

第4章 ロケットの実際

4.1 航法・誘導・姿勢制御

4.1.1 一般

4.1.2 航法一般

4.1.3 慣性航法

4.1.4 誘導

4.2 推進システム

4.2.1 固体ロケットと液体ロケット

4.2.2 液体ロケット推進システム

4.2.2.1 タンク・システムとエンジン

4.2.2.2 推進薬の組み合わせ

4.2.2.3 混合比

4.2.2.4 ガス押し式とターボ・ポンプ式

4.2.2.5 エンジン・サイクル

4.2.3 設計計算

4.2.3.1 理想ロケットエンジン

4.2.3.2 ノズルを通る流れ

4.2.3.3 特性廃棄速度と推力係数

4.3 打上げロケットの評価

参考書 (reference)

(1) 富田・鬼頭・幸節・長谷川・前田「ロケット工学基礎講義」

(2) George P. Sutton, Oscar Biblatz, "Rocket Propulsion Elements", John Wiley & Sons, 2001

第4章 ロケットの実際

4.1 ロケットの航法・誘導・制御

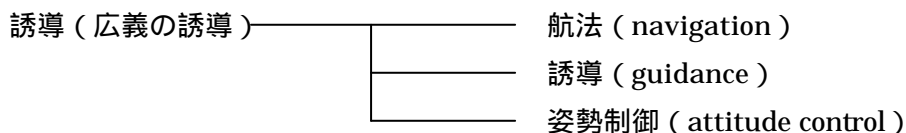
4.1.1 一般

第3章で運動方程式(3.17)を求めたが、この式は弾道飛行の式であって、いわゆる gravity turn の運動を表す。実際のロケットでは、目標の(r_f, v_f)までの最適化を行って、その結果得られた最適化軌道に沿って飛行させる。

通常は、推進薬消費量を最小にするような軌道を選定するが、これは飛行時間を最小にする軌道を選ぶことと等価である。

最適化の際に変化させるパラメータが必要となるが、通常、推力の方向と cut-off 秒時制御が用いられる。

最適化された軌道に沿って飛行させることを、一般に「誘導」と呼んでいるが、この中には次のような要素が含まれている。



航法は、ロケットの位置、速度、姿勢を決定する機能を持ち、誘導は、飛行経路誤差を修正しながら目標軌道にロケット(ペイロード)を所定の制度で投入する機能を持ち、姿勢制御はロケットの姿勢(各軸の方向)を所定の方向に向ける機能を持つ。

4.1.2 航法一般

ロケットを目標軌道に誘導するに際して、まず、自らの位置、速度、姿勢などを正しく知る必要がある。これを実行するのが航法である。すなわち、航法は、ロケットの位置、速度、姿勢を決定する機能のことを言う。

航法には、電波航法 (radio navigation)、慣性航法 (inertial navigation)、天文航法 (celestial navigation)、GPS 航法 (global positioning system navigation) の4種類がある。

(1) 電波航法

ロケット機体にトランスポンダ (transponder) を搭載し、地上追跡施設 (down range) のレーダーでロケットを追跡する。トランスポンダは、レーダから送られてきた信号を一旦受信してからこれを返送する。電波を地上から発信してから再度地上で受信するまでの時間で直距離を知ることが出来、レーダの仰角、方位角データを用いて地上の計算機で計算することにより、位置を知ることが出来る。この操作を連続的に行えば、速度を知ることが出来る。

電波航法では、位置、速度は分かっても、ロケットの姿勢は分からないので、姿勢を知るためには他の手段(ジャイロなど)を併用する必要がある。

第4章 ロケットの実際

電波航法は、わが国では N-1 ロケットで用いられたが、このときには、誘導はプログラミング誘導に電波誘導をオーバーライド (override) させており、そのための情報源として電波航法を使用していた。

(2) 慣性航法

慣性航法の要素は全て機上にあり、ジャイロや加速度計などからなる慣性センサ (inertial measurement unit 略して IMU) で計測したデータを用い、機上計算機を用いて、ロケットの位置、速度、姿勢を求める。慣性センサの精度で、航法制度が決まる。地上追跡施設は必要ない。

(3) 天測航法 (celestial navigation)

軌道上の宇宙機が天体を観測してその相対位置関係から自らの位置を定める。二組以上の位置データから姿勢を知ることも出来る。天体の観測方法としては、次の2種類がある。

- ・ 2個の既知の天体間の角度を観測する。
- ・ 惑星の直径角度を観測する
- ・ 惑星の地上目標と恒星の間の角度を観測する

(4) GPS 航法

GPS 衛星を用いる。同時に見える複数個 (通常 4 個) の衛星から発信される時刻および軌道情報を用いて機上搭載計算機により、ロケットの位置、速度を決定する。絶対的な基準 (恒星、鉛直軸) を定めることが出来れば、姿勢を出すことも可能である。

4.1.3 慣性航法

慣性座標系におけるロケットの運動方程式は次のごとく表せる。

$$\frac{d^2 \mathbf{r}}{dt^2} = \mathbf{a} + \mathbf{g}$$

ここに、右辺第一項は、加速度の非重力成分で、第二項は重力成分である。

重力成分は地球のモデルを用いて次のごとく計算する。

$$\mathbf{g} = \frac{g_r}{r} \begin{pmatrix} r_x \\ r_y \\ r_z \end{pmatrix} + g_z \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$
$$g_r = -\frac{m_e}{r} + \frac{3}{2} J_2 m_e \frac{r_e^2}{r^4} (5 \sin^2 \mathbf{j}_e - 1)$$
$$g_z = -3 J_2 m_e \frac{r_e^2}{r^4} \sin \mathbf{j}_e$$

非重力成分は、機体に搭載している慣性センサの加速度計の出力から次のようにして計算する。

$$\mathbf{a}_i = D_s^i \mathbf{a}_s$$

第4章 ロケットの実際

ここに suffix “i”の付いた加速度項は慣性座標系での加速度を示し，suffix “ s ” の付いた加速度項はシステム加速度すなわち慣性センサ内の加速度計の出力であり，D は変換マトリクスである．

慣性センサ内の加速度計の配置により，航法には次の2方式がある．

- ・ ステータブル・プラットフォーム (stable platform) 方式
- ・ ストラップ・ダウン (strap-down) 方式

ステータブル・プラットフォーム方式は，加速度計の出力がそのまま慣性空間内での加速度を示すよう慣性空間内で方向の固定されたプラットフォームを慣性センサ内に造ることからその名がある．

一方，ストラップ・ダウン方式は，機体軸に固定した座標系で計測した加速度を座標変換して，慣性空間内の加速度を得る方式で，加速度計は機体の各軸方向に固定されていることからその名がある．

4.1.4 誘導 (guidance)

ロケットの誘導方式には，

- ・ 開ループ誘導
- ・ 閉ループ誘導

の二つの方式がある．

(1) 開ループ誘導

あらかじめ指定した姿勢の時間履歴に従って飛行させる誘導方式．又の名をプログラム誘導方式と言う．航法データによる軌道の修正は行わない．

(2) 閉ループ誘導

飛行中のロケットの位置，速度を認識して，その情報に基づいて軌道を修正しながら飛行させる方式で，具体的にはロケットの姿勢の修正とエンジン停止タイミングを決める方式である．閉ループ誘導には，電波誘導と慣性誘導とがあり，電波誘導は，地上に計算機を持ち，航法データから計算される誘導情報を電波でロケットに送る．一方，慣性誘導方式は，機上に計算機を持ち，航法データを用いてロケット内で誘導計算を行う．

閉ループ誘導では，あらかじめ定められた軌道(これをノミナル軌道という)からの外乱によって生ずるずれの修正の仕方(誘導計算の仕方)で次の二方式がある．

- ・ 直接誘導法
- ・ 間接誘導法

直接誘導法とは，ノミナル軌道に載せるように飛行させるのではなく，ある地点で得られた位置，速度情報を基に，その地点から目標にいたる最適計算を行って誘導パラメータを決定する方法で，準最適誘導法．最適誘導法などがある．

間接誘導法は，ノミナル軌道からのずれを最小にするように修正しながら飛行させる方法で，デルタ誘導法，軌道適応誘導法などがある．

4.2 推進システム (Propulsion System)

4.2.1 固体ロケットと液体ロケット(Solid Rocket and Liquid Rocket)

推進システムには、使用する推進薬の種類によって、固体ロケット推進システム (solid propellant rocket systems) と液体ロケット推進システム (liquid propellant rocket systems) とがある。

固体ロケット推進薬を用いる推進システムを固体ロケットモータ (solid rocket motor)、また液体ロケット推進薬を用いる推進システムを液体ロケットエンジン (liquid rocket engine) と呼んでいる。

固体ロケット推進システムと液体ロケット推進システムの長短を比較したのが表4.1である。

一言にして言えば、固体ロケット推進システムは、大推力が出せ、一発ものに向いている。液体ロケット推進システムは、1台のエンジンで出せる推力の大きさでは固体ロケット推進システムに敵わないが、数を作ると信頼性を向上させてコストを下げることができ、同じものを多数個作る場合に適している。

表 4.1 固体ロケットと液体ロケットの比較

固体ロケット	液体ロケット
<ul style="list-style-type: none"> ・構成・構造がシンプル ・比推力 ~285 秒 ・小推力から超大推力まで選べる ・燃焼秒時は比較的短い ・燃焼途中での停止ができない ・推力制御やや難あり ・フライトモータの燃焼試験不可能 ・推進薬充填状態で長期保管可能 ・打上げ前点検は比較的簡単 ・開発期間小、開発コスト小 ・量産効果はそれほどない 	<ul style="list-style-type: none"> ・構成・構造がやや複雑 ・比推力 350~450 秒 ・小推力、超大推力には向かない ・燃焼秒時が長くとれる ・燃焼停止・再着火ができる ・推力制御可能 ・フライトエンジンの燃焼試験可能 ・一部推進薬を除き充填状態で長期間保管不可能 ・打上げ前整備 (漏洩点検、予冷等) 必要 ・開発期間大、開発コスト大 ・量産効果あり

4.2.2 液体ロケット推進システム (Liquid Propulsion Systems)

4.1.2.1 タンク・システムとエンジン(Tank System and Engine)

推進システムはタンク・システム (機体) とエンジンとからなる。

図 4.2 は H- ロケット 2 段推進システムであるが、図のやや右寄りにある一点鎖線の右側がエンジン、左側がタンク・システムである。エンジンは、いわゆるエンジン・メーカーが製作し、タンク・システムはロケット機体側が作るのが世界的な慣例となっている。

タンク・システムとは、推進薬を蓄え、飛行中エンジンに送り込む働きをする。その主な構成要素は

第4章 ロケットの実際

- ・ 推進薬タンク
- ・ タンク内の推進薬の加圧装置
- ・ 推進薬供給システム
- ・ 推進薬充填システム

である．これらの中で，推進薬タンクは，通常，機体構造を兼ねているため，システムとしては構造系に分類される．

タンクの加圧には，ヘリウムガス，ガス化した推進薬（酸素・水素）などが用いられる．図の H-2 の2段では，液体水素タンクの加圧には，最初常温ヘリウム，ターボ・ポンプが働きだした後は再生冷却に用いた水素ガスを，また，液体酸素タンクの加圧には，最初常温ヘリウム，その後は低温ヘリウムをエンジンで昇温したものを使用している．

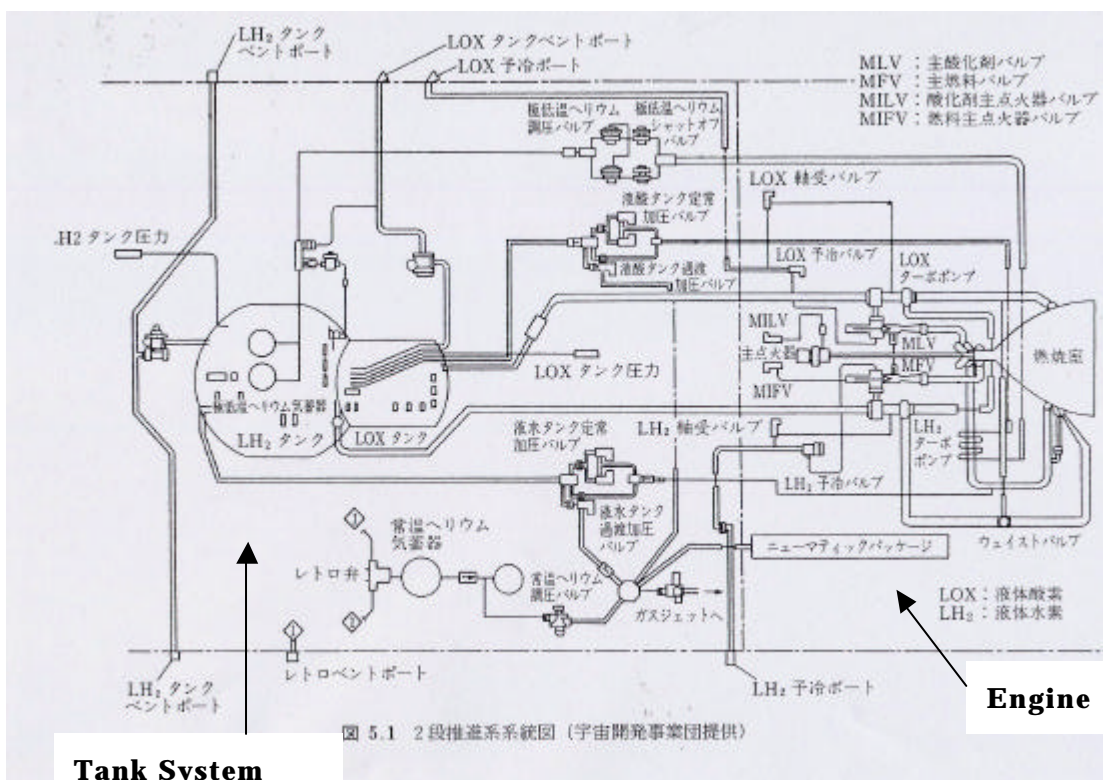


図 4.1 タンクシステム (Tank System) とエンジン

(富田・鬼頭・幸節・長谷川・前田「ロケット工学基礎講義」より)

推進薬供給システムの設計上の問題は，タンク中の渦の発生による気泡の混入を抑えること，熱収縮の影響を逃げることなどである．

推進薬充填システムは，液体水素，液体酸素のロケットへの充填を行うシステムであり，打ち上げ前の補充あるいは蒸発分の処理なども行う．

エンジンは，開発に期間と費用がかかるため，一度開発したものは，一つの機種だけではなく他の機種にも用いられる．そのため，当面の対象となるロケット以外のロケットにも

対応できるよう汎用を考慮した設計を行うことが多い。

タンク・システムとエンジンの間には次のようなインタフェースがあり，機体側とエンジン側はお互いにこのインタフェース条件を満たすことが要求される。

- ・ 推進薬：圧力・温度・流量・コンタミネーション（ゴミ）
- ・ 混合比
- ・ タンク加圧ガス：圧力・温度・流量
- ・ エンジン・コントロール用ヘリウム・ガス
- ・ ジンバル機能
- ・ 電氣的インタフェース(エンジン制御・センサ入出力)

4.2.2.2 推進薬の組み合わせ

現在用いられている液体推進薬の組み合わせは次の3通りである。

- ・ 液体酸素（酸化剤）と炭化水素誘導体（燃料）
- ・ 四酸化二窒素（酸化剤）とヒドラジン誘導体（燃料）
- ・ 液体酸素（酸化剤）と液体水素（燃料）

(1) 液体酸素と炭化水素誘導体

液体酸素（Liquid Oxygen）は LOX と略称される。沸点は 90K（-約 180℃）で，極低温推進薬の中では高いほうである。炭化水素誘導体としては，エチル・アルコール（エタン < C₂H₆ > の水酸基誘導体），ケロシン（精製度の高い石油で C₁₀ ~ C₁₄ レンジのパラフィン系ならびにナフテン系炭化水素の混合物）が用いられる。液化メタン（CH₄：沸点 112K で液体水素より高く，比重は 0.455 で液体水素より大きい）も価格が安く有望。比推力：LOX/Alcohol で I_{SP} = 287sec., LOX/kerosene で I_{SP} = 300sec 程度。

(2) 四酸化二窒素（NTO）とヒドラジン誘導体

四酸化二窒素（N₂O₄：Nitrogen Tetra-Oxide，頭文字をとって NTO と呼ばれる）は常温で液体であるため貯蔵性がある（storable）。しかし，沸点が 22℃ であるため，保存中温度管理が必要である。またサリン級の猛毒であり，取り扱いには十分な注意が必要である。ヒドラジン（N₂H₄）は，ヒドラジン単体よりは，誘導体である非対称ジメチルヒドラジン（Unsymmetrical Dimethyl Hydrazine: 頭文字をとって UDMH : NH₂-N(CH₃)₂）を混合して用いられる。ヒドラジンは 0℃ 近くで固化するが，UDMH はヒドラジンより性能は落ちるがマイナス 50℃ あたりまで液体であるので温度変化に対して安定な燃料が得られるからである。ヒドラジンと UDMH 50% ずつの混合物を A50（商品名），ヒドラジン 25%，UDMH 75% の混合物を UH25 と呼び，いずれも実用されている。なお，四酸化二窒素とヒドラジン誘導体は接触しただけで燃焼を始める（自己着火性があるという）ので，点火装置は不要である。比推力は，NTO/Hydrazine で I_{SP} = 292sec，NTO/A50 で I_{SP} = 288sec，NTO/UH25 で I_{SP}

第4章 ロケットの実際

=278sec 程度である。

(3) 液体酸素と液体水素

液体水素 (liquid Hydrogen) は LH₂ と略称されており、沸点 20K (-約 250) の非常に扱いにくい液体であるが、液体酸素との組み合わせは、現時点では最高の比推力を与える。比推力は I_{SP} =452sec 程度である。

推進薬の組み合わせと、比推力の変遷を、図 4.2 に示すⁱ。

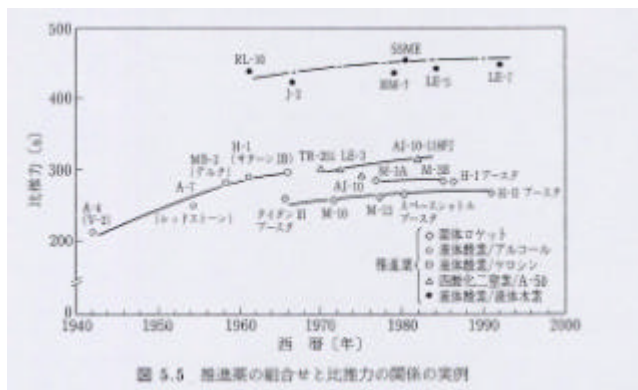


図 4.2 推進薬の組み合わせと比推力の関係 (富田・鬼頭・幸節・長谷川・前田 2001)

上記の他に、高エネルギー推進薬として、液体燃料の中に、ベリリウム、リチウム、ホウ素、アルミニウムなどの金属微粒子を混ぜることなどが研究されているⁱⁱ。

また、過冷却水素、スラッシュ水素などを用いることも研究されているⁱⁱⁱ (図 4.3)。

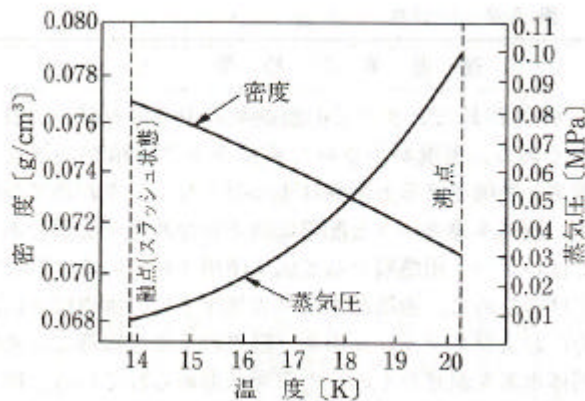


図 4.3 過冷却水素とスラッシュ水素 (富田・鬼頭・幸節・長谷川・前田 2001)

4.2.2.3 混合比

推進薬の組み合わせと並んで大切なパラメータとして混合比 (mixture ratio : 頭文字をとって MR と書かれる) がある。

第4章 ロケットの実際

混合比は、酸化剤流量と燃料流量の比で表される。

$$MR = \frac{\dot{m}_o}{\dot{m}_f}$$

混合比は、各種推進薬の組み合わせで最適性能が出るように選定するのが筋であるが、実際には、他の要素、特に機体側の事情も考慮して大域的最適化が図られることが多い。

図 4.4 は LE-5 の混合比と比推力の関係を示したものである。混合比が小さいほうが、すなわち、ノズルから排出されるガスが未燃の水素を多く含んでいたほうが分子量が小さくなるので速度は速くなり、比推力は上がる。しかし、水素が多くなりすぎるとタンクの容積が増えるので混合比には機体によって異なる最適点がある。

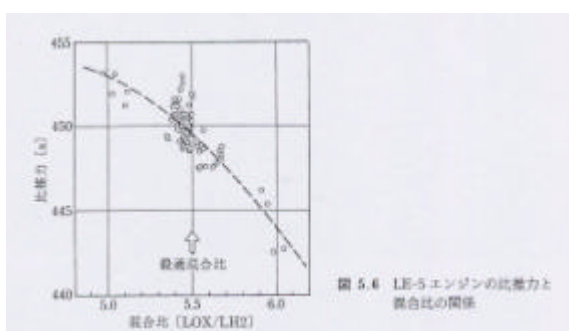


図 4.4 LE-5 の混合比と比推力の関係
(富田・鬼頭・幸節・長谷川・前田 2001)

4.2.2.4 ガス押し式とターボポンプ式 (propellant feed system)

推進薬をタンクからエンジンに送り出す場合に二つの方式がある。

一つは、推進薬タンク内、推進薬上面に圧力をかけて推進薬を押し出してやる方式で、図 4.5 の左側がそれである。推進薬上面にはガスが入れてあり、このガスに圧力をかけて押し出すので、ガス押し式 (pressurized liquid propellant feed system) と呼ばれている。図から分かるように、システムとしてはきわめて簡素であるが、タンク内の推進薬を押し出すときに、エンジンの燃焼室圧力よりも高い圧力で押さなければならないので、エンジン燃焼室圧力を高くするとタンクを頑丈に作らねばならないのでタンクの質量が増えることから、エンジンの燃焼室圧力を高く取れないという問題がある。実際に、この方式を我が国で用いたのは、N,N-2 ロケットの 2 段エンジンであるが、いずれも燃焼室圧力は 1.2Mpa とかなり低い値であった。従って、この方式は、小型のエンジンにしか用いることができない。

しかし、部品点数が少なく、システム信頼性を高くすることができる上にコストも比較的低い利点がある。

一方、ターボ・ポンプ式 (turbo-pump propellant feed system) は、推進薬タンクに加圧して推進薬を押し出すのであるが、その圧力はきわめて低い。エンジンの燃焼室圧力よりも推進薬の圧力を高めるのは、推進薬タンクの下流にあるターボ・ポンプを用いて行な

第4章 ロケットの実際

う．それゆえに，この方式はターボ・ポンプ式と呼ばれるのである．

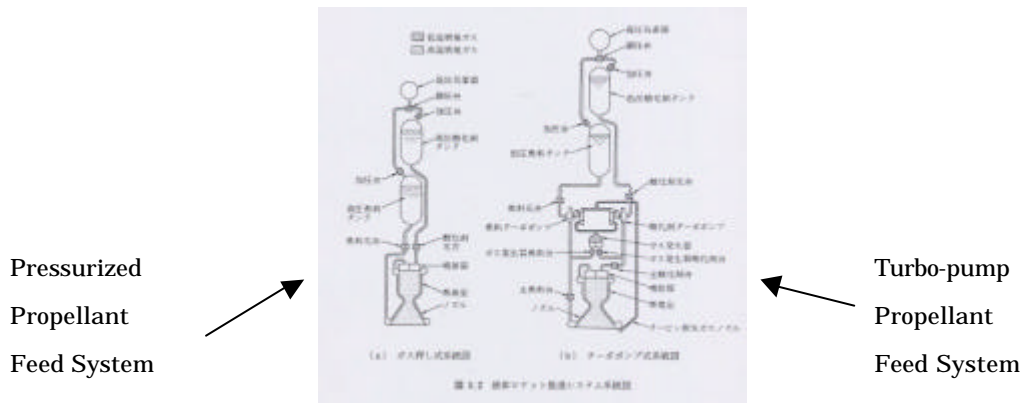


図 4.5 ガス押し式とターボ・ポンプ式

(冨田・鬼頭・幸節・長谷川・前田「ロケット工学基礎講義」より)

図 4.5 の右側にあるのがターボ・ポンプ式の一部であるが，燃焼室圧力を高くして高い性能を期待するエンジンに用いられる．スペース・シャトル・メイン・エンジン (SSME)，我が国の LE-5 シリーズ，LE-7 シリーズなどはターボ・ポンプ式を採用している．

部品点数が多くなるので，システムは複雑となり，信頼性の確保が課題である．

ターボ・ポンプ式の場合，ターボ・ポンプはエンジン側に含まれる．それでは，機体のタンク・システム側は，何もしなくてもよいかというとそうではない．ターボ・ポンプはきわめて高性能のもので，所定の性能を出すためには，ポンプ入り口の圧力，温度などの条件を満たすことが必要であって，また推進薬内に気泡が存在してはならないことになっている．そのためにタンク側は，厳しい圧力・温度・気泡の管理を行わなければならない．

4.2.2.5 エンジン・サイクル(Engine Cycle)

ターボ・ポンプは，基本的にはポンプである．ポンプを回すのにタービンを用いるのでターボ・ポンプと呼ばれるのである．タービンを駆動して，同じ軸に取り付けたポンプをまわすのであるが，タービンの駆動方法にいくつかの方式があり，これらをエンジン・サイクルと呼んでいる．

ターボポンプ式には，次のエンジンサイクルがある．

- ・ ガス発生器サイクル(Gas Generator Cycle)
- ・ タップ・オフ・サイクル(Tap-off Cycle)
- ・ エクスパンダ・サイクル(Expander Cycle)
- ・ エクスパンダ・ブリード・サイクル(Expander Bleed Cycle)
- ・ 2 段燃焼サイクル(Two Stage Combustion Cycle)

(1) ガス発生器サイクル(Gas Generator Cycle)

ガス発生器サイクル (Gas Generator Cycle) はターボポンプ式エンジンの基本形である

第4章 ロケットの実際

(図 4.6) . 頭文字をとって GG サイクルと呼ばれることもある . ガス発生器サイクルでは , タービンを回す駆動源としてガス発生器と呼ばれる小型の燃焼室で発生させた燃焼ガスを用いる . 燃焼ガスは酸化剤と燃料を燃焼させて作るのであるが , この酸化剤と燃料には通常 , エンジンに用いるのと同じ酸化剤と燃料が用いられる .

ガス発生器サイクルは , ガス発生器が独立しているために , エンジンの開発途中 , 推力が予定に達しないようなときに , 単にガス発生器内の燃焼ガスの量をふやしてやることによって , エンジンの推力を予定値まで持ってゆくことができる .

しかし , ガス発生器を持つということは , 燃焼室を二つ持つことであり , ガス発生器内の燃焼ガスは推進力に寄与しないので (ガスタービン駆動用燃焼ガスは , タービンブレード材料の制約から温度が 1000K 以下であり , 温度が 3000K に達するエンジン燃焼室で作られるガスと混ぜてノズル内に流しても推力にはまったく寄与せず , かえって流れを乱す素となる) 非効率的である . 特に , ガス発生器で発生するガスの量をふやすことは , 推力に寄与しない推進薬消費量を増やすことになるのではなはだ非効率的である .

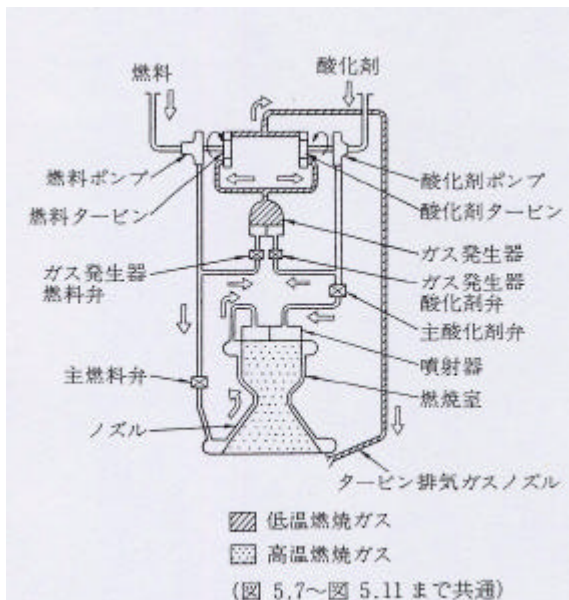


図 4.6 ガス発生器サイクル(Gas Generator Cycle)

(富田・鬼頭・幸節・長谷川・前田「ロケット工学基礎講義」より)

そのために , V - 2 をはじめとして宇宙開発初期のエンジンには用いられたが , 20 世紀後半は , より効率的な方法が採用されるようになった . しかし , 堅実なシステムで信頼性が高いことから , 21 世紀に入ってまた見直されている . ガス発生器サイクルを採用した代表的な例は LE-5 エンジンで , そのエンジン系統図を図 4.7 に示す

LE-5 エンジンは H- ロケット 2 段エンジンとして開発されたが , コストダウンのため , H- ロケットでは , エクスパンダ・ブリード・サイクルと呼ばれる方式に変更された .

第4章 ロケットの実際

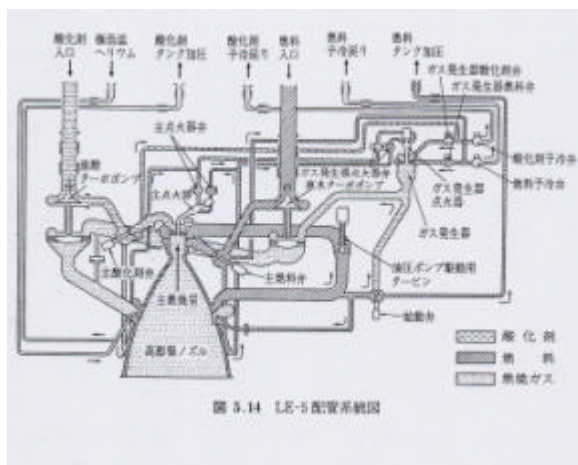


図 4.7 ガス発生器サイクルの例 (LE-5)

(富田・鬼頭・幸節・長谷川・前田「ロケット工学基礎講義」より)

(2) タップ・オフ・サイクル(Tap-off Cycle)

タップ・オフ・サイクルは、図 4.8 を見て分かるようにエンジンの燃焼室ガスを用いてターボ・ポンプのタービンを回すようになっている。これは、ガス発生器からの燃焼ガスの代わりにエンジンの燃焼ガスを用いれば効率がよいとの考えの下に出された案であるが、エンジンの燃焼ガス温度は、約 3000K であり、この温度に耐えることのできるタービン・ブレード材料がないことから、未だ実用された例はない。

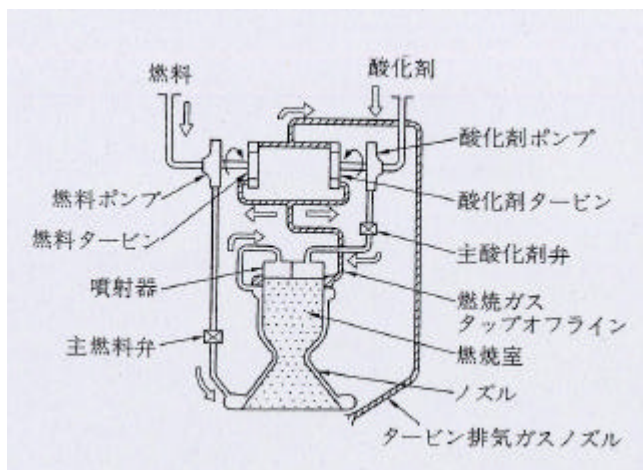


図 4.8 タップ・オフ・サイクル(Tap-off Cycle)

(富田・鬼頭・幸節・長谷川・前田「ロケット工学基礎講義」より)

(3) エキスパンダ・サイクル(Expander Cycle)

ガス発生器を用いずにターボ・ポンプのタービンを回す方法として、タップ・オフ・サイクルの次に考え出されたのが液体水素を燃料として用いる場合、エンジンのノズルと燃焼

第4章 ロケットの実際

室の冷却に燃料の液体水素を用いるのが普通であるが、液体水素はガス化して水素ガスとなる。この水素ガスは非常に圧力が高く（燃料ポンプではエンジン燃焼室より高い圧力まで昇圧する）、これを用いてターボ・ポンプのタービンを回すことが考えられ、それを実現したのがエキスパンダ・サイクルである。水素を膨張（expand）させて用いるので、エキスパンダ・サイクルという。図 4.9 にあるように、エンジンの cooling jacket を出てきた水素ガスすべてをポンプのタービン側に送り込んでいる。しかし、実際問題としては、ターボ・ポンプを回した後、水素の圧力は低下するので、エンジン燃焼室圧力を高く取れないという問題がある。

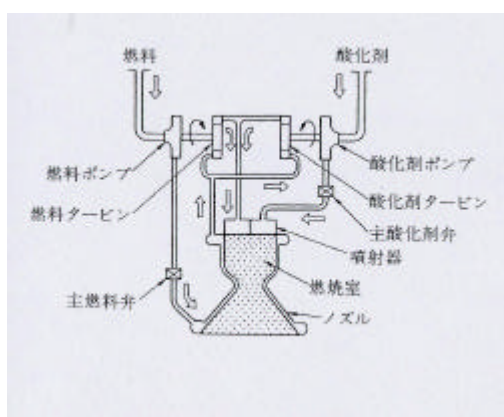


図 4.9 エクスパンダ・サイクル(Expander Cycle)

（富田・鬼頭・幸節・長谷川・前田「ロケット工学基礎講義」より）

（4）エキスパンダ・ブリード・サイクル(Expander Bleed Cycle)

エキスパンダ・サイクルは冷却に用いた水素すべてを、タービンを回すために用いているが、タービン側にまわす水素をごく一部にして、ほとんどを cooling jacket から直接エンジン燃焼室に送り込み、ターボ・ポンプを回した水素ガスは捨ててしまうのがエキスパンダ・ブリード・サイクルである（図 4.10）。

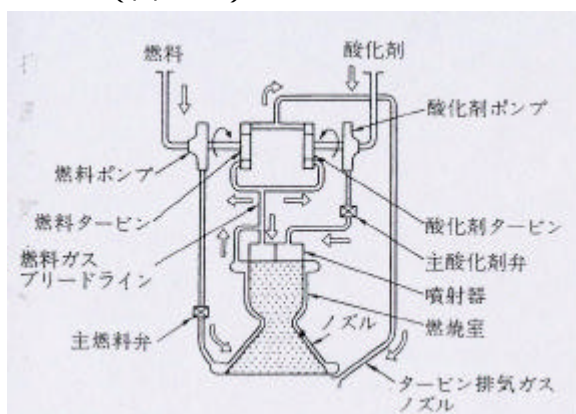


図 4.10 エクスパンダ・ブリード・サイクル(Expander Bleed Cycle)

（富田・鬼頭・幸節・長谷川・前田「ロケット工学基礎講義」より）

第4章 ロケットの実際

ターボ・ポンプを回した水素ガスは圧力が低下するので、エキスパンダ・サイクルではエンジン燃焼室圧力が低くなるが、エキスパンダ・ブリード・サイクルでは、エンジン燃焼室に行くガスは圧力が低下していないので、エンジン燃焼室圧力を高く取ることができる。すなわち、エキスパンダ・ブリード・サイクルのほうがエキスパンダ・サイクルより性能が高く、水素ガスを捨ててしまっても、この方が効率がよい。ただし、エキスパンダ・サイクルの場合もそうであるが、燃焼室の冷却との熱交換での水素ガスの温度上昇に限界があるため、水素ガス温度を高くできないので（400～600K）ターボ・ポンプ駆動馬力不足で、大推力のエンジンには適さない。また、エキスパンダ・サイクルも同様であるが液体水素を燃料として用いるエンジンにしか適用できない。

(5) 2段燃焼サイクル (Two Stage Combustion)

タップオフ・サイクルでは、エンジン燃焼ガス温度が高すぎて、タービンの材料が持たない、また、ガス発生器サイクルでは、ガス発生器で消費した推進薬は推力に寄与しないという欠点を克服するために考え出されたのが2段燃焼サイクルである（図4.11）。

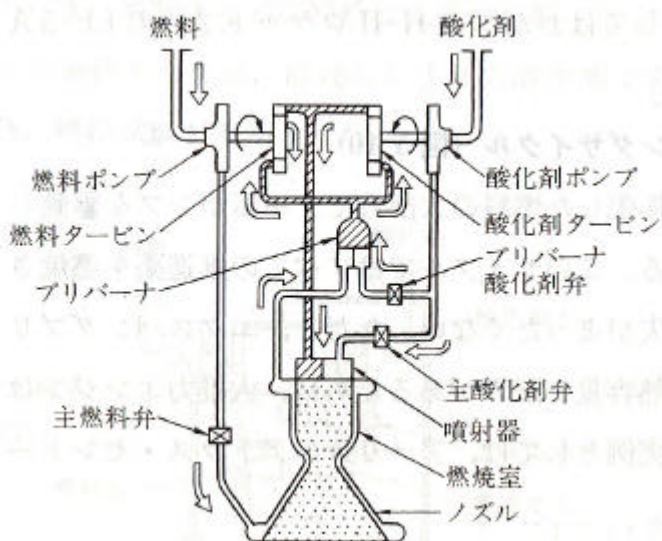


図 4.11 2段燃焼サイクル(Two Stage Combustion)

(富田・鬼頭・幸節・長谷川・前田「ロケット工学基礎講義」より)

2段燃焼サイクルを用いたエンジンとして代表的なものはスペースシャトル SSME、LE-7 エンジンである。LE-7 エンジンの系統図を図4.12 に示す。

2段燃焼サイクルでは、ガス発生器に置き換わるものとしてプリバーナ (pre-burner 日本語では予備燃焼室) がある。ガス発生器では、送り込んだ推進薬を完全燃焼させるが、プリバーナでは完全燃焼させないで、燃焼ガスの温度を抑えている。すなわち、プリバー

第4章 ロケットの実際

ナには、エンジンを冷却してガス化した水素のすべてを送り込むが、液体酸素はごく一部しか送り込まず、したがって、大部分の水素は未燃状態で残り、燃焼ガス温度は、この未燃ガスの存在によって低下する（約 900K）。このガスでターボ・ポンプのタービンを駆動し、駆動したガスをエンジン燃焼室に送り込んで、残りの液体酸素と混ぜて燃焼させる。これが2段燃焼サイクルである。低いとは言ってもエンジン燃焼室温度との相対的な問題で、900K という温度は材料の限界に近く、熱は2段サイクルエンジンにとって大きな問題である。2段燃焼サイクルは、液体酸素・液体水素システム以外にも、液体酸素・ケロシンを用いたシステムでも実用されている。

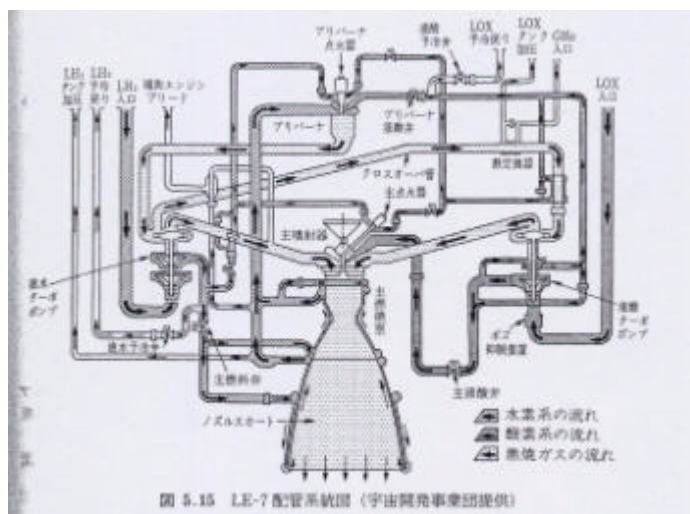


図 4.12 LE-7 系統図

(富田・鬼頭・幸節・長谷川・前田「ロケット工学基礎講義」より)

4.2.3 設計計算 (Preliminary Design Calculation)

4.2.3.1 理想ロケットエンジン (Ideal Rocket Engine)

ノズルの解析を行うに際し、解析しやすいように条件を設定する。そのように条件設定したロケットエンジンを理想ロケットエンジンと呼ぶ。

幸いにして、ノズルを通る流れでは、理想的な状態の流れと実際の流れ（実在流れ）との間に大きな差はない。従って、理想ロケットエンジンに対して作られた理論は、実在の流れに対しても十分に適用できる。

(1) 理想ロケットエンジンの3条件

ノズルの中の流れを理想化した状態を思いつくままに上げてみる。

- (イ) 焼反応の生成物は全て気体（燃焼ガス）で、燃焼は燃焼室内で瞬間的に行われるので、ノズル内の流れは化学的に平衡状態 (frozen equilibrium condition) にあって、流れの中で化学反応は起こっていない。
- (ロ) ノズル内の燃焼ガスはよく混合されており、その組成は均一である

第4章 ロケットの実際

- (ハ) 燃焼ガスは完全気体 (perfect gas あるいは ideal gas) の法則に従う
- (ニ) ガスの流れとノズル内壁との間に摩擦はなく, 境界層も存在しない
- (ホ) ノズル壁を通しての熱伝達はない. 従って, 流れは断熱変化する
- (ヘ) ノズル内の流れは定常で, ノズル出口で燃焼ガスは軸方向成分のみを持つ
- (ト) 燃焼ガス速度はノズル各断面で一様である

(イ)(ロ)(ハ)は, ノズル内の流れは完全気体の条件に合致していることを意味する. (ニ)と(ホ)は流れないの変化は可逆であることを意味し, 流れは等エントロピーの条件を満たしていることを意味する. (ヘ)と(ト)の状態は, 流れが準一次元流の条件を満たしていることを意味する.

すなわち, 理想ロケットエンジンの3条件とは,

- ・ 完全気体の条件(Perfect Gas)
- ・ 等エントロピー条件(Isentropic Relations)
- ・ 準一次元流条件(Quasi-one -dimensional Flow)

である.

(2) 理想気体の条件(Equation of State of Perfect Gas)

$$pV = \text{const.} \quad \text{R. Boyle (1627-1691)}$$

$$pV \text{ は絶対温度に比例} \quad \text{L. Gay-Lussac (1778-1850), Charles}$$

$$pV = \frac{3}{2} kT \quad \text{R.J.E.Clausius (1822-1888)}$$

$$pV = kNT \quad \text{J.C.Maxwell (1831-1879)}$$

(注) Nは体積V中の分子の数

次の関係が成立する気体を理想気体(ideal gas)あるいは完全気体 (perfect gas) という.

$$pv = \frac{P}{r} = RT \quad p = rRT \quad (4.1)$$

ここに,

- p : 圧力 (N/m^2)
- v : 比容積 (m^3/kg)
- : 密度 (kg/m^3)
- R : 気体定数 (Nm/kgK)
- T : 絶対温度

Rは一般気体定数から次のようにして計算される.

$$R = \frac{R'}{M} \quad (4.2)$$

ここに,

$$R' = 8314 \text{ J/Mol} \cdot K \quad \text{: 一般気体定数}$$

第4章 ロケットの実際

\bar{M} : 気体の平均モル質量 (分子量に等しい) (kg/Mol)

(参考) 空気の分子量は約 28.8 であるから $R = R' / \bar{M} = 8314 / 28.8 = 287 J/kgK$

(3) 等エントロピー条件(Isentropic Relations)

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{k/(k-1)} = \left(\frac{r_2}{r_1} \right)^k \quad (4.3)$$

ここに,

$$k = \frac{c_p}{c_v} : \text{比熱比} \quad (4.4)$$

c_p : 定圧比熱

c_v : 定積比熱

(4) 準一次元流条件(Quasi-one-dimensional Flow)

$$ruA = \text{const.}; \text{連続の式} \quad (4.5)$$

$$dp = -ru du : \text{Euler の方程式} \quad (4.6)$$

(5) 圧縮性流体(Compressible Flow)

(イ) 音速(Speed of Sound)

$$a = \sqrt{\left(\frac{dp}{dr} \right)_s} = \sqrt{kRT} \quad (4.7)$$

(ロ) エネルギー関係式(Energy Relations)

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \quad (4.8)$$

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{k/(k-1)} \quad (4.9)$$

$$\frac{r_0}{r} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{1/(k-1)} \quad (4.10)$$

(ハ) 圧縮性 1次元流の関係式 (D'Laval Nozzle)

$$\frac{dA}{A} = (M^2 - 1) \frac{du}{u} \quad (4.11)$$

4.2.3.2 ノズルを通る流れ (Nozzle Flow)

(1) 速度の関係式 (Velocity)

第4章 ロケットの実際

$$u = \sqrt{\frac{2kR}{k-1} T_c \left[1 - \left(\frac{p}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (4.12)$$

ノズル出口では(Velocity at the Nozzle Exit) ,

$$u_e = \sqrt{\frac{2kR}{k-1} T_c \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (4.13)$$

(2) 質量流量(Mass Flow Rate)

$$\dot{m} = \rho u A = \frac{p_c A}{R} \sqrt{2 \frac{c_p}{T_c} \left(\left[\frac{p}{p_c} \right]^{\frac{2}{k}} - \left[\frac{p}{p_c} \right]^{\frac{k+1}{k}} \right)} \quad (4.14)$$

ノズル・スロートでは, マッハ数 = 1 となり, 単位面積あたり流量が最大となる .

$$\frac{p_t}{p_c} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (4.15)$$

(3) ノズルスロートにおける諸量(Relations at Nozzle Throat)

$$\text{速度(Velocity)} : u_t = \sqrt{kRT_t} \quad (\text{音速}) \quad (4.16)$$

$$\text{密度(Density)} : \frac{\rho_t}{\rho_c} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (4.17)$$

$$\text{温度(Temperature)} : \frac{T_t}{T_c} = \frac{2}{k+1} \quad (4.18)$$

$$\text{流量(Flow Rate)} : \dot{m} = p_c A_t \sqrt{\frac{k}{RT_c} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \quad (4.19)$$

(4) ノズル膨張比(Nozzle Expansion Ratio)

$$e = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \left(\frac{p_c}{p_e} \right)^{\frac{1}{k}}}{\sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left(1 - \left[\frac{p_e}{p_c} \right]^{\frac{k-1}{k}} \right)}} \quad (4.20)$$

第4章 ロケットの実際

(5) ノズル出口の温度と圧力の関係式

$$\frac{T_e}{T_c} = \left[\frac{p_e}{p_c} \right]^{\frac{k-1}{k}} \quad (4.21)$$

$$p_e = r_e R T_e$$

演習4.1 (ロケット工学基礎講義 p.43)

ある液体ロケットエンジンの燃焼室圧は 145 気圧，燃焼室内のガス温度 3200K，ノズルスロート面積 0.04m²である．出口径は高度 15km の大気圧にあわせて決定するものとし，比熱比 $k=1.3$ ，流れの平均モル数を 16 とし高度 15km($p_a=1.211 \times 10^4$ Pa)におけるノズル出口速度，ノズル膨張比，ノズル出口マッハ数を求めよ．

解

基本となる定数として，気体定数と定圧比熱を計算する．

$$\text{気体定数： } R = R' / \bar{M} = 8314 / 16 = 519.6 [J / kg \cdot K]$$

$$\text{定圧比熱： } C_p = kR / (k - 1) = 1.3 \times 519.6 / 0.3 = 2252 [J / kg \cdot K]$$

ノズル出口速度は，式(4.13)から求める．

$$u_e = \sqrt{\frac{2kR}{k-1} T_c \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} = \sqrt{\frac{2 \times 1.3 \times 519.6}{0.3} \times 3200 \times \left[1 - \left(\frac{1.211 \times 10^4}{145 \times 1.013 \times 10^5} \right)^{\frac{0.3}{1.3}} \right]}$$

$$= 3408 [m / s]$$

膨張比は，式(4.20)より求めてもよいが，ノズル出口マッハ数を求めることが要求されているので，両者を同時に求めることのできる方式をとる．

それには，まず，流量がノズル内の流れでは場所によらず一定であることを利用して，式(4.19)でノズルスロートを通る流量を求め，式(4.14)より，

$$\dot{m} = r_e u_e A_e$$

とにおいて，ノズル出口面積 A_e を求める．ここで，密度が要求されているが，理想気体条件式(4.1)，等エントロピー条件式(4.3)を用いて，燃焼室内の温度，圧力，ノズル出口の圧力から，ノズル出口温度を経由して，ノズル出口流れの密度を求めることができる．

ノズル出口面積 A_e が求まれば，ノズルスロート面積は問題に与えられているので膨張比を求めることは可能である．また，ノズル出口温度から式(4.16)を用いてノズル出口流れの中の音速が計算できるので，ノズル出口速度との比を取れば求めるマッハ数となる．

以上の手順を実際に実施すると次のようになる．

式(4.19)より，

第4章 ロケットの実際

$$\dot{m} = p_c A_t \sqrt{\frac{k}{RT_c} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} = 145 \times 1.013 \times 10^5 \times 0.04 \sqrt{\frac{1.3}{519.6 \times 3200} \left(\frac{2}{2.3} \right)^{\frac{2.3}{0.3}}} = 304 [\text{kg/s}]$$

式(4.3)より,

$$\frac{p_e}{p_c} = \left(\frac{T_e}{T_c} \right)^{\frac{k}{k-1}} = \frac{1.211 \times 10^4}{145 \times 1.013 \times 10^5} = \left(\frac{T_e}{3200} \right)^{\frac{1.3}{0.3}}$$

となつて,

$$T_e = 3200 \times \left(\frac{1.211 \times 10^4}{145 \times 1.013 \times 10^5} \right)^{\frac{0.3}{1.3}} = 621 [\text{K}]$$

式(4.1)より,

$$r_e = \frac{p_e}{RT_e} = \frac{1.211 \times 10^4}{519.6 \times 621} = 0.0375 [\text{kg/m}^3]$$

式(4.14)より,

$$A_e = \frac{\dot{m}}{r_e u_e} = \frac{304}{0.0375 \times 3408} = 2.379 [\text{m}^2]$$

したがつて, 膨張比は,

$$e = \frac{A_e}{A_t} = \frac{2.379}{0.04} = 59.5$$

また, ノズル出口流音速は, 式(4.7)より,

$$a_e = \sqrt{kRT_e} = \sqrt{1.3 \times 519.6 \times 621} = 648 [\text{m/s}]$$

となるので, マッハ数は,

$$M_e = \frac{u_e}{a_e} = \frac{3408}{648} = 5.26$$

4.2.3.3 特性排気速度と推力係数

(イ) 特性排気速度 (characteristic exhaust velocity)

$$C^* = \frac{p_c A_t}{\dot{m}} = \frac{1}{\sqrt{\frac{k}{RT_c} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}}} = \frac{\sqrt{kRT_c}}{k \sqrt{\left[\frac{2}{k+1} \right]^{\frac{k+1}{k-1}}}} \quad (4.22)$$

(ロ) 推力係数 (Thrust Coefficient)

$$C_f = \frac{P}{p_c A_t} = \sqrt{\frac{2k^2}{k-1} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}} \left(1 - \left[\frac{p_e}{p_c} \right]^{\frac{k-1}{k}} \right)} + \frac{p_e - p_a}{p_c} \cdot \frac{A_e}{A_t} \quad (4.23)$$

推力係数は $p_e = p_a$ のとき最大となり、この状態を最適膨張 (optimum expansion) と呼ぶ。有効排気速度、特性排気速度、推力係数の間には次の関係が成り立つ。

$$C^* \cdot C_f = C \quad (4.24)$$

4.3 打上げロケットの評価

ロケットの評価基準は、その初期においては打上げ能力を中心とするミッション達成能力であった。しかし、商業化進行と共に、宇宙開発にも経済性が求められるようになった。現在 NASA が宇宙システムの評価基準として推奨しているのは、打上げコストと効果性 (effectiveness) である。打上げコストと効果性の定義は次の如くとなる。

(1) 打上げコスト

打上げコストとはペイロードの所有者が打上げに際して支払う対価を意味する。対価は原則として、開発費、運用費など全てを割掛けたライフサイクルコストを評価して定められるが、ロケットの経済性を示す一つの指標となる。

(2) 効果性

効果性 (effectiveness) は、NASA の定義によれば、全ての宇宙システムを対象とする性能、安全性、信頼性、運用性、保全性などを含む、包括的な概念であるが、打上げロケットに限ってみると、次のような要因が挙げられる。

- 打上げ能力 (軌道への投入能力)
- 打上げ成功率
- 安全性
- ペイロード対応 (ペイロードの大きさ形状に対するフレキシビリティ、打上げ環境)
- 打上げ頻度 (打上げのフレキシビリティを含む)
- 打上げ日程の確実性 (オンタイムの打上げ、ウィンドウの確保等)
- ロバスト性^{注)}

注) ロバスト性 (robustness) は堅牢性などと呼ばれ、外乱に対するシステムの強さを意味する。

効果性を代表するのは、打上げ能力、打上げ成功率である。打上げロケットの性能が向上し、打上げ経験を重ねるに従い、その他の要素、例えば、ペイロード対応、打上げ頻度、打上げ日程の確実性、システムのロバスト性等に差別化の重点が移りつつあるとは言うもののこの二つは基本的な要素である。

効果性をあげることと開発・製造コストを下げることは相矛盾するところがある。すな

第4章 ロケットの実際

わち、効果性をあげようとする、必然的に開発・製造コストは上昇し、開発・製造コストを下げると効果性は低下する。

(3) 打上げ能力評価基準

打上げロケットの打上げ能力評価基準として用いられているのは、低軌道への投入能力と地球静止遷移軌道への投入能力である。低軌道(Low earth orbit 略して LEO)とは、高度 200～500km の範囲の地球周回軌道を指し、ヴァンアレン帯(Van Allen belt)の傘の下で人類が宇宙活動を行う領域のことをいう。スペースシャトル、国際宇宙ステーションなどは何れも低軌道を飛行する。打上げ能力は軌道傾斜角によって異なるが、通常は自然に東へ向けて打ち上げたときの傾斜角(射場緯度に等しい)を用いている。

地球静止遷移軌道は静止衛星打上げ時に用いられる軌道である。静止衛星は打上げ時にまず高度 200～300km の地球周回低軌道(この軌道をパーキング軌道あるいは待機軌道という)に投入し、ついで、低軌道と地球静止遷移軌道に接する長楕円軌道に入れ(ペリジーキック)長楕円軌道の遠地点(アポジー)で地球静止軌道に投入される(アポジーキック)が、この長楕円軌道を地球静止遷移軌道(Geostationary transfer orbit 略して GTO)といい、通常 GTO に入れるまでが地球静止衛星を打上げるロケットの任務と考えられている(静止遷移軌道から静止軌道への移行は衛星の持っている推進機関により行う。従って、静止衛星の質量は静止遷移軌道への投入質量の約半分である)。静止衛星打上げのための低軌道としては通常高度 200-300km の地球周回円軌道が用いられる。

(4) ロケットは何故失敗するのか？

ロケットが登場してから 50 年以上経過しているが、依然としてロケット打上げの失敗は続いている。例えば、米国のデルタシリーズロケットは打上げ機数が 300 機に達していても失敗はなくなっていない。この理由は次のように考えられる。

(イ) ロケットでは飛行中にある部品に不具合が起こったとき、部品を交換して飛行を継続することができず、一部の部品やサブシステムの故障・不具合がシステム全体の故障・不具合につながりやすい。

(ロ) エンジン性能向上、構造軽量化の要求が厳しく、技術的に余裕の少ない状態で設計されている

(ハ) ロケットは、一般に製造機数が少なく、設計・製造が成熟していない(偶発故障期間に必ずしも到達しているとはいえない)。とくに新機種投入時には初期故障が不可避である。

(ニ) ロケットの働く環境宇宙環境がまだ完全に把握されていない。

上述の(ハ)については、故障確率曲線についての説明が必要である。一般にシステムは製造直後は故障が多く、その後故障の少ない安定した時期が続いた後、再び故障率が上昇する傾向がある。故障率曲線を、その形状からバスタブ(Bath-tub)曲線と呼んでいる。開発完了直後の時期には設計・製造の欠陥、使用環境との不適合による故障が発生しやすく、この時期を初期故障(Decreasing failure rate 略して DFR)期間、開発完了からしばらく経

第4章 ロケットの実際

って故障率が安定した時期を偶発故障(Constant failure rate 略して CFR)期間、劣化・摩耗により故障率が上昇してくる時期を摩耗(劣化)故障(Increasing failure rate 略して IFR)期間と呼んでいる。

ロケットの打上げ成功率の評価の物差しの一つに信頼度がある。故障の確率分布の明確でないワンショットものの主観確率(Subjective probability)に基づく信頼度の算定式として次式がある。

$$R(t) = \frac{r+1}{n+2} \quad (4.25)$$

ここに、 n はサンプル数、 r は故障の数である。

ⁱ 富田・鬼頭・幸節・長谷川・前田「ロケット工学基礎講義」p.75

ⁱⁱ 富田・鬼頭・幸節・長谷川・前田「ロケット工学基礎講義」p.73

ⁱⁱⁱ 富田・鬼頭・幸節・長谷川・前田「ロケット工学基礎講義」p.73