

低温環境における固体推進薬の燃焼特性と温度感度

日大生産工(院)

○黒須 真陽

日大生産工

松本 幸太郎

1. まえがき

近年ではCube Satの様な小型機の使用が増加傾向にあると同時に、それらを使用する宇宙探査を始めとした宇宙開発も拡大しつつある。^{1,2)}特に小型機による深宇宙探査において、固体推進は小型化及びヒータ電力、コスト面より利点があると考えられる。本発表では、深宇宙環境における固体推進薬の燃焼特性を明らかにするため、固体推進薬を局所冷却可能な実験装置を用いて、低温時における燃焼速度と温度感度を求めた結果について報告する。

2. 実験手法

本報告では、固体ロケットモータを使用した小型宇宙機による深宇宙探査を想定している。よって、実験目標温度の計算モデルの宇宙機として、固体ロケットモータを搭載した数少ない小型宇宙機であるOMOTENASHIのデータを参考とした。現在進行中の国際プログラムであるアルテミス計画が目指している火星、及び太陽系の起源の解明や生命生存の可能性のある木星及びその衛星までのホーマン軌道 (Fig. 1) を計算した。³⁻⁵⁾

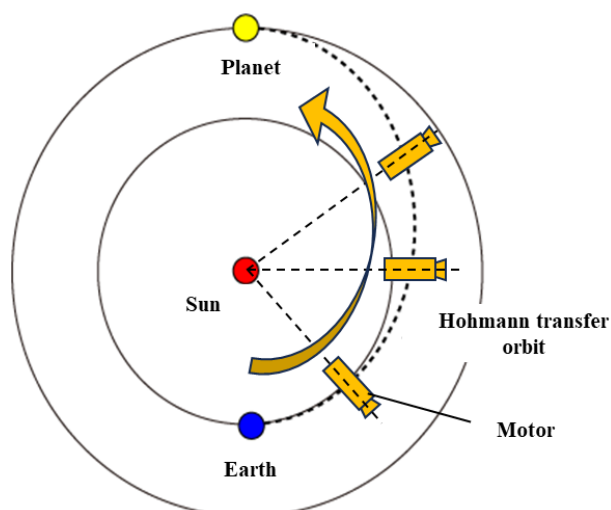


Fig.1 ホーマン軌道

この計算では、実際の運用におけるモータの最低温度条件を推察する為、軌道の移動途中において恒星や惑星からの熱入射が無く、

固体ロケットモータからの熱放射のみを常時に行ったと考慮した。なお、固体推進薬は熱容量が大きい為に温度変化が極めて遅いと考えられ、モータ内部に温度分布が存在しない均一系として計算を行った。ホーマン軌道の計算に使用したデータを Table 1, 計算式を(1)~(3)式に示す。又、モータ温度計算における使用データを Table 2, 計算式を(4)~(6)式に、計算結果を Figure 2 に示す。

Table 1. ホーマン軌道計算データ

地球軌道半径, a_e [au]	1.00
火星軌道半径, a_m [au]	1.52
木星軌道半径, a_j [au]	5.20

$$p = \sqrt[3]{a} \quad (1)$$

$$a_h = \frac{\Delta a}{2} \quad (2)$$

$$p_h = \sqrt[3]{a_h} \quad (3)$$

Table 2 宇宙機計算データ

形態係数, E [-]	1
ステファンボルツマン係数, σ [W/m ² K ⁴]	5.67037×10 ⁻⁸
輻射率, ε [-]	0.1
モータ直径, d [m]	0.11
モータ長さ, l [m]	0.302
モータ表面積, A [m ²]	0.754
モータ初期温度, T_0 [K]	293.15
モータ体積, V [m ³]	0.057
固体推進薬密度, ρ [kg/m ³]	1312
固体推進薬質量, m [kg]	107.4
固体推進薬比熱, c [J/kgK]	5000

$$E_d = \sigma T_n^4 \quad (4)$$

$$Q_{out} = \varepsilon E A E_d \quad (5)$$

$$T_{n+1} = \frac{Q_{out}(t_{n+1}-t_n)}{cm} + T_n \quad (6)$$

The Characteristics of Trial Production Equipment

－ Comparison of the Characteristic by the System －

Taro NICHIDAI, Izumi NARASHINO and Shina TAKUMA

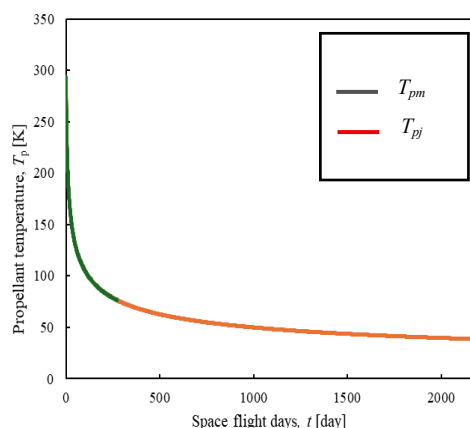


Fig. 2 モータ温度計算結果

(1)～(3)式より，ホーマン軌道において火星に到達する日数が約 259 日，木星に到達する日数が約 2267 日と求められた．その際の熱入射面積最低条件で航行する宇宙機の温度を(4)～(6)式より火星及び木星到達時のモータ温度である算出した結果，木星到達時の温度である 38.6 K が最低温度であり、本報告の目標温度とした．

実験で用いた推進薬試験片の組成を Table 3 に示す．SP-1 は上段ロケットにて，SP-2 は下段ロケットやブースタに使用されている実用組成と同等の組成である．新規の組成に比べ，既存の材料と設備及び調達ルートが流用できる利点があり，低コスト化と早期実用化を見込み選定した．

Table 3 使用推進薬組成

Sample	AP [wt%]	HTPB [wt%]	Al [wt%]
SP-1	68	12	20
SP-2	68	14	18

Al の粒子径は 5 μm の球形粒子であり，AP 粒子径は 400 μm ，200 μm ，50 μm をそれぞれ 60，15，25 wt% の割合となる様に混合した．推進薬試験片の形状として燃焼面が 7×7 mm，高さが 47 mm の四角柱形状となる様にした．これは燃焼時に周囲のガス流の燃焼面への影響を防止する為であり，燃焼速度の測定にある程度の長さが必要となるからである．

ストランドバーナ内という狭所空間で簡便に推進薬を冷却する為，冷却機構にはペルチェ素子 (FPH1-7106NC，ジーマックス社) を使用し，冷却面と放熱面の温度差を大きくするために 2 段に重ね合わせ，エポキシ樹脂にアルミニウムを混合させて熱伝導率を向上させた接着剤にて固定した．ペルチェ素子放熱面温度を一定に保持するため，低温恒温水槽にて温度を一定の維持した冷媒が流れる平角銅管と接合させて温度上昇を抑制すると同時に，冷媒温度及びペルチェ素子負荷電流を適時調整する事で推進薬冷却温度を調整した．

又，冷却させた際の推進薬温度が周囲のガスから影響を受けないよう燃焼面以外の面を断熱材で囲い，冷却面の反対方向の断熱材に固定した K 型熱電対にて推進薬温度を測定した．なお，燃焼実験は 3 点の温度 (Fig. 3 中の T_1 ， T_2 ， T_3) が一定となる事を確認して実施した．冷却機構の断面図を Figure 3，熱電対部分の実物写真を Figure 4 に示す．

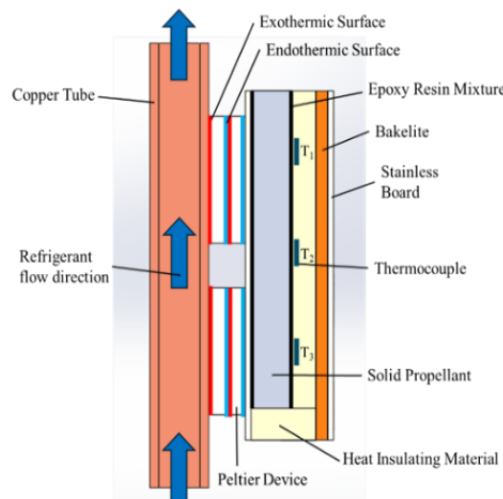


Fig. 3 冷却機構断面図

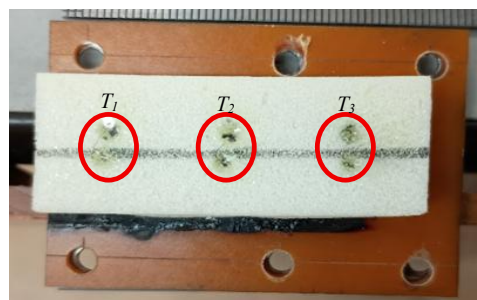


Fig. 4 熱電対実物写真

固体推進薬の燃焼速度及び温度感度を取得する為，ストランドバーナ内を窒素加圧 (1 MPaA) して燃焼試験を行った．Figure 5 に燃焼実験に用いたストランドバーナ実験系の概略図を示す．

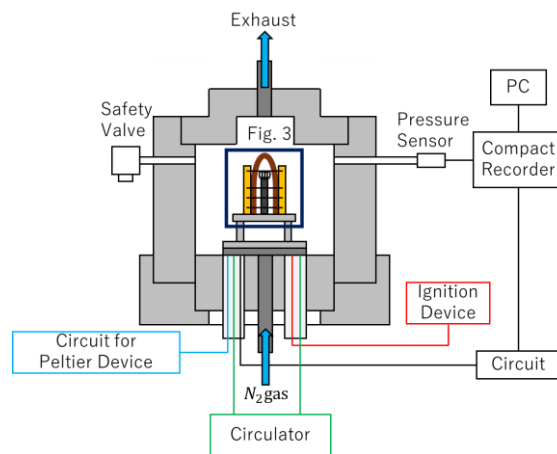


Fig. 5 実験系概略図

Figure 5 より，ストランドバーナ内には冷却装置を組み込んでおり，実験装置は主に冷媒を流すサーキュレータ，冷却を行うペルチエ素子回路，固体推進薬を点火させる点火デバイス，圧力及び電圧を測定するデータログより構成されている．環境雰囲気に含まれている水分が冷却時において固体推進薬周囲に霜として付着しないよう，冷却前に窒素置換を実施し，雰囲気中の湿度管理を行った．その後，窒素置換後に冷却機構を作動させ，推進薬温度が一定となったことを確認した．

固体推進薬の燃焼速度を算出する方法として，本研究ではブレイクワイヤ法を採用している．これは，推進薬に通してある電圧測定回路に接続した半田線（ $\phi 0.3\text{ mm}$ ）が，ニクロム線で点火した推進薬の燃焼によって焼き切れ，回路内の電圧が低下する．この電圧低下時間 t と，事前に測定しておいた半田線間距離 h から燃焼速度 r を算出する方法であり，(4)～(6)式にて算出される．

$$r_1 = \frac{h_1}{(t_2 - t_1)} \quad (7)$$

$$r_2 = \frac{h_2}{(t_3 - t_2)} \quad (8)$$

$$r = \frac{(r_1 + r_2)}{2} \quad (9)$$

又，推進薬の燃焼温度感度 σ_p は宮崎らの研究により(10)式で算出される事が分かっている．⁶⁾

$$\sigma_p = \frac{1}{r} \frac{\Delta r}{\Delta T_0} \quad (10)$$

3. 実験結果

Figure 3 の冷却装置を用いた状態で燃焼実験を行った．その結果より算出した燃焼速度結果を Figure 6 と Table 4 に，温度測定データ例を Figure 7 に示す．

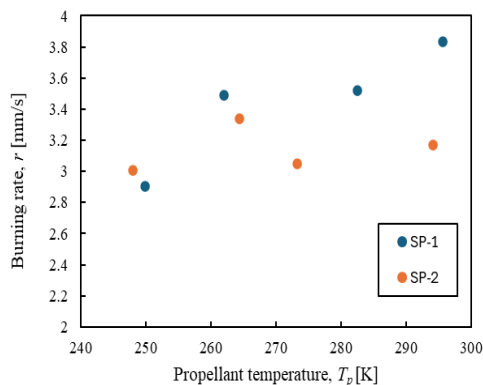


Fig. 6 燃焼実験結果

Table 4 燃焼温度及び速度と圧力結果

Sample	Propellant temperature, T_p [K]	Burning rate, r [mm/s]	Pressure, P [MPa]
SP-1	295.7 K	3.84	1.27
	282.6 K	3.52	1.25
	262.0 K	3.49	1.27
	249.9 K	2.91	1.17
SP-2	294.2 K	3.17	1.07
	273.3 K	3.05	1.18
	264.4 K	3.34	1.28
	248.0 K	3.00	1.28

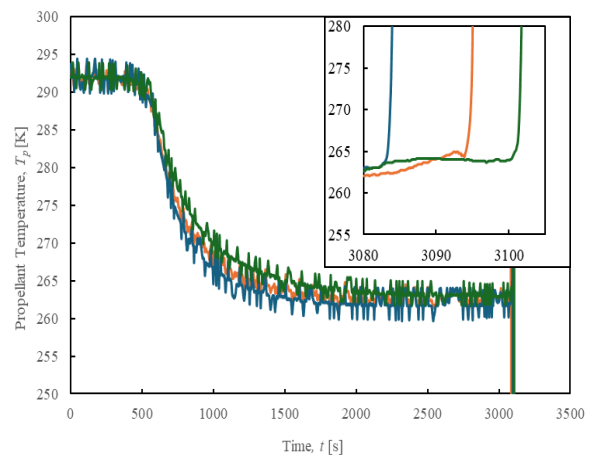


Fig. 7 推進薬温度測定例

更に冷却機構を作動させた状態においても，Figure 5 の熱電対の測定データより，推進薬温度が安定する事が確認された．

固体推進薬の温度変化による燃焼特性について，常温から各温度に変化した際の SP-1 及び SP-2 の温度感度を Figure 6 及び(10)式より算出した．その結果を Figure 8 に示す．

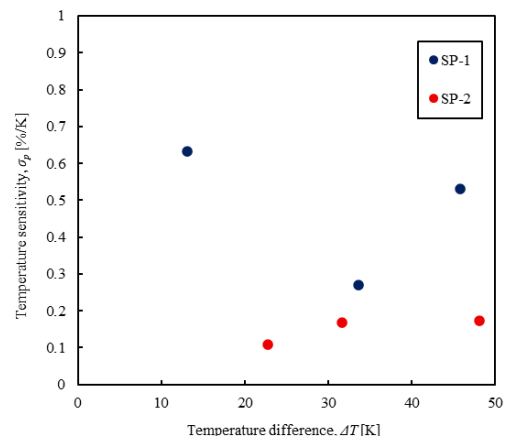


Fig. 8 燃焼速度温度感度

Figure 8 より, SP-1 の平均温度感度 σ_p が約 0.477 %/K, SP-2 が約 0.150 %/K となった. この SP-1 の温度感度より実験温度における燃焼速度を算出すると, 282.6 K における燃焼速度が 3.66 mm/s となり, 実験値である 3.51mm/s との誤差が 2.17 %となった. 但し, 262.0 K における燃焼速度は 3.22 mm/s であり, これは実験値と比較して 8.33 %の誤差がある. 又, SP-2 においても同様に求めると, 273.3 K における実験値との誤差が 0.52 %, 264.4 K では 10.6 %となった. これは推進薬の燃焼圧力が均一ではない事に起因すると考えられる. 以上の結果より, SP-1 及び SP-2 において求められた燃焼速度及び温度感度が 262.0 K, 264.4 K の点を除き妥当な結果と精度である事が分かった.

4. 考察

3 より温度感度が求められたが, 宮崎らの研究報告によると, AP 系固体推進薬 (AP/HTPB=80/20 wt%) の温度感度が 0.22 から 0.27 %/K であり, 本研究の結果より低い値である. これは過去の研究では Al が混合されていない AP/HTPB 推進薬であり, Al を混合したことによって固体推進薬の熱容量が 10 %程度異なっている事の他, 組成で用いた AP 粒子径及び混合比が異なっている事が要因の一つであると考えられる. η コンポジット固体推進薬の燃焼と考えられている粒子拡散炎モデルでは, 燃焼ガス質量 μ 及び AP 粒子径 d_{AP} では以下の(11), (12)式の関係が成り立つことが知られている.⁷⁾

$$\mu^{\frac{1}{3}} \sim d_{AP} \quad (11)$$

$$\mu = \rho_g d^3 = \frac{P}{R_g T_g} d^3 \quad (12)$$

又, 燃焼速度の実験式である Vielle の法則は (13)式で表される.⁷⁾

$$r = aP^n \quad (13)$$

(11)及び(12)式を(13)式の P に代入すると, (14)式となり, 燃焼速度が AP 粒子径に影響を受ける事が分かる.

$$r = a \left(\frac{R_g T_g}{d_{AP}^3 d^3} \right)^n \quad (13)$$

又, F. Nihal TÜZÜN の研究⁸⁾によると, SP-2 と近い組成である AP/HTPB/Al = 67/15/18 wt%の最大温度感度が 0.1172 %/K であり, 本実験の SP-2 で求められた温度感度と極めて近い値となった. 然し, SP-1 と僅かに異なる組成である AP/HTPB/Al = 65/15/20 wt%の最大温度感度が 0.0753 %/K であり, SP-1 の 0.53 %/K と大きく異なっている. これは, 本実験で用いた AP 粒径が 400, 200, 50 μ m であるが, 先行研究における AP 粒径(200, 5~7 μ m) と比べ, 粗粒 AP と微粒 AP の粒径分布が散乱している事の他, 粗粒 AP 含有率がより多い事が原因だと考えられる.

5. まとめ

本研究では, 低温環境における固体推進薬燃焼実験を行う為の局所冷却装置を作成し, 燃焼試験を行った. 燃焼結果より温度感度を求め, 先行研究と比較した結果, 熱容量及びAP粒子径と 配合比率が影響しているのではないかと考えられる.

参考文献

- 1) 趙孟佑, ISO/TC20/SC14 Space systems and operations, 810, 2021, pp. 21-36.
- 2) 船瀬龍, 天文月報, 111-7, 2018, pp. 435-443.
- 3) ESA, Juice, https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/Juice (accessed April 17, 2025).
- 4) JAXA, Overview of the Ultra-Small Exploration Probe OMOTENASHI, https://www.jaxa.jp/projects/files/youtube/lc-omotenashi-equuleus/omotenashi_20220826_2.pdf (accessed March 10, 2025). (in Japanese).
- 5) NASA, Artemis, <https://www.nasa.gov/feature/artemis/> (accessed June 4, 2025).
- 6) 宮崎繁文, 久保田浪之介, 工業火薬協会誌, Vol.44, No.6 (1983), pp. 341-346.
- 7) 火薬学会, プロペラントハンドブック, 火薬学会, 東京, 2005, pp. 167-170
- 8) F. Nihal TÜZÜN, The Effect of Aluminum and Ammonium Perchlorate Content on Temperature Sensitivity, Aerospace Sci. 50-169, pp. 175-180, 2007.