

# 胴体干渉を含む主翼設計における空力計算の 利用について

平 野 昇 吾\*      篠 川 典 宏\*

## Application of Computational Aerodynamics to Wing Design under Fuselage Interference

by

Shogo HIRANO and Norihiro SHINOKAWA

### ABSTRACT

Recent great progress in Computational Aerodynamics has enabled the engineers of aircraft manufacturers to utilize transonic aerodynamic analysis programs in designing wings.

In this paper, application of computer codes to the wing-body combination study of transonic transport aircraft is introduced. The computational results are compared with wind-tunnel test data.

The problems of the present analysis program and the capabilities required in future programs are also presented.

### 1. ま え が き

近年の計算空気力学の進歩には、目覚ましいものがあり、我々航空機メーカーに於ても、費用、時間、人の面で大きな制約を受ける風洞試験を補い、更に設計、解析を拡充する手段として、翼の設計に各種計算プログラムを利用するのが一般的になっている。ここでは遷音速輸送機に於て、翼胴一体化の設計を行う場合に、数値計算をいかに利用したのか、その利用例及び、数値計算と風洞試験の比較について述べる。

更には、設計に当って気付いた現状プログラムの問題点、及び今後開発されるプログラムに対する要望について、航空機設計者の立場から述べてみたい。

### 2. 翼胴整形による抵抗減少

遷音速輸送機において、エリアルールなどのように胴体の形状が、主翼の空力特性に影響を与えることはよく知られている。一般に胴体の整形は大変であるが、その整形効果は著しく、通常の主翼整形に比してかなり大きい効果が期待できる。この胴体整形について、最大限の効果を得るための技術データを得ることは有意義であると思われる。

ところで、胴体形状の主翼空力特性へ及ぼす影響についてみると、次のような効果がある。すなわち、胴体の一部を削る等の胴体整形を行うと、主翼圧力分布に大きな変化が生じる。そしてこの胴体整形の位置、量、整形法などの組合せをうまく行うことで、主翼圧力分布が前縁で $C_p$ を高めサクションを増し、後方で $C_p$ を下げ、トータルとして抵抗特性を改善するのに非常に好都合な圧力分形にできる可能性がある。この視点から、種々の翼と胴体の組合せにつき、数値計算を有効に利用して、圧力分布形の変化を検討し、最適な組合せを研究すれば、

---

\* 富士重工業株式会社

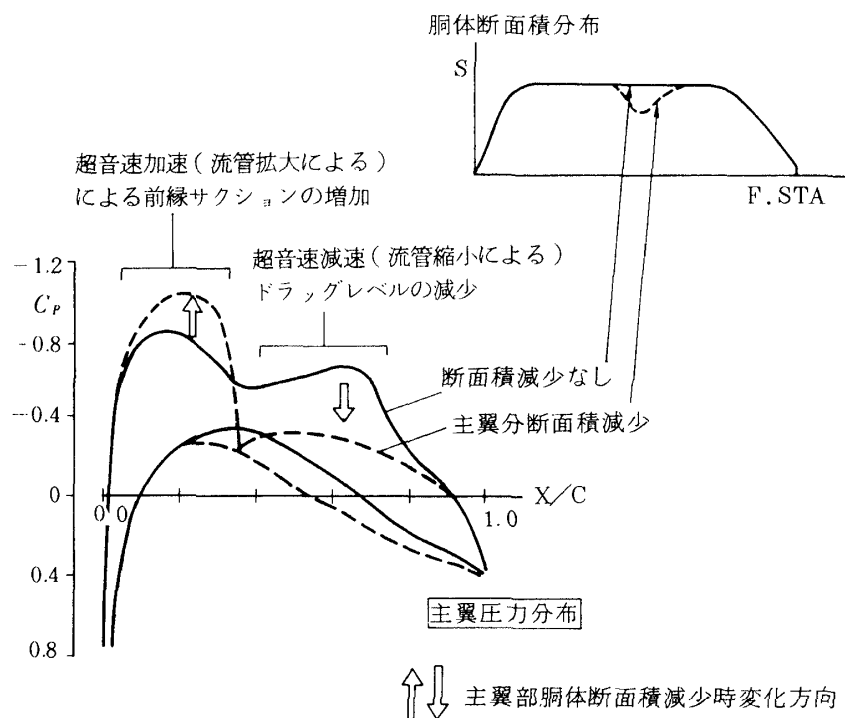


図 1 抵抗発散特性改善のメカニズム

より効率のよい翼胴形状を設計できる可能性がある。  
研究すべき内容をリストアップすると、

- (1) 改善を最も効果的とする胴体整形の検討
  - (a). 主翼部胴体の削り整形
  - (b). 主翼部後方胴体への盛り整形
- (a)(b)につきそれぞれ
 

|       |     |
|-------|-----|
| 整形位置  | の検討 |
| 整形量   |     |
| 断面整形法 |     |
- (2). 胴体整形下に於る主翼形状への配慮
  - (a) 内翼整形
  - (b) 外翼整形

が考えられる。上記項目について、我々は数値計算と風洞試験による検討を実施した。各検討において、数値計算と風洞試験の両者をうまく組合せて有効利用することで、有益と思われる空力データを比較的短時間で得ることができた。

以下、数値計算に使用した計算プログラムの簡単な紹介を行い、上記具体的検討項目のうち、胴体整形について行った一部の計算例の詳細について述べる。

### 3. 計算プログラム概要

使用した解析プログラムは、微少擾乱方程式に基

づき 3 次元翼胴形態の遷音速流れを解析するもので、Mason 他 のコード (文献 1), 2), 3) 参照) である。計算には粘性と非粘性があり、粘性計算は境界層計算により翼型に境界層厚修正を加え、再度非粘性計算を行うものである。定性的効果予測において両者はほとんど差がないので、計算は主に非粘性計算で行い、部分的に粘性計算を実施した。計算コードの対象とする流れは  $M < 1.0$  で、任意形状の胴体が存在する場合の、胴体干渉を受けた主翼特性である。尚、胴体の特性 (圧力分布等) については出力されない。

計算モデル及び計算メッシュを図 2 に示す。計算は比較的粗い Crude メッシュと、主翼部分を細く切った Fine メッシュにおいて相互計算を行い、計算時間の短縮を行うとともに計算精度の向上を実現している。

### 4. 数値計算の利用例及び計算結果と風試結果との比較

#### (1) 削り方 (整形法) の検討

まず胴体を削る場合について、断面のどの部分を削った場合が有効であるかについて検討例を示そう。一定断面形をもった基本胴体に対して、主翼断面

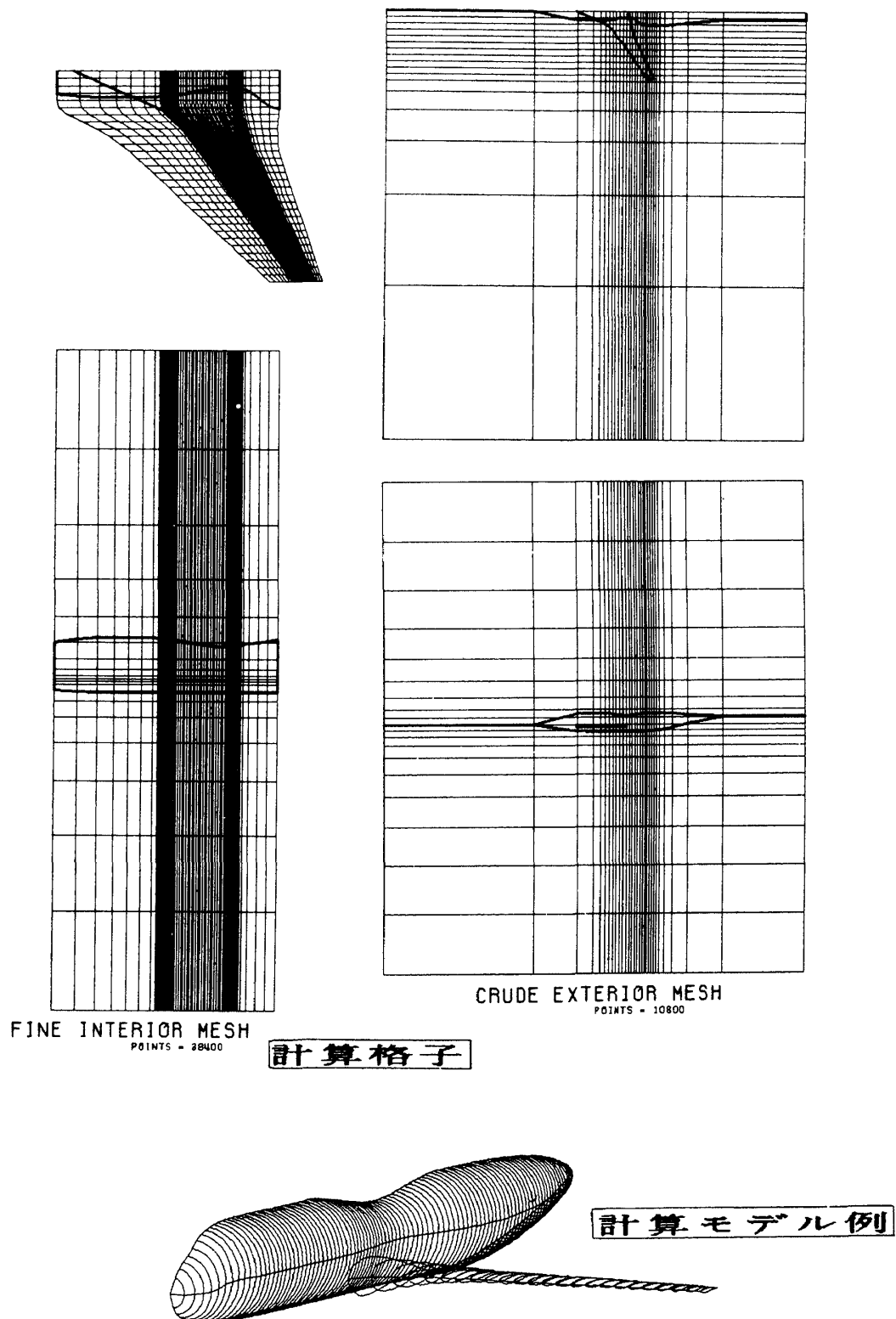


図2 計算プログラムの概要

積に相当する量を軸対称に削ったもの、上下位置で削ったもの及び胴体側を削ったモデルについて検討した。(図3参照) 図4に $C_L = 0.4$ 一定における抵抗発散特性推算を示す。上下、軸対称、側方の順で胴体整形の効果が増し、 $M_{DD}$ が改善対象となる主翼圧力分布に近い部分の胴体削り、即ち側方削りが有効であることを示している。また主翼スパン方向の $C_d$ 分布を図5に示す。胴体整形の効果は外舷に行くほど減少するが、ほぼ翼中央まで及んでいることがよかる。

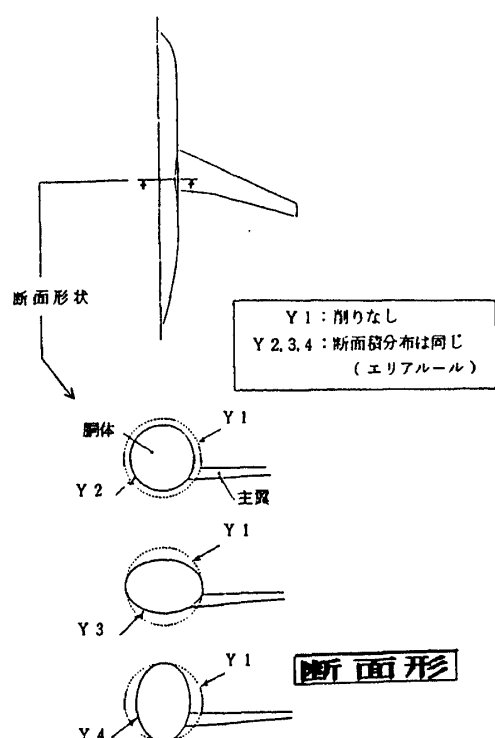


図3 整形法検討モデル概要

このように我々ユーザにとって、数値計算により整形法の評価や、胴体整形の影響が及ぶ領域の予測等の検討が行えることは、設計指針を求める上で大変貴重なことである。

## (2) 削り位置の検討

先の検討に続き、胴体前後方向のどこを削ったら最も効果的であるのか、数値計算と風試によるパラメトリックな検討について示す。計算と風試を行った代表的モデルの断面積分布を示す。まずストレートな胴体の他に、主翼断面積分布をそのまま削り完

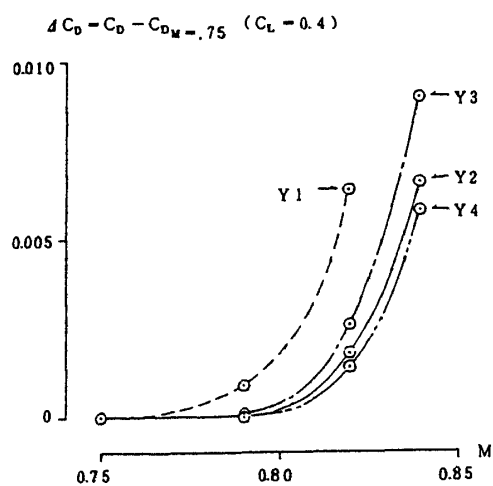
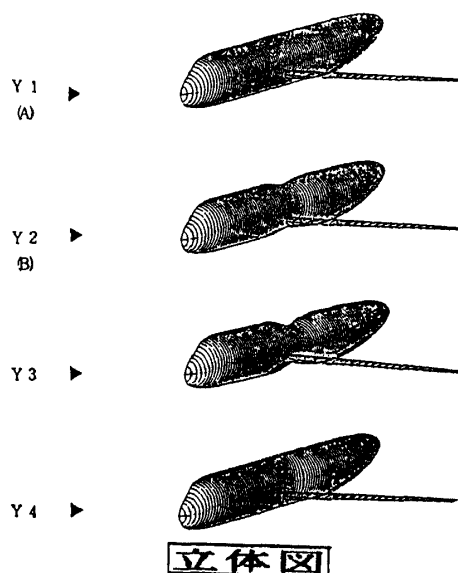


図4  $C_D - N$ 特性比較

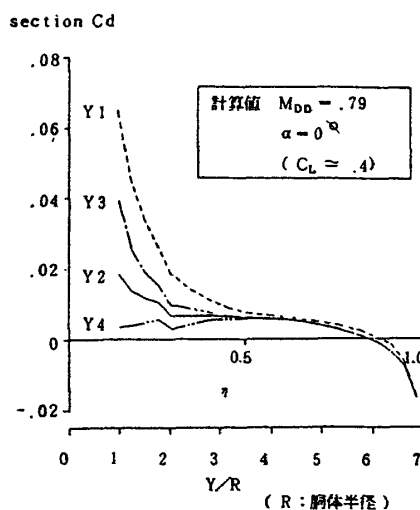


図5 断面抵抗係数分布

全に断面積を平滑化した通常のエアリアルールの削り方のもの、これに対し削り位置を後方に、ルート・コード7.2mを基準として0.5m, 1.5m, 2.5m 後方へずらして適用したものである。削り位置を後方へずらしたものは結果として、全機断面積分布が図のように凹凸となる。尚整形法は先の検討に基づき、主翼上面に近い部分を削り、図6に示すような断面形とした。

図7に各々の削り位置に於る主翼上面圧力分布の、計算と風試の比較を示す。両者の対応を見てみると、圧縮性の影響もかなり強い領域であるため、前縁 $C_p$ のピーク値、ショック位置等細かい所まで一致するに致っていない。しかし削り位置の変化に伴う圧力分布に生じる定性的変化の傾向については、数値計算は良く追従している。ここで1.5m位置の圧力分布を見ると、削り位置が前方や後方のものに比べ、クレスト前方での $C_p$ 値が高く、後方での $C_p$ 値が低い、抵抗特性上好ましい圧力分布となっている。

また図8に抵抗発散特性を示す。計算と風試では、最適位置が同じ位置にあるなど、定性的予測は良く一致している。この最適位置は削り位置を主翼断面積

分布の位置より1.5m 後方へずらしたもので、先の圧力分布形の説明より裏付けられる。しかし定量的対応という意味においては、両者の対応は不十分であった。

その原因については、以下のことが考えられる。計算では胴体特性については扱っておらず、胴体干渉を受けた場合の主翼特性を評価しており、風試の値は、全機形態の値から胴体単体の値を引いたもので比較している。したがって風試との対応を考える場合、計算には、胴体削り部の圧力損失の増大、主翼圧力分布により胴体を受ける干渉、即ち胴体特性の悪化分が考慮されていないという違いがある。また胴体からは主翼断面積分を削っているが、風試に於ては胴体最大削り部での境界層はかなり厚くなり、見かけ程には削り量に対する改善効果が得られていないと考えられる。数値計算では粘性について、胴体の境界層は考慮していないため、胴体整形の効果を過大評価しているとも考えられる。

### (3) 盛り整形の検討

胴体整形は削るだけでなく、盛ることも有効である。削りの後方部分を盛る後方盛り整形は、 $C_p$ の

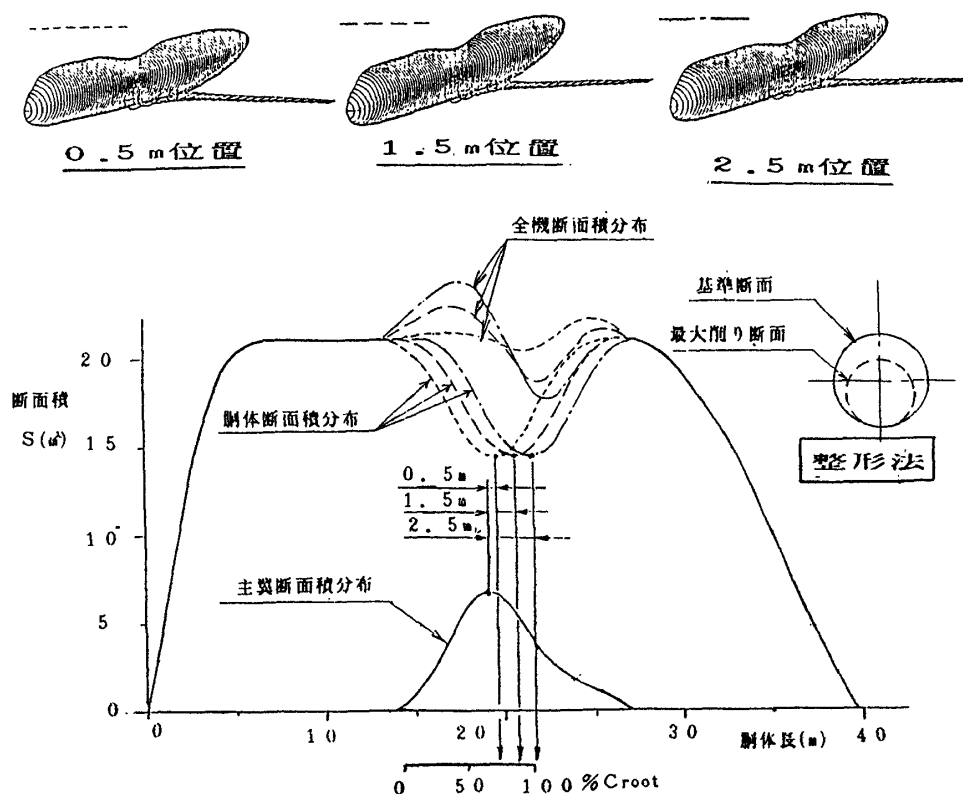


図6 胴体削り位置検討

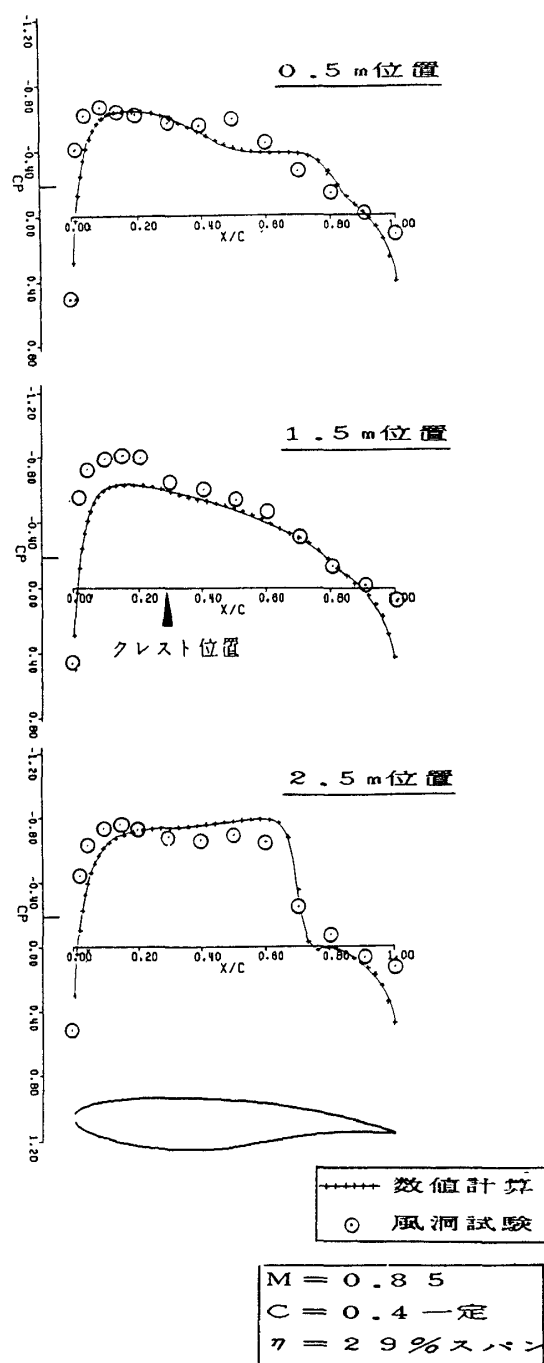


図7 数値計算と風試の対応 (圧力分布比較)

低下作用を増し、ショックの後退を遅らせ、更に抵抗発散特性の改善を行うものとして期待される。先の削り整形の所で最も効果のあった胴体を基にして、後方胴体への盛り量、盛り位置をパラメトリックに変化させ、数値計算により検討した。後方盛りを適用した機体の計算モデルを図9に示す。さらに有力と思われる、盛り量が基準胴体断面積に対して15%のもの及び38%のものについて風洞試験を行い効果を確認した。モデルの断面積分布を図10に示す。ま

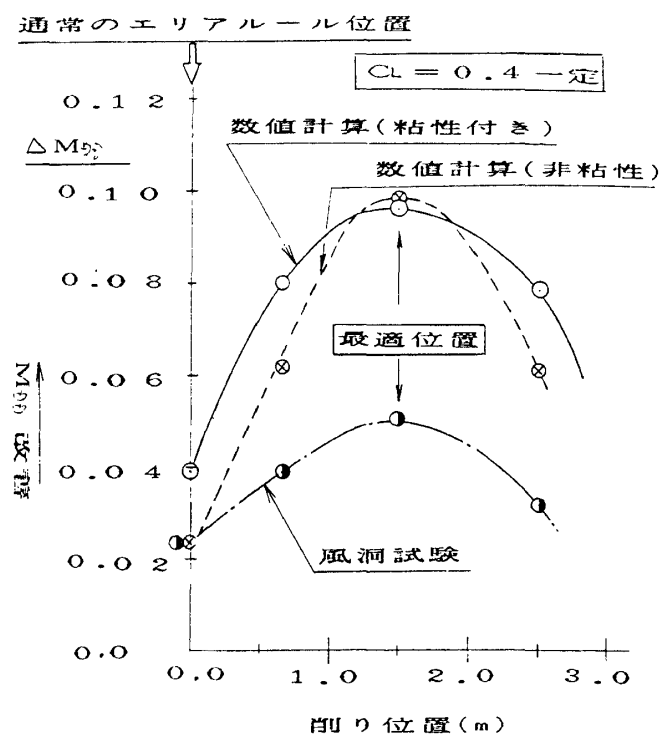
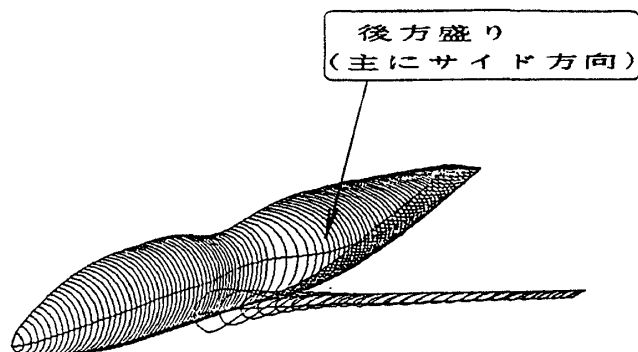
図8 削り位置による $M_{DD}$ 改善効果 (主翼のみ)

図9 後方盛り計算モデル

た盛り方は、最大削り位置から後方へ滑らかに盛っており、削り同様胴体側方へ行った。

図11に内翼部について、数値計算と風試の圧力分布の比較を示す。データは $M = 0.9$ ,  $C_L = 0.4$ 一定であり、ほぼ $M_{DD}$ 付近である。両者の対応は、細かい部分を除けば比較的良く一致しており、盛り量の増加によって主翼への影響の度合いが大きくなり、15%盛りではショック位置が $X/C = 63\%$ だが、38%盛りでは $X/C = 58\%$ と前方へ移動している。また盛り量の増加による改善効果がより外舷へ及ぶ様子も伺え、数値計算は定性的変化に良く追従している。

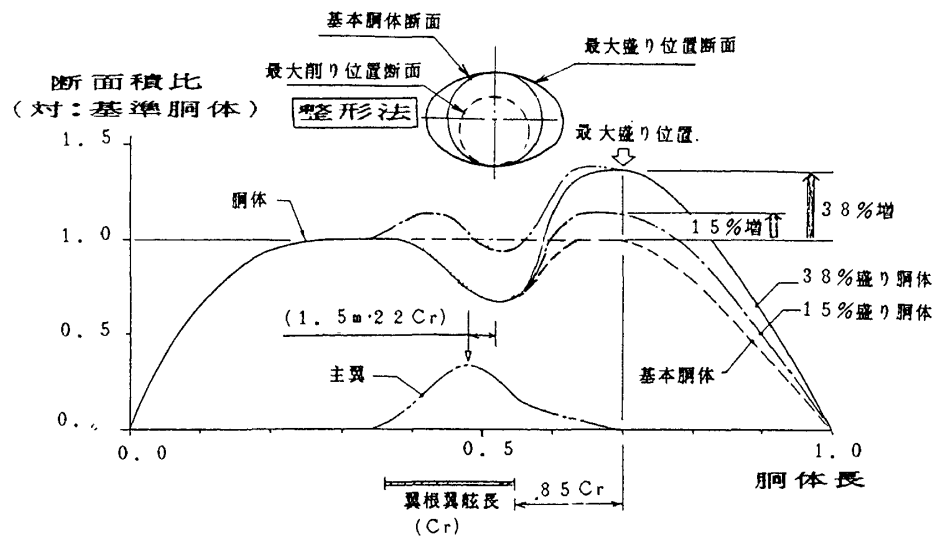


図10 後方盛りモデル断面積分布

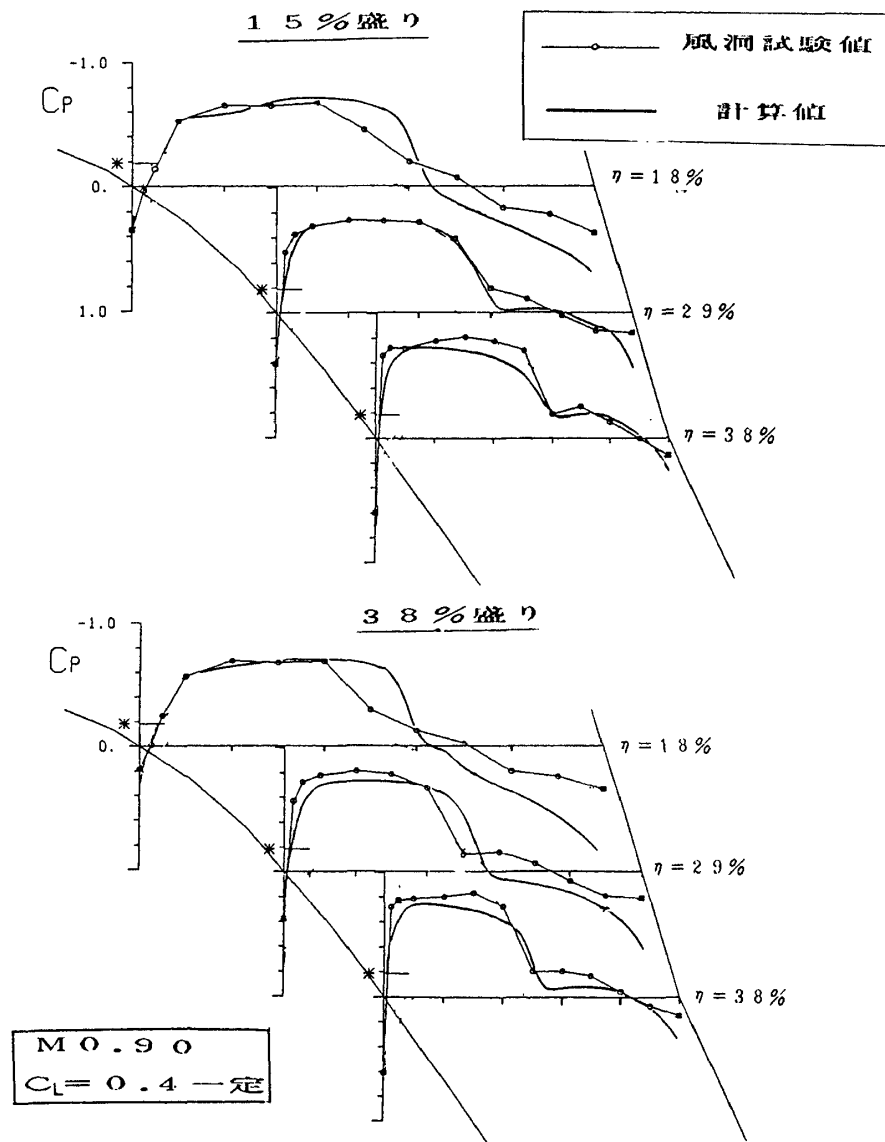
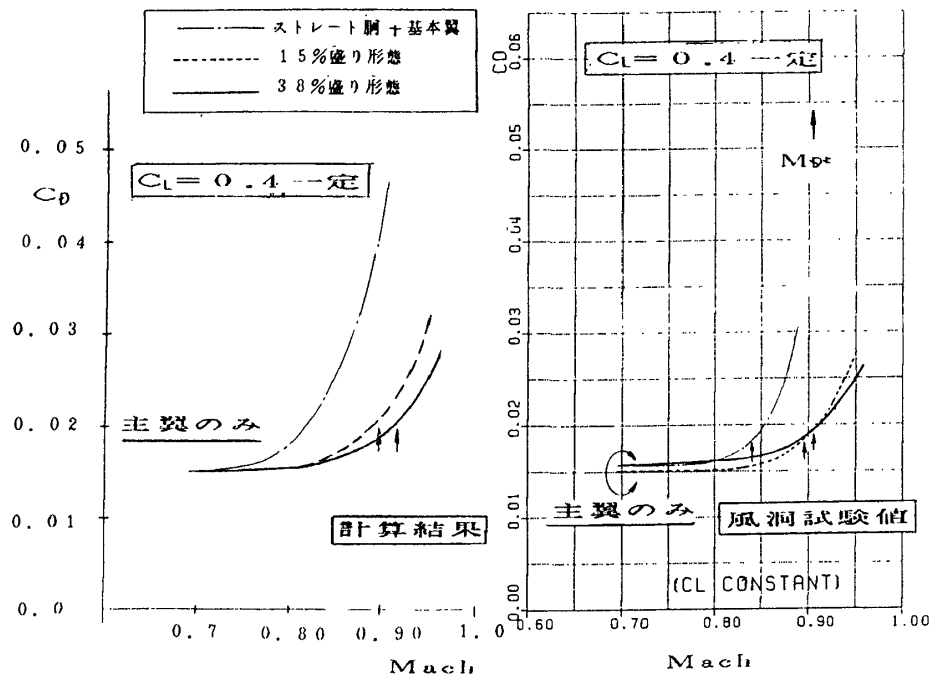


図11 数値計算と風試の対応(圧力分布比較)

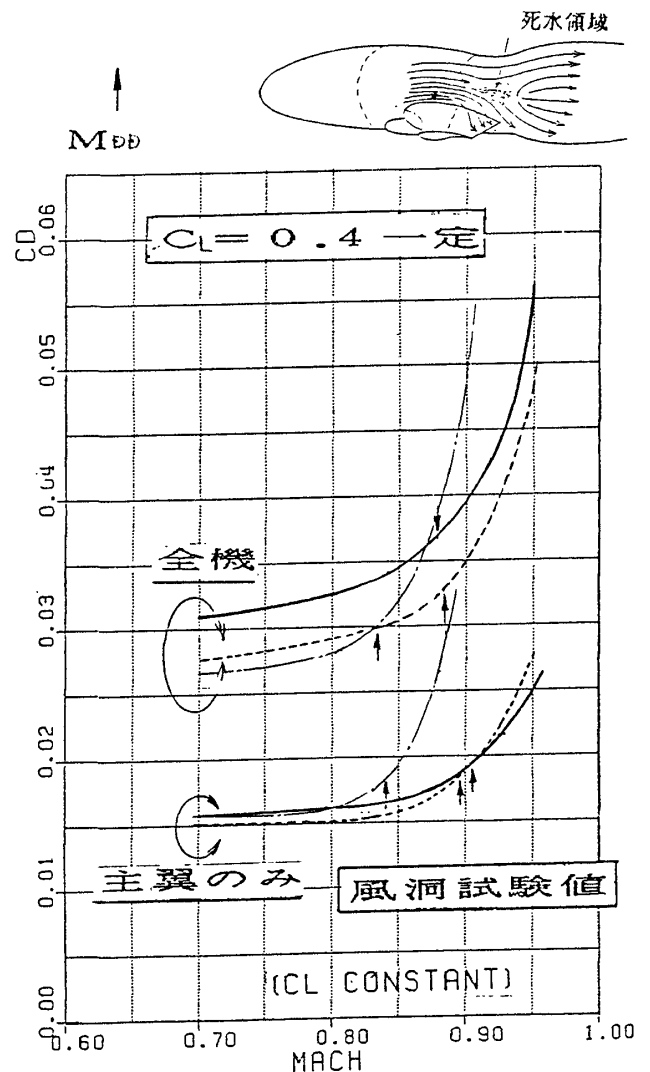
図 12 主翼  $C_D$  -  $M$  特性 (後方盛りの効果)

抵抗発散特性の比較については図12に示すが、先の削り同様、計算と比較する風洞試験結果は、全機から胴体単体の値を引いて行っている。両者は比較的良く一致しており、特に $M_{DD}$  レベルなど定量的なものも良く一致している。

また主翼特性に関して盛りの効果は、盛り量の大きい38%盛りの方が $M_{DD}$  が改善されていた。しかし、風試による全機形態の抵抗発散特性を見てみると、全機形態では盛り量の増加に伴い38%盛りは $C_D$  レベル自体が上り、 $M_{DD}$  も15%盛りに対し38%盛りの方がやや悪い結果であった(図13参照)。これはオイル・フローの観察によると、盛り量の増加に伴い、最大削り位置後方の盛り整形が、急勾配となり、流れの淀んだ死水領域が形成されはじめ、さらに盛ると逆流を伴う剥離領域を生じるに至った。この部分に関しては逆流が生じないまでも、相当の圧力損失が考えられる。盛り整形、削り整形ともにこのような胴体側の問題点を含んでおり、やはり風試でみる必要がある。

## 5. まとめ

以上述べてきたように、胴体整形による主翼圧力分布形の変化に着目し、翼と胴体の最適な組合せを検討し、主翼特性に対する胴体干渉効果の評価を行

図 13 全機  $C_D$  -  $M$  特性



うにあたり、そのかなりの部分が遷音速解析プログラムにより可能となった。現状では問題点もあるものの、数値計算は、胴体整形による主翼特性の定性的変化の傾向を十分評価しており、 $M_{DD}$ 推算等の一部の定量的評価も、ある程度可能であると考え。今後さらに精度の高い設計を行うために、数値計算はますます重要になると予想される。ここで胴体整形効果の評価を行う上で、今後開発されるプログラムに望まれる要件についてまとめてみたい。

やはり我々設計者の立場においては、一般的要望として、使い易いということが重要で、例えばそれはモデルの形状変更が簡便であること、計算時間が短く収束が早いこと、ユーザーの乱暴な使用に対し発散しにくいといったものである。特に翼胴一体化等の検討に於ては、主翼圧力分布の干渉による胴体特性変化の評価が行えること、胴体境界層の発達に伴う干渉効果を扱えることが望まれる。

尚、本報告は、革新航空機技術開発センターより依託され実施した研究の一部に於ける、数値計算の利用についてまとめたものである。

### 参 考 文 献

- 1) Mason, W.H., Ballhaus, W.F., etc.: "An Automated Procedure for Computing the Three Dimensional Transonic Flow over Wing-Body Combinations, Including Viscous Effects", AFFDL-TR-77-122 (Feb., 1977).
- 2) 田中, 廣瀬: 「三次元遷音速流れ解析各種プログラムによる計算結果の比較」, 航空機計算空気力学シンポジウム論文集 (航技研特別資料 SP-1), 1983 年 11 月.
- 3) 中舘: 「主翼設計における空力計算の利用について」, 航空機計算空気力学シンポジウム論文集 (航技研特別資料 SP-3), 198 年 11 月.

