

遷音速全機形状まわりのパネル法計算と風洞試験の比較

海田 武司* 宮川 淳一*
柳沢 三憲** 天野 完一***

Comparison with Computation Using Panel Method and Wind Tunnel Test Around Transonic Complete Aircraft

by

Takeshi KAIDEN and Junichi MIYAKAWA
Mitsubishi Heavy Industries Co., Ltd.
Mitsunori YANAGISAWA
National Aerospace Laboratory
Kanichi AMANO
Japan Aircraft Development Corporation

ABSTRACT

The rapid progress of the computational aerodynamics enables us to analyze airflow with viscous calculation instead of with inviscid one. In two-dimensional application, we have already validated its effectiveness in comparison with wind tunnel testing and put it into practical stage. In three-dimensional application, the wing-body configuration has been also done.

This paper presents a validative discussion of the panel method toward the analysis about the complete aircraft, including the calculation of the sting interference, which is indispensable to wind tunnel testing.

The results indicate that the panel method is valid in the subsonic region and that the sting makes up wash flow.

1. はじめに

最近の計算空気力学の急速な進歩は、我々航空機設計者の設計解析ツールを、非粘性計算から粘性計算に移行せしめ、より高精度な設計解析を可能にしている。すでに二次元計算においては、風洞試験

との対応も十分になされ、その有効性が確認されており^{1,2)}、プリ/ポストプロセスも含めて実用段階に達していると言えよう。また、三次元計算においても、実機翼胴形状では、すでに風洞試験と詳細に対応・検討がなされており³⁾、最終目標である全機形状についても、粘性流計算の有効性が確認される日は近いと思われる。

ここでは、その一環として、遷音速全機形状（主翼、胴体、水平・垂直尾翼）を対象に、複雑形状の

* 三菱重工業㈱

** 航空宇宙技術研究所

*** 日本航空機開発協会

計算も比較的容易なパネル法を用いて計算を行い、更に、同形状で遷音速風洞試験を行って、両者を詳細に比較・検討したので、その成果を発表する。また、風洞試験には必要不可欠である模型スティングの干渉についても、パネル法により検討したので、ここに述べる。

そして垂直尾翼面上 280, 総数 3798 パネルでモデル化している。

計算条件は、スティングありなし形態について各々 $(M, \alpha) = (0.6, -2^\circ \sim 5^\circ), (0.7, -1^\circ \sim 4^\circ)$

2. 計算概要

計算の対象とした遷音速全機形状を図1に示す。これは次期民間輸送候補機の1つで、スーパークリティカル系主翼と低尾翼を擁した実機形である。

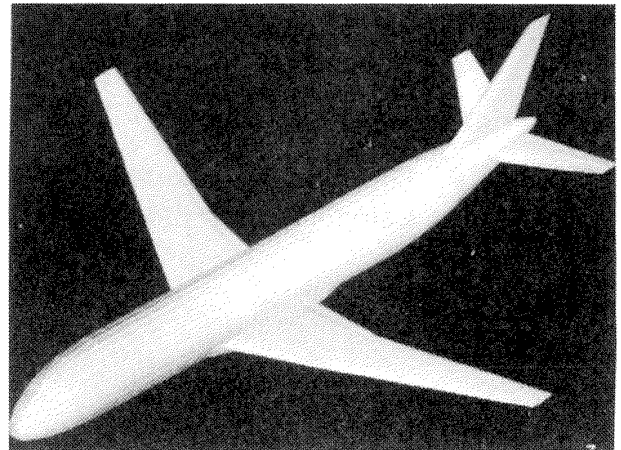


図1 遷音速全機形状

計算は、筆者の一人が開発した境界要素法(パネル法)プログラムを用いて行った⁴⁾。この手法は、空間を格子分割する必要がなく、複雑形状への適用が容易という有利性を持っている。本計算では、主翼面上 1520, 胴体面上 1598, 水平尾翼面上 400,

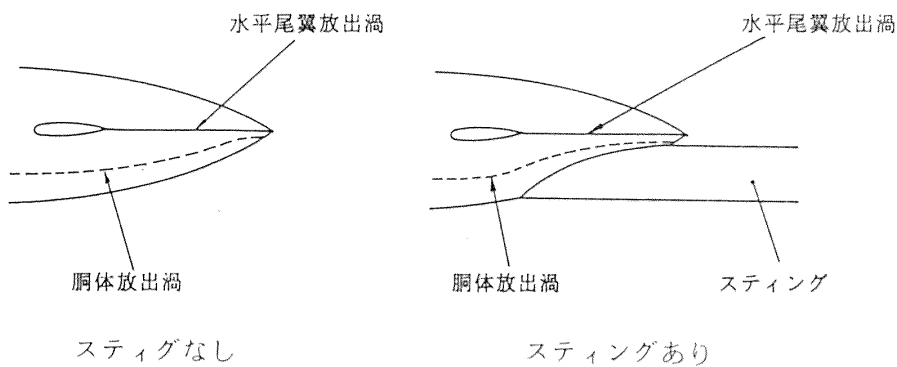


図2 胴体渦の放出

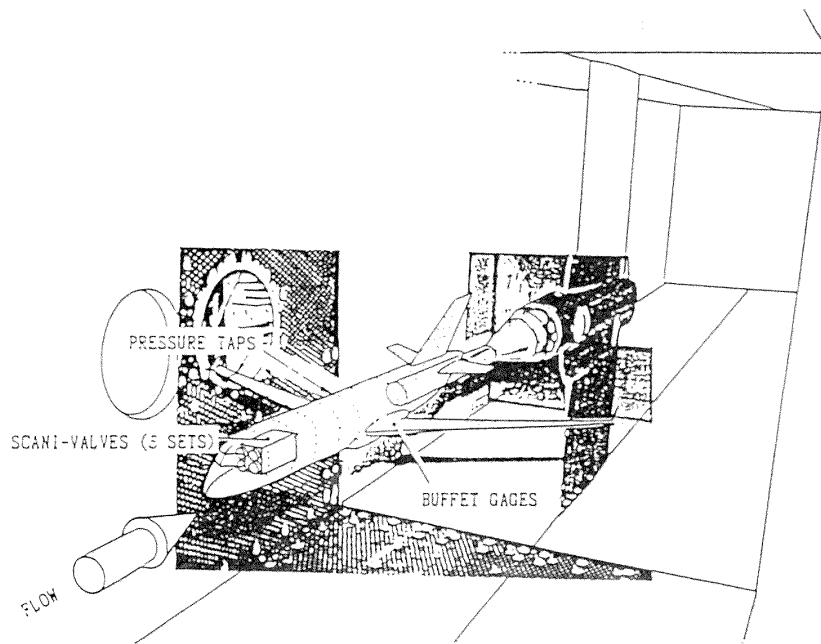


図3 風試概要図

の計 24 ケースであり、計算時間は VP 400 で 1 ケース当たり 2 分少々である。なお、計算モデルにスティングを付けることによって、胴体渦を図 2 のように放出した。

3. 風 試 概 要

風洞試験は、航空宇宙技術研究所の 2 m 遷音速風洞にて行った(図 3)。供試体は 3 %スケールモデルで、形状は計算と同様の全機形態で後方よりスティング支持されている。計測はスキヤニバルブ 5 台を用いて行い、総計 450 点の圧力計測を 2 ランに分けて行った。

(1) 主翼面上圧力分布

主翼面上に、スパン方向に 5 列、コード方向に約 28 点、合計 136 点の圧力孔を設けて、圧力計測を行った(図 4)。

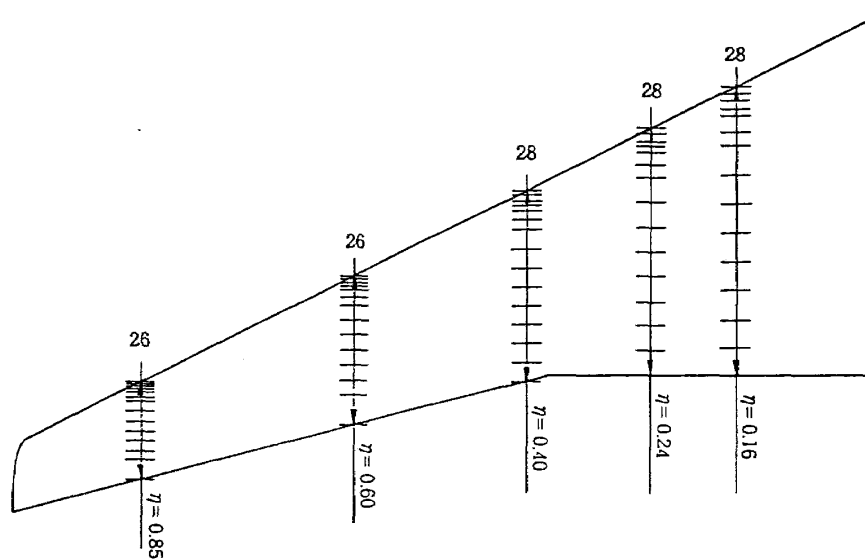


図 4 主翼面上圧力孔位置

(2) 胴体面上圧力分布

胴体面上に、流れ方向に 31 断面、円周方向に約 8 列、合計 194 点の圧力孔を設けて、圧力計測を行った(図 5, 6)。

(3) 水平尾翼面上圧力分布

水平尾翼面上に、スパン方向に 5 列、コード方向に 16 点、合計 80 点の圧力孔を設けて、圧力計測を行った(図 7)。

(4) 垂直尾翼面上圧力分布

垂直尾翼面上に、スパン方向に 5 列、コード方向に 8 点、合計 40 点の圧力孔を片面にのみ設けて、圧力計測を行った(図 5)。

4. 計算と風洞試験の比較・検討

圧力分布比較を行う際に、揚力特性が基本となるので、初めにその比較・検討を行う。図 8 に風試と

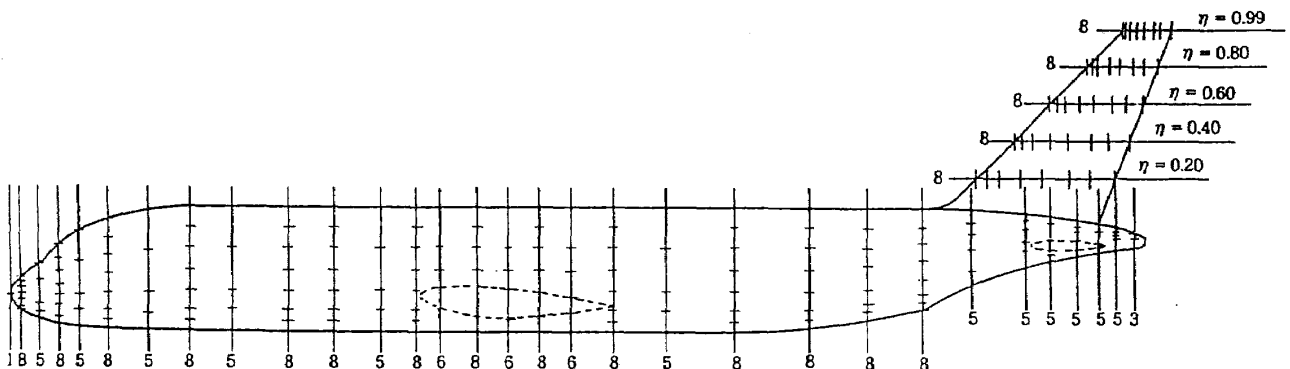


図 5 胴体・垂直尾翼面上圧力孔位置

計算の揚力特性を示す。 $M=0.6$ では両者の一致は極めて良好であるが、 $M=0.7$ になると、風試の方が揚力は大きい。これは、主翼面上に前方衝撃波が発生し、揚力を増していることが、後述の主翼面上

圧力分布比較で伺える。

次に、主翼面上圧力分布の比較・検討を行う。風試で計測した代表3断面について、計算と風試の比較を図9、10、11に示す。図9の $M=0.6$ 、 $\alpha=2^\circ$ のケースは、巡航揚力付近での圧力分布であるが、各断面、上下面共に、両者は非常に良く一致している。図10の $M=0.6$ 、 $\alpha=5^\circ$ のケースでは、各断面でポテンシャル計算特有の鋭い前縁ピークは見られるものの、 $C_L=0.8$ を超えても全体の一致は良好と言えよう。図11の $M=0.7$ 、 $\alpha=2^\circ$ のケースも、全体的には良く一致しているが、上面に前方衝撃波が発生しており、これが前述の揚力の増加原因と考えられる。また、主翼面上圧力分布については、何

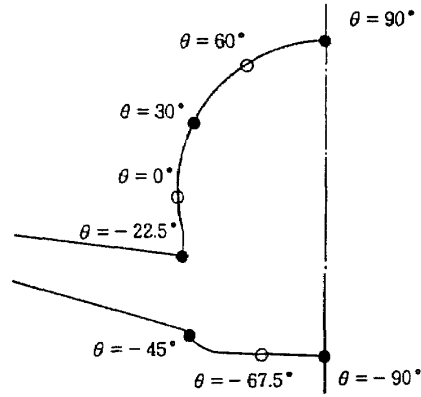


図6 胴体断面圧力孔位置

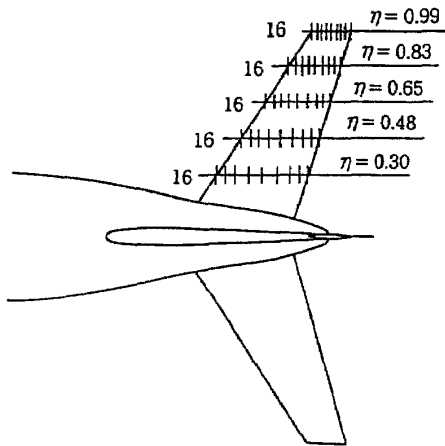


図7 水平尾翼面上圧力孔位置

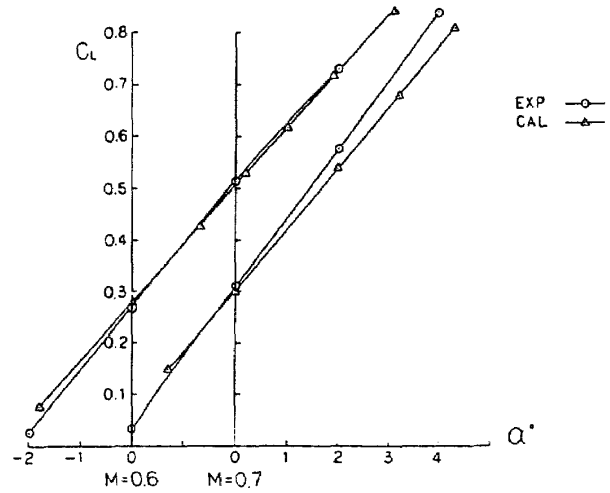


図8 揚力特性

	STING	SYM		M	alpha	Cl
		U	L			
EXP	O	O	Δ	0.60	2.0	0.516
CAL	X	---	---	0.60	2.2	0.529
CALS	O	---	---	0.60	2.2	---

WING

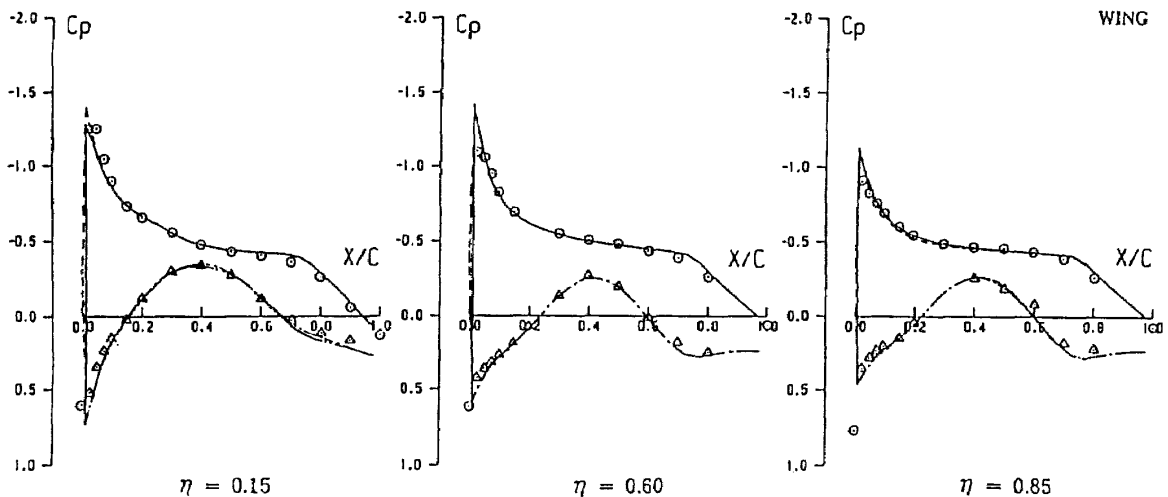


図9 主翼面上圧力分布比較

れのケースにもスティング干渉は見られない。

次に、胴体面上圧力分布の比較・検討を行う。風試で計測した流れ方向代表3列について、計算と風試の比較を図12, 13に示す。2ケース共に、両者は非常に良い一致を見せており、 $\theta = -22.5^\circ$ の主翼面上の負圧が胴体へ及ぼす影響、 $\theta = -90^\circ$ のフィレット上での微妙な加速等が良く捉えられている。また、スティングによる影響が後胴付近に見られるが、前半部はスティングによる加速域の消失、後半

部は水平尾翼の揚力増加に伴う間接的影響と思われる。

次に、水平尾翼面上圧力分布の比較・検討を行う。風試で計測した代表3断面について、計算と風試の比較を図14, 15に示す。2ケース共に、どの断面についても、風試での水平尾翼の断面揚力は、スティングなしの計算のそれに比べて大きくなっており、これは水平尾翼に向かう流れの局所迎角のちがいと思われる。ところが、スティングを付けることによ

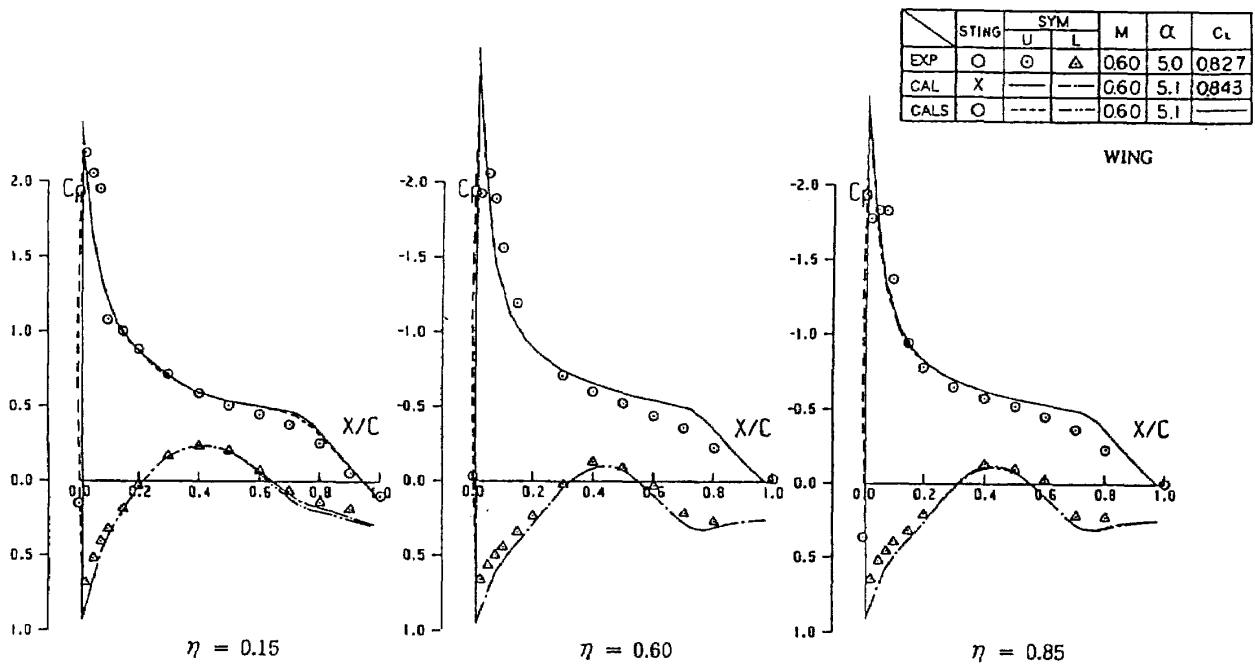


図10 主翼面上圧力分布比較

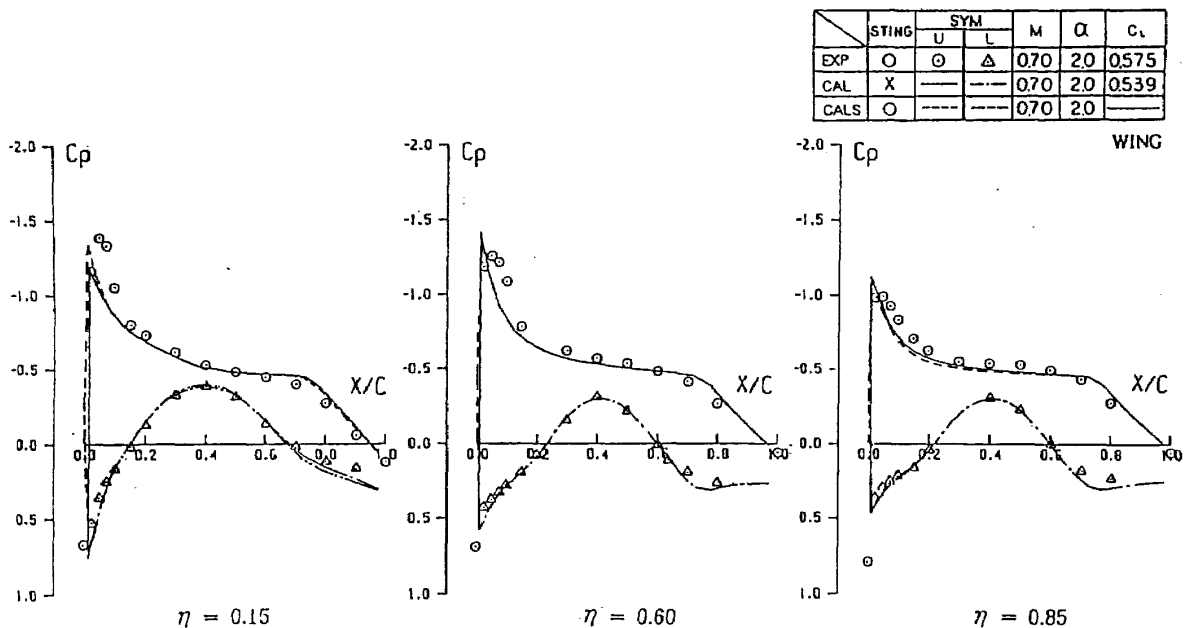


図11 主翼面上圧力分布比較

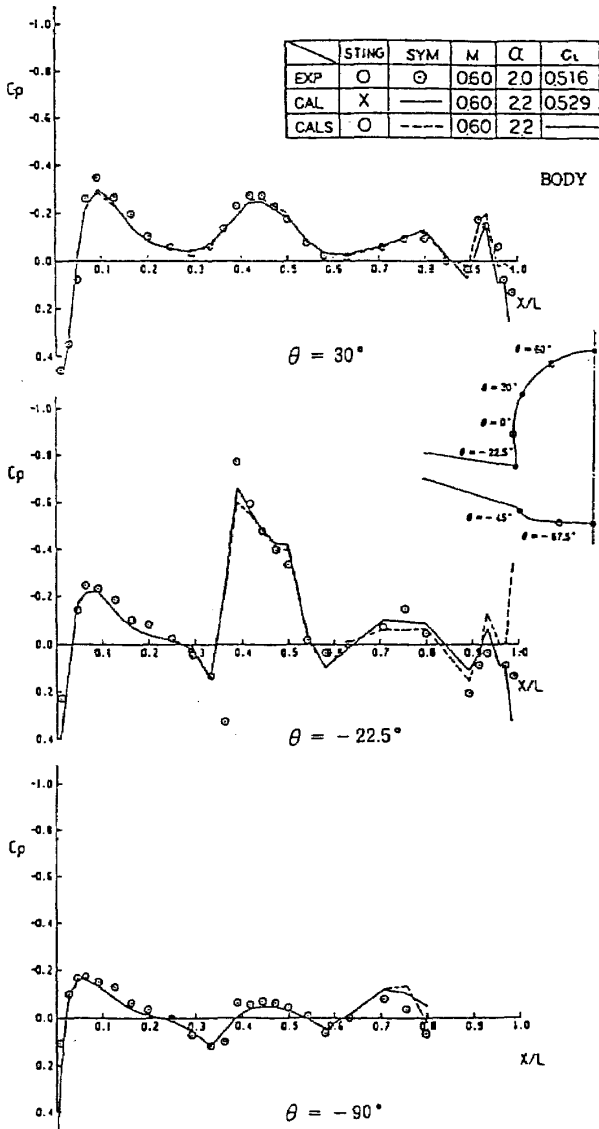


图 12 胴体面上压力分布比較

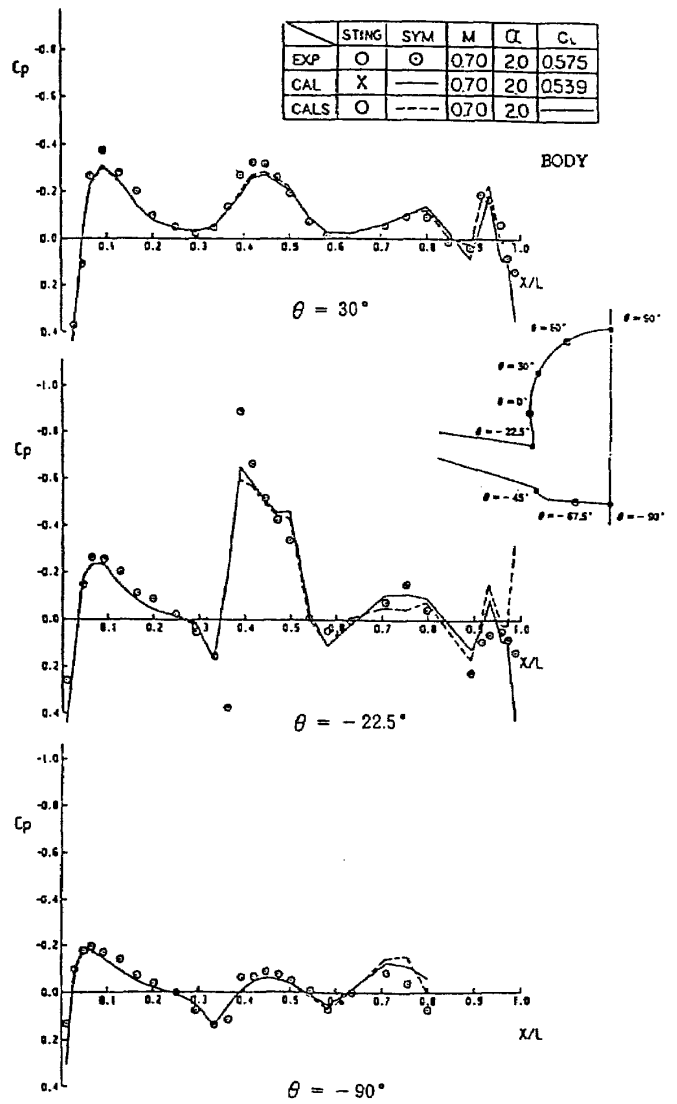


图 13 胴体面上压力分布比較

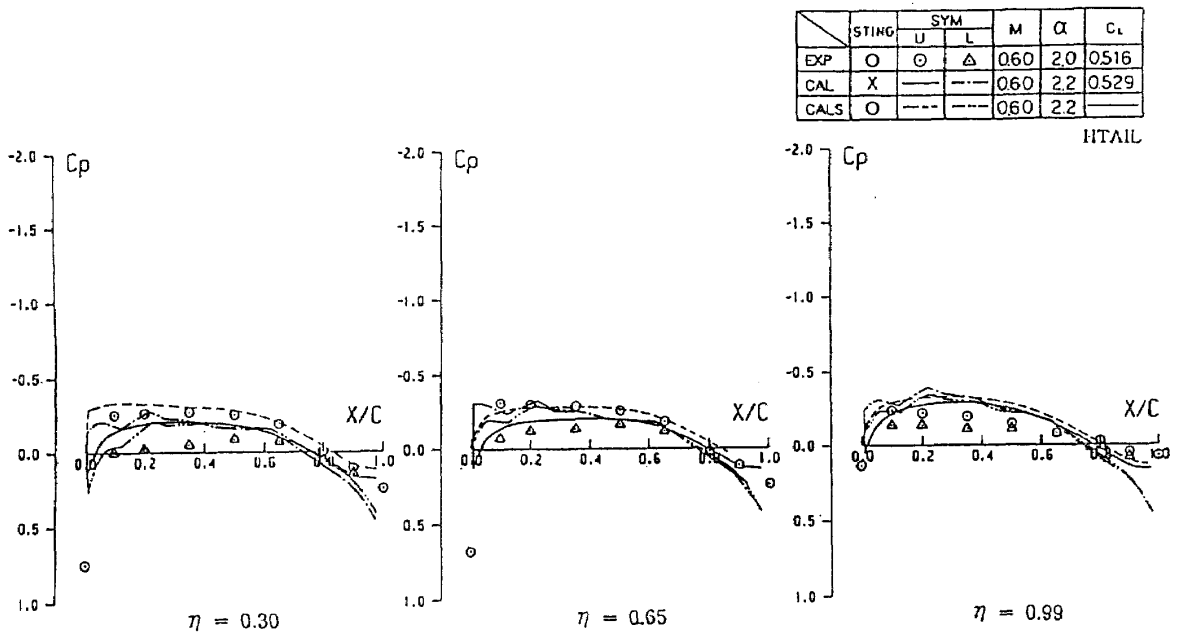


图 14 水平尾翼面上压力分布比較

り、断面揚力は風試結果のそれに近くなり、圧カレベルには差があるが、定性的には良い一致を見せる。これは、スティングによる吹き上げ効果のためと思われ、パネル法計算で良く捉えられていると言える。

次に、垂直尾翼面上圧力分布の比較・検討を行う。風試で計測した代表3断面について、計算と風試の比較を図16に示す。翼端を除いて、両者の一致は良い。

次に、垂直尾翼面上圧力分布の比較・検討を行う。

風試で計測した代表3断面について、計算と風試の比較を図16に示す。翼端を除いて、両者の一致は良い。翼端での違いは、風試模型の丸みを持った形状と計算モデルの角ばった形状による違いと考えられる。また、スティングによる影響が内翼に見られるが、これは水平尾翼の揚力増加に伴う影響である。

最後に、三次元カラーグラフィックスによるスティングなし計算と風洞試験の圧力分布表示を図17, 18, 19に示す。今回、風洞試験においても多数の

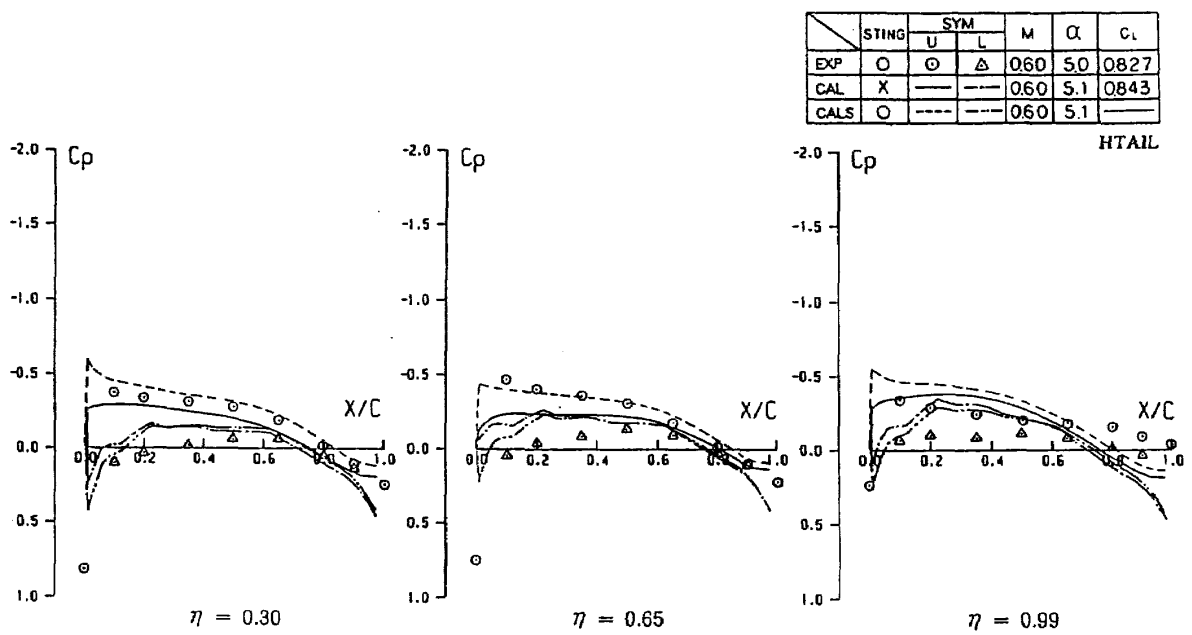


図15 水平尾翼面上圧力分布比較

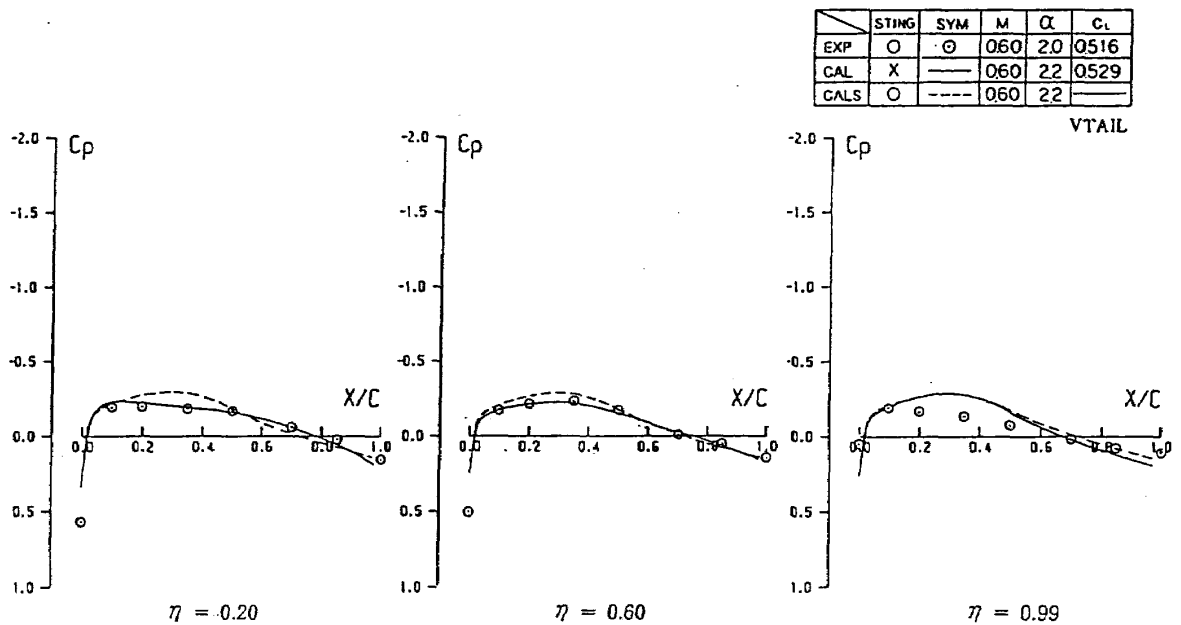
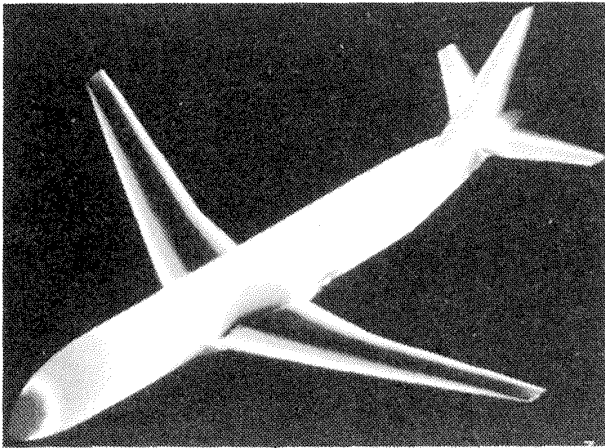
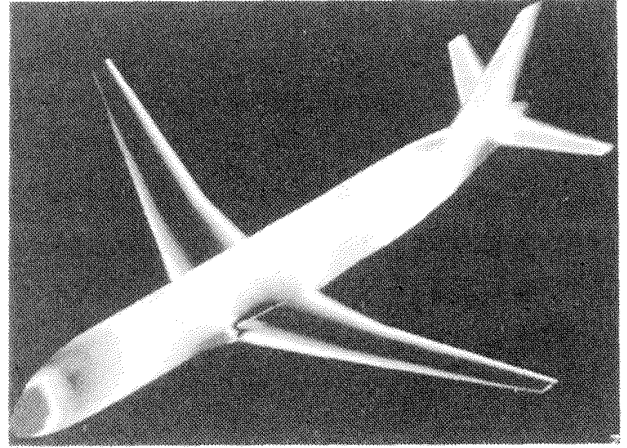


図16 垂直尾翼面上圧力分布比較

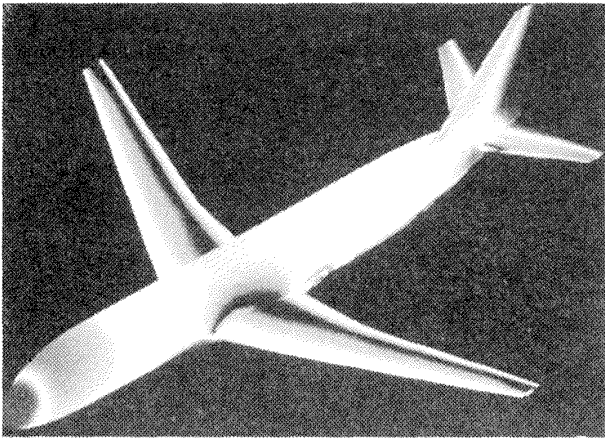


計算

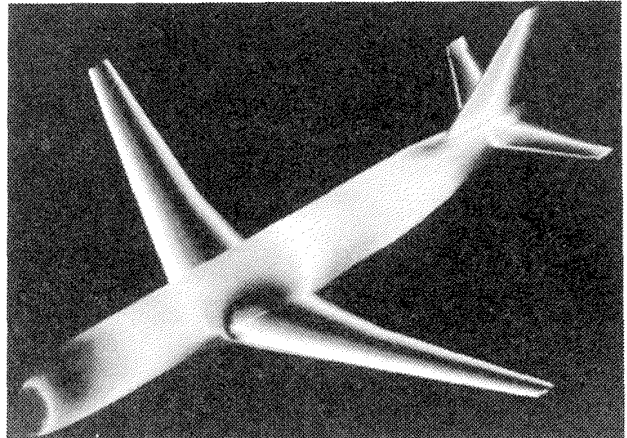


風試

図17 表面上圧力分布 ($M = 0.60, \alpha = 2^\circ$)

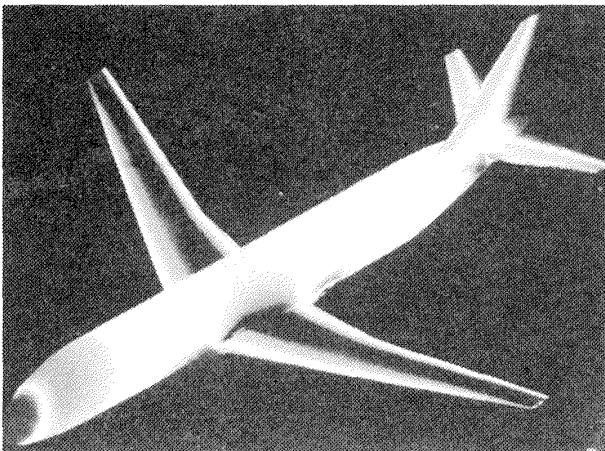


計算

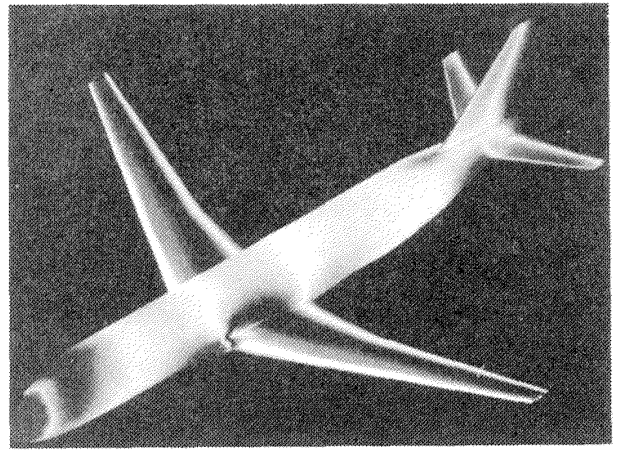


風試

図18 表面上圧力分布 ($M = 0.60, \alpha = 5^\circ$)



計算



風試

図19 表面上圧力分布 ($M = 0.70, \alpha = 2^\circ$)

圧力を計測しているので、内挿等用いて従来の計算結果表示と同様な表示を行った。この三次元表示を用いることにより、二次元的な圧力分布等のグラフでは理解しにくい三次元情報も、一目瞭然である。例えば、主翼の胴体に及ぼす影響範囲、フィレットによる流れ加速領域、さらには前述のスティングによる水平・垂直尾翼の圧力変化等を、容易に我々設計者に示唆してくれる。

5. ま と め

代表的な遷音速輸送機の全機形態を対象として、パネル法計算による解析を行い、遷音速風洞試験と比較・検討した。その結果、亜音速領域では十分な精度を持って、圧力分布等推定可能であることが分かり、パネル法の有効性を確認した。また、風洞試験には不可欠なスィングを計算に取り入れることによって、スティングの吹き上げ効果として、スティング干渉を捉えることができた。

今後は、設計ツールの高精度化を図るため、パネル法計算からオイラー、ナビア・ストークス計算へと拡張し、より詳細に比較・検討を行う必要がある。

参 考 文 献

- 1) 宮川, 廣瀬, 河合: 遷音速翼型のエルロン効きの風洞試験と計算の対応, 第3回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 235, (1985)
- 2) 海田, 宮川, 廣瀬, 河合: 二次元粘性流計算ソフトウェアの実用化, 第4回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 33, (1986)
- 3) 宮川, 高梨, 藤井, 天野: 遷音速機の数値シミュレーションと風洞試験の対応, 第4回航空機計算空気力学シンポジウム論文集, 299, (1986)
- 4) 柳沢三憲: 境界要素法を用いた亜音速流中の三次元揚力物体の空力特性の計算, 航空宇宙技術研究所報告 TR-835, (1984)

