



# UNISONプロジェクト SUBARU

## 自作エンジン基本設計講習会

### － 第1回 基礎編 －

第2.0版

文責：津地 歩 @北海道大学

# 目次

1. ロケット推進の概念
2. ノズル
3. 燃焼器
4. 供給系（酸化剤流量）
5. 燃料（燃料流量）
6. 性能の指標
7. エンジン開発のフロー

# 目次

！注意！

今回は式の導出などは一切行わず，以降の回で必要となる箇所のみを簡単に説明します．式の導出や仮定，各項目間の関連を理解することは重要です．下記に参考となる文献を示すので，何れか1冊を極力読むようにしてください．

一学生がまとめたものであり，間違いや誤解を招く表現が多分に含まれることが予想されます．これらの資料を教材として使用した者の手によって改訂され続けていくことを期待します．

“永田晴紀，UNISEC宇宙工学講座「基礎から学ぶロケットの作り方」”

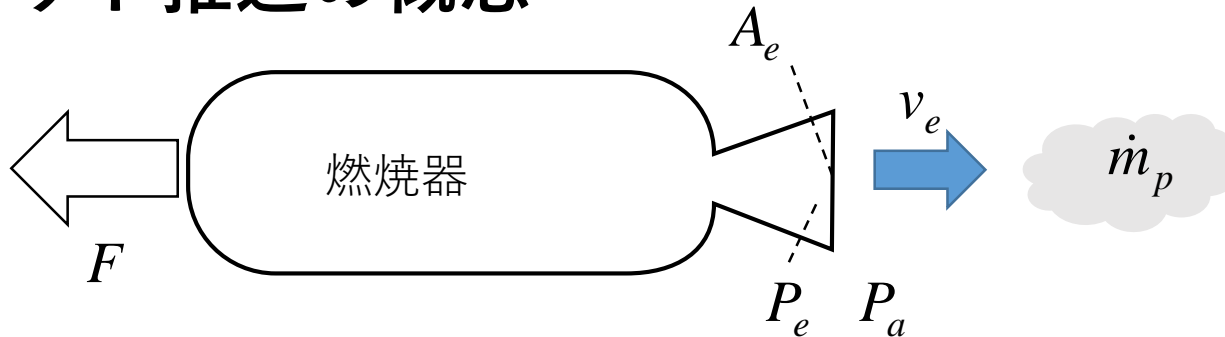
“鈴木弘一，ロケットエンジン，森北出版，pp15-43, 2011”

“富田真之ら，ロケット工学基礎講義，pp17-51, 2004”

“G. P. Sutton, Rocket Propulsion Elements”（日本語訳版有り）

# 1. ロケット推進の概念

## ロケット推進の概念



$$F = \dot{m}_p v_e + A_e (P_e - P_a)$$

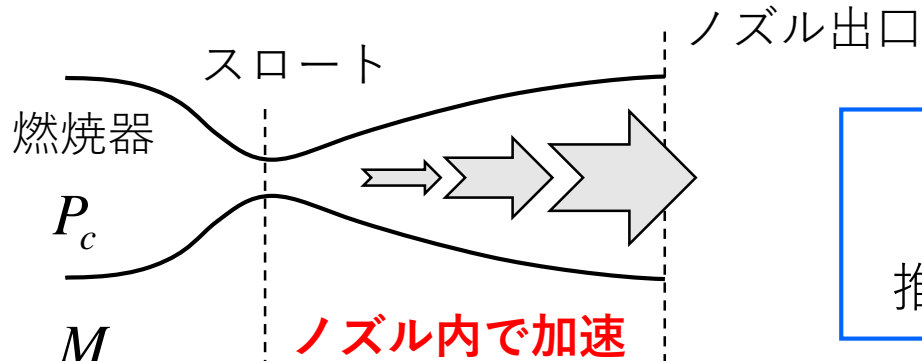
推力 = **運動量** + 圧力差

如何にたくさんの推進剤を  
どれだけ速く排出するかで  
推力の大きさは決まる

$F$ 推力	$\dot{m}_p$ 推進剤流量 (1秒間に排出される推進剤の質量)
$v_e$ 排気速度	$A_e$ ノズル出口面積
$P_e$ ノズル出口圧力	$P_a$ 雰囲気圧力 (地球上であれば大気圧)

## 2. ノズル

### —ノズルを付ける意味—



$$F = \dot{m}_p v_e + A_e (P_e - P_a)$$

推力 = 運動量 + 圧力差

ノズルによって燃焼室の圧力が速度に変換され、 $v_e$ が大きくなる

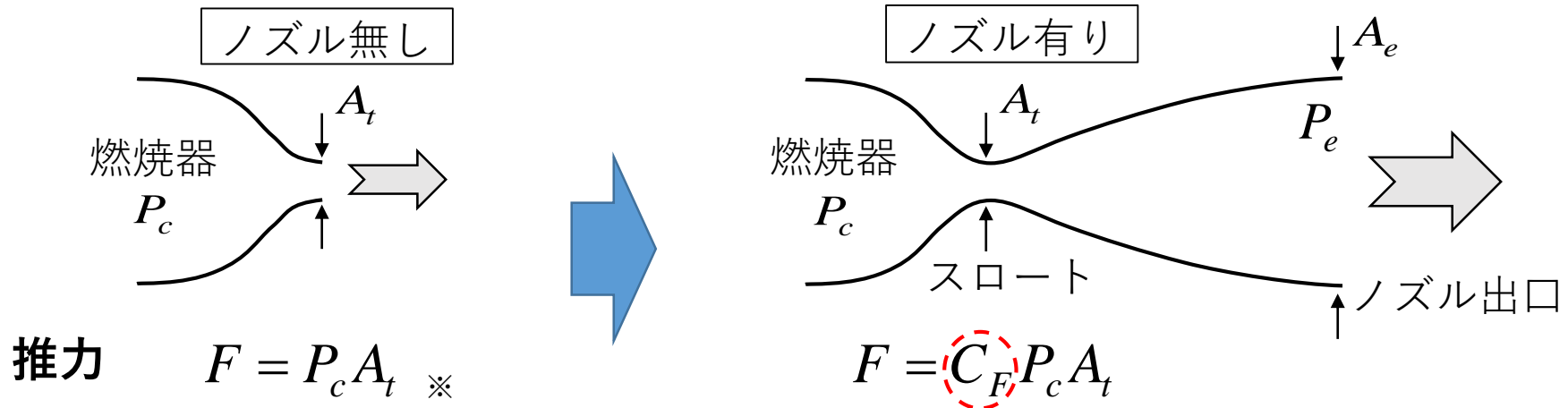


推力  $F$  を大きくできる

$P_c$  燃焼室圧力

## 2. ノズル

### — 推力係数 $C_F$ —



ノズルを付けることで**推力が $C_F$  (推力係数)倍**される

$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \frac{P_e - P_a}{P_c} \frac{A_e}{A_t}$$

$\gamma$  比熱比

$A_t$  ノズルスロート面積

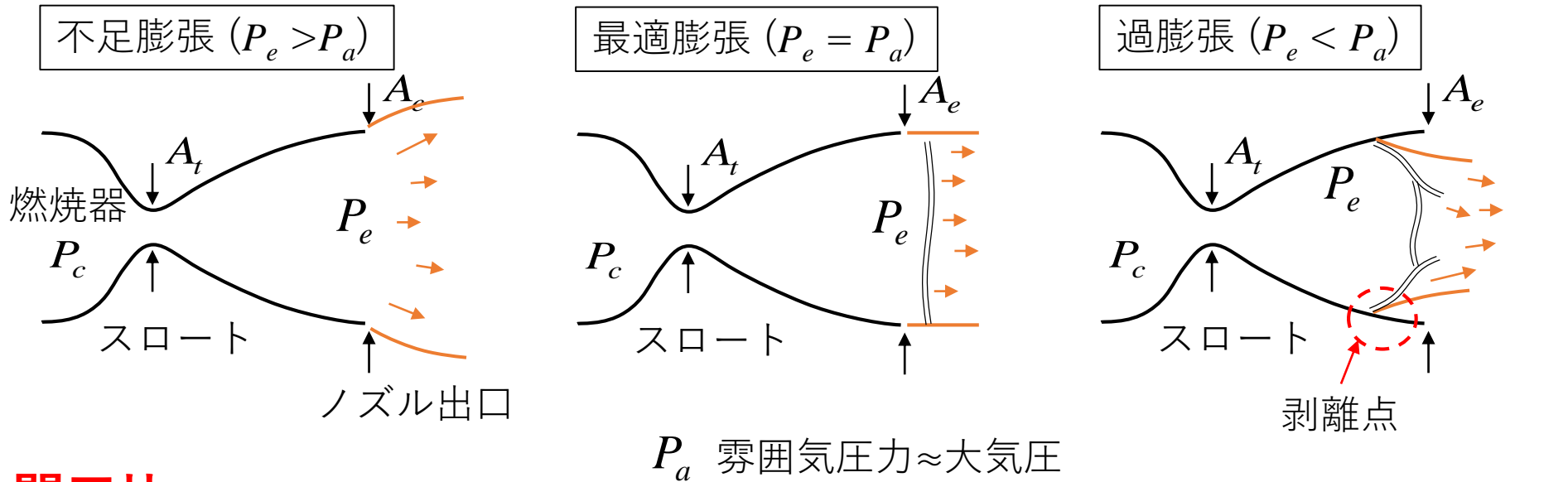
$A_e$  ノズル出口面積

$P_a$  雰囲気気圧

$P_e$  ノズル出口圧力

# 2. ノズル

## — 開口比 —



開口比  $\varepsilon$

$$\varepsilon = \frac{A_e}{A_t} = \frac{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{P_c}{P_e}\right)^{\frac{1}{\gamma}}}{\sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]}}$$

基本的に  $P_e = P_a$  (最適膨張) となるノズルを設計する

$\gamma$  比熱比

$A_t$  ノズルスロート面積

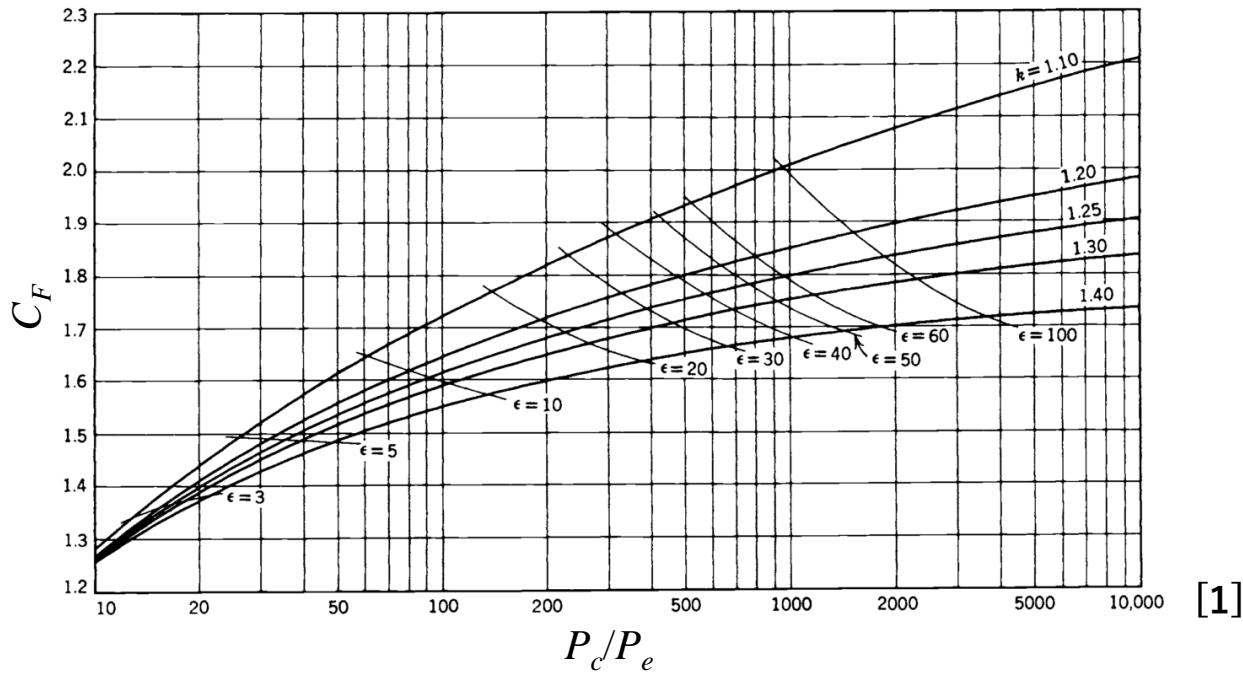
$A_e$  ノズル出口面積

$P_a$  雰囲気気圧

$P_e$  ノズル出口圧力

$P_c$  燃焼室圧力

## 2. ノズル



燃焼室圧力  $P_c \rightarrow \text{up}$



推力係数  $C_F \rightarrow \text{up}$

開口比  $\epsilon \rightarrow \text{up}$

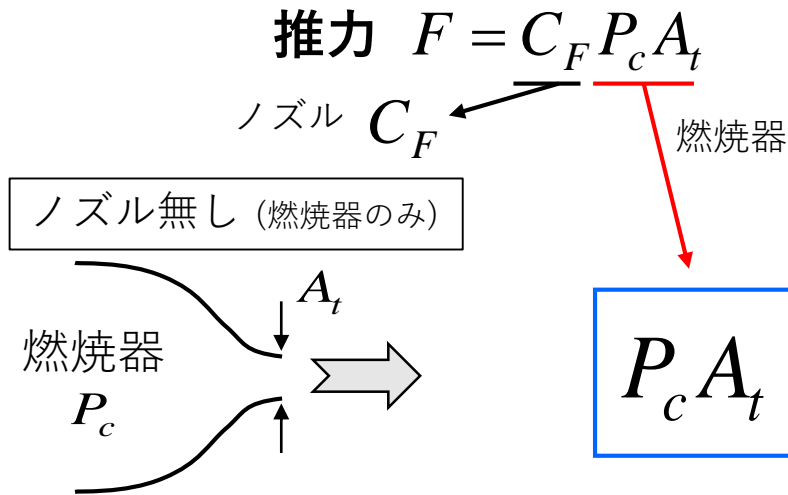
$$C_F = \sqrt{\frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left[ 1 - \left( \frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} + \frac{P_e - P_a}{P_c} \frac{A_e}{A_t}$$

燃焼室圧力  $P_c$  は大きい方が  
推力を大きくできる



# 3. 燃焼器

## — 特性排気速度 $c^*$ —



ノズルと燃焼器を分けて  
考えることができる

$$P_c A_t = \dot{m}_p c^*$$

**特性排気速度  $c^*$  [m/s]**  
燃焼自体を評価するパラメータ

特性排気速度  $c^*$  は

- 燃焼室圧力  $P_c$
- 酸化剤, 燃料の組合せ
- 酸化剤, 燃料の混合比  $O/F$
- 燃焼室の形状  $L^*$

に影響を受ける

$$c^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}_p}$$

$$c^* = \frac{\sqrt{\gamma R T_c}}{\gamma \sqrt{[2/(\gamma + 1)]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}}$$

$\gamma$  比熱比

$A_t$  ノズルスロート面積

$\dot{m}_p$  推進剤流量

$T_c$  燃焼温度

$R$  ガス定数 [J/kg·K]

### 3. 燃焼器 — $c^*$ 効率 $\eta_{c^*}$ , 特性燃焼室長 $L^*$ —

#### $c^*$ 効率 $\eta_{c^*}$

燃焼室の性能を表す  
パラメータ

$$\eta_{c^*} = \frac{c_{ex}^*}{c_{th}^*}$$

実験によって  
計測した値  $c_{ex}^* = \frac{P_c A_t}{\dot{m}_p}$

NASA-CEA(化学平衡計算)等で  
理論的に計算した値

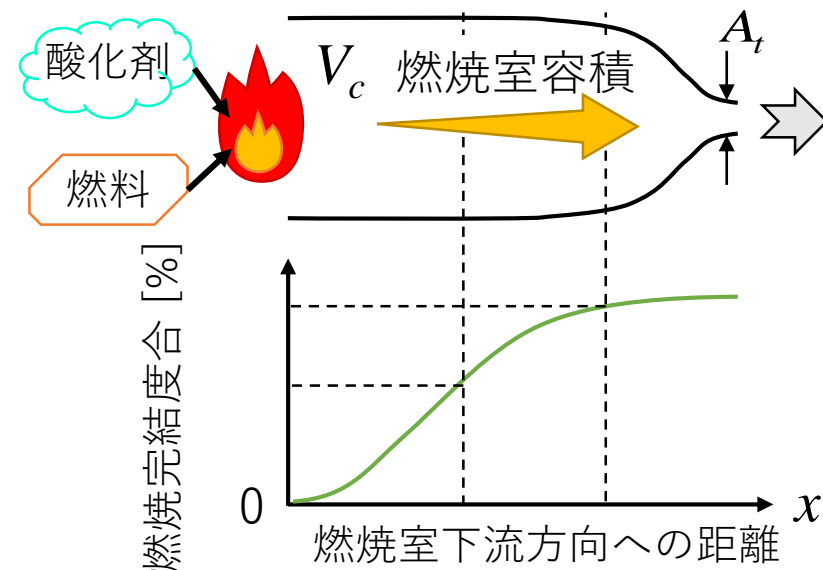
$$c_{th}^* = \text{CEA}(P_c, O/F)$$

#### 燃焼室特性長 $L^*$ [m]

燃焼室長さが十分かを  
評価するためのパラメータ

$$L^* = \frac{V_c}{A_t}$$

燃焼室を長く ( $L^*$  を大きく) する,  
インジェクタを変える等で  
 $\eta_{c^*}$  が改善される



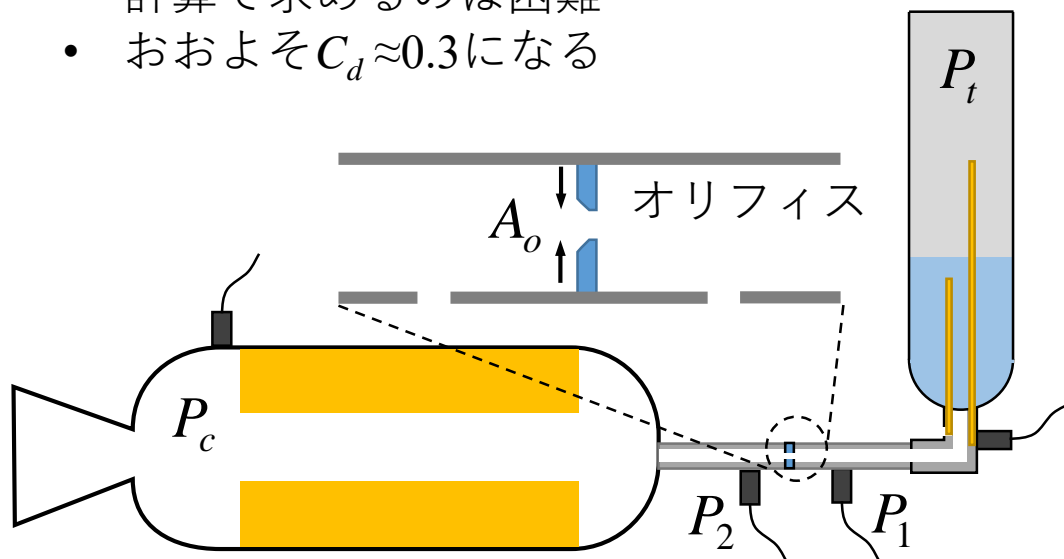
# 4. 供給系 — 酸化剤流量 —

酸化剤流量

$$\dot{m}_{ox} = C_d A_o \sqrt{2\rho_{ox}\Delta P}$$

流量係数 $C_d$ は事前に実験的に調べる

- 圧力取得位置間の構造を変えると $C_d$ も変わる
- 計算で求めるのは困難
- おおよそ $C_d \approx 0.3$ になる



$\dot{m}_{ox}$  酸化剤流量

$C_d$  流量係数

$A_o$  オリフィス断面積

$\rho_{ox}$  酸化剤密度

$\Delta P$  上流・下流圧力差

$P_t$  タンク圧力

$P_1$  オリフィス上流圧力

$P_2$  オリフィス下流圧力

$P_c$  燃焼室圧力

圧力差の取得位置  
の組合せ  
 $\Delta P = \begin{cases} P_1 - P_2 \\ P_t - P_c \\ P_1 - P_c \\ \vdots \end{cases}$   
のいずれか

# 5. 燃料

## — 燃料後退速度 —

筒型単ポート燃料の場合

燃料流量

$$\dot{m}_f = \rho_{ox} L_f \pi D_f \dot{r}$$

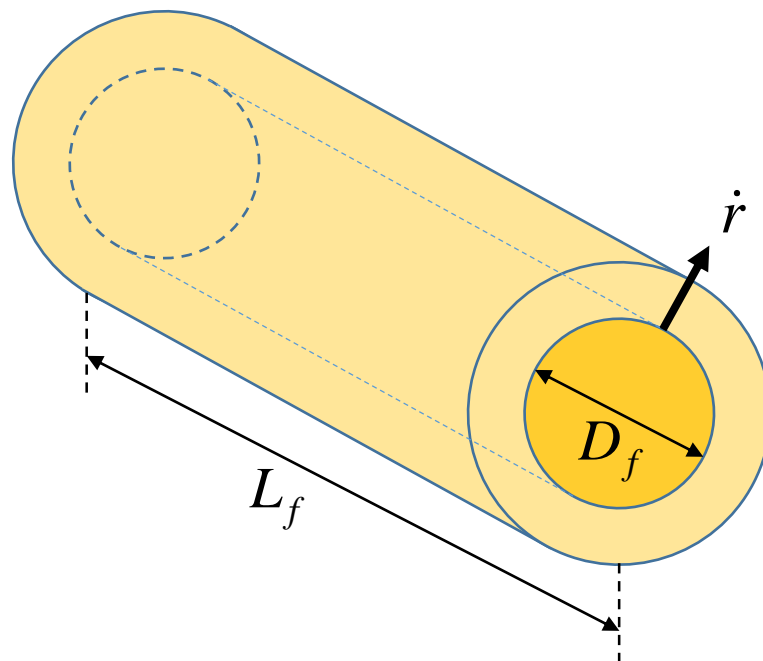
$\dot{m}_f$  燃料流量

$\rho_f$  燃料密度

$L_f$  燃料長さ

$D_f$  燃料ポート径

$\dot{r}$  燃料後退速度



$$\left\{ \begin{array}{ll} \text{燃烧面積} & A_f = \pi D_f L_f \\ \text{燃料流量} & \dot{m}_f = \rho_f A_f \dot{r} \end{array} \right.$$

# 5. 燃料

## — 燃料後退速度 —

燃料後退速度

$$\dot{r} = a G_{ox}^n = a \left( \frac{4\dot{m}_{ox}}{\pi D_f^2} \right)^n$$

$D_f$  燃料ポート径

$\dot{r}$  燃料後退速度

$G_{ox}$  酸化剤流束

$a$  (酸化剤流束)係数

$n$  (酸化剤流束)指数

燃焼形態と酸化剤・燃料の組合せ固有の値

①文献から値を調べる(最初はこの方法)

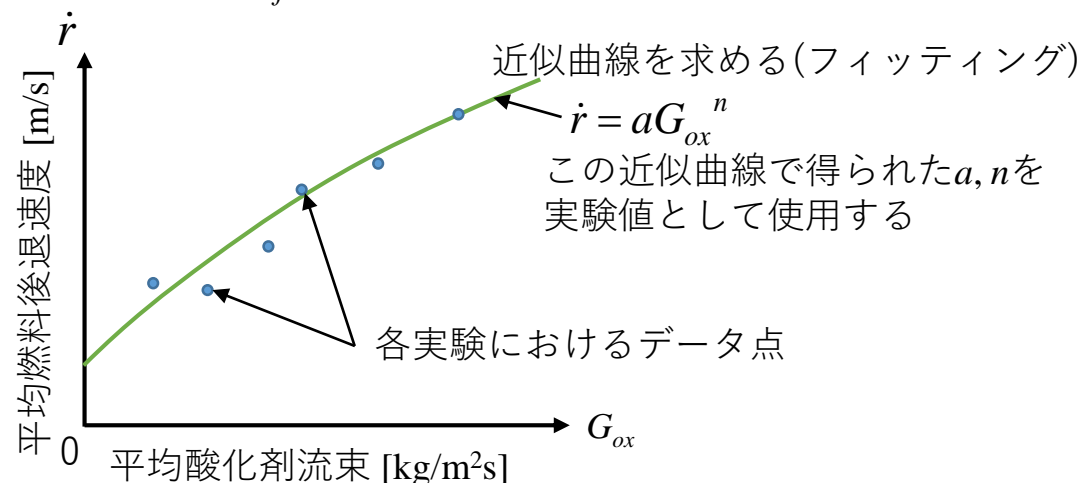
[Elizabeth T. Jens, et. al., "Hybrid rocket propulsion systems for outer planet exploration", Acta Astronautica, vol. 128, pp199-130, 2016](#)

Table 7

Martin J. Chaverini, et. al. "Fundamentals of Hybrid Rocket Combustion and Propulsion", AIAA, pp115, Reston, 2007",

etc...

②ポート径 $D_f$ を変えた複数回の燃焼実験から得る



# 5. 燃料 — 燃料後退速度 —

燃料後退速度

$$\dot{r} = a G_{ox}^n = a \left( \frac{4 \dot{m}_{ox}}{\pi D_f^2} \right)^n$$

燃料流量

$$\dot{m}_f = \rho_{ox} L_f \pi D_f \dot{r}$$

推力

$$F = C_F (\dot{m}_{ox} + \dot{m}_f) c^*$$

$D_f$  燃料ポート径

$\dot{r}$  燃料後退速度

$G_{ox}$  酸化剤流束

$a$  (酸化剤流束)係数

$n$  (酸化剤流束)指数

ハイブリッドロケットの弱点は

**燃料後退速度が低い、つまり推力が低い**



燃料後退速度を改善することが最重要課題

## 6. 性能の指標 — 比推力, トータルインパルス —

トータルインパルス [N・s]

$$I = \int_0^{t_b} F dt$$

比推力 [s]

$$I_{sp} = \frac{\int_0^{t_b} F dt}{m_p g} = \frac{\bar{F}}{\dot{m}_p g}$$

$I$  トータルインパルス

$t_b$  燃焼時間

$F$  推力

$I_{sp}$  比推力

$m_p$  推進剤消費量

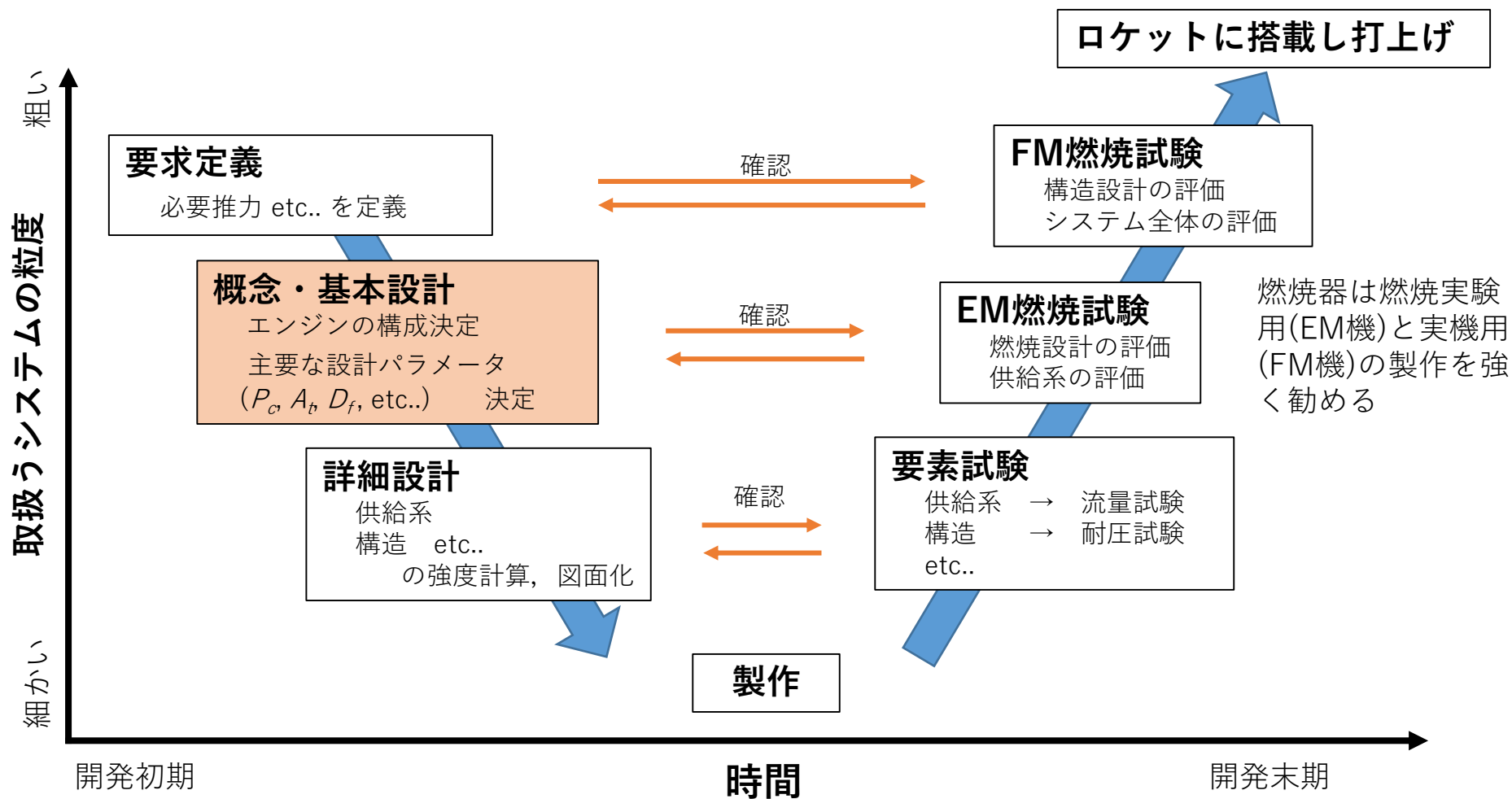
$g$  重力加速度

$\dot{m}_p$  推進剤流量

トータルインパルスはどれくらい重たいものを高く飛ばせるか (エンジンが発生可能な力積) を意味する

**比推力は燃費** (単位重量の推進剤が単位推力を発生できる時間) を意味する

# 7. エンジンの開発フロー (例)





改訂版数	改訂日	改訂者	改訂箇所
初版	2017/06/17	津地@北大	初版作成
第1.1版	2017/07/20	津地@北大	燃料後退速度の説明追加
第2.0版	2017/09/05	津地@北大	定数 $a, n$ の調査