

化学推進-アブストラクト-

【固体ロケット・固体燃料(I)】

STCP-2016-001

強化型イプシロンの初飛行結果と固体ロケットの開発戦略

森田 泰弘(JAXA)

アブストラクト: 来るべきビジネスの世界を視野に入れると、固体ロケット開発においてもコストパフォーマンスの追求が不可欠である。しかし、これは単なる出発点であり、世界市場で戦うためには付加価値を含めたもっと高い次元の総合力、いわゆるユニバーサルデザインと言う考え方が重要である。それはユーザにとっては利便性であり、情緒的には我が国が最も得意とするホスピタリティ、物理的には乗り心地や使い勝手の良さである。一方、輸送系の視点では、未来を拓く新規技術へのチャレンジである。この観点については、JAXAのイプシロン開発はもちろん、産学官の幅広いスペクトルで自由な発想の革新的研究が進められている。本報告では、強化型イプシロンの開発結果をふまえて、固体ロケットの目指している世界とそれを実現するための戦略について述べる。

STCP-2016-002

新点火システムの開発

-モデルロケットでの実証にむけて-

名出 智彦(ISE)

低コストロケットシステム研究の一環として、ロケット用点火システムの軽量、低コスト、高信頼性、および自動自律点検機能の確立を目的として、①集中電源から分散電源、及び、②信号及び電力の有線から無線伝送、を検討してきた。

この結果、「分散型点火装置」に最適な方式としてRF-IDを選択し、信号及び電力伝送の可能性を評価した結果を報告する。

また、「新点火装置」の実証を目的として、モデルロケットクラスへの搭載に向けた検討状況も報告する。

STCP-2016-003

低融点熱可塑性推進薬の浸食燃焼

長谷川 宏(NOF)

低融点熱可塑性樹脂を用いたコンポジット推進薬の燃焼試験において、燃焼圧力の増大が認められた。その現象の様子から、内孔流れにより燃焼速度が増加する浸食燃焼の発生が考えられる。本研究では、燃焼試験で得られたデータを解析し、浸食燃焼の発生についての考察を行う。

【液体推進系】

STCP-2016-004

RDEの液水液酸ロケット燃焼器適用に向けた数値解析

小島 孝之(JAXA)

九州工大では、RDEのロケット燃焼器への適用に向けた数値解析を行っている。解析を行う対象は宇宙研により開発が行われた7トン級液水・液酸エンジンの燃焼器としており、燃焼器をRDEとした場合の推進性能および熱交換性能を比較した。

STCP-2016-005

C/C複合材回転デトネーションエンジンの伝熱特性及び長秒時地上燃焼実験

笠原 次郎(名大)

C/C複合材を用いた回転デトネーションエンジン内各部の伝熱特性を熱電対を用いて計測し、長秒時地上燃焼実験を実施した。プレナム・燃焼器の内圧、燃料・酸化剤の質量流量、推力、Isp等を計測し、推進性能特性及び熱伝達特性を評価した。

STCP-2016-006

レーザー励起ブレイクダウンによる低毒性1液推進剤の着火特性

古澤 雅也(長岡技大・院)

HAN系1液推進剤を対象にレーザー一点火実験を行い、着火特性を取得した。従来、1液スラスタに用いられているヒドランジンは毒性が高いため取り扱いが困難である。低毒性のHAN系1液推進剤を用いることで作業にかかるコストや時間の削減が期待できる。また、レーザー一点火では触媒点火のように高温、酸化雰囲気において劣化することがほとんど無く、衛星の長寿命化が期待できる。本研究では、着火実験で取得したHAN系1液推進剤の着火特性の評価を行う。

STCP-2016-007

放電プラズマシステムを用いた1N級HAN系一液式スラスタの基本性能評価

和田 明哲(首都大・院)

本研究室では、固体触媒に替わるHAN (Hydroxylammonium Nitrate) 系一液式推進剤の反応機構として放電プラズマに着目し、研究開発を行っている。これまで、L*および推進剤供給方法による推進剤の反応性への影響を評価し、その基本性能の取得を行ってきた。本発表では、放電プラズマシステムを用いた1N級スラスタの真空下燃焼試験により、C*効率、比推力等の推進性能の評価および排気プルームの発光分光分析を実施したので報告する。

STCP-2016-008

非溶媒系液体推進薬のブレイクダウン着火法検討

伊東山 登(東大・院)

本研究グループでは、次世代の液体推進薬としてアンモニウムジニトラミドを基材としたイオン液体に注目している。これは固体成分の混合だけで共融効果により液化するため、溶媒を含まず高エネルギー化することに成功している。その反面、高い断熱火炎温度より従来の接触的な点火では点火器に対するダメージが避けられず高繰り返し使用には向かない。本研究では非接触的な着火法としてパルスレーザーブレイクダウン着火に注目した。その実現可能性について報告する。

STCP-2016-009

亜酸化窒素/ジメチルエーテル二液式推進機における噴射方法による性能への影響

浅倉 嵩雅(宮大・院)

本研究では、無毒で環境適合性に優れた亜酸化窒素(N₂O)/ジメチルエーテル(DME)を推進剤とする小型人工衛星用の二液式推進機を提案する。従来の研究では試作機を用いて性能評価を行ってきたが、C*効率は70%であり、さらなる性能の向上が必要であった。そこで噴射方法を改良し、N₂OとDMEの混合を促進させることにより、性能の向上を図った。今回、0.4N級の試作機を用いて真空中での推力を測定し、性能の評価を行った。この結果について報告する。

【特別講演】

STCP-2016-010

宇宙開発60年史

中部 博雄(JAXA)

自主開発にこだわったロケット開発は失敗の連続でした。ペンシルは戦時中の技術で推薬を作りました。K-6から新推薬になりロケットの大型化が進みました。L-4Sの衛星投入実験で苦労したおかげでM-4Sの開発は順調でした。その後M-Vの開発までに制御系等で痛い目にあいましたが大きな成果を挙げました。また観測ロケットは技術の進歩で2段式から1段式になりました。ここで60年間の失敗と成果を振り返ります。

【固体ロケット、固体燃料(II)】

STCP-2016-011

固体ロケットシステム将来形態の検討

徳留 真一郎(JAXA・宇宙研)

JAXAは、将来の小型衛星や探査機によるミッションに対応する理想的な小型固体ロケットの開発について概念検討を始めている。検討チームは、そのミッションの設定や事業戦略の策定から始まる体系的な検討活動の最初の取り組みとして、現在から中期的な将来の顧客候補ニーズを読み取る活動を始めている。また、JAXA内で集中的に取り組まれている輸送系新技術の研究成果についても鋭意適用の検討を行っている。本概念検討を数年で完了させて、JAXAが目標とする「自立的に持続可能な固体ロケットシステム」の姿を明らかにしたい。

STCP-2016-012

X線CT画像によるAP/HTPB系コンポジット推進薬の混合度評価

寺嶋 寛成(関大・学)

X線CT画像からAP/HTPB系コンポジット推進薬の混合度を求める方法について提案する。輝度ヒストグラムにおける理想的な分布曲線は、推進薬原料のCT輝度と配合比率から計算される。この理想曲線と実測曲線の差を混合度と定めると、捏和によって推進薬が均一になると混合度が0の値に収束する。推進薬スラリの捏和実験において、混合度が実際に減少する様子について報告する。

STCP-2016-013

コンポジット推進薬蠕動捏和における酸化剤粒子分散状態の変化

岩崎 祥大(総研大・院)

コンポジット推進薬連続捏和を実現させるためには、捏和効率を向上させることが重要である。連続捏和効率化の鍵は、混合器内で生じる推進薬混合物の酸化剤粒子充填状態の分布を把握することである。発表者は蠕動運動を応用した推進薬連続捏和の実現に取り組んでおり、今回は蠕動捏和に伴う酸化剤粒子充填状態の変化に関して、成分凝集体のX線CT撮像及び推進薬燃焼から検討を行った。

STCP-2016-014

レーザ加熱によりスロットリングを実現する0.1 N級固体マイクロスラスタの性能評価

飯盛 翔太(宮大・院)

著者らは、レーザ加熱によりスロットリングを実現する固体推進剤を用いたマイクロスラスタを提案してきた。固体スラスタは構造が簡素となる長所がある一方、燃焼制御が困難であり人工衛星の姿勢や軌道制御などスロットリングが必要な推進系としては適用されてこなかった。そこで、配合比を調整した推進剤を用いてレーザ加熱により燃焼制御を可能とする0.1 N級のマイクロスラスタを提案する。今回は、レーザの吸収を促進するために推進剤へ配合したカーボンブラックの粒径を細粒化することにより性能の向上を図った。その結果について報告する。

STCP-2016-015

非一様なポートを有する固体ロケットモータ内の圧力振動に関する研究

森田 貴和(東海大)

機軸方向にポート断面積が変化する固体ロケットモータにおいて発生する自励的な速度結合型の振動燃焼(Velocity-Coupled-Oscillation)については、直前に生じている振幅の比較的小さな圧力振動がトリガーになっていると推察されている。この微小圧力振動に対する理解は、自励的なVCOのメカニズムの解明につながる重要なものと考えられる。本研究では、このことに関して理論面から考察を行った。

【ハイブリッドロケットシステム】

STCP-2016-016

境界層燃焼型ハイブリッドロケットにおける火炎近傍の燃料温度の計測

坂野 文菜(千葉工大・院)

液体酸化剤と固体燃料を使用したハイブリッドロケットは、燃料表面において境界層燃焼を形成する。燃料である高分子材料は伝熱や相変化の予測が難しく、高精度な燃料後退速度の予測にはより詳細な燃焼モデルの構築が必要である。そこで、二次元燃焼器や熱電対、高速度カメラを使用し、高分子燃料の熱物性や溶融層厚さの取得を目指す。本講演では、高圧力下の燃焼器内における燃料内部の温度変化測定の結果について報告する。

STCP-2016-017

旋回型酸化剤流がハイブリッドロケット用低融点熱可塑性樹脂燃料の燃料後退速度に及ぼす影響

川端 洋(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)燃料は従来のプラスチック燃料と比較して、高い燃料後退速度を有し、また優れた機械的物性・接着性も有している。旋回型酸化剤流を用いる事で燃料後退速度の向上が期待されるが、形状スワール数に対する燃料後退速度への影響は定量化されていない。そこで、本研究ではLT燃料に対し軸流及び旋回型酸化剤流で燃焼実験を実施し、燃料後退速度の比較及び、形状スワール数が燃料後退速度に与える影響を調査した。本講演では、その結果について発表する。

STCP-2016-018

セルロース粉体を燃料とする宇宙機用小型ハイブリッドスラスタの試作

岩男 佳和(宮大・院)

本研究は、セルロース粉体を燃料とする宇宙機用小型ハイブリッドスラスタの作動の実証と性能評価を目的とする。従来のハイブリッドロケットエンジンは、固体燃料の壁面で燃焼反応が起きるが、固体燃料から離れた所では酸化剤過剰になり、比推力が低くなっていた。そこで、微小径の粉体燃料を酸化剤と混合したのち燃焼させることにより、燃焼を促進し性能の向上をはかることを提案する。今回、試作機を用いた作動実験の結果について報告する。

STCP-2016-019

マグネシウム粉末の添加によるハイブリッドロケット用固体燃料の後退速度の向上

高橋 徹(日大・学)

実用化を考えた際に、固体燃料の後退速度が低いことはハイブリッドロケットの大きなデメリットとなる。燃料後退速度を改善するために、様々な手法が提案されている。これまで当研究室では高エネルギーの添加物質として、固体燃料にマイクロサイズのアルミニウム粉末を添加してきた。しかし、燃焼室内でのアルミニウム粉末の着火が難しいことから、アルミニウム粉末より着火し易いと考えられるマグネシウム粉末に着目した。

【大気吸込式推進(I)】

STCP-2016-020

均質化による気液二相流のクオリティ直接計測手法

箕手 一真(早大・院)

気液二相流における気体の質量割合を表すクオリティは、熱伝達率や圧力損失を決定づける重要なパラメータであるが、現在のところ簡便なクオリティ直接計測法は存在しない。本研究では、均質化機構に二相流を通過させ、気液の速度比(スリップ比)を1に近づけることで、ボイド率からクオリティを求める手法を構築し、常温水平流及び垂直流における検証試験を実施した。その結果、いずれの流動方向においても良い精度が確認できた。

STCP-2016-021

機能性被膜による表面改質を用いた配管予冷過程の改善

武田 大輔(静岡大・院)

液体ロケットエンジンでは液体水素等の極低温流体が燃料として用いられるためエンジンや配管系の予冷が求められる。予冷時間の短縮により、打上コストの削減が可能になる。沸騰熱伝達の分野における先行研究では伝熱面の表面性状や熱伝導率を変化させることで、その冷却時間を大幅に削減できるとしている。本研究では、供試配管内壁に機能性の被膜を施し、被膜のロケットエンジンや配管系への応用可能性を検討した。

STCP-2016-022

ブーゼマンの複葉翼理論を応用した熱交換器フィンの伝熱特性

大和 一貴(静大・院)

超音速流中で使用する熱交換器フィンの形状にブーゼマンの複葉翼理論を応用することを提案する。熱交換器フィンに複葉翼理論を応用することで、圧力抗力の上昇を最小限に抑えた熱交換器を目指す。今回は、風洞実験において超音速流中での熱交換器フィンの伝熱特性を計測した。また、風洞実験結果とCFDによる伝熱計算結果との比較を行い、実験の信頼性を調査した。

STCP-2016-023

ハイブリッドロケットのエジェクタージェット化設計

荻田 丈士(JAXA)

東海大学とJAXAは、より高効率な宇宙輸送を目指して、ハイブリッドロケットをエジェクタージェット化する研究を進めている。ハイブリッドロケット燃焼ガス中の余剰燃料を、外部から吸い込んだ空気と燃焼させ、エジェクターダクトで推力を発生させる。これまでの研究から、ロケットエンジンをエジェクタージェット化することで、約15%の推力向上が可能であることが明らかとなっている。この冬に予定している燃焼実験に先立ち、実験で用いる燃焼器モデルをエジェクタージェット化した設計方法について発表する。

【大気吸込式推進(II)】

STCP-2016-024

極超音速推進技術の飛行実証

田口 秀之(JAXA)

将来の極超音速旅客機や再使用型宇宙輸送機の実現に必要な極超音速推進技術の飛行実証構想を立案し、要素性能を評価した。第1段階として、機体/推進統合制御方法を実証するための実験機を設計し、風洞実験等で機体空力特性とエンジン単体特性を取得した。第2段階として、マッハ5巡航飛行を実証するための実験機を設計し、ウェーブライダー効果を入れた空力特性の評価と、極超音速ターボジェット推進性能の評価を行った。

STCP-2016-025

極超音速統合制御実験(HIMICO)用ラムジェットエンジンの実験研究

若林 祥(早大・学)

現在、JAXAと大学共同で極超音速統合制御実験HIMICOが進められている。HIMICO用ラムジェットエンジンの性能取得のため超音速風洞、高エンタルピー燃焼風洞試験を行った。超音速風洞試験ではMach3.0、3.4、3.8におけるインテーク性能マップを取得した。また、燃焼風洞試験では高温下でのインテーク及びノズル駆動確認、気体水素による燃焼を試みた。2つの試験より得られた結果をまとめ、発表を行う。

STCP-2016-026

極超音速統合制御実験(HIMICO)用インテーク性能に関する数値的研究

吉田 秀和(早大・学)

JAXA-大学連携で極超音速飛行環境下での機体/推進統合制御に関する技術実証を目的として極超音速統合制御実験(HIMICO)が進められている。本研究では、インテークのCFD解析を行い、実験値と比較した。インテークランプ面での剥離によって、超臨界状態においてもインテーク流量捕獲率が低下することが分かった。また、剥離発生条件を調査し、ランプ面での抽気によって剥離を防止させる方法を提案した。

STCP-2016-027

極超音速統合制御実験機HIMICOのアブレーション生成ガスを考慮した熱負荷数値解析

三輪 岳誠(慶大・院)

本報告では、SLA-561Vを対象としアブレーションを考慮した一次元熱解析コードを作成した。アブレーションが生じる耐熱材は、熱分解ガスを生成する吸熱反応と生成ガスが機体表面に沿って流れることで高温外気流を遮断する効果(blockage effect)によって機体内部を熱から守る。しかし、この現象は外部流と強く結びついているため、本解析では連成して解析を行うことで機体の熱負荷を正確に予測する。

STCP-2016-028

極超音速二次元インテークにおける衝撃波パターンが性能に及ぼす影響

澤田 秀貴(早大・院)

マッハ5クラスの極超音速機に搭載される空気吸い込み式エンジンが単一のエンジンで地上静止状態から超音速までの速度域で飛行を実現するためには、この広い作動領域で良好な性能を有するエアインテークが不可欠である。本研究では二次元矩形形状のエアインテークを研究対象とし、一つの設計点に対して無数に取りうる衝撃波パターンに対して、それぞれの性能差を数値解析により明らかにした。

【大気吸込式推進(III)】

STCP-2016-029

超小型ラムジェットエンジンの点火に関する実験的研究

広瀬 航(静大・院)

JAXA宇宙科学研究所を中心とするグループにより、気球を用いたスペースプレーンの実証実験が進められている。ここで用いられる超小型ラムジェットエンジンの、ジュール加熱を用いた点火器の特性を評価することを目的とする。本実験では、様々な飛行条件により変化する燃焼器内の環境を考慮し、点火器の着火・保炎限界を実験により調査した。

STCP-2016-030

矩形エジェクタノズルが超音速噴流の騒音放射特性に及ぼす影響

増田 祥子(群大・院)

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様々に変化させ、騒音放射特性に及ぼす影響を実験的に調査した。

STCP-2016-031

矩形超音速ジェットにおける音波放出の可視化

國司 健吾(群大・院)

シュリーレン光学系とマイクロフォンを用いることで、矩形超音速ノズルのジェット騒音源の位置と規模を実験的に調査した。ジェットの密度変動をシュリーレン光学系を用いて計測した。同時に、遠方場騒音をマイクロフォンを用いて計測した。両者の相互相関解析から、音源はランプ側せん断層内に存在することが示された。また、ウェーブレット変換を用いた画像の重ねあわせによって、渦の合体と音波の放出の関連が示唆された。

STCP-2016-032

室蘭工大の小型超音速飛行実験機(オオワシ)の空力に関する最近の取り組みについて
溝端 一秀(室工大)

高速飛行実証のためのフライングテストベッドとして小型超音速飛行実験機を研究開発している。その空力特性解明および空力形状改良の取り組みとして、姿勢変化レートによる空力の解明、エアリアルールに基づく遷音速抗力の低減、および高速走行試験による操舵空力の評価を実施している。これらの概要を紹介する。

【宇宙輸送システム】

STCP-2016-033

再使用観測ロケットのエンジン排気と機体の干渉に関するCFD解析
田中 智之(東北大・院)

本研究では、JAXAで検討中の再使用観測ロケットの機体形状とエンジン技術実証試験で得られたエンジン条件を用いて着陸時のエンジン排気の数値解析を行う。本研究の目的は解析により機体に作用する熱負荷を明らかにし、機体設計への知見を得ることである。解析により、高度とエンジン基数を変化させた場合の流れ場、温度分布を調べ、同一推力ではエンジン基数が少ないほうが熱負荷が小さくなることを明らかにした。

STCP-2016-034

極超音速ビジネスジェットの機体・軌道同時最適設計に対する局所空力近似の適用
森田 直人(東大・院)

極超音速輸送に代表される新システムの設計において、機体形状と飛行軌道を同時に求める機体・軌道同時最適化は非常に有用なツールである。従来の機体・軌道同時最適化は機体形状を近似する補間曲面の問題から低次元の設計変数空間での機体設計となることが多かった。この問題に対し、圧力分布といった機体に働く力を求めるのに必要な諸量を直接近似して各種係数を求める局所空力近似を提案する。この手法を10人乗りの極超音速ビジネスジェットに適用し、システム検討を行った。

STCP-2016-035

ジェット噴射が極超音速機の低速飛行時における空力性能に及ぼす影響
田中 智也(東大・院)

極超音速機にはエンジンやスラストといった形でジェット噴射が可能なノズルが装備される場合が多い。しかしながら、こうしたノズルの使用フェーズの殆どは巡航状態となっており、着陸フェーズ等の減速状態における使用の想定は限られている。本研究では、ガス噴射機構を備えた全機模型を設計・製作し、低速飛行時に補助的にジェット噴射を利用するケースを想定した風洞試験から、機体の空力性能に及ぼす影響について検討を行う。

STCP-2016-036

円錐型ウェーブライダ翼の上面形状が低速空力性能に与える影響の評価
晝間 正治(早大・院)

円錐型ウェーブライダを主翼に適用したマッハ5クラス極超音速巡航実験機の低速空力性能を評価した。一般的にウェーブライダは設計点を外れると性能が悪化するため、低速での検討が少ない。そこで、設計の自由度がある円錐型ウェーブライダ翼の上面にキャンバーを設け、離着陸時の低速性能の向上を行った。キャンバーの最大翼厚と最大翼厚の位置を変更して、高速流体ソルバFaSTARを用いた数値解析により低速空力特性を評価した。

STCP-2016-037

極超音速気流中に置いたくさび形状物体による液滴拡散
東本 有平(東大・院)

スクラムジェットエンジン内では気流が高速なため燃料がエンジン内で燃焼するために迅速な拡散が求められる。これまで燃料の拡散に関する研究は気体の水素に対して多く行われてきた。一方で本研究では、水素に比べ航続距離延長などのメリットが期待できるため着目されている炭化水素など液体燃料に対する混合改善を試みるべく、極超音速風洞気流中に水で模擬した燃料液滴をスプレーし、くさび形状物体による拡散について調べた。

STCP-2016-038

再使用ロケット実験機による研究計画
野中 聡(JAXA)

再使用観測ロケットは、繰り返し飛行運用、帰還飛行と着陸、故障許容のシステム構成などの点で他のロケットとシステム形態が大きく異なるため、運用システム開発に向けた重要技術課題を抽出し、開発リスクを低減するため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た研究活動について述べる。