

## 超音速輸送機とエンジンナセル干渉の数値解析

山崎哲夫\*

内田隆志\*\*

Numerical analysis about the wing-nacelle interference of Supersonic Transport

by

Tetsuo Yamazaki

Fuji Heavy Industries, Ltd

Takashi Uchida

Japan Aircraft Development Corporation

## ABSTRACT

In general engine nacelles are installed below a wing at Supersonic Transport. At this configuration the wing-nacelle interference is a serious problem in designing wing camber and thickness. Especially in supersonic cruise condition intakes are supplied with air passing through shock waves originating from a wing. In addition to this, shock waves originating from intake inlets have influence on wing surface pressure distributions. To investigate this wing-nacelle interference Euler analysis was carried out.

## 1. はじめに

超音速輸送機ではコンコルドにも見られるように翼下面後方にナセルを取り付ける形態が多い。このような形態での主翼とナセルの空力干渉については1960年代後半から研究されている。たとえば、ナセルによって生じる衝撃波が形成する翼面上の高い圧力場を利用して揚抗比の改善を図るための形状についての検討<sup>1)・2)</sup>や、ナセルとの干渉による翼面上空力分布の変化を緩和するナセル位置でのキャンバの変更<sup>3)・4)</sup>などの報告がなされている。このように比較的早くから翼・ナセルの干渉について研究されていたのは、ナセル位置が主翼下面の後方部にあり、従来の遷音速旅客機の場合と状況が異なるため、また、超音速であるために強い衝撃波が主翼前縁、ナセル先端から発生するのでこれらの衝撃波の干渉が問題となったためと考えられる。次世代超音速輸送機においてもナセル形状・ナセル配置は機体形状設定の際の重要な課題と予想されるので、

今回、翼・ナセルの空力干渉についてオイラー解析を実施し、翼・ナセル設計の資料を得ることを試みた。

## 2. 解析モデル

主翼形状は次世代超音速輸送機の主翼平面形として考えられているクランクトアロー翼とした。インテーク部の形状については、設計マッハ数2.2の、2次元型のものを想定したが、解析ではナセル内部をフロースルー条件としているのでインテークにスロート部は設けていない。このようなナセルを主翼下面からダイバータの高さ程度離して取り付けた形状を今回の解析モデルとしている(図1参照)。尚、ノズル出口は格子生成簡略化のため、平面形で主翼後縁線と一致するようにしている。

## 3. 解析方法

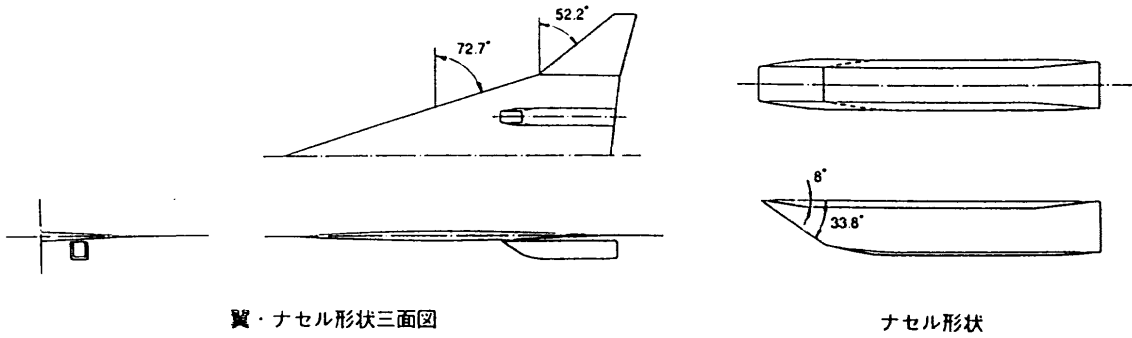
今回解析に使用した計算格子はマルチブロック

\* 富士重工業株式会社

\*\* 日本航空機開発協会

型構造格子である。この格子の生成には代数方程式を利用した生成プログラムを作成して用いたが、このプログラムはマルチブロック格子に対応するため対話式に格子を生成できるようになっている。今回の解析モデルではブロック数64、格

子点数約25万点とした。この格子の概要を図2に示す。解析に使用したオイラーコードは陽的に時間積分を行う有限体積法を採用しており、流束の計算にはVan Leerの流束分離<sup>5)</sup>を用いている。



翼・ナセル形状三面図

ナセル形状

図1 解析モデル

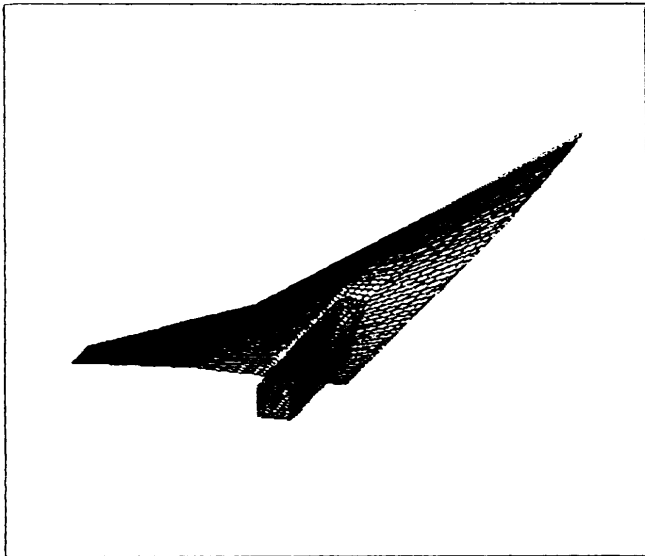
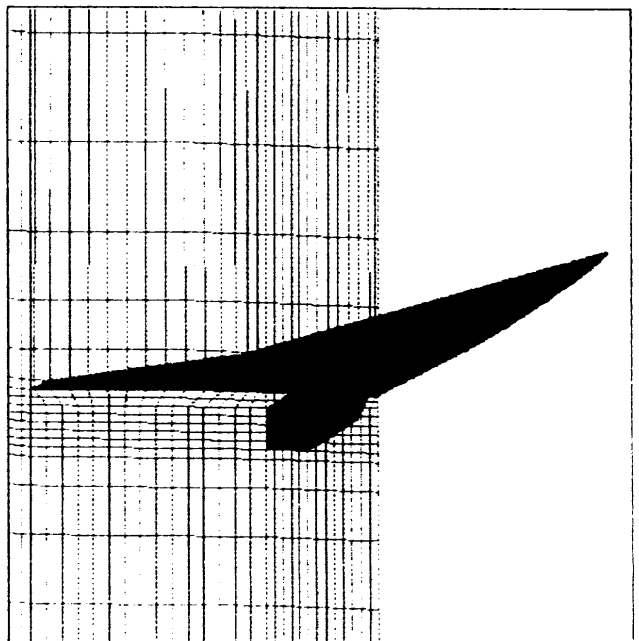
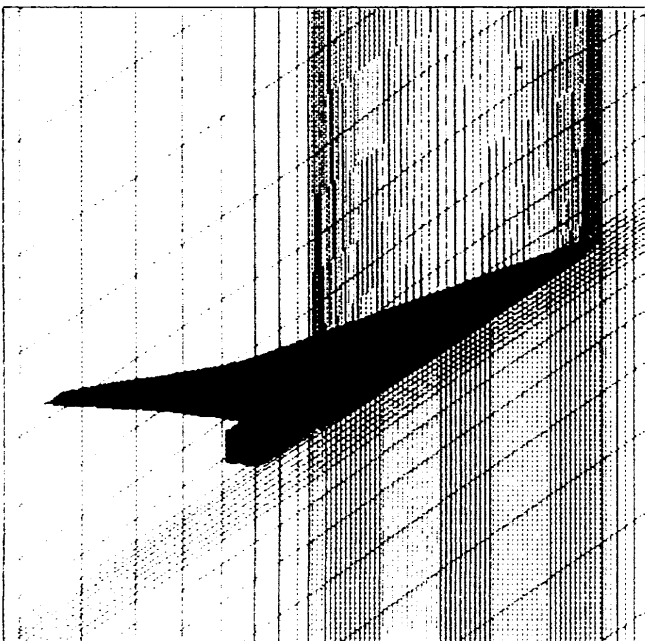


図2 計算格子概要

- 左 : 機体表面
- 左下 : 対称面
- 下 : 後縁断面



4. 結果

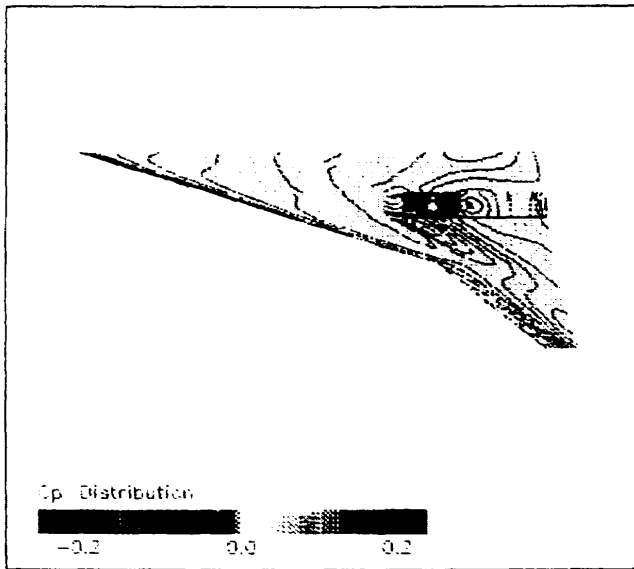
解析はマッハ数2.2、迎角0°で実施した。ナセル内部の流れについては、フロースルーの条件としている。

迎角0°での翼下面およびナセル表面の圧力分布を図3に示す。この圧力分布とナセルなしの圧力分布(図4参照)を比較すると、ナセル側壁先端から発生した衝撃波がナセル両側の翼面上に入射して圧力分布に影響を与えていることがわかる。衝撃波の強さによっては境界層の剥離を伴うことも考えられ、主翼の空力特性に大きく影響する場合もあると予想される。

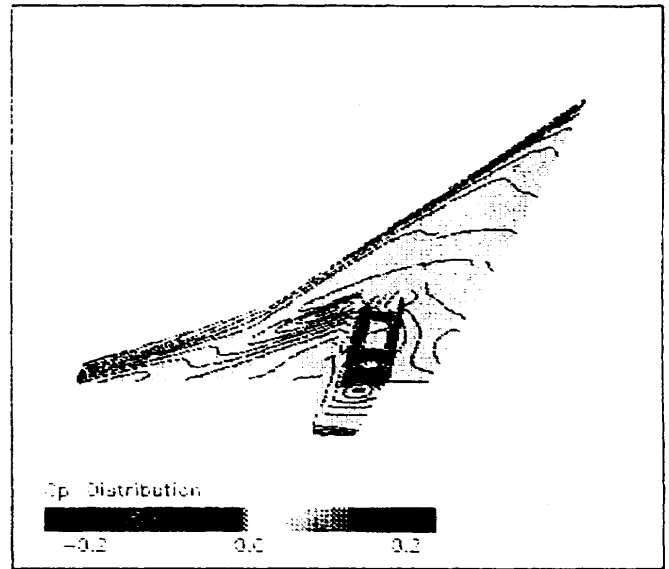
迎角0°での翼下面速度ベクトル分布を図5に

示す。ナセルなしの場合の速度ベクトル分布(図6参照)と比較すると、ナセル側壁先端から発生した衝撃波によって流れが偏向していることがわかる。翼面に入射する衝撃波は斜め衝撃波であるので、ナセルよりも外舷側では外舷側に偏向し、内舷側では内舷側に偏向している。また、ナセル位置での翼下面では、ナセル両側から流れ込むようなベクトル分布となっている。実機の場合、この部分にはダイバータがあるが、今回の解析では計算格子の都合上隙間を設けたためである。

迎角0°でのスパン方向断面圧力分布を図7に示す。ナセル側壁からの衝撃波によってナセル位置の両側でナセルなしの場合よりも圧力が高くなっていることが確認できる。

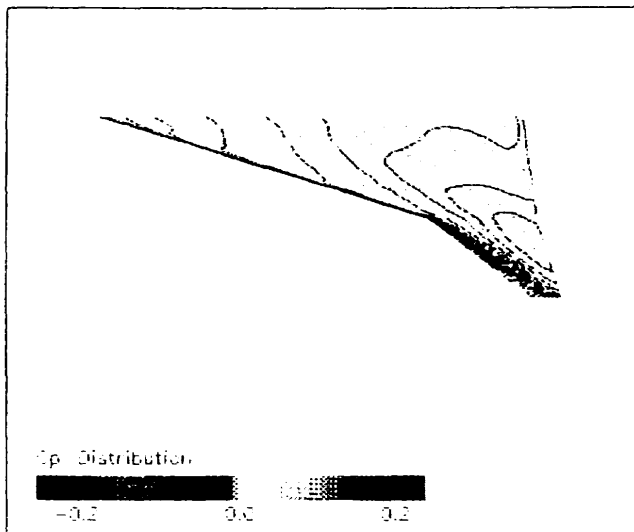


(下方より見る)



(前方下より見る)

図3 翼・ナセル形状表面圧力分布  
( $M = 2.2, \alpha = 0^\circ$ )



(下方より見る)

図4 ナセルなし形状表面圧力分布  
( $M = 2.2, \alpha = 0^\circ$ )

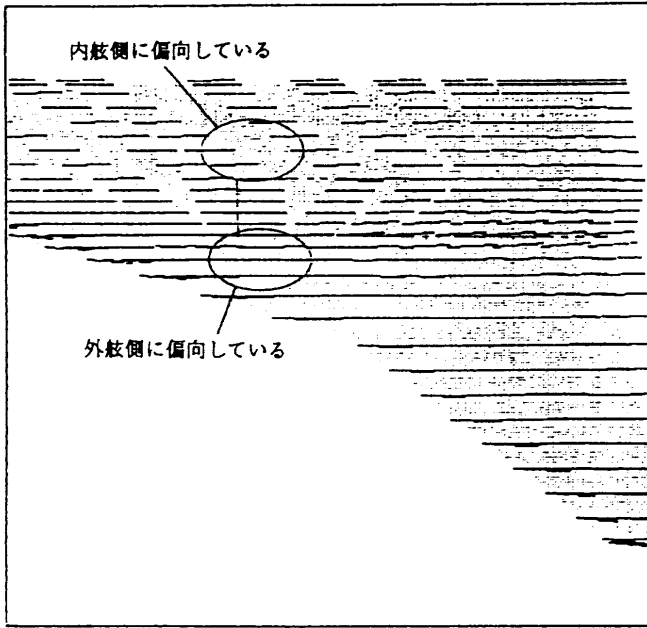


図5 翼・ナセル形状翼下面速度ベクトル分布  
( $M=2.2, \alpha=0^\circ$ )

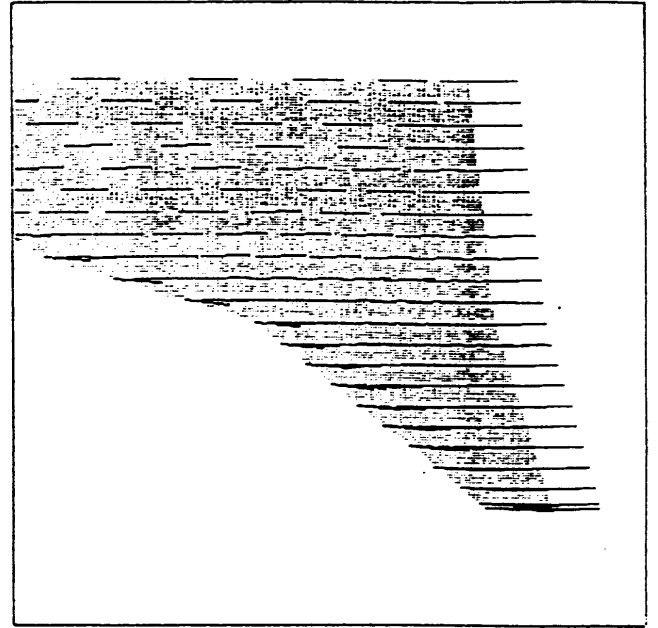
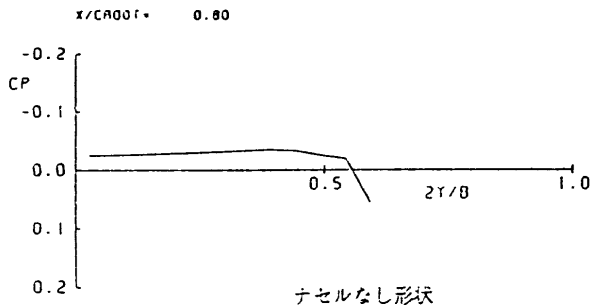
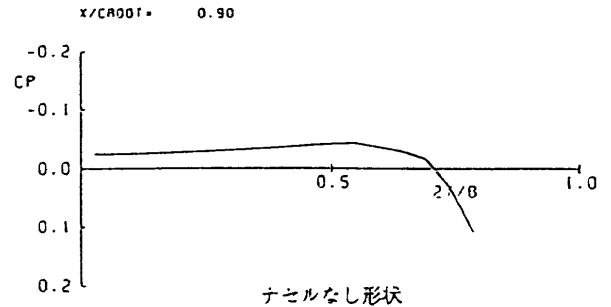


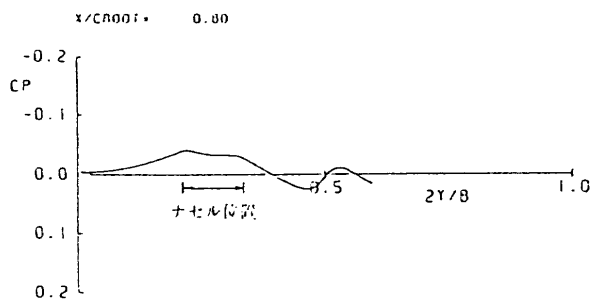
図6 ナセルなし形状翼下面速度ベクトル分布  
( $M=2.2, \alpha=0^\circ$ )



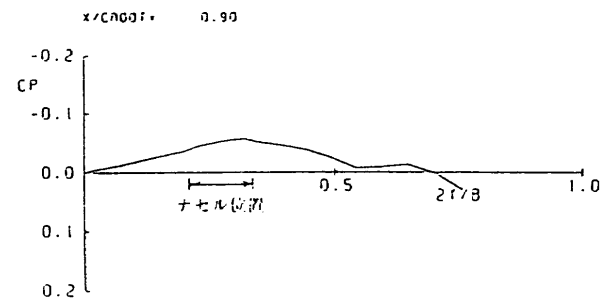
ナセルなし形状



ナセルなし形状



翼・ナセル形状



翼・ナセル形状

図7 翼下面スパン方向断面圧力分布

## 5. まとめ

- 1) 主翼面上の流れがナセルによって影響を受ける様子が確認できた。特に、ナセル側壁から発生する衝撃波の翼面上への入射が特に大きな影響を与えることがわかった。
- 2) 翼・ナセル形態に関してマルチブロック格子を用いた解析の有効性を確認した。

今後は粘性を考慮した解析、ナセル流入流出条件の模擬、ナセル・ナセル間の干渉について検討する必要があると考えられる。

尚、この解析は通産省の超音速輸送機に関する委託調査の一環として実施したものである。

## 6. 参考文献

- 1) Robins, A.W., Morris, O.A., and Harris Jr., R.V. : Recent Research Results in the Aerodynamics of Supersonic Vehicles J. of Aircraft(1966)
- 2) Kulfan, R.M. : Application of Hypersonic Favorable Aerodynamic Interference Concepts to Supersonic Aircraft AIAA 78-1458(1978)
- 3) Baals, D.D., Robins, A.W., and Harris Jr., R.V. : Aerodynamic Design Integration of Supersonic Aircraft J. of Aircraft(1970)
- 4) Bushnell, D. : Supersonic Aircraft Drag Reduction AIAA 90-1596(1990)
- 5) Anderson, W.K., Thomas, J.L., and Van Leer, B. : Comparison of Finite Volume Flux Vector Splittings for the Euler Equations. AIAA 85-0122(1985)

