

機体後部上方エンジンマウント幅広胴体の 尾部設計と空力性能評価

後藤駿^{*1}, 金崎雅博^{*1}, 村山光宏^{*2}, 伊藤靖^{*2}, 山本一臣^{*2}

^{*1} 首都大学東京大学院, ^{*2} 宇宙航空研究開発機構

Aerodynamic Design and Evaluation for Wide Fuselage Upper Mounted Engine

Shun Goto, Masahiro Kanazaki,
Mitsuhiro Murayama, Yasushi Ito, Kazuomi Yamamoto

Abstract

To develop next generation aircrafts, the remarkable improvement of the economic efficiency such as fuel burn, environmental performance and the comfortability for passengers has been requested. The one of ideas for the next generation aircraft is the one which has a wide fuselage with upper mounted engines. This kind of aircraft has possibility to improve the aerodynamic performance by the optimum inlet flow. In this paper, the aerodynamic performance of the wide fuselage aircraft was investigated with deforming the fuselage geometry and displacing the engine nacelle. The intake/ exhaust flow is also simulated. According to investigation results, the design knowledge which achieved higher lift-to-drag ratio could be found out. In addition, it was also found that the lift was increased by the intake flow. These results suggested that the over-the-fuselage engine concept has possibility to be next generation civil aircraft which could improve the fuel economy and the environmental performance.

1. はじめに

次世代旅客機では、環境適合性能や経済性、客室快適性の抜本的な向上が求められており、翼胴融合機(Blended Wing Body: BWB)^{1, 2)}などの革新的空力形状が提案・研究されている。BWBはもともと大型機向けのコンセプトであるが、中・小型機向けに概念が提案され、研究が進められている機体形状のひとつが、機体後部上方エンジンマウント幅広胴体機である³⁾。胴体断面を横長形状とすることで、従来機では抵抗体となっていた胴体を揚力面としつつ、客室快適性の向上をはかることができる。さらに、胴体上部にエンジンをマウントすることによって、エンジンからの騒音の遮蔽する効果も期待される。さらに、エンジンによる境界層吸い込み(Boundary Layer Ingestion: BLI)⁴⁾により、濡れ面積が増えたことによる摩擦抵抗の増大を抑え、空力性能が向上することも期待される。

こうした機体概念に対して、本研究では、胴体尾部整形とエンジン取り付け位置変更による空力性能を数値流体力学(Computational Fluid Dynamics: CFD)を用いて評価する。評価にあたっては、エンジン吸排気を模擬し吸排気の影響についても考慮する。

2. 形状表現手法

2.1 胴体形状

本研究で数値解析に用いる幅広胴体機概念は、150席級で巡航 Mach 数 0.7 を設計点とする機体を想定する³⁾。機体の三面図と鳥瞰図を図1に示す。胴体は、円を水平方向に2つ並べ、接合部を直線で繋いだ断面を持つダブルバブル構造(図2)とする。従来の航空機で採用されているダブルバブル構造は大小2つの円を上下に重ねた断面構造であり、客室に広い空間を取ることができる。このダブルバブル構造を水平方向に並べた幅広の胴体により胴体での揚力発生が見込め、主翼翼面荷重を減らすことによる軽量化が可能となる。また、幅広の客室空間を確保でき、キャビンレイアウトとして2×4×2席の配置が中・小型機ながら選択可能であり、この場合は通路を2本にすることで運用のターンアラウンドタイムを短縮する効果が期待できる。胴体断面の曲線部分は円形にし、中央部に直線部分を定義し、円形胴体をスパン方向に広げることにより幅広胴体形状を表現する。

胴体断面の曲線で構成される箇所は、式(1)で示す超楕円関数で定義し、機体半径 r を機軸方向に変化させることによって表現する。

$$\frac{x^n}{a^n} + \frac{y^n}{b^n} = 1 \quad (1)$$

本研究では、胴体断面形状の曲線部は $n=2$ として円形にした。また、胴体尾部整形とエンジン取り付け位置変更による空力性能評価は胴体形状のみで行った。

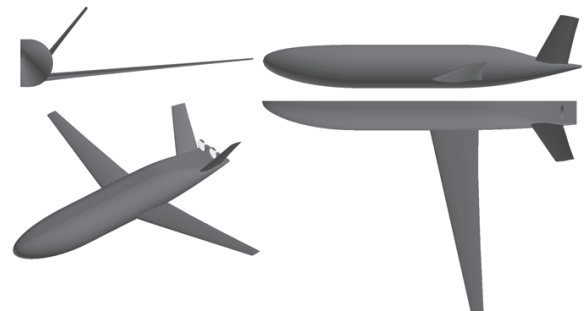


図1 機体三面図・鳥瞰図

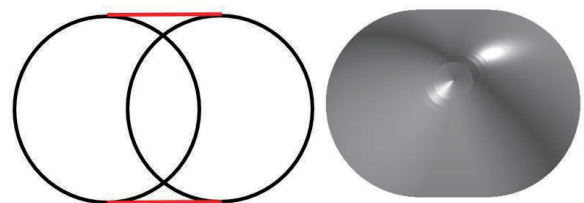


図2 ダブルバブル構造

2.2 スラストディスクによる推力模擬

本研究では、ナセル設計の前段階として、ナセル干渉を除いた吸排気による胴体空力の変化を考察するために、薄型円形平板、スラストディスクにより、ナセル胴体干渉は考慮せず、吸排気効果のみを模擬した。

3. 設計変数

3.1 胴体尾部整形

胴体尾部上面での胴体断面の曲線表現に用いた超楕円関数の次数 n_u を変化させ、胴体断面を、角を丸めた長方形(図3)に近づけることで、形状変化による空力性能やエンジンインテークへの影響を考察する。本研究では、 n_u の初期値を2とし、機体61%, 74%, 87%, 100%位置の n_u の値をそれぞれ定め、各定義断面間を3次 spline 曲線で補間する。

本研究では、機体 100%位置での n_u の値が 2, 4, 5 の 3 ケース(図 4)を比較する。この時の他の位置での n_u の値を表 1 に示す。また胴体尾部下面の胴体断面の超楕円関数の次数 n_l は 2 で一定とする。

エンジン吸排気の効果を調査するため、それぞれの形状において、スラストディスクによる吸排気効果有りと、スラストディスクを置かない胴体みのみのケースの計算を行う。

3.2 スラストディスクの配置

3.1 節で述べた $n_u=2$ の形状に対し、スラストディスク位置が空力性能へ与える影響を調査する。3.1 節の $n_u=2$ の形状を base とし、スラストディスクは base を基準として x , y (胴体との距離), z (機体外側を正)方向に表 2 に示す範囲で再配置(図 5)を行う(機体長を 1 とする)。尚、図 5 における x , y , z 方向の再配置範囲をそれぞれ緑、青、赤の直線で表す。

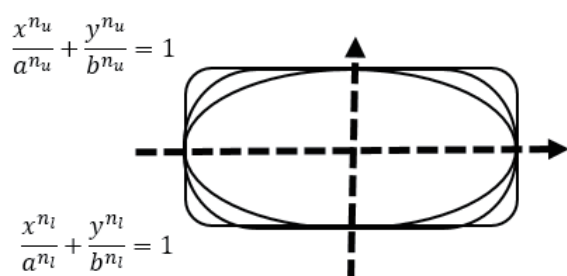


図 3 長楕円関数による胴体尾部設計手法

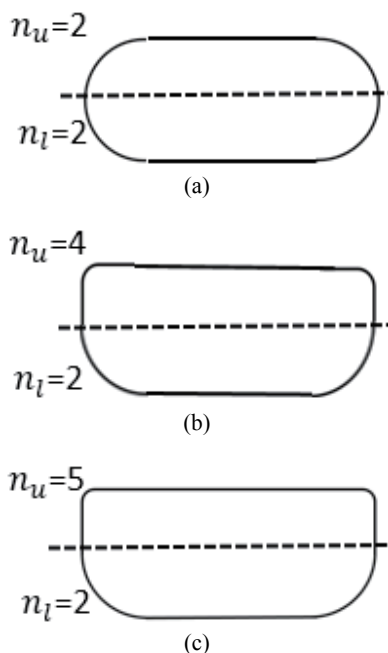


図 4. 胴体後部形状の定義例. (a) $n_{u@100\%}=2$, (b) $n_{u@100\%}=4$, (c) $n_{u@100\%}=5$.

表 1 各機体位置での n_u の値

	61%	74%	87%	100%
case1-1	2.0	2.0	2.0	2.0
case1-2	2.0	3.2	3.6	4.0
case1-3	2.0	3.2	4.4	5.0

表 2 スラストディスク移動値(機体長を 1 とする)

x 方向	$\pm 6.0 \times 10^{-2}$
y 方向	$\pm 6.0 \times 10^{-3}$
z 方向	$\pm 6.0 \times 10^{-3}$

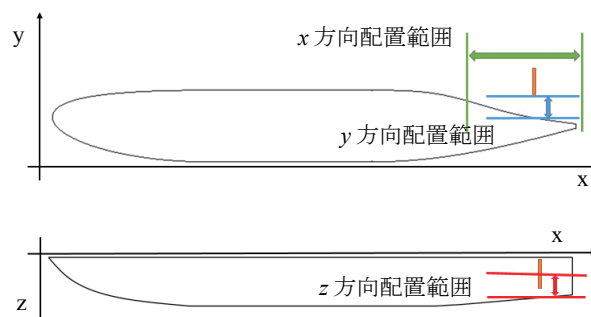


図 5 スラストディスク設置位置移動手法

4. 数値解析手法

4.1 計算条件

空力性能評価には非構造格子に基づく圧縮性 Navier-Stokes 方程式を解く。ソルバーとして(Tohoku university Aerodynamic Simulation Code(TAS code)^{5,6})を用いた。

計算格子作成には MEGG3D^{7,8})を用いた。境界層を精度良く解像するために高アスペクト比の三角柱要素, および六面体要素(スラストディスク吸排気面付近のみ), その他の領域は四面体, ピラミッド要素からなる混合要素非構造格子を用いた。

本研究における計算は流れの対称性から機体の半裁のみとし, 用いた計算格子は機体表面の格子点数が約 4 万点, 空間格子点数が約 120 万点となった。Mach 数 0.7, 高度 11 km の条件でレイノルズ数は胴体長(30.0m)を基準長として 1.57×10^8 , 迎角は 0, 2, 4deg. とした。表 4 に計算条件をまとめる。また使用した格子の例を図 6 に示す。

4.2 エンジン吸排気シミュレーション

スラストディスクの吸排気条件計算は, 吸気面に静圧を与え, 排気面には主流に対する全圧比, 全温比を与えることにより, 静圧 P_s , 密度 ρ , 速度 u_x を次の(2)-(4)式のように求める。

$$p_s = p_{t_\infty} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (2)$$

$$\rho = \frac{p_t}{p_{t_\infty}} \frac{1}{\left(\frac{T_t}{T_{t_\infty}} \right)} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3)$$

$$u_x = M \sqrt{\gamma \frac{T_t}{T_{t_\infty}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{-1}} \quad (4)$$

ここで, P_s は境界面での静圧, P_t は境界面での全圧, P_{t_∞} は主流での全圧, T_t は境界面での全温, T_{t_∞} は主流で全温, M は Mach 数, γ は比熱比である。

吸排気境界値計算条件として, 巡航 Mach 数は 0.7 を想定, 排気面において従来機のエンジンで与えられる全圧比全温比に同等となるよう, 大気と排気面の静圧・静温一定($P_{s_\infty} = P_{s_{ex}}, T_{s_\infty} = T_{s_{ex}}$), 吸気面において, 広範囲から吸気し, 流れを加速させるために, 大気と吸気面の全圧・

全温一定($P_{t,\infty} = P_{t,in}$, $T_{t,\infty} = T_{t,in}$)とする. 求めた吸排気境界条件を表 4. 2 にまとめる. 断面積は, これまでの研究に用いた将来型高バイパス比エンジンの推力値⁹⁾と等しくなるように設定し, スラストディスクの半径は 0.54m, 機体長で正規化し 0.018 とする. また, スラストディスクの側面は, 胴体との干渉を小さくするため非粘性壁とする.

表 3 主流計算条件

マッハ数	[-]	0.70
飛行高度	[km]	11.0
レイノルズ数	[-]	1.58×10^8
基準長 (機体長)	[m]	30.0
計算迎角	[deg.]	0, 2, 4

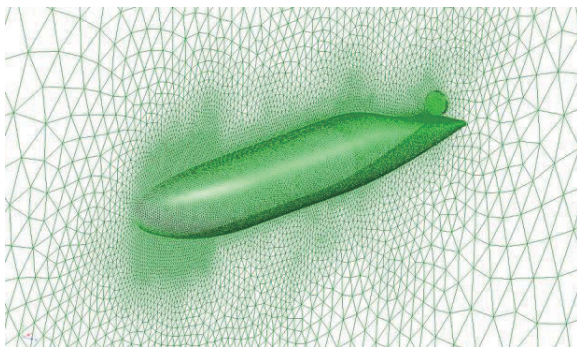


図 6 計算格子

表 4 吸排気境界条件

吸気面	$P_{s,in}/P_{s,\infty}$	0.75
	$T_{s,in}/T_{s,\infty}$	0.96
排気面	$P_{t,ex}/P_{s,\infty}$	1.97
	$T_{t,ex}/T_{s,\infty}$	1.23

5. 結果

5.1 胴体尾部整形の空力性能に対する影響

各ケースの L/D を図 7 に, 迎角 2deg. における C_L , C_D を図 8, 9 に示す. また, case1-1 の迎角 2deg. におけるスラストディスク中心位置での機体後部断面 Mach 数分布と総圧係数分布を図 10, 11 に示す. 図 7 より, どの形状においても吸排気が行われるほうが L/D が高いことがわかるが, 図 8, 9 より, 吸排気有りの方が吸排気なしに比べて C_L が増加し, C_D が減少している. 図 10 より, 吸排気がない場合に主流より遅い大気速度の範囲が, 吸排気有りでは狭くなっていることから, 吸排気によって機体周りの循環が向上し, C_L が向上したとわかる. また図 11 より, 吸排気有りの方が吸排気なしのものより剥離領域が小さくなっていることから, 吸排気効果によって, C_D が減少したことが考えられる.

各ケースの C_L - C_D を図 12 に, 迎角 2deg. におけるスラストディスク中心位置 ($z=0.04$), スラストディスク外側 ($z=0.06$) の胴体断面圧力係数分布図を図 13 に, 迎角 2deg. における機体上面での表面圧力係数分布を図 14 に示す. 図 7 より, n_u が大きいケースの方が L/D が大きいことがわかる. 図 12 より, case1-1 は他の 2 ケースに比べ同 C_L 時の C_D が小さいことがわかる. これは図 12 より, case1-2 と case1-3 は case1-1 と比べ胴体後部での圧力が低くなっていることから

L/D が向上したと考えられる. 一方で図 13 のスラストディスク外側の圧力分布図では case1-2 と case1-3 は n_u が変化し始める $x=0.6$ あたりで case1-1 と比べ, 圧力が高くなっている. このことが抵抗増加につながると考えられる. また図 13 より, n_u が大きい case1-2 と case1-3 は負圧領域が縦に幅広く分布していることから, L/D が増加していると考えられる.

5.2 スラストディスク位置の空力性能に対する影響

スラストディスクの位置を変化させた各形状の迎角 4deg. における L/D を図 14 に示す. 図 14 より, y 方向にスラストディスクを変化させると, 胴体から離れた形状の方が, L/D が高いことがわかる. これは, スラストディスク位置を離すことで, 高圧となる排気と機体との干渉を少なくできたことが原因と考えられる. また, base と比較すると, z 方向に移動させると L/D が小さくなることがわかる. スラストディスクが機体中心に近づいたときには, 機体外側の吸気が行われなくなる. 一方で, 吸気面が機体中心から離れると, 剥離しやすい機体上面において境界層吸引が弱まると考えられる.

L/D の変化が最も大きかった x 方向の変化について, $\pm 6.0 \times 10^{-2}$ 移動させた形状の胴体尾部を上から見た表面 C_p 分布図を図 15, 16 に示す. スラストディスクを胴体より後ろに下げた形状では, 高圧領域が小さくなり, base と比べ空力性能が向上している. これは, スラストディスクを胴体より後ろにすることで高圧となる排気と胴体の干渉を避け, 吸気によって L/D が向上する要因と考えられる. 反対にスラストディスクを前に移動させたときに, 高圧領域が広くなる. これは排気の高圧部と胴体の干渉する範囲が広がっていることが原因であると考えられる.

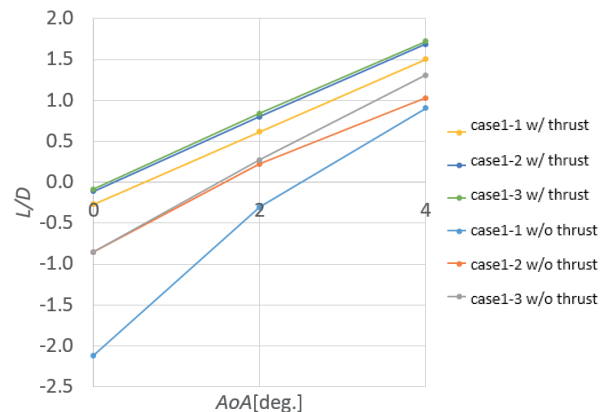
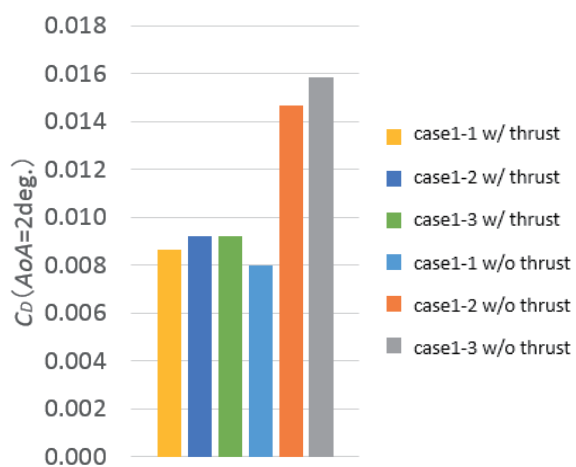
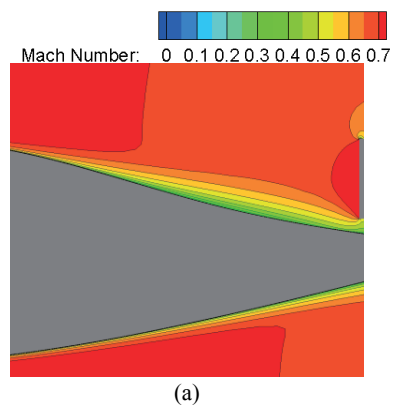
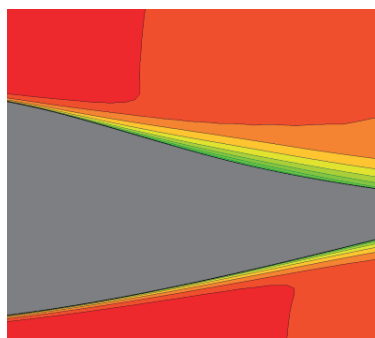
図 7 各ケースにおける L/D

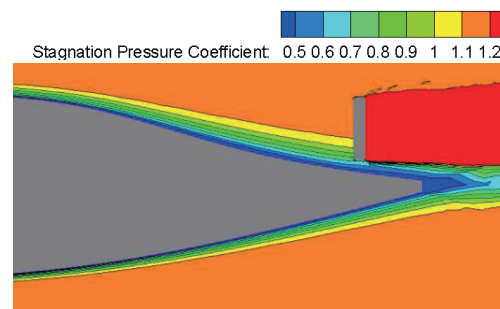
図 8 各ケースにおける C_L 図 9 各ケースにおける C_D 

(a)

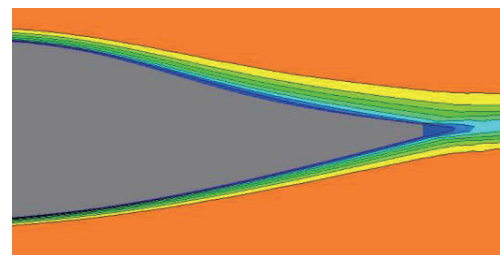


(b)

図 10 機体後部断面の Mach 数分布. (a) case1-1 w/ thrust, (b) case1-1 w/o thrust.

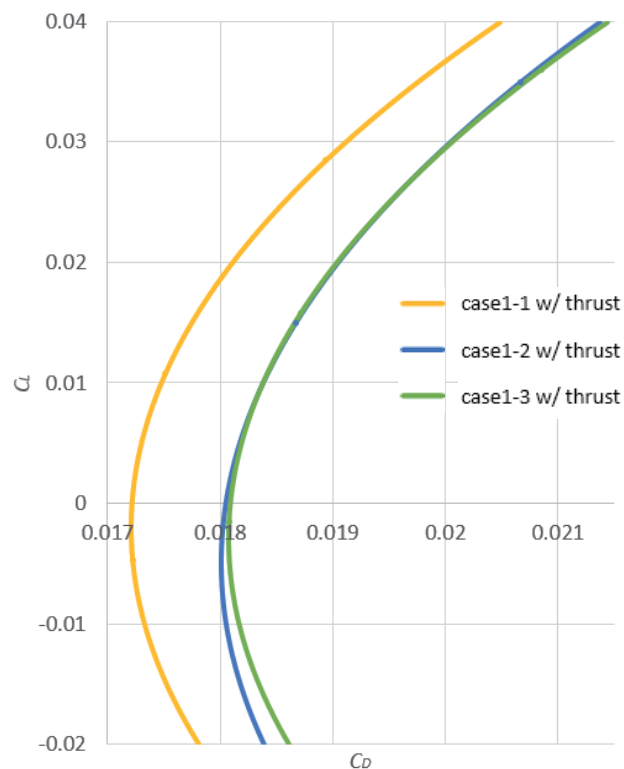


(a)



(b)

図 11 機体後部断面の総圧係数分布. (a) case1-1 w/ thrust, (b) case1-1 w/o thrust.

図 12 各ケースにおける C_L - C_D

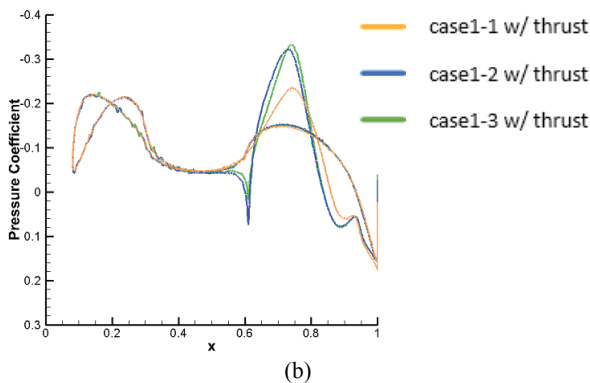
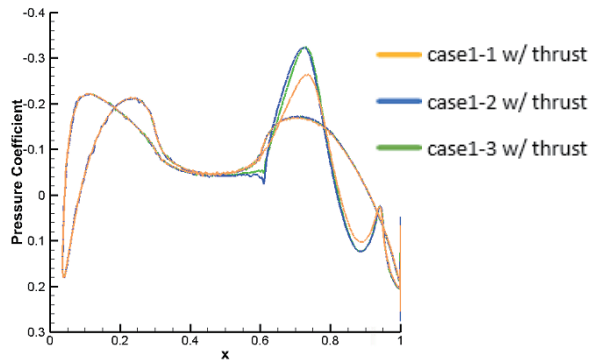


図12 断面圧力係数分布図. (a) スラストディスク中心位置($z=0.04$), (b) スラストディスク外側($z=0.06$).

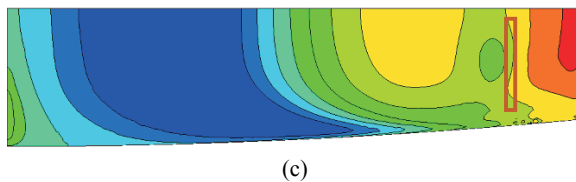
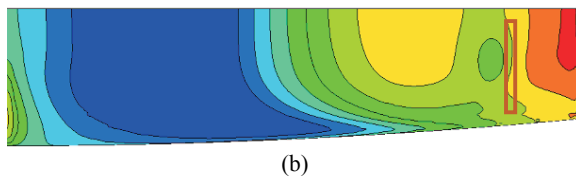
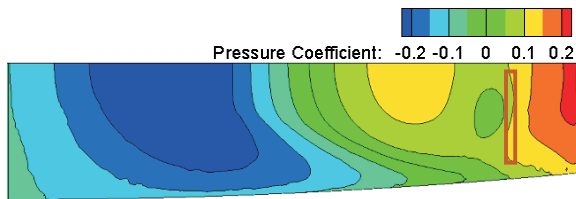


図13 機体上面の表面圧力係数分布図. (a) case1-1 w/ thrust, (b) case1-2 w/ thrust, (c) case1-3 w/ thrust.

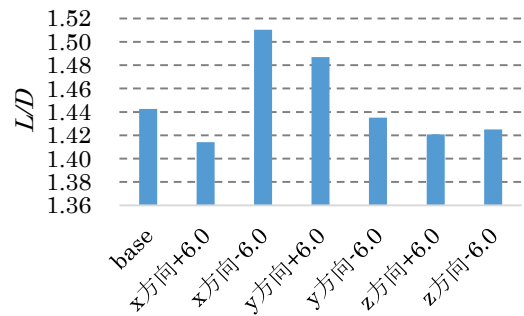


図14 スラストディスク変化における L/D

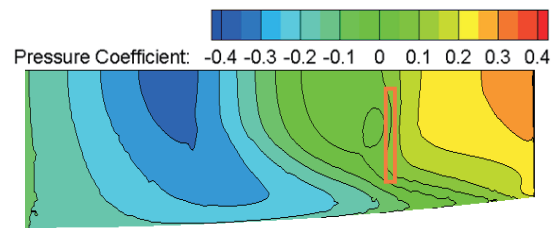


図15 x方向に $+6.0 \times 10^{-2}$ 移動させた形状における機体上面の表面 C_p 分布図

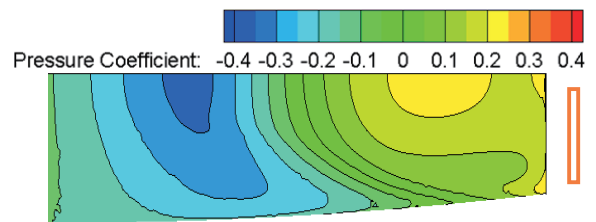


図16 x方向に -6.0×10^{-2} 移動させた形状における機体上面の表面 C_p 分布図

6. まとめ

本研究では、幅広胴体機に対して吸排気による空力性能向上に向け、胴体形状の変化や、吸排気を行うスラストディスクの位置を変え、比較を通じて、空力性能評価を行った。

胴体尾部整形では、胴体尾部上面での胴体断面の曲線表現に用いた超楕円関数の次数 n_u を変化させ、胴体断面を、角を丸めた長方形に近づけることで、空力性能やエンジンインテークへの影響を考察した。その結果、断面が長方形に近い形状は L/D は大きい、同 C_L 時の C_D が大きいことがわかった。また、吸排気条件の変更により、吸排気により L/D が高くなることがわかった。

スラストディスクの配置変更では、x方向の変化が最も空力性能の差に影響することや、y方向の変化による空力性能評価から、吸排気面が胴体からある程度距離を取った方が L/D が高いこと、機体半裁における中心位置に近い方が、 L/D が高いことがわかった。

7. 参考文献

- 1) R. H. Liebeck., “Design of the Blended Wing Body Subsonic Transport”, JOURNAL OF AIRCRAFT Vol. 41, No. 1, pp. 10-25, January–February, 2004.
- 2) 埴田亮, 奈良拓矢, 柴田眞, 野村聡幸, 山本一臣, 金崎雅博, 「胴融合型旅客機の翼型空力設計及び性能検証」, 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. 101-107, 2012.
- 3) Mark D., “Development of the D8 Transport Configuration”, 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA Paper 2011-3970, 27–30 June, 2011.
- 4) A. P. Plas., M. A. Sargeant., V. Madani., D. Crichton., E. M. Greitzer., T. P. Hynes. and C. A. Hall., “Performance of a Boundary Layer Ingesting (BLI) Propulsion System”, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 8-11, AIAA 2007-450, January, 2007.
- 5) Nakahashi, K., Togashi, F., Fujita, T., and Ito, Y., “Numerical Simulations on Separation of Scaled Supersonic Experimental Airplane from Rocket Booster at Supersonic Speed,” AIAA paper 2002-2843, 2002.
- 6) Murayama, M. and Yamamoto, K., “Comparison Study of Drag Prediction by Structured and Unstructured Mesh Method,” *Journal of Aircraft*, Vol.45, No.3, 2008, pp. 799-822, DOI: 10.2514/1.31072.
- 7) Ito, Y., Murayama, M. and Yamamoto, K., “Efficient Hybrid Surface/Volume Mesh Generation Using Suppressed Marching Direction Method,” AIAA Journal, Vol. 51, No. 6, 2013, pp. 1450-1461, DOI: 10.2514/1.J052125.
- 8) Ito, Y. and Nakahashi K. “Direct Surface Triangulation Using Stereolithography Data”, AIAA Journal. Vol. 40, No. 3, pp. 490-496, May, 2002.
- 9) 遠藤暢顕, 金崎雅博, 山本一臣, 「エンジンバイパス比による主翼形状最適性」, 第 28 回数値流体力学シンポジウム, F05-3, 2014.