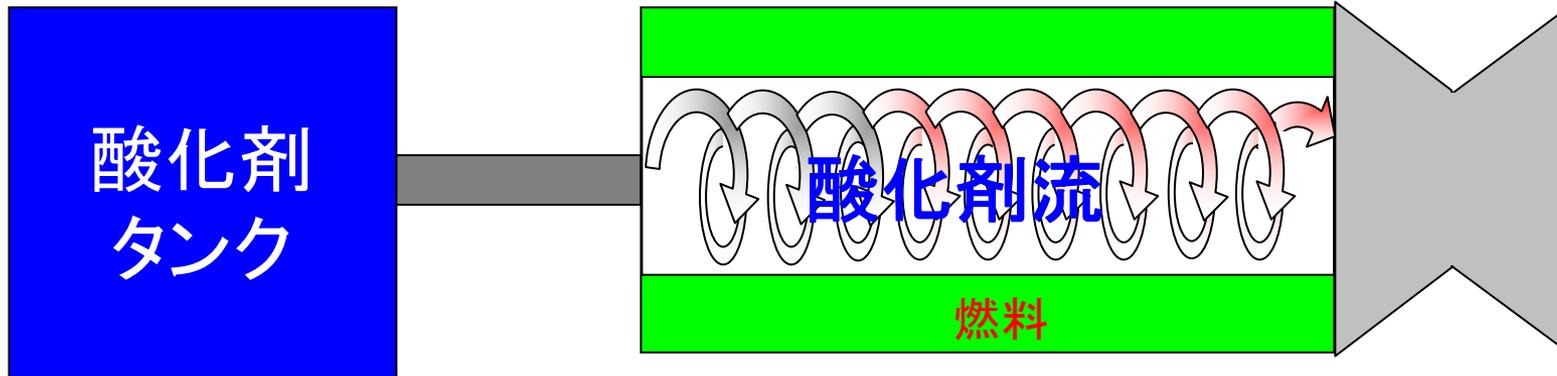


1500N酸化剤流旋回型
ハイブリッドロケットエンジンの
開発における課題
ー液体酸素気化ノズルー

首都大学東京
湯浅研究室

背景

酸化剤流旋回型ハイブリッドロケット



推進剤として気体酸素(GOX)とアクリル(PMMA)を用いた研究
旋回を与えることにより

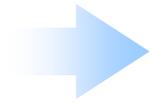
- 燃料と酸化剤の混合が促進
- 燃料への熱流束が増し、燃料の気化が促進

➡ 燃料の燃焼速度が上がり、エンジン性能が向上

- 旋回強度によって混合比をコントロールできる

これまでの研究

- 小型ハイブリッドロケットの打ち上げ実証



2001年 日本初ハイブリッド
ロケットの打ち上げに成功

(2001年3月, 気体酸素/アクリル, 全長:1.8m)
最大推力:692N, 高度:600m

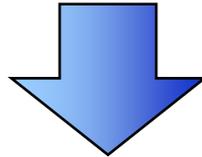


2001年 北海道大樹町

酸化剤に充填密度の高い液体酸素(LOX)を用いて、
高度25kmを目指す推力1500Nハイブリッドロケットエ
ンジンの開発を目標とする

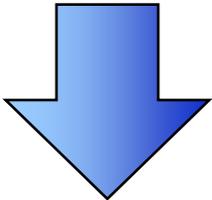
エンジン開発の課題(LOXの適用)

LOXを燃焼室に直接噴射 → 振動燃焼
エンジン性能の低下



LOXを気化し酸化剤として使用

再生冷却方式
LOX気化ノズル → LOX気化ノズルを装着した
小型エンジンで、性能向上.



1500N用LOX気化ノズルを開発

再生冷却方式LOX気化ノズル

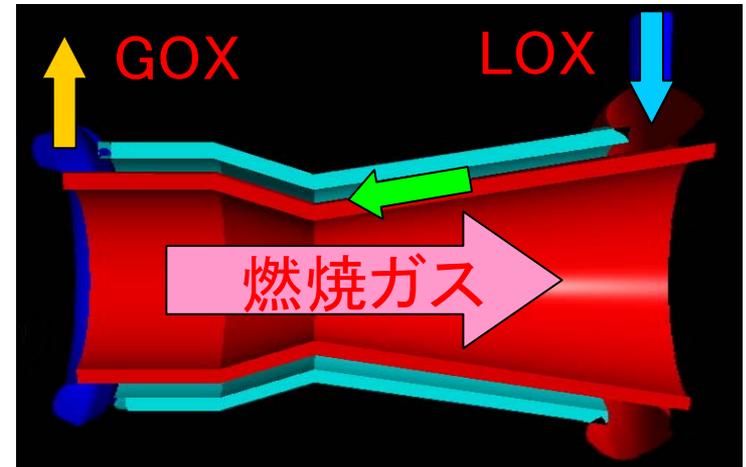
- ノズル外壁に沿ってLOXを流し、燃焼ガスの熱を利用してLOXを気化する方法。

利点

ノズルを利用しシステムが簡単。
伝熱の考慮のみ・数値解析が可能。
ノズルを冷却・長時間燃焼が可能。

欠点

構造が複雑で製作コストが高い。



LOX気化ノズル

再生冷却方式でLOXを用いた研究は
世界的に例が少ない

LOX気化ノズル設計条件

ノズル

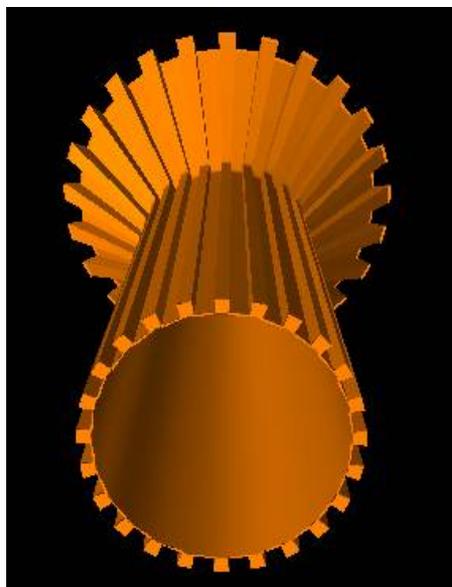
溝形状 : 軸流溝構造
流れ方向 : 向流
ノズル材質 : 無酸素銅
溝数 : 30本
電鑄による一体型

酸化剤(液体酸素)

LOX流量 : 385g/s
LOX供給圧 : 4.5MPa
LOX初期温度 : 90K

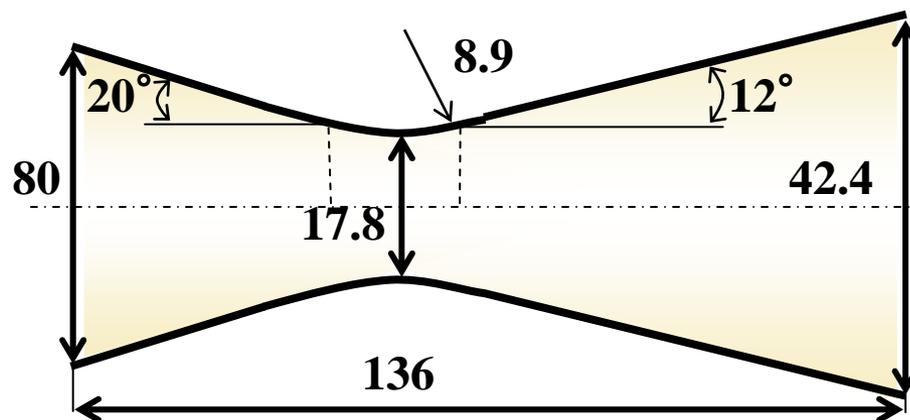
エンジン

燃料 : PP
(ポリプロピレン)
推力 : 1500N
燃焼室圧 : 4MPa
当量比 : 1.555
(凍結流での最適値)



電鑄前のイメージ図

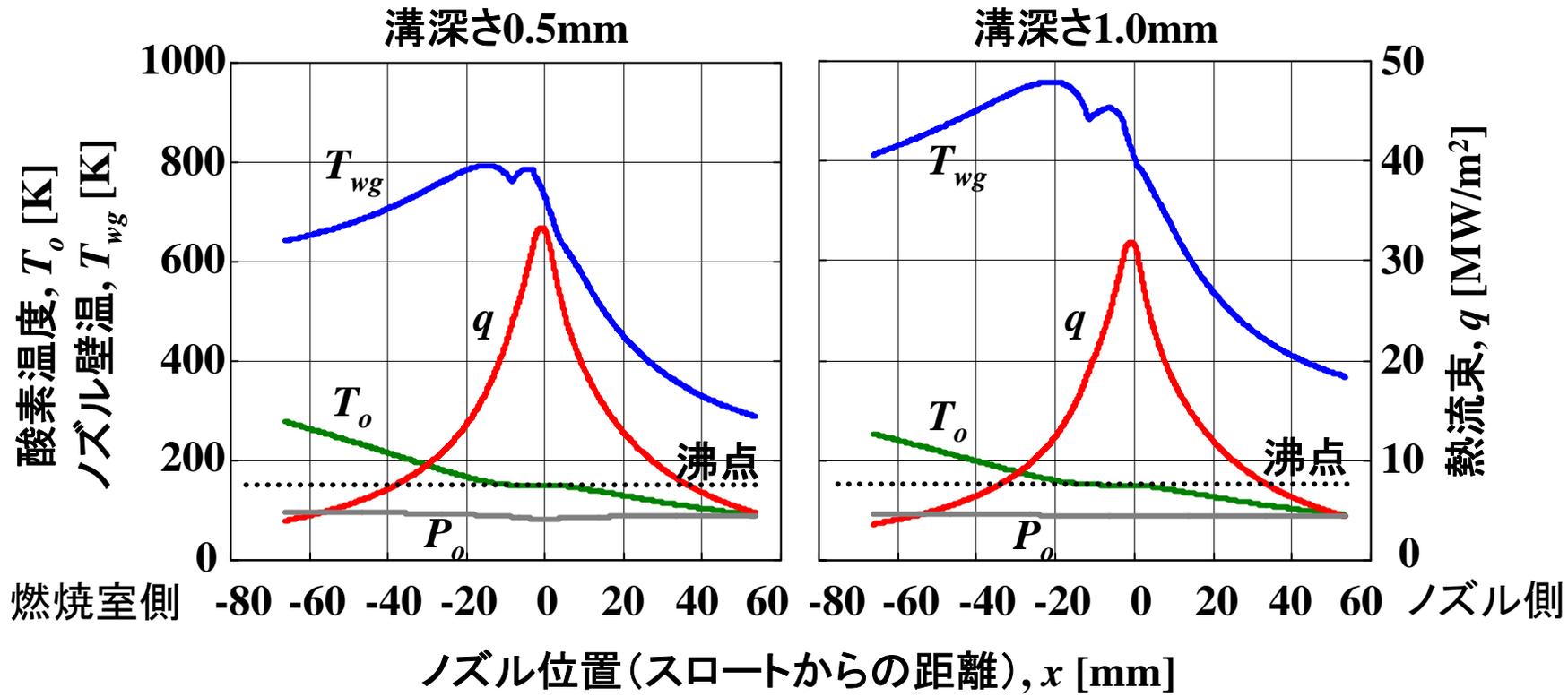
■ ノズル肉厚・溝幅・溝間幅は800Kにおける銅の強度を用いて強度計算を行い、応力に合わせて変化させた。



ノズル形状

Unit: [mm]

伝熱計算結果

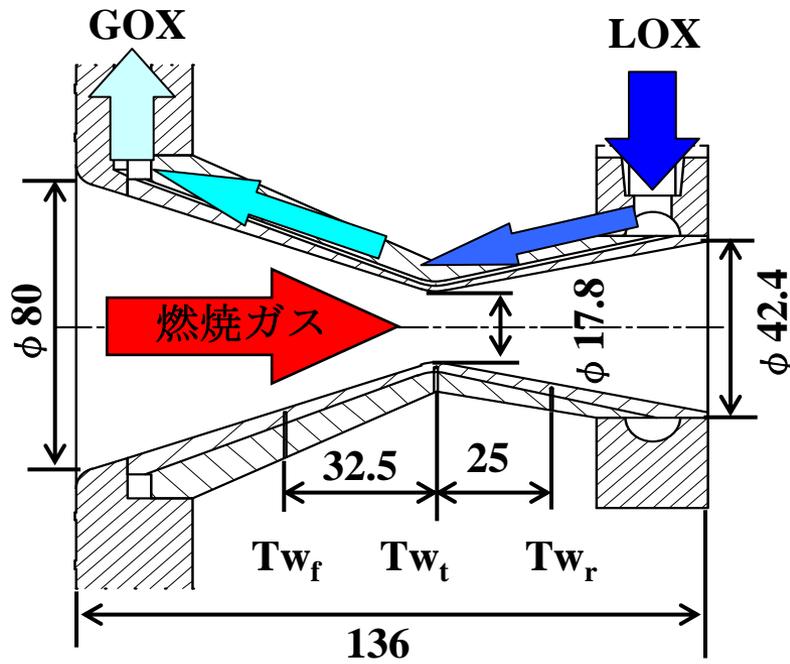


- 溝断面積が小さい方が、酸素流速が早く、液体酸素の熱伝達率が大きいため、酸素の温度上昇が大きく、ノズル壁温は低い。
- 溝深さが小さい方が、ノズルの気化性能・ノズル冷却効率が高い。

➡ 製作技術・予算の都合上、溝深さ1mmのLOX気化ノズルを製作。

LOX気化ノズル

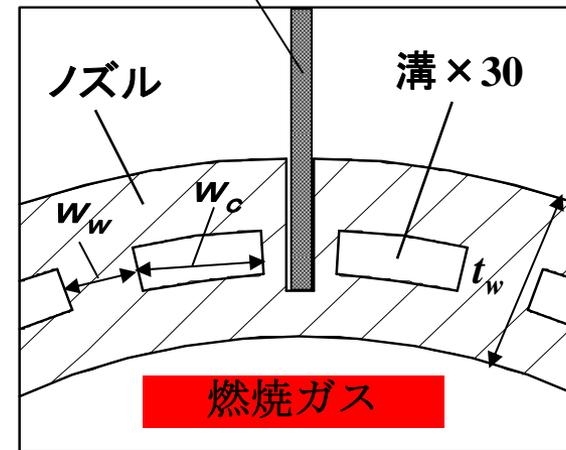
$$w_c = 1.1 \sim 4.7$$
$$t_w = 1.3 \sim 4.6$$
$$w_w = 1.0 \sim 3.1$$



Unit: [mm]

(推力1500N・燃焼室圧4MPa・酸素流量385g/s)

シース熱電対
 T_{wf}, T_{wt}, T_{wr}

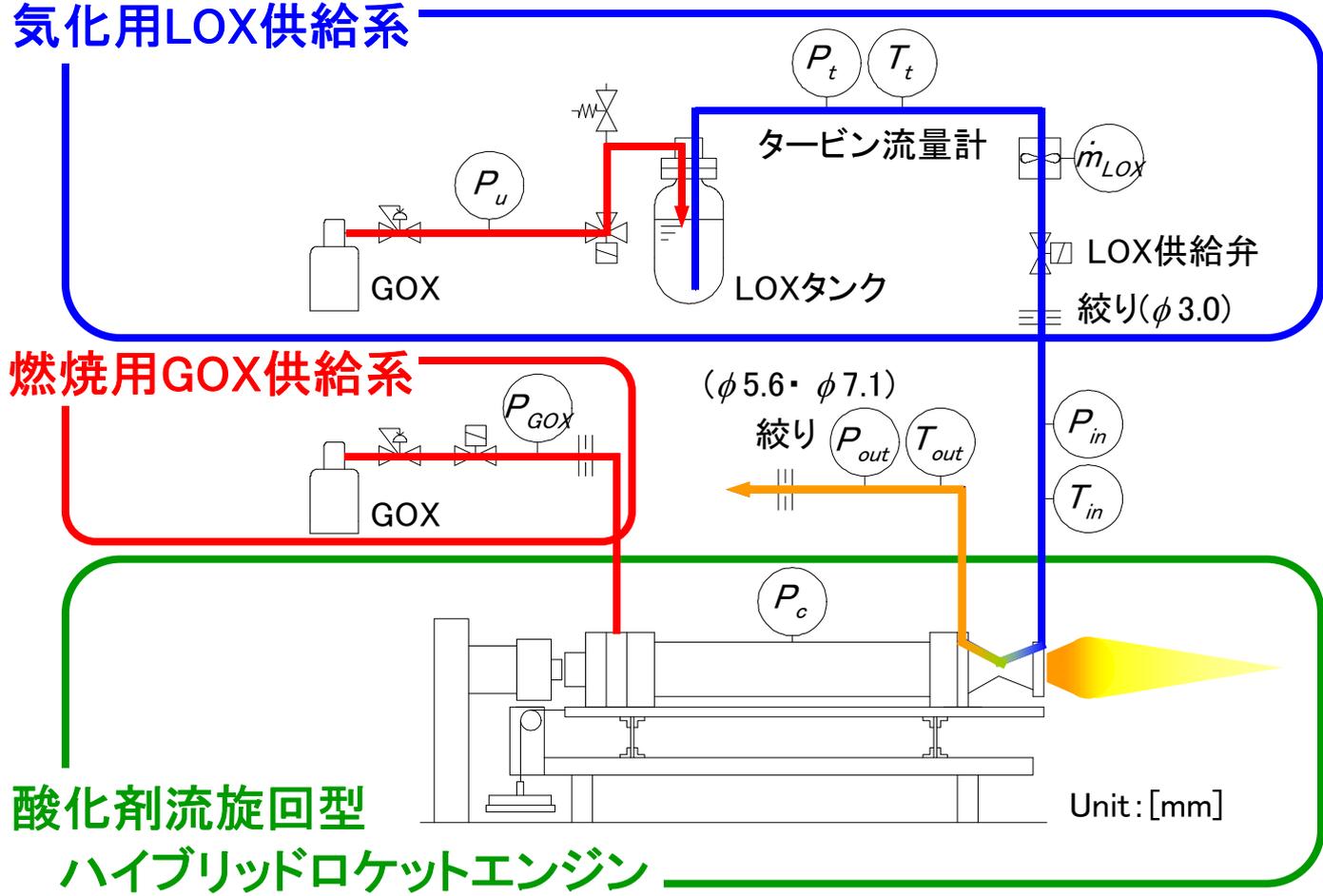


Unit: [mm]

断面図(流れに垂直方向)

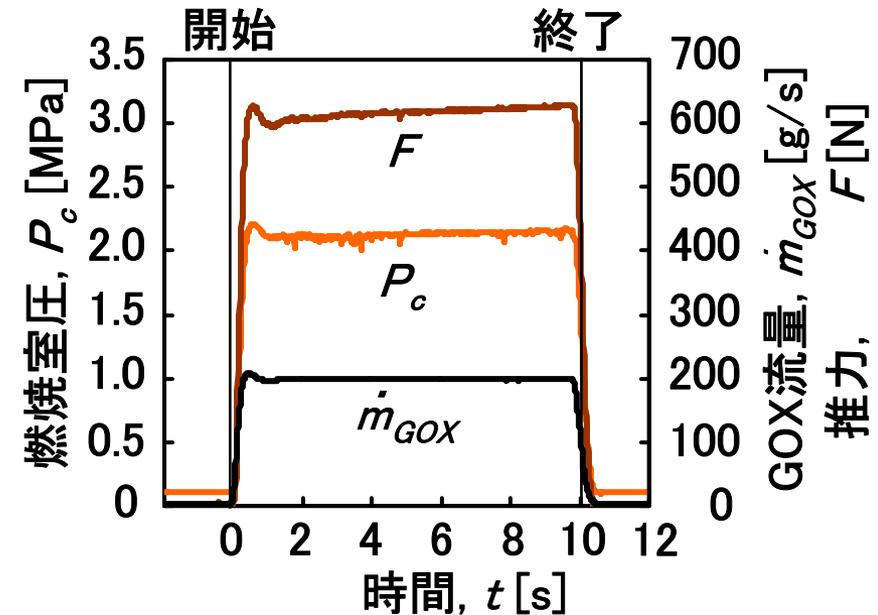
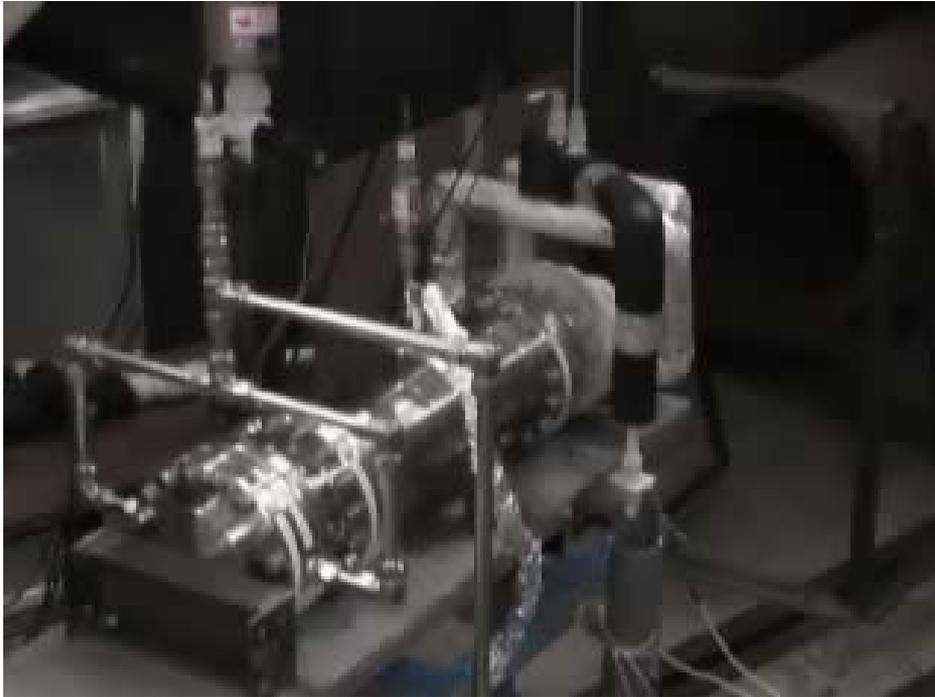
- ノズルの溝上流と溝下流で、酸素の圧力 P_{in} , P_{out} と温度 T_{in} , T_{out} を測定.
- 燃焼室側・スロート部・開口側で、ノズル壁温 T_{wf} , T_{wt} , T_{wr} を測定.
(熱電対は、溝間の仕切り部分中央のノズル内壁から1mmの位置に挿入)

独立気化実験システム



- 気化用LOX供給系と燃焼用GOX供給系とが別系統
- 燃焼用GOX流量を一定とし、気化用LOX流量を変化させて、LOX気化ノズルの安全性の確認と気化性能データの取得

独立気化実験の様子



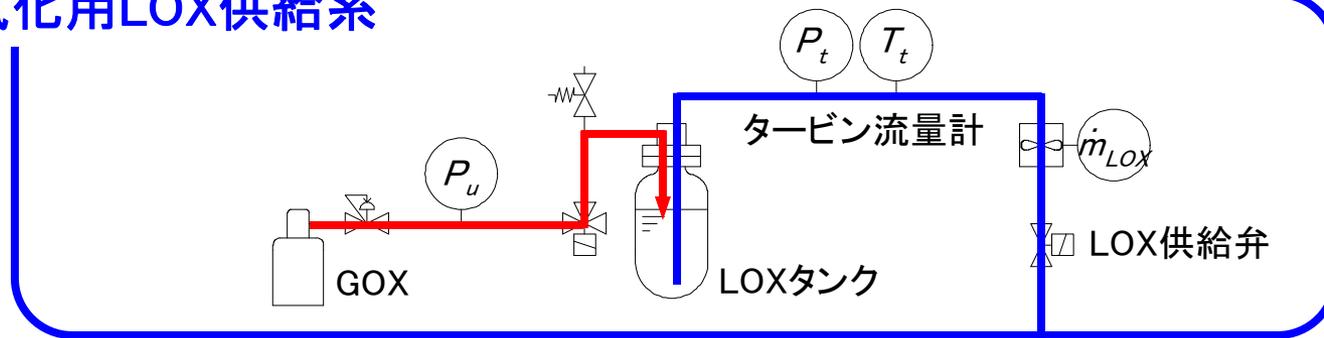
燃焼系統 推力: 605N 燃焼室圧: 2.09MPa GOX流量: 195g/s

気化系統 LOX流量: 321g/s 溝上流圧: 3.44MPa

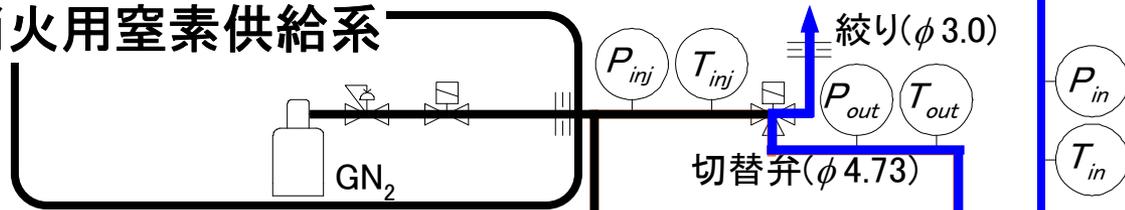
安全に液体酸素を気化できた。

再生冷却実験システム

気化用LOX供給系

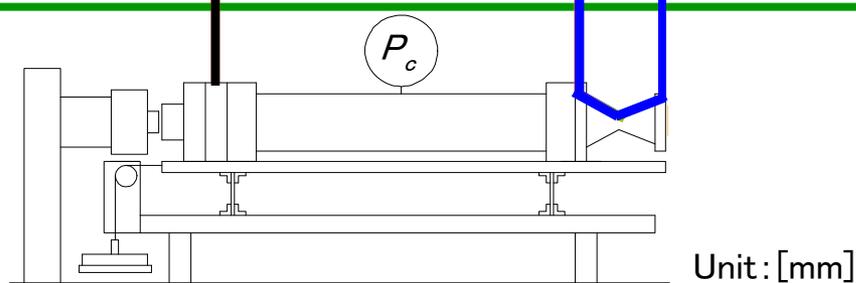


消火用窒素供給系



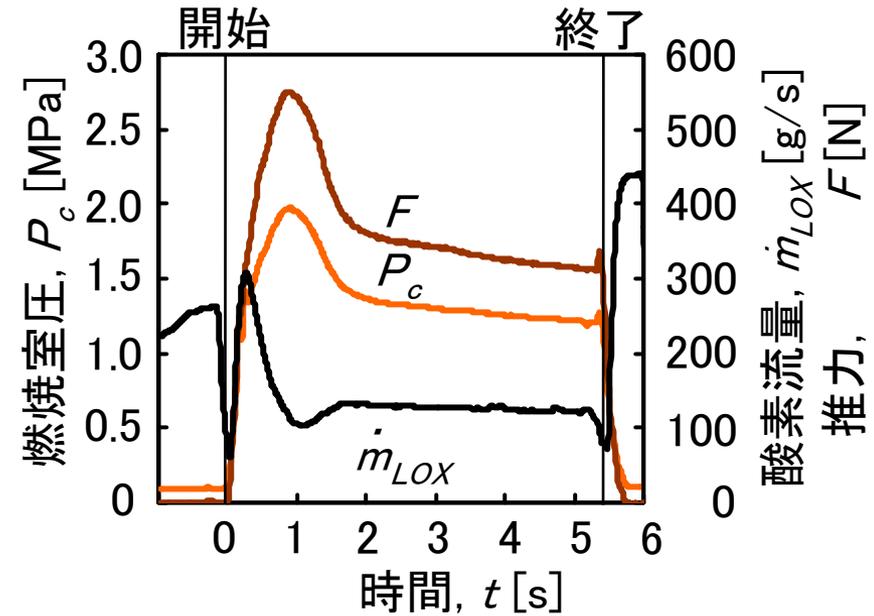
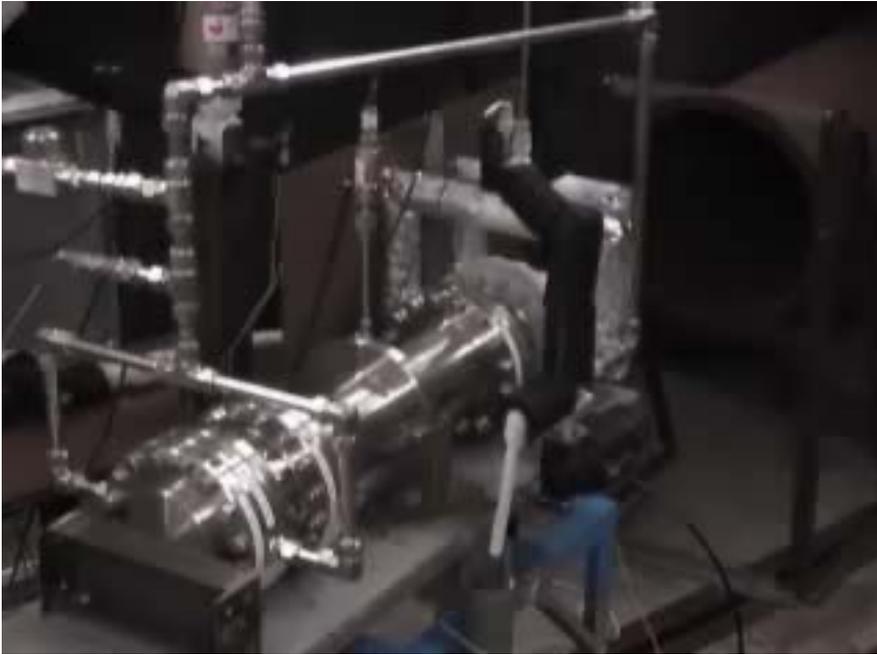
酸化剤流巡回型

ハイブリッドロケットエンジン



- LOX気化ノズルによって気化した酸素をエンジンの燃焼に使用.
- 再生冷却方式でのエンジンの自立燃焼の実証.

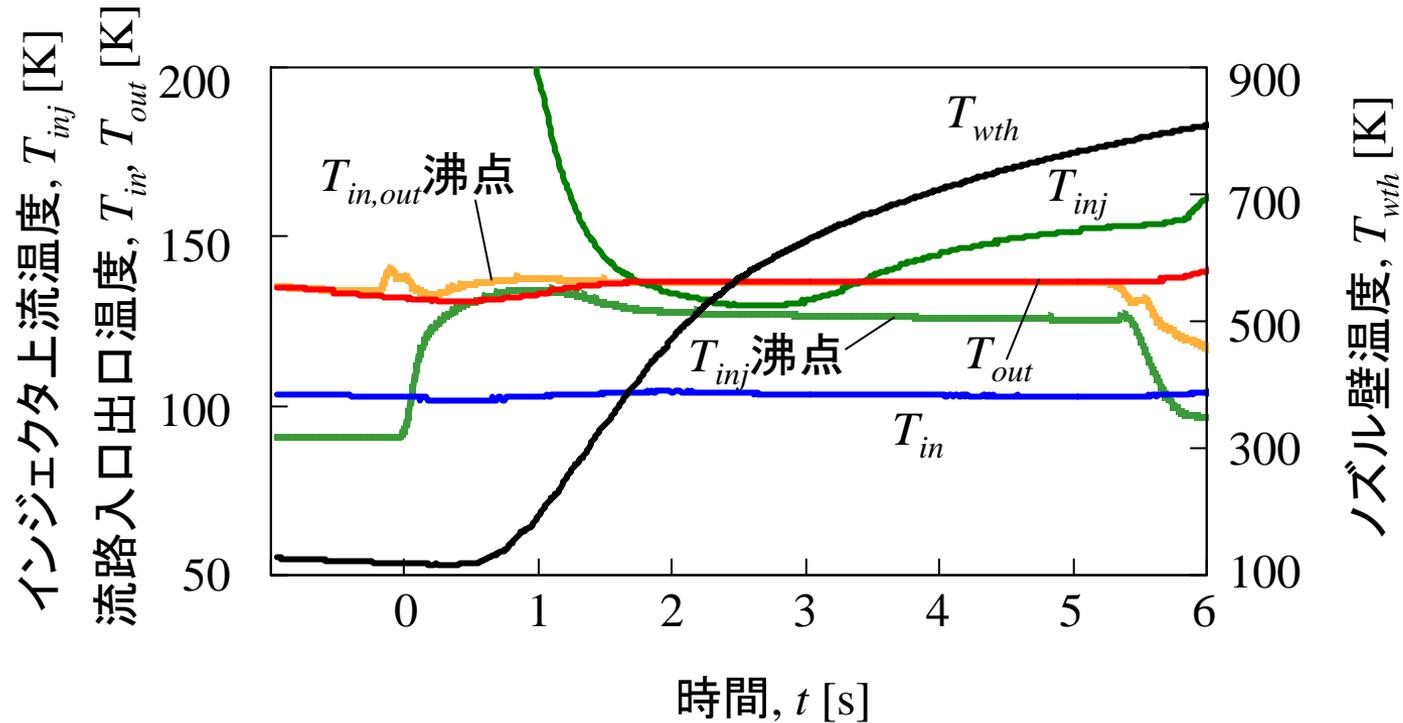
再生冷却気化実験の様子



推力: 362N 燃焼室圧: 1.37MPa LOX流量: 136.4g/s

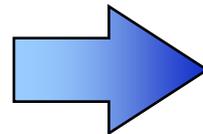
- 急速かつ確実に着火し、燃焼振動はなく、燃焼は安定。
- 再生冷却方式でのエンジンの自立燃焼を実証。

再生冷却気化実験結果



- 燃烧終了時のインジェクター上流で酸素は気体.
- 気化した酸素による酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの自立燃烧に成功.

しかし、制限温度に達したため、定常状態に到達していない。



ノズルの冷却を効率よく行なえる溝深さ0.5mmのノズルを設計・製作した₁₃

今年度の目標

より効率的に気化できる溝深さ0.5mmのLOX気化ノズルで

- ①ノズルを通過する酸化剤(LOX)と燃焼室内に供給する酸化剤(GOX)を別系統で供給できる独立気化方式で実験を行い、LOXを安全に気化できるか、また、ノズルが冷却できるどうか確認する。
- ②酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンでの再生冷却方式による自立燃焼を実証し、エンジン性能(推力・比推力・C*効率・酸素温度履歴)を調べる。

ご静聴ありがとうございました

LOX酸化ノズル設計条件

ノズル

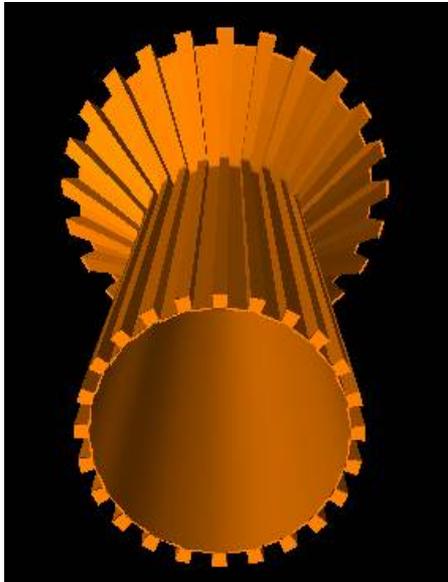
溝形状 : 軸流溝構造
流れ方向 : 向流
ノズル材質 : 無酸素銅
溝数 : 30本
電鑄による一体型

酸化用酸素

LOX流量 : 385g/s
LOX供給圧 : 4.5MPa
LOX初期温度 : 90K

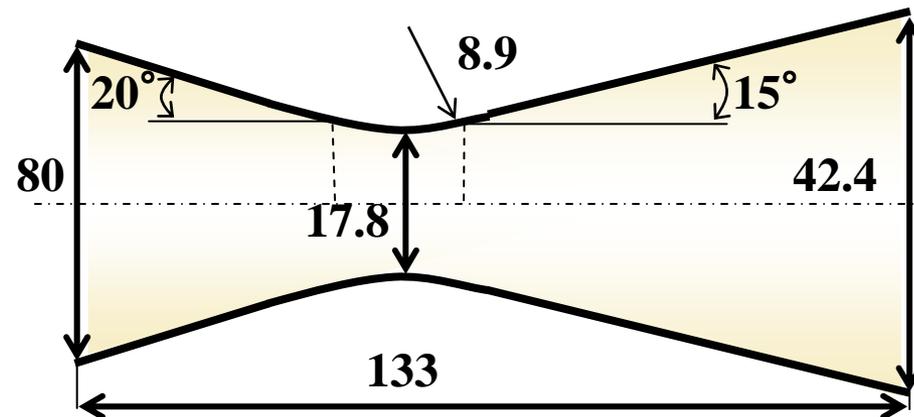
エンジン

燃料 : PP
(ポリプロピレン)
推力 : 1500N
燃焼室圧 : 4MPa
当量比 : 1.555
(凍結流での最適値)



電鑄前のイメージ図

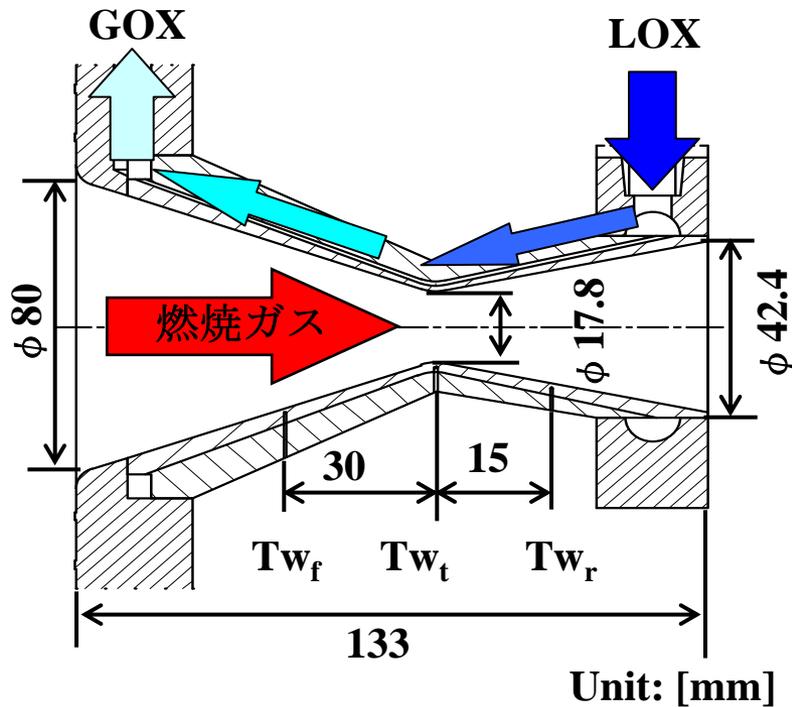
- ノズル肉厚・溝幅・溝間幅は800Kにおける銅の強度を用いて強度計算を行い、応力に合わせて変化させた。



ノズル形状

Unit: [mm] 16

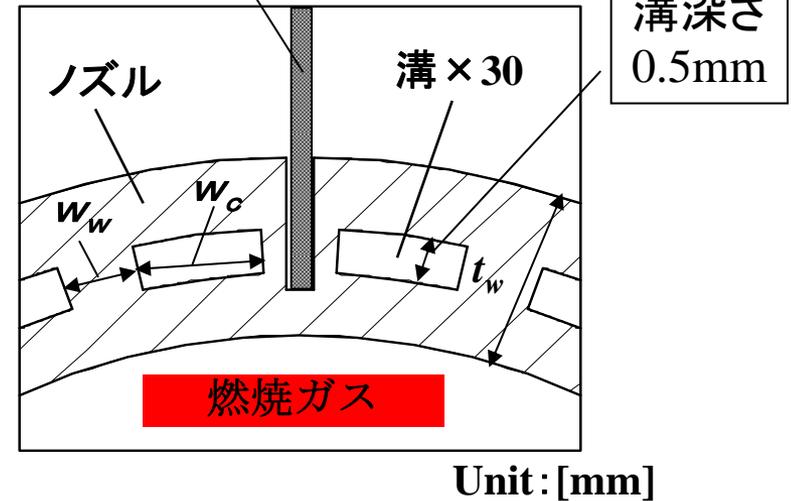
LOX気化ノズル



(推力1500N・燃焼室圧4MPa)

$$w_c = 1.1 \sim 4.7$$
$$t_w = 1.3 \sim 4.6$$
$$w_w = 1.0 \sim 3.1$$

シース熱電対
 T_{wf}, T_{wt}, T_{wr}

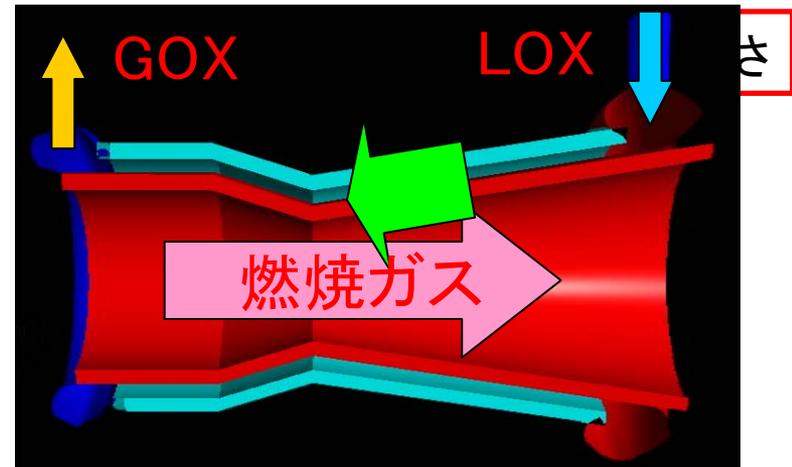


断面図(流れに垂直方向)

このノズルを装着した酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンによる独立気化実験および再生冷却実験を行う。

昨年度までのLOX気化の研究

ノズルを液体酸素が通る流路が
溝深さ1mmのLOX気化ノズルを製作



断面図の液酸素流路

酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンでの再生冷却方式による自立燃焼を実証し、エンジン性能(推力、比推力)を調べた。

ロケット概略設計図

ロケットの仕様

到達高度: **25** [km]

ペイロード: **4** [kg]

エンジンの仕様

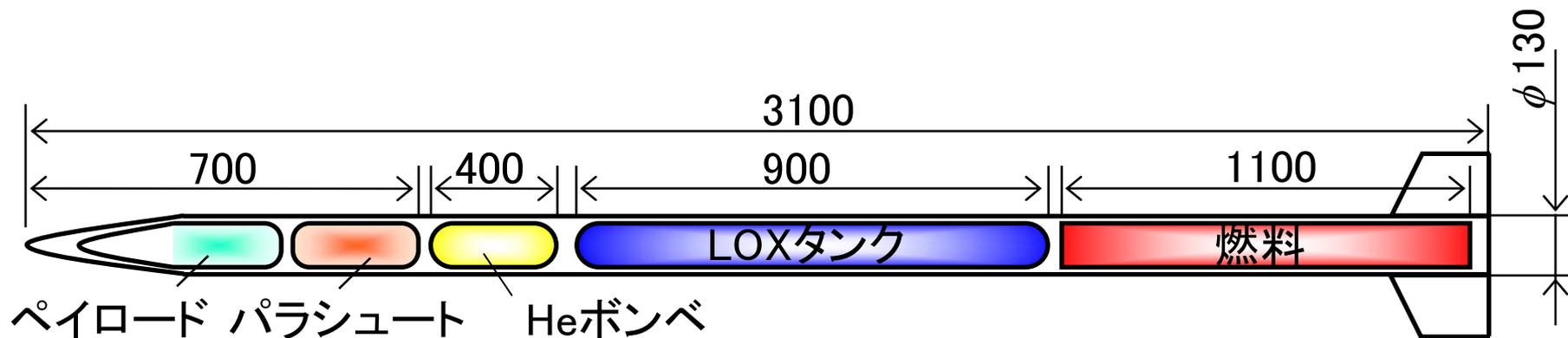
推力: 1500 [N]

比推力: 273.5 [s]

燃焼室圧: 4 [MPa]

燃料: ポリプロピレン

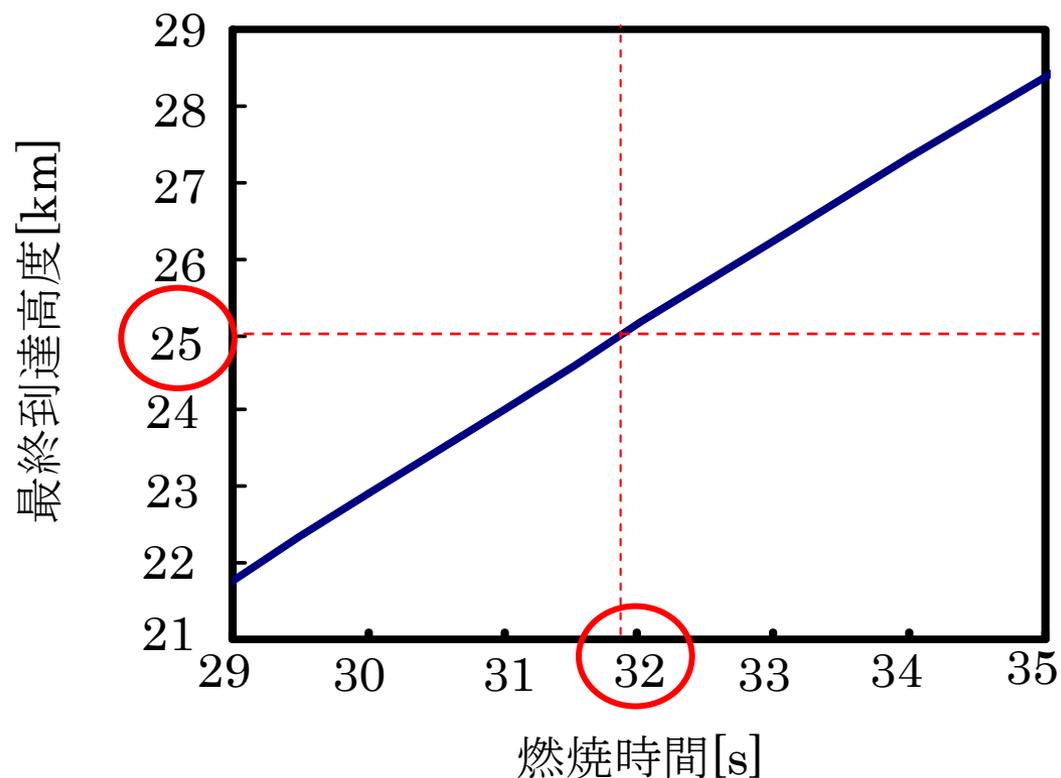
酸化剤: 液体酸素



Unit: [mm]

ハイブリッドロケット概略図

到達高度解析



燃焼時間と最終到達高度の関係

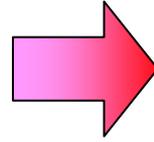
高度25kmに到達するためには燃焼時間32sが必要



しかし、これまでの実験では10s程度の燃焼実験しか行われていない。さらに、燃料が燃え尽きるまでの**長時間の燃焼実験**も行っていない。

エンジン実用化への課題(大型化)

気体酸素/PPを推進剤とした
推力1500N級エンジン燃焼実験



5秒間の燃焼実験に成功

- グレイン前縁が燃え尽きることで、エンジン性能、燃焼形態に影響を与える可能性.
- 燃焼時間の増加により、エンジン本体へ流入する熱量が増加し、焼損の危険性.

燃焼時間を
増加するに
あたり...

推力1500Nで燃焼時間30秒の達成