

宇宙開発事業団技術報告

パラボリックフライト：航空機微小重力実験結果報告 Vol.3 No.1

1997年1月

宇宙開発事業団

宇宙開発事業団技術報告

NASDA Technical Memorandum

パラボリックフライト：航空機微小重力実験結果報告 Vol.3 No.1

Parabolic Flight: Reports of Microgravity Experiments by Aircraft, Vol.3 No.1

宇宙開発事業団宇宙環境利用システム本部宇宙実験グループ

Space Experiment Department, Office of Space Utilization Systems,
National Space Development Agency of Japan

宇宙開発事業団

National Space Development Agency of Japan

ま え が き

宇宙開発事業団では、将来のJEM（日本実験モジュール）での基盤的、共通的な宇宙実験支援技術としての「共通実験技術」の開発を進めており、その一環として、平成2年9月から小型ビジネスジェット機MU-300を使用した航空機実験を実施しています。

航空機の放物飛行で得られる約20秒の微小重力実験は、比較的簡便な装置を用いて実験者が直接実験操作を行いつつ実験状況を観察できる利点があります。事業団では、産学官の研究者の協力を得て、（財）宇宙環境利用推進センターへの委託により年間3期（1期当たり約2ヶ月）の航空機実験を実施しており、今回の報告である「パラボリック フライト Vol.3 No.1」は、平成4年5・6月に行った航空機実験結果をとりまとめたもので、本号で6回目の発行となります。ここにご協力いただいた関係各位に厚く感謝致します。

昨年は1月の第1次国際微小重力実験室（IML-1）での実験の実施、8月の小型ロケットTR-1A/2号機による微小重力実験の実施及び9月に「ふわっと'92」での宇宙実験の実施があり、宇宙環境利用に大きな足跡を記した年であります。このような成果を踏まえ、将来JEM等での宇宙実験を成功させるためにも、事前に微小重力環境で様々な技術課題を解決しておくことは極めて重要であり、予備微小重力実験手段としての航空機実験の比重は、落下塔も含め益々高くなってきております。

事業団では、今後とも航空機実験で得られた成果を、宇宙環境利用に興味のある産学官の研究者に広く提供していく所存であり、本報告が、より多くの研究者にご活用いただければ幸甚であります。

平成5年2月

宇宙開発事業団
宇宙ステーション開発本部
宇宙実験グループ

目 次
CONTENTS

1. イモリ・メダカの微小重力下での行動 その2 -----	1
両生類における Motion Sickness の可能性 その1 Behaviors of Newt and Medaka under Microgravity -Part 2- Possibility of Motion Sickness in Amphibians -Part 1-	
2. 微小重力実験における液柱法を用いた固液界面の濡れ性評価 -----	15
Evaluation of the Wettability at the Solid-Liquid Interface under Microgravity by Liquid Bridge Method	
3. 航空機実験におけるセル内の流体の挙動 -----	26
Fluid Behavior in a Rectangular Cell under a Parabolic Flight Using an Airplane	
4. 航空機による微小重力下での静電位置制御の実験 -----	38
Experiment of an Electrostatic Positioning System under Microgravity Environment	
5. 航空機による微小重力実験 -----	50
精製処理を施した材料と容器の濡れ挙動観察 (その2) Effect of Refining Treatment on Sample/Container Wetting Behavior -Part 2-	

イモリ・メダカの微小重力下での行動 その2

両生類における Motion Sickness の可能性 その1

井尻 憲一¹⁾、江口 星雄²⁾、Wiederhold, M.L.³⁾、黒谷 明美⁴⁾、
山下 雅道⁴⁾、Wassersug, R.J.⁵⁾、内藤 富夫⁶⁾、長岡 俊治⁷⁾

¹⁾ 東京大学 アイソトープ総合センター、²⁾ 東京大学 原子力研究総合センター、

³⁾ Department of Otolaryngology, The University of Texas Health Science Center, USA

⁴⁾ 宇宙科学研究所 宇宙基地利用研究センター、⁵⁾ Department of Anatomy and Neurobiology,
Dalhousie University, Canada、⁶⁾ 島根大学 理学部、⁷⁾ 宇宙開発事業団

Behaviors of Newt and Medaka under Microgravity - Part 2 -

Possibility of Motion Sickness in Amphibians -Part 1-

Kenichi Ijiri¹⁾, Hoshio Eguchi²⁾, Michael L. Wiederhold³⁾, Akemi Izumi-Kurotani⁴⁾,
Masamichi Yamashita⁴⁾, Richard J. Wassersug⁵⁾, Tomio Naitoh⁶⁾ and Shunji Nagaoka⁷⁾

¹⁾ Radioisotope Center, University of Tokyo, ²⁾ Research Center for Nuclear Science and Technology,
University of Tokyo, ³⁾ Department of Otolaryngology, The University of Texas Health Science Center, USA

⁴⁾ Space Utilization Research Center, Institute of Space and Astronautical Science, ⁵⁾ Department of Anatomy
and Neurobiology, Dalhousie University, Canada, ⁶⁾ Department of Biology, Faculty of Sciences, Shimane
University, ⁷⁾ National Space Development Agency of Japan

ABSTRACT

Behaviors and postures of the fish medaka (*Oryzias latipes*) (adult) and the newt (*Cynops pyrrhogaster*) (adult and larvae) were observed under microgravity during the parabolic flight. Results and discussions were as follows.

MEDAKA : The experiments were done on the adult fish of five different inbred strains and one variety (orange-red, closed colony) of the species. Among all the inbred strains tested, three strains (HO5, HO4C, HB12A) showed looping (together with twisting) behavior under microgravity and light conditions. The strain HNI-II did not show any looping behavior at all. Most fish of the strain HB32C did not loop either, though some of them did. The variety showed no sign of looping either. Thus, there existed a clear strain-difference in the behavioral response of the fish under microgravity and light conditions. However, under microgravity and dark conditions, all the fish tested, i.e., all the fish of the five inbred strains and the variety did loop. At present, from these parabolic flight data, the best fish candidates for the space experiments are those of HNI-II strain. About 2 day-duration of light period will be introduced, starting just before the launch, in order to give the fish enough time (without looping) to adapt to microgravity conditions.

NEWT : An adult newt in water swam with gentle rolling and twisting. Several developmental

stages of larvae were flown. Later-stage (54-57) larvae tend to respond both at the onset and during periods of microgravity with vigorous upward or sideways swimming. Responses to hypergravity are not frequent or vigorous. Approximately 1/3 of early-stage larvae (42-48) respond to the onset of microgravity with upward swimming. These responses are more vigorous and long-lasting in light than in dark. Vigorous responses to hypergravity, either before or after microgravity, were seen in both light and dark. In dark, the most common response was to either freeze throughout the period of microgravity or to make a short movement, either upward or sideways, and then to freeze. The observations made during these parabolic flights suggest that the differences in behavior might be related to the development of the semicircular canals. Further anatomical studies currently in progress will give us more information concerning when the semicircular canals are sufficiently developed that they could give useful information on angular acceleration. It will be of great interest to determine if this developmental sequence could explain our observations.

Several species of amphibians (*Hynobius*, *Cynopus pyrrhogaster*, *Rana rugosa*, *Rana nigromaculata*, *Xenopus*, *Hyla japonica*, *Rhacophorus schlegelii*) were exposed to the parabolic flight to test the possibility of getting motion sickness in amphibians. Japanese tree frogs (*Hyla japonica*) were flown to the space station MIR and spent eight days in orbit during December, 1990. On the MIR, frogs on a surface often bent their neck backward and walked backwards. This behavior was observed on present parabolic flights and resembles the retching behavior of sick frogs on land—a possible indicator of motion sickness. These results indicate that frogs can get motion sickness and suggest that the unusual posture of the frogs on the MIR may have represented motion sickness.

1. 緒言

初期発生の過程において1Gという重力がどのような役割を果たしているのかを知る1つの方法として、微小重力下での発生・生殖を研究するため、宇宙環境を利用した実験が計画されている。イモリの宇宙における産卵、受精卵の発生、およびメダカの宇宙における交尾、産卵行動、受精卵の発生の観察は、1994年実施予定のIML-2、SFUに搭載予定の宇宙実験の1つである¹⁾²⁾³⁾。これらの実験計画を進める上で、実験試料となるイモリ成体、イモリ胚、イモリ幼生、メダカ胚、メダカ成魚、メダカ稚魚の行動や姿勢制御について地上1Gではもちろんのこと、地上で得られる微小重力下での予備実験を行うことが必要である。本実験では、メダカ成魚およびイモリ幼生、イモリ成体の平静時(産卵時や交尾時などでないとき)の行動、姿勢制御に微小重力がどのように影響するかについて調べることを目的とした。特に、メダカにおいては、宇宙実験の際の生物試料の選択の参考とするために、系統による微小重力の効果の違いについて注目した。また、イモリでは発生段階の異なる幼生を用いて重力感知が、発生の過程でどのように変化していくのかを検討した。

1990年に旧ソ連のミールで行われたニホンアマガエルの行動の実験により、微小重力下でカエルが特徴的な姿勢をとることが示された⁴⁾。この姿勢は背を大きく反らせ、腹をとまっているものの表面に押し付け、後肢を完全に畳まないというもので、この姿勢では後退する。この姿勢は薬品を用いてカエルに嘔吐やRetching behaviorを起こさせたりしたときに一時的にあらわれる姿勢によく似ている⁵⁾ことから、ミールの微小重力下で嘔吐やRetching behaviorを起こすような状態にあった—Motion sicknessになっていた—可能性がある。カエル、イモリを含む両生類はそもそもMotion sicknessを起こし得るのかどうかについてパラボリックフライトを使って調べることを第2の目的とした。

2. 実験方法 (装置)

2. 1 観察系

(1) 3次元水槽での観察：2種類のサイズ（中型水槽： $167^W \times 87^D \times 156^H$ mm, 容量2267 ml、小型水槽： $70^W \times 70^D \times 90^H$ mm, 容量441 ml）の3次元水槽に水を満たし、水槽中の水棲生物試料（イモリ幼生、イモリ成体、メダカ成体、アフリカツメガエル幼体）の正面像、側面像を同時に観察・記録した。蛍光灯およびハロゲンランプによる明条件下、および赤外光による暗条件下で記録した。明条件ではハンディタイプのHi 8 mmビデオカメラレコーダー、暗条件では赤外光用に改造したCCDカメラおよびその画像記録用にHi 8 mmビデオレコーダーを用いた。

(2) 大型コンテナでの観察：アフリカツメガエル以外のカエルおよびイモリ成体は、水を入れない（ただし、コンテナの壁は水で濡らした）コンテナ（容量2100 ml）中で観察された。光の条件は機内のそれと同じである。記録は搭乗実験者により、ハンディタイプのHi 8 mmビデオカメラレコーダーで行った。

2. 2 取得データ

実験中には以下のデータを取得した。

- (1) 画像データ（Hi 8 mmビデオテープおよび目視）
 - (2) 実験ラックG値（音声記録トラックにモデム信号を記録）
 - (3) 実験ラック振動データ
 - (4) キャビン気温・キャビン湿度・キャビン気圧・キャビン3軸G値
- 次ページに実験装置の図を示す。

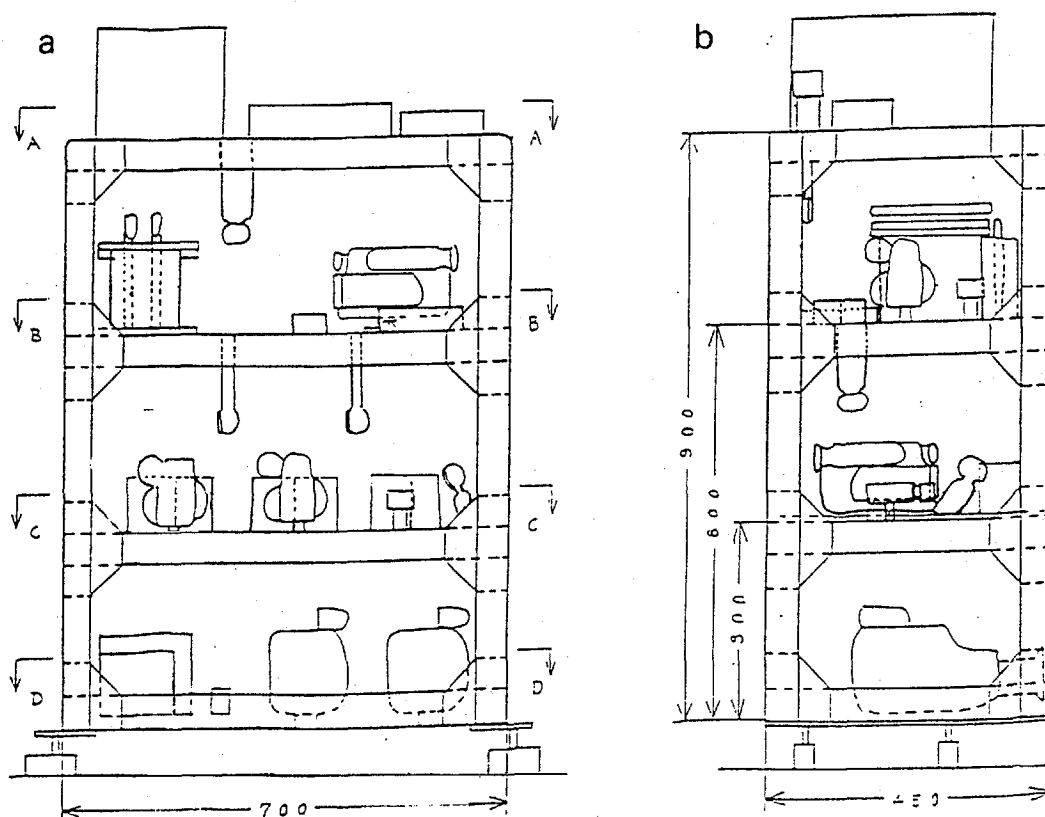


図2-1 航空機搭載用ラックに組み込まれた実験装置の図

a. 正面図 b. 側面図

Fig.2-1 Integrated Experiment Rack a. Front, b. Side views

3. イモリの実験

3.1 目的

IML-2やSFUにおける宇宙実験での予備実験として、イモリ成体、2グループの発生段階の異なる (Stage 42-44, Stage 56-57、図3-1 イモリ発生段階表参照) イモリ幼生のパラボリックフライト中の姿勢制御、行動を観察、記録した。特に行動に対する微小重力の影響が発生段階によってどのように変化していくのかを調べる。

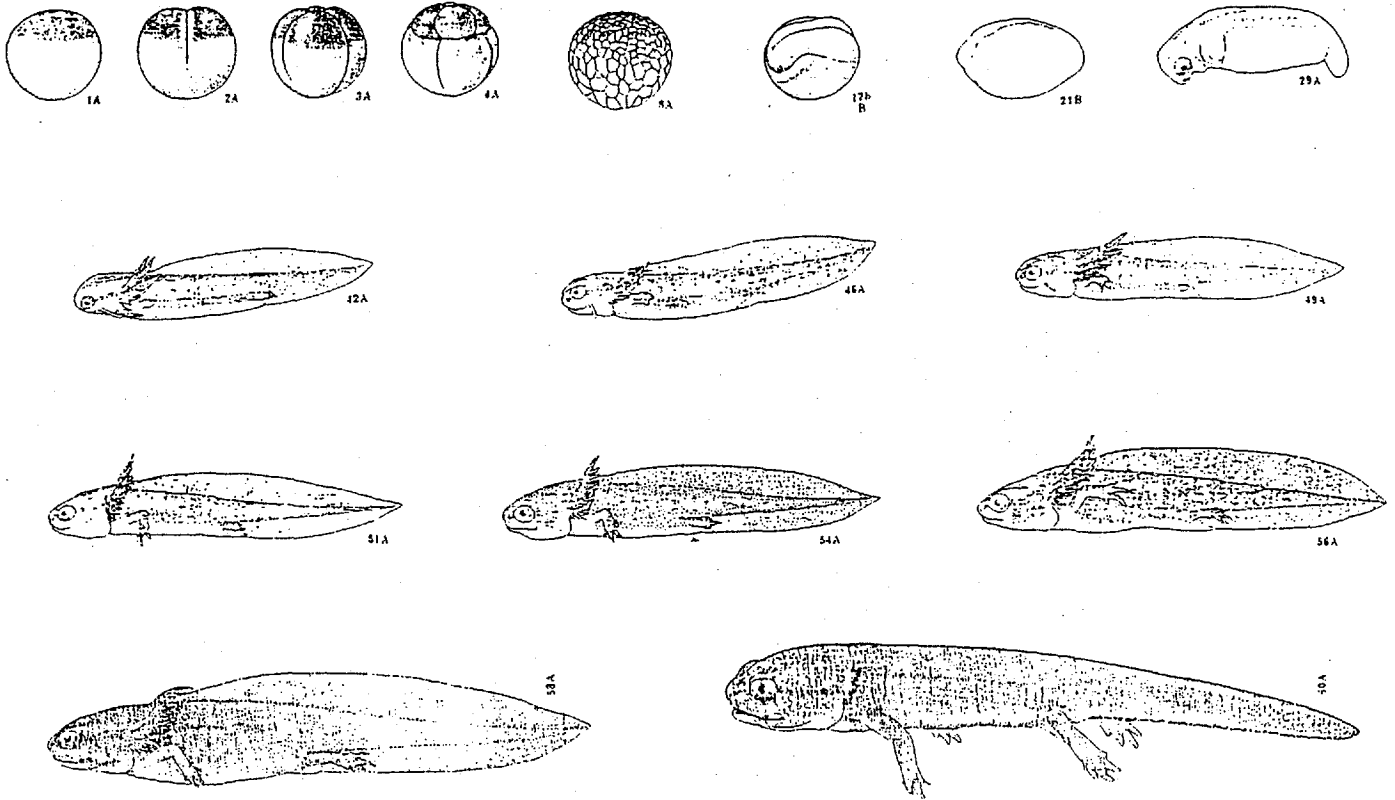


図3-1 イモリ発生段階表 (文献より)

Fig. 3-1 Developmental Stages of Newt *Cynops pyrrhogaster*

3.2 方法

(1) 実験試料：アカハライモリ (*Cynops pyrrhogaster*) 成体雌、幼生 (Stage 42-44, Stage 56-57)

(2) イモリ成体の行動の記録

イモリ成体1匹を水を満たした中型水槽に入れて、その水槽内でのイモリの行動をエントリー時の過重力下 (2 G あるいは 1.3 G)、微小重力下、リカバリー時の過重力下 (2 G)、1 G 下 (通常飛行時) で Hi 8 mm ビデオカメラによって記録した。試料の行動記録は水槽の前面と側面から行い、3次元的な運動状態を捉えられるようにした。明条件、あるいは暗条件で記録を行った。

(3) イモリ幼生の行動の記録

イモリ幼生を水を満たした小型水槽に入れて、その水槽内での行動をエントリー時

の過重力下(2 G あるいは1.3 G)、微小重力下、リカバリー時の過重力下(2 G)、1 G 下(通常飛行時)でHi 8 mm ビデオカメラによって記録した。試料の行動記録は水槽の前面と側面から行い、3 次元的な運動状態を捉えられるようにした。明条件、あるいは暗条件で記録を行った。

3. 3 結果および考察

(1) イモリ成体の水中での行動

微小重力前後の過重力(～2 G)下では多くのイモリは水槽床面に留まっていた。微小重力に移行すると、ゆっくりとした回転、うねりを示しながら、水中を漂った。このとき、四肢は広げていることが多い。積極的に泳ぐことは非常に少なかったが、遊泳して推進しようとする場合には、1 G 下水中で見られるように、四肢を体側に沿わせ、身体をうねることによって進んだ。

これらの行動は、パラボラの回数が進んでもほとんど変化はなかった。また、照明光の方向の切り替えおよび暗条件、明条件のちがいによっても変化はなかった。

(2) イモリ幼生の行動

Stage 42-44 (孵化から約1週間後)の幼生の行動

Stage 42-44 の幼生はStage 54-57 の幼生よりも微小重力に反応した行動をあまり示さなかった。明条件で Stage 42-44 幼生の約30% (29—33%) が微小重力の間なんらかの動きを見せた。この動きは微小重力に入ったときに起こす短い上向きの遊泳行動または横向きの遊泳行動、および約20秒間の微小重力の間に示す横向きの遊泳行動であった。このような微小重力に対する反応行動は1日に6—10回のパラボラを繰り返すうちに、あまり顕著でなくなってきた。このことは微小重力環境に対する適応があることを示している。また、この Stage の幼生の多くは微小重力の後に続く過重力(～2 G)に顕著に反応した。

暗条件では、この Stage の幼生は9—42%くらいが微小重力で反応したが、反応している時間は明条件よりも短かった。典型的な反応の仕方は短い(通常体長より短い)距離だけ動き、その後水中の1点で止まっているというものであった。

Stage 54-57 の幼生の行動

微小重力に入ったときおよび微小重力の間、約50%の幼生が上向きまたは横向きに遊泳した。また遊泳する幼生の割合は、明条件、暗条件で変らなかった。なかには微小重力に反応して遊泳した後、数秒間その場に止まっている幼生も見られた。微小重力のあとの過重力に対する反応の観察された幼生はStage 42-44 の幼生よりも少なかった。

図3-2に反応行動についてのまとめを示した。

このように発生段階によって微小重力に対する反応行動が変化してくることが示された。一般に重力や直線加速度を感知する器官である内耳の発生は角速度を感知する半器官よりも発生が早い。イモリでは内耳は Stage 32 で現れはじめ、半器官は Stage 40 で初めて観察される。本実験で観察された Stage による微小重力に対する反応行動の違いは半器官の発生状態の差によるものと示唆される。

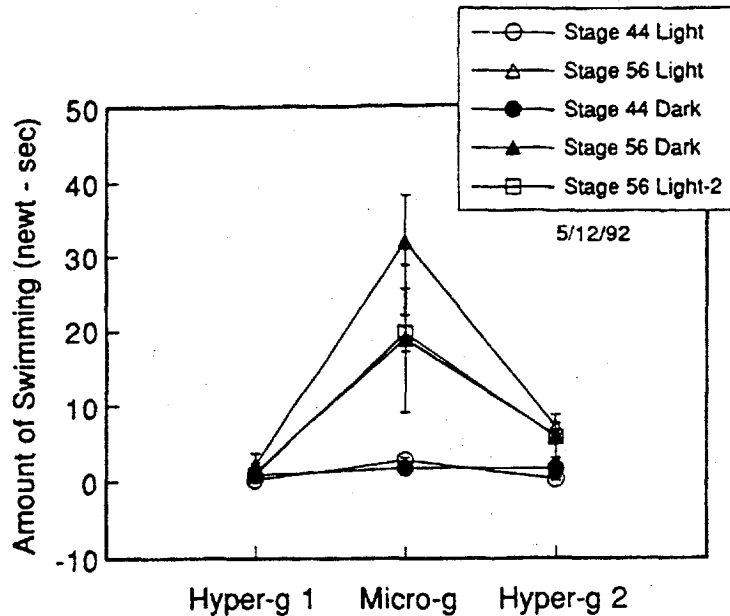


図3-2 パラボリックフライト中のイモリ幼生の行動⁸⁾

○ : Stage 44 明条件、△ : Stage 56 明条件、
 ● : Stage 44 暗条件、▲ : Stage 56 暗条件、□ : Stage 56 明条件2回目
 遊泳量の単位とした1イモリ-秒は1匹の幼生が1秒間遊泳することを表している。

Fig. 3-2 Plot of total swimming of 5 groups of larvae, separated by developmental stage and light condition. One "newt-sec" represents one larva swimming for one second. For each animal, the total swimming was measured for each gravity condition⁸⁾.

4. メダカの実験

4. 1 目的

IML-2では微小重力下でのメダカの挙動および産卵行動を調べる予定である。このための予備実験として航空機による微小重力実験を行い、IML-2での宇宙実験に搭載するメダカの種類を決定する。

4. 2 方法

(1)実験試料：ヒメダカ (*Oryzias latipes*) の純系5系統 (HO5, HO4C, HB12A, HB32C, HNI-II) および雑系(variety)の成魚。1つの水槽には1系統のメダカ4~10匹を入れて挙動の観察を行った。

(2)小型水槽内でのメダカの行動の記録

小型水槽内にメダカを入れ、その水槽内でのメダカの行動をエントリー時の過重力下 (2Gあるいは1.3G)、微小重力下、リカバリー時の過重力下 (2G)、1G下 (通常飛行時) でHi 8mmビデオカメラによって記録した。記録は水槽の前面と側面から行い、3次元的な運動状態を捉えられるようにし、明条件あるいは暗条件で行った。

4. 3 結果および考察

ビデオテープを再生し、微小重力下でのメダカの挙動を調べた。図4-3は明条件における、純系HO5メダカ1匹の1回目の放物線飛行時の動きを数量化したものである。テレビ画面上でビデオテープをコマ送りで動かし、メダカの頭の先端部（つまり口の先端）の軌跡をなぞり、1秒ごとの移動距離を距離計で測定した。ただし、今回は3次元的な移動ではなく、平面での移動として扱った。さらに、テレビ画面での距離から実際の水槽内での距離への変換を行ったデータが図4-3である。縦軸はこのようにして求めた1秒当りの移動距離、つまり移動速度 (cm/sec) であり、横軸は時間 (sec) で微小重力になった瞬間を0と表示してある。

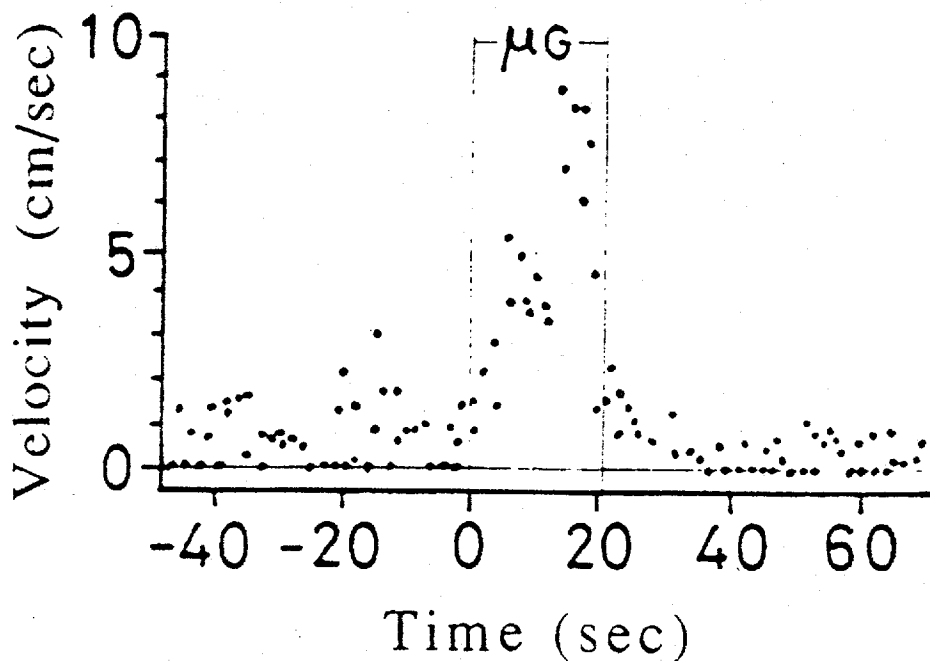


図4-1 パラボリックフライト中のHO5系統メダカの遊泳速度⁹⁾
時間0秒は微小重力に入った瞬間である。

Fig.4-1 Velocity (cm/sec) of a fish of HO5 strain around the parabolic flight. Time 0 designates the entrance to microgravity level⁹⁾.

微小重力状態になるなりHO5メダカの移動速度は急に増加し、微小重力の続く間は盛んな移動を行い、1Gレベルへの復帰とともに元のゆっくりとした速度に戻る。微小重力下ではHO5メダカはすべて回転 (looping) 運動をし、図4-1に示した移動速度の増加はこのような回転と同時に起こっている。詳細な観察から回転中のメダカには、ひねり (twisting) も生じていることが判った。同一飛行中の残り9回の放物線飛行においても、HO5メダカは同様な回転運動を示した。

図4-2 aは HO5メダカの明条件・微小重力下での回転運動の様子である。白矢印のメダカの1.8秒間における動きが写真1~20に示されている。図4-2 bはこの間の魚の位置を重ね合わせたもの、図4-2 cは移動方向である。約20秒間の微小重力状態において、このような回転を何回も繰り返す。

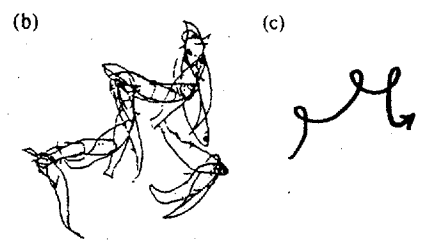


図4-2 明条件、微小重力下でのHO5系統メダカの行動。メダカの行動のトレース、(a)No.1から20までは1.8秒、(b)この間のメダカの位置、(c)この間のメダカの方⁹⁾

Fig.4-2 Looping and twisting behavior of an inbred strain medaka HO5 under microgravity and light conditions. Movement of a fish (shown by a white arrow) is traced; (a) Time elapsed from No.1 to 20 is 1.8sec, (b)Fish positions, and (c)Direction of the fish during that period ⁹⁾

他の系統のメダカについても、明条件下での挙動を調べたところ、HO4CとHB12A系統はHO5と同じく回転運動を行ったが、HNI-II系統と雑系メダカはまったく回転しなかった。HB32Cは一部のメダカは回転したが、多くのメダカは回転しなかった。このように、明条件・微小重力下で回転運動を起こすか否かは系統によって定まっていることが判った。しかし、暗条件・微小重力下ではすべての系統のメダカが回転運動を行った（表4-3）。

表4-3 パラボリックフライトにおける微小重力下でのメダカの行動⁹⁾
Table 4-3 Fish behavior under microgravity⁹⁾

系統名 (Strain)	明 (Light)	暗 (Dark)
HO5	○	○
HO4C	○	○
HB12A	○	○
HB32C	△	○
HNI- II	×	○
雑系ヒメダカ (Variety)	×	○

- ：回転 (all fish looped)
- △：一部回転 (some fish looped)
- ×：回転せず (no looping)

図4-4 a, bはHNI-IIメダカの挙動であるが、HO5（図4-2）と比べて回転せず、移動もゆっくりである。

このようなメダカの回転運動は一過性で、宇宙では時間を追って微小重力条件に順応していくと考えられる。しかし、スペースシャトルが地上から微小重力環境へ到達した場合、メダカが回転運動を始めると衰弱してしまう危険がある。今回の放物線飛行実験により、明条件で回転運動を行わないメダカ系統が見いだされたことは心強い。これらの系統のメダカも暗条件では回転する。そこでIML-2実験では、打ち上げ時を含め微小重力状態到達後約2日間は明条件を維持し、この間に微小重力状態に対しての順応を期待することとした。打ち上げるメダカ系統としては、HNI-IIあるいはHB32Cが候補である。今後の研究によっては、これらの2系統どうしあるいは他の系統との雑種第一代（F1）も有力候補となる可能性もある。

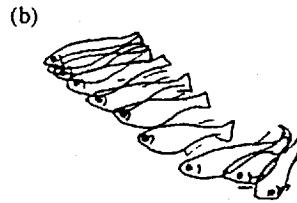
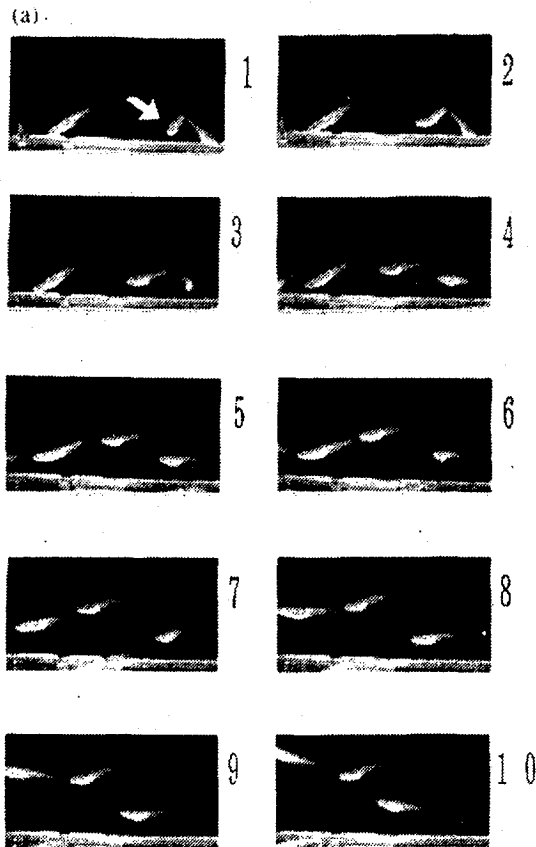


図4-4 明条件、微小重力下でのHNI-II系統メダカの行動。メダカの行動のトレース、(a)No.1から10までは3.2秒、(b)この間のメダカの位置⁹⁾

Fig.4-4 Looping and twisting behavior of an inbred strain medaka HO5 under microgravity and light conditions. Movement of a fish (shown by a white arrow) is traced; (a) Time elapsed from No.1 to 20 is 1.8 sec, (b) Fish positions⁹⁾

5. 両生類における Motion Sickness の可能性を調べる実験^{10) 11)}

5.1 目的

旧ソ連のミール宇宙ステーションの微小重力環境下でニホンアマガエルは特徴的な姿勢をとった⁴⁾。この姿勢と薬品によって誘発される嘔吐や Retching behavior のときの姿勢の類似性から、ミールでのカエルの姿勢は嘔吐や Retching behavior を起こすような状態— Motion sickness —を示していたという可能性が考えられる。カエル、イモリを含む両生類はそもそも Motion sickness を起こし得るのかどうかについてパラボリックフライトを使って調べる。

5. 2 方法

- (1)実験試料：サンショウウオの1種 (*Hynobius*) 幼生、
 アカハライモリ (*Cynops pyrrhogaster*) 成体雄雌・幼生、
 ツチガエル (*Rana rugosa*) 雄・幼体、
 トノサマガエル (*Rana nigromaculata*) 幼体、
 アフリカツメガエル (*Xenopus*) 幼体、
 ニホンアマガエル (*Hyla japonica*) 成体雄雌、
 シュレーゲルアオガエル (*Rhacophorus schlegelii*) 成体雄雌
 詳しくは表5-1参照。

表5-1 実験に使われた生物試料¹¹⁾

Table 5-1 Animals exposed to parabolic flight¹¹⁾

Species & Developmental Stage	Number of Experimental Animals				
	Controls	Day 1(10)	Day 2(8)	Day 3(9)	Day4(9)
<i>Hynobius nebulosus</i> larvae	27		4		6
<i>Cynops pyrrhogaster</i> larvae	5		6		
<i>Cynops pyrrhogaster</i> females	3		5		
<i>Cynops pyrrhogaster</i> males	3	6			
<i>Rana rugosa</i> males or juveniles	17		8		
<i>Rana nigromaculata</i> juveniles	21	6		6	
<i>Xenopus laevis</i> juveniles	15		6		
<i>Hyla japonica</i> females	3		3		
<i>Hyla japonica</i> males	19	6		8	
<i>Rhacophorus schlegelii</i> females	3		5		
<i>Rhacophorus schlegelii</i> males	10	5	6	8	
Totals for each day		23	43	22	6

Bold values in body of table indicate groups in which at least one individual vomited after exposure to parabolic flight. The number of parabolas flown on each day is shown in parentheses at top of table.

- (2)実験方法：実験試料にフライトの1.5~4時間前にエサを強制給餌あるいは自然給餌し、パラボリックフライトの前、中、後における嘔吐反応、Retching behavior、姿勢、その他の注目すべき行動について目視あるいは、Hi 8 mm ビデオカメラによる記録を行った。観察の行われていないときに嘔吐を起こしたかどうかについては嘔吐物の有無によって判断した。嘔吐物はある程度餌の塊のままであるため、嘔吐物の数により、嘔吐した回数（またはのべの匹数）が判断できる。サンショウウオの1種の幼生、アカハライモリ幼生には、イトミミズ (*Tubifex*) を自然給餌、ツチガエル雄・幼体、トノサマガエル幼体、アフリカツメガエル幼体、ニホンアマガエル成体雄雌、シュレーゲルアオガエル成体雄雌には牛レバーを強制給餌した。サンショウウオの1種の幼生、アカハライモリ幼生は、水を入れた小型水槽に、ツチガエル雄・幼体、トノサマガエル幼体、ニホンアマガエル成体雄雌、シュレーゲルアオガエル) 成体雄雌、アカハライモリ成体雄雌は水を入れずに期水槽壁を濡らした大型

水槽に、アフリカツメガエル幼体は水を満たした中型水槽に搭載して航空機のラック等に取り付けた。同様に強制給餌、自然給餌した試料を対照群とした。

5. 3 結果および考察

フライト前の観察ではどの生物種においても、異常な行動は見られなかった。パラボリックフライト中はツチガエル、トノサマガエル、ニホンアマガエル、シュレーゲルアオガエルの多くの個体で、ミール内のニホンアマガエルが示したような姿勢が見られた。シュレーゲルアオガエルは、パラボラの回数が進むにつれて浮かびあがらずに壁や床についているようになり、微小重力環境への適応が見られた。Tree frog (ニホンアマガエル、シュレーゲルアオガエル) でないカエルのほうが四肢の接着力が弱く、微小重力状態のときによく tumbling した。アフリカツメガエルは twisting しながら遊泳した。アカハライモリ成体はほとんど動かなかった。パラボリックフライト中に嘔吐は観察されなかったが、パラボリックフライト中の 1 G 下では口や目の開閉、Retching behavior、後退がニホンアマガエル、シュレーゲルアオガエルで観察された。パラボリックフライト後 30 分後から 42 時間後までに嘔吐反応を示す個体が観察された (表 5-2)。対照群では嘔吐やその他の異常な行動はまったく観察されなかった。これらのことから両生類も Motion sickness を起こし得ることが示された。ただし、両生類では、嘔吐は刺激を受けてからかなり時間がたってから起こることがあるということが特徴的であった。Motion sickness にかかりやすいかどうかは性別、発生段階 (年齢)、種などによって異なるかどうかについてはさらに実験が必要である。ミール内でのニホンアマガエルの異常な姿勢が、Motion sickness のあらわれであったかどうかには、今後さらに詳細な観察が必要である。

表 5-2 フライト後嘔吐した個体数と嘔吐までの時間¹⁾

Table 5-2 Latency between exposure to parabolic flight and emesis¹⁾

Species	Time Interval Over Which Emesis Occurred			
<i>Hynobius nebulosus</i>				
larvae	<0.5 hr (1 or 2)			
<i>Rana rugosa</i>				
males or juveniles	1-2.25 hr (1 or 2)			
<i>Rana nigromaculata</i>				
juveniles	6-19.5 hr (1 or 2)			
<i>Hyla japonica</i>				
males	21-28 hr (1)			
<i>Rhacophorus schlegelii</i>				
females	7-21 hr (2 to 4)			
males	0.5 hr, (1 to 2)	6-19.5 hr, (1 to 2)	7-21 hr, (1 to 2)	30-42 hr (1 to 2)

The large spread for times in this table reflects evening and night periods when no observations were made. The number of individuals likely to have regurgitated food based numbers in parentheses indicate the maximum and minimum on the volume and distribution of vomitus in their containers.

6. 結言

パラボリックフライトによって得られる微小重力下でのメダカ、イモリの行動、姿勢を観察した。また、イモリやカエルなどを含む両生類がMotion sicknessにかかり得るかについてパラボリックフライトを刺激とした実験を行った。以下に得られた結果および考察を述べる。

メダカ：いろいろな系統のメダカを用い、微小重力感受性について差が存在するかどうかについて調べた。今回の実験により、明条件で回転運動を行わない、またはあまり行わないメダカ系統HNI-II、HB32Cが見つかった。これらの系統は回転遊泳による衰弱のないことあるいは宇宙実験で交尾、産卵行動をより行いやすいと考えられることから、宇宙実験用のメダカの候補となり得る。さらに、これらの2系統どうしあるいは他の系統との雑種第一代(F1)も有力候補となる可能性もある。

イモリ：水中のイモリはゆっくりとした回転、うねりを示しながら泳いだ。Stage 42-44の幼生はもっと発生段階の進んだStage 54-57の幼生よりも微小重力に反応した行動をあまり示さなかった。このように発生段階によって微小重力に対する反応行動が変化してくることが示され、平衡器官の発生との関係が示唆された。

MOTION SICKNESS：カエル（ツチガエル、トノサマガエル、ニホンアマガエル、シュレーゲルアオガエル）、サンショウウオの1種（*Hynobius*）でパラボリックフライト後に嘔吐が見られ、両生類もMotion sicknessを起こし得ることが示された。ミール内のニホンアマガエルで観察された異常な姿勢はMotion sicknessのあらわれであった可能性が高いが、これについては、さらに実験が必要である。

7. 謝辞

本実験を行うにあたり、地上支援グループや実験操作要員として参加していただいた小池元さん（横浜市立大学）、鈴木靖さん・武井誠さん（北里大学）、中谷祐一さん（東京大学アイソトープ総合センター）に感謝いたします。

8. 参考文献

- 3) Small Space Platform Working Group, Institute of Space and Astronautical Science ;
Advanced Technology Experiment onboard Space Flyer Unit (SFU) Space Biology Experiment (BIO)
EXP-R-i006-1 (1989)
- 4) Izumi-Kurotani, A., Yamashita, M., Kawasaki, Y., Kurotani, T., Mogami, Y., Okuno, M., Akiyama, T., Oketa, A., Shiraiishi, A., and Ueda, K.; Behavior of Japanese Tree Frog Under Microgravity, *Biological Sciences in Space*, Vol.5, No.3 pp.185-189 (1991)
- 5) FRIS実験グループ, 宇宙科学研究所 宇宙基地利用研究センター; 宇宙ステーションMIRにおけるカエル実験 FRog In Space 報告書 (1991)
- 6) Naitoh, T., Wassersug, R. J., and Leslie, R. A.; The Physiology, Morphology, and Ontogeny of Emetic Behavior in Anuran Amphibians, *Physiological Zoology*, Vol.62, pp.819-843 (1989)
- 7) 岡田筋人編; 脊椎動物の発生 [上], 培風館 (1989)
- 8) Wiederhold, M.L., Yamashita, M., Izumi-Kurotani, A., Larsen, K., Koike, H., Nagaoka, S. and

- Asashima, M.; Developmental Changes in the Vestibular System of Imori, 第9回宇宙利用シンポジウム Proceedings, pp.127-131 (1992)
- 9) Ijiri K., Eguchi, H., Hyodo-Taguchi, Y., Suzuki, Y., Takei, M., Nakatani, Y., Mizuno, R., Koike, H., Izumi-Kurotani, A., Yamashita, M. and Nagaoka, S.; Fish Behaviors under Microgravity and Their Strain Differences, 第9回宇宙利用シンポジウム Proceedings, pp.115-118 (1992)
- 10) Izumi-Kurotani, A., Wassersug R.J., Yamashita, M., Naitoh, T. and Nagaoka, S.; Frog Behavior under Microgravity - Possibility of Motion Sickness in Amphibians -, 第9回宇宙利用シンポジウム Proceedings, pp.112-114 (1992)
- 11) Wassersug, R.J., Izumi-Kurotani, A., Yamashita, M. and Naitoh, T.; Motion Sickness in Amphibians, 投稿中

微小重力実験における液柱法を用いた
固液界面の濡れ性評価
Evaluation of the Wettability at the Solid-Liquid Interface
under Microgravity by Liquid Bridge Method

福沢 康 (1) 小島 陽 (1) 佐久田 博司 (2) 岡田 昌章 (3)
Yasushi. Fukuzawa Yo. Kojima Hiroshi. Sakuta Masaaki. Okada
小藤 晃弘 (4) 星 聖一 (4) 依田 真一 (5) 井村 貞治 (6)
Akihiro. Kofuji Seiichi. Hoshi Shinichi. Yoda Sadaji. Imura
石倉 精三 (6) 田中 健男 (7)
Seizo. Ishikura Tateo. Tanaka

(1) 長岡技術科学大学 工学部

Department of Mechanical Engineering. Nagaoka University of Technology

(2) 青山学院大学 理工学部

Department of Mechanical Engineering College of Science and Engineering
Aoyama Gakuinn University

(3) 筑波技術短期大学 機械工学科

Department of Mechanical Engineering Tsukuba College of Technology

(4) 長岡技術科学大学 大学院

Graduate course Nagaoka University of Technology

(5) 宇宙開発事業団

National Space Development Agency of Japan

(6) (財) 宇宙環境利用推進センター

Japan Space Utilization Promotion Center

(7) 轟産業株式会社

Todoroki Industries Co., Ltd.

ABSTRACT

It is well known that the wetting behaviors were affected to the interfacial properties on the solid - liquid boundary, so the wetting phenomena were one of the most important problems to solve static and dynamic state in the material experiments on space. Recently, we had reported the gravitational effects to the wetting behaviors at room temperature, and atmospheric pressure by the liquid bridge method using an aircraft in parabolic flight. So in this paper, the following scientific factors were investigated: (a) thermodynamic properties of liquid, (b) wetting condition, static or dynamic, and (c) gravitational effects. The following experimental results were obtained: (1) the variation of thermodynamic properties affect to the wetting behavior. (2) the much difference is occurred between static and dynamic wetting behavior changing of test temperature.

1. 緒言

微小重力環境下における材料実験を行う際に問題となる、固液界面の濡れ挙動に関する、基礎的な実験方法の開発および解析手法を確立することを目的として航空機の放物弾導試験を行ってきた。その結果、平成3年度第3期までの研究成果から、室温・大気圧における固液界面の濡れ挙動の測定について、いくつかの知見を得ている(1),(2),(3)。

そこで本報告では、固体および液体試料の温度を上昇させて、粘性および表面張力値等の物性値を変化させた時の濡れ挙動の変化について、これまでの室温における結果と比較すべきデータを得るとともに、どの因子が濡れの状態を決定づけるのに大きく影響しているのかについて検討した。

2. 実験方法

著者らは、微小重力環境下における濡れ性評価を液柱法および押出液滴法により行ってきた。

液柱法は微小重力環境開始と同時に、上下の平行固体平板を引き離しながら、平板間に液体を注入して、液柱を形成させるもので、固液接触線は固体平板上を自由に移動することができる。これに対し押出液滴法は液柱法と同じ様に固体平板上に液滴を形成させるものである。

これまでに著者らが行った実験および数値解析から、液柱法は液滴法に比べて流体力学的な効果が大きく、重力の変化に対して敏感に反応するため、濡れ性に対する重力の影響を把握する方法として適しているという結果を得ている(4)。また、液柱の自由表面の曲率が小さいため、固液界面の接触角を測定しやすいという利点がある。これらのことから本報告では液柱法を用いて実験を行った。

図1に本報告で用いた液柱法の実験装置系統図を示す。

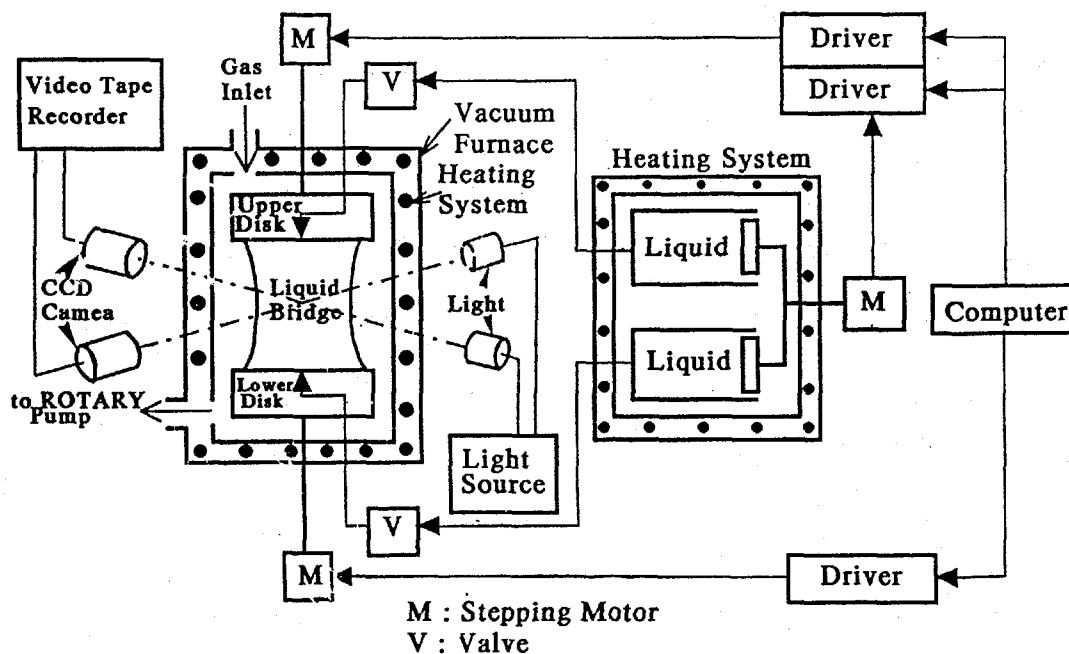


図1 実験装置系統図

Fig.1 Blockdiagram of experimental apparatus

液柱は真空炉内で形成され、微小重力から2.2gまでの重力変化に対する液柱の挙動をCCDカメラで観察・記録し、画像処理を用いて固液界面の接触角から濡れ性を評価した。実験条件を以下に示す。

- ・実験雰囲気：Arガス雰囲気
- ・実験温度：室温(25℃)・40℃・60℃の3条件
- ・実験圧力：真空～大気圧(Arガス封入時)

供試材は固体試料に鏡面仕上げした純ニッケルを、液体試料には真空脱気したグリセリンを用いた。固体試料は1回の実験ごとに交換した。

3. 結果および考察

3.1 液柱の濡れ性に関する物性値

固体上に置かれた液体の挙動を流体力学的に取り扱う場合、一般に連続の式、運動量保存式(ナビエ・ストークス方程式)、エネルギー保存式の3つの支配方程式に適切な初期条件および境界条件を代入することにより、数学的に解析されることが知られている⁽⁵⁾。ここで濡れ性を支配する、表面張力に関する項は境界条件として導入される。

(1)式は著者らが、液柱法の数値解析に用いたモデル方程式である⁽⁴⁾。

$$Bo \cdot \tilde{y} + P_0 = \frac{1}{\tilde{x} \sqrt{1 + \left(\frac{d\tilde{x}}{d\tilde{y}}\right)^2}} - \frac{\frac{d^2\tilde{x}}{d\tilde{y}^2}}{\sqrt{1 + \left(\frac{d\tilde{x}}{d\tilde{y}}\right)^2}} \quad (1)$$

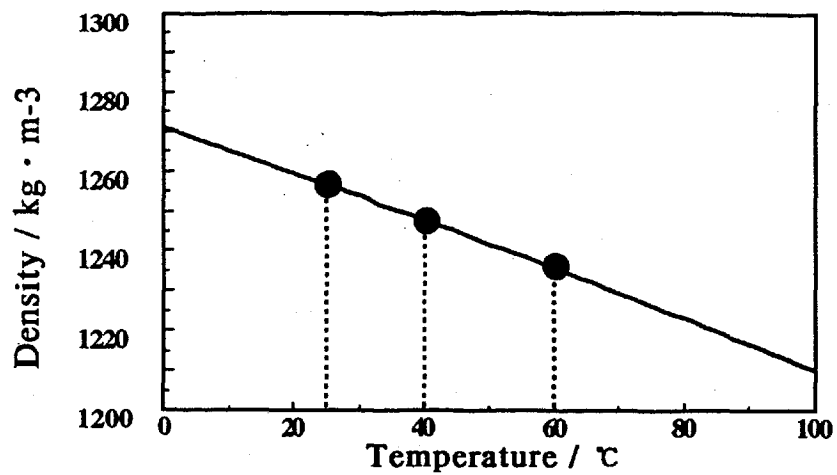
ここで (\tilde{x}, \tilde{y}) ：液柱の高さで無次元化された液柱の形状曲線、 Bo ：ボンド数、 P_0 ：付着圧数である。

また、実在する流体は粘性を有するので、粘性係数は固体上の流体の動的な挙動を考察する際に重要な因子となる。

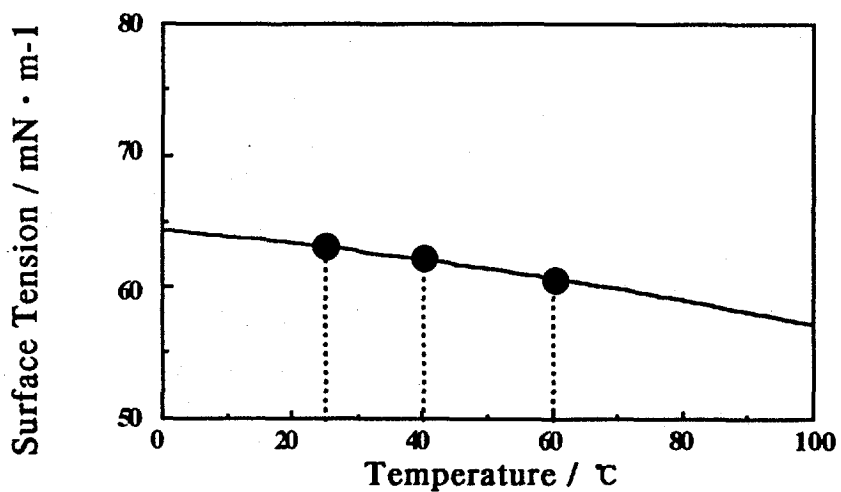
以上より、液柱の静的および動的挙動を支配する物性値は、主に表面張力、密度、粘性係数の3つの物性値であると考えられる。また、これらの値は温度とともに変化することが知られており、今回の実験では、試験温度を室温・40℃・60℃の3つの条件で行った。温度変化に対するグリセリンの各物性値の変化を図2に示す。

3.2 各物性値が液柱の濡れ性におよぼす影響

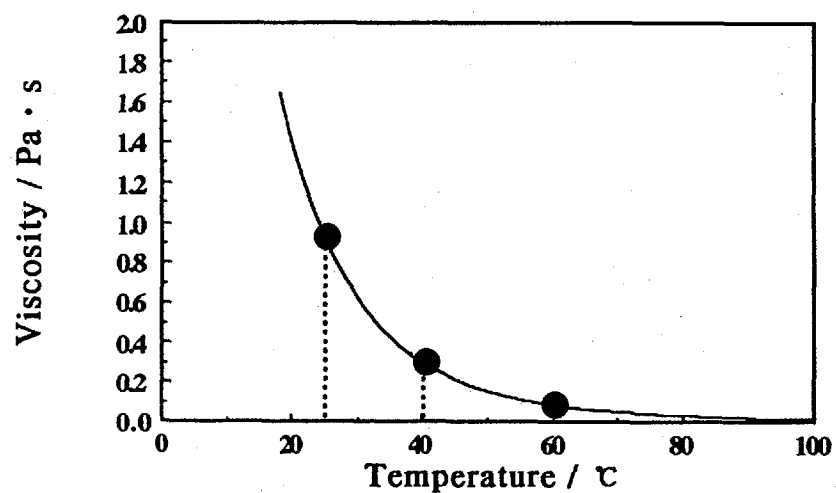
図3に各試験温度における液柱形状の、経時変化を示す。また、経過時間に対する液柱の上下固液界面の接触角変化を図4に示す。この図3, 4より、液柱は、液体の押出しおよび上下固体平板の引き離しが完了してから微小重力完了までの、約10秒間は上下界面の接触角は約65度と一定の値を示し、液柱形状は安定した状態であった。その後、重力の増加に伴って接触角は、上側界面では減少し、下側界面では増加する傾向が認められた。



(a) Density

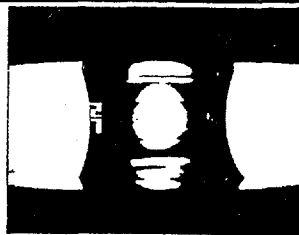
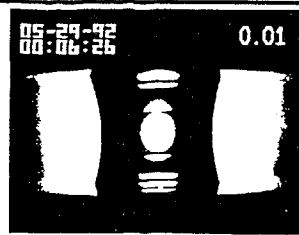
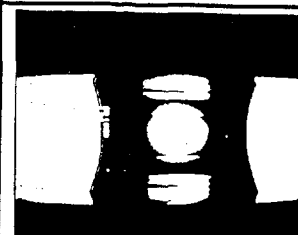
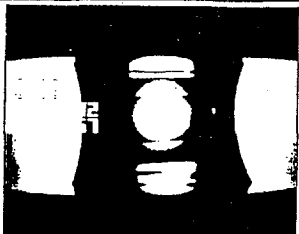
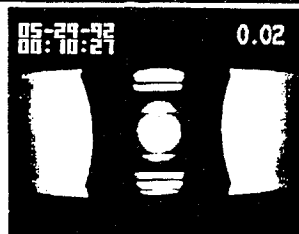
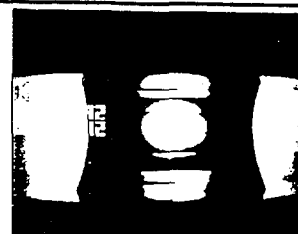
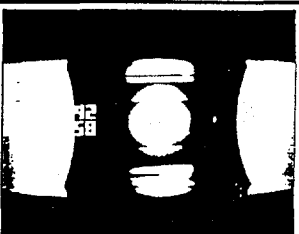
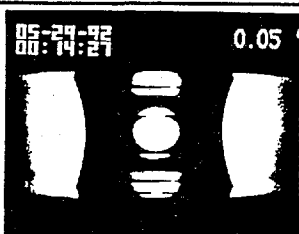
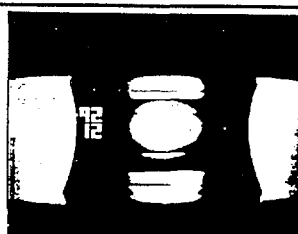
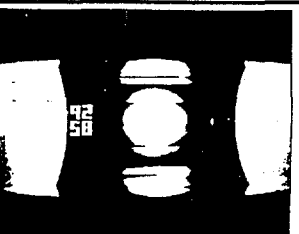
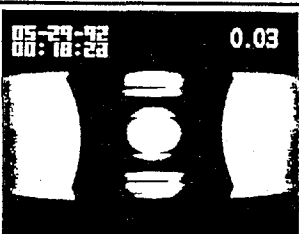
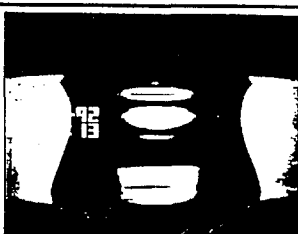
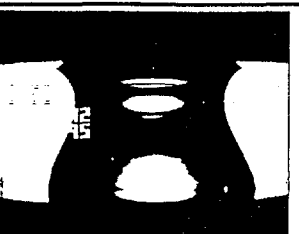
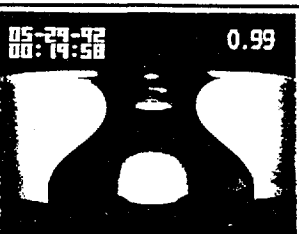
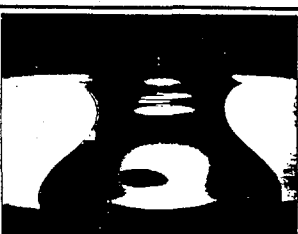


(b) Surface Tension



(c) Viscosity

図2 グリセリンの物性値の温度変化
Fig.2 Thermal properties of Glycerin

Time (sec)	25 °C	40 °C	60 °C
4	 0.02 g	 0.01 g	 0.01 g
8	 0.03 g	 0.02 g	 0.01 g
12	 0.01 g	 0.05 g	 0.03 g
16	 0.02 g	 0.03 g	 0.26 g
—	 18.38sec, 0.52g	 17.32sec, 0.68g	 16.45sec, 0.82g


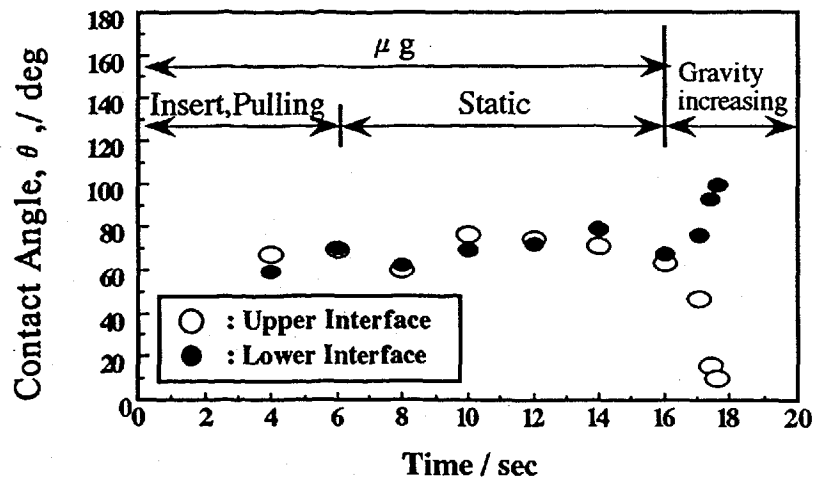
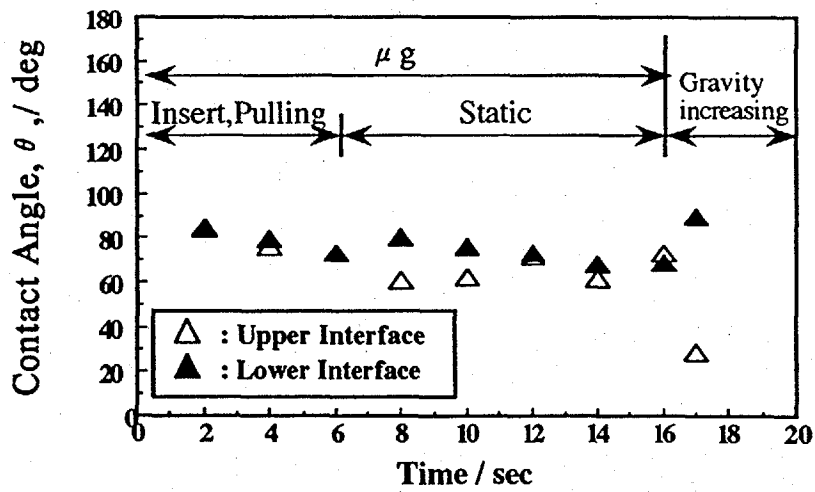

 10 mm

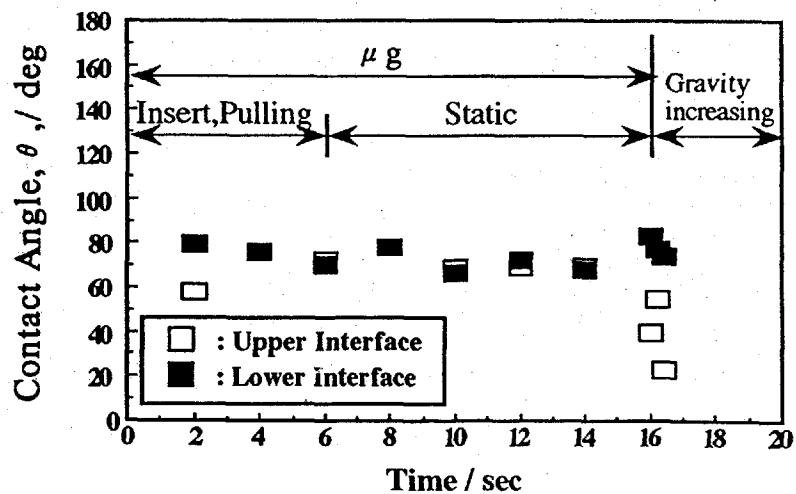
図3 各試験温度における経過時間に対する液柱形状の変化
 Fig.3 Change of the liquid bridge shapes with the time elapsed
 at each test temperature



(a) Room Temperature



(b) 40 °C



(c) 60 °C

図4 各試験温度における経過時間に対する液柱の接触角変化
 Fig.4 Variation of the contact angle, θ , with the time elapsed at each test temperature

次に、濡れ性におよぼす重力の影響を調査するために、ボンド数を用いて結果を整理した。ボンド数は体積力と表面張力の比で表され、一般に(2)式で定義される。

$$Bo = B(L/D) = \rho gDL / \gamma \quad (2)$$

ここで、 ρ : 液体の密度、 g : 重力加速度、 D : 液柱の直径、 L : 液柱の高さ、 γ : 液体の表面張力である。図5にボンド数と接触角の関係を示す。

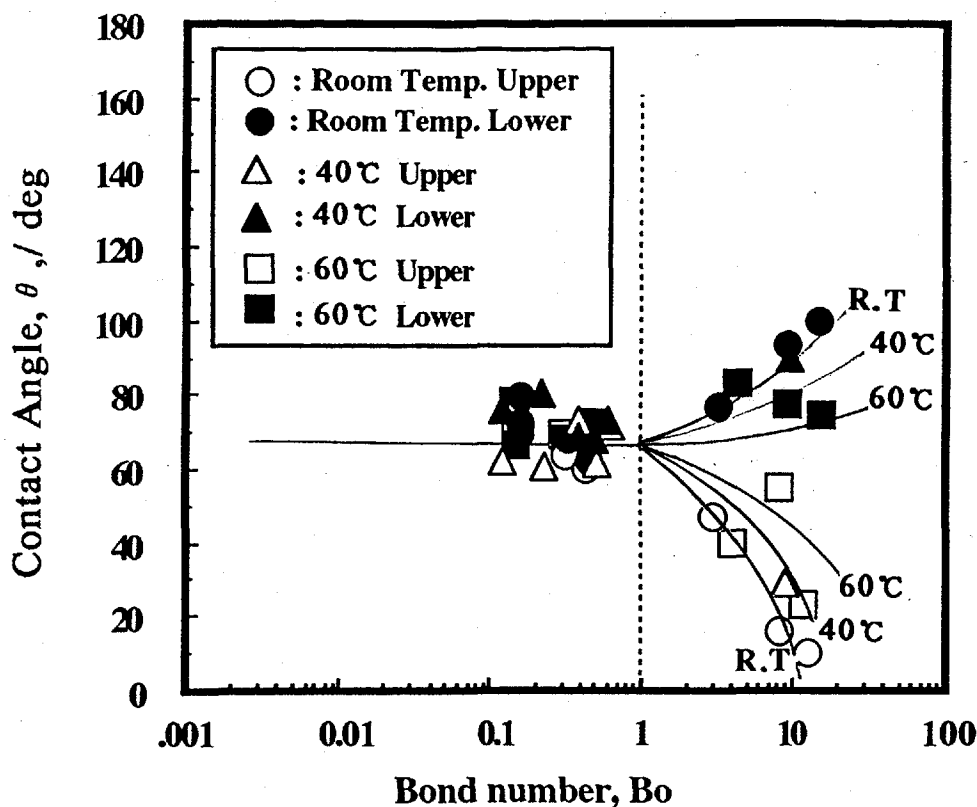


図5 ボンド数と接触角の関係

Fig.5 Correlation between Bond number, Bo , and contact angle

$Bo = 1$ 以下の領域は微小重力状態を表しており、重力の効果よりも表面張力が支配的となる。この領域では試験温度に関わらず接触角は一定であり、従って濡れ性は試験温度に依存しない。図2より液体の表面張力は温度の増加とともに減少するが、60°Cにおいても室温に対して-3%と大きな変化は認められなかった。接触角と液体の表面張力の間には相関があり(ヤングのエネルギーバランスの式)、明らかに表面張力の変化に伴い接触角は変化する、つまり濡れ挙動は変化するものと予測された。しかし、今回の試験温度範囲では液体の表面張力の変化が小さかったため、静的濡れ性の温度変化に対する接触角の相違は認められなかったものと考えられる。

これに対して、 $Bo > 1$ の領域は重力の効果が支配的となる。この領域では接触角は上側界面では減少し、下側界面では増加する傾向が認められた。試験温度別に比較するとその変化の割合は試験温度が上昇するとともに小さくなる傾向が認められた。

ここで、ボンド数が1以上の領域における固液界面の挙動を検討するため、ボンド数に対する界面移動速度を調べた。図6にその結果を示す。図中、界面移動速度の正の符号は液体が固体上を広がっていくこと（前進濡れ）を意味し、負の符号は液体が固体上を後退すること（後退濡れ）を意味している。ボンド数が1以上の領域では濡れ性は動的な状態であり、上側固液界面では後退濡れが生じており、下側固液界面では前進濡れが生じていることがわかる。次に、試験温度について比較すると、温度の上昇とともにボンド数の変化に対する界面移動速度の変化が大きくなる傾向が、上側・下側界面ともに認められた。固体上を液体が移動する場合、液体の粘性が重要なファクターとなる。粘性は図2より温度の変化に対して大きく変化することから、動的濡れ性に関しては液体の粘性が大きく関与しているものと考えられる。また、固液接触線の移動が始まるボンド数は試験温度の上昇とともに小さくなった。これは液体のせん断力による固液接触線のアンカリングの効果が粘性の減少とともに小さくなったためであると考えられる。

次に、図7に界面移動速度と接触角の関係を示す。室温の場合、界面移動速度が大きくなるにつれて接触角は上側界面においては減少し、下側界面においては界面移動速度に依存して大きくなる傾向が認められた。しかし、温度が上昇するにつれてその依存性は小さくなることがわかった。特にこの傾向は下側界面において顕著に観察された。この結果より、図5のボンド数が1以上の領域で、40℃、60℃の下側界面の接触角の変化が室温よりも小さくなったのは、温度の上昇によって液体の粘性による固液界面のせん断力が小さくなったためであると考えられる。

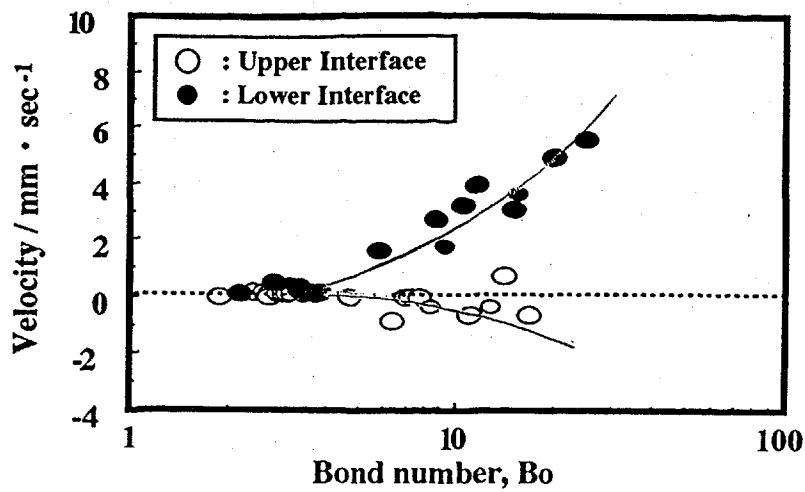
4. 結言

以上、濡れ性におよぼす各物性値の影響について、液柱法により微小重力下で実験を行った。得られた結果を要約して以下にまとめる。

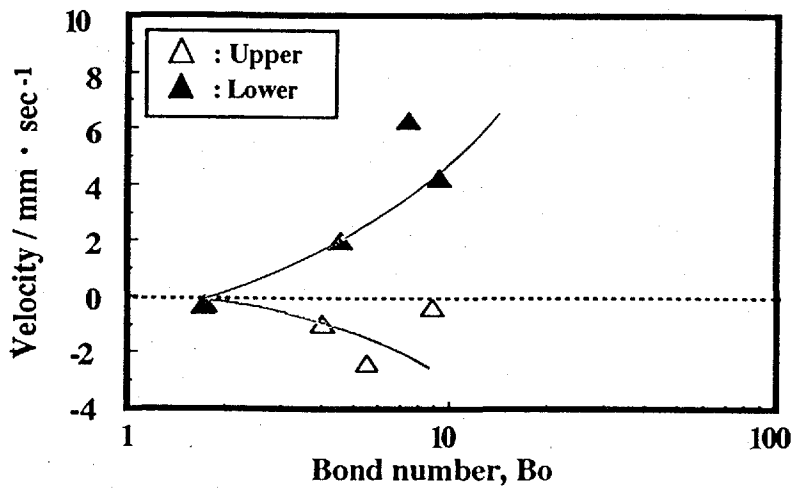
(1) グリセリンの表面張力の温度係数は小さいため、濡れ性に対して表面張力が支配的な $Bo = 1$ 以下の領域では、温度変化に対する接触角の顕著な変化は認められなかった。

(2) $Bo = 1$ 以上の、液柱に作用する重力の効果が増大する領域では、重力の増加に伴って、上側界面の接触角は減少し、下側界面の接触角は増大する傾向が認められた。このことより、液柱法では微小重力環境下においては静的濡れ性を、重力が作用する場合には上側界面で後退接触角、上側界面では前進接触角を同時に観察できる。

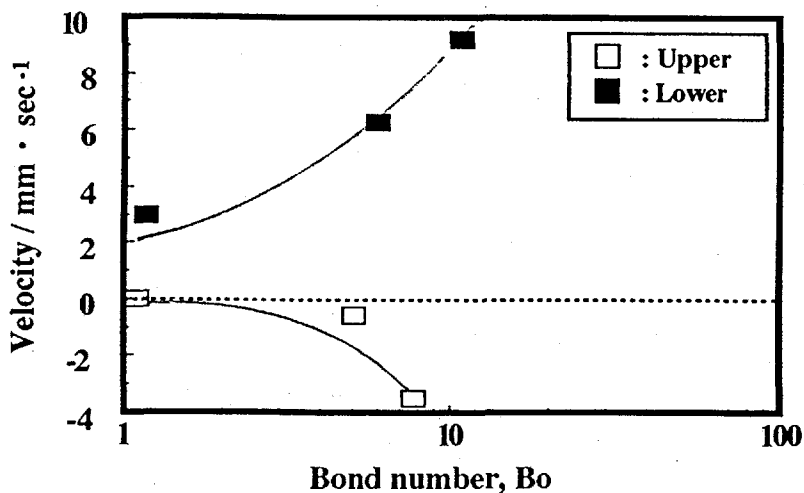
(3) 液柱の濡れ性に関与する物性は、静的濡れ挙動において、微小重力環境下では表面張力の効果が大きく依存し、重力が存在する場合には液柱の体積力（大きさ、密度）が影響する。また、重力が連続的に増加する場合、液柱は動的濡れ挙動を示し、動的接触角は粘性の変化による界面移動速度に依存することがわかった。従って、動的濡れ挙動に関しては液体の粘性の効果が大きいと考えられる。



(a) Room Temperature



(b) 40 °C



(c) 60 °C

図6 ポンド数と界面移動速度の関係
 Fig.6 Correlation between Bond number, Bo , and displacement rate of interface

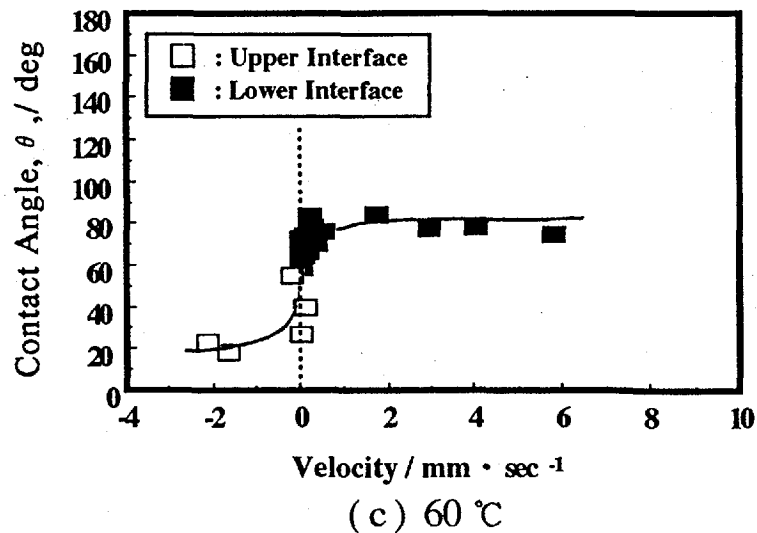
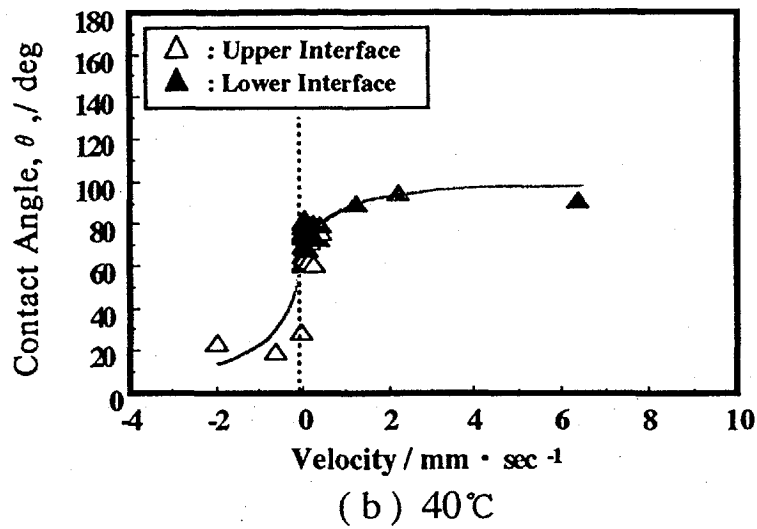
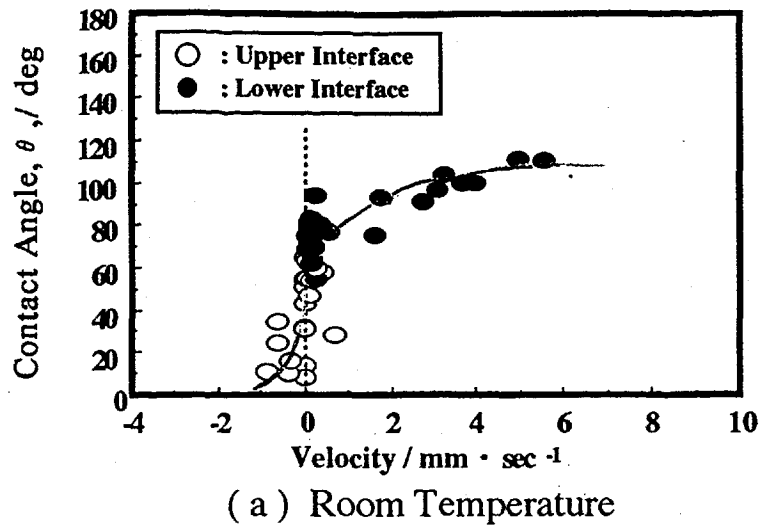


図7 界面移動速度と接触角の関係
 Fig.7 Correlation between displacement rate of interface and contact angle

謝辞

本研究を行うにあたり、多大なご支援を賜ったダイヤモンドエアサービスの方々に深く御礼申し上げます。

参考文献

1. Y. Fukuzawa, M. Okada, K. Yamaguchi, A. Kofuji, et al., "Evaluation of wettability on the solid-liquid interface under microgravity by liquid bridge method", Hydromechanics and heat/mass transfer in microgravity, (1991), pp. 223-227.
2. H. Sakuta, Y. Fukuzawa, M. Okada, Y. Kojima and D. Maruyama, "Numerical model of liquid bridge forming under microgravity considering wettability", Hydromechanics and heat/mass transfer in microgravity, (1991), pp. 219-221.
3. Y. Fukuzawa, Y. Kojima, H. Sakuta, A. Kofuji, S. Yoda and S. Ishikura, "Effects of the wettability for liquid bridge shapes at the solid-liquid interface under microgravity", ISTS'92 Kagoshima (in press).
4. 丸山 大介, "微小重力環境下における熱-流れ系解析システムの開発", 長岡技術科学大学修士論文, (1991).
5. 伊丹 俊夫, 宇宙材料実験理論への手引, (1990).

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⁽¹⁾ 大西 充⁽¹⁾ タニヤ シェンコ⁽¹⁾ 東 久雄⁽¹⁾
Shoichi Yoshihara Mitsuru Ohnishi Tanya Sienko Hisao Azuma
石倉 精三⁽²⁾
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⁽¹⁾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。

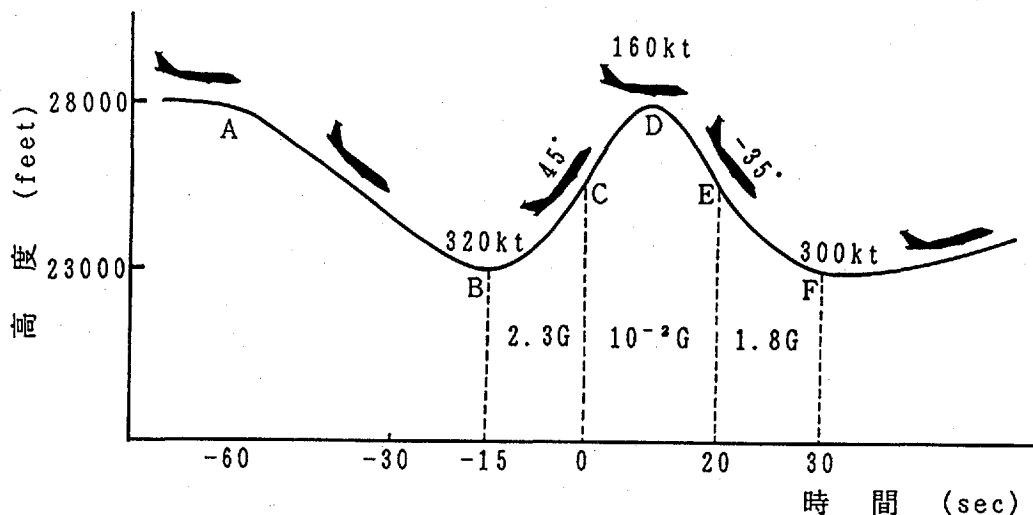


図1 標準パラボリックフライトパターン

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、

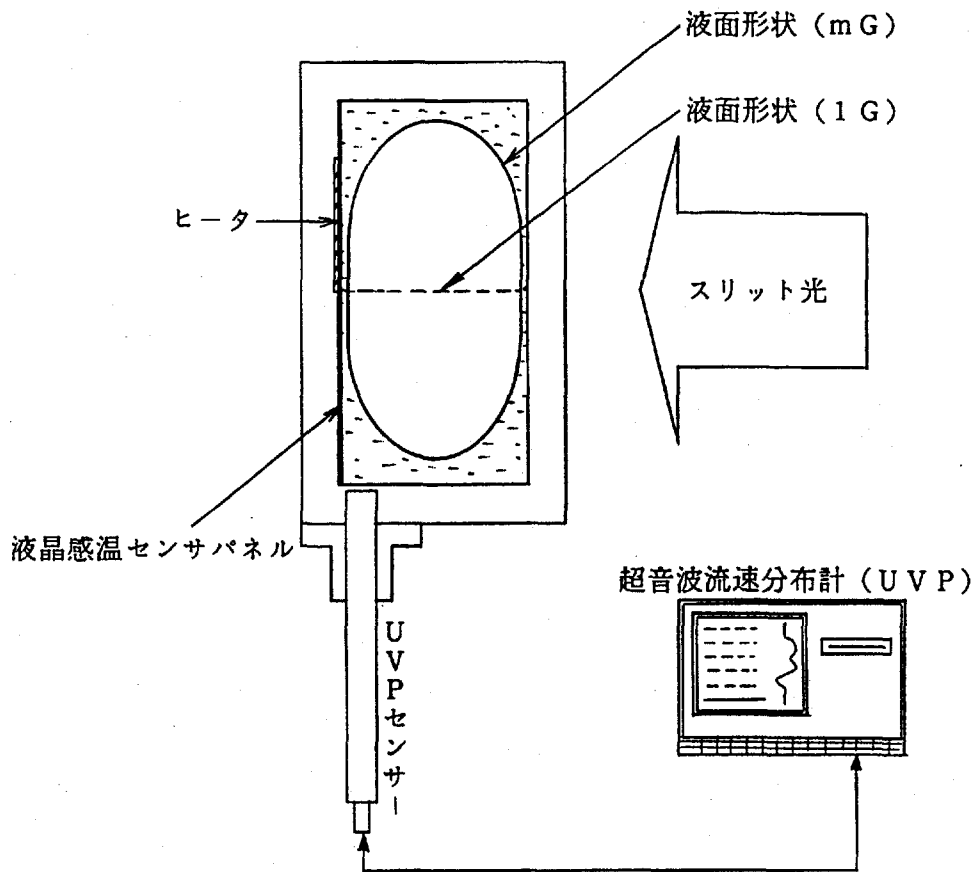


図2 マランゴニ対流実験装置の概略

Fig.2 Schematic of experiment of Marangoni convection.

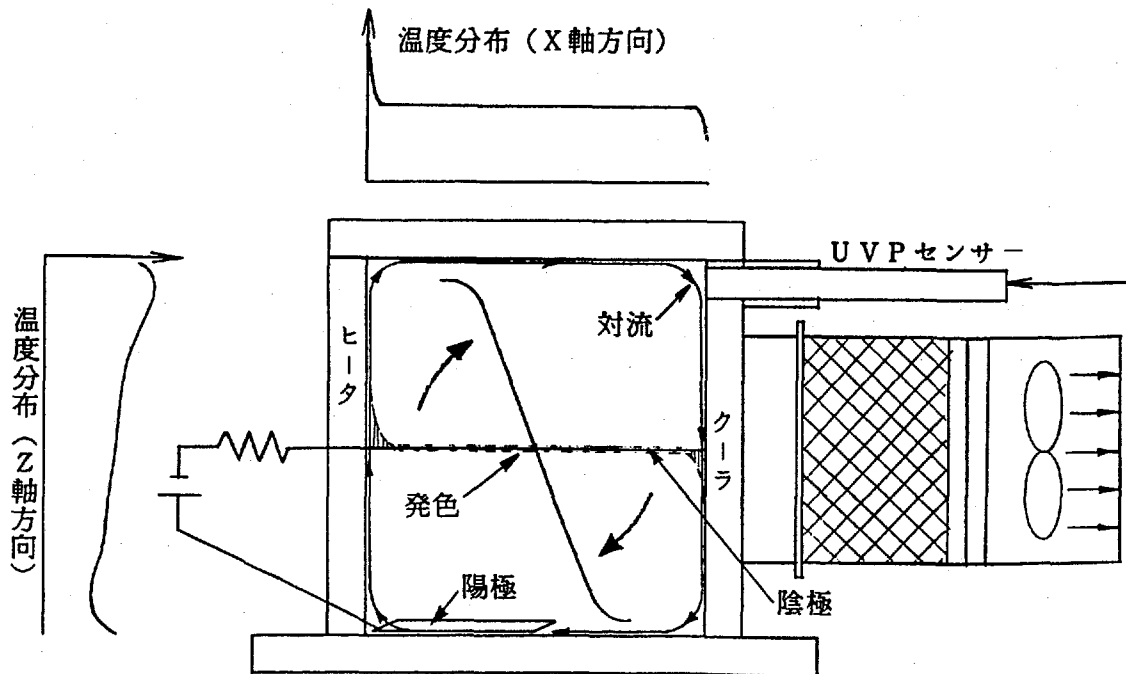


図3 IML-II予備実験装置と温度分布の概略図

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

フロンF114B₂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。

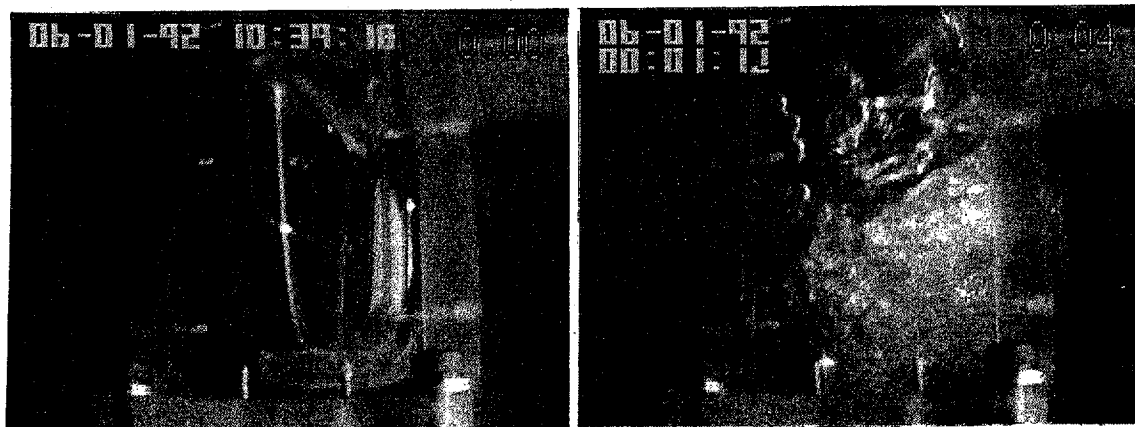


図4 マランゴニ対流実験の観察画像

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F114B₂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10⁻²G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。

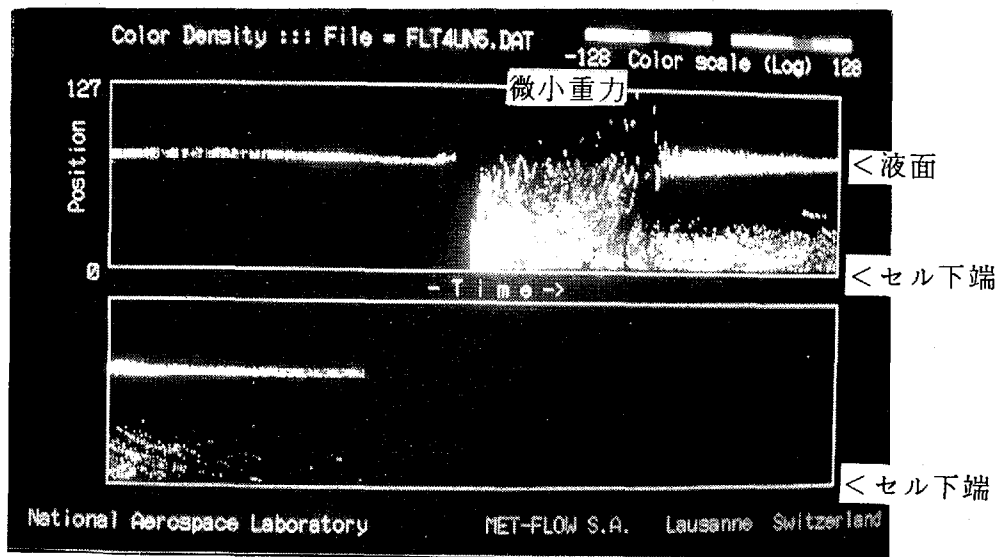


図5 UVPによる速度分布計測結果

Fig.5 Velocity profile by UVP.

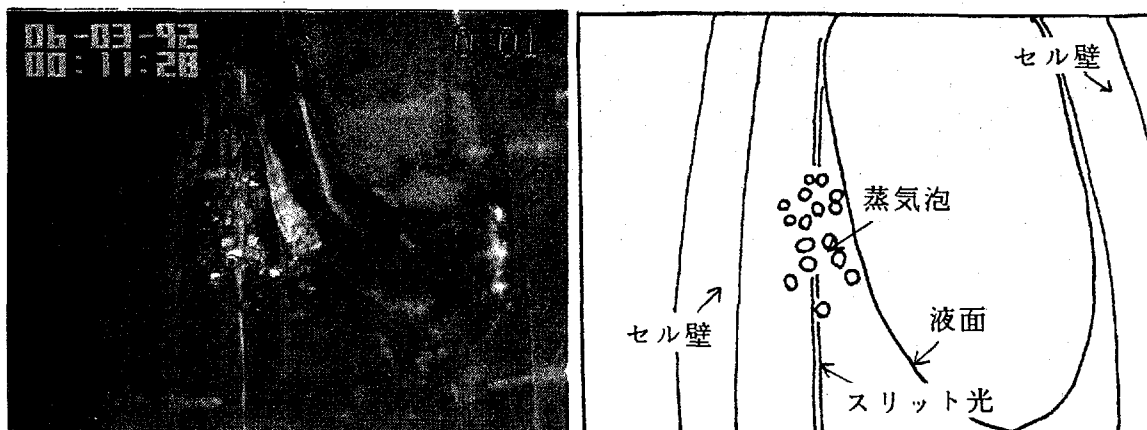


図6 蒸気泡が生成した場合の観察画像

Fig.6 Observation of generation of vapour bubbles.

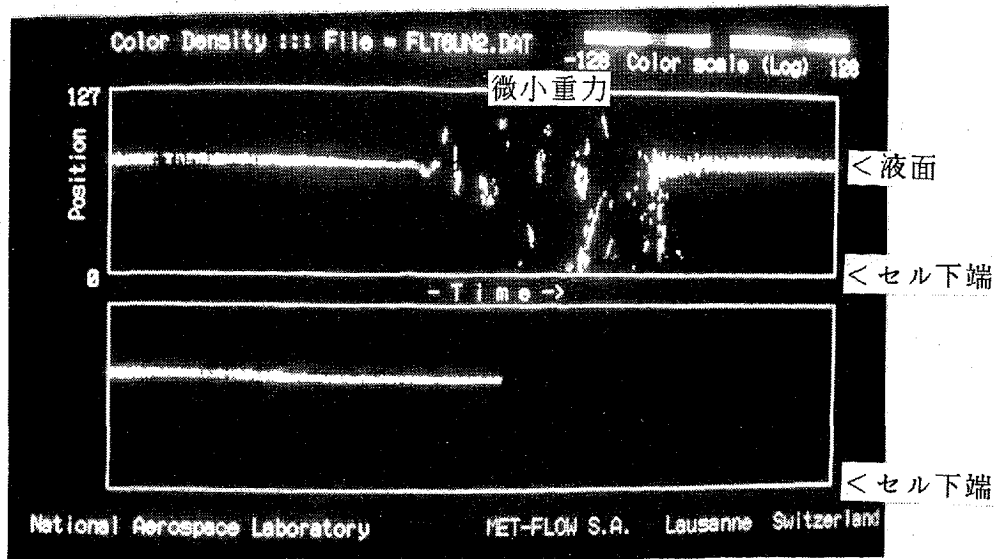


図7 UVPによる液面の位置の変化の様子（フレオン）

Fig.7 A profile of surface location of freon by UVP.

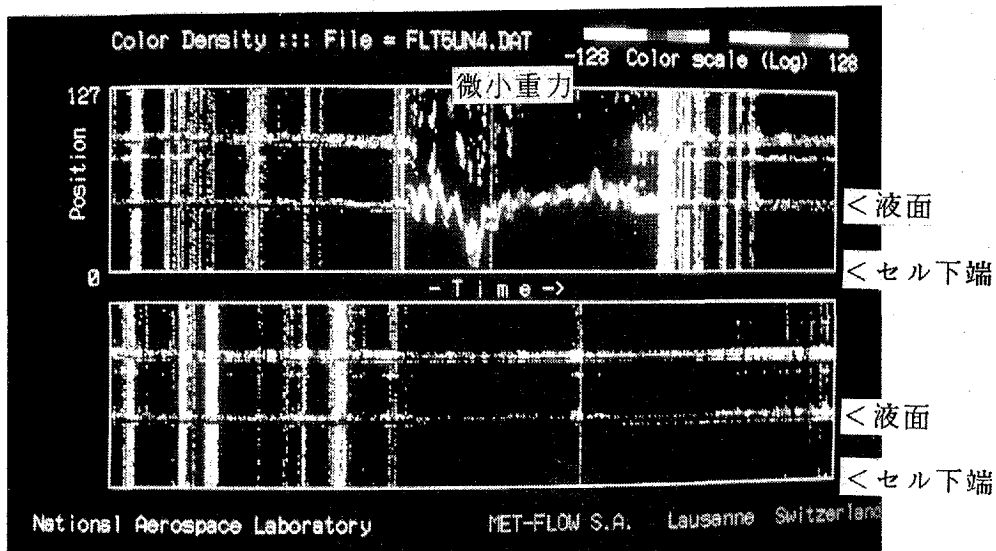


図8 UVPによる液面の位置の変化の様子（シリコンオイル）

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° 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° 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 G_z 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 G_z 、 G_x は実験aとほぼ同じ様に変化している。加速度 G_y 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。

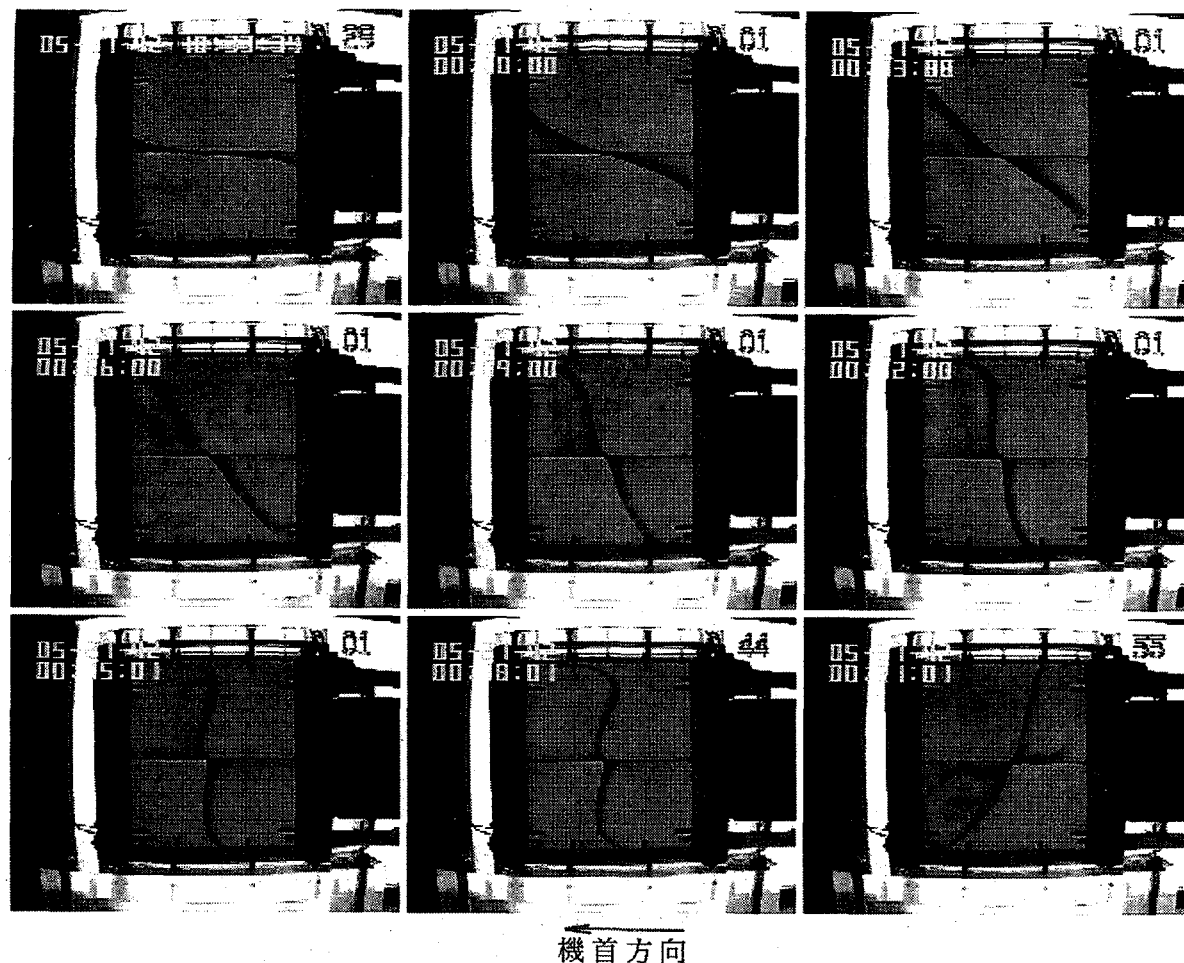


図9 セル内の液の動き (3秒毎、約 $10^{-2}G$ 、右回転の熱対流)

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

Thermal convection is clockwise.

図1 2 に加速度 G_z 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 G_z が約0.2Gで左回転の熱対流の場合(f)、加速度 G_z 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 G_x 、 G_z 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 G_z 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。

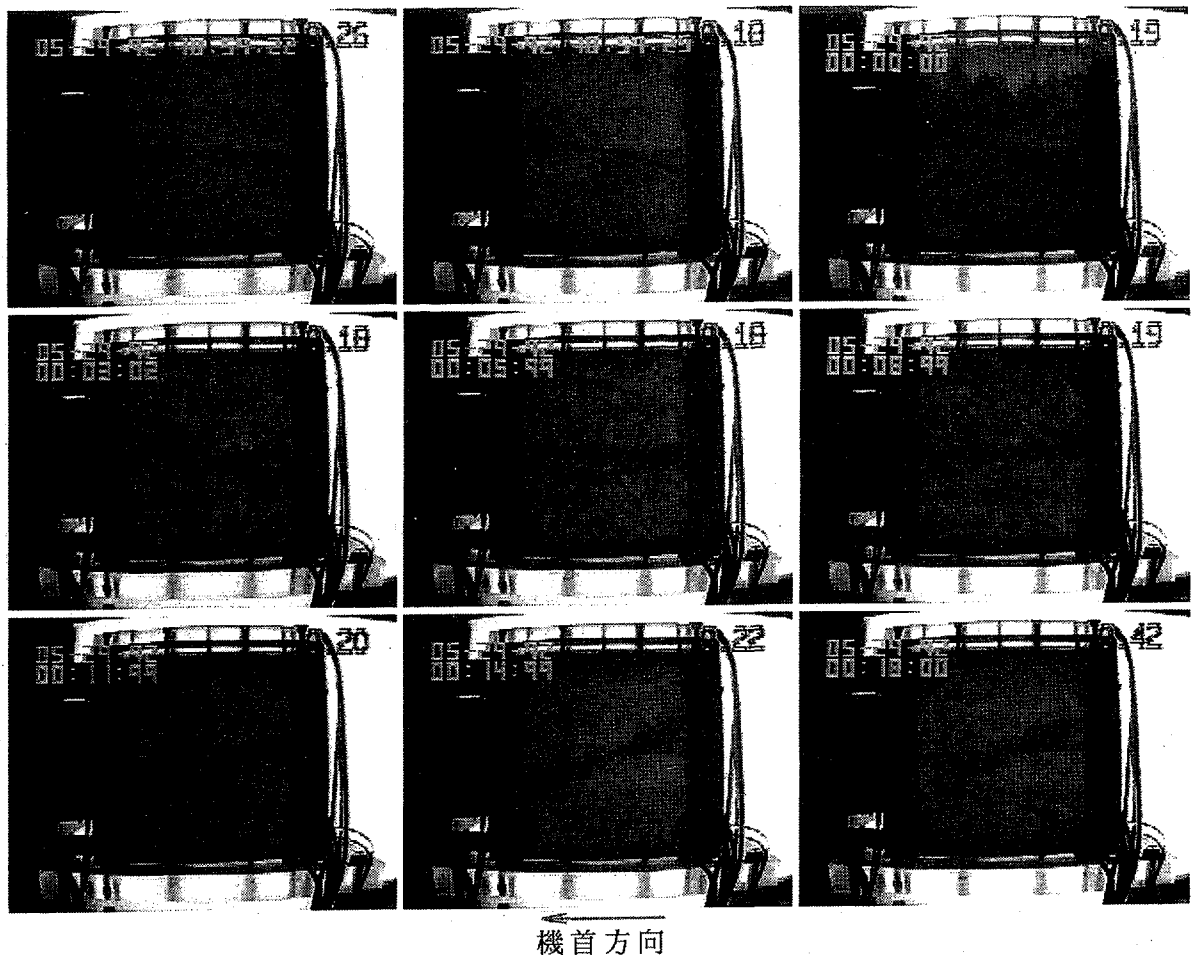


図10 セル内の液の動き（3秒毎、約0.2G、左回転の熱対流）

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。

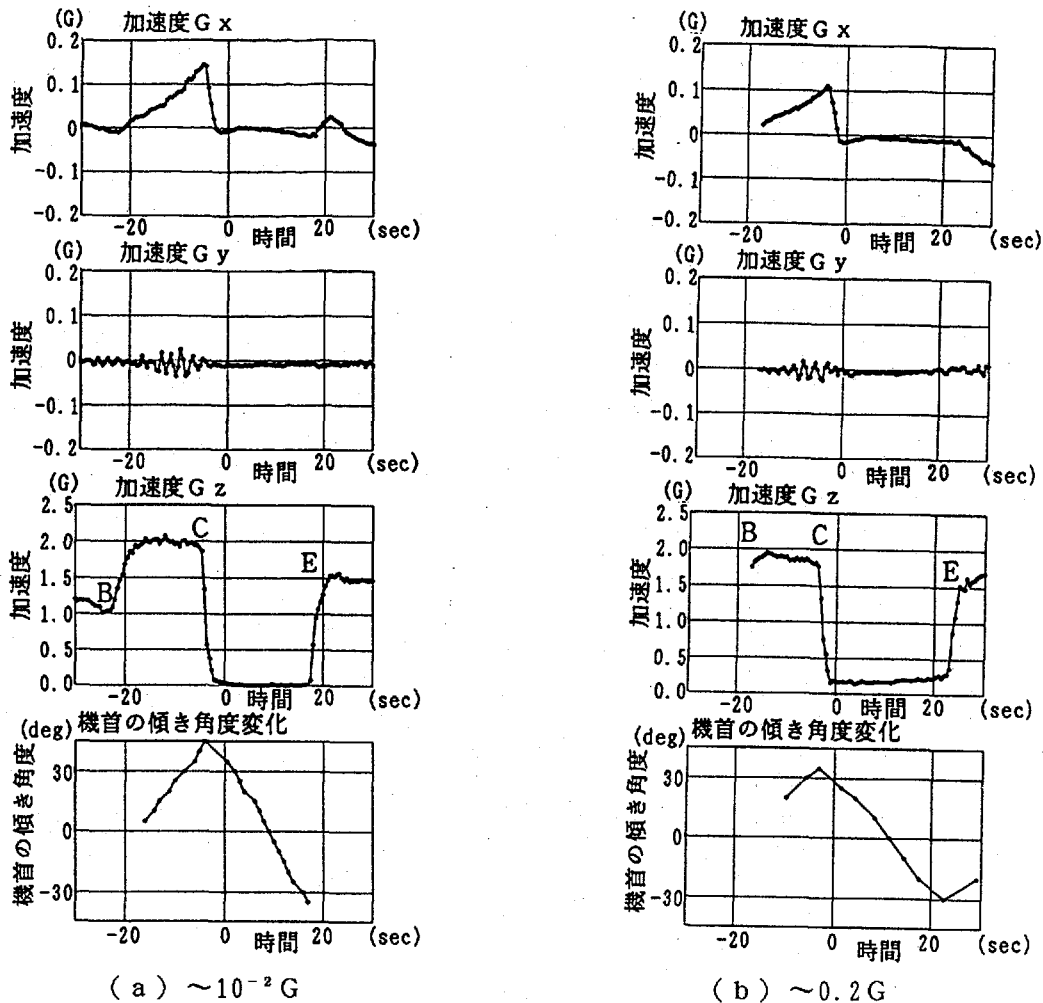


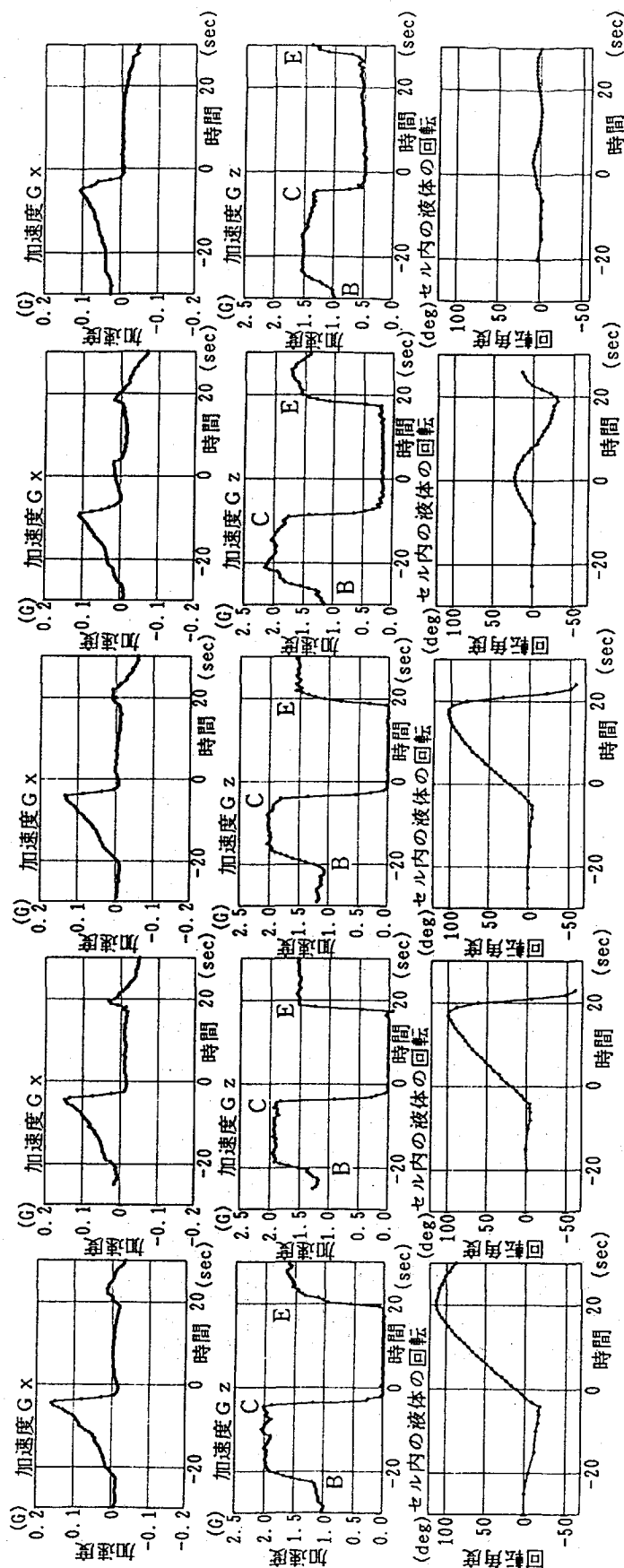
図 1 1 3 軸の加速度と機首の傾き

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) $\sim 10^{-2} G$ $\Delta T = \sim 0^{\circ} C$ 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 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。

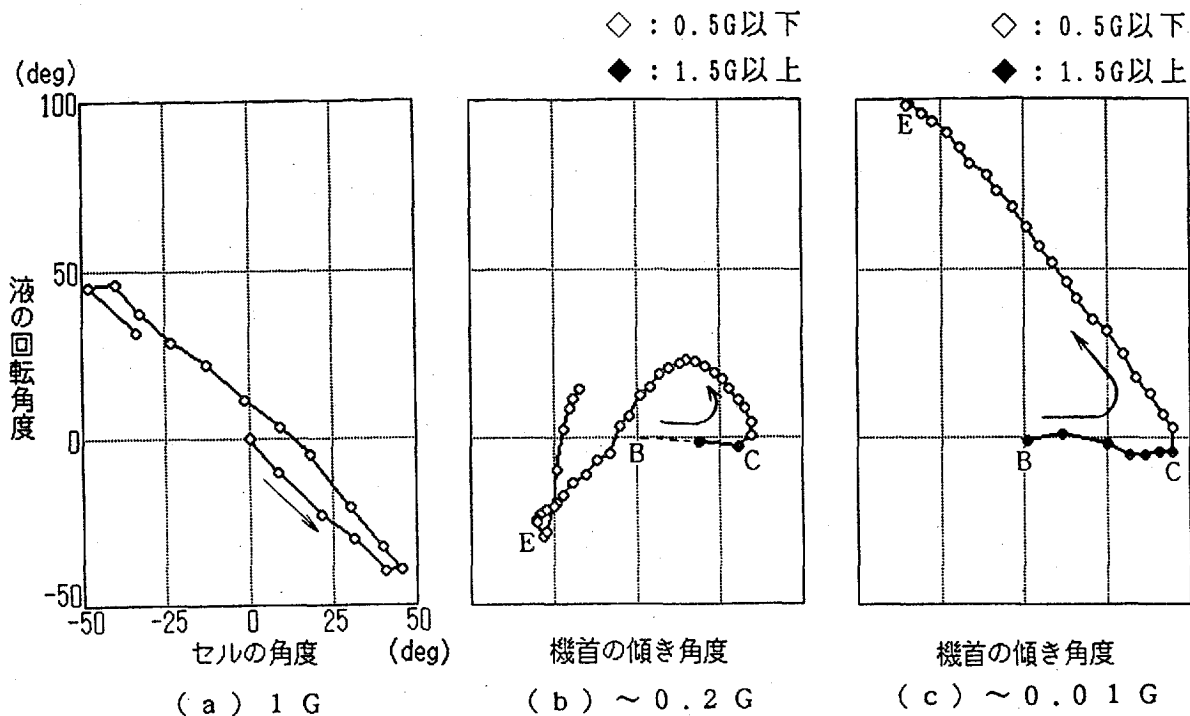


図 1 3 加速度の違いによるセルの角度と液の回転角度

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

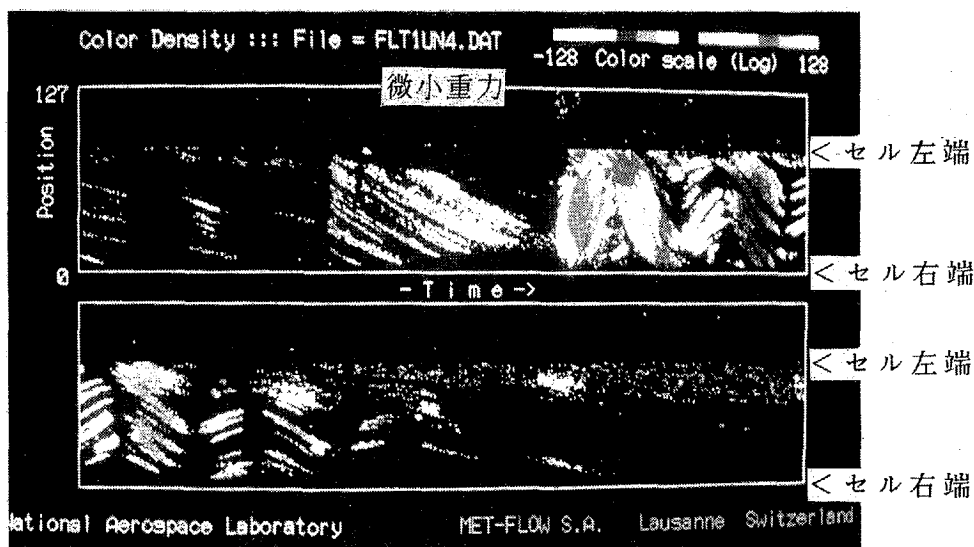


図 1 4 UVPによるセル上部横方向の速度分布

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

航空機による微小重力下での静電位置制御の実験

Experiment of an Electrostatic Positioning System under Microgravity Environment

築島千尋⁽¹⁾、柳田正道⁽¹⁾、奥園 強⁽¹⁾、景山正則⁽¹⁾、阿部俊雄⁽¹⁾
C.Tsukishima, M.Yanagida, T.Okuzono, M.Kageyama, T.Abe

渋川喜和夫⁽²⁾、村上敬司⁽²⁾、依田真一⁽²⁾
K.Shibukawa, K.Murakami, S.Yoda

(1) 三菱電機株式会社
Mitsubishi Electric Corporation

(2) 宇宙開発事業団
National Space Development Agency of Japan

ABSTRACT

An electrostatic positioning system for material processing has been developed and tested under the microgravity environment in the MU300 aircraft. Total of 36 parabolic flights have been performed to obtain the positioning characteristics of the system depending on samples, feed back gains, and control rules. The control system is equipped with a fuzzy reasoning processor and three types of the membership functions and the control rules are tested in the experiment.

The experimental results show the position error of the sample is about 2mm and is restricted by the feedback gain in the vertical direction. However, in the horizontal direction, the position error becomes as large as 10mm depending on the g-levels of the aircraft. The acceleration levels of the sample strongly depend on the fuzzy reasoning parameters and they are less than the g-levels of the aircraft when the adequate control reasoning was selected for the feed back control.

A tracking simulation is performed using measured g-levels of the aircraft. The results of the positioning give good agreement with the experimental results.

1 緒言

宇宙空間における環境には、微小重力、超高真空、高エネルギー放射線など地上では得難い環境因子がある。中でも微小重力は最も関心の高い因子として、種々の実験が提案されている⁽¹⁾。微小重力下では、小さい力で物体の空間的な位置制御が可能であり、無接触浮遊による流体実験、材料開発が可能になる。これまでに提案されている浮遊方式として、静電浮遊⁽²⁾、電磁浮遊⁽³⁾、音波浮遊⁽⁴⁾などがあげられるが、このうち、静電浮遊によ

る位置制御は、比較的小さな電源によって駆動出来る、試料の加熱と分離して扱うことが出来るなどの点から有力な候補と考えられる。

平成 10 年に打ち上げを予定している宇宙ステーション取り付け型日本実験モジュール (JEM) での共用実験装置の 1 つとして、現在、静電浮遊炉の開発を進めており⁽⁵⁾、図 1 にその概念図を示した。開発中の静電浮遊炉は、リング状の電極と計測カメラからなる位置制御部と、プラズマランプと楕円鏡とからなる均一加熱部とから成り立っている。本報告ではこの静電位置制御部について MU 300 を用いた微小重力下での実験を行なったのでその結果について述べる。

位置制御部の最も大きな課題は、機器の振動や搭乗員の活動によって発生する宇宙ステーション上の残留加速度によって試料が容器に接触する事を防止する事にある。また同時に、位置制御によって試料に加えられる制御加速度を極力低減させることによって、宇宙ステーションで期待される微小重力を実験に最大限に活用しなければならない⁽⁶⁾。

実験では平成 4 年 6 月 11 日から 18 日の間に合計 54 回の放物飛行を実施し、以下の項目を目的として行なった。

1. 航空機の放物飛行で得られる微小重力 ($\sim 10^{-2}G$) の環境下で、静電位置制御技術の動作の確認を行なう。
2. 制御系にファジー制御の可能な演算装置を組み込み、種々の制御方法での制御特性の測定を行なう。
3. その他、微小重力下での実験のノウハウを取得する。

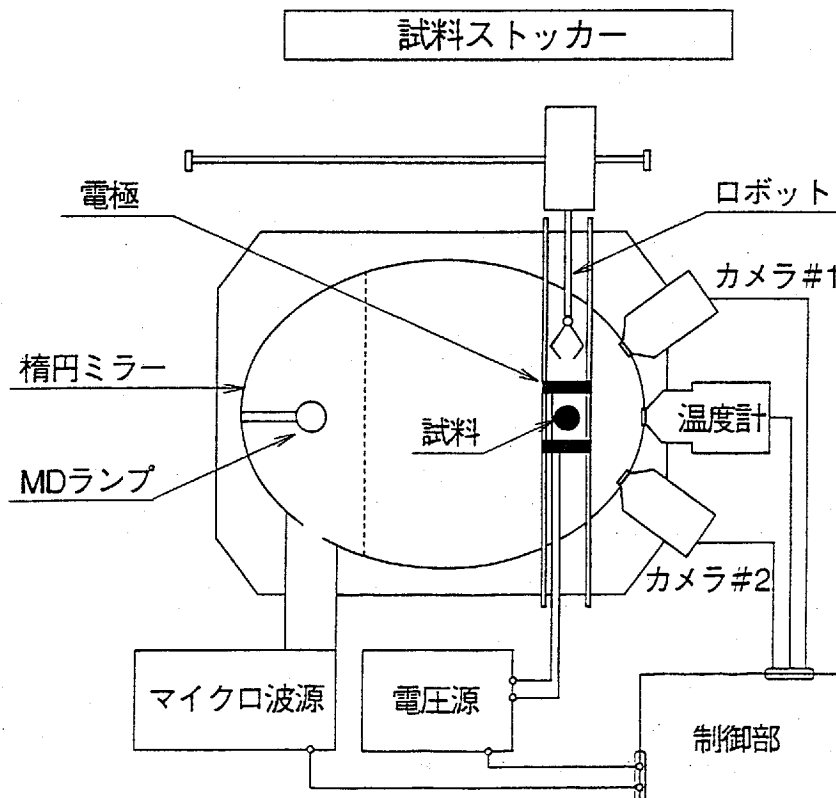


図 1 静電浮遊炉概念図
Fig.1 The Electrostatic
Levitation Furnace

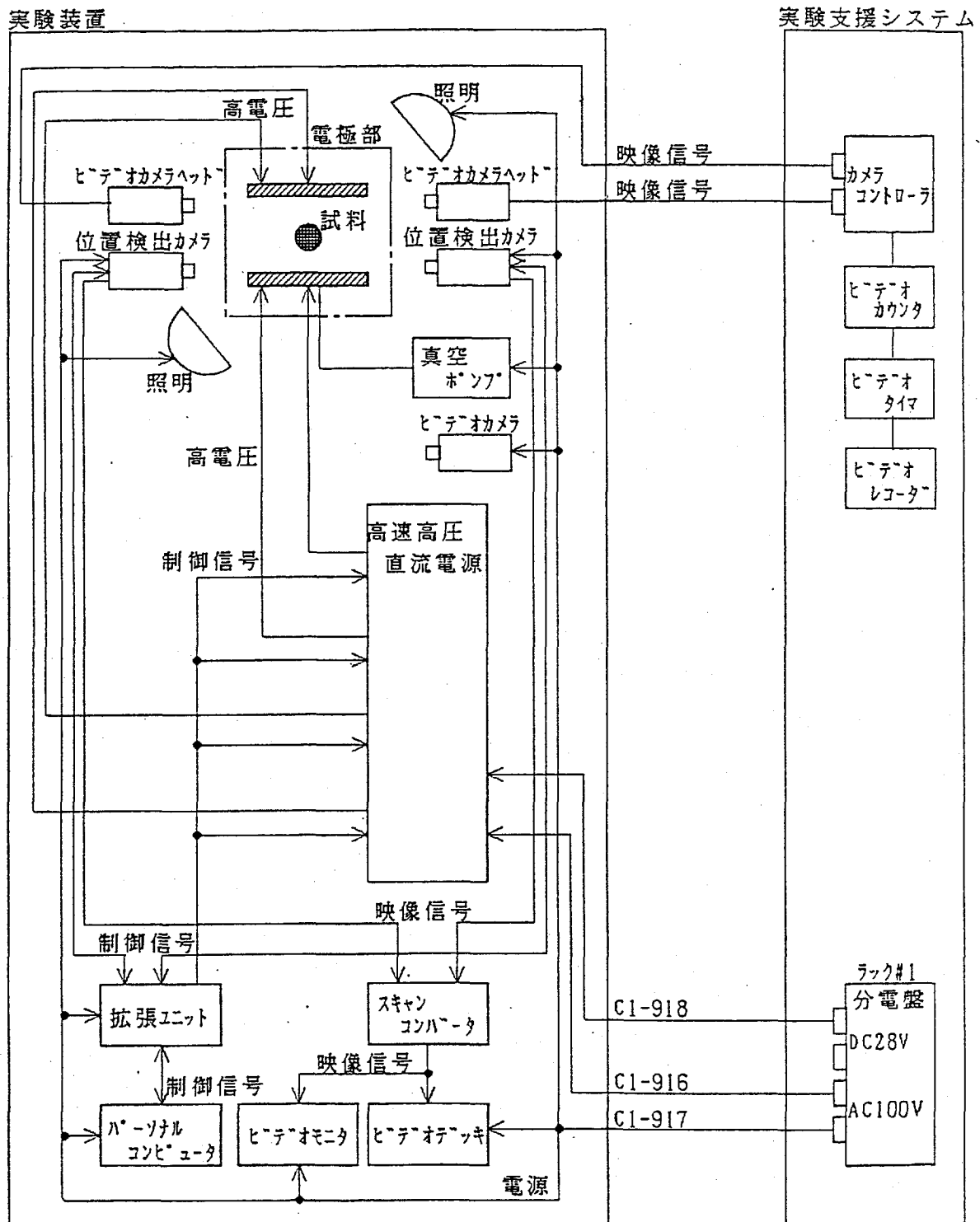


図2 静電浮遊位置制御部構成

Fig.2 Block diagram of the electrostatic positioning system

2 実験装置

図2に静電浮遊位置制御部のブロック線図を示した。装置は電極、高速高圧電源、位置検出カメラ、制御用コンピュータ及びその周辺機器からなる。図3にMU300航空機用の実験装置ラックの全体の外観図を示す。装置は2ラックに別れ、それぞれ電源部と電極、カメラ部にあてられている。装置の電力はMU300の供給するAC100V(1kW)とDC28V(500W)によって得る。電極用ラックの下部には3軸の加速度計を設置して、高圧電源の設定用アナログ電圧(4ch)とともに、機内に常設された実験支援システムのデータロガー(サンプリング:100Hz)で記録する。

2.1 電極部

電極は20mmのギャップ間隔で上下2対の円盤状の電極(外径40mm)と、各々の外側に配置したリング状の電極(外径80mm)とからなり、4個の電極に独立に電圧を印可する。機体の垂直方向(z)の制御は上下の電位差(V_z)によって行い、機体水平方向(x :右翼方向, y :機首方向)の制御はリング電極の電位差(V_r)によって行なわれる。今回の実験では特に、石英ガラスの円盤上に上記の形状をメッシュ状に蒸着して構成した電極を用いた。この電極は加熱部の楕円ミラー中に電極を配置する際に、試料が電極によって加熱光から遮られる面積を極力低減させることを目標に開発している。

2.2 電源部

航空機実験で必要になる10kVの電圧を高速で制御するために新規電源を開発した。本電源によって、最大出力10kV(出力精度 $\leq 1\%$)、応答速度1msを得ている。電源は4chの独立出力を持ち、寸法(600W \times 300H \times 400D)と比較的コンパクトに設計されている。

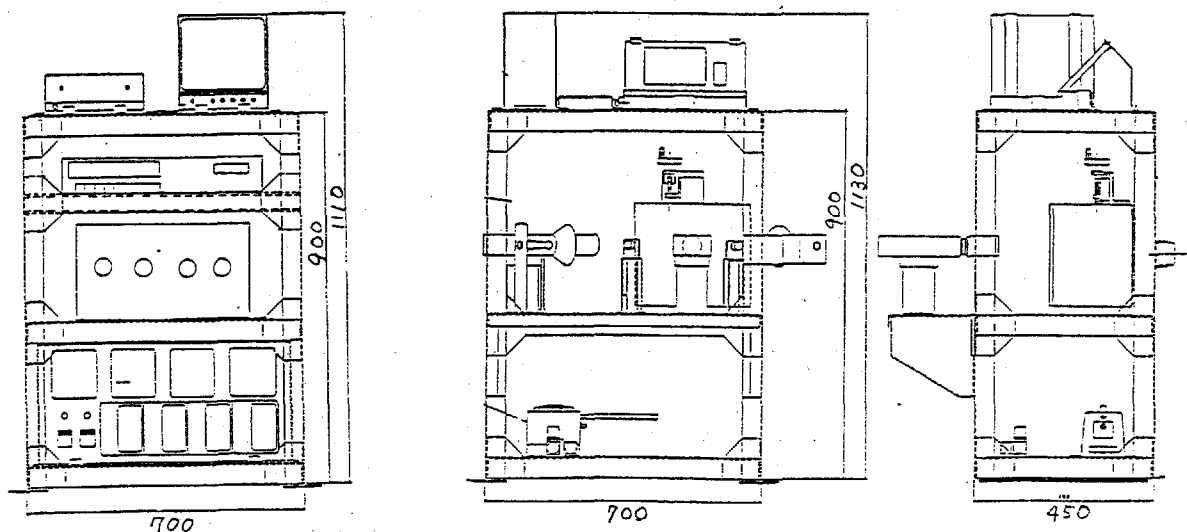


図3 航空機用実験装置の外観図

Fig.3 Side views of the experimental configuration for the MU300 aircraft
Left; rack #1(front view), Center; rack #2(front view), Right; rack #2
(side view)

2.3 位置測定部

浮遊中の試料の位置測定は、120Hzの CCD カメラ（応用計測研究所:G140）によって行い、カメラ内で試料位置の重心計算まで行ない、結果のみを制御演算部に送信する。重心位置の計算結果はカメラの視野範囲±10mm に対して±95点得られ、位置測定精度はおよそ～0.1mmとなる。

2.4 制御演算部

試料の位置測定値結果は RS232C(19200bps) によって制御部のパーソナルコンピュータに取り込む。制御電圧の演算はコンピュータに実装したファジー演算ボード（オムロン:FP3000）によって処理を行なう。演算結果は D/A 変換して出力され、電源部の設定電圧とする。制御ループの処理速度は 1ms 以下であり、上記の CCD カメラの周期 8.3ms とから、制御周期はおよそ 10ms である。

表 1 航空機実験用、静電位置制御装置仕様

Table 1 Parameters of the electrostatic positioning system for the aircraft experiment

電極	ギャップ幅	20mm
	中心電極直径	40mm
	外周電極内径	80mm
電源	最大出力	10kV
	応答速度	1ms
	外部設定入力	0～10V
	出力数	4ch
	出力精度	～1%
位置測定カメラ	サンプリング周期	120Hz
	位置分解能	10mm/95dot
制御部	制御周期	100Hz
	演算方式	Fuzzy

3 実験結果

3.1 実験パラメータ

実験では合計 54 回の放物飛行を実施した。54 回の実施のうち 6 月 15 日及び 6 月 16 日の 2 日間に行なった合計 18 回のフライトでは電源系の故障によって有効な実験結果は得られなかったが、残る 36 回のフライトでは有効なデータを取得することが出来た。

実験で変化させたパラメータは大別すると以下の 3 つにまとめられる。

1. サンプル 4 種類 (Coating glass, Aluminum, Lead, Copper)
2. 制御ゲイン 垂直方向 (z)、水平方向 (r)
3. ファジー制御知識ベース z 方向 3 種類
(ルール 2 種類 (No.1, No.2)、メンバシップ関数 2 種類 (No.1, No.2))

使用した各々の知識ベースの特徴については実験結果で述べる。表 2 に各パラメータ別の実験回数を示す。

3.2 制御ゲインの違いによる結果

実験に使用した試料はすべて導体 (もしくは表面に導体を蒸着したもの) であり、各サンプル間の相違は、直径及び重さのみとなっている。実験での試料への帯電は、電極表

表 2 パラメータ別の飛行回数

Table 2 Parabolic Flights table of the experimental parameters.

パラメータ	内容	回数
Sample	0.04gr5mm ϕ , Coating glass	17 Flights
	1.3gr10mm ϕ , Aluminium	12 Flights
	3.0gr8mm ϕ , Lead	2 Flights
	4.2gr10mm ϕ , Copper	4 Flights
Rule Base	No.1	19 Flights
	No.2	12 Flights
Membership Functions	No.1	32 flights
	No.2	4 flights
Gain	Z direction	36 flights
	R direction	36 flights
Other Cntl Method	Quad	4 flights
	differential	3 flights
Trouble	H.V. P/S	18 Flights
	other	0 Flights

面にエアポンプによって試料を密着させ、電界を加えることによって得られ、その帯電量は電圧と試料の表面積に比例する。

$$Q = \frac{2\pi^3 \epsilon_0 a^2 V_{charge}}{3 d} \quad (1)$$

従って試料間の相違は比電荷 q/m のみで比較することが出来る。

また実験ではファジー制御の推論結果 (0~1 出力) に対して定数値をかけて、実際の電源の出力設定しており、この定数値 (z 方向; 上下電圧範囲、r 方向; リング電圧範囲) の選択により、制御のゲインをコントロールしている。

試料の受ける力は試料の比電荷と制御電圧であるので、実験における制御力ゲインは以下の式によって定義出来る。

$$Gain = \frac{Q(C)}{m(kg)} \times V_{CNTL} \quad (2)$$

制御ゲインの違いによる、制御中の試料の振幅を図4に示した。図中ではドットの種類によって制御に使用したルールまたはメンバシップ関数の違いを区別しているが (CNTL-1, 2, 3)、振幅との関係を見る限りでは、これらの違いは顕著には見られない。

垂直方向 (z) の制御では制御ゲインが $25 \sim 30 \times 10^{-3}$ 以上であれば、振幅はおおよそ 2mm 以下を得られている。一方、制御力を 10×10^{-3} 以下にすると振幅が 10mm を越え、試料は電極に衝突するため制御に失敗している。垂直方向の制御では制御力と振幅の関係はほぼ直線で近似可能である。

水平方向 (r) の制御では垂直方向での結果と比較すると制御力に対する振幅の関係にばらつきがみられる。これは、r 方向の電界が 4 極成分であるため、同一のゲインであっても、電極の中心では試料に加わる力が減少し、外乱の加速度の状況によってその影響が大きくでているためである。ゲインを 30×10^{-3} としても振幅は 5~10mm 程度あり、垂直方向と同様の振幅に抑えるためにはゲインを倍増する必要がある。

水平方向の制御力の改善については、今後新たな電極配置を導入し検討を行なっていく。

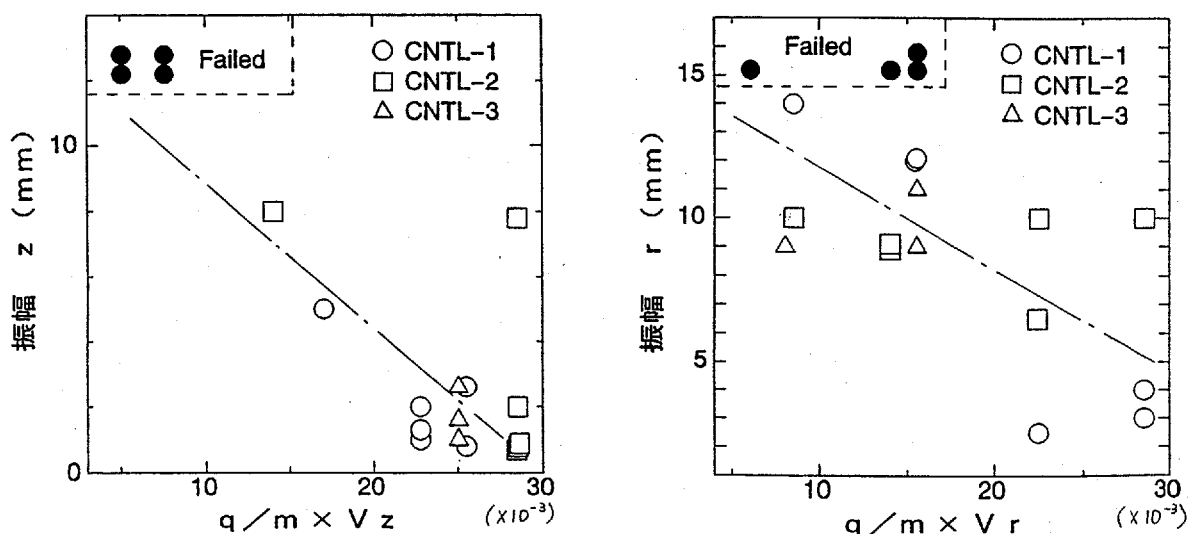


図4 制御ゲインと振幅の関係

Fig.4 Experimental results of the feed back gain vs. position error of the sample

3.3 知識ベースの違いによる制御結果

実験ではファジー制御で用いるルールおよびメンバシップ関数を垂直方向（z方向）の制御に関して変化させ制御特性の変化を観察した。以下に各手法の違いについて概略について触れる。

ルール1 試料の位置の入力値が中心付近にある時のルールを設定せず、出力電圧をそのまま保持する。

ルール2 試料の位置の入力値が中心付近にある時のルールを設定し、試料が中心付近にあれば出力電圧を0に下げる。

メンバシップ関数1 試料の中心位置の上下近傍の入力を定義するメンバシップ関数を中心位置でクロスさせる。

メンバシップ関数2 試料の中心位置の上下近傍の入力を定義するメンバシップ関数を中心から離す（±2mm）。

表3に知識ベースと知識ベースの作成に使用したルールおよびメンバシップ関数の組合せを示した。図5に各知識ベースによる制御結果の相違を示した。以下に各結果の特徴を述べる。

(CNTL-1) 上下（Z）に速い振動（5～10Hz）が励起されている。左右（X, Y）は単振動となる

(CNTL-2) 速い振動はない、航空機の残留加速度に比例して制御位置が変化する。左右は単振動。

(CNTL-3) 2mm～-2mmの範囲で制御されるが航空の残留加速度によって上下を行き来する。上下の2mmの端面では速い振動が励起されている。左右は単振動。

以上の様に、それぞれ特徴的な制御状態が観測された。CNTL-1とCNTL-2の制御特性の違いは、ルール1とルール2の違いによるものであるが、ルール1（CNTL-1）では中心付近の位置偏差に対する感度が高く、過応答の制御になっていることが伺える。一方CNTL-2とCNTL-3の制御特性の違いは、メンバシップ関数の違いによるものであり、メンバシップ関数2（CNTL-3）を用いると上下2mmの中心近傍の区間での位置感度がなくなる。この結果、あたかも±2mmの位置に壁を設け、その箱のなかで試料が動いているかのような制御特性が得られている。

各制御状態での試料に加えられる加速度は、電極の電圧の制御値より以下の式で算出される。

$$a_z = \frac{q}{m}(V_z/d - 2V_r \cdot k \cdot z) \quad (3)$$

$$a_x = \frac{q}{m}(V_r \cdot k \cdot r) \cdot x/r \quad (4)$$

$$a_y = \frac{q}{m}(V_r \cdot k \cdot r) \cdot y/r \quad (5)$$

但し上式でdとkはそれぞれ電界の2極成分と4極成分の発生効率であり、dは上下の電極間の距離20mm、kは表面電荷法による電界計算によって $1.2 \times 10^{-3} V/mm$ を得ている。

図6に試料にかかった加速度を、その時の航空機の加速度とともに時系列で示した。以下に各結果の特徴を述べる。

(CNTL-1)

水平方向：径方向の振動によって遅い加速度変化が励起されている。(±5mG)

垂直方向：試料の加速度は機体の加速度レベルを大きく上回っている。(±30mG)

(CNTL-2)

水平方向：径方向の振動によって遅い加速度変化が励起されている。(±5mG)

垂直方向：の試料の加速度は、中心付近では機体の加速度レベルのほぼ半分であり(±5mG)、中心から外れた位置では機体の加速度に近くなる。(-5~30mG)

(CNTL-3)

水平方向：径方向の振動によって遅い加速度変化が励起されている。(±5mG)

垂直方向：試料の加速度は機体の加速度レベルとほぼ同じであるが、試料が±2mmの位置で保持される際に±10mGレベルの加速度が励起されている。(-5~30mG)

表3 知識ベースと使用したルール、メンバシップ関数

Table 3 Rules and membership functions list of the knowledge bases used in the experiment.

知識ベース	ルール	メンバシップ関数
CNTL-1	No.1	No.1
CNTL-2	No.2	No.1
CNTL-1	No.2	No.2

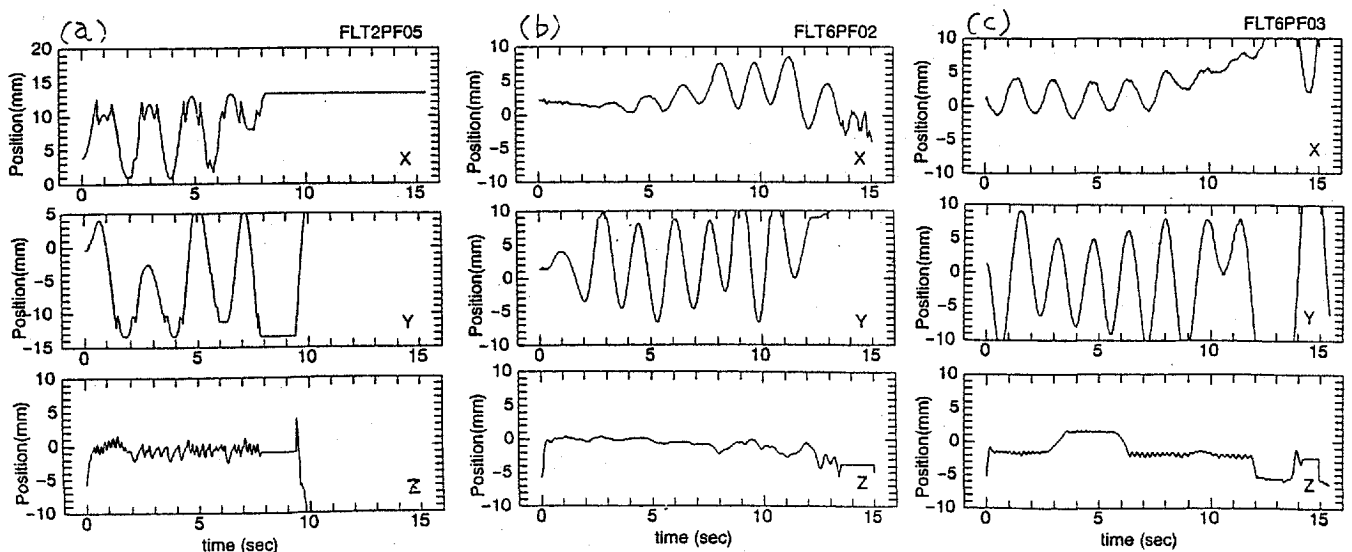


図5 位置制御実験結果; (a)CNTL-1,(b)CNTL-2,(c)CNTL-3

Fig.5 Experimental results of the position control; (a)CNTL-1,(b)CNTL-2, (c)CNTL-3

図7に上記の加速度の周波数成分の分布を示した。

いずれの制御結果においても水平方向で試料に0.5Hz付近の加速度が5G~15mGのレベルで励起されている。

垂直方向については、いずれの制御によっても0.5Hz近辺と数Hz帯での加速度が励起されている。とくにCNTL-1ではその傾向が激しい。またCNTL-2,CNTL-3の両者では0.5Hz近辺と数Hz帯での加速度の比重がことなり、CNTL-2では低域が強いのに対し、CNTL-3では高域の強度が強い。

試料に加わる加速度を低減するためにはCNTL-2またはCNTL-3が好ましい。

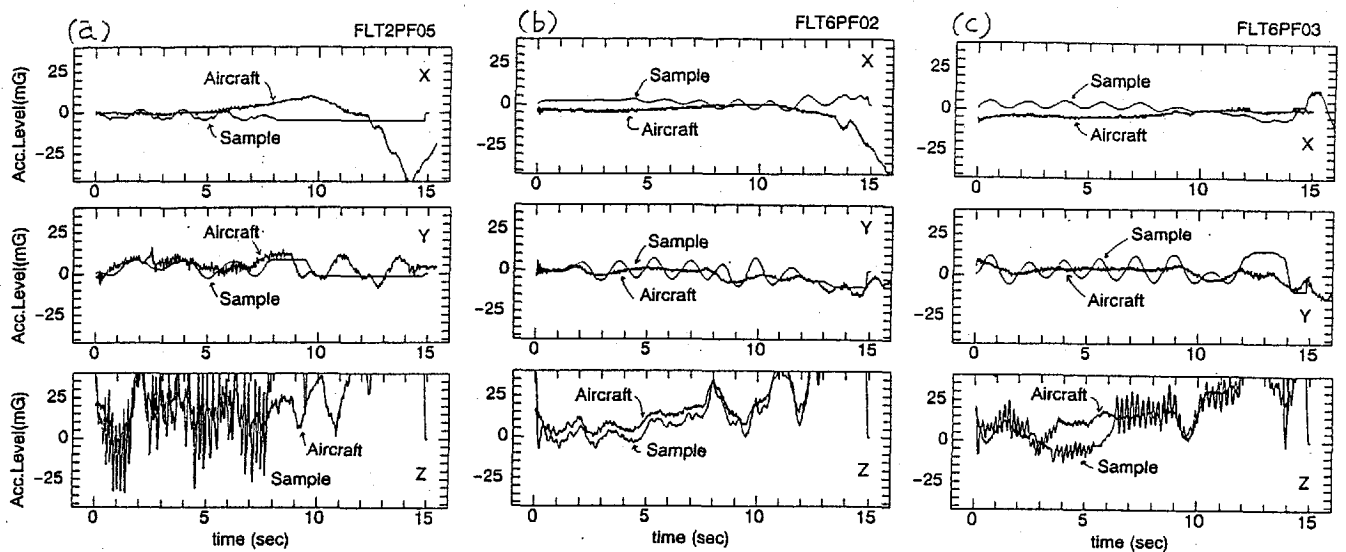


図6 試料の被加速度と航空機の加速度; (a)CNTL-1,(b)CNTL-2,(c)CNTL-3
Fig.6 Acceleration levels of the sample and the aircraft; (a)CNTL-1,(b)CNTL-2,
(c)CNTL-3

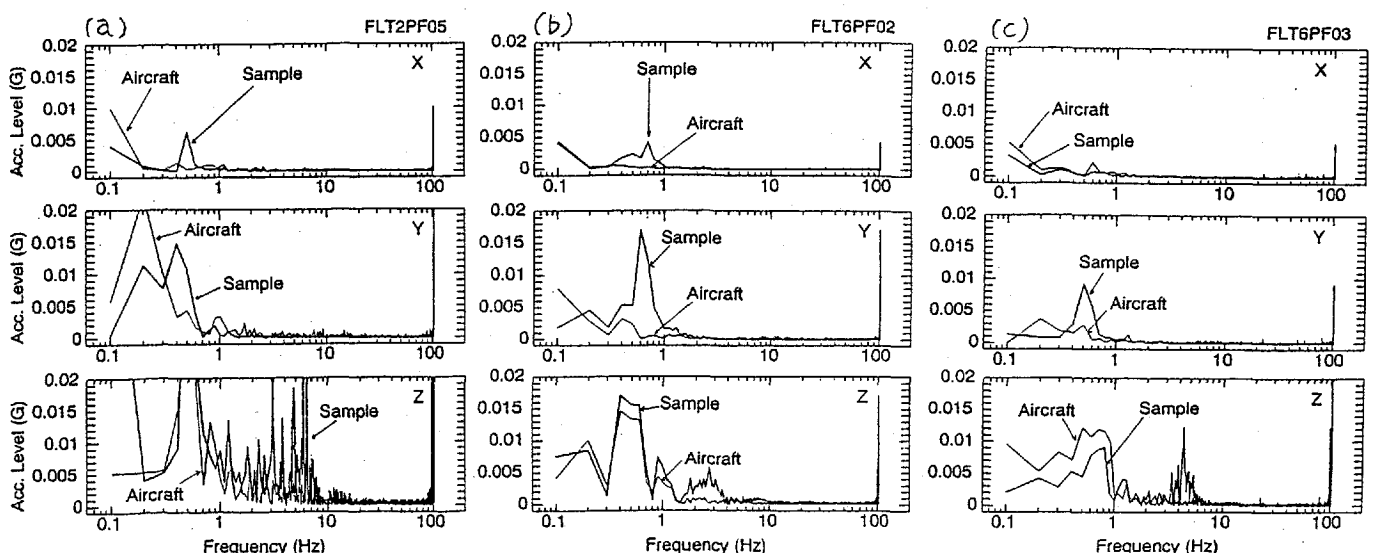


図7 加速度の周波数分布; (a)CNTL-1,(b)CNTL-2,(c)CNTL-3
Fig.7 Frequency spectrum of the accelerations; (a)CNTL-1,(b)CNTL-2,(c)CNTL-3

4 実験結果のシミュレーション

航空機の加速度の計測値を外乱の入力として実験の制御結果のシミュレーションを行った。

離散化された試料の運動方程式は以下で表わされる。

$$z^{(n)} = z^{(n-1)} + v_z^{(n-1)} \Delta t \quad (6)$$

$$v_z^{(n)} = v_z^{(n-1)} \quad (7)$$

$$+ \left(\frac{q}{m} (-a_1^{(m)} + 2a_2^{(m)} z^{(n-1)}) + g_z^{(n-1)} \right) \Delta t \quad (8)$$

$$r^{(n)} = r^{(n-1)} + v_r^{(n-1)} \Delta t \quad (9)$$

$$v_r^{(n)} = v_r^{(n-1)} \quad (10)$$

$$+ \left(\frac{q}{m} (-a_2^{(m)} r^{(n-1)}) + g_r^{(n-1)} \right) \Delta t \quad (11)$$

$$a_1^{(m)} = V_{z,fuzzy} / d + I \sum v_z^{(m)} \tau_d \quad (12)$$

$$a_2^{(m)} = V_{r,fuzzy} \cdot k \quad (13)$$

$$m = INT(n/10) \quad (14)$$

$V_{z,fuzzy}$: Z方向推論結果

$V_{r,fuzzy}$: R方向推論結果

Δt : 計算ステップ時間

n : 計算ステップ数

m : 制御サンプリングステップ数

トラッキング計算で用いる位置の計算ステップは、制御のサンプリング時間を10等分した値を用いた。

図8にCNTL-2の制御でのx, y, z方向のシミュレーション結果を示した。計算結果はZ方向では実験結果と良く一致しているが、x, y方向では計算より振幅よりも実験結果が大きくなっている。この不一致の一因としてx, y方向の加速度が小さく、加速度計の測定のみならずと同程度になっており、正確な外乱を計算に取り込めていないことが挙げられる。

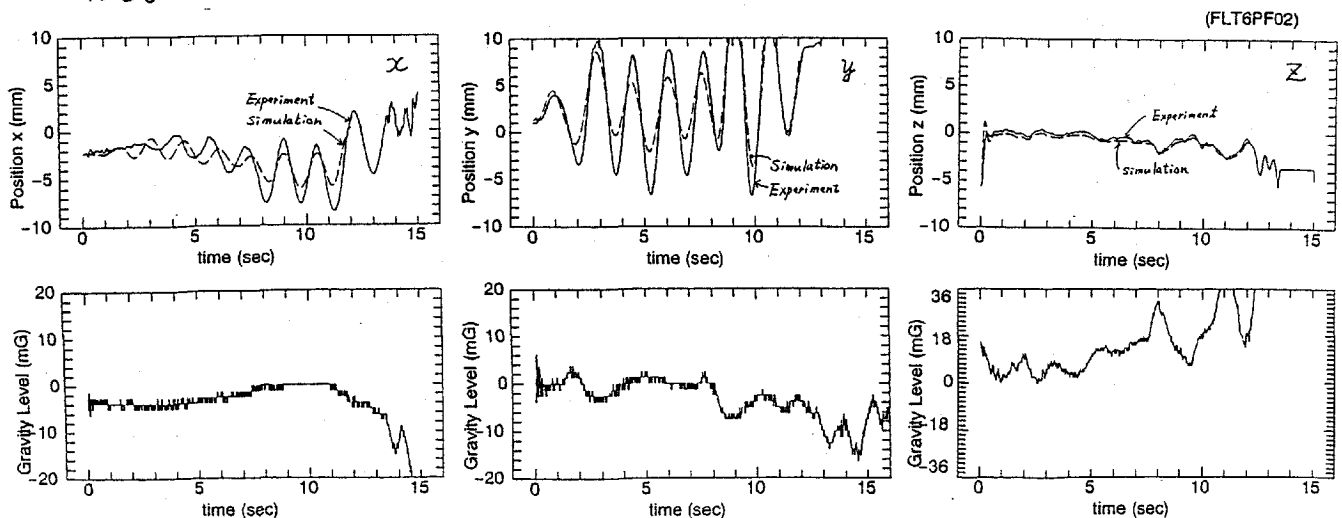


図8 位置制御シミュレーション計算結果 (CNTL-2)

Fig.8 Simulation results of the positioning (CNTL-2)

5 結論

本実験によって以下の結論が得られた。

- ファジー制御による導体の試料の位置制御を確認した。
- 航空機での微小重力環境では、現在のZ方向の制御力は十分であるが、水平方向の制御力はまだ不十分である。垂直方向の振幅は機体の加速度よりも制御のゲインで決定されており、水平方向の振幅は制御のゲインよりも機体の加速度に左右されている。
- 垂直方向の制御の知識ベースを変えることによって試料に加わる加速度が大きく変化する。
- 試料に加わる加速度を低減するためには、今回試みた知識ベースの中ではCNTL-2またはCNTL-3が好ましい。また、この時試料にかかる最大加速度は、約30mGであり、これは航空機の加速度と同じレベルである。
- 航空機の加速度の実測値を用いて、位置制御のシミュレーション計算を行い、実験での位置制御結果をよく一致する結果を得た。

6 謝辞

実験を実施するに当たりお世話頂いた、ダイヤモンドエアーサービス社のスタッフの方々に篤く感謝致します。また宇宙環境利用推進センタの北条氏には日々実験を進める上で種々のアドバイスを頂きました。この場をお借りして感謝の意を表します。

文献

- 1) 日本材料科学会編、「宇宙と材料」第5章、裳華房、1991
- 2) W.K.Rhim, M.Collender, M.T.Hyson, W.T.Simms and D.D.Elleman, "Development of an electrostatic positioner for space material processing," Rev. Sci. Inst. 56, pp.307-317, 1985.
- 3) A.Gagnoud, J.P.Branchet, "Modeling of Coupled Phenomena in Electromagnetic Levitation," IEEE trans. on Mag. Vol. MAG-21, No.6, pp.2424-2427, 1985.
- 4) D.E.Day, C.S.Ray "Containerless Processing of Glass Forming Melts in Space," NASA-TM-4069, vol.2, pp537-556, 1988.
- 5) K.Ikegami, C.Tsukishima and S.Okuda, "Control System of Electric Levitator," In the Proc. of 17th International Symposium on Space Technology and Science, pp.2191-2196, 1990.
- 6) R.Monti, D.Langbein, J.J.Favier, "Influence of Residual Accelerations on Fluid Physics and Material Science Experiments," in "Fluid Science and Materials Science in Space, A European Perspective" chapter 18, pp.637-680, 1987.

航空機による微小重力実験
精製処理を施した材料と容器の
濡れ挙動観察 (その2)

Effect of Refining Treatment on
Sample/Container Wetting Behavior -Part 2-

依田 真一 ⁽¹⁾	石倉 精三 ⁽²⁾	井村 貞治 ⁽²⁾
Shinichi YODA	Seizo ISHIKURA	Sadaji IMURA
成田 健 ⁽³⁾	北村 英男 ⁽³⁾	佐平 健彰 ⁽³⁾
Takeshi NARITA	Hideo KITAMURA	Kensho SAHTRA

- (1) 宇宙開発事業団
National Space Development Agency of Japan
- (2) (財) 宇宙環境利用推進センター
Japan Space Utilization Promotion Center
- (3) 三菱マテリアル (株)
Mitsubishi Materials Corporation

ABSTRACT

A Sample/Container wettability is an important factor for material processing, especially in microgravity (μ -g) environment, to get high purity and high quality materials. The effect of refining treatment of Sn, Ge and GaSb samples on wettability to SiO₂ container was investigated both in 1-g and μ -g environment. The treatments were heating in vacuum, heating in H₂ gas and heating/melting in Cl₂ gas atmosphere. The Sample/Container wetting behavior was changed for each kind of refining treatments. (1) The heating/melting in Cl₂ gas atmosphere was effective to improve the wettability to SiO₂ container for Sn sample. (2) The Sample/Container wettability was related to the thickness of the surface oxide layers for Sn sample. (3) The heating in H₂ gas atmosphere was effective to improve the wettability for Ge and GaSb samples.

1. 緒言

宇宙ステーション等の微小重力環境下における材料実験では高品質結晶、均一組成合金および超高純度材料の製造等が期待されている。しかしながら、微小重力環境においては、濡れを代表とする材料と容器の界面現象がより顕在化するため、材料と容器の適合性を評価し、改善することが必要であることがこれまでの宇宙実験で明らかにされている。した

がって、材料と容器との物理的または化学的相互作用の少ない濡れ難い条件を検討し、把握することが、実験技術上重要な課題となっている。宇宙開発事業団では現在、JEMで行われる宇宙実験に資する事を目標とした共通実験技術の開発を行っている。この技術開発の中で材料と容器の適合性のうち、濡れ性の評価および改善（材料と容器を濡れ難くすること）技術の開発が進められている。本技術についてはこれまでに地上実験による濡れ性改善試験と航空機実験（その1）および（その2）による微小重力環境における精製処理を施した材料と容器の濡れ挙動観察を実施してきた。その結果、これまでに真空加熱処理、水素還元処理およびハロゲンガス処理といった精製処理を行うことによって材料と容器の濡れ挙動が変化することが明らかになった⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾⁽⁴⁾。これらの結果を踏まえ、濡れ性改善の最適条件を検討するための地上実験を行い、平成4年5月に航空機実験（その3）を実施した。本報では、この航空機による微小重力実験およびそのために行った地上実験の結果について報告する。

2. 実験方法

2.1 実験材料および容器

実験材料として低融点金属材料のSn、半導体材料のGeおよびGaSbを選んだ。これらの材料の純度は、Snについては5Nであり、GeとGaSbについては半導体グレードのものを使用した。これらの材料の中、Snは前回、前々回の航空機実験においても取り上げており、精製処理の違いによる濡れ挙動の違いも観察しているが、GeとGaSbは今までに精製処理の違いによる濡れ挙動の違いを系統的には観察していないことから選定した。容器としては石英管をアンプル状に加工したものをを用いた。使用した石英管は半導体用等に用いられる高純度品（東芝セラミックス製T-1030）である。

2.2 精製処理

材料と容器の濡れ性を改善するための精製処理として真空加熱処理、水素還元処理およびハロゲンガス処理を行った。これらの精製処理の手順は基本的には前報⁽²⁾と同一であるが、精製処理の最適条件を検討するためにガス分圧、処理時間等を変化させた試料も製作した。また、濡れ性改善効果を確認するための比較材として、精製処理を施さずに石英アンプル中に材料を真空封入した試料（無処理材）も製作した。表1に実験材料と施した精製処理条件を、図1に精製処理装置の模式図を示す。

2.3 材料と容器の濡れ挙動の観察

前項の手順により製作した試料の濡れ挙動を観察するために溶解凝固実験を行った。図2に地上および航空機実験に用いた溶解および観察、記録システムを示す。材料と容器の濡れ挙動は、電気炉内に挿入した実験試料を炉芯管の両端に設けた石英窓を通して水平方向から観察した。

本実験で用いた実験システムでは材料と容器の間の接触角の測定は困難である。そこで本研究では濡れ性の相対的な優劣の評価として図3に示したように材料融液の表面形状を半径Rの球体の一部と仮定し、石英アンプルの半径rと湯面の盛り上がりhとの比 h/r の比較によって行った。

表1 実験材料と精製処理条件

Table 1 Materials used in this study and conditions of refining treatments.
容器:石英

材料	精製処理	処理温度(°C)	ガス分圧(torr)	処理時間(min)	溶解温度(°C)
Sn	真空加熱	150	<10 ⁻⁵	30	300
	水素還元	200	30、300	10~120	300
	ハロゲンガス	300	30、50、100、150	5~90	300
Ge	真空加熱	500	<10 ⁻⁵	30	1000
	水素還元	600	300	30	1000
	ハロゲンガス	600	100	30	1000
GaSb	真空加熱	250、500	<10 ⁻⁵	30、60	1000
	水素還元	600	30、300	10、60	1000
	ハロゲンガス	600	100	30	1000

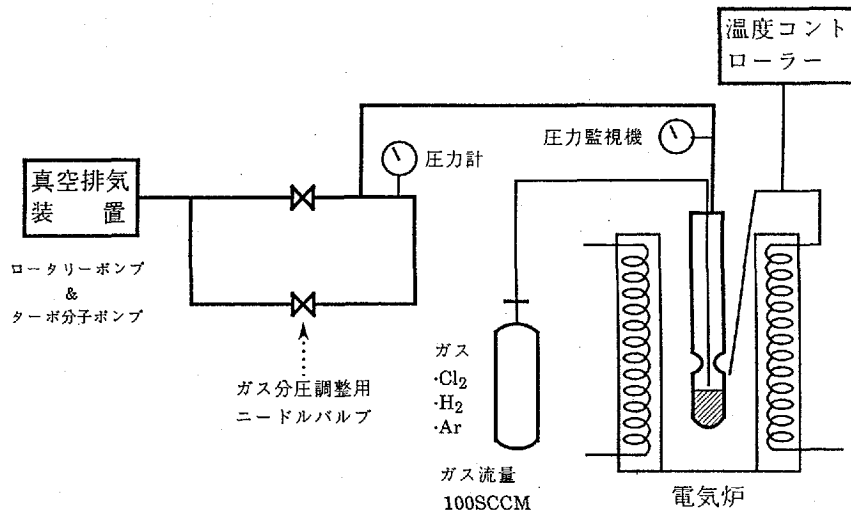


図1 精製処理装置の模式図

Fig. 1 Schematic diagram of refining treatment apparatus.

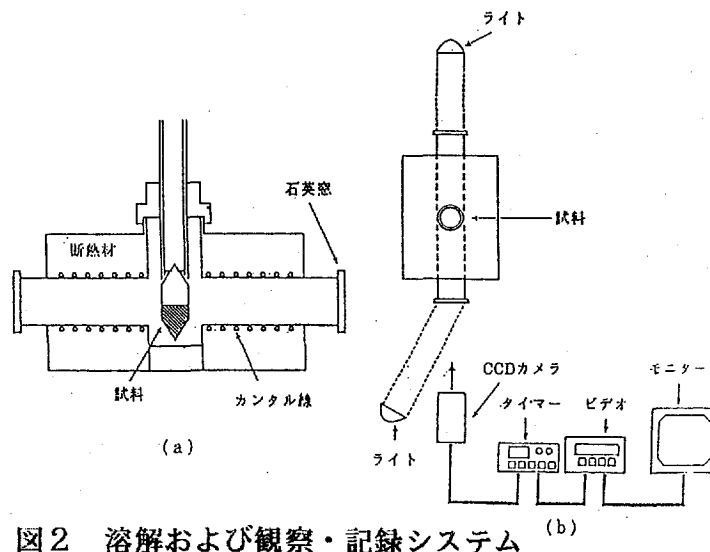
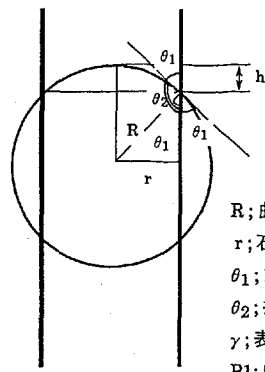


図2 溶解および観察・記録システム (b)

Fig. 2 Schematic diagram of recording system for investigation of wetting behavior.



微小重力下において、湯面の断面形状を円の一部と仮定する。

$$\begin{aligned} \cos \theta_1 &= r/R \\ \Delta P &= P_1 - P_2 \\ \Delta P &= 2\gamma/R \\ g &\text{が変わると} \Delta P \text{が変わるので見かけ上接触角が} \\ &\text{変わると考えられる。} \end{aligned}$$

- R; 曲率半径
- r; 石英アンプル半径
- θ_1 ; 180-接触角
- θ_2 ; 接触角
- γ ; 表面張力
- P_1 ; 内圧
- P_2 ; 雰囲気圧力

また、 h は $R(1 - \sin \theta_1)$ なので h/r は以下の式で表される。

$$\begin{aligned} h/r &= (1 - \sin \theta_1) / \cos \theta_1 \\ &= (1 - \sin(180 - \theta_2)) / \cos(180 - \theta_2) \\ &= (1 - \sin \theta_2) / \cos \theta_2 \end{aligned}$$

よって h/r と接触角 θ_2 とは1対1に対応する。

実験試料モデル (断面)

図3 濡れ性評価方法

Fig. 1 The assessment for wettability.

3. 結果および考察

3.1 Sn

図4にSnのハロゲンガス処理時の Cl_2 ガス分圧および処理時間が石英容器に対する濡れ性 (h/r) に与える効果を示す。無処理材の h/r が ~ 0.1 と小さいのに対し、ハロゲンガス処理を施した試料はガス分圧の大小や処理時間の長短に関わり無く 0.3 以上の h/r を示しており、濡れ性の改善効果が大きいことがわかる。一方、水素還元処理の場合は処理時の H_2 ガス分圧および時間を種々変化させてみた場合も、 h/r の値は ~ 0.1 であり無処理材の場合とほとんど変わりがなかった。

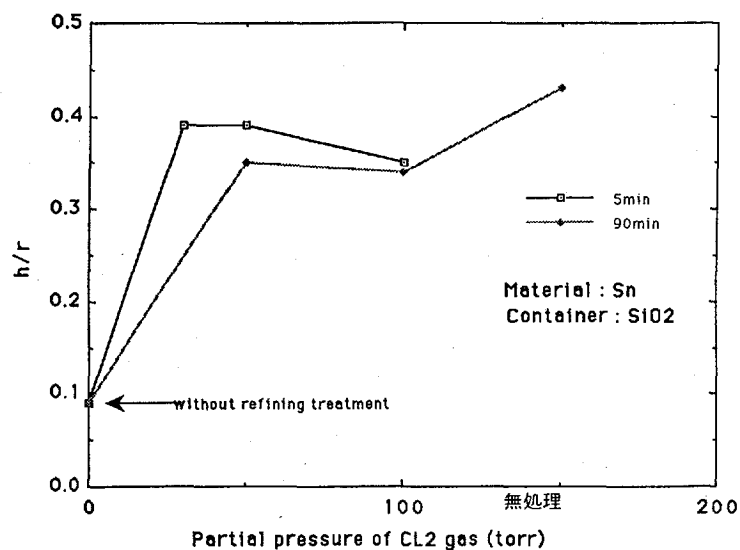


図4 Snのハロゲンガス処理時の分圧が h/r に与える効果

Fig. 4 The Effects of Cl_2 gas pressure on h/r for Sn.

前報において、Snの石英容器に対する濡れ性は凝固後の試料表面に形成されている酸化膜の厚さと関係しており、酸化膜厚が薄いほど h/r の値が大きく、濡れ性が改善される（濡れ難くなる）ことが示唆されている^{(3)・(4)}。今回、精製処理条件を変化させて試料表面の酸化膜の厚さを变化させた試料を準備してオージェ分析により表面分析を行い、酸化膜厚と h/r の関係を再度調べた。図5にその結果を示すが、酸化膜厚と h/r の間にはよい対応がみられた。また、ハロゲンガス処理材は処理条件によらず非常に薄い酸化膜厚となっていた。以上のようにSnの濡れ性改善に対するハロゲンガス処理の有効性が再確認された。

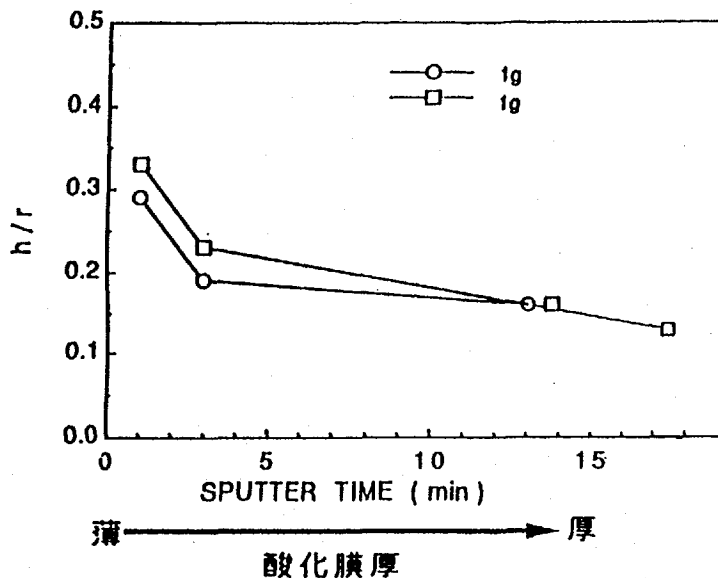


図5 Snの酸化膜厚にたいする濡れ挙動の変化

Fig. 5 The relationship between thickness of surface oxide film and h/r for Sn.

3.2 GaSb

図6にGaSbの水素還元処理条件が h/r に与える効果を示す。水素還元処理を施すことにより h/r の値は無処理材よりも大きくなっており、濡れ性が改善されることがわかる。また、処理ガスの分圧を高くし、処理時間を長くすることによって改善効果が大きくなることわかる。

水素還元処理による濡れ性改善効果を、他の精製処理によるそれと比較するために行った地上実験の結果を図7に示す。この図からGaSbにおいては、水素還元処理が最も濡れ性の改善効果が大きいことがわかる。

地上実験において得られた水素還元処理の濡れ性改善効果を確認するために、航空機実験により無処理材、真空加熱処理材および水素還元処理材の濡れ挙動の観察を行った。図8に航空機実験において観察されたGaSbの濡れ挙動から求めた h/r の測定結果を示す。この図から、地上実験の場合と同様に水素還元処理材の h/r が最も大きくなっており、濡れ性が改善されていることがわかる。

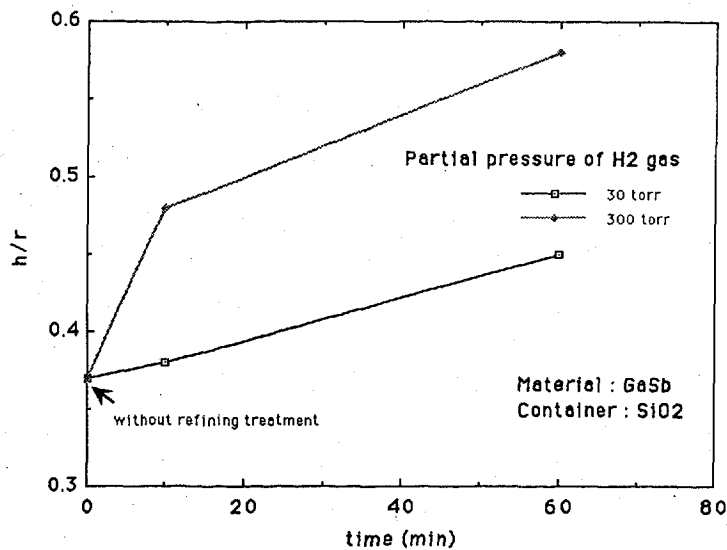


図6 GaSbの水素還元処理条件が h/r に与える効果
 Fig. 6 Effect of H_2 gas pressure and treatment time on h/r for GaSb.

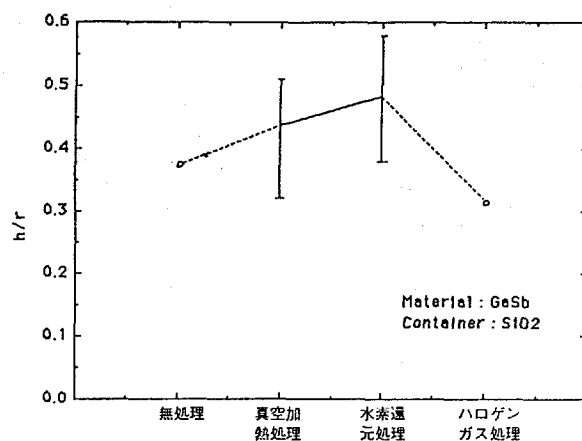


図7 地上実験における各精製処理がGaSbの h/r に与える効果
 Fig. 7 Effect of refining treatments on h/r for GaSb in the ground experiment.

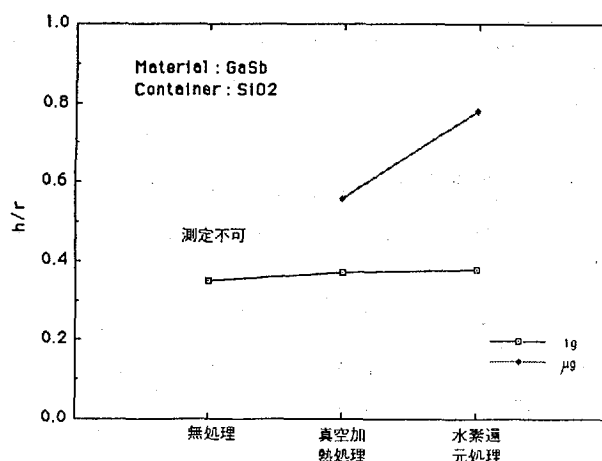


図8 航空機実験における各精製処理がGaSbの h/r に与える効果
 Fig. 8 Effect of refining treatments on h/r for GaSb under microgravity environment.

3.3 Ge

前回の航空機実験において、Ge溶湯の1000~1100℃の温度範囲における濡れ性の温度依存性を調べたところ、温度の上昇にともなって h/r が低下する現象が観察された。一方、温度を一定にした場合の濡れ性の経時変化は明確にはわからなかった⁽⁴⁾。そこで今回は真空加熱処理材、水素還元処理材およびハロゲンガス処理材の三種類の試料を用いてGe溶湯の保持時間が h/r に与える影響を調べた。図9に航空機実験の微小重力環境下における h/r の経時変化の測定結果を示す。精製処理の違いにより各試料の h/r の大きさは異なるが、いずれの試料においても保持時間が10~15 min以下の初期において h/r の値が低下し、その後はほぼ一定の値を示した。地上実験において同様の測定をした場合には、保持時間の初期における h/r の低下は明瞭には観察されなかった。このことから、微小重力環境では界面現象が顕在化することがわかる。逆にいえば、界面現象の精密な観察、測定には航空機実験等を利用した微小重力環境が有力な手段となり得ることを示していると考えられる。

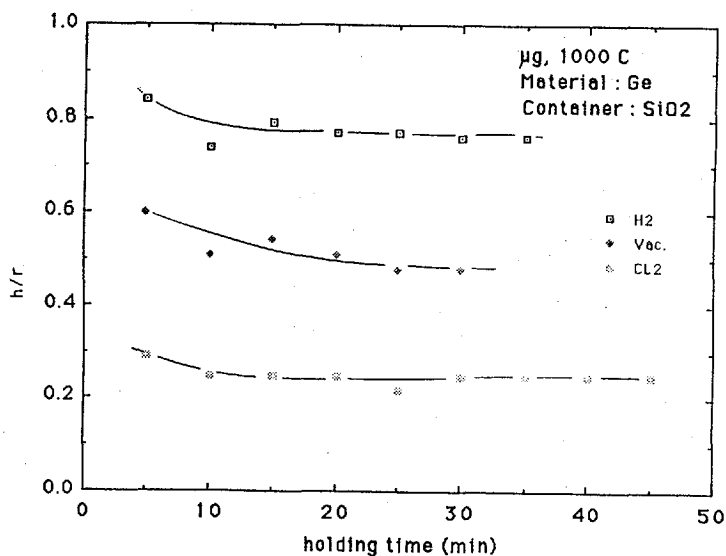


図9 微小重力下における各精製処理を施したGe溶湯の保持時間が h/r に与える影響
Fig. 9 Effect of holding time on h/r for Ge under microgravity environment.

つぎに各精製処理がGeの h/r に与える効果を航空機実験により調べた結果を図10に示す。GaSbの場合と同様に、水素還元処理材が最も濡れ性の改善効果が大きく、ハロゲンガス処理材はむしろ濡れやすくなる傾向がみられた。

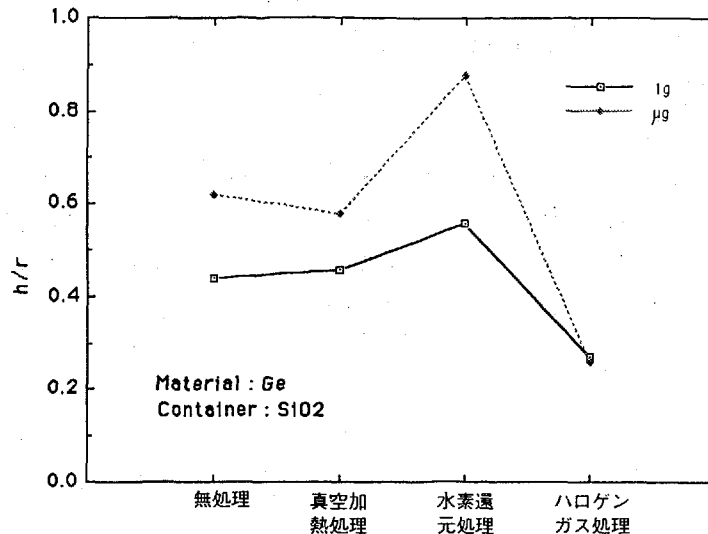


図10 航空機実験における各精製処理がGeの h/r に与える効果

Fig. 10 The effect of refining treatments on h/r for Ge under microgravity environment.

4. 結言

微小重力環境下における材料実験において重要な材料と容器の濡れ性を改善するために、真空加熱処理、水素還元処理およびハロゲンガス処理を施した材料と石英容器の組み合わせについて地上および航空機実験により濡れ挙動の観察を行った。本研究の結果をまとめると以下ようになる。

- ① 前回の航空機実験の結果と同様に、Snの濡れ性改善にはハロゲンガス処理が最も効果的であった。しかしながら、ハロゲンガス処理時のガス分圧や処理時間と濡れ性改善度の間には明確な関係は見いだせなかった。濡れ挙動の変化 (h/r の変化) は酸化膜の厚さに対応する傾向があった。
- ② GaSbの石英容器に対する濡れ性は水素還元処理>真空加熱処理>ハロゲンガス処理の順に改善効果が大きい傾向が認められた。
- ③ GaSbの石英容器に対する濡れ性は水素還元処理時の水素ガス分圧の増加および処理時間の増加に伴って改善される傾向を示した。
- ④ Geの石英容器に対する濡れ性は水素還元処理>真空加熱処理>ハロゲンガス処理の順に改善効果が大きい傾向が認められた。
- ⑤ Geの石英容器に対する濡れ性の経時変化を調べたところ、保持時間の初期 (10~15 min以下) の段階で h/r の低下が認められ、その後はほぼ一定であった。この濡れ性の経時変化は微小重力環境下でより明瞭に観察された。

謝辞

本研究を行うに当たり、有益なるご指導をいただいた早稲田大学教授中江秀雄教授に謝意を表します。また、航空機実験の運用を担当され、多大なご協力をいただいたダイヤモンド

ンドエアーサービス株式会社の皆様に深く感謝いたします。

参考文献

- (1) 北村ら、第34回宇宙科学技術連合講演会講演集(1990) pp324-325
- (2) 清水ら、パラボリック フライト VOL.1 No.1 (1991) pp40-48
- (3) 清水ら、第35回宇宙科学技術連合講演会講演集(1991) pp241-242
- (4) 清水ら、パラボリック フライト VOL.2 No.1 (1992) pp12-21

宇宙開発事業団技術報告 NASDA-TMR-960024

発行日 1997年1月31日
編集・発行 宇宙開発事業団
〒105-60
東京都港区浜松町2丁目4番1号
世界貿易センタービル22階
TEL 03-5470-4111 (代表)

©1997 NASDA 無断複写、転載を禁ずる

<本資料に関するお問い合わせ先>
宇宙開発事業団調査国際部技術情報課
TEL 03-5470-4276 ~ 4279

