

## 化学推進-アブストラクト-

1/18(木)

## 【固体燃料】

STCP-2017-001

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においてカーボンブラックが性能に及ぼす影響  
○原口 大地(宮大・院)松浦 有佑(宮大・学)矢野 康之(宮大)各務 聡(宮大)

本研究では、レーザ加熱によりスロットリングを行う固体マイクロスラスタの実現を目的としている。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。そこで外部からのエネルギー供給なしでは燃焼が維持できない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、推進剤に添加しているカーボンブラックの量を変化させ、性能への影響を評価した。その結果について報告する。

STCP-2017-002

ハイブリッドロケットに用いる低融点熱可塑性樹脂燃料の熱分解プロセス

○坂野 文菜(千葉工大・院)川端 洋(千葉工大・院)和田 豊(千葉工大)三島 有二(神戸工業試験場)加藤 信治(型善)堀 恵一(ISAS/JAXA)

パラフィンオイルとポリスチレン系エラストマ樹脂を混和させることで高い燃料後退速度と優れた機械的物性を有する低融点熱可塑性樹脂燃料の燃焼プロセスの解明のため、燃料表面温度場測定と熱分解試験を実施した。その結果、熔融層と気相の境界付近において分子鎖の切断、火炎帯の近傍において分子の安定化及び開裂を確認した。より詳細な熱分解挙動を把握するためGC/MSによる熱分解物質の同定を実施した結果について発表する。

STCP-2017-003

Baffle Plate の効果によるアルミニウム粉末の着火及び推進性能の改善

○神林 裕太(日大・学)久米 陸(日大・学)杉山 翼(日大・学)高橋 徹(日大・院)高橋 賢一(日大・教員)

アルミニウム粉末はハイブリッドロケットの固体燃料の性能向上のために添加される。しかし、境界層燃焼という特有の燃焼機構により添加したアルミニウム粉末を着火させ有効に利用することは難しい。未燃のアルミニウム粉末はロケットの燃焼効率低下に繋がる。本研究では、固体燃料後部にバッフルプレートを設置することにより、酸化剤と燃料の混合を促進させ、アルミニウム粉末の着火による燃焼効率向上を試みた。

STCP-2017-004

コンポジット固体推進薬の設計パラメータに関する提案

○村田 駿介(関大・学)寺嶋 寛成(関大・学)細見 直正(関大・院)岩崎 祥大(総研大・院)羽生 宏人(JAXA)山口 聡一郎(関大)

酸化剤粒子の粒径・粒子数密度を算定する設計指標 $\gamma$ を提案する。コンポジット推進薬は大小複合粒度分布の酸化剤粒子で構成されており、製造性および品質を簡潔かつ定量的に評価することは難しい。そこでAPの平均粒子間距離に基づいて $\gamma$ 値を与えると粒径とその粒子数密度が満たすべき拘束条件が得られる。実推進薬の粒径と粒子数密度が特徴的な $\gamma$ 値で表されること、またX線CTの画像処理によって粒子間距離が実測できることを紹介する。

## 【ハイブリッドロケットエンジン(I)】

STCP-2017-005

星形フラクタル形状グレインを用いた推力1.8kN級ハイブリッドロケットエンジンの開発と打ち上げ実証

○諸星 宏樹(神大・学)鎮目 夢玄(神大・学)田原 鴻一(神大・学)館山 哲也(神大・院)高野 敦(神大)

ハイブリッドロケットエンジンに着目し、超小型衛星を安価で迅速に打ち上げるための超小型ロケットの開発・製作に取り組んでいる。昨年度に比べ、今年度はより高高度へ到達するため、推力を向上させかつ軽量な新規大型エンジンの開発を進めている。そこで、インジェクターベル、モータケース、グレインの開発・設計を行い、星形フラクタル形状グレインでの打ち上げ試験を行った。

STCP-2017-006

ハイブリッドロケットにおける構造設計を考慮した最適酸化剤

○館山 哲也(神奈川大・院)高野 敦(神奈川大)船見 祐揮(神奈川大)

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。現在の目標は、2020年に高度100kmに到達することである。そこで到達高度100kmを見据え、最適な酸化剤を構造設計を考慮し、検討した。本報告においてこれらの経緯をまとめることで、今後のハイブリッドエンジン開発につなげる。

STCP-2017-007

ハイブリッドロケットの抵抗低減とスロッシングを考慮した安定性評価

○三上 拳(神奈川大学・学)高野 敦(神奈川大学)

機体の抵抗を減らし、より高高度を目指すため、当研究室機体の大きな抵抗要素となっていた、フィンと胴体の結合部であるフィンスターの改良、強度試験、打ち上げ試験による飛行実証を行った。

打ち上げ試験において機体が蛇行する現象が見られた。この原因としてタンク内の液体燃料の動揺(スロッシング)が考えられたため、スロッシングが飛行中の機体へ及ぼす影響を解析する飛行シミュレーションの開発を行った。

STCP-2017-008

A-SOFTハイブリッドロケットのO/F制御機能の研究

○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GO<sub>x</sub>を酸化剤に、PPを固体燃料に用いたA-SOFTを-HR設計・制作し、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-2017-009

ハイブリッドロケットにおけるフラッタについての研究

○水上 諒(神奈川大・学)高野 敦(神奈川大)

当研究室では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。現在の目標は、2020年に高度100kmに到達することである。到達高度の高高度化のためには機体の軽量化が必要であり、また飛行速度が高速化するためフラッタが発生しやすくなる。そこでより正確なフラッタ速度を求める必要があるため、フラッタについての研究を行った。

## 【特別講演】

STCP-2017-010

デトネーションの数値シミュレーション:基礎研究からデトネーションエンジンまで

○坪井 伸幸(九工大)

デトネーションエンジンの数値計算について、基礎研究としてデトネーションの構造やデフラグレーションからデトネーションへの遷移の問題から、応用としてのデトネーションエンジンまでの研究を紹介する。

## 【ハイブリッドロケットエンジン(II)】

STCP-2017-011

WAX系ハイブリッドロケットにおける燃料後退速度に放射熱伝達が与える影響

○濃沼 悠斗(東海大・院)那賀川 一郎(東海大)

本研究室では小型ハイブリッドロケットモータを用いて添加物を加えたWAX系燃料の燃料後退速度の取得を行っている。本研究では黒色化した燃料を用いて、従来の燃料と比較して放射熱伝達が燃料後退速度にどのような影響を与えるかを報告する。

STCP-2017-012

3Dプリンタによる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エンジンの開発

○鎮目 夢玄(神大・学)高野 敦(神大)船見 祐揮(神大)諸星 宏樹(神大・学)田原 鴻一(神大・学)寺田 俊樹(神大・学)

ハイブリッドロケットエンジンを搭載した超小型ロケットを開発・製作している。

これまで、ロケットの到達高度向上を目的に、固体燃料の形状に着目し、3Dプリンタを使用した複雑な星型フラクタル形状のポートを持つ固体燃料を開発してきた。

今年度は、これまでの燃料形状をさらに発展させた星型フラクタル旋回形状グレインの開発を進めている。この新規グレインを用いた燃焼実験の結果を報告する。

STCP-2017-013

粉体燃料を用いたハイブリッドマイクロ推進機の試作および粉体燃焼の高速度撮影

○渡辺 拓哉(宮大・院)藤原 祐一(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の維持できず、比推力が低下していた。そこで、一定量の粉体燃料を気体酸化剤と混合し予混合ガスとして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、試作機の作動実験および粉体の燃焼の観察のために高速度撮影を行った。その結果について報告する。

STCP-2017-014

低損耗・低コストノズルの開発

○田原 鴻一(神奈川大学・学)諸星 宏樹(神奈川大学・学)鎮目 夢玄(神奈川大学・学)寺田 俊樹(神奈川大学・学)高野 敦(神奈川大学)船見 祐揮(神奈川大学)

損耗が少なく、低コストなノズル材料を選定し、ハイブリッドロケットへの搭載をおこなった。一般的なグラファイトや当研究室が使用してきたベークライトに加え、近年開発された世界最強磁器などの材料を用いてノズルを製作し、燃焼試験を行い、損耗量やエンジンの性能への影響を検討し、ハイブリッドロケットエンジンの性能向上を試みた。

STCP-2017-015

酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットにおける低融点熱可塑性樹脂燃料の後退速度評価

○川端 洋(千葉工大・院)北澤 将貴(千葉工大・学)坂野 文菜(千葉工大・院)和田 豊(千葉工大・院)加藤 信治(型善)堀 恵一(JAXA)長瀬 亮(千葉工大・院)

ハイブリッドロケット用低融点熱可塑性樹脂(LT)燃料は従来燃料と比較して、高燃料後退速度を示し、優れた機械的物性・接着性を有している。過去、形状スワール数が37.3において無旋回流と比較し2.9倍の燃料後退速度を得た。そこで形状スワール数の強度が後退速度に与える影響を調査し、それらの関係性を解明することを目的として、LT燃料に対し形状スワール数9.7及び19.4の燃焼実験を実施した。本稿ではその結果について述べる。

【液体推進】

STCP-2017-016

小型ロケットエンジンの結合による革新的ロケットエンジンの検討

富田 健夫(JAXA)

JAXAでは、開発から運用までのライフサイクルコストを低減し、新規ロケットエンジンの開発期間を短縮し、新規開発技術のアップグレードを容易にする新たなロケットエンジンの検討を進めている。現在の検討状況の概要や、関連要素技術の研究状況などを紹介する。

STCP-2017-017

アルミニウム陽極酸化皮膜が予冷時間へ及ぼす影響

○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)

極低温燃料を使用するロケットの打ち上げ時に、エンジン配管系において、急激な沸騰および蒸発を防ぐために配管予冷と呼ばれる操作を行う。この操作の時間短縮は、打ち上げ時間およびコスト面での大きな利益をもたらす。本研究では、アルミ表面への陽極酸化が予冷時間に及ぼす影響を調べるため、液体窒素によるプール沸騰実験を行った。陽極酸化を施すことで、予冷時間を短縮することが可能であることを確認した。

STCP-2017-018

炭化水素系ガス燃料の着火特性

○小林 完(JAXA)小川 泰一郎(東北大・院)野島 清志(東北大・院)富岡 定毅(JAXA)

メタン、エチレン、メタン／エチレン混合燃料の着火特性に着目し、反応解析および衝撃波管試験を用いて進めている研究について紹介する。

STCP-2017-019

炭化水素燃料を用いた矩形管による片面通電加熱試験

○小野寺 卓郎(JAXA)布目 佳央(JAXA)榎 和樹(JAXA)富岡 定毅(JAXA)美濃谷 誠(MHI)常見 明彦(MHI)名古 正太郎(MHI)

炭化水素燃料を利用するスクラムジェットエンジンにおいて燃料により壁面を冷却することを想定して、燃料の冷却特性を評価する試験を開始した。

想定される燃料の熱負荷環境を模擬するために、燃料が流れる矩形管の一つの面のみを通電加熱した状態で試験を実施した。

STCP-2017-020

超臨界状態における炭化水素燃料の熱分解吸熱特性に関する研究

○宮浦 拓人(東北大・院)志牟田 晃大(東北大・院)大門 優(JAXA)富岡 定毅(JAXA)

現在JAXAの考案する将来型宇宙往還機には、ロケット・スクラムジェット複合サイクル(RBCC)エンジンの搭載が計画されており、その燃料として炭化水素燃料の適用が検討されている。炭化水素燃料は比熱が小さいことから、エンジン冷却要求を満たすために熱分解吸熱反応を利用することが提案されている。本研究では、熱分解実験装置を開発し、炭化水素燃料の熱分解吸熱特性を評価した。また、数値計算結果との比較検討により、熱分解吸熱特性推定手法の妥当性を評価した。

### 【水素燃料システム(I)】

STCP-2017-021

再使用ロケットの研究開発と水素技術

○野中 聡(JAXA)

将来の再使用型宇宙輸送システムの構築に向けた普遍的な技術課題への取り組みとして効率的な繰り返し飛行運用を行うロケットの研究を広範囲に行い、システムレベルでの飛行実証を実行してきた。また再使用観測ロケットの研究開発を提案し、運用システム開発に向けた重要技術課題を抽出して実験的な研究などによる技術実証を行った。次のステップとして、技術実証から得られた成果を最大限に活用した実験機を構築し、システムレベルでの技術知見の蓄積と実証を目指している。

STCP-2017-022

再使用ロケット実験機 推進系の検討状況

○八木下 剛(JAXA)小林 弘明(JAXA)竹内 伸介(JAXA)竹崎 悠一郎(JAXA)野中 聡(JAXA)

宇宙科学研究所では小型の飛翔体である再使用ロケット実験機(RV-X)の地上燃焼試験及び飛行試験を計画しており、現在、機体の構築を進めている。本講演では、RV-Xの推進系(液体水素／液体酸素供給系等)について、その設計、機能試験及び今後の計画など検討状況を報告する。

STCP-2017-023

真空中および無酸素環境下で動作する水素ガスセンサの開発研究

丸 祐介(JAXA)

地上で用いられている水素センサは、動作に酸素の存在を必要とするものがほとんどである。一方で、水素燃料の宇宙輸送機では、高空を飛行するため、低圧や無酸素環境でも動作する水素センサが期待される。我々は、酸化セリウムを感応材料とし、水素分子の吸着・解離により感応材料の抵抗値が変化する現象を利用した水素センサを開発している。本講演では、本センサの基本特性を評価した実験結果を報告する。

STCP-2017-024

超高压液化水素(90MPa)拡散燃焼実験について

○小林 弘明(JAXA)成尾 芳博(JAXA)丸 祐介(JAXA)竹崎 悠一郎(JAXA)杉野 伸也(JAXA)佐藤 衛(JAXA)鈴木 徹(JAXA)野中 聡(JAXA)八木下 剛(JAXA)大門 優(JAXA)谷 洋海(JAXA)梅村 悠(JAXA)武藤 大貴(JAXA)松本 万有(JAXA)辻上 博司(岩谷産業)宮鍋 昂大(岩谷産業)吉野 裕(岩谷産業)河村 哲(岩谷産業)松野 優(ハイドロエツジ)

液化水素ポンプ昇圧型圧縮水素スタンドの火気取扱施設との離隔距離・敷地境界距離の技術基準化提案の根拠となるデータを取得するために能代ロケット実験場で実施した実験について、概要を紹介する。超高压(90MPa)の液化水素をピンホールより定常的に放出し、水素濃度分布や着火時の爆風圧、火炎長、輻射熱などのデータを取得し、質量流量の相関式として整理した。また、高速度カメラによって超高压液化水素の噴流や着火時の挙動を明らかにした。

## 【水素燃料システム(II)】

STCP-2017-025

冷媒としての液体水素利用に向けた超伝導特性および熱伝達試験について

○松本 太斗(京大・院)藤田 勝千(京大・院)石見 佳紀(京大・学)塩津 正博(京大)白井 康之(京大)小林 弘明(JAXA)成尾 芳博(JAXA)稲谷 芳文(JAXA)野中 聡(JAXA)

本研究グループでは、液体水素冷却超伝導機器の開発に向けた研究を行っている。液体水素は沸点が20.4 Kと液体窒素に比べ低く、金属系超伝導体であるMgB<sub>2</sub>の冷却に利用することが可能であり優れた冷媒である。JAXA能代ロケット実験場にて、機器設計の指針となりうる超伝導線材冷却を目的とした液体水素の熱伝達特性の測定に加え、液体水素冷却下でのMgB<sub>2</sub>線の超伝導特性測定試験、MgB<sub>2</sub>コイルの励磁実験などを行ったので発表する。

STCP-2017-026

液体水素燃料によるハイブリッド航空機の概念検討

○小島 孝之(JAXA)石川 友貴(早大・院)佐藤 哲也(早大)田口 秀之(JAXA)

JAXA航空技術部門においては、航空機の脱化石燃料化の研究として、電動推進およびハイブリッド推進の検討を進めている。本発表においては、小型航空機を対象とした、水素とリチウムイオンバッテリーのハイブリッド推進の概念検討を行った上で、燃料電池要素の技術課題である制御特性を紹介する。あわせて、液体水素による燃料電池実験計画も紹介する。

STCP-2017-027

MPS法を用いた気液二相流シミュレータの開発

○古市 敦大(早大・院)坂本 勇樹(早大・院)多根 翔平(早大・院)箕手 一真(早大・院)中島 曜(早大・院)樺山 昂生(早大・学)辻村 光樹(早大・学)吉田 光希(早大・学)佐藤 哲也(早大)

現在JAXAで開発されている極超音速旅客機は燃料に極低温の液体水素を用いており、燃料配管を通る際に相変化を起こして流動制御が困難な気液二相流となる。気液二相流の数値解析では気液界面を捉えることが重要視されており、本研究グループでは境界面捕捉が得意な粒子法に着目している。本発表では気泡上昇、配管流れ等に粒子法の一つであるMPS法を適用した例を述べ、その妥当性を検証する。

STCP-2017-028

金属表面へのコーティングが極低温流体による予冷に及ぼす影響について

○小野 貴良(静大・院)堤 夏樹(静大・学)吹場 活佳(静大)川島 紘毅(静大・院)

ロケット等で用いられている極低温燃料を配管系に導入する際は、極低温燃料が急激に蒸発・沸騰してしまうため、管の予冷が必要である。この管予冷時間の短縮により、大きなコストの削減が実現できる。本研究では伝熱面にテフロンシート等によりコーティングを行い冷却時間を比較することで、コーティングが極低温流体のプール沸騰における伝熱特性に与える影響を評価するとともに、実際の管予冷への応用可能性について考察した。

STCP-2017-029

深層学習による気液二相流の流動様式判別に関する研究

○樺山 昂生(早大・学)箕手 一真(早大・院)吉田 光希(早大・学)坂本 勇樹(早大・院)多根 翔平(早大・院)中島 曜(早大・院)小林 弘明(JAXA)佐藤 哲也(早大)

ロケット燃料として利用される液体水素は、容易に気化し、気液二相状態になるので、燃料流量制御が困難である。制御の高精度化には気液二相状態での熱伝達特性や圧力損失特性などの取得が必須であるが、これらの特性は気液二相流の流動様式に大きく依存することが知られており、これまでは人間の観察により流動様式の判別が行われてきた。そこで本研究では、近年画像判別において大きな成果を挙げている深層学習を用い、観察によらない流動様式の自動判別を試み、80%以上の精度での判別を実現した。

## 【大気吸気式推進(I)】

STCP-2017-030

矩形エジェクタノズル形状がジェット騒音低減に及ぼす効果

○深代 雄樹(群大・院)増田 祥子(群大・院)荒木 幹也(群大)小島 孝之(JAXA)田口 秀之(JAXA)ゴンザレス・パレンシア ファン・カルロス(群大)志賀 聖一(群大)

予冷ターボジェットエンジンの離陸騒音低減デバイスとして、エジェクタの適用可能性を調査してきた。エジェクタ効果により外部空気を導入することで、ノズルから噴出するジェット質量流量を増大させ、同時にジェット速度を低減させる。本研究では、矩形エジェクタノズルの形状を変化させ、乱流混合騒音低減に及ぼす効果を系統的に調査した。

STCP-2017-031

超音速ジェットにおける大規模乱流構造騒音放射機構の調査

○桑添 裕斗(群大・院)荒木 幹也(群大)小島 孝之(JAXA)田口 秀之(JAXA)ゴンザレス・パレンシア ファン・カルロス(群大)志賀 聖一(群大)

大規模乱流構造騒音は超音速ジェット騒音において支配的であり、特定の方向に強い指向性を持つことが知られている。大規模乱流構造騒音低減のため、その発生機構を解明することは重要な課題である。本研究では、シュリーレン光学系およびマイクロフォンを用いてせん断層内の渦挙動の統計的特徴を抽出し、大規模乱流構造騒音の放射機構を実験的に調査した。

STCP-2017-032

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

○溝端 一秀(室工大)山崎 優樹(室工大・院)三尾 太一(室工大・学)東野 和幸(室工大)

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細かく調整することによって、有意幅の抗力低減の目処が立った。その概要を報告する。

STCP-2017-033

小型無人超音速機用エアインテークの設計と外部抗力の評価

○山口 凱(室工大・院)湊 亮二郎(室工大・助教授)伊藤 大貴(室工大・学)

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の抗力低減を目的にダイバータレスエアインテークの設計をし、風洞試験とCFD解析による外部抗力の評価を行ったことを説明する。

STCP-2017-034

推進機特性変化に対する極超音速ビジネスジェットの機体・軌道同時化結果の比較

○森田 直人(東大・院)土屋 武司(東大)田口 秀之(JAXA)

極超音速輸送を実現するにあたって、どのような推進器がこれに適しているか明らかにする必要がある。著者らは10人乗り極超音速ビジネスジェットの機体・軌道同時最適化を液体水素燃料、液化天然ガスを用いた予冷ターボジェットエンジン、および航空燃料を持ちいたターボジェット、スクラムジェットの複合といった推進器コンフィグレーションに対して実行し、それぞれの機体形状と飛行軌道を得た。

## 【大気吸気式推進(II)】

STCP-2017-035

詳細反応機構を考慮した熱流体解析ソルバの開発

○小松 湧介(早大・学)山本 姫子(早大・院)豊永 壘(早大・院)佐藤 哲也(早大)

現在、JAXAと大学が連携して極超音速統合制御実験計画を進めている。実験機に搭載するラムジェットエンジンについては燃焼風洞試験で、ある程度の知見が得られているが、実験データの補完や現象の予測を行うために数値解析が必要とされる。本研究では、着火等の詳細な現象を捉えることを目指し、詳細反応機構を考慮した熱流体解析ソルバを開発中である。本稿では水素噴流火炎を対象に行った検証計算結果について述べる。

STCP-2017-036

拡大管燃焼器でのラムモード作動時の性能の予測について

○富岡 定毅(JAXA)高橋 政浩(JAXA)小林 完(JAXA)野島 清志(東北大・院)荒川 拓也(東北大・院)

拡大管燃焼器内で、流入超音速流が擬似衝撃波による亜音速回復と発熱による熱閉塞を経るラムモード作動について、一次元的に燃焼器性能を見積もる方法について検討した。熱閉塞位置は、発熱分布により決まるとして固定せず、発熱の進行と拡大による加速との間でsingular解を得るように決めた。手法、燃焼実験結果との比較と、課題について紹介する。

STCP-2017-037

再使用小型実験機の降下時における大気とエンジンの干渉に関する数値的研究

○川崎 賢二(東北大・院)木村 俊哉(JAXA)後藤 公成(EJSW)

現在、再使用小型実験機(RV-X)の飛行試験が予定されている。RV-Xは降下時、機体を転回させながら再着火を行うが、降下時は大気がエンジン内部に流入し、エンジン不着火につながる恐れがある。本研究ではCFDを用いて、RV-Xが降下している時の大気とエンジンの干渉と、大気の流入を防ぐガスパーズの条件について検討する。また、機体の降下速度および迎角がガスパーズの量に与える影響について検討する。

STCP-2017-038

エチレンを燃料としたスクラムジェット燃焼器流れについて

○高橋 政浩(JAXA)野島 清志(東北大・院)清水 太郎(JAXA)青野 淳也(計算力学研究センター)宗像 利彦(日立ソリューションズ 東日本)

エチレンを燃料としたスクラムジェット燃焼器試験に対応したCFDに取り組んでいる。試験結果との比較によるCFDの検証、および、CFDより得られた燃焼器流れの特性について報告する。

STCP-2017-039

陽極酸化法を用いた超撥水伝熱管によるプリクーラ伝熱面への着霜遅延化

○十川 悟(早稲田大・院)木下 義章(早稲田大・院)守屋 篤基(早稲田大・学)大住 隆真(早稲田大・学)倉田 琢巳(早稲田大・学)佐藤 哲也(早稲田大)

プリクーラへの着霜抑制法として、超撥水性を持たせた伝熱管を提案し、その着霜遅延効果を実験にて検証した。撥水性の付与には陽極酸化法にてナノオーダーの表面粗さを伝熱管に付与し、フッ素を添加することで行った。本報では陽極酸化処理が容易なアルミニウム材を用い、その着霜遅延効果について報告する。液体窒素を用いた着霜試験では、伝熱量の変化は見られなかったものの、着霜量は10~17%程度減少させることに成功した。

1/19(金)

## 【H3ロケット】

STCP-2017-040

H3ロケット開発状況と技術課題取組事例の紹介

○杉森 大造(JAXA)

H3ロケットの開発状況を報告するとともに、開発中に取り組んだ技術課題例(1段エンジン3機クラスタ試験における注水量低減検討)を報告する。

STCP-2017-041

LE-9エンジンの開発状況と実機型試験の実施状況

沖田 耕一(JAXA)小林 悌宇(JAXA)○小川 洋平(JAXA)

H3ロケット1段エンジンであるLE-9エンジンのコンセプト・エンジン概要をはじめとした開発計画および現在の開発状況について紹介する。また、昨年度から実施している実機型のエンジン燃焼試験やターボポンプ単体試験の結果概要・技術的成果について紹介する。

STCP-2017-042

H3ロケット上段エンジンの認定試験結果について

○鶴飼 諭史(JAXA)東 和弘(JAXA)長尾 直樹(JAXA)小島 淳(JAXA)小丸 達矢(MHI)平木 博道(MHI)瀬崎 千夏(MHI)矢吹 慎之介(IHI)有元 悠祐(IHI)

次期基幹ロケットとして開発中であるH3ロケットの上段エンジンとして、現在HII-A、HII-Bロケットにて用いられるLE-5B-2を改良したLE-5B-3が開発されている。本発表では平成29年に実施したエンジン認定試験(その1)とアイドル燃焼試験の結果について報告する。

STCP-2017-043

H3ロケット用固体ロケットブースタ SRB-3の開発状況

○木下 昌洋(JAXA)白石 紀子(JAXA)名村 栄次郎(JAXA)有田 誠(JAXA)宇井 恭一(JAXA)南 海音子(JAXA)井元 隆行(JAXA)長尾 徹(IA)岸 光一(IA)柳澤 正弘(IA)守屋 朝子(IA)

JAXAはH3ロケット開発の中で、新型固体ロケットブースタ(SRB-3)の開発も行う。SRB-3は、現行基幹ロケット(H-II A/H-II B)用固体ロケットブースタ(SRB-A)に比べシンプル・低コストかつ設計自在性が高い機体を目指し、固定ノズルや簡易な分離システム、複合材モータケース国産化を適用する。また、将来のイプシロンロケット1段モータへの適用を見据えた効率的な開発を進めている。本報告では、SRB-3の開発状況と今後の見通しについて述べる。

STCP-2017-044

H3音響サブスケール試験(HARE)の概要

○更江 渉(JAXA)寺島 啓太(JAXA)小林 弘明(JAXA)竹崎 悠一郎(JAXA)荒川 聡(JAXA)鈴木 直洋(JAXA)安田 誠一(JAXA)

H3ロケットの開発の一環として、2017年4月～9月、能代ロケット実験場において、ロケット機体と打ち上げ設備を1/42スケールで模擬した音響サブスケール試験を実施し、打上げ時の音響環境の推定や音響低減設備の改良に必要なデータ、固体モータ着火時に発生する急激な圧力上昇(オーバープレッシャ)に関するデータを取得した。

本講演では、同試験の概要を発表する。

【低毒性推進薬(I)】

STCP-2017-045

N<sub>2</sub>OとDMEを推進剤に用いる0.4N級二液式推進機の混合方法による性能の向上

○浅倉 嵩雅(宮大・院)倉永 敦史(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(N<sub>2</sub>O)とジメチルエーテル(DME)を推進剤とする0.4 N級二液式マイクロ推進機を提案する。従来の研究により試作機を用いて真空雰囲気下での作動を実証したが、C\*効率は約60%であり、さらなる性能の向上が必要であった。そこで、推進剤の混合方法を改良することで、性能の向上を図った結果、C\*効率は約80%まで向上した。今回はこの結果について報告する。

STCP-2017-046

放電プラズマを用いたSHP163スラスタの推進性能に燃焼室体積が与える影響評価

○青山 翼(首都大・院)高橋 一真(首都大・学)竹ヶ原 春貴(首都大)

首都大学東京ではHAN系の低毒推進剤であるSHP163を放電プラズマによって直接プラズマ化させ反応を促進する小型スラスタの開発を行っている。今回、燃焼室体積を変更した場合に推進性能へ与える影響評価を行ったので報告を行う。本実験の結果、燃焼室体積を小さくすることで性能が向上するという結果となった。さらに、燃焼時に未燃の推進剤の噴出が確認されたため、その定量的な評価を行った。

STCP-2017-047

高温雰囲気下におけるADN系イオン液体の液滴分裂挙動に関する実験研究

○井出 雄一郎(ISAS)伊東山 登(東大・院)徳留 真一郎(JAXA)羽生 宏人(JAXA)

アンモニウムジニトラミド(ADN)系イオン液体はヒドラジンに替わる高性能な低毒性一液式推進剤として期待される。ストランド燃焼試験によりその燃焼過程が明らかになりつつあるが、着火機構については未解明である。特に、難揮発性を有することから液滴の分裂挙動において、揮発性液体とは異なった振る舞いを示すと予測される。本研究では、高温雰囲気下における液滴の分裂挙動を高速撮影し、その振る舞いについて考察する。

STCP-2017-048

亜酸化窒素のタンク排出特性解析モデル構築に関する実験的研究

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

亜酸化窒素(N<sub>2</sub>O)は小型ロケット推進剤として近年注目されており、その最大の特徴は常温での高い蒸気圧による自己加圧作用である。しかし、自己加圧供給は容易に気液二相流を形成すると共に、N<sub>2</sub>Oの蒸気圧・蒸発潜熱は温度依存性が高く、タンク排出特性および流量の推定は困難である。そこで本稿では、N<sub>2</sub>Oの自己加圧供給におけるタンク排出特性の実験的評価結果と、実現象を的確に再現するための解析モデル構築について述べる。

## 【低毒性推進薬(II)】

STCP-2017-049

過酸化水素水貯蔵タンクの内圧制御に関する研究

○伴野 眞優(首都大・院)佐原 宏典(首都大)小林 悠也(首都大・院)

当研究室では中濃度過酸化水素水を利用した安全で取扱性の高い推進系の研究開発を進めている。60wt%まで濃度を下げることで加速的な分解反応を防ぐことができるものの、その自然分解は避けられず、数kPa/日のタンク内圧上昇が認められている。そこで本発表ではこのタンク内圧上昇のモデル化を行い、さらに射場及び軌道上での待機期間を見据えたタンク内圧の上昇抑制手法について述べる。

STCP-2017-050

高エネルギーイオン性液体推進薬の着火・燃焼

○伊東山 登(東大・院)羽生 宏人(JAXA)

高密度比推力・低毒性を達成した高エネルギーイオン性液体の推進薬応用は、宇宙機の推進システムの小型・高性能化に貢献することができる。一方で高エネルギーイオン性液体は溶媒を含まないため燃焼時の断熱火炎温度が高く従来の接触的着火法では寿命の短命化が避けられない。加えて、イオン性液体は高粘性であるため、従来の高圧ガスをを用いた噴霧を行うことが難しい。そこで推進薬供給から着火法までを考慮した最適なイオン性液体の着火・燃焼機構を検討した。

STCP-2017-051

触媒予熱による一液式推進系の応答性評価

○小林 悠也(首都大・院)松島 純(首都大・院)賀来 将大(首都大・院)中村 健二郎(首都大)佐原 宏典(首都大)

我々はBoder Free, Safty First, Effective COTSの3つのポリシーの下、低毒性推進剤を用いた超小型衛星搭載用推進系の研究開発を行ってきた。一液式推進機については軌道上での噴射実験を既に行っており、現在はさらなる性能向上を目指して改良を続けている。今回はスラストの応答性向上のため、固体触媒を予熱して噴射実験を行い、その効果について評価を行ったので報告する。

STCP-2017-052

HAN系推進剤を用いた低電力DCアークジェットスラスタの研究開発

奥田 和宜(大阪工大・院)

近年ますます宇宙開発が盛んになっている中、毒性のある推進剤による環境汚染が問題視されてきている。我々は構造及び作動原理が単純なDCアークジェットを取り上げ、その推進剤として長年用いられてきた毒性の高いヒドラジン(Hydrazine:  $N_2H_4$ )に代わる低毒性推進剤を模索している。本研究ではヒドラジンに比べ毒性が低く燃焼性の良いHAN系推進剤(Hydroxyl Ammonium Nitrate: HAN)に注目している。実験室モデルである水冷式アークジェットスラスタにHAN系推進剤であるSHP163分解模擬ガスを使用しその性能特性を取得した。また、性能向上のためアノード部に輻射冷却を用いたアノード輻射冷却式アークジェットスラスタを開発し、その基礎性能の取得及びHAN系推進剤を用いた際の作動の確認を行った。

## 【大気吸込式推進(III)】

STCP-2017-053

極超音速推進技術の飛行環境実験

○田口 秀之(JAXA)小島 孝之(JAXA)佐藤 哲也(早大)手塚 亜聖(早大)土屋 武司(東大)津江 光洋(東大)中谷 辰爾(東大)

マッハ5クラスの極超音速機の実現を目指して、極超音速推進技術の飛行環境実験を進めている。極超音速統合制御技術を実証するための飛行実験機を設計し、極超音速風洞実験において舵効きを含む空力特性と模擬エンジンの燃焼特性を取得した。また、極超音速巡航技術を実証するために、小型実証エンジンのマッハ4推進風洞実験を行って推進性能を取得するとともに、推進性能の向上のため、可変機構や燃料供給系の改良設計を行った。

STCP-2017-054

極超音速統合制御実験HIMICOの軌道成立性評価

○土屋 晶嵩(東大・院)土屋 武司(東大)田口 秀之(JAXA)

現在JAXAと大学連携で極超音速統合制御実験の計画を進めており、本稿ではその飛行軌道解析および制御系の検討を行った結果を報告する。飛行軌道に関しては、搭載推進機の試験環境(マッハ4以上、動圧50kPa程度)を十分に持続できる基準軌道が既に求められている。その軌道の実現をより確かなものにするため、軌道分散をモンテカルロシミュレーションによって評価し、さらに制御系の構築を行った。

STCP-2017-055

極超音速統合制御用実験(HIMICO)用のラムジェットエンジンの高エンタルピー燃焼試験状況

○千賀 崇浩(早大・学)佐藤 彰(早大・院)若林 祥(早大・院)吉田 秀和(早大・院)佐藤 哲也(早大)田口 秀之(JAXA)小島 孝之(JAXA)岡本 敏樹(東大・院)池田 有空(東大・学)津江 光洋(東大)仲谷 辰爾(東大)

現在、大学とJAXA共同で極超音速統合制御実験(HIMICO)の研究が進められており、HIMICO用ラムジェットエンジンの性能取得を目的とした超音速風洞試験及び高エンタルピー燃焼風洞試験を行っている。本発表では高エンタルピー燃焼風洞試験で得られた実験結果をまとめたものを述べる。当エンジンでは気体水素を燃料とし、点火器を設置している。インジェクタからの水素噴射圧を上げ、運動量比を上昇させることによる燃焼効率の変化も合わせて調査した。

STCP-2017-056

極超音速統合制御実験(HIMICO)用インテークにおけるサイドクリアランスの影響

○佐野 正和(早大・学)吉田 秀和(早大・院)長尾 志(早大・院)佐藤 哲也(早大・院)橋本 敦(JAXA)小島 孝之(JAXA)

現在、JAXAでは極超音速旅客機の実現に向け、機体・エンジンの統合制御システムの確立を目指した極超音速統合制御実験が行われている。これまでの風洞試験を通し本実験用インテークの性能取得が進んでいるが、理論値に対し実験値が大きく下回ることが問題となっていた。本研究ではサイドクリアランスの性能への影響を数値計算により定量的に評価し、サイドクリアランスの幅が大きくなるほど性能が低下することを明らかにした。

STCP-2017-057

パルスデトネーションスラスタによるロール制御

○松岡 健(名大)瀧 春菜(名大・院)鵜飼 貴斗(名大・院)後藤 啓介(名大・院)西村 純平(名大・院)東 純一(名大・院)速水 雄規(名大・院)川崎 央(名大)笠原 次郎(名大)安田 一貴(室工大・院)森 謙太(室工大・院)八木橋 央光(室工大・院)中田 大将(室工大)内海 政春(室工大)東野 和幸(室工大)松尾 亜紀子(慶應大)船木 一幸(JAXA)

Pulse Detonation Thruster (PDT)は、超音速燃焼波であるデトネーション波を間欠的に生成することにより、高繰り返し周波数での高精度インパルス生成が可能である。本研究グループは、観測ロケットS-520によるPDT作動実証に向けたエンジニアリングモデルを構築した。本発表では、室蘭工業大学白老エンジン実験場にて実施した作動実験結果について報告する。

STCP-2017-058

三噴流異種衝突型噴射器を有する回転デトネーションエンジンの推進システム実証研究

○後藤 啓介(名大・院)西村 純平(名大・院)東 純一(名大・院)瀧 春菜(名大・院)鵜飼 貴斗(名大・院)速水 雄規(名大・院)川崎 央(名大)松岡 健(名大)笠原 次郎(名大)安田 一貴(室工大・院)森 謙太(室工大・院)八木橋 央光(室工大・院)中田 大将(室工大)内海 政春(室工大)東野 和幸(室工大)松尾 亜紀子(慶應大)船木 一幸(JAXA)

回転デトネーションエンジン(RDE)は、短距離で燃焼を完了し、スロートなしでも高比推力を出すことが可能なことから、将来の深宇宙探査用キックモータへの応用が期待される。しかし二重円筒構造の燃焼器においては、インジェクタ噴射条件により偏流が発生し、熱負荷に偏りが生じることが懸念される。そこで、観測ロケットへの搭載を想定した、三噴流異種衝突型噴射器を有するRDE推進システムを設計し、システム実証、及びエンジンの推力特性、熱的評価を行った。

## 【次世代に向けた推進】

STCP-2017-059

3km高速軌道試験設備の設計検討

○中田 大将(室工大)安田 一貴(室工大・院)岡田 空悟(室工大・院)東野 和幸(室工大)内海 政春(室工大)棚次 亘弘(JAXA名誉教授)

室蘭工業大学ではロケットでレール上を加速する高速走行軌道設備の基盤研究を続けてきた。これらの成果を踏まえ、3km軌道設備の運用コストや技術課題、想定される用途について検討を行った。

STCP-2017-060

気球とドローンのハイブリッド飛行システム「バローン」

○橋本 博文(JAXA)

気球とドローンをうまく組み合わせることにより、気球の安定性とドローンの機敏な動きの両方を備えた新しい飛行システムを創出することを提案する。著者はこのシステムに「バローン」という名前を付けた。ドローンの制御系はすでに高いレベルで完成しているので手を加えず、輸送すべき荷物の重量を気球の浮力でキャンセルし、ドローンを駆動力として用いることを考える。また、新しい次世代火星探査機としての応用も検討する。