無重力下での超流動ヘリウムの実験

村 上 正 秀

筑波大学構造工学系
茨城県新治郡桜村天王台1-1-1

(1984年11月16日受理)

Zero Gravity Experiment of Superfluid Helium Masahide MURAKAMI

Institute of Structural Engineering, University of Tsukuba
1-1-1 Tennodai, Sakura, Ibaraki 305 Japan

(Received November 16, 1984)

Synopsis:

Superfluid experiment in the zero gravity state was performed with a cryostat aboard a sounding rocket S-520. The observation of dynamic behavior of liquid helium (He II), the verification test of a porous-plug phase separator with a controlling heater, the investigation of thermal behavior of superfluid thin film or of a superfluid heat pipe, and the noise test of a cooled FET pre-amplifier for IR detectors were performed. The experiment showed that the initial bulk fluid motions rather quickly damped and a stable liquid containment in the cryostat was realized, and that a very good temperature uniformity was attained throughout the vessel. The porous-plug was found to work as good as the prediction for the zero- g state. The adsorbed film became thicker in the reduced gravity state than on the ground.

1. まえがき

無重力状態での超流動の実験は、それ自体の興味はもちろんであるが、超流動ヘリウムを用いた宇宙観測機器の冷却系の設計にとって、とりわけ重要である^{1, 2, 3)}。この種の実験は、JPL (NASA ジェット推進研究所) によりロケットを用いて行われたことがあり、いくつかの興味あるデータを我々に供している^{4, 5, 6, 7)}。He II の全体としての大規模運動は速やかに減衰すること、薄膜の存在により、地上実験と同程度又はより良好な温度一様性がクライオスタット内に実現されたこと、などが結論づけられている。今回は、JPL の実験を更に発展させ、より大型のクライオスタットを使用して、一層現実的な大きさのシステムにより実験がなされた。その効果もあって、熱的安定化、飽和薄膜の利用 (JPL の実験では不飽和薄膜を扱った)、広い範囲にわたる加速度状態の実現、等の特長を出すことができた。具体的なテスト事項は、この実験が軌道冷却赤外線望遠鏡計画 (IRTS)⁸⁾ の基礎実験の一環として行われることも考慮して以下の様に定められた。

i) 加速度が変動する状態、無重力状態、における He II の挙動および動的安定性。

ii) ポーラスプラグによる He II の気・液分離、および、ヒーターを用いた流量制御のテスト。

iii) He II クライオスタット中の温度の一様性および安定性。

iv) 超流動薄膜：膜厚および超流動ヒートパイプ。

v) 打上げ現場における液体ヘリウムの扱い。

なお、本実験の詳しい報告は、文献9で既になされている。

2. ロケット及び飛翔記録

実験装置は、1 段式観測ロケット S-520 により、82 年 2 月に打上げられた。そのペイロード部には姿勢制御装置が取付けられており、同時に搭載された紫外線望遠鏡のためのオリオン領域のラスタースキャン (テレビの走査と同様に、一端から走査を始め、他端まで来ると段をずらして再び走査し、2 次元領域全体をカバーする) を行った¹⁰⁾。

飛翔中の軌道、スピン、等のデータは図1に示して

ある。ロケットは、打上げ後、動安定確保のため、スピンのかけられる。燃焼終了は32秒で、このときスピンは2.1 Hzであり、この値は46秒にヨーヨーデスピ装置により0.5 Hzまで低下させられた。ロケットのブースター部と観測装置のあるペイロード部とは60秒に分離され、以降、後者のみが追跡されている。本実験での重要なパラメータとしての軸方向加速度は、26秒に $18g_0$ を記録した後、急速に減少し燃焼終了時には、ほぼ零にまで低下した。しかし、その直後、空力抵抗により逆方向加速度が発生し($-0.35g_0$, 32秒)だが、やがて再び次第に零に戻ってゆき最終的にはスキャンの影響を除いて、 $10^{-3}g_0$ 以下の加速度状態が実現された。最高高度は263 km, 落下は504秒であった。

ラスタースキャンは、スピン停止後の101秒から開始されたが、その加速度への影響は、実験装置の位置では $10^{-3}g_0$ 以下であった。

Fig. 1 Altitude and spin rate during flight.

3. クライオスタット

クライオスタットは、外観を図2に、内部構造を図3に示してある。液体容器は、補助冷媒としての He I 用と実験空間としての He II 用との2槽から成っており、後者は、He I 槽にロー付けされた4 K シールド、その外側の蒸気冷却の施された二重の放射シールドにより囲まれている。熱設計の基本方針は、侵入熱が4 K 部分でできるだけ多く吸熱されることであったが、これは発射直前に He II 槽の排気が中断され、5分程度の密閉状態が続くことを考慮してのことである。また両タンクへ通じる配管は、十分な冗長度をもつようにその本数等が設計された。

実験空間たる He II タンク中には、中心軸上の薄膜

Fig. 2 Experimental cryostat: A vacuum seal-off valve on the main body, five fluid connectors capped plus one valve stem port, and foamed thermal insulator are seen.

Fig. 3 Structure of experimental cryostat.

実験装置、22個の超電導液体ヘリウム検出器 (図3における丸印、図9-aにおける1から22の番号)、そしてポーラスプラグ相分離器 (図3の PP) などが配置

されており、他に9個の温度計もクライオスタット内に取付けられている (T_1 から T_9)。温度計の取付け位置は、表1に示してある。He II 槽の内部は図4に見られるが、PP が左下に、液体検出器のアレイ、他が上蓋に取付けられている。

Table 1 Thermometer list

	Location (Function)	Type
T_1	Condensor of Film Flow Experiment (He II Temperature)	CRT12
T_2	Evaporater of Film Flow Experiment	GeRT4
T_3	Midpoint in He II Tank (Monitor for Ground Operation)	CRT24
T_4	Downstream Side of PP	GeRT12
T_5	Lower Point in He II Tank (He II Temperature)	CRT11
T_6	Outer Wall of He II Tank in Film Flow Experiment Cavity	CRT22
T_7	Outer Wall of He I Tank (He I Temperature)	GeRTX
T_8	Upper Point on 4K Shield	CRT21
T_9	Top Plate of 4K Shield	CRT23

CRT; Carbon Resistance Thermometer

GeRT; Germanium Resistance Thermometer

Fig. 4 Inside view of the He II tank: PP in the lower left, a liquid detector array and three electrical feedthroughs on the top plate, a film flow experiment cavity projecting from it.

また、クライオスタットの中心軸とロケットのそれとは一致するようになっており、更にその重心の軸方向位置も姿勢制御ジェットの撃力中心になるべく近いようにとられており、スキャン運動の影響が最小化されるようになっている。

注液作業は、液体窒素による予冷、排液の後、まず He I 槽、次いで He II 槽に液体ヘリウムが満たされる。このとき各々10l のヘリウムが必要であり、約4l 弱がタンク内にそれぞれ満たされる。He II 槽の液体ヘリウムは、減圧されて超流動ヘリウムに変換されるが、He I のヘリウムは、注液後最後まで外界へ大気圧状態で蒸発を続ける。この操作は、ロケット本体の発射準備操作に入る、打上げ4.5時間前までに終了しており、He II の蒸気排気は、外部の真空ポンプにより、その後エンジン関係のチェック時(安全上)を除いて継続的に行われた。この比較的長いポンプ休止期(約1時間)が、クライオスタットに対して最も厳しい熱的条件を課しており、その間、He I に完全に吸熱されない侵入熱は、He II の温度を多少高めてしまった。実際、クライオスタットの設計パラメータのいくつかは、この状態への対処という観点から決められた。打上げ直前(3分前)にはポンプが止められ、排気管が外され、ロケット側マウントは自動的にロックされた。ポーラスプラグからの排気は発射後60秒から再開された。

4. 実験結果

(1) He I 系統の温度履歴(図5)

打上げ前の熱的状态は、ほぼ予想通り(He I : $T_7=4.3\text{K}$ 、4 K シールドは最高温部の天板中央で16K)であった。打上げ後、 T_7 は外気圧の低下と共にゆっくりと下降したが、それでも外気圧の降下程急速ではなかった。また、32秒に始まる残留大気抵抗による逆加速の発生に際しては、幾分かの He I が排気管へ流出したことが、 T_8 および T_9 の記録より窺うことができる。とは言え、He I の大部分は、配管の開口部の設計が良かったことや蒸気流路の流動インピーダンスが適当に高かったことなどが幸して、タンク内に留ったままであった。この流出して流路を閉塞させていた部分は、180秒前後までには蒸発しきったようで、それ以後再び T_7 が下降するのが見られた。なお、He I タンクへの侵入熱は、打上げ直前に、蒸発量から換算したところでは、約200mW で、これもほぼ設計値通りであった。

Fig. 5 Temperature history in He I system.

Fig. 6 Temperature history in He II system.

(2) He II 系統の温度履歴 (図6)

He II 自身の温度は、薄膜流実験装置の凝縮部に取付けた温度計 T_1 より知ることができる。この温度計は、無重力状態でも絶えず He II と接触を保つよう銅の編組線に包まれている。このタンクへの熱負荷は、打上げ前には30mW であったから、実験中には、これに液体センサーと薄膜実験とからの発熱を加え、約50mW であったと考えられる。

蒸気排気は、打上げ3分前から中断され、この間 He II の温度はわずかではあるがゆっくりと上昇し、発射の時点では2.02K であった。このとき、 T_4 は、ポーラスプラグが液面上約3 cm の位置に置かれたこともあって2.10K、タンク外壁温度 T_6 は、最上部で3.05K であった。発射後の加速上昇時には、タンク上部の薄膜の膜厚の減少、ないしは消失により、この部分で急激な温度上昇のあったことが認められた。32秒から始まる逆加速度の発生に際しては、He II は上蓋の方へ移動し、その結果、 T_1 の多少の温度上昇と T_6 の急速な下降とをみた。その後は、ほぼ無重力と考えられる状態が実現され、極めて良い温度一様性を現出するに至った。このような He II の挙動については以下の節で述べるが、気-液弁別センサーの記録からも明らかである。

ポーラスプラグを通しての排気は、打上げ後60秒から開始されたが、それに伴い、温度はゆっくりと下降していった。飛翔前のテストデータから判断し、この温度では PP を通しての最大排気量は、蒸発熱に換算して70mW であるので、さほど急速な温度降下はなかった。

(3) ポーラスプラグ相分離器 (PP)

He II を無重力状態でも確実にタンクに閉じ込めておくには、相分離器が必須である。無重力状態では気液界面の位置が不定となり、相分離器がなければ蒸気と共に液までも容易に排出されてしまうから、相分離器は、蒸気と液体とを弁別し、蒸気のみを排出する役割を担う。ポーラスプラグ中の熱流体力学については、超流動流体に関する2流体モデル¹¹⁾によって考察することができる。この理論および実験結果については、別の報告^{12,13)}にまとめられている。ここで使用された搭載用ポーラスプラグは、焼結アルミナ製 ($2\mu\text{m}$ 平均粒径) で、寸法は、直径が22 mm、厚さが10 mm であり、その下流側面には蒸気流のために穴をあけた銅板を接着し、それに温度計が仕込まれ、またヒーター線も巻かれている (図7)。この PP は、排気が止められている間の不活性時に、液が漏れないよう開口部が1-g₀ 状態で液面上に出ているよう取付けられた。ヒーターを利用した流量制御の試験は277秒から開始された。PP 内では、超流動成分は温度勾配の関係で、逆向きに流れており、結果的に全体の流量を減殺して漏れなしの流れを実現している。この試験では、PP

Fig. 7 Structure of porous-plug phase separator.

の下流側を加熱して熱機械効果を弱め、逆流量を減らし、結果として流量の増加を果たそうとするものであり、地上試験では成功をみている¹²⁾。今回の飛翔テストでは、50秒毎に、5mW、16mW、33mWの加熱を行い、それによる状態変化と流量変化を調べた。残念ながら、飛翔中に流量計の不具合が発生し、流量測定には成功しなかったが、温度変化から判断して、制御の試みは成功したようである。更に、地上試験では、16mWですでにPP中に乾き上りが発生し機能停止に至ったが、無重力下では、最大の33mWでも乾き上りは起こっておらず、無重力状態での吸着薄膜の成長ないしはバルクな液の付着の結果であろうと思われる。ただし、477秒からの33mWの加熱に際しては明らかに乾き上りの徴候が見られるが、これは大気圏への再突入の結果で、このとき、大気摩擦による加速度が発生していた。

(4) He II の動的挙動

変動する加速度場、あるいは無重力場でのHe IIの動的挙動を調べることは、今回の実験の主たる目的の一つであった。そのため、タンク中には超電導液体センサーをアレイ状にして配置した(図3および図4)。一つは側面に(図9-a中の1から8)、もう一つは底面に(9から14)、三番目のアレイは上蓋面(15から20)、それに独立したもの2個(21および22)を用いた。個々の素子は、InSn(50—50%)を部分的にコーティングした25 μ mのマングニン線をエレメントとしている。本質的には、JPLの実験で用いられたものと類似している^{4,5,14)}。エレメントには、常に15mA程度の電流が流され、ジュール発熱により加熱されている(図8)。

実験結果は、初めの65秒間を図9-aに、無重力時のものを図9-bに、飛翔の最終段階を図9-cに示してある。黒丸および太線が液中にあったことを示して

Fig. 8 Static performance of a superconducting liquid He II detector.

いる。図9-aからは、大きな加速度により液面が水平から機軸に垂直に変化していく様子(0~12秒)、逆加速時の液位の逆転(32秒)、その後のスピンの卓越状態(液の側壁へのはりつき:40秒前後)、などが確認される。また、60秒前後にわたり、センサー10番ではほぼ周期的な動きが検出されている。この素子付近は、液面と底面との接触線となっていた。この周期信号は60秒のところで約1.2Hzであり、このときの機軸スピンは約0.5Hzであったことを考えると次の事実が推測される。すなわち、デスピン前には、超流体はタンクと共にほぼ剛体回転しており、デスピン後には両者に大きな相対速度が現われ回転運動は急速に減衰した。この減衰過程期に60秒は当たっており、95秒には、この種の周期運動は見出されないところから、この減衰の強さは粘性流体並みであり、超流動はすでに崩壊状態にあったことが推察される。100秒を過ぎると、スピンによる回転や、他の比較的大規模な液体運動は、ほぼ減衰してしまい、わずかに、全体としての極めてゆっくりとした液位の移動(上蓋の方向へ)が150秒あたりに見られるのみである。

200秒以降は、He IIは上蓋面上及び側壁と上下底板のつくる隅の位置に極めて安定に存在し、唯一の運動は、10及び11によって検出されたものである(図9-b)。このような周期的運動は、ラスタースキャン運動によって誘起された液のスロッシングに起因すると考えられる。これは非粘性流体の表面張力重力波であると考えて、ポテンシャル流理論によって扱うことができる。この波に対する角速度 ω は、次のように表わされる¹¹⁾。

$$\omega^2 = \alpha k + \frac{\sigma}{\rho} k^3, \quad (1)$$

ただし、 ρ, σ, α は、それぞれHe IIの密度、表面張力係数、および加速度であり、波数 k は、 m 次モードについては、He IIタンクの代表長 L を用いて

$$k = m\pi/L \quad (2)$$

と評価することができる。これより、周波数 ν は容易に評価でき、その最低次の値は、 $\alpha = 10^{-3} g_0$ 、 $L = 0.1$ mに対しては約0.1 Hzとなる。これより、ラスタースキャンとスロッシング波動の周期がほぼ一致していたこと、また、波動に対する加速度と表面張力の効果がほぼ拮抗していたこと、などが分かる。

402秒から40秒間以上続いた out-path スキャン(オリオン領域を一気に外してしまう一方方向走査)による姿勢変化は速く(3 deg/sec)かつ大規模であったが、

図9-cに見られる通り、He II の運動は認められなかった。その理由は、この時期まで、He II の大部分が上蓋に接して位置しており、しかもこのスキャン運動によって誘起された加速度が底の方向を向いたからである。ところが、455 秒以降の再突入に際しては、大規模で激しいHe II の動きが検出された。再突入時には、ペイロード部は out-path スキャンの結果、ほぼ水平状態になっており、引き続きかなり複雑な自励回転運動に突入した。

このような、低加速度条件下での液体運動を考えるに際しての一つの尺度は、加速度による体積力と表面張力との比として定義される、ボンド数(B_0)である。

$$B_0 = \rho \alpha R_0^2 / \sigma \quad (3)$$

このとき、He II 自由表面の曲率半径は R_0 として与えておく。He II についてのグラフを図10に示した。別のロケット実験¹⁵⁾の結果では、表面張力卓越状態では $B_0 < 10^{-3}$ であった。この結果は、もちろん、0.5 から 1 mm 細孔の発泡材と、5 mm 開口径をもったハニカム材を用いた JPL のロケット実験⁹⁾の結果にもあてはまることが確認されている。したがって、数 mm 以下の細孔をもつ構造であれば、 $10^{-3} g_0$ 以下の加速度状態では十分に He II を保持しておけることが結論づけられる。事実、飛翔実験では、He II は R_0 が小さくなると考えられる側壁と上下底板の交わる部分と、1 mm 以下の細孔径をもつ編組銅帯で被われた T_1 温度計部には自由弾道飛行時には常に He II が存在していた。

(5) 薄膜流実験

器壁上に発達した He II 薄膜は、膜と平行な方向の加速度によってその厚さを変化させ、すなわち、膜の超流動性崩壊の条件に変化をもたら

Fig. 9 Liquid detector results. Black circles and thick lines indicate liquid state.

9-a Initial stage of the flight; 0 through 65 sec.

9-b Nearly Zero-g state; 200 through 280 sec.

9-c Final stage of the flight; 420 through 485 sec. Effect of the reentry in the latter half.

Fig. 10 Bond number diagram for He II.

す。したがって、膜厚に対する加速度の効果は、宇宙での He II による冷却を考えるうえで重要である。

この実験は、図11に示すような、一種のヒートパイプを用い、超流動崩壊を調べることによってなされた。無酸素銅管（外径10mm、肉厚1mm、長さ165mm）には、常温状態で約0.3MPaのヘリウムガスが封じられており、その一方の端（ $l_e=25\text{mm}$ ）は凝縮部として直接タンク内の He II と接するようになっており（温度計 T_1 ），他端には（ $l_e=30\text{mm}$ ）マンガン線ヒーターが巻かれており、蒸発部として機能する（温度計 T_2 ）。蒸発部と、これと凝縮部の間にある断熱部とは、断熱のためにタンク外の真空槽に収納されている（図3）。

蒸発部に加えられた熱は、そこの部分の膜の蒸発をもたらし、熱は蒸気流の形で凝縮部まで運ばれ、再凝縮する。そして熱は、凝縮部から外界へとり出される一方、凝縮した He II は熱機械効果により薄膜流として蒸発部へ還流してゆき、自律的なサイクルが完結する¹⁶⁾。蒸発部と凝縮部間の温度降下は極めて小さいが、加熱量がある値を越えると蒸発部で超流動の崩壊が起こり、温度差が急激に大きくなる。

飛翔実験では、30秒以降、40秒周期の時間と共に線形的に上昇し次いで降下する電流がヒーターに加えられた。

飛翔の初期の T_2 とヒーター入力の変化を図12に示してある。これによると、周囲温度が高かったこともあり（図6）薄膜は初期には発達していないが、54秒で回復し、 T_2 の急降下となって検出された。同じ実験装置を用いた地上実験では、蒸発部が上に位置する加熱モードでは、相当に低い温

度（ $\leq 1.6\text{K}$ ）を除いて常に崩壊状態にあったことと対照的である。この記録では、加熱による崩壊は、74秒と118.5秒とに起こっている。

管内の熱流体現象は、熱入力 Q と、薄膜流質量流量 $\dot{M}$ とで、次のように記述できる。

$$Q = \dot{M}(\lambda + TS) \quad (4)$$

ただし、 λ , S , T は、蒸発潜熱、比エントロピー、及び温度である。加えられた熱は、He II の蒸発に費やされるが、一部（10%以下）は零エントロピーで流入して来る超流動部分にも与えられる。他方、 $\dot{M}$ は次のようにも表現できる。

$$\dot{M} = \rho_s D_w \delta v_s \quad (5)$$

ここに、 D_w , δ はパイプのぬれぶち、及び膜厚であり、 ρ_s , v_s は超流動成分の密度と流速である。式(4)と(5)とから、単位ぬれぶち当りの流量（特性流量）が求められる。

$$F = v_s \delta = Q / \{ \rho_s D_w (\lambda + TS) \} \quad (6)$$

これより、臨界特性流量 F_c は、超流動崩壊をもたらず臨界熱入力 Q_c を用いて表わされることが分かる。

ところで、ファン・デア・ワールス吸着の理論によれば、吸着膜の厚さ δ は、膜に平行な方向の加速度 α とその方向に測った自由表面からの高さ h に依存する。

$$\delta \propto (h\alpha)^{-1/3} \quad (7)$$

この比例定数は、JPL のロケット実験の値、 α を g_0 単位、 h を cm で表わしたときの δ が約 $300\text{\AA}$ となることから求められる。我々の実験では、もしパイプ内が

Fig. 11 Heat pipe for film flow experiment.

Fig. 12 Record of film flow experiment.

一様膜厚で覆われたとき、これが $8\mu\text{m}$ となる程の大量のヘリウムが注入されており、この点が吸着材を用いて膜厚が $400\text{\AA}$ 以下となるように設計された JPL の実験との大きな差となっている。

実験結果は、比較のための地上実験データと共に図13に示した。その一方は、本実験装置を用い、地上でパイプを水平に置いて行ったもの(▲)で、他方は、同様のパイプを蒸発部が凝縮部の鉛直上方13cmとなる配置とし、地上で行った実験(●)である。これ等のデータの差は、主に加速度の効果に起因すると考えられる。無重力と $1-g_0$ 水平の F_c 値は確かに $1-g_0$ 鉛直のデータに比べて高くなっているが、(7)式の予測値には至っていない。さらに、無重力時の膜厚は、 $8\mu\text{m}$ より遙かに小さかったと推測される。He II の大部分は、曲率半径の十分小さな管端の隅に捕捉されていたと考えられる。また、最後の再突入時には、out-path スキャンから自励回転への移行、および自励回転そのもの、により生じたパイプ軸方向加速度により、相当小さな Q に対してすら崩壊する様子が確認された。

ところで、本実験は無重力下での超流動ヒートパイプの実験¹⁷⁾でもある。そう考えたときのヒートパイプの実効熱伝達率は、次式で評価される。

$$K_{\text{eff}} = l_{HP} Q / (A_p \Delta T) \quad (9)$$

ここで、 l_{HP} は $(l_e + l_c)/2 + l_{ad}$ で定義される実効ヒートパイプ長で、13.3cmであり、伝熱面積としては、

Fig. 13 Comparison of critical flow rates for film breakdown.

パイプ断面積である 0.79cm^2 を採用した。算出された K_{eff} 値は、亜臨界状態に対しては、 $6.4\text{W/K}\cdot\text{cm}$ 、超臨界状態では最大 $4\text{W/K}\cdot\text{cm}$ であり、この値は、無酸素銅の熱伝導率 $2\text{W/K}\cdot\text{cm}$ よりも良いことが分かる。ただし、実験値は、蒸発部と凝縮部における Kapitza 抵抗を含んでいるので、純粋なヒートパイプ作動に係る部分の値は、これよりも相当に大きいことを付記しておく。

5. 結論

超流動クライオスタットのロケットによる飛翔実験が成功裏に行われ、次の結論を得た。

i) He I システムには、相分離器が装着されていたが、最後まで十分な量の液が残っており、その温度は外気圧の低下に伴いゆっくりと下降していった。

ii) スピン状態では、He II は器壁に沿う形で存在し、ほぼ剛体回転をしていた。この運動は、デスピンの後、急速に減衰し、60秒以内に完全に減衰した。これより、スピン状態では、He II は崩壊状態にあったと考えられる。

iii) 無重力状態では、He II はタンク中にくまなく分布したが、特にタンクの隅には大量に存在した。

iv) 無重力状態では He II の温度は非常に安定しており、温度の一様性も地上実験よりも更に良好であった。

v) ポーラスプラグ相分離器は、開口後90秒程度の後完全に作動し、タンク内の温度安定化に寄与した。

vi) He II の動的運動の解析は、低加速時の表面張力卓越状態への移行が $B_0 = 10^{-3}$ 以下を条件として発生するという経験則を支持するものであった。

vii) 吸着薄膜の膜厚は、無重力下では厚くなるが、しかしファン・デア・ワールス理論による予測値程には肥厚化しないことが分かった。

viii) 超流動ヒートパイプの最大熱輸送量は、無重力下では、吸着膜厚の増大により改善される。

本実験により、He II 冷却の軌道赤外線望遠鏡の設計にとり、有用な多くのデータが取得されたのみならず、打上げサイドでの He II の操作に関する地上作業の実際についても多くの指針が得られた。

謝辞

宇宙科学研究所の S-520-3 号機スタッフ全員と、

エレクトロニクスパッケージの一部の製作を担当されました小泉博士，ヒートパイプを製作され提供して下さいました日本無線株式会社に感謝致します。

参 考 文 献

- 1) Vorreiter, J.W., Proc. ICEC 7, 1978, pp.1-.
- 2) van Duinen, R.J., Proc. ICEC 8, 1980, pp.1-.
- 3) Mason, P.V., Proc. ICEC 8, 1980, pp.6.
- 4) Mason, P.V., Collins, D., Petrascu, D., Yang, L., Edeskuty, F. and Williamson, K., Proc. ICEC 6, 1976, pp.273-.
- 5) Mason, P.V., Collins, D., Petrascu, D., Yang, L., Edeskuty, F., Schuch, A. and Williamson, K., Proc. ICEC 7, 1978, pp.99-.
- 6) Petrascu, D. and Mason, P., Proc. ICEC 7, 1978, pp.120-.
- 7) Yang, L.C. and Mason, P., Cryogenics, Vol. 20, No.2, 1980, pp.91-.
- 8) Hayakawa, S., Proc. Symp. on Advanced Instrumentation for Space Astronomy, 1982.
- 9) Murakami, M., Nakaniwa, N., Hayakawa, S., Matsumoto, T., Murakami, H., Noguchi, K., Uyama, K. and Nagano, H., ISAS Rept. No. 604, Inst. of Space and Astronautical Science-1983.
- 10) Tanaka, W., Watanabe, T., Sawamura, M., Onaka, T., Yamaguchi, A., Nakagiri, M., Akita, K., Kodaira, K. and Nishi, K., ISAS Rept. SP-5, March 1983, pp.35-.
- 11) Landau, L.D. and Lifshitz, E.M., Fluid Mechanics, 1959.
- 12) Murakami, M., Nakaniwa, N., Nakai, H. and Uyama, K., ISAS Rept. No.612, 1984.
- 13) Murakami, M. Proc. of Int. Space Cryo. Workshop, Berlin, 1984.
- 14) Petrascu, D., Gatewood, J. and Mason, P., Adv. Cryo. Eng., Vol. 21, 1976, pp.244.
- 15) Murakami, M., Takeuchi, R., Hayashi, T., Machida, T., Kato, S., Matsufuji, Y., and Hasui, T., ISAS Rept. No.601, 1982.
- 16) Murakami, M., AIAA J., Vol. 20, No.4, 1982, pp.570-.
- 17) Murakami, M., Proc. of 5th Int. Heat Pipe Conf., 1984, pp.439-.