

## B747の空力数値シミュレーションと風試による その精度の検証

伊藤良三\* 高梨進\*\* 松島紀佐\*\*\*  
佐藤求† 藤井孝蔵†† Edward N. Tinoco †††

### Numerical Simulation of Transonic Flows Over Boeing-747 and its Validation by Comparison with Experimental Data

by

Ryozo ITO  
*Daiko Ltd.*

Susumu TAKANASHI  
*National Aerospace Laboratory*

Kisa MATSUSHIMA  
*Fujitsu Ltd.*

Motomu SATO  
*Meitec Ltd.*

Kozo FUJII  
*The Institute of Space and Astronautical Science*

Edward N. TINOCO  
*Boeing Commercial Airplane Company*

#### ABSTRACT

The viscous transonic flow simulations over B747 wing-fuselage combination were carried out using the three-dimensional Reynolds-averaged thin-layer Navier-Stokes equations. The single grid system in C-O topology is used for these computations, and it has 1.1 million grid-points.

Computed results such as total lift and pressure distributions on the wing are in good agreement with the wind tunnel test data.

#### 1. はじめに

最近のスーパーコンピュータと数値解法の目覚

ましい発達に伴い、三次元形状まわりのナビエ・ストークス・シミュレーションが数多く行われ、航空機設計のための実用的なツールとしてその有効性が次第に高められてきている。航技研においても、筆者の1人によって世界で初めて翼胴まわりのシミュレーション<sup>1)</sup>が行われて以来、様々な形状についてのシミュレーションが行われ、計算コードの実用性が示されてきた。

\* 大興電子通信(株)

\*\* 航空宇宙技術研究所

\*\*\* 富士通(株)

† 株式会社メイテック

†† 宇宙科学研究所

††† ボーイング社

コードの精度を検証する方法の1つに、計算結果と風試結果の比較によるものがあるが、その客観性を高めるためには、いろいろな形状について比較を行う必要がある。ここでは、B747翼胴結合体まわりのシミュレーションを行い、風試結果と比較したので、その成果を報告する。

## 2. 計算方法

基礎方程式は、三次元レイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式で、いわゆる“thin-layer”近似により、物体面に垂直な方向の粘性だけが考慮されている。この方程式は、Beam-Warming法により陰的に差分化され、右辺は中心差分で近似され、左辺はLU-ADI法によって解かれる。流れ場が定常であると仮定し、局所時間きざみを用いてこの差分式を時間積分し、定常解を得る。ここで用いた局所時間きざみは、全領域のクーラン数が一定になるように算出されたものである。層流から乱流への遷移点は翼前縁に固定され、乱流粘性係数はBaldwin-Lomaxの乱流モデル<sup>2)</sup>によって算出される。なお、流れ場が対称であるという仮定のもとに、すべての計算は半機形状まわりについて行われる。コードの詳細については文献3を参照されたい。

計算格子は、高梨の方法<sup>4)</sup>によって半機形状まわりに生成されたC-O型の単一格子である。格子点数は、主流方向( $\xi$ )に299点、スパン方向( $\eta$ )に60点、胴体まわり( $\zeta$ )に61点の計1094340点である。主翼上の $\xi$ 方向の格子点数は上下面合わせて229点である。物体面上の境界層の中には約10点の格子点をとった。図1-a, bに計算格子の分布を示す。

流れ場の計算は、航技研の富士通VP-400によって行われた。impulsive-startから定常解を得るまでには4000~5000ステップのイターレーション、CPU時間にして約8時間を要した。1格子点1ステップあたりのCPU時間は約6.1 $\mu$ secであった。

## 3. 計算結果と検討

3つのケースについての計算結果を、ボーイング社から提供された風試結果と比較しながら報告

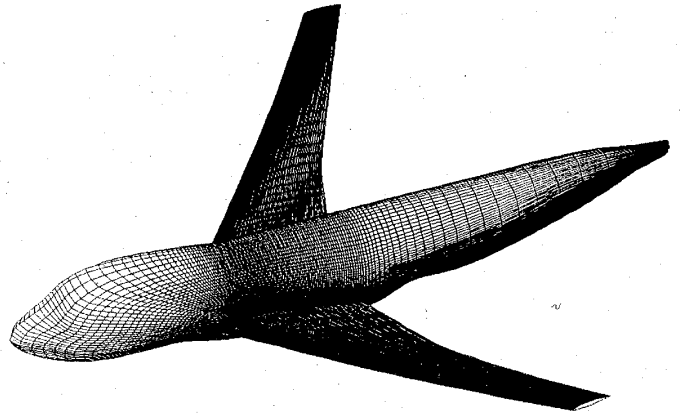


図1-a 表面の計算格子

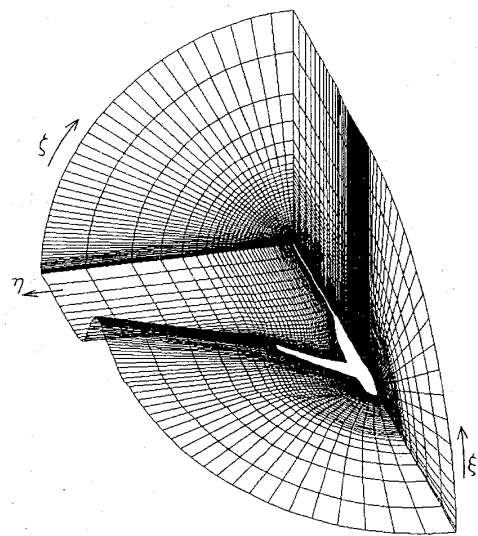


図1-b 空間に張られた計算格子

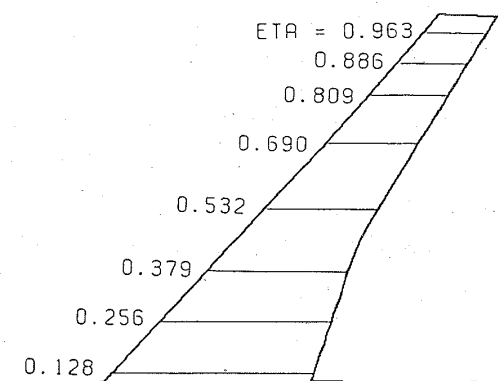


図2 主翼上の $C_p$ 測定位置

する。一様流のマッハ数とレイノルズ数は風試と同じで、それぞれ0.8と $5.76 \times 10^6$ （翼根部の翼弦長を基準にして）である。計算での迎角は、ボーイング社の補正に従って、風試での迎角から $0.35^\circ$ 引いたものを使っている。 $-0.32^\circ$ ,  $2.73^\circ$ ,  $4.72^\circ$ の

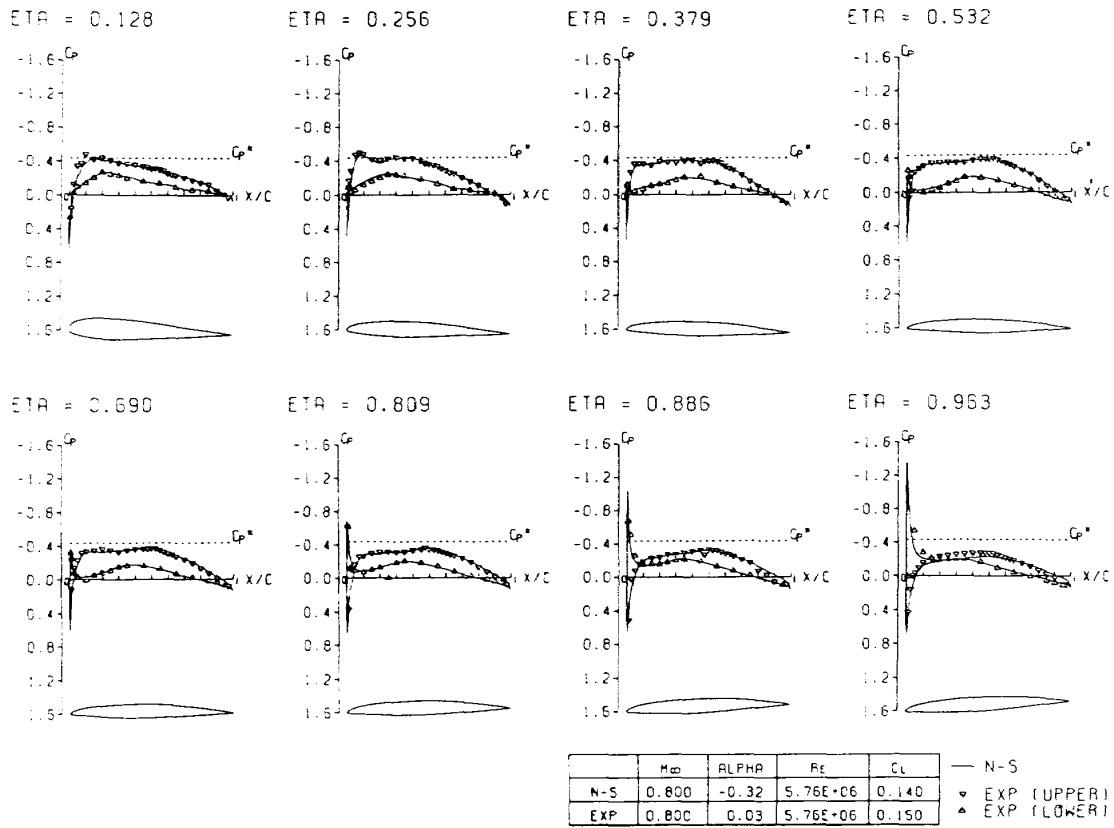


図3-a 主翼面上の  $C_p$  分布 ( $\alpha = -0.32^\circ$ )

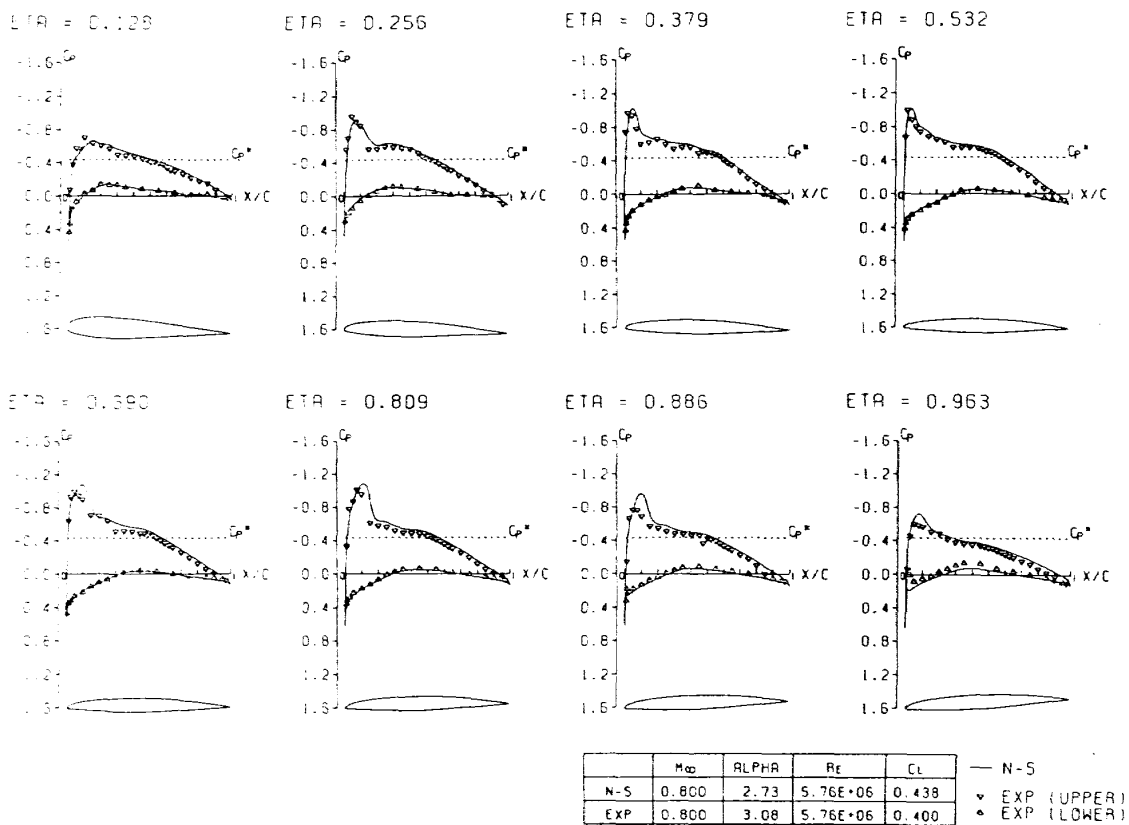


図3-b 主翼面上の  $C_p$  分布 ( $\alpha = 2.73^\circ$ )

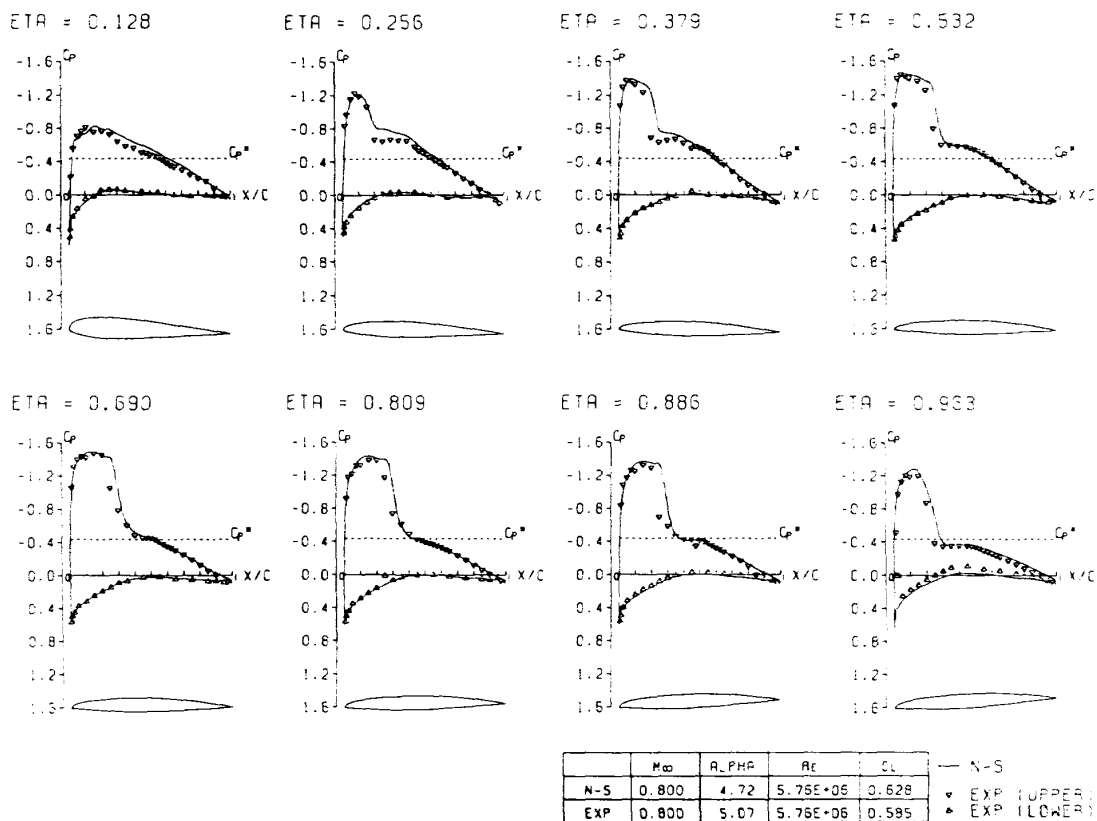


図3-c 主翼面上の  $C_p$  分布 ( $\alpha=4.72^\circ$ )

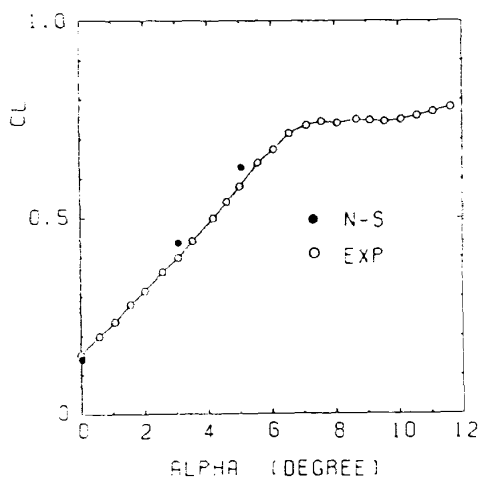


図4 揚力特性

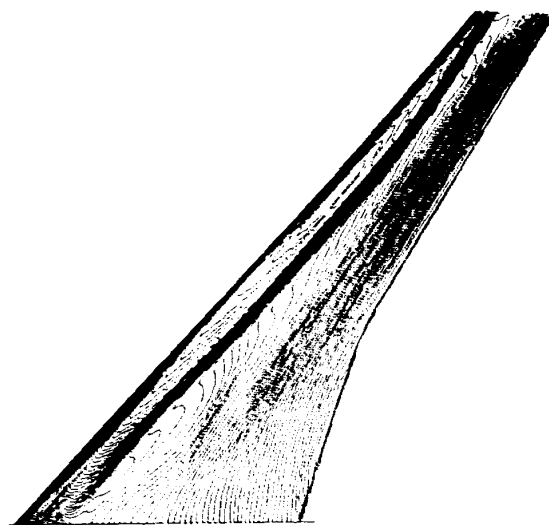


図5 主翼上面の  $C_p$  等高線 ( $\alpha=4.72^\circ$ )

3つの迎角についての計算による主翼面上の  $C_p$  分布を風試結果と重ねて、図3-a~cに示す。図中のETAは、図2に示す様に、翼端を1.0としたときの、胴体中心から測った翼幅方向の位置である。どのケースにおいても、全体として両者の一致は良好である。迎角 $-0.32^\circ$ のときを除いて、計算において、翼の上面の  $C_p$  の値がやや小さくなる傾向や、衝撃波がやや後ろになる傾向が見受け

られる。これは、衝撃波と境界層の干渉や剥離を伴う流れに対して、ここで使用している乱流モデル<sup>2)</sup>の精度が悪くなるためだと思われる。また、翼面上の境界層内の $\zeta$ 方向の格子点数を約2倍にしてもこの傾向は変わらなかった。格子点数に問題は無いと思われる。図4に揚力特性を示す。 $C_p$ 分布で見てきた様に、迎角 $2.73^\circ$ ,  $4.72^\circ$ のとき、

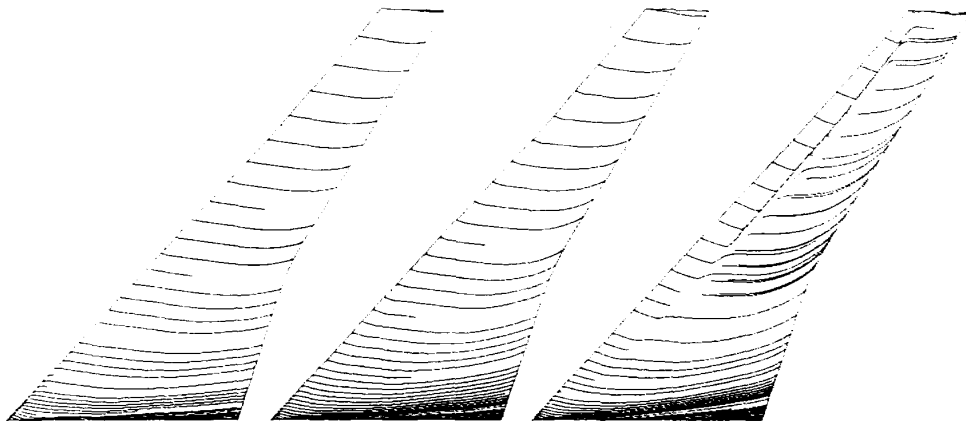


図6 計算による主翼上面のオイルフロー（左から， $\alpha = -0.32^\circ, 2.73^\circ, 4.72^\circ$ ）

計算と風試の差がやや大きくなっている。

風試との比較ではないが，図5に迎角 $4.72^\circ$ における計算による主翼上面の $C_p$ 等高線を示す。強い衝撃波が発生している。また図6に，計算結果をもとにして作成した主翼上面のオイルフローを示す。迎角が大きくなるに従って衝撃波による流れの剥離が顕著になる様子がわかる。

#### 4. ま と め

B747まわりの遷音速流のナビエ・ストークス・シミュレーションを行い，風試結果と比較した。全体的に両者はよく一致し，その違いは，揚力係数にして約10%以内である。今後は，剥離を伴う流れについても精度よく計算するために，計算コードの改良を重ね，高迎角についても風試結果との比較を行うつもりである。

#### 参 考 文 献

- 1) K. Fujii and S. Obayashi: Navier-Stokes Simulation of Transonic Flow over Wing-Fuselage Combinations, AIAA Paper 86-1831, June, 1986.
- 2) B.S. Baldwin and H. Lomax: Thin layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows, AIAA Paper 78-0257 Jan., 1978.
- 3) S. Obayashi, K. Fujii and S. Takanashi: Toward the Navier-Stokes Analysis of Transport Aircraft Configurations, AIAA Paper 87-0428 Jan., 1987.
- 4) 高梨 進，伊沢隆男：解析的方法による航空機全機周りの計算格子生成，第4回航空機計算空気力学シンポジウム論文集，NAL SP-7, 1986

