K7-22

柔軟構造の翼の空力特性に関する研究

Study on Aerodynamic Characteristics of wing of flexible architecture

○佐々木一馬[1]，　安田邦男[2]
*Kazuma Sasaki[1], Kunio Yasuda[2]

Abstract: The wing of flexible architecture is a wing that causes transformation by the deadweight and aerodynamic force, it was often seen in the wing of high aspect ratio. Transformation of the wing changes a dihedral angle and an angle of attack, and becomes the factor to change the aerodynamic characteristics. In addition, behavior of transformation is different by type of the planform. In this study, how the aerodynamic characteristics of the wing change with transformation is calculated using the 3-dimensional lifting surface theory.

１．はじめに

柔軟構造の翼とは，自重や空気力により変形を起こす翼のことであり，グライダーや長期滞在型無人機で利用される高アスペクト比の翼でよく見られる．翼に変形が生じると，上反角や迎角が変化し，空力特性を変化させる要因になる．また，翼の平面形によって変形の生じ方は異なるとも考えられる．

本研究では，そのような変形に伴い翼の空力特性がどのように変化するのかを，３次元揚力面理論により計算する．

２．理論

３次元揚力面理論を用いて，変形を考慮した翼の空気力を算出するための計算式を導出する．

２.１　翼素上の代表点の位置

翼を N 個の翼素に分割し，各翼素に馬蹄渦を Figure1 のように配置させる．また，代表的な翼素を Figure2 に示す．馬蹄渦は束縛渦と 2 本の半無限の後流渦で形成される．束縛渦は前縁から 1 / 4 翼弦長に位置し，後流渦は一様流に平行で無限後方まで延びる．これらの渦による循環強さ $\varGamma$ は各馬蹄渦要素に対して一定である．各翼素に代表点を定め，馬蹄渦が代表点に誘導する速度を Biot-Savart の法則から計算する．束縛渦から代表点までの距離を x とすると，誘速度と一様流との速度の釣合いから，迎角 α のとき次式のように表される．

$$x = \frac{\varGamma}{2\pi V\alpha} \tag{1}$$

本研究では，揚力面理論を任意の翼型で用いる．その為，前縁から代表点までの位置 $x_{\mathrm{C.P}}$ は，式(1)と任意の翼型の 2 次元揚力傾斜 a_0 を用いて次式のように表す．

$$x_{\mathrm{C.P}} = \frac{c_0}{4} + x = \frac{c_0}{4} + \frac{a_0 c_0}{4\pi} \tag{2}$$

ここで，c_0 は代表点での翼弦長である．

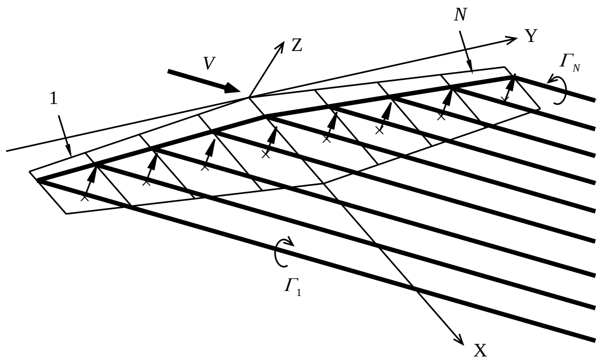


Figure 1. Wing and Horseshoe Vortex

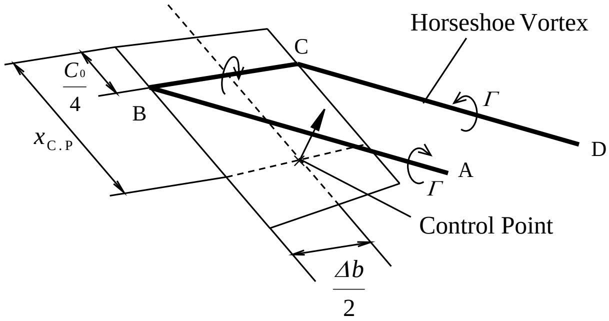


Figure 2. Blade Element

２.２　翼素及び馬蹄渦の座標

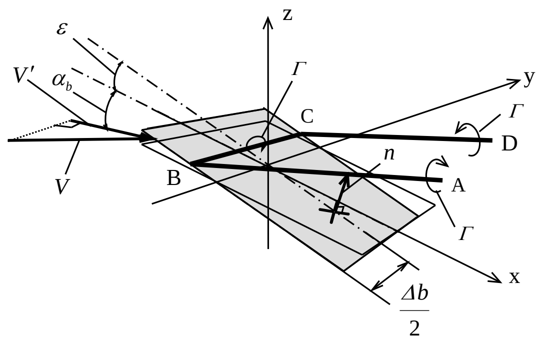
翼素の座標系 $(\mathrm{x,y,z})$ は，Figure3(a)のように翼素の翼弦方向に x 軸，弾性軸に y 軸，翼素の法線方向に z 軸をとる．振り変形は，y 軸周りに振り角 ε で回転させて表し，曲げ変形は x 軸周りに γ 回転させ，Z 軸座標での変位 w_z として表す．曲げと振りにより変化した翼素の座標系は $(\mathrm{x',y',z'})$ と置く．x 軸周りの回転の座標変換行列を $\boldsymbol{R}_x$，y 軸周りの回転の座標変換行列を $\boldsymbol{R}_y$ とすると，Figure3(b)にある翼の座標系 $(\mathrm{X,Y,Z})$ は次式のように表される．

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ y_0 \\ w_z \end{pmatrix} + \boldsymbol{R}_x \boldsymbol{R}_y \begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} \tag{3}$$

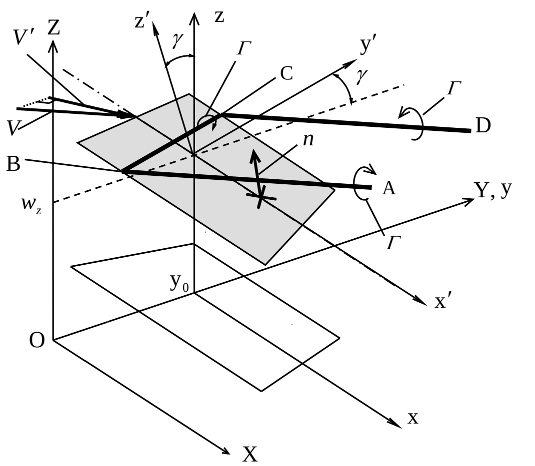
１：日大理工・院（前）・航宇　２：日大理工・教員・航宇

馬蹄渦を形成する，一様流に平行な後流渦の無限後方にある点 A の座標は，AB 間の長さを x_∞ とすると次式のように表される．

$$\begin{pmatrix} x_{\mathrm{A}} \\ y_{\mathrm{A}} \\ z_{\mathrm{A}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_\infty \cos\alpha - x_B \\ y_B \\ x_\infty \sin\alpha + z_B \end{pmatrix} \tag{4}$$



(a) Twist of blade element



(b) Bend of blade element

Figure 3. Coodinate System

２.３ 各翼素の循環強さの算出

揚力面理論における境界条件は，代表点において翼の表面に対する法線方向の速度成分が零でなければならない．馬蹄渦による誘導速度の法線方向速度を $\boldsymbol{v_h}$，一様流速を $\boldsymbol{V}$，翼素の法線方向単位ベクトルを $\boldsymbol{n}$ とすると，境界条件は次式のように表される．

$$\boldsymbol{v_h} + \boldsymbol{V} \cdot \boldsymbol{n} = 0 \tag{5}$$

j 番目の馬蹄渦による i 番目の代表点への誘導速度 $(u,v,w)_{\mathrm{h}\,ij}$ の法線方向成分を，次式のように定める．

$$a_{ij} = (u,v,w)_{\mathrm{h}ij} \cdot \boldsymbol{n_i} \tag{6}$$

境界条件は(5)式は，全ての代表点に関して(6)式を用いて書き換えると次式のように表される．

$$\boldsymbol{v_h} = \boldsymbol{a} \cdot \boldsymbol{\Gamma} = -\boldsymbol{V} \cdot \boldsymbol{n} \tag{7}$$

ここで $\boldsymbol{a}$ は a_{ij} を成分とする正方行列である．(7)式をクラウト法により解き，各代表点の循環強さを求める．

２.４ 空力特性の算出

Kutta-Jukowski の定理から，翼素 j での局所揚力 $\mathrm{d}L_{\mathrm{w}j}$ と局所誘導抗力 $\mathrm{d}D_{\mathrm{w}j}$ を計算する．局所揚力 $\mathrm{d}L_{\mathrm{w}j}$ を求める際は，曲げ変形により角度 γ 傾いた翼素 j に流れる流入速度 V' を用いる．また，局所誘導抗力 $\mathrm{d}D_{\mathrm{w}j}$ を求める為，吹き下ろし $v_{\mathrm{dw}\,j}$ を求める必要がある．吹き降ろしは，馬蹄渦に対して垂直下向きに発生し，1/4 翼弦線上に置かれた点に誘導される．その位置での単位循環強さの馬蹄渦による誘導速度を $(u,v,w)_{\mathrm{dw}ij}$ とし，垂直下向きの成分を次式のように定める．

$$b_{ij} = (u,v,w)_{\mathrm{dw}ij} \cdot \boldsymbol{t_i} \tag{8}$$

ここで $\boldsymbol{t_i}$ は馬蹄渦に対して垂直下向きの単位ベクトルである．この式(8)と，式(7)から得られた循環強さにより，翼素 j の吹き下ろしは次式のように表される．

$$v_{\mathrm{dw}\,j} = \sum_{j=1}^{N} b_{ij} \cdot \Gamma_j \tag{9}$$

これを用いて，局所誘導抗力 $\mathrm{d}D_{\mathrm{w}j}$ を求める．また，有効迎角 α_{ej} は吹き下ろし $v_{\mathrm{dw}\,j}$ と，Figure3(a)に示す幾何迎角 α_b と捩り角 ε_j から次式のように表される．

$$\alpha_{ej} = \alpha_b + \varepsilon_j - \tan^{-1}\frac{v_{\mathrm{dw}\,j}}{V'} \tag{10}$$

有害抗力を D_0 とすると，有効迎角 α_{ej} での翼素 j に作用する揚力 $\mathrm{d}\,L_{\mathrm{F}\,j}$ と抗力 $\mathrm{d}\,D_{\mathrm{F}\,j}$ は次式で表される．

$$\mathrm{d}\,L_{\mathrm{F}\,j} = \mathrm{d}\,L_{\mathrm{w}\,j} - \mathrm{d}\,D_{0j}\sin\phi \tag{11}$$

$$\mathrm{d}\,D_{\mathrm{F}\,j} = \mathrm{d}\,D_{\mathrm{w}\,j} + \mathrm{d}\,D_{0j}\cos\phi \tag{12}$$

これらの局所空気力は，翼素の座標系 $(\mathrm{x}', \mathrm{y}', \mathrm{z}')$ に対するものである．翼の座標系 $(\mathrm{X}, \mathrm{Y}, \mathrm{Z})$ における翼素 j の局所揚力 $\mathrm{d}L_j$ と局所抗力 $\mathrm{d}D_j$ は，垂直上向きの単位ベクトル $\boldsymbol{e}_{\mathrm{V}}$，水平の単位ベクトル $\boldsymbol{e}_{\mathrm{H}}$ を用いて，次式のように表される．

$$\mathrm{d}\,L_j = \mathrm{d}\,L_{\mathrm{F}\,j} \cdot \boldsymbol{e}_{\mathrm{v}} \tag{13}$$

$$\mathrm{d}\,D_j = \mathrm{d}\,D_{\mathrm{F}\,j} \cdot \boldsymbol{e}_{\mathrm{H}} \tag{14}$$

これらの式を用いて，翼全体について積分することで揚力 L，抗力 D を求める．

３． 結論

揚力面理論を用いて変形を考慮した空気力を算出させるための計算式を導出することが出来た．今後はアスペクト比，テーパー比などを考慮させて柔軟構造の翼の空力特性を明らかにする．

４．参考文献

(1) Joseph Katz and Allen Plotkin:
“low speed Aerodynamics”, McGraw-Hill (1991).