

低毒性推進剤を用いた超小型衛星搭載用二液式推進系の研究開発

Research and Development of Bi-Propellant Propulsion System Based on Green Propellant for Microsatellite

佐久間岳志, 錦沢秀太郎, 大平健弘, 佐原宏典 (首都大学東京 宇宙システム研究室)

Keywords: Bi-propellant Propulsion System, Green Propellant, Hydrogen Peroxide, Microsatellite

1. 序論

従来の超小型衛星は主に大学での実践的な工学教育ツールとして開発され、宇宙空間での技術実証を行うものがほとんどであった。しかし、コンポーネントの小型化・高性能化に伴ってその性能は向上し、今日では、より高度で実用的なミッションを担う超小型衛星が提案・開発されるようになっており、その中で複数機の超小型衛星によるコンステレーションは最も実現が望まれている技術の一つである。超小型衛星のコンステレーションを実現するには、個々の衛星が自ら推進系を用いて軌道上の位相を調整したり、軌道高度を維持したりする必要がある。しかし、現在その性能を含め安全面や製作コストの面で超小型衛星に見合った推進系は完成しておらず、実際に超小型衛星に推進系が搭載された例は非常に少ない。

そこで、本研究では超小型衛星への搭載に見合った推進系の実現を最終的な目的と位置づけ、低毒性推進剤である 60 wt% 過酸化水素水を酸化剤、エタノールを燃料として使用し、推力 $F=3$ N、比推力 $I_{sp}=200$ s を目標とした二液式推進系の実験モデルを製作し、燃焼試験を行った。

2. ミッション提案

衛星が低軌道を周回する場合、大気抵抗、太陽輻射圧などの外乱によって軌道高度が低下する。一度軌道高度が低下すると、さらに大きな大気抵抗を受けてしまうため加速度的に高度が低下し、最終的には大気中で燃え尽きたり分解したりしてしまう。しかし、衛星が推進系を搭載していればそのような外乱を打ち消し、高度を維持する軌道補償が可能となる。

ここでは低軌道を周回する超小型衛星が受ける外乱の中で最も支配的な要因である大気抵抗に注目し、それが引き起こす軌道高度の低下に対して軌道補償を検討する。ただし、衛星は高度 400 km の円軌道を周回するものとし、大気抵抗以外の外乱は無視できるものとする。超小型衛星と高度 400 km の大気の諸元を表 2.1 に示す。超小型衛星は図 2-1 のように太陽電池パネルを四枚持つものとする。抵抗係数は一般的に 2~4 であるが、ここでは最も抵抗値が大きくなる場合を想定して 4 で検討を行う。

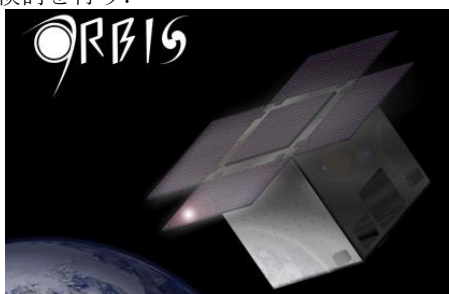


図 2-1 超小型衛星モデル

表 2.1 衛星と大気の諸元

項目	記号	単位	値
衛星のサイズ	A	cm	45×45×45
衛星重量	M_i	kg	50
パドル一枚の大きさ	A_p	cm	25×45
最大面積	S	m ²	0.653
抵抗係数	C_D	-	4
軌道高度	r_A	km	400
大気密度	ρ	kg/m ³	2.803×10^{-12}
対気速度	v_A	m/s	7.699×10^3
重力加速度	g_E	m/s ²	9.807

はじめに、大気抵抗 F_D を求めると、

$$F_D = \frac{1}{2} \rho v^2 C_D S = 2.153 \times 10^{-4} \text{ [N]} \quad (1)$$

となる。この大気抵抗 F_D を推進系使って打ち消すことを考える。搭載する推進系は、推力 $F=3$ N、比推力 $I_{sp}=200$ s の二液式推進系を想定し、軌道補償を行うための推進系の噴射は一日に一度行うこととする。

噴射時間を t とすると、

$$F_D T = Ft \text{ [N} \cdot \text{s]} \quad (2)$$

が成り立つ。ここで、 T は大気抵抗を受ける時間であるが、これは軌道補償を行う周期と等しいため式(2)を t について解くと、

$$t = \frac{F_D T}{F} = \frac{2.153 \times 10^{-4} \times 86400}{3} = 6.201 \text{ [s]} \quad (3)$$

と、噴射時間 t が求まる。推力 $F=0.5$ N、比推力 $I_{sp}=80$ s の一液式推進系の一秒当たりの推進剤消費量 \dot{m}_s は、

$$\dot{m}_s = \frac{F}{I_{sp} g_E} = 1.53 \times 10^{-3} \text{ [kg/s]} = 1.529 \text{ [g/s]} \quad (4)$$

となる。よって、一日当たりの推進剤消費量 \dot{m}_d 、一年間の推進剤消費量 \dot{m}_y は、

$$\dot{m}_d = \dot{m}_s t = 9.481 \text{ [g/day]} \quad (5)$$

$$\dot{m}_y = \dot{m}_s t \times 365.24 = 3462.980 \text{ [g/year]} \quad (6)$$

となる。ここで、当研究室でこれまでに開発した 60 wt% 過酸化水素水を触媒によって分解・噴射する推力 $F=0.5$ N、比推力 $I_{sp}=80$ s の一液式推進系を用いて同じ

軌道補償を考えた時の結果との比較を表 2.2 に示す。二液式推進系が実現すれば一液式推進系よりも素早く、また、より少ない推進剤消費量で軌道補償が可能となることがわかる。

表 2.2 軌道補償の計算結果

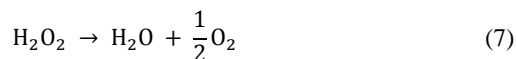
項目	単位	一液式 推進系	二液式 推進系
推力	N	0.5	3
比推力	s	80	200
噴射時間	s	18.602	6.201
噴射時間 1 秒当たりの 推進剤消費量	g	0.637	1.529
軌道補償一日当たりの 推進剤消費量	g	11.849	9.481
軌道補償一年当たりの 推進剤消費量	g	4327.926	3462.980

3. 二液式推進系概要

3.1. 低毒性推進剤

3.1.1. 60 wt%過酸化水素水(hydrogen peroxide, H2O2)

過酸化水素水は、過マンガン酸塩、二酸化マンガ、白金、酸化鉄などの触媒による分解反応で式(7)のように分解し、加熱水蒸気とガス酸素を生成する。



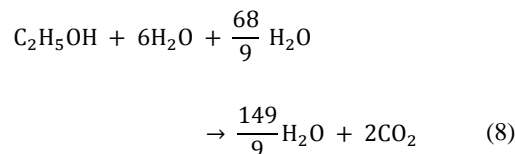
過酸化水素水は過去にロケットの推進剤として、濃度 70~90 wt% という高濃度のものが使用されていたが、主に貯蔵性に問題があることから今日では積極的に用いられていない。貯蔵性に問題がある原因としては、高濃度の過酸化水素水は不安定な推進剤であり、不純物、温度、あるいは衝撃などの条件下で爆轟する危険性があることが挙げられる。また、極めて多種類の有機化合物と化学反応を起こすため、火災の危険があること、さらにタンクや配管を腐食してしまう恐れがあり、これらに特別な部品や配管を必要とすることなどもその原因として挙げられる。

ところが、濃度 65 wt% 以下であれば分解熱よりも蒸発潜熱のほうが大きく、安定剤も多く添加されていることから加速的な自己分解を抑えることができ、その貯蔵性を改善することが可能である。さらに、濃度 65 % 以下の過酸化水素水は民生品として容易に入手でき、低価格であること、また毒性も低いことから、近年低毒性推進剤の一つとして注目されている。本研究では、60 wt% 過酸化水素水を酸化剤として使用する。

3.1.2. エタノール (ethanol, C₂H₅OH)

エタノールは、薬品、酒の原料として広い用途があるため大量に生産されているため、入手性もよく低価格である。また、推進系の推進剤としては人体の影響も少なく、取扱い性も容易である。さらにエタノールをはじめとする炭化水素系燃料は、一般的な他の燃料

と比較して密度が大きく、また、エタノールは凝固点が低く液体で貯蔵できることから、タンクの体積をより小さくすることが可能となる。これらのことから、本研究ではエタノールを燃料として使用する。エタノールと 60 wt% 過酸化水素水の燃焼の反応式は式(8)のとおりである。



3.1.3. 性能の見積もり

推進剤として 60 wt% 過酸化水素水/エタノールを使用した推進系の性能を計算によって見積もった結果を表 3.1 に示す。計算は、CEA⁵⁾を用いて燃焼室圧力 4.4 atm, ノズル開口比 50, 初期推進剤温度 300 K, 平衡流の条件で行った。このように、これらの推進剤を使用した二液式推進系で目標値である比推力 200 s を達成し得る結果が得られた。

表 3.1 CEA⁵⁾によるスラスタの性能計算結果

項目	記号	単位	燃焼室	ノズル スロート	ノズル 出口
圧力	P	MPa	0.405	0.229	0.0005
温度	T	°C	1548.15	1391.05	228.17
平均 分子量	M	-	20.799	20.811	20.817
定圧 比熱	C_p	kJ/ (kg·°C)	2.6224	2.4761	1.7415
比熱比	γ	-	1.1841	1.1944	1.2976
マッハ数	Ma	-	0.000	1.000	4.674
特性排 気速度	C^*	m/s	-	1319.7	1319.7
推力 係数	C_F	-	-	0.6752	1.8051
真空 比推力	I_{VAC}	s	-	167.07	251.66
比推力	I_{SP}	s	-	90.93	243.09

3.2. 二液式推進系実験モデル概要

3.2.1. スラスタ

図 3-1 に製作した二液式推進系のスラスタの断面図を、図 3-2 にその外観図を示す。本スラスタはステンレス製でインジェクタ・推進剤噴射器・触媒層・燃焼室・ノズルによって構成されている。スラスタに入る前に二つの推進剤を混合し、触媒層にて酸化剤である過酸化水素水を触媒で分解して酸素を発生させる。触媒は白金触媒を使用している。触媒層で発生した酸素とエタノールを燃焼室に供給し、混合気に点火装置を用いて点火する。点火装置としては、民生品であるス

パークプラグを使用している。スラスタの燃焼室特性長は $L^*=0.228$ m と小さな値になっている。これは設計・製作時のノズルスロート直径は $d_T=1$ mm であったが、燃焼試験を行ったところ、過酸化水素水の分解反応によって発生する水、過酸化水素水に初めから含まれる水などが燃焼室の壁面で冷やされ水滴となり、スロートで詰まってエタノールの着火を妨げてしまうという現象が見られたため、このスロート部での詰まりを解消することを最優先してスロート直径を拡大したことに依る。

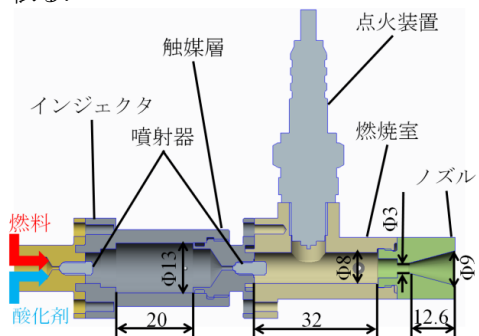


図 3-1 制作したスラスタの断面図

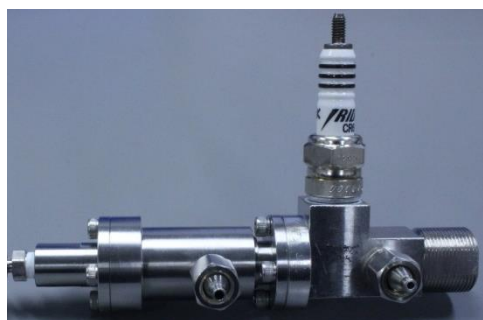


図 3-2 制作したスラスタの外観図

3.2.2. 推進系噴射器

本スラスタでは推進剤噴射器として The Lee Company の Atomizing Nozzle「IAZA1200110K」を使用している。この噴霧ノズルはアシスト用の外部空気の供給を必要としないエアレスタイプの噴霧ノズルで、 50° の円錐スプレーパターンを生成しコンパクトながら精密な微細化が可能である。製作した推進系では、推進剤の供給圧は 0.5 MPaG= 72.5 psig を想定しているが、この噴射器を用いれば推進剤の 90% をおよそ 140 μ m 以下の液滴にすることができる。

3.2.3. 供給系と計測機器

本推進系の推進剤供給は高圧窒素ガスによるガス加圧供給方式となっている。図 3-3 に製作した推進系の供給系系統図を示す。本推進系は実験モデルであるため、電磁弁(THV)に冗長系は組んでいない。

図中の m の文字で表されているのは流量計で、 mO , mF ではそれぞれ酸化剤流量、燃料流量を計測する。同様に P の文字で表されているのは圧力計で P_0 , P_F , P_{CB} , P_C はそれぞれ酸化剤タンク圧力、燃料タンク圧力、触媒層圧力、燃焼室圧力を計測し、 T の文字で表されているのは温度計を表し T_{CB} , T_C はそれぞれ触媒層温度、燃焼室温度を計測する。 CV は逆止弁を表しており、実験時に火炎が逆流することを防いでいる。

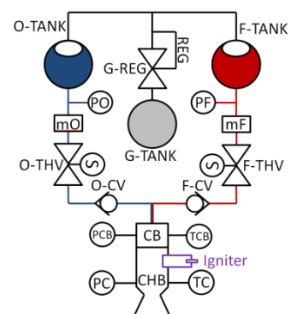


図 3-3 供給系系統図

4. オープンカップ試験

図 3-3 より、本スラスタでは、両推進剤を混合した後に触媒層を通過するため、過酸化水素水を分解する触媒とエタノールが接触する。この時、エタノールが触媒にとって触媒毒とならないことを確かめるためにオープンカップ試験を行った。オープンカップ試験では、図 4-1 に示すように何も手を加えていない白金触媒[E]と、エタノールに浸した白金触媒[F]を供試体として 5 ml の過酸化水素水を分解させ、その時の温度と質量の変化履歴を計測し、その結果を比較して触媒の過酸化水素水分解性能を評価した。

図 4-3 に温度の変化履歴の計測結果を示す。エタノールに浸した触媒[F]は到達最高温度こそ違いは見られなかったが、最高温度に達した後の温度の低下が若干緩やかな結果が得られた。これは、過酸化水素水の分解に時間を要していることを意味しており、その原因としてエタノールが付着したことで触媒と過酸化水素水の接触が妨げられたためであると考えられる。また、図 4-4 に質量の変化履歴の計測結果を示す。こちらは両者にほとんど違いは見られなかった。

実験結果から、少なくともエタノールが過酸化水素水と触媒の接触を妨害するため過酸化水素水の分解に時間を要したとすることができる。また、すべての条件において温度の最高点がほぼ等しいことから、エタノールが付着することで触媒の過酸化水素水の分解反応そのものに対しては影響がないと考えられ、そのことからエタノールが触媒の触媒毒ではないと考えられる。よって、本推進系の推進剤供給方法では、エタノールと過酸化水素を混合して触媒層に供給することから、エタノールが触媒毒として作用し、過酸化水素水を全く分解できないという状況には陥らないと考えられる。しかし、エタノールが過酸化水素水と触媒の接触を妨害し、そのことによって過酸化水素水の分解率がある程度悪化することが予想される。よって触媒層の長さを長くするなどエタノールに妨害される分触媒と過酸化水素水が接触面積を稼げるように改良することが必要だと考えられる。



図 4-1 実験に使用した触媒



図 4-2 オープンカップ試験の様子

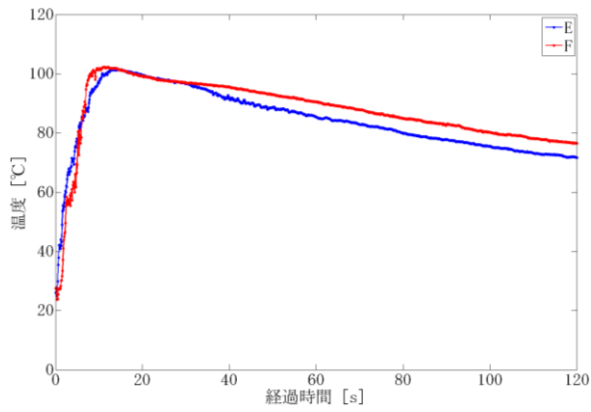


図 4-3 温度変化履歴

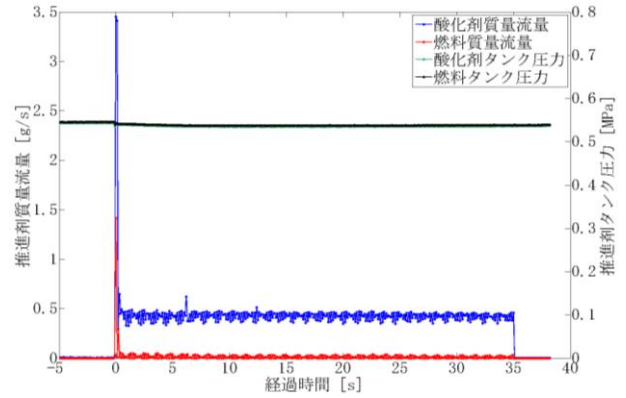


図 5-1 推進剤流量 ($d_T=3$ mm)

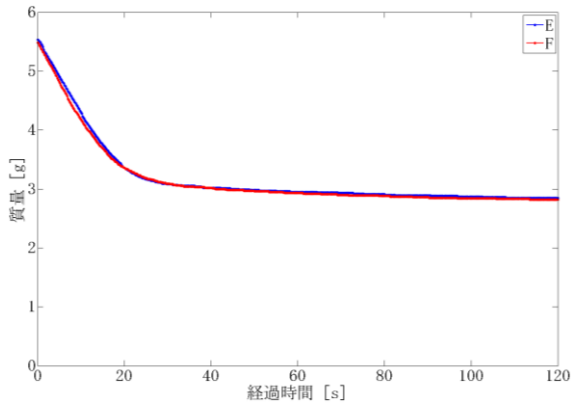


図 4-4 質量変化履歴

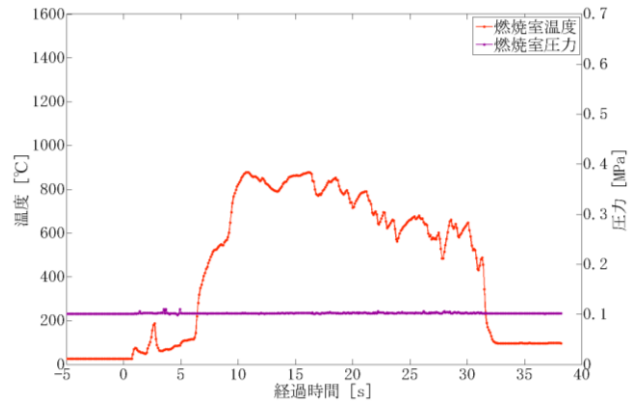


図 5-2 燃焼室温度・圧力($d_T=3$ mm)

5. 燃焼試験の結果および考察

製作したスラスタを用いて燃焼試験を行った結果、エタノールの着火を確認し、燃焼室温度はおよそ 800 °Cまで上昇した。しかし、水滴がスロート部で周期的に詰まり、断続的な燃焼に留まる様子が確認された。燃焼試験での計測値の値を、図 5-1、図 5-2 に示す。経過時間は推進剤の供給を開始した時刻を 0 秒としている。図 5-1 において、0 秒で大きなピークが見られるのは推進剤の供給と同時にタンクからスラスタまでの配管部に一気に推進剤が充填されるためである。また、着火を確認できた時の測定値から推進剤の混合比 O/F を測定したところ、理論上の最適混合比のおよそ三倍の値であった。これは、触媒層で十分に過酸化水素水を分解して酸素を発生させることができていないためであると考えられる。

図 5-2 を見ると、燃焼室温度は 800 °Cまで上昇しているが、温度が不安定に上下していることがわかる。これは、図 5-3 のようなノズルから水滴が飛び散る様子が見られたり、図 5-4 のようにノズルを外して実験を行った際に燃焼室の出口で水滴がたまる様子が見られたりしたことから、この水滴によって連続的な燃焼を妨げられていることが原因だと考えられる。また、燃焼室圧力がほぼ大気圧のまま変化していないという結果が得られた。これは、スロート部での水滴のつまりを解消することを最優先してスロート直径を拡大した結果燃焼室特性長さが小さくなっているため、燃焼室内で十分に燃焼反応を完了させられていないことや、圧力損失が大きくなってしまっていることが原因であると考えられる。よって、今後拡大したスロート径に合わせて燃焼室を再設計する必要がある。

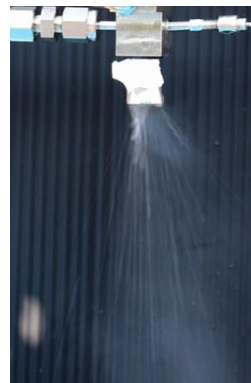


図 5-3 燃焼室で発生した水滴



図 5-4 ノズルを外した時の様子

以上の結果を踏まえて、スロート部での詰まりを解消して連続的な燃焼を実現することを優先し、さらにスロート直径を拡大して試験を行った。その結果、 $d_T=6$ mm の時、連続的な燃焼を実現することに成功した。その時の測定結果を図 5-5、図 5-6 に示す。二つの推進剤の混合比は $d_T=3$ mm の時と同じく、理論上の最適混合比のおよそ三倍の値であった。

図 5-6 を見ると、初めに小さなピークが見られた後、燃焼室温度は 1300 °Cあたりで一定値を示している。経過時間 1 秒あたりに見られる小さなピークは、推進剤の供給と同時に配管に一気に推進剤が充填するため、燃焼室への推進剤の供給がしばらく安定しないために現れたものであると考えられる。経過時間 10 秒あたりからほぼ 1300 °Cの一定値を示しているのは、計測に用いた熱電対が K 型熱電対であったため使用温度範囲を超えて振り切れてしまったためであり、今後はより高温の測定に適した熱電対を用いて再計測を行う予定である。しかし、本実験結果よりスロート直径をある程度広げることで水滴によるスロート部での詰まりを解

消し、連続的な燃焼を実現することができ、燃焼室温度が 1300 °C以上まで上昇することが確認できた。

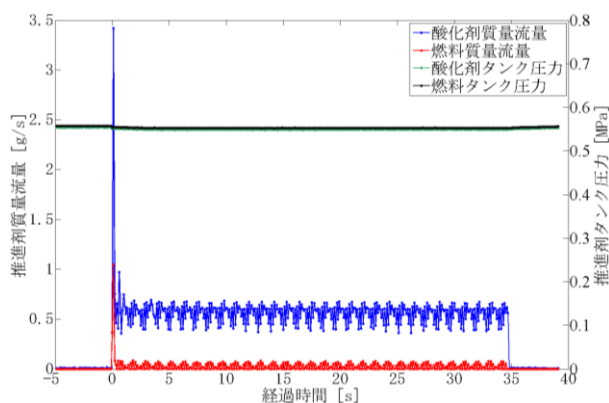


図 5-5 推進剤流量($d_T=6$ mm)

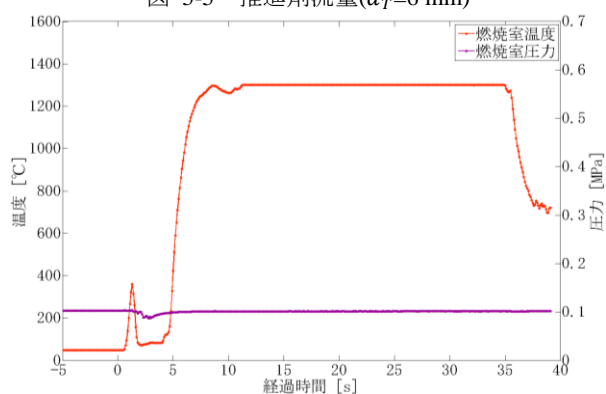


図 5-6 燃焼室温度・圧力($d_T=6$ mm)



図 5-7 着火の瞬間の様子



図 5-8 連続燃焼時の火炎の様子

6. まとめ

本研究では、低毒性推進剤である 60 wt% 過酸化水素水とエタノールを用いた超小型衛星搭載用二液式推進系の実験モデルを製作し、燃焼試験を行い、以下の結論を得られた。

- ・ エタノールが過酸化水素を分解する触媒の触媒毒にならないことを確認した。
- ・ ノズルスロート直径を $d_T=6$ mm まで拡張することで燃焼室において発生する水滴の影響を小さくし連続した燃焼に成功した。

今後の課題として以下のことが挙げられる。

- ・ 酸化剤である過酸化水素水の分解効率を改善し、理論上の最適混合比付近で燃焼を起こすことができるようにする必要がある。
- ・ 拡大したノズルスロート直径に見合った燃焼室、ノズルを設計する必要がある。

参考文献

- 1). 徳留真一郎，他：亜酸化窒素(N₂O)/エタノール推進系の実験研究，航空宇宙研究開発機構研究開発報告，2008
- 2). 鈴木信義：低毒性推進剤による二液式推進系の安定燃焼に向けた研究，首都大学東京修士論文，2012
- 3). 錦沢秀太郎：超小型衛星搭載用推進系の研究開発，首都大学東京修士論文，2014
- 4). George P. Sutton：Rocket Propulsion Elements，2000
- 5). NASA Chemical Equilibrium with Applications(CEA) <http://www.grc.nasa.gov/WWW/CEAWeb/> [cited on January 29, 2014]