

振動する翼型まわりの剥離流の離散渦法による 数値シミュレーション

麻 生 茂* 金 平 徳 之*
藤 本 淳** 林 正 徳***

Numerical Simulation of Separated Flows around a Pitching Airfoil by a Discrete Vortex Method

by

Shigeru ASO

Department of Aeronautical Engineering, Kyushu University

Atsushi FUJIMOTO

Mitsubishi Heavy Industry, Co., Ltd.

Norio KANEHIRA

Department Aeronautical Engineering, Kyushu University

Masanori HAYASHI

Nishinippon Institute of Technology

1. はじめに

物体をパネル法で近似し、剥離せん断層を離散渦法で近似する方法は高レイノルズ数における任意形状の物体まわりの剥離した流れを解析するのに有効な方法の一つであり¹⁾、これまでに角柱、台形柱及び円弧形状物体まわりの剥離流れに応用しそれらが実験結果とよい一致を示すことを報告してきた²⁾。

著者らはさらに、剥離した翼などのように剥離点が求まっていないような問題についてもこの計算法を応用することを試みている。このような剥離した翼まわりの剥離流の計算においては、翼回りの流れを連続的に分布した渦層で表し、境界層計算により剥離点を求め、そこから放出される剥離せん断層を離散渦法で表わす。著者らはこれまでに迎角を一定に保った場合の翼まわりの剥離流及び振動する翼まわりの剥離流について解析を行った³⁾。

今回は、この計算法の実用性を調べるために、振動する翼まわりの剥離流について平均迎角、振幅、及び無次元周波数を種々変化させて計算を行った。また、それらの計算結果をこれまでの実験結果や著者の一部が行った実験結果と比較したのでその結果について報告する。

2. 計算法と主な計算結果

迎角 α の一様流におかれた物体表面を N 個のパネルに分割し、各パネル間は線形に渦を分布させる(図1)。剥離せん断層を表わす離散渦は、物体の剥離点から放出し、その渦点の循環はその剥

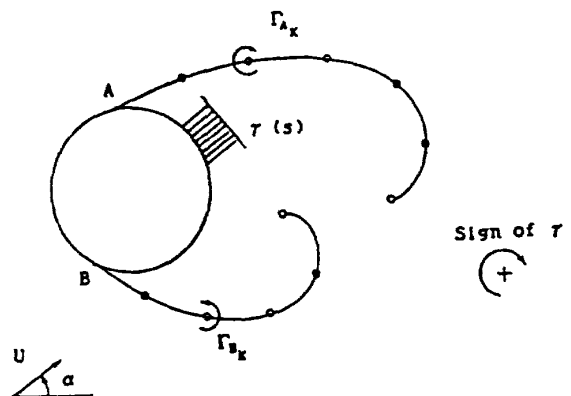


図1 特異点と離散渦法の概念図

* 九州大学工学部航空工学科

** 三菱重工業(株)

*** 西日本工業大学

離点近傍において境界層外端の代用として定めた固定点における速度から求める。従って求める未知数は、物体表面上に配置した特異点の強さのみである。放出された渦の移動は、オイラー法を用いて求める。また、圧力係数を求めるに際して、計算領域全体におけるポテンシャルの時間的变化に対する補正及び剥離域での動圧に相当する量の補正を行う。

これらの計算方法の詳細は前回の報告⁴⁾や文献

3に譲る。なお、今回の計算のすべてNACA0012の翼型で行った。翼モデルを図2に示す。

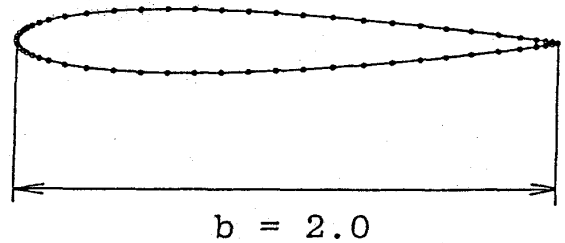
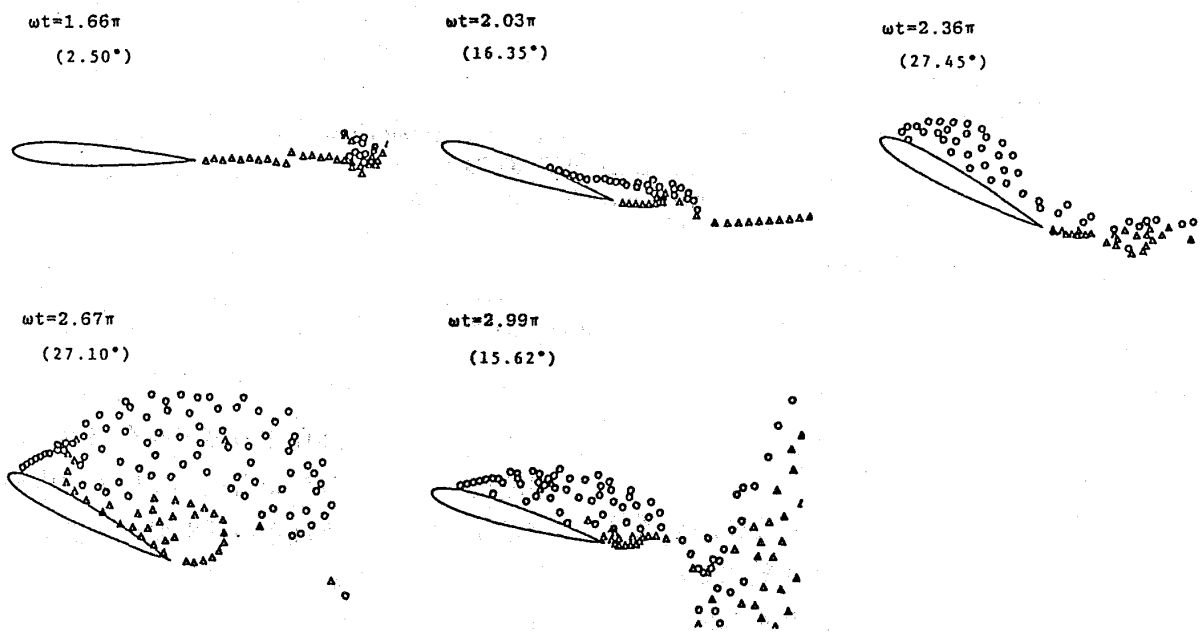
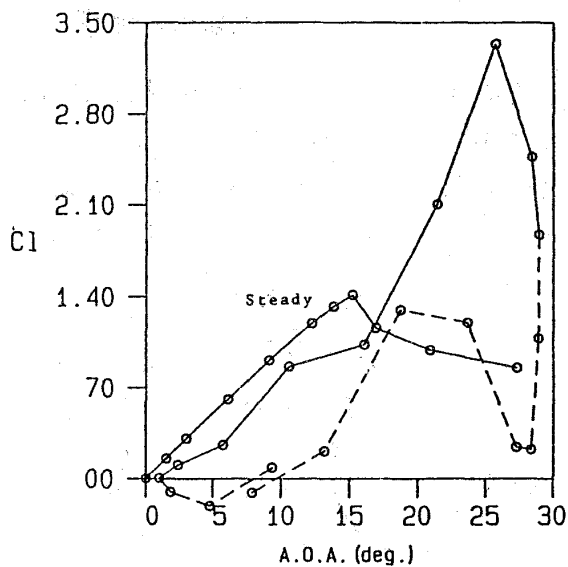


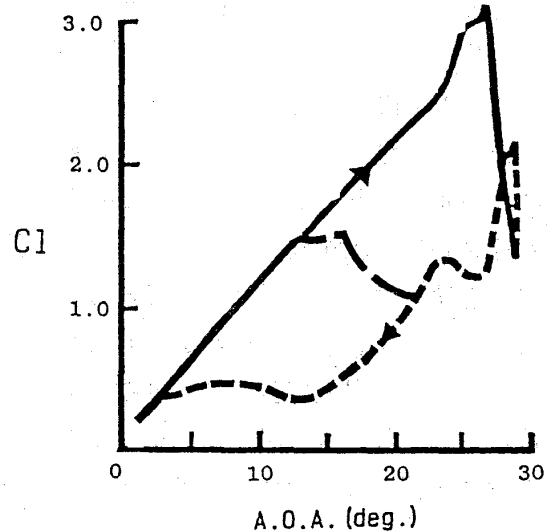
図2 計算に用いたモデル(NACA0012)



(a) フローパターン



(b) 揚力の履歴 (計算結果)



(c) 揚力の履歴 (実験結果5)

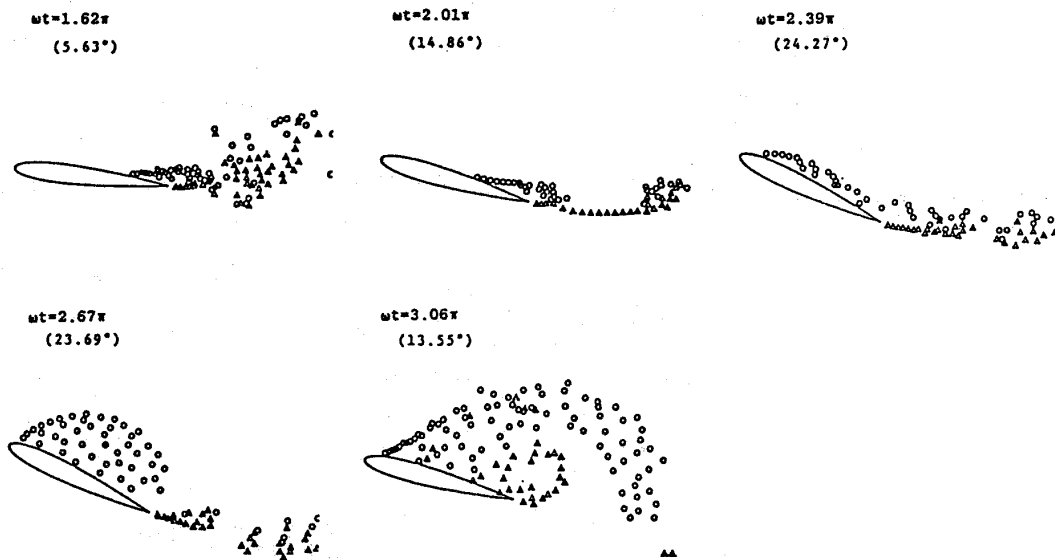
図3 振動翼まわりの流れ場の計算結果 (NACA0012, $\alpha = 15^\circ + 14^\circ \sin \omega t; k = 0.1, Re = 1 \times 10^6$)

3. 計算結果と考察

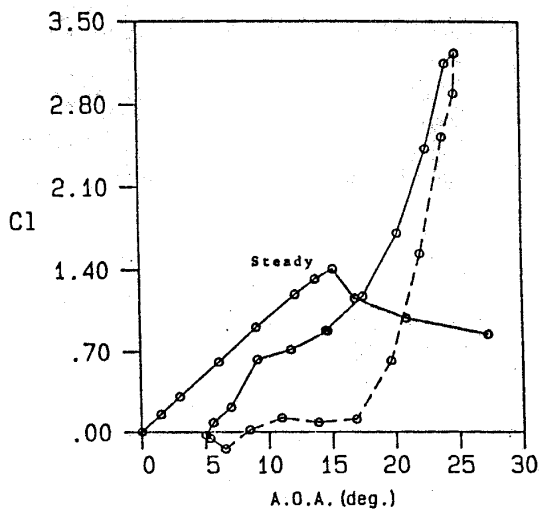
図3(a)に $\alpha = 15^\circ + 14^\circ \sin \omega t$ ($k=0.1$)のフローパターンを示す。図中、上段が迎角の増加時、下段が減少時である。同一サイクル中でも迎角が増加する場合と減少する場合とでは、迎角がほぼ同じであっても剥離点の位置及び剥離域の大きさやその様子が著しく異なっていることがわかる。たとえば、 $\omega t = 2.03\pi$ と $\omega t = 2.99\pi$ はほぼ同じ迎角であるが、図が示すように迎角が減少する間は剥離点がより前進しており、剥離域は大きく流れも複雑になっている。また、迎角が最大に達す

る前 ($\omega t = 2.36\pi$)と最大に達した後 ($\omega t = 2.67\pi$)との比較においても剥離点の位置及び後流の様子がかなり異なっている。このような迎角の大きさと一致しない剥離の状態のために、揚力の履歴が生じる。図3(b)に計算された揚力の履歴をMcCroskeyらの実験結果⁵⁾とともに示す。どちらの図にも定常での揚力曲線が示してある。定量的には検討の余地があるが、迎角の増加時の方が減少時に比べて揚力が大きく、また定常の場合よりも大きな最大揚力が発生しており、定性的には履歴現象がとらえられている。

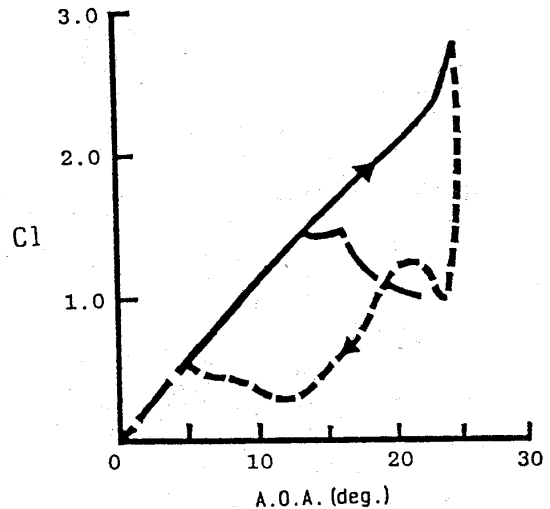
図4(a)に $\alpha = 15^\circ + 10^\circ \sin \omega t$ ($k=0.15$)の場合



(a) フローパターン



(b) 揚力の履歴 (計算結果)



(c) 揚力の履歴 (実験結果5)

図4 振動翼まわりの流れ場の計算結果 (NACA 0012, $\alpha = 15^\circ + 10^\circ \sin \omega t$; $k = 0.15$, $Re = 10^6$)

のフローパターンを示す。この場合もダイナミックストールの現象が定性的にとらえられている。図4(b)に計算によって求められた揚力の履歴曲線をMcCroskeyらの実験結果とともに示す。この場合も、定量的には問題があるが、定性的には履歴現象がとらえられている。

図5に $\alpha = 14^\circ + 4^\circ \sin \omega t$ ($k = 0.2$) の場合の計算結果を示す。図から明らかなように翼上面の剥離域は迎角上昇時で小さく、減少時は大きくなっており、迎角上昇時と減少時では同じ迎角でもそ



(a) 11.7° (α -increasing process)



(b) 14.8° (α -increasing process)



(c) 16.1° (α -decreasing process)



(d) 13.0° (α -decreasing process)

図5 振動翼まわりの流れ場のフローパターン (NACA0012, $\alpha = 14^\circ + 4^\circ \sin \omega t$; $k = 0.2$, $Re = 7.4 \times 10^4$)

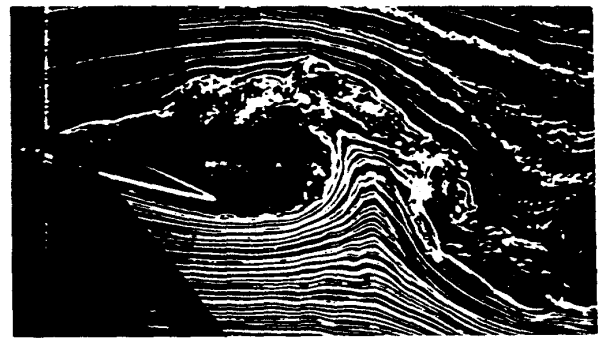
の剥離域の大きさが大きく異なっていることがわかる。ただし、実験結果と比べてみると、迎角上昇時では計算で得られた流れは実験よりも早く剥離しており、境界層の層流剥離点を決定する境界層計算法の改良が必要であろうと考えられる。なお、迎角減少時は翼背面から流れが大きく剥離するため実験結果とは比較的よく一致している(図6)。

そのほかの比較例として $\alpha = 12^\circ + 4^\circ \sin \omega t$ ($k = 0.2$) の場合を図7に示す。いずれも流れのフローパターンは定性的にはよい一致を示している。現在比較のために行っている実験では比較的低レイノルズ数での比較も行う必要があると考えられる。

4. 結 論

翼まわりの流れを線形分布した渦層で近似し、境界層計算により剥離点を求め、そこから放出される剥離せん断層を離散渦法で表わす方法により、振動する翼まわりの剥離流について計算を行った。

具体的には、翼型、平均迎角、振幅、無次元周波数などを変化させて、計算するとともに、これまでに得られた実験結果とも比較を行った。その

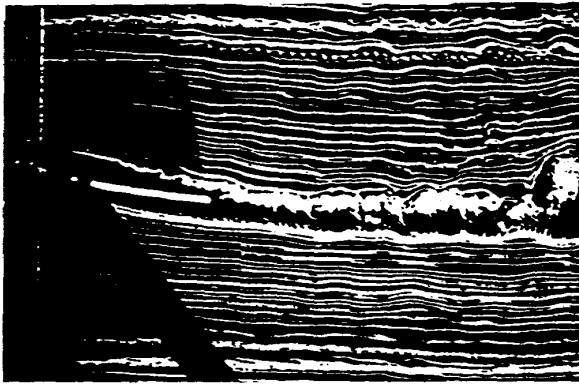


(a) $\alpha = 18^\circ$ (実験結果)

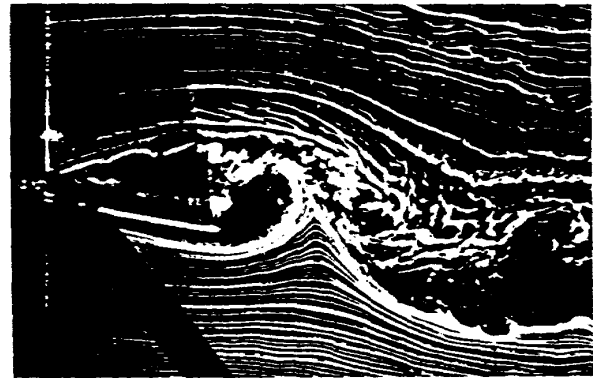


(b) $\alpha = 18^\circ$ (計算結果)

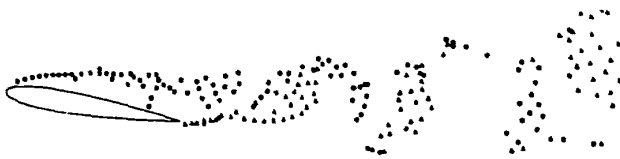
図6 振動翼まわりの流れ場のフローパターン (NACA0012, $\alpha = 14^\circ + 4^\circ \sin \omega t$; $k = 0.2$, $Re = 6.8 \times 10^4$)



i) $\alpha=12.5^\circ$ (実験結果)

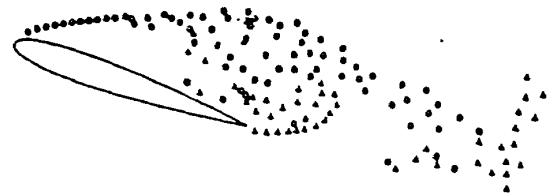


i) $\alpha=15^\circ$ (実験結果)



ii) $\alpha=11.2^\circ$ (計算結果)

(a) 迎角上昇時



ii) $\alpha=15.9^\circ$ (計算結果)

(b) 迎角減少時

図7 振動翼まわりの流れ場のフローパターン (NACA0012,
 $\alpha=12^\circ+4^\circ \sin \omega t ; k=0.2, Re=7.0 \times 10^4$)

結果, 本計算法によって実験結果との比較的よい一致が見られ, またダイナミックストールの特徴もある程度シミュレートすることができた。

参考文献

- 1) 坂田・足立・稲室: 日本機学会論文集, 49 B (1983), pp.801-808.
- 2) 林・麻生: 日本航空宇宙学会誌, 34 (1986), pp.350-355.
- 3) 林・麻生・二ツ寺: 九州大学工学集報, 61 (1988), pp.288-292.
- 4) 麻生ほか: 航空宇宙技術研究所特別資料10号 (1989).
- 5) McCroskey; W. J. and Pucci, S. L.: AIAA Paper No.81-0041 (1981).

