

昆虫飛行の流体構造連成モデリング*

(第1報, 自動的な翼の回転と揚力発生 の2次元数値解析による検討)

石原大輔^{*1}, 堀江知義^{*1}

Fluid-Structure Interaction Modeling of Insect Flight (1st Report, Investigation of Automatic Wing Rotation and Lift Force Generation by Two-Dimensional Numerical Analysis)

Daisuke ISHIHARA^{*2} and Tomoyoshi HORIE

^{*2} Department of Mechanical Information Science and Technology, Kyushu Institute of Technology,
680-4 Kawazu, Iizuka-shi, Fukuoka, 820-8502 Japan

In this paper, a novel insect flight model based on fluid-structure interaction is proposed. Incorporating the high compliance of the wing base, which is observed in Diptera, the proposed model can express the automatic control of the wing rotation via fluid-structure interaction and can generate the adequate aerodynamic forces for the insect flight. The fluid-structure interaction is simulated by a monolithic method based on the finite element method. The result given by the proposed model is investigated by comparison with experimental results of the dynamically scaled model of the fruit fly given by Dickinson et al.

Key Words: Insect Flight, Fluid-structure Interaction, Wing Rotation, Lift Force, Dynamically Scaled Model, Finite Element Method, Monolithic Method, Bio-Fluid Mechanics

1. 序 論

近年, 昆虫飛行を模倣した飛行型マイクロマシン⁽¹⁾の実現が期待されている. この背景として, 近年の昆虫飛行に関する研究の進展がある.

最初に昆虫飛行の流体力学の研究に関して概観する. Ellingtonら⁽²⁾は, はばたき(flapping)において翼が迎角を保持しながら並進運動することにより生じる流体力を指摘し, さらに Dickinsonら⁽³⁾は, はばたきによる流体力の詳細について検討している. はばたきは, その翼弦に関して, 並進(translation)と回転(rotation)からなり, 十分な揚力を得るにはそれらの適切な組み合わせ方が重要である^(3,4). この分野の研究では予め適切に設定した並進と回転を与えることが前提である. 次に はばたきの機構の研究に関して概観する. 並進に関する機構はよく知られており, 例えば, ハエ目の場合, 昆虫が胸部外骨格を弾性変形させる機構により, 並進を行う^(5,6). 一方, 回転に関しては, 昆虫が翼の基部(base of wing)の骨片(sclerite)を動かして行う機構と翼に

作用する慣性力・流体力によって自動的に行われる機構を組み合わせていると考えられている⁽⁷⁾. しかしながら, Emnosはハエ目で前者の方式が困難であることを指摘し, 回転の軸に関するねじり力に対する翼の基部の高いコンプライアンスを明らかにした上で, 後者の機構が基本であることを指摘している⁽⁷⁾. さらに Emnosは, ハエ目を対象として, ピン支持された剛体はりによる動力学モデルを用いて, ストロークにおける翼の反転(stroke reversal)で, 慣性力による自動的な回転を検討している⁽⁸⁾. これらの研究では, 流体力による自動的な回転についてはその可能性を指摘しているのみである. また翼の反転の時点以外については検討していない. さらに自動的な回転を含むはばたきによる揚力を検討していない. この他, 慣性力・流体力による翼面のそり⁽⁹⁾の効果も考えられるが, ハエ目では翼面を剛体と見なせること^(3,6)が指摘されている. 最後に昆虫飛行の計算力学研究に関して概観する. Liuら⁽¹⁰⁾はガを対象として, Ramamurtiら⁽¹¹⁾はハエを対象として, 数値流体解析による剛体翼の移動境界流れ解析を実施し, 翼周囲の渦構造や揚力等を検討している. 濱本ら⁽¹²⁾は, 数値流体構造連成解析により, ト

* 原稿受付 2005年10月20日.

^{*1} 正員, 九州工業大学情報工学部(〒820-8502 飯塚市川津680-4).

E-mail: ishihara@mse.kyutech.ac.jp

ンボの高速旋回を解析している。これらの研究では、回転を含めて翼のはばたきを予め適切に与えている。以上をまとめると、(a)流体力による翼の自動的な回転について検討し、(b)力学的効果に基づく自動的な回転を含むはばたきと(c)昆虫飛行の揚力の発生を結びつけた研究は見当たらない。

そこで本研究においては、(a)、(b)および(c)を結びつけた昆虫飛行の流体構造連成モデリングを行い、(a)、(b)、(c)の関係を明らかにする。本報では、有限要素法の2次元流体構造連成解析を用いて、Dickinsonらの実験結果⁹⁾との比較による提案モデルの検証を行う。

2. 昆虫飛行の流体構造連成モデリング

2・1 従来の昆虫飛行モデル ここでは提案モデルの比較対象とする Dickinson らの研究⁹⁾を基本として従来の昆虫飛行モデルの概要を示す。図1に飛行時の昆虫の様子を模式的に示す。また図2に翼弦の並進と回転の模式図⁹⁾を示す。symmetricalはストロークにおける翼の反転に関して翼が対称に回転する場合、advancedはsymmetricalに対してストロークの1サイクルの8%進んだ時点で翼が回転する場合である。文献(3)では適切な場合をadvancedとしており、各半ストロークで2つのピークを持つ揚力を得ている。まず翼の並進によって生じる前縁渦により揚力が発生する(失速遅れ)。最初のピークは各半ストロークが開始するとき以前の半ストロークで生じた後流内に翼があることで揚力が增大することによる(後流捕獲)。次のピークは翼が回転する時点に依存して発生の仕方が変化^{9,10)}し、文献(3)ではマグヌス効果と同じ原理で発生する(回転循環)としている。従来の昆虫飛行モデルでは、翼の並進と回転が昆虫により適切に与えられることが前提となる。

2・2 提案モデル 回転の軸に関するねじり力に対する翼の基部の高いコンプライアンスに基づき、慣性力・流体力による自動的な翼の回転を組み込んだ昆虫飛行の流体構造連成モデルを模式的に図3に示す。図3においては、翼の基部を適当なねじり剛性を持つバネ、並進を翼弦上端のころ支持による並行移動により表している。提案モデルの基本的な考え方は、(a)翼が並進することにより、(b)慣性力・流体力の作用で翼が自動的に回転し、(c)翼に揚力が発生する、というものである。従来研究と本研究におけるモデルの違いは、流体構造連成を導入することにより、慣性力・流体力に基づく自動的な回転を含むはばたきと翼に働く非定常流体力学の発生を結びつけ、これまで個別に検討されてきた(a)～(c)を同時に考慮する点である。

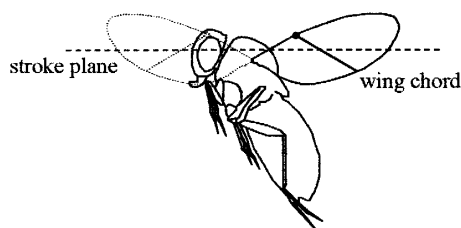


Fig. 1 Schematic view of insect flight.

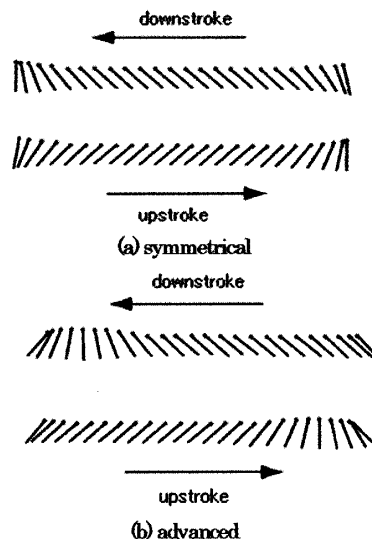


Fig. 2 Diagram of wing chord motion employed by Dickinson et al. Lines indicate the instantaneous position of the wing chord. Small circles mark the leading edge.

3. 提案モデルの流体構造連成解析

3・1 計算モデルの概要 翼弦とその周囲の流体をそれぞれはり要素、流体要素により有限要素モデル化する。Dickinson らの実験⁹⁾で用いられた並進速度 v_t (m/sec) を近似した次式を翼弦上端の節点に基本境界条件として与える。

$$v_t \cong V_t (-3 \sin \omega_t t \cos^4 \omega_t t - 12 \sin \omega_t t + 4 \sin^3 \omega_t t) / 8 \quad (1)$$

ここで V_t (m/sec) は並進の最大速度、 ω_t (rad/sec) は並進の角振動数を表す。文献(3)に基づき $\omega_t = 0.91106187$ rad/sec とする。文献(3)ではレイノルズ数 $Re = 136$ となるように並進を与えている。ここで代表速度を並進の最大速度 V_t 、代表長さを翼弦長 l_w に取ると、 $Re = V_t l_w / \nu$ より、 $V_t = 0.2335$ m/sec となる。但し、文献(3)の翼の平均翼弦長 $l_w = 0.067$ m¹¹⁾、動粘性係数 $\nu = 0.000115$ m²/sec を用いる。 $V_t = 0.2335$ m/sec とした場合の近似関数(1)と文献(3)の並進速度を比較したものを図4に示す。またストローホル数 S は代表周期

を並進の角振動数 ω に基づき与えると $S = l_w \omega / (2\pi V) = 0.0416$ となる。4章の数値計算において、並進の最大速度 V のみを変化させるが、その場合、 Re と S は1対1の対応関係にあるため、以後では Re の値のみを示す。2・2節で述べた高いコンプライアンスを持つ翼の基部を表現するために翼弦上端の要素のヤング率を小さく設定する。ハエ目においては翼の基部における回転が基本と考えられるので、翼弦の上端以外の要素が剛体的に運動するようにヤング率を大きく設定する。文献(3)では昆虫飛行のための揚力を翼の基部に設置した力センサにより測定している。そこで本研究においては揚力を本計算モデルの支持部における構造反力に翼長 $R_w = 0.25 \text{ m}$ ⁹⁾ を乗じて評価する。但し、本研究で行った数値計算の範囲では、構造反力のかわりに翼弦に作用する流体力を用いて揚力を算出してもほとんど同じ結果が得られた。

3・2 流体構造連成解析の概要 流体構造連成解析手法として、流体構造境界面における連続・平衡条件を用いて、連成系全体に関する方程式(連成方程式)を構成し、解析する手法である一体型解法を用いる。詳細は文献(13)(14)に譲るとして、ここではその概要のみ述べる。有限要素離散化された **Arbitrary Lagrangian-Eulerian (ALE)** 表記の非圧縮性粘性流体方程式と構造方程式に、流体構造境界面での連続条件と平衡条件を適用して、流体構造境界面で結合し、以下の増分形式の連成方程式を得る。

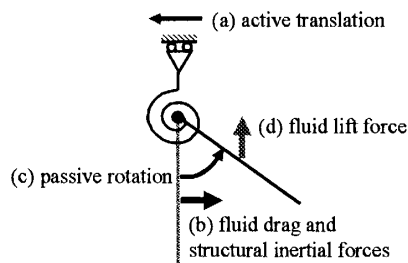


Fig. 3 Schematic view of the proposed fluid-structure interaction model of insect flight.

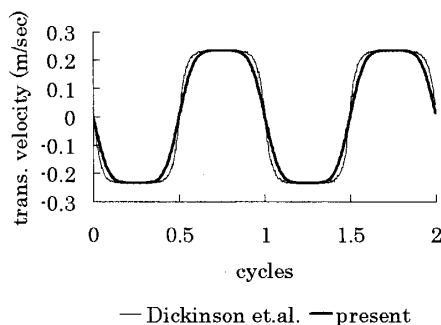


Fig. 4 Comparison of the present translational velocity with that employed by Dickinson et al.

$$\begin{bmatrix} \hat{\mathbf{M}}_{ii}^f & \hat{\mathbf{M}}_{ic}^f & \mathbf{0} & -\mathbf{G}_i \\ \hat{\mathbf{M}}_{ci}^f & \hat{\mathbf{M}}_{cc}^f + \hat{\mathbf{M}}_{cc}^s & \hat{\mathbf{M}}_{ci}^s & -\mathbf{G}_c \\ \mathbf{0} & \hat{\mathbf{M}}_{ic}^s & \hat{\mathbf{M}}_{ii}^s & \mathbf{0} \\ \gamma \Delta t_T \mathbf{G}_i & \gamma \Delta t_T \mathbf{G}_c & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \mathbf{a}_i^f \\ \Delta \mathbf{a}_c^f \\ \Delta \mathbf{a}_i^s \\ \Delta \mathbf{p} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta \mathbf{g}_i^f \\ \Delta \mathbf{g}_c^f \\ \Delta \mathbf{g}_i^s \\ \Delta \mathbf{h} \end{bmatrix} \quad (2)$$

ここで $\Delta \mathbf{a}$, $\Delta \mathbf{p}$, $\Delta \mathbf{g}$, $\Delta \mathbf{h}$ の各ベクトル: 加速度増分, 流体圧力増分, 残差力, 非圧縮性条件の方程式残差, $\hat{\mathbf{M}}$, \mathbf{G} の各行列: 一般化質量行列と圧力勾配行列, γ : 一般化台形則の制御パラメータ, Δt : 時間増分, 右側上付き添え字 f, s, fs : それぞれ流体, 構造および流体構造連成の各成分, 右側下付き添え字 i : 流体, 構造の独立自由度, 右側下付き添え字 c : 流体, 構造の共有自由度, 左側下付き添え字 T : 行列の転置である。但し, 式(2)においては, 一般化台形則および **Newmark** 法における変位, 速度と加速度の増分の関係式 $\Delta \mathbf{u} = \beta \Delta t^2 \Delta \mathbf{a}$, $\Delta \mathbf{v} = \gamma \Delta t \Delta \mathbf{a}$ を既に適用している。ここで $\Delta \mathbf{u}$: 変位増分ベクトル, $\Delta \mathbf{v}$: 速度増分ベクトル, β : **Newmark** 法の制御パラメータである。流体と構造の一般化質量行列は, 流体の移流項・拡散項を既知の流速場, 構造の内力項を未知の変位場で評価することにより, 次式で与える。

$$\hat{\mathbf{M}}^f \equiv_L \mathbf{M}^f, \quad \hat{\mathbf{M}}^s \equiv_L \mathbf{M}^s + \beta \Delta t^2 \mathbf{K} \quad (3a, b)$$

ここで \mathbf{K} : 接線剛性行列, 左側下付き添え字 L : 行列の対角集中化である。連成方程式(2)から得る加速度と圧力の増分を用いて適当な時間積分法により時間進行を行う。具体的な解法として, 著者らが開発した整合圧力ポアソン方程式に基づく一体型解法¹⁴⁾を用いる。すなわち, 式(2)から構造の非連成自由度を縮約して得られた流体自由度のみの方程式から, 圧力ポアソン方程式を構成する。この解法は, 本問題のように構造解析規模に比べ流体解析規模が非常に大きくなる, 物性値の分布に大きな偏りがある, といった問題に有効である。

4. 提案モデルの検証

4・1 解析の諸設定 Dickinson らの実験⁹⁾を参考に, 解析領域を図5のように設定する。シェルと3次元流体との連成解析コード¹⁵⁾を用いるため, 解析領域の z 方向に関して, 単位長さにとり, メッシュ分割を1として, 拘束条件により xy 面内での2次元問題に限定する。シェル要素として **MPC** シェル要素¹⁶⁾, 流体要素として **PIPI** 流体要素¹⁷⁾を用いる。解析領域の有限要素メッシュを図6に示す。翼弦の初期状態は x 軸に対して垂直とする。文献(3)と同様に, 翼弦厚さ $t_w = 0.0032 \text{ m}$, 流体の質量密度 $\rho_f = 880 \text{ kg/m}^3$, 粘性係数 $\mu_f = 0.1012 \text{ kg/(msec)}$ とする。

翼弦の物性値に関しては、今回比較の対象とする Dickinson らの実験⁹が昆虫飛行のスケール拡大模型によるものなので、現実の昆虫の翼とその基部の構造に基づく厳密な決め方は意味が希薄である。そこで本研究においては、翼弦の質量密度 $\rho_w = 1000 \text{ kg/m}^3$ 、翼弦の最も上端に位置する要素のヤング率 E_w^1 を 0.1, 0.2, 0.3, 0.4 MPa の 4 通りに設定し、それ以外の要素のヤング率 E_w^2 を 10 MPa とし、並進の速度の近似式(1)において $V_f = 0.2458 \text{ m/sec}$ の場合に、**downstroke** における揚力の最初のピークが最大となった 0.2 MPa を以下の解析で用いることにする。解析に用いる時間刻みは $\Delta t = 0.0013793 \text{ sec}$ とする。なお本計算モデルでは翼前縁部が局所的に曲がった形状となる。その形状が流れ場へ及ぼす影響を評価するため、翼前縁が曲がった形状のメッシュ (mesh A) と真直ぐな形状のメッシュ (mesh B) を用いて、翼を一樣流れ中の固定境界として、CFD による流れ場の解析を行った。但し、4・3 節以降で議論する本連成解析結果から、**downstroke** の中間時点での ALE メッシュを取り出し、それを mesh A とした。また mesh A に ALE メッシュ制御法を適用し、

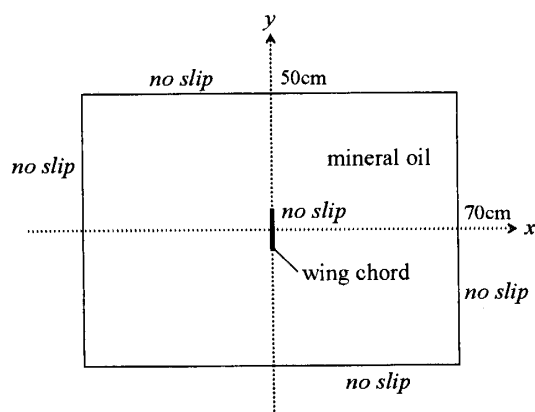


Fig. 5 Basic setup of numerical analysis.

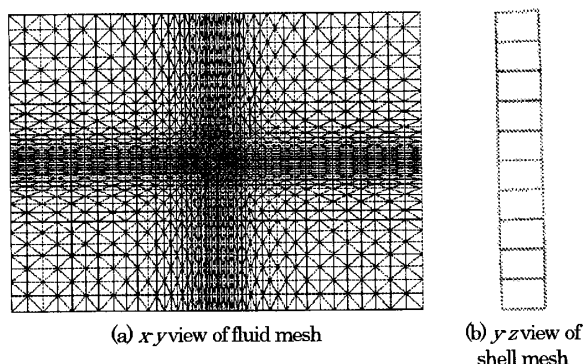


Fig. 6 Employed finite element meshes. Number of fluid nodes is 6834, number of fluid elements is 19800, and number of shell nodes is 22, number of shell elements is 10.

翼前縁を真直ぐにしたものを mesh B とした。一樣流れとして翼弦の並進速度の最大を流速とする x 軸正方向の一樣流入を図 5 の左端に与える。その結果、mesh A と mesh B で得られた翼に作用する揚力と抗力の時刻歴がほぼ一致した。従って、翼前縁の局所的な曲げの流れ場への影響は、本研究の範囲では小さいと考えられる。

4・2 並進の速度と非定常流体力の関係の検討

図 7 に並進の最大速度を $V_f = 0.2335 \text{ m/sec}$ とした本結果の揚力の時刻歴を文献⁽³⁾の **advanced** の場合の揚力とともに示す。文献⁽³⁾とおおよそ同じ時点でピークが生じるものの、全揚力と比較すると最初のピークを除いて揚力が小さく現れている。そこで文献⁽³⁾のレイノルズ数から大きく逸脱しない範囲で、 $V_f = 0.2335 \text{ m/sec}$ よりも値の若干大きい 0.2458 m/sec ($Re=143$), 0.2568 m/sec ($Re=150$), 0.2774 m/sec ($Re=162$), 0.2935 m/sec ($Re=171$) について解析を行った。図 8 に各半ストロークにおける 2 つのピーク値とレイノルズ数の関係を示す。図 8 に示すように、並進速度と 2 つのピーク値はおおよそ比例の関係にあることが判る。図 9 に並進の最大速度を $V_f = 0.2935 \text{ m/sec}$ とした本結果の揚力の時刻歴を文献⁽³⁾の **advanced** の場合の揚力とともに示す。この場合も文献⁽³⁾とおおよそ同じ時点でピークが生じるものの、全揚力と比較すると最初のピークを除いて揚力が小さく現れている。しかしながら全揚力から失速遅れによる揚力を除いたものとは傾向がよく一致している。そこで次節以降では、並進の最大速度を $V_f = 0.2935 \text{ m/sec}$ とした場合について検討を行う。

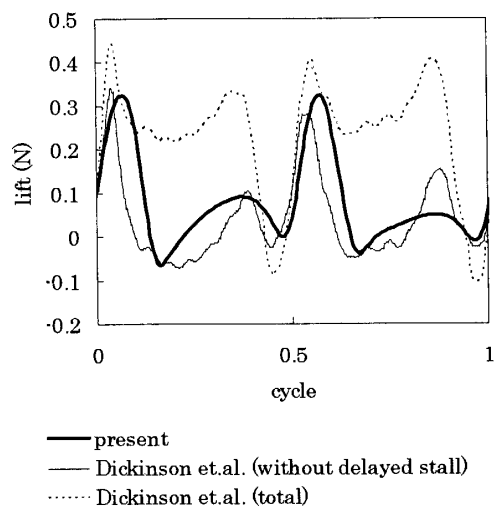


Fig. 7 Time histories of the lift force. The present result, when the maximum translational velocity $V_f = 0.2335 \text{ m/sec}$ is employed, is shown with the results in the advanced case by Dickinson et al.

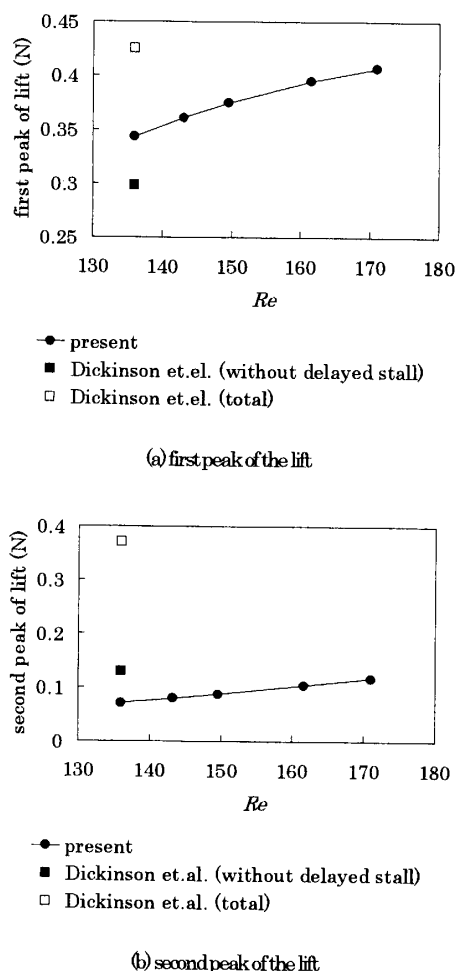


Fig. 8 Relation between Reynolds number Re and peak values of the lift.

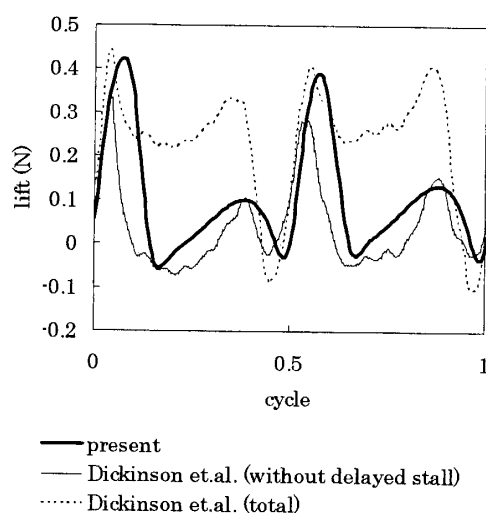


Fig. 9 Time histories of the lift force. The present result, when the maximum translational velocity $V_t = 0.2935$ m/sec is employed, is shown with the results in the advanced case by Dickinson et al.

4・3 力学的効果による自動的な翼弦の回転

最初に本結果の自動的な翼弦の回転と Dickinson らの実験⁹⁾の翼弦の回転を比較する. 図 10 に本結果の翼弦の運動の時間変化を示す. 図 10 に示すように, ストロークにおける翼の反転で翼弦が回転し, それ以外のストロークの過程で迎角を保持しつつ並進している. 図 11, 12 に本結果の翼弦の回転角 (degree), 回転速度 (degree/sec) を文献 (3) の設定とともに示す. 但し, 回転角を y 軸と翼弦のなす角とし, 反時計回りを正に取る. 図 11, 12 から本結果の翼弦の回転の開始時点は **symmetrical** の場合とほぼ同じであるが, 急速に回転し終えて, 終了時点が **advanced** の場合とほぼ同じであることが判る. この結果, 図 2 (b) の **advanced** の場合と同様な翼弦の運動の時間変化となる. しかも図 11 に示すように, Dickinson らが実際の昆虫を参考に与えたものに近い翼弦の回転角の時刻歴が得られている. 次に翼弦の回転における流体構造連成の効果について検討する. 図 13 に流体が無い場合の翼弦の運動の時間変化を示す. 序論で述べたように Ennos はストロークにおける翼の反転で, 慣性力による翼弦の回転が可能であることを示している⁸⁾. 図 13 においても, ストロークにおける翼の反転で, 慣性力による回転が得られている. しかしながら, それ以外のストロークの過程で, 翼弦の弾性に基づき, はばたきの周波数よりも高い周波数で翼弦が左右に振動する振る舞いが見られた. 一方, 図 11 に示すように, 流体がある場合でも, 反転以外のストロークの過程で, 翼弦の弾性に基づくと考えられる振動が見られるが, 流体の無い場合に比べて, その振幅・周波数がかなり小さい. これは流体による付加質量・付加減衰の効果によると考えられる. 以上から, ストローク全体で適切な翼弦の回転を自動的に生じることのできる提案モデルにおいて, 流体構造連成が本質的に重要であることが判る.

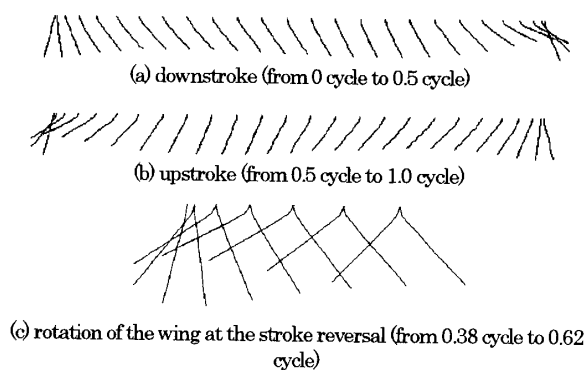


Fig. 10 Time histories of wing motion.

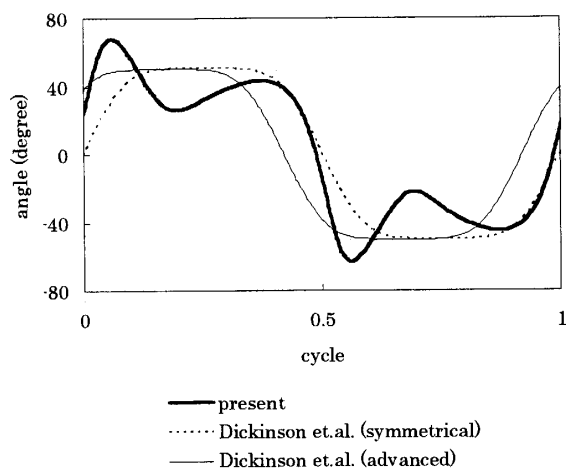


Fig. 11 Time histories of the rotational angle of the wing.

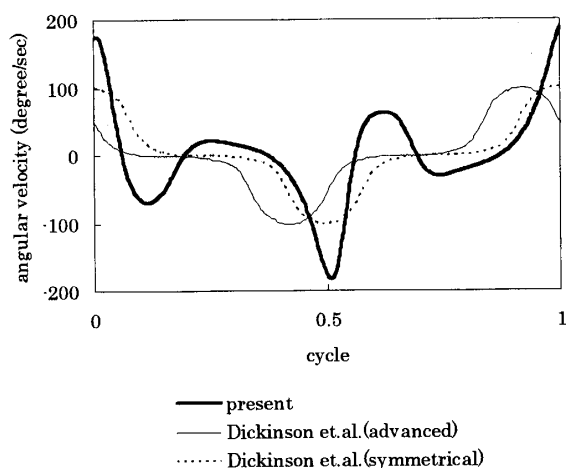


Fig. 12 Time histories of the rotational angular velocity of the wing.

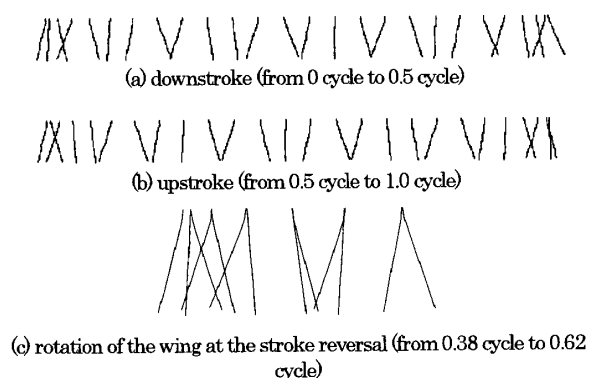
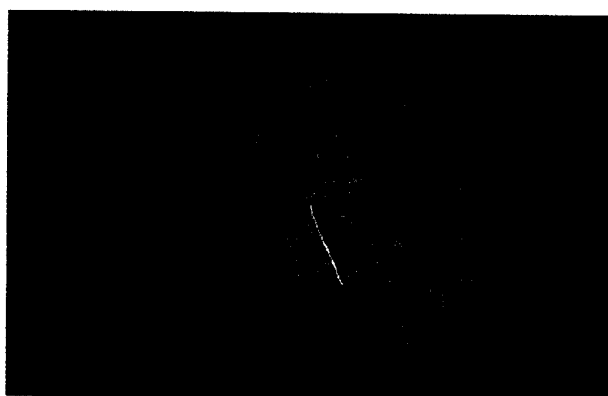


Fig. 13 Time histories of wing motion. Fluid is not considered.

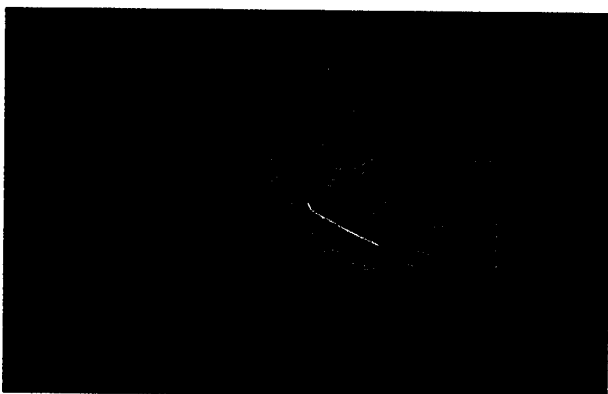
4・4 翼弦に作用する揚力 最初に各半ストロークの前半における揚力のピークについて検討する。図14にダウンストロークの開始時点からダウンストロークの前半における揚力のピークが発生する時点までの翼弦周囲の流速ベクトル場の推移を示す。図14に示すように、翼弦が前のアップストロークで生じた後流中を逆向きに並進することが判る。この結果、翼弦の流れ場に対する並進の速度は相対的に増大する。

4・2節に示すように並進速度の最大と揚力は比例の関係にあるので、翼弦の流れ場に対する並進の速度が相対的に増大することにより、各半ストロークの前半のピークとして現れると考えられる。従って、各半ストロークの前半のピークは、Dickinsonらの実験⁽⁹⁾と同様に、いわゆる後流捕獲に基づくと考えられる。次に各半ストロークの前半における揚力のピーク以降で、本結果の揚力が文献(3)の結果における全揚力より小さい原因について検討する。図15に翼弦のはばたきに伴い発生する渦の運動の様子を示す。図14とあわせて考えると、ダウンストロークの開始時にあった渦が剥離して消えていくと同時に、新たに翼弦の運動に伴う渦が生成されるが、その渦もまた剥離して消えていくことが判る。文献(3)のような3次元流れの場合、翼の回転の軸方向に発生する流れ(軸流)が前縁渦を安定化させ、失速遅れによる揚力が安定して生じる⁽¹⁰⁾。一方、2次元流れの場合、軸流が原理的に発生しないため、前縁渦が安定化せず、失速遅れによる揚力が安定して得られない⁽¹⁰⁾ことが指摘されており、上述の渦の運動の様子はそのような指摘と対応している。図9に示すように、文献(3)の全揚力から失速遅れによる揚力を除いたものと本結果の揚力の時刻歴がおおよそ一致している。したがって各半ストロークの前半のピーク以降で、本結果が文献(3)の全揚力より小さい原因として、主に失速遅れによる揚力が安定して得られていないことが考えられる。4・3節で検討したように本結果の翼弦の迎角が適切に得られていることを考えると、解析の3次元化による解決が期待できる。この点については、今後の検討課題とする。最後に各半ストロークの後半における揚力のピークについて検討する。文献(3)、(4)で指摘されているように、各半ストロークの後半のピークは、翼の回転の時点に依存して変化し、より早い時点で翼が回転するadvancedの場合の方がsymmetricalの場合よりも早い時点で生じる。ここで文献(3)のsymmetrical, advancedの場合の全揚力から失速遅れによる揚力を除いたものと本結果の揚力を図16に示し、これらの比較に基づき以下の議

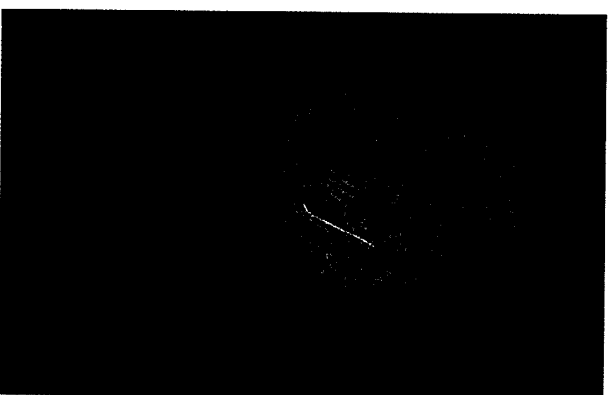
論を行う。4・3節で検討したように、本結果における回転の開始時点は *symmetrical* の場合とほぼ同じであるが *advanced* の場合とほぼ同じ時点で翼が回転し終える。本結果の揚力が各半ストロークの後半のピーク値から減少して極小値を取るまでの時刻歴は、*symmetrical* と *advanced* の場合の中間に位置しており、上述の各半ストロークの後半のピークの特徴と定性的に一致している。



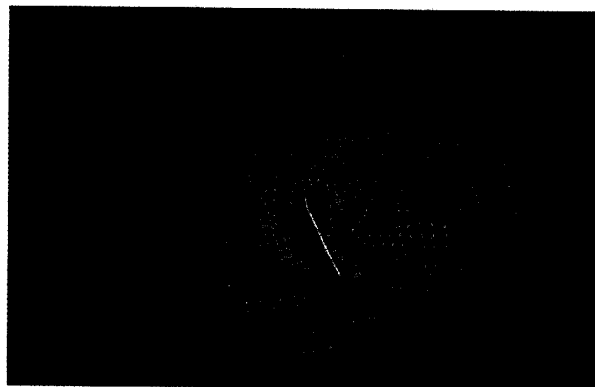
(a) 0 cycle, start point of the downstroke



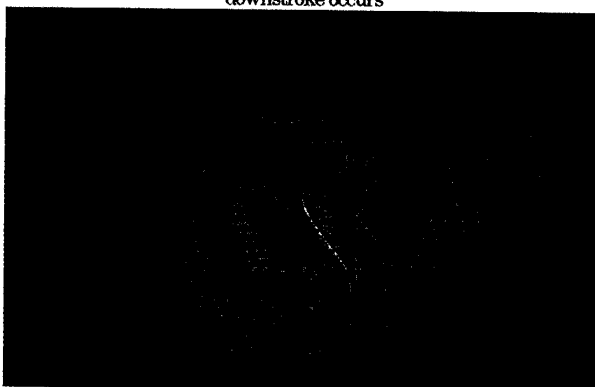
(b) 0.04 cycle



(c) 0.08 cycle, instance when the first peak of the lift in the downstroke occurs



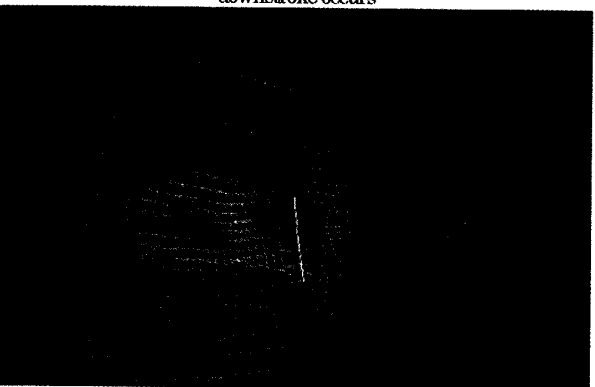
(a) 0.18 cycle, instance when the local minimum of the lift in the downstroke occurs



(b) 0.28 cycle



(c) 0.38 cycle, instance when the second peak of the lift in the downstroke occurs



(d) 0.48 cycle, instance near the end point of the downstroke

Fig. 14 Fluid velocity fields around the wing chord, which show the wake capture.

Fig. 15 Fluid velocity fields around the wing chord, which show generation and disappearance of the vortices.

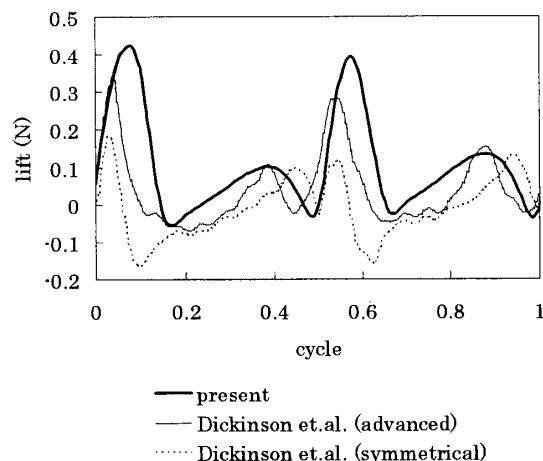


Fig. 16 Time histories of the lift force. The present result, when the maximum translational velocity $V_t = 0.2935$ m/sec is employed, is shown with the results in the advanced and symmetrical cases by Dickinson et al.

5. 結論

本研究においては、高いコンプライアンスを有する翼の基底および翼と周囲空気の流体構造連成を考慮することで、翼弦の自動的な回転とそれを含む翼のはばたきによる揚力の発生を説明するための昆虫飛行の流体構造連成モデルを提案した。検証のための計算モデルにおいては、翼の基底を柔な弾性バネにより表現した。流体構造連成を2次元有限要素法の一体型解法に基づき評価し、本結果と Dickinson らの実験結果を比較した。その結果、(a) 流体構造連成により自動的な翼弦の回転が適切に生じること、(b) そのような自動的な翼弦の回転を含む翼のはばたきによって得られる揚力が、Dickinson らの実験における全揚力から失速遅れによる揚力を除いたものとよく一致し、Dickinson らの実験と同様なメカニズムに基づき生じると考えられること、(c) 本結果が2次元の失速遅れの特徴を捉えたものであること、を示した。失速遅れによる揚力に関しては、上述の3点を考えると、解析の3次元化による解決が期待できる。この点については今後の課題とする。以上から、本研究で提案する昆虫飛行モデルにより、翼の自動的な回転とそれを含む翼のはばたきによる揚力の発生を合理的に説明できると考えられる。

謝 辞

本研究は科学研究費補助金(課題番号 17760088)の援助を受けて行われた。ここに謝意を示す。

文 献

(1) The Japan Society of Mechanical Engineers ed., *Mechano-Creature*, (2003), p. 140, CORONA PUBLISHING CO., LTD.

(2) Ellington, C.P. et al., Leading-edge vortices in insect flight, *Nature*, Vol. 384, (1996), pp. 626-630.

(3) Dickinson, M.H. et al., Wing rotation and the aerodynamic basis of insect flight, *Science*, Vol. 284, (1999), pp. 1954-1960.

(4) Walker, J.A., Rotational lift: something different or more of the same?, *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 205, (2002), pp. 3783-3792.

(5) Chapman, R.F., *The Insects*, (1998), Cambridge University Press.

(6) Brodsky, A.K., *The Evolution of Insect Flight*, (1994), Oxford University Press.

(7) Ennos, A.R., A comparative study of the flight mechanism of diptera, *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 127, (1987), pp. 355-372.

(8) Ennos, A.R., The inertial cause of wing rotation in diptera, *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 140, (1988), pp. 161-169.

(9) Ennos, A.R., The importance of torsion in the design of insect wings, *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 140, (1988), pp. 137-160.

(10) Liu, H., Ellington, C.P. et al., A computational fluid dynamic study of hawkmoth hovering, *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 201, (1998), pp. 461-477.

(11) Ramamurti, R. and Sandberg, W.C., A three-dimensional computational study of the aerodynamic mechanisms of insect flight, *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 205, (2002), pp. 1507-1518.

(12) Hamamoto, M. et al., Free-flight simulation of quick turning flapping flight by fluid-structure interaction analysis, *Proceedings of the 17th Computational Mechanics Conference*, No. 04-40 (2004-11), pp. 483-484.

(13) Zang, Q. and Hisada, T., Analysis of fluid-structure interaction problems with structural buckling and large domain changes by ALE finite element method, *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 190, (2001), pp. 6341-6357.

(14) Ishihara, D. and Yoshimura, S., A monolithic approach for interaction of incompressible viscous fluid and an elastic body based on fluid pressure Poisson equation, *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Vol. 64, (2005), pp. 167-203.

(15) Ishihara, D. and Horie, T., A monolithic method for fluid-shell interaction based on consistent pressure Poisson equation, *Proceedings of the First International Conference on Computational Methods for Coupled Problems in Science and Engineering*, (2005), pp. 189.

(16) Noguchi, H. and Hisada, T., Sensitivity analysis in post-buckling problems of shell structure, *Computers & Structures*, Vol. 47, (1993), pp. 699-710.

(17) Tezduyar, T.E. et al., Incompressible flow computations with stabilized bilinear and linear equal-order-interpolation velocity-pressure elements, *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, Vol. 95, (1992), pp. 221-242.

(18) Sane, S.P., The aerodynamics of insect flight, *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 206, (2003), pp. 4191-4208.