

二次元翼の層流制御の Navier-Stokes 解析

河合伸坦* 廣瀬直喜* 石田洋治*

Navier-Stokes Analysis of Laminar Flow Control of a Two-Dimensional Airfoil

by

Nobuhiro KAWAI, Naoki HIROSE
and Yoji ISHIDA

National Aerospace Laboratory

ABSTRACT

Laminar flow control (LFC) technology is expected to reduce aerodynamic drag drastically. A numerical analysis method for LFC based on the Navier-Stokes equations is presented in this paper. Suction over the airfoil surfaces is formulated as the velocity boundary condition of the Navier-Stokes solver which uses the implicit approximate factorization scheme. As examples, the present method for LFC was applied to the NACA0012 airfoil at Mach numbers of 0.2 and 0.75. Computational results show that appropriate suction distribution brings about a large amount of recession of the boundary-layer transition point and a great deal of drag reduction.

1. ま え が き

層流制御は空力摩擦抵抗を大幅に低減する技術として有力視されている。航技研では20世紀末にその技術を確立すべく、非圧縮境界層解析・設計を手始めに層流制御技術の研究に着手した¹⁻⁴⁾

一口に層流制御と言ってもその課題は広い。ここでは、適当な吸込み速度分布を与えれば層流領域が広がり摩擦抵抗が減ることを数値解析する、という点に問題点を絞る。さて実用上重要なのは巡航時であり、その流れは遷音速である。遷音速流の層流制御を解析しうる主な手段は、ポテンシャル解析プラス圧縮性境界層解析と、Navier-Stokes解析である。両者を比較検討しながら研究を進めるのが望ましい

が、ここでは後者を扱う。

層流制御のNavier-Stokes解析の研究の第一歩は本当に解析できるか?という素朴な疑問に答える事である。そこで解析方法を示し、低速流と遷音速流についての計算結果によって例証する。さらに定量的に検討するために、Navier-Stokes計算結果からの圧力を入力として、非圧縮性境界層コード⁵⁾を使った計算結果を加える。

2. 解 析 法

まず、基礎方程式として、乱流モデル付きの2次元Navier-Stokes方程式を使う。直接シミュレーションは、 10^7 ほどの高レイノルズ数を扱うのに時期尚早と考えるからである。次に、数値解法として、Beam & WarmingとStegerによるIAF解法のコードNSFOIL⁶⁾を以下に述べるように拡張して使

* 航空宇宙技術研究所

う。本コードは航技研での風試との対応等により、信頼性が高いことが示されている。⁷⁾

層流制御は翼面上の境界条件として定式化される。今 V_t を翼に接する方向の速度成分(時計回り正)、 V_n を翼に垂直な方向の速度成分(外側向き正)とすると、吸込み速度分布を与える事は、 $V_t = 0$ と規定し、 V_n の値の分布を規定する、と定式化される。IAF解法では Cartesian 系での速度成分 u, v を必要とするから、次式により変換する。

$$\begin{pmatrix} u \\ v \end{pmatrix} = \frac{1}{\sqrt{\eta_x^2 + \eta_y^2}} \begin{pmatrix} \eta_y & \eta_x \\ -\eta_x & \eta_y \end{pmatrix} \begin{pmatrix} V_t \\ V_n \end{pmatrix} \quad (1)$$

なお他の翼面上の境界条件として、圧力 P は、粘性項を含む翼面に垂直な運動量の方程式から決める。

乱流モデルは Baldwin & Lomax⁸⁾ の 2 層代数モデルをつかう。これは Navier-Stokes 解析にとって扱い易いため、広く使われている。しかし精度の良否については、あまり検討されていない。遷移の判定条件は、Baldwin & Lomax のものを使う。即ち、渦粘性係数を μ_t とすると、ある η 軸上で、

$$\max(\mu_t / \mu_\infty) < C_{MUTM} \quad (2)$$

を満たすならば、その η 軸上では層流であると判定して、

$$\mu_t = 0 \quad (3)$$

で置換える。ここで C_{MUTM} は定数であり、Baldwin らでは、 $C_{MUTM} = 14$ である。この値は断片的な実験に合せたものであり、必ずしも一般的ではない。非圧縮性境界層コードによる計算結果や低速流実験データと比較すると、遷移点位置や層流化に必要な吸込み量を勘案すれば、むしろ

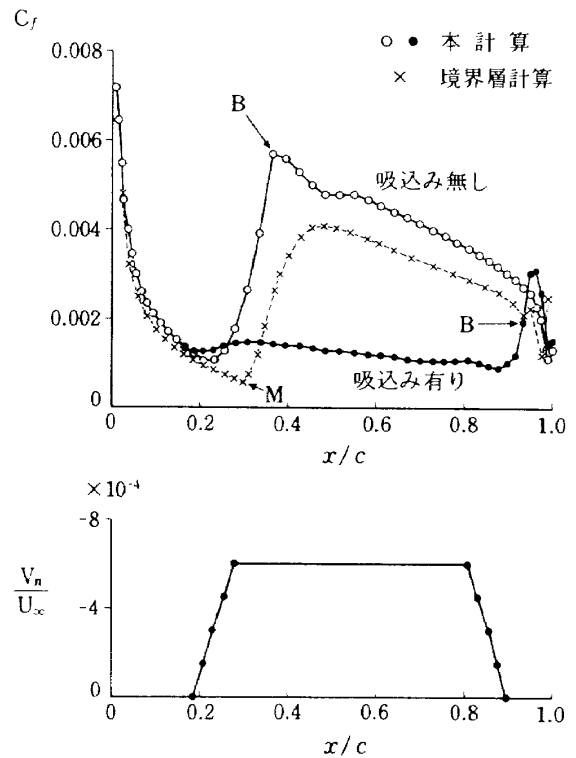
$$C_{MUTM} = 30 \quad (4)$$

の値の方が良く一致するので、(4)式の値を採用することとする。

3. 計算結果

翼型は NACA0012 に限定する。格子は翼面で直交する C 型の格子であり、 ξ 方向に 129 点うち翼面上に 101 点とり、 η 方向に 51 点とる。

低速流についてはマッハ数 $M_\infty = 0.2$ 、迎え角 $\alpha = 0^\circ, 2^\circ, 4^\circ, 6^\circ$ 、レイノルズ数 $Re = 3 \times 10^6$ の条件で計算した。第 1 図で B 印は(2)~(4)式による遷移点

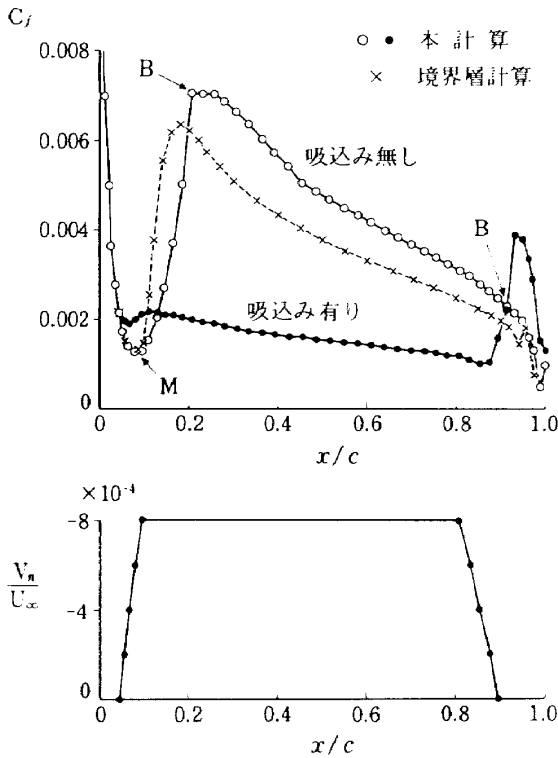


第 1 図 摩擦係数分布と吸込み分布
NACA0012 翼型, 上面,
 $M_\infty = 0.2, \alpha = 0^\circ, Re = 3 \times 10^6$

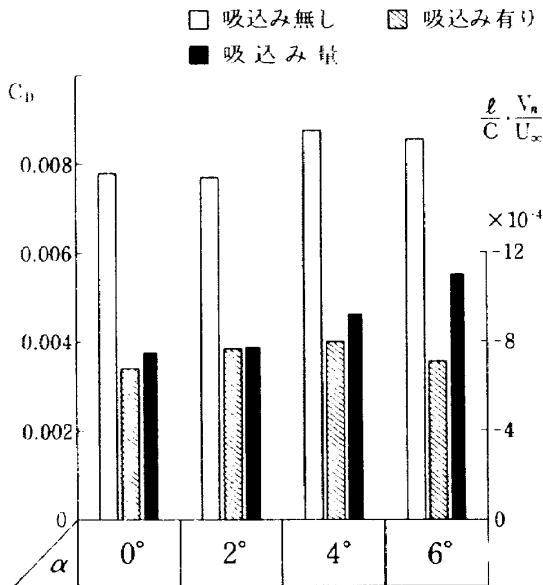
を示し、M印は Michel の判定条件による遷移点を示す。1 b 図のようなかなり単純な吸込み分布を与えるだけで、遷移が 30% 翼弦長付近から 90% 付近へと大幅に後退し、摩擦係数 $C_f = \tau_w / (\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2)$ が激減する事がわかる。非圧縮境界層コードによる計算結果との比較では、遷移と乱流域で多少の相違がある。従って遷移判定条件と乱流モデルの検討が今後非常に重要になる。

第 2 図は $\alpha = 4^\circ$ のケースであり、第 1 図と同様な評価がなされる。相違点は、迎え角 α が増したため、吸込み無しの時の遷移点位置が前進して(2 a 図)、層流化に必要な吸込み量 V_n がふえた(2 b 図)点である。

第 3 図は総合評価を表わす。つまり、迎え角の異なるなどのケースに対しても、適当な吸込みによって抵抗係数 C_f が半分以下になる。即ち層流制御の効果が著しいことを Navier-Stokes 解析できることを、第 3 図は例証している。なお境界層コードによる計算では、迎え角 $\alpha = 6^\circ$ の場合、強い逆圧力勾配のために、4.3% 翼弦長で層流剝離を検出し、計算が止



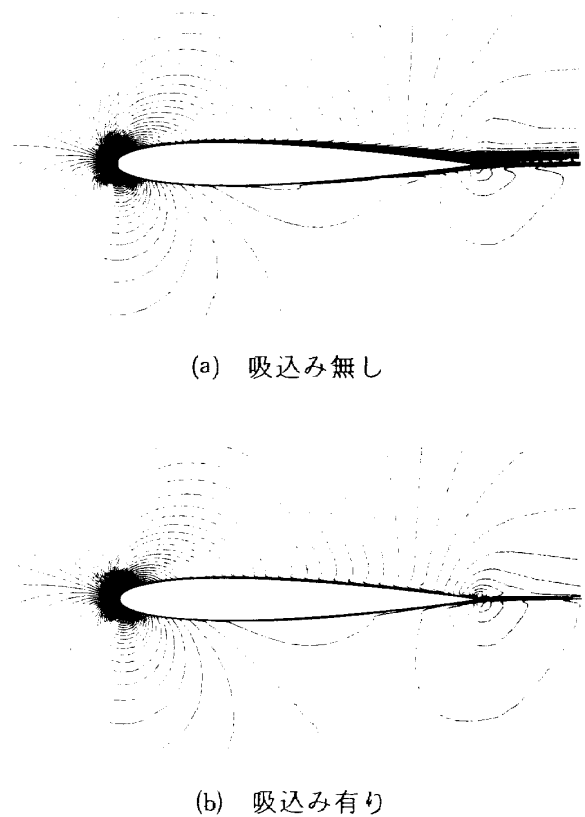
第2図 摩擦係数分布と吸込み分布
NACA0012翼型, 上面,
 $M_\infty=0.2$, $\alpha=4^\circ$, $Re=3 \times 10^6$



第3図 吸込みによる抵抗係数の低減
NACA0012翼型, $M_\infty=0.2$,
 $Re=3 \times 10^6$

まる。このような難点は Navier-Stokes 計算には無い。

第4図は流れのパターンを表わす。等マッハ数線の密な所は、速度勾配の急な所を表わすから、前縁付近を除き、粘性層(境界層と伴流)を表わす。吸



第4図 等 Mach 数線図。吸込みによる粘性層の減少。 $M_\infty=0.2$, $\alpha=6^\circ$, $Re=3 \times 10^6$

込み無しでは粘性層は厚いが、上下面で適度に吸込んだ場合には粘性層は非常に薄くなる事がわかる。

遷音速流については、 $M_\infty=0.75$, $\alpha=2^\circ$, $Re=3 \times 10^6$ と 3×10^7 で計算し、第5図に示す。このケースでは上面の圧力分布は、45%翼弦長ふきんに衝撃波があり、その前までは順圧力勾配が続く。従って、衝撃波位置まで層流が保たれ、第1図や平板における C_f 対 Re の図から、前縁付近では C_f が非常に大きいと予想される。この予想は 5 a 図に合致する。ここで B 印は (2, 3, 4) 式で表わされる Baldwin 型の遷移点である。しかし $Re=3 \times 10^7$ の結果 (5 b 図) は違う。即ち、前縁 C_f ピークは小さく層流領域は 10% 翼弦長以下である。それにもかかわらず摩擦に基づく抵抗係数 C_{DF} は小さい。

Reynolds 数が大きいからである。これに対して 5 d 図の吸込み分布を与えると、5 c 図の C_f 分布になる。上下面で遷移点が後退し、 C_{DF} が減少する。つまり層流制御の Navier-Stokes 解析が遷音速・高レイノルズ数の条件でも有効である事を第5図は例証している。しかし吸込み分布が強過ぎたため、 C_f の

レベルが高く C_{DF} の減少幅がわずかであった。今後、遷移判定法、乱流モデル、吸込み分布の適正化、実用的な遷音速翼型の採用、等について研究を続行す

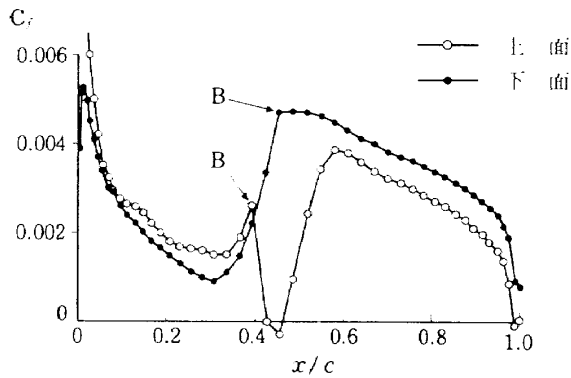
る必要がある。

4. ま と め

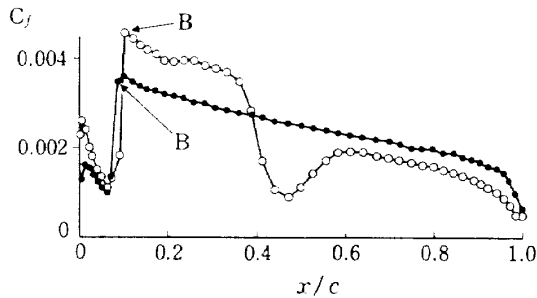
吸込み速度を境界条件として Navier-Stokes 方程式の数値解法に定式化することにより、二次元翼の層流制御を数値解析する方法を示した。数値計算の結果、低速において、吸込みによる遷移点の後退および抵抗係数の減少は顕著であった。遷音速流においても、層流領域の拡大および摩擦抵抗係数の減少が吸込みによって起こるとい結果が得られ、本方法が層流制御の解析に適用できることが明らかにされた。

参 考 文 献

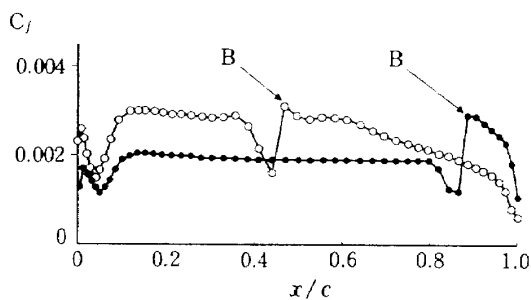
- 1) 石田洋治：“層流制御技術について”，日本航空宇宙学会誌，31巻356号(1983)，pp. 475-485.
- 2) 石田洋治，町田幸子：“低速における2次元翼の層流制御計算(その1)”，“第21回飛行機シンポジウム(1983)”，pp.400-403.
- 3) 石田洋治：“非圧縮2次元翼の層流制御設計法(その1)”，“航技研報告TR-845(1984)。”
- 4) 石田洋治：“低速における2次元翼の層流制御計算(その2 LFC設計概念の数値計算)”，日本航空宇宙学会第16期年会講演会(1985) pp.40-41.
- 5) Cebeci, T. & Bradshaw, P.: Momentum Transfer in Boundary Layers, Hemisphere Pub., 1977.
- 6) 河合伸坦，廣瀬直喜：“高レイノルズ数遷音速翼型解析プログラムNSFOILの開発”，航技研報告TR-816(1984)。
- 7) Miyakawa, J., Hirose, N. & Kawai, N.: Comparison of Transonic Airfoil Characteristics by Navier-Stokes Computation and by Wind Tunnel Test at High Reynolds Number, AIAA-85-5025, 1985.
- 8) Baldwin, B. & Lomax, H.: Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows, AIAA Paper 78-257, 1978.



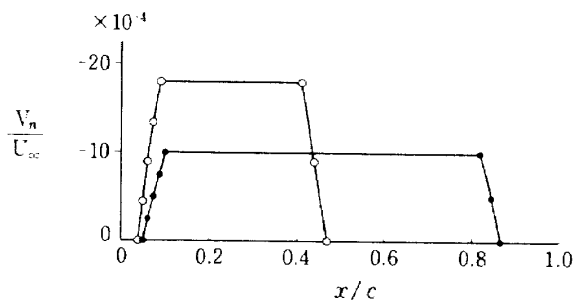
(a) $Re = 3 \times 10^6$, 吸込み無し, $C_{DF} = 0.0054$



(b) $Re = 3 \times 10^7$, 吸込み無し, $C_{DF} = 0.00455$



(c) $Re = 3 \times 10^7$, 吸込み有り, $C_{DF} = 0.00433$



(d) 吸込み分布

第5図 摩擦係数分布と吸込み分布
NACA0012翼型, $M_\infty = 0.75$, $\alpha = 2^\circ$