

A8-3 モデルロケットエンジンの温度特性と経年劣化の影響

Effects of Temperature and Aging on Performance of A8-3 Model Rocket Engines

中野 正勝¹⁾, 真志取秀人¹⁾, 高橋 義典²⁾

Masakatsu Nakano¹⁾, Hideto Mashidori¹⁾, Yoshinori Takahashi²⁾

Abstract: The effects of temperature and aging on the performance of an A8-3 Estes model rocket engine were investigated. Thrust generated by this engine was measured using a strain gauge force sensor at different initial temperatures (0, 25, and 35°C). Engine peak thrust and impulse were found to be increasing functions of temperature, with sensitivity coefficients of 0.022 N/K and 0.0054 Ns/K, respectively. The increase in the peak thrust is explainable by the characteristics of pyrotechnics; however, the increase in the impulse is abnormal. This abnormality can be attributed to the increased exhaust gas flow from the delay charge due to the enhanced burning rate of the propellant. The effect of aging was also studied by conducting experiments using 1-, 5-, and 15-year-old A8-3 model rocket engines. Impulse variation was small; however, there were large variations in the peak thrusts of the older engines. These variations can be ascribed to cracks on the propellant surface caused by heat cycles during long-term propellant storage.

Keywords : Model rocket engine, Thrust measurement, Temperature and aging effect, 15-year-old A8-3 model rocket engine

1. 緒言

モデルロケットは一般でも入手可能なロケットである。数百メートルの高度にまで打ち上げ可能で、回収して再利用することができる。日本では、青少年の宇宙科学に対する啓蒙・育成を目的として、日本モデルロケット協会が中心となってその普及活動が行われている。

モデルロケット用のエンジンは出力により A 型, B 型, C 型, D 型, E 型に分類されるが、本稿で扱う A8-3 モデルロケット用エンジンは A 型に分類されるもので、モデルロケット用エンジンとしては最も多く使用されており、世界中でこれまでに約 3 億回の作動実績がある。この A8-3 モデルロケットエンジンの定格は、総力積 2.50 Ns, 最大推力が 10.7 N, 燃焼時間 0.5 s である。

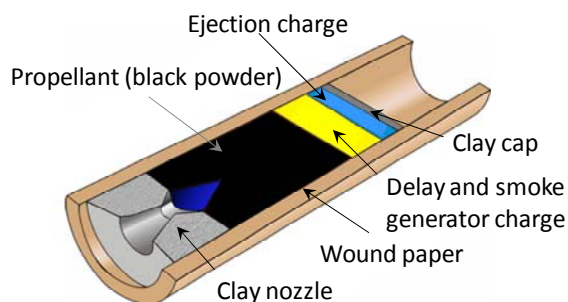


図 1 A8-3 モデルロケットエンジンの断面図

A8-3 モデルロケットエンジンの断面を図 1 に示す。包装紙で作られた筐体に黒色火薬を加圧して作られた固体推進薬 (Propellant) が装填されている。噴射ガスを加速するためのノズルは粘土で作られている。固体推進薬燃焼後はロケットの航跡が分かりやすいように一定時間煙を出すための延時薬 (Delay and smoke generator charge) があり、パラシュート等の展開用の放出薬 (Ejection charge) が作動し、粘土のキャップを吹き飛ばすことでエンジン前方にガスを発生する。

モデルロケットエンジンに用いられる黒色火薬は、射場周辺に未燃の燃料を撒き散らして火災になることを防ぐために、酸化剤である硝酸カリウムの割合を多くして十分に燃え切るように混合比が調整されている。ロケットの性能を示す比推力値はダブルベースやコンポジットなどの高性能推進薬に劣るが、黒色火薬の一般的な特性として、安定で長期間保存しても変質しない特徴があり、吸湿しても乾燥させれば再使用可能である [1]。

一方で、モデルロケットエンジンには Catastrophic failure (CATO) と呼ばれる現象が知られており、固体推進薬にひび割れなどの不具合があると急激な燃焼を起こし、エンジンが破壊されることがある。CATO に至らなくても、長期間の日夜の気温差により、筐体の紙と固体推進薬の熱膨張率の差からその間に剥離を起こしたり、加圧により一体成型された固体推進薬内部にクラックを生じやすく、燃焼

1) 東京都立産業技術高等専門学校 ものづくり工学科 航空宇宙工学コース
2) 東京都立産業技術高等専門学校 ものづくり工学科 情報通信工学コース

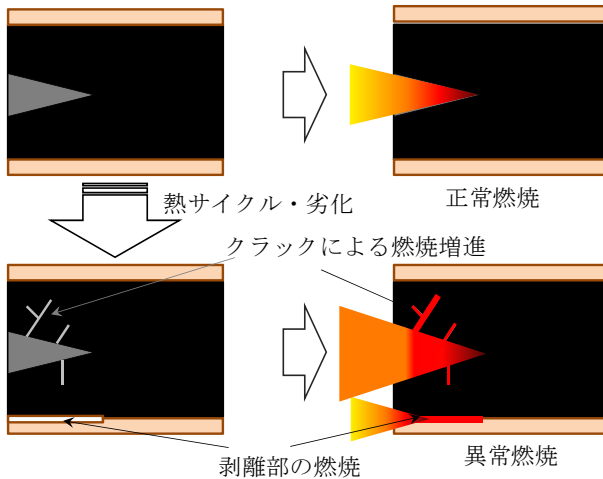


図2 モデルロケットの劣化・異常燃焼メカニズム

面積が増大することにより一時的に燃焼が増進することがある(図2)。したがって、長期に亘って保存されていたモデルロケットエンジンには性能のパラつきが生じやすいと考えられる。

本稿では、15年前に購入され室内に保存されていたA8-3モデルロケットエンジンと5年前に購入され比較的多湿で温度変化の激しい(湿度40%以上、温度管理なし)環境で保存されていたA8-3モデルロケットエンジンの経年劣化特性について推力履歴を実験的に取得することで検証した。比較には経年劣化の少ない2011年以降に生産されたA8-3モデルロケットエンジンを用いた。

また、ロケットエンジンの推進薬の初期温度がロケット性能に与える影響を調べるために、モデルロケットエンジンの推進薬の温度を変え、推力履歴を取得して考察した。

2. 実験装置

A8-3モデルロケットエンジンの推力を測定するために図3に示す計測系を構築した。A8-3モデルロケットエンジンは水平に設置された架台上に固定されており、発生した推力は架台を通してストレインゲージを用いた力センサー(PASCO社製CI-6537)によって計測される。この力センサーの計測範囲は±50Nであり、A8-3モデルロケットエンジンの定格推力10.7Nを十分に計測することが可能である。

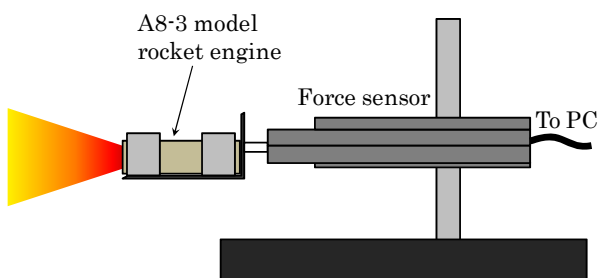


図3 推力測定装置の概略図

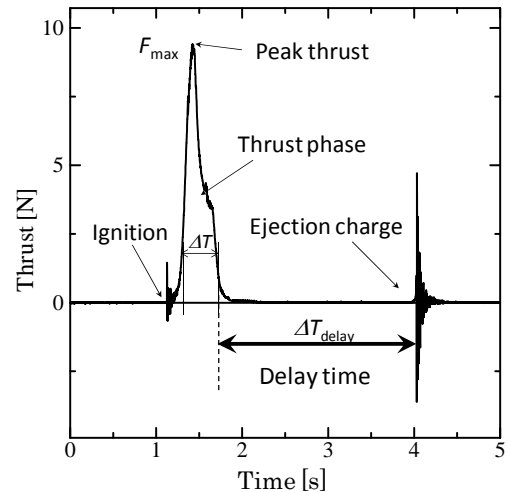


図4 推力の時間履歴の一例

なお、力センサーの解像度は0.0305N、サンプリング周波数は最大2kHzである。

A8-3モデルロケットエンジンはモデルロケット用イグナイタを用いて電氣的に着火される。図4にA8-3モデルロケットエンジンの典型的な推力履歴を示す。着火後、エンジンの推力は急速に増大し、約10Nの最大値に達した後、急激に減少する。この推力発生区間を時間で積分したものが、A8-3モデルロケットエンジンが発生するインパルス(力積)である。なお、図4では4s付近でも推力が発生しているが、これは放出薬が着火したことによるもので、今回の計測ではモデルロケットエンジンの発生したインパルスには含まない。また、以降で用いる燃焼時間とは発生したインパルスの68.27%が含まれる区間(±1σ)とする。なお、延時薬のみの燃焼時間を延時時間(Delay time)とし、推進薬の燃焼終了から放出薬着火までとする。

推力測定に用いたモデルロケットエンジンは、購入年度毎にグループA, B, Cの3つに分類した。グループAは2011年以降に生産された33個である。グループBは5年前に生産された22個で、グループCは最も古い15年前の3個である。それぞれのグループのモデルロケットエンジンは実験に先立って湿度を20%以下に保ったデシケータ内で1ヵ月間以上保存されており、十分に除湿乾燥されている。

3. 推力・インパルス特性

3.1 温度依存性

一般に固体推進薬の燃焼速度は温度により変わることが知られているため、ロケットエンジンの初期温度が性能に与える影響について調べる実験を行った。実験ではモデルロケットエンジンの温度を2~3°C, 22~26°C, 35~37°Cとして計測を行った。グループA, Bではそれぞれの温度に6~15本を割り当ててデータを取得したが、グループCではエンジンの本数が少ないため常温近辺の25°Cで3本全てのデータを取得した。

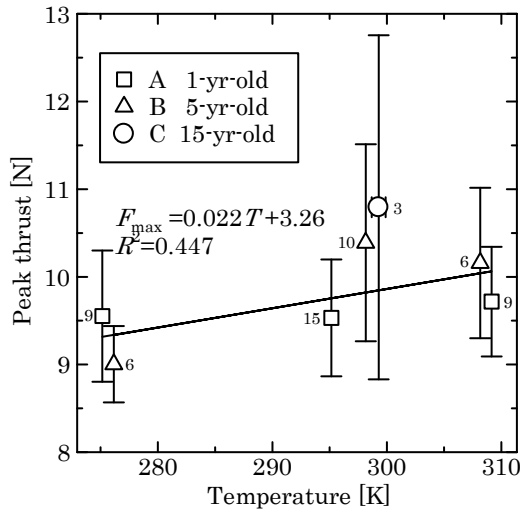


図5 推力ピーク値と推進薬初期温度

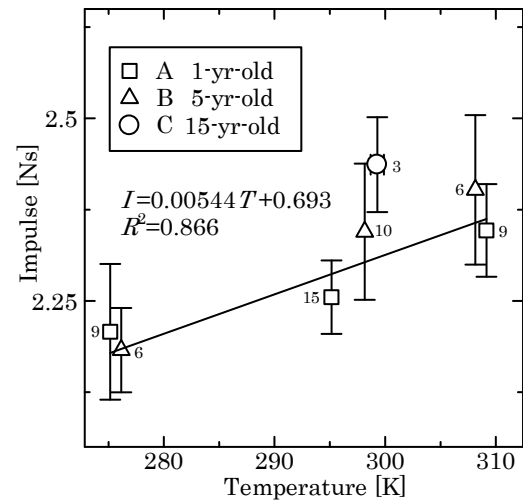


図7 インパルスと推進薬初期温度

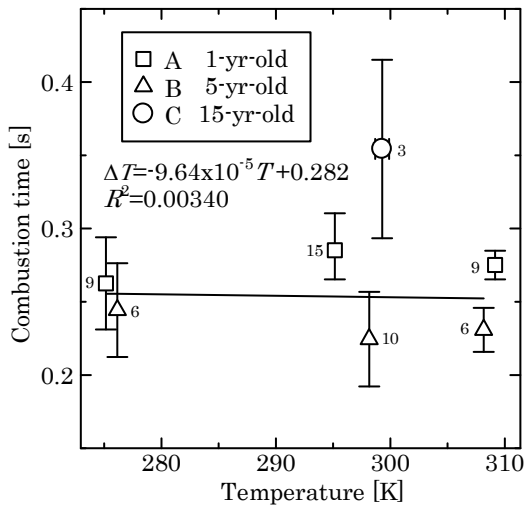


図6 燃焼時間と推進薬初期温度

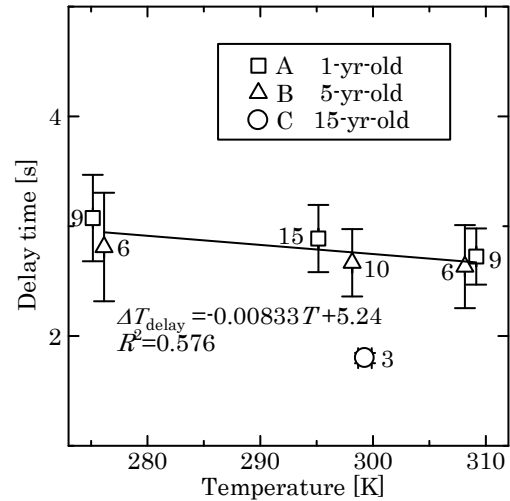


図8 延時時間と推進薬初期温度

図5に推力のピーク値をグループA, B, Cそれぞれについてプロットしたものを示す。エラーバーは同一測定点ごとの標準偏差で与え、エラーバーの横にはその条件のデータ取得に用いたモデルロケットエンジンの本数を示している。

図5の推力ピーク値は固体推進薬の初期温度が高いものほど大きく、グループCのデータを除いて得られる回帰直線の決定係数 R^2 は0.447である。また、温度に関する推力ピーク値の感度係数は0.022 N/Kで正である。

感度係数が正であることは、固体推進薬の特性から説明できる[2]。すなわち、固体推進薬の燃焼速度 r は燃焼圧力を P 、圧力指数を n ($n < 1$)として Vieille の式

$$r = a(T)P^n \quad (1)$$

で与えられ、ここで a は温度 T の増加関数である。燃焼面積 A_b とスロート面積 A_t の比を $K = A_b/A_t$ とし、特性排気速度を c^* とすると、質量流量バランスの式より

$$P = (K a \rho_b c^*)^{\frac{1}{1-n}} \quad (2)$$

であることから、温度上昇に伴って燃焼圧力は増加する。

推力 F は推力係数 C_F と P を用いて

$$F = C_F A_t P \quad (3)$$

であるため、推進薬の温度上昇により推力が増加することは理論的に矛盾なく説明できる。

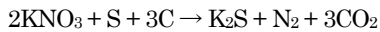
一方で、図6に示される燃焼時間は固体推進薬の初期温度にほとんど依存せず(決定係数 R^2 は0.0034)、わずかながら推進薬温度の増加に対して減少している。これは温度上昇による燃焼速度の上昇により(式(1))推進薬が速く消費されるからである。

図7にインパルスを固体推進薬の初期温度の関数としてプロットしたものを示す。インパルスは2.1 Nsから2.5 Nsの範囲に分布しており、A8-3モデルロケットエンジンの定格インパルス2.5 Nsよりも低い。なお、National Association of Rocketryの試験結果[3]ではEstes社製のA8-3モデルロケットエンジンのインパルスは 2.32 ± 0.06 Nsであり、Pennら[4]の 1.93 ± 0.15 Nsの計測結果もあるなど、定格よりも1~2割低い値を示す傾向がある。

図7においてインパルスは推進薬温度が高いものほど大きく、 0°C と比べて 35°C では約8%の増加である。グループCを除いてグループA, Bの回帰直線を求めると、インパルスと推進薬温度の間の決定係数 R^2 は0.866であり、イン

パルスが推進薬の初期温度に対して高い相関関係を有していることを示している。また、温度に関するインパルスの感度係数は 0.0054 Ns/K であることから、常温 25°C において 1% 程度のインパルスの変動は固体推進薬の約 4.3°C の温度変化でもたらされることが分かる。したがって、モデルロケットエンジンの性能取得の際には、推進薬温度が重要なパラメータとなるとともに、打ち上げに先立ってロケットエンジンの温度を十分に管理する必要が生じてくる。

なお、インパルスは固体推進薬の持つエンタルピに依存するが、モデルロケットの黒色火薬の反応式を



として、NASA CEA [5]を用いて噴射ガスの速度を平衡計算から求めた結果からは 35°C の温度差で約 0.5% 程度のインパルス上昇しか見込まれない。したがって、単純なエンタルピ収支のみからは今回の実験で得られたインパルスの温度依存性の高さ(8%の上昇)を説明することはできないが、A8-3 モデルロケットの内部構造から、次のように延時薬の一部が推進薬と共に放出されたことを考えると説明できる。

図 8 に延時時間を推進薬の初期温度の関数として示す。推進薬の初期温度が高い場合に延時薬の燃焼時間が短くなっているが、延時薬燃焼中のエンジン内の圧力は大気圧であり燃焼速度に違いはないことから、推進薬の初期温度が高い場合に延時薬層が薄くなっていることが分かる。図 1 に示される A8-3 モデルロケットの構造から、延時薬層は推進薬層に隣接しており、推進薬の燃焼時に延時薬層の一部も共に放出されると考えて不合理ではない。したがって、推進薬の初期温度が高い場合には、燃焼速度が大きく、延時薬層がより多く削られるため、燃焼ガス流量の増加によって推力が増加し、インパルスが増えたと説明できる。

3.2 経年劣化特性

A8-3 モデルロケットエンジンに用いられている黒色火薬は安定で長期保存可能なものであるが、油圧によって一体成型されているために、熱サイクルによる固体推進薬表面のひび割れやロケットエンジン筐体の紙との間の熱膨張率の違いからその間に剥離を生じている可能性がある。ひび割れや剥離の存在は燃焼面積を増加させることになるので (K の増加)、燃焼室圧力が増加することで一時的に推力が増加する(式(2), (3))。

したがって、長期保存されたモデルロケットエンジンは多くの熱サイクルを受けているために、推力ピーク値の平均値の上昇と、ひび割れや剥離の状態がロケットエンジン間で異なることによる推力ピーク値のバラつきが見られるはずである。

しかしながら、推力ピーク値の平均値の変化については、過去 15 年間に A8-3 モデルロケットエンジンに改良が加えられた可能性など、経年劣化以外の要素を排除することができないため、推力ピーク値、燃焼時間、インパルスのそれぞれのバラつきから劣化特性を調べるものとした。図 5, 6, 7 に示されたデータから得られた各グループの性能のバ

表 1 推力ピーク、燃焼時間、インパルスのバラつき (=標準偏差/平均値)

	グループ A	グループ B	グループ C
推力ピーク	7.0%	11%	18%
燃焼時間	8.9%	14%	17%
インパルス	2.2%	4.0%	2.7%

ラつきを表 1 にまとめて示す。データのバラつきの指標として、標準偏差を平均値で除したものを使用している。

表 1 から、推力ピーク値において最もバラつきが大きいものは、製造年が最も古いグループ C の 18% であり、続いてグループ B の 11%、グループ A の 7.0% と続く。燃焼時間のバラつきも製造年が最も古いグループ C で最大であり、グループ B, A の順で小さくなる。したがって、推力ピーク値ならびに燃焼時間においては、経年劣化の影響が無視できない。

一方で、インパルスのバラつきは、グループ B が最も大きく、続いてグループ C, A の順であり、バラつきの大きさは推力ピーク値や燃焼時間と比べて相対的に小さい。これは推力ピーク値が高い場合には燃焼が速く進んで推進薬が速く消費されることで燃焼時間が短くなり、推力ピーク値が低い場合には燃焼が遅くなるために、推力の時間積分であるインパルスに与える影響が相殺されるためである。

以上の結果から、経年劣化は推力ピーク値ならび燃焼時間において顕著な影響を与えるが、インパルスに与える影響は比較的小さいと言える。したがって、ロケット本体を加速する、すなわち運動量変化 (=インパルス) を与えるというロケットエンジン本来の役割から見れば、経年劣化による影響は小さいものと言える。

一方で、推力ピーク値にバラつきが出るということは、式(3)から燃焼室圧力にもバラつきが生じることであり、過大な圧力が燃焼室に加わった場合にはロケットエンジンの破損にもつながりかねない。それを避けるためには、ロケットエンジンに十分な強度的余裕を持たせることが必要であるが、それはロケットエンジンの重量増加をもたらす、ロケット全体の性能を悪化させることとなる。

4. まとめ

A8-3 モデルロケットエンジンの温度ならびに経年劣化特性を調べるために、推力の時間履歴を実験的に取得し、以下の結論を得た。

1) モデルロケットエンジンの初期温度が高ければ推力ピーク値も大きくなる。また、インパルスもモデルロケットエンジンの初期温度と共に大きくなる。A8-3 モデルロケットにおける推力ピーク値とインパルスの感度係数はそれぞれ 0.022 N/K と 0.0054 Ns/K である。

2) A8-3 モデルロケットの固体推進薬の初期温度に対する推力ピーク値の増加は固体推進薬の燃焼特性から説明できる

が、インパルスの増加は固体推進薬の燃焼特性からは説明できない。

3) インパルスの増加は延時薬層と推進薬が隣接する A8-3 モデルロケットの内部構造に起因しており、推進薬の初期温度の増加に伴う燃焼速度の増加によって、延時薬の一部が推進薬と共に噴射されたことで推力が大きくなり、インパルスが増えたと説明できる。

4) モデルロケットの経年劣化の影響は推力ピーク値と燃焼時間の違いに表れ、製造年が古いものほど大きなバラつきが見られる。一方で、推力ピーク値の増加と燃焼時間の減少が相殺するために、インパルスに与える影響は相対的に小さくなった。

5) 経年劣化の影響はインパルスなどのロケット性能に関するものよりも、燃焼室圧力の一時的な上昇のようにロケットエンジンの安全性に関するものが大きい。

7. 参考文献

- [1] 社団法人火薬学会／編，エネルギー物質ハンドブック，共立出版株式会社
- [2] G. P. Sutton : Rocket Propulsion Elements, Sixth. Edition, John Wiley and Sons, New York, 1992.
- [3] <http://www.nar.org/SandT/pdf/Estes/A8.pdf>
- [4] K. Penn and W. V. Slaton : Measuring Model Rocket Engine Thrust Curves, Physics Teacher, Vol.48, 2010, pp.591-593.
- [5] S. Gordon and B. J. McBride : Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications I. Analysis, NASA RP-1311, 1994.