

設計における数値解析の活用について(その6)

岸本 琢司* 内田 隆志*

The Role of Computational Fluid Dynamics in Aeronautical Engineering (6)

by

Takuji KISHIMOTO and Takashi UCHIDA
Kawasaki Heavy Industries Ltd.

ABSTRACT

Numerical analyses by solving Euler/Navier-Stokes Equations have been used in practical aeronautical engineering.

In this paper we show the results of two dimensional Navier-Stokes analyses of a multiple slotted flap, and a three dimensional wing design problem using Euler analyses.

1. はじめに

近年のスーパーコンピュータの急速な発達および解析手法の進歩により、複雑な流れ場の解析が可能になってきている。それにより、実際の航空機設計の場においても、2次元あるいは3次元の複雑な形状回りの Euler/Navier-Stokes 解析が、実用的な設計ツールとなりつつある。

われわれは、これまでに様々なケースにおいて Euler/Navier-Stokes 解析を設計ツールとして用いてきたが、今回はそれらのうち、

- (1) 多重すきまフラップの解析
- (2) エンジンナセルを有する主翼の設計

について報告する。

2. 多重すきまフラップの解析

2.1 格子生成

この多重すきまフラップの解析においては、3つのベーンとメインフラップから成る4重すきまフラ

ップをその対象とし、これら4つのエレメントに加えて、フラップ収納部の主翼 cove を模擬した上下面リップを含む6つのエレメントにより構成される系のまわりの流れ場を取り扱った(図1(a))。

格子生成には、嶋¹⁾による2次元マルチエレメント翼まわりの自動格子生成コードを利用した。

図1(b)に今回の解析で用いた格子の例を示す。

2.2 解析結果

解析には、嶋¹⁾による2次元 Navier-Stokes 解析コードを適用した。このコードは、陰的 TVD 有限体積法によるもので、乱流モデルには Baldwin-Lomax の代数モデルを用いている。また、外部境界条件として、フラップ全形状に対するポテンシャル流の解を与えている。今回は、このような解析手法により、フラップ角 $\delta_f = 5^\circ, 15^\circ, 25^\circ$ の3ケースに対して、マッハ数 0.2、レイノルズ数 6×10^6 という条件で解析を行った

図2~4に解析結果を示す。図2(a)~(c)が各フラップ角における等マッハ線図、図3(a)~(c)が流線、図4(a), (b)が $\delta_f = 5^\circ, 25^\circ$ における下面リップ上下

* 川崎重工業株式会社

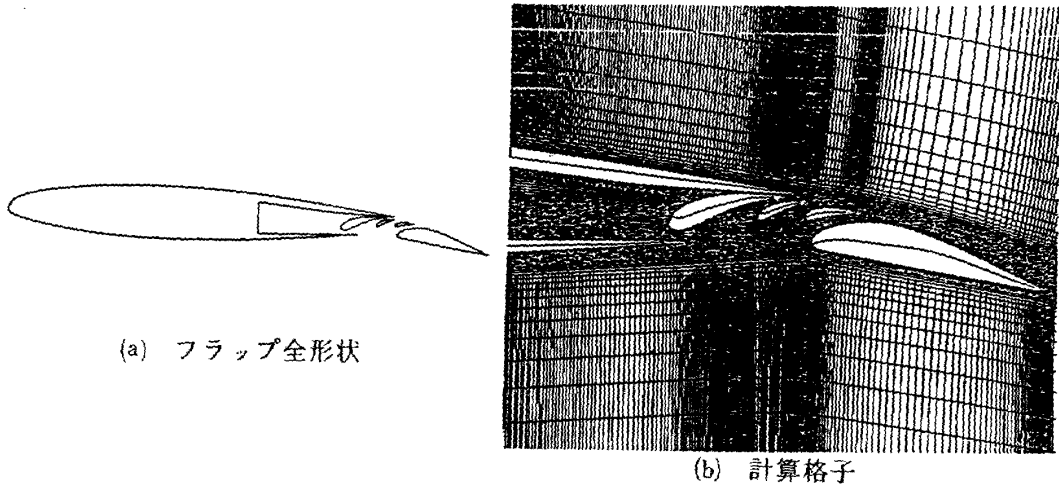


図1 フラップ形状 (フラップ角 $\delta_f = 15^\circ$)

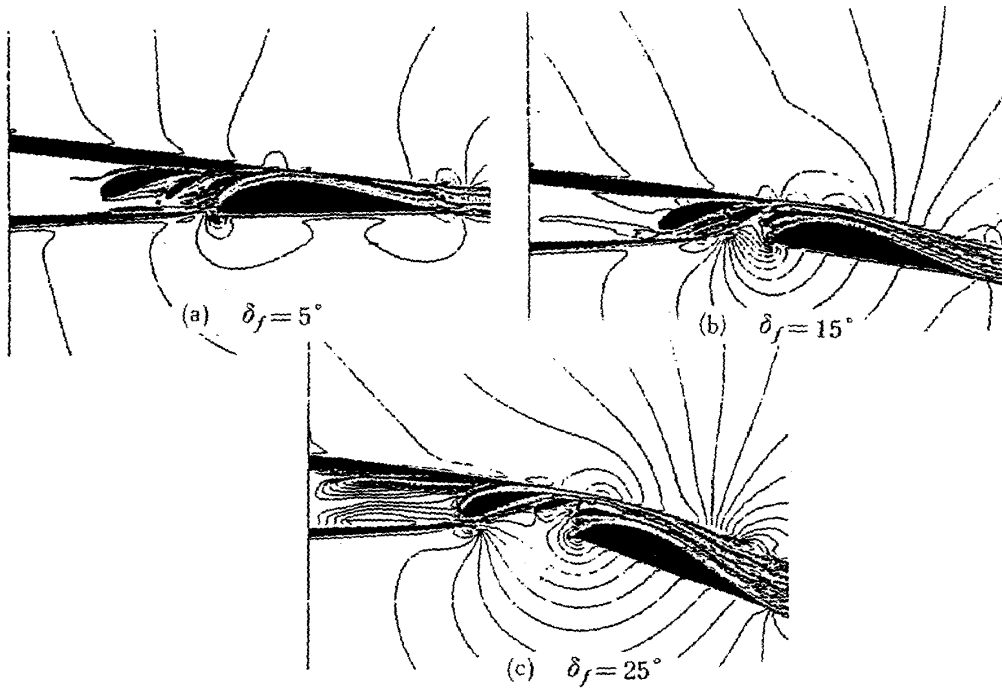


図2 等マッハ線図 ($M = 0.2, R_e = 6 \times 10^6$)

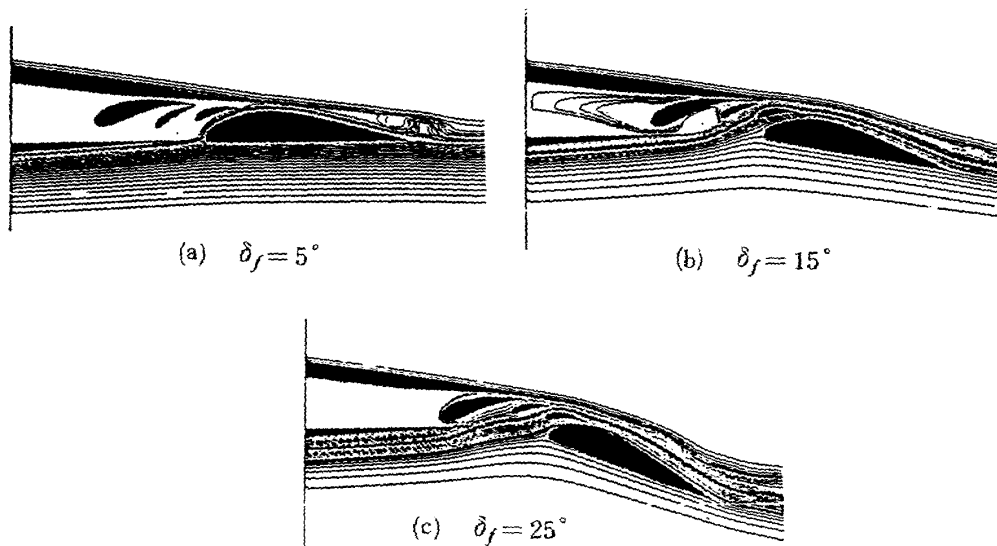


図3 各フラップ角における流線

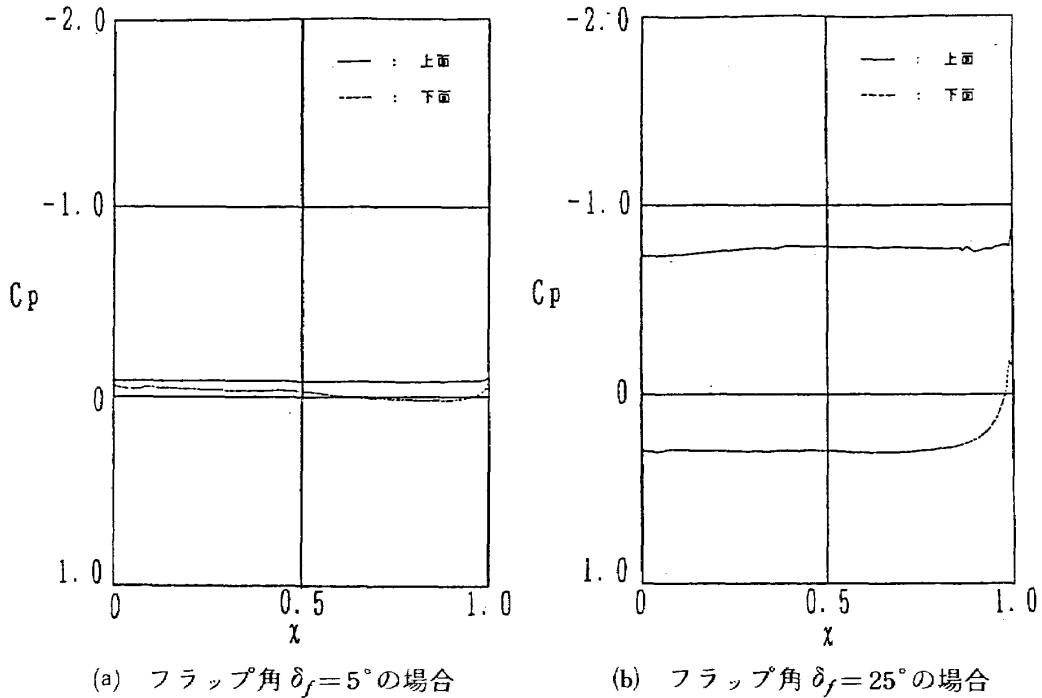


図4 4重すきまフラップ下面リップでの圧力分布

面での C_p 分布である。

解析結果より、フラップ角の違いによる流れ場の変化がよく捕えられていることがわかる。特に注目すべき点は、上下面リップ、ベーンによって囲まれたいわゆるキャビティ内の流れである。 $\delta_f = 5^\circ$ ではキャビティ内にはほとんど流れが生じていないが、 $\delta_f = 15^\circ$ では流量は少ないながらも主流がキャビティの奥深くまで流れ込んでいる。一方、 $\delta_f = 25^\circ$ に至るとキャビティ内には定在した2つの渦が現れ、主流の流入はなくなるが、全体の流れは安定したものになっている。また、下面リップの C_p 分布も $\delta_f = 5^\circ$ と 25° での上下面の圧力差の違いがよく捕えられている。このようなキャビティ内の流れ場は、風洞試験においても計測しにくく、またパネル法等のポテンシャル流解析では得ることのできないもので、今回のフラップ解析では Navier-Stokes 解析の有効性が発揮されている。

3. エンジンナセルを有する主翼の設計

3.1 設計条件および設計目標

この主翼設計では、以下のような条件のもとに設計を行った。

- (1) 平面形：キंकを有する直線翼

- (2) 翼厚比： $t/c_{root} = 14\%$ 、 $t/c_{tip} = 12\%$
- (3) アスペクト比：12
- (4) テーパー比： $c_R/c_T = 0.4$
- (5) 巡航マッハ数：0.75
- (6) 目標 C_L ：約 0.4

また、

Shock Free でかつ自然層流を実現するという設計目標のもとに設計を行った。

3.2 設計方法

設計の大まかな流れとしては、最初にナセルなしの翼単体での設計を行い、その設計結果をもとにしてナセル付形態での設計を行った。

まず、翼単体で、上記設計目標に従って2次元翼型の設計を行い、得られた翼型を3次元に展開し、これを基本翼とした。そして、この基本翼のいくつかの代表断面において、設計目標を満足するような目標圧力分布を与え、3次元 Euler 解析（順解法）と逆解法による設計を交互に行うことにより、目標圧力分布に対する残差を修正していった。ここで、目標圧力分布を設定する際、翼面上に Iso-Bar が通った状態になるよう考慮した。

さらに、得られた翼にナセルを取りつけた形態に対して、上記と同様の方法で3次元の翼設計を行っ

た。このとき、逆解法はキंकより外側のみ適用しており、キंकより内側は一樣断面として固定している。

なお今回の設計では、格子生成および3次元 Euler 解析には、沢田²⁾らによるものを、また、設計用逆解法コードは高梨³⁾によるものを使用し、計算機は、NALのVP-200を用いた。

図5に設計フローチャートを示す。

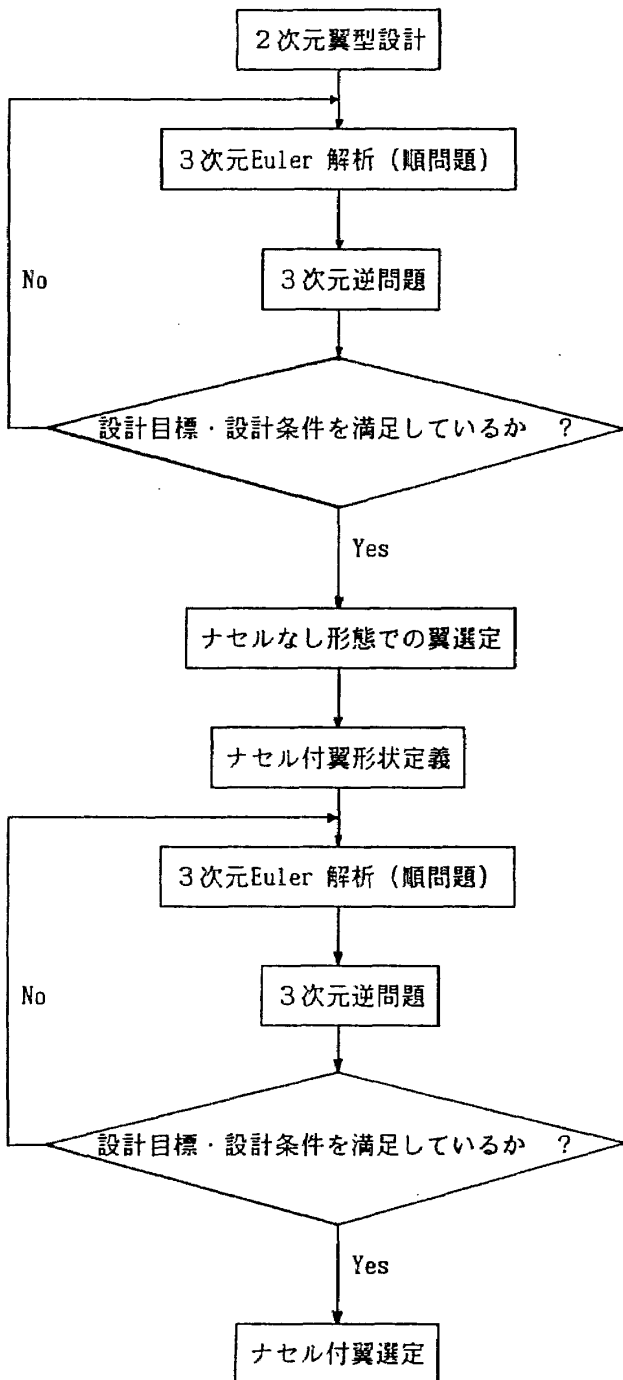


図5 主翼設計フローチャート

3.3 設計結果

(1) 翼単体での設計

ナセルなしの形態で設計した結果、Shock Free 化については、 M_{dd} より考えてみると、マッハ数 $M = \text{約} 0.765$ の範囲まで達成されている。

図6に翼断面圧力分布を、図7に翼上面等圧線図

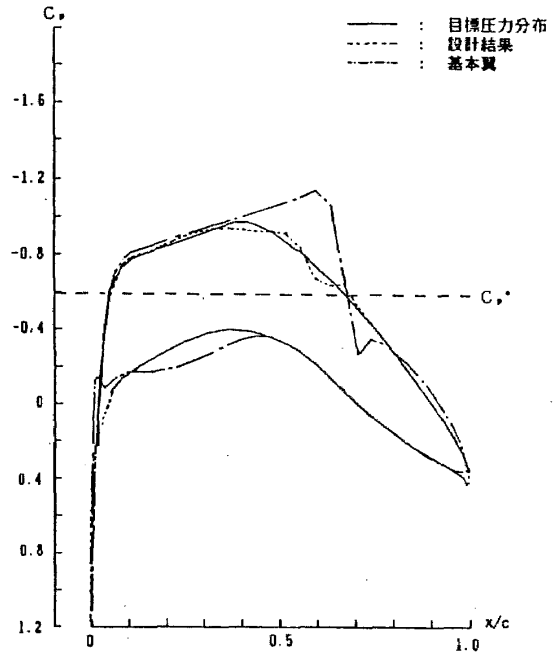
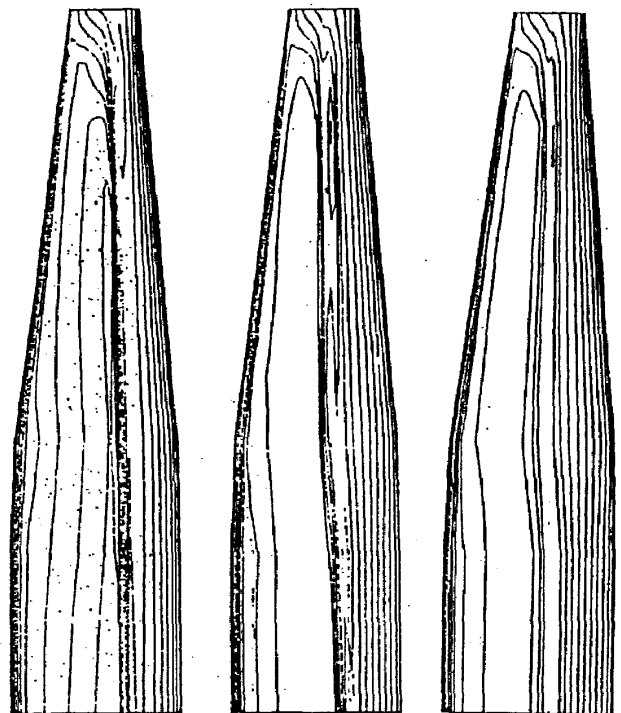


図6 翼断面圧力分布



(a) 基本翼 (b) 設計ループ3回 (c) 設計結果 (設計ループ9回)

図7 翼上面等圧線図

を、図8に $C_L \sim M_{dd}$ を示す。

層流域に関しては、3次元設計を行う前に比べて、その範囲が狭くなっている。これは、種々の設計条

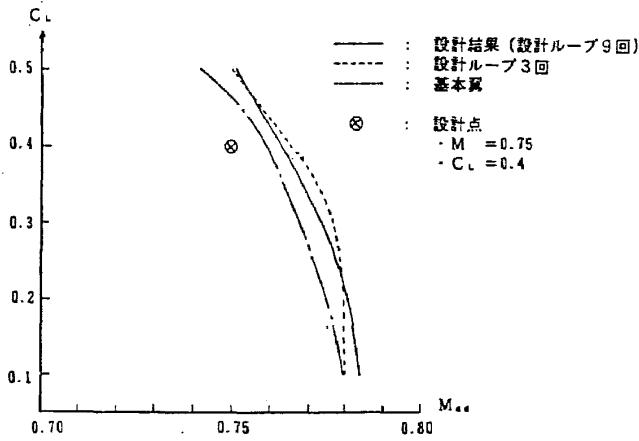


図8 $C_L \sim M_{dd}$

件 (Shock Free 化, $C_L = \text{約} 0.4$, 翼厚の制限等) を満足するためには、目標圧力分布において層流域拡大の条件となる加速域を自由に設定できないためである。しかし、それでもなお十分な層流域は確保されている。

図9に遷移点分布を示す。

L/D は、衝撃波を消し、翼面上に Iso-Bar を通したことにより、基本翼に比べて改善されている。

図10に $C_L \sim C_D$ を示す。

さらに、設計結果を総合的に検討してみると、“Shock Freeでかつ自然層流の実現”という厳しい設計目標であるために、設計点では優れた特性を有しているが、そのことが逆に設計点以外での特性との差を大きくしており、結果的には、設計点以外では若干融通の利かない設計となった。このことから、

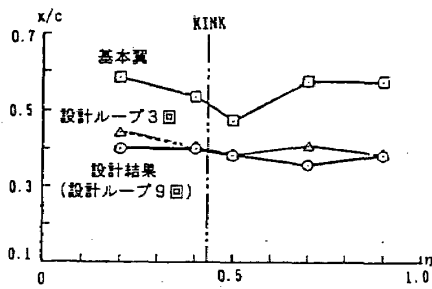


図9 遷移点分布

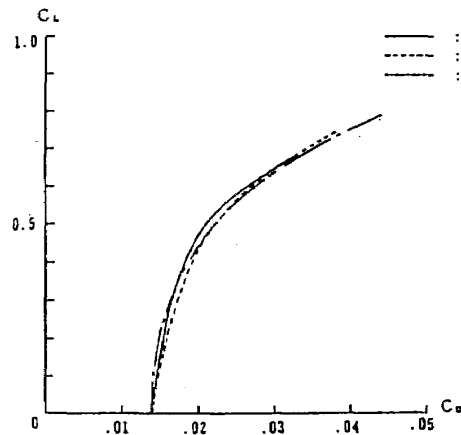


図10 $C_L \sim C_D$

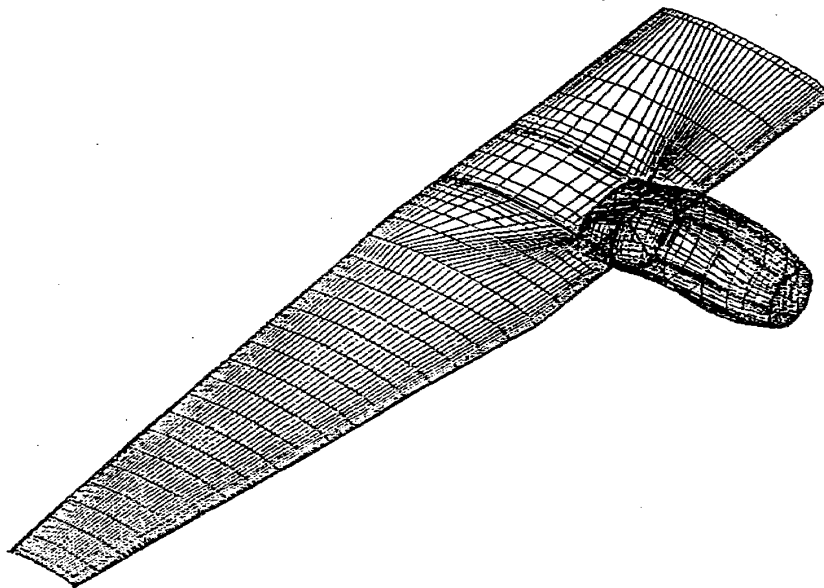


図11 ナセル付形態の翼形状

今後の設計では、幅広い飛行条件のもとでも、安定して優れた特性を有する翼が得られるような設計目標を設定する必要がある。

(2) ナセルの影響

ナセルの影響は、エンジン性能に大きく左右されるので、今回は1つのモデルとして、

ナセル入口での吸込速度： $M = 0.60$

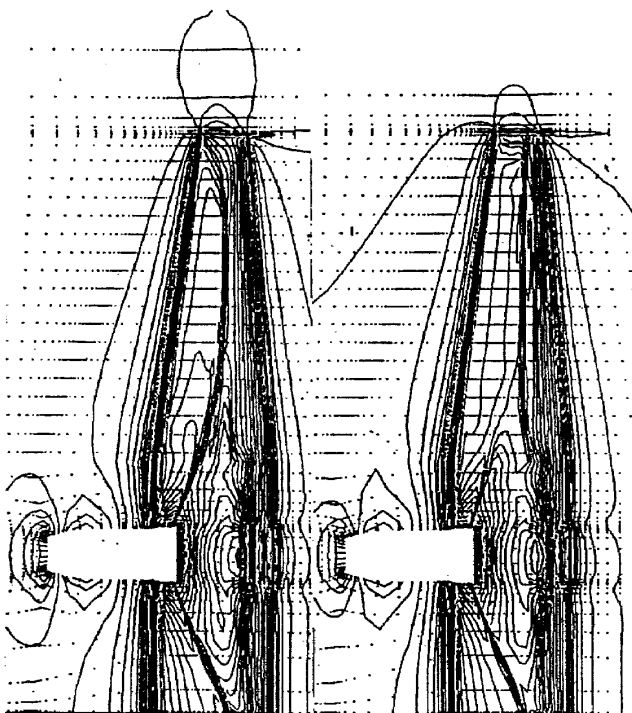
ナセル出口での吹出速度： $M = 0.90$

ナセル出口での静圧比： $P/P_{inf} = 1.3$

という条件で設計を行った。

まず、翼単体での設計で得られた結果にナセルを付けた状態では、ナセルのリップから翼のRootおよびTipに向かって、それぞれ強い衝撃波を生じていたが、数回の逆解法の適用により、衝撃波をかなり弱めることができた。さらに設計を進めていけば、テーパー部の衝撃波を消すことは可能であると思われる。図11にナセル付形態での翼形状を、図12に解析および設計結果を示す。

なお、これらの主翼設計は、62年度NAL委託研究作業の一環である。



(a) 設計前

(b) 設計後

図12 ナセル付形態での解析および設計結果

4. ま と め

以上のように、Euler/Navier-Stokes解析は、実際の航空機設計の場において、その利点を発揮しており、有用な設計ツールとなりつつある。しかし、定量性をはじめとしてまだまだ克服すべき課題を抱えており、さらに研究を続けていく必要がある。

5. 謝 辞

逆問題設計コードを使用するにあたって有益な助言を頂いたNALの高梨室長に感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) E. Shima, "Numerical Analysis of Multiple Element High Lift Devices by Navier-Stokes Equation Using Implicit TVD Finite Volume Method", AIAA Paper 88-2574, 1988.
- 2) K. Sawada and S. Takanashi, "A Numerical Investigation on Wing/Nacelle Interferences of USB Configuration", AIAA Paper 87-0455, 1987.
- 3) S. Takanashi, "Iterative Three-Dimensional Transonic Wing Design Using Integral Equations", AIAA Paper 84-2155, 1984.