

レーザー推進用高エネルギー推進剤に関する基礎研究

○近藤圭佑（東海大・学），堀澤秀之（東海大・工）

Keisuke Kondo, Hideyuki Horisawa

(Department of Aerospace Engineering, Tokai University)

Abstract

In this study, an investigation of an exotic pair or a mixture of non-hazardous materials was conducted, either in solid or liquid state substances, with higher heat releases through chemical reactions augmented by low-power continuous wave (CW) lasers. Numerical evaluation of exothermic energies or heat release, through chemical reactions of the target propellants was conducted with chemical equilibrium calculation code. From the results, some propellants showed temperature increase higher than conventional propellants.

1. はじめに

近年、マイクロ衛星、ナノ衛星、さらにはピコ衛星などの超小型人工衛星が注目を集めている。特に、推進装置など各種要素技術については、精密加工技術の進歩に伴い、各種デバイスの小型化が可能になった背景と、これらのさらなる小型化への挑戦という側面もあいまって、各国で開発が進められている。各種要素の小型化は、打上げ総重量の軽量化、すなわちミッション・コストの削減につながる。この場合の小型化とは、単にサイズを縮小して軽量化することのみならず、システム全体を低電力化することも含んでいる¹⁻⁴⁾。これまで、多くの小型衛星には推進システムが搭載されていなかった。しかしながら、将来的にはミッションに応じて、これによる姿勢および軌道の高い制御性が必要な場合が生じてくる。本研究では、このような課題に対し、レーザーアブレーション推進を用いた超小型推進機の開発を目標としている。

レーザーアブレーション推進では、主としてレーザーを固体ターゲット（推進剤）表面に照射することでプラズマを生成し（レーザーアブレーション）、このときターゲット表面に作用する反力を推力として利用する。ここで生成されるプラズマは、多くの場合、ターゲット表面に比較的垂直にかつ収束して噴出する傾向にある。従って、生成

後のプラズマを偏向あるいは加速するための特別な付加機構（例えばノズルや加速電極など）が必要ないことが特徴である。そのため、基本的な装置構成は、レーザー、ターゲット（推進剤）、光学系、および電源からなり、非常に単純である。

レーザーアブレーション推進の推進性能は主としてレーザーの性能（波長、出力、パワー密度、パルス幅など）に依存するが、一方で、推進剤の種類にも大きく依存する。特に推進剤に発熱性を有する物質（energetic propellant）を利用することで、非常に高い推進効率（ $\eta > 100\%$ ）及び推力電力比を実現可能であることが明らかになっている⁵⁾。超小型推進機においては、電力的な制約から投入可能なエネルギーには制限があるため、推進機の性能向上にはこうした高エネルギー推進剤の重要性が高まってきている。しかしながら、多くの発熱性を有する物質は火薬類などの危険物に指定され、取り扱いが非常に困難なことなどの理由から、小型衛星への応用は困難である。

そこで本研究では、常温で化学的に安定で安全な物質を混合し、レーザーでエネルギーを投入したときのみ高い化学的エネルギーを発生する推進剤を開発することを試みた。本報告では、効率的な推進剤開発を行うため、化学平衡計算コードを用いて、推進剤の化学的エネルギー

一についてシミュレーションを行った結果について報告する。

2. 化学平衡計算原理および方法

2.1 化学平衡計算

本研究においては、化学平衡計算コードとして NASA-Glenn Research Center の S. Gordon and B. J. McBride により開発された NASA-CEA⁶⁾を利用した。本研究で行った化学平衡計算における断熱火炎温度・化学平衡組成決定までのフローチャートを図 1 に示す。本方法のように等エンタルピを仮定したエネルギーバランス法を用いた計算では、まず化学反応前の貯気槽状態での化学組成と温度を指定することにより、反応前のエンタルピを決定する。その後、反応時（温度・組成変化時）の温度を仮定し、そこから算出される化学組成よりエンタルピを算出し、反応前のエンタルピと比較する。これが一致したと見なせる温度に十分に収束するまで繰り返し計算を行う。収束時の温度を断熱火炎温度、組成を化学平衡組成とした。なお、反応時の化学組成は JANAF の熱化学データ表に記載された平衡定数を元に計算する。さらに、推進性能を計算する場合は、ノズル開口比や圧力比等を指定し、得られた断熱火炎温度から準一次元ノズル解析によって比推力等を予測する。

ここでは、各種推進剤に対してレーザーエネルギーを初期熱量として投入した場合を想定し、推進剤の化学的エネルギーについて評価を行うため、化学反応後の反応温度を予測した。また、ノズル開口比を仮定し、比推力についても評価を行った。但し、物質にはレーザーエネルギーに対して一定の吸収率が存在するが、ここでは計算を簡単にするため、レーザーからのエネルギーは全て吸収されると仮定した。

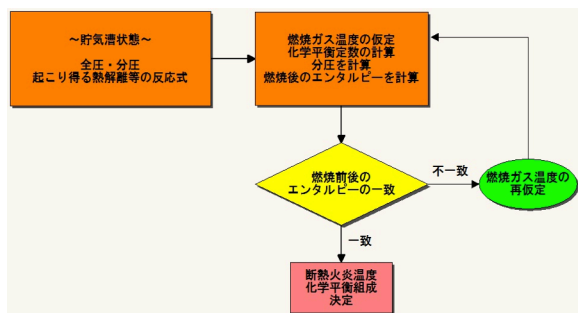


図 1 化学平衡計算フローチャート

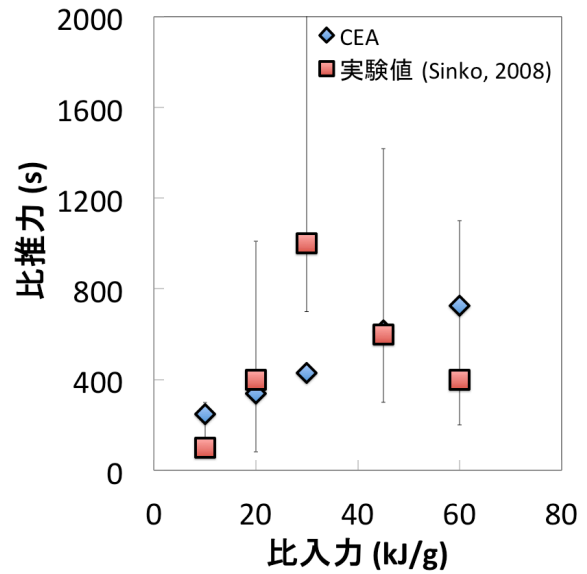


図 2 CEA 及び実験結果の比較(PTFE)

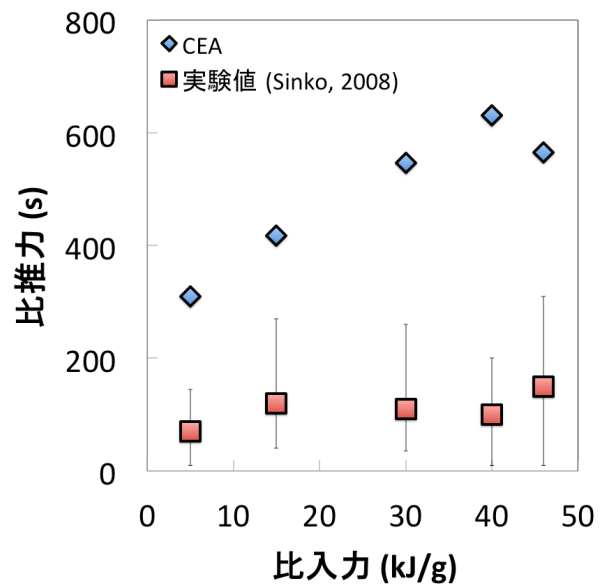


図 3 CEA 及び実験結果の比較(POM)

2.2 レーザーアブレーション推進の推進性能予測

図 1 から明らかなように、本来このコードは化学推進における燃焼反応を対象としており、レーザー推進への適用は想定されていない。そのため、ここでは計算による予測結果を過去の実験結果と比較し、その妥当性について検証する。

推進剤はレーザー推進等でよく用いられる POM (Poly Oxy Methylene), PTFE (Poly Tetra Fluoro Etylene) について本コードによる推進性能予測を行い、比較対象として

Sinko による実験結果⁷⁾を引用した。その結果を図 2、図 3 に示す。

図 2 より、PTFE に対しては実験値の誤差範囲内に計算結果が収まっており、実験値と予測結果の傾向が一致している。このことから、本コードによる予測結果が実験結果に対して一定の整合性をもっていることが示された。

しかし、一部の材料については違った傾向が見られた。図 3 より POM については、実験値と比較して計算値が大幅に低い結果となった。これは、計算条件として、ノズル内の流れを平衡流と仮定し、レーザエネルギーは全て物質に吸収されるという理想的な状態を仮定しているため、実験値よりも計算結果が大幅に大きくなったと考えられる。

3. 化学平衡計算の結果および考察

3.1 ポリマー系推進剤

ここでは、まず一般的なポリマー系推進剤の傾向について比較するため、POM、PTFE、PCTFE (Poly Chloro Tri Furuoro Ethylene) の 3 種類のポリマー材料及び比較対象として過去の研究において 100%以上の推進効率を示した⁵⁾GAP (Glycidal Azide Polymer) について、CEA による予測を行った。その結果を図 4 及び図 5 に示す。

図 4 より、反応温度は GAP が最も高く、10 kJ/g 以下の比較的比入力の低い領域においても 3000K 以上の値を示した。それに次いで、PTFE 及び PCTFE のフッ素樹脂系材料が 2500K 以上と高く、POM を用いた場合が最も低かった。また比入力の増加に伴い、推進剤による差が小さくなる傾向がみられ、これはレーザーからの比入力の影響が支配的となるためと考えられる。言い換えれば、本研究で対象としている超小型推進機においては想定される比入力は 20kJ/g 以下であるため、推進剤の選択が推進性能に非常に大きく影響を与える。

図 5 より、比推力は全体として 200~600s 程度の値を示し、GAP が最も高かった。しかし、反応温度の場合とは異なり、POM がそれに次いで高く、PTFE 及び PCTFE が最も低かった。これは、CEA による比推力の予測結果が反応温度よりも分子量の影響を大きく受けている為と考えられる。

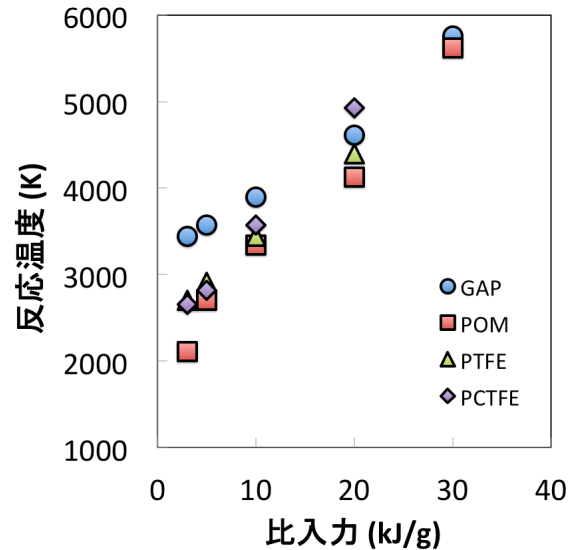


図 4 ポリマー系推進剤の比較 (反応温度)

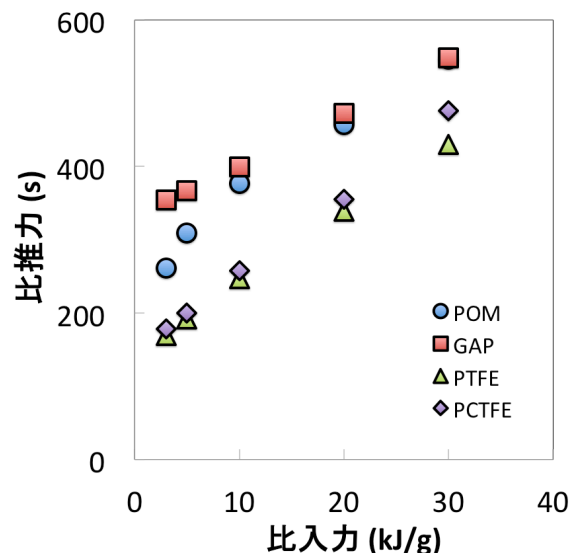


図 5 ポリマー系推進剤の比較 (比推力)

続いて、GAP に次いで高い反応温度を示した PTFE に対して種々の金属元素を添加し、反応温度の向上を図った場合を想定して、CEA による予測を行った。その結果を図 6、7 に示す。ここでは、マグネシウム及びホウ素をそれぞれ PTFE に質量ベースで 5%添加した場合について、CEA による予測を行った。

図 6 より通常の PTFE と比較して、マグネシウム及び

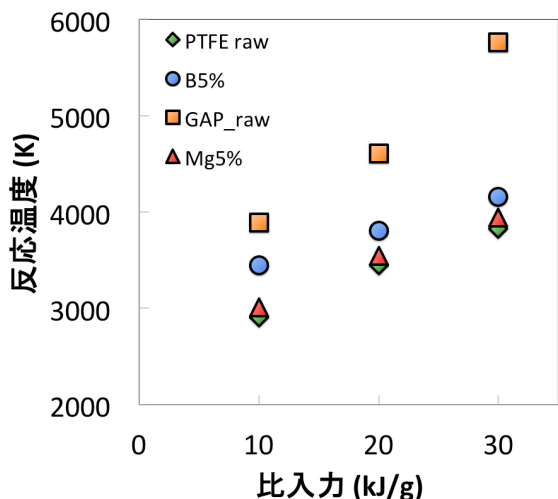


図 6 金属元素添加時の反応温度

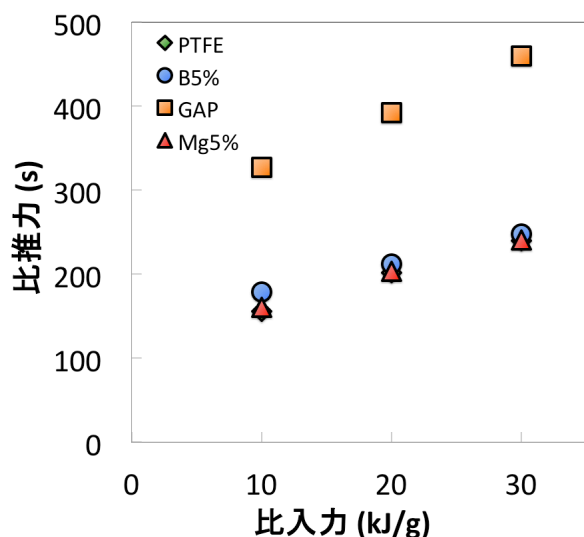


図 7 金属元素添加時の比推力

ホウ素を混合した場合、それぞれについて反応温度の向上が認められた。特にホウ素を添加した場合、最大で約 500K 反応温度が向上することが明らかとなった。図 7 より、比推力は前述の場合と同様に分子量に大きな変化がないため、通常の PTFE との差は小さかった。

3.2 液体推進剤

液体推進剤については、様々な物質について検討を行った結果、水を推進剤として用いた場合と比較して HFE (Hydro Fluoro Ether)、酢酸を推進剤として用いた場合に反応温度の向上がみられた。図 8、9 にその結果を示す。図では比較対象として GAP と水についても予測を行った。

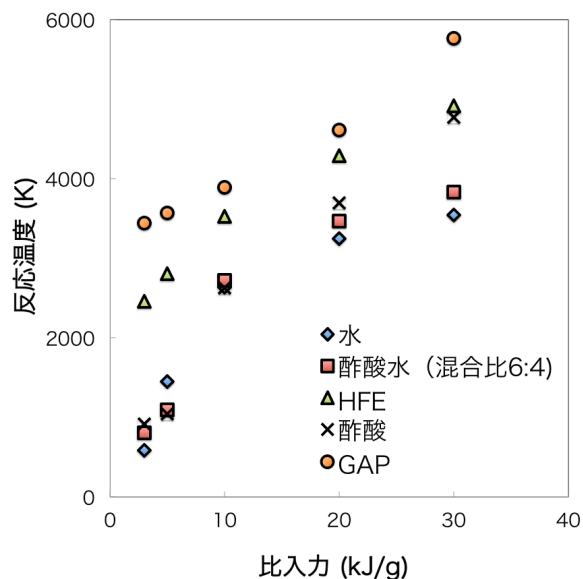


図 8 液体推進剤の比較(反応温度)

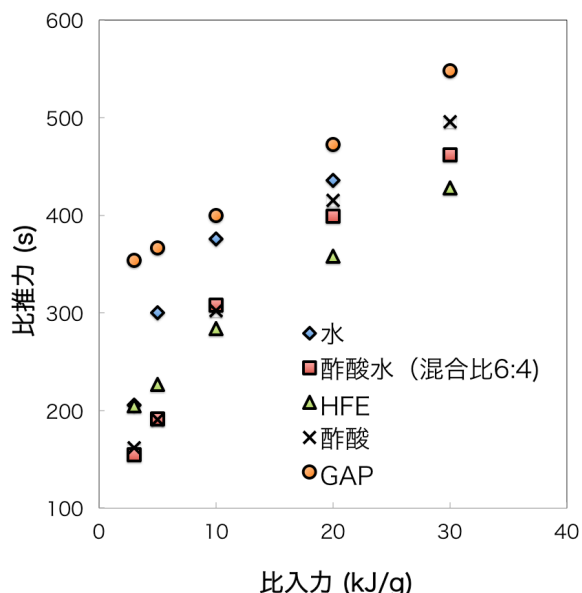


図 9 液体推進剤の比較(比推力)

図 8 は、比入力に対する反応温度を示す。図より、推進剤に酢酸を用いた場合、水と比較して最大で約 500K の反応温度の向上がみられた。また、酢酸は凝固点高いため、実用面から酢酸と水を質量ベースで 6:4 の割合で混合し、凝固点を下げた混合物についても予測を行った。その結果、酢酸には及ばないが、100~200K 反応温度が向上した。さらに、HFE を推進剤として用いた場合、10kJ/g 以下の比入力が低い領域において、水等が 1000K 前後の反応温度であるのに対して、2000K 以上の非常に高い反応温度が期待できることが明らかとなった。

図 9 より、比推力については、ポリマー系推進剤の場合と同様に分子量の影響が非常に大きく、分子量の軽い水が酢酸や HFE と比較して高くなる傾向がみられた。

液体推進剤の場合、ポンプ等で流量を制御することを考慮すると、ポリマー系推進剤と比較して推進剤の流量を仮定することが比較的容易であり、また CEA を用いて排気速度を予測することができるため、ここではそれらの値を用いて、推力を求めた。図 10 にその結果を示す。流量は実験機器の仕様から 0.02 g/min と仮定した。図より推進剤による違いはあるが、最低でも 400 μ N 以上の推力が期待できることがわかる。一般的に、超小型推進機に要求される推力レベルは、ミッションによっても異なるが、100 μ N 以上といわれており、十分にその要求を満たすことが可能である。しかしながら、この計算で用いた排気速度の値は比推力を求めるときと同様の値を用いており、上述のように、分子量の影響が非常に大きく、反応温度による違いが反映されていない。そのため、今後推力測定等の実験を行い、これらの結果を検証する必要がある。

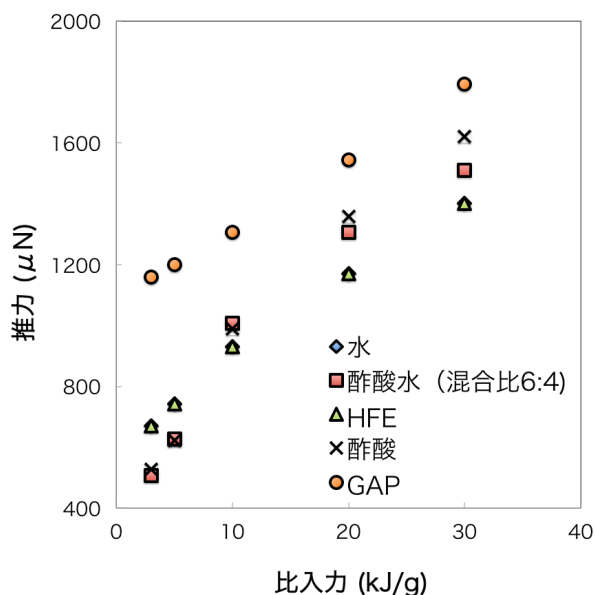


図 10 液体推進剤の比較(推力)

4. まとめ

レーザーアブレーション推進に用いる高い化学的なエネルギーを持つ推進剤の開発を目的として、本報告では、化学平衡計算コードを用いて、各種推進剤の化学的なエネルギーについて評価を行った結果について述べた。

化学平衡計算の結果、ポリマー系推進剤の場合は PTFE に対してホウ素を混合した場合に 500K 程度の反応温度の向上が見られた。また、液体推進剤としては HFE を推進剤として用いた場合、10kJ/g 以下の比入力が低い場合であっても 2000K 以上という非常に高い反応温度が期待できることが示された。

今後、化学平衡計算によって求められた反応温度の違いが実際に推進性能に与える影響を検証するため、推力測定等の実験を予定している。また、本報告における化学平衡計算では、物質に対するレーザーの吸収率等を考慮していないため、これらを考慮した予測方法についても検討を行う。

参考文献

- 1) Myers, R.M., Oleson, S.R., Curren, F.M., and Schneider, S.J., "Small Satellite Propulsion Options," AIAA Paper 94-2997, June 1994.
- 2) Mueller, J., "Thruster Options for Microspacecraft: A Review and Evaluation of Existing Hardware and Emerging Technologies," AIAA Paper 97-3058, July 1997.
- 3) Mueller, J., "Thruster Options for Microspacecraft: A Review and Evaluation of Existing Hardware and Emerging Technologies," AIAA Paper 97-3058, July 1997.
- 4) Micci, M. M., and Ketsdever, A. D. (ed.), Micropropulsion for Small Spacecraft (Prog. Astronautics and Aeronautics 187), American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- 5) Claude Phipps et al., "Review: Laser-ablation propulsion," Journal of Propulsion and Power, Vol. 26, No. 4. (2010), pp. 609-637.
- 6) S. Gordon and B. J. McBride, "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA Reference Publication 1311 (1996)
- 7) Sinko, J. E., "Vaporization and Shock Wave Dynamics for Impulse Generation in Laser Propulsion," Ph.D. Dissertation, Univ. of Alabama in Huntsville, Huntsville,

AL, 2008.