室蘭工業大学
学術資源アーカイブ
Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive

熱分解吸熱反応燃料の燃焼に関する研究：研究結果報告

メタデータ	言語: Japanese
	出版者: 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター
	公開日: 2016-04-26
	キーワード (Ja):
	キーワード (En):
	作成者: 湊, 亮二郎, 木村, 博幸, 高橋, 将人
	メールアドレス:
	所属:
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008675

室蘭工業大学
学術資源アーカイブ
Muroran Institute of Technology Academic Resources Archive

熱分解吸熱反応燃料の燃焼に関する研究 ： 研究結果報告

著者	湊　亮二郎，木村　博幸，高橋　将人
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	47-49
発行年	2007-05
URL	http://hdl.handle.net/10258/00008675

熱分解吸熱反応燃料の燃焼に関する研究 － 研究結果報告

○　湊　亮二郎　（機械システム工学科　助手）
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）
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）

1　研究概要・目的

次世代航空宇宙機用推進エンジンでは熱負荷が過大になるため，燃料を冷媒として用いる「再生冷却」が必要である．液体水素(LH2)による再生冷却は効率が良いが，低密度であることと貯蔵性に問題がある．一方，炭化水素系燃料は，上記の密度が大きく常温での取扱いが容易であるが，熱容量が小さいため再生冷却に用いるには限界がある．

そこで燃料の高温加熱時に起こる熱分解・吸熱反応の吸熱量を冷却に利用すれば，再生冷却性能を向上させることが提案されている．加えてその熱分解生成物は，元の燃料と比較して発熱量，着火性が優れているという利点もある．このような燃料を熱分解吸熱反応燃料（Endothermic Fuel, EF）という．しかし熱分解吸熱反応燃料には，加熱時の反応機構や熱伝達特性が不明である上，高温加熱時には炭素析出を併発する．

本研究ではこれらの問題を解決するため，理論解析をすすめてきたのでその成果について述べると同時に，今後予定されている実験計画の概略についても述べる

2　燃料組成と燃焼性能の検討

分解吸熱反応燃料を冷却に適用した場合，熱分解に伴う炭素析出が問題になっている．そこで，本学航空宇宙機システム研究センターでは種々の新規燃料組成を考案し，化学平衡計算等による性能評価を行った．Fig.1 は熱分解吸熱反応燃料をラムジェットエンジンに適用した場合の比推力を示している．今後は，燃料組成を上記の比推力だけでなく，炭素析出量や燃焼温度など航空宇宙機としてのシステム成立性という観点から最適化を図っていく．

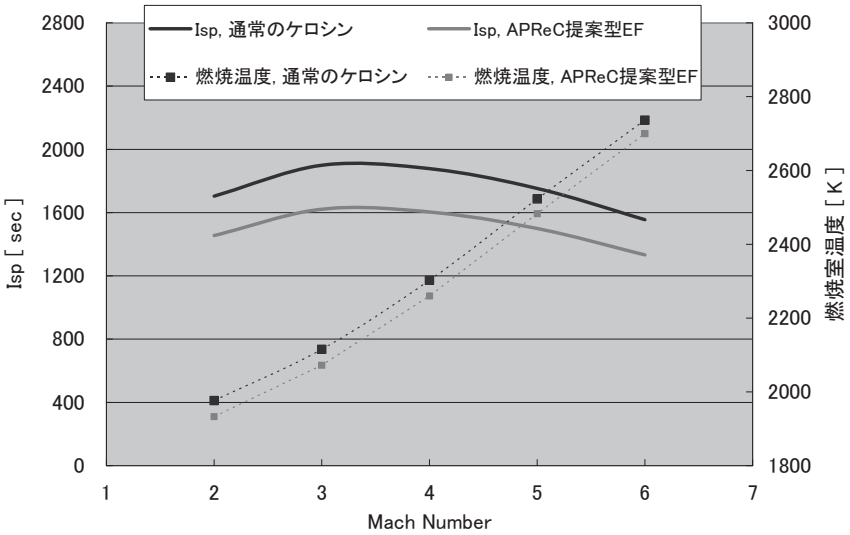

Fig.1 新規の燃料組成による熱分解吸熱反応燃料を用いたラムジェットエンジンの Isp

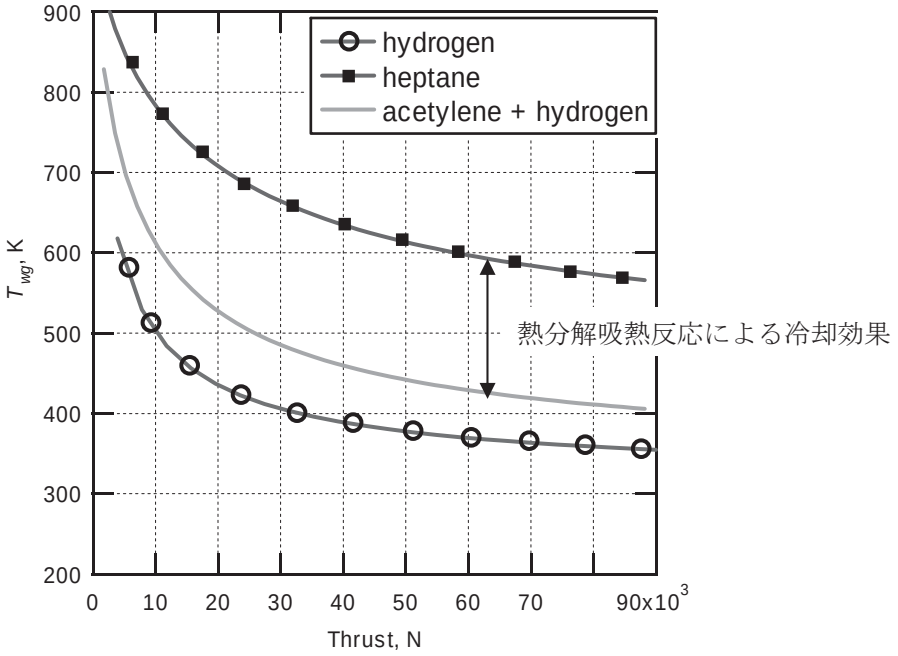

Fig.2　n-C_7H_{16} の熱分解による燃焼室壁温の冷却効果

一方，冷却性能についても解析を進めており，Fig.2 には n-C7H16 の熱分解吸熱反応による冷却効果を図示した．これより最大で 170 K 程燃焼器壁温が下がることが示された．

3　燃料加熱実験の計画

現在，学内の化学の専門家（応用化学科）の協力を得て，LNG が加熱された時の炭素析出に関する実験計画を立てている．

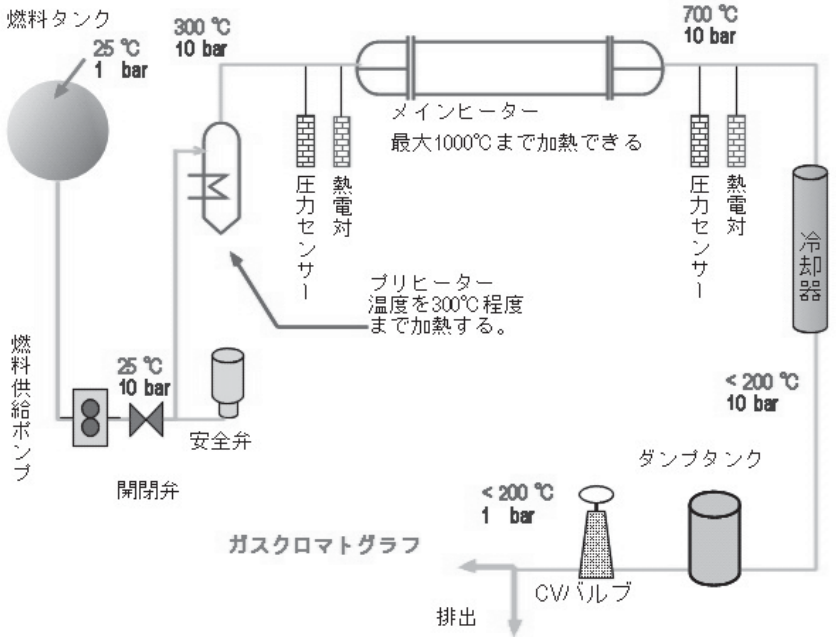

Fig.3 燃料加熱試験装置の概略図

これとは別に，平成 19 年度以降に，熱分解吸熱反応燃料の高温加熱時における吸熱量や冷却特性を実験的に計測する予定である．その実験装置のレイアウトを Fig.3 に示す．この装置の目的は，燃料への加熱量と燃料温度を同時に直接計測することである．これによって，燃料加熱時における吸熱量-温度の相関や，熱伝達率を実験的に算出することが出来る．

現在では，Fig.4 のような燃料加熱の数値シミュレーションを通して，実験装置の設計作業を進めている．（Fig.5 参照）

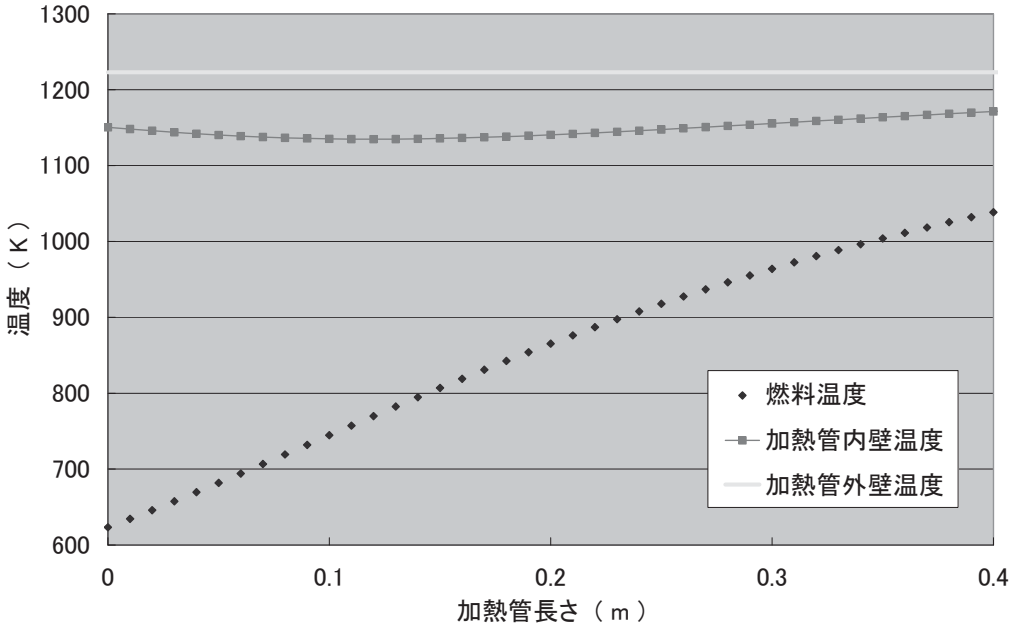

Fig.4　JP-7 を加熱した場合の燃料主加熱器の温度分布

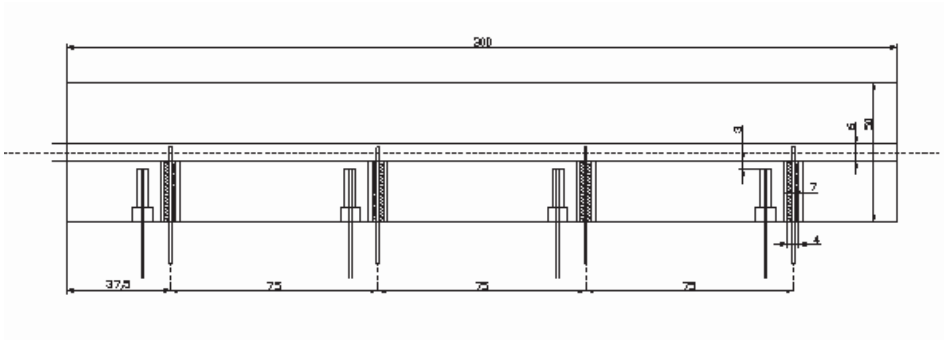

Fig.5 燃料主加熱器の寸法・形状