

# NAL小型超音速実験機におけるロケット分離数値シミュレーション

海田 武司\*1, 渡邊 直樹\*2, 鈴木 康司\*2

## Numerical Simulation of Rocket Separation on NAL Scaled Supersonic Experiment Airplane

by

Takeshi KAIDEN\*1, Naoki WATANABE\*2, Kouji SUZUKI\*2

### ABSTRACT

Time-accurate numerical simulation of rocket-booster separation from scaled supersonic experimental airplane is performed as one of CFD application problems. Flow field is solved by Euler equations and body motion is calculated by body dynamics equations. This procedure is carried out iteratively each time step. The numerical method for the flow simulation is based on the Chimera technique. The computational results are compared with estimated data based on static wind tunnel test data. It concludes that this simulation results agree with those of estimation qualitatively. Also even though the condition of this numerical simulation is severer than that of planned flight test, it is confirmed that rocket-booster is separated safely from the airplane.

#### 1. はじめに

現在、航空宇宙技術研究所を中心に開発が進められている「小型超音速実験機」のロケット実験機において、実験機をロケットから安全に分離させ実験を遂行するためには、超音速における実験機とロケットの分離特性を正確に把握する必要がある。本研究では、1994年にH-IIロケットを対象に実施し、実機と良好な一致を示すことを確認した流れ場解析と運動方程式を統合した数値シミュレーションプログラム<sup>1)</sup>を用いて、「小型超音速実験機」の分離解析を実施したので報告する。

#### 2. 数値解析

##### 2.1 概要

本解析では、実験機とロケットの2つのコンポーネント各々に対して独立に計算格子を生成し、流れ場解析の中でそれら複数の計算格子の物理量をお互いに交換することにより流れ場全体を計算するChimera手法<sup>2,3)</sup>を採用した。

計算手順としては、まず実験機とロケットの結合状態で分離直前状態における定常解を求める。その後、各時間ステップ毎に、両者の流れ場解析と、その結果得られたロケットの空気力を用いたロケットの6自由度の運動解析を行う。その際、運動解析により得られたロケットの次位置と姿勢角を用いて計算格子を移動・回転させ、次の時間ステップへ進む。但し、本計算ではロケットのみの分離移動を対象としているが、実機では実験機も同時に移動していく。図1に計算手順概念図を示す。

##### 2.2 計算格子生成

計算格子は、実験機とロケット共に構造格子(C-Oタイプ)の単一格子を用いている。また、分離時に横風の無い場合を想定し半截形状で生成した。格子点数は実験機で約219万点、ロケットで約133万点、総格子点数は約352万点となっている。図2に実験機4次形状計算格子、図3にロ

ケット計算格子、図4に重ね合わせ計算格子(打上げ3次形態)を示す。

##### 2.3 流れ場解析手法

流れ場解析においては、支配方程式には、3次元オイラー方程式を用いた。空間離散化手法としては、対流項にはRoeの流束差分法にMUSCL法を組み合わせた高解像度風上差分法<sup>4)</sup>を用いた。時間積分法には、LU-ADI陰解法を採用した。

##### 2.4 運動解析手法

分離された後のロケットは、位置、姿勢角、物体移動速度及び物体角速度について各々3個の計12個の未知数を持つ運動方程式に支配される。この運動方程式は連立常微分方程式であり、ルンゲ・クッタ法により求めることができる。ここで、外力としては空気力と重力のみを考慮している。図5に運動方程式および座標軸説明図を示す。

##### 2.5 解析条件

解析条件は、ロケット分離時の速度、姿勢角を模擬しており、 $M=2.1$ 、 $\alpha=2^\circ$ である。

#### 3. 解析結果

##### 3.1 ロケット運動

図6に $t=0.0$ 秒から $t=1.484$ 秒までのロケット位置を示した機体側面圧力分布を示す。 $t=1.406$ 秒までは $0.156$ 秒間隔で示している。図7に $t=0.0$ 秒、 $t=0.5$ 秒、 $t=1.0$ の対称面内圧力分布を示す。

分離直後ロケットは頭を下げつつ落下していき、その後ロケットフィンによる安定力により逆に頭上げとなる。

この分離直後の頭下げは、ロケットノーズコーンから発生する衝撃波とロケットフィンの揚力によるものである。ロケットノーズコーンから発生した衝撃波は実験機下面で反射した後再びロケットに入射しロケットを上から押す力

\*1 三菱重工業(株)、\*2 菱友計算(株)

となる。分離直後では、この反射波がロケット重心より前方に当たり頭下げのモーメントとなる。また迎角を $2^\circ$ 有しているため、ロケットフィンによる上向きの力も頭下げのモーメントとして働くことになる。

ロケットが離れるにつれて、ロケットノーズコーンからの衝撃波が実験機に当たる位置及びその反射波がロケットに当たる位置が後方へ移動すると共に、反射波による下向きの力そのものも弱くなるため、ロケットノーズコーンからの衝撃波による頭下げの力は弱くなっていく。また、頭下げが大きくなると、負の迎角をとることによりロケットフィンが発生する下向きの力が大きくなるため頭上げのモーメントが働きロケットは頭上げとなっていく。

### 3. 2 機体表面圧力分布

図8、図9に $t=0.0$ 秒、 $0.5$ 秒、 $1.0$ 秒の機体下面圧力分布及び機体上面圧力分布を示す。

$t=0.0$ 秒においては、実験機の主翼前方の胴体下面にロケットノーズコーンからの衝撃波による強い正圧部、ロケット上面にはノーズコーン直後に反射波による強い正圧部が見られる。また、ロケットノーズコーンからの衝撃波が実験機の胴体側面を回り込んでいるのが確認できる。この時実験機には頭上げの力が働く。

$t=0.5$ 秒ではロケットからの衝撃波による実験機下面の正圧部が後方へ移動し主翼前縁部に達しているのが確認できる。この後ロケットからの衝撃波は主翼下面に当たるため、実験機には大きな上向きの力が働く。

$t=1.0$ 秒ではロケットからの衝撃波は更に後方へ移動しており、主翼下面から外れて水平尾翼に当たっている。この時には実験機には頭下げの力が働く。

## 4. SSET推算データとの比較

### 4. 1 SSET推算データ概要

静的空気力として風洞試験とCFDの結果を補完し、レイノルズ数補正、突起物の影響を考慮して構築した推算データである。動的空気力としては動安定微係数を推算し、考慮されている。本計算では実験機は移動せず、突起物を模擬していないのに対し、SSET推算データではロケット分離後、実験機は上方及び前方へ移動し、突起物の影響を考慮している。

### 4. 2 ロケット側 力データ

図10にロケット側の三分力データを示す。

抵抗係数についてはレベルの差が見られるが、これは本計算では考慮していない突起物の影響によるものと考えられる。

また、三分力ともに本計算とSSET推算データとでは力の変動周期にズレが見られる。これは、実験機が移動しな

い本計算では、実験機が上方へ移動していくSSET推算データと比較し、実験機とロケットがゆっくりと離れるため、相対距離に大きく依存する力の変動も緩やかになっているためである。

その点を考慮すると、三分力ともに変動幅は本計算とSSET推算データとでは良い一致を示している。

### 4. 3 ロケット側 変位データ

図11にロケット側の変位データを示す。

4. 2項で説明した本計算とSSET推算データとの変動周期のズレを考慮すると、前後変位、上下変位、変位角ともに本計算とSSET推算データとでは定性的に一致している。

## 5. まとめ

「小型超音速実験機」のロケット実験機を対象に、オイラー方程式における流れ場解析と分離後のロケットを支配する6自由度の運動方程式を統合した分離シミュレーションを実施し、SSET推算データと比較した。その結果、定性的にはロケットの運動が一致することを確認した。また、本シミュレーションでは実験機が上方へ移動しないため、実際よりも接触の可能性が高く危険側ではあるが、安全に分離できることを確認できた。

今後はこのツールを用いてより厳密な分離シミュレーション（形状、分離条件等）を実施し、本機開発に役立てていきたい。

最後に、本研究を遂行するに当たり、多大な御支援を頂いたNAI次世代航空機プロジェクト推進チームに感謝の意を表します。

## 6. 参考文献

- 1) 海田, 宇治野, "H-IIロケットにおけるSRB分離の数値シミュレーション," 第8回 数値流体力学シンポジウム, 1994.
- 2) Kaiden, T., and Tamura, Y., "Time-Accurate Numerical Simulation of Separation between H-II and SRB," 5th ISCFD-Sendai, Sep. 1993
- 3) 大山, 海田, 清水, "H-IIロケットにおけるSRB分離の数値解析," 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム'98, 1998.
- 4) Fujii, K., and Obayashi, S., "High-Resolution Upwind Scheme for Vortical-Flow Simulations," J. of Aircraft, Vol.26, No.12, 1989.

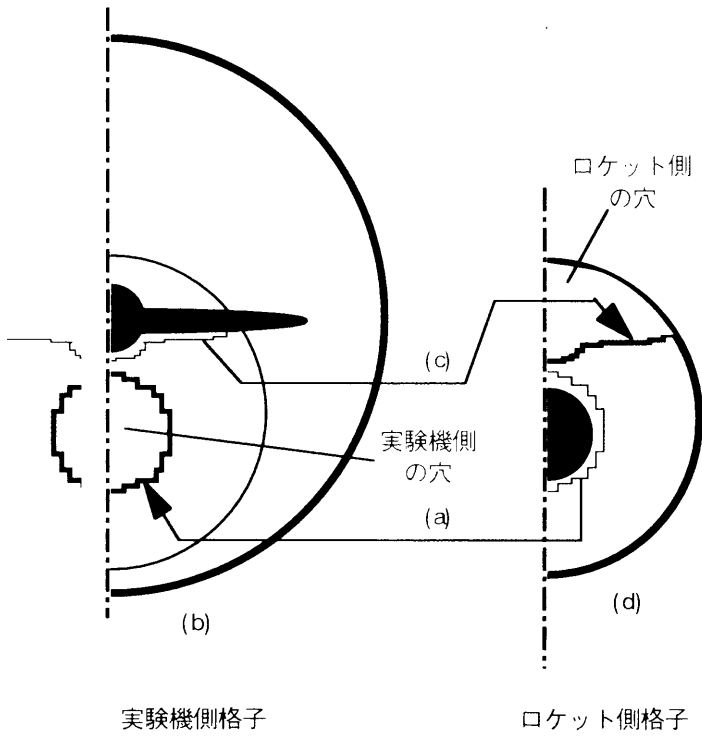


図1 計算手順

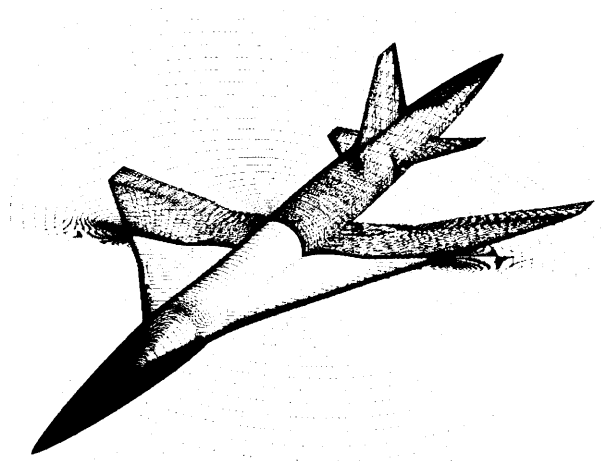
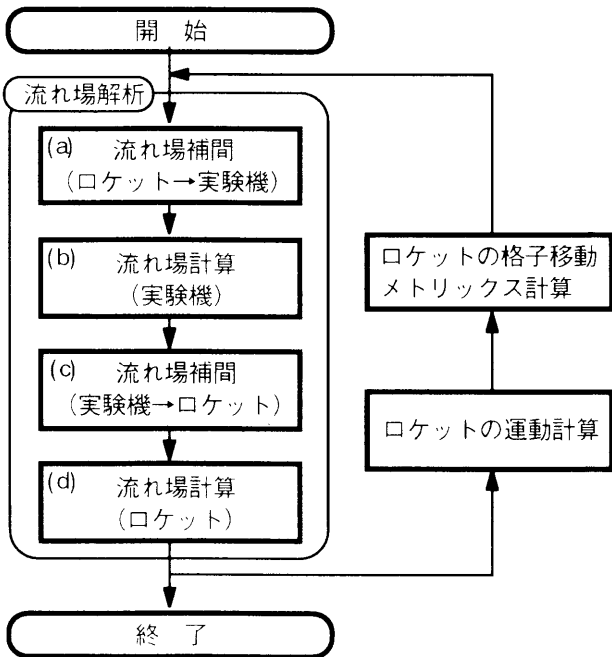


図2 実験機4次形状計算格子

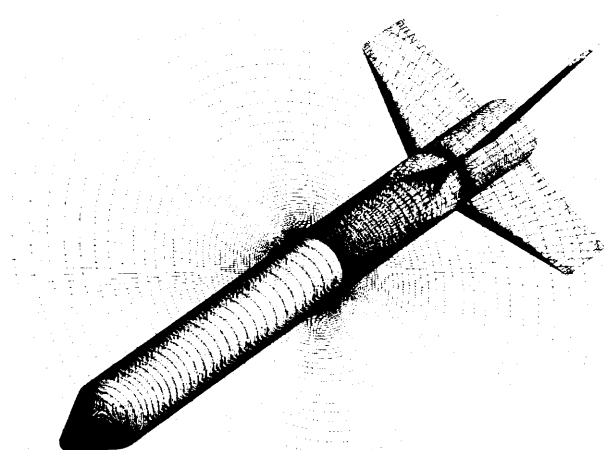


図3 ロケット計算格子

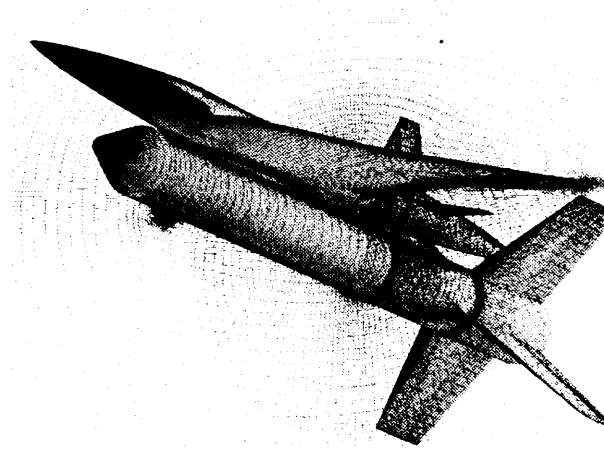


図4 重ね合わせ計算格子 (3次打上げ形態)

$$\begin{aligned}
 m(\dot{U} + QW - RV) &= -mg \sin\theta + F_x \\
 m(\dot{V} + RU - PW) &= mg \cos\theta \sin\phi + F_y \\
 m(\dot{W} + PV - QU) &= mg \cos\theta \cos\phi + F_z \\
 I_{xx}\dot{P} - I_{xz}\dot{R} + (I_{zz} - I_{yy})QR - I_{xz}PQ &= L \\
 I_{yy}\dot{Q} + (I_{xx} - I_{zz})RP + I_{xz}(P^2 - R^2) &= M \\
 -I_{xz}\dot{P} + I_{zz}\dot{R} + (I_{yy} - I_{xx})PQ + I_{xz}QR &= N \\
 \dot{\phi} &= P + Q \sin\phi \tan\theta + R \cos\phi \tan\theta \\
 \dot{\theta} &= Q \cos\phi - R \sin\phi \\
 \dot{\psi} &= Q \sin\phi \sec\theta + R \cos\phi \sec\theta
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial X_e}{\partial t} &= U \cos\theta \cos\psi \\
 &+ V(\sin\phi \sin\theta \cos\psi - \cos\phi \sin\psi) \\
 &+ W(\cos\phi \sin\theta \cos\psi + \sin\phi \sin\psi)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial Y_e}{\partial t} &= U \cos\theta \sin\psi \\
 &+ V(\sin\phi \sin\theta \sin\psi + \cos\phi \cos\psi) \\
 &+ W(\cos\phi \sin\theta \sin\psi - \sin\phi \cos\psi)
 \end{aligned}$$

$$\frac{\partial Z_e}{\partial t} = -U \sin\theta + V \sin\phi \cos\theta + W \cos\phi \cos\theta$$

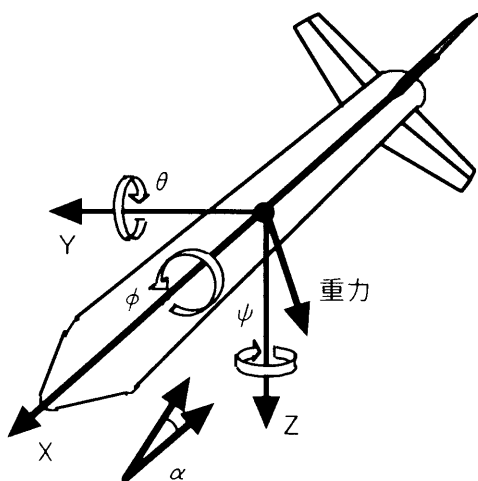
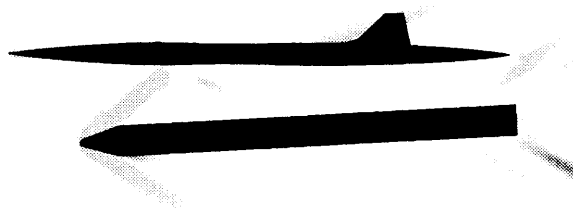


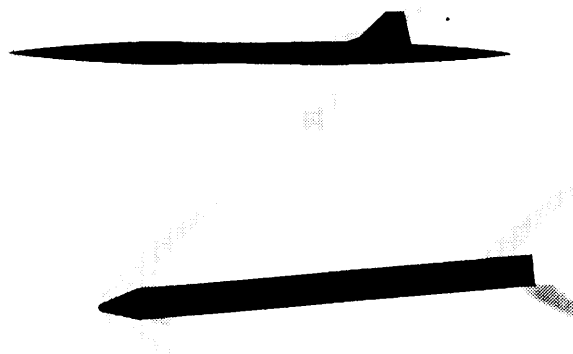
图5 運動方程式



t = 0.0 秒



t = 0.5 秒



t = 1.0 秒

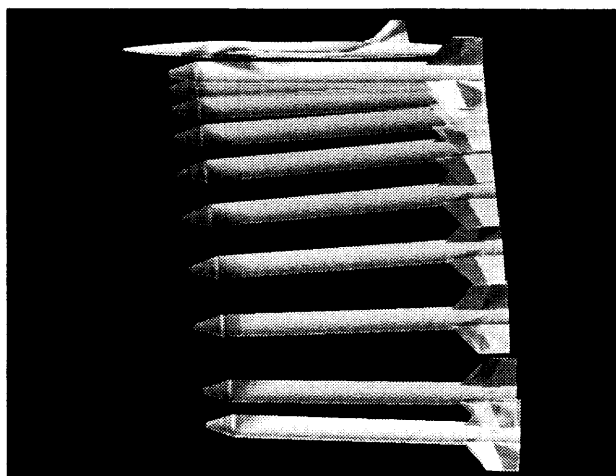
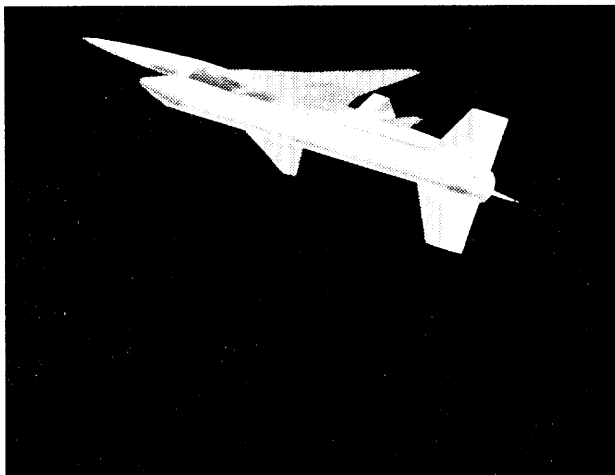
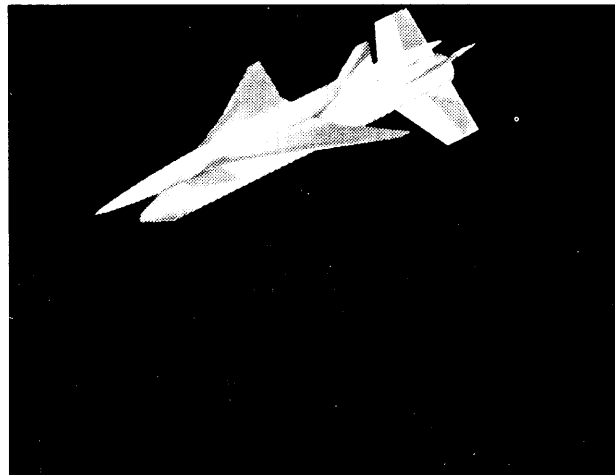


图6 表面压力分布 (側面)

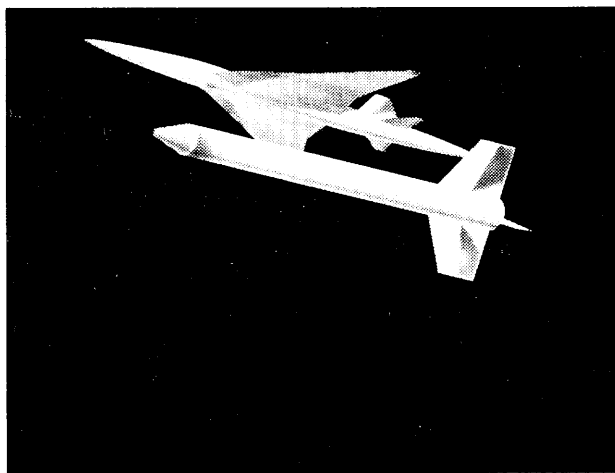
图7 对称面内压力分布



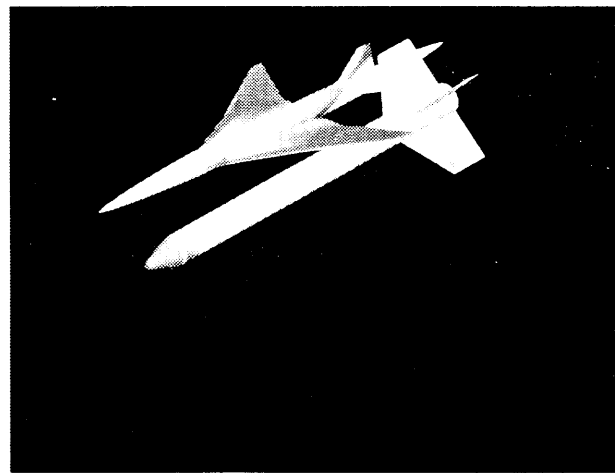
$t = 0.0$  秒



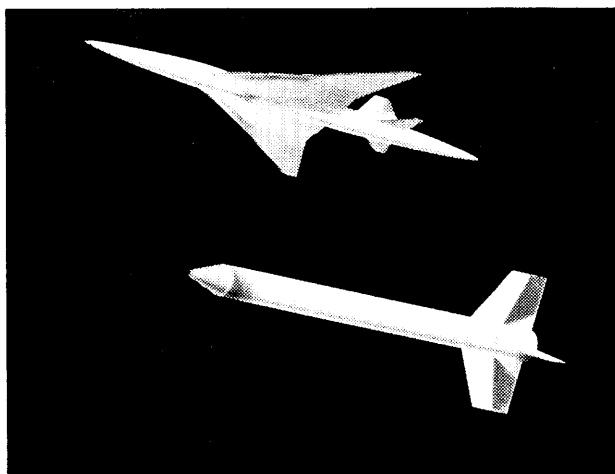
$t = 0.0$  秒



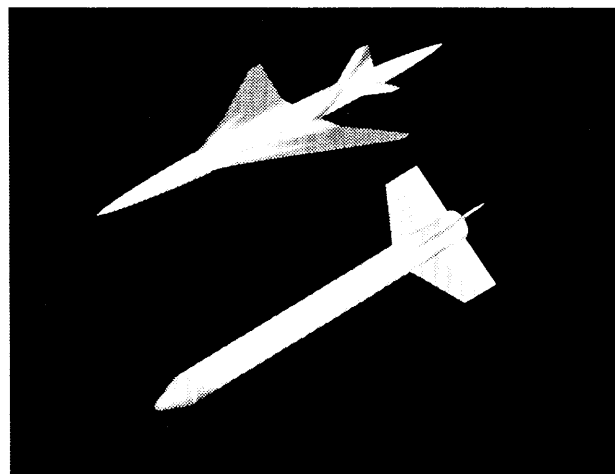
$t = 0.5$  秒



$t = 0.5$  秒



$t = 1.0$  秒



$t = 1.0$  秒

图8 表面压力分布 (下面)

图9 表面压力分布 (上面)

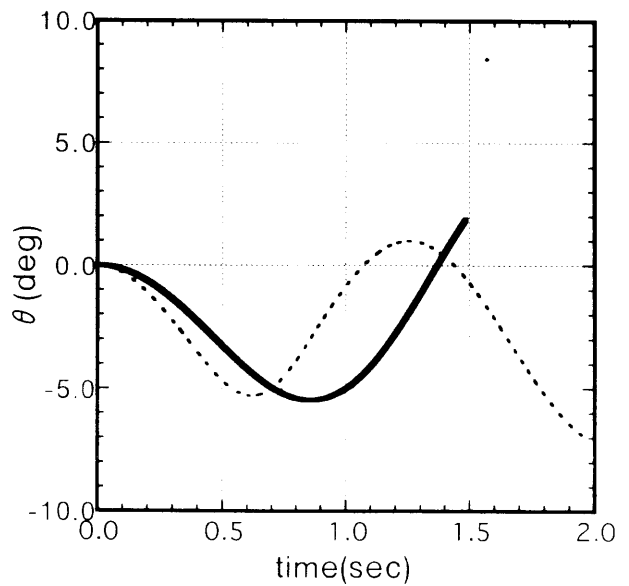
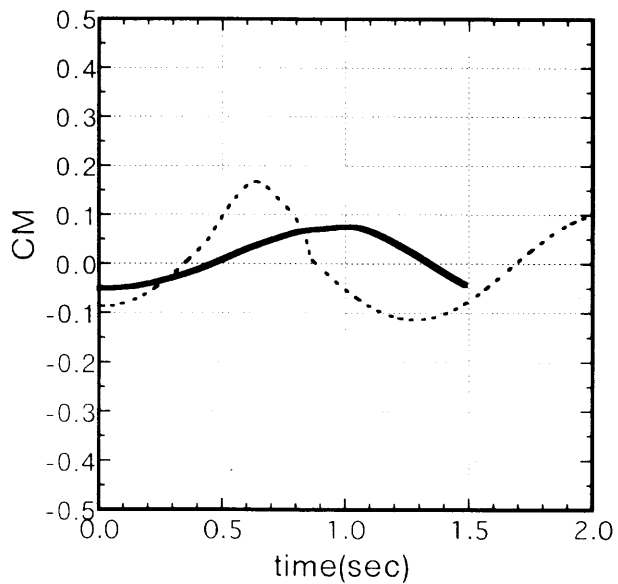
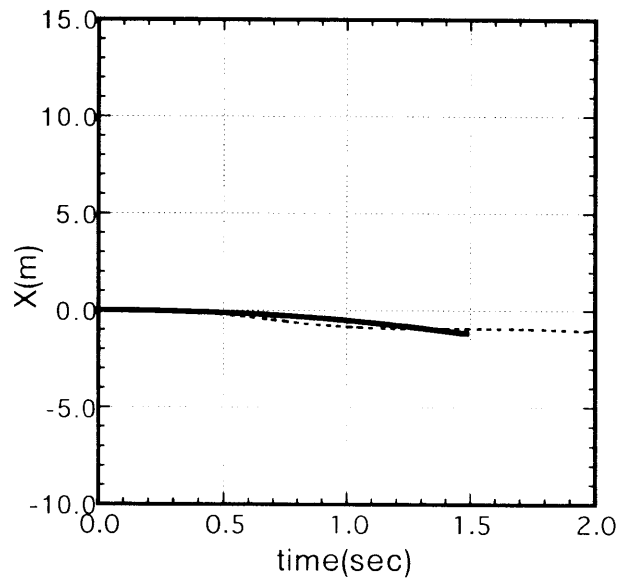
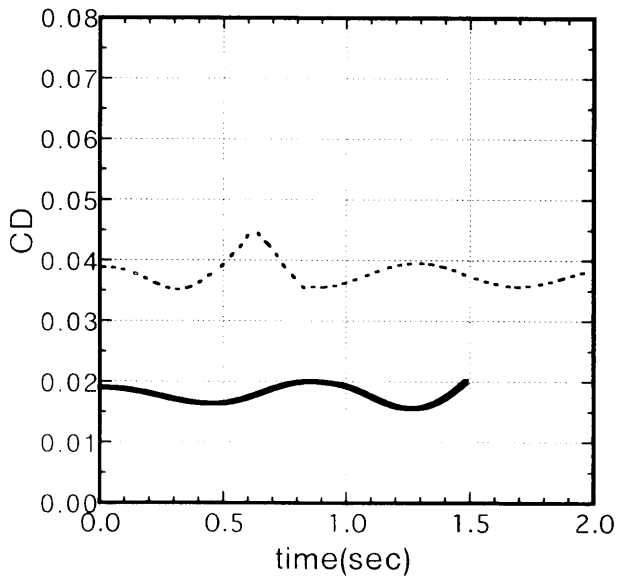
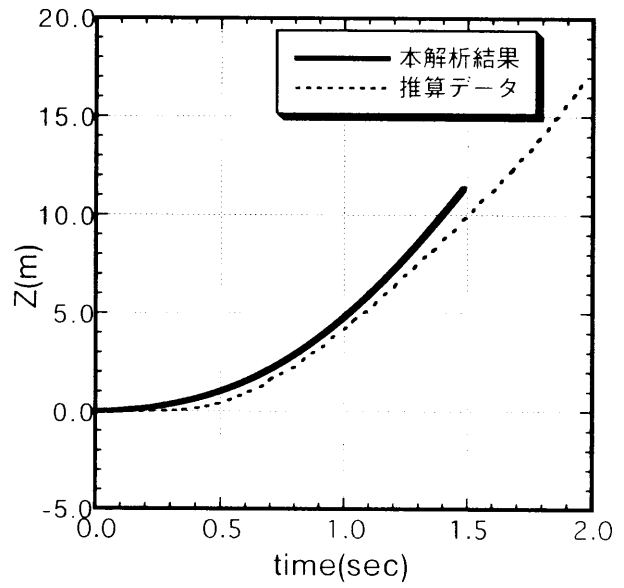
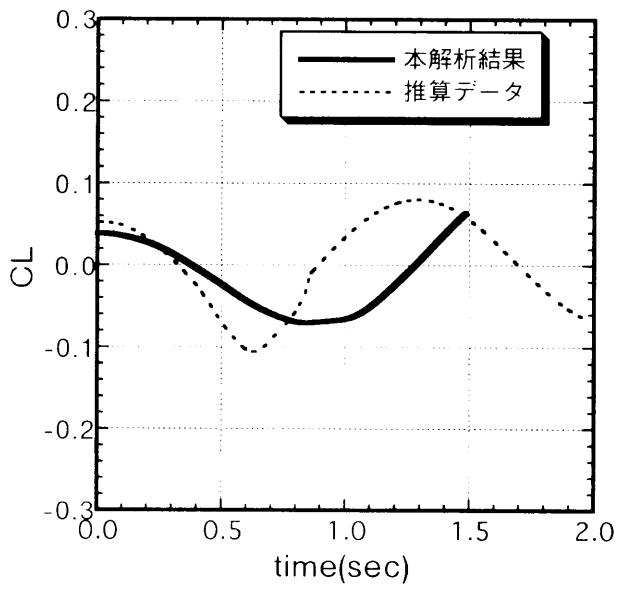


図10 ロケット側 力データ

図11 ロケット側 変化データ