

科学研究費助成事業（科学研究費補助金）研究成果報告書

平成24年5月31日現在

機関番号：57501

研究種目：基盤研究（C）

研究期間：2009～2011

課題番号：21560823

研究課題名（和文）：パルスデトネーションエンジンを用いたフラッタ発電装置の試験的研究

研究課題名（英文）：Experimental study of flutter electric power generator by pulse detonation engine

研究代表者

利光 和彦（TOSHIMITSU KAZUHIKO）

大分工業高等専門学校・機械工学科・教授

研究者番号：10180150

研究成果の概要（和文）：

本研究では、パルスデトネーション実験装置（管内径 30mm、長さ 1200mm）を設計製作した。この実験装置を用いて、弾道振り子法と円柱駆動の 2 種のインパルス測定を行い、円柱駆動方式は弾道振り子法の 2 倍のインパルスを取り出せることを確認した。また、パルス流発生装置を自作し 1Hz でのパルス流を実現した。これとは別に、駆動物体として超音速流で造波抵抗を抑えることができるブーゼマン複葉翼（翼幅 40mm、翼弦長 60mm、最大翼厚保 3mm）の実験を行い、マッハ数 2 の気流中で衝撃波の相殺を実現した。以上の研究により、パルスデトネーションエンジンによるフラッタ発電装置の要素技術を確立した。

研究成果の概要（英文）：

We carried out the PDE experiments using a cylindrical tube, whose inner diameter and length were respectively 30 mm and 1200 mm. The impulse of cylindrical flying body is over twice as large as one of ballistic pendulum method. Also, the PDE combustor was operated at 1 Hz by magnetic valve system. To evaluate cancelation of the wave-making resistance of the double Busemann wings, we observed the schlieren photograph of the flow in supersonic flow with Mach number 2. Consequently, the elements of PDE electric power generation are successfully established.

交付決定額

（金額単位：円）

	直接経費	間接経費	合計
2009年度	1,400,000	420,000	1,820,000
2010年度	1,600,000	480,000	2,080,000
2011年度	600,000	180,000	780,000
総計	3,600,000	1,080,000	4,680,000

研究分野：工学

科研費の分科・細目：総合工学・航空宇宙工学

キーワード：デトネーション、PDE、燃焼、熱流体計測、Busemann 翼、インパルス、発電

1. 研究開始当初の背景

【PDE の概要】 デトネーションは衝撃波と火炎が一体となり爆発的に超音速で伝播する現象で、通常の燃焼に比べて燃焼速度が千倍以上と大きく、燃焼によって高い圧力が生じる。パルスデトネーションエンジン (PDE)

は、燃焼行程をこのデトネーションで行う内燃機関である。ガスタービンエンジンのように複雑な作動部がなく、定容燃焼であるため、ガスタービンエンジンのブレイトンサイクルよりも効率の良いハンフリーサイクルで近似できる熱力学的特性を持ち、軽量、高効

率、低コストである利点が挙げられる。特に、航空宇宙分野の新しい推進機関として注目されている。

【PDEの歴史】 PDEは1940年 Hoffmann によってその概念が提唱され、当時の着火技術などの不十分さから Krzycki らが実用化には至らないだろうとの結論を最後に 1980年代まで姿を消してしまう。ところが、1980年代になると Eidelman らの初の推進用実験機により再び注目されはじめ、2次元数値解析により自動的に吸気される様子をとらえることができ、その可能性が再び注目され始めた。1990年代になると、PDEの研究は急激に盛んになり、PDE サイクル個々の過程に焦点が当てられる。例えば、Hinkey らが燃焼器を2つもつロータリーバルブの PDE 実験を行い、40Hz、連続 30 秒稼働させることに成功した。1999年からは実用化に向けて、より実際的な研究開発が行われるようになってきた。例えば ASI 社では、長さ 90cm 直径 2.5cm のデトネーション管 6 本を同時に作動させた実用化に向けたエンジン開発を行った。

【PDEの発電への応用】 以上のように PDE 実用化の研究については大方見通しがついたと言える。この PDE の熱サイクル高効率性を利用すべく、近年のエネルギー事情とも相まって、PDE とタービンを組み合わせたパルスデトネーションタービンエンジン (PDTE) が提唱され、PDE から効率的にエネルギーを取り出すとする研究が進められている。しかし、大八木ら (埼玉大学) による実験研究で得られた熱効率は数%と低い。この理由として、PDE による急激な圧力上昇を伴う衝撃波の間欠的な排気がタービン効率を低下させるといわれている。これを克服するため、PDE の多気筒化による脈動気流の平滑化の対策があげられるが、滝ら (広島大学) により排気間干渉により、燃料充填率が低下し、効率向上が妨げられることが指摘されている。

2. 研究の目的

本研究では、前述の問題点を解決するため、PDE の熱サイクル的高効率性を損なわないように超音速脈動気流の特性を生かして、効率よく仕事を取り出せるシステムを試作し、その性能を検証する。

3. 研究の方法

研究目的を達成するため、研究は以下に示す要素技術を試作し完成させる。

3.1 脈動気流発生装置の試作・性能試験

- (1)パルス PDE 実験システムの構築を行う。
- (2)試験的に円柱物体を駆動してその駆動性能を調べる。
- (3)駆動物体を用いて発電性能を調べる。

3.2 ブーゼマン (Busemann) 複葉翼の衝撃波相殺効果の確認

フラッタを起こす翼として Busemann 複葉翼を製作し、翼の先端から生じる衝撃波の相殺効果が実現できるかを衝撃風洞およびシュリーレン可視化装置で調査する。

4. 研究成果

本研究で製作した実験装置全体の概略図を図 1 に示す。デトネーション管 (DT 管) は全長 1000mm、内径 30mm、肉厚 10mm で、材質はステンレス (SUS304) である。点火にはスパークプラグ (NGK 社製 R-DCPR7E) を用いる。

推力測定は、DT 管を懸垂した弾道振り子法と後述する円柱物体駆動のインパルスと比較し推力測定の違いを測定する。

4.1 DT 駆動実験装置

図 2~5 製作した金属円柱駆動装置図や駆動体を示す。この装置は、デトネーションを動力として、金属円柱を開放端から打ち出すことで、デトネーションからエネルギーを取り出す。効率的にエネルギーを取り出すために金属円柱とバレルの間にはボールリテーナを設け、極力摩擦を軽減する設計とした。

4.1.1 測定方法 インパルス測定の概略を図 2 に示す。本実験では開放端から打ち出された金属円柱を高速度カメラ (4000fps) で撮影し速度を算出した。インパルスは、

$$I = mv$$

I : インパルス [Ns]

m : 金属円柱質量 = 0.248 [kg]

v : 金属円柱速度 [m/s]

で計算される。

4.1.2 実験結果 $\text{CH}_4\text{-O}_2$ 混合気体において、金属円柱駆動装置によるインパルス測定と弾道振り子法を比較したものを図 6 に示す。どの当量比においても金属円柱駆動装置を用いた測定では弾道振り子法の約 2 倍のインパルスを得ることが出来た。なお、弾道振り子法のインパルスは DT 管からデトネーショ

ンを直接噴出させ、DT管の振れ幅を測定し、算出した。

一般的に、高速高圧の流体を管端から直接噴出させる場合では、噴出流は管推進に対して損失を生じる。(そのため、ロケットなどの噴出部には拡大ノズルが設置される。) 本実験方式ではデトネーションの推力を金属円柱推力に少ない損失で置き換えることができる。すなわち、高効率でインパルスを取り出すことができると考えられる。

4.2 パルス流発生装置

本実験では前述の PDE 駆動を連続的に行うための電磁バルブを用いたパルス流発生装置の概略を図7に示す。これは、電磁バルブと流量調整バルブを組み合わせ、シーケンス制御することで可燃気体をパルスのように DT 管に供給し燃焼させるものである。設計仕様と実際に電磁バルブを自作の制御回路で動作させた場合の充填圧力を図8~10に示す。図9,10に示すように、直線が青いゾーンを通ることが分かる。したがって、本設計でパルス流を発生できることが確認された。

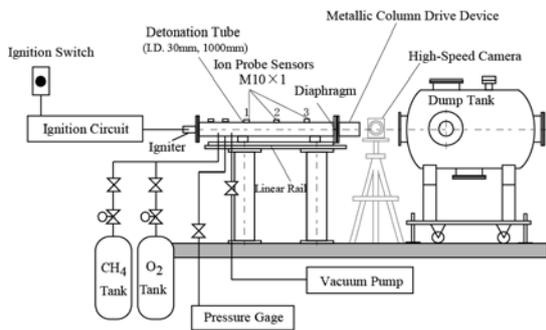


図1 PDE 実験装置概略図

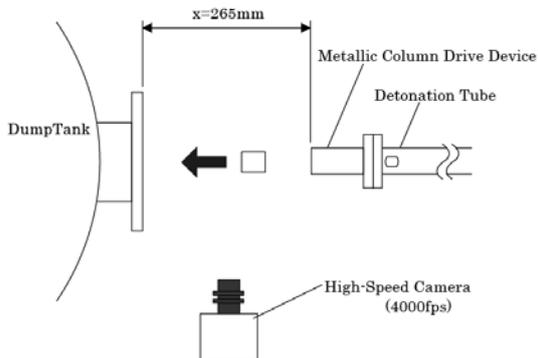


図2 駆動対測定例

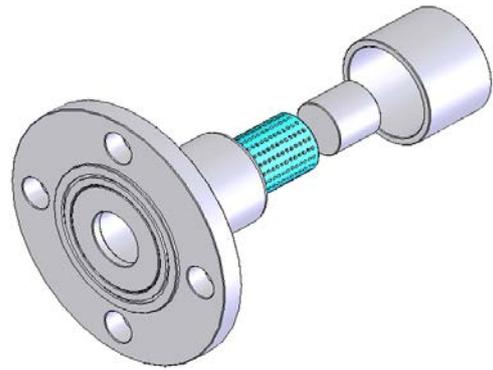


図3 金属円柱駆動装置の構成

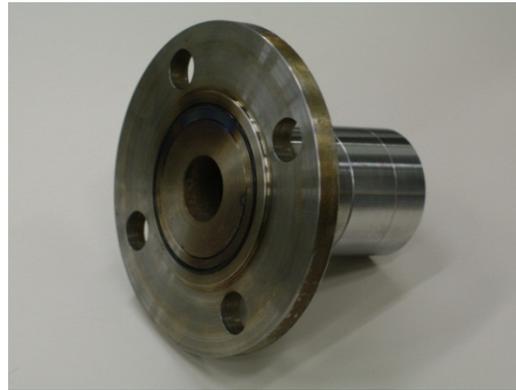


図4 金属円柱駆動装置図



材料：S45C
直径：φ 32.0mm
長さ：40.0mm
質量：248.0g

図5 駆動体モデル

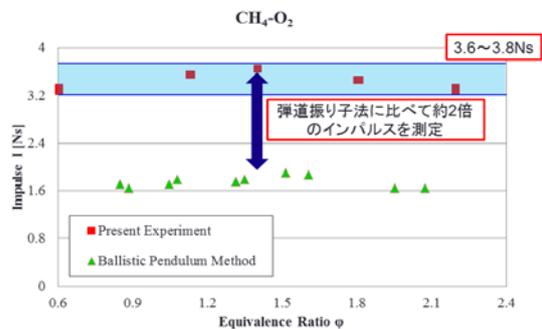


図6 インパルスの比較

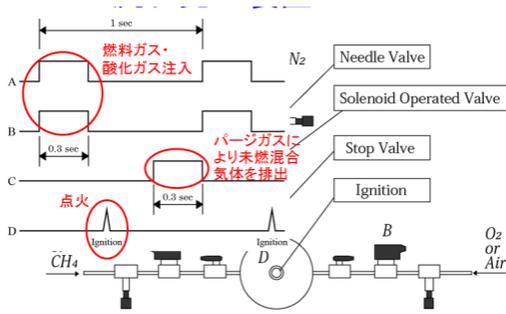


図7 パルス流発生装置シーケンス

設計必要充填圧

今回想定したPDE
 酸化ガス: 空気
 燃料ガス: メタン } 合計充填圧101.3kPa
 当量比0.6~2.2の範囲で稼働

当量比φ	空気圧力[kPa]	メタン圧力[kPa]	合計充填圧[kPa]
0.6	95.3	6.0	101.3
1.0	91.7	9.6	101.3
2.2	82.3	19.0	101.3

空気 82.3~95.3 [kPa]
 メタン 6.0~19.0 [kPa] の充填圧が必要

図8 設計必要充填圧力

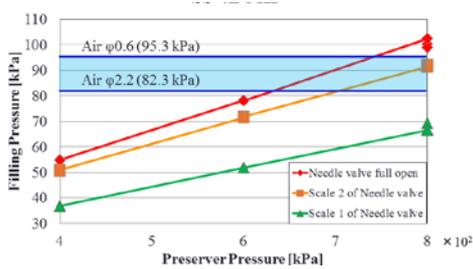


図9 気体貯気槽圧と充填圧力 (SS-4L-MH)

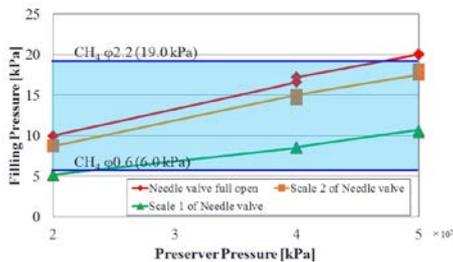


図10 気体貯気槽圧と充填圧力 (SS-4MG-MH)

4.3 ブーゼマン複葉翼実験

本研究では、駆動体として超音速流れで造波抵抗の小さいブーゼマン複葉翼を想定する。ブーゼマン複葉翼の特徴は、衝撃波が相殺して流れがスムーズになることである。こ

のため、マッハ数2の超音速流で、相殺効果の確認をシュリーレン可視化実験で行った。

4.3.1 衝撃風洞の概略 本研究で使用する衝撃風洞の概略を以下に説明する。衝撃風洞は、断面積一定の高圧管、隔膜、低圧管、超音速ノズル、測定部およびダンブタンクから構成される。本実験装置では、高圧管に8気圧程度の気体を、低圧管からダンブタンクまでは真空に近い低圧にし、隔膜を瞬間的に破ることで衝撃波による高温高圧の気流を発生させ、超音速ノズルを経て所定のマッハ数の流れを得るものである。

4.3.2 製作モデル 以上に述べた衝撃風洞を用いてブーゼマン翼周りの可視化実験を行い、翼周りの流れ場と翼設計パラメータの関係を把握する。実験は駆動気体に空気とヘリウムを使用し、翼間距離(Kantrowitz - Donaldson 条件⁽¹⁾, K-D 条件)を変更して行った。K-D 条件とは複葉翼の入口翼間距離と最小翼間距離で決まる断面積比とマッハ数によって翼周りの流れが閉塞するかどうかを示す条件である。K-D 条件を表したグラフを図11に示す。また、図12~15に製作したブーゼマン翼および支持装置を示す。翼形状は大林⁽²⁾の形状を少し縮小した翼弦長60mm、厚さ3mm、翼幅40mmで、材質は真鍮を用いた。

4.3.3 ブーゼマン翼の原理 ここで簡単にブーゼマン翼について説明する。ブーゼマン翼とは図13に示すように互いに向き合った2つの三角形からなる翼型で、超音速流れ中で、一方の三角形の前縁から発生する衝撃波がもう一方の三角形の頂点に当たると、頂点で発生する膨張波と干渉して打ち消しあう。このように、衝撃波を相殺することにより、体積に依存する造波抵抗を低減できるというものである。これにより、ブーゼマン翼型は翼弦長・翼厚の等しいダイヤモンド型と比較して、造波抵抗を80%以上低減することができ、ソニックブームの大幅低減が可能となる。一方で、摩擦抵抗は翼が2枚になったことで面積が増え増加する。しかし、造波抵抗の低減効果は摩擦抵抗の増分より十分大きいと全体として抵抗が減少することとなる。

4.3.4 可視化実験結果 本実験では、翼間距離を50mm、28mm、25mm、20mmと変更しシュリーレン写真を撮影した。このうち翼間距離50mmの場合のみK-D条件を満たす。翼間距離を50mmで撮影したシュリーレン写真を図16に示す。衝撃波が翼頂点に入射する結果が得られ、衝撃波の相殺が実現できた。

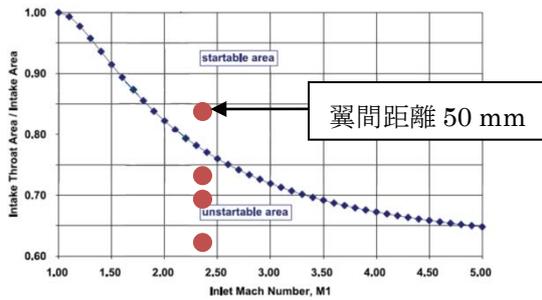


図 11 Kantrowitz-Donaldson 条件⁽¹⁾

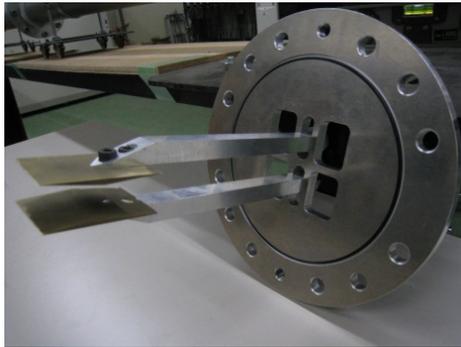


図 12 ブーゼマン翼設置図

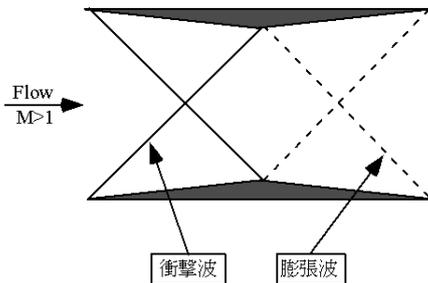


図 13 ブーゼマン翼



図 14 設置したモデル

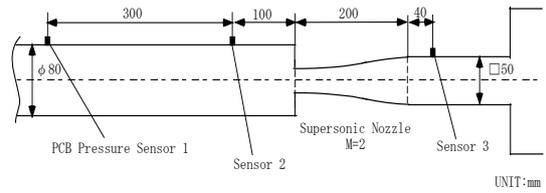


図 15 測定部近傍詳細図

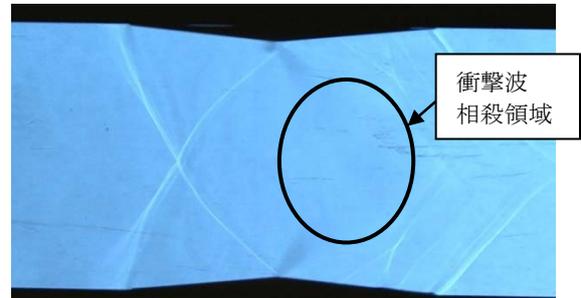


図 16 シュリーレン撮影画像, ナイフエッジ方向 (helium, 翼間距離 50 mm, 遅延時間 200 μsec)

4.4 研究成果のまとめ

- (1) パルスデトネーションエンジン実験装置 (管内径 30mm, 長さ 1200mm) を設計製作した. この実験装置によって, 弾道振り子法と円柱駆動の 2 種のインパルス測定を行い, 円柱駆動法は弾道振り子法の 2 倍のインパルスであることが確認できた.
- (2) パルス流発生装置を自作し 1Hz でのパルス流を実現した.
- (3) ブーゼマン複葉翼 (翼幅 40mm, 翼弦長 60mm, 最大翼厚保 3mm) の実験を行い, マッハ数 2 の気流中で衝撃波相殺効果を実現した.

以上の研究によりパルスデトネーションエンジンによるフラッタ発電装置の要素技術を確認した. なお, 試験的な発電性能の実験結果は知的財産権保護のため公開を控える.

参考文献

- (1) 大林他: 衝撃波を相殺する複葉翼型超音速翼の空力設計における実験・計算融合研究, 宇宙航空研究開発機構契約報告 JAXA-CR-07-001「サイレント超音速機に関する調査研究 (その 1) 平成 18 年 (2006 年) 度研究成果報告書」, pp.9-23.

5. 主な発表論文等

(研究代表者、研究分担者及び連携研究者には下線)

〔雑誌論文〕(計2件)

1. 【高専紀要】利光和彦, 菊川裕規, 佐藤浩平, 松崎 純平, 三浦 剛, 風レンズ風車の定常および非定常特性に関する研究—正弦的に風速変動する風況下での電圧負荷制御による出力特性—, 大分工業高等専門学校紀要 48号, 2011年11月, pp. 4-9.
2. 【高専紀要】利光和彦, 菊川裕規, 佐藤浩平, 細井貴己, 松崎 純平, 三浦 剛, 風レンズ風車の定常および非定常特性に関する研究—第1報: 正弦的に風速変動する風況下の出力特性—, 大分工業高等専門学校紀要 47号, 2010年11月, pp. 1-7.

〔学会発表〕(計8件)

1. 【外部発表】 田北侑己・利光和彦・衛藤 航, デトネーションによる高速飛翔体発射装置に関する研究, 九州沖縄地区高専フォーラム (於, 大分高専), 2011年12月3日.
2. 【学会発表】 利光和彦, 菊川 裕規, 佐藤 浩平, 正弦的速度変動風下におけるフランジ付きディフューザ風車の出力特性および数値予測, [No.11-1] 日本機械学会 2011年度年次大会DVD-ROM論文集 [2011.9.11-14, 東京]
3. 【学会発表】 黒石竜太, 利光和彦, 林幸一郎, 背圧が変化する単一パルスデトネーション管の簡易推力測定装置に関する試作研究, 日本機械学会九州学生会第42回卒業研究発表講演会論文集, No.118-2, 2011年3月11日, pp. 119-120.
4. 【学会発表】 利光和彦, 佐藤浩平, 細井貴己, 菊川裕規, 松崎 純平, 三浦 剛, 風速が正弦変動する場合の風力タービン単体および風レンズ風車の出力特性に関する研究, 日本航空宇宙学会西部支部講演会 (2010) 講演集, 2010年11月12日, pp. 25-28.
5. 【学会発表】 利光和彦, 林 幸一郎, 黒石竜太, 薬師寺輝敏, 飛行高度を想定した排気部減圧下におけるメタンおよび水素燃料単一パルスデトネーションエンジンの簡易推力測定実験, 日本航空宇宙学会西部支部講演会 (2010) 講演集, 2010年11月12日, pp. 147-150.

6. 【国際会議】 Kazuhiko TOSHIMITSU, Hironori KIKUGAWA, kouhei SATO and Takami HOSOI, Experimental and Numerical Investigation of Performance and Flow Field of the Wind Turbine with the Flanged-Diffuser for Sinusoidally Oscillating Wind Velocity, Proceedings of The 3rd Asian Joint Workshop on Thermophysics and Fluid Science (Matsue, Japan), Sep. 10-13, 2010, pp. 238-241.
7. 【学会発表】 利光和彦, 薬師寺輝敏, 岩本有輝, 林幸一郎, 鴛海祐希, 黒石竜太, 吉村俊祐, メタンおよび水素を燃料とする単一パルスデトネーションの推力測定に関する実験研究, 日本航空宇宙学会西部支部講演会 (2009) 講演集, 2009年12月10日, pp. 89-92.
8. 【学会発表】 利光和彦, 徳安達士, 佐藤浩平, 小出貴士, 三浦雄亮, 振動翼周り流れ場の同期 PIV 計測システムの構築, 日本航空宇宙学会西部支部講演会 (2009) 講演集, 2009年12月10日, pp. 283-286.

〔その他〕

ホームページ等

<http://www.oita-ct.ac.jp/kikai/toshimitsu/kazu/paper/Paper.htm>

6. 研究組織

(1) 研究代表者

利光和彦 (Toshimitsu, Kazuhiko)
大分工業高等専門学校・機械工学科・教授
研究者番号: 10180150