

振動翼まわりの非定常大規模はく離流の 数値シミュレーション

磯 貝 絃 二*

Numerical Simulation of Unsteady Large Scale Separated Flow around Oscillating Airfoil

by

Koji ISOGAI
National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

Numerical simulations of dynamic stall phenomenon of NACA0012 airfoil oscillating in pitch near static stalling angle are performed by using the compressible Navier-Stokes equations. In the present computations, a TVD scheme and an algebraic turbulence model are employed for the simulations of the unsteady separated flows at Reynolds number of 1.1×10^5 . The hysteresis loops of the unsteady pitching moment during dynamic stall are compared with the existing experimental data. The flow pattern and the unsteady pressure distributions during dynamic stall are also examined in detail. The qualitative features of the dynamic stall phenomenon, such as the behaviors of the total lift and pitching moment and the formation of the leading edge separation vortex are well reproduced by the present computations.

1. ま え が き

翼の非定常な失速（ダイナミック・ストール）は、ヘリコプターのロータ、ATPブレード、タービン・ブレード等の空力弾性問題（失速フラッタ、動的応答等）に関連する重要な現象である。この現象は、大規模な非定常はく離流れを伴うため、理論的な予測が最も困難な問題の一つである。過去、渦点法¹⁾やナビエ・ストークス方程式に基づく数値計算²⁻⁴⁾が多く試みられているが、まだ十分に満足すべき計算法が確立された訳ではない。本報告は、時間平均圧縮性ナビエ・ストークス方程式を、現在、定常計算では標準的に用いられている TVD スキームを用い、乱流モデルとしては

代数モデルを用いた数値計算を行い、このような計算手法がダイナミック・ストールに関する実験事実（非定常空気力の振舞やフローパターン等）をどの程度説明し得るかを検討したものである。

2. 計算法とコードの評価

流れの支配方程式は、時間平均圧縮性ナビエ・ストークス方程式⁵⁾である。使用した差分スキームは、Yee-Harten の TVD (Total Variation Diminishing) Scheme⁶⁾である。乱流モデルとしては、Baldwin & Lomax の代数モデル⁷⁾を用いている。使用した差分格子は、振動する翼と共に動く物体適合格子網である。大部分の計算は 140×50 の格子数を用いて行ったが、一部、格子数の影響をチェックするために、 280×80 の格子を用いた計算も行っている。

* 航空宇宙技術研究所

ダイナミック・ストールの計算に先立ち、流れの剥離が起こらない幾つかの標準的なケースについて、計算を行い計算コードの評価を行った。ここでは、その内の一例を示す。図1は、マッハ数0.80の一様流中で、1/4コードまわりにピッチング振動しているNACA64A010翼上面の非定常圧力分布(変位と同相成分(Re)と 90° 位相のずれた成分(Im))の計算値とDavis & Malcolm⁸⁾によって得られた実験値を示す。但し、1/2コード長を基準にした無次元振動数 k は0.20、平均迎角は 0° 、振幅は 1° である。計算値は、格子数 140×50 の場合と、 280×80 の場合の両方が示されている。図から、計算値と実験値は、非常に良い一致を示し、また、 140×50 の格子数でも十分精度の良い結果が得られることがわかる。この他、定常非剥離流れのケースとして、標準的なRAE2822翼についても計算を行い、圧力分布、翼上面摩擦係数の分布、境界層内速度分布等の実験値との比較を行い良好な結果を得ている。

3. ダイナミック・ストールの計算結果

今回の計算の主目的は、本手法に基づく計算コードによって、どの程度ダイナミック・ストール

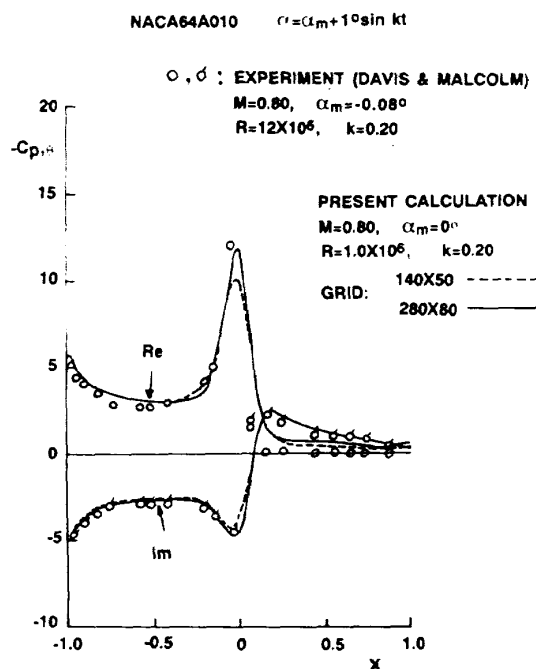


図1 1/4コードまわりにピッチング振動するNACA64A010翼上面の非定常圧力分布

現象の数値シミュレーションが可能かを評価することである。したがって、計算対象としては、実験データのあるケースを選んだ。実験データとしては、国内外に幾つかあるが、ここでは、木村によるデータ⁹⁾との比較を試みる。ここに報告する計算例は、次の3ケースであるが、いずれも翼型はNACA0012で、コード長を基準としたレイノルズ数 Re は 1.1×10^5 である。また、翼の振動モードは、1/2コードまわりの振幅 6° のピッチング振動である。

ケース1 : $\alpha = 9.4^\circ + 6^\circ \sin kt$, $k = 0.068$

ケース2 : $\alpha = 9.4^\circ + 6^\circ \sin kt$, $k = 0.25$

ケース3 : $\alpha = 17.4^\circ + 6^\circ \sin kt$, $k = 0.25$

これらの計算で使用した格子数はケース1とケース3が、いずれも 140×50 であり、ケース2では、 140×50 と 280×80 の両格子について計算し、格子数が揚力やピッチング・モーメントに与える効果をみた。翼面に垂直方向の最小格子幅は 2×10^{-4} コード長(壁法則座標 y^+ で約1.0)にとった。また、時間ステップ幅 Δt は0.002(一様流および1/2コード長で無次元化)である。

イ) ケース1の計算結果について

図2に、1/2コードまわりのピッチング・モーメントの計算値と実験値⁹⁾を示す。同図には実験

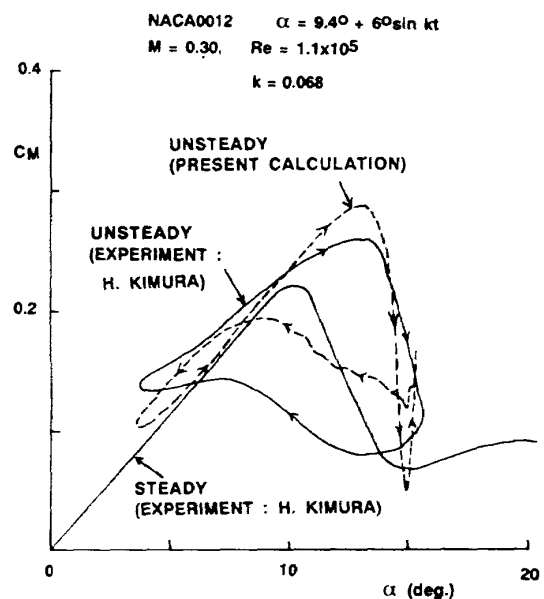


図2 1/2コードまわりにピッチング振動するNACA0012翼に作用するピッチング・モーメント(1/2コードまわり)の振舞

で得られたピッチング・モーメントの静特性も示されている。静的な失速角は約 10° である。計算により得られたピッチング・モーメントのヒステリシス・ループは、定量的にはかなりの差(特に

失速からの回復の過程において)が認められるが、定性的には実験で得られたピッチング・モーメントの振舞を良く再現している。図3に、幾つかの代表的な時間ステップにおける等密度線図、翼上

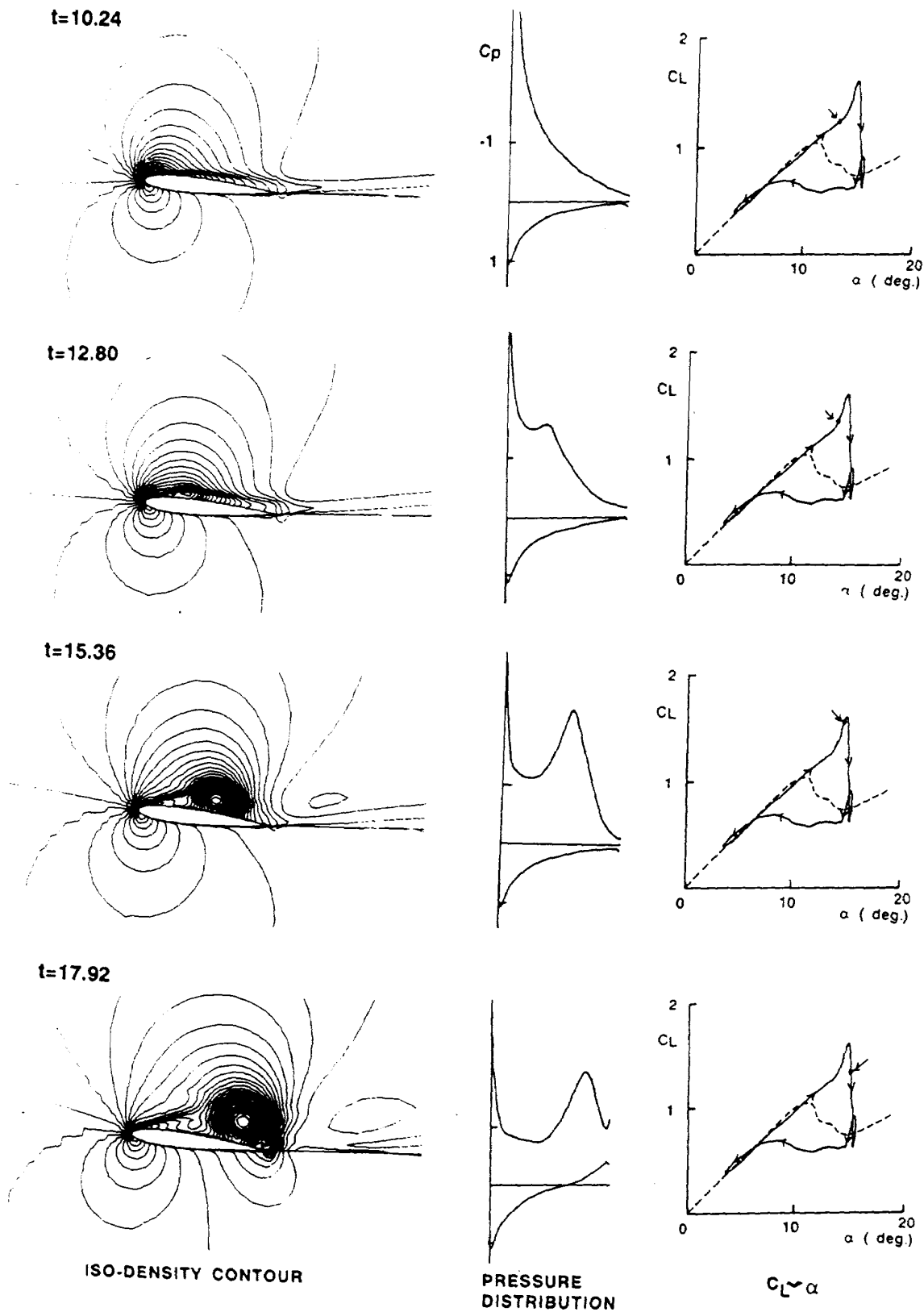


図3 ダイナミック・ストールにおける等密度線図, 圧力分布, 揚力~迎角曲線
 $(\alpha = 9.4^\circ + 6^\circ \sin kt \quad \kappa = 0.068, Re = 1.1 \times 10^5)$

下面の圧力分布、揚力～迎角曲線上の揚力の値を示している。図から明らかなように、低速におけるダイナミック・ストールの特徴である前縁剝離渦の生成とそれが翼上面の圧力分布に与える効果、および前縁剝離渦による急激な揚力増加 (Vortex Lift) 等がよく捉えられている。

ロ) ケース 2 の計算結果について

このケースは、ケース 1 と同様に平均迎角 9.4° 、振幅 6° であるが、無次元振動数 k が 0.25 と高くなっている。図 4 に、 $1/2$ コードまわりのピッチング・モーメントの実験値と計算値を示す。同図には、格子数の効果を見るために、 140×50 と 280×80 の両方のケースの結果がプロットされている。格子数の影響はそれほど大きくないことがわかる。実験との一致の程度は、ケース 1 の場合と同様に、翼の頭下げ運動の過程における定量的な不一致がかなり大きい。

ハ) ケース 3 の計算結果について

このケースは、平均迎角が 17.4° あり、翼の振動の全サイクルにわたって、流れの剝離が生じている。図 5 に、この場合の $1/2$ コードまわりのピッチング・モーメントの計算値と実験値との比較を示す。

示す。この場合、非定常なピッチング・モーメントは、静的な場合に比べ、著しく異なった振舞を示しているが、計算は、定性的には、この奇妙なピッチング・モーメントの振舞を再現している。図 6 には、この場合の幾つかの時間ステップにおける等密度線図、翼上下面の圧力分布および揚力～迎角曲線上の揚力の値を示した。この場合も、ケース 1 と同様に、前縁剝離渦が生成し、それが成長しながら翼面上を移動するにつれて Vortex lift を生み、また前縁剝離渦が翼後縁付近に接近すると急激な揚力の減少が起こる様子などがよく捉えられている。

4. 結 語

静的な失速角付近あるいは失速角より十分大きな迎角まわりにピッチング振動する NACA0012 翼のダイナミック・ストール現象を、支配方程式として時間平均圧縮性ナビエ・ストークス方程式を用い、スキームとして TVD スキーム、乱流モデルとして Baldwin & Lomax の代数モデルを用いた数値シミュレーションを行い、実験との比較を試みた。今回の計算によって、定性的には、実験で得られたピッチング・モーメントのヒステリシス

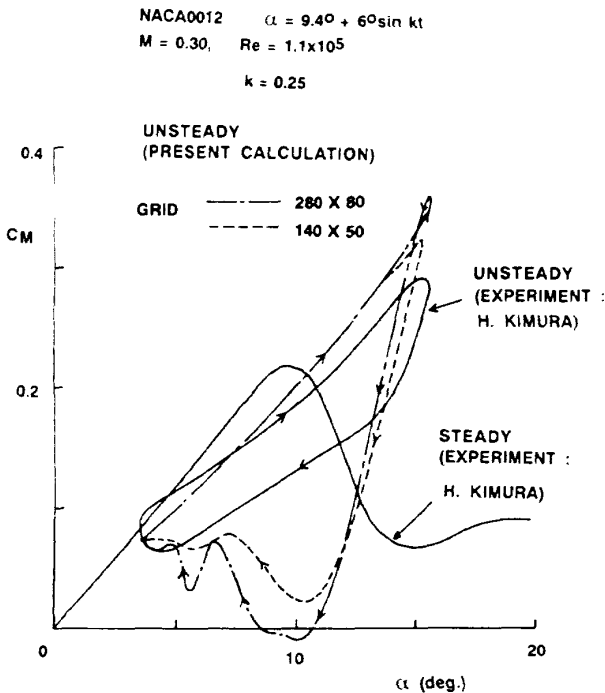


図 4 $1/2$ コードまわりにピッチング振動する NACA0012 翼に作用するピッチング・モーメント ($1/2$ コードまわり) の振舞

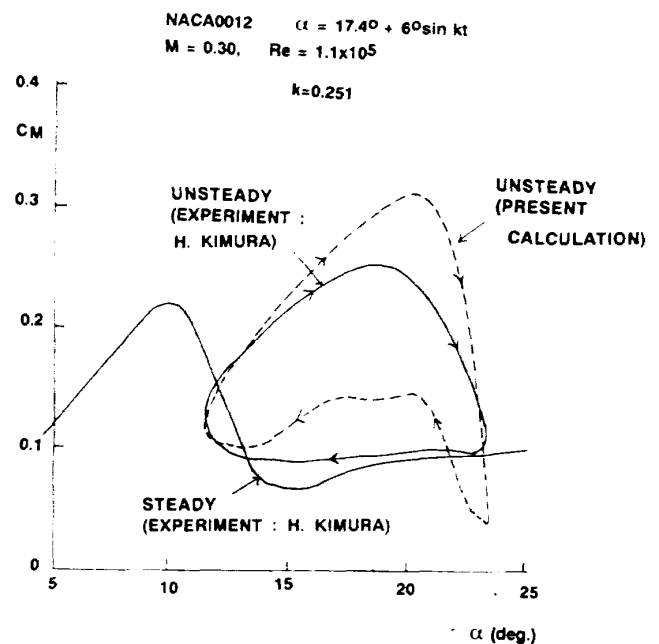


図 5 $1/2$ コードまわりにピッチング振動する NACA0012 翼に作用するピッチング・モーメント ($1/2$ コードまわり) の振舞

・ループを再現し得ることが示されたが、定量的には、まだかなりの差異が認められた。今後さらに、乱流モデルの検討や、他の実験データとの比

較、流れの可視化実験との比較等を通じて、さらに定量的にも信頼し得る計算手法の確立に向けた努力が必要と思われる。

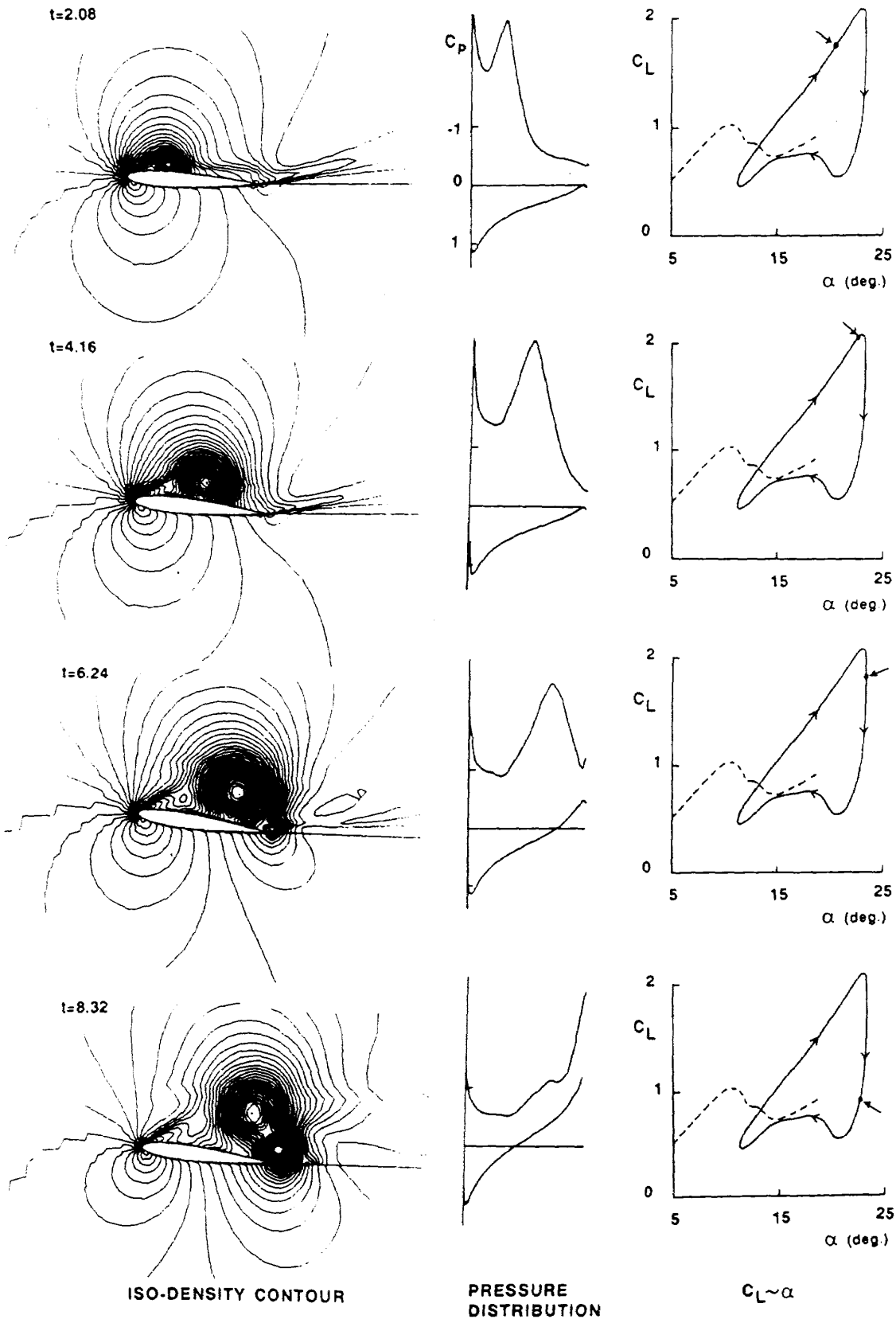


図6 ダイナミック・ストールにおける等密度線図, 圧力分布, 揚力~迎角曲線 ($\alpha = 17.4^\circ + 6^\circ \sin kt$, $k = 0.251$, $Re = 1.1 \times 10^5$)

参 考 文 献

- 1) 麻生 茂, 藤本 淳, ニッ寺直樹, 林 正徳 : “非定常運動する二次元翼まわりの流れの離散渦法による計算”, NAL SP-10, Nov. 1989, pp.27-32.
- 2) 信太良文, 桑原邦郎 : “ダイナミック・ストールの数値解析”, NAL SP-7, Dec.1986, pp.13-23.
- 3) Visbal, M.R., “Dynamic Stall of a Constant-Rate Pitching Airfoil,” *Journal of Aircraft*, Vol. 27, No. 5, May 1990, pp. 400-407.
- 4) Tuncer, I.H., “Theoretical and Numerical Studies of Oscillating Airfoils,” *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 9, Sep. 1990, pp. 1615-1624.
- 5) Steger, J.L., “Implicit Finite-Difference Simulation of Flow about Arbitrary Two-Dimensional Geometries,” *AIAA Journal*, Vol. 16, No. 7, July 1978, pp. 679-685.
- 6) Yee, H.C. and Harten, A., “Implicit Scheme for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinates,” *AIAA paper 85-1513*, 1985.
- 7) Baldwin, B.S. and Lomax, H., “Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows,” *AIAA paper 78-257*, AIAA 16th Aerospace Sciences Meeting, Huntsville, Alabama, January 16-18, 1978.
- 8) Davis, S.S. and Malcolm, G.N., “Transonic Shock-Wave/Boundary-Layer Interactions on an Oscillating Airfoil,” *AIAA Journal*, Vol. 18, No. 11, Nov. 1980, pp. 1306-1312.
- 9) 木村春夫, (著者への私信)又は, 磯貝紘二 : “失速が起こるような高い迎角で, 調和振動する二次元翼に働く空気力に対する半実験的理論”, NAL TR-122, 1966年12月.