

パルスデトネーションエンジン作動の数値シミュレーション

滝 史郎*

デトネーションを用いた推進機関としてパルスデトネーションエンジンが高効率、軽量シンプルなエンジンとして最近注目されるようになった。エンジンシステムを考えるのに、2次元非定常問題として数値シミュレーションを試みた。その結果、エンジンの特性を調べるのに有効であることが示された。デトネーション管の長さ0.5mの時、1サイクルに要する時間は4ms以上必要であることが分かった。空気吸入式エンジンシステムでは吸排気特性が重要である。静止状態でも十分高速で自然吸気でき、静止状態でも自然吸気によるサイクル運転は可能であると考えられる。

1. まえがき

気体デトネーションは化学プラントをはじめ生産活動において大きな被害をもたらす大変厄介で危険な現象である。そのため気体デトネーションの発生をいかにして防止するかということが研究の最大の目標であった。一方で、気体デトネーションはあらかじめ加圧しておかなくても燃焼のエネルギーで自ら加圧し、ラバール・ノズルを用いなくても気体に大きな運動量を与えるため、ロケットなどの推進機関に利用できたらと考えた人も少なからずいた。しかしながら、デトネーションは自走性を持つために制御が難しいなどのためにこれまで日の目を見なかった。本稿の課題であるパルスデトネーションエンジン(PDEと略す)もその考えは既に50年以上もさかのぼる¹⁾²⁾。また気体デトネーションを利用した加速装置としてラム加速器は1980年代後半に提案され、その後、筆者も含め多くの研究がなされてきた³⁾⁴⁾。定在デトネーションエンジンのアイデアもこれまでいくつも出されてきた⁵⁾⁶⁾。それは連続作動するのでPDEのように間欠的作動をする機関より1基当たりの出力は大きい。しかし広範な運転条件のもとで安定に定在させることは、デトネーションの性質上かなり困難である。これに対し、間欠式ではデトネーションの自走性が問題になら

ず、デトネーションを発生させさえすればよい。このためPDEは簡潔な構造で信頼性の高い推進器とすることができる。パルスジェットエンジンと似ており、燃焼モードがデフラグレーションでなくデトネーションである点が違っているだけかもしれない。ところがこの違いは質的な差となる。デトネーションでは強い衝撃波圧縮によって混合気を加圧してから燃焼させるため、熱機関としての理論熱効率を高く出来る。またPDEは熱効率が高いため、空気吸入式機関としてだけではなく、空気の代わりに酸素などを用いることによってロケットエンジンとして用いても高い比推力の推進機関となる。このようにPDEは高効率であるだけでなく、軽量・安価で広く利用できる可能性があると期待されており、1990年代に入って急速に注目されるようになった。

圧縮行程にデトネーション波の衝撃波を含むために熱効率を高くすることができると考えられるため、吸気した混合気のどれだけをデトネーションによって燃焼させられるかが重要な課題となる。したがってPDEに関連して、デトネーションをいかにして速やかに発生させるかということが今日の大きな課題として研究がすすめられている。他方エンジンシステムとして考えたとき、吸気と膨張あるいは排気も性能にとって重要であり、いずれも流体力学的に検討されなければならない課題である。特に空気吸入式の推進機関の場合には非常に大きな問題である。例えば、静止状態でも大きな推力を発生させることが出来るのか？もし静止状態で十分な推力が得られないならば、どの程度のマッハ数が最低必要か？どの程度の大きさの

2001年12月11日受付

2002年1月18日受理

*広島大学大学院工学研究科機械システム工学専攻

〒739-8527 広島県東広島市鏡山1-4-1

TEL 0824-24-7558

FAX 0824-22-7193

E-mail taki@mec.hiroshima-u.ac.jp

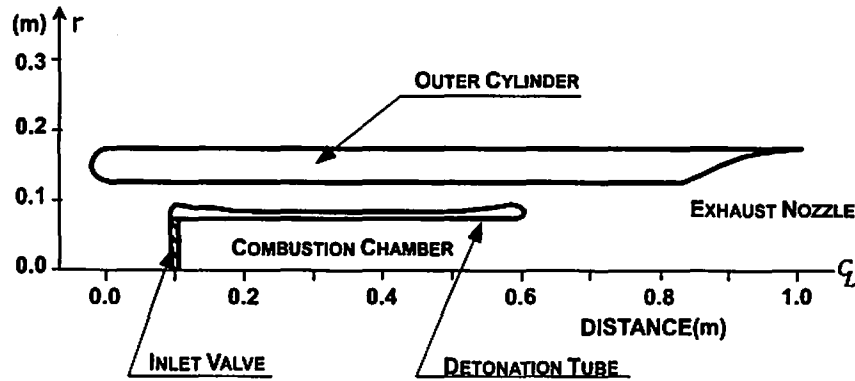


Fig. 1 Configuration of the model of a pulse detonation engine. Cylindrical symmetry is assumed.

マッハ数まで経済的に使えるのか？ 間欠的な作動をするPDEではどのようにジェットを噴出させたら効率がよいのか？ など沢山のまだよく分かっていない問題がある。本論文では、PDEのサイクル全般について簡単な数値シミュレーションを行い、数値シミュレーションの有効性、エンジンシステム開発における問題点を示そうとするものである。

2. 数値計算モデル

現象は2次元軸対称で非定常であるとする。Fig. 1に形状が示されているように、直径0.15mと長さ0.5mの円筒形の燃焼室(燃焼管)を考える。その入り口には燃焼管断面全体が開閉する弁を考える。燃焼管より直径も長さも大きい外筒が、燃焼管の外側にあり、その外側の壁面がエンジン外形を形成する。その外側はしたがって大気である。計算領域はこの外筒の十分外側までとられる。

気体は熱的にも熱量的にも完全であると仮定する。また簡単のため気体の分子量は全て同じとする。したがって、気体定数 R も一定で、状態方程式は良く知られた次式になる。

$$p = \rho RT, \quad e = \frac{1}{\gamma - 1} RT$$

ここで記号は慣習的によく用いられているもので、 p , ρ , T , e , γ はそれぞれ圧力、密度、温度、比内部エネルギー、比熱比である。高速流であるので粘性を無視できるものとする。燃焼はデトネーションモードのみを考え、拡散・熱伝導は無視する。可燃性混合気は次のような2段階反応するものとする。

誘起反応；

$$w_a = \frac{d\alpha}{dt} = -k_a \rho \cdot \exp\left(-\frac{E_a}{RT}\right)$$

再結合反応；

$$w_b = \frac{d\beta}{dt} = \begin{cases} -k_b \rho^2 \left[\beta^2 \exp\left(-\frac{E_b}{RT}\right) - (1-\beta)^2 \exp\left(-\frac{E_b+Q}{RT}\right) \right], & \text{when } \alpha \leq 0 \\ 0, & \text{when } \alpha > 0 \end{cases}$$

ここで α と β はそれぞれ誘起反応と再結合反応の進行度パラメータでいずれも最初1の大きさである。以上に用いた定数の本計算での値を次に示す。

可燃性混合気、空気のいずれも

$$M = 29.0, \quad \gamma = 1.4,$$

反応の定数；

$$k_a = 0.30 \times 10^9, \quad E_a/R = 10000.0 \text{ K},$$

$$k_b = 0.15 \times 10^{-4}, \quad E_b/R = 3000.0 \text{ K},$$

$$Q = 0.50 \times 10^6 \text{ J/kmol}$$

ただし、 M は分子量で、 Q は発熱量である。これらの値は炭化水素-空気系混合気のようなものを想定している。

境界条件は次のようにする。計算領域の1辺は円筒対称軸で、他の3辺は開放空間である。そのうちエンジンの前方の1辺は流入速度を与える。流入速度は飛行速度に対応する。燃焼管前方の弁を開放して空気を流入させる。流入する気体が弁のあたりを通過するときに空気を可燃性混合気に代えることによって、燃料を噴射・混合させることを模擬する。すなわち混合時間を無視し、燃料の質量等も無視することになる。弁の開閉は瞬時に行われると仮定する。また弁を閉じると同時に燃料の噴射を止め、直ちにエネルギーを加えて点火し、デトネーションを発生させるものとする。なお、燃焼管などの壁面はすべて断熱でスリップ面と仮定する。

以上の仮定のもとで、支配方程式は2次元非定常オイラー方程式に、2段階燃焼反応が加わったものになる。

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \rho + \frac{\partial}{\partial x} \rho u + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} r \rho v &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t} \rho u + \frac{\partial}{\partial x} \rho u^2 + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} r \rho u v + \frac{\partial}{\partial x} p &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t} \rho v + \frac{\partial}{\partial x} \rho u v + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} r \rho v^2 + \frac{\partial}{\partial r} p &= 0 \\ \frac{\partial}{\partial t} \rho e_t + \frac{\partial}{\partial x} \rho u \left(e_t + \frac{p}{\rho} \right) v \\ &+ \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} r \rho v \left(e_t + \frac{p}{\rho} \right) = -\rho q w_\beta \\ \frac{\partial}{\partial t} \rho \beta + \frac{\partial}{\partial x} \rho u \beta + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} r \rho v \beta &= \rho w_\beta \\ \frac{\partial}{\partial t} \rho \alpha + \frac{\partial}{\partial x} \rho u \alpha + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} r \rho v \alpha &= \rho w_\alpha \end{aligned}$$

ここで q は単位質量あたり発熱量である。

基礎方程式は基本的に双曲型で、これに適した陽的差分法で時間積分する。ここでは陽的 MacCormack-TVD 差分法を用いる。差分格子は全て正方形で、解

適合多重レベル差分格子細分化法を用いる。

3. 計算結果と検討

大気圧のもとで静止状態からスタートさせる計算を行った。初期条件としては可燃性混合気がデトネーション管内に満たされた上で、吸気弁側の端の小さな領域で強制的に燃焼反応をおこし、さらに微小領域にエネルギーを加えてデトネーションを急速に発生させる。デトネーション管(燃焼管)の長さは約500mm、内径は50mmで、周囲は空気に包まれている。Fig. 2に点火・起爆直後から1msの間の圧力分布の時間変化を示す。点火から0.3msにはデトネーションの伝播が完了しており、この間の伝播速度はCJ速度である。なお軸対称を仮定した円筒座標系であるため、デトネーション波の横波構造は不自然になってしまう。横波構造なしに気体デトネーションを安定に伝播させるために、この間は1次精度の差分計算をして、数値拡散を大きくした。デトネーションは伝播が完了した後は爆風となって外筒内を伝播する。デトネーション管内は出口から希薄波が入り、圧力がゆっくりと低下する。

Fig. 3には混合気の未燃気体と既燃気体両方合わせ

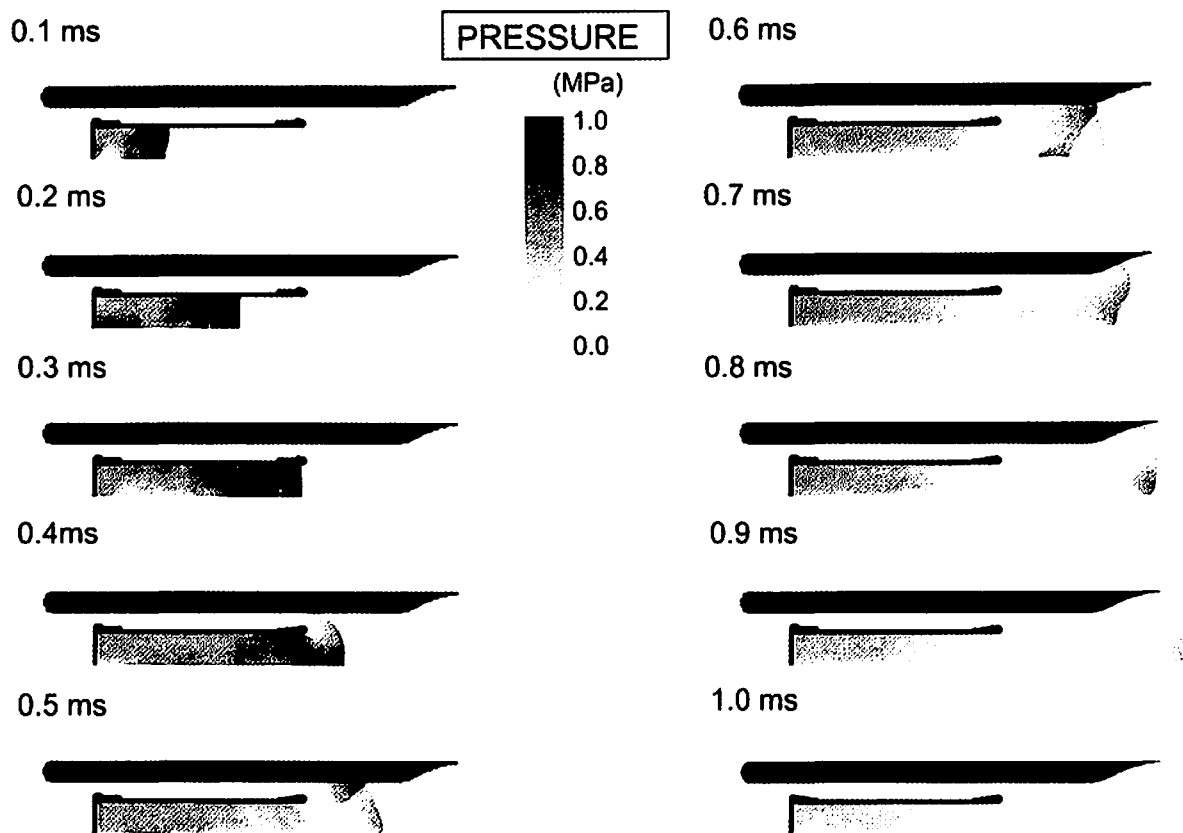


Fig. 2 Time evolution of the pressure distribution for 1.0 ms after the detonation is initiated. Combustible gas mixture is initially filled in the combustion chamber at rest with the same temperature and pressure as the ambient atmosphere.

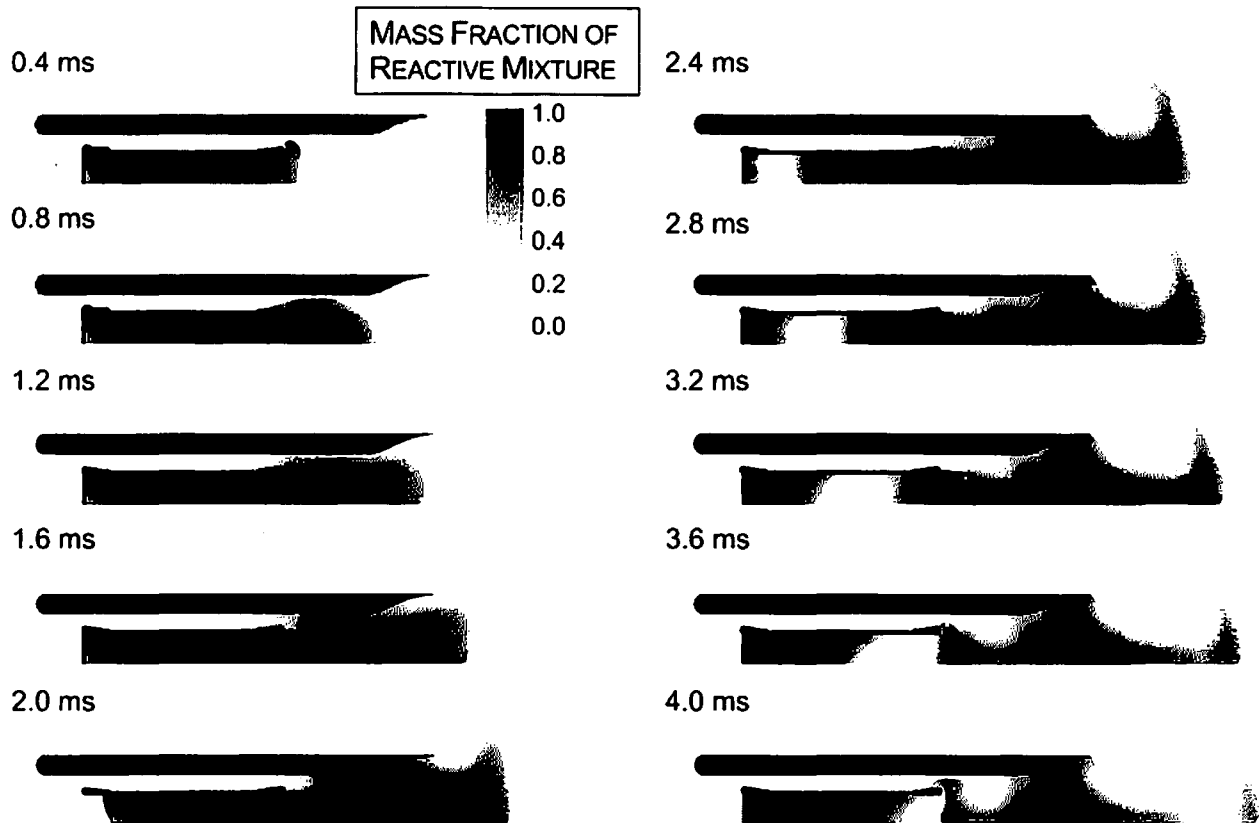


Fig. 3 Time evolution of the mass fraction of the burned/unburned mixtures to the air for one-cycle operation. The unburned mixture is initially filled in the combustion chamber at rest.

たものの質量分率の分布の0.4ms毎の時間経過を示す。質量分率零は空気のみ存在している領域を意味する。時刻0.4msはデトネーションが伝播し終えて既燃ガスがデトネーション管から飛び出し始めたところである。飛行速度零であるから、外筒とデトネーション管との間は静止した大気圧の空気であるため、噴出した既燃ガスの一部が前方へ流れ出す。しかし大部分は後方へ噴出する。時刻1.6msまでは吸気弁が閉じているが、時刻2.0msでは開いている。時刻1.6msを過ぎるとデトネーション管内の圧力は大気圧以下にまで下がる。そこで時刻1.75msに弁を開けると、自然に大気を吸入する。時刻2.0msの図でデトネーション管吸気口部に大気が流入していることがわかる。そして時刻2.25msには流入する大気に燃料の噴霧を開始する。燃料の噴霧から混合までに実際には有限の時間がかかるが、本計算では単純のために空気が吸気口部を通過するときに燃料が噴霧され瞬時に混合気を作られると仮定する。時刻2.4msの図には吸気口付近に混合気が存在し、その後方に空気の層があり、さらにその後方に既燃気体の大きなかたまりが存在していることがわかる。その後時刻4.0msまで吸気が続く。空気と未燃混合気は0.2km/s程度の高速で流入するため、2ms余りの時間で混合気がデト

ネーション管をほぼ充滿させてしまう。この直後、時刻4.05msに吸気弁が閉じられ直ちに起爆され、再びデトネーションが管内を伝播する。

Fig. 4にはデトネーション管内の圧力履歴が示される。P2は吸気口近くの圧力履歴で、P3はデトネーション管中央部の圧力履歴である。1サイクル分が示されているが、2サイクル目は1サイクル目と比べて圧力が低い。これは1サイクル目は大気圧の混合気中のデトネーションであるのに対し、2サイクル目は低い吸気圧の混合気であるためである。P2の圧力波形に高原状の波形が現れるのが特徴的である。

4. 結 論

簡単な数値シミュレーションを行い、パルスデトネーションエンジンの特性を調べるのに有効であることが示された。例えばこれだけの検討でも長さ0.5mのデトネーション管を用いると1サイクルの時間が最低4ms必要であることがわかる。また静止状態でも十分高速で自然吸気できることが示され、静止状態でも自然吸気によるサイクル運転は可能であると考えられる。さらに今後、このような計算によって、吸気、膨張・排気などにおけるパルスデトネーションエンジンの作動上の流体力学の問題点を示すことができると

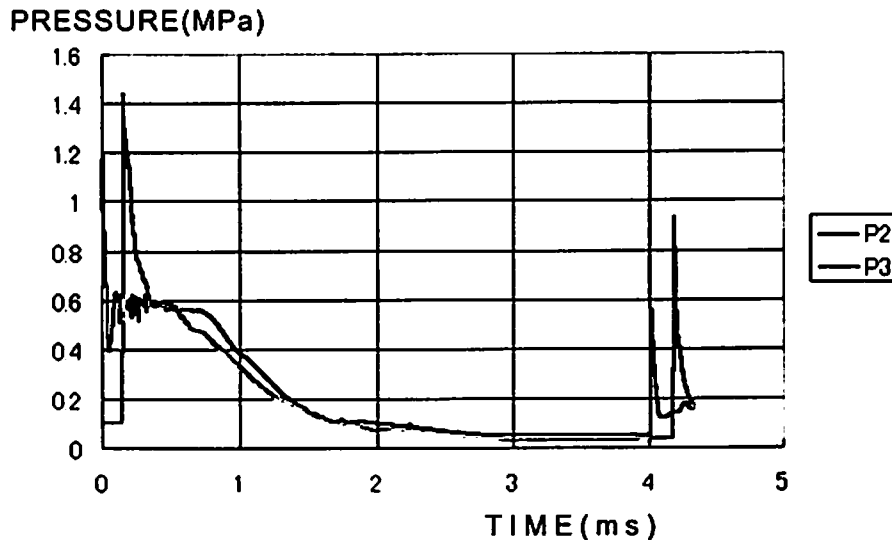


Fig. 4 Pressure histories in the combustion chamber: P2: at the head end, and P3: at the middle of the tube.

期待できる。

文 献

- 1) J. A. Nicholls, H. R. Wilkinson, and R. B. Morrison, *Jet Propulsion* 27, 534 (1957)
- 2) K. Kailasanath, 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, AIAA-2001-0474 (2001)
- 3) A. Hertzberg, A. Bruckner, and D. W. Bogdanoff, *AIAA J.* 26, 195 (1988)
- 4) 張新宇, 松岡将司, 渡辺敏也, 濱口祐司, 滝史郎, *日本航空宇宙学会誌*, 46, 640 (1998)
- 5) K. Kailasanath, *AIAA J.* 38, 1698 (2000)
- 6) R. Munipalli, V. Shankar, D. R. Wilson, H. Kim and F. K. Lu, 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Kyoto, AIAA 2001-1786 (2001).

Numerical simulation of the gas-flow in the operation of pulse detonation engine

Shiro TAKI*

Pulse Detonation Engine (PDE) is a detonation drive engine, which is received considerable attention because of its high efficiency, lightweight and simplicity. Numerical simulation of the gas-flow in the cyclic operation of pulse detonation engine is carried. The idealized combustion chamber has a valve at the head end. It is shown that the numerical simulation works well to estimate the character, especially for the air intake and the exhaust. The result shows that it takes about 4 ms to work one cycle, when the length of the combustion cylinder is about 500 mm.

(*Department of Mechanical Engineering, Hiroshima University, 1-4-1 Kagamiyama, Higashi-Hiroshima, Hiroshima 739-8527, JAPAN)