

GAP/N₂O ディレクトインジェクション型ガスハイブリッドロケットの 宇宙機への適用

幡野慎太郎（千葉工業大学大学院）
松本悠里，長尾一輝，和田豊（千葉工業大学）
馬場開一，小田達也（日油株式会社），堀恵一（JAXA 宇宙科学研究所）

Application to satellite of a direct-injection gas-hybrid rocket system using glycidyl azide polymer and nitrous oxide

Shintaro Hatano

Yuri Matsumoto, Kazuki Nagao

Yutaka Wada (Chiba Institute of Technology), Kaiichi Baba, Tatsuya Oda (NOF Corporation)
keiichi Hori (Institute of Space Aeronautical Science, Japan Aerospace Exploration Agency)

1. 諸言

近年，超小型衛星や探査機の需要が高まってきており，これらの宇宙機には低軌道から様々な軌道への遷移，母天体へ着陸するための減速，そして宇宙空間のような微小重力場での移動といった技術が要望されている．また，推進システムには，できる限り小型軽量であること，宇宙空間での確実な着火，短時間で大きな速度増分を獲得すること，そして消炎・再着火性を有することなどが要望されている¹⁾．これらの要求事項を満たすため，本研究ではハイブリッドロケットシステム（以下 HR）に注目した．

HR は固体ロケットと液体ロケットの長所を利用するシステムである．しかしながら，従来型 HR は燃焼効率が悪く，推力の低下を招き，燃料密度が低いため体積充填率の低下に繋がるといった欠点を持っている．これらの欠点を克服するため，本研究ではガスハイブリッドロケットシステム（以下 GHR）に注目した．GHR は燃料をあらかじめガス化させ，酸化剤と混合・燃焼させることから，従来型 HR の欠点である燃焼効率の低下を改善できる可能性がある．また，従来型 HR では中空状の燃料内部に酸化剤を吹き込んで燃焼させる内面燃焼方式の形態をとっているが，GHR では，燃料端面から燃焼させる端面燃焼方式を採用しているため，高い体積充填率を実現できる．一方で，酸化剤を加圧するためのポンプや 2 次燃焼室が必要になるため，システム全体の質量増加に繋がる．そこで本研究では，1 次燃焼室に直接酸化剤を吹きこむディレクトインジェクション型ガスハイブリッドロケットシステム（以下 DIGHR）を提案した．図 1 に DIGHR の概略図を示す．本システムは，自己加圧性を有する酸化剤を使用することで，加圧機構を省略でき，1 次燃焼室で燃料と酸化剤を混合・燃焼させるため，従来の 2 次燃焼室が不要となり，構造質量の低減，さらには小型軽量化を達成することが可能である．

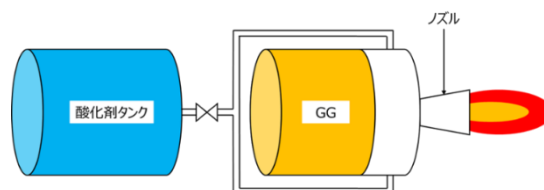


図 1 DIGHR の概略図

2. 研究目的

本研究では、超小型衛星や探査機に搭載可能な推進系の開発を目指し、推進系開発の初期段階として燃料にグリシジルアジドポリマ（以下 GAP）、酸化剤に亜酸化窒素（以下 N₂O）を用いた地上燃焼実験を実施し、推力および圧力値などから推力 400 N 級フライトモータ（以下 FM）の設計に必要なパラメータの取得を行なった。

3. 燃料

図 2 に本研究で用いた tetra-ol GAP の構造式を示す。GAP は分子内にアジド基を有するアジ化ポリマである。分子の末端にヒドロキシ基（以下 OH 基）を持ち、主鎖にエーテル結合を有する末端水酸基ポリエーテルである。

GAP に含まれるアジド基は分解する際に窒素分子を放出し、発熱する特徴（自己発熱分解特性）がある。また、本研究で用いた tetra-ol GAP は分子内に OH 基を 4 つ有するため、トリメチロールプロパンなどの架橋剤が不要であり、少量の硬化剤で硬化させることができるため、従来の di-ol GAP と比べて硬化時に高いプレポリマ含有率を有する²⁾。

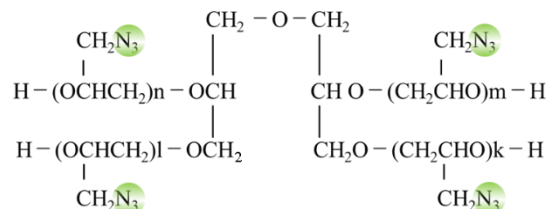


図 2 tetra-ol GAP の構造式

4. 実験装置

図 3 に実験装置の断面図を示す。本実験では、燃料直径がφ80 mm の燃焼器（以下φ80 mm 燃焼器）を用いて計 2 回の燃焼実験を実施した。燃焼器は上流側から、フランジ、インシュレータ、ノズルホルダおよびノズルケースで構成され、インシュレータ内部に燃料カートリッジ、ノズルケース内部に断熱材とノズルが挿入されている。本実験では、燃焼室圧力 2.5 MPa、酸化剤圧力 4 MPa、燃焼時間 3 秒、推力を 400 N とした。1 回目の実験では、酸化剤流路中に逆止弁を設置し、2 回目の実験では安定な点火と燃焼が確認できたため、逆止弁を取り外して行なった。

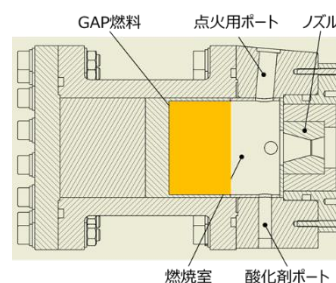


図 3 φ80 mm の断面図

5. 実験結果・考察

表 1 に実験結果、図 4 に 1 回目の圧力および推力履歴、図 5 に 2 回目の圧力および推力履歴をそれぞれ示す。

表 1 実験結果

	1 回目	2 回目
最高圧力 (MPa)	2.31	2.75
平均圧力 (MPa)	1.86	2.15
燃焼時間 (s)	2.08	2.03
GG 燃焼速度 (mm/s)	12.25	11.57
推力 (N)	292.3	342.9
O/F	1.38	1.46
C* (m/s)	1327.3	1409.4
C*効率 (%)	82.6	87.7
トータルインパルス (Ns)	607.9	696.1

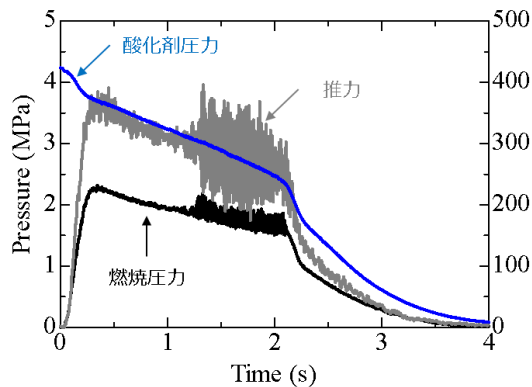


図4 1回目の圧力および推力履歴

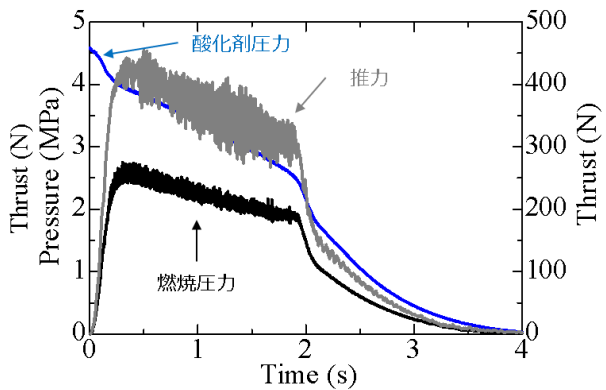


図5 2回目の圧力および推力履歴

図4, 図5より, 点火後, 速やかに燃焼室圧力が立ち上がり, 酸化剤圧力が時間経過と共に低下するにつれて燃焼室圧力および推力が低下した. この現象は, 本実験での酸化剤供給方法が, 酸化剤自身の高い蒸気圧を利用したブローダウン方式を採用しているためであると考えられる. 酸化剤圧力の低減を抑制するためには, 酸化剤タンクと供試体との流路を短くするなどの対策を講じる必要がある. また, 1回目の実験での平均燃焼室圧力は, 目標の約75%である1.86 MPaにとどまった. これは, 酸化剤供給配管中の逆止弁によって流路が絞られ, 単位時間あたりに供給される酸化剤の流量が減少し, 結果として燃焼室圧力および推力の低下につながったと考えられる. 2回目の実験では, 逆止弁を取り除いたことによって流路が確保され, 目標値に達した.

図6に先行研究での実験結果とC*効率を比較した結果を示す. 酸化剤にガス酸素(以下GOX)を使用した場合と比べてC*効率が低下していることが明らかになった. これは, GOXの実験では燃料直径φ60 mmの燃焼器を用いたが, 本実験ではφ80 mmの燃焼器を用いたため, 燃焼室の容積が変化したことに起因していると思われる. また, 燃焼室内においてガス化したGAPとN₂Oの混合が促進されなかったと思われる. 従って, 燃料と酸化剤の混合を促進させるために, 酸化剤供給ポートの増設や酸化剤の吹き込む角度の改良が必要であることが示された. さらに, 燃焼ガスが滞留するための最適な燃焼室容積を確保する必要がある.

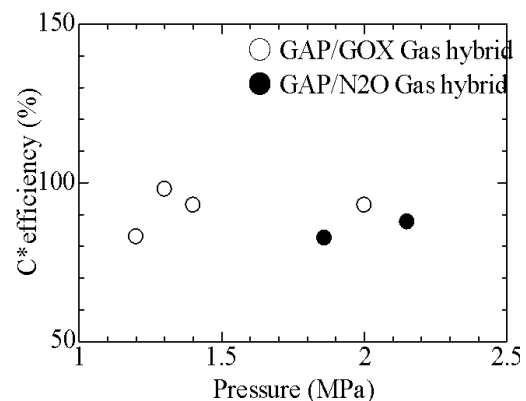


図6 C*効率の比較

酸化剤燃料比(以下O/F)に注目すると, 最適O/Fである2.2を下回る結果となった. さらに, 時間経過におけるO/Fの推移(図6)に注目すると, 時間が経つにつれてO/Fが低下し, 最適値から遠ざかってゆくことが明らかになった. 定常状態のO/Fが最適値を下回った原因として, 単位時間あたりの酸化剤流量が少なかったためであると考えられる. 酸化剤流量を増加させるためには, 1/4インチ配管から1/2インチ配管に変更することや, 酸化剤供給圧力を可能な限り上昇させる必要がある. また, 燃焼開始直後と燃焼終了直前のO/Fを均一にするためには, 先細り状の燃料(図7)を用いる, あるいは, 不活性ポリマであるポリエチレングリコール(以下PEG)をGAPに添加し, 硬化させた燃料を用いることで実現できる可能性がある³⁾.

本実験から, 小型ロケットの要求値であるトータルインパルス745Nsの約93.4%である696Nsを達成したため, FMに適用できることが明らかとなった.

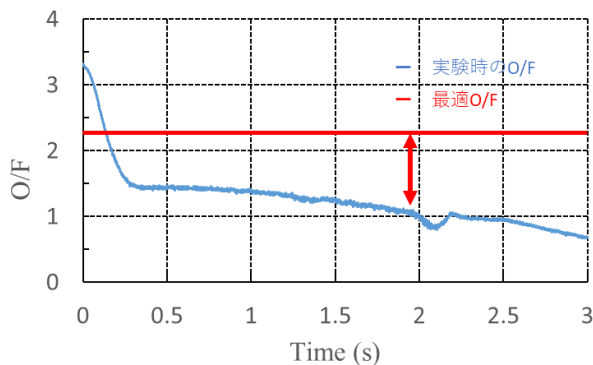


図7 時間経過における O/F 推移 (1 回目)

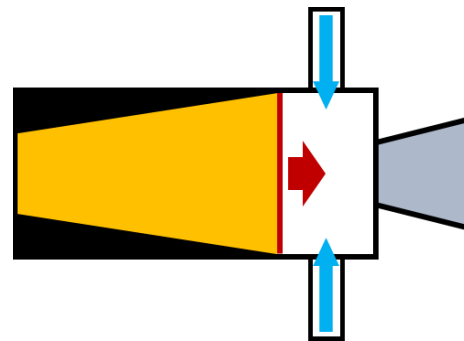


図8 先細り状の燃料

6. 結言

本研究では、超小型衛星や探査機などに搭載するための推進系の開発を最終目標としている。本実験では、推進系開発の初期段階として、推力 400 N 級フライトモータの設計に必要なパラメータの取得を目指し、燃料に GAP、酸化剤に N_2O を用いた地上燃焼実験を実施した。実験結果から、酸化剤供給配管中の逆止弁を取り去り、酸化剤の流路を十分に確保することで目標の燃焼圧力および推力に達した。しかしながら、 C^* 効率は以前実施した酸化剤に GOX を用いた場合と比べて下回る結果となった。従って、酸化剤のインジェクション方法の変更や酸化剤ポートの増設など、燃料と酸化剤の混合を促進させる必要があることが示された。また、トータルインパルスに注目すると、要求値の約 93.4% を達成することができたため、推力 400 N 級モータとして小型ロケットに適用できることが示された。

7. 参考文献

- 1) Wada, Y., Hatano, S., Banno, A., Kawabata, Y., Oda, T., Baba, K., Hasegawa, H., and Hori, K., Design and development of direct-injection gas-hybrid rocket using glycidyl azide polymer for small satellite thruster, EUCASS, (2019)
- 2) 幡野 慎太郎, 坂野 文菜, 和田 豊, 長谷川 宏, 小田 達也, 堀 恵一, GAP 系推進薬を用いた超小型衛星用固体スラスターの開発, 火薬学会 2018 年度春季研究発表会講演要旨集, 71-72, (2018)
- 3) 和田 豊, GAP の燃焼に関する研究-燃焼機構の解明とガスハイブリッドロケットへの応用, 2008 年度総合研究大学院大学博士論文 (2008)