

Over-the-Fuselage-Nacelle 形態機の エンジン-胴体間流路断面積の変化が空力性能に及ぼす影響調査

新井 陽生, 荻野 翔矢, 金崎 雅博 (東京都立大学大学院)
伊藤 靖, 村山 光宏, 山本 一臣 (宇宙航空研究開発機構)

Investigation of the Effect of the Change in the Cross-Sectional Area of the Flow Field between the Engine and the Fuselage on the Aerodynamic Performance of an Over-the-Fuselage-Nacelle Aircraft

ARAI Haruki, OGINO Shoya and KANAZAKI Masahiro
(Tokyo Metropolitan University Graduate School),
ITO Yasushi, MURAYAMA Mitsuhiro and YAMAMOTO Kazuomi (JAXA)

ABSTRACT

The over-the-fuselage-nacelle aircraft has been expected to be a silent aircraft. In the design of this type aircraft, the aerodynamic interference between the nacelles and the fuselage should be reduced for the fuel economy. To investigate the interaction, the flow field surrounded by the nacelles and the fuselage was considered as a nozzle. The relationship between the aperture ratio and the flow separation was investigated. Numerical simulations were carried out for the aircraft with different aperture ratios by deforming the nacelle shape and the fuselage shape. As a result, it was confirmed that there was drag varied by the location of the local shock which influenced the pressure distribution. The simultaneous designs of the fuselage and nacelle were effective to minimize separation.

記号

C_D	抗力係数
C_{DP}	圧力抗力係数
C_{DV}	摩擦抗力係数
C_L	揚力係数
C_P	圧力係数
L_n	ナセルの全長
M	Mach 数
M_∞	主流 Mach 数
Re	Reynolds 数
U	風速
U_∞	主流速度
X	コード方向の機体軸座標系
y^+	壁面からの無次元距離

1. 緒言

航空需要の増加が予測されている^[1]. 航空輸送量の増大による離発着回数の増加に伴い騒音の被害が増えるため, 1 機あたりの騒音レベルを低減する必要がある. 今後, 国際民間航空機関 (International Civil Aviation Organization : ICAO) による騒音規制基準の厳格化が予想されるため, 低騒音化は重要な課題である. これまでは, エンジン技術の高度化により機体の低騒音化を図ってきたが, エンジン技術のみで

は限界があり, これ以上大幅な低騒音化を図るのは難しい.

低騒音化の 1 つの方向として, エンジンを機体の上方に配置して, 機体によるエンジン騒音遮蔽効果を利用するコンセプトに関する研究が行われており, ボーイングの Blended Wing Body (BWB)^[2] や Massachusetts Institute of Technology (MIT) の D8^{[3], [4]} などの概念的 연구がある. 宇宙航空研究開発機構 (Japan Aerospace Exploration Agency : JAXA) においては図 1 に示す機体 HELNA0 (High-Efficiency and Low-Noise Aircraft 0)^{[5], [6]} や HELNA0A^[7] が提案されている. 荻野らは, 概念検討に基づき作成されたフロースルー付き (ただしナセルのパイロンはない状態) の初期空力形状 HELNA0 のエンジンナセル位置を変え, ファン騒音の機体による遮蔽効果と, 機体空力の評価を行った^[8]. ファン騒音伝搬の評価には, 音線法と回折の評価に前川チャートを組み合わせた, 幾何音響理論に基づいた手法を用いた. この検討では, 機体によるファン騒音遮蔽効果を得るためにナセルを胴体側に近付けると, 空力的には不利な方向になることが示された. エンジンナセルと胴体間で流れが加速することにより局所的に衝撃波が発生し, 剥離を起こすことによる抗力増大が生じたが, 初期空力

形状ではこのような空力面が十分考慮されていないため、改善の余地があった。

このような形状狭窄部での空力干渉を減らす試みとして、翼にエンジンをマウントする概念に対してナセルとパイロンの断面積分布に着目し、抗力低減を図る設計が行われた事例^[9]や、胴体にエンジンをマウントする概念に対しては、ナセルと胴体で囲まれる流路断面積の分布を考えることで抗力を低減した事例^[8]がある。

Salim らはエンジン翼下マウント機において、翼下面-ナセル間のチャンネル形状が最適化により縮小拡大管のような形状から流路幅が均一な形状になり衝撃波が低減することを報告している^[10]。このことは、対象流路の出口面積をスロート面積で除した値である拡大比を用いて再設計することで抗力が低減できる可能性を示している。

荻野らの調査では、ナセルと胴体から構成される流路領域（図 2 の水色で示される領域）を縮小拡大管とみなしたとき、その拡大比を 1.0 に近づけることで、流れの剥離を抑制できるとの仮説を立て、数値流体力学（CFD）により確かめた^[8]。この仮説は 2 章で詳説する。この調査では、エンジンナセル位置の移動による拡大比の変化と剥離による抗力の関係性の検証が 8 ケースに対し行われている。ナセル位置だけでなく、ナセル形状と胴体形状も対象とする流路形状に影響するため、これらについても詳しく検証する必要がある。

本研究では JAXA で検討されている Over-the-Fuselage-Nacelle 形態機を対象とし、文献^[8]での仮説に基づき、拡大比が巡航状態を仮定したときの空力係数に与える影響を調査することを目的とする。縮小拡大管の拡大比が低減するようにナセルや胴体尾部の形状を変更したケースに対し数値計算を行い、 C_L への影響や剥離と抗力の増減を調査する。



図 1. JAXA HELNA0 イメージ図^[6]

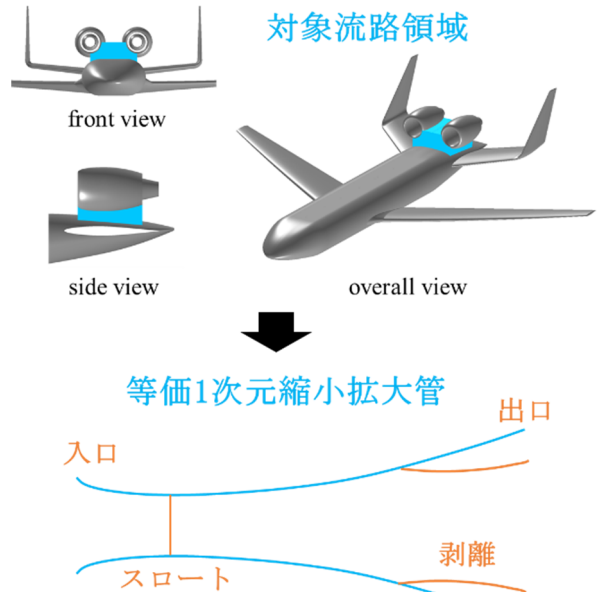


図 2. 対象の流路領域と仮定した縮小拡大管^[8]

2. 対象流路と拡大比に関する仮説

この章では、本論文で用いる文献^[8]での仮説について解説する。図 2 の「左右両方のナセル中心軸で決まる平面、各ナセル中心軸を通り先の平面と垂直な平行な面、ナセル入口面及びナセル出口面、ナセル外面と胴体上面に囲まれた流路領域」を縮小拡大管と捉える。パイロンは考慮していない状態である。縮小拡大管の入口と出口は、それぞれナセル入口面とナセル出口面と定義する。

- I. 上記の定義に基づく縮小拡大管での入口圧力と出口背圧はともに一様流の静圧に近いことで差圧が小さいが、出口面積に対して入口面積が狭いため、出口面積の大きさに対して入口での流入量が不足を起しやすい。
- II. 上記の定義に基づく縮小拡大管では、背圧が主流の静圧に近いために途中で圧力回復する必要があり、衝撃波が生じて逆圧力勾配によって境界層が剥離しやすくなる。
- III. 上記の定義に基づく縮小拡大管では、背圧の高さから衝撃波通過後に流れが十分膨張できず、流量に応じて剥離が生じ、実質的な出口面積が低減することで流量保存が保たれる。

この仮説に基づくと、縮小拡大管と見なした流路領域での剥離を抑制するためには、縮小拡大管の出口に対して十分な流量を維持できれば良いと言える。出口での流量不足を引き起こす要因としては、スロート面積に対して出口面積が大きいことであるから、縮小拡大管と見なした流路領域の拡大比を小さくするように形状設計することが有効であると期待できる。

3. 計算対象と形状定義手法

3.1. 計算対象

本稿では HELNA0A 初期空力形状をベースとし、巡航飛行時での空力評価と拡大縮流管と考えたときの仮説の検証を行う。空力計算は HELNA0A の想定巡航高度 35,000ft^[7]での大気条件^[11]の下で行う。飛行速度 U_∞ は 237 m/s (マッハ数 M_∞ , 0.80) , レイノルズ数 Re は約 4.2×10^7 (主翼空力平均翼弦長基準) とする。機体迎角は 0° とし、エンジンナセルとコアはフロースルーとする。

3.2. 形状定義手法

計算は、ナセル形状を変更した 5 ケース、胴体尾部形状を変更した 4 ケース、ナセル形状と胴体尾部を同時に変更した 3 ケースの合計 12 ケース行う。ナセルの定義手法 3.2.1 に、胴体形状の定義手法を 3.2.2 に示す。

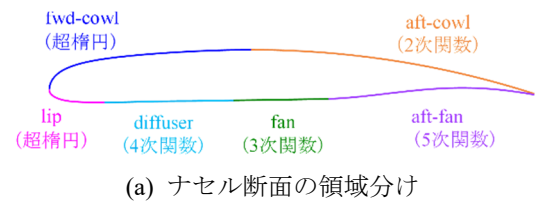
3.2.1. ナセル形状の定義

ナセルの形状は、指定した断面での厚みを変更することで容易に全体の形状を変更できるように、HELNA0A 初期空力形状^[7]のナセル断面形状を (a) に示すように 6 つの関数 (超楕円, 2 次~5 次関数) を組み合わせて表現し、これをエンジン回転軸周りに回転させることで 3 次元形状とする。

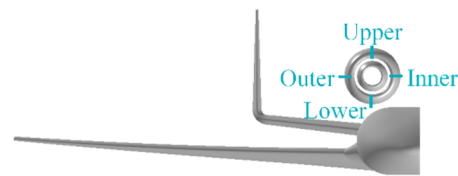
ナセルの形状定義は、(b) に示す通り、4 断面位置でのナセル断面形状を変更し、各断面間で隣り合うナセル断面形状のパラメータを 3 次関数で補間することで、ナセル外面を滑らかに変形する。4 断面位置でのナセル断面形状の変更は、(c) に示すナセルの最大外径をパラメータとして変更する。

対象とする流路形状は (a) に示すナセルの下側 (Lower) と内側 (Inner) でナセル断面形状が影響する。そのことを踏まえて、HELNA0A 初期空力形状 (以下 Base 形状と呼ぶ) に対するナセルの最大外径の比率を Lower で 0.85 倍 (Lt_0.85) と 1.15 倍 (Lt_1.15) したケース、Inner で 0.85 倍 (It_0.85) と 1.15 倍 (It_1.15) したケース、Lower 断面と Inner 断面ともに 0.85 倍 したケース (It_Lt_0.85)、計 5 ケースに対して空力評価を行う。Base 形状に対し、拡大比の大きいケースと小さいケースを調査するために、ナセルの最大外径を 1.15 倍と 0.85 倍とする。

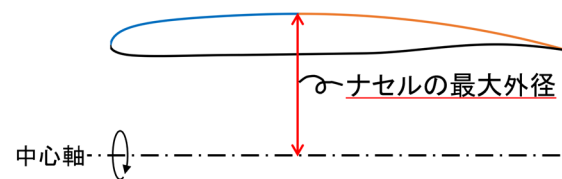
図 4 (a), (b) に各ケースでのナセル形状とケース名を示す。点線は Base 形状の外形を示している。図 5 に各ケースの対象流路の断面積分布を示す Lt_1.15 と It_1.15, Lt_0.85 と It_0.85 はそれぞれ対象流路に対するナセル体積の増減量分布が同じため、流路断面積分布が等しい。



(a) ナセル断面の領域分け

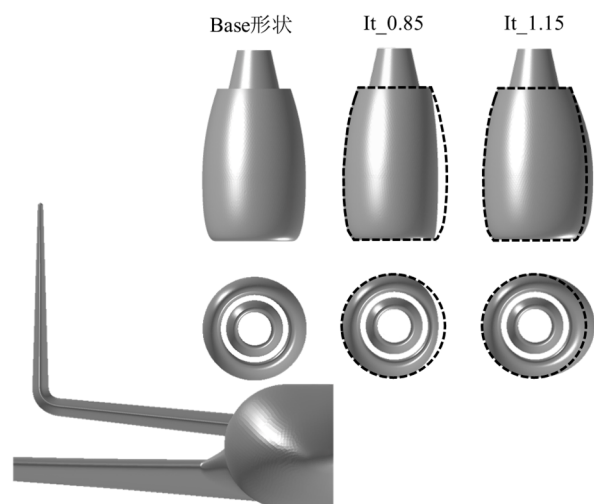


(b) ナセルの最大外径を指定する 4 断面

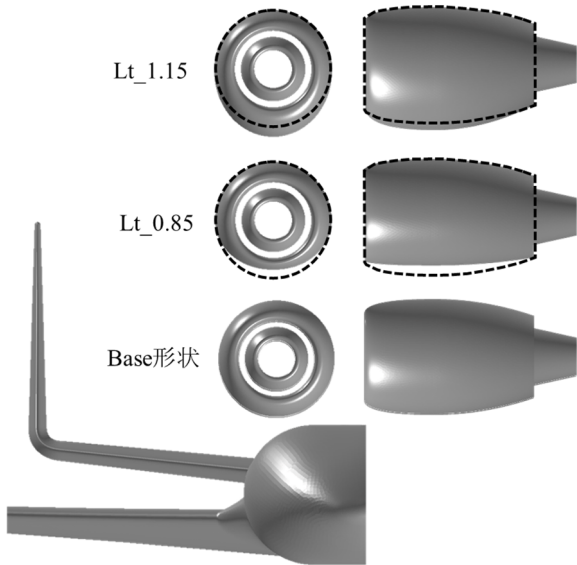


(c) ナセル外面形状変更パラメータ

図 3. ナセル外面形状の変更方法



(a) ナセル内側 (Inner) の変更



(b) ナセル下側 (Lower) の変更

図 4. ケースごとの外観とケース名

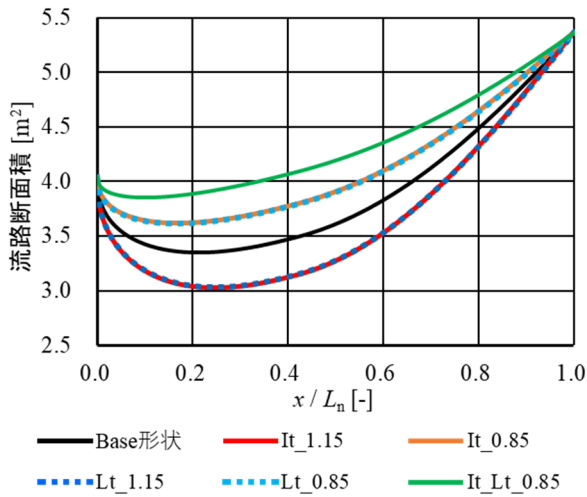


図 5. 対象流路の流路断面積分布

3.2.2. 胴体尾部の変更

胴体尾部側の形状は、ナセル形状ほど簡単に表現できないため、ベジエ曲面を用いて指定した座標系を变形する手法である Free-Form Deformation (FFD)^[24]を用いた形状変更を行い、以下の4つの指針で4形状を定義した。ケース名は Er (Expansion ratio)_拡大比值、のようにした。

Er_1.49 : 対象流路の出口面積が減るように、胴体上面をナセルへ近づけるように凸面とする。

Er_1.35 : 対象流路のスロート面積を拡大するために胴体を凹面とする。

Er_1.27 : Er_1.49 と Er_1.35 を組み合わせる。

Er_1.00 : Er_1.49 と Er_1.35 を組み合わせ、拡大比が 1.0 となるまで試行錯誤的に形状の変更を行う。

図 6 に Base 形状と変形後の胴体尾部形状の外観を、図 7 に対象流路の流路断面積分布を示す。これら4ケースに対し、空力評価を行う。

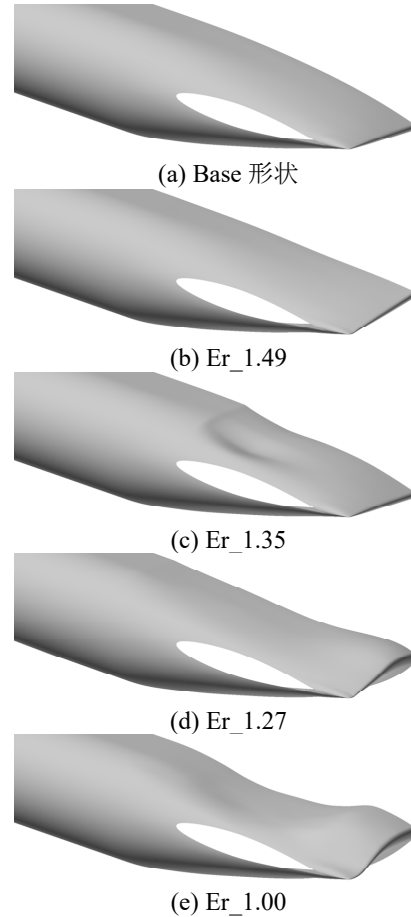


図 6. 形状変更後の胴体尾部形状外観

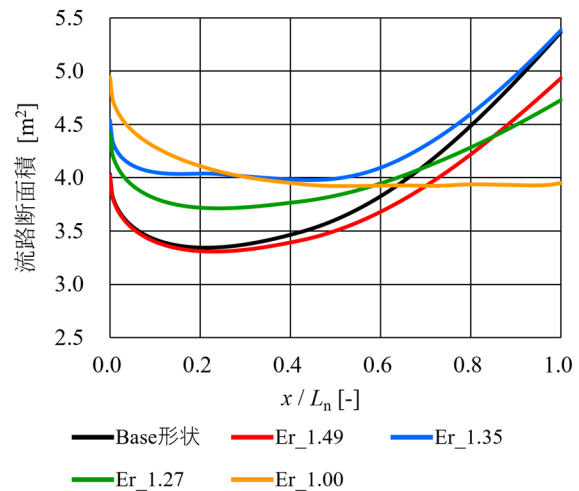


図 7. 対象流路の流路断面積分布

3.2.3. ナセルと胴体尾部の変更

胴体尾部形状は 3.2.2 節の Er_1.27 とする。胴体尾部形状を Er_1.27 とした理由は後述する。ナセル形状は、Lower 断面と Inner 断面それぞれでのナセルの最

大外径の比率を基準形状に対して 0.90 倍した Lt_0.90 と It_0.90, Lower 断面と Inner 断面ともにナセルの最大外径の比率を基準形状に対して 0.90 倍した It_Lt_0.90, 計 3 ケースに対して空力評価を行う。図 8 に各ケースの対象流路の断面積分布を示す。It_0.90 と Lt_0.90 はそれぞれ対象流路に対するナセル体積の変化量分布は同じであるため、流路断面積分布は等しい。

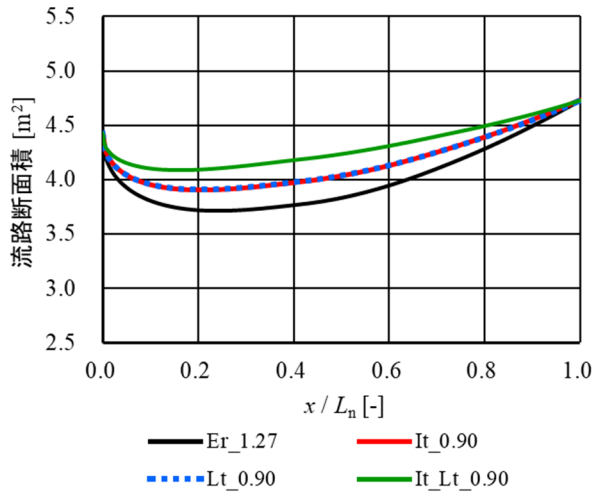


図 8. 対象流路の流路断面積分布

4. 数値計算手法

4.1. 格子生成法

複雑形状に対する融通性が高い非構造格子を用い、テトラ、プリズム、ヘキサ、ピラミッド要素からなるハイブリッド格子を用いる。図 9 に Base 形状の格子を示す。境界層の解像度を高めるために機体表面近傍にはプリズム層を生成する。機体付近の空間場については解像度を高めるため、主翼空力平均翼弦長の 10 倍を半径とする球の内部領域で格子を細分化する。外部境界は主翼空力平均翼弦長の 100 倍とし、半裁形状に対して 17×10^6 節点程度の格子とする。物体表面の第一層格子幅は、 y^+ が 1 以下となるよう、 7.94×10^{-7} [-] とする。格子生成には Mixed-Element Grid Generator in 3 Dimensions (MEGG3D) [12]・[13]を用いる。

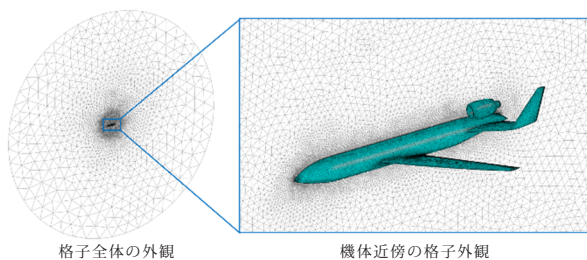


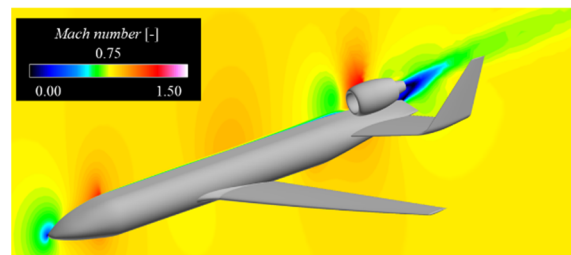
図 9. 機体近傍の格子外観 (Base 形状)

4.2. 流体ソルバ

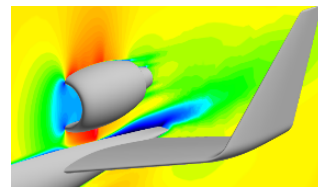
セル節点有限体積法により、3 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を解く。数値流束は近似 Riemannian 解法による風上法である Harten-Lax-van Leer-Einfeldt-Wada (HLLEW) [14], 物理量の勾配評価法には Green-gauss based weighted-Least-Square method (GLSQ 法) [15] を用いた非構造 MUSCL 法 [16] による空間 2 次精度スキーム, 時間積分は Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS) 陰解法 [17] を用いた。遷音速航空機形状を対象にしている Drag Prediction Workshop の結果 [18]・[19] から、乱流モデルには Spalart の非等方性構成関係 (Quadratic Constitutive Relation) [20] を考慮し、渦中心領域の過大な渦粘性の生成を減らす修正を施した Spalart-Allmaras (SA) 1 方程式モデル SA-noft2-R ($C_{rot} = 1$)-QCR2000 [20]・[21] を用い、全域乱流とした。流体解析ソルバには、JAXA が開発した FaSTAR [22]・[23] を、計算機には JAXA のスーパーコンピュータ JSS2, JSS3 を用いた。

5. 結果と考察

図 10 に示す Base 形状での全機周りとナセル付近の Mach 数分布からは、胴体後方で剥離が発生している一方で、ナセルでの剥離は見られないことが分かる。



(a) Base 形状の機体半断面での流れ場



(b) ナセル縦断面での流れ場

図 10. Mach 数分布

5.1 対象流路形状の空力性能への影響

5.1.1. 揚力係数への影響

図 11 に形状毎の C_L を示す。 C_L が変化した要因を説明するにあたり、Lt_1.15 と Er_1.00 を例に挙げる。図 11 から Lt_1.15 は Base 形状と比べ全機の C_L が小さく、コンポーネントごとにみると Base 形状に比べ尾翼での負の方向に揚力が大きい。 Er_1.00 は Base

形状に比べ全機の C_L が大きく、コンポーネントごとにみると Base 形状に比べ胴体での揚力が大きく、尾翼での負の方向の揚力は小さい。

図 12 に Base 形状, Lt_1.15, Er_1.00 ナセル中心縦断面での Mach 数分布を図 13 に胴体尾部の上面 C_p 分布を示す。図 12 を見ると, Lt_1.15 は Base 形状と比べ手前で局所衝撃波が発生しており, 胴体の剥離領域は大きく, 図 13 を見ると尾翼上面での負圧領域が小さい。図 12 を見ると, Er_1.0 は Base 形状に比べ局所衝撃波の発生は遅く, 胴体での剥離領域は小さく, 図 13 を見ると胴体と尾翼上面の負圧領域は大きい。このように, ナセルと胴体間で空力干渉による局所衝撃波が見られ, ケースによってその発生位置が異なる。局所衝撃波の位置が異なることで図 13 から分かるように, 負圧領域の位置や強さがケース間で変化している。また, 局所衝撃通過後の胴体での剥離の有無も後流側の C_p 分布に影響している。これらの要因が, 胴体と尾翼での C_L に影響を与えていると考えられる。

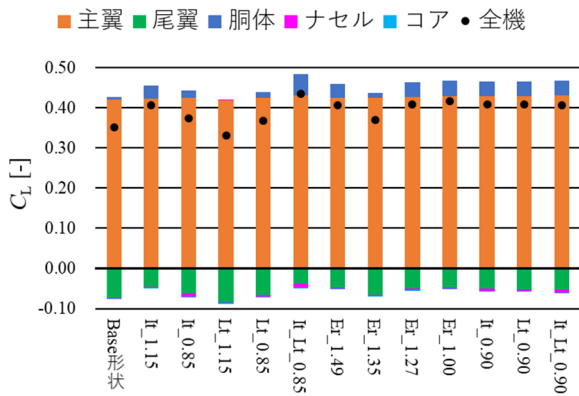


図 11. 揚力係数

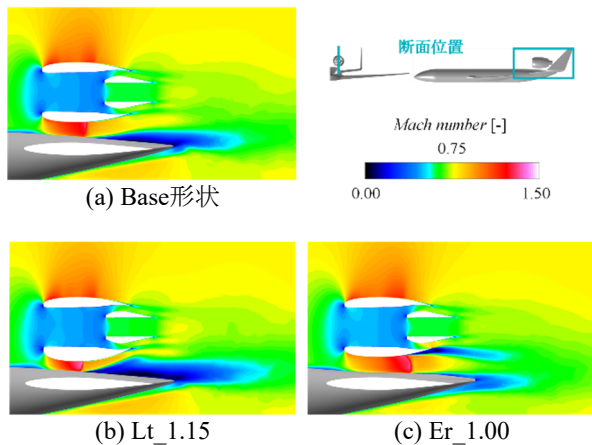


図 12. ナセル中心縦断面でのMach数分布

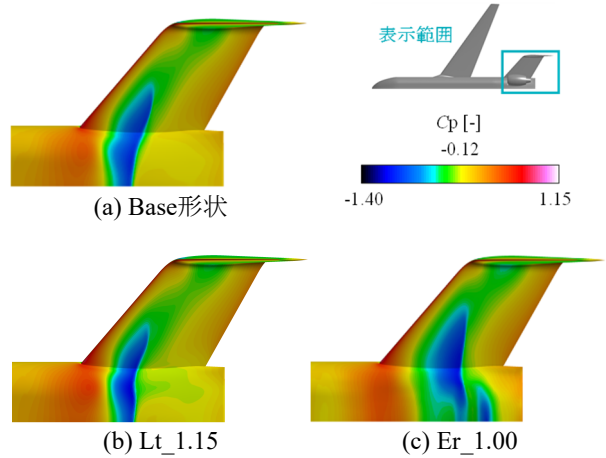


図 13. 胴体尾部の上面 C_p 分布

5.1.2. 抗力係数への影響

ナセル, 胴体尾部, ナセルと胴体尾部を変形したケースごとの C_D を図 14 に, ナセルと胴体それぞれの C_{DV} と C_{DP} を図 15 に, 対象流路の拡大比と, 胴体とナセルの C_{DP} の和の関係を図 16 に示す。図 14 から, 各コンポーネントに比べ胴体とナセルの C_D 変化が大きい。図 15 を見ると, 全ケース間で C_{DV} はほとんど変化せず, C_{DP} の変化が支配的であることが分かる。図 16 から, 全ケースを見ると対象流路の拡大比と圧力抗力 C_{DP} に正の相関があることが分かる。各形状変形を行ったケースごと (黒色: ナセル形状を変更したケース, 赤色: 胴体尾部を変更したケース, 青色: ナセル形状と胴体尾部を変更したケース) に見ると, 各々に拡大比と C_{DP} に線形的な関係があることが分かる。もっとも低い抗力となったのは, ナセルと胴体の形状を同時に変形させた It_Lt_0.90 であった。縮小拡大管が定義できる最小の拡大比 1.0 の形状である Er_1.00 は, Base 形状と Er_1.49 ~ Er_1.27 と比較するとナセルと胴体の C_{DP} は最も低い結果が得られた。

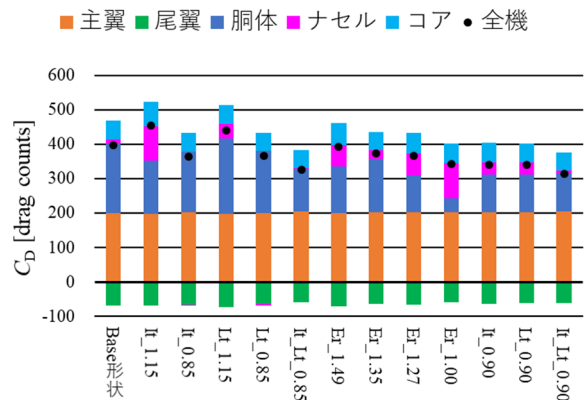
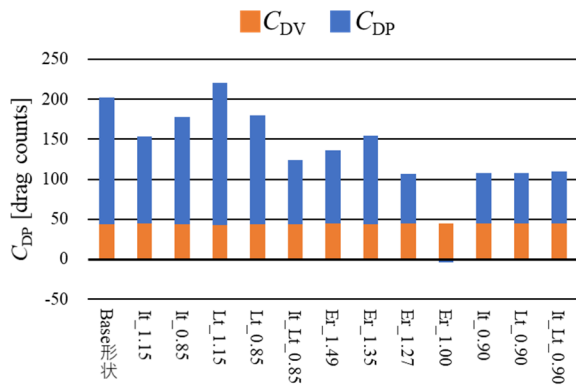
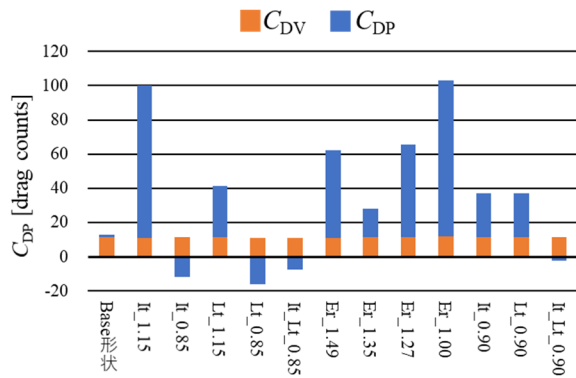


図 14. 抗力係数



(a) 胴体での C_{DP} と C_{DV}



(b) ナセルでの C_{DP} と C_{DV}

図 15. ナセルと胴体の抗力係数

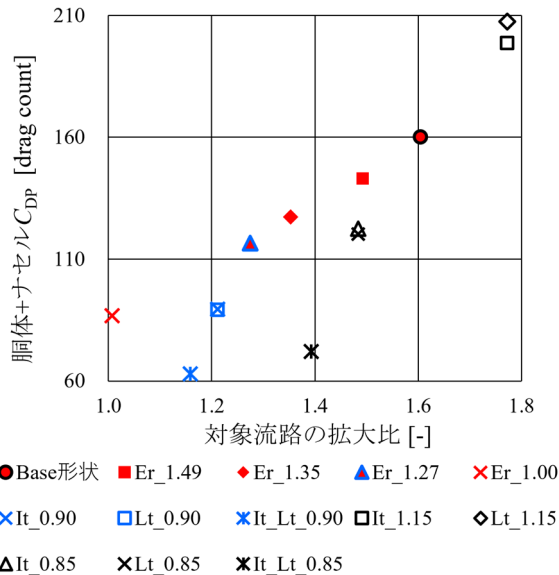


図 16. 拡大比と C_{DP} の関係

5.2. 形状定義による流れ場への影響

5.2.1. ナセル形状ごとの流れ場

図 17 に示すナセル中心縦断面での Mach 数分布を見ると、It_1.15 は Base 形状に比べナセル側での剥離が大きく、胴体側での剥離は小さい。Lt_1.15 はナセルでの剥離は見られないが、胴体での剥離が Base 形状と比較して大きい。It_0.85, Lt_1.15 はどちらも

ナセルでの剥離は見られず、胴体側で剥離が生じている。It_Lt_0.85 の胴体での剥離領域は 図 17(a)~(e) と比較して最も小さい。図 17(a)~(f) の全体の傾向として、拡大比が小さいケースほど剥離の規模が小さいことがわかるが、これは図 16 のナセル形状を変形したケース間の、胴体とナセルの C_{DP} 変化で見られた相関と整合する。

この結果から、ナセル形状変更による対象流路の拡大比低減は剥離の抑制に有効であり、巡航飛行時の C_D を低減できると言える。

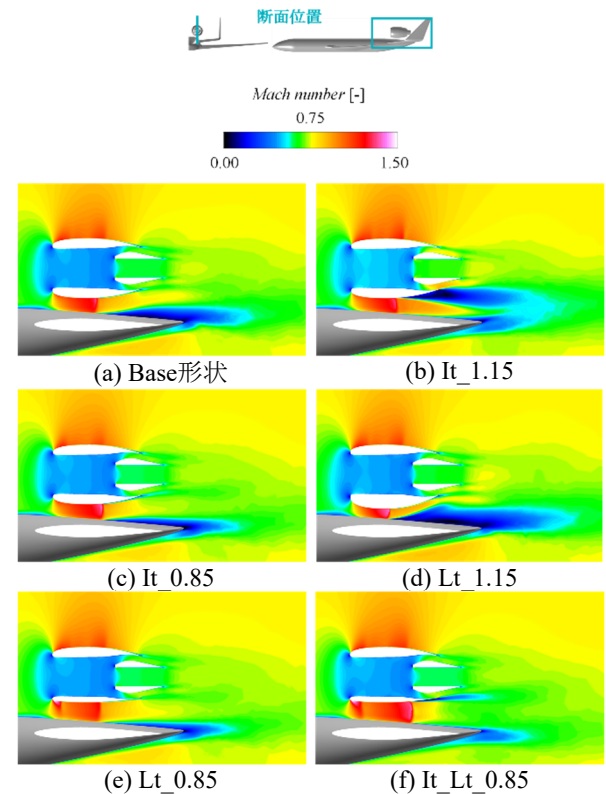


図 17. ナセル中心縦断面での Mach 数分布

5.2.2. 胴体尾部の影響

図 18 に示すナセル中心縦断面におけるマッハ数分布より、Base 形状のナセルでは剥離が見られない一方で、胴体尾部を形状変更したケース Er_1.49 ~ Er_1.00 はナセル側で剥離が見られ、これが Er_1.49 ~ Er_1.00 のナセルでの C_{DP} 増加を招いたと考えられる。図 15 から、Er_1.00 のナセルの C_{DP} は Er_1.49 ~ Er_1.00 に比べ最も大きいですが、図 18 から分かるように、Er_1.00 のナセル側での剥離領域は Er_1.49, Er_1.27 と比べて小さい。図 19 に示すナセル中心縦断面における空間 C_p 分布より、Er_1.00 の局所衝撃波位置は Base 形状, Er_1.49 ~ Er_1.00 に比べ後退し、これに伴い局所衝撃波発生前の負圧領域はナセルの曲率が大きい後方へ移動している。ナセル後方では、前方に比べナセル表面の法線は機軸前後方向へ傾く。このため、Er_1.00 は負圧の機軸前後方向成分が増加

し、Er_1.49, Er_1.27 に比べナセルでの C_{DP} が増加したものと考えられる。

図 15 から、Er_1.49 ~ Er_1.00 は Base 形状に比べ胴体での C_{DP} が小さいが、これは図 20 から分かるように Base 形状に比べ胴体での剥離領域が小さいためである。特に、Er_1.00 は胴体での C_{DP} が他ケースに比べ小さい。図 20 に示す機体対称面での空間 C_p 分布の Base 形状と Er_1.00 を比較すると、Er_1.00 は胴体尾部の逆キャンパにより、胴体尾部の前方に比べ後方の胴体表面の法線は機軸前後方向成分が増加する。これにより、負圧の機軸前後方向成分が増加したため、胴体での C_{DP} が小さくなったと考えられる。

図 16 を見ると Base 形状、Er_1.49 ~ Er_1.00 の拡大比と C_{DP} の関係は線形的であり、拡大比 1.0 形状の Er_1.00 はこれらのケースに比べ最小の C_{DP} である。しかし、図 16 の全ケースと Er_1.00 を比較すると、Er_1.00 の C_{DP} が最小ではないことから、拡大比 1.0 形状は必ずしも C_{DP} を最小化するわけではないことが分かる。

以上より、Base 形状に比べ拡大比が小さい Er_1.49 ~ Er_1.00 でナセルでの剥離は顕在化した一方、胴体側の剥離は低減したことにより抗力が低減したことから胴体尾部形状変更による対象流路の拡大比低減に基づく機体設計は、剥離の抑制に有効であると言える。抗力の変化は、剥離の増減による影響だけでなく、局所衝撃波位置の移動や、胴体形状による負圧の機軸方向成分の変化からも生じている場合があることも分かった。また、拡大比が小さいと C_{DP} は小さいが、拡大比 1.0 形状の C_{DP} が必ず最小になるとはかぎらないことが分かった。

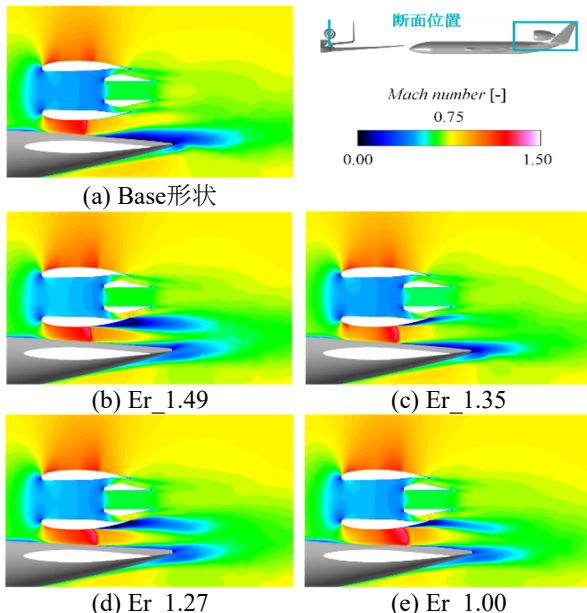


図 18. ナセル中心縦断面でのMach数分布

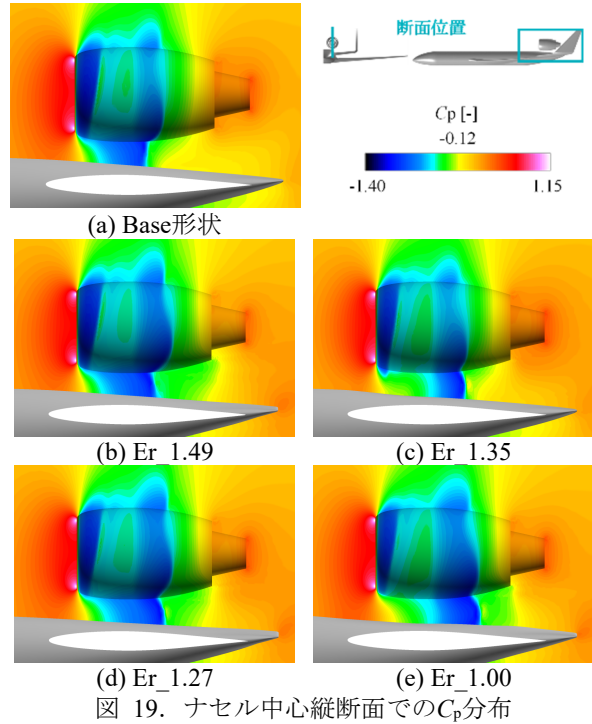


図 19. ナセル中心縦断面での C_p 分布

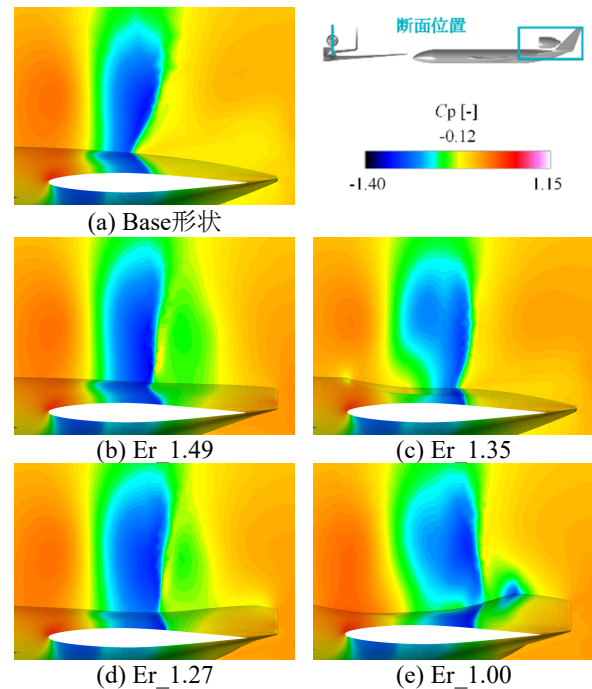


図 20. 機体対称面での C_p 分布

5.3 胴体尾部とナセル形状同時設計の効果

先述の通り胴体尾部形状は Er_1.27 とする。図 16 に示すように胴体尾部を変形したケースで抗力がなるだけ小さい形状を採用している。Er_1.00 は Er_1.27 よりも抗力は小さいが、Er_1.00 でナセルの最大外径の比率を基準形状に対して 0.90 倍すると、流路断面積分布が今回仮定している縮小拡大管ではなく、縮小管となるため今回は採用していない。

図 21 と図 22 に示すナセル縦断面・横断面での Mach 数分布から、拡大比が小さいケースほど対象流路領域での剥離の規模が小さい。ナセル上の剥離は、ナセル外形を薄くした面でのみ抑制されている。剥離は主にナセル上で生じており、図 15 (b) の C_{DP} 変化の主因はナセルの剥離の影響によるものだと言え、図 16 でみられた相関と整合する。よって、ナセル形状変更による対象流路の拡大比低減に基づく機体設計は、剥離による損失抑制に有効であると言える。

図 21 (c) , 図 22 (c) の It_Lt_0.90 と、他ケースの図 17, 図 18, 図 21, 図 22 を比較すると、It_Lt_0.90 の胴体の剥離は最も小さく、ナセル側での剥離は Base 形状と同程度程に小さい。これは、図 14 から分かるように、It_Lt_0.90 の C_b が他の全ケースと比較して最も小さいこと整合する。よって、胴体尾部とナセル形状を同時に変更して拡大比を減らすケースが最も剥離を抑制できることが分かった。

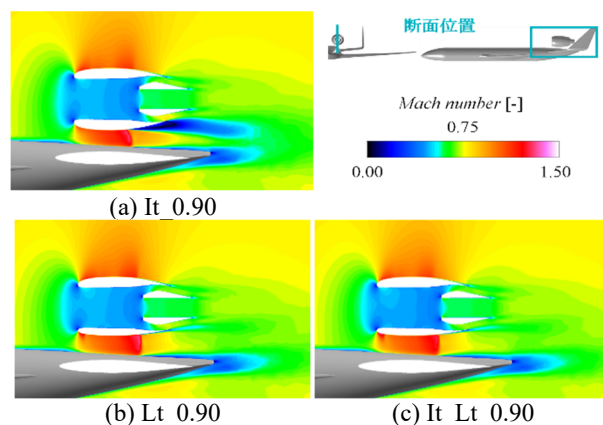


図 21. ナセル中心縦断面でのMach数分布

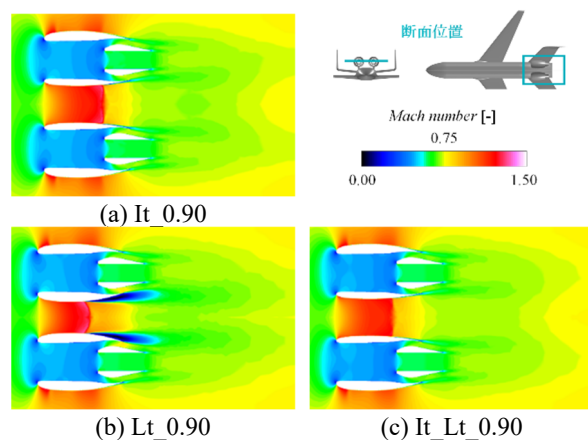


図 22. ナセル中心横断面でのMach数分布

6. 結言

本稿では、over-the-fuselage-nacelle 形態機のナセルと胴体に囲まれた流路領域を縮小拡大管と見なし、

この流路の拡大比低減により抗力を低減するという仮説の検証を行った。

ナセルと胴体間で発生する局所衝撃波はケース間により発生位置が異なり、これが胴体尾部の負圧領域の位置や大きさに影響していることが分かった。また、局所衝撃波通過後の胴体での剥離の有無も胴体尾部上面の負圧領域に影響を与えており、これらの要因が C_L に影響を与えていることがわかった。

全ケースを見ると、対象流路の拡大比と圧力抗力 C_{DP} に正の相関があることがわかった。ナセル形状のみの変更、胴体尾部形状のみの変更、胴体尾部とナセル形状の同時変更を行ったケースごとに拡大比と C_{DP} に線形的な関係があることもわかった。拡大比が小さいと C_{DP} も小さいが、全ケースと比べると拡大比 1.0 形状の C_{DP} が必ず最小になるとはかぎらないことが分かった。 C_{DP} の変化は、剥離の増減による影響だけでなく、局所衝撃波位置の移動に伴い負圧領域が移動し、負圧の機軸前後方向成分が変化することや、胴体形状による負圧の機軸前後方向成分の変化も C_{DP} に影響を与えていることが分かった。拡大比の低減は剥離の抑制および C_{DP} の低減に有効であるが、ナセルと胴体を同時の変更により拡大比を低減することが最も有効であることが分かった。

以上の結果から、over-the-fuselage-nacelle 形態機の形状設計に際して、対象流路の拡大比は空力干渉を抑制する抗力低減のためのパラメータとして有効であることが示された。今後は、機体迎角の変更や、巡航中に想定される範囲内での横滑り角の変更による影響調査、そしてパイロンが有る状態での調査を行い、同様に拡大比と剥離の関係が成立するかを検証する。

謝辞

CFD 計算には、JAXA のスーパーコンピュータ JSS2 及び JSS3 を用いた。この場を借りて謝意を表す。

参考文献

- [1] 一般財団法人 日本航空機開発協会, “民間航空機に関する市場予測 2019-2038,” 2019.
- [2] Liebeck, R. H., “Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport,” *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 1, 2004, pp.10–25.
- [3] Greitzer, E. M. et al, “N+3 Aircraft Concept Designs and Trade Studies,” Final Report Volume 1, NASA CR-2010-216794 VOL1, 2010.
- [4] Drela, M., “Development of the D8 Transport Configuration,” AIAA Paper 2011-3970, 2011.

- [5] 野村聡幸, “ダブルバブル胴体を持つ 190 席級旅客機 の概念設計,” 日本航空宇宙学会第 46 期年会講演会講演集, 2015.
- [6] Kwak, D., Nomura, T., Tokugawa, N., Kurita, M. and Murayama, M., "Introduction of research project for environmental conscious aircraft technology in JAXA", Greener Aviation 2016 Symposium, Brussels, Belgium, Oct., 2016.
- [7] 野村聡幸, “機体成立性を考慮したダブルバブル胴体旅客機の再設計,” 第 55 回飛行機シンポジウム講演集, 2017.
- [8] 荻野翔矢, “Over-the-Over-the-Fuselage-Nacelle 形態におけるナセル位置変更に伴う巡航空力と離着陸騒音への影響,” 第 57 回飛行機シンポジウム講演集, 2017.
- [9] Kutney, J. A., Pizskin, S. P., “Reduction of Drag Rise on the Convair 990 Airplane” *Journal of Aircraft*, Vol. 1, No. 1, January 1964, pp. 8-12, DOI: 10.2514/3.43551
- [10] Salim Koc, Hyoungh-Jin Kim, and Kazuhiro Nakahashi “Aerodynamic Design of Complex Configurations with Junctions” *Journal of Aircraft*, Nov. 2006, pp 1838-1844.
- [11] 日本航空宇宙学会, 「第 3 版航空宇宙工学便覧」, 丸善出版, 2005, pp.8-10.
- [12] Ito, Y. and Nakahashi, K., “Direct Surface Triangulation Using Stereolithography Data”, *AIAA Journal*, Vol. 40, 2002, pp. 490–496.
- [13] Ito, Y., Murayama, M., Yamamoto, K., Shih, A. M., and Soni, B. K., “Efficient Hybrid Surface/Volume Mesh Generation Using Suppressed Marching Direction Method,” *AIAA Journal*, Vol. 51, No. 6, 2013, pp. 1450-1461.
- [14] S. Obayashi, Y. Wada, “Practical Formulation of a Positively Conservative Scheme,” *AIAA Journal*, Vol.32, No.5, 1994, pp.1093-1095.
- [15] 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, 2013, pp.2740-2747.
- [16] 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.
- [17] Yoon, S., Jameson, A., “Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel Method for the Euler and Navier-Stokes Equations,” *AIAA Journal*, Vol. 26, No. 9, 1988, pp.1025-1026.
- [18] Yamamoto, K., Tanaka, K., and Murayama, M., “Effect of a Nonlinear Constitutive Relation for Turbulence Modeling on Predicting Flow Separation at Wing-Body Junction of Transonic Commercial Aircraft,” AIAA Paper 2012-2895, 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, New Orleans, LA, 2012, DOI: 10.2514/6.2012-2895.
- [19] Murayama, M., Yamamoto, K., Hashimoto, A., Ishida, T., Ueno, M., Tanaka, K., and Ito, Y., “Japan Aerospace Exploration Agency Studies for the Fifth AIAA Drag Prediction Workshop,” *Journal of Aircraft*, Vol. 51, No. 4, July 2014, pp. 1244-1267, DOI: 10.2514/1.C032647.
- [20] Spalart, P. R., “Strategies for Turbulence Modeling and Simulation,” *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Vol. 21, 2000, pp.252-263.
- [21] NASA Langley Research Center Turbulence Modeling Resource, <http://turbmodels.larc.nasa.gov/> [2021/05/19 引用]
- [22] 橋本敦, 村上桂一, 青山剛史, 菱田学, 大野真司, 坂下雅秀, ラフールパウルス, 佐藤幸男, “高速流体ソルバ FaSTAR の開発,” 第 42 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, 2010, JAXA-SP-10-012 pp.79-84.
- [23] 橋本敦, 石向桂一, 石田崇, 村上桂一, 菱田学, 林謙司, “高速流体解析ソルバ FaSTAR の高機能化,” 第 50 回飛行機シンポジウム講演集, 2011.
- [24] Thomas. W. Sederberg, Scott. R. Parry, “Free-Form Deformation of solid geometric models,” *Computer Graphics*, Vol.20, No.4, 1986.