

K7-17

地面効果内における高アスペクト比柔軟翼の空力特性  
The Aerodynamic Characteristic of high aspect ratio flexible wings in ground effect

○上杉宏樹<sup>1</sup>, 安田邦男<sup>2</sup>

\*Hiroki UESUGI<sup>1</sup>, Kunio YASUDA<sup>2</sup>

Abstract: With the wing of flexible structure of a high aspect ratio, such as a human-powered aircraft and a glider, displacement is easily caused by air power or prudence. Displacement of wings changes a dihedral angle and an angle of attack, and becomes a factor which changes the aerodynamic characteristic. In this theme, how displacement of such a wing influence the aerodynamic characteristic is calculated by a three dimensional lifting surface theory. Since the case where a human-powered aircraft flies near the ground is greatly considered, a wing-in-ground-effect is taken into consideration in this research.

1. はじめに

人力飛行機やグライダーなどの高アスペクト比の柔軟な構造の翼では、空気力や自重により容易に変位を起こす。翼の変位により、上反角や迎角は変化し、空力特性を変化させる要因になる。

本研究では、そのような翼の変位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。人力飛行機は、地面付近を飛行する場合は大いに考えられるため地面効果も考慮する。

2. 理論

3次元揚力面理論では、変形理論により求めた変位、回転角の影響を式中に導入することで変形理論との反復計算に対応させる。

Figure1 に示すように翼の座標系は、地面座標系 (X, Y, Z) に対し、高度  $h$  に変形前の翼弦方向に  $x$  軸をとり、弾性軸に  $y$  軸、上方向に  $z$  軸をとる。翼を翼幅方向に二つの節点を持つ  $N$  個の翼素に分割し、翼幅方向に番号を  $i=1, \dots, N$  と付ける。

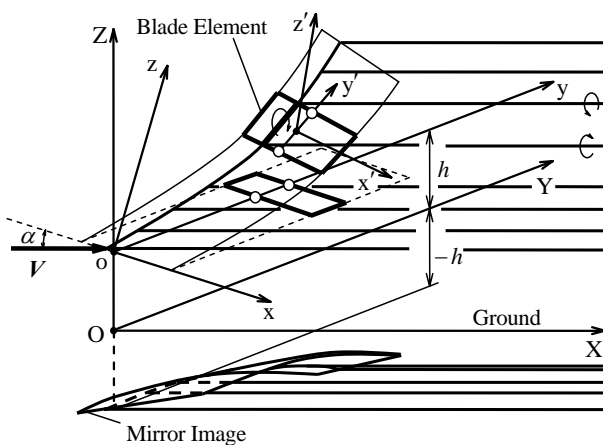


Figure1. Coordinate System

2.1 馬蹄渦による誘導速度

馬蹄渦は、Figure2 のように束縛渦と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  $\Gamma$  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 の法則より計算する。なお代表点の位置は、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。

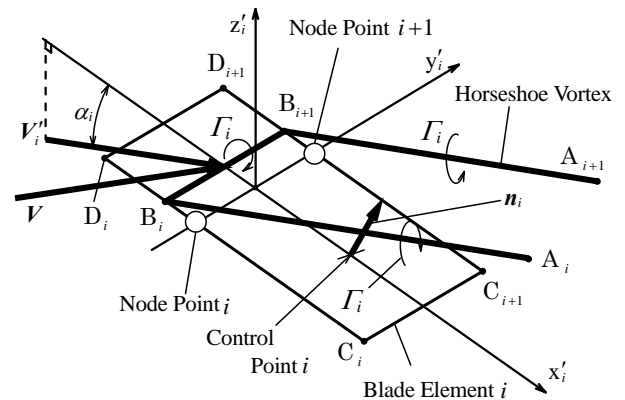


Figure2. Blade Element

2.2 翼素、馬蹄渦の構成

翼に変位、回転角が生じたときの翼素と馬蹄渦を構成する各点  $p_i$  の配置を求める。変形理論で求めた回転角  $\theta_i$  による翼素の座標系  $(x', y', z')$  から翼の座標系  $(x, y, z)$  への座標変換マトリクス  $T'_i$ 、変位  $\delta_i$  により翼素の座標系にある各点  $p'_i$  は、翼の座標系  $(x, y, z)$  において次式のように表される。

$$p_i = \delta_i + T'_i p'_i \quad (2)$$

式(2)における各点  $p_i$  は、迎角  $\alpha$  による座標変換行列  $T$ 、高度  $h$  により、地面座標系  $(X, Y, Z)$  において次

式のように表される。

$$\mathbf{P}_i = (0, 0, h)^T + \mathbf{T}p_i \quad (3)$$

Figure2 における点 A は、後流渦の無限後方にある点であり、後流渦の方向は一様流と平行である。したがって点 A から点 B までの無限大長さ  $x_\infty$ 、地面座標系  $(X, Y, Z)$  における点 B の座標  $\mathbf{P}_{Bi}$  により、点 A の座標  $\mathbf{P}_{Ai}$  は、次式のように表される。

$$\mathbf{P}_{Ai} = (x_\infty, 0, 0) + \mathbf{P}_{Bi} \quad (4)$$

### 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  $\mathbf{v}_h$ 、一様流の速度を  $\mathbf{V}(u_\infty, v_\infty, w_\infty)$  とすると、境界条件は、次式のように表される。

$$\mathbf{v}_h + \mathbf{V} \cdot \mathbf{n} = 0 \quad (5)$$

ここで  $\mathbf{n}$  は、翼表面の法線方向の単位ベクトルである。単位循環強さの馬蹄渦により誘導される速度の法線方向成分を次式のように定める。

$$a_{ij} = (u, v, w)_{hij} \cdot \mathbf{n}_i \quad (6)$$

境界条件の式(5)は、全ての代表点に関して式(6)により書き換えると次式のように表される。

$$\mathbf{v}_h = \mathbf{a} \cdot \mathbf{\Gamma} = -\mathbf{V} \cdot \mathbf{n} \quad (7)$$

ここで行列  $\mathbf{a}$  は影響関数  $a_{ij}$  を成分とする正則行列である。式(7)をクラウト法によって解き、各代表点の循環強さ  $\Gamma_j$  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  $dL_{wj}$  と局所誘導抗力  $dD_{wi j}$  を計算する。翼素の流入速度ベクトルや吹き下ろしは、回転角  $\theta_j$  によって翼素に対して翼幅方向の速度成分をもつ。それらを除外することにより、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、前縁から 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  $(u, v, w)_{dwij}$  を用いて、影響係数を次式のように定める。

$$b_{ij} = (u, v, w)_{dwij} \cdot \mathbf{t}_i \quad (8)$$

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。

$$\mathbf{v}_{dw} = \mathbf{b} \cdot \mathbf{\Gamma} \quad (9)$$

翼素に作用する局所流  $\mathbf{V}_j''$  は、翼幅方向成分を除いた流入速度  $\mathbf{V}_j'$  と吹き下ろし  $\mathbf{v}_{dw j}$  の速度ベクトルの和であるので、次式のように表される。

$$\mathbf{V}_j'' = \mathbf{V}_j' + \mathbf{v}_{dw j} \quad (10)$$

吹き下ろしによる誘導流入角  $\phi_j$  を、流入速度  $\mathbf{V}'$  と局所流  $\mathbf{V}''$  により求め、翼素の有効迎角  $\alpha_{ej}$  は、次式のように表される。

$$\alpha_{ej} = \alpha - \phi_j \quad (11)$$

これにより有害抗力を  $D_0$  とすると、一つの翼素  $j$  に作用する揚力ベクトル  $d\mathbf{L}_{Fj}$ 、抗力ベクトル  $d\mathbf{D}_{Fj}$  は、流入速度  $\mathbf{V}_j'$  に垂直上向きの単位ベクトル  $\mathbf{e}_L$  と平行の単位ベクトル  $\mathbf{e}_D$  により次式のように表される。

$$d\mathbf{L}_{Fj} = (dL_{wj} - dD_{0j} \sin \phi) \cdot \mathbf{e}_L \quad (12)$$

$$d\mathbf{D}_{Fj} = (dD_{wi j} + dD_{0j} \cos \phi) \cdot \mathbf{e}_D \quad (13)$$

翼の座標系  $(x, y, z)$  での一様流  $\mathbf{V}$  に垂直上向きの単位ベクトル  $\mathbf{e}_L$  と平行の単位ベクトル  $\mathbf{e}_D$  により局所揚力  $d\mathbf{L}_j$  と局所抗力  $d\mathbf{D}_j$  は、次式のように表される。

$$d\mathbf{L}_j = (d\mathbf{L}_{Fj} \cdot \mathbf{e}_L) \cdot \mathbf{e}_L \quad (14)$$

$$d\mathbf{D}_j = (d\mathbf{D}_{Fj} \cdot \mathbf{e}_D) \cdot \mathbf{e}_D \quad (15)$$

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

$$d\mathbf{S}_j = (d\mathbf{L}_{Fj} \cdot \mathbf{e}_S) \cdot \mathbf{e}_S + (d\mathbf{D}_{Fj} \cdot \mathbf{e}_S) \cdot \mathbf{e}_S \quad (16)$$

### 2.5 地面効果

翼が地面付近に近づいた場合、翼の吹き下ろしが境界面に遮られ、境界条件が変化する。その地面の干渉によって翼の境界条件は、Figure1 のような地面である  $X-Y$  平面を対称とした鏡像の作り出す馬蹄渦の影響を受けることと同等となる。

地面効果を考慮する場合、式(6)、(8)における影響関数が、鏡像の作り出す単位循環強さの馬蹄渦による誘導速度  $(u, v, w)_{hl ij}$ 、及び  $(u, v, w)_{dwl ij}$  によって次式のように書き換えられる。

$$a_{ij} = (u, v, w)_{hij} \cdot \mathbf{n}_i + (u, v, w)_{hl ij} \cdot \mathbf{n}_i \quad (17)$$

$$b_{ij} = (u, v, w)_{dwij} \cdot \mathbf{t}_i + (u, v, w)_{dwl ij} \cdot \mathbf{t}_i \quad (18)$$

これらの影響関数を用いることで、地面効果時の空力特性を算出することができる。

### 3. 結論

柔軟な構造の翼の空気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)