

高揚力装置半裁風洞試験における風洞壁干渉の影響について

村山光宏, 横川謙

宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ

田中健太郎

菱友システムズ

山本一臣

宇宙航空研究開発機構 航空プログラムグループ

伊藤健

宇宙航空研究開発機構 研究開発本部

Wind Tunnel Wall Interferences for a Half-span Aircraft Model Testing with High-Lift Devices

by

Mitsuhiro Murayama, Yuzuru Yokokawa, Kentaro Tanaka, Kazuomi Yamamoto, and Takeshi Ito

ABSTRACT

In this paper, wind tunnel wall interferences due to high-lift half-span model testing are investigated in detail to understand the differences between the flows in the wind tunnel and free-air conditions. Three-dimensional flow computations over a half-span wind tunnel testing model of a realistic high-lift aircraft wing-body configuration with a nacelle-pylon tested at JAXA are performed using an unstructured mesh method. Influence of a spacer to avoid interferences between the model and the boundary layer of the bottom wind tunnel wall when the half-span model is mounted vertically on the wind tunnel is investigated in the computations with/without the spacer. Influence of the height of the spacer is estimated by the computations with three heights of the spacer in the free-air conditions with/without the floor boundary layer. The results showed that the spacer and floor boundary layer generated large positive and negative velocity changes in the plane to assume the symmetric condition and changed the effective angle of attack locally near the fuselage. The changes reduced drag especially at high angle of attack and generated the difference of C_L - C_D curve. Through the investigations, a height of the boundary layer spacer related to the displacement thickness of the floor boundary layer showed less difference with the results in the free-air conditions.

1. はじめに

旅客機離着陸時の空力性能は、ペイロードや燃料消費等の運行費に大きな影響を及ぼすため、離着陸時に展開する高揚力装置の性能向上は非常に重要な課題である。近年、機体騒音の低減の観点からも、高揚力装置の適切な設計が求められている。

高揚力装置展開形態の低速風洞試験では、可能な限りレイノルズ数を大きくするため、しばしば半裁風洞模型を用いた試験が行われる。半裁風洞試験では風洞壁境界層と模型本体との干渉を避ける必要があり、その比較的簡便な方法として胴体と風洞床面の間に胴体対称面形状を延長してかさ上げする境界層排除板を設置する方法がある。

一般的に大きな揚力を生じる高揚力装置風洞試験は風洞壁干渉も大きくなり、風洞床面境界層の干渉も大きくなると考えられるため、境界層排除板の適切な高さの設定が求められる。本発表では境界層排除板を考慮した数値解析により、半裁風洞における境界層排除板の影響と最適な排除板高さに関する調査結果を報告する。

2. 計算条件及び数値計算法

図1に示されている2005年10月～2006年2月の間にJAXA 6.5m×5.5m低速風洞において試験が実施されたJAXA高揚力装置半裁風洞模型着陸形態⁽¹⁻³⁾を対象として解析を行った。半スパン長は2.3mである。計算条件は主流マッハ数0.175(≈風速60m/s)、MAC基準レイノルズ数 2.1×10^6 である。

一様流中におかれた解析に加え、排除板高さと同床面境界層の影響を簡便に調べるために、図2に示される計算格子を用いた解析を行った。風洞壁は考慮せず一様流中の解析に境界層排除板を追加し、対称面上に風洞床面境界層に相当する境界層が無い場合とある場合の解析を行った。境界層がある場合には図2(a)の領域Aの場所をすべり無し壁として取り扱い、条件にあう厚さの境界層を発達させている。なお、床面境界層無の計算では領域Aもすべり壁として取り扱う。

風試では風速30m/s時の風洞壁面の境界層99%厚さ程度を避けるために高さ150mmの排除板が設置されている。また、機体と排除板の間には10mmの隙間があり、その隙間は空気が流れこまないように柔毛材によりシールされている。今回の解析では、機体と排除板の隙間を含めた160mm、その

半分の80mm、境界層排除厚程度の30mmの3種類の排除板高さに対する計算を行った。

計算格子は総格子点数約600万点の非構造ハイブリッド格子で、FTF及びスラット支持金具等は省かれている。境界層排除板有りの計算格子は排除板無しの場合に対して排除板分の格子を追加して生成している。境界層排除板は模型同様すべり無し壁として計算を行った。

CFDコードとしてセル節点有限体積法非構造格子TAS code⁽⁴⁻⁷⁾を用い、粘性流解析を行った。流束評価にはHLEW法を用い、U-MUSCL法により高次精度化を行い、時間積分にはLU-SGS陰解法を用いた。乱流モデルには、渦中心領域の過大な渦粘性の生成を減らす、修正Spalart-Allmaras 1方程式モデルを用いた。

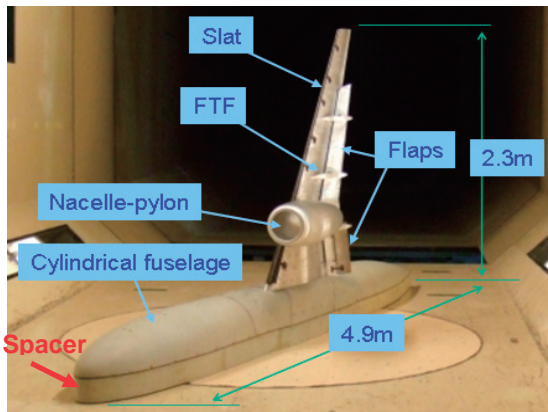
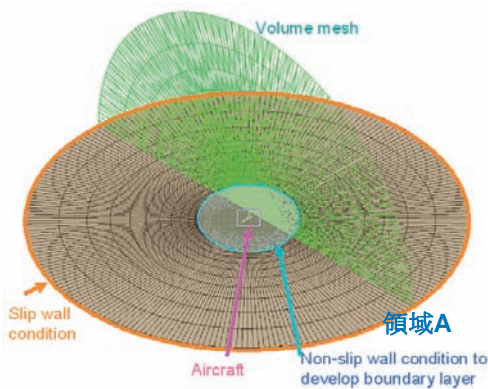
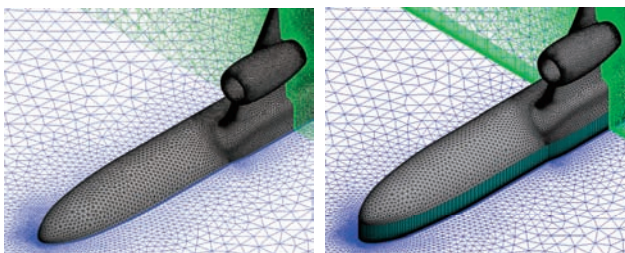


図1 JAXA高揚力装置風洞模型



(a) 計算領域全体図



(b) 境界層排除板無 (c) 境界層排除板(160mm)付

図2 JAXA高揚力装置風洞模型に対するハイブリッド非構造計算格子

3. 計算結果

図3に揚力-抵抗係数(C_L - C_D)特性図を示す。境界層排除板に働く力は除外している。境界層排除板高さの増加に伴い C_D が減少し、 C_L が増加する傾向が見られる。また、迎角の増加に伴い C_D の減少量が大きくなり、 C_L - C_D 曲線が排除板高さの増加につれて開く傾向が見られる。床面境界層有(図中の+BL)・無の結果を比較すると、いずれの排除板高さにおいても床面境界層有の結果の方が C_D の減少量と C_L の増加量が小さい。排除板高さ30mmの結果は一樣流中の結果との差が小さい。

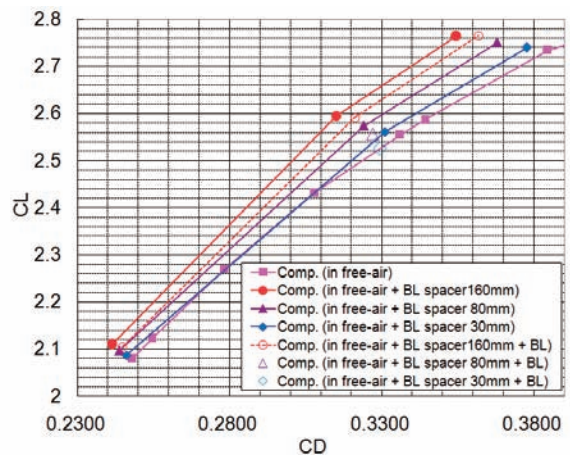
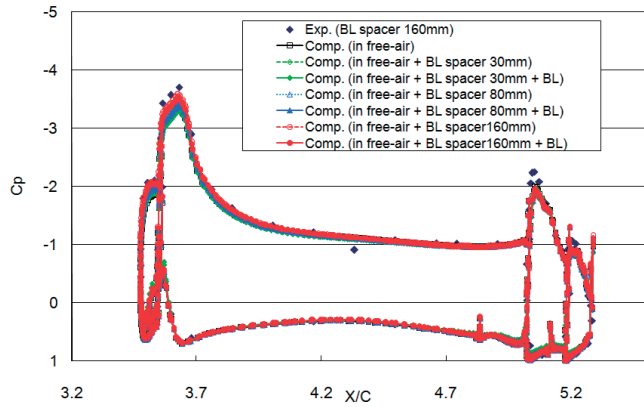


図3 揚力-抗力特性 C_L - C_D

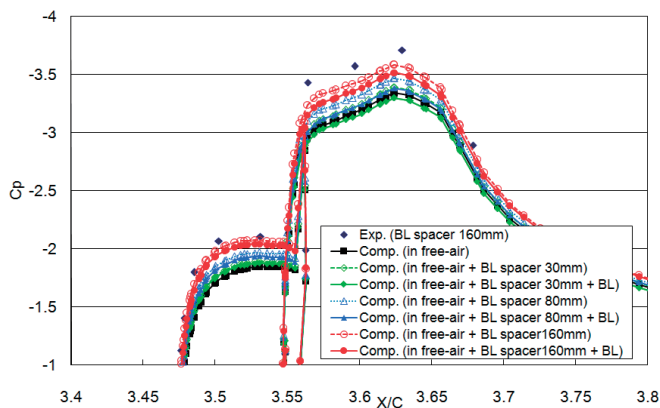
図4に迎角10度における表面圧力係数 C_p 分布を示す。 $\eta=0.56$ の外翼側では排除板高さによる差は小さいが、胴体に近い内翼側では、排除板高さの増加に伴いスラット及び主翼のサクシオンピークが高くなっている。床面境界層有(図中の+BL)・無の比較では床面境界層有の方がサクシオンピークの増加量が小さいが、同様の傾向が見られる。圧力分布においても排除板高さ30mmの結果は一樣流中の結果との差が小さい。図5に内翼側 $\eta=0.25$ における排除板高さ160mmの迎角10度の C_p 分布計算結果に関して、いくつかの迎角の風試結果との比較を示す。迎角に伴う風試圧力分布の変化と比較すると、内舷側のスラットと母翼に関して排除板高さ160mmの場合、約1度局所迎角が増加している事が示されている。

図6に迎角10度における抵抗成分の比較を示す。 C_D , C_{Dp} , C_{Df} , C_{Di} はそれぞれ、全抵抗、圧力抵抗、摩擦抵抗、理想誘導抵抗を示している。ここで理想誘導抵抗は簡易的に $C_{Di}=C_L^2/(AR*\pi)$ として見積もっている。また図7に迎角10度における各コンポーネントの抵抗係数比較を示す。排除板の存在による抵抗変化に関して、摩擦抵抗の変化は圧力抵抗の変化と比べて相対的に小さく、圧力抵抗の変化が主要因となっている。全抵抗から理想誘導抵抗を引いた結果で比較すると、一樣流の結果と比較して排除板高さ30mmで約20カウント(1カウント= 10^{-4})、160mmで210カウント減少している事がわかる。なお、排除板高さの増加に伴う抵抗減少は特にスラッ

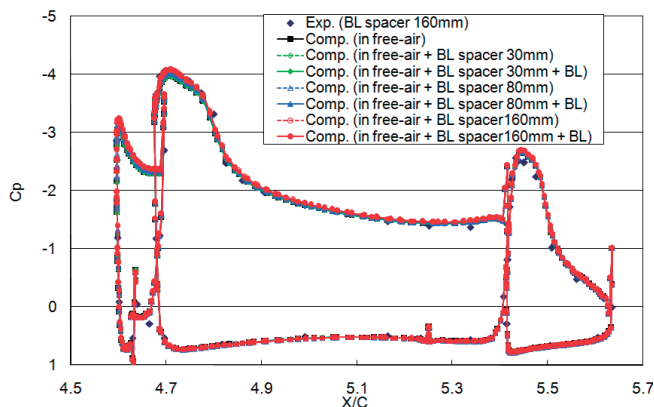
トとアフトラップ、胴体において大きい。内翼側の局所的な有効迎角の増加による前縁近傍のサクシジョンの増加に伴い、負の抵抗成分が大きくなり、抵抗が減少していると考えられる。



(a) $\eta=0.16$



(b) $\eta=0.16$ スラット及び主翼サクシジョンピーク近傍拡大図



(c) $\eta=0.56$

図4 迎角10度における表面圧力係数 C_p 分布

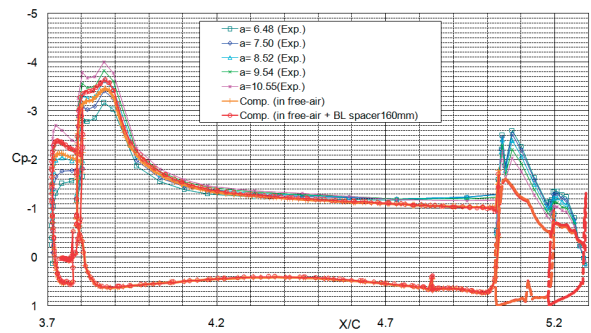


図5 $\eta=0.25$ における風試表面圧力係数 C_p 分布との比較

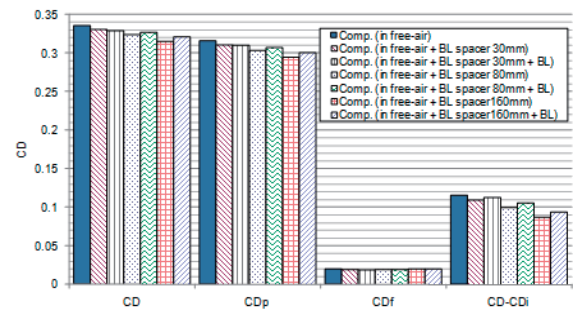


図6 迎角10度における抵抗係数比較 (C_D : 全抵抗、 C_{Dp} : 圧力抵抗、 C_{Df} : 摩擦抵抗、 C_{Di} : 理想誘導抵抗)

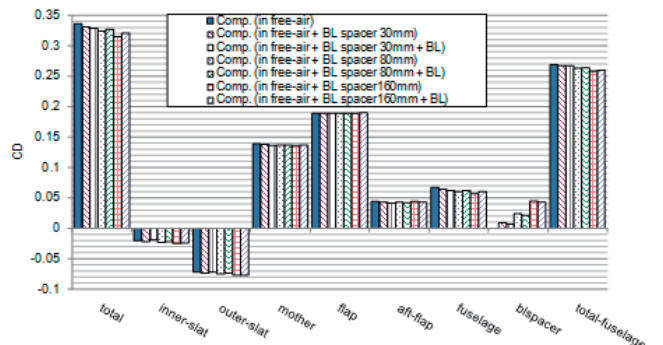


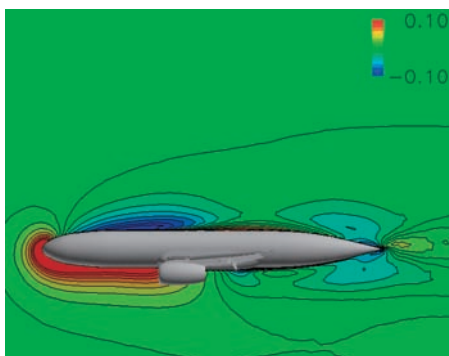
図7 迎角10度における各コンポーネント抵抗係数比較

図8~10に各境界層排除板高さにおける排除板と機体が接合するスパン位置でのスパン方向(正:外翼に向かう方向)マッハ数分布を示す。図11に排除板高さ160mmの結果における表面流線を示す。また、比較のため、風洞壁も含めた風洞内における解析を行った迎角10度の結果を示す。図12に風洞内における解析中において模擬した風洞領域を示す。集合胴、縮流胴、そしてベルマウス直前の測定部までを模擬している。図13に用いた計算格子を示す。計算における境界条件として、上流の境界条件は集合胴の最上流位置にて総温と総圧を固定し、マッハ数を外挿している。また、下流の境界条件は測定部の最下流の位置にて静圧を固定し、その他の物理量は外挿している。下流の境界条件として与える静圧は、風洞試験中に速度を計測しているピトー管位置にて指定したいマッハ数になるように計算中で調整を行っている。図14に排除板と機体が接合するスパン位置でのスパン方向のマッハ数分布示と表面流線の計算結果を示す。図8と図11の排除板高さ

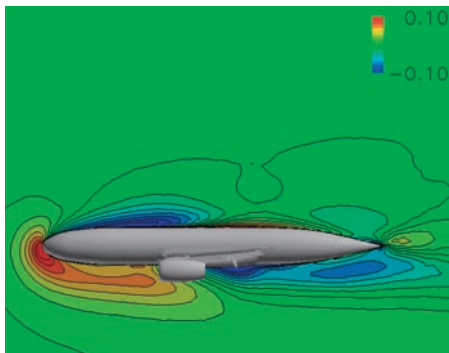
160mmにおける床面境界層有の結果と図14の風洞壁も考慮した結果を比較すると、表面流線とスパン方向速度分布が共に良く一致している事がわかり、今回用いた簡易的な計算でも妥当な検討ができていている事がわかる。

床面境界層有・無時の流れ場の比較を行う。床面境界層がある場合は胴体先端近傍から馬蹄渦が発生している様子がわかる。スパン方向マッハ数分布を比較すると、床面境界層無しの場合には前胴下面側で大きな正の速度分布、前胴上面側で負の速度分布が生じている事がわかる。床面境界層を考慮した場合、馬蹄渦の影響もあり、この速度成分が弱まり、また、後胴下面側の負の速度成分が存在する領域が現れている。排除板を設置する際に、排除板と機体が接合するスパン位置で対称境界となる事を仮定しているが、この正・負のスパン方向速度分布が内翼側での C_p 分布の差や抵抗差の原因となっている。

境界層排除板高さによる変化を調べると、レベルは異なるがすべての排除板高さにおいて同様のスパン方向マッハ数分布が見られる。境界層排除板の高さが増加するに伴い、スパン方向の速度変化が大きくなり、力の変化量も大きくなっている。排除板高さ30mmの境界層排除厚程度の場合にはスパン方向速度変化は小さく、そのため一様流中の結果との差が小さいと考えられる。

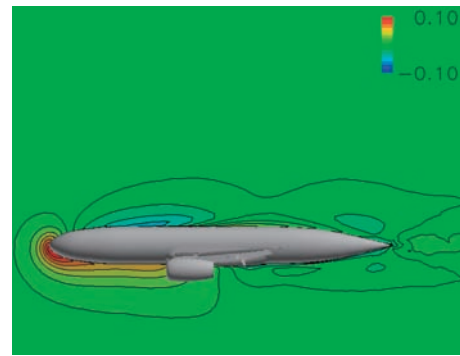


(a) 風洞床面境界層無

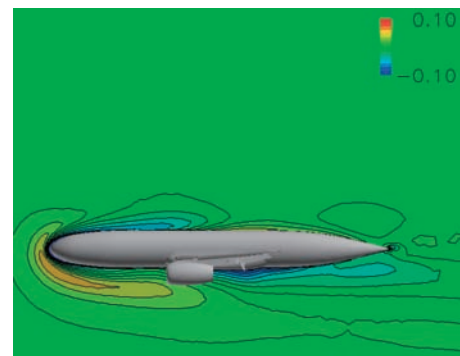


(b) 風洞床面境界層有

図8 床面から160mm位置におけるスパン方向（正：外翼に向かう方向）マッハ数分布（排除板高さ160mm）

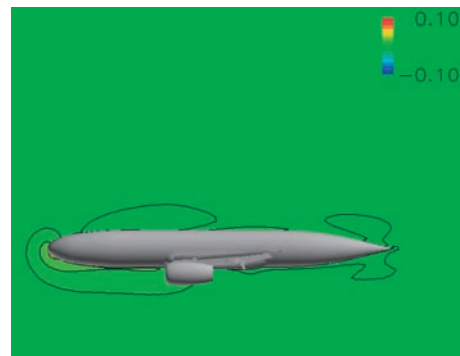


(a) 風洞床面境界層無

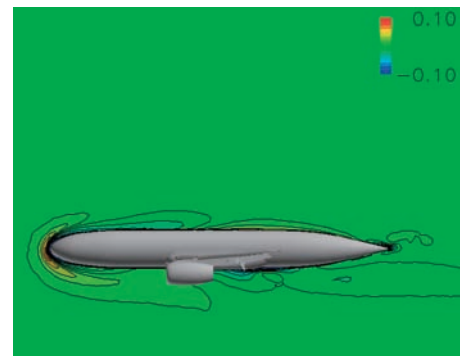


(b) 風洞床面境界層有

図9 床面から80mm位置におけるスパン方向（正：外翼に向かう方向）マッハ数分布（排除板高さ80mm）

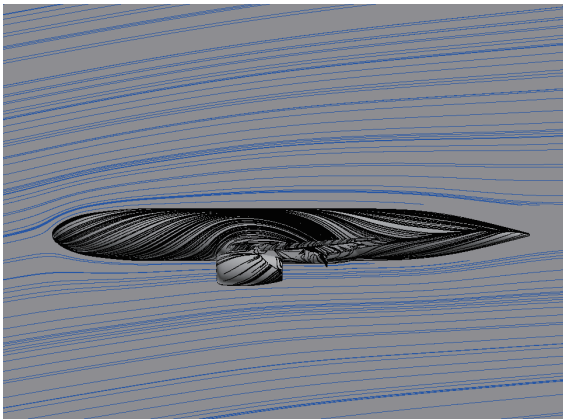


(a) 風洞床面境界層無

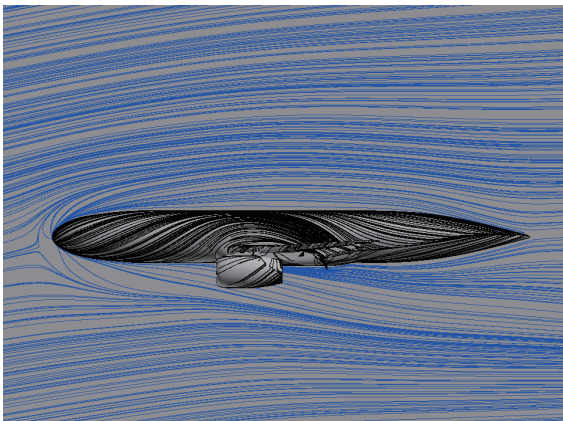


(b) 風洞床面境界層有

図10 床面から30mm位置におけるスパン方向（正：外翼に向かう方向）マッハ数分布（排除板高さ30mm）

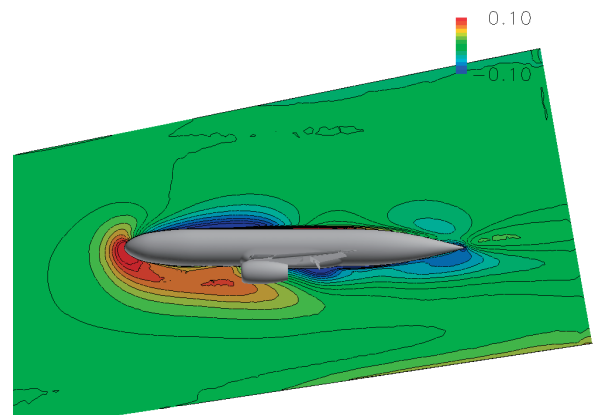


(a) 風洞床面境界層無

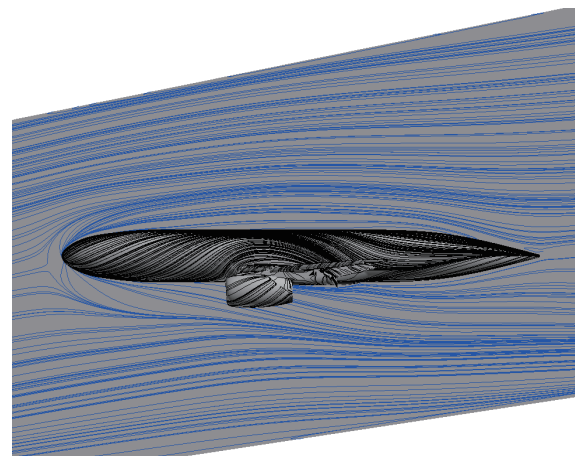


(b) 風洞床面境界層有

図11 迎角10度における表面流線比較（排除板高さ160mm）



(a) 床面から160mm位置におけるスパン方向（正：外翼に向かう方向）マッハ数分布



(b) 表面流線

図14 迎角10度における風洞壁も考慮した解析結果

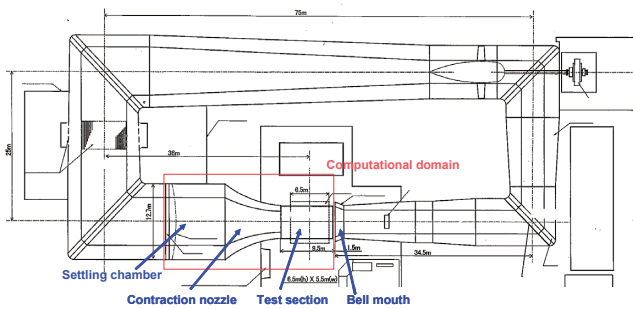


図12 JAXA 6.5m × 5.5m 低速風洞内における解析中において模擬した風洞領域：集合胴、縮流胴、計測室

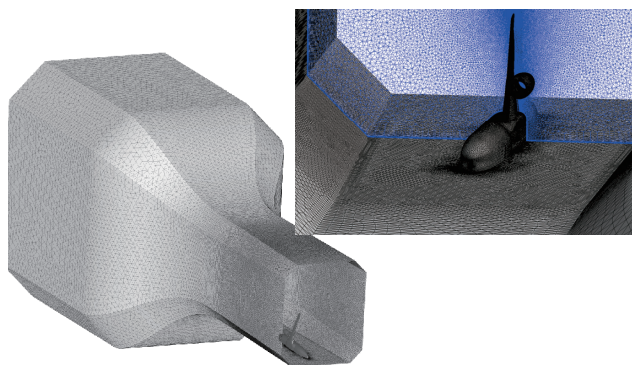


図13 風洞内計算格子

4. まとめ

境界層排除板を考慮した数値解析により、半裁風試における境界層排除板の影響と最適な排除板高さに関する調査を行った。

排除板高さが境界層排除厚と比較して高すぎる場合、境界層排除板と床面境界層により、対称面を仮定している位置に大きな正・負の速度分布が生じ、胴体近くの内翼側での有効迎角の増加と抵抗減少効果を引き起こしている事が示された。また、排除板高さとして境界層排除厚程度を選ぶと圧力分布や空力係数へ与える影響が小さい事が示された。

参考文献

- 1) Ito, T., et. al, "High-Lift Device Testing in JAXA 6.5m×5.5m Low-speed Wind Tunnel," AIAA Paper 2006-3643, June 2006.
- 2) Yokokawa, Y. et. al. Murayama, M., Ito, T., and Yamamoto, K., "Experimental and CFD of a High-Lift Configuration Civil Transport Aircraft Model," AIAA Paper 2006-3452, June 2006.
- 3) Murayama, M., Yokokawa, Y., Yamamoto, K., and Ueda, Y., "CFD Validation Study for a High-Lift Configuration of a Civil Aircraft Model", AIAA Paper 2007-3924, June 2007.

- 4) 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, June 2002.
- 5) Murayama, M. and Yamamoto, K., “Comparison Study of Drag Prediction for the 3rd CFD Drag Prediction Workshop by Structured and Unstructured Mesh Method,” AIAA Paper 2007-0258, Jan. 2007.
- 6) Ito, Y. and Nakahashi, K., “Surface Triangulation for Polygonal Models Based on CAD Data,” *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 39, Issue 1, 2002, pp. 75-96.
- 7) Ito, Y. and Nakahashi, K., “Improvements in the Reliability and Quality of Unstructured Hybrid Mesh Generation,” *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol. 45, Issue 1, May 2004, pp. 79-108.