

回転バルブ式 4 気筒パルスデトネーションエンジン

飛行試験機の研究開発

○笠原次郎，坂本龍基，両角智人，柏崎貴司，藤原大（筑波大），
松岡健（広島大），松尾亜紀子（慶応大），船木一幸（JAXA）

Research and Development of a Rotary-valved Four-cylinder Pulse Detonation Engine flight Test Model
Jiro Kasahara, Ryuki Sakamoto, Tomohito Morozumi, Takashi Kashiwazaki, Yutaka Fujiwara (University of Tsukuba)
Ken Matsuoka (Hiroshima University)
Akiko Matsuo (Keio University)
Ikkoh Funaki (JAXA)

Key Words : Detonation, Pulse Detonation Engine, Flight Test

Abstract

Thrust-measurement experiment was carried out using a four-cylinder pulse detonation rocket engine (PDRE) with a rotary valve. This PDRE used three types of gases, oxidizer (N_2O), fuel (C_2H_4), and purge gas (He) to generate detonation wave intermittently. We used a rotary valve attached coaxially to a motor for supplying these three gases. We achieved time-averaged thrust of 258.5 N and specific impulse of 138.7 sec in the operation for 1000 msec.

Nomenclature

f_M	=	motor operation frequency
f_{PDE}	=	one PDE cycle frequency per tube
f_D	=	detonation generating frequency
f_{exp}	=	experimental operation frequency
I_{sp}	=	propellant-based experimental specific impulse
m_i	=	purge gas mass flow rate
m_p	=	propellant mass flow rate
$p_{s,i}$	=	purge gas supply pressure
$p_{s,p}$	=	propellant supply pressure
t_{ope}	=	operation time
ϕ	=	equivalent ratio
Ψ_p	=	propellant fill fraction
$\Psi_{p,i}$	=	propellant and purge gas fill fraction
θ	=	rotation angle of rotating disc

Subscripts

i	=	purge gas
p	=	propellant
s	=	supply

1. はじめに

デトネーション波とは可燃性混合気中を衝撃波と共に超音速で伝播する燃焼波である。デトネーション波を間欠的に発生させる事で推力を得るエンジンをパルスデトネーションエンジン(PDE)と呼ぶ。PDE はピストンや圧縮機等の予圧縮機構が不要であり、片閉片開管のような単純な構造体で製作できる。PDE には、空気吸い込み式 PDE とロケット推進用のパルスデトネーションロケットエンジン(PDRE)に大別される。

推進用 PDE の基礎研究は、実験、数値解析、理論解析によって行われている。水素燃料で比推力 4200 sec の空気吸い込み式ジェットエンジン、水素酸素を用いた比推力 190 sec のロケットエンジンになり得る事が Schauer ら¹、Cooper ら²、Wintenberger ら³による実験、Wintenberger ら⁴による数値解析、Endo ら⁵による理論解析によって明らかになっている。PDE 特有の比推力増大効果である、部分充填効果については Kasahara ら⁶の衝撃波管型弾道振子実験、Sato ら⁷のモデルによって示されている。PDE は酸化剤と燃料、バージガスの 3 種類のガスを高周波で間欠的に供給する必要がある。PDE 用のバルブとしては、Hinkey ら⁸、Baklanov ら⁹、Golub ら¹⁰、Matsuoka ら¹¹によって様々なバルブが提案がされている。

一方、応用研究としては Hoke ら¹²による空気吸い込み式 PDE の飛行実証試験や Kasahara ら¹³による PDRE

のシステム(Todoroki)の実証試験が行われている。推進用 PDE として利用するに当たりデフラグレーション波からデトネーション波に遷移する過程(DDT 過程)は無視できない。Matsuoka ら¹⁴⁻¹⁵の回転バルブを用いたマルチサイクルの可視化実験によって点火タイミングの違いによる DDT 過程の影響が明らかになった。

以上より、近年 PDRE の飛行試験に注目が集まっている。我々は、現在、総重量 30 kg で推力重量比 1 の PDRE 飛行試験を目指して飛行試験機の設計開発を行っている。デトネーション波が伝播する燃焼器長さは 1.2 m を想定している。1 m 級の燃焼器をデトネーション波が通過する時間は約 4 μsec であり、この燃焼器 1 本の最高の作動周波数は約 2500 Hz である。PDRE の飛行試験を行うにあたり、多気筒化により 1 本当たりの周波数を 100 Hz 程度に設定する。また、本研究室ではこれまで、デトネーション特性、取扱いの容易さからエチレン-酸素推進剤を用いて基礎実験を行ってきた。PDR 飛行試験を目指す上で、同じ容積のタンクに気体状態で充填する場合と、液体状態で充填する場合とを考えると、後者の方がより多くの量を充填でき、また、蒸気圧でブローダウン供給が可能である。よって、液体状態で充填されたタンクを、PDRE システムに組み込むこととする。本研究では、燃料にエチレン、酸化剤に亜酸化窒素、パージガスにヘリウムを用いて燃焼試験を行った。試験の際、推進剤の大流量化を図るため亜酸化窒素タンクを倒立させ、亜酸化窒素を液体状態で取り出した上で直接回転バルブに供給した。回転バルブ型 4 気筒 PDRE の推力試験結果を報告する。

2. 実験装置の概略

Fig. 1, 2 に本研究で使用した実験装置の概略図と写真をそれぞれ示す。実験装置は大きく分けて 3 つに分けることができ、エンジン、推力試験台、ガス供給系である。エンジン部は供給部、回転バルブ部、回転バルブと同軸のエアモータ、混合部、テーバ部、燃焼器(4 本)で構成されている。回転バルブよりも下流にはテーバ部を介して燃焼器 4 本が固定されている。燃焼器内には、デフラグレーション波からデトネーション波への遷移を促すため、長さ 400 mm のシェルキンスパイラルを設置している。また、レールガイドによってレールに固定されており、水平方向に移動できる。

ガス供給系により亜酸化窒素、エチレン、ヘリウムは、ブローダウンによって回転バルブに供給される。燃料、酸化剤の質流量を確保するために、亜酸化窒素タンクを倒立させている。また、ヘリウムはエアモータを駆動した後、回転バルブに供給される。亜酸化窒素の流路には当量比調節のために、口径 1/4 インチの配管を用い、圧力損失を利用して流量を調節している。回転バルブ下流には圧力センサが設けており、それにより回転バルブ

下流の排気圧力波形をモニタリングすることで、間欠作動を確認している。各燃焼器には 70 mm ごとに 4 つのイオンプローブを設けることで燃焼波の伝播速度を計測し、デトネーション波への遷移を確認している。デトネーション発生により得られた推力はエンジン部と同軸に設けられたロードセルによって記録される。

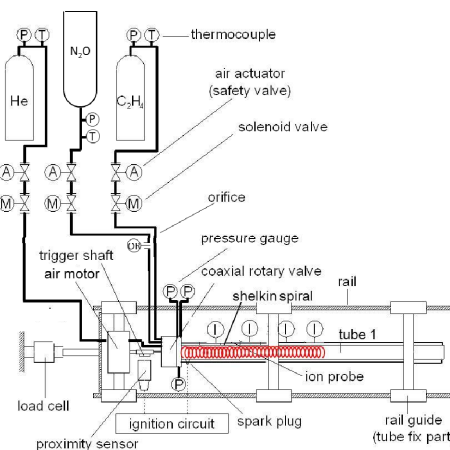


Fig. 1 Schematic diagram of the experimental setup

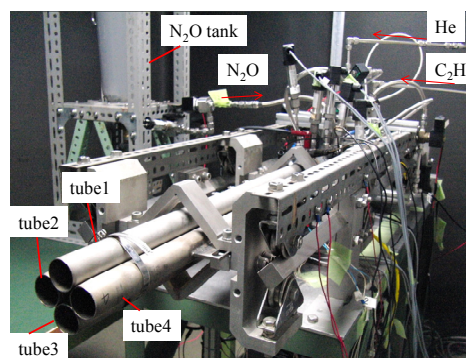


Fig. 2 Photograph of four-cylinder PDRE

また tube 1 は、飛行試験で実際に用いる厚さ 1 mm の燃焼器を用いている。加工上の問題から、tube 1 にはイオンプローブを設けていない。よって、デトネーション波の発生の確認は回転バルブ下流の排気圧力波形から推測する。また、tube 2~4 には厚さ 1.5 mm の燃焼器を用いた。

3. 回転バルブの供給過程

松岡ら¹⁴⁻¹⁵は、回転バルブを用いて、単気筒 PDRE の推力測定実験を行ってきた。しかし、単気筒 PDRE に回転バルブを用いる場合、推進剤の供給が停止する時間が存在するので、推進剤は不連続流れとなり低流量である。そこで、燃焼器の気筒数を 4 とし、回転バルブによって、各気筒に推進剤の供給を切り替えながら行うことによって、回転バルブの上流において定常流を実現し、推進剤流量を増加させた。本研究では、PDRE 飛行試験の際、

対称作動によって機体の安定性を得られ、さらにより高周波作動を目指すことが可能な、4気筒 PDRE 用の回転バルブを開発し実験を行った。

Fig. 3 に回転バルブの 1PDE サイクル動作過程を示す。図中の円弧状の溝が、供給ポートとか重なった時、各ガスが各燃焼器へ供給される。回転バルブは対角の燃焼器に対して供給するよう設計されている。これにより、燃焼時の高圧による回転円盤のゆがみを軽減できると考えられる。

簡単のため、燃焼器 1, 3 について注目する。(a)は燃焼器 1, 3 への供給開始過程である。(b)は酸化剤と燃料(推進剤)の供給過程である。(c)は点火過程である。回転バルブは閉じておりガスの供給は止まっている。(d)はパージ過程である。点火後の高温既燃ガス中に推進剤を供給すると自着火を起こしてしまうため、パージガスを供給することで推進剤の自着火を防ぐ。これら一連の過程(a)~(d)を PDE の 1 サイクルとすると、回転角 $\theta=180^\circ$ で PDE の 1 サイクルとなるため、 360° 回転すると 2 サイクル行う。この逆位相がさらに 1 ペアある。

よって、モータの回転数を f_M とすると、燃焼器 1 本あたりのデトネーション発生周波数(作動周波数 f_{PDE})はモータ回転数の 2 倍となる。燃焼器が 4 本あるので、 f_{PDE} を 4 倍した周波数をデトネーション周波数 f_D と定義する。

4. 実験条件

本研究での実験条件を示す。本研究では、酸化剤に亜酸化窒素、燃料にエチレン、パージガスにヘリウムを用いて燃焼試験を行った。それぞれのタンクの充填圧は、4.94 MPa, 6.03 MPa, 3.6 MPa である。作動時間は 1000 msec とした。実験は、まず He を 100 msec 間供給しエアモータを駆動させ、その後推進剤を 1000 msec 供給し燃焼を行った。

5. 実験結果

Table 1 に実験結果を示す。Fig. 4 に推進剤にエチレン-酸素を用いた場合での 4 気筒 PDRE 作動中の燃焼器出口を、燃焼器の垂直方向から高速度カメラ (1200 fps) で撮影した写真を示す。Fig. 4 より、燃焼器 1, 3 が対称作動していることが分かる。また、Figure 5 に実験における回転バルブ下流の排気圧力波形を示す。図中の赤線が亜酸化窒素、青線がヘリウムである。

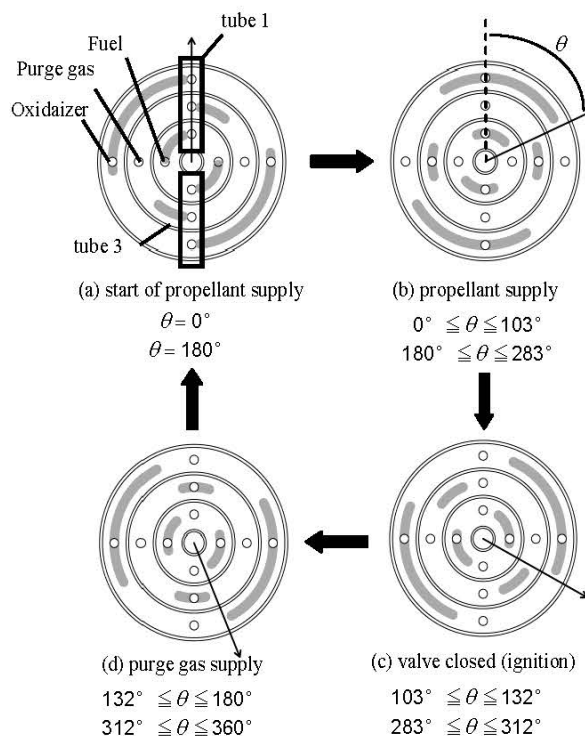


Fig. 3 One cycle of a quad-cylinder PDRE

亜酸化窒素供給直後にピークが立つのはデトネーション発生時のレトネーション波を検出しているためと考えられる。このピークは tube 1, tube 4 で交互に発生しているので、位相の異なる燃焼器が交互にデトネーションを発生させたものと考えられる。またこの波形より、回転バルブを用いて推進剤、パージガスが間欠的に燃焼器へ供給されていることが分かる。Fig. 6 に、ロードセル波形を示す。図中の破線は時間平均推力 258.5 N を示している。また、この時の推進剤質量流量は 190 g/sec であり、推進剤ベースの比推力は 138.7 sec となった。

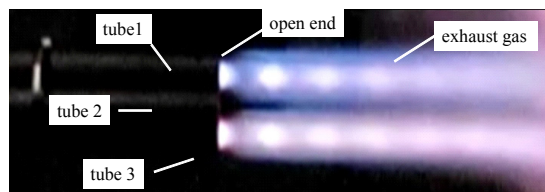


Fig. 4 Photograph of exit tube 1 and 3 of the four-cylinder PDRE using C2H4-O2 propellant

Table 1 Experimental results

Average experimental operation frequency	Propellant mass flow rate	Purge gas mass flow rate	Equivalent ratio	Propellant fill fraction	Purge gas fill fraction	Time-averaged thrust	Propellant-based specific impulse
f_{exp}	m_p	m_i	Φ	ψ_p	ψ_i	F_{exp}	I_{sp}
[Hz/tube]	[g/sec]	[g/sec]	[-]	[-]	[-]	[N]	[sec]
45	190	3.28	1.76	0.836	0.146	258.5	138.7

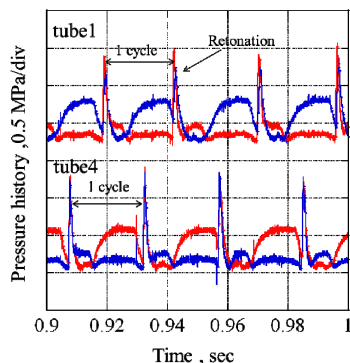


Fig. 5 Pressure history of tube 1 and 4

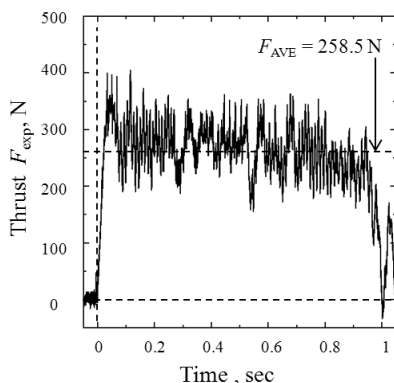


Fig. 6 Load cell output

Fig. 7 に作動時間に対する一気筒あたりの作動周波数の変化を示す。100 msec までは He のみを流し、エアモータを駆動しているので、作動時間が約 100 msec 付近の作動周波数は約 70 Hz となっている。その後推進剤の供給が始まり、約 45Hz まで低下したところで作動している。これは、推進剤の供給圧力が回転バルブにかかり、回転バルブ内の回転円盤を下流側に押し付ける形になるので、トルクが増し周波数が低下したと考えられる。さらに、約 800 msec からはより周波数が低下していくことが分かる。これは、 N_2O が気化する際に、熱を奪うことによって回転バルブ上流側が冷え、また燃焼により回転バルブ下流側は熱せられる。そのため、バルブ上流と下流との間に大きな温度差が生じバルブの変形が起

こる。これにより、摩擦が増加するためトルクが増したと考えられる。

Fig. 8 に tube 2 のイオンプローブ波形の拡大図を、Fig. 9 の (a) ~ (c) に tube 2 ~ tube 4 のイオンプローブ波形全体を示す。Fig. 8 よりピーク間の時間を測定し、燃焼波の伝播速度を計算した。結果は 2333 m/sec であり、これは AISTJAN¹⁶ より算出したエチレン-亜酸化窒素量論混合比での理論デトネーション伝播速度 2207 m/sec よりも大きくなっている。よって、デトネーション波に遷移していると考えられる。また、Fig. 8 を縮小していくと Fig. 9 のようなピークの集合がみられる。このピークをそれぞれ拡大すると、Fig. 8 のような波形が得られる。測定数 20 % でそれぞれの波形から燃焼波の伝播速度を見積り、デトネーション成功率を算出した。また tube 1 はイオンプローブを設けていないので、回転バルブ下流の排気圧力からデトネーション成功率を推測する。Fig. 10 に、tube 1, tube 3 の回転バルブ下流での排気圧力波形全体図をそれぞれ (a), (b) に示す。Fig. 10 の (b) と Fig. 9 の (b) を見比べると、レトネーションのピークとイオンプローブ波形のピークが対応関係にあることが分かる。よって Fig. 10 の (a) より tube 1 は安定的にレトネーションのピークが発生していることから、安定的にデトネーション波が発生していると推測できる。

以上より燃焼器それぞれのデトネーション成功率は tube 1 ~ tube 4 それぞれ、100 %, 96.2 %, 100 %, 94.0 % であった。よって、安定的にデトネーションが発生していることが分かる。

6. 飛行実証試験に向けて

以上の試験によって、フライト用のエンジン性能が実証されたため、Fig. 11 に示すような、飛行試験機の設計製造を IA, ISE, NETS, 山本機械設計のご協力の下、現在行っており、平成 25 年度中に飛行実証試験を行う予定である。

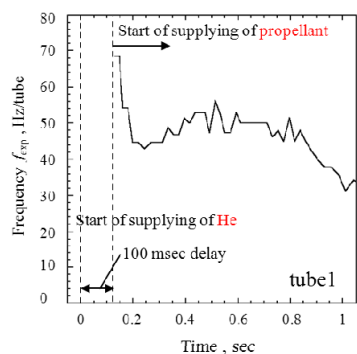


Fig. 7 Relation between frequency per tube and operation time

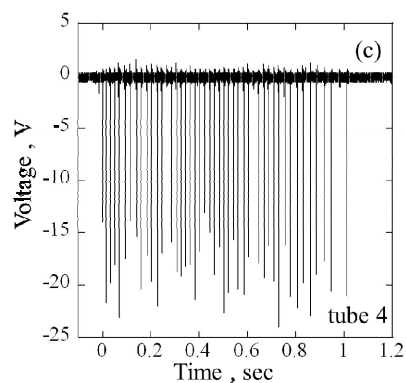


Fig. 9 Ion probe output : (a) tube2, (b) tube3, (c) tube4

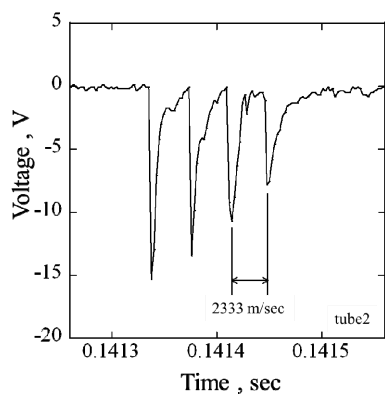


Fig. 8 Enlarged view of ion probe output

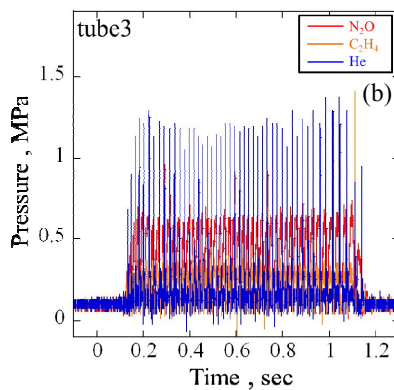
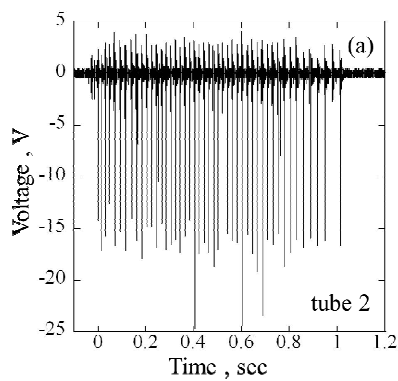


Fig.10 Enlarged view of pressure history : (a) tube1, (b) tube3

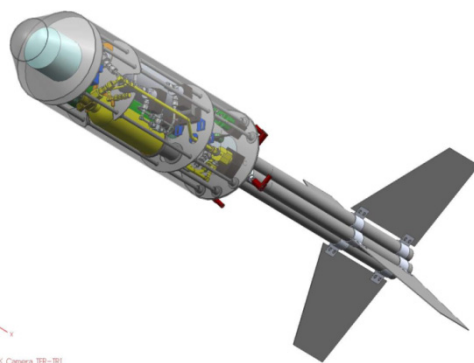
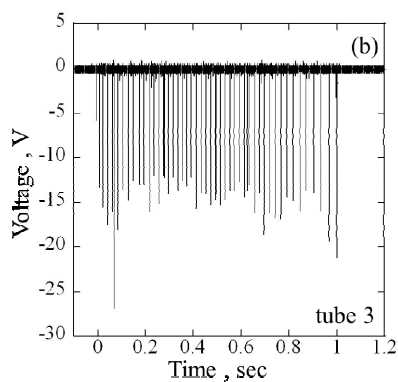


Fig.11 Pulse Detonation Rocket Engine Flight Model

6. おわりに

本研究では、回転バルブ型4気筒PDREの推力試験を行った。回転バルブを用いて4つの燃焼器に対して推進剤、パージガスが間欠的に供給可能であることが分かった。燃焼器出口を高速度カメラで撮影することによって、4気筒PDREが対称作動をしていることがわかった。イオンプローブ波形を解析することにより、デトネーション成功率を算出した。成功率はtube 1～tube 4それぞれ、100%, 96.2%, 100%, 94.0%であった。また、1000 msec作動において、時間平均推力258.5 N、推進剤ベースの比推力138.7 secを達成した。

謝辞

本開発研究は、平成21-24年度JAXA戦略的開発研究（工学）経費にて、また、基礎研究の一部は平成21-23年度科学研究費補助金（基盤研究（B）21360411、基盤研究（A）24246137）にて実施された。ここに謹んで謝意を表する。

また、飛行試験機の機体設計・製造はIA, ISE, NETS, 山本機械設計の協力によって、実施された。IA福地 亜宝郎氏、ISE名出智彦氏、三浦高広氏、NETS中村 秀一氏、山本機械設計山本文孝氏には特にご尽力頂いた。

参考文献

- 1) Schauer, F., Stutrud, J., and Bradley, R., Detonation Initiation Studies and Performance Results for Pulsed Detonation Engine, *AIAA Paper 2001-1129*, 2001.
- 2) Cooper, M., Jackson, S., Austin, J. M., Wintenberger, E., and Shepherd, J. E., Direct Experimental Impulse Measurements for Detonations and Deflagrations, *Journal of propulsion and power*, Vol. 18, No.5, 2003, pp. 1033-1041.
- 3) Wintenberger, E., Austin, J. M., Jackson, S., and Shepherd, J. E., Impulse of a Single-Pulse Detonation Tube, Graduate Aeronautical Lab., GALCIT Rept. FM00-8, California Inst. Of Technology, Pasadena, CA, August 2002.
- 4) Wintenberger, E., Austin, J. M., Cooper, M., Jackson, S., and Shepherd, J. E., Analytical Model for the Impulse of Single-Cycle Detonation Tube, *Journal of propulsion and power*, Vol.19, No.1, 2003, pp.22-38.
- 5) Endo, T., Kasahara, J., Matsuo, A., Inaba, K., Sato, S., and Fujiwara, T., Pressure history at the Thrust Wall of a Simplified Pulse Detonation Engine, *AIAA Journal*, Vol.42, No.9, 2004, pp.1921-1930.
- 6) Kasahara, J., Liang, Z., Browne, S. T., and Shepherd, J. E., Impulse Generation by an Open Shock Tube, *AIAA Journal*, Vol.46, No.7, 2008, pp.1593-1603.
- 7) Sato, S., Matsuo, A., Endo, T., and Kasahara, J., Numerical Studies on Specific Impulse of Partially Filled Pulse Detonation Rocket Engines, *Journal of propulsion and power*, Vol.22, No.1, 2006, pp.64-69.
- 8) Hinkey, J. B., Williams, J. T., Henderson, S. E., and Bussing, T. R. A., Rotary-Valved, Multiple-Cycle, Pulse Detonation Engine Experimental Demonstration, *33rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, AIAA, Seattle, WA, 1997, pp.1997-2746.
- 9) Baklanov, D. I., Golovastov, S. V., Golub, V. V., Reshetnyak, R. B., Semin, N. V., and Volodin V. V., Model of Low-Thrust Pulsed Detonation Device with Valveless Fuel Feed, 2nd European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), Brussels, Belgium, 2007.
- 10) Golub, V. V., Golovastov, S. V., Baklanov, D. I., Volodin, V. V., Cheprunov, A. A., and Lisin, D. G. Chamber of a Pulse Detonation Engine, Rus. patent application, No. 2293866, Date of publication: 20 Feb. 2007.
- 11) Matsuoka, K., Yageta, J., Nakamichi, T., Kasahara, J., Yajima, T., and Kojima, T., An inflow-Driven Valve System for Pulse Detonation Engines, *Journal of Propulsion and Power*, to be published.
- 12) Hoke, J. L., Bradley, R.P., Brown, A. C., Litke, P. J., Stutrud, J. S., and Schauer, F. R., Development of a Pulsed Detonation Engine for Flight, *Symposium on Shock Waves in Japan*, 2010, pp. 239-246.
- 13) Kasahara, J., Hasegawa, A., Nemoto, T., Yamaguchi H., Yajima, T., and Kojima T., Performance Validation of a Single-Tube Pulse Detonation Rocket System, *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 25, No. 1, 2007, pp. 173-180.
- 14) Matsuoka, K., Esumi, M., Ikeguchi, B. K., Kasahara, J., Matsuo, A., and Funaki, I., Optical and Thrust Measurement of a Pulse Detonation Combustor with a

Coaxial Rotary Valve, *Combustion and Flame*, 2011,
to be published.

- 15) Matsuoka, K., Esumi, M., Ikeguchi, B. K., Kasahara, J.,
Matsuo, A., and Funaki, I., Thrust Measurement and
Visualization Experiment of a Multi-Cycle
Single-Tube Pulse Detonation, *Joint Propulsion
Conference and Exhibit*, 2011.
- 16) Tanaka, K., The AISTJAN, Detonation Properties
Computer Program, *National Institute of Advanced
Science and Technology*.