

令和5年度宇宙輸送シンポジウム(化学推進) アブストラクト

【固体推進1】1/18(木) A会場

STCP-2023-001

固体推進薬の準定常均質一次元火炎モデルに関する初期検討

森田 貴和(東海大)○平岩 諒(東海大・学)

固体推進薬の非定常燃焼を記述する準定常均質一次元火炎モデルには様々なものがあるが、その中の判澤モデルは多くの部分を反応性流体力学の理論に立脚している。本研究では、判澤モデルに基づきつつも同モデルの導出の際に用いられた近似の幾つかを緩和した。ここではこの新たなモデルに関する初期検討について報告する。

STCP-2023-002

LTPの燃焼波構造の研究

○三橋 颯太(千葉工大・学)高砂 民明(千葉工大・院)和田 豊(千葉工大)堀 恵一(JAXA/ISAS)加藤 信治(型善)

宇宙空間を活用する宇宙開発の市場規模は大きく拡大することが予想されている。昨今では、民間主導の宇宙開発が活発なためロケット打ち上げ費用の低コスト化が求められている。そこで、本研究では既存のバインダーであるHTPBを低融点熱可塑性樹脂(LT)に変えることで低コストな固体推進薬の研究をしている。今回は、LTを用いた推進薬(LTP)の燃焼機構解明の一助とすべく25 μm のR型熱電対を用いた温度場測定並びに熱分析を行った。

STCP-2023-003

tetra-ol GAP/AP推進薬の燃焼速度制御(第2報)

-LiF/Fe₂O₃添加の効果と燃焼波構造の推定-

○高砂 民明(千葉工大・院)三橋 颯太(千葉工大・学)和田 豊(千葉工大)小田 達也(日油)長谷川 宏(日油)堀 恵一(JAXA/ISAS)

国際標準化機構により制定されたISO-24113に準拠可能なスラグフリー推進薬の開発として、GAP/AP推進薬に着目した。実用化に向けたGAP/AP推進薬の燃焼速度領域拡大のため、APに用いられている各触媒を添加し、燃焼速度の比較を試みた。また、各推進薬の燃焼表面観察と温度場測定を実施した。本発表では、各推進薬の燃焼波構造の推定に関する発表を行う。

STCP-2023-004

高エネルギー物質を用いた高性能固体推進薬に関する実験的研究(第2報)

-高圧領域における線燃焼速度測定-

○高砂 民明(千葉工大・院)三橋 颯太(千葉工大・学)和田 豊(千葉工大)

GAP系推進薬の線燃焼速度領域拡大のため、新たに高圧対応チムニ燃焼器を設計・製作し、30MPaまでの線燃焼速度を測定した。本発表では高圧対応チムニ燃焼器および高圧ガス供給設備の仕様を紹介すると共に、過去に著者らによって行われてきた大気圧~9MPaまでの線燃焼速度と、本実験で得られた10~30MPa領域での線燃焼速度の結果を比較し、広範囲での圧力領域におけるGAP系推進薬の圧力指数の変化を報告する。

【固体推進2】

STCP-2023-005

アルミニウムを含む固体推進薬における紫外線照射による燃焼表面の高速度撮影

○狭川 俊一(関大・学)板木 龍芽(関大・学)田畑 寛(関大・院)寺地 亮博(関大・院)福田 桃子(関大・学)岩崎 祥大(Yspace)山口 聡一郎(関大)

当研究グループでは、過塩素酸アンモニウムとポリサルファイドで作成された固体推進薬について高輝度の紫外線照射を用いて燃焼火炎に遮られることなく燃焼表面を高速度撮影することに成功したが、アルミニウムを含む場合は紫外線領域における強い発光が撮影の支障となることが懸念される。本研究ではアルミニウムを含む推進薬試料について撮影実験を行い、撮影結果と燃焼火炎の分光特性およびアルミニウムの波長390nm付近の特性スペクトルによる干渉について報告する。

STCP-2023-006

レーザーにより燃焼制御を行う固体マイクロスラスタへのLiF添加による影響評価

○手島 瑞貴(都立大・院)安井 颯翼(都立大・学)西井 啓太(都立大)各務 聡(都立大)

本研究ではこれまでに、AP系コンポジット推進剤に負燃焼触媒のフッ化リチウム(LiF)を添加することで自律燃焼を抑制し、レーザーにより燃焼のon/off制御を行う0.1N級固体マイクロスラスタを提案してきた。しかし、LiFの添加量や粒径により燃焼室圧力が不安定になり、レーザーによる安定した燃焼のon/off制御を達成できていない。そのため今回は、LiFを添加した推進剤の燃焼速度測定を行い、LiFによる燃焼現象への影響を評価した。

STCP-2023-007

極低温におけるコンポジット推進薬の内部構造の3次元X線CT撮像

○松井 陵汰(関大・学)寺地 亮博(関大・院)板木 龍芽(関大・学)田畑 寛(関大・院)岩崎 祥大(Yspace)山口 聡一郎(関大)

固体推進系を月惑星探査で活用する場合、懸念される一つが低温環境であり、特にコンポジット推進薬の場合、酸化剤粒子を粘結するバインダーが温度低下によって収縮する。収縮に伴い、酸化剤粒子とバインダーの界面の剥離やバインダーのクラックなどが予想される。そこで、酸化剤粒子の代わりにガラスビーズを用いた模擬推進薬を対象に、液体窒素で冷却しながらX線CT撮像を行う実験系を考案し、3次元可視化を行った。結果として、模擬推進薬内部に生じた空隙の3次元分布を可視化できた。

STCP-2023-008**小型固体ロケットモータのノズル近傍排気流温度分布計測**

中山 宜典(防衛大)○持増 航暉(防衛大・学)

本校ではAP/HTPB系コンポジット推進薬を用いた100~500N級の小型ロケットモータ燃焼実験を学生教育実験として展開している。教育効果向上を図るため、赤外線サーモグラフィカメラを用いてその排気流に対する温度分布計測に着手しており、詳細撮影できるよう実験系を改良(近接化)したところ、排気流中のダイヤモンド型衝撃波パターンおよびその経時変化を鮮明に捉えたので報告する。

【固体推進3】**STCP-2023-009****超遠方重力天体探査を実現する深宇宙固体キックモータの開発研究**

○徳留 真一郎(JAXA)佐伯 孝尚(JAXA)津田 雄一(JAXA)秋月 祐樹(JAXA)澤田 健一郎(JAXA)森下 直樹(JAXA)北川 幸樹(JAXA)松井 康平(JAXA)坂本 祐樹(JAXA)松永 哲也(JAXA)堀 恵一(JAXA)荒川 聡(JAXA)松浦 芳樹(IA)

木星以遠惑星の氷衛星周回/着陸探査は、宇宙先進国の大きな趨勢である一方、遠方領域での電力・熱源確保の困難さ故に現状の日本では実現しえない。そこで、低温作動を可能とする固体モータによって遠方惑星圏到達時の ΔV を実施することを想定し、その低温・高真空・放射線等の環境下における長期保存性と安定燃焼に関する知見の獲得及びそれを活かした深宇宙固体モータの形態を実証し提案する活動を開始した。本活動は、次々世代のISASフラグシップ級ミッション(2030年代後半以降)にて、木星以遠探査を実現するための根幹技術を獲得するための長期戦略的開発研究活動として取り組んでゆく。

STCP-2023-010**低温環境におけるB/KNO₃のレーザ点火**

○松井 康平(九工大)北川 幸樹(九工大)松浦 芳樹(IH)徳留 真一郎(JAXA)

深宇宙における固体ロケットモータのレーザ点火の着火特性を取得するために、低温環境におけるB/KNO₃火薬のレーザ点火実験を実施した。

【ハイブリッド推進1】**STCP-2023-011****トータルインパルス100kNs級推力7kNハイブリッドロケットエンジンの開発**

○坂野 皇希(神大・学)山口 藍瑠(神大・学)高階 智和(神大・学)志賀 大輝(神大・学)永井 次光(神大・学)吉野 啓太(神大・学)高野 敦(神大)喜多村 竜太(神大)

超小型衛星を安価で迅速に打ち上げるためのハイブリッドロケットを開発している。2022年度に打ち上げた2020エンジンロケットが高度3.7kmにしか到達できなかったことを踏まえ、2022年度に開発・打ち上げを行ったエンジンに比べて、最大推力を2倍の7kNとしたエンジンの開発・製作に取り組んだ。

STCP-2023-012**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研究 一スケール比2.0における実験的燃料後退速度評価一**

○入江 翔太(福岡大・学)安永 尚生(福岡大・院)川端 洋(福岡大)

ハイブリッドロケットの従来燃料であるHTPB,PE等のスケール効果は解明されている。しかし、低融点燃料のスケール効果は未だ解明されていない。先行研究ではスケール比1.0 1.5の燃料後退速度を評価した。本研究では、スケール比 2.0におけるパラフィンワックスの燃料後退速度を実験的に測定した。結果、低融点燃料の燃料後退速度はポート径の -0.8 乗に比例すると分かった。

STCP-2023-013**旋回型インジェクタを使用したハイブリッドロケットモータの燃焼特性に関する研究及び開発**

○関 二千翔(千葉工大・院)荒井 碧(千葉工大)山崎 璃緒(千葉工大・院)大久保 波輝(千葉工大)和田 豊(千葉工大)加藤 信治(型善)徳留 真一郎(JAXA)荒井 朋子(千葉工大)

本研究室の最終目標は高度100 kmに到達する小型観測ロケットの開発である。その前段階として開発された高度30 kmに到達する成層圏用ハイブリッドロケットは、燃料後退速度1.2 mm/sであり高度100 kmに到達するには不十分であることが確認された。そこで本研究ではインジェクタを用いて酸化剤に旋回流を付与し、燃料後退速度向上を目指す。本論文ではハーフスケールモータ、フルスケールモータ燃焼実験で取得した結果を元に旋回型インジェクタを使用時の燃焼特性及びフライトモータの開発について記載する。

STCP-2023-014**端面燃焼式ハイブリッドロケット用パラフィン燃料の燃料後退速度に燃焼室圧力及び酸化剤質量流束が与える影響**

○山本 涼太(福岡大・学)川端 洋(福岡大)

淀み点燃焼器を用いてハイブリッドロケット用パラフィン燃料を端面燃焼させ、燃料後退速度を測定する。燃焼室圧力と酸化剤質量流束を変化させて実験を行い、これらがパラフィン燃料の燃料後退速度に与える影響について評価し、燃料後退速度の予測式を確立する。燃料がポテンシャルコア内で燃焼する条件下での実験実施を目指す。

【ハイブリッド推進2】

STCP-2023-015

燃料後退計測機能つき多素材3Dプリント固体燃料のハイブリッドロケットエンジンへの適用と課題解決

○大宮 一志(九工大・院)小澤 晃平(九工大)坪井 伸幸(九工大)永田 晴紀(北大)ケンプス ランドン(Letara)深田 真衣(北大・院)鈴木 翔(北大・院)信原 祐樹(北大・院)李 介維(北大・院)糸魚川 大和(北大・院)金城 亮汰(北大・院)池田 拓矢(北大・院)江澤 悠太(北大・院)小瀧 慧(北大・院)桜井 光(北大・院)南 圭亮(北大・院)

旋回強度可変型ハイブリッドロケットエンジンにおいて燃料後退量のリアルタイム計測を行う目的で、多素材3Dプリンタを用いて燃料後退量計測センサを固体燃料と一体造形した。この固体燃料を用いた燃焼実験において、燃焼中に予期せぬセンサ電圧変化の挙動を示した。本論文では、燃焼環境が燃料後退センサ構造に与える影響を調査することで、燃料後退量のリアルタイム計測手法の確立に向けた取り組みを報告する。

STCP-2023-016

3Dプリンターで製作したハイブリッドロケットの固体燃料に関する研究

○下竹 健斗(日大・学)村上 敬祐(日大・学)高橋 賢一(日大)船見 祐揮(防大)

ハイブリッドロケットは燃料後退速度が低く、十分な推力が得られないため、実用範囲が限定される。改善策の1つとして、固体燃料に旋回流を発生させる方法がある。本研究では、3Dプリンターを用いて星型螺旋形状の固体燃料を製作した。この固体燃料を用いて燃焼試験を行い、燃料後退速度を求めた。その結果、燃料後退速度は、回転角度が225度までは向上したが、225度から675度の間では変化が見られなかった。

STCP-2023-017

酸化バナジウム(V)添加低融点熱可塑性樹脂燃料の燃料後退速度測定

○山崎 璃緒(千葉工大・院)大久保 波輝(千葉工大・学)石井 雅人(千葉工大・院)和田 豊(千葉工大)加藤 信治(型善)堀 恵一(ISAS)

本研究は従来のハイブリッドロケット用燃料の2~3倍の高燃料後退速度を有する低融点熱可塑性樹脂燃料の更なる高燃料後退速度化を目的とする。これまで燃料の熱分解メカニズムから燃焼残渣が燃料後退速度低下に寄与することが示唆されナフタレンの発生量と残渣量の相関が得られた。そこで、本研究ではナフタレン発生量軽減効果のある酸化バナジウム(V)を添加し燃料後退速度に与える影響を調べ、同時に引張試験による機械的物性変化を調査した。本発表では酸化バナジウム(V)の効果について詳細に報告する。

STCP-2023-018

2Dスラバーナーでのワックス燃料の振動燃焼における圧力および熱放射の関係

森田 貴和(東海大)○石塚 雄平(東海大・学)福井 雄貴(東海大・院)浅野 和哉(東海大・学)古郡 和真(東海大・学)阿部 宗生(日立パワー)小林 郁晴(東海大・院)堀澤 秀之(東海大)

観測窓付き2次元燃焼器でワックス燃料と気体酸素のハイブリッド燃焼を行い、燃焼圧と燃焼生成ガスの熱放射の振動の同時計測を行った。燃焼圧の測定には圧電式圧力センサを、熱放射にはフォトダイオードを用いた。計測結果から、音響定在波の基本モードとこれより低い周波数のモードで燃焼圧と熱放射の間に強い相関があったが、それ以外では相違が見られた。また、燃料長さの違いによる低周波域での周波数特性を取得した。

【ハイブリッド推進3】

STCP-2023-019

粉体燃料を利用した0.4N級ハイブリッドマイクロスラスタの性能評価

○瀧澤 巧(都立大・院)各務 聡(都立大)

私たちは0.4N級ハイブリッドマイクロスラスタを試作し、これまで使用していた粉体より細かい微粉体の燃料を使用した際の粉体供給装置の性能試験を実施した。実験では粉体供給装置はミスト状に粉体燃料を噴射することが可能で、ピストン送り速度と粉体流量の間に比例関係があると示せた。その結果、ピストン送り速度を調整することで目標粉体流量を複数回にわたって実現できた。

STCP-2023-020

マグネシウムワイヤと水を利用した小型宇宙機用ハイブリッド推進機における燃焼試験

○Han Minwool(東大・院)土屋 祐人(東大・院)山上 尋大(東大・学)小泉 宏之(東大)室原 昌弥(東大・院)小紫 公也(東大)

大推力の小型宇宙機用推進機として、水を酸化剤、マグネシウムワイヤを燃料とする化学推進機が提案されている。これまでの研究では、水蒸気流においてマグネシウムワイヤの燃焼反応を確認した。そして、水-マグネシウムワイヤを利用したBreadboardモデルスラスタを提案し、空気中での燃焼反応の確認及び推力評価を行ったが、このモデルの水蒸気流における燃焼は確認できなかった。本研究では、このモデルを利用して水蒸気流における燃焼試験を行い、その結果を報告する。

STCP-2023-021

ハイブリッドロケット搭載用スロットリングシステムに適用するメインバルブ検討

○高階 智和(神大・学)志賀 大輝(神大・学)坂野 皇希(神大・学)山口 藍瑠(神大・学)永井 次光(神大・学)吉野 啓太(神大・学)高野 敦(神大)喜多村 竜太(神大)

近年、超小型人工衛星の開発が活発に行われている。それらを安価で迅速に打ち上げるために、超小型ハイブリッドロケットの開発を行っている。そこで本研究では、ロケットの推力を制御するために、スロットリングシステムの開発を行っている。今年度は機体に搭載する前段階として、燃焼試験用として酸化剤タンク・エンジン間のバルブ配管系の設計・開発を行い、燃焼試験などで機能・性能を確認した。また、アクチュエータサイズの検討のためのバルブ駆動トルク特性の把握を行った。

【スラスタ1】1/18(木)B会場

STCP-2023-022

高容積効率 All-In-One 1U スラスタの飛翔モデルについて

○米田 大晟(青学・院)川口 淳一郎(ISAS/JAXA名誉教授)

種々の超小型衛星向けの推進機関(エンジン)が登場するなか、パッチドコニックスは、ALE-2向けのエンジンを供給した。同エンジンは昨2022秋までに、2年あまりの軌道上の運用を完遂し、等エンタルピー減圧cold-gas エンジンの実用性を実証したところである。このたび、東北大 HOKUSHIN-1 3U衛星向けに、All-In-One 1U スラスタを開発し、その全体像を紹介する。電気系基板類までをすべて1U 容積に収めつつ、消費電力がほぼゼロで稼働でき、最大300-400Nsec 全力積能力(3U ΔV換算で 100m/s以上)を発揮できることを特徴とする。

STCP-2023-023

超小型人工衛星ALE2の小型コールドガススラスタによる軌道上運用の成果報告

○齊藤 拓実(東北大・院)栗原 聡文(東北大)藤田 伸哉(東北大)岡島 礼奈(ALE)川口 淳一郎(ANU)

東北大と宇宙ベンチャーのALEが共同で開発した超小型人工衛星ALE2では、衛星の軌道変換用の小型コールドガススラスタを搭載している。当スラスタはPatchedconic社で超小型衛星用スラスタとして新規開発され、これを用いて軌道上での衛星の自律的な姿勢/軌道制御を実施する。当衛星ではこれまで、軌道上でのスラスタ運用に数多く成功し、衛星システムの堅牢性を実証した。当講演では、衛星の軌道上運用の成果報告を行う。

STCP-2023-024

超小型衛星人工衛星との相性の良い多用途の推進系の触媒の長寿命化に関する研究

○指田 春輝(都立大・院)安平 浩義(都立大・院)飯島 拓人(都立大・院)池田 裕哉(都立大・院)大久保 湧樹(都立大・院)吉岡 宙(都立大・院)大塚 謙(都立大・学)佐原 宏典(都立大)飯塚 俊明(小山高専)石井 宏宗(ALE)岡島 礼奈(ALE)

近年の小型衛星需要拡大により、低毒性超小型推進系が求められている。我々は60wt%過酸化水素水を用いた低毒性スラスタを研究開発をしているが、触媒の寿命に大きな課題がある。これまでの研究では、触媒の寿命を伸ばすには、新触媒を使用すること、最適流量や最適予熱温度を適用する手法があることが分かった。本発表では、それらに対して実際に燃焼実験を行い、触媒寿命の評価を行う。

STCP-2023-025

浴面放電を用いた低毒性一液スラスタの反応促進

○山口 征純(都立大・院)各務 聡(都立大)

従来の一液式スラスタは、触媒により推進剤の自己分解反応を促進しているが、様々な要因により触媒が劣化することも指摘される。そのため、放電プラズマにより推進剤の反応促進をする研究も多数なされているが、放電プラズマは反応室全域に広がらず偏在することが多く、一部推進剤はプラズマと接触しないため反応しないまま流出する。そこで本研究では、反応室に球状のセラミックを敷き詰めたスラスタを試作し評価する。このセラミック球により推進剤の滞留時間を延長させ、浴面放電により反応分解を促す。このことにより、低電力、低電圧、小型なスラスタの実現を図る。

【スラスタ2】

STCP-2023-026

電気浸透流ポンプの圧力-流量特性評価およびスラスタへの応用検討

○長谷川 凌大(名大・学)鈴木 大登(名大・院)伊東山 登(名大)川崎 央(静大)内田 圭亮(高砂)松岡 健(名大)笠原 次郎(名大)

電気浸透流ポンプ(EOP)は機械的可動部がなく、印加電圧制御による流量調節が可能である。空間的制約も厳しくないため、小型人工衛星の様々なミッションに対応可能であり、軌道上燃料補充や推力可変な姿勢制御スラスタへの適応が期待される。本研究ではシリカを用いたEOPを開発し、精製水および過酸化水素を用いた圧力-流量特性評価試験を実施した。また、過酸化水素と白金を用いた一液式スラスタとしての性能を評価した。

STCP-2023-027

電熱スラスタ用3D造形タングステン合金ヒーターの材料特性評価

○岡田 健太郎(名大・院)Scott Alexander(名大・院)杵淵 紀世志(名大)中田 大将(室蘭工大)蘇亜拉図(XAM)酒井 仁史(XAM)

高寿命・高効率のレジストジェットに向け、三次元積層技術で作成した多層型ヒーターの開発を進めている。高温でも使用できる素材として純タングステンやタングステン合金を使用することで高Ispの達成を目指している。タングステン合金の作動時に、純タングステンでは見られなかった特性が観察された。本発表では、純タングステンとタングステン合金での作動後の材料特性の差異について報告する。

STCP-2023-028

姿勢制御用曲がり管パルスデトネーションエンジンの推力測定

○荒木 堅斗(静大・院)吹場 活佳(静大)川崎 央(静大)前田 慎市(埼大)中田 大将(室工大)奥村 政基(静大・院)松村 朋輝(静大・院)丸 祐介(JAXA)

パルスデトネーションエンジン(PDE)の姿勢制御用スラスタとしての利用を試みる。ロケットへの艀装を想定すると、従来の直管形状のPDEの先端を曲がり管にすることがロケットの飛行に有利である。現時点で曲がり管部が推力に与える影響は不明である。本研究では曲がり管式PDEの燃焼試験によってロードセルによる推力測定を実施する。本研究から曲がり管式PDEにおいても従来のPDEと同程度の推力が得られることを確認した。

【大気吸込式推進1】

STCP-2023-029

空気吸込み式パルス detonation エンジンの自立運転に向けた性能・成立性検討

○奥村 政基(静大・院)吹場 活佳(静大)前田 慎市(埼大)川崎 央(静大)中田 大将(室工大)荒木 堅斗(静大・院)松村 朋輝(静大・学)

空気吸込み式パルス detonation エンジン(PDE)における、吸気から燃焼に至るまでの過程を自立化する手段として、PDEとガスジェネレータを組み合わせたGG-PDEを提案する。試作したPDEの燃焼試験から得た種々のデータに基づき、GG-PDEの性能検討を行う。また、これまでに得たデータを踏まえ、GG-PDEシステムの成立性を検討する。

STCP-2023-030

極超音速ラムジェットインテークの非設計点における性能および内部流れ構造に関する研究

○成田 知史(早大・学)藤井 愛実(早大・院)栗原 宥希(早大・院)田中 凜太郎(早大・院)鈴木 歩都(早大・院)有吉 志満(早大・院)高松 俊介(早大・学)佐藤 哲也(早大)高橋 英美(JAXA)田口 秀之(JAXA)廣谷 智成(JAXA)小島 孝之(JAXA)

2025年に極超音速統合制御試験(HIMICO)が予定されており、それに向けたエンジンの性能調査が現在求められている。先行研究では、設計点であるマッハ5におけるインテーク性能について一定の知見が得られている。しかし、飛行試験においては非設計点での動作に至ることがあり、流量漏れ出しによる抗力やバズと呼ばれる衝撃波自励振動現象を抑える必要がある。そこで本研究では設計点以外のマッハ数条件において、インテーク背圧の上昇や、インテークスロート高さの変化による内部流の変化が全圧回復率に与える影響について調査した。

STCP-2023-031

インテークスロート開度がバズ特性に与える影響に関する衝撃波移動メカニズムに基づいた考察

○藤井 愛実(早大・院)栗原 宥希(早大・院)田中 凜太郎(早大・院)鈴木 歩都(早大・院)有吉 志満(早大・院)成田 知史(早大・学)高松 俊介(早大・学)佐藤 哲也(早大)田口 秀之(JAXA)

ラムジェットインテークでは、背圧の過度な上昇によりバズと呼ばれる衝撃波の自励振動現象が発生する。この現象は、激しい圧力振動やエンジンの破損を誘発する一方で、詳細なメカニズムは未だ明らかとなっていない。この原因の1つとして、バズ特性がインテーク形状へ大きく依存する点が挙げられる。そこで本研究では、インテークスロート開度がバズ特性に与える影響を風洞試験により調査し、衝撃波の移動メカニズムに基づき考察を行う。

STCP-2023-032

ダスト粒子を用いたミスト化促進による強制対流下での平板冷却面での着霜量とミスト厚さの影響調査

○吉田 幹男(早大院)服部 皓大(早大院)富田 泰成(早大)西川 暉(早大)佐藤 哲也(早大)

極超音速機用予冷ターボジェットエンジンでは、予冷器での着霜が課題になっている。本研究では、ダスト粒子を空気中に混入してミスト化を促進し、昇華凝結による霜形成を抑制する手法の有効性を明らかにするために、強制対流下の平板冷却面上への着霜実験を-25、-75、-125、-170°Cの4条件の冷却面温度で実施し、400秒間の平均霜質量増加率とミスト層厚さを計測した。

【大気吸込式推進2】

STCP-2023-033

S-520-RD1飛行試験とRJTF風洞試験による空力加熱計測結果の差異について

○竹腰 正雄(JAXA)高橋 俊(JAXA)山田 剛治(東海大, 現所属 ATLA)谷 香一郎(JAXA)

S-520-RD1による飛行試験において供試体の機体表面熱流束を計測した。比較実験としてラムジェットエンジン試験設備(RJTF)において、供試体の表面熱流束を計測した。飛行試験では飛行マッハ数平均5.7、RJTF試験ではマッハ数5.2と異なるものの、機体前方外周での計測結果はRJTF試験の方が飛行試験に比べて1/2と低かったが、インレット内側の計測結果はRJTF試験の方が飛行試験に比べて2倍高かった。

STCP-2023-034

極超音速飛行実験におけるエアデータセンサデータの統計分析について

○長谷川 進(JAXA)谷 香一郎(JAXA)

JAXAは、風洞依存性を解消するために極超音速燃焼飛行試験を実施した。試験機は小型ロケットS-520Iによって弾道飛行軌道に投入され、落下中にマッハ数に達したところで試験を実施した。JAXA RD1 飛行実験機は、2022年7月24日に内之浦宇宙空間観測所からS-520ロケットで打ち上げられ、飛行実験は成功し、飛行実験データを取得した。本研究では、CFDを用いて評価したADSデータを元に、線形重解析、および、機械学習を用いて動圧の予測を向上させる試みを行った。

STCP-2023-035

炭化水素燃焼加熱気流がジェット燃料の超音速燃焼におよぼす影響

○小林 完(JAXA)富岡 定毅(JAXA)高橋 政浩(JAXA)長谷川 進(JAXA)小寺 正敏(JAXA)

スクラムジェットエンジン地上燃焼試験において、高温気流生成法として蓄熱体加熱では不足となるような高マッハ数条件では燃焼加熱が不可欠となる。燃焼加熱気流には燃焼生成物が含まれ、これがスクラムジェットエンジン内の燃焼特性に影響を及ぼす。本報では炭化水素系燃料による燃焼加熱に着目し、従来用いられてきた水素燃焼加熱と比較する形で、燃焼加熱気流がジェット燃料の超音速燃焼特性に及ぼす影響について考察する。

STCP-2023-036

空気液化ロケットエンジン(LACE)空気液化試験の概要

○須田 広志(S.T.)野田 智裕(S.T.)姫野 武洋(東大)小林 弘明(JAXA)田口 秀之(JAXA)梅村 悠(JAXA)

革新的将来宇宙輸送システムの実現に向けたロケットエンジンの性能向上策として、大気を飛行中に空気を取り込んで液化し燃焼に利用する「空気液化ロケットエンジン(LACE)」を開発中である。キーコンポーネントである「空気液化熱交換器」を金属3Dプリンターにて一体成形し、JAXA及び東京大学との共同研究で液体水素による空気液化試験を実施した。液化試験の概要を報告する。

【大気吸込式推進3】

STCP-2023-037

再使用型観測ロケットに搭載するエアブリージングエンジン“ATRIUM”の運転最適化

○宇都宮 大地(早大・学)佐藤 哲也(早大)丸 祐介(JAXA)小林 弘明(JAXA)

現在ISASを中心に開発が進められている再使用型観測ロケット(新観測ロケット)にはエアブリージングエンジン“ATRIUM”が搭載されており、従来のロケット以上に大気の影響を強く受ける。本研究では、各高度でのエンジン推力のスロットルを設計変数、遠点高度が所定の値に達して加速を終了したときの機体質量を目的関数として、これを最大化する最適化計算を行った。その手法とともに計算結果を報告する。

STCP-2023-038

大気アシスト型観測ロケットの排気ノズルまわりの流れと噴流の干渉が推力へ与える影響について

○澤田 健(東大・院)大山 聖(JAXA)丸 祐介(JAXA)真子 弘泰(帝京大)

大気アシスト型観測ロケットの排気ノズルまわりの流れを数値計算によって解析した。中心に先細末広ノズル、その周囲に先細ノズルが二重円筒状に存在する同軸ノズル状の配置を解析対象とした。解析条件として、ロケット上昇中における、中心の噴流が過膨張となる飛行高度と不足膨張となる飛行高度の2つを選択した。本研究では同軸ノズルから噴出する噴流同士の流れの干渉が、ロケットの推力に与える影響を明らかにした。

STCP-2023-039

ATRIUMエンジンの極超音速化構想

○小林 弘明(JAXA)

大気アシストWGで研究開発中のATRIUMエンジンをマッハ5クラスの極超音速に対応させるための研究開発構想について紹介する。

【大気圏再突入システム】

STCP-2023-040

木星突入体の飛しょう解析と妥当性評価

○臼杵 智章(東大・院)津田 雄一(教授)

木星/土星/天王星/海王星などの外惑星探査における重要な課題はミッション期間の短縮である。そのため大気アシストを利用した急減速技術の重要性が高まっており、Galileo Probe等の外惑星突入技術の更なる発展が期待される場所である。本検討ではその基礎的検討としてGalileo Probe木星突入時の再現解析を行うことで、木星飛行に係る数値シミュレーションの妥当性を検証する。

STCP-2023-041

再突入熱防護に向けた極低温液体マイクロジェット冷却の性能評価

○別府 玲緒(名大・院)米田 景(名大・学)杵淵 紀世志(名大)梅村 悠(JAXA)小林 弘明(JAXA)酒井 仁史(XAM)樋口 官男(XAM)

スペースプレーンを高頻度で再使用するには大気圏再突入時の空力加熱に繰り返し耐えられる熱防護法の確立が不可欠である。そのため著者らは燃焼室などに用いられる能動的な熱防護法に着目した。なかでもトランスピレーション冷却は高い冷却性能を示す。しかし一方で、気液二相流においては冷却性能の低下が懸念される。そこで著者らはマイクロジェットによる冷却機構を開発した。本報では従来のトランスピレーション冷却とマイクロジェット冷却の性能を実験的に比較したので、その結果を報告する。

【液体推進1】1/19(金) A会場

STCP-2023-042

アンモニウムジニトラミド系推進剤の触媒反応に関する研究

○川端 健心(長岡技大・院)早田 和義(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)

アンモニウムジニトラミド(ADN)系推進剤の一種にADN/モノメチルアミン硝酸塩/尿素(AMU)推進剤がある。AMU推進剤は着火方式が確立されていないため、触媒着火方式に着目した。本研究では、AMU推進剤の分解・燃焼に効果が高い触媒種および温度を調査することを目的とした。触媒種と温度を数段階に変化させた条件で、加熱した触媒に推進剤を滴下し、反応性を調査する実験(滴下反応試験)を実施した。そして、滴下した推進剤の最高到達温度と反応遅れ時間の2項目で評価を行い、効果的な触媒種および温度を検討した。

STCP-2023-043

高粘度アンモニウムジニトラミド系推進剤の噴霧特性に関する研究

○早田 和義(長岡技大・院)川端 健心(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)

アンモニウムジニトラミド(ADN)系一液推進剤であるADN/モノメチルアミン硝酸塩/尿素(AMU)推進剤は熱安定性が高いことから、微粒化による反応特性の改善に着目した。しかし、AMU推進剤は高い粘度を有するために微粒化が困難であるため、60%過酸化水素水を添加することにより粘度低下および触媒反応特性の改善を試みた。本研究では、低圧環境において噴射実験を実施し、過酸化水素水の添加量がAMU推進剤の微粒化特性に与える影響について評価した。得られた実験結果に基づき、スラスト内部現象についても検討を行った。

STCP-2023-044

次世代宇宙機推進用キャンドモーターポンプの概念検討と数値解析

○越野 翔也(長岡技大・院)根岸 秀世(JAXA)大野 真司(菱友システムズ)山本 啓太(JAXA)丸 祐介(JAXA)宮島 涼太(長岡技大・院)勝身 俊之(長岡技大)

宇宙機開発では、自在性向上とコスト削減を目的とし、エンジンへの電動ポンプ適用が検討されている。密封された構造を持つキャンドモータポンプ(CMP)であれば、ヒドラジンなどの危険性の高い推進剤の漏洩リスクが少なく、推進剤自体でモータ回転子の冷却が可能であるが、CMPではモータギャップ部の流体抵抗が問題となる。そこで本研究では、モータ固定子へ形状工夫を施すことによる流体抵抗の低減効果を数値解析により検討した。

STCP-2023-045

バイパス流路でのステップ状スロットリングに関する実験的研究

○奈女良 実央(室蘭工大・院)埴 直樹(室蘭工大・学)中田 大将(室蘭工大)江口 光(室蘭工大)内海 政春(室蘭工大)

室蘭工業大学では、LOX/エタノールガスジェネレータ(GG)より生成した燃焼ガスでタービンを駆動させるGG-ATRエンジンの研究開発を実施している。タービン回転数はGGの燃焼圧力に依存するため、GGで混合比一定に保ちながら流量調整することでスロットリングを行っている。従来流量調整弁を用いて流量調整をしていたが、LOX/エタノールの各供給系内に新たに電磁弁とオリフィスを設けて流し実験を実施した。

【液体推進2】

STCP-2023-046

観測ロケットS-520-34号機による液体推進剤デトネーションエンジンシステムの飛行実験の開発状況

○笠原 次郎(名大)松山 行一(名大)松岡 健(名大)川崎 央(静大)伊東山 登(名大)佐藤 寛(名大)中田 耕太郎(名大)平嶋 秀俊(崇城大)安井 正明(中菱)東野 和幸(NETS)松尾 亜紀子(慶應大)船木 一幸(JAXA)中田 大将(室蘭工大)内海 政春(室蘭工大)江口 光(室蘭工大)羽生 宏人(JAXA)丹野 英幸(JAXA)山田 和彦(JAXA)

本発表では、JAXA宇宙科学研究所の観測ロケットS-520-34号機実験用の液体推進剤デトネーションエンジンシステムの研究開発状況を紹介する。液体燃料としてエタノール、液体酸化剤として、窒素加圧されたN₂Oを使用する。液体推進剤でもデトネーション燃焼が可能であることを実験的に示した地上燃焼試験状況及を紹介し、あわせてフライト試験に向けたシステムの開発状況を発表する。

STCP-2023-047

液体推進システム解析技術の進展と将来展望

○山本 姫子(JAXA)大門 優(JAXA)河津 要(JAXA)藤井 剛(JAXA)富永 晃司(JAXA)

現在JAXAでは宇宙機液体推進系のモデルベースでの設計評価・リスク分析を目指し、推進薬供給配管を対象とする一次元動応答解析とスラスト性能予測モデルを統合した実用性の高いシステム解析技術の開発を進めている。本解析技術における要素モデルの開発状況と将来展望、SLIM・MMXへの適用事例として配管内の残留ガス影響を考慮した推進薬供給特性評価の成果について報告する。

【低温推進剤二相流、推進系実証試験の手法】1/19(金)B会場

STCP-2023-048

広範囲の気液二相流の流量計測に向けた深層学習モデルのSHAPによる説明

○阿久津 元秀(早大・院)下田 泰聖(早大・院)島田 航太郎(早大・院)山村 直(早大・学)小林 亮二(早大・学)佐藤 哲也(早大)

本研究室ではロケット燃料の他、水素の貯蔵・輸送手段として着目される液体水素の流量計の開発に向けて、ボイド率計の計測値を入力とした深層学習による気液二相流の流量計測に取り組んでいる。本研究では従来よりも広範囲の流動様式に渡る実験条件でのボイド率計の計測値を元に深層学習モデルを構築する。本モデルの入力にはボイド率計の計測値を気液二相流で物理的な意味を持つ複数の無相関な量に変換した特徴量を用いることでXAI手法の一つであるSHAPによる深層学習の学習内容の妥当性の検証を試みる。

STCP-2023-049

深層学習を用いた気液二相流の流量回帰分析において損失関数変更が予測精度に及ぼす影響

○山村 直(早大・学)阿久津 元秀(早大・院)下田 泰聖(早大・院)島田 航太郎(早大・院)小林 亮二(早大・学)佐藤 哲也(早大)

液体水素はロケット燃料の他、体積エネルギー密度の高さから水素の貯蔵・輸送手段として着目されている。しかし、液体水素は低沸点であり配管内で気液二相流に遷移するため流量計測が困難である。そこで、本研究室はボイド率計の計測値を入力とした液相流量回帰深層学習モデルによる気液二相流の流量計測に取り組んでいる。本研究では、データの損失分布とt-SNEを用いて損失関数の変更によるモデルへの影響を調査した。

STCP-2023-050

高速軌道を用いた惑星重力環境模擬下における着陸実証

○江口 光(室蘭工大)中村 颯(室工大・学)臼倉 学(室工大・学)宮下 陽光(室工大・学)柴田 拓馬(室蘭工大)中田 大将(室蘭工大)

筆者らは、高速軌道を用いることで宇宙機垂直着陸の減速から着陸までを技術実証できる実験システムの構築をおこなっている。本発表では、高速軌道による惑星重力環境の模擬、さらに重力模擬環境下での着陸実証試験について述べる。

STCP-2023-051

観測ロケットペイロード内環境調整のための空調系地上設備

○磯野 達志(JAXA)小寺 正敏(JAXA)河野 太郎(JAXA)原田 修(NETS)豊永 慎治(NETS)中村 秀一(NETS)谷 香一郎(JAXA)

観測ロケットには、打ち上げ直前までそのペイロード内部の環境を適切な状態にコントロールする空調系地上設備が必要である。ペイロードが飛行実証機等である場合は、ペイロード自体にも燃料を搭載する必要があるため、ペイロード内環境の安全制約はより厳しくなり、その結果空調系地上設備への性能要求も高くなる場合がある。本発表では、S-520-RD1の飛行供試体内部の環境維持を目的として開発・運用した空調系地上設備の詳細について報告する。

【大学・民間によるロケット】

STCP-2023-052

ハイブリッドロケットの姿勢制御系検討のための一自由度ロボットの開発

○岩下 瑞夏(神大・学)高野 敦(神大)喜多村 竜太(神大)

超小型衛星を安価で迅速に打ち上げるためのハイブリッドロケットを開発している。高高度においては空力安定に頼れないが、固体ロケットはスピンにより姿勢の安定が確保できる。一方、ハイブリッドロケットは液体酸化剤を使用しているためスロッシングによりフラットスピンの発生が起きる。打ち上げ到達高度の高高度化のためにはスピンによらない姿勢制御が必要である。制御系を実装する前段階として飛行ロボットの開発を目標としている。そこでさらにその検討のために一自由度のロボットの開発に取り掛かった。

STCP-2023-053

空中発射における発射角制御に関する研究

○松井 祐磨(千葉工大・院)和田 豊(千葉工大)庄山 直芳(千葉工大)小田 翔武(AstroX)新述 隆太(大林組)三浦 政司(JAXA・ISAS)

コントロール・モーメント・ジャイロを用いた方位角制御を行い、クレーンと気球によるモデルロケットの空中発射実験を行った。実験結果としてCMGによる方位角制御が有用であること、仰角が $\pm 16.8^\circ$ 変化することが確認された。そこで本研究ではサブオービタル飛行で使用するロケットとランチャーのトルク推定を行い方位角制御装置の大型化と仰角をアクティブに制御し、 $\pm 1^\circ$ の制御が行える電動スライダを用いた仰角制御を行い、モデルロケットの打上げを通して性能を評価した。

【大学共同利用機関制度における宇宙輸送系開発研究】1/19(金) A・B会場合同

STCP-2023-054

ISAS宇宙輸送系専門委員会の活動状況

○丸 祐介(JAXA)野中 聡(JAXA)佐藤 哲也(早大)

ISAS宇宙輸送系専門委員会では、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」を使命と設定し、幅広い宇宙輸送系研究のステアリングを行うべく、活動を行っている。また、宇宙研のGDIにおいて、工学GDIの輸送サブ委員会の機能も担っている。本講演では、宇宙輸送系専門委員会の活動状況を報告し、コミュニティからのご意見を収集することを目的とする。

【再使用輸送システム】

STCP-2023-055

再使用ロケット実験機RV-Xによる飛行実証に向けた進捗報告

○野中 聡(JAXA)伊藤 隆(JAXA)紙田 徹(JAXA)

将来の高頻度かつ大量宇宙輸送を目指して、効率的な繰り返し運用が可能な再使用型宇宙輸送システム構築のための重要技術について飛行実証することを目的とした再使用ロケット実験機RV-Xの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準備状況などの進捗について報告する。

STCP-2023-056

ロケット1段再使用飛行実験CALLISTOの開発状況

○平岩 徹夫(JAXA/CALLISTO)佐藤 正喜(JAXA/CALLISTO)伊藤 岬(JAXA/CALLISTO)齊藤 靖博(JAXA/CALLISTO)石本 真二(JAXA/CALLISTO)

フランスドイツと共同で進められている1段再使用飛行実験、CALLISTOプロジェクトの開発状況と、今年から角田宇宙センタで実施されるポンプ、エンジン試験について報告する

STCP-2023-057

ATRIUMエンジン搭載スペースプレーンの複合領域設計最適化

○本多 昌樹(東理大・院)藤川 貴弘(東理大)米本 浩一(東理大)小林 弘明(JAXA)徳留 真一郎(JAXA)丸 祐介(JAXA)

本稿では、JAXA宇宙科学研究所が研究開発中の空気吸い込み式エンジンであるATRIUMエンジンを搭載したスペースプレーンの概念検討を行う。機体形状、飛行軌道およびエンジン設計の複合領域設計最適化により、打ち上げ質量が最小となる設計解を探索した。その結果、ロケットエンジンのみを搭載した機体と比較して、推進薬の搭載質量が減少し、機体規模が縮小した。

STCP-2023-058

新観測ロケットの帰還時におけるインテーク性能改善

○レイモンド パングストウ(静大・学)吹場 活佳(静大)丸 祐介(JAXA)

近年再使用型のロケットが注目を集めている。JAXAでもエアブリージングエンジンを搭載した新観測ロケットを提案し、開発が進められている。本研究はこの新観測ロケットに搭載するインテークの帰還時性能の改善に関するものである。宇宙から地球に帰還する際、新観測ロケットの移動方向は主流の向きと逆方向になり圧力損失が増大する。これを改善するための装置である偏向板について、大きさや位置を変化させ圧力損失の関係を探る

STCP-2023-059

室蘭工大小型超音速飛行実験機の基本形状およびエルアルール適用抗力低減形状の全機空力特性

○高橋 直希(室工大・院)狩生 真之介(室工大・院)喜多 覇人(室工大・院)高橋 秋佳(室工大・院)溝端 一秀(室工大)

室蘭工大で研究開発中の小型超音速飛行実験機の基本形状M2011Nose-Cおよび抗力低減形状FY2020について、超音速域への加速上昇性能を3自由度飛行解析によって予測する必要から、亜音速・遷音速域において縦空力を計測・評価している。さらに、ロールレートによる動的空力の計測も試みている。亜音速飛行用の基本形状M2011Nose-Aについては、1/3スケール縮小機体の製作および飛行試験が実施されつつあり、多様な飛行性能を6自由度飛行解析によって予測する必要から、亜音速域において縦、横、および操舵空力を計測・評価している。これらの取り組みを紹介する。

【小規模飛翔体実験】

STCP-2023-060

極超音速統合制御実験機(HIMICO)の設計と要素試験

○田口 秀之(JAXA)佐藤 哲也(早大)手塚 亜聖(早大)津江 光洋(東大)土屋 武司(東大)中谷 辰爾(東大)森田 直人(東大)松尾 亜紀子(慶大)増田 和三(静理工大)廣谷 智成(JAXA)今村 俊介(JAXA)高橋 英美(JAXA)本郷 素行(JAXA)

マッハ5で飛行する極超音速機の要素技術の確立を目指して、極超音速統合制御実験機(HIMICO)の設計と要素試験を行った。観測ロケットに搭載する実験機と極超音速エンジンを設計し、機体空力試験、エンジン要素試験等を実施した。機体/推進統合風洞試験、および、観測ロケット実験を想定して、機体主構造の熱構造解析を行った。また、実験機に搭載する通信機器、計測制御装置、分離機構等の設計と要素試験を行った。

STCP-2023-061**空気吸い込みエンジンによる極超音速飛行試験の熱流束予測**

○高橋 俊(JAXA)山田 剛治(Tokai Univ. currently ATLA)小寺 正敏(JAXA)竹腰 正雄(JAXA)谷 香一郎(JAXA)

2022年7月24日に内之浦宇宙空間観測所より打上げられたS-520-RD1空気吸い込み式エンジン搭載の飛行試験供試体の、極超音速飛行時の壁面熱流束を、CFDに基づく複数の手法で予測した結果を報告する。

STCP-2023-062**競争力ある宇宙往還機の実現に向けた極超音速飛行実験の構想**

○徳留 真一郎(JAXA)野中 聡(JAXA)小林 弘明(JAXA)丸 祐介(JAXA)三浦 政司(JAXA)坂本 勇樹(JAXA)山田 哲哉(JAXA)臼杵 智章(JAXA)

宇宙科学研究所では、工学委員会宇宙輸送系専門委員会で策定された宇宙輸送系の中長期ミッションシナリオに基づき、2040年代の実現を目指す高頻度運用が可能な宇宙往還システムの研究を進めている。その中で重要技術として上げられている、空気吸込み式エンジン、再使用型熱防護系などの課題について、本格的な取組みを加速するための極超音速飛行実験の構想について紹介する。

【企画セッション(仮題: イプシロンロケットの飛行中断と試作固体モータの破壊事象、原因究明、対策、復旧・・・技術的観点から)】**STCP-2023-063****イプシロンロケット6号機打上げ失敗の原因究明と対策**

○原 利顕(JAXA)

アブストラクト無し

STCP-2023-064**イプシロンSロケット2段モータ(E-21)地上燃焼試験爆発事象の原因究明と対策**

○宇井 恭一(JAXA)

アブストラクト無し

STCP-2023-065**能代ロケット実験場真空燃焼試験棟の復旧に向けたディスカッション**

○三浦 政司(JAXA)坂本 勇樹(JAXA)

アブストラクト無し