

蓄熱・電熱併用型高温高圧燃料供給装置の試作

副島 光洋¹⁾, 野島 清志¹⁾, 鈴木 祐¹⁾, 富岡 定毅²⁾, 櫻中 登²⁾

1. 東北大 工院, 2. JAXA(角田)

ロケットエンジンやスクラムジェットエンジンでは、再生冷却の冷却剤として利用された後の高温の燃料が燃焼器に供給される。一方、燃焼やフィルム冷却等の要素試験では常温の燃料が用いられることが多く、特に炭化水素燃料は実機ではガスないし超臨界流体として、要素試験では液体として供給されるため、燃料の物性が大きく異なる。そこで、本研究では要素試験のために高温・高圧の燃料ガスを供給する加熱装置を製作し、エタノールを用いた加熱試験を行ったので報告する。

1. 研究背景

将来型宇宙往還機においては、ロケット・スクラムジェット複合サイクル(RBCC)エンジン等、従来のロケットエンジンに対してより高い平均比推力を得られる推進システムを用いて、離陸質量に占める推進剤質量を削減することが検討されている。⁽¹⁾

ところが、現状で実用化されている中で最も高い比推力を得られる液体水素(LH2)/液体酸素(LOX)を用いる場合、推進剤の質量は小さいものの、液体水素は極めて低密度かつ極低温での貯蔵が必要であるため、断熱構造を含むタンク容積が過大になり、航空機型の宇宙往還機の機内に収めることが困難になると懸念されている。

そこで、JAXA では、液体水素には劣るものの比較的高い比推力が得られ、高密度でかつ常温・常圧での貯蔵が可能な炭化水素燃料を用いることが検討されている。⁽²⁾

具体的な燃料として、エタノールを用いてロケットエンジンの燃焼、再生冷却、スクラムジェットエンジンのフィルム冷却などに関する要素試験が行われている。

しかしながら、これらの要素試験では、供試体に常温のエタノールを供給しているため、実機の状況を十分に模擬できていないと言いがたい。特に、燃焼やフィルム冷却

に関しては、実機においては再生冷却に利用された後の、高温高圧の蒸気ないしは超臨界状態の燃料が供給されることが多く、常温の燃料とは蒸発潜熱の存在をはじめとして物性が大きく異なる。

本研究では、燃料の特性の研究やロケットやスクラムジェットの要素試験のために、高温高圧の炭化水素燃料を供給する加熱装置を試作しており、今回その試運転を行ったので報告する。

2. 加熱装置の構成

本研究で試作した加熱装置は常温のエタノールを超臨界状態まで加熱するため、燃料圧力は 8 MPa、最高温度は 280 °C を目標とした。目標性能の詳細を表 1 に示す。

この性能を達成するために必要な熱源の出力について概算すると、最も加熱量が大きくなる、1 MPa において 10°C から 280°C まで加熱する場合のエタノールの比エンタ

表 1. 燃料加熱装置の目標性能

使用燃料	エタノール, ガソリン等
燃料流量	0.05~0.2 kg/s
燃料圧力	1~8 MPa
燃料温度	150~280 °C
試験時間	10~30 s

ルピーの変化は約 1440 kJ/kg であるから、流量 0.2 kg/s のとき、必要な熱源の出力は、損失を無視すると 290 kW 程度となる。

加熱装置の設計にあたっては、

- 簡便な規模・構造であること
- 火災などの事故の危険が小さいこと

を念頭に置いており、電気ヒーターを用いる方式が有力だったが、設備の電源容量の制約上、電気ヒーターのみでは十分な出力が得られなかった。そこで、事前に高温にした蓄熱体との熱交換によって加熱量の大部分をまかない、低出力の電気ヒーターで蓄熱体の温度低下による燃料温度の変化を補償する、蓄熱・電熱併用型の構成とした。蓄熱体は、1 辺 250 mm の立方体状の銅ブロックで、内部に直径 12 mm、全長約 6 m の燃料流路を有する。ブロックの質量は約 130 kg であり、熱容量は約 50 kJ/K である。

また、電熱配管は内径 10 mm の銅管で、管の外側に電気ヒーターを伝熱セメントによって固定しており、試験中は一定温度になるようにヒーター電流を制御している。

加熱装置の概要を図 1 に示す。エタノールはタンクに高圧窒素を供給して加圧し、蓄熱ブロック、電熱配管を流れる間に加熱される。電熱配管の出口に設置したオリフィスによって流量を制御し、スクラムジェット燃焼器などへ燃料を供給する。

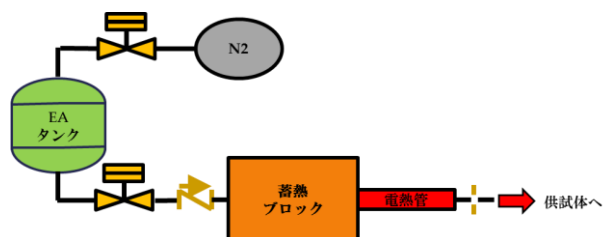


図 1. 加熱装置の概要

3. 試験結果

蓄熱ブロック初期温度、電熱配管設定温度をともに 270 °C、エタノール加圧窒素の圧力は 2 MPa として、加熱装置の試運転を行った際の加熱装置出口における燃料温度、圧力を図 2 に示す。

この試運転時には、燃料を加熱装置に供給した直後に、加熱装置内の圧力が加圧用窒素の圧力を大きく超えて上昇するという不具合が生じた。

不具合の原因は、燃料供給を開始する前は加熱装置内の流路の圧力が大気圧であり、タンクから加熱装置までの間に絞りなどもないことから、エタノールが大流量で加熱装置に供給され、一斉に沸騰したためと推測した。蓄熱ブロックの直上流には逆止弁があるため、加熱装置内に流入したエタノールは、電熱配管側のオリフィスを通じて流出するしかなく、加熱装置内が長時間にわたって加圧窒素の圧力よりも高圧のまま維持されたと考える。

ここで、オリフィス径は 2.0 mm であり、オリフィスの前後の圧力比がチョーク条件を満たしているという前提で、エタノールが 270 °C まで加熱されたと仮定すると加熱装置内圧力 5 MPa のとき、オリフィスを通過する流量は 0.02~0.03 kg/s となる。一方、

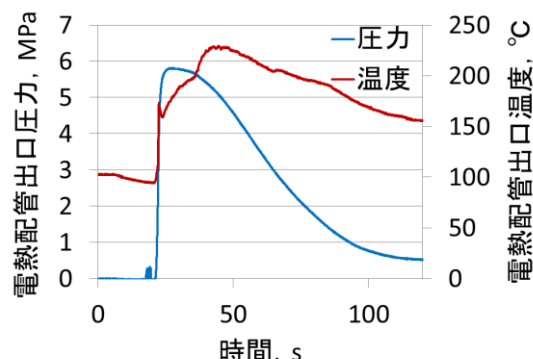


図 2. 試運転時の加熱装置内温度、圧力

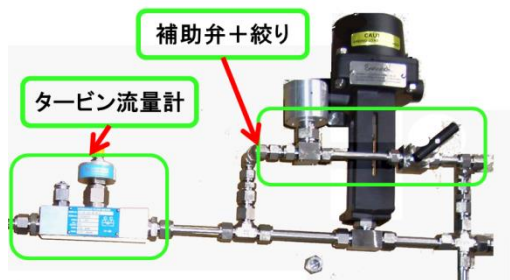


図3. タービン流量計と改良後の遮断弁

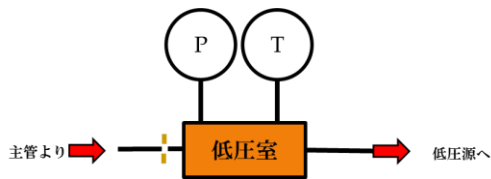


図4. 絞り熱量計

燃料供給開始時のエタノール流量は、配管の抵抗等を0.5~1 MPaの背圧相当と仮定し、ベルヌーイ式を用いて概算すると、3~4 kg/sとなる。実際には、流し始めの過渡状態の流量はこれよりも小さいと考えられるが、図2の圧力計測値を見ても、タンクよりも加熱装置内の圧力の方が高い状態が50秒近く持続しており、オリフィスを通過する流量に対してタンクから過大な量の燃料が供給されたことは確実であるといえる。

この不具合の対策として、タンクと蓄熱ブロックの間に設置した遮断弁と並列に、小型の補助弁と絞り弁を有する流路を追加し、また、エタノール流量を正確に把握するため、タービン流量計を設置した。遮断弁に先行して補助弁からエタノールを供給することで、加熱装置内の圧力が低い状態にある間もエタノール流量を適度に低く抑えることを目指している。図3に改良した遮断弁、補助弁とタービン流量計を示す。今後、このタービン流量計、補助系統付遮断弁を加熱装置に組み込み、再度試運転を行う予定である。

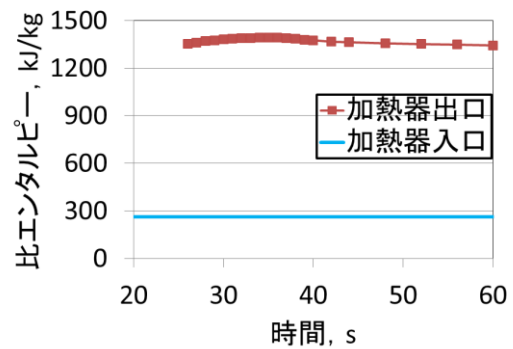


図5. 加熱装置出入口の比エンタルピー

次に、試験中にエタノールに対してどの程度の加熱ができたのかを評価する。図2に示す通り、今回の試運転において、加熱装置内の温度、圧力は一定ではなく、さらに、エタノールは液体と気体が混在した湿り蒸気になっていると考えられるため、配管を流れる流体の温度、圧力から直接エンタルピーの増加を見積もることは難しい。そこで、絞り熱量計を用いて加熱量を見積もることを試みた。

絞り熱量計は、図4に示すような装置である。高温高圧の流体が流れる主管から流体の一部を分岐し、オリフィスを通じて低压室に導入する。この時、流体はエンタルピー一定のまま減圧されるが、流体が一定の条件を満たす湿り蒸気である場合は、減圧により乾き度が向上し、過熱蒸気となる。この過熱蒸気の温度、圧力を計測することにより、主管を流れる流体のエンタルピーを評価する。⁽³⁾

図5にこの熱量計を用いて算出した加熱後のエタノールの比エンタルピーと、加熱前の状態として常温のエタノールの比エンタルピーを示す。図2に示す温度・圧力が大きく変化しているにもかかわらず、比エンタルピーの増加量はほぼ一定である。また、この比エンタルピーの増加量は、その時の加熱装置内圧力において、常温の液を

飽和蒸気にするために必要な値よりやや大きい程度であった。

4. まとめ

宇宙往還機用推進システムの要素試験のために高温高压の炭化水素燃料を供給する加熱装置を試作し、試運転を行った。

- エタノールを超臨界状態に加圧・加熱し、小型燃焼器の燃焼試験に必要な流量を供給することを目標とした。
- 必要な加熱能力は約 290 kW となり、これを満たすため、蓄熱体加熱・電気加熱を併用し、低消費電力で安定した温度の燃料を供給することを目指した。
- エタノールを用いて加熱試験を行ったところ、加熱装置内の圧力が加圧用窒素ガスの圧力を大きく超えて上昇する不具合に遭遇した。
- 原因は、流し始めは流路内の圧力が低い状態であるため、定常状態で流れる流量と比較して大流量で燃料が流れ、それが一斉に沸騰したためと推測した。
- 試験中、加熱装置内の温度・圧力は大きく変化した。加熱装置出入口における比エンタルピーの変化から算出した燃料の加熱量は、ほぼ一定となった。
- エタノール遮断弁と並列に、絞りを設けた補助弁を追加し、主弁を開く前に補助弁の系統から小流量の燃料を供給するという対策を検討している。

参考文献

- 1) Kanda T. and Kudo K., Conceptual Study of a Combined-Cycle Engine for an Aerospace Plane, Journal of Propulsion and Power Vol. 19, No. 5, September–October

2003

- 2) S. Tomioka T. Hiraiwa, T. Saito, K. Kato, M. Koder, and K. Tani, System Analysis of a Hydrocarbon-fueled RBCC engine applied to a TSTO Launch Vehicle, ISTS paper 2013-a-36, 2013
- 3) 竹中俊夫, 高橋浩爾, 神馬敬, 渡部康一, 機械工学必携, 朝倉書店, p.415, 1982