

回転円筒を用いたフラップ周りの剥離流れ制御

Separation Control Around Trailing-Edge Flap with Rotating Cylinder

航空宇宙工学コース

航空エンジン超音速流研究室 1235103 佐々木 蓮

1. 序論

航空機には離着陸時に主翼の前縁からはスラットが、後縁からはフラップが展開され翼面積の増加に加えキャンバの増加によって低速度での飛行時に大きな揚力を獲得する。これらの性能が向上すればより安全な離着陸や滑走距離の短縮にもつながり、また典型的な長距離双発亜音速輸送機の場合、離陸時の揚抗比が1%増加するとペイロードが2800lb増加するほか、航続範囲が150nm増加する可能性もある⁽¹⁾。高揚力装置の性能向上の手段の一つにフラップ角を大きくするという方法があるが、それにはフラップ上面に発生する剥離を抑制する必要がある。

剥離制御の方法として、現在の商用旅客機でもっとも利用されているのが小型の渦流発生器により意図的に乱流を発生させ、流れを混合し境界層の外側から運動量を壁面付近の流れに引き込み剥離を遅らせる方法である⁽²⁾。また、底面が振動するオリフィスを埋め込み、噴出と吸引を繰り返すことで流れ場に乱れを生じさせ混合促進による剥離制御を行うシンセティックジェット⁽³⁾による方法も提案されている。さらにはプラズマアクチュエータ⁽⁴⁾により境界層に運動量を与える方法も検討されている。その他にも剥離制御の手段として表面移動法がある。

表面移動法とは、物体表面をそれに平行な方向に動かすことでクウェット流れの要領で表面付近の流れに運動量を付与する方法である。北村⁽⁵⁾らは表面移動法により低レイノルズ数における翼の空力性能を改善させ、汪⁽⁶⁾はフラップの後方にベルトを張り、モータで回転させることで剥離制御を行った。本研究ではより簡素な機構で剥離制御を行う手段として単独翼で効果を確認した回転する円筒を翼に埋め込む剥離制御の方法⁽⁷⁾を、フラップに施すことでフラップに生じる剥離の制御する方法を提案する。

具体的には、母翼とフラップの間にスロットのあるスロットドフラップに対し、回転する円筒をフラップに埋め込むように設置したモデルの数値計算を行い、回転する円筒がフラップの剥離制御に効果的かどうかを評価する。

2. 計算手法

数値計算にはセル中心有限体積法を用いた FaSTAR⁽⁸⁾を利用する。支配方程式は三次元 Navier-Stokes 方程式と理想気体の状態方程式である。乱流モデルには Menter-SST モデルの改良版である Menter-SST2003⁽⁹⁾を採用した。分子粘性係数の算出には Sutherland の式を用いた。Navier-Stokes 方程式の移流項の差分法には HLLC スキームを改良した HLLW スキーム⁽¹⁰⁾、時間積分法には LU-SGS 法⁽¹¹⁾、粘性流束の計算には Green-Gauss 法と重み付き最小二乗法を使うハイブリッド手法である GLSQ 法⁽¹²⁾を用いた、また、制限関数には FaSTAR に標準装備されている Hishida リミタ van Leer 型⁽¹³⁾を使用した。

3. 翼モデル

計算対象の翼モデルは図1の翼型が NLR 7301 Multi Element Airfoil のフラップの前縁から約85%地点に直径が約9.6mmの回転可能な円筒が埋め込むように設置したモデルである。円筒の設置位置と直径は事前のパラメトリックスタディにより決めた。諸元として、基準翼弦長0.57m、フラップ翼弦長が基準翼弦長の32%、フラップと母翼の最短距離が基準翼弦長の2.6%、フラップ前縁と母翼後縁間の距離が基準翼弦長の5.3%となっている。そしてフラップ角は40degとなっており、一般的な旅客機のフラップ角は10degから20deg程度であるため、大きなフラップ角となっている。また、比較のために円筒がない翼モデルの計算も行っている。

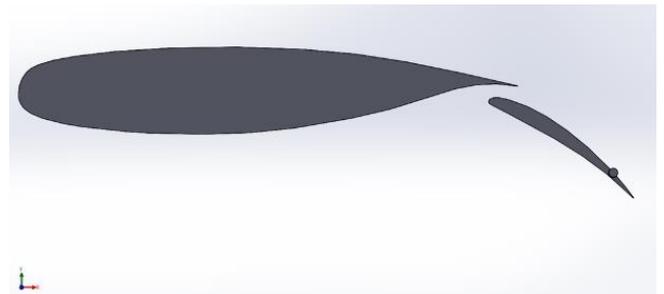


Fig. 1 NLR 7301 Multi element Airfoil with Cylinder.

4. 計算格子及び境界条件

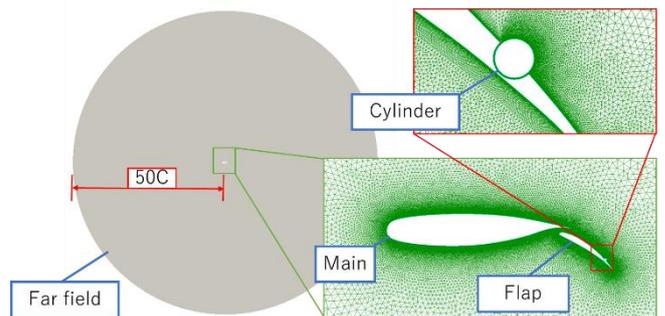


Fig. 2 Computational grid and Boundary.

計算領域は翼モデルを中心に基準翼弦長の50倍の長さの半径を持つ円型の計算領域である。図2に対応する境界条件を表1に示す。Cylinder境界に適用した Moving wall 条件に関して、円筒が実際に回転しているのではなく回転による壁面近傍に運動量を与える効果を模擬するために壁面に平行な向きに速度の分布がある Moving wall 条件を適用し、計算コストの低減を行っている。Moving wall 条件により分布させる速度は後述する主流流速の0倍(つまり回転していないとき)、1倍、2倍、3倍とした。

Table 1 Boundary conditions.

Far field	Uniform flow
Main	Viscous wall
Flap	Viscous wall
Cylinder	Moving wall

5. 主流条件

主流条件を表 2 に掲載する. 迎角は 2deg から 14deg 間を 2deg 刻みで調査している. またこの時の主流流速は約 63m/s である.

Table. 2 Main flow condition.

Main flow Reynolds number[-]	2.51×10^6
Main flow Mach number[-]	0.185
Angle of attack[deg]	2-14
Main flow pressure[Pa]	103512.747
Main flow temperature[K]	288.15

6. 回転円筒による空力性能への影響

計算結果の揚力係数 C_l と迎角 α との関係を表す C_l - α 線図が図 3 である. V_ratio とは主流流速と回転円筒の周速度をとの速度比を表し $V_ratio=2$ では周速度が主流流速の 2 倍で回転している場合を表す. 図より速度比を増加させることで揚力が増加することが分かる. 一例として $\alpha=4$ の時の母翼とフラップの表面圧力の分布である C_p 線図を図 4 と図 5 に示す. C_p 線図から揚力の増加は母翼とフラップ双方で起きていたことが分かる. この時の母翼上面の前縁から 30%, 50% 地点の壁面に垂直な面のマッハ数分布を図 6 に示す. マッハ数分布から速度比の増加は翼表面の流れを増速させていたことが分かる. この要因として円筒の回転によってフラップ上方の低圧領域が拡大しそれが母翼上面の逆圧力勾配を弱めたと推測される. 図 7 に各速度比でのフラップ上方の C_p 分布にカラーバーの範囲を 50 等分したコンター図を示す. 図より速度比が増加することで低圧領域が拡大していくことが分かる. またこの現象はフラップ側にも影響を与えている. 図 8 はフラップの前縁から 30%, 50% 地点の壁面に垂直な面のマッハ数分布である. 図からフラップ上面でも母翼と同様に速度比の上昇によるフラップ表面の流れの増速が分かる.

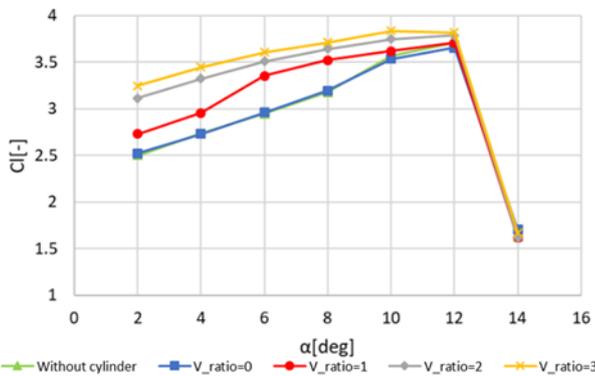


Fig. 3 C_l vs. α Plot.

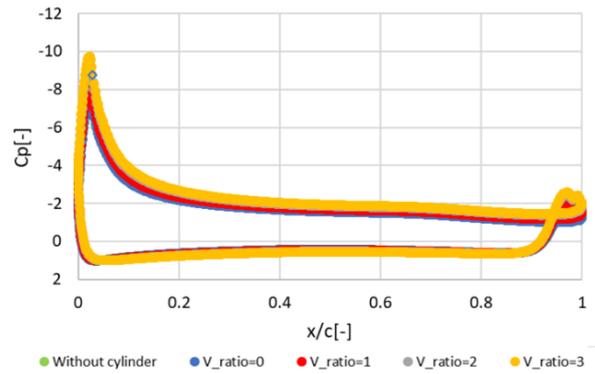


Fig. 4 C_p -plot for main wing.

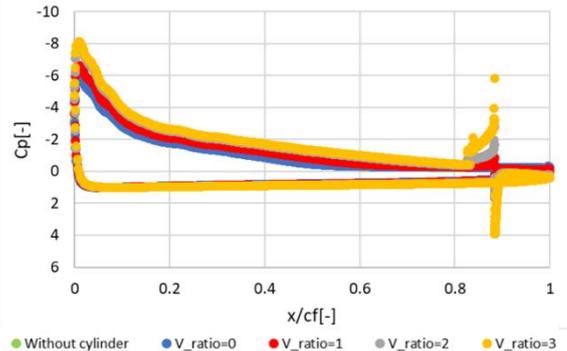
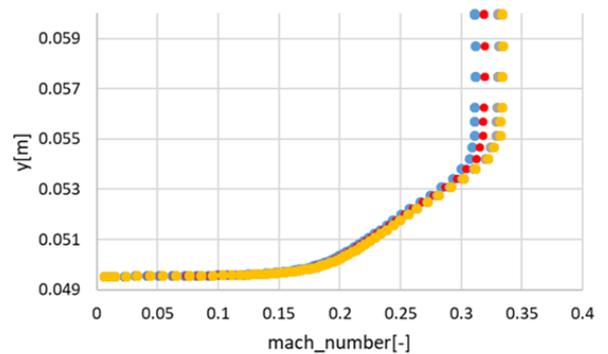
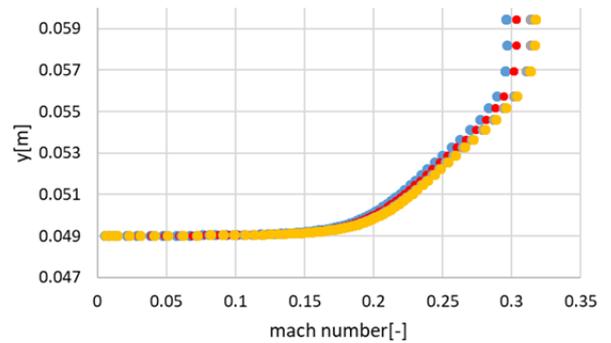


Fig. 5 C_p -plot for flap.

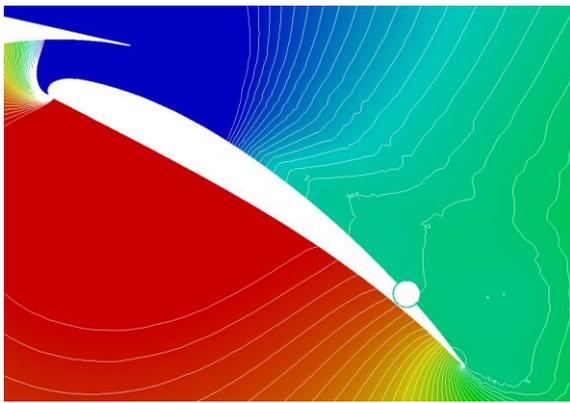


(i) 30% code

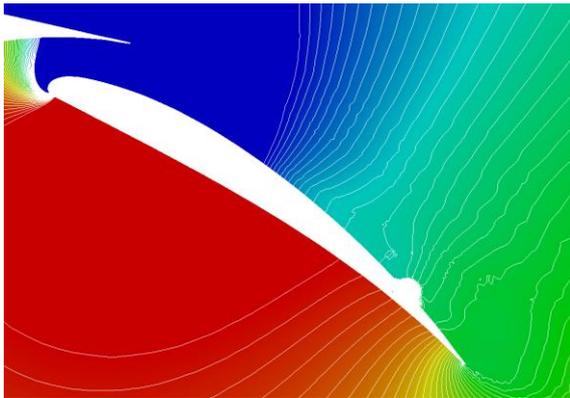


(ii) 50% code

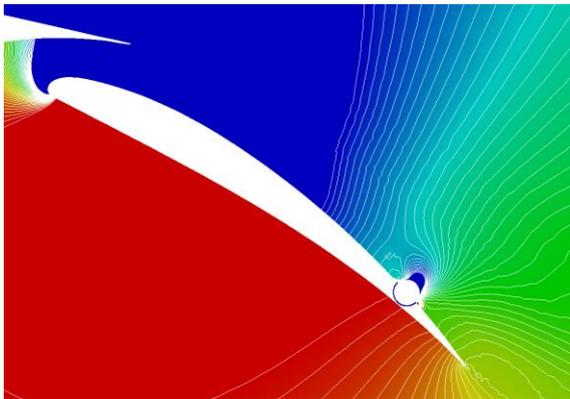
Fig. 6 Mach number plot on main wing.



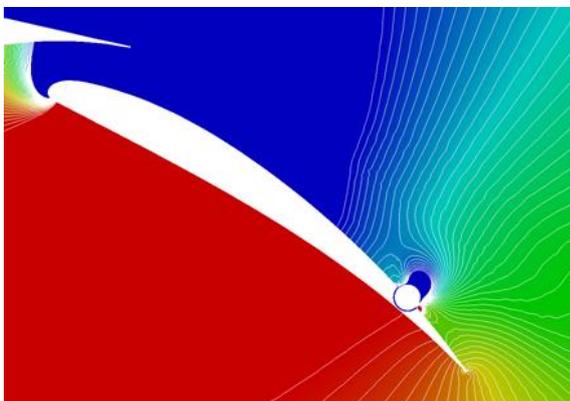
(a) $V_ratio=0$



(b) $V_ratio=1$



(c) $V_ratio=2$



(d) $V_ratio=3$

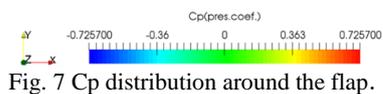
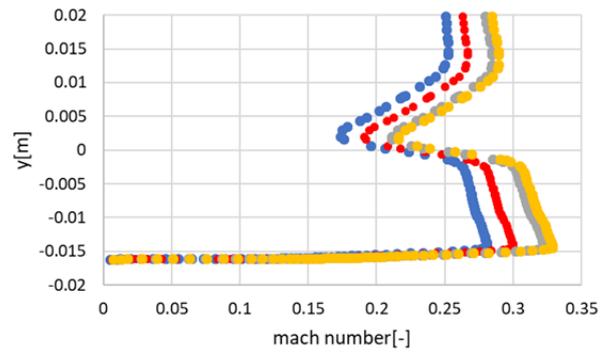
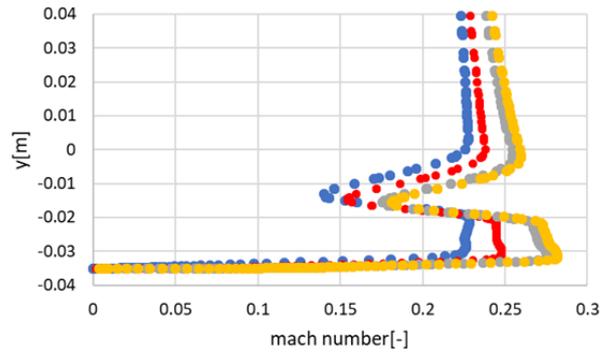


Fig. 7 C_p distribution around the flap.



(i) 30% flap code



(ii) 50% flap code

● $V_ratio=0$ ● $V_ratio=1$ ● $V_ratio=2$ ● $V_ratio=3$

Fig. 8 Mach number plot on flap.

計算結果の抗力係数 C_d と迎角 α の関係を表す C_d - α 線図を図 9 に示す. 図からは母翼側から前縁剥離していた $\alpha=14$ は除外している. 速度比を上昇させることで $\alpha=2$ から 8 において抗力が低下し, $\alpha=10$ と 12 では大きな変化は見られない. これには剥離を伴う円筒前方から広がる大きな低マッハ領域が関係していると考えられる. 傾向が特徴的であった $\alpha=4$ での速度比=0, 1, 2, 3 と $\alpha=10$ での速度比=0, 1, 2, 3 でのフラップ周辺のマッハ数分布と流線を図 10 と図 11 に示す. 双方の図(a)から $\alpha=4$ では円筒前方から大きな低マッハ領域と大きな剥離渦が存在しているが $\alpha=10$ では $\alpha=4$ と比較すると低マッハ領域は小さく剥離渦は円筒後方に発生している. どちらも共通して速度比を上昇させると低マッハ領域は小さくなっていき剥離渦も解消されていくが抗力への影響には差が生じている. またそれぞれの(c)(d)から剥離渦を解消した後は速度比上昇による抗力への影響はほとんど見られない. このことから円筒前方から広がる大きな剥離渦とそれに伴う低マッハ領域を解消することが大きな抗力の低減の要因である可能性が高いと考える.

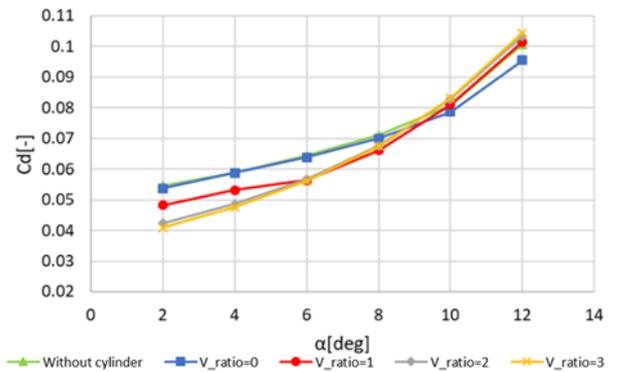
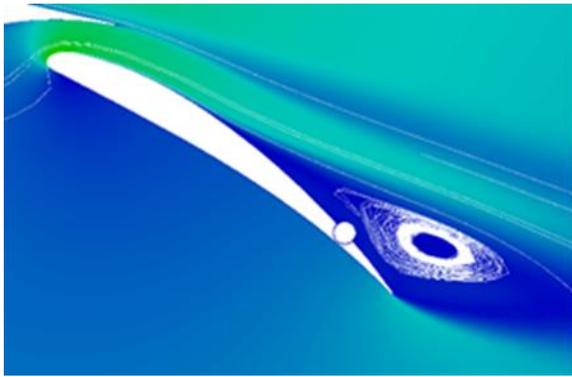
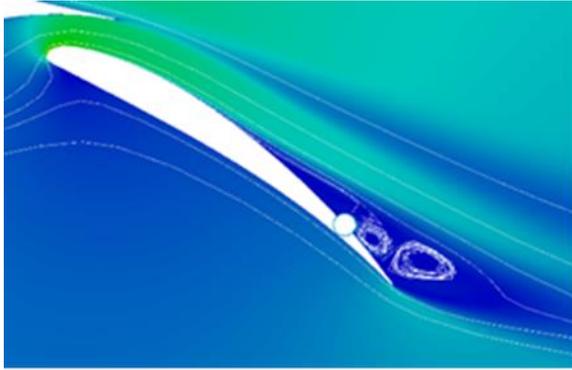


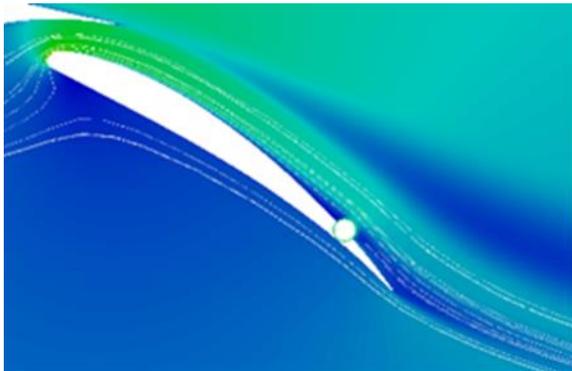
Fig. 9 C_d vs. α Plot.



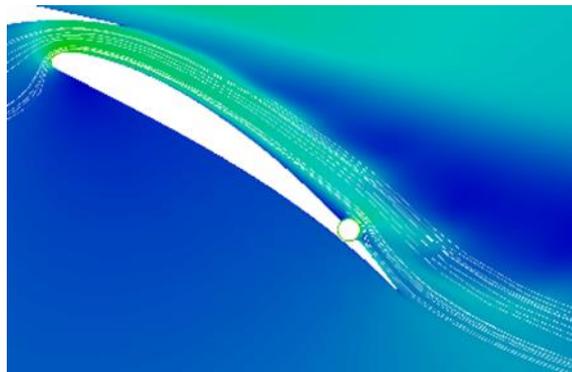
(a) $V_ratio=0$



(b) $V_ratio=1$



(c) $V_ratio=2$



(d) $V_ratio=3$

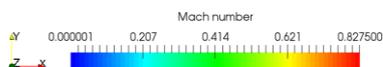
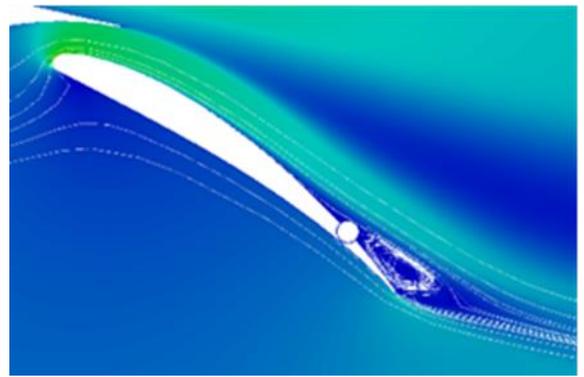
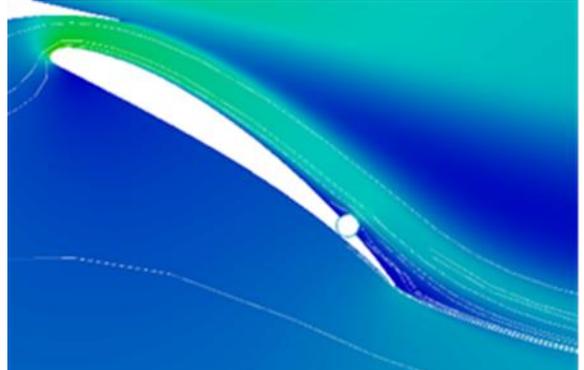


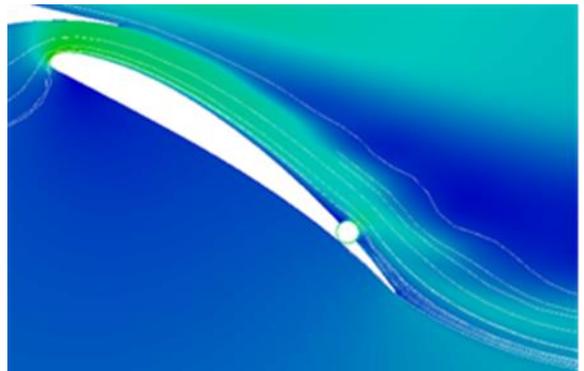
Fig. 10 Mach number distribution and streamlines around flap at $\alpha=4$.



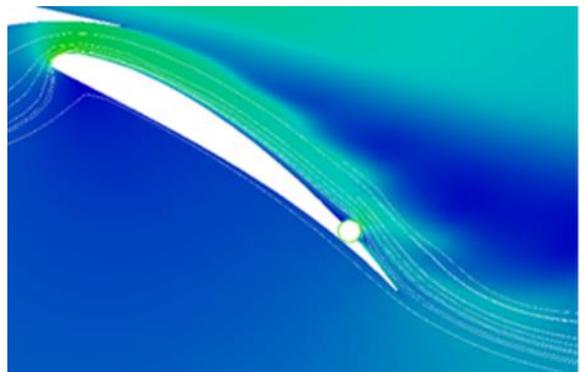
(a) $V_ratio=0$



(b) $V_ratio=1$



(c) $V_ratio=2$



(d) $V_ratio=3$



Fig. 11 Mach number distribution and streamlines around flap at $\alpha=10$.

7. 結言

本研究はフラップ上面に生じる剥離を抑制する方法として回転円筒による剥離制御法を提案し、数値計算によって剥離制御効果及び空力性能への影響を調査した。その結果、剥離を抑制したことで揚力は増加、低迎角では抗力が減少することが分かった。

以上の知見により、回転円筒による剥離制御法は剥離を抑制しその回転により空力性能を向上させることからフラップの剥離制御法として有効であると考えられる。

今回着目した回転円筒とは円筒壁面の粘性により流れを誘起させることで剥離を制御することがねらいであった。今後の展望としてはより効率よく剥離制御を行えるように、流れを攪拌できるような凹凸のある形状などを試す必要があると考える。また、今回用いた翼型以外への適用や3次元への拡張を行うことも実用化に向けた課題である。しかしこれらが達成されれば離着陸時の高揚力、低迎角化を実現できる。つまり、多様化していく航空業界への新たなニーズに柔軟に対応することが可能になる。

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。

参考文献

- (1) van Dam, C. P., "The Aerodynamic Design of Multi-Element High-Lift Systems for Transport Airplanes", *Progress Aerospace Sciences*, Vol. 38, 2002, pp. 101-144.
- (2) Adam Jirasek, "Vortex-Generator Model and Its Application to Flow Control", *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 6, November–December 2005, pp. 1486-1496.
- (3) 阿部圭晃, "シンセティックジェットによる翼周り剥離流れ制御に関するLES:スパン方向渦の解析", 第26回数値流体力学シンポジウム, D10-4, 2012.
- (4) 椿野大輔, "プラズマアクチュエータを用いた翼前縁剥離の制御における位置および戸数の影響", 日本機械学会論文集中(B編), 73巻, 727号, 2007, pp. 663-669.
- (5) 北村圭一, "表面移動法による翼の低レイノルズ数空力特性の改善", 航空宇宙技術, Vol. 17, 2018, pp. 227-236.
- (6) 汪運鵬, 中村佳朗, "表面移動法によるフラップ表面の剥離制御", 日本航空宇宙学会論文集, Vol.58, No.679, 2010, pp. 239-244.
- (7) V. Modi, "Fluid dynamics of airfoils with moving surface boundary-layer control", *Journal of aircraft*, Vol. 25, No. 2, 1988, pp.169.
- (8) 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.
- (9) F. R. Menter, "Improved Two-Equation k-omega Turbulence Models for Aerodynamic Flows", *NASA TM*, 103975, 1992.
- (10) B. Einfeldt, "On Godunov-Type Methods for Gas Dynamics", *SIAM Journal on Numerical Analysis*, Vol. 25, 1988, pp. 294-318.
- (11) O. S. Menshov, Y. Nakamura, "Implementation of the LU-SGS Method for an Arbitrary Finite Volume Discretization", 第9回数値流体力学シンポジウム, 1995
- (12) E. Shima, K. Kitamura, T. Haga, "Green-Gauss/Weighted-Least-Squares Hybrid Gradient Reconstruction for Arbitrary Polyhedra Unstructured Grids", *AIAA Journal*, 51(11), 2013, pp. 2740-2747.
- (13) 菱田, 橋本, 村上, 青山, "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, pp. 85-90.