

平成 30 年 9 月 3 日現在

機関番号：10101

研究種目：基盤研究(B) (一般)

研究期間：2015～2017

課題番号：15H04197

研究課題名(和文)ハイブリッドロケットノズル浸食の高精度時系列データ取得と機構解明

研究課題名(英文) Method for Determining Nozzle-Throat-Erosion History in Hybrid Rockets and Elucidation of the Mechanism

研究代表者

永田 晴紀 (Nagata, Harunori)

北海道大学・工学研究院・教授

研究者番号：40281787

交付決定額(研究期間全体)：(直接経費) 12,400,000円

研究成果の概要(和文)：ハイブリッドロケット燃焼実験データの新しい解析手法として、ノズルスロート再現法を開発し、燃焼中の燃料-酸化剤比とノズルスロート面積の各履歴を同時に取得することに成功した。推力2kN級モータを用いて、燃料-酸化剤比を幅広く変えて地上燃焼実験を行い、本再現法を適用した。当量比0.4から1.4の範囲内で、ノズル浸食速度と当量比の関係が得られ、過去に化学反応律速を仮定して予測された数値計算結果と一致する実験結果を示した。また、耐酸化性を念頭にノズル浸食抑制材料を選定し、地上燃焼実験により抑制効果を評価した。結果、グラファイトの表面をSiCでコーティングしたノズルが最も高い浸食抑制効果を示した。

研究成果の概要(英文)：We developed a new reconstruction technique titled nozzle-throat reconstruction technique to estimate nozzle-throat-erosion history and oxidizer-to-fuel-mass-ratio history in hybrid rockets. Static-firing tests were carried out on a 2kN-class hybrid-rocket motor under varying oxidizer-flowrates to evaluate the accuracy of reconstructed results. For equivalence ratios from 0.6 to 1.4, the relationship between nozzle-throat-erosion rate and equivalence ratio of reconstructed results displays a trend consistent with chemical-kinetic-limited heterogeneous-combustion theory, as well as predictions made by previous researchers. Also, we selected some materials which can prevent nozzle erosion and evaluated anti-erosion characteristics by combustion experiments. As an experimental result, graphite coated by silicon carbide showed good anti-erosion characteristics for hybrid rocket nozzles.

研究分野：宇宙推進工学 燃焼工学

キーワード：ハイブリッドロケット ノズル浸食 再現法

1. 研究開始当初の背景

提案者等はこれまで、ロケット実験を小規模化して野心的な試行錯誤を許容することを目的として、無火薬式ロケットであるハイブリッドロケットを開発してきた。推力 15 kN 級モータを開発する中で、ノズルスロートの浸食が課題となった。実験で得られた燃焼室圧力と推力の各履歴を図 1 に示す。ロケットの推力は燃焼室圧力とノズルスロート面積の積にほぼ比例する。点火後 5 秒付近から、推力(灰色線)に比較して燃焼室圧力(黒線)が急激に低下し始めており、ノズルスロートの侵食が始まったことが推察される。実験後の計測では、スロート内径は初期の 67.3 mm から 72.7 mm に拡大していた。これはスロート面積で 17% の拡大、比推力で 7 秒前後の損失に相当する。

液体ロケットでは液体燃料でノズルを冷却するのが一般的である。固体燃料と液体酸化剤の組合せを推進剤とするハイブリッドロケットでは利用可能な冷却液が無いため、固体ロケットと同様、グラファイトや炭素複合材等、材料の気化熱により耐熱性能を得るノズルが使用される。この際、ハイブリッドロケットは固体ロケットに比較して燃焼ガスに多くの酸化剤成分を含むため、固体ロケットの 2~3 倍の速度でノズルが浸食するのが課題となっている。ノズル浸食の研究は固体ロケットでは多く行われているが、ハイブリッドロケットではこれまでほとんど進んでいなかった。その主な理由は、燃料流量とノズルスロート面積の各履歴を取得するのが困難なことである。これまで得られているデータは燃焼前後のノズルスロート面積等から算出した燃焼中の平均値のみであるが、浸食速度、燃焼ガス組成、ノズル壁面温度等はいずれも非定常かつ非線形であるため、平均値はこれらの相関関係を示すものではない。

2. 研究の目的

本研究は、ハイブリッドロケットで重要な課題として認識されているながら研究が進んでいないノズル浸食について、当研究室でこれまで蓄積してきた独自技術を活用して、

- ・ノズルスロート面積および燃焼ガスの組成の各時間履歴等、ハイブリッドロケットでは従来は取得が困難であったデータを取得する手法を構築する。
- ・上記手法によりノズル浸食の非定常履歴デ

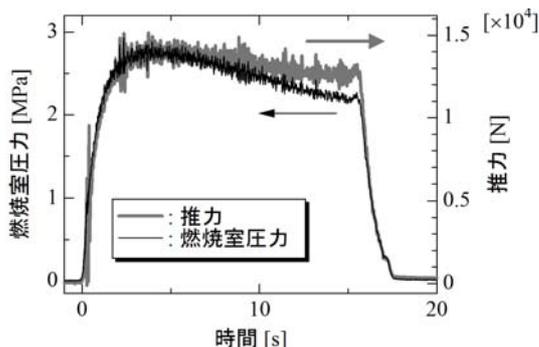


図 1 燃焼室圧力と推力の履歴

- ータを蓄積する。その際、従来のハイブリッドロケットでは実現困難なレベルまで O/F (燃料と酸化剤の流量比) を広範囲に変化させる。
- ・ノズル侵食の物理/化学メカニズムを解明するため、ローマ大学のグループと共同研究チームを立ち上げ、ノズル侵食の予測を可能とする技術を構築する。
- ・ノズル侵食を抑制する材料および表面処理手法を選定し、その抑制効果を実験的に評価することを目的とする。

3. 研究の方法

本研究は以下の手順で進められる。

(1) 従来の再現法の発展

再現法(燃焼室圧力、液体酸化剤流量、推力等の計測可能なデータから燃料流量を推算する手法)を発展させ、燃焼ガスの組成とノズルスロート面積の各履歴を推算する手法を構築する。具体的には、 c^* 効率は燃焼中に変化しないと仮定した上で、推力履歴を入力値に加える。推力と c^* からノズルスロート面積を推算出来るが、そのためには燃焼ガスの比熱比、更には O/F が既知である必要がある。一方、上記再現法により O/F を推算できるが、そのためにはノズルスロート面積が既知である必要がある。この両者を連立させて同時に解くことにより、ノズルスロート面積の推算と再現法の精度向上を同時に達成しようというのが、本手法の肝である。

(2) 地上燃焼実験によるデータ蓄積

上記手法を用いて地上燃焼実験を実施し、広範な燃焼室圧力および O/F 条件で、燃焼ガス組成、ノズルスロート壁面温度、およびノズルスロート面積の各履歴を取得する。実験には燃焼室内径 100 mm、推力 2 kN 級地上燃焼モータを使用する。装置の概要を図 2 に示す。酸化剤流量、燃料流量、および燃焼室圧力をパラメータとしてデータを蓄積する。

(3) ノズル侵食抑制材料の評価

ノズル浸食に強い材料の選定、および表面処理による浸食の抑制の 2通りの手法について、主に固体ロケット分野で実績がある、もしくは研究されている手法を中心に選定し、抑制効果を実験的に検証する。ノズル浸食は燃焼ガスによる酸化反応に起因することを念頭に、耐酸化性を期待できる材料を選定した。評価対象としたのは、2 種類の繊維強化セラミクス、炭化

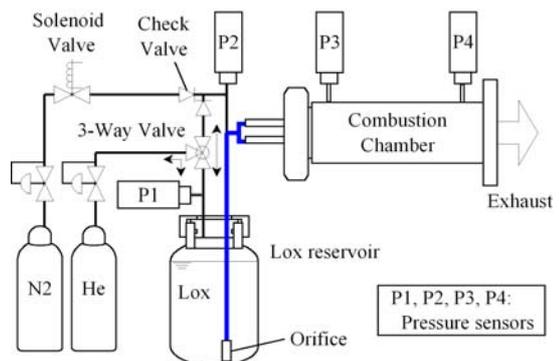


図 2 地上燃焼実験装置の概要

ケイ素セラミクス、ジルコニア、炭化タングステン、窒化ケイ素セラミクス、SiC コーティングされたグラファイト、アルミナ、C/C コンポジット、Si 含浸された C/C コンポジット、炭化チタン、およびジルコニア系溶射コーティングされたグラファイトの 12 種類である。

4. 研究成果

(1) 従来の再現法の発展

従来の再現法を発展させ、ノズルスロート再現法 (Nozzle Throat Reconstruction Technique, or NTRT) を開発した。NTRT により取得された、ノズルスロート半径と OF 比の各履歴の一例を図

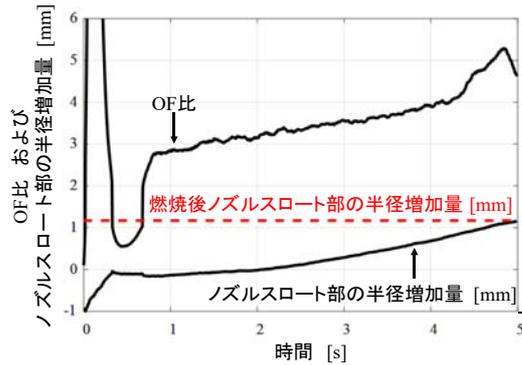


図3 燃焼室圧力と推力の履歴

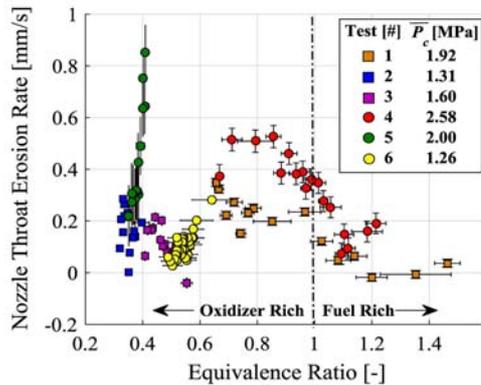


図4 当量比とノズル浸食率の関係 (実験結果、本業績)

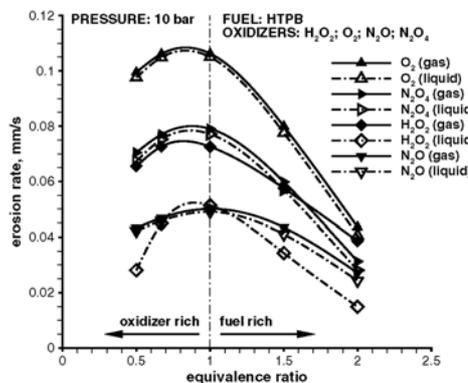


Fig. 9 Throat erosion rate for HTPB and different oxidizers at varying equivalence ratios.

図5 当量比とノズル浸食率の関係 (数値計算結果)

Bianchi et al., *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 29, No. 3, 013, pp.547-558.

表1 実験前後のスロート系とスロート拡大率

材料	初期径[mm]	最終径[mm]	拡大率[%]
グラファイト	26.88	28.44	5.79
炭化ケイ素セラミクス	26.97	測定不能	測定不能
ジルコニア	26.99	測定不能	測定不能
窒化ケイ素セラミクス	26.99	35.26	30.6
アルミナ	26.98	37.40	38.6
炭化タングステン	26.91	27.24	1.20
炭化チタン	27.01	36.22	34.1
繊維強化セラミクスA	26.89	測定不能	測定不能
繊維強化セラミクスB	26.52	測定不能	測定不能
C/Cコンポジット	27.02	28.49	5.41
C/Cコンポジット(Si含浸)	27.06	27.41	1.27
SiCコーティング	27.02	27.02	0.00
SiCコーティング(2回目)	26.99	27.25	0.97
ジルコニア系溶射コーティング	25.61	27.22	6.27

3 に示す。モータ起動直後(0.7 秒付近まで)の非定常時を除いて、定性的に妥当な結果が得られていることが判る。

(2) 地上燃焼実験によるデータ蓄積

得られた各履歴から、燃焼ガスの当量比(理論混合比の OF 比 / OF 比)とノズル浸食速度の関係の求めたものを図 4 に示す。やや酸化剤過剰である当量比 0.8 付近で浸食速度が極大となっているが、これは Bianchi らが数値計算で予測した結果(図 5)と一致する。この結果は 2016 年に米国 Saltlake city で開催された、宇宙推進分野では最も権威あるとされる国際学会である Joint Propulsion Conference で発表され、高く評価された。

(3) ノズル侵食抑制材料の評価

燃焼実験前後のノズルスロート径とスロート径拡大率を表 1 に纏める。測定不能とあるものは、燃焼中もしくは取り外し時にノズルが粉砕した。脆い材料の場合、熱応力によりノズルが破壊されることがある。実験の結果、SiC コーティングされたグラファイトが最も高い浸食抑制効果を示した。

ノズルスロート拡大率が得られない事例が見られたため、以下に定義する燃焼室圧力

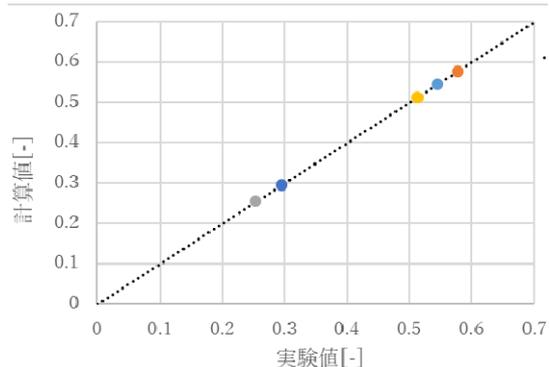


図6 最小二乗近似の結果

減少率を用いて浸食抑制材料の評価に用いることとした。

$$P_{c_decrease} = \frac{P_{c_max} - P_{c_final}}{P_{c_max}}$$

また、熱膨張率 α [1/K]、曲げ強さ σ_T [MPa]、熱伝導率 κ [W/m/K]、および融点 T [K] と燃焼室圧力減少率との関係を次式で最小二乗近似し、各物性値の寄与度を調べた。

$$P_{c_decrease} = A\alpha^n \sigma_T^m k^l T^o$$

最小二乗近似の結果を図6に示す。横軸と縦軸はそれぞれ、燃焼室圧力減少率の実験値と近似式値である。得られた近似式は以下のようになった。

$$P_{c_decrease} = 283982\alpha^{0.35} \sigma_T^{-0.39} k^{-0.29} T^{-1.31}$$

これより、小さい熱膨張率、大きい曲げ強度、高い熱伝導率、高い融点の材料が浸食抑制に適していることが判った。熱膨張率、曲げ強度、および熱伝導率は、耐熱衝撃特性を示していると考えられる。熱衝撃の課題は、グラフアイトノズルの表面に薄くコーティングすることで回避可能であることから、融点が高い耐酸化材料をノズル表面にコーティングすることが浸食抑制に有効であると考えられる。

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3件)

- (1) Kamps, L., Saito, Y., Kawabata, R., Wakita, M., Totani, T., Takahashi, Y., and Nagata, H., "Method for Determining Nozzle Throat Erosion History in Hybrid Rockets," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 33, No. 6 (2017), pp. 1369-1377. (査読有)
- (2) Saito, Y., Uematsu, T., Isochi, H., Wakita, M., Totani, T., and Nagata, H. (2016). Estimation of Hybrid Rocket Nozzle Throat Erosion History. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan 14, Pa_145-Pa_151. (査読有)
- (3) Nawata, K., Sasaki, S., Saito, T., Oshima, N., Wakita, M., Totani, T., and Nagata, H. (2016). Development of Wall Regression Model of Hybrid Rocket Solid Fuel. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan 14, Pa_67-Pa_72. (査読有)

[学会発表] (計7件) (国際学会のみ記載)

- (1) Bianchi, D., Kamps, L.T., Nasuti, F., and Nagata, H. (2017). Numerical and

Experimental Investigation of Nozzle Thermochemical Erosion in Hybrid Rockets. In 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Propulsion and Energy Forum, AIAA 2017-4640.

- (2) Kamps, L.T., Hirai, S., Ahmimache, Y., Guan, R., and Nagata, H. (2017). Investigation of Graphite Nozzle-Throat-Erosion in a Laboratory-Scale Hybrid Rocket Using GOX and HDPE. 53rd AIAA /SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Propulsion and Energy Forum, AIAA 2017-4736.
- (3) Viscor, T., and Nagata, H. (2017). Using equivalent burn time to improve regression characterization of CAMUI type hybrid rocket engine. 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Propulsion and Energy Forum, AIAA 2017-4980.
- (4) Landon T. Kamps, Yuji Saito, Ryosuke Kawabata, Yusuke Takahashi, Harunori Nagata, "Method for Determining Nozzle Throat Erosion History in Hybrid Rockets", 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Propulsion and Energy Forum, Salt Lake City, UT, AIAA 2016-4747, 2016.
- (5) Ryosuke Kawabata, Yuji Saito, Shota Hirai, Barnier Camille, Masashi Wakita, Tsuyoshi Totani, Harunori Nagata, "Nozzle Erosion Progress in Hybrid Rocket Firings", Twelfth International Conference on Flow Dynamics, Sendai, pp. 400-401, 2015.
- (6) Kazuya Nawata, Shunya Sasaki, Tatsuya Saito, Nobuyuki Oshima, Masashi Wakita, Tsuyoshi Totani, Harunori Nagata, "Development of Wall Regression Model of Hybrid Rocket Solid Fuel," 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015-a-11, 2015.
- (7) Yuji Saito, Tsutomu Uematsu, Hikaru Isochi, Masashi Wakita, Tsuyoshi Totani, Harunori Nagata, "Estimation of Hybrid Rocket Nozzle Throat Erosion History," 30th International Symposium on Space Technology and Science, 2015-a-25, 2015.

[図書] (計0件)

[産業財産権]

○出願状況 (計0件)

○取得状況 (計0件)

[その他]

無し

6. 研究組織

- (1) 研究代表者
永田 晴紀 (NAGATA, Harunori)

北海道大学・大学院工学研究院・教授
研究者番号：40281787

(2) 研究分担者

北海道大学・大学院工学研究院・准教授
戸谷 剛 (TOTANI, Tsuyoshi)
研究者番号：00301937

北海道大学・大学院工学研究院・助教
脇田 督司 (WAKITA Masashi)
研究者番号：80451441