

超音速流中の翼後縁衝撃波現象の CFD による空力解析

Aerodynamic Analysis for Shock waves on a Wing Trailing Edge using CFD

- 五島健太郎, 富山大 (工, 院), 富山市五福 3190, E-mail: m1771209@ems.u-toyama.ac.jp
 松島紀佐, 富山大 (工), 富山市五福 3190, E-mail: kizam@eng.u-toyama.ac.jp
 Kentaro Goshima, University of Toyama, Gofuku 3190, Toyama
 Kisa Matsushima, University of Toyama, Gofuku 3190, Toyama

This research is to study shockwave phenomena occurring at a trailing edge of a biconvex airfoil in supersonic flows. We conduct Navier-Stokes simulation to understand the mechanism of the phenomena. We investigate, firstly, the behavior of the shock wave at the trailing edge by changing the Mach number under the condition that the free stream Mach number is close to 1. Next, we investigate the relationship between the change of the shock wave at the trailing edge and the Cd - M curve. Finally, we compare the results of two-dimensional analysis and three-dimensional one. It is found that at the trailing edge, another normal shock wave occurs downstream of the oblique shock wave at the trailing edge only when the free stream Mach number is very close to 1. In addition, three dimensional calculations are necessary for accurate simulation when a wide supersonic region appears in a flow field.

1. はじめに

高速で飛行する航空機の翼型周りの流体現象については、多くの圧縮性流体力学のテキスト^{(1),(2),(3)}が取り扱っており、基本的な事項は広く知られている。超音速流れ場に置かれた翼周りの流れを考えると、一様流マッハ数がわずかに 1 を超えると翼の前縁より前方に離脱衝撃波が生じ、マッハ数の増加に伴って衝撃波面は前縁に近づき、やがて附着衝撃波となる。このような現象は、斜め衝撃波関係式で説明できる。著者らはこのように前縁で起こる衝撃波については良く知られているのに対し、後縁についてはあまり知られていないことに疑問を持ち、CFD (Computational Fluid Dynamics) を用いた調査を行っている^{(4),(5)}。また、衝撃波を通過することで起こる物理量の変化は、基本的には 1 次元、非粘性流体の仮定をした理論で妥当な計算結果が得られるが、後縁で起こる衝撃波は、境界層との干渉を受けるため、必ずしも非粘性の理論から妥当な結果が得られる保証はない。また、実際の翼、すなわち 3 次元空間におかれた有限幅の翼の流れを考えると、2 次元流の考察では実際の現象と相違があると考えられる。すなわち、後縁の衝撃波に関わる現象は様々な要因で複雑になり、単純に前縁と同じように考えることはできない。

このような背景をふまえ、本研究では CFD を用いて後縁の衝撃波現象に着目した解析を行うことを目的とする。本稿では、まず、これまで詳細には解析されてこなかった音速に近い速度で飛行する翼型の後縁の衝撃波について述べる。次に 3 次元的な圧力波の伝播に注目して 2 次元解析と 3 次元解析を比較について述べる。

2. 解析対象

本研究では 2 次元計算と 3 次元計算を行った。解析対象の翼型は Fig. 1 のような複円弧翼型とした。翼型は以下の式で与えた。ただし翼弦長を c 、翼厚を t とし、本研究では $t/c = 5\%$ とした。

$$z = \begin{cases} -\frac{2}{c^2}tx(x-c) & \text{(upper)} \\ \frac{2}{c^2}tx(x-c) & \text{(lower)} \end{cases} \quad (1)$$

前縁および後縁の楔角は $t/c = 5\%$ のとき $\theta = 5.71$ [deg] である。翼平面形は Fig. 2 のように半スパン長が 2.0 の矩形翼とした。計算半裁モデルに対して行う。

3. 解析手法

支配方程式は薄層近似 Navier-Stokes (N-S) 方程式である。空間離散化は移流項に対して MUSCL を用い 3 次精度とした TVD 法を適用し、粘性項には 2 次精度中心差分法を用いた。また、時間積分は LU-SGS 法を用い、定常解を得ることが目的であるので局所時間刻み法を適用した。乱流モデルは Baldwin-Lomax モデルを用いた。

計算格子は 2 次元計算には Fig. 3 のような C 型構造格子を用いた。格子点数は翼周方向に 713 点、境界層厚さ方向に 161 点とした。翼型を構成する格子点数は 185 点である。本研究では、翼後縁より下流の現象に注目しているため、空間全体の格子点数に対して翼表面の格子点数が少なくなっている。

3 次元計算には Fig. 4 のような C-H 型構造格子を用いた。格子点数は翼周方向に 345 点、スパン方向に 58 点、境界層厚さ方向に 73 点である。翼表面を構成する格子点数は、周方向に 185 点、スパン方向に 42 点である。流れのレイノルズ数は $Re = 2 \times 10^7$ であり、最小格子幅は 10^{-5} オーダーとなるように設定した。

4. 結果

4.1. 一様流マッハ数 M_∞ が 1 に近い条件の後縁衝撃波

Fig. 5 に迎角 0 における一様流マッハ数 $M_\infty = 0.9 \sim 0.94$ の C_p (圧力係数) 分布を示す。黒色の実線は音速線 ($M = 1$) を示す。同図の右側は後縁付近を拡大したもので、 $0.75 \leq x \leq 1.25$ の範囲を可視化している。

$M_\infty = 0.90$ では、翼表面に垂直衝撃波が発生している。 M_∞ の増加にともない、衝撃波は後退していく。 $M_\infty = 0.93$ では衝撃波は後縁に達し、この衝撃波と音速線が同じ位置にあるからこの衝撃波は垂直衝撃波であると考えられる。

$M_\infty = 0.94$ では衝撃波が後縁にあるが、後縁の衝撃波下流でも $M_\infty > 1$ であるから、この衝撃波は斜め衝撃波である。後縁斜め衝撃波の下流にはもう一つの垂直衝撃波があり、この衝撃波を横切って亜音速まで減速される。また、後縁の斜め衝撃波と、垂直衝撃波の干渉も見られ、2 つの衝撃波が合体するような場所では他の場所よりも衝撃波下流の圧力が高くなっている。

Fig. 6 ~ Fig. 8 に直線 $z = 0.1$ に沿って代表的な物理量を抽出したものを示す。横軸は x 座標で、翼の前縁が $x = 0$ 、後縁が $x = 1$ である。直線 $z = 0.1$ は境界層内の領域を通らず、 $M_\infty = 0.94$ のケースで見られた 2 段階の衝撃波の領域を通過するような位置にある。判例の色は翼表面上に垂直衝撃波が起こるケースを黒色、後縁斜

め衝撃波の下流に垂直衝撃波を生じるケースをオレンジ色で示してある。なお、Fig. 5 の可視化図には示されていないが、 $M_\infty = 0.94$ 以上のケースの結果も示してある。

Fig. 6 の C_p 分布より、斜め衝撃波下流に見られた垂直衝撃波の位置は、一様流マッハ数の増加にともなって下流側に移動していることがわかる。また、後縁で2つの衝撃波が起こるケースでは、1 つめの衝撃波を通過した段階では $C_p < 0$ であり、2 つめの衝撃波を通過して $C_p > 0$ になる。その後は緩やかに $C_p \cong 0$ に近づく。

また、Fig. 7 より、 $M_\infty = 0.94 \sim 0.97$ のケースでは、後縁の斜め衝撃波下流のマッハ数はいずれも超音速であるが、1 に近い値となっている。そのため、 C_p や M は後縁斜め衝撃波下流の垂直衝撃波を通して変化するが、Fig. 8 に示したエントロピーを見ると、エントロピー生成のほとんどは翼後縁の衝撃波に起因し、後縁下流の垂直衝撃波を通して起こるエントロピーの変化は非常に小さい。このことから、後縁斜め衝撃波下流の垂直衝撃波は、いわゆる「弱い衝撃波」であると考えられる。なお、Fig. 8 で示したエントロピー s は次式で定義している。

$$s = c_v \ln(p/p_\infty) + c_p \ln(\rho_\infty/\rho) \quad (2)$$

ただし、 c_p, c_v はそれぞれ定容比熱、定圧比熱、 p, ρ は圧力、密度、添え字の ∞ は一様流の値を意味する。

また、Fig. 6 と Fig. 7 では、後縁の斜め衝撃波とその下流にある垂直衝撃波の間で C_p と M が振動している。このような現象は詳しくは分かっていないが、後縁斜め衝撃波に起因する剥離による非定常な現象によるものではないかと考えている。このような振動的な分布は M_∞ の増加にともなって小さくなっている。今後非定常解析を詳細に行い、衝撃波と境界層の干渉について考察を行う予定である。

4.2. 後縁衝撃波の変化と抗力係数の関係

Fig. 9, Fig. 10 に5%複円弧翼型の $C_d - M_\infty$ 曲線を示す。Fig. 9 は $0.8 \leq M_\infty \leq 2.0$ の範囲の結果を示し、Fig. 10 は後縁の現象が変化する $0.8 \leq M_\infty \leq 1.1$ の範囲の結果を示す。

まず、Fig. 9 を見ると、前縁の衝撃波が離脱衝撃波から付着衝撃波に変化する $M_\infty = 1.2 \sim 1.3$ の範囲で C_d が大きく減少している様子が示されている。これはよく知られているように、離脱衝撃波よりも付着衝撃波の方が、圧力上昇が小さいため C_d が小さくなったためと説明される。

次に後縁の衝撃波と C_d の関係について考える。 $M_\infty = 0.8$ から少しずつ M_∞ を増加させると $M_\infty = 0.9$ 程度から C_d が増加し始める。この C_d の増加は翼面上に垂直衝撃波が生じたためであり、垂直衝撃波が後縁に達するまで増加し続ける。この C_d の増加の過程は、垂直衝撃波上流のマッハ数が増加したために、より強い垂直衝撃波となり、より大きなエネルギーが損失したため、という解釈と、単純に $x/c > 0.5$ の負圧域が増加したため、翼の進行方向とは逆向きに引っ張られる力が増加したためという解釈ができる。衝撃波が後縁に達すると、前縁で離脱衝撃波が生じるまでは、表面の C_p は大きく変化しなくなる。そのため抗力が大きく変化しない代わりに動圧が増加したため $M_\infty = 0.94$ から C_d は減少に転じている。

4.3. 2次元解析と3次元解析の比較

5%複円弧翼型に対する2次元解析と、同じ翼型でアスペクト比が4の矩形翼 (Fig. 2) に対する3次元解析の結果を比較する。

Fig. 11 に $M_\infty = 1.2$ における2次元計算と3次元計算の $y = 0$ 断面の C_p 分布を示す。Fig. 11 および後述する Fig. 12 は後縁下流での圧力変化がわかるようなカラーコンターとなっており、全体の変

動に対して小さな変動に注目しているという点に注意されたい。

Fig. 11 をみると、3次元計算の結果には2次元計算では見られない圧力の分布がみられる。2次元計算では、後縁の衝撃波を通過してほとんど一様流の値になっているのに対し、3次元計算では後縁の衝撃波を通過後も $C_p < 0$ の領域が存在し、その領域よりも下流で圧力が増加して $C_p \cong 0$ となっている。Fig. 11 のような断面の結果のみを見ると、3次元の結果は Fig. 5 の $M_\infty = 0.94$ のケースのような2段の衝撃波であるかのように見えるが、そのメカニズムは異なる。

Fig. 12 に $z = 0$ 断面および $y = 0, 0.5, 1.0$ 断面の C_p 分布を示す。Fig. 12 より、後縁下流でみられた圧力の変化は、翼端付近の圧力波によるものだと考えられる。後縁の斜め衝撃波と翼端からの圧縮波が干渉が起こり、より高い C_p となる領域も見られる。また、 $y = 0$ 断面は翼の左端と右端の圧縮波の両方の影響を受けるため、他の断面よりその干渉の効果が大きく現れている。

5. まとめ

2次元および3次元CFDシミュレーションを用いて翼の後縁およびその下流で起こる現象について調査を行い、以下の知見を得た。

- (1) 一様流マッハ数が1に非常に近い場合、後縁で斜め衝撃波が発生した後、もう一つの垂直衝撃波が発生する。
- (2) 前後対称な複円弧翼に対して一様流マッハ数を増加させると、翼の表面上に発生した垂直衝撃波が後縁に達するまでの間は抗力係数が増加し続け、後縁で斜め衝撃波になった後は抗力係数が減少し続ける。
- (3) 超音速流れ場に置かれた3次元翼では、後縁で起こる斜め衝撃波に加え、翼端からの圧力波も発生し、それらが干渉しあう。

参考文献

- (1) E.ラサクリシュナン, 鈴木宏二郎, 久保田弘敏, 圧縮性流れの理論, 丸善.
- (2) 永田雅人, 高速流体力学, 森北出版.
- (3) 佐宗章弘, 圧縮性流体力学・衝撃波, コロナ社.
- (4) 五島健太郎, 松島紀佐, “遷音速と超音速流における翼後縁衝撃波近傍の流体現象変化の数値解析,” 第60回北陸流体工学研究会.
- (5) 五島健太郎, 松島紀佐, “超音速飛行する翼の後縁での衝撃波現象のCFD解析”, 第56回飛行機シンポジウム 2E05.

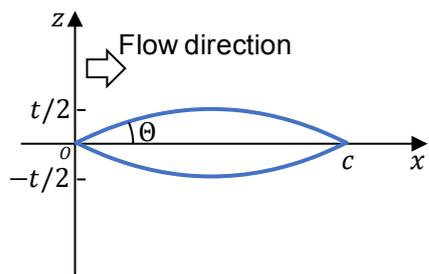


Fig. 1 Biconvex airfoil

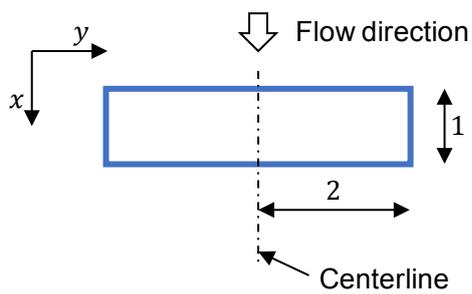


Fig. 2 Wing planform

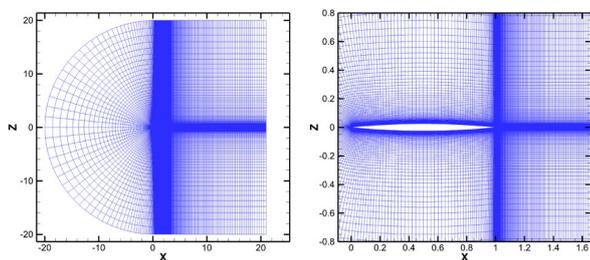


Fig. 3 The 713x161 node grid for 2D simulations.

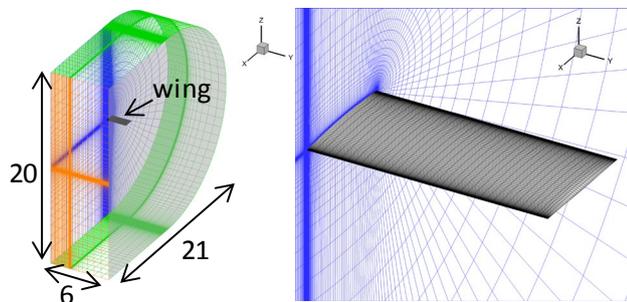


Fig. 4 The 345x58x73 node grid for 3D simulations.

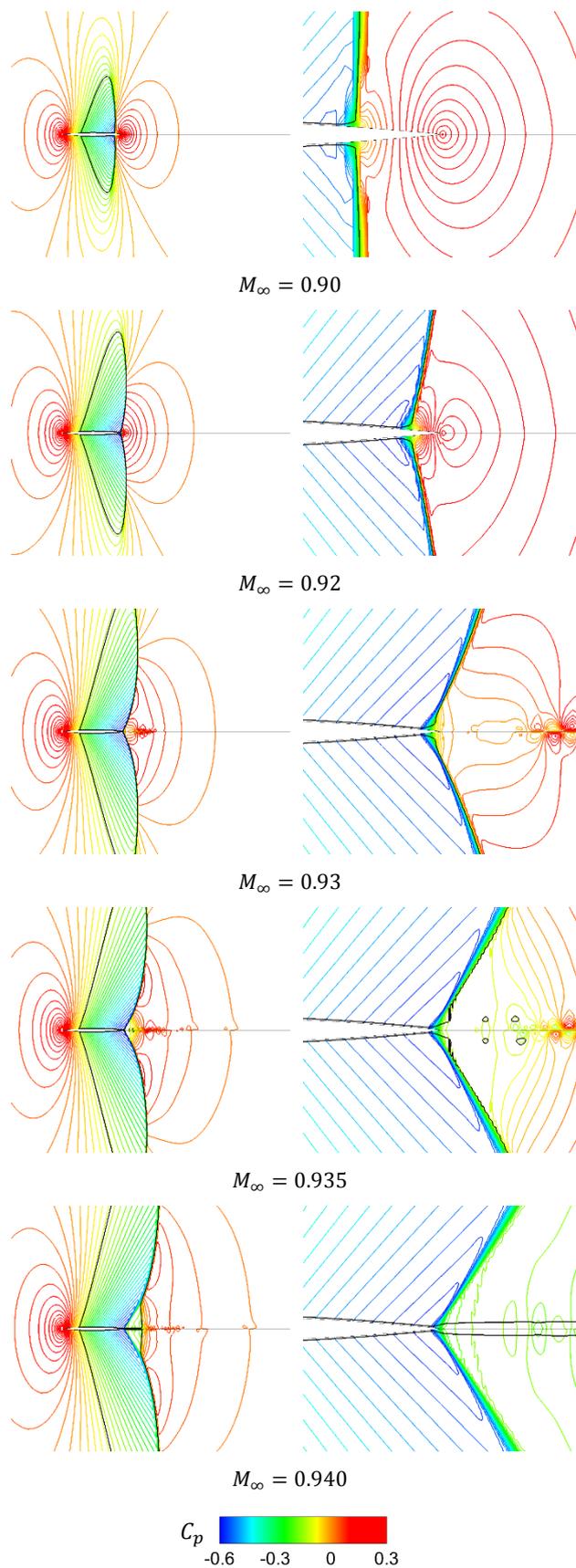


Fig. 5 Contour of pressure coefficient

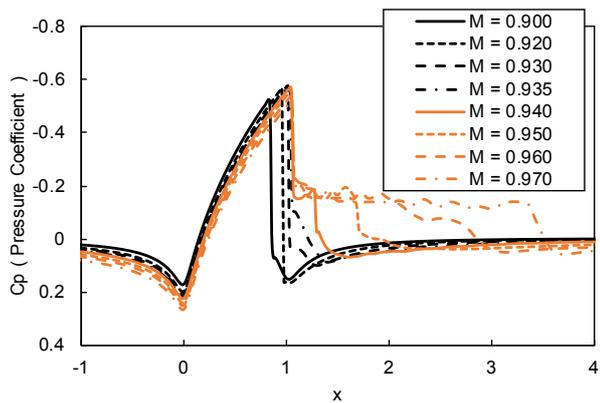


Fig. 6 C_p

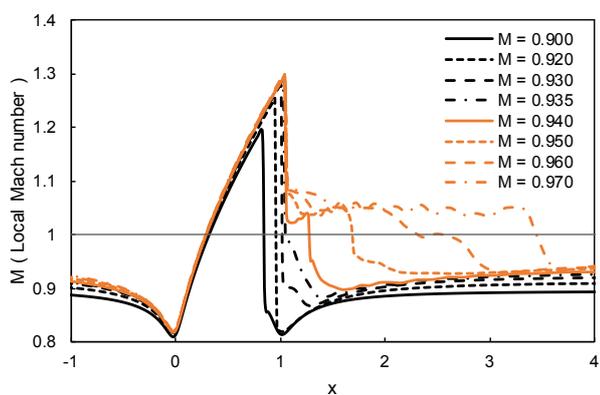


Fig. 7 Local Mach number

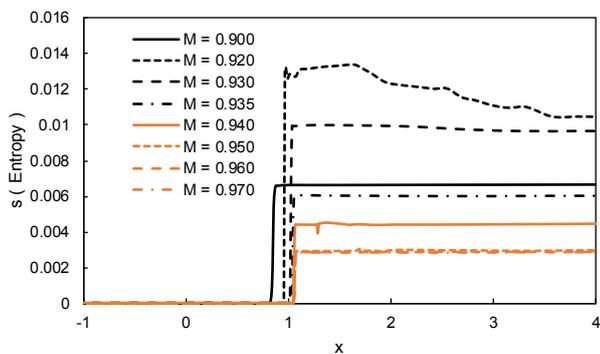


Fig. 8 Entropy

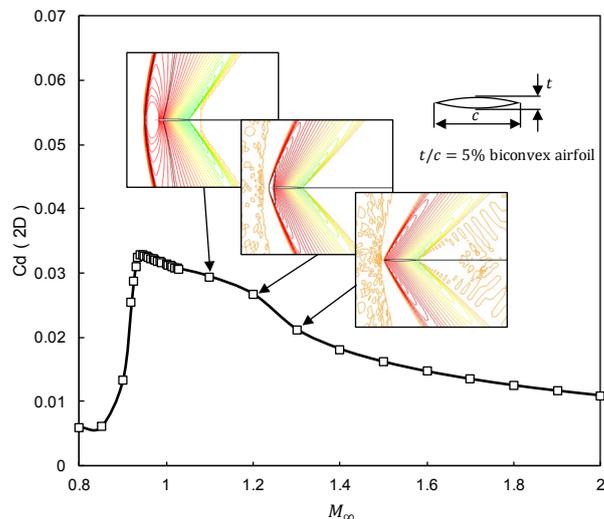


Fig. 9 $C_d - M_\infty$ curve of biconvex airfoil ($0.8 \leq M_\infty \leq 2.0$)

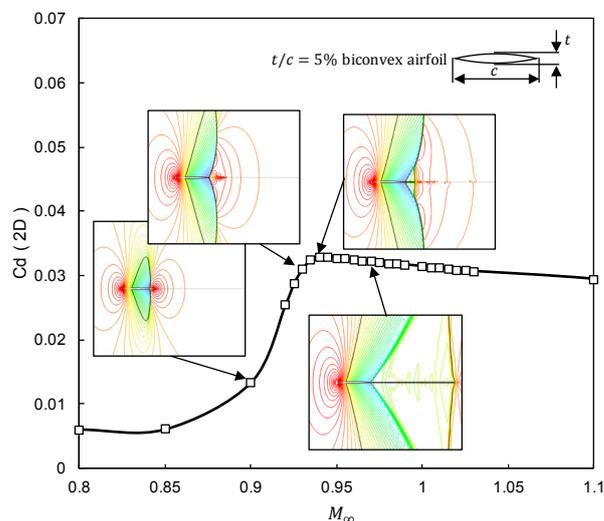


Fig. 10 $C_d - M_\infty$ curve of biconvex airfoil ($0.8 \leq M_\infty \leq 1.1$)

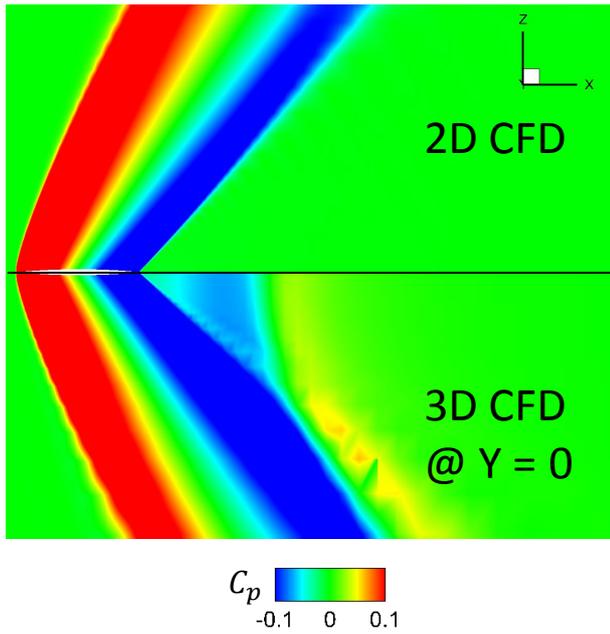


Fig. 11 Comparison of 2D and 3D ($y = 0$ section) result with contour of pressure coefficient at $M_\infty = 1.2$

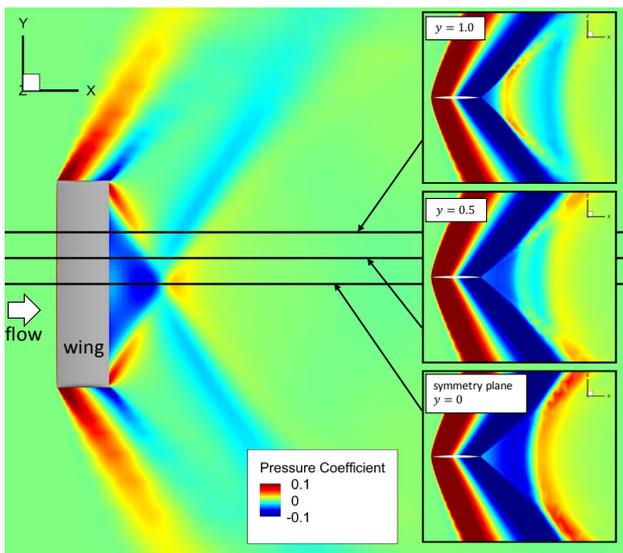


Fig. 12 Contour of pressure coefficient at the cross-section view and plan view at $M_\infty = 1.2$