

# 翼端板付加による翼端近傍流れ場及び誘導抵抗への影響

## Effects of winglet addition on near-tip flow field

- 今井啓太, 北大院, 060-8628 札幌市北区北 13 条西 8 丁目, bbb\_zzzk5522@eis.hokudai.ac.jp
- 寺島洋史, 北大院, 060-8628 札幌市北区北 13 条西 8 丁目, htera@eng.hokudai.ac.jp
- 坪倉誠, 神戸大院, 657-8501 神戸市灘区六甲台町 1-1, tsubo@tiger.kobe-u.ac.jp
- 大島伸行, 北大院, 060-8628 札幌市北区北 13 条西 8 丁目, oshima@eng.hokudai.ac.jp
- Keita Imai, Hokkaido Univ, Kita-13, Nishi-8, Kita-Ku, Sapporo 060-8628
- Hiroshi Terashima, Hokkaido Univ, Kita-13, Nishi-8, Kita-Ku, Sapporo 060-8628
- Makoto Tsubokura, Kobe Univ., 1-1, Rokkodai-Cho, Nada-Ku, Kobe-Shi, Hyogo 657-8501
- Nobuyuki Oshima, Hokkaido Univ., Kita-13, Nishi-8, Kita-Ku, Sapporo 060-8628

A large-eddy simulation is performed for the investigation of vortex flow structure around the wing tip of a rectangular wing planform, where the effect of a winglet shape on aerodynamic characteristics such as lift coefficient and induced drag coefficient is examined. The lift coefficient becomes larger with the addition of a winglet shape because the pressure difference between the upper and lower surfaces around the wing tip region is maintained according to the suppression of a wing tip vortex. The induced drag coefficient is expectedly reduced with the addition of a winglet shape through the strength reduction of wing tip vortex. Two vortices are uniquely generated with the winglet shape, while a large single vortex is generated for the wing with no winglet shape.

### 1. 序論

揚力を利用し飛行する航空機において避けられない現象として、翼端渦と呼ばれる縦渦がある。翼端渦は離陸から着陸時まで生じ、誘導抵抗や後続機及び自機の安定性にも影響を与えている。現在、多くの航空機では、翼端渦の発生を抑えるため、ウイングレットと呼ばれるデバイスが取り付けられている。ウイングレット装着による翼端渦抑制を通して、誘導抵抗低減による燃費向上や後方乱気流の影響低減等が見込まれている。一方、翼根部での曲げモーメントの増大やウイングレット付加による翼幅の増加で空港使用料が増加する等の問題も生じうるため、利点及び欠点の双方を考慮した慎重な設計が求められる。

翼端形状の変化による空力特性への影響に関する先行研究<sup>[1]</sup>では、翼端形状を変形させることで、揚抗比が大きくなり、燃費の向上や、航続距離が増加することが示されている。また、旅客輸送機で総抵抗に占める誘導抵抗の割合は、遷音速飛行時で 40%程度、離着陸時の亜音速飛行時で 80%程度と報告されている。

誘導抵抗の値を取得するため、抵抗をそれぞれの発生起因毎に分けて抵抗値を予測する抵抗分解手法がある<sup>[2]</sup>。抵抗を定量的に分解することで、圧力抵抗、摩擦抵抗に起因する形状抵抗、衝撃波発生による造波抵抗、主として翼端渦に起因する誘導抵抗に分けて考えることができる (図 1)。

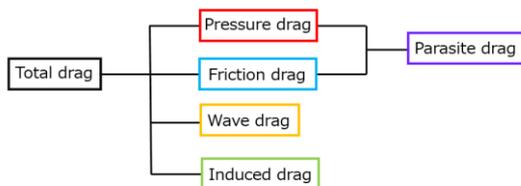


Fig. 1 Drag decomposition in aircraft.

ウイングレットの効果に関しては、翼端渦の発生を抑制することによって誘導抵抗を低減できるという説明が広く受け入れられている<sup>[3]</sup>。しかし、ウイングレットのような翼端板の存在による翼端近傍の流れ場変化については、その変化を具体的に示し議論している研究例は意外に多くはない。それゆえ、誘導抵抗変化と

翼端近傍の流れ場の関係も決して明確なものといえない。

そこで、本研究では、ウイングレットのような翼端板によって引き起こされる翼端近傍の流れ場変化を調べることを目的とした。さらに、流れ場変化と誘導抵抗や揚力変化との関係を明らかにする。

### 2. 解析手法

解析コードには、節点ベースの非構造格子有限体積ソルバーである FrontFlow/red-HPC を用い、LES (Large-Eddy Simulation) を実施する<sup>[4]</sup>。離着陸時の状況下における亜音速飛行を想定し、流れ場は非圧縮性であるとみなした。LES の支配方程式は、空間フィルター操作を施した非圧縮性流れの連続の式と Navier-Stokes 方程式である。Subgrid scale(SGS)モデルには標準 Smagorinsky モデルを用い、モデル定数は  $C_s=0.15$  とした。

### 3. 解析対象

本研究では、計算の妥当性も検証するため、翼型として、実験データが豊富にある NACA0015 を用いた。解析した翼の各諸元は、表 1 のとおりである。

Table. 1 Specifications of wing

NACA0015	
Aspect Ratio	6.6
Chord Length	0.51816 m (20.4 in)
Span	3.41 m (134.16 in)
Thickness	15%
Taper Ratio	1
Geometric Twist	0°

### 4. 解析格子と解析条件

翼端形状を変化させる前に、矩形翼を用いて格子収束性の確認、及び各迎角での実験値との妥当性検証を行った。格子収束性の確認には、解像度が異なる 3 つの格子を用意した。各格子の総格子

数は表 2 の通りである。翼端渦を解像することが重要なため、翼端近傍には、翼後縁から後方 2 コード長分まで細かい格子を配置した。

Table. 2 Total cell number of each grid

Coarse Grid	31,016,738
Medium Grid	42,099,223
Fine Grid	64,724,285

計算格子は、図 2(a)及び 2(b)に示す通りである。各部の寸法は、翼のコード長  $c$  ( $= 518.16$  mm) を基準に設定し、主流方向に  $24c$ 、高さ方向に  $4c$ 、翼幅方向に  $6c$  としている。流入境界には、速度  $46$  m/s の一様流、流出境界には自由流出条件、側壁面には自由滑り条件を与えている。また、翼表面には Log-law 条件を課した。表 3 に、本計算に用いた計算条件を示す。

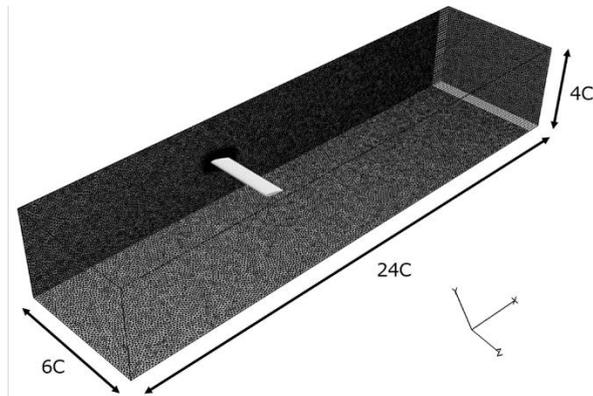


Fig. 2(a) Computational Grid

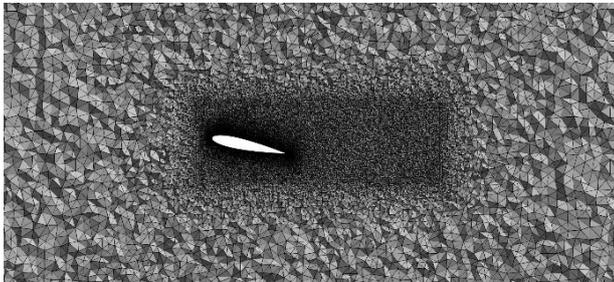


Fig. 2(b) Computational grid in an airfoil section

格子収束性の確認と各迎角での計算を行った後、翼端形状を変化させた。翼端渦を抑える目的と、パラメータを最低限にするため、変形は簡易的に行い、図 3 のように単純に翼端を  $90^\circ$  折り曲げた形状を採用した。翼端板の高さ及び翼厚は一般的に用いられている旅客機のデータを参考に決定した。翼端板の高さは、旅客機の翼幅とウイングレット高さの比を参考に、翼幅の 18%とした。翼端板以外の主翼の厚さは一定に保ちつつ、翼端板先端で主翼厚の 50%の翼厚になるように作成した。翼厚に関してはデータを参考に算出しつつも、翼後縁近傍での格子のアスペクト比を抑えるという要求も考慮し決定した。

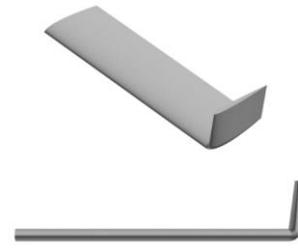


Fig. 3 Geometry deformation of wingtip

Table. 3 Numerical conditions

CFD Software	
Frontflow/red Aero v3.1	LES/Standard Smagorinsky Model ( $C_s=0.15$ )
Numerical Methods	
Scheme Comparison	2nd order central scheme (95%) 1st order upwind scheme (5%)
Time Integral Method	Euler Implicit Method
Simulation Setup	
Time Increment	$2.0 \times 10^{-6}$ s
Flow Assumption	Incompressible
Inlet Conditions	
Inlet Velocity	46.0 m/s (165.6 km/h)
Density	$1.225$ kg/m <sup>3</sup>
Viscosity	$1.95 \times 10^{-5}$ Pa · s
Reynolds Number	$1.5 \times 10^6$

### 5. 抵抗分解手法<sup>[5]</sup>

本研究で用いた抵抗分解手法に関して概説する。亜音速飛行を対象として、衝撃波が発生しないため、造波抵抗は考慮しないものとする。基礎式は、翼の前面と後面に設定した検査面における運動量保存の法則によるものである。仮に前面を A、後面を B とすると、運動量保存則から以下の式(1)で抵抗が評価できる。

$$D_{all} = \iint (P_a + \rho u_a^2) ds - \iint (P_b + \rho u_b^2) ds \quad (1)$$

$$P_t = P + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2 + w^2) \quad (2)$$

ここで、 $u, v, w$  は、それぞれ  $x, y, z$  方向の速度成分である。全圧の式(2)を用いて、式(1)を変形すると、

$$D_{all} = \iint (P_{ta} - P_{tb}) ds + \frac{1}{2} \rho \iint (u_a^2 - u_b^2) ds + \frac{1}{2} \rho \iint [(v_b^2 + w_b^2) - (v_a^2 + w_a^2)] ds \quad (3)$$

と書ける。式(3)の右辺第 1 項及び第 2 項は、圧力及び主流方向速度に起因する項であるため、形状抵抗とみなすことができる。右辺第 3 項は、主流方向に垂直な速度成分であるため、誘導抵抗と定義した。翼の前方に流れを乱すものはないため、翼の前方における  $v$  及び  $w$  が無視できるものとする。翼の後方における  $v, w$  のみで、誘導抵抗を記述することが可能となる。本研究では、式(4)にて、誘導抵抗の値を求める。

$$D_{induced} = \frac{1}{2} \rho \iint (v^2 + w^2) ds \quad (4)$$

6. 解析結果

はじめに、格子収束に関する結果を記す。格子収束性に関しては、迎角が 12° の際の翼表面圧力係数 (Cp) を実験値<sup>9)</sup>と比較し、翼端後流での誘導抵抗の値を定量的に評価した。図 4 に示す翼根付近及び翼端付近の各断面 (翼幅 b とした) における翼表面圧力係数を図 5(a), 図 5(b) に示す。翼端部で多少の誤差は生じているものの、実験値と比較的良好一致を見せている。

翼端後流における各面 (図 6) において、式(4)に従い速度成分の面積分で算出した誘導抵抗の値を図 7 に示す。各格子解像度間で定性的な違いはみられず、中間の格子と細かい格子では、おおよそ同程度の値を示した。以上の結果を総合的に評価し、以降の翼端形状を変化させた計算は中間の格子解像度で行った。

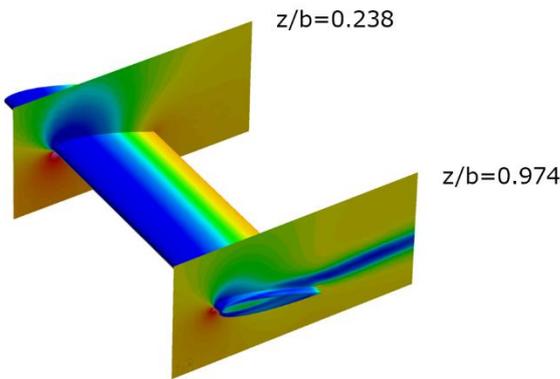


Fig. 4 The measurement sections of surface pressure coefficient

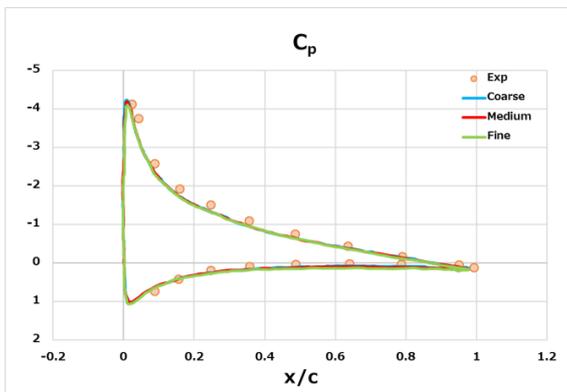


Fig. 5(a) Comparison of pressure coefficient at z/b = 0.238

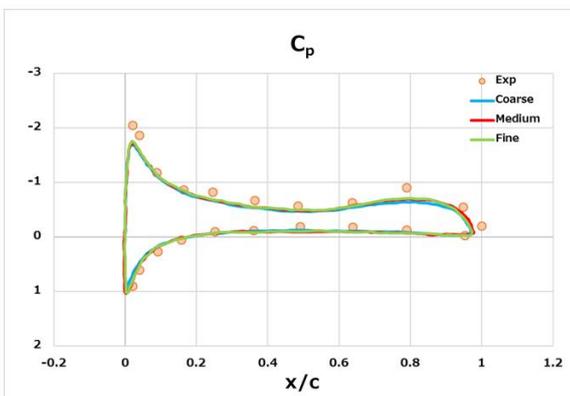


Fig. 5(b) Comparison of pressure coefficient at z/b = 0.974

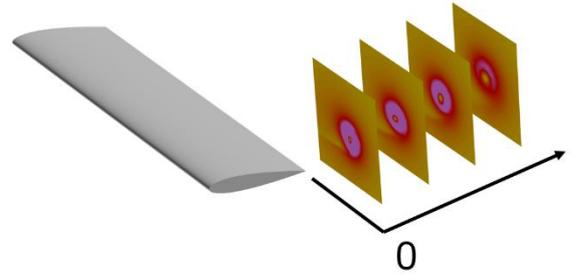


Fig. 6 Four sections where induced drag coefficient is estimated

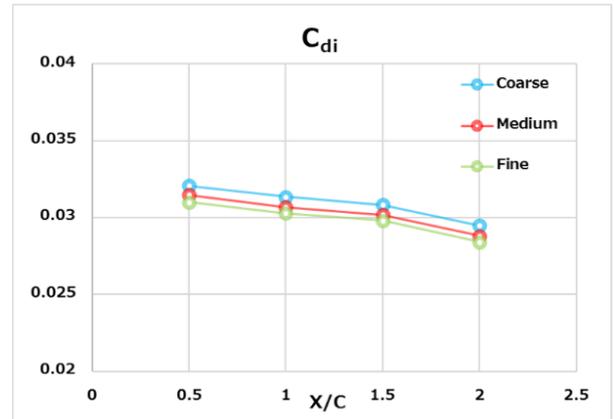


Fig. 7 Comparison of induced drag coefficient by Eq. (4)

続いて、翼端板無し翼の計算値及び実験値と翼端板を付加した翼との間で、揚力係数の比較を行った。揚力係数は以下の式(5)で算出した。

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho u^2 A} \quad (5)$$

ここで、 $L$  は揚力、 $A$  は翼の参照面積である。本研究では翼端板無し翼では翼平面形の面積を参照し、翼端板を付加した翼では、翼端板も加算した面積を参照している。

図 8 に、翼端板無し翼の計算及び実験、翼端板有り翼の計算によって得られた各迎角における揚力係数を示す。翼端板を付加することにより、各迎角において揚力係数が増加することがわかる。図 9 に翼表面の圧力係数分布、図 10(a), 図 10(b) に翼根部、翼端部それぞれの断面における翼表面圧力係数分布を示す。翼端板の有無による違いは、翼根部ではほとんど見られない。しかし、翼端部においては、明確な差が発生している。これは、翼端板有り形状では、翼端板の存在によって翼端渦が抑制されることで、翼端近傍でも翼上面の負圧領域が維持されるからである。この流れ場変化によって、翼端付近でも揚力が維持され、図 8 で示したような揚力係数の増加が得られたと考えられる。

また、図 11 に迎角 8° における、翼端板無し翼と翼端板を付加した翼の誘導抵抗の比較を示す。翼端板が付加されることにより、誘導抵抗の減少が確認できる。図 12 には、翼端近傍の  $y-z$  平面の速度の大きさ ( $=\sqrt{v^2+w^2}$ ) を示す。翼端板無し翼では翼端に翼端渦が 1 つ発生するが、翼端板有りの場合、2 つの渦が生じていることがわかる。それぞれの流れ場を詳細に観察するため、図 13, 図 14 に、翼後縁近傍の速度場を示す。図 13 で確認できるように、翼端板無し翼では下面から上面に回り込むような流れが生じ、1 つの翼端渦が形成される。一方、図 14 に見られる通り、翼端板

を付加した場合には、翼端板上部と下部で2つの渦が生じていることがわかる。まず上部の渦に関して考察する。上部の渦の形成過程は翼端板無しの場合と同様ではあるが、翼端板は流れに対して平行な向きに取り付けられている。したがって、翼端板の内側、外側で大きな圧力差は生じず、回り込む流れが比較的穏やかになる。ここには示さないが、渦度においても翼端板無しの方が大きい値をとっている。下側の渦に関しては、翼端板外側で翼端板表面に沿って流れてきた流れが、翼後縁背後で後流を巻き込むような形で渦を形成している。しかし、翼端板によって翼上面に回り込もうとする流れは遮られるため、その効果によって、渦の強度も小さくなったと考えられる。上記のようなメカニズムで発生する渦が弱められ、誘導抵抗が減少したと考察した。

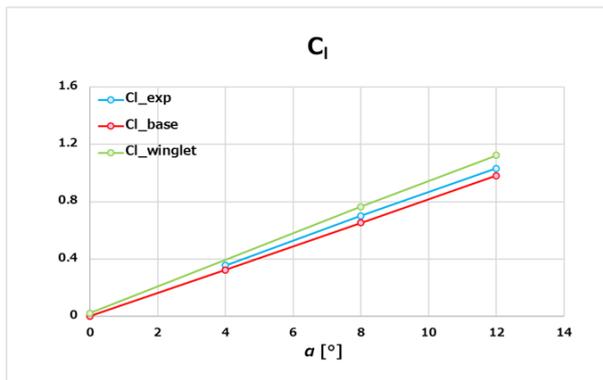


Fig. 8 Lift coefficient vs angle of attack

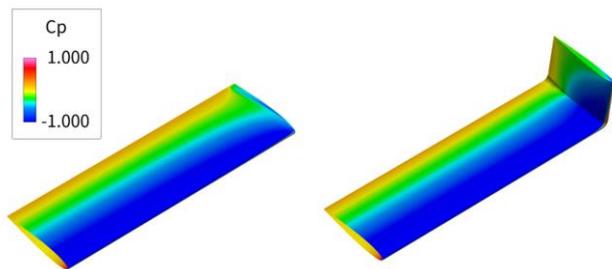


Fig. 9 Comparison of pressure coefficient on the wing surface

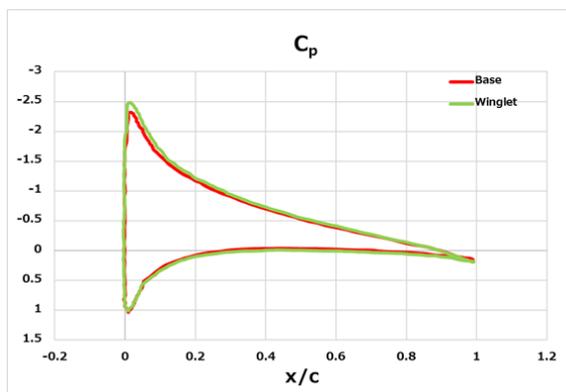


Fig. 10(a) Comparison of pressure coefficient at  $z/b = 0.238$

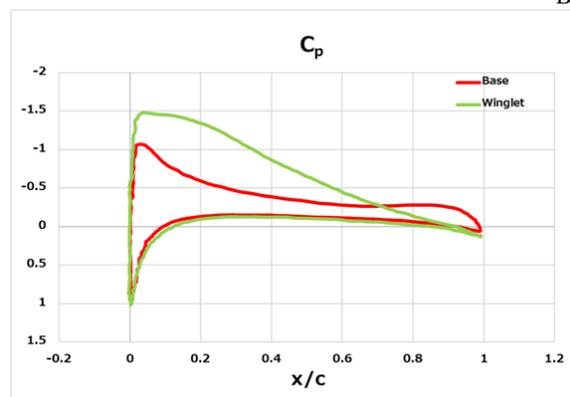


Fig. 10(b) Comparison of pressure coefficient at  $z/b = 0.974$

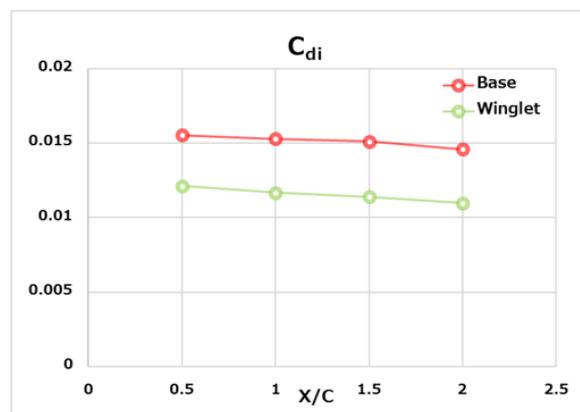


Fig. 11 Comparison of induced drag coefficient

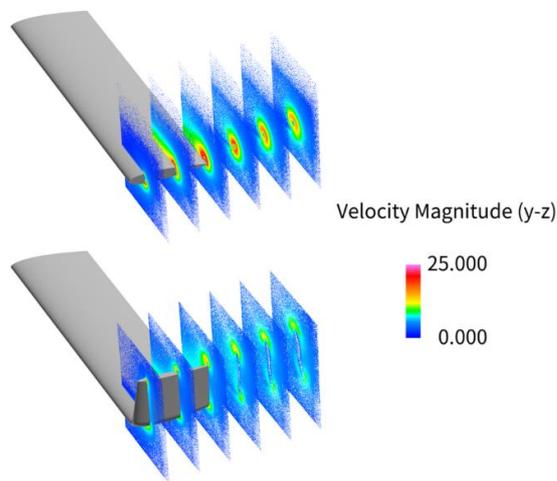


Fig. 12 Comparison of velocity magnitude (y-z plane)

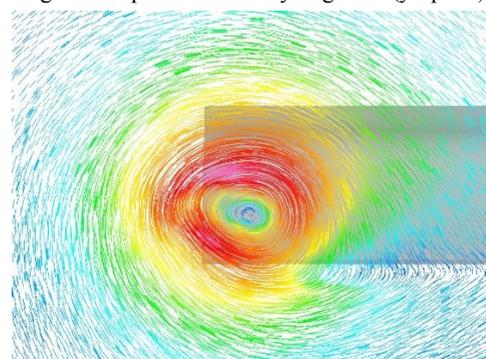


Fig. 13 Vector contour of velocity magnitude (with no winglet)

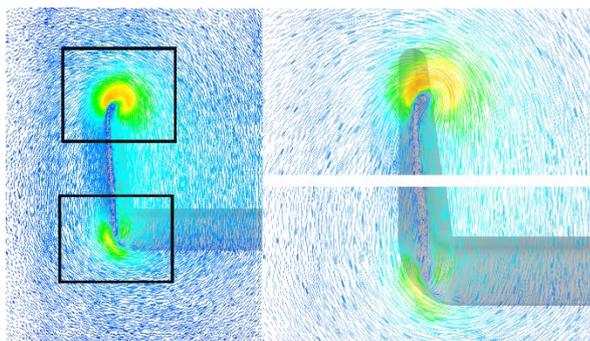


Fig. 14 Vector contour of velocity magnitude (with winglet)

## 7. 結論

本研究では、ウイングレットのような翼端板に着目し、翼端形状を変化させた際の流れ場と誘導抵抗への影響について考察した。翼端板無しの翼に対して、翼端板を付加した翼では、揚力係数の増加、誘導抵抗係数の低減が実現される。揚力係数に関しては、翼端板を付加することによって翼端渦が抑えられ、翼端付近でも上下面圧力差が維持されるため、揚力係数が増加する。今回用いた翼端板形状では、特徴的に2つの渦が発生することがわかった。ただし、翼端板なしで発生する翼端渦に比べ、いずれの渦もその渦度は弱く、誘導抵抗低減へと寄与する。今後は、翼や翼端板の高さや後退角、翼の断面形状等をパラメトリックに変化させることで、翼端形状変化による影響を解析していくことが必要である。

## 参考文献

- [1] N.N. Gavrilovic, B.P. Rasuo, G.S. Dulikravich, V.B. Parezanovic, Commercial aircraft performance improvement using winglets, FME Trans., 43 (1) (2015), pp. 1-8.
- [2] Yamazaki, W., Matsushima, K., and Nakahashi, K., Drag Prediction and Decomposition Based on CFD Computations, JSME International Journal Series B, Vol. 48, No. 2, (2005), pp. 235–240.
- [3] R.T. Witcomb, A design approach and selected wind-tunnel results at high subsonic speeds for wing-tip mounted winglets, NASA TN D-8260, NASA Lang-lay Research Center (1976).
- [4] J. A. Domaradzki and E. M. Saiki, A subgrid-scale model based on the estimation of unresolved scales of turbulence, Phys. Fluids 9, 2148 (1997).
- [5] K.W. McAlister, C.A. Schuler, L. Branum, J.C. Wu, 3-D measurements near a hovering rotor for determining profile and induced drag, NASA TP 3577 (1995).
- [6] K.W. McAlister and R.K. Takahashi, NACA0015 wing pressure and trailing vortex measurements, Research Report NASA TP 3151, NASA Ames Research Center (1991).