

卒業論文要旨

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

システム工学群

航空エンジン超音速流研究室 1200122 濱中 峻匡

1. 序論

近年の航空需要は世界的に増加傾向であるが、二酸化炭素排出量に対する規制は厳しくなる一方であり、環境性能の良い航空機開発が求められている中、空力抵抗低減は航空機を開発するうえで重要な課題である。

空力抵抗の原因の一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。この翼端渦を抑制するためにウィングレットと呼ばれる翼端デバイスが開発され、広く用いられている。ウィングレットは翼端渦を抑制するために有効な手段であるが、デバイス付加による抗力の増加や重量の増加などの側面もあり、形状開発は複合的に考えなければならない。

本研究では、CFD (Computational Fluid Dynamics) 解析を用いて、巡航状態における航空機の翼端形状の違いが三次元翼の空力特性に与える影響を調査することを目的とした。

2. 研究方法

2.1 計算方法

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⁽¹⁾ を使用する。支配方程式は三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式である。乱流モデルには Spalart-Allmaras モデルを修正した SA-noft2-R モデルを採用する。

2.2 計算対象

断面が NACA0012 翼型でコード長が 1.0m, スパン長が 2.0m である矩形翼を基準のモデル 1 とする。この翼モデルに翼端デバイスを設置したモデル 2~7 のデバイスの諸元を表 1, モデル全体の概形を図 1 に示す。デバイスの断面は NACA0012 翼型とする。モデル 2 と 3, 4 と 5, 6 と 7 はそれぞれ互いに上下対称である。また、翼端デバイスを設置した翼モデルとスパン長が同じになるよう、スパン長を 2.5m に延長したモデル 8 も用意した。

Table 1 Device conditions.

Device	2	3	4	5	6	7
Length [m]	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5
Height [m]	0.5	-0.5	0.5	-0.5	0.5	-0.5
Bending angle [°]	90	90	90	90	90	90
Curvature radius [m]	0.25	0.25	0.5	0.5	0.5	0.5
Tip cord length [m]	1.0	1.0	1.0	1.0	0.5	0.5

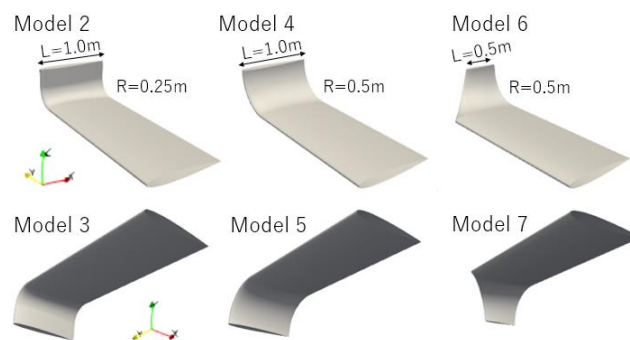


Fig. 1 Wing model.

2.3 計算格子及び計算条件

格子生成ソフトには直交格子に基づく非構造格子を用いる HexaGrid を使用する。一例として基準となるモデル 1 の計算格子を図 2 に示す。計算領域は縦横高さともにコード長の 50 倍とする。

境界条件と主流条件をそれぞれ表 2 と表 3 に示す。

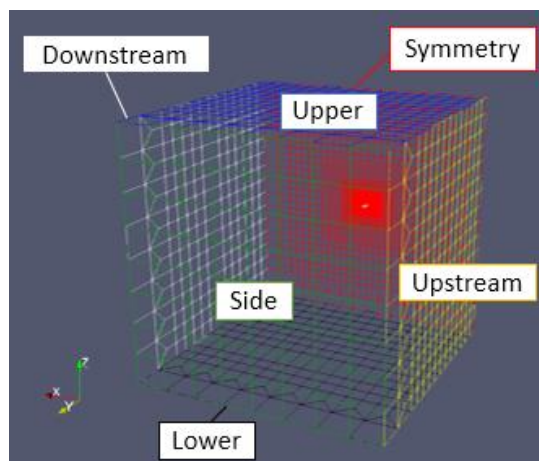


Fig. 2 Computational mesh.

Table 2 Boundary conditions.

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

Table 3 Flow conditions.

Reynolds number [-]	3.0×10^6
Mainflow mach number [-]	0.8
Angle of attack [°]	2.0
Mainflow temperature [K]	223.15

3. 結果及び考察

まず、デバイスなしのモデル1の計算結果を図3、図4に示す。図3は翼後縁のy-z平面におけるx軸方向の渦度分布、図4は翼根からのスパン方向距離が0.02mの断面と1.98mの断面の圧力係数を示す。翼端部分で翼上面に回り込む渦が発生し、翼端部分における翼上面の圧力が翼根部分よりも大きくなったと考えられる。

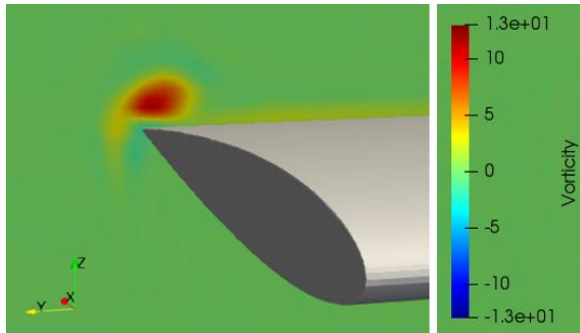


Fig. 3 Distribution of vorticity ω_x .

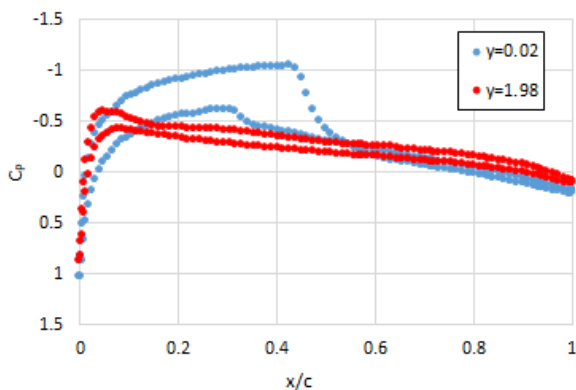


Fig. 4 Distribution of pressure coefficient.

次に、全てのモデルの空力係数をまとめたものとモデル1の揚抗比に対する各モデルの揚抗比の増減率を表4に示す。テーパーをつけた翼端形状を採用したモデル6と7で揚抗比の改善がみられた。最も改善のみられたモデル7は基準となるモデル1に対しては約2.33%の改善がみられ、モデル8に対しては、約1.15%の改善がみられた。デバイスを用いることは単純にスパン方向に延長するよりも揚抗比の増加に効果的であることを示した。

Table 4 Aerodynamic coefficient.

Model	C_D	C_L	C_L / C_D	Difference[%]
1	0.0193373	0.159698	8.258547	± 0.00
2	0.0293943	0.174701	5.943363	-28.03
3	0.0228656	0.152588	6.673256	-19.20
4	0.0276611	0.193538	6.996757	-15.28
5	0.0212460	0.152343	7.170432	-13.18
6	0.0246507	0.208253	8.448167	+2.30
7	0.0201649	0.170419	8.451245	+2.33
8	0.0212186	0.177291	8.355452	+1.17

抗力係数の比較について、図5にデバイスを付加したモデル2~7の翼後縁のy-z平面におけるx軸方向の渦度分布を示す。上向きのデバイスではデバイス端部での渦が大きく、湾曲部でも渦が発生していることから抗力が増加したと考えられる。また、下向きのデバイスの方が渦が小さいのは、デバイス端部に主流がぶつかることで翼上面方向に回り込もうとする渦を妨げているためだと考えられる。さらに、テーパーをつけたデバイスの方が渦が小さいため、他のデバイスより抗力が減少したと考えられる。

揚力係数の比較について、図6にデバイスなしのモデル1とデバイスを付加したモデルの代表として揚力係数が最も大きいモデル6のスパン方向1.98m断面での圧力係数を示す。デバイスを付加することで、翼上面の負圧領域が拡大され、揚力が増加したと考えられる。

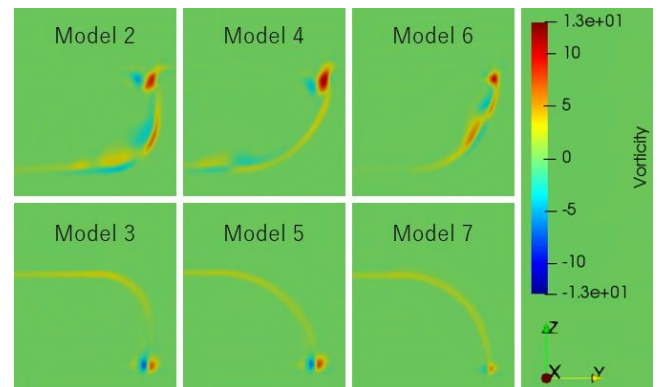


Fig. 5 Distribution of vorticity ω_x .

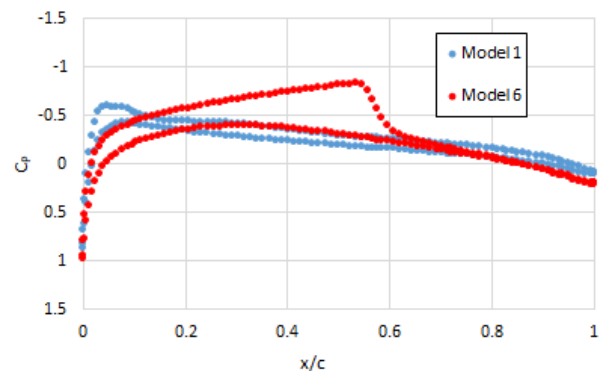


Fig. 6 Distribution of pressure coefficient.

4. まとめ

本研究では、翼端形状の違いが三次元翼の空力特性に与える影響をとらえ考察した。デバイスを付加することで空力係数に変化がみられ、揚抗比を改善できることを確認した。今後は、さらに多くの形状パターンからより改善の見込める形状を模索する必要がある。

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。

文献

- (1) 宇宙航空研究開発機構 JAXA, “FaSTAR 理論マニュアル”, 2014