

小型ロケット実験要素試作試験
— マランゴニ対流の発生と
その制御に関する研究 —

Parabolic Flight Experiment on
Observation of Marangoni Convection and Its Control

吉富 進⁽¹⁾ 名木 稔⁽¹⁾ 菅原 正行⁽¹⁾
Susumu Yoshitomi Minoru Naki Masayuki Sugahara
平田 彰⁽²⁾ 西澤 伸一⁽²⁾ 野口 基治⁽²⁾ 桜井 誠人⁽²⁾
Akira Hirata Shin-ichi Nishizawa Motoharu Noguchi Masato Sakurai
今石 宣之⁽³⁾ 安廣 祥一⁽³⁾
Nobuyuki Imaishi Shyoichi Yasuhiro
川崎 和憲⁽⁴⁾ 増田 立美⁽⁴⁾ 村松 祥二⁽⁴⁾
Kazunori Kawasaki Tatsumi Masuda Shyoji Muramatsu

(1)宇宙開発事業団

National Space Development Agency of Japan

(2)早稲田大学理工学部

Department of Chemical Engineering, Waseda University

(3)九州大学機能物質科学研究所

Institute of Advanced Material Study, Kyushu University

(4)日産自動車株式会社

Nissan Moter Co. Ltd.

ABSTRACT

At the second launch of sounding rocket experiment TR-IA(1992), "Observation of Marangoni Convection and Its Control" will be performed with Fluid Dynamics Technology Experiment Apparatus.

In order to develop the experimental technique and to determine the critical experimental conditions for the TR-IA experiment, the preliminary parabolic flight experiments were carried out in May 1991. During the microgravity conditions on the MU-300 jet plane, Marangoni convection in a liquid bridge was observed. Silicone oil (KF-56:15cst) was used as a test liquid. The technique of making liquid bridge was developed. The most suitable concentration of aluminum particles to observe the velocity field, and the concentration of liquid crystals to observe the temperature field were determined.

The results of this preliminary study are very valuable for the TR-IA experiment.

1. 緒言

1992年夏期小型ロケット（TR-I A）2号機による微小重力実験において、以下のマランゴニ対流の発生とその制御に関する研究を行う予定である。

（1）液柱表面及び断面の流体挙動観察

温度差に基づく界面張力差により誘起されるマランゴニ対流のマクロ的流動・温度分布の実測を行い、マランゴニ対流の定常流から振動流・乱流への遷移過程を明らかにする。

（2）固液界面近傍の境界層内の流体挙動の観察

温度差に基づく界面張力差により誘起されるマランゴニ対流に関し、固体面近傍の温度の時間的微小変動の実測を行い、境界層内における温度変動現象を明らかにする。

（3）マランゴニ対流の微細機構の解明

上記に関して数値解析を行い、実験結果と比較検討することにより、マランゴニ対流現象に関する微細機構の解明を行う。さらに、得られた成果に基づき、マランゴニ対流の促進・抑制等による制御手法を確立する。

この小型ロケット実験の成功に寄与すべく、1991年5月に小型ロケット搭載実験装置FTX（Fluid Dynamics Technology Experiment Apparatus）の要素試作試験として航空機実験を行ったので報告する。

2. 実験方法

2. 1 実験内容

以下の諸点を目的とし、本航空機実験を行った。

- （1）微小重力環境下における液柱安定形成技術の確立
- （2）液柱内温速度布計測技術の確立
- （3）液柱内温度分布計測技術の確立
- （4）小型ロケット実験条件の確立
- （5）小型ロケット実験に対するレファレンスデータの取得

2. 2 実験装置

液柱形成装置として小型ロケット搭載装置（FTX）のBBMを使用した。図1に液柱形成機構の概略を示す。下部ディスクがピストン構造になっており、下部ディスクを引き下げることで、試料流体をタンク内から噴出し、上下ディスク間に液柱を形成する。ディスク径は15mmであり、液柱自由界面長さは5-20mmと変化させた。試料流体としてはシリコンオイル（信越化学㈱製KF-56：15cSt）を使用し、速度計測用トレーサーとして球状アルミ微粉末（粒径30 μ m、50 μ m）温度計測用トレーサーとして感温液晶（日本マイクロカプセルプロダクツ㈱製W-40：発色領域37.5 $^{\circ}$ C（赤）-42.5 $^{\circ}$ C（青））を用いて、スリット光を利用した液柱断面観察を行うことにより流体内流動現象及び流体内温度分布のその場観察を行った。スリット光の厚みは1mmである。また液柱上下端ディスク温度はディスク内に埋め込まれたサーミスタにより測定した。

写真1に航空機実験装置全体図を、図2に本航空機実験に用いた実験装置系統図を示す。

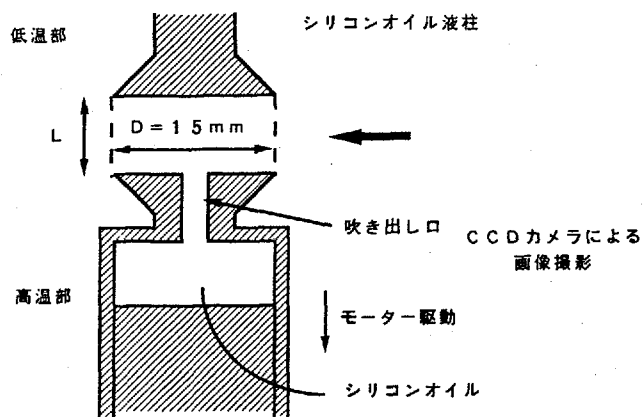


図1 液柱形成機構の概略
 Fig.1 Schematic diagram of liquid bridge formation

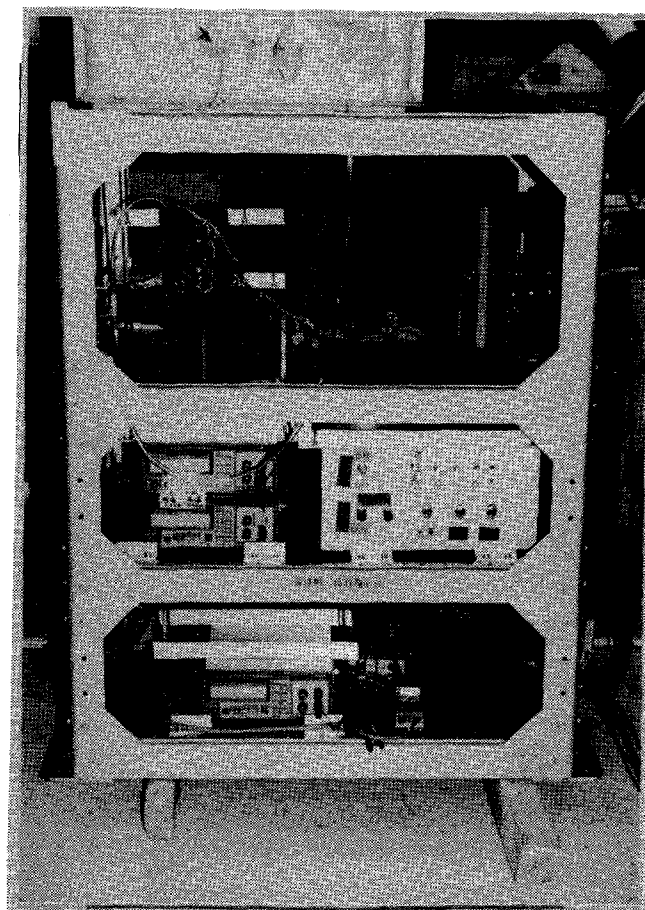


写真1 航空機搭載装置
 Photo.1 Experimental apparatus for parabolic flight

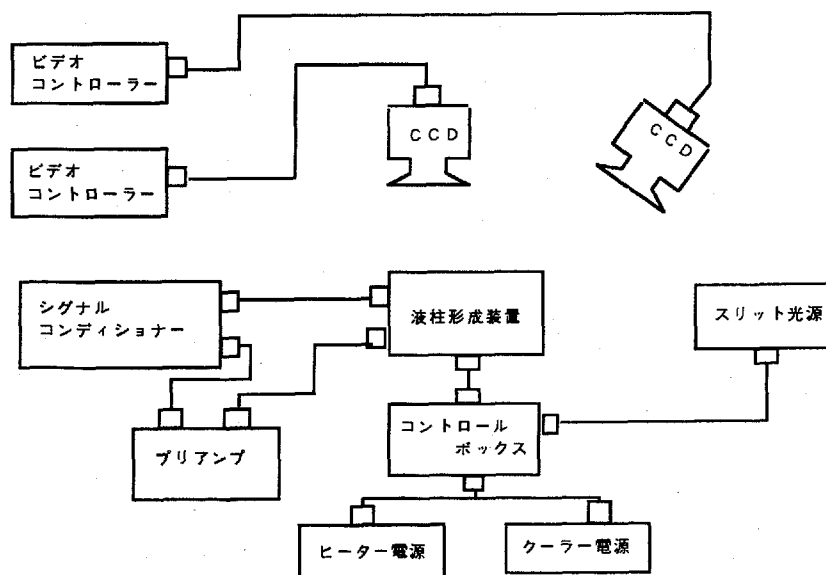


図2 実験装置系統図
 Fig.2 Diagram for parabolic flight experiment

2. 3 実験条件

使用した試料流体及びトレーサー混入量を表1に示す。また、解析に使用したシリコンオイルの物性値を表2に示す。この際、未知の物性値は粘度を基準に内挿法により推算した値を用いた。なお、本実験濃度においては、トレーサーがシリコンオイルの粘度に影響を及ぼさないことは、地上確認試験により明らかになっている。

表1 トレーサー混入量
Table 1 Tracer concentration

実験日	アルミ微粉末[wt%]		感温液晶[wt%]
	50 μ m	30 μ m	W40
91.5.22	0.2	0.1	1.5
91.5.23	0.1	-	0.75
91.5.24	0.2	-	0.75
91.5.27	0.2	0.1	0.75
91.5.28	0.2	-	0.75
91.5.29	0.1	-	0.75
91.5.30	0.1	-	0.75

表2 シリコンオイル(KF-56)物性値

Table 2 Physical properties of silicone oil (KF-56)

密度	ρ	[g/cm ³]	0.99
粘度	μ	[g/cm/s]	0.097-0.145*
動粘度	ν	[cm ² /s]	0.098-0.146*
表面張力の 温度依存性	$ \partial\sigma/\partial T $	[g/s ² /°C]	0.07342
熱拡散係数	α	[cm ² /s]	0.000855

*温度依存性を考慮

2. 4 実験方法

小型ロケット実験においては、均一温度環境下において自由界面長さ（液柱高さ）10 mmの液柱を形成し、この際発生する試料流体噴出流が停止した後、液柱上下端に温度差を与え、マランゴニ対流を観測する。

航空機実験においては、衆知のごとく微小重力環境達成前後に約2 gの重力が発生する。あらかじめ液柱を形成する場合には、この過剰g状態において液柱が破壊されてしまう。そこで、実験操作としては図3に示すように、微小重力環境が達成された後、初期のg-jitterがなくなると同時に液柱形成を開始した。ディスクの移動速度は3mm/sである。また、微小重力環境終了約3秒前に液柱収縮を行った。これは、液柱内に気泡が混入するのを防ぐとともに、次の実験準備の時間を短縮するためである。液柱上下端ディスク温度差は、ヒーター（下部ディスク）及びペルチェ素子（上部ディスク）の温度を制御することにより設定した。ペルチェ素子はフライト中、常にONにしてあり、ヒーターは実験準備

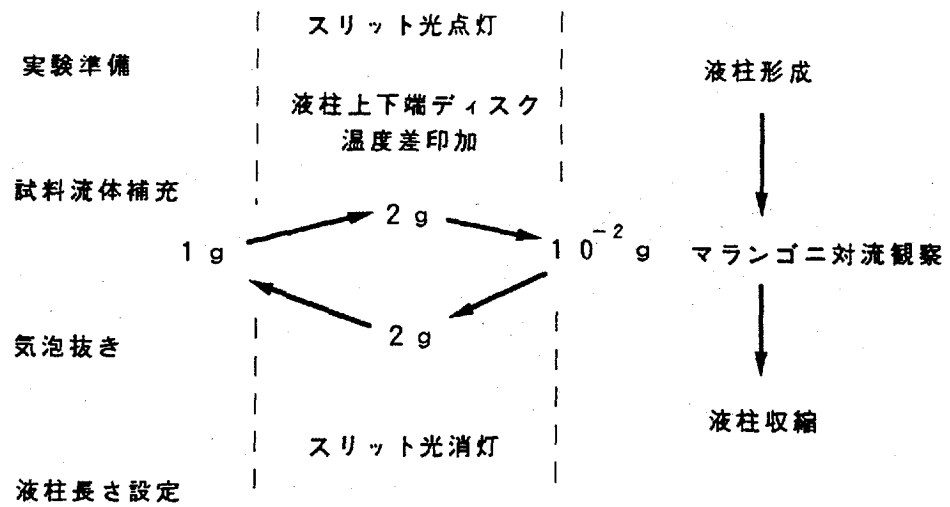


図3 航空機実験操作手順

Fig. 3 Experimental processes for parabolic flight experiment

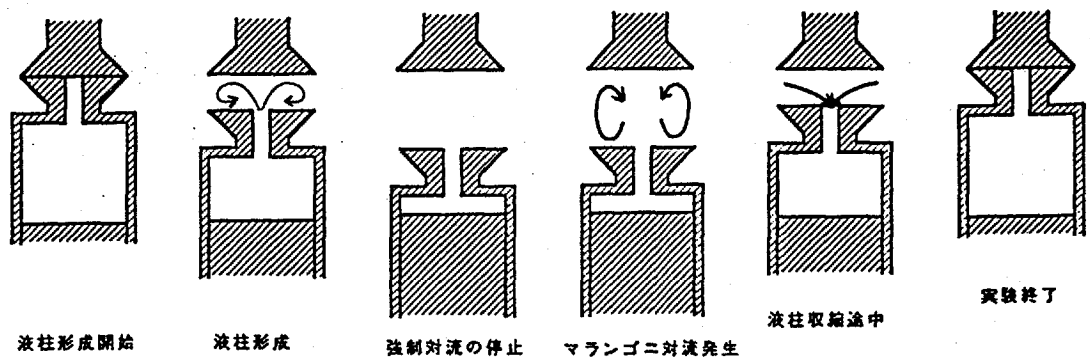


図4 マランゴニ対流の発生状況

Fig. 4 Observation of Marangoni convection

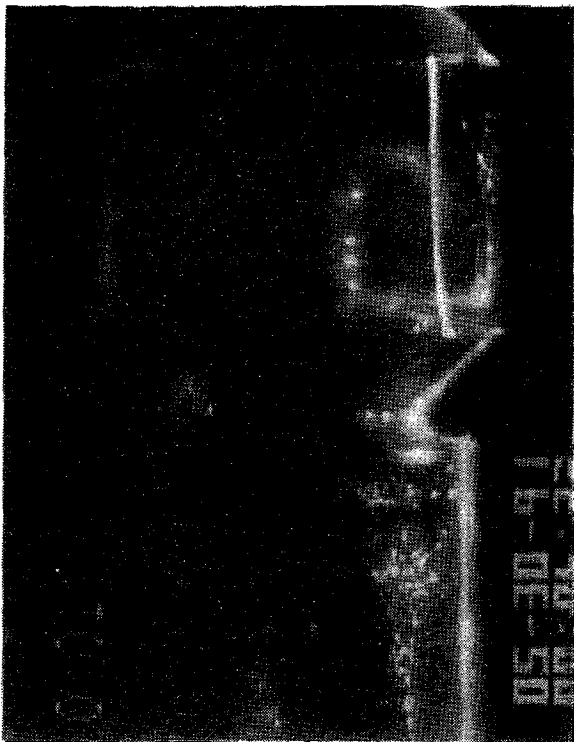
期間中に予熱し、微小重力環境下においては放冷状態になっている。実験準備期間中は約 1 mm の液柱を形成しており、ヒーター予熱の際に冷却面温度が急激に上昇するのを防止している。本操作を行うことにより、マランゴニ対流観察時に、定常的に約 20 °C の温度差を得ている。

3. 実験結果及び考察

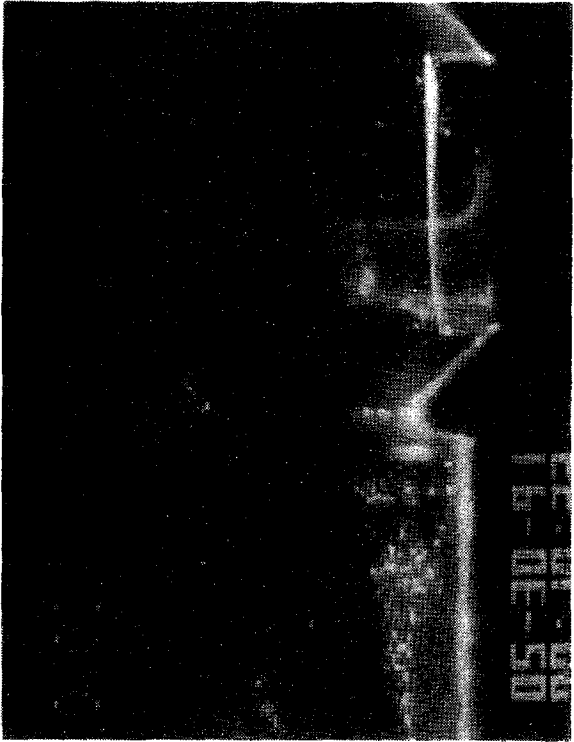
マランゴニ対流の発生状況を図4に模擬的に示す。

液柱を形成する際に発生する強制対流（シリコンオイル噴出流）は、粘性が高いのでディスクが静止する直後に停止する。その後、液柱自由界面上の温度分布に基づき発生するマランゴニ他流を観察する。

写真2に観察結果の一例を示す。液柱形成後、時間とともに低温領域が発達していく様子が観察された。これは、ヒーター予熱時に温められたシリコンオイルが上部ディスクから冷却されていくためである。液柱自由界面近傍を除く流体内部温度分布の時間変化は極めて遅く、流体内部のマクロ的溫度分布が定常状態に達するまでにはかなりの時間を要することが示唆された。なお、液柱内速度・温度分布実測のためのトレーサー濃度は球状アルミ微粉末 0.1 wt % (粒径 50 μm) 及び感温液晶 0.75 wt % が最適であることが確認された。



(a) 6秒後 (after 6 sec.)



(b) 10秒後 (after 10 sec.)



(c) 14秒後 (after 14 sec.)



(d) 18秒後 (after 18 sec.)

写真2 液柱内マランゴニ対流現象 (KF-56, 7wt% 微粉末 30 μ m, 0.1wt%, 感温液晶 0.75wt%)

Photo. 2 Marangoni convection in a liquid bridge

(KF-56: Aluminum particles, 30 μ m, 0.1wt%, liquid crystals: 0.75wt%)

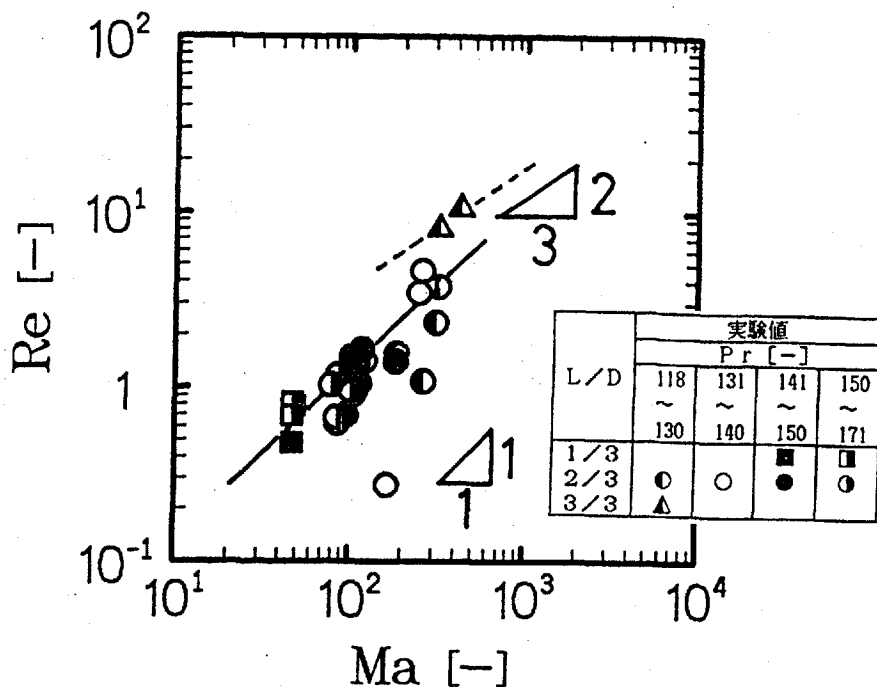


図5 微小重力環境下におけるReynolds数とMarangoni数の関係
 Fig.5 Relationship between Reynolds number based on the interfacial velocity and Marangoni number

図5に液柱自由界面速度に基づくReynolds数とMarangoni数の関係を示す。著者らは先にorder-of-magnitude法を用いた理論解析により、流体内でマランゴニ対流が支配的な場合、 $Re \ll o[1]$ の領域においては $Re \propto Ma$ 、 $Re > o[1]$ の領域では $Re \propto (Ma/Pr^{1/2})^{2/3}$ の関係が成立することを明らかにしている¹⁾。ここで、 $o[1]$ は大きさの程度が1であることを表す。本航空機実験において、軸対称流れが観察される領域では、実験結果は粘性領域 ($Re \ll o[1]$)における理論解析結果と一致している。場合によっては自由界面速度が一度増加したのち減少し、再び増加する様子が観察された。また、マランゴニ数の増加にともない、非軸対称流れが観察された。これらの流れに関しては、より長い微小重力環境下での実験が必須である。

4. 結言

小型ロケット実験の要素試作試験として、航空機実験を行い、微小重力環境下における液柱形成技術を確認するとともに、液柱内速度・温度分布の測定技術を開発した。本航空機実験において観察されたマランゴニ対流は、軸対称流れの領域では、既往解析結果と一致している。

謝辞

本実験を行うにあたり、御支援、御協力戴きましたダイヤモンド・エア・サービス株式会社に深く感謝致します。

参考文献

1) Okano, Y., A. Hatano and A. Hirata: Natural and Marangoni Convections in a Floating Zone, J. Chem. Eng. Japan, 22[4], 385-389(1989).