

||||| 特集：21世紀の宇宙・マイクロ重力 |||||
(解説)

軌道上極低温燃料再補給技術の概要と展望

河南 治

Review and Prospect for the Resupply Technology of Cryogenic Liquid Propellants on Orbit

Osamu KAWANAMI

Abstract

The resupply technology of cryogenic liquid propellants under microgravity condition is a key to construct an infrastructure of future space transportation system. This paper presents an overview of Cryogenic Fluid Management (CFM) under microgravity, which is the base of this technology. In addition, some experiments on forced convective boiling of the cryogenic fluid, which was conducted by the author's group, is described. Through this experiments, some points to which we should pay attention for drop experiments, such as pressure limit, flow rate measurement and experimental time limit, are also described. Outline of experimental project, which will be conducted by the author's group, is presented.

1. はじめに

現在の直接投入型宇宙輸送系に代わる将来型の宇宙輸送インフラストラクチャとして、OTV (Orbit Transfer Vehicle) ネットワークが提唱されている。このシステムは主にLEO (Low Earth Orbit) に配置された燃料ステーションとOTVから構成されている。地上からLEOに打ち上げられたペイロードは、燃料ステーションから燃料補給を受けてスタンバイしているOTVによって拾い上げられ、目的地に運ばれる。OTVは再びLEOに戻ってきて次のミッションに備えるというものである。このシステムによって、地上からLEOまでとLEO以遠のミッションを分けて考える事ができ、将来の大量かつ多様な宇宙輸送に低コストかつ柔軟な対応が可能となる¹⁾。また、衛星燃料の軌道上での補給が可能となれば衛星の寿命を飛躍的に向上させることができ、ゴミ発生率を低減することができる。

このシステムのkeyとなるのが、LEOに配置されている燃料ステーションである。ここで用いる燃料は、ミッションに対する柔軟性・低コスト化の観点から高比推力の燃料である液体酸素・水素が適当であるが、実現には宇宙空間での極低温燃料の貯蔵と移送の技術開発が必要である。

本報では軌道上極低温燃料再補給技術の概要と課題、そして筆者らが行っている極低温流体強制対流沸騰実験について概説するとともに、落下塔による極低温流体実験の難点と工夫を述べる。

2. Cryogenic Fluid Management

宇宙空間での極低温流体管理技術はCFM (Cryogenic Fluid Management) TechnologyとしてNASAを中心に1980年代から研究が進められてきた²⁾。このNASAが考えているCFM Technologyは液体貯蔵・液体供給・液体移送・液体ハンドリングの4つのカテゴリーに分かれる。本節では液体移送分野を中心に、それぞれのカテゴリーについて簡略に述べる。

2.1 液体貯蔵

地球低軌道上の飛行体、人工衛星などの構造物の表面温度は数十K~数百Kと高範囲の温度状態が考えられ、極低温燃料移送・貯蔵時に外部からの熱侵入が生じる。極低温流体長期貯蔵時における熱管理システムとして、打ち上げからLEO間で必要となる発泡断熱材と高真空の軌道上で威力を発揮するMLI (Multilayer Insulation) を組み合わせたシステムが有効である。宇宙環境での貯蔵期間の長さに応じてMLIの層の数を加減して対応する。貯蔵中の圧力管理にはジュールトンブソン弁を用いるTVS (Thermodynamic Vent System) が考えられている。

2.2 液体供給

微小重力状態では、気液が分離する地上とは違って液体位置の捕獲が困難である。このような状態でも液体位置捕獲の作業(スラスト噴射等)なしに液体をエンジン始動や液体再補給のラインに供給できる装置、LAD (Liquid Ac-

大阪府立大学大学院工学研究科機械系専攻航空宇宙工学分野 〒599-8531 大阪府堺市学園町 1-1
Aerospace Engineering Department, Osaka Prefecture University, 1-1 Gakuen-chou, Sakai, Osaka, 599-8531 Japan
(E-mail: kawanami@aero.osakafu-u.ac.jp)

quisition Devices) の高パフォーマンス化が重要である。特に表面張力の小さい液体水素や液体ヘリウムの場合は、LAD による液体の保持力が小さくなるために問題が多い。

2.3 液体移送

微小重力のような加速度環境に縛られないシンプルな極低温燃料移送方法として、No Vent Fill³⁾や Vented Fill といった手段が考えられている。Vented Fill は、受け取り側タンクに設けたベント口からガスを排出しながら液体を充填する。液体充填時に気液分離によりベント口からの液体流出を防止する必要がある。軌道上の微小重力下での気液分離が課題である。また、ベント口からの蒸気排出があり、液損失につながる。No Vent Fill は予め受け取り側タンクを予冷し、タンク内蒸気の凝縮促進を行うことでベントなしに液体を充填する。気液分離を必要としないが凝縮効率を向上させるためにデバイスを追加する必要がある。

有力な手段と考えられる No Vent Fill は予冷/充填の 2 段階に分かれる。液体充填の前に、タンク壁面温度を No Vent Fill によってタンク内圧力が設計値を超えないように設定される初期壁面温度、「Target Temperature」まで冷却する。この予冷は「Charge→Hold→Vent」のサイクルを数回行って達成される。「Charge」で、空のタンクに少量の極低温液体を注入する。初めは低いタンク内圧力のために液体はすぐに蒸発するが、そのうちに液滴となり蒸気がタンク壁面に接触して蒸発する。この蒸発による熱移動によってタンク内壁が冷却される。極低温流体の注入が終わると注入口を閉じてタンク内の状態を「Hold」する。この間にタンク内の冷却蒸気と壁面間の対流熱伝達によってタンク内壁が冷却される。「Hold」状態が落ち着くと、ベント口を開いて蒸気を「Vent」する。「Vent」中は等エントロピ的变化によって内壁が冷却される。タンクが空になるとベント口を閉じて再び「Charge」が始まる。この「Charge→Hold→Vent」サイクルをタンク内壁が「Target Temperature」になるまで繰り返す。この「Target Temperature」によって充填可能な液体量が決定される。

タンク内壁が「Target Temperature」に達したらベント口を閉めて液体充填を始める。液体充填は 3 段階に別れる。液体充填初期（第一段階）では液体注入口ですぐに蒸発が生じる。この段階はタンク壁面からすべての熱エネルギーを取り除くまで続く。タンクに液体がたまり始めると第二段階が始まる。注入される液体によってタンク内の蒸気が圧縮され、タンク内圧力が上昇する。気液界面での圧力が液体の蒸気圧に達すると、蒸気の凝縮が始まる。これが第 3 段階である。注入される液体によってタンク内に残っている蒸気が凝縮され、タンクが液体で充填されるようになる。

Fig. 1 に液体供給・液体移送の概要をまとめた。

2.4 液体ハンドリング

この分野にはエンジンの急停止・始動時のスロッシング問題や液体管理中の緊急事態における対処方法、機器・計

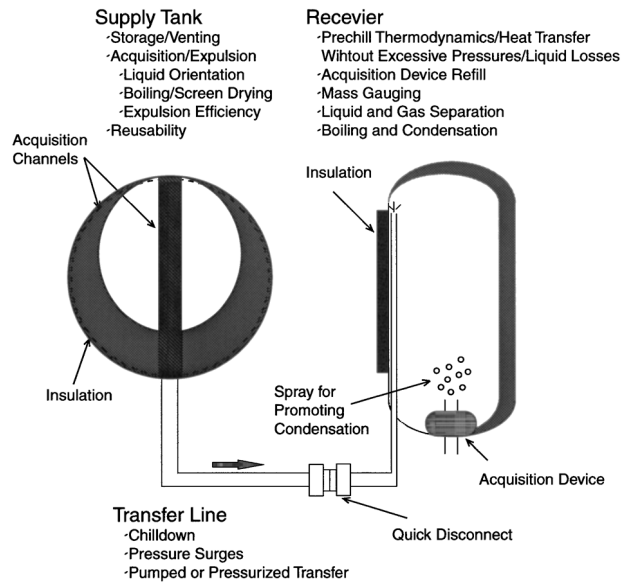


Fig. 1 Cryogenic Fluid Management Considerations.

器の開発などが含まれる。貯蔵タンク重量全体の60%~70%を占めるであろう液体燃料のスロッシングは貯蔵タンクの姿勢制御等に重大な影響を与える。このスロッシング問題にはCFD (Computational Fluid Dynamics) や落下塔実験などによる解析が行われている。また、予想外の熱侵入や事態が発生した場合、タンク内を安全な圧力範囲に保つために、急速な排気システムを考える必要がある。反対に熱流出に対し液体の凍結を回避するために、流体の熱的状态を常に3重点より上で維持しなければならない。開発すべき機器・計器として、微小重力下における流量計測器や脱着が容易なコネクタ (Quick Disconnect)、リーク発見器、2相流流量計、非破壊検査方法等が挙げられる。

3. μG における極低温流体の熱特性

CFMのように極低温流体を微小重力下で管理するためには、微小重力下における極低温流体の熱流体の特性を把握する必要がある。特に液体移送時に生じる、強制対流の熱流体特性は基礎となるものである。しかし、今までに微小重力下で極低温流体強制対流実験はほとんど行われておらず、B. N. AntarらがKC-135で行った、液体窒素によるライン急冷却実験がある程度である⁴⁾。そこでは μG 下においては特徴的な「Filamentary Flow Pattern」があること、冷却速度が μG 下で減少することが報告されている。しかし、伝熱特性を決定付ける熱流束・熱伝達率の導出、流量規定、Flow Patternと熱特性データの関連、など多くの研究課題が残っている。何よりこれまでに行われた極低温流体強制対流沸騰実験がほとんどないため、基礎データの不足が一番の問題である。

筆者らはこれまでJAMICにて微小重力下における極低温流体強制対流沸騰熱伝達実験を液体窒素を使って行って

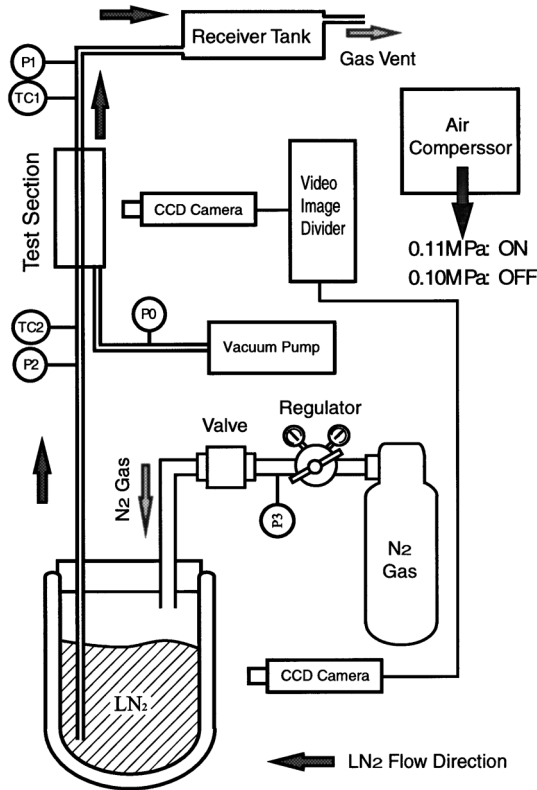


Fig. 2 Experimental Set-up.

きた^{5,6)}. 本節では実験の現状, 極低温流体を用いた微小重力実験のノウハウや工夫を述べる.

3.1 実験手順と結果

実験装置の概略図を Fig. 2 に, テストセクションを Fig. 3 に示す. テストセクションは重力に対して平行に設置され, 周りを真空断熱した透明伝熱管を用いている. 透明伝熱管⁷⁾はガラス管内面に金薄膜をコーティングしており, 金薄膜を测温抵抗体として使用することにより管内壁温度と流動挙動が同時に観測できる.

実験開始コマンドを受けると, 圧力制御された窒素ガスが液体窒素タンク内に入り, タンク内の圧力を上げることによってタンク内の液体窒素がテストセクションに送り込まれる. また, 観測用画像にビデオタイマーを使うことにより実験開始からの経過時間を10 ms 単位で入力し, 温度データと観測データの合致を可能としている.

まず, 本報で議論する実験条件を Table 1 に示す. 地上と微小重力の対比実験では質量流量がほぼ同じ条件としている.

地上・微小重力実験における管内壁温度経過を Fig. 4 に示す. 図中の微小重力信号は, 微小重力中に5 V の電圧を測定しているので, 微小重力信号が5 V を示している間(約10秒)が微小重力となっている. Fig. 4 中に示す温度の時間変化の違いにより, 通常流体と同じく膜沸騰, 遷移及び核沸騰, 単相強制対流の三つの領域に分別でき

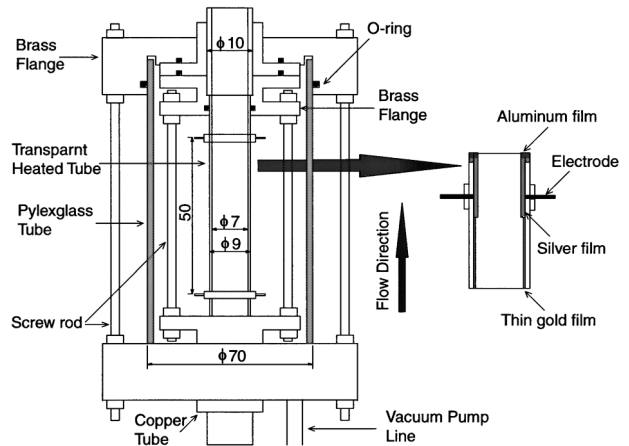


Fig. 3 Test Section.

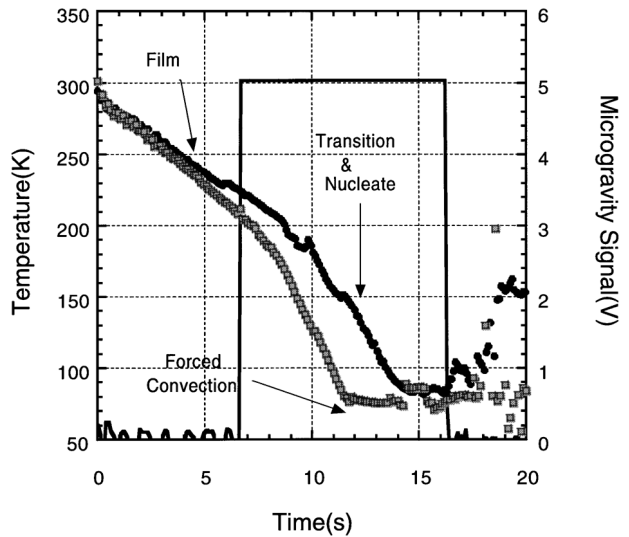


Fig. 4 Temperature Histories of Innerwall of Tube under 1 G and μG (\bullet 1 G, \square μG , $-$ μG signal).

Table 1 Experimental Conditions

	1 G	μG
Mass Velocity ($\text{kg}/\text{m}^2 \cdot \text{s}$)	115.8	112.4
Flow Direction	Against Gravity	—

る. また微小重力下で行った実験では, 遷移及び核沸騰領域における温度変化が地上実験に比べ約1.2倍となり, 伝熱が促進されていることがわかる.

次に管内壁面熱流束を非定常熱伝導方程式を用いて導出した. 管内壁温度と流体温度の差で定義される過熱度を横軸, 熱流束を縦軸とした, 両対数軸の沸騰曲線を Fig. 5 に示す. 微小重力実験では地上実験に比べ, 最大熱流束が1.42倍, 最小熱流束が1.89倍と Fig. 4 で示された温度変化率に比べ大きくなっていることがわかる.

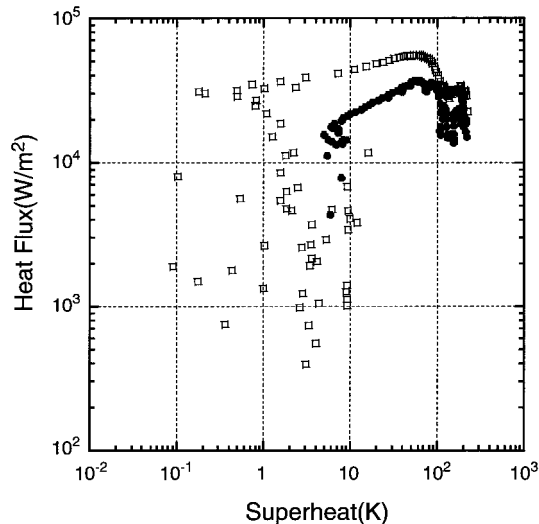


Fig. 5 Boiling Curve under 1 G and μ G (● 1 G, □ μ G).

3.2 極低温流体を使った落下塔実験の工夫

極低温流体とは一般的に沸点が液化天然ガス (LNG) の沸点 (110 K) 以下の流体の総称である。当然、落下実験中や実験待機時にも蒸発する。閉鎖空間ではこの蒸発によって空間内の圧力上昇が起こるため、閉鎖空間での実験を強いられる微小重力実験では極低温流体の使用に関して厳しい制限がある。日本の飛行機実験では極低温流体の搭載自体を禁じていたが、産業技術総合研究所の中納暁洋氏が微小重力下における液量測定実験で初めて液体窒素を使って実験を行った⁸⁾。このときは、飛行機の排気システムを使ったようである。JAMIC では実験装置を内カプセルに搭載し内カプセルを密閉した上で実験を行うため、外部と通じる排気口は無い。そのため、極低温流体の蒸発がすぐさま内カプセル内部圧力の上昇に寄与する。JAMIC には内カプセル内部圧力は1.0~1.1気圧に保たなければならないという隠れた束縛が存在するが、0.1気圧程度の圧力上昇は実験装置引渡しから落下実験開始までの待ち時間における自然蒸発分と、実験中に使う液体の蒸発分で簡単に越えてしまう。しかも極低温流体を沸騰実験流体に用いる場合、実験装置自体を閉鎖系ループ構造にすることは難しい。解決方法として、実験装置にコンプレッサーを搭載し、圧力上昇分の気体を吸引するという多少荒っぽい方法を取り、どうにか実験可能な圧力範囲に内カプセル内部圧力を保つ事ができた。

落下実験はJAMICでも10秒間と短い。このような短時間で沸騰現象のすべてを捉えるためには多くの液体窒素をテストセクションに流す必要があるが、内カプセル内部圧力も急上昇する。このジレンマの解決に流路・テストセクションの徹底した簡略化を図り、液体供給タンクからテストセクションまでの流路を約300 mm、透明伝熱管は実験初期の390 mm から50 mm にまで短縮した。この結果、実

験初期には質量流量が $220 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$ の時に25秒かかっていた透明伝熱管内壁の液体窒素温度到達時間が、質量流量 $120 \text{ kg/m}^2 \cdot \text{s}$ と小さい時でも15秒で液体窒素温度に到達できるようになった。また、簡素化によって必要な液体窒素搭載量が減少したことも落下塔での実験をやりやすくした。

反対に落下塔極低温実験における利点もある。窒素ガスによる内カプセル内部圧力上昇の時間変化から窒素のモル数増加率、すなわち質量流量が見積もれるという点である。極低温流体の流量計測には沸騰によって気液二相流になる、極低温領域を測定できる流量計が高額、そして μ G実験での実験空間の制限などいくつかの困難がある。本実験では極低温流体供給側タンクをガラスで製作して、タンク内の液体表面位置を測定する事によって質量流量を見積もっている。1 G 下でこうして見積もった質量流量とテストセクション出入口の管内圧力差を前もって関連付けておき、 μ Gでのテストセクション出入口管内圧力差から質量流量を算出しているが、モル数増加率から算出した質量流量、さらに落下実験前後の供給側タンク内の液体表面位置から算出した質量流量とつきあわせることによって3重に流量計測を行っている。

4. これからの展望

筆者らは平成13年度宇宙環境利用に関する地上研究公募に選定された「軌道上極低温液体再補給技術に関する研究」に提案者の石川島播磨重工業今井良二氏らと共同研究を開始している。提案では、主に極低温液体移送時の No Vent Fill を効率よく達成するために必要な技術要素 (気液分離・凝縮促進・熱解析コード) を研究する⁹⁾。具体的には、タンク内に旋回流を形成し遠心力により蒸気相をタンク中心部に保持するとともに、タンクの中心軸上にスプレーを供給して蒸気相の凝縮を促進し、タンク内圧の上昇を抑制する方法を検討する。地上重力下での実験では、液体窒素を用いてタンク予冷および充填時の凝縮促進過程の検証を行う。微小重力実験では、高揮発性液体を用い、タンク予冷特性、遠心力による気液分離過程等の検証を行う。これらの実験結果をもとにシステムの熱流動過程を模擬する熱流動解析コードを開発・評価・改良し、軌道上実験装置の概念設計が可能なツールとして整備することが目標である。

以上、CFM Technology の概要と極低温流体移送技術に関連する筆者らの落下実験について述べた。軌道上極低温燃料再補給技術実現には多くの初期投資が必要であり、克服すべき技術課題も多い。しかし、日本でも再使用型輸送系を研究・開発する機運があり、こうした輸送系とCFM Technology/OTV ネットワークを結びつけて考えることは、学生の立場から見ても非常に興味をひく計画であり、宇宙開発に携わろうとしている若手研究者・学生の大きなモチベーションになると考える。

参考文献

- 1) 中須賀真一：日本航空宇宙学会誌, 49 (200) 8.
- 2) L. J. Hastings, S. P. Tucker and C. F. Huffaker: AIAA/NASA/OAI Conference on Advanced SEI Technologies, Cleveland, September 1991, AIAA-91-3474.
- 3) David J. Chato and Rafael Sanabria: Prepared for the 27th Joint Propulsion Conference cosponsored by the AIAA, SAE, ASME, and ASEE, Sacramento, June 1991, AIAA-91-1843.
- 4) B. N. Antar and F. G. Collins: Microgravity Sci. Technol., 1997, pp. 118-128.
- 5) O. Kawanami, T. Hiejima, H. Azuma, K. Matsunaga and H. Ohta: Proc. The 16th Japan Society of Microgravity Application Conference, Osaka, October 2000, pp. 130-131.
- 6) 河南 治, 比江島俊彦, 東 久雄, 松永和則, 大田治彦: 第44回宇宙科学技術連合講演会講演集 (下巻), 福岡, 10月2000, pp. 1076-1080.
- 7) H. Ohta, Koichi Inoue, Yoshiteru Yamada, Suguru Yoshida, Hiroshi Fujiyama and Seizo Ishikura: ASME/JAME Thermal Engineering Conference: Vol. 4, 1995, pp. 547-554.
- 8) 中納暁洋: <http://www3.jsforum.or.jp/data/data01/top-u2026.html> を参考.
- 9) 今井良二: 平成13年度選定公募地上研究テーマ研究概要, 日本宇宙フォーラムホームページ (公開予定)

(2001年9月14日受理)