

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

○上杉宏樹¹, 安田邦男²
*Hiroki Uesugi¹, Kunio Yasuda²

Abstract: The wing of the flexible architecture is a wing that easily causes displacement and the transformation by the aerodynamic force and the deadweight. Displacement and the transformation of the wing bring the change in the dihedral angle and the change in the angle of attack, and become factors to change the aerodynamic characteristic. In this theme, how the aerodynamic characteristic changes displacing and transforming the wing is calculated by the lifting surface theory.

1. はじめに

柔軟構造の翼とは、空気力や自重により容易に変位や変形を起こす翼のことである。その翼の変位や変形は、上反角の変化や迎角の変化をもたらす、空力特性を変化させる要因になる。本テーマでは、そのような翼の変位や変形に伴い空力特性が、どのように変化するかを 3次元揚力面理論により計算する。

2. 理論

柔軟構造の翼の空気力の計算には、変位や変形を考慮した計算式が必要である。したがって、3次元の揚力面理論を用いて空気力を算出する。翼の座標系は、Figure1 に示すように変位や変形前の翼弦方向に X 軸をとり、弾性軸に Y 軸、上方向に Z 軸とする。翼を翼幅方向に N 個の翼素に分割し、翼幅方向に番号を $j=1, \dots, N$ と付ける。

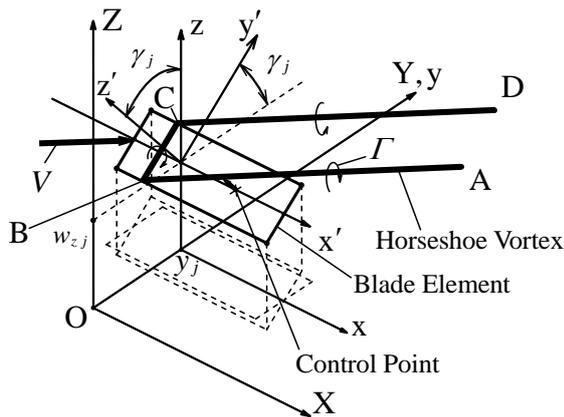


Figure1. Blade Element In Wing Coordinate System

2. 1 馬蹄渦による誘導速度

馬蹄渦は、Figure1 のように各翼素に発生する束縛渦と 2 本の後流渦から形成される。束縛渦は、翼の 1/4 翼弦線に固定されており、後流渦は、1/4 翼弦線から一様流と平行に無限後方まで延びる。渦の循環強さ

Γ は、各馬蹄渦要素に対して一定である。馬蹄渦が代表点に誘導する速度は、Biot-Savart の法則から計算する。なお代表点の位置は、捩りがない翼の場合、前縁から次式の長さの位置に配置する。

$$x_{c,p} = \frac{c}{4} + \frac{a_0 c}{4\pi} \quad (1)$$

ここで、 c は翼弦長であり、 a_0 は 2次元揚力傾斜である。

2. 2 翼素の座標系

翼に曲げ変位 w_z が生じた場合の翼素の座標系を考える。変位や変形前の翼素の座標系は、翼弦方向に x 軸、弾性軸方向に y 軸、法線方向に z 軸とする。曲げにより、翼素の座標系は Figure1 のように x 軸周りに回転角 γ_j で変形し、Z 軸座標 $w_{z,j}$ に変位する。この曲げによる変位や変形後の座標系を (x', y', z') とする。回転角 γ_j は、次式のように表される。

$$\gamma_j = \tan^{-1} \frac{\Delta w_z}{\Delta b} \quad (2)$$

ここで Δb は、翼素の翼幅である。

変形による座標変換は、曲げ変形による x 軸周りの回転 R_x と捩り変形による y 軸周りの回転 R_y が、翼素に生じると考える。このとき翼素上にある点 p_j は、変位や変形により翼の座標系の点 $p_{T,j}$ となり、その値は次式のように表される。

$$p_{T,j} = w_{dp,j} + R_{x,j} R_{y,j} p_j \quad (3)$$

ここで翼素の座標系の原点の位置 $w_{dp,j}$ は、j 番目の代表点における曲げ変位 $w_{z,j}$ と、変位や変形前の翼幅方向位置 y_j により次式のように表される。

$$w_{dp,j} = \begin{pmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{pmatrix}_j = \begin{pmatrix} 0 \\ y_j \\ w_{z,j} \end{pmatrix} \quad (4)$$

Figure2 における翼素上にある点 B, C, E, F, G, H, 及び代表点は、式(3)を用いて計算される。一方点 A,

1 : 日大理工・院 (前)・航宇 2 : 日大理工・教員・航宇

D は、後流渦の無限後方にある点であり、後流渦の方向は一樣流と平行である。したがって、点 A から点 B までの長さが x_∞ とすると、点 A の座標 (x_A, y_A, z_A) は、次式のように表される。

$$\begin{pmatrix} x_A \\ y_A \\ z_A \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_\infty \cos \alpha - x_B \\ y_B \\ x_\infty \sin \alpha + z_B \end{pmatrix} \quad (5)$$

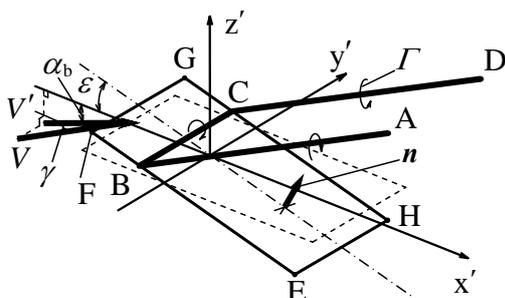


Figure2. Coordinate System Of Blade Element

2. 3 各パネルの循環強さの算出

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は、零でなくてはならない。法線方向速度における馬蹄渦による誘導速度を \mathbf{v}_h 、一樣流の速度を $\mathbf{V}(u_\infty, v_\infty, w_\infty)$ とすると、境界条件は、次式のように表される。

$$\mathbf{v}_h + \mathbf{V} \cdot \mathbf{n} = 0 \quad (6)$$

ここで \mathbf{n} は、翼表面の法線方向の単位ベクトルである。 j 番目の単位循環強さの馬蹄渦による、 i 番目の代表点への誘導速度 $(u, v, w)_{hij}$ の法線方向成分を、次式のように定める。

$$a_{ij} = (u, v, w)_{hij} \cdot \mathbf{n}_i \quad (7)$$

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

$$\mathbf{v}_h = \mathbf{a} \cdot \boldsymbol{\Gamma} = -\mathbf{V} \cdot \mathbf{n} \quad (8)$$

ここで行列 \mathbf{a} は a_{ij} を成分とする正則行列である。式(8)をクラウト法によって解き、各代表点の循環強さ $\boldsymbol{\Gamma}$ を求める。

2. 4 空力特性の算出

Kutta-Joukowski の定理より、翼素 j での局所揚力 dL_{w_j} と局所誘導抗力 $dD_{w_{ij}}$ を計算する。翼素 j は、曲げ変形により角度 γ_j だけ傾いている。一樣流は、翼素に対して翼幅方向の速度成分があり、それらを除外することで、翼素の局所揚力、局所抗力を求める。

吹き下ろしは、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。単位循環強さの馬蹄渦による誘導速度 $(u, v, w)_{dwi_j}$ を用いて、影響係数を次式のように定める。

$$b_{ij} = (u, v, w)_{dwi_j} \cdot \mathbf{t}_i \quad (9)$$

ここで \mathbf{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。各翼素の吹き下ろし \mathbf{v}_{dw} は、 b_{ij} を成分とする正則行列 \mathbf{b} により次式のように表される。

$$\mathbf{v}_{dw} = \mathbf{b} \cdot \boldsymbol{\Gamma} \quad (10)$$

一樣流 \mathbf{V} は、Figure2 のように曲げ変形による翼幅方向に流れる成分がある。そのため翼素 j での有効迎角 α_{e_j} を求めるには、一樣流及び吹き下ろしの翼幅方向成分を除いた速度が必要となる。翼素の座標系の単位ベクトルを用いることによりこの翼幅方向成分を除いた速度ベクトルが求まる。翼素に作用する局所流 \mathbf{V}_j'' は、翼幅方向成分を除いた一樣流 \mathbf{V}_j' と吹き下ろし \mathbf{v}_{dw_j} の速度ベクトルの和であり、次式のように表される。

$$\mathbf{V}_j'' = \mathbf{V}_j' + \mathbf{v}_{dw_j} \quad (11)$$

翼素の座標 x' 軸に対する幾何迎角 α_b は、一樣流 \mathbf{V}' の速度ベクトルと x' 軸の単位ベクトル $\mathbf{e}_{x'}$ により求め、吹き下ろしによる誘導流入角 ϕ は、一樣流 \mathbf{V}' と局所流 \mathbf{V}'' により求める。したがって有効迎角 α_{e_j} は、次式のように表される。

$$\alpha_{e_j} = \alpha_b + \varepsilon_j - \phi \quad (12)$$

これにより、有害抗力を D_0 とすると一つの翼素 j に作用する揚力 dL_{F_j} と抗力 dD_{F_j} は次式のように表される。

$$dL_{F_j} = dL_{w_j} - dD_0 \sin \phi \quad (13)$$

$$dD_{F_j} = dD_{w_{ij}} + dD_0 \cos \phi \quad (14)$$

ただし、式(13)、(14)における空気力のベクトルは、一樣流 \mathbf{V}' に対するものであり、一樣流 \mathbf{V} に対するベクトルではない。したがって、翼の座標系での一樣流に垂直上向きの単位ベクトル \mathbf{e}_L と、水平の単位ベクトル \mathbf{e}_D により、局所揚力 dL_j と局所抗力 dD_j は、ベクトルで次式のように表される。

$$dL_j = dL_{F_j} \cdot \mathbf{e}_L \quad (15)$$

$$dD_j = dD_{F_j} \cdot \mathbf{e}_D \quad (16)$$

また、 $-Y$ 軸方向の単位ベクトル \mathbf{e}_T により次の横力が作用する。

$$dT_j = dL_{F_j} \cdot \mathbf{e}_T + dD_{F_j} \cdot \mathbf{e}_T \quad (17)$$

3. 結論

柔軟な構造の翼の空気力を解析するための揚力面理論を用いた計算式が導出することができた。これにより局所力を計算し、変位や変形を計算することができる。変位や変形が収束するまで繰り返し計算を行うことで、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)