

ロケット燃焼器の燃焼試験技術の 現状と課題

宇宙航空研究開発機構 宇宙輸送ミッション本部
エンジン研究開発グループ 燃焼器技術領域

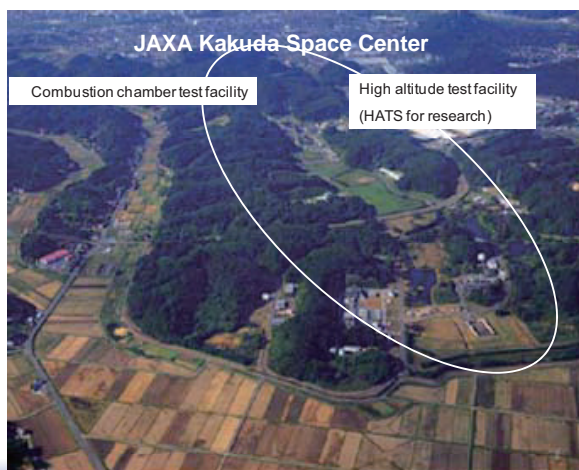
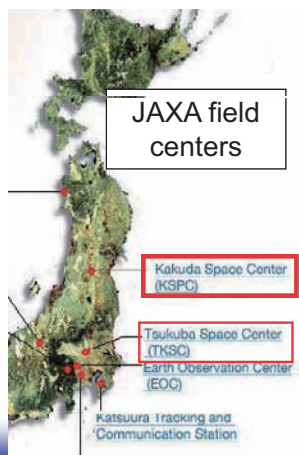
富田 健夫, 川島 秀人, 布目 佳央,
小野寺 卓郎, 森谷 信一



燃焼器技術領域

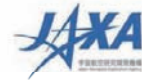


- サブスケール燃焼試験やコールドフロー試験等を通じた研究開発により, ロケットエンジン要素の設計技術の向上を目指す。

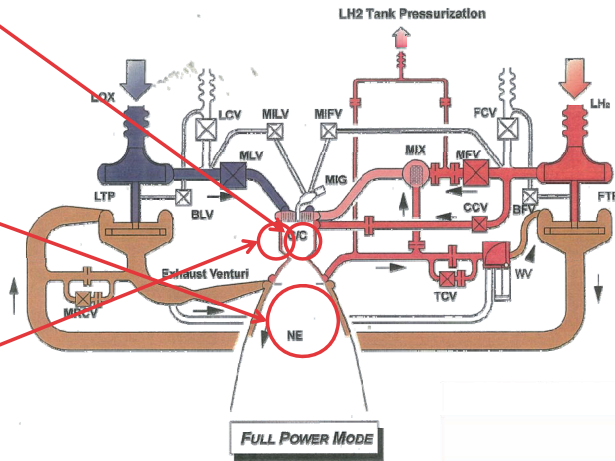




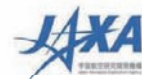
ロケットエンジンにおける燃焼器



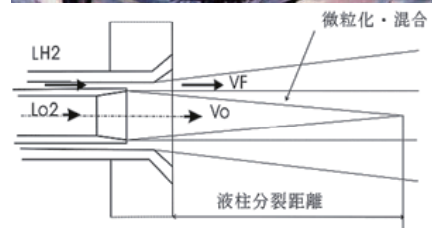
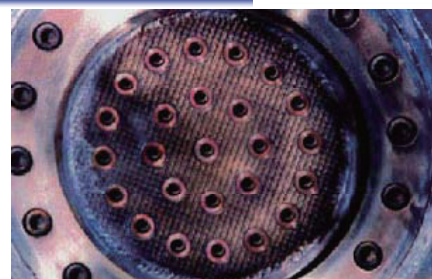
- 燃焼室における燃焼による熱エネルギー、圧力ポテンシャルの発生
- ノズルにおける熱エネルギー／圧力ポテンシャルから運動エネルギーへの変換
- 燃焼室冷却=吸熱によるタービン駆動エネルギーの発生



各要素の技術課題～噴射器



- 高い燃焼・混合効率を短い距離で実現
 - 高性能
 - 軽量化
- 振動燃焼の防止
 - 高信頼化
- 同軸型噴射器
 - 遅い液体酸素・高速のガス水素 → 剪断力による微粒化・混合
 - 噴射器設計による微粒化・混合・燃焼の制御 ← 現象把握／解明
 - 流体の流動・燃焼に伴う圧力・流量変動 ← 現象把握／設計クライテリア

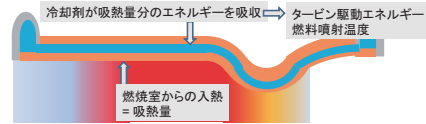




各要素の技術課題～燃焼室



- 高い熱流束を冷却
 - 燃焼ガス温度は 3×10^3 K, 熱流束は最大 1×10^2 MW/m²のオーダー
 - 塑性変形を許容した設計
- タービン駆動エネルギーを取得
 - 高比エンタルピ流体による冷却



菱形形状突起フィン付き燃焼器内面



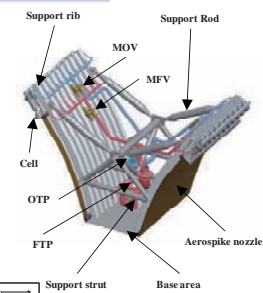
- 縦溝冷却燃焼器
 - 燃焼ガス側熱伝達特性←燃焼現象把握・環状冷却による情報取得・噴射器設計との関係
 - 冷却剤側熱伝達特性←強制対流冷却モデルによって、構造温度が大きく違う←現象把握とより高度なモデル



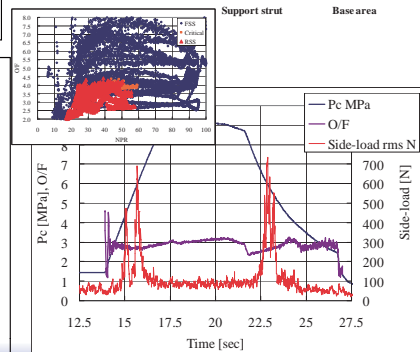
各要素の技術課題～ノズル



- 高いエネルギー変換効率
 - 高度と圧力変化・推力制御への対応
 - 高度補償ノズル
- 過渡の過膨張における横力
 - 剥離条件の特定
 - 特異な剥離の発生防止



- 高度補償ノズル
 - デュアルベル、エアロスパイク等←複雑化する流れの把握
- 剥離条件の特定
 - ノズル内の剥離位置の予測精度向上
 - 過渡の比定常な燃焼室条件

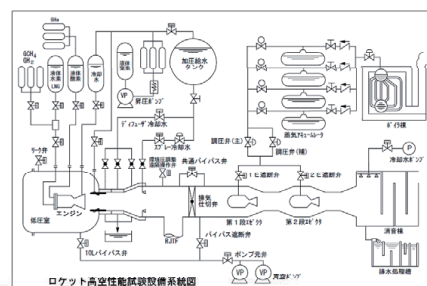




試験設備～HATS



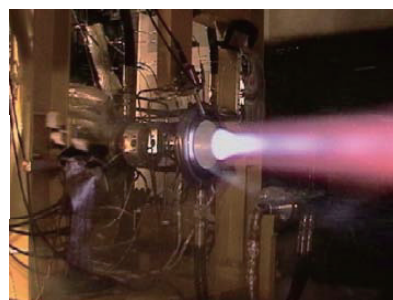
- ロケット高空性能試験設備の特徴
 - 高度30 kmを模擬した高空条件での試験が可能
 - 100秒程度の高空模擬試験が可能
 - 使用可能推進剤
 - 酸化剤: LOX
 - 燃料: LH2, LNG, LCH4, GH2, GCH4, アルコール等炭化水素
 - 最大燃焼圧力: 5 MPa程度
 - 最大推力: 3 tonf



試験設備～液水スタンド

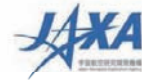


- 液体水素ロケットエンジン要素試験設備の特徴
 - 地上条件の高圧燃焼試験が可能
 - 独立冷却燃焼試験が可能
 - 燃焼条件と冷却条件を独立に設定可能
 - 燃料供給温度を制御可能
 - 液体水素とガス水素を任意の割合で混合可能
 - 使用可能推進剤
 - 酸化剤: LOX × 2系統
 - 燃料: (LH2, LNG, LCH4) × 2系統, (GH2, GCH4) × 3系統
 - 最大燃焼圧力: 12 MPa以上
 - 最大推力: 2 tonf

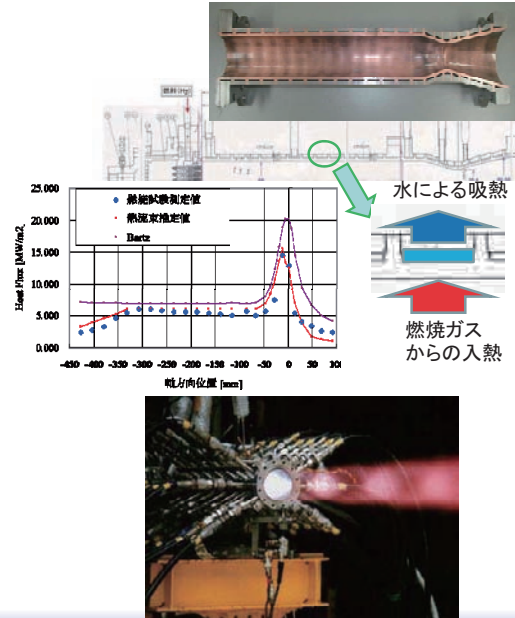




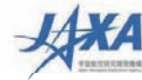
代表的な燃焼試験～熱負荷評価



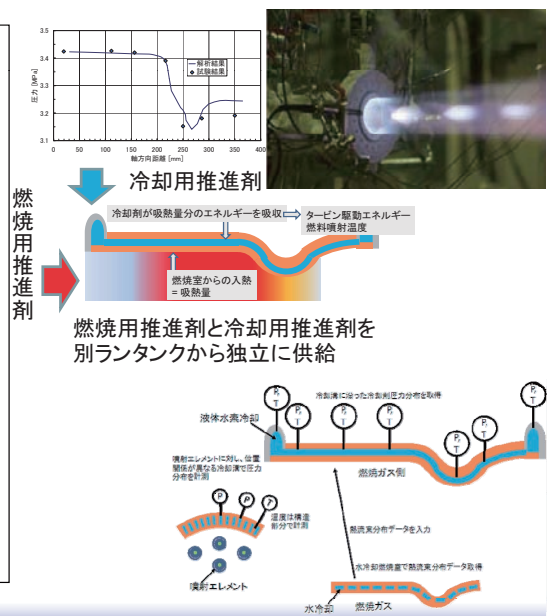
- 燃焼試験中の冷却水のエンタルピ上昇を計測
 - 熱的にはバランス
- 入熱／吸熱面積を適当に与えれば、冷却チャンネルあたりの平均熱流束が計測可能
- 計測値を利用するには、「熱伝達率」に変換する必要あり



代表的な燃焼試験～独立冷却



- 燃焼用の推進剤と冷却用の推進剤を独立して設定
 - 模擬したい条件を自由に選べる
- 入熱側熱伝達率は同一形状噴射器・燃焼器にて熱負荷評価試験を実施して取得
 - 既知の入熱条件に対して冷却剤の冷却能力を評価
- 冷却剤圧力、温度、構造温度等から冷却能力を評価

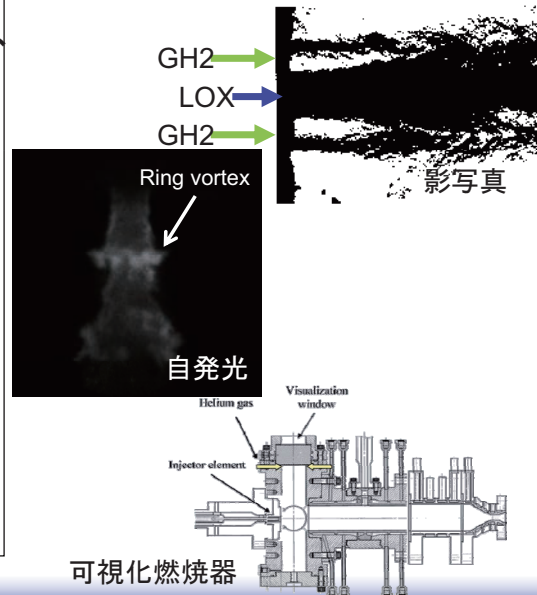




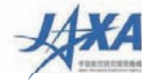
代表的な燃焼試験～可視化燃焼



- 燃焼状態を可視化観察して、噴射器設計と燃焼について調べる
 - 写真によるLOX噴流の微粒化・混合
 - 自発光による燃焼領域
 - LIFによる面分布の取得への挑戦
 - 窓ガラス保護のために、現実のロケット燃焼器とは若干異なる条件←CFDによる架け橋が必要



ロケット燃焼器試験技術の現状と課題



現状

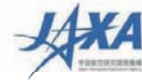
- 大まかには設計に利用可能な情報が取得可能。
 - 噴射器設計に関しては、性能推定の半経験式を提示してきた。
 - 入熱側熱伝達は、よく用いられるBartzの式への補正を提示してきた。
 - 冷却剤冷却特性については、よく用いられる強制対流冷却モデルの評価と、独自の冷却モデルを提示してきた。

課題

- 平均データの点計測
 - 通常の評価データは数百Hzのフィルタ
 - 注目する点データのみ、数十kHzのサンプリング
 - 主に表面で数点の点データしか取得できない
- バルクの評価
 - 点データが全体を代表すると仮定してバルク評価
 - 面情報取得への挑戦



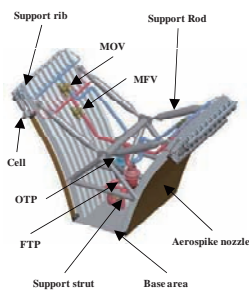
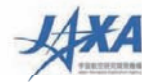
今後の展望



- 変動現象への挑戦
 - 計測機器・収録機器の進歩により、高速サンプリングが可能になってきている。
 - 現状、～25 kHzまでの圧力や加速度は評価可能。
- 面データ取得への挑戦
 - 可視化技術の進歩により、表面の面データや、空間の任意断面のデータを定量評価可能になってきている。
 - これまで、コールドフローでは表面データの取得(剪断応力、圧力分布等)を実施。
 - 燃焼試験における任意断面の燃焼関連データの可視化に挑戦予定。
 - 構造温度分布の可視化も将来的には挑戦していきたい。
- CFDとのコラボレーション
 - 点データからの現象解明には限界がある。3次元的に現象把握の出来るCFDとのコラボレーションが必須。



今後のロケットエンジン研究開発におけるCFDの役割

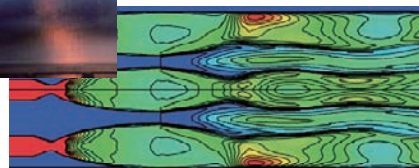


1次設計:
経験則・実験式やモデル解析による概略設計

2次設計:
CFDを用いた複雑な流れの解析による1次設計評価/改善

設計評価に用いるCFDの構築:
サブスケール実験とCFDの対比・検証による解析結果の信頼性の向上

- 対象に対し、詳細解析すべき現象と無視出来る現象の識別
- 結果の定量評価による検証





古い成功例～TDK



- ロケットのノズルの性能
計算コード
 - 非粘性の超音速スペース
マーチング計算
 - 粘性の影響は境界層排除
厚さのみ
 - 反応も入っている～影響
が大きいのはマッハ数の
小さな領域のみ
 - 今のPCなら一瞬で終了!!

