

||||| 特集2：沸騰・二相流 |||||
(原著論文)

ESA 航空機を利用した微小重力下における プール核沸騰熱伝達実験（初期解析結果）

坂田 淑乃¹・河南 治²・小谷 優介¹・浅田 有香¹
永安 忠¹・新本 康久¹・大田 治彦¹・Oleg KABOV³
Queeckers PATRICK³・Sergey CHIKOV³・Johannes STRAUB⁴

Experiment on Heat Transfer in Nucleate Pool Boiling under Microgravity Conditions Performed in ESA Parabolic Flight Campaign (Results of Preliminary Analysis)

Yoshino SAKATA¹, Osamu KAWANAMI², Yusuke KOTANI¹, Yuka ASADA¹,
Tadashi NAGAYASU¹, Yasuhisa SHINMOTO¹, Haruhiko OHTA¹, Oleg KABOV³,
Queeckers PATRICK³, Sergey CHIKOV³ and Johannes STRAUB⁴

Abstract

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 under microgravity conditions to investigate gravity effects on the relation between behaviors of microlayer and local heat transfer coefficients underneath attached vapor bubbles. Local surface temperature distribution was controlled on the entire surface by electronic circuits connected to a laptop. Preliminary analysis of experimental results obtained in microgravity pool boiling experiments by parabolic flights campaign in Nov., 2008 by using ESA aircraft is reported.

Key Words: nucleate boiling, pool boiling, microgravity, reduced gravity, microlayer, parabolic flight

記号一覧

E	電圧, V	添字
g	重力加速度, m/s ²	<i>bulk</i> バルク液体
I	電流, A	h ヒータ
K_p	比例ゲイン, V/K	in 入力
P	圧力, Pa	liq 液体
Q	熱量, W	$loss$ 損失
T	温度, K, °C	out 出力
t	時間, s	s 表面
α	熱伝達係数, W/m ² K	sub サブクール
δ	伝熱面厚さ, mm	$target$ 目標
λ	熱伝導率, W/mK	∞ 外気

1. 序 論

近年、宇宙構造物の大型化にともなう消費エネルギーの増大により、排熱システムの大容量化や高効率化が求められ

ている。沸騰熱伝達は潜熱輸送による優れた熱伝達特性を有し、打上げ質量や体積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。しかし微小重力下での沸騰実験においては実験装置への厳しい制約、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が得られていない。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、浮力の低減により表面張力の影響が顕在化し、発生気泡が伝熱面から離脱しにくくなる結果、一般に大型化する。そのため単一気泡底部あるいは合体気泡下マクロ液膜中一次気泡底部におけるミクロ液膜蒸発が熱伝達に対してより重要な役割を持つようになるほか、気液界面周辺のマランゴニ対流の影響も顕在化する可能性がある。

本研究では気泡挙動、局所熱伝達、重力レベルとの関連性を調査し、微小重力下での熱伝達機構を解明することを

1 Dept. of Aero. and Astronautics, Kyushu Univ., 744 Motooka, Nishiku, Fukuoka 814-0395, Japan

2 Dept. of Mech. and System Eng., Univ. of Hyogo, 2167 Shosha, Himeji, Hyogo 671-2201, Japan

3 Bienvenue a l'Universite Libre de Bruxelles, Av. F.D. Roosevelt 50c, B-1050 Bruxelles, Belgium

4 Technische Universitaet Muenchen, Lehrstuhl Fuer Thermodynamik, Boltzmannstrasse 15, D-85748 Garching, Germany

目的とする．これまでに著者⁴⁾，Kim ら⁵⁾，Sodtke ら⁶⁾などにより，気泡底部の局所熱伝達係数を計測する試みがなされている．ここで伝熱面上に微細な温度センサを配列する Kim らの実験方法と，著者らがこれまでに実験に導入してきた現象観察と局所熱伝達評価が可能な透明伝熱面とを組み合わせ、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 の航空機を用いたプール核沸騰実験を行い，実験結果の先行解析を行った．以下にその概要を述べる．

2. 透明伝熱面

Fig. 1 に開発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 個の薄膜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．基材に用いた合成サファイアは高熱伝導性 ($\lambda = 41.8 \text{ W/mK}$) を有しており，裏面加熱方式による伝熱面表面での即応性と熱損失の低減を実現している．温度センサによる測定温度をミニヒータへの入力にフィードバックさせることにより伝熱面温度一定，あるいは裏面熱流束一定などの加熱条件が実現可能となる．有効加熱面積および計測領域は直径 40 mm の円内で，微小重力下での大型単一付着気泡が成長する際の底部面積の増大に対応している．またガラス基材を通して裏面より付着気泡底部の気液挙動の観測が可能である．温度センサは白金薄膜の測温抵抗体であり，その抵抗計測から表面温度を得る．Table 1 に温度センサとミニヒータの概要を示す．温度センサの温度係数は $0.0012\text{--}0.0013 \text{ K}^{-1}$ である．ミニヒータは金の薄膜抵抗体で，直接通電により個々のエレメントで独立した加熱量の制御が可能である．

温度センサ表面と伝熱面基材であるサファイア基板の露出部の全体を覆うように，ポリイミド膜のコーティングが一樣に施されており，伝熱面表面の濡れ性を統一することで沸騰気泡底部の気液挙動，とくに沸騰熱伝達を特徴づけるマイクロ液膜の挙動の本質を損なわないようにしている．ポリイミド膜は十分に薄くコーティングされているが，熱流束が大きいほどポリイミド膜での温度降下量も大きくなり，実験を行った最大熱流束で約 2 K 程度の温度差が生

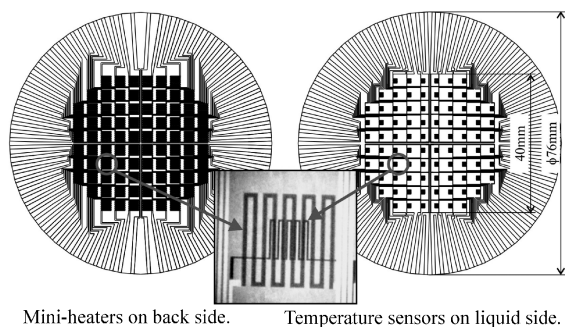


Fig. 1 Transparent heating surface.

じる場合もあり得る．今回の初期解析においてはサファイア基板内の熱伝導を解かずに，着目位置における現象とその位置における局所加熱熱流束を直接対比した議論を行うが，最終的な局所熱伝達係数の評価の際には，ポリイミド膜による温度降下も考慮する．ポリイミド膜の厚さについては，伝熱面の製造工程での実測値もあるが，地上試験によりポリイミド膜の厚さの確認を別途行う予定である．

3. ESA パラボリックフライト・キャンペーンの概要

透明伝熱面を用いた微小重力下でのプール沸騰実験を行うため，ESA パラボリックフライト・キャンペーンに参加し，2008年11月に実験を行った．これは特別仕様のエアバス社航空機 A300 を用いて，一回の放物飛行で約 20 s の微小重力環境 (μg) を実現する．Fig. 2 に一例を示すように，各放物飛行は約 20 s の約 1.8–2.0 g の過重力レベル

Table 1 Specification of temperature sensor and mini-heater

	Mini-heater	Temperature sensor
Materials	Ti/Au	Ti/Pt
Size	3 mm × 3 mm	1.3 mm × 1.3 mm
Thickness	0.04 μm	0.1 μm

Table 2 Outline of parabolic flight campaign by ESA

Number of parabolas in a flight/day	31 times
Flight days	3 days
Gravity level	1 g, 2 g, $\pm 0.01 \text{ g}$
Aircraft cabin pressure	0.08 MPa
Aircraft cabin temperature	18–25°C
Dimensions of experimental area (L × W × H)	20 m × 5 m × 2.3 m
Electrical power	AC 220 V, 50 Hz

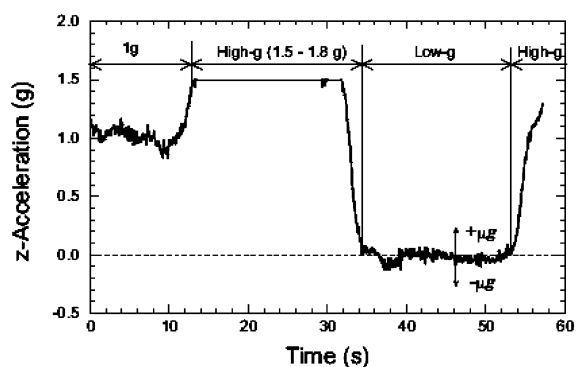


Fig. 2 A typical gravity acceleration profile.
(In hypergravity period, g level exceeded the range of g-sensor.)

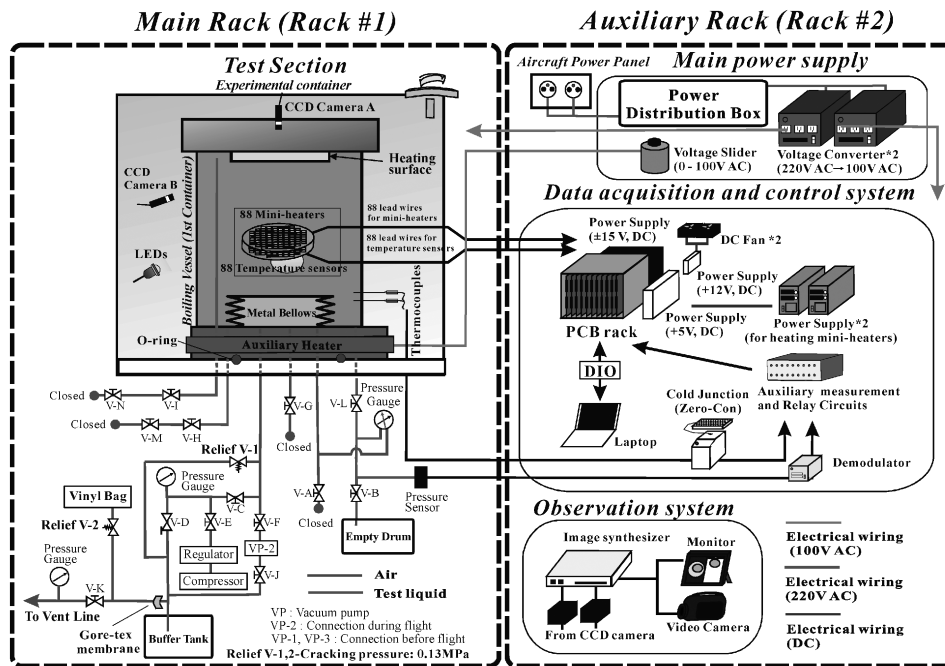


Fig. 3 Outline of experimental setup.

(hypergravity) ではじまり、微小重力環境に移行した後に再び約20 sの約1.8 gの過重力レベルが継続する．1回のフライトは約3時間で、通常31回の放物飛行を行う．キャンペーンの概要を **Table 2** に示す．

4. 航空機実験用の沸騰実験装置

4.1 装置構成概要

Fig. 3 に実験装置の概要図を示す．実験装置は主ラックと補助ラックの 2 つのラックから構成される．主ラックは実験の主要部である伝熱面を装着した沸騰容器や圧力調整系，補助ラックは温度センサとミニヒータの計測・制御回路，沸騰容器内の液体温度・圧力および重力データを取得するための計測系と観測系で構成されている．

4.2 沸騰容器および圧力調整系

沸騰容器は Fig. 3 に示すようにに内径120 mm、長さ260 mm のアクリル円筒とアルミフランジからなり、上部フランジに伝熱面が下向きに装着されている。沸騰容器内には試験液体として約3 L の十分に脱気した FC 72 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、系圧力を許容最大圧力以下に保つため、配管には安全弁が取り付けられている。また容器破損時に試験液体漏洩を防ぐために沸騰容器は二重の密閉構造を取り、さらに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は、下部フランジに巻かれたフレキシブルヒータで加熱し、液温の調節を行う。ヒータへの入力電圧調整にはボルトスライダを用いたが、過熱防止のために自動入力遮断装置の導入などの安全対策を施している。

4.3 伝熱面表面温度計測・制御システム

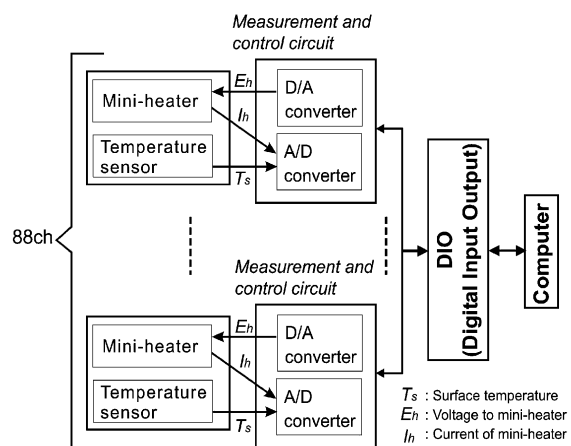


Fig. 4 Measurement and control systems for heating surface.

本実験では個々に測定された伝熱面局所表面温度をフィードバックさせて個々の位置での裏面加熱量の制御を行う。Fig. 4 にその概要を示す。ミニヒータ入力電圧 E_h は次式によって決定される。

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

ここに、 T_{target} ：伝熱面表面温度の目標値、 T_s ：実際の伝熱面温度、 E_b ：ヒータ入力電圧、 K_b ：比例ゲインを表す。

Fig. 5 に伝熱面の熱伝達モデル, Fig. 6 に熱伝達係数 α_{liq} が $10^3 \text{ W/m}^2\text{K}$ から $10^4 \text{ W/m}^2\text{K}$ にステップ関数的に急変した場合の, オフセット量 $T_{target} - T_s$ の時間的変化を示す. 比例ゲイン K_p の値が大きいくほど, 裏面熱流束へのフィードバックの効果が大きくなるので, オフセット量 $T_{target} - T_s$

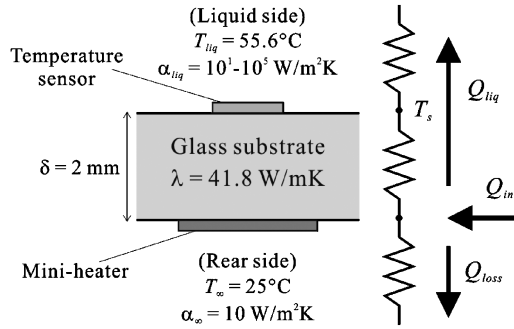


Fig. 5 One-dimensional heat transfer model for the transparent heating surface.

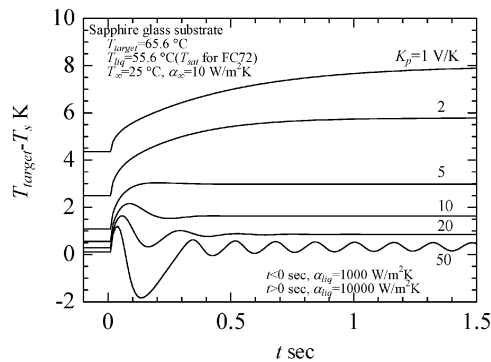


Fig. 6 Transition of temperature offset with step heat transfer change.

は小さくなるが、オーバーシュートやハンティングにより安定した制御が困難になることがわかる。本実験では、オフセット量の低減、安定した表面温度制御、さらに安全性を確保するために、 $K_p = 4 \text{ V/K}$ を採用した。なお、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。

88対の温度センサおよびミニヒータは、一対ごとに独立した回路を有し、これらの回路はPCB (Printed circuit board) ラック内に収められており、DIO (Digital Input Output) を介してコンピュータと接続し、プログラムによって計測・制御される。またデータ計測開始と同時に伝熱面付近に取り付けたLEDを点灯させて、映像との同期を行う。また伝熱面側面温度が 100°C を超えると自動で回路を遮断するためのリレーを設けている。

4.4 実験装置の強度

実験装置は安全確保のために、9 gに耐え得る構造であることが要求される。そのためラック内の各機器はX, Y, Z軸方向に対し完全に固定し、ラック固定レール1 mあたりの負荷や固定用ボルトに加わるせん断力および引張力、ラックの垂直部材に加わる曲げモーメントを許容範囲 (安

Table 3 Experimental conditions for microgravity experiments

Test liquid	FC72
Pressure range in vessel	$P = 0.01\text{--}0.1 \text{ MPa}$
Liquid subcooling	$\Delta T_{\text{sub}} = 0\text{--}15 \text{ K}$
Heating mode	Uniform surface temperature
Target temperature of heating surface	$T_{\text{target}} = 50.0\text{--}85.0^\circ\text{C}$

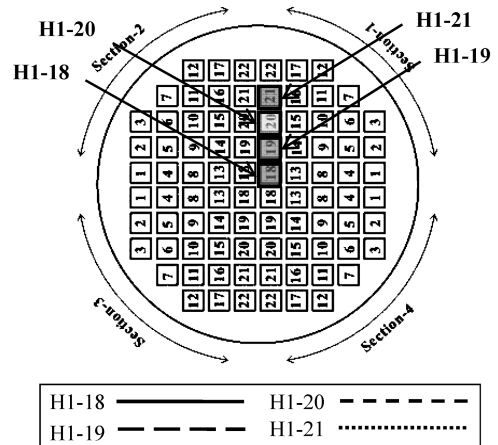


Fig. 7 Element arrangement.

全率1.5以上) に収めている。

4.5 実験手順

各放物飛行における実験手順の概要を述べる。ミニヒータの加熱モードは表面温度一様をめざし、これは温度センサを全て同一の目標温度 T_{target} に設定することで行う。ミニヒータの加熱はパラボラ投入直前の通常重力期間から開始し、過重力期間、微小重力期間を通じて約40 s継続する。ミニヒータの加熱開始にともない、全ての熱伝達データ、g データ、圧力データをサンプリング周期108 msで同期して取得する。また、CCDカメラで気液挙動映像を撮影する。実験条件の設定は主に伝熱面目標温度 T_{target} と、試験液体圧力の調整によってサブクール度を変更させて行う。今回のフライト・キャンペーンで行った実験条件をTable 3に示す。

すでに式(1)に示したように、比例制御では、大きな熱流束が必要となるほど、目標温度と伝熱面温度との差が大きくなる。そのため、伝熱面加熱部内の周辺位置では半径方向外側への熱損失により、表面温度が最も低くなる。これを防ぐには、表面温度分布をフィードバックさせて目標温度を一様とせず、目標温度の分布を適宜設定しなおすことが考えられるが、今回はプログラムの誤作動による伝熱面の破損防止と安全確保の理由により、目標温度の設定はすべて一定かつ一様としている。

Fig. 7に伝熱面上の各エレメントの配置番号を示す。図中に示す4エレメントは、6節で述べる実験結果の考察対

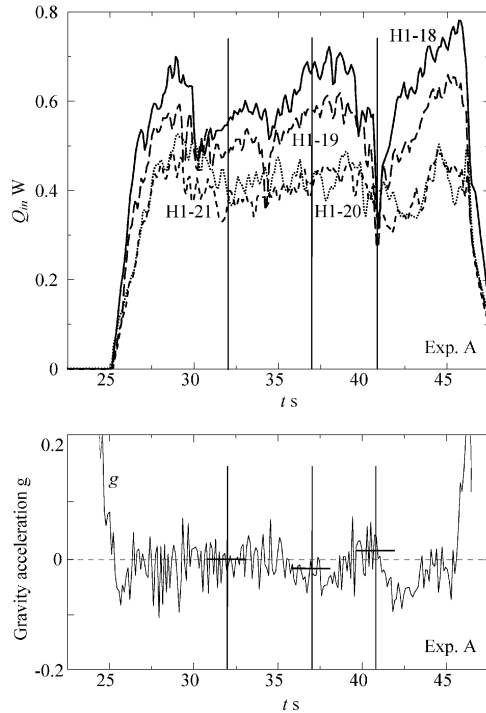


Fig. 8 Transition of mini-heater power at the four elements and g level (Exp. A).

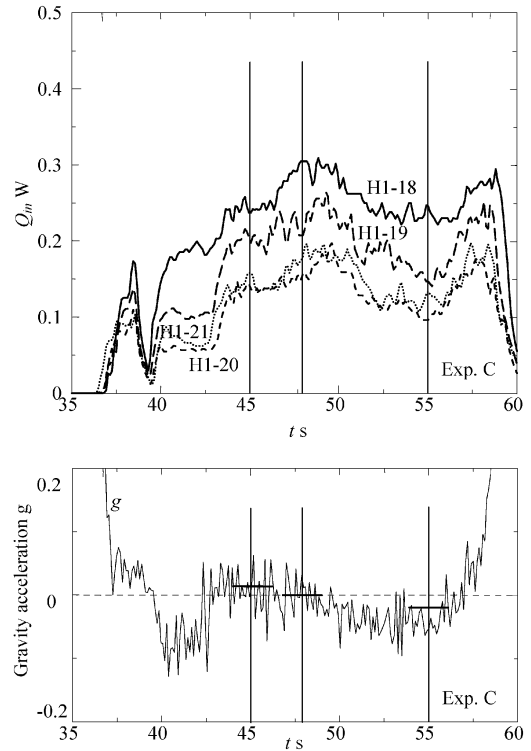


Fig. 10 Transition of mini-heater power at the four elements and g level (Exp. C).

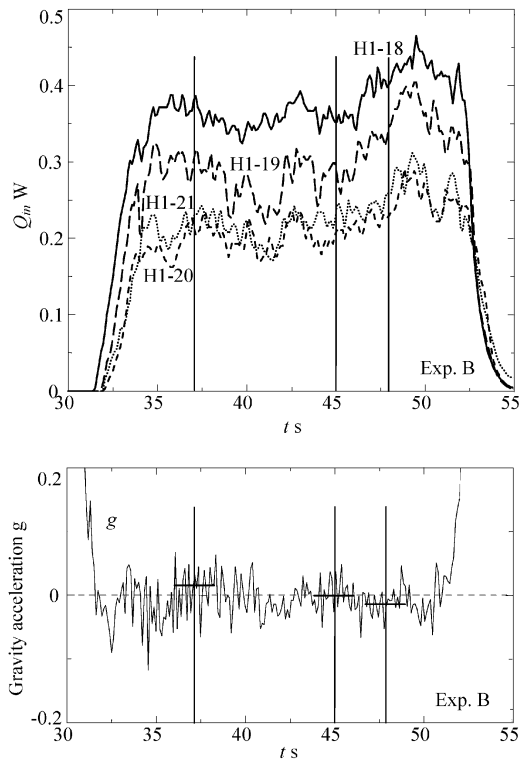


Fig. 9 Transition of mini-heater power at the four elements and g level (Exp. B).

象エレメントであり、図中に示す線種は **Figs. 8~10** で用いている線種と対応させている。また、6 節では 1 つの半径の

4 エレメントについてのみ考察を行っているが、実験データは全てのエレメントについて得られていることを付記する。

5. 解析方法

5.1 熱的境界条件の応答性について

実験に使用した伝熱面は、沸騰側に温度センサを、裏面にミニヒータをコーティングしており、i) 沸騰側の表面温度をミニヒータにフィードバックし、表面温度を制御する方法、ii) 裏面のミニヒータ入力のみを制御して裏面の熱流束を制御する方法、の 2 通りの加熱方法が選択可能である。

いずれの制御方法においても、裏面から入力された熱はサファイアガラス基板を介して流体に伝達される。今後行われる詳細解析では、裏面の加熱条件と表面の温度条件の 2 つを境界条件（実際には 3 次元計算なので表裏各周辺部での境界条件も与える）としてサファイア基板内の熱伝導を解く。これにより、伝熱面表面からの熱流束が実際の沸騰現象に追従している場合であっても、また追従できていない場合であっても、正確な局所表面熱流束の値を算出することが可能である。また、計測された局所表面温度の値を用いて、局所熱伝達係数を正確に求めることができる。

次に本実験で得られたデータについて現象への追従性を考察する。追従性を評価する場合に、一つの理想的な制御系として、表面に温度センサとミニヒータが存在し、表面

温度制御で裏面への熱損失が一定値となる場合（基板内温度分布が定常状態に達した場合）が挙げられ⁵⁾、表面温度一定制御ではこれに該当する。しかし熱流束を一定値に規定する場合には、気液挙動の変化に対応して温度分布、熱損失が定常とはならないため、現象への追従性が問題となる。一方、本研究では裏面加熱方式を採用しているので、熱伝達係数がステップ関数的に急変した場合を想定し、伝熱面表面温度を一定に保つことを目標として熱流束を制御した場合に、サファイア基板内の熱伝導による追従の遅れを数値計算により予測してみた⁷⁾。その結果は Fig. 6 に示したとおりである。これによれば、熱伝達係数の変化に対して、比例ゲイン $K_p = 4 \text{ V/K}$ の場合には、0.2 s 程度では定常状態に達することがわかる。

さらに今回の実験では微小重力期間において g-jitter や比較的長い周期での重力レベルの平均値の正負の入れ替わりが生じているため、それぞれの微小重力環境に対してタイムラグを検証する。

まず正の微小重力期間では、発生気泡は下向きに設定された伝熱面表面に付着した状態で成長するため、単一あるいは横方向合体後の大きな気泡が伝熱面上に停留する。g-jitter が主原因と思われる離脱の周期は 1~2 s 程度であるから、特定位置でのマイクロ液膜蒸発による局所熱伝達係数の変化の計測は、0.2 s のタイムラグで対応可能であると考えられる。ただし、マイクロ液膜の完全蒸発直前は、急激なマイクロ液膜厚さの減少に伴い、熱流束が急激に増大するため、熱伝達係数の急変を直接確認することは不可能である。この領域ではマイクロ液膜完全蒸発の手前までの熱伝達係数（熱流束）の変化を時間軸に対してトレースし、マイクロ液膜完全蒸発直前の熱伝達係数の急上昇をシミュレーションにより再現する方法を採る。

次に、負の微小重力期間でサブクール度が低い場合には、気泡は比較的大きく成長するが、気泡離脱周期が g-jitter のために 0.1~0.2 s 程度と短くなり、0.2 s のタイムラグでは現象に追従することは不可能であると考えられる。一方、サブクール度が大きい場合には気泡が十分成長しないため、使用したセンササイズでは大きすぎて、やはりこの場合も気泡底部の局所熱伝達を評価することはできない。

すなわち、g-jitter が大きい航空機実験において本研究の本来の目的を達成するためには、正の微小重力により気泡が伝熱面上に押しつけられている状態で気泡底部の気液挙動を問題にする必要がある。ただし負の微小重力期間であっても、気泡離脱がある程度周期的に反復される場合には、時間平均の熱伝達係数を測定することは可能、かつ意味のあることである。

さらに、伝熱面には固有の熱容量があるため、沸騰現象には伝熱面との相互作用が存在する⁸⁾。よって本実験で得られた結果には、サファイアガラス基板固有の沸騰現象が生じていると考えられる。これは広く用いられている銅ブ

ロック端面を伝熱面とした場合についても同様ある。このような固有の性質が払拭できない場合であっても、本研究で明らかにしようとしている内容、すなわち伝熱面付着気泡底部の気液挙動と局所熱伝達の関係を定量的に明らかにすることは地上の現象も含めた沸騰現象解明に重要な指針を与えていると考えている。

5.2 液膜厚さ分布について

本実験では、表面温度一定の加熱モードにおいて、伝熱面表面温度分布と裏面熱流束分布とを約 0.1 s 間隔で時系列的に同時記録している。したがって表面および裏面のそれぞれ周辺部での境界条件を補助的温度測定により与えれば、サファイア基板内の非定常熱伝導を解くことにより、サファイア基板の中央に位置する円形加熱エリアにおける局所表面熱流束分布が得られる。このようにして得られた熱流束分布が伝熱面上の気液挙動とほぼ対応するものとして、この局所熱流束がそのまま伝熱面上の液膜を通過するものとする。液膜の表面温度をたとえば第一近似的に飽和温度と仮定し、液膜の伝熱面付着側の温度を温度センサ指示温度から前出のポリイミド膜による温度降下を差し引いた値とすれば、液膜内の熱伝導により液膜厚さを推定することができる。この液膜厚さは、孤立気泡底部あるいは孤立気泡が水平合体した気泡底部であればマイクロ液膜厚さに相当すると考えられるが、垂直合体泡の場合には底部マクロ液膜中の一次気泡サイズが本実験条件ではセンササイズより小さくなるために、ほぼマクロ液膜厚さに相当するものと予測される。

温度センサとミニヒータの設計上の制約と計測点数の制限により、局所熱伝達評価の正方形 1 エLEMENT の 1 辺は 4.2 mm となっている。問題とする気泡挙動を全体的に見れば、このサイズでは分解能が不足しがちであり、ある瞬間における付着気泡底部の熱伝達係数の分布を正確に把握することは困難である。よって今後の解析においては、1 エLEMENT に着目した局所において、時系列的に気液分布状態の変化と、それに対応した熱伝達係数の変化を追ってゆく予定である。このような追跡方法においても、上述の液膜厚さの算出方法は基本的に適用可能であると考えられ、特定のELEMENTとその周囲のELEMENTにおいて、時系列的に離散した各液膜厚さのデータをつないでゆけば、その位置周辺での液膜厚さの分布の時間変化に関する情報が得られるものと考えられる。これを裏面からの撮影画像と対応させて見れば、液膜の構造、厚さ分布、ドライパッチの発生状況などを知ることができ、熱伝達係数の分布との対比によって、微小重力下の核沸騰熱伝達のメカニズムの定量的解明に繋がるものと考えられる。

6. 実験結果

過重力期間において、それより前の通常重力下で発生させた気泡は浮力により下向き伝熱面上に押し付けられて拡大し、伝熱面上を覆う。これにともないドライパッチが伝

熱面上に拡大するので、伝熱面表面温度はほぼ T_{target} に到達し、ミニヒータ加熱量 Q_m は著しく減少する。微小重力期間に移行すると大型扁平気泡は残留重力や g-jitter により離脱するとともに、残留重力のレベルや液体サブクール度の組み合わせによっては伝熱面全体から小気泡が多数発生するようになる。このような気泡発生離脱に伴う熱伝達に対応して、実際の伝熱面表面温度は目標温度より低下し、ミニヒータ加熱量は気液挙動に伴う表面温度の変化に対応して増加する。

同一の伝熱面表面目標温度 $T_{target} = 75^\circ\text{C}$ でサブクール度 ΔT_{sub} が異なる 3 つの実験 A/B/C について、微小重力期間における気液挙動や熱伝達変化の比較を行った。これらの実験条件を **Table 4** に示す。

以後、残留重力が正の微小重力期間を $\approx +0.01\text{ g}$ 、残留重力が負の微小重力期間を $\approx -0.01\text{ g}$ 、残留重力がほぼ 0

となる期間を $\approx 0\text{ g}$ と表すこととする。またそれらすべてを通した微小重力期間全体を μg フェーズと呼ぶ。

伝熱面表面の目標温度が同一の場合について、サブクール度の大きさと残留重力の向きの各組み合わせに対して、それぞれの熱伝達の時間変化をとらえるために **Figs. 8~12** を作成した。図中にヒータ出力のみを示しているのは、ミニヒータからの発熱に対して、第一近似的にサファイア基板の半径および周方向の熱拡散を無視すれば、注目エレメントにおける裏面のヒータ出力をそのままそのエレメント表面での熱流束の大小に対応させることができるためである。また、先に述べたように、比例制御方式を採用したために実際の表面温度に分布が生じているが、最外郭部のエレメント (Fig. 7 の H1-21 の外側に位置するエレメント) を除いてこれをほぼ一様と考えれば、流体バルク温度との差も一様と見なせるので、ヒータ出力の大きさを熱伝達係数の大小に近似的に対応させることが可能である。

前で述べたように、最外郭部では外周部への熱損失が大きいため、今回行った目標温度一様の比例制御では表面温度が低く設定されてしまう。そのため最外郭部エレメントに関しては今回の考察対象から外しているが、内側に位置するエレメントの表面温度よりは低いものの、類似の表面温度が最外郭部で設定されることにより、外周部への熱損失のバリアとして機能し、内側エレメントの表面温度を目標温度に近づけるために寄与している。

実験 A はサブクール度 3.0 K と比較的サブクール度が低

	Exp. A	Exp. B	Exp. C
Pressure, P [MPa]	0.0613	0.0713	0.0823
Liquid subcooling, ΔT_{sub} [K]	3.0	6.0	11.0
Bulk liquid temperature, T [K]	38.0	39.5	38.0
Target temperature of heating surface T_{target} [$^\circ\text{C}$]	75.0	75.0	75.0

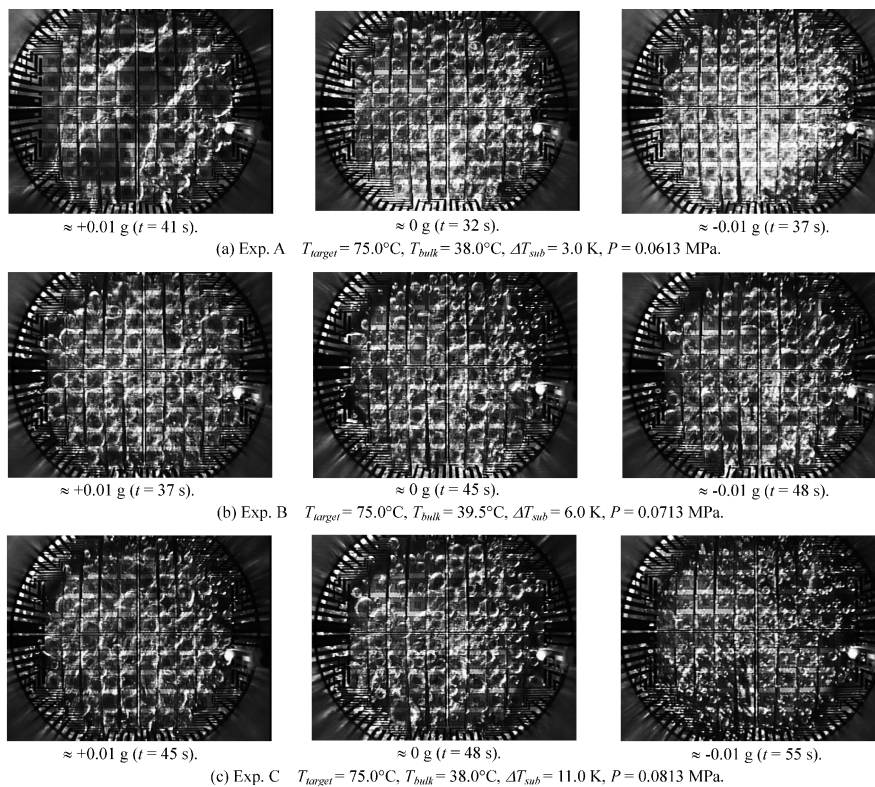
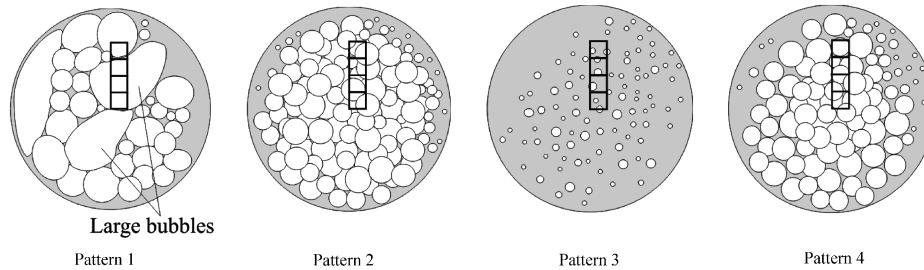


Fig. 11 Bubbles behaviors on the heating surface during μg phase.

Fig. 12 Schematics of bubbles behaviors on the heating surface during μg phase.

く、著しい気泡凝縮はみられない。Fig. 7 に示した半径方向 4 つのエレメントにおけるミニヒータ加熱量 Q_m と重力加速度レベルの推移、対応する沸騰様相を Fig. 8 および Fig. 11(a) に示す。伝熱面上から発生した小気泡は、 $\approx +0.01\text{ g}$ の重力レベルにおいて、Fig. 11(a) $\approx +0.01\text{ g}$ ($t = 41\text{ s}$) (Fig. 12 の Pattern 1 に対応) に示すように扁平状となり、最大時にはヒータエレメント 12 個程度を覆うまでに成長・合体し、気泡底部にドライパッチが拡大して熱伝達は劣化する (ミニヒータ加熱量 Q_m が低下)。また、 $\approx 0\text{ g}$ の重力レベルでは Fig. 11(a) $\approx 0\text{ g}$ ($t = 32\text{ s}$) (Fig. 12 の Pattern 4 に対応) に示すようにエレメント 1~2 個程度の小気泡が多数発生する。とくに中心部分の 2 つのエレメントでは、より周辺に位置する 2 つのエレメントよりも熱伝達量が増加している。一方、 $\approx -0.01\text{ g}$ の重力レベルにおいては、Fig. 11(a) $\approx -0.01\text{ g}$ ($t = 37\text{ s}$) (Fig. 12 の Pattern 2 に対応) 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るが、少なくとも伝熱面上での著しい凝縮はみられない。熱伝達量の傾向は $\approx 0\text{ g}$ と同様であるが、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。

実験 B はサブクール度 6.0 K で、実験 A、実験 C の中間のサブクール度である。Fig. 11(b) に示すように、 μg フェーズを通じて気泡挙動はあまり変化せず (Fig. 12 Pattern 4)、残留重力の向きにかかわらずエレメント 1~2 個程度の大きさの気泡が伝熱面上全体から発生する。 $\approx +0.01\text{ g}$ の重力レベルにおいても実験 A のようなドライパッチの拡大はみられなかった ($t = 37\text{ s}$)。また $\approx -0.01\text{ g}$ の重力レベルにおいても、サブクール度が増加しているのに離脱はこの場合も生じないが、伝熱面上での気泡の著しい凝縮も認められない ($t = 48\text{ s}$)。伝熱面中心付近の発泡点密度が大きいため、中心 2 つのエレメントの伝熱量は他の 2 つのそれに比して明らかに大きい。 μg フェーズを通じて熱伝達量の大きな変化は認められない。

実験 C はサブクール度 11.0 K で、本論文では最も高いサブクール度の場合である。 $\approx +0.01\text{ g}$ の重力レベルにおいては、Fig. 11(c) $\approx +0.01\text{ g}$ ($t = 45\text{ s}$) (Fig. 12 の Pattern 4 に対応) に示すように主にエレメント 1~2 個程度の小気泡が観測され、これらが下向き伝熱面上に押し付けられており、気泡挙動は Fig. 11(a) の $\approx 0\text{ g}$ や $\approx -0.01\text{ g}$ の場

合に近いが、伝熱量は全体的に小さくなっている。 $\approx -0.01\text{ g}$ の重力レベルにおいては、Fig. 11(c) $\approx -0.01\text{ g}$ ($t = 55\text{ s}$) (Fig. 12 の Pattern 3 に対応) に示すように付着気泡は離脱しながら即座に凝縮してゆく。伝熱面上中心部から 0.1 mm オーダの微細気泡が発生する。伝熱面全体ではマイクロ液膜蒸発効果が減少し、熱伝達はバルク液体に対して直接行われる。これにより、とくに中心から 2 番目のセンサ位置において Q_m は明らかに減少し、熱伝達が減少することがわかる。

7. 結 論

温度センサおよびミニヒータのマトリックスからなる透明伝熱面を導入して、ESA の安全基準を満たす実験装置を製作し、プール核沸騰実験を実施した。

(1) 微小重力下で発生した気泡が、残留重力や g-jitter の存在下で伝熱面から離脱することが確認された。下向き配置の伝熱面に対して、残留重力レベルが下向きで正となる場合には気泡は伝熱面上で扁平となり離脱周期も長くなることが確認された。これにより本実験の裏面加熱方式で基材内熱伝導による時間遅れの存在下でも、熱伝達の変化に対応した熱伝達係数の測定が可能となることを確認した。

(2) μg フェーズにおいて残留重力の方向の変化や設定された液体サブクール度の変化に伴って、気泡挙動が変化することにより、熱伝達量の要となるマイクロ液膜蒸発、ドライパッチ拡大、バルク液体あるいは合体気泡下マイクロ液膜への熱伝達の 3 者の寄与が変化するものと考えられ、それに矛盾しない熱伝達の変化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。

本結果は初期解析という位置づけにより、局所熱伝達の変化をそれぞれ対応するミニヒータの加熱量大小と対応づけて概略的に議論したものであるが、今後伝熱面基材内の熱伝導を解くことにより、気液挙動に対応した局所熱流束および局所熱伝達係数の各変化、さらに伝熱面上に形成される液膜厚さの変化を正確にトレースする予定である。

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

して遂行経費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）の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支援に関して 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.
- 6) C. Sadtke, J. Kern, N. Schweizer and P. Stephan: “High resolution measurements of wall temperature distribution underneath a single vapour bubble under low gravity conditions”, *J. Heat Mass Transfer*, Vol. 49, pp. 1100–1106, 2006.
- 7) Y. Sato, K. Inoue and H. Ohta: “Development of heating surface for microgravity boiling experiments”, *J. Jpn. Soc. Microgravity Appl.*, Vol. 24, No. 1, pp. 71–76, 2007.
- 8) P. Stephan and J. Kern: “Evaluation of heat and mass transfer phenomena in nucleate boiling”, *J. Heat and Fluid Flow*, Vol. 25, pp. 140–148, 2004.

(2009年5月11日受理, 2009年7月14日採録)