

ロケットエンジンとその燃料

石田博樹（長岡工業高等専門学校）

緒言

子供の頃に、果てしなく広がる星空を見上げながら、広大な宇宙空間に夢を馳せた経験をお持ちでない方はいないであろう。ギリシャ神話を待つまでもなく、古代より、宇宙空間は人間にとって限りない興味の対象となっている。1986年1月の不幸な大事故以来中止されていたアメリカのスペース・シャトルが、1988年に再開され、無重力状態などの宇宙空間の特殊環境を利用した多くの科学実験を始めとして様々な活動が行なわれている。人類は既に探査衛星を軌道に載せ、また、ロケットに乗って大気圏外に脱出することはもとより、月に着陸して探査旅行すらやってのける時代に入っている。いずれにしても、人工衛星やスペース・シャトルなどにより、広大な宇宙空間を科学的に探究するにはロケットエンジンを利用することが不可欠であることには疑いがない。

ロケットは、その開発、設計、製作、組み立て、そして打ち上げの各段階において、きわめて多額の資金、設備、人員が必要とされ、多くの産業が密接に協力しあっている。その傾向は大型ロケットになるほど著しい。人工衛星の打ち上げや有人ロケットの打ち上げは、準備周到な十分に検討されたシステム工学の偉大な成果である。ロケットのエンジン機構の分野では主に機械工業が、姿勢制御や人工衛星の分野では情報、電気・電子工業が、さらに機体の耐熱部品材料と推進燃料に関する研究、開発、製造には化学工業が大きな役割を果たしている。こうした背景をもとに、特にロケットエンジンとその燃料について化学的な観点から述べる。

1.ロケットエンジンの機構

ロケットエンジンは、燃料と酸化剤の貯蔵室、燃料と酸化剤の供給機構、燃焼室及び燃焼ガスを噴出するノズルより構成されている。ロケットエンジンには固体燃料をもちいるものと液体燃料を用いるものがある。図1は、通常の固体燃料ロケットエンジンの構造の概略図である。

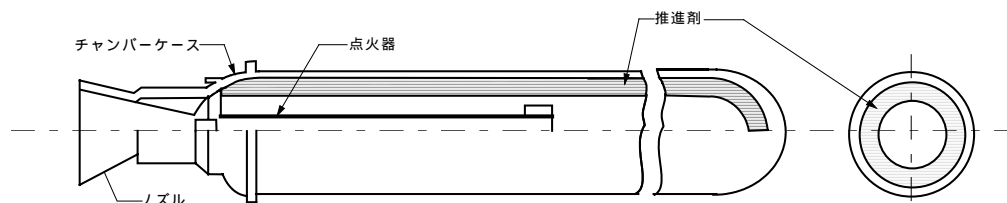


図1 固体燃料ロケットエンジンの構造の概略

固体燃料ロケットエンジンの機構はきわめて簡素であり、ロケット本体の内部に固体燃料が注型され充填されており、ロケット本体そのものが燃焼室になっている。ノズル部分は、非常に大きな熱負荷のもとにおかれ、厳しい耐熱特性が要求されることになる。そのため、

ノズルには高密度グラファイトやFRP（繊維強化プラスチック）が用いられているが、新しい耐熱材料の開発には化学工業が大きく貢献している。

燃焼室内の点火器により固体燃料の一部に点火すると短時間の内に燃料の全表面に燃焼領域が拡がり、燃焼室内は高温、高圧の燃焼ガスで満たされ、そのガスがノズルから噴出することになる。固体燃料の燃焼表面の後退速度、即ち、燃焼速度（例えば10~20 mm/s）は燃料の種類により大きく異なるが、要するに、燃焼面が燃焼室壁に到達したとき、つまり燃料が燃え尽きたときがエンジンの作動停止ということになる。

液体燃料エンジンに比べると固体燃料エンジンは著しく簡単な機構ではあるが、作動の中止や再作動の制御はもちろんのこと、出力の制御さえもほとんど不可能に近く、さらに、燃料の種類や、組成により出力も大きく変わる。また、飛行中の推進力の変動を抑えるために、燃料の燃焼面積の変化率を少なくするべく、燃料の断面形状には工夫がこらされ、いろいろな種類がある。固体燃料ロケットは、最近では、推進力補助用、即ち、補助ブースターとして用いられることが多く、液体燃料ロケットに比べると小型の場合が多い。

図2は液体燃料ロケットエンジンの機構の概念図である。液体燃料ロケットのエンジン部分の機構は固体燃料ロケットのそれに比べて著しく複雑で重装備であるが、推進力制御の容易さや、大推進力を出せること等の理由で、スペース・シャトルや人工衛星打ち上げ用の大型ロケットのメインエンジンには、ほとんど液体燃料エンジンが用いられている。液体燃料ロケットエンジンは通常二液式、即ち、酸化剤と燃料とが別々の貯蔵タンクに蓄えられており、別系統で燃焼室に供給され（その方式は、図のようにターボ・ポンプ式と圧力式とがある）燃焼する。それによる高温、高圧の燃焼ガスがノズルから噴出することによる反作用の力がロケット本体の推進力となる。また、ロケットエンジンは燃焼圧力を高くし、かつ、推進力を有効に得るためにノズル出口圧力が外気圧に等しくなるまで燃焼ガスを十分に膨張させることが必要である。したがって、ノズルの形状も重要な設計要点である。

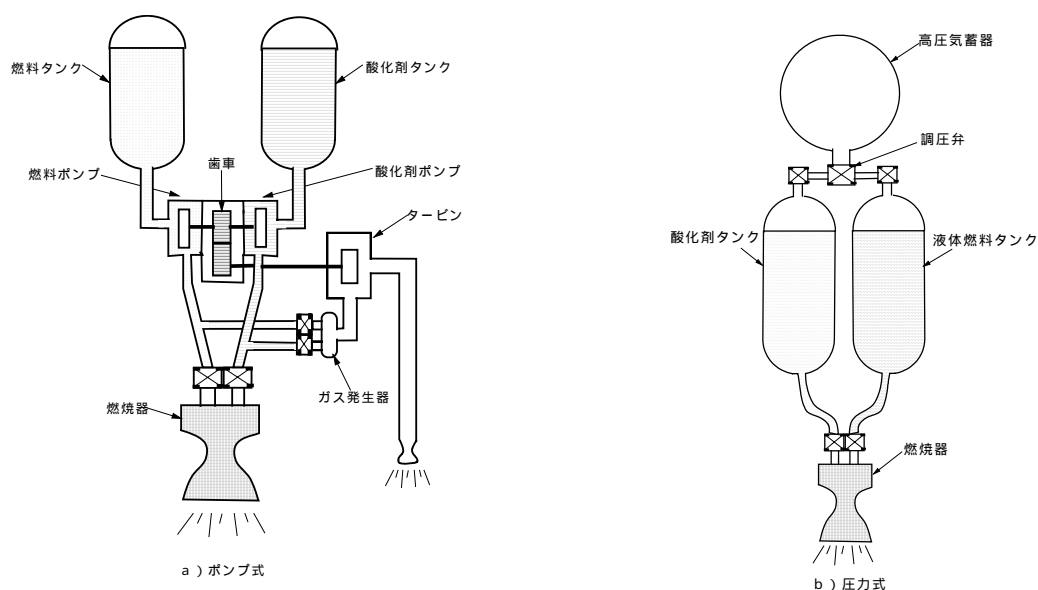


図2 液体燃料ロケットエンジンの模式図

2. ロケットの推進原理の基本事項

図3が示すように、ロケットはノズルからの燃焼ガスの噴射による反作用により推進力を得る。このロケットの加速度運動に対して何らの抵抗力(引力や流体抵抗、等)もないと仮定すると、ロケットの得る速度は、以下のように運動量の保存法則により求まる。

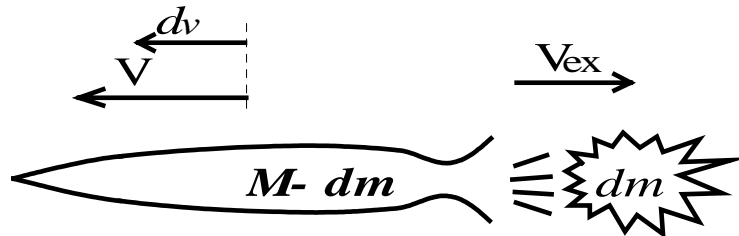


図3 ロケット推進の模式図

発射前のロケットの総質量を M_0 、発射後 t 秒間に噴射された燃料の全質量を m とし、その時のロケットの総質量を M とする。発射後 t 秒後のロケットの速度を V とし、ロケット本体と噴射ガスの運動方向が互いに正反対であるとし、その後の時間 dt に噴射されたガスの質量を dm 、ガスの噴射速度をロケットに対して V_{ex} 、時刻 $t+dt$ におけるロケットの質量を $M - dm$ ($dm > 0$)、ロケットの速度が $V+dv$ になったとすると、地上(静止系)から見た場合に、以下の運動量保存の式が成り立つ。

$$MV = (M - dm)(V + dv) + dm(V - V_{ex}) \quad (1)$$

2 次の微量を無視して整理すると、 $Mdv = V_{ex}dm$ より

$$dv = V_{ex} \frac{dm}{M} = V_{ex} \frac{dm}{M_0 - m} \quad (2)$$

$m=0$ の時には $V=0$ であることを考慮して(2)式を積分すると

$$V = V_{ex} \ln \frac{M_0}{M_0 - m} = V_{ex} \ln \frac{M_0}{M} \quad (3)$$

これがロシアのツィオルコフスキーにより見出されたツィオルコフスキーの公式である。

最初に積載した燃料の全質量を m_0 とし、燃料が全部燃え尽きた時のロケット本体の質量を M_f ($M_f = M_0 - m_0$) とすると、その時にロケットが達する最終速度(即ち、最大速度 V_{max}) は次式で表わされる。

$$V_{max} = V_{ex} \ln \frac{M_0}{M_f} \quad (4)$$

式(4)における M_o/M_f をロケットの質量比 (Mass Ratio) と呼び、これが大きく、かつ、ロケットに対するガスの噴射速度 V_{ex} が大きい程、ロケットは高速を得ることが分かる。

ロケットの最終質量 (積荷と本体の合計質量) M_f がある決められた値の時に、ロケットの最大 (最終) 速度 V_{max} が V_f となるためのロケットに積載されるべき燃料の全質量 m_o は $M_f = M_o - m_o$ の関係から以下のように算出される。

$$V_f = V_{ex} \ln \frac{M_o}{M_o - m_o} \quad \text{により} \quad \frac{M_o}{M_o - m_o} = \exp\left(\frac{V_f}{V_{ex}}\right) \quad \text{であるから,}$$

$$m_o = M_f \left(\exp\left(\frac{V_f}{V_{ex}}\right) - 1 \right) \quad (5)$$

ロケットの全質量に占める燃料の割合 (これを燃料比と呼ぶ) は以下のように表される。

$$\text{燃料比} = \frac{m_o}{M_o} = 1 - \frac{M_f}{M_o} \quad (6)$$

方、(2)式より、ロケットの推進力 $F (= M(dv/dt))$ は、燃焼ガスの噴射速度 V_{ex} が大きくなるほど増加し、また燃料の消費速度 (dm/dt) 、即ち、質量燃焼速度が大きくなるほど増加することが判かる。以上の考察から、推進燃料の性能比較条件として、同一の質量消費 (燃焼) 率における推進力が重要であることが分かる。それを比推力 (Specific Impulse) と呼び、 I_{sp} で表わし、時間 (s) の次元をもつ。

今、推進力を F とし、単位時間 (s) 当たり消費 (燃焼) される燃料の重量 $(g(dm/dt))$ を W とすると (g は重力加速度), 式 (2) より,

$$I_{sp} = \frac{\text{推進力}}{\text{燃料消費率}} = \frac{F}{W} = \frac{M \frac{dv}{dt}}{g \frac{dm}{dt}} = \frac{V_{ex}}{g} \quad (7)$$

比推力 I_{sp} は、単位重量の燃料が単位重量の推進力を出し続けることのできる時間を意味している。通常の固体燃料ロケットエンジンでは、 $I_{sp} = 200 \sim 350$ (s) であるが、それは例えば 1 トンの燃料を燃焼させると、1 トンの推進力を 200~350 秒間出し続けることができることを意味している。一方、最近の大型液体燃料ロケットエンジンでは、燃料として液体水素を用い、酸化剤として液体酸素を用いると、 I_{sp} が 450 秒近くにも達する場合がある。式 (4) と式 (7) から、次の式 (8) を得る。

$$V_{max} = g I_{sp} \ln \frac{M_o}{M_f} \quad (8)$$

即ち、燃料の比推力が大きく、また、質量比が大きい程、ロケットは高速を得る。今、例として $I_{sp} = 250 \text{ s}$, $V_{\max} = 8000 \text{ m/s}$, $g = 9.8 \text{ m/sec}^2$ とすると、

$$\ln \frac{M_o}{M_f} = \frac{V_{\max}}{g I_{sp}} = \frac{8000}{9.8 \times 250} = 3.27$$

$$\text{質量比} : \frac{M_o}{M_f} = \frac{M_o}{M_o - m_o} = \exp(3.27) = 26.3$$

ロケット本体機器の重量に対する積載燃料の重量比：

$$\frac{m_o}{M_f} = \frac{M_o}{M_f} - 1 = 25.3$$

この例が示すように、ロケットの設計においては、本体の機器部品の重量に比べて、積載すべき燃料の重量は驚くべき膨大であることが判かる。まさに、この点に、大型ロケットを多段式とする理由があり、かつ、その段数に制限が生まれる理由がある。

質量比は単段ロケットでは通常 4 ~ 6 であるが、その場合、得られる最大速度は約 7 km/s 程度である。そのため、地球脱出速度 (約 11.2 km/s) を得るためには多段式とし、かつ、積荷の重量を多くするために 3 段式程度にする場合が多い。

ロケットエンジンの燃焼室の中では、燃料と酸化剤とが燃焼反応をすることにより大量のガスと大量の燃焼熱が発生する。そのため燃焼室内は高温かつ高圧となりノズルから燃焼ガスが高速で噴出することになる。しかし、様々な制約条件があるために、燃料の有する化学エネルギーのうち、熱エネルギーに変換されるのは最高でも 70% 程度である。そして、その熱エネルギーに対する噴射ガスの運動エネルギーの割合がロケットエンジンの熱効率である。

一方、燃料が酸化剤と反応することにより発生する燃焼の熱エネルギーは、ロケットに対する燃焼ガスの噴出速度を増加させるだけでなく、言うまでもなく、本来、ロケット本体の推進に用いられることが重要である。ロケットの推進に利用できる燃焼ガスの運動エネルギーのうち、実際に推進に用いられるエネルギーの割合を推進効率と呼んでいる。目標物に対するロケット本体の速度とロケット本体に対する燃焼ガスの噴出速度とが等しい時は、静止座標における燃焼ガスの速度がゼロ (即ち、運動エネルギーがゼロ) となり、その時の推進効率は 100 % となる。しかし、そうでない場合には、熱エネルギーが燃焼ガス自身の運動エネルギーにも費やされるために、推進効率が低下することになる。特に、ロケット本体の速度が遅い場合は著しく推進効率が低下する。そのため、ロケットエンジン全体としての機関効率は、熱効率 × 推進効率として表わされるが、それでも、自動車、航空機、船、等の通常の熱機関に比べれば、ロケットエンジンの機関効率は格段に高いものである。

以上、ロケットの推進原理とそれに関連する極く基本的な事項について述べてきた。近年、材料科学 (化学) の急速な進歩にともなって、ロケット機材の材質の改良や強度の向上が進んでおり、さらに燃料についても液体、固体を問わず、一層の高性能化 (即ち、比推力の向上や燃焼ガスの高密度化、等) を目指して、多くの化学研究者たちにより、現在も熱心に研究と開発が進められている。

3. ロケットエンジンの燃料とその化学

飛行中に外気より酸素を吸入する必要がなく、機体自身の中に燃料と酸化剤の両方を積載しているために、ロケットは水中でも真空中でも飛行できる。燃料と酸化剤とをあわせて推進剤、または推進薬 (Propellant) と呼ぶ。前述のように、ロケットは他の交通機関とは比較にならないほど、大量の推進剤を積載している必要があり、かつ、その推進剤の優劣が、直接、ロケットの推進性能に大きな影響を与える。推進剤の役割は、熱エネルギーを出す (即ち、燃焼ガスの運動エネルギーを生み出す) こと、及びノズルから質量を噴射すること、という二点に尽きる。つまり、液体、固体を問わず、推進剤の必要条件の第一は、小さい質量で大きな熱エネルギーが出せることである。

ロケット推進剤は、液体と固体のそれぞれの場合について、さらに、燃料分子のなかに酸化剤成分が含まれているものと、燃料と酸化剤とが混合物となっているものとの二種類に分けられる。また、燃料と酸化剤とが互いに異相 (液体と固体) である場合もある。

液体燃料のうち、「一液性推進剤」は、燃料分子中に酸化剤成分を含み、分解により酸素を発生し、その際の反応熱により燃料成分が燃焼を開始するもの、または、熱、圧力、触媒により分解し、その際に大量の反応熱を出すものである。しかし、一液性推進剤は性質が不安定で、取り扱いが危険なものもあり、比推力も比較的小さく、液体輸送用のターボ・ポンプを駆動するためのガス発生器に用いられる場合が多い。

一方、液体燃料としての「二液性推進剤」には、色々な組み合わせがある。燃料としては、炭化水素、アルコール、アミン、水素に大別されるが、アメリカやソ連の液体燃料ロケットの多くは、炭化水素 (ケロシン) と液体酸素との組み合わせであり、第二次大戦中のドイツの V2 ロケットはエチル・アルコールと液体酸素との組み合わせであつた。燃料として、ヒドラジン (N_2H_4) や非対称ジメチル・ヒドラジン (UDMH) を用いる場合もあるが、有毒でもあり、それらの取り扱いには十分な注意が必要である。なお、最近の大型ロケットの主エンジンには、比推力が大きく、かつ取り扱いも比較的 안전한ことから、液体水素と液体酸素の組み合わせが用いられている。

固体推進剤のうち、均質系、即ち、燃料分子中に酸化剤成分が含まれているものをダブルベース推進剤と呼び、一方、混成系 (不均質系) 即ち、燃料 (ポリウレタンやポリブタジエン等の高分子弾性体) と酸化剤 (過塩素酸アンモニウム等の固体無機酸塩) との混合物であるものをコンポジット推進剤と呼んでいる。最近、高分子合成化学の研究が進み、燃料が酸化剤との結合剤 (バインダー) を兼ねるものが多く、大型の固体燃料ロケットには殆どコンポジット推進剤が用いられている。

固体推進剤にも色々な組み合わせがある。固体推進剤は、燃焼特性と同時に、機械的特性や、化学的安定性等をも充分考慮して最適な組成が決定され、例えば、比推力の高いコンポジット推進剤の場合、燃料と酸化剤の重量比は、1 : 7 くらいになる。さらに、発熱量を上げて燃焼温度を高め、かつ不安定な燃焼を防ぐために、金属粉末 (Al, Mg 等) を大量に (10 ~ 20Wt%) 混入させており、また、燃焼速度 (燃料消費速度) を上げ、かつ、燃焼を安定に進行させるために、いろいろな触媒を混入させている。

ここで、推進剤の性能指標である比推力を考えてみると、ノズルからの燃焼ガスの噴射速度 V_{ex} と比推力 I_{sp} は次式で表わされる。

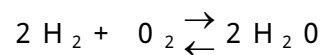
$$V_{ex} = \sqrt{\frac{2gr}{r-1} \frac{RT_c}{M} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{r-1}{r}}\right)} \quad (9)$$

$$I_{sp} = \frac{V_{ex}}{g} = \sqrt{\frac{2r}{r-1} \frac{RT_c}{gM} \left(1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{r-1}{r}}\right)} \quad (10)$$

ここで、 r ：燃焼ガスの比熱比(C_p/C_v)、 M ：燃焼ガスの平均分子量、 R ：一般気体定数、 T_c ：燃焼ガスの温度、 P_e ：ノズルからの排気圧力、 P_c ：燃焼室内の圧力、である。

式(9)と(10)から、ロケットのガス噴射速度、及び、燃料の比推力を大きくするには、 T_c/M を大きくし、かつ、 P_e/P_c を小さくすれば良いことが判かる。即ち、燃焼温度が高く（発熱量が大きく）、燃焼生成物の分子量が小さいこと、また、燃焼室内圧力が高く、かつ、ノズルの出口圧力が外気圧に等しくなるまで燃焼ガスをノズル内で十分に膨張させる（そのために、ノズルを最適な形状に設計する）ことが必要である。

ここで燃焼室内の化学反応を考えると、高温かつ高圧の燃焼室内でも、当然のことながら、その条件に従った化学的平衡状態が生成している。即ち、質量作用の法則により逆反応が起こり、さらに、平衡移動の法則により、常に新しい平衡状態へ移行している。そのため、ロケットエンジンの燃焼室の中で、燃焼ガスができるかぎり熱損失の少ない化学平衡状態になるべく、燃料と酸化剤の配合割合を決める必要がある。水素 酸素の系で、次式の化学平衡について考えてみる。



まず、右方向の正反応（燃焼）で H_2O が生成し、その際の反応熱（発熱）のために反応生成物（ H_2O ）は高温になるが、しかし、同時にそのために熱解離（Thermal dissociation）を起こし、逆反応（吸熱）が起こり、 H_2 と O_2 とに戻る。したがって、系の温度は約3000℃くらいに落ち着く。系の圧力についても同様なことが言える。そして、どんな推進剤を用いてもそれは起きる。

ロケットエンジンの燃焼室内では、質量作用と平衡移動の両法則のために、完全な燃焼反応（右方向の発熱反応）を達成することは不可能である。燃焼室内の温度と圧力により燃焼ガスの平衡組成が決まるため、推進剤の燃焼による発生熱量は完全燃焼の理論値のせいぜい70%程度である。そして、その約70%の熱エネルギーを、いかに効率良くロケット本体の推進エネルギーに変換するかはロケットエンジンの設計の難しさがある。燃料の選択、酸化剤の選択、燃料と酸化剤の配合割合、燃焼による熱エネルギーを燃焼ガスの運動エネルギーに有効に変換させる役割をもつノズルの形状と材質、さらに、ロケットが飛行する際の外気の状態、等を充分考慮しなければならない。以上から、推進剤の役割として要求される条件は次のようになる。

- (1) 発熱量が大きいこと
- (2) 燃焼生成物の分子量が小さいこと
- (3) 燃焼が安定に進行するものであること

- (4) 密度が大きいこと
- (5) 取り扱いと貯蔵が安全で無害であること
- (6) 大量生産ができて安価であること

これらの条件を満たす高性能推進剤の研究と開発が、今日も多くの産業と化学者により熱心に続けられている。

4. 参考資料

- (1) 「液体ロケット燃料」山崎殺六、工業化学雑誌、第 63 巻、第 11 号、p.1859 (1960)
- (2) 「固体ロケット燃料とその燃焼」疋田強、工業化学雑誌、第 63 巻、第 11 号、p.1864 (1960)
- (3) 「宇宙ロケット」原田三夫、新羅一郎、共立出版 (1964)
- (4) 「高分子系ロケット推進剤の燃焼」岩間彬、高分子、第 22 巻、第 253 号、p.206 (1973)
- (5) 「宇宙工学概論」齊藤利生、地人書館 (1980)
- (6) 「宇宙開発と設計技術」大河出版 (1984)
- (7) 「Fundamentals of Solid-Propellant Combustion」, Progress in Astronautics and Aeronautics, Ed. By K.K. Kuo, AIAA (1984)
- (8) 「Rocket Propulsion Elements」5th Ed., G.P.Sutton, John Willey & Sons, NewYork (1986)
- (9) 「ロケット燃焼工学」久保田浪之介、日刊工業新聞社 (1995)