

設計における数値解析の活用について (その10)

- 2次元多翼素まわり流れの数値解析 -

恵上 浩一* 嶋 英志*

天野 完一** 中村 慎悟**

Role of Computational Fluid Dynamics
in Aeronautical Engineering (10)

- Numerical Analysis of Flow around 2-D Multi-Element HLD -

by

Koichi EGAMI and Eiji SHIMA

Gifu technical Institute

Kawasaki Heavy Industries, LTD

Kanichi AMANO and Shingo NAKAMURA

Japan Aircraft Development Corporation

ABSTRACT

2-dimensional Navier-Stokes analysis of flow around multi-element high lift devices was carried out. In order to calculate the aerodynamic characteristics in wide range of angle of attack, $q-\omega$ 2-equation turbulence model was used. Numerical results show flowfields with large viscous wake region without flow separation on the top surface of the flap at large angle of attack. In high Reynolds number cases, numerical results of decrease in lift coefficient were computed.

1. はじめに

多翼素高揚力装置の数値流体解析では、複雑な形状に加えて、混合境界層や後流干渉等の粘性流による複雑な流れの場を取り扱う必要がある。そのため数種の方法が試みられている¹⁻³⁾。Rogersらは、Chimera法による重合格子とBaldwin-Barth 1方程式型乱流モデルの組み合わせで非圧縮解析を行い、2から4翼素形状について正確な圧力分布を示した⁴⁾。ChowとChuは、フラップ上部領域の計算格子を、剥離せん断層に沿うよう変更を加え、Baldwin-

Lomax代数型モデルを使用した数値計算を行った⁵⁾。

著者らは、嶋が1988年に発表したH型計算格子上の圧縮性粘性流コード⁶⁾を使用して、多翼素高揚力装置まわりの数値解析を行ってきたが、後流モデルを使用しないBaldwin-Lomax代数型乱流モデル⁷⁾を適用していたために、モデル化の適用範囲を外れると予測される高迎角特性やレイノルズ数効果等の検討には使用していなかった。

そこで今回の数値解析では、後流と境界層の干渉をできるだけ考慮した計算を行うことを目的として、Coakleyの $q-\omega$ 2方程式型乱流モデル⁸⁾を使用した。前縁スラットを有する3翼素

*川崎重工業(株)・岐阜技術研究所

**日本航空機開発協会

と4翼素の高揚力装置まわりの流れ場について、 $q-\omega$ モデルを使用した圧縮性粘性流数値計算が、どのような迎角特性とレイノルズ数効果を示すかについて検討した。

2. 数値計算法

積分型の時間平均Navier-Stokes方程式を有限体積法によって離散化する。セル中心に物理量を定義し、TVD条件を課したMUSCL法を使用する。数値流束の算出には、Roeの近似リーマン解法を簡素化して使用している¹⁾。

乱流計算のための渦粘性の算出には $q-\omega$ モデルと共に、比較のため3翼素では、Baldwin-Lomax代数型モデル

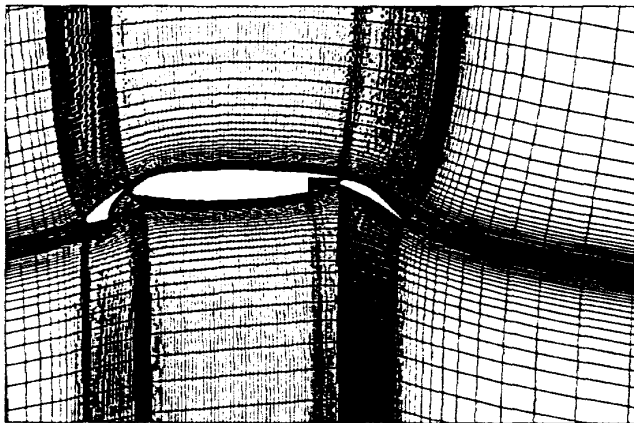
を使用した。 $q-\omega$ モデルの2つの乱流輸送方程式は、流れの方程式とは別に、対称線ヤコビ法によって解いている。また、Baldwin-Lomaxモデルでは、境界層モデルだけを適用し、後流モデルは使用していない。

3. 計算格子

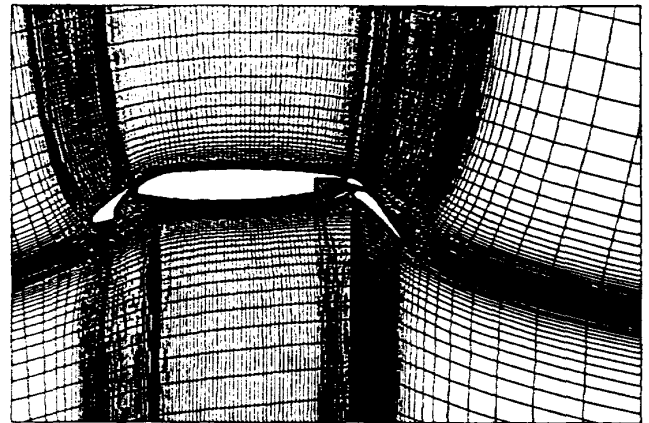
表1の計算条件に合わせて、図1に示すH型格子を使用した。3翼素と4

表1 計算条件

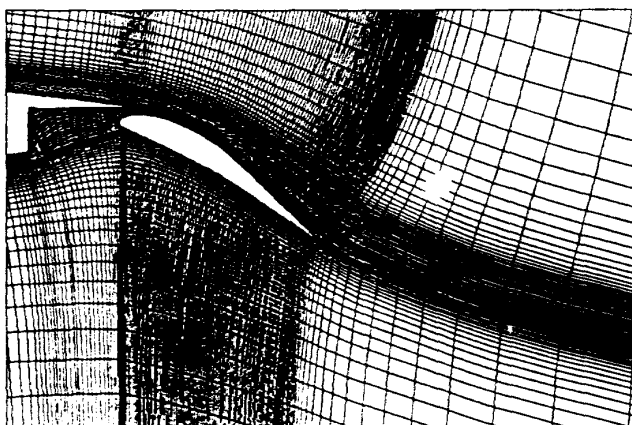
翼素数	レイノルズ数	マッハ数	迎角(°)
3翼素	2.3×10^6	0.19	2.8, 16, 21
4翼素	1.3×10^6	0.09	2.8, 19
	2.6×10^6	0.19	2.8, 19
	20×10^6	0.19	2.8, 19



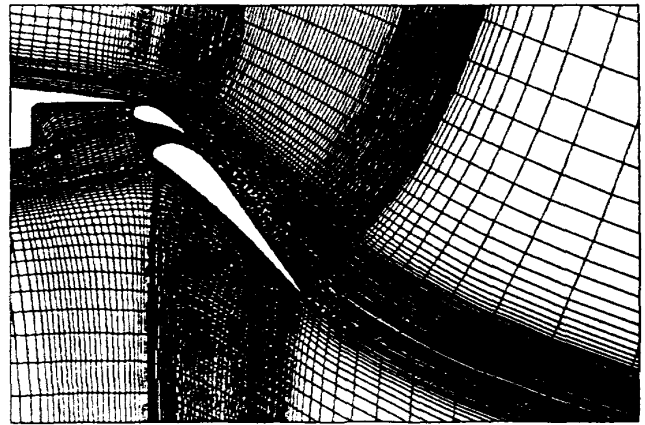
(a) 3翼素の計算格子 (格子点数194x320点)



(c) 4翼素の計算格子 (格子点数258x320点)



(b) シングル・ブレード・フリップ 近傍拡大図



(d) フォー・ブレード・フリップ 近傍拡大図

図1 計算格子

翼素用計算格子の格子点数は、流れに垂直方向 x 流れ方向に対して、 194×320 (62080) 点および 258×320 (82560) 点である。翼素表面に垂直方向の最小格子間隔は、 $0.1/\sqrt{Re}$ から算出し、ここで用いるレイノルズ数には、各翼型で同一の計算格子を使用するために、それぞれの計算条件中、最大のレイノルズ数を用いた。

4. 計算結果と考察

流れ計算の初期値には、ポテンシャル解を使用した。迎角変化を行う場合は、前計算結果を使用した。但し、速度ベクトルは、迎角の差分だけ回転変換している。時間積分には、グローバルタイムステップを使用した。

$q-\omega$ モデルでは、高迎角でも安定した計算が行え、収束解を得ることができた。一方、Baldwin-Lomax モデルでは、迎角 2° でも定常な解は得られず、そのため最終1000ステップの時間平均を使用した。

4.1 3翼素の場合

$q-\omega$ モデルを使用して計算した表面圧力分布を図2に示す。迎角の増加に対する圧力分布の推移について、計算結果と実験結果は、よい一致を示している。

総圧係数の分布(図3)では、迎角 $2, 8^\circ$ において、フラップ上面の中央から後縁に剥離領域が示されている。この剥離領域は、更に大きな迎角 $16, 21^\circ$ で消失している。このとき境界層モデルだけを使用した Baldwin-Lomax モデルでは、4つの迎角全てにおいて、フラップ上面に剥離が示された(図4, 迎角 16° の場合)。一方、風洞試験で

は、迎角 $8, 16^\circ$ 共に、この剥離は観測されなかった。風洞試験の迎角 16° における剥離の無い流れ場を捕らえたという点では、 $q-\omega$ モデルの方が実験と一致している。

$q-\omega$ モデルの算出した翼の後流は、迎角の増加に従って拡大する(図5)。迎角 21° では、フラップから離れた上部の空間に、広範囲にわたる総圧の低下した領域が示されている。このとき図5に示す揚力曲線では、迎角 21° の揚力が、 16° より減少することが示されている。

フラップ上部空間における逆圧力勾配によって、前翼素の後流が大きく拡大する場合、キャンバ効果は低下して、フラップ上面の剥離が無くても揚力は減少する。多翼素高揚力に特有な後流干渉によるこの流れ場は、Oska^らや Garner^らによって報告されている。 $q-\omega$ モデルの高迎角における計算結果は、これらの流れ場に相当すると考えられる。

4.2 4翼素の計算結果

4翼素の数値解析では、 $q-\omega$ モデルだけを使用して計算を行った。翼素表面の圧力分布(図6)では、実験値と計算結果が、定性的により一致を示している。図7に示す総圧分布では、何れの迎角でもフラップ表面における剥離は示されていない。また、高迎角では3翼素と同様な後流の拡大が示されている。

図8は、迎角 8° の総圧分布におけるレイノルズ数の効果を、また図9は、揚力におけるレイノルズ数の効果を示している。レイノルズ数が 1.3×10^6 から 2.6×10^6 に増加した場合、後流が縮

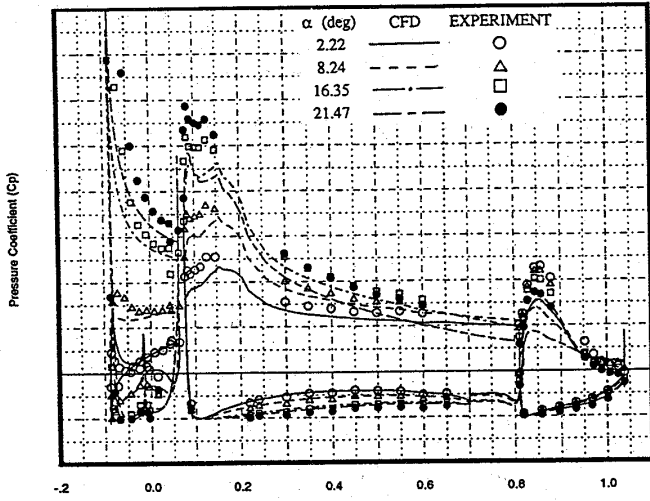


図2 圧力分布(3翼素, q- ω モデル)
レイノルズ数 2.3×10^6 , マッハ数0.19

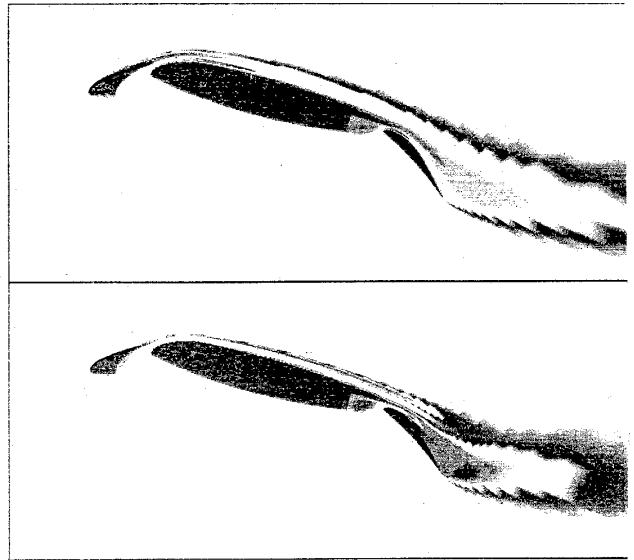


図4 乱流モデルによる総圧分布の差異(3翼素)
上図: q- ω モデル
下図: B-Lモデル(後流モデルなし)
迎角 16° , レイノルズ数 2.3×10^6 , マッハ数0.19

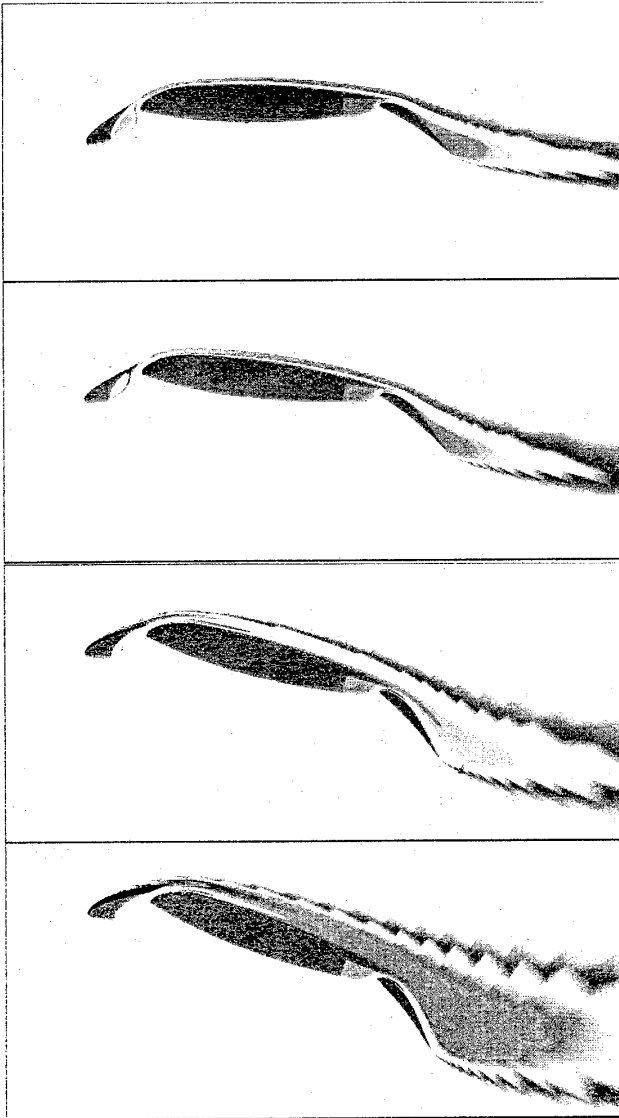


図3 総圧分布(3翼素, q- ω モデル)
迎角: 上から2, 8, 16, 21°
レイノルズ数 2.3×10^6 , マッハ数0.19

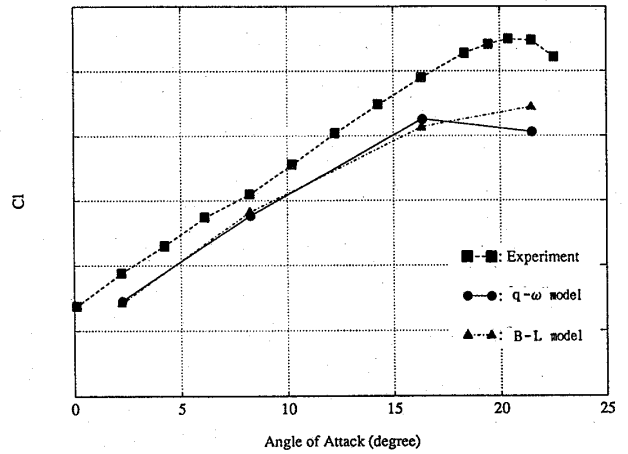


図5 揚力曲線(3翼素)
レイノルズ数 2.3×10^6 , マッハ数0.19

小して揚力が増加するのに対して、更に大きな $20 \times 10^\circ$ では、逆に後流が拡大して揚力が減少することが示されている。この傾向は3つの異なる迎角で一致する。

高レイノルズ数における揚力の減少は、現在でも風洞試験が困難であるため不明な点が多い。Garnerらは、NASA Langleyの2次元風洞試験において、ある種の4翼素高揚力形状が、レイノルズ数 2.8×10^6 から 12×10^6 に増加する場合、高いレイノルズ数の方が低い揚

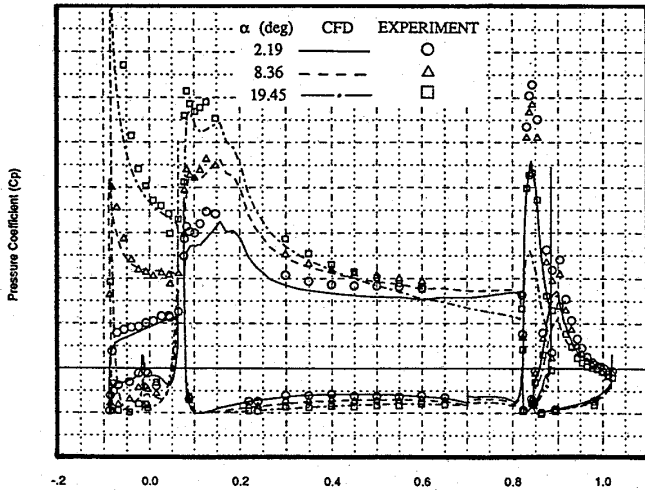


図6 圧力分布(4翼素, q- ω モデル)
 $V/\text{m/s}$ 数 2.6×10^6 , マッハ数 0.19

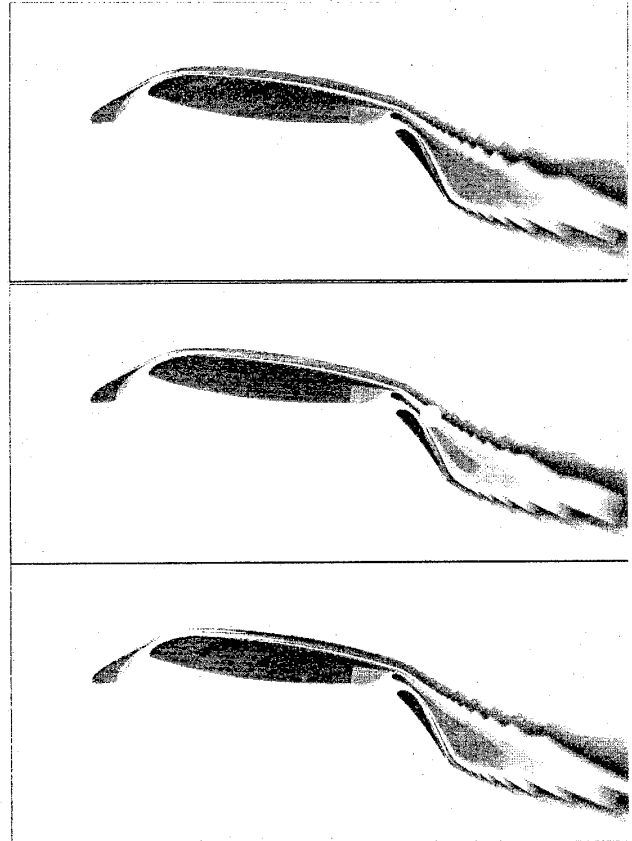


図8 総圧分布に対する $V/\text{m/s}$ 数の効果
 (4翼素, q- ω モデル)
 $V/\text{m/s}$ 数 上から $1.3 \times 10^6, 2.6 \times 10^6, 20 \times 10^6$
 迎角 8° , マッハ数 上から 0.09, 0.19, 0.19

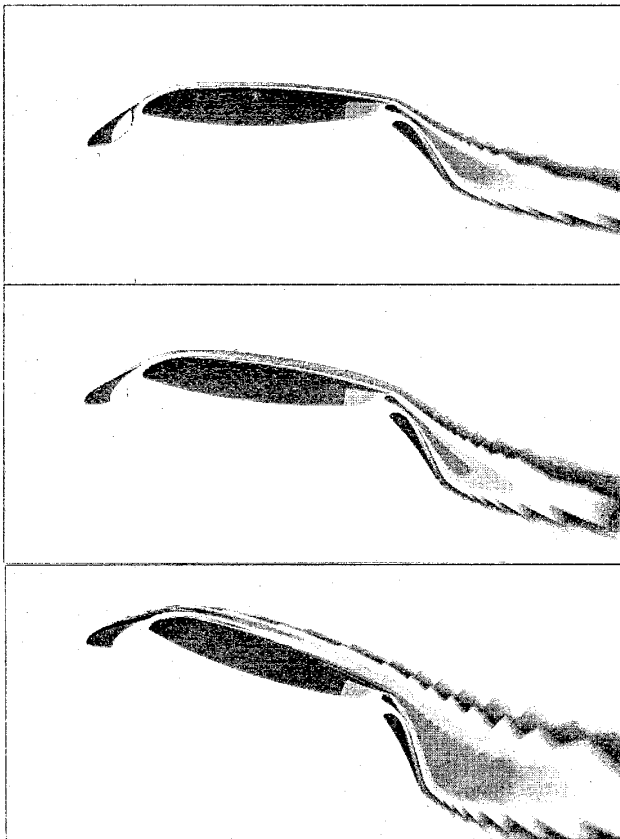


図7 総圧分布(4翼素, q- ω モデル)
 迎角 上から $2, 8, 19^\circ$
 $V/\text{m/s}$ 数 2.6×10^6 , マッハ数 0.19

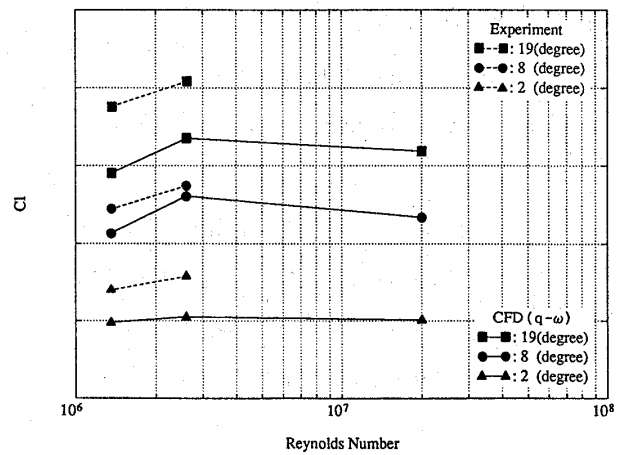


図9 揚力に対する $V/\text{m/s}$ 数の効果
 (4翼素, q- ω モデル)

力を示したこと、同様な傾向を積分型境界層/後流モデルを用いたフルポテンシャル計算によって得たことを報告している⁷⁾。今回の計算では、Garnerらの示したレイノルズ数効果と同様な

結果を、複数の計算条件で得た。この結果については、今後の詳細な検討とが必要である。

4.3 計算格子の影響

今回の計算では、格子の差異による影響を避けるために、同一の格子を高

迎角まで使用した。ところが迎角の増加により、粘性せん断層が計算格子の粗い領域に移動し、そのため総圧分布(図2等)では、鋸状になって示される計算格子の格子線が現れている。このような場合、乱流モデルの差異以上に計算格子の不適合による影響が、計算結果に含まれる可能性がある。Chowら⁸⁾は、計算結果に応じてフラップ上部空間の格子を剥離せん断層に沿って再生成する方法を提案している。乱流のモデル化の問題と共に、流れ場に即した計算格子の生成法についても、今後の検討が必要であると考えられる。

7. まとめ

2次元多翼素高揚力装置まわりの流れ場について、 $q-\omega$ 2方程式型乱流モデルを使用した圧縮性粘性流数解析を行った。 $q-\omega$ モデルの採用により、以下の結果を得た。

- (1) 揚力傾斜や圧力分布について、計算結果と風洞試験結果は、定性的によい一致を示した。
- (2) 3翼素の高迎角計算では、フラップの表面に剥離が生じない場合でも、上部の空間で後流が拡大し、高い揚力が得られない流れ場が示された。
- (3) 4翼素の揚力に対するレイノルズ数の効果は、 1.3×10^6 から 2.6×10^6 について揚力の増加傾向を示し、逆に 2.6×10^6 から 20×10^6 については、減少する傾向を示した。

$q-\omega$ モデルを使用した圧縮性粘性流数解析は、多くの点で実験結果と定性的な一致を示した。解適合格子法との組み合わせ等によって、高迎角特性やレイノルズ数効果を検討するための有

力な手法になると考えられる。

参考文献

- 1) Shima, E., "Numerical Analysis of Multiple Element High Lift Devices by Navier-Stokes Equation Using Implicit TVD Finite Volume Method," AIAA Paper 88-2574, Jun. 1988.
- 2) Rogers, S. E., Wiltberger, N. L., and Kwak, D., "Efficient Simulation of Incompressible Viscous Flow Over Single and Multi-Element Airfoils," AIAA Paper 92-0405, Jan. 1992.
- 3) Chow, R., and Chu, K., "Navier-Stokes Solution for High-Lift Multielement Airfoil System with Flap Separation," AIAA Paper 91-1623, Jun. 1991.
- 4) Baldwin, B. S., and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper 78-257, Jan. 1978.
- 5) Coakley, T. J., "Turbulence Modeling Methods for the Compressible Navier-Stokes Equations," AIAA Paper 83-1693, Jul. 1983.
- 6) Oskam, B., Laan, D. J., and Volkers, D. F., "Recent Advances in Computational Methods to Solve the High-Lift Multi-Component Airfoil Problem," NLR MP 84042 U, Apr. 1984.
- 7) Garner, P. L., Meredith, P. T., and Stoner, R. C., "Areas for Future CFD Development as Illustrated by Transport Aircraft Applications," AIAA Paper 91-1527, 1991.