

超音速輸送機全機形状の数値解析

山崎 哲夫* 内田 隆志**

Numerical Analysis around the whole SST configuration

by

Tetsuo Yamazaki

Fuji Heavy Industries, LTD.

Takashi Uchida

Japan Aircraft Development Corporation

ABSTRACT

In designing the Second Generation of Supersonic Transport, the improvement of the lift to drag ratio at cruise condition is one of the most important subjects. This ratio affects the economic viability of the next SST, but there are some phenomena which degrade it. One of these is the wing-nacelle interference. We have applied an Euler method to a SST configuration which have 4 nacelles located under the aft wing. In this result the whole configuration has a higher inviscid lift to drag ratio than the sum of the wing-body configuration and 4 times of only one nacelle. And the inflow Mach number just upstream of a nacelle is less than the free stream Mach number and the flow is inclined, owing to the wing surface pressure. Therefore it is necessary to investigate the wing-nacelle interference in more detail.

1. はじめに

近年、日米欧で研究されている第2世代超音速輸送機は乗客数300人、航続距離6000nmの機体として計画され、現在の遷音速輸送機の約半分の所要時間で目的地に到着することが可能となる。これらの要求は、現在就航中のコンコルドの3倍の乗客数と1.6倍の航続距離となるものである。このような機体を実現し、経済的にも成功をもたらすためには数々の問題点を克服しなければならない¹⁾。空力設計面では、巡航揚抗比の向上、離着陸性能改善などが挙げられる。中でも巡航揚抗比の向上は長い航続距離の実現のために不可欠である。しかし、超音速輸送機の主翼は造波抵抗を低減するために大きな後退角を持ち、離陸性能を向上するために翼面積を大きくすることが要求されるため、主翼のアスペクト比は小さくなり、揚力依存抵抗は大きくなる。さらに、エンジンナセルとの空力的な干渉があり、巡航時の揚抗比に影響を与える要因が多く、NASAにおいても早期から研究されている^{2), 3)}。そこで、今回はエンジンナセルとの干渉に着目し、超音速輸送機全機形状(ナセル付)、ナセルなし形状、ナセル単体についてオイラー解析を実施し、定量的に検討した。尚、この解析は通産省の委託調査の一環として実施

したものである。

2. 解析方法

巡航マッハ2.2の超音速輸送機形状について解析を実施した(図1参照)。この形状の主翼は内舷前後退角が約70°、外舷前縁後退角が約50°のクランクトアロー翼であり、主翼下面後方に4個の軸対称ナセルをマウントしている。インテークの設計マッハは2.2であり、主翼取り付けの際にはダイバータが必要となるが、今回は非粘性解析であるためダイバータは省略し、パイロンを装着している。また、ナセル出口では巡航時のジェット排気を模擬している。

解析に使用したオイラー解析コードは有限体積法を基礎とし、陽的に時間積分を行うものである。さらに、Van-Leer型の流束分離⁴⁾を用い、マルチブロック型構造格子に対応するものである。計算格子の生成には代数方程式を利用した対話型プログラムを使用している。今回の解析では、全機形状(ナセル付)で全280ブロック、約85万点の格子点数となった(図2参照)。

3. 解析結果

図3に全機形状(ナセル付)及びナセルなし形状

* 富士重工業株式会社

** 日本航空機開発協会

の代表的な表面圧力分布を示す。翼下面にナセルから発生した圧縮波の影響による圧力の高い部分が発生している。図4に全機形状のナセル及びナセル単体解析の表面圧力分布を示す。両者の圧力はかなり異なっており、特に全機形状ナセルの上面の圧力が高くなっていることがわかる。図5に全機形状及びナセルなし形状の主翼翼弦方向断面圧力分布を示す。上面の圧力分布はナセルの有無によって変化しないが、下面はナセルより発生する圧縮波のために後半部で圧力が高くなっている。この部分の圧力分布が階段状になっているのはナセルの形状に起因するもので、インテーク部からノズル部にかけてナセル直径が大きくなり、この部分で圧縮波が発生することによるものである。図6に全機形状のナセル部とナセル単体解析の断面圧力分布を示す。ナセル単体解析結果と比較すると、全機形状のナセル上面の圧力がかなり高くなっていることがわかる。特にパイロン内舷側の圧力が高くなるが、これは主翼下面との干渉及び外舷側への流れの偏向によるものである。この流れの偏向によってナセル側面の圧力分布も変化し、特に側面先端部において外舷側より内舷側の圧力が高くなっている。さらに、全機形状のナセルとナセルに挟まれる領域の圧力が高くなる傾向があり、2個のナセルと主翼によって作られるチャンネル部での干渉が大きいことを示している。図7にナセル中心線を含む水平面内の等圧線分布を示す。ナセルから発生した圧縮波と膨張波が複雑な干渉を引き起こしている。この断面内におけるナセル直前での流速と流入角度（速度ベクトルとナセル中心線のなす角）を表1に示す。流入マッハは一様流マッハよりも1~2%低い値で、流入角度は3°程度となっており、これらは主翼下面の圧力分布によるものである。図8に全機形状及びナセルなし形状の揚抗特性（摩擦抵抗なし）を示す。全機形状の揚抗特性はナセルなし形状のものと同様であることがわかる。全機形状の揚抗特性のうち、翼胴部分

の寄与分はナセルなし形状に比べて揚力が増加している。これは、ナセルとの干渉によって主翼下面後半に高い圧力がほぼ全スパンにわたって発生したためである。これに対し、全機形状のナセル部分は主翼との干渉による揚力減少と抵抗増加があるため、全機形状全体としてナセルなし形状と同等の揚抗特性（摩擦抵抗なし）になったものである。従って、全機形状揚抗特性は、ナセルなし形状とナセル単体解析結果の合計よりも小さくなっている。これは"favorable interference"の一例であると言えよう。しかし、今回は非粘性解析であり、境界層と圧縮波・膨張波の干渉を評価するためにも粘性を含めた解析が必要と考える。

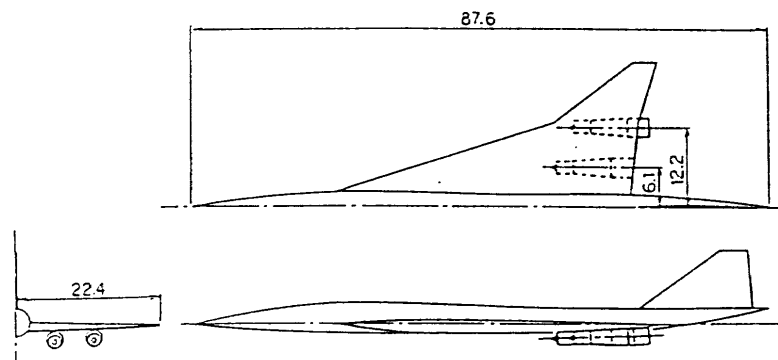
4. まとめ

- 1) オイラー解析によって、ナセルとの干渉による圧力分布・揚抗特性の変化が把握できた。
- 2) 主翼の圧力分布の影響によってインテーク入口では外舷側への流れの偏向と流入マッハの低下が生じる。

今後、粘性を含めた解析や、ナセル形状等の検討を実施する必要がある。

参考文献

- 1) Vachal, J.D. : High-Speed Civil Transport Research and Technology Needs SAE-901925 (1990)
- 2) Sigalla, A., and Hallstaff, T.H. : Aerodynamics of Powerplant Installation on Supersonic Aircraft J. of Aircraft Vol.4 No.4 pp.273-277 (1967)
- 3) Baals, D.D., Robins, A.W., and Harris Jr., R.V. : Aerodynamic Design Integration of Supersonic Aircraft J. of Aircraft Vol.7 No.5 pp.385-394 (1970)
- 4) 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)



巡航マッハ2.2
実機スケール 単位 m

図1 超音速輸送機形状

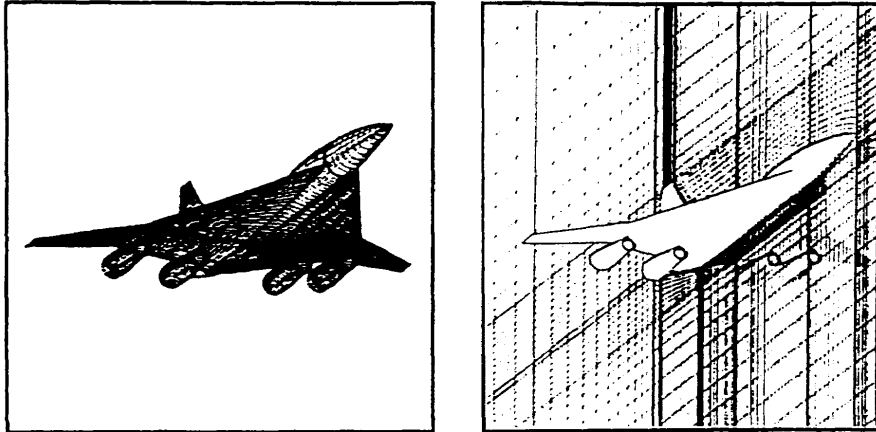
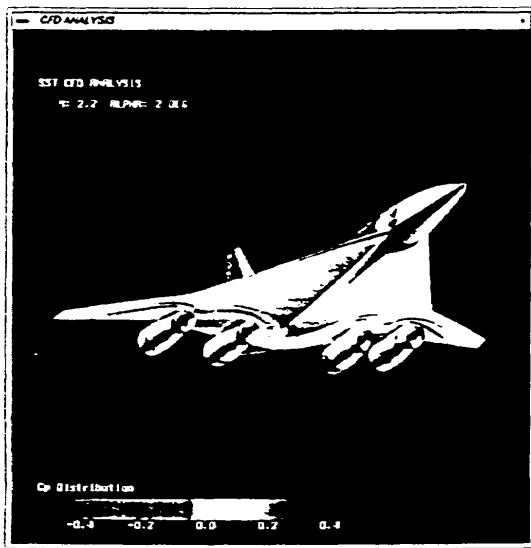
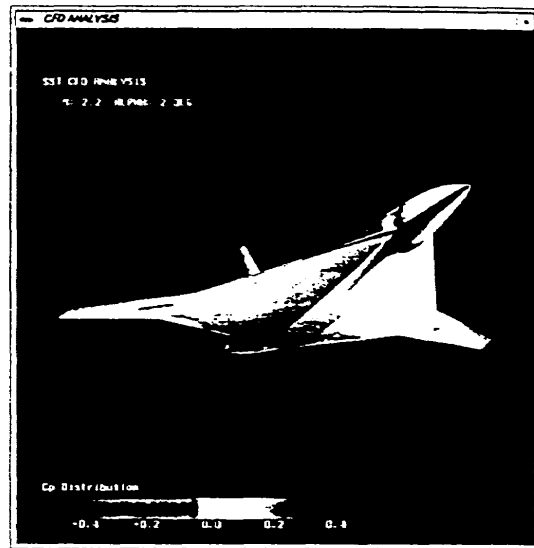


図2 計算格子概要
左：機体表面
右：対称面

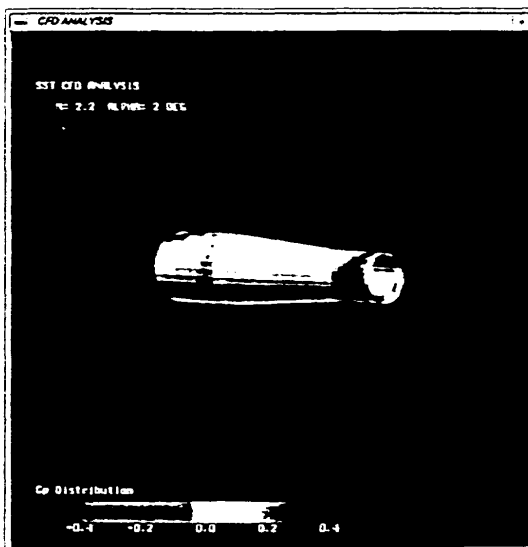


全機形状

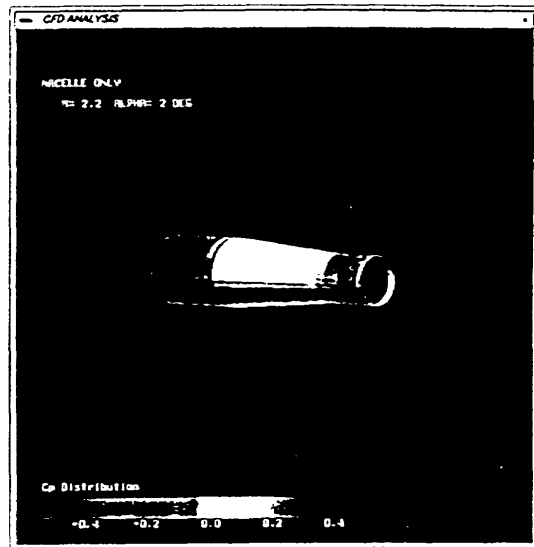


ナセルなし形状

図3 機体表面圧力分布 (M=2.2, $\alpha=2\text{deg}$)



全機形状外舷ナセル



ナセル単体

図4 ナセル表面圧力分布 (M=2.2, $\alpha=2\text{deg}$)

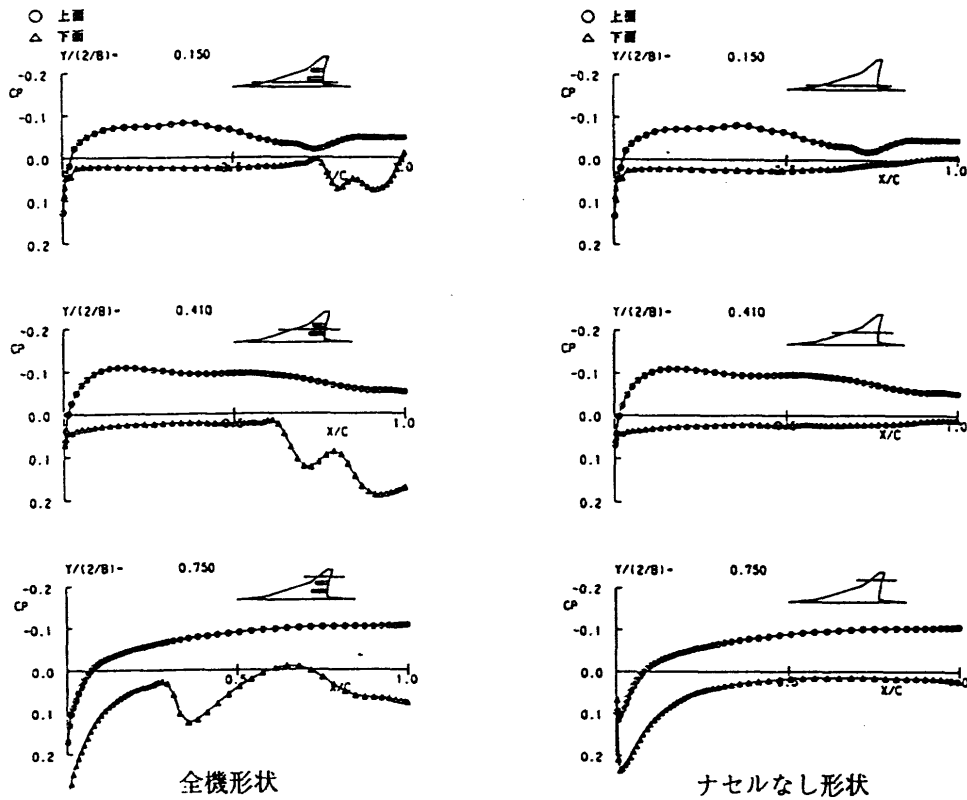


図5 主翼翼弦方向断面圧力分布 ($M=2.2, \alpha=2\text{deg}$)

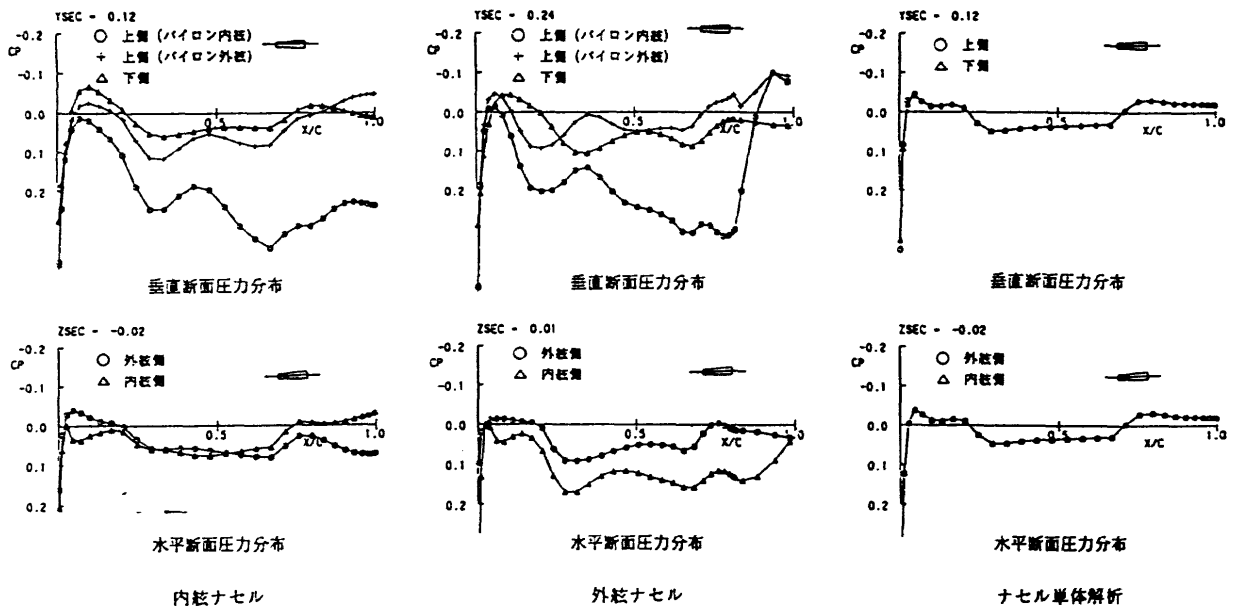


図6 ナセル断面圧力分布 ($M=2.2, \alpha=2\text{deg}$)

内舷ナセル			外舷ナセル		
α (deg)	流入マッハ	ナセル輪線と速度ベクトルのなす角度 (deg)	α (deg)	流入マッハ	ナセル輪線と速度ベクトルのなす角度 (deg)
2	2.18	3.04	2	2.19	2.65
3	2.17	3.02	3	2.17	3.35
4	2.15	3.06	4	2.16	4.12

表1 ナセル入口での流速及び流入角度



図7 ナセル中心線を含む水平面内の等圧線分布 ($M=2.2$, $\alpha=2\text{deg}$)

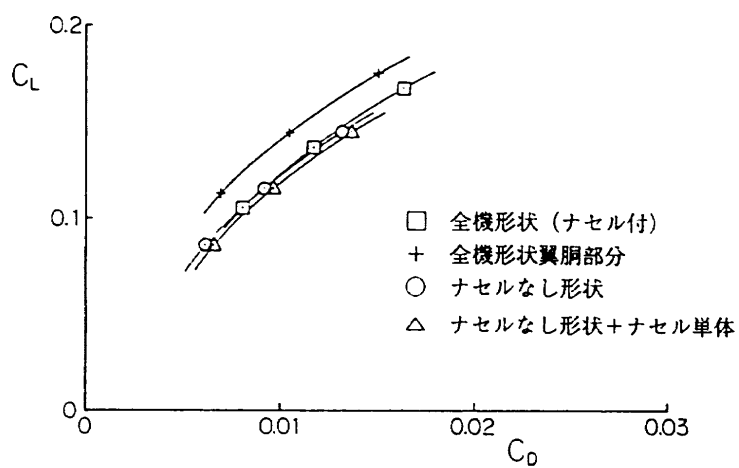


図8 揚抗特性 ($M=2.2$, 摩擦抵抗含まず)

