

研究論文

# 超音波を利用した新しい燃焼速度測定法

長谷川克也<sup>†</sup>, 山谷壽夫, 堀 恵一

独立行政法人 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 〒229-8510 神奈川県相模原市由野台3-1-1

<sup>†</sup>corresponding author: hasegawa@keisoku.jaxa.jp

2003年 4月4日 受付 2004年 4月22日 受理

## 要 旨

超音波を利用して固体推進薬の新しい燃焼速度測定法を開発した。燃焼器内で端面燃焼する推進薬に燃焼面の反対側から超音波を与え、後退する燃焼面から受ける、ドップラー効果により周波数偏移した反射波を受け取り解析した。超音波探触子が受け取るデータは、さまざまな雑音が重畳されたものであるが、Wavelet解析法を用いた周波数解析を用いることで雑音中の微小な信号の解析を可能にした。これにより、従来技術より長い推進薬の燃焼時の信号処理に成功するとともに、実際のロケットを含めた一般的な燃焼器への適用を可能にした。また、瞬間的な燃焼速度の測定が可能のため、非定常燃焼への応用も期待できる。

## 1. はじめに

推進薬の燃焼速度特性はロケットの性能を決定する重要な要素であるが、非定常時の知識の欠如はしばしば重大な事故を引き起こす要因となる。従来、定常時の燃焼速度測定はストランドバーナを用いたBreak Wire法や小型モータ法により取得されてきたが、ONERA (The French National Aerospace Research Establishment) は定常・非定常に限らず固体推進薬の燃焼速度特性を取得できる超音波法 (Round Trip法) を提唱・実用化した<sup>1) ~13)</sup>。その概念図をFig. 1に示す。

燃焼器内に設置された推進薬試料は図中左に向かって一次元的に燃焼する。推進薬試料と探触子の間には探触子を燃焼器内の高温高压から保護するためにカップリング材 (Coupling Material : 以下CMと略記) が置かれる。超音波

は探触子から発信されCM、推進薬試料中を伝播する。推進薬燃焼面からの反射波の伝播時間を  $\tau_{p,CM}$  / 推進薬の界面からの反射波の伝播時間を  $\tau_{CM}$  とすると燃焼速度  $r_b$  は、推進薬試料中の音速  $C_p$  を用い、(1) 式で表される。

$$rb = \frac{d}{dt} \left[ \frac{C_p}{2} (\tau_p - \tau_{CM}) \right] \quad \dots (1)$$

一般には燃焼表面層の構造は圧力等の影響により変化する。推進薬の高断熱性により表面層では急激に温度が上昇、また密度も変化することから音響抵抗が著しく変化し、超音波信号は実質上推進薬バルク / 表面層間に形成される音響学的界面で反射され燃焼表面には到達していないと考えられる。したがって表面層の構造の変化は  $\tau_p$  に影響しない。また表面層厚さは燃焼表面温度に依存するが、燃焼表面温度の圧力依存性は小さく表面層厚さはほぼ一定とみなすことができ (1) 式が成立する。原理的には繰り返し周波数 (Fig. 2参照) を高めることで非定常時の燃焼速度も求めることができる。

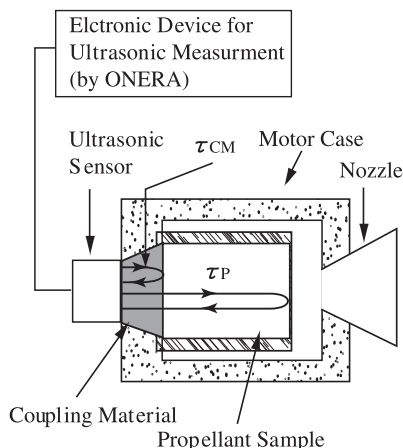


Fig. 1 Scheme of Ultrasonic Measurement (Round Trip Method).

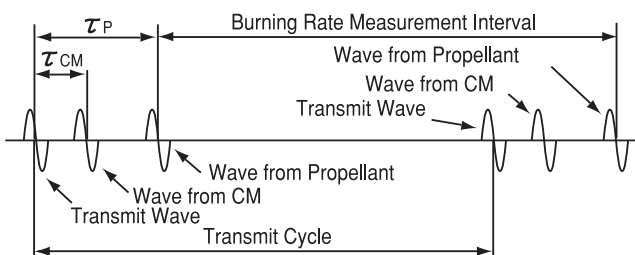


Fig. 2 Ultrasonic Signals(Round Trip Method).

しかしながらこのRound Trip法には以下の欠点があげられる。

#### (1) CM

この方法では前部鏡板にCMを配した特別な燃焼器を用いて測定を行わなければならないので用途が限られる。また、超音波探触子から発信された超音波のCM/推進薬境界面での不要反射を抑えるためにCMは音響抵抗 (Acoustic Impedance: 以下AIと略記) を試料推進薬にできるだけ合わせる必要がある。コンポジット推進薬の測定の場合通常はCMにエポキシ樹脂を選択し、ある種の微粉末を添加しAIを調節する。この際AIを上昇させる側の調節は容易であるが、供試体の種類が変わり、CMのAIを低下させる必要が生じた場合にはCMの材質を変更しなければならない。また、高压条件下ではCMと鏡板の接合部に応力集中が起こり、CMが破壊してしまう。経験的には20MPa強が限界で、それ以上の測定は難しい。

#### (2) $\tau_b$ は超音波の発信線返周期の時間内での平均値である。

超音波の発信ごとに推進薬試料の長さを計測し、時間微分を行うため、抽出された時間の間に起こった変化は平均化される。たとえば、繰り返し周波数が1 kHzであれば燃焼速度は1msでの平均値となる。また、実際には雑音の影響を少なくするためデータを平均化処理するので、はるかに長い時間の平均値となっており、周波数成分の高い非定常現象の計測に適しているとは言いがたい。

#### (3) 伝播時間の測定に一定の信号強度が必要である。

この方法では反射波の信号特定をその振幅で行う。受信信号特定のために受信データ中の白色雑音の実効値より十分に大きなしきい値を設定し、それを越えた時間で (zeroクロス法を採用) 反射時間  $\tau_p$  を特定している。受信信号の様子をFig. 3に示す。

白色ガウス雑音 (White Gauss Noise: 以下WGNと略記) の場合、しきい値を大きくすることで雑音がしきい値を超える確率は減少するが、受信信号の信号強度も大きい必要があるため、減衰率の高い推進薬試料の場合は試料長を長くとれない。現在のところCMと試験推進薬試料のAIの調整がよくても、測定長が50mm程度に限界があるとされている (Fig. 3参照)。

そこでわれわれは超音波の持つ周波数情報に着目した。超音波が移動する燃焼端面で反射することで生じる送信波と受信波の周波数偏移を測定することで、あらかじめ測定した音速から燃焼面の移動速度を計測した<sup>14)~16)</sup>。

WGNは特定の周波数成分を持たないので、一定の周波数成分を持つ超音波は雑音に埋もれるような弱い信号でも周波数解析により特定することができる。これにより、Round Trip法に比べ燃焼速度測定の試料長をより長くすることができる。

また、Round Trip法では1点の伝播時間データで1点の推進薬試料長が得られるため2点以上のデータがないと燃焼速度のデータを得ることができないが、この方式では周波数偏移を測定することでドップラー効果により1つの周波数偏移データから1つの燃焼速度データを得ることができる。これにより平均化されていない、瞬間の燃焼速度データを得ることができるので、Round Trip法では計測不可能な周波数帯域を持つ非定常燃焼まで燃焼速度の測定が可能となる。

## 2. 実験

### 2.1 推進薬試料

形状は、外径30mm、長さ50mmの円柱型端面燃焼グレインで、内径30mm、外径40mmのベークライト製円筒に直填され推進薬側面の燃焼は抑制されている。組成はAP; 65wt%, HTPB; 16wt%, Al; 19wt%を本研究の標準組成とし、試料質量は約60gである。

### 2.2 装置

#### 2.2.1 燃焼器

使用した燃焼器は全長370mm、外径155mm、内径120mmのステンレス製で、後部鏡板にノズル、圧力計測ポート、安全弁を、前部鏡板に点火プラグおよび超音波探触子取り付け部を備える。実験に制約を与えるCMは使わずに超音波探触子を直接前部鏡板に固定した。燃焼器内には耐熱材のグラファイトライナを装着し、端面燃焼型の試料推進薬を前部鏡板に接着した。試料の燃焼面積が十分ではないため燃焼器内下流部に試料と同組成のAccessory pro-

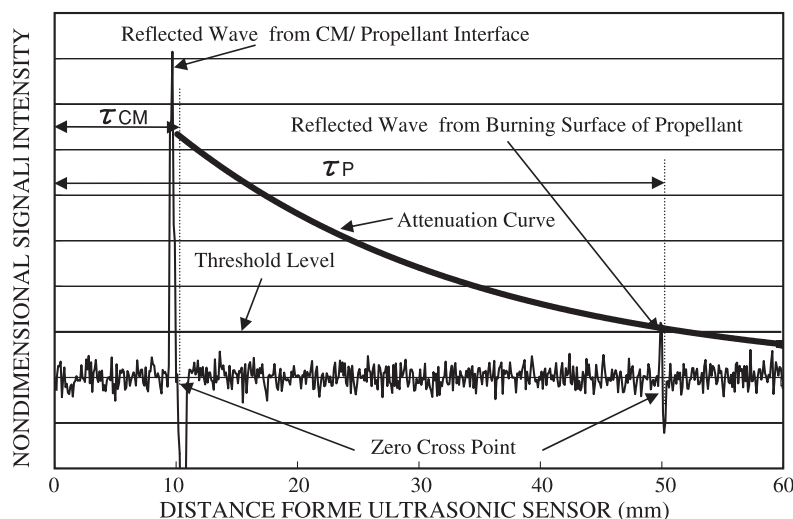


Fig. 3 Typical Attenuation Curve of Ultrasonic Signal

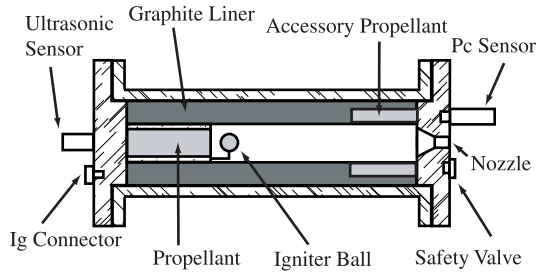


Fig. 4 Schematic of Combustion Test

pellantを装着し、その燃焼表面積を変化させることにより燃焼時の最高圧を制御した。着火はIgniter Ballを用いて燃焼圧の立ち上がりを緩やかにし、大気圧付近から最高圧までの燃速を一度の燃焼試験から得られるよう工夫した。Fig. 4に燃焼器の概略を示す。また、前・後部鏡板を音速校正専用鏡板に交換することで推進薬の音速校正に使うことができる。

2.2.2 超音波システム

超音波探触子には広帯域高感度の高分子型探触子を使用し3MHzの超音波を繰り返し周波数100Hzで発信する。その計測・制御のフロー図をFig. 5に示す。Pulse GeneratorとFunction Generatorを使い3波長前後のバースト信号を作り探触子に信号を与える。送信電力が大きいため、送信中はGate Circuitによって送信信号がAmplifierに回らないよう切り離して、Amplifierを保護する。探触子に受信された信号はGate Circuitによって増幅部に送られ増幅して収録される。収録は100MSample/Secの収録装置を用いて収録した。超音波を収録すると同時に超音波の反射した瞬間の圧力を記録するため同時に燃焼器内圧も記録した。

2.3 新しい超音波法（ドップラー法）

2.3.1 原理

超音波は通常の可聴域音波と同様に伝播、屈折、反射等

の波動としての基本的性質を持ち、ドップラー効果も同様である。本燃焼試験での形態をFig. 6に示す。探触子からの発信周波数は $f_0$ で、図中左に進行する燃焼面で反射された信号はドップラー効果により周波数 $f$ に高められて探触子に受信される。このときの $f_0$ ,  $f$ ,  $r_b$ ,  $C_p$ の関係は(2)式によって表される。

$$f = f_0 \frac{C_p + r_b}{C_p - r_b} \quad \dots (2)$$

$r_b$  : 燃速  $C_p$  : 推進薬試料中の音速  
 $f_0$  : 発信周波数  $f$  : 受信周波数

2.3.2 音速校正

(2)式によりドップラー効果による周波数変化を得るためには試料内の超音波伝播速度を正確に知る必要がある。推進薬内を伝播する超音波の音速は圧力と温度の関数となる。その測定方法をFig. 7に示す。校正には燃焼器の胴部を利用し前・後部鏡板を音速校正用のそれと交換して使用した。内部に試料加熱用ヒーター・温度測定用熱電対・温度測定用零接点を配置し、窒素加圧した。試料の両端に超音波センサを固定する2探触子法を用いて、圧力と温度を変化させて試料の伝播経路長と、伝播時間から音速を計測した。

2.3.3 雑音処理

信号処理の第一段階は、燃焼表面からの反射波を抽出するための雑音処理である。この方法では超音波が燃焼器の前部鏡板内を何回も反射して生じる多重エコーが問題となる。典型的な信号波形をFig. 8 (a)に示す。多重エコーを受信している時間帯はその信号成分が大きいいため試料端面からの反射波を特定できない。通常、雑音処理にはバンドパスフィルタを使用するが、この多重エコーの周波数は $f_0$ そのもので $f$ に大変近いために、急峻な特性を持つフィルタは境界領域で位相特性

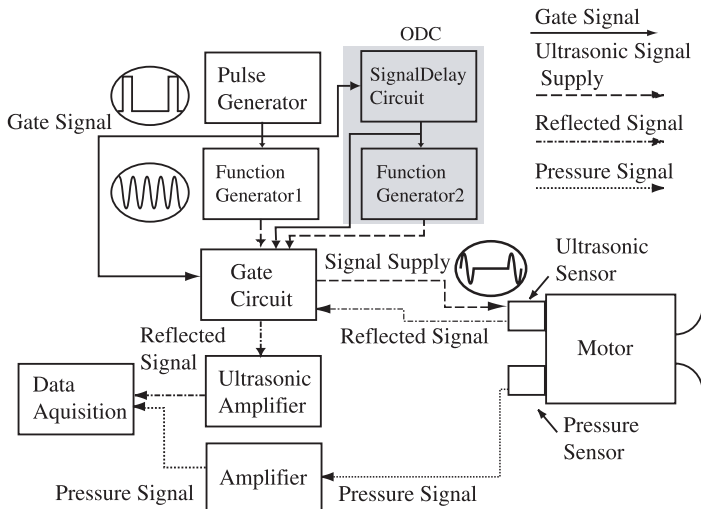


Fig. 5 Signal Flows of Ultrasonics (Doppler Method).

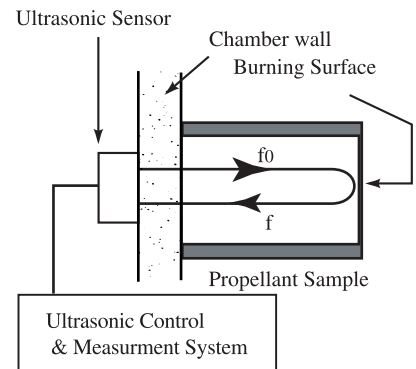


Fig. 6 Basis of Ultrasonic Measurement (Doppler Method).

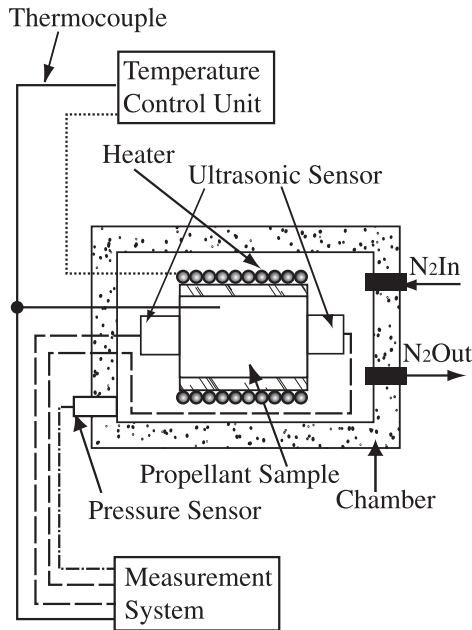


Fig. 7 Calibration Setup of Sound Speed.

が悪化するため使用できない。そこで、鏡板内部での1回目の反射波が到達したときに、その波形と同波形で位相が逆の音波を探触子から発信することで2回目以降の反射波を打ち消す制振回路 (Oscillation Deadener Circuit : 以下 ODCと略記) の使用を試みた。結果をFig. 8 (b) に示す。ODCを使うことで2回目以降の多重エコーが非常に減少し、試料からの反射波がどの時間帯にあっても特定できるようになった。実際の処理ではさらに、対象信号に影響を与えない緩やかな特性のバンドパスフィルタをかけ周波数解析を容易にした。

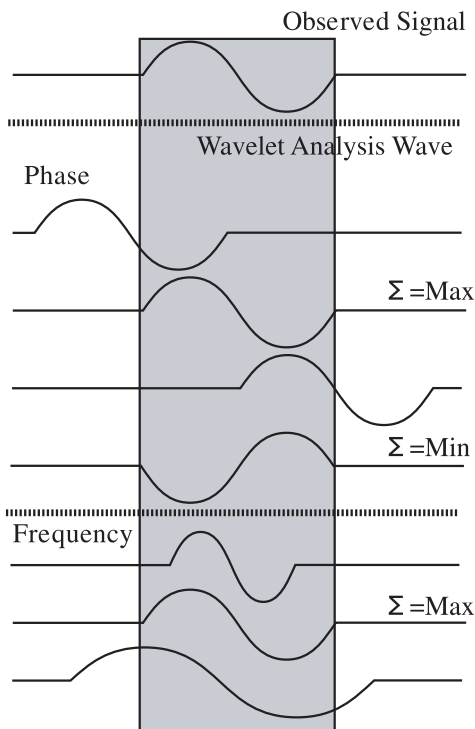


Fig. 9 Wavelet Analysis.

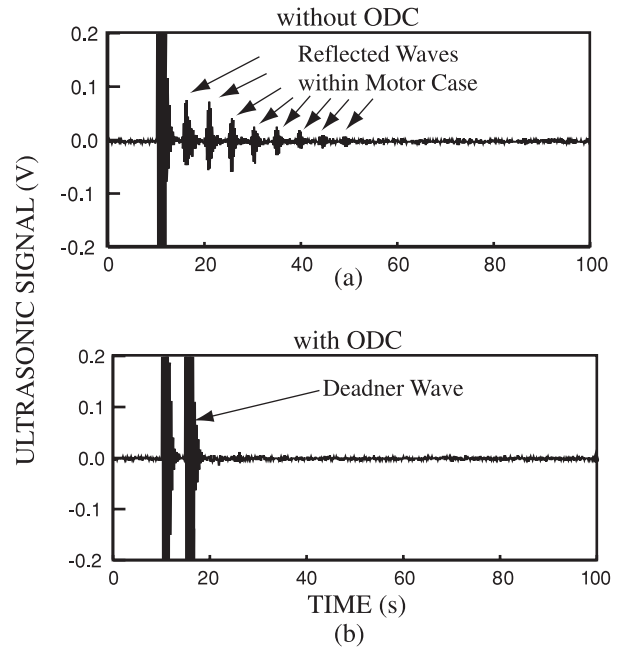


Fig. 8 Effect of ODC.

### 2.3.4 周波数解析 (Wavelet法)

試料内を伝播する超音波の音速は $2000\text{ms}^{-1}$ 程度、燃焼速度は $5\text{mms}^{-1}$ 程度と非常に大きな速度比を持つ。そのため(2)式において $f$ と $f_0$ の差は非常に小さく、燃焼速度を正確に得るためには $f$ を精度よく測定しなくてはならない。通常周波数解析にはフーリエ変換法が用いられるが、本方式ではバースト波形であり、繰返し周期も短いため、燃焼速度測定に必要な精度を得るための時間長を得ることができない。そこでパルス状の信号の解析によく利用されるWavelet解析を利用して周波数測定精度を確保した。Wavelet解析は、解析したい観測信号と、周波数および位相をパラメータとした解析波との積をとり、観測区間の和をとることで求められる。その概念図をFig. 9に示す。解析波と観測波の位相と周波数が等しいときその積分値は大きくなり、差が大きいと値は小さくなる。その様子を3次元グラフに示す (Fig. 10)。図中の鞍点を求めることが、観測信号の周波数と位相を求める事に相当し、 $f_0$ ,  $f$ ,  $C_P$  (校正値) より $r_b$ が求められる。

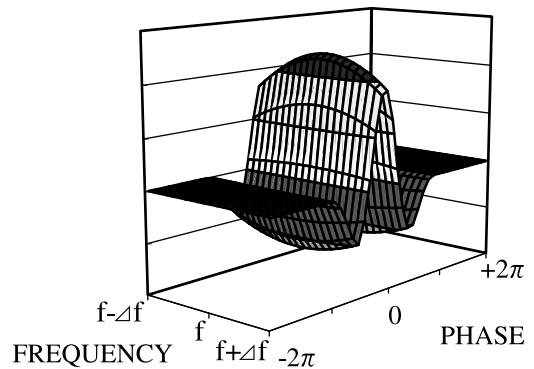


Fig. 10 Integral Surface of Wavelet Analysis.

2.3.5 誤差

本法で求められる燃焼速度の誤差を評価した。誤差要因は、推進薬試料中の音速校正時の計測誤差、発信周波数の誤差、受信周波数の計測誤差、実験時の計測誤差に分けられる。

音速校正時の誤差は、試料長誤差、温度誤差、圧力誤差が主な要因となる。試料長の計測精度は1/20mmであるので校正用試料長が100mmであることから、計測誤差は0.05%となる。また超音波の伝播時間を計測するカウンタは測定値に対して十分な精度を持つ。温度は計測精度0.6℃、圧力は測定系として0.5%の誤差を持っている。これらを音速校正値に適用すると、たとえば20℃、大気圧の条件で音速の誤差は0.24%となり、これが本研究で対象とする温度域、圧力域では最大である。

超音波発信機は発信周波数に対して $10^{12}$ と十分な精度を持つので誤差要因とならない。周波数計測の場合超音波探触子の機械的周波数応答特性が問題となるが、本法ではドップラー効果による周波数偏移が数Hzと小さいため周波数特性の影響は少ない。また電気的特性も同様である。

Wavelet解析での誤差は標本化されたデータを積分し最大値をとる際に周波数と位相の分解能として現れる。本研究では超音波発信周波数の100倍のサンプリング周波数でデータを取得している。標本化定理により2倍の標本化周波数があれば元の波形は再現できるので、解析波の位相を細かく変化させることで観測波に含まれる周波数偏移の分解能を上げることができ、信号強度が十分な場合の誤差は10%以下である。観測信号が弱い場合は計測器のダイナミックレンジとノイズレベルとの相関で統計的な誤差が生じ観測波が弱い程周波数測定誤差は増大する。この点に関し数値解析を行ったところ、 $3\sigma$ で約5%の誤差が見込まれることがわかり、この要因が考えられる誤差要因の中で支配的であることがわかった。Fig. 13を見るとストランドデータと正とすると誤差の程度はほぼ一致している。

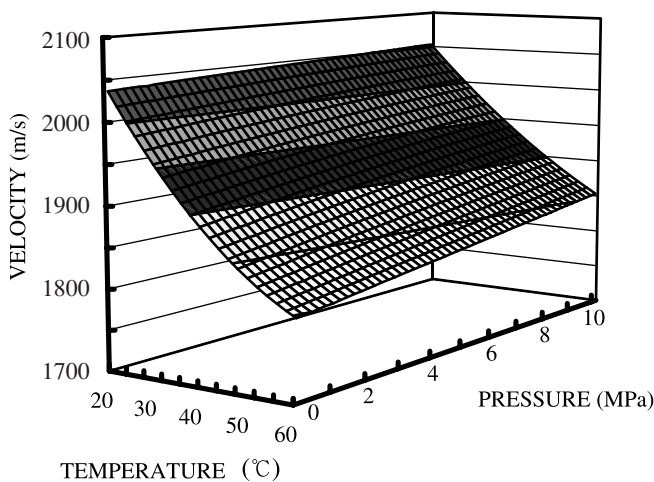


Fig. 11 Sound Speed in Sample Propellant as Functions of Pressure of Temperature.

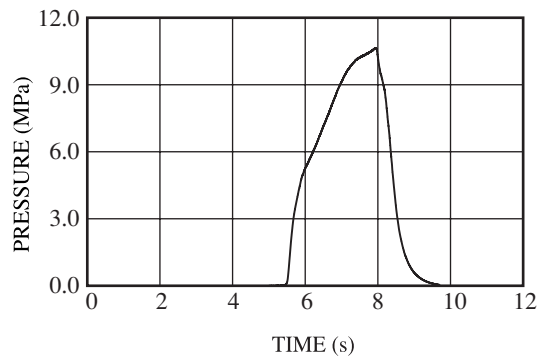


Fig. 12 Typical Pressure Pattern of Combustion Test.

3. 結果

3.1 音速

音速校正により得られた、温度-圧力-音速の結果をFig. 11に示す。温度が上がると音速は低く、圧力が上がると高くなる傾向がある。今回の変化させた条件内では温度の影響が大きい。この3次元グラフの結果を1つの式で表すことは困難なので、実験データへの適用は温度一定の条件（推進薬初期温度に相当）で圧力をパラメータにした実験式を適用している。

3.2 燃焼実験

Fig. 12に燃焼試験時の圧力パターンの一例を示す。最高圧約11MPaの漸増パターンである。本法で得られた燃焼速度データをストランドバーナ法で得られた結果と比較する(Fig. 13)。両法により得られた燃焼速度は、ほぼ一致しておりドップラー法による燃焼速度測定の精度が十分に高いことがわかる。また、本法の形態で推進薬試料長100mmまでの信号を十分に識別できる事を確認しており、CMを使用しなくても薬長を大幅に延長できたとと言える。

4. まとめ

超音波を利用した新しい計測法を確立した。従来必要とされたCoupling Materialを排除するために、Oscillation

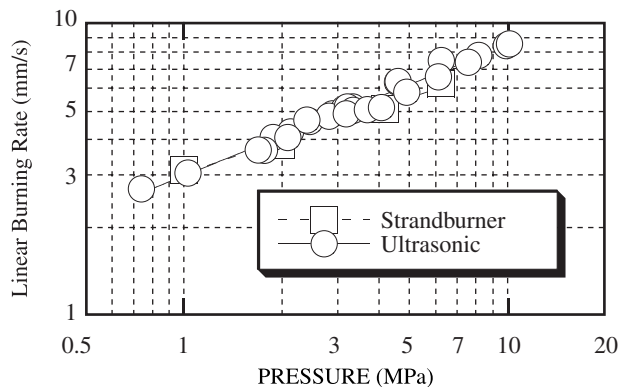


Fig. 13 Comparison of Burning Rate Between Ultrasonic and Breakwire Method.

Deadener Circuitを採用し有効であることを確認した。ドップラー効果を利用した周波数偏移法を採用しWavelet解析を用いたことで薬長は大幅に延長された。また1点の反射波のデータにより1点の燃焼速度のデータが得られることから、従来のRound Trip法では難しいと考えられる非定常現象への応用も期待できる。

## 謝辞

本研究を遂行するにあたり、文部科学省宇宙科学研究所 佐藤進司氏、安田誠一氏、下瀬滋氏および細谷火工株式会社 芝本秀文氏の協力を得ました。ここに深く感謝の意を表します。

## 文献

- 1) J. C. Traineau, P. Kuentzmann, "Ultrasonic Measurements of Solid Propellant Burning Rates in Nozzleless Rocket Motors", *J. of Propulsion*, Vol.2, 215 (1986).
- 2) F. Dijkstra, P. Korting, and Van der Berg, R., "Ultrasonic Regression Rate Measurement in Solid Fuel Ramjets", *AIAA Paper 90-1963* (1990).
- 3) F. Cauty, J.C. Demarais "Ultrasonic Measurement of the Uncured Solid Propellant Burning Rate", *Proceedings of 21st International Conference of ICT* (1990).
- 4) F. Cauty, "Electronic Device for Ultrasonic Measurements (EDUM) of Regression Rates of Solid Materials", *ONERA Report* (1995).
- 5) T.A. Boardman, L.G. Porter, F.W. Brasfield, T.M. Abel, "An Ultrasonic Fuel Regression Rate Measurement Technique for Mixture Ratio Control of a Hybrid Motor", *AIAA Paper 95-3081* (1995).
- 6) W. McQuade, "Determination of the Ultrasonic Burning Rate Technique", *AIAA Paper 98-3555* (1998).
- 7) J.J. Murphy and H. Krier, "Ultrasound Measurements of Solid Propellant Burning Rates: Theory and Application" *AIAA Paper, 98-3556* (1998).
- 8) R. Lefrere, "Ultrasonic Measurement Applied to Ground Tests of Solid Propellant Rocket Motors", *AIAA Paper 99-2518* (1999).
- 9) F. Dauch, M.D. Moser, and R.A.Jr. Frederick, and H.W. Coleman, "Uncertainty Assessment of the Pulse-Echo Ultrasonic Burning Rate Measurement Technique", *AIAA Paper 99-2224* (1999).
- 10) F. Cauty, "Ultrasonic Method Applied to Full-Scale Solid Rocket Motors", *J. of Propulsion and Power*, Vol.16, 523 (2000).
- 11) F. Cauty, C. Erades, J.C. Godon, "Experimental Study of the Degradation of an Internal Thermal Insulator", *AIAA Paper 2000-3329* (2000).
- 12) R. Lefrere, D. Ribdreau, G. Fouin, and F. Dauch, "Assessment of Solid Propellant Motor Internal Ballistics at Full-Scale with Ultrasound Measurement", *AIAA Paper 2000-3809* (2000).
- 13) M. Kohga, Jr. R.A. Frederick, M.D. Moser, "Ultrasonic Properties of Propellant Ingredients", *AIAA Paper 2001-3751* (2001).
- 14) 長谷川克也, 下瀬滋, 山谷寿夫, 霜田正隆, 堀恵一, "超音波を用いた新しい燃速測定法", 平成11年火薬学会秋季研究発表講演会要旨集, 95 (1998).
- 15) 長谷川克也, 山谷寿夫, 霜田正隆, 堀恵一, "超音波を用いた新しい燃速測定法 (II)", 火薬学会2000年度年会講演要旨集, 59 (2000).
- 16) 長谷川克也, 下瀬滋, 山谷寿夫, 霜田正隆, 堀恵一, "超音波を用いた新しい燃焼速度測定法 (第3報)", 平成13年火薬学会秋季研究発表講演会要旨集, 83 (2000).

# A new technology for the measurement of linear burning rates of solid propellants by means of ultrasonics

Katsuya Hasegawa<sup>†</sup>, Toshio Yamaya, and Keiichi Hori

Ultrasonic measurement method for linear burning rate advocated by The French National Aerospace Research Establishment (ONERA) was improved significantly.

Not measuring the propagation time of the ultrasonic wave, but taking full advantage of the Wavelet Analysis on the data of the reflection wave from the burning surface, this new method brought success in extraction of burning rate from the Doppler-shifted wave (up to 100mm long propellant sample) even with unspecialized chamber. Further, instability study using this Doppler Method is possible because the burning rate is an instantaneous one.

The Institute of Space and Astronautical Science, 3-1-1 Yoshinodai, Sagami-hara-city, Kanagawa 229-8510, JAPAN

<sup>†</sup>corresponding author: hasegawa@keisoku.jaxa.jp