

## 化学推進—アブストラクト—

## 【イプシロンロケット開発(2), 将来技術】

STCP-2015-009(15分)

次世代固体ロケットに向けた低融点熱可塑性樹脂推進薬の研究

長谷川宏(日油)

コンジット推進薬のバインダには、末端水酸基ポリブタジエン(HTPB)が広く使用されている。通常はHTPBに酸化剤や金属粉を混合し、硬化剤を添加して硬化させる。HTPBをバインダとして用いる場合、一度硬化させた推進薬に再び流動性を持たせることは困難である。一方で、熱可塑性樹脂をバインダに使用する場合は、推進薬として完成させた後に、温度を上げることで再び製造時の流動性を取り戻すことが可能である。本研究では、この、従来の推進薬にはない特性を利用して、生産効率の向上や生産コストの低減などが期待できる推進薬の開発を進めている。

## 【基幹ロケット開発(1) —H-IIA高度化開発の成果およびH-3の科学・探査ミッションへの対応—】

STCP-2015-012

宇宙科学・宇宙探査用H3ロケットユーザーズ・マニュアル(素案)

山本龍一(JAXA)

H3ロケットに関する基本的な情報に加え、宇宙科学・宇宙探査ミッションへの対応状況についてイメージいただくため、様々な軌道に対する打上げ能力、環境条件、運用構想等を紹介する。

## 【基幹ロケット開発(2) —H-3の技術開発—】

STCP-2015-013

固体ロケットブースタ(SRB-3)開発 —燃焼振動抑制に向けた取組み—

和田英一(JAXA)

SRB-Aでは、小振幅ながらも長秒時に渡って持続する燃焼圧力の振動事象が見られる。新規に開発するSRB-3では、これまで研究として進めてきた原因究明及び対応策の成果を踏まえ、固体推進薬の形状見直しによってこの振動事象を抑制する計画である。本報では、推定原因及び対応方策の概要を示す。

STCP-2015-014

H3開発で取組む推進薬マネジメント技術

杉森大造(JAXA)

液体ロケット打上においては、搭載した推進薬を効率的に使用することが重要である。無効推進薬削減の観点で、H3で取組んでいる要素技術開発を紹介する。

STCP-2015-015

H3ロケット 打上げ音響に関する課題と研究開発計画

更江渉(JAXA)

H3ロケット打上げ時に発生する音響や注水による減音にかかわるメカニズム究明に向けた研究開発の取り組みを紹介する。

STCP-2015-016

H3ロケット 射点音響計測及び要素試験

寺島啓太(JAXA)

H3ロケット音響に係る研究開発の一環として実施中の打上げ時の射点音響計測や要素試験の実施状況を報告する。

STCP-2015-017

H3ロケット第一段エンジンLE-9の開発とそれに向けた最新のロケットエンジン技術研究

堀秀輔(JAXA)

H3ロケット第一段エンジンLE-9の開発と、それに向けたロケットエンジン技術として、エンジンシステム技術、燃焼技術、ターボポンプ技術の各分野における最新の研究成果について紹介する。

## 【低毒液体スラスタ(1)】

STCP-2015-018

低毒性推進剤を用いたアノード輻射冷却式低電力直流アークジェットスラスタの研究開発  
下垣内 勝也(大阪工大・学)

電気推進機であるアークジェットスラスタは、推進剤を化学推進機との併用が可能であるという大きな利点がある。しかし、推進剤のヒドラジン(Hydrazine:  $N_2H_4$ )は高毒性を持ち、安全管理が困難であり、取り扱い時のコスト及び時間面に問題がある。使用による問題だけではなく、人体や環境に悪影響を及ぼすというデメリットがある。そのため、それに代わる低毒性推進剤としてHAN(Hydroxyl Ammonium Nitrate:  $NH_3OHNO_3$ )系推進剤が注目されてきた。本研究ではHAN系推進剤の分解ガス( $H_2O$ ,  $CO_2$ ,  $N_2$ )により1-3kW級の水冷式アークジェットスラスタの作動実験を行った。さらに、実機に近づけるための第一段階としてアノード輻射冷却式アークジェットスラスタの熱設計および開発を行った。

STCP-2015-019

低毒性一液式推進剤を用いた1N級プラズマロケットエンジンの真空燃焼試験  
和田 明哲(首都大・院)

Green monopropellant thrusters have been continuously developed as a replacement for conventional hydrazine thrusters. An ignition system by using discharge plasma of noble gas has been proposed in substitution for the solid catalyst and evaluated the effects on combustion characteristics of swirl strength and flow rate of noble gas. In this study, a new thruster with discharge plasma ignition system, called GPR-1 (Green Monopropellant Plasma Rocket Engine), has been conducted the vacuum firing tests. This study discusses thrust performance of GPR-1 under vacuum.

STCP-2015-020

亜酸化窒素/ジメチルエーテル二液式推進機の高性能化  
浦岡 佑(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/ジメチルエーテルを推進剤とする人工衛星用の二液式推進機を提案する。従来の研究で燃焼発生時に得られたC\*効率は低くなっているため、より高性能化を実現させることが必要となる。そこで、噴射器と燃焼室特性長を変化させることによる性能の向上を目的として、0.4 N級試作機を試作し、真空下において燃焼実験を行った。この結果について報告する。

STCP-2015-021

プラズマを用いたHAN系推進剤反応機構の形状および放電形態による影響評価  
進藤 崇央(首都大・院)

本研究室ではプラズマを用いたHAN系推進剤の反応機構の研究開発を行っている。これまではプラズマを生成するために種となるガスを推進剤の他に供給する必要があったが、推進剤の一部を気化させることで外部からのガス供給を不要とした機構を開発した。本反応機構の推進剤の反応量増加を目的とし、反応機構の形状および放電形態による反応量への影響を評価したので報告する。

STCP-2015-022

触媒加味のHAN系水溶液の燃焼分析  
伊東山 登(東大・院)

これまで本研究室では衛星搭載用のHydrazine代替推進薬の1つとしてHydroxylammonium Nitrate(HAN)の研究を報告してきた。しかし、実用系である触媒を加味した反応機構については未だ報告がなく、検討の必要がある。また、スラスタへの応用への観点から、実際のスラスタが通る反応経路を模擬することが不可欠である。本発表では触媒を加味・スラスタの反応経路を模擬した燃焼ガスリアルタイム分析についてその導入と検討報告を行う。

## 【低毒液体スラスタ(2)】

STCP-2015-023

アンモニウムジニトラミド/アミド化合物及びアミン硝酸塩混合系の共融機構解析  
板倉 正昂(横国大・院)

アンモニウムジニトラミド(ADN)系エネルギーイオン液体推進剤(EILPs)はヒドラジンに替わる新規液体推進剤として期待される。ADN系EILPsの実用化のための課題の一つに共融機構の解明がある。本研究では、ADN共融混合物を得るために融点降下度の高いアミド系・アミン硝酸塩系に着目した。分光分析・ab initio計算を用いてADNとアミド化合物及びアミン硝酸塩混合系の共融機構について議論する。

STCP-2015-024

アンモニウムジニトラミド系イオン液体推進剤の熱分解速度解析

早田 葵(横国大・学)

アンモニウムジニトラミド(ADN)系イオン液体推進剤は高比推力, 低融点, 低毒性などの特徴から新規液体推進剤として期待されている。ADN系イオン液体は着火メカニズムが一般的な推進剤と異なるため, 着火遅れには熱分解の速度が重要となる。そこで本研究では, ADN系イオン液体の熱分解速度を熱分析を用いた速度論解析により測定した。本発表では, 熱分解速度と共に反応メカニズムについて議論する。

STCP-2015-025

アンモニウムジニトラミド系イオン液体の融点降下剤としてのアセトアミドの研究

塩田 謙人(横国大・院)

アンモニウムジニトラミド(ADN)系エネルギーイオン液体推進剤(EILPs)の融点降下剤の候補として尿素が有望視されている。アセトアミド(AA)は, ADNの融点を尿素以上に低下させることが報告されている。そこで本研究では, AAがADNの分解挙動に与える影響について熱分析手法を用いて解析した。この結果に基づき, 尿素の代替物質としてのAAの有用性について検討した。

STCP-2015-026

ADN系イオン液体を用いた推進剤供給系の実現性検討

井出 雄一郎(総研大・院)

ヒドラジン代替モノプロペラントとして, アンモニウムジニトラミド(ADN)系イオン液体が研究されている。原材料はADN, 硝酸モノメチルアミン, 尿素であり, 40/40/20 wt.%の配合において, 理論比推力と密度がヒドラジンの約1.1倍と1.5倍と高性能であるが, 高粘性であるため供給系の設計が課題となる。そこで, 供給系において圧力損失の高いキャピラリーチューブ(CT)に着目し, CT内圧力に対して火炎伝播しないCT内径を簡易的な実験で確認して供給圧力を評価した。

STCP-2015-027

アンモニウムジニトラミド系イオン液体推進剤の高エネルギー化に関する研究

松永 浩貴(福大)

高エネルギー物質アンモニウムジニトラミド(ADN)を共融現象により溶媒フリーで液化した推進剤(高エネルギーイオン液体推進剤, EILPs)はヒドラジンに代わる新規液体推進剤として期待される。本研究では, ADN系EILPsの更なる高エネルギー化のため, 金属化合物を添加し, その熱分解挙動および速度について検討した。

#### 【固体推進系・ハイブリッド推進系の燃焼と応用】

STCP-2015-028

硝酸アンモニウムと微粒子金属のペレットサンプルの燃焼に関する研究

富吉 正太郎(東海大・院)

昨今, 環境問題が注目されており, 固体ロケットの推進薬でも改良の研究がされてきた。特に硝酸アンモニウム(AN)を酸化剤として使用し, 低環境負荷を目指したものが多い。そして, これに有効な金属を使用することにより性能面でも改良を行っている。しかし, 燃焼性能の低さから実用には至っていない。ここで, 近年火薬分野で注目を集めているナノサイズのアルミニウム(nAl)を使用し, これの性能評価を行うと共に基礎的な酸化剤と金属と調査した。

STCP-2015-029

固体ロケットモータの機軸方向の音響振動の振幅に関する考察

森田 貴和(東海大)

自励的なVelocity-coupled oscillationを生み出す要因として, 直前の微小な圧力振動が原因に推定されているが, 未だ詳しく調べられていない。固体ロケットモータ内に生じる機軸方向の音響振動に限定して, 著者らはこれまでに理論的にこの微小圧力振動を調べ, 主にその周波数特性を見てきたが, 本研究ではさらに圧力振幅の評価を行い, 同圧力振動から励起されるVelocity-coupled oscillationの予測に取り組んだ。圧力振動の評価に関しては, 壁面摩擦の効果に加えて粒子減衰の効果に関しても導入を試みた。

STCP-2015-030

AP系コンポジット推進薬の燃焼速度に及ぼすMg-Al混合比の影響

松本 幸太郎(JAXA)

固体推進薬に含まれる金属燃料のAl粒子の燃焼完結度は、推進性能に影響を及ぼすことが知られている。一般に、Al粒子は固体推進薬の燃焼表面で蓄積、凝集し、燃焼の過程では初期粒子径よりはるかに大きな集塊粒子となる。本研究では、Al粒子に対して、集塊特性の異なるMg-Al粒子を少量添加することによって、固体推進薬の燃焼に及ぼす影響について検討している。今回の報告は、Mg-Al添加量と燃焼速度の相関について実験研究の結果を示す。

STCP-2015-031

燃料過多推進薬への酸化剤供給による燃焼制御特性

坂東 佳祐(九工大・院)

本研究は燃焼の制御が可能な固体推進スラスタの開発を目標としている。推進薬には従来品より酸化剤の配合比を減らした非自燃性固体推進薬を用い、この酸化剤が不足した推進薬に対して、別種の液体または気体の酸化剤を供給する。この供給の有無によって燃焼のON/OFF制御を試みる。本発表では、供給する酸化剤の供給量や方式を変更して燃焼速度を計測した結果を主として報告する。

STCP-2015-032

固体ロケットを用いた有人飛行の可能性に関する研究

高橋 徹(日大・学)

3人の乗員を1週間地球周回軌道に滞在することを目標に固体ロケットでの有人飛行について検討をする。1,2段目はイプシロンロケットを参考し、開口比を変えたものを3本、3段目は推力制御をしたものを使用する。飛翔の推移、3段目に搭載するエンジン、3段目におけるロケットの速度制御、ロケット本体の爆発から乗員を守る装置、乗員を乗せる宇宙船の5つの項目について着目した。

STCP-2015-033

境界層燃焼型プリバーナ方式液体酸素気化装置の特性取得

三島源生(東海大・院)

本研究では境界層燃焼型プリバーナ方式液体酸素気化装置の実験を行った。本気化器は液体酸化剤と燃焼ガスを効率よく混合させるためにバッフルプレートを使用しており、燃料にアクリル樹脂、酸化剤に液体酸素を用いて、高O/Fで燃焼させるものである。O/F=50程度での燃焼が確認され、液体酸素流量・燃焼室圧・ノズル付近温度の時間履歴を計測し、燃料後退速度特性が取得された。また高速度カメラによる装置内部の可視化データも取得された。

### 【固体推進薬・固体燃料の製造】

STCP-2015-034

固体推進薬連続捏和システムの各要素研究概況

岩崎 祥大(総研大・院)

我々はモータケース直埋式固体推進薬製造プロセスの連続化、特に最も重要な固体推進薬スラリー捏和システムに関する検討を行っている。この検討は固体ロケットモータの抜本的な低コスト化に向けた製造プロセスの製造効率・信頼性向上の両立を目指している。今回は本システムの全体イメージを提示した上で、このイメージの達成に必要な2つの研究、連続捏和装置に関する研究と固体推進薬内の構造評価手法に関する研究の概況を述べる。

STCP-2015-035

加温機能を備えた蠕動運動型ポンプによる固体推進薬捏和

吉浜 舜(中央大・院)

高粘度スラリーである固体推進薬スラリーの連続捏和による製造プロセスの抜本的な変更は大幅な低コスト化が可能となる。著者らは安全な連続捏和装置として蠕動運動型ポンプを見出し、固体推進薬模擬スラリーを用いてポンプによる捏和システムの要素検討を進めてきた。本報告ではポンプに加温機能を追加し、実際の推進薬スラリーの捏和を行った。推進薬スラリーの粘度を測定することでポンプによる捏和特性を取得し、評価を行った。

STCP-2015-036

AP系コンポジット推進薬におけるX線CTの輝度ヒストグラム分析

大竹 可那(関大・院)

AP系コンポジット推進薬における粒子分散の均一性をX線CTで測定する方法について提案する。蠕動運動式の混合機を利用した固体推進薬の連続捏和プロセスを現在研究しており、混合された推進薬スラリの粒子分散について定量評価する方法を必要としている。X線CT画像における輝度と画素数を集計した輝度ヒストグラムは、構成粒子の分散に応じてその分布曲線を変化させる。推進薬原料の配合比率から理想的とする分布曲線を描画し、推進薬スラリの各部分における分布曲線との相違を比較すれば、粒子分散の均一性を定量的に評価できる可能性がある。

STCP-2015-037

AP系コンポジット推進薬における粒子配列解析

上垣 那津世(関大・学)

APコンポジット推進薬においてAP粒子の3次元空間分布をX線CTで直接解析する方法を検討している。捏和過程におけるAP粒子分散の最終理想形は、AP粒子が規則正しい粒子配列を形成し、任意の空間スケールにおいて粒子分散が均一となることである。剪断攪拌を用いない捏和過程を用いると、AP粒子が自発的に整列してユニットセル(基本構成単位)を部分的に形成する可能性が考えられる。そうした捏和過程においてAP粒子の自発的配列を有効に制御できるなら、既存の攪拌技術では実現不可能であるAP粒子分散の高度な均一化が実現される。

STCP-2015-038

ハイブリッドロケットにおけるWAX燃料の成型特性

臼井 雄太郎(東海大・院)

ハイブリッドロケットの燃料に低融点であるWAXを用いる事で樹脂系燃料に比べ燃料後退速度を向上させられるが、燃料の鑄込み過程で熱応力により燃料内部にクラックが発生してしまう問題がある。我々はWAX燃料成型時の伝熱解析を行い、最大熱応力の予測や燃料に添加物を混ぜることにより強度を向上させ成型性の改善を試みた。

### 【大気吸込式エンジン(予冷ターボ1)】

STCP-2015-039

極超音速予冷ターボジェット機の飛行実験構想

田口 秀之(JAXA)

マッハ5クラスの極超音速予冷ターボジェット機の地上静止燃焼実験、マッハ2飛行実験、およびマッハ4推進風洞実験を進めてきた。この極超音速ターボジェット機的主要技術を飛行環境で実証するために、段階的な飛行実験計画を立案した。第1段階では、機体/推進統合制御技術、第2段階では極超音速巡航性能、第3段階では離陸から極超音速までの加速性能と着陸性能を実証する計画とし、各段階における実験機の機体諸元を検討した。

STCP-2015-040

エアブリーザ実験機におけるウェーブライダー翼適用の空力特性評価

晝間 正治(早大・院)

極超音速ターボジェットによる極超音速巡航飛行実証を目的とするエアブリーザ実験機の空力形状の検討を行った。主翼はウェーブライダー形状とし、円筒状の胴体と組み合わせた機体形状としている。この形状についての空力特性評価を数値解析により行った。主翼の上面形状と取付け角設定には、機体先端で生じる衝撃波の影響を考慮している。巡航時での揚抗比を最適にするためV-tailの取付け角度および主翼ベース形状を検討した。

STCP-2015-041

ブーゼマンの複葉翼理論を応用した熱交換器フィンの基礎研究

大和 一貴(静大・院)

超音速流中での熱交換を効率的に行うために、フィンにブーゼマンの複葉翼理論を応用した熱交換器を提案する。超音速流中での熱交換では、フィンに超音速流が当たることで衝撃波が発生し、抗力上昇に繋がる。そこで、熱交換器フィンにブーゼマンの複葉翼を用いることにより、フィンでの抗力上昇を最小限に抑えた熱交換器の熱交換性能を実験および数値解析により調査した。

STCP-2015-042

強制対流下における平板上着霜現象の数値予測  
木下 義章(早大・学)

JAXAで開発中の予冷式ターボジェットエンジンでは予冷器での着霜による流路閉塞が問題となっており、着霜に関する予測が重要とされている。これをふまえ、強制対流下における低温平板上の着霜現象を二次元的・非均一的な数値モデルを用いて予測し、検証のための実験を行って結果を比較する。また数値計算の結果に関して実験結果と異なる点や実験では検証できなかった点について考察し、モデルの妥当性や問題点について述べる。

#### 【大気吸込式エンジン(予冷ターボ2)】

STCP-2015-043

低圧環境化におけるジュール加熱を用いた点火器の温度制御  
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。燃焼器に流入する空気の圧力は飛行条件により変化する。本実験では、様々な圧力環境における点火器の加熱特性を実験により調査した。

STCP-2015-044

超音速ジェット騒音の音源位置と周波数特性  
古嶋 慎太郎(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、矩形極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、騒音周波数が増大するにつれて、音源位置は上流に移動していくことが示された。

STCP-2015-045

実機予冷ターボジェットエンジンのジェット騒音放射特性  
佐野 典央(群大・院)

予冷ターボジェットエンジンが装備する矩形極超音速ノズルは、非軸対称かつ非常に複雑な形状であり、その騒音放射特性は従来の円型ノズルとは大きく異なる。予冷ターボジェットエンジンのジェット騒音低減法開発において、その騒音放射特性を詳細に把握することは必要不可欠である。本研究では、離陸条件における実機予冷ターボジェットエンジンの騒音放射特性について、詳細に調査を行った。

STCP-2015-046

矩形エジェクタノズルから噴出する超音速噴流の騒音放射特性  
井出 克伸(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する。本研究では、矩形エジェクタノズルの幾何学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。

#### 【招待講演】

STCP-2015-047 (50分)

田舎の大学でしかできない航空宇宙システムの開発研究と教育  
棚次 巨弘(室蘭工大)

田舎の大学(室蘭工業大学)では、「大気を利用して高速・高々度まで飛行する輸送システム」に関する革新的な基盤技術を創出することを目的として2005年3月に航空宇宙機システム研究センター(Aerospace Plane Research Center (APReC))が設立されました。また、航空宇宙分野の専攻と学科として、2005年度に博士後期課程、2008年度に博士前期課程、2009年度に学部が設置されました。研究センターでは、推進エンジン、小型みじん超音速機、飛行技術、試験技術に関する実践的な開発研究を行っており、このための大型試験設備(超音速風洞、エンジン試験場、高速走行軌道試験設備)を整備しました。幸い研究センターの運営や研究・設備に関する予算は順調に獲得でき、都会の大学ではできない実践的な成果が生まれつつあります。研究開発とこれを舞台とした教育について紹介します。

## 【飛行実験構想】

STCP-2015-048

極超音速統合制御実験機の横方向空力特性評価  
東野 嵩(早大・院)

現在、JAXAにおいて極超音速統合制御実験が検討されている。この実験は観測ロケットのノーズコーンに収納できる小型実験機を用いて極超音速エンジン技術の飛行実証を行うことを主目的としている。この実験機の空力特性についてLocal Surface Inclination法やCFDを用いて解析を行った。また、JAXA0.5m極超音速風洞にて風洞実験を実施した。横方向空力特性について、実験結果を用いて数値解析結果の評価を行った。

STCP-2015-049

熱制約を考慮した極超音速統合制御実験機の飛行軌道設計  
藤川 貴弘(東大・院)

著者らは観測ロケットを打ち上げ手段に利用した、空気吸い込み式エンジンと機体の極超音速統合制御実験を計画している。  
本講演ではマッハ数4以上、動圧50kPa前後という搭載エンジンの試験条件を極力長時間実現すべく、軌道最適化手法を用いて実験機の飛行軌道を設計した結果を報告する。  
軌道最適化に際しては、胴体内搭載機器の温度制限に起因する制約条件を考慮する。

STCP-2015-050

観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験(HIMICO)用エンジンの開発  
砂永 和哉(早大・学)

現在、JAXAと大学連携で観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験(HIMICO)計画を進めており、本発表ではRJTF燃焼風洞試験に使用する予定のエンジン設計状況について報告する。本エンジンは、サイズが小さいため構造、空力的な制約が厳しく検討すべき点が多い。本年度はエンジン単体の燃焼試験を予定しており、エンジンシステム全体の構築・設計を行った。

STCP-2015-051

小型無人超音速機オオワシの機体・推進系空力性能に関する風洞試験  
湊 亮二郎(室蘭工大)

室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センターでは、小型無人超音速実験機オオワシの飛行試験を計画しており、その研究開発が進行している。同実験機の開発には、機体空力性能やエアインテークなど、機体系、推進系要素の広範な風洞試験を行う必要がある。  
本研究では、小型無人超音速実験機オオワシに関わる、風洞試験の概要、試験結果について報告し、オオワシの飛行試験までのロードマップを示す。

## 【大気吸込式エンジン(回転детネーション)】

STCP-2015-056

回転детネーションエンジンの燃焼・ノズル推力特性に関する実験研究  
笠原 次郎(名大)

回転детネーションエンジンの燃焼・推力特性を、推力・可視化実験を行うことで、明らかにする。2重円筒型回転детネーションエンジン内では、高い燃焼の完結度が確認され、また、推力測定実験では理論ISPに近い推力が得られている。また、2重平面型回転детネーションエンジンを用いた可視化・圧力測定実験から、推進剤のプレナム圧とほぼ同程度の燃焼圧となっていることが確認された。以上より、回転детネーションエンジンは、燃焼器を小型化する優れた特性を有していることが分かった。

STCP-2015-057

回転детネーションエンジンの冷却に関する研究  
石原 一輝(名大・院)

世界各国で航空宇宙機用エンジンとして研究が進められている回転детネーションエンジンだが、実用化における最大の課題の一つとして、瞬間的にMW/m<sup>2</sup>オーダー、平均的に数百kW/m<sup>2</sup>オーダーの熱流束が挙げられる。本研究では、冷却機構導入による長秒作動の先駆けとして、インジェクタ面の1ポートより燃焼器内に水を供給することにより、燃焼器内部を伝播するдетネーション波の伝播を阻害することなく、燃焼器温度上昇を30K抑えることに成功した。

## 【液体ロケット】

STCP-2015-058

水／液体窒素ロケットエンジン用高温水噴射の界面捕獲法による数値シミュレーション

内田 光(都市大・院)

水/液体窒素ロケットエンジンの推進剤である高温高圧水は大気圧下では液相を保てないため、混合室内に噴射した際、圧力エネルギーによる微粒化の他にも減圧沸騰による微粒化や相変化などが絡む複雑な気液二相流れとなるため測定が困難である。そこで本研究では、界面捕獲法を用いて単孔ノズルを模擬した高温水の噴射及びスプレインノズルを模擬した常温水の噴射の解析を行い、液体の各種パラメータが微粒化に与える影響について検討を行った。

STCP-2015-059

配管の低熱伝導薄膜による予冷時間の削減

武田 大輔(静大・院)

液体ロケットエンジン及び配管系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。この予冷時間の短縮により、円滑なロケット打上が可能になる。以前の超伝導に関する研究では、超伝導体表面の薄い断熱層の被膜がその冷却時間を大幅に短縮することが報告されている。本研究では、断熱層を簡易な流動系に施し、基礎実験を行うことで、断熱層のロケット配管系への応用可能性を検討した。

STCP-2015-060

ロケットのクラスタリングに関する一考察

中田 大将助教

我が国は世界的にも液体ロケットエンジンのクラスタリングをほとんど採用してこなかった。過去の見解では液体ロケットエンジンのクラスタリングは単機の開発が困難な場合におけるやむを得ない手段との見方が大勢であったが、近年はSpace XのFalcon 9をはじめとして開発費低減のため、積極的にクラスタリングを採用する傾向がある。ロケットの低コスト化圧力が高まる中でクラスタリングをどのように考えるか、考察する。

STCP-2015-061

再使用観測ロケットの水素漏洩検知システムについて

丸 祐介(JAXA)

ISASで検討が進められている再使用観測ロケットを対象とする水素漏洩検知システムの検討を行った。ここでの要求は、フライト中に漏洩が発生した場合、それを検出してアボート移行し安全な状態を保ったまま帰還することである。この要求を踏まえ、漏洩検知システム設計を水素漏洩事象のFMEA的解析によって行った。技術課題として、(1)酸素濃度に依存しない水素ガスセンサと(2)4基あるエンジン系統から漏洩系統を同定する方法、を識別した。本稿では、現在の取り組みの状況を紹介する

STCP-2015-062

ロケット実験支援用ライブラリツールの開発と運用

平岩 徹夫(JAXA)

適切なロケットエンジン設計と試験結果の迅速な解析に資するべく、熱物性計算ツール、コンタノズル設計ツール、準一次元化学反応計算および二次元反応計算コードのライブラリ化を実行した。これにより、表計算ソフトウェア上などでの迅速な設計、解析を行えるように整備した。開発されたツールとその運用方法について報告する。

STCP-2015-063

炭化水素エンジンの研究(5)...Energomash RD-170 エンジン(2)

平岩 徹夫(JAXA)

炭化水素系エンジンの例として、ロシア製エンジンの詳細やその開発プロセスを検討してきた研究の5回目の報告。今年度はRD-170のハードウェアに注目した報告を行う。

## 【固体マイクロスラスタ】

STCP-2015-064

レーザー加熱によるスロットリングを実現するマイクロ固体ロケットの性能評価

飯盛 翔太(宮大・院)

本研究では、レーザー加熱によりスロットリングを可能とする固体推進剤を用いたマイクロスラスタの試作及び性能評価を行う。固体推進剤を用いたスラスタは、構造が簡素となる長所があるが、燃焼の制御が困難であるため人工衛星などの姿勢及び軌道制御には使用されてこなかった。そこで、推進剤の配合を調整することにより燃焼の制御を可能とする、レーザーを熱源とした0.1 N級のマイクロスラスタを提案する。今回、レーザー導入窓材としてアクリル樹脂及びポリカーボネート樹脂を適用した試作機の性能評価結果について報告する。

STCP-2015-065

固体推進薬ペレット積層式マイクロスラスタの真空容器内推力測定におけるロードセル断熱手法の効果に関する研究

浅川 純(東大・院)

著者らは、固体推進薬ペレット積層式マイクロスラスタを提案した。このスラスタは推進薬ペレットの積層数を変えることで、任意のインパルスを発生することができる。本研究では、背圧50Paの真空チェンバ内において、ロードセルを用いてスラスタの推力を測定した。真空チェンバ内で回り込んでくる高温排煙がロードセルの出力の影響を及ぼす。そこで、ロードセルを断熱した測定系を構築した。結果、高温排煙の影響を抑制した推力履歴を得た。