K7-17

高アスペクト比柔軟翼の空力特性に関する研究

Study on Aerodynamic Characteristics of High Aspect Ratio Flexible Wing

○佐々木一馬1, 安田邦男2

*Kazuma Sasaki¹, Kunio Yasuda²

Abstract: The flexible wing is a deformable wing by wing weight and aerodynamic force, it is often found the wing of high aspect ratio used in glider and human-powered aircraft. Displacement of wing changes a dihedral angle and angle of attack becomes a factor which changes the aerodynamic characteristic. In addition, by the difference of the geometric elements of the wing planform, deformation is different. In this theme, analyze the aerodynamic characteristics of the susceptible to deformation wing of high aspect ratio, to clarify the effect of deformation is given to the aerodynamic characteristics and the taper ratio is given to the aerodynamic characteristics.

1. はじめに

柔軟翼は、自重や空気力により変形を起こしやすい 翼のことであり、グライダーや人力飛行機で利用され る高アスペクト比の翼でよく見られる. 翼が変形する と、上反角や迎角が変化する為、空力特性に影響を与 える.また、後退角やテーパ比などの翼の平面形の幾 何学的要素の違いにおいても、変形が異ってくると考 えられる.

本研究では、3次元揚力面理論と変形理論を用いて、 変形しやすい高アスペクト比の翼の空力特性を解析し、 変形による影響や、後退角やテーパ比の有無による空 力特性の違いについて明らかにする.

2. 理論

変形理論と3次元揚力面理論を用いて,変形する翼 の空気力を算出する.翼を翼幅方向に翼素に分割し, 翼素は剛体と仮定する.

2.1 翼の変形理論

翼の座標系(X,Y,Z)をFigure1に示す.原点は翼根 断面の弾性軸位置に設定し,翼弦方向をX軸,翼幅方 向をY軸,垂直上方向をZ軸とする.弾性軸はY軸に 平行とし,弾性軸上の翼素中央に節点を設定する.ま た,変形後の各翼素に座標系(x',y',z')を設定する.翼 の変形は曲げと捩りによる静的な弾性変形を考え,各 翼素ごとに変位量,捩り角を求める.片翼をオイラー 梁モデルと考え,変位量は有限要素法を用いて算出す る.翼素間の要素の節点*i*に生じる垂直方向の変位量 を u_i ,剛性マトリクスを k_i ,外力を f_i ,外力モーメン トを m_i ,傾き角を γ_i とすると,要素の節点*i*に関する 剛性方程式は次式のように表される.

$$\boldsymbol{k}_{i} \begin{pmatrix} \boldsymbol{u}_{i} \\ \boldsymbol{\gamma}_{i} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \boldsymbol{f}_{i} \\ \boldsymbol{m}_{i} \end{pmatrix}$$
(1)

1:日大理工・院(前)・航宇 2:日大理工・教員・航宇

式(1)を全ての要素に関して算出し,各マトリクスを 重ね合わせて片翼全体の剛性方程式を求める.方程式 はクラウト法で解き,各翼素の変位量を算出する.

捩り角は梁理論に基づく計算式を用いて算出する. 翼素の弾性軸回りに捩りモーメント $t(\eta)$ が作用している時,翼根から点yの位置にある翼素に生じる捩り角 $\varepsilon(y)$ は,次式のように表せる.

$$\varepsilon(y) = \int_0^l C^{\varepsilon\varepsilon}(y,\eta)t(\eta)d\eta \quad (\eta \ge y) \quad (2)$$

ここで $C^{\varepsilon\varepsilon}(y,\eta)$ は、点 η に作用する単位捩りモーメントが、点yに与える捩り角を表す影響関数であり、捩り剛性*GJ*を用いて次式のように表される.

$$C^{\varepsilon\varepsilon}(y,\eta) = \int_0^y \frac{d\lambda}{GJ}$$
(3)

計算範囲が $(y \ge \eta)$ の場合については、式(3)の積分区 間上の $y \ge \eta$ に置き換えて計算する.

変形後の各翼素の座標は,算出した変位量,翼根の 拘束条件を用いた座標変換により算出する.



Figure 1. Coordinate System

2.2 揚力面理論

2.2.1 馬蹄渦と代表点位置

Figure2に示す翼素に馬蹄渦を配置する.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 Γ 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成分を $(u,v,w)_{hii}$ とすると,次式のように表される.

$$\begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix}_{hij} = \begin{pmatrix} u_{AiBi} + u_{BiBi+1} + u_{Bi+1Ai+1} \\ v_{AiBi} + v_{BiBi+1} + v_{Bi+1Ai+1} \\ w_{AiBi} + w_{BiBi+1} + w_{Bi+1Ai+1} \end{pmatrix}_{ij}$$
(4)

式(4)の各速度成分は、Biot-Savart の法則から算出する. 前縁からの代表点位置 x_{CP} は、2次元揚力傾斜 a_0 、代表点上の翼弦長 c_0 を用いて次式のように表される.

 $x_{\rm C.P.} = \frac{c_0}{4} + \frac{a_0 c_0}{4\pi} \tag{5}$



Figure 2. Blade Element

2.2.2 各翼素の循環強さの算出

場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 v_h 、一様流速をV、翼素の法線方向単位ベクトルをnとすると、境界条件は次式のように表される.

$$\boldsymbol{v}_h + \boldsymbol{V} \cdot \boldsymbol{n} = 0 \tag{6}$$

翼素 *j*の単位循環強さの馬蹄渦が, 翼素 *i*の代表点へ誘 導する速度の法線方向成分 *a_{ij}*を, 次式のように定める.

$$\boldsymbol{a}_{i\,j} = \left(\boldsymbol{u}, \boldsymbol{v}, \boldsymbol{w}\right)_{\mathrm{h}i\,j} \cdot \boldsymbol{n}_{i} \tag{7}$$

境界条件の式(6)は、全ての代表点に関して式(7) を用いて書き換えると、次式のように表される.

$$\boldsymbol{v}_h = \boldsymbol{a} \cdot \boldsymbol{\Gamma} = -\boldsymbol{V} \cdot \boldsymbol{n}_i \tag{8}$$

a は *a_{ij}* を成分とする正方行列である.式(8)をクラウト法により解き,各代表点の循環強さを求める.

2.2.3 空力特性の算出

翼素 j に生じる局所揚力 dL'_j と局所誘導抗力 dD'_j を求める為, 有効迎角 α_{ej} と吹き下ろし v_{dwj} を求める.

有効迎角 α_{ej} は局所流入速度 V_j' ,吹き下ろし $v_{\mathrm{dw}j}$,幾 何迎角 α_j' ,捩り角 ε_j を用いて次式のように表される.

$$\alpha_{ej} = \alpha'_j + \varepsilon_j - \tan^{-1} \frac{\nu_{dwj}}{V'_i}$$
(9)

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 $(u,v,w)_{dwij}$ とし、垂直下向き成分を次式のように定める.

$$b_{ij} = (u, v, w)_{\mathrm{dw}\,ij} \cdot t_i \tag{10}$$

ここで、 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.式(10)と循環強さにより、翼素iの吹き下 ろしは次式のように表される.

$$v_{\rm dwi} = \sum_{j=1}^{N} b_{ij} \cdot \Gamma_j \tag{11}$$

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d $L_{\rm Fj}$ と抗力d $D_{\rm Fj}$ は次式で表される.

$$dL_{\mathrm{F}i} = dL_i' - dD_{0i}\sin\phi \qquad (12)$$

$$\mathrm{d}D_{\mathrm{E}i} = \mathrm{d}D'_i + \mathrm{d}D_{0i}\cos\phi \tag{13}$$

これらの局所空気力は、翼素の座標系(x',y',z')に対す るものである. 翼の座標系(X,Y,Z)に対する翼素 jの 局所揚力 dL_j と局所抗力 dD_j は、一様流ベクトルに垂 直上向きの単位ベクトル e_V 、水平の単位ベクトル e_H 、 局所流ベクトルに垂直上向きの単位ベクトル e'_V 、水平 の単位ベクトル e'_H を用いて、次式のように表される.

$$\mathbf{d}L_{i} = \mathbf{d}L_{\mathrm{F}i} \cdot \boldsymbol{e}_{\mathrm{v}}' \cdot \boldsymbol{e}_{\mathrm{v}}$$
(14)

$$\mathrm{d}D_{i} = \mathrm{d}D_{\mathrm{F}i} \cdot \boldsymbol{e}_{\mathrm{H}}' \cdot \boldsymbol{e}_{\mathrm{H}}$$
(15)

翼全体に作用する揚力*L*と抗力*D*は,式(14),式(15)を用いて次式のように表される.

$$L = \sum_{j=1}^{N} \mathrm{d}L_j \tag{16}$$

$$D = \sum_{j=1}^{N} \mathrm{d}D_j \tag{17}$$

3. 結論

変形理論と揚力面理論を用いて、変形を考慮したテ ーパ翼の空気力を算出する為の計算式を導出すること が出来た.今後は計算条件を設定して解析を行ってい く.

- 4. 参考文献
- (1) Joseph Katz and Allen Plotkin (1991)
 - : Low speed Aerodynamics, McGraw-Hill
- (2) Bisplinghooff et al (1957)
 - : Aeloelasticity, Addison-Wesley