

## 制御のない領域でのOREXの角運動

航空宇宙技術研究所 ○ 吉永 崇, 楯 篤志, 関根英夫  
野田順一, 渡辺光則  
宇宙開発事業団 秋元敏男

軌道再突入実験機 (OREX) の大気圏再突入後に観測された角運動と風洞試験データから予測される角運動との比較を行なった。特に制御用スラストジェットが作動しないかほとんど作動していない時間帯でのOREXの角運動を解析した。この時間帯は大気圏再突入から着水までに2回ある。一回目は、振幅がある大きさを越えたため制御が中断され(ただし少し制御がある)、OREXがマッハ数1を通過する時間帯である。2回目はパラシュート開傘から着水までの時間帯である。制御を中断した時間帯では最大振幅は約 $20^\circ$ 、周期は約1.7sであった。これは、風洞実験から予測された値に近い。パラシュート開傘後の領域では再突入直前にスピニアップされた機軸ロールの回転に対して逆方向にモーメントが作用し始め、途中で逆転している。モーメントの大きさは $C_l=0.0001$ と推定される。開傘後は水平方向の速度成分をIMUが検知しているものとする、実際にはOREXは大きな振幅の角振動をしないで機軸回りに回転をしながら降下して着水したものと考えられる。

Angular Motions of OREX in Uncontrolled Periods  
after Re-Entering the Atmosphere.

Takashi Yoshinaga, Atsushi Tate, Hideo Sekine,  
Junichi Noda, and Mitsunori Watanabe.

*National Aerospace Laboratory*

Toshio Akimoto

*National Space Development Agency of Japan*

The angular motions of OREX in uncontrolled periods after re-entering the atmosphere were analyzed to compare them with data estimated by wind tunnel tests. The uncontrolled periods of angular motion of OREX exist twice during the flight in the atmosphere; one is the period of flight near Mach number  $M_\infty=1.0$ , and another is a period after the deployment of the parachute. In the first region near  $M_\infty=1.0$ , the maximum amplitude is about 20 deg with a period of about 1.7 s, which is close to the estimated data. In the second period, the rolling moment, estimated as  $C_l \sim 0.0001$ , begins to act after the deployment of the parachute causing the reversal of the spin direction of rolling. After deployment of parachute OREX descended with rolling about the x-axis without large angular oscillations of attitude angles  $\alpha$  and  $\beta$  and splashed down on the sea.

## 1. はじめに.

将来の再突入有翼飛行体の高温加熱時の耐熱材料の試験と、そこでの物理量の測定のための軌道再突入実験機 (OREX) が1994年2月4日にNASA種子島宇宙センターからH-IIロケットで打ち上げられた。OREXは高度約450kmでロケットから切り離されたあと地球を一周し、種子島からの通信可能な範囲に達したところで、進行方向への逆噴射により減速し、地球に再突入した。再突入後は、OREXはある時間帯を除いて姿勢角をスラストジェットで制御し、パラシュート開傘後は制御をせず、ほぼ予定どおりの軌道を飛行し着水した。アメリカ合衆国の惑星探査プローブの地上での自由飛行試験のレポートに、この形状(おわん型)の飛行体は遷音速と超音速領域で動的に不安定でリミットサイクル的な角運動をすると報告されている<sup>1)2)</sup>。航空宇宙技術研究所と宇宙開発事業団ではOREXの大気圏飛行中にどのような角振動が生じるかを予測するため、極超音速<sup>3)</sup>、超音速<sup>4)</sup>、遷音速<sup>5)</sup>、亜音速領域での1自由度の自由角振動の風洞実験を行った。それによれば、遷音速領域で模型には約20°のヨウ、あるいはピッチ角の振動が生じるが、他の領域では振幅は比較的小さい。また、静安定微係数を求めるためOREX模型の3分力特性試験を行った<sup>6)</sup>。OREXの周辺の180°の対称位置に2つのプローブ(電子密度測定と温度測定)が取り付けられており、再突入時の高温プラズマ状態での物理量の測定を行う。この取付角の誤差によって機軸回りの回転が生じることが予測される<sup>7)</sup>。この推定に必要なプローブフィンの揚力係数と抗力係数と求めるために超音速領域でのフィンの風洞実験を行った<sup>8)</sup>。

この報告では、これらの風洞試験データから予測される角運動と実際の飛行中に起きた角運動との比較を行い、将来の同様な飛行体の角運動に風洞実験がどの程度予測を可能にするのかを判断することを目的とする。しかしながら、今回の再突入後のデータ取得と送受信方法から角運動の再現にはかなりの困難が最初から予想された。すなわち、1) 0.8sごとにデータが送られてくるため解析のデータ数が不十分なこと、2) 制御用のスラストジェットのカウンタ数がヨウとピッチの区別がないことなどである。したがって、ここでは制御用スラストジェットが作動しないかほとんど作動していない時間帯でのOREXの角運動を検討する。この時間帯は大気再突入から着水まで2回あり、(I) 振幅が大きくなり始め、制御を中断した領域、7568.8sから7588.2sまで(ただし少し制御があるが無視すると)、(II) パラシュート開傘から着水までの7614.7sから7982sまでである。

制御を中断した領域(I)では最大振幅は約20°、周期は約1.7sである。これは、風洞実験から予測された値に近い。パラシュート開傘後の領域(II)では再突入直前にスピニアップされた機軸ロールの回転に対して逆方向にモーメントが作用し始め、途中で逆転している。風に流されたためかあるいはIMUの誤差によるものか明かではないが水平方向の速度成分をIMUが検知しているものとする。実際にはOREXは大きな振幅の角振動をしないで機軸回りに回転をしながら降下し着水したものと推定される。

## 2. 遷音速と超音速領域でのOREXの風洞試験

OREXに類似した形状の惑星再突入飛行体は、遷音速付近でピッチングとヨーイングの振動の振幅が最も大きいことがフリーフライトの試験で検証されている<sup>1, 2)</sup>。フリーフライトの試験装置は大掛かりで、また現在航技研にはないために、それに変わる試験法として図 2.1. に示す一自由度の振動が可能な模型支持装置を用いて、OREX模型の動安定試験を行った。この装置は模型を固定しておき気流が成立した時に拘束を解いて重心の回りにピッチングあるいはヨーイングの一自由度の角振動ができるようにしたもので、加振装置やバネはなくベアリングの摩擦だけが角振動の抵抗として作用する。超音速試験は航技研の超音速風洞で、遷音速試験は川崎重工の遷音速風洞で行った。

模型は1自由度の振動だけが可能であり実機は6自由度の飛行体であるから、模型の振動試験結果を直ちに実機に適用することは問題があるが、実機も1自由度の振動が許されると仮定して、振動の方程式を無次元化し模型と実機の振動の相似性について調べる。模型の振動がレイノルズ数に依存しないと仮定すると無次元慣性モーメントが一致する場合、相関関係が成立する。1) 振幅は模型と実機とにそのまま対応し、2) 模型の振動数  $f_m$  と実機の振動数  $f_a$  の比は、

$$f_m / f_a = (V_{\infty m} / D_m) / (V_{\infty a} / D_a) = (V_{\infty m} / V_{\infty a}) / (D_m / D_a)$$

となる。ただし、無次元慣性モーメントが一致するという条件から、

$$\rho_m / \rho_a = (I_m / I_a) / (D_m / D_a)^5$$

が成立する必要がある。今回の模型では右辺は35~50であるから、 $\rho_m / \rho_a = 35 \sim 50$ が必要となる。この条件は概ね満たされている。

模型の自由振動試験結果の一例を図 2.2 に示す。模型は、 $\theta = 0$  付近で静的に安定であるが動的には不安定であるため、拘束を解くと急速に加振され、ある範囲の振幅変動を伴いながら振動を持続する。リミットサイクル的な振動であるが振幅が変動する点がいわゆるリミットサイクルと異なる。

図 2.3 に、 $M_{\infty} = 0.7$  から  $M_{\infty} = 2.0$  までの風洞試験による最大振幅を示す。亜音速領域では振幅は最大約  $6^\circ$  (変動分  $\pm 2^\circ$ ) であるが、 $M_{\infty} = 0.9$  (変動分  $\pm 3^\circ$ ) から急速に振幅が増大し始め、 $M_{\infty} = 1.05$  でこの模型の最大可能振幅  $20^\circ$  に達する。実機で  $20^\circ$  を越える可能性があるが、そのマッハ数の幅は  $\Delta M_{\infty} \approx 0.1$  程度であって、実際の飛行では約 5 秒で通過する。さらにマッハ数が増加すると振幅は急速に減少し、 $M_{\infty} = 2.0$  では約  $4^\circ$  となる。したがって、図からこの領域でも振動が起きることは予想される。しかし、極超音速での実験では、振幅が  $1 \sim 2^\circ$  程度であることと、外国での実験結果でも、 $2.0 < M_{\infty}$  の領域で特に大振幅の振動が観測されたという報告もないことから、この領域ではマッハ数の増加とともに振幅は減少するものと予測した。このことと風洞の実験回数の制約から  $2.0 < M_{\infty}$  での実験は行わなかった。実際の大気圏再突入飛行では図 2.3 のマッハ数の高い右側の領域から左のマッハ数の低い領域へと変化する。

図 2.4 に、風洞実験でのマッハ数に対する模型の自由振動の振動数がプロッ

トされている。マッハ数の減少とともに振動数は減少している。

### 3. 遷音速領域と超音速領域でのOREXの角運動

#### 3. 1. 姿勢角の変化

図 3.1, 3.2, 3.3 に大気圏再突入後のOREXの姿勢角（迎角 $\alpha$ ，横滑り角 $\beta$ ，バンク角 $\sigma$ ）の時間 $t$ に対する変化を示す。バンク角は既に7395 sには18deg/sまで加速され，OREXは回転している。迎角 $\alpha$ ，横滑り角 $\beta$ の制御は $t = 7520.7$ sから開始し，7568.8sで振幅が大きくなるため一時中断した。OREXは再び $t = 7588.2$ sで制御を再開し，その後 $t = 7614.8$ sの $M_\infty = 0.5$ 付近でパラシュートを放出したあとはコントロールを中止し， $t = 7982$ sに着水した。コントロール中断中に迎角 $\alpha$ ，横滑り角 $\beta$ の振幅は最大に達した。パラシュート開傘後はこれらの角度変化の振幅は増加し，周期が大きくなっている。

図 3.4 a に時間 $t$ に対する高度Height(km)，対地速度 $V_\infty$ (km/s)，マッハ数 $M_\infty$ の変化を示す。図 3.4 a と図 3.1, 3.2を比較すると， $M_\infty = 3.3$ 付近から角振動が始まっている。 $M_\infty = 1.0$ 付近で振幅は最大に達していることは，風洞実験と一致している。図 3.4 b に制御用スラストの噴射回数の時間的変化を示す。この角振動が角度に対して非線形であるためか，制御は十分には行われてない。制御が行われている領域ではヨーイングとピッチング制御の区別がつかないので，制御されている領域には立ち入らないことにする。

図 3.5 a と図 3.5 b に角振動が始まって最大振幅に達する付近の迎角 $\alpha$ ，横滑り角 $\beta$ の時間を拡大したものを示す。この図から，テレメトリされている時間間隔が0.8 sであるのに対し周期は1.6~2.0 s程度であり，サンプリング定理が要求する最低限の条件（信号が振動数 $f_c$ 以上の周波数成分を含まないとき $2f_c$ でサンプリングすると，周波数 $f_c$ 以下の信号は再現される。）を満たしているだけであるから，このデータから角振動を再現することは難しい。

#### 3. 2. ベジエ曲線による角度の時間変化の近似

しかし，テレメトリされているOREXからの信号には迎角 $\alpha$ ，横滑り角 $\beta$ ，バンク角 $\sigma$ の外にそれぞれの時間微分が含まれている。3自由度の角運動では，それぞれの角度の変化量に干渉があって独立には取扱えないが，第一近似として，それぞれが独立に扱えるものとして，0.8sごとの $\alpha$ ， $\beta$ についてそれぞれの角度と角速度のデータを用いてベジエ(Bezier) 3次式曲線で結ぶ。それを図 3.6 a と図 3.6 b に示す。出力が小さい領域（サンプリング時間が波形出力の最低値付近に一致）の波形もかなり復元されている。これらのデータから最大振幅は約20°，振動数は0.5~0.6 Hz（周期1.6~2.0s）である（風洞試験からの推定値にちかい）。図 3.7 a に最大振幅付近での迎え角 $\alpha$ を縦軸，横滑り角 $\beta$ を横軸とする時間経過のパターンを示す。図 3.7 b にベジエ曲線によるプロットを示す。

### 4. パラシュート開傘後のOREXの角運動

#### 4. 1. パラシュートの落下姿勢

パラシュート開傘後のOREXの迎え角 $\alpha$  (図3.1), 横滑り角 $\beta$  (図3.2)の時間変化では, 振幅は約 $30^\circ$ になり, 周期は開傘前に比べると10倍以上になっている. 図3.3のバンク角 $\sigma$ の回転はパラシュート開傘直後から減速し始め, 7760s付近で逆回転し始める. 逆回転後加速されて着水まで回転を持続する.

図4.1に, パラシュート開傘から着水までの姿勢角 $\alpha$ と $\beta$ を縦軸と横軸に取りプロットしたものを示す. これらは, IMUが重心の速度ベクトル方向と認識している方向との姿勢角を表している. OREXの $(\beta, \alpha)$ 図の上での軌跡は開傘直後は右回転し, 減速して逆転した後, 最大振幅約 $30^\circ$ の左回転をする. 図3.1, 3.2, 3.3のパラシュート開傘後の姿勢角 $\alpha, \beta, \sigma$ の大周期角振動の周期を $\alpha=0, \beta=0, \sigma=0$ を横切る周期から求め, 時間の関数として図4.2に示す. これによると3つの角度変化の周期はほとんど一致している. また, 振幅の時間変化を図4.3に示す. 図3.1, 図3.2, 図4.3から逆転後 $\alpha$ と $\beta$ はほぼ同程度の大きさの振幅を示していることが分かる.

では, 図3.1, 図3.2, 図4.1と図4.2からどのようなOREXの運動が推定されるだろうか. データが正しいものとする, 図4.2から, 開傘後に水平方向の速度成分を持ち(風に流されながら?)概ねx軸回りに右回転から左回転に逆転しながら降下する図4.4の運動が考えられる. 実際に風に流されたためかあるいはIMUの誤差によるものか明かではないが水平方向の速度成分をIMUが検知しているものと考えられる.

#### 4.2. 落下中に作用するモーメント

パラシュート開傘後に機軸回りの逆転を生じさせるモーメントの原因は明らかでないが, ここでは, そのモーメントの大きさをデータから概算する.

図4.5にIMUのロールレートを示す. また, 図4.6に, IMUからのジンバルロール角を時間で微分したものと, IMUからのロールレートを示す. ロール角運動以外に他の角運動が加わるとロールレートは単にロール角の時間微分だけでなく他の角度の変動量が関与してくる. 図4.6で一致しない部分はそのような領域である. しかし, そこを除くと2つの曲線はほぼ一致するからパラシュートを切り離してからの大まかなロール運動を知るためには図4.5のロールレートを他の変数独立した変数として取り扱うことが許される.

そこで, 図4.5のロールレートを時間で微分すると図4.7に示す角加速度 $\phi''$ が得られる. OREX本体のx軸回りの慣性能率を $I$ , パラシュートの慣性能率を $I_p$ , OREXに作用する空気力モーメント $M$ , パラシュートによる空気力モーメントを $M_p$ とすると角運動の方程式は,

$$M + M_p = (I + I_p) \phi'' \quad (4.1)$$

ここで風洞実験でこの形式のパラシュートが安定していたこと, また, パラシュートに作用するモーメントが明らかでないから,  $M_p = 0$ とする. 同様に $I \gg I_p$ であるから $I_p = 0$ とする. そこで次の式を取り扱う.

$$M = I \phi'' \quad (4.2)$$

これを直径 $D$  (3.4m), 代表面積 $S$  ( $= \pi D^2/4 = 9.08\text{m}^2$ ), 動圧 $q$  ( $= 0.5\rho$

$V_{\infty}^2$ ) で無次元化して次のロールモーメント係数が得られる.

$$C_l = M / (0.5 \rho V_{\infty}^2 S D) = I \phi'' / (0.5 \rho V_{\infty}^2 S D) \quad (4.3)$$

ここで、 $\rho$  は理科年表のデータを、 $V_{\infty}(t)$  は30km以下での飛行データを用いた。図 4.8に  $C_l$  の時間変化を示す。パラシュート開傘後にそれまでロールしていた方向とは逆向きのモーメントが作用し始める。しかし、 $C_l$  は開傘後にすぐに最大値になるのではなく7760付近で最大値を取る。その大きさは約0.0001である。その後逆転し高度の低下とともにモーメントも減少する。この回転の原因についてはついでいくつかの可能性が考えられる。すなわち、1) 2枚のフィンの機軸平行と対称性からのずれ、2) OREX本体の変形、3) パラシュートの非対称性によるモーメントの発生などである。

## 5. まとめ

(1) OREXは、再突入後減速し約 $M_{\infty}=3.3$ から姿勢角の振動を始めた。制御を中断している $M_{\infty}=1.0$ 付近で、振幅は最大となり約 $20^\circ$ を示した。周期は約1.7sである。これは、風洞実験から予測された値に近い。(2) パラシュート開傘後には再突入直前にスピニアップされた機軸ロールの回転に対して逆方向にモーメントが作用し始め、途中で逆転している。その大きさは $C_l=0.0001$ 程度である。(3) パラシュート開傘後にIMUが水平方向の速度成分を何らかの理由で認識していたとすると、実際にはOREXは大きな振幅の角振動はせず、機軸回りに回転しながら降下し着水したものと考えられる。

## 文献

- 1) Short, B. J., "Dynamic Flight Behavior of a Ballasted Sphere at Mach Numbers from 0.4 to 14.5," NASA TN-D 4198, October, 1967.
- 2) Sammonds, I. Robert, "Dynamics of High-Drag Probe shapes at Transsonic Speeds," NASA TN D-6489, Sept. 1971.
- 3) 吉永崇ほか, "レンズ型鈍頭円錐物体の動安定の実験 (I) 極超音速風洞での実験", 第23回流体力学講演会, 1991年11月.
- 4) 吉永崇ほか, "レンズ型鈍頭円錐物体の動安定の実験 (II) 超音速風洞での実験", 第23回流体力学講演会, 1991年11月.
- 5) 吉永崇ほか, "軌道再突入実験機 (OREX) の遷音速動安定試験", 航空宇宙学会第23期年会, 1992年4月.
- 6) 野田順一ほか, 未発表.
- 7) 吉永崇ほか, "フィン型プローブの取り付け角度誤差の軌道再突入実験機への空力的影響", 航空宇宙学会第22期年会, 1991年4月.
- 8) 渡辺光則ほか, "超音速流中における軌道再突入実験機のプローブ用フィンの空力特性", 航空宇宙技術研究所報告 TR-1232.

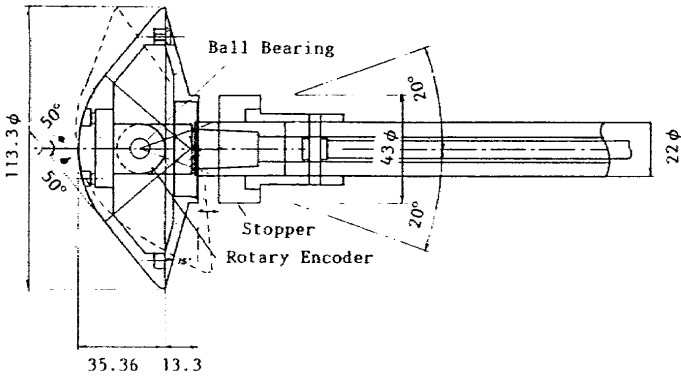


Fig. 2.1 Test stand of single-degree-of-freedom pitching motion of OREX model.

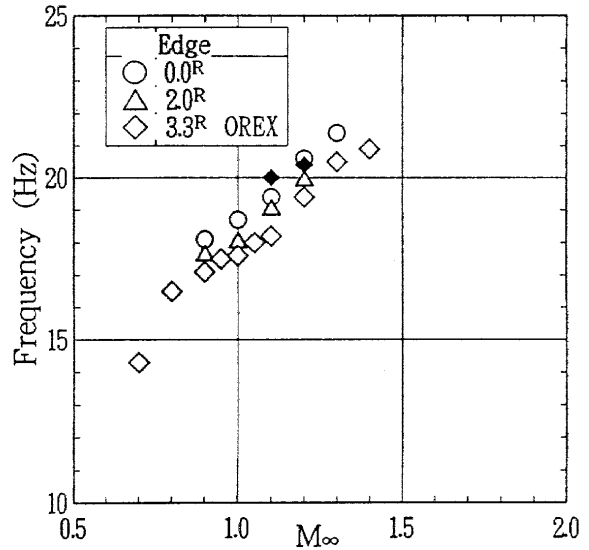


Fig. 2.4 Frequency of pitching oscillation of models in transonic and supersonic regions.

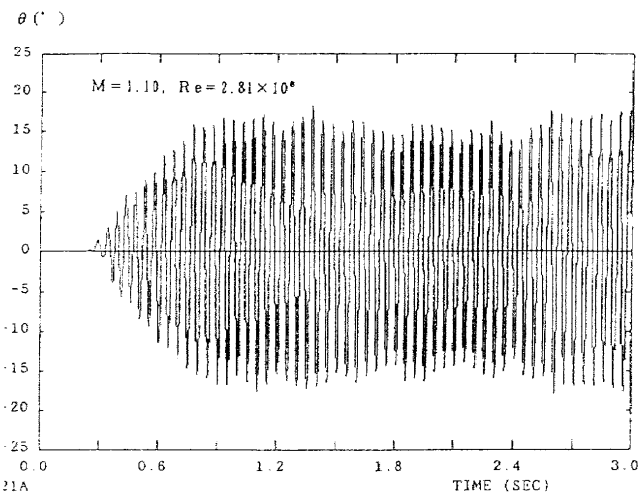


Fig. 2.2 Time-history of oscillation of OREX model at  $M_\infty=1.1$  in free-to-roll test after release.

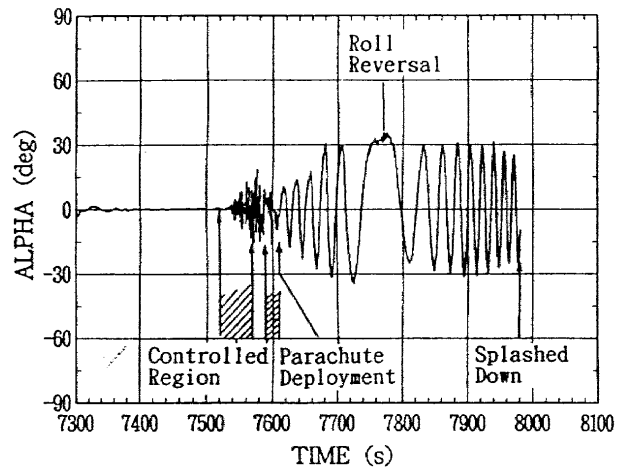


Fig. 3.1 Time-history of angle of attack  $\alpha$  of OREX after re-entering the atmosphere, showing two phases.

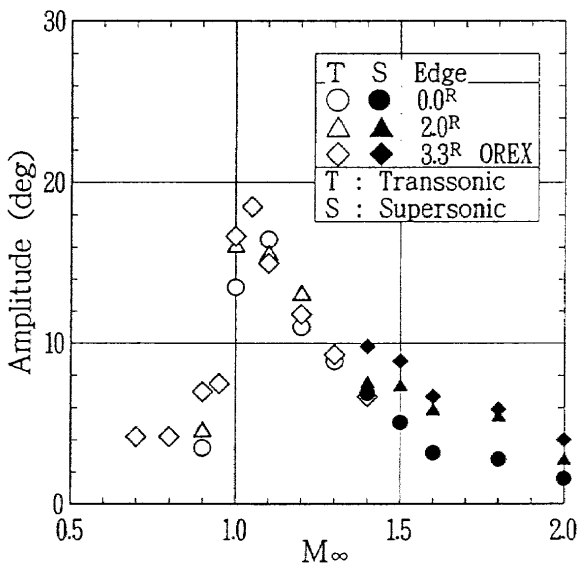


Fig. 2.3 Maximum amplitudes of models in free-to-roll test with  $M_\infty$ .

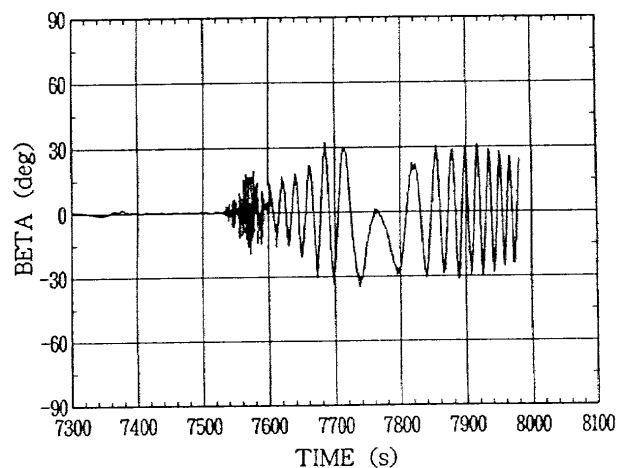


Fig. 3.2 Time-history of angle of side slip  $\beta$  of OREX after re-entering the atmosphere.

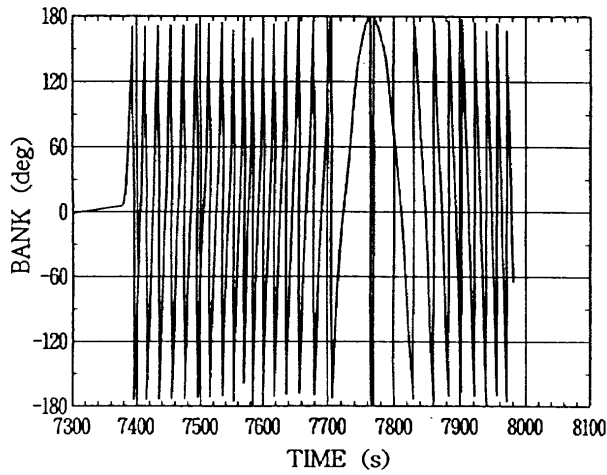


Fig.3.3 Time-history of angle of bank  $\sigma$  of OREX after re-entering the atmosphere, showing reversal of rolling motion.

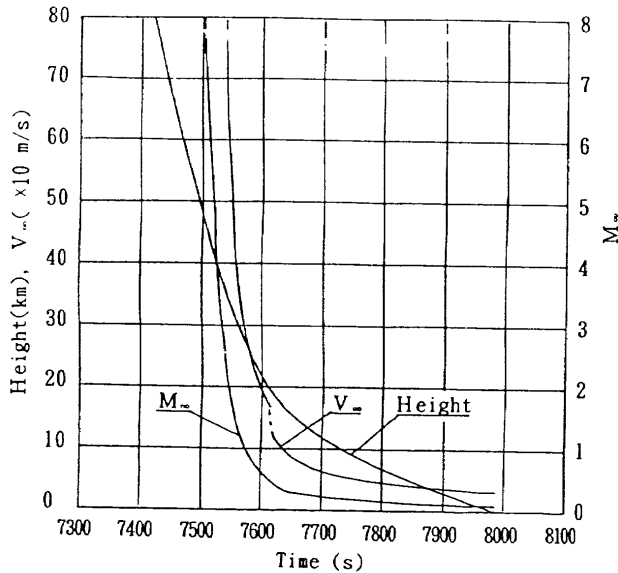


Fig.3.4a Time history of height, velocity in respect to earth, and Mach number.

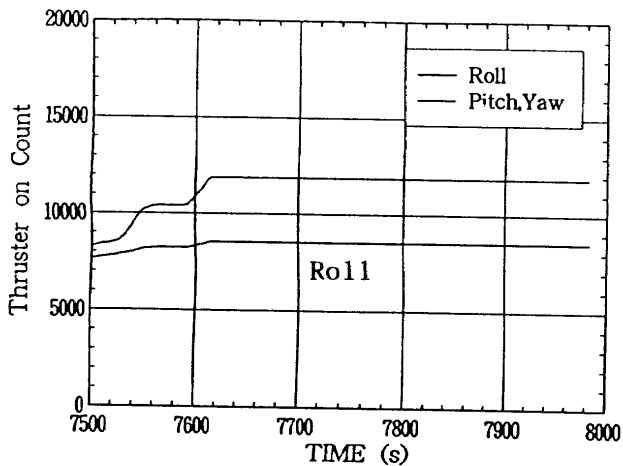


Fig.3.4b Time history of thruster on count of roll, pitch and yaw.

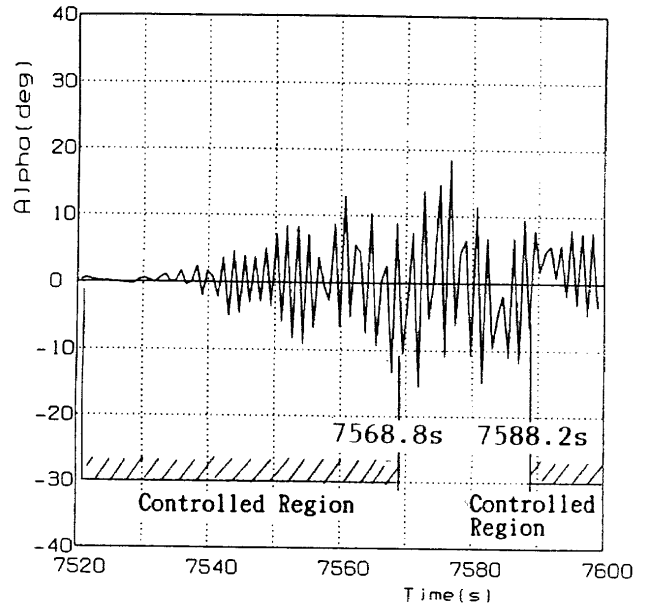


Fig.3.5a Time-history of angle of attack  $\alpha$  of OREX including uncontrolled supersonic and transonic regions, sampled at an interval of 0.8 s.

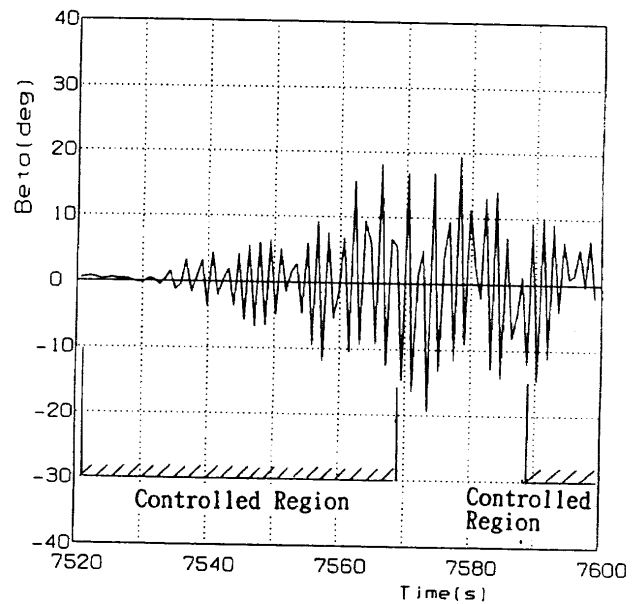


Fig.3.5b Time-history of angle of side slip  $\beta$  of OREX including uncontrolled supersonic and transonic regions, sampled at an interval of 0.8 s.



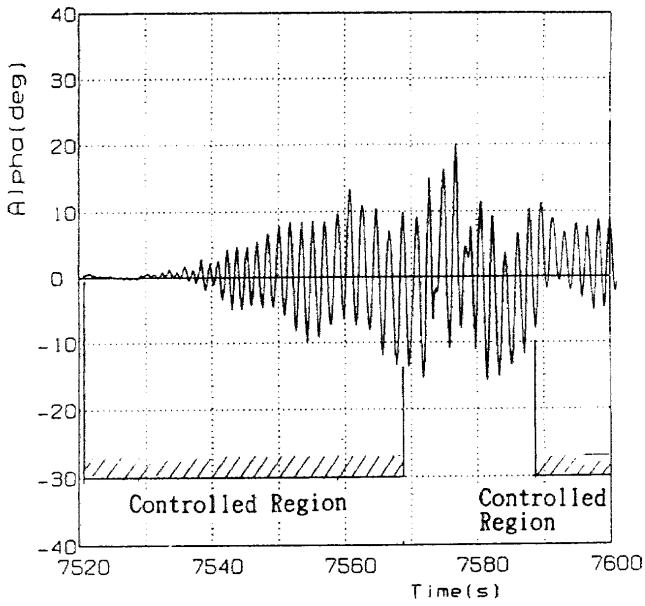


Fig.3.6a Time-history of angle of attack  $\alpha$  of OREX including uncontrolled region, reshaped by Bezier curves.

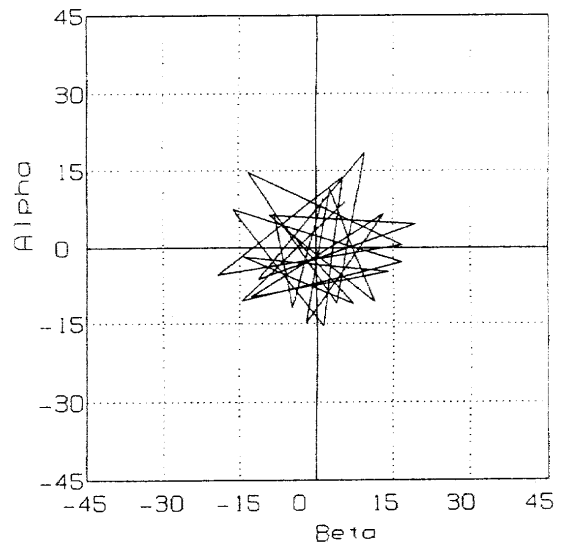


Fig.3.7a Plotting attitude angles of  $\alpha$  and  $\beta$  every 0.8 s taking  $t$  as parameter in the uncontrolled region.

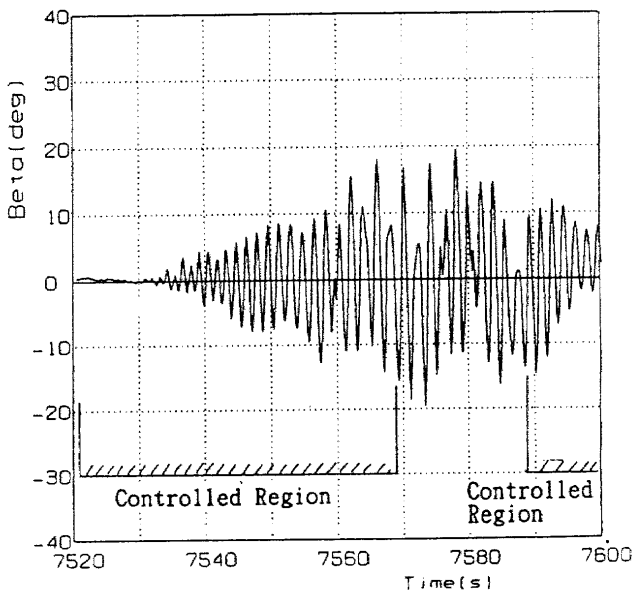


Fig.3.6b Time-history of angle of side slip  $\beta$  of OREX including uncontrolled region, reshaped by Bezier curves.

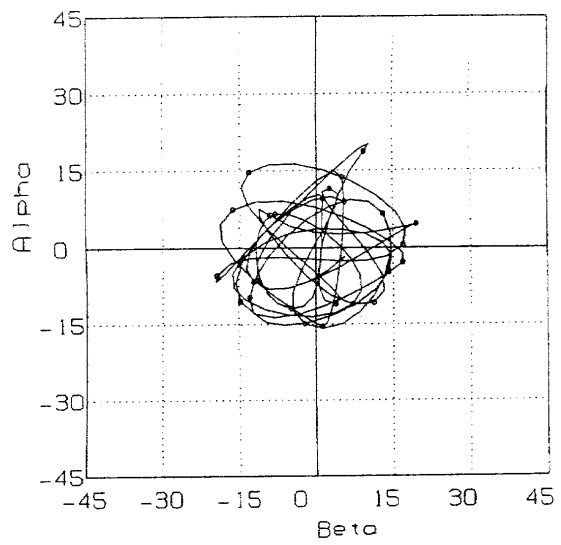


Fig.3.7b Plotting attitude angles of  $\alpha$  and  $\beta$  by Bezier curves taking  $t$  as parameter in the uncontrolled region.

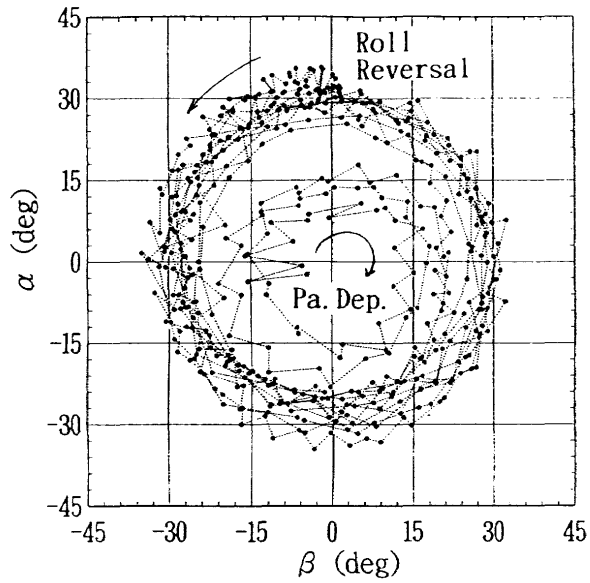


Fig. 4.1 Plotting attitude angles of  $\alpha$  and  $\beta$  taking  $t$  as parameter during descent with parachute deployment.

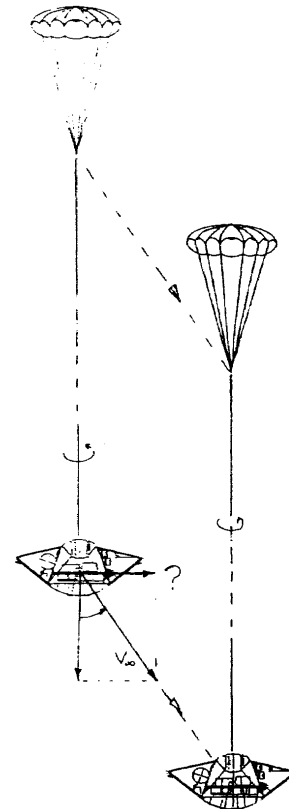


Fig. 4.4 Possible attitude of descent of OREX with parachute.

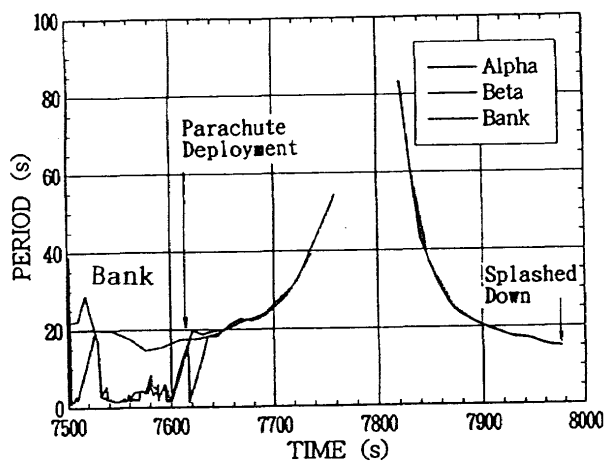


Fig. 4.2 Periods of attitude angles of  $\alpha$ ,  $\beta$ , and  $\sigma$  with time  $t$ .

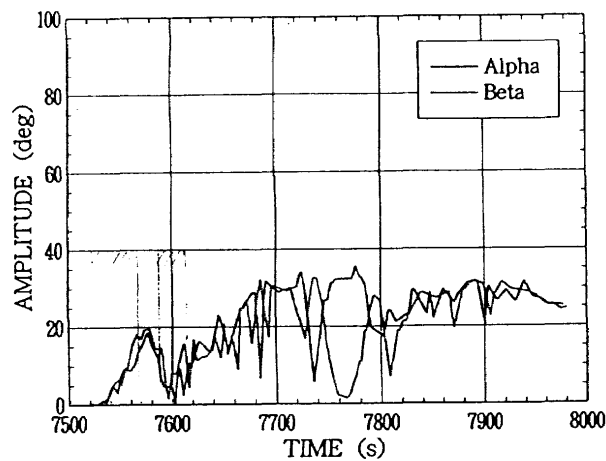


Fig. 4.3 Amplitudes of attitude angles of  $\alpha$  and  $\beta$  with time  $t$ .

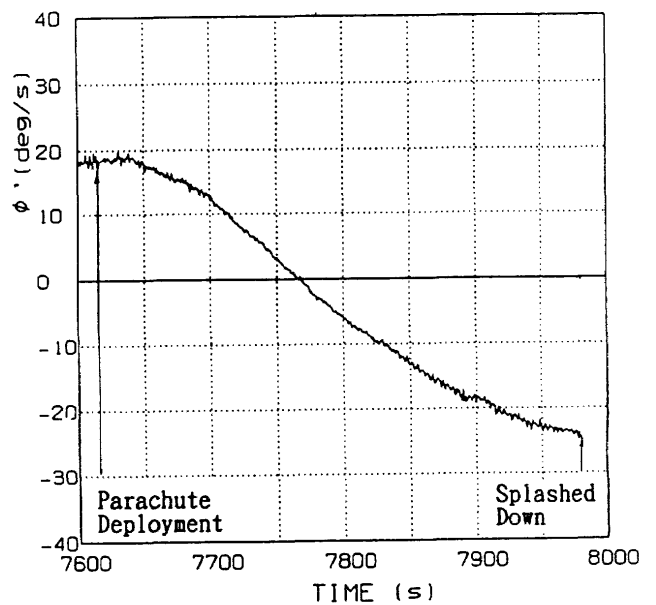


Fig. 4.5 Gimbals roll rate with time.

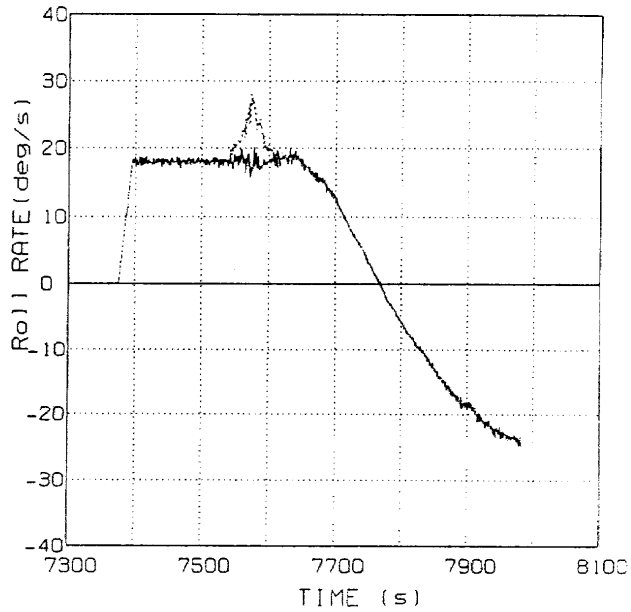


Fig.4.6 Comparison between gimbals roll rate and differentiated roll angle with respect to time.

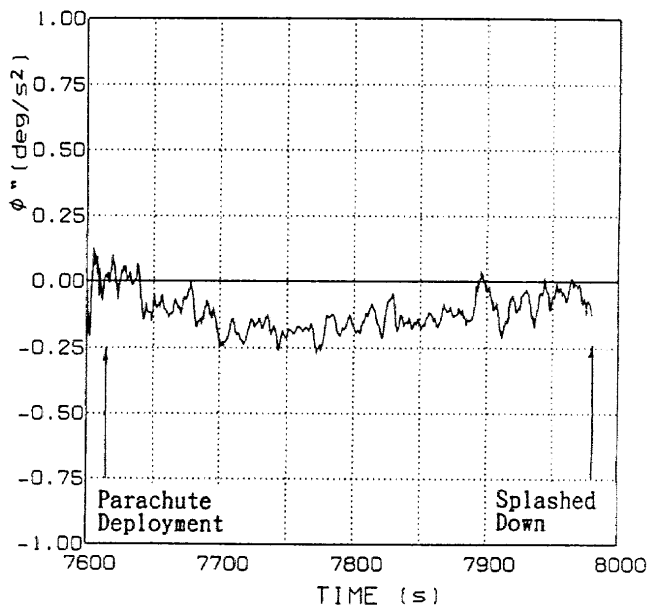


Fig.4.7 Angular acceleration of roll angle  $\phi''$  with respect to time  $t$ .

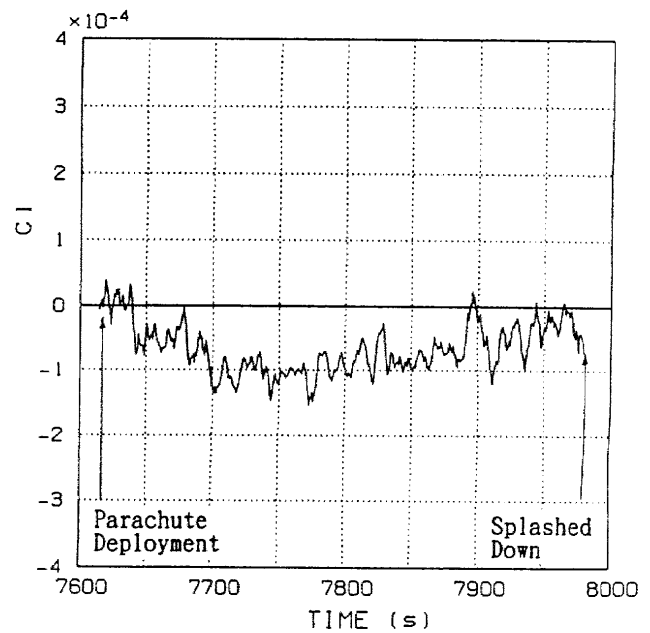


Fig.4.8 Rolling moment coefficient  $C_l$  with respect to time  $t$ .

