

## 3A04 空気吸込式・姿勢制御用パルスデトネーションスラスタ の実現に向けた推力計測実験

○青井 瑞樹（埼玉大・院），久保 友輝（埼玉大・学），池田 北斗（埼玉大・院），  
前田 慎市，関 陽子，小原 哲郎（埼玉大）

Thrust Measurement Experiment on Air-Breathing Pulse Detonation Thruster for Applying Reaction Control System  
Mizuki Aoi, Tomoki Kubo, Hokuto Ikeda, Shinichi Maeda, Yoko Seki and Tetsuro Obara (Saitama University)

Key Words : Compressible Flow, Chemical Reaction, Shock Wave

### Abstract

For attempting to apply the hydrogen-fueled air-breathing pulse detonation engine (PDE) as the reaction control system (RCS), we constructed the semi-valveless PDE using hydrogen supplied through the solenoid injector, and we conducted thrust measurement experiments with the operation frequency of 5 to 20 Hz for 5 seconds. The thrust was measured using the load cell suspending the PDE like a pendulum. Thrust enhancement methods were investigated by injecting oxygen into the air and by enlarging the combustor diameter. In the oxygen enriched air (about 28 % of oxygen fraction), the deflagration to detonation transition (DDT) distance was shortened, which led to the pressure increase at the thrust wall, and enlarging the combustor diameter from 25 mm to 30 mm also led to the thrust increase. However, the effect was not so large as expected, since the oxygen enrichment in air was not sufficient and the backflow of burned gas was expected through the valveless supply section. The maximum thrust obtained in this study was about 6 N at the operating frequency of 20 Hz.

### 1. 緒言

デトネーション波は、波面の衝撃波による自己圧縮作用によって燃焼時に作動気体が圧縮されるため、圧力利得燃焼（Pressure Gain Combustion: PGC）として内燃機関に応用することで、内燃機関の熱効率を向上させる可能性が期待されている[1, 2]。このような応用例の1つとして、燃焼器内で間欠的にデトネーション波を発生させるパルスデトネーション燃焼器（Pulse Detonation Combustor: PDC）またはパルスデトネーションエンジン（Pulse Detonation Engine: PDE）があり、日本国内でも実用化に向けて研究が行われてきた[3-5]。一般にPDCは片側が閉管端、もう片側が開管端の円筒管形状をした燃焼器で、デトネーション波を閉管端から開管端へ間欠的に伝播させ繰り返して燃焼ガスを生成する。そのため、PDCの高出力化には、高作動周波数化という課題がある一方で、作動気体の供給圧力がデトネーション波背後の燃焼ガス圧力よりずっと低くても動作できるという利点がある。PDCの酸化剤・燃料の供給に機械的なバルブを用いた場合、バルブの開閉時間の性能によりPDCの作動周波数が大きく制限される。作動気体の供給にバルブを用いないバルブレスPDCは、バルブによる機械的な制限を解消し、より高い作動周波数で高い耐久性を実現できるとして、これまでに研究が行われて

きた[3, 4]。これは、酸化剤・燃料の供給圧力と燃焼器内圧力の大小関係が周期的に変化することを利用して、酸化剤・燃料の供給と遮断を行う機構である。これにより機械的に動作するバルブを使わずに酸化剤・燃料を燃焼器へ間欠的に供給できるため、PDCを高周波数で長時間動作させやすくなる。先行研究として、広島大学の研究グループ[3]では、燃料として水素、酸化剤として空気をを用いた水冷式の完全バルブレスPDCによる、作動周波数60 Hzで10分間の長時間動作、名古屋大学の研究グループ[4]では、液体燃料として超臨界エチレン、酸化剤として酸素を用いた準バルブレス法による1916 Hzの高周波数動作が報告されている。

著者らの研究グループでは、燃料の水素をガスインジェクタで間欠的に供給しつつ、酸化剤・パージガスの空気に機械的なバルブを用いずに圧力損失を低減させ、低い空気供給圧力でも動作する空気吸込式・準バルブレスPDCに着目して作動実験を行ってきた。自己吸気動作を目標として、これまでに数10 kPaG程度の空気供給圧力で、空冷PDCの3～5分間の運転[5]を達成している。また推進エンジンへの応用として、JAXA宇宙科学研究所で進められている大気アシスト再使用観測ロケットの研究[6-8]において、高比推力の姿勢制御用スラスタとして空気吸込式PDEの適

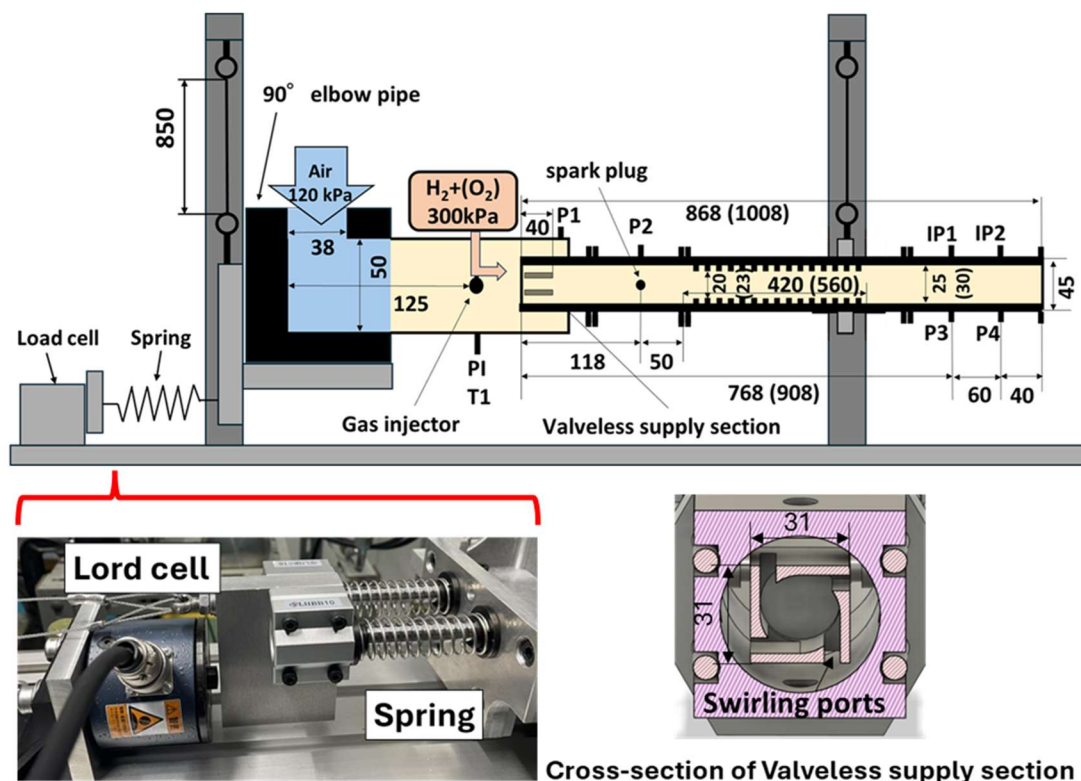


Fig.1 Experimental equipment

可能性を検討している。水素・空気を推進剤に用いたPDEシステムでは、単純な直管形状の燃焼器を用いて4000秒近い比推力が得られることが理論的・実験的に示されている[9, 10]。そこで著者らの研究グループでは、空気吸込式・準バルブレスPDEで得られる推力性能を把握するため、リニアガイドとロードセルを用いた推力計測装置を構築した[11]。しかしながら、推力計測系の摩擦が大きいこと、およびインパルス状の推力によるロードセル出力の過大な振動が見られ、推力計測値の信頼性に課題が見られた。そこで本研究では、推力計測装置の改良を行い、またエンジン内径の変更および空気の酸素富化が推力に与える影響を調査した。

## 2. 実験装置および実験条件

## 2-1 実験装置の概要

実験装置の概略図を図1に示す。実験装置は空気供給系、燃料供給系、燃焼器、制御系から構成されている。空気供給系は、ブロワ、オリフィス流量計から構成されている。酸化剤およびパージガスであるブロワの吐出空気は、図中の90°エルボ管に導入され、推力方向と直交する方向から燃焼器の上流へ連続的に供給される。燃料供給系は水素ボンベ、レギュレータ、マスフローメータ、サージタンク、自動車用ガスインジェクタから構成されている。水素は、90°エルボ管の下流においてガスインジェクタから間欠的に噴射され、燃焼器の上流端にあるバルブレス供給部の旋

レポートを通過して、空気と混合されながら燃焼器へ送られる。また、水素用インジェクタと同じ位置に酸素噴射用の自動車用ガスインジェクタを追加で設置した条件でも実験を行った。

燃焼器は、過去の研究[11]と同じ内径25 mmのものに加えて、内径30 mmに拡大したものを使用した。内径25 mmの燃焼器は全長が868 mmである。閉管端から下流方向に40 mmの区間は4箇所長孔が開いたバルブレス供給部、閉管端から168 mmから588 mmの区間は障害物部であり、幅14 mm、内径20 mm（ブロック比0.36）のオリフィスが14 mm間隔で15個並んでいる。バルブレス供給部に開いた長孔の開口面積は779 mm<sup>2</sup>であり、燃焼器断面積の1.6倍である。次に、内径30 mmの燃焼器は全長が1008 mmである。内径25 mmの燃焼器と同様に、閉管端から下流方向に40 mmの区間はバルブレス供給部、閉管端から168 mmから728 mmの区間は障害物部であり、幅14 mm、内径23 mm（ブロック比0.41）のオリフィスが14 mm間隔で20個並んでいる。バルブレス供給部の開口断面積は燃焼器断面積に対して1.1倍である。燃焼器へ供給された水素・空気混合気を閉管端から118 mmの位置に設置した自動車用点火プラグを用いて点火し、障害物部でデトネーションへの遷移を促進する。T1の位置にある熱電対で供給部の温度を、PI、P1～P4の位置に取り付けた圧力センサによって圧力を、IP1、IP2に取り付けたイオンプローブによって火炎到達時刻を計測した。60 mm離れた2地点間の火炎到達時刻を

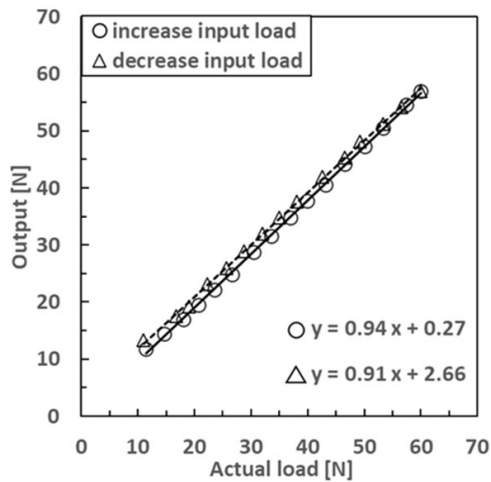


Fig.2 Results of the calibration test of loadcell

ら火炎伝播速度を求めた．また，水素および酸素の噴射と点火タイミングの制御にはマイコンボード（ESP32, Espressif Systems社）を用いた．

推力計測装置は，過去の研究[11]で使用したリニアガイドとロードセルを用いたものから，燃焼器を振り子のように吊り下げた状態でロードセルを用いたものに変更した．両端を支柱に繋がれたワイヤを燃焼器の上流側と下流側の2か所に接続し，燃焼器を振り子のように吊り下げた．振り子半径は約850 mmで，ワイヤと燃焼器および支柱の接続部は，抵抗を低減するためにアイボルトを用いた．燃焼器とロードセル（LCM-200 N，日本特殊器，定格容量200 N）の間には，インパルス状の推力を緩和するためのスプリング（ばね定数9.8 [N/mm]）を固定した治具を設置した．またロードセルには，プリロード1 kgfをかけた状態で推力計測を行った．

推力計測装置の校正試験の結果を図2に示す．燃焼器を既知の入力荷重でロードセルに押しつけ，その際のロードセル出力を読み取ることで校正を行った．

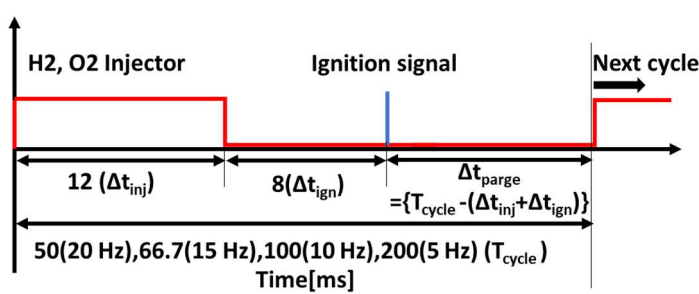


Fig.3 Time Sequence of PDC operation

丸のプロットが入力荷重を増やしていったとき，三角のプロットが入力荷重を減少させていった時の結果を示しており，実線および破線の直線はそれぞれの近似直線となっている．過去の研究[11]では，推力計測系の摩擦が大きいため，荷重の増加時と減少時でロードセル出力が一致しない傾向が見られた．一方，本研究ではそのような問題が解消されていることが分かる．

2-2 実験条件

PDE作動のタイムシーケンス（TS）を図3に示す．TSには水素の噴射時間（ $\Delta t_{inj}$ ）および点火時間（ $\Delta t_{ign}$ ）（水素の噴射が終了してから点火を行うまでの時間）を設定している． $\Delta t_{inj} = 12\text{ ms}$ および $\Delta t_{ign} = 8\text{ ms}$ はすべての条件で一定とし，点火から次のサイクルのインジェクタ開までの時間を変更することで作動周波数を変更した．また酸素を噴射する場合は，水素と同じTSとした．本研究の実験条件を表1にまとめる．燃焼器内径25 mmの場合は，酸素富化無しおよび有りで実験を行い，燃焼器内径30 mmの場合は酸素富化有りで実験を行った．作動周波数は5, 10, 15, 20 Hz，作動時間は5 sとし，当量比は1付近となるように調整した．充填率（Fill fraction）は，作動1サイクルあたりに充填した混合気体積を燃焼器体

Table.1 Experimental condition

Experimental condition	Operation frequency [Hz]	Operation time [s]	Average flow rate [g/s]			Equivalence ratio [-]	Fill fraction [-]
			Air	H <sub>2</sub>	O <sub>2</sub>		
Hydrogen-Air , ϕ 25	5	5	37.5	0.0671		1.01	1.24
	10		35.8	0.125		1.07	1.23
	15		34.4	0.186		0.997	1.22
Hydrogen-Air +Oxygen , ϕ 25	5	5	36.5	0.0752	0.152	0.941	1.66
	10		35.2	0.149	0.374	1.01	1.81
	15		35.1	0.229	0.588	1.02	2.03
Hydrogen-Air +Oxygen , ϕ 30	5	5	39.9	0.0786	0.152	1.07	1.36
	10		38	0.153	0.391	0.991	1.56
	15		34.8	0.231	0.607	0.936	1.65
	20		34.6	0.301	0.821	0.929	1.69

積で除したものであり、全ての条件で1を超えるようにした。また酸素を噴射することで、空気中の酸素濃度は約28 %相当となった。

### 3. 実験結果および考察

#### 3-1 燃焼試験結果

作動周波数 5, 10, 15 Hz でのサイクルごとの火炎伝播速度の例として、内径 25 mm の燃焼器を用いた場合の燃焼試験結果を図 4 に示す。縦軸は火炎伝播速度、横軸は作動サイクル数を示している。図中の破線は作動条件で計算されたデトネーションの理論伝播速度  $D_{CJ}$  で、一点鎖線はその 0.8 倍を示している。火炎伝播速度が  $D_{CJ}$  の 0.8 倍以上であったサイクルをデトネーションであると判定すると、全サイクルに対するデトネーション成功率は、作動周波数 5, 10, 15 Hz ではほぼ全ての条件において 80 % 以上であった。なお、20 Hz 及び 25 Hz での作動も行ったが、早期着火の多発により途中で作動を停止した。

次に図 5 には、それぞれの実験条件におけるデトネーションとなったサイクルでの P1～P4 の位置での圧力履歴を示す。青色が燃焼器内径 25 mm、赤色が燃焼器内径 25 mm において酸素噴射を行った場合、緑

色が燃焼器内径 30 mm において酸素噴射を行った場合である。縦軸は圧力、横軸は点火からの時間を示しており、P1 から P4 の順に圧力波形を縦軸方向にオフセットして示している。点火後はまず P1, P2 の圧力が緩やかに上昇したのちに、障害物部で遷移したデトネーション波により P3, P4 の圧力が急激に上昇していることが確認できる。また、酸素を噴射した 2 条件の P2 での圧力は、サイクルや作動周波数によらず、酸素を噴射しなかった場合に対して約 200 kPa 高い値となった。これは酸素を加えたことでデトネーション遷移距離が短くなり、より閉管端に近い位置でデトネーションが発生したためだと考えられる。一方で、P3, P4 の圧力波形には有意な差は酸素噴射の有無で見られなかった。しかし、酸素を噴射した場合、酸素を噴射していない条件に比べて早い時刻で圧力の立ち上がりが見られることから、デトネーション遷移距離の短縮効果が見られる。全ての条件における P2, P3, P4 の立ち上がりの時刻より、DDT 距離は赤色である燃焼器内径 25 mm における酸素噴射あり、緑色である燃焼器内径 30 mm における酸素噴射あり、青色である燃焼器内径 25 mm における酸素噴射なしの順に長くなっていると考えられる。

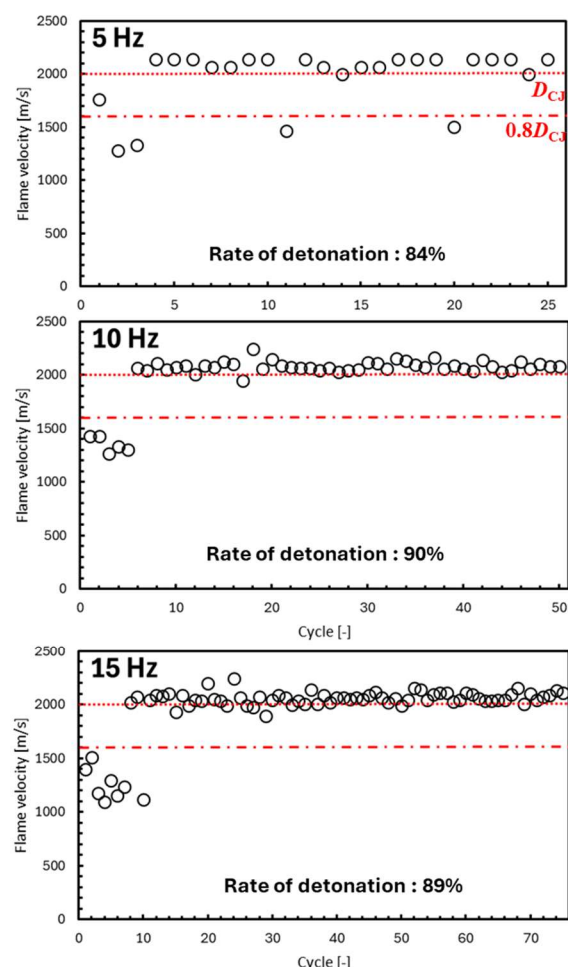


Fig.4 Flame velocity (Hydrogen-Air,  $\Phi 25$ )

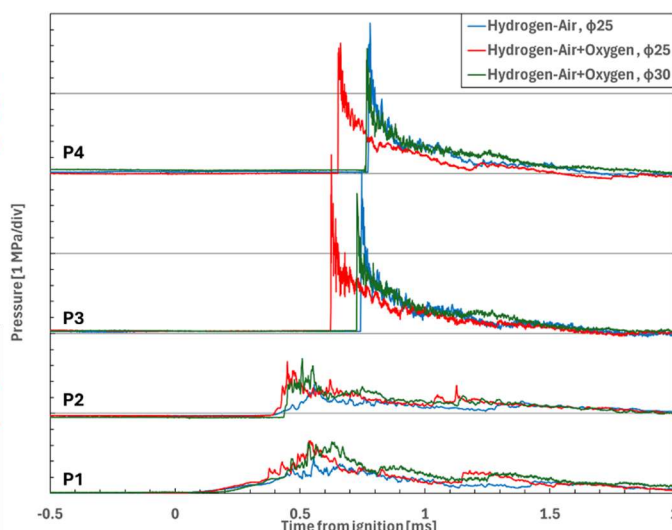


Fig.5 Pressure history in each experimental condition

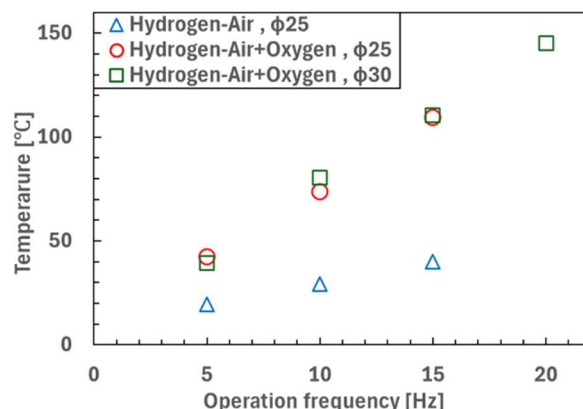


Fig.6 Temperature difference before and after operation



また、3つの条件での各作動周波数における作動開始前と作動終了後の T1 の温度上昇量を図 6 に示す。酸素噴射ありの 2 条件では酸素噴射無しの作動に対して 2 倍以上の温度上昇量となった。これは酸素噴射ありでは、図 5 で見たようにより大きな圧力が閉管端にかかり、酸素噴射なしの場合に比べてバルブレス供給部からの既燃ガスの逆流量が増加した可能性が考えられる。

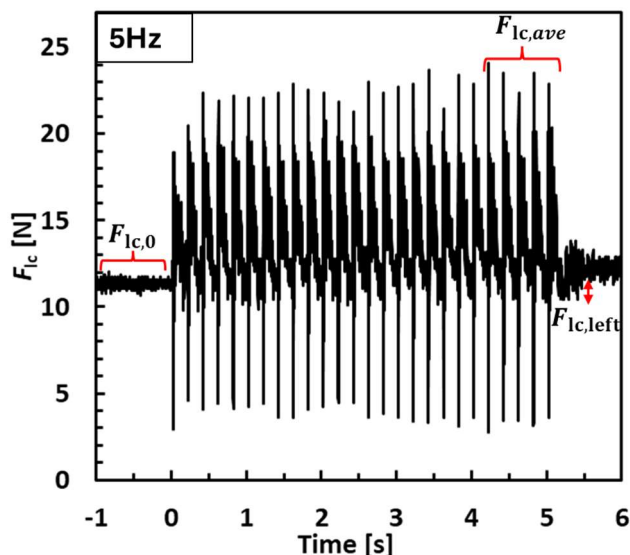


Fig.7 Thrust measurement result (Hydrogen-Air,  $\phi 25$ )

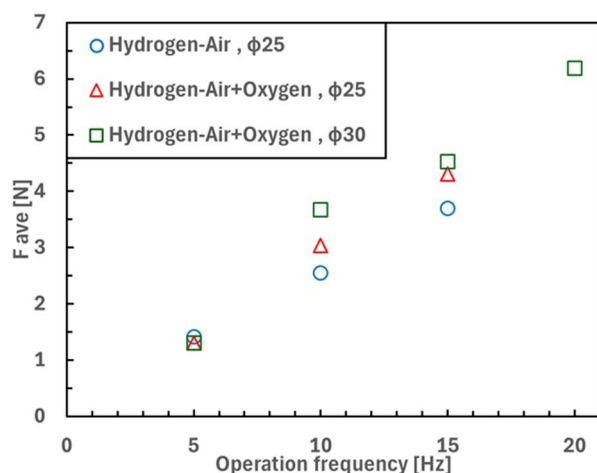


Fig.8 Thrust measurement result vs operation frequency

### 3-2 推力計測結果

燃焼器内径 25 mm, 酸素噴射なし, 作動周波数 5 Hz, 作動時間 5 秒における推力計測結果の一例を図 7 に示す。縦軸はロードセルに加わった荷重  $F_{lc}$  [N], 横軸は作動開始からの時刻を示している。 $F_{lc}$  は 1 サイクル中でインパルス状の推力生成に伴う振動波形であり、プリロード荷重である作動開始前の 11.3 N に対して約 5 N～25 N の範囲で振動している。同じ条件で推力計測を行った過去の研究[11]では、振動の振幅が 80 N 程度であったことから、本研究で設置し

たスプリングの効果であると考えられる。また、作動終了後の出力は作動開始前のプリロード荷重と比べて 0.8 N 高い値であり、僅かに残留荷重が残っている。一方で、過去の研究[11]では 5 N 以上の残留荷重が残っていたことを考えると、推力計測系の摩擦が大幅に改善されていることが分かる。ロードセル波形より、時間平均推力  $F_{ave}$  は(1)式によって求めた。

$$F_{ave} = F_{lc,ave} - F_{lc,left} - F_{lc,0} \quad (1)$$

各作動周波数に対する時間平均推力の関係を図 8 に示す。縦軸が時間平均推力、横軸が作動周波数であり、プロットの凡例は図 6 と同様である。時間平均推力は作動周波数に対して線形に増加していることが分かる。燃焼器内径 25 mm, 酸素噴射なしの場合と比べると、酸素噴射あり、および燃焼器内径 30 mm への拡大は、若干の推力向上が見られるものの、最大でも 1 N 程度であった。本研究では酸素流量がそれほど大きくなく、酸素富化割合はプラス 8 %程度であるため、大きな推力増大効果が得られなかったと考えられる。また、燃焼器（推力壁面）断面積は内径 25 mm から 30 mm で 1.44 倍に増加するものの、それほどの推力増大が得られていない。図 5 の圧力波形を見ると、デトネーションの通過による P3 および P4 の立ち上がり時刻は、燃焼器内径 30 mm・酸素噴射ありと燃焼器内径 25 mm・酸素噴射なしで同程度である。燃焼器内径を大きくした場合、デトネーション遷移距離が長くなるため、既燃ガスの逆流量が増大したことで大きな推力増大効果が得られなかったと考えられる。

最後に、各作動周波数における水素+酸素ベースの比推力を図 9 に示す。縦軸が比推力、横軸が作動周波数で、プロットの凡例は図 6 と同様である。酸素噴射なしの場合では比推力が 2000 s 程度であるのに対し、酸素噴射ありの 2 条件では 600 s 程度となった。表 1 に示すとおり、酸素噴射ありの場合には特に充

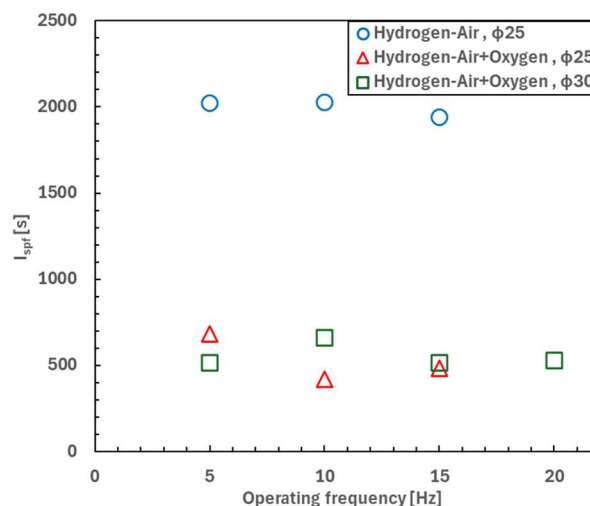


Fig.9 Specific impulse (hydrogen and oxygen based)

填率が過大であり、これが比推力を低下させる要因の1つになっている。

#### 4. 結言

リニアガイドを用いずにエンジンを吊り下げる形式の推力計測装置を構築することで、著者らの研究グループの過去の研究[11]と比べてより信頼性の高い推力計測を実施した。空気の酸素富化および燃焼器内径の拡大によって推力増大を図ったが、現状ではその効果はそれほど大きくなかった。酸素富化割合が小さいこと、およびバルブレス供給部からの既燃ガスの逆流がその原因と考えられる。本研究により得られた推力は、作動周波数20 Hzにおいて最大で6 N程度であった。

#### 参考文献

1. Y. Wu, F. Ma, and V. Yang, “System Performance and Thermodynamic Cycle Analysis of Airbreathing Pulse Detonation Engines”, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 19, No. 4, pp. 556-567, 2003.
2. 笠原 次郎, “パルスデトネーションエンジン開発の現状”, *日本燃焼学会誌*, Vol. 55, No. 174, pp. 337-348, 2013.
3. T. Endo, K. Masuda, W. Watanabe, T. Mukai, H. Nagai, T. Johzaki, and K. Matsuoka, “Reduction of air flow rate for pulse-detonation-turbine-engine operation by water-droplet injection”, *Journal of Thermal Science and Technology*, Vol. 11, No. 2, pp. JTST0022, 2016.
4. K. Matsuoka, H. Taki, A. Kawasaki, J. Kasahara, H. Watanabe, A. Matsuo, and T. Endo, “Semi-valveless pulse detonation cycle at a kilohertz-scale operating frequency”, *Combustion and Flame*, Vol. 205, pp. 434-440, 2019.
5. 田中 悠豊, 林 晃佑, 関口 長愛, 小久保 颯人, 青井 瑞樹, 前田 慎市, 小原 哲郎, “水素・空気パルスデトネーション燃焼器の空冷による長時間作動”, 第55回流体力学講演会／第41回航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 講演番号1B08 (JSASS-2023-2008-F), 2023.
6. 丸 祐介, 佐藤 哲也, 小林 弘明, 徳留 真一郎, 野中 聡, 澤井 秀次郎, “再使用型宇宙輸送システムにおける大気アシスト飛行の実証研究”, 第2回観測ロケットシンポジウム, 2019.
7. 小林 弘明, 坂本 勇樹, 丸 祐介, 徳留 真一郎, 野中 聡, 澤井 秀次郎, 佐藤 哲也, “新たな宇宙科学研究分野を創出する新観測ロケットの実現に向けて”, 第3回観測ロケットシンポジウム, 2021.
8. H. Kobayashi, Y. Maru, M. P. Richardson, K. Kinefuchi, and T. Sato, “Conceptual Design Study of a Vertical Takeoff and Landing Airbreather”, *Journal of Spacecraft and Rockets* 2021, Vol 58:5, 1279-1292, 2021.
9. F. Schauer, J. Stutrud, and R. Bradley, “Detonation Initiation Studies and Performance Results for Pulsed Detonation Engine Applications,” *AIAA Paper* 2001-1129, Jan. 2001.
10. T. Endo, J. Kasahara, A. Matsuo, K. Inaba, S. Sato, and T. Fujiwara, “Pressure History at the Thrust Wall of a Simplified Pulse Detonation”, *American Institute of Aeronautics and Astronautics Journal*, Vol.42, pp.1921-1930, 2004.
11. 田中悠豊, 関口長愛, 青井瑞樹, 池田北斗, 前田慎市, 小原哲郎, “姿勢制御用スラスタへの応用を目指した準バルブレス水素・空気パルスデトネーションスラスタの推力計測実験”, 第63回航空原動機・宇宙推進講演会, 2024.