

小型超音速ロケット実験機の音速近傍風洞試験における壁干渉の影響

山本一臣*1, 高木亮治*1, 竹中啓三*2, 伊藤良三*3, 田中健太郎*4

Effect of Wall Interference on Wind Tunnel Test near Sonic Speed for the NAL Supersonic Experimental Airplane

by

Kazuomi Yamamoto*1, Ryoji Takaki*1, Keizo Takenaka*2, Ryozo Ito*3, Kentaro Tanaka*4

Abstract

Development of a next-generation airplane cruising near sonic speed received considerable attention in 2002. It requires a better understanding of corresponding aerodynamic characteristics and CFD validity. As a part of the collaboration between NAL and MHI on transonic wind tunnel tests and CFD computations using NEXST-1 supersonic transport model, the effect of wall interference in NAL 2mx2m transonic wind tunnel at near sonic speed condition was investigated with CFD based on Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. The results showed considerable drag reduction (dip) at Mach number just below the drag divergence Mach number due to the interaction of wall and sting support.

1. はじめに

次世代航空機として、音速近傍において巡航可能な航空機の開発が検討されていることに関連し、音速近傍における空力現象の知見の取得や設計ツールとなる CFD の検証を目的として、小型超音速ロケット実験機 NEXST-1 8.5% 模型を用いた音速近傍の風洞試験と CFD 解析を三菱重工と航技研の共同研究により実施した⁽¹⁾。CFD の結果は風試に比べ抵抗係数を 10~30 カウント高めに予測しており、これまで三菱重工と航技研それぞれの CFD 解析結果の比較によりその差異の原因を調べてきた。計算格子、乱流モデル、境界層遷移など CFD における誤差要因の影響を明らかにしてきたが、図 1 に示すように航技研の 1m x 1m 超音速風洞用に製作された模型が相対的に小さすぎるために、スティング支持の影響が顕著に現れ、抵抗の減少に繋がっていることが明らかになった。また、図 2 のマッハ数の増加に伴う抵抗発散の特性では、CFD の結果には見られない発散直前の抵抗低下が風洞試験結果に現れており、風洞壁干渉が大きな影響を与えている可能性があることも明らかになった。

そこで、音速近傍でマッハ数を変えて試験を行った風洞試験を CFD により模擬し、風洞壁が模型の空力特性にどのような影響を与えているのか調べた。特に定性的にも違いが現れた、迎角 0 度における抵抗発散特性に注目して解析を行った結果、風洞壁とスティングの干渉により、スティングによる圧力上昇(Buoyancy)がより大きくなることで抵抗の低下が現れることがあきらかになった。

残念ながら CFD と風洞の抵抗値の定量的な差異は埋め切れてはいないが、本論文では、今後の遷音速風洞試験の改良の一助となることを期待して、風洞壁干渉による抵抗低下の原因を示していく。

2. 風洞試験モデルと計算手法

図 3 は航技研の遷音速風洞の概略であるが、円で示す測定部をモデル化して計算を行った。測定部は図 4 のように多孔壁 2 種類 (第 1 カート、第 2 カート) とスロット (多溝) 壁 1 種類 (第 3 カート) があるが、モデル化しやすいスロット壁の方を選択した。上下壁面に 6 本のスロットがあり開孔率は 6% である。開孔率が 20% ある多孔壁の第 1 カートにくらべ壁面の影響が出やすいものとなっている。比較した風洞試験では感圧塗料を用いた圧力計測と、6 分力天秤による力計測を同時に行うために第 3 カートが使われた。

測定部内部の流れ場を厳密に決定するためには、境界条件を指定するためのデータが必要になるが、プレナム室でマッハ数を決めるために測定された静圧以外には利用できるデータが得られていないため、以下に述べるように様々なモデル化を行っている。

スロット：簡易的なモデルに置きかえる手法も提案されているが、本風洞試験に関しては、スロットを通過する気流に関するデータが無いため、図 5 のように、スロット壁とプレナム室を含めて計算を行った。

模型支持部：スティングに比べ模型が非常に小さく、空力特性にスティングが大きく影響していることが分かっている⁽¹⁾。そのためスティングは計算に含めているが、ストラットとその周辺の抽気に関しては解析が複雑になることを避けるために省略した。

風洞壁境界層：境界層の影響はスロットを気流が通過する効果に比べれば影響は小さいと考え、風洞壁をすべり壁として扱い、境界層は無視した。

流入・流出境界条件：測定部の流入・流出境界条件は内部流

*1 航空宇宙技術研究所 (National Aerospace Laboratory of Japan),

*2 三菱重工業 (Mitsubishi Heavy Industries, LTD.),

*3 大興電子通信 (Daiko Denshi Tsushin, LTD.),

*4 菱友計算 (Ryoyu Keisan Co., Ltd.)

で用いられる超音速流の境界条件を用いている。上流では全圧、全温、流入角を固定し、下流では静圧を固定している。図3でわかるようにプレナム室の下流では2箇所から抽気が行われるが、この気流の状態についてもデータが存在しないため、相当する流出境界には測定部下流と同じ静圧を与えた。

風洞試験ではプレナム室の静圧測定からマッハ数を求めるが、計算でも同じ位置での静圧を求めて、計算条件を合わせている。

模型周囲の計算格子は、これまで実施した NEXST-1 まわりの解析に使用したマルチブロック格子を使い、模型から離れた領域を新しく作成している。全体で 1040 万点を用いている。

ソルバーには UPACS[®]を用いた。対流項は 2 次精度 MUSCL 法に van Albada の制限関数を組み合わせ、MFGS 陰解法により、CFL 数を 1000 として計算している。乱流モデルには Spalart-Allmaras の 1 方程式モデルを用いた。迎角は 0 度に固定し、マッハ数を 0.8、0.9、0.95、0.98 の 4 条件で計算を実施した。

図6は、スロットの効果をマッハ数の等高線で見ただものである。基本的に流れは測定カート内部からプレナム室へ抜けており、逆流は起きていない。ブロックージが大きくなるスティングのテーバー位置でプレナム室への噴出しが強くなっていることがわかる。

3. 結果

図7に迎角 0 度のときの、風洞試験と CFD で得られたマッハ数に対する抵抗係数の変化を示す。CFD の結果から、スティングの影響と風洞壁の影響がわかる。一樣流中に置かれた、スティングの無い飛行形態の模型(flight で示す記号)では $M=0.95\sim 0.98$ の間で抵抗が発散しているのに対し、スティングのついた模型(sting で示す記号)では $M=0.98$ 以上で抵抗発散を起こしている。さらに風洞に設置された模型(TWT で示す記号)では 0.98 に向かって、7 カウントの抵抗減少を起こしてしまっていることがわかる。

$M=0.95, 0.98$ あたりでは風洞試験結果に近づき、比較的良好一致を示すようになったが、 $M=0.8$ の差は風洞壁を考慮した解析では縮まらず、反対に差が目立つ結果となっている。CFD においては上記の風洞のモデル化が十分適切であるかどうかを判断するデータは無く、一方、風洞試験では、力計測に使われた天秤の温度ドリフトやレンジによる計測誤差が問題となっており、現状ではこの差異の原因は十分明らかになっていない。

図8は飛行形態、スティング付き形態、風洞内設置形態のそれぞれについて、模型部位毎に色分けして、マッハ数による摩擦抵抗の変化を示したグラフである。摩擦抵抗は模型の形態によって若干の違いはあるものの、100 カウント前後で、マッハ数の増加に伴い僅かに減少する傾向がある。図7の風洞設置形態(TWT)のケースの $M=0.98$ における値が100カウントを切っていることからわかるように、風洞壁の影響で抵抗は摩擦抵抗成分しか存在しない状態になっている。

同様のグラフを圧力抵抗に関して示したものを図9に示す。飛行形態(flight model)で示すように、揚力が小さい場合は、本来圧力抵抗はマッハ数の増加とともに単調に増加し、発散すべきであるが、スティング付き(sting model)で

は図1で示したスティングのテーバー部における圧力上昇(Buoyancy)により、胴体や尾翼で抵抗が負になってしまっている。主翼についても、 $M=0.98$ では飛行形態にくらべて14カウントも下がっている。さらに風洞設置形態(wind tunnel model)では、主翼の圧力抵抗はマッハ数によって変わらず5カウント前後の値となり、スティング形態と同様に胴体と尾翼の圧力抵抗がマッハ数の増加に伴い負になるため、 $M=0.98$ では、0.8 カウントしか圧力抵抗が無いという結果となる。

風洞内部の流れ場を理解するために、 $M=0.8, 0.95, 0.98$ の場合の風洞対称面における圧力係数 C_p の分布を図10(a)から(c)に、マッハ数分布を図11(a)から(c)に示す。図の左側が一樣流におかれたスティング付き形態、右側が風洞設置形態である。スティングのテーバー部における圧力上昇がマッハ数の増加とともに大きくなっていることがわかる。 $M=0.8$ ではまだ模型周囲の圧力の変化は小さく、補正できる可能性を示しているが、 $M=0.98$ になると、風洞壁によるスティングのブロックージにより圧力上昇が非常に大きくなり、風洞設置形態では主翼後縁付近に発生する衝撃波が現れなくなる。すなわち、この模型を第3カートに設置した場合、スティング付き形態と比較したとしても、一樣流におかれた模型の $M=0.98$ のデータを得ることは絶望的と言える。図11のマッハ数分布で見ても、 $M=0.95, 0.98$ では模型の主翼付近の局所的な超音速流がほとんど見えず、流れが減速されていることがわかる。

図12に $M=0.95$ 、迎角 0 度の条件で、主翼の 30%、50%、70% スパン位置における圧力係数分布の形態による違いを風洞試験データと比較して示す。風洞試験データは第3カートではなく、開孔率の大きい多孔壁の第1カートで行われたものであるため、あくまで参考値である。薄翼で迎角 0 度のために、翼面上には衝撃波は現れず、圧力分布は緩やかなものになっている。スティングにおける圧力上昇が主翼にまで及び、飛行形態、スティング付き形態、風洞設置形態と変わるにつれて、全体的に圧力分布が正(図で下)の方にシフトしている。特に翼弦の長い 30% スパン位置では、前縁から後縁に向かって圧力分布のオフセットが大きくなっており、スティングのよる圧力上昇の影響の度合いが分かる。

4. 結論

マッハ数が1に近づくにつれて、スティングの存在によって模型後部における圧力が上昇するために、スティング付模型の抵抗係数は飛行形態のそれよりも減少することがわかっているが⁽¹⁾、風洞壁がある場合には、風洞壁とスティングの干渉により、さらに圧力上昇が大きくなること、模型周囲の流れが減速されてしまうことなど、風洞壁の影響が解析結果から明らかになった。これらの結果から、CFD と風試の抵抗値に定量的な差異があるものの、抵抗発散マッハ数直前に抵抗低下が現れる原因を定性的に説明することができた。

参考文献

- (1) 竹中啓三, 他, "NEXST-1 の音速近傍流れ場解析とその検証", 第 16 回数値流体力学シンポジウム 論文集, 2002. 12
- (2) 山本, 他, "CFD 共通基盤プログラム UPACS の開発", 第 14 回数値流体力学シンポジウム, 2000. 12

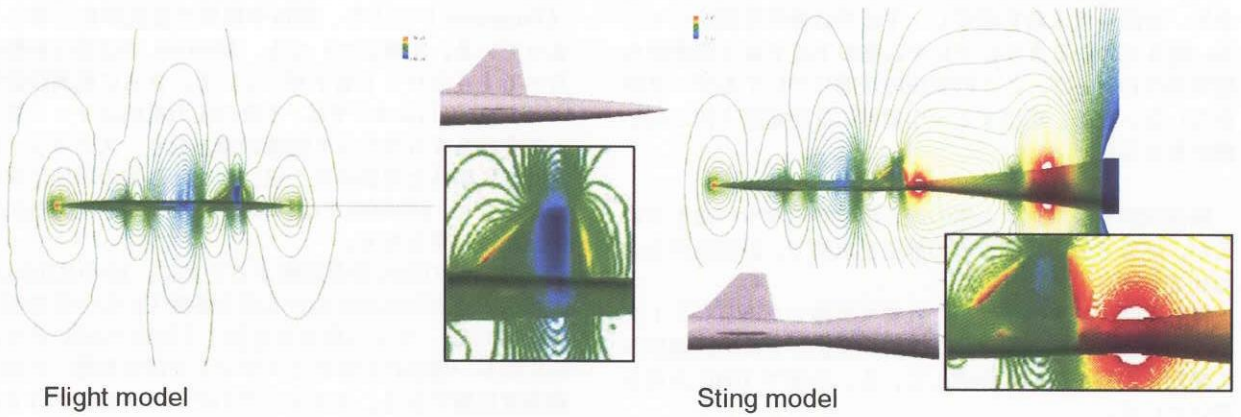


図1. 飛行形態モデルとスティング付き形態モデルでの対称面Cp分布の比較 (M=0.95, $\alpha=0^\circ$)

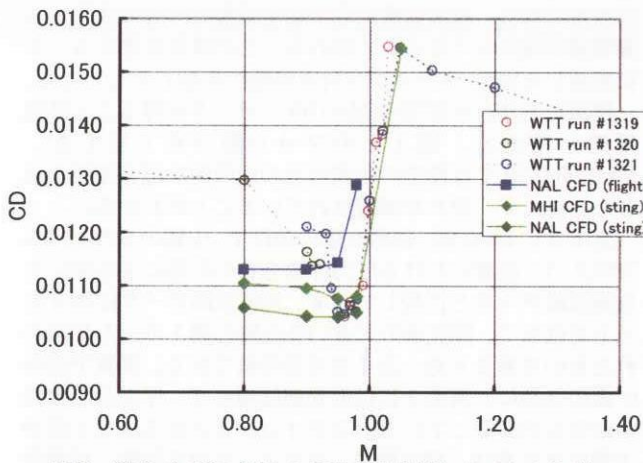


図2. 迎角0度における抵抗発散特性 C_D -M の比較

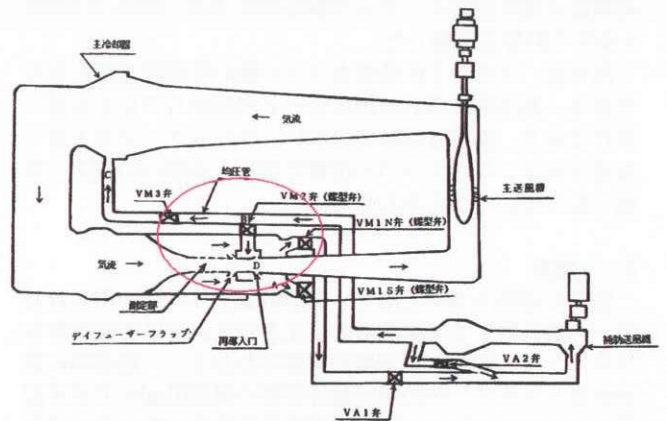


図3. NAL 2m x 2m 遷音速風洞

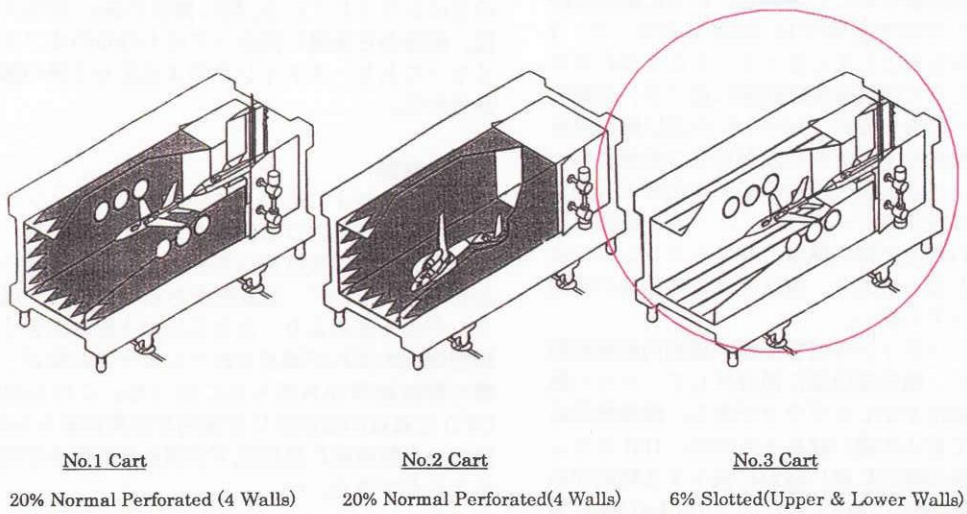
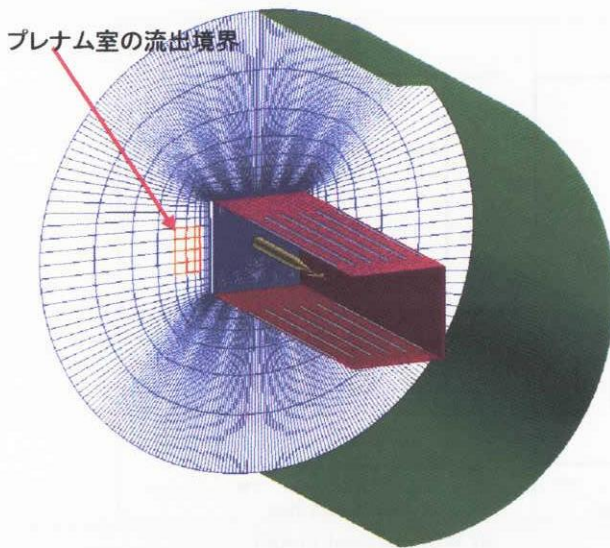
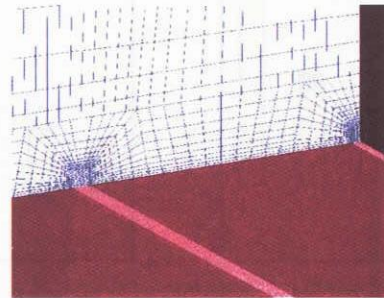


図4. 遷音速測定部カート；計算では No.3 カートをを使用した



(a) 全体 (対称境界の両側を表示)
図 5. 計算領域



(b) スロット周囲の格子

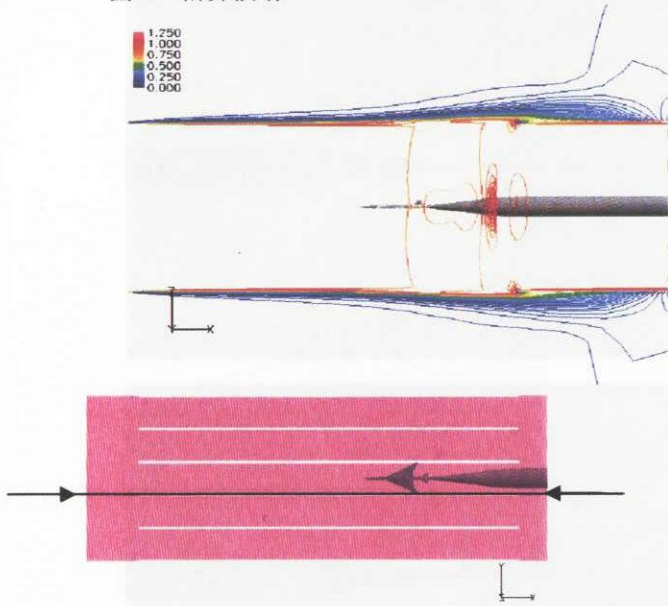


図 6. スロット中心線断面におけるマッハ数等高線

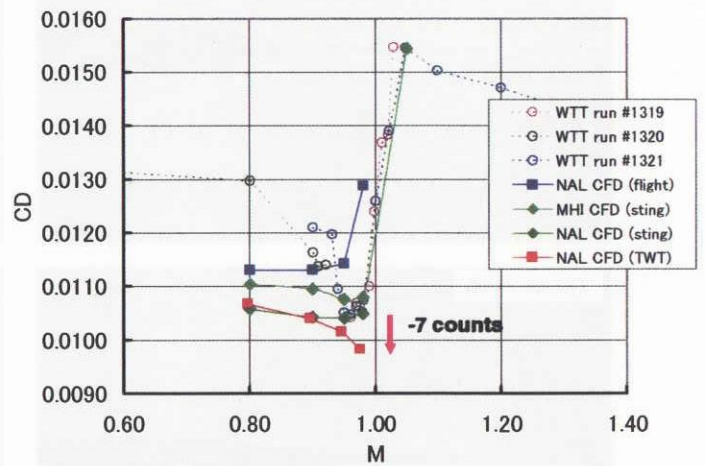
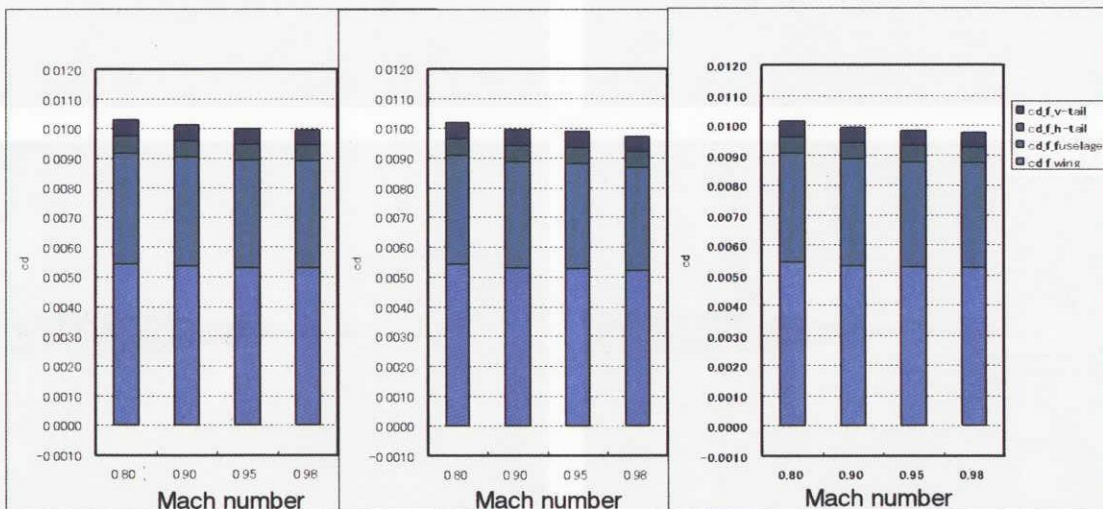


図 7. 迎角 0 度における抵抗発散特性 C_D - M の比較



(a) Flight model (b) Sting model (c) Wind tunnel model

図 8. 摩擦抵抗 C_{Df} のマッハ数による変化

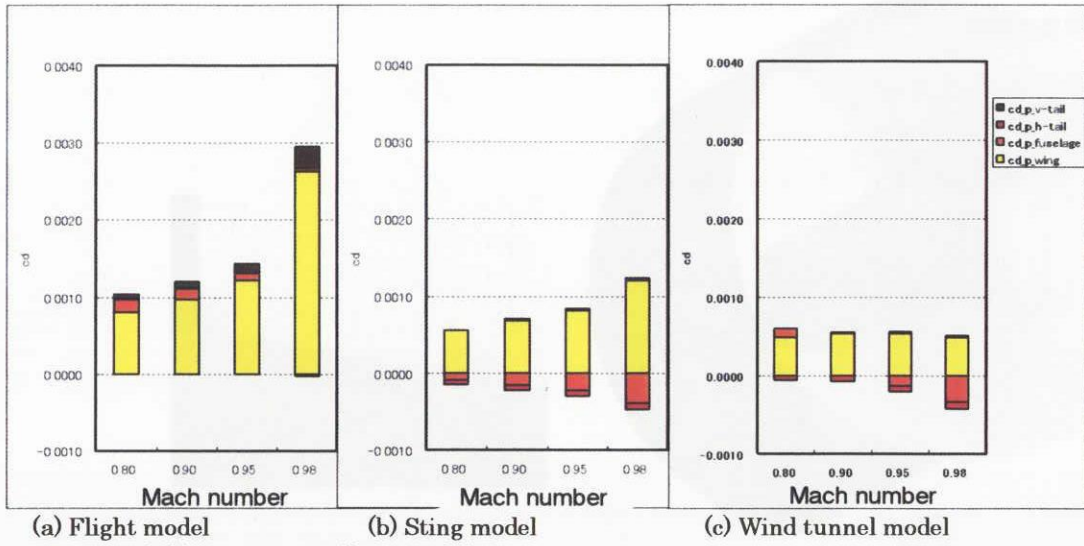


図9. 圧力抵抗 C_{Dp} のマッハ数による変化

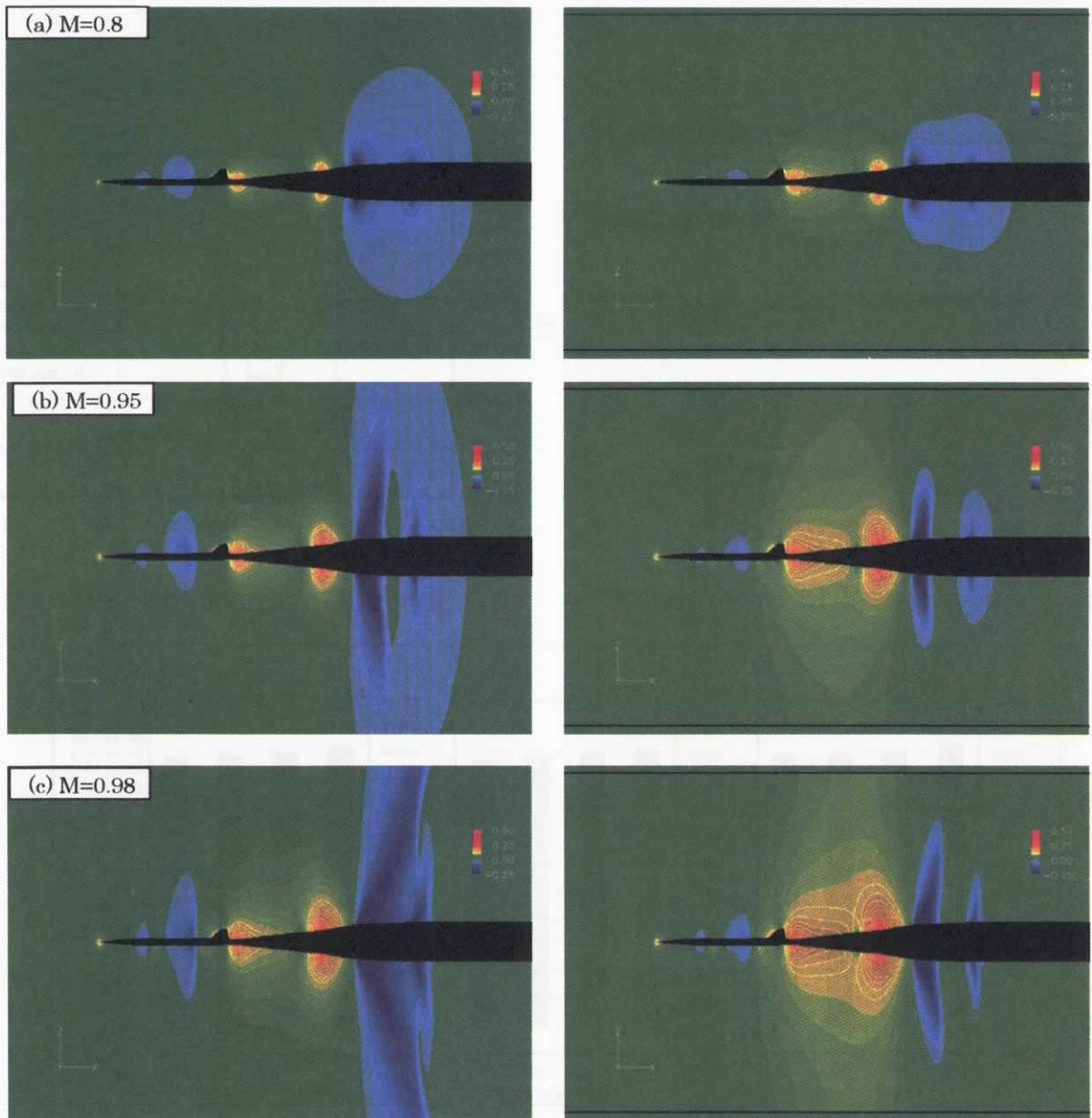


図10. 対称面上の圧力係数 C_p の分布 (左：一様流、右：風洞内部流)

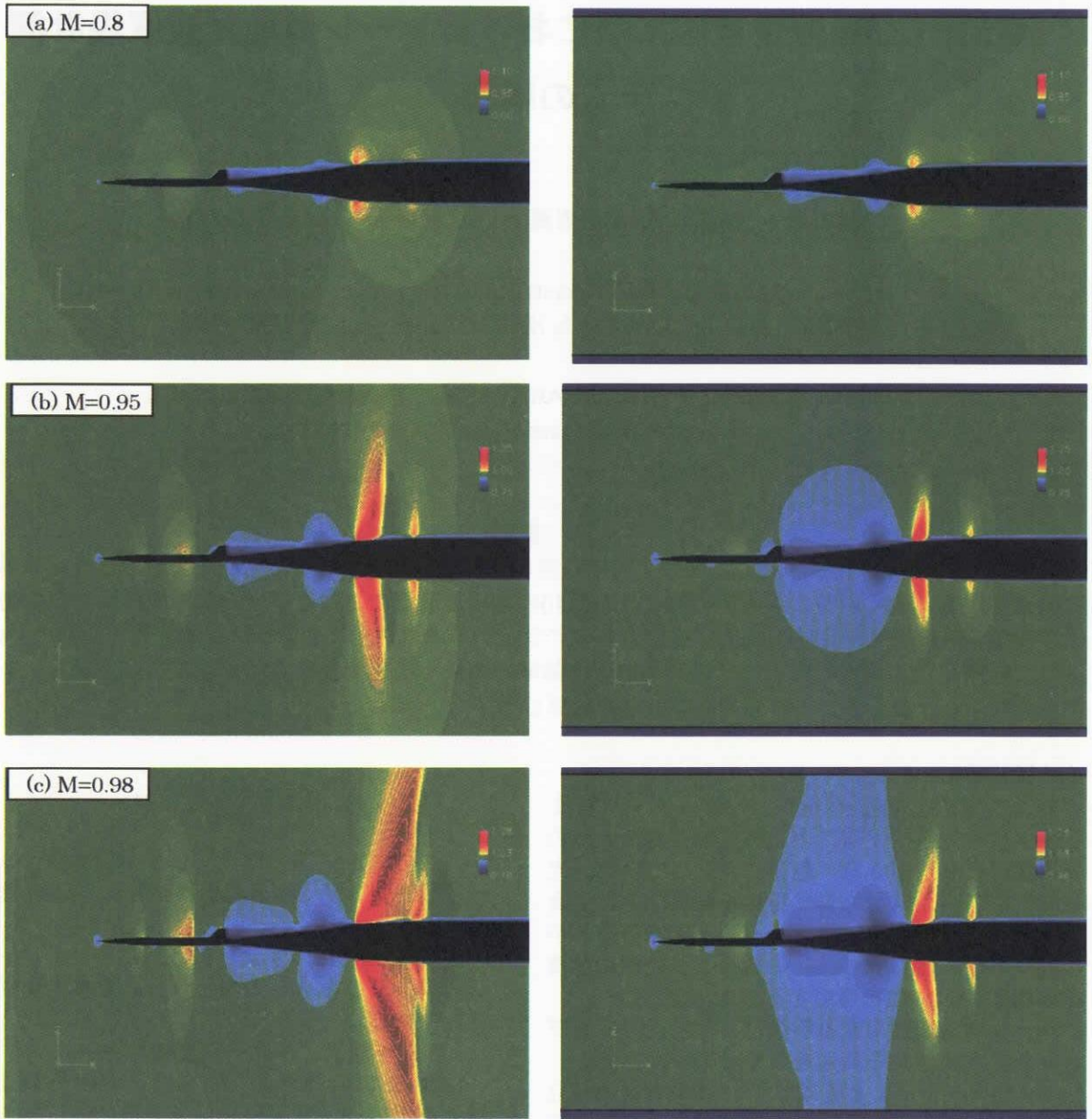
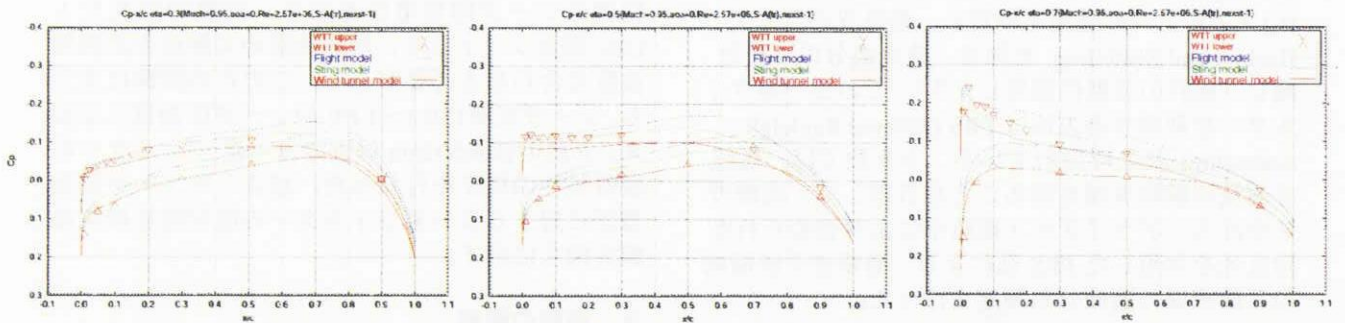


図 11. 対称面上のマッハ数の分布 (左: 一様流、右: 風洞内部流)



(a) $\eta=30\%$

(b) $\eta=50\%$

(c) $\eta=70\%$

図 12. 各形態による主翼断面静圧分布の比較: (風洞試験結果 WTT は第 1 カートで計測したもの)