HOKKAIDO UNIVERSITY

Title	CGのための蝶モデルの提案 ： 物理法則に基づくモデル化と自律的制御
Author(s)	大江, 亮介; 鈴木, 育男; 山本, 雅人 他
Citation	情報処理北海道シンポジウム講演論文集, 2010, 159-166
Issue Date	2010-10-02
Doc URL	https://hdl.handle.net/2115/51043
Rights	ここに掲載した著作物の利用に関する注意 本著作物の著作権は情報処理学会に帰属します。本著作物は著作権者である情報処理学会の許可のもとに掲載するものです。ご利用に当たっては「著作権法」ならびに「情報処理学会倫理綱領」に従うことをお願いいたします。
Type	journal article
File Information	Hokkaidosympo2010159-66.pdf

Hokkaido University Collection of Scholarly and Academic Papers : HUSCAP

情報処理北海道シンポジウム 2010

CGのための蝶モデルの提案

ー物理法則に基づくモデル化と自律的制御ー

大江亮介* 鈴木育男 山本雅人 古川正志
(北海道大学大学院 情報科学研究科)†

1 はじめに

3D 対応受像装置の発展に伴い，コンピュータグラフィックス（CG）による 3D 映像の需要が増加している．CG を用いた 3D 映像を生成する際には，CAD ソフトなどでモデル化された生物・構造物の姿勢を時間ごとに指定し，動作生成を行う必要がある．人間や実在の動物などをモデル化した場合は，高精度なモーションキャプチャ技術を用いることで，リアリティの高い動作を生成可能である．一方で，実在しない仮想的な生物や，モーションキャプチャを適用できない小さな生物などの動作生成は，CG クリエイターが時間ごとの姿勢を手動で決定しなければならない．

上記のような動作生成に対して，物理的な法則によってモデルの動作を決定することで，リアリティの高い動作生成を行うという方法がある．物理法則による動作生成では，モデルの状態に従って時間ごとの姿勢が自動的に定まるため，動作生成のコストを低減させることができる．また，モーションキャプチャや手動での動作生成では，生成された動作は静的なものであり再利用性が乏しいが，物理法則を用いる場合はリアルタイムで動的な動作生成が可能となるため，ゲームなどのインタラクティブな 3D コンテンツへの応用が期待できる．

本稿では，蝶を対象とした簡易的な物理法則による動作生成手法について述べる．蝶は自然景観の一部として比較的多く用いられる対象であり，映像の背景を彩る要素としての応用が期待できる．ここでは数理モデルを構成し，理論的な解析結果と数値計算による計算結果が一致することを示す．また，環境が変化した場合にも飛行可能となるように，パラメータの制御を行う．

2 関連研究

蝶に特徴的な動作は蝶の羽と空気の相互作用によって生じる．安斎ら[1] は，CG 表現への利用を目的として，この相互作用によって生じる流体力を実装した蝶の飛翔モデルを提案している．これは，羽ばたきによって生じる流体力のみを考慮したシンプルなモデル化であるが，アゲハやモンシロなどの代表的な蝶について，蝶の特徴的な飛行動作を表現できている．

一方，泉田[2]は，蝶の飛翔制御法の解明を目的に，実際の蝶（アサギマダラ）の羽ばたきを観測し，羽周辺の空気の流れを考慮した数理モデルを提案している．このモデルでは，ラグランジュの運動方程式を導出するとともに，流体力の計算に渦法と呼ばれる計算手法が用いられており，より現実の物理法則に近いものとなっている．

蝶以外で，流体中で行動する生物の動作生成については，Terzopoulos らによる人工魚[3]，Wu らによる鳥モデル[4]などの研究がある．これらのモデルは，流体力の計算については安斎らと同様の比較的シンプルな計算を行っているが，モデルの各部の動作やジョイントによる拘束などに関しては，剛体力学を用いるなどして正確に処理を行っている．

泉田が提案したモデルでは，初期条件がわずかに変化すると飛行が不安定化することが示されている．この結果から，安定な飛行のためには高度な動作制御が必要になると推測される．一方で，安斎らの蝶，Terzopoulos らの人工魚，Wu らの鳥など，流体力計算を精密に行っていないモデルでも，生成される動作は現実の生物と似たものとなっている．よって，3D モデルの動作生成という目的から，本研究では安斎らと同様に単純化した計算式を用いて数理モデルを作成する．

物理法則に従って動作生成を行う際，関節の角度，加える力といったパラメータをどのように変化させるかによって，生成される動作は大きく変化する．このため，パラメータを適切に制御しなければ，自然な動作は生成されない．ここで，3D モデルを進化・学習する人工的な生物として扱い，形状と制御を進化的に獲得する研究が Sims[5]によって行われている．本研究でも，Sims と同様に進化的手法を用いて制御を行う．

3 流体力の計算

鳥や航空機の翼が空気から受ける力の簡易的な計算は，揚力と抗力を別々に計算するのが一般的である．しかし，本研究では解析をより簡単化するために，面に垂直な流体力 P のみが働くとした．P は式(1)で計算する．

$$P = \frac{1}{2} A \rho C_d v^2 \quad (1)$$

*ooe@complex.eng.hokudai.ac.jp
†札幌市北区北 14 条西 9 丁目北海道大学大学院情報科学研究科

ここに，A は面の面積，ρ は流体の密度である．本稿で行う実験では，温度が 5.0[°C]程度のときの空気の密度 ρ = 1.28[kg/m^3]を用いた．また，C_dは抗力係数であり，C_d=2.2 を用いた．v は流れに対する面の重心の相対速度のうち，面に垂直な成分を取り出したベクトルである．

4 蝶のモデル化

4.1 羽ばたきによって生じる流体力

図 1（左）のように，胴体が傾いておらず，羽を上下に動かす場合を考える．このとき，羽ばたきによって羽上の微小面 dS が受ける流体力は羽の回転軸からの距離 x の関数となり，その大きさ $dF(x)$は式(2)で表される．

$$dF(x)=\frac{1}{2}\rho C_d (x\omega)^2 dS \qquad (2)$$

ここに，ω は羽を振り上げる向きを正とした場合の，胴体中心を回転軸とする羽の回転速度である．

ここで，図 2 のように x 軸を定め，x 軸方向の長さ dx の領域を微小面とした場合，面積 $dS(x)$は羽の形状によって変化する．図 2 の左，中央，右のように，等面積だが形状が異なる羽の場合の $dS(x)$をそれぞれ $dS_1(x)$, $dS_2(x)$, $dS_3(x)$とすると，その値は式(3)で表される．

$$dS_1=W\left(1-\frac{x}{L}\right)dx,\quad dS_2=\frac{W}{L}x\,dx,\quad dS_3=\frac{W}{2}dx \qquad (3)$$

式(3)を式(2)に代入して $x=0$ から $x=L$ まで積分すれば，羽全体が受ける流体力 F が計算される．形状ごとに流体力をそれぞれ F_1，F_2，及び F_3 と置くと，式(4)となる．

$$F_1=\frac{\alpha}{24}v_w^2,\quad F_2=\frac{\alpha}{8}v_w^2,\quad F_3=\frac{\alpha}{12}v_w^2 \qquad (4)$$

ただし，係数 α，変数 v_w を式(5)のように置いた．

$$\alpha=\rho C_d L W,\quad v_w=L\omega \qquad (5)$$

微小面 $dS(x)$が受ける流体力 $dF(x)$は，力として働くだけでなく，羽の回転を妨げるトルクを生じる．このトルクの大きさは $x\,dF(x)$ である．よって，胴体中心回りの回転を妨げるトルクを形状ごとに τ_1，τ_2，及び τ_3 と置くと，式(4)を求めたときと同様の積分を行い，式(6)を得る．

$$\tau_1=\frac{\alpha}{40}L v_w^2,\quad \tau_2=\frac{\alpha}{10}L v_w^2,\quad \tau_3=\frac{\alpha}{16}L v_w^2 \qquad (6)$$

式(4)は，ある回転速度 ω で羽ばたくときの流体力である．また，式(4)を式(6)で割った値は，トルク当たりに発生する流体力であり，ω を含まない．よって前者を羽ばたきの対速度効率，後者を対トルク効率と定義すると，対速度効率が最も高いのは図 2 の中央の形状で，逆に対トルク効率が最も高いのは図 2 の左の形状である．周波数の低い羽ばたきで飛行するという蝶の特徴を強調するために，以降は図 2 の中央を蝶の羽の形状として採用する．

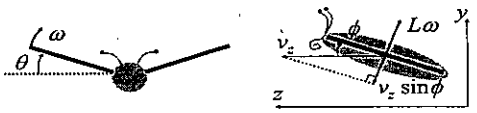


Fig.1 Parameters of the butterfly model

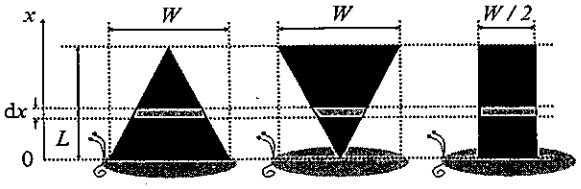


Fig.2 Shapes of the butterfly's wing

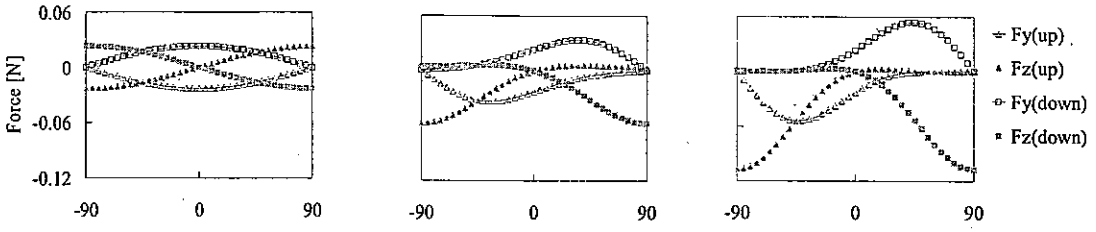
実際の鳥や蝶の羽では，羽ばたきによって生じる流体力やトルクは式(4)や式(6)のような単純な式で表されるとは限らない．特に，大型の鳥類の翼などでは揚力の影響が大きくなるため，より複雑な関係式が必要になると推測される．しかし，飛行生物のサイズと羽ばたきの周波数は逆比例する傾向があることや，羽ばたき飛行を行う巨大生物が現存しないことなどは，式(4)や式(6)を用いて説明できる．複雑な形状の羽の効率や，多様な飛行生物における飛行特性と効率の関係なども興味深いが，それらは他の機会に譲る．

さて，式(4)の流体力 F は，羽に垂直で，かつ回転方向と逆の向きに働く．よって，羽ばたきの角度を θ とすると，$F\cos\theta$ が蝶の上昇・下降に寄与する力となる．泉田の研究によれば，アサギマダラにおける θ の推移はコサイン状の曲線となる．これは羽の振り上げ速度と振り下ろし速度が等しいことを意味しており，このとき 1 周期の羽ばたきにおける流体力の総和は 0 となる．よって，蝶が重力に逆らって飛行するためには，次に述べる羽の仰角の効果を利用しなければならない．

4.2 羽の仰角による流体力の変化

図 1（右）のように，胴体と羽を角度 ϕ だけ傾けた状態で羽ばたきを行う場合を考える．ただし，簡単化のために蝶の上下方向の速度は十分に小さいとし，前進速度 v_z のみを考慮する．このとき，羽先端の速度のうち，面に垂直な成分 v_w'は式(7)となる．

$$v_w'=L\omega-v_z\sin\phi \qquad (7)$$



(a) $v_z = 0$　　(b) $v_z = 2$　　(c) $v_z = 4$

Fig.3　Forces for the forward velocity

従って，羽全体が受ける流体力 F は，式(4)中の v_w を v_w' で置き換えた値となる．図 1（右）に示すように高さ方向と進行方向に y 軸，z 軸を取り，代表的な姿勢として羽ばたき角 $\theta = 0$ の場合を考えると，y 軸方向に働く力 F_y ，z 軸方向に働く力 F_z はそれぞれ式(8)～(9)となる．ただし，ここでは左右 2 枚の羽による合力を求めている．

$$F_y = \frac{1}{4}\rho C_d LW(L\omega - v_z \sin\phi)^2 \cos\phi \qquad (8)$$

$$F_z = \frac{1}{4}\rho C_d LW(L\omega - v_z \sin\phi)^2 \sin\phi \qquad (9)$$

ここに，式(8)は $v_z \sin\phi > L\omega$ のときに正の値を，式(9)は，$L\omega > v_z \sin\phi$ のときに正の値を取る．また，胴体に働く流体力のうち，y 軸方向の成分のみを取り出した力 F_{by}，z 軸方向の成分のみを取り出した力 F_{bz} は，胴体の代表的な投影面積を A_b として，式(10)のように書ける．

$$F_{by} = \frac{1}{2}\rho C_d A_b v_y^2 ,\quad F_{bz} = \frac{1}{2}\rho C_d A_b v_z^2 \qquad (10)$$

ここに，F_{by} は $v_y < 0$，F_{bz} は $v_z < 0$ のときに正の値を取る．

以上より，羽と胴体に働く流体力が求められた．よって，式(8)～(10)を用い，式(11)の運動方程式を得る．

$$m\frac{d^2y}{dt^2} = F_y \cos\theta + F_{by} ,\quad m\frac{d^2z}{dt^2} = F_z \cos\theta + F_{bz} \qquad (11)$$

ただし，m は蝶の重量であり，安斎らの研究で示されているアゲハのデータを参考に $m = 0.319$[g]とした．

4.3 前進速度の限界値

アゲハのデータより，$L = 5.5$[cm], $W = 5.0$[cm]とする．また，羽ばたき角 θ の範囲[-90°, 90°]，周波数 10[Hz]の羽ばたきの平均角速度±62.8[rad/s]を ω とする．これらの値を式(8)～(9)に代入し，$v_z = 0$，$v_z = 2$，$v_z = 4$ と変化させたときの F_y と F_z を図 3 に示す．グラフの横軸は ϕ であり，羽を振り上げるときの値を(up)，振り下ろすときの値を(down)としている．

図 3 より，v_z が増加するほど F_y，F_z ともに値域が広がる一方，F_z の最大値は減少している．式(10)より，v_z が増加するほど F_{bz} も増加することを加味すると，v_z は一定値以上にはなり得ないことが推測される．v_z を 1[cm]刻みで増加させ，F_z の最大値が F_{bz} を超えるような最大の v_z を実験的に求めたところ，$v_z = 380$[cm/s]を得た．安斎らによれば，アゲハの平均的な飛翔速度は 300～400[cm/s]であり，求められた最大の v_z は実際のアゲハのものとほぼ一致する．

5 数値計算実験

5.1 単純な規則を用いた飛行

式（11）を 4 次のルンゲクッタ法を用いて時間発展を観察した．時間刻みは 1/12000[s]とし，20[s]まで計算を行った．また，θ は周波数 10[Hz]，範囲[-90°, 90°]のコサイン波で与え，ϕ を制御パラメータとした．初期位置，初期速度は全て 0 とした．

安定時に高度の変化がなく，直進するような飛行を行うために，振り上げ時のみ ϕ を変化させる実験を繰り返した．その結果，振り上げ時 $\phi = 12.77°$，振り下ろし時 $\phi = 0°$としたとき直進飛行が可能であった．また，振り上げ時の ϕ が 12.77°よりも小さいときには下降し続け，大きいときには安定後に上昇し続けた．

図 4 に，上記の規則で飛行させたときの飛行軌跡を示す．飛行開始時には下降しているが，時間経過とともに安定飛行に移行する．これは，図 3 に示した通り，前進速度が増加するに従って F_y の最大値が増加するためである．

安定時の平均前進速度は 340[cm/s]であり，理論的に導出した前進速度の限界値に近い値となった．また，図 4（右）より，蝶特有の上下に揺れる飛行が表現できている．上下の高度差は約 5.3[cm]であり，羽のサイズとほぼ等しい幅で揺れながら飛行していることになる．

5.2 時間刻みによる誤差

ルンゲクッタ法のように数値的に微分方程式を解く場合，時間刻みを小さくするほど高精度な数値解が得ら

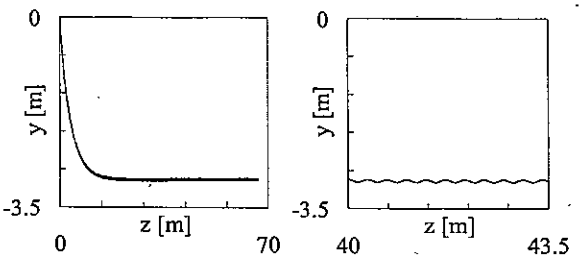


Fig.4 Flight by a simple rule

れるが，計算量は増加する．ここで，CG の動作生成という観点から考えると，複数の 3D モデルが存在する状況でリアルタイムに動作生成を行うためには，できる限り計算量が少ない方が良い．また，機械制御などのように精密な結果は必ずしも必要ではなく，ある程度リアリティの高い動作が生成されれば十分である．よって，リアリティを保ちつつ，どの程度まで計算量を減らせるかが重要な問題となる．

図 5 に，時間刻みを変化させたときの飛行軌跡と，時間刻み 1/12000[s]で得られた高度から各時間刻みで得られた高度を引いた高度差の推移を示す．ただし，下降から上昇に転じる飛行を得るために，$\phi = 14.0°$とし，その他の条件は 5.1 節と同様とした．また，グラフの可視性を高めるために，1[s]ごとの位置及び高度差のみをプロットしている．

飛行軌跡を見てみると，下降から上昇に転じる飛行はどの時間刻みにも共通しているが，時間刻みが大きいほど上昇高度は低く抑えられている．また高度差に関しては，時間刻みが約 3 倍になるごとに高度差が約 10 倍になっている．20[s]における高度は，時間刻み 1/120[s]の場合を除いて約 15～16[m]である．よって，20[s]の高度に対する高度差の割合は，時間刻み 1/360[s]の場合で約 10%，1/1200[s]の場合で約 1%となる．この結果から，できる限り計算量を減らすならば 1/360[s]，誤差の軽減も考慮するならば 1/1200[s]程度が妥当な時間刻みと考えられる．ただし，これは 10[Hz]の羽ばたきを行う蝶を対象として得られた結果であり，羽ばたきの周波数が高くなるほど時間刻みも小さくすることが望ましい．

6 パラメータの自律的制御

6.1 人工ニューラルネットワーク

図 4 に示したように，羽を振り上げるときのみ羽の仰角 $\phi = 12.77°$ とすることによって，高度を変えずに直進する飛行が可能となる．しかし，初期高度から約 3[m]

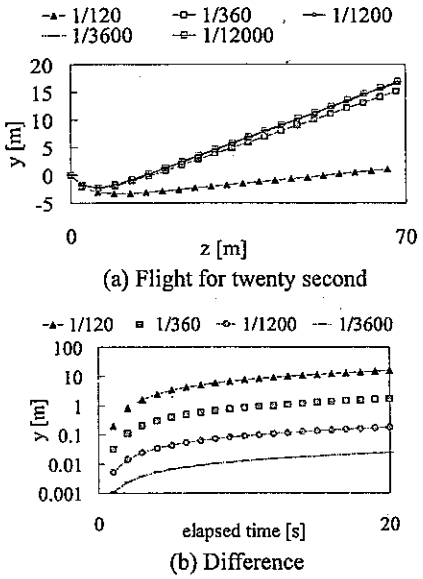


Fig.5 Variation of flights by delta time

落下する点は改良の余地がある．また，羽の振り上げ・振り下ろしが変化する瞬間にだけ ϕ が変化するのは現実的ではない．従って，高度や速度などの状態入力に従った適切な ϕ を与える連続関数が必要となるが，これを実験の繰り返しによって求めることは困難である．

そこで，人工ニューラルネットワーク（Artificial Neural Network : ANN）を用いて ϕ を制御する．ANN は非線形関数を近似可能であり，複雑な状態入力に対して適切な関数を得ることが期待できる．

ANN のニューロンは，結合を持つ各ニューロンからの入力の総和を，非線形関数を用いて変換して出力する．このとき用いられる変換関数は，シグモイド関数などが一般的である．本研究では，式(12)で定義される変換関数 G を用いて入力の総和を変換した．

$$G(u) = \frac{1}{1+e^{-12(u+0.5)}} + \frac{1}{1+e^{-12(u-0.5)}} - 1 \qquad (12)$$

この変換関数 G の値域は(-1, 1)であり，[-1, 1]の範囲の入力に対する出力は図 6 のようになっている．このような変換関数を用いたのは，通常のシグモイド関数の値域を(-1, 1)とした場合，0 付近の出力を得ることが困難となるためである．変換関数 G では，ほぼ 0 の出力を得ることができる入力の範囲が通常のシグモイド関数よりも広いため，0 出力が重要となるような非線形関数の学習に適している．

6.2 実数値遺伝的アルゴリズム

ANN の学習法として一般的なのは，教師あり学習のひとつである逆誤差伝搬法である．逆誤差伝搬法では，

入力と，その入力に対する適切な出力の組を，教師データとして用意する必要がある．しかし，適切なϕを与える連続関数がどのようなものかは現時点では不明であり，教師データを用意することができない．

そこで，Yao[6]などによって研究が進められている Evolutionary Artificial Neural Network（EANN）の概念を用いて ANN の学習を行う．EANN では，進化的手法を用いて，与えられた評価関数を最大にするような ANN のパラメータを探索するため，教師データを必要とせずに ANN の学習を行うことが可能である．

ANN のパラメータは実数なので，パラメータ探索を行う進化的手法として，実数を直接扱うことが可能な実数値遺伝的アルゴリズム（Real-Coded Genetic Algorithm : RCGA）を用いる．RCGA では，評価に従った次世代個体の選択，交叉，突然変異の 3 つの演算を世代ごとに行う．本研究では，次世代個体の選択として，以下の(A)～(C)を組み合わせた方法を用いた．

(A) 個体番号 $3i$ の次世代個体
　・最大評価を得たエリート個体
(B) 個体番号 $3i+1$ の次世代個体
　・トーナメントサイズ 2 のトーナメント選択
(C) 個体番号 $3i+2$ の次世代個体
　・[-1, 1]の乱数を要素とするランダム個体

ただし，集団数を N とすると，i は 0 以上，かつ $3i < N$ を満たす整数である．

交叉手法には，α = 0.45 のブレンド交叉（BLX-α）を用いた．また，突然変異手法として，[-2, 2]の乱数を要素にかける方法を用いた．

6.3 実験設定

目的とするのは，初期高度からできるだけ下降せず，かつ初期高度を維持するような直線飛行を行うことである．よって，評価関数 H を式(13)で与えた．

$$H=\sum_{t=0}^{t_{\max}}\left\{\frac{v_z(t)}{3}\frac{0.1}{\mathrm{abs}(y(t))+0.1}\right\} \tag{13}$$

ここで，t は飛行開始時を 0[s]としたときの時刻，$v_z(t)$は時刻 t における前進速度，$y(t)$は初期高度を 0[m]としたときの時刻 t における高度，$t_{\max}$ は飛行終了時の時刻である．

式(13)の $v_z(t)$を含む分数は高速な前進を高く評価し，$y(t)$を含む分数は高度が 0[m]に近いことを高く評価する．高速な前進と高度の維持の両方を同時に満たさなければ高い評価が得られないという制約を課すために，これら 2 つの分数の積を評価関数としている．

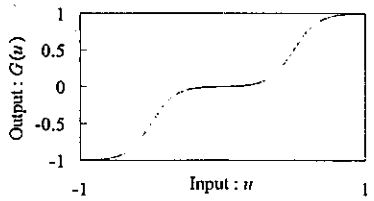


Fig.6　Function of transformation : G

ANN の入力は，羽の仰角ϕ，羽ばたきの角速度 ω，角度 θ，上昇速度 $v_y(t)$，高度 $y(t)$，前進速度 $v_z(t)$の合計 6 入力とした．ANN の中間層のニューロン数は 6 個とし，ϕ の変化量$\Delta\phi$を出力させた．ただし，ANN の出力は(-1, 1)の範囲なので，1 ステップの間に最大±3°の変化が可能となるように，(-3, 3)の範囲にスケーリングして用いた．ただし，ϕ の範囲は[-30, 30]とし，この範囲を超えた場合には-30 または 30 の境界値に戻す処理を行った．

RCGA の集団数は 40，交叉確率は 1.0，突然変異確率は解ベクトルの各要素について 0.01，探索の終了世代数を 1000 とした．また，時間刻みは 1/1200[s]を用い，飛行終了の時刻は 20[s]とした．羽ばたき角度 θ については，先の数値計算実験とは異なり，直進飛行時のアゲハの動画を参考にして，周波数 10[Hz]，範囲[-60°, 75°]のコサイン波で与えることとした．

6.4 実験結果

図 7 に，パラメータ探索の結果得られた評価の推移を示す．評価の最大値はほぼ収束しており，探索世代数は十分であったと考えられる．一方で，平均値は比較的低い値で推移している．これは，選択個体の 3 分の 1 をランダムな個体とした影響と考えられる．

図 8 に，探索の結果最も高い評価を得た個体の飛行軌跡を示す．飛行開始直後に急激に下降する点は，先の単純な規則を用いた数値計算実験と同様である．しかし，下降は約 0.5[m]に留まっており，先の実験の 3[m]と比較して 6 分の 1 となった．また，その後は上昇して初期高度まで戻り，初期高度を保つような直進飛行を行っている．なお，z = 20[m]となるのは飛行開始から約 6.9[s]後であり，以降は周期的な飛行軌跡が続く．

図 9 に示すのは，羽の仰角 ϕ の推移である．ただし，ほぼ周期的となる 3[s]までをプロットしている．図より，ϕ は羽ばたき角 θ と等しい周期で増減を繰り返すこと，また 1 周期での最大値は常に 30°であることがわかる．

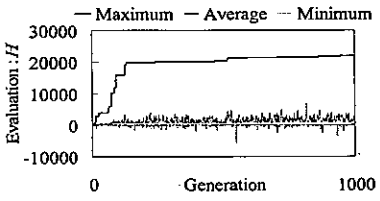


Fig.7 Evaluation

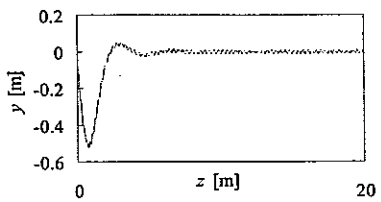


Fig.8 Optimized flight

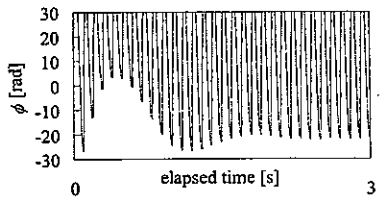


Fig.9 Optimized angle : ϕ

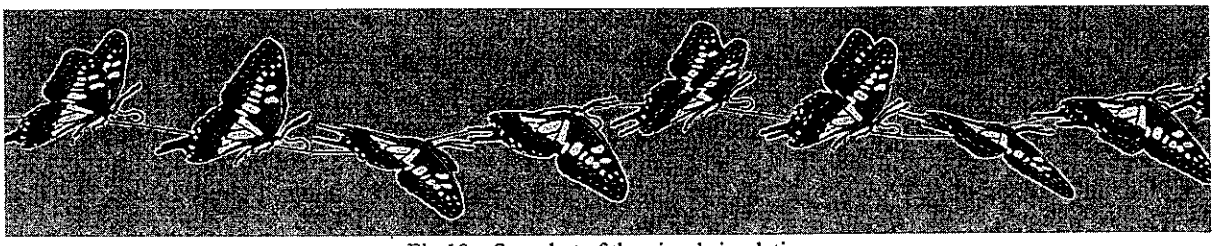


Fig.10 Snapshot of the visual simulation

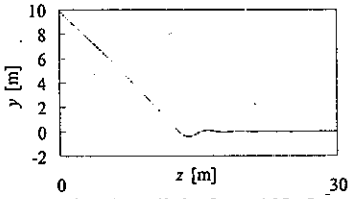


Fig.10 Flight from 10[m]

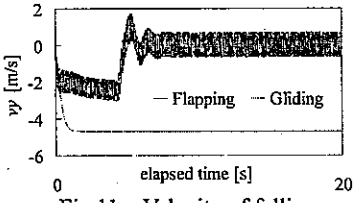


Fig.11 Velocity of falling

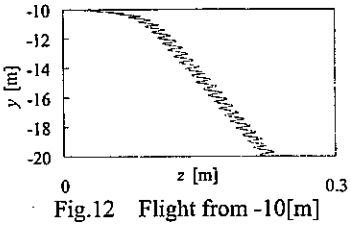


Fig.12 Flight from -10[m]

一方，1 周期での最小値は大きく変化しており，図 8 に示した高度 y の推移と逆の関係になっている．羽の仰角と上昇力の関係は図 3 に示した通りであり，高度の高低に従って仰角を調整することで，上昇力を上手くコントロールしていることがわかる．

図 10 に，安定飛行時の蝶の状態を 0.025[s]ごとにグラフィック表示したスナップショットを示す．羽の振り下ろしから振り上げに転じる間は仰角 ϕ が負の値となり，それ以外の間は正の値，特に最大値 30°の状態が長いという計算結果を反映した図となっている．

7 環境変化に対する応答性

7.1 初期高度の変化

6 章では，ANN に進化的手法を適用することで，初期高度を維持するような直進飛行を実現できた．そこで，実験条件を変化させた場合，得られた ANN がどのような性能を発揮するかについて検証を行う．これは，本稿の冒頭で述べたインタラクティブな 3D コンテンツへの応用などを考える上で重要な問題である．

まず，初期高度を 10[m]とした飛行実験を行った．目標とする高度は探索を行ったときと同様の 0[m]なので，0[m]付近まで下降した後，高度 0[m]を保つ直進飛行が得られれば良い．実験を行った結果，飛行軌跡は図 11 のようになり，期待した通りの飛行が実現できた．

ここで興味深いのが，下降する際の速度である．図 12 に，上昇速度 v_y の推移を示す．ただし，Flapping とラベル付けされたものが実験によって得られた値，Gliding とラベル付けされたものは ϕ=0°, θ=75°で羽を固定して落下させたときの値である．図より，実験によって得られた場合と羽を固定して落下させた場合では，最大下降速度に約 2 倍の差があることがわかる．本来であれば，高度 0[m]付近までは羽を固定して素早く下降し，その後羽ばたきを行って高度を維持するのが最適な行動であり，実際の蝶もそのような飛行を行う．このような行動を選択可能とすることは今後の課題となる．

次に，初期高度を-10[m]とした飛行実験を行った．図 13 に示すのが飛行軌跡である．図に示されている通り，この場合は目標高度である 0[m]まで上昇することができなかった．初期高度が-2[m]，-1[m]で実験を行った場合も同様の結果となり，初期高度を負にすると 0[m]まで上昇できないという傾向が明らかとなった．

この直接的な原因は，前進速度の不足である．図 3 の関係からわかるように，前進速度が増加しなければ，効率的に上昇力を生み出すことができない．それにも関わらず，初期高度を負にした場合，前進速度を増加するよりもむしろ高度を上げることを最優先するために，結果として上昇できなかったと推測される．初期高度を負として探索を再度行えば，初めに前進速度を増加させ，そ

の後に上昇してゆく飛行が実現されると考えられる．

7.2 風の影響

これまでの全ての実験では，式(1)の説明で触れた“流れ”，即ち風の影響を考慮せず，無風状態を仮定していた．しかし，現実環境では空を飛ぶ生物にとって，風の影響は非常に大きなものとなる．その影響は，風に流されて意図と異なる場所へと飛ばされるといったマイナスの影響ばかりでなく，上昇気流を利用して急激に高度を上げる，あるいは向かい風を利用して効率的に飛び上がるなどのプラスの影響もある．風を正確にモデル化するためには，乱流モデルなどを用いる必要がある．しかし，ここでは単に一様な流れを風として扱い，探索によって得られた ANN がどのような飛行を行うかを検証する．

風を導入するに当たって，ANN の入力 v_y, v_z の変更が必要かどうかの 2 つの選択肢が存在する．探索を行った環境は単に一様な流れベクトルが **0** の状態であり，初めから ANN の入力 v_y, v_z は流れに対する相対速度であったという考え方が 1 つ目である．この場合，ANN は流れに対する相対速度に従って出力を決定する制御器となり，流れベクトルが **0** でない場合には，入力 v_y, v_z を相対速度として扱う必要がある．このような制御器は，例えば触角などのように，風の影響を受けるセンサーからの入力を取り扱うものと考えることができる．

2 つ目は，ANN に入力される v_y, v_z は単に蝶の移動速度であり，ANN は流れの影響を全く受けないという考え方である．この場合，ANN は移動速度に従って出力決定を行う制御器となり，風を導入した後も入力は変化しない．このような制御器は，視覚などのように，移動速度のみに影響を受けるセンサーからの入力を扱うものと考えられる．

風の方向，及び強さは様々であり，全ての場合について実験を行うことは困難である．そこで，前方，上方，後方，下方から，2[m/s]の一様な風が吹く場合について飛行軌跡を観察した．

図 14 に，ANN に入力される v_y, v_z を流れに対する相対速度としたときの飛行軌跡を示す．ただし，(2, 0)は前方から後方に向けて，(0, 2)は上方から下方に向けて，(-2, 0)は後方から前方に向けて，(0, -2)は下方から上方に向けて，2[m/s]の風が吹いている場合を示している．

前方から風が吹いている場合は，ほぼ 0[m]の高度を維持した飛行が実現されており，飛行開始直後の下降も小さく抑えられている．これは，流れに対する相対的な前進速度が大きいときには効率的に上昇力を発生可能であることから，想像するに難くない結果である．ただし，前方からの風の影響で前進速度そのものは遅いため，飛行軌跡は小刻みな振動を描いている．

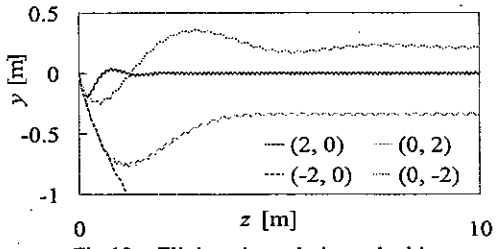


Fig.13 Flight using relative velocities

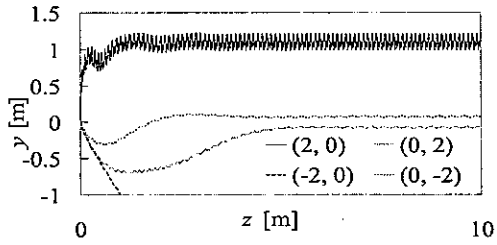


Fig.14 Flight using absolute velocities

逆に，後方から風が吹いている場合は，上昇できずに墜落する結果となった．この場合，流れに対する相対的な前進速度は，飛行開始時には負の値，即ち無風状態で後退しているのと同じ値となる．よって上昇力を効率的に発生できず，下降し続けたと考えられる．また，十分な時間が経過した後の前進速度が，無風状態の前進速度と比較して 3 分の 2 程度であることから，7.1 節で行った初期高度-10[m]で飛行させたときと同様に，前進速度を増加させることを優先しなかったために上昇に転じることができなかった可能性がある．

上方，及び下方から風が吹いている場合は，飛行安定後の高度が上下するだけで，直進飛行を行うことが可能であった．ただし，下方から風が吹いているときには，高度が安定するまでに比較的長く振動が続いており，やや不安定な飛行となった．

次に，ANN に入力される v_y, v_z を流れに対する相対速度とせず，単に移動速度とした場合の飛行軌跡を図 15 に示す．

大きく異なるのは，前方から風が吹いている場合である．今まで見てきた飛行パターンでは，いずれの場合も飛行開始直後には必ず下降する飛行となっていた．しかし，この場合は飛行開始直後から上昇しており，他のパターンと明らかに異なっている．これは，ANN に入力される前進速度と，実際の上昇力発生に影響を与える流

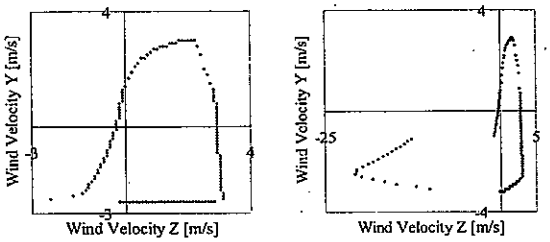
れに対する相対的な前進速度に食い違いがあるために起こった現象と考えられる．つまり，ANN は入力される前進速度が遅いためにより強い上昇力を発生させようとするが，実際には相対的な前進速度が ANN の認識よりも速いために，ANN が意図したよりも強い上昇力が発生し，結果として下降することなく上昇したのである．この現象は，向かい風によって効率的な上昇が可能になるという自然界の現象を実験的に示したものと考えられ，非常に興味深い結果といえる．

後方，下方，上方から風が吹いている場合に関しては，相対的な速度を ANN の入力としたときと同様の結果となった．しかし，下方，上方から風が吹いている場合の，安定後の高度はより 0[m]に近くなっている．このことから，探索によって得られた ANN は，前後方向の速度に対しては鋭敏に反応するため相対的な速度を入力にすると良いが，上下方向の速度に対する反応は鈍いため絶対的な速度を入力とすべきである結論が得られる．この結果は，探索過程で高度が 0[m]付近でしか推移しない行動に収束していったために起こったものと考えられる．よって，探索後に様々な状況が変化することを想定して，入力情報がある程度広い範囲で変化し続けるような探索を行うことが，環境変化に対する応答性を高めるために有効ではないかと考えられる．

最後に，風速を 0.1[m/s]刻みで様々に変化させ，安定後の高度が[-1, 1]の範囲外となるか，または前進速度が 0[m/s]未満となってしまうような風の境界を求めた結果を図 15 に示す．左が ANN に相対的な速度を入力した場合，右が絶対的な速度を入力した場合の結果である．どちらの場合も，左上の領域，即ち後方からの風と上方からの風を合わせた風に対しては非常に弱いことがわかる．一方，左下の領域，即ち後方からの風と下方からの風を合わせた風に対しては，ANN に絶対的な速度を入力した場合の方がより頑強であるという結果が得られた．特に，下方からの風が 1[m/s]を超えると，急激に後方からの風に強くなるという点は興味深いが，この現象の解析は後の機会に譲る．

8 まとめ

本稿では，物理法則に基づく 3D モデルの動作生成を目的として，蝶の数理モデル化，及び ANN と進化的手法を組み合わせた自律的制御法について述べた．流体力を基に導出した数理モデルは，前進速度の理論値，及び数値計算の結果において実際の蝶のものと一致した．また，進化的手法を用いて ANN のパラメータ探索を行った結果，目的とする直進飛行が可能となった．一方，探索によって得られた ANN は，初期高度の変化や風の影響に対しておおむね良好な飛行を実現できたが，一部の状況については目的の飛行を行えなかった．



(a) Relative velocity (b) Absolute velocity

Fig.15 Boundary of wind satisfying aimed flight

本研究では，羽ばたきを周波数及び最大・最小角度が固定されたコサイン波と仮定した．しかし，実際の蝶は大きく羽ばたく場合，バランスを保つためにわずかだけ羽ばたく場合，羽ばたかずに滑空する場合と，様々な羽ばたきを行う．また，本研究では考慮しなかった横方向の旋回飛行も，任意の地点への飛行を行う際には必須となる．こうした行動の多様化に加え，ANN の環境変化に対する頑強性を高めることが今後の課題として挙げられる．

参考文献

[1] 安斎祐一，村岡一信，千葉則茂，齊藤伸自：“翅のはばたきによる力を考慮した蝶の飛翔モデル”，情報処理学会論文誌，Vol.41, No.3 (2000) 658-667

[2] 泉田啓：“蝶の飛翔制御法解明への実験的アプローチ”，日本ロボット学会誌，Vol.23, No.1 (2005) 41-45

[3] D. Terzopoulos, X. Tu, and R. Grzeszczuk : “Artificial Fishes: Autonomous Locomotion, Perception, Behavior, and Learning in a Simulated Physical World”, *Artificial Life* IV (1994) 327–351

[4] J. Wu and Z. Popovic : “Realistic Modeling of Bird Flight Animations”, *Proceedings of ACM SIGGRAPH 2003* (2003) 888-895

[5] K. Sims : “Evolving virtual creatures”, *Proceedings of the 21st annual conference on Computer graphics and interactive techniques*, (1994) 15-22

[6] X. Yao : “Evolving Artificial Neural Networks”, *Proceedings of the IEEE*, Vol. 87, No. 9 (1999) 1423-1447