

超流動ヘリウムを宇宙に飛ばす

—無重力下での液体ヘリウム冷却—

野 口 邦 男*

スペースシャトル、衛星などを用いた冷却赤外線望遠鏡による観測には、無重力下での超流動液体ヘリウムによる冷却が必要となる。この冷却技術開発のために、無重力下での超流動ヘリウムのふるまいを調べる実験が行なわれた。この種の技術開発の必要性と問題点について赤外線天文学との関連で話題を提供したい。

1. はじめに

最近における飛翔体を用いた天体観測の発展には目をみはるものがある。赤外線天文学の分野でも、望遠鏡を飛翔体に搭載して大気上層から観測することにより、地上では大気の吸収及び輻射のために観測できなかった波長域で良好な観測ができるようになってきた。また広がった赤外線源の観測は特に大気の影響をうけやすく地上からの観測はほとんど不可能で、この種の観測は飛翔体にたよらざるをえない。このように飛翔体を用いた赤外線観測は非常にすぐれた結果をもたらすものであるが、観測を成功させるためには克服すべきいくつかの技術的課題がある。それらの中でも特にやっかいな問題のひとつが冷却に関する問題である。日本の赤外線観測グループの将来計画のひとつとして、スペースシャトルを利用した赤外線観測計画 IRTS (Infrared Telescope in Space) が進められているが、ここでも冷却技術の開発が一つの重要な課題となっている。

よく知られているように、赤外線検知器は極低温に冷却することにより高感度で動作し、測定装置及び望遠鏡を冷却することにより熱輻射雑音の少ない良好な赤外線観測が実現できる。即ち良好な赤外線観測には冷却が不可欠である。冷却の方法としては、放射冷却、冷凍機による冷却、固体冷媒による冷却、液体冷媒による冷却、等があげられる。放射冷却は 50K 以下の低温を得ることが実用上難しく、また冷凍機の使用は長期間の信頼性と運転の際のパワーの供給の問題がある。固体冷媒の使用は蒸発潜熱の大きい冷媒を選べば長期間の冷却に有用であるが、冷却温度が 10K 程度までに限られる。現在の段階で極低温を比較的容易に安定して得るには、やはり液体冷媒としてのヘリウム (He) による冷却が最も信頼性の高いものといえそうである。

2. He による冷却の問題点

天体観測に用いられる飛翔体には、飛行機、気球、ロ

ケット、スペースシャトル、衛星等があげられるが、長時間にわたる良好なデータが得られるという点ではスペースシャトル、衛星がすぐれている。ところが冷却技術に関してはこれらが最も難問を含んでいる。ひとつは当然ながら長時間にわたって冷却作用の持続を必要とする点であるが、更に重要な点は無重力下で安定した冷却を継続する必要がある点である。通常の重力下では、液体 He を容器に貯蔵し、冷却作用に伴って蒸発する He ガスのみを比較的容易に外界に放出することができる。重力下では He が液体と気体の二相に分離され明確な液面が存在しているからである。ところが無重力下では容器中の液体は大小の液滴ないしは液塊となって浮遊していると予想され、通常の排気方法では液体も同時に放出されて冷媒は短時間の間に失われてしまう。このような無重力下で何とか液体冷媒を容器内に保持し、蒸発した気体のみを外界に排気する方法を実現しなければならないわけである。

ひとつの解決法として液体 He を使用するかわりに超臨界 He を用いる方法がある。この場合容器内の He は単一相になるので (液体、気体の二相共存状態でない) 容器内のどの部分からでも自由に少しずつ超臨界 He を外部へ放出することができ、無重力下でも問題なく冷却作用が実現できる。しかし He の臨界点は約 2.3 気圧、5.3K なのでこの臨界温度以下の低温は補助の冷却装置なしでは得られない。更に不利な点は、冷却の最終状態まで冷媒を超臨界状態に保つためには全部の He を使いきることができない上に、初期の容器内圧力がかなりの高圧となるため容器が重くなることである。

ここでもう一度液体 He による冷却の可能性に話をもどしてみよう。最近無重力下で液体 He を用いて、気体のみを外界へ放出するための気液相分離の方法が開発されつつある。この気液相分離の方法について話をすすめよう。

3. 気液相分離

液体 He には通常の粘性流体である He I とそれより低温側 ($T < 2.17\text{K}$) で存在する超流動性を示す He II がある。He II は He I と比較して極めて伝熱性に優れている点、及び、より低温度が得られる点等いろいろ利点がある。しかし特筆すべき点は、He II の超流動現象を利用すると無重力下で液体冷媒を安定に容器内に保持し、冷却によって流入する熱を蒸発ガスの形で外部に放

* 名大理 Kunio Noguchi: Flight of Superfluid Helium—Liquid Helium Cooling under Zero-Gravity

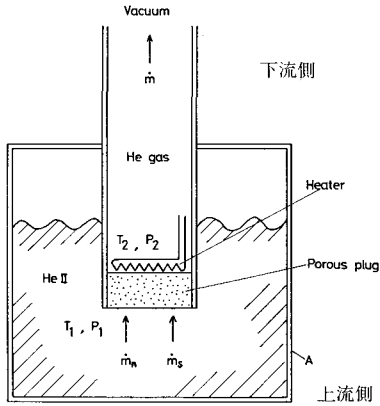


図 1 Porous Plug による気液相分離. 容器 A 中の超流動 He は真空空間へと排气される. 重力下での状態を示す.

出できる点である. 気体のみを選択的に外部に排气するために用いられるものが気液相分離器と呼ばれるもので, これを用いて排气流量の調節も行なうことができる. 一般に冷却望遠鏡の多くの部分は蒸発した低温 He ガスとの熱交換で冷却されるので, 排气流量が調節できるということは装置の冷却温度をある程度制御できることを意味する.

スペースシャトルを利用する IRTS 計画においては気液相分離器として Porous Plug (P.P.; 多孔質栓) が使用される予定である. P.P. は約 10 μm 程度のアルミナ粒子を焼結して, 径 2 cm, 厚さ 8 mm 程度の大きさに成型したもので, 素焼の陶器を思わせる多孔質物体である. HeII に対する P.P. の動作を図 1 によって説明しよう. 容器 A に貯えられた HeII に接する P.P. の一方の側 (上流側) の温度, 圧力を T_1, P_1 とし, 宇宙空間へ (地上では真空ポンプにより) 排气される側 (下流側) の温度, 圧力を T_2, P_2 とする. P.P. の下流側には電熱ヒーターが巻かれており加熱できるようになっている. さて HeII の種々の物性は HeII が常流動成分と超流動成分から成っているとすする二流体モデルでかなり説明されるが, この二流体モデルに従って P.P. の動作の説明をすすめることにする. 今, 下流側から排气されると下流側の圧力が低くなる, $P_1 > P_2$. すると常流動成分はその圧力差に比例した流量 (\dot{m}_n) で下流側へ流れる. そして P.P. の中間位置に存在する気液界面で He の一部は潜熱を奪って蒸発し, このため下流側は若干低温となる. $T_1 > T_2$. 超流動成分は低温側から高温側へ流れようとする熱機械効果が作用して ($\dot{m}_s < 0$) この結果下流側へ向かう正味の流量 $\dot{m} = \dot{m}_n + \dot{m}_s$ は大いに相殺される. P.P. の孔の大きさ, 厚さ等を適当に選ぶと HeII を容器中に安定に保持することができる. 更に下流側をヒーターで加熱し温度を上げると, 超流動成分に対する熱機械効果

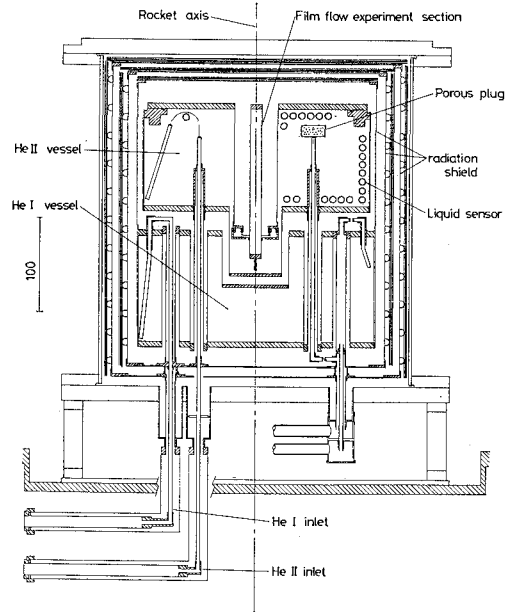
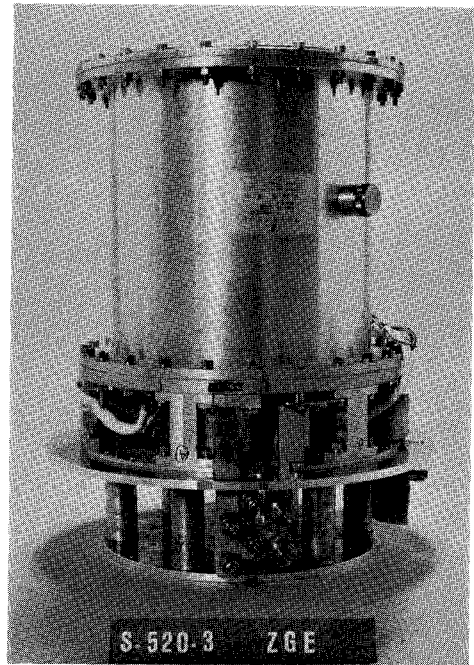


図 2 S-520-3 号機ロケットに搭載され, 超流動 He の無重力実験が行なわれた観測器 (He Dewar) の断面図. 全体を覆う真空容器中に 2 つの He 容器がある.



が弱められ正味の流量 \dot{m} が増大する. 従ってヒーターによる加熱量を調節すると P.P. を通して排气される HeII の流量を制御することができる. この場合正常に動作するためには, P.P. は常に HeII に浸っているか, もしくは十分な厚さの HeII の薄膜におおわれている必

要がある。

最初の技術開発は地上実験によって良好に動作する P.P. を選びだすことである。つきにはこの P.P. が無重力状態で適当な HeII の供給をうけながら予想通りに良好に動作するかどうか調べる必要がある。第一の関門である P.P. の製作は比較的順調に行なわれた。いよいよ P.P. を使用した HeII の無重力実験がロケットを使って行なわれることになった。

4. ロケットによる HeII の無重力実験

(i) 超流動 He のふるまい

ロケットによる HeII の無重力実験 (zero gravity experiment; ZEG) の行なわれた観測器を図 2 にその断面図で紹介しよう。主要な実験空間は容量が約 4l の HeII 容器で、この中に P.P. が取りつけられ、P.P. からパイプを通して外部へ He ガスが排気される。更に HeII 容器内には器壁に沿って 22 個の HeII 液体センサーが取り付けられ、ロケットの加速、減速と無重力の実現に伴う HeII のふるまいが追跡された。液体センサーは約 5mm の長さの細線で、これが HeII 液体に触れるとその抵抗値の変化で検出できるものである。この他 HeII 容器には薄膜流実験のため、He ガスを封入した銅製のパイプ及び HeII の運動によるマイクロフォニック雑音をモニターするための回路素子を取りつけられた。実験空間となっている HeII 容器への熱流入を防ぎ超流動状態を安定に保つために、He I 容器 (容量約 5l) 中の He I が補助冷却の働きをした。これらの二つの He 容器は常温部からの放射熱流入を防ぐための radiation shield で二重に覆われている。最外壁は断熱真空容器となっている。

さていよいよロケットによる飛翔実験に話をすすめよ

う。ロケットの打上げは、1982 年 2 月宇宙科学研究所の鹿児島宇宙空間観測センターから行なわれた。ロケットに搭載された観測器は、打上げ直後から約 30 秒間燃料の燃焼による大きな加速度を下向きにうけるが、燃焼終了と共に数秒間残留大気による弱い減速をうけたあと約 7 分間の慣性飛行中 (重力 $< 10^{-3}g$) の無重力状態をすごした。ただし通常のロケットでは、姿勢安定のために軸まわりに加えられるスピンによる遠心力が数 g (地表重力の数倍) にも及ぶので、無重力状態を実現するためには姿勢制御装置によりスピンを止める必要がある。今回の実験は姿勢制御装置を伴った S-520-3 号機によって行なわれ、打上げ後約 80 秒にスピスが停止している。ロケット飛翔中の HeII のふるまいを 22 個の液体センサーのデータによって図 3、図 4 に示す。図には HeII 容器のロケット軸を含む断面図が軸を含んで片側のみ示されている。数字は打上げ後の秒時を示し、白丸が He ガス、黒丸が He 液体の状態を示す。

打上げ後 0~20 秒の間は、燃焼時の加速により液面が下方におし下げられている (0 秒時にはロケットがやや傾いているため実際の He 液面よりも高い位置のセンサーが HeII に触れていた)。30 秒を過ぎて燃焼が止まると下向きの加速度がなくなり、スピンによる遠心力が主な力となって 33 秒~34 秒にかけて急速に HeII がロケット軸から最も離れた壁面におしやられていく状況がわかる。スピスが止まった 80 秒後から HeII ははだいに浮遊状態に入り、その後の HeII の分布は 50 秒毎に示されているように急激な変化はなく比較的安定していることがわかる。液体センサーの大きさが約 5mm 程度であること、及び、HeII の分布があまり短周期の変化を示していないことを考えると、HeII はその大部分が数

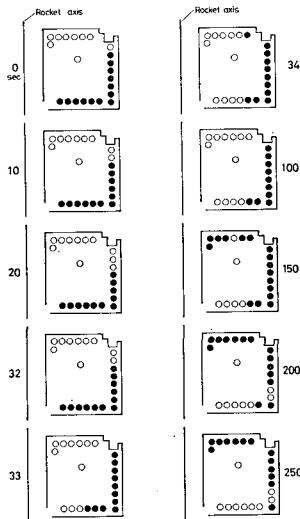


図 3

ロケット飛翔時の HeII のふるまい。ほぼドーナツ状をした He 容器の断面図がロケット (中心) 軸の片側のみ示されている。黒丸の位置に HeII が存在している。数字は打上げ後の秒時を示し、時間の経過と共に He の移動するようすがわかる。

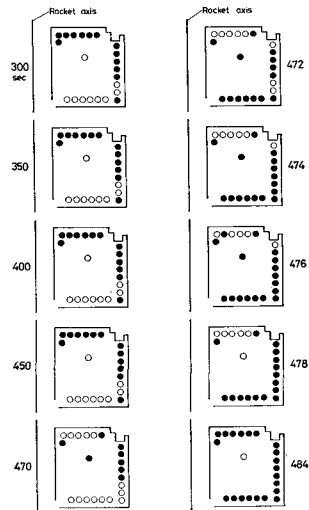


図 4

mm 以上の液塊としてふるまっていたようにみえる。470 秒以後はロケット高度が低くなって地球大気による減速をうけ HeII の分布が大きく変化しているのがわかる。

液体のふるまいは表面張力と重力の比からおおよそのようすを予測することができる。重力が減少するに従い表面張力が優勢となって液体は液滴にと分かれていくと予想される。今回の結果からわかることは無重力状態においても表面張力のために HeII が微少な液滴に分離し尽してしまうことはなく、むしろある程度の大きさの液滴ないしは液塊としておだやかなふるまいをしていたということである。これは HeII による冷却にとっては大変好都合な結果である。

(ii) 無重力下での気液相分離器の動作

さて次にいよいよ P.P. の無重力下での動作の結果をみてみよう。打上げ約 60 秒後、ロケットが充分な高度に達したところで P.P. を通して HeII の宇宙空間への排気が開始された。外界に放出される He ガスの流量を測定する装置が不調だったため流量はわからなかったが、P.P. によって HeII が容器内に安定に保持されていたことは温度計の信号で確認することができた。打上げ約 280 秒後からは、P.P. の下流側を約 50 秒毎に 3 段階に加熱して、He の流量制御の実験が行なわれた。この際の P.P. 下流側の温度変化を図 5 に T4 で示す。各段階毎にヒーターの加熱量に応じて温度がきれいな階段状の変化を示しているのがわかる。これは P.P. が正常に動作していたことを示している。即ち P.P. の上流側は無重力下の飛行中にも安定して HeII が供給されていた

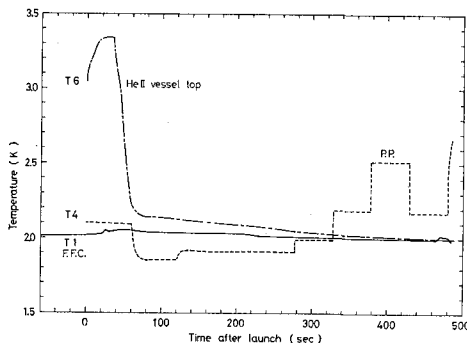


図 5 飛行中の観測器内の温度変化。T1 は HeII の温度を示している。超流動と常流動 He の転移温度は 2.17K なので飛行中は超流動状態が保たれていたことがわかる。T4 は Porous Plug 下流側の温度を示す。打上げ約 130 秒後から安定した動作状態となったことがわかる。T6 は HeII 容器の上端の温度を容器の外側で測定している。無重力下で HeII が容器内に一様に分布することによって容器上端がよく冷却されていくようすがわかる。

と判断できる。約 480 秒時の加熱の際には温度が上昇を続けたままになっており、これは P.P. の上流側の HeII の供給が追いつかなくなってしまったために P.P. が正常に動作していないことを示している。この時にはロケットが地球大気に再突入したための減速により無重力状態が破れ HeII の分布が片寄ってしまい P.P. に十分供給されなかったためと理解される。これらの結果をまとめると、無重力下においては、地上の実験室のデータから予想された通りに、P.P. は大変具合よく気液相分離器としての機能を果たしてくれることがわかった。

(iii) 超流動薄膜流の実験

容器に入れられた HeII は重力のある場所でも薄膜流となって器壁をはい上っていく。この超流動薄膜は上の方ほど薄くなっているが、重力が弱くなると次第に厚さが増し、より高い位置まではい上っていくことが知られている。この超流動薄膜が覆っている部分は、HeII による伝熱が良好なために、非常に良い温度の均一性が得られる。この温度の均一性を測定することによって無重力下での超流動薄膜の成長するようすを調べる実験が前述のロケットを用いて同時に行なわれた。図 2 で Film flow experiment section の位置に示された径 1 cm 長さ約 16 cm の銅パイプには He ガスが封入されパイプの下端は HeII 容器に接している。このためパイプ内の HeII は下端で液化され超流動薄膜となってパイプの内壁をはい上っていく。重力下では超流動薄膜はパイプの上端までは十分には達しないが、無重力下では上端までほぼ均一に薄膜が成長する。このためパイプの上端と下端で測定される 2 つの温度の差はほとんどなくなると期待される。ロケット実験の結果、薄膜が無重力下でパイプの上端まで成長するようすがはっきりとらえられた。

5. おわりに

これまでの一連の実験で、無重力下での超流動 He による冷却に関する技術の基本的な部分は解決の見通しが得られたと考えている。実験を始めた当初は、たいていの場合そうであるように、一体何が問題となりそうなのかそれこそが問題であった。よくこれまでの結果にこぎつけられたものだと思う。この種の飛行実験の難しさは、個々の実験項目を成功させることもさることながら、超流動を安全に飛行させること、そのことが最も難しいように感じられる。超流動 He 冷却を安定、安全に飛行体観測に用いていくには、飛行の際の支援設備、方法等について、更に十分検討を加えていく必要があるだろう。今後の発展のために、この記事を読まれた方々からも種々の助言が得られれば幸いと期待している。最後に、この実験は IRTS 計画を支える多くの研究者によってすすめられ、またロケットの打上げに際しては宇宙研の方々の多大な助力を得ていることを付記しておきたい。