

翼端形状が三次元翼の空力特性に与える影響

Effect of Wing Tip Shape on Aerodynamic Characteristics of Three-Dimensional Wing

航空宇宙工学コース

航空エンジン超音速流研究室 1245043 濱中 峻匡

1. 序論

空気抵抗の原因のひとつに翼端渦という現象があり、揚力を発生させる航空機において避けることのできないものである。翼端渦は翼の背面が負圧となり腹面が正圧となることで、翼端部において圧力差によって腹面から背面に回り込むことにより生じる。この翼端渦は翼まわりに下向きの流れを誘起し、翼の有効迎角を減少させ、誘導抵抗を生じさせることが知られている。

誘導抵抗は揚力に伴って発生するため完全になくすることはできないが、主翼形状によって低減することが可能である。一般的にアスペクト比を大きくすることで誘導抵抗を低減し、揚抗比が増加することが知られている。しかし、翼が細長くなることで翼根でのモーメントが増大する、全幅が大きくなることで滑走路や整備施設を使用できなくなる等の問題が挙げられる。そこで、主翼形状をスパン方向ではなく上方向に変化させる手法が考えられてきた。1976年にはWhitcomb⁽¹⁾によって旅客機向けのウィングレットの提案がなされて以降、ウィングレットを装着することで翼端渦の発生を抑制でき、誘導抵抗を低減できることが広く知られている。現在ではウィングレットが多くの航空機に採用されており、地上での運用の安全上、上向きのウィングレットが主流である。2020年にはボーイングの777Xの初飛行が行われ、この航空機には折りたたみ式のウィングチップが採用されている。既設空港に対応するため駐機時には折りたたみ、飛行時には7m長くなるよう展開し、大きな揚力を発生させる⁽²⁾。この技術を応用すれば地上運用の観点から避けられてきた下向きのウィングレットも可能になり、上向きだけでなく下向きのウィングレットの空力特性について検証する必要があると考える。

本研究では、旅客機の巡行条件において、下向きのウィングレットと上向きのウィングレットのどちらが有効か示すことを目的とし、数値流体解析を行い比較することで、ウィングレットの向きの違いが揚力や抗力へ与える影響について議論する。

2. 計算手法

数値計算には宇宙航空研究開発機構 JAXA が開発した圧縮性流体解析ソルバである FaSTAR⁽³⁾を用いた。支配方程式には三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用い、乱流モデルには Spalart-Allmaras-noft2-R⁽⁴⁾を用いた。また、空間離散化には有限体積法のセル中心法、非粘性流束の計算には HLLC スキームを改良した改良した HLLW スキーム⁽⁵⁾、勾配計算法には Green-Gauss 法と Weighted-Least-Square 法のハイブリッド手法である GLSQ 法⁽⁶⁾、再構築法には Hishida リミタ van Leer 型⁽⁷⁾、時間積分法には LU-SGS 法⁽⁸⁾を用いた。

3. 計算対象

ウィングレットを設置するベースとなる翼モデルは ONERA M6⁽⁹⁾であり、遷音速における三次元翼の計算対象として広く研究に用いられているモデルである。ウィングレット形状の定義については Guerrero⁽¹⁰⁾の研究を参考にし、ONERA M6 をスパン方向に 20%延長、ONERA M6 の翼端から 0.04m の位置に軸を設けて小さな曲率半径を与えることでカント角 (-90°~90°, 15°刻み) をモデル化し、さらに前縁スイープ角 (0°と30°) をつけることで、2つのパラメータによる比較を行った。図1にウィングレットの形状定義を示す。なお、翼端部は切り落としとして丸み処理は行っていない。

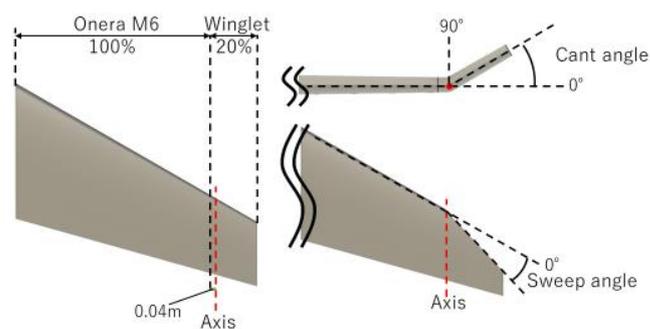


Fig.1 Winglet definition

4. 計算格子及び境界条件

計算格子を図2に示す。計算領域は ONERA M6 の平均空力翼弦長の約 75 倍の長さを一辺とする立方体とし、計算対象を「Wing」、対象面を「Symmetry」、流入面を「Upstream」、流出面を「Downstream」、領域上面を「Upper」、下面を「Lower」、横面を「Side」とした。図2に対応する境界条件を表1に示す。

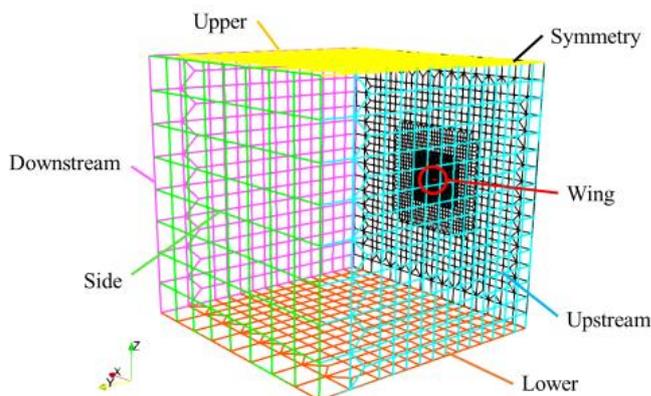


Fig.2 Computational grid and Boundaries

Table 1 Boundary conditions

Boundary surface	Boundary condition
Wing	No slip wall
Symmetry	Symmetry
Upstream	Uniform flow
Downstream	Uniform flow
Upper	Uniform flow
Lower	Uniform flow
Side	Uniform flow

5. 主流条件

主流条件を表2に示す. Schmitt⁽¹¹⁾による実験と同条件とし, 航空機が遷音速で巡航しているときを模擬した. 代表長には ONERA M6の平均空力翼弦長0.64607mを用いた.

Table 2 Main flow condition

Reynolds number [-]	11.72×10^6
Mainflow mach number [-]	0.8395
Angle of attack [deg]	3.06
Mainflow temperature [K]	255.556

6. 後流積分法

本研究では後流積分 (Wake-Integration) 法⁽¹¹⁾⁽¹²⁾を用いて, 抵抗分解をすることによって誘導抵抗についても算出した. 後流積分法のもととなる遠方場 (Far-Field) 法⁽¹¹⁾⁽¹²⁾の基礎式を式(1)に示す.

$$D_{FF} = \iint_{S_{all}} [\rho u(U_\infty - u) + (P_\infty - P)] ds \quad (1)$$

ここで, S_{all} は検査体積を覆う表面全体, ρ , u , P はそれぞれ積分領域の各座標における密度, 主流方向速度, 圧力であり, U_∞ と P_∞ はそれぞれ一様流の速度と圧力であることを示している. 遠方場法において, 検査体積が十分に大きければ, 後流面を除く面では遠方場として一様流条件が与えられ, 被積分関数を0とすることができるため, 積分領域を後流面のみ限定できる. これを後流積分法といい, 基礎式を式(2)に示す. なお, 後流面は主流方向に垂直な面とする.

$$D_{WI} = \iint_{S_{wake}} [\rho u(U_\infty - u) + (P_\infty - P)] ds \quad (2)$$

ここで, S_{wake} は後流面であることを示している. この式(2)から Kusunose⁽¹³⁾の定式化によって誘導抵抗 D_i を以下の式(3)のように表すことができる.

$$D_i = \iint_{S_{wake}} \frac{\rho_\infty}{2} (v^2 + w^2) dydz - \iint_{S_{wake}} \frac{\rho_\infty}{2} (1 - M_\infty^2) (u - U_\infty)^2 dydz \quad (3)$$

ここで, v と w は主流方向を x としたときの y と z 方向の速度成分であり, ρ_∞ と M_∞ はそれぞれ一様流の密度とマッハ数である.

7. 計算結果及び考察

各モデルの抗力係数 C_D を図3, 揚力係数 C_L を図4に示す. 抗力係数, 揚力係数は以下の式(4)で算出した. D は抗力, L は揚力, S_W は翼の代表面積であることを示している. 代表面積には濡れ面積を採用しており, 各モデルの濡れ面積はベースとなる ONERA M6が 1.5516m^2 , ウィングレットのスイープ角 0° のモデルが 1.7517m^2 , スイープ角 30° のモデルが 1.6991m^2 である. また, それらをもとに算出した揚抗比 L/D を図5に示す.

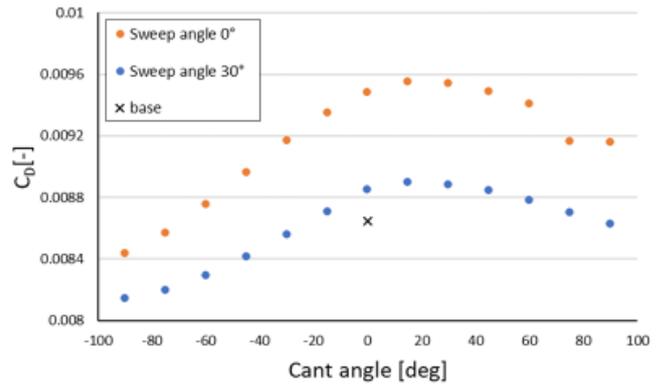


Fig.3 Drag coefficient

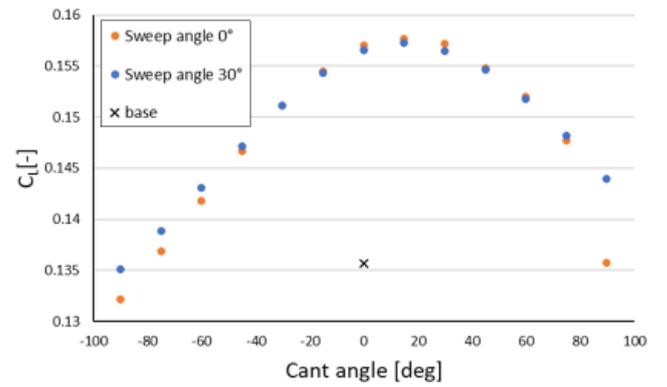


Fig.4 Lift coefficient

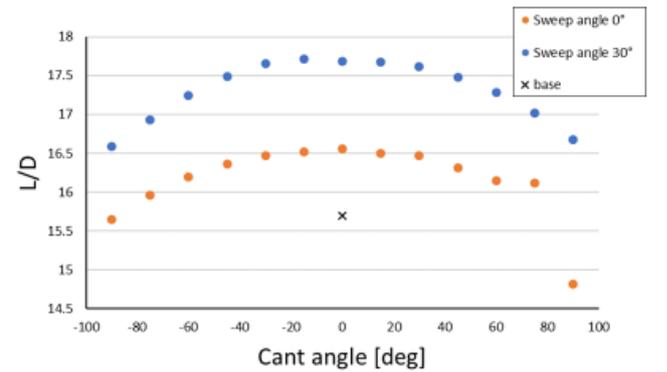


Fig.5 Lift to drag ratio

$$C_D = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S_W}, \quad C_L = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S_W} \quad (4)$$

図3からスイープ角 0° カント角 90° のモデルを除いて, 上向きでも下向きでもカント角が大きくなるほど抗力や小さくなる傾向が見られた. また, 図3と図4より, 下向きはベースモデルとほぼ同等の揚力を維持したまま, 抗力を低減していることがわかる. 図5より, 揚抗比では上向きと下向きで違いは見られず, ほぼ同等となった.

また, 式(3)を用いて算出した誘導抵抗係数を図6に示す. 誘導抵抗はスイープ角にかかわらず下向きのモデルではカント角を大きくすると減少傾向を示した. スイープ角 0° 上向きのモデルにおいてはカント角 90° のモデルを除いてカント角を大きくすることによって増加傾向を示し, スイープ角 30° 上向きのモデルにおいても増加傾向を示した.

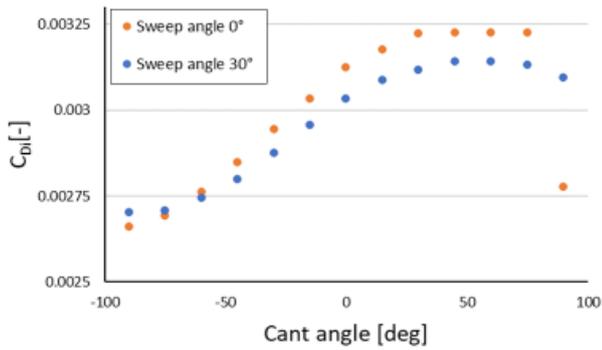


Fig.6 Induced drag coefficient

はじめに、スイープ角0°のモデルを用いて、カント角の大きさによる変化について考察する。図7にスイープ角0°カント角60°ウィングレット装着モデルとスイープ角0°カント角-90°ウィングレット装着モデルの翼面圧力係数分布と衝撃波領域を示す。衝撃波領域の同定には以下の衝撃波関数 f_{shock} の式(5)を用いた。

$$f_{shock} = (\vec{v} \cdot \nabla P) / (a|\nabla P|) \quad (5)$$

ここで、 \vec{v} と a はそれぞれ速度と音速である。式(5)で示した f_{shock} が 1 よりも大きい領域が衝撃波上流領域に相当する。上向きでも下向きでもカント角が大きくなると、ウィングレット曲げ部内側に衝撃波が生じていることがわかる。これは、ウィングレット周り流れと主翼周りの流れが干渉することで増速され、衝撃波が生じたものだと考えられる。また、上向きウィングレットは曲げ部内側が負圧側であり、より流速が速いため、より衝撃波を生じやすく、大きくなりやすいと考える。さらに、これらの図から上向きでは背面側に負圧領域を拡大し、下向きは腹面側に負圧領域を拡大するため、上向きの方が揚力において大きな値を示したと考えられる。

続いて、図8にウィングレット後方断面における抵抗要素分布を示す。抵抗要素とは、式(2)で示した被積文関数を動圧と代表面積で無次元化したものを指す。ウィングレット背面に見られる強い分布は衝撃波によるものであり、翼端に見られる丸い分布は翼端渦によるものである。前述の通り、上向きウィングレットでは下向きよりも大きな衝撃波を生じることで、強い分布を示していることがわかる。また、翼端渦による抵抗は下向きのほうが小さく抑えられている。図9にスイープ角0°カント角60°とカント角-60°ウィングレット装着モデルの翼根からスパン方向約109%断面における圧力係数分布を示す。下向きの方が背面と腹面の圧力差が小さくなっていることがわかる。これは、曲げによる増速領域が上向

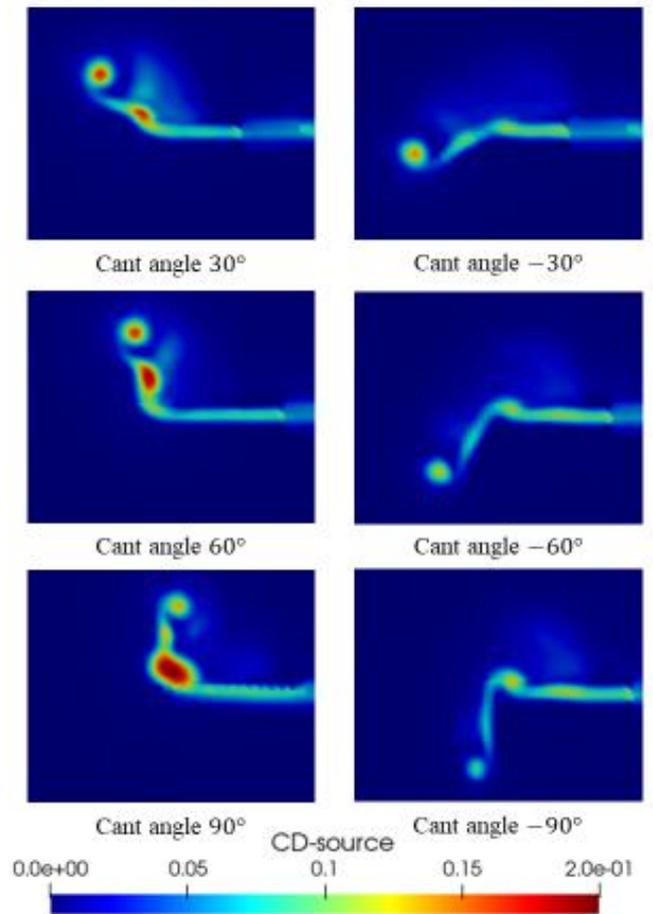


Fig.8 Drag source element on wake of winglet (Sweep angle 0°)

きは背面にあり、下向きは腹面にあることで、ウィングレット翼端においても負圧領域が上向きは背面に広がり、下向きは腹面に広がることで、下向きの方が圧力差は小さくなったと考えられる。結果として、翼端渦が小さくなり、抵抗要素分布が弱くなったと考えられる。

最後に、スイープ角の影響について考察する。図10にスイープ角0°カント角0°ウィングレット装着モデルとスイープ角30°カント角0°ウィングレット装着モデルの翼面圧力係数分布と衝撃波領域を示す。スイープ角をつけたことによってウィングレットでの衝撃波領域が大幅に減少している。衝撃波領域が減少したことで、抗力の減少、揚力の増加につながった。図11にスイープ角30°ウィングレット後方断面における抵抗要素分布を示す。カント角をつけたモデルにおいてもウィングレット部分で衝撃波が抑えられた影響は大きく、

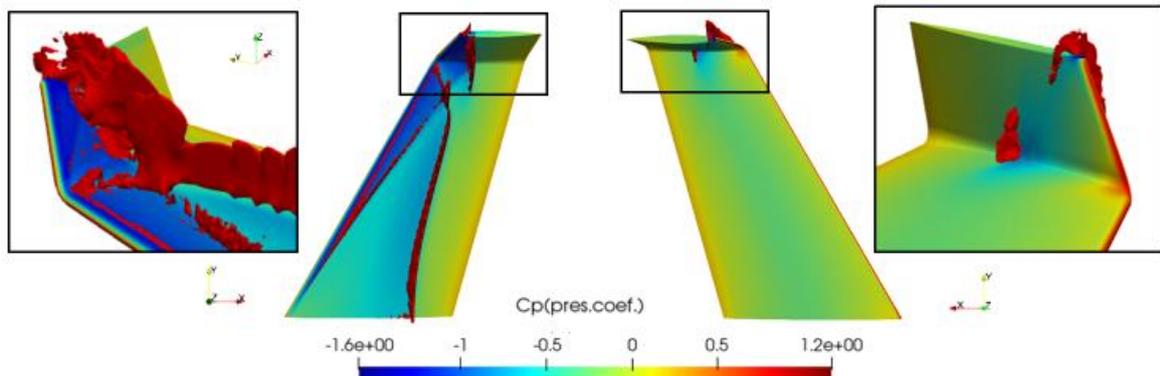


Fig.7 Distribution of pressure coefficient on wing surface and shockwave around winglet (Sweep angle 0° Cant angle 60° and Sweep angle 0° Cant angle -90°)

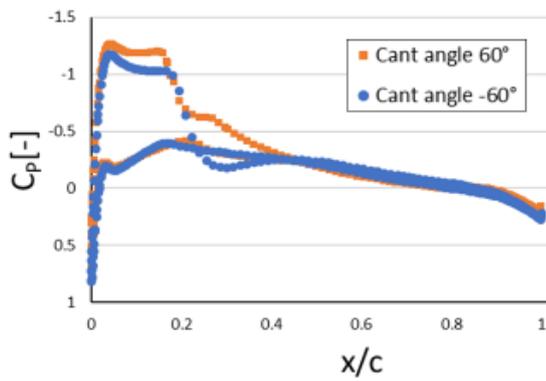


Fig.9 Pressure coefficient at $z/b=1.09$

図 8 と比較すると後方の抵抗要素分布は上向きでも下向きでも減少しており、特に上向きでの減少量が多い。このことより、上向きのウィングレットは衝撃波により抵抗増加の影響を受けやすいということが考えられる。

8. 結言

本研究ではウィングレットをカント角とスイープ角の2つのパラメータによって定義し、モデル化することで数値計算を用いて空力特性への影響を調査した。その結果、現在の主流である上向きのウィングレットに対して下向きのウィングレットのほうが衝撃波を形成しにくく、より翼端渦を抑制でき、抗力を抑制できるという点において有効であることを示した。しかし、揚抗比で見ると上向き下向きによる違いはほとんど見られず、アスペクト比の大きいカント角 0° が一番良い値を示した。今回は構造解析を行っていないが、序論で述べた通り翼根でのモーメント増加が考えられる。そのため、今後はモーメントを考慮し、構造の観点からも複合的に検討する必要があると考える。

謝辞

本計算結果は宇宙航空研究開発機構が所有する高速流体解析ソフトウェア「FaSTAR」を利用することにより得られたものである。

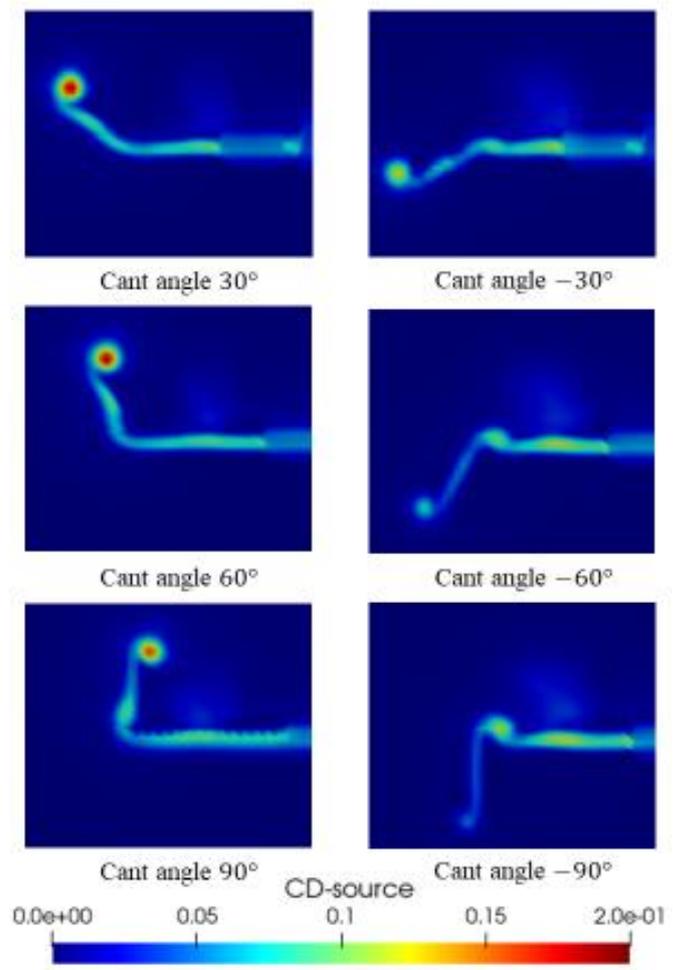


Fig.11 Drag source element on wake of winglet (Sweep angle 30°)

文献

- (1) Whitcomb, R. T., "A Design Approach and Selected Wind Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing Tip Mounted Winglets", Technical Report NASA-TN-D-8260, 1976.
- (2) Boeing Japan, "777X", <https://www.boeing.jp/777x>, (2021/12/14).
- (3) 橋本敦, "高速な非構造格子流体ソルバ FaSTAR の開発", 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 63, No.3, 2015, pp. 96-105.

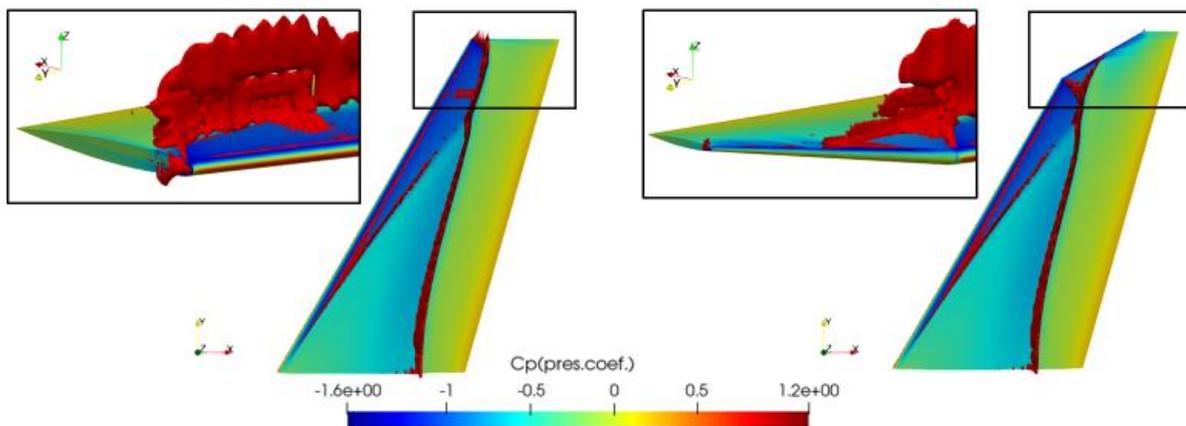


Fig.10 Distribution of pressure coefficient on wing surface and shockwave around winglet (Sweep angle 0° Cant angle 0° and Sweep angle 30° Cant angle 0°)

- (4) J. Dacles-Mariani, G. G. Zilliac, J. S. Chow, P. Bradshaw, "Numerical/experimental study of a wingtip vortex in the near field", AIAA Journal, Vol. 33, No. 9, pp. 1561-1568, 1995.
- (5) S. Obayashi, G. P. Guruswamy, "Convergence Acceleration of a Navier-Stokes Solver for Efficient Static Aeroelastic Computation", AIAA Journal, Vol. 33, No. 6, pp.1134-1141, 1995.
- (6) E. Shima., K. Kitamura., T. Haga., "Green-Gauss/Weighted-Least-Squares Hybrid Gradient Reconstruction for Arbitrary Polyhedra Unstructured Grids", AIAA Journal, 51(11), pp. 2740-2747, 2013.
- (7) 菱田学, 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, "高速非構造 CFD ソルバ FaSTAR における新勾配制限関数", JAXA SP 10 012, 2010.
- (8) S. Menshov, Y. Nakamura, "Implementation of the LU SGS Method for an Arbitrary Finite Volume Discretization", 第 9 回数値流体シンポジウム, 1995.
- (9) V. Schmitt, F. Charpin, "Pressure Distributions on the ONERA-M6-Wing at Transonic Mach Numbers", Experimental Data Base for Computer Program Assessment, AGARD Advisory Report AR-138, 1979.
- (10) J. Guerrero, M. Sanguineti, K. Wittkowski, "CFD Study of the Impact of Variable Cant Angle Winglets on Total Drag Reduction", Aerospace, Vol. 5, No. 4, p. 126, 2018.
- (11) 山崎渉, 松島紀佐, 中橋和博, "CFD での抵抗要素分解手法の検証", 日本流体力学会誌「ながれ」, Vol. 24, No.5, 2005, pp. 525-533.
- (12) 高橋良尚, 水上祥, 松島紀佐, 鹿田侑右, 佐々木大輔, "空力シミュレーションにおける後流積分空力抵抗計算の精度検討", 第 33 回数値流体力学シンポジウム, 2019.
- (13) K. Kusunose, "A Wake Integration Method for Airplane Drag Prediction", ISBN4-86163-015-0 C3353, Tohoku University Press, 2005.