

令和4年度宇宙輸送シンポジウム アブストラクト

【固体推進・ハイブリッドロケット1】

STCP-2022-001

軸流噴射型ハイブリッドロケットの燃料後退速度に関する理論的研究
○森田 貴和(東海大)

マルクスマンらは酸化剤の拡散律速モデルに基づく従来型ハイブリッドロケットの燃料後退速度式を提案した。これは現在に至るまで代表的なモデルとしてハイブリッドロケットの燃焼研究に使われている。本研究では、マルクスマンらの理論に用いられている幾つかの制限を緩和した燃料後退速度式を求め、実験値との比較を行った。

STCP-2022-002

ワックス燃料の振動燃焼に及ぼす燃焼室長さの効果

森田 貴和(東海大)○小林 郁晴(東海大・学)福井 雄貴(東海大・院)朝比奈 萌(東海大・学)山口 颯太(東海大・学)阿部 宗生(日立パワー)

ハイブリッドロケットの固体燃料としてワックス燃料は高い燃料後退速度を持つ利点を有しているが、未だ詳しい理解が進んでいない。本研究では、ワックス燃料と気体酸素の組み合わせによるハイブリッド燃焼を行い、その振動燃焼特性を求めた。特に、燃焼器の軸方向長さを変えて燃焼室内に生じる音響定在波の周波数を変化させた時の結果について報告する。

STCP-2022-003

カーボンブラック含有ワックス燃料の質量流束指数に関する研究

森田 貴和(東海大)○山口 颯太(東海大・学)福井 雄貴(東海大・院)

放射熱が燃料グレインの内部に浸透し、崩落するのを防ぐためカーボンブラック粉末の添加がしばしば行われる。カーボンブラックの添加がごく微量でも、混合比、または平均粒径の違いにより、燃料後退速度特性が変化することが知られている。重量比で0から3%までの間で、同粉末の添加により燃料後退速度の質量流束指数について特徴的な変化が見られたので、それについて報告する。

STCP-2022-004

再生プラスチック燃料を使用したハイブリッドロケットの開発

○楠井 里萌(神大・学)石田 大和(神大・学)船見 祐揮(防大)坂野 文菜(日大)中山 昇(信大)高野 敦(神大)喜多村 竜太(神大)

ABS製プラモデルのランナー(枠)を再生することで、ハイブリッドロケット燃料を開発した。再生した燃料の内部欠陥を確認するためX線検査を行い、さらに従来使用していたABS樹脂と比較するため、熱分析を行った。従来のABS樹脂燃料を用いた2回の燃焼試験と、再生プラスチックを用いた4回の燃焼試験で、トータルインパルスは良く再現した。さらに打上試験を行い、高度記録更新には至らなかったものの、再生プラスチックを燃料とした打上実証に成功した。

STCP-2022-005

成層圏用ハイブリッドロケットモータの燃焼特性及び旋回型インジェクタ適用に向けた検討

○関 二千翔(千葉工大・院)渡辺 俊作(千葉工大・院)吉村 拓(千葉工大・院)吉田 圭一郎(千葉工大・院)和田 豊(千葉工大)加藤 信治(型善)徳留 真一郎(ISAS/JAXA)

本研究では宇宙からの微粒子の回収を目指し高度100 kmに到達する小型観測ロケットに使用するハイブリッドロケットの開発が目的である。その前段階として成層圏に到達可能な推力5~8 kN級ロケットモータによる燃焼実験を実施、所定の性能を確認した。ここでは、フライトモータ燃焼実験の解析とさらなる燃料後退速度向上に向けた旋回型インジェクタ乃適用検討について報告する。

【固体推進・ハイブリッドロケット2】

STCP-2022-006

パラフィンワックスを用いたハイブリッドロケットのスケール比1.0及び1.5におけるスケール効果に関する実験的研究

○小山路 大起(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燃料として使用されてきたHTPB等のスケール効果は明らかになっている。しかし、低融点燃料のスケール効果はまだ解明されていない。本研究では、スケール比1.0、1.5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、スケール比1.0の燃料後退速度は理論的に導出したペンタンの燃料後退速度との誤差が約1%となった。以上から、パラフィンワックスの物性値は、ペンタンの物性値と近い値だと考えられる。

STCP-2022-007

トータルインパルス100kNs級ハイブリッドロケットエンジンの開発

渡辺 響(神大・学)○村瀬 杏介(神大・学)高野 敦(神大)喜多村 竜太(神大)正井 卓馬(神大)植村 寧夫(神大)船見 祐揮(防大)

本研究ではハイブリッドロケットと呼ばれる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。2022年度はより高高度へ到達するため、トータルインパルス100kNs級のハイブリッドロケットエンジンの開発に取り組んだ。燃焼試験では、推力不足や異常燃焼といった事象が起こったが、改善を行い健全性が確かめられたため、打ち上げ試験を実施した。

STCP-2022-008

ハイブリッドロケットの無線通信の混信対策

大槻 龍一(神大・学)○服部 建太(神大・学)高野 敦(神大)喜多村 竜太(神大)國廣 愛彦(FHJ)三宅 真(FHJ)

近年、超小型人工衛星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、超小型ハイブリッドロケットの開発を行っている。2022年の打ち上げに先立ち、2021年の打ち上げ試験で生じた、テレメトリ装置および強制分離装置の通信が途絶えてしまった原因を究明し、その対策として送信機の設定の見直し、送信機同士の適切な距離の配置、機能の統合により送信機の台数を削減するなどを行った。その結果を報告する。

STCP-2022-009

洋上発射ロケットの発射仰角制御方法に関する研究

○吉田 圭一郎(千葉工大・院)松井 佑磨(千葉工大)三浦 政司(JAXA)新述 隆太(大林組)渡辺 和博(大林組)森 琢磨(ASTROCEAN)和田 豊(千葉工大)松井 孝典(千葉工大)

ロケットの安定した洋上発射の実現を目的とし、洋上に係留された小型フロートから小型ロケットを打ち上げ、波の揺れに対する発射仰角の動的挙動の計測を実施している。本研究では計測された揺動を打ち消すように仰角制御を行う制御モデルを提案し、小型フロート上に設置された発射台の仰角をコントロールできる制御装置を製作した。ここでは、制御結果より大型の発射装置への適用について報告する。

STCP-2022-010

トータルインパルス100kNs級ハイブリッドロケットの打ち上げ試験と飛行シミュレーション

○ウイ ヤンイ(神大・学)高野 敦(神大)喜多村 竜太(神大)

ハイブリッドロケットの打上げ前に風の予報データを用いて飛行シミュレーションを行った。当初計画時には過去のある1パターンの風を用いてシミュレーションを行い、高度23kmまで到達する見込みを得ていたが、打ち上げ直前に風の予報データを用い保安円内に落下する条件を検討したところ、打上げ角度を当初計画の85° から72° に下げる必要が生じ、予想到達高度は、22kmから4.8kmに大幅に低下した。実際に打上げ試験を行ったところ、到達高度は3.7kmとなり、予想到達高度と差がでたため、飛行シミュレーションにおける抵抗係数を見直しを行った。

【固体推進・ハイブリッドロケット3】

STCP-2022-011

海上着水したハイブリッドロケット用酸化剤タンクの再使用に向けた検討

○石井 雅人(千葉工大・院)和田 豊(千葉工大)

大学のロケット打上実験などにおいて、海へ向けてハイブリッドロケットを飛ばす海打実験が行われている。ハイブリッドロケットでは自己発熱分解挙動を有する亜酸化窒素が酸化剤として使用されている。しかし、海上着水後、酸化剤タンク内部は海水や燃料の煤などで汚染されるが、洗浄方法が確立されておらず、安全上、再使用は不可とされている。そこで、本研究では酸化剤タンクへの付着物の元素分析などを実施し、再使用に向けた検討を実施した。

STCP-2022-012

添加物による低融点熱可塑性樹脂燃料後退速度の影響について

○山崎 璃緒(千葉工大・院)吉村 拓(千葉工大・院)岡田 太陽(千葉工大・学)石井 雅人(千葉工大・院)幡野 慎太郎(千葉工大・院)和田 豊(千葉工大)加藤 信治(型善)堀 恵一(ISAS)

従来のハイブリッドロケット燃料にはゴム材料等が使用され、燃料後退速度が低く大推力化が困難であった。そこで、従来の2~3倍の燃料後退速度を有する低融点熱可塑性樹脂燃料が開発された。更に添加物として粉末膨張黒鉛を数wt%添加することで燃料後退速度が向上することを確認した。そこで本研究では、膨張黒鉛添加による燃焼後退速度変化の要因を燃焼表面観察手法を用いて調査した。

STCP-2022-013

CFRP製ハイブリッドロケットモーターの開発・製作

○吉野 啓太(神大・院)高野 敦(神大)喜多村 竜太(神大)正井 卓馬(神大)植村 寧夫(神大)船見 祐揮(防大)

超小型衛星を安価で迅速に打ち上げるため、ハイブリッドロケットの開発・製作に取り組んでいる。そこで、ねじ締結部を有するCFRPモーターケースの開発により分解・検査および再利用可能となることによる低コスト化かつ軽量化を目指した。先行研究からエンジン大型化に伴う熱的な負荷増大によりモーターケース焼損の可能性がある。その対策およびCFRPを用いない金属モーターケースによる試作モデルの燃焼・打上試験結果を反映し、開発・製作を行ったので報告する。

【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-2022-014

ATRIUMエンジンを搭載した新観測ロケット用インテークの研究

○松本 和真(早大・院)瀬田 晴明(早大・院)渡辺 大貴(早大・学)丸 祐介(JAXA)佐藤 哲也(早大)

JAXA宇宙科学研究所は、エアターボ・ロケット複合エンジン(ATRIUMエンジン)を搭載した再使用観測ロケット(新観測ロケット)の開発研究を進めている。新観測ロケットには、空気を取り込みATRIUMエンジンに供給するインテークを取り付ける必要がある。本講演では、新観測ロケット用インテークの流路設計とCFD解析の妥当性検証を目的に設計したBusemann型インテークを用いた風洞実験、および同条件で行ったCFD解析の結果を報告する。

STCP-2022-015

ATRIUMエンジン2次燃焼器の開発状況

○穴戸 拓(帝京大・院)伊藤 千珠(帝京大・学)真子 弘泰(帝京大)小林 弘明(JAXA)丸 祐介(JAXA)徳留 真一郎(JAXA)

ATRIUMエンジンの2次燃焼器では、タービンを駆動した水素過多のGGガスとファン下流の空気が混合・燃焼し、推力を得る。本研究では、ATRIUMエンジンのサブスケール2次燃焼器を用いた予備試験をし、試験結果を反映した新たなATRIUMエンジン2次燃焼器の燃焼方式及び構造について検討を行った。本発表では、新たなATRIUMエンジン2次燃焼器案及びそれにもとづく新たなサブスケール燃焼試験の進捗状況について述べる。

STCP-2022-016

パルスデトネーションエンジンの新観測ロケットへの応用

○吹場 活佳(静大・准教授)川崎 央(静大・准教授)前田 慎市(埼玉大・准教授)

低高度宇宙空間への弾道飛行を提供する手段として、新観測ロケットの開発が進められている。本講演ではこの新観測ロケットへパルスデトネーションエンジン(PDE)を適用することを提案する。主推力を提供するエキスパンダサイクルPDEと、姿勢制御のためのPDE-RCSシステムについて説明する。

STCP-2022-017

車輪を用いた着陸脚による垂直離着陸ロケットの着陸安定性の改善

○坂田 泰生(静大・学)丸 祐介(JAXA)河野 太郎(JAXA)森 治(JAXA)澤井 秀次郎(JAXA)能見 公博(静大)

垂直離着陸ロケットや月惑星着陸機では、着陸脚と地面の接触面に働く力(摩擦力)が、その着陸挙動に大きく影響を与えることが知られている。本研究では、整地された平らな地面に着陸する垂直離着陸ロケットを想定し、着陸脚と地面の間の摩擦力を積極的に変化させることで、着陸安定性(耐転倒性)を改善することを考える。摩擦力を変化させる方法として、着陸脚に車輪を用いる。ATRIUMエンジンの小型FTBのモデルにおいて、摩擦力を変化させた場合の耐転倒性をシミュレーションで評価した。また、脚先に車輪を取り付けた着陸機模型を用いて着陸挙動を観察し、その特性を評価した。

【ハイブリッドロケット(I)】

STCP-2022-018

高速軌道を用いた着陸実験システムの構築

○江口 光(室蘭工大)岡野 裕(室工大・学)柴田 拓馬(室蘭工大)中田 大将(室蘭工大)

再使用ロケットの着陸には、高高度からのエンジンスロットリングによる減速降下、高度センサによる距離計測、着陸脚による衝撃吸収といった技術課題がある。筆者らは、これらの技術獲得のために高速軌道を利用した着陸実験システムを開発している。本発表では現在までの開発状況と今後の展望について報告する。

STCP-2022-019

低熱伝導率縦溝による配管予冷の促進

○須田 公平(静大・院)吹場 活佳(静大)堀 伊吹(静大)小林 弘明(JAXA)坂本 勇樹(JAXA)

ロケットに推進剤を充填する際、常温下にある配管と極低温の推進剤との温度差により急激な沸騰が生じるため、配管の予冷が不可欠である。沸騰により蒸気膜が生じるため予冷には膨大な時間を要し、蒸発による推進剤の消費も大きい。そこで著者らは、予冷時間の短縮を目指し、配管内壁にスリット状の溝加工を施して断熱材を塗布する方法を提案した。液体窒素を冷媒とした冷却実験を行い、得られた結果について報告する。

STCP-2022-020

室蘭工大小型超音速飛行実験機の遷音速風試における底面抗力の評価

重清 智大(室工大・院)○高橋 直希(室工大・学)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について、遷音速風試における模型支持スティングによる底面抗力変化を予防するため、スティング形状を種々調整しCFD解析により底面抗力を予測した。スティング長を増やしテーパ部を滑らかにすることによって底面圧力が低減し、自由飛行状態と同等の抗力値となることが予測された。その形状のスティングを用いた風試において、従来の短いスティングの場合に比べて、全機抗力計測値が最大で49counts(マッハ0.85)増大することが明らかとなった。

STCP-2022-021

航空宇宙機の推進空力統合風試におけるエンジン噴射模擬のためのインフレータ利用可能性

○小林 武史(室工大・院)小笠原 直哉(室工大)溝端 一秀(室工大)

航空宇宙機の推進空力干渉を風洞試験で計測することを目指しており、エンジン噴射を模擬するためのガス供給方式を種々検討している。天秤計測を乱さずかつ十分なガス供給が期待できる方式として、自動車エアバック用インフレータを機体模型内部に搭載することの有効性を検証している。取扱手法獲得と基本特性把握のために、タンク試験及びノズル噴射試験を実施し、圧力履歴及び質量変化の計測からガス噴出持続時間およびガス流量を推定している。

STCP-2022-022

ジュールトムソンサブクーラーによる極低温推進剤の過冷却とその評価

○坂野 友哉(名大・院)杵淵 紀世志(名大)高 基浩(名大)福崎 俊哉(名大・院)

極低温推進剤は、再着火時に飽和状態に対してのNPSP(状態余裕)が十分でない場合、インデューサーがキャビテーション不安定となりポンプ性能の低下やエロージョンを引き起こす。従来、このNPSPを確保する為に、推進薬タンクのベントとヘリウムによる加圧の2つのステップが必要であった。そこでジュール・トムソン効果に基づく冷却システムを用いて液体推進剤を直接過冷却化することで、必要なNPSPを確保する方法を提案し、その冷却性能について評価を行った。

STCP-2022-023

極低温冷却面上の霜結晶構造に関する実験的研究

○植田 晃弘(早大・院)服部 皓大(早大・院)陳 衛偉(早大・院)吉田 幹男(早大・院)平井 理久(早大・学)佐藤 哲也(早大)

極低温冷却面上では、冷却面近傍でミスト(微小な氷粒子)が発生し、冷却面前縁と後縁で別々に霜層が形成する。しかしながら、その着霜メカニズムは未解明な点が多い。そこで本研究では、極低温冷却面上での着霜を対象に、マクロレンズを用いて着霜初期の前縁及び後縁の霜結晶画像を取得した。前縁側と後縁側では霜結晶の構造が異なることが確認できた。前縁と後縁での霜結晶構造の違いから、霜形成メカニズムについて検討を行った。

【推進系技術2】

STCP-2022-24

LSTMを用いた気液二相流マルチメータの開発に向けた実験研究

○中尾 圭吾(早大・院)宮瀬 拓海(早大・院)胡 耀文(早大・院)阿久津 元秀(早大・院)下田 泰聖(早大・学)島田 航太郎(早大・学)坂本 勇樹(JAXA)佐藤 哲也(早大)

航空宇宙分野で推進剤として使用される液体水素は、配管内で気液二相流へと遷移し流動制御が困難になる。そこで、気液二相流高精度制御手法の確立を目的として、制御に必要なパラメータで気液比を示すボイド率の数値波形から各相の流量といった物理量を予測する深層学習モデルを構築し、マルチメータの原理検証を試みた。従来の多クラス分類器を発展させ、流量を連続値として出力可能な回帰器を新たに構築し、液相流量に対する応答を調査した結果、80%以上のデータをフルスケールに対して5%以内の精度で予測することに成功した。

STCP-2022-25

無着霜運転を目指したシリコンオイルー空気熱交換器の開発研究

○井戸 智裕(静大・院)吹場 活佳(静大)

長距離飛行での飛行時間短縮を目的とした極超音速航空機の開発が進められている。搭載される予冷ターボジェットエンジンには吸気を冷却するためのプリクーラが必要となるが、冷却管への着霜による圧力損失の増加や空気冷却能力の低下が大きな課題となっている。本研究では熱交換器の新形態としてシリコンオイルを介して熱交換を行う液体熱交換器を提案する。本発表ではその着霜特性と熱交換性能に関する実験結果について報告する。

STCP-2022-26

推進剤供給部の形状がN2O/DME推進機の作動に与える影響

○古谷 勇樹(都立大・院)各務 聡(都立大)

無毒な液化ガスである亜酸化窒素(N2O)とジメチルエーテル(DME)を推進剤とする予混合型N2O/DME推進機を研究している。これまでの研究では燃焼が安定する場合としない場合が確認されているが、その違いを生む要因はまだ明らかになっていない。そこで、本研究では燃焼室上流に位置する推進剤供給部分の形状に着目し、火炎の安定に与える影響について調査する。また、推進機の熱容量を小さく抑えることで特性排気速度効率の向上を目指す。

STCP-2022-027

LOX/エタノール ガスジェネレータの高精度流量予測に関する研究

○奈女良 実央(室蘭工大・院)藤浦 彰友(室蘭工大・院)中村 祐太(室蘭工大・学)江口 光(室蘭工大)中田 大将(室蘭工大)内海 政春(室蘭工大)

室蘭工業大学では、ガスジェネレータ・エアターボ・ラムジェット(GG-ATR)エンジン駆動用LOX/エタノールガスジェネレータ燃焼試験を行っている。スロットリング時においてLOX流量は毎秒数十グラム程度となり、インジェクタ部で二相化しやすく、O/F一定に保つためには高精度な流量予測モデルが必要となってくる。本研究では、実験から得たインジェクタCd値や燃焼効率の低下の誤差伝搬を加味し、流量予測を行った。

STCP-2022-028

GG-ATRエンジン用ガスジェネレータにおけるエルボのガス温度均一化

○藤浦 彰友(室工大・院)奈女良 実央(室工大・院)中村 祐太(室工大・学)中田 大将(室工大)江口 光(室工大)内海 政春(室工大)

室蘭工業大学では、無人小型超音速機用推進器としてガスジェネレータサイクル・エアターボ・ラムジェット(GG-ATR)エンジンの研究開発を進めている。本エンジンに搭載されるガスジェネレータの燃焼室内部には温度の偏りが存在する。そこで、温度の偏りを改善するために有効とされているエルボを取り付け、温度分布の計測を行うことでエルボの温度均一効果の確認を行った。

【知的財産に関するミニ勉強会】

STCP-2022-029

宇宙輸送分野における知的財産について

○古賀 友輔(JAXA)

知的財産権(産業財産権)は産業の発達に寄与することを目的の一つとしている権利であり、今後の宇宙輸送分野の更なる発展のためには、知的財産に関する基礎知識を有しておくことは重要である。本発表では、知的財産についての概要説明に加え、輸送分野での事例を紹介する。

【RV-X&CALLISTO 1】

STCP-2022-30

再使用ロケット実験機RV-XIによる飛行実証に向けた研究進捗

○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、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-XI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-2022-031

再使用ロケット実験機RV-Xの航法誘導制御系開発

○佐藤 峻介(JAXA)岩城 拓弥(JAXA)橋爪 達哉(JAXA)塚本 太郎(JAXA)青木 良尚(JAXA)水田 栄一(JAXA)幅口 雄太(MHI)入門 朋子(JAXA)山本 高行(JAXA)野中 聡(JAXA)紙田 徹(JAXA)

再使用ロケット実験機RV-Xは垂直離着陸や高頻度な運用といった今後の再使用ロケットに必要な技術を実証する実験機である。本発表ではGNC系開発の中でも特に航法センサやエンドエフェクタ、OBCなどの実機を組みこんだEnd-to-Endの試験であるモーションテーブル(M/T)試験に着目してその計画や結果を報告する。

STCP-2022-032

RV-Xフライト試験に向けたエンジン準備状況

○佐藤 正喜(JAXA)橋本 知之(JAXA)木村 俊哉(JAXA)高田 仁志(JAXA)角銅 洋実(JAXA)中井 元気(MHI)瀧田 純也(MHI)大村 啓聡(JAST)

2021年秋にJAXA能代ロケット実験場において再使用ロケット実験機(RV-X)の地上燃焼試験(その4)を実施した。ここでは、RV-Xの機体を試験スタンドに据え付けた形態でのエンジン燃焼試験を実施し、今後計画している飛行試験に向けてエンジン作動点の最終調整やエンジン特性の最終確認を行った。本報では、地燃結果を中心にRV-Xフライト試験に向けたエンジン準備状況を報告する。

STCP-2022-033

RV-X飛行試験におけるアンビリアルシステムについて

○八木下 剛(JAXA)竹崎 悠一郎(JAXA)入門 朋子(JAXA)加賀 亨(JAXA)小林 弘明(JAXA)松永 学(IHI)森 初男(IHI)石川 康弘(IHI)林 拓実(IJS)

JAXAにおいて再使用ロケット実験機(RV-X)の飛行試験が計画されている。RV-Xの機体システムについては2016年より検討が開始され、システム燃焼試験(CFT相当)までが完了している。並行して、射点及び着陸点における地上システムについて検討が行われてきた。本発表では、地上設備から推進薬等を機体に供給するためのRV-Xアンビリアルシステムについて、その開発状況(設計、試験及び運用計画等)を報告する。

【RV-X&CALLISTO 2】

STCP-2022-34

水素酸素分圧比センサによるRV-X地上燃焼試験での水素漏洩検知

○丸 祐介(JAXA)宮崎 洋(新コスモス電機)橋本 知之(JAXA)八木下 剛(JAXA)入門 朋子(JAXA)竹崎 悠一郎(JAXA)伊藤 隆(JAXA)

著者らは、セリアを検知素子とし、水素と酸素の分圧比(濃度比)に応じた信号を出力するセンサの開発研究を行ってきた。本センサは、動作には酸素を必要としないため、真空中を含む酸素濃度が低い環境で、水素の存在を検知できることが特徴である。本センサをRV-X実験機に搭載し、地上燃焼試験を通じて、センサ出力挙動を取得してきた。本稿では、市販の水素および酸素濃度センサの出力をリファレンスとして、本センサの出力挙動を評価した結果を報告する。

STCP-2022-035

RV-X機体運搬用ドーリのデザインと運用テスト結果

○平岩 徹夫(JAXA)鈴木 直洋(JAXA)伊藤 隆(JAXA)野中 聡(JAXA)

再使用飛行実験機RV-Xは昨年度までにCFTを終了、現在は飛行実験のための作業を実施している。同機は簡易な運用を行うため機体を立てた状態で整備し、移動させ、着陸後も立てた状態で格納庫に戻す運用を考えている。

このためには簡便で安全な、機体を立てたままの機体移動手段を開発しなくてはならない。本稿ではこのための機体運用ドーリのデザインプロセスと本年10-11月に行った運用テスト結果について報告する。

STCP-2022-036

ロケット1段再使用飛行実験CALLISTOの目的と開発状況

○平岩 徹夫(JAXA)佐藤 正喜(JAXA)寺門 大毅(JAXA)木塚 達哉(JAXA)齊藤 靖博(JAXA)石本 真二(JAXA)

RV-Xの後継に位置付けられる日独仏共同開発1段再使用飛行実験機CALLISTOの現在の状況を報告する。現時点来年度エンジン試験を実施、再来年度には能代にてCFTを実施ののちフランス領ギアナにて飛行試験を実施する予定である。

現時点想定されるスケジュールと今後国内で想定される各種実験についてまとめる。

STCP-2022-037

超臨界状態における液体炭化水素燃料の熱分解反応モデル化とその検証

○磯野 達志(JAXA)宮浦 拓人(東北大・院)大門 優(JAXA)小野寺 卓郎(JAXA)富岡 定毅(JAXA)

再使用型宇宙往還機への適用を目指して研究開発中の液体炭化水素燃料による再生冷却システムにおいて生じる熱分解反応のモデル化を行い、その検証実験の結果と比較することで、モデルの妥当性を評価した。既存の熱分解反応モデルの改良および統合により構築した新たなモデルは、実験結果におけるいくつかの熱分解成分を精度良く予測したが、依然として予測精度の悪い成分も存在した。本研究により、さらなる予測精度向上のためには解析の次元を拡張する必要があることがわかった。

STCP-2022-038

極超音速統合制御実験(HIMICO)用ラムジェットインテークのマッハ5での性能に関する実験的/数値的研究

○干谷 祐輔(早大・院)藤井 愛実(早大・院)藤森 勇輝(早大・院)栗原 宥希(早大・院)田中 凜太郎(早大・院)佐藤 哲也(早大)田口 秀之(JAXA)高橋 英美(JAXA)廣谷 智成(JAXA)

現在JAXAはマッハ5クラスの極超音速旅客機実現に向けた実証実験として、大学と共同で機体・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(HIMICO)を行っている。本講演では実験機に搭載するラムジェットエンジンの設計点であるマッハ5条件下において、風洞試験による性能取得と数値解析によるエンジン内部流の計算を実施し、得られた結果よりインテーク高さやノズル高さによる特性を報告する。

【特別講演】

STCP-2022-039

S-520-RD1号機による超音速燃焼飛行試験について

○谷 香一郎(JAXA)

S-520-RD1号機による国内初の超音速燃焼飛行試験は2022年7月24日午前5時打上げにより実施された。飛行は計画通りで予定されたマッハ数環境において成功裏に超音速燃焼を達成した。本講演では、その概要を紹介する。

【S-520-RD1】

STCP-2022-040

S-520-RD1号機試験:飛行軌道と実験条件の特定

○谷 香一郎(JAXA)高崎 浩一(JAXA)徳留 真一郎(JAXA)丸 祐介(JAXA)高橋 英美(JAXA)長谷川 進(JAXA)

S-520-RD1号機による、超音速燃焼飛行試験では、機体先端に搭載した供試体を分離後、ラムライン装置による姿勢制御を実施、供試体が落下中に最大マッハ数5.8まで加速して燃焼試験を実施した。姿勢制御目標の設定とその結果、飛行試験中の気流状況の計測結果について報告する。

STCP-2022-041

S-520-RD1号機試験:超音速燃焼飛行試験の結果

○高橋 政浩(JAXA)小林 完(JAXA)齋藤 俊仁(JAXA)小野寺 卓郎(JAXA)磯野 達志(JAXA)小寺 正敏(JAXA)富岡 定毅(JAXA)

S-520-RD1号機試験にて実施した超音速燃焼試験結果について報告する。燃焼試験は、RD1試験機の放物軌道の降下時に約9秒間実施した。その間、飛行マッハ数は5.7付近でほぼ一定だったが、気流動圧は飛行高度の低下に伴い25kPaから200kPaまで上昇した。点火用パイロット水素の供給停止後、エチレン燃料のみ供給した9秒間のうち、約7秒間で燃焼による圧力上昇が確認され、実飛行での超音速燃焼データ取得に成功した。

STCP-2022-042

S-520-RD1号機試験:RJTFでの地上対比試験の結果

○竹腰 正雄(JAXA)高橋 政浩(JAXA)富岡 定毅(JAXA)齋藤 俊仁(JAXA)加藤 周徳(JAXA)小寺 正敏(JAXA)小林 完(JAXA)小野寺 卓郎(JAXA)磯野 達志(JAXA)

飛行試験供試体と同形状の燃焼器を用いて、JAXAラムジェットエンジン試験設備にて、飛行試験に相当する気流条件を再現し、燃焼試験を行った。燃焼圧力分布の取得、燃焼火炎の観察等を行い、飛行試験結果との比較を行った。燃焼圧力分布は、概ね飛行試験を再現でき、CFD検証用のデータとしても有効なデータを取得した。また、火炎の様子など取得することに成功した。

STCP-2022-043

S-520-RD1号機試験：飛行試験、地上試験とCFD解析の結果比較

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

JAXAでは、スクラムジェットエンジンを搭載した極超音速飛翔体の効率的な開発に資するために、風洞試験結果を補正して実飛行状態を予測するCFDをベースとするツールを構築することを目指している。そして、本ツールの構築に必要な燃焼器の性能データを取得するために、観測ロケットS-520を用いた飛行試験(RD1)を実施し、さらに飛行試験前後に地上試験を実施した。本報告では、本CFDツールによる結果と両試験結果の比較について示す。

【企画セッション(1)宇宙科学分野における宇宙輸送系研究の中長期戦略とその実行】

STCP-2022-044

ISAS宇宙輸送系専門委員会での議論の紹介

○佐藤 哲也(早大)丸 祐介(JAXA)

宇宙輸送系専門委員会は、JAXA/大学のメンバーで構成され、周辺状況の調査を行い、将来の宇宙輸送システムの研究開発の方向性や大気アシストWG等、具体的なミッションについての検討を行っている。今年度は、さらに、工学GDI輸送サブ委員会としての役割を負い、中長期的な工学ミッションについての検討を進めている。本講演では、今年度専門委員会が議論された内容について報告する。

STCP-2022-045

宇宙科学分野における宇宙輸送系研究の中長期戦略改訂に向けて

○徳留 真一郎(ISAS/JAXA)野中 聡(ISAS/JAXA)丸 祐介(ISAS/JAXA)小林 弘明(ISAS/JAXA)佐藤 哲也(早大)三浦 政司(ISAS/JAXA)坂本 勇樹(ISAS/JAXA)

2018年に発足した宇宙輸送系専門委員会により策定された宇宙輸送系の中長期戦略は、徐々に戦術レベルの活動に反映され実行されている。活動開始後5年目を迎えた今年度は、国レベルで策定された革新的将来宇宙輸送系ロードマップが本格的に実行に移され始めるなど、大きな節目を迎えた。そこで本講演では、宇宙科学分野におけるこれまでの活動を踏まえて、2020年代中盤以降に向けた中長期戦略の改訂およびその実行戦術の方向性について考えてみたい。

STCP-2022-046

ISAS輸送系研究三本柱の取り組み状況

○丸 祐介(JAXA)徳留 真一郎(JAXA)佐藤 哲也(早大)

ISAS宇宙輸送系専門委員会では、深宇宙軌道間輸送ネットワークの構築に向け、宇宙科学分野における輸送系研究の三本柱として、(1)地上～LEO間の再使用型宇宙輸送システム、(2)LEO以遠の深宇宙軌道間輸送機、(3)両者の研究を支える小型飛翔体実験システム、を掲げている。本発表では、研究の取り組み状況を紹介します。

STCP-2022-047

革新的将来宇宙輸送システム実現に向けたJAXAの取り組み

○砂見 幸之(研究領域上席)沖田 耕一(第四研究ユニット ユニット長)

我が国の宇宙活動の自立性確保、国際競争力の強化、イノベーションや経済成長等の持続的発展に向けて取り組んでいる、抜本的な低コスト化等を実現する革新的な将来宇宙輸送システムの研究開発の状況を紹介します。

【推進系技術3】

STCP-2022-048

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研究

○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)石原 一輝(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)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します。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-2022-049

低毒性推進剤を用いた化学電気デュアルモード推進機の作動実験

○岩田 由真那(都立大・院)各務 聡(都立大)

本稿では、マイクロ波プラズマを用いて推力を生み出すデュアルモード推進機を提案する。この推進機では低毒性推進剤の一種であるSHP163を用いることを前提とし、化学推進と電気推進の二つの推進モードを切り替え可能にすることで推進系の簡素化を目指すことを目的としている。今回は設計および製作した試作機と液体推進剤の燃焼室内への噴射について発表する。

STCP-2022-050

粒子充填構造を考慮したガラス転移状態のコンポジット推進薬における機械特性に関する考察

○霜越 純香(関大・学)田畑 寛(関大・学)小森 陽晃(関大・学)寺地 亮博(関大・院)岩崎 祥大(Yspace)山口 聡一郎(関大)

簡素なシステムながら高い推力密度を発生させる固体推進系は将来の月惑星探査に有用である。一方で、宇宙探査に懸念される低温環境において、一般的なコンポジット推進薬のバインダがガラス転移することが懸念されるため、試料に対し連続的に印加圧力を変化させられる熱機械分析装置を用い、ガラス転移前後でのコンポジット推進薬機械特性の変化を取得した。その結果より、ガラス転移が推進薬の材料や酸化剤粒子充填構造に及ぼす影響を考察した。

STCP-2022-051

レーザーにより燃焼を制御する固体マイクロスラスタへのLiF添加推進薬の適用

○手島 瑞貴(都立大・院)各務 聡(都立大)

本研究では、これまでに推進剤配合比を燃料過多とすることで自律燃焼を抑制しレーザーによる燃焼制御を達成してきたが、これは理論比推力の低下につながるため、今回は推進剤配合比を比推力最大となる配合比に近づけることで理論比推力を向上させ、同時に燃焼負触媒であるLiFを添加することでレーザーによる燃焼のon/off制御の可否を評価し、0.1N級マイクロスラスタを試作することで推進性能の評価を行った。

STCP-2022-052

アンモニウムジニトラミド系高エネルギーイオン液体の熱挙動に及ぼす金属および金属酸化物の影響

○松永 浩貴(福大)塩田 謙人(福大)加藤 勝美(福大)羽生 宏人(JAXA)野田 賢(福大)三宅 淳巳(横国大)

高エネルギー物質アンモニウムジニトラミド(ADN)を主剤としたイオン液体(ADN系EILs)は、ヒドラジンに代わる低毒性かつ高性能な液体推進剤として期待される。本研究では、スラスタ材料や反応促進剤の選定のための基礎的情報を得ることを目的とし、定速昇温時のADN系EILsの凝縮相反応に伴う発熱挙動に及ぼす金属や金属酸化物の影響について、熱分析や生成ガス分析などを用いて評価した。

STCP-2022-053

滴下燃焼の可視化試験による二液式自己着火性推進薬の着火メカニズム解明に向けた研究

○後藤 健太(JAXA)道上 啓亮(JAXA)中塚 潤一(JAXA)森 治(JAXA)香河 英史(JAXA)澤井 秀次郎(JAXA)堀 恵一(JAXA)

二液式化学推進系では、着火時に急峻かつ過大な圧力上昇を伴う着火衝撃と呼ばれる反応が確率的に生じることが知られており、探査機化学推進系の信頼性向上に発生メカニズム解明が非常に重要である。本研究では、発生要因明確化のため、滴下着火試験により、着火衝撃現象を含む着火メカニズムの特徴を捉え、特徴的な条件、挙動をパラメータとして抽出、評価を行った。本発表では、実施概要及びこれまでに得られた、最新の評価結果をまとめ、報告する。