

人工擾乱の付加による 二次元翼の剥離制御に関する数値シミュレーション

Numerical Simulation of Separation Control on 2D Airfoil with Artificial Perturbation

○ 下畑 五郎, 名大院, 〒 464-8603 名古屋市千種区不老町, Email: goro@fluid.nuae.nagoya-u.ac.jp
Men'shov Igor, 名大工, 〒 464-8603 名古屋市千種区不老町, Email: menshov@fluid.nuae.nagoya-u.ac.jp
中村 佳朗, 名大工, 〒 464-8603 名古屋市千種区不老町, Email: nakamura@fluid.nuae.nagoya-u.ac.jp
Goro SHIMOHATA, School of Eng., Nagoya Univ., Furo-cho, Chikusa-ku, Nagoya 464-8603, JAPAN
Igor MEN'SHOV, Dept. of Aerospace Eng., Nagoya Univ., Furo-cho, Chikusa-ku, Nagoya 464-8603, JAPAN
Yoshiaki NAKAMURA, Dept. of Aerospace Eng., Nagoya Univ., Furo-cho, Chikusa-ku, Nagoya 464-8603, JAPAN

The effects of artificial perturbations on the flow separation and aerodynamic characteristics of an 2D airfoil were investigated. To achieve this objective, the unsteady, compressible Navier-Stokes equations are solved with no turbulence model. By giving periodical velocity perturbations on the airfoil surface, the possibility to control separated flow is confirmed.

1. 緒言

一般に、高レイノルズ数において直接ナビエ・ストークス (N-S) 方程式を解くと格子解像度が絶対的に不足するために、実際の流れよりも大きな剥離が生じる。そのため層流計算によって翼周りの流れをシミュレートしようとすると、低迎角域でも比較的大きな剥離領域が現れ、正確な流れ場の予測が困難になる。他方、RANS や LES を用いて乱流解析をおこなえば層流計算で見られるような剥離は抑制される。また円柱周りの流れの実験等においても、流れが乱流に遷移すると剥離位置が下流側へ移動することが知られている。つまり乱流の方が層流よりも剥離に対して強い流れとも言える。層流と乱流の境界層内における速度分布を比較すると、乱流の場合には壁面近傍まで大きな速度が保たれている。これは乱流では、より大きな運動量が壁面近くまで運ばれ、その結果、剥離が生じにくくなっていることを示している。このことから逆に考えれば、壁面近くの流れに運動量を付加してやれば剥離を抑えることが可能ではないかと想定される。

一方、実際の能動的な流れ制御に関しては、近年の MEMS といったマイクロデバイスの発達によって従来では大規模な装置無しでは不可能であった流れ制御が、より小さなシステムによって実現可能になってきた。このようなマイクロデバイスを用いた流れ制御は、これからの重要な課題として注目され、現在様々な研究が活発に行われている。

剥離制御に用いる擾乱の種類については、本研究では境界層に運動量を与えるという見地から、また擾乱源としての設定のし易さから壁面で周期的に変化する速度擾乱を与えた。これは実際の流れにおいては合成ジェット (synthetic jet) に対応する。synthetic jet は装置の小型化や、必要パワーの減少化が可能なることから、流れ制御に適した有効なマイクロデバイスとして注目されている。これらのことから、計算上で人工擾乱として周期的に変化する速度を選択することは、解析上の容易さのみならず、実用問題への適用まで視野に入れられるという利点もある。

以上の議論を踏まえ、本研究ではマイクロデバイスによる流れの制御を目標とし、まず二次元翼について乱流モデルを用いないで層流計算を行った。計算には NACA63₁-012 翼を使用し、翼面上に生じた境界層内に速度擾乱を加え、その影響を調べた。得られた結果から、人工擾乱の付加による翼周り流れの剥離制御の可能性を論ずる。

2. 計算方法

2.1 数値計算法

支配方程式は 2 次元圧縮性 N-S 方程式を考える。直交座標系で記述された N-S 方程式は有限体積法を用い

て空間離散化される。離散化の際、非粘性項に対しては MUSCL 法を適用して、空間精度を二次精度としている。外挿されたセル境界値から計算される非粘性数値流束には、Godunov 型の数値流束を用いた。粘性項に対しては二次の中心差分を適用している。時間方向の離散化には Euler 陰解法を用いた。以上の手法によって得た離散化式は Lower-Upper Symmetric Gauss Sidel (LU-SGS) 法で解かれる。

2.2 境界条件

擾乱源として、翼面上において速度擾乱を与える。これは壁面境界において、予め決められた強さ、角度の速度ベクトルを与えることで模擬する。ただし簡単のために、吹き出し (吸い込み) 口での圧力損失は無視している。非定常な速度擾乱は以下の周期関数で変化させる。

$$v_j(t) = A \sin(2\pi F^+ U_\infty t / c) \quad (1)$$

ここで、 U_∞ は一様流速、 c は翼弦長で、 F^+ は一様流速と翼弦長によって無次元化された振動数である。

擾乱源以外の通常の壁面は滑り無し条件とし、外部境界では特性境界条件を与えた。

2.3 計算格子

計算格子には C 型構造格子を用いた。格子生成は、壁面での格子線の直交性を満足させながら代数法を用いて行った。また、境界層内での物理量の分布を細かく捉えるために壁面付近での格子解像度をあげて、最小格子幅を翼弦長に対して 10^{-5} とした。翼面に垂直な方向に加えて、擾乱源付近では翼面に沿う方向にも格子幅を細かくして解像度を上げている。翼から外部境界までの距離は翼弦長の 12 倍とした。

3. 計算結果および考察

3.1 計算条件

全ての計算は、迎角 $\alpha = 3.0^\circ$ 、一様流のマッハ数 $M_\infty = 0.23$ 、レイノルズ数 $Re_c = 5.8 \times 10^6$ という条件のもとで行った。この条件では実際の流れでは剥離が生じない。しかし緒言で述べたように、層流計算においては剥離とそれに伴う大きな渦が現れる。層流は乱流に比べて剥離に対する抵抗力が弱いことから、剥離を抑制するという観点から見れば、層流計算で剥離を抑制する方法を探ることに意味がある。

計算の手順として、最初に大きな時間刻み幅を与えて、定常計算による準定常解を得る。それを初期条件として時間刻み幅を小さくして、擾乱を付加した場合と付加し

ない場合の非定常計算を行った。非定常計算における時刻み幅は $\Delta t = 0.001c/U_\infty$ である。

今回は非定常擾乱の周波数は $F^+ = 2.63$ 、振幅は $A = 0.1U_\infty$ 、角度は壁面に垂直に固定している。

3.2 計算結果

擾乱源は翼上面の $x/c = 0.67 \sim 0.77$ に分布させた。この他、 $x/c = 0.38 \sim 0.48$ に擾乱を与えた計算も行ったが、結果として剥離が抑制されたのは $x/c = 0.67 \sim 0.77$ に擾乱源を置いた場合であった。計算に使用した格子のセル数は 300×80 (翼上面に 100 セル、翼下面に 60 セル) で一定であるが、擾乱源の分布位置に合わせて格子点を分布させてある。第 1 図に $x/c = 0.67 \sim 0.77$ に擾乱を分布させた場合の計算に使用した格子を示す。擾乱を付加しない場合の計算も同じ格子を用いて行った。

また、分布させた擾乱は全て同位相で変化する。

3.2.1 空力特性の時間履歴: 第 2 図に揚力係数の時間履歴を示す。初期条件に用いた準定常解では、翼面上の全域で流れは付着している。何も擾乱を加えなければ、流れは $x/c = 0.7$ 付近から剥離し始め、剥離点は次第に上流側に移動する。また、それに伴って $x/c = 0.7$ 付近に剥離泡が形成される。この剥離泡は時間とともに成長し、渦となって後縁側へ移動するが、しばらくの間は渦が翼面上から離れることはなく、翼上面に再循環領域が存在する。これが、ある時間までは揚力が次第に増加してゆく原因である。さらに時間が経過すると、渦は翼から離れ、再循環領域が崩壊して揚力が低下する。その後の流れ場は、次々に渦が発生しては移動して行く準周期状態に落ち着く。

一方、流れに擾乱を加えた場合、剥離領域が小さい初期の段階での揚力の変化は、周期的な吹き出し/吸い込みによるものだけで、揚力の平均値は擾乱が無い場合と殆んど変わらない。時間とともに揚力が増加するのは擾乱無しの場合と同じだが、再循環領域の崩壊はそれよりも遅れ、揚力の減少も少ない。そして準周期状態に入ってから揚力は、擾乱のない場合に比べて大きくなっている。第 3 図に準周期状態における揚力変化の拡大図を示す。擾乱を加えることで、擾乱無しの流れでも見られる渦の運動による周波数に加えて、人工擾乱と同じ周波数の変化が存在している。

抗力の履歴を第 4 図に示す。抗力も揚力と同様に、剥離および、そこから発生する渦の挙動に従って変化している。第 5 図の、流れが準周期的な状態に達してからの抗力の変化を拡大図から見ると、擾乱を付加することで抗力が減少していることが分かる。

このように、擾乱を加えることにより揚力を増加させ、抵抗を下げるといったような、翼の空力特性の制御ができる可能性がある。

3.2.2 圧力及び局所摩擦係数分布: 擾乱の付加による流れ場への影響を見るために、流れが準周期的に変化するようになってからの、5 つの異なる時間における圧力分布を示す。時間 $t_1 \sim t_5$ は $t_1 < t_2 < t_3 < t_4 < t_5$ の関係にある。

第 6 図が擾乱の無い場合の、第 7 図が擾乱を加えた場合の圧力分布の変化を示している。擾乱が無い場合、翼上面の前半部分での圧力分布はあまり変化しないのに対して、後半部では剥離によって生じた大きく強い渦の運動によって圧力が激しく変化している。さらに、翼上面での圧力回復が早く起こっている。

速度擾乱を加えると、吹き出し/吸い込みの影響で擾乱源が分布している付近とその前方での圧力が大きく変化している。ただし、擾乱源より後方の圧力変化は減少している。さらに前縁近傍でのサクシオンピークが擾乱無しの場合よりも大きく、翼前半で得る揚力が多少増大している。これらは第 8 図に示す圧力分布の時間平均をみればさらに明らかで、擾乱を与えることで、それより前方での圧力分布特性が大きく改善されている。

剥離点においては局所摩擦係数が $C_f = 0$ となるため、局所摩擦係数分布から剥離点を特定することができる。第 8 図に示す時間平均した局所摩擦係数分布を見ると、

擾乱を与えた場合には剥離点が下流側に後退しており、速度擾乱によって剥離を遅らせ、剥離を抑制できることが分かる。また、擾乱源の前に強い逆流領域が存在し、この場所は平均圧力分布における低圧領域に対応している。これは薄い循環領域であり、揚力の増加に貢献している。

3.2.3 マッハ数等高線: 擾乱を付加した場合と付加しない場合における、同じ時刻でのマッハ数等高線を比較する。一見して明らかなように、擾乱を付加した流れ場では剥離領域が減少している。また、擾乱を与えた場所を境にして、剥離領域が二つに分割されている。翼周りの流れが大きな剥離を伴う場合、実効翼形のキャンバが実際の翼のそれよりも小さくなり、前縁付近での負圧が弱くなって揚力が低下する。それに対して、剥離領域が小さくなることで、実質的なキャンバの減少が抑制される。そのため前縁付近で流れが十分加速されて強い負圧を生み出している。これが擾乱によって前縁付近の圧力分布が改善された原因と考えられる。

4. 結論

低速流中の二次元翼 (NACA63₁-012) に対して、翼面上で速度擾乱を付加した流れについて計算を行った。翼表面に周期的に変化する速度擾乱 (吸い込み/吹き出し) を与えることで剥離を制御できることが明らかとなった。剥離が抑えられた原因としては、周期的な速度変動によって壁面付近の流れが攪拌され、境界層の外側にある流体の大きい運動量が壁面付近へと運ばれたことが考えられる。その他にも、壁面との摩擦でエネルギーを失っていく境界層内の流れに対して、擾乱によって直接エネルギーが加えられ、流れのエネルギーが回復することによって剥離が起こりにくくなっているのではないかと考えられる。

擾乱の特性 (強さ、周波数) を変えた場合の影響はまだ調べていないが、擾乱の周波数によっても流れ場への影響は変化するのである。擾乱が無い場合の流れが持つ (渦の発生等による) 固有の周波数に近い周波数の擾乱を与えれば、より効果的な剥離制御ができる可能性がある。

今回の計算では乱流モデルを考慮しなかったため、流れ場の非定常特性を決定する渦のスケールが大きくなり、またその大きさ自体も格子解像度の影響を受けた。さらに 10^6 というレイノルズ数に対しては格子解像度が絶対的に不足しているため、擾乱源から発生した速度変動が下流へ伝播して行く途中で急速に減衰することから、剥離を制御するための擾乱の強さ、位置が格子解像度に大きく左右される恐れがある。これらの影響を除去した形で、最適な剥離制御のための条件を探すには、格子解像度や時間精度の向上が必要であろう。

本研究から得られた知見を以下にまとめる。

- 翼表面で非定常な速度擾乱を付加することで、剥離領域を小さくすることが可能である。
- 非定常速度擾乱によって、揚力を増加させ、抗力を減少できる可能性がある。
- 速度擾乱によって剥離を抑制させるためには、適切な位置に擾乱を与える必要がある。

本研究により、翼周りの流れにおいて剥離を抑制できる可能性があることが分かったが、より効果的な剥離制御を行うには、与える擾乱の大きさや位置や周波数等を検討する必要がある。また、流れ場の詳細な構造を調べ、剥離のメカニズムを明らかにすることが、剥離を制御して空力特性を改善する上で必須であろう。

参考文献

1. Men'shov, I. S. and Nakamura, Y., Implementation of the LU-SGS Method for an Arbitrary Finite Volume Discretization, Proc. 9th CFD Symp., 1995, pp. 123-124.
2. Hsiao, F. B., Liu, C. B., and Shyu, J. Y., Control of Wall-Separated Flow by Internal Acoustic Excitation, AIAA J., Vol. 28, No. 8, 1990, pp. 1440-1446.
3. Hsiao, F. B., Liu, C. B., and Shyu, J. Y., Forcing Level Effects of Internal Acoustic Excitation on the Improvement

of Airfoil Performance, J. Aircraft, Vol. 29, No. 5, 1992, pp. 823-829.

4. Seifert, A., Bachar, T., Shepshelovich, M., and Wagnan-ski, I., Oscillatory Blowing: A Tool to Delay Boundary-Layer Separation, AIAA J., Vol. 31, No. 11, 1993, pp. 2052-2060.
5. Hassan, A. A., and JanakiRam, R. D., Effects of Zero-Mass "Synthetic" Jets on the Aerodynamics of the NACA-0012 Airfoil, AIAA paper 97-2326, 1997.
6. Wu, J. M., Lu, X. Y., Denny, A. G., Fan, M., and Wu, J. Z., Post-Stall Flow Control on Airfoil by Local Unsteady Forcing, AIAA paper 97-2063, 1997.
7. Ravindran S. S., Active Control of Flow Separation Over an Airfoil, NASA TM, 209838, 1999.
8. Hassan, A. A., Muntz, E. A., Transverse and Near-Tangent Synthetic Jets for Aerodynamic Flow Control, AIAA paper 2000-4334, 2000.

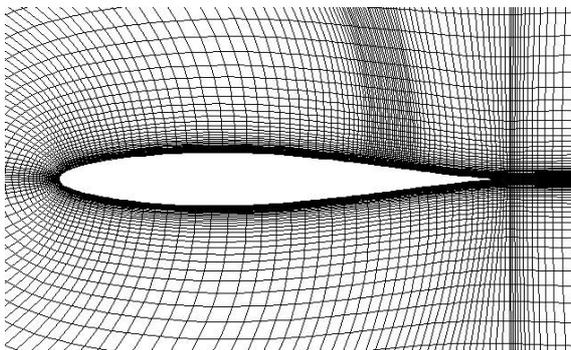


Fig. 1: Close-up view of computational grid (velocity perturbations were placed $x/c = 0.67 \sim 0.77$)

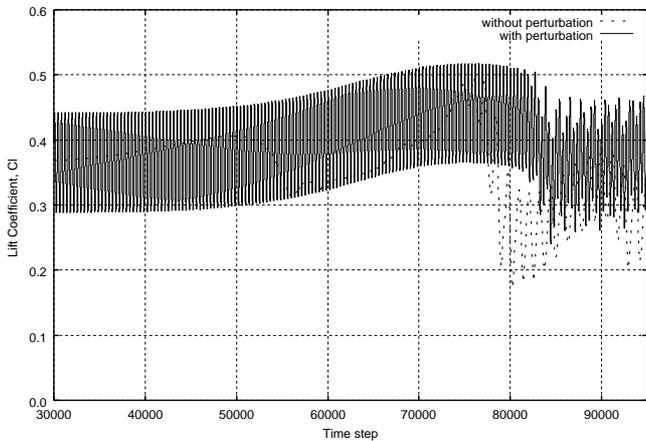


Fig. 2: Lift history of NACA63₁ – 012 airfoil with and without perturbations

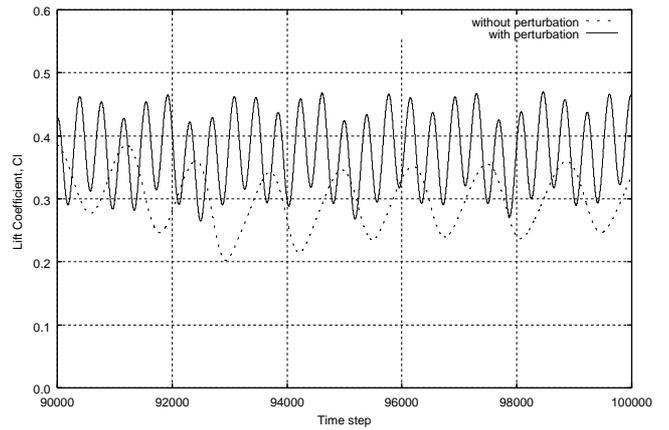


Fig. 3: Lift history of NACA63₁ – 012 airfoil in the quasi-periodic state with and without perturbations

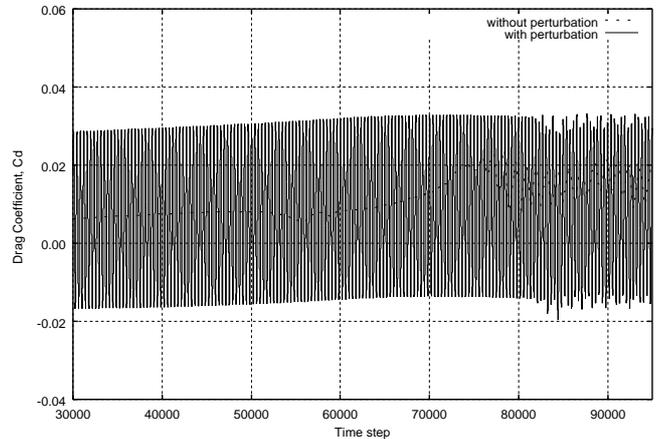


Fig. 4: Drag history of NACA63₁ – 012 airfoil with and without perturbations

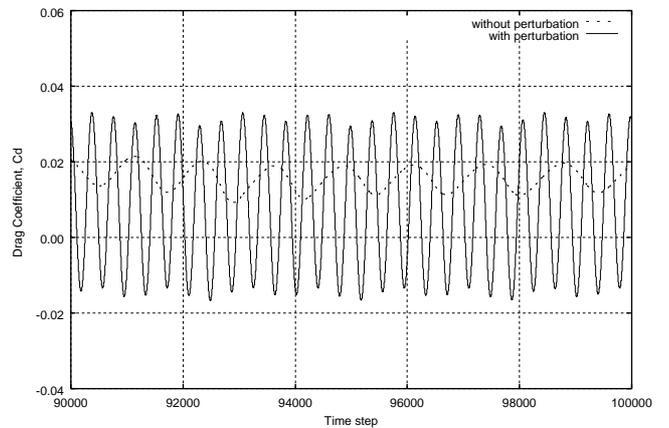


Fig. 5: Drag history of NACA63₁ – 012 airfoil in the quasi-periodic state with and without perturbations

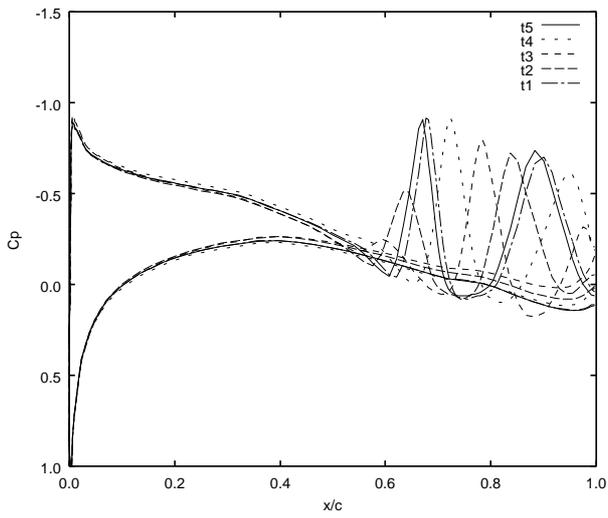


Fig. 6: Time variation of pressure distribution (without perturbation)

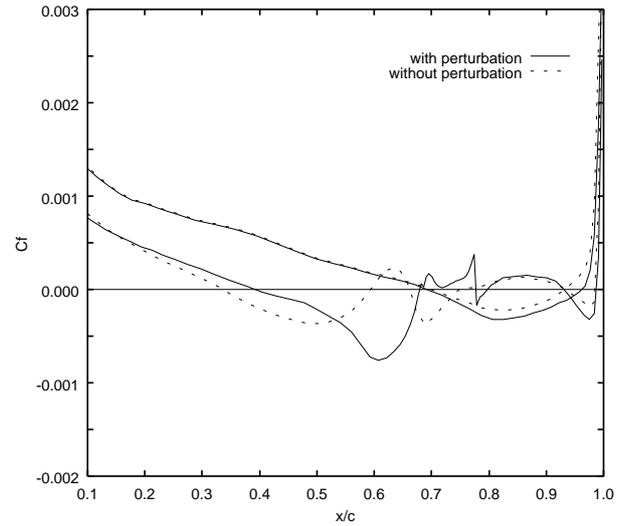


Fig. 9: Time-averaged local skin friction distribution

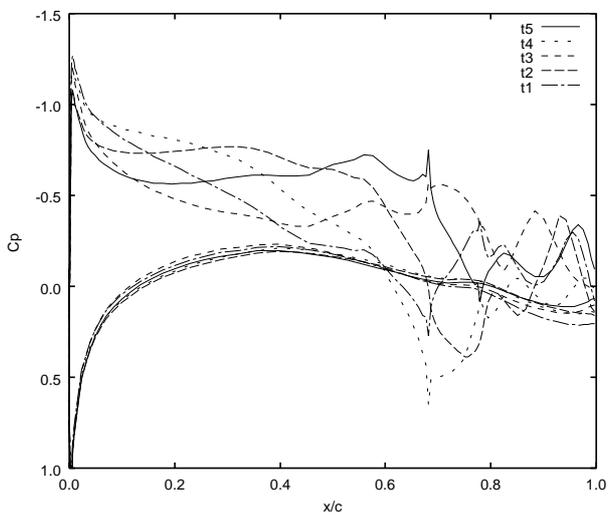


Fig. 7: Time variation of pressure distribution (with perturbation)

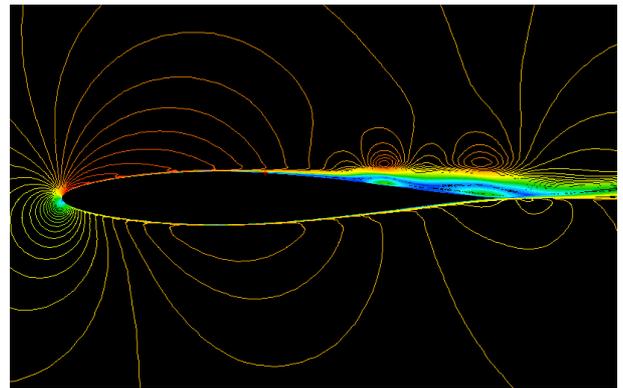


Fig. 10: Instantaneous Mach number contours (without perturbation)

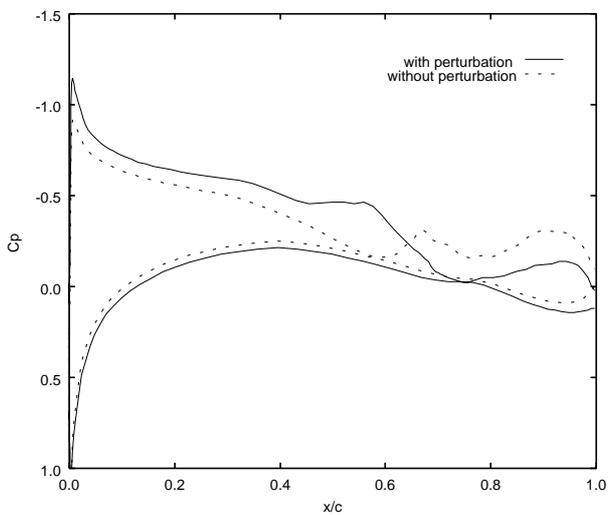


Fig. 8: Time-averaged pressure distribution

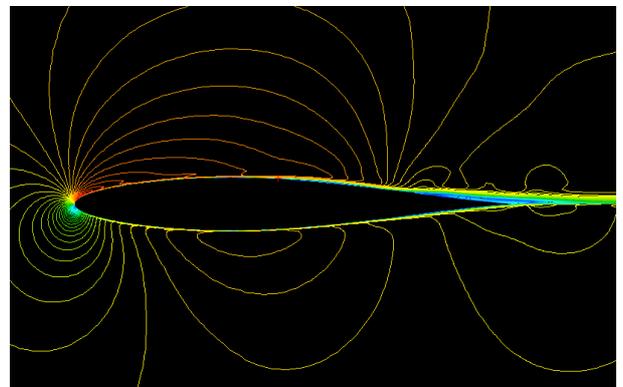


Fig. 11: Instantaneous Mach number contours (with perturbation)