

【7月11日(木)】

【HR-2019-Keynote1】

宇宙観光の振興とハイブリッドロケット技術に関する考察

○嶋田 徹(JAXA)

宇宙観光は宇宙利用分野に新たな種を植え、大きな成長を期待させる分野である。その成長の実現にとって、再使用、積層造形、強靱化、航空技術活用等の宇宙輸送技術の革新が必要となる。特に宇宙観光にとって、有人宇宙輸送の強靱化は最重要課題であり、この点を中心にしてハイブリッドロケット技術が果たすべき役割について考察する。

【HR-2019-001】

星形フラクタル旋回形状ハイブリッドロケット燃料グレインの平均後退速度

○船見 祐揮(防大)・高野 敦(神奈川大)

ハイブリッドロケットは高い安全性という利点を有する一方で、燃料後退速度が遅いという技術的課題も存在する。そこで、近年の三次元印刷技術の発展を背景にして、複雑なポート形状を有する固体燃料グレインの使用が提案されている。これにはポート表面積が大きいなどといった利点がある。本研究では、星形フラクタル旋回形状ポートを採用し、地上燃焼試験を実施してその平均燃料後退速度を評価する。

【HR-2019-002】

分散剤を含む黒色化ワックス燃料の燃料後退速度特性

○齋藤 楓士(東海大・院)・福崎 雅也(東海大)・アルハテミ ファハド(東海大)・森田 貴和(東海大)

ワックス燃料の崩落を防ぐためにカーボンブラックの添加がしばしば行われる。ただ、カーボンブラック単体では一様に分散させるのが難しいので、分散剤などを用いて均一化が図られる。しかしながら、この分散剤の添加が燃料後退速度に及ぼす効果についてはまだよく調べられていない。そのため、本研究では分散剤を加えたカーボンブラック含有ワックス燃料の燃料後退速度特性を求め、その特性について考察した。

【HR-2019-003】

酸素温度を変化させた SOFT ハイブリッドロケット燃焼実験

○北川 幸樹(JAXA)・嶋田 徹(JAXA)

推力及び酸燃比の制御能力を持った強度可変旋回流旋回型ハイブリッドロケットエンジンで再生冷却方式の気化ノズルを用いた場合、高精度の制御を行うためには、燃焼室に噴射する酸素の温度と燃料後退速度の関係を把握しておく必要がある。そこで、「旋回方向に噴射した酸化剤の温度の燃料後退速度への影響」を調べることを目的として、酸素温度を変化させた SOFT ハイブリッドロケットエンジン燃焼実験を実施した。

【HR-2019-004】

LOX を用いた A-SOFT ハイブリッドロケット実証実験 —独立気化燃焼実験におけるノズルの状況—

○櫻井 毅司(首都大)・那賀川 一郎(東海大)・北川 幸樹(JAXA)・水越 智一(首都大・院)・倉知航大(首都大・院)・湯浅 三郎(首都大)・嶋田 徹(JAXA)

あきる野で実施した A-SOFT ハイブリッドロケットエンジンの独立気化燃焼実験における LOX 気化ノズルの実験結果について報告する。

【HR-2019-005】

A-SOFT ハイブリッドロケットの O/F 維持機能の実証実験

○那賀川 一郎(東海大)・岸里 大輝(キャノン電子)・濃沼 悠斗(キャノン電子)・田中 進夢(キャノン電子)

推力 200N クラスの小型の酸化剤流旋回強度可変型(A-SOFT)ハイブリッドロケットを開発し、O/F を一定に維持する機能を実証するための実験を行った。この A-SOFT ハイブリッドロケットは、ガス酸素を酸化剤とし、サーボモータで駆動するボールバルブの開度を制御することにより、ロケット作動中に旋回噴射酸素流量と軸方向噴射酸素流量を変えることができ、燃焼器内の酸素流旋回強度を可変にしたものである。

【HR-2019-006】

到達高度 15km を目指すハイブリッドロケットの概念設計

○包 景軒(神奈川大・院)・高野 敦(神奈川大)・喜多村 竜太(神奈川大)・船見 祐揮(防大)

超小型衛星を安価で迅速に打ち上げるため、超小型ハイブリッドロケットの開発・製作に取り組んでいる。目標は、2022 年に高度 100km に到達することである。今年度は、到達高度 15km を目指すハイブリッドロケットの概念設計を行った。本報告においてこれらの結果をまとめ、今後のハイブリッドロケットの開発につなげる。

【7月12日(金)】

【HR-2019-007】

SUWA 小型ロケットプロジェクト SRP004 で開発したハイブリッドロケットの打ち上げ実験

○中山 昇(信大)・堀田 将臣(信大)・関 啓亮(信大)・常前 洋(信大)・榊 和彦(信大)

SUWA 小型ロケットプロジェクトで開発したハイブリッドロケットについて紹介する。さらに、ロケット打ち上げ実験の内容について報告する。

【HR-2019-008】

First HYbrid Rocket motor for deep space Exploration: Mission, Spacecraft and HRM Design

○Molas Roca Pau(Lulea University of Technology), Graduate Student・Kamps Landon(Hokkaido University), PhD Student・Nagata Harunori(Hokkaido University), Professor・Totani Tsuyoshi(Hokkaido University), Professor

The FHYRE mission is the first-of-its-kind aiming to operate a HRM in space. It will serve as a test-bed for this up-and-coming technology, while providing Japan with a unique proof-of-concept system for interplanetary scientific missions. Developed from the ground up by the Laboratory of Space Systems, the Scalable Hybrid Apogee kick Rocket motor for Exploration satellites (SHARE) is both the main payload and the propulsion subsystem of FHYRE micro satellite.

【HR-2019-009】

Wax 系燃料ハイブリッドロケットを用いたエジェクタジェットの研究

○船木 駿一(東海大・院)・那賀川 一郎(東海大)

Wax 系燃料は未燃燃料の排出が多いという欠点がある。それを解決する方法の一つとしてエジェクタジェットがあげられる。エジェクタジェットは理論的にはロケット単体よりも推力が増強することが示されているが、具体的な設計手法は確立されていない。本稿ではその第一歩として、重要なパラメータとされるインレットチョークを達成するために3つの変数を取り、実験を行った。その結果としてインレットチョークは達成し、設計手法の指針を得た。

【HR-2019-010】

亜酸化窒素の充填・排出・流動特性に関する評価

○安田 一貴(室工大・院)・中田 大将(室工大)・内海 政春(室工大)

亜酸化窒素は、極めて高飽和蒸気圧を有するため、自己加圧供給を選択することで推進剤供給システムを簡素・軽量化することが可能である。一方で、自己加圧供給ではフラッシングやキャビテーションにより容易に気液二相流を形成するため、流動特性は極めて非定常性が高く、詳細な解明はなされていない。ここでは、これまでに実施してきた様々な試験により得られた、自己加圧性流体の充填・排出・流動特性に関する知見について報告する。

【HR-2019-011】

固体燃料表面の瞬間熱分解挙動を追う発生気体分析装置の開発

○坂野 文菜(千葉工大・院)・和田 豊(千葉工大)・三島 有二(神工試)・津越 敬寿(産総研)・加藤 信治(型善)・堀 恵一(JAXA)・長瀬 亮(千葉工大)

ロケット燃料表面の瞬間熱分解挙動を評価するため、スキマーインターフェース接続型熱分解-イオン付着イオン化質量分析計の開発を進めている。従来のキャピラリー接続型と比較して二次反応の抑制やリアルタイム計測が期待できるため、過渡的な熱分解挙動の評価に適している。本講演では、本装置の開発状況を報告する。

【HR-2019-012】

ハイブリッドロケット燃料の破砕試験計画

○高橋 晶世(日大)

著者が行うハイブリッドロケット燃料の破砕試験は、既往研究による破砕試験の成果を元とし、かつその課題対応するものである。特に今回、爆発ピットでの試験が可能になったことにより、破砕試験実施環境の体積が破砕片の粒度分布に与える影響が明らかになる。本発表では新たな破砕試験の実施計画について説明し、また 6 月末に実施した破砕試験デモの結果を速報する。

【HR-2019-Keynote2】

Combustion instabilities in Hybrid Rockets induced by acoustic triggering

○CARMICINO CARMINE(University of Naples "Federico II")

The relation among the typical hybrid-rocket low-frequency instability, longitudinal acoustic modes' excitation, and "DC shift" is analysed by means of engine static firing data and modeling results.

【HR-2019-013】

アブレータ材料によるハイブリッドロケット ノズル浸食の抑制に関する研究

○奥田 晃崇(北大・院)・ケンプス ランドン(北大・院)・櫻井 和人(北大・院)・井上 卓(北大・院)・トール ビスコア(北大・院)・内山 絵里香(北大・院)・池田 華子(北大・院)・吉丸 利(北大・院)・脇田 督司(北大)・永田 晴紀(北大)

ノズル浸食による、ロケットの最適設計点からのずれが問題視されている。本研究では、ハイブリッドロケットノズルスロート部における浸食抑制の可能性を探った。アブレータとして GFRP を用いての浸食抑制効果と高い当量比における低温度の火炎による浸食抑制効果について研究した。結果、GFRP にアブレータとしての効果は期待できず、ノズル浸食の抑制には燃料過剰領域での燃焼が有用であることが確認された。

【HR-2019-014】

PMMA/O₂ ハイブリッドロケット燃焼を用いた Al/H₂O ハイブリッドロケットの検討実験

○齋藤 勇士(東北大)・Landon Kamps(北大・院)・津地 歩(北大・院)・脇田 督司(北大)・小泉 宏之(東大)・野々村 拓(東北大)・浅井 圭介(東北大)・永田 晴紀(北大)

本研究は燃料に塊状アルミニウム、酸化剤に水を用いたハイブリッドロケットの実現を目指している。非粉体である塊状アルミニウムは、粉体アルミニウムと比較すると爆発危険性が低く、また、水は常温常圧で液体貯蔵可能であり安全無毒で取り扱い性が良い。著者らは金属を加熱させるために従来型ハイブリッドロケット燃焼を用い、金属燃料を加熱後、水を供給する燃焼実験を実施した。本講演では複数回の燃焼実験結果について報告する。

【HR-2019-015】

液体酸素供給式端面燃焼式ハイブリッドロケットの設計と実現可能性検討

○津地 歩(北大・院)・脇田 督司(北大)・永田 晴紀(北大)

打上げ用ロケットの推進器として端面燃焼式ハイブリッドロケットを実現するためには、酸化剤をガス化させる装置が不要な、燃料に直接液体酸化剤を供給する方式が最善である。本発表では、これまでに得られた液体酸素供給の単一ポート燃料の燃焼特性から、複数のポートを有する端面燃料の燃焼特性を予測し、実験室規模のロケットの設計と大型ロケットの実現可能性を検討した結果を発表する。

【HR-2019-016】

燃料過多推進薬を用いたハイブリッドロケットの酸燃比の時間履歴を推定する再現法

○阿部 宗生(東海大・院)・森田 貴和(東海大)

ハイブリッドロケットの燃焼効率の評価する際に、酸燃比の時間的変化の情報が有用である。燃料過多推進薬を用いたハイブリッドロケットにおいて酸燃比の時間履歴を簡便に求めるために、従来より用いられてきた再現法を応用して酸燃比等の推算を試みた。

【HR-2019-017】

金属燃料を添加したハイブリッドロケット用固体燃料に関する研究

○高橋 賢一(日大)

これまでアルミニウム粉末を添加したハイブリッドロケット用固体燃料の試作と燃焼試験を行ってきた。燃焼室の後端付近でアルミニウム粉末が燃焼していることはわかったが、優位な効果は得られていない。アルミニウム粉末は固体燃料の火炎で着火できるが、燃焼するための滞留時間が不足しているのが主な原因である。本報告では、アルミニウム粉末の着火・燃焼を促進させるために検討しているいくつかの方策について述べる。