

# STOL機ASKAの空力シミュレーション

高 梨 進\* 沢 田 恵 介\*\*

## Aerodynamic Simulation for Complete 'ASKA' Aircraft Configuration

by

Susumu TAKANASHI  
*National Aerospace Laboratory*

Keisuke SAWADA  
*Kawasaki Heavy Industries, Ltd.*

### ABSTRACT

A numerical simulation of transonic flows over complete ASKA aircraft configuration is carried out.

A computational grid system is constructed using the algebraic multi-block method. The Euler equations are numerically solved by the upwind finite volume scheme.

#### 1. ま え が き

低騒音 STOL 実験機 ASKA は、離着陸時の高揚力を得るために USB 方式を採用しており、エンジンナセルの周囲の流れは極めて複雑となる。従来はこれらの複雑な空力干渉を解析する手段として風洞試験が専ら用いられてきた。

一方、近年の電子計算機の急速な発達と計算手法の進歩により複雑な流れ場の数値解析も可能となってきた。これらは流れ場領域に格子網を発生させ、支配方程式を有限差分法、有限体積法、あるいは有限要素法により離散化し、これを数値的に解くものである。特に最近では、実機形状に近い複雑な形状に対する空力シミュレーションをスーパーコンピュータを用いて実行しようという試みが各国でなされつつある。

本報告では、ASKA の完全機体形状まわりの遷音

速流をオイラー方程式を用いて数値的にシミュレーションした結果について紹介する。

#### 2. 数値シミュレーション

図 1 に ASKA の風洞試験用全機モデルの形状を表面格子網によって表示する。この表面格子から出発して流れの場の全領域に空間格子網を発生させる方法としてマルチ・ブロック法<sup>1,2)</sup>を採用した。マルチ・ブロック法は図 2 に示すように、機体の各要素を計算空間における直方体の各ブロックにそれぞれ対応させるものであり、本質的に単一構造の格子であるため流れ解析コードのベクトル化が容易であること、更にどんな複雑な形状も扱えるという長所を有している。図 3 は ASKA の空間格子を異なる 3 方向から見た図である。特に、流れが極度に複雑となるエンジンナセルの周囲には格子点が集中するように配慮されている。

また、流れ場の解析のために風上差分を利用した 2 次精度の有限体積法によるソルバーが開発されて

\* 航空宇宙技術研究所

\*\* 川崎重工業株式会社

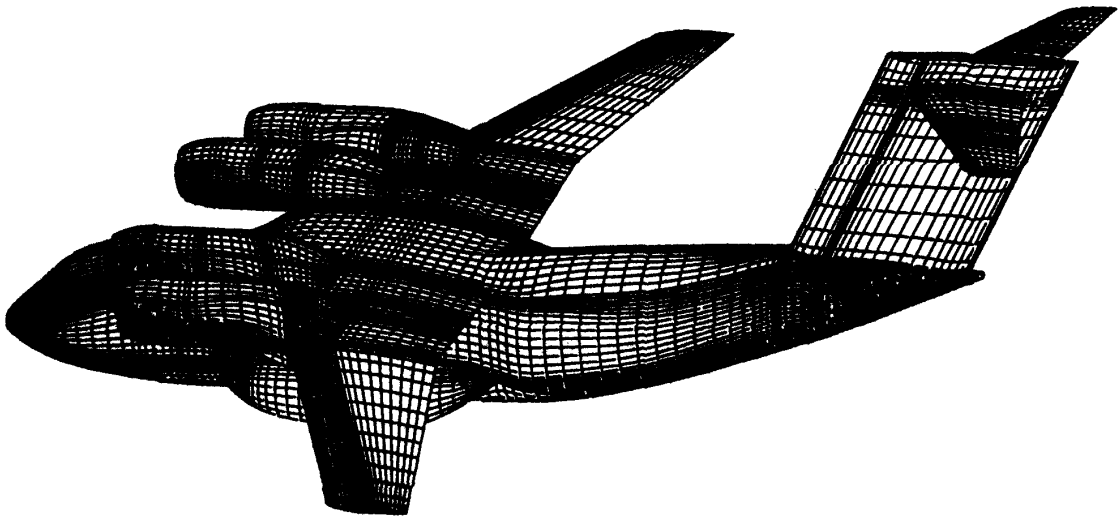


図1 STOL機ASKAの機体表面格子

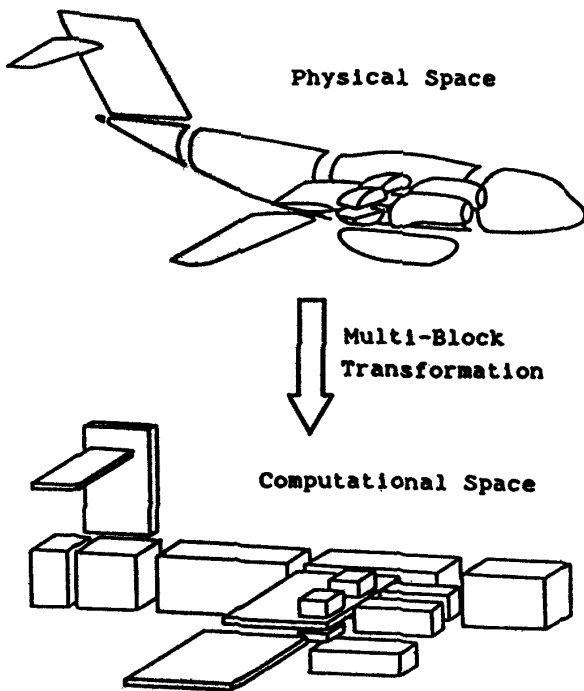


図2 物理空間と計算空間の対応

おり、上記の格子と組合せることによって、ASKA 周りの遷音速流の数値シミュレーションを実行した。

図4はASKAの機体表面の等圧線を描いたものである。計算条件はマッハ数が0.8、迎角が2度であり、エンジンナセルの入口と出口の境界にはエンジン単体試験で得られた実験値を与えている。又、図5に同一計算条件に対する機体対称面内における空間圧力分布を示す。胴体中央附近の白線の密集した所が衝撃波である。このように流れの可視化によって、機体要素間の激しい空力干渉がはっきりと観測

される。図6に計算結果と実験データの比較を示す。外翼における圧力分布はかなり良い一致を示しているが、ジェット排気流領域および内翼における圧力分布の一致は良くない。不一致の原因としては、格子点数の不足、粘性効果を考慮していないこと等が考えられる。より精密な、そしてより広汎なASKAのシミュレーションの結果については文献3を参照されたい。

### 3. む す び

オイラー方程式を用いてASKA全機周りの遷音速流のシミュレーションを行った結果の一部を紹介した。実験との一致は必ずしも満足すべきものではないが、本解析コードをナビエ・ストークスコードに拡張し、十分な格子点をとることによってより信頼性の高いシミュレーションを行うことが可能と考える。

尚、本研究は航技研と川崎重工との「計算空気力学」に関する共同研究の一環として行われたものであることを付記する。

### 4. 謝 辞

本文中で引用した風洞試験データは航技研空力第2部遷音速風洞計測研究室から提供していただいたものである。ここに記して感謝の意を表します。

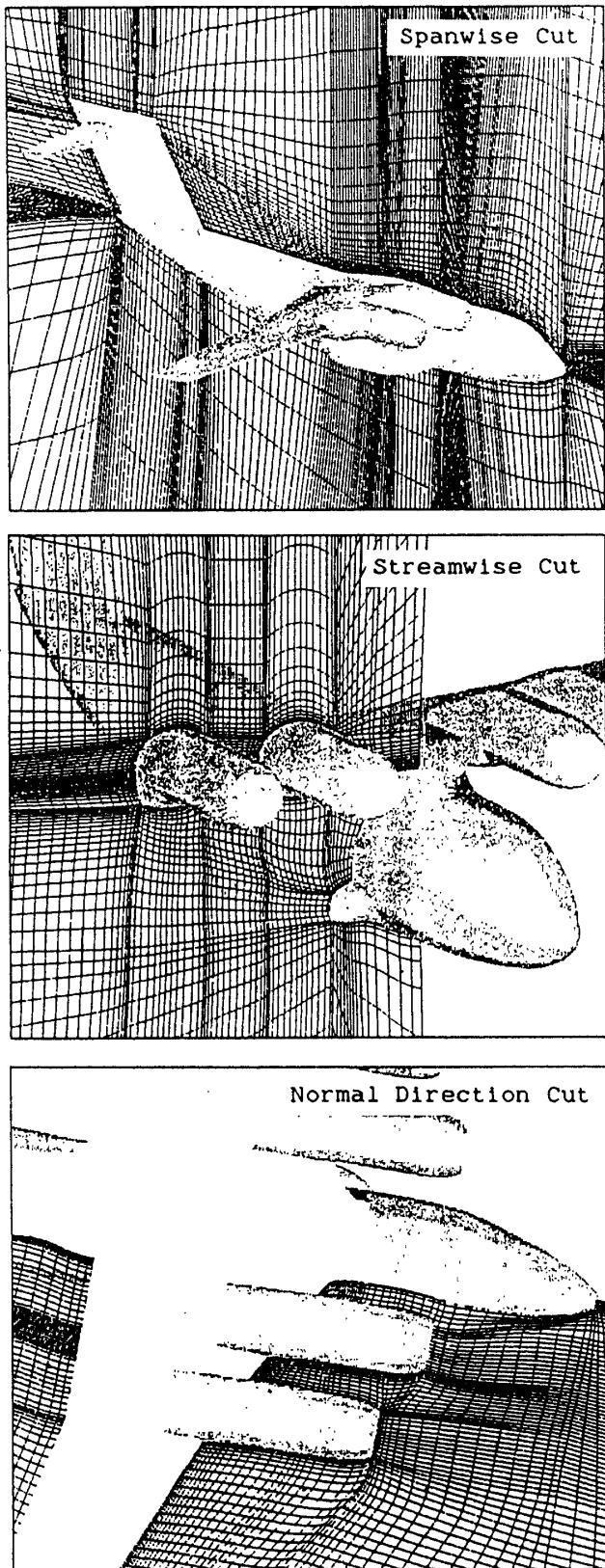


図3 ASKA周りの計算格子網

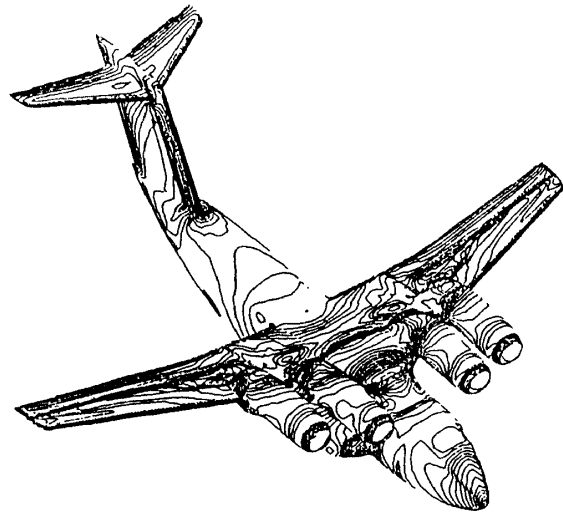


図4 ASKA機体表面圧力分布  
 $M=0.8$ ,  $\alpha=0^\circ$ , 格子点=135×59×62

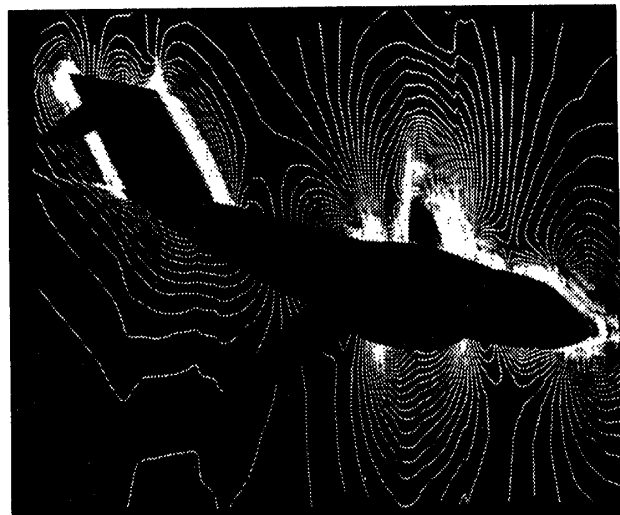
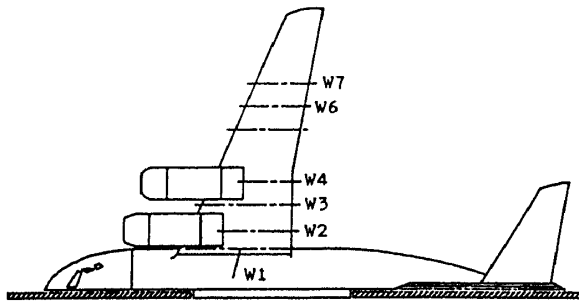


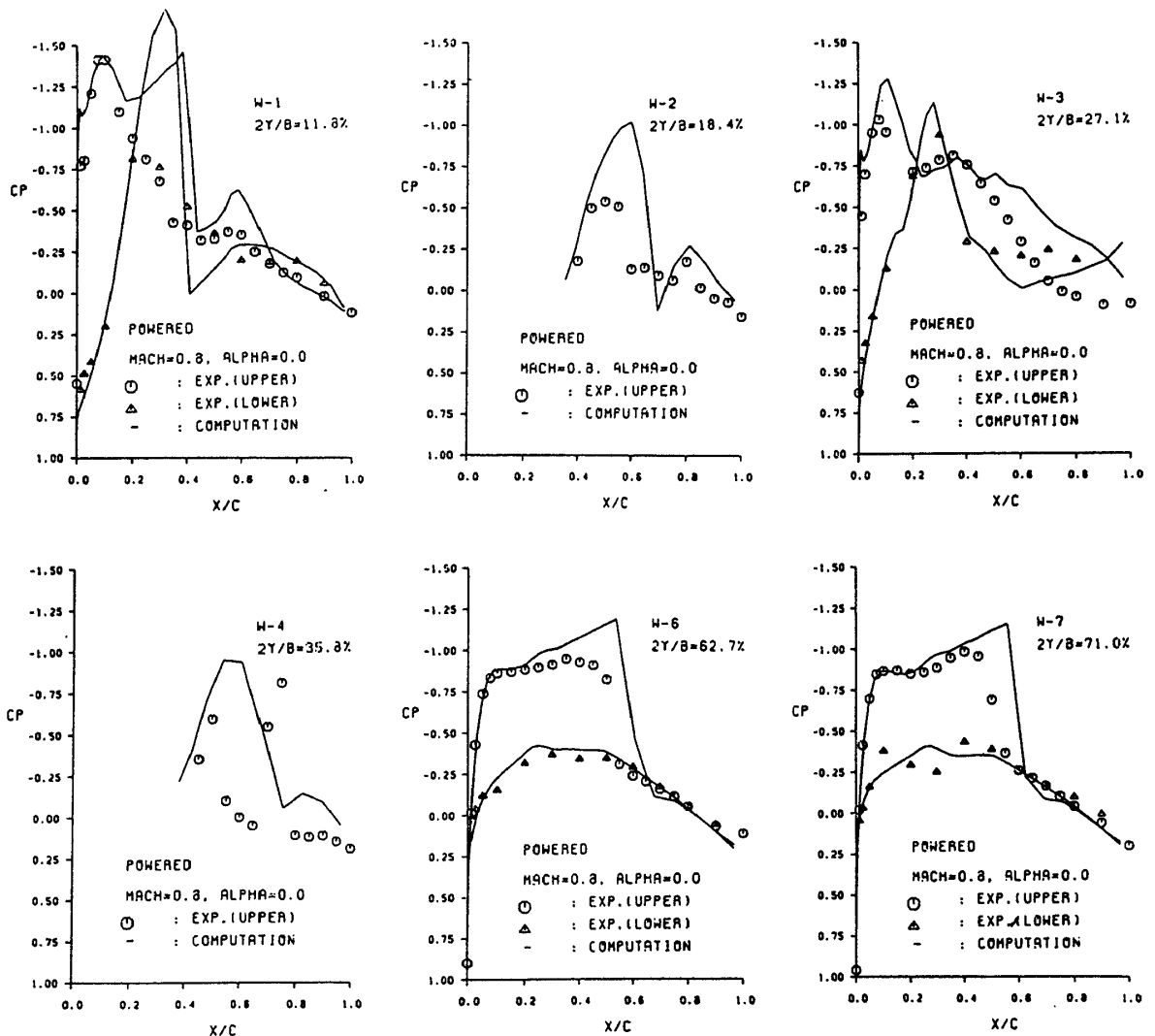
図5 ASKA周囲の機体対称面内の圧力分布  
 $M=0.8$ ,  $\alpha=0^\circ$ , 格子点=135×59×62

参 考 文 献

- 1) K. Sawada and S. Takanashi, "A Numerical Investigation on Wing/Nacelle Interferences of USB Configuration," AIAA Paper 87-0455, 1987.
- 2) S. Takanashi and K. Sawada, "A Generation Procedures for 3D Block Structured Grid Systems," NAL TRT (to be published), 1987.
- 3) S. Takanashi and K. Sawada, "Numerical Simulation of Compressible Flow Field about Complete ASKA Configuration," Proceedings of the International Powered Lift Conference, Santa Clara, 1987.



(a) Location of Cp measuring sections. (W1 - W7)



(b) Comparison of computed and experimental pressure distributions. (powered condition)

図 6 計算と実験との比較