

CFD を用いたフラッタ発電の概念設計

磯貝紘二^{*1}、山崎正秀^{*1}、朝岡拓也^{*1}

Application of CFD to Design Study of Flutter-Power-Generation

By

Koji ISOGAI^{*1}, Masahide YAMASAKI^{*1} and Takuya ASAOKA^{*1}

Abstract

A conceptual study has been conducted on a power generation system, which extracts wind energy from a flutter phenomenon of a binary elastic system of a rectangular wing. As the first step, an optimization technique is applied to determine the structural parameters, by using a linear unsteady potential aerodynamic theory, that attain the highest efficiency. As the second step, the numerical simulation technique, which employs a Navier-Stokes code, is applied to the system to evaluate the effects of dynamic stall phenomenon on the efficiency and energy extracted from the system. It has been shown that dynamic stall phenomenon can be effectively utilized to maintain the high value of the efficiency.

記号

a : 弾性軸位置 (b で無次元化)

b : 1/2 翼弦長

g : 仮想的構造減衰係数

h : 上下振動変位 (m)

I_α : 単位スパン当りの弾性軸まわりの慣性モーメント (Kgm^2/m)

k : 無次元振動数 ($b\omega/U$)

L : 単位スパン当たりの揚力 (N/m)

M_y : 単位スパン当たりのピッチングモーメント (Nm/m)

m : 単位スパン当たりの翼の質量 (Kg/m)

r_α : 弾性軸まわりの回転慣性半径 (b で無次元化)

r_{cg} : 重心まわりの回転慣性半径 (b で無次元化)

R : 非連成固有振動数比 (ω_h/ω_α)

S_α : 単位スパン当りの質量モーメント (Kgm/m)

T^* : 振動周期 (sec)

T : 時間 (sec)

U : 一様流の速度 (m/s)

W : 単位スパン当たりの発電量 (W/m)

α : ピッチング振動の変位 (rad)

ϕ : 上下振動のピッチング振動に対する位相の進み (rad)

ω : 翼の円振動数 (rad/s)

ω_h, ω_α : 夫々上下振動およびピッチング振動の非連成固有振動数(rad/s)

μ : 質量比 ($m/(\rho\pi b^2)$)

ρ : 空気密度 (Kg/m^3)

1. はじめに

よく知られているように、フラッタ現象は航空機の翼や吊橋等で起こる破壊的な自励振動である。

^{*1} 九州大学 (Kyushu University)

本研究は、このフラッタ現象を逆に利用して、風のエネルギーを電力に変換する装置に関するものである。フラッタ現象からエネルギーを取り出すとする研究は、古くからある¹⁾が、最近では、McKinney and DeLauriert の Wingmill²⁾ が顕著である。彼らは、矩形の剛体翼の上下振動とピッチング振動が、ある与えられた位相差を持って連成するような機構を備えた装置 (Wingmill) を用いて、風洞実験によるパラメトリックスタディを行い、ある条件下では風車に匹敵する発電効率の得られること等を示した。彼らの装置は弾性的な支持機構を持たず、上下振動とピッチング振動の連成はメカニカルな機構によって実現されている。後述するように、フラッタ発電では現象を支配する多くの空力・構造パラメータが存在するので、最も効率の良い条件を見出すためには、McKinney らが行ったようなパラメトリックスタディは最適解を見出す手法としては必ずしも十分ではない。

本研究では、Wingmill とは異なり、上下振動とピッチング振動共に弾性的に支持された高アスペクト比矩形剛体翼の系を設定した。このような 2 自由度弾性支持系について、まず、非定常空気力として線形ポテンシャル理論を用いた解析と最適設計手法を用いることによって発電効率が最大になる構造・空力パラメータを決定した。次に、このような線形ポテンシャル理論によって決定したパラメータに対して、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を実施して、非定常失速現象が、発電効率や発電量に与える効果を検討した。

2. 線形ポテンシャル理論を用いた最適設計

図 1 に今回解析で想定した実機モデルの概念図を示す。翼弦長 1 m、スパン 10 m の矩形剛体翼が上下振動およびピッチング振動に伴ってバネで支持されている。アスペクト比は 10 と十分に大きいので、非定常空気力の計算には 2 次元理論³⁾ を使うことができ、空気力および構造パラメータは図 2 のように定義される。よく知られているように、この系を支配する運動方程式は次式であたえられる⁴⁾。

で、非定常空気力の計算には 2 次元理論³⁾ を使うことができ、空気力および構造パラメータは図 2 のように定義される。よく知られているように、この系を支配する運動方程式は次式であたえられる⁴⁾。

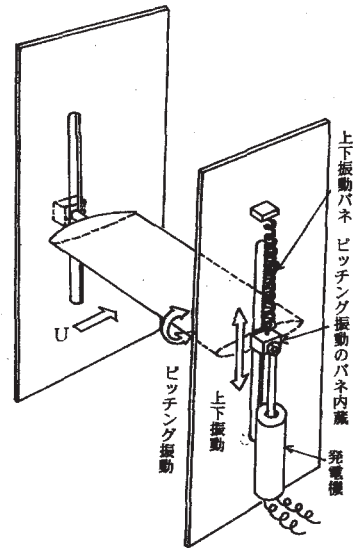


図 1 フラッタ発電装置の概念図

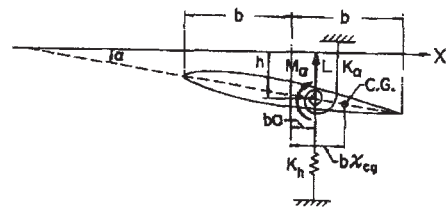


図 2 2 自由度系弾性翼モデル

$$m \frac{d^2 h}{dt^2} + S_a \frac{d^2 \alpha}{dt^2} + m \omega_h^2 h = -L$$

$$S_a \frac{d^2 h}{dt^2} + I_a \frac{d^2 \alpha}{dt^2} + I_a \omega_a^2 \alpha = M_y$$

(1)

(1) 式において翼の運動は微小調和振動と仮定し、 h, α, L, M_y に複素表示を用いると、(1) 式から固有値問題として、よく知られたフラッタ方程式

$$\begin{aligned} & \left\{ \mu(1-R^2Z) + L_1 \right\} \left\{ \mu r_a^2(1-Z) + M_2 \right\} \\ & - \left\{ \mu(x_{cg} - a) + L_2 \right\} \left\{ \mu(x_{cg} - a) + M_1 \right\} = 0 \end{aligned} \quad (2)$$

を得る。ここで、 Z は

$$Z = \left(\frac{\omega_a}{\omega} \right)^2 (1 + ig) \quad (3)$$

で定義される未知の固有値で、 g は計算のテクニク上導入された仮想的な構造減衰係数である⁴⁾。また、(3) 式の i は $\sqrt{-1}$ である。また、(3) 式における係数 L_1, L_2, M_1, M_2 はそれぞれ揚力係数および弾性軸周りのモーメント係数と次式のような関係にある空力係数(複素量)である。

$$\begin{aligned} C_L &= -\pi k^2 \left\{ \left(\frac{h}{b} \right) L_1 + \alpha L_2 \right\} \\ C_M &= \left(\frac{1}{2} \right) \pi k^2 \left\{ \left(\frac{h}{b} \right) M_1 + \alpha M_2 \right\} \end{aligned} \quad (4)$$

通常のフラッタ解析では、(2) 式を U - g 法⁴⁾ を用いて解いて、フラッタ発生条件を求める。すなわち、ある与えられた 5 個の無次元化された構造パラメータ ($a, x_{cg}, R=(\omega_h/\omega_a), r_a^2=r_{cg}^2+(x_{cg}-a)^2, \mu$) に対して、幾つかの仮定された空力パラメータ $1/k$ ごとに、(3) 式を解いて Z すなわち (ω_a/ω) および g を求め、 $g=0$ になる $(1/k)$ の値を内挿して、フラッタ発生点を求めることになる。しかし、フラッタ発電の計算では、フラッタ発生点ではなくフラッタ発生点を越えて g が最大になる点、すなわち、発電量が最大になる点を求めることになる。

(g は系が一定振幅の調和振動を保つために、この系に加えるべき damping の量、すなわち、負荷に比例する量を表すことに注意すべきである。) 発電量 W は次式により計算される。

$$W = \int_0^{T^*} \left(-L \frac{dh}{dT} + M_y \frac{d\alpha}{dT} \right) dT / T^*$$

(5)

g または発電量が最大になる点にたいして、次のような無次元量が決まる、すなわち、

$$k, \omega/\omega_a, \left(\frac{h_0}{b} \right) / \alpha_0, \phi$$

これらの無次元量から(定格風速 U とピッチング振動の振幅 α_0 を設計者が与えることにより)、結局、最大発電量を与える定格風速時の物理量として、翼の振動数、上下振動の振幅、上下振動のピッチング振動に対する位相の進み角等がすべて決まることになる。図 3 に、ある与えられた構造パラメータに対する g と発電量 W の $1/k$ に対する振る舞いを示す。この例では、風速 7.69 m/s ($k=0.302$) で $g=0$ すなわちフラッタに入り、さらに風速を増すに従って g および W が増加し、 $k=0.0896$ (定格風速 $U=15$ m/s と $\alpha_0=20$ deg は設計者が与えている) で g および W が最大になることを示している。

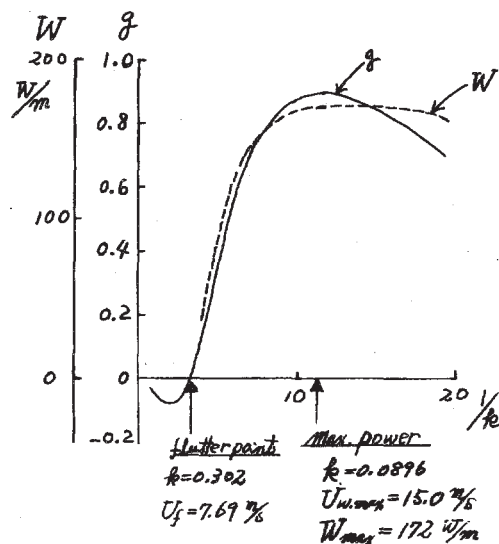


図 3 ある与えられた構造パラメータに対する g と W の振る舞い

3. 最適設計法の適用

2 節で,ある与えられた 5 個の構造パラメータに対して発電量が最大になる条件を求める手法を示した。次のステップとして、5 個の構造パラメータの組み合わせの中で発電効率を最大にする構造パラメータの組み合わせを決定する手法について考える。ここで、発電効率 η_p は次式で定義される²⁾。すなわち、

$$\eta_p = \frac{W}{\left\{ \left(\frac{1}{2} \right) \rho U^3 (2H_0^*) (16/27) \right\}} \quad (6)$$

ここで、 H_0^* は翼の前縁または後縁の上下振動の振幅のうち、大きい方を取るものとする²⁾。また、 $(16/27)$ はベッツの限界⁵⁾と呼ばれる係数で、理論上可能な最大の効率を表す。 η_p を最大にする構造パラメータの組を見出す最適設計法として Complex 法⁶⁾を採用する。Complex 法は目的関数や拘束条件関数の微分値を必要としない直接最適化手法の一つで、不等号型の拘束条件を適切に取り扱うことができる。今回の場合、設計変数は 2 節で述べた 5 個の無次元構造パラメータであり、目的関数は (6) 式で定義される発電効率である。拘束条件としては、下記の条件を与えた、すなわち、

$$-1 < a < 1, -1 < x_{cg} < 1, 0 < r_{cg}^2 < 1, 5 < \mu < 200,$$

$$\omega_a > 6.28 \text{ rad/s}, \omega_h/\omega_a > 0.35, h_0/b < 10$$

以上のような拘束条件のもとで、図 1 のモデルに対して定格風速 15 m/s, $\alpha_0=50 \text{ deg}$ で最適化を行った結果、発電効率 $\eta_p=0.37$, $W=811 \text{ W/m}$, $k=0.282$, $\omega_a=11.2 \text{ rad/s}$, $\omega_h=8.29 \text{ rad/s}$, $a=0.09$, $x_{cg}=0.22$, $r_{cg}^2=0.36$, $\mu=19.5$ (スパン 10 m の翼の質量 186 Kg), $h_0=0.78 \text{ m}$, $\phi=89 \text{ deg}$ を得た。 $\eta_p=0.37$ は、Mckinney ら²⁾ が得た値 (実験値) 0.28 を約 32% 上回る結果である。発電効率は線形ポ

テンシャル理論の仮定のもとでは、ピッチング振動の振幅 α_0 と伴に増加するが、Mckinney らが得た 0.28 という値は $\alpha_0=30 \text{ deg}$ の結果である。一方、筆者らが得た値は $\alpha_0=50 \text{ deg}$ の結果である。このときの最大有効迎角 ($\alpha_{e,\max}=\alpha_0 \cdot \tan^{-1}(kh_0/b)$) は 26 deg になるため、実際の流れでは失速が起こる可能性が極めて高い。そこで、この最適条件について、2 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を実施して、ダイナミックストールの発生が、発電効率や発電量に与える効果について検討した。

4. ナビエ・ストークス・コードによる数値シミュレーション

本研究で使用したコードは、筆者らの一人が開発した⁷⁾ 圧縮性のナビエ・ストークス・コードである。スキームとしては Yee and Harten⁸⁾ の TVD スキームを採用し、乱流モデルとして Baldwin and Lomax⁹⁾ の代数モデルを用いている。格子は格子数 280x80 の C 型格子である。3 節で線形ポテンシャル理論を適用して求めた最適条件すなわち、 $k=0.282$, $h_0/b=1.56$, $\alpha_0=50 \text{ deg}$ で翼を強制加振して、 η_p および W を求めた。その結果、線形理論による予測値を上回る $\eta_p=0.42$, $W=921 \text{ W/m}$ (スパン 10 m の翼に対しては 9.21 kW) を得た。この理由は、非定常の失速現象の特徴であるストール発生の遅れと発生したダイナミックストールヴォルテクスによるサクシオン効果によって揚力の低下が起こらず、むしろ増加していることによると思われる。図 4 に 1 サイクル間の翼回りの流れのパターン (等渦度線図) を示す。ダイナミックストールヴォルテクスが打ち上げの時には翼上面を、また打ち下ろし時には翼下面を、それぞれ覆って、揚力を高めていることが推察される。また、図 5 には、揚力とピッチングモーメントの 1 サイクル間の変動を示すが、打ち上げ時

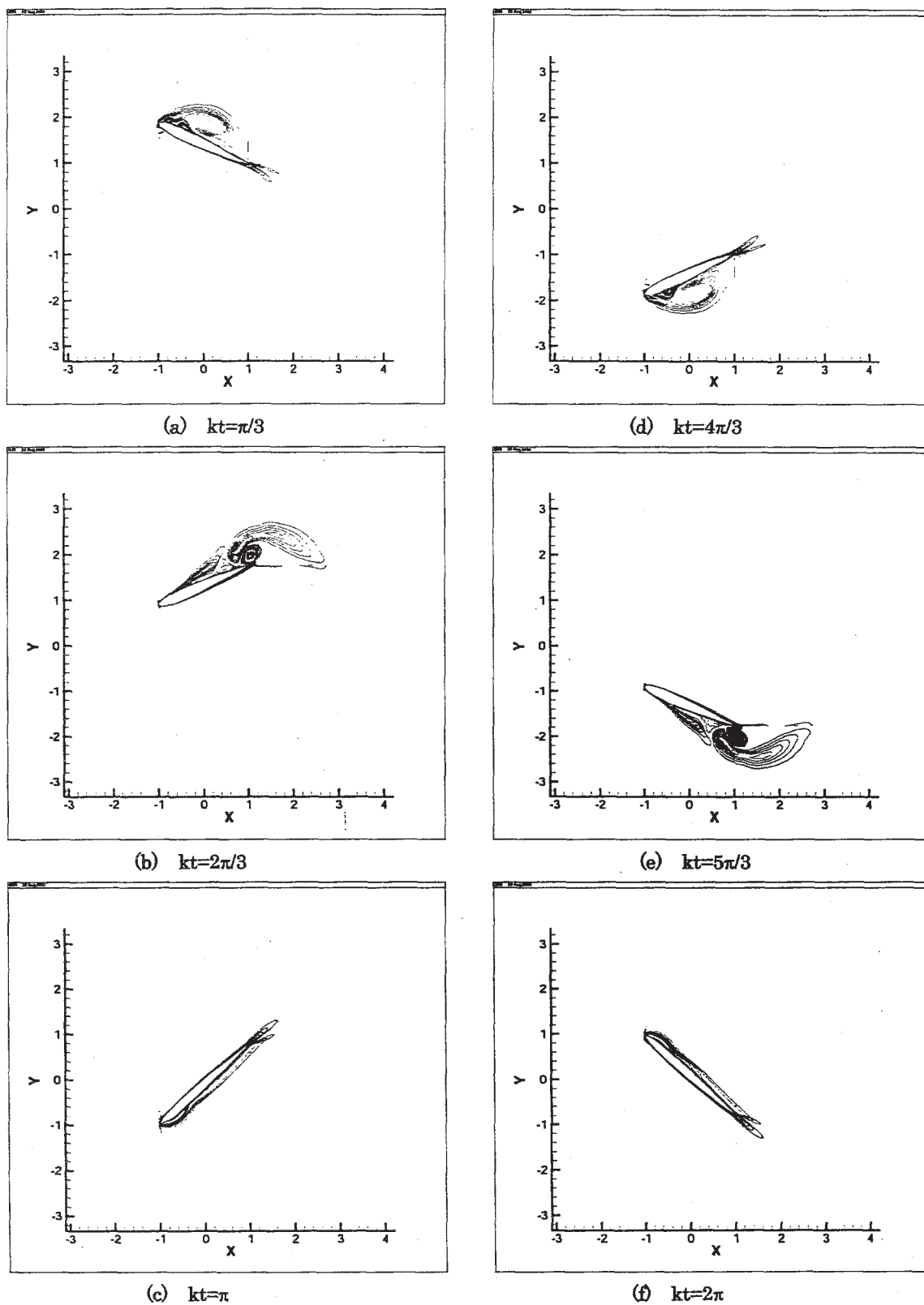


図4 1サイクル間のフローパターン(等渦度線図)

(ただし、 $h=h_0\sin(kt)$, $\alpha=\alpha_0\sin(kt+\phi)$: k : reduced frequency, t : dimensionless time)

(h : positive in up-stroke, α : positive nose-up, ϕ : phase advance angle of pitching moment)

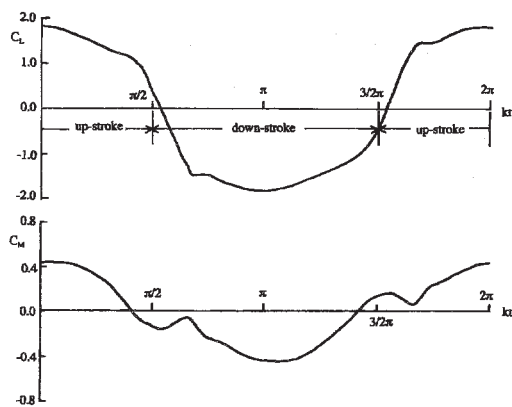


図 5 揚力とピッチングモーメントの 1 サイクル間における変化

および打ち下しそれぞれの行程の広範囲にわたって高い揚力が保たれていることがわかる。(図 4、5 では、 h と ϕ の定義が図 2 と異なる点に注意。)

5. 結語

上下振動およびピッチング振動に伴いバネで支持された矩形剛体翼について線形ポテンシャル理論に基づく空力弾性解析および最適設計法を適用して、発電効率を最大にする空力・構造パラメータを決定した。さらに、この最適条件についてナビエ・ストークス・コードを用いた数値シミュレーションを実施して、失速が起こっても発電効率および発電量が、ダイナミックストールヴォルテクスの効果によってむしろ増加することを示した。今回の解析により、発電効率が 4.2% という結果が得られたが、最適設計手法として採用した Complex 法は、局所最適解に陥りやすい傾向があり、今後さらに優れた最適解が見つかる可能性は十分にあると思われる。また、今回の検討では、フラッタ発電の持つポテンシャルが示されたに過ぎず、このエネルギーを有効に取り出すための具体的な機構については、今後さらに検討を進める必要がある。

参考文献

- 1) Duncan, J.W., "The Fundamentals of Flutter," R&M No.2417, Nov. 1948, pp. 1-36.
- 2) Mckinney, W. and DeLaurier, J., "The Wingmill: An Oscillating-Wing Windmill," Journal of Energy, Vol. 5, No. 2, March-April 1981, pp. 109-115.
- 3) Theodorsen, T., "General Theory of Aerodynamic Instability and Mechanism of Flutter," NACA Report 496, 1935.
- 4) Fung, Y.C., *Theory of Aeroelasticity*, Dover Publication, New York, 1969.
- 5) Johnson, G.L., *Wind Energy Systems*, Prentice Hall, Inc., Englewood Cliffs, NJ, 1985.
- 6) Box, M.J., "A New Method of Constrained Optimization and a Comparison with Other Methods," Computer Journal, Vol. 8, 1965, pp. 42-52.
- 7) Isogai, K., Shinmoto, Y. and Watanabe, Y., "Effects of Dynamic Stall on Propulsive Efficiency and Thrust of Flapping Airfoil," AIAA Journal, Vol. 37, No. 10, Oct. 1999, pp. 1145-1151.
- 8) Yee, H.C. and Harten, A., "Implicit Scheme for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinates," AIAA Paper 85-1513, July 1985.
- 9) Baldwin and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulence Flows," AIAA Paper 78-257, Jan. 1978.