

自己加圧式ハイブリッドロケットのPID制御によるスロットリング

山岸晃己^{*1}, 中田大将^{*2}, 安田一貴^{*2}, 椎名達彦^{*1}, アンイヨン^{*1}, 夢田卓矢^{*1}, 橋本侑菜^{*3}, 江口光^{*2},
内海政春^{*2}

*1 室蘭工業大学大学院

*2 室蘭工業大学

*3 室蘭工業大学創造工学科

PID Throttle Control of Self-pressurized Hybrid Rocket Engine

Yamagishi Kohki^{*1}, Nakata Daisuke^{*2}, Yasuda Kazuki^{*2}, Siina Tatsuhiko^{*1}, Ang Yi Yong^{*1}, Tada Takuya^{*1}, Hashimoto Yuma^{*3},
Eguchi Hikaru^{*2} and Uchiumi Masaharu^{*2}

*1 Division of Production Systems Engineering, Muroran Institute of Technology

*2 Aerospace Plane Research Center, Muroran Institute of Technology

*3 Course of Aerospace Engineering, Muroran Institute of Technology

ABSTRACT

Constant thrust control was performed by PID control on the self-pressurized hybrid rocket system. Injector pressure was used as the feedback target in order to apply the results of the cold flow test to the determination of the PID gain of the combustion test. With an appropriate gain parameter considering the stability of the system, the injector pressure could be kept constant at the combustion test. At this time, the thrust increased slightly with time because the fuel flow rate increased with time.

Keywords: Hybrid Rocket, Self-pressurization, Thrust control, Throttling, PID controller

概要

自己加圧式ハイブリッドロケットのPID制御による推力制御を行った。流し試験の結果を燃焼試験のPIDゲインの決定に応用するため、インジェクタ圧力をフィードバック対象とした。シミュレーションも交え、システムの安定性を考慮したゲインで燃焼試験を行った結果、インジェクタ圧力を一定にすることができた。この時、燃料流量が時間と共に増加するため、推力は時間とともに僅かに上昇した。

1. はじめに

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターは、白老エンジン実験場に、Fig. 1 に示すような全長 300 m の高速走行軌道試験設備を有している。高速走行軌道実験設備はロケットエンジンを搭載した台車（ロケットスレッド）が地上に敷設した軌道上を高速度で走行することで、地上において安価なコストで実機サイズの試験を可能とするものであり、風洞試験と実機試験の中間的な役割を担っている。エンジンの推進特性や実機サイズの機体の大気環境における空力特性や耐高加速度性などの試験において米国ではその有用性が広く認められており、宇宙船ジェミニやスペースシャトルの開発においても利用された経緯がある¹⁾。国内では防衛庁技研（現防衛装備庁）やNASDA（現JAXA）などがこのようなロケットスレッドを使用した試験を行ってきたが、本学が有する試験設備は、常設軌道としては現在国内唯一の設備であり、安全で安価なハイブリッドロケットを推進システムに採用している。様々な大学、企業との共同研究では加速度一定制御や速度一定制御などが要求される。



Fig. 1 Rocket sled tests.

ハイブリッドロケットは固体モーターと比べ、酸化剤の調整によりスロットリングできる点が魅力の一つである。先行研究としては欧州連合が資金提供しているEU FP7 SPARTAN Project（2013年に終了）が主たる先駆者であるが、それ以外にもユタ州立大学や北京航空航天大学、パドヴァ大学などで研究が行われている²⁾⁷⁾。ハイブリッドロケットは一般に酸化剤流量・燃料後退速度が一定であっても推力は一定とは限らない。燃料暴露面積の増加に応じて酸化剤流量を調整する必要がある。ガス加圧方式では酸化剤流量は安定しているが、システム簡素化の点で有利な自己加圧方式ではタンク圧の時間変化が大きく、酸化剤流量も一定とならない。一般的な自己加圧方式のタンク圧力 P_{tank} 、インジェクタ圧力 P_{inj} 及び推力 F の時間履歴をFig. 2 に示す。自己加圧方式の場合、 P_{tank} の低下に伴い推力が時間とともに低下する傾向がある上、 N_2O などの混相化しやすい酸化剤の場合、タンク内で減圧沸騰することが知られており、推力制御がより一層難化する。本研究では自己加圧方式での推力制御の可能性について検討するために、Fig. 3 に示すような地上に固定したハイブリッドロケットでの試験を行った。

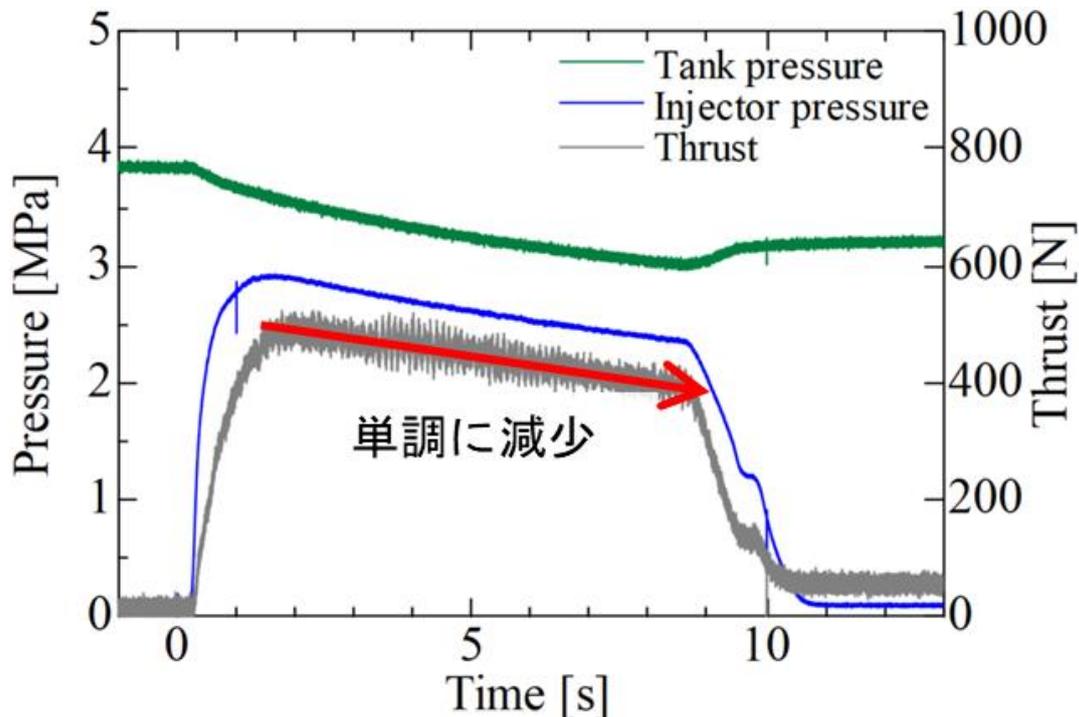


Fig. 2 Time series of P_{tank} , P_{inj} and F without control.



Fig. 3 Experimental setup of the combustion tests.

先行研究ではダイレクトに燃焼圧力 P_c や F をフィードバック制御しているが、これらは燃焼試験をしないと得ることが出来ない。本研究では繰り返し試験が容易な流し試験でゲインを決定し、燃焼試験に適用する方針とした。即ち、インジェクタ圧力 P_{inj} をフィードバック対象に使用した。制御方法としてはジッターを避けるためにPI制御やI制御が用いられることが多いが^{3),4)}、過渡応答の改善の観点からPID制御を使用した。その結果、目標値に近い値で P_{inj} 一定を達成し、自己加圧方式特有の推力低下を防ぐことができた。

2. 試験設備

試験設備の系統図をFig. 4に示す。GN₂流し試験ではカードルからタンクを通過して、流調弁で制御された窒素ガスが燃焼器から排出される。流し試験と燃焼試験においてはタンクにCO₂やN₂Oを充填したのち自己加圧供給により流調弁を介して燃焼器にこれらを供給する。流調弁の制御は3.1節ではMOVが開く前から制御を開始させていたため、MOVが開いた時点では流調弁開度は100%になっている。しかし、以下に示すステップ応答法などの制御は0からスタートすることを前提としていることから、3.2節の再設計以降では、MOVが開くタイミングに合わせて手で制御開始とした。制御系では1 - 5 Vの制御信号を流調弁に出力し、その信号に対してバルブ開度が0 - 100%の線形変化をするようなシステムとなっている。

燃料には厚さ 5 mm、長さ 500 mm のアクリルグレインを使用しており、ノズルスロート径は ϕ 28、インジェクタは ϕ 1.4 mm \times 8 穴を使用した。このシステムでは燃料グレインの減肉やモーターケースの耐熱性の観点から最長で 8 s の燃焼試験が可能である。

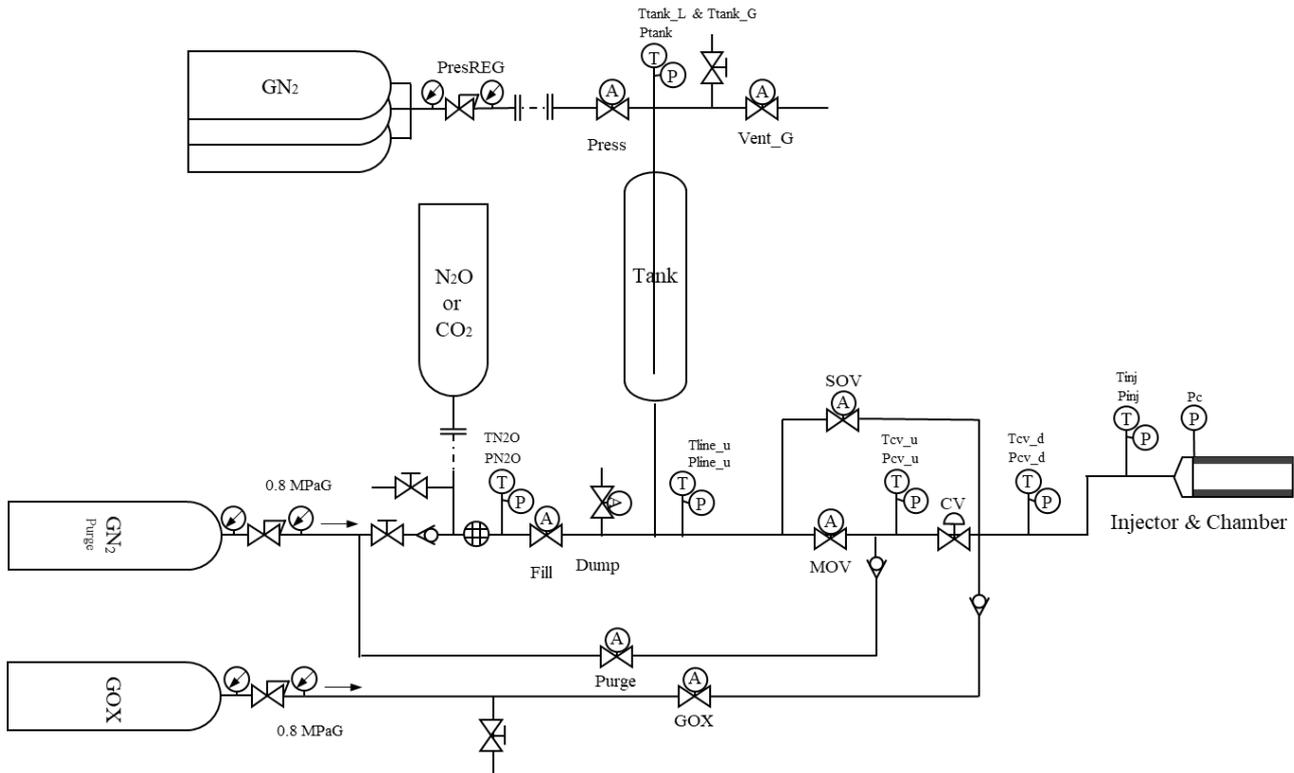


Fig. 4 Piping diagram of the combustion tests.

3. 結果及び考察

3.1. ステップ応答法を用いた推力一定制御

PID制御のブロック線図と、あるシステムの単位ステップ応答及びボード線図をFig. 5, Fig. 6 に示す⁸⁾。制御者は制御対象 $P(s)$ を把握したうえで、整定時間 t_s やオーバーシュート O_s が小さく、ゲイン余裕 GM や位相余裕 PM を十分に持つ安定したシステムになるようにコントローラ $C(s)$ を設計する必要がある。そこで、まずはステップ応答法でのアプローチを試みた。

Fig. 7 に流調弁の開度を一定としたときのガス室素流し試験での P_{inj} の時間履歴とステップ応答法を用いた解析の様子を示す。ある時刻においてMOVが開くことで制御対象に一定の上流圧力を持った窒素ガスが流れる仕組みとなっている。これはステップ応答とみなすことができるため、この結果を用いて $P(s)$ を求めたところ、(1)式を得た⁹⁾。

$$P(s) = \frac{1}{0.08s + 1} e^{-0.04s} \quad (1)$$

(1)式の $P(s)$ より、Table 1 に示すステップ応答法の表を用いることで比例ゲイン $K_p = 2.4$ 、積分ゲイン $K_i = 30$ 、微分ゲイン $K_d = 0.048$ と決定した¹⁰⁾。しかし、このゲインを用いて窒素ガス流し試験をしたところ、Fig. 8 のようにハンチングが生じて整定しなかったため、ゲインを適当に調整したところ、 $K_p = 0.45$ 、 $K_i = 4.5$ 、 $K_d = 0.009$ にするとFig. 9 のように約3sで整定した。

そこで、同様のゲインを自己加圧式二酸化炭素流し試験に使用したところ、Fig. 10 に示すように約4sで整定した。熱物性値が類似していることから、 N_2O の代用として CO_2 を用いて流動特性の評価が行われることが一般的であることから、燃焼試験においてもFig. 10のような挙動になることが予測される。

上記のゲインを使用した際の燃焼試験での推力一定制御の結果をFig. 11 に示す。流調弁の開度が65%になる $P_{inj} = 2.6 \text{ MPa}$ 一定を目標値とした。目標値と定常値に0.1 MPaの差があるが、 $P_{inj} = 2.5$

MPa を定常値と捉えると $O_s = 53\%$, $t_s = 2.6\text{ s}$ であり, 約 3 秒間整定した. 一般的には, Fig. 2 の約 1 ~ 4 s の区間のように P_{inj} が単調に減少するが, 制御をすることで同区間において Fig. 11 のように目標値に近い値で整定し, P_{inj} に追従して F も一定になった. しかし, 5.5 s 以降では圧力回復の影響によって P_{inj} と F が増加しており, その後整定することなく終了した. また, Fig. 10 と Fig. 11 を比較すると, PIDゲインやタンク圧力等の条件が同じでありインジェクタでチョークしているにもかかわらず, 過渡特性と定常特性ともに異なる挙動を示している.

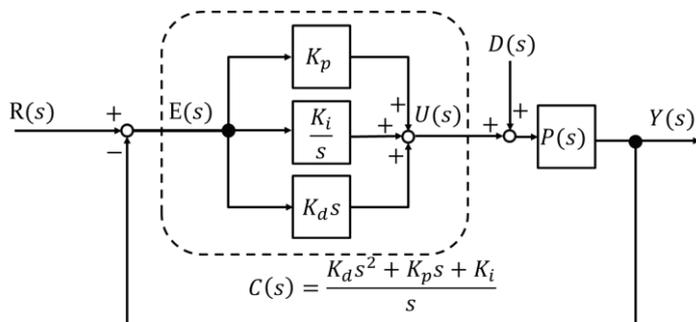


Fig. 5 Block diagram⁸⁾.

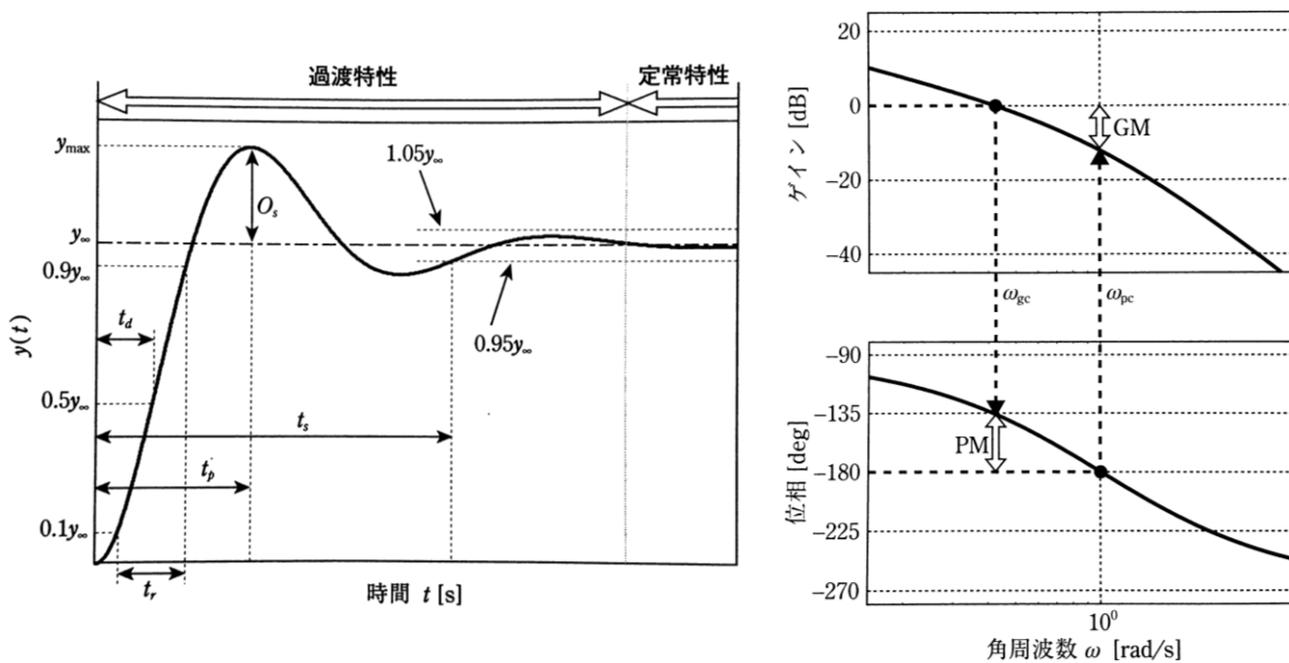


Fig. 6 Step response and bode diagram⁸⁾.

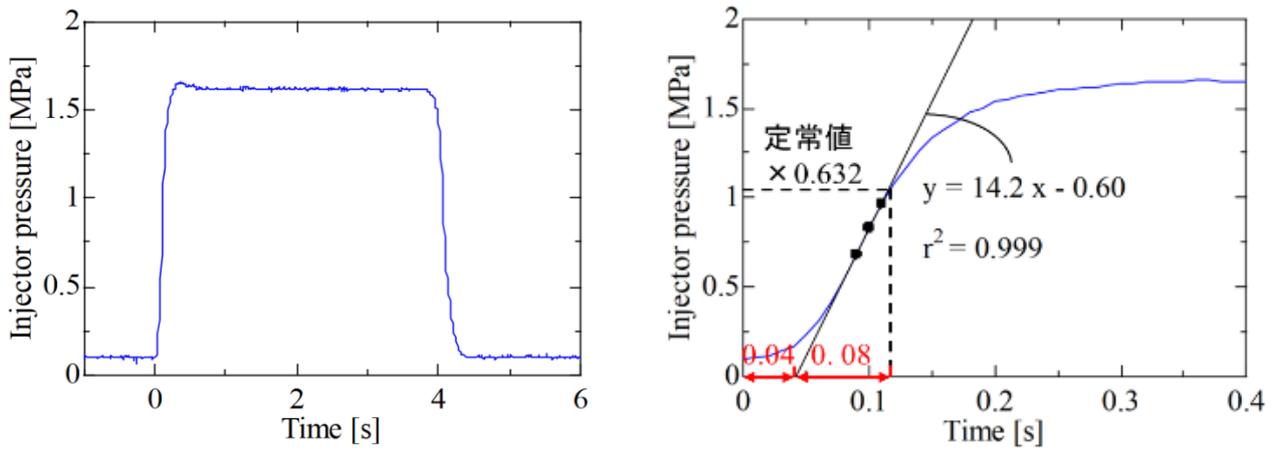


Fig. 7 Time series of P_{inj} of GN₂Flow and analysis using the step response method.

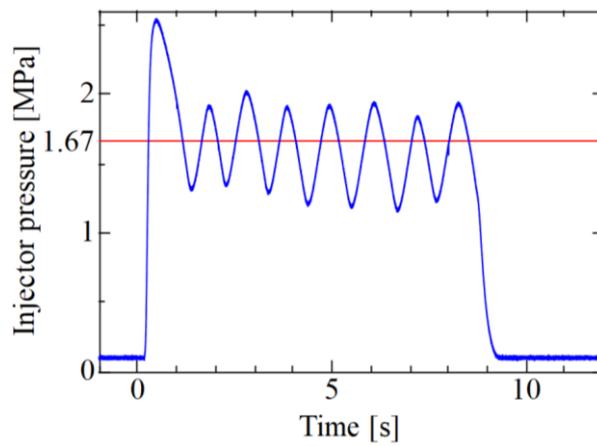


Fig. 8 Time series of P_{inj} of GN₂Flow at $K_p = 2.4$, $K_i = 30$, $K_d = 0.048$.

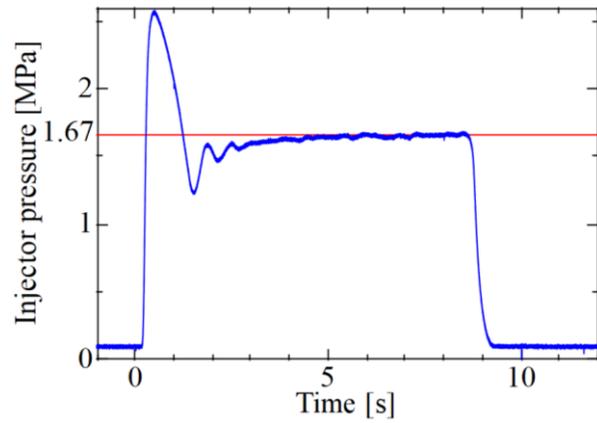


Fig. 9 Time series of P_{inj} of GN₂Flow at $K_p = 0.45$, $K_i = 4.5$, $K_d = 0.009$.

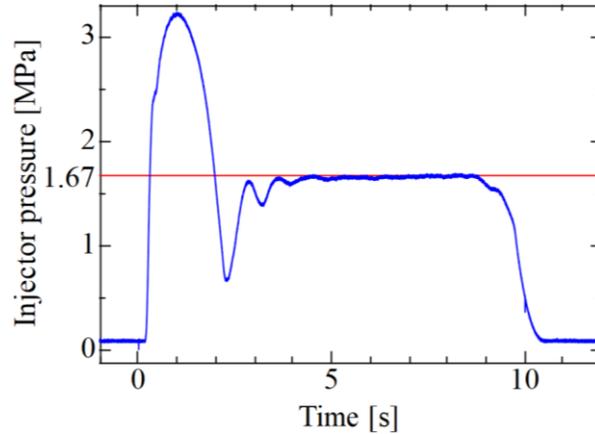


Fig. 10 Time series of P_{inj} of CO_2 Flow at $K_p = 0.45$, $K_i = 4.5$, $K_d = 0.009$.

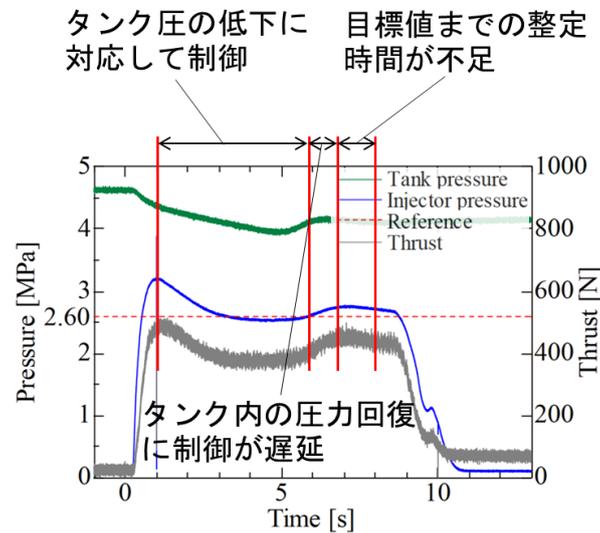


Fig. 11 Time series of P_{tank} , P_{inj} and F of combustion test at $K_p = 0.45$, $K_i = 4.5$, $K_d = 0.009$.

Table 1 Parameter for step response method¹⁰⁾.

制御対象	動作	K_p	T_i	T_d
$\frac{K}{\tau s + 1} e^{-\theta s}$	P	τ/θ		
	PI	$0.9\tau/\theta$	3.3θ	
	PID	$1.2\tau/\theta$	2θ	0.5θ

3.2. 制御系の再設計

ステップ応答法から決定したゲインは Fig. 8 のように整定していないうえ、この方法では $P(s)$ が 1次遅れ系であることを前提としているが、Fig. 7 に示すようにステップ応答でオーバーシュートが生じていることから、本試験系は2次遅れ系であると推察される。また、前述のゲイン設定では GM や PM を考慮できていなかった。そこで、グラフィカルフィッティングを利用したFOPDT法を用いて $P(s)$ を求めた^{4),11)}。ガス加圧式二酸化炭素流し試験に対してフィッティングした結果、Fig. 12 に示すようになり、(2)式で示される $P(s)$ を得た。ラウスの安定判別法からこの $P(s)$ は安定である⁸⁾。

$$P(s) = \frac{240}{s^2 + 63s + 240} \quad (2)$$

ここで、ある伝達関数に正弦波を加えたとき、角周波数 ω の変化に伴い振幅や位相は変化する。この周波数特性は Fig. 6 に示すようなボード線図で表され、開ループにおける周波数伝達関数に対して、ゲイン交差周波数 ω_{gc} と位相交差周波数 ω_{pc} は以下のように定義され、GMとPMは(3)、(4)式で定義される。

$$\begin{aligned} \omega_{gc} : |L(j\omega_{gc})| = 1 \text{ となる角周波数 } \omega \\ \omega_{pc} : \angle L(j\omega_{pc}) = -180^\circ \text{ となる角周波数 } \omega \end{aligned}$$

$$GM = \frac{1}{|L(j\omega_{gc})|} \quad (3)$$

$$PM = 180^\circ + \angle L(j\omega_{pc}) \quad (4)$$

JIS Z 9212では本実験のような圧力や流量の制御はプロセス制御に分類され GM = 3~10, PM = 20 以上であれば良いとされている¹²⁾。そこで、Table 2, Table 3に示すように $O_s = 30\%$ 、 $t_s = 3\text{ s}$ 以下かつ上記のGMとPMを満たす組み合わせを網羅的に調べた。Table 2, Table 3の色付けしている領域が重なり合う組み合わせを調査し、最終的には $K_p = 0.0001$ 、 $K_i = 6.3$ 、 $K_d = 0.0001$ にすることで Fig. 13のシミュレーションに示すように $O_s = 29.9\%$ 、 $t_s = 1.6\text{ s}$ 、GM = 10.0, PM = 39.2となった。

$K_p = 0.0001$ 、 $K_i = 6.3$ 、 $K_d = 0.0001$ をガス加圧式 N_2O 流し試験に適用させた結果を Fig. 14, Fig. 15に示す。ここで、Fig. 14は第二軸を流調弁への開度信号としているが、この信号は上下に大きく幅を持っている。そこで、Fig. 14右図のように2.0~2.1sについて拡大してみると、0.02sごと、つまり50 Hzで下側に向かってスパイクのような信号が生じている。このような現象はこの試験以降でも発生し、制御を行っていない条件でも生じたことから、電源に由来するノイズである可能性が高い。本実験で使用した流調弁は、このスパイクのような信号に追従できる性能は持っていないため、実際の流調弁の開度は Fig. 14左図の流調弁開度信号の上側の挙動に従っていると考えられる。

これを踏まえて Fig. 14左図をみると、MOVが開いた後 P_{tank} が徐々に増加している区間において、これに対応して P_{inj} を一定にするために流調弁開度が減少している。その結果、 $O_s = 13\%$ 、 $t_s = 3.5\text{ s}$ となり目標値である2.6 MPaに近い2.7 MPaで整定した。 O_s はシミュレーションよりも17%低減したものの、 t_s は1.9s大きくなった。(2)式は流調弁からインジェクタ圧力計までの圧力の伝達式であるが、この式には制御信号がPCから出力されてから流調弁まで伝わる時間や、開度信号に対して流調弁がどれほどの速さで追従するかが考慮されていないため、 O_s や t_s に上記のような差が生じたと考えられる。一方で、Fig. 15では流調弁開度の減少に伴い N_2O の流量が減少したために推力が低下している。

次に、 $K_p = 0.0001$ 、 $K_i = 6.3$ 、 $K_d = 0.0001$ を燃焼試験に適用させた結果を Fig. 16に示す。流調弁の開度は、Fig. 14の時と同様に、調弁開度信号の上側の挙動に従っていると考えられる。目標値は2.6 MPaとした。この試験では外気温の影響により最大 P_{tank} が約3 MPaであったが、4~8sの $P_{\text{tank}} - P_{\text{inj}}$ の圧力損失の平均値が約0.6 MPaあるため、流調弁の開度を100%にしても P_{inj} が目標値を常に下回った。今回の試験のように目標値は P_{tank} の影響を強く受けるため、今後可制御範囲を正確に把握する必要がある。

そこで、Fig. 16の結果から目標値を1.6 MPaに変更して再試験を行った結果を Fig. 17に示す。流調弁の開度は、Fig. 14の時と同様に、調弁開度信号の上側の挙動に従っていると考えられる。本燃焼開始後、 P_{tank} が徐々に減少しているが、これに対応して P_{inj} を一定にするために流調弁開度が増加している。その結果、 $O_s = 3\%$ 、 $t_s = 2.1\text{ s}$ となり目標値である1.6 MPaに近い1.5 MPaで整定した。目標値に対する0.1 MPaの偏差は Fig. 11や Fig. 14の試験においても存在した。今回の試験ではI制御に近いPIDゲインの設定となっているうえに、積分ゲインが Fig. 11の試験よりも大きくなってい

るにもかかわらず、依然として0.1 MPaの偏差が残っており原因は不明である。

先のガス加圧式 N_2O 流し試験よりも O_s や t_s がともに小さくなっているが、シミュレーションと比較した場合、 t_s は 0.5 s 大きい結果となった。この燃焼試験ではシミュレーションで使用したデータの P_{tank} や目標値とは異なっているうえに、流し試験の結果をもとに予測した結果であったために、実験値との差が生じたと考えられる。また、推力について注目すると、4~5 sの平均値が 266 N であるのに対して7~8 sの平均値は 291 Nとなっており、時間とともに推力がわずかに増大傾向である。これは、流調弁開度の増大に伴う酸化剤流量の増加が、推力の増大につながったと考えられる。つまり、 P_{inj} でのフィードバック制御では推力を制御するには適していない。また、流し試験と燃焼試験では、同条件での制御であっても P_{inj} の挙動がそれぞれ異なるため、流し試験の結果をもとに決定したPIDゲインは燃焼試験に適用できない。今後フィードバック制御をする際は、 P_c や F を利用するほうが適切である³⁾⁴⁾。

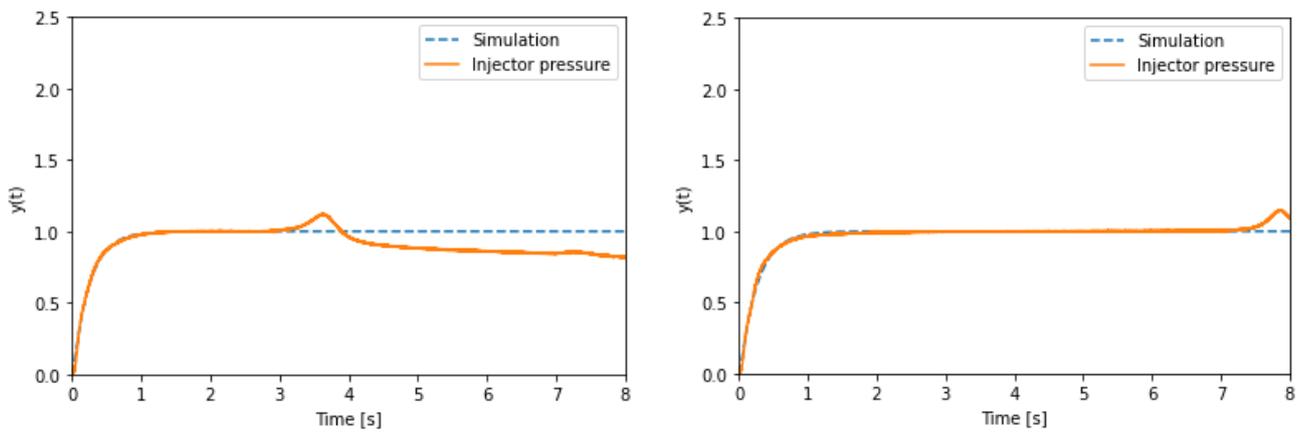


Fig. 12 Fitting to time series of Injector pressure of CO2Flow.

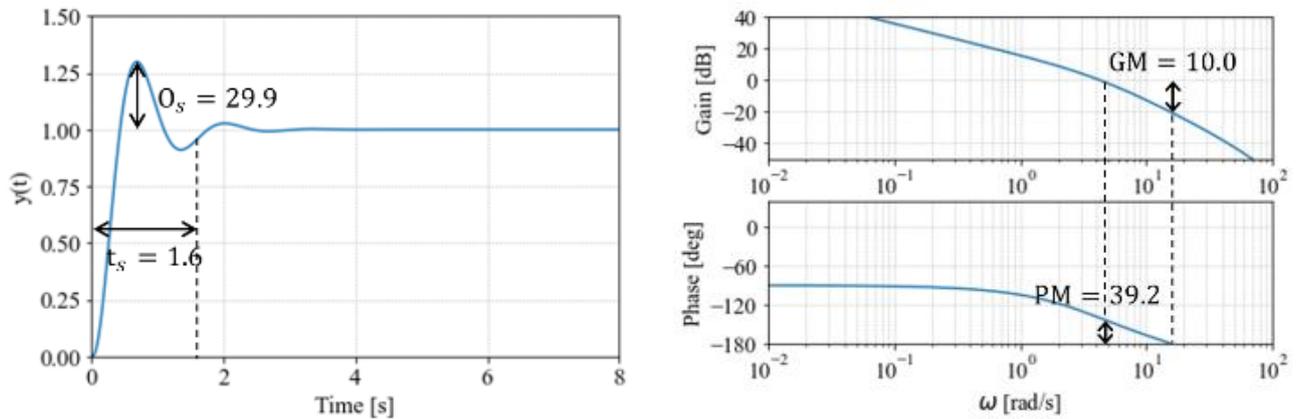


Fig. 13 Step response and bode diagram of $K_p=0.0001$, $K_i=6.3$, $K_d=0.0001$.

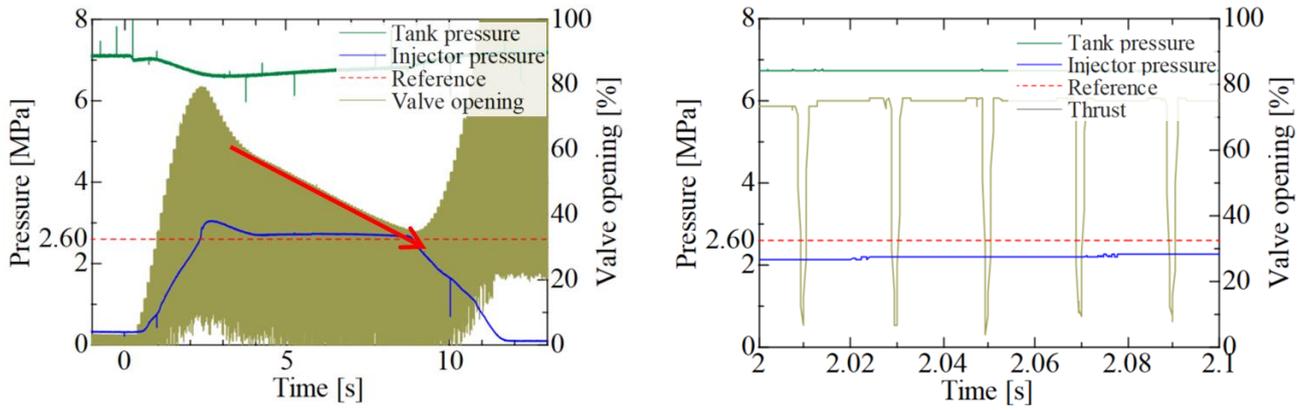


Fig. 14 Time series of P_{tank} , P_{inj} and valve opening of CO₂Flow at $K_p=0.0001$, $K_i=6.3$, $K_d=0.0001$.

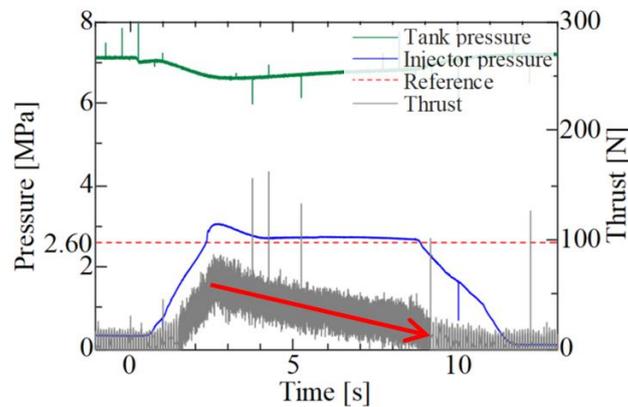


Fig. 15 Time series of P_{tank} , P_{inj} and F of CO₂Flow at $K_p=0.0001$, $K_i=6.3$, $K_d=0.0001$.

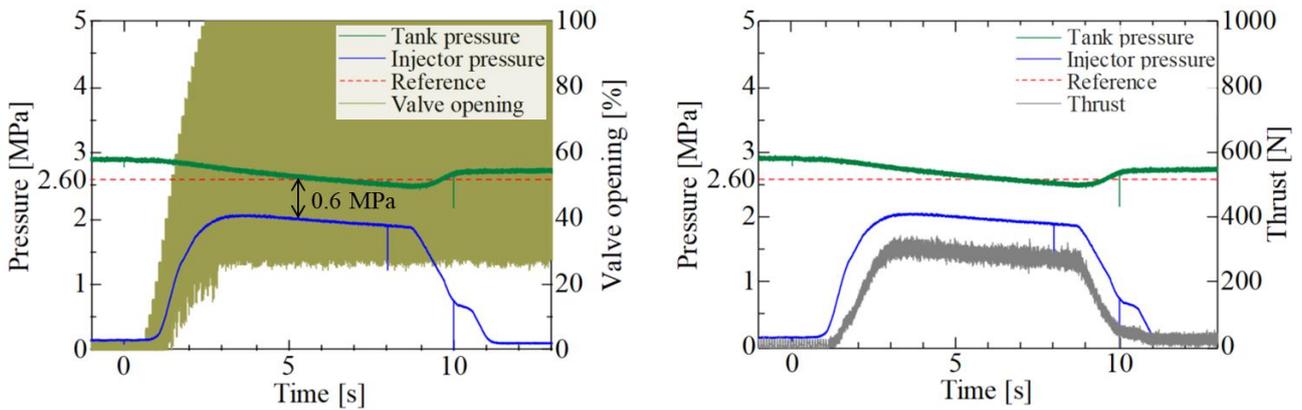


Fig. 16 Time series of P_{tank} , P_{inj} , F and valve opening of combustion test at $K_p=0.0001$, $K_i=6.3$, $K_d=0.0001$. Reference pressure $P_{\text{inj}} = 2.6$ MPa.

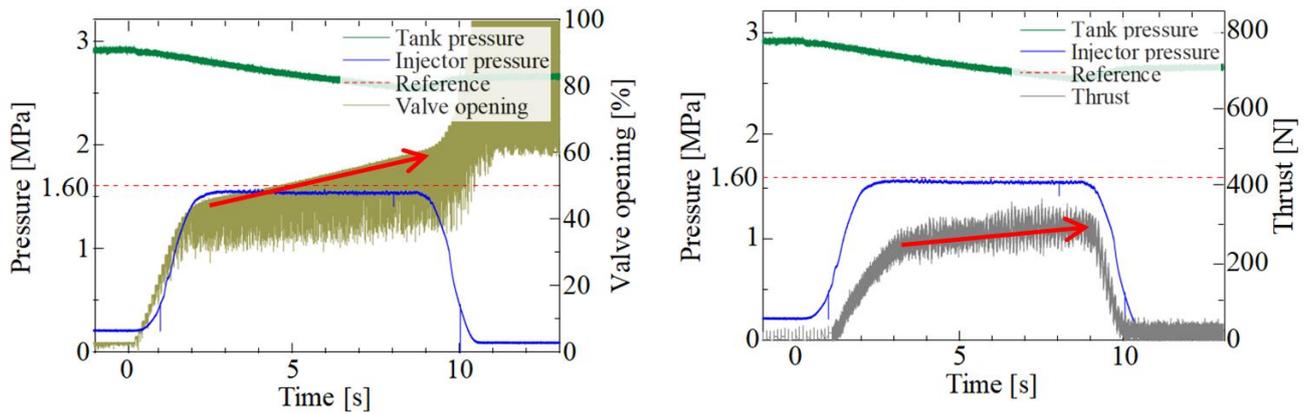


Fig. 17 Time series of P_{tank} , P_{inj} F and valve opening of combustion test at $K_p=0.0001$, $K_i=6.3$, $K_d=0.0001$ Reference pressure $P_{\text{inj}}=1.6$ MPa.

Table 2 PID gain and O_s , t_s .

		K_i			
		0.1	1.0	10	
$K_d=0.0001$	K_p	0.00001	$O_s=29.6$ $t_s=0$	$O_s=6.6$ $t_s=2.3$	$O_s=42.0$ $t_s=1.7$
		0.001	$O_s=0$ $t_s=29.6$	$O_s=1.4$ $t_s=2.3$	$O_s=1.5$ $t_s=0.4$
		10	$O_s=0$ $t_s=63.6$	$O_s=0$ $t_s=6.4$	$O_s=1.5$ $t_s=0.4$
$K_d=0.0001$	K_p	0.00001	$O_s=29.6$ $t_s=0$	$O_s=5.8$ $t_s=2.3$	$O_s=41.9$ $t_s=1.7$
		0.001	$O_s=0$ $t_s=29.6$	$O_s=1.9$ $t_s=2.3$	$O_s=41.9$ $t_s=1.7$
		10	$O_s=0$ $t_s=63.6$	$O_s=0$ $t_s=6.4$	$O_s=1.4$ $t_s=0.4$
$K_d=0.0001$	K_p	0.00001	$O_s=29.4$ $t_s=0$	$O_s=0.1$ $t_s=2.3$	$O_s=37.3$ $t_s=1.9$
		0.001	$O_s=0$ $t_s=29.4$	$O_s=0.1$ $t_s=2.3$	$O_s=37.2$ $t_s=1.9$
		10	$O_s=0$ $t_s=63.6$	$O_s=0$ $t_s=6.4$	$O_s=1.1$ $t_s=0.4$

Table 3 PID gain and GM, PM.

		K_i			
		0.1	1.0	10	
$K_d=0.0001$	K_p	0.00001	GM=838.1 PM=0	GM=64.6 PM=75.6	GM=6.3 PM=29.7
		0.001	GM=inf PM=88.6	GM=69.1 PM=75.7	GM=6.4 PM=29.8
		10	GM=inf PM=66.1	GM=inf PM=65.9	GM=inf PM=64.5
$K_d=0.0001$	K_p	0.00001	GM=inf PM=88.5	GM=83.0 PM=75.6	GM=6.5 PM=29.8
		0.001	GM=inf PM=88.6	GM=93.4 PM=75.7	GM=6.5 PM=29.8
		10	GM=inf PM=66.3	GM=inf PM=66.1	GM=inf PM=64.6
$K_d=0.0001$	K_p	0.00001	GM=inf PM=88.5	GM=inf PM=76.2	GM=inf PM=32.7
		0.001	GM=inf PM=88.6	GM=inf PM=76.3	GM=inf PM=32.7
		10	GM=inf PM=75.7	GM=inf PM=75.5	GM=inf PM=74.2

4. まとめ

PID 制御による自己加圧式ハイブリッドロケットの推力一定制御を行った。本試験では繰り返し実施できる流し試験を活用すべくインジェクタ圧力 P_{inj} を制御対象としたが、目標値に近い値で P_{inj} 一定を達成し、自己加圧方式特有の推力低下を防ぐことができた。今後推力や燃焼室圧をダイレクトにフィードバックしての推力一定制御も実施したい。また、空気抵抗を補償してロケットスレッドや飛翔体の加速度一定制御にも適用できると考える。

謝辞

本実験のほぼ全てにおいてご支援下さった施設系職員の高野智之様、並びに実験のサポートをいただいた渡部晃広、小原伊織氏に謝辞を表す。

参考文献

- 1) Dornheim, H. J. McSpadden: The History of Hurricane Mesa Test Facility, *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Vol. AIAA 2004-3336, 2004.
- 2) Stephen A. Whitmore, et al.: Deep Throttle of a Nitrous Oxide and Hydroxyl-Terminated Polybutadiene Hybrid Rocket Motor, *JOURNAL OF PROPULSION AND POWER*, Vol. 30, No. 1, 2014, pp. 78-86.
- 3) Zachary W. Peterson, et al.: Closed-Loop Thrust and Pressure Profile Throttling of a Nitrous-Oxide HTPB Hybrid Rocket Motor, *AIAA 2012-4200*, 2012.
- 4) Timothy Johnathan Velthuysen: Closed-loop Throttle Control of a Hybrid Rocket Motor, 2018.
- 5) Alessandro Ruffin, et al.: Development of a Flow Control Valve for a Throttleable Hybrid Rocket Motor and Throttling Fire Tests, 2018 Joint Propulsion Conference, AIAA 2018-4664, 2018, pp. 1-20.
- 6) Alessandro Ruffin, et al.: Real Time Deep Throttling Tests of a Hydrogen Peroxide Hybrid Rocket Motor, AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum, AIAA 2019-4266, 2019, pp. 1-20.
- 7) Mingyang Xiao, et al.: Design optimization of velocity-controlled cruise vehicle propelled by throttleable hybrid rocket motor, *Aerospace Science and Technology*, Vol. 115, Article 106784, 2021, pp. 1-16.

- 8) 佐藤 和也, 平元 和彦, 平田研二, はじめての制御工学, 講談社, 2010年2月4日, 第 11 刷, pp. 57, 91 - 93, 188.
- 9) 阿部 直人, 廷山 英沢, むだ時間システム入門 1—伝達関数からのアプローチ—, 計測と制御, 第 44 巻, 第 11 号, 2005, pp. 799 - 804.
- 10) Syotaro nishimura, et al., 基礎電気・電子工学シリーズ 10 制御工学, 1987, pp. 41, 105.
- 11) Qiang Bi, et al.: Robust identification of first-order plus dead-time model from step response, Control Engineering Practice, 7, 1999, pp. 71-77.
- 12) (社)実践教育訓練研究協会, 機械の制御 - 理論と実際 -, 工業調査会, 2007年 02 月 15 日, 初版 5 刷発行.