

# USERSカプセルの再突入飛行とその姿勢運動

大矢 晃示<sup>1</sup>・松田 聖路<sup>1</sup>・石井 信明<sup>2</sup>

## Reentry Flight and Attitude Motion of USERS Reentry Capsule

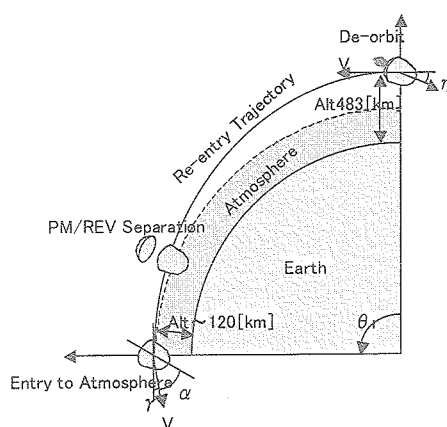
By

Koji OYA<sup>1</sup>, Seiji MATSUDA<sup>1</sup>, Nobuaki ISHII<sup>2</sup>

**Abstract :** The Unmanned Space Experiment Recovery System (USERS) was launched on September 10th, 2002 from Tanegashima Space Center with the H-IIA launch vehicle. On May 30th 2003, the re-entry and recovery operations were successfully conducted, bringing experiment samples and beneficial information back to Earth. USERS became the first national project to succeed in recovery from orbit. In this paper, aerodynamics characteristics of USERS capsule and attitude dynamics that are predicted in design phase are summarized and in-flight attitude dynamics are evaluated.

### 1. はじめに

USERSカプセルは弾道再突入型のリエントリカプセルであり、図1-1に示すような飛行経路をたどる。以下、軌道離脱後からパラシュート開傘までの再突入中のフライト時の姿勢運動について、設計時に取得した空力特性および設計段階で予想された姿勢運動を踏まえて述べる。



#### [軌道離脱条件]

$\Delta V$ 速度 175 [m/s]  
 $\Delta V$ 方向角 進行方向逆方向から下向きに19 [deg]  
 軌道離脱前高度 483 [km] (Circular)

#### [再突入条件 (高度120km)]

飛行経路角 ローカル水平から下向き2.4 [deg]  
 迎角  $\alpha \sim 70$  [deg]  
 軌道離脱からのダウンレンジ角  $\theta \sim 90$  [deg]

#### [姿勢安定]

軌道離脱モータ燃焼中 0.7[Hz]スピン安定  
 PM/REV分離時 モーメントヒールによる5rpmスピン安定  
 PM: Propulsion Module (推進モジュール)  
 REV: ReEntry Vehicle (カプセル)

図1-1 USERSカプセル再突入概要

<sup>1</sup> IHIエアロスペース (株) (IHI Aerospace)

<sup>2</sup> 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 (ISAS/JAXA)

2. 設計段階で取得した空力特性および予想された姿勢運動

2.1. 空力特性の取得方法

USERSカプセルの飛行環境は、再突入からパラシュート開傘まで、即ち、自由分子流領域から亜音速領域まで幅広く変化する。表2.1-1に各飛行環境での空力特性の取得方法を示す。

表2.1-1 各飛行環境での空力特性の取得方法

	解析/試験	空力特性データ	適用範囲
自由分子流領域	解析	カプセル表面を微小な平面パネルで近似。自由分子流理論により各パネルに働く空気を算出。それらの総和をとる。壁での完全拡散反射条件( accommodation factor=1.0)、完全鏡面反射条件( accommodation factor=0.0)の2ケースを設定。	$Kn \geq 10$ (高度 $h \geq 135\text{km}$ )
遷移領域	解析(ブリッジング)	ブリッジング公式により、自由分子流領域の値と連続体極超音速流領域の値を内挿する。	$10^{-3} \leq Kn \leq 10$ (高度 $74\text{km} < h < 135\text{km}$ )
連続体極超音速領域	解析	カプセル表面を微小な平面パネルで近似。修正ニュートン理論より各パネルに働く空気を算出。それらの総和をとる。Cmqはカプセル表面に各速度 $\omega_i$ による速度成分を与える。	$Kn \leq 10^{-3}$ (高度 $h \leq 74\text{km}$ )
超音速	試験	風洞試験結果を与える。	$0.5 \leq M \leq 3.0$
遷音速			
亜音速			

Kn: クヌッセン数

【ブリッジング公式<sup>[1]</sup>】

$$C_T = C_C + (C_F - C_C) \sin^2(\pi (3/8 + 1/8 \log_{10} Kn))$$

C<sub>T</sub>: 遷移領域における空力係数

C<sub>C</sub>: 連続体領域境界( $Kn=10^{-3}$ )における空力係数

C<sub>F</sub>: 自由分子流領域境界( $Kn=10$ )における空力係数

2.2. 風洞試験結果

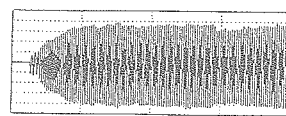
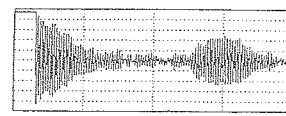
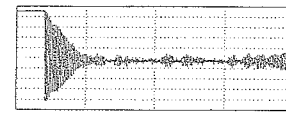
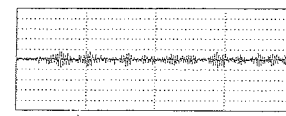
超音速、遷音速、亜音速領域での空力特性の把握のため、風洞試験による評価を実施した。NASAの文献によると、USERSで採用した形状は、遷音速域における静及び動安定性が悪くなることが報告されていた。そこで、重心位置でカプセル模型を保持し、重心まわりのピッチング運動を角度センサーで計測したデータに基づき評価した。マッハ数と初期迎角をパラメータとし試験を実施した結果を表2.2-1に示す。風洞試験により得られたピッチング運動の振幅パターンは表に示すA~Dの4つに大別され、それと最大振幅により整理した。リミットサイクルに入っているDのパターンが動的不安定パターンである。表2.2-1より、動安定性については以下のことが言える。

①遷音速域のM=1.0近傍の極狭い範囲に動的不安定となる領域がある。

②遷音速域のM=1.0において初期迎角が小さい場合は安定であるが、初期迎角が5度の場合にピッチング運動が減衰せず一定振幅±15度の周期運動を起こす動的不安定がある。

表2.2-1 USERSカプセル形状の風洞試験結果

初期迎角 [deg]	動圧 [kgf/cm <sup>2</sup> ]	マッハ数	最大振幅 [P-P]	振幅のパターン
5	0.8	0.5	6.5	B
0	0.37	0.7	7.0	C
0	0.4	0.7	6.0	A
0	0.37	0.7	7.2	A
5	0.8	0.7	4.5	B
0	0.5	0.9	3.5	A
2	0.8	0.9	7.0	A
5	0.8	0.9	10.0	C
0	0.554	1.0	3.2	A
0	0.85	1.0	4.6	A
5	0.85	1.0	30.4	D
5	1.0	1.0	33.3	D
0	0.595	1.1	3.8	A
0	0.523	1.2	3.5	A
5	0.956	1.2	6.0	C
5	1.0	1.2	8.3	C
0	0.64	1.3	3.3	A
5	0.64	1.3	2.0	B
5	0.982	1.3	2.4	B



### 2.3 弾道再突入の動安定性の評価

遷音速域の $M=1.0$ 近傍のみで弱い動的発散傾向があること示されたことを受け、遷音速域での姿勢発散特性について6自由度シミュレーションにより検討した。空力データ上の $M=1.1\sim 0.9$ での動的不安定性の影響をみるため、空カデータ上発散傾向が開始するマッハ数1.1でガストを与えた結果を図2.3-1に示す。本ケースでは大気再突入時の迎角は約6度で、それが減衰し空力加熱最大時点で5度以下となる。Q+1700sec過ぎ(Qは軌道離脱時刻)に動圧減少及び空力中心の前方への移動に伴う静安定マージンの減少による短周期の発散がみられるが、マッハ数1.1でガストが入っているにもかかわらず、その後短周期振幅は減衰する。これは、図2.3-2に示すように、マッハ数1~亜音速域に向けて徐々に抵抗係数が小さくなり、動圧が増加するため、姿勢安定性が確保されるからである。

以上より、設計段階では、遷音速領域で姿勢運動に動的発散傾向があるものの、動圧の増加により姿勢安定性が確保されるものと考えていた。

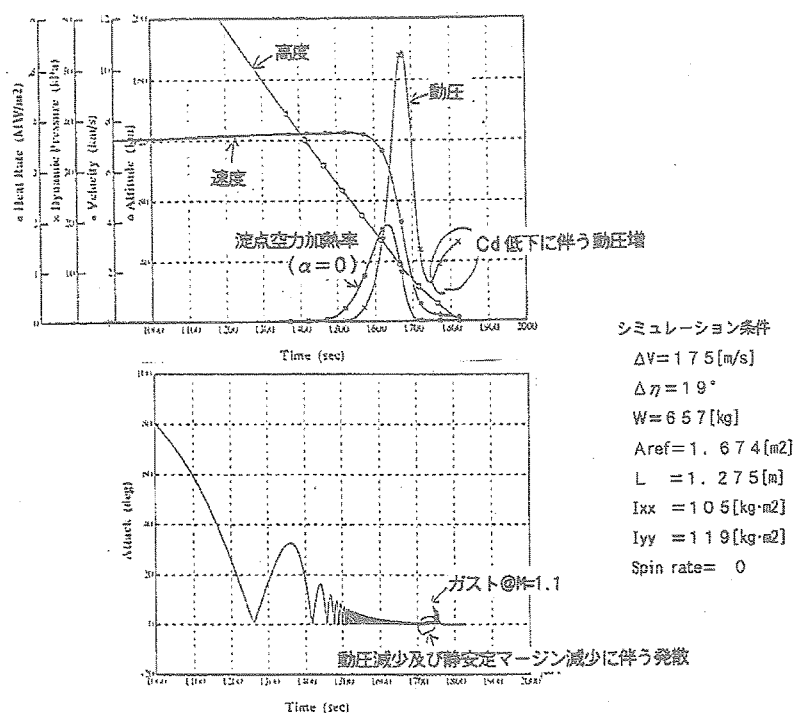


図2.3-1 姿勢安定性確認のための6自由度シミュレーション結果

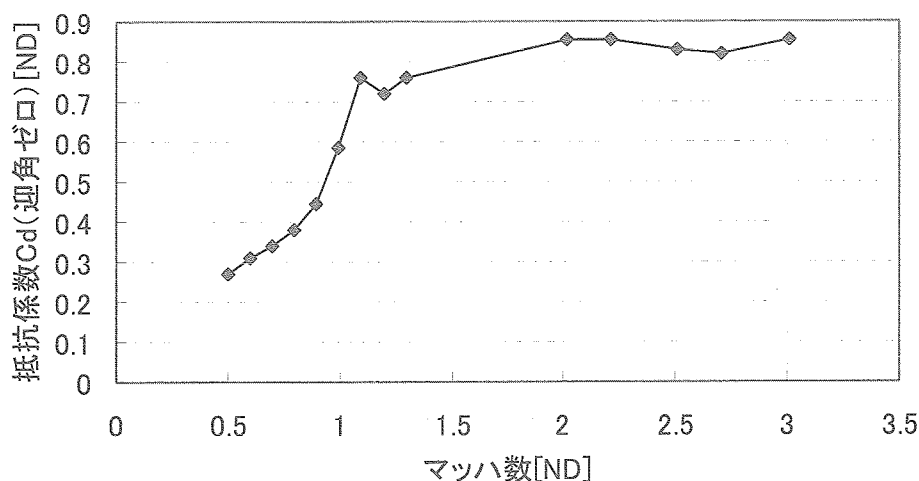


図2.3-2 マッハ数とCdの関係

### 3. フライト結果

#### 3.1 フライト時の軌道運動

フライト時のUSERSの軌道運動は、着水点の位置、フライト中に計測した加速度データ、降下中に内之浦レーダで計測したデータに基づいた推定高度の3つをもとに、軌道離脱点における真近点離角・近地点引数、大気モデルを調整して合わせ込みを行い、6自由度シミュレーションにより推定した。図3.1-1に軌道状態量推定結果を示す。また表3.1-1に合わせこみ結果から推定したフライト時の飛行領域を示す。

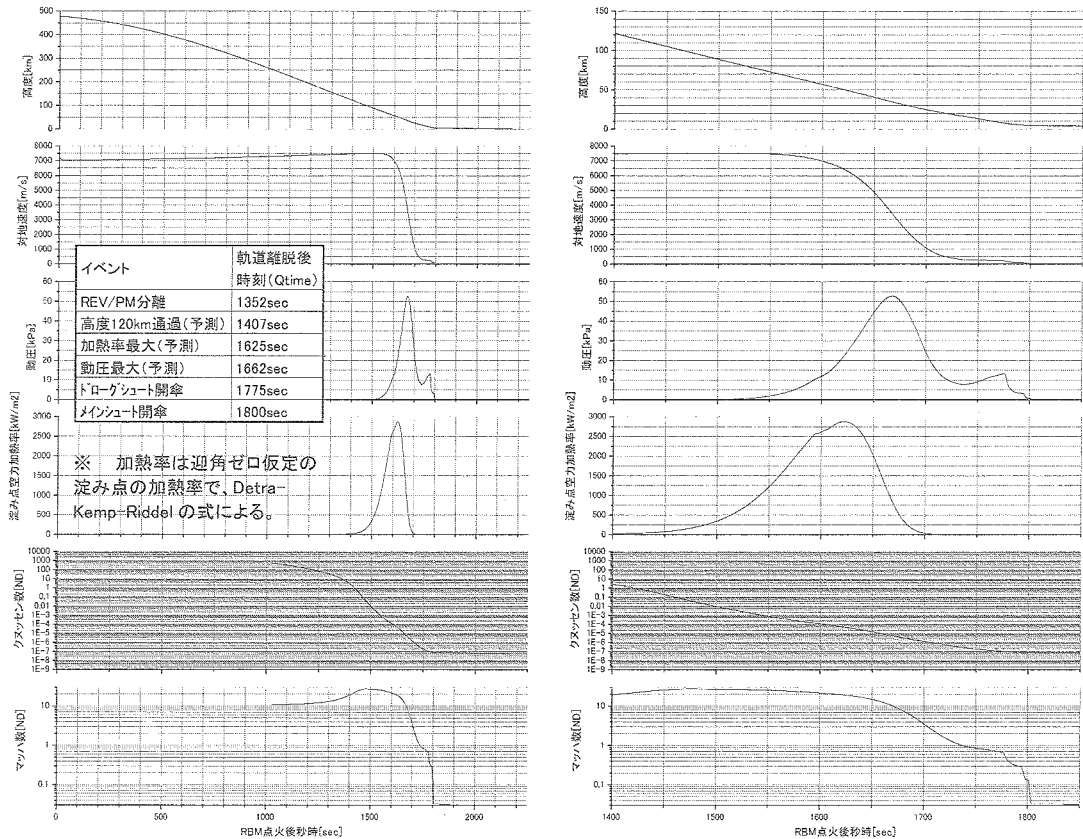


図3.1-1 フライト時の軌道状態量推定結果  
(左：軌道離脱～着水 右：高度120km～パラシュート開傘)

表3.1-1 フライト時の飛行環境

	自由分子流領域	遷移領域	連続流領域	遷音速領域
定義	$K_n > 10$	$10^3 \leq K_n \leq 10$	$10^3 > K_n$	$0.9 \leq M \leq 1.1$
時間帯	～Q+1360	Q+1360～Q+1545	Q+1545～	Q+1730～Q+1745
高度	～135km	135km～74km	74km～	18km～14km

#### 3.2 フライト時の姿勢運動

再突入フライト時、USERS REVカプセルは内部に搭載されたセンサにより、姿勢、加速度データを取得した。3.1項に示す軌道推定結果とこの姿勢、加速度データをもとに、機速方向周りのカプセルの姿勢に関して整理した。以下、カプセルの回頭運動、遷音速領域での姿勢運動、およびロール軸まわりの姿勢運動について述べる。

### 3.2.1 遷移領域における回頭運動

USERSカプセルは熱防御の観点から、遷移領域で空力受動的に回頭運動（頭頂部が進行方向へ向く姿勢運動）が行われるように設計されている。この回頭運動を評価するため、図3.2.1-1に機軸上下角、迎角の時刻履歴を示す。Q+1450sec以降の機軸上下角は速度ベクトルの上下角周りで振動していることから、遷移領域内で回頭運動が行われたことがわかる。空力加熱率がピークの1/4程度まで上昇するQ+1520sec以降、迎角は熱防御系とのインターフェースである30度以下となっている。

図3.2.1-1で、フライト結果とシミュレーション結果を比較すると、フライト結果のほうが回頭運動が遅れていることがわかる。そこで、その要因を考察するため、ピッチングモーメント係数 $C_m$ 、高層大気密度、重心位置 $X_{CG}$ の3つのパラメータを単独で調整し、フライト結果への合わせ込みを行った。結果を図3.2.1-2に示す。 $C_m$ 、高層大気密度については50%、 $X_{CG}$ については59%とするとフライト結果と近くなった。このうち、 $X_{CG}$ はカプセルの打上げ前計測で53%であり、軌道上で6%もの重心の変動が生じることは考えにくい。したがって、回頭運動の遅れは、 $C_m$ 、高層大気密度の誤差によるものと考えられる。遷移領域の $C_m$ はブリッジング公式で計算しており、ブリッジング公式そのものに対する評価が必要である。また、合わせ込み結果はフライト結果に対して減衰挙動に違いが見られており、今後も検討が必要と考える。

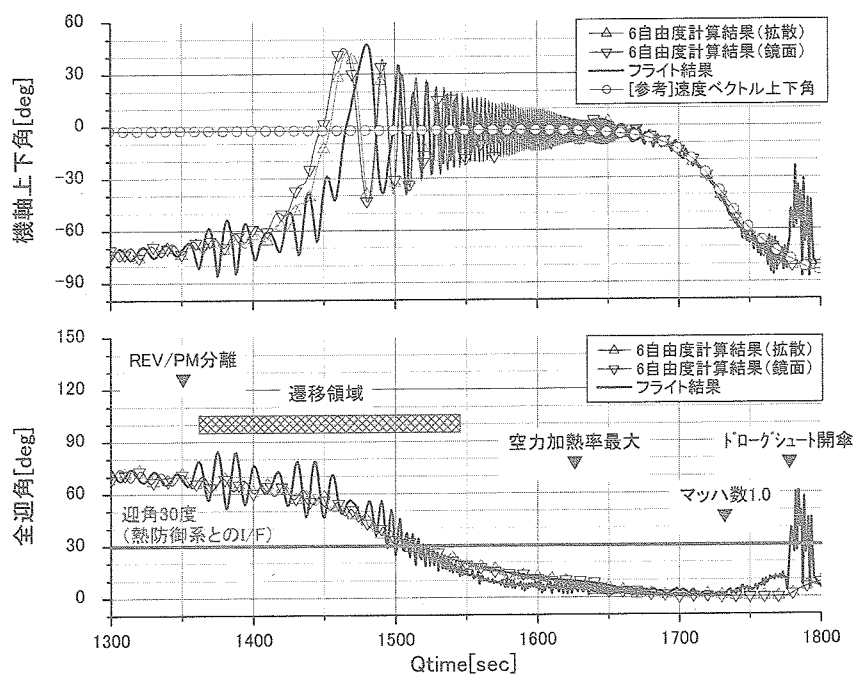


図3.2.1-1 機軸上下角（ローカル水平からの角度）および迎角の時間履歴

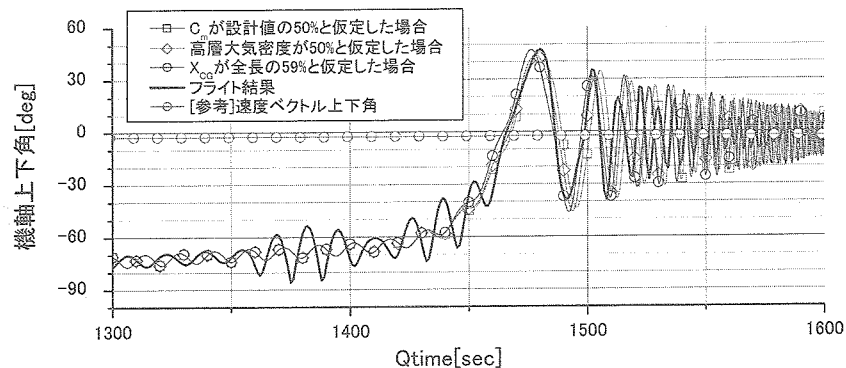


図3.2.1-2 フライト結果への合わせ込み結果

3.2.2 遷音速領域における動不安定現象

設計時に予見されていた、遷音速領域での動不安定について述べる。超音速から遷音速、亜音速と飛行環境が変化したときの機軸運動の軌跡、迎角履歴を図3.2.2-1、図3.2.2-2にそれぞれ示す。超音速領域である図3.2.2-1の(1)図を見ると、REVカプセルは飛行速度ベクトルまわりを、半頂角約3度のニューテーション運動をしていたことがわかる(ただし、ニューテーション運動の中心方向、つまり角運動量ベクトルと、飛行速度ベクトルは厳密には一致していない)。その後、図3.2.2-1の(2)図や図3.2.2-2でわかるように、マッハ数2.3から1.2にかけてニューテーション半頂角(=全迎角)が一度小さくなった。しかし、マッハ数1.2をきったと考えられるQ+1730sec(図3.2.2-1の(3)図)から姿勢が不安定になり、遷音速領域通過にかけて再び半頂角が大きくなった(図3.2.2-1の(4)図)ことがわかる。このことから、設計時に予見されていたとおり、遷音速領域で動不安定であったことがわかった。

亜音速領域に入る図3.2.2-1の(5)図では半頂角は6度以上に達し、その後も半頂角は若干増加する傾向にあった。しかし、図3.2.2-2でわかるように、この時間帯ではCdの低下に伴って動圧が増加しており、これが上記の傾向を抑制するように働いたため、姿勢の発散までにはいたらなかったと考えられる。

また、図3.2.2-3に示すように、遷音速から亜音速領域にかけて、カプセルの特定の位相がニューテーション運動の内側を向き続けるという特徴的な姿勢運動を行っていたことがわかっている。

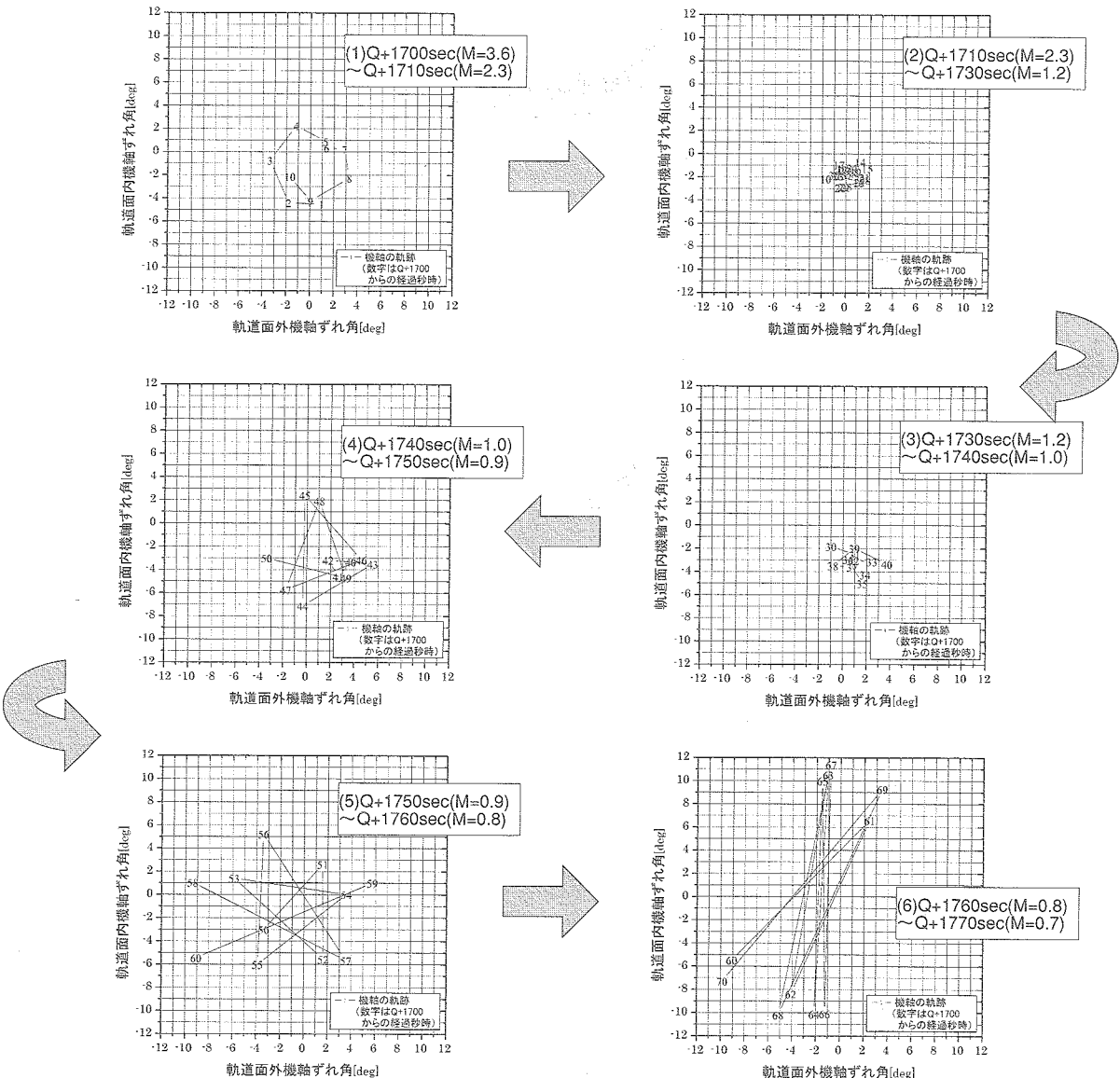


図3.2.2-1 飛行速度ベクトルまわりの機軸の方向 (Mは軌道推定結果に基づくマッハ数)

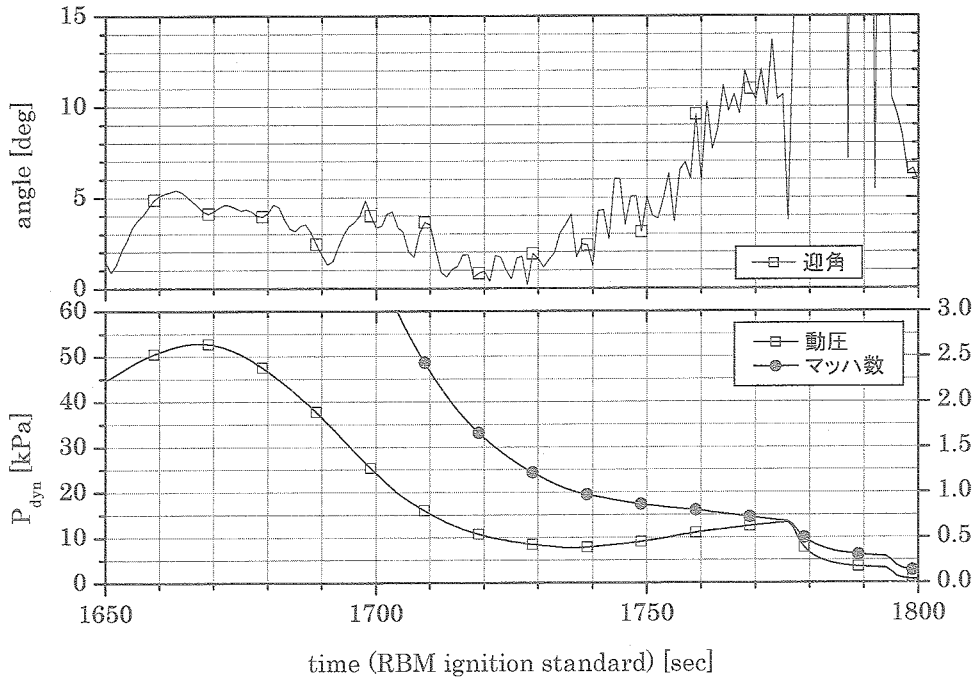


図3.2.2-2 遷音速領域前後の迎角履歴

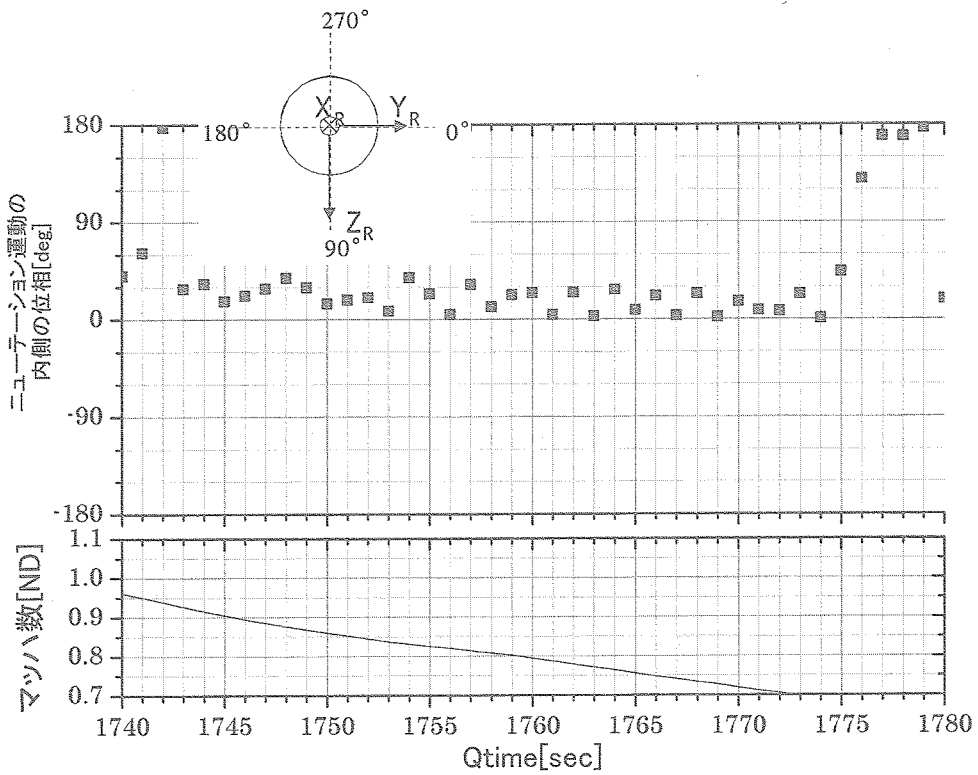


図3.2.2-3 遷音速～亜音速のニュートレーション運動の内側の機体位相

### 3.3 ロール軸まわりの外乱トルク

図3.3-1に、ロール角速度履歴を示す。図3.3-1ではQ+1400sec時点で30deg/secのロール角速度が読み取れる。これは、ジャイロ剛性確保のための5rpmのロールスピンである。その後、Q+1500sec（高度90km）あたりから、ロール角速度が変化率 $0.3\text{deg/sec}^2$ で減少していたことが読み取れる。その後もロール角速度は負方向に増大し、Q+1650sec以降、動圧のピーク前後で更に変化率が大きくなり、Q+1750sec以降の亜音速領域で、再び変化率が $3.5\text{deg/sec}^2$ まで大きくなっていったことが読み取れる。

ロール角速度の変動の起因となった外乱トルクを、ロール角速度の変化率、REVの慣性諸元から見積もると、 $0.3\text{deg/sec}^2$ の場合 $0.7\text{N}\cdot\text{m}$ 、 $3.5\text{deg/sec}^2$ の場合 $8.0\text{N}\cdot\text{m}$ 程度である。モーメントアームをREVの最大径とすると、それぞれ $0.5\text{N}$ 、 $5.4\text{N}$ の外力が生じていたと考えられる。このロール軸まわりの外乱トルクは、空力不整、重心オフセットによるものと考えられる。

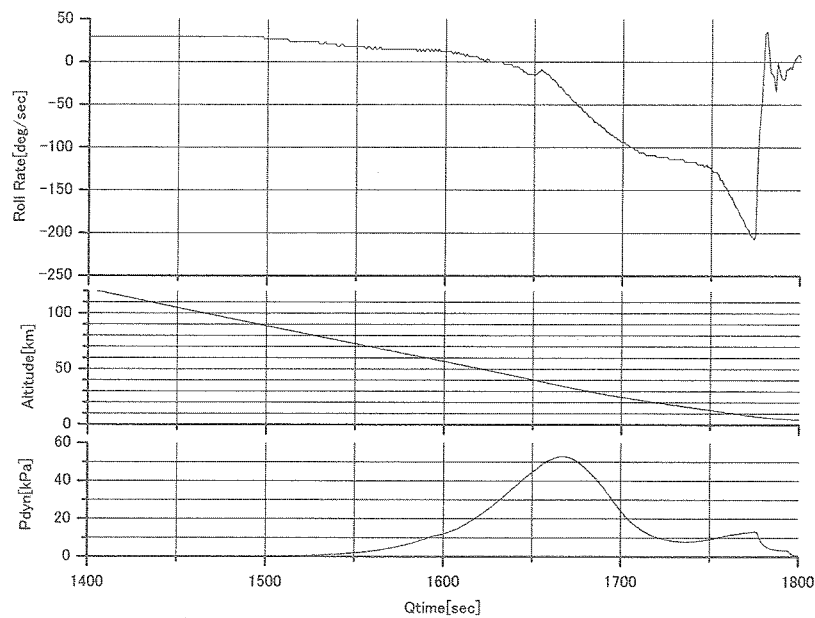


図3.3-1 ロール角速度履歴（フライトデータ）

## 4. まとめ

USERS REVカプセルの姿勢運動を、設計時に取得した空力特性を踏まえて述べた。その結果、下記のことがわかった。

- ・ 遷移領域において回頭運動が行われ、加熱率が生じる前に十分迎角は小さくなっていた。ただし、回頭運動は設計時の予測を下回るものであった。
- ・ 設計時に予見したとおり、遷音速領域で動不安定となった。しかし、その後の動圧の増加により、姿勢の発散までにはいたらなかった。
- ・ ロール軸周りに負の外乱トルクが生じていた。これは空力不整、重心オフセットによるものと考えられる。



## 参考文献

- [ 1 ] Alan W.White, J.P.Arrington, and R.S.McCandless, "Performance Aerodynamics of Aeroassisted Orbital Transfer Vehicles", AIAA 22nd Aerospace Sciences Meeting, 84-0405, Jan.1984
- [ 2 ] 松田 聖路, 牧野 隆, 平木 講儒, 安部 隆志, 稲谷 芳文, 「USERSカプセル再突入時の姿勢運動」, 平成15年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2003年12月
- [ 3 ] Seiji Matsuda, Takashi Makino, Kouichi Ijichi, Shozo Shingu, "Results of Reentry Flight Trajectory of USERS Reentry Module (REM)", 平成15年度アストロダイナミクスシンポジウム, 2003年7月