弾性部を有する振動翼による推進に関する研究(第2報)

——特異点分布法による数値シミュレーションと実船への適用の可能性——

正員 久保田 晃弘* 正員 工 藤 達 郎*
正員 加 藤 洋 治** 正員 山 口 一**

Study on Propulsion by Partially Elastic Oscillating Foil (2nd Report)

——Numerical simulation by singularity distribution method and
evaluation of scope for application to ship propulsion——

by Akihiro Kubota, *Member* Tatsuro Kudo, *Member*
Hiroharu Kato, *Member* Hajime Yamaguchi, *Member*

Summary

In a previous paper, the authors analyzed partially elastic oscillating foils by a linearized theory and identified its various characteristics.

In this paper, the authors propose here a nonlinear theory using singularity distribution method. In this theory, Hess & Smith's method is extended in order to treat unsteady foil motion and wake distortion is taken into account by discrete vortices. In the case of partially elastic oscillating foil, the solution is obtained by satisfying also the equation of motion which can be derived from the equation of elastic curve.

The results obtained by the present theory was found to be in good agreement with experimental ones using a large amplitude rigid oscillating foil. From this fact, it can be said that this calculation method is effective for quantitative analyses of oscillating foil propulsors.

Some simple oscillating foil propulsors were designed for practical application to ships. The results showed that adequate thrust force can be achieved and efficiencies as high as 65% can be envisaged in case of elastic foils.

記 号 表

第1報で用いたものに加えて、以下のものを用いる。

C : 翼弦長 ($=2b$)
 C_B : 方形係数
 C_D : 抗力係数 ($=\text{Drag}/(\rho_w U_\infty^2 C/2)$)
 C_L : 揚力係数 ($=\text{Lift}/(\rho_w U_\infty^2 C/2)$)
 C_P : 圧力係数 ($=(P-P_\infty)/(\rho_w U_\infty^2/2)$)
 E : ヤング率 (有次元)
 E^* : 無次元ヤング率 ($=E/(\rho_w U_\infty^2/2)$)
 F_n : フルード数
 h_0^* : 無次元ヒービング振幅 (ヒービング振幅/ C)
 J : 前進係数 ($=\pi/k=U_\infty/(nC)$)
 n : 振動数
 Δt : 時間ステップ
 V_s : 設計船速

X_f : 翼の剛体部の長さ

X_p : 翼前縁からピッチング中心までの距離

α_0 : ピッチング振幅

A : アスペクト比

ν : 動粘性係数

ρ_r : 密度比 ($=\rho_s/\rho_w$)

Γ_k : k 番目の時間ステップにおける翼回りの循環

$\bar{z}$: z の複素共役

1 序

筆者らは前報¹⁾において、Schwarz の渦模型による線形理論を基本として部分弾性振動翼の解析を行い、多くの興味深い結果を得た。この線形理論は線形化のために種々の仮定をおいているため、いわば

“ゆっくりと微小振動する薄翼が、十分速度の大きい一様流におかれたとき”

の解析モデルであるといえる。しかし、推進器としての振動翼を論じる際に必要なモデルは、

* 東京大学大学院工学系研究科

** 東京大学工学部

“位置と迎角を大きく変動させる翼が、比較的遅い一様流中におかれる”

というものである。加えて、後流中に放出される自由渦の巻き上がりによる影響も無視できない可能性がある。そこで本報では、定常理想流体中の2次元揚力体に関する非線形理論の一つである Hess & Smith 法²⁾を非定常問題に拡張し、さらに後流渦の変形を離散うず法によってシミュレートする方法により、振動翼推進の解析を行う。また弾性翼に関しては、材料力学的条件から得られる翼変形の偏微分方程式を、時間に関しては前進差分、場所に関しては中心差分を採ることにより逐次計算する。

本報の構成は、まず本非線形理論による計算法のアルゴリズムを詳説した後、非線形理論による結果を剛体翼を用いた既存の実験結果および前報で述べた線形理論と比較し、その有効性を論じる。

さらに、実船に対する振動翼推進器の簡単な試設計を行い、推進機関としての可能性を考察する。

2 計算方法

本報では以下に示す方法で2次元部分弾性非定常翼の数値シミュレーションを行う。

- (i) 初期状態 ($t=0$) において、Hess-Smith 法により翼周辺の流れを解く。
 - (ii) 後流の自由渦の影響を考え、 Δt (time step) 後の翼周辺の流れを解く。
 - (iii) 翼表面の圧力分布、すなわち翼にかかる力を求め次の時間ステップの翼の変形量を求める。
 - (iv) 翼回りの循環の、前時間ステップとの変化分を翼後縁から自由渦として後流に放出する。
 - (v) 各自由渦は一様流、および翼と他の自由渦による誘起速度の和を速度を持つものとし、すべての自由渦の新たな位置を求める。
 - (vi) 揚力・推力・モーメント等を計算する。
- (ii)~(vi)の手順を繰り返すことにより、結果が収束するまで計算を進めていく。

2.1 翼周辺の流れの解法 (流体力学的条件)

2.1.1 座標系と翼面分割法

非圧縮・非粘性の2次元流れを想定し、Fig. 1 のように一様流 U_∞ の方向に x 軸、それに垂直に y 軸をとった直交座標系を考える。そして pitching と heaving が 0 の時の翼 (これを Basic Foil と呼ぶ) の首尾線を x 軸上に、pitching 中心を原点に一致させる。

次に翼面を、翼後縁→背面→翼前縁→正面→翼後縁の順に n 個の線分に分割する。ここに各頂点の座標を (x_k, y_k) とすると

Fig. 1 Coordinate system and discretization of boundary

$$z_k = x_k + iy_k; k=1, 2, \dots, n+1 \quad (1)$$

である。そして次式のように S_j, C_j を定義する。

$$S_j = z_{j+1} - z_j \quad (2)$$

$$; j=1, 2, \dots, n$$

$$C_j = \frac{1}{2}(z_{j+1} + z_j) \quad (3)$$

また、翼面分割は流速の変化の大きい翼前縁に集中するように z_j の x' 座標 x'_j を次式で与える。

$$x'_j = C \cos\left(\frac{\pi}{n}(j-1) + \frac{\pi}{2}\right) + (C - X_p) \quad (4)$$

総分割数 n は、計算時間と精度の関係から、試行錯誤により 64 とした。

2.1.2 任意点での流速

以上のように分割した各線分上に一様な強さの吹き出し分布 q_j 各線分全体に一様な強さの渦分布 γ を分布させると、任意点 $z = x + iy$ での複素共役速度 $w(z)$ は、

$$w(z) = U_\infty + \frac{1}{2\pi} \sum_{j=1}^n q_j \frac{|S_j|}{S_j} \ln \left[\frac{z - z_j}{z - z_{j+1}} \right] + \frac{\gamma}{2\pi i} \sum_{j=1}^n \frac{|S_j|}{S_j} \ln \left[\frac{z - z_j}{z - z_{j+1}} \right] + w_w(z) \quad (5)$$

となる。ここに(5)式中の $w_w(z)$ は後述する点 z での、後流渦による誘起速度である。

2.1.3 境界条件式

(5)式中の未知数 q_j および γ を決定する際の境界条件式として以下のものを考え、各線分の中点 C_j で満足させる。

(1) 接線流れ条件

各線分の法線方向の流速が、各線分の運動速度の法線方向成分に等しい。すなわち $v(z)$ を C_j での翼運動の複素速度とすれば、

$$\text{Im}\{(w(C_j) - \bar{v}(C_j)) \times S_j\} = 0 \quad (6)$$

(2) Kutta の条件

翼後縁部の上下面の圧力が等しい。すなわち、非定常のベルヌイの式より

(2) $j=n'$ (剛体部と弾性部の接合点) で

$$\sum_{i=0}^m a_i x_{cn}^{i-1} = 0 \quad \{ \Delta \eta = 0 \} \quad (18)$$

$$\sum_{i=1}^m i a_i x_{cn}^{i-1} = 0 \quad \left\{ \frac{\partial \Delta \eta}{\partial x} = 0 \right\} \quad (19)$$

以上の(15)~(19)式より、 $a_i^{t-\Delta t}$ および a_i^t が既知のとき $a_i^{t+\Delta t}$ ($i=1, 2, \dots, m$) が求められる。ただし、近似式の次数 m は $n'+2 > m$ とし、 a_i は最小2乗法によって求める。なお、今回の計算では $m=7$ とした。

最後に本非線形理論による計算法の全アルゴリズムを Fig. 3 に示す。

3 剛体振動翼の実験値との比較

本理論による計算結果を、Scherer⁴⁾が Hydronautics の高速水槽で行った実験値と比較することにより、理論の検証を行う。Scherer の実験で用いられた翼型は Fig. 4 に示す翼厚比 15% の上下対称翼 NACA 63 A 015⁵⁾ である。そしてその大きさは、弦長 4 inch, 幅 12 inch, すなわちアスペクト比が 3 の矩形翼である。したがって、この実験結果を本論文での 2 次元流の計算値と直接比較するわけにはいかない。

そこで Fig. 5 の CASE-2 のように、その強さが時間的・空間的に単振動する馬蹄型の隋伴渦を考え、それによる吹き下ろし W を考慮することにより 2 次元計算値を修正する。図の CASE-1 は定常の揚力線理論で考え

Fig. 5 Sketches of 2 trailing vortex models

Fig. 6 Comparison of induced velocity between sinusoidal and uniform trailing vortex; $A=3, J=4.5$

られる隋伴渦である。Fig. 6 に $A=3, J=4.5$ の場合について、スパン方向中央部の吹き下ろしを計算した結果を示す。半周期について、隋伴渦による吹き下ろしの大きさの平均をとると、隋伴渦の非定常性を考えたもの (CASE-2) は定常揚力線理論によるもの (CASE-1) の 26% とかなり減少している。このことから、振動翼の 3 次元影響は定常翼の場合に比較して、かなり小さいものと考えられる。

また粘性影響については、迎角 0° の場合の C_D の実験値 0.027 を加えることにより考慮する。

このような修正を行った非線形理論値と実験値の比較を推力係数 (C_T) ならびに効率 (η) について行ったものを Fig. 7 に示す。どの場合にも理論値と実験値は非常に良く一致し、本理論を用いれば、振動翼推進器の性能の

Fig. 3 Computational procedure

Fig. 4 NACA 63 A 015 foil section

Fig.7 Variation of thrust coefficient and efficiency with advance coefficient ; $h_0^*=0.6$, $\theta=90^\circ$, $X_p/C=0.25$

(a) $\alpha_0=5^\circ$, (b) $\alpha_0=10^\circ$, (c) $\alpha_0=15^\circ$

定量的推定が可能なが示されている。

4 後流渦の巻き上がり

前章で計算した例について、第2章で述べた離散うず法により後流渦の巻き上がり過程をシミュレートした結果を Fig. 8 に示す。これらはすべて2周期 (80 step) 計算を行い、その時点での離散化された後流渦の位置および放出されてからの軌跡を示したものである。推力が大

きくなる (J が小さくなる) にしたがって、後流渦の巻き上がりが大きくなっていることが良くシミュレートされている。また、これら後流渦が巻き上がっている回転方向は、物体後方に生じるカルマン渦とは逆になっている。このことは振動翼後方の流れが、噴流推進と同様な water jet となっていることを示している。

5 弾性振動翼の計算結果

第3章で計算した剛体翼について、その mid-chord より後半部を、無次元ヤング率 $E^*=120$ の弾性体にした場合の計算結果を Fig. 9 に示す。この図は横軸に推力係数、縦軸に効率をとったものである。第1報で報告したように、振動翼後半部を弾性体とすれば、同じ推力に対して効率が4~6%向上することが示されている。

また、弾性翼についてその後流渦をシミュレートした結果の一例を Fig. 10 に示す。剛体翼と同じ運動条件のものが Fig. 8 の下から2つめの図である。ここに示した例に限らず、弾性翼の方が剛体翼に比較して後流渦の巻き上がりが小さくなっている。

一周期のキャンバーラインの変形量を Fig. 11 に示す。翼後縁での変形量は、高々コード長さの6%程度である。

6 非線形理論と線形理論との比較

第1報で詳説した弾性振動翼の線形理論による解析結果を、本報での非線形理論値と比較する。推力係数、パワー係数、効率の前進係数に対する変化を Fig. 12~14 に示す。全体に線形理論による結果は、非線形理論値に比較して定性的傾向は良く一致するものの、定量的には大きくなっている。特に翼を動かすのに必要な仕事率に比べて、推力の方が両者の差が広がっている。その結果、効率に関しては線形理論の方が10~15%高くなっている。

大振幅振動翼の推力を線形理論で求めた場合、その支配的な力は翼面上の圧力分布を積分することによって得られる力ではなく、薄翼近似による翼前縁の特異性から生じる“前縁吸引力”である⁶⁾。それに対して、本報での非線形理論は、翼前縁近傍の流れを厳密に評価している。本理論と線形理論で特に推力の差が大きくなったのは、このような翼前縁部の流れの取り扱いの差が現われたものと考えられる。以上のような傾向は、前進係数のみでなく、弾性部ヤング率やヒービングとピッチングの位相差を変化させた場合についても確かめられた。すなわち剛体翼、弾性翼とも線形理論では、推力係数、パワー係数、効率を若干過大評価してしまうものの、その定性的傾向は非線形理論のものに良く一致する⁶⁾。このことから、線形理論はその簡便さと経済性からいって全体

Fig. 8 Wake distortion of oscillating foil predicted by discrete vortex method;
 $h_0^*=0.6$, $\alpha_0=15^\circ$, $\theta=90^\circ$, $X_p/C=0.25$

Fig. 9 Comparison of performance between rigid and elastic foil ; $h_0^*=0.6$, $\alpha_0=15^\circ$, $\theta=90^\circ$, $X_p/C=0.25$, $X_f/C=0.5$

Fig. 11 Variation of camber line in 1 cycle (vertical exaggeration is 5:1) ; $J=4.5$, $E^*=120$

的な傾向を見て条件に応じた最適の運動を求めるという点に威力を発揮するものと思われる。

7 振動翼船の試設計と線形理論による最適設計

本報での非線形理論による計算結果を用いて、振動翼推進船の簡単な試設計を行う。設計に当っては、伴流利得や推力減少率などをすべて無視した。すなわち本章での効率 η は、いわゆる推進効率に厳密に対応するものではなく、翼の前進速度が船速に等しく推力が船体抵抗(附加物なし)に等しいとしたときの、プロペラ単独効率に対応するものである。

実船例としては、

Fig. 10 Wake distortion of elastic oscillating foil predicted by discrete vortex method ; $E^*=120$

Fig. 12 Comparison of thrust coefficient between linearized and nonlinear theory ; $h_0^*=0.6$, $\alpha_0=15^\circ$, $\theta=90^\circ$, $X_p/C=0.25$, $X_f/C=0.5$

(1) F_n が大きく C_B の小さい小型船 (Model 1)⁷⁾
 (2) F_n が小さく C_B の大きい巨大船 (Model 2)⁸⁾
 の2種類を考える。また推進機構に関しては、Fig. 15に示すように、翼が横方向に振動するもの (Vertical type) と縦方向に振動するもの (Horizontal type) の2種類を考える。Vertical type の場合は振動翼の運動条件を変化させることにより推力の方向を変化させることができるので、舵は必要としない。一方、Horizontal type の場合は舵を必要とし、また振動翼の運動により船体のピッチング振動の増すことが予想される。船体のピッチング振動に対しては Fig. 15(b) に示すように、振動翼の上部が船体であるときには、船体により鏡像効果が生じ、ピッチング振動が減少する可能性がある。

設計は以下の手順で行った。

- (i) ピッチング振幅 α_0 を 15° 、無次元ヒービング振幅 h_0^* を 0.6、弾性部の無次元ヤング率 E^*

Fig. 13 Comparison of power coefficient between linearized and nonlinear theory ;
 $h_0^*=0.6$, $\alpha_0=15^\circ$, $\theta=90^\circ$, $X_p/C=0.25$, $X_f/C=0.5$

Fig. 14 Comparison of efficiency between linearized and nonlinear theory ;
 $h_0^*=0.6$, $\alpha_0=15^\circ$, $\theta=90^\circ$, $X_p/C=0.25$, $X_f/C=0.5$

Fig. 15 Sketches of two types of oscillating foil propulsor
 (a) Vertical type,
 (b) Horizontal type

Fig. 16 Chart of correction for 3-dimensional effects

を 120 とし、船幅・吃水等から翼弦長・翼幅・翼数等を適当に仮定する。

- (ii) 2次元流での計算結果に、アスペクト比修正および粘性修正（本章では迎角が 0° のときの C_D を 0.01 と仮定）を施す。まず、Fig. 6 の CA SE-2 に示すような隣伴渦による吹き下ろしを計算することによって、Fig. 16 に示す3次元修正用チャートを作成する。これはアスペクト

比 A と前進係数 J を与えて、3次元影響による翼に働く力の減少量および誘起抗力 C_{Di} を求めるためのものである。そして、このチャートを用いて有限翼幅の場合の C_T - J 、 C_{Po} - J 曲線を作成する。

- (iii) 船速と EHP から船体抵抗 (所要スラスト) を計算し、前述の曲線から所要の C_T に応じた J 、 C_{Po} を読みとる。これから、翼の振動数 n および DHP が求まる。

設計に使用した船、および設計した振動翼の要目を Table 1 に示す。巨大船の場合には、Horizontal type のみを設計した。Fig. 17 に巨大船用振動翼の設計に用いた $A=5$ の場合の C_T - J 、 C_{Po} - J 曲線を、Fig. 18 に同じく巨大船の場合の振動翼と船体の大きさの関係を示す。

小型船・巨大船ともに、Horizontal type の弾性翼の場合 62~63% の効率が得られている。Vertical type の方が効率が低いのは、振動翼のアスペクト比が小さいためである。また、弾性翼の方が剛体翼に比較して 4~7% の効率向上が見られる。なお、ゴムのヤング率は $(1.5\sim 5)\times 10^6$ [N/m²] であるから、本推進器の弾性部ヤング率はゴムで十分実現可能な値である。

Table 1 Particulars of oscillating foil propulsor

	MODEL 1			MODEL 2		
L_{PP} [m]	27.00			300.00		
B [m]	7.30			54.5		
d [m]	2.30			17.825		
V [ton]	290.0			239914 (Full-Load)		
C_B [m]	0.627			0.8040		
Vs [knot]	10.0			13.0		
F _n	0.31			0.123		
EHP [Ps]	144			11250		
O.F.P. type	Vertical		Horizontal			
Z	4		1			
h_0 [m]	0.6		0.72		4.8	
α_0 [deg]	15					
θ [deg]	90					
C [m]	1.0		1.2		8.0	
h_0^*	0.6					
S [m]	2.0		6.0		40.0	
A	2		5			
foil shape	NACA 63 A015					
X _p /C	0.25					
X _f /C	-	0.5	-	0.5	-	0.5
E*	∞	120	∞	120	∞	120
E [N/m ²]	∞	1.6×10 ⁶	∞	1.6×10 ⁶	∞	2.7×10 ⁶
C _T	0.19		0.21		0.17	
J	5.15	4.55	5.90	5.15	6.40	5.70
n [s ⁻¹]	1.00	1.13	0.73	0.83	0.13	0.15
C _{PO}	0.44	0.37	0.36	0.34	0.29	0.27
DHP [Ps]	333	280	247	233	19300	18000
Eff. [%]	43	51	58	62	58	63

Fig. 17 Design chart for oscillating foil propulsor ;

Model 2 : Horizontal type, $A=5$

Fig. 18 Size of ship and oscillating foil propulsor ;

Model 2 : Horizontal type

第1報で示したように、線形理論においては計算時間が短く、種々の運動条件に対し数多くの計算を行って、Fig. 19 に示すようなチャートを作製することができた。この等推力曲線のチャートを利用して推力を等しく保ったままピッチング振幅と位相差を変化させることによって効率が最大となるように再設計した。具体的には、Fig. 19 に示すように基本設計点から等推力線上をたどってゆき、最適線 (効率最大となる点) と交わった点を新たな設計点とした。その結果を Table 2 に示す。効率の計算値にはアスペクト比と粘性の修正を施していないので値そのものは信用できないが、このような再設計によって、4~6% の効率向上が期待できそうである。

Fig. 19 Optimum design chart for improvement of oscillating foil propulsor

Table 2 Re-design of oscillating foil propulsor

	Model 1 Vertical	Model 1 Horizontal	Model 2 Horizontal
α_0	15.0° → 24.2°	15.0° → 21.9°	15.0° → 20.5°
θ	90° → 120°	90° → 116°	90° → 113°
C_T	.423 → .423	.329 → .329	.265 → .265
EFF.	.749 → .794 (+6.0%)	.776 → .815 (+5.0%)	.798 → .833 (+4.4%)

8 結 言

第1報に引き続き、船舶の推進に大振幅部分弾性振動翼を用いることの可能性を探るため、本報では特異点分布法を用いた非線形理論を開発し、数値シミュレーションを行った。計算法の概要を以下に示す。

2次元定常翼に関する Hess & Smith 法を非定常問題に拡張し、後流自由渦の変形を離散うず法を用いて求めることによって翼周辺の流場を解析した。

翼の弾性変形量については、各時間ステップごとに、弾性線の方程式から得られる運動方程式を差分化して解くことによって求めた。

この非線形理論値を、剛体振動翼に関する実験値および第1報の線形理論と比較し、さらに実船に対する振動翼推進器の簡単な試設計を行った。得られた結論を以下に列記する。

(1) 粘性および3次元修正を行った本理論値は実験値に非常に良く一致し、本理論が大振幅振動翼推進器の定量的解析に有効なことが確かめられた。

(2) 翼の後半部を弾性体になると、その性能は剛体

翼より向上する。具体的には、同じ推力に対して効率が4~6% 向上する。

(3) 第1報の線形理論では、推力・所要馬力(動力)・効率とも本理論のものより過大評価してしまうものの、その定性的傾向は良く一致する。したがって、線形理論はその簡便さからいって、全体的な傾向を見て条件に応じた最適の運動を求めるという目的に使用するのが有効である。

(4) 振動翼推進は実船に対しても十分な推力を生じることが可能であり、その翼後半部を弾性体にすることによって効率も62~3% 程度になる。さらに線形理論を用いて最適設計を行えば65% 以上の高効率を得られることが予想される。

今後、弾性振動翼推進の実船への応用を進めていくにあたっては、実験による検証を行うことももちろんであるが、効率の良い翼の駆動装置の開発や、振動翼に適した船尾形状等の研究が必要であると思われる。

終わりに、本論文をまとめるにあたっては、東京大学工学部船舶工学科高速力学研究室の諸氏には多大なる御助力を賜った。ここに厚く感謝の意を表する。なお、数値計算には東京大学大型計算機センターの HITAC M-200 H/280 H を使用した。関係各位に厚く御礼申し上げます。

参 考 文 献

- 1) 工藤達郎, 久保田晃弘, 加藤洋治, 山口 一: 弾性部を有する振動翼による推進に関する研究 (第1報)—線形理論による解析—, 日本造船学会論文集, Vol.156 (1984).
- 2) Hess, J. L. and Smith, A. M. O.: Calculation of Potential Flow About Arbitrary Bodies, Progress in Aeronautical Science, Vol.8 (1966).
- 3) Kuwahara, K. and Takami, H.: Numerical Studies of Two-dimensional Vortex Motion by a System of Point Vortices, J. of the Physical Society of Japan, Vol.34, No.1 (1973).
- 4) Scherer, J. O.: Experimental and Theoretical Investigation of Large Amplitude Oscillating Foil Propulsion System, Hydronautics Inc., Tech. Rep. No.662-1 (1968).
- 5) Abbott, I. H. and von Doenhoff, A. E.: Theory of Wing Sections, Dover Pub. Inc., New York, 1949.
- 6) 久保田晃弘, 工藤達郎: 弾性部を有する振動翼による推進の理論的研究, 東京大学工学部船舶工学科卒業論文, 1984.
- 7) 横尾幸一, 矢崎敦生: 中小型船舶・プロペラ設計法と参考図表集, 成山堂書店, 1973.
- 8) 日本造船研究協会, 第98研究部会: 巨大船の運航性能に関する実験研究報告書, 1967.