

H21年度宇宙輸送シンポジウム <化学推進アブストラクト>

<第1日目:大会議場>

[固体推進薬]

固体推進薬中におけるAP粒子の空間分布の可視化

長谷川宏(日油)

コンボジット推進薬のロケットモータグレインにおいて、その燃焼速度がグレイン中で均一でなく、ウェブ深さ方向に連続分布し、且つ、指向性を示すことが従来観測されている。多くの文献では、その燃速分布の原因は注型中の未硬化推進薬スラリーの流れに乗って酸化剤(AP)粒子が規則的に配列することであると述べられている。本研究では局所燃焼速度とAP粒子の相関を調べるために、固体推進薬をX線CTにより撮影し、その撮像から推進薬内部の個々のAP粒子の空間分布や配向を得る手法を開発している。本報告では、X線CTの撮像からAP粒子部分を抽出するための画像解析および処理方法について述べる。

固体ロケット推進薬の非ニュートン性を考慮したスラリー流動解析

浅川弘也(IA)

宇宙用固体ロケットモータに広く利用されているコンボジット推進薬は、酸化剤粒子と金属燃焼粒子を燃料であるバインダで練ったスラリーを型に流し込み硬化させた複合系の不均質な物質である。推進薬の燃焼特性は注型時の推進薬流動によって特性付けられることが指摘されているが、非ニュートン性を有する推進薬の注型中の動きを把握することは難しく、詳細はこれまでのところ明らかになっていない。本論では、推進薬の粘度モデルをひずみ速度の関数として扱い、そのモデルを組み込んだ数値実験結果について考察を行う。

コンボジット固体推進薬の3次元楕円体ランダムパッキング解析

矢島 雄三(東海大・工・院)

本研究の最終目標は、コンボジット推進薬の燃焼現象の特性予測技術を確立することである。しかしコンボジット推進薬は複雑な非均質系であり、酸化剤粒子のパッキング状況によってこの局所燃焼特性が左右される。酸化剤粒子は必ずしも球形ではなく、一般には方向性を持っており、推進薬注型時のスラリー流動の局所特性によって配向特性が左右されると考えられる。ここでは、これらの背景を踏まえ、3次元楕円体ランダムパッキング解析手法を構築し、コンボジット推進薬の非均質燃焼解析用のモデル化技術を確立することを目的とする。手法の有効性の確認はACSSIB研究グループから提供を受けた推進薬のマイクロ構造実測データとの比較により行う。

熱可塑性推進薬の試作と燃速計測

渡邊里沙(東海大・学)

プロセソイルの含有量の異なる新種の熱可塑性樹脂5種を用いて軟化温度の測定と燃速測定を行った。軟化温度については温度一定の下、状態変化を確認したところ60 前後に溶解が始まり、温度とともに溶解速度が上昇することがわかった。燃速測定では、AP:Al:TP=65:15:20(AP:平均粒径200 μ m、Al:平均粒径30 μ m)の組成で行った。燃速は中庸であるが圧力指数が高くさらに、検討が必要である。また火炎形状にも特徴が見られた。

マイクロ固体ロケットの実用化に向けた実験的研究

近藤亮(東大・工・院)

近年関心が高まりつつあるマイクロスペースクラフトにおいて、超小型推進システム、マイクロスラスタは高度なミッションを成立させるために不可欠である。これまで、約1Nsのインパルスを生じさせることのできるスラスタとして、推進剤にボロン/硝酸カリウム固体火薬ペレット、着火に半導体レーザーを用いたレーザー着火マイクロ固体ロケットの提案・開発を行ってきた。今回、スラスタの比推力向上のための試みだけでなく、スラスタ実用化に向け、一定の推力が得られるよう推力ばらつきを低減を行った。本発表ではその結果について報告する。

[先進的固体ロケットシステム]

空中発射の研究開発(ALSET)について

杉峰 真恵(IA)

今後ますます盛んになると考えられる小型衛星打ち上げニーズに応えるべく、平成21年度より経済産業省にて空中発射システムの研究開発(Air Launch System Enabling Technology)が始められ、USEFとIAは、即応性、利便性を兼ね備えた低コストな固体ロケットを用いた空中発射システムの研究を行う。本研究では、空中発射の基盤技術として、航空機からのロケットの分離方式や、「打ち上げ地点の自在性」を活かすために、従来の地上局を使った飛行監視のレンジングやテレメトリに替えて、GPSレンジングや衛星経由のテレメトリを利用 について研究する計画である。これまでの検討内容について報告する。

超小型固体ロケットシステムの構想

横手 淳(IA)

大学における教育目的での開発から始まった超小型衛星は、低開発コストな民生部品の宇宙転用技術の進展を背景に性能面でも格段に進歩してきており、今や実利用を検討する企業も出てきている状況にある。一方で、超小型衛星の打上げ手段は大型ロケットのビジーバックに頼っており、打上げタイミングや投入軌道が選択できないといった制約のため、宇宙利用ビジネス上の大きな障害となっているといえる。そこで、このような超小型衛星のニーズに応えるべく、固体ロケットを用いた超小型ロケットシステムの研究を行った。本発表は、超小型固体ロケットシステムの構想、実現に必要な要素技術、低コスト化に向けた取組みについて、これまでの研究成果を報告する。

超小型固体ロケット用要素技術の研究開発状況

増田 純一 (ISE)

弊社では固体ロケットの特性を生かしたアプリケーションとして、観測ロケットサイズの超小型固体ロケット実現に向けた要素技術の研究開発を行っている。特に、競争力のある超小型衛星打上げ用ロケットを目指し、観測ロケットを応用した低コスト打上げのためのブーストモータ開発、および最新の民生エレクトロニクス技術を使用した軽量・低コストなアビオニクス開発を進めている。本発表はこれらの研究概要および現在までの開発状況について報告する。

【先進的固体ロケットシステム】

先進的固体ロケットシステム実証研究WGについて

羽生 宏人 (ISAS/JAXA)

本発表は、先進的固体ロケット技術研究の方向性を示すとともに、体系的な研究活動の計画内容を紹介する。迅速かつ頻繁な成果創出による宇宙利用の活性化を狙って、即応型の小型衛星打上げシステムの技術検討が活発化している。このようなニーズに対して、機体がコンパクトで即応性に優れた固体ロケットシステムは有力候補となる。継続的に進めてきたISASの先進的固体ロケット技術研究の成果活用の機会としても最適である。WG活動の目的は、ISASの先進的固体ロケット研究の成果及び本格的飛翔体実験技術の基盤を活用し、世界に先駆けて先進的固体ロケットシステムの実証研究を遂行し、その技術基盤を構築することにある。

固体ロケット推進薬の低公害化・高性能化に関する研究

羽生 宏人 (ISAS/JAXA)

宇宙先進国では、次世代の固体推進薬への適用を狙った高エネルギー物質研究が進められているが、まだ最適な物質が提案されるまでには至っていない。高エネルギー物質や高エネルギー酸化剤などの新規物質の固体推進薬への適用においては、燃焼特性に関する技術課題(AIの燃焼完結性など)に直面することが予想されるため、先行的な技術研究が必要である。本発表では、酸化剤のAPの一部を高エネルギー物質のHMXに置き換えた固体推進薬充填金属粒子(AIやMg/AI)の燃焼特性や固体ロケットモータの推進特性に及ぼす影響について議論する。

NIMS-AIST-JAXA三機関連携非破壊信頼性評価プロジェクトにおける固体ロケット信頼性向上研究

佐藤 英一 (ISAS/JAXA)

物質・材料研究機構(NIMS)、産業技術総合研究所(AIST)、宇宙航空研究開発機構(JAXA)は、先端科学技術分野や社会の安全・安心に必要な不可欠な材料や構造物等の非破壊信頼性評価分野において、わが国の科学技術及び産業界の振興に資することを目的としたNIMS、AIST、JAXAの3機関による非破壊信頼性評価に関する研究協力協定を2008年4月に締結した。この研究協力協定締結により、JAXAが研究開発するロケット等を対象とした高度信頼性が要求されるような非破壊信頼性評価手法をNIMSが保有する物質・材料評価技術、AISTが保有する先端計測技術と構造物の検査技術を基礎技術として融合させ、従来にはなかった材料・構造・システムと一体化した応用技術の開発を目指している。

上段用無毒常温液体推進系の研究

徳留 真一郎 (ISAS/JAXA)

JAXA宇宙科学研究本部では、固体ロケットシステムの即応性を損なうことなく軌道投入精度を向上する手段として、無毒の小型常温液体推進系の可能性を探っている。本講演では、一候補としている常温N₂O/エタノール推進系について、技術実証研究の現状及びJAXAの次期固体ロケットシステムへの応用を目指す検討の状況について報告する。

< 第1日目: 入札室 >

【液体推進系の研究】

液体ロケットエンジン用低反動度超音速タービンにおける効率低下の数値予測技術について

河津 要 (JEDI/JAXA)

液体ロケットエンジン用ターボポンプに用いられるタービンでは低流量での高い出力が必要とされ、そのうえで小型化かつ高性能化が必要となることから、低反動度の超音速タービンが用いられる場合がある。そこで本報では、低反動度超音速タービンにおける効率低下の数値解析を用いた性能予測手法について、現状の予測技術の精度評価結果や今後の課題について纏める。

N₂O/エタノール推進系の実証研究について

徳留 真一郎 (ISAS/JAXA)

JAXA宇宙科学研究本部では、次期固体ロケットシステムのPBSなどへの応用を目指して、ほぼ無毒、常温貯蔵可能、低凝固点などの特長をもつN₂O/エタノール系推進剤による推進系の研究を行っている。本講演では、これまでの基礎的な研究の成果とこれからの展望について概説する。

推力2kN級N₂O/エタノール推進系の技術実証試験

八木 下剛 (ISAS/JAXA)

無毒でストラブルな推進系の構築を目指して、真空推力2kN級の亜酸化窒素(N₂O)/エタノールエンジンの研究開発を行っている。本エンジンは、燃焼室にSiC/SiC耐熱複合材料を、噴射器は同種衝突型を、またエンジンへの推進剤の供給はガス加圧式を採用している。エンジン性能の検証にあたっては、本推進系を次期固体ロケットの上段液体ステージへ適用することを目標として推進系のBBMを製作し、2008～09年にかけて4シリーズの試験を実施した。本講演では、現在研究開発を進めているN₂O/エタノール推進系について、BBMの構成、エンジン燃焼試験結果等を報告する。

2 kN級常温N2O/エタノールエンジンの設計における課題

奥野福実夫(総研大)

無毒で常温貯蔵可能で応用範囲の広い液体推進系の構築を目指し亜酸化窒素(N2O)/エタノール推進系の実証研究を行っている。JAXAで研究中の時期固体ロケットシステムの最終段(Post Boost Stage: PBS)へ本推進系を適用することを目標とし、真空推力2 kN級の試作モデル(Breadboard Model: BBM)を製作し2008年から2009年にかけて4シリーズの地上燃焼試験を行った。これらの地上燃焼試験で、耐熱複合材料である繊維強化セラミックス(SiC/SiC)製燃焼器の耐久性と、3基の同種衝突型噴射器の性能を評価した。本講演では、これらの地上燃焼試験の結果から得られたN2O/エタノール推進系の噴射器・燃焼器設計における重点課題と解決のための研究計画について報告する。

プラズマ溶射による宇宙用高機能材料の開発

小林 明(阪大)

本研究は、ガストネル型プラズマ溶射により作製した高機能・高密度セラミックス複合膜、金属ガラス膜などについて、ロケット燃焼部品、電気推進器部品など宇宙用高機能材料として適用性を明らかにすることを目的として、それらの膜特性を評価している。本講演では、ガストネル型プラズマ溶射により、高耐食性を持つ高密度Fe基、Zr基などの金属ガラス膜を作製して、これらの金属ガラス膜の機械的特性(硬度特性)を中心に膜の機能性を明らかにし、高密度セラミックス複合膜との比較から宇宙用高機能材料への適用性を検討した。

ロケットエンジンにおける高度推力制御・・・2

木村俊哉(JAXA)

次世代ロケットにおける推進系の高機能化・高性能化というテーマの元で、現在高度推力制御というテーマで研究を進めている。まずは高度推力制御時の課題を抽出しその課題に対する対処方法の検討を行っており、前回の本シンポジウムに於いて推力制御時の課題を中心に報告した。推力制御時の大きな課題の一つは噴射差圧の低下であり特に酸素側で顕著となる。そこで、低推力時に液噴射からガス噴射へ切り替えることで低噴射差圧の問題を解決することを検討している。ガス化のための機構やシステムへの影響を本公演において報告の予定である。

【輸送システムの基礎研究】

月着陸探査機の着陸特性と実証試験結果

長瀬徹也(MHI)

将来の月着陸探査機で想定されている、最大30°の斜面への着陸を実現する為に必要な条件(機体特性及び飛行特性)について検討を行った。加えて、この条件を実証する為、スケールモデルを用いて斜面へ投下する着陸模擬試験を実施した。試験では、供試体の形状や姿勢、着陸時の速度、斜度等をパラメトリックに振って、転倒発生有無と転倒モードを高速度ビデオで取得した。本発表では、これらの検討結果について概要を説明する。

有人宇宙船サイジング・機器配置等の初期検討

中野英一郎(有人本部/JAXA)

JAXA内で検討中の有人宇宙船に関して、サイジング及び機器配置等に関する初期検討結果を発表する。

ISS実験生成サンプル回収用低密度再突入体(LDREV)の構想

嶋田和人(JAXA筑波宇宙センター)

国際宇宙ステーション(ISS)からの実験生成物回収は今後困難な時期を迎える。実験サンプルはクルーと異なり分割可能であることを利用し回収の低コスト化を図ることができる。例えば個々の回収率が70%でも3回機会があれば成功率97%を得る。スペースシャトル・コロンビア号搭載の低密度物体が多数回収された実績から、軌道速度で25万フィート高からのLow Density ReEntry Vehicle, LDREV回収は熱的には成立可能と推定される。今回、ISSに搭載可能なリソース内で成立するLDREVとして、1) JEMエアロックとJEM armを活用して放出、2)ペイロード10kg、3)直径4mの気球衛星、4) 17日間のorbital decay後の再突入、5)空中回収というシステムを構想した。小型・低コスト化が実現の鍵であろう。

【輸送システムの基礎研究】

大学でできる再使用型ロケット実験(その3)

志戸岡拓矢(九工大・院)

九州工業大学では、完全再使用型宇宙輸送システムの研究の一環として、2005年より有翼ロケットによる無人のサブオービタル飛行システムの研究を進めている。その実現に関わる要素技術として、航法誘導制御システムや複合材構造設計技術等の個別研究を進める一方、それらの技術実証を目的として小型の有翼ロケット実験機を用いた飛行実験を行ってきた。さらに高々度飛行を目指して、産学連携体制でハイブリッドロケットを利用した有翼ロケット実験機の開発を進めており、その飛行実験構想とこれまでにやってきた地上試験や予備飛行実験結果等について報告する。

室蘭工大の小型無人超音速機においてエンジン流量変化が全機空力特性に及ぼす影響

桑田耕明(室蘭工大・院)

室蘭工大では、大気中を高速で飛ぶための革新的基盤技術を飛行実証するためのFTBとして小型超音速無人機と小型ターボジェットエンジンの研究開発を進めている。これまで機体の空力形状を設計し、風試によって空力特性を把握するとともに、予備的な飛行試験のためにプロトタイプ機体の製作を進めた。また、空気吸い込み式エンジンを搭載した超音速機では、エンジンの作動状態によって空気取り入れ口で空気流の溢れが発生し全機空力特性が変化することが予測される。これを定量的に評価するために、風試模型に搭載した模擬エンジンの空気流量を種々に変化させつつ天秤計測およびオイルフローを実施した。これらの概要を報告する。

高速走行軌道装置の加減速に関する研究

安田有佑(室蘭工大・院)

現在、室蘭工業大学では、航空および宇宙輸送システムに革新をもたらす基盤技術の創出を目指して研究を進めている。創出した基盤技術は小型無人超音速機を用いて実際の飛行環境で実証する計画である。その前段階として地上で繰り返し機能・性能を実証するため高速走行軌道設備の整備を進めている。本発表では、ジェットエンジンを用いたサブスケールの走行実験について報告する。

【液体グリーンプロペラント推進系の研究】

低毒性推進剤による二液式推進系の研究開発

鈴木信義(首都大学東京・システムデザイン)

世界の研究機関・大学等で超小型衛星の研究開発が盛んであるが、これまでに推進系が搭載された超小型衛星は極めて少ない。これは超小型衛星の構造や製作費に見合う推進系が存在しないためである。そこで本研究では、過酸化水素とDME(ジメチルエーテル)を推進剤とした超小型衛星搭載用推進系の開発を目指す。昨年度はその成立性確認としてDME蒸気圧によって推進剤が加圧・排出されることを確認し、それぞれの推進剤での一液式推進系としての性能評価を行った。しかしながら二液式での着火には至らなかったため、今年度は燃焼室内での推進剤の噴霧化に重点を置くこととした。本発表では噴霧状態の計測などの試験結果について報告する。

プラズマ支援燃焼を用いた亜酸化窒素(N₂O)/エタノール小型推進機

江川 拓(九工大・工・院)

現在、宇宙においても環境が注目されグリーンプロペラントが求められるようになった。従来主に用いられてきたヒドラジン推進剤は毒性が強く、その触媒は輸入に頼っている。本研究では、毒性のないN₂O(Nitrous oxide)/エタノールを液体推進剤とし、触媒の代わりにプラズマにより燃焼を支援する推進機を提案しその試作と評価を行った。本推進機では酸化剤であるN₂Oをアーク用作動流体として共用する他、N₂Oの気化が容易であることを利用して同軸型噴射器を用いてエタノールの微粒化とN₂Oとの混合を行っている。推進機を試作し実験を行った結果、燃焼室圧力の上昇及び提案した推進機の作動を確認した。

HAN系溶液の燃焼特性

松田竜太(東海大・工・院)

HAN(Hydroxyl Ammonium Nitrate)は一液性推進剤やハイブリッドロケットの酸化剤として使用可能とされている。それは、十分な酸素含有量が高く、毒性が低く、密度が高いためである。しかし現在、どちらも実用化されていない。HANは比較的低い圧力下で非常に高い燃焼速度を示すからである。実際この現象により重大な事故が起こったケースがいくつか報告されている、そのため実用化は難しいと見られてきた。しかし、過去の研究によって、メタノールを添加してやるとその燃焼速度を抑えられることがわかった。だが問題の解決には至っておらず、我々はHAN水溶液に単純化し、線燃焼速度計測、燃焼波観察、燃焼温度計測を行うことにより燃焼構造の解明に向けた研究を行った。

大気圧プラズマによるグリーンプロペラントの反応評価

竹ヶ原春貴(首都大・航空)

グリーンプロペラントであるHAN系推進薬の反応促進に、触媒を用いず、大気圧交流プラズマを利用し、「キレイのいい」微少インパルスが発生可能な新たな推進系の検討を行っている。現在、大気圧プラズマによるグリーンプロペラントの反応が可能であること、その反応時間はほぼ数ミリ秒のオーダーであることが確認されている。本講演では、これまでの研究成果および今後の展望について報告する。

一液性推進薬の着火・燃焼特性 -液状GAPについて-

奥田庸平(日大・理工・院)

現在、主にヒドラジンが一液性推進薬の燃料に用いられている。ヒドラジンは触媒と接触することで容易に分解するため、燃焼室内に点火装置が不要である。また、毒性が強く取扱いが困難であるため、ヒドラジンに替わる推進薬が望まれている。そこで、比推力がヒドラジンと同等であり、取扱いが容易なグリシジルアジ化ポリマー(GAP)に着目した。GAPは常温常圧において液体であるが、未だ液体での着火・燃焼特性は十分に解明されていない。私たちはGAP液滴及び生成熱の異なる液滴を高温炉にて加熱し、極細熱電対を液滴内部に挿入し、液滴内部温度履歴を取得した。液滴がガス化するまでの温度の立ち上がり特性を評価した。

アルコール燃料拡散火炎の燃焼特性に関する研究

石渡大司(東海大・院)

地球温暖化が近年問題視され、二酸化炭素排出量の削減が求められている。このことは航空・宇宙推進分野も例外ではない。削減方法として、カーボンニュートラルであるバイオ燃料により化石燃料を代替する手法が注目を集めている。しかしバイオ燃料に関する基礎燃焼研究例は少ない。そこで本研究ではエタノール、メタノールおよびバイオメタノールの層流拡散火炎を対象として調査する。PLIF法によるOHラジカル蛍光強度測定、火炎中のガス分析および火炎温度測定を実施し、詳細化学反応計算結果と比較した。第一報としてエタノールの燃焼特性について報告する。

<第2日目:大会議場>

[極超音速システム]

極超音速旅客機(HST)システム検討状況報告

今村俊介(超音速機T/JAXA)

極超音速機開発計画の最終ゴールとなる極超音速旅客機(HST)のシステム検討状況を報告する。本検討は昨年度より本格的に開始されたものであり、今年度は空力・構造・耐熱・推進・軌道等、各サブシステム領域の解析精度を高めた活動を行ってきた。

極超音速旅客機の熱防護構造

佐藤秀明(早大・基幹理工)

現在、宇宙航空研究開発機構(JAXA)では、マッハ5クラスの極超音速旅客機が研究されている。極超音速旅客機は、東京 ロサンゼルス間を約2時間で運航できるなどの予測がされており、迅速な人や物資の移動が可能になり、国際化社会における迅速な移動というニーズに十分応えられるものである。しかし、極超音速旅客機の実現には技術的課題が多くあり、その中のひとつとして、最高1000度にも達する空力加熱が上げられる。本論文では、このような厳しい空力加熱環境に耐える熱防護構造として、CFRPを主構造とした場合とC/Cコンポジットを主構造とした場合の二つについて比較、検証した。

極超音速機の耐熱冷却検討

小島孝之(ARD/JAXA)

マッハ5で巡航する極超音速旅客機の耐熱冷却検討および耐熱要素実験について報告する。本機は機体構造にCRRPを採用し、外面にセラミックタイルを接着もしくは金属固定することにより耐熱を行う。また、本機は宇宙輸送機ではなく地上間輸送用旅客機を想定しているため、ベイロードは予圧され常温で冷却される。冷熱源は燃料である液体水素を使用する。耐熱、冷却方式の検討を行った結果、耐熱材料の重量は2.5ton、冷却用配管の重量は2.5tonとなり、離陸重量284tonを想定した機体に対し十分に軽量であることが確認できた。また、本研究ではセラミックタイル要素の耐熱実験も実施しており、実験結果についても報告する。

極超音速エンジン実験機の風洞実験および空力性能評価

中谷浩規(東理大・工・院)

JAXAで研究開発が進められている極超音速機用予冷ターボエンジンのマッハ5における飛行実験に用いる実験機(HYTEX)の検討が進められている。これまでの研究では、この実験機が飛行実験の要求仕様を満たすような空力形状の設計および検討が行われてきた。その過程でトリムをとる迎角の変更が必要であることが分かった。本研究では、翼の取付角と機首の傾斜角の変更がトリムをとる迎角への影響を評価するために、JAXA極超音速風洞において実験を実施した。その結果、トリム迎角がおもに機首の傾斜角の影響を受けていることが確認された。また、高揚抗比を得ている迎角でトリムがとれることが確認された。

極超音速実験機のCAOツールを用いた複合領域最適設計

古賀星吾(東大・工・院)

JAXAでは極超音速機のエンジンとして予冷ターボジェットエンジン(PCTJ: Pre-cooled Turbojet)の開発が進んでおり、PCTJを搭載した小型極超音速実験機(HYTEX: Hypersonic Turbojet Experiment)の研究が行われている。本研究ではHYTEXの設計に複合領域最適設計を適用し、形状・重量・空力・推進・軌道といった複数の専門領域において最適化を行っている。その中で縦の静安定・トリム条件に加え、横・方向の安定性を考慮した設計を目指している。またCAO(Computer Aided Optimization)ツールを利用した複合領域最適設計の紹介を行う。

[予冷ターボジェットエンジン]

極超音速ターボジェットエンジンの起動特性

小林弘明(IAT/JAXA)

液体水素を燃料とする極超音速ターボジェットエンジンの、地上静止条件、および高空環境条件における起動特性について報告する。また、液体水素燃料流量制御の高精度化を目指した研究についても報告する。

予冷ターボジェットエンジンのアフターバーナ可視化燃焼試験

西田俊介(東大・工・院)

JAXAで開発が進められている予冷ターボジェットエンジンのアフターバーナは、水素を燃料とした過濃燃焼をするように設計されている。本研究では、このアフターバーナの燃料効率向上のため、東大柏風洞にて約1/10サイズのスケールモデルを用いて燃焼実験を行った。これまでに、燃料噴射形態と燃焼効率の関係を調べてきたが、燃焼振動や保炎、着火などのメカニズムをより詳細に調べるため、新たに燃焼器内を可視化して燃焼試験を行った。その結果、希薄燃焼と過濃燃焼での保炎や着火の様子の違いなどの新たな知見が得られた。

予冷ターボエンジンアフターバーナの当量比がジェット騒音に及ぼす影響

伊集院恭弘(群大・工・学)

予冷ターボジェットエンジンのアフターバーナ当量比が、ジェット騒音に及ぼす影響について実験的検討を行った。スケールの異なるノズル縮小モデルを用い、実機離陸時条件(ノズル圧力比2.7)を模擬し、高周波マイクロフォンを用いてジェット騒音データを取得した。アフターバーナ燃料に水素を用い、その当量比を変化することで全温を変化させ、排気ノズルから放出されるジェット騒音に及ぼす影響を調査した。当量比が希薄となる条件、過濃となる条件について実験を行い、その違いについての検討を行った。

温度ディストーションが小型予冷ターボジェットエンジンの圧縮機に与える影響の評価
丸山謙一郎(東京理科大学・工・院)

JAXAでは、次世代の航空機として極超音速機の研究が行われている。極超音速飛行時の推進系技術課題として、エンジンに流入する高温空気からの熱防護がある。この問題を解決するため、エンジン入口に流入空気を冷却する予冷器を有する予冷ターボジェットエンジンが考案され、各種試験が行われている。これまでの研究から、予冷器下流では冷却時の流れに温度ディストーションが生じることがわかった。冷却空気が圧縮機に流入するため、温度ディストーションが圧縮機に与える影響を調べる必要がある。そこで、2009年に行われた小型予冷ターボジェットエンジン地上燃焼試験において詳しい温度分布の取得とその影響について調査した。

空力タブ噴射条件が超音速ジェット騒音に及ぼす効果
塚本真広(群大・工・学)

空力タブの噴射条件が超音速ジェット騒音に及ぼす効果について、実験的検討を行った。JAXAで開発中の予冷ターボジェットエンジンに採用される矩形プラグノズルの1/100スケール縮小模型を用い、実機離陸時条件(ノズル圧力比2.7)を模擬した実験を行った。高周波マイクロフォンを用いてジェット騒音を取得した。ノズル出口に設置された微小ノズルから主噴流の数%程度の気体を噴出し、主噴流のジェット騒音低減効果を検証した。空力タブと呼ばれるこの手法について、その条件を様々に変化させ、騒音低減効果の最適化を行った。

相変化を伴う水素のボイド率計測に関する研究
渡部将光(早大・基幹理工・学)

JAXA研究開発本部では、マッハ5クラスの極超音速機に適用する事を目標として、極超音速ターボジェットの研究を進めている。現在、液体水素燃料の高精度制御技術に課題を残しており、配管やバルブ内を流れる液体水素の熱流体特性を把握する必要がある。本研究では、そのうち、流体の性状を表す指標であるボイド率を計測することを目的として実験を行なった。静電容量型ボイド率センサーを試作し、防弾ガラス(ユーピロン)製の可視化管の外周に装着し、気相、液相、気液二相、超臨界状態の液体水素について、ボイド率を計測した。また、高速度カメラによる可視化を行ない、比較した。

[パルスデトネーションエンジン]

パルスデトネーションエンジンの推力性能推算に関する研究:外部流れの影響
江連諒介(青学大・理工・学)

収縮膨張型の排気ノズルを有する大気吸い込み式パルスデトネーションエンジン(PDE)の性能について、排気ノズルの外部領域に飛行速度と等しい大気の流れを与え、PDEが実際に飛行している状態を模擬したときの推力性能の数値解析結果を報告する。燃料は水素と空気を想定し、燃料の充填率を変化させた場合や収縮膨張ノズルの膨張率を変化させた場合の推力性能の変化を、外部領域に大気の流れを与えずに計算した推力性能と比較する。

矩形曲管内を伝播する斜めデトネーション波の挙動に関する研究
工藤祐介(筑波大学)

曲管内でのデトネーション波伝播では、デトネーション波の反射・回折・屈折・再開現象が発生し、局所的に極めて高い圧力が生成される可能性がある。その現象の知見を得る事は、例えば推力偏向ノズル、直線型ではない新型形状のPDE等、将来的なデトネーション、PDEの応用を考える上で重要となる。本研究では、矩形断面の曲管内を伝播するデトネーション波を高速度カメラとシャドウグラフ法を用いて可視化、圧力センサーによる圧力計測等によって、曲管内での波の位置、速度を計測し、曲管内を通過するデトネーションの挙動を実験的に調査する事を目的とした。結果として、矩形曲管内を伝播するデトネーション波は、消滅・再開を繰り返しながら伝播する不安定モードと、斜めデトネーションへ遷移し形状維持して角速度一定で通過する安定モードの2種類ある事が判明した。

[ロケット複合サイクル推進系]

JAXAにおけるロケット複合エンジンの研究計画
富岡定毅(KSPC/JAXA)

JAXAでは、ラム・スクラムエンジンにロケットエンジンを組み込んだロケット複合エンジンの研究開発を進めている。飛行実験による技術実証をマイルストーンとした研究計画と研究活動の概要について説明する。

マッハ4飛行条件における複合エンジンラムジェットモード実験結果(速報)
谷 香一郎(KSPC/JAXA)

マッハ4飛行条件における複合エンジンラムジェットモード試験を行い、これまでの結果との比較から、噴射位置の推力変化への見極めを行なった。また出口サンプリングにより、混合状態についての基礎的なデータを取得した。これらの結果について報告する。

高温衝撃風洞におけるロケット複合エンジン実験手法の研究
伊藤勝宏浩(KSPC/JAXA)

高温衝撃風洞はマッハ8以上の条件で複合エンジンの実験が可能な唯一の地上設備であるが、作動時間が数ミリ秒と短いため、エンジンに燃焼ガスを噴射するロケット燃焼器を組み込んだ状態での実験は非常に困難である。したがって高温衝撃風洞において複合エンジンの実験を行うためには、エンジン流路へ噴射するロケット燃焼ガスを何らかの方法で模擬して実験を可能にする必要がある。高温衝撃風洞に同期させてロケット燃焼ガス噴射を模擬する有力な方法としては、瞬間的に高圧燃焼ガスを発生することができるデトネーション管の利用が有力と目される。本研究では、数値解析によってロケット燃焼ガス噴射模擬装置としてのデトネーション管の適用性を検討し、適切な形態・形状および作動特性を把握し、実際に高温衝撃風洞作動に同期させて燃焼ガスの噴射実験を行い、本実験手法の成立性について検証した。

Dual-mode作動時の燃焼器内流れ場の一次元模擬について

富岡定毅 (KSPC/JAXA)

ロケット複合エンジンのシステム検討において、パラメーター設定のために一次元解析は有効である。一方で例えば燃焼器部分の現象を一次元的に模擬するには、ロケット排気と空気流の混合・擬似衝撃波による圧力回復など一次元的に模擬することが難しい部分があり、現象の模擬手法を検討したので報告する。

菱形超音速噴射器を用いたラム・スクラムモード燃焼

富岡定毅 (KSPC/JAXA)

ロケット複合エンジンにおいては、ロケットエンジン部分の搭載、濡れ面積減少による極超音速域での抵抗軽減などの観点から、比較的平方に近い燃焼器断面の使用が想定され、燃料の主流への速やかな貫通・混合が技術的に重要となる。空気流と燃料流の干渉をおさえることで貫通の促進を目指した菱形噴射孔からの超音速噴射方法を、燃焼場に適用した結果を報告する。

【極超音速システム / 飛行試験システム (FTB) の研究開発】

スペースプレーン技術の大気球を利用した超音速飛行実証機の開発

丸 祐介 (ISAS/JAXA)

スペースプレーン技術実証機WGでは、効率的かつ効果的な超音速 / 極超音速飛行実験システムを開発し、これによる飛行実証を重ねることで、スペースプレーンの実現に不可欠な基盤技術を、スペースプレーンのシステムに繋がるかたちで獲得することを目指している。本講演では、大気球からの落下による超音速飛行実験システムの開発状況について報告する。

極超音速旅客機の研究

田口秀之 (APG/JAXA)

太平洋を2時間で横断できる極超音速旅客機の実現を目指して、目標とする機体システムの設計解析を進めている。これまでの解析で、離着陸性能や巡航距離等の要求条件を満たすとともに経済的にも成立する可能性のある機体システムを導出している。また、液体水素燃料を用いた予冷サイクルの極超音速ターボジェット燃焼実験等を進めている。これまで、地上静止状態でのエンジン起動停止シーケンスの確立と基本性能取得を実施した。現在は、マッハ2～5の飛行条件を模擬してエンジン性能を取得するための実験計画を検討している。

ハイブリッドロケットを利用したエジェクタロケットの亜音速飛行実験

植田修一 (JAXA角田)

ロケットとラムジェットを組合せた将来の宇宙輸送システム用エンジンであるロケット複合エンジンの研究では、離陸から超音速までの加速を担当するエジェクタモードの設計が課題となっている。特に、高温のロケット排気により大気を効率的に吸込むエジェクタ機構に関しては、モデル化が不十分であり実環境試験データに基づいた精度の高いモデル構築が急務である。亜・遷音速条件でのエジェクタ特性取得は既存地上試験設備では困難であるため、北海道大学との共同研究により、CAMU型ハイブリッドロケットを利用したエジェクタ特性データ取得のための飛行実験を行った。

極超音速エンジン技術開発のための飛行実験システム (FTB) の研究について

先進的固体ロケットシステム技術実証WG・極超音速エンジンFTB検討サブグループ

JAXA宇宙科学研究本部に設置される先進的固体ロケットシステム実証研究WGは、その活動の中で固体システムの研究で培った技術により将来輸送系研究を加速・推進することを重点目標の一つとしている。極超音速エンジンFTB検討サブグループは、主にJAXA内で研究が進む予冷ターボジェットエンジン、ロケット複合エンジンの実飛行環境における技術実証を目指して本格的な飛行実験システムを提案することを目的として結成された。本講演ではその活動について紹介する。

< 第2日目: 入札室 >

【ハイブリッドロケットの研究】

GAPハイブリッドロケットの研究

野村裕也 (山形大・院)

ハイブリッドロケットが実用化に至らない最大の問題点は燃料後退速度が遅いことである。そのため燃料のガス化が少なく、結果、大推力の発生が困難である。本研究ではこの問題を高エネルギー物質であるGlycidyl Azide Polymer (GAP) を用いて解決しようと試みている。高密度・高エネルギーであり自己発熱分解性を有するGAPに不活性ポリマであるPolyethylene glycol (PEG) を添加することで自燃性を無くし、境界層燃焼型ハイブリッドロケットの固体燃料に用い、燃焼実験を行った。本稿ではこれらの結果について報告する。

GAPガイハイブリッドロケットの制御技術

藤里公司 (東大・工・院)

本研究はガスハイブリッドロケットの推力制御技術の確立を目的としている。従来の固体燃料を用いた可変推力型ロケットモータでは実現できる推力パターンに制限があった。そこで今回我々は、次期ロケット用固体燃料として期待されるGlycidyl Azide Polymer (GAP) とガス酸素を用いたガスハイブリッドロケットのテストモータによる推力制御実験を行った。その結果、固体燃料を用いた広範囲かつ正確なスロットリングが可能であることが明らかとなったのでこれについて報告する。

ガスハイブリッドロケットのガスジェネレータ内に添加する金属粒子の着火特性 Mg・Zr粒子
松本幸太郎(日大・理工・学)

従来型ハイブリッドロケットに比べてガスハイブリッドロケットは燃焼効率が高く燃料残渣が少ないという利点がある。我々は燃料にGAP(グリンジルアジ化ポリマー)、酸化剤にN₂O(亜酸化窒素)を選定した。ガスハイブリッドロケットの問題点の一つに液体酸化剤を用いることから酸化剤流量を増すと二次燃焼室内で可燃性ガス温度が低下するため着火が困難になり燃焼性能が低下することがある。着火を促進させる方法としてガスジェネレータ内にMg(マグネシウム)やZr(ジルコニウム)等、着火性が良く燃焼熱が大きい金属粒子を添加することが挙げられる。そこでMg, Zr粒子のN₂O雰囲気中での着火遅れ時間を求めた。

【ハイブリッドロケットの研究】

酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの燃料後退速度の特徴
坂本正文(首都大)

酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの燃料後退速度を、PMMAとPPの2種類の燃料に対してグレイン長さ・酸化剤質量流束・燃焼室圧・燃焼時間を広範囲に変えて測定し、その特性や特徴を調べた。その結果どちらの燃料でも旋回場であっても燃料後退速度は、旋回がないハイブリッドロケットエンジンと同様に酸化剤質量流束のnに比例すること、ただし測定されたnの値から、PMMAは拡散律速燃焼過程、PPは不均一反応律速燃焼過程であることが推測された。さらにPMMAはグレイン先端部を除いて一様な局所燃料後退速度分布を持つものに対して、PPは極大値を持つことがわかった。これらの特徴は、実験条件によって変わらなかった。

酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンのC*効率の評価と燃料による違い

瀬崎千夏(首都大)

C*は、壁で測定された燃焼室圧を使って一様な圧力場の場合に導出され、燃焼室からノズルスロートまでの反応状態を評価するパラメータである。C*効率は、等しい推進剤質量流量条件下で、燃焼室内圧力の、一様を仮定した理論値に対する壁面で測定した実験値の比として求められる。旋回流型ハイブリッドロケットエンジンの燃焼時には、燃焼室壁面圧力は中心軸上の圧力よりも高くなる結果、C*効率が1.0を超える結果も得られた。旋回流燃焼場のC*効率を精度良く評価するため、比推力効率の利用を提案し、ノズルが適性膨張する燃焼時には、比推力効率を使ってC*効率を正しく評価できることを示した。また燃料によるC*効率の違いを測定した。

酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットエンジンにおけるインジェクター軸方向位置の変化による影響

本江幹朗(東海大・工・院)、湯浅三郎(首都大)、平岡克己(東海大)、嶋田徹(ISAS/JAXA)

本研究の目的は酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットエンジン内の流れ場を予測し、最適な酸化剤流入条件等の実設計に有用な知見を得ることである。そのための手段としてRANS方程式を支配方程式とし乱流モデルにk- ω モデルを用いた3次元数値流体解析を行っている。現状では燃焼や燃料からの質量付加を考慮せず酸化剤の代わりとして空気を燃焼室内に旋回流入させる条件でのシミュレートを実施している。本公演では、酸化剤の流入位置を燃焼室の前方(ノズル側)に設定した場合と後方(ノズルインレット側)に設定した場合の2ケースに対し解析を行い両者の壁面に対する熱伝達率の差異を熱伝導係数によって比較した結果を発表する。

多断面旋回流方式によるハイブリッドロケットの燃焼改善に関する研究

麻生 茂(九大工)

多断面旋回流方式によるハイブリッドロケットの燃焼改善に関する研究について最新の成果を発表する。多断面旋回流方式はハイブリッドロケットの弱点である燃料後退速度が少ないという課題を克服する方法として期待されている。発表では、酸素ガスの供給量を計量し、燃料後退速度、推力を測定することにより、多断面旋回流方式の効果を明らかにする。

ハイブリッドロケットエンジン用低コスト燃料の開発

青木晶世

筆者らは再使用型ハイブリッドロケットエンジンの研究に取り組んでいる。ある仮定のもと運用コストを算出すると推進薬コストが2/3を占める為、推進薬の低コスト化が重要である。そこで低コストプラスチック粒や液状樹脂を用いた低コスト燃料開発を行う事とした。密度や比推力、流通性、コストから材料候補を選び、製造性を確認し、プラスチック粒としてはポリスチレンを選択した。液状樹脂についてはHTPE、汎用HTPB、熱可塑性エラストマを用いる事とした。これらから6種の燃料を作製し、サブスケールエンジンにてGOXを酸化剤として燃焼試験を実施し、着火・燃焼特性を確認した。特に熱可塑性エラストマは燃焼速度が高かった。

【ハイブリッドロケットの研究】

燃料後退速度の依存特性を考慮したハイブリッドロケット定常燃焼解析

船見祐揮(東大・工・院)

ハイブリッドロケットは高い安全性から将来の宇宙輸送機として注目される一方で、未解決の課題も残されている。本研究では燃焼不安定などの非定常現象に着目し、その解析の初期段階として定常解析を行う。解析に用いる基礎式として流体の保存式に加えて混合分率の保存式を用いる。これらを解くにはまず燃料後退速度を決める必要があり、そのために燃料表面での熱収支を考える。熱フィードバックの評価は圧力依存モデルと質量流束依存モデルにより行う。二通りの方法で評価するのは、ハイブリッドロケットの作動条件により後退速度の振舞が変わるからである。以上によりモデル化した方程式系を有限体積法により離散化して計算した結果を考察する。

反応進行度を考慮した平板層流境界層内拡散火炎の数値解析
石向桂一 (ISAS/JAXA)

本研究は、ハイブリッドロケット燃焼機内流れ場を数値的に再現し、燃料表面における乱流境界層内での拡散燃焼の詳細なメカニズムを明確にすることを最終目的とする。本講演では、基盤となる燃焼流解析コードを構築し、二次元平板層流境界層内におけるメタン-空気拡散火炎の数値解析を行う。燃焼モデルには、化学反応の進行度を考慮したモデルであるHyperbolic Tangent Approximationモデルを用いた計算を実施し、拡散即燃焼を仮定したモデルであるFlame Sheetモデルを用いた計算結果と比較する。また、計算結果の検証として、HiranoとKannoの実験結果との比較も行う。

ハイブリッドロケットの振動燃焼に関する研究

森田貴和(東海大・工)

運動量輸送と熱輸送のアナロジーに基づいてハイブリッドロケット燃料の燃焼応答関数、燃料後退速度に関して解析を行なった。また同燃焼応答関数を利用したハイブリッドロケットの線形安定解析、さらにノズルを一時的に一部閉塞した場合に対する過渡応答波形についても数値的に求めた。加えて振動燃焼実験へ向けてワックス燃料の特性データを取得し、成型性の良いワックス燃料硬化法の確立を目指す試みを紹介する。

【ハイブリッドロケットの応用と設計】

小型有翼ロケット実験機用2500N級CAMUI型ハイブリッドロケットの開発

脇田督司(北大)

総重量50 kgの有翼実験機を高度1.5~2 kmに到達させることを目的として、推力2500 N級のCAMUI型ハイブリッドロケットを開発した。燃料に高密度ポリエチレン、酸化剤に液体酸素を使用する。推力計により計測した推力履歴から算出した総力積は13.2 kNs、これと推進剤総消費量から算出した平均比推力は254秒であった。燃焼室圧力と推力から算出された推力係数は、理論値とほぼ一致した。

ハイブリッドエンジン将来構想:大型ロケットブースタへの適用について

福地亜宝郎(IA)

近年、ハイブリッドエンジンを利用した民間弾道有人宇宙旅行実証、小型ロケット打上など、アプリケーションの可能性が広がつつある。一方、日本において打上機体を大型化する場合、固体ロケットブースタは、現状の射場、製造設備や輸送、組立方法を考慮すると現実的な大型化の限界が考えられる。その解決の一方策として、筆者らはハイブリッドエンジンの利点を再整理し、ハイブリッドエンジンによる大型ブースタの適用とアプリケーションを検討した。ハイブリッドエンジン大型化の課題として、大推力を達成するための燃料およびグレイン形状の検討、LOXを供給系とサイクル等が上げられる。これらの一次検討を行い、開発要素を抽出する。

ハイブリッドロケットエンジンの概念設計最適化

小杉幸寛(首都大)、大山聖、藤井孝藏 (ISAS/JAXA)、金崎雅博(首都大)

ハイブリッドロケットエンジン(以下HRE)は、本質的にO/Fが時間変動するためエンジン性能の時間変動が起こるという特徴を持つ。これは、ポート半径や燃料長さ等の時間変動があるパラメータによって、エンジン性能を決定する指標である燃料後退速度が定義されるためである。また、燃焼室の大きさはポート半径や燃料長さにより決定されるためエンジン全体の大きさや構造重量にも影響を及ぼす。故に、HREを設計するにはエンジンの性能と構造の異なる分野を融合しながら設計する必要がある。そこで、本研究ではエンジン性能と構造重量の多分野における推算を統合したHREの概念検討手法の構築と、遺伝的アルゴリズムを用いた最適化への指針を提示する。