

ESA 航空機を利用した微小重力下での核沸騰熱伝達機構解明のための実験

九州大学 浅田有香, 小谷優介, 久保田知里, 永安 忠, 新本康久, 大田治彦
 兵庫県立大学 河南 治, ミュンヘン工科大学 Johannes Straub
 ブリュッセル自由大学 Oleg Kabov, Queeckers Patrick, Sergey Chikov

Experimental Study on the Mechanisms of Heat Transfer in Microgravity Nucleate Boiling by Using ESA Parabolic Flight Campaign

Yuka Asada¹, Osamu Kawanami², Yusuke Kotani¹, Chisato Kubota¹, Tadashi Nagayasu¹, Yasuhisa Shinmoto¹, Haruhiko Ohta¹, Oleg Kabov³, Queeckers Patrick³, Sergey Chikov³, Johannes Straub⁴

¹Kyushu University, 744 Motoooka, Nishiku, Fukuoka 819-0395,

²University of Hyogo, ³Universite Libre de Bruxelles, ⁴Technische Universitaet Muenchen

E-Mail: yuka_a@aero.kyushu-u.ac.jp

Abstract: Investigation of mechanisms in nucleate boiling under microgravity conditions is essential for the development of the cooling systems handling a large amount of waste heat. A transparent heating surface with multiple arrays of 88 thin film temperature sensors and mini-heaters was developed for the clarification of boiling heat transfer mechanisms in microgravity. To investigate gravity effects on the relation between local heat transfer coefficients and behaviors of microlayer underneath attached bubbles, images of liquid-vapor behaviors and corresponding data of local heat transfer were obtained simultaneously in microgravity pool boiling experiments by ESA parabolic flight campaign. The present paper reports the preliminary analysis of the experimental results.

Key words; pool boiling, two-phase flow, microgravity, heat transfer, parabolic flight

1. 緒言

近年、宇宙構造物の大型化に伴い消費エネルギーが増大しているため、宇宙用熱交換器の大容量化や小型化が求められている。沸騰熱伝達は潜熱輸送により優れた伝熱特性を示すため、電力や打ち上げ質量などの制限が厳しい宇宙用熱交換器への応用が期待されている。これまで微小重力下での沸騰熱伝達に関する研究が行われてきたが、実験装置への厳しい制約や残留重力、重力揺らぎ(g-jitter)などにより、一貫性のある定量的なデータは得られていない。そのため沸騰熱伝達の重力依存性は十分に解明されていないのが現状である^[1-3]。微小重力下における核沸騰では浮力の軽減により、発生気泡が伝熱面上から離脱しにくくなるため、気泡が伝熱面上で成長し大型化する。そのため気泡底部のマイクロ液膜蒸発や気液界面周辺のマランゴニ対流が熱伝達を大きく支配すると考えられており、特にマイクロ液膜蒸発は熱伝達に対して重要な役割を持つようになる。

そこで本研究では、重力レベルの変化に対応する気液挙動と局所熱伝達係数の関連性を明らかにし、微小重力下での熱伝達機構を解明することを目的とする。これまでに大田ら^[4]、Kim^[5]らなどにより気泡底部の局所熱伝達計数を計測する試みがなされてきている。それらを発展させて、気液挙動観察および

局所熱伝達評価が可能な透明伝熱面を開発し、航空機実験に対応した実験装置の製作を行った。さらに2008年11月にESAパラボリックフライトキャンペーンに参加し、プール核沸騰実験を行った。以下にその概要を述べる。

2. 透明伝熱面

Fig. 1 に製作した透明伝熱面の構成を示す。直径76 mm、厚さ2 mmのサファイアガラス基材の表面および裏面に、それぞれ88個の温度センサとミニヒータが直接コーティングされている。有効加熱・計測領域は直径40 mmであり、ガラス基材を通して気液挙動の観察が可能である。Table 1 に温度センサとミニヒータの仕様を示す。温度センサは白金薄膜の測温抵抗体であり、温度係数は0.0012 - 0.0013 K⁻¹である。ミニヒータは金の薄膜抵抗体で、直接通電により加熱を行う。サファイアガラスは高熱伝導性(熱伝導率 $\lambda = 41.8$ W/mK)を有しているため、裏面加熱における伝熱面表面での即応性や熱損失の低減が可能である。温度センサ出力をミニヒータへの入力にフィードバックさせることで、伝熱面温度一定や表面熱流束一定などの加熱条件が可能となる。さらに表面温度、裏面加熱分布を境界条件とし、基材内の熱伝導問題を解くことで局所熱伝達係数の評価が可

能である。

3. ESA パラボリックフライトキャンペーンの概要

ESA パラボリックフライトキャンペーンでは特別仕様のエアバス社航空機 A300 を用いて、1 回の放物飛行により約 20 s の微小重力環境を実現する。Fig. 2 に示す一例のように各放物飛行は約 20 s の過重力環境（約 1.8 g）の後に微小重力環境となり、その後再び過重力環境となる。ESA パラボリックフライトキャンペーンの概要を Table 2 に示す。

4. 航空機実験用実験装置

4.1 実験装置構成概要

Fig. 3 に航空機実験用に製作した沸騰実験装置の概略図を示す。実験装置は主ラックと補助ラックの 2 つのラックから成り、主ラックは伝熱面を装着した沸騰容器やその圧力調整系、補助ラックは温度センサおよびミニヒータの計測・制御系、熱電対や圧力センサ、加速度センサの計測系、観察系そして電源系で構成される。

4.2 沸騰容器および圧力調整系

沸騰容器は内径 120 mm、長さ 260 mm のアクリル円筒とアルミフランジで構成されており、上部フランジに伝熱面が下向きに装着されている。容器内には試験液体として十分脱気した FC72 を充填させている。沸騰容器内の圧力は金属ベローズを用いて調整し、容器内圧力を許容最大圧力以内に保つため、配管に安全弁を取り付けている。また試験液体のキャビンへの漏洩を防ぐために、沸騰容器は二重の密閉構造を取っており、試験液体回収用の容器に接続している。沸騰容器内の試験液体の予備加熱は下部

フランジ周りに装着したフレキシブルヒータで行う。ヒータへの入力電圧調整にはボルトスライダを用いるが、過熱防止のためにリレー回路を導入するなどの安全対策を施している。

4.3 温度センサおよびミニヒータの計測・制御系

伝熱面上にコーティングされた 88 対の温度センサおよびミニヒータはそれぞれ独立した回路を有しており、プログラムによって計測・制御される。Fig. 4 に 1 対の温度センサとミニヒータにおける計測・制御システムの概要を示す。その本実験では伝熱面表面温度を一定とすることを目標として、下式により伝熱面表面温度 T_s をミニヒータへの入力電圧 E_h へフィードバックさせている。

$$E_h = K_p (T_{target} - T_s) \quad (1)$$

ここで、 T_{target} : 伝熱面表面温度の目標値(°C), T_s : 実際の伝熱面表面温度(°C), E_h : ヒータへの入力電圧(V), K_p : 比例ゲイン(V/K)を示している。

厳密な表面温度一定制御を行うにあたって、比例制御では目標値に完全に一致させることは原理的に不可能であるが、今回は微小重力での現象が不明であったため、プログラムの暴走によるヒータ破損等を防ぐために最も単純な比例制御を採用した。

4.4 その他の計測系および観察系

沸騰容器内と伝熱面側面に取り付けた熱電対により、バルク液体温度と伝熱面側面温度を計測する。気液挙動の映像データは、沸騰容器上部および側面に設置した 2 台の CCD カメラで取得し、各種データの計測開始と同時に、伝熱面付近に取り付けた LED を点灯させることで同期を行う。

Table 1 Specifications of temperature sensors and mini-heaters.

	Temperature sensor	Mini-heater
Materials	Ti/Pt	Ti/Au
Size	1.3 mm × 1.3 mm	3 mm × 3 mm
Thickness	0.1 μm	0.04 μm
Nominal resistance	800 Ω	350 Ω

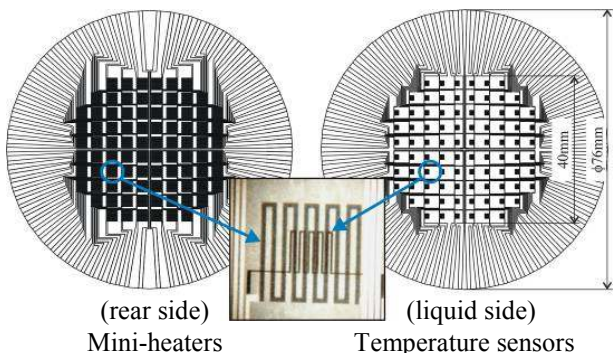


Fig. 1 Structure of transparent heating surface.

Table 2 Outline of parabolic flight campaign.

Number of parabolas in a flight/day	31 times
Flight days	3 days
Gravity level	1 g, 2 g, ±0.03 g
Aircraft cabin pressure	0.08 MPa
Aircraft cabin temperature	18 - 25°C

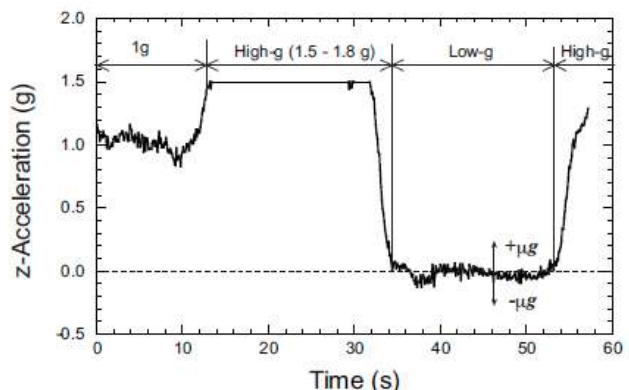


Fig. 2 A typical gravity acceleration profile. (In hypergravity period, g level exceeded the range of g-sensor.)

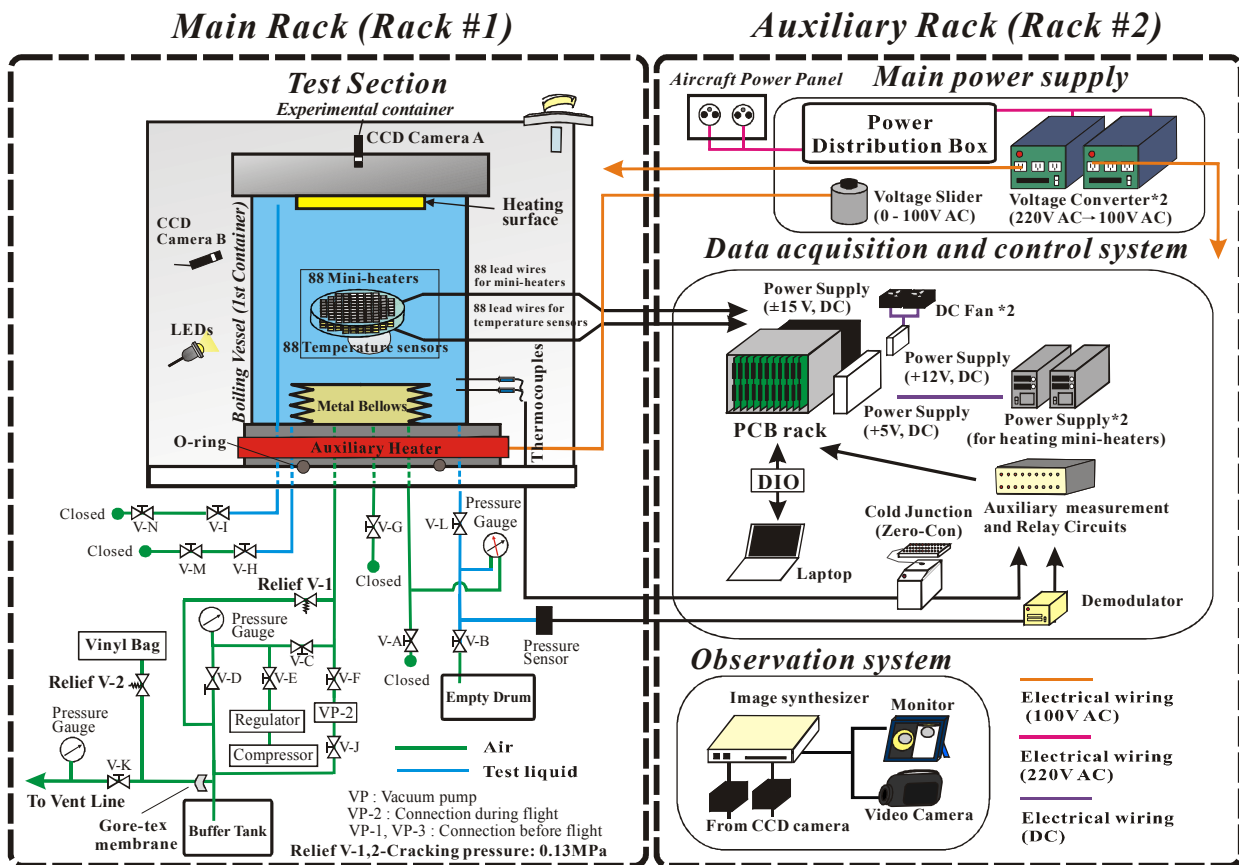


Fig. 3 Outline of experimental setup.

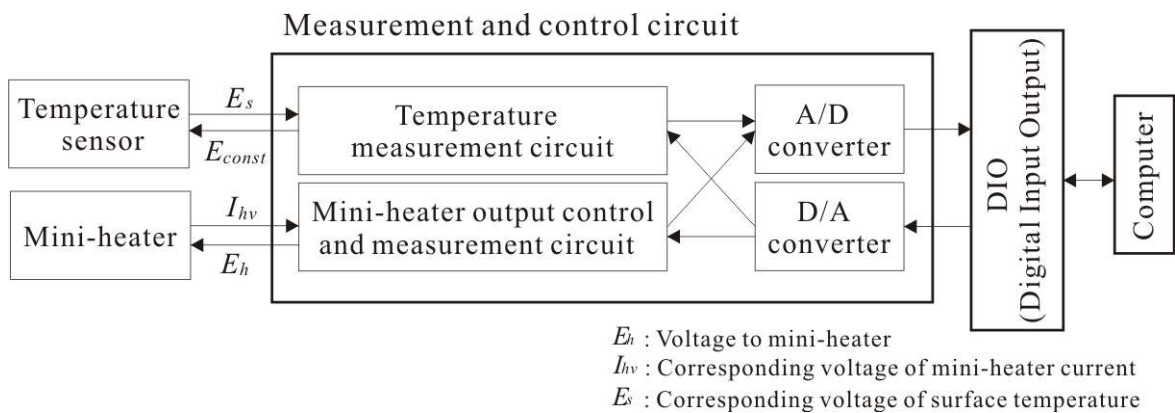


Fig. 4 Measurement and control system for heating surface.

5. 実験手順

各放物飛行における実験手順について述べる. 伝熱面表面温度が一定かつ一様となるように T_{target} を設定し, 放物飛行突入直前の通常重力環境でミニヒータの加熱を開始し, データの取得を行う. 88 対のミニヒータ入力電力と伝熱面表面温度, 圧力データ, 重力データなどは全てサンプリング速度 108 ms で同期して取得する. 加熱およびデータ取得は過重力環境と微小重力環境を通じて約 40 s 継続する. 実験条件は伝熱面表面温度の目標値 T_{target} と, 沸騰容器内の圧力調整により設定されるサブクール度 ΔT_{sub} で設定する. 今回のパラボリックフライトキャンペーンで行った実験条件を Table 3 に示す.

6. 実験結果

航空機実験で得られた実験結果の一例 ($P = 0.0613 \text{ MPa}$, $\Delta T_{sub} = 3.0 \text{ K}$, $T_{target} = 75.0^\circ\text{C}$) について述べる. Fig. 5 に半径方向 4 つのミニヒータにおける加熱量 Q_{in} と重力レベルの推移, 図中の (a), (b) 時点での気液挙動およびミニヒータ加熱量分布を示す. 発生した小気泡は, $\approx +0.01 \text{ g}$ の重力レベルにおいて (b) に示すように扁平状となり, 最大でヒータエレメント 12 個程度を覆うまでに成長・合体し, 気泡底部のドライパッチ拡大により熱伝達は劣化する (ミニヒータ加熱量 Q_{in} が低下). 一方 $\approx -0.01 \text{ g}$ の重力レベルにおいては, (a) に示すように小気泡が伝熱面から次々に離脱する様子が観測され, 特に中心の 2 エレメントでは増大傾向はより顕著となっている.

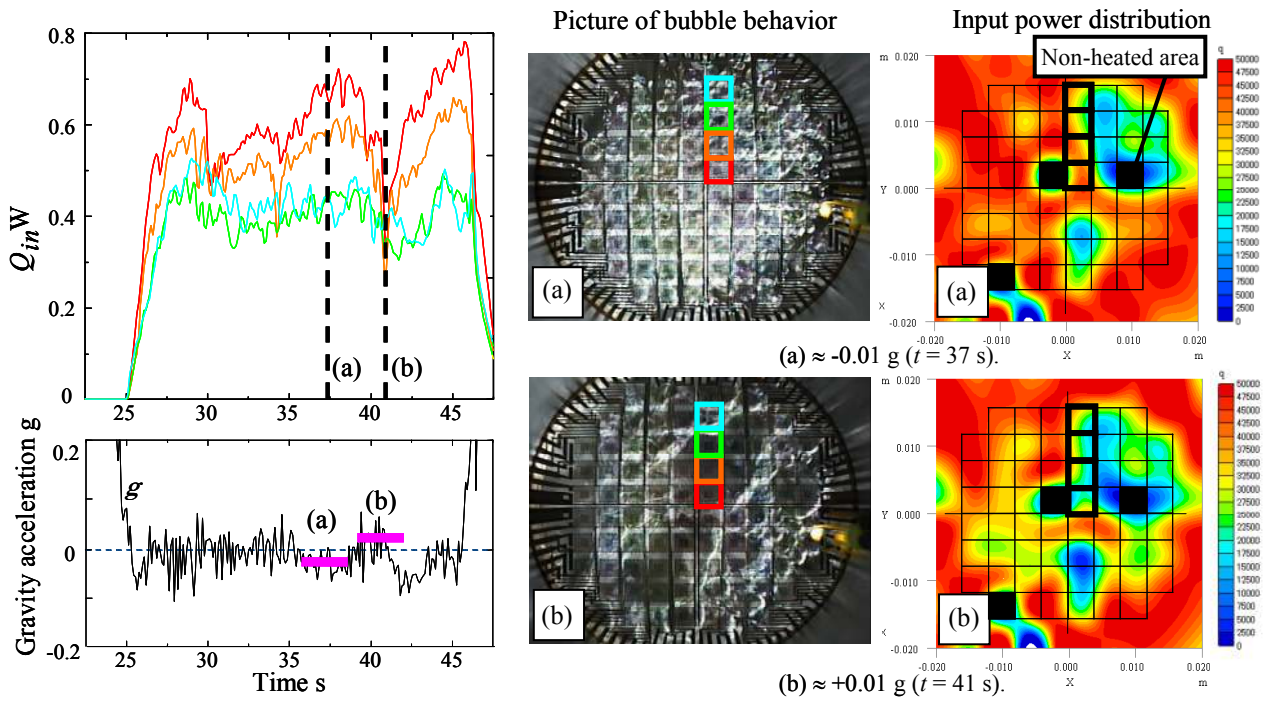


Fig. 5 Transition of mini-heater input power, bubble behavior and mini-heater input power distribution.

Table 3 Experimental conditions for aircraft experiment.

Test liquid	FC 72 (deaerated)
Pressure range in boiling vessel	$P = 0.06 - 0.1$ MPa
Heating mode	Uniform surface temperature
Target temperature of heating surface	$T_{target} = 50.0 - 85.0$ °C
Liquid subcooling	$\Delta T_{sub} = 3.0 - 17.0$ K

7. 解析方法

6章ではミニヒータの出力の大小で熱伝達を評価しているが、伝熱面表面での熱伝達係数を用いて再度評価する必要がある。現在、航空機実験で取得した88個の伝熱面表面温度データのスプライン補間により、伝熱面上の任意点の温度が算出されている。この温度データやミニヒータ入力電力を境界条件として、熱伝導解析ツールを使用して基材内の熱伝導解析を行う。これにより求まる伝熱面表面での熱流束を用いて熱伝達係数分布を算出し、気液挙動や重力レベルとの関連性を明らかにしていく。

8. 結言

- (1) ESAの安全要求を満たす実験装置を製作し、航空機A300でプール核沸騰実験を行った。
- (2) 航空機実験において、気液挙動および伝熱面表面・側面温度、重力レベル、圧力信号、バルク液体温度などのデータを同期して取得した。
- (3) 残留重力の方向の変化に伴う気液挙動に対応した熱伝達の推移を裏面局所熱流束の大小でおおまかに捉えることができた。
- (4) 熱伝導解析ツールを用いて伝熱面基材内の熱伝導問題を解き、伝熱面表面での熱流束を算出

した。今後は熱伝達係数分布と気液挙動、重力レベルの関連性について詳細に調べていく。

謝辞

本研究は宇宙環境利用科学委員会研究班ワーキンググループ 微小重力沸騰・二相流研究会の研究活動の一環として、遂行の一部に対して独立行政法人宇宙航空研究開発機構より共同研究経費(HAJK202905)として支援を受けて実施された。JAXAならびに航空機実験機会の提供と実施に関してESA, NOVESPACE, ULBスタッフ各位に謝意を表す。

参考文献

- [1] J. Straub, M. Zell and B. Vogel, "Pool Boiling in a Reduced Gravity Field", *Proceeding of the 9th International Heat Transfer Conference*, Vol.1, pp.91-112, 1990.
- [2] H. Merte, Jr, "Nucleate Pool Boiling in Variable Gravity", *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol.130, pp.15-69, 1990.
- [3] J. Straub, "Boiling Heat Transfer and Bubble Dynamics in Microgravity", *Advances in Heat Transfer*, Vol.35, pp.57-172, 2001.
- [4] H. Ohta, K. Kawasaki, S. Okada, H. Azuma, S. Yoda and T. Nakamura, "On the Heat Transfer Mechanisms in Microgravity Nucleate Boiling", *Adv. Space Res.*, Vol.24, No.10, pp.1325-1330, 1999.
- [5] J. Kim, J.F. Benton and D. Wisniewski, "Pool boiling heat transfer on small heaters: effect of gravity and subcooling", *J. Heat Mass Transfer*, Vol.45, pp.3919-3932, 2002.