

令和 6 年 6 月 11 日現在

機関番号：13901

研究種目：挑戦的研究（萌芽）

研究期間：2021～2023

課題番号：21K18779

研究課題名（和文）極低温マイクロジェット/トランスピレーション冷却による熱防護の革新

研究課題名（英文）Cryogenic microjet/transpiration cooling for reentry heat shield

研究代表者

杵淵 紀世志（Kinefuchi, Kiyoshi）

名古屋大学・工学研究科・准教授

研究者番号：90648502

交付決定額（研究期間全体）：（直接経費） 4,900,000円

研究成果の概要（和文）：本研究では、完全再使用宇宙輸送機の主要課題である再突入時の熱防護に関し、従来の耐熱材料に替えて推進剤として搭載される極低温の液体水素等を用いた流体冷却を提案する。高い冷却効率が期待される内部濡れ面積の大きなマイクロ流路を採用するが、微細流路により表面張力が卓越し、蒸気膜成長により冷却効率が低下する。そこで液体ジェットを加熱面へ衝突させ、蒸気膜の除去を促す方式を提案した。基礎実験を通じ、We数に基づく蒸気膜除去の条件を見出した。これを基に実際に模擬した供試体を金属積層造形にて製作し、液体窒素を用いた冷却実験を行った。疑多孔質と比較し、提案するマイクロジェットは冷却時間が半減することを確認した。

研究成果の学術的意義や社会的意義

従来の多孔質材に対する提案するマイクロジェット方式の優位性の実証を通じ、未だ実現されていない宇宙輸送機の「完全」再使用への貢献の可能性を示すことができた。また、ロケットエンジン等の過酷な熱流束に曝される機器の熱防護にも応用できる。例えばタービン翼の冷却等に採用することにより、発電効率の向上、脱炭素への貢献も期待される。

研究成果の概要（英文）：In this study, regarding thermal protection during re-entry, which is a major issue for reusable space transportation systems, we propose fluid cooling using cryogenic liquids such as liquid hydrogen carried as propellants, instead of conventional heat-resistant materials. We adopt microchannels with a large internal wetted surface area, which are expected to have high cooling efficiency. However, due to the small channels, surface tension may dominate, and vapor film growth may reduce cooling efficiency. Therefore, we devised a method of impinging liquid jets onto the heated surface to promote the removal of vapor films. Through fundamental experiments, we found conditions for vapor film removal based on the Weber number. Based on this, we additively fabricated a metal test module and conducted a cooling experiment using liquid nitrogen. Compared to quasi porous structure, we confirmed that the proposed microjets halved the cooling time under large We number conditions.

研究分野：航空宇宙工学

キーワード：極低温流体 気液二相流 再突入 宇宙輸送

1. 研究開始当初の背景

再使用宇宙輸送機の代表例であったスペースシャトルは、地球帰還時の再突入における空力加熱からの機体の熱防護に関する課題を理由の一つとして 2011 年に退役した。すなわち次世代の完全再使用の宇宙輸送機は、熱防護の革新なくして実現し得ない。本研究では、従来の信頼性の低い無冷却の耐熱材を廃し、宇宙輸送機に燃料として搭載される極低温の液体水素等を利用した流体冷却を提案する。

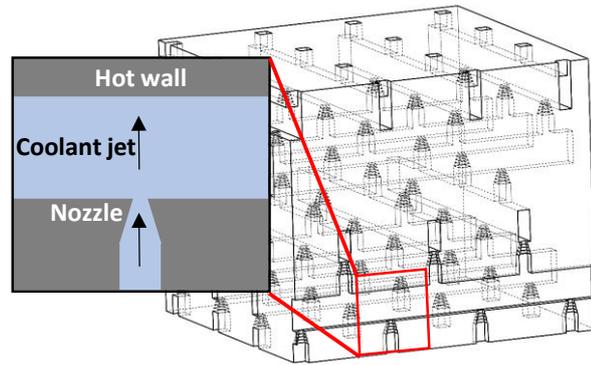


図1 マイクロジェットによる高温構造体冷却

本研究では、図 1 に示すようなマイクロ流路によるジェット生成をベースとした再突入時の新たな機体冷却法を採用する。高い冷却効率が期待される内部表面積（濡れ面積）の大きなマイクロ流路を採用するが、蒸発潜熱による冷却増進が期待される一方、微細流路により表面張力が卓越し、加熱面が蒸気膜に覆われ膜沸騰状態が維持されることにより冷却効率が低下する可能性がある。研究代表者らによる微小重力下の表面張力支配の流れにおける知見から、液体ジェットを加熱面へ衝突させ、慣性力により蒸気膜の除去・核沸騰遷移を促すことで高い冷却効率を達成する方式を提案した。

2. 研究の目的

まず着色水と窒素ガスによって沸騰を模擬した図 1 の一区画を切り出した模擬実験を通して、気膜除去の条件を見出す。着色水の利用によって、画像処理によって気膜の除去を定量的に評価することができる。同様の供試体にて低沸点流体を用い沸騰の影響を評価する。最終的に図 1 のマイクロジェットアレイを有する供試体を金属積層造形により製作し、液体窒素実験を通し、マイクロジェットの効果を明らかにする。

3. 研究の方法

3. 1. 水・窒素ガスを用いた実験

図 2 に供試体と実験装置を示す。供試体は図 1 の一区画を切り出したものとなっている。写真下から水が流入し、ノズルを通してジェットを形成する。赤線の模擬冷却面から沸騰を模擬して窒素ガスが 3 つの孔から流入する。表 1 に示す 9 種類の供試体を製作した。図 2 の Channel length はいずれも 5mm とした。水ジェットと窒素ガスの膜が干渉の様子を着色水を用いて撮影し、画像処理を通しこれを定量化し、ジェットによる窒素ガスの気膜除去の条件を探る。

表 1 水・窒素ガス供試体の諸元

	Nozzle pitch	Nozzle width
No. 1	16	2
No. 2	16	1
No. 3	16	0.5
No. 4	22	2
No. 5	22	1
No. 6	22	0.5
No. 7	32	2
No. 8	32	1
No. 9	32	0.5

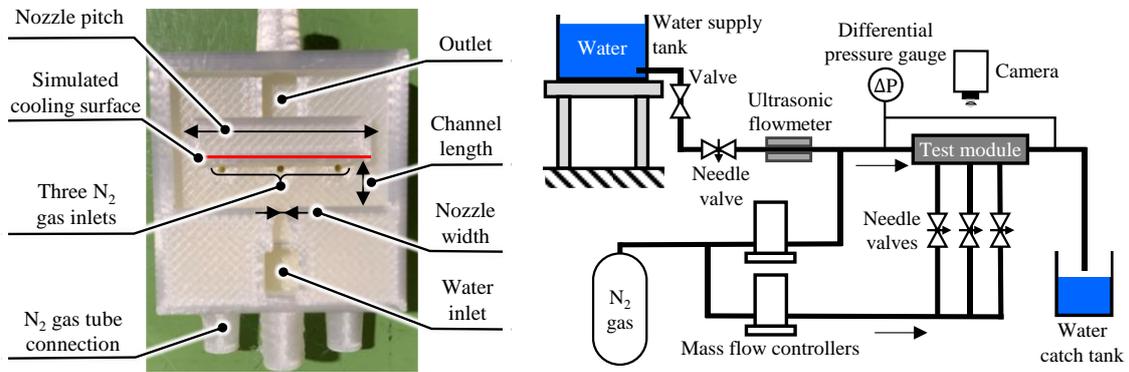


図2 水・窒素ガスを用いた実験における供試体と実験装置

3. 2. 低沸点流体沸騰実験

水・窒素ガスにおける沸騰模擬の妥当性評価を主目的として、図2と概ね同等の供試体・実験装置にて、低沸点流体（Novtec7100、大気圧沸点 61℃）を用いた沸騰実験も実施した。本実験では、図2の模擬冷却面のみをアルミ合金で製作し、実際に 120℃まで加熱し、そこに室温の液体の Novtec ジェットを衝突させ、蒸気膜の変化の様子を撮影した。

3. 3. 液体窒素実験

図3に示す供試体を三次元積層造形により製作した。供試体①は図1に示した本研究で提案するマイクロジェット供試体である。本マイクロジェット供試体は Weber 数（後述）が水試験と同等となるよう設計している。すなわち、表面張力の大きい水を想定した図2の供試体に対し、表面張力の小さい液体窒素を想定した本供試体はスケールが小さくなり、ノズル幅は 0.4mm となっている。マイクロジェット供試体に加え、比較対象として多孔質材を模した供試体②も製作した。横並びで評価するために、これら2つの供試体の空隙率、内部流路濡れ面積は同一としている。常温のこれらの供試体に同一流量の液体窒素を流入させ、各供試体の温度低下状況から冷却効率の優劣を議論する。

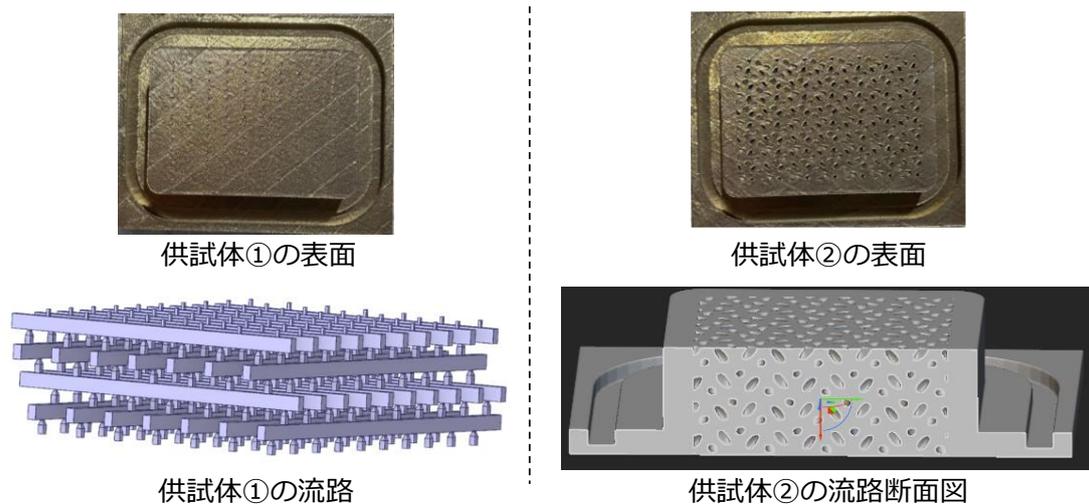


図3 マイクロジェット供試体（供試体①）と疑多孔質供試体（供試体②）

4. 研究成果

4. 1. 水・窒素ガスを用いた実験

図4に着色水と窒素ガスを用いた実験に結果の一例を示す。模擬冷却面上（図2の赤線

部) の RGB の R 値を抽出することで、気膜の除去の可否を定量化できることを確認した。左図の a,b,c,d は右図の写真 a,b,c,d に対応している。右図の通り、a,d では気膜は除去されており、b,c では気膜が残存している。対応する左図の R 値との関係が確認できる。

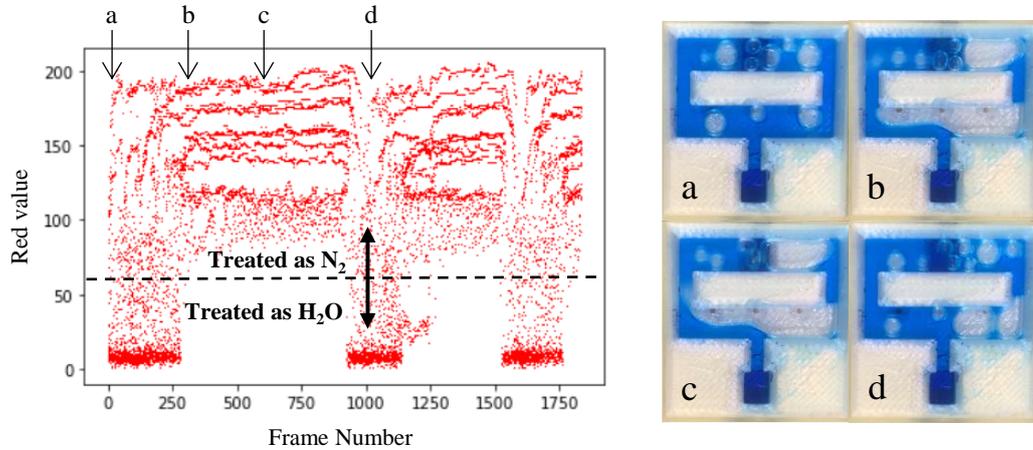


図4 画像処理による R 値の抽出結果と対応する気膜の状況

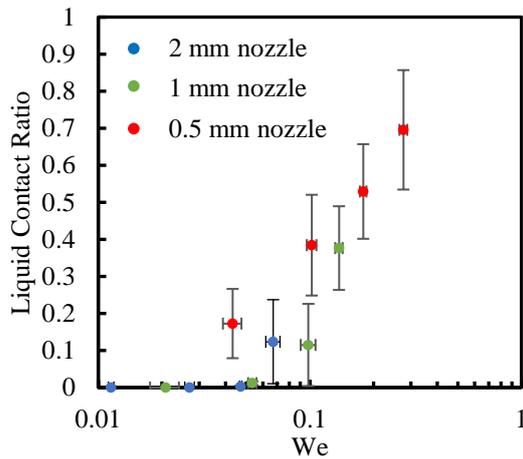


図5 We 数と接液率の関係

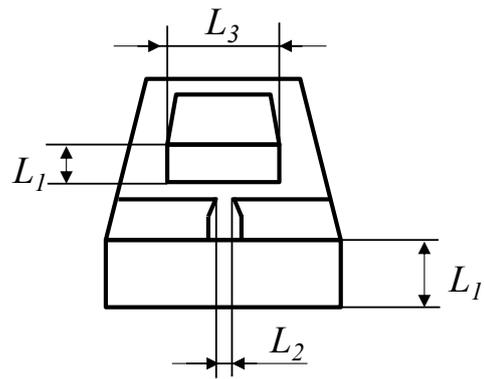


図6 We 数の計算

図5に接液率(図4から求まる模擬冷却面と水との接触割合: 0は完全に気膜に覆われ、1は完全に水にぬれていることを表す)とWe数(水ジェットの慣性力と表面張力の比)の関係を示す。We数は以下の式から計算した。

$$We = \frac{\text{(慣性力)}}{\text{(表面張力)}} = \frac{\rho L_1 L_2 V^2}{2\sigma(L_1 + L_3)}$$

ここで ρ は密度、 σ は表面張力、 V はジェット流速、供試体寸法 L_1, L_2, L_3 は図6に示す通りである。図5からノズルのサイズに関わらず、 $We > 0.1$ にて接液率が上昇、すなわち気膜を除去できていることがわかる。これはWe数により気膜の除去を統一的に評価できる可能性を示唆している。なお、この結果は窒素ガスの流量に依らず同

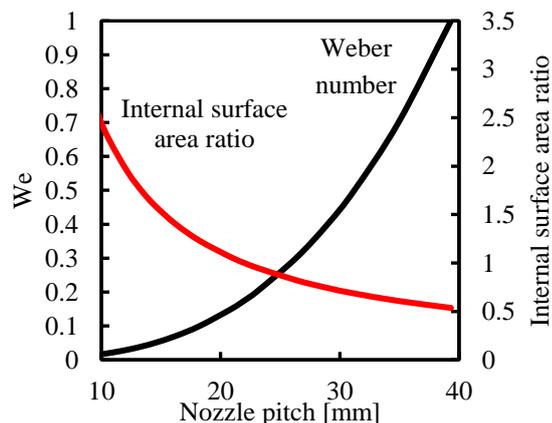


図7 ノズルピッチに対する We 数と内部濡れ面積

等であった。

実際の設計においては、定流量を図1の冷却構造に流入させた場合、ノズル幅を一定でノズルピッチ（ノズル同士の間隔）を上げると、ノズル一つあたりの流量が上昇するため、We数も上昇する。一方で、液体と接触する流路内濡れ面積は減少する。このようなトレードオフの関係が図7から見出されるが、 $We > 0.1$ という気膜除去条件から、実際の設計においては $We = 0.1$ が気膜除去を達成する濡れ面積最大の最適点となる設計指針が示された。

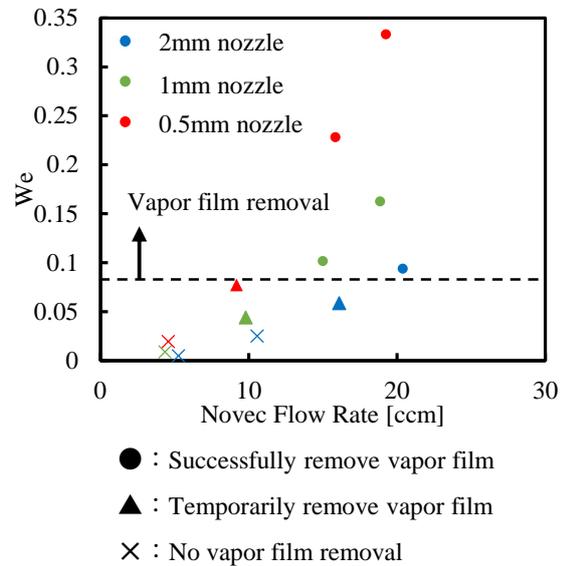


図8 Novecによる沸騰実験結果

4. 2. 低沸点流体沸騰実験

図8にNovecを用いた沸騰実験結果を示す。着色が困難なため、画像より蒸気膜の除去の可否を判断した。図8から、 $We > 0.08$ 以上で気膜が除去できていることがわかる。水・窒素ガスの実験と概ね同等であり、 $We > 0.1$ 程度が気膜除去の条件と考えられる。

4. 3. 液体窒素実験

図9に液体窒素実験における供試体①及び②の冷却状況を示す。左は液体窒素流量250cc/min、右が300cc/minの結果である。縦軸の温度は供試体表面温度6点の平均値である。250cc/minでは両者の冷却速度に大きな差異はない。一方、300cc/minでは供試体①（マイクロジェット）の方が、供試体②（疑多孔質）より液温77Kに到達するまでの時刻が半分程度に短縮されている。前述の通り、これら2つの供試体の空隙率、内部流路濡れ面積は同一としてあることから、マイクロジェットによる気膜除去の効果により冷却が促進されたと推察される。

供試体①のWe数は、250cc/minで約0.16、300cc/minで0.236である。水、Novecで得られた $We > 0.1$ の条件を250cc/minでも満足しているが、明確な疑多孔質体との差異は認められなかった。要因の一つとして、水試験よりスケールが小さくなっているため、積層造形に伴う表面粗さの影響が相対的に大きくなった可能性が考えられる。

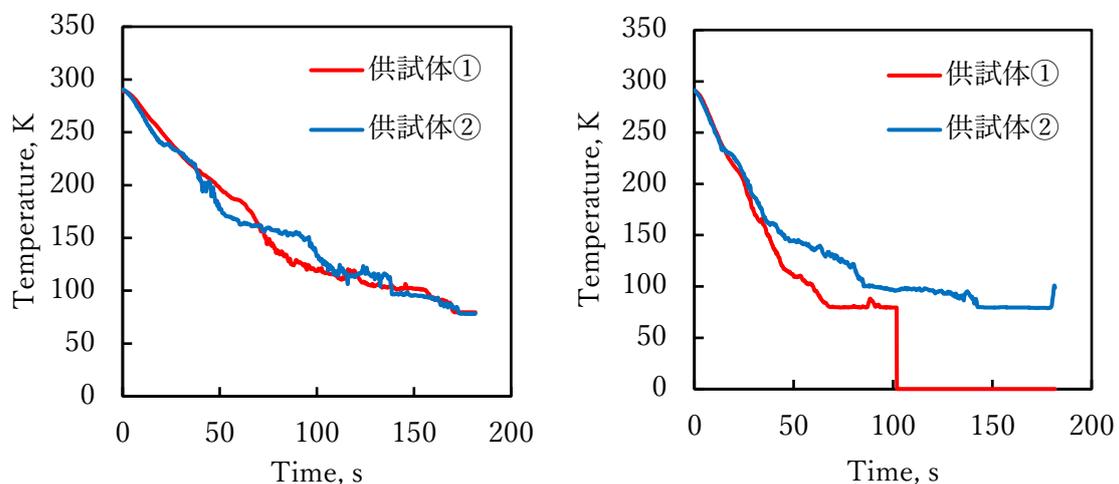


図9 液体窒素実験における供試体①②の冷却状況（左：250cc/min、右：300cc/min）

5. 主な発表論文等

〔雑誌論文〕 計3件（うち査読付論文 3件/うち国際共著 0件/うちオープンアクセス 0件）

1. 著者名 Kinefuchi Kiyoshi、Miyakita Takeshi、Umemura Yutaka、Nakajima Jun、Koga Masaru	4. 巻 124
2. 論文標題 Cooling system optimization of cryogenic propellant storage on lunar surface	5. 発行年 2022年
3. 雑誌名 Cryogenics	6. 最初と最後の頁 103494 ~ 103494
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1016/j.cryogenics.2022.103494	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 FUKUZAKI Toshiya、KINEFUCHI Kiyoshi、UMEMURA Yutaka、OKITA Koichi、SAKAI Hitoshi	4. 巻 10
2. 論文標題 Comparison of vapor cooling characteristics of a triply periodic minimal surface and other channel geometries	5. 発行年 2023年
3. 雑誌名 Mechanical Engineering Journal	6. 最初と最後の頁 1-13
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.1299/mej.23-00015	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

1. 著者名 Banno Yuya、Kinefuchi Kiyoshi	4. 巻 -
2. 論文標題 Onboard Cryogenic Liquid-Propellant Subcooler Based on Thermodynamic Vent for Upper-Stage Propulsion System	5. 発行年 2024年
3. 雑誌名 Journal of Spacecraft and Rockets	6. 最初と最後の頁 1 ~ 11
掲載論文のDOI（デジタルオブジェクト識別子） 10.2514/1.A35888	査読の有無 有
オープンアクセス オープンアクセスではない、又はオープンアクセスが困難	国際共著 -

〔学会発表〕 計4件（うち招待講演 0件/うち国際学会 1件）

1. 発表者名 近藤稜一郎、別府玲緒、杵淵紀世志、梅村悠、小林弘明
2. 発表標題 極低温マイクロジェット/トランスピレーションによる熱防護の最適設計
3. 学会等名 宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2022年

1. 発表者名 別府玲緒, 米田景, 近藤奨一郎, 杵淵紀世志, 梅村悠, 小林弘明
2. 発表標題 極低温マイクロジェット冷却による再突入熱防護の模擬実験
3. 学会等名 宇宙科学技術連合講演会
4. 発表年 2023年

1. 発表者名 別府玲緒, 米田景, 杵淵紀世志, 梅村悠, 小林弘明, 酒井仁史, 樋口官男
2. 発表標題 再突入熱防護に向けた極低温液体マイクロジェット冷却の性能評価
3. 学会等名 宇宙輸送シンポジウム
4. 発表年 2024年

1. 発表者名 Kiyoshi Kinefuchi, Yuya Banno,
2. 発表標題 Onboard Cryogenic Propellant Subcooler for Launch Vehicles Using Joule-Thomson Device
3. 学会等名 CEC-ICMC 2023, 27th International Cryogenic Engineering Conference and International Cryogenic Materials Conference (国際学会)
4. 発表年 2023年

〔図書〕 計0件

〔産業財産権〕

〔その他〕

-

6. 研究組織

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究協力者	梅村 悠 (Umemura Yutaka)	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究所 (82645)	

6. 研究組織（つづき）

	氏名 (ローマ字氏名) (研究者番号)	所属研究機関・部局・職 (機関番号)	備考
研究協力者	小林 弘明 (Kobayashi Hiroaki)	国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構・研究開発部門 (82645)	

7. 科研費を使用して開催した国際研究集会

〔国際研究集会〕 計0件

8. 本研究に関連して実施した国際共同研究の実施状況

共同研究相手国	相手方研究機関