

熱分解吸熱反応燃料の再生冷却特性に関する研究

著者	木村 博幸, 蛭澤 直人, 高橋 将人, 田中 浩平, 湊 亮二郎, 棚次 亘弘
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2006
ページ	43-46
発行年	2007-05
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008676

熱分解吸熱反応燃料の再生冷却特性に関する研究

著者	木村 博幸, 蛭澤 直人, 高橋 将人, 田中 浩平, 湊 亮二郎, 棚次 亘弘
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2006
ページ	43-46
発行年	2007-05
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008676

熱分解吸熱反応燃料の再生冷却特性に関する研究

- 木村 博幸 (生産情報システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
- 蛭澤 直人 (機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
- 高橋 将人 (機械システム工学専攻 航空宇宙機システム研究室)
- 田中 浩平 (機械システム工学科 航空宇宙機システム研究室)
- 湊 亮二郎 (機械システム工学科 助教)
- 棚次 亘弘 (航空宇宙機システム研究センター長, 教育研究等支援機構 教授)

1 研究の概要と目的

大気中を極超音速で飛行するような次世代の航空宇宙輸送機や極超音速旅客機には, その推進器の燃焼器壁やノズル壁, 更には空力加熱を受ける機体表面材料等を積極的に冷却するための再生冷却システム(図 1)が必須となる. 一般に飛行マッハ数が高くなるほど, 同冷却システムにはより高い冷却性能が求められる(図 2) [1], [2].

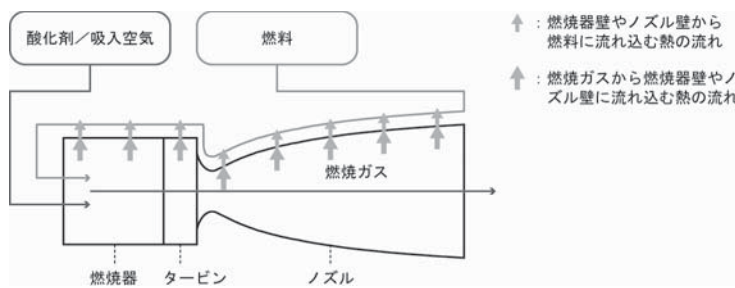


図 1 再生冷却系の概念図

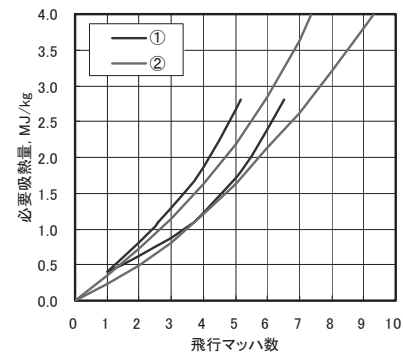


図 2 次世代の高速飛行システムの再生冷却系に求められる吸熱性能と飛行マッハ数の関係(:文献値[1], :文献値[2]).

熱分解吸熱反応燃料 (Endothermic Fuel, EF) と呼ばれる炭化水素系ジェット燃料は, その高温環境下 (およそ 700 K 以上) における熱分解反応によって大きな化学的吸熱 (図 3) を伴うことが知られており, 再生冷却用冷媒兼燃料の一つとして提案されている. 参照温度を 1000 K とした場合には, MCH (Methylcyclohexane, $C_6H_{11}CH_3$) の総吸熱量 (化学的吸熱量 + 物理的吸熱量) は, 液体水素の総吸熱量と比較するとその 1/3 程度ではあるが, 液化メタンに対してはその総吸熱量を凌ぐ値を示す (表 1). 更に, 常温燃料であることと, 液体水素の 10 倍以上もの密度を有することから, 燃料タンクを小型・分散化することが可能で, 当燃料は液体水素に代わる極超音速飛行用空気吸い込み式エンジンの再生冷却用冷媒兼燃料として期待されている[3].

しかし, その熱分解反応に伴う冷却性能を定量的に予測するための理論が確立されていないために, 燃焼器壁等における吸熱量の把握が困難であることや, 熱分解反応機構やその生成物の組成の多くが未解明であること, 熱分解反応後の燃焼特性が未解明であることなど, その実用化を

妨げる課題が数多く残されている．そのため，当燃料の熱分解吸熱反応を利用した再生冷却システムの実用化は未だ成されておらず，日本国内においてはその研究例は皆無である．

本研究では，化学熱分解反応を伴う当該燃料の再生冷却特性（熱伝達特性）と燃焼特性を理論および実験によって解明することを経て，同再生冷却式燃焼器の実用化を目指す．（燃焼特性に関する研究報告に関しては，文献[6]を参照．）

表 1 航空宇宙輸送機や極超音速輸送機の再生冷却用冷媒として用いられる液体燃料の諸特性

	液体水素 (LH ₂)	液化メタン (CH ₄)	熱分解吸熱反応燃料 MCH ¹ (C ₆ H ₁₁ CH ₃)	熱分解吸熱反応燃料 JP-7
冷却方式	直接冷却	直接冷却	間接冷却	間接冷却
搭載様式	極低温 (≤ 20 K)	極低温 (≤ 111 K)	常温	常温
極低温技術	高压技術や特殊断熱材が必要	高压技術や断熱材が必要	不要	不要
燃焼熱, MJ/kg (MJ/L)	118.1 (8.3)	49.9 (21.0)	43.3 (34.6)	43.9 (36.0)
吸熱量				
参照温度, K	1000	1000	1000	922
反応様式	-	-	Dh ²	TC ³
化学的吸熱量, MJ/kg (MJ/L)	0.0 (0.0)	0.0 (0.0)	2.19 (1.75)	0.72 (0.59)
物理的吸熱量, MJ/kg (MJ/L)	15.1 (1.06)	3.40 (1.43)	2.36 (1.89)	2.00 (1.64)
総吸熱量, MJ/kg (MJ/L)	15.1 (1.06)	3.40 (1.43)	4.55 (3.64)	2.72 (2.23)
密度, Mg/m ³	0.07	0.42	0.80	0.82
輸送機の飛行性能への影響	燃料タンク容積が大きくなるため，機体に作用する空力抵抗が大きくなる．		燃料密度が大きいことから燃料タンクを小型化でき，機体に作用する空力抵抗を抑えることが可能．	

1 MCH = Methylcyclohexane.

2 Dh = dehydrogenation.

3 TC = thermal cracking.

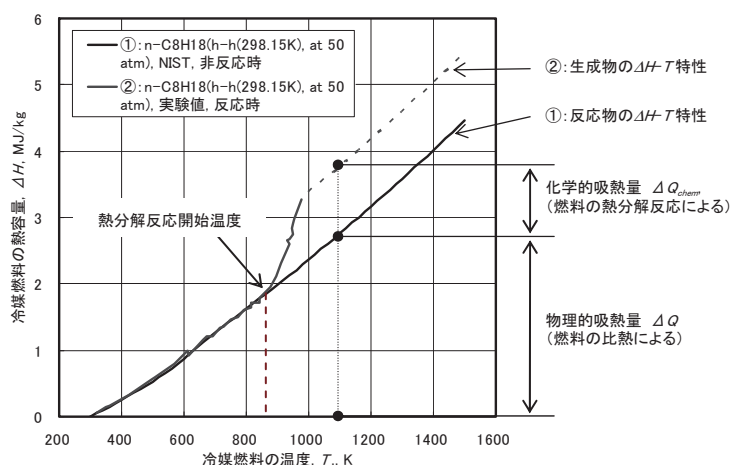


図 3 熱分解吸熱反応燃料 (n-C₈H₁₈) の吸熱特性の一例 (: NIST データベース[4]に基づく非反応燃料の吸熱特性， : 文献[5]の実験値に基づく反応燃料の吸熱特性)

2 研究の進捗状況

2.1. 化学熱分解反応を伴う系の熱伝達理論の構築

熱分解吸熱反応燃料の再生冷却特性を評価・解明するためには、化学熱分解反応を伴う系の熱伝達理論が必要になる。しかし、熱分解吸熱に関する先行研究[5], [7]においても、実験的に総括的な吸熱量を測定してはいるものの、その解析で用いられている熱伝達の式は property ratio method[8]等による補正にとどまるなど、本質的に化学熱分解反応を伴う熱伝達挙動を捉えた理論は未だ確立されていない。

化学熱分解反応を伴う系の対流熱伝達プロセスにおいては、生成熱による化学的吸熱が伴うこと、反応の進行に伴う濃度勾配に起因する分子拡散現象が伴うこと、化学種の組成が変化すること、物性値が大きく変化することなどの影響を考慮しなければならない。

本研究では、境界層理論や次元解析に基づいて、機械工学的見地から上記の化学熱分解反応を伴う系の熱伝達挙動を考察し、同再生冷却系の強制対流層流 / 乱流熱伝達現象に適用することが可能な新しい熱伝達理論（熱伝達の式）の構築を進めた（本報告書では当理論の詳細を省く）。

ここで構築しつつある熱伝達理論は、property ratio method のような経験則に基づくものではないため、発熱反応と吸熱反応を問わず適用することが可能な理論であるといえる。また当理論は、化学反応の一現象として取り扱うことが可能な相変化を伴う系の熱伝達理論の改善にも貢献し得る可能性がある。

2.2. 熱分解吸熱反応燃料の諸特性データベースの構築

上記熱伝達理論の構築と平行して、熱分解吸熱反応燃料を冷媒とする再生冷却システムの設計やその性能評価を行う上で不可欠となる炭化水素燃料の諸物性値データおよび吸熱反応特性データを各種文献や物性値計算コード（NIST-JANAF Thermochemical Tables[9], [10], NIST Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures Database (SUPERTRAPP)[4]）から収集することによって、それらの統合データベースを構築した。

2.3. 熱分解吸熱再生冷却を利用した極超音速輸送機の飛行特性の解析

熱分解吸熱反応燃料および液体水素燃料を再生冷却用冷媒兼燃料とする推進器を搭載した両航空宇宙輸送機について、統計的重量推算等に基づく総合的な運航性能の評価を行うことなどによってそれらの飛行特性を比較した。その結果、前者の方が総重量を軽減することができることなど、高い加速飛行性能を実現できることが定量的に示唆された[11]。

3 今後の展望

2007年度には、先行研究[5]で見られるような燃料加熱試験装置を構築し、熱分解吸熱反応燃料の加熱試験を行うことによって、上述の化学熱分解吸熱を伴う系の強制対流熱伝達理論（熱伝達の式）の妥当性を実証し、当熱伝達現象の解明を試みる。また当試験において、化学熱分解反応に伴う再生冷却管内の炭素析出現象が再生冷却特性に及ぼす影響などについても評価することな

どによって，同再生冷却システムの実用化に向けた問題点の洗い出し・解決のための模索を進めていく予定である．

参考文献

- [1] D. H. Petley, S. C. Jones, “Thermal Management for a Mach 5 Cruise Aircraft Using Endothermic Fuel,” *Journal of Aircraft*, Vol. 29, No. 3, pp. 384-389, May-June, 1992.
- [2] H. Lander, A. C. Nixon, “Endothermic Fuels for Hypersonic Vehicles,” *Journal of Aircraft*, Vol. 8, No. 5, pp. 200-207, Apr., 1971.
- [3] L. S. Ianovski, V. A. Sosounov, Yu. M. Shikhman, “THE APPLICATION OF ENDOTHERMIC FUELS FOR HIGH SPEED PROPULSION SYSTEMS,” ISABE 07-7007, 13th ISABE, Chattanooga, Tennessee, USA, 1997.
- [4] M. L. Huber, “NIST Thermophysical Properties of Hydrocarbon Mixtures Database (SUPERTRAPP) Version 3.1,” NIST Standard Reference Database 4, U.S. Department of Commerce, Feb. 2003.
- [5] H. Huang, L. J. Spadaccini, D. R. Sobel, “Fuel-Cooled Thermal Management for Advanced Aeroengines,” *ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, Vol. 126, pp. 284-293, 2004.
- [6] 湊亮二郎他，「熱分解吸熱反応燃料の燃焼に関する研究 - 研究結果報告」，室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター 年次報告書 2006，2007年5月．
- [7] P. A. Masters, C. A. Aukerman, “Deposit Formation in Hydrocarbon Rocket Fuels with an Evaluation of a Propane Heat Transfer Correlation,” AIAA-1982-1290, AIAA/SAE/ASME 18th Joint Propulsion Conference, Cleveland, Ohio, June 21-23, 1982.
- [8] H. Schlichting, K. Gersten, *Boundary-Layer Theory*, 8th revised and enlarged edition, Springer, 2000.
- [9] Malcom W. Chase, Jr., NIST-JANAF Thermochemical Tables Fourth Edition Part I, Al-Co, *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, Monograph No. 9, American Chemical Society and the American Institute of Physics for the National Institute of Standards and Technology, 1998.
- [10] Malcom W. Chase, Jr., NIST-JANAF Thermochemical Tables Fourth Edition Part II, Cr-Zr, *Journal of Physical and Chemical Reference Data*, Monograph No. 9, American Chemical Society and the American Institute of Physics for the National Institute of Standards and Technology, 1998.
- [11] 蛭澤直人，「熱分解吸熱反応燃料を用いた宇宙航空輸送システムの概念検討」，平成 18 年度室蘭工業大学修士論文，2007年2月．