

## 航空機舵角変化に対する空力応答の数値シミュレーション

村山 光宏<sup>1</sup>、富樫史弥<sup>1</sup>、中橋 和博<sup>1</sup>、松島紀佐<sup>1</sup>、加藤 琢真<sup>2</sup>

## Numerical Simulation of Aerodynamic Response to Control Surface of Aircraft

by

Mitsuhiro MURAYAMA<sup>1</sup>, Fumiya TOGASHI<sup>1</sup>, Kazuhiro NAKAHASHI<sup>1</sup>, Kisa MATSUSHIMA<sup>1</sup>, and Takuma KATO<sup>2</sup>

## ABSTRACT

In this paper, numerical simulations of aerodynamic response to changes of the deflection angle of a longitudinal control surface of NAL experimental supersonic airplanes are discussed. To treat the change of the deflection angle of the control surface efficiently, an unstructured dynamic mesh method with surface grid movement is used. Computations of a rocket powered experimental supersonic airplane and a jet powered experimental supersonic airplane are performed at the supersonic cruising Mach numbers ( $M_\infty=2.0$  and  $1.7$ ) and a transonic Mach number ( $M_\infty=0.95$ ). The computational results are compared and discussed.

## 1. 緒言

現在、航空機の空力設計を行う際には、数値流体力学(CFD)による性能評価が必要不可欠となってきた。航空機周りのCFD解析は、設計点における定常的な流れ場に関しては成熟段階に達しつつあり、これまでの機体姿勢角変化時における空力特性変化の見積もりに加え、今後は舵角変化時における空力特性変化の解析も望まれる。通常、舵角を変えた計算を行う際には、舵を変えるごとに形状再定義及び表面格子作成を行い、さらに空間格子を新たに作成する必要があり、非常に時間とマンパワーがかかる。そのため、これまでは主として定常的な解析しか行われていない。しかし、実際には非定常的に変化する舵角面に対する非定常的な空力応答も知る必要がある。また、全飛行状態の安全のためには様々な速度域における解析が必要となり、効率の良い解析手法の構築が望まれる。

これまで著者らは非構造格子において、機体姿勢角及び舵角を変化させた時に、自動的に表面格子及び空間格子を修正する手法を提案し、その手法の妥当性・有効性を示してきた<sup>(1-3)</sup>。そこで本論文ではその手法を用い、航空宇宙技術研究所(NAL)小型超音速実験機の無推力実験機(ロケット実験機)及びジェットエンジン搭載の実験機(ジェット実験機)の舵角変化に対する空力特性変化を巡航マッハ数及び音速付近で解析を行い、その空力特性を比較検討する。

## 2. 数値計算手法

## 2-1. 非構造移動格子法

今回計算を行う図1に示されたNAL小型超音速実験機(ロケット実験機)では水平尾翼全体が縦方向の舵面として動くが、舵角変化に対する空力応答解析の際には、その舵角変化時における計算格子の取り扱いが問題となる。機体胴体と水平尾翼の間に少し空け計算格子を移動させる場合、隙間の小さな格子が移動格子法を適用する際につぶれた要素となり、大きく舵角を変化させることが難しい。そこで本計算では胴体と尾翼の間に隙間は作らず、水平尾翼が機体胴体の表面に沿って舵角を変えると仮定し、機体胴体の表面格子も移動さ

せることにより水平尾翼の角度変化を行い、そのロバスト性を向上させる。しかしながら、胴体のような3次元曲面において直接表面格子を移動させるのは困難であるため、3次元曲面を2次元空間に写像し<sup>(4)</sup>、その2次元空間で移動格子法を適用する著者らにより提案された表面格子移動格子法<sup>(1)</sup>を用いる。3次元非構造空間格子の節点の移動には、大きな格子移動を取り扱うことができるように、引っ張りバネ系を模擬した移動格子法に要素形状を考慮した効果を組み合わせた手法を用いる<sup>(1)</sup>。

図1に示されたロケット実験機の計算格子に対して適用し、以下にその手順を示す。

- (1) 必要領域の表面格子を抽出(図2(a))
- (2) 表面の曲面に沿った規則的なパッチ格子を作成
- (3) 表面・パッチ格子間の位置関係の内挿情報を構築
- (4) パッチ格子を2次元パラメータ空間へ写像
- (5) (3)で構築した内挿情報を用い、3次元表面格子を2次元パラメータ空間に写像(図2(b))
- (6) 2次元パラメータ空間で格子移動を行い、内挿情報を再構築(図3(a))
- (7) 移動した格子を3次元空間に戻す(図3(b))
- (8) 移動された表面格子情報を元に3次元空間格子の格子点を移動する

このように本手法を用いることにより、非定常的に変化する舵角を取り扱うことが容易になる。

## 2-2. 数値計算法

支配方程式として3次元オイラー方程式を用い、セル節点有限体積法によって離散化し、形状融通性に優れた非構造格子<sup>(5-7)</sup>上で解く。流束の評価にはHLLW法<sup>(8)</sup>、時間積分にはLU-SGS陰解法<sup>(9)</sup>を用いる。

## 3. 計算結果

## 3-1. ロケット実験機定常解析

水平尾翼を舵面とし、舵角を変化させた際の結果を図4~9に示す。主流マッハ数は $M_\infty=2.0$ 及び $M_\infty=0.95$ である。実験結果はNAL小型超音速実験機空力グループに提供を受けた。

図4に舵角の変化に対する揚力係数及びピッチングモーメント係数の変化を示す。 $M_\infty=2.0$ の計算において実験結果と計

<sup>1</sup> 東北大学大学院工学研究科航空宇宙工学専攻

<sup>2</sup> 東北大学流体科学研究所

算結果の舵の効きはほぼ一致している。また、この範囲における迎え角・舵角では、揚力係数及びピッチングモーメント係数が舵角に応じ線形的に変化していることが分かる。一方、 $M_\infty=0.95$  では  $M_\infty=2.0$  と比較して、舵角変化に対する揚力係数・ピッチングモーメント係数の変化が 2 倍ほど大きくなっていることが分かる。

図 5 に主翼、尾翼、及び胴体のそれぞれの部分における揚力係数及びピッチングモーメント係数を示す。この図により、舵角の変化に対して主翼における空力係数はほぼ変化していないことが分かる。また、 $M_\infty=0.95$  では尾翼及び胴体の空力係数変化が大きく、そのため  $M_\infty=2.0$  と比べて舵角変化に対する空力係数変化が大きいということが分かる。

図 6 と図 7 にそれぞれのマッハ数における迎え角 0 度、水平尾翼の舵角 0 度における等マッハ線図と迎え角を 4 度、水平尾翼の舵角を -5 度に変化させたときの等マッハ線図を示す。 $L$  は機体全長、 $Z$  はスパン方向位置を表す。 $Z/L=0.035$  は水平尾翼上を通るある断面である。図 6 に示されるように、 $M_\infty=2.0$  の場合、迎え角及び舵角の変化に対して衝撃波の強さは変化するが、その位置は変化しないことが分かる。図 7(a) に示されるように、迎え角及び舵角 0 度、 $M_\infty=0.95$  の場合、主翼面上後縁付近及び水平尾翼面上に衝撃波が生じている。迎え角及び舵角を変えた際は図 7(b) から分かるように、主翼上面の衝撃波の位置にそれほど変化はない。しかしながら、同じ迎え角や舵角の変化に対し  $M_\infty=2.0$  の場合と比較し現象の変化が大きい。例えば、角度の増加に伴う翼面上での流れの加速の度合いが大きく、衝撃波の強さもより増大している。特に舵角の変化に対し水平尾翼下面で新たに衝撃波が生じていることが分かる。この水平尾翼面上における衝撃波の現象の変化により、 $M_\infty=2.0$  の時と比較し、舵角変化に対する揚力係数・ピッチングモーメント係数の変化が大きいのではないかと考えることができる。

図 8 と図 9 に  $M_\infty=2.0$  と  $M_\infty=0.95$  における舵角の変化に対する水平尾翼におけるヒンジモーメントの変化をそれぞれ示す。実験においては舵角 10 度、0 度、-10 度におけるヒンジモーメントを計測し、その間は線形補間している。数値計算においては特に  $M_\infty=0.95$  の場合に、迎え角及び舵角の変化がともに大きくなると、少し非線形性が見られ、実験結果と多少の差異が確認できるが、全体的には良い一致を示していることが分かる。また、 $M_\infty=0.95$  においては、迎え角の変化によるヒンジモーメントの変化が  $M_\infty=2.0$  の場合と比較し小さいことが分かる。

### 3-2. ジェット実験機定常解析

次にジェット実験機における解析結果を図 10~15 に示す。今回用いたジェット実験機においてはジェットと水平尾翼との干渉を抑えるためにジェット実験機の場合と比較して上方に水平尾翼を移動し、また胴体形状が水平尾翼付近で平らになっている。エンジン内は円筒形状を用いて吹き抜けとし、流量調整は行わず、その際の機体の基本性能を調べる。主流マッハ数は  $M_\infty=1.7$  及び  $M_\infty=0.95$  とする。

図 11 に舵角の変化に対する揚力係数及びピッチングモーメント係数の変化を示す。この範囲における迎え角・舵角では、ジェット実験機と同様にモーメント係数が舵角に応じ線形的に変化していることが分かる。しかしジェット実験機の場合

とは逆に、超音速時 ( $M_\infty=1.7$ ) の方が  $M_\infty=0.95$  と比較し、舵角変化に対する揚力係数・ピッチングモーメント係数の変化が大きいということが分かった。

図 12 に主翼、尾翼、及び胴体のそれぞれの部分における揚力係数及びピッチングモーメント係数を示す。また、図 13 にそれぞれのマッハ数における迎え角 0 度、舵角 5 度における等マッハ線図を示す。 $Z/L=0.05$  はナセル及び水平尾翼上を通るある断面である。図 13 のナセル後方のジェット中心部における空白は、可視化時において等高線レベル幅を指定したことにより表示されていない部分である。図 13(a) に見られるように  $M_\infty=1.7$  ではジェットと水平尾翼との空力干渉があり、図 12 に示されるように水平尾翼における空力係数変化が大きく、そのため  $M_\infty=0.95$  と比べて舵角変化に対する空力係数変化が大きいということが分かった。

図 14 と図 15 に  $M_\infty=1.7$  と  $M_\infty=0.95$  における舵角の変化に対する水平尾翼におけるヒンジモーメントの変化をそれぞれ示す。ロケット実験機の場合と同様に特に  $M_\infty=0.95$  の場合に、迎え角及び舵角の変化がともに大きくなると、少し非線形性が見られた。また、 $M_\infty=0.95$  においては、迎え角の変化によるヒンジモーメントの変化が  $M_\infty=1.7$  の場合と比較し小さいことがわかった。

### 3-3. ロケット実験機における水平尾翼と胴体の間に生じる隙間の影響

ロケット実験機においては水平尾翼付近の胴体は曲率を持つために、水平尾翼の角度を変化させた時に微小な隙間が生じる。この隙間は例えば舵角が 5 度になった時にも全長 11.5m に対して非常に小さいため、今回用いた移動格子法では水平尾翼が機体胴体の表面に沿って舵角を変えると仮定し、隙間を埋めて解析を行っている。しかしその隙間が空力係数にどれほど影響を及ぼすかの見積もりはされていない。そこで今回、隙間なしと隙間ありの場合を比較しその影響を見積もる。

今回、隙間は舵角 5 度において生じると考えられる 5mm と 20mm、50mm の隙間を舵角 0 度の状態であらかじめ開けた図 16 に示した計算格子を用い解析を行った。隙間の広さにより総格子点数は異なるが、いずれも表面格子の格子点分布は同じである。舵角変化の際には、空間格子をはりなおしている。

図 17 に舵角の変化に対する水平尾翼におけるヒンジモーメントの変化を示す。 $M_\infty=2.0$  の場合には舵角が 0 度の時にはほぼ影響が無く、舵角が大きくなると隙間が大きいほど少し差異が生じるが、隙間 5mm の場合はほぼ影響がない。一方、 $M_\infty=0.95$  の場合には舵角 0 度の場合においても、隙間が大きいほど少し影響があり、舵角が大きくなるほどその影響は大きくなる。しかし隙間 5mm の場合はその影響は小さく、今回無視した程度の隙間ではほぼ影響がないことが確認できた。

## 4. 結言

表面格子移動法を含む非構造移動格子法を用い、NAL ロケット実験機及びジェット実験機の巡航マッハ数及び音速付近における舵角変化に対する空力特性変化の解析を行った。

ロケット実験機における風洞試験データとの比較において計算結果と実験結果は良い一致を示し本計算手法の妥当性が示された。巡航マッハ数及び音速付近の空力特性を比較すると、ロケット実験機では  $M_\infty=0.95$  において水平尾翼面上に生

じる衝撃波により、舵角変化に対する空力係数の変化の割合が  $M_\infty=2.0$  より大きくなることが分かった。一方、ジェット実験機では  $M_\infty=1.7$  においてジェットと水平尾翼の干渉により、舵角変化に対する空力係数の変化の割合が  $M_\infty=0.95$  より大きくなることが分かった。また、どちらの実験機でも音速付近においても舵角変化は主翼面上にはほぼ影響を及ぼさず、舵の逆効きや空力係数変化の飛びは見られず安定的であることが分かった。

また、ロケット実験機において移動格子法を適用する際に無視した胴体と水平尾翼の隙間の影響を調べ、超音速・遷音速域のどちらの場合でも本研究で無視した程度の隙間ではほぼ影響が現れないことを確認した。しかし隙間が大きくなると遷音速域では隙間の影響が超音速の場合と比較し非常に大きくなることが分かった。

謝辞

本研究を行うにあたって、実験機の形状データ及び風洞試験データの提供や様々な御助言、御協力を頂きましたNAL小型超音速実験機空力グループの皆様、実験機の形状定義及び表面格子生成にご尽力頂きました東北大学大学院 伊藤靖氏、藤田健氏にここに深く感謝の意を表します。

参考文献

- (1) Murayama, M., Nakahashi, K., and Matsushima, K., "Unstructured Dynamic Mesh for Large Movement and Deformation," AIAA Paper 2002-0122, 2002.
- (2) Murayama, M., Nakahashi, K., and Matsushima, K., "A Simple and Robust Unstructured Dynamic Mesh Method with Surface Grid Movement," Proceedings of 8th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Filed Simulations, Honolulu, U.S.A., June 2002.
- (3) Murayama, M., Togashi, F., Nakahashi, K., Matsushima, K., and Kato, T., "Simulation of Aircraft Response to Control Surface Deflection Using Unstructured Dynamic Grids," AIAA Paper 2002-2940, 2002.
- (4) Morgan, K., Peraire, J., and Peiro, J., "Unstructured Grid Methods for Compressible Flows," AGARD-R-787, 1992.
- (5) Fujita, T., Ito, Y., Nakahashi, K., and Iwamiya, T., "Computational Fluid Dynamics Evaluation of National Aerospace Laboratory Experimental Supersonic Airplane in Ascent," *Journal of Aircraft*, Vol. 39, No. 2, pp. 359-364, 2002.
- (6) Ito, Y. and Nakahashi, K. "Direct Surface Triangulation Using Stereolithography Data," *AIAA Journal*, Vol. 40, No. 3, pp. 490-496, 2002.
- (7) Sharov, D. and Nakahashi, K., "Hybrid Prismatic/Tetrahedral Grid Generation for Viscous Flow Applications," *AIAA Journal*, Vol. 36, No.2, pp.157-162, 1998.
- (8) Obayashi, S. and Guruswamy, G. P., "Convergence Acceleration of a Navier-Stokes Solver for Efficient Static Aeroelastic Computations," *AIAA Journal*, Vol. 33, No. 6, pp. 1134-1141, 1995.
- (9) Sharov, D. and Nakahashi, K., "Reordering of Hybrid Unstructured Grids for Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel Computations," *AIAA Journal*, Vol.36, No.3, pp.484-486, 1998.

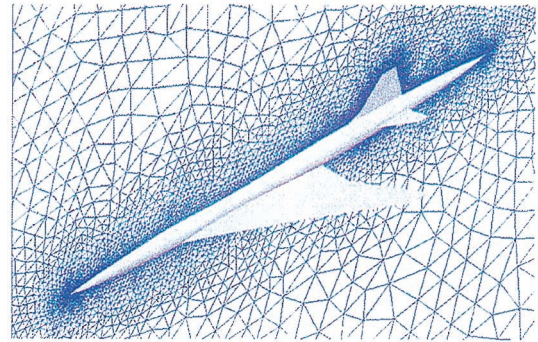


図1 Computational grid of a rocket experimental supersonic airplane of NAL

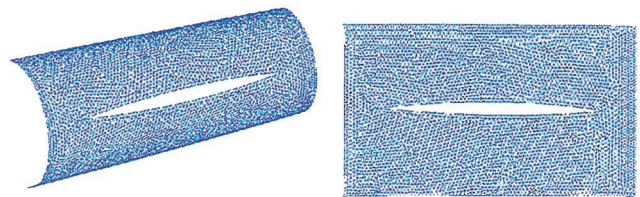


図2 Surface grid cut out near the horizontal tail wing before grid movement

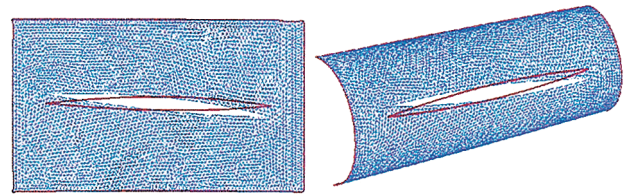
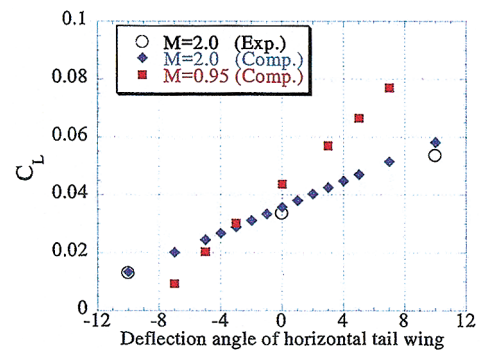
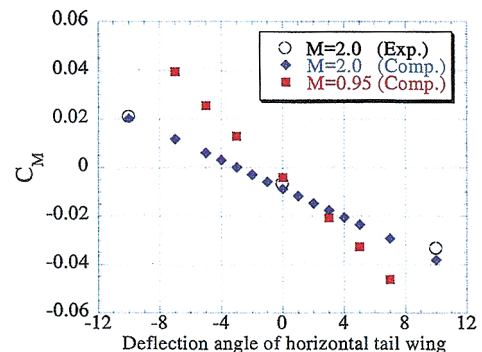


図3 Surface grid cut out near the horizontal tail wing after grid movement

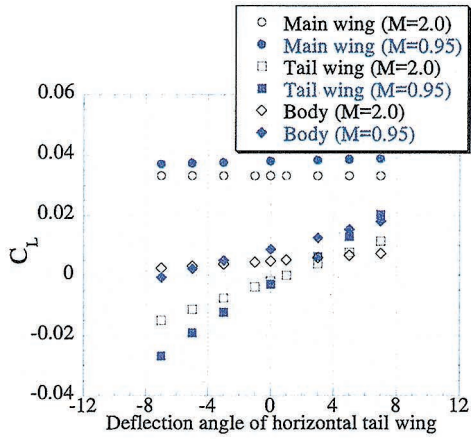


(a) Lift coefficients

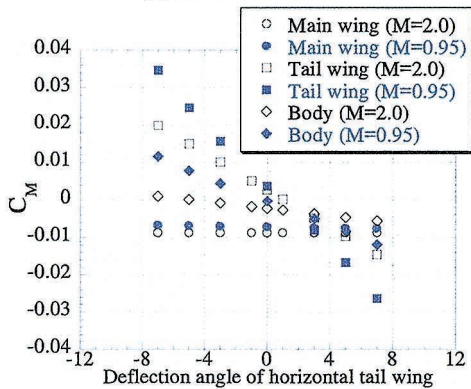


(b) Pitching moment coefficients

図4 Variations of the lift coefficients and pitching moment coefficients by deflection angle of horizontal tail wing ( $\alpha=0.0^\circ$ )



(a) Lift coefficients

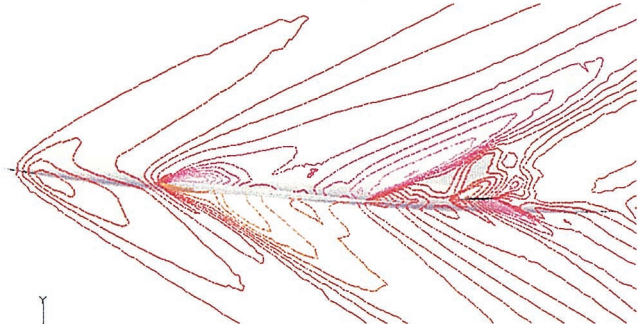


(b) Pitching moment coefficients

図5 Variations of the lift coefficients and pitching moment coefficients by deflection angle of horizontal tail wing at each part ( $\alpha=0.0^\circ$ )

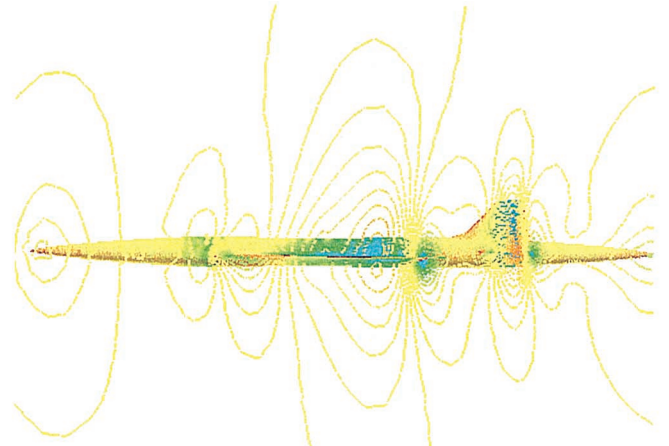


(a)  $\text{aoa}=0^\circ$  and  $\beta=0^\circ$

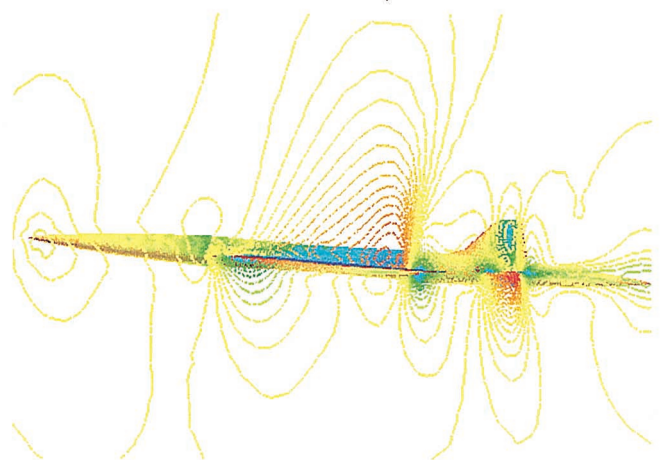


(b)  $\text{aoa}=4^\circ$  and  $\beta=-5^\circ$

図6 Computational results: Contours of Mach number at  $Z/L=0.035$  ( $M_\infty=2.0$ )  $\text{aoa}$  : angle of attack,  $\beta$  : deflection angle of the horizontal tail wing ( $L$  : overall length of the airplane,  $Z$  : spanwise location)



(a)  $\text{aoa}=0^\circ$  and  $\beta=0^\circ$



(b)  $\text{aoa}=4^\circ$  and  $\beta=-5^\circ$

図7 Computational results: Contours of Mach number at  $Z/L=0.035$  ( $M_\infty=0.95$ )  $\text{aoa}$  : angle of attack,  $\beta$  : deflection angle of the horizontal tail wing ( $L$  : overall length of the airplane,  $Z$  : spanwise location)

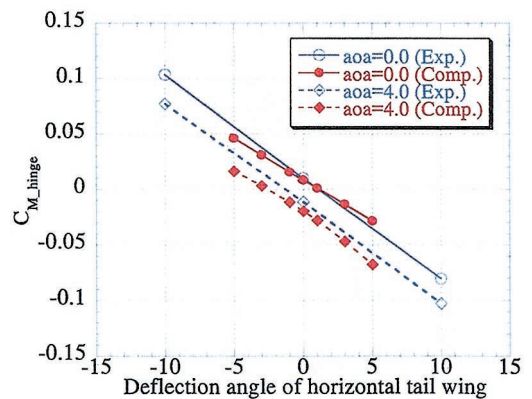
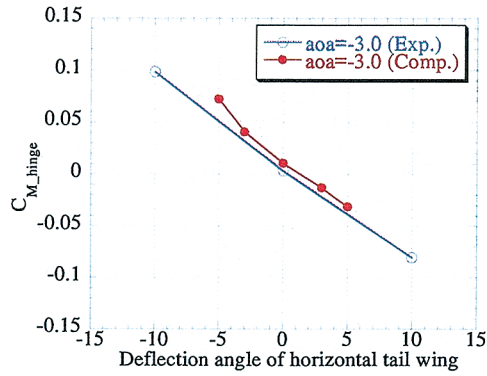
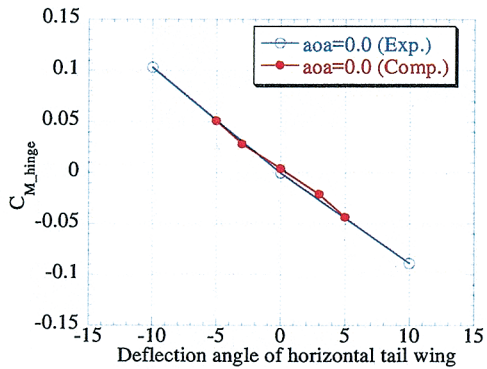


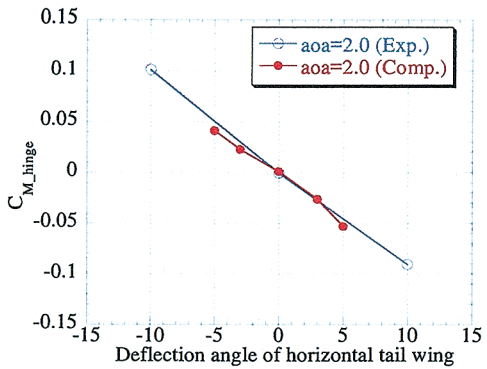
図8 Variations of the hinge moment coefficients by deflection angle of horizontal tail wing at  $M_\infty=2.0$



(a) Angle of attack = -3.0



(b) Angle of attack = 0.0



(c) Angle of attack = 2.0

図 9 Variations of the hinge moment coefficients by deflection angle of horizontal tail wing at  $M_\infty = 0.95$

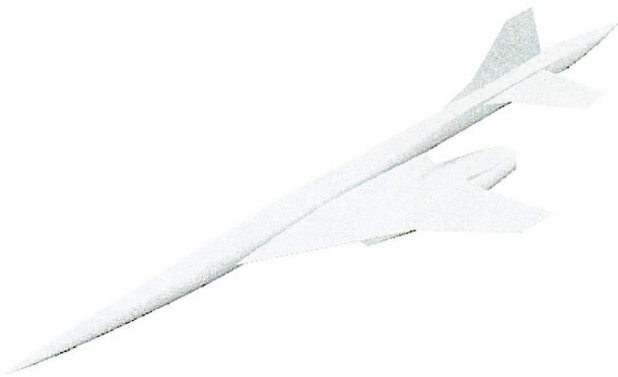
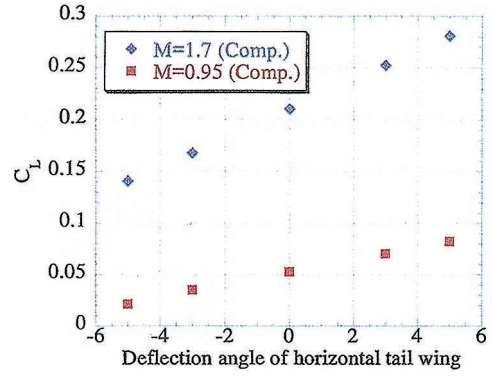
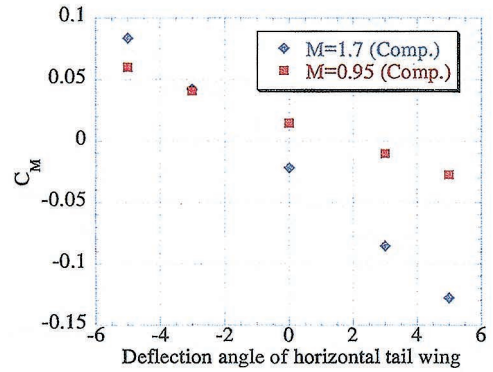


図 10 Computational grid of a jet experimental supersonic airplane of the National Aerospace Laboratory of Japan

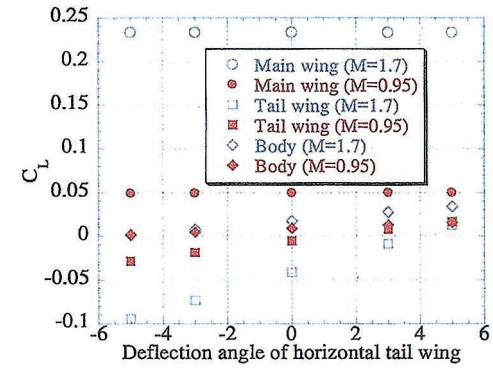


(a) Lift coefficients

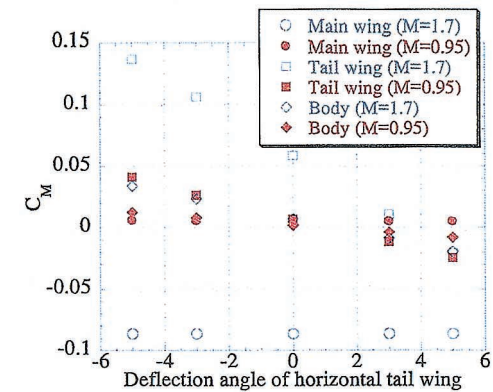


(b) Pitching moment coefficients

図 11 Variations of the lift coefficients and pitching moment coefficients by deflection angle of horizontal tail wing ( $\alpha = 0.0^\circ$ )



(a) Lift coefficients



(b) Pitching moment coefficients

図 12 Variations of the lift coefficients and pitching moment coefficients by deflection angle of horizontal tail wing at each part ( $\alpha = 0.0^\circ$ )

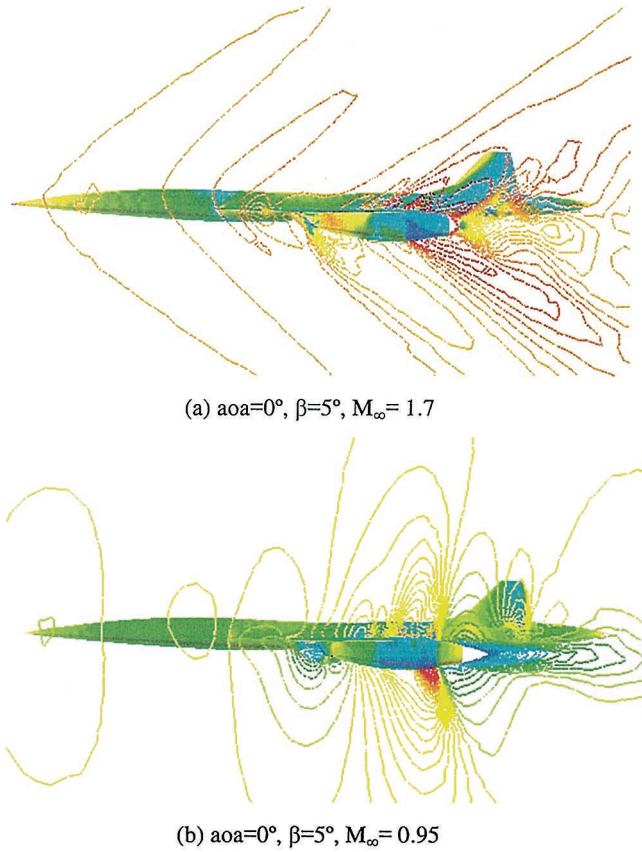


図 1.3 Computational results: Contours of Mach number at  $Z/L=0.05$  ( $L$ : overall length of the airplane,  $Z$ : spanwise location)

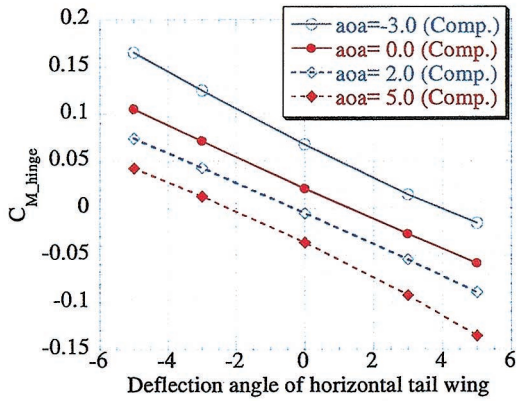


図 1.4 Variations of the hinge moment coefficients by deflection angle of horizontal tail wing at  $M_\infty=1.7$

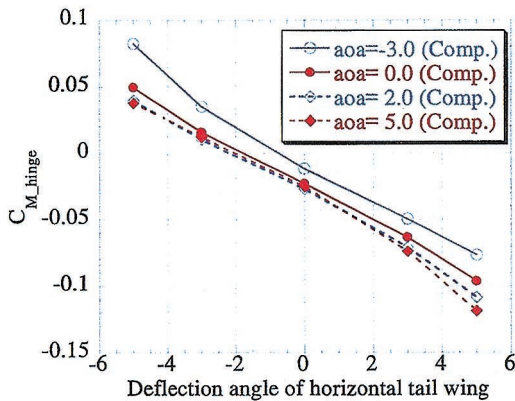


図 1.5 Variations of the hinge moment coefficients by deflection angle of horizontal tail wing at  $M_\infty=0.95$

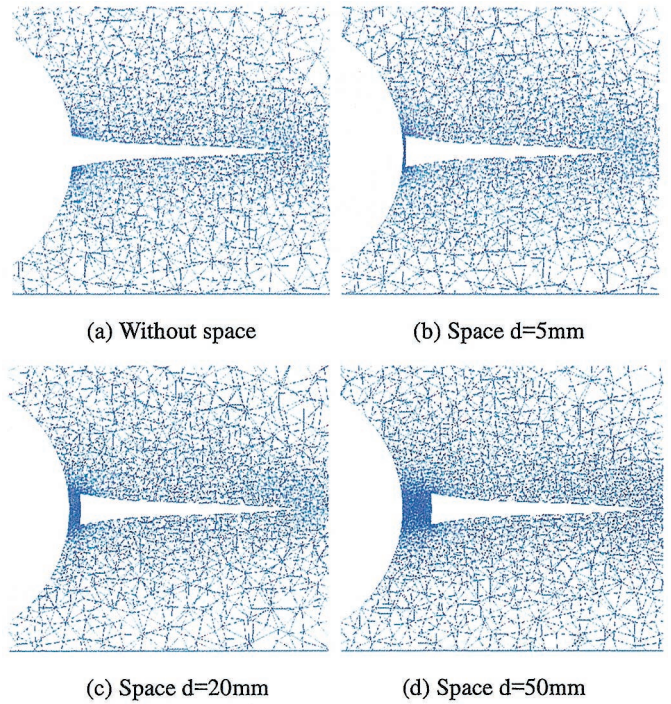
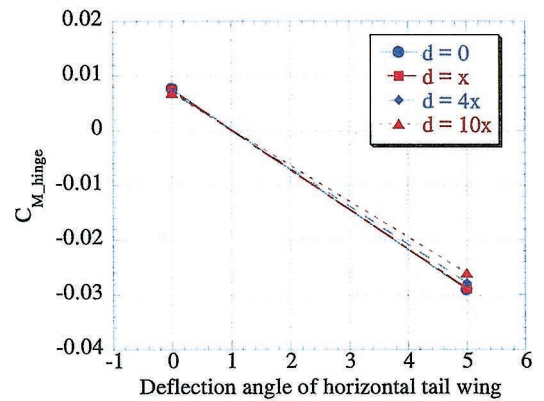
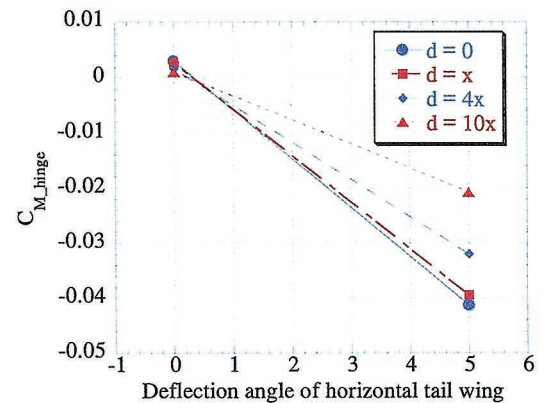


図 1.6 Cross flow sections of computational grids at a horizontal tail wing (a) Without space (360,000 node points) (b) Space  $d=5\text{mm}$  (420,000 node points) (c) Space  $d=20\text{mm}$  (610,000 node points) (d) Space  $d=50\text{mm}$  (790,000 node points)



(a)  $M_\infty=2.0$



(b)  $M_\infty=0.95$

図 1.7 Variations of the hinge moment coefficients by deflection angle of horizontal tail wing ( $d$ : space,  $x=5\text{mm}$ )