

1. はじめに

1957年の人類初の人工衛星「スプートニク1号」が打ち上げられて以来、約45年が経過しようとしている。その間、1961年「ボストーク1号」による史上初の有人軌道飛行、1969年の「アポロ11号」による人類初の月面着陸、さらに我国の宇宙飛行士による活躍等記憶に新しい。国内においては、1970年の日本初の人工衛星「おおすみ」から、純国産技術H-IIロケットの開発から現在H-IIAロケットの開発に引き継がれている。米国、ロシア、ヨーロッパ諸国、カナダ及び日本の計15カ国が参加する有人の国際宇宙ステーション（我が国が提供する実験モジュール「きぼう」（JEM、Japanese Experiment Module））の2002年の運用が開始されようとしている。すなわち、ライフサイエンス分野では既に2回の国際公募が実施され、他の材料科学、流体物理、燃焼科学、バイオテクノロジー、基礎物理を対象とした第1回国際公募がなされている。いずれにしろ、「地球以外の場で生活すること」の実現を目指して、従来蓄積されてきた既存技術の他に、更に新しい科学技術の開発が望まれている。これら宇宙開発の展開に対して二相流研究の現状について概説する。

人工衛星などの放熱には発熱量の小さい数kW程度までは外表面窓からの放熱で適正な温度範囲に保持されたが、発生熱量の増加に伴い重量、耐宇宙塵性等の点から毛細管力で輸送し、熱輸送性能の良好なオールヒートパイプラジエータが採用された。しかし、発熱量の更に大きい場合あるいは積極的な熱管理が必要な有人飛行の場合には、単相流体ループ排熱システム（単相流体ループ式あるいは顕熱利用方式）が採用され、熱媒体としてアポロではグリコール、スカイラブはクーラノール15(500W)、スペースラブはフレオン(3~4kW)、スペースシャトルではR-21(18.2~31kW)などが使用されてきた。しかし、軌道上長期滞在・大規模発電、軌道/地上間往還輸送などのミッションなど宇宙機のスケールの増大とともに、総発熱量もこれまでの衛星より一桁以上大きくなってきて、このような消費電力（排熱要求）の増加に加えて、宇宙機/宇宙構造物の大型化・多目的化による熱輸送距離の長大化（100m以上に及ぶ）によって、二相流体（気液）の潜熱利用方式が必要となっている。これは液体の蒸発、凝縮現象を利用するので、熱媒体の質量当たりの熱輸送量が増大し、機械式冷媒循環なので熱輸送限界が一般に無く、ポンプ動力も大きく低減する。また月面基地等のエネルギー源として太陽熱発電システムを考えた時にランキンサイクルの採用に対して特に二相流体に起因する熱流動問題が重要な課題となってくる⁽¹⁾。しかし、いずれも未だ実用化はされておらず、現在キャピラリポンプループとハイブリッドさせたメカニカル/キャピラリ・ポンプ・ループ方式への開発が注目されている⁽²⁾~⁽⁴⁾。

以上の観点から、近年微小重力下における相変化二相流による熱・流動特性が注目され、各種研究がなされつつあるが、多くのデータの蓄積を必要とするため二相流の流動及び熱

設計資料など適用範囲の明確な統一見解を有するには至っていない。ここではプール沸騰の場合を含めた二相流研究の一端につき紹介する。

2. 宇宙環境と物理現象⁽⁵⁾

地球を回る宇宙船のように地球の引力と遠心力が釣り合った状態では無重量状態が生じる。この様な無重量状態を得るために、落下塔、航空機、小型ロケットさらにはスペースシャトルが利用されている。

2.1 宇宙環境

地球上では得られない特殊な宇宙環境として、1) 微小重力場、2) 超高真空場、3) 放射線場、4) 広範囲な温度場があげられる。特に、スペースシャトルや宇宙ステーションでは10万分の1gの微小重力状態となる。

2.2 微小重力下の物理現象

微小重力下における一般的な物理現象として次のものがあげられ、ここでは表面張力や濡れ性が顕著となる。

- (1) 無対流・拡散輸送 (密度の差による流体内部の重力対流の消失。一方、温度、濃度差があると表面張力差によるマランゴニ対流が生じる)
- (2) 無沈降、無浮力 (比重差のある二物質間、気液分離の問題)
- (3) 無静圧
- (4) 無接触浮遊 (非常に小さな力、例えば音波などをかけて空間に安定浮遊保持)

3. 微小重力下の気液二相流研究

3.1 プール沸騰

重力の影響に対する沸騰熱伝達の研究は流体技術の宇宙への科学的、実用的応用への必要性が明らかになりつつあった1950年半ば頃に始められた。プール沸騰の研究は中でも最も多いが、(1) 作動流体、(2) ヒーター形状、材質、表面状態、(3) サブクール度、(4) ヒートフラックスの与え方、(5) 微小重力の質、保持時間などのパラメータに大きく依存し、実験によるばらつきが大きく、或る場合には反対の結果をもたらすなど、統一的な見解を得るまでには至っていない。

1gと落下塔による μ g下における液体窒素中の沸騰曲線の結果を図1に示す⁽⁶⁾。核沸騰域では μ g下の熱伝達率は、1g下とほぼ同じかわずか減少している。一方、CHFはほぼ1/2程度に低下し、核沸騰域が維持される熱流束範囲が狭くなっている。また膜沸騰域の熱伝達率は大きく減少している。また、R113によるサブクール核沸騰開始点近くの沸騰曲線を図2に示す⁽⁷⁾。この場合、気泡は成長を続けるがなかなか離脱しないので、熱伝達は悪くなっている。次に、水中での水平シリンダー上のCHFに及ぼす重力加速度の影響を図3に示す⁽⁸⁾。図中、実線はTaylor-Helmholtzの不安定モデルによるLienhard and Dhari⁽⁹⁾の地上場の次式である。

$$q_{CHF} = 0.131\rho_v h_{fg} \left[\frac{\sigma(\rho_l - \rho_v)g}{\rho_v^2} \right]^{1/4} \cdot \left[0.89 + 2.27 \exp\left(-3.44 \sqrt{\frac{R}{L_b}}\right) \right] \quad (1)$$

ここで、 R はシリンダー半径、 L_b は特性気泡長で気泡離脱径である。

微小重力下では沸騰媒体の表面張力と加熱面との濡れ性の影響が大きく、各沸騰域で水は顕著な劣化を示すが、ペンタン、フロンでは余り差は認められていない⁽¹⁰⁾。一般に、1) 各沸騰領域中の沸騰曲線の勾配はほぼ同じである、2) CHF、膜沸騰領域は $g^{-1/4}$ 及び $g^{1/2}$ に比例して大きく減少する、3) 自然対流熱伝達率は小さく、沸騰開始点 (ONB) の熱流束は小さい。

一方、この様な沸騰熱伝達特性に対して多成分液体を用いることによって、濃度差によるマランゴニ流れの伝熱促進への影響に着目した実験⁽¹¹⁾が行われている。非共沸組成の二成分液体、例えば水/アルコールの様に、低沸点の液体の表面張力が高沸点のそれより小さい場合には、気泡周囲に出来た濃度差によって図4のように気泡頂部 低部に向かって流れが生じ加熱面の冷却効果が期待できる。水・エタノールの非共沸混合系、エタノール 11.3wt% および 27.3wt% の2つの組成に対する実験が北海道上砂川の落下塔で行われ、その結果を各記号、で図5に示す。図中には参考のために1g下の結果を実、破線で示している。重力の低下にかかわらず伝熱特性の向上することが示されている。

3.2 二成分二相流

気液二相流の流動・伝熱特性に関しては流動様式が大きな役割を果たす。その基礎的研究として、二成分二相流の研究もなされている。

3.2.1 流動様式

落下塔、航空機などを用いて水 - 空気、水 - N_2 ガス、水 - $R22$ ガス、 $R113$ - 空気などを作動流体とした実験が行われている^{(12) - (14)}。まず、水 - N_2 ガスで内径 10.5mm、全長 500mm で行った航空機実験のフローパターンの写真を図6に示す。いずれも気泡流、スラグ流、セミアニュラー、アニュラー (環状) 流の4つの領域に区分され、各みかけの液、ガス流速 j_l 、 j_g で示すと図7のようである。環状流への遷移境界は使用する流体の密度比の違いによって遷移の j_g の値が変化する。一般に、気泡流とスラグ流の遷移境界は次式 (2) においてボイド率 $0.25 < \alpha < 0.45$ の範囲にある。

$$j_l = \frac{1-\alpha}{\alpha} j_g \quad (2)$$

また、スラグ流、セミアニュラー流と環状流境界は気相先端部と液スラグの界面に働く液スラグを貫通しようとする気相の力 (慣性力) とそれに対抗する力 (液の表面張力) のバランスに依存し、これを表すガスのウェーバ数 We_G から、慣性力 表面張力の条件で環状流が生ずるとして、上記の落下塔実験 (水 - $R22$ ガス) で $j_g > 1.4\text{m/s}$ 、航空機実験 (水 - N_2 ガス) で $j_g > 2.5\text{m/s}$ で環状流に遷移し、実験結果と良く一致する。すなわち、

Zhao and Rezkallah⁽¹⁵⁾は、気泡・スラグと環状流の間に Frothy slug-annular flow を定義し、表面張力領域、中間領域および慣性領域と区分して、図 8 の様に各々は $We_G = 1$ と 20 で遷移するとしている。

$$We_G = \frac{\rho_G D j_G^2}{\sigma} \quad (3)$$

3.2.2 圧力損失

航空機実験による水 - N_2 ガスによる摩擦損失を次式の Martinelli パラメータ X を用いて図 9 に示す⁽¹¹⁾。

$$X = \sqrt{\frac{(dP/dZ)_L}{(dP/dZ)_G}} \quad (4)$$

ここで、 $(dP/dZ)_L$ 、 $(dP/dZ)_G$ は液、ガスが管内を単独で流れた場合の各摩擦損失である。

縦軸は 1 g 下との比であり、図中の説明文の最初に示す流動様式は 1 g 下を、() 内は μg 下 (B:気泡流、PI:プラグ流、SA:セミアニュラー流、Ann:アニュラー流) を示す。これより、 μg 下では流動様式の変化に伴って大きな値をとり、特に 1 g 下で波状流領域の摩擦圧力損失では流動様式がセミアニュラー流に変化したことから 3 倍にも及んでいることが分かる。

また、液相が乱流、気相が層流の時の地上場の Chisholm のパラメータ $C = 10$ に対して、 μg 下で $C = 16$ の次式が得られている⁽¹⁶⁾。

$$\phi_L^2 = \frac{(dP/dZ)_{TP}}{(dP/dZ)_L} = \left(1 + \frac{16}{X} + \frac{1}{X^2} \right) \quad (5)$$

3.2.3 ボイド率

落下塔、航空機実験で行われたスラグ流領域、環状流領域の結果を図 10 (a), (b) に示す。特に、環状流領域において微小重力下でのボイド率の減少が認められる^{(13), (17), (18)}。

$$\frac{j_G}{\alpha} = C_0 (j_G + j_L) + V_{Gj} \quad (6)$$

ここで、 C_0 : 分布パラメータ、 V_{Gj} : ドリフト速度である。

3.2.4 熱伝達率

Fore ら⁽¹⁹⁾は、空気 - 水、空気 - 50%グリセリン水溶液を用いた 2.54cm 管内のスラグ、環状流領域の航空機による減重力下の水加熱の熱伝達率 (平均壁面熱流束 18.7 kW/m^2) に対して、次式の相関式を得ている (図 11 参照)。

$$Nu_\delta = 0.0152 Re^{0.684} Pr^{\frac{1}{3}} \left(\frac{Pr}{Pr_w} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (7)$$

ここで、 Nu_δ は液膜厚さに基づいた環状流ヌッセルト数である。

3.3 強制対流沸騰

管内の一成分強制対流沸騰に関する μg 下の研究は定常状態の保持時間の問題や製作が

より困難となるために、上述の研究などに比べると少ない。R 1 1 3 を用い、内面の Cl_2Sn 薄膜加熱した $5\text{mm} \times 5\text{mm}$ 垂直管内の落下塔によるフローパターンについてドリフトフラックスモデル式 (6) において $C_0 = 1.2$ と仮定して μg 下 ($g = 0.196\text{m/s}^2$) の各遷移のボイド率を表 1 のように与えている⁽²⁰⁾。但し、重力に比べて慣性力が大きい、すなわち Froude 数がある値以上の範囲では重力の影響は小さい。

次に、R 1 1 4 を用いた水平テストセクション (径 1.58cm) 内の一成分系二相流 (実験範囲: $0.05 < x < 0.86$) の Chen ら⁽²¹⁾ の圧力損失の実験結果を $1 g$ 、 μg 下で比較して図 1 2 に示す。図中の下側の実線は $(dP/dZ)_{\mu g} = (dP/dZ)_{1g}$ を示す。一般に μg 下の摩擦損失は $1 g$ 下より大きな値をとり、乾き度 x によって大きく異なっている。Chen らの報告によると $1 g$ 下の流動様式 (水平管) は、 $x < 0.41$ で層状流、 $0.54 < x < 0.62$ でセミアニュラー流、 $x > 0.86$ で環状流領域であり、 μg への変化によって $0.05 < x < 0.1$ のスラグ流、 $0.15 < x < 0.90$ の環状流とフローパターンの変化による影響と考えられる。すなわち、 $1 g$ 下では Taitel & Dukler らや Chisholm の層状流モデルと良く一致するが、微小重力下では図 1 3 に示す様に式 (8) を用いた環状流モデルとの一致が良い⁽²¹⁾。

$$f_i = f_g \left\{ 1 + 11.7 \left(\frac{\delta}{D} \right)^{0.039} \right\} \quad (8)$$

ここで、 δ : 液膜厚さ、 D : 管径 である。

次に、金薄膜を管内面にコートした内径 8mm 、長さ 100mm のパイレックスガラス管内に R 1 1 3 を試験流体とした強制対流沸騰の航空機実験 (DAS) における各質量速度、加熱量に対する沸騰状況と熱伝達率 h の関係を図 1 4 (a) ~ (c) に示す^{(22) ~ (24)}。図 (a) では g の変化による気泡の大きさに変化がみられ、 μg 移行後、直ちに気泡は巨大化し、発泡点密度も減少している。また質量速度が高い場合には気泡離脱や気泡径などバルク流からうけるせん断力の影響が支配的となり、 g レベルによる沸騰様相の差は極めて小さい。いずれも熱伝達率への g の影響は余り認められていない。一方、環状流領域では図 1 4 (b), (c) に示す様に、 μg 下では液膜は滑らかとなり、熱伝達率が悪化している。一方、(c) では、管内面に数多くの発泡点が認められ、このような場合には g に関係無く、熱伝達率もほぼ同じ値をとっていることが分かる。

3.4 管外凝縮

これまで研究は少なく、今後の課題である。いずれにしろ、管表面の濡れ性や凝縮液の表面張力が液膜挙動に影響を及ぼす。

フロリナート蒸気 (FC-72) 中に置かれた水平単円管 (外形 16mm 、肉厚 0.8mm 、長さ 500mm 、SUS316 製) の層流の膜状凝縮の場合について航空機 (DAS) による μg 下の実験が行われている⁽²⁵⁾。その結果、冷却管周囲の液膜が離脱せずに表面にほぼ一様に付着し、熱伝達は $1 g$ 下の $1/20$ 程度と悪化し、管周上で測定された温度分布から液膜厚

さに比例するとして、図15を得ている。これより、 μg 下では液膜が円周囲により均一化している事が分かり、ウィックなどによる液膜の離脱の考慮を今後の課題としている。

3.5 その他

プール沸騰および二相流の流動・伝熱特性に関する一部の研究結果について紹介したが、さらに宇宙排熱システムの二相流体ループ（コールドプレート，アキュムレータ，ラジエータ，ポンプを含む）に関する実用的な研究、気液分離装置、スプレー冷却、また気液界面挙動、超音波による気泡や液膜厚さの制御、EHDによる熱伝達促進などに関する基礎的研究も行われている⁽²⁶⁾⁻⁽³⁷⁾。

4 二相流研究の今後の課題と展望

大型宇宙機や熱発電のための二相流システムに対して各要素技術の開発とともに全体システムの総合運転特性の把握が必要とされるが、その基本は二相流の流動・伝熱特性の解明である。まず、システム機能として、(i)除熱（沸騰）、(ii)循環、(iii)凝縮、(iv)気液分離、(v)排熱の5つに区分でき、次にこれらを総合したシステムの総合性能及び制御特性の解明が必要とされる。地上場ではこれらの技術は相応に明らかにされているが、特に小型軽量、節電、メンテナンスフリーの高信頼性が要求される微小重力場への適用には十分な検証が必要とされる。

ここで、排熱二相流システムの技術開発に関連して検討した技術課題を次に示す⁽³⁸⁾。気液二相流の流動・伝熱特性に対して、特に中小容量の流速に対しては次の三つの点に μg と $1 g$ 下で差が生じる。この点の相関式の整備が必要である。

摩擦損失

沸騰熱伝達率

凝縮熱伝達率

また、全体のシステム構成の上から排熱二相流システムの流動と伝熱に関連する課題を抽出してみる（表2参照）。

(1) 負荷追従流量・温度制御システム

除熱すべき負荷変化に対応して、コールドプレート、気水分離器などの性能を十分に生かすためには、循環流量を制御する必要がある。このためには、ボイド率または気液差圧を検出するなどの信頼性の高い負荷追従流量制御システムを開発する必要がある。信頼性の高いボイド率計や乾き度計を開発していくことが1つの課題である。また、負荷変化に対応してループ内の圧力を制御して、流体温度を変えて対応する負荷制御も考慮する必要がある。

(2) 二相流動特性 (ボイド率と圧力損失)

中低流速下では、浮力が消失し、表面張力が支配的となるので、相分布が地上場とは異なってくる。そのため、流路断面平均ボイド率と摩擦損失の二相流増倍係数には、地上場での従来の相関式が適用できないので、宇宙空間で実験する必要がある。その結果、スリップ比あるいはドリフトフラックスモデルの構成式と二相流増倍係数の相関式を構築する。特に、従来の摩擦損失の二相流増倍係数に関する相関式と大幅に異なる可能性もあり、ポンプの使用を決定するためには中低流速条件下での二相流の摩擦損失を明らかにする必要がある。曲がり管や絞り、拡大、縮小管などのデータも必要となる。

(3) 流動様式遷移

軽水炉の安全解析などに用いられている二相流の解析コードでは、流動・伝熱特性に関する構成式はフローパターン別に導入されている。すなわち、二相流の種々の特性の基本となるのがフローパターンであり、その遷移条件は地上場と異なる。流動様式遷移に関する実験は、地球上と同様に撮影及び差圧変動のパターン認識として行うことができる。

(4) 気液分離

宇宙空間では重力作用による気液分離はできないため、遠心力やキャピラリィ効果、電場効果などを利用した気液分離が必要となる。しかし、表面張力が支配的な流動条件下における気液分離性能は未知の分野であり、凝縮器の設計上、Carry Over 現象の定量的評価は重要な課題である。気液分離機能は流路のみならず、圧力制御タンクや膨張タンク内における Carry under 現象も、膨張タンクからのガス巻き込みなどで循環系全体の性能に影響を与える。また、フローパターン制御ができれば気液分離機能に最も相応しい流動様式を形成させることも可能である。超音波を利用したフローパターン制御も一つの試みである。

(5) 液相の再結合

凝縮液を連続液相に戻す作用は地球上では重力作用を利用できるが、極低重力場では表面張力や遠心力を利用せざるを得ない。そこで凝縮液の液相の連続相を再結合させる合理的な機構が必要となる。

(6) 多群並列流路の流量配分と流れの安定性

除熱流路の設計上、多群並列沸騰流路の流動安定は重要な課題である。特に、重力による水頭損失が存在しない宇宙空間では、流量と圧力損失の関係における静特性において負性勾配がより存在しやすくなるため、流量配分に大きな差異が生じる可能性があり、流量が少ない流路でドライアウト現象が発生する可能性が生じる。

(7) 二相ヘッダ内の流動特性

除熱が多群並列流路となった場合に、除熱出口の二相ヘッダ内における流動特性、特に相分離と気相の停滞特性などを把握する必要がある。

(8) 総合試験

上記の基礎研究成果を総合して全体の総合試験装置を設計し、微小重力場の影響の解明を行うとともに微小重力下のデータベースの取得・蓄積をはかる必要がある。

最後に、最近取り上げられている二相流研究項目を簡単に列挙しておく^{(39),(40)}。(順不同)

- 1) プール沸騰熱伝達 (水、エタノールなど)、バーンアウト
- 2) 強制対流沸騰熱伝達 (R113, 液体窒素など)、狭隘流路 (水)、ドライアウト
- 3) 気液二相流の圧損、流動様式 (空気-水、窒素-水)、環状流の液膜構造 (空気-水)
- 4) 気液分離技術、T-, Y-ジャンクション (空気-水、窒素-水、フロン)、濡れ性 (空気-水、テフロン撥水剤) の利用、旋回流 (水-空気)
- 5) 管外凝縮熱伝達 (FC72)、二成分混合蒸気の凝縮 (水-エタノール)
- 6) 液滴ラジエータ
- 7) フラッシング (代替フロン HCFC)
- 8) 気泡離脱 (シリコン油-窒素)、融合 (二次気泡)、気泡運動、液プラグの形成、単一孔からの気泡生成 (水-空気)
- 9) 流動不安定現象 (不均一流量分配、窒素-水)

5 . 結 言

二相流を用いた熱関連技術は、衛星プラットフォーム、ステーション、宇宙往還機、惑星探査機などのミッションの大型化、さらに宇宙基地や月面基地などの有人拠点建設に伴う熱制御技術としてその重要性は益々増加してくる。例えば、機器配置の設計の容易さや熱負荷変化に対する温度制御性から、能動型熱制御技術として流体ループが用いられているが、従来の単相流体ループから冷媒の潜熱を利用する二相流体ループの開発が期待されている。しかし、データの不足から設計相関式はあっても実験条件のみ適用範囲の限られたものであり、今後、組織的な広範囲に亘る長期の二相流実験が行われることが必要である。現在、これらに対してメカニカルポンプはポンプの寿命や故障の心配があり、一方、キャピラリーポンプでは毛管力駆動のため、その心配が不要であるが、熱輸送限界が存在するために大型宇宙機に対応できない。したがって、現在メカニカル/キャピラリー切替駆動としてハイブリッド化させたメカニカル/キャピラリー・ポンプ・ループ (図 1 6 参

照)の開発が望まれている。

また、2001年中には宇宙開発事業団の筑波宇宙センターに二相流体ループ/熱制御デバイス試験装置としてアンモニア供給ループが完成する予定であり、各二相流体ループ実験に供せられれば、今後益々の宇宙環境下の二相流体研究の進展・活性化が期待できる。

文 献

1. 宇宙開発事業団システム技術開発部，熱発電システム技術の研究調査検討報告書(1987)。
2. Furukawa, M., 28th Int. Conf.on Environmental Systems , SAE Technical Paper Series 981688 , Danvers, Massachusetts(1998)。
3. Furukawa, M., 33rd Thermophysics Conf., AIAA99-3445(1999)。
4. 熱制御ワーキンググループ、宇宙インフラストラクチャ研究会報告書、宇宙物語(2000)。
5. 桑野龍士，無重力の世界，C&C文庫(1987)。
6. Merte, Jr.H., and Clark, J.A., J., Heat Transfer, Vol.86 (1964), 351.
7. Zell, M., Straub, J., and Weinzier, A., Proc. 5th European Symp. on Material Science under Microgravity, ESA (1984), SP-222.
8. Shatto, D.P., Renzi, K.I., Peterson, G.P., Morris, T.K., and Aaron, J.W., AIChE Symp. Series, Vol.92, No.310 (1996), 52.
9. Lienhard, J.H., and Dhir, V.K., ASME J. of Heat Transfer, No.95 (1973), 152.
10. 岡利春，阿部宜之，森康彦，長島昭，日本機械学会論文集（B編），Vol.58, No.550 (1992), 213.
11. 阿部宜之，日本機械学会 P - S C 1 9 4 成果報告書，(1993)，120.
12. 中澤武，神戸大学学位論文，(1995)。
13. 藤井照重，中澤武，山田浩之，村岸治，竹中信幸，太田淳一，日本機械学会論文集（B編），Vol.58, No.555 (1992), 62.
14. 藤井照重，浅野等，小倉明雄，山岡玄博，日本機械学会論文集（B編），Vol.66, No.652(2000), 3085.
15. Zhao, L., and Rezkallah, K.S., Int. J. Multiphase Flow, Vol.19, No.5 (1993), 751.
16. 藤井照重，中澤武，浅野等，山田浩之，日本機械学会論文集（B編），Vol.61, No.585 (1995), 52.
17. 藤井照重，中澤武，浅野等，山田浩之，吉山孝，日本機械学会論文集（B編），Vol.63, No.606 (1997), 631.
18. Fujii, T., Asano, H., Nakazawa, T., and Yamada, H., Proc. of 3rd KSME-JSME

- Thermal Engng. Conf., Vol.1 (1996), 6.
19. Fore, L.B., and Witte, L.C., AIChE Symp. Series, Vol.92, No.310 (1996), 45.
 20. Misawa, M., Dissertation, University of Florida, (1993), 77.
 21. Chen, I., and Downing, R., J. Thermophysics, Vol.5, No.4 (1991), 514.
 22. Ohta, H., Inoue, K., Yamada, Y., and Yoshida, S., ASME/JSME Thermal Engng. Conf., Vol.4 (1995), 547.
 23. Ohta, H., Shinmoto, Y., Morioka, S., Tanouchi, h., and Fujiyama, H., 3rd European Thermal Sciences Conf., (2000),845.
 24. Ohta, H., Inoue, K., and Fujiyama, H., Third Int. Conf. on Multiphase Flow, ICMF '98, Lyon, France(1998),1.
 25. 丸石英明、中澤武、宇宙利用シンポジウム(第17回)、(2001), 309.
 26. 藤井照重, 日本機械学会誌, Vol.100, No.941 (1997), 96.
 27. 日本機械学会, P - S C 1 9 4 成果報告書, (1993).
 28. 宇宙開発事業団, 第1~4回「宇宙環境下における二相流体実験」に関するワークショップ, (1990-1992).
 29. 藤井照重, 浅野等, 竹中信幸, 中澤武, 山田浩之, 日本機械学会論文集(B編), Vol.62, No.594 (1996), 447.
 30. Yamada, H., and Nakamura, T., J. Jpn. Microgravity Appl., Vol.12, No.3 (1995), 122.
 31. Miyazaki, Y., Ohshima, S., Furukawa, M., and Imai, R., AIAA-88-2654 (1988), 1.
 32. Furukawa, M., Miura, k., and Komori, M., 7th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conf., AIAA98-2451(1998).
 33. Furukawa, M. and Nakamoto, M., 30th Int. Conf. on Environmental Systems, Toulouse, France, SAE Technical Paper Series, 2000-01-2320(2000).
 34. 浅野等、藤井照重、竹中信幸、迫田健吾、日本機械学会論文集(B編), Vol.67, No.654(2001).
 35. Suzuki, K., Kawamura, H., Koyama, M., and Imai, R., Proc. of 10th European and 6th Russian Symp. on Physical Sciences in Microgravity (1997),366.
 36. Suzuki, K., Koyama, Y., and Kawamura, H., Proc. of the Int. Conf. on Microgravity Fluid Physics and Heat Transfer, UEF(1999),144.
 37. Ohta, H., Inoue, K., Fujiyama, H, and Yoshida, S., Pro. of Transport Phenomena in Thermal Scienceand Process Engineering, Kyoto(1997),373.
 38. 有富正憲, 藤井照重, 第4回「宇宙環境下における二相流体実験」に関するワークショップ, (1992), 64.
 39. 日本マイクログラビティ応用学会、J A S M A (1997 - 2000) .
 40. 日本学術会議・宇宙科学研究所、宇宙利用シンポジウム、第9-17回(1992 - 2001) .