

鳥や昆虫の羽ばたきによる飛翔の数値シミュレーション

Numerical Simulation of Unsteady Viscous Flow around Flapping Wings of Bird and Insect

磯貝紘二*

*日本文理大学

Koji Isogai

Nippon Bunri University

E-mail: isogai@nbu.ac.jp

1 まえがき

鳥や昆虫は翼の羽ばたき運動によって、自重を支えるための揚力や抵抗に打ち勝つための推進力を得て飛ぶことができる。羽ばたき運動による飛翔力の生成は、固定翼の問題に比べ、より困難な非定常空気力学の問題である。鳥や昆虫は長い進化の過程を経て最適化が進み、低騒音、垂直離着陸性(VTOL 性)、省エネルギー性等において、人工物である航空機をはるかに凌ぐ飛行性能を獲得して行ったと考えられる¹⁾。しかしながら、鳥や昆虫の驚くべき飛行性能とそのメカニズムの全容は、過去に多くの研究がなされてきたにもかかわらず極一部が明らかにしているに過ぎない。1970 年以来、航空宇宙工学の分野を中心に急速に発展してきた計算空気力学(Computational Fluid Dynamics)特に、フラッタ現象など非定常現象の解明のために開発されてきたナビエ・ストークス・コードは、今後、鳥や昆虫の羽ばたきによる飛翔力生成メカニズムの解明に大きな役割を果たすことになるかと筆者は考えている。

本稿では、筆者らがこれまでに行ってきた研究の一端を紹介する。まず、鳩の定常飛行の問題について、ポテンシャル理論を用いた最適羽ばたき運動の決定と最適羽ばたき運動に対する 3次元ナビエ・ストークス・コードによる数値シミュレーションの結果を紹介し、実際に観察されている鳩の羽ばたき運動が最適値に近いこと等について議論する。次に、昆虫の中でもホバリングから前進飛行まで驚異的な飛行性能を示すことで知られているトンボについて、3次元ナビエ・ストークス・コードによる数値シミュレーションと水中でホバリングするトンボ・ロボットを用いた実験および羽ばたき翼装置を用いた非定常流体力の直接計測による数値シミュレーションの検証等を紹介する。

2 鳩の巡航飛行時の数値シミュレーション

鳩は伝書鳩としても知られているように長距離を飛行する。長距離飛行が可能なのは、巡航飛行時には、極めて効率よく飛んでいると思われる。本章では、鳩について最も効率よく飛ぶための羽ばたき運動(最適羽ばたき運動)を非定常揚力面理論と最適設計の手法を用いて決定し、さらに、その最適羽ばたき運動についてナビエ・ストークス・コード(NS コー

ド)による数値シミュレーションを行って、粘性効果を検討した。

2. 1 鳩の翼の最適羽ばたき運動

2. 1. 1 解析法

鳥の羽ばたき運動の基本は、図 1 に示すように、機軸（体の軸）まわりの回転運動（フラッピング）と翼の振じり運動（フェザリング）がある位相差をもって連成した連成振動である。このような連成振動を行っている翼の運動は、図 1 に示すような座標系において、翼の上下面の任意点の y 方向変位として、次のように表すことができる。すなわち、

$$y(x, z, t) = y_s(x, z) + f(x, z, t) \quad (1)$$

ここで、 y_s は翼上面または下面の時間平均位置であり、 f はある時刻 t における時間平均位置 y_s からの翼の変位を表す。また、(1) 式における $f(x, z, t)$ は、次式のように表すことができる、すなわち、

$$f(x, z, t) = (h_r + \phi_0 z) \sin(kt) - (\theta_r + b_\theta z)(x - a) \sin(kt + \phi) \quad (2)$$

ここで、 k は無次元振動数で $k = b_r \omega / V$ (b_r : 翼根の 1/2 翼弦長、 ω 翼の円振動数、 V : 一様流の流速) で定義される。(1) 式と (2) 式におけるすべての物理量は b_r と V で無次元化されている。(2) 式において、 t は無次元時間で $t = T(V/b_r)$ (ただし、 T は時間) で与えられ、 h_r は翼根における上下振動の振幅、 ϕ_0 はフラッピング振動の振幅、 θ_r は翼根におけるフェザリング振動の振幅である。フェザリング振動の振幅は翼幅方向に一定の振り率 b_θ で増加すると仮定されている。 a はフェザリング軸の x 座標であり、 ϕ はフェザリング振動のフラッピング振動に対する位相の進みである。

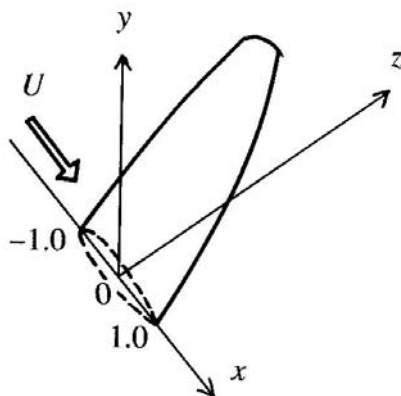


Fig. 1 Definitions of coordinates and wing motion

羽ばたき運動は、5 個の無次元パラメータ、すなわち、 k , ϕ_0 , b_0 , a , ϕ に支配されている (ただし、 h_r と θ_r はここでは 0 と仮定されている)。すなわち、巡航飛行に対する最適羽ばたき運動を決定する問題は具体的には、鳥全体の抵抗に打ち勝つだけの推力を、最小のエネルギー消費によって達成するための羽ばたき運動 (前述の 5 個のパラメータ) を決定することである。すなわち、最適化問題は次のように設定される、

目的関数 : 推進効率 η

設計変数 : k , ϕ_0 , b_0 , a , ϕ

拘束条件 : $C_T \geq C_D$

ここで、推進効率 η は $\eta = \bar{T}V / \bar{W}$ または $\eta = C_T / C_W$ で定義される。ここで、 \bar{T} は 1 サイクル間の時間平均推力、 \bar{W} は 1 サイクル間の時間平均仕事率、 C_T は推力係数で $C_T = \bar{T} / (1/2\rho V^2 S)$, C_W はパワー係数で、 $C_W = \bar{W} / (1/2\rho V^3 S)$ (ただし、 ρ : 空気密度、 S : 翼面積) で定義される。また、 C_D は鳩全体の抵抗係数で $C_D = D / (1/2\rho V^2 S)$ (D : 鳩全体の抵抗) で定義される。最適設計のアルゴリズムとしては、古典的な Complex 法²⁾ を用いる。

(Complex 法は局所解に陥り易いという欠点はあるものの、本件のように設計変数が少ない問題に対しては極めて有効な手法である。) 最適設計には多くの繰り返し計算を必要とするため、羽ばたきによる推力と仕事率の計算には、ポテンシャル理論である非定常揚力面理論³⁾

(Modified Doublet Lattice Method (MDLM)) を用いている。(Albano 等によって提案されたオリジナルの Doublet Lattice Method⁴⁾ には、推力の計算で重要な前縁サクシオンが考慮されていないが、MDLM では前縁サクシオンが考慮されている。)

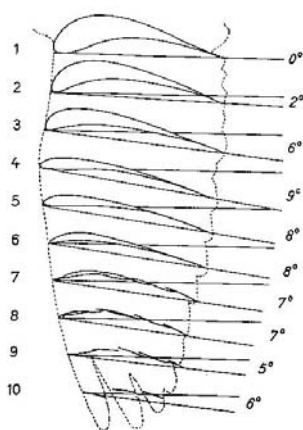


Fig. 2 Planform and wing sections of a pigeon wing
(Nachtigall and Wieser⁵⁾)

2. 1. 2 鳩の翼の最適羽ばたき運動解

図 2 に今回の最適設計の対象とした鳩の平面形⁵⁾を示した。(ただし、今回の最適設計に用いた非定常揚力面理論では、図に示すような翼型の効果までは考慮されていない。翼型の効果は、次節で述べるナビエ・ストークス・コードを用いた数値シミュレーションで考慮される。) この鳩の翼は、全幅 0.66 m, アスペクト比 7.2, 翼根の翼弦長 0.11 m, 全幅の翼面積 0.062 m² である。また、この鳩の全質量は 0.39 kg である。Vest 等⁶⁾によれば、この鳩の最小抵抗係数 C_{D0} は 0.07 である。また、巡航速度である $V=11$ m/s 時に自重を支えるために必要な時間平均揚力係数は $C_L=0.83$ になるので、誘導抵抗係数 C_{Di} は、0.032 となる ($C_{Di}=C_L^2/(\pi AR e)$, AR:アスペクト比, e:翼効率で 0.95 とした)。今回用いた MDLM は平均迎角 0 deg すなわち時間平均揚力 0 の場合の推力を計算しているので、最適設計に当たっての推力に対する拘束条件としては、 $C_T \geq 0.102$ とすべきである。しかしながら、次節で述べる NS シミュレーションの結果によると打ち下ろしの後半の過程で中規模の流れのはく離の存在が確認されたので、流れのはく離による推力の低下も見込んで、 $C_T \geq 0.14$ という拘束条件を与えて最適運動設計を行うこととした。

最適設計の結果決定した最適羽ばたき運動と推進性能は次のようになった、すなわち、最適羽ばたき運動：

$$k=0.232, \quad \phi_0=49 \text{ deg}, \quad b_0=0.135 \text{ (75\% セミスパン位置におけるフェザリング振動の振動振幅=32 deg)}$$

$$\phi=92 \text{ deg}, \quad a=0.23,$$

この時の推進性能：

$$\eta=0.837, \quad C_T=0.140, \quad C_W=0.167$$

である。Vest 等⁶⁾によれば、巡航時の鳩の観測データでは、巡航速度 11 m/s, 羽ばたき振動数 8 Hz ($\omega=50.24$ rad/s), $\phi_0=50$ deg である。これより、 k を計算すると 0.25 になる。これらの羽ばたき運動は、最適設計で求めた最適羽ばたき運動に極めて近いことがわかる。最適設計の結果得られた C_W から、巡航時の必要パワーを計算すると 8.46 W となり、体重 1 kg 当りの必要パワー (Power-mass-ratio) は 21.7 W/kg になる。

次節では、本節で求めた最適羽ばたき運動に対する NS シミュレーションを行い粘性効果や自重を支えるための時間平均揚力 (本節の最適設計では、平均迎角は 0 として、推進性能だけを問題としている) 等について議論する。

2. 2 最適羽ばたき運動に対する数値シミュレーション

2. 1 節で述べたように、最適羽ばたき運動の決定に用いた非定常空気力計算コードは、ポテンシャル流に基く非定常揚力面理論のため、翼型や粘性の効果が考慮されていない。したがって、前節で最適羽ばたき運動に対して得られた空力性能は理想化されたものであるか

ら、粘性の効果による推進効率や推力の低下について、さらに検討する必要がある。また、前節では考慮されなかった揚力（自重を支えるための時間平均揚力）についても検討する必要がある。これらの目的のために、NS コードによる数値シミュレーションを実施した。

2. 2. 1 解析法

今回用いた NS コードは、元は航空機の翼の遷音速におけるフラッタ現象の解析のために筆者が独自に開発した 3 次元圧縮性ナビエ・ストークス・コードを羽ばたき翼の解析用に改造したものである。格子生成については、まず、時間平均位置における 3 次元翼まわりに C-H 型の構造格子を代数的手法により生成し、この格子全体を翼の運動に従って y 方向にシフトさせることによって各時刻における格子を生成するという手法をとっている。格子数は 240 (x 方向) x 31 (翼面に垂直方向) x 19 (翼幅方向) である。また、差分スキームには、Yee-Harten⁸⁾ の TVD スキームが用いられている。このコードの信頼性評価については文献 7 を参照されたい。鳩の翼の平面形と翼型形状は、図 2 に示されている。固定翼には見られない大きなキャンバーと一見奇妙な振り上げ分布（図の右側に数値が示されている）が特徴である。この翼に、前節で求めた最適羽ばたき運動すなわち、

$$k=0.232, \quad \phi_0=49 \text{ deg}, \quad b_0=0.135 \text{ (75\% セミスパン位置におけるフェザリング振動の振動振幅=32 deg)}$$

$$\phi=92 \text{ deg}, \quad a=0.23,$$

を与えて、3 次元 NS コードによる数値シミュレーションを実施した。ただし、翼の平均迎角（翼根の迎角）は 0 deg である。計算ではマッハ数 0.30、翼根翼弦長を基準としたレイノルズ数 10^5 で、Baldwin & Lomax⁹⁾ の代数乱流モデルを用いている。

2. 2. 2 解析結果

図 3 に翼まわりの z 方向の渦度の分布 ($\omega_z = (\partial v / \partial x - \partial u / \partial y) / 2$; $\omega_z = -10$ to 10) をアニメーションで示す。このアニメーションから、打ち下ろしの過程の後半で、翼上面に中規模の流れのはく離が起こっていることが見てとれる。このはく離は大規模ではないが、推進性能を低下させる一要因になると考えられる。図 4 には、1 サイクル間の揚力 L, 推力 T および仕事率 W の時間変化が示されている。(L, T および W の値は、全幅の翼に対する値である。) $kt = \pi/2 - 3/2\pi$ の間が打ち下ろしの過程であり、 $kt = 0 - \pi/2$ および $kt = 3/2\pi - 2\pi$ の間が打ち上げの過程である。推力および揚力のほとんどが打ち下ろしの過程で生成されていることがわかる。L, T および W の 1 サイクル間の時間平均をとり、無次元係数として表すと、

$$C_L=0.74, \quad C_T=0.07, \quad C_W=0.179$$

が得られる。したがって、推進効率 η は 0.39 になる。このうち、推力係数および推進効率

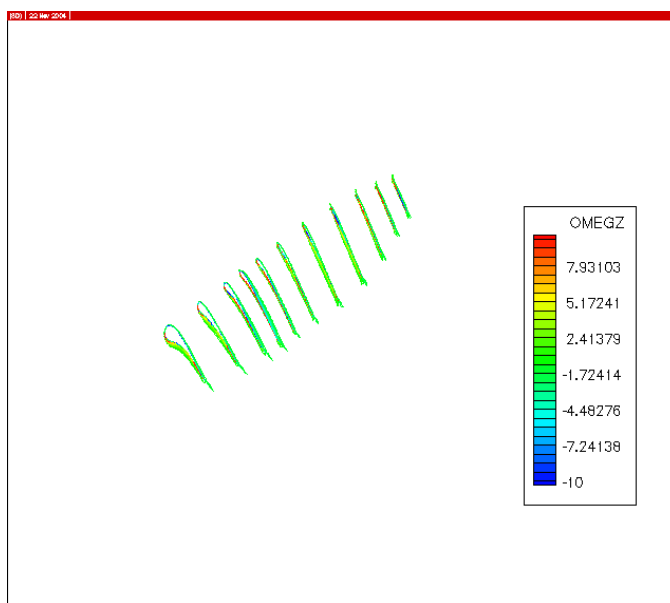


Fig. 3 Animation of flow pattern around pigeon wing

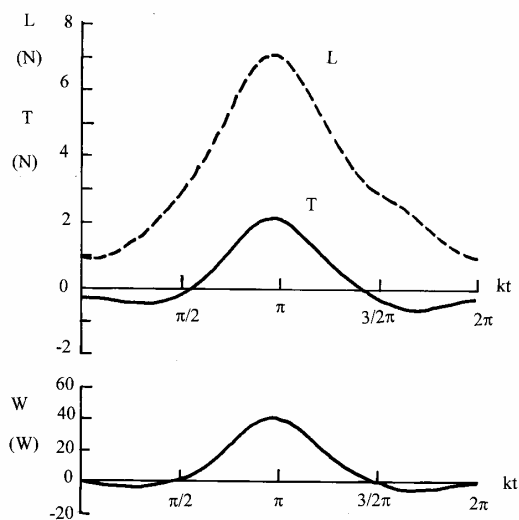


Fig. 4 Variations of lift, thrust and rate of work during one cycle of oscillation

については、若干の説明が必要である。このシミュレーションで得られた $C_T=0.07$ には誘導抵抗分が既に差し引かれているので、この値が前述（2. 1. 2 節）の鳩全体の最小抵抗係数 0.07 と丁度釣り合っていることは巡航飛行が可能であることを意味している。（本シミュレーションでは、翼に作用する時間平均摩擦抵抗は C_T には含めていない。）一方、2. 1 節で MDLM を用いて求めた推力係数 $C_T=0.140$ には時間平均揚力に起因する誘導抵抗による推力の低下分が入っていない。したがって、MDLM で得られた推進効率と NS シミュレーションで得

られた推進効率を比較するためには、MDLM で得られた C_T の値すなわち 0.14 から誘導抵抗分すなわち $C_{Di}=0.032$ を差し引いた値すなわち $C_T=0.108$ の値を用いて推進効率を評価すべきである。このような補正を行って得られた MDLM の推進効率は、 $\eta=0.65$ となる。したがって、本 NS シミュレーションの結果との比較から、粘性効果による推進効率の低下は約 40% になることがわかる。この原因は、図 3 に示したアニメーションから明らかなように、打ち下ろしの後半の過程で生じる流れのはく離による影響が大きいと考えられる。

NS シミュレーションで得られた C_w から、 $V=11$ m/s の巡航飛行に必要なパワーを計算すると 9.04 W になる。また、Power-mass-ratio は 23.2 W となる。哺乳動物が出せるとされる Power-mass-ratio は 10 W/kg と言われているので、この鳩は哺乳動物の約 2.3 倍のパワーを出す能力が要求されていることになる。また、NS シミュレーションで得られた $C_L=0.74$ から $V=11$ m/s の巡航時の揚力を求めると 3.38 N (0.34 kgf) となり、自重=3.80 N より若干低めの値になっている。

今回の鳩についての最適羽ばたき運動設計とそれに対応する NS シミュレーションの結果から、この鳩の巡航飛行が可能のためには哺乳動物の約 2.3 倍のパワー発生能力が必要なことが明らかになった。ただし、今回のシミュレーションは、翼の空力弾性効果や翼の細かい羽毛構造等は考慮されていないので、それらの効果については今後の課題である。

3 トンボの飛翔の数値シミュレーション

トンボはホバリングから前進飛行、急旋回まで、通常の航空機では不可能と思われるような驚異的な飛行を行うことが知られている。後に示すように、羽ばたき飛行を行うトンボの羽根まわりの流れは、ホバリングはもとより、前進飛行時においても流れのはく離を伴った非定常粘性流に支配されている。したがって、トンボの飛行性能を予測するためには、ナビエ・ストークス・コードによる数値シミュレーションが不可欠である。

本稿では、トンボのホバリング飛行および水平前進飛行についての 3 次元ナビエ・ストークス・コードを用いた数値シミュレーションおよび特にホバリング飛行についての数値シミュレーションの評価のために行った実験、すなわち、水中でホバリングするトンボ・ロボットによる時間平均揚力の計測および羽ばたき翼装置を用いた非定常流体力の時刻歴の計測等を紹介する。

3.1 解析法

図 5 に、水平前進飛行あるいはホバリング飛行時の座標系と力の定義が示されている。トンボは 2 対の羽根を持ち、それぞれの羽根は水平面に対してある傾きをもった羽ばたき面(ストローク面)に沿ってフラッピング振動とフェザリング振動が連成した運動をしている。また、前翼と後翼の間には、一定の位相差のあることが知られている¹⁰⁾。Y 軸はストローク面の方向にとり、X 軸は Y 軸と直角にとる。また、Z 軸はこれらと左手系を成すようにスパン方向にとるものとする。Y 軸が水平面と成す角をストローク面角 ϕ_s と定義する。一方、 V_∞ は水平方向の一様流の速度 (あるいはトンボの前進速度) である。 \overline{L}_y はストローク面方向の時

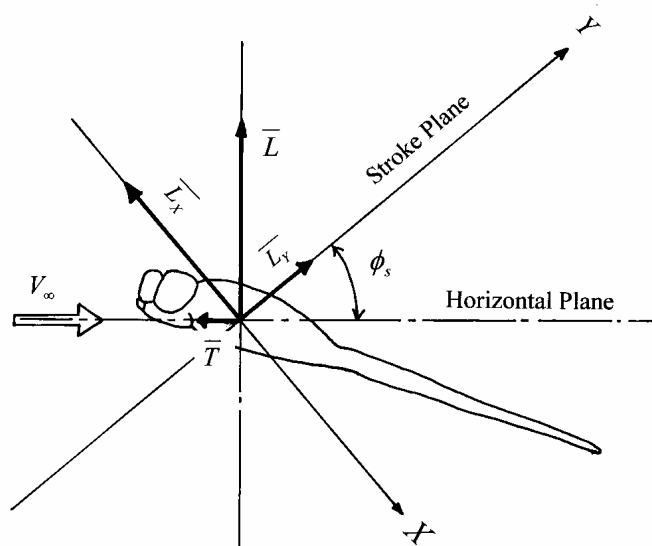


Fig. 5 Definitions of coordinates and aerodynamic forces

間平均空気力であり、 \overline{L}_x は X の負の方向に作用する時間平均空気力である。これらの定義から、水平面に対して直角方向に作用する力すなわち揚力の時間平均 \overline{L} と水平方向の時間平均空気力すなわち推力 \overline{T} は、次式で与えられることになる、すなわち、

$$\overline{L} = \overline{L}_x \cos \phi_s + \overline{L}_y \sin \phi_s \quad (3)$$

$$\overline{T} = \overline{L}_x \sin \phi_s - \overline{L}_y \cos \phi_s \quad (4)$$

水平前進飛行の計算では、 V_∞ と ϕ_s を与えて、 \overline{L}_x 、 \overline{L}_y を求め (3)、(4) 式より \overline{L} と \overline{T} を求めることになる。一方、ホバリング飛行では $V_\infty = 0$ で \overline{T} も 0 でなければならないから、 $V_\infty = 0$ で計算を行って \overline{L}_x 、 \overline{L}_y を求め、ストローク面の角度は (4) 式より $\phi_s = \tan^{-1}(\overline{L}_y / \overline{L}_x)$ として (つまり、 $\overline{T} = 0$ になるように) ϕ_s が決まってくることに注意する必要がある。

本シミュレーションでは、トンボの羽根まわりの流れのみの解析を目的として、胴体部分の存在は考慮していない。図 6(a) にトンボの羽根まわりの物理空間が示されている。また、トンボの羽根は厚み 0 の平板翼と仮定している。図 6(a) に示された 2 枚の羽根まわりの非定常粘性流のシミュレーションを行うために 3 次元圧縮性ナビエ・ストークス・コードを独

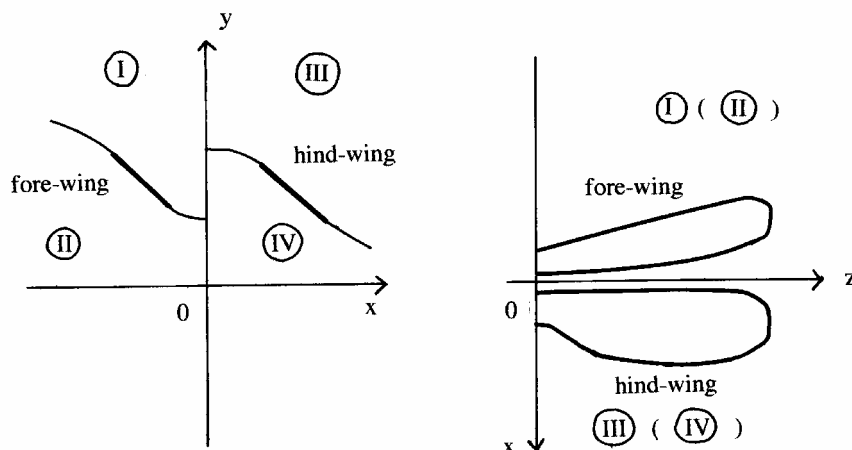


Fig. 6a Physical spaces

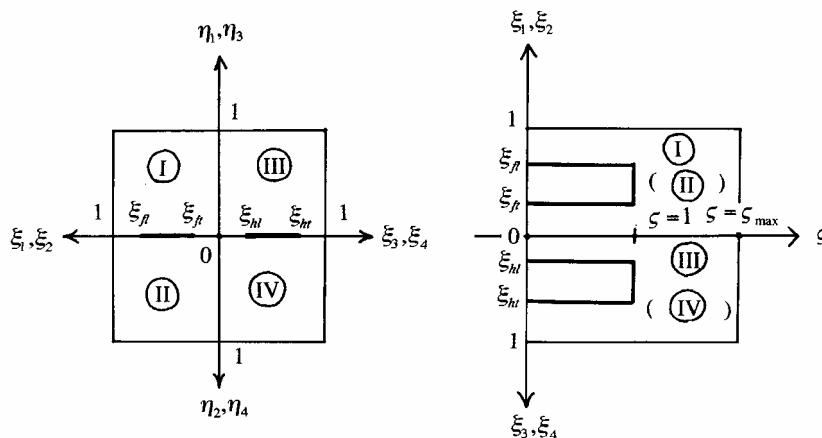


Fig. 6b Computational spaces

自に開発した¹¹⁾ (本稿の鳥のシミュレーションに用いたコードをさらにトンボ用に改造したものである)。流れの支配方程式におけるすべての物理量は、前翼の 75%セミスパン位置における $1/2$ 翼長 b_f 、前翼の 75%セミスパン位置におけるフラッピング振動の最大速度 V_f および空気密度 ρ で無次元化されている。非定常粘性流を支配するパラメータはレイノルズ数 R と無次元振動数 k であり、次式で定義される、すなわち、

$$R = (b_f V_f) / \nu \tag{5}$$

$$k = (b_f \omega) / V_f \tag{6}$$

ここで、 ν は動粘性係数、 ω は羽根の円振動数である。

NS 方程式を無次元化する際の基準速度として一様流の速度ではなく、前翼の 75%セミスパン位置におけるフラッピング運動の最大速度 V_f を用いた理由は、ホバリング ($V_\infty = 0$) から水平前進飛行まで安定な数値シミュレーションを行うためである。(したがって、相似パラメータ R と k の定義である (5) 式と (6) 式はホバリング飛行のみならず水平前進飛行時についても成立する。)

前翼および後翼の運動は、翼面の Y 方向変位として次式で与えられる、すなわち、前翼に対して、

$$y = (h_{r,f} + \phi_{0,f} z) \sin kt - (\theta_{r,f} + b_{\theta,f} z)(x - x_{p,f}) \sin(kt + \phi_f) \quad (7)$$

後翼に対して、

$$y = (h_{r,h} + \phi_{0,h} z) \sin(kt + \Psi) - (\theta_{r,h} + b_{\theta,h} z)(x - x_{p,h}) \sin(kt + \phi_h + \Psi) \quad (8)$$

ここで、 t は無次元時間 ($t = T(V_f/b_f)$, T は時間) で、 ϕ_0 はフラッピング振動の振幅、 h_r は翼根における上下振動の振幅、 θ_r は翼根におけるピッチング振動の振幅で翼幅方向に一定の振り率 b_θ で増加する、 x_p はピッチ軸の x 座標で z の関数である。また、 ϕ はピッチング振動のフラッピング振動に対する位相の進み角を表し、 Ψ は後翼のフラッピング振動の前翼のフラッピング振動に対する位相の進み角を表す。(7) 式および (8) 式におけるすべての物理量は b_f と V_f で無次元化されている。また、添え字 f, h はそれぞれ前翼と後翼を表わす。前翼と後翼が独立に振動する問題を解くために、マルチ・ブロック法を採用する、すなわち、まず図 6 (a) に示すように物理空間を前翼と後翼をそれぞれ含む 2 つの空間に分割し、さらに、それぞれの空間を翼の上面から上方を含む空間と翼の下面より下方を含む空間に分割する、すなわち、全空間は 4 つのブロック (図 6(a) の I, II, III, IV) より構成される。I と II を合わせた空間と III と IV を合わせた空間は、それぞれの翼の振動に伴って変形し且つ $x=0$ における yz 平面を滑り面としてそれぞれ独立に上下に移動することになる。図 6 (a) に示した各々のブロックは図 6 (b) に示すような、それぞれ独立した (静止した) 計算空間、すなわち、 $\xi\eta\zeta$ 空間に写像されることになる。計算空間におけるそれぞれの空間は図 6 (b) に示すように直方体になり、それぞれの翼の平面形は矩形になる。計算空間におけるそれぞれのブロックに等間隔直行格子を張る。計算空間は代数的写像関数 (これによって翼の動きが反映される) によって、各時間ステップごとに、対応する物理空間に写像される。後に示すように、翼の x 軸に対するピッチ角は最大で 70 deg 近くにも達するので、格子生成に当っては翼弦長が常に一定に保たれるように留意して写像関数を決定した。各時間ステップごとに、4 つの計算空間に写像された NS 方程式を Yee-Harten の TVD スキーム⁸⁾ を用いて解き、各ブロックにおける境界で流れの諸量に関する情報の受け渡しを行う。 $x=0$ における yz 平面上すなわちブロック I と II が合わさった領域とブロック III と IV が合わさった領域の滑り面上では、 y 方向の格子位置が食い違うので、流れの諸量の受け渡しは線形補間によって行っている。また、物体と伴に動く空間格子を採用した今回のシミュレーションの時間精度を保障するために、幾何学的保存則 (Geometric Conservation Law¹²⁾) を用いて

いる。物理空間における遠方境界は、 x , y 方向には翼弦長の 1.5 倍位置、 z 方向にはセミスペン長の 5 倍の位置にとっている。遠方の境界条件は、ホバリング飛行に対しては内点からの 0 次外挿、水平前進飛行に対しては x 方向速度として $(V_\infty/V_f)\sin\phi_s$ 、 y 方向速度として $(V_\infty/V_f)\cos\phi_s$ を与える。4 つのブロックを合わせた全格子点数は 260 (x 方向) \times 60 (y 方向) \times 35 (z 方向) である。前翼および後翼の翼上下面のそれぞれにおける格子点数は 60 (x 方向) \times 25 (z 方向) である。すべての計算において、マッハ数は 0.10 とし、また、レイノルズ数は 10^3 のオーダーなので乱流モデルは使用していない。

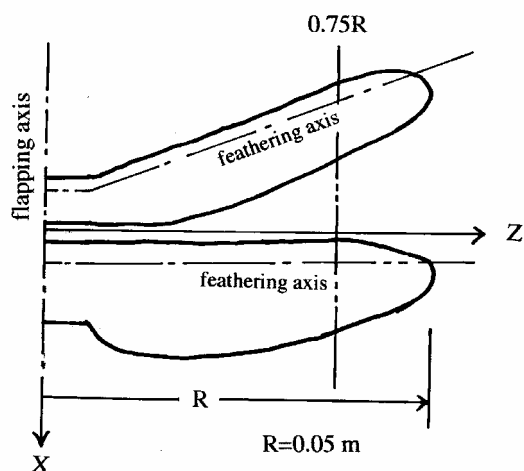


Fig. 7 Planform of dragonfly model

3. 2 トンボのモデル

今回の数値シミュレーションの対象としたトンボは、ギンヤンマ (*Anax parthenope julius*) である。Azuma 等¹⁰⁾ の観察によると、前翼の全幅は約 0.10 m でアスペクト比は 10 である。今回のシミュレーションで用いた前後翼の平面形が図 7 に示されている。同図には、フラッタピング運動およびフェザリング運動の軸も一点鎖線でそれぞれ示されている。NS 方程式を無次元化するのに用いた基準長さである前翼の 75% セミスペン位置における 2 分の一翼弦長 b_f は 0.005 m である。このモデルの質量は 0.79 gr で重量は 7.74×10^{-3} N である。

3. 3 ホバリング飛行の数値シミュレーションと実験による検証

本節では、前進速度 0 すなわちホバリング飛行時の数値シミュレーション結果と水中でホバリングするトンボ・ロボットによる時間平均揚力と羽ばたき面角の計測による数値シミュレーション結果の検証、および、羽ばたき翼装置を用いた非定常流体力の直接計測による数値シミュレーション結果の検証について述べる。

3. 3. 1 数値シミュレーションの結果

ホバリング時の羽根のフラッピング運動とフェザリング運動については、Azuma 等¹⁰⁾ による観察結果（ホバリング時の結果は無いので、ホバリングに最も近いと思われる $V_{\infty} = 0.7m/s$ の結果）を参考にして、フラッピング運動の振動振幅 $\phi_{o,f}=40$ deg, $\phi_{o,h}=40$ deg, フェザリング振動のフラッピング振動に対する位相の進み $\phi_f=90$ deg, $\phi_h=90$ deg をそれぞれ用いた。フェザリング運動の振動振幅のスパン方向の分布は図 8 に（実線あるいは鎖線で）示す値を用いている。同図には、Azuma 等¹⁰⁾ による $V_{\infty} = 0.7m/s$ 時の観察結果も示されている。同図に示されているようにフェザリング運動の振動振幅は前翼および後翼伴に、打ち上げ時と打ち下ろし時で異なっている点に注意すべきである。羽ばたきの振動数は 28 Hz を用いている。このとき、NS 方程式を無次元化する際の基準速度 V_f は、4.24 m/s になる。また、(5) 式および (6) 式で定義されたレイノルズ数 R と無次元振動数 k はそれぞれ 1.45×10^3 および 0.207 になる。後に示すように、後翼のフラッピング振動の前翼のそれに対する位相の進み角 Ψ はパラメータとして、0 deg - 80 deg まで種々の値で計算した。通常、3-4 サイクルの計算で周期解を得ることができる。ギンヤンマに対する本数値シミュレーションの結果の代表例として、 $\Psi=20$ deg の結果を以下に紹介する。

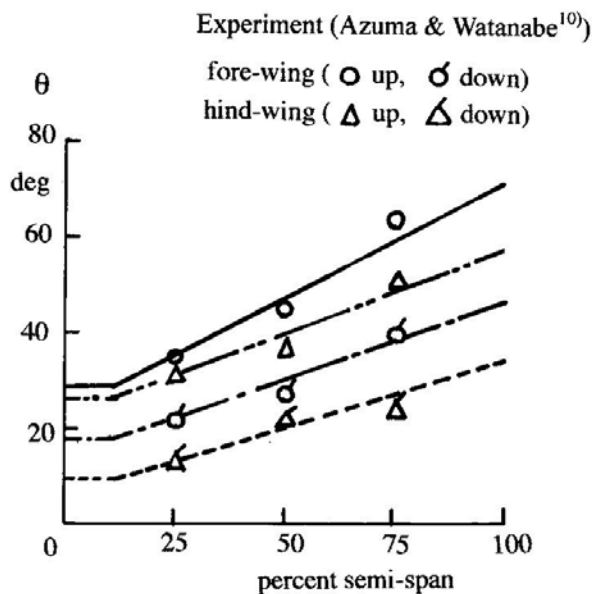


Fig. 8 Spanwise distributions of feathering amplitudes of fore- and hind-wings

図 9 に、ストロークプレーン方向すなわち Y 方向の空気力 L_y （全幅の値）の 1 サイクル間の変動が示されている。添え字 f と h はそれぞれ前翼と後翼の値を示し、添え字無しは、前翼と後翼の和である。 $kt = \pi/2 - 3/2\pi$ の間が前翼のうち下し過程に対応し、 $kt = 0 - \pi/2$ および $3/2\pi - 2\pi$ が打ち上げの過程である。これらの時間平均値は以下のとおりである、

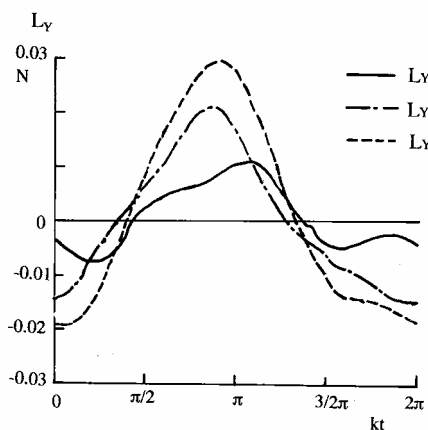


Fig. 9 Variation of L_y during one cycle of oscillation

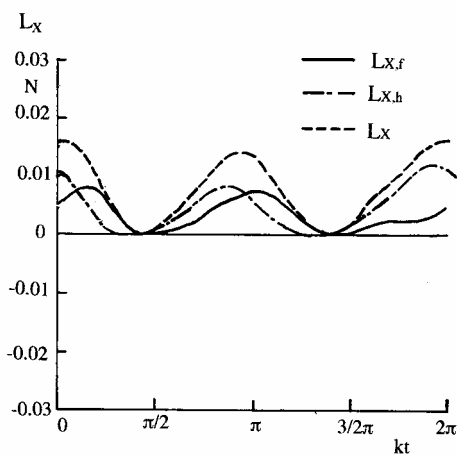


Fig. 10 Variation of L_x during one cycle of oscillation

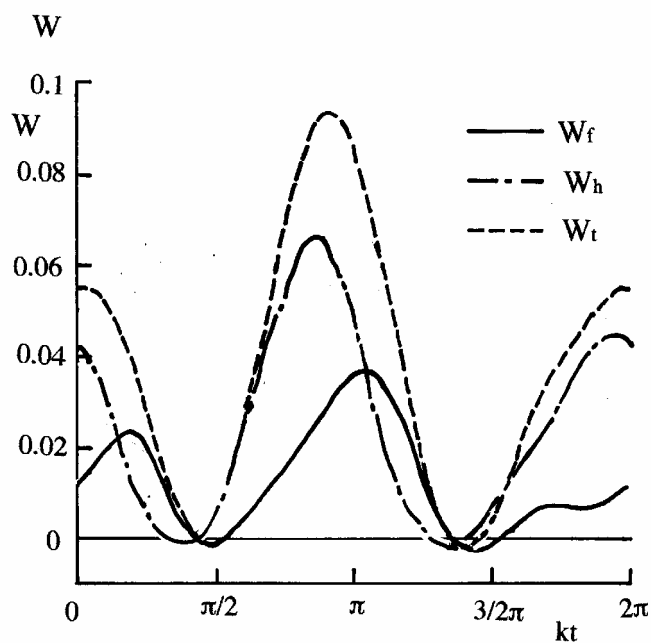


Fig. 11 Variation of W during one cycle of oscillation

$$\overline{L_{Y,f}} = 0.853 \times 10^{-3} \text{ N}, \quad \overline{L_{Y,h}} = 1.176 \times 10^{-3} \text{ N}, \quad \overline{L_Y} = 2.012 \times 10^{-3} \text{ N}$$

一方、X の負の方向に作用する空気力 L_X の変動を図 10 に示す。前図同様、添え字 f と h はそれぞれ前翼と後翼の値を示し、添え字無しは、前翼と後翼の和である。これらの時間平均値は以下のとおりである、

$$\overline{L_{X,f}} = 3.343 \times 10^{-3} \text{ N}, \quad \overline{L_{X,h}} = 4.456 \times 10^{-3} \text{ N}, \quad \overline{L_X} = 7.7908 \times 10^{-3} \text{ N}$$

一方、図 11 には、1 サイクル間の（全幅の翼に対する）仕事率 W の時間変化（前翼 W_f 、後翼 W_h および両翼の和 W_t ）がそれぞれ示されている。これらの時間平均値は次のとおりである、

$$\overline{W_f} = 1.299 \times 10^{-2} \text{ W}, \quad \overline{W_h} = 2.463 \times 10^{-2} \text{ W}, \quad \overline{W_t} = 3.764 \times 10^{-2} \text{ W}$$

また、 $\overline{L_X}$ と $\overline{L_Y}$ の合力すなわち揚力（重力と逆方向） $\overline{L_{hover}}$ は、

$$\overline{L_{hover}} = 8.160 \times 10^{-3} \text{ N}$$

になる。また、ストローク面の傾き角 ϕ_s は、 $\phi_s = \tan^{-1}(\overline{L_Y} / \overline{L_X})$ で与えられ、

$$\phi_s = 14.3 \text{ deg}$$

になる。

3. 2 節で述べたように、このギンヤンマの重量は $7.74 \times 10^{-3} \text{ N}$ であるから、本シミュレーションによって求めた揚力の値は、トンボの重量を若干上回っているので、ホバリングが可能なことを示している。荷重倍数 n は 1.054 になる。この n の値を用いて 1g ホバリングに必要なパワー P_n を $P_n = \overline{W_t} / n^{1.5}$ によって求める¹³⁾ と、 $P_n = 3.477 \times 10^{-2} \text{ W}$ になる。この値は、Azuma 等¹⁰⁾ がポテンシャル理論 (Local Circulation Method) を用いて推定した値 $3.6 \times 10^{-2} \text{ W}$ に極めて近い値であることは興味深いことである。ところで、昆虫の有効パワーは通常、次のような経験式によって推定されている¹⁾、すなわち、

$$P_a / m_m = 260 \text{ W/kg}, \quad m_m / m = 1/4$$

ここで、 m_m および m はそれぞれ昆虫の筋肉の質量および昆虫の全質量である。この式に、ギンヤンマの質量 0.79 gr を当てはめると、 $P_a = 5.14 \times 10^{-2} \text{ W}$ になる。これは、本シミュレーションで求めた $P_n = 3.477 \times 10^{-2} \text{ W}$ を上回っており、本シミュレーションの結果が合理的な結果を与えていることを示している。また、この結果から筋肉 1kg 当たりの必要パワーを求めると 191 W/kg となり、体重 1kg 当たりの必要パワー (Power-mass-ratio) は 48 W/kg になる。図 12 と図 13 には、それぞれ単位スパン当たりの時間平均空気力 $\overline{l_y}$ (ストローク面に沿う方向 Y) および $\overline{l_x}$ (X の負の方向) のスパン方向の分布が示されている。

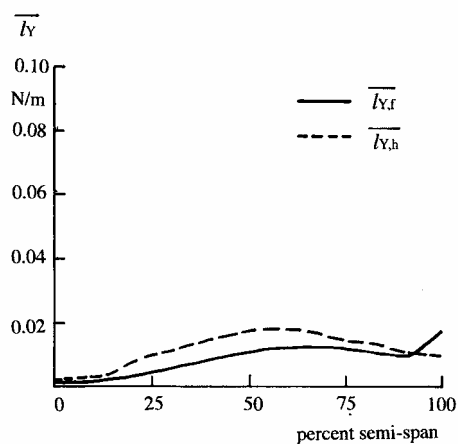


Fig. 12 Spanwise distribution of $\overline{l_y}$

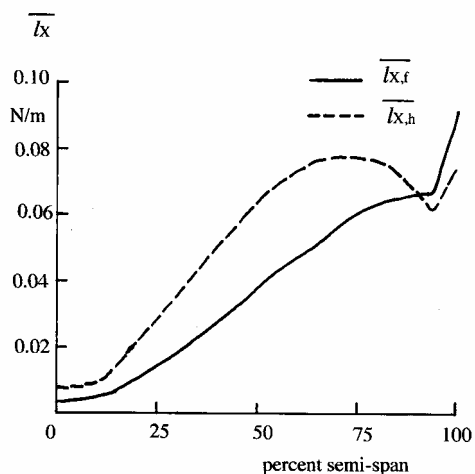


Fig. 13 Spanwise distribution of $\overline{l_x}$

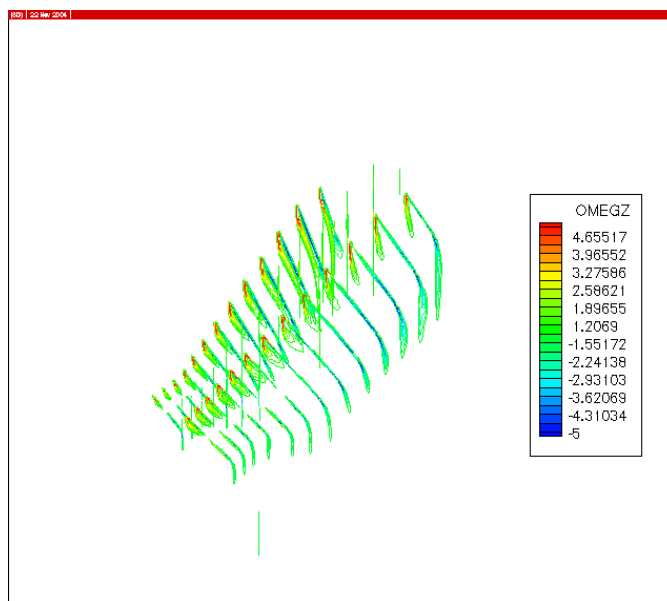


Fig. 14 Animation of flow pattern around fore- and hind-wings at hovering condition

これまでに述べてきた空気力の時間変動や時間平均空気力と流れのパターンとの対応を見るために、図 14 にスパン方向の渦度 ω_z ($\omega_z = (\partial v / \partial x - \partial u / \partial y) / 2$; $\omega_z = -5$ to 5) の分布を表すアニメーションを示した。図から明らかなように、打ち下ろし時と打ち上げ時伴に、強い前縁はく離渦を伴ったはく離流が支配的であることおよび打ち上げ時と打ち下ろし時で流れのパターンが大きく異なることが見てとれる。後者の現象は、打ち上げ時と打ち下ろし時でフェザリング振動の振動振幅が異なることに起因し、これが主として Y 方向すなわちストロー

ク面方向の時間平均空気力の生成に寄与しているものと思われる。

以上、代表的な計算例として前翼と後翼のフラッピング振動の位相差 Ψ が 20 deg の場合の結果を紹介したが、図 15 には、 Ψ の値が $\overline{L_{hover}}$, $\overline{\phi_s}$, $\overline{W_t}$ に与える効果を見るために、 $\Psi=0$ deg - 80 deg まで 20 deg おきに変えた場合の結果を示した。 $\overline{L_{hover}}$, $\overline{W_t}$ とともに $\Psi=0$ deg のときに最大値を示し、 Ψ と伴に漸減する一方、 $\overline{\phi_s}$ は 20 deg のとき最大値 14.3 deg, $\Psi=60$ deg のとき最小値 11.6 deg を示した。

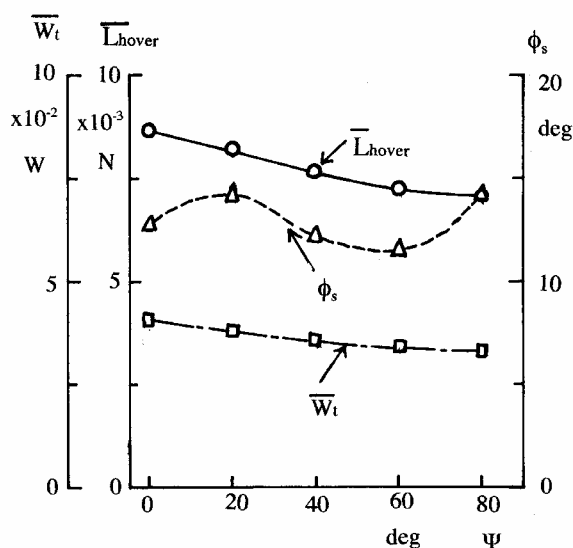


Fig. 15 Behaviors of $\overline{L_{hover}}$, $\overline{\phi_s}$ and $\overline{W_t}$ with respect to Ψ

3.3.2 水中でホバリングするトンボ・ロボットによる検証

3.3.1 節でトンボのホバリング飛行について行った NS シミュレーションの実験による評価を行うために、水中でホバリングするロボットを開発し、時間平均揚力およびストローク面の傾き角の計測を行った。このロボットの羽根の平面形や羽根の運動は種々の制約から前節で述べた実際のギンヤンマのものとは、異なるため、本ロボットについて改めて本 NS コードによる数値シミュレーションを実施し、NS コードの評価を行った。

本ロボットによる実験は、水中で行うため、相似パラメータである無次元振動数とレイノルズ数は、空中でホバリングするギンヤンマのそれとなるべく近い値になるように留意してロボットの設計を行った。水中で実験を行う理由は、水中では浮力が働くため、ロボットの重量の大部分を浮力で支えることが出来るためである。具体的には、ロボット全体の重量が全体に働く浮力より若干重くなるように設計し、水中で羽ばたくことによって生じた揚力によって、浮力と揚力を合わせた力が重量と釣り合っホバリングが可能となるという訳であ

る。後述するように、ロボットの全重量は約 70 N になり、羽根の羽ばたきによる時間平均揚力は、ロボットが水中で完璧なホバリングを行った直後に、羽ばたきを止めた状態でトンボの水中における重量を測定することによって容易に求めることが出来る。図 1 6 にロボットの写真が示されている。ロボットの胴体は、0.252m x 0.152m x 0.172m の直方体で、全重量は約 70 N である。ロボットは 2 対の矩形平板翼を持ち、その平面形を図 1 7 に示した。羽根の大きさは、今回の数値シミュレーションの対象としたギンヤンマのほぼ 3 倍である。図 1 7 に示すようにフラッピング軸は胴体壁の内側 0.019 m にあり、羽根と胴体壁の間には 0.035 m のギャップがある。前翼のフラッピング振動の振幅は 35.5 deg で後翼のそれは 30.5 deg である。一方、フェザリング振動の振幅は前後翼共に打ち上げ時 64 deg 打ち下ろし時 40 deg に設定し、これらの値はスパン方向に一定である。フェザリング振動の軸はそれぞれの翼の全縁から 25% 位置にある。4 枚の羽根はそれぞれフラッピングとフェザリング振動を受け持つ合計 8 個のサーボモーターによって駆動される。それぞれの翼の運動は水槽外に置かれたパソコンから無線によって制御される。水槽の大きさは、たて 1.0m x 横 1.8m x 深さ 0.5 m の直方体で水深は 0.45m である。それぞれの翼のフェザリング振動のフラッピング振動に対する位相の進み角は 90 deg である。また、後翼のフラッピング振動の前翼のフラッピング振動に対する位相の進み角 Ψ は 0 deg から 40 deg まで任意に設定できるようになっている。実際のホバリング試験は、 $\Psi=0, 10, 20, 35, 40$ deg で行われた。胴体の中心線に対するストローク面の傾き角 ϕ_s' は 20 deg に固定されている (図 1 8 参照)。

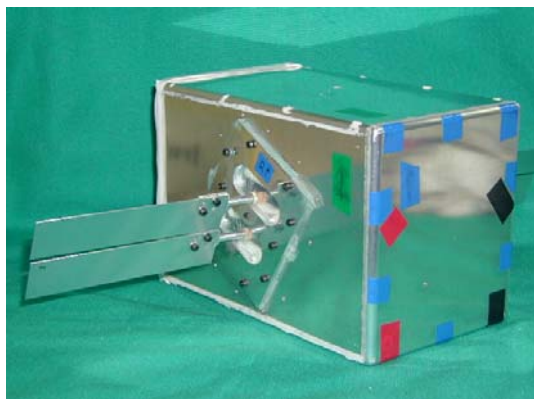


Fig.16 Photograph of robot

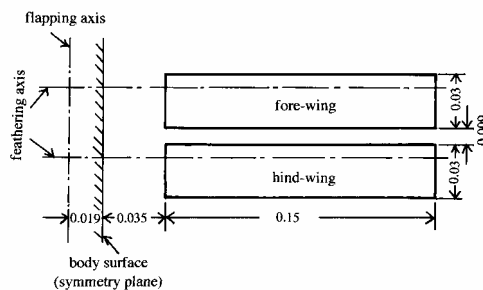


Fig. 17 Planform of the fore- and hind-wings of the robot

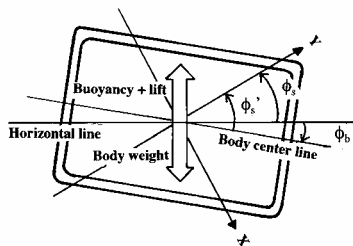


Fig. 18 Definition of stroke-plane angle in hovering condition



Fig. 19 Video image of the robot at perfect hovering condition (動画 Fig19 1.mpg)

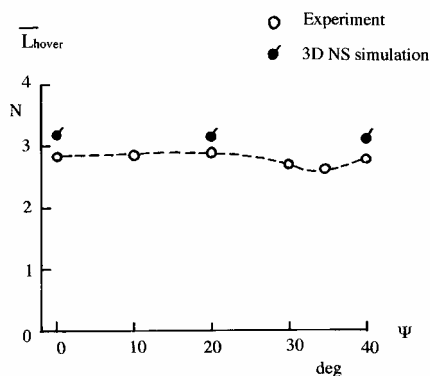


Fig. 20a Comparison of theoretical and experimental total time mean lift

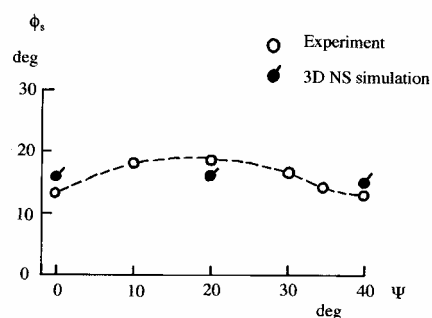


Fig. 20b Comparison of theoretical and experimental stroke-plane angle

すべてのホバリング試験は、羽ばたき振動数 1.52 Hz で行われた。このとき相似パラメータである R と k (定義式 (5)、(6) 参照) はそれぞれ $R=10.57 \times 10^3$, および $k=0.156$ である。それぞれの Ψ の設定値に対して、完璧なホバリング飛行が、胴体の底壁に取り付ける微小な付加質量の大きさや位置を調整することによって、達成された。図 19 に、 $\Psi=20$ deg において完璧なホバリングを実現したときのビデオ映像を示す。ストローク面の傾き角 ϕ_s は、図 18 に示すように、胴体の中心線が水平線と成す角 ϕ_b を測定することにより $\phi_s = \phi_s' - \phi_b$ により求めることができる。また、既に述べたように、時間平均揚力 \bar{L}_{hover} は、完璧なホバリング飛行が錘の調整によって実現されたすぐ後に、水中におけるロボットの全重量を計測する

ことによって求めることが出来る。

このロボットについて、改めて NS シミュレーションを実施することによって、本シミュレーションコードの検証を行った。図 20(a) と 20(b) に本ロボットに対して得られた $\overline{L_{hover}}$ と ϕ_s の実験値および NS シミュレーションの結果が、 Ψ を横軸にとって示されている。図から明らかなように、本 NS シミュレーションコードの結果と実験値は良い一致を示し、NS シミュレーションが信頼できる結果を与えることが示された。

3. 3. 3 羽ばたき翼装置による非定常流体力の直接計測

3. 3. 2 節で述べたロボットによるホバリング実験では、時間平均の流体力のみが計測された。本節では、羽ばたき翼装置を用いて非定常流体力の時刻歴を直接計測し、本 NS シミュレーションコードの（非定常流体力変動の予知能力に関する）より厳密な検証を行ったので、試験装置、計測結果および NS コードの検証結果等について紹介する。図 2 1 および図 2 2 に、今回の試験で用いた羽ばたき翼実験装置の全体図および翼の平面形がそれぞれ示されている。

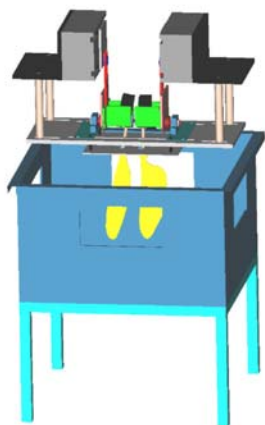


Fig. 21 Flapping wing apparatus for direct measurement of unsteady fluid dynamic forces

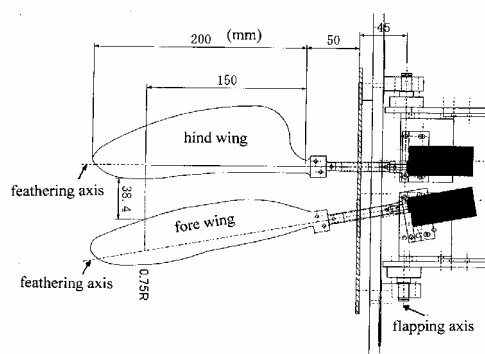


Fig. 22 Planforms, flapping and feathering axes of fore- and hind-wings

翼の平面形は今回のトンボモデルとして採用したギンヤンマのものと相似形をしており、大きさは実際のギンヤンマの4倍のスケールである。翼根から 0.05 m の位置に胴体壁に対応する平板が取り付けられている。実験は水中で行うが、この平板以下の部分が水中にある。前翼および後翼それぞれのフラッピング軸およびフェザリング軸の位置は図 2 2 に示すとおりである。フラッピング運動は電動スライダで、フェザリング運動はステップモータでそれぞれ生成している。フラッピング振動の振幅は前後翼共に 40 deg である。また、フェザリング振動の振幅は前翼が打ち上げ時 64 deg, 打ち下ろし時 40 deg, 後ろ翼が打ち上げ時

51 deg, 打ち下ろし時 24 deg で、これらの値はスパン方向に一定である。無次元化の基準となる前翼の 75% セミスパン位置における 1/2 翼弦長 b_f は 0.0213 m である。実験はすべて翼の振動数 0.35 Hz で行った。したがって、この時、前翼の 75% セミスパン位置におけるフラッピング振動の最大速度 V_f は 0.345 m/s である。(5) 式および (6) 式で定義される R と k はそれぞれ 5.62×10^3 および 0.135 である。後翼のフラッピング振動の前翼のフラッピング振動に対する位相の進み角 Ψ については、0 deg - 90 deg まで 10 deg または 20 deg おきにパラメトリックに変えて計測を行っている。図 23 に作動中の実験装置のビデオ映像を示す。

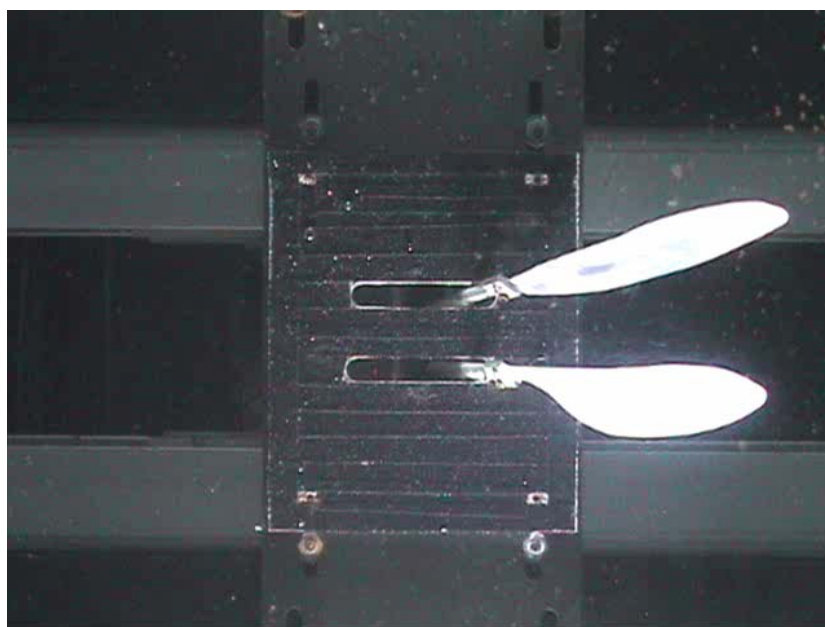


Fig. 23 Video image of flapping wing apparatus (動画 [Fig23.wmv](#))

流体力の計測は次のような手順で行った。まず、水中で翼を加振して、フェザリング軸に貼った歪ゲージにより翼面に垂直方向の力の変動およびフラッピング軸に貼った歪ゲージでフラッピング軸まわりのトルクの変動をそれぞれ計測する。これらのデータには流体力と慣性力が含まれているので、次に、水槽の水を抜いて、同じ翼の運動に対して慣性力を計測する。後は、データ処理により水中での計測結果から慣性力を差し引いて、最終的にストローク面に沿う方向すなわち Y 方向およびそれに直角方向すなわち X の負の方向に作用する流体力、すなわち、 L_Y , L_X およびフラッピング軸まわりのトルクの計測結果から、流体力による仕事率すなわち W の時間変動をそれぞれ、前翼および後翼について求める。実験に用いた水槽はロボットのホバリング実験に用いたものと同じである。典型的な計測例として、 $\Psi=40$ deg の場合の L_Y , L_X , W の時間変化をそれぞれ図 24(a), (b), (c) に前翼に対するデータを、図 25(a), (b), (c) に後翼に対するデータを示す。これらの図には、本 NS シミュレーションコードによる計算結果も示されている。(NS シミュレーションは本羽ばたき翼模型と同じ平面形および運動について行っている。) 実験値と本 NS シミュレーション結果は非常によく一致していることがわかる。他の位相角についても一致の程度はほぼこの場合と同じである。

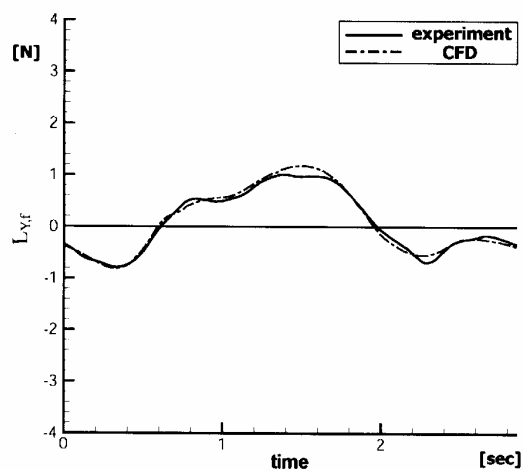


Fig. 24a Variation of $L_{Y,f}$
during one cycle of
oscillation

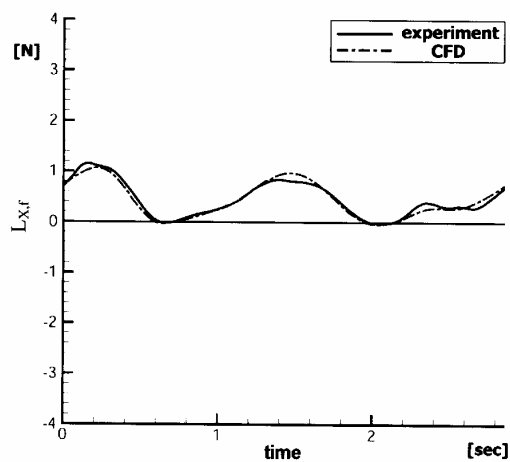


Fig. 24b Variation of $L_{X,f}$
during one cycle of
oscillation

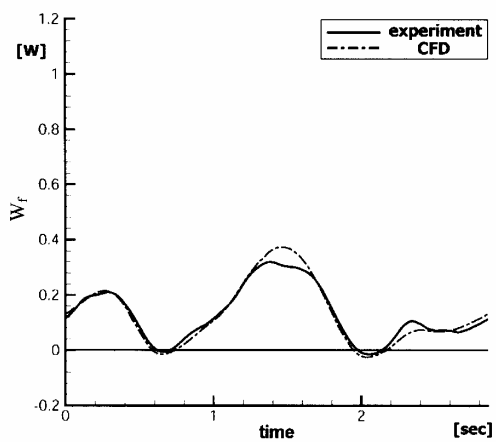


Fig. 24c Variation of W_f during
one cycle of oscillation

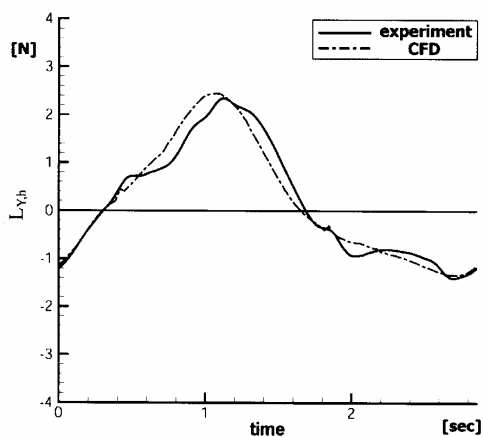


Fig. 25a Variation of $L_{Y,h}$ during one cycle of oscillation

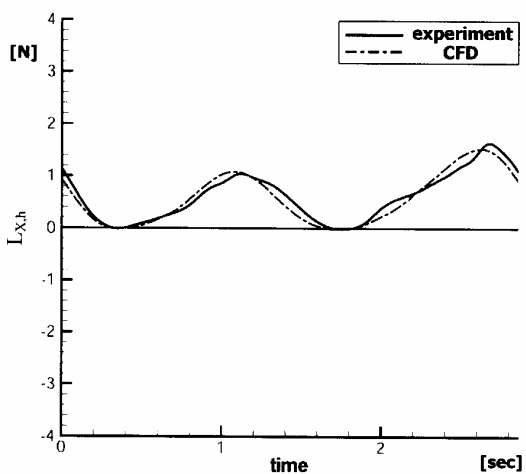


Fig. 25b Variation of $L_{X,h}$ during one cycle of oscillation

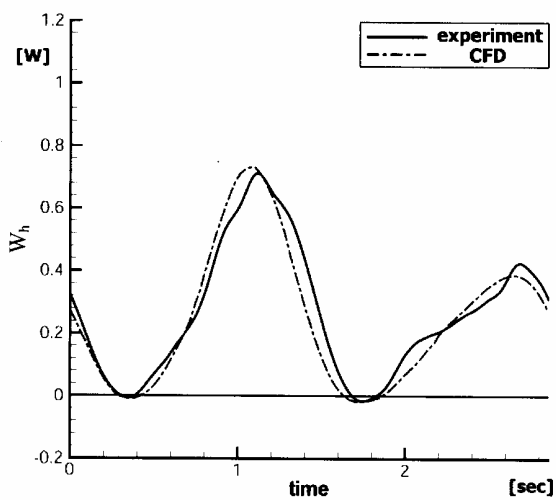


Fig. 25c Variation of W_h during one cycle of oscillation

これらの時間変動流体力の時間平均をとり、本 NS シミュレーションコードによる結果と比較したものを図 26(a), (b)に前後翼のそれぞれについて $\overline{L_x}, \overline{L_y}$ を示し、図 27(a), (b)に重力方向の揚力すなわち $\overline{L_{hover}}$ およびストローク面の傾き角 ϕ_s を示した。横軸は、前翼と後翼の間のフラッピング振動の位相差である。実験値は数回同じ実験を繰り返して得られた計測データの平均値およびデータのばらつきの幅も示している。 $\overline{L_{hover}}$ や $\overline{L_{y,f}}, \overline{L_{x,f}}, \overline{L_{x,h}}$ に関しては、実験と本 NS シミュレーションとは極めてよく一致している。一方、 $\overline{L_{y,h}}$ およびストローク面の傾き角 ϕ_s については、 $\Psi=60 \text{ deg} - 80 \text{ deg}$ において本 NS シミュレーションの結果は実験値とは異なる傾向を示していることがわかる。この原因については、今後さらに検討する必要がある。

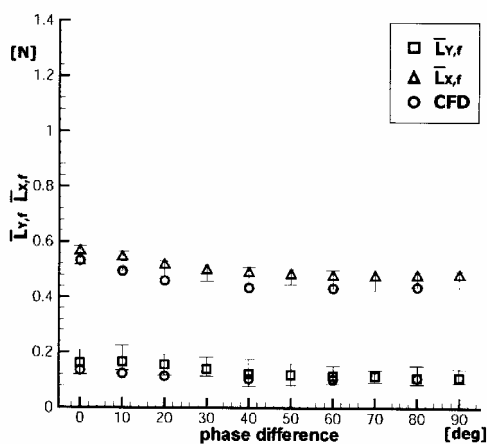


Fig. 26a Variations of time mean forces

$\overline{L_{y,f}}$ and $\overline{L_{x,f}}$ with respect to Ψ

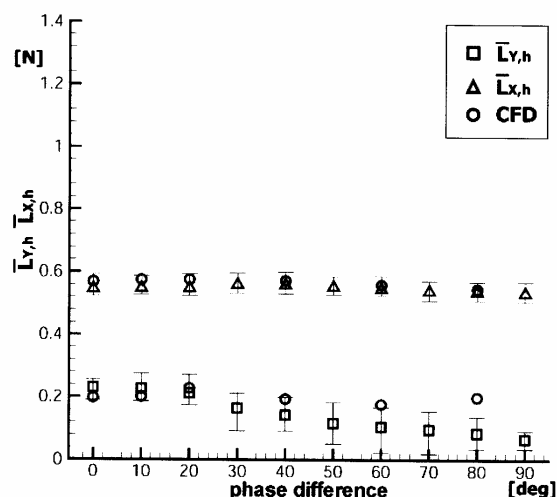


Fig. 26b Variations of time mean forces

$\overline{L_{y,h}}$ and $\overline{L_{x,h}}$ with respect to Ψ

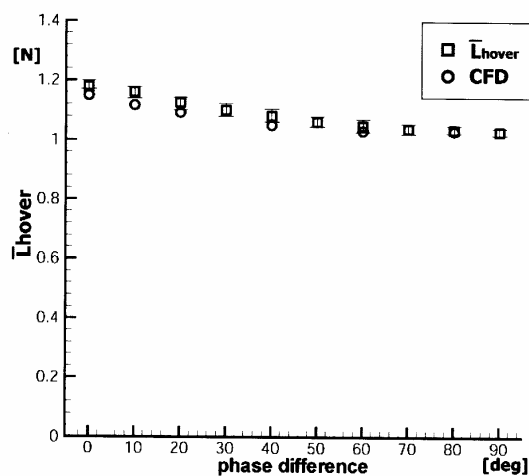


Fig. 27a Variation of \bar{L}_{hover} with respect to Ψ

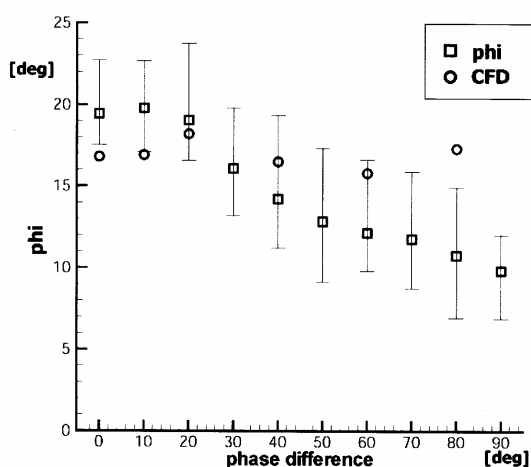


Fig. 27b Variation of ϕ_s with respect to Ψ

3. 4 水平前進飛行の数値シミュレーション

すでに 3. 1 節で述べたように、本 NS シミュレーションコードはホバリングだけではなく、水平前進飛行の数値シミュレーションも可能である。Azuma 等¹⁰⁾ が実際のギンヤンマについての風洞試験や LCM による計算で示したように、水平前進飛行の場合は、ホバリング飛行とは異なる羽ばたき運動が行われ、必要パワーもホバリング時とは大きく異なる特性を示す。この水平前進飛行についても、Azuma 等¹⁰⁾ によるポテンシャル理論 (LCM) による解析はあるものの、粘性を考慮した NS シミュレーションは筆者の知る限り皆無である。3. 1 節でも述べたように、水平前進飛行のシミュレーションでは、前進速度 V_∞ およびストローク面の傾き角 ϕ_s を与えて計算することになる。しかし、例えば巡航飛行の場合、推力と抵抗が等しく且つ揚力がトンボの重量に等しい条件を満たすような翼の羽ばたき運動をどのように決定すればよいかということは、トンボの場合運動を決める多くのパラメータが存在するためにはかなり困難な問題といえる。本稿では、一例として、 $V_\infty = 2.3\text{m/s}$ におけるほぼ巡航飛行に近い状態の計算結果を紹介する。このときの翼の運動のパラメータは、ストローク面の傾き角 $\phi_s = 80\text{deg}$ 、前翼および後翼のフラッピング振動振幅が共に $\phi_{o,f} = \phi_{o,h} = 30\text{deg}$ 、後翼のフラッピング振動の前翼のフラッピング振動に対する位相の進み角 $\Psi = 81\text{deg}$ である。また、フェザリング振動振幅の-span 方向の分布は図 8 に示すホバリングの計算に用いたものと同じ値を用いている。翼の羽ばたき振動数は 28 Hz、フラッピング振動とフェザリング振動の位相差 ϕ_f, ϕ_h は共に 90deg とした。これらの運動に対して無次元化の基準となる前翼の 75% セミスパン位置におけるフラッピング運動による最大速度 V_f は 3.30 m/s となる。また、相似パラメータ R と k (定義式 (5)、(6) 参照) はそれぞれ $R = 1.13 \times 10^3$ 、および

$k=0.267$ である。得られた時間平均空気力は以下のとおりである、

$$\begin{aligned}\overline{L_{y,f}} &= 3.543 \times 10^{-3} N, & \overline{L_{y,h}} &= 4.011 \times 10^{-3} N, & \overline{L_y} &= 7.554 \times 10^{-3} N \\ \overline{L_{x,f}} &= 0.565 \times 10^{-3} N, & \overline{L_{x,h}} &= 1.325 \times 10^{-3} N, & \overline{L_x} &= 1.890 \times 10^{-3} N \\ \overline{W_f} &= 0.372 \times 10^{-2} W, & \overline{W_h} &= 0.808 \times 10^{-2} W, & \overline{W_t} &= 1.179 \times 10^{-2} W\end{aligned}$$

また、(3) 式および (4) 式を用いて揚力 \overline{L} および水平方向の推力 \overline{T} をそれぞれ求めると、 $\overline{L} = 7.77 \times 10^{-3} N$ 、 $\overline{T} = 5.49 \times 10^{-4} N$ を得る。 \overline{L} をギンヤンマの自重で割って荷重倍数 n を求めると $n=1.003$ となる。また、Azuma 等¹⁰⁾ によって提案されたギンヤンマに対する抵抗値 D は $V_\infty = 2.3 m/s$ の場合 $3.05 \times 10^{-4} N$ になるので、今回のシミュレーションによって得られた時間平均推力はこの抵抗値を上回っている。したがって、本シミュレーション結果は (必ずしも巡航飛行ではないが) 水平前進飛行を表しているといえる。この場合の計算結果を 3.3 節で述べたホバリング飛行の NS シミュレーション結果と比較すると興味深い事実が明らかになる。すなわち、 $V_\infty = 2.3 m/s$ における水平前進飛行時の必要パワー $\overline{W_t} = 1.179 \times 10^{-2} W$ は、 $1g$ のホバリングに必要なパワー $3.48 \times 10^{-2} W$ の約 $1/3$ になることである。この結果は、Azuma 等¹⁰⁾ が LCM によって求めた結果およびギンヤンマに対する風洞試験結果と定性的には一致する。時間平均空気力をホバリング時のそれと比較してみると、ストローク面方向の力 $\overline{L_y}$ がそれと直角方向の力 $\overline{L_x}$ に対して相対的に増加し、 $\overline{L_y} / \overline{L_x}$ の比率が前進飛行時とホバリング飛行時でほぼ逆転していることが見てとれる。

図 28 に、翼まわりの流れのパターンを見るために、スパン方向の渦度 ω_z ($\omega_z = (\partial v / \partial x - \partial u / \partial y) / 2$; $\omega_z = -5$ to 5) の分布を表すアニメーションを示した。また、図 29 には、 $kt = \pi$ (打ち下ろし時) における 69% セミスパン位置での翼断面まわりの (鉛直方向がストローク面の方向) 速度ベクトル図を示した。

4 結語

鳥や昆虫の羽ばたきによる飛翔の空気力学的なメカニズムを理解するために行ってきた研究の一端を紹介した。今回示した計算は、鳩については定常巡航飛行、トンボについてはホバリングおよび水平前進飛行の一部であるが、今後解明すべき多くの課題があることは明らかである。例えば、今回の計算では無視された翼の空力弾性変形や羽根の微細構造の影響等である。本研究はもともと生物の驚異的な飛翔のメカニズムを理解したいという学問的な興味から出発したものであるが、本研究の過程で開発された MDLM に基づく最適設計コードや NS コードは現在国内外で研究開発が活発化している鳥型あるいは昆虫型の飛翔ロボット (Micro Air Vehicle) の研究開発において有用な設計ツールになると思われる。

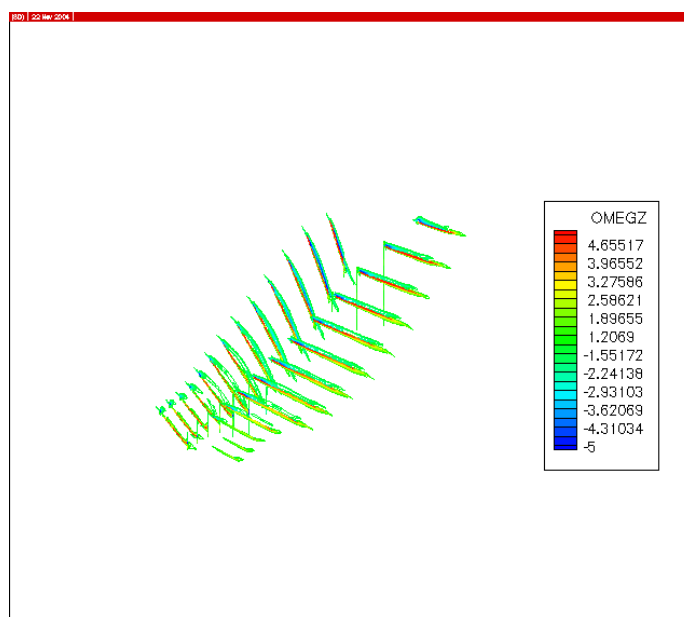


Fig. 28 Animation of flow pattern around fore- and hind-wings at $V_\infty = 2.3m/s$

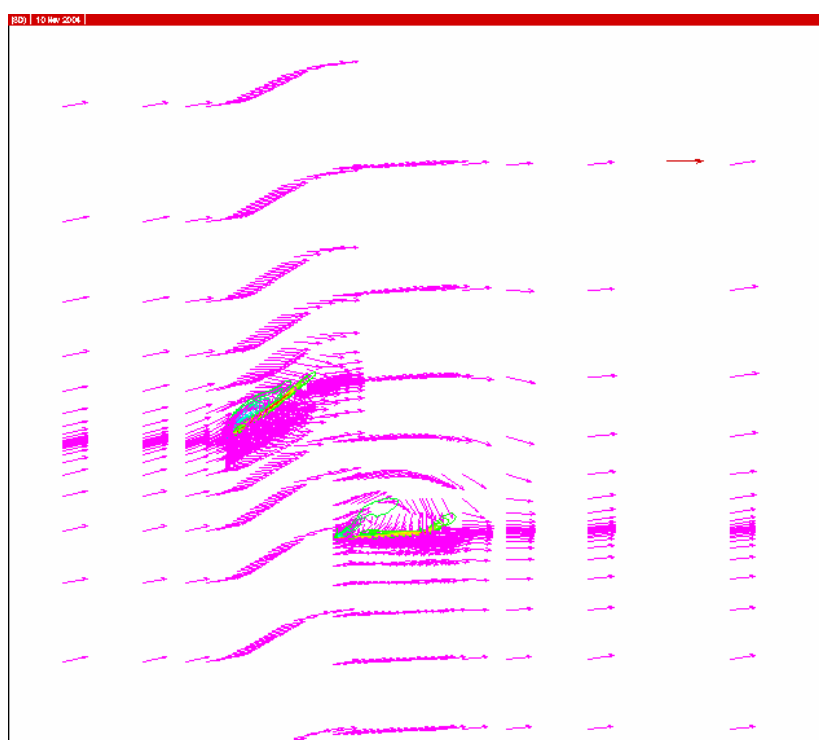


Fig. 29 Velocity vector distribution around 69% semispan station at $kt=\pi$ and $V_\infty = 2.3m/s$

謝辞

本稿で紹介した研究のうちトンボのホバリングに関する研究は、筆者が九州大学に在籍している間に行ったものである、特に、NS シミュレーションの結果を検証するために行ったトンボ・ロボットや羽ばたき翼装置を用いた実験については、九州大学大学院工学研究院航空宇宙工学部門の松原学技官、山崎正秀助手をはじめ、同部門の卒業生である山本学、藤代俊、齋藤拓の諸氏の寄与するところが大きい、また、鳩の最適羽ばたき運動設計やトンボの前進飛行の研究については、日本文理大学の修論生および卒論生である、上澤祐一、大平啓介、山本隆明の諸兄との討論から触発された部分が大きい、ここに記して感謝申し上げます。

参考文献

- 1) Azuma, A., *The Biokinetics of Flying and Swimming*, Springer-Verlag, 1992.
- 2) Box, M. J., "A New Method of Constrained Optimization and a Comparison with Other Methods," *Computer Journal*, Vol. 8, 1965, pp. 42-52.
- 3) 黒田将充、幸村逸磨、磯貝紘二、"三日月型尾びれの推進効率および推進力に与える流力弾性効果について、" 第 3 4 回流体力学講演会講演集、pp. 261-264, 2002.
- 4) Albano, E, and Rodden, W. P., "A Doublet Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows," *AIAA Journal*, Vol. 7, No. 2, 1969, pp. 279-285.
- 5) Nachtigall, W., and Wieser, J., "Profilemessungen am Tauben flugel," *Zeitschrift für Vergleichende Physiologie*, Vol. 52, No. 4, 1966, pp. 333-346.
- 6) Vest, M. S., and Katz, J., "Unsteady Aerodynamic Model of Flapping Wings," *AIAA Journal*, Vol. 34, No. 7, July 1996, pp. 1435-1440.
- 7) Isogai, K., "Numerical Simulation of Unsteady Viscous Flow Around a Flapping Wing," *Proceedings of the Second International Conference on Computational Fluid Dynamics, ICCFD*, Sydney, Australia, 15-19 July 2002, Eds. Armfield, S., Morgan, P., and Srinivas, K., Springer, pp. 701-706, Aug. 2003.
- 8) Yee, H. C., and Harten, A., "Implicit TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinates," *AIAA Journal*, Vol. 25, No. 2, 1987, pp. 266-274.
- 9) Baldwin, B. S., and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," *AIAA Paper 78-257*, Jan. 1978.
- 10) Azuma, A., and Watanabe, T., "Flight Performance of a Dragonfly," *Journal of Experimental Biology*, Vol. 137, 1988, pp. 221-252.
- 11) Isogai, K., Fujishiro, S., Saitoh, T., Yamamoto, M., Yamasaki, M., and Matsubara, M., "Unsteady Three-Dimensional Viscous Flow Simulation of a Dragonfly Hovering," *AIAA Journal*, Vol. 42, No. 10, Oct. 2004, pp. 2053-2059.
- 12) Thomas, P. D., and Lombard, C. K., "Geometric Conservation Law and Its Application to Flow Computations on Moving Grids," *AIAA Journal*, Vol. 17, No. 10, 1979, pp. 1030-1037.
- 13) Isogai, K., and Shinmoto, Y., "Study on Aerodynamic Mechanism of Hovering Insects," *AIAA*

Paper 2001-2470, June 2001.