

## 第 3 章 MEIS 実験までの取り組み

桜井 誠人・上野 一郎・河村 洋・依田 眞一

### Technological Developments and Ground Experiments before the MEIS

Masato SAKURAI, Ichiro UENO, Hiroshi KAWAMURA and Shin'ichi YODA

#### 3.1 技術開発

##### 3.1.1 宇宙ステーション計画とマランゴニ研究

日本が米国の提唱した宇宙ステーション計画に JEM (Japanese Experiment Module) の開発を伴い参加表明をしたのは、1987 年である。この決定に先立ち 1985 年から宇宙ステーションでの研究提案を募り、327 テーマが産学官の研究者から寄せられて、これらを整理して 6 分野 (材料科学, 流体科学, 生命科学, 理工学など) に整理された。これを基に 1990 年には、実験装置開発及び運用計画立案の目標として使用するための微小重力科学分野では 27 の基準ミッションが設定され、流体実験装置の機能としてマランゴニ対流実験が重要な位置を占めた。1991 年には、これらの基準ミッションを基に、共通基盤的な実験装置の候補として微小重力科学分野では、温度勾配炉, 静電浮遊炉など 9 つの共通実験装置が設定され、宇宙開発委員会に報告された。1992 年に第 1 回の JEM 利用公募が行われ、微小重力科学 (材料科学, 流体科学, 燃焼科学) 及び生命科学併せて 50 テーマが、宇宙開発委員会で選定された。この中に、3 つのマランゴニ対流現象解明に関するテーマ提案が選定されている。1993 年から実験装置に関する WG を設置し、ここで実験装置の具体的仕様の設定を議論し、選定された一次選定テーマを中核として開発を進める方針を決定していった。

当時の微小重力科学の現状<sup>1)5)</sup>は、ドイツは 1985 年秋にスペースシャトルを用いて約 70 テーマほどの材料科学, 流体科学の実験を行い微小重力科学では世界最先端であったが、翻って日本は 1980 年から 3 回ほど赤外線加熱炉のハロゲンサイクル実験, 複合材料実験などを TT-500A 観測ロケットを用いて行っていただけで、当時は誰も具体的な微小重力利用の知識を持っているとはいえないのが現状であった。1998 年から科学技術庁の振興調整費により日独専門家会合が 5 年間に渡り開催されたが、ドイツの進捗は日本を圧倒していた。一方カナダでさえ NASA の KC-135 を用いて 2 相流実験等を実施し、1997

年にカナダのスペースバンド (カナダの国内微小重力シンポジウム) でも圧倒的格差を感じざるを得なかった。この現状を打開したのは TR-IA 小型ロケット実験計画であった。このプロジェクトは、1992 年に開始され 1999 年まで 37 テーマの微小重力科学実験及び 1 テーマのライフサイエンス実験が行われた。マランゴニ対流実験は、1~3 号機及び 4, 6 号機と分野として最も多く実施されている。しかし実験条件の設定など手探る状態で、パラメーターの設定も不確実性が当初存在したのは事実である。しかし、マランゴニ対流現象観察において、アルミニウムの支持機構, スリット光による液柱内部流動観察など着実にノウハウを蓄積し、多くのトライアルアンドエラーを犯したが、日本の微小重力科学を最終的には世界最先端に押し上げた。例えば、マランゴニ対流において 2 mm 厚さのスリット光では振動流は 3 次元流動であるため粒子が直線的に動かないことから、3 次元観察装置の開発へと発展して至った。また、このためには液柱内部を液柱垂直方向から観察する必要があり、ITO 膜による加熱と観察など多くの技術開発がなされ、その後の宇宙ステーション実験装置の要素技術として発展していった。この点で TR-IA ロケット実験計画は日本の微小重力科学の底上げ及び先鋭化に大きな役割を果たした。

更に、1996 年の宇宙開発委員会の報告書は旧 NASDA に研究組織を設置する起点となり、宇宙環境科学研究システムが発足し、ここでの体系的な研究に一次選定提案者及び 2000 年に発出された国際公募選定者も一同に介した研究会を発足した。ここで、低, 高プラントル数の広範なマランゴニ対流現象を理解する研究プロジェクトとして、「マランゴニ対流現象体系化モデル研究」が発足した。この場での詳細・多岐にわたる多くの議論は、マランゴニ対流現象に関する体系的な理解を進める極めて多くの成果を上げる結果となった。

本研究に対する外部評価委員会が 1998 年 10 月に開催され、研究計画や研究の進捗状況について外部評価委員会の評価結果を受けて、研究計画の見直しを行い、研究

手法・体制の強化を図った。特に、外部評価の指摘事項である中プラントル数流体に関する研究項目を追加した。

### 3.1.2 TR-IA 小型ロケット実験計画

#### 3.1.2.1 実験概要と成果

TR-IA 小型ロケット実験計画は、宇宙環境利用の自主性・自在性を確保するため、宇宙ステーションでの各実験に必要な共通的・基盤的技術の開発を目指し、1991年から1993年、1995年から1998年と7年間に渡り計37テーマが実施された。TR-IA 実験の特徴は、ペイロードが総計750kgと大きく1装置当たり約120kgと大きな実験装置の搭載が可能であった。また、直径が800mmと大きくこのため、その場観察などの光学系の実験実施を容易にした点にある。

マランゴニ対流実験は、合計5回の実験を行い、科学的成果及び宇宙ステーション利用に必要な技術の習得を図った。以下にその概要を述べる。

##### 1号機 (1991年) マランゴニ対流の発生とその制御に関する実験<sup>6)</sup>

直径15mm、長さ15mmの液柱を形成し、10°Cの温度差を付加した。シリコンオイルに50 $\mu$ mのアルミ粒子を混入し、1.5mmのスリット光を液柱中心部に通して、アルミ粒子の流れを観察し、温度差と粒子速度の関係を観察した。また、実験の最後に液柱を引き延ばして破断実験を実施した。

マランゴニ対流及び表面張力波の観察実験を行った。その結果は、マランゴニ対流の数値解析結果とほぼ一致し、数値解析の妥当性が明らかとなった。また、液柱破断実験では、不安定性から理論的には $\pi$  (長さ/液柱直径の比) よりも長い破断となった。これは、液柱引っ張り速度が速くそのため非定常な状態であったためと理解した。

##### 2号機 (1992年) マランゴニ対流の発生とその制御に関する実験<sup>7)</sup>

シリコンオイル内に流れ場観察のための50 $\mu$ mのアルミ粒子と感温液晶を混入し、また温度差を最大50°Cまで付加して、定常流から振動流への観察を実施した。振動流への遷移課程において、定常流では1.5mmのスリット光内に高温端から低温端へ平行に観察された粒子が、途中でスリット光から外れる様子が観察された。また、振動流は0.1Hzと極めてゆっくりした流れが観察された。振動流を微小重力場で我が国として初めて観察することに成功した。

その結果、マランゴニ対流の層流状態から振動流状態への遷移過程では、観察上は層流状態においても約10秒の周期での温度変動が観察され、時間の経過とともに振幅が増大し、明らかな振動流となった。

##### 3号機 (1993年) マランゴニ対流の発生とその制御に関する実験<sup>8)</sup>

温度差を付加しマランゴニ対流を発生させた後、両端に $\pm 1$ KVの電圧を付加する事で、マランゴニ流に対向する流れ、及び加速する流れを起し、マランゴニ対流の制御効果を観察した。

直流電圧を付加することにより、シリコンオイル中に電気力対流が発生することが確認できた。

##### 4号機 (1995年) 液柱マランゴニ流による振動流の3次元観察<sup>9)</sup>

液柱直径50mm、高さ25mmのこれまでのマランゴニ対流実験で最大の液柱を形成し実験を実施した。液柱形成とシリコンオイルリザーバーからの供給量が釣り合わず、鼓型の液柱となったが、液柱端面からの液柱内部のトレーサー粒子観察には成功した。端面観察を行うために、加熱ヒータとこのヒータを通した液柱内部の観察が必要であったため、新たにサファイヤガラスにITO被膜を施し、ITO被膜の透明性を生かした液柱内部流動観察に成功した。また、多くの粒子の動きを観察するために粒子の運動を自動的に読み込み、側面からの観察と合わせて3次元運動の計測に成功した。

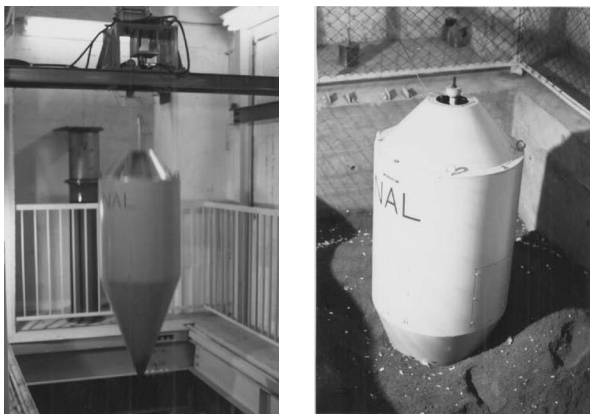
##### 6号機 (1997年) 非定常マランゴニ対流の三次元流動と液注表面温度の同時観測<sup>10)</sup>

4号機と同様に直径50mm長さ25mmの液柱形成を行い、直径1mmのシース熱電対を液柱形成後表面に移動して、表面温度変化を計測しようとした。しかし、シース熱電対移動中に液柱表面に接触し、シリコンオイルがシース熱電対と濡れやすいためこれを通じてオイルが流れ出し、実験途中でオイルが無くなった。

#### 3.1.2.2. TR-IAでの技術開発成果と得られた経験

TR-IA 小型ロケット実験計画は、宇宙実験実施に関わる基盤的な実験の多様な要素技術の開発を第1目標として、1991年から1993年は主として技術開発に専念した。また、1995年、1997年の2回のフライトは予備実験手段の提供と各種技術の開発を主目的としたため、実験テーマは公募して小型ロケット実験評価委員会を設置しそこで各号機のテーマ選定を行った。TR-IA 小型ロケット実験は、約6分で $10^{-4}$ Gの微小重力時間を達成できる。また、大きな特徴としてスペースシャトル、宇宙ステーション等の有人システムに比べ、安全性の面で厳しい管理要求を必要としない即ち柔軟性に富んだ宇宙実験が実施できるという大きな利点を有している。また、実験計画立案から実施まで約2年と他と比べて極めて短いターンアラウンドタイムである事から、詰め切れないパラメータ設定の是非が短時間で明白となり、日本の宇宙実験実施能力の向上及び科学的能力の向上に取って、この点が最も大きなメリットであったと言える。

TR-IA 小型ロケット実験計画を始めたときは、日本として本格的宇宙実験の経験は殆ど無く、まさに試行錯誤の状態であった。以下に黎明期の微小重力実験とマランゴニ対流研究のために習得した技術についてその概要<sup>11,12)</sup>を記す。



a) Dropping capsule      b) Touchdown

Fig. 1 10m drop tower.

### 3.1.3. 黎明期の習得技術

#### 3.1.3.1 小型落下塔

FMPT スペースシャトル実験の準備および落下カプセル切り離しの要素技術試験として、旧航空宇宙技術研究所の固体ロケットの実験棟において 5m 落下塔を建設した。その後、落下距離約 10m、自由落下時間約 1.3 秒の落下塔が完成した。高所より実験装置を自由落下させれば容易に微小重力環境を実現できるが、問題は制動である。着地場所には砂場を設置した。立方体のジュラルミン箱の中に流体実験装置を備え付ける構造になっていた。ジュラルミンの箱の底面には長さ 1m 程のヤリ状の衝撃吸収部品 1~5 本取り付けられており、このヤリが砂場に突き刺さる事で衝撃を吸収した。

その後、Fig. 1 a) に示すような、使いやすい小型のカプセルへと改修した<sup>13)</sup>。落下カプセル上部の切り離し装置への取り付けは、内側ケースに固定した吊り下げ棒を介して取り付けられている。外側ケースは内側ケースの上部で接触し吊り下がる構造になっている。実験シーケンスに従い、落下カプセルが切り離し装置から切り離され自由落下を始めると、外側ケースは落下中に空気抵抗による力を受け、内側ケースを離れそれぞれ独立した状態になる。10<sup>-3</sup>G 程度の低重力が得られると考えられる。

着地は外側ケースが最初に砂場に着き (Fig. 1 b)、次に内側ケースが外側ケースの内部に置かれた衝撃吸収用粘土塊の上につき、そして粘土塊を押しつぶしながら一体の状態に砂の中に突き刺さって行く。着地衝撃の緩和は外側ケースがよく掘り起こし山に盛られた砂に突き刺さることにより、また内側と外側のケースの間で塑性変形した粘土は、その粘着力により内側ケースが外側ケースの中で跳ねるのを防いで搭載機器の破損を防止している。着地衝撃加速度は 30G 程であったが、国産民生品の装置は、ほとんど改修なしでそのまま使うことができた。この落下塔は 2001 年に固体ロケットの実験棟の取り壊し

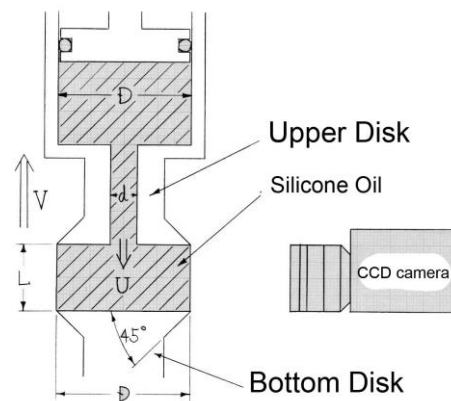


Fig. 2 The schematic for liquid bridge formation.

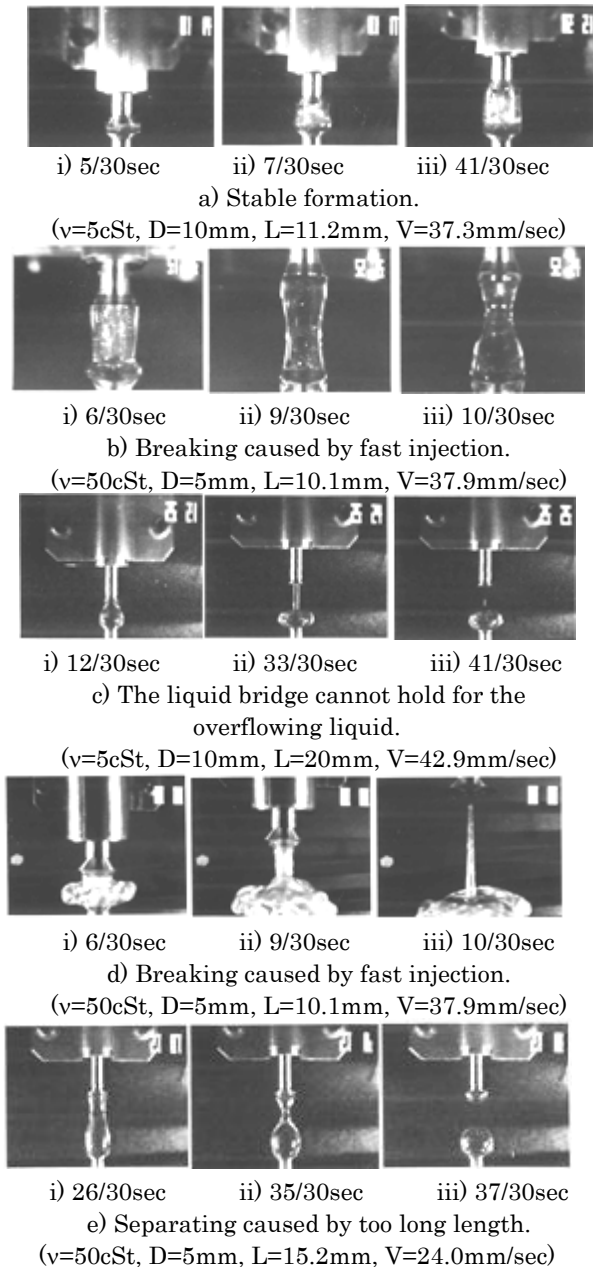
を期に今は存在しないが、JAMIC、MGLAB、航空機実験など日本の微小重力実験の先駆けとなった。

#### 3.1.3.2 液柱の保持と形成条件

一対の円盤の間に流体を注入すると表面張力の効果によって形成される液の柱を液柱と呼称している。シリコンオイルは殆どの材料と濡れるため、液柱保持部で濡れによりオイルが保持部から流出する可能性があった。このため、液柱保持部を 45 度切り込みオイルの回り込みを防止する機構を開発した。地上では自重で崩壊するため、シリコンオイルを用いた場合には、高さ 3mm 程度の液柱を作るのが限界であるが、微小重力場においては、円盤直径の  $\pi$  倍までの長さを安定に保持できることが理論的に提出されている。液柱は微小重力場における流体ハンドリングの基本形である。液柱はそのぜい弱性のために実験直前に形成する必要があるため、ディスク間の開く速度と試料流体注入速度および試料流体動粘度をパラメーターとした液柱形成可能条件を提出する必要があった。Fig. 2 に実験装置の概略を示す。液柱形成装置は液柱の直径と等しい内径のシリンダーを持っており、ディスク間が開いた分だけシリコンオイルが充填される構造となっている。試験流体としては動粘度:  $\nu$  のシリコンオイルを用いた、液柱の直径:  $D$ 、液柱長さ:  $L$ 、引き上げ速度:  $V$  をパラメーターとして落下塔実験を行った。結果は Fig. 3 a) - e) に示すように a) 安定に形成、b) エッジより漏れる、c) 吐出が速いため途中で切れる、d) 吐出が速いため初期段階で飛び散る、e) 一旦形成するが長さから来る不安定性で切れる、の 5 種類に場合分けし、微小重力場における液柱形成条件の提出をした<sup>14,15)</sup>。

本成果による液柱の安定形成条件を Fig. 4 に示す。液柱形成の境界線は、レイノルズ数 ( $Ud/\nu$ ) と無次元表面張力 ( $\sigma D/\nu\mu$ ) を用いて、以下の関係が得られた。

$$\begin{aligned} \text{Log}(Ud/\nu) &= 1/2 \text{log}(\sigma D/\nu\mu) + \text{log}\alpha \\ \alpha &= 2.34 \end{aligned}$$

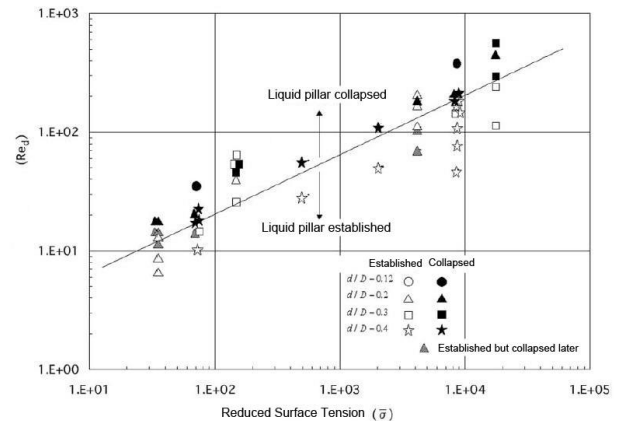


**Fig.3** The condition of liquid bridge formation under microgravity.

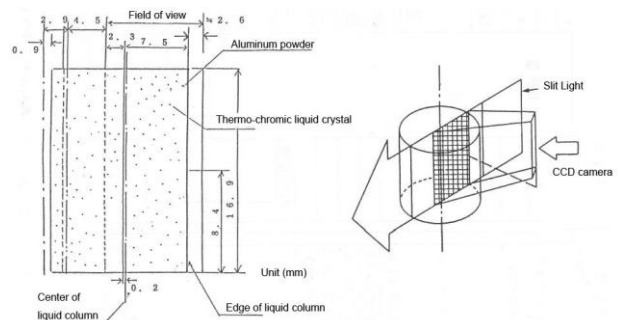
旧航空宇宙技術研究所は小型ロケット TR-IA 1 号機<sup>6)</sup>の実験を担当した。この成果は、続く TR-IA 2, 3, 4, 6 号機における実験の基礎となり、来たる国際宇宙ステーションの流体物理観察装置 MEIS の基礎検討へとつながっている。

### 3.1.3.3 スリット光による流れ場観察

TR-IA 2 号機の FTX#2 (Fluid Dynamics Technology Experiment Apparatus #2) の光学系は Fig. 5 に示す通りである<sup>7)</sup>。カメラ側 45° 手前から照射されたスリット光が照らし出す液柱断面に焦点が合うように自由界面の曲面や奥行きを考慮して設計してあり、シリコンオイ



**Fig. 4** The relationship between non-dimensional surface tension ( $\sigma D/\nu\mu$ ) and Reynolds number ( $Ud/\nu$ ) in a liquid bridge formation.



**Fig. 5** Liquid bridge observation system.

ルと同じ屈折率を持った光学試験模型を用いて焦点の合うことを確認してある。

液柱を外部から見ると液柱表面に垂直方向は内部のトレーサー粒子が正しく観測できるが、垂直方向からずれると屈折率の関係で虚像となり位置の精度が悪くなる。また、液柱垂直の正面から 20 度ほど左右にずれると反射が生じて内部の観察が不可能となる。液柱内部の流れを観察するために、全体を暗くし、液柱中心に厚さ 1.5mm のスリット光を通す方法を開発した。これにより、レンズ効果で粒子の位置は不確定となるが、スリット光内の粒子全体の流れの様子は観察可能となる。

TR-IA 1 号機では定常流を観察したが、定常流が軸対象であるため、高温部ディスクから流れ出した粒子は最後まで観察することが出来、綺麗な軸対象流である事が示された。しかし、TR-IA 2 号機では振動流を観察したために、定常流の間はスリット光内を平行に移動していた粒子が、振動流へと遷移する事により、高温端から平行して移動していた粒子が途中でスリット光から消えて行った。このことから、将来の宇宙ステーション実験装置に向けて 3 次元観察機構の開発が始まった。

### 3.1.3.4 感温液晶による液柱断面の2次元温度分布観察

液柱内部の温度分布を測定するため、TR-1A 2号機<sup>7)</sup>では温度場観察用トレーサーとして感温液晶を採用した。感温液晶の発色は微妙であり、試験管内で発色させガラス越しに観察した場合と自由界面越しに観察した場合では見え方が異なるため、トレーサー濃度と液柱形成技術を決定するため航空機実験により、微小重力場で実際に同サイズの液柱を作り試験を行った。感温液晶は日本カプセルプロダクツ製 W-40 (37.5°C赤, 40°C緑, 42.5°C青)を用いた。試料流体としては感温液晶の発色が最も良い信越化学製 KF-56 を用いた。航空機実験では18秒間の微小重力場において直径15mm、長さ10mmの液柱を形成することができた。Fig.6に液柱の形成と温度場の成長を示す。左のディスクが Hot, 右のディスクが Cool であり、温度差は20°C程度であった。トレーサー濃度は、感温液晶 W-40:0.75%, アルミニウム粉末:0.1w%に決定した。

液柱自由界面上を Hot 側から Cool 側へと流れが発生し、高温部を示す青色の領域が流れによって成長してゆくのわかる。また、マランゴニ対流のリターンフローに関して、Cool 側で冷却され赤色となった部分は液柱中央部に発達してゆくの観察された。温度場の発達の様子は計算結果と良く一致した<sup>16)</sup>。

感温液晶の発色は撮影が難しく、RGBの三原色をそれぞれの CCD 素子で撮影する3CCDカメラを用いないと鮮やかな撮影は期待できないFTX #2に搭載されたカメラは1CCD方式であったが、感温液晶の観察のため CCD カメラの AGC (Auto Gain Control: 自動利得制御回路)を機能させ(本 CCD カメラの標準仕様では ACG 機能をオフにしてある)感度アップを計った。この効果により液柱内部の温度上昇に伴う感温液晶の発色と発色の変化(低

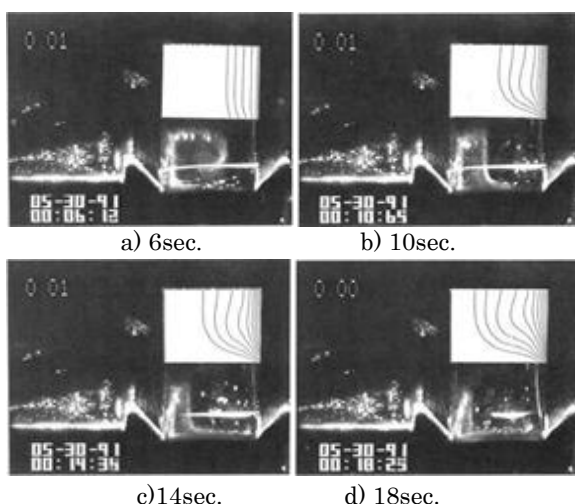


Fig. 6 Visualization of temperature distribution by thermal sensitive liquid crystal and computer simulation (KF-56, Aluminum particles:  $\phi 30\mu\text{m}$  0.1w%, liquid crystals: 0.75w%)

温度側から赤, 緑, 青に発色)が断面観察光学系で確認できた。ISS に搭載された FPEF (Fluid Physics Experiment Facility) では3CCDカメラとなりゲインも地上からコントロール可能である。

### 3.1.3.5 シリコンオイルと環境条件

2号機の種子島での最終試験時にシリコンオイルが多くの水分を吸着することがわかった。水分が含まれると表面張力が変化し、目的とした実験が達成できなくなる。このため、不活性ガスで打ち上げまで雰囲気を維持した。これらの経験もその後の宇宙ステーション実験計画へと反映されている。

湿度が高い条件で航空機実験を行ったところマランゴニ対流が発生しない事例があった。この不具合の原因を究明するため地上実験を行ったところ、Fig.7に示すように、湿度の高い条件では水分が液柱表面を皮膜のように汚染することがわかった。Fig.8に清浄表面中央部の表面

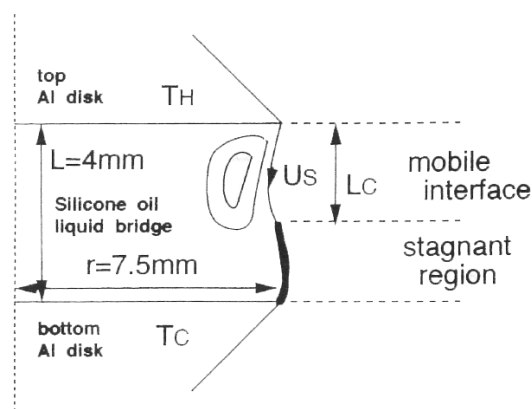


Fig. 7 Schematic diagram of interfacial contamination phenomena on Marangoni convection.

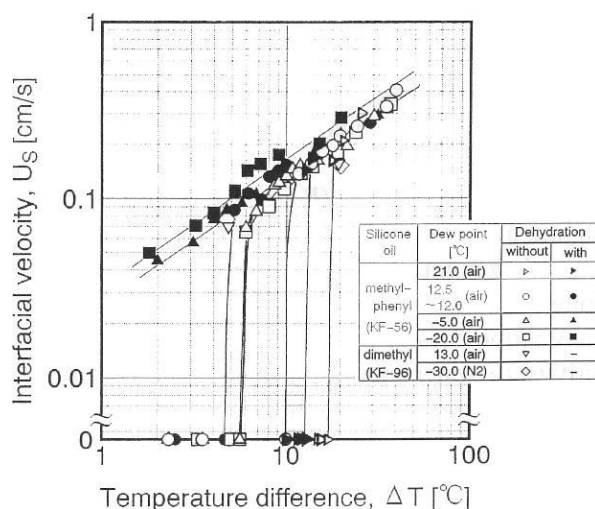


Fig. 8 Relation between temperature difference and interfacial velocity at the center of clean interface.

流速に及ぼす雰囲気湿度の影響を示す。流動があれば表面流速は温度差の  $2/3$  乗に比例することがわかった。KF-56 のみを試料流体とする場合、雰囲気湿度が高いと汚染が発生する事がわかった。一方 KF-96 シリーズではこの現象は見られなかった<sup>17)</sup>。この現象の原因は明らかではないが、KF-56 に含有されているフェニル基の強い疎水性のために、シリコンオイル中に何らかの理由で含有した水分が気液界面に集積し水分の被膜を形成したのではないかと考えられる。モレキュラーシーブを乾燥剤として試料流体を十分に乾燥させ、雰囲気湿度が十分に低ければ汚染が現れない事がわかった。

### 3.1.3.6 シリコンオイルの動粘度調整

TR-IA 2号機では振動流の発生を目的の一つとしていた。当時の Schwabe らの既往研究結果<sup>18)</sup>から、プラントル数に比例して臨界マランゴニ数に変化すると仮定して、臨界マランゴニ数に及ぼすアスペクト比の影響は各プラントル数で相似的に変化すると仮定した。直径 15mm の液柱の振動流発生臨界温度差を推測した<sup>7,19)</sup>。長さ動粘度のスケージングから液柱長さは  $L/D=2/3$  である 10mm の時に最小となると推測した。KF56 の動粘度は 15cst であるので、推測された温度差は 100°C以上となり振動流を発生させるには装置の制約上問題があることがわかった。そこで、感温液晶による発色、水による汚染の防止、試料流体動粘度の低下を満たすため、KF-56 と KF96-1cst を 2:8 でブレンドすることを試みた。2種類のシリコンオイルをブレンドし動粘度を調整することは広く行われている操作である。KF-56 と Kf96-1cst を 2:8 でブレンドしたシリコンオイルは室温で 7cSt 程度である事が明らかとなった。7cSt では臨界温度差は 40°C程度である事が予測され、40°C程度の温度差を付加することは可能と考えられた。また水による汚染も見られず感温液晶の発色も良好であったのでブレンドしたシリコンオイルを試料流体として選定した。ここで採用したシリコンオイルのブレンドおよび感温液晶とアルミニウム粉末の濃度は次回の TR-1A #3においても採用された。

### 3.1.3.7 感温液晶の耐久性

感温液晶の使用にあたってシリコンオイル中の水分で感温液晶が 1 日間程でのり状に凝集してしまい、分散しない事が問題となった。日本マイクロカプセルプロダクツ W40 はカプセル剤にゼラチンを用いているので、水分により凝縮したと考えられる。

シリコンオイル中の水分を脱水剤にて減らすことにより 3 週間の保管でも凝集しにくくなり、凝集した感温液晶でも対流で分散することが明らかになり、小型ロケットでの微小重力実験に適応することが明らかとなった。新規の組合せの実験試料とトレーサーを使用する場合は、今後も運用を考慮した実験試料の耐久性の確認が重要であると考える。

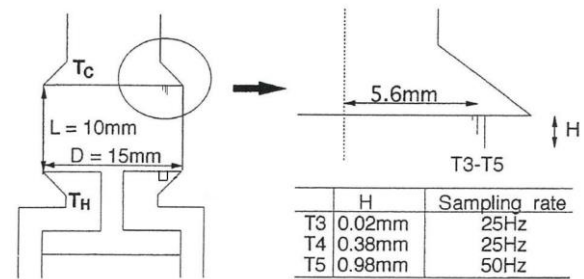


Fig. 9 Outline of test section.

### 3.1.3.8 振動流発生にともなう温度振動の計測

FTX #2 では Fig. 9 に示す通りディスク/液面界面近傍の境界層内の温度測定と振動流の発生にともなう温度振動の測定を実施した。これはマランゴニ対流を妨げないように微細熱電対 (テフロン被覆  $\phi 76 \mu m$ ) をディスク面より突出するように埋め込み、さらに制御装置のソフトウェア上での計測サンプリング周波数を通常は 10Hz に対して 25-50Hz と高めることにより計測することを可能とした。小型ロケット打ち上げ時には上下ディスクを閉じ、冷却側ディスク表面に設置した O-リングで密封することによりシリコンオイルの漏れが無いようにする。この時に冷却側から出ている微細線熱電対が座滅しないように、加熱側ディスクに直径 1mm ほどの座グリを掘りディスクを閉じている時はこの座グリの中に微細線熱電対が格納されているように製作した。

### 3.1.3.9 初期の液柱 3 次元観察

液柱内流動の 3 次元構造を明らかにするために上部ディスクを透明にして 3 次元観察することを Fig. 10 に示す通り発案<sup>20)</sup>した。その後熱伝導率の高い透明材料を検討しガラス製ディスクからサファイア製ディスクに変更した。サファイアディスクの加熱はサファイアの周囲にヒータを巻く事で均一な加熱を可能にした。地上実験では、感温液晶のトレーサーとともに温度場の 3 次元観察<sup>21)</sup>を達成した。観察には KF994 という動粘度が 2.3cSt と低い

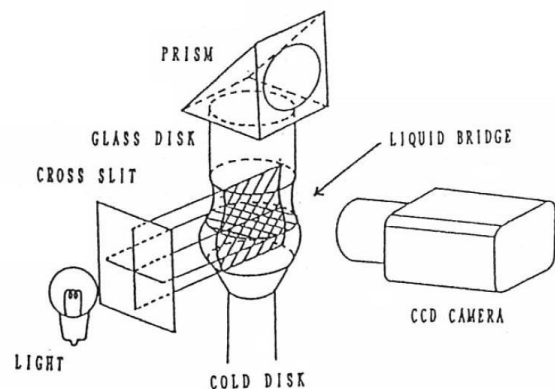


Fig.10 3D observation experimental set up.



ながら感温液晶の発色がよいシリコンオイルを採用<sup>22)</sup>した。このシリコンオイルは凝固点が 5°C程度と比較的高温であり、結晶成長における固液界面の模擬が可能であると期待される。

一方、微小重力実験ではディスクのエッジ角が 90 度で液柱を保持できるか不明であった。3M 社製フロラード撥油剤をディスク側面に塗布し、JAMIC を用いた微小重力実験によって、撥油剤とエッジ角 90 度のディスクによって液柱を保持できることが明らかとなった<sup>23)</sup>。

### 3.1.4. MEIS へ向けた技術開発

TR-IA 4 号機と並行して、1994~1996 年に「JEM 共通実験装置アドバイザーグループ (FPEF)」が設置され FPEF 仕様を検討された。4 号機には 3D PTV が搭載され<sup>24,25)</sup>、6 号機では表面温度計測装置、フォトクロミック表面流速計、超音波速度分布計などが搭載された<sup>26-28)</sup>。

#### 3.1.4.1 3D-PTV

振動流では流動が軸対象から 3 次元的流動になるために、3 次元的な観察方法の開発が必要になる。これに際しては、液柱軸方向と液柱側面方向からの観察が 1 つの方法である。液柱軸方向から観察するためには、低温端あるいは高温端を透明にして内部観察を行う必要がある。また、一端にはシリコンオイルを供給するためのリザーバー機能を付加する必要がある。これらを勘案して、ヒータを通して内部を観察する方法を開発した。

流体物理実験装置に 3-D PTV (Three-Dimensional Particle Tracking Velocimetry) システムを搭載する可能性に関して 1992 年 8 月頃から検討が始まった。TR-IA 4 号機では Fig. 11 に示す 3-D PTV システムが搭載された<sup>24,25)</sup>。

1993 年後半から TR-IA 4 号機を打ち上げ (1994 年 8 月 25 日) までの実験準備の期間に、3-D PTV のカメラ配置に対して基本的な見直しを行った<sup>26-28)</sup>。Fig. 11 に示すカメラ配置は「液柱を側面から観察する方式」であって、TR-IA 1 号機、2 号機実験のような直円柱が形成される場

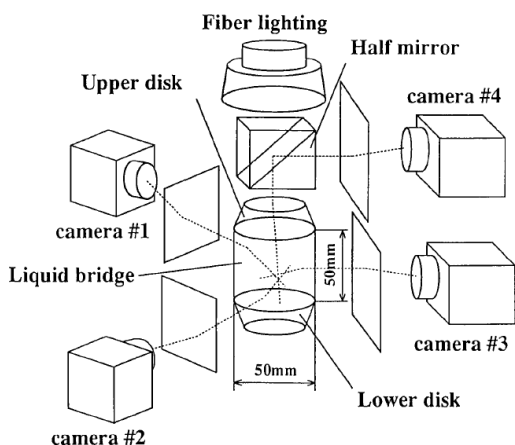


Fig. 11 Camera configuration for TR-IA #4 experiment in 1995.

合には問題ないが、液柱形状が鼓型あるいは樽型に変形した場合には、像のゆがみの補正という困難な問題が生じ得る。

そこで Fig. 12 に示す通り小型カメラ 3 台を透明加熱ディスク付近に設置し、ディスク越しに液柱内部流動を撮影する方法を提案した。カメラの光学的パラメーターを構成するために、あらかじめ冷却ディスク表面に基準点を設け、冷却ディスクの移動とともに基準点を撮影し、それをカメラ校正に利用する、というアイデアであった。

そのアイデアを検証するため、装置開発メーカーであった石川島播磨重工業と共同して、1994 年 6 月に航空機実験を実施した。20 秒間の微小重力環境で直径 30mm のディスク間に長さ 10.8mm の液柱を形成し、内部流動を 3-D PTV で計測するという実験であった。実験装置図を Fig.12 に示す。三次元流速計測装置仕様を Table 1 に示す。小型白黒 CCD カメラが透明ディスクの真上に設置され、液柱内部を三次元的に観察する配置である。CCD カメラは構造部材に確実に固定され、そのずれは振動試験

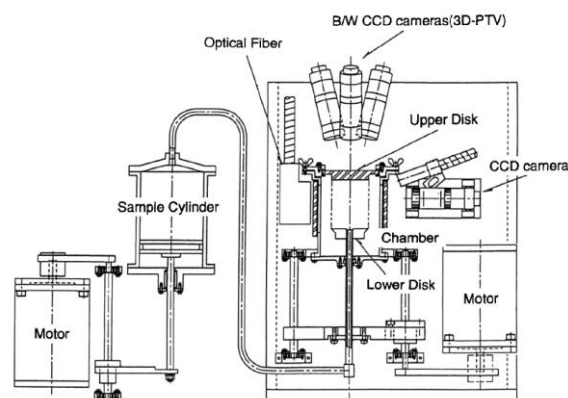


Fig. 12 Flow apparatus and 3-D PTV system for parabolic flight experiment in 1994.

Table 1 Specifications of 3-D velocity measurement.

Item	Specification
CCD camera and Controller • Number of pixel • Resolution • CCD size • Focal length • Field of view • Depth of field • Output • Synchronization • Number of camera	768(H)×494(V) (B & W) horizontal 579 TV lines vertical 350 TV lines 1/2 inch 7.5 [mm] 3 directions from Φ28[mm] heating disk 28 [mm] NTSC composite RESET RESTART 3
Illumination • Method • Output power • Shape	Halogen lamp with fiber 100 [W] Ring

を経ても 3 台の CCD カメラの素子の縦および横方向で最高 2 画素分であり, 2 画素分以内のずれに収まることという許容範囲には収まった. 加熱ディスクの液柱接触面に形成される液柱の周囲には様々な観察装置が設置されており, 観察測地の視野に入らないようにリング型の照明を用いている. この時点で, 後年 FEPP に搭載される 3-D PTV の原型が定まったと言える.

### 3.1.4.2 加熱ディスク

加熱ディスクの性能のポイントとして昇温特性, 温度均一性, 温度計測センサを装着していること, 端面からの観察性, 試料接触面の平滑性, 液柱保持性がある. それを実現する方法として加熱ディスクに対し下記の検討を行った. 加熱ディスクの形状を Fig. 13 に示す. 設計仕様を Table 2 に示す.

#### ① サファイヤガラスの採用

小型ロケット実験では  $\mu\text{g}$  下での実験時間を有効に利用するため, 加熱ディスクに対しては良好な温度均一性,

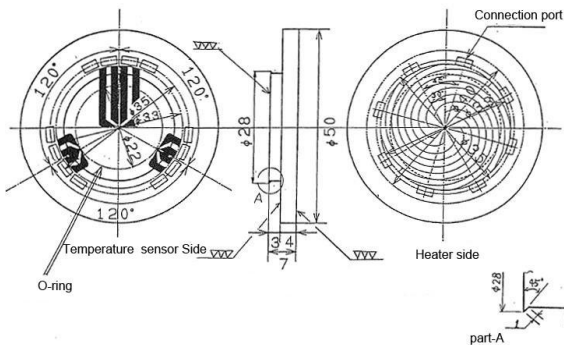


Fig. 13 Structure of disk heater and sensor.

Table 2 Specifications of disk heater

Item	Specifications
Material	Disk: Sapphire Glass Heater: Transparent ITO film Temperature Sensor: Transparent ITO film
Shape & size	(1) $\Phi 28[\text{mm}]$ in diameter (2) Disk edge angle: 45 degree
Heating capability	(1) More than $90[^\circ\text{C}]$ (1min) with $75[\text{W}]$ input power (2) Temperature homogeneity: axial : less than $\pm 1[^\circ\text{C}]$ radial : less than $\pm 1[^\circ\text{C}]$ (3) Max. Current: $0.25 [\text{A}]$ / input channel (4) Resistance of heater: $110 \pm 10[\Omega]$ (5) Max. disk temperature: $100[^\circ\text{C}]$
Temperature measurement	Method: 4 probe by film sensor Range: $20 \sim 100[^\circ\text{C}]$ Points : 3 points Accuracy : $\pm 1[^\circ\text{C}]$ Thickness of sensor: $0.5[\text{mm}]$

かつ低電力における昇温速度の加速求められた. そのため, 加熱ディスクの材質としてステンレス鋼並みの熱伝導率を持つサファイヤガラスを採用した.

#### ② ITO 薄膜ヒータ, センサの加工付加

観察性を損なう事なく, ディスクの加熱, 温度計測を行うために, 透明な ITO の薄膜ヒータ, センサを加熱ディスクにスパッタリングにより加工付加した. ヒータのパターンは良好な温度均一性を持つよう, また電流密度が極力均一となるよう Fig. 13 に示す渦巻き形状とし, 予備試験でデータ取得を行い, フライト品で周方向, 径方向:  $\pm 1^\circ\text{C}$  以下の温度均一性を実現することを確認した.

昇温特性については, フライトコンフィギュレーションを模擬するため 3 次元流速計測装置に加熱ディスクを組み込んだ状態で容器にシリコンオイルを入れ液柱接触面に接触させ, 加熱ディスクのヒータに通電しデータ取得を行った.

#### ③ エッジの形状

エッジの形状は液柱の保持, 3 次元観察性, 薄膜温度センサのリード線として用いる ITO 膜の成膜性を考慮し, エッジ斜面長さを  $1\text{mm}$ , 角度を  $45^\circ$ , エッジ先端仕上げを  $R 0.2\text{mm}$  とした.

### 3.1.4.3 表面温度計測装置

マランゴニ対流発生の源である液柱表面の温度分布は赤外放射温度計を用いて測定する. 赤外放射温度計は, 物質から放出される熱赤外線波長や強度が温度により変化することを利用して, Fig. 14 に示す通り温度分布を画像の形で表わす. 取得されたデータは熱電対による液柱内の温度計測結果と合わせ評価する.

表面温度計測装置仕様を Table 3 に示す. 赤外放射温度計として市販されているものには, 計測周波数として  $3\text{--}5\ \mu\text{m}$  及び  $8\text{--}13\ \mu\text{m}$  の 2 種類がある. シリコンオイルの分光特性の調査および理論上の解析を行った結果,  $8\text{--}13\ \mu\text{m}$  の方が試料の表面近傍の温度をより精度よく計測できるため, この計測周波数域をもった機種をもとに開発を行った. なお, TR-IA 6 号機で用いた機種はスペースシャトル, 及び米国の小型ロケットでフライト実績があるものをベースとした.

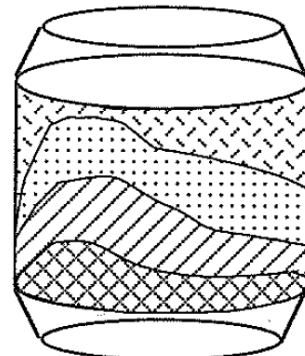


Fig. 14 Surface temperature measurement (Infrared temperature measurement image).



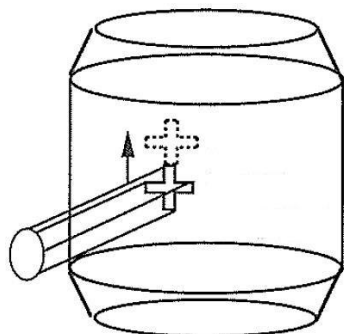
**Table 3** Specifications of surface temperature measurement.

Item	Specifications
• Range	0-100[°C]
• Resolution	0.1[°C]
• Spatial resolution	Φ0.2[mm] (when the distance to the object is 130 [mm])
• Time resolution	30 [frame/s]
• Wavelength	8-12 [μm]
• Field of view	34×46[mm](V×H)
• Distance to object	130[mm]
• Accuracy	Less than ±2 [°C]
• Depth of Focus	2 [mm] (when the distance to the object is 130 [mm])
• Output	NTSC Composite (B & W)

尚, 供試体から通常のガラス窓を通して赤外放射による温度計測を行おうとした場合, ガラスによる赤外線吸収による計測精度の低下が懸念されたため, 対象とする 8-13 μm の赤外線の吸収率が極力小さくなるようなゲルマニウム製の窓を採用し, 事前にゲルマニウム窓を通して黒体炉で赤外放射温度計の放射率パラメーターの設定を行い, 補正を行った。

**3.1.4.4 表面流速計測装置**

実際のマランゴニ対流の表面流速を測定することは極めて困難である。液柱に混入させた粒子はぬれが良く, 表面近くを移動しているが実際の表面流速であるとは言いがたい。そのため, シリコンオイル中に染料をいれ, これをレーザーで照射することにより着色させる方法の技術開発に取り組んだ。この技術は, 1987 年にカナダのスペースバンド学会に出席した際に, カナダの研究者が 2 相流実験でこの技術を用いていたことを利用したものである。フォトクロミック法による表面流速測定では, Fig. 15 に示す通り紫外線レーザーの照射により生じた発色部の移動速度を計測する事からトレーサー法で求めるのは難しい液柱表面部の流速を算出する。液体には測定のための染料を予め混入しておく。



**Fig.15** Surface velocity measurement (Photochrom dye activation system)

**Table 4** Specifications of surface velocity measurement.

Item	Specifications
GN <sub>2</sub> laser	
• Type	Pulse laser
• Wavelength	337.1 [nm]
• Pulse cycle	1~20 [Hz] (2[Hz] for experiment)
• Pulse width	3 [ns]
• peak power	85 [kW]
• Averaged power	4 [mW]
• beam Shape	7[mm]×7[mm] square
Illumination	
• Method	Collimated by Cylindrical lens 2set
• Beam Shape	Cross 7[mm]×7[mm] Line width 0.8[mm]
• Location	5[mm] apart from the heating disk
Imaging	
• Method	Telecentric optical system 5 set
• Field of view	About 19 [mm]×11 [mm]
• Spatial resolution	12.4 [μm]
• Depth of focus	±0.5[mm]
• Back light	Surface Light 30[mm]×30[mm] by Halogen lamp

表面流速計測装置仕様を Table 4 に示す。

照明光学系では, 液柱表面上に同時に複数の計測ポイントを与え, 流れの 2 次元的な動きを捉えるため, 2 対のシリンドリカルレンズペアを使用し, 7mm×7mm の矩形レーザービームを 7mm×7mm 線幅 0.8mm の十字形状に変換した。

結像光学系では, テレセントリック工学系を採用し, 液柱表面の動きを捉えるため, 焦点芯±0.5mm とした。また, 発色光と試料のコントラストを上げ, 視認性を向上させるため, レーザ照射面と反対側にバックライトを設置し最適光量の調整を行った。

**3.1.4.5 超音波流速計測装置**

有る速度を持った物体から発せられる音や反射して帰ってくる音は, その速度によって波長が変化する (ドップラー効果)。超音波流速測定ではこの原理を利用して Fig. 16 に示す通り液柱内のトレーサーの速度を求め, 液体の動きを把握する。

超音波流速計測装置仕様を Table 5 に示す。民生品をベースとし, トランスディーサの小型化 (約φ 8mm→φ 5mm) を行い, 冷却ディスクに 2 本設置することにより, 液柱軸方向及び斜め方向速度成分の検出を可能とした。また, 発信パルスの基本周波数は, 以下を考慮し, 8 MHz と設定した。

①基本周波数を上げる程, 空間分解法は上昇し, 且つパルスの減衰時間が早くなるため, 他のトランスディーサからの干渉が軽減される。

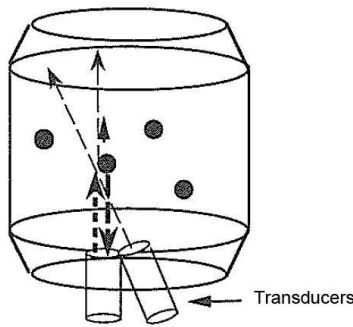


Fig. 16 Acoustic Doppler current profiler.

Table 5 Specifications of acoustic Doppler current profiler

Item	Specifications
Transducer	
• Basic frequency	8[MHz]
• method	Time divided
• Number of transducer	2
• Shape & size	Φ5[mm]×30[mm]
Controller	
• Max. speed to be measured	0.32 [m/s]
• Spatial resolution	0.5 [mm]
• Number of point	64 (max)
• Sampling frequency	25 [Hz]
• Maximum meas. length	25.5 [mm]
• Minimum meas. length	2.5 [mm]
• Shape & size	199 [mm]×183 [mm]×80 [mm]

②基本周波数を上げることにより、トランスデューサ直径を小さくすることができ、より小型のトランスデューサとなる。

また、最大検出流速は小さくなるが、これまでの微小重力環境下におけるマランゴニ対流の最大速度は約5mm/s 見積られ、8 MHz での最大検出流速 (0.32m/s) を上回ることはない事が予想された。

### 3.1.4.6 熱電対挿入装置

マランゴニ対流での温度場の観察は温度振動発生条件の決定のため必須である。当初冷却端端面から1mmほど熱電対を出して温度場を測定していたが、これによる流れ場への影響は不確定であり、このため1mmと細いシース熱電対を液柱近傍(1mmほど)に近接して温度場変化の測定を行った。その結果、細い熱電対を使用すれば十分に液柱の温度変化を計測出来る事が判明し、低温端部に取り付けられた熱電対の流れ場に対する不確定性を排除したマランゴニ対流実験が可能となった。宇宙ステーション実験では、この液柱中心近傍に近接させた熱電対で、温度変化の連続的変化を計測している。熱電対挿入装置仕様を Table 6 に示す。

液柱内の流れを極力乱さぬように、直径0.5mmの極細

Table 6 Specifications of thermocouple insert system

Item	Specifications
Thermocouples	
• Type	K
• Diameter of Sheath	0.5 [mm]
• Sheath material	Inconel
• number of sensor	3
Insert mechanism	
• Method	Rotation by DC motor
• Speed	About 1.7 [mm/s]

管シース熱電対を使用した。3本の熱電対は楕円に配置し、液柱への挿入は同時に行うこととした。なお、計測位置は、液柱表面から深さ3mm及び4mmである。

### 3.1.4.7 液漏れ対策の重要性

6号機では実験初期から液漏れが生じた。これは、加熱ディスク付近のハーネスが一部盛り上がり、液柱形成初期の揺動によって液柱がハーネスと接触したことが作動流体漏出の原因であることが判明した<sup>28,29)</sup>。また、実験半ばで液柱表面に熱電対を接近させたが液面に接触しそこから液柱の大部分の液がもれ、後半は液柱が無い状態となった。この経験に鑑み、加熱ディスクの首を長くすることによって問題を回避できることがわかり、宇宙ステーションでの流体実験措置の液柱形成部端面にはCF6を塗布して、液だれの防止を図る技術開発へと発展していった。

## 3.2 地上実験

国際宇宙ステーション日本実験モジュール『きぼう』でのMEIS実施に向け、地上で様々な準備研究を実施し知見を蓄積してきた。本章ではその一部を紹介する。

地上実験では、通常重力下での静水圧の影響を考慮して直径7.0mm以下の液柱を主要な実験系として採用してきた。液柱を加熱ロッドと冷却ロッド間に形成するが、特に加熱ロッドを透明なサファイアで作製し、上方からの液柱内対流場の観察を実現する系を採用した。また液柱の側方にもカメラを設置し(Fig. 17(Top))、液柱内対流場の上・側方同時観察を実現して、生起する振動流モード構造の正確な把握を目指した。試験流体の蒸発を防ぐために装置全体を冷凍庫に設置し、周囲温度が氷点下となるように設定した<sup>30)</sup>。また、図中では省略しているが、液柱周囲流体対流の影響を考慮するため、液柱の加熱・冷却ディスク近傍に仕切り板を設置し、仕切り板間距離を変更することで周囲流体対流場を変化させた<sup>31)</sup>。さらに、液柱内粒子の3次元挙動を把握するため、透明な加熱ディスク近傍にビームスプリッターを静置し、2台のカメラで液柱内粒子を同時に観察しその3次元的位置情報を再構築する3次元粒子追跡速度計測法(three-dimensional particle tracking velocimetry, 3-D PTV)も

導入している<sup>32)</sup> (Fig. 17 (bottom)). 現在の実験装置では、2016年以降に実施を予定している日欧共同宇宙実験、通称JEREMI (Japan-Europe Research Experiment on Marangoni Instability)への準備研究として液柱を同心円筒内に設置し、液柱-同心円筒間に周囲対流の強制対流場を実現しうる系を構築している<sup>33,34)</sup>. 試験流体は、動粘度 2 および 5 cStのシリコンオイルを用いた. なお、液柱形状を表すパラメータとして、アスペクト比  $\Gamma = H/R$ , 体積比  $V/V_0 = V/(\pi R^2 H)$ を導入する. ここで、H: 液柱高さ(液柱保持ディスク間距離), R: 液柱保持ディスク半径, V: 液柱体積である.

地上研究では主に、(1) 振動流遷移点の取得, (2) 振動流での周方向モード数と液柱アスペクト比の関係の把握, (3) 動的粒子集合現象 (PAS) の発生条件およびその3次元構造の解明, (4) 振動流遷移後におけるカオス・乱流化過程の解明を目指してきた. それぞれ代表的な結果を以下に示す.

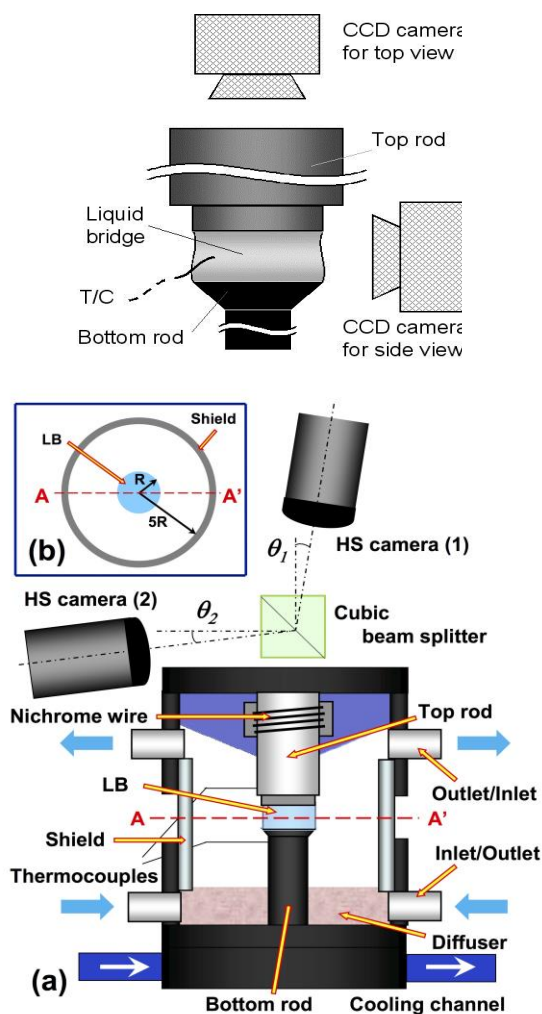


Fig. 17 Experimental apparatus; (Top) open system and (bottom) enclosed system within external shield

### 3.2.1 振動流遷移点の取得

さまざまなアスペクト比を有する液柱を対象に、振動流遷移点 (いわゆる臨界マランゴニ数  $Mac$ ) を実験的に求めた (Fig. 18)<sup>30)</sup>. なお、図中には先行研究結果との比較のため、同程度の液柱径やプラントル数流体を用いた Velten, *et al.*<sup>35)</sup> および Masud, *et al.*<sup>36)</sup> の結果もプロットしている. プラントル数が 10 ~ 70 程度の範囲においては、 $Mac$  が 5000 ~ 50000 程度の範囲内に収まること、

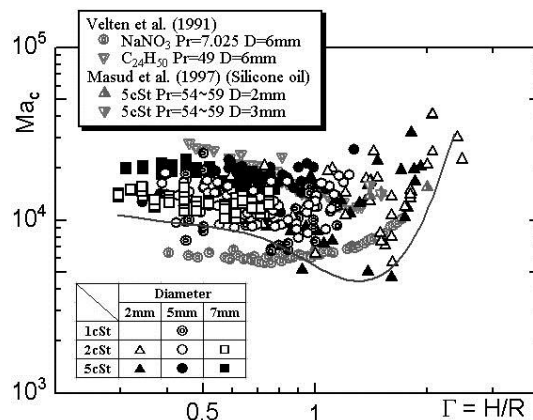


Fig. 18 Critical Marangoni number against liquid bridge aspect ratio  $\Gamma = H/R$ , where H and R are the height and the radius of the liquid bridge.

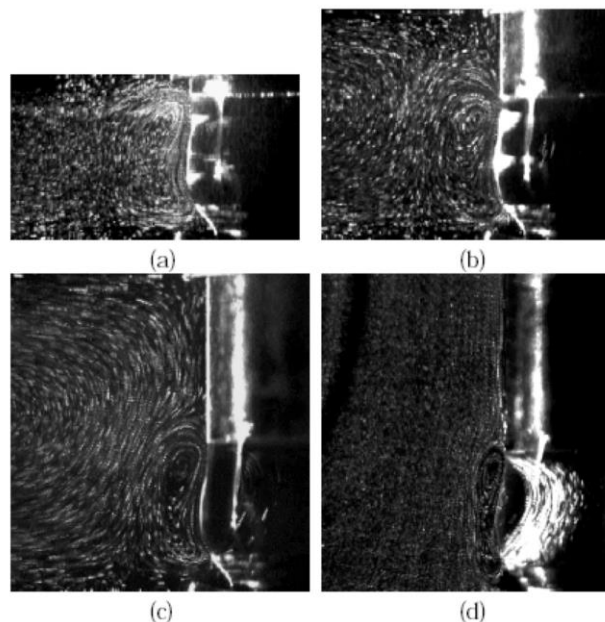
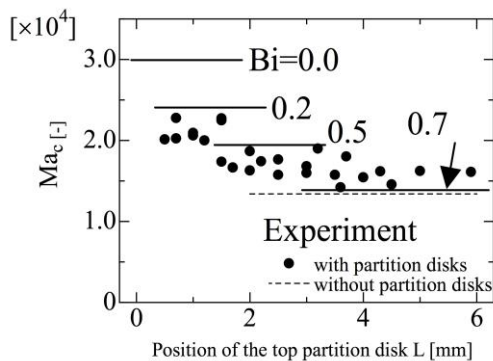


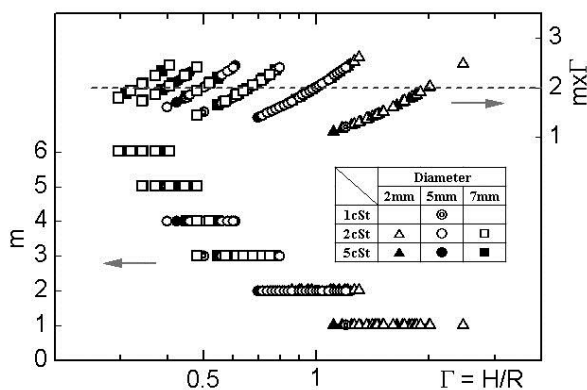
Fig. 19 Particle path line in the ambient air motion at steady flow (exposure time: 1 s,  $Ma = 1.1 \times 10^4$ ): (a)-(c) with partition disks and (d) without partition disks. The region between the top and bottom partition disks is shown. The distance, L, between the top partition disk and the end surface of the top rod is (a) 0.5 mm, (b) 2.0 mm, and (c) 3.8 mm.

低アスペクト比領域では $Ma_c$ はほぼ一定の値を取ること、高アスペクト比領域ではアスペクト比とともに緩やかに上昇していくことなどを明らかにした。

さらに、液柱周囲流体の挙動が振動流遷移条件に有意な影響を与えるとの実験結果がKamotani, *et al.*<sup>37)</sup>によって示され、地上実験と宇宙実験での顕著な相違が示唆されたことを受け、液柱周囲流体の影響についても検証を行った。ここでは、液柱を保持する両ディスク近傍に板を静置し、周囲流体領域を液柱長さ方向に制限 (Fig. 19) した上で振動流遷移条件を求めた。Fig. 20に周囲流体領域に静置した板間距離  $L$  を変化した際の臨界マランゴニ数の変化を示す。板間距離を大きくするにつれて液柱周囲に十分な空間が確保されることになり、得られた臨界マランゴニ数は液柱を開放系に設置した場合の臨界マランゴニ数に近づいていく。図中には、Kousaka and Kawamura<sup>38)</sup>によって行われた3次元数値シミュレーションにおいて、周囲気体領域への熱の逃げ (無次元数  $Bi$  で記述される) を考慮した場合の臨界マランゴニ数も合わせてプロットしており、実験と同様の傾向を示している。



**Fig. 20** Effect of the heat loss on the critical  $Ma_c$ ; comparison between the numerical [9] (horizontal solid lines) and experimental results [2] (solid circles). The horizontal dotted line is the  $Ma_c$  experiment without the partition disk.



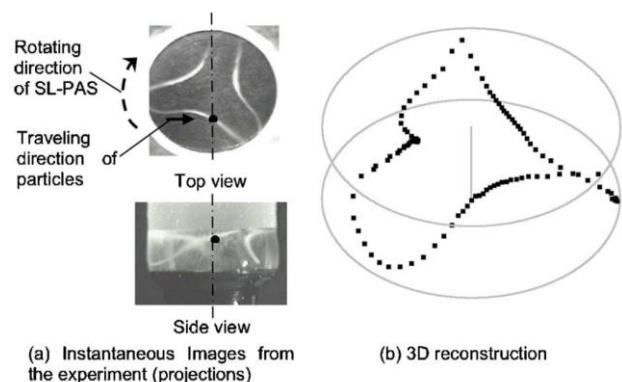
**Fig. 21** Correlation between azimuthal mode number  $m$  and liquid-bridge aspect ratio  $\Gamma$ . The product of  $m\Gamma$  is also plotted.

### 3.2.2 振動流での周方向モード数と液柱アスペクト比の関係の把握

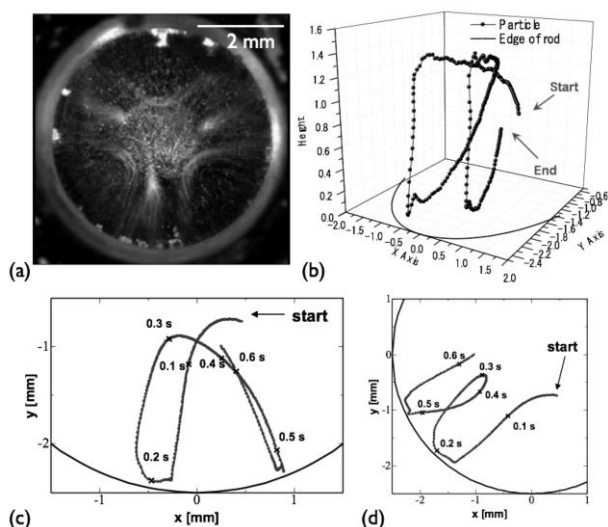
液柱内振動流は周方向波数  $m$  を有するモード構造を呈することが知られていた<sup>37)</sup>。地上実験で得られた  $m$  のアスペクト比依存性をFig. 21に示す。Preisser, *et al.*<sup>39)</sup>によって、振動流遷移後のモード構造とアスペクト比の関係は  $m\Gamma \sim 2.2$  ( $\Gamma \leq 1$ ) と実験的に示されていたが、我々が実施した地上実験においても、 $m\Gamma \sim 2$  の関係が再現された。MEISでの実験パラメータ選定にあたってはこの関係をベースに決定したが、結果的に微小重力環境での実験においては地上での結果と明確に異なる傾向が存在することが明らかとなった。

### 3.2.3 動的粒子集合現象 (PAS) の発生条件およびその3次元構造の解明

液柱内に付加したトレーサ粒子がある特定の閉軌道の上に集合する動的粒子集合現象 (Particle Accumulation Structure, PAS) は、1996年にSchwabe, *et al.*<sup>40)</sup>によって発見された新しい現象である。MEIS準備中に飛び込んできたこの現象に関連して、我々も地上実験および数値計算を開始した。地上実験では、さまざまな周方向波数  $m$  に関するPASの発生条件や  $m = 3$  の対流場におけるPASの空間構造を初めて明らかにした (Fig. 22)<sup>41)</sup>。また、同一アスペクト比条件下においてマランゴニ数を大きくすることで形態の異なるPAS (SL1-PAS, SL2-PAS)<sup>34)</sup>が存在することを明らかにした。さらに、3D-PTVを用いてSL1-PAS, SL2-PAS上に存在する粒子の3次元軌道およびその速度場の再構築に成功している<sup>34)</sup> (Fig. 23)。2011年以降、特に欧州の研究グループによりPAS形成の物理モデルの提案<sup>42,43)</sup>や数値計算<sup>44,45)</sup>による研究が進み、現在では粒子不在領域や新たに予測されたPASに関連して実験との比較などが進められている。



**Fig. 22** (a) Top and side views of PAS realized in liquid bridge, and (b) reconstructed spatial structure of SL1-PAS of  $m = 3$  ( $Ma = 4.8 \times 10^4$ ,  $\Gamma = 0.66$ ).



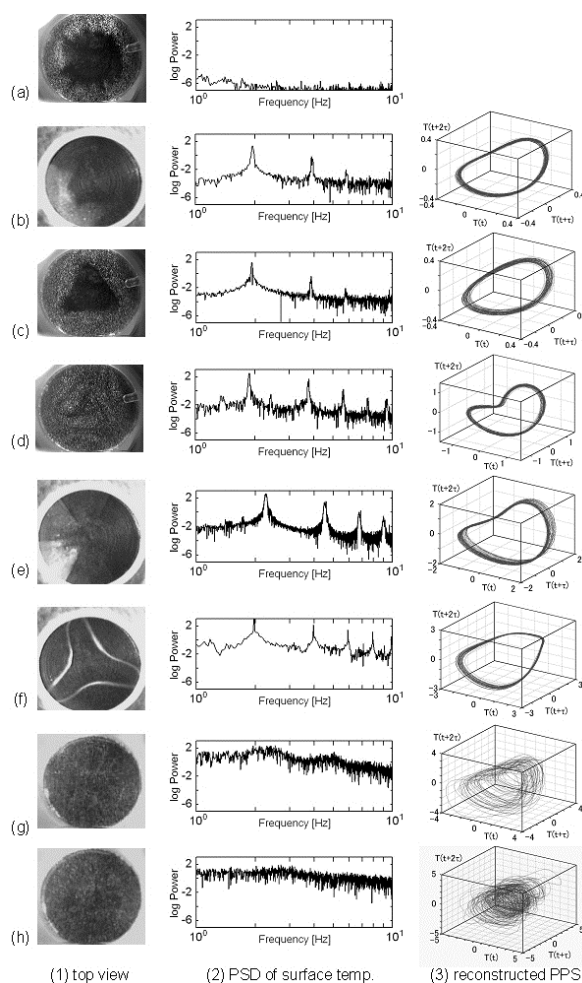
**Fig. 23** (a) Snapshot of SL2-PAS observed from above ( $Ma = 4.8 \times 10^4$ ,  $\Gamma = 0.64$ ) and (b) ~ (d) typical examples of reconstructed trajectory of a particle on the PAS (b) in the bird's eye view and (c) the top view in the absolute coordinate, and (d) top view in the rotating frame of reference with the hydrothermal wave (counter-clockwise in this case).

### 3.2.4 振動流遷移後におけるカオス・乱流化過程の解明

振動流遷移後に温度差をさらに付加した場合に液柱内に生起する非線形対流場の遷移過程に注目し、特に半閉鎖領域である液柱を対象としたカオス・乱流化過程の解明を目指した。液柱内に生起する周方向モード数  $m = 3$  の場合について代表的な対流場を **Fig. 24** に示す。ここで、**図中(1)**は上方から観察した瞬時場、**同(2)**は液柱表面近傍で計測した温度時系列データのフーリエ・スペクトル、**同(3)**はTakensの埋め込み定理<sup>46)</sup>を用いて導出した温度時系列データの擬位相空間でのアトラクタ分布を示している。温度差が振動流遷移点よりも小さい場合(a), 液柱内対流場は2次元的な定常流の状態を示しており、前述の通り付加するマランゴニ数が臨界マランゴニ数を超過すると3次元的かつ時間的に変動する「振動」流へと遷移する (b) ~ (h) 。ある程度の温度差の大きさまでは基本周波数を有する変動場となるが、温度差を大きくしていくにしたがい基本周波数成分は消失し、ホワイト・ノイズに近い状態となる。ここで、秩序的な対流場であるRg6からカオス的な対流場であるRg7への遷移過程を、液柱表面近傍温度時系列データに関する短時間フーリエ変換で捉えた例を **Fig. 25** で示す。対流場Rg6では基本周波数およびその高調波で構成される規則的な構造を呈しているが、対流場Rg7へと遷移するにしたがい、基本周波数およびその高調波が時間的に一定の値を取らず、ほぼ全ての周波数領域に成分を有する構造へと急激に変化して

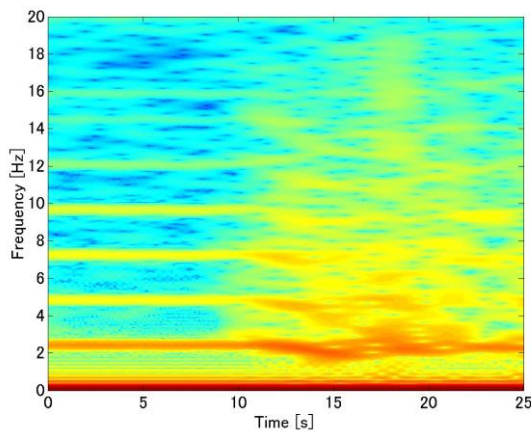
いく様子を明確に捉えている。さらに、相関次元やリアプノフ指数を用いて対流場の識別を行った。

地上実験ではさらに、液柱両端面間への温度差付加状況による振動流遷移条件の変化についても検証を行った。すなわち、温度差を付加する割合（温度差上昇速度）が検出しうる振動流遷移条件に与える影響を明らかにした。**Fig. 26** は臨界マランゴニ数と温度差上昇速度の関係を示している。ここで臨界マランゴニ数は充分ゆっくり温度差を付加した際に得られる臨界マランゴニ数で規格化を、また、温度上昇速度は臨界温度差および熱拡散時間により無次元している。この地上検証実験は、特に地上実験と比較して大きな液柱に温度差を付加する際の条件設定に関して非常に重要なものであり、限られた実験時間を与えられたMEISプロジェクトに必須の準備となった。

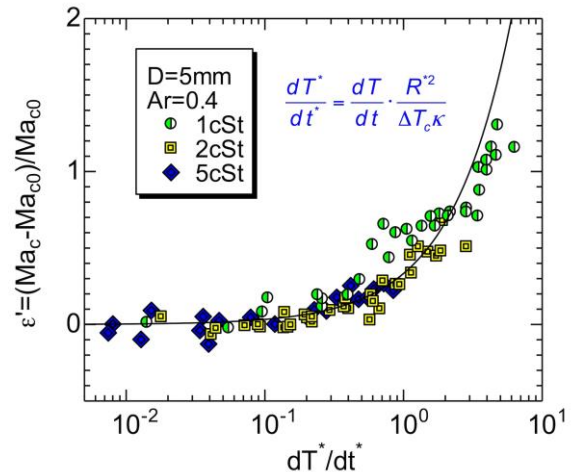


**Fig. 24** Flow regimes of (a) Rg1: steady flow, (b) Rg2: Pulsating flow I, (c) Rg3: Rotating flow I, (d) Rg4: Transition, (e) Rg5: Pulsating flow II, (f) Rg6: Rotating flow II, (g) Rg7: Chaotic flow I and (h) Rg8: Chaotic flow II (Turbulence); Column (1) indicates top view of the flow field, (2) the Fourier spectrum of surface temperature variation, and (3) reconstructed pseudo-phase space (PPS).





**Fig. 25** Short-time Fourier spectra of the surface temperature variations; transition from Rg6 to Rg7 at  $t \sim 10$  s.



**Fig. 26** Effect of increment speed of the temperature difference against the critical Marangoni number.

### 参考文献

- 1) M. Ishikawa and T. Hibiya: Microgravity, BAIFUKAN Publishing Co., LTD. Tokyo, p6, p193, 1994. (ISBN4-563-03607-2 P6386E)
- 2) Japan Society of Microgravity Application: Front of Space Experiment, KODANSYA Publishing Co., LTD. Tokyo, p195, 1996. (ISBN4-06-257135-8)
- 3) H. Inokuchi, M. Okada, K. Kuchitsu, and S. Kobayashi: Science for Space Utilization Research, SHOKABO Publishing Co., LTD. Tokyo, p30, p285, 2000.
- 4) H. Azuma: Foundation and Applications of Space Environmental Utilization, CORONA Publishing Co., LTD. Tokyo, p83, 2002.
- 5) H. Inokuchi: J. Jpn. Soc. Microgravity Appl., **22** Supplement, 2005.
- 6) M. Ohnishi, S. Yoshihara, H. Azuma, S. Yoda and K. Kawasaki: J. Jpn. Soc. Microgravity Appl., **10** (1993) 8.
- 7) Final Report of TR-IA Rocket No.2 Microgravity Experiments NASDA-TRM-930006, 1993.
- 8) Final Report of TR-IA Rocket No.3 Microgravity Experiments NASDA-TRM-940005, 1994.
- 9) Final Report of TR-IA Rocket No.4 Microgravity Experiments NASDA-TRM-960018, 1996.
- 10) Final Report of TR-IA Rocket No.6 Microgravity Experiments, NASDA-TRM-990004, 1999.
- 11) M. Sakurai, S. Yoshihara, and M. Ohnishi: J. Jpn. Soc. Microgravity Appl., **26** (2009) 174.
- 12) M. Sakurai, S. Yoshihara, and M. Ohnishi: Soc. Of Visualization Information, **25** (2005) 2.
- 13) K. Ogiwara, S. Yoshihara, and H. Azuma: Technical Memorandum of National Aerospace Laboratory, TR-991, 1988.
- 14) H. Azuma, S. Yoshihara, M. Ohnishi, A. Hirata, S. Nishizawa, M. Sakurai, S. Yoshitomi, K. Kawasaki, and S. Shirasu: Proc. JASMAC-6, Kanagawa, Oct. 1990, p3.
- 15) S. Yoshihara and M. Ohnishi, H. Azuma: Technical Memorandum of National Aerospace Laboratory, TM-770, 2003.
- 16) A. Hirata, S. Nishizawa, M. Noguchi, M. Sakurai, S. Yasuhiro and N. Imaishi : J.Chem.Eng.Japan, **27** (1994) 65.
- 17) A. Hirata, S. Nishizawa, M. Sakurai, and N. Imaishi: J. Chem. Eng. Japan, **26** (1993) 754.
- 18) D. Schwabe, R. Velten, and A. Scharmann: J. Crystal Growth **99** (1990) 1258.
- 19) A. Hirata, S. Nishizawa, N. Imaishi, S. Yasuhiro, S. Yoda, and K. Kawasaki: J. Jpn. Soc. Microgravity Appl. **10** (1993) 241.
- 20) A. Hirata, S. Nishizawa, M. Sakurai: Proc. 19th ISTS, Kanagawa, Japan, May. 1994, 94-h-06.
- 21) A. Hirata, S. Nishizawa, and M.Sakurai: J. Jpn. Soc. Microgravity Appl., **14** (1997) 122.
- 22) M. Sakurai, N. Ohishi, and A. Hirata: J. Crystal Growth **308** (2007) 352.
- 23) M. Sakurai, N. Ohishi, and A. Hirata: J. Crystal Growth **308** (2007) 360.
- 24) H. Kawamura, I Ueno, and T. Ishikawa: Adv. Space Res. **29** (2002) 611.
- 25) H. Kawamura, K. Saita, K. Nishino, M. Yamamoto, S. Yoda, T. Nakamura, T. Morita, K. Kawasaki and H. Tamaoki: J. Jpn. Soc. Microgravity Appl., **14** (1997) 34.
- 26) K. Nishino: J. Jpn. Soc. Microgravity Appl., **26** (2009) 164.
- 27) K. Nishino, H. Kawamura, T. Emori, Y. Iijima, K. Kawasaki, K. Makino, S. Yoda and H. Kawasaki: J. Jpn. Soc. Microgravity Appl., **15** (1998) 158.
- 28) K. Nishino: J. Jpn. Soc. Microgravity Appl., **20** (2003) 232.
- 29) T. Takada, T. Harada, H. Tamaoki and K. Ota: J. Jpn. Soc. Microgravity Appl., **20** (2003) 237.
- 30) H. Kawamura, Y. Ono, and I. Ueno: Trans. JSME (B2) **67** (2001) 1466.
- 31) M. Irikura, Y. Arakawa, I. Ueno, and H. Kawamura: Microgravity Sci. Technol. **16** (2005) 176.
- 32) M. Nishimura, I. Ueno, K. Nishino, and H. Kawamura: Exp. Fluids **38** (2005) 285.
- 33) I. Ueno, A. Kawazoe, and H. Enomoto: FDMP, **6** (2010) 99.



- 34) Y. Niigaki and I. Ueno: Trans. JSASS, **10** (2012) Ph\_33.
- 35) R. Velten, D. Schwabe, and A. Scharmann: Phys. Fluids, **A3** (1991) 267.
- 36) J. Masud, Y. Kamotani, and S. Ostrach: J. Thermophysics and Heat Trans., **11** (1997) 105.
- 37) Y. Kamotani, L. Wang, S. Hatta, R. Selver, and S. Yoda: J. Jpn. Soc. Microgravity Appl. **18** (2001) 283.
- 38) Y. Kousaka and H. Kawamura: Microgravity Sci. Technol., **18** (2006) 141.
- 39) F. Preisser, D. Schwabe, and A. Scharmann: J. Fluid Mech. **126** (1983) 545.
- 40) D. Schwabe, P. Hintz, and S. Frank: Microgravity Sci. Technol. **9** (1996) 163.
- 41) S. Tanaka, I. Ueno, H. Kawamura, and D. Schwabe: Phys. Fluids, **18** (2006) #067103.
- 42) D. O. Pushkin, D.E. Melnikov, and V. M. Shevtsova: Physical Review Letters, **106** (2011) 234501.
- 43) H. C. Kuhlmann and F. H. Muldoon: Physical Review, E **85** (2012) 046310.
- 44) E. Hofmann and H. C. Kuhlmann: Physics of Fluids, **23** (2011) 072106.
- 45) D. Melnikov, D. O. Pushkin, and V. M. Shevtsova: European Physical Journal Special Topics, **192** (2011) 29.
- 46) F. Takens: Dynamical systems of turbulence, in Lecture Notes in Mathematics. 898., Springer-Verlag, New York, 1981, p366.