

構造-非構造接続法によるNALジェット実験機機体統合超音速インテーク性能解析

金崎雅博*, 藤原仁志**, 伊藤靖***, 藤田健***, 大林茂*, 中橋和博***

* 東北大学流体科学研究所

** 航空宇宙技術研究所

*** 東北大学工学研究科航空宇宙工学専攻

Numerical Simulation of Supersonic Intake Performance for NEXST2 Using Structured-Unstructured Zonal Approach

Masahiro Kanazaki, Hitoshi Fujiwara, Yasushi Ito,
Takeshi Fujita, Shigeru Obayashi, Kazuhiro Nakahashi

In this paper, the numerical simulation method for the supersonic intake performance is proposed. According to the wind tunnel test by NAL, the performance of the supersonic intake integrated to a wing-body was different from the nacelle-only configuration. This result suggested that the intake performance is affected by the wing-body existence.

To inspect this difference, the simulation with the nacelle-only configuration and wing-body-nacelle configuration were performed and the calculative results were compared. To obtain higher numerical accuracy of the shock wave, the structured Navier-Stokes code with the low-Reynolds number $k-\epsilon$ turbulent model were applied to inside the nacelle, while to adapt to the complex geometry of the wing-body-nacelle configuration, the unstructured Euler code was applied to outside the aircraft model. To perform this calculation, the structured-unstructured zonal approach was developed.

1. はじめに

本論文では、超音速機におけるエンジンと機体のインテグレーション問題をとりあげ、その考察に必要な、ナセル単体と機体に統合された状態での超音速インテークのCFD解析について報告する。

NALで行われたインテーク性能に関する風洞試験(図1)によると、ナセルを単体試験と比較し、ナセルをジェット実験機機体模型に統合した状態では、エンジンを安定的に作動させる流量比(インテーク捕獲面積と主流条件から算出した流量と実際にナセル内部を通過した流量の比)の範囲が減少した。本研究では、こうしたことの原因を詳しく調べるために、機体統合状態でのインテークの数値計算を行って単体インテークのCFD結果と比較を行い、翼胴の統合によるインテーク性能への影響を検討する。

インテーク内部流は、衝撃波と境界層の干渉や逆圧力勾配での境界層の剥離を含むため、構造格子を用い、低レイノルズ数型 $k-\epsilon$ 乱流モデルを組み込んだNS計算を行う一方、粘性の影響は小さいが形状が複雑な翼胴ナセル周りの外部流には、非構造格子を用いEuler計算を適用した。また、内部流の構造格子と外部流の非構造格子を1メッシュ分オーバーラップさせて、接合部で情報交換しながら計算を行う構造-非構造接続法によって計算を実行した。



Fig. 1 Wind tunnel model for scaled supersonic experimental aircraft and intake at NAL.

2. 計算手法

2.1. 構造格子 Navier-Stokes 計算

衝撃波と境界層の干渉や境界層の剥離を含む流れを捉え、より正確に現象を捉えるために、超音速インテークからナセル内流路にかけては構造格子(図2)による粘性計算を行った。支配方程式には、低レイノルズ数型 $k-\epsilon$ 乱流モデルを組み込んだ三次元圧縮性 Navier-Stokes 計算 [1]を適用した。支配方程式は以下の積分表示で表される。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \int_{\Omega} (\mathbf{F}(\mathbf{Q}) - \mathbf{G}(\mathbf{Q})) \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

ここで \mathbf{Q} は保存量ベクトル、 $\mathbf{F}(\mathbf{Q})$ と $\mathbf{G}(\mathbf{Q})$ はそれぞれ非粘性流束ベクトルと粘性流束を表す。対流項には、3次精度風上法とChakravathy-OsherのTVD法、粘性項の計算には二次精度中心差分を用いた。時間進展には、2次のRunge-Kutta法を適用した。

また、ナセル内流量が変化したときの空力性能の変化を推定するために、フロースルー内にバンプを設け、その大きさを変化させることによって流量調節を図った。

2.2. 非構造格子 Euler 計算

全機周りの流れは、複雑な形状への適応性が良い非構造格子法 [2]により空間離散化を行う(図3)。また、ナセル内部流に比べ粘性や境界層の干渉の影響が少ないため、支配方程式には三次元圧縮性 Euler 方程式 [3]を用いた。支配方程式は積分形表示により次式で表される。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \int_{\Omega} \mathbf{F}(\mathbf{Q}) \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (2)$$

ここで、 \mathbf{Q} は保存量ベクトル、 \mathbf{F} は非粘性数値流束ベクトルである。検査体積において式(2)はセル節点有限体積法により空間離散化される。

流束評価には、近似リーマン解法を用いたスキームを適用する。ここでは、風上法の一つであるHLLEW(Harten-Lax-Van Leer-Einfeldt-Wada)法を用いる。また、空間精度を高めつつ、収束性に優れたVenkatakrishnanの制限関数を適用する。時間積分には、非構造格子法用に拡張されたLU-SGS(Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel)陰解法を適用する。

2.3. 構造格子-非構造格子接続法

本研究では、形状や流れの性質の違いを考慮して、内部領域と外部領域で異なる格子法を適用している。そのため、内部流(構造格子)と外部流(非構造格子)の情報とを交換するために、構造格子部分と非構造格子部分を1メッシュ分オーバーラップさせて、接合部で情報交換しながらCFD計算を行う構造-非構造接続法の開発を行った [4]。

本手法では、非構造格子側の境界部分を、構造格子の1メッシュ分にオーバーラップさせるような非構造格子の生成を行う。テトラ要素の質(隣接要素との大きさやアスペクト比)を極力落とさないようにするために、図4のように構造格子における j 方向の幅を i 方向の幅に近くなるようにテトラ要素の情報交換ノード一点を決定するようにした。主流は i 方向であるため、 j 方向に数点飛ばした位置にもう一点のノードを決定しても、構造格子

領域での計算への影響は少ない。

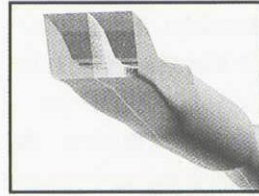


Fig. 2 Computational grid for the nacelle inside flow (structured region).

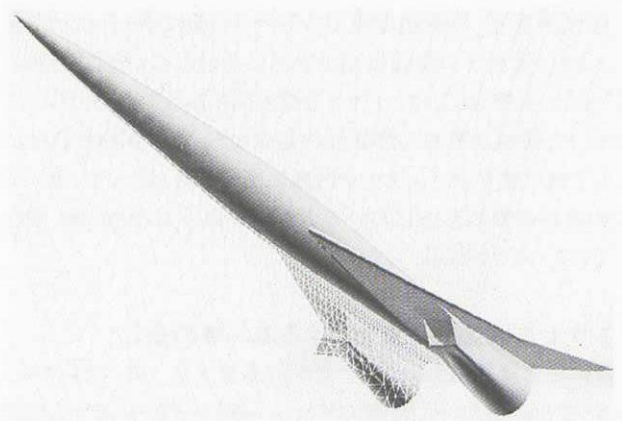


Fig. 3 Computational grid for the aircraft outside flow (unstructured region).

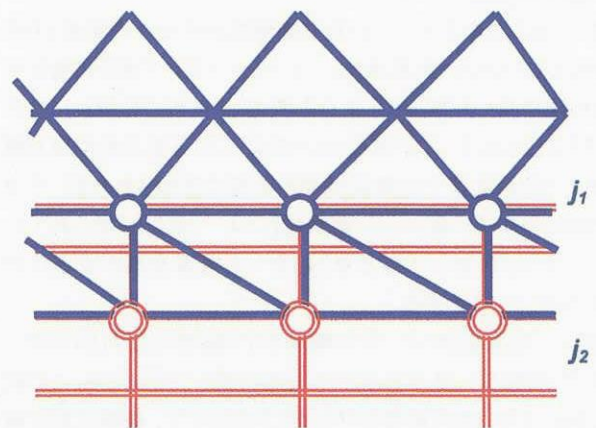


Fig. 4 One mesh overlapped grid for structured-unstructured zonal approach.

3. 計算結果

3.1 計算条件

本研究では、エンジンナセルを機体に統合した状態とエンジンナセル単体でのインテーク性能の計算結果をそれぞれ比較する。計算に用いるマッハ数は2、迎え角は 0° とした。また、機体統合状態ではナセルを機体側に 2° 傾けて取り付け、機体の偏角は 0° とした。また、ナセル単体計算時にはナセルの偏角を 2° とした。

3.2 計算格子と接続法の検証

構造格子と非構造格子によって領域を分けた計算格子を図5に示す。また、2章で述べた手法によるナセル単体及び、全機周りについて、ナセル中心での断面での等マッハ線図を図6に示す。

図6より構造-非構造境界での等マッハ線は滑らかにつながっており、境界での情報伝達が妥当に行われていることがわかる。また、全機周りでは、ナセルと翼の間にあるダイバータにより発生する離脱衝撃波や膨張波の発生など、翼や胴体の存在による主流の変化がインテーク内部に影響を及ぼし、インテークでの斜め衝撃波形成においてナセル単体の場合との違いとなっていると考えられる。

3.3 ナセル内流量比変化による流れ場の変化

機体統合状態において、ナセル内流量比を79%、76%、73%、66%と変化させていったときの等マッハ線図を図7に示す。流量を絞っていくと、それに伴い生じる逆圧力勾配によって、垂直衝撃波が上流に向かうが、この垂直衝撃波が停止する場所に応じて、インテーク近傍やカウルリーディングエッジ周りでの衝撃波の様子が変化していく。

また、図7(c)のように、この垂直衝撃波がナセル内流路より外に出るようになると(臨界状態)、インテークランプ面から発生する斜め衝撃波と干渉して三重点を形成し、下流での流れにせん断が生じはじめる。本計算においては、この三重点の位置が構造格子と非構造格子の領域境界の近傍に形成されたが、ナセル内部から外部へ漏れ出た衝撃波もスムーズに捕らえられており、このような複雑な干渉を伴う場合でも情報交換が妥当に行われていることがわかる。

さらに、流量を絞ると、せん断層がより顕著になり(図7(d))、エンジンの動作には不適當な不安定状態(バズ)となる。この状態においては、垂直衝撃波の位置は安定せず、振動状態に陥る。

3.4 機体統合状態とナセル単体状態との比較

機体統合状態とナセル単体それぞれの計算における、流量比とエンジンの安定作動の指標となる全圧回復率の関係を図8に示す。いずれのケースでも、流量を絞っていくと急激に回復率が落ち込む(不安定状態)が、本計算では機体統合のケースのほうが、ナセル単体のケースと比べて、ややこの落ち込みが

急である。図9には不安定状態に陥る臨界点での、ターボファンエンジン搭載予定位置直前での全圧の分布を示す。せん断層の発達や衝撃波の不安定さにより、いずれのケースでも、非対称的な分布が見られるが、機体統合では、翼胴により主流が変化した影響によると思われる大きな非対称性も同時に観察され、側面での剥離が大きくなっている。この影響がインテーク流路の下部にまで及び、せん断層の発達を促進し、が機体統合状態において安定作動範囲が狭くなる原因と考えられる。

また、図10にはナセル単体、機体統合状態それぞれにおける計算値と実験値との比較を示す。図10(a)に見るように、ナセル単体においては、インテーク性能を見る上で重要な不安定状態に陥る臨界点も含め、定量的な一致を見ている。この結果は本接続法が妥当であることを示している。その一方で、図10(b)に示すように、機体統合状態においては定量的な一致は十分とは言えない。特に、臨界点の不一致については、インテーク性能を予測する上で、重要な検討課題である。この不一致の、計算側の原因としては非構造格子による全機周りの解像度が十分ではなく、ナセルへ流入する主流の変化が十分再現されていない、と言ったことが原因として考えられる。実験側の原因としては、ナセル単体と機体統合状態の試験ではインテークのサイズが異なり、レイノルズ数が単体で 1.38×10^6 、機体統合で 0.89×10^6 であるための、レイノルズ数効果による実験誤差が考えられる。また、臨界点付近で、さらに多くの計算点を設け、計算結果をより詳細に検討することも必要であると思われる。

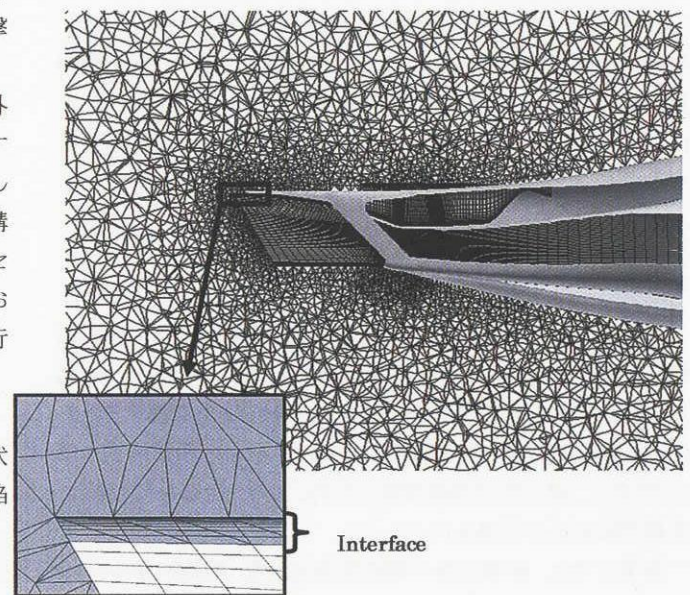


Fig. 5 Generated computational grid for structured-unstructured zonal approach.

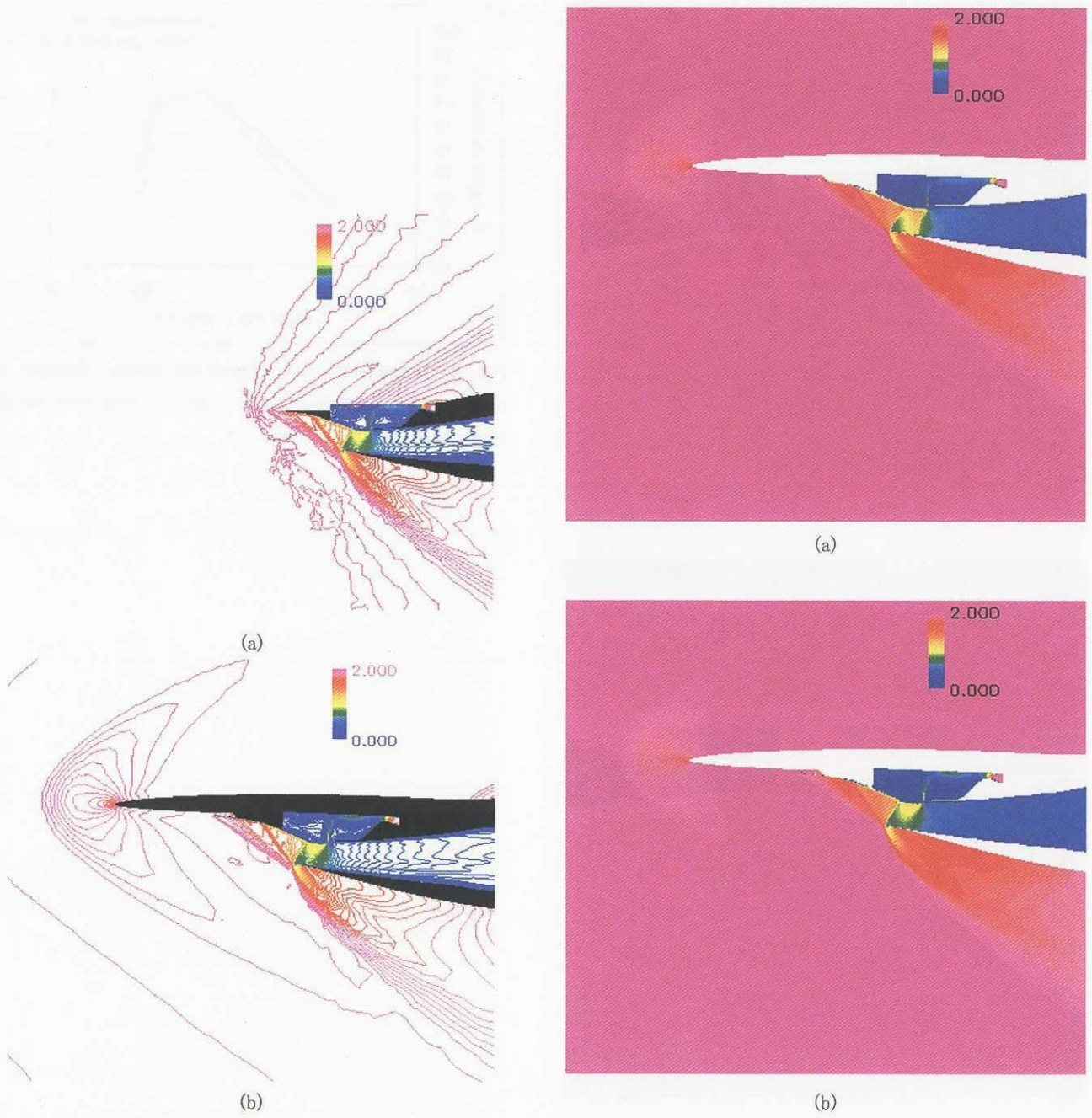
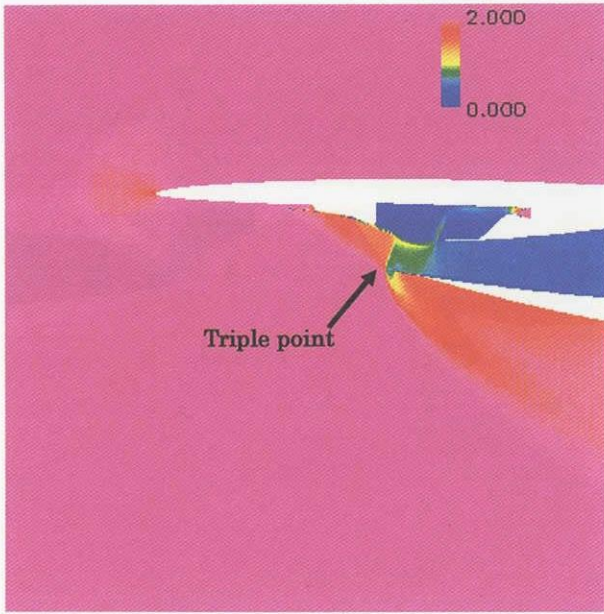
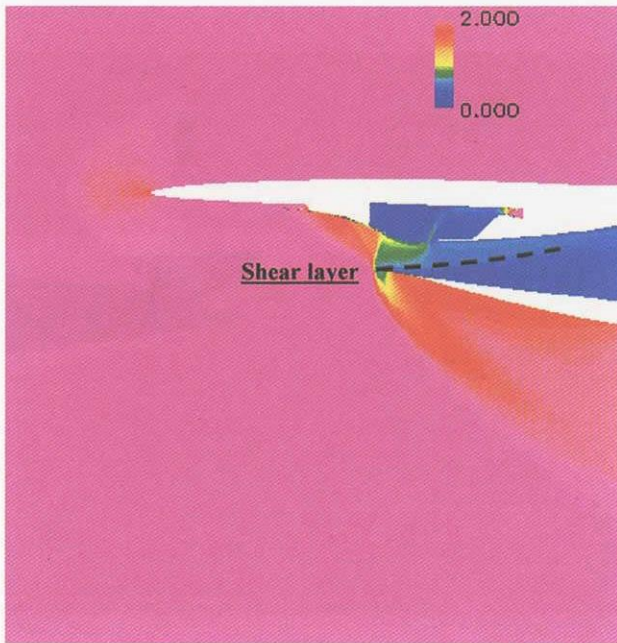


Fig. 6 Computed Mach number contours along a cross sectional view of the nacelle; (a) nacelle-only configuration, (b) wing-body-nacelle configuration.



(c)



(d)

Fig. 7 Computed Mach number contours of wing-body-nacelle configuration along a cross sectional view of the nacelle; (a) MFR79%, (b) MFR77%, (c) MFR73%, (d) MFR66%.

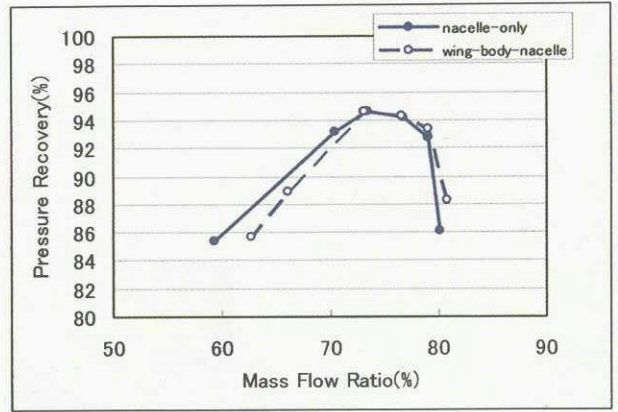


Fig. 8 Comparison of computational results obtained by nacelle-only configuration and wing-body-nacelle configuration.

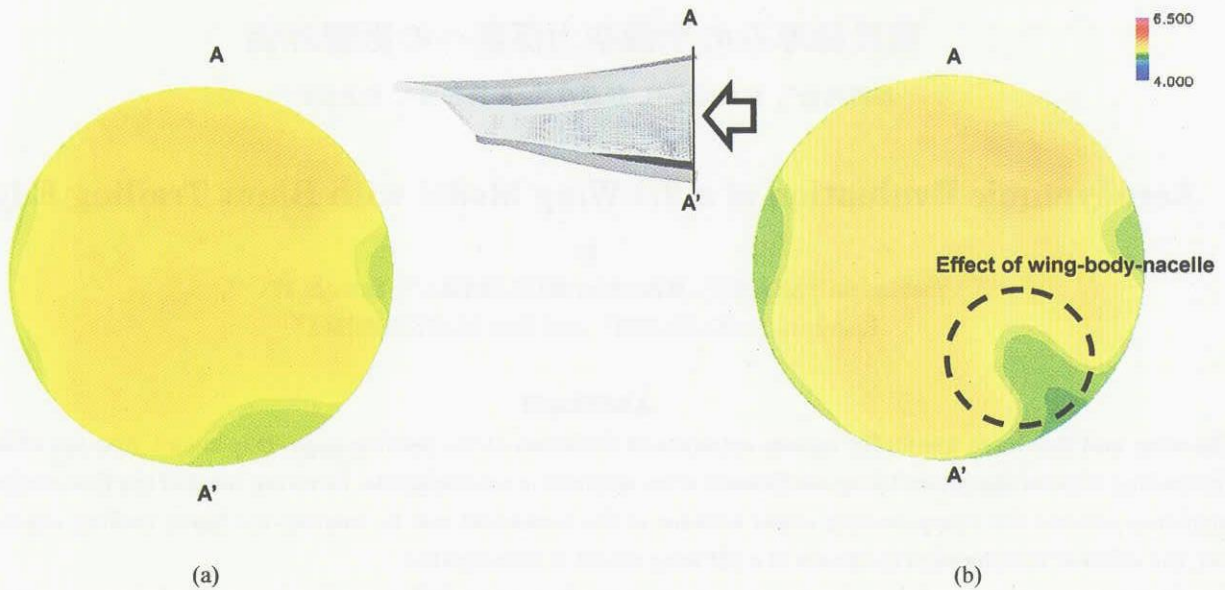
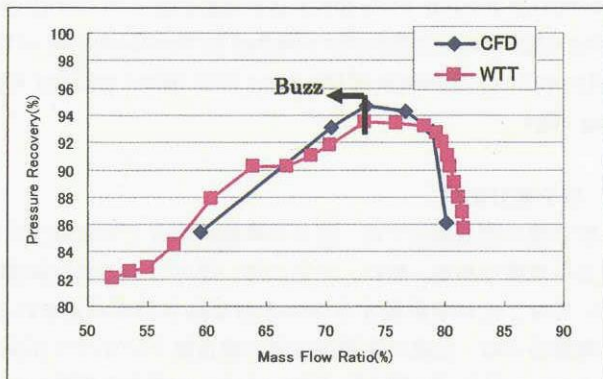
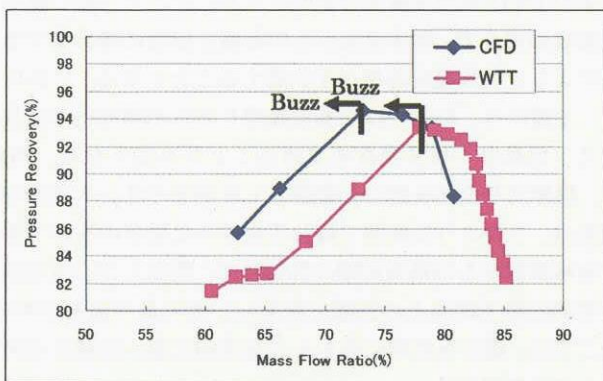


Fig. 9 Cross sectional view of total pressure contours; (a) nacelle-only configuration (MFR73%) (b) wing-body-nacelle configuration (MFR73%).



(a)



(b)

Fig. 10 Comparison of computational results with experiment; (a) nacelle-only configuration, (b) wing-body-nacelle configuration.

4. まとめ

本研究では、超音速インテークでの衝撃波を NAL において開発された高精度な計算コードを用いて捕らえつつ、複雑な形

状である機体を統合した計算も行うことが出来るように、非構造格子法による Euler コードを機体周りに適用した、構造-非構造接続法の開発を行った。

本手法により、ナセル内流量を調節したときに起こる、衝撃波の三重点形成や、せん断層の発達などの現象を観察することができた。また、ナセル単体と機体統合状態でのインテーク性能の違いを定性的に捕らえることができたが、定量的な一致は、特に機体統合状態においては、未だ十分ではない。今後は、臨界状態付近での細かなデータ取得や、レイノルズ数、偏角や迎え角の影響など、多くの計算条件によるシミュレーションにより、現象の詳細の検討を行う予定である。

謝辞

本研究におきまして、必要な計算環境 NS3 を提供していただきました航空宇宙技術研究所 CFD 技術開発センター関係各位の皆様にご感謝の意を表します。

参考文献

[1] Fujiwara, H., Murakami, A. and Watanabe, Y., "Numerical Analysis on Shock Oscillation of Two-Dimensional External Compression Intakes," AIAA Paper 2002-2740, 2002.
 [2] Ito, Y. and Nakahashi K., "Direct Surface Triangulation Using Stereolithography Data," *AIAA J.*, Vol. 40, No. 3, p.p. 490-496, 2002.
 [3] Sharov, D. and Nakahashi, K., "Reordering of 3-D Hybrid Unstructured Grids for Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Computations," *AIAA J.*, Vol. 36, No. 3, pp.484-486, 1998.
 [4] Nakahashi, K. and Obayashi, S., "FDM-FEM Zonal Approach for Viscous Flow Computations over Multiple-Bodies," AIAA Paper 87-0604, 1987.