

## 斜行平板の自由渦流出角に及ぼす側壁影響

正会員 湯室彰規 (埼玉大学工学部)

## 1. 緒言

船体を平板翼で置き換える操縦流体力の近似解析法では、自由渦流出角をどのように設定するかは、算定精度に関連して重要な意味をもつ。斜行の状態を考えると、通常は Bollay の第1近似<sup>1)</sup>に従い斜行角の1/2が用いられている。この流出角は一般には非制限水域と制限水域とは異なった値をもつと考えられる。たとえば文献2)では、狭水路においては流出角を斜行角に等しいとする取扱いが行なわれている。

本報告では、制限水域の基本的な場合の一つとして、一方にのみ側壁が存在する状態を考え、平板翼が側壁近くで斜行しているときの自由渦流出角の特性と、その流体力への影響について検討を行なっている。Bollay の翼理論<sup>1)</sup>に基づいた計算結果を示すと共に、実験値との対比を行なう。ただし、側壁と水深の影響を分離して取り扱うこととし、ここでは水深の影響は除外して考える。

一般の船体形状に対しては排水効果に相当する翼厚影響を無視することはできないが、第一段階として翼本来の基本特性を明確にする主旨から、平板翼を対象とした理想化された取扱いを行なっている。

## 2. 自由渦流出角の計算要領

矩形平板翼を考え、翼中心を原点とする Fig.1 のような座標系を定める。弦長を  $c$ 、幅を  $b$  とし、翼は一様流れ  $V$  の中に迎角(斜行角)  $\beta$  の状態で置かれているとする。束縛渦強さ  $\gamma$  は幅方向に一定とし、翼端から出る自由渦は翼面に対し角度  $\Theta$  で直線状に流れ去るとする。

翼が側壁近くで斜行する状態を、実在翼と鏡像翼で表わしたときの座標系を Fig.2 に示す。Fig.2 では翼前方部が壁面から離れる方向の迎角を正としている。図中、 $z_0$  は翼弦中心から側壁までの距離を表わす。また、記号  $\textcircled{A}$ 、 $\textcircled{B}$  は翼弦上の  $\textcircled{A}$  点から流出した自由渦が壁面の  $\textcircled{B}$  の位置に到達することを意味している。以後では、 $\textcircled{B}$  点の  $x$ 、 $z$  座標を  $\bar{x}$ 、 $\bar{z}$  で表わす。

観測結果によると、自由渦は壁面への到達後は壁面に沿って流れ去る。そこで、壁面の部分では鏡像翼からの効果と打ち消し合うと仮定し、計算では  $\textcircled{A}$  点から  $\textcircled{B}$  点までの範囲を考慮する。

実在翼の渦系により一般に点  $(x, y, z)$  に誘起される

$z$  および  $x$  方向の速度は、それぞれ次式で与えられる。

$$w(x, y, z) = -\frac{\Lambda}{4\pi} \int_{-1}^1 \gamma(x_1) \left[ \frac{x-x_1}{(x-x_1)^2+z^2} F(x, y, z; x_1) + \cos\Theta \cdot G(x, y, z; x_1) \right] dx_1 \quad (1)$$

$$u(x, y, z) = \frac{\Lambda}{4\pi} \int_{-1}^1 \gamma(x_1) \left[ \frac{z}{(x-x_1)^2+z^2} F(x, y, z; x_1) + \sin\Theta \cdot G(x, y, z; x_1) \right] dx_1 \quad (2)$$

ここに

$$F(x, y, z; x_1) = \frac{1-y}{\sqrt{(x-x_1)^2+\Lambda^2(1-y)^2+z^2}} + \frac{1+y}{\sqrt{(x-x_1)^2+\Lambda^2(1+y)^2+z^2}}$$

$$G(x, y, z; x_1) = \frac{1-y}{\{(x-x_1)\sin\Theta - z\cos\Theta\}^2 + \Lambda^2(1-y)^2} (\cos\phi_1 + \cos\phi_2) + \frac{1+y}{\{(x-x_1)\sin\Theta - z\cos\Theta\}^2 + \Lambda^2(1+y)^2} (\cos\psi_1 + \cos\psi_2)$$

ただし

$$\cos\phi_1 = \frac{(x-x_1)\cos\Theta + z\sin\Theta}{\sqrt{(x-x_1)^2+\Lambda^2(1-y)^2+z^2}}$$

$$\cos\phi_2 = \frac{(\bar{x}-x)\cos\Theta + (\bar{z}-z)\sin\Theta}{\sqrt{(\bar{x}-x)^2+\Lambda^2(1-y)^2+(\bar{z}-z)^2}}$$

$$\cos\psi_1 = \frac{(x-x_1)\cos\Theta + z\sin\Theta}{\sqrt{(x-x_1)^2+\Lambda^2(1+y)^2+z^2}}$$

$$\cos\psi_2 = \frac{(\bar{x}-x)\cos\Theta + (\bar{z}-z)\sin\Theta}{\sqrt{(\bar{x}-x)^2+\Lambda^2(1+y)^2+(\bar{z}-z)^2}}$$

$$\bar{x} = \frac{z_0 - \cos\beta \cdot \tan\Theta \cdot x_1}{\sin\beta - \cos\beta \cdot \tan\Theta}, \quad \bar{z} = \frac{(z_0 - \sin\beta \cdot x_1) \tan\Theta}{\sin\beta - \cos\beta \cdot \tan\Theta}$$

ここで、変数  $x$ 、 $z$  は  $c/2$  により、 $y$  は  $b/2$  により無次元化を行ない、それらを改めて同一の記号で表わしている。また、 $\gamma$  および  $w$ 、 $u$  は  $V$  で無次元化した量を表わすものとする。式中、 $\Lambda$  は縦横比(=  $b/c$ )を示す。

このときの実在翼に基づく実在翼中心線上の誘導速度は

$$\left. \begin{aligned} w_0(x) &= w(x, 0, 0) \\ u_0(x) &= u(x, 0, 0) \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

によって求められる。また、鏡像翼に基づく誘導速度は次式ようになる。

$$\left. \begin{aligned} w_I(x) &= -w(x_1, 0, z_1) \cos 2\beta + u(x_1, 0, z_1) \sin 2\beta \\ u_I(x) &= w(x_1, 0, z_1) \sin 2\beta + u(x_1, 0, z_1) \cos 2\beta \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

ここで添字  $0$ 、 $I$  は、実在翼、鏡像翼に基づくものを意味するものとする。 $x_1$ 、 $z_1$  は翼面上の点に対する鏡像点の座標を表わし、

$$\left. \begin{aligned} x_1 &= 2z_0 \sin\beta + x \cos 2\beta \\ z_1 &= -(2z_0 \cos\beta - x \sin 2\beta) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

Keywords: Maneuverability, Trailing Vortex, Shedding Angle, Wall Effect

によって与えられる。

いま $\Theta$ の値が既知とすると、翼幅中心線における境界条件式

$$w_0 + w_1 + \sin\beta = 0 \quad (6)$$

より $\gamma$ が決定される。 $\gamma$ が求まると翼に働く直圧力係数およびモーメント係数は次式により計算される。

$$\left. \begin{aligned} Y' &= \int_{-1}^1 \gamma(x)(\cos\beta + u_0 + u_1) dx \\ N' &= \frac{1}{2} \int_{-1}^1 \gamma(x)(\cos\beta + u_0 + u_1)x dx \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

一方、 $\gamma(x)$ が与えられたときの $\Theta$ を求める計算を以下の要領により行なう<sup>1)</sup>。翼端位置（無次元表示で $y=1$ ）における誘導速度は次式によって求められる。

$$\left. \begin{aligned} (w_t)_0 &= w(x, 1, 0) \\ (w_t)_1 &= -w(x_1, 1, z_1)\cos 2\beta + u(x_1, 1, z_1)\sin 2\beta \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

$$\left. \begin{aligned} (u_t)_0 &= u(x, 1, 0) + \frac{\gamma(x)}{4} \\ (u_t)_1 &= w(x_1, 1, z_1)\sin 2\beta + u(x_1, 1, z_1)\cos 2\beta \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

ここで、添字 $t$ は翼端位置を表わすものとする。従って、翼端部における全誘導速度は

$$\left. \begin{aligned} w_t &= (w_t)_0 + (w_t)_1 \\ u_t &= (u_t)_0 + (u_t)_1 \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

となる。 $w_t$ および $u_t$ の翼弦にわたる平均値を $\bar{w}_t$ 、 $\bar{u}_t$ とすると、自由渦流出角 $\Theta$ は次式により求められる。

$$\tan\Theta = \frac{\sin\beta + \bar{w}_t}{\cos\beta + \bar{u}_t} \quad (11)$$

このようにして得られた $\Theta$ を一段階近似を進めた値とし、これを用いて前述の(1)式～(6)式より $\gamma(x)$ の計算を行なう。以後、この操作を繰り返す。

Fig.1における $\beta < 0$ の状態については、 $\beta > 0$ として取り扱い、 $z_0$ の符号を変えることによって計算できる。なお、 $\beta > 0$ の状態では $\Theta < \beta$ のときに自由渦は壁面と交点をもつが、 $\beta < 0$ の状態では $\Theta > \beta$ のときに交点をもつ。

以上の計算における束縛渦強さの分布については

$$\gamma(x) = a(x) \sqrt{\frac{1-x}{1+x}} \quad (12)$$

の形を仮定する。ここで $a(x)$ を未知関数とする。(6)式に対応する $a(x)$ を定める積分方程式の数値解法については文献3)に譲る。

### 3. 計算・実験の比較および考察

#### 3.1 流体力における比較

実験は文献4)の結果を引用する。Table 1に供試平板翼の要目を示す。表中の $d$ は実験時の吃水を表わし、Fig.1における翼幅 $b$ は $2d$ に対応する。

Fig.3では $Y'$ 、 $N'$ 曲線の計算結果を示し、実験結果と比較している。計算値については、流出角 $\Theta$ を一定とした場合( $\Theta = \beta/2$ )、および前述の繰返し計算より得られた値を用いた場合( $\Theta \neq \beta/2$ )の結果を示している。

Fig.3より、 $\Theta$ を一定とした場合の計算は概して過小評価された値を与えること、 $Y'$ については実験値は両計算値のほぼ中間にあることが分かる。 $\Theta$ に対して側壁影響を考慮すると、必ずしも実験値により近い値が得られるとは言えないが、この過小評価された値を概して大きくする方向に作用することは確かである。また、 $\Theta$ に対する側壁影響の考慮は、 $Y'$ と $N'$ の大きさに対して異なった影響を与える。この影響は $Y'$ に対する方が相当に大きい。

#### 3.2 自由渦流出角における比較

$z_0/L$ に対する $\Theta/\beta$ の変化の計算結果をFig.4に示す。ここで $\beta = 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ$ に変化させてある。図中、斜線を付してあるマークは、各 $\beta$ の値に対する $z_0/L$ の限界値を表わす。Fig.4には $\beta$ の正負の状態における $\Theta/\beta$ の値が示してあるが、この差は比較的小さいと見なせる。ただし、この程度の差であっても、Fig.3に見られるごとく $N' \sim \beta$ 曲線に対しては、多少の非対称な影響を及ぼすことがあり得る。

Fig.5に自由渦流出方向の可視化実験の結果の例を示す。実験は石川島播磨重工業(株)・水理実験場で行なわれたものであり、可視化実験の要領は文献5)による。可視化は色素トレーサー法によっており、同図は色素の最も濃い部分を自由渦の渦核の位置と見なし、その平均線を描いたものである。正確な流出角を定めることは困難であり、計算値との直接的な比較はできないが、側壁に接近するに従い流出角は増大するという傾向については両結果は対応している。

### 4. 結 言

斜行する矩形平板翼の自由渦流出角に及ぼす側壁影響、および流体力特性をBollayの翼理論に基づいた計算より検討した。結果は大約以下のとおりである。

(1) 自由渦流出角は翼から側壁までの距離が減少するに従い増加する。この傾向は流れの可視化実験からも、ある程度は確認できる。

(2) 流出角を迎角の1/2の一定値とする計算は、流体力に対し概して過小評価された値を与える。流出角に対し側壁影響を考慮する取扱いは、この過小評価された値を概して増加させる方向に作用する。

(3) 側壁による流出角の増加の程度については、翼前方部を壁面に近づける方向の迎角と、離れる方向の

迎角における差は小さい。ただし、この差はモーメント係数に対して多少の影響を及ぼすことがあり得る。

本報告を終えるに当たり、ご援助をいただいた石川島播磨重工業(株)技術研究所の関係各位に心から感謝の意を表します。また、本稿の作成にご協力いただいた埼玉大学工学部佐々木俊技官に厚くお礼を申し上げます。

参 考 文 献

- 1) W. Bolly : A Non-linear Wing Theory and its Application to Rectangular Wings of Small Aspect Ratio, Z.A.M.M., Vol.19, No.1, pp.21-35, 1939
- 2) 井上正祐, 貴島勝郎 : 狭水路において斜行する矩形平板に働く力の計算, 西部造船会会報, 第39号, pp.109-123, 1970
- 3) 湯室彰規 : 浅水域における船体操縦微係数の推定法に関する一検討, 石川島播磨技報, 第24巻, 第4号, pp.244-250, 1984
- 4) 湯室彰規 : 操縦流体力における2船間干渉に関する近似計算(続報), 関西造船協会誌, 第216巻, pp.185-194, 1991
- 5) 湯室彰規 : 斜航船体まわりの流れに及ぼす浅水影響に関する一実験, 流れの可視化, Vol.9, No.34, pp.169-174, 1989

Table 1 Principal dimension of flat plate wing

|                   |        |
|-------------------|--------|
| L (m)             | 1.200  |
| B (m)             | 0.0120 |
| d (m)             | 0.0720 |
| L/B               | 100    |
| $\Lambda (=2d/L)$ | 0.120  |

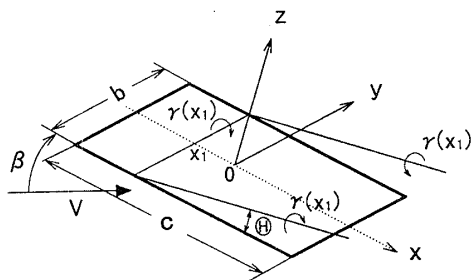


Fig.1 Coordinate system and flat plate wing in unrestricted water

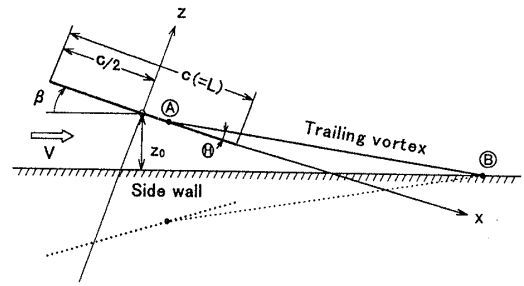


Fig.2 Flat plate wing in proximity of wall

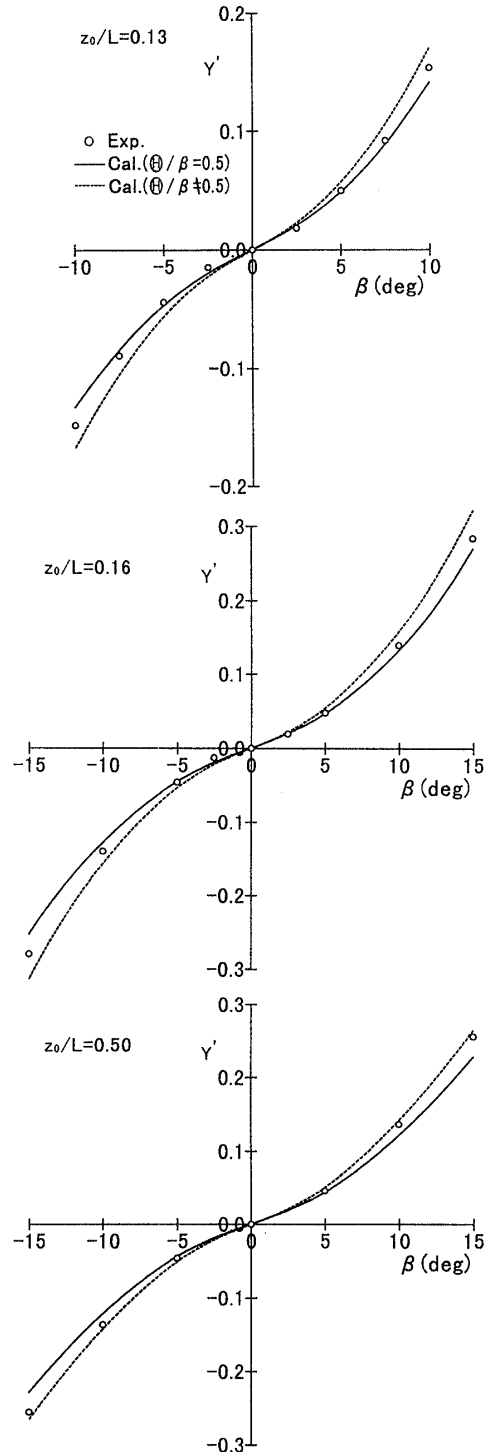


Fig.3(a) Influence of wall position ratio on lateral force coefficient

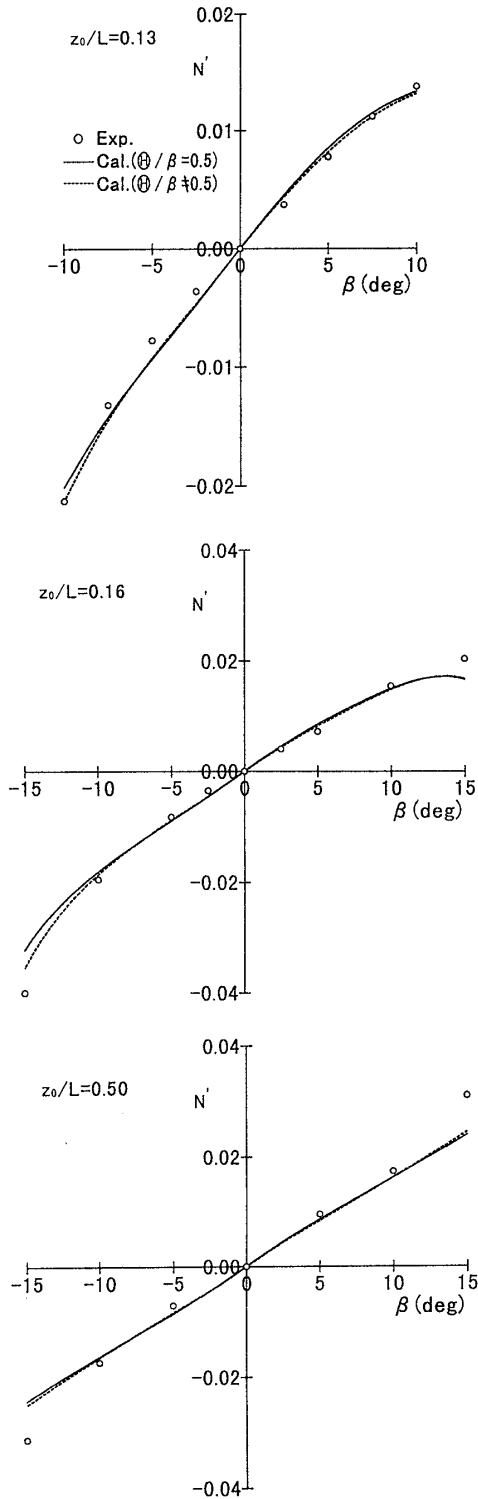


Fig.3(b) Influence of wall position ratio on yaw moment coefficient

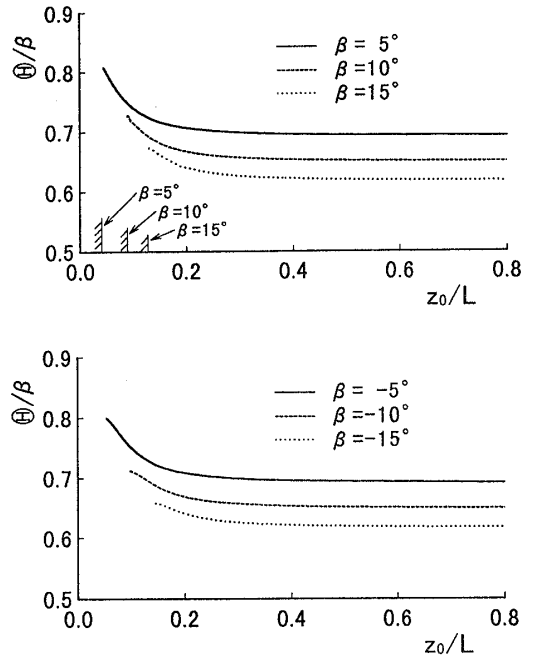


Fig.4 Variation of trailing vortex shedding angle with wall position ratio

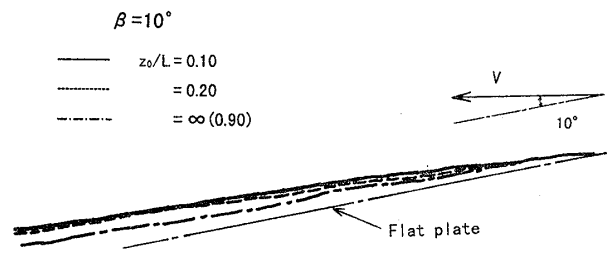


Fig.5 Experimental results for trajectory of trailing vortex core