

1D10 翼竜の羽ばたき飛行に関する数値シミュレーション

○磯貝紘二（九州大学）

Numerical Simulation of Pterosaur Flapping Flight
Koji Isogai (Kyushu University, Prof. Emeritus)

Key Words: CFD, Unsteady Flow, Flapping Flight, Pteranodon

Abstract

Pteranodon is a large pterosaur that became extinct about 70 million years ago. Pteranodon had a wing-span of 7 meters, and it is questionable whether it could fly by flapping its wings or only gliding. In this study, we calculated Power-Mass-Ratio (PMR), an index of an animal's power generation ability, by numerical simulation of flapping flight of Pteranodon using a 3D Navier-Stokes code. As a result, the PMR was about 55 W/kg, which is almost the same as that of a dolphin's standing swimming (tail-walk). This shows that Pteranodon's flight was mainly gliding, but it was also possible for it occasionally to perform flapping flight.

1. はじめに

約 7 千万年前に絶滅したとされる大型の翼竜であるプテラノドン¹⁾は翼のスパンが 7 m もある。このため、Hankin と Watson²⁾は 1914 年の論文でプテラノドンは、その飛翔筋の弱さから、長時間の羽ばたき飛行は困難で、その飛翔様式は恐らく現世の鳥であるアホウドリ（翼長約 1.9 m – 2.4 m）に似て、羽ばたきよりも滑翔に頼っていたのではないかという推測を述べている。本研究ではこの推測を検証する目的で、プテラノドンの羽ばたき飛行について、非定常空気力の計算に Doublet Lattice Method (DLM)を用いた最適設計手法³⁾と 3 次元 Navier-Stokes codeを用いた数値シミュレーション³⁾を行い、動物のパワー生成能力の指標のひとつである Power-Mass-Ratio (PMR)⁴⁾を計算して、プテラノドンの羽ばたき飛行能力を検証するものである。

2. プテラノドンの翼平面形および主桁構造のモデル化

図 1 にプテラノドンの化石から推定されている片翼の平面形¹⁾と主桁構造のモデル化が示されている。翼のセミスパン長は 3.5 m で翼根の翼弦長は 0.89 m である。フルスパンの翼面積は 3.52 m²であり、アスペクト比は 14 である。化石から判明している主桁部分は幾つかの中空の円管状の骨が幾つかの関節によって結合された構造¹⁾となっている。本研究では図示のように腕および第 4 指の骨を連続した円管でモデル化している。円管の外径(D)は翼根から翼先端に向かって直線的にテーパードしていると仮定する。また、この円管の厚さ(t)も同様に直線的に翼根から先端に向かって直線的に減少すると仮定する。プテラ

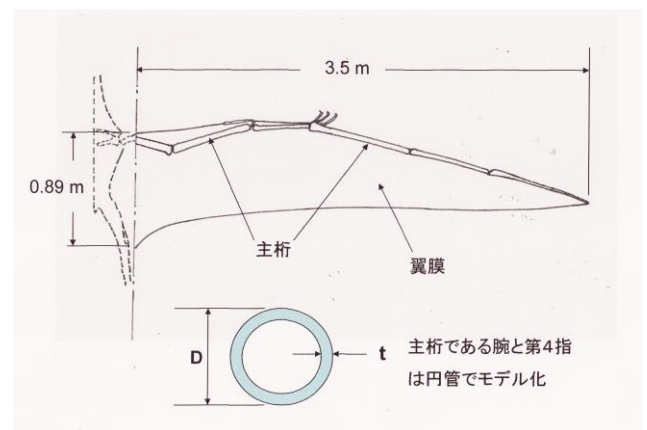


図 1. 片翼の平面形と主桁構造のモデル化

ノドンの主翼の化石からは、骨の剛性即ちヤング率は推定できないが、翼開帳が 7 m もあり 20 kgf 前後の体重を支えて飛行していたと考えられることから、剛性は極めて高かったのではないかと推察される。そこで、まず骨のヤング率は人骨の最大のヤング率 30 GPa より 10 GPa 高い値即ち 40 GPa を設定して計算した。また、主桁の剛性は翼根および翼先端の直径 D および厚さ t にも依存するが、これについては後述するように翼根の直径 D と翼先端の直径 D はそれぞれ 100 mm および 10 mm を予め与え、円管の厚さ t は、後述する最適設計の設計変数として決定することにした。また、図 1 に示す主桁以外の部分は、翼弦方向には変形しない薄膜と仮定し、密度は動物の肉程度と仮定して、 $1.05 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$ 、膜厚は 1 mm と仮定した。翼の羽ばたき飛行の計算は後述するようにモード法による計算を行うので、翼の固有振動解析には影響係数と Lumped Parameter 法⁵⁾を組み合わせた手法を用いた。

3. 解析法および解析の手順

翼の羽ばたき運動によって生じる推力や必要パワー、またそれらを生じる翼運動（フラッピングとフェザリング運動および両運動間の位相差、羽ばたき運動の振動数等）には多くのパラメーターが存在するので、いきなり NS code による数値シミュレーションを行うのではなく、まず第 1 ステップで、短時間で計算できる（非定常揚力面理論の解法として）Doublet Lattice Method (DLM)を用いた最適設計手法を用いて、今回の計算では無視されている頭部および胴体部分の抗力（有害抗力）に打ち勝つための十分な推力を生成するための羽ばたき運動を決定する。この第 1 ステップで決定した翼の羽ばたき運動や翼の弾性特性（固有振動モードや固有振動数）を入力として、第 2 ステップで NS code による数値シミュレーションを実施して、第 1 ステップでは考慮されていない粘性の影響や時間平均揚力による誘導抗力の効果を考慮した推力係数を計算し、それが今回の計算では考慮されなかった頭部や胴体の抗力（有害抗力）に打ち勝つだけの推力係数になっているかを確認すると共に、動物のパワー生成能力の指標である Power Mass Ratio (PMR)を計算して、それよりプテラノドンの羽ばたき飛行がどの程度可能であったかを判断することにする。以下に上記の方針に従った解析法および解析手順について述べる。

弾性変形を考慮した羽ばたき翼の DLM や 3D NS code による計算手法は既に文献 3 で詳しく報告しているので、ここでは概要を述べるに止める。図 2 に座標系および翼運動の定義を示す。

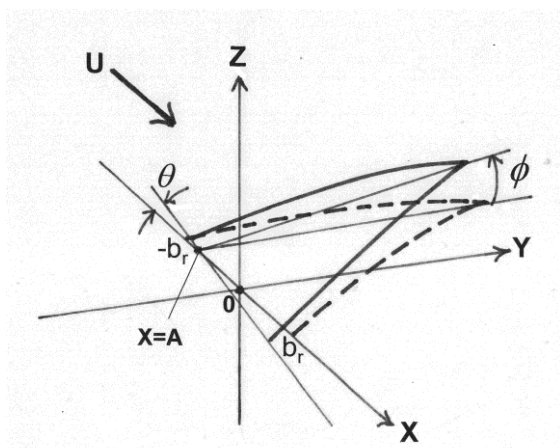


図 2. 座標と翼運動の定義

図 2 において、 ϕ は翼根周りの回転振動即ち剛体としてのフラッピン運動の変位であり、 θ はピッチ軸

($X=A$ 点にある X 軸に直角な直線) 周りの回転振動即ち剛体としてのフェザリング運動の変位である。時刻 T における XY 平面に垂直方向の翼の変位 $F(X,Y,T)$ は剛体としての強制変位 $F_R(X,Y,T)$ と弾性変形（固有振動モードの重ね合わせ）の和として次式で与えられる、すなわち、

$$F(X,Y,T) = F_R(X,Y,T) + \sum_{i=1}^N \phi_i(X,Y)q_i(T) \quad (1)$$

ここで、 $F_R(X,Y,T)$ は剛体としての強制変位である。また、右辺第 2 項は弾性変形による変位である。また ϕ_i は i 番目の固有振動モードであり、 $q_i(T)$ は未知の一般化座標である。(1) 式の $F_R(X,Y,T)$ は次式で与えられる。

$$F_R(X,Y,T) = \phi_r Y \cos(\omega T) - \theta_r (X - A) \cos(\omega T + \varphi) \quad (2)$$

ここで、 ω は強制加振の円振動数であり 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角である。(1) 式および (2) 式の羽ばたき運動に対して、未知量である一般化座標 $q_i(T)$ および翼面に作用する空力荷重を計算して、翼に作用する時間平均の推力係数 $\overline{C_T}$ 、時間平均のパワー係数 $\overline{C_W}$

さらに、推進効率 ($\eta_p = \overline{C_T} / \overline{C_W}$) を計算するには、

揚力面理論に基づく積分方程式および Lagrange の運動方程式から導かれる次式を解く必要があり、その解法の詳細は文献 3 を参照していただきたい。

$$\begin{aligned} M_i (d^2 q_i / dT^2) + \omega_i^2 M_i q_i = & \\ - \iint_S m(X,Y) \phi_i(X,Y) (d^2 F_R(X,Y,T) / dT^2) dXdY & \\ + \iint_S \Delta P(X,Y,T) \phi_i(X,Y) dXdY, \quad i=1, \dots, N & \end{aligned} \quad (3)$$

ここで、 M_i は一般化質量、 m は単位翼面積当たりの質量、 ω_i は固有円振動数、 ΔP は翼上下面の差圧である。

次に、プテラノドンの羽ばたき飛行の可能性を検

討する為に行った具体的な解析手順について述べる。

ステップ1

非定常揚力面理論の積分方程式の解法としてDLMを用いた下記のような最適設計（Complex 法⁶⁾）を行う。但し、翼は平均迎角 0 度の平板翼と仮定して、翼のキャンバーや時間平均揚力による誘導抗力や粘性による効果（流れの剥離による効果等）については、ステップ2の3D NS code による数値シミュレーションによって行う。

$$\text{目的関数：推進効率 } \eta_p = \frac{\overline{C_T}}{\overline{C_W}}$$

設計変数：フラッピングとフェザリング運動の振動

$$\text{振幅 } (\phi_r, \theta_r) \quad (2 \text{ 個})$$

$$\text{主桁の翼根と翼先端における円管の厚さ } (t_r \text{ と } t_t) \quad (2 \text{ 個})$$

$$\text{無次元振動数 } (k=b_r\omega/U) \quad (1 \text{ 個})$$

但し、 b_r : 翼根の 1/2 翼弦長

$$\text{主桁の軸位置 } A \quad (1 \text{ 個})$$

$$\text{拘束条件：時間平均の推力係数 } \overline{C_T} \geq 0.150$$

（頭部および胴体の有害抗力や時間平均揚力による誘導抗力に打ち勝つだけの推力として必要）

註）主桁の翼根と翼端における直径（ D_r, D_t ）は設計者が予め与える。

ステップ2

ステップ1で決定した翼の構造特性（固有振動特性）や羽ばたき運動を入力として、(3) 式と 3D NS Code を連成して解くことにより、推進力、必要パワー、揚力等の時刻歴を計算して、時間平均推力、時間平均必要パワー、時間平均揚力を求める。3D NS Code による計算では、翼型は鳥の翼型を参考にして NACA0012 をベースにして、（翼根において）翼厚比を翼弦長の 6%、キャンバーを前縁から 30%翼弦長点で 14 %翼弦長になり、翼厚比とキャンバーが翼先端に向かって 2 次曲線的に変化して翼端で平板翼になるような翼型を採用した。使用した 3 DNS code⁷⁾ は RANS（Reynolds Averaged Navier-Stokes）code で C-H 型の構造格子を使用し、格子数は 240 点（200 点が翼面上、20 点がそれぞれ wake の上下面上）が X 方向、23 点（15 点が片翼上で 8 点が翼先端から先の領域の Y 方向）および 51 点が翼面に垂直方向に使用している。

また、差分スキームは Yee-Harten⁸⁾の TVD スキーム

を使用し、飛行速度は 13 m/s を仮定している。レイノルズ数は 10^5 で乱流モデルは Baldwin & Lomax の代数モデル⁹⁾ を使用している。

4. 計算結果

4.1. ステップ1（DLM による最適設計の結果）

非定常揚力面理論の解法として DLM を用いた最適設計によって次のような結果を得た。

$$\eta_p=0.435, k=0.380, \overline{C_T}=0.151,$$

$$\text{羽ばたき振動数 } f_F=1.76\text{Hz},$$

$$\phi_R=20.3 \text{ deg}, \theta_R=13.2 \text{ deg},$$

$$t_r=6 \text{ mm}, t_t=2.0 \text{ mm}, A=-0.379 \text{ m}$$

設計者が予め与えた量は次の通りである。

$$D_r=100 \text{ mm}, D_t=10 \text{ mm}, \varphi=90 \text{ deg}$$

この他、既知の量として主桁のヤング率=40 GPa、翼膜の密度= $1.05 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$ 、膜の厚さ=1 mm を与えている。以上によって決定した翼の構造特性として、固有振動解析の結果、翼の固有振動モード、固有振動数、一般化質量が決定される。図 3 に得られた 3 次までの固有振動数と固有振動モードを示す。ステップ1における DLM による解析やステップ2における NS code による解析では 6 次までの固有振動モードを用いている。

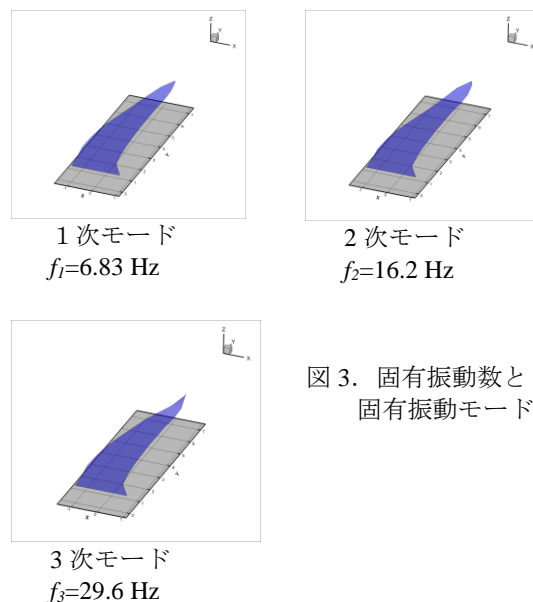
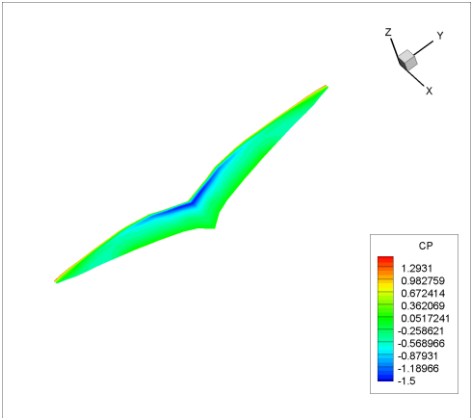


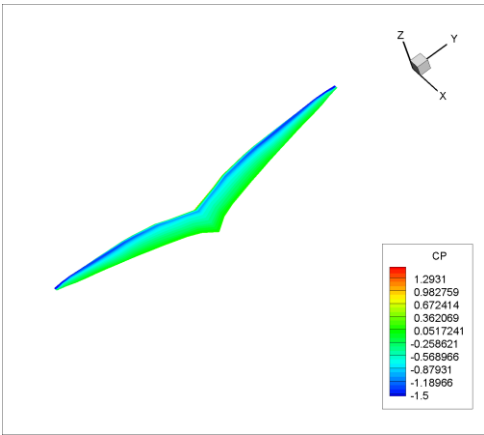
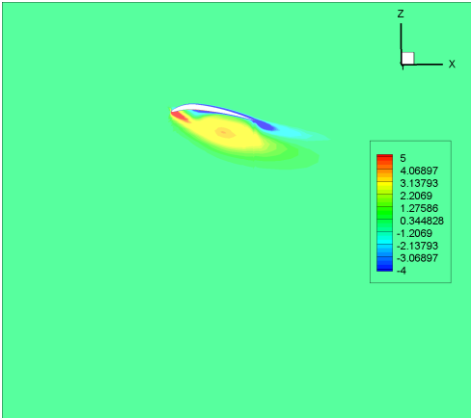
図 3. 固有振動数と固有振動モード

4.2 ステップ2（3次元 NS code による応答計算）

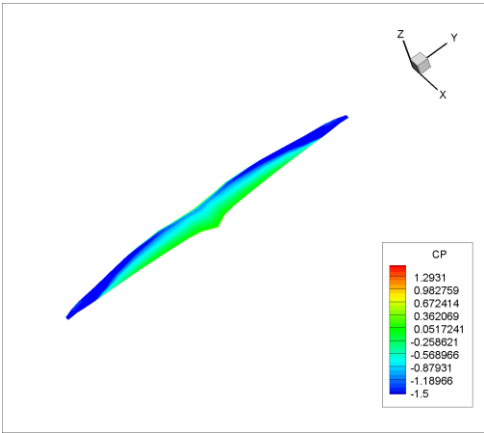
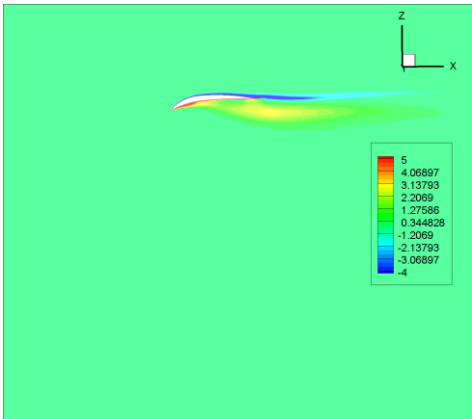
ステップ1で決定した、 $k, \phi_r, \theta_r, A, \varphi$ および固有振動解析の結果を入力データとして (3) 式および 3 次元 NS code を連成して、本翼の空力弾性応答を計算した結果、3 サイクルで周期解を得た。図 4 に 1 サイクル間における翼の変形と 60 %セミスパン位置における翼まわりの渦度の分布を示す。



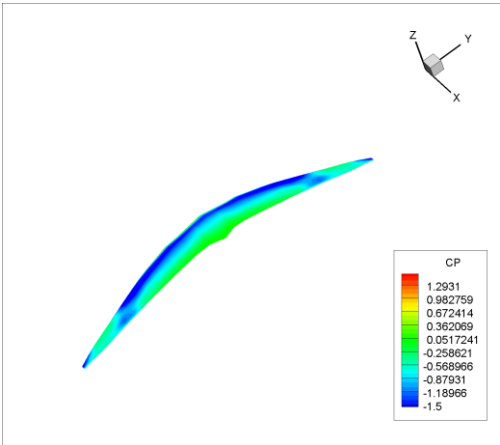
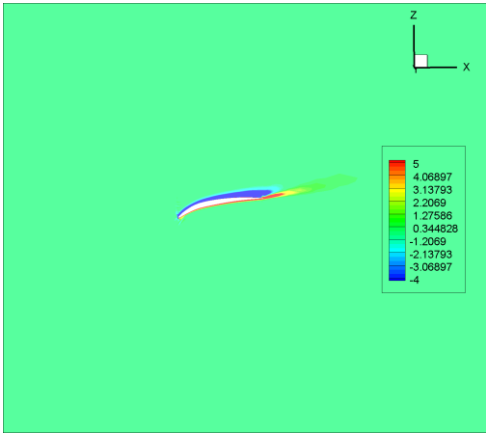
$kt=\pi/3$



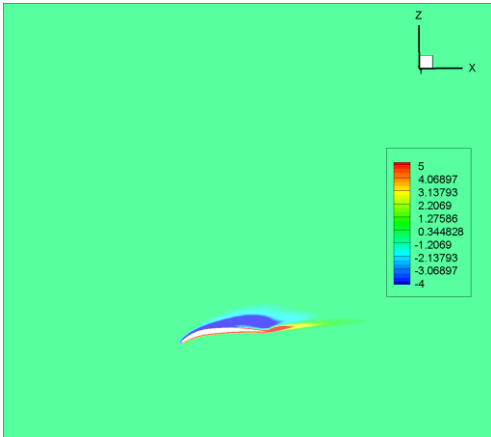
$kt=2\pi/3$



$kt=\pi$



$kt=4\pi/3$



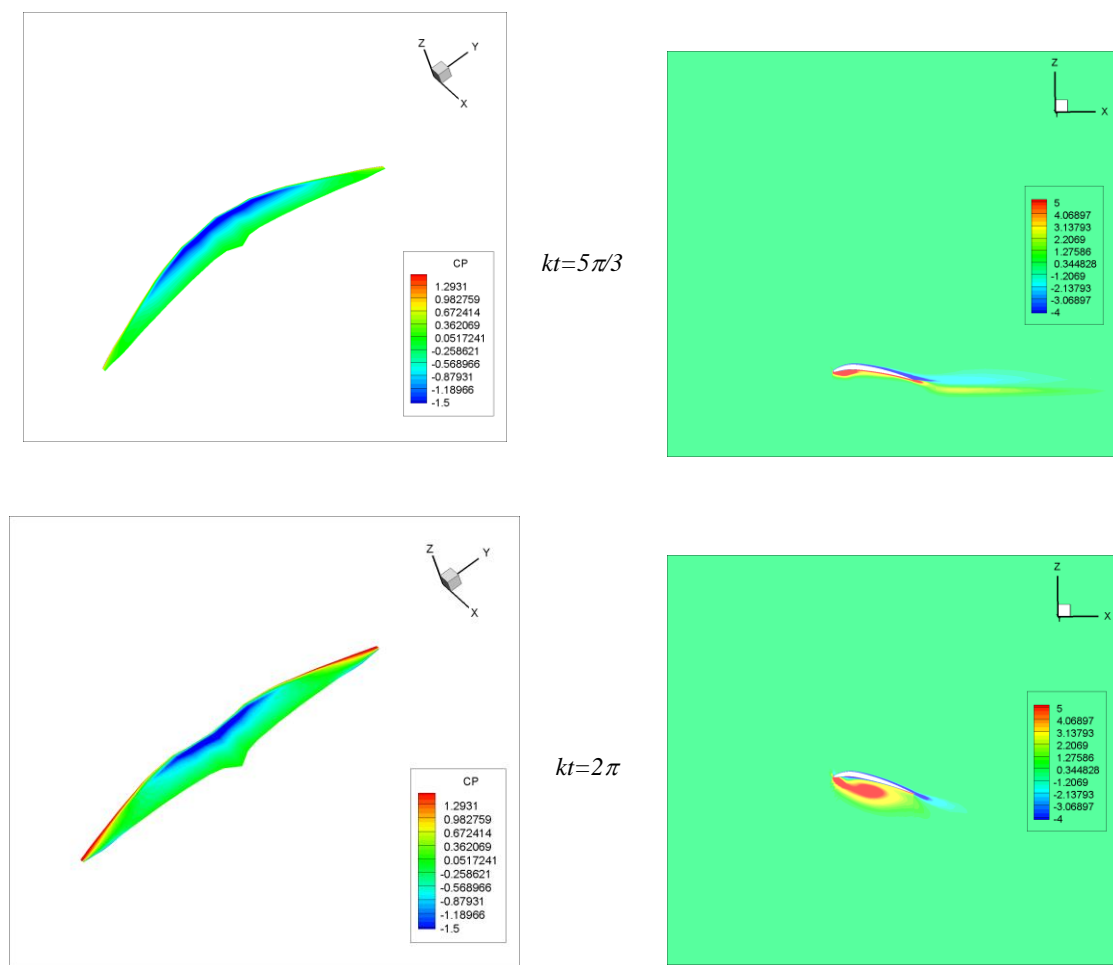


図 4. 1 サイクル間における翼の変形と表面圧力分布および 60%セミスパン位置における翼周りの渦度の分布 (t は $t=T(U/b_r)$ で定義される無次元時間である)

図 5 に 1 サイクル間の剛体変位と弾性変位を示す。図中の HG31, HG52, HG72 はそれぞれ主桁の 31%, 52%, 72% セミスパン位置における Z 方向変位を表し、H31, H52, H72 はそれぞれ 31%, 52%, 72% セミスパン位置における主桁の Z 方向の弾性変位を表している。この図から明らかなように弾性変位は極めて小さいことが分かる。

図 6 には、主桁周りのフェザリング（ピッチング）剛体および弾性変位を示す。図中の THRG1 は剛体フェザリング変位を表し、これはスパン方向に一定である。一方 TH31, TH52, TH72 はそれぞれ 31%, 52%, および 72% セミスパン位置における弾性フェザリング変位を表している。図 7～図 9 には、それぞれ 1 サイクル間の推力、揚力、および必要パワーの時刻歴が示されている。図 7～図 9 に示された各力および必要パワーの時刻歴から、それぞれの時間平均を求めると、推力=11.6 N, 揚力=234 N (23.9 kgf)、必要パワー=1.30 kW となり、無次元係数としては、

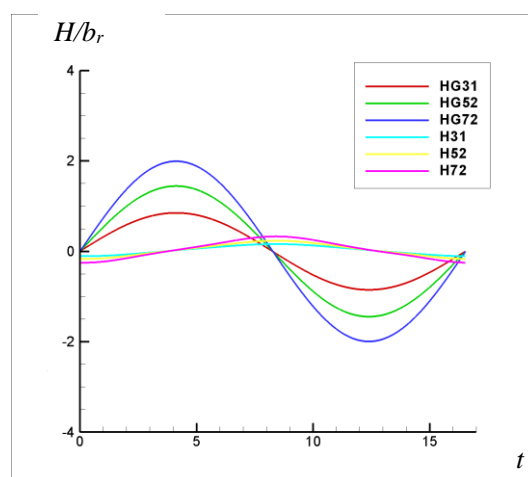


図 5. 主桁の 1 サイクル間の剛体および弾性変位

$\overline{C_T} = 0.0317$, $\overline{C_L} = 0.640$, $\overline{C_W} = 0.274$ また、推進効率 $\eta_p = 0.116$ になる。推進効率が著しく小さいのは、高い揚力による誘導抗力や翼の打ち上げ時に生じる流れの剥離による抗力増が含まれているためである。

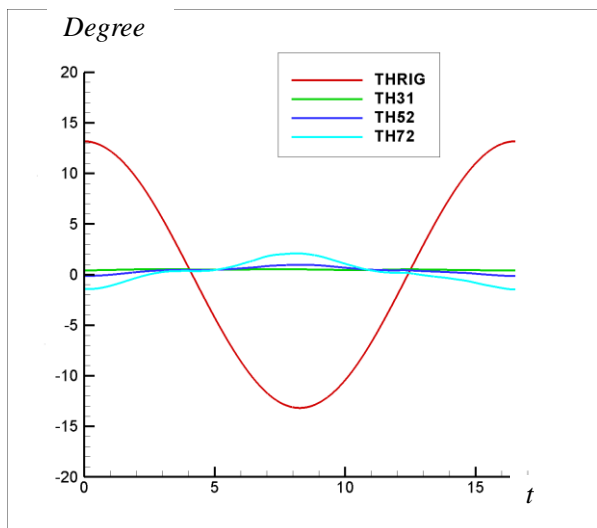


図 6. 1 サイクル間における主桁周りの剛体および弾性フェザリング変位

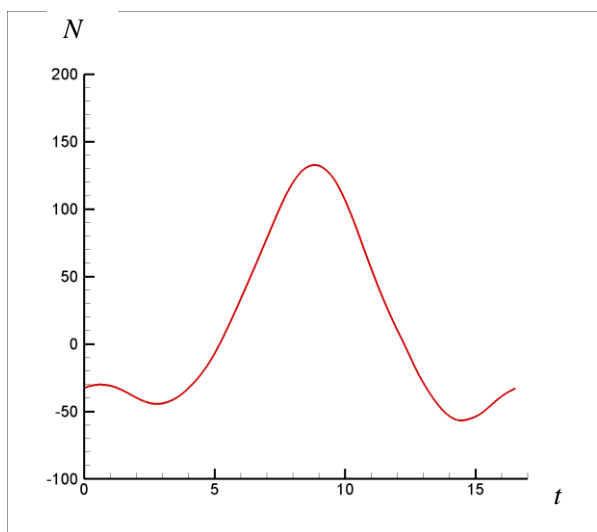


図 7. 1 サイクル間の推力の時間変化

得られた時間平均揚力 23.9 kgf と時間平均必要パワー 1.30 kW から動物のパワー生成能力の指標となる Power Mass Ratio (PMR) を計算すると、 55 W/kg になる。この値は、筆者が以前行ったイルカの立ち泳ぎの計算⁴⁾で得た値 62 W/kg より若干低い値である。イルカの立ち泳ぎ (Tail-Walk と呼ばれる) の持続時間は 15-20 秒と短時間であるが、今回の計算で得られたプテラノドンの PMR が 55 W/kg であることを考えると、(プテラノドンの筋肉のパワー生成能力がイルカと同程度であると仮定すれば) プテラノドンは短時間ではあるが羽ばたき

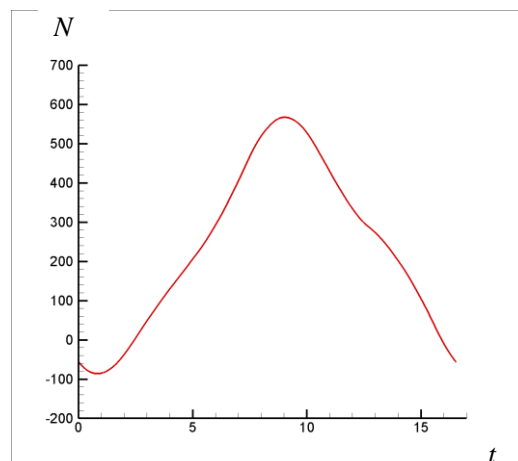


図 8. 1 サイクル間の揚力の時間変化

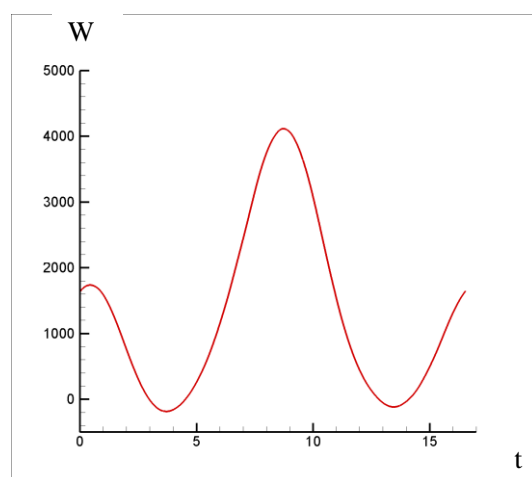


図 9. 1 サイクル間の必要パワーの時間変化

飛行も可能であったと考えられる。プテラノドンの化石の多くが海に面した陸地で発見されていることを考えると、プテラノドンは現世の鳥であるアホウドリでも観察されているように飛行の大部分はダイナミックソアリングという風を利用した滑翔と呼ばれる羽ばたかない飛行に、時々羽ばたき飛行を交えた飛行を行っていたと考えられる。また、今回得られた時間平均推力係数

$\overline{C_T} = 0.0317$ という値は、今回の計算では無視されている頭部と胴体部分の抵抗 (有害抗力) に十分打ち勝つだけの推力を羽ばたきによって生成できることを示している。ちなみに、F-14 の有害抗力係数は約 $0.02^{10)}$ である。また、時間平均揚力が 23.9 kgf という事はプテラノドンの体重が 24 kgf 前後であったことを示唆している。

5. 結語

翼竜の中でも特に問題となっている翼開帳 7 m のプテラノドンについての疑問、すなわち、羽ばたいて飛べ

るのかそれとも殆ど羽ばたかずに滑空のみの飛行なのか？について検証するために、非定常揚力面理論の解法として Doublet Lattice Method を用いた最適設計の手法と 3 次元 Navier-Stokes code を用いた数値シミュレーションを実施し、次のような結論を得た。

主桁の剛性（ヤング率）が擬似等方性の CFRP の約 67 % 即ち、40 GPa（人骨の剛性より 10 GPa 高い）のケースについて解析した結果、動物のパワー生成能力の指標となる Power Mass Ratio（PMR）の値が 55 W/kg になり、これはイルカの立ち泳ぎ時の PMR（62 W/kg）とほぼ同程度であることから、（プテラノドンの筋肉のパワー生成能力がイルカと同程度であると仮定すれば）本モデルとしたプテラノドンは恐らく、飛行の大部分はダイナミックソアリングと呼ばれる風を利用した滑翔であるが、時々短時間の羽ばたきによる推力生成を行うような飛行をしていたのではないかと云うことが推察された。現世の鳥である（高アスペクト比の翼を持つ）アホウドリ（翼開帳 1.9 m ~ 2.4 m）はまさにこのような飛行を行っていることが観察されている¹¹⁾。

参考文献

- (1) Peter Wellnhofer, : 翼竜, 動物大百科、別巻 2、渡辺政隆訳、長谷川善和監修、平凡社、1993 年 4 月。
- (2) Hankin, E. H. and Watson, D. M. S, “On the Flight of Pterodactyls” The Aeronautical Journal, 72, pp. 1-12, 1914.
- (3) Isogai, K, “Optimum Aeroelastic Design of a Flapping Wing,” Journal of Aircraft, Vol. 44, Number 6, pp. 2040-2048, 2007.
- (4) Isogai, K., “Effect of Flexibility of the Caudal Fin on the Propulsive Performance of Dolphins,” Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci. Vol. 57, No. 1, pp. 21-30, 2014.
- (5) Bisprnghoff, R. L., Ashley, H. and Halfman, H. L.: Aeroelasticity, Addison Wesley, Cambridge, MA, 1955.
- (6) Box, M. J., “A New Method of Constrained Optimization and a Comparison with Other Method,” Computer Journal, 8, pp. 42-52, 1965.
- (7) Isogai, K., “Numerical Simulation of Viscous Flow around a Flapping Wing,” Computational Fluid Dynamics 2002, Proc. of the 2nd Inter. Conf. on Computational Fluid Dynamics, ICCFD, Armfield, S., Morgan, P. and Sirinivas, K., eds. Springer, Sydney, pp. 701-706, 2002.
- (8) Yee, H. C. and Harten, A., “Implicit TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinates,” *AIAA Journal*, Vol. 25, No. 2, pp 266-274, 1987.
- (9) Baldwin, B. S. and Lomax, H., “Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows,” *AIAA Paper* 78-257, 1978.
- (10) 日本航空宇宙学会編, : 第 3 版航空宇宙工学便覧、丸善株式会社、1999 年 11 月。
- (11) Chew, Y., F., “Flight of the Albatross,” YouTube, National World Chew, 2019.