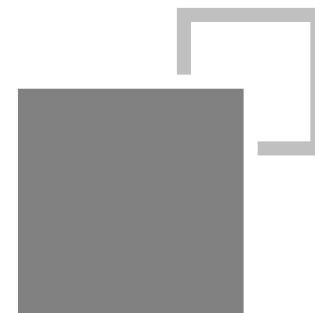
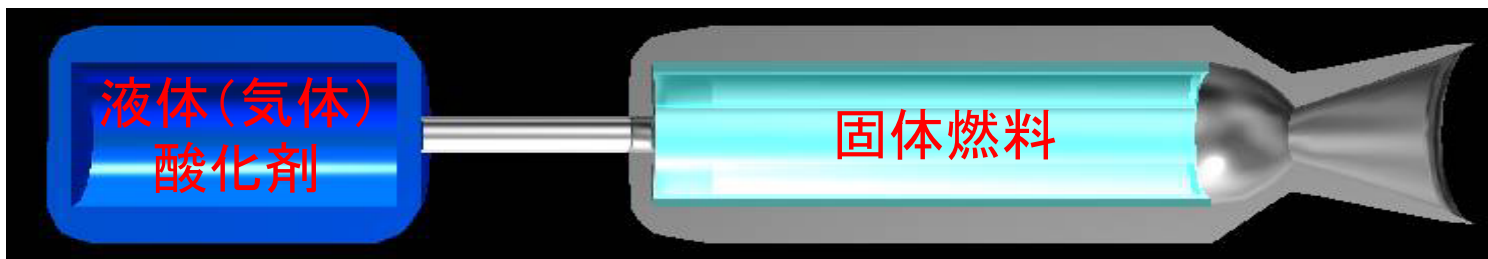


推力1500N酸化剤流巡回型
ハイブリッドロケットエンジンの
長秒時燃焼における課題解決

首都大学東京
湯浅研究室



ハイブリッドロケットエンジン



利点

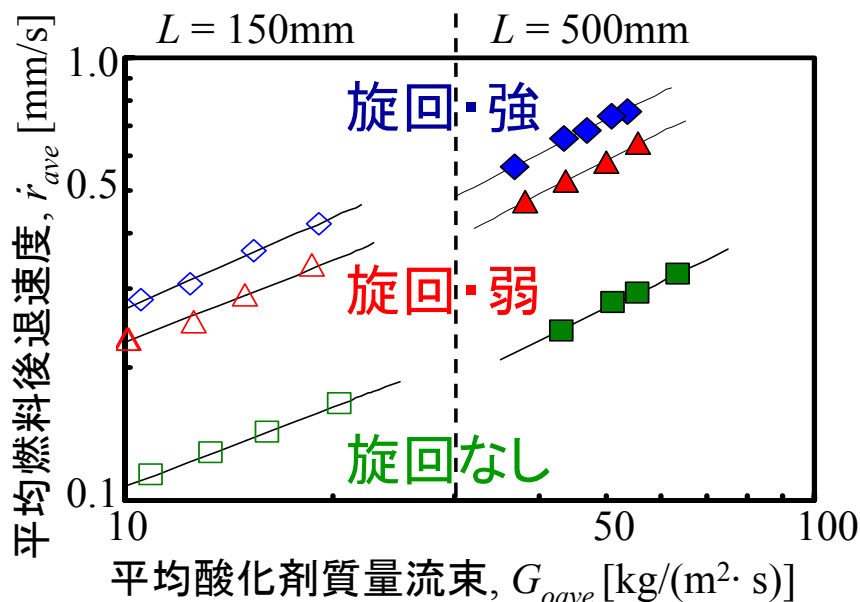
- 取り扱いの難しい火薬を用いないため、コストが低い。
- 酸化剤と燃料を別々に貯蔵するため、信頼性・安全性が高い。
- 酸化剤に酸素，燃料に炭化水素系樹脂を用いることで，排気ガスに塩酸等の有害物質を含まず，環境に与える影響が小さい。

問題点

- ハイブリッドロケットエンジンの燃焼形態が境界層燃焼であるため，火炎からの伝熱量が小さく，燃料後退速度が小さくなり，燃料過濃側で得られる理論上の最高性能の達成が困難。
- 酸化剤と燃料とが十分に混合・拡散されず，燃焼効率が低い。

酸化剤流旋回型方式の効果と成果

- 本研究室では酸化剤流に旋回を与える酸化剤流旋回方式を提案
 - 燃料後退速度の増加・エンジン性能の向上
- 小型ハイブリッドロケットの打ち上げ実証
 - 2001年 日本初のハイブリッドロケットの打ち上げに成功(推力700N, 燃焼時間7秒, 高度600m)



長秒時燃焼における課題

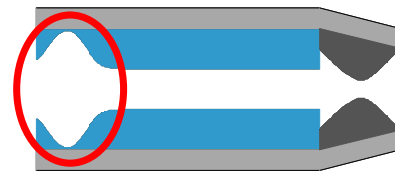
現在は、小型の観測機器の打上げ可能な
高度25km用のハイブリッドロケットの打上げを目指している

高度25km到達に必要な条件

推力1500N, 燃焼時間33秒間の**長秒時燃焼**
(燃焼室圧4MPa)



- 旋回の影響によりグレイン前縁部の
燃料後退速度が特に大きい
(酸化剤流旋回方式に特有の現象)



長秒時燃焼によって危惧されること

- 特に前縁部においてグレインケースが火炎にさらされることによる焼損
- グレイン形状の時間的変化がエンジン性能に及ぼす影響

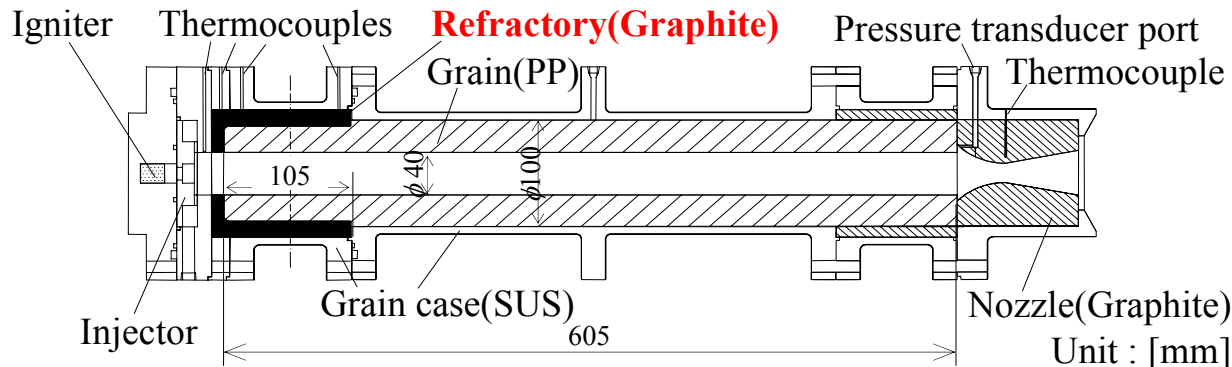
長秒時燃焼における目標と対策

長秒時燃焼における最終的な目標

- 推力1500Nで33秒間の長秒時燃焼実験を熱的な問題を起こすことなく実施し、実機用酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの設計を行う


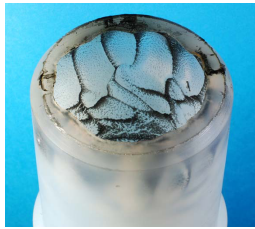
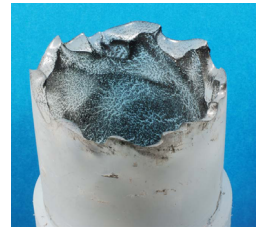



長秒時燃焼対策

- 前縁部に耐火材としてグラファイトを設置
- 燃料グレインであるPPは難接着性であるため断熱材は設置しない
- ➡ ■ PP自体を断熱材として使用する (熱伝導率: $0.09[\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})]$)
- ➡ ■ 全ては燃焼させずに、燃焼終了時に数mm程度の厚みを残す

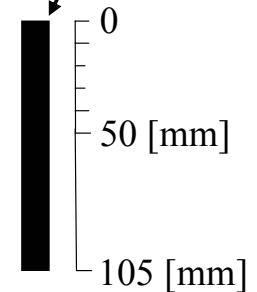


昨年度得られた成果 1/3

燃焼後のグレインの様子

Burning Time[s]	10	17	27
G_{oave} [kg/(m ² ·s)]	59.9	47.3	39.4
Oblique view			
Side view			

耐火材が設置
されている部分



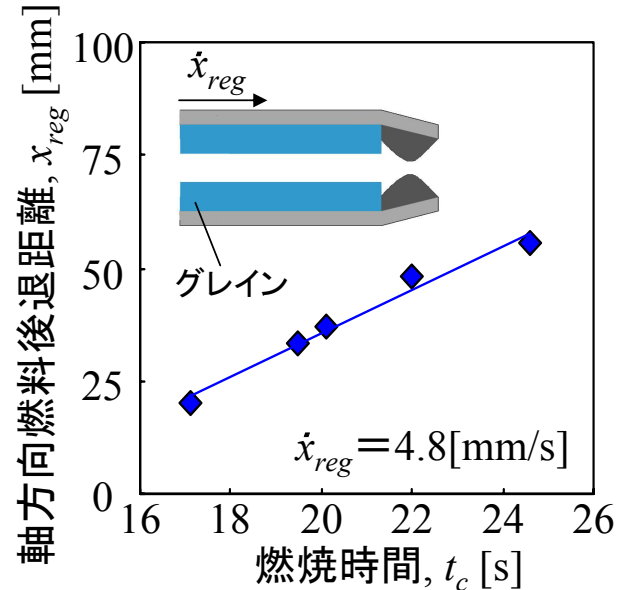
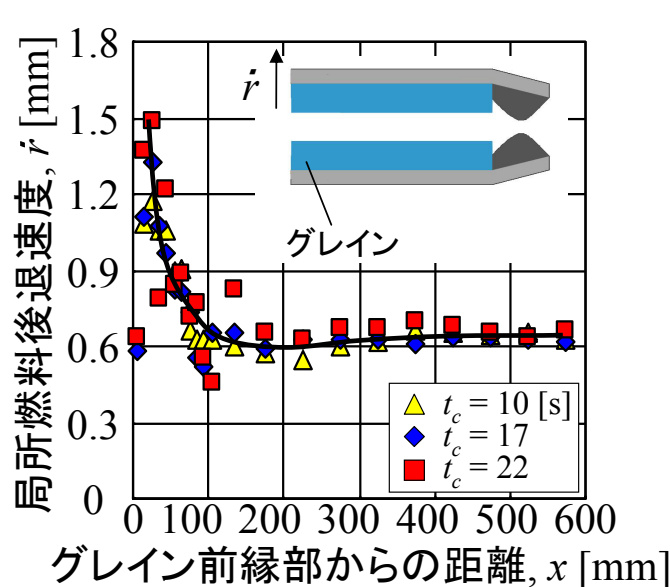
- 燃焼時間17秒あたりでグレイン前縁部が焼失し始めが、燃焼時間27秒でもグラファイト部分は全く焼損なし

→ グラファイトは耐火材として有効

昨年度得られた成果 2/3

安全を考慮して、設計値の約1/4である**推力300N(燃焼室圧1.0MPa)**に設定

- 燃焼時間27秒までは安全に燃焼実験を実施できた



- 100mmより下流ではほぼ一樣な燃料後退速度となっている
- 燃焼時間が増加しても局所燃料後退速度はほとんど変わらない
- 軸方向燃料後退距離は時間的に一定の割合で推移する

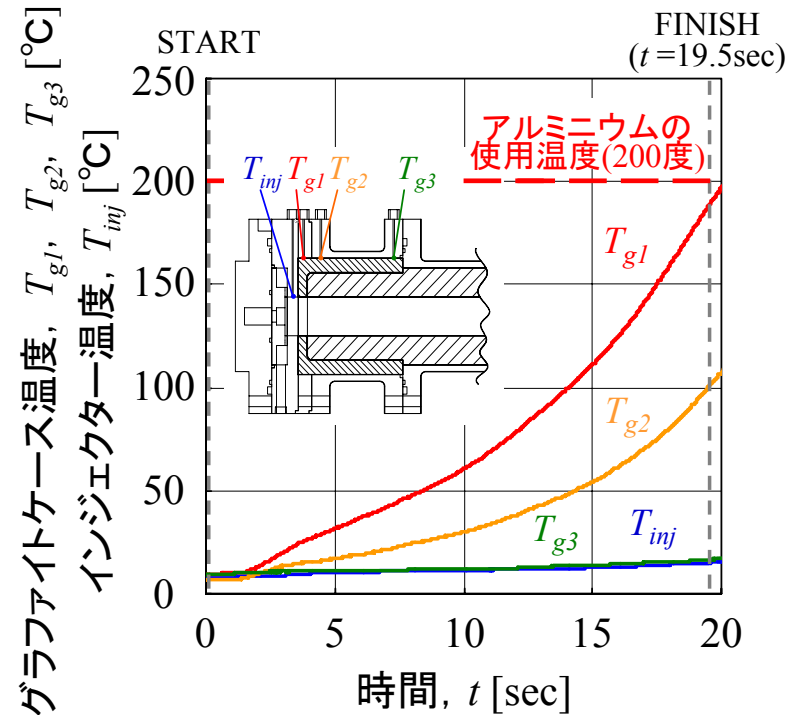
現在までに得られた成果 3/3

エンジン前縁部が190度まで達することがあった(右図)

実機用エンジンはアルミニウムで製作する予定

現在のエンジン前縁部ではアルミニウムの使用温度(200度)を超える恐れがある

現在のエンジン前縁部構造を再検討する必要あり



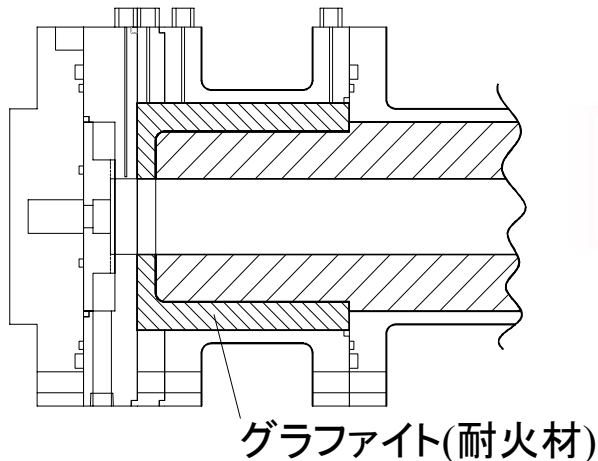
今年度の新エンジン前縁部構造

現在のエンジン前縁部では
アルミニウムの使用温度(200度)を超える恐れがある

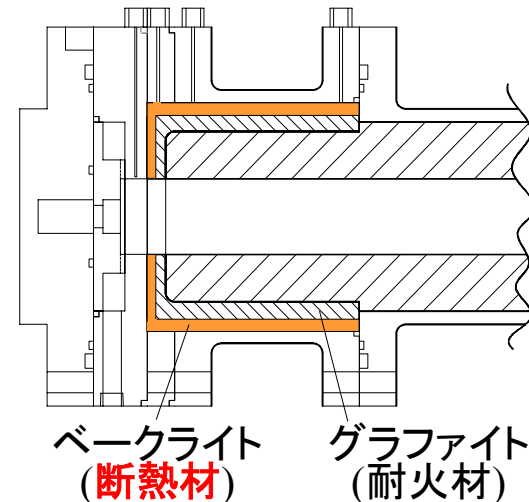


現在のエンジン前縁部構造は耐火性に対する対策のみなので、
新たなエンジン前縁部構造では耐火性+断熱性とする

現在の前縁部構造



検討後の前縁部構造



今年度申請するプロジェクト

新前縁部構造としたエンジンで以下の長秒時燃焼実験を実施する

Step1. 推力300N(燃焼室圧1MPa, 設計値の1/4)

- 33秒間までの燃焼実験を実施
- エンジン前縁部に熱的な問題を起こすことなく安全に実験できるか確認

Step2. 推力1500N(燃焼室圧4MPa, 設計値)

- 安全燃焼の確認及び設計性能の達成度の評価
- 局所燃料後退速度、軸方向燃料後退距離の測定
- グレイン形状の時間的変化がエンジン性能に及ぼす影響の評価
- 実機用ハイブリッドロケットエンジンの構造の設計

スケジュール

7月, 8月 : 推力300N長秒時燃焼実験

プロジェクト申請

9月-11月 : 推力1500N長秒時燃焼実験

11月28,29日 : ワークショップ

UNISECイベント

12月-1月 : 実機用エンジンの設計

プロジェクト申請

2月 : 報告書作成

UNISECイベント