

## 化学推進-アブストラクト-

1/17(木)

## 【固体燃料・固体推進薬】

STCP-2018-001

CubeSat用ハイブリッドロケットのためのテルミット反応を用いた点火手法の提案

○秋山 茉莉子(東大・院)齋藤 勇士(東大)西井 啓太(東大・院)小泉 宏之(東大)小紫 公也(東大)

固体燃料と液体もしくは気体酸化剤を用いるハイブリッドロケットは、短時間で高い $\Delta V$ を獲得できる CubeSat用推進機として近年期待されている。本研究では、AlとFe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>のテルミット反応をCubeSat用ハイブリッドロケットの点火手法として提案する。本反応は、小さな熱入力で大発熱を伴うため、電力が限られているCubeSatへの適用可能性がある。また、雰囲気圧力に依存しない本反応は、真空中での着火が可能である。しかし、低圧下での本反応の現象は詳細に調査されてきていない。そこで本研究では、低圧下でのAl/Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>テルミット反応実験を行い、ハイブリッドロケットの新たな点火手法としての検討を行った。

STCP-2018-002

AP/HTPB系コンポジット推進薬における粘弾性と粒子間隙パラメータの関係

○竹下 雅人(関大・学)村田 駿介(関大・学)寺嶋 寛成(関大・院)岩崎 祥大(JAXA)羽生 宏人(JAXA)山口 聡一郎(関大)

酸化剤の粒子間隙を粒径で規格化した粒子間隙パラメータ $\gamma$ を導入する。塩化カリウムKClを使った模擬推進薬スラリーにおいてKClの配合比を増やして粒子間隙 $\gamma$ を狭くすると、粒子間接触が増加する閾値 $\gamma=0.5$ においてスラリーの形状保持性が強くなり、試料温度を60°Cから40°Cに下げると損失弾性率が6倍上昇した。これはHTPBの温度依存性だけでは説明できず、稠密な粒子構造体が推進薬全体の粘弾性に大きく影響を及ぼすことが推察される。

STCP-2018-003

レーザ加熱により燃焼制御を行う固体マイクロスラスタの試作評価

○原口 大地(宮大・院)生田 智史(宮大・学)矢野 康之(宮大)各務 聡(宮大)

本研究の目的は、レーザ加熱により燃焼制御を行う固体マイクロスラスタの実現である。一般に固体スラスタは、構造が簡素である一方、燃焼制御が困難であるためスロットリングが必要なマイクロスラスタには適用されてこなかった。そこで外部からエネルギー供給があるときのみ燃焼が維持する固体推進剤を開発し、熱源としてレーザを用いることで燃焼制御を行うマイクロスラスタを提案する。今回は、従来搭載していたレーザヘッド移動装置を取り除き、更なる小型化を目指したマイクロスラスタの試作評価を行った。その結果について報告する。

STCP-2018-004

多層化した固体推進薬を用いた化学ロケットの燃焼特性に関する研究

○阿部 宗生(東海大・学)森田 貴和(東海大)

ハイブリッドロケットの酸燃比の履歴の制御による燃焼効率の向上や固体ロケットの推力を制御することを目的として、各層における組成が異なる多層化した固体燃料または固体推進薬を用いて実験室規模の燃焼実験を行い、特性排気速度特性や層間での過渡的な燃焼特性などを求めた。グレイン形状は円管型で、酸化剤は気体酸素や過塩素酸アンモニウムを使用した。なお燃料にはアルミ粒子は含有していない。

## 【大気吸込式推進】

STCP-2018-005

極超音速統合制御実験機(HIMICO)の設計検討

○佐藤 哲也(早大)○田口 秀之(JAXA)土屋 武司(東大)津江 光洋(東大)中谷 辰爾(東大)手塚 亜聖(早大)藤川 貴弘(九大)

マッハ5クラスの極超音速飛行技術を実証するための極超音速統合制御実験機について、観測ロケットS-520に搭載して打ち上げるための設計検討を行った。理学ミッションとの相乗りで許容されるペイロード空間と飛行軌道の要件に対応するために、機体全長を短縮し、飛行軌道、搭載機器配置、分離機構等の変更を行った。結果として、エンジン内部流の評価に必要な飛行データを取得できる可能性があることを確認した。

STCP-2018-006

超音速小型無人機用エアインテークの設計と内部流動の評価

○山口 凱(室工大・院)湊 亮二郎(室工大)

本学では、小型無人超音速機オオワシIIとその機体に搭載するGG-ATRエンジンの研究開発を進めている。GG-ATRエンジンのエアインテークを抗力低減を目的にダイバータレスエアインテークに設計し、風洞試験とCFD解析を用いてダイバータレスインテークのインテーク・ダクトの評価を行ったことを説明する。

STCP-2018-007

極超音速統合制御実験(HIMICO)用インテークのサイドクリアランス変更による性能改善

○小倉 彰悟(早大・学)若林 祥(早大・院)千賀 崇浩(早大・院)森川 潤(早大・学)吉田 秀和(早大・院)佐野 正和(早大・院)佐藤 哲也(早大)田口 秀之(JAXA)小島 孝之(JAXA)

現在、JAXAおよび大学連携で、極超音速旅客機の開発の一環として、極超音速統合制御実験(HIMICO)計画を進めている。過去に風洞実験で得られたHIMICO用インテークの性能が、数値解析と比較して大きく下回るという問題があった。本研究では、インテークランプと側壁の隙間幅(サイドクリアランス)を変更した超音速風洞試験を行い、得られた実験結果からサイドクリアランスが性能に及ぼす影響について検討する。

STCP-2018-008

室蘭工大の小型超音速飛行実験機におけるエアリアルールに基づく遷音速抗力低減の試み(第2報)

○溝端 一秀(室工大)山崎 優樹(室工大・院)三尾 太一(室工大・院)宮本 勝也(室工大・学)

室蘭工大で研究開発中の小型超音速飛行実験機について、遷音速抗力を低減するために、所謂エアリアルール(面積則)に基づく空力形状の修正と、遷音速風試による抗力評価を進めている。機体の断面積分布をシアーズハーク曲線に近づけるだけでなく、圧縮波が集積しないよう胴体表面の曲率分布を調整することによって、抗力が有意に低減することが判った。また、後胴部腹面に搭載が予定されているエアインテークによる抗力増のあらましを計測した。その概要を報告する。

## 【特別講演】

STCP-2018-009

○荻田 丈士(中部大)

宇宙輸送用推進システムの研究 - これまでの30年とこれからの10年 -

航技研、JAXAでの液体ロケットエンジン、スクラムジェット、RBCC、スペースプレーンの研究成果を紹介するとともに、現在取り組んでいるロケットエンジン、スペースプレーンに関する研究などについて紹介する。

## 【企画セッション】宇宙研における輸送系研究の現状と構想

STCP-2018-010

宇宙輸送系専門委員会での議論について

徳留 真一郎(ISAS/JAXA)野中 聡(ISAS/JAXA)○丸 祐介(ISAS/JAXA)

宇宙工学委員会のもと設置された宇宙輸送系専門委員会での議論を紹介する

STCP-2018-011

再使用観測ロケットの開発に向けた技術課題への取り組み

○野中 聡(ISAS/JAXA)

再使用観測ロケットの開発に向けた状況と構想について述べる

STCP-2018-012

大気利用による観測ロケット高度化(軌道投入)の検討

○小林 弘明(ISAS/JAXA)

大気を利用することで再使用観測ロケットの性能を向上させる試みについて述べる

STCP-2018-013

ハイブリッドロケット研究開発の構想

北川 幸樹(ISAS/JAXA)○嶋田 徹(ISAS/JAXA)

ハイブリッドロケットの研究開発の現状と今後の構想について述べる

STCP-2018-014

観測ロケットに対する期待と提案

○阿部 琢美(ISAS/JAXA)

宇宙研の観測ロケットについて、現在および潜在的なユーザーの立場から、期待と要望、提案を述べる

STCP-2018-015

宇宙輸送研究開発への期待 ―宇宙科学コミュニティの視点から―

○船木 一幸 (ISAS/JAXA)

宇宙科学コミュニティの視点から、宇宙輸送系の研究開発に対する期待について述べる

**【企画セッション2】宇宙研における輸送系研究の方向性と期待**

STCP-2018-016

総合工学としての宇宙輸送システム研究開発に対する期待

○棚次 亘弘 (ISAS/JAXA・名誉教授)

システム工学研究の重要性を示しつつ、総合工学としての宇宙輸送システム研究の方向性について述べる

STCP-2018-017

大学視点での宇宙研輸送系研究への期待～宇宙科学を牽引する輸送システム革命～

○笠原 次郎 (名大)

大学の視点から、宇宙研における輸送系研究に対する期待と意見を述べる

STCP-2018-018

液体ロケット開発スタートアップからの宇宙研輸送系研究への期待

○稲川 貴大 (インターステラテクノロジズ)

液体ロケット開発をスタートアップした民間企業の立場から、宇宙研における輸送系研究に対する期待と意見を述べる

STCP-2018-019

民間企業の視点での宇宙研輸送系研究への期待 (講演依頼テーマ)

○加持勇介 (スペースワン)

STCP-2018-020

JAXA全体の視点から見た宇宙研の輸送系研究に対する期待と意見 (仮題)

○吉田 誠 (JAXA)

JAXA他部門の立場から、宇宙研の輸送系研究に対する期待と意見を述べる

STCP-2018-021

長友研にいた頃の宇宙研と現在、そして未来

○米本 浩一 (九工大)

宇宙研の輸送系研究に対する期待や意見を述べる

**【ハイブリッドロケット(I)】**

STCP-2018-022

星型フラクタル旋回形状グレイン搭載ハイブリッドロケット概念設計及び打上試験

○西野沙也佳 (神大・院) 館山 哲也 (神大・院) 船見 祐揮 (神大) 高野 敦 (神大)

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。2017年度に比べて2018年度はより高高度へ到達すること、また燃焼室特性長さから判断してエンジンの性能が落ちていないことを考慮して、機体概念設計を行った。その設計値に沿って機体の開発・製作を行い、星型フラクタル旋回形状グレインを機体に搭載し、2018年10月6日秋田県能代市にて打上試験を行った。

STCP-2018-023

星型フラクタル旋回形状グレインを用いたハイブリッドロケットエンジンの開発

高野 敦(神奈川大)船見 祐揮(神奈川大)○藤方 優樹(神奈川大・学)館山 哲也(神奈川大・院)西野 沙也佳(神奈川大・院)本目 将大(神奈川大・学)内島 圭祐(神奈川大・学)

酸化剤として亜酸化窒素、固形燃料としてABS樹脂で作成した星型フラクタル旋回形状グレインを用いた低コストかつ軽量のハイブリッドロケットエンジンの開発・作成に取り組んでいる。2020年に高度100kmに到達することを目標としている。そこで本研究では昨年度機体よりもエンジンを大型化することでトータルインパルス23000[Ns]を達成し打ち上げ実験を行ったので報告する。

STCP-2018-024

ハイブリッドロケット用テレメトリ装置の開発と打上結果

○吉田 誠(神大・学)島崎 拓己(神大・学)高野 敦(神奈川大学)

ハイブリッドロケットの打ち上げ試験時にロケットの各種データを計測・回収し、今後の研究に反映するためにテレメトリ・ロガー装置の製作と改善を行った。また昨年度機体が打ち上げ後に分離せずに落下し破損・欠損した結果を踏まえて設計開発した分離の有無を確認するための分離モニタおよび地上からのコマンド送信によって分離させる強制分離機構の設計開発を行った。これらの装置を用いて行った今年度の打ち上げ試験で得られたデータを分析、評価したので報告する。

STCP-2018-025

5mハイブリッドロケット用 12mランチャーの開発

○山口 雄介(神大・学)立花 優(神大・学)高野 敦(神大)

当研究室では、研究室作成ハイブリッドロケットの到達目標を高度100kmとしている。今後、機体が大型化するため、二年後のハイブリッドロケットの全長を5mと想定した。この前提の元、ロケットの安定した飛行を可能とするために必要なランチクリア速度を十分に得るため、レール長さが12mのランチャーを開発した。2018年10月に行った打ち上げ実験での使用実績を踏まえて報告する。

## 【ハイブリッドロケットエンジン(II)】

STCP-2018-026

無火薬式分離機構の大型化・打ち上げ実験評価

○北野 裕己(神大・学)西野 沙也佳(神大・院)高野 敦(神大)

超小型ハイブリッドロケットの打ち上げ実験を行い、機体を全て回収するため、パラシュートを展開する分離機構の設計・開発に取り組んでいる。パラシュートを確実に放出すること、より高高度の打ち上げを目指す為、将来的に機体が大型化、また、音速を超えた場合でも、機体のフラッターやダイバージェンスにより機体が破損せずに耐えることを目標により高強度・高剛性な分離機構の開発をし、2018年10月6日秋田県能代市にて打ち上げ試験を行った。

STCP-2018-027

A-SOFTハイブリッドロケットのO/F制御実証

○岸里 大輝(東海大・院)那賀川 一郎(東海大)

ハイブリッドロケットは、作動中のO/Fシフトに起因する性能低下が大きな課題となっている。A-SOFT-HRは酸化剤旋回強度と酸化剤質量流量を可変させ、O/Fおよび推力の制御を可能としたハイブリッドロケットである。本研究では前年度の研究結果を基にGO<sub>x</sub>を酸化剤に、PPを固体燃料に用いたA-SOFT-HRを改良し、O/F、推力の制御を目的とした燃焼実験を実施した。本発表ではその結果について報告する。

STCP-2018-028

1kN級ハイブリッドロケットエンジンの性能評価

○岡田 空悟(室工大・院)中田 大将(室工大)安田 一貴(室工大・院)内海 政春(室工大)

市販のHyperTEK M型ハイブリッドモーターとほぼ同推力の亚克力製グレインを自作し、評価した。従来のHyperTEKグレインでは音響パワが排気速度の3乗に比例する傾向が見られたことから、口径を大きくし排気速度を落とすことによって同一推力を得ながらも低騒音化を目指す設計となっている。推力、排気速度、燃焼室圧力、騒音の特性周波数等の計測結果について述べる。

STCP-2018-029

ハイブリッドロケット静止ノズルの音響放射基礎特性

○川戸 大輔(群大・学)荒木 幹也(群大)岡田 空悟(室工大・院)中田 大将(室工大)内海 政春(室工大)

ハイブリッドロケット静止ノズルの騒音放射基礎特性を調査した。ノズル出口から8mのアーチ上に高周波マイクロフォンを設置し、騒音スペクトル取得ならびに騒音成分ごとのピーク放射角度特定を行った。騒音スペクトルには、燃焼振動と思われる低周波騒音と乱流混合騒音が重畳する。燃焼騒音のピーク放射角度はジェット下流側に限定され、一方で乱流混合騒音のピーク放射角度はジェット速度増大とともに側方へ広がることが示された。

## 【ハイブリッドロケットエンジン(III)】

STCP-2018-030

Wax系ハイブリッドロケットの燃焼効率向上に関する基礎研究

○安田 昂生(東海大・院)

近年、安全で安価な宇宙輸送を実現する推進システムとしてハイブリッドロケットの研究が進行しているが、低燃料後退速度等の課題から実用には至っていない。本研究室では燃料にWaxを使用し、高い後退速度を獲得したが、Waxの液相供給による燃焼効率の低減化という新たな課題に直面した。そこで当研究は、燃焼促進デバイス、バツフルプレートに着目し、燃料の拡散・微細化による燃焼効率の向上を目的として研究を進めた。

STCP-2018-031

星型フラクタルポートを用いたハイブリッドロケットグレインの局所後退速度

○本目 将大(神奈川大・学)内島 圭祐(神奈川大・学)館山 哲也(神奈川大・院)西野 沙也佳(神奈川大・院)藤方 優樹(神奈川大・学)高野 敦(神奈川大)船見 祐揮(神奈川大)

ハイブリッドロケットには燃料後退速度が遅いという技術的課題がある。そこで、ポート表面積で優位な星型フラクタルポートを用いたハイブリッドロケットエンジンの燃焼試験を行い、グレイン各部の局所後退速度を計測した。グレインは、材料をABS樹脂として、3Dプリンタにより製作した。局所後退速度は、燃焼後のグレインを輪切りにし、燃え残った燃料の各部の厚さをノギスで計測して算出した。

STCP-2018-032

タングステン・レニウム熱電対による境界層火炎温度の直接計測

○三橋 悠一郎(千葉工大・院)栗田 脩平(千葉工大)佐々木 主税(千葉工大)坂野 文菜(千葉工大・院)和田 豊(千葉工大)加藤 信治(型善)堀 恵一(ISAS/JAXA)

ハイブリッドロケットエンジン/モータ用低融点系燃料の燃焼面に形成される相構造を推定するため、燃料固相から火炎帯に至る温度場を燃料内部に埋め込んだ極細熱電対により直接計測する。先行研究では、K型熱電対やR型熱電対を使用し、固相から溶融相、気相までの詳細な温度場を取得した。今回は、タングステン及びレニウム線を用いたC型熱電対を導入することで、特に気相、火炎帯の温度を計測した。

STCP-2018-033

酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットの低融点燃料長さが燃料後退速度に与える影響

○小長野 一成(千葉工大・院)川端 洋(千葉工大・院)鈴木 雅弥(千葉工大・学)和田 豊(千葉工大)加藤 信治(型善)堀 恵一(ISAS/JAXA)

本研究では低融点熱可塑性樹脂(LT)を燃料とし、燃料長を変化させた燃焼実験を実施した。その結果、酸化剤質量流束70~80kg/m<sup>2</sup>s、形状スワール数9.7及び19.4の条件において、燃料を長くした場合に燃料後退速度の低下が観察された。後方で旋回流の影響が及ばず、燃料後部の平均燃料後退速度が低下したと考えられる。本発表では、旋回強度が燃料後退速度に与える影響について、燃料長を考慮した予測式の提案を行う。

## 【ハイブリッドロケットエンジン(IV)】

STCP-2018-034

ハイブリッドロケットの固体燃料の燃焼火炎中における金属粉末の着火遅れに関する研究

○山崎 雄太(日大・学)和地 宏隆(日大・学)高橋 賢一(日大)

ハイブリッドロケットにおける燃料後退速度の向上のためWAX固体燃料が注目されている。本研究室ではさらなる燃料後退速度の向上のため、WAX固体燃料へ金属粉末を添加する研究を行ってきた。しかし、ハイブリッドロケットの燃焼火炎中での金属粉末の着火特性は明らかになっていない。本研究では電気炉を用いてハイブリッドロケットの拡散火炎を再現し、WAX固体燃料の燃焼火炎中における金属粉末の着火遅れの調査を行った。

STCP-2018-035

レーザー点火を利用したガスジェネレータ型ハイブリッド推進機

○山下 省吾(宮大・院)矢野 康之(宮大)各務 聡(宮大)

本研究は宇宙機用のマイクロ推進機の実現のため、レーザー点火を用いた0.4 N級ガスジェネレータ型ハイブリッド推進機の実現を目的とする。従来のハイブリッド推進機は、スロットリング、燃焼の中断・再点火が可能であるという利点がある。一方で、燃焼の進行により、酸化剤と燃料の混合比が変化し、最適なO/Fの維持が困難となり、比推力が低下するという欠点があった。そこで、燃料を予めガス化し、気体酸化剤と混合することで混合比を維持できるガスジェネレータ型ハイブリッドロケットを宇宙機用のマイクロ推進に適用することを提案する。また、宇宙機では作動の中断と再開が必要なため、半導体レーザーによる点火を行う。今回は、試作機の性能評価とレーザー点火の可否を評価し、酸化剤流量による燃料流量の依存性について報告する。

STCP-2018-036

硝酸アンモニウムの添加によるハイブリッドロケット固体燃料の高性能化

○北川 達也(日大・学)山添 郁也(日大・学)永塚 優輝(日大・学)高橋 賢一(日大)

ハイブリッドロケットは安全性、低環境負荷、低価格という利点により、小型ロケットの推進システムとして近年注目を集めている。しかし、低燃料後退速度や低燃焼効率という点で、実用化に至る必要な性能が得られていない。本研究では、燃焼効率を向上させる試みとして固体燃料に低価格で有害物質を排出しない硝酸アンモニウムを添加し、ハイブリッドロケットの固体燃料の着火特性について評価した。

STCP-2018-037

粉体燃料を用いたハイブリッドマイクロ推進機の試作

○渡辺 拓哉(宮大・院)高山 和馬(宮大・学)矢野 康之(宮大)各務 聡(宮大)

本研究では、粉体燃料を用いた宇宙機用のハイブリッドマイクロ推進機を提案する。従来のハイブリッド推進機は、作動中、固体燃料が後退するにつれ、燃料流量が増加し最適なO/Fの維持ができず、比推力が低下していた。そこで、一定流量の粉体燃料を燃焼室に供給し、燃焼させることにより、最適なO/Fの維持を可能にする。今回は、試作した粉体供給装置の性能評価および試作機の燃焼実験を行った。その結果について報告する。

### 【ハイブリッドロケットエンジン(V)】

STCP-2018-038

CFD Analysis of Melt-Layer Characteristics during Combustion of Cryogenic Methane as Hybrid Rocket Fuel

○Yadav Krishan(東大・院)Shimada Toru(JAXA)

Hybrid rocket systems has been plagued by various limitations, which are responsible for impeding the full-fledged use of these rocket systems in the current aerospace industry. One of the main limitations is low regression rate of the fuel which is attributed to the diffusion behavior of heat transfer during combustion process towards the solid fuel surface. Liquefying fuels could be the prominent solution to the aforementioned limitation. Liquefying fuels, during combustion forms a melt layer on the solid surface, this melt layer characterized by the low viscosity and low surface tension. Under appropriate combustion conditions this melt layer becomes unstable and facilitate the formation of fuel droplets. These droplets along with the vaporized fuel result into the increased regression rate. In this study we are using Cryogenic Methane as a fuel and GOX (Gaseous Oxygen) as an oxidizer. The primary goal of this study is to analyze the characteristics of the melt layer, using CFD.

STCP-2018-039

ハイブリッドロケット用ワックス燃料の黒色化による効果

○濃沼 悠斗(東海大・院)那賀川 一郎(東海大)

ワックスを燃料とするハイブリッドロケットモータでは、放射熱伝達の透過によって燃料深部まで加熱されることで、燃料供給不安定を引き起こすことが懸念される。この放射熱伝達の透過を抑制するために燃料を黒色化し、燃料内部の温度分布測定を行った。本発表では、従来の燃料を黒色化することによって生じる影響についてを報告する。

STCP-2018-040

瞬間熱分解物質の分析に用いる発生気体分析／質量分析装置の検討

○坂野 文菜(千葉工大・院)和田 豊(千葉工大)三島 有(神戸工業試験場)津越 敬寿(産総研)加藤 信治(型善)堀 恵一(ISAS/JAXA)長瀬 亮(千葉工大)

従来の発生気体分析／質量分析は、加熱炉と質量分析計との接続に長い細管を用いたキャピラリー接続型の装置と、電子イオン化を用いた質量分析が主流である。しかし、ロケット燃料のような瞬間加熱環境で発生する熱分解生成物の分析には、リアルタイムかつダイレクトな測定が求められる。そこで現在、スキマーインターフェース接続型の熱分解イオン付着イオン化質量分析法(Py-IA/MS)の開発を進めている。本講演では、キャピラリー接続型とスキマーインターフェース接続型との比較について報告する。

STCP-2018-041

GAP/GOXを用いたダイレクトインジェクション型ガスハイブリッドロケットの実験的研究

○幡野 慎太郎(千葉工大・院)保倉 徹也(千葉工大・学)和田 豊(千葉工大)長谷川 宏(日油)小田 達也(日油)堀 恵一(JAXA)

近年、小型宇宙探査機が広く開発されており、これらの探査機には、省スペースかつ高密度化が要求されている。そこで本研究では、従来型ガスハイブリッドロケットの2次燃焼室を取り去り、1次燃焼室に直接酸化剤を吹き込むダイレクトインジェクション型のガスハイブリッドロケットを提案した。燃料にグリンジルアジドポリマー、酸化剤にガス酸素を用いた燃焼実験を行ない、優れた点火特性と燃焼安定性、93%以上の $\eta_{C^*}$ を確認した。

1/18(金)

## 【液体推進系】

STCP-2018-042

観測ロケットS520-31号機による宇宙飛行実証用デトネーションエンジンの開発に関して

○笠原 次郎(名大)後藤 啓介(名大・院)横尾 颯也(名大・院)金 周回(名大・学)佐藤 朋之(名大・学)川崎 央(名大)松岡 健(名大)松尾 亜紀子(慶應大)船木 一幸(JAXA)安田 一貴(室蘭工大・院)八木橋 央光(室蘭工大・院)有松 昂輝(室蘭工大・学)中田 大将(室蘭工大)内海 政春(室蘭工大)岩崎 祥大(JAXA)和田 明哲(JAXA)戸部 裕史(JAXA)北川 幸樹(JAXA)竹内 伸介(JAXA)羽生 宏人(JAXA)山田 和彦(JAXA)

観測ロケットS520-31号機による宇宙飛行実証用デトネーションエンジンの開発を行っている。本発表では主にPFMエンジンの地上燃焼試験状況、エンジンシステムの開発状況を述べる。

STCP-2018-043

はやぶさ2の化学推進系の運用

○森 治(JAXA)後藤 大亮(JAXA)成尾 芳博(JAXA)澤井 秀次郎(JAXA)志田 真樹(JAXA)丸 祐介(JAXA)道上 啓亮(JAXA)古川 克己(MHI)高見 剛史(MHI)浦町 光(MHI)津田 雄一(JAXA)佐伯 孝尚(JAXA)武井 悠人(JAXA)照井 冬人(JAXA)三桝 裕也(JAXA)尾川 順子(JAXA)吉川 健人(JAXA)大野 剛(JAXA)

はやぶさ2の化学推進系はオール二液推進系で20Nスラスト12個からなる。本発表では、長秒時噴射と短秒時噴射のインパルスビットについて評価し、地上燃焼試験と軌道上実績を比較した。また、調圧運用、低温噴射試験、フラッシング運用等についても述べる。

## 【宇宙輸送システム】

STCP-2018-044

衛星減速器の概念検討

○石川 智浩(航空宇宙工学コース・准教授)西村 純(名誉教授)棚次 亘弘(名誉教授)

近年、宇宙ゴミは年々増加を続け宇宙開発にとって大きな障害となっている。この問題を解決するために今後打ち上げる新規衛星に対して減速器を取り付け、衛星ミッション終了後に減速器から気球膜を出し、大気抵抗により速やかに大気圏に降下させる研究を行っている。本発表では衛星減速器の膜展開手法や実証衛星の概要について説明する。

STCP-2018-045

二地点間輸送ロケットのサイジングと飛行軌道解析

○武藤 智太郎(東大・院)稲谷 芳文(JAXA)

近年、ロケットの新しい利用方法として、宇宙空間を経由して大陸間を短時間で結ぶ高速二地点間輸送に期待が集まっている。本研究では、ロケットによる二地点間輸送の実現性を検討するため、ロケットの機体サイジングと飛行軌道計算を行い、目標レンジを達成するために必要な機体重量やサイズを明らかにした。また、機体形状や軌道のパラメータが飛行レンジに与える影響について考察を行った。

STCP-2018-046

LOX/エタノールガスジェネレーターの着火シーケンス

○中田 大将(室工大)湊 亮二郎(室工大)吉川 稲穂(室工大・院)八木橋 央光(室工大・院)有松 昂輝(室工大・学)内海 政春(室工大)

LOX/エタノールガスジェネレーターの着火シーケンス確立までの経緯について報告する。小型の燃焼器のため、補弁を用いず主弁の開閉タイミングのみが可変パラメータとなる。一般にLOXリードタイムが長すぎると液出して着火に至らず、短すぎる場合にはエタノールが溜まることによるハードスタートの可能性がある。事前のLOX流し試験により適切なタイミングを模索し、0.5秒のリードタイムで正常着火した。

STCP-2018-047

1段再使用ロケット用LPGハイブリッドRCS—飽和ガス噴射試験

○奥田 和宜(大阪工大・院)水谷 康一郎(大阪工大・学)三村 岳史(大阪工大・院)奥村 俊介(大阪工大・院)服部 大輔(大阪工大・学)杵淵 紀世志(JAXA)齊藤 靖博(JAXA)田原 弘一(大阪工大)

1段再使用型のロケットでは、姿勢制御に加え、新たに帰還時の機体転回やメインエンジン着火前のセtringにもRCSが必要となる。これらの新たな要求および帰還時の人員接近を踏まえると、RCSとして従来のヒドラジンやコールドガスジェットが最適かは再考の余地がある。ここではLPG(液化石油ガス)を用いた新たなRCSを提案する。姿勢制御やセtringは飽和ガスの噴射によりコールドガスジェットとしてパルス作動させ、機体転回時は飽和液と主推進系の酸化剤との混合/燃焼により大推力を得て効率的な機体転回を実現する。飽和ガス噴射では、LPGの蒸発供給に伴うタンクの低温化と、ノズル内での膨張・液化の性能への影響について把握する必要がある。発表では飽和ガス噴射の基礎実験結果について報告する。

## 【低温流体】

STCP-2018-048

エレクトロスピンニング法により生成したナノファイバー被膜による予冷時間短縮の効果

○川島 紘毅(静大・院)吹場 活佳(静大)小野 貴良(静大・院)十川 悟(早大・院)

食品、医療、超伝導、航空宇宙など幅広い分野において、絶対零度に近い沸点を持つ極低温流体が利用されており、航空宇宙分野においては、JAXAを中心に研究・開発が進められている極超音速機や液体燃料ロケットで利用されている。本研究は、極低温流体使用時に行う「予冷」と呼ばれる操作の時間短縮を目的とし、エレクトロスピンニング法により銅表面にナノファイバー被膜を生成することで予冷時間短縮の効果があるかを検証した。

STCP-2018-049

低温水素ガスを用いた固体高分子型燃料電池の性能調査

○新井 郁矢(早大・学)小島 孝之(JAXA)岡井 敬一(JAXA)田口 秀之(JAXA)佐藤 哲也(早大)

本研究では電動航空機の推進システムとして期待される固体高分子型燃料電池の研究を行っている。この電動推進システムを用いた航空機に極低温燃料である液体水素を搭載することを検討しているが、低温水素ガスの流入により燃料電池の発電能力の変化が予測される。本発表では低温水素ガスを流入させた際の燃料電池の性能調査を行い、温度に対して性能がどのように変化するのかを調査した。

STCP-2018-050

液体水素のプール沸騰特性とその促進について

○小野 貴良(静大・院)吹場 活佳(静大)小林 弘明(JAXA)川島 紘毅(静大・院)足立 大季(静大)

ロケット等で用いられている液体水素を配管系に導入する際は、液体水素が急激に蒸発・沸騰してしまうため、管の予冷が必要である。この管予冷時間を短縮することで、大きなコスト削減が可能となる。管予冷時間短縮のためには、液体水素の沸騰伝熱特性を理解することが不可欠であるが、現状先行研究及び知見が不足している。そこで本研究では冷媒として液体水素を用いたプール沸騰実験を行い、得られた温度変化及び沸騰曲線についての考察を行った。

STCP-2018-051

粒子法を用いた液滴追跡のための気液間作用モデルの検討

○辻村 光樹(早大・院)窪田 健一(JAXA)佐藤 哲也(早大)

宇宙輸送機燃料などの気液二相流には、大小様々な大きさの液滴が任意の位置に発生する。その追跡に従来型の数値解析を用いると、計算負荷の大きい高精度な格子を解析領域の全体に張る必要が生じる。そこで本研究では、格子法では捉えきれない微小な液滴の追跡に粒子法を使用する手法を有効な解決策と考え、その導入のための気液間運動量交換モデルや粒子法の圧力勾配モデル、表面張力モデルについて検討する。

## 【低毒液体推進薬】

STCP-2018-052

HAN系1液式プラズマ化学スラスタへの推進剤気化機構の適用評価

○高橋 一真(首都大・院)青山 翼(首都大・院)笠原 真能(首都大・院)松本 宗弘(首都大・学)竹ヶ原 春貴(首都大)

本研究室では、HAN系の低毒性推進剤であるSHP163を用いた1N級1液式スラスタの研究開発を行っている。その中で、推進剤供給量を増加させた際に、未反応の推進剤がノズルから液体のまま流出することが確認された。この問題を解決するべく、燃焼室に送り込む前の推進剤を気化させる機構(ヒータ)を開発し、スラスタに適用した場合の推進性能の取得を行なった。本講演ではその結果を報告する。

STCP-2018-053

N2O/DME予混合型二液式推進機の性能評価

○倉永 敦史(宮大・院)佐藤 颯(宮大・学)矢野 康之(宮大)各務 聡(宮大)

本研究では、無毒で環境適合性に優れた亜酸化窒素(N2O)とジメチルエーテル(DME)を推進剤とし、N2OとDMEを予め混合してから供給する予混合型二液式推進機の性能評価を行った。N2OとDMEは液化ガスであるため予混合が容易であり、予混合は性能向上と小型化に貢献できる。そこで、コイル型の予混合器を用いた0.4 N級の推進機を試作し作動させたところ、安定した作動が実現し、C\*効率は最大で82.2 %となった。今回はこの結果について報告する。

STCP-2018-054

ALEx向け小型衛星用HFCスラスタFM開発とその機能試験

○川口 淳一郎(JAXA)○久保 勇貴(東大・院)小山 政利(JAXA)安田 誠一(JAXA)芳仲 敏成(JAXA)大橋 郁(東大・院)名田 悠一郎(東大・院)

JAXAではこれまでHFC(ノンフロン)を燃料として用いた安全性・入手性の高い推進器の開発を進めてきた。これは大学や民間企業などによるより高度な小型衛星開発に大きく貢献するものである。本システム初のフライト実証品として株式会社ALEで開発中のALExへ搭載するスラスタの開発・製造を行った。本発表ではその概要および機能確認試験の結果を紹介する。

STCP-2018-055

首都大学東京における放電プラズマを用いた1N級低毒性1液式スラスタの研究開発

○青山 翼(首都大・院)笠原 真能(首都大・院)高橋 一真(首都大・院)松本 宗弘(首都大・学)竹ヶ原 春貴(首都大)

宇宙機の姿勢制御にはこれまでヒドラジンを用いた触媒で分解するスラスタが用いられてきた。しかし、ヒドラジンは有毒であることからそのハンドリングの悪さが大きな問題となっている。そのため、低毒性推進剤で代替することが有望視されている。本研究ではこれまで、低毒性の1液式推進剤を放電プラズマによって反応誘起を行うスラスタの研究を行ってきた。本講演では、これまでの取り組みについて報告を行う。

STCP-2018-056

マイクロ波を用いた化学・電気デュアルモードスラスタの試作

○藤原 祐一(宮大・院)山戸 葵維(宮大・学)矢野 康之(宮大)各務 聡(宮大)

本稿では、亜酸化窒素/ジメチルエーテルを推進剤とし、マイクロ波プラズマを用いる電気・化学のデュアルモードスラスタを提案する。化学推進モードでは従来の化学推進機として作動し、電気推進モードでは高比推力化のために、EHT(Electrothermal Hydrazine Thruster)のように電気エネルギーにより加熱する。EHTではヒータが用いられるため寿命が短いことから、本研究ではマイクロ波プラズマにより加熱し長寿命化を図る。今回、試作機の動作実証を行ったのでこれについて発表する。