

Joule-Thomson サブクーラーによる極低温液体ロケット推進剤の過冷却化と打ち上げ能力の向上

Subcooling of Cryogenic Liquid Rocket Propellant and Improvement of Launch Capability with Joule-Thomson Subcooler

○坂野友哉, 杵淵紀世志, 福崎俊哉
名古屋大学

○Yuya Banno, Kiyoshi Kinofuchi and Toshiya Fukuzaki
Nagoya University

Abstract

When cryogenic liquid propellant does not have sufficient NPSH before re-ignition, inducers suffer from cavitation instability, which causes degradation of pump performance and erosion. Conventionally, two steps are required to secure the NPSH: propellant tank venting and pressurization with helium. Therefore, we proposed a novel method to achieve required NPSH by directly subcooling the liquid propellant using a cooling system based on the Joule-Thomson effect. In this study, experiments of the cooling system using Joule-Thomson orifices and a heat exchanger were conducted with liquid nitrogen instead of actual propellant such as liquid hydrogen or oxygen. The cooling performance was evaluated by changing the orifice diameter and the pressure upstream of the orifice. The result confirmed that the degree of subcooling tended to be improved with decrease in the orifice diameter and upstream pressure. An evaluation in case of liquid hydrogen tank based on the experimental result demonstrated that the proposed subcooler was more efficient than the conventional methods especially in the case where the amount of propellant remaining in the tank was small, i.e., in the latter half of a long-term mission.

1. 緒言

今後宇宙開発は地球低軌道を越えて月や火星への深宇宙探査へと広がっていくと考えられる。現に NASA の深宇宙探査ゲートウェイ計画や SpaceX の Starship など、月や火星の有人探査が計画されている。これまでのヒドラジン化学推進系に代えて、無毒かつ高 Isp, 加えて月・火星の水資源からの現地調達 (ISRU) が可能な液体酸素、液体水素をはじめとする極低温液体推進系が注目されている。実現には推進剤の効率的な利用が求められる。本研究ではエンジン再着火時のタンク再加圧の効率化に着目し、Joule-Thomson (J-T) 効果を利用した新しい過冷却器 (サブクーラー) を提案する。極低温推進剤を利用している場合、再着火時に推進剤の過冷却度を十分に高める必要がある。従来は主に He ガス等で急激にタンクを加圧することで過冷却度を高めるが、本研究室では J-T 効果を利用した冷却により過冷却度を上げる事を提案する。提案システムの実用上のメリットがあるかの確認を目的とし、液体窒素 (LN2) を利用した実証実験を行った。

2. Joule-Thomson 効果について

Joule-Thomson 効果は以下の式で表される。

$$\left[\frac{\partial T}{\partial P}\right]_H = \frac{v(T\beta - 1)}{c_p} \approx \mu_J \quad (1)$$

μ_J は Joule-Thomson 係数と呼ばれ μ_J が正の時、多孔質材等の絞りを通り流体が膨張、圧力が下がる際に温度が低下する。 μ_J が負の時は逆となる。この現象を J-T 効果という。本研究で

は、 μ_J が正である温度低下現象を利用した過冷却システムを検討する

3. NPSH とキャビテーション

$$\text{NPSH} = P_{in} + \frac{1}{2}\rho u^2 - P_v(T_l) \quad (2)$$

ここで P_{in} : ポンプ入口静圧, u : 入口流速, P_v : 液体推進剤の飽和蒸気圧, T_l : 液体推進剤の液温である。NPSH は液体推進剤の沸騰に対する余裕を圧力で表したもので、ロケットエンジン着火時にタンク内の液体推進剤の圧力・温度が図 1 のインターフェースの内側でなければインデューサにおいてキャビテーション不安定が発生し、ポンプの性能低下や破壊を招く恐れがある。

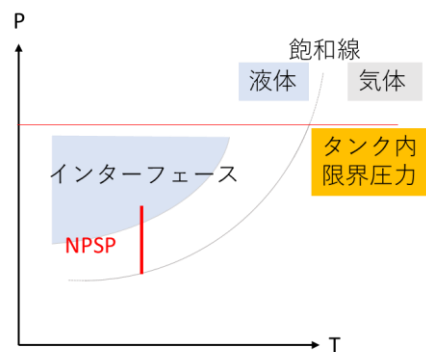


図 1 NPSH と飽和蒸気圧線

4. 従来の NPSP の確保法

図2は従来のNPSPの確保法におけるタンク内推進剤の温度と圧力と圧力との関係を表している。まずタンク内推進剤の温度、圧力を下げる為にタンク内の気相の放出(ベント)を行う(①→②)。次に着火に十分なNPSPを確保するために別に搭載されているHe等の加圧ガスを用いて、再加圧を行う(②→③)。従来の再着火方式では、①→②過程でタンク内推進剤を、②→③過程で加圧ガスを消費してしまう。

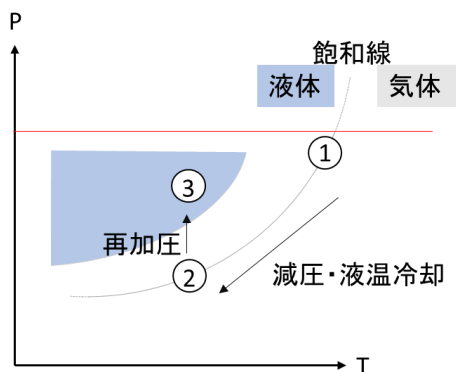


図2 タンク内推進剤のP-T線図(従来手法)

5. 提案手法について

(2)式から、NPSPを確保するためには、ポンプ入口の全圧を上げる方法(従来のNPSP確保法)とタンク内推進剤の飽和蒸気圧を下げる方法がある事が分かる。そこで本研究では、ロケットの再着火における新しいNPSPの確保法としてTVS(Thermodynamic Vent System)[1,2]から着想を得たJ-T効果を利用した冷却システムで推進剤を直接冷却し、加圧することなく過冷却状態にすることでタンク内のNPSPを確保する方法(図3)を提案する。

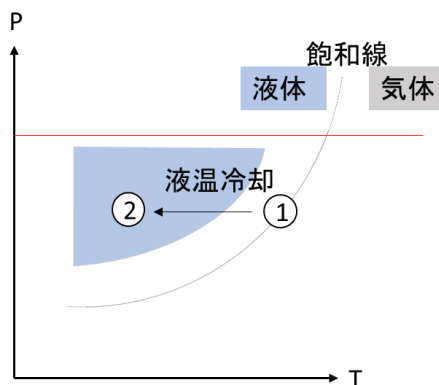


図3 タンク内推進剤のP-T線図(提案手法)

また、冷却システムで利用した排気する冷媒はタンク内の推進剤を過冷却後も十分に低温なので、例えば着火前のターボポンプや供給配管の予冷に使用出来る。提案システムはタンク内の推進剤残量が少なく、加圧すべきアレッジ(気相)ボリュームが大きいほど従来の加圧方式に対し有効であり、特に長期ミッションの後半に大きな効果が見込まれる。

6. 実験装置

J-T効果により得られる過冷却度の確認のため図4の実験装置を製作した。J-T冷却システムとして各種開口径を持つオリフィス(絞り)とその下流に熱交換器を配し、ここにLN₂を通過させることで、大気圧飽和温度77.2K以下の冷媒室素を得る。推進剤タンクを模擬したLN₂を貯めたデュワーを別に用意し、このLN₂(0.1MPaA, 77.2K, 1.6kg)とJ-T効果により得た低温室素を熱交換させることでデュワー内のLN₂を過冷却化、すなわち77.2K以下とする。デュワー内の温度変化はK型熱電対にて計測した。J-T冷却システムを流れる冷媒室素流量は、強制的にガス化させた後にオリフィス流量計にて計測した。

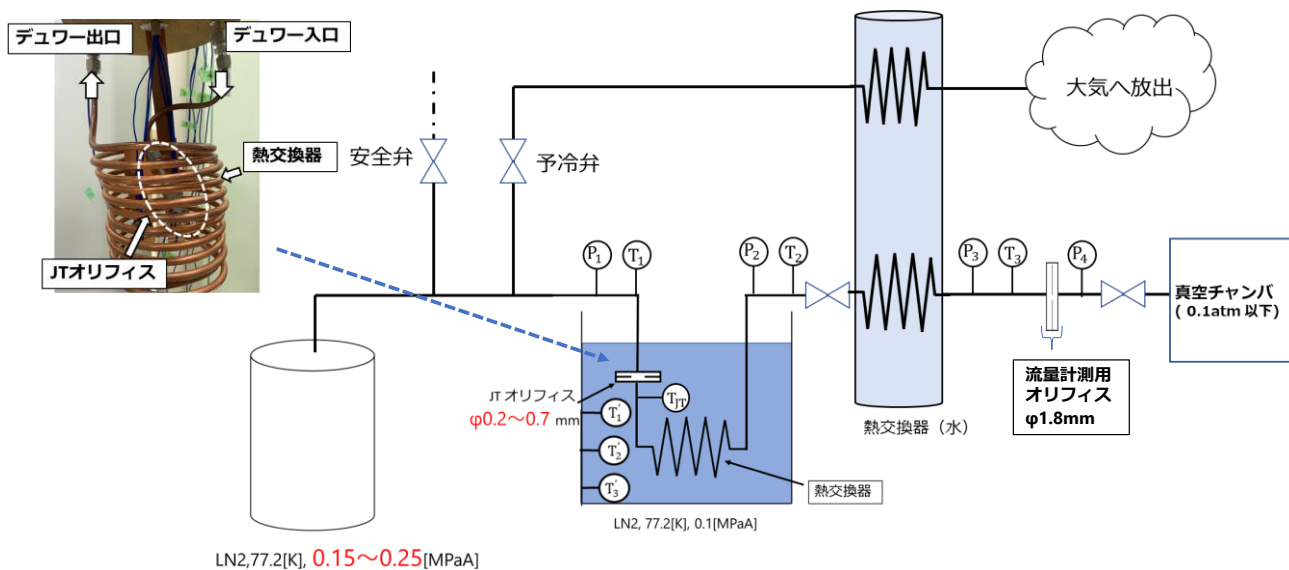


図4 実験装置概要

7. 実験条件

実験では J-T オリフィス径と J-T オリフィス上流圧 P1 (供給圧) をパラメータとした。オリフィスは直径 $\phi 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.7$ mm のものを用意した。J-T 冷却システム内を流れる LN2 (冷媒) 流量と、J-T 効果後の J-T オリフィス下流圧力 P2 が重要なパラメータとなる。オリフィス径とオリフィスに流れる流量の関係性を評価する為に、表 1 の 15 条件について実験を行った。

表 1 実験条件

J-T Orifice diameter	P1: J-T Orifice upstream pressure
$\phi 0.2$ mm	0.15, 0.2, 0.25 MPaA
$\phi 0.3$ mm	0.15, 0.2, 0.25 MPaA
$\phi 0.4$ mm	0.15, 0.2, 0.25 MPaA
$\phi 0.5$ mm	0.15, 0.2, 0.25 MPaA
$\phi 0.7$ mm	0.15, 0.2, 0.25 MPaA

8. 実験結果

例として $\phi 0.4$ mm, タンク圧 0.2MPaA でのオリフィス上下流圧力, オリフィス上下流温度, デュワー内 LN2 温度, J-T 冷却システムの冷媒質量流量の時間変化をそれぞれ図 5~8 示す。この実験条件 ($\phi 0.4$ mm, タンク圧 0.2MPaA) では, 図 7 の通り J-T 冷却システムによるデュワー内 LN2 の過冷却化が確認された。

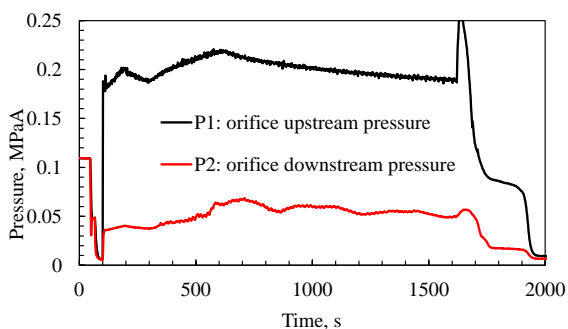


図 5 オリフィス上下流圧
(オリフィス径 $\phi 0.4$ mm, タンク圧 0.2MPaA)

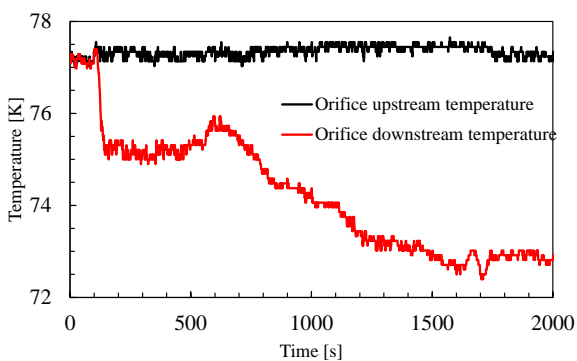


図 6 オリフィス上下流温度
(オリフィス径 $\phi 0.4$ mm, タンク圧 0.2MPaA)

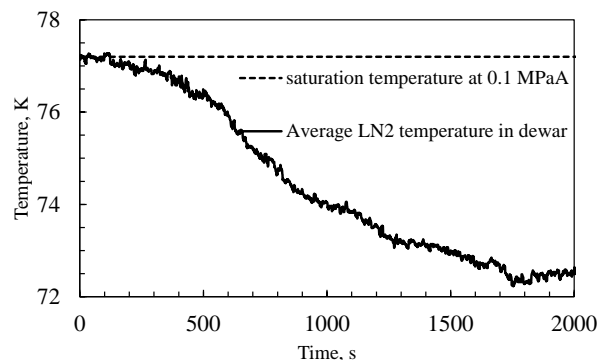


図 7 デュワー内の LN2 温度変化
(オリフィス径 $\phi 0.4$ mm, タンク圧 0.2MPaA)

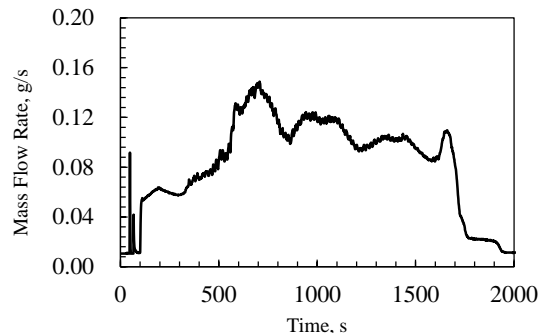


図 8 質量流量
(オリフィス径 $\phi 0.4$ mm, タンク圧 0.2MPaA)

図 9 はデュワー内 LN2 温度変化をオリフィス径毎にプロットしたものである。傾向としてはオリフィス径 $\phi 0.2, 0.3$ mm では P1 が低いほどデュワー内 LN2 の液温が低くなり, $\phi 0.4, 0.5$ mm では P1=0.2MPaA が最適であり, P1=0.15MPaA では J-T 冷却効果が得られなくなる結果となった。また $\phi 0.7$ mm ではそもそも J-T 冷却効果が得られなかった。冷却能力は J-T オリフィス上流温度と下流温度の差分 ΔT , 及び冷媒流量の双方が大きいかほど高い効果が期待される。前者はオリフィス下流圧 P2 が低いほど, つまりオリフィスの径が小さく絞りがきついほど大となる。各オリフィス径での冷却性能について, $\phi 0.7$ mm では J-T 効果で得られる ΔT が小さく入熱を考慮するとデュワー内 LN2 の液温を低下させるほど冷却性能が得られなかったと考えられる。 $\phi 0.4, 0.5$ mm ではある程度の ΔT が得られたが, P1 を下げ, 冷媒の流量が少なくなると, デュワーを過冷却にするほど十分な冷却性能が得られなくなると考えられる。また $\phi 0.2, 0.3$ mm では十分な ΔT が得られ, P1 を下げ流量が低下しても十分な冷却性能が得られる事が確認された。すなわち, 今回実験を行ったオリフィス径 $\phi 0.2, 0.3, 0.4, 0.5, 0.7$ mm の中で最も過冷却効果が高いのは, $\phi 0.2$ mm のオリフィスを使用した場合であった。また, J-T 冷却システムの理論吸熱と実際にデュワー内 LN2 から奪われたエネルギーの比を冷却効率とした時, 今回の実験装置では 35%程度が最高効率だとわかった。

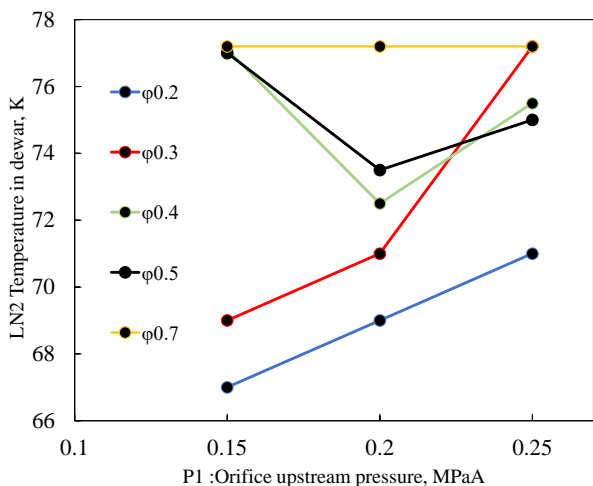


図9 デュワー内 LN2 温度降下

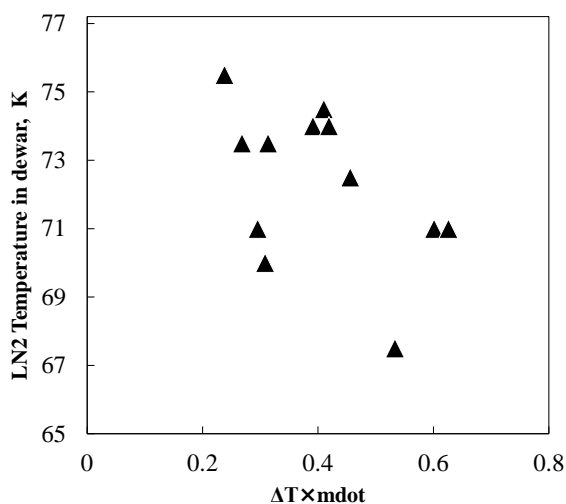


図10 $\Delta T \times$ 流量とデュワー内 LN2 温度降下

図10に図6のJ-Tオリフィス上流温度と下流温度の差分 ΔT と質量流量の積をとった値を横軸とし、縦軸にデュワー温度を取ったグラフを示す。図10より、予想通り特に $\Delta T \times$ 流量が大きいほど冷却性能が高い傾向にある事がわかる。最も高い過冷却効果が得られた条件（ $\phi 0.2\text{mm}$, 0.15MPa , デュワー内 LN2 温度 67K ）で冷却に使用した冷媒の積算流量は 320g であり、冷却対象であったデュワー内 LN2 は約 1.6kg であった。そのため、今回の LN2 実験では、推進剤の約 20% を冷却システムに流すことで NPSP を確保する事が可能だとわかった。

9. 効果予想

本実験を通して、最も過冷却効果が高かった条件（ $\phi 0.2\text{mm}$, 0.15MPa , デュワー内 LN2 温度 67K ）で提案システムを利用した際の実際の液体水素（LH2）ロケットの消費推進剤量について算出を行った。まず、冷媒の冷却前と冷却後のエンタルピー変化 ΔH は 338.8kJ/kg となった。冷媒の積算流量 320g であったため、J-T 冷却システムの理論吸熱は 108kJ となる。しかし実際にデュワー内 LN2 から奪われたエネルギーは、 34kJ であり、これらの比を冷却効率とすると 33.5% であった。同様の効率を有す LH2 を利用した J-T 冷却システムを考えると、残推進剤の 14.6% を消費することで再着火に必要な NPSP を確保できることがわかった。従来手法と再着火時に消費するガス量についての比較を行った。H-IIA ロケット二段部で長期ミッション後半での再着火を想定し、タンク容量 4 万 L、タンク残量 5% 程度の状態を想定すると、従来手法では、推進剤消費量が 3kg 、加圧用の He ガスの消費量が 40kg となり、提案手法においては、推進剤消費量は約 20.7kg となった。よって、長期ミッション等の残推進剤量が少ない場面では、従来手法と比較しても優位性があるという結果となった。また消費ガス量だけでなく、加圧ガスの消費を抑えることで He 気蓄器分の搭載重量を節約できるメリットもある。ただし、自然対流が期待できない微小重力下では、強制対流を誘起する手立てや、熱交換器の性能向上が必要になると考えられる。

10. 結言

本研究では、極低温液体ロケットの再着火時における過冷却度 (NPSP) の確保について、Joule-Thomson 効果を利用した新しい手法の開発を目指し、実用的な有効性があるか確かめる為に LN2 を利用した要素実験を行った。今回の実験環境では J-T オリフィス径 $\phi 0.2$, タンク圧 0.15MPa でのシステムが最適条件であると分かった。この条件においては提案システムに使用することで再着火の際に十分な過冷却度を確保し、従来システムに対して He 搭載量及びその気蓄器の削減による機体の軽量化を達成できることを示した。

[1] Chin S. Lin and Neil T. Van Dresar and Mohammad M. Hasan” Pressure Control Analysis of Cryogenic Storage Systems”, JOURNAL OF PROPULSION AND POWER Vol. 20, No. 3, May–June 2004

[2] Samuel Mer, David Fernandez, Jean-Paul Thibault, Christophe Corre, “Optimal design of a Thermodynamic Vent System for cryogenic propellant storage”, Cryogenics 2016; 80: 127-137