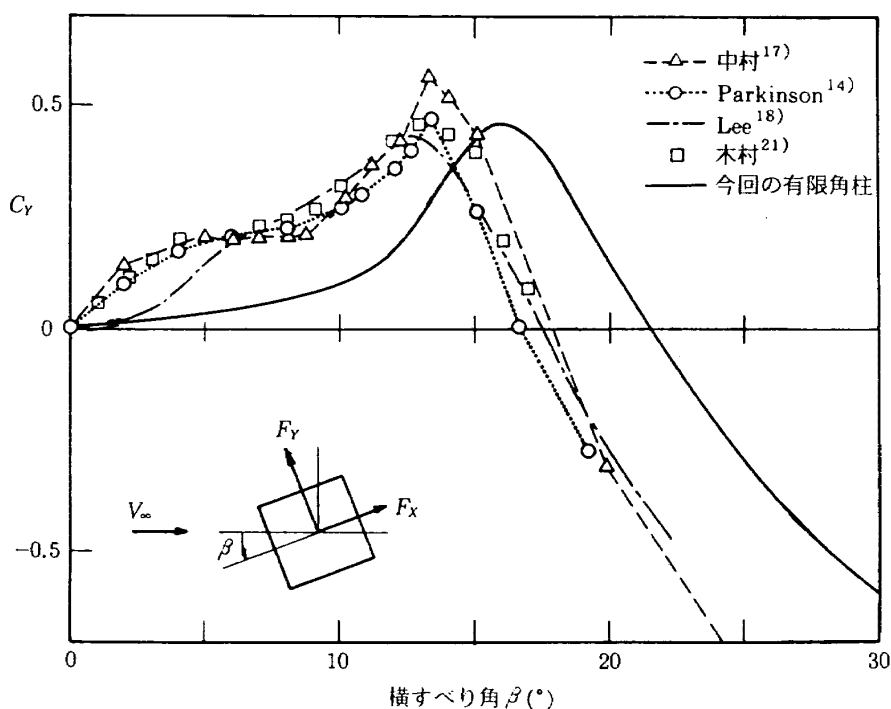


図10(b) 横滑り角 β に対する、二次元角柱および有限角柱に作用する横力係数 C_Y の変化

うな β の小さい領域での C_Y の急増やプラトーは見られず、 $0^\circ < \beta < 10^\circ$ では、 C_Y は β の増加と共に緩やかに上昇する。しかし、 $\beta \approx 11^\circ$ から C_Y は急激に増大し、 $\beta \approx 16^\circ$ で極大値を取る。その後は、 β の増加とともに C_Y は減少する。付録 A に示すように、有限角柱がフラットスピンを起こす場合、回転始動時のモーメントは二次元角柱のデータから推定される値に比べてかなり小さいことが分かっている。この理由の一つとして、 $\beta = 0^\circ$ 付近で有限角柱の C_Y の増加率が二次元角柱に比べて小さいことが考えられる。

C_Y が極大値を取る β の値は、空力係数、モーメント係数の場合と同様に、今回の有限角柱の方が二次元角柱に比べて約 3° 大きい。また、 $C_Y = 0$ となる β の値も、二次元角柱に比べて今回の有限角柱のほうが $3^\circ \sim 5^\circ$ 大きい値を取る。

5.2 モーメントの測定

5.2.1 模型表面が滑らかな場合

図11(a)～(g)に、目止め塗装を行った表面の滑ら

かな角柱模型 (25S) に作用する、物体軸回りの縦揺れモーメント係数 C_m 、横揺れモーメント係数 C_l 、偏揺れモーメント係数 C_n 、風軸回りの縦揺れモーメント係数 $C_{m,w}$ 、横揺れモーメント係数 $C_{l,w}$ の横滑り角 β に対する変化を示す。主流のレイノルズ数は 1.4×10^5 ($V_\infty = 10 \text{ m/s}$) から 5.7×10^5 ($V_\infty = 40 \text{ m/s}$) まで変化している。図の破線と実線は β の進行方向が正と負の場合に対応している。それぞれの係数には多少のヒステリシスが存在する（注意：ここでの Y 軸、 β の方向は図2の座標系に従っているため他の文献の C_n の値とは符号が逆になっている場合がある）。

偏揺れモーメント係数 C_n は他のモーメント係数に比べて 1 桁小さく、低速では天秤のノイズの成分が加算されて脈動している。

ここでは、ノイズ成分が相対的に少ない図11(g) ($Re_\infty = 5.7 \times 10^5$) に基づいて β に対する各係数の変化を説明する。

縦揺れモーメント係数 C_m は、 $\beta \approx 15^\circ$ まではほとんど一定値を示し、その後は β の増加とともに

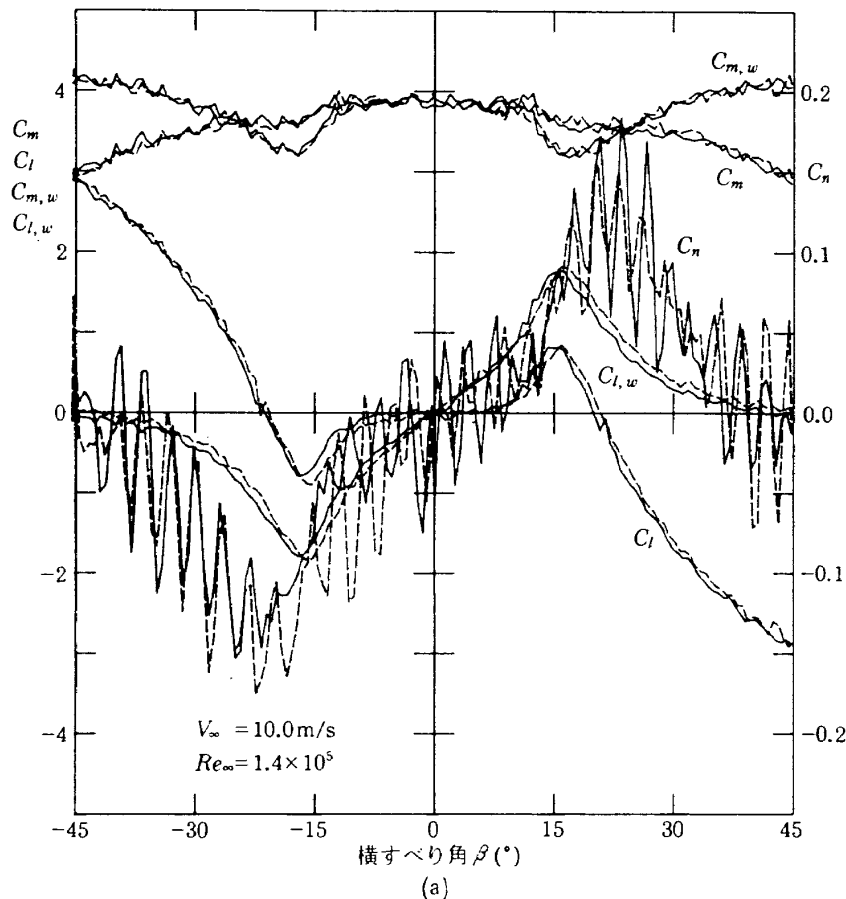
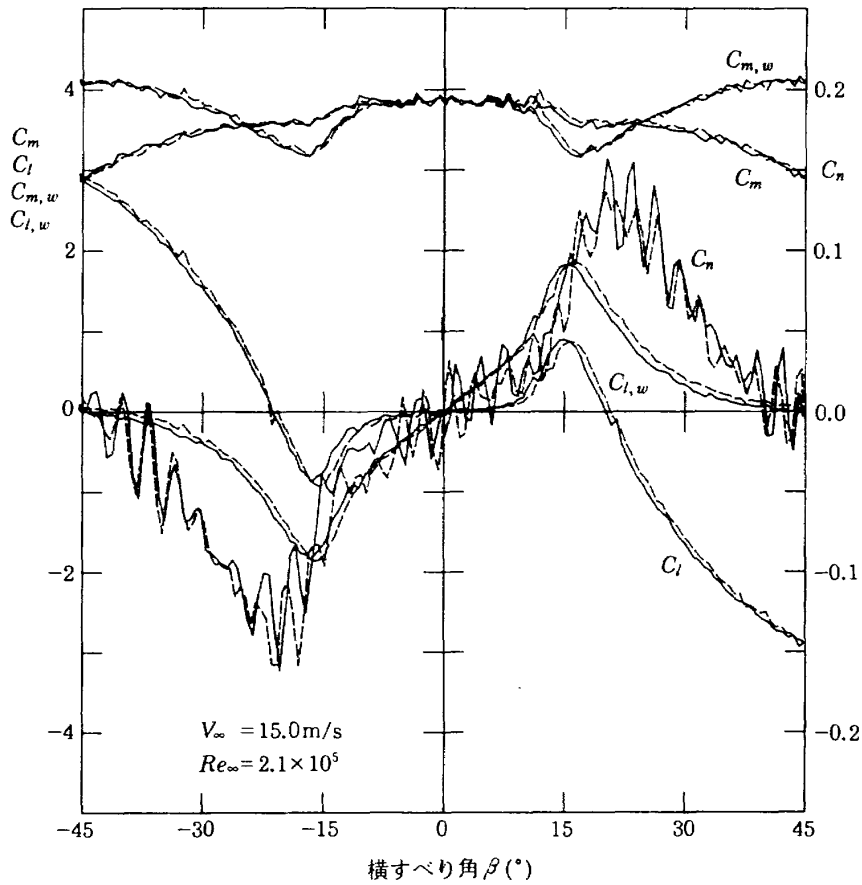
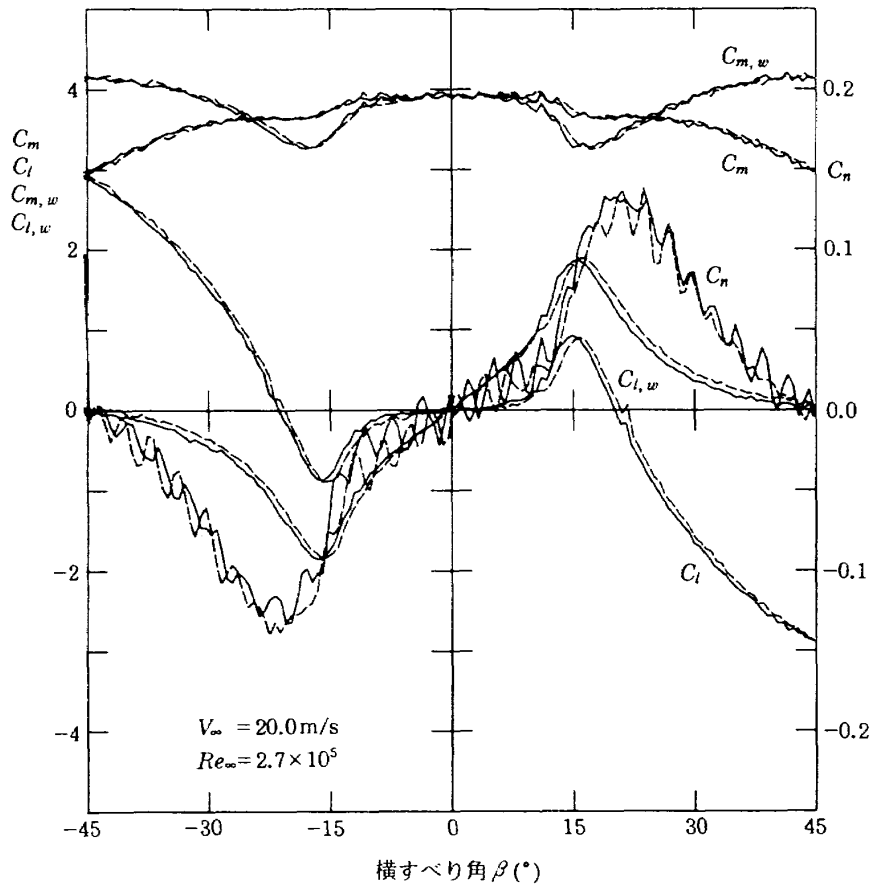


図11 横滑り角 β に対する、モーメント係数 C_l , C_m , C_n , $C_{m,w}$, $C_{l,w}$ の変化
(表面が滑らかで、フェンス付き)

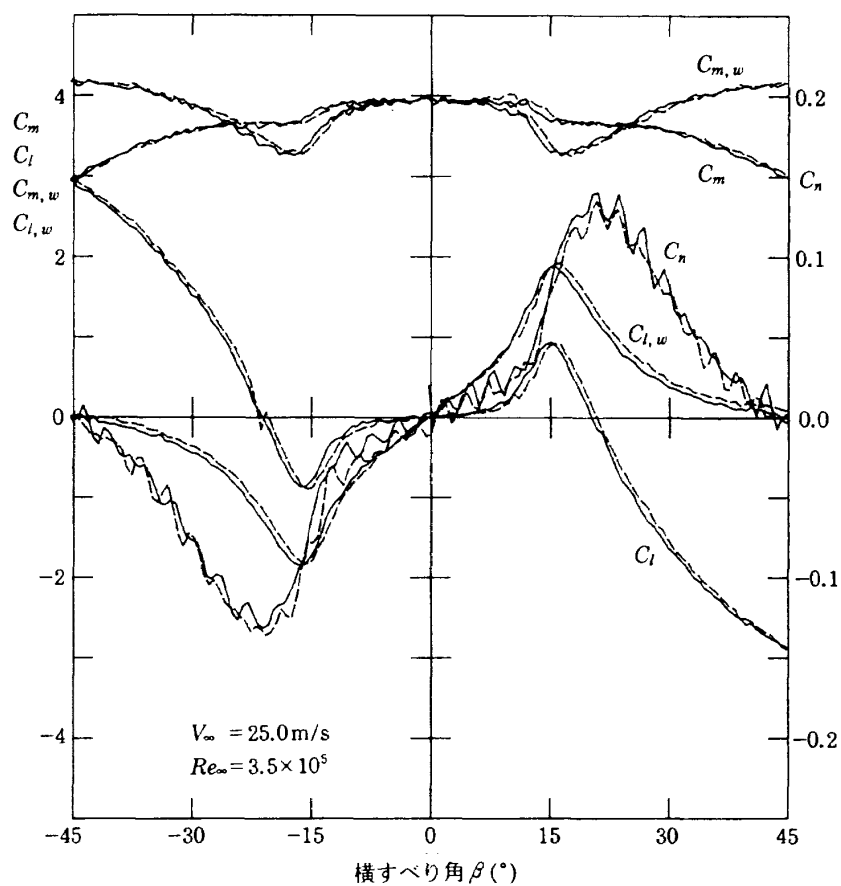


(b)

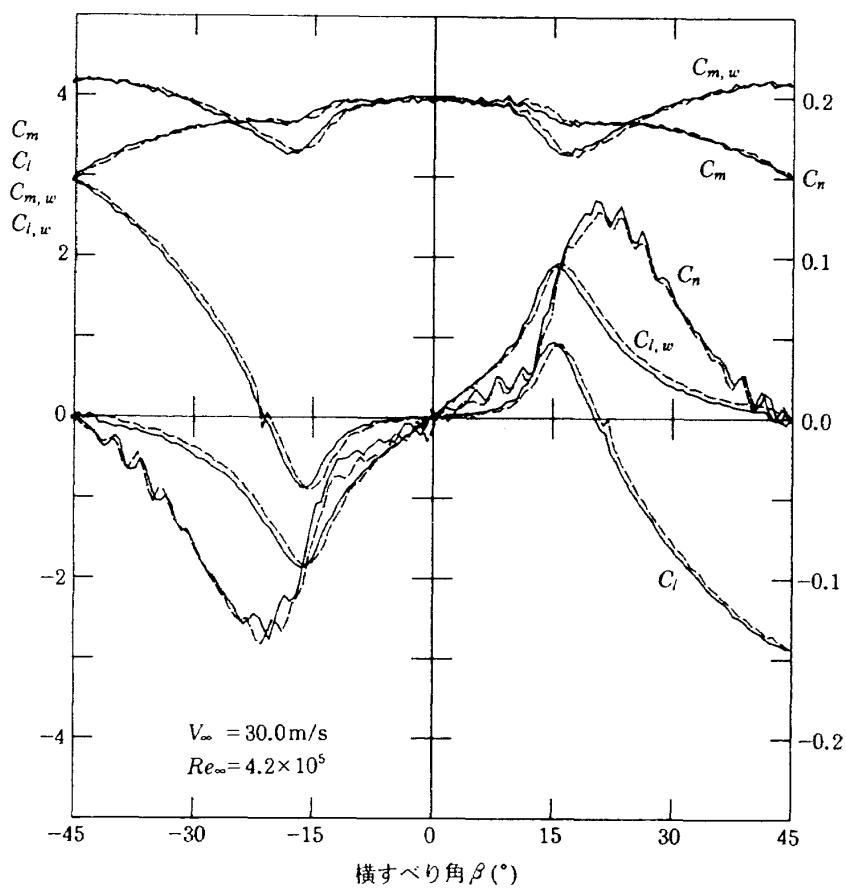


(c)

図11 (続き)

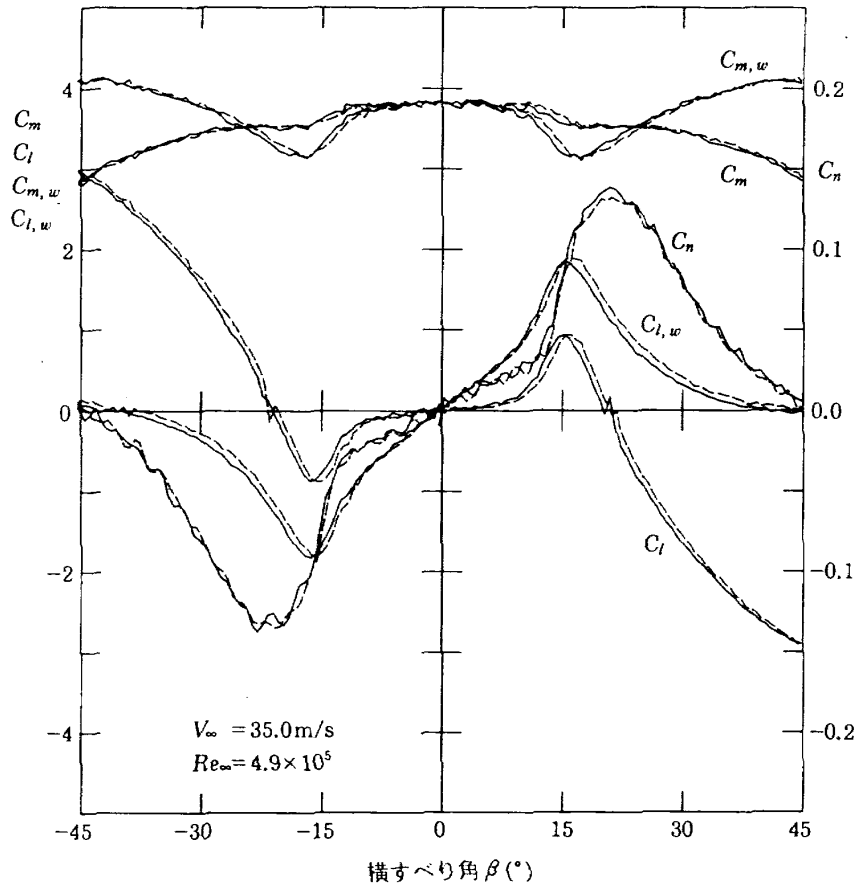


(d)

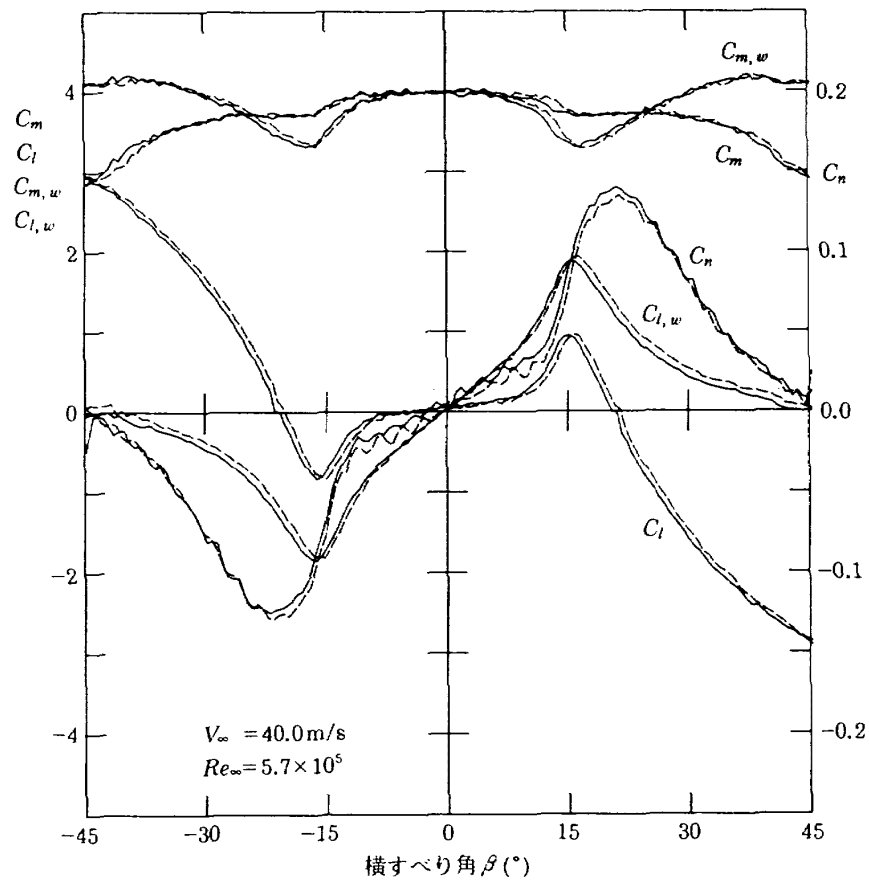


(e)

図11 (続き)



(f)



(g)

図11 (続き)

にすこしずつ減少する。

物体軸回りの横揺れモーメント係数 C_l は、 $\beta \approx 10^\circ$ まではゆるやかに上昇し、 $\beta \approx 16^\circ$ で極大値を取る。その後は β の増加とともに減少し $\beta \approx 20^\circ$ で 0 となり、 $\beta > 20^\circ$ では $C_l < 0$ となる。この変化は係数 C_y に類似している。模型が正方形断面で対称に作成されている場合には、 C_m を $\beta = -45^\circ$ で折り返したものを C_l に接続することによって、 β を連続的に 0° から -90° まで変化させた場合の C_m が得られる。さらに、角柱模型が 45° ごとに対称であることを考慮すると、これらの測定値から総ての β の値に対するモーメント係数の変化が得られる。

偏揺れモーメント係数 C_n は、 $\beta \approx 10^\circ$ までは β の増加とともに直線的にゆるやかに上昇し、 $\beta \approx 10^\circ$ から急激に増大する。最大の負の揚力が働く $\beta \approx 16^\circ$ より少し遅れて $\beta \approx 21^\circ$ で極大値を取る。その後は勾配が逆転し $\beta = 45^\circ$ で 0 となる。

ここでは、座標系の取り方を図 2 に従っているために、 β の向きと C_n の向きは逆になっている。したがって、 β の増加に対して C_n が正であることは、実際には、 β が、 $\beta = 0^\circ$ から変化すると、模型の姿勢を 0° に戻そうとする静的に安定なモーメントが作用することを意味する。 $\beta = \pm 45^\circ$ で

は、 $C_n = 0$ であるが、静的に不安定であって、 $\beta = \pm 45^\circ$ 付近では $\beta = 0^\circ$ に戻そうとするモーメントが作用する。

図 11(a)~(g)において、ノイズ成分を除外すると、 Re_∞ が変わってもそれぞれの係数の変化は類似している。したがって、空気力の係数と同様にモーメントの係数もレイノルズ数にはほとんど依存しないことが分かる。このことは、一定の横滑り角 β におけるモーメント係数の、レイノルズ数への依存を調べると更に明らかになる。

図 12(a) にレイノルズ数を変化させた場合の、 $\beta = 0^\circ$ および $\beta = 45^\circ$ における縦揺れモーメント係数 C_m と風軸回りの縦揺れモーメント係数 $C_{m,w}$ の変化を示す。 $\beta = 0^\circ$ における $C_m (= C_{m,w})$ と $\beta = 45^\circ$ での C_m , $C_{m,w}$ は、 $Re_\infty = 4.4 \sim 4.9 \times 10^5$ において、数 % 小さい値を示す。しかし全体としてレイノルズ数の影響は小さい。

また、図 12(b) に、 $\beta = 16^\circ$ でのレイノルズ数に対する C_m , $C_{m,w}$, C_l , $C_{l,w}$ および $\beta = 21^\circ$ での C_n の変化を示す。この場合も C_m , $C_{m,w}$ は $Re_\infty = 4.2 \sim 4.9 \times 10^5$ で小さい値を示す。 C_l , $C_{l,w}$ は、 $Re_\infty = 1.4 \times 10^5$ で急激に減少しているほかは、レイノルズ数にほとんど依存していない。 C_n は、レイノルズ数が小さい範囲ではノイズ成分が大きく脈動し

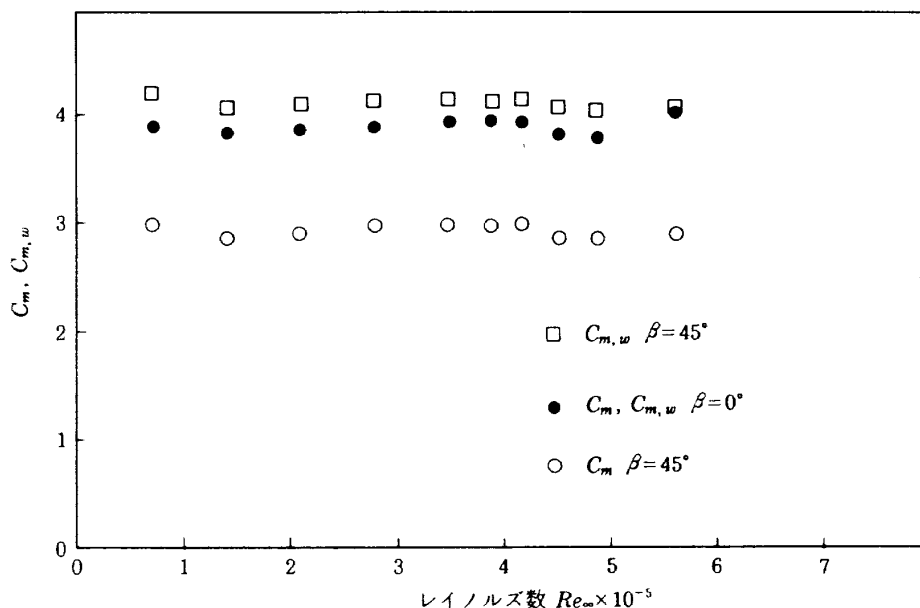


図 12(a) レイノルズ数 Re_∞ に対する、 $\beta = 0^\circ$ および 45° におけるモーメント係数 C_m と $C_{m,w}$ の変化 (表面が滑らかで、フェンス付き)

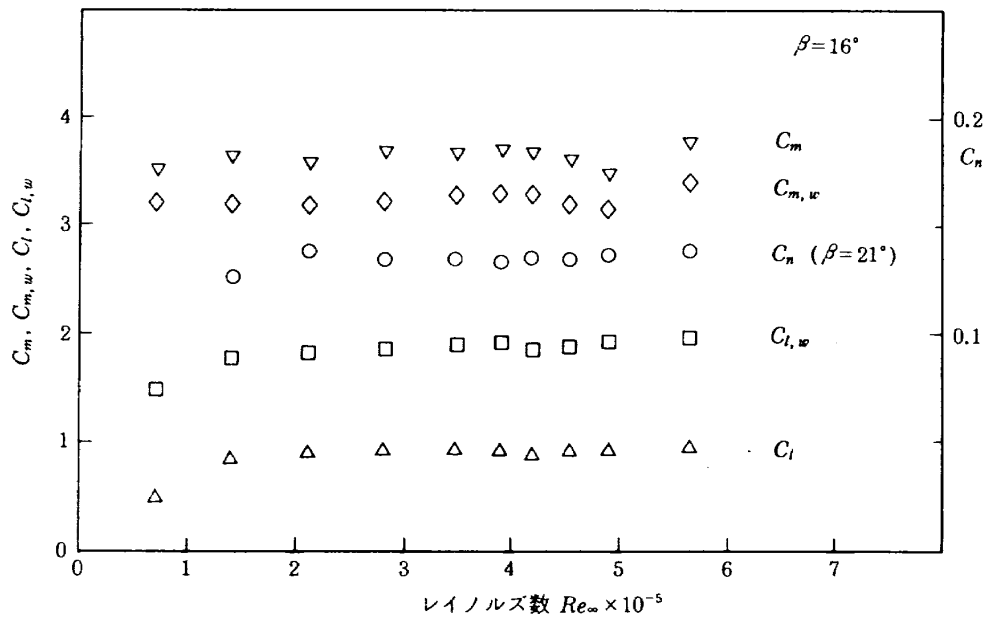


図12(b) レイノルズ数 Re_∞ に対する, $\beta = 16^\circ$ におけるモーメント係数 $C_l, C_m, C_n, C_{m,w}, C_{l,w}$ の変化

ているため, 多少値がばらつくが, レイノルズ数の影響はあまり表れない。

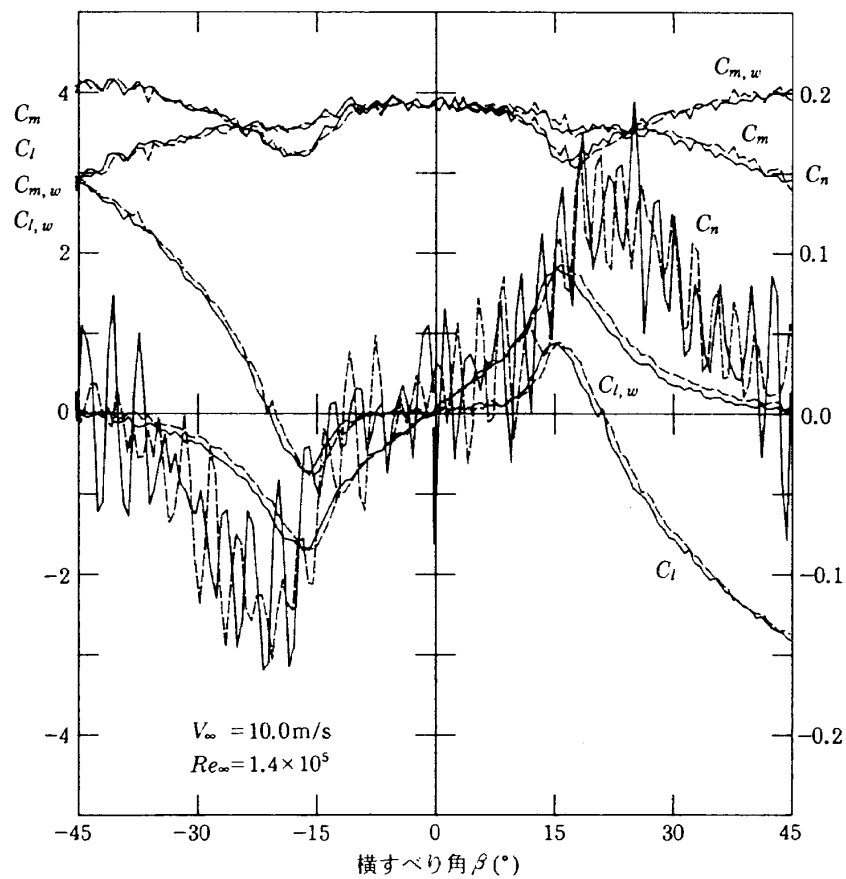
以上のように, モーメント係数もレイノルズ数への依存は小さいことが分かる。

5.2.2 模型表面が粗い場合

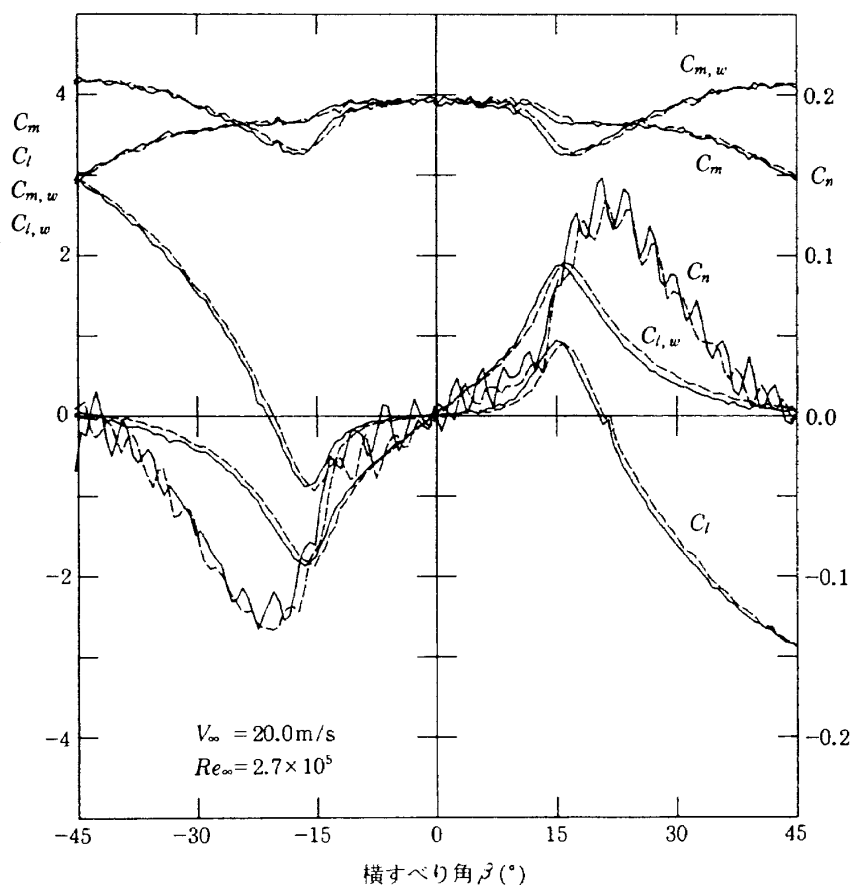
角柱模型表面の粗さが空気力モーメント係数にどのような影響を与えるかを調べるため, マホガニー製の角柱模型の粗い表面に目止めをしない状態 (50S) で, レイノルズ数を変えてモーメント係数を測定し, 滑らかな表面 (25S) の場合と比較した。この場合, 端板下にはフェンスが取り付けられている。

図13(a)~(d)に, 横滑り角 β に対するそれぞれのモーメント係数の変化を示す。同じレイノルズ数では, どの係数も変化の様子は, 模型の表面が滑らかな場合とほとんど変わらない。

図14(a)に, レイノルズ数を変えたときの, $\beta = 0^\circ$ および $\beta = 45^\circ$ における $C_m, C_{m,w}$ の変化を, また図14(b)に $\beta = 16^\circ$ でのそれぞれの係数の極値の変化を示す。どの係数も, 模型表面に塗装を施した場合 (図12) とほぼ同じ変化をする。以上のことから, 角柱の場合, 模型表面の粗さの影響はほとんど表れないことが分かる。

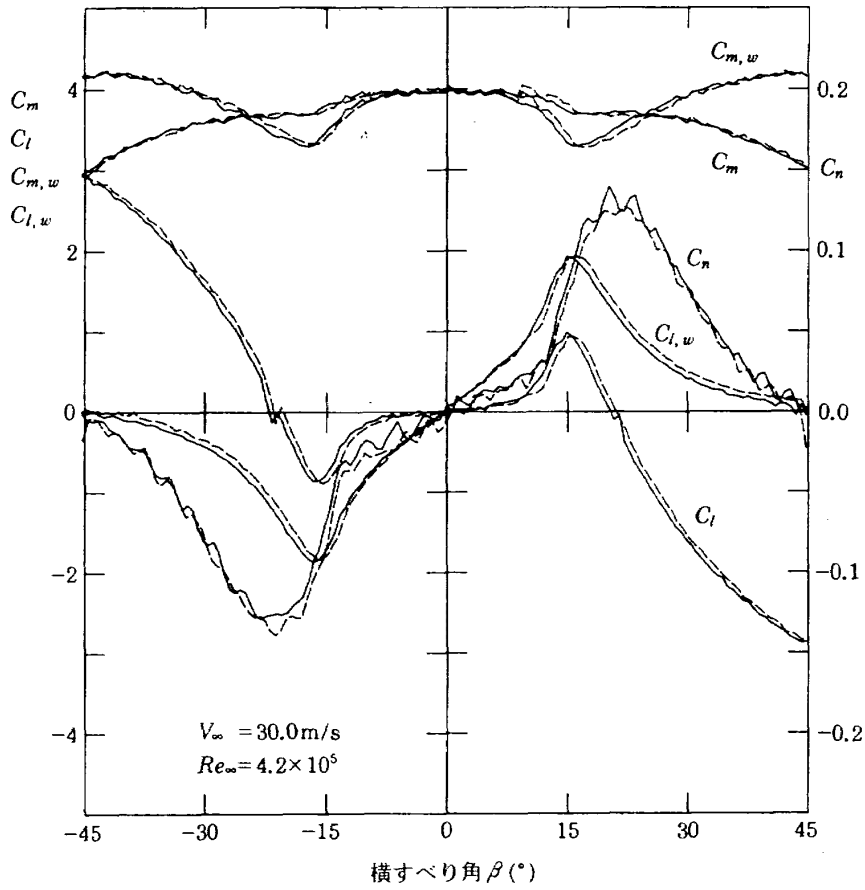


(a)

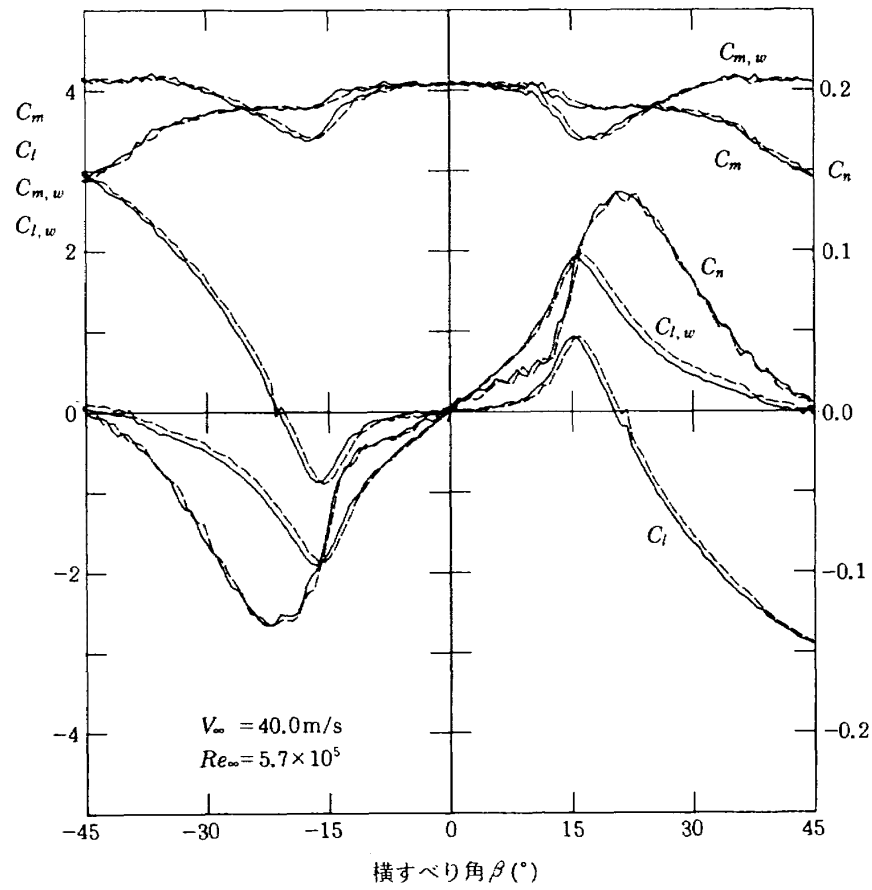


(b)

図13 横滑り角 β に対する、モーメント係数 C_l , C_m , C_n , $C_{m,w}$, $C_{l,w}$ の変化
(表面が粗く, フェンス付き)



(c)



(d)

図13 (続き)

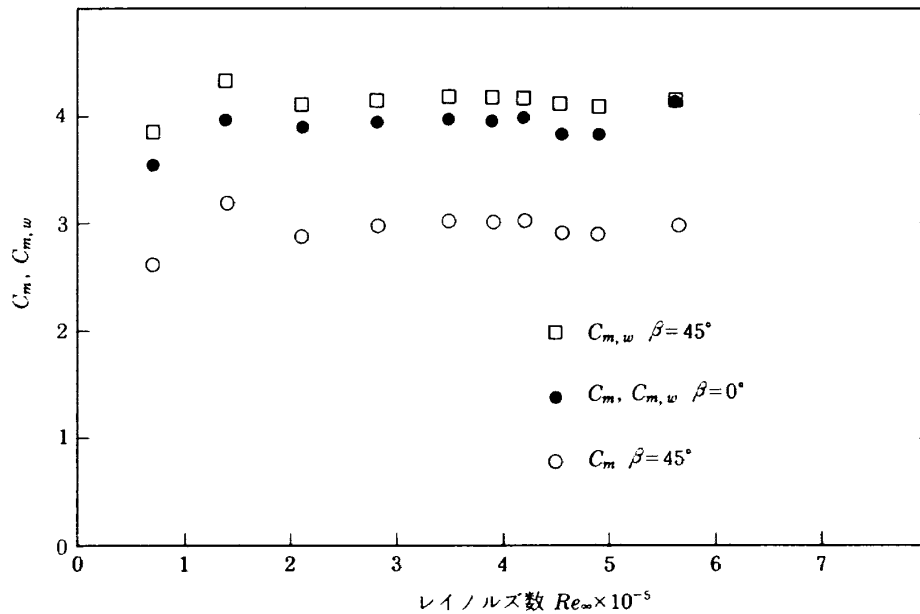


図14(a) レイノルズ数 Re_∞ に対する, $\beta=0^\circ$ および 45° におけるモーメント係数 C_m と $C_{m,w}$ の変化 (表面が粗く, フェンス付き)

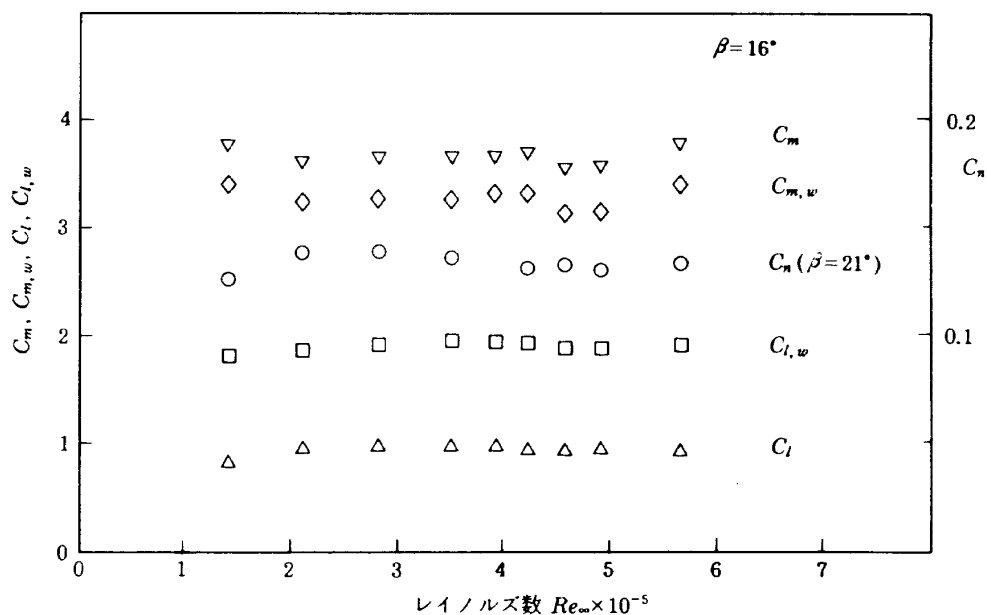


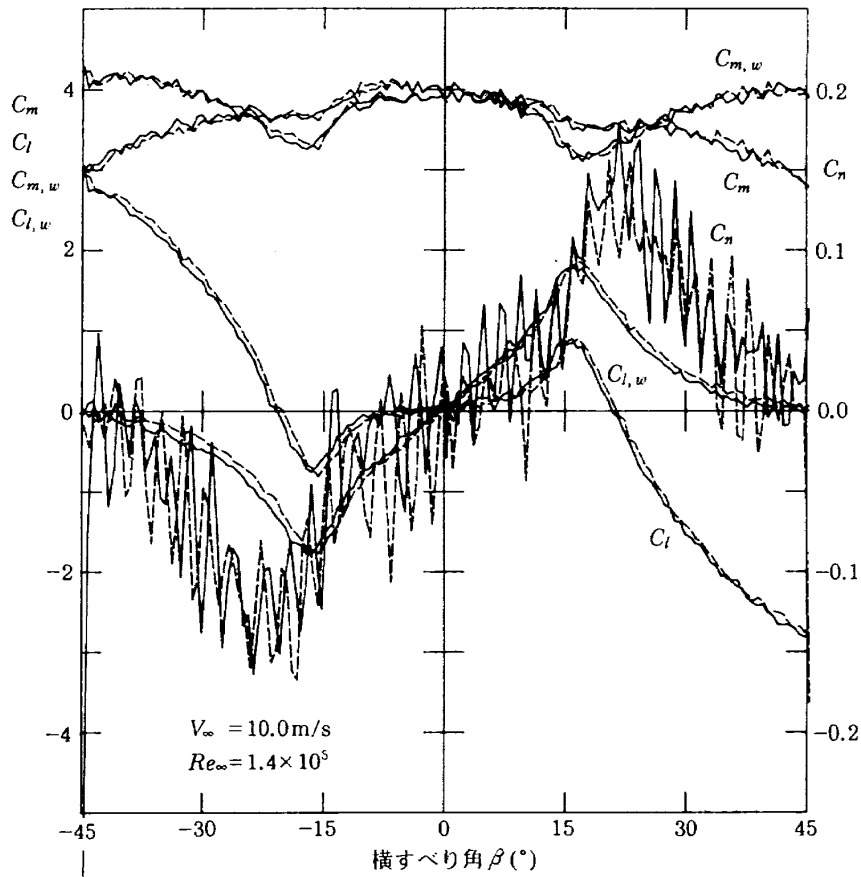
図14(b) レイノルズ数 Re_∞ に対する, $\beta=16^\circ$ におけるモーメント係数 C_l , C_m , C_n , $C_{m,w}$, $C_{l,w}$ の変化 (表面が粗く, フェンス付き)

5.2.3 端板下のフェンスの影響

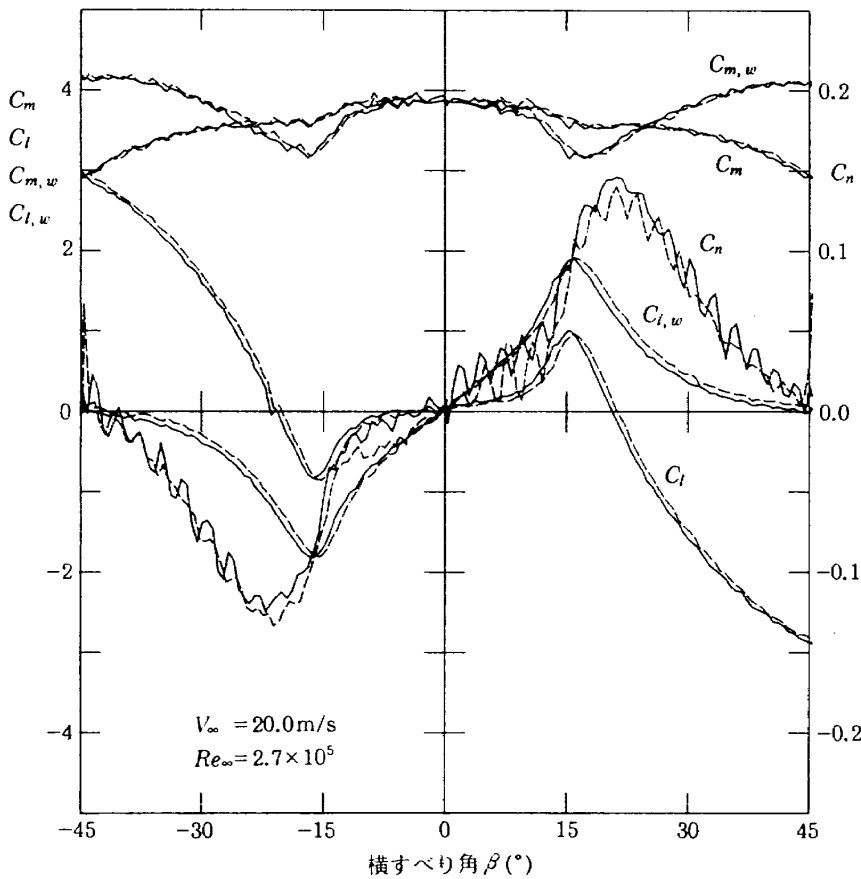
端板下のフェンスがモーメントの測定値にどのような影響を与えるかを調べるため, 模型表面の目止めを行わず, 端板と風洞底面との間のフェンスを取り除いた状態で, 主流のレイノルズ数を 1.4×10^5 ($V_\infty = 10 \text{ m/s}$) から 5.7×10^5 ($V_\infty = 40 \text{ m/s}$) に変化させて測定を行った。

図15(a)~(d)に, 横滑り角 β と C_m , C_l , C_n , $C_{m,w}$ および $C_{l,w}$ の関係を示す。 C_m , $C_{m,w}$ の値が2%ほど小さくなることを除けば, どの係数もフェンスのある状態 (図11) とほとんど変わらない。

図16(a)にレイノルズ数を変えたとき, $\beta=0^\circ$ および 45° における C_m , $C_{m,w}$ の変化を, また, 図16(b)には, $\beta=16^\circ$ での Re_∞ に対するそれぞれの係数

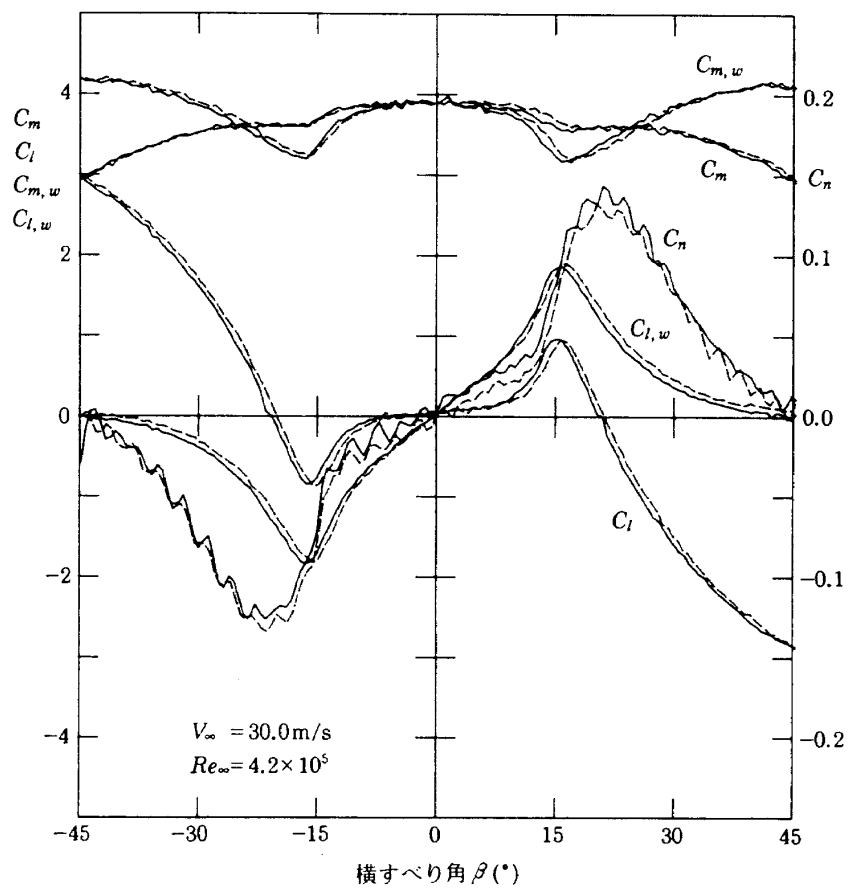


(a)

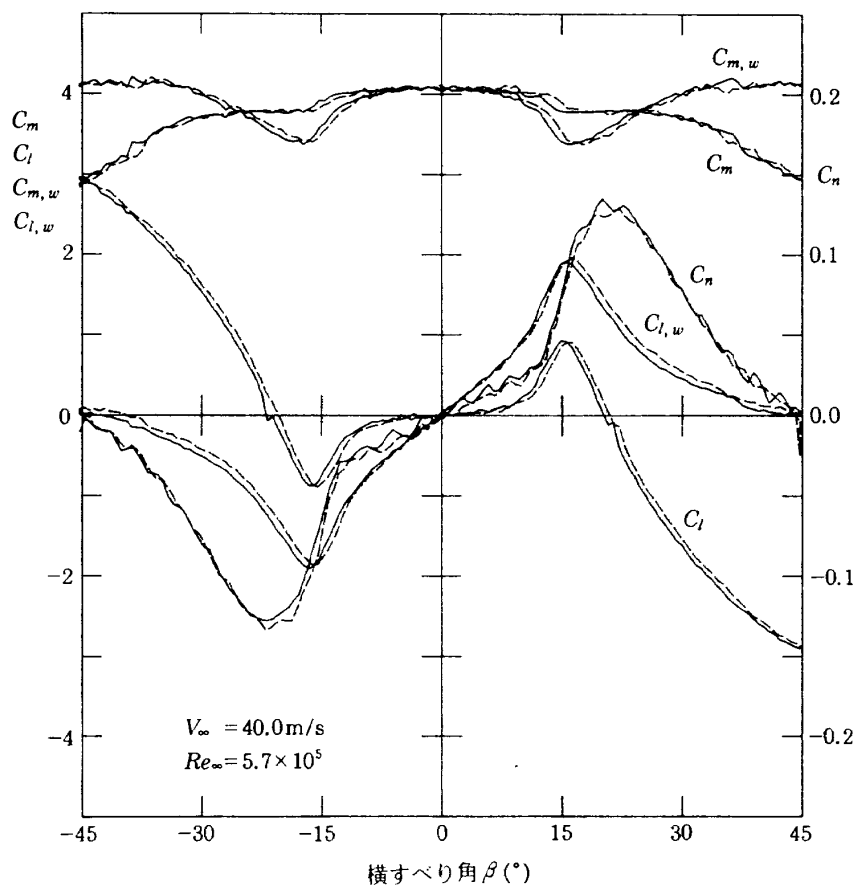


(b)

図15 横滑り角 β に対する、モーメント係数 C_l , C_m , C_n , $C_{m,w}$, $C_{l,w}$ の変化
(表面が粗く、フェンスなし)



(c)



(d)

図15 (続き)

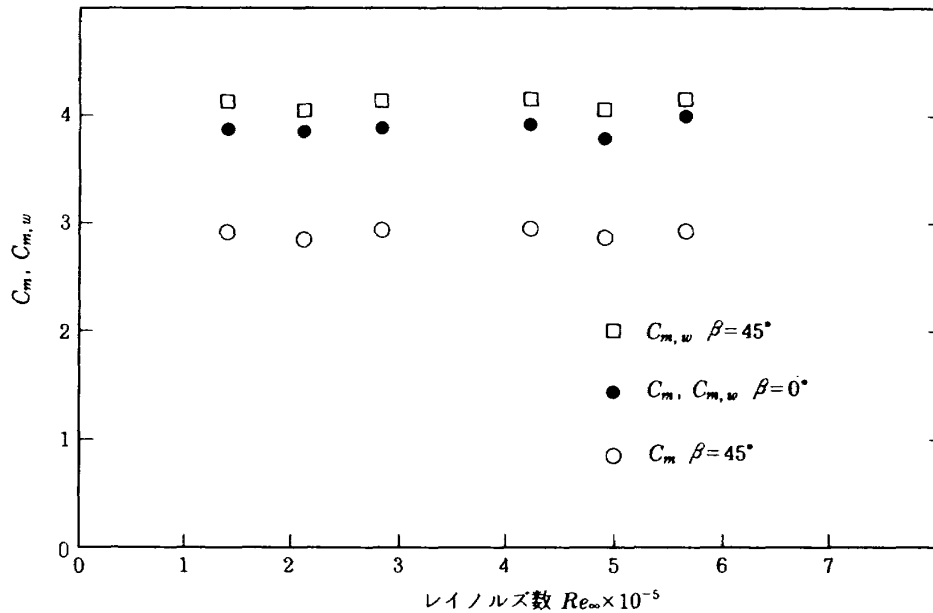


図16(a) レイノルズ数 Re_∞ に対する, $\beta = 0^\circ$ および 45° におけるモーメント係数 C_m と $C_{m,w}$ の変化 (表面が粗く, フェンスなし)

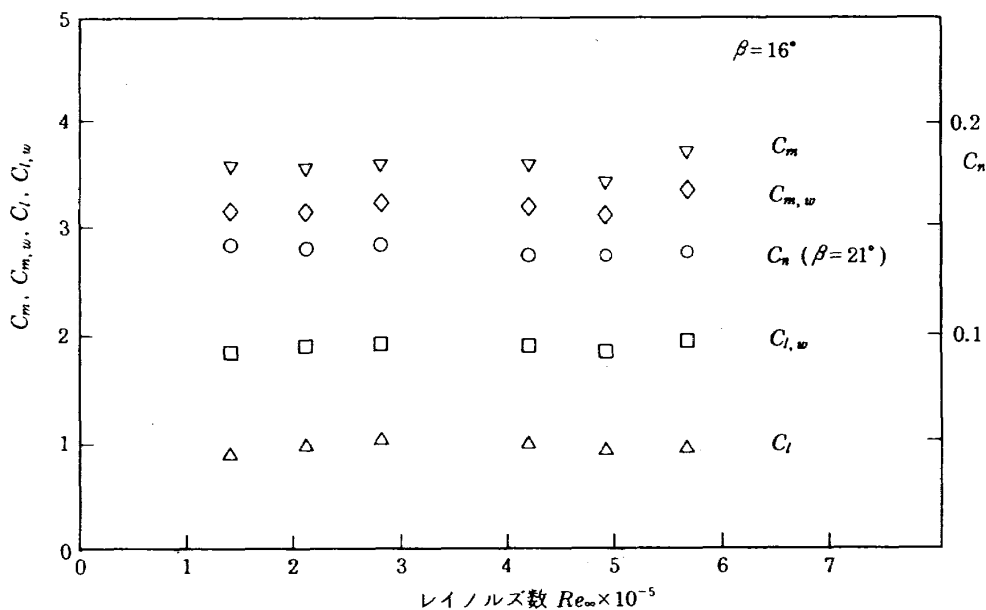


図16(b) レイノルズ数 Re_∞ に対する, $\beta = 16^\circ$ におけるモーメント係数 C_l , C_m , C_n , $C_{m,w}$, $C_{l,w}$ の変化 (表面が粗く, フェンスなし)

の極値の変化を示す。どの係数の変化も、フェンスのある場合(図12)とはほぼ同じである。 $Re_\infty = 4.5 \sim 5.0 \times 10^5$ でモーメント係数がわずかに小さくなる傾向は、どのモーメント測定においても見られた。円柱の臨界レイノルズ数が、 4×10^5 付近にあることを考慮すると、このモーメントの減少傾向は臨界レイノルズ数と関係があるのかも知れない。

5.2.4 有限角柱と二次元角柱に作用する偏揺れモーメントの比較

今回の有限角柱に作用する偏揺れモーメント係数 C_n と、他の論文の有限角柱および二次元角柱の C_n とを比較する。二次元角柱の場合、検出されるモーメント係数は偏揺れモーメント係数 C_n のみである。なお、今回の実験で、 C_n の変化はレ

イノルズ数にはほとんど依存しないことが確認されているので、レイノルズ数の異なる他の実験結果と比較することが出来るものとする。

図17に、今回の有限角柱と二次元角柱に作用する、 β に対する C_n の変化¹⁷⁾ ($Re_\infty=2.1 \times 10^5$) を示す。図10に示したように、今回の有限角柱の β に対する C_D と C_C の変化は、二次元角柱の C_D と C_C の変化とはかなり異なっていた。しかし、今回の有限角柱の β に対する C_n の変化は、二次元角柱の C_n の変化と類似している。したがって、この程度の細長比の有限角柱に作用する偏揺れモーメント係数 C_n は、二次元角柱の結果からはほぼ推定できると考えられる。

図11(g)において説明したように、 β の向きと C_n の向きの定義が逆になっているため誤解を招きやすい。この図は、角柱には、 β が 0° からずれると絶えず $\beta=0^\circ$ に戻そうとする静的に安定なモーメントが作用することを意味している。角柱の平面部分が流れに垂直な状態が安定である。以前に行った $0.03\text{m} \times 0.03\text{m} \times 0.3\text{m}$ の二次元の正方形角柱のオートローテーションの実験 (Y 軸の回りに自由に回転できるように角柱を支持した風洞実験) でも、角柱はいつも $\beta=0^\circ$ に戻り、二次元正方形角柱は、静的にも動的にも $\beta=0^\circ$ が安定であった。

一様流中で有限角柱に作用する C_n の測定例は、今回の測定のほかには見当たらない。

また、図17に、垂直方向の速度勾配が存在する気流中に置かれた有限角柱 ($Re_\infty=0.7 \times 10^5$, 細長比3, 速度勾配は $n=7$ の指数分布) に作用する C_n の結果を示す¹⁶⁾。これと今回の結果とを比較すると、 β に対する C_n の変化や C_n の極大値にはかなりの違いが見られる。 C_n の極大値は、今回の実験結果の約67%であり、極大値を取る β は約 15° で 3° ほど小さい。主流に速度勾配がある場合とない場合では、流れの様子はかなり異なるものと思われる。

5.3 空力中心の測定

角柱模型底面から Y 方向に作用する空気力の空力中心までの距離 $l_{Y,ac}$ は次式 (3.3 座標系) によって C_l と C_Y の比から求められる。

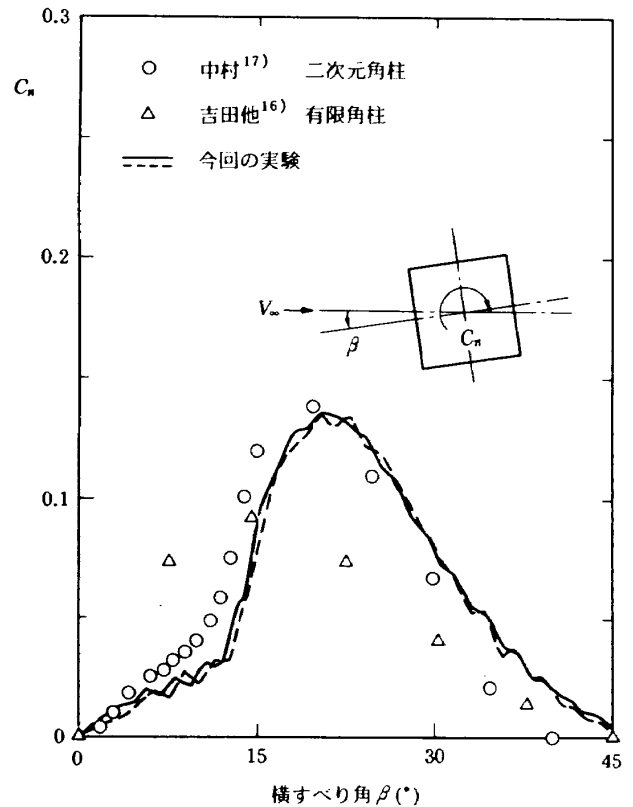


図17 横滑り角 β に対する、二次元角柱と有限角柱に作用する偏揺れモーメント係数 C_n の変化

$$l_{Y,ac} = (C_l / C_Y) w$$

図11(g)の C_l および図4(h)の C_Y のデータは、それぞれ β の増減の向きによって多少のヒステレシスが存在し、またノイズ成分が加わっている。したがって、空力中心までの距離 $l_{Y,ac}$ を求める場合、単純に測定値 C_l の C_Y による比を計算するとノイズ成分はかなり大きくなる。そこで計算を行う前に C_l と C_Y の元のデータに次の処理を行った。ヒステレシスを除去するため β の進行方向の違いによる両方向のデータを同時に用い、またノイズ成分を除くためこれらのデータを最小自乗法で平滑化した。

図18に $Re_\infty=5.7 \times 10^5$ ($V_\infty=40\text{m/s}$) での横滑り角 β に対する平滑化した横揺れモーメント係数 C_l , 横力係数 C_Y および Y 方向の空力中心までの距離 $l_{Y,ac}$ の変化を示す。

$\beta=0^\circ$ 付近では C_l と C_Y の値が小さいため $l_{Y,ac}$ の誤差が大きくなる。図の $\beta=0^\circ$ における \bigcirc ($l_{Y,ac}=0.37\text{m}$) は、 $|\beta| < 15^\circ$ では C_Y と C_l は相似な変

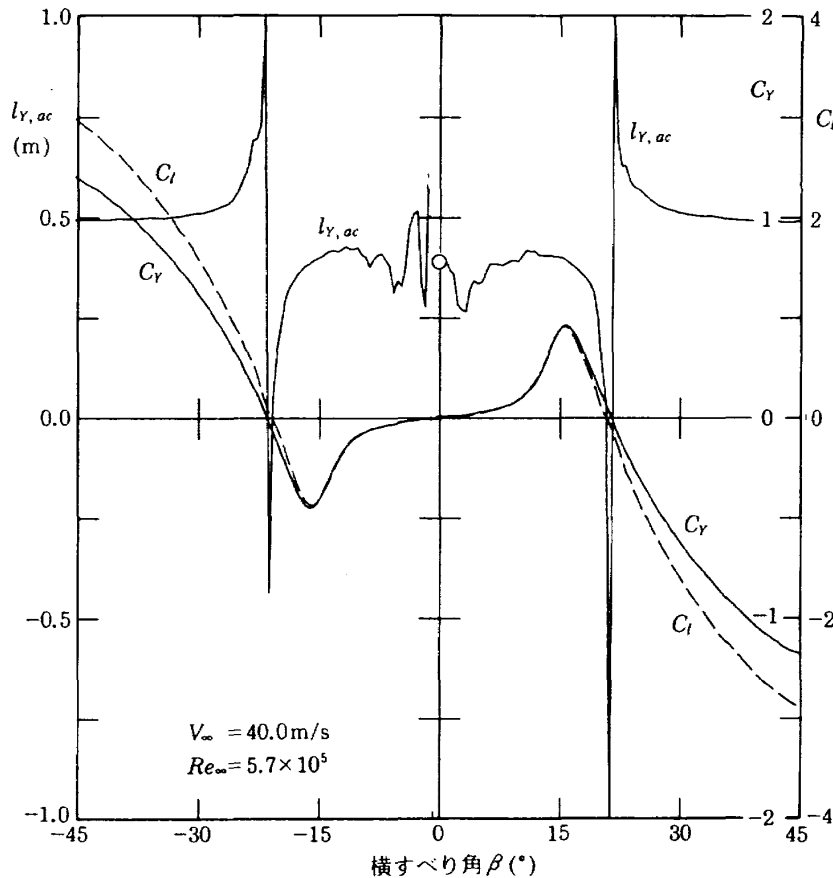


図18 横滑り角 β に対する、モーメント係数 C_l と C_y および模型底面から空力中心までの距離 $l_{Y,ac}$ の変化

化を示すことを考慮して、 C_l と C_y の勾配の比から求めた値である。この範囲では、 $l_{Y,ac} \approx 0.4\text{m}$ と推定される。 $C_y=0$ となる $|\beta|=22^\circ$ 付近で、 β が増すと、 C_l は C_y よりも早く減少して0となる。 $C_y=0$ の時 $l_{Y,ac}$ は $-\infty$ から $+\infty$ へ急変する。ここでは模型両側の側面に作用する合力は0であるが、作用点の異なる偶力が作用していることを表す。このように空力中心は $15^\circ < |\beta| < 30^\circ$ では複雑な変化を示す。 $|\beta| > 30^\circ$ では、空力中心が有限角柱の中央に移動して $l_{Y,ac} \approx 0.5\text{m}$ の一定値を示す。すなわち $|\beta| > 30^\circ$ では、有限角柱の空力中心は二次元角柱のそれに近付いている。後の流れの可視化写真によると、 $|\beta| > 35^\circ$ では、模型の風上側面の全面で再付着がおき、流れはほぼ二次元的となる。

図19に、 $Re_{\infty}=5.7 \times 10^5$ ($V_{\infty}=40\text{m/s}$)での C_m 、 C_x および模型底面からX方向に作用する空気力による空力中心までの距離 $l_{X,ac}$ ($=C_m/C_x \times w$)の横滑り角 β に対する変化を示す。 C_m 、 C_x は図18と同じ方法で平滑化している。 $l_{Y,ac}$ に比べると、

β が変化するにもかかわらず $l_{X,ac} \approx 0.5\text{m}$ となりほぼ一定値を示す。したがって、この β の範囲ではX方向の空気力は二次元的と見なすことができる。

これらの $l_{X,ac}$ 、 $l_{Y,ac}$ の変化は $\beta=-45^\circ$ で接なぎ合わせる事が出来るため、この結果は β を 0° から -90° まで連続的に変化させた場合の l_{ac} の測定に対応する。

また、 β に対する $l_{X,ac}$ 、 $l_{Y,ac}$ の変化はレイノルズ数を変えてもほとんど変わらない。

5.4 流れの可視化

有限角柱の表面やその周囲の流れの可視化の実験は、建築物への風の影響の研究を目的として、主流速度が垂直方向に変化している場合について多くなされている²²⁻²⁵⁾。しかし、主流が一様な場合や、模型に横滑り角のある場合については、文献が極めて少ない。

ここでは、一様流中で、風洞壁の境界層の影響が出来るだけ小さくなるように片持ちで支持した

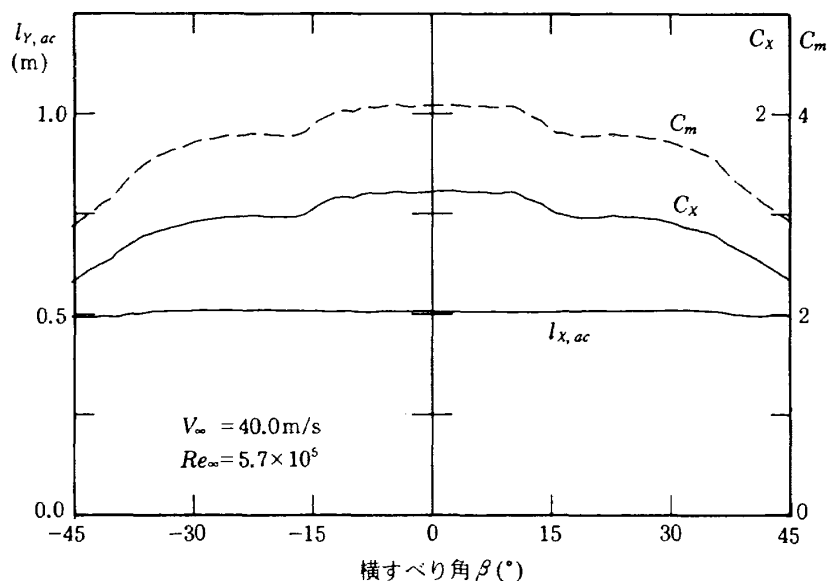


図19 横滑り角 β に対する、モーメント係数 C_m と C_x および模型底面から空力中心までの距離 $l_{x,ac}$ の変化

有限角柱の表面の流れをタフト（絹糸）で可視化した。薄いセロハンテープにタフトを20mm間隙に取り付け、これを模型の前面と側面および背面に50mm間隙で模型の長さ方向に貼り付けた。したがって、タフトは物体軸（Z軸）に垂直な方向に貼られている。端板上にもタフトを貼り（タフトの向きは主流の方向）、端板上の空気の流れも観察した。模型の斜め前方、側方および斜め後方にカメラを設置し、横滑り角 β を連続的に変え、約5°ごとに写真撮影を行った。シャッター速度は1/30, 1/60に設定した。また、模型側方のビデオカメラで連続的に模型表面の流れを観察した。模型側面の呼び方とカメラの位置を図20に示す。反対側面の写真は撮影していないので、横滑り角が逆符号（この場合は正符号）の場合の写真が反対側面の流れに対応するものと考え、これを使用することにした。図21(a)~(m)に、 $Re_\infty = 5.7 \times 10^5$ ($V_\infty = 40 \text{ m/s}$)での模型表面の流れの写真を示す。写真はほぼ瞬間の現象を表すため、ビデオによる観察結果も考慮して角柱模型の表面流について説明する。

図21(a), (b), (c)は、 $\beta = 0^\circ$ でのタフトの様子を模型の斜め前方(I)、側方(II)および斜め後方(III)から撮影した写真である。模型前面（図21(a)）の流れは表面に付着してほぼ水平に流れるが、上側部分（下から約2/3以上）では上端に向かう上向きの

速度成分が見られる。前面の中央より上の部分の中心付近では、端に比べて上向きの速度成分が大きい。模型側面（図21(b)）の流れは前方の角で完全に剥離しており、側面全域が剥離領域となっている。この剥離領域では、流れは激しく変動しており、模型の下から1/3程度の範囲のタフトの向きは一定せず、絶えず前後上下に変化している。側面の中央付近より上側でもタフトの向きは一定しないが、上向きの速度成分が大勢を占める。模型背面（図21(c)）でも模型の下側のタフトの向きは一定せず、1/3程度より上側では上向きの速度成分が大きい。模型背面では上向きの速度成分が水平成分より大きく、タフトの振動は側面に比べて少ない。境界層の影響を少なくするために取り付けた端板上に、角柱から離れてタフトが収束して流れており、小さな馬てい形渦を形成しているものと思われる。

垂直方向に速度勾配がある場合の有限角柱回りの流れの可視化実験²²⁻²⁵⁾とわれわれの実験結果とを比較すると、幾つかの異なる現象が観察された。

1) 文献23, 24によると、模型側面の流れは前方の角で剥離した後、側面で再付着することが指摘されており、予想される剥離線の位置も示されている。また高野ら²⁵⁾は、側面に沿う流れは彼らが示すほど単純ではないことを指摘している。

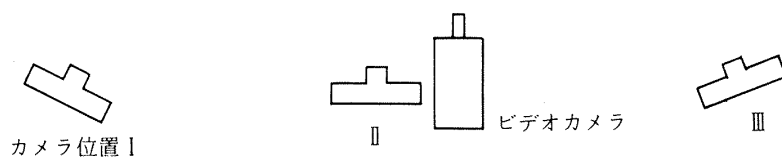
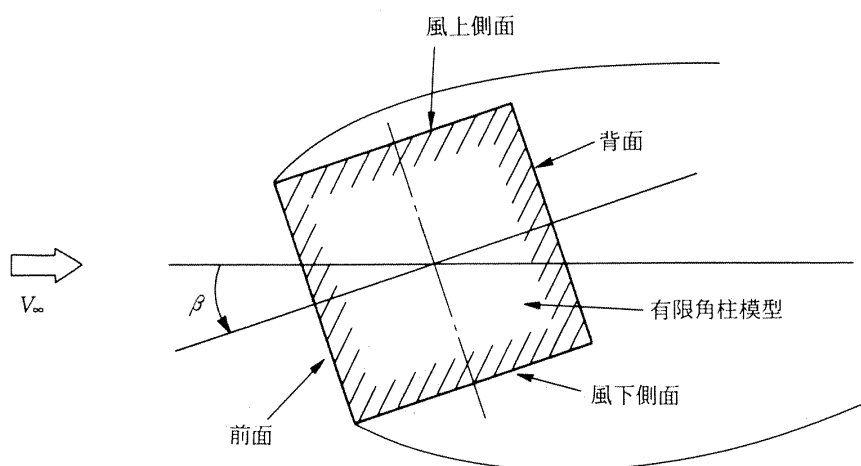
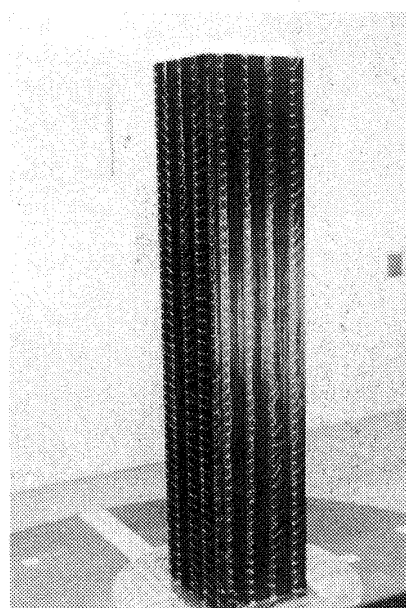
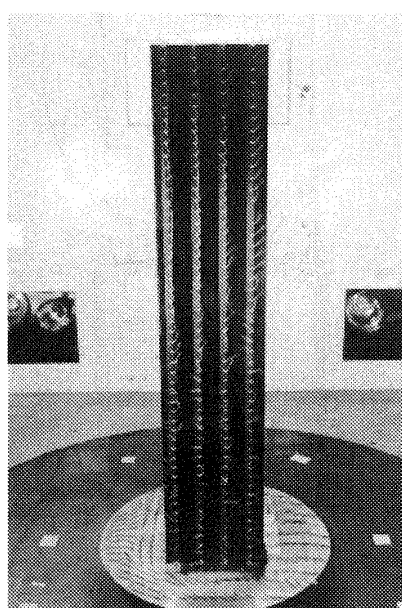


図20 有限角柱模型側面の呼称とカメラの位置

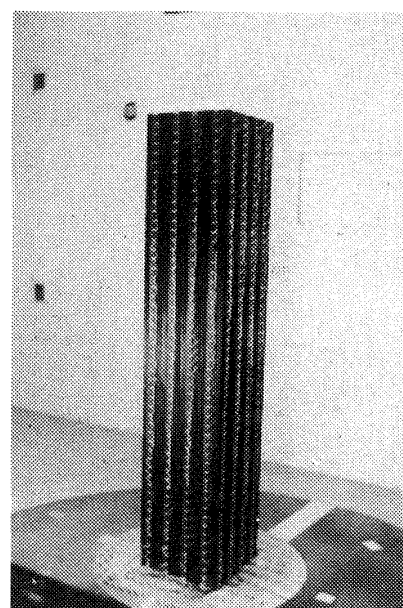


カメラ位置Ⅰ



カメラ位置Ⅱ

$\beta=0^\circ$



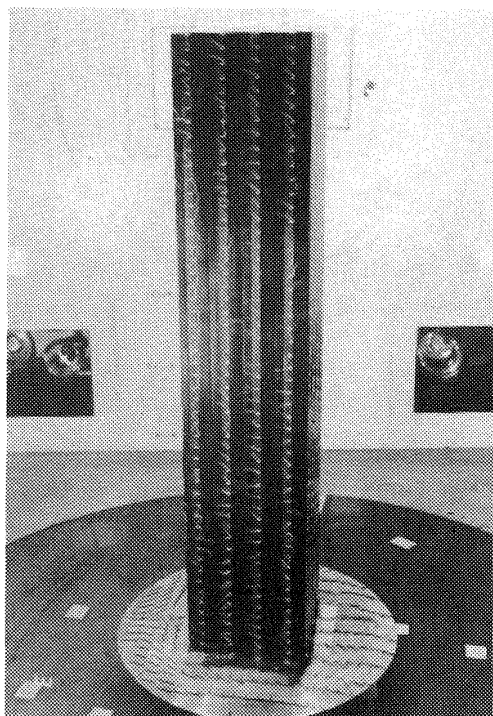
カメラ位置Ⅲ

(a)

(b)

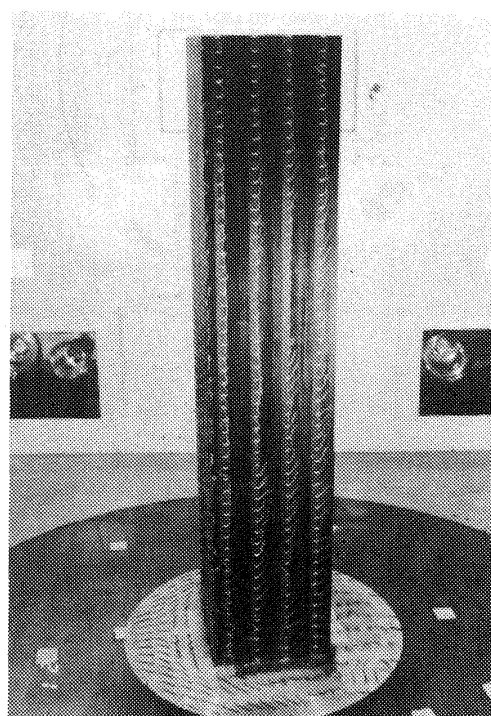
(c)

図21 タフトによる模型表面の流れ。 $V_\infty=40\text{m/s}$, $Re_\infty=5.7\times 10^5$



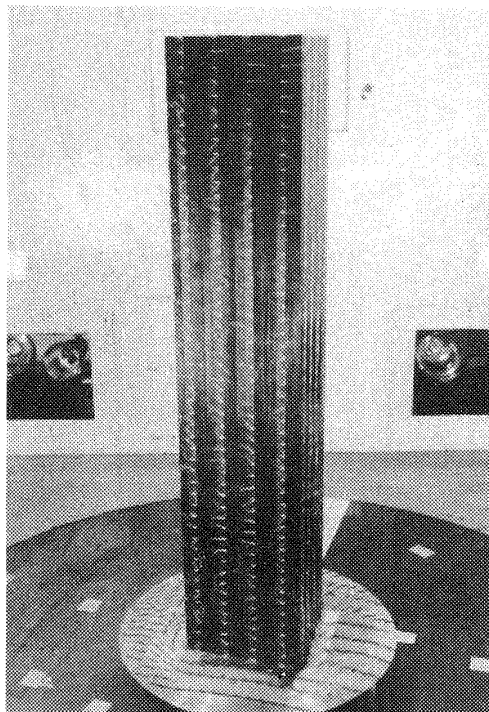
$$\beta = -10^\circ$$

(d)



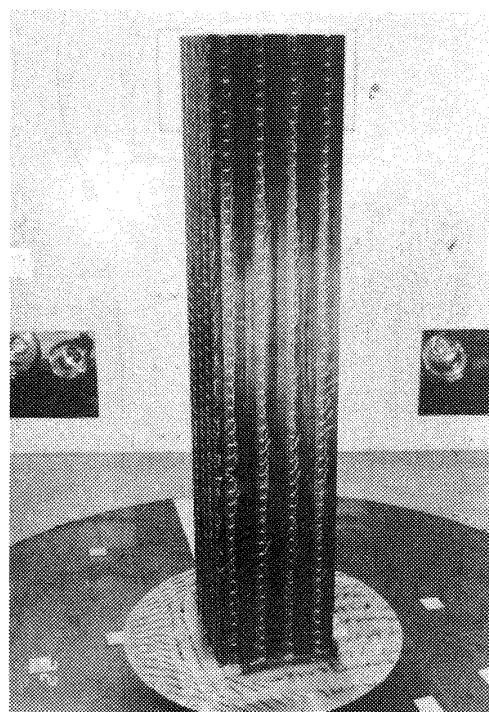
$$\beta = 10^\circ$$

(e)



$$\beta = -15^\circ$$

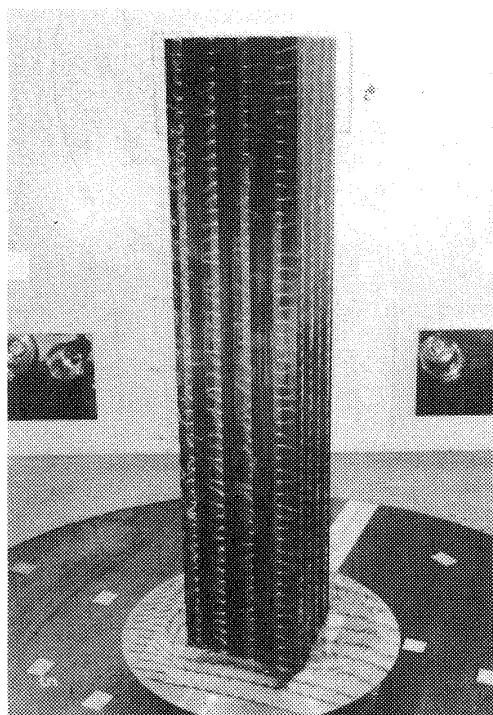
(f)



$$\beta = 15^\circ$$

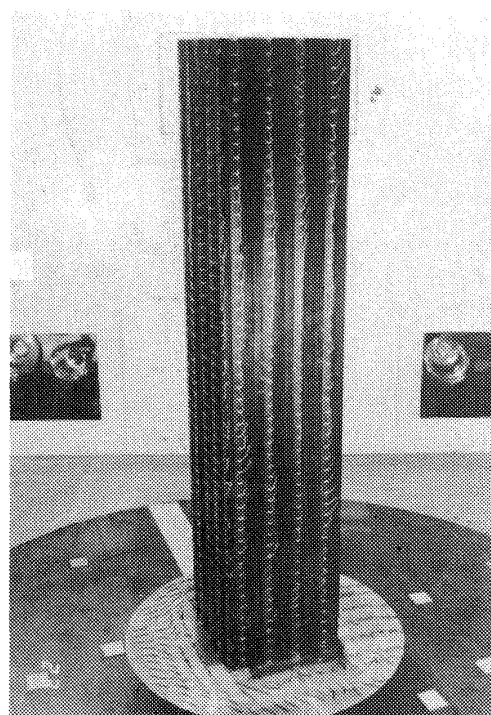
(g)

図21 (続き)



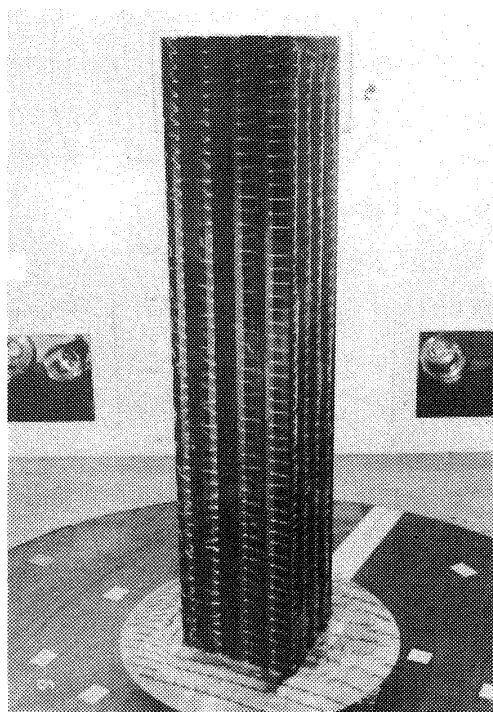
$\beta = -20^\circ$

(h)



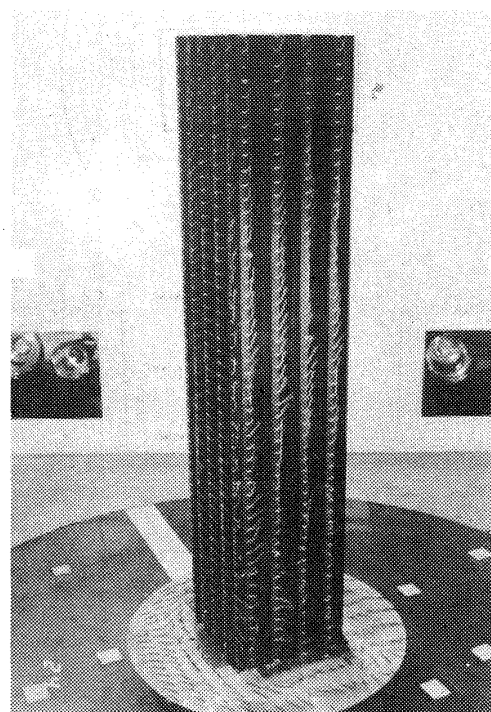
$\beta = 20^\circ$

(i)



$\beta = -25^\circ$

(j)



$\beta = 25^\circ$

(k)

図21 (続き)

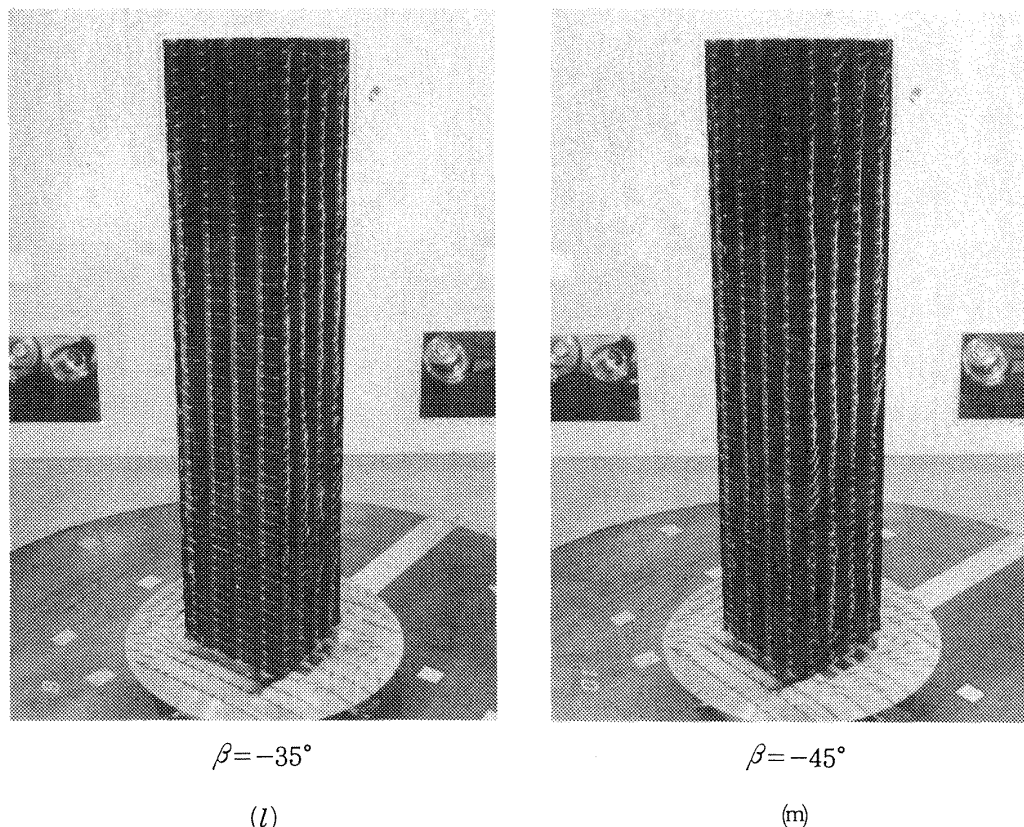


図21 (続き)

われわれの場合にはこれらと異なり，側面の流れは完全に剥離しており，平均流の再付着領域は現れなかった。このように流れ場が異なる原因は，われわれの実験では主流速度に垂直方向の速度勾配がないこと，角柱模型の細長比が大きいこと，端板があるため境界層の影響が小さいことにあると思われる。

2) 模型背面では，風洞底面に沿う逆流と底部前方からの剥離流の背面への巻き込みとが干渉して，縦のアーチ形渦が形成されることが指摘されているが²²⁻²⁴⁾，今回の実験結果によると，模型背面では上向きの強い流れが観測されるだけで，模型背面に固定したアーチ形渦は観測されなかった。

$\beta = -10^\circ$ の場合，模型の風上側面（図21(d)）の下側では逆流（上流に向かう速度成分）が著しくなる。風上側面の前方の角付近では強い上向きの流れが観察される。模型側面の後方の角付近ではタフトは激しく振動し，流れの方向が定まらない。風下側面（図21(e)， $\beta = +10^\circ$ の写真を使用）では，

流れは剥離している（以下の風下側写真ではすべて剥離流である）。模型の下側（約 1/4）で逆流が見られるが，大部分の側面では上向きの強い流れがある。一方， $\beta = 10^\circ$ 付近での空気力について図 4(h)を調べると， $|\beta| < 10^\circ$ の範囲では横力係数 C_Y は緩やかに増加し，抗力係数 C_D はほぼ一定値を示しているが， $|\beta| > 10^\circ$ になると急激に C_Y は増加し， C_D は減少し始める。 $\beta = 10^\circ$ が空気力変化の変わり目になっている。

$\beta = -15^\circ$ になると，風上側面（図21(f)）の上側後方の角付近で気流の再付着が始まる。タフトは下流に向かって付着しており，再付着領域の流れは二次元的（水平方向）である。ビデオの観察によると， $\beta = -15^\circ$ から少し角度が増すと，風上側面後方の角付近で上から下までの再付着が起きる。風下側面（図21(g)， $\beta = +15^\circ$ ）の流れは $\beta = +10^\circ$ の場合と大差なく，模型の下側部分（約 1/4）では流れの方向が定まらず，中央付近から上部では上向き速度成分が大きい。空力係数の測定値とビデオによる観察とを対応させると，風上側面の下

流の角付近で上から下まで再付着が起きる直前で ($\beta = -16^\circ$), 風上側面の圧力が最小となり, 風下側面から風上側面に向かう力が最大となることが推定される。 $\beta = -16^\circ$ の時, 横力係数 C_Y だけでなく偏力係数 C_c も最大となり, 抗力係数 C_D は最小となる (図 4(h))。図 22(a) に, $\beta = -15^\circ$ での剥離線の位置 (破線) および模式化した断面の流れの様子 (平均流) を示す。

$\beta = -20^\circ$ では, 風上側面 (図 21(h)) の後方の角付近で上から下まで流れが再付着し, 特に模型の上部では二次元的な流れの再付着領域が模型中央付近まで前進する。前方の角と再付着点との間の剥離領域では, 逆流が明瞭になる。風下側面 (図 21(i), $\beta = +20^\circ$) は, 上向きの強い速度成分が顕著である。この時 C_Y は急激に減少している (図 4(h))。また, 模型をねじる偏揺れモーメント係数 C_n は最大値を取る (図 11(g))。図 22(b) に, 剥離線の位置および模式化した断面の流れの様子を示す。

$\beta = -25^\circ$ では, 風上側面 (図 21(j)) の再付着領域がさらに前方に進む。この時, C_Y は減少して負の値を取る。再付着した流れは, 模型に沿ってほぼ水平に流れるが (二次元的), 模型の上方の端

付近では流れに上向きの成分がある。風下側面 (図 21(k), $\beta = +25^\circ$) での流れの様子はそれまでと大差なく, 模型の下側部分を除いて, 上向きの速度成分が大きい。

$\beta = -35^\circ$ になると, 流れは模型側面 (図 21(l)) のほぼ全面で付着する。一方, 風下側面は相変わらず上向きの速度成分が大きい。

また, β を連続的に変化させながらビデオでタフトを観察すると, $\beta = -15^\circ$ から $\beta = -35^\circ$ の間で物体軸に傾いている再付着線が前方に連続的に移動していく様子が見られた。再付着線および再付着領域の流れは極めて安定しており, ゆらめきはほとんど見られなかった。

$\beta = -45^\circ$ の時, 模型の風上側面 (図 21(m)) では空気の流れは全面で表面に付着していて, 上部を除いて二次元的に水平に流れている。しかし, 風下側の背面 (風下側面に対応) では流れは完全に剥離している。風下側背面の下側部分 (約 1/3) ではタフトの向きは絶えず方向を変えているが, それより上側では上向きの強い速度成分が観察される。

このように細長比 = 5 の角柱の場合, 再付着領域では模型の上端を除いて, 模型表面の流れは物

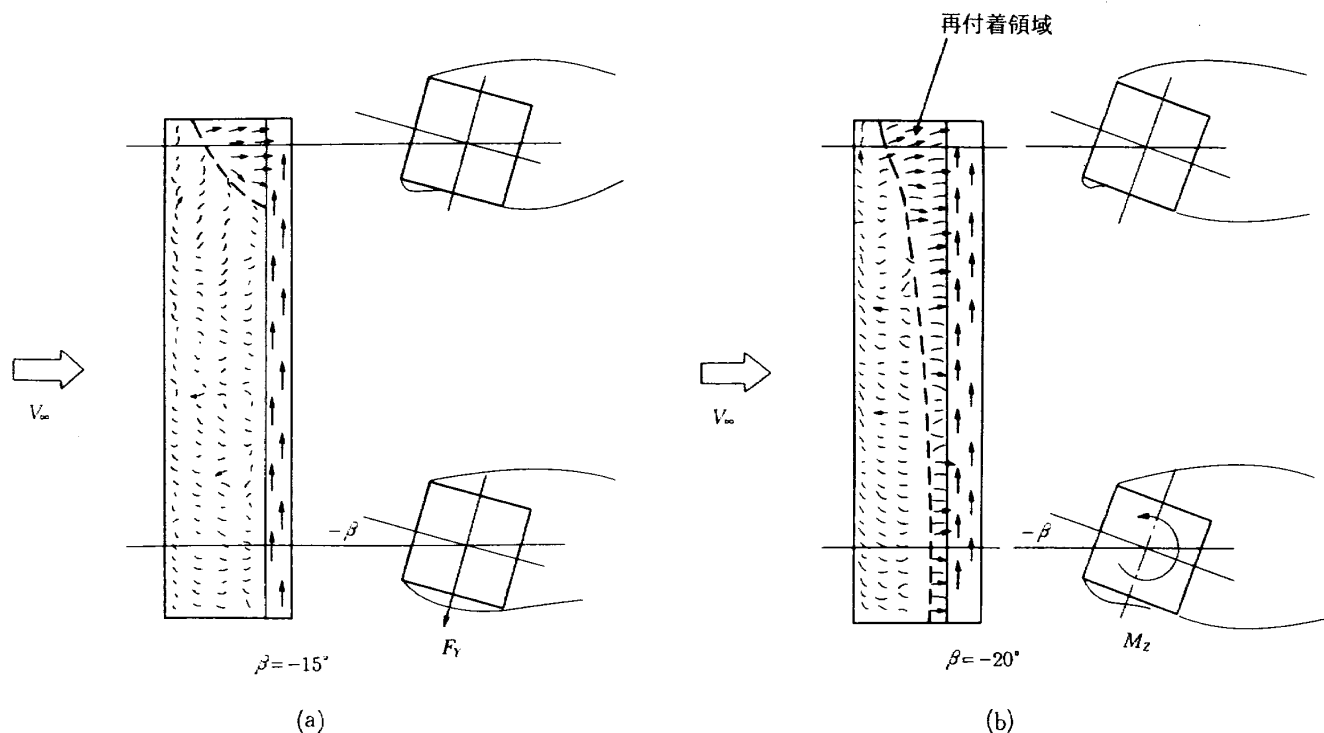


図22 模型断面の平均流および剥離線

体軸に垂直（水平）な速度成分（二次元的な流れ）が大きい、剥離領域では流れは非定常で、上端に向かう（鉛直）速度成分が大きいことが観察された。レイノルズ数が 4.2×10^5 ($V_\infty = 30 \text{ m/s}$) の場合でも、再付着の始まる角度、流れの様子は $Re_\infty = 5.7 \times 10^5$ の時とほとんど変わらなかった。このことは、二つのレイノルズ数で空気力の測定結果がほぼ同じ値を示したことと対応する。

6. 結 論

正方形断面 $0.2 \text{ m} \times 0.2 \text{ m}$ 、長さ 1 m の有限角柱に作用する空気力とモーメントを測定し二次元角柱の場合と比較して次の結果を得た。

- 1) 横力係数 C_Y は横滑り角 $\beta = 10^\circ$ まで緩やかに増加する。この範囲では、二次元角柱に比べてその大きさは約 $1/3$ 以下である。 C_Y は、 $\beta = 10^\circ$ から急増し $\beta = 16^\circ$ で最大値を示す。その値は二次元角柱の場合より少し小さい。細長比が小さくなると C_Y は小さくなる。
- 2) この有限角柱に作用する空気力とモーメントに対するレイノルズ数の影響は小さい。
- 3) 有限角柱の場合、剥離領域では有限端に向かう速度成分が大きい。

7. 謝 辞

本実験の実行に当たり、新型航空機研究グループの藤枝郭俊グループリーダー、藤田敏美氏、岩崎昭人氏に、突風風洞での空気力測定に際して協力戴いた。管理部工作課の納谷理憲工作係長、坂本健氏、井上育三氏、山崎亀義氏に実験に使用した模型を製作して戴いた。また、染谷昭夫氏には模型の表面粗さを測定して戴いた。また、NTT 建築総合研究所佐藤紀男氏には多くの文献を御教示いただいた。以上の方々に感謝の意を表します。

8. 文 献

- 1) 辛島桂一、佐藤 清、楯 篤志：“再突入物体システムの超音速空力制御特性”，東京大学宇宙航空研究所報告，第16巻第2号(A)，1980年5月。
- 2) Iversen, J. D. : “The Magnus Roter as an

Aerodynamic Decelerator”, Proc. Aerodynamic Deceleration System Conf., Vol.2, 1969, pp.385-395.

- 3) Crimi, P. : “Analysis of Sammara-Wing Decelerator Steady-State Characteristics”, Journal of Aircraft, Vol.25, No.1, 1988, pp.41-47.
- 4) Parkinson, G. V. : “On the Performance of Lanchester’s Aerial Tourbillion”, Journal of the Royal Aeronautical Society, Vol.68, August, 1964, pp.561-564.
- 5) 楯 篤志，吉永 崇：“角のある細長物体のフラットスピン”，航空宇宙学会第16期年会，1985年4月。
- 6) 酒井高男：“遊べる力学”，工作舎，1980年，pp.89-100.
- 7) 楯 篤志，吉永 崇：“角のある細長物体のフラットスピナーその2”，第17回流体力学講演会，1985年10月。
- 8) 楯 篤志，吉永 崇：“角のある細長物体のフラットスピナーその3”，第18回流体力学講演会，1986年10月。
- 9) 吉永 崇，楯 篤志：“細長物体の自励回転”，日本航空宇宙学会誌，第33巻第377号，1985年6月。
- 10) 吉田正昭：東北大学工学部建築学科修士論文，1969年。
- 11) Nakamura, Y. and Mizota, T. : “Aerodynamic Characteristics and Flow Patterns of a Rectangular Block”, Reports of Research Institute of Applied Mechanics, Vol. 19, No.65, 1972, pp.289-293.
- 12) 広末健一，北村清美，村上義隆，進藤重美：“航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験”，航空宇宙技術研究所報告，TR-335，1973年3月。
- 13) Bearman, P. W. : “On Vortex Shedding from a Circular Cylinder in the Critical Reynolds Number Régime”, Journal of Fluid Mechanics, Vol.37, Part 3, 1969, pp. 577-585.

- 14) Parkinson, G. V. : "Aeroelastic Galloping in one Degree of Freedom", Proc. Wind Effects on Buildings and Structures, Vol. II, HMSO, London, 1965.
- 15) Hoerner, S. F. : "Fluid-Dynamic Drag", Published by the Author, 1965.
- 16) 吉田正邦, 吉田正昭, 真田早敏, 本郷 剛, 中村 修 : "高層建物に作用する空気力に関する実験的研究(その1)", 鹿島建設技術研究所年報第27号, 昭和54年6月, pp.209-216.
- 17) 中村泰治, 溝田武人, 吉村 健 : "矩形およびH型断面角柱の空力3分力特性について", 九州大学応用力学研究所所報第40号, 昭和48年11月, p.245.
- 18) Lee, B. E. : "The Effect of Turbulence on the Surface Pressure Field of a Square Prism", Journal of Fluid Mechanics, Vol. 69, part 2, 1975, pp.263-282.
- 19) 大築志夫, 藤井邦雄, 鷺津久一郎, 大屋昭男 : "一様流中におかれた2次元静止矩形柱の空力3分力特性と圧力分布について", 構造物の耐風性に関するシンポジウム, 1978.
- 20) 宮崎正男, 風間浩二 : "箱桁形式橋梁の静的・動的空気特性に及ぼす乱れの効果", 風工学シンポジウム, 1986.
- 21) 木村博則 : "一様空気流中における弾性体角柱の自励振動に関する一考察", 日本建築学会大会学術講演梗概集, 1978年9月.
- 22) Castro, I. P. and Robins, A. G. : "The Flow Around a Surface-Mounted Cube in Uniform and Turbulent Streams", Journal of Fluid Mechanics, Vol.79, part 2, 1977, pp.307-335.
- 23) Woo, H. G. C., Peterka, J. A. and Cermac, J. E. : "Wind-Tunnel Measurements in the Wakes of Structures", NASA CR-2806, (1977).
- 24) Hunt, J. C. R., Abell, C. J., Peterka, J. A. and Woo, H. : "Kinematical Studies of the Flows around Free or Surface-Mounted Obstacles ; Applying Topology Visualization", Journal of Fluid Mechanics, Vol. 86, part 1, 1978, pp.179-200.
- 25) 高野 暲, 新井 勲, 松阪正芳 : "角柱の回りの流れ", 航空宇宙学会誌, Vol.31, No. 356号, 1983, pp.485-495.
- 26) Yoshinaga, T., Inoue, K. and Tate, A. : "Determination of the Pitching Characteristics of the Tumbling Bodies by the Free Rotation Method", Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.21, 1984, pp.21-28.
- 27) Ericsson, L. E. : "Flat Spin of Bodies with Circular Cross Section", AIAA Paper 83-2147, August, 1983.

付録 A. 準二次元流れモデルによる角柱フラットスピンの回転モーメントの推定

A 1. はじめに

正方形断面 $0.03\text{m} \times 0.03\text{m}$ 、長さ 0.3m の有限長さの角柱の中央を垂直に貫き、2 個のベアリングでスティングを支持したものを流れに垂直に置くと、角柱は自励回転を始め、その周速度は自由流速の約 40% にまで達する^{5,7,8,9)}(角柱のフラットスピン)。角柱が静止の状態から定常回転に至るまでの回転角の時間的変化を測定し、角加速度を求めることにより、静止状態から定常回転へ加速される場合の回転モーメント係数を角速度の関数として表すことができる^{5,26)}。

一方、Parkinson がランチェスター風車に適用した準二次元流れモデル⁴⁾による計算法と同様の手法により、自励回転する角柱に作用するモーメント係数を角速度の関数として推定することができる。この推定法では、回転角柱の単位要素に、そこでの自由流速と周速度の合成速度に対応する方向から、自由流が二次元正方形角柱に向かう場合に作用する静的な空気力が作用するものとみなす。この準二次元流れモデルによる推定値と実測値とを比較したところ、回転モーメント係数の推定値が実測値の数倍の値を示し、この方法ではモーメントの推定が不可能であることが分かった⁵⁾。この不一致の原因の一つとして、実際の有限角柱の端では流れが回り込むため、空気力モーメントが小さくなるにもかかわらず、準二次元流れモデルを有限角柱の回転モーメントの推定に適用する場合には、有限角柱の端の影響を無視するため、回転モーメントを実際より大きく評価することが考えられる。Parkinson¹⁴⁾ や Ericsson²⁷⁾ は、有限長さの細長物体の回転モーメントを推定する場合に、空気力の係数として二次元柱に対する値を使い、推定値を求め、適当な係数で有限長さの補正を行った。しかし、この方法は、任意の補正係数が入り込むので、必ずしも適切ではない。

以下で、Parkinson がランチェスター風車に用いた準二次元流れモデルの方法⁴⁾を回転する角柱

に適用し、回転モーメントを推定する方法について説明する。その推定式で、二次元角柱に作用する空力係数を使った場合のモーメント係数の推定値と、今回の実験結果から得られた有限角柱に作用する空力係数を使った場合の推定値、および空力モーメント係数の実測値について比較を行う。また、回転時の軸方向の抗力係数の推定値を示す。

A 2. 準二次元流れモデル

流れに垂直に置かれた角柱が流れに平行な軸の回りに回転する理由は二次元角柱のギャロッピングと同様に理解することができる。

図 A1 に示すように、二次元角柱断面に気流 V_∞ が垂直に当たる場合 ($V_c = 0$)、流れに垂直方向に作用する空気力は平均的には 0 である。しかし、この角柱が流れに垂直に下向きに V_c の速さで運動した場合、角柱から見ると流れは合成速度 V_{rel} で角柱に向うことになる。この時、風上側面 1-4 の範囲に作用する時間平均的な圧力は、風下側面 2-3 に作用する圧力より小さくなり、全体として気流の合成速度 V_{rel} によって角柱の運動をその方向に助長するような下向きの空気力が作用することになる。これは二次元角柱のギャロッピングの原因と考えられる。

同様の考え方を回転する角柱に適用する。図 A2 に示すような、断面が $w \times w$ の正方形、長さ l ($=2R$) の角柱が角速度 ω で回転を行うものとする。回転軸の中心から距離 r にある微少要素 dr は周速度 $r\omega$ で流れに垂直に運動する。したがって、 r 方向の流れを無視すると、この要素にも二次元角柱に作用する場合と同じように回転運動を

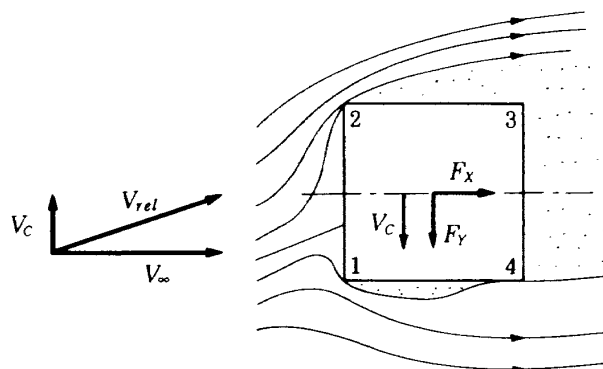


図 A1 二次元角柱回りの流れと空気力

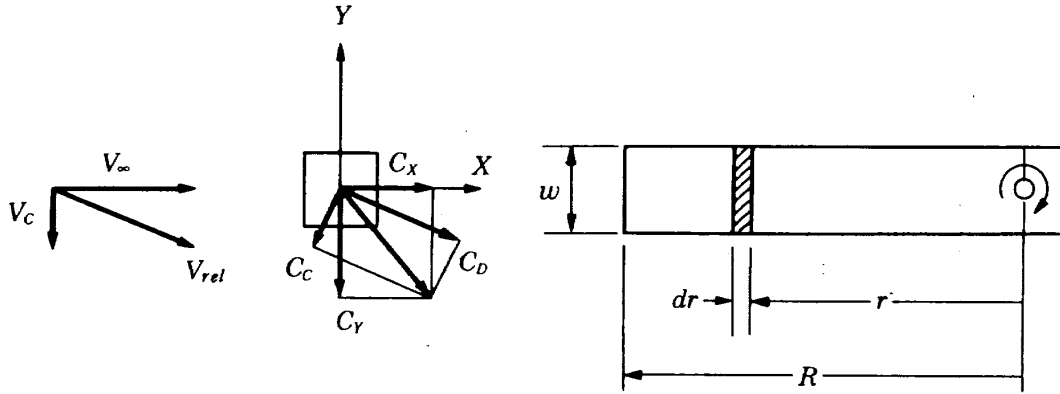


図 A2 回転する有限角柱の微小要素に作用する空気力

助長する力が加わり、回転モーメントが生じる。
微小要素 dr に作用する Y 方向の力は

$$dF_Y = C_Y \frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 w dr \quad (1)$$

で表される。角柱の両側の 2 つの微小要素 dr に働く回転モーメント dM は (1) 式に中心から dr までの距離 r を乗じたものの 2 倍であるから、

$$dM = 2rdF_Y = C_Y \rho V_{rel}^2 w r dr \quad (2)$$

となる。(2) 式の両辺を r について 0 から R (模型端) まで積分すると、全体に作用する回転モーメント M が得られる。

$$\begin{aligned} M &= \rho w \int_0^R V_{rel}^2 C_Y r dr \\ &= \frac{\rho w}{\omega^2} \int_0^R V_{rel}^2 C_Y r \omega d(r\omega) \end{aligned} \quad (3)$$

r における無次元周速度 Ω は次のように定義できる。

$$\Omega = V_c / V_\infty (= r\omega / V_\infty) = \tan \beta$$

また、模型端 ($r=R$) の無次元周速度は $\Omega_t = R\omega / V_\infty$ であるから、

$$M = \frac{\rho V_\infty^2 w}{\omega^2} \int_0^{\Omega_t} V_{rel}^2 C_Y(\Omega) \Omega d\Omega$$

となる。 $V_{rel}^2 = (1 + \Omega^2) V_\infty^2$ であるから次式が得られる。

$$M = \frac{\rho V_\infty^4 w}{\omega^2} \int_0^{\Omega_t} C_Y(\Omega) (1 + \Omega^2) \Omega d\Omega \quad (4)$$

回転モーメント係数 C_l は

$$C_l = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S \cdot l}$$

で定義される。ここで、 $S = w^2$, $l = 2R$ であるから

$$C_l(\Omega_t) = \frac{1}{2\Omega_t^2} \left(\frac{l}{w} \right) \int_0^{\Omega_t} C_Y(\Omega) (1 + \Omega^2) \Omega d\Omega \quad (5)$$

が得られる。また、同様にして、回転時の角柱全体の抗力係数 $C_d(\Omega_t)$ は次式で表される。

$$C_d(\Omega_t) = \frac{1}{\Omega_t^2} \int_0^{\Omega_t} C_X(\Omega) (1 + \Omega^2) d\Omega \quad (6)$$

これらの式は、角柱の要素に作用する空気力の係数 C_Y や C_X を含んだ式を積分して回転モーメント係数 C_l 、抗力係数 C_d が求まることを表している。ここで (5) 式の C_Y に、実際に作用する空力係数のかわりに実際に近いと思われる係数を用いれば、角柱模型全体に作用する回転モーメント係数が推定できる。ここでは、 C_Y として Parkinson による二次元角柱の測定値¹⁴⁾、および三次元流の効果を補正するために今回の有限角柱の測定値を用いて C_l と C_d を推定した。図 A3 に Ω に対する C_Y の値を示す (Parkinson の計算では C_Y として dF_Y を V_∞^2 で無次元化したものを用いているので係数 $(1 + \Omega^2)$ は現れないことに注意)。

A 3. 推定値の評価

図 A4 にそれらの結果を Ω_t に対する C_l の推定値として示す。また、著者らが行った断面 $0.03\text{m} \times 0.03\text{m}$ 、長さ 0.3m の角柱の回転実験^{5,7,8)} から得られた回転モーメント係数 C_l の測定値を同図に示す。これらは、一定の風速のもとで、自由に回転できる角柱を静止状態から拘束を解いたとき、静止から定常回転に到るまでの回転モーメント C_l

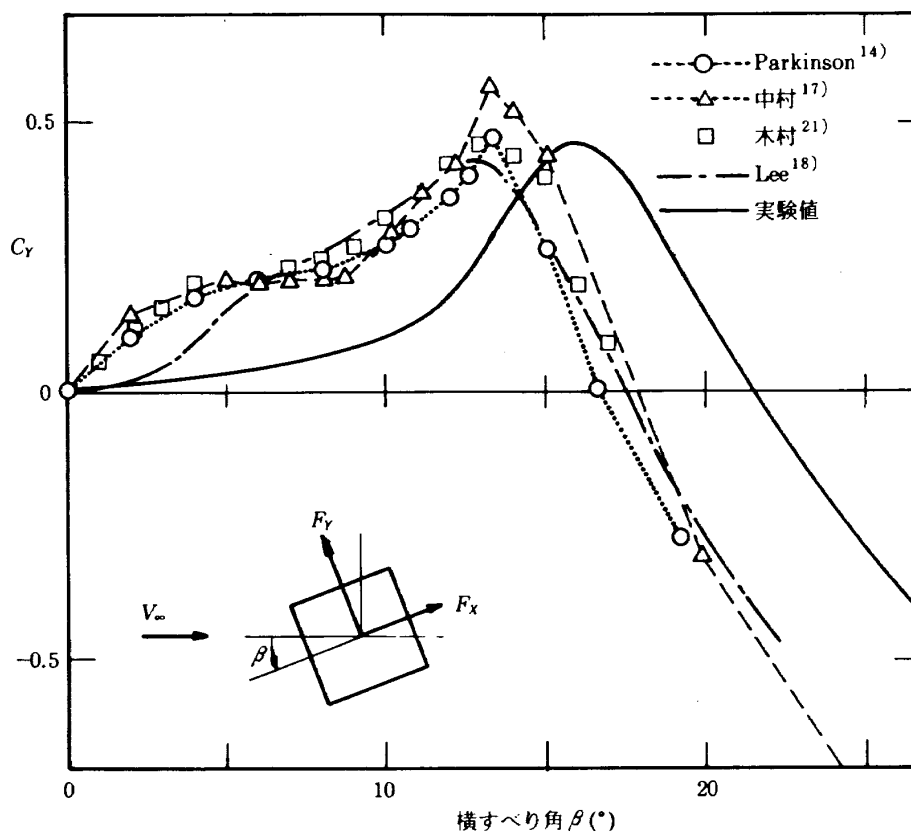


図 A3 横滑り角 β に対する，二次元角柱および有限角柱に作用する横力係数 C_Y

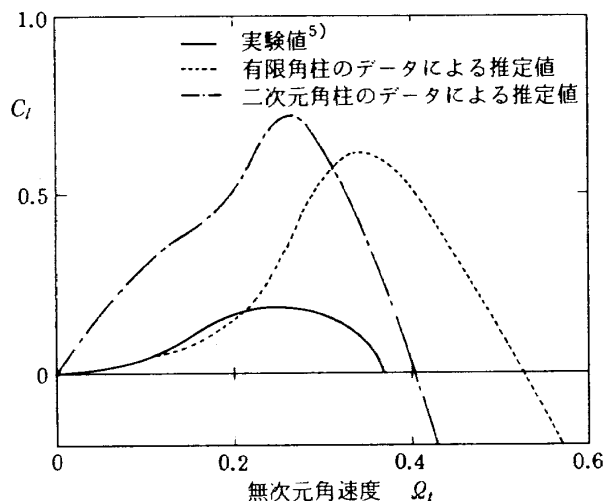


図 A4 無次元角速度 Ω_l に対する，有限角柱に作用する回転モーメント C_l

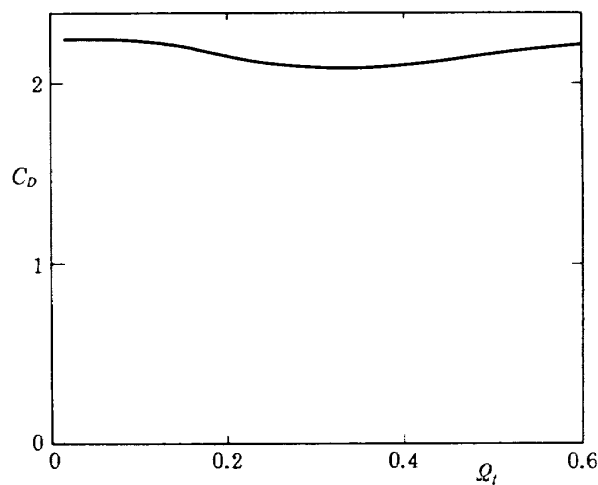


図 A5 無次元角速度 Ω_l に対する，有限角柱に作用する抗力係数 C_D

の変化を示している。

実験結果と比較すると，二次元角柱（文献14）のデータを適用した計算結果では， Ω_l に対する C_l の大きさは著しく異なる。 C_l の最大値は，実験値に比べて3倍以上の大きさである。しかし，定常回転の角速度（ $C_l=0$ となる Ω_l ）は比較的一致し

ている。

有限角柱のデータを適用した計算結果では，実験値と比較すると定常回転の角速度は25%ほど大きくなる。角速度の小さい範囲での C_l の変化は実験値と比較的一致しているため，有限角柱の端の影響がこのように低速回転において現れると思

われるが、 C_l の極大値は実験値の3倍程度の値を取り、二次元角柱の C_l を用いた場合と同様に、実験結果と大きな相違を示す。

図A5に、無次元周速度 Q_l に対する回転中の角柱に作用する抗力係数 C_D を示す。計算では角柱が回転した場合には、むしろ回転しない場合の約3%抵抗が減少し、この回転角柱によってヘリコプターのロータのように大幅に降下時の抵抗を増すことはできない。

A 4. 結 論

流れに垂直な面内での角柱の回転の定常角速度は準二次元流れモデルによりほぼ推定できる。角速度の小さい範囲では、有限長さの角柱の静的な空力係数を使うと、回転モーメント C_l の推定値と実測値は定性的に一致する。しかし、角度の大きい範囲では有限角柱の静的な空気力係数を用いても、回転モーメント係数 C_l の推定値との差は大きく、その原因は説明できない。正方形断面の角柱は、回転によって降下中の抵抗を増す効果は小さい。

付録B. 突風風洞 6分力天秤の測定容量, 変角性能¹²⁾

表1 6分力天秤の測定容量

測 定 分 力	測 定 範 囲
揚 力	±200, ±100, ±50, ±25, ±5kgw
抗 力	±50, ±25, ±10, ±5, ±1kgw
横 力	±50, ±25, ±10, ±5, ±1kgw
縦揺れモーメント	±20, ±10, ±5, ±1kgw・m
横揺れモーメント	±20, ±10, ±5, ±1kgw・m
偏揺れモーメント	±20, ±10, ±5, ±1kgw・m

表2 6分力天秤の変角性能

角 度	変 角 範 囲	変 角 速 度
迎 角	-30°~+45°	0.2°/s, 0.1°/s, 0.05°/s
横滑り角	-45°~+95°	0.2°/s, 0.1°/s, 0.05°/s

航空宇宙技術研究所報告1035号

平成元年9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 東京プレス

東京都板橋区桜川 2 - 27 - 12

Printed in Japan