

令和二年度宇宙輸送シンポジウム アブストラクト

【固体燃料・固体推進】

STCP-2020-001

火薬のレーザ着火特性取得に関するフィージビリティスタディ

○松井 康平(九工大)北川 幸樹(九工大)

従来の固体ロケットモータは電気に鋭敏な火薬を用いて推進薬の点火を行うが、電気的外乱による誤作動のリスクがある。これに代わる方法としてレーザによる火薬の点火が提案されている。本研究では将来のレーザ点火装置実装に向けての、汎用的な火薬の着火モデル構築を目指すものであり、まずは入手性の良い塩素酸カルシウムを含む火薬のレーザ点火特性について報告する。

STCP-2020-002

レーザ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性能評価

○生田 智史(宮大・院)水谷 康一郎(宮大・院)矢野 康之(宮大)各務 聡(都立大)

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してきた。今回は、更なる性能向上のためにスラスタの熱損失の評価を行った。その結果について報告する。

STCP-2020-003

GAP/AP推進薬を用いた小型固体モータのEM試験

○長尾 一輝(千葉工大・院)幡野 慎太郎(千葉工大・院)高砂 民明(千葉工大・院)古澤 修平(千葉工大・学)和田 豊(千葉工大)馬場 開一(日油)小田 達也(日油)堀 恵一(ISAS/JAXA)長谷川 克也(ISAS/JAXA)

本研究では、宇宙空間へのアルミナ微粒子の排出を防ぐため、金属燃料を含まない固体推進薬を用いた小型モータの開発を行っている。固体推進薬には、燃料兼結合剤として高エネルギー物質であるGlycidyl Azide Polymer (以下GAP)、酸化剤としてAmmonium Perchlorate (以下AP)を用いた。本実験ではまず、ストランドバーナ試験を行い、燃料と酸化剤の質量割合による推進薬の性能を調査した。また、エンジニアリングモデル(EM)のモータを作製し、燃焼室特性 L^* や燃焼室圧力 P_c を変化させることにより、特性排気速度 C^* 効率の向上を図った。

STCP-2020-004

PEGを添加したGAPプレポリマの燃焼メカニズムの推定

○幡野 慎太郎(千葉工大・院)高砂 民明(千葉工大・院)長尾 一輝(千葉工大・院)佐藤 秋哉(千葉工大・学)和田 豊(千葉工大)馬場 開一(日油)小田 達也(日油)長谷川 克也(ISAS/JAXA)堀 恵一(ISAS/JAXA)

小型衛星や探査機には、高密度かつ消炎・再着火性を有する小型推進系が要望されている。これらの要求を満たす推進系として、グリシジルアジドポリマ(Glycidyl Azide Polymer: GAP)を用いた液体ロケットシステムに着目した。本研究では、GAPにポリエチレングリコール(Polyethylene Glycol: PEG)を添加し、GAPの低粘度化と線燃焼速度の抑制を図った。本実験では、GAP/PEGの線燃焼速度測定、温度場計測及び高速度カメラを用いた燃焼中の燃料表面の光学観察を実施し、GAP/PEGの燃焼メカニズムの推測を行った。本発表では、その結果について報告する。

【ハイブリッドロケット1】

STCP-2020-005

A-SOFTハイブリッドロケット用LOX気化器の研究

○渡邊 琴巴(東海大・院)那賀川 一郎(東海大)

ハイブリッドロケットのデメリットであるO/Fシフトの問題を改善するために研究開発されている酸化剤流旋回強度可変型(A-SOFT)ハイブリッドロケットに使用する、メタンガスを用いた攪拌燃焼型LOX気化器の提案を行う。本研究ではLOXの代わりに水を用いることとし、開発するLOX気化器の構造の健全性を確認するとともに、気化性能の取得を行う。

STCP-2020-006

バッフルプレートを用いた推力5 kN級ハイブリッドロケットモータの燃焼効率に関する研究

○木村 誠弥(千葉工大・院)和田 豊(千葉工大)川端 洋(福岡大)渡辺 俊作(千葉工大)加藤 隆一(秋田大)加藤 信治(型善)堀 恵一(ISAS/JAXA)

本研究は成層圏高度に到達することを目標とした小型観測ロケット用推力5 kN級のハイブリッドモータの研究開発を行っている。これまでに燃焼時間10秒における燃焼実験を実施しバッフルプレートによる性能向上と平均推力5kNを達成した。一方で C^* 効率は78%にとどまったため、さらなる性能向上を目指し、バッフルプレートの形状を変更し燃焼実験を実施した。ここでは、実験結果の詳細とバッフルプレート形状と C^* 効率の関係について考察する。

STCP-2020-007

静止したハイブリッドロケットの音響放射特性

○中村 慎太郎(群馬大・学)ゴンザレス ファン(群馬大)荒木 幹也(群馬大)山岸 晃己(室蘭工業大・院)安田 一貴(室蘭工業大・院)中田 大将(室蘭工業大)内海 政春(室蘭工業大)

静止したハイブリッドロケットの音響放射特性を調査した。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し、地面反射音による周期的な強弱が現れる。燃焼振動のピーク放射角度はジェット下流側に限定され、平板マイクロフォンを用いることにより周期的な強弱が低減されることが示された。排気速度1000m/s超のハイブリッドロケットと従来のジェット騒音のデータの定性的な比較を行った。

STCP-2020-008

低融点燃料を用いたハイブリッドロケットのスケール効果に関する理論的検証

○市山 哲史(福大・学)川端 洋(福大)

ハイブリッドロケットの燃料として使用されてきたHTPB(略号)やPE(略号)などの燃料後退速度にスケール効果が及ぼす影響は他研究者によって明らかにされているが、低融点燃料についてはまだ明らかにされていない。そこで本研究ではパラフィン燃料等の低融点燃料を対象に、先行研究の手法を用いてスケール効果を理論的に検証し、従来燃料のスケール効果と比較した。

【ハイブリッドロケット2】

STCP-2020-009

硝酸アンモニウム添加によるハイブリッドロケット用固体燃料の燃焼効率の向上

○北川 達也(日大・院)高橋 晶世(日大)高橋 賢一(日大)

ハイブリッドロケットは安全性、低環境負荷などの利点により注目されている。近年、パラフィンなどのWAX系燃料が盛んに用いられて研究されている。しかし、未燃燃料がノズルから排出され、燃焼効率が本質的に低くなることが指摘されている。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たとき、ハイブリッドロケットの固体燃料の燃焼特性について評価した。

STCP-2020-010

ハイブリッドロケットエンジンの燃焼室内における金属粉末の着火

○山崎 雄太(日大・院)高橋 晶世(日大)高橋 賢一(日大)

ハイブリッドロケットエンジンの更なる燃料後退速度の向上のため、WAX固体燃料に金属粉末を添加する研究が行われてきた。しかし、金属粉末が燃焼室内で着火し、その効果を発揮しているかについては明らかになっていない。本研究では、ハイブリッドロケットエンジンを用いた燃焼試験や2次元可視化装置を用いた燃焼室の可視化を行い、燃焼室内における金属粉末の着火の有無や金属粉末が燃焼特性へ与える影響について調査した。

STCP-2020-011

ハイブリッドロケットに用いるHTPB燃料の相変化挙動の評価

○藤原 克昭(千葉工大・院)坂野 文菜(千葉工大・院)和田 豊(千葉工大)津越 敬寿(産総研)三島 有二(神戸工業試験場)堀 恵一(ISAS/JAXA)

ハイブリッドロケットの固体燃料として用いられてきた末端水酸基ポリブタジエン(HTPB)の相変化挙動を評価するために内部温度場計測と熱分析を実施した。熱分析にはTG/DTAを用い、直接観察を組合せてを行った。HTPBの直接観察の結果から425℃を超えるとHTPB内部で気泡が発生していることが確認された。より詳細な相変化挙動を調査するため、試料の直接観察を組み合わせたTG-DTAの結果とHTPBを構成する成分のTGの結果からHTPB燃料の相変化挙動を調査した結果を報告する。

STCP-2020-012

ハイブリッドロケット用LT燃料の長時間保管を想定したFEM解析精度の向上

○大場 香輝(福大・学)川端 洋(福大)和田 豊(千葉工大)加藤 信治(型善)堀 恵一(JAXA)

現在、FEM解析によるハイブリッドロケット用LT燃料の構造成立性の研究が盛んに行われている。構造解析では、入力として燃料の引張試験によって得られたデータを用いるが、通常の引張試験によるデータのみでは長時間の保管を想定した解析を実施できない。本研究は、LT燃料を約1か月間40℃環境下で保管し、その変形量を計測した実測値のデータを加えることで、長時間保管を模擬した解析精度の向上を目的とする。本発表ではその結果の詳細を報告する。

STCP-2019-013

ハイブリッドロケットエンジンのための亜酸化窒素の反応調査

○濱崎 綾子(神奈川大・学)兼頼 晴香(神奈川大・学)升 啓太郎(神奈川大・学)熊田 光樹(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)

亜酸化窒素を用いたハイブリッドロケットエンジンの開発を行っている。2019年度の燃焼試験では、亜酸化窒素の自己発熱分解反応が原因と見られる破裂が発生した。また、タンクの軽量化のためCFRPタンク及びチタンタンクの開発に取り組んでいるが、亜酸化窒素と反応し破裂する可能性が考えられた。破裂しないエンジン、タンクを製作するにあたり、亜酸化窒素中に試料、熱を加えた実験で得られた結果を報告する。

【特別企画:宇宙輸送系におけるエアブリージングエンジンの新展開】

HIMICO&ATRIUM(1)

STCP-2020-014

宇宙輸送機用エアブリージングエンジンの開発研究

○佐藤 哲也(早大)田口 秀之(JAXA)小林 弘明(JAXA)

大気を機体の揚力やエンジンの酸化剤として積極的に利用するエアブリーザーを再使用型宇宙輸送機に適用するアイデアは従来より提案されているが、飛行実証の機会がほとんどないのが課題となっている。現在、JAXAと大学共同で進めている2つのターボ系エンジン(PCTJ, ATRIUM)について、HIMICO等飛行実験を目指した計画と進捗状況について概説する。

STCP-2020-015

極超音速統合制御実験機(HIMICO)の設計状況

○田口 秀之(JAXA)佐藤 哲也(早大)津江 光洋(東大)土屋 武司(東大)松尾 亜紀子(慶大)中谷辰爾(東大)藤川 貴弘(東理大)森田 直人(東大)廣谷 智成(JAXA)高橋 英美(JAXA)今村 俊介(JAXA)大木 純一(JAXA)

マッハ5クラスの極超音速機の実現を目指して、観測ロケットに搭載する極超音速統合制御実験機(HIMICO)の設計検討を行った。エンジン入口で発生する衝撃波干渉を低減するために、機体先端形状を改良した。搭載機器を空力加熱から保護するための遮熱構造の設計を行った。高迎角引き起こし飛行を実現するために、操舵翼の面積変更を行った。搭載機器を機体内部に配置し、空力静安定が得られる重心位置を実現した。

STCP-2020-016

任意ダイナミクスフライトシミュレータによる観測ロケット・HIMICO統合シミュレーション環境と飛行分散解析

○森田 直人(東大)土屋 武司(東大)田口 秀之(JAXA)

極超音速統合制御実験(HIMICO)に向けた飛行分散解析を実施するため、打ち上げに使用する観測ロケットであるS-520とHIMICO機体の両方のダイナミクスについて飛行軌道を求めることができるフライトシミュレータを開発した。本シミュレータによってHIMICOの分離タイミングや飛行制御側について詳細に検討できるようになった。また、Hardware In the Loopシミュレーションにも対応しており、実機に搭載するアビオニクスを用いてシミュレーションを行うことが可能である。

STPC-2020-017

推力10kN級エアターボロケットATRIUMエンジンの試作研究

○小林弘明(JAXA)正木大作(JAXA)加賀享(JAXA)八木下剛(JAXA)高田仁志(JAXA)角銅洋実(JAXA)丸祐介(JAXA)澤井 秀次郎(JAXA)徳留 真一郎(JAXA)武田洋一(岩手大)真子弘泰(帝京大)坂本 勇樹(JAXA)Richardson Matthew(東大)天沼 光博(ASI総研)向江洋人(ASI総研)中田 大将(室工大)内海 政春(室工大)吹場 活佳(静岡大)杵淵 紀世志(名大)佐藤 哲也(早大)

ISASでは、ATRエンジンを搭載するエアブリーザー型の再使用観測ロケット「新観測ロケット」を構想し、研究開発に着手した。新観測ロケットは、観測機器の完全回収や高精度な観測姿勢制御、イベントドリブン観測への対応などの新たな価値を、観測ロケットユーザーに提供することを目指している。新観測ロケットへ搭載する推力10kN級ATR(ATRIUM)エンジンの試作開発状況について紹介する。

STPC-2020-018

10kN級エアターボエンジンによる小規模FTB飛行試験計画

○坂本 勇樹(JAXA)小林 弘明(JAXA)丸 祐介(JAXA)澤井 秀次郎(JAXA)徳留 真一郎(JAXA)佐藤 哲也(早大)

宇宙科学研究所ではエアターボエンジンとロケットエンジンを複合するATR(Air-turbo Rocket)エンジンを搭載した再使用型新観測ロケットの開発に着手している。現在10kN級のATRエンジンについて設計、製作、要素試験を進めている。本講演では本ATRエンジンによる飛行実証を目的とする小規模FTB(Flying Test Bed)飛翔試験の計画状況を報告する。

【特別企画:宇宙輸送系におけるエアブリージングエンジンの新展開】

HIMICO& ATRIUM(2)

STCP-2020-019

極超音速統合制御実験機(HIMICO)のノーズ形状がエンジン周囲流に及ぼす影響

○田中 寛之(早大・院)田口 秀之(JAXA)廣谷 智成(JAXA)大木 純一(JAXA)手塚 亜聖(早大)

極超音速統合制御実験機(HIMICO)について、マッハ5条件の極超音速風洞試験と数値解析を行い、ノーズ部の形状がエンジン周囲流に与える影響を評価した。極超音速風洞試験と数値解析を比較した結果、高迎角で差異が生じることが分かった。また、ノーズ部をオジャブ形状にすることで、円錐形状に比べてインテーク前方に発生する衝撃波を弱めることができ、抗力係数が低減して最大揚抗比が向上することを確認した。

STCP-2020-020

極超音速統合制御実験機(HIMICO)用ラムジェットインテークに関する実験的研究

○藤森 勇輝(早大・学)小倉 彰悟(早大・院)藤井 愛実(早大・院)干谷 祐輔(早大・学)佐藤 哲也(早大)田口 秀之(JAXA)小島 孝之(JAXA)大木 純一(JAXA)

現在、JAXAと大学共同で、マッハ5クラスの極超音速統合制御実験(HIMICO)計画が進められている。2024年に飛行試験を想定しており、本講演では本年度実施したマッハ3.4での超音速風洞実験の結果を報告する。インテークランプと側壁の隙間(サイドクリアランス)の影響に着目し、飛行実験を想定したインテークに迎角および横滑り角を付与した際の性能を評価する。

STCP-2020-021

極超音速機統合制御実験機排気流による外部ノズルの熱的応答に関する流体・伝熱連成解析

○藤井 謙(慶大・院)松尾 亜紀子(慶大)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とエンジン排気流を解析対象とした連成解析を行い、飛行時における外部ノズル内部の温度分布の調査を行った。燃焼時間を25秒とした場合における連成解析の結果より、機体壁面温度は実験時間中に設計要求である350 Kを超えないことから、検討されている熱負荷低減機構は十分であることが示された。

STCP-2020-022

ラム燃焼器における水素-空気予混合気の着火特性

○上村 巧大(静大・院)吹場 活佳(静大)中田 大将(室工大)小林 弘明(JAXA)丸 祐介(JAXA)

JAXAで開発が進められている再使用型宇宙輸送機では大気吸い込みエンジンによる推進方法が検討されており、燃焼器において高速で流入してくる空気と水素の安定した燃焼が求められている。そこで本研究では燃焼器を模した小型の保炎器付き供試体を作成し、スパークプラグでの着火保炎試験を行った。その結果、空気流速60m/s以上の高速流中での着火、保炎に成功した。また当量比が大きく、空気流速が遅いほど着火及び保炎がしやすいという結果が得られた。

STCP-2020-023

対向流下におけるダクトファン性能変化

○向井 孝簡(静大・院)吹場 活佳(静大)丸 祐介(JAXA)小林 弘明(JAXA)

エアターボエンジンを搭載した再使用観測用ロケットの開発において、着陸時にテールファースト状態になる。結果として、エアターボエンジンの稼働に用いる空気吸い込み量の減少が問題となる。本研究では、ダクト内ファンの回転によって推力を得るダクトファンと風洞を使用して、対向流を再現した実験を行う。推力、流量の計測を行い、対向流がダクトファンに及ぼす影響を調査する。

【S-520-31号機ミッション】

STCP-2020-024

S-520-31号機によるデトネーションエンジン実験の進捗状況:デトネーションエンジンシステム

○川崎 央(名大)野田 朋之(名大・院)ブヤコフ バレンティン(名大・院)石原 一輝(名大・院)後藤 啓介(名大・院)伊東山 登(名大)渡部 広吾輝(名大)松岡 健(名大)松山 行一(名大)笠原 次郎(名大)松尾 亜紀子(慶大)船木 一幸(ISAS/JAXA)中田 大将(室工大)内海 政春(室工大)竹内 伸介(ISAS/JAXA)岩崎 祥大(ISAS/JAXA)和田 明哲(ISAS/JAXA)増田 純一(ISAS/JAXA)荒川 聡(ISAS/JAXA)羽生 宏人(ISAS/JAXA)山田 和彦(ISAS/JAXA)

観測ロケットS-520-31号機によるデトネーションエンジンシステム(DES)実験の最新の進捗状況について、特にシステム全体を概観する観点で報告する。DESは、現在までに、設計および製造を完了し、また、単体環境試験および単体燃焼試験を完了した。本講演では、本実験を行うための制約条件を踏まえた設計状況についても報告する。

STCP-2020-025 S-520-31号機によるデトネーションエンジン実験の進捗状況:パルスデトネーションエンジン ○伊東山 登(名大)ブヤコフ バレンティン(名大・院)野田 朋之(名大・院)石原 一輝(名大・院)後藤 啓介(名大・院)川崎 央(名大)渡部 広吾輝(名大)松岡 健(名大)松山 行一(名大)笠原 次郎(名大)松尾 亜紀子(慶大)船木 一幸(ISAS/JAXA)中田 大将(室工大)内海 政春(室工大)竹内 伸介(ISAS/JAXA)岩崎 祥大(ISAS/JAXA)和田 明哲(ISAS/JAXA)増田 純一(ISAS/JAXA)荒川 聡(ISAS/JAXA)羽生 宏人(ISAS/JAXA)山田 和彦(ISAS/JAXA) 観測ロケットS-520-31号機によるデトネーションエンジンシステム(DES)実験の最新の進捗状況として、特にパルスデトネーションエンジン(PDE)のPFM試験結果について報告する。PDEは、現在までに、単体での真空燃焼試験、DESに組み込んだ状態での環境試験および地上燃焼試験を完了し、いずれにおいても良好な結果を得た。
STCP-2020-026 S-520-31号機によるデトネーションエンジン実験の進捗状況:飛行経路および姿勢予測 ○渡部 広吾輝(名大)伊藤 志朗(名大・院)伊東山 登(名大)川崎 央(名大)松岡 健(名大)松山 行一(名大)笠原 次郎(名大)松尾 亜紀子(慶大)船木 一幸(ISAS/JAXA)竹内 伸介(ISAS/JAXA)岩崎 祥大(ISAS/JAXA)和田 明哲(ISAS/JAXA)増田 純一(ISAS/JAXA)荒川 聡(ISAS/JAXA)羽生 宏人(ISAS/JAXA)山田 和彦(ISAS/JAXA) 観測ロケットS-520-31号機によるデトネーションエンジンシステム(DES)実験の最新の進捗状況について、特にフライトシミュレーションを用いてDESの飛行経路と姿勢の検討結果に関して報告する。設計および試験の状況を踏まえてノミナルの飛行経路・姿勢の時間履歴を見積るとともにノミナルからの逸脱要因とその誤差範囲に関して検討を行った。
STCP-2020-027 S-520-31号機によるデトネーションエンジン実験の進捗状況:回転デトネーションエンジン ○松岡 健(名大)後藤 啓介(名大・院)ブヤコフ バレンティン(名大・院)石原 一輝(名大・院)野田 朋之(名大・院)伊東山 登(名大)川崎 央(名大)渡部 広吾輝(名大)松山 行一(名大)笠原 次郎(名大)松尾 亜紀子(慶大)船木 一幸(ISAS/JAXA)中田 大将(室工大)内海 政春(室工大)竹内 伸介(ISAS/JAXA)岩崎 祥大(ISAS/JAXA)和田 明哲(ISAS/JAXA)増田 純一(ISAS/JAXA)荒川 聡(ISAS/JAXA)羽生 宏人(ISAS/JAXA)山田 和彦(ISAS/JAXA) 観測ロケットS-520-31号機によるデトネーションエンジンシステム(DES)実験の最新の進捗状況について、特に機軸方向に主推力を生成する回転デトネーションエンジンの推進性能、熱流速について議論する。また、白老エンジン実験場にて実施したブリフライトモデルのフルシークエンス燃焼試験について報告する。
【輸送システム】
STCP-2020-028 宇宙科学・探査における宇宙輸送系の中長期戦略 ○徳留真一郎(JAXA)、野中聡(JAXA)、丸祐介(JAXA)
STCP-2020-0329 再使用ロケット実験機RV-Xによる飛行実証計画と進捗 ○野中 聡(JAXA) 将来の高頻度かつ大量宇宙輸送を目指して、それを実現するための宇宙輸送システムの構築に向けて重要技術課題を飛行試験などにより実証するための再使用ロケット実験機RV-Xによる研究活動に取り組んでいる。本研究で取り組む技術課題とその実証方法、飛行実証試験に向けた現在の進捗状況などについて報告する。
STCP-2020-030 室蘭工大小型超音速飛行実験機の遷音速抗力低減 ○重清 智大(室蘭工大・学)宮本 勝也(室蘭工大・院)溝端 一秀(室蘭工大) 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、所謂面積則に基づいて機体の断面積分布をシアーズハーク曲線に近づけるとともに、圧縮波集積を防ぐよう表面曲率分布を調整し、遷音速風試によって抗力を評価している。推進機器(エンジン、エアインテーク、ガスジェネレータ)を搭載した実機飛行形態から、尾翼マウント、胴体、およびインテーク後部の形状を調整することによって、設計点M1.1において20%(88counts)の抗力低減を得た。
【輸送技術1】
STCP-2020-031 ガス推進剤ブローダウン時の排出流量予測 ○中田 大将(室工大)有松 昂輝(室工大)内海 政春(室工大)後藤 啓介(名大)松岡 健(名大)笠原 次郎(名大) 高圧で充填されたガスタンクからレギュレーターを用いずにブローダウンする際の予測精度について実験例を交えて紹介する。

STCP-2020-032

1%スケール模型実験のための高周波光学マイクロフォンの開発とエジェクタノズル性能調査への適用
○後閑 雅登(群大・院)ゴンザレス ファン(群大)荒木 幹也(群大)小島 孝之(JAXA)田口 秀之(JAXA)

大学などで運用可能な小規模かつ非加熱の風洞設備を用いながらも、実機の2000K級燃焼ジェットの影響場を再現することを目論み、高温ガスの代わりに低密度ガスを用いる影響場模擬法を確立してきた。ただし小スケールの高速ジェットから放出される高周波騒音を通常のコンデンサマイクロフォンで取得することは極めて困難であり、1MHzまで取得可能な超高周波光学マイクロフォンを開発し、騒音低減デバイスの性能試験に供した。

STCP-2020-033

ADN系低毒性1液推進剤における触媒反応特性の実験的評価

○半澤 佳祐(長岡技大・院)尾松 来基(長岡技大・院)伊藤 尚義(長岡技大・院)勝身 俊之(長岡技大)門脇 敏(長岡技大)

毒性の高いヒドラジンに代わる1液スラスト用推進剤として、日本で独自開発されたADN/MMAN/Urea系(AMU系)低毒性推進剤の研究開発が進められている。しかしAMU系推進剤に適した着火方法は未だ確立されていない。そこで本研究グループでは触媒着火に着目し、より低温での着火に適した触媒を開発することを目的としてAMU系推進剤と触媒各種の加熱反応試験による反応特性の実験的評価を行ったので、その結果を報告する。

STCP-2020-034

低温水素ガス利用時における固体高分子型燃料電池の性能評価

○新井 郁矢(早大・院)小島 孝之(JAXA)佐藤 哲也(早大)

本研究では電動航空機の新たな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。想定する推進システムでは、極低温流体である液体水素を利用することが想定されているが、低温水素ガスの流入により燃料電池の発電能力の低下が懸念される。本発表では、推進システムの概念検討とともに、電気化学インピーダンス法を用いて燃料電池のインピーダンス解析を行った結果について紹介する。

【輸送技術2】

STCP-2020-035

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促進の物理

○足立 大季(静大・院)吹場 活佳(静大)亀谷 悠作(静大・院)

配管予冷作業の時間短縮を目標に液体窒素を用いたプール沸騰冷却実験を行った。伝熱を促進させる方法として伝熱面にフッ素樹脂コーティングを行い、コーティングの有無や部分的なコーティングが与える冷却時間と伝熱特性への影響を調査した。

STCP-2020-036

格子状にコーティングを施した伝熱面による極低温流体の沸騰伝熱促進

○亀谷 悠作(静大・院)吹場 活佳(静大)足立 大季(静大・院)

現在、ロケットの推進剤として液体水素などの極低温燃料が用いられている。その極低温燃料をロケットに充填する際、燃料が通る配管が常温のため配管を予冷する必要がある。この予冷作業に膨大な時間を要することが課題である。

本研究では、断熱層のパラドックスを利用して予冷の時間短縮を試みた。配管表面に見立てた銅板に表面加工を施して格子状に断熱剤を塗ることで、表面加工していない銅板と比較して約5倍速く予冷が完了した。

STCP-2020-037

推進薬蒸発量低減に向けたボイルオフガスによる構造体の除熱性能評価

○福崎 俊哉(名大・院)杵淵 紀世志(名大)梅村 悠(JAXA)沖田 耕一(JAXA)酒井 仁史(NTT Data XAM)

ロケットの推進薬は、ペイロード搭載部と繋がっている構造体から推進薬タンクへの入熱により、蒸発して失われてしまう。この入熱量を低減するために、推進薬のボイルオフガスを管路に流し、構造体を冷却する方法が考えられている。本研究では、3Dプリンターで造形した様々な管路形状にボイルオフガスを流し、冷却性能と圧力損失の評価を行った。その結果、冷却性能は濡れぶち長さに対し線形に上昇し、圧力損失とは両立しない関係が得られた。

STCP-2020-038

強制対流条件下における着霜現象への冷却面温度および絶対湿度の影響

○服部 皓大(早大・院)十川 悟(早大・院)森永 裕大(早大・院)陳 衛偉(早大・院)植田 晃弘(早大・学)佐藤 哲也(早大)

強制対流条件下において平板冷却面上に生じる着霜現象について、平板冷却面温度と主流容積絶対湿度による霜厚さ及び霜質量への影響を実験により調査した。着霜試験は矩形風洞を用いて行い、平板冷却面温度と、主流容積絶対湿度をそれぞれ変化させて実験を行った。実験時間は100sから600sの間で100sごとに設定した。霜の成長と平板冷却面温度及び主流容積絶対湿度との関連について考察を行った。