

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1157

薄翼におけるテーパ付き円環翼の空力特性

奥山政広・牧野光雄

1992年5月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

概 要	1
主な記号	1
1. はじめに	2
2. テーパー円環翼の形状	3
3. 翼に対する Q-VLM の計算式と計算方法	5
4. 翼模型による風洞実験	9
5. 空力特性の結果と検討	10
5.1 Q-VLM による計算結果	10
5.2 風洞実験による測定結果と計算結果との比較	16
6. ま と め	21
文 献	21
付 録 1	22
付 録 2	31

薄翼におけるテーパ付き円環翼の空力特性*

奥山 政広*¹ 牧野 光雄*²

Simulated and Experimental Aerodynamic Characteristics of Tapered Annular Wings*

Masahiro OKUYAMA*¹ and Mitsuo MAKINO*²

ABSTRACT

The longitudinal aerodynamic characteristics of tapered annular wings (TAWs) were numerically simulated by extending the equations of the quasi-vortex lattice method (Q-VLM) for planar wings. Wind-tunnel experiments using two thin-wing models were also conducted to obtain the longitudinal and lateral characteristics of the TAW. The longitudinal aerodynamic characteristics of the experimental and calculational results were compared. As a result, the agreement was good except the drag coefficient.

Keywords: Aerodynamic characteristics, Thin wings, Tapered annular wings, Quasi-vortex lattice method

概 要

テーパ円環翼の空力特性を得るために、まず、平面翼に対するQuasi-Vortex Lattice Methodの式を、非平面翼であるこの翼に適用できる式へ拡張し、これによる数値計算で、縦の空力特性を算出した。そして、この計算結果と実験結果との比較ならびに横方向の空力特性を得るため、3種類の板製模型による風洞実験も実施した。

主 な 記 号

A	: アスペクト比 ($=b^2/S$)	C_L	: 揚力係数
b	: 翼幅 (直径)	c_{di}	: 局所誘導抗力係数
c	: 局所翼弦長	C_{Di}	: 誘導抗力係数 (近場法による)
\bar{c}	: 空力平均翼弦長	C_{Dif}	: 遠場法による誘導抗力係数
c_r	: 翼根 (翼の下側中央) の弦長	c_m	: 局所縦揺れモーメント係数
c_{th}	: 局所前縁推力係数	C_m	: 縦揺れモーメント係数
c_t	: 翼最上部の弦長	C_l	: 横揺れモーメント係数
c_l	: 局所揚力係数	C_n	: 偏揺れモーメント係数
		C_Y	: 横力係数
		K	: 誘導抗力率 ($= (dC_{Di}/d(C_L^2)) \pi A$)

* 平成4年3月6日受付 (Received 6 March 1992)

*¹ 新型航空機研究グループ (Advanced Aircraft Research Group)

*² 日本大学理工学部 (College of Science and Technology, Nihon University)

K_f	: 遠場法による誘導抗力率 ($= dC_{Dif}/d(C_L^2) \pi A$)
M	: 翼幅方向の片翼分割数
M_∞	: 一様流マッハ数
N	: 翼弦方向の束縛渦数
q	: 一様流速度基準の誘導速度ベクトル
Re	: レイノルズ数 ($= U_\infty \bar{c}/\nu, \nu$: 動粘性係数)
S	: 翼基準面積
u, v, w	: 一様流速度基準の誘導速度の座標成分
U_∞	: 一様流速度
x, y, z	: 座標系
x_l	: 前縁 x 座標
\bar{x}_l	: 空力平均翼弦の前縁 x 座標
x_t	: 後縁 x 座標
z_c	: キャンバの z 座標
α	: 迎角
β	: $= (1 - M_\infty^2)^{1/2}$: 横滑り角
r	: 局所翼弦長と一様流速度基準の渦密度
δ	: 局所前縁と y 軸との交角
ϵ	: 局所前縁とその $y-z$ 面平行投影線との交角
θ	: 翼弦方向の媒介変数角度
λ	: 前縁の後退角
τ	: テーパ比 ($= c_t/c_r$)
ϕ	: 上反角 : 翼幅方向の媒介変数角度 ($=$ 上反角)
添字	
ac	: 空力中心
C	: 代表点位置
cp	: 圧力中心
V	: 束縛渦位置
α	: 迎角に対する傾斜
β	: 各定義式の様に $(1 - M_\infty^2)^{1/2}$ の係数を含む : 横滑り角に対する傾斜

略語

TAW	: テーパ円環翼, Tapered Annular Wing
EW	: 楕円翼, Elliptic Wing
VLM	: Conventional Vortex Lattice Method
Q-VLM	: Quasi-Vortex Lattice Method

1. はじめに

テーパのない通常の円環翼は、1940年代頃から空力特性の理論的研究¹⁾が行なわれており、現代において、この翼の主な用途が航空機の推進系であるダクトファン²⁾の円周ダクトになっている。1950年代には円環翼の応用として垂直離着陸機がいくつか考えだされ、円環翼の空力特性の理論的研究²⁾や実験的研究³⁾も進められた。また、1980年代初めに Lockheed 社が、後退した円環翼を有するリング翼機を提案し、話題となった。

翼幅方向に翼弦長が一定である通常の円環翼の空力特性において、翼の横力傾斜(横滑り角に対する横力係数の傾斜)は一般翼の横力傾斜に比べてかなり大きく、その翼の揚力傾斜とほぼ同等になる⁴⁾。そこで、翼の横力傾斜を揚力傾斜よりできるだけ小さくするために、翼幅方向に翼弦長を減少させたテーパ付き円環翼(テーパ円環翼, Tapered Annular Wing, TAWと呼ぶことにする)にすれば、この翼の横力傾斜が揚力傾斜より小さくなる可能性が出てくるであろう。

したがって、この TAW の空力特性を得るために、まず、平面翼に対する Quasi-Vortex Lattice Method⁵⁾(Q-VLM) の式を、非平面翼であるこの翼に適用できる式へ拡張した。これによる数値計算で、縦の空力特性として、揚力係数、縦揺れモーメント係数、空力中心、抗力係数を算出し、亜音速でのマッハ数による影響も調べた。そして、この計算結果と実験結果とを比較し、また横方向の空力特性として、横揺れモーメント係数、偏揺れモーメント係数、横力係数を得るために、3種類の板製模型による風洞実験を実施した。

すでに、普通の渦格子法(Conventional Vortex Lattice Method, VLM)により、通常の円環

翼，翼が後退した円環翼，さらにテーパ円環翼の縦空力特性を計算している⁶⁾。そして，通常の円環翼の縦空力特性に関して，他の計算結果⁷⁾と実験結果^{3),4)}を，このVLMの結果と比較し，良く一致することをそこで示した。Q-VLMでは，誘導抗力係数を精度良く計算でき，近場法によりTAWの翼幅方向の局所誘導抗力係数分布が得られる。

2. テーパ円環翼の形状

テーパ円環翼 TAW の翼形状に関する座標および記号は，図1の通りであり，図の下側に翼の展開図を示す。翼弦方向に x 軸を取り，翼幅方向に

y 軸，高さ方向に z 軸を取る。翼は $x-z$ 面に対して対称である。 $y-z$ 面への翼の投影は，翼幅である直径を b とする円形になり，図のように半径の線が，座標原点を基準に y, z とも正である象限の方向へ掃く角度を ϕ として，これを形状の媒介変数とする。この ϕ は，翼の局所的な上反角でもある。 $\phi=0, \pi$ (rad) での翼弦長をそれぞれ c_r, c_t とし，この比をテーパ比 $\tau=c_t/c_r$ とする。通常の円環翼が， $\tau=1$ に相当する。任意の ϕ での前縁，後縁の x 座標をそれぞれ， $x_l(\phi), x_t(\phi)$ と表記すると $x_l(\phi)=c_r(x_t(\pi)/c_r-\tau)\phi/\pi$ で示される。ここでは， x_t が一定な値 c_r をとる形態(順形態)と，これを前後逆にした x_l の0の形態(逆形態)だけを

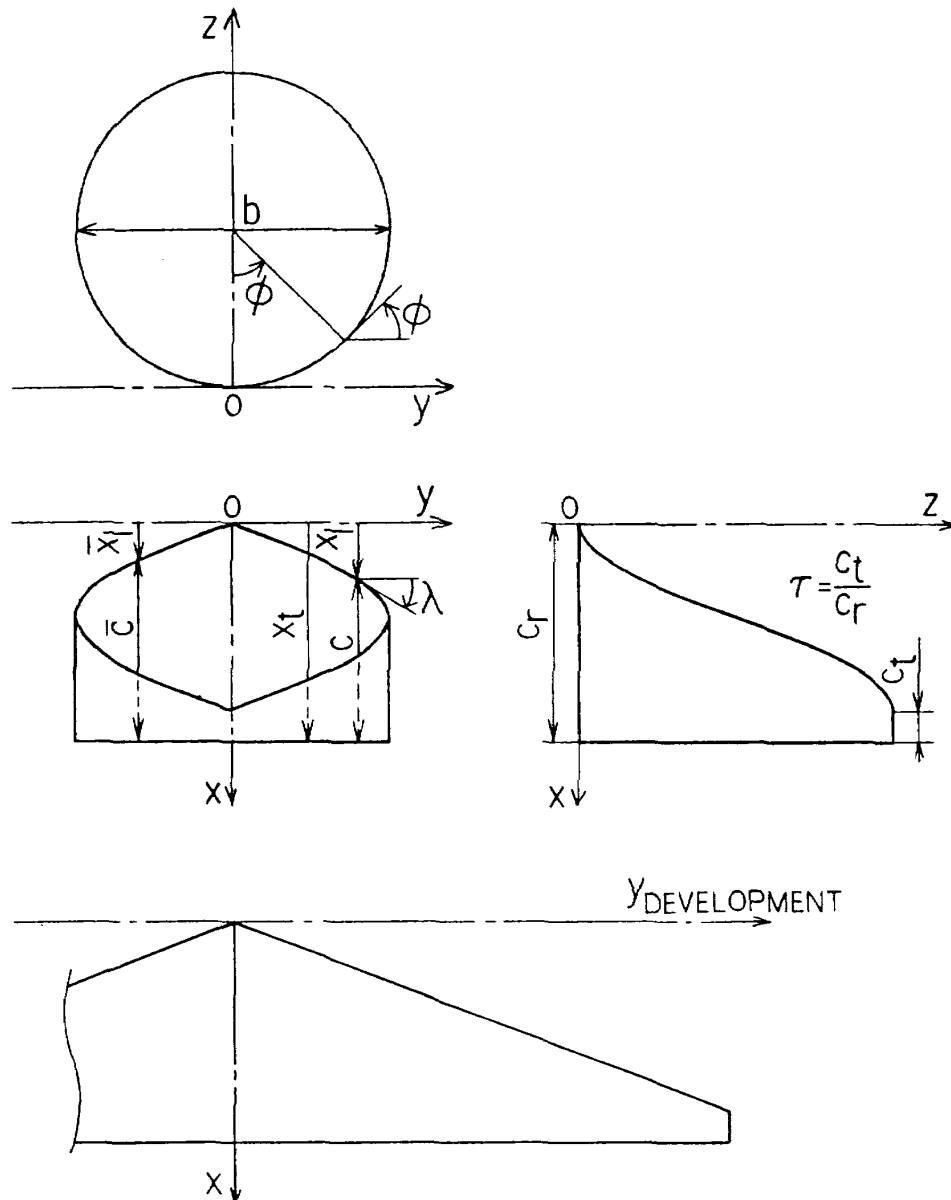


図1 テーパ円環翼の座標と記号

対象にした。したがって、これらの形態の x_l は

$$\begin{aligned} x_l &= c_r (1-\tau) \phi / \pi && (\text{順形態}) \\ x_l &= 0 && (\text{逆形態}) \end{aligned} \quad (1)$$

となる。前縁の y 座標が $y_l = (b/2) \sin \phi$ なので、前縁の後退角は、これを λ として

$$\lambda = \tan^{-1} \frac{dx_l}{dy_l} = \tan^{-1} \left(\frac{2}{b} \frac{x_l}{\phi \cos \phi} \right) \quad (2)$$

になる(上反角, テーパー比, 後退角に対する ϕ , τ , λ 文字の使用は, 記号相互の関係で, 慣例と異なっている)。さらに, 局所翼弦長を c とすると

$$c = c_r \left[1 - (1-\tau) \frac{\phi}{\pi} \right] \quad (3)$$

で表わせる。くわえて, ここで扱われる TAW には, キャンバは付けられていない。

翼の基準面積を S として, これは文献 6 と同様に, 力の作用する投影面積の考え方から, 投影での重複も含め

$$S = b \int_0^\pi c |\cos \phi| d\phi = b c_r (1+\tau) \quad (4)$$

とした。つぎに, 視点の違う翼面積の関係を示す。基準面積の取り方を翼側面に適用した側面積 S_s と, 翼を展開した面積 S_D は, S に対して

$$S_s/S = 1 \quad (5)$$

$$S_D/S = \pi/2 \quad (6)$$

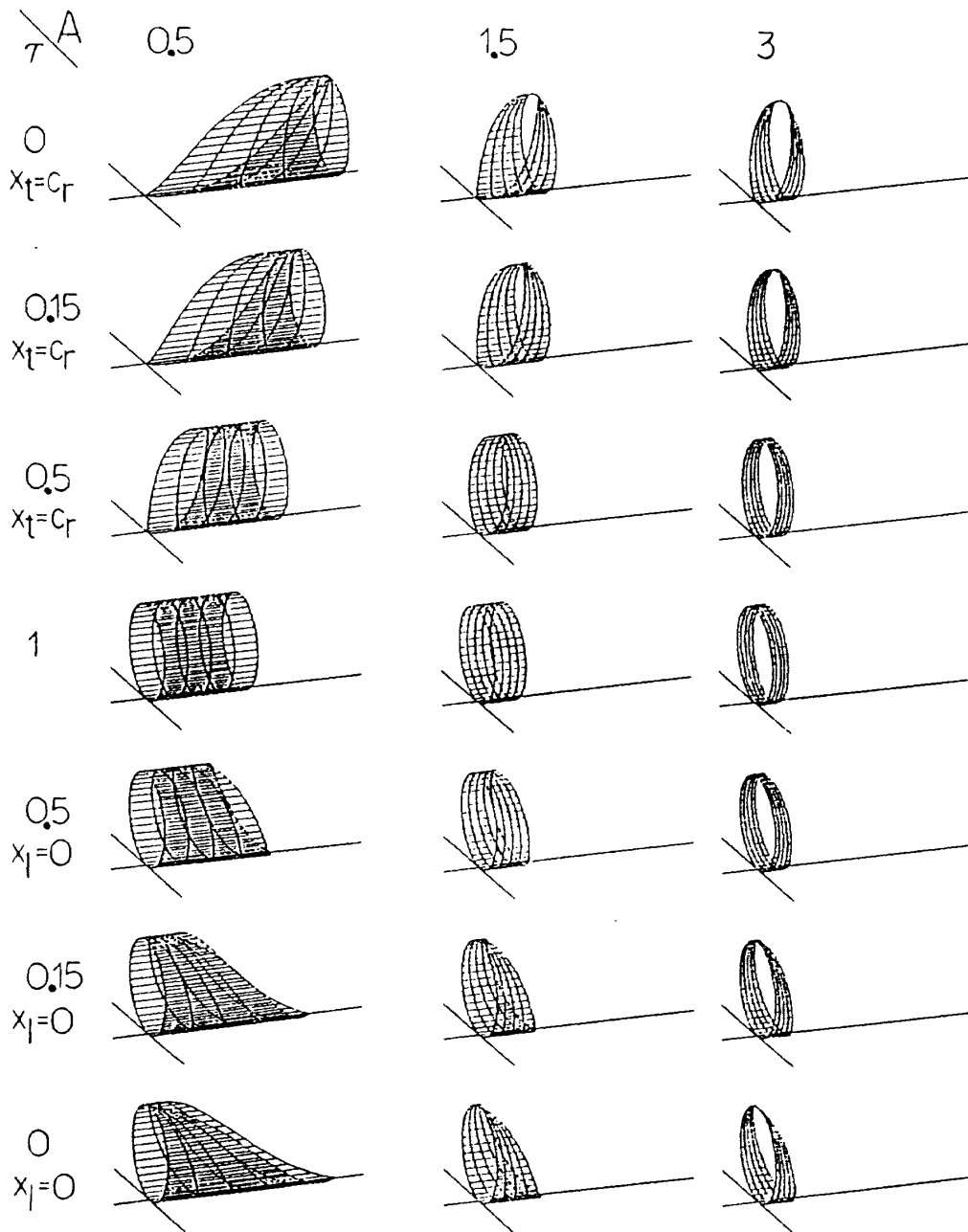


図 2 扱う TAW の主な形状(同じ翼幅で描いた)

になり、 $\phi = \pm \pi/2$ を境にした投影面積である下側面積 S_L と上側面積 S_U との比は

$$\frac{S_U}{S_L} = \frac{1 - (1-\tau)(\pi/2+1)/\pi}{1 - (1-\tau)(\pi/2-1)/\pi} \quad (7)$$

となる。また、投影での重複を含めない、翼の上視面積 S_{x-y} と側視面積 S_{x-z} の比は

$$\frac{S_{x-z}}{S_{x-y}} = \frac{1}{1 + (2/\pi)(1-\tau)/(1+\tau)} \quad (8)$$

である。

つづいて、翼のアスペクト比 A は、基準面積 S を使い、 $A = b^2/S$ により与えられる。そして、空力平均翼弦長を \bar{c} とし、その前縁位置の x 座標を \bar{x}_l とすれば、それぞれ

$$\bar{c} = \frac{b}{S} \int_0^\pi c^2 |\cos \phi| d\phi = \frac{2c_r}{1+\tau} \times \left[\tau + \frac{\pi^2 - 8 + 4\pi}{4\pi^2} (1-\tau)^2 \right] \quad (9)$$

$$\bar{x}_l = \frac{b}{S} \int_0^\pi x_l c |\cos \phi| d\phi = \frac{c_r}{1+\tau} \left(\frac{x_l(\pi)}{c_r} - \tau \right) \times \left[1 - \frac{\pi^2 - 8 + 4\pi}{2\pi^2} (1-\tau) \right] \quad (10)$$

で表わせる。

Q-VLM による計算で、対象にした TAW の主な形状を、アスペクト比 A とテーパ比 τ を基に整理し、翼幅を同一にして、図 2 に示す。

3. 翼に対する Q-VLM の計算式と計算方法

文献 5 に示される Q-VLM の式を、非平面翼である TAW に適用できるように拡張する。図 3(a) のように、与えられた TAW の翼幅を x 軸と平行に分割していく。この分割されたそれぞれの細片に、図 3(b) の馬蹄渦を、翼弦方向位置 x' に分布させる。この馬蹄渦を分布された細片を渦細片 (vortex strip) と呼ぶことにする。

そうすると、1つの渦細片から、位置ベクトル \mathbf{R} で示される代表点 (control point) に、Biot-Savart の法則による誘導速度 \mathbf{q} が生じる。渦の強さ $\gamma(x') dx'$ を有するベクトルを \mathbf{l} とし、馬蹄渦の 3 つの線分のそれぞれの方向を表わすものとする。

また、 $d\mathbf{l}$ は代表点からの距離 r で示される \mathbf{l} の要素で、 \int_l は \mathbf{l} に沿った線積分とする。これらにより、この誘導速度は

$$\mathbf{q}(\mathbf{R}) = \frac{\beta^2}{4\pi} \int_{x_l}^{x_t} \gamma(x') \left[\int_l \frac{\mathbf{r} \times d\mathbf{l}}{r^3} \right] dx' \quad (11)$$

で表わせる (文献 5 参照)。ここで、 γ は局所翼弦長 c と一様流速度 U_∞ とで無次元化した渦密度である。また、 β は一様流のマッハ数を M_∞ とすると $\beta = (1 - M_\infty^2)^{1/2}$ であり、添字の β は、以下の定義式の様に、係数 β が式に含まれることを示す (後で、記号 β を横滑り角としても使用する)。さらに、図 3(b) で示されるように、1 個の馬蹄渦は、1 個の束縛渦と 2 個の自由渦からなる 3 直線成分で構成されているので、束縛渦による誘導速度 \mathbf{q}_B と、自由渦による誘導速度 \mathbf{q}_{F1} 、 \mathbf{q}_{F2} は、式 (11) を適用して、

$$\mathbf{q}_B(\mathbf{R}) = \frac{\beta^2}{4\pi} \int_{x_l}^{x_t} \gamma(x') \left[\frac{\mathbf{a} \times \mathbf{l}}{|\mathbf{a}_\beta \times \mathbf{l}_\beta|^2} \left\{ \frac{\mathbf{b}_\beta}{|\mathbf{b}_\beta|} - \frac{\mathbf{a}_\beta}{|\mathbf{a}_\beta|} \right\} \cdot \mathbf{l}_\beta \right] dx' \quad (12)$$

$$\mathbf{a} = (x_1 - x) \mathbf{i} + (y_1 - y) \mathbf{j} + (z_1 - z) \mathbf{k}$$

$$\mathbf{l} = (x_2 - x_1) \mathbf{i} + (y_2 - y_1) \mathbf{j} + (z_2 - z_1) \mathbf{k}$$

$$\mathbf{a}_\beta = (x_1 - x) \mathbf{i} + \beta (y_1 - y) \mathbf{j} + \beta (z_1 - z) \mathbf{k}$$

$$\mathbf{b}_\beta = (x_2 - x) \mathbf{i} + \beta (y_2 - y) \mathbf{j} + \beta (z_2 - z) \mathbf{k}$$

$$\mathbf{l}_\beta = (x_2 - x_1) \mathbf{i} + \beta (y_2 - y_1) \mathbf{j} + \beta (z_2 - z_1) \mathbf{k}$$

$$\mathbf{q}_{Fk}(\mathbf{R}) = \frac{\beta^2}{4\pi} \int_{x_l}^{x_t} \gamma(x') \left[\int_{x_k}^{\infty} \frac{\mathbf{r} \times d\mathbf{l}}{r^3} \right] dx',$$

$$k = 1, 2 \quad (13)$$

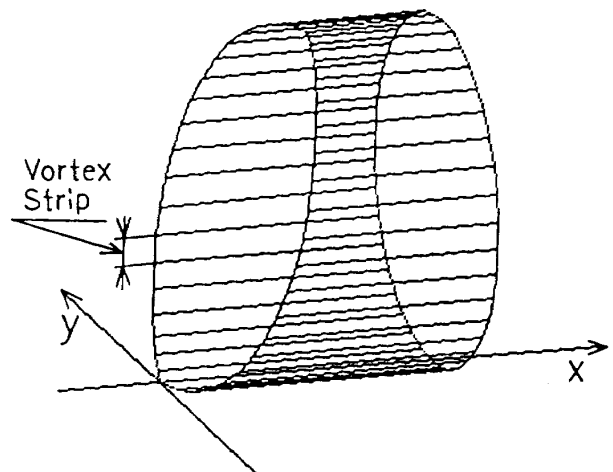


図 3(a) 渦細片

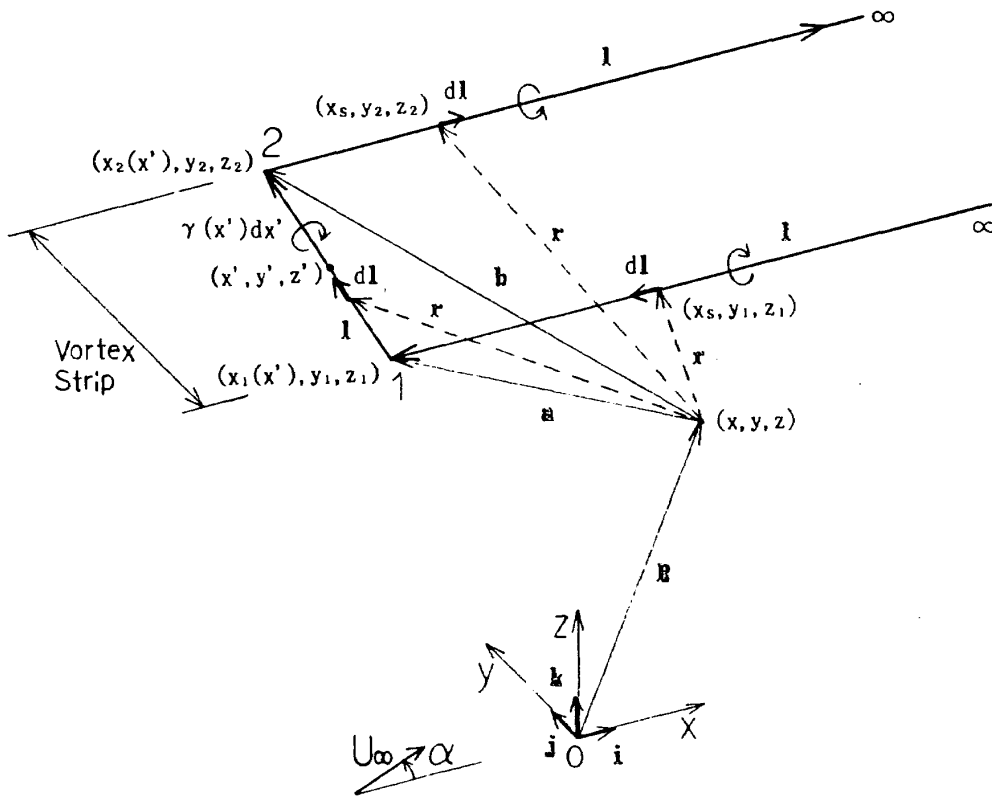


図 3(b) 馬蹄渦と代表点

$$r = (x_s - x) i + (y_k - y) j + (z_k - z) k$$

$$r_\beta^3 = [(x_s - x)^2 + \beta^2 (y_k - y)^2 + \beta^2 (z_k - z)^2]^{3/2}$$

$$dl = \begin{cases} -i dx_s, & k=1 \\ i dx_s, & k=2 \end{cases}$$

$$\int_{x_k}^{\infty} \frac{r \times dl}{r_\beta^3} = \begin{cases} \frac{-(z_1 - z) j + (y_1 - y) k}{\beta^2 (y_1 - y)^2 + \beta^2 (z_1 - z)^2} \left\{ 1 - \frac{x_1 - x}{[(x_1 - x)^2 + \beta^2 (y_1 - y)^2 + \beta^2 (z_1 - z)^2]^{1/2}} \right\}, & k=1 \\ \frac{(z_2 - z) j - (y_2 - y) k}{\beta^2 (y_2 - y)^2 + \beta^2 (z_2 - z)^2} \left\{ 1 - \frac{x_2 - x}{[(x_2 - x)^2 + \beta^2 (y_2 - y)^2 + \beta^2 (z_2 - z)^2]^{1/2}} \right\}, & k=2 \end{cases}$$

となり (文献 5 参照), 最終的に

$$q(R) = q_B + q_{F1} + q_{F2} \tag{14}$$

を得る。Q-VLM に関する式に現われる全ての誘導速度は, U_∞ で無次元化されている。

式(12), (13)の翼弦方向積分を数値積分するために, 文献 5 に従って離散化する。細片の翼弦方向に分布させる馬蹄渦と代表点を, 図 4 左側のように配置する。各渦細片の両端を, 翼根 (翼の下側中央) 側から 1 番, 2 番として, そこでの翼弦長と前縁の x 座標をそれぞれ c_1, c_2 と x_{l1}, x_{l2} とする。また, 束縛渦両端の位置 $(x_{1j}, y_1, z_1), (x_{2j}, y_2, z_2)$ の x 座標を

$$\begin{aligned} x_{1,j} &= x_{l1} + c_1 (1 - \cos \theta_{v,j}) / 2 \\ x_{2,j} &= x_{l2} + c_2 (1 - \cos \theta_{v,j}) / 2 \\ \theta_{v,j} &= \frac{\pi}{2N} (2j - 1), \quad j = 1(1)N \end{aligned} \tag{15}$$

に取る。ここで, N は翼弦方向の束縛渦の数であり, $1(1)N$ の表記は, 初期値 (増分) 最終値を表わすものとする。また, 代表点 $R(x_i, y, z)$ の x 座標は, そこでの翼弦長と前縁の x 座標を c と x_l にすれば,

$$\begin{aligned} x_i &= x_l + c (1 - \cos \theta_{c,i}) / 2 \\ \theta_{c,i} &= \frac{\pi}{N} i, \quad i = 1(1)N \end{aligned} \tag{16}$$

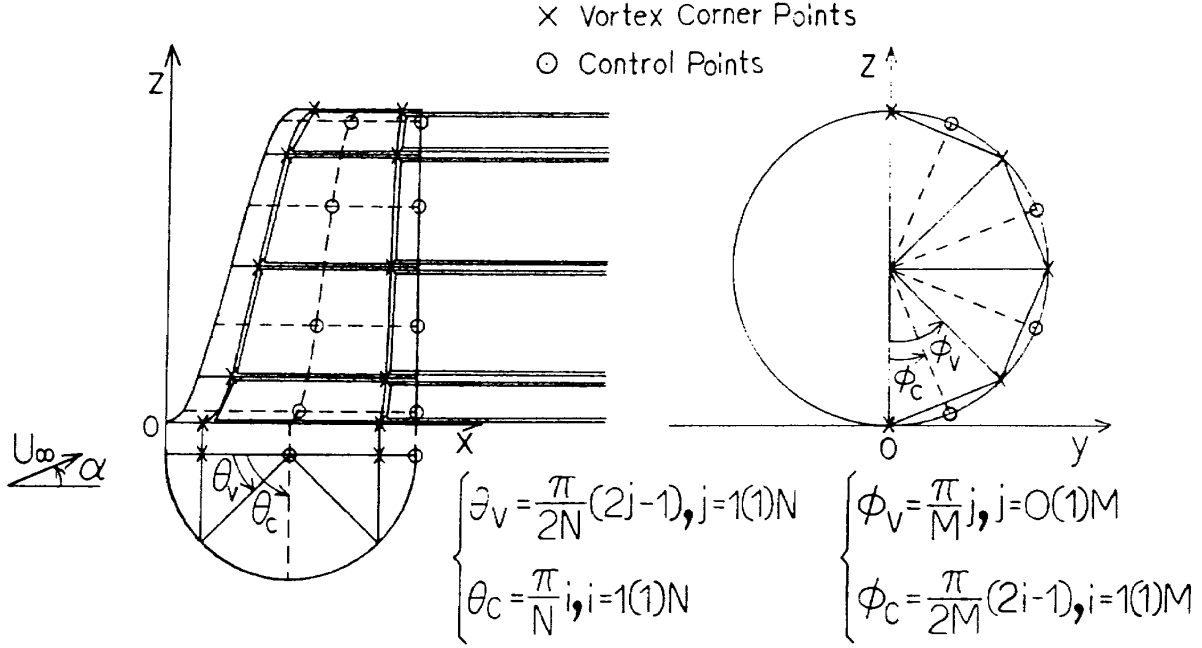


図4 馬蹄渦と代表点の配置

を取る。そうすると、式(14)は次のように、有限和に帰着できる。

$$q(x_i, y, z) = u_i i + v_i j + w_i k \quad (17)$$

$$u_i = \frac{1}{4\pi} \frac{\pi c}{N} \sum_{j=1}^N \left\{ G_{B,j} [(y_1 - y)(z_2 - z_1) - (z_2 - z)(y_2 - y_1)] \right\} \frac{\sin \theta_{v,j}}{2} \tau_j$$

$$v_i = \frac{1}{4\pi} \frac{\pi c}{N} \sum_{j=1}^N \left\{ G_{B,j} [(z_1 - z)(x_2, j - x_1, j) - (x_1, j - x_i)(z_2 - z_1)] + G_{F1,j} [-(z_1 - z)] - G_{F2,j} [-(z_2 - z)] \right\} \frac{\sin \theta_{v,j}}{2} \tau_j$$

$$w_i = \frac{1}{4\pi} \frac{\pi c}{N} \sum_{j=1}^N \left\{ G_{B,j} [(x_1, j - x_i)(y_2 - y_1) - (y_1 - y)(x_2, j - x_1, j)] + G_{F1,j} (y_1 - y) - G_{F2,j} (y_2 - y) \right\} \frac{\sin \theta_{v,j}}{2} \tau_j$$

$$G_{B,j} = (T2N/T2D - T1N/T1D) / (YZ\beta^2 + ZX + XY)$$

$$G_{F1,j} = TEM1/YZ1, \quad G_{F2,j} = TEM2/YZ2$$

$$YZ = [(y_1 - y)(z_2 - z_1) - (z_1 - z)(y_2 - y_1)]^2$$

$$ZX = [(z_1 - z)(x_2, j - x_1, j) - (x_1, j - x_i)(z_2 - z_1)]^2$$

$$XY = [(x_1, j - x_i)(y_2 - y_1) - (y_1 - y)(x_2, j - x_1, j)]^2$$

$$T2N = (x_2, j - x_i)(x_2, j - x_1, j) + \beta^2 (y_2 - y) \times (y_2 - y_1) + \beta^2 (z_2 - z)(z_2 - z_1)$$

$$T2D = [(x_2, j - x_i)^2 + \beta^2 (y_2 - y)^2 + \beta^2 (z_2 - z)^2]^{1/2}$$

$$T1N = (x_1, j - x_i)(x_2, j - x_1, j)$$

$$+ \beta^2 (y_1 - y)(y_2 - y_1) + \beta^2 (z_1 - z)(z_2 - z_1)$$

$$T1D = [(x_1, j - x_i)^2 + \beta^2 (y_1 - y)^2 + \beta^2 (z_1 - z)^2]^{1/2}$$

$$TEM1 = 1 - (x_1, j - x_i) / T1D$$

$$YZ1 = (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2$$

$$TEM2 = 1 - (x_2, j - x_i) / T2D$$

$$YZ2 = (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2$$

翼幅方向の分割は、翼が円周方向に連続であるから、通常用いられる翼端処理をせず、図4右側のように施した。分割されたそれぞれの細片に、式(15)と(16)により馬蹄渦と代表点を配置する。これらの束縛渦の y, z 座標を

$$y_{1,j} = (b/2) \sin \phi_{v,j}$$

$$y_{2,j} = (b/2) \sin \phi_{v,j+1}$$

$$z_{1,j} = (b/2) (1 - \cos \phi_{v,j})$$

$$z_{2,j} = (b/2) (1 - \cos \phi_{v,j+1}) \quad (18)$$

$$\phi_{v,j} = \frac{\pi}{M} j, \quad j=0(1)M-1$$

に取り, 代表点の y, z 座標は

$$\begin{aligned} y_i &= (b/2) \sin \phi_{c,i} \\ z_i &= (b/2) (1 - \cos \phi_{c,i}) \end{aligned} \quad (19)$$

$$\phi_{c,i} = \frac{\pi}{2M} (2i-1), \quad i=1(1)M$$

に取っている。ここで, M は翼幅方向の片翼分割数である。

式(17)で表わされる誘導速度 \mathbf{q} は, 1 個の渦細片からの影響であるから, 式(18)で分割された翼全体の渦細片により, 式(19)で翼幅方向位置を与えられる代表点 \mathbf{R} に生じる誘導速度は, 各渦細片からの誘導速度の総和 $\Sigma \mathbf{q}$ で表わせる。 Σ は翼幅方向の総和を示す。これを座標成分に分けて,

$$\Sigma \mathbf{q}(\mathbf{R}) = u\mathbf{i} + v\mathbf{j} + w\mathbf{k} \quad (20)$$

とする。渦密度を決めるため, 翼面の法線方向成分の流れは存在しないという境界条件

$$-v \sin \phi + w \cos \phi + \sin \left(\alpha - \frac{dz_c}{dx} \right) \cos \phi = 0 \quad (21)$$

を代表点に適用する。ここに, α は迎角で, 代表点において, ϕ は上反角であり, z_c はキャンバの z 座標である。ただし, 前提条件で, キャンバの勾配は小さいとしている(さらに, ここでは $dz_c/dx=0$ を扱う)。 α が小さいとして, 式(21)は

$$-v \tan \phi + w = - \left(\alpha - \frac{dz_c}{dx} \right) \quad (22)$$

になる。

あとは, 左右対称な翼であることを考慮し, 翼の形状による影響係数が決まるから, 境界条件に基づき未知数 γ の連立一次方程式が得られる。これを解くことにより翼全体の γ が決定される。

翼の前縁推力に対しても, 文献 5 の方法に従って式を導いた。局所前縁推力係数は, これを c_{th} として, $x = x_l$ において

$$c_{th} = \frac{\pi C^2 (1 - M_\infty^2 \cos^2 \epsilon)^{1/2}}{2 \cos \delta} \quad (23)$$

$$C = \frac{\Sigma \{ [\mathbf{q}(x_l, y, z) \cdot \mathbf{j}] \tan \phi + \mathbf{q}(x_l, y, z) \cdot \mathbf{k} \} + (\alpha - (dz_c/dx)_l)}{N [\tan^2 \lambda + \beta^2 (1 + \tan \phi)]^{1/2}}$$

で表わされる。ここで, δ は局所的な前縁と y 軸との交角で, ϵ は局所前縁とそれを $y-z$ 面に平行投影した線との交角である。

翼の局所揚力係数 c_l と局所縦揺れモーメント係数 c_m , 近場法による局所誘導抗力係数 c_{di} の式はそれぞれ次の通りである。

$$c_l = \int_0^\pi r \sin \theta d\theta \cong \frac{\pi}{N} \sum_{j=1}^N r_j \sin \theta_{v,j} \quad (24)$$

$$\begin{aligned} c_m &= -\frac{1}{c} \int_0^\pi r \sin \theta [x_l + c(1 - \cos \theta)/2] d\theta \\ &\cong -\frac{\pi}{Nc} \sum_{j=1}^N r_j \sin \theta_{v,j} [x_l + c(1 - \cos \theta_{v,j})/2] \end{aligned} \quad (25)$$

$$\begin{aligned} c_{di} &= \int_0^\pi r \left(\alpha - \frac{dz_c}{dx} \right) \sin \theta d\theta - c_{th} \\ &\cong \frac{\pi}{N} \sum_{j=1}^N r_j \left(\alpha - \frac{dz_c}{dx} \right) \sin \theta_{v,j} - c_{th} \\ &= (c_l \alpha - c_c) - c_{th}, \\ c_c &= \frac{\pi}{N} \sum_{j=1}^N r_j \frac{dz_c}{dx} \sin \theta_{v,j} \end{aligned} \quad (26)$$

翼全体の揚力係数は

$$\begin{aligned} C_L &= \frac{b}{S} \int_0^\pi c_l c \cos \phi d\phi \\ &\cong \frac{b}{S} \frac{\pi}{M} \sum_{i=1}^M c_{l,i} c_i \cos \phi_{c,i} \end{aligned} \quad (27)$$

により得られる。同様にして, 全縦揺れモーメント係数 C_m と近場法による全誘導抗力係数 C_{Di} は

$$C_m = \frac{b}{S} \frac{\pi}{M} \sum_{i=1}^M c_{m,i} c_i \cos \phi_{c,i} \quad (28)$$

$$C_{Di} = \frac{b}{S} \frac{\pi}{M} \sum_{i=1}^M c_{di,i} c_i \cos \phi_{c,i} \quad (29)$$

で表わせる。また, 遠場法による全誘導抗力係数 C_{Dif} は, 翼の全自由渦が $(0, y, z)$ 面から流出するものとして, これらの自由渦により, 代表点 $(0, y_i, z_i)$ に誘導される速度を $w_{f,i} (= -v \tan \phi + w$ として取り扱い, 一様流で無次元化されている)と

すれば,

$$C_{Dif} = \frac{b}{S} \frac{\pi}{M} \sum_{i=1}^M -w_{fi} c_{l,i} c_i \cos \phi_{c,i} \quad (30)$$

である。さらに、翼の圧力中心の x, z 座標を x_{cp}, z_{cp} とし、これらはそれぞれ

$$x_{cp} = \frac{-C_m}{C_L} \quad (31)$$

$$z_{cp} = \frac{\frac{b}{S} \frac{\pi}{M} \sum_{i=1}^M c_{l,i} z_i c_i \cos \phi_{c,i}}{C_L} \quad (32)$$

であり、式(32)の z_i は式(19)から与えられる。翼にキャンバがないので、この圧力中心は空力中心 x_{ac}, z_{ac} とした。したがって、式(28)の縦揺れモーメントは、点 $(0, 0, z_{ac})$ まわりで現われている。

以上、これらの計算プログラムを FORTRAN77 言語で、付録1に示した。また、プログラムの検証として、プログラムによる特性値の結果を既知の結果と比較し、それを付録2に記した。

4. 翼模型による風洞実験

風洞実験で使用したテーパ円環翼は、アスペクト比を1.5として、翼幅と展開面積 S_D を同一にした2個の模型である。これらの模型は、3.2mm厚の軟鋼平板を外径500mmの円形状に巻き、約45°の角度で前・後縁内側の面取りをしている。2個の模型は、通常の円環翼 ($\tau=1$ と略記する) と、テーパ比が0.15で $x_l = c_r$ の順形態の円環翼 ($\tau=0.15$ と略記する)、これを前後逆にした $x_l = 0$ の逆形態の円環翼 ($\tau=0.15(R)$ と略記する) の3種類になる。模型諸元は以下の通りである。

$$\begin{aligned} \tau=1: & A=1.5, \tau=1, \\ & S=0.167\text{m}^2, b=0.5\text{m}, S_D=0.262\text{m}^2, \\ & \bar{c}=0.167\text{m}, \bar{x}_l=0\text{m}, c_r=0.167\text{m} \\ \tau=0.15: & A=1.5, \tau=0.15, x_l=c_r, \\ & S=0.167\text{m}^2, b=0.5\text{m}, S_D=0.262\text{m}^2, \\ & \bar{c}=0.209\text{m}, \bar{x}_l=0.081\text{m}, c_r=0.290\text{m} \\ \tau=0.15(R): & A=1.5, \tau=0.15, x_l=0, \\ & S=0.167\text{m}^2, b=0.5\text{m}, S_D=0.262\text{m}^2, \\ & \bar{c}=0.209\text{m}, \bar{x}_l=0\text{m}, c_r=0.290\text{m} \end{aligned}$$

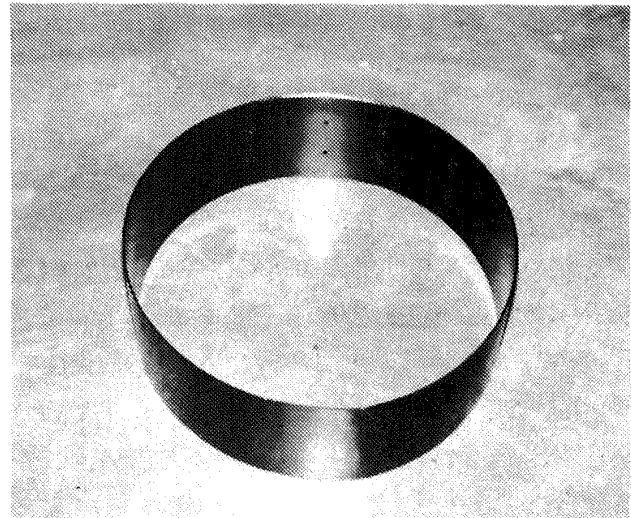
これらの翼形状は、図2の中に描かれている。また、図5に、模型の写真を示した。

使用した風洞は、2m×2mの固定壁測定部を有する、日本大学理工学部の低速風洞である。2本支柱により、取付け金具を介して、模型をこの風洞の天秤に支持した。実験では、模型の迎角 α を -5° から 25° まで連続的に変化させ、横滑り角 β を 0° から -15° まで -5° おきにとって、安定軸系による6分力を得た。実験での一様流速度 U_∞ は30m/sであり、空力平均翼弦長 \bar{c} 基準のレイノルズ数 Re は約

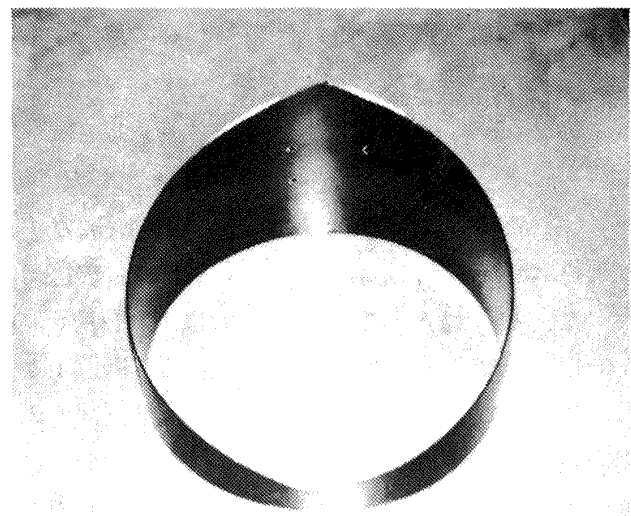
$$Re=4 \times 10^5$$

になる。

迎角を 0° にし、横滑り角を模型のそれと同じにして、取付け金具自身の6分力を得た。この6分力を模型の6分力の生データから差し引くことに



$\tau=1$



$\tau=0.15$

図5 6分力測定模型 ($A=1.5$)

より、取付け金具の影響を除去している。また、風洞壁による境界修正は施していない。実験データのモーメント係数は、翼の下側中央である翼根における先端（図1での原点(0, 0, 0)）まわりで処理している。なお、一様流動圧を q_∞ とすると揚力係数 C_L と抗力係数 C_D 、横力係数 C_Y は($q_\infty S$)、縦揺れモーメント係数 C_m は($q_\infty S c$)で、横揺れモーメント係数 C_l と偏揺れモーメント係数 C_n は($q_\infty S b$)により、それぞれ係数化している。

模型翼面の剝離の様子を観察するために、気流系による観察を一様流速度 $U_\infty=20\text{m/s}$ で行なった。ただし、 $U_\infty=20\text{m/s}$ での抗力係数値が、力測定時の $U_\infty=30\text{m/s}$ における値と変わらないことを、模型 $\tau=1$ で確認している。気流系は長さ約2.8cmの絹の刺繍糸で、これをテープで模型表面に貼付した。

5. 空力特性の結果と検討

5.1 Q-VLM による計算結果

翼弦方向の束縛渦数 N と翼幅方向の片翼分割数 M を決めるために、揚力傾斜 $C_{L\alpha}$ ($=dC_L/d\alpha=C_L/\alpha(\text{rad}^{-1})$)と誘導抗力率(induced drag factor) $K=[dC_{Di}/d(C_L^2)]\pi A=(C_{Di}/C_L^2)\pi A$ の収束性について、 N と M の影響を調べた。扱ったTAWは、テーパ比 $\tau=0$ の順形態と逆形態であり、アスペクト比 A は1と2.5の2種類である。

なお、以下の計算は全て迎角 $\alpha=10^\circ$ で実施している。計算結果が迎角に対し線形であるので、空力係数は迎角に依存しない係数傾斜等の形で示した。

まず、 $N=3$ として $1/M$ を変化させた時の $C_{L\alpha}$ ならびに K と K_f を、図6(a)と図7(a)に示した。 K_f は遠場法による誘導抗力率で、 $K_f=[dC_{Dif}/d(C_L^2)]\pi A=(C_{Dif}/C_L^2)\pi A$ である。これらの図において、 $C_{L\alpha}$ は、どの翼も $M=50$ 以上($1/M=0.02$ 以下)で十分な精度(小数点以下3桁以上)に収束している。さらに誘導抗力の収束は、近場法と遠場法による一致で表わせるから、順形態と逆形態およびアスペクト比の違いでいくらか異なっている誘導抗力率に対し、 $M=100$ 以上($1/M=0.01$ 以下)では、 K と K_f がどの翼でも、異なる

翼との比較にはほぼ必要な精度内で一致している(この中で最も悪い一致の $A=1$ の順形態翼で、 $1/M=0.01$ のとき $K/K_f \approx 1.003$ となっている)。つぎに、誘導抗力率に対して、 M を40と80とにして N を変化させたグラフが、図6(b)と図7(b)である。特に $A=1$ の K では、 $N=3$ 以上と以下の様子から、最低でも $N=3$ を取る方が良いだろう。 N を増加させると、それと共に M を増加させなければ収束性は悪くなる。

翼のテーパ比 τ を増加すると、 $\tau=0$ のときよりも少ない M で収束することを確認しているので、最終的に、計算結果として取り扱う翼の分割数 N と M は、誘導抗力を得るときにだけ $N=3$ 、 $M=100$ にして、それ以外は $N=3$ 、 $M=50$ とした。

揚力傾斜を、図8(a)では参考としての楕円翼EW(Elliptic Wing)も含め、アスペクト比に対して表わし、図8(b)ではテーパ比に対して示した。以下、楕円翼EWの空力係数の結果は、文献5にもとづいたプログラムにより算出し、翼の分割数 N と M はTAWと同じである。このEWの計算結果の精度を、ここでは検討していない。だが、誘導抗力において遠場法と近場法の収束性が、TAWよりいくらか悪くなることを記しておく。同じ A と τ のとき、逆形態($x_f=0$)翼と順形態($x_f=c_r$)翼の $C_{L\alpha}$ は、ほとんど同じ値になっていて、図の表示に差が現われない。 τ が小さい所では $C_{L\alpha}$ の増加は大きく、 τ が約0.5以上になると、 $C_{L\alpha}$ の変化は小さくなる。

図9に、アスペクト比1.5における $(c_l \cdot c)/(C_L \cdot \bar{c})$ で表わした翼幅方向の揚力分布を示す。図において、 $\phi=90^\circ$ で値の符号は反転している。そして、テーパがない翼($\tau=1$)と $\tau=0.15$ の翼とで、翼の上側部分の荷重の違いが明瞭に現われ、 $\tau=0.15$ の翼では、 $c_l=0$ となる場所が $\phi=90^\circ$ より大きい所に存在している。また、 $\tau=0.15$ の順形態($x_f=c_r$)翼では、逆形態($x_f=0$)翼に比べ翼の下側部分で荷重が大きく、上側部分で小さくなっている。図10に、同じ翼について、 c_l/C_L で表わした局所揚力係数分布を示す。 c_l/C_L は、翼の下側部分において、 $\tau=1$ の翼は翼中央(翼根)で最大となるのに対し、 $\tau=0.15$ の翼は ϕ が 20° 付近で最

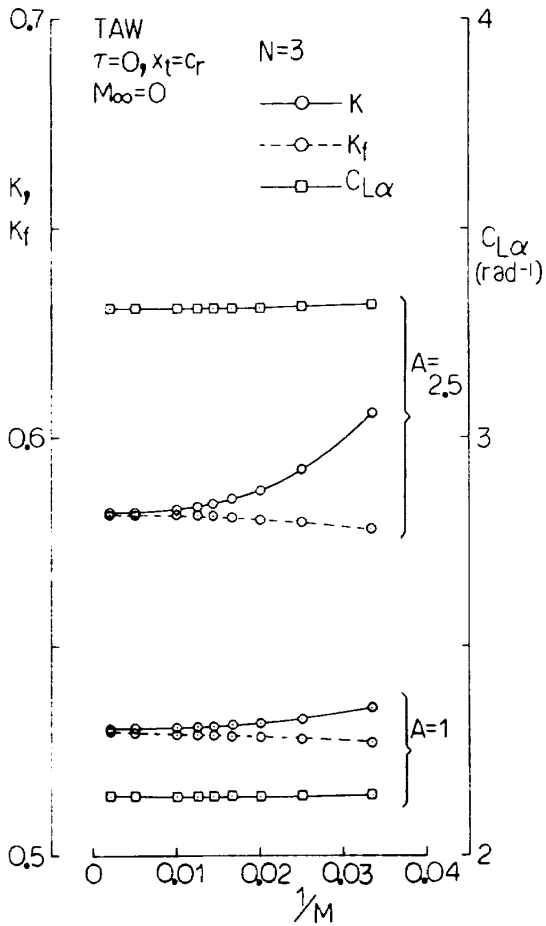


図 6(a) 片翼幅分割数 M による収束性 (順形態)

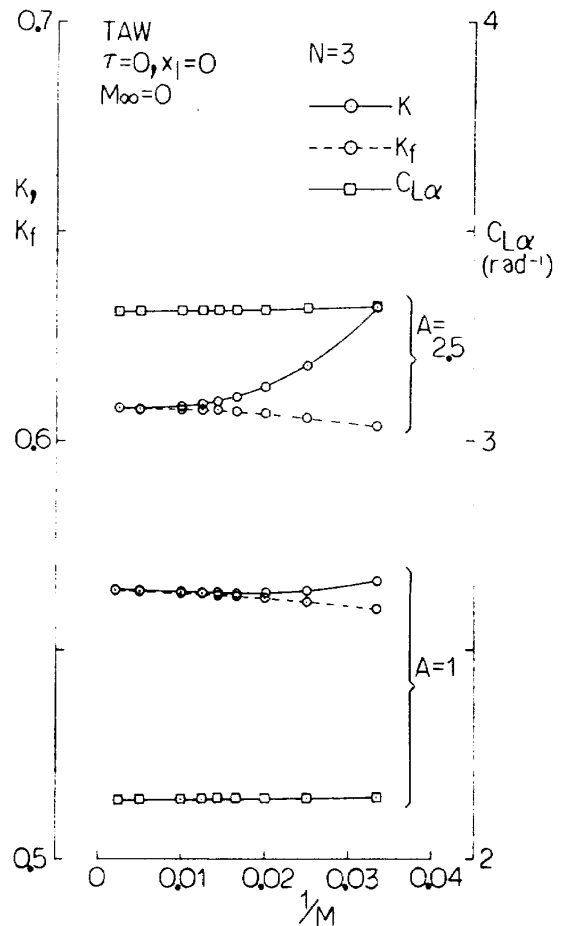


図 7(a) 片翼幅分割数 M による収束性 (逆形態)

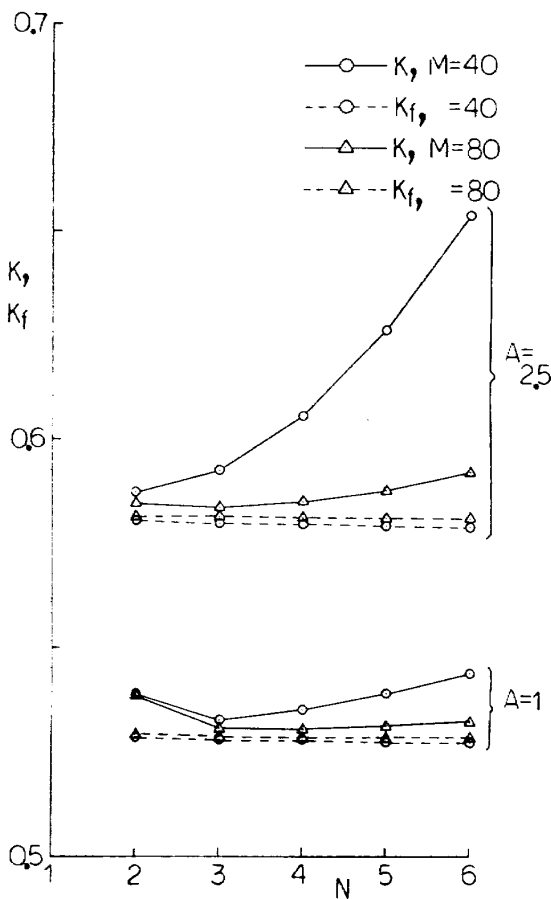


図 6(b) 翼弦方向の束縛渦数 N の影響 (順形態)

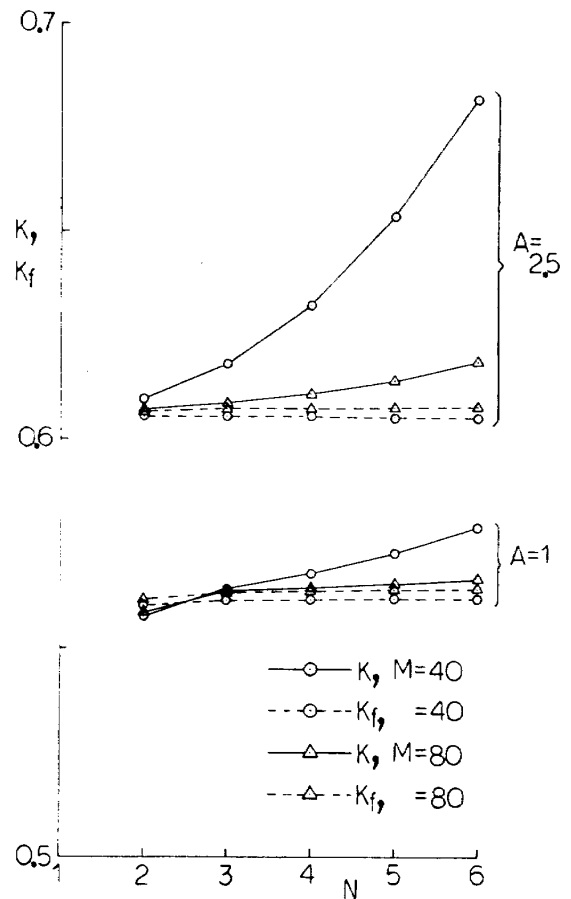


図 7(b) 翼弦方向の束縛渦数の影響 (逆形態)

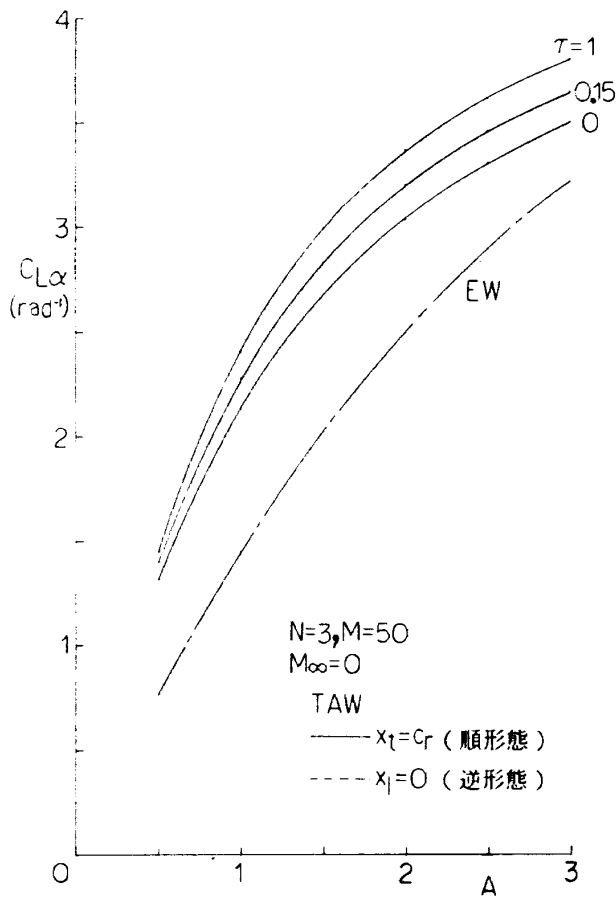


図 8(a) アスペクト比に対する揚力傾斜の変化

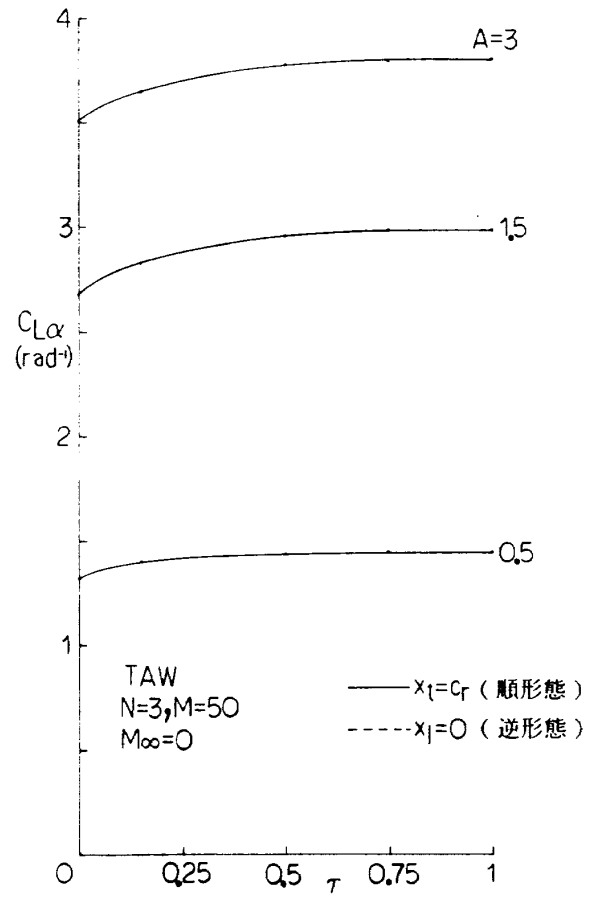


図 8(b) テーパー比に対する揚力傾斜の変化

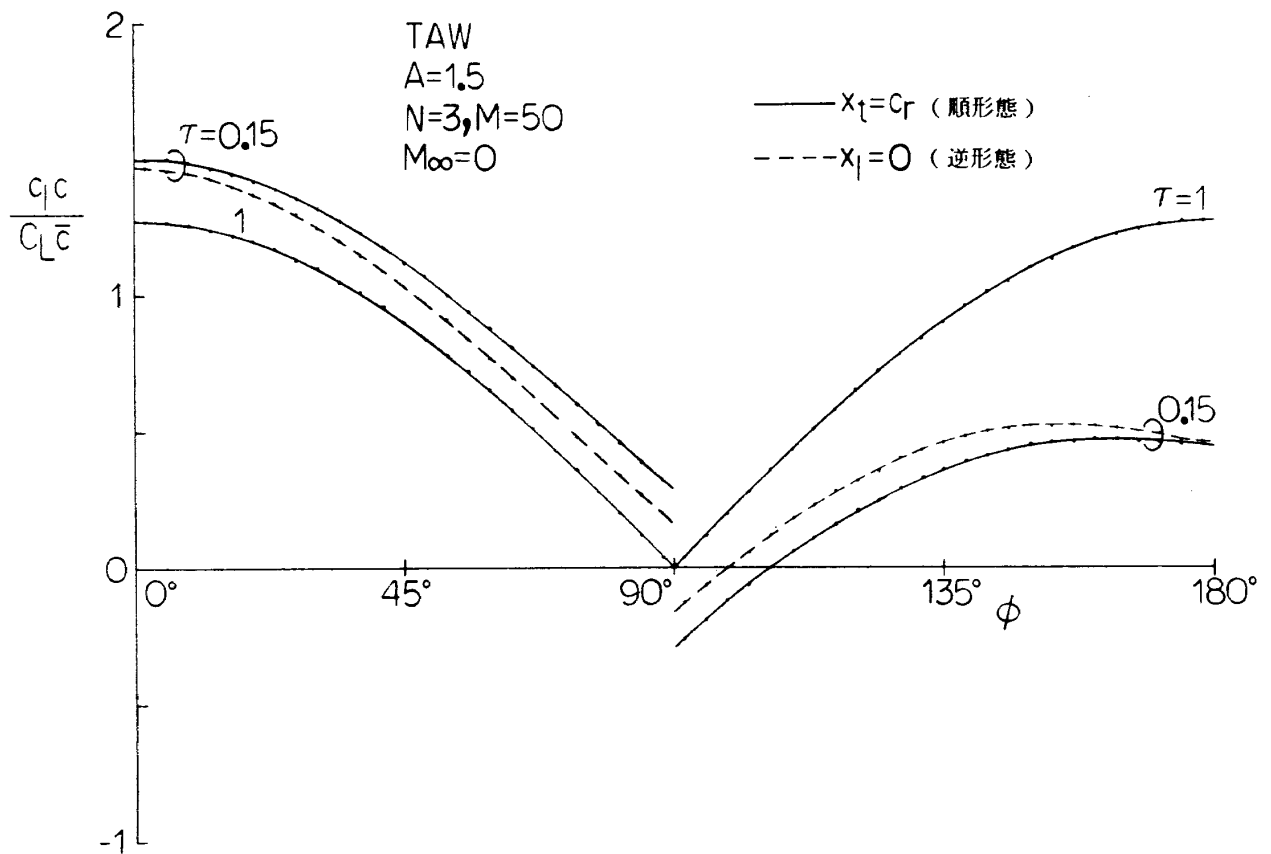


図 9 翼幅方向の揚力分布

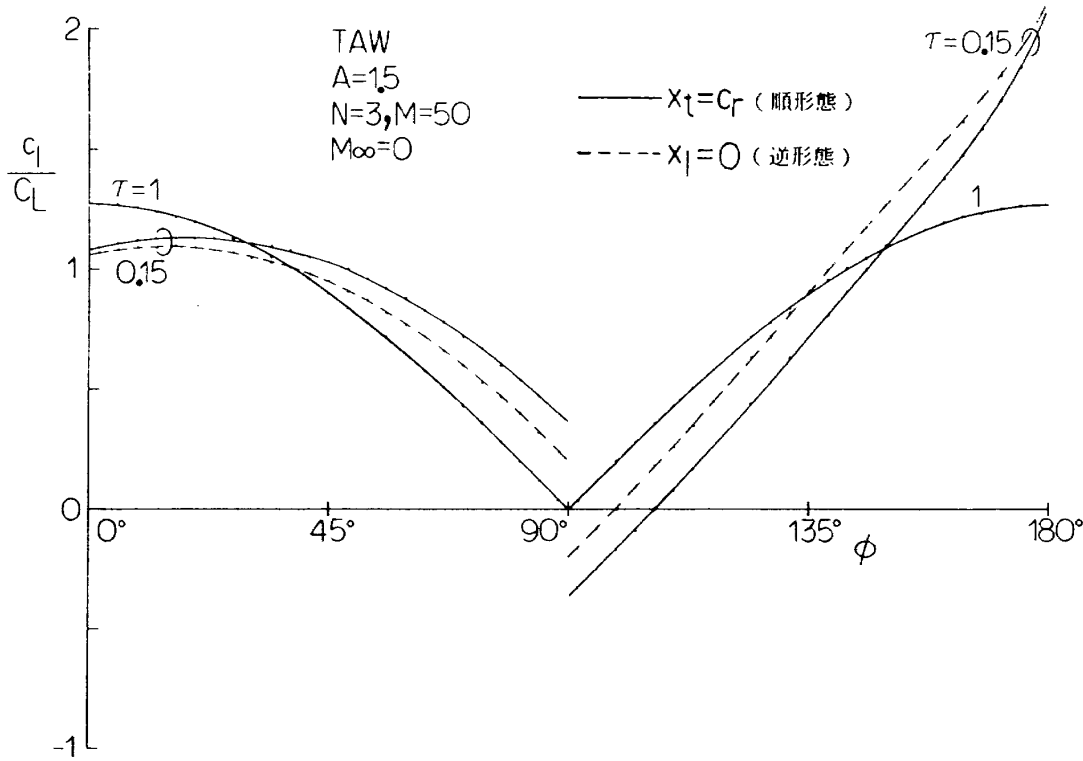


図10 翼幅方向の局所揚力係数分布

大になっている。なお、この図から、迎角を増していくと、翼から流れが剥れだす剥離位置が予測できる。 $\tau=1$ の翼は、翼上側ならびに下側の中央（翼根）付近から剥離が始まるのに対して、 $\tau=0.15$ の翼は、まず翼上側の中央付近から始まり、その後下側の ϕ が 20° 付近から剥離していくことになるであろう。

空力中心の x 座標 x_{ac} と z 座標 z_{ac} を、アスペクト比に対して図11に示した。図11(a)において、 τ を0, 0.15, 1と増やしていくと、 $\tau=0.15$ の x_{ac} は、 τ が0と1の x_{ac} 間がないから、ある τ で x_{ac} が極値をとるだろう（順形態は最大値、逆形態は最小値）。図11(b)で、テーパが付いた翼の z_{ac} は、 $\tau=1$ のそれよりも小さく、逆形態($x_l=0$)と順形態($x_l=c_r$)とでは、アスペクト比に対して逆形態では減少し、順形態では増加している。これは、翼の前縁付近が大部分の荷重を負担しているため、前縁後退角の影響が、アスペクト比を小さくする（長細くすることにより、 z_{ac} に、顕著に現われるからである。図11(c)には、空力平均翼弦基準で x_{ac} を、 $(x_{ac}-\bar{x}_l)/\bar{c}$ の形でアスペクト比に対し示した。この表示では、翼形状による差異が小

さく現われる。

縦揺れモーメント傾斜 $C_{m\alpha}$ ($=dC_m/d\alpha=C_m/\alpha$ (rad^{-1}))を、 A に対しては図12(a)に、 τ に対しては図12(b)に示した。ここではモーメント基準点を $(0, 0, z_{ac})$ に取っているため、順形態($x_l=c_r$)の翼において、逆形態($x_l=0$)の翼に比べ $C_{m\alpha}$ は大きく、 $\tau=0.2$ 付近に $C_{m\alpha}$ の極値が存在する。

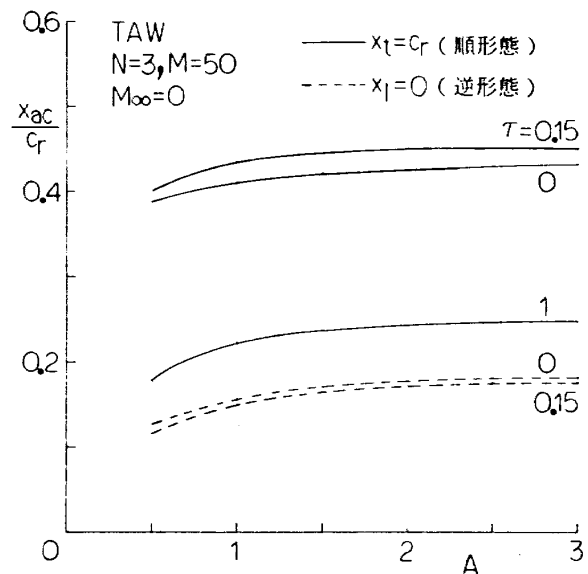


図11(a) 空力中心の x 軸方向位置
(翼根弦長基準)

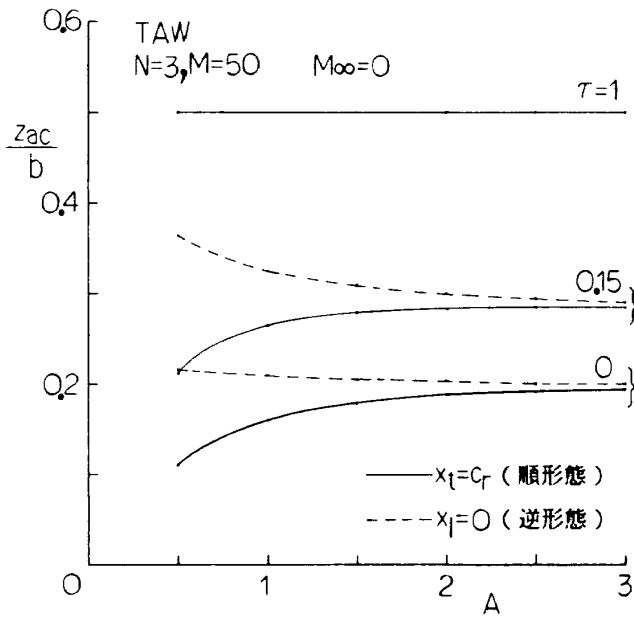


図11(b) 空力中心の z 軸方向位置

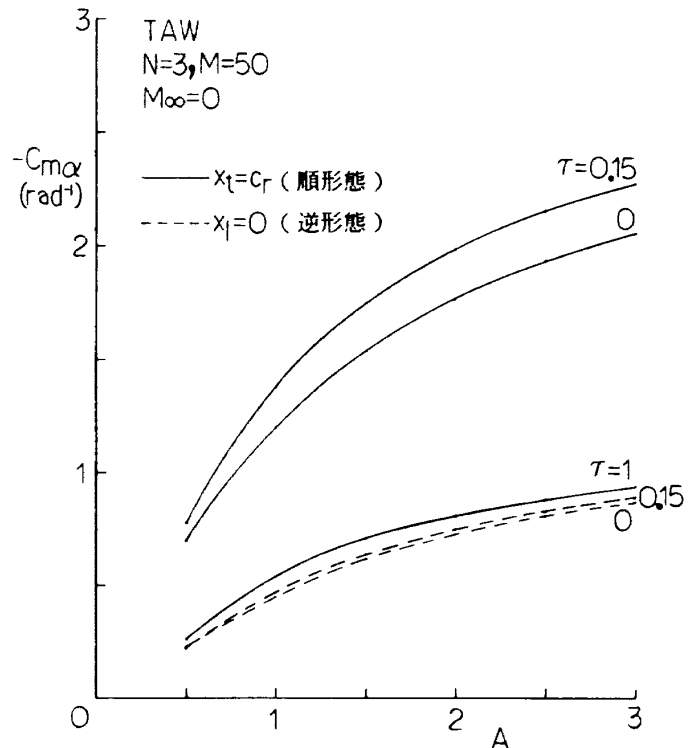


図12(a) アスペクト比に対する縦揺れモーメント傾斜の変化, (0, 0, z_ac) 点まわり

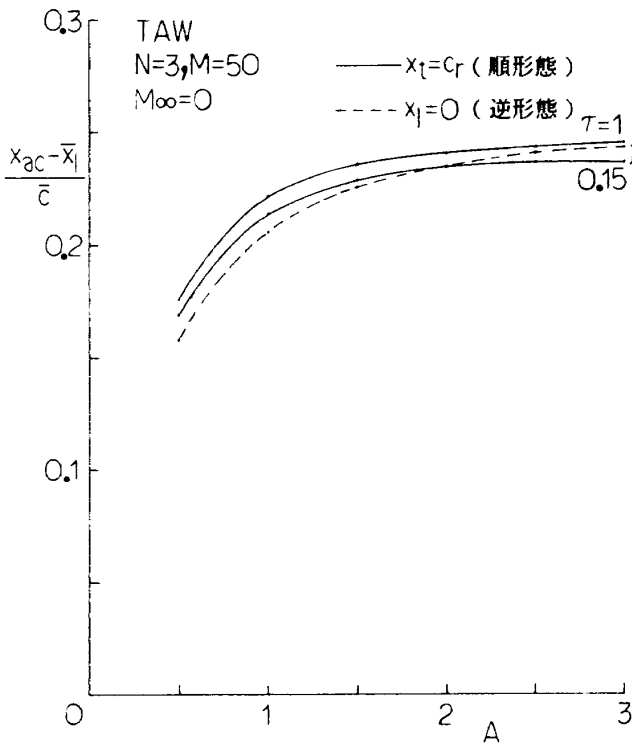


図11(c) 空力中心の x 軸方向位置 (空力平均翼弦長基準)

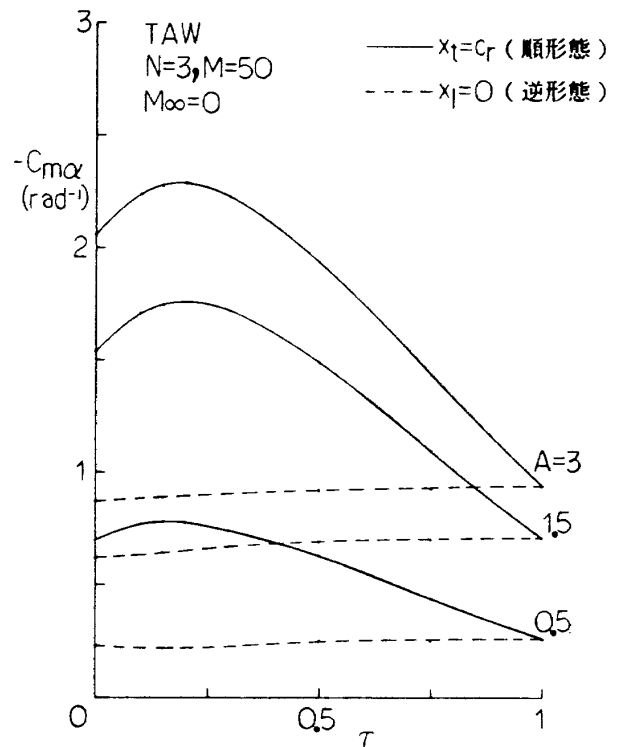


図12(b) テーパー比に対する縦揺れモーメント傾斜の変化, (0, 0, z_ac) 点まわり

誘導抗力率 K を、楕円翼 EW の K も含め、 A に対して図13(a)に示し、 $dC_{Di}/d(C_L^2) = C_{Di}/C_L^2$ の τ に対する変化を、図13(b)に表わした。TAW の K は、図で示すように $\tau=1$ で 0.5 と小さい。順形態 ($x_t=c_r$) の翼では、 $C_{L\alpha}$ が逆形態 ($x_t=0$) とほぼ同じにもかかわらず、 K は逆形態よりも小さい。

また、 τ が 0.5 以上では、 C_{Di}/C_L^2 の τ に対する変化は小さい。図14は $A=1.5$ における翼幅方向の誘導抗力分布で、 $(c_{di} \cdot c)/(C_L^2 \cdot \bar{c})$ により表した。

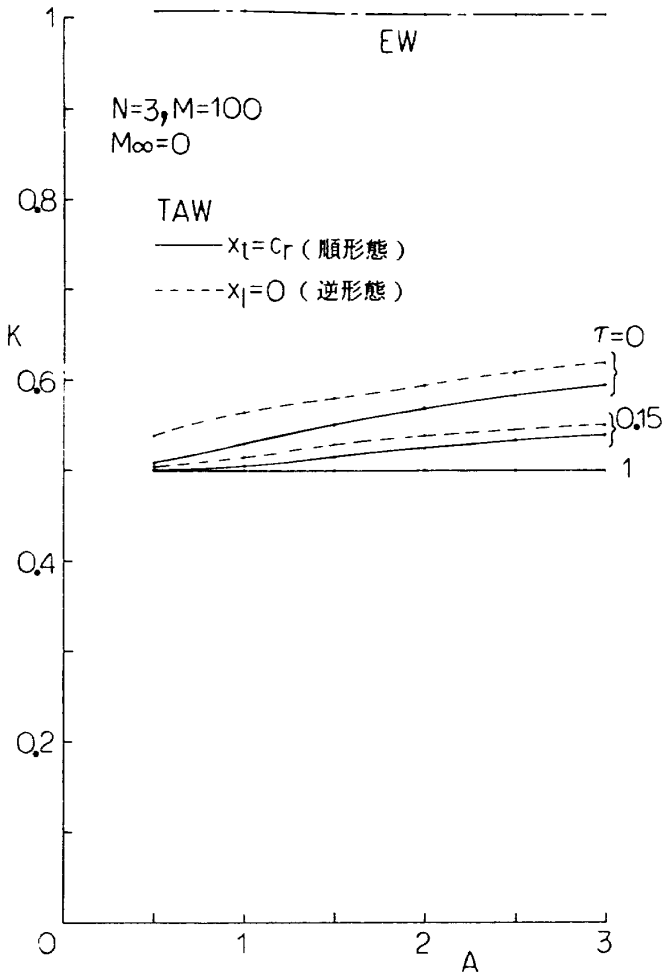


図13(a) アスペクト比に対する誘導抗力率の変化

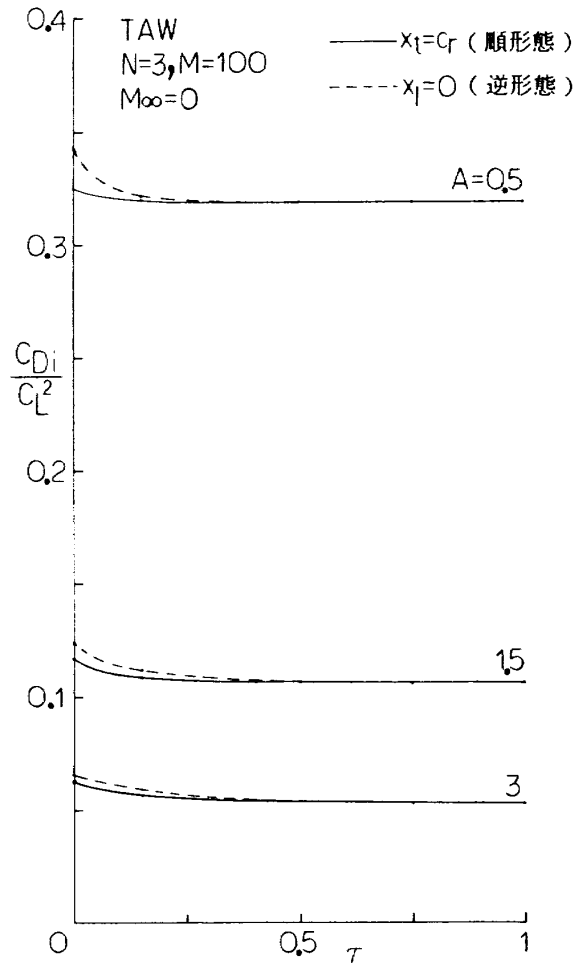


図13(b) テーパ比に対する誘導抗力係数の変化

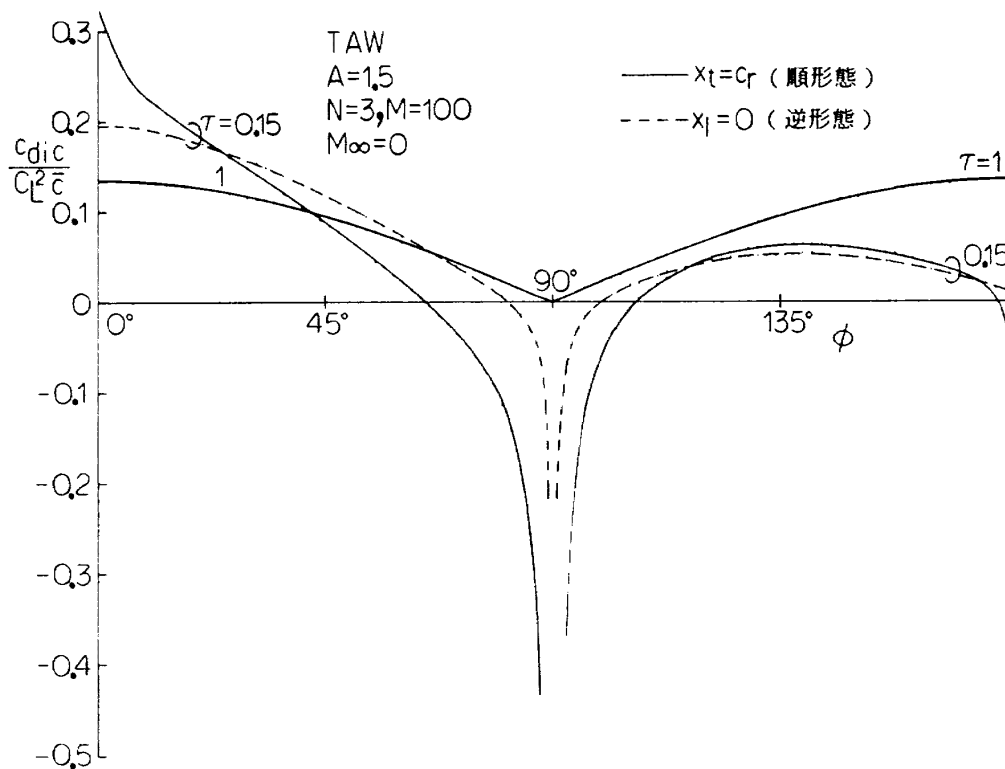


図14 翼幅方向の誘導抗力分布

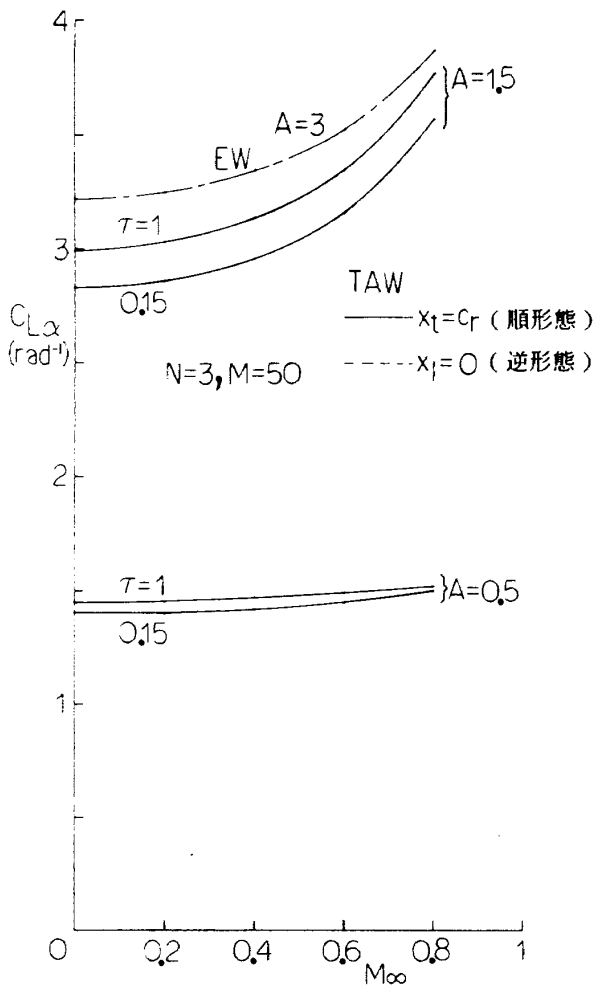


図15 マッハ数に対する揚力傾斜の変化

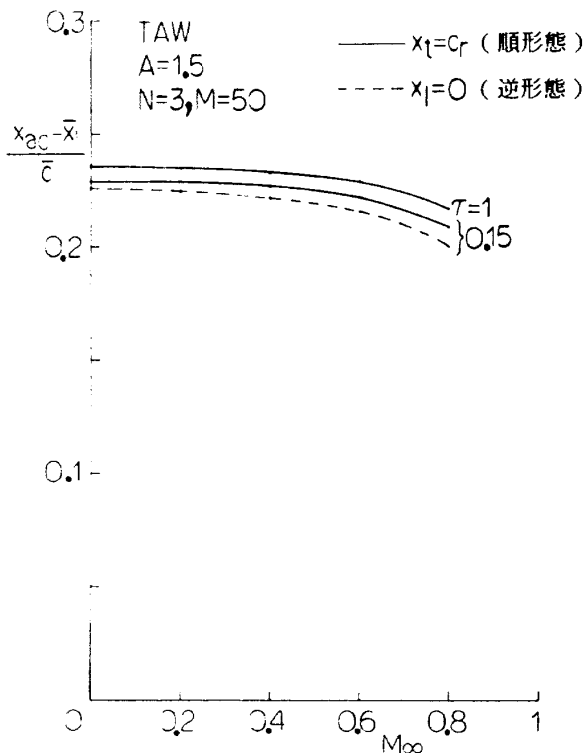


図16(a) マッハ数に対する空力中心の x 軸方向変化

ϕ が 0° , 90° , 180° 付近で、翼形状による違いが顕著になっている。

今までの計算結果の図は、マッハ数 M_∞ が 0 における計算結果を示している。マッハ数の影響を調べるために、 $A=1.5$ において、 M_∞ 0~0.8 に対する計算結果のグラフを図15, 16, 17, 18に表わした。図15の $C_{L\alpha}$ では、 $A=3$ の楕円翼 EW も含め、 $A=0.5$ の TAW をも扱った。図のように M_∞ の増加で、 A が大きいほど、 $C_{L\alpha}$ の増加は大になる。図16(a)で示される空力平均翼弦基準による x 軸方向の空力中心は、翼形状によらず M_∞ の増加で前方に移動する。また、図16(b)に示した空力中心の z 軸方向位置は、 M_∞ の増加により、 $\tau=1$ では変化せず、 $\tau=0.15$ の場合に、逆形態 ($x_l=0$) 翼では大きくなり、順形態 ($x_l=c_r$) 翼では小さくなる。図17における $C_{m\alpha}$ は M_∞ の増加により、絶対値が大きくなる。 $A=1.5$ の TAW の誘導抗力率は、 $A=3$ の EW も含め、図18で示される。 M_∞ の増加により、 $\tau=1$ の翼では変化せず、 $\tau=0.15$ の翼では、 K がいくらか小さくなる。

5.2 風洞実験による測定結果と計算結果との比較

アスペクト比 A が 1.5 で、テーパ比 τ が 1.0, 0.15 (順形態), 0.15 (逆形態) である、3種類

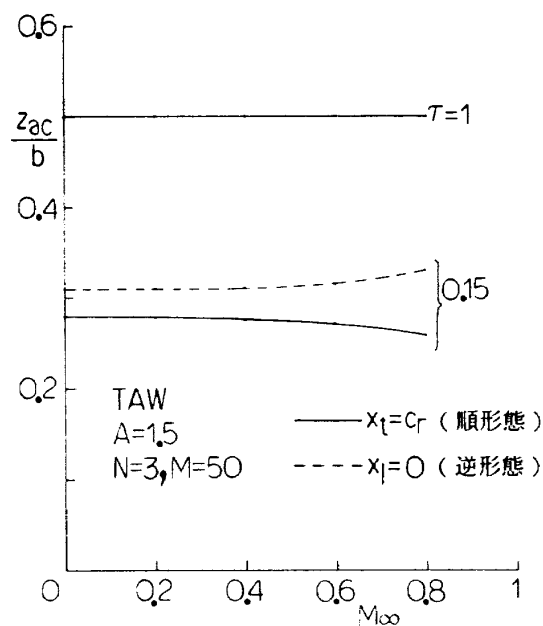


図16(b) マッハ数に対する空力中心の z 軸方向変化

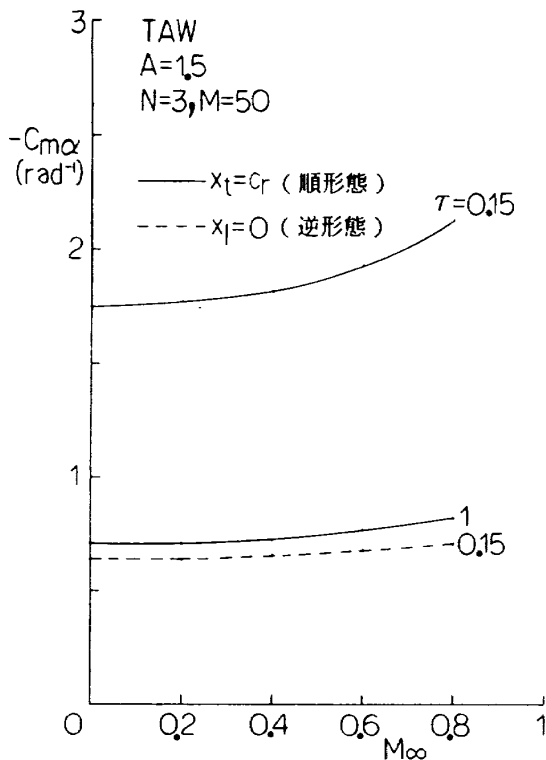


図17 マッハ数に対する縦揺れモーメント傾斜の変化, $(0, 0, z_{ac})$ 点まわり

の模型の実験結果を示す。なお、実験結果のモーメント基準点は翼根前縁 $(0, 0, 0)$ 点で処理されている。揚力曲線と抗力曲線をそれぞれ図19と20に、揚抗曲線を図21に示し、そして縦揺れモーメント曲線を図22に示した (β は 0° である)。 $\tau=1$ と逆形態 ($x_t=0$) である $\tau=0.15(R)$ とは、順形態 ($x_t=c_r$) である $\tau=0.15$ に比べ、同じような特性を示している。

横滑り角 β に対する横三分力は、横揺れモーメント係数 C_l を図23に、偏揺れモーメント係数 C_n を図24に、横力係数 C_Y を図25に表わした (α は 0° である)。先の C_m と C_n において、 $\tau=0.15$ の傾斜が他に比べて大きい理由は、モーメントの回転中心と空力中心との x 軸方向距離が他より長いからである。 $\tau=0.15$ と $\tau=0.15(R)$ の C_Y は、 $\tau=1$ の C_Y より小さい。

図26は、 $\tau=1$ と $\tau=0.15$ の模型表面に貼られた気流糸により、剝離領域の迎角に対する変化を上方から観察したスケッチである。縁を面取りされた板製の模型なので、前縁から剝離が起きている。翼幅方向の剝離が始まる位置は、図10で

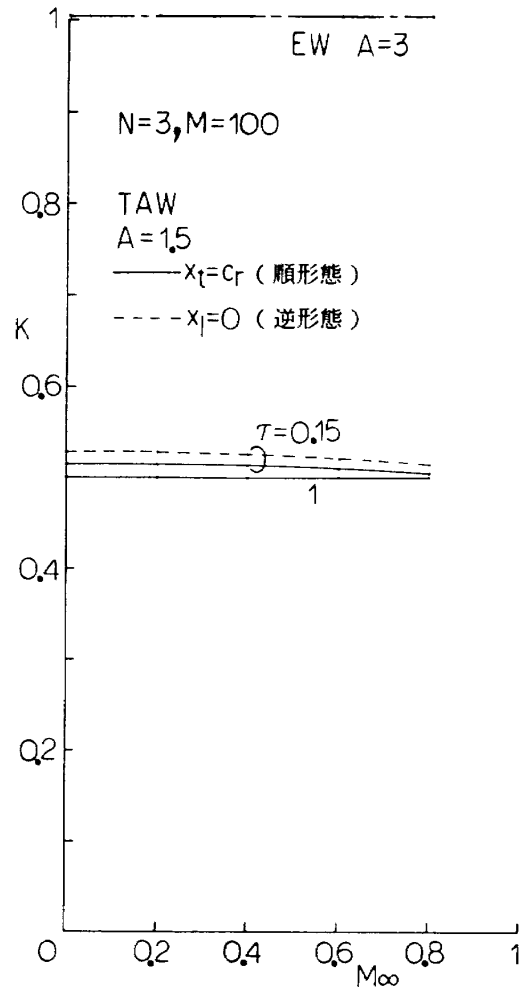


図18 マッハ数に対する誘導抗力率の変化

示される局所揚力係数分布によって予測した位置と、ほぼ一致している。

縦の空力特性について、Q-VLM による計算結果と実験結果を表1に表わす。 $C_{L\alpha}$ (rad^{-1}) は揚力傾斜で、 K が誘導抗力率である。この K は、実験結果の場合に多少性質が異なるけれど、相当零揚力抗力係数を C_{D0} とし、 $K=(C_D-C_{D0})\pi A/C_L^2$ で表わしている。また Q-VLM の場合には、前縁吸引力なし (前縁推力なし) の $K=\pi A/C_{L\alpha}$ も括弧内に記した。さらに表には、縦揺れモーメント傾斜 $C_{m\alpha}$ (rad^{-1}) ならびに、 x 軸方向の空力中心 $(x_{ac}-\bar{x}_l)/\bar{c}$ と、 z 軸方向の空力中心 z_{ac}/b (計算結果だけ) を示した。ここで、計算結果での C_m の基準点は、実験結果の基準点に合わせるならば、 z_{ac} による C_m への影響評価が難しいから、計算による z_{ac} 分だけ実験結果の基準点と違っている。また実験結果の場合の x_{ac} は、翼根 ($z=0$) において作図により求めている。

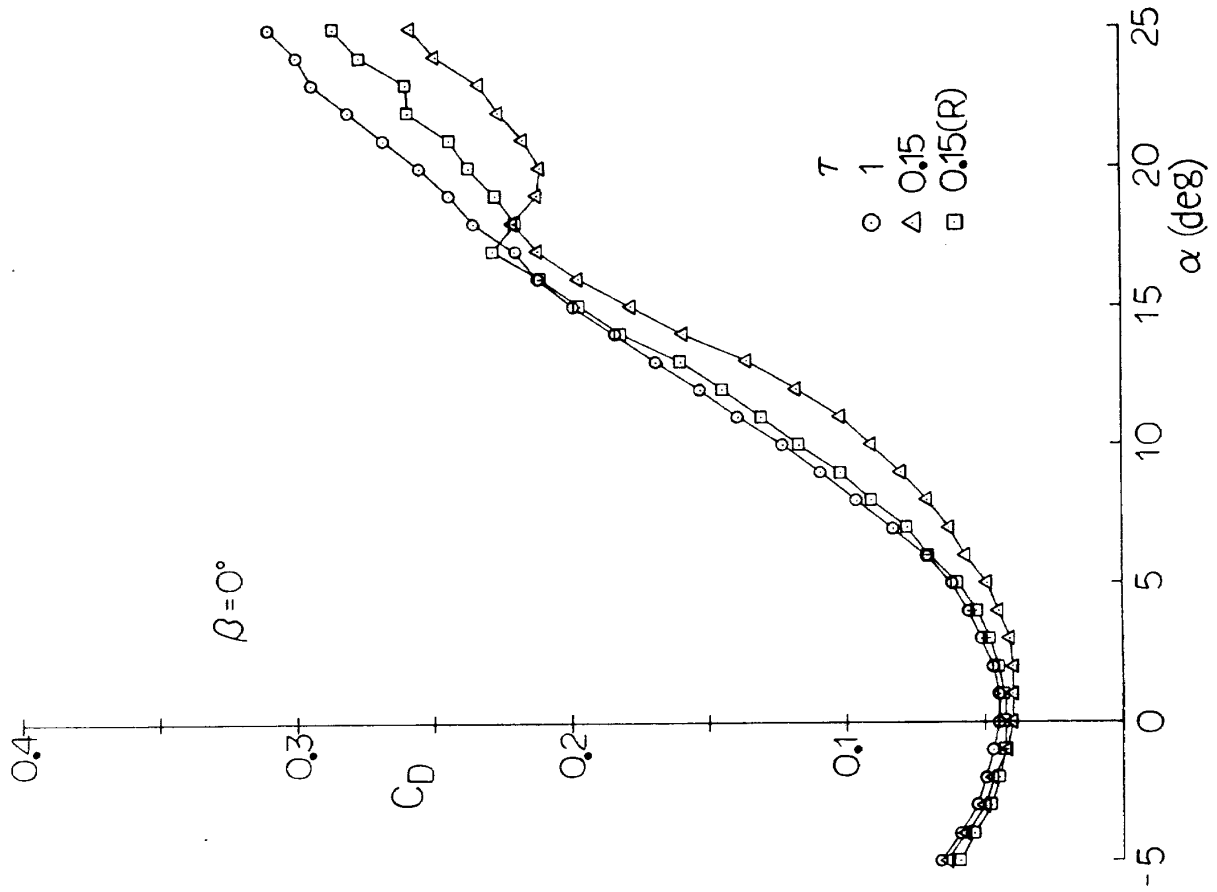


図20 抗力曲線 (A=1.5)

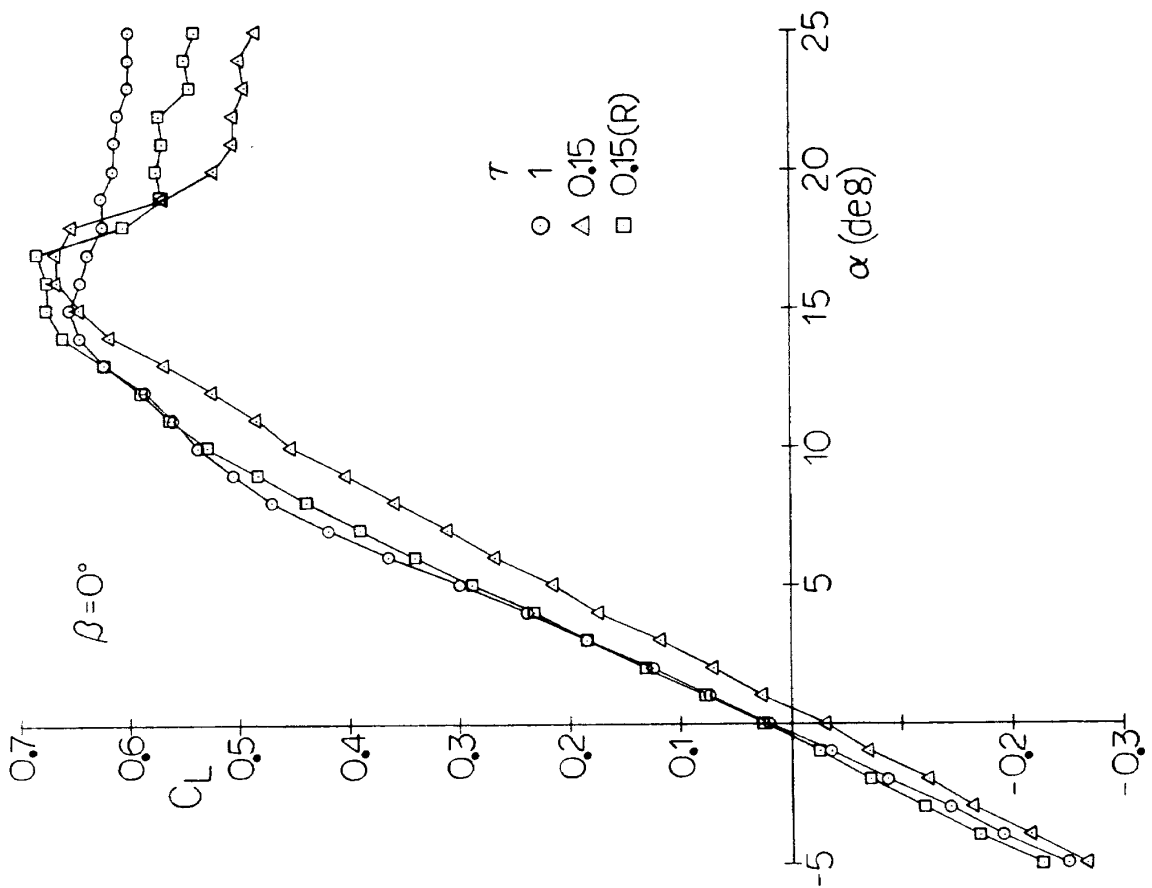


図19 揚力曲線 (A=1.5)

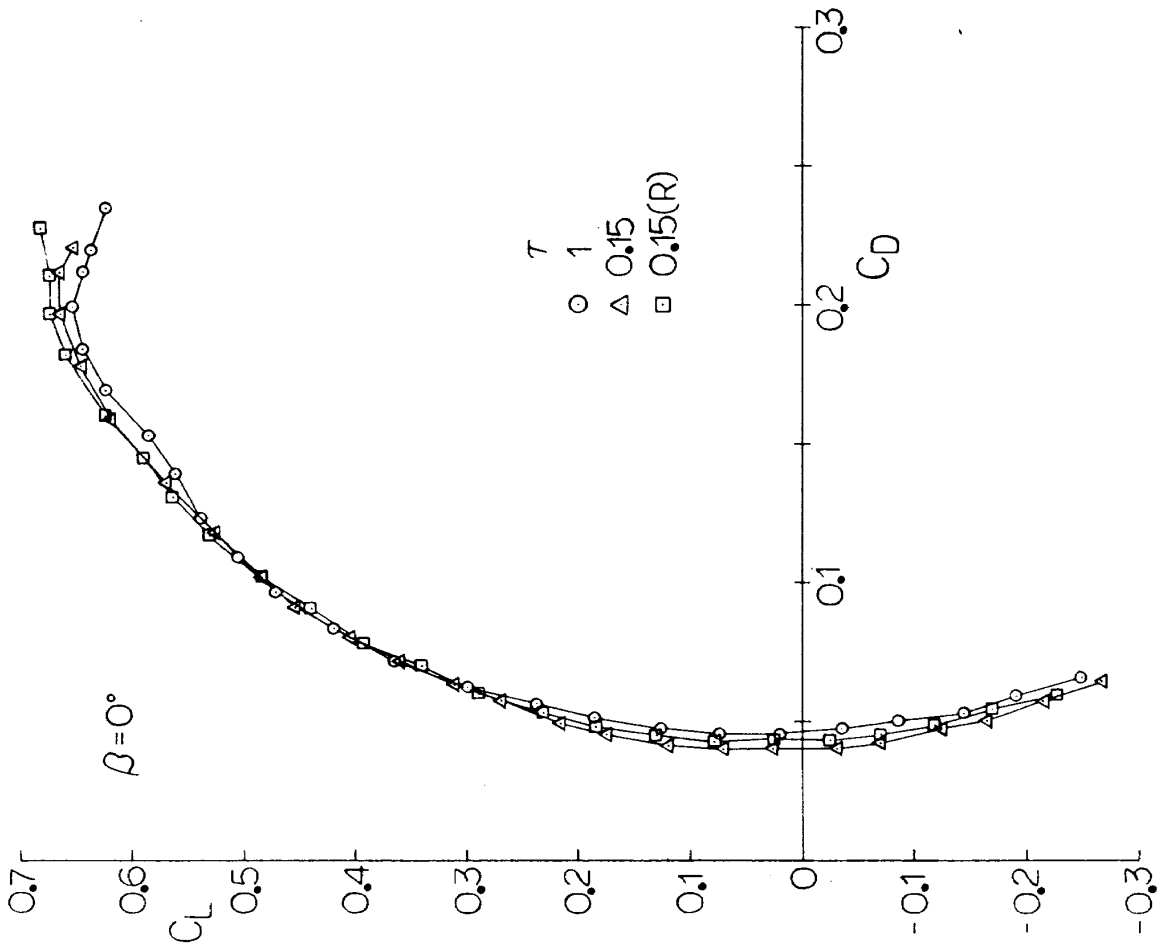


図21 揚抗曲線 ($A=1.5$)

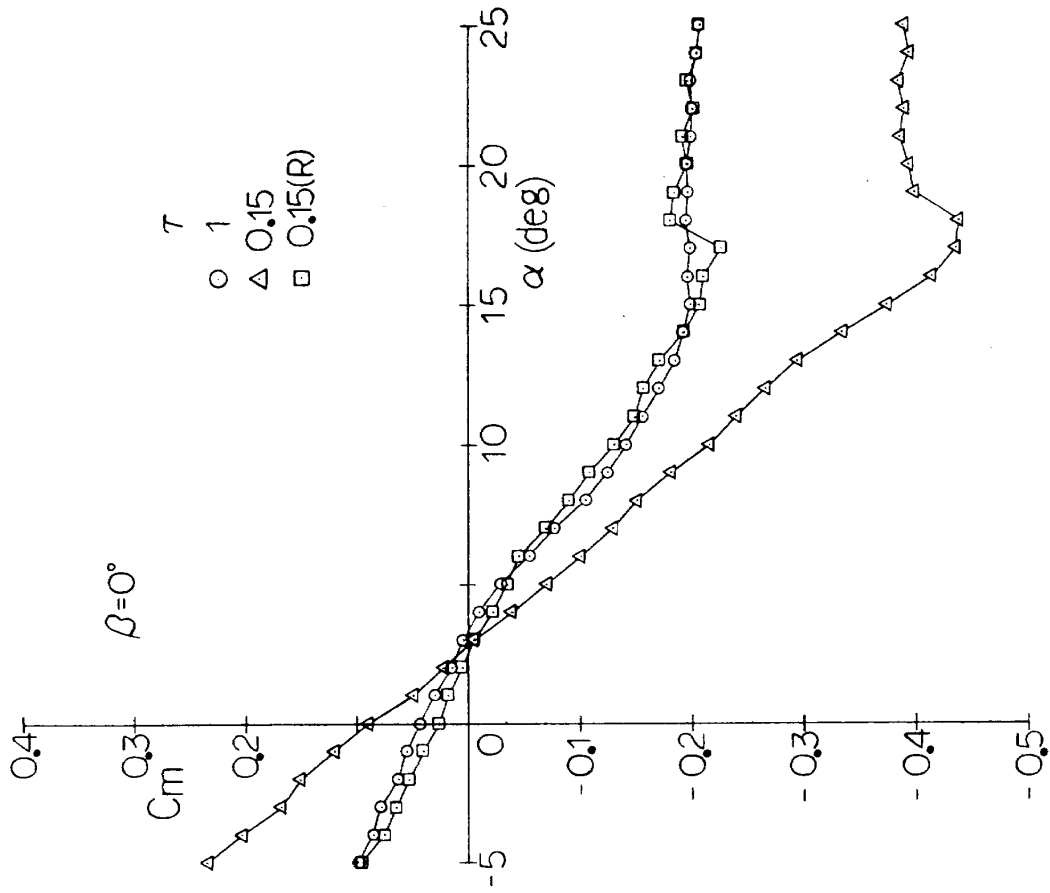


図22 縦揺れモーメント曲線 ($A=1.5$),
翼根前縁(0, 0, 0) 点まわり

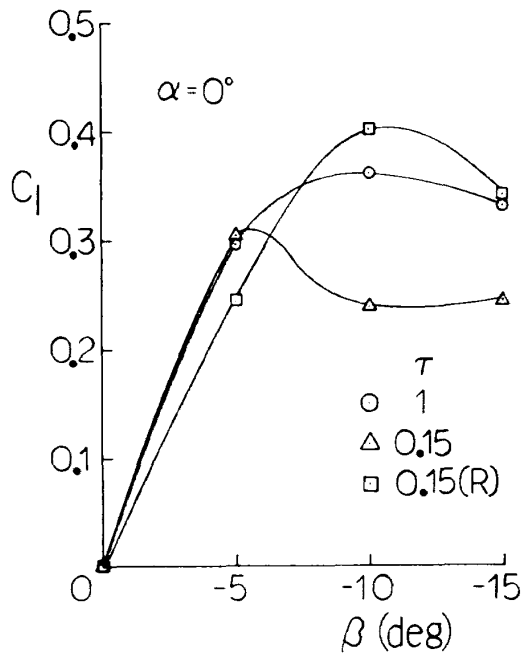


図23 横滑り角に対する横揺れモーメント係数の変化 ($A=1.5$), 翼根前縁 (0, 0, 0) 点まわり

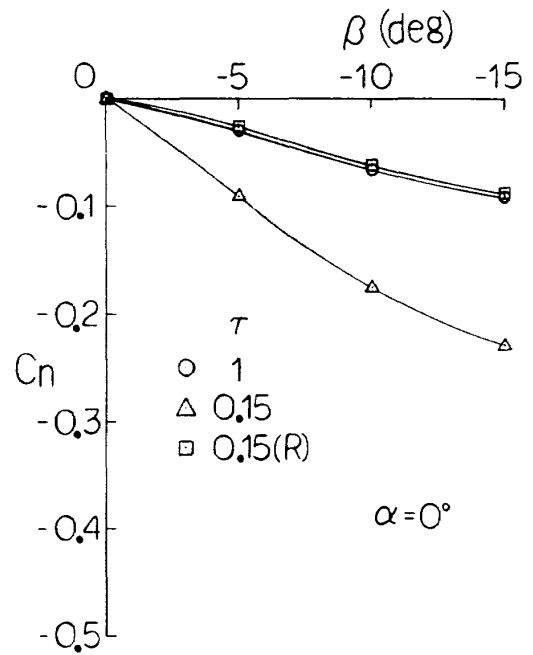


図24 横滑り角に対する偏揺れモーメント係数の変化 ($A=1.5$), 翼根前縁 (0, 0, 0) 点まわり

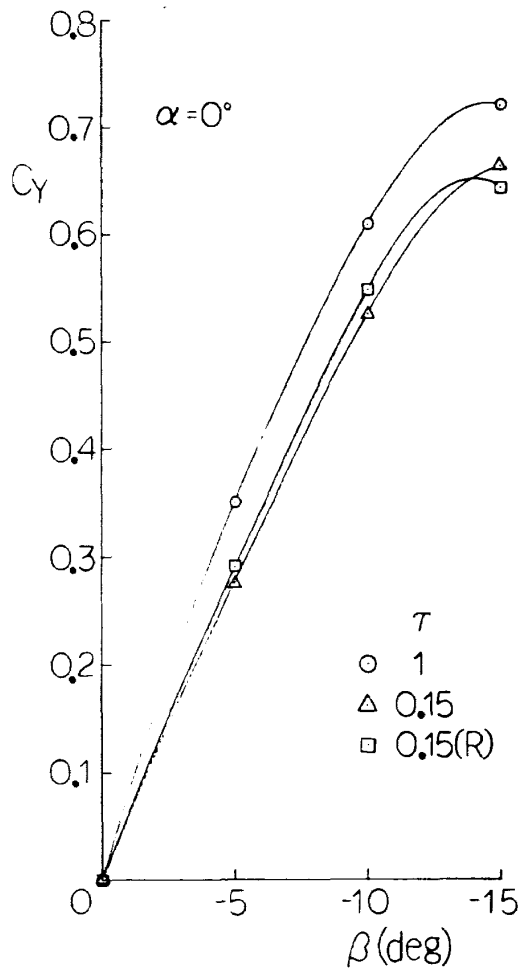


図25 横滑り角に対する横力の変化 ($A=1.5$)

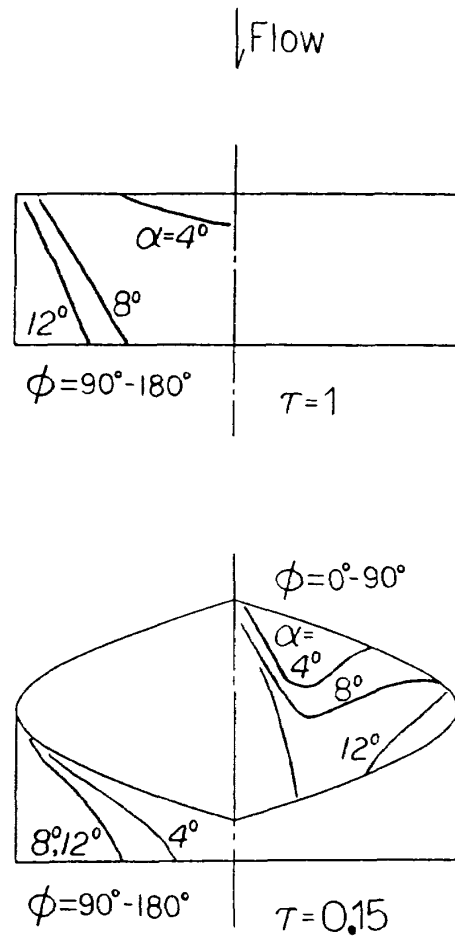


図26 気流系による剥離領域 (前縁と曲線の間) の観察 (上視)

表1 特性値における計算と実験の結果 ($A=1.5$)

Taper Ratio τ	$C_{L\alpha}$ (rad^{-1})			$K=C_D; \pi A/C_L^2$, with suction forces [$=\pi A/C_{L\alpha}$, without suction forces]		
	1	0.15	0.15(R)	1	0.15	0.15(R)
Q-VLM $N=3, M=100$ $M_{\infty}=0$	2.994	2.831	2.831	0.500 [1.574]	0.515 [1.665]	0.528 [1.665]
Experiment $\beta=0^\circ$	3.13	2.80	2.97	0.964	1.26	1.18

Taper Ratio τ	$C_{m\alpha}$ (rad^{-1})			$(x_{3c}-\bar{x}_1)/\bar{c}$			z_{ac}/b		
	1	0.15	0.15(R)	1	0.15	0.15(R)	1	0.15	0.15(R)
Q-VLM $N=3, M=100$ $M_{\infty}=0$	-0.705	-1.748	-0.639	0.236	0.229	0.226	0.5	0.279	0.309
Experiment $\beta=0^\circ$	-0.738	-1.81	-0.702	0.22	0.26	0.22			

$[C_{l\beta}(\beta=-5^\circ)-C_{l\beta}(\beta=0^\circ)]/[-5(\pi/180)]$		$C_{l\beta}$ (rad^{-1})			$C_{n\beta}$ (rad^{-1})			$C_{Y\beta}$ (rad^{-1})		
Taper Ratio τ		1	0.15	0.15(R)	1	0.15	0.15(R)	1	0.15	0.15(R)
Experiment	$\alpha=0^\circ$	-3.39	-3.49	-2.79	0.344	1.04	0.308	-4.03	-3.16	-3.33
	10°	-2.76	-3.30	-2.80	0.669	1.17	0.608	-3.70	-3.00	-3.02

つぎに、実験結果における横方向の空力特性として、それぞれ β が -5° と 0° との差から得た横揺れモーメント傾斜 $C_{l\beta}$ 、偏揺れモーメント傾斜 $C_{Y\beta}$ 、横力傾斜 $C_{Y\beta}$ (単位は rad^{-1}) を α が 0° と 10° の両方において、この表1に表わしている。

横方向の空力特性を除く表1において、Q-VLMによる計算結果は K 以外、この実験結果を概略推算できているであろう。ただ、実験結果の K は、Q-VLMによる前縁吸引力ありとなしのそれらのほぼ中間値を取っている。つぎに、実験結果である横方向の空力特性では、 $\tau=1$ の模型の $C_{Y\beta}$ はその $C_{L\alpha}$ と同じ値を取るはずであるにもかかわらず、 $C_{L\alpha}$ より大きな値になっている。これは実験による、 β の取り方が粗いためか、それとも測定系の問題なのか、判然としない。しかしながら、模型どうしの特性値の間で比較が可能とすると、 $\tau=0.15$ と $\tau=0.15(R)$ の模型の $C_{Y\beta}$ は、 $\tau=1$ のそれよりも約20%小さくなっている。

6. まとめ

- (1) 非平面翼へ適用可能な拡張した式によるQ-VLMの計算と、板製模型での6分力測定により、テーパ円環翼の縦空力特性が得られた。また、計算結果と実験結果との比較により、縦の空力特性は、この計算で概略推算可能なことが示された。
- (2) 横方向の空力特性では、板製模型での実験において、その特性値が得られた。
- (3) 実験において、テーパ比が0.15の模型の横力傾斜は、テーパ比が1のそれより約20%小さくなった。

文 献

- 1) Ribner, H. S. : The Ring Airfoil in Nonaxial Flow, Journal of the Aeronautical Science, Sept., 1947, pp.529-530.
- 2) Bagley, J. A., B. Sc., N. B. Kirby and P. J.

- Marcer : A Method of Calculating the Velocity Distribution on Annular Aerofoils in Incompressible Flow, A. R. C. R. & M. No.3146, 1958.
- 3) Fletcher, H. S. : Experimental Investigation of Lift, Drag, and Pitching Moment of Five Annular Airfoils, NACA TN-4117, 1957.
- 4) 滝澤直人, 藤枝郭俊, 藤田敏美, 岩崎昭人 : リング翼の空力特性, 第24回飛行機シンポジウム講演集, 1986, pp.110-113.
- 5) Lan, C. E. : A Quasi-Vortex-Lattice Method in Thin Wing Theory, J. Aircraft, Vol.11, No.9, Sept., 1974, pp.518-527.
- 6) 奥山政広, 牧野光雄 : 各種円環翼に対する縦の空力特性推算, 第27回飛行機シンポジウム講演集, 1989, pp.216-219.
- 7) Belotserkovskii, S. M. : The Theory of Thin Wings in Subsonic Flow, 1967, pp. 159-169, Plenum Press.

付録 1 空力特性値の計算プログラム (FORTRAN77 言語)

```

*****
*      Q-VLM FOR T.A.W.
*      1991.1.22, 2.13, 5.8, 6.7, 8.21, 9.20          OKUYAMA, MASAHIRO
*****
IMPLICIT REAL*8(A-H), REAL*8(O-Z)
REAL*8 MACH, MC, MLE

C
COMMON /GD/XC(1500), YC(1500), ZC(1500),
*       XV1(1500), YV1(1500), ZV1(1500),
*       XV2(1500), YV2(1500), ZV2(1500)
*       /AD/A(1500,1500), G(1500),
*       CL(500), CM(500), CTR(500), CLAL(500)
*       /GC/MACH, BETA, AS, B, TAP, XT, RA, CR, MC, MLE, PI
*       /GN/N, M, NM
*       /AC/ALPHA, CLD, CMD, CDID, XCPO, ZCPO, CLAO

DIMENSION W(1500), CDIF(500)
PI=3.141592653589793238462643383279D0

C -- ALPHA: ANGLE OF ATTACK, CLD: LIFT COEFFICIENT,
C -- CMD: PITCHING MOMENT COEFFICIENT, CDID: INDUCED DRAG COEFFICIENT
C
C**** N*M <= 1500 , M <= 500 *****
C -- N: NUMBER OF CHORDWISE VORTEX STRIPS, M: NUMBER OF SPANWISE V.S.,
C -- MACH: MACH NUMBER, AS: ASPECT RATIO, B: WING SPAN, TAP: TAPER RATIO,
C -- CR: ROOT CHORD, MC: MEAN AERODYNAMIC CHORD
N=3
M=100

C
DO 9980 I=TAP,1,2
DO 9990 J=AS,1,3
* MACH=DBLE(IMA)*0.2D0
MACH=0.0D0
TAP=DBLE(ITAP-1)*0.25D0+0.5D0
* AS=1.5D0
B=1.0D0
IF( IAS.EQ.1) THEN
AS=0.5D0
ELSE IF( IAS.EQ.2) THEN
AS=1.0D0
ELSE IF( IAS.EQ.3) THEN
AS=2.0D0
ELSE IF( IAS.EQ.4) THEN
AS=2.5D0
ELSE
AS=3.0D0
END IF

```



```

*      TAP=1.0000
C      XT=0.0000
C
      NM=N*M
      BETA=SQRT(1.000-MACH*MACH)
      RA=B/2.000
      CR=B/(AS*(1.000+TAP))
      PIC=(PI*PI-8.000+4.000*PI)/(4.000*PI*PI)
      MC=2.000*CR/(1.000+TAP)*(TAP+PIC*(1.000-TAP)*(1.000-TAP))
      XT=CR*(1.000-TAP)
      MLE=XT/(1.000+TAP)*(1.000-2.000*PIC*(1.000-TAP))
C
      DO 90 I=1,NM
          G(I)=0.000
          W(I)=0.000
          DO 92 J=1,NM
              A(I,J)=0.000
          92 CONTINUE
      90 CONTINUE
      DO 94 I=1,M
          CL(I)=0.000
          CM(I)=0.000
          CTR(I)=0.000
          CLAL(I)=0.000
      94 CONTINUE
C***** INPUT&DATA *****
      ALPHA=10.000
      ALPHA=ALPHA*PI/180.000
      CALL DATA()
C
C***** CALCULATION *****
      DO 10 I=1,NM
          X=XC(I)
          Y=YC(I)
          Z=ZC(I)
          DO 20 K=1,NM
              X1=XV1(K)
              Y1=YV1(K)
              Z1=ZV1(K)
              X2=XV2(K)
              Y2=YV2(K)
              Z2=ZV2(K)
C
              G1I=G1(X,Y,Z,X1,Y1,Z1,X2,Y2,Z2)
              G2I=G2(X,Y,Z,X1,Y1,Z1)
              G3I=G3(X,Y,Z,X2,Y2,Z2)
              GS=G1I+G2I-G3I
              G1I=G1(X,Y,Z,X2,-Y2,Z2,X1,-Y1,Z1)
              G2I=G2(X,Y,Z,X2,-Y2,Z2)
              G3I=G3(X,Y,Z,X1,-Y1,Z1)
              GP=G1I+G2I-G3I
              KN=(K-1)/N+1
              MKN=MOD(K-1,N)+1
              A(I,K)=CHD(CF(KN))/(4.000*DBLE(N))*(GS+GP)*SIN(VT(MKN))
          *
      20 CONTINUE
          MIN=MOD(I-1,N)+1
          W(I)=CAMD((1.000-COS(CT(MIN)))/2.000)-ALPHA
C      PRINT '(1H , 'W(' , I3, ')=' , F10.5) , I, W(I)
      10 CONTINUE
C
      CALL CROUT(A,W,G)
      CALL LIFT()
      CALL MOMENT()
      CALL INDRAG(CDIFD,CDIF)

```

```

C
***** OUTPUT *****
PRINT '(1H0, 'N=', I3, ' M=', I3)', N, M
PRINT '(1H, 'A=', F6.3, ' B=', F6.3, ' CR=', F6.3, ' TAP=', F5.2,
* ' MC=', F6.3, ' XT=', F6.3)', AS, B, CR, TAP, MC, XT
PRINT '(1H, 'ALPHA=', F6.2, ' MACH=', F6.3, ' ZCP/B=', F8.5,
* ' MLE=', F6.3, ' CDIF/CL**2=', F8.5)',
* ALPHA*180.000/PI, MACH, ZCPD/B, MLE, CDIFO/(CLO*CLO)
PRINT '(1H, 'CL=', F8.5, ' CM0=', F8.5, ' (XCP-MLE)/MC=', F8.5,
* ' CDI/CL**2=', F8.5)', CLO, CM0, XCPD-MLE/MC, CDIO/(CLO*CLO)

C
PRINT '(1H, 'CL/ALPHA=', F8.5, ' K=', F8.5, ' KF=', F8.5,
* ' CM0/ALPHA=', F8.5)', CLO/ALPHA,
* CDIO/(CLO*CLO)*PI*AS, CDIFO/(CLO*CLO)*PI*AS, CM0/ALPHA

C
PRINT '(1H0, ' 2Y/B 2/B C*SCL/(MC*CL) CM0 ',
* '(XCP-XLE)/C C*SCDI/(MC*CL**2)',
* ' SCL/CL C*SCDIF/(MC*CL**2)')'
DO 50 I=1, M
  COD=CHO(CF(I))
  L=(I-1)*N+1
  PRINT '(1H, 6F10.5, 7X, 2F10.5)',
* 2.000*YC(L)/B, ZC(L)/B, COD*CL(I)/(MC*CLO),
* CM(I), (-CM(I)/CL(I)*MC-XLE(CF(I)))/COD,
* COD*((CL(I)*ALPHA-CLAL(I))-CTR(I))/(MC*CLO*CLO),
* CL(I)/CLO, COD*CDIF(I)/(MC*CLO*CLO)
50 CONTINUE

C
PRINT '(1H0, ' (X-XLE)/C DCP')'
DO 60 I=1, M
  L=(I-1)*N+1
  PRINT '(1H, '2Y/B=', F8.5)', YC(L)/RA
  DO 70 J=1, N
    K=(I-1)*N+J
    PRINT '(1H, 2F12.5)', (1.000-COS(VT(J)))/2.000, 2.000*G(K)
  70 CONTINUE
60 CONTINUE

C
9990 CONTINUE
9980 CONTINUE
STOP
END
*****
*****
C
***** FUNCTION XLE -- X-VALUE OF LEADING EDGE -- *****
REAL FUNCTION XLE*8(FI)
IMPLICIT REAL*8(A-H), REAL*8(O-Z)
REAL*8 MACH, MC, MLE
COMMON /GC/MACH, BETA, AS, B, TAP, XT, RA, CR, MC, MLE, PI
XLE=FI/PI*XT
RETURN
END

C
***** FUNCTION CHO -- CHORD LENGTH -- *****
REAL FUNCTION CHO*8(FI)
IMPLICIT REAL*8(A-H), REAL*8(O-Z)
REAL*8 MACH, MC, MLE
COMMON /GC/MACH, BETA, AS, B, TAP, XT, RA, CR, MC, MLE, PI
CHO=(1.000-(1.000-TAP)*FI/PI)*CR
RETURN
END

C
***** FUNCTION CAMD -- DERIVATIVE OF CAMBER LINE -- *****
REAL FUNCTION CAMD*8(XP)

```

```

      IMPLICIT REAL*8(A-H),REAL*8(O-Z)
      CAMD=0.0D0*XP
      RETURN
      END

```

C

```

***** FUNCTION DIH -- DIHEDRAL ANGLE -- *****
      REAL FUNCTION DIH*(YP,ZP)
      IMPLICIT REAL*8(A-H),REAL*8(O-Z)
      REAL*8 MACH,MC,MLE
      COMMON /GC/MACH,BETA,AS,B,TAP,XT,RA,CR,MC,MLE,PI
      DIH=ATAN2(YP,RA-ZP)
      RETURN
      END

```

C

```

***** SUBROUTINE DATA -- DATA OF WING SHAPE -- *****
      SUBROUTINE DATA()
      IMPLICIT REAL*8(A-H),REAL*8(O-Z)
      REAL*8 MACH,MC,MLE
      COMMON /GD/XC(1500),YC(1500),ZC(1500),
      *          XV1(1500),YV1(1500),ZV1(1500),
      *          XV2(1500),YV2(1500),ZV2(1500)
      *          /GC/MACH,BETA,AS,B,TAP,XT,RA,CR,MC,MLE,PI
      *          /GN/N,M,NM

```

C

```

      DO 90 I=1,NM
          XC(I)=0.0D0
          YC(I)=0.0D0
          ZC(I)=0.0D0
          XV1(I)=0.0D0
          YV1(I)=0.0D0
          ZV1(I)=0.0D0
          XV2(I)=0.0D0
          YV2(I)=0.0D0
          ZV2(I)=0.0D0
      90 CONTINUE
      DO 10 I=1,M
          DO 20 J=1,N
              L=(I-1)*N+J
              VPT=(1.0D0-COS(VT(J)))/2.0D0
              CPT=(1.0D0-COS(CT(J)))/2.0D0
              XV1(L)=XLE(VF(I))+CHD(VF(I))*VPT
              XV2(L)=XLE(VF(I+1))+CHD(VF(I+1))*VPT
              XC(L)=XLE(CF(I))+CHD(CF(I))*CPT

```

C

```

          YV1(L)=SIN(VF(I))*RA
          YV2(L)=SIN(VF(I+1))*RA
          YC(L)=SIN(CF(I))*RA

```

C

```

          ZV1(L)=(1.0D0-COS(VF(I)))*RA
          ZV2(L)=(1.0D0-COS(VF(I+1)))*RA
          ZC(L)=(1.0D0-COS(CF(I)))*RA
      20 CONTINUE
      10 CONTINUE
      RETURN
      END

```

C

```

***** SUBROUTINE LIFT *****
      SUBROUTINE LIFT()
      IMPLICIT REAL*8(A-H),REAL*8(O-Z)
      REAL*8 MACH,MC,MLE
      COMMON /GD/XC(1500),YC(1500),ZC(1500),
      *          XV1(1500),YV1(1500),ZV1(1500),
      *          XV2(1500),YV2(1500),ZV2(1500)
      *          /AD/A(1500,1500),G(1500),

```

```

      *      CL(500),CM(500),CTR(500),CLAL(500)
      *      /GC/MACH,BETA,AS,B,TAP,XT,RA,CR,MC,MLE,PI
      *      /GN/N,M,NM
      *      /AC/ALPHA,CLD,CMD,CDIO,XCPD,ZCPD,CLAD

```

```

      REAL*8 LZ(500)

```

C

```

      DO 90 I=1,M
        LZ(I)=0.000
      90 CONTINUE
      DO 10 I=1,M
        CLAS=0.000
        CLSS=0.000
        DO 20 K=1,N
          L=(I-1)*N
          CLS=G(L+K)*SIN(VT(K))
          CLSS=CLSS+CLS
          CLAS=CLAS+CLS*(CAMD((1.000-COS(VT(K)))/2.000))
        20 CONTINUE
        CLAL(I)=CLAS*PI/DBLE(N)
        CL(I)=CLSS*PI/DBLE(N)
        LZ(I)=CL(I)*ZC(L+1)
      10 CONTINUE
      CLAO=TOTAL(CLAL)
      CLO=TOTAL(CL)
      ZCPO=TOTAL(LZ)/CLO
      RETURN
      END

```

C

```

***** SUBROUTINE MOMENT *****
SUBROUTINE MOMENT()
  IMPLICIT REAL*8(A-H),REAL*8(O-Z)
  REAL*8 MACH,MC,MLE
  COMMON /GD/XC(1500),YC(1500),ZC(1500),
  *      XV1(1500),YV1(1500),ZV1(1500),
  *      XV2(1500),YV2(1500),ZV2(1500)
  *      /AD/A(1500,1500),G(1500),
  *      CL(500),CM(500),CTR(500),CLAL(500)
  *      /GC/MACH,BETA,AS,B,TAP,XT,RA,CR,MC,MLE,PI
  *      /GN/N,M,NM
  *      /AC/ALPHA,CLO,CMD,CDIO,XCPD,ZCPD,CLAD

```

C

```

      DO 10 I=1,M
        CPF=CF(I)
        CMS=0.000
        DO 20 K=1,N
          L=(I-1)*N
          VPT=VT(K)
          CMS=CMS+G(L+K)*SIN(VPT)
          *      *(XLE(CPF)+CHO(CPF))*(1.000-COS(VPT))/2.000)
        20 CONTINUE
        CM(I)=-CMS*PI/(DBLE(N)*MC)
      10 CONTINUE
      CMD=TOTAL(CM)
      XCPD=-CMD/CLO
      RETURN
      END

```

C

```

***** SUBROUTINE INDRAG -- INDUCED DRAG -- *****
SUBROUTINE INDRAG(CDIFO,CDIF)
  IMPLICIT REAL*8(A-H),REAL*8(O-Z)
  REAL*8 MACH,MC,MLE
  COMMON /GD/XC(1500),YC(1500),ZC(1500),
  *      XV1(1500),YV1(1500),ZV1(1500),
  *      XV2(1500),YV2(1500),ZV2(1500)

```

```

*      /AD/A(1500,1500),G(1500),
*      CL(500),CM(500),CTR(500),CLAL(500)
*      /GC/MACH,BETA,AS,B,TAP,XT,RA,CR,MC,MLE,PI
*      /GN/N,M,NM
*      /AC/ALPHA,CLO,CMD,CMDI,XCPO,ZCPO,CLA0
DIMENSION CDIF(500)

```

C

```

DO 10 I=1,M
  L=(I-1)*N+1
  CFI=CF(I)
  X=XLE(CFI)
  Y=YC(L)
  Z=ZC(L)
  SW=0.000

```

```

DO 20 K=1,NM
  X1=XV1(K)
  X2=XV2(K)
  Y1=YV1(K)
  Y2=YV2(K)
  Z1=ZV1(K)
  Z2=ZV2(K)

```

C

```

G1I=G1(X,Y,Z,X1,Y1,Z1,X2,Y2,Z2)
G2I=G2(X,Y,Z,X1,Y1,Z1)
G3I=G3(X,Y,Z,X2,Y2,Z2)
GS=G1I+G2I-G3I
G1I=G1(X,Y,Z,X2,-Y2,Z2,X1,-Y1,Z1)
G2I=G2(X,Y,Z,X2,-Y2,Z2)
G3I=G3(X,Y,Z,X1,-Y1,Z1)
GP=G1I+G2I-G3I
KN=(K-1)/N+1
MKN=MOD(K-1,N)+1
SW=SW+CHO(CF(MKN))/(4.000*DBLE(N))*(GS+GP)*G(K)
*      *SIN(VT(MKN))/2.000

```

20

```

CONTINUE
DLX=XLE(VF(I+1))-XLE(VF(I))
DY=YV2(L)-YV1(L)
DZ=ZV2(L)-ZV1(L)
DLS=SQR(DLX*DLX+DY*DY+DZ*DZ)

```

C

```

RL=ATAN2(DLX,DY)
CCFI=COS(CFI)
RL=ATAN2(2.000*XT/(PI*B),CCFI)
TAL=TAN(RL)
D1=DIH(Y,Z)
TAD=TAN(D1)
COL=SQR(DY*DY+DZ*DZ)/DLS
COLD=DY/DLS

```

C

```

CS=(SW-(CAMD(0.000)-ALPHA))
*      /((DBLE(N)*SQR(TAL*TAL+BETA*BETA*(1.000+TAD*TAD)))
CTR(I)=PI*CS*CS*SQR(1.000-MACH*MACH*COL*COL)/(2.000*COLD)

```

C

```

X=0.000
SWF=0.000
DO 30 K=1,NM
  X1=0.000
  X2=0.000
  Y1=YV1(K)
  Y2=YV2(K)
  Z1=ZV1(K)
  Z2=ZV2(K)

```

C

```

G2I=G2(X,Y,Z,X1,Y1,Z1)
G3I=G3(X,Y,Z,X2,Y2,Z2)

```

```

GS=G2I-G3I
G2I=G2(X,Y,Z,X2,-Y2,Z2)
G3I=G3(X,Y,Z,X1,-Y1,Z1)
GP=G2I-G3I
KN=(K-1)/N+1
MKN=MOD(K-1,N)+1
SWF=SWF+CHO(CF(KN))/(4.0D0*DBLE(N))*(GS+GP)*G(K)
    ¥      *SIN(VT(MKN))/2.0D0
30  CONTINUE
    CDIF(I)=-SWF*CL(I)
10  CONTINUE
    CTO=TOTAL(CTR)
    CDIO=(CLO*ALPHA-CLAO)-CTO
    CDIFO=TOTAL(CDIF)
    RETURN
    END

C
***** FUNCTION G1 *****
REAL FUNCTION G1*(X,Y,Z,X1,Y1,Z1,X2,Y2,Z2)
IMPLICIT REAL*(A-H),REAL*(O-Z)
REAL*(8) MACH,MC,MLE
COMMON /GC/MACH,BETA,AS,B,TAP,XT,RA,CR,MC,MLE,PI
    ¥      /GN/N,M,NM

C
S0=BETA*BETA
X21=X2-X1
X20=X2-X
X10=X1-X
Y21=Y2-Y1
Y20=Y2-Y
Y10=Y1-Y
Z21=Z2-Z1
Z20=Z2-Z
Z10=Z1-Z

C
XX=(X10*Y21-Y10*X21)*(X10*Y21-Y10*X21)
YY=(Y10*Z21-Z10*Y21)*(Y10*Z21-Z10*Y21)
ZZ=(Z10*X21-X10*Z21)*(Z10*X21-X10*Z21)

C
T1N=X10*Y21-Y10*X21
T1D=YY*S0+ZZ+XX
T2N=X20*X21+S0*Y20*Y21+S0*Z20*Z21
T2D=S0*RT(X20*X20+S0*Y20*Y20+S0*Z20*Z20)
T3N=X10*X21+S0*Y10*Y21+S0*Z10*Z21
T3D=S0*RT(X10*X10+S0*Y10*Y10+S0*Z10*Z10)

C
RW=T1N/T1D*(T2N/T2D-T3N/T3D)
T1N=Z10*X21-X10*Z21
RV=T1N/T1D*(T2N/T2D-T3N/T3D)
G1=RW-RV*TAN(DIH(Y,Z))
    RETURN
    END

C
***** FUNCTION G2 *****
REAL FUNCTION G2*(X,Y,Z,X1,Y1,Z1)
IMPLICIT REAL*(A-H),REAL*(O-Z)
REAL*(8) MACH,MC,MLE
COMMON /GC/MACH,BETA,AS,B,TAP,XT,RA,CR,MC,MLE,PI
    ¥      /GN/N,M,NM

C
S0=BETA*BETA
X10=X1-X
Y10=Y1-Y
Z10=Z1-Z

```

C

```

TEM=1.0D0-X10/SQRT(X10*X10+S0*Y10*Y10+S0*Z10*Z10)
YZ=Y10*Y10+Z10*Z10
RW=TEM*Y10/YZ
RV=-TEM*Z10/YZ
G2=RW-RV*TAN(DIH(Y,Z))
RETURN
END

```

C

```

***** FUNCTION G3 *****
REAL FUNCTION G3*(X,Y,Z,X2,Y2,Z2)
IMPLICIT REAL*(A-H),REAL*(O-Z)
REAL*8 MACH,MC,MLE
COMMON /GC/MACH,BETA,AS,B,TAP,XT,RA,CR,MC,MLE,PI
* /GN/N,M,NM

```

C

```

S0=BETA*BETA
X20=X2-X
Y20=Y2-Y
Z20=Z2-Z

```

C

```

TEM=1.0D0-X20/SQRT(X20*X20+S0*Y20*Y20+S0*Z20*Z20)
YZ=Y20*Y20+Z20*Z20
RW=TEM*Y20/YZ
RV=-TEM*Z20/YZ
G3=RW-RV*TAN(DIH(Y,Z))
RETURN
END

```

C

```

***** FUNCTION TOTAL *****
REAL FUNCTION TOTAL*(MAT)
IMPLICIT REAL*(A-H),REAL*(O-Z)
REAL*8 MACH,MC,MLE
COMMON /GC/MACH,BETA,AS,B,TAP,XT,RA,CR,MC,MLE,PI
* /GN/N,M,NM
REAL*8 MAT(500)
TO=0.0D0
DO 10 I=1,M
  FI=CF(I)
  TO=TO+MAT(I)*CHU(FI)*COS(FI)*(VF(I+1)-VF(I))
10 CONTINUE
TOTAL=TO*AS/B
RETURN
END

```

C

```

***** FUNCTION CT *****
REAL FUNCTION CT*(I)
IMPLICIT REAL*(A-H),REAL*(O-Z)
REAL*8 MACH,MC,MLE
COMMON /GC/MACH,BETA,AS,B,TAP,XT,RA,CR,MC,MLE,PI
* /GN/N,M,NM
CT=DBLE(I)*PI/DBLE(N)
RETURN
END

```

C

```

***** FUNCTION VT *****
REAL FUNCTION VT*(K)
IMPLICIT REAL*(A-H),REAL*(O-Z)
REAL*8 MACH,MC,MLE
COMMON /GC/MACH,BETA,AS,B,TAP,XT,RA,CR,MC,MLE,PI
* /GN/N,M,NM
VT=DBLE(2*K-1)*PI/DBLE(2*N)
RETURN
END

```

C

```

***** FUNCTION CF *****
REAL FUNCTION CF*8(K)
IMPLICIT REAL*8(A-H),REAL*8(O-Z)
REAL*8 MACH,MC,MLE
COMMON /GC/MACH,BETA,AS,B,TAP,XT,RA,CR,MC,MLE,PI
      /GN/N,M,NM
      CF=DBLE(2*K-1)*PI/DBLE(2*M)
RETURN
END

```

C

```

***** FUNCTION VF *****
REAL FUNCTION VF*8(I)
IMPLICIT REAL*8(A-H),REAL*8(O-Z)
REAL*8 MACH,MC,MLE
COMMON /GC/MACH,BETA,AS,B,TAP,XT,RA,CR,MC,MLE,PI
      /GN/N,M,NM
      VF=DBLE(I-1)*PI/DBLE(M)
RETURN
END

```

C

```

***** SUBROUTINE CROUT *****
SUBROUTINE CROUT(E,F,X)
IMPLICIT REAL*8(A-H),REAL*8(O-Z)
COMMON /GN/N,M,NM
DIMENSION E(1500,1500),F(1500),X(1500)

```

C

```

DO 10 K=1,NM
  DO 20 I=K,NM
    C=0.0D0
    DO 30 L=1,K-1
      IF(L.EQ.K) THEN
        C=C+E(I,L)
      ELSE
        C=C+E(I,L)*E(L,K)
      END IF
    30 CONTINUE
    E(I,K)=E(I,K)-C
  20 CONTINUE
  DO 40 J=K+1,NM
    C=0.0D0
    DO 50 L=1,K-1
      IF(L.EQ.J) THEN
        C=C+E(K,L)
      ELSE
        C=C+E(K,L)*E(L,J)
      END IF
    50 CONTINUE
    E(K,J)=(E(K,J)-C)/E(K,K)
  40 CONTINUE
  10 CONTINUE
  DO 60 I=1,NM
    C=0.0D0
    DO 70 K=1,I-1
      C=C+E(I,K)*F(K)
    70 CONTINUE
    F(I)=(F(I)-C)/E(I,I)
  60 CONTINUE
  DO 80 I=NM,1,-1
    C=0.0D0
    DO 90 K=I+1,NM
      C=C+E(I,K)*X(K)
    90 CONTINUE
    X(I)=F(I)-C

```


80 CONTINUE
RETURN
END

付録2 本プログラムの検証

まず、平面翼について検討する。文献5内で取り上げているアスペクト比 $A=2$ の矩形翼とデルタ翼の特性値に対して、この文献内の結果と、この文献にもとづいたプログラムによる結果とを表A1に示した。ここでの比較において、このプログラムによる計算結果は、近場法と遠場法による誘導抗力係数の比以外、文献5の結果と同じなので、正しい。誘導抗力係数の比 C_{Di}/C_{Dif} が文献5の結果といくらか違っているのは、遠場法による誘導抗力係数 C_{Dif} の算出方法が異なるため、より簡便な方法で求めている。

つぎに、通常の円環翼(テーパ比 $\tau=1$)の特性

値について、文献7の結果(図から値を読み取り、必要な変換を施した)と本プログラムの結果とを表A2に示した。文献7での計算は、円環翼上の束縛渦の強さを決定する積分方程式を数値的に解くために、離散化を行なっている。この離散化は、翼弦方向に円環翼を等分割し、各翼素の1/4翼弦長に環状の束縛渦を配置して、3/4翼弦長点で境界条件を満たすように、束縛渦の強さを連立方程式で求めている。その際、この束縛渦の強さから得られる空力特性値が、適度な精度になるように翼弦の分割数を増やしている。表A2の比較において、両方の結果は良く一致している。

表A1 矩形翼とデルタ翼における特性値の計算結果比較

			$C_{L\alpha}$ (rad^{-1})	$C_{m\alpha}$ (rad^{-1})	x_{ac}	C_{Di}/C_L^2	C_{Di}/C_{Dif}
Rectangular Wing $A=2$	$N=8, M=15$ $M_{\infty}=0$	Present	2.4707	-0.5173	0.2094	0.1595	1.0000
		Ref. 5	2.4707	-0.5173		0.1595	0.9972
			C_L	C_m	x_{ac}	C_{Di}/C_L^2	C_{Di}/C_{Dif}
Delta Wing $A=2$	$N=3, M=35$ $M_{\infty}=0.13$ $\alpha=4.3^\circ$	Present	0.1649	-0.1446	0.3767	0.1625	1.0083
		Ref. 5	0.1649		0.3767	0.1625	1.0078

表 A2 通常の円環翼 ($\tau=1$) における特性値の計算結果比較

A			$C_{l\alpha}$ (rad^{-1})	$C_{m\alpha}$ (rad^{-1})	x_{ac}
0.5	Present	N=3, M=50 $M_\infty=0$	1.4503	-0.2556	0.1763
	Ref. 7	$M_\infty=0$	1.45	-0.2585	0.178
1.0	Present	N=3, M=50 $M_\infty=0$	2.4142	-0.5354	0.2218
	Ref. 7	$M_\infty=0$	2.415	-0.5375	0.222
1.5	Present	N=3, M=50 $M_\infty=0$	2.9942	-0.7055	0.2356
	Ref. 7	$M_\infty=0$	2.995	-0.7075	0.236
1.5	Present	N=3, M=50 $M_\infty=0.5$	3.2258	-0.7472	0.2316
	Ref. 7	$M_\infty=0.5$	3.219	-0.740	0.232

航空宇宙技術研究所報告1157号

平成4年5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
