

令和元年度 宇宙輸送シンポジウム 化学推進-アブストラクト-
1/16(木)
【固体燃料・固体推進薬】
STCP-2019-001 レーザ加熱により燃焼制御を行う可動部を持たない固体マイクロスラスタの試作評価 ○生田 智史（宮大・院）井上 翔（宮大・学）矢野 康之（宮大）各務 聡（宮大） 本研究では、レーザ加熱により燃焼制御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いた可動部を持たない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-2019-002 GAP/PEGプレポリマーの燃焼特性 ○高砂 民明(千葉工大・院)和田 豊(千葉工大)内田 雄大(千葉工大・学)小池 寿郎(千葉工大・院)幡野 慎太郎(千葉工大・院)坂野 文菜(千葉工大・院)川端 洋(千葉工大・院)小田 達也(日油)馬場 開一(日油)堀 恵一(JAXA) 推力調整や再点火ができる液体ロケット燃料において低密度が弱点である。高密度なエネルギー物質Glycidyl Azido Polymer(GAP)を液体燃料ロケットに適用する場合、GAPによる可燃性を抑制しつつGAPと相溶性が良い添加物を添加する必要がある。そこでPolyethylene Glycol(PEG)を添加したGAP/PEG燃料のストランド試験を行い、線燃焼速度測定と温度場測定よりGAP/PEG燃料の燃焼メカニズムを検討した。
STCP-2019-003 複数の粒度分布をもつAP/HTPB系コンポジット推進薬における粒子間隙の定量評価 ○由良 翔真(関大・学)竹下 雅人(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) 単一粒径の酸化剤で構成される模擬推進薬スラリーは、粒子充填構造が現れる粒子間隙$\gamma=0.5$を閾値として貯蔵弾性率と損失弾性率がそれぞれ10倍ほど変化した。複数粒径の場合、小径粒子の大きさに対する大径粒子の粒子間隙や格子間位置の大きさによって貯蔵弾性率と損失弾性率がそれぞれ変化する事が予想される。
STCP-2019-004 固体モータを用いた重力天体からのシンプルな打ち上げシステムの基礎検討 ○森下 直樹(JAXA)岩崎 祥大(JAXA) 人類の活動領域を広げるために、地球外の重力天体からのロケットの打ち上げを検討することは有用である。そこで、固体モータを用いた、重力天体からのシンプルな打ち上げシステムの基礎検討を行った。本講演では、空間中で姿勢を固定した2段ロケットが飛翔し得る楕円軌道について、重力天体を周回できる条件を整理し、また、OMOTENASHI搭載超小型固体モータ等を用いた、具体的なロケットの構成を提案する。
【イプシロンロケットI】
STCP-2019-005 イプシロンロケットの開発と打上げ ○井元 隆行（JAXA） これまでのイプシロンロケット開発と打上げの成果を概観する。今後の計画についても触れる。
STCP-2019-006 イプシロン固体推進系の取り組み ○木下 昌洋(JAXA)宇井 恭一(JAXA)北川 幸樹(JAXA)井元 隆行(JAXA) イプシロンロケットの固体推進系に関する開発・研究の取り組みについて説明する。

STCP-2019-007

イプシロンロケットの推力偏向制御システムの開発状況について

○久富 貴弘(JAXA)井元 隆行(JAXA)久木田 明夫(JAXA)南 海音子(JAXA)岡田 修平(JAXA)石塚 正之(IA)渡邊 勇二(IA)

現在、JAXAでは、世界の競合ロケットや衛星市場の動向を踏まえながら国際競争力を強化する為の開発を実施している。本開発では、1段モータにSRB-3を適用する事としており、推力偏向制御システム（Thrust Vector Control：TVC）をSRB-3に付加する開発（H3ロケットは固定式）に着手した。本稿では、推力偏向制御システムの開発目標及び最新の開発成果について紹介する。

STCP-2019-008

イプシロンロケット次期飛行安全用航法システムの開発

○齋藤 優（JAXA）松本 秀一（JAXA）坂井 智彦（JAXA）小松 満仁（JAXA）嶋根 愛理（JAXA）久木田 明夫（JAXA）寺岡 謙（JAXA）

イプシロンロケットの競争力強化を目的として、高機能且つ低価格な民生部品を冗長回路技術により放射線耐性を持たせた次期飛行安全用航法システムの開発に本年度より着手した。本講演では、当システムの特徴と開発進捗状況、および今後の開発計画を報告する。

STCP-2019-009

イプシロンロケットにおけるペイロード搭載環境緩和の研究開発について

○伊海田 皓史(宇宙輸送技術部門)宇井 恭一(宇宙輸送技術部門)紙田 徹(宇宙輸送技術部門)峯杉 賢治(宇宙輸送技術部門)井元 隆行(宇宙輸送技術部門)

イプシロンロケットはペンシルロケット以来の日本独自技術を継承する固体ロケットであり、ペイロードの利便性向上、特に環境条件緩和のために段階的な研究開発を実施している。3号機においては低衝撃型衛星分離機構を新規に適用し衝撃低減を実現した。また4号機においては新規に複数衛星搭載構造およびキューブサット放出装置の開発に取り組み、世界トップレベルのランダム振動環境を実現した。本講演ではこれらの研究開発成果を紹介する

【特別講演】

STCP-2019-010

観測ロケットS-520-31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

○笠原 次郎(名大)松山 行一(名大)松岡 健(名大)川崎 央(名大)後藤 啓介(名大・院)横尾 颯也(名大・院)ブヤコフ バレンティン(名大・学)松尾 亜紀子(慶應大)船木 一幸(JAXA)中田 大將(室蘭工大)内海 政春(室蘭工大)羽生 宏人(JAXA)竹内 伸介(JAXA)山田 和彦(JAXA)北川 幸樹(JAXA)戸部 裕史(JAXA)岩崎 祥大(JAXA)和田 明哲(JAXA)

観測ロケットS-520-31号機による世界初の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FM用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。あわせて、デトネーションエンジンの将来への発展性に関して発表する。

【イプシロンロケットII&H3】

STCP-2019-011

イプシロンロケット4号機における誘導制御系の打上げ結果

○山口 敬之(JAXA)森田 泰弘(JAXA)井元 隆行(JAXA)横田 清美(JAXA)山本 高行(JAXA)佐伯 孝尚(JAXA)大塚 浩仁(IA)田中 健作(IA)

イプシロンロケット試験機の打上げ後、打上げ能力向上と衛星包絡域拡大を目的とした強化型開発を開始した。本開発結果を反映した2号機を長楕円軌道に、3号機を太陽同期軌道に打上げた。2号機は3段固体式の基本形態にて、3号機は3段固体式に加え小型液体推進系（PBS）を搭載したオブション形態であった。PBSを付与することで繊細な制御が可能となり、固体ロケットでは難しい「精度の高い軌道投入」を実現した。4号機では複数の衛星を打上げ可能なシステム開発を行い、7基の全衛星を計画した軌道に投入した。本稿では複数衛星打上げ時の誘導制御系に関する概要と4号機の打上げ結果について述べる。

STCP-2019-012

イプシロンロケット噴煙損失の事前予測解析とフライト結果

○杵淵 紀世志（名大）山口 敬之（JAXA）南 海音子（JAXA）沖田 耕一（JAXA）安部 隆士（JAXA）

固体ロケット噴煙中プラズマによる電波干渉は、M-Vや欧ペガロケットでは通信途絶を引き起こすなど重要課題と認識されている。これまで電波減衰は過去の飛行データから経験的に見積もられてきたが、データがない新型ロケットでは過剰なマージンを要し打上げ能力に多大な影響を及ぼす。イプシロンではこれを回避するため事前予測解析によりマージンの適正化に貢献した。発表では解析結果と3号機のフライト結果について議論する。

STCP-2019-013

軽量で柔軟な容量を実現する搭載電池システムの検討

○久木田 明夫イプシロンロケットプロジェクトチーム(JAXA)

ロケット用電池は容量ラインナップが限られており、且つ質量も課題となっている。本項は、1並列セル電池と高昇圧コンバータの組み合わせにより、セル電圧管理・モニタ不要でエネルギー密度が高い大容量単セルを用いて、軽量化の実現、及びセル容量・直並列数を自由に組み変えることを可能として柔軟な容量の実現を図る提案である。

STCP-2019-014

H3ロケット上段との軌道上ドッキングによるGateway輸送案

○後藤 大亮(JAXA)出原 寿紘(JAXA)杉森 大造(JAXA)大久保 真也(JAXA)梅村 悠(JAXA)山元 透(JAXA)植田 聡史(JAXA)松本 祐樹(JAXA)

月周回プラットフォームゲートウェイ（Gateway）計画に対し、日本が参画・協力する方針が示された。Gatewayへの物資補給をHTV-XおよびH3を用いて行うには、H3の打ち上げ能力が不足している。その解決策として宇宙機とあらかじめ打ち上げたH3ロケット二段との軌道上ドッキング&再着火による打ち上げ能力の向上策について、概念検討を実施した。

【特別企画：ISAS宇宙輸送系分野のこれから:】

STCP-2019-015

ISAS宇宙輸送系開発研究の中長期戦略

○徳留真一郎(JAXA)野中 聡(JAXA)丸 祐介(JAXA)

JAXA 宇宙科学研究所では、2018 年度から所内工学委員会の諮問組織として宇宙輸送系専門委員会が設置され、宇宙輸送系分野の将来ビジョンの検討が行われている。本稿で述べる中長期戦略は、2018 年度末にまとめられた「ISAS 宇宙輸送系のミッションシナリオ（案）」として今後20 年程度の長期的視点でISAS 宇宙輸送系分野の研究方針の提案を描いたもので、その後引き続き改訂の議論が続けられている。

STCP-2019-016

再使用ロケット研究の現状と将来に向けた取り組み

○野中 聡(JAXA)

将来の多様な宇宙科学の世界をカバーする軌道間輸送ネットワークを構築するためには地上から低軌道への頻繁な宇宙輸送やその先の高軌道への輸送を再使用システムで実現する必要がある。この宇宙輸送の究極のゴールである高頻度に宇宙へアクセスし大量の物資を輸送することを実現するためには現在とは全く異なる運用を可能とする輸送システムが求められる。将来の宇宙科学に必要な輸送系を見据えて、現在取り組んでいる再使用ロケット実験機の研究や再使用観測ロケットの概要について報告する。

STCP-2019-017

再使用型宇宙輸送システムにおける大気アシスト飛行の実証研究WGの活動状況

○小林 弘明(JAXA)

宇宙研では、2019年度から大学や民間企業と共同でワーキンググループを結成し、垂直発射方式のロケットに対して、大気吸い込み推進系（エアブリーザー）を本格的に導入することによる打ち上げ能力の向上を実証する工学ミッションの提案を行っている。本講演では、ワーキンググループの活動状況について報告する。

【極超音速統合制御実験HIMICO】

STCP-2019-018

極超音速統合制御実験（HIMICO）の進捗状況

○佐藤 哲也（早大）田口 秀之（JAXA）土屋 武司（東大）津江 光洋（東大）松尾 亜紀子（慶應大）藤川 貴弘（理科大）手塚 亜聖（早大）宮地 幸二（横国大）中谷 辰璽（東大）廣谷 智成（JAXA）小島 孝之（JAXA）本郷 素行（JAXA）小林 弘明（JAXA）大木 純一（JAXA）鈴木 宏二郎（東大）増田 和三（静岡理科大）

現在、2021年度の飛行実験に向けて開発を進めている極超音速統合制御実験機（HIMICO）の開発状況について説明する。HIMICOは、観測ロケットS520のノーズフェアリングに搭載される全長約1.5 mの実験機で、水素ガスを燃料とするラムジェットエンジンを搭載している。本講演では、提案の概要、国内外の動向、現在までの準備状況等について概説する。

STCP-2019-019

極超音速統合制御実験機（HIMICO）1号機の設計検討

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）松尾 亜紀子（慶大）手塚 亜聖（早大）藤川 貴弘（九工大）

極超音速統合制御実験機（HIMICO）・1号機について、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。実験機の胴体内に搭載する通信・制御機器の選定、重量・重心推算、空力性能推算、飛行制御シミュレーションを行い、分離時の姿勢が乱れても空力操舵によって引き起こし飛行が成立する見通しを得た。また、機体／推進統合制御技術、遮熱構造技術を実証するための推進風洞実験の準備を進めた。

STCP-2019-020

極超音速統合制御実験(HIMICO)用インテークにおける主流流入角が性能に及ぼす影響

○小倉 彰悟（早大・院）千賀 崇浩（早大・院）藤井 愛実（早大・学）近藤 慎太郎（早大・学）佐野 正和（早大・院）佐藤 哲也(早大)田口 秀之(JAXA)小島 孝之(JAXA)大木 純一(JAXA)

現在、JAXAと大学の連携により、マッハ5クラスの極超音速統合制御実験機（HIMICO）の研究が進められている。この実験機は、観測ロケットS-520を用いた飛行実験を想定して設計されており、飛行姿勢に応じて、インテークに対する主流流入角の変化が想定されている。本研究では、超音速風洞において、インテークの迎角と横滑り角を変化させた実験を行ってインテーク性能を取得し、エンジン性能への影響を検討した。

STCP-2019-021

極超音速統合制御実験(HIMICO)用ラム燃焼器内の自己着火現象に関する詳細反応機構を考慮した数値解析

○小松 湧介(早大・院)佐藤 哲也(早大)溝渕 泰寛(JAXA)南部 太介(JAXA)田口 秀之(JAXA)

著者らは、極超音速統合制御実験用ラム燃焼器内の自己着火現象の解明と自己着火限界の予測を目的として、有限反応速度モデルを採用した反応性流体解析ソルバを開発し、実機スケールの燃焼器を対象として水素-空気9化学種23反応を考慮したLESを行っている。自己着火の発生メカニズムの調査や、燃焼器に流入する空気の温度や流速の違いによる影響の調査を行い、自己着火限界の予測について一定の知見を得た。

STCP-2019-022

極超音速統合制御実験機の排気流に対する外部ノズルの熱的応答に関する数値解析

○藤井 謙(慶大・院)松尾 亜紀子(慶大)千賀 崇浩(早大・院)佐藤 哲也(早大)大木 純一(JAXA)田口 秀之(JAXA)

極超音速統合制御実験機の運用上の問題の一つとしてエンジン排気流による熱負荷が挙げられる。本研究では外部ノズルを解析対象とし、外部ノズル表面素材であるCFRPの伝熱特性の推定を行い、実験との比較を通してその妥当性の検証を行った。CFRPの熱重量分析結果からアレニウスパラメーターを算出し、CFRPの熱分解特性のモデル化を行った。得られたモデルを用いて伝熱解析を行い、エンジン燃焼試験で得られた壁面温度履歴と比較することでその妥当性が確認された。

【空気吸い込み輸送システム技術】

STCP-2019-023

低密度ガスによる高温ジェット音響場の再現とエジェクタノズル性能調査への応用

○小野 貴大(群大・院)今川 慶(群大・学)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。常温空気を用いた実験は簡便であるが、実機の音響特性を再現できない。一方で、2000Kにおよぶ実機条件での実験は、大規模燃焼風洞を必要とする。本研究では、実機の高温ジェットの音響場を非加熱の低密度ガスを用いて模擬し、エジェクタノズルの騒音低減性能を実機ベースで検討したものである。

STCP-2019-024

ダブルデルタ翼を適用した高速航空機の低速域における空力特性の評価

○香山 雄紀（早大・院）廣谷 智成（JAXA）田口 秀之（JAXA）手塚 亜聖（早大）

JAXAにおいて極超音速機の研究が進められている。関連して、高度100km到達を目指すサブオービタルプレーンを開発する民間事業が計画されている。本研究では、ダブルデルタ翼を有するサブオービタルプレーン形状の、低速における空力特性を評価するために、その初期検討形状について、低速風洞試験とCFD解析を行った。その際、CFD解析においては、乱流モデルのパラメータを変化させその影響を評価した。

STCP-2019-025

室蘭工大小型超音速飛行実験機の遷音速抗力低減について

○三尾 太一(室蘭工大・院)宮本 勝也（室蘭工大・院)溝端 一秀(室蘭工大)

室蘭工業大学では、次世代の高速輸送システムを実現するために高速度飛行環境下での革新的な基盤技術実証のため小型超音速飛行実験機が開発されている。本実験機の推進機器非搭載形状は推力余裕が遷音速域で不足すると予想されており、これまでにエリアルールに基づく形状修正を行い、遷音速抗力低減に成功している。現在は推進器搭載形状に適応した形状修正を行っており、形状修正による抗力特性を風洞試験とCFD解析の両面から評価した。新たな形状修正によって推進機器搭載による抗力増加を打ち消す程の抗力低減効果を得ている。

STCP-2019-026

開口部のあるフッ素樹脂コーティングを用いた沸騰伝熱の促進による予冷の高速化

○足立 大季(静大・院)吹場 活佳(静大・院)佐藤 哲也(早大・院)

液体燃料ロケット打ち上げ時に、推進剤としてLH2やLOXなどの極低温燃料を使用するために送液用の配管システムを極低温燃料の沸点温度付近まで予冷する必要がある。しかし、この予冷作業を行うために余分な推進剤が必要となるとともに多くの作業時間を要する。そこで、無駄な推進剤の使用及び予冷時間の削減を目的とし、断熱層のパラドクスを用いた沸騰伝熱の促進による予冷の高速化を目指す実験を行った。結果として、伝熱面にフッ素系樹脂コーティングを部分的に作成することで大幅な予冷時間の削減に成功した。

【小型推進装置I】

STCP-2019-027

マイクロ波を用いた化学・電気デュアルモード推進機の試作・評価

○藤原 祐一(宮大・院)宮坂 遼也(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化学・電気デュアルモード推進機を提案する。化学推進モードでは従来の化学推進機と同じ作動をするが、電気推進モードでは高比推力化のために、EHT(Electrothermal Hydrazine Thruster)のように電熱加速により推力を得る。EHTではヒータの劣化のため寿命が短くなることから、本研究ではマイクロ波を用いた無電極放電を用いることにより長寿命化を図る。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。

STCP-2019-028

N2O/DME予混合型二液式推進機における混合器による性能への影響

○倉永 敦史(宮大・院)- (宮大・学)岡林 宏紀(宮大)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。これまでに、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た。そこで、性能向上のため予混合器を複数試作し、評価した。今回はこの結果について報告する。

STCP-2019-029

液化ガスを利用した小型衛星用低推力無毒推進ユニット

○久保 勇貴(東大・院)川口 淳一郎(JAXA)濱田 修光(JAXA)安田 誠一(JAXA)芳仲 敏成(JAXA)

JAXAと合同会社パッチドコニックスではこれまでHFCやLPGなどの液化ガスを燃料として用いた推進器の開発を行ってきた。本システムは高圧気蓄部が不要かつ有毒推進剤を用いないので取り扱いが容易で安全性が高い。そのため小型衛星を主に扱う大学や企業など、比較的新規のユーザーも利用しやすいという特長がある。本発表では現在検討中の新型推進モジュールを含め、いくつかのタイプの推進器について紹介する。

STCP-2019-030

衝突型N2O / DME二液式スラスタの設計と試験

○AUNG SOE MIN(宮大・院)倉永 敦史(宮大・院)岡林 宏紀(宮大・学)矢野 康之(宮大)各務 聡(宮大)

A nitrous oxide (N2O) / dimethyl ether (DME) bipropellant thruster was tested to develop onboard propulsion systems for small satellites. Non-toxic liquefied gas storage and gaseous-propellant feed reduce tank volume and null evaporation time in thrust chambers. In a 0.4-N prototype thruster, an impingement-type injector was applied owing to structural simplicity and effective-mixing capabilities. In this study, momentum fluxes of N2O and DME streams were focused on effectively to mix the bipropellant. Experimental results will be presented in the symposium.

【小型推進装置II】

STCP-2019-031

アークジェット型電極とグロープラグを用いた推進剤気化器を有するプラズマ着火式低毒性スラスタの改良と性能評価

○笠原 真能(首都大・院)高橋 一真(首都大・院)田島 大雅(首都大・学)竹ヶ原 春貴(首都大)

本研究室ではHAN系推進剤を放電プラズマによって点火する1N級化学推進機の試作を行っている。これまでアークジェット型電極を有する推進機を試作し、推進性能の取得を行ってきた。今回、新たにグロープラグを用いた推進剤気化器を試作したところ、ニクロム線を用いた従来の気化器よりも気化率の向上が見られた。本稿ではこの気化器をスラスタに適用した性能評価に加え、電極間構成が推進性能に及ぼす影響について報告する。

STCP-2019-032

亜酸化窒素の自己発熱分解開始に至るためのエネルギー量の調査

○永井 佑弥(千葉工大・院)栗田 浩之(千葉工大・学)川端 洋(千葉工大・院)和田 豊(千葉工大)

亜酸化窒素は高い蒸気圧を有し、主に工業の分野や、ロケットエンジンの酸化剤として利用されている。また、自己発熱分解特性を有しているが、分解開始温度は約650℃と高く容易に自己発熱分解は生じない。しかし、移充填中に爆発する事故も報告されている。そこで本研究では、自己発熱分解開始条件を調査するため、自作の分解器を用いて亜酸化窒素ガス雰囲気下でアーク放電を行ない、ガスの分解の有無を調査すると同時に分解開始に至るまでの投入エネルギー量を調査したので報告する。

STCP-2019-033

発展型HAN系低毒性1液スラスタの地上燃焼試験

○尾松 来基(長岡技大・院)黒田 彬斗(長岡技大・院)伊藤 尚義(長岡技大・院)半澤 佳祐(長岡技大・学)勝身 俊之(長岡技大)門脇 敏(長岡技大)鈴木 直洋(ISAS/JAXA)芳仲 敏成(ISAS/JAXA)堀 恵一(ISAS/JAXA)

ヒドラジンに替わる高性能かつ低毒性の硝酸ヒドロキシルアミン(HAN)主剤の1液推進剤を用いた衛星推進系の軌道上実証試験が継続中であるが、高性能のHAN系1液推進剤は火炎温度が非常に高く、ヒドラジンの場合と比べて触媒が劣化しやすい。そこで、燃焼制御方法を最適化するため、インジェクタおよび高性能耐熱触媒の開発を進めている。今回、小規模のスラスタ地上燃焼試験を実施したので、その結果について報告する。

STCP-2019-034

HAN系低毒性1液推進剤の電気分解およびレーザー点火に関する実験的研究

○勝身 俊之(長岡技大)櫻井 雄太(長岡技大・院)野口 耕平(長岡技大・院)門脇 敏(長岡技大)

HAN系液体推進剤を用いた1液スラスタのために高性能耐熱触媒の研究を進めている一方で、予熱が必要なくより起動時間の短縮が期待できる電気分解およびレーザー点火に着目した。今回は、電気分解特性およびレーザーによる着火特性を評価するため、電気分解&レーザー点火実験を実施した。その実験結果について報告するとともに、電気分解およびレーザーを用いたスラスタの実現可能性についても評価を行う。

STCP-2019-035

低圧水蒸気雰囲気におけるアルミニウムワイヤの持続燃焼機構に関する実験的研究

○万浪 義史(東大・院)西井 啓太(東大・院)秋山 茉莉子(東大・院)室原 昌弥(東大・院)小泉 宏之(東大・院)小紫 公也(東大・院)

高エネルギー密度と安全性がアルミニウムの水蒸気下での燃焼の利点であり、将来宇宙機への応用に向けて、塊状金属と水蒸気の燃焼機構解明が必要とされている。しかし、大気圧以下の圧力における非粉体アルミニウムと水蒸気の燃焼機構について検証された例は少ない。そこで本研究では、アルミニウムワイヤと水蒸気を用いた持続燃焼機構について実験的に調査する。

STCP-2019-036

LOX/エタノールガスジェネレーターの温度場評価

○中田 大将(室工大)八木橋 央光(室工大)稲積 慧(室工大)有松 昂輝(室工大)住吉 政哉(室工大)湊 亮二郎(室工大)内海 政春(室工大)

室蘭工業大学で研究中のLOX/エタノールガスジェネレーターは設計断熱火炎温度1100Kであるが、内部に著しい温度分布があることが熱電対および外面サーモグラフィによる撮像で明らかとなった。インジェクタ配置の及ぼす影響を含めて考察する。

1/17(金)

【ハイブリッドロケットI】

STCP-2019-037

Wax系燃料ハイブリッドロケットにおける燃焼特性に関する研究

○湯原 亮真(東海大・院)安田 昂生(東海大・院)那賀川 一郎(東海大)

高燃料後退速度を持つWax系燃料を用いたハイブリッドロケットにおいて、燃焼器内部での熱発生および燃焼負荷率について着目し、燃焼中での燃料供給の増減に起因したO/Fならびに燃焼効率の変動に対する特性を求めた。さらにWax系燃料特有の未燃燃料成分発生に対して、燃焼に寄与させるための燃焼促進デバイスであるパッフルプレートを導入した場合の改善効果についても報告する。

STCP-2019-038

ハイブリッドロケット用酸化剤タンクの開発

○三徳 春季(神奈川大・学)西條 紀之(神奈川大・学)齊藤 慶紀(神奈川大・学)船見 祐揮(防大)喜多村 竜太(神奈川大)高野 敦(神奈川大)

本研究では、より高高度へ飛翔するハイブリッドロケットの開発へと繋げるために、2018年より軽量かつ大型化した酸化剤タンクの開発に取り組んでいる。2019年度は2018年度製作のタンクを基に、胴部の長さを延長したタンクを製作し、燃焼試験にて2018年度の約2倍となる酸化剤充填量26.3kgを達成した。あわせて、軽量化のために蓋部のハニカムサンドイッチパネル化にも取り組んだので報告する。

STCP-2019-039

レーザ点火を用いたガスジェネレータ型ハイブリッド推進機の燃焼実験

○山下 省吾(宮大・院)森 優太(宮大・学)矢野 康之(宮大)各務 聡(宮大)

本研究は宇宙機用マイクロ推進機の実現のため、レーザ点火を用いた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、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、酸化剤と混合することでO/F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マイクロ推進機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、半導体レーザで点火する。今回は、試作機の性能評価とレーザ点火の可否を評価について報告する。

STCP-2019-040

GAP/N2O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宇宙機への適用

○幡野 慎太郎(千葉工大・院)長尾 一輝(千葉工大・学)松本 悠里(千葉工大・学)高砂 民明(千葉工大・院)和田 豊(千葉工大・院)馬場 開一(日油)小田 達也(日油)堀 恵一(ISAS/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。本研究では、酸化剤の蒸気圧による自己加圧を利用することで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、酸化剤に亜酸化窒素を用いた燃焼実験を行ない、推力350 N、83%以上の ηC^* を確認した。

【ハイブリッドロケットII】

STCP-2019-041

トータルインパルス50kNs級ハイブリッドロケットエンジンの開発

○五十嵐 裕貴(神奈川大・学)船見 祐揮(防大)喜多村 竜太(神奈川大)高野 敦(神奈川大)

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2018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50kN sを達成した。設計段階で行った2018年度エンジンからの改善と、開発中において生じた不具合とその対策について報告する。

STCP-2019-042

セパレーションナットを用いたハイブリッド用分離機構の開発

○綿貫 照久(神大・学)田邊 力也(神大・学)西野 沙也佳(神大・院)高野 敦(神大)喜多村 竜太(神大)細貝 淳一(マテリアル)

超小型ハイブリッドロケット用の無化薬式分離機構の設計・開発を行った。一段目は衛星搭載を可能とするフェアリング分離機構、二段目は2018年度のセパレーションナットを改良した分離機構とした。2018年度打ち上げの際に起こった分離機構の破損の対策として分離機構の高保持軸力化を行った。また、機体の飛行時にかかる荷重に耐えられるか確認するために、セパレーションナットの保持力試験を行ったので報告する。

STCP-2019-043

粉体燃料を用いたハイブリッドマイクロ推進機へ粉末粒子径が及ぼす影響

○高山 和馬(宮大・院)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、異なる粒子径の粉体燃料を使用し、0.4 N級試作機の燃焼試験を行った。その結果について報告する。

STCP-2019-044

WAX燃料ハイブリッドロケットを用いたエジェクタージェット始動のための実験

○船木 駿一(東海大学・院)那賀川 一郎(東海大学)

これまでの研究より、静置熱走試験においてエジェクタージェット始動条件の一つであるインレットチョークは達成された。しかしながら、もう一つの条件である2次燃焼は起こらず、エジェクタージェットは始動せず、エジェクタージェット取り付けによる推力増強は確認できなかった。そこで、本研究では2次燃焼を立ち上げるために、ノズルクロージャーを用いた実験と、ワックスノズルを用いた実験を行った。

【再使用ロケット&大気吸込式推進】

STCP-2019-045

再使用ロケット実験機（RV-X）推進系の進捗状況

○八木下 剛（JAXA）

JAXA では推力4tonf 級のLOX/LH2 エンジンを搭載した小規模な垂直離着陸形態の飛翔システム（再使用ロケット実験機（RV-X））による飛行実験計画を進めている。2018年11月には、エンジン・推進系の性能等を取得するための第一次地上燃焼試験を実施し、今後は飛行実験と同等の機体コンフィギュレーションによる第二次地上燃焼試験を予定している。本稿では、RV-X推進系（推進薬供給系、地上系等）に関し、システム試験成果及び飛行実験に向けた検討進捗について報告する。

STCP-2019-046

再使用型ロケットへの適用を目指した動圧浮上型長寿命軸シールの研究開発

○横山 崇（JAXA）角銅 洋実（JAXA）荒谷 仁（JAXA）高田 仁志（JAXA）井村 忠継（EKK）徳永 雄一郎（EKK）大田 崇史（EKK）笠原 英俊（EKK）

液体ロケットエンジンの再使用化において、ターボポンプのメカニカルシールの長寿命化が必要不可欠となっている。そこで、メカニカルシールの回転環表面に表面テクスチャを施し、回転中にシール面が浮上して非接触とすることで半永久寿命を実現する動圧浮上型メカニカルシールの研究開発を進めている。本稿では、本シールがエンジン100回再使用に適用可能な長寿命であること、LOXにて使用可能であることを示すために実施した回転実証試験の結果を報告する。

STCP-2019-047

飛行試験用超音速燃焼器の地上燃焼試験結果について

○高橋 政浩（JAXA）小林 完（JAXA）富岡 定毅（JAXA）

JAXA研開発部門では実飛行条件下での超音速燃焼データ取得を目的とする飛行試験を計画している。本報では、飛行試験用超音速燃焼器の地上燃焼試験結果について報告する。本試験は、燃焼器を燃焼加熱式超音速風洞の設備ノズル出口に取付け、試験気流全量を燃焼器に導入する直結式で行った。燃料はエチレンである。燃焼器内の壁圧分布、燃焼器出口断面のピトー圧／ガス組成分布の計測結果より、燃焼器の基本作動特性を評価する。

STCP-2019-048

気流中に曝露された単一液滴の微粒化：微細液滴の空間分布

○神谷 朋宏（岐大・院）服部 晏明（岐大・院）朝原 誠（岐大）宮坂 武志（岐大）

スクラムジェットエンジンにおける微粒化において、比較的大きな液塊が気流に曝されることで微細液滴へと粉碎される過程が見られる。本研究では、この過程を模擬した気流中における単一液滴の微粒化を高速度カメラで撮影した。同条件で複数回撮影し、撮影結果に対してアンサンブル平均を施した。アンサンブル平均結果を用いて、微細液滴の空間分布を評価した。

STCP-2019-049

能代ロケット実験場における大型液体水素実証計画

○川口 潤（JAXA）小林 弘明（JAXA）竹崎 悠一郎（JAXA）成尾 芳博（JAXA）坂本 勇樹（JAXA）

資源国で水素を製造し、液体水素の形で運搬船で輸送し、需要国の基地に荷揚げ、需要地で消費するという一連の水素サプライチェーンの技術開発が官民の連携により推進されている。液体水素に関する豊富な知見を有する宇宙研では、NEDOの助成を受けたメーカー 3 社と共同で、液体水素基地に必要な機器開発を進めている。2021年度に、能代ロケット実験場で開発機器の性能試験を実施するべく、技術検討および実験場の試験エリア整備の検討を行っている。