

超音速輸送機主翼形状の数値解析

山崎哲夫* 内田隆志**

Numerical Analysis of Supersonic Transport Wings

by

Tetsuo Yamazaki
Fuji Heavy Industries, Ltd.
Takashi Uchida
Japan Aircraft Development Corporation

ABSTRACT

Numerical analysis of supersonic transport wings was carried out. The drag reduction obtained by warped wing design technique is 0.0006~0.0010 in supersonic cruise condition. It is also clarified that the drag reduction by use of Euler analysis is less than that by the linear method, because the flow mechanism in supersonic region is essentially non-linear. Finally it is showed that cranked arrow wing-body configuration has the best lift to drag ratio in supersonic cruise condition in comparison with delta or ogee wing-body configuration.

1. はじめに

コンコルドの初飛行から20年以上経過し、次の超音速輸送機に対する関心が非常に高まってきている。欧米のメーカーによる共同開発グループが結成され、昨年からは日本もこれに参加し、超音速輸送機の開発に向けて動きだしている。次世代の超音速輸送機はコンコルドの航続距離を大幅に上回ることを目標としているため、超音速巡航時の揚抗比の改善が重要な課題となっている。各国の検討結果を参照すると、超音速巡航時の揚抗比は10前後であり、コンコルドが約7であることを考慮すると、3割以上の改善を目指している。

超音速における翼理論は1940年代から研究が行われ、線形理論を基礎とした特異点分布法を使用して解析が行われてきた。これに対し、近年、非線型な解析も行われるようになり、線形解析と非線型解析の比較が実施されている。これによれば、線形理論を使用して設計された翼に対し、非線型な解析を行うと線形解析で予想された効果よ

りも小さい効果になるという報告もある。

そこで今回、超音速輸送機の主翼形状について、平面形状およびワープ形状の揚抗比改善に対する効果を、主にオイラー計算を用いて定量的な検討を行った。

2. 解析方法

超音速輸送機主翼形状として、デルタ翼、オージー翼、クランクトアロー翼の3種類を考える。この3種類の平面形状について形状パラメータを設定し、パネル法を用いてパラメトリックスタディを実施した。これにより超音速巡航条件 $M=2.2$, $C_L=0.1$ で最小の C_D を与える形状を設定した。次に、パラメトリックスタディで決定した平面形状に対して、文献2の方法に従い、ワープ形状を設定した。続いて、それぞれの平面形状について、ワープなし、ワープありの2つの形状で、オイラー解析を実施し、その効果について定量的に検討した。ここで使用したオイラー計算コードは、有限体積法を基礎にしてVan Leerの流束分離³⁾を用い、陽的に時間積分を行うものであ

* 富士重工業株式会社

** 日本航空機開発協会

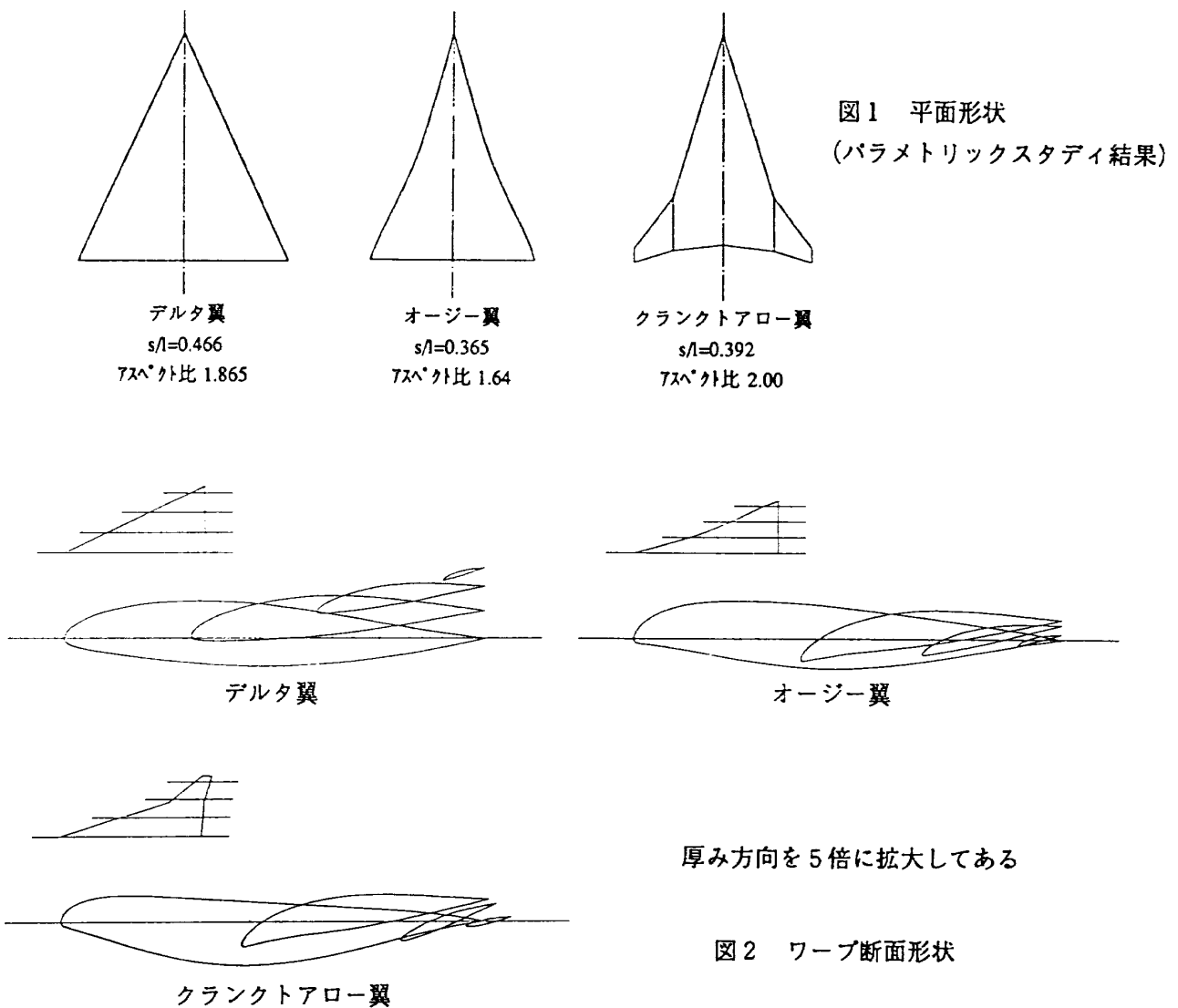
る。最後に翼胴形態でのオイラー解析を実施し、平面形状による空力性能の違いについて検討した。

3. 結 果

パネル法によるパラメトリックスタディの結果、3種類の平面形状に対して図1のような形状がそれぞれ求められた。デルタ翼の前縁後退角は 65° で、 $M=2.2$ のマッハ円錐の後退角(63°)に非常に近い値となっている。アスペクト比はクランクトアロー翼が最大で、オージー翼が最小である。細長比 s/l はデルタ翼が最大で、オージー翼が最小になっている。図1の形状に設定したワー

プ形状を図2に示す。この図は厚み方向を5倍に拡大してある。

ープなし形状とワーブあり形状についてパネル法によって解析した $C_L \sim C_D$ 特性を図3に示す。ワーブあり形状の場合、ワーブなし形状に比べ、 $M=2.2$, $C_L=0.1$ において10~14カウントの C_D 低減が期待できる。同様にオイラー計算で求めた $C_L \sim C_D$ 特性を図4に示す。パネル法の結果に比べ、ワーブ形状による C_D 低減量が小さくなるが、6~10カウントの低減が見込まれる。 C_D の低減量がパネル法とオイラー計算で異なるのは非線型な効果、例えば前縁近傍の流れの推算精度の違いなどによるものではないかと考えられる。



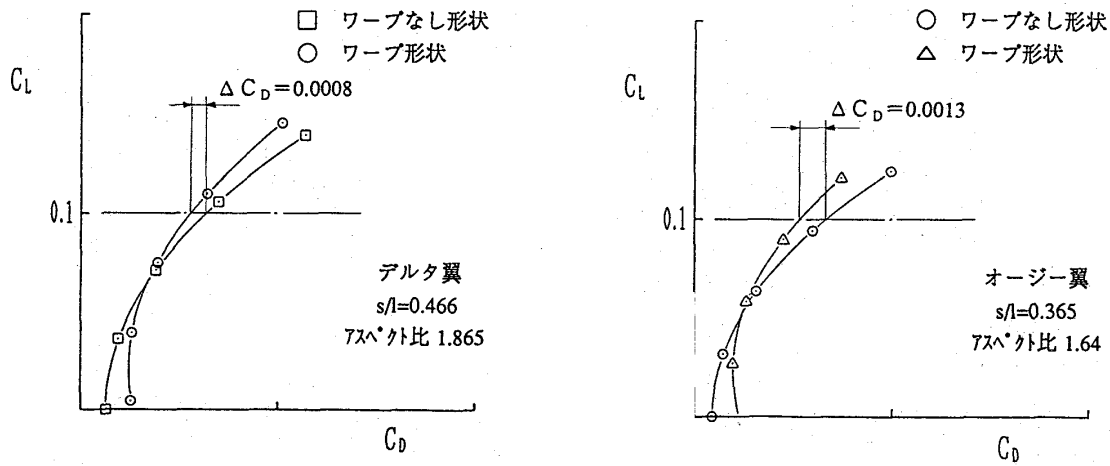


図3 $C_L \sim C_D$ 特性 ($M=2.2$ 、パネル法による推算)

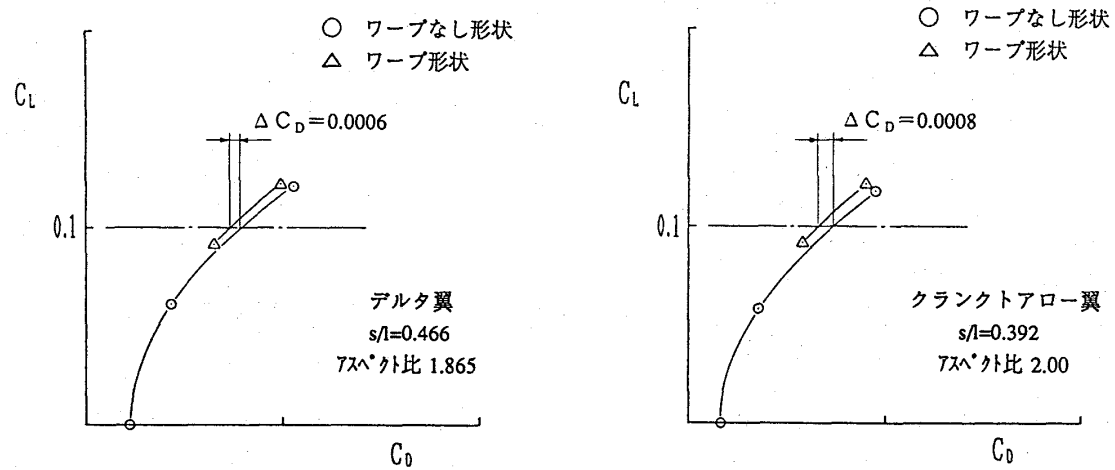
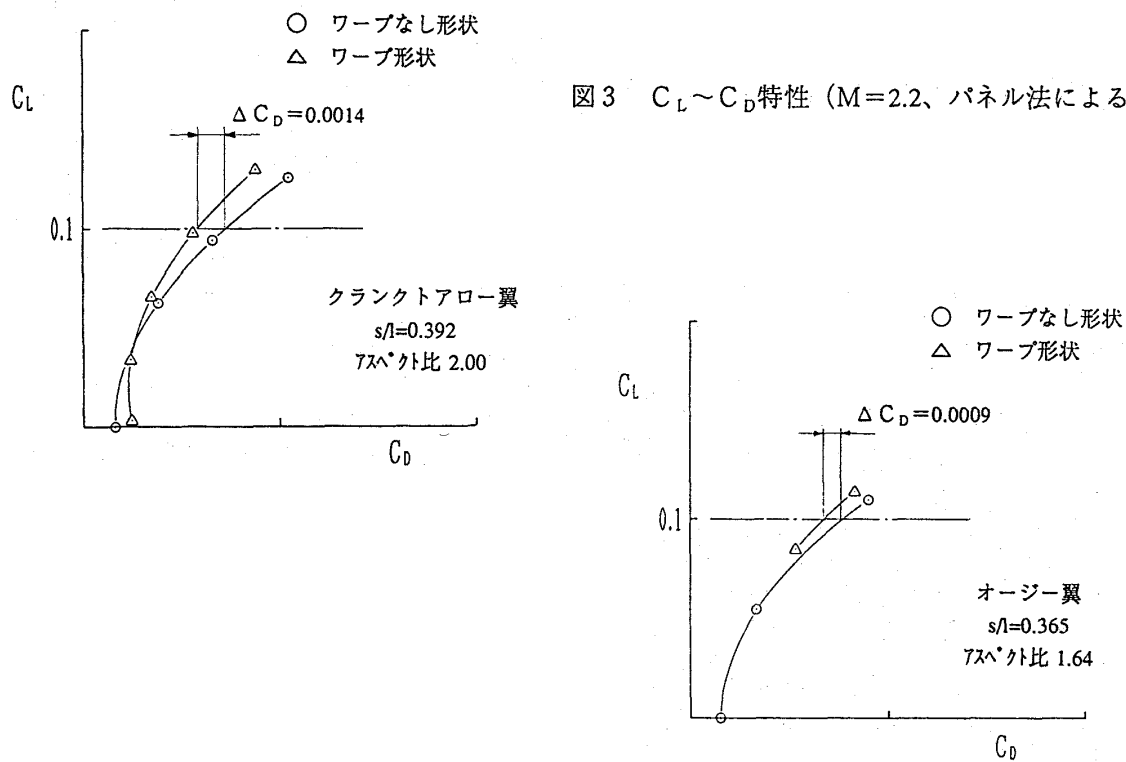


図4 $C_L \sim C_D$ 特性 ($M=2.2$ 、オイラー解析)

ワープなし形状とワープあり形状の空気力分布を
図5に示す。いずれの平面形状の場合も、ワープ
あり形状では前縁近傍の空気力がワープなし形状
に比べて小さくなっていることがわかる。

オイラー解析を実施した翼胴形態形状を図6に
示す。主翼形状にはパラメトリックスタディで決
定したワープ形状を採用している。主翼と胴体の
位置関係は胴体長の60%位置と主翼MACの50%
弦長点が一致するようにした。オイラー計算によ
る空間等圧線分布を図7に示す。いずれの形態に
おいても胴体先端から出るマッハ円錐の中に機体
が入っていることがわかる。翼胴形態の $C_L \sim C_D$
特性を図8に示す。 $C_L=0.1$ における C_D はクラン
クトアロー翼が最も小さく、続いてオージー翼、
デルタ翼の順となる。クランクトアロー翼とオー

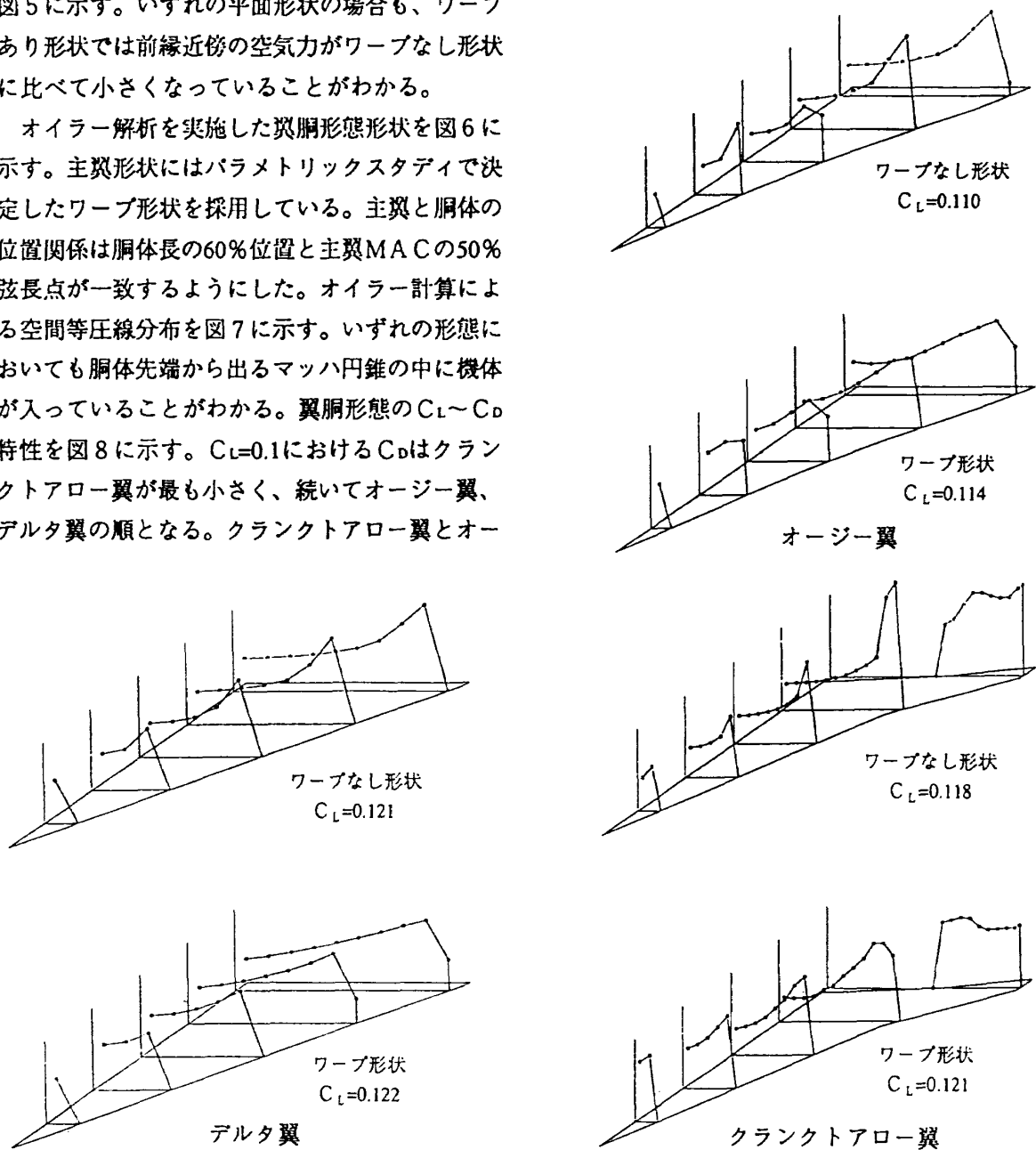


図5 空気力分布 M=2.2

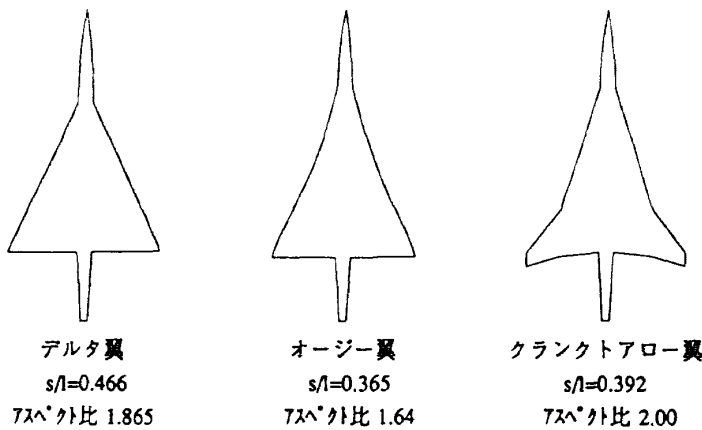


図6 翼胴形状

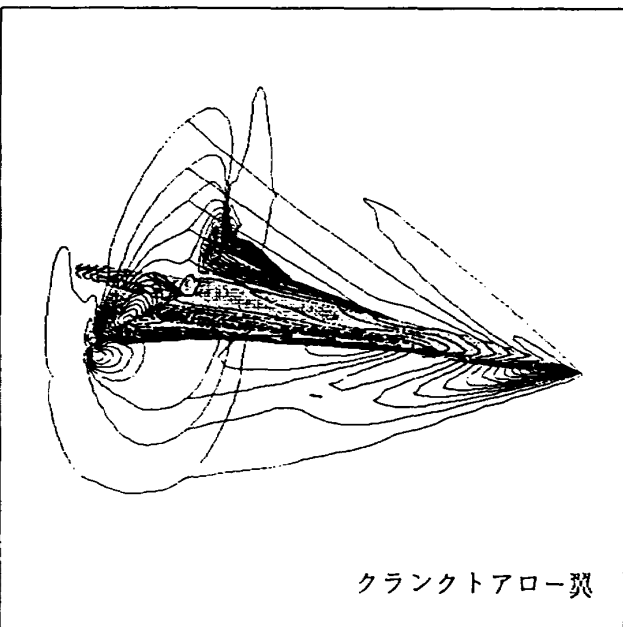
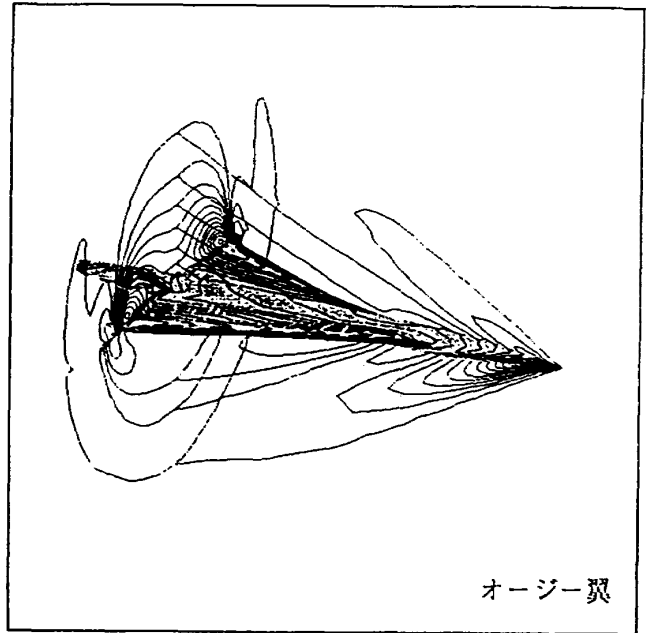
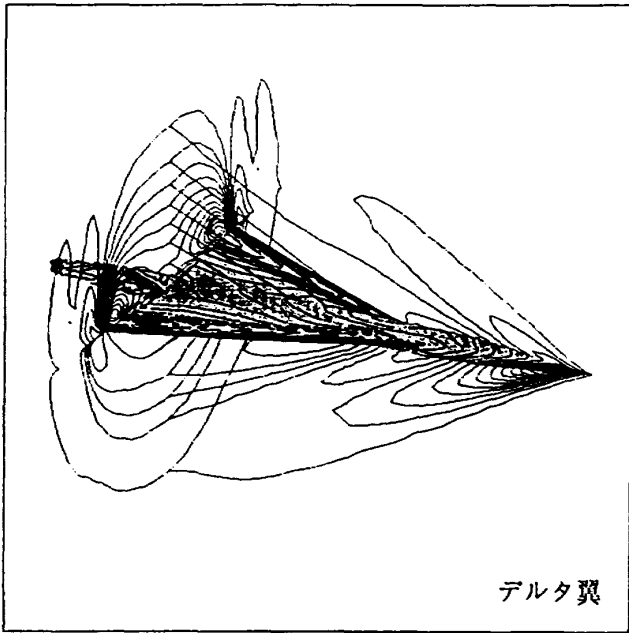


図7 等圧線分布 (M=2.2、オイラー解析)
機体表面上、機体対称面、後縁断面
機体右上前方より見る

オージー翼の差は約1カウント、クランクトアロー翼とデルタ翼の差は約8カウントである。これから、今回の検討では、翼胴形態において超音速巡航時に最良の揚抗比を与えるものはクランクトアロー翼形態であることがわかった。

4. まとめ

- 以上の結果をまとめると以下ようになる。
- 1) ワーブ設計によりM=2.2, $C_L=0.1$ において6~10カウントの C_D 低減が可能である
 - 2) 翼胴形態において最良の揚抗比を与える形態はクランクトアロー翼形態である
 - 3) ワーブ形状の効果がオイラー計算においても確認できた

今後は風洞試験による確認や非線型な計算手法を使用した解析を進める必要があると考えられる。

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。

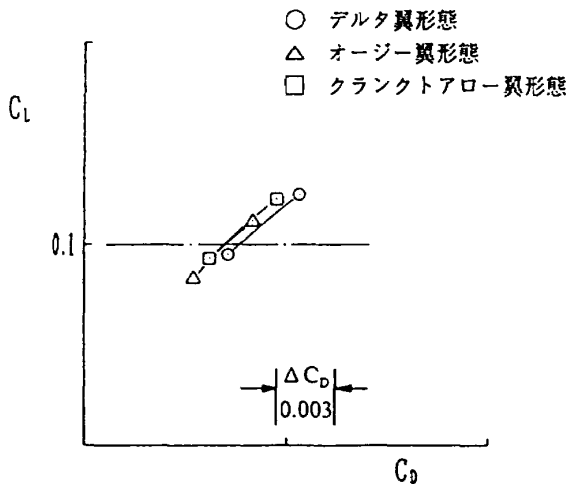


図8 翼胴形態 $C_L \sim C_D$ 特性 (M=2.2、オイラー解析)

参 考 文 献

- 1) Ross, J.M., Reaser, J.S.
and Bouchard, E.E.: Optimization of a Supersonic
Wing by Combining Linear and Euler Methods. SAE-
851791(1985)
- 2) Carlson, H.W. and Middleton, W.D.: A Numerical
Method for the Design of Camber surface of Super-
sonic Wings with Arbitrary Planforms. NASA TN D-
2341(1964)
- 3) 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)