

## 振動する2枚の翼の相互干渉によるホバリング揚力の生成について

磯貝 紘二\* 新本 康久\*

## On Generation of Hovering Force by Mutual Interactions of Oscillating Tandem Airfoils

by

Koji Isogai and Yasuhisa Shinmoto  
Department of Aeronautics and Astronautics, Kyushu University

## ABSTRACT

In order to investigate the mechanism of hovering flight of a dragonfly, the numerical simulations of the unsteady viscous flows around a tandem airfoils oscillating in still-air have been performed by using a 2D Navier-Stokes code. In comparison between the result obtained for the tandem airfoils and that obtained for the single foreairfoil (or hindairfoil), the role of the mutual interactions between the fore- and the hind-airfoils in generating the mean aerodynamic force acting in the direction of the stroke-plane, which is indispensable to keep the body axis of the dragonfly horizontal, has been investigated. It has been disclosed that such mean aerodynamic force is generated entirely by the mutual interactions between the fore- and the hind-airfoils. Some additional numerical simulations and discussions are also presented to explain why a true hover-fly that has, in contrast with a dragonfly, only a pair of wings can hover by keeping its body axis almost horizontal.

## 1. はじめに

トンボは機軸 (body axis) をほぼ水平に保った状態でホバ一することができる。どのようなメカニズムでこのようなことが可能なのか、過去に多くの実験的<sup>1)</sup>、2)あるいは理論的<sup>3)</sup>、4)、5)な研究が行われてきたにもかかわらず十分に解明されたとは言えない。例えば、Savage<sup>3)</sup>はNorberg<sup>6)</sup>がおこなったホバリング中のトンボ (学名: *Aeschna juncea*) についての観察結果から、羽の打ち降ろし (down stroke) のときは翼弦線 (chord-line) がほぼ水平で、打ち上げ (up-stroke) のときは翼弦線がほぼ垂直になっている点に着目し、打ち降ろしの下限で翼の傾きが水平から垂直に急激に変わる過程 (supination) および打ち上げの上限で翼の傾きが垂直から水平に急激に変わる過程 (pronation) の各々で、強い渦が生成され、この渦の作用によってホバ一に必要な力が生成されると考えた。この考えのもとに、単独の翼 (2枚の翼の相互作用を無視した) についてのポテンシャル理論を展開し、下降過程で翼の上面に生成される前縁剥離渦による吸引力および supination の過程で生成される前縁吸引力と後縁剥離渦による吸引力が、ホバ一のための揚力に対する主要な寄与であることを示した。しかしながら、彼等の理論計算では1サイクル間の翼の運動を各々 scull, pause, supination, pronation<sup>3)</sup>といったような幾つかの過程に分解し、それぞれの過程を独立として別々に非定常空気力を推定し、それらを単純に足し合わせて1サイクル間のホバ一力を計算したもので、全体の流れ場を1サイクルの全体にわたって連続的に計算したのではなく

各過程で形成された渦の相互干渉や非定常流れ場の履歴は無視されており、振動する単独の翼の非定常計算としても、極めて不完全なものである。一方、Gustafson 等<sup>4)</sup>、5)は単独翼のホバ一モード<sup>4)</sup>について、非圧縮性ナビエ・ストークス方程式を用いた数値シミュレーションを行い、計算と同じ条件下で行った実験において得られた渦のパターンの可視化結果や空気力の測定値を、再現出来ることを示した。しかしながら、Gustafsonも述べているように、これらの計算は単独翼の計算であること、また翼の振動モードそのものがトンボの翼の羽ばたきのモードを厳密に再現したものでは無いこと、等によりトンボのホバ一メカニズムを十分に説明するものとはなっていない。

一方、トンボの飛行について興味深い実験結果が Soms & Marvin<sup>1)</sup>によって報告されている。彼等は捕獲したトンボ (*Libellula luctuosa*) を、天秤に固定し (従って、これは必ずしもホバ一の状態を再現したものではない)、羽ばたきによる力の計測を行うと共に、流れの可視化を行った。この結果、瞬間的には自重の10~20倍の揚力が発生し、時間に関する平均揚力も自重の約2倍に達することを示した。また、振動する2枚の翼周りの流れの可視化から、前翼 (forewing) と後翼 (hindwing) のそれぞれの運動によって生成された渦が相互に干渉していることが観察された。しかしながら、渦の相互干渉の詳細やそれらの揚力との関連等は今後の課題とされた。

このように、トンボのホバリングのメカニズムについて、実験による観察によれば、前翼と後翼の間の空力的な相互干渉が重要な役割を演じているらしいことが指摘されてい

\* 九州大学工学部

るにもかかわらず、理論的には2枚の翼の相互干渉を無視した、1枚の翼のみに注目した計算が行われているのが、現状である。また、Savage<sup>3)</sup>やGustafson等<sup>4)</sup>が主張するように、もしトンボのホバリングが一枚の翼のみに注目した議論で説明がつくのであれば、何故現実のトンボは2対の羽を持つのか(しかも、前翼の振動と後翼の振動の間には一定の位相差のあることが、観察されている、つまり、この位相差には十分な意味があり、このことは2枚の翼の間の空力干渉の重要性を示唆するものではないかと思われる)という疑問に答えていないことになる。

筆者の知る限りでは、トンボのホバリングに関して、2対の翼の空力的な相互干渉を考慮した解析あるいは数値シミュレーションはまだ報告されていない。(Azuma等<sup>7)</sup>は、一定の前進速度を伴ったトンボの飛行について2対の翼の相互干渉や3次元効果を考慮したポテンシャル理論(Local Circulation Method)による解析を行なっている。しかし、これらの解析は(大規模な剥離渦を伴った非定常流れである)静止空気中でのホバリング飛行には適用できない。)そこで、本報告では、静止空気中で振動する2枚の平板翼まわりの非定常粘性流をナビエ・ストークス方程式を用いた数値計算によって解析し、2枚翼の相互干渉がホバリングのための空力力の生成においてどのような役割を演じているかを明らかにする予定である。結論的には、トンボが機軸を水平に保ってホバできるためには、2枚の翼の相互干渉が本質的な役割を演じていることが示される。また、もしトンボのホバリング飛行において、2対の翼の相互干渉が本質的に重要であるなら、何故1対の翼のみを持ち、しかも機軸を水平に保ってホバできるアブの仲間(True Hover-Fly<sup>8)</sup>)が存在するのか、という新たな疑問が生じるが、この疑問にも答える予定である。

## 2. 解析法

今回は、トンボの羽のある代表的なスパン位置における翼断面の運動に注目して、2次元の問題として取り扱う。図1に座標軸と力の定義を示す。まず、Y軸をflapping運動(上下振動)の方向(stroke plane)にとり、これと右手系をなすように(直角に)X軸をとる。前翼(foreairfoil)と後翼(hindairfoil)は共にY軸に沿う上下振動と(上下振動に対して90度位相の進んだ)ピッチング振動の連成した運動(羽ばたき運動)を行っているとする。(上下振動とピッチング振動の位相差が90°であることは、Azuma等<sup>7)</sup>の観察結果による。ただし、この観察は前進速度のある場合について行われたものであるが、位相差90°と云う値は飛行速度に殆ど依存しないことが指摘されている。)また、トンボの飛行の観察によれば、後翼のflapping運動は前翼のそれに対してある一定の位相の進みを持っていることが知られている。Azuma等<sup>7)</sup>は、種々の前進速度を持つトンボ(*Anax parthenope julius*)についてこの位相角を測定した結果、飛行速度やトンボの個体によって約50°~90°度位の値になる。彼等は、ホバ中、つまり前進速度0の場合の測定は行っていないが、種々の飛行速度に対して得られた結果から前進速度0の場合の位相角を外挿すると40°位の値が得られる。

作用している空力力としては、Y軸の正の方向に作用する平均揚力(Y軸方向に作用する力 $L_y$ の1サイクル間の時間平均値)を $\bar{L}_y$ 、X軸の負の方向に作用する平均推力

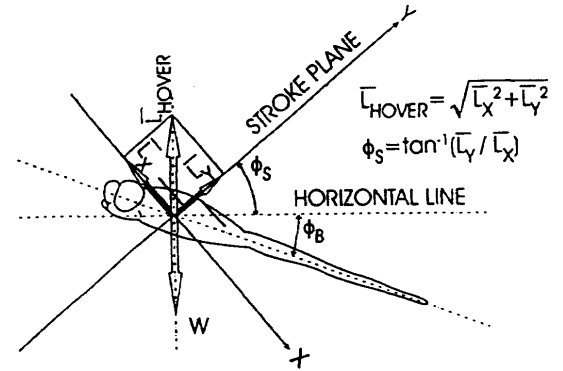


図1 座標軸および力の定義

(X軸の負の方向に作用する力 $L_x$ の1サイクル間の時間平均値)を $\bar{L}_x$ とした場合、ホバリングのための揚力 $\bar{L}_{\text{hover}}$ は $\bar{L}_{\text{hover}} = \sqrt{\bar{L}_x^2 + \bar{L}_y^2}$ で与えられ、これがトンボの自重と釣り合うことになる。また、stroke-planeの傾き角 $\phi_s$ は $\phi_s = \tan^{-1}(\bar{L}_y/\bar{L}_x)$ で与えられる。 $\phi_s$ の値は、種々の前進速度のある場合についてのAzuma等<sup>7)</sup>の観察結果から(前進速度0の場合を)外挿すると、ホバ中の $\phi_s$ は20°から40°位と推定される。Stroke-planeの傾き角 $\phi_s$ は、トンボが機軸を水平に保ちながらホバできるためのメカニズムを議論する上で、本質的な役割を演ずる量であることに注意すべきである。すなわち、 $\phi_s$ がある程度以上の大きさの正の値でなければ、機軸を水平に保ちながらホバすることは不可能と考えられる。本研究の目的の一つは、シミュレーションによる $\phi_s$ の予測が20°~40°位になることを示すことおよび前後の翼の相互干渉を無視した場合すなわち前翼または後翼のみの羽ばたきでは、機軸を水平に保ってホバできるような大きさの $\phi_s$ を確保出来ないことを示すことである。

以上のような議論に基づいてモデル化した振動する2枚の平板翼(トンボの羽は極めて薄く、平板翼として取り扱うことができる)の運動を図2のように定義する。図で $H_f$ は前翼(foreairfoil)のピッチ軸位置のY方向変位、 $\alpha_f$ は前翼のピッチ軸まわりの回転角、 $H_h$ は後翼(hindairfoil)のピッチ軸位置のY方向変位、 $\alpha_h$ は後翼のピッチ軸まわりの回転角である。前述のように、これら2枚の翼は各々上下振動とピッチング振動が連成した、所謂羽ばたき運動をしているとする。すなわち、前翼については、

$$H_f = H_{f0} \sin \omega T \quad (1)$$

$$\alpha_f = \alpha_{fi} + \alpha_{fo} \sin(\omega T + \phi_f) \quad (2)$$

一方、後翼については、

$$H_h = H_g + H_{ho} \sin(\omega T + \psi) \quad (3)$$

$$\alpha_h = \alpha_{hi} + \alpha_{ho} \sin(\omega T + \psi + \phi_h) \quad (4)$$

ここで、 $H_{fo}$ ,  $H_{ho}$  は各々、前翼と後翼の上下振動の振幅、 $\alpha_{fo}$ ,  $\alpha_{ho}$  は各々、前翼と後翼のピッチング振動の振幅、 $\alpha_{fi}$ ,  $\alpha_{hi}$  は各々、前翼と後翼の平均ピッチ角、 $H_g$  は、後翼の上下振動の平均位置（前翼の上下振動の平均位置は  $Y=0$  としている）。また、 $\phi_f$  および  $\phi_h$  は各々、前翼および後翼の上下振動に対するピッチング振動の位相の進み角を表わしている。さらに、 $\Psi$  は、前翼の上下振動に対する後翼の上下振動の位相の進み角を表わす。 $\omega$  は円振動数、 $T$  は時間である。

ここで、本解析に出てくる物理量の無次元化について、若干の注意が必要である。すなわち、通常非定常翼理論では、一様な流れがある場合を取り扱うので、無次元化の基準となる速度として一様流（主流）の速度をとることができたが、ホバリング中の振動翼の場合には、一様流が0であるために、主流の速度を基準にとることができない。そこで、ここでは、基準速度として前翼の上下振動における最大速度（ $V_f$  とする）をとることとする。 $V_f$  は (1) 式より

$$V_f = \omega H_{fo} \quad (5)$$

で与えられる。また、無次元化の長さの基準としては、前翼の1/2 翼弦長  $b_f$  とすることとする。(1) ~ (4) 式を  $V_f$  と  $b_f$  で無次元化すると次式を得る。すなわち、

$$h_f = h_{fo} \sin kt \quad (6)$$

$$\alpha_f = \alpha_{fi} + \alpha_{fo} \sin (kt + \phi_f) \quad (7)$$

$$h_h = h_g + h_{ho} \sin (kt + \Psi) \quad (8)$$

$$\alpha_h = \alpha_{hi} + \alpha_{ho} \sin (kt + \Psi + \phi_h) \quad (9)$$

ただし、

$$\begin{aligned} h_f &= H_f/b_f & h_{fo} &= H_{fo}/b_f \\ h_h &= H_h/b_f & h_g &= H_g/b_f & h_{ho} &= H_{ho}/b_f \end{aligned} \quad (10)$$

また、 $k$  および  $t$  はそれぞれ無次元振動数および無次元時間で、次のように定義される。

$$k = b_f \omega / V_f \quad (11)$$

$$t = T (V_f / b_f) \quad (12)$$

(11) 式で定義される無次元振動数については、次の点に注意する必要がある。すなわち、(11) 式の  $V_f$  に (5) 式を代入すると、

$$k = b_f / H_{fo} = 1/h_{fo} \quad (13)$$

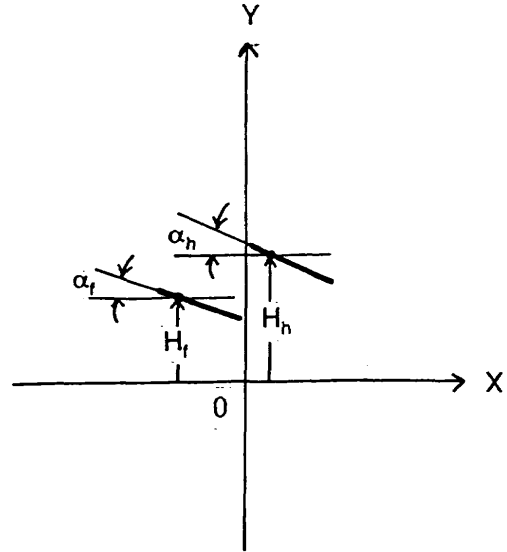


図2 翼の運動の定義

が得られる。(13) 式から、 $k$  は  $\omega$  に無関係な量となり、上下振動の無次元振幅  $h_{fo}$  の逆数に等しくなる。これは、ホバー中の昆虫等の非定常空気力学の問題を考える上で、注目すべき事実の一つである<sup>9)</sup>。すなわち、仮にトンボやアブの羽を矩型翼で近似した場合、ある代表的なスパン方向位置（例えば 80% semispan 位置）における翼断面の flapping 運動に注目すると、その無次元振幅  $h_{fo}$  はその翼のアスペクト比に比例することになる。従って、(13) 式からわかるように、無次元振動数  $k$  は（翼の羽ばたきの振動数には無関係で）アスペクト比の逆数に比例することになる。後に述べるように、 $k$  は流れの非定常性の度合を支配するパラメータであることを考えると、このことは次のような大変興味深い事実を示唆していることになる。つまり、トンボの羽のようにアスペクト比の大きな翼（全幅のアスペクト比約 10）まわりの流れは、アブの羽のようにアスペクト比の小さな翼（全幅のアスペクト比約 5）まわりの流れより非定常性が相対的に小さいということである。このことは、（後にシミュレーションの結果をもとに議論する予定であるが）トンボが何故 2 対の翼の相互干渉を利用しなければホバーできないか、また、アブは何故 1 対の翼のみの羽ばたきでホバーできるのかという疑問について考える上で、キーポイントとなる事実である。

前翼および後翼の上下振動およびピッチング振動を (6) 式 ~ (9) 式のように無次元量で表示すると、各々の翼の翼面上の任意点  $x$  ( $x = X/b_f$ ) における  $y$  ( $y = Y/b_f$ ) 方向変位は、各々次式で与えられる、すなわち、前翼に対しては、

$$f_f(x,t) = h_f - (x - a_f) \alpha_f \quad x_{f1} \leq x \leq x_{f2} \quad (14)$$

後翼に対しては

$$f_h(x,t) = h_h - (x - a_h) \alpha_h \quad x_{h1} \leq x \leq x_{h2} \quad (15)$$

但し、 $a_f$  および  $a_h$  はそれぞれ前翼および後翼のピッチ軸の  $x$  座標である。また、 $x_{f1}$  および  $x_{f2}$  はそれぞれ、前翼の

前縁および後縁の  $x$  座標であり、 $x_{hi}$  および  $x_{ht}$  はそれぞれ後翼の前縁および後縁の  $x$  座標である。(14) 式および (15) 式で記述されるような運動を行っている 2 枚の翼まわりの非定常粘性流の解析のために、ナビエ・ストークス方程式による数値シミュレーション技術を適用する。また、計算格子の構成法としては、所謂マルチ・ブロック法 (または、マルチ・ドメイン法) を採用する。すなわち、図 3a に示されるように物理空間を、I, II, III, IV の 4 つの空間に分割し、各々の領域 (時間と伴に変形する) を、図 3b に示されるような、各々に対応する 4 つの計算空間に射像する。計算空間上の 4 つの空間は各々、領域 I が  $0 \leq \xi_1 \leq 1, 0 \leq \eta_1 \leq 1$ , 領域 II が  $0 \leq \xi_2 \leq 1, 0 \leq \eta_2 \leq 1$ , 領域 III が  $0 \leq \xi_3 \leq 1, 0 \leq \eta_3 \leq 1$ , 領域 IV が  $0 \leq \xi_4 \leq 1, 0 \leq \eta_4 \leq 1$ , の正方形領域である。各計算領域上に等間隔直行格子網を張る。物理空間への射像は、例えば、領域 I については、

$$x = x_0^{(I)}(\xi)$$

$$y = y_0^{(I)}(\eta) + f^{(I)}(x,t) \quad (16)$$

$$0 \leq \xi \leq 1, 0 \leq \eta \leq 1$$

但し、

$$f^{(I)}(x,t) = f_f(x_{f1},t) \text{ for } x < x_{f1}$$

$$= f_d(x,t) \text{ for } x_{f1} \leq x \leq x_{ft}$$

$$= f_r(x_{ft},t) \text{ for } x_{ft} < x \quad (17)$$

ここで  $f_f$  は (14) 式で与えられるものである。また、(16) 式における  $x_0^{(I)}, y_0^{(I)}$  は次のような代数関数である、

$$x_0^{(I)}(\xi) = C_1 \xi \quad 0 \leq \xi \leq \xi_{f1}$$

$$= x_{f1} + C_1(\xi - \xi_{f1}) + C_2(\xi - \xi_{f1})^5 \quad \xi_{f1} < \xi \leq 1 \quad (18)$$

$$y_0^{(I)}(\eta) = C_1' \eta + C_2' \eta^5 \quad 0 \leq \eta \leq 1$$

但し、 $C_1, C_2, C_1', C_2'$  は最小格子幅、外側境界位置、格子点数等で決まる定数である。

他の領域についての射像関数についても、同様に考えれば良い。流れの計算は、各計算領域 ( $\xi, \eta$  空間) に射像されたナビエ・ストークス方程式<sup>10)</sup>を、各時間ステップごとに、各計算領域ごとに、与えられた境界条件のもとに解くことになる。但し、物理空間における各領域はそれぞれの境界線を共有 (但し、翼のある部分は除く) しているので、ここで各領域毎に得られた流れの諸量について情報のやり取りを行うことになる。また、(物理空間における) 領域 I と II を合わせた領域と、領域 III と IV を合わせた領域の境界は翼の運動にともなって、 $y$  軸に沿って滑

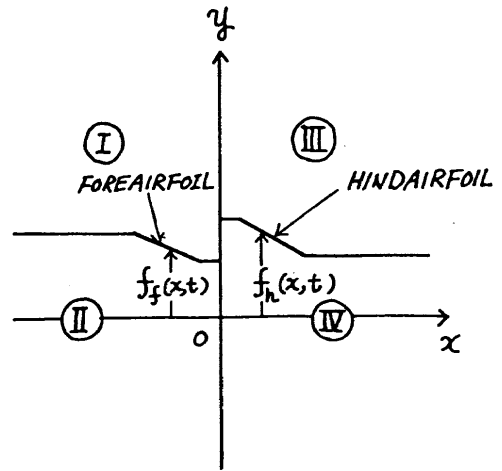


図 3a 物理空間

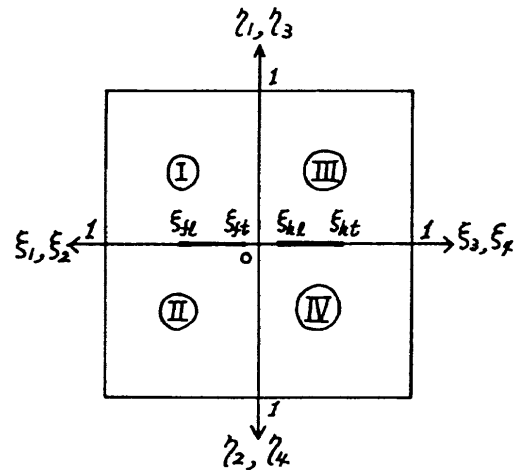


図 3b 計算空間

り合うので、両領域の流れの諸量の情報交換は線形補間によって行うことになる。翼上下面の境界条件としては、non-slip 条件<sup>10)</sup>を与える。

ここで、ホバリング中の振動翼の問題を解くに当たって注意すべき点について述べる。まず、基礎になるナビエ・ストークス方程式の無次元化の問題である。前にも述べたようにホバリングの問題では主流が 0 であるから、これを無次元化の基準速度とすることはできないので、ここでは基準速度として  $V_f$  を用いる。すなわち、基礎のナビエ・ストークス方程式は  $V_f, b_f, \rho$  (但し、 $\rho$  は静止空気の空気密度) を用いて、無次元化される。得られた方程式は、一様流がある場合と形式的には同じ形になる。但し、無次元時間  $t$  は (12) 式で定義されたものであり、Reynolds 数は  $R = (b_f V_f) / \nu$  (但し、 $\nu$  は動粘性係数) である。次に注意すべき点として、遠方境界条件の与え方がある。一様流がある場合には、遠方境界条件として翼弦長の 10 倍から 20 倍離れたところに境界を置いて、一様流の条件を与れば十分であった。しかし、一様流のないホバリングの問題

では、後の計算例で示すように遠方境界の位置および境界条件の与え方が（主流のある場合に較べて）より敏感に結果（特に stroke-plane の傾き角  $\phi_s$ ）に影響を与えることが明らかになった。すなわち、遠方境界の取扱が適切でないと、翼の振動によって発生した攪乱が遠方境界で反射しこれが計算領域内の流れを乱し、正しい結果を与えないという問題を生じる。筆者等は、種々の試計算を行った結果、遠方境界は翼弦長の30倍～40倍（無次元振動数の値による）以上とり、流れの諸量に対する遠方境界条件は、内点からの0次外挿によって与えることにより、遠方境界の位置および境界からの攪乱の反射の影響の無い結果が得られることを見出した。

さらにもう一点、主流のある場合の計算とは大幅に異なる点を指摘しておかなければならない。即ち、主流がある場合には、インパルススタートによる計算を行っても、3サイクル程度の計算を行えば、流れは一定の周期解に達するのに対して、ホバー中の振動翼では、（後に計算結果を示すように）一定の周期解を得るためには50サイクルから数100サイクル（無次元振動数の値に依存する）も計算を行う必要のあることである。

今回の計算では、ナビエ・ストークス方程式としては、圧縮性ナビエ・ストークス方程式をマッハ数  $M_{p0} = 0.10$ （但し、 $M_{p0} = V_f/a_{p0}$ ,  $a_{p0}$ : 静止空気の音速）の仮定のもとに使用した。差分スキームとしては TVD スキーム<sup>11)</sup>を用いている。

シミュレーションによって得られた圧力分布から、X の負の方向に作用する推力  $L_x$  およびその1サイクル間の平均値  $\bar{L}_x$ , Y 方向に作用する揚力  $L_y$  およびその1サイクル間の平均値  $\bar{L}_y$  は、それぞれ前翼および後翼に対して以下のような式を用いて計算できる、すなわち、

$$L_{x,f} = -(1/2)\rho V_f^2 b_f \int_{\xi_{ft}}^{\xi_{fl}} (C_p^{(II)} - C_p^{(I)}) (\partial f_f / \partial x) x_\xi d\xi \quad (19)$$

$$\bar{L}_{x,f} = (1/2\pi) \int_0^{2\pi} L_{x,f} d\tau \quad (20)$$

ここで、 $\tau = kt$  (21)

$$L_{x,h} = (1/2)\rho V_f^2 b_f \int_{\xi_{hl}}^{\xi_{ht}} (C_p^{(IV)} - C_p^{(III)}) (\partial f_h / \partial x) x_\xi d\xi \quad (22)$$

$$\bar{L}_{x,h} = (1/2\pi) \int_0^{2\pi} L_{x,h} d\tau \quad (23)$$

$$L_{y,f} = -(1/2)\rho V_f^2 b_f \int_{\xi_{ft}}^{\xi_{fl}} (C_p^{(II)} - C_p^{(I)}) x_\xi d\xi \quad (24)$$

$$\bar{L}_{y,f} = (1/2\pi) \int_0^{2\pi} L_{y,f} d\tau \quad (25)$$

$$L_{y,h} = (1/2)\rho V_f^2 b_f \int_{\xi_{hl}}^{\xi_{ht}} (C_p^{(IV)} - C_p^{(III)}) x_\xi d\xi \quad (26)$$

$$\bar{L}_{y,h} = (1/2\pi) \int_0^{2\pi} L_{y,h} d\tau \quad (27)$$

前翼および後翼各々における平均揚力  $\bar{L}_{y,f}$  および  $\bar{L}_{y,h}$  の各々の着力点を  $x = a_{mf}$  および  $x = a_{mh}$  ( $a_{mf}$  および  $a_{mh}$  は  $b_f$  で無次元化されている点に注意) とすると、これらは各々次式で与えられる、すなわち、

$$a_{mf} = (1/2\pi) \int_0^{2\pi} \left\{ \int_{\xi_{ft}}^{\xi_{fl}} (C_p^{(II)} - C_p^{(I)}) x_\xi d\xi / \int_{\xi_{ft}}^{\xi_{fl}} (C_p^{(II)} - C_p^{(I)}) x_\xi d\xi \right\} d\tau \quad (28)$$

$$a_{mh} = (1/2\pi) \int_0^{2\pi} \left\{ \int_{\xi_{hl}}^{\xi_{ht}} (C_p^{(IV)} - C_p^{(III)}) x_\xi d\xi / \int_{\xi_{hl}}^{\xi_{ht}} (C_p^{(IV)} - C_p^{(III)}) x_\xi d\xi \right\} d\tau \quad (29)$$

一方、X の負の方向に作用する平均推力  $\bar{L}_{x,f}$ ,  $\bar{L}_{x,h}$  の着力点は各々  $y=0$ ,  $y=h_g$  であることは明らかである。また、前翼と後翼に作用する平均推力および平均揚力の総和は、各々次式で与えられる、すなわち、

平均推力の総和  $\bar{L}_x$  については、

$$\bar{L}_x = \bar{L}_{x,f} + \bar{L}_{x,h} \quad (30)$$

また、 $\bar{L}_x$  の着力点  $b_{mt}$  は、

$$b_{mt} = (\bar{L}_{x,h} / \bar{L}_x) h_g \quad (31)$$

平均揚力の総和  $\bar{L}_y$  については、

$$\bar{L}_y = \bar{L}_{y,f} + \bar{L}_{y,h} \quad (32)$$

また、 $\bar{L}_y$  の着力点  $a_{mt}$  は

$$a_{mt} = (\bar{L}_{y,f} a_{mf} + \bar{L}_{y,h} a_{mh}) / \bar{L}_y \quad (33)$$

で与えられる。したがって、前に述べたように、ホバリングに必要な全揚力  $\bar{L}_{hover}$  は、

$$\bar{L}_{hover} = \sqrt{\bar{L}_x^2 + \bar{L}_y^2} \quad (34)$$

で与えられ、stroke-plane の傾斜角  $\phi_s$  は

$$\phi_s = \tan^{-1}(\bar{L}_y / \bar{L}_x) \quad (35)$$

で与えられることになる。

一方、翼が流体に対して成す仕事率の1サイクル間の平均値は、前翼および後翼の各々について、

$$\bar{W}_f = (1/4\pi)\rho V_f^3 b_f \int_0^{2\pi} \left\{ \int_{\xi_{ft}}^{\xi_{fl}} (C_p^{(II)} - C_p^{(I)}) (\partial f_f / \partial t) x_\xi d\xi \right\} d\tau \quad (36)$$

$$\bar{W}_h = -(1/4\pi)\rho V_f^3 b_f \int_0^{2\pi} \left\{ \int_{\xi_{hl}}^{\xi_{ht}} (C_p^{(IV)} - C_p^{(III)}) (\partial f_h / \partial t) x_\xi d\xi \right\} d\tau \quad (37)$$

$$\overline{W}_t = \overline{W}_f + \overline{W}_h \quad (38)$$

で与えられる。

3. トンボのモデルとシミュレーション結果

今回の解析の対象となるトンボとしては、*Anax parthenope julius* を用いた。Azuma 等<sup>7)</sup>の測定によれば、翼の全幅は 0.10 m, アスペクト比 10, 質量  $7.9 \times 10^{-4}$  Kg である。翼形状を近似的に矩形翼とみなすと、翼弦長は 0.01 m になる。この翼形状のデータは、前翼に対するもので、後翼の形状は前翼とは若干異なるが、今回のモデルでは、前後翼は同一形状と仮定した。次に、ホバー中の羽の運動としては、Soms 等<sup>1)</sup> や Azuma 等<sup>7)</sup> の観察結果等を参考（これらの結果は、必ずしもホバー中のトンボの観察結果ではないが）にして、次のように設定した。すなわち、stroke-plane 内での羽の flapping 運動の振幅は図4に示すように、前翼に対して  $50^\circ$ , 後翼に対して  $40^\circ$  と仮定する。また、翼の振動数は 28 Hz とする。今回、2次元モデルによるシミュレーションを行う代表断面の位置を 80% semispan 位置にとると、前翼および後翼の上下振動の振幅は各々、

$$H_{fo} = 0.04 \times \sin 50^\circ = 0.0306 \text{ m}$$

$$H_{ho} = 0.04 \times \sin 40^\circ = 0.0257 \text{ m}$$

1/2 翼弦長  $b_f = 0.005 \text{ m}$  で無次元化した振幅は、各々、

$$h_{fo} = 6.12, \quad h_{ho} = 5.14$$

無次元化の基準速度である上下振動の最大速度  $V_f$  は

$$V_f = \omega H_{fo} = 5.38 \text{ m/s}$$

また、このとき無次元振動数  $k$  は  $k = 1/h_{fo} = 0.163$ , Reynolds 数は  $1.84 \times 10^3$  になる。

一方、ピッチング振動の振幅  $\alpha_{fo}$ ,  $\alpha_{ho}$  は、上向き運動中と下向き運動中で、異なった値をとることが指摘されていることから<sup>1), 3), 7)</sup>、次のように仮定する、すなわち、

$$\alpha_{fo} = 40^\circ \quad \dots \quad \dot{h}_f \geq 0$$

$$10^\circ \quad \dots \quad \dot{h}_f < 0$$

$$\alpha_{ho} = 40^\circ \quad \dots \quad \dot{h}_h \geq 0$$

$$10^\circ \quad \dots \quad \dot{h}_h < 0$$

また、前翼と後翼の各々における上下振動とピッチング振動の位相差  $\phi_f$  および  $\phi_h$  は Azuma 等<sup>7)</sup> の観察結果を参考にして、共に  $90^\circ$  に設定した。一方、前翼の上下振動に対する後翼の上下振動の位相の進み角  $\Psi$  については、Azuma 等が前進速度のある場合のトンボの飛行について行った観察結果<sup>7)</sup> から前進速度 0 の場合を外挿して得られる

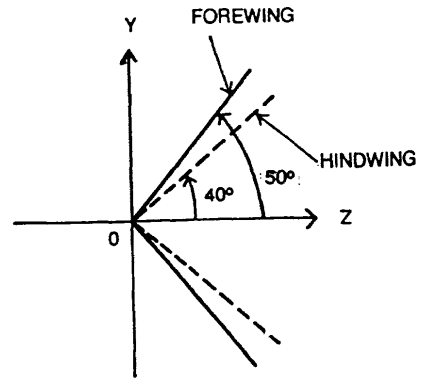


図4 翼の flapping 運動の定義

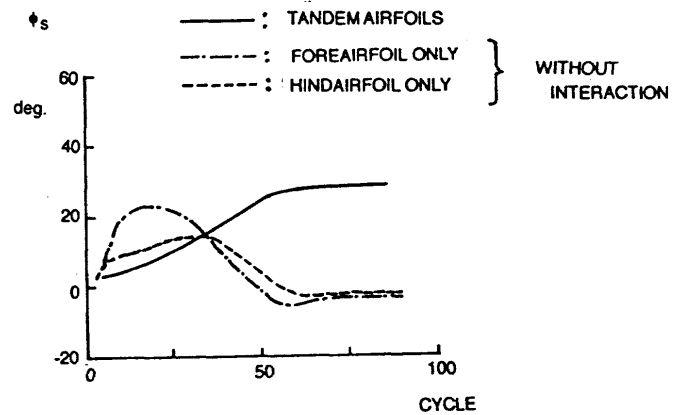


図5 Stroke-Planeの傾き角  $\phi_s$  の収束履歴

$\Psi = 40^\circ$  を用いる。この他、前後翼の平均ピッチ角  $\alpha_{fi}$  と  $\alpha_{hi}$  は共に  $0^\circ$  と仮定する。また、前後翼の上下振動の平均位置の差  $h_g$  は 0, 前翼と後翼のギャップは 10% 翼弦長と仮定する。以上のように設定したトンボのモデルに対して、NS 方程式による数値シミュレーションを実施した。遠方境界の位置は、種々の試算を実施した結果、(境界位置に依存しない結果を得るためには)  $x$  方向および  $y$  方向の各々について  $x=70.0, y=70.0$  に設定した。格子点数は一つの計算領域について  $x$  方向 103 点、 $y$  方向に 80 点、全領域では  $206 \times 160$  点とった。既に述べたように、stroke-plane の傾き角  $\phi_s$  ((35) 式) はホバリングを議論する上で重要な量である。この値が一定値に収束するには、70 サイクル以上の計算が必要であった。図5に、 $\phi_s$  の収束の様子を示す。図中で、2枚翼に対する結果は実線で示され、その収束値は  $\phi_s = 28^\circ$  である。同図には、比較のために前翼のみが振動している場合の  $\phi_s$  が一点鎖線で、また後翼のみが振動している場合の  $\phi_s$  が点線で示されている。各々の収束値は前翼および後翼共に約  $-3^\circ$  である。前翼のみおよび後翼のみの計算では、当然前後翼の干渉効果

は存在しない（前翼および後翼の各々の運動は、前後2枚の翼が伴に振動した場合の各々の運動と同じと仮定されている）。前後翼が伴に振動している場合の  $\phi_s$  の値が  $28^\circ$  というのは、Azuma 等の観察結果（但し、幾つかの前進速度がある場合の結果から外挿によって推定した値）が  $20^\circ \sim 40^\circ$  位であることを考えると妥当な値である。一方、干渉効果の存在しない前翼のみおよび後翼のみの場合の  $\phi_s$  が  $-3^\circ$  であることは、干渉効果が無い場合には機軸を水平に保ってホバーすることがほとんど不可能であることを意味している。このことを、考え合わせると、トンボの場合、機軸を水平に保ってホバーできるための空気力（stroke-plane に沿う方向の平均揚力  $\bar{L}_y$ ）は100% 前後翼の空力干渉によって生成されていると云える。

このシミュレーションによって得られた各種の力、および着力点等の値は以下のとおりである。

A) 前後翼が伴に振動している場合（干渉効果あり）

前翼：  $\bar{L}_{x,f} = 0.0860 \text{ N/m}$ ,  $\bar{L}_{y,f} = 0.0335 \text{ N/m}$

$a_{mf} = -0.84$

後翼：  $\bar{L}_{x,h} = 0.0708 \text{ N/m}$ ,  $\bar{L}_{y,h} = 0.0495 \text{ N/m}$

$a_{mh} = 1.08$

前後翼の和：  $\bar{L}_x = 0.157 \text{ N/m}$ ,  $\bar{L}_y = 0.0823 \text{ N/m}$

$a_{mt} = 0.31$

$\bar{L}_{\text{hover}} = 0.177 \text{ N/m}$ ,  $\phi_s = 28^\circ$

$\bar{W}_t = 1.95 \text{ W/m}$

B) 前翼のみおよび後翼のみが振動している場合（干渉効果無し）

前翼のみ：  $\bar{L}_{x,f} = 0.839 \text{ N/m}$ ,  $\bar{L}_{y,f} = -0.005 \text{ N/m}$

$a_{mf} = -2.13$

後翼のみ：  $\bar{L}_{x,h} = 0.0640 \text{ N/m}$ ,  $\bar{L}_{y,h} = -0.003 \text{ N/m}$

$a_{mh} = 0.98$

前後翼の和：  $\bar{L}_x = 0.148 \text{ N/m}$ ,  $\bar{L}_y = -0.008 \text{ N/m}$

$a_{mt} = -0.96$

$\bar{L}_{\text{hover}} = 0.148 \text{ N/m}$ ,  $\phi_s = -3^\circ$

ところで、ここで得られた  $\bar{L}_{\text{hover}}$  は十分にトンボの自重 (0.79 gr) を支える値になっているだろうか？ このことを以下に検討する。

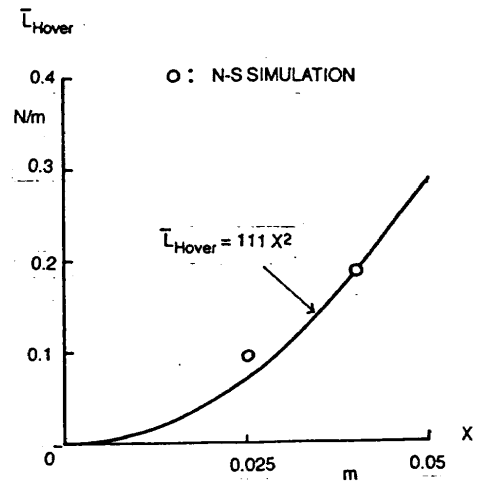


図6  $\bar{L}_{\text{hover}}$  のspan 方向の分布

ここで得られた  $L_{\text{hover}}$  は 80% semispan 位置における単位スパン当たりの力であるから、前述のトンボのモデル全体に作用する力を推定するためには、span 方向の分布を知る必要がある。前述のシミュレーションは 80% semispan 位置における計算であるが、同様な計算を 50% semispan 位置についても行った結果、 $L_{\text{hover}}$  として  $0.072 \text{ N/m}$  ( $\phi_s = 32^\circ$ ) を得た。これらの値を図6にプロットした (○印)。また、同図には、 $L_{\text{hover}}$  が  $V_f^2$  に比例する ( $V_f$  は  $X$  に比例する) と仮定して (80% semispan 位置の値を基にして) 得られた曲線 ( $L_{\text{hover}} = 111 X^2$ ) も実線でプロットされている。50% semispan 位置について、シミュレーションによって得られた  $L_{\text{hover}}$  の値は若干この曲線より高めにでているが、 $L_{\text{hover}}$  の分布をこの2次曲線で近似することは十分に合理的であると思われる。この曲線から、full span に作用する全体の力  $L_{\text{total}}$  を計算すると、 $9.23 \times 10^{-3} \text{ N}$  になる。(もちろん、このような推定は、2次元の結果を strip theory に適用したもので、3次元効果は考慮されていない。) トンボの自重は  $7.74 \times 10^{-3} \text{ N}$  であるから、この場合の荷重倍数 (load factor)  $n$  は、 $n = 1.19$  になり自重を支え得ることがわかる。

一方、この状態で、どのくらいのパワーが必要か推定して見よう。既に述べたように 80% semispan 位置での必要なパワーは、 $\bar{W}_t = 1.95 \text{ W/m}$  である。 $\bar{W}_t$  は  $V_f^3$  に比例すると仮定して、(80% semispan 位置における  $\bar{W}_t$  のシミュレーション結果を基にして) 得られた曲線 ( $\bar{W}_t = 3.05 \times 10^4 X^3$ ) を図7に実線でプロットした。50% semispan 位置における  $\bar{W}_t$  のシミュレーション値 (○印) は若干この曲線より高めにでているが、 $\bar{W}_t$  のスパン方向の分布をこの3次曲線で近似することは十分に合理的であると思われる。この曲線から、full span での全必要パワー  $P_n$  を計算すると、 $P_n = 9.54 \times 10^{-2} \text{ W}$  になる。

ところで、昆虫の有効パワー (available power)  $P_a$  を推定する式として、通常次式が使われている<sup>9)</sup>、すなわち、

$$P_a/m_m = 260 \text{ W/Kg}$$

ここで、 $m_m$  は昆虫の筋肉の質量である。また、 $m_m$  は昆虫の全質量  $m$  の 1/4 という値が通常使われている<sup>9)</sup> ので、結局、 $P_a$  は

$$P_a = 260 \times (1/4) \times m \text{ W}$$

で与えられる。今回のトンボのモデルにこの式を適用すると、 $P_a = 5.14 \times 10^{-2} \text{ W}$  という値がえられる。一方、既に求めたように、今回のシミュレーションでは、load factor  $n=1.19$  の力を発生するのに  $9.54 \times 10^{-2} \text{ W}$  のパワーが必要である。これは、今求めた有効パワーを約 1.86 倍ほど上回っている。ところで、空中に停止するホバリング飛行では、load factor  $n$  は 1 であればよいので、上記の結果を使って、 $n = 1$  の場合の必要パワーを推定して見よう。今、load factor  $n$  のときの必要パワーを  $P_n$  とし、load factor 1 のときの必要パワーを  $P_n^1$  とすると、

$$P_n^1 = P_n / n^{3/2}$$

の関係がある（これは、 $\bar{L}_{total} \propto V_f^2$ 、 $P_n \propto V_f^3$  の関係を仮定して導かれる）。これより、1g ホバーに必要なパワー  $P_n^1$  を求めると、 $P_n^1 = 7.34 \times 10^{-2} \text{ W}$  を得る。これは依然として、先に求めた有効パワー  $P_a$  の約 1.43 倍になる。すなわち、今回のシミュレーションでは、1g のホバーをするためには若干のパワー不足であるという結果になる。しかしながら、今回のシミュレーションは、2次元モデルであって、3次元効果が考慮されていないこと、今回設定した羽の運動は、必ずしもホバーのための最適値になっていない可能性があること（例えば、前後翼のフラッピング運動の位相差  $\psi$ 、フラッピング運動の平均位置の差  $hg$ 、ピッチング振動の振幅、等）を考えると、 $P_n^1$  が  $P_a$  の 1.43 倍という値は十分に許容できる値と考えられる。

ところで、今回のシミュレーションで得られた興味深い結果として、機軸を水平に保ってホバーできるための力  $\bar{L}_y$  が全て前後翼の相互干渉によって生成されていることを上げることができる。このメカニズムを調べるために、2枚の翼の相互干渉がある場合とそうでない場合（前翼あるいは後翼のみが単独で振動している場合）における  $L_x$ 、 $L_y$  の 1 サイクル間の振る舞いを見てみよう。図 8 には、前後翼の 1 サイクル間の上下変位、ピッチ角の変化を示している。kt = 1.0 および kt = 4.0 付近で、前後の翼が互いにすれちがうことがわかる。図 9 には、各々前翼および後翼に作用する Y 方向の力  $L_y$  の 1 サイクル間の変化を、相互干渉がある場合を実線で、干渉がない場合を点線で示している。既に述べたように  $L_y$  の 1 サイクル間の平均値は、干渉効果がある場合には前翼が 0.0335 N/m、後翼が 0.0495 N/m である。一方、干渉効果がない場合には、前翼が -0.005、後翼が -0.003 である。同図で特に注目されるのは、上昇から下降に転ずる後翼と、上昇する前翼がすれちがう kt = 1.0 ~ 2.0 の間で、干渉効果がある場合の  $L_y$  が干渉効果が無い場合の  $L_y$  を上回っている（特に後翼では大幅に上回っている）点である。つまり、機軸を水平に保ってホバーするための揚力のかなりの部分をこの過程で獲得して

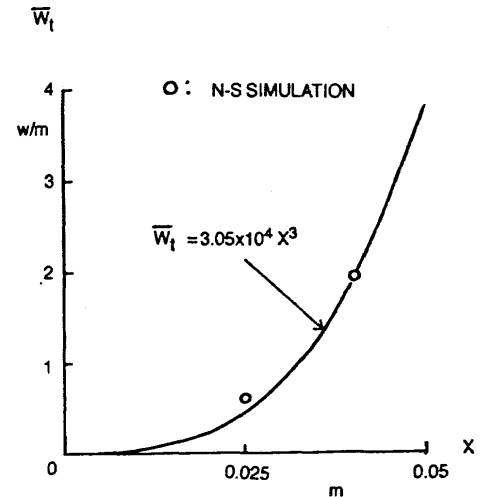


図 7 平均仕事率  $W_t$  の span 方向の分布

いると思われる。kt = 1.05 ~ 1.83 の間のフローパターン（等温度分布）を図 10 に示す。前翼と後翼のすれちがいによって、前翼の後縁と後翼の前縁の間に強い渦（時計方向回りの）が生じていることがわかる。この渦が、特に後翼において大きな  $L_y$  を生成しているものと思われる。図 11 に  $L_x$  の 1 サイクル間の変化を示す。前翼に対する  $L_x$  の 1 サイクル間の平均値  $\bar{L}_x$  は干渉がある場合は 0.0860 N/m、無い場合が 0.0839 N/m、また、後翼に対する  $L_x$  の 1 サイクル間の平均値  $\bar{L}_x$  は干渉がある場合が 0.0708 N/m、無い場合が 0.0640 N/m であり、干渉効果によって若干の増大が認められる。

以上、トンボが機軸を水平に保ってホバーできるための揚力 ( $\bar{L}_y$ ) は、殆ど全て前翼と後翼の空力的な干渉によって生成されていることを見てきた。ところが、世の中には 1 対の翼のみ（すなわち干渉効果無し）を持ち、しかも機軸を水平に保ってホバーする昆虫が存在する。この昆虫はアブの仲間、Weis-Fogh<sup>8)</sup> はこれらを True Hover-Fly と呼んでいる。何故、これらの昆虫は干渉効果が無くても、機軸を水平に保ってホバーできるのか？この疑問にも答える必要がある。既に述べてきたように、True Hover-Fly がトンボと異なる主要な点は、翼のアスペクト比がトンボのそれに比べて小さい（約 5.0）ことおよび羽ばたきの振動数が 170 Hz 位とトンボの 6 倍以上あることである。また、True Hover-Fly の羽の flapping 運動の振幅はトンボのそれより小さいことが指摘されている。次節で具体例について示すことになるが、アスペクト比が小さいことおよび flapping 運動の振幅が小さいことから True Hover-Fly の羽のある代表断面の無次元振動数は、トンボの無次元振動数の 3 倍以上になる。すなわち、True Hover-Fly の羽まわりの流れは、トンボの羽まわりの流れ（干渉効果を見捨てた前翼または後翼単独の翼が振動した場合を仮定）とは大幅に異なっていると考えられる。次節で、代表的な True Hover-Fly についてのシミュレーション結果について述べる。



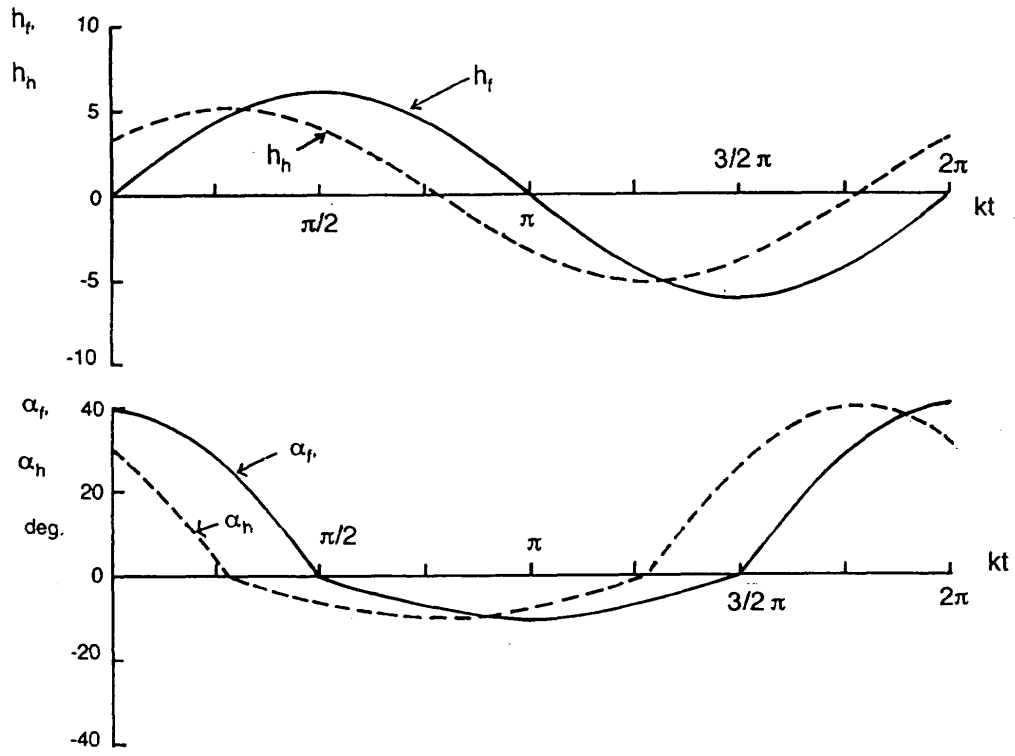


図8 前翼と後翼の上下振動変位とピッチ角の変化

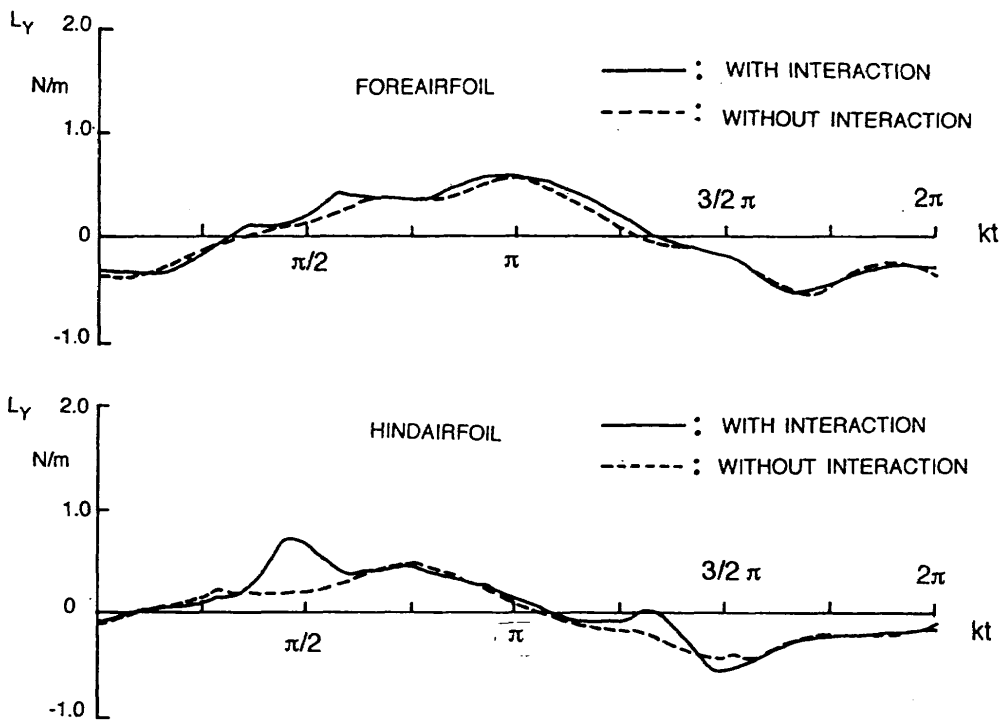


図9 前翼および後翼に作用する揚力 ( $L_y$ ) の1サイクル間における変動

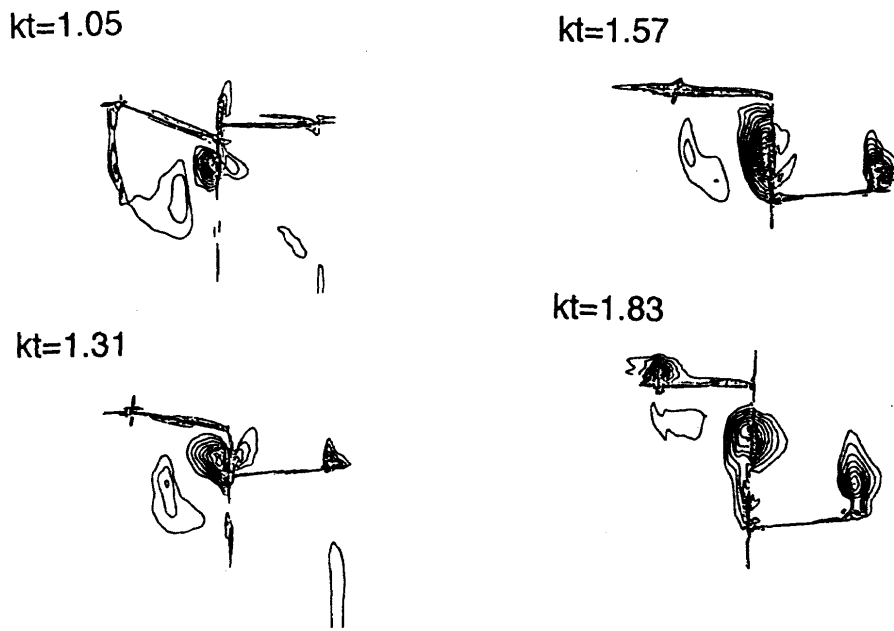


図10 前翼と後翼のすれちがいの過程における流れの様子 (等渦度線図)

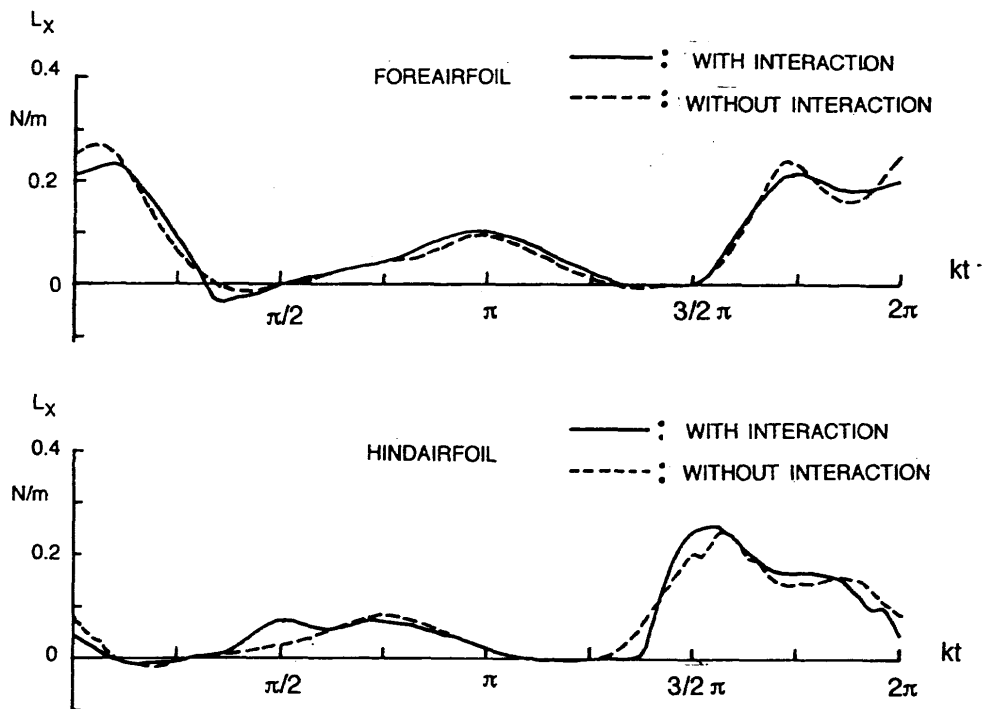


図11 前翼および後翼に作用する推力 ( $L_x$ ) の1サイクル間における変動

4. True Hover-Fly のモデルとシミュレーション結果

True Hover-Fly のモデルとして syrphus ribesii<sup>8)</sup> の緒元を採用する。これは、半翼幅が 0.0082 m、翼弦長が 0.0031 m (全幅のアスペクト比 5.3) である。質量は  $2.6 \times 10^{-5}$  Kg であり、羽ばたきの振動数は 167 Hz である。今回のシミュレーションは 70% semispan 位置における翼断面の運動について行う。Stroke-plane 内の flapping 運動 (機軸まわりの回転振動) の振幅は片振幅  $35^\circ$  である。この時、70% semispan 位置における上下振動の振幅  $H_0$  および 1/2 翼弦長  $b$  は各々、

$$H_0 = 0.70 \times 0.0082 \times \sin 35^\circ = 0.00329 \text{ m}$$

$$b = 0.00155 \text{ m}$$

無次元化の基準となる上下振動の最大速度  $V$  は 3.45 m/s になる。このとき、上下振動の無次元振幅  $h_0$  および無次元振動数  $k$  は各々、

$$h_0 = 2.12$$

$$k = 0.471$$

になる。すなわち、トンボの場合  $k=0.163$  であるから、この場合の  $k$  はトンボの場合の約 3.5 倍になる。また、 $V$  と  $b$  を用いた Reynolds 数は 366 になる。一方、ピッチング振動の振幅は、トンボの場合と同様に

$$\alpha_0 = 40^\circ \dots \dot{h} \geq 0$$

$$= 10^\circ \dots \dot{h} < 0$$

と仮定した。

この True Hover-Fly モデルについて、シミュレーションを行った。種々の試計算を行った結果、遠方境界の位置は、(境界位置に依存しない結果を得るために)  $x$  方向、 $y$  方向の各々について  $x = 90.0$ ,  $y = 90.0$  に設定した。格子数はトンボの場合と同様に取った。図 1 2 に stroke-plane の傾斜角  $\phi_s$  の収束の様子を示したが、周期解を得るために 300 サイクル以上の計算が必要であることを示している。 $\phi_s$  の収束値は  $44^\circ$  である。このことは、True Hover-Fly は一対の翼のみの羽ばたき運動でも、機軸を水平に保ってホバーできるための揚力 ( $\bar{L}_y$ ) を生成し得ることを示している。シミュレーションの結果得られた  $\bar{L}_x$ ,  $\bar{L}_y$  等の力および平均仕事率  $\bar{W}_t$  は、以下のとおりである。

$$\bar{L}_x = 0.0134 \text{ N/m}$$

$$\bar{L}_y = 0.0129 \text{ N/m}$$

$$\bar{L}_{\text{hover}} = 0.0186 \text{ N/m}, \quad \phi_s = 44^\circ$$

$$\bar{W}_t = 0.120 \text{ W/m}$$

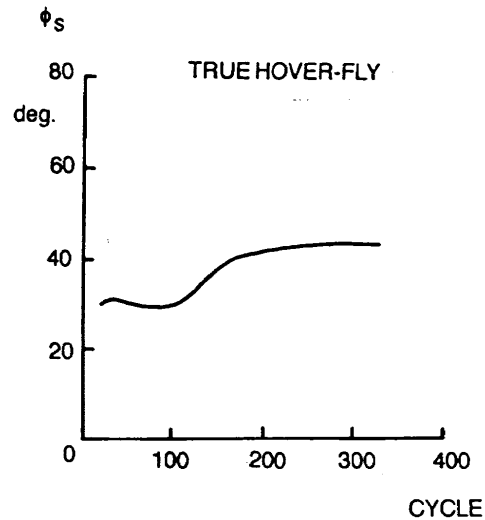


図 1 2 Stroke-plane の傾き角  $\phi_s$  の収束履歴

トンボの場合と同様に、 $\bar{L}_{\text{hover}}$  が  $V^2$  に比例することおよび  $\bar{W}_t$  が  $V^3$  に比例することを仮定して、全翼幅に作用する力  $\bar{L}_{\text{total}}$  および全必要パワー  $P_n$  を求めると、各々、 $\bar{L}_{\text{total}} = 2.07 \times 10^{-4}$  N および  $P_n = 1.44 \times 10^{-3}$  W になる。ところで、このモデルの自重は  $2.55 \times 10^{-4}$  N であるから、荷重倍数  $n = 0.81$  で、自重を支えるには若干空気力が不足していることになる。一方、有効パワー  $P_a$  は、前に示した式から推定すると  $P_a = 1.69 \times 10^{-3}$  W という値が得られる。揚力不足は、flapping 運動の振動数を若干増せば 1g ホバーに必要な揚力は十分に生成できる。一方、トンボのケースと同様に 1g ホバーに必要なパワー  $P_n'$  を推定してみると、 $1.95 \times 10^{-3}$  W となる。これは有効パワーを約 16% 程度上回っているが、本モデルの運動について設定した種々の仮定を考えると、この程度の差は十分許容できる値と考えられる。

図 1 3 には各々、 $L_y$  および  $L_x$  の 1 サイクル間における変動を示した。True Hover-Fly とトンボの前翼のみが振動している場合のフローパターンの違いを見るために、 $kt = 3.40$  における等渦度線図を図 1 4 に示した。両者には渦のパターンに顕著な違いが認められる。すなわち、 $k$  の大きな ( $k=0.471$ ) True Hover-Fly では、 $k$  の小さな ( $k=0.163$ ) トンボ (前翼のみの場合) に比べて非定常性が高く、より強い渦が生成されている。図 1 5 には True Hover-Fly の翼が上昇運動中 ( $kt=0.26$ )、および下降運動中 ( $kt=3.40$ ) における等渦度線図を示す。この両者のフローパターンの違いは、 $\dot{h} \geq 0$  のときに  $\alpha_0 = 40^\circ$ 、 $\dot{h} < 0$  のときには  $\alpha_0 = 10^\circ$  に取ったことによって生じている。この上下運動時のフローパターンの違いが、True Hover-Fly の場合にはトンボの場合より顕著に現われ (トンボの場合より  $k$  が大きいために)、大きな  $\phi_s$  を実現するための  $\bar{L}_y$  (stroke-plane に沿う方向の揚力の 1 サイクル間の平均) を生じているものと考えられる。

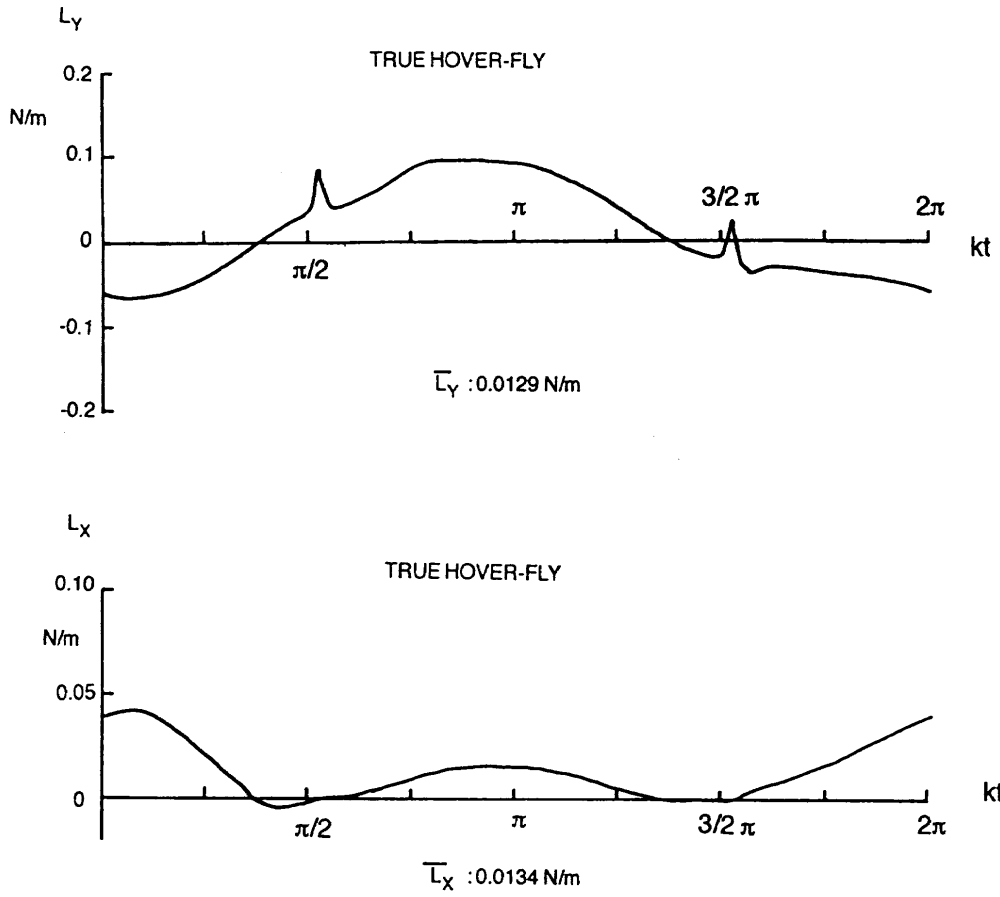


図 1 3 揚力 ( $L_y$ ) および推力 ( $L_x$ ) の 1 サクル間における変動

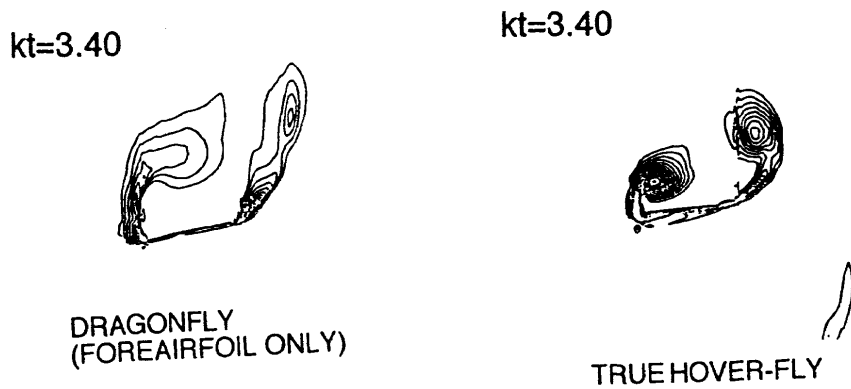
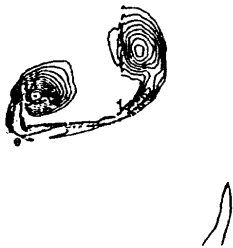


図 1 4 干渉が無い場合のトンボの前翼まわりの流れの様子と True Hover-Fly の翼まわりの流れの様子 (等渦度線図) の比較

$kt=0.26$   
(upward motion)



$kt=3.40$   
(downward motion)



## 参考文献

1. Soms, C. and Luttses, M., "Dragonfly Flight: Novel Uses of Unsteady Separated Flows," *Science* Vol. 228, 14 June 1985, pp. 1326-1329.
2. Freymuth, P., "Thrust Generation by an Airfoil in Hover Modes," *Experiments in Fluids* 9, 17-24, 1990, pp. 17-24.
3. Savage, S.B., "The Role of Vortices and Unsteady Effects During the Hovering Flight of Dragonflies," *Journal of Experimental Biology*, 83, 1979, pp. 59-77.
4. Gustafson, K. and Leben, R., "Computation of Dragonfly Aerodynamics," *Computer Physics Communications* 65, 1991, pp. 121-132.
5. Gustafson, K., Jones, K., Leben, R. and McArthur, J., "Vortex Patterns, Thrust and Lift for Hovering Modes," A Collection of Technical Papers, Fourth International Symposium on Computational Fluid Dynamics, September 9-12, 1991, University of California, Davis, California, pp. 461-466.
6. Norberg, R. A., "Hovering Flight of the Dragon Fly *Aeschnajuncea L.*," *Swimming and Flying in Nature*, Vol. 2, New York: Plenum, pp. 763-781.
7. Azuma, A. and Watanabe, T., "Flight Performance of a Dragonfly," *Journal of Experimental Biology*, 137, 1988, pp. 221-252.
8. Weis-Fogh, T., "Quick Estimates of Flight Fitness in Hovering Animals, Including Novel Mechanism for Lift Production," *Journal of Experimental Biology*, 59, 1973, pp. 169-230.
9. Azuma, A., *The Biokinetics of Flying and Swimming*, Springer-Verlag, 1992.
10. Steger, J. L., "Implicit Finite-Difference Simulation of Flow about Arbitrary Two-Dimensional Geometries," *AIAA Journal*, Vol. 16, No. 7, July 1978, pp. 679-685.
11. Yee, H. C. and Harten, A., "Implicit Scheme for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinates," *AIAA Paper* 85-1513, 1985.

図15 True Hover-Fly の翼の上昇運動中と下降運動中の流れの様子（等渦度線図）の比較

## 5. 結語

ホバリング飛行を行っているトンボの羽のスパン方向のある代表断面の翼まわりの非定常剥離流を、2次元の圧縮性ナビエ・ストークス・コードを用いて解析した。その結果、（前翼あるいは後翼が単独で振動している場合のシミュレーションと比較することによって）トンボが機軸を水平に保ってホバーできるために必要な平均揚力（stroke-plane に沿う方向の力）はほぼ100%前翼と後翼の相互干渉によって生成されていることが明らかになった。また、トンボとは異なり、一対の羽のみの羽ばたきで機軸を水平に保ってホバーできるアブ（True Hover-Fly）について、同様な解析を行った結果、アブは機軸を水平に保ってホバーできるための平均揚力（stroke-plane に沿う方向の力）を、1対の羽の羽ばたきのみで生成し得ることが示された。その理由として、アブの羽の無次元振動数は、トンボの約3.5倍あり、このために渦を伴った非定常流れ場がトンボのそれとは大幅に異なること等が示された。

## 6. 謝辞

本研究は航空宇宙技術研究所との共同研究で行われたものであり、同所の数値風洞（NWT）を使用するにあたりお世話になった関係各位に感謝申し上げます。

