

# 航空機実験におけるセル内の流体の挙動

Fluid Behavior in a Rectangular Cell under a Parabolic Flight

Using an Airplane

吉原 正一<sup>(1)</sup>      大西 充<sup>(1)</sup>      タニヤ シェンコ<sup>(1)</sup> 東 久雄<sup>(1)</sup>  
Shoichi Yoshihara   Mitsuru Ohnishi      Tanya Sienko      Hisao Azuma  
石倉 精三<sup>(2)</sup>  
Seizo Ishikura

(1)航空宇宙技術研究所

National Aerospace Laboratory

(2)(財)宇宙環境利用推進センター

Japan Space Utilization Promotion Center

## ABSTRACT

When using parabolic airplane flights to simulate microgravity, several sources of perturbation (rotation of the airplane, high gravity just before and after microgravity, and g-jitter) all have an effect on the behavior of the test fluid during the period of microgravity. We investigated the result of such perturbations both in cases of with and without a free surface. The free surface case was an experiment on Marangoni convection. It turned out that the free surface was particularly sensitive to g-jitter, with the result that observing the fluid flow was quite difficult. The case without a free surface is a preliminary run of an experiment planned to be flown on the 1994 IML-2 mission. It was observed that the test fluid rotated together with rotations of the airplane.

## 1. 緒言

JEM等で実現される宇宙環境を有効に利用するための準備として多くの実験が落下塔や航空機等を用いた様々な模擬微小重力環境下で行われている。これらの微小重力実現手段中で、航空機を用いた実験では、航空機の推力や揚力を利用して航跡が放物線を描くように飛行すること（パラボリックフライト）で比較的長時間（20秒程度）の低重力環境を実現している。図1に示す標準的なパラボリックフライト<sup>(1)</sup>の場合、その前後を含めて航空機は機首を水平から下向き、上向き、下向き、水平とその傾きを大きく変化させる。同時に加速度も約2.3Gから約 $10^{-2}$ Gへ、次に約1.8Gへと大きく変化する。このため流体はこれらの変化に強く影響されることが予想される。また航空機実験では他の模擬微小重力環境よりGジッタが大きいことが知られており、これも流体の挙動に重大な影響を及ぼす。そこで本実験では航空機実験で実現される加速度環境が流体の流れにどのような影響を

及ぼすかを、自由表面がある場合とない場合について観測した。自由表面がある場合では、マランゴニ対流を発生させ、その挙動も観測した。自由表面がない場合の実験セルは、1994年に予定されているIML-IIに搭載されるCDU (Convection Diffusion Unit) を模擬しており、CDUで用いられる流れの可視化法である電解液発色法の有効性の調査も合わせて行った。双方の実験で、超音波流速分布計測装置UVP (Ultra sonic Velocity Profile monitor) を用いて流速分布の測定を行った。UVPは超音波を用いるため、流体が不透明であっても速度分布の計測が可能で、低プラントル数流体に関する流体物理分野での応用が期待される装置である。光学的観測結果との比較によりUVPの有効性も調査した。

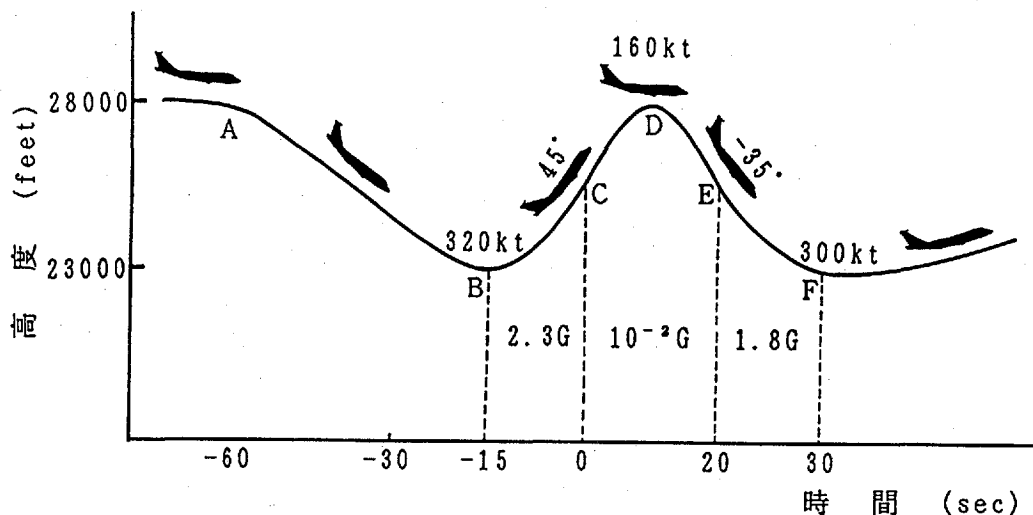


図1 標準パラボリックフライトパターン

Fig.1 Schematic of standard parabolic flight.

## 2. 実験方法

双方の実験で、パラボリックフライト開始30秒前から超音波流速分布計の計測を開始し、同時にセル内の温度、航空機の3軸加速度、機内環境データを実験支援装置のデータ集録装置に記録した。セル内の様子はTVカメラで撮影録画された。機首の傾きは操縦席の傾斜計を副パイロットが5° または10° おきに読上げそれを実験支援装置の操作員がVTRに音声記録した。これらのデータはそれぞれ同期が取れるようデータ集録装置に同期信号が記録された。

### 2.1 マランゴニ対流実験

マランゴニ対流実験の実験セル概略図を図2に示す。実験セルとしては縦10cm×横5cm×奥行10cmで、セル壁面の1面に液晶パネルが張り付けられ、その面に5cm×4cmの平面状ヒータが埋め込まれている矩形セルを用いた。この液晶パネルによって液体がヒータ面に接触した時の温度変化を可視化している。液晶パネルは45°Cから55°Cの間で橙色、緑色、水色と変色し、その温度以外では濃紫色である。マランゴニ対流はヒータ近傍が最も強いと考えられるため、ヒータが埋め込まれたセル壁面直上での速度分布が計測できるようにUVPの超音波センサ(φ8mm)を取り付けた。実験試料中にはアルミトレーサが混入され、それをスリット光で観察することにより流れの可視化を行った。実験試料としては、

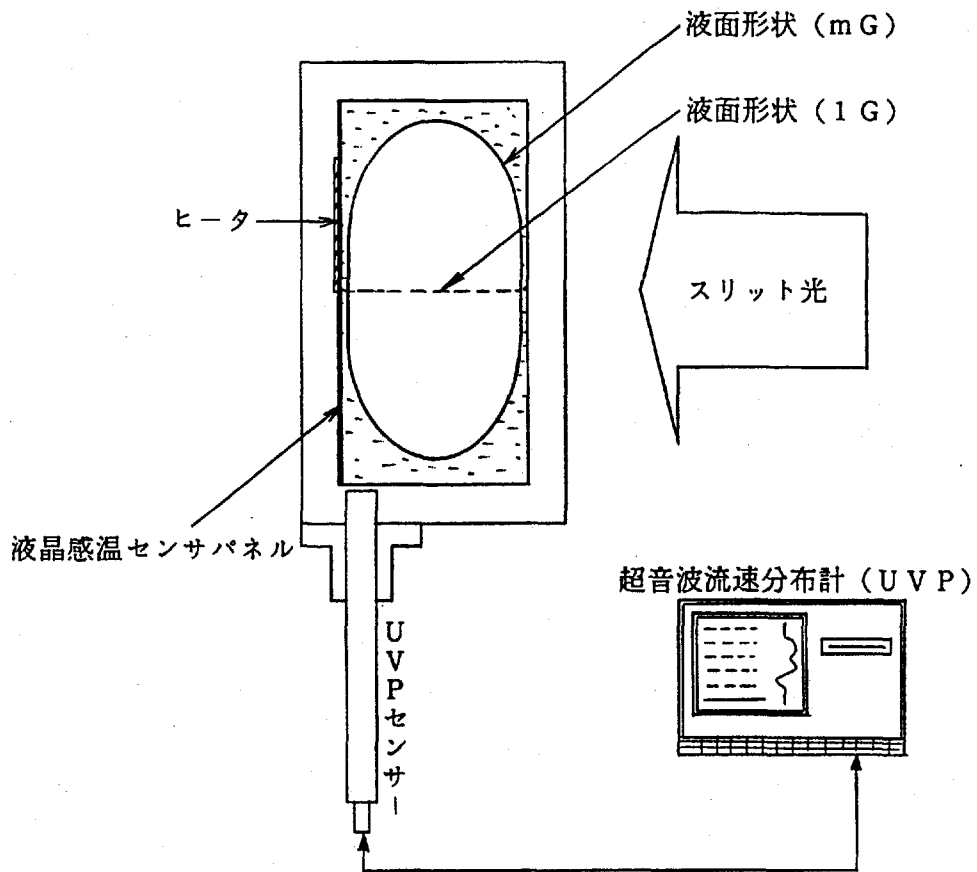


図2 マランゴニ対流実験装置の概略

Fig.2 Schematic of experiment of Marangoni convection.

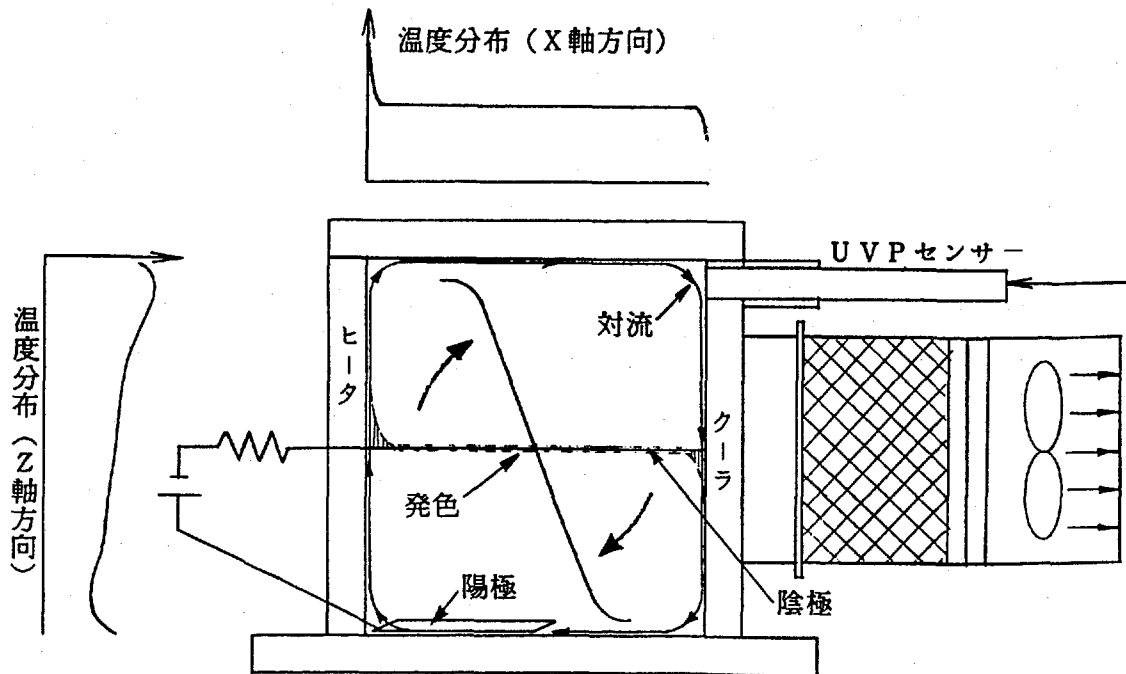


図3 IML-Ⅱ予備実験装置と温度分布の概略図

Fig.3 Schematics of preliminary experiment of IML-2 and temperature distribution.

フロンF114B<sub>2</sub>またはシリコンオイルKF96-10cstを用いた。ヒータ温度としては60℃と80℃を用い、ヒータに通電しない場合も観測した。

## 2. 2 IML-II予備実験

IML-II予備実験の実験セル概略図、セル内の温度分布を図3に示す。実験セルは縦8cm×横7cm×奥行2cmの矩形セルで左右両端に取り付けたヒータ、クーラでセル内に熱対流を発生させた。ヒータ、クーラを作動させて実現できるセル両端での温度差は約15℃であった。クーラ側側面上部には超音波センサを取り付けた。

流れの可視化方法として電解液発色法を用いた。この方法は、pH指示薬を添加した電解液中で電気分解を行い陰極周辺の溶液のpHを変化させることで溶液を発色させ、この発色溶液をトレーサとして用いるものである。実験では電解液として0.5wt%のNaCl水溶液を用い、pH指示薬としてキシレノールオレンジを0.05wt%の濃度になるよう電解液に溶解させた。指示薬を含んだ電解液は濃い橙色を呈しており、発色時には濃紫色に変化する。陰極にはφ0.3mmのパラジウム線を用い、線両端をセル左右面中心に取り付けた。このため陰極線の方法は航空機のX軸と同じ方向になっている。陽極として銀板(2cm×3.5cm, t=0.2mm)をセル下部に取り付けた。電極間には直流5V、1mAの定電圧電流を加えて電気分解を行った。このような材質の電極、電圧電流値を選択することで電極からの気泡発生を防いだ。バックライトとして白色エレクトロルミネッセンスを用いた。

TVカメラから見た熱対流の流れる方向が右回転の場合ヒータは機首側、クーラは尾翼側にあり、左回転の場合ヒータは尾翼側、クーラは機首側にあった。

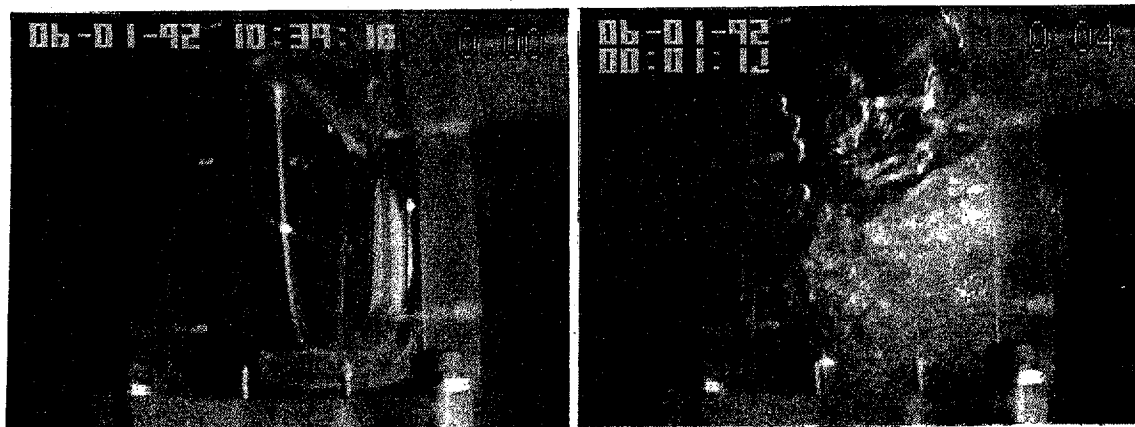


図4 マランゴニ対流実験の観察画像

Fig.4 Observation of Marangoni convection.

## 3. 結果及び考察

### 3. 1 マランゴニ対流実験

図4に実験試料としてフロンF114B<sub>2</sub>を用いヒータの温度を80℃に設定した場合の画像データを示す。このパラボリックフライトの場合にはGレベルが10<sup>-2</sup>Gを切ったため試料が実験セル全体を覆ってしまい(図4左側)、Gレベルが少し上昇した時点で試料が急激に流れ落ちため多量の空気泡が混入し(図4右側)、マランゴニ対流のおろか試料内の流れさえも観測不可能であった。図5にこの時のUVPで計測された速度分布の時間変化を

示す。液面が微小重力期間中に大きく変形したいへん複雑な流れが発生している。その期間後もセル下部に流れが観測されている。パラボリックフライトでは微小重力に突入する直前にGが負の状態になることがある。この時は図4で示した状態よりもさらに流れが乱れるため、Gが負の状態にならにようにパラボリックフライトを行った。その結果を図6に示す。液面が安定したため、液とヒータ面の接触により温度が変化する様子やヒータ面から蒸気泡が発生しそれが成長する様子が観察されたが、マランゴニ対流が観察できる程には液面は安定しなかった。UVPの計測結果を図7に示す。液面がゆっくり大きくと変形し、G回復後は液面が細かく振動しているのが間欠的に示されている。図8に実験試料としてシリコンオイルを用いた場合を示す。液面の変形の様子が明確に示されている。用いたシリコンオイルの粘性はフロンより大きいため液面はやや安定しているが、まだ不十分であった。

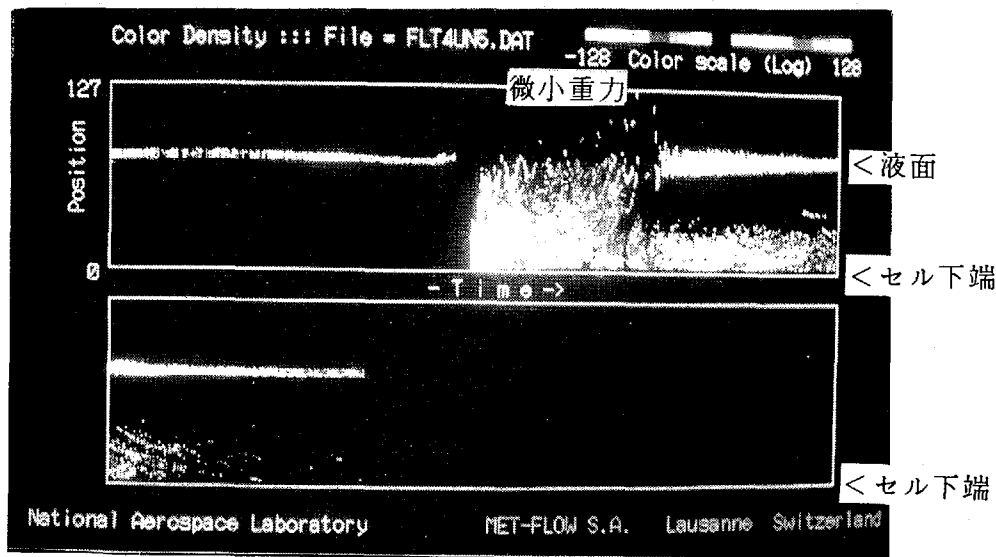


図5 UVPによる速度分布計測結果

Fig.5 Velocity profile by UVP.

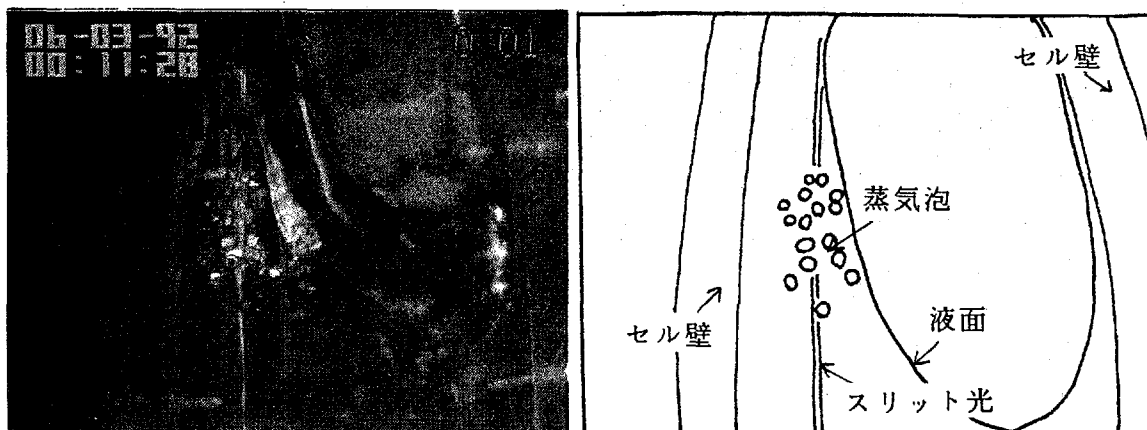


図6 蒸気泡が生成した場合の観察画像

Fig.6 Observation of generation of vapour bubbles.

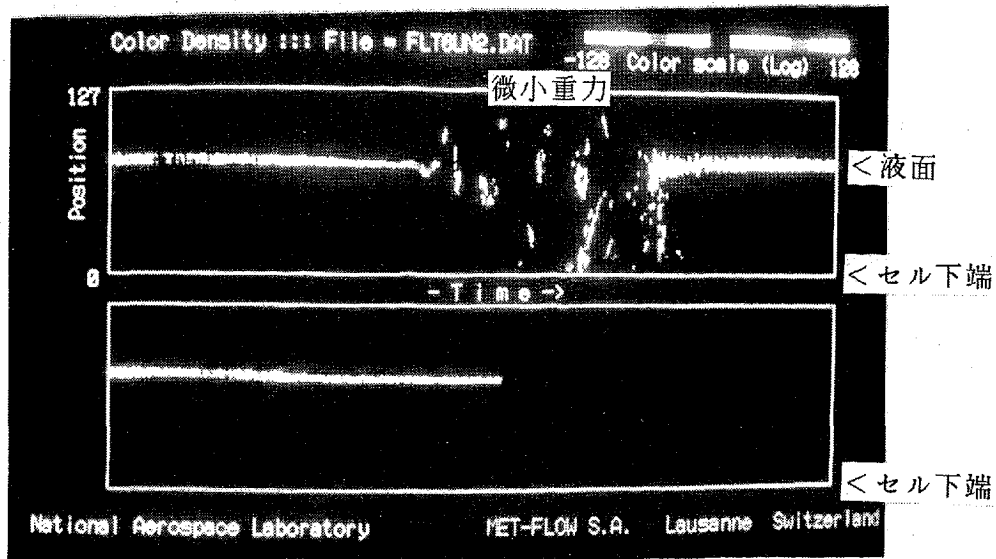


図7 UVPによる液面の位置の変化の様子（フロン）  
Fig.7 A profile of surface location of freon by UVP.

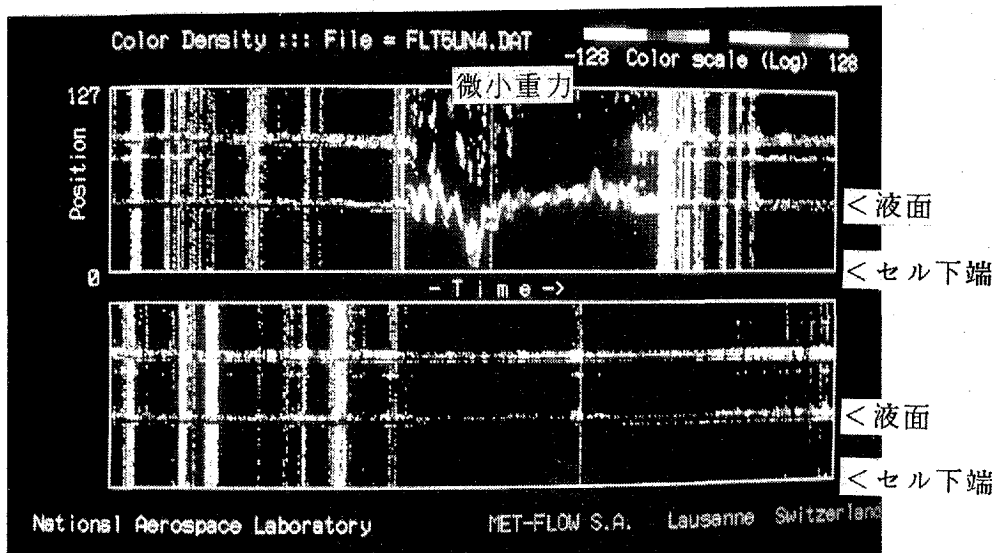


図8 UVPによる液面の位置の変化の様子（シリコンオイル）  
Fig.8 A profile of surface location of Silicone oil by UVP.

### 3.2 IML-II予備実験

図9、10にパラボリックフライト中及びその前後の可視化されたセル内の動きをTVカメラで観測した結果を3秒毎の連続写真で示す。図9は加速度 $G_z$ が約 $10^{-2}G$ で右回転の熱対流を発生させて実験を行ったときの観測結果を示し、図10は加速度 $G_z$ が約 $0.2G$ で左回転の熱対流を発生させて実験を行ったときの観測結果を示す。電解液発色法によりセル内の流れが明確に示され、液はセルの中心を軸として回転するのが観測された。

図11に加速度 $G_z$ が約 $10^{-2}G$ と約 $0.2G$ のパラボリックフライト及びその前後を含め60秒間に得られた機体の加速度 $G_x$ 、 $G_y$ 、 $G_z$ と機首の傾きを示す。加速度 $G_z$ が約 $10^{-2}G$ の実験aでは機首の傾きはB点からC点までに約 $45^\circ$ 変化し、この間の加速度 $G_z$ は約 $2.3G$ で、加速度 $G_x$ は徐々に増加している。C点からD点を過ぎE点までのパラボリックフライト中の機首の傾きは約 $75^\circ$ 変化し、加速度 $G_z$ 、 $G_x$ はC点で急激に減少し予定の低重力に到達し

ている。加速度Gzが約0.2Gの実験bでは機首の傾きはB点からC点までは約35°、C点からE点までの間は約65°変化し、加速度Gz、Gxは実験aとほぼ同じ様に変化している。加速度Gyは全てのパラボリックフライト及びその前後においてほぼ同じ様に推移し変化は見られなかった。

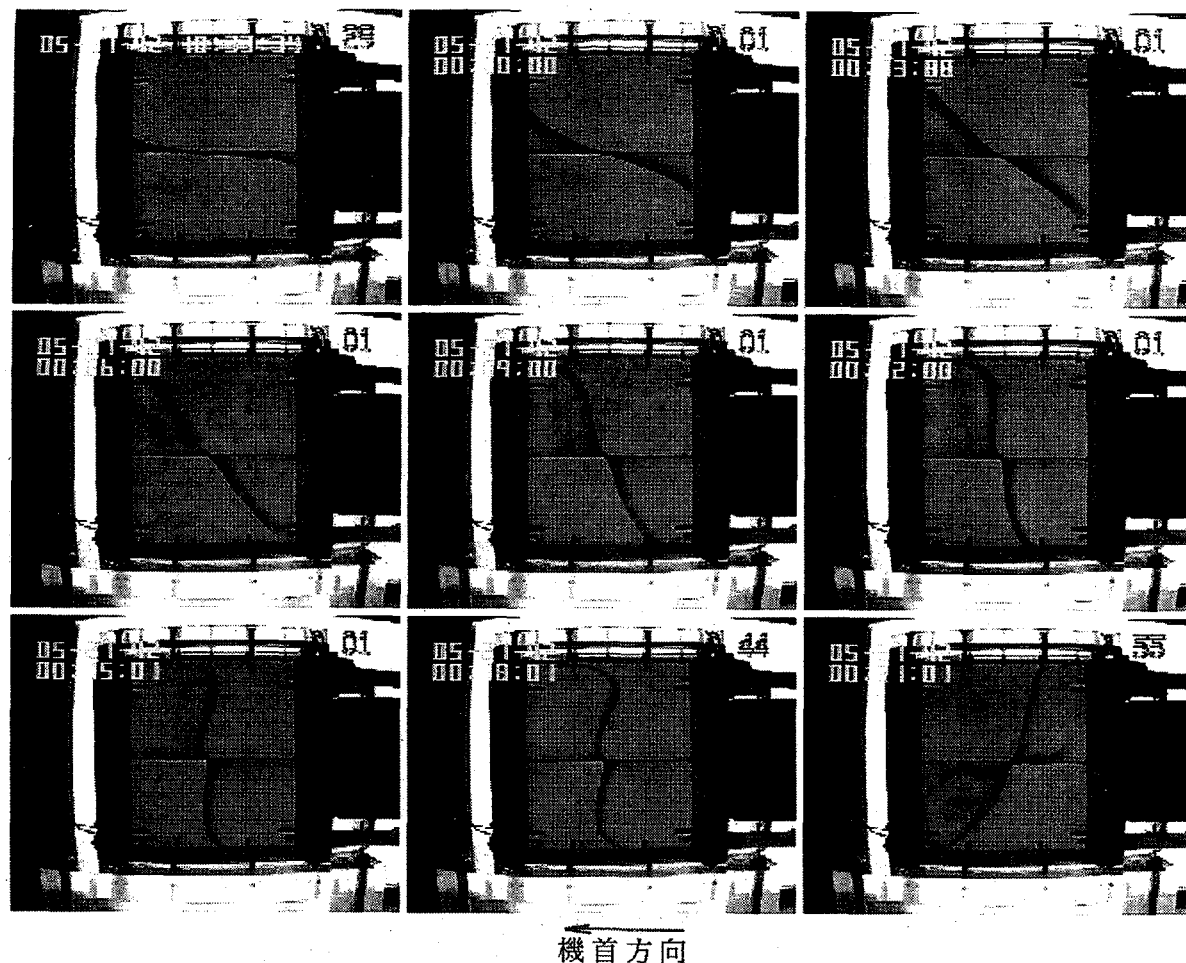


図9 セル内の液の動き（3秒毎、約 $10^{-2}$ G、右回転の熱対流）

Fig.9 Fluid flow every 3 seconds under  $10^{-2}$ G.

Thermal convection is clockwise.

図1 2 に加速度Gzが約 $10^{-2}$ Gで熱対流の無い場合（c）、右回転の熱対流の場合（d）、左回転の熱対流の場合（e）、加速度Gzが約0.2Gで左回転の熱対流の場合（f）、加速度Gzが約0.5Gで右回転の熱対流の場合（g）の5つの実験で得られたセル内の液の動きと加速度Gx、Gzとを示す。セル内の液の動きはパラジウム陰極の方向を0とし、その中心を原点としてトレーサ溶液が右に回転した方向を正、左に回転した方向を負として表した。加速度Gzが約 $10^{-2}$ Gの実験c、d、eでは、セル内の液はC点のパラボリックフライト開始からE点の終了までのあいだに大きく右回転しており、その角度は熱対流の無い実験cでは約130°、熱対流のある実験d、eでは約100°に達している。実験d、eではヒータ、クーラの位置が左右逆になっており、熱対流は逆向きになっているにもかかわらず、液の回転方向、回転角度に違いは見られなかった。

この回転の理由としては、図1 1 に示した様に機首の傾きがパラボリックフライトが始まるC点を境に機首下げの方に变化しており、機体に固定されたセルも機首の傾きと同じ様

に角度を変えている。しかし、セル内の液は慣性力によりセルの回転には追従しない。このためラックに固定されているTVカメラからはセル内で液が回転している様に見えると考えられる。

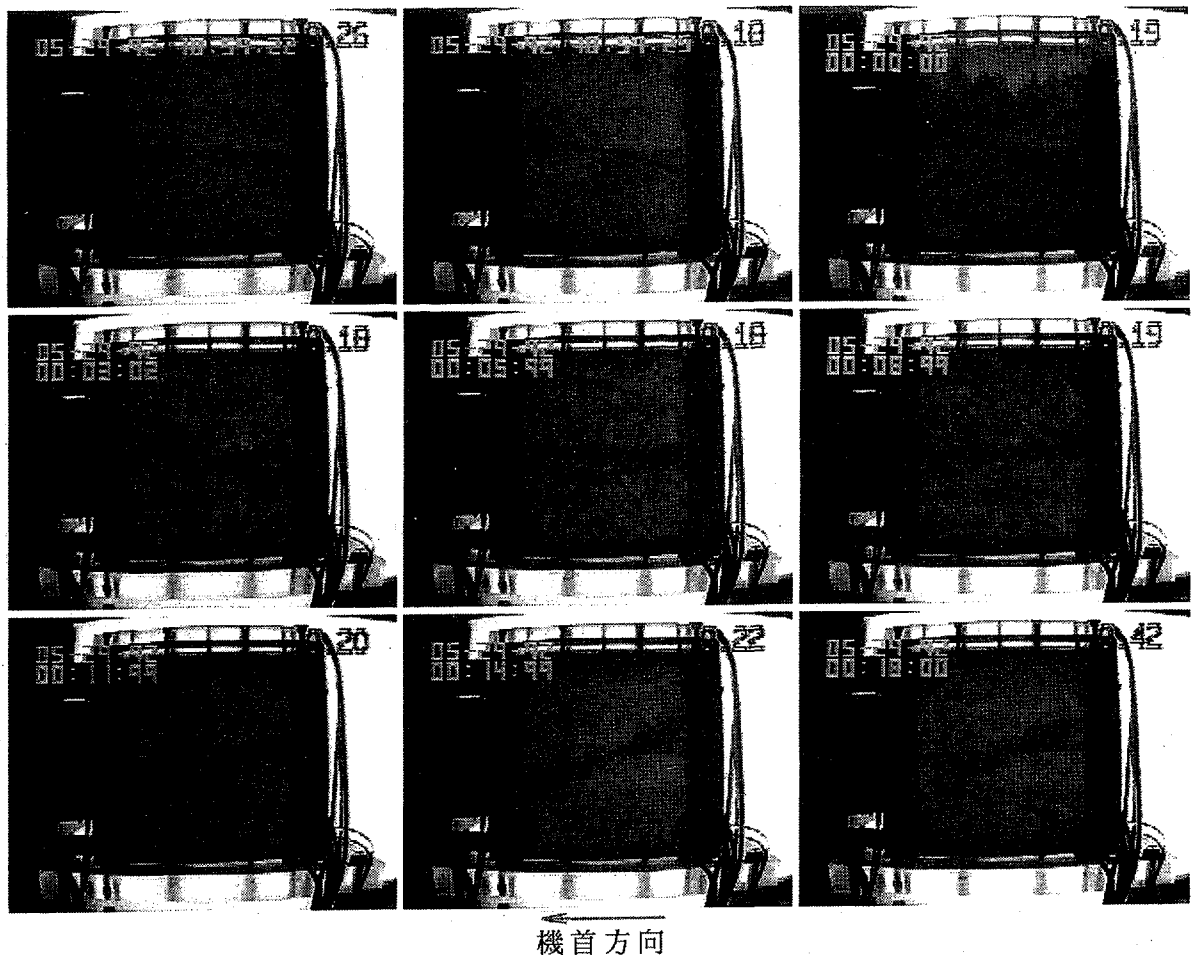


図10 セル内の液の動き（3秒毎、約0.2G、左回転の熱対流）

Fig.10 Fluid flow every 3 seconds under 0.2G.

Thermal convection is counterclockwise.

セル左右側面からヒータ、クーラで加熱冷却しセル内に熱対流を発生させた場合、セル内の温度分布は図3の概略図に示すようにセルの横方向（X方向）では壁近傍で急激な温度勾配になるがセル中心部では温度勾配はほとんどなく、液はヒータ、クーラのごく近傍を上下方向に流れる。高温度低密度の液はセル上部に低温度高密度の液はセル下部に集り低速で横方向に流れる。セルの上下方向（Z方向）は横方向に比べセルの中心まで温度勾配が発生している。この上下方向の温度勾配が密度差による安定な状態を作り出すと考えられる。このためB点からC点まで機首を引き起こし続け加速度Gzが約2.3G加わる所では熱対流のある実験d、e、f、gでは機首の傾きが変化しても液はセル内でほとんど回転しない。しかし、熱対流のない実験cでは液は大きく左に回転している。

実験c、d、eのC点からE点に至る低重力下では液の密度差の影響は少なくなり、先に述べたように液はセルの中心を軸として回転する。

E点を過ぎそれまで下向きだった機首を徐々に引き起こし始め、加速度Gzが低重力から約1.8Gになる所ではセル内に温度分布がある実験d、eでは、液は急激に反対方向に回



転する。これは重力が増大するにつれ液の密度差の影響が現れ、液の回転によって乱れていたセル上下方向の温度分布による密度差が安定な状態に戻るためと考えられる。温度分布のない実験 c では急激な反対方向への液の回転は見られなかった。

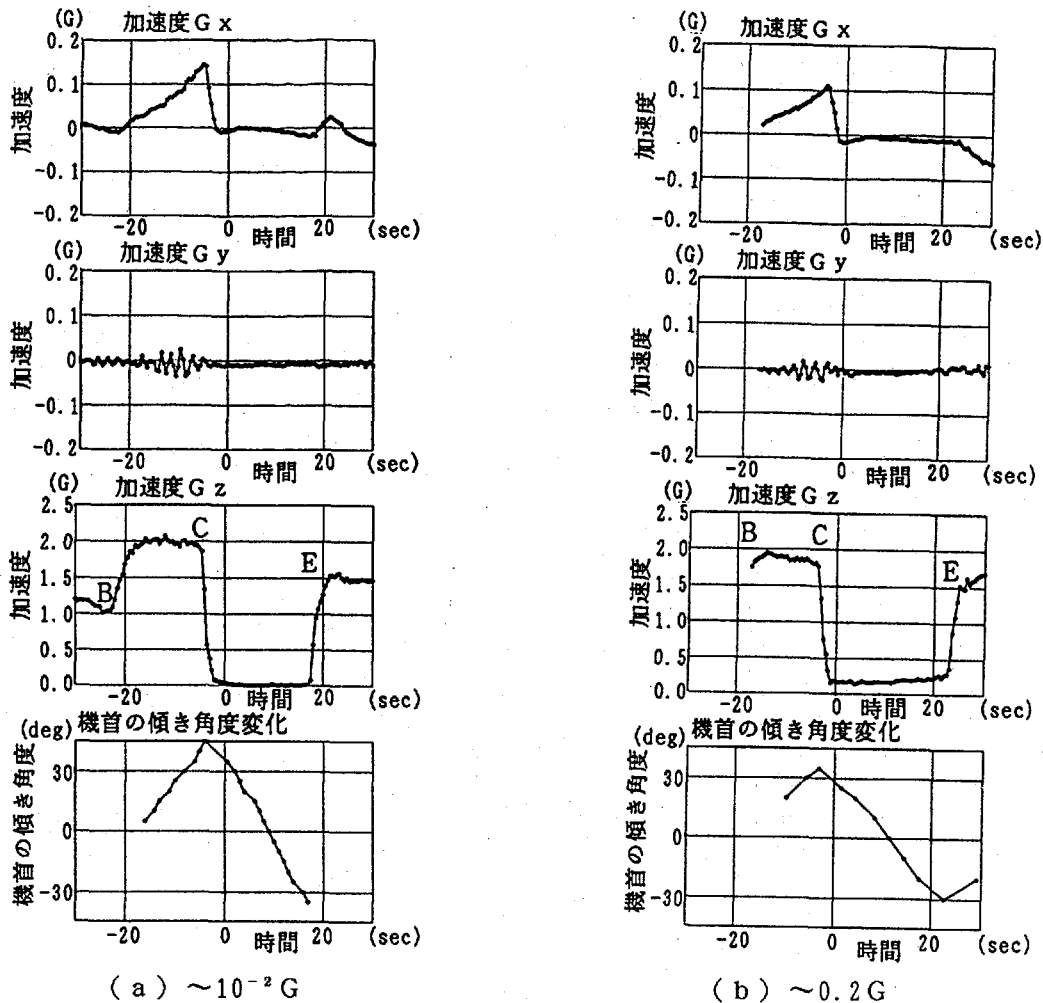


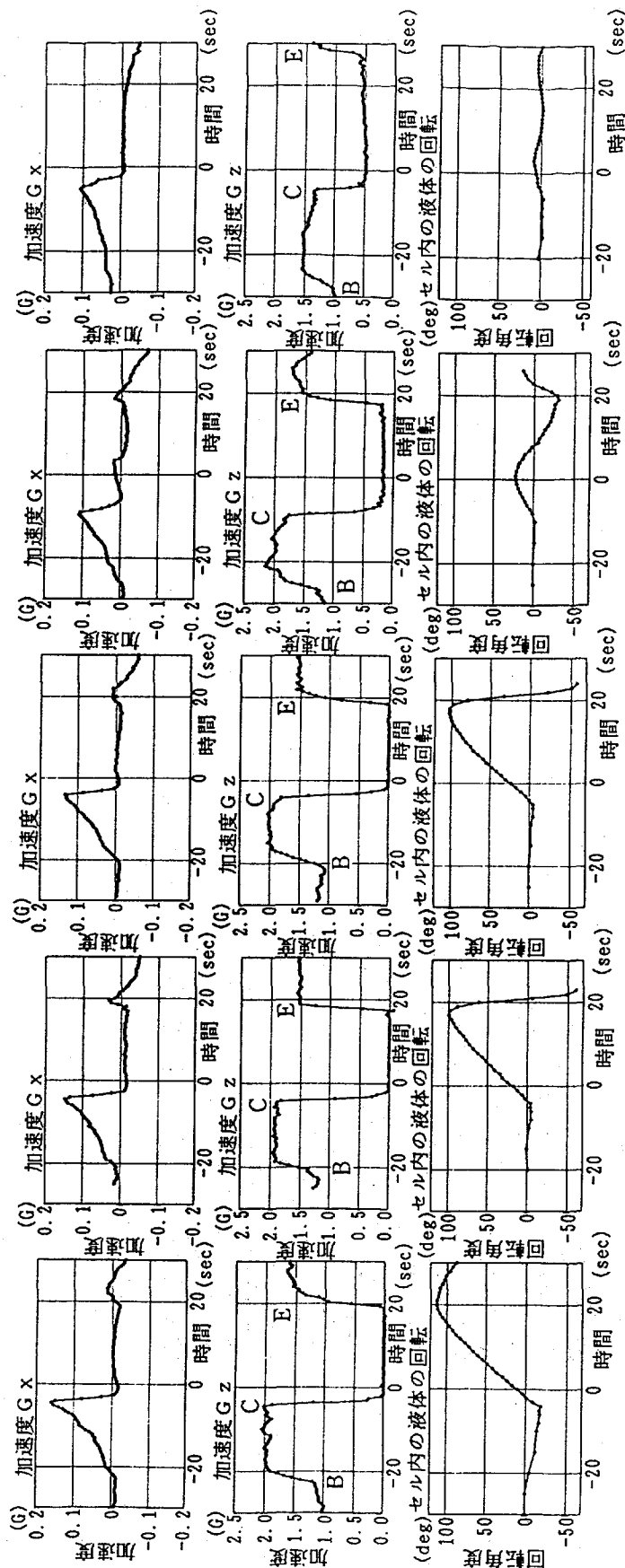
図 1 1 3 軸の加速度と機首の傾き

Fig.11 Pitch angle of the airplane and accelerations of three axes versus time.

次に、セル内に温度分布があり加速度Gzが約0.2Gの実験 f と約0.5Gの実験 g では、液の回転は加速度Gzが約 $10^{-2}$ Gの場合に比べ加速度Gzが大きくなるほど小さくなっている。このことは先に述べたセルの上下方向にある密度分布による効果と考えられる。また、液の回転方向が途中で変ることが観測されたが、パラボリックフライトの途中で液の回転方向が変わる理由は不明である。

図 1 3 - a に 1 G 下でセルを回転させた時のセルとその中の液の動きを、横軸にセルの回転角度を縦軸にトレーサ溶液のセル内での回転角度を取って表す。この実験は航空機実験とほぼ同じ条件になるように時間と共に角度を変化させて行った。セルの角度とセル内の液の角度が逆方向で良く一致しているのがわかる。

図 1 3 - b、c に、図 1 2 で示したセル内に温度分布がある場合の加速度Gzが約0.2Gの実験 f と約 $10^{-2}$ の実験 c に関して、機首の傾きを横軸にセル内の液の回転を縦軸にとってセルと液の動きを示す。航空機実験ではパラボリックフライト前の加速度Gzが約2.3G



実験 (c)  $\sim 10^{-2} G$   $\Delta T = 0^\circ C$  対流方向：なし  
 (d)  $\sim 10^{-2} G$   $\Delta T = \sim 15^\circ C$  対流方向：右回転  
 (e)  $\sim 10^{-2} G$   $\Delta T = \sim 15^\circ C$  対流方向：左回転  
 (f)  $\sim 0.2 G$   $\Delta T = \sim 15^\circ C$  対流方向：左回転  
 (g)  $\sim 0.5 G$   $\Delta T = \sim 15^\circ C$  対流方向：右回転

図 3 - a に対応  
 図 3 - b に対応

図 12 X、Y 軸の加速度と液の回転角度  
 Fig.12 Rotation angle of the fluid and accelerations of X and Y axes versus time.

加わる場所では先に述べた通り、液の密度差の影響によりセルの回転にほぼ追従して動くが、低重力下では密度差の影響がほぼ消えるため大きく動いており、その動きは機首の傾きにほぼ逆比例していることがわかる。

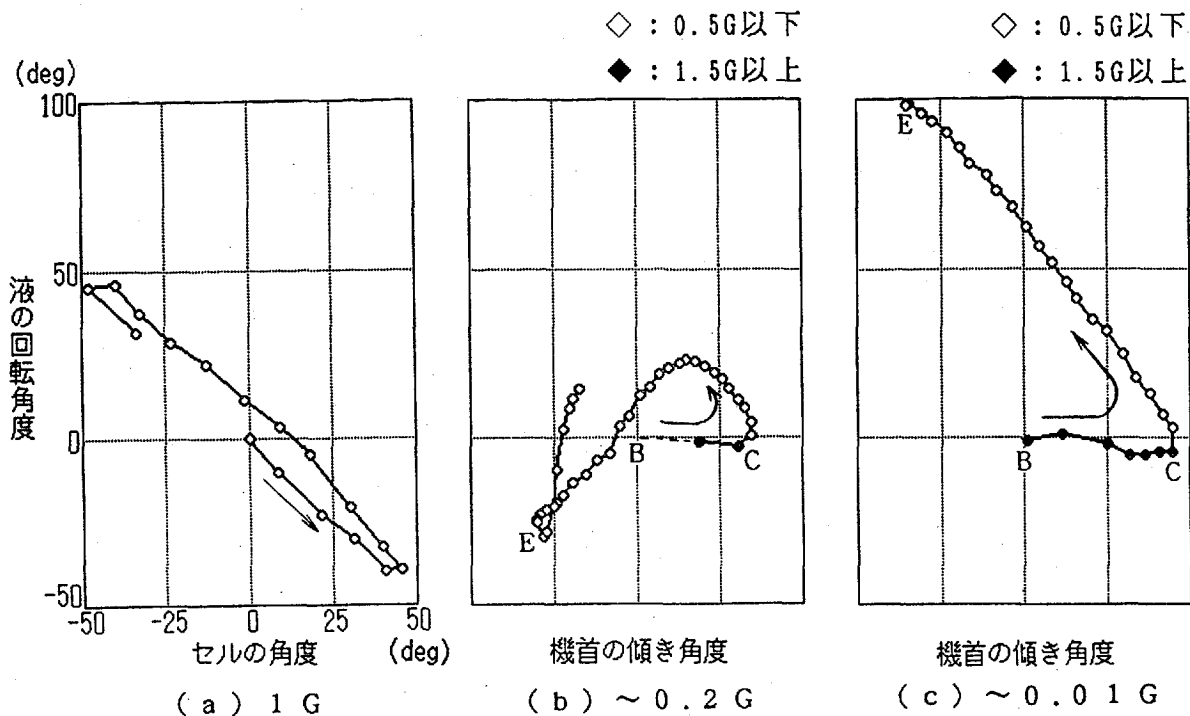


図 1 3 加速度の違いによるセルの角度と液の回転角度

Fig.13 Rotation angle of fluid versus rotation angle of the cell and pitch angle of the airplane.

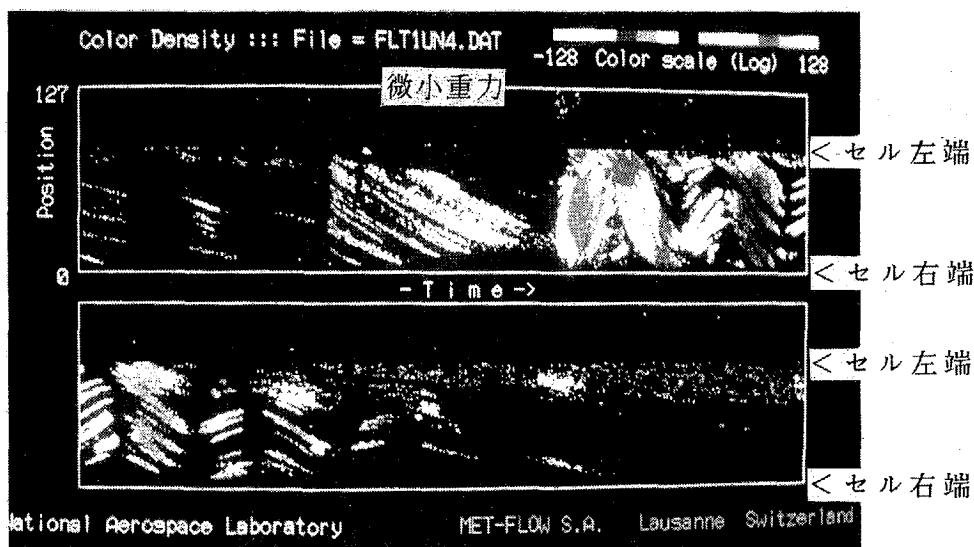


図 1 4 UVPによるセル上部横方向の速度分布

Fig.14 Velocity profile in upper part of the cell along X-axis.

また、図 1 2 の実験 d について UVP で測定したセル上部横方向 (UVP センサ軸方向) の流速分布を図 1 4 に示す。図の下部はセル右端 (センサ側) を、図の上部はセル左端を示し、時間と共に下方に向かう軌跡はセル内左から右への流れを示している。セル上部

の液はセンサに向かって流れており、速度はパラボリックフライト開始前は約0.15cm/secで、パラボリックフライト中は約0.32cm/secであった。この時の速度増加は液の回転によるものである。パラボリックフライト終了後は急速に反対方向に流れ、その後、液は振動（約0.09Hz～0.07Hz）しながら安定な状態へ落ち着いて行く。これは先に述べたパラボリックフライト中に液の回転で乱れた液体の密度分布が、安定な状態に戻る液の動きが計測されたものである。

#### 4. 結言

航空機で実現される加速度環境が流体にどのような影響を与えるかを調査するために自由表面がある場合とない場合の実験を行った。

自由表面があるマランゴニ対流実験では、微小重力状態までの遷移過程で、Gが負にならないようにすることにより液面を安定させることができたが、その安定度は定量的な計測には不十分であり、UVPを用いた計測では液面の位置の時間変化が求められたに留り、マランゴニ対流による流れの計測はできなかった。

自由表面がないIML-II予備実験では、電解液発色法がセル内の液体の流れ、発色溶液の拡散の様子の観測に有効であることを確認した。またセル内の流体は慣性によりパラボリックフライト中の機体の角度変化に追従せず、液が大きく回転して見えることを観測した。この事は機体の角度変化を必ずともなう航空機実験ではセル内で液が回転することを考慮する必要があることを示しており、スペースシャトル内でも同様の回転（360°/1.5h程度）が発生する可能性があることを示している。また、セル内に温度分布がある場合パラボリックフライト終了後、液の回転によって乱れた液の密度分布が安定な状態に戻ろうとする事によって生じた液の振動が電解発色法とUVPの双方で観測され、UVPの有効性も確認された。

#### 謝辞

今回、航空機実験を実施するに当たり、宇宙開発事業団、ダイヤモンドエアサービス株式会社（DAS）の関係各位に多大なる御支援、御協力を頂いた。また、DASの森本氏、福島氏には航空機に搭乗して実験装置を操作して頂いた。ここに深く感謝致します。

#### 参考文献

- (1) 影山太郎、パラボリックフライト Vol.1 No.2 (1991) pp.1-9
- (2) 流れの可視化学会編、流れの可視化ハンドブック (1986) pp.226-231