

触媒予熱による一液式推進系の応答性評価

○小林悠也, 伴野真優, 松島純, 賀来将大 (首都大学東京・院)
中村健二郎, 佐原宏典 (首都大学東京),

Evaluation of responsiveness of mono-propellant propulsion system by catalyst preheating

Yuya Kobayashi, Mayu Banno, Jun Matsushima, Masahiro Kaku
Kenjiro Nakamura and Hironori Sahara (Tokyo Metropolitan University)

Key Words: Mono-propellant System, Green Propellant, Catalyst Bed, Preheating

Abstract

We have been developing a low toxic propulsion system for microsatellite utilizing 60 wt% hydrogen peroxide. In this research, we evaluated the propulsion performance, responsiveness (response time), and the influence of preheating to catalyst on the monopropellant propulsion system. After the preheating catalyst in the range of 10 °C to 190 °C, we conducted injection test under atmospheric condition to obtain pressure and temperature in the thrust chamber under a given mass flow rate of propellant. As the result of the test, the response time was 1.21 s to 1.75 s and it tended to slightly increase by the preheating, and we obtained 0.51 N of the thrust and 78.8 s of specific impulse, accomplished the designed values, under its steady injection. Although no significant change in propulsion performance was observed at any initial temperature of the preheated catalyst, we found that the performance of the catalyst at the end of life was restored by injection at 190 °C of the initial temperature. In conclusion, the catalyst preheating does not contribute to improvement of its performance and responsiveness but is possible to prolong its lifetime.

1. 研究背景および目的

超小型人工衛星の開発は2000年代初頭に開始され、主に工学教育や技術実証のためのツールとして用いられてきた。しかし、近年の超小型人工衛星は、ノウハウの蓄積やハードウェアの技術革新に後押しされ、より高度で実用的なミッションを担うようになっていく。衛星コンステレーションによるネットワーク網の構築や地球観測、スペースデブリ除去など、その活用領域は多岐に渡っている。そのため、超小型人工衛星のバス機能として推進系の搭載が必須の状況となりつつある。しかし、現段階で実用段階にあり、高い応答性、比推力を示すヒドラジン系推進剤を用いた推進系は、高い毒性を持っており、運用コストの高額化や安全性の確保が難しいことなどが問題となっている。このような背景のもと、世界ではより使いやすく安全性の高い低毒性な推進剤を用いた推進系の開発が望まれており、活発に研究開発が行われている。現状で開発が進んでいるものとしては、大きく分けてHAN系(HAN: Hydroxyl Ammonium Nitrate)やADN系(ADN: Ammonium Di-Nitramide, $\text{NH}_4\text{N}(\text{NO}_2)_2$)の推進剤がある。ヒドラジン系のものと比較すると、毒性は低く高性能である。しかし、これらの推進剤は、

現状、入手性が悪く価格や運用に係る費用も広く明らかにされていないため、取扱性や低価格化の可能性が明確ではない。超小型人工衛星の利点は、短期かつ低コストで開発が可能な点であり、この利点を活かすことができる推進系を開発する必要がある。

このような背景のもと首都大学東京宇宙システム研究室では、3つのポリシー(Border free, Safety first, Effective COTS)のもと、超小型人工衛星搭載用の低毒性推進剤を用いた推進系の開発を進めている。現在、一液式推進系と二液式推進系の開発を行っており、推進剤には60 wt%過酸化水素水を用いている。60 wt%過酸化水素水は、これまでに開発されてきた低毒性推進剤と比べて安全性と入手性が優れているため、低価格化と取扱性の向上が見込める。一液式推進系は、2013年に打ち上げられた超小型人工衛星「ほどよし1号」と「ほどよし3号」に搭載され、軌道上での噴射試験を行った。衛星からのHKデータから、設計値の30~70%程度の推力、比推力しか出ていないことがわかった。また、チャンバ内の圧力履歴から推力の立ち上がりが遅く、応答性が悪いことが分かっている。現在、原因究明と推進性能の向上と応答性改善に向けて改良および試験を続けている段階である。二液式推進系は、地上試験モデルを製作し、

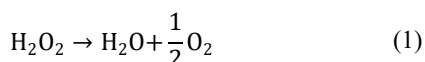
性能取得のための噴射試験と試験モデルの改良を行っている段階である。

本稿では、一液式推進系で使用している触媒を予熱することによって触媒への影響を考慮しつつ推進性能の向上および応答性改善を狙った噴射試験を行ったので、その結果について報告する。

2. 一液式推進系の概要

2.1. 60wt%過酸化水素水

過酸化水素は白金や二酸化マンガン、酸化鉄などの触媒によって式(1)のように分解される。分解時に



生じる反応熱によって、触媒温度が 60 wt%過酸化水素水のチャンバ内圧下での沸点まで上昇するため、生成されるH₂Oの状態は気液状態となる。70~95 wt%程度の高濃度な過酸化水素水は、過酸化水素自身が様々な有機化合物と化学反応起こす性質を持っているため、不純物、温度、衝撃などで容易に加速的な分解反応を起こす。そのため、高濃度の過酸化水素水を推進剤として用いる場合には、タンクでの貯蔵性が悪いことや、タンクや配管を腐食させるといった問題点がある。過去には V-2 ロケットのターボポンプに過酸化水素水が使われ、1970 年代には高濃度過酸化水素水を使った一液式推進系の開発¹⁾も進められていたが、上述の問題から今日ではあまり積極的に用いられていない。

当研究室では、高濃度過酸化水素水に対する上述の問題点に対して、濃度を下げて用いることで過酸化水素水を超小型人工衛星に適合する推進剤として利用できると考えている。濃度が 65 wt%以下であれば分解熱よりも蒸発潜熱の方が大きく²⁾、安定剤も高濃度のものに比べてより多く添加されているため、加速的な分解反応を抑えることができる。これにより、タンクでの貯蔵性を改善することが可能である。また、60 wt%以下であれば民生品として入手でき、価格も低く抑えられ、人体に対する毒性も低い。このように濃度を下げることで超小型人工衛星搭載用推進系にとって利点が多いため、当研究室で開発中の推進系では、60 wt%過酸化水素水を酸化剤として用いている³⁾。

2.2. スラスタ概要

図 1 に一液式スラスタの断面図を示す。上流側から 60 wt%過酸化水素水を供給し、下流にある噴射器に

よって触媒に向かって噴霧される。60 wt%過酸化水素水は式(1)に基づいて触媒によって分解され、その分解ガスをノズルから噴射することで推力を得る。チャンバには圧力と温度を計測するためのポートが取付けられている。表 1 に本スラスタの目標推進性能を示す。

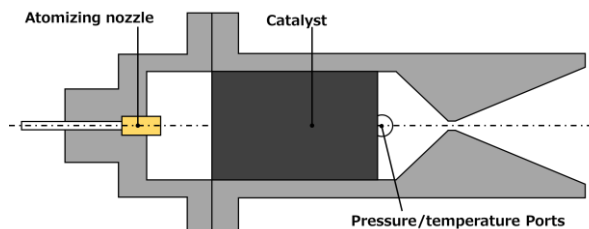


図 1 スラスタ断面図

表 1 目標推進性能

項目	値
推力	0.5 N
比推力	70 s 以上

2.3. 供給系

図 2 に試験系統図を示す。スラスタへの推進剤供給方法は窒素ガスをを用いた調圧方式である。加圧した状態で電磁弁を開くことでチャンバ内に推進剤が供給され、噴射が開始される。パージラインを設けており、噴射開始前後は窒素パージを行っている。推進剤メインバルブ(図 2 中の M-SV)の直上に流量計を、スラスタの直上に圧力計をそれぞれ取り付け、推進剤の供給流量と供給圧力を計測している。

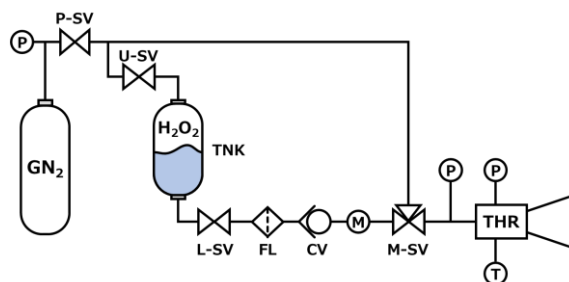


図 2 試験系統図

3. 噴射試験の内容

3.1. 試験条件

表 2 に噴射時の条件をまとめたものを示す。推進剤流量は 0.7 g/s、噴射時間 10 s で固定し、触媒初期温度を 10 °C から 190 °C の幅で変化させて噴射試験を実施した。触媒初期温度はスラスタに取り付けたヒーターを作動させることによって変化させた。また、噴射開始直後にヒーターによる加熱は停止させた。再現性とばらつきを考慮するため、各条件とも 3 回ずつ噴射を実施した。また、チャンバ内に残存して

いる推進剤によって分解反応が生じ、触媒初期温度や応答性へ影響を与えることを避けるため、各噴射毎にスラスタ内および触媒の洗浄を実施した。

表 2 噴射条件

供給圧力 [MPa]	供給流量 [g/s]	噴射時間 [s]	触媒初期温度 [°C]
0.4	0.7	10	10
			40
			70
			100
			130
			160
			175
			190

3.2. 試験評価方法

3.1.1 応答性の評価

本研究では、応答性（以降、レスポンスタイム）の評価を以下の方法で行った。噴射試験では推力の測定を行っていないため、チャンバ内の圧力履歴を用いて応答性を評価した。本研究でのレスポンスタイムは、先行研究⁴⁾に倣い、「推進剤バルブを開いてからチャンバ内圧力が定常状態の 90% に達するまでの時間」と定義した。

図 3 にチャンバ内圧力履歴と各タイミングの一例を示す。青線で描かれた矩形波は推進剤バルブ（図 2 中の M-SV）に印加した電圧の履歴である。図中の「1」、 「5」は、それぞれバルブに電圧を印加した瞬間、および印加を停止した瞬間である。電圧の印加を停止した瞬間（図 3 中の「5」）から 2 秒さかのぼった点を「4」とし、「4」から「5」までの区間を定常状態と定義した。これまでの実験で、推進剤供給時間が 10 秒程度あれば、この区間ではチャンバ内の温度と圧力は安定することが分かっているため、この定義は適当であると考えている。また、定常状態のチャンバ内圧力の 90% に最初に到達した点を「3」と定義した。

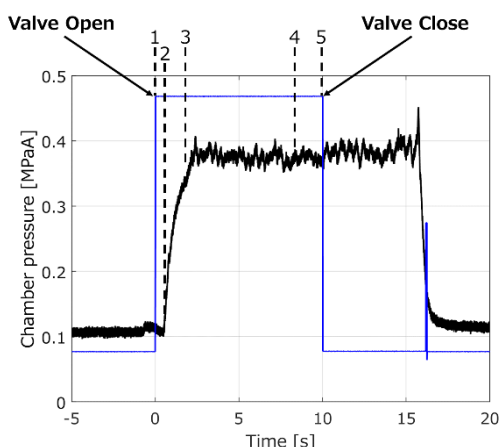


図 3 チャンバ内圧力履歴と各タイミングの一例

レスポンスタイムとは、「1」から「3」までに要する時間である。このレスポンスタイムは、「推進剤バルブが開き、推進剤が噴射器によって噴霧されて触媒に到達し分解反応が開始されるまでの時間」と「分解反応が開始されてから定常状態の 90% に最初に到達するまでの時間」に分けて考えることができる。本研究で用いた圧力計の計測誤差が 10 kPa 程度であるため、推進剤バルブが開いた瞬間（図 3 中の「1」）におけるチャンバ内圧力から 10 kPa 上昇した点を圧力上昇開始点（図 3 中の「2」）と定義した。この「1」から「2」の区間をレスポンスタイム A とし、「2」から「3」の区間をレスポンスタイム B と定義した。レスポンスタイム B とは、分解反応が開始されてから定常状態の 90% に最初に到達するまでの時間である。

3.1.2 推進性能の算出

推力および比推力は試験結果として得られる供給流量とチャンバ内圧力を用いて計算によって求めた。定常区間（図中「4」から「5」）での推力 F_{45} は以下の式を用いて算出した。

$$F_{45} = P_{c,45} A_t C_{F,act,45} \quad (2)$$

$P_{c,45}$ は、定常区間におけるチャンバ内の平均圧力、 $C_{F,act,45}$ は実際の推力係数である。実際の推力係数は以下の式で算出した。

$$C_{F,th,45} = \lambda \eta_F C_{F,th,45} \quad (3)$$

λ はノズル修正係数であり、 η_F は推力係数効率、 $C_{F,th,45}$ は定常区間における理論推力係数である。本スラスタのノズルはコンカルノズルであるため、ノズル修正係数は以下の式で算出した。

$$\lambda = \frac{1}{2}(1 + \cos\theta) \quad (4)$$

本研究で用いたノズルの半頂角は 15°であるため、ノズル修正係数は 0.983 となる。理論推力係数は、噴射試験で測定した定常時のチャンバ内平均圧力 $P_{c,45}$ と実験条件の基づく各種条件を NASA-CEA に入力して算出した。また、推力係数効率 η_F は、文献⁵⁾の値を参考に 0.92 とした。また、定常区間における比推力 $I_{sp,45}$ は以下の式を用いて算出した。

$$I_{sp,45} = \frac{F_{45}}{\dot{m}_{45}g} \quad (5)$$

\dot{m}_{45} は定常区間における平均推進剤流量、 g は重力加速度である。

4. 噴射試験の結果および考察

4.1. レスポンスタイムへの影響評価

図 4 に触媒初期温度の違いによるレスポンスタイム A への影響を示す。レスポンスタイム A は 0.51 s から 0.91 s の範囲があることがわかった。また、100 °C 以降では短縮していく傾向があり、ヒーターによる予熱によってレスポンスタイム A は改善できることが明らかとなった。予熱していない場合、生成された H₂O が蒸発するためには分解によって生じる反応熱を必要とするため、噴射開始から蒸発に必要な熱量が生じるまでにある程度の時間を要する。これがレスポンスタイム A の内訳の 1 つである。しかし、触媒初期温度を H₂O の大気圧下での沸点である 100 °C より高くすることで、分解による反応熱の発生を待たずに H₂O を蒸発させることができる。したがって、この分の時間を短縮することができたと考えられる。

図 5 に触媒初期温度の違いによるレスポンスタイム B への影響を示す。レスポンスタイム B は 0.50 s から 1.43 s の範囲にあることがわかった。また、100 °C

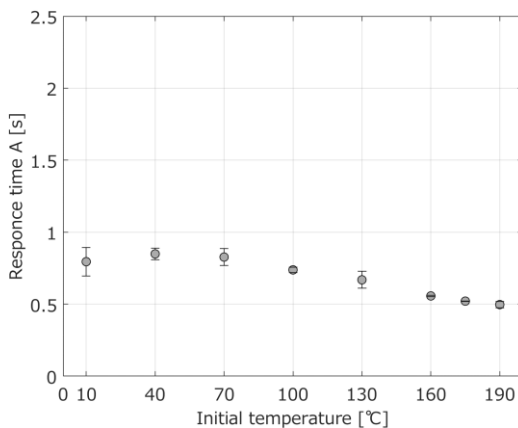


図 4 触媒初期温度の違いによるレスポンスタイム A への影響

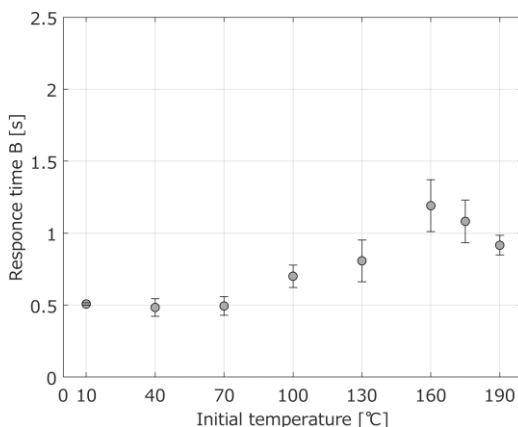


図 5 触媒初期温度の違いによるレスポンスタイム B への影響

以降で徐々に増加していき、160 °C でピークを迎えた後、短縮に転じる傾向が見られた。100 °C 以降で増加していく原因として、供給された推進剤が予熱された触媒、およびチャンバ内に噴霧されることで分解反応と生成された H₂O の蒸発がほぼ同時に開始され、液相から気相に相変化することでわずかな時間ではあるが、後続の液相の推進剤が触媒に十分に接触できず、分解が遅れが生じていると考えられる。また、ヒーターによって加熱された触媒は、供給された常温の推進剤が流れることで熱を奪われていくため、チャンバ内温度は初期温度からある程度の時間が経過すると、推進剤の沸点である 130 °C 付近で安定となる。つまり、触媒による分解が開始され反応熱が 100 °C 相当の熱量に達する前に初期温度による熱量が推進剤に奪われてしまうことで、生成された H₂O の蒸発を促進させる効果は無くなってしまう。そのため、160 °C 付近までは初期温度による熱量が不足していたため、増加傾向を見せたものと考えられる。しかし、初期温度が 160 °C を上回ることで、触媒の分解反応が定常に至るまでに必要な熱量が充足し、レスポンスタイム B は短縮する傾向を見せたと推測される。この現象が正しいとすれば、さらに触媒初期温度を高めることでレスポンスタイム B はより短縮される可能性がある。しかし、本研究で実施した範囲の触媒初期温度の幅ではこれは確認できていない。

図 6 に「1」から「3」における総レスポンスタイム (A+B) を示す。総レスポンスタイムは、1.21 s から 1.75 s の範囲にあることがわかった。レスポンスタイム A は 100 °C 以降で短縮傾向が見られたが、総レスポンスタイムとしては、レスポンスタイム B に見られた 100 °C 以降での増加傾向と 160 °C 以降での短縮傾向の方が顕著に表れる結果となっていること

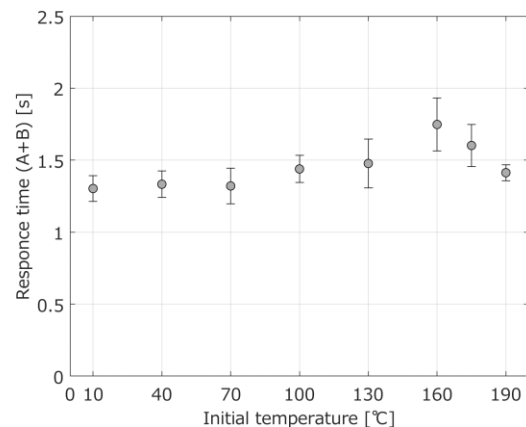


図 6 触媒初期温度の違いによるレスポンスタイムへの影響

がわかる。したがって、本研究で設定した触媒初期温度の範囲では、応答性の改善は確認されなかった。しかし、レスポンスタイム A, B ともにさらに触媒初期温度を高めることで短縮できる傾向を示しており、さらに温度範囲を広げて検証する必要がある。

4.2. 推進性能への影響評価

図 7 に触媒初期温度の違いによる定常区間のチャンバ内平均温度への影響を示す。定常区間のチャンバ内平均温度は 130 °C で安定しており、触媒初期温度による影響は確認できない。また、噴射によるばらつきは小さい。

図 8 に触媒初期温度の違いによる定常区間のチャンバ内平均圧力への影響を示す。定常区間でのチャンバ内圧力は、0.36 MPaA 付近で安定しており、チャンバ内温度と同様に触媒初期温度による影響は確認できない。また、噴射によるばらつきも小さい。60 wt%過酸化水素水を用いて大気圧下で噴射試験をした場合、スロートでチョークを起こすチャンバ内臨

界圧力は 0.279 MPaA であるため、今回の噴射試験における噴流はチョークしていたことがわかる。そこで、3.1.2 節で述べた方法で推力および比推力を算出した。

図 9 に触媒初期温度の違いによる定常区間における平均推力への影響を示す。定常区間での平均推力は 0.51 N であり、目標性能に達していることがわかった。また、触媒初期温度によって推力値に大きな変化は確認できない。噴射によるばらつきも小さい。

次に、図 10 に触媒初期温度の違いによる定常区間における比推力への影響を示す。定常区間での平均比推力は 78.8 s であり、推力と同様に目標推進性能に達していることがわかった。また、比推力に関しても触媒初期温度によって大きな変化は確認できない。

定常時におけるチャンバ内圧力、温度、および推力、比推力について、いずれも触媒初期温度の違いによって大きな変化はないことが判明した。したがって、触媒の予熱は本一液式スラスターの推進性能の向上に寄与しないことが明らかとなった。

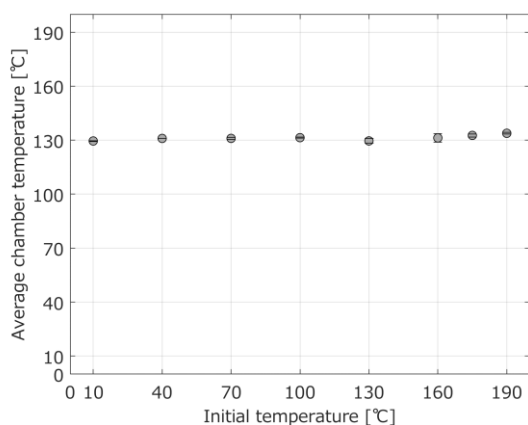


図 7 触媒初期温度の違いによる定常区間におけるチャンバ内平均温度への影響

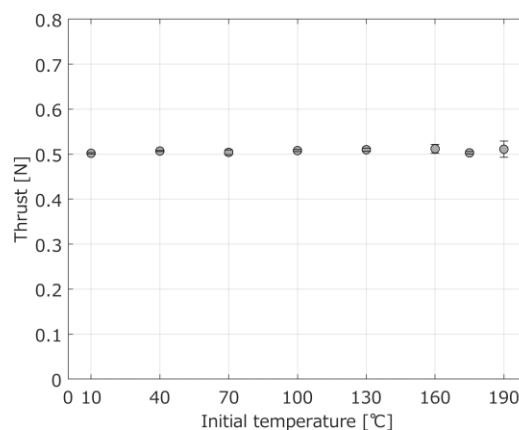


図 9 触媒初期温度の違いによる定常区間における平均推力への影響

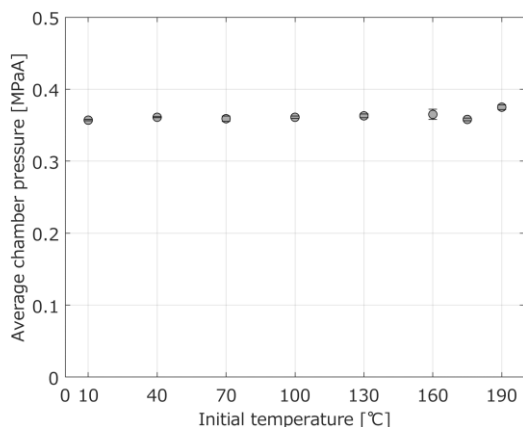


図 8 触媒初期温度の違いによる定常区間におけるチャンバ内平均圧力への影響

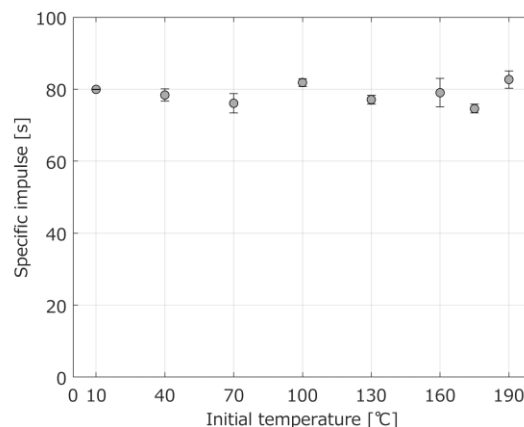


図 10 触媒初期温度の違いによる定常区間における平均比推力への影響

4.3. 触媒寿命への影響

本推進系で用いている触媒は噴射を重ねることで劣化が生じ、分解効率が低下していく傾向があることがわかっている。ほぼ分解反応を示さなくなった触媒を用いて、触媒初期温度 10℃ で噴射を行ったところ、図 11 に示す通りチャンバ内圧力は上昇しないことがわかる。この触媒を用いて初期温度 190℃ として噴射を行ったところ、図 12 に示す通り再び分解反応を示し、チャンバ内圧力が上昇することが確認できた。これまでと同様に 3 回噴射を実施したところ、平均レスポンスタイムは 1.39s だった。また、平均推力は 0.51 N、平均比推力は 74.7s となり、触媒劣化前の性能を取り戻していることが分かった。このことから、寿命末期の触媒を予熱することで、定性的ではあるが分解性能を回復させることができ、寿命を延命できる可能性があることが新たに明らかとなった。本研究では、初期温度 190℃ での噴射しか実施していないため、今後、その他の初期温度領域でも

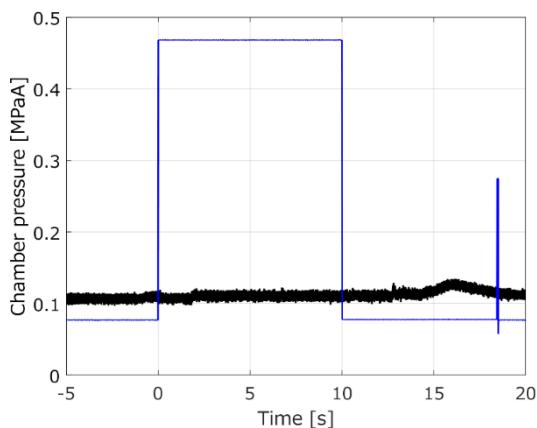


図 11 寿命末期の触媒を初期温度 10℃ として噴射したときのチャンバ内圧力履歴

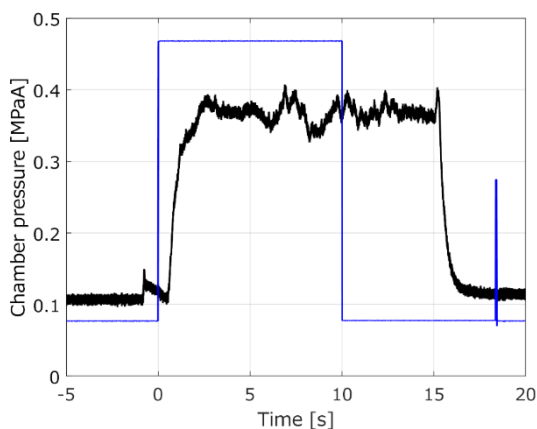


図 12 寿命末期の触媒を初期温度 190℃ として噴射したときのチャンバ内圧力履歴

噴射を実施し、触媒寿命と触媒初期温度の関係についてさらに検証を進めていく必要がある。

5. まとめ

本稿では、現在開発を進めている 60wt%過酸化水素水を用いた一液式推進系の概要を紹介した。また、推進性能の向上と応答性改善を狙い、触媒を 10℃ から 190℃ の範囲で予熱して噴射試験を実施した。その結果と課題は以下の通りである。

- 今回設定した触媒初期温度の範囲では、応答性が改善される傾向は確認できなかった。しかし、さらに温度を高めることでレスポンスタイムを改善できる可能性があることがわかった。そのため、初期温度範囲をさらに高めて検証行う必要がある。
- 定常状態における推力の平均値は 0.51 N、比推力の平均値は 78.8 s であり、目標推進性能を達成することができた。
- 触媒初期温度は、推力値および比推力値に大きな変化を与えておらず、触媒予熱は推進性能向上に寄与しないことがわかった。
- 寿命末期の触媒を予熱することで、触媒の分解性能を回復することができ寿命を延長できる可能性があることが新たに判明した。今後、触媒の初期温度と寿命の関係についてさらに検証を進める必要がある。

参考文献

- 1) 清水昭紀, 種村利春: 過酸化水素ロケットの試験, 航空宇宙技術研究所報告, TR-202, 1970.
- 2) H2O2 Self-Accelerated Decomposition USP technologies – Solutions for a clean environment: <http://www.h2o2.com> [cited on August 13, 2017]
- 3) 小林悠也, 松島純, 賀来将大, 伴野眞優, 中村健二郎, 佐原宏典, 染谷昂, 飯塚俊明: 60wt%過酸化水素水を用いた超小型人工衛星搭載用二液式推進系の開発, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2017-4101-1E03, 2017.
- 4) 飯塚俊明, 飯塚征也, 阿部圭典, 伴野眞優, 賀来将大, 小林悠也, 松島純, 中村健二郎, 佐原宏典: 60%過酸化水素水を用いた超小型人工衛星搭載用一液式推進系の開発, 第 61 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2017-4100-1E02, 2017.
- 5) Dieter K. Huzel, David H. Huang: Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines, AIAA, 1992.