

2D02 前進翼のための高揚力装置空力最適設計に向けた
後縁フラップの影響調査

○高木大成，金崎雅博（東京都立大学大学院）

Investigation of the Effects of Trailing Edge Flaps for Aerodynamic Optimization of High-Lift Devices on Forward-Swept Wings

Key Words: Computational Fluid Dynamics, Forward Swept Wing, Trailing-Edge Flap, Supersonic Transport

Abstract

The objective of this study is to investigate the effects of trailing-edge flaps on a Forward Swept Wing (FSW) at low speeds and high angles of attack, in order to obtain insights toward an aerodynamic optimization of high-lift devices on FSW for Supersonic Transport (SST). In this study, a plain flap and a Gurney flap were employed. To investigate the aerodynamic characteristics of the FSW with flaps, numerical calculations using Reynolds Averaged Navier-Stokes were conducted. For comparison of aerodynamic performances and flow structures, a Backward Swept Wing (BSW) with flaps was also calculated. From these numerical results, for the plain flap, increasing the flap deflection angle of the FSW caused a greater increase in lift than that of the BSW when the flap deflection angle was in the range of 20° to 30°. In terms of the Gurney flap, a higher lift to drag ratio than that of the plain flap was obtained in the FSW as well as the BSW with similar drag as the Gurney flap. These findings suggest that, in an aerodynamic optimization of high-lift devices on FSW for SST, the upper limit of flap deflection angle of a plain flap should be set at 30 degrees or more. Additionally, the Gurney flap is a possible option for improving the lift to drag ratio.

1. 序論

超音速旅客機 (Super Sonic Transport : SST) は、主要都市間の6時間以内での移動を実現し、経済効果に加えてエコノミー症候群のリスク低減など様々な利点が見込まれる^[1]。しかし、燃費の悪さやソニックブームによる騒音の抜本的な解決策が実現せず、“Concorde”以降のSST 実用化を妨げている。このような課題に対して、米国航空宇宙局 (The National Aeronautics and Space Administration : NASA) のQuesst (Quiet supersonic technology : Quesst) ミッション^[2]、Boom Technology社の“XB-1”^[3] や宇宙航空研究開発機構 (Japan Aerospace Exploration Agency : JAXA) のD-SEND (Drop test for Simplified Evaluation of Non-symmetrically Distributed sonic boom) プロジェクト^[4] など様々な研究開発が行われてきた。低ブーム化には、Darden分布に基づいた後退翼機が研究されてきたが、後退翼は機体後方で揚力を発生するため、Darden分布に近づける設計には限界がある^{[5][6]}。

この問題を解決するための革新的機体として、堀之内は可変前進翼を持つ機体を構想した^[7]。岸らは、Euler方程式と拡張Burgers方程式に基づいたソニックブーム強度計算により、前進翼機は後退翼機と同等の抵抗でブーム強度をより低減できることを示した^[8]。

このように、前進翼は超音速飛行時の問題解決に有望であるが、前進翼は後退翼に比べて低速高迎角時の最大揚力が小さく^[9]、離着陸時において実用上の問題が生じる。低速高迎角時の前進翼では、翼端付近の前縁から前縁渦が生じ、後縁渦も発達する^[10]。これは翼根付近の前縁から前縁渦が生じ、前進翼ほど後縁渦が発達しない後退翼とは異なる流れ場である。このため、低速高迎角時の前進翼と後退翼における翼上面圧力分布および空力特性は大きく異なる^[11]。

このことから、過去に調査されてきた後退翼SSTの高揚力装置の形状・配置^{[12][13]} が前進翼に適さない可能性がある。前進翼の離着陸时空力性能を改善するためには、前進翼特有の流れ場に対応した高揚力装置の最適設計が望ましい。しかし、前進翼の高揚力装置に関する知見は後退翼に比べて少なく、最適設計にあたっての高揚力装置のベース形状や設計変数を決定することは難しい。

したがって本研究では、前進翼のための高揚力装置空力最適設計に向けて、後縁フラップによる前進翼の低速高迎角特性への影響調査を行い、最適設計に向けた指針を得ることを目的とする。一般にSSTに用いられる翼型は翼厚が小さく、slotted フラップのような複雑な構造を持った高揚力装置の搭載は困難である。そのため今回は、構造が単純なPlain フラ

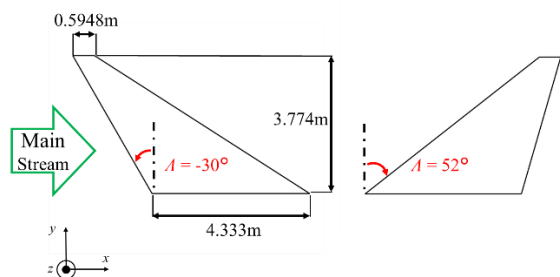
ップもしくはGurney フラップ^[14] を前進翼に搭載したモデルに対して数値流体計算を行い、空力性能の評価を行う。空力性能や流れ場の比較のため、これらの後縁フラップを搭載した後退翼モデルに対しても数値流体計算を行う。

2. 研究対象

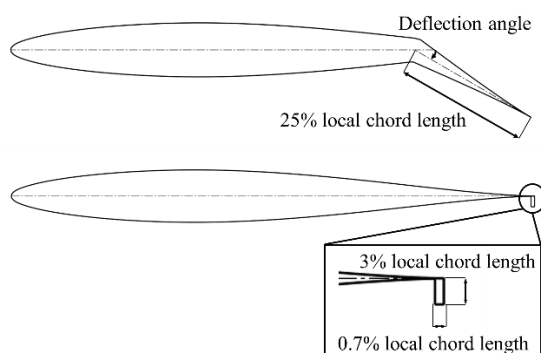
第1図に本研究で取り扱う前進翼および後退翼の翼平面形を示す。後退翼は、JAXA で検討された超音速ビジネスジェット機概念^[7]の主翼外翼部を基本形状とする。前進翼に関しては、岸らの研究^[8]において最も超音速巡航時のソニックブームが小さくなった翼平面形を採用している。

第2図に本研究で用いるフラップ形状を示す。Plain フラップの翼弦長は局所翼弦長の25% とし、フラップ角は 0° （フラップ無し）、 10° 、 20° 、 30° とする。Gurney フラップはフラップ高さを局所翼弦長の3% とし、フラップ翼弦長を局所翼弦長の0.7% とする。これらのフラップを前述した前進翼と後退翼に取り付けた形状に対して数値流体計算を行う。

空力性能や流れ場評価の単純化のため、全スパンにわたって基本となる翼断面形状をNACA63A010とし、ねじり下げを含め翼断面のスパン方向変化は行わない。



第1図 計算対象の翼平面形
(左: 前進翼, 右: 後退翼)



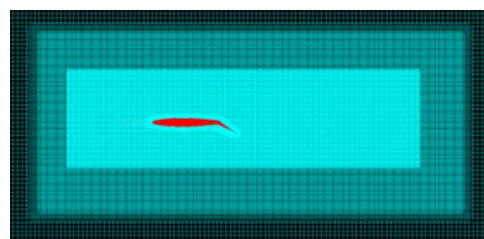
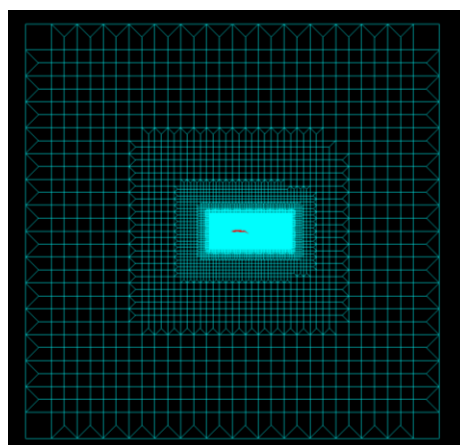
第2図 計算対象のフラップ形状
(上: Plain フラップ, 下: Gurney フラップ)

3. 数値計算方法

3.1 計算手法

流体計算の支配方程式は三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式であり、非構造格子を用いたセル中心法の有限体積法で解く。RANS による解法を用い、乱流モデルは Splart-Allmaras-noft2-R (SA-noft2-R)^{[14][15]} モデルとする。流束評価には Simple Low-dissipative AUsm (SLAU)^[17]、セル間勾配の計算には Green-Gauss based Weighted-Least-Square (GLSQ)^[18] 法、セル内再構築法には Unstructured-Monotonic Upstream-centered Scheme for Conservation Laws (U-MUSCL)^[19] 法を使用する。時間積分には Lower Upper Symmetric Gauss Seidel (LU-SGS) 陰解法^[20]を用いる。計算の実行には、JAXA で開発された高速流体ソルバ FaST Aerodynamic Routines (FaSTAR) ver6.0.6^[21] を用いた。

計算格子は、六面体、四面体、プリズム、ピラミッドからなるハイブリッド構造格子であり、格子生成には JAXA が開発した HexaGrid ver1.1.1^[22] を用いた。前縁渦を詳細に解像するため、第3図に示すように翼まわりの格子を密に配置している。総格子点数は約 5000 万点である。



第3図 格子概観(上: 全体, 下: 翼近傍)

3.2 計算条件

本研究では、高度 1000m、主流速度マッハ数 $M_\infty = 0.25$ 、迎角 $\alpha = 20^\circ$ の主流を想定する。これは瀬戸口ら^[11]による条件を参照し、離着陸時を想定したものである。平均空力翼弦長 $x_{MAC} = 2.937\text{m}$ を代表長さとしたときの Reynolds 数は $Re = 1.562 \times 10^7$ である。

4. 結果

4.1 Plain フラップ

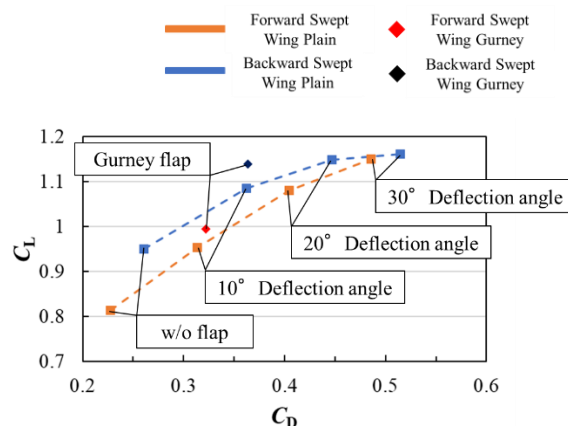
第4図にPlain フラップおよびGurney フラップを搭載した前進翼と後退翼の C_D - C_L 線図を示す。低フラップ角では、前進翼の C_L および C_L/C_D は後退翼より小さいが、フラップ角の増加とともに、 C_L および C_L/C_D は後退翼のものに漸近していく。フラップ角 20° と 30° の間に着目すると、前進翼の方が、Plain フラップによる C_L 増加が大きくなっている。

第5図にPlain フラップを搭載した前進翼と後退翼の翼上面 C_p 分布および表面摩擦線を示す。前進翼では、フラップ角が増加するとともに前縁渦の生じる位置が翼端側へ移動し、後退翼では翼根側へ進む。これはフラップ角増加により、前進翼では翼根側剥離領域が、後退翼では翼端側剥離領域が拡大するためである。さらに、後退翼ではフラップ角が増えるにつれて前縁渦による低圧領域が縮小していく一方で、前進翼では拡大する。この違いにより、高フラップ角でのフラップ角増加に伴う C_L の増加が、後退翼より前進翼の方が大きくなったと考えられる。

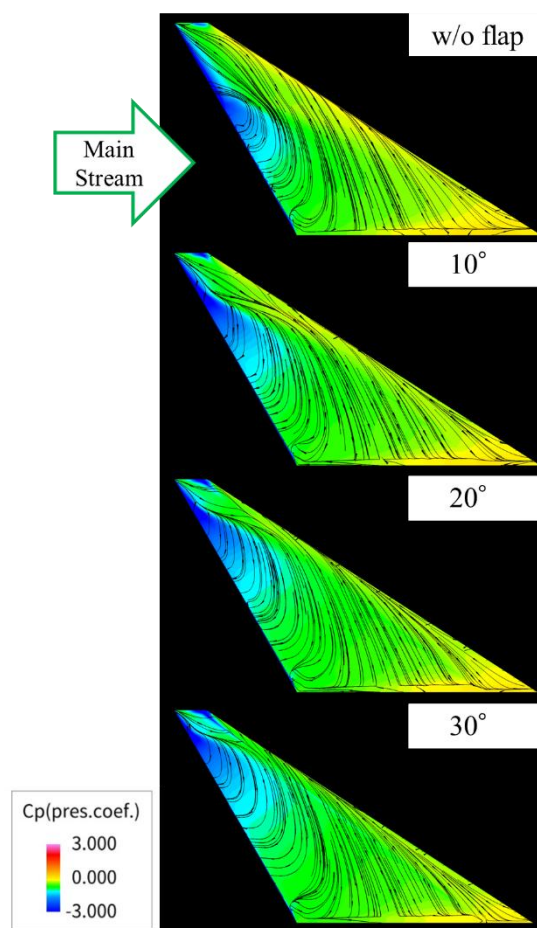
4.2 Gurney フラップ

第4図より、前進翼・後退翼ともにGurney フラップにより、同等の C_D をもつPlain フラップに比べて C_L/C_D が増加している。第6図にGurney フラップを搭載した前進翼と後退翼の翼上面 C_p 分布および表面摩擦線を示す。前進翼・後退翼ともに、フラップ無し形状より後縁付近が低圧になっている。この変化により、前進翼・後退翼のいずれにおいても C_L/C_D が増加したと考えられる。

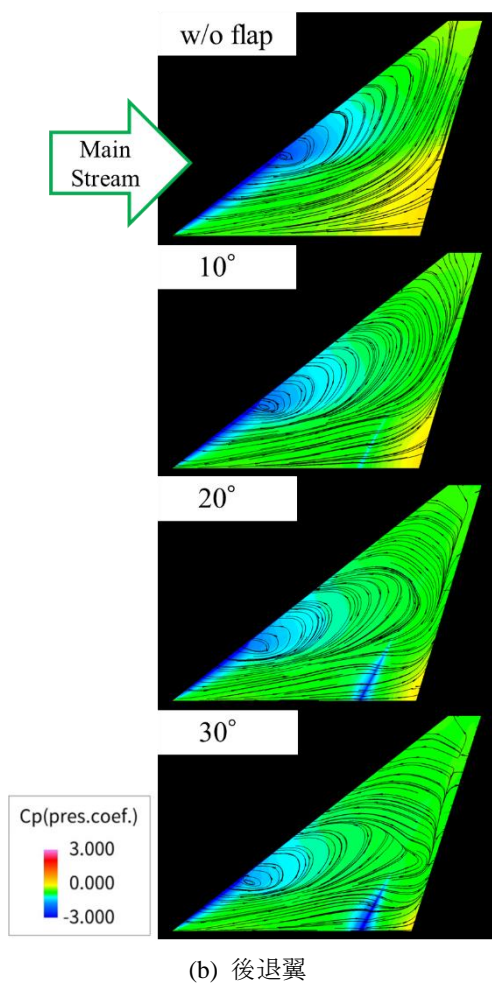
第7図に前進翼と後退翼におけるGurney フラップ付近の速度ベクトルを示す。後退翼では、翼根側の非剥離領域 ($y/x_{MAC} = 0.35$) において後縁下流に1対の渦が生じている。これはGurney フラップによって形成される渦であり、この渦が後縁近くの流れを加速させることで、フラップ無し形状より後縁上面まわりの低圧になる^[14]。翼根側の剥離領域に行くにつれ、この渦が見られなくなることから、Gurney フラップによる後縁付近の流れを加速させる効果は、非剥離領域において有効であると推測する。前進翼では後退翼で生じたような渦が見られない。前進翼においては、Gurney フラップが後縁下面から上面への流れを抑制することで、フラップ無し形状より後縁付近の流れを速め、結果として後縁付近がより低圧になったと考えられる。



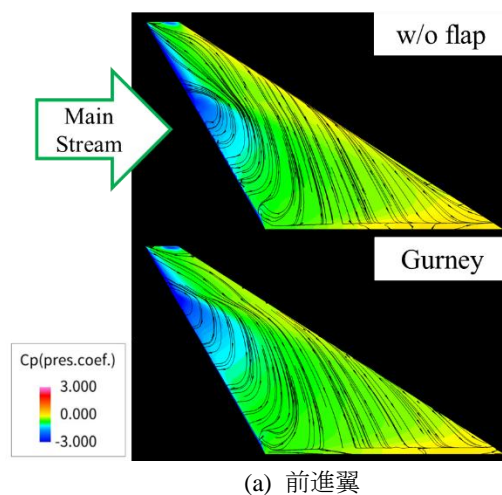
第4図 Plain フラップおよびGurney フラップを搭載した前進翼と後退翼の C_D - C_L グラフ



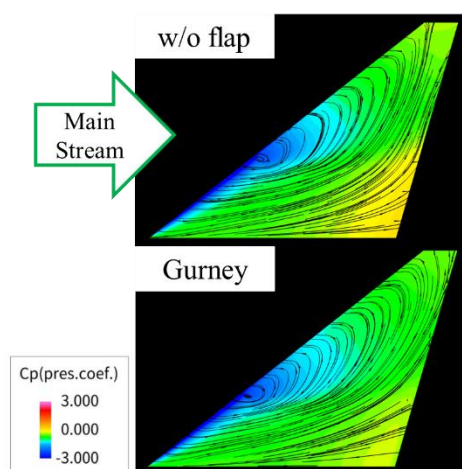
(a) 前進翼



第5図 Plain フラップを搭載した前進翼と後退翼の
翼上面 C_p 分布と表面摩擦線
((a): 前進翼, (b): 後退翼,
それぞれの角度はフラップ角を示す.)

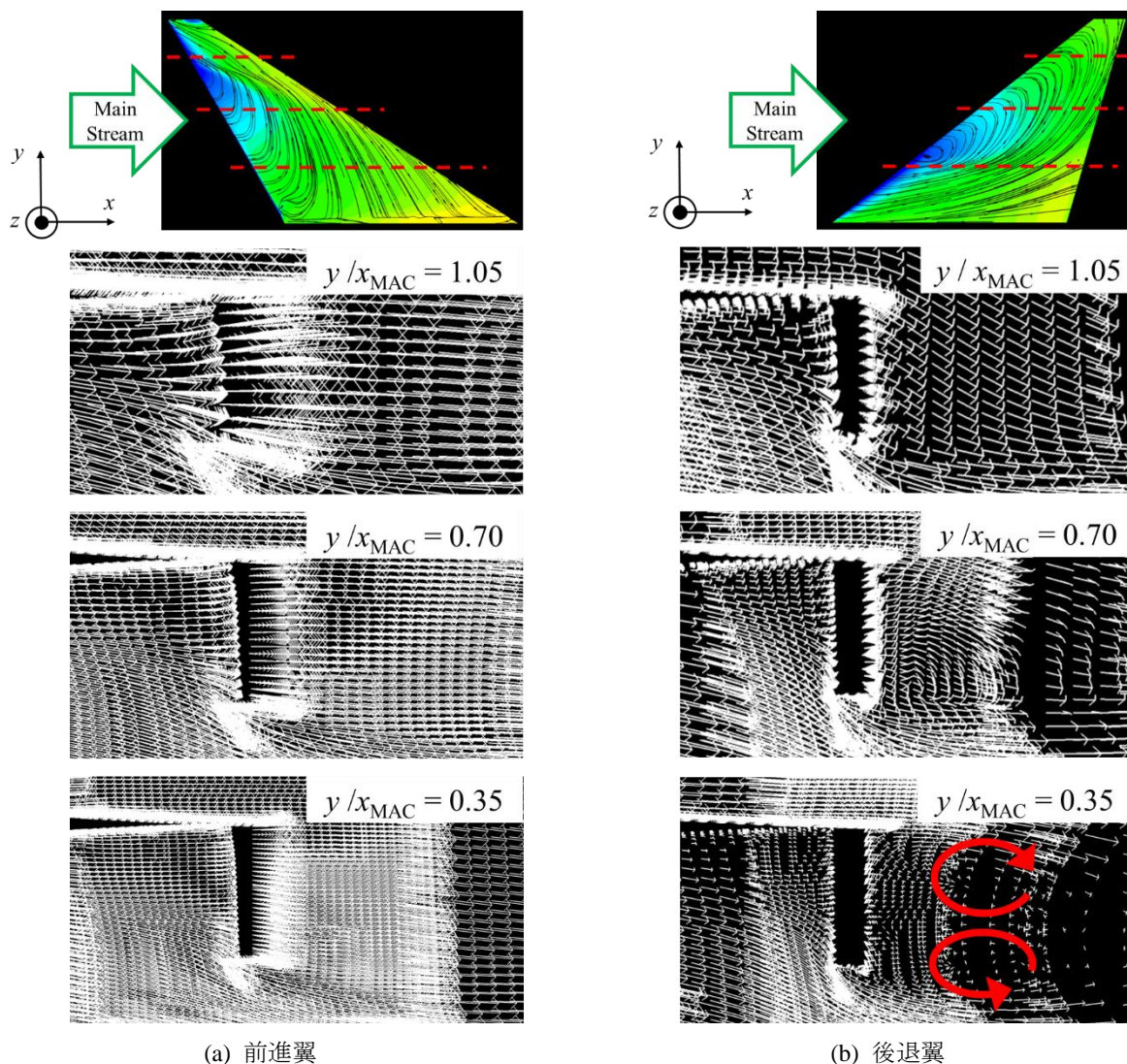


(a) 前進翼



(b) 後退翼

第6図 Gurney フラップを搭載した前進翼と後退翼
の翼上面 C_p 分布と表面摩擦線
((a): 前進翼, (b): 後退翼)



第7図 前進翼と後退翼における，翼根側から見た
Gurney フラップ付近の速度ベクトル
((a): 前進翼, (b): 後退翼,
図中の点線は断面位置を示す．)

5. 結論

本研究では，前進翼と後退翼にPlain フラップおよびGurneyフラップを取り付けたモデルに対して数値流体計算を行い，空力性能や流れ場の調査を行った．

Plain フラップに関して，高フラップ角において，フラップ角増加に伴う C_L 増加の効果は前進翼の方が大きくなった．またGurney フラップに関して，前進翼においても，後退翼と同様にPlain フラップに比べて C_L/C_D 増加の効果が見られた．これらのことから，前進翼の高揚力装置空力最適設計においてPlain フラップを用いる際は，フラップ角の設計範囲の上限を 30° 以上とった方が良いと考えられる．また， C_L/C_D を重視する場合は，Gurney フラップも有望である．

今後は、スパン方向に区間を設け、区間ごとに異なるPlain フラップ角を割り振った際の空力特性や、Plain フラップとGurney フラップを組み合わせたフラップを設けた形状の空力性能評価を行い、最終的に前進翼の高揚力装置空力最適設計へとつなげていく。

参考文献

- [1] 吉田憲司, 「次世代超音速旅客機の空力技術に関する研究動向」, 第44回流体力学講演会 / 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2012 論文集, pp. 79-88, 2012.
- [2] NASA, “Queest Mission”,
HP: <https://www.nasa.gov/mission/quesst>, Last access on 16 May, 2024.
- [3] BOOM, “XB-1”,
HP: <https://boomsupersonic.com/xb-1>, Last access on 10 May, 2025.
- [4] 牧野好和, 「D-SENDプロジェクトにおける低ソニックブーム設計概念」, 日本航空宇宙学会誌, Vol. 60, No. 8, pp. 313-318, 2012.
- [5] 瀬戸直人, 牧野好和, 高戸谷健, 金崎雅博, 「高効率手法を適用した静粛超音速航空機の他分野融合最適設計」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 59, No. 686, pp. 61-69, 2011.
- [6] Kishi, T., Kitazaki, S., Makino, Y., Kanazaki, M., Ariyarat, Y., "Planform Dependency of Optimum Cross-sectional Geometric Distributions for Supersonic Wing," Aerospace Science and Technology, Elsevier, Vol. 90, pp. 181-193, 2019.
- [7] Horinouchi, S., “Conceptual Design of a Low Sonic Boom SSB,” 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Vol.1, AIAA-2005-1018, 2005.
- [8] 岸祐希, 牧野好和, 金崎雅博, 「Euler方程式と拡張Burgers方程式に基づく前進翼平面形におけるソニックブーム強度の数値的調査」, 航空宇宙技術, Vol.19, pp. 1-9, 2020.
- [9] Xue, R., Ye, Z., Wang, G., “Aerodynamic Characteristic Comparison of The Forward and Backward-Swept Wings,” 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, 2016.
- [10] 高木大成, 金崎雅博, 「高次物理モデルによる前進翼の低速高迎角特性」, 第56回流体力学講演会 / 第42回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 1B14, 2024.
- [11] Setoguchi, N., Kanazaki, M., “Low Speed and High Angle of Attack Aerodynamic Characteristics of Supersonic Business Jet with Forward Swept Wing,” AIAA Scitech 2020 Forum, AIAA-2020-0534, 2020.
- [12] 郭東潤, 宮田勝弘, 野口正芳, 砂田保人, 李家賢一, 「超音速航空機(SST)形態の高揚力装置に関する実験的研究」, 航空宇宙技術研究所報告 TR-1450号, 2002.
- [13] 郭東潤, 大平啓介, 「超音速航空機におけるクルーザーフラップの空力性能検討」, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 67, No. 5, pp. 137-142, 2019.
- [14] Wang, J.J., Li, T. C., Choi K. -S., “Gurney flap – Lift enhancement, mechanisms and applications,” Progress in Aerospace Sciences, Vol. 44, Issue 1, pp. 22-47, 2008.
- [15] Dacles-Mariani, J., Zilliac, G. G., Chow, J. S., Bradshaw, P., “Numerical/experimental study of a wingtip vortex in the near field,” AIAA Journal, Vol. 33, No. 9, pp. 1567-1568, 1995.
- [16] Lei, Z., “Effect of RANS Turbulence Models on Computation of Vortical Flow over Wing-Body Configuration,” Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci., Vol. 48, Np. 161, pp. 152-160, 2005.
- [17] Shima, E., Kitamura, K., “Parameter-Free Simple Low-Dissipation AUSM-Family Scheme for All Speeds,” AIAA Journal, Vol. 49, No. 8, pp. 1693-1709, 2011.
- [18] Shima, E., Kitamura, K., Haga, T., “Green-Gauss/Weighted-Least-Squares Hybrid Gradient Reconstruction for Arbitrary Polyhedra Unstructured Grids,” AIAA Journal, Vol. 51, No. 11, pp. 2740-2747, 2013.
- [19] Burg, C. O. E., “Higher Order Variable Extrapolation For Unstructured Finite Volume RANS Flow Solvers,” 17th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA-2005-4999, 2005.
- [20] Menshov, S., Nakamura, Y., “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.
- [21] Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., Ishiko, M., Hishida, M., Sakashita, M., “Toward the Fastest Unstructured CFD Code ' FaSTAR ',” 50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA-2012-1075, 2012.

- [22] Hashimoto, A., Murakami, K., Aoyama, T., and Lahur , P. R, “Lift and Drag Prediction Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method.,” 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA-2009-1365, 2009.