

## 振動するスポイラを持つ2次元翼まわりの流れの 数値シミュレーション

磯貝 紘二\* 吉田正廣\*\*

Numerical Simulation of Unsteady Viscous Flow  
around an Airfoil with Oscillating Spoiler

Koji Isogai

Department of Aeronautics and Astronautics, Kyushu University

Masahiro Yoshida

Computational Sciences Division, National Aerospace Laboratory

### ABSTRACT

Numerical simulations of unsteady viscous flows around an airfoil with oscillating spoiler have been performed using the compressible Navier-Stokes equations. The Yee-Harten Total Variation Diminishing (TVD) scheme and the Baldwin-Lomax algebraic turbulence model are employed. The unsteady pressure distributions on the 16 percent thick supercritical airfoil with oscillating spoiler in low subsonic and transonic Mach numbers have been calculated, being compared with the existing experimental data.

### 1. 序論

航空機の翼のフラッタ制御や突風制御には前/後縁舵面の他に、スポイラが用いられることがある。このためのスポイラの制御則の設計には、振動するスポイラによる非定常空気を予測することが不可欠である。これまでに提案された手法としては、Tou & Hancock<sup>1)</sup> によるパネル法（不連続流れを含むポテンシャル理論）、Giroudroux-Lavigne & Le Balleur<sup>2)</sup> による粘性-非粘性流干渉法がある。スポイラによる流れは本質的に剥離流であるため、ナビエ・ストークス方程式を用いた数値シミュレーションはこれらより一般性のある手法と思われる。Barth, Pulliam & Buning<sup>3)</sup> は、固定されたスポイラを持つ2次元翼周りの非定常流れをナビエ・ストークス方程式を用いてシミュレーションを行っている。しかしながら、振動するスポイラを持つ翼まわりの非定常流れのナビエ・ストークス方程式によるシミュレーションを行った例は、筆者が知る限りでは、まだ報告されていない。

本報告では、振動するスポイラを持つ2次元翼まわりの非定常粘性流を、圧縮性ナビエ・ストークス方程式を用いて計算する手法を提案する。また、計算結果を、既存の実験データと比較し、計算手法や計算コードの妥当性等の評価を行う。

### 2. 計算法

用いた基礎方程式は、時間平均圧縮性ナビエ・ストークス方程式である<sup>4)</sup>。差分スキームとしては Yee-Harten<sup>5)</sup> の TVD (Total Variation Diminishing) スキームを用いている。また、乱流モデルとしては、Baldwin & Lomax<sup>6)</sup> の代数モデルを用いている。翼にスポイラが付いた場合の計算格子は、スポイラ無しのクリーンな翼の場合のように単一領域の格子を形成するのが非常に困難なので、図1に示すように、計算領域をスポイラの後流を含む領域II と、その他の領域 I に分けて、それぞれの領域ごとに別々に計算格子を生成する。

物理空間における領域 I と領域 II はそれぞれ計算空間の矩形領域に射像される。計算空間には等間隔格子が張られる。計算空間と物理空間の射像は、各時間ステップごとに、代数的な射像関数を用いて行われる。流れ場の計算は、各々の計算空間  $(\xi, \eta)$  に変換された圧縮性ナビエ・ストークス方程式を、それぞれ与えられた境界条件のもとに、各時間ステップごとに、解いて行く。（解法は時間精度の陰解法である。）流れの諸量の境界値としては、領域 I では、FG で主流の条件、AF と EG では内点からの外挿値、AB と DE では、領域 I の内点からの外挿値と領域 II の（AB と DE に於ける）内点からの外挿値との平均値をそれぞれ与える。また、翼面 BC およびスポイラ上面 CD では、no slip 条件<sup>7)</sup>を与える。同様に、領域 II では、AE では内点

\* 九州大学 工学部

\*\* 航空宇宙技術研究所

からの外挿値、BA と DE では領域 I の内点からの外挿値と領域 II の内点からの外挿値との平均値を与える。翼面 BC およびスポイラ下面 CD では no slip 条件を与える。また、射像関数の Jacobian が singular になる CC 上の値には、内点からの外挿値を与えている。今回の計算に用いた格子数は領域 I に対して  $240 \times 50$ 、領域 II に対して  $73 \times 14 \sim 73 \times 20$  である。

### 3. 計算結果

振動するスポイラによる非定常空気力を実験的に測定した例はきわめて少なく、筆者が調査した限りでは、Consigny 等<sup>8)</sup>とCostes 等<sup>9)</sup>による測定値が公表されているにすぎない。ここでは、Consigny 等による実験データとの比較を試みる。彼等が用いた翼は 16% 厚の超臨界翼で、その上面の 52% 翼弦点にヒンジを持つスポイラ (15% 翼弦長) が付いている。スポイラの取り付け角  $\delta_{sp}$  は自由に変えられるようになっていたが、今回の計算との比較の対象としたのは、 $\delta_{sp}=10^\circ$  と  $\delta_{sp}=20^\circ$  の場合である。また、スポイラの振動振幅は  $1^\circ$  である。

図2には、 $M=0.30$ 、 $\alpha=0^\circ$ 、 $\delta_{sp}=20^\circ$  における定常流のフローパターン (等密度線図) を示す。図3には、この場合の定常の (翼上下面、スポイラ部分はスポイラ上面) 圧力分布の計算値と実験値を示している。定量的には若干の差異はあるものの、スポイラ上面およびスポイラ下流における翼上面圧力などは良い一致を示している。この場合、スポイラ下流の流れの翼面上での再付着は起こっておらず、圧力はほぼ一定となっている。

図4に、スポイラが  $M=0.30$ 、無次元振動数  $k=0.15$  で振動している場合の翼上面の非定常圧力変動の振幅および位相の実験値および計算値を示す。定量的にはまだかなりの差異があるが、定性的にはほぼ満足すべき一致を示している。

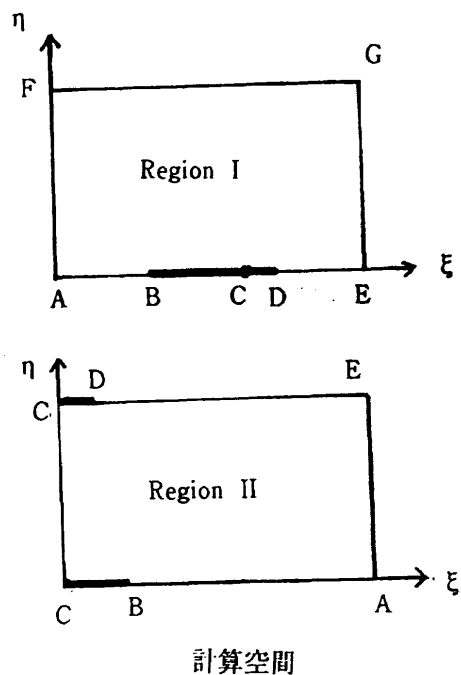
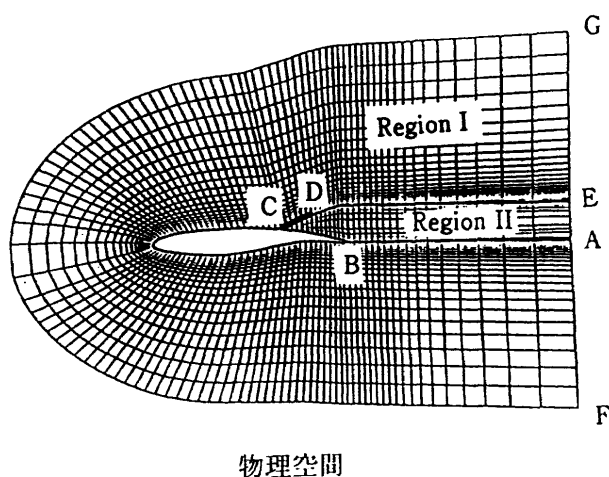


図1 格子生成

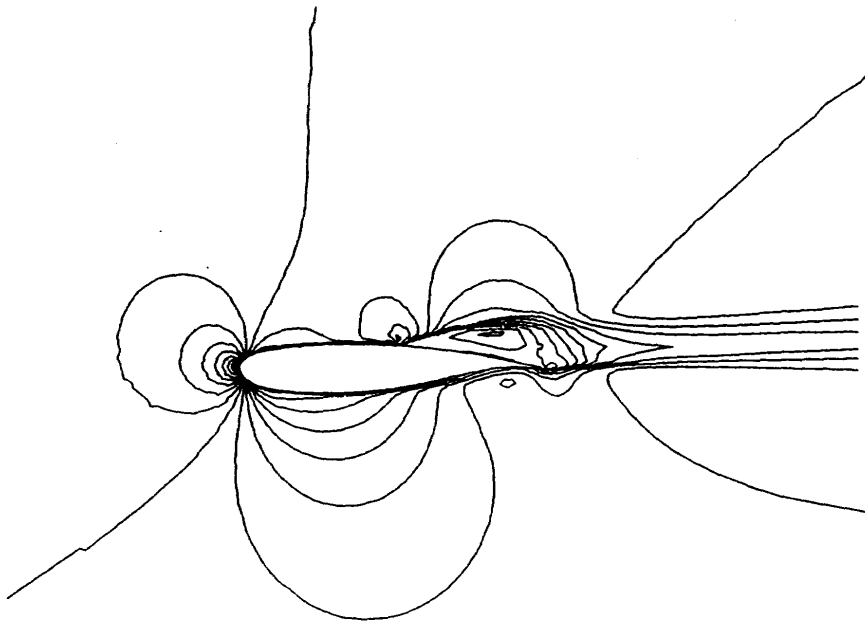


図2 等密度線図  
( $M=0.30$ ,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\delta_{sp}=20^\circ$ )

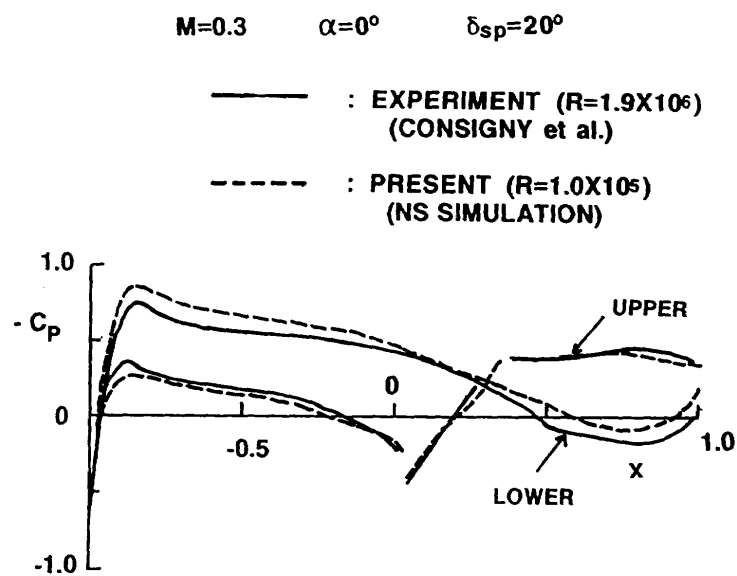


図3 定常圧力分布

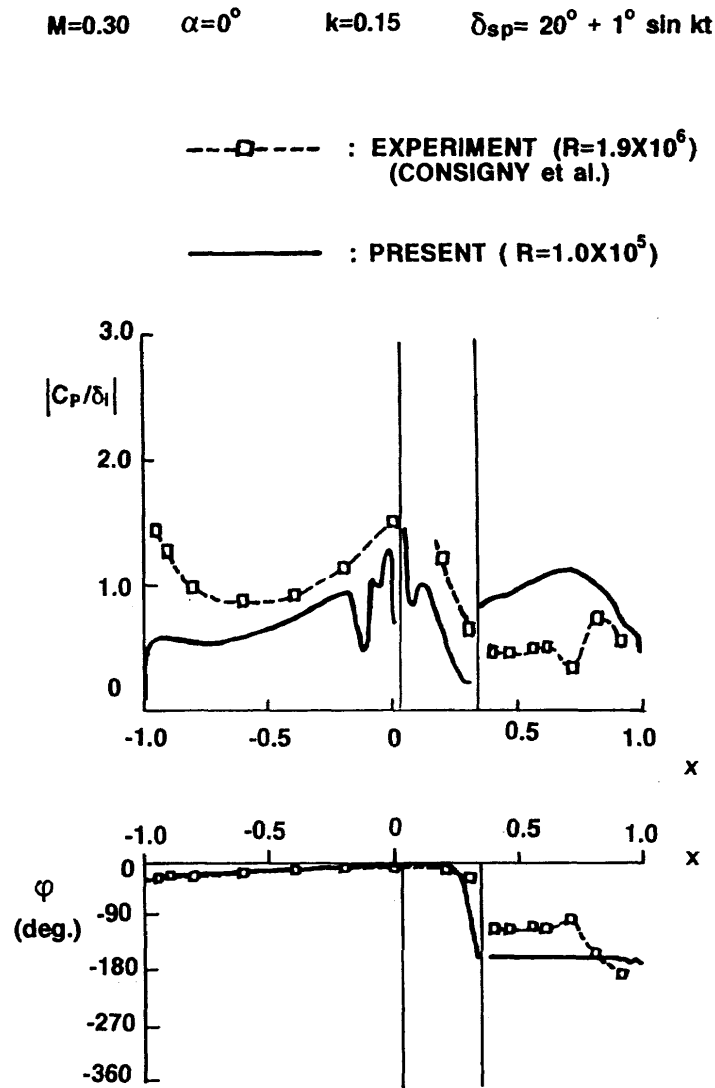


図4 非定常圧力分布

図5に  $M=0.73$ ,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\delta_{sp}=10^\circ$  の場合の定常流のフローパターン（等密度線図）を示す。この場合、上面には衝撃波は生じておらず、下面に弱い衝撃波が生じていることがわかる。また、この場合も、計算、実験いずれにおいても、スポイラ下流における流れの翼面上での再付着は起こっていない。図6に、この場合の定常の圧力分布の計算値と実験値を示す。上面の圧力の一致は良いが、下面に関しては、計算は負圧を若干過大に予測している。図7に、 $M=0.73$ ,  $k=0.30$  における翼上面の非定常圧力変動振幅および位相角の実験値および計算値を示す。両者は比較的良好一致を示している。

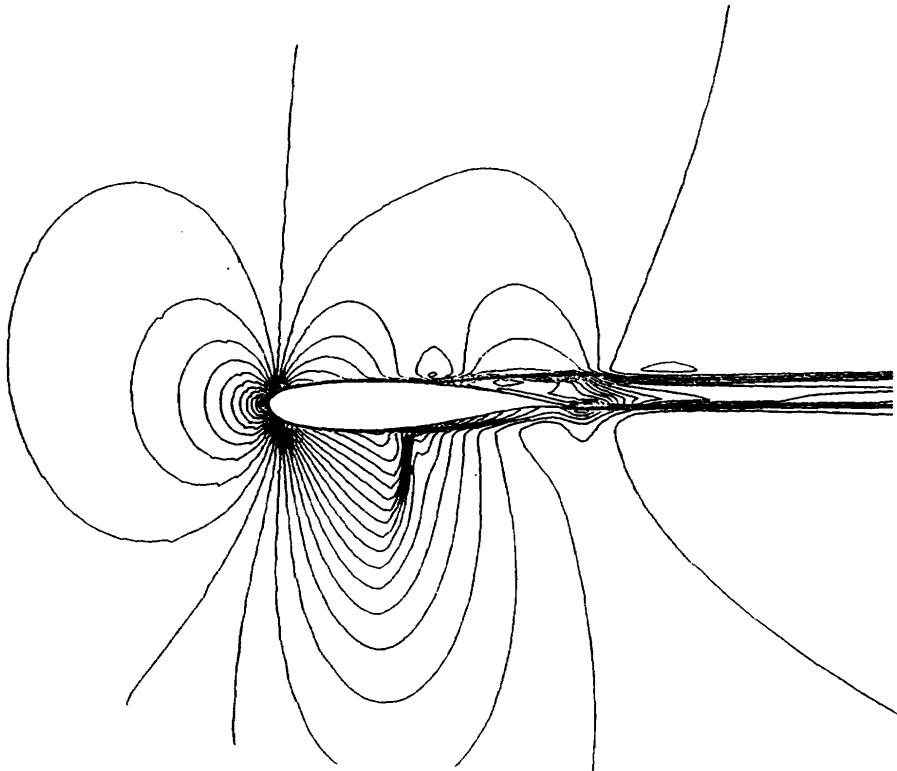


図5 等密度線図  
( $M=0.73$ ,  $\alpha=0^\circ$ ,  $\delta_{sp}=10^\circ$ )

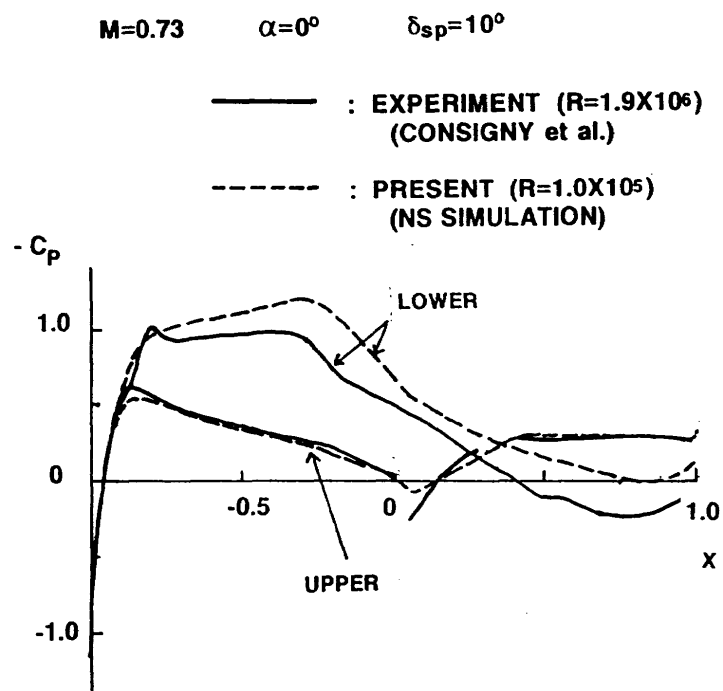


図6 定常圧力分布

$$M=0.73 \quad \alpha=0^\circ \quad k=0.30 \quad \delta_{sp}=10^\circ + 1^\circ \sin kt$$

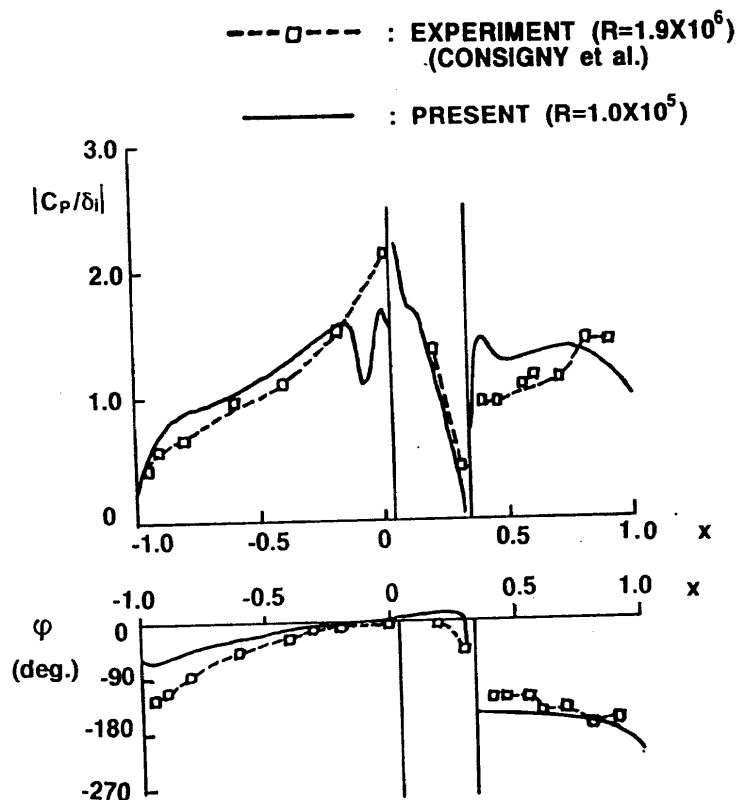


図7 非定常圧力分布

#### 4. 結語

振動するスポイラを持つ2次元翼まわりの、非定常粘性流を圧縮性ナビエ・ストークス方程式を用いて解き、既存の実験値との比較を試みた。今回の手法が、振動するスポイラによる非定常空気力の予測に有望であることが示されたが、定量的な信頼性については、今後さらに多くのケースについての計算、実験との比較による評価を行っていく必要がある。

#### 謝辞

今回の計算の対象とした16%厚の超臨界翼(RA16SC)の翼型データを提供していただいたConsigny氏(ONERA)に感謝申し上げます。

#### 文献

1. Tou, B.H. and Hancock, G.J., "Inviscid Theory of Two-Dimensional Aerofoil/Spoiler Configurations at Low Speed Part IV: Oscillatory Aerofoil/Spoiler Characteristics," *Aeronautical Journal*, Vol. 91 November 1987, pp. 410-428.
2. Girodroux-Lavigne, P. and Le Balleur, J.C., "Calcul D'écoulements Instationnaires Transsoniques avec Decollements par Interaction Visqueux-Non-Visqueux," AGARD-CP-374, 1984, pp. 7-17-18.
3. Bath, T.J., Pulliam, T.H. and Buning, P.G., "Navier-Stokes Computations for Exotic Airfoils", AIAA-85-0109, AIAA 23rd Aerospace Sciences Meeting, Jan. 14-17, 1985/Reno, Nevada.
4. Vinokur, M., "Conservation Equations of Gas Dynamic Equations in Curvilinear Coordinate Systems," *Journal of Computational Physics*, Vol. 14, Feb. 1974, pp. 105-125.
5. Yee, H.C. and Harten, A., "Implicit Scheme for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinates," AIAA Paper 85-1513, 1985.
6. Baldwin B.S. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper 78-257, 1978.
7. 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.
8. Consigny, H., Gravelle, A. and Morinaro, R., "Aerodynamic Characteristics of a Two-Dimensional Moving Spoiler in Subsonic and Transonic Flow," *Journal of Aircraft*, Vol. 21, No. 9, Sep. 1984, pp. 687-693.
9. Costes, M., Gravelle, A. and J.J. Philippe, Vogel, S., and Triebstein, H., "Investigation of Unsteady Subsonic Spoiler and Flap Aerodynamics," *Journal of Aircraft*, Vol. 24, No. 9, Sep. 1987, pp. 629-637.