

<第1日目>

【大気吸込み式推進 (PDE)】

STCP-2010-001	回転バルブを用いた高周波数作動パルスデトネーションエンジンに関する研究 笠原次郎(筑波大・シス情)
	回転バルブを用いたパルスデトネーションエンジンの推力性能に関する研究を行った。円筒爆轟管同軸回転バルブを用いると、パルスデトネーション作動は安定に行われ、エンジンは最高160Hzで作動した。本研究から、燃料酸化剤混合気充填距離とDDT距離との比が推力に大きな影響を及ぼすことを明らかにした。また、高速度カメラを用いた可視化実験を行い、連続作動時における燃料酸化剤供給過程、デトネーション波の開始過程、パージ過程を詳細に分析し、より高周波数・高推力化のための知見を得た。

STCP-2010-002	ローテーティングデトネーションエンジンと既存エンジンとの比較 上村悠歩(青学・理工・学)
	デトネーションを利用することで高い熱力学的効率を可能にするデトネーションエンジンが、近年、注目を浴びている。ロケットなどの推進装置として、実用化に向けていくつかのデトネーションエンジンのコンセプトが提案されている。そこで、連続的に燃料を流入させデトネーションを持続させるローテーティングデトネーションエンジン(RDE)とPDEや他のエンジン(ロケットなど)との特性を数値解析も踏まえた上で詳細に比較する。これらの性能比較により、研究段階であるRDEの利点・問題点を検討し、今後の可能性を探る。

STCP-2010-003	大気吸込式電磁デトネーションエンジン「マイクロ波ロケット」の作動原理と大量物資輸送機としての展望 山口敏和(東大・新領域・院)
	大気吸込式電磁デトネーションエンジン「マイクロ波ロケット」は、機体外部からのマイクロ波ビーム照射によりエネルギーを投入し、パルスデトネーション機構により推力を得る機関である。マイクロ波放電によるプラズマの電離波面と衝撃波面とで構成されるデトネーション波を用いる点以外は、PDEに似た要素を持つ。この機関は地上に繰り返し使用する高価な設備を残し、構造が簡素で安価な機体を使い捨てることで、宇宙空間への低コスト大量物資輸送機としての利用が期待される。大気吸込式とすることで飛躍的なペイロード比の向上も想定され、吸込部構造の検討を行った。実証へ向けた要素実験結果と大量物資輸送機としての展望について議論する。

【大気吸込み式推進 (RBCC)】

STCP-2010-004	JAXAにおけるRBCC研究開発の現状と計画 平岩徹夫(角田/JAXA)
	JAXA角田で進行中の、RBCC(ロケットベースの複合サイクルエンジン)研究開発の現状と、現在策定中の将来構想や計画について報告する。

STCP-2010-005	RBCCエンジンのデュアルモード作動時における燃料の混合に関する研究 永富文也(東北大・工・院)
	加速機へRBCCエンジンを適用する場合、中速域では所謂dual-mode作動をさせてエンジン拡大部内の広い領域の圧力を高めることで、推力レベルと確保することが重要になる。このエンジンを含む輸送系のシステム解析を行うには、上記の過程を含めたエンジン内流れの一次元解析が、パラメータを短時間に振ることが出来、有用である。これ迄一次元のシステム解析を行って、供試エンジン模型実験の結果と比較したところ、解析ではエンジン内の圧力を過大評価することが分かった。原因の一つは、エンジン内での混合効率の過大評価であり、扁平流路を前提とする過去の実験式に改良を加える必要が有る。本研究では、想定される正方形に近い断面のdual-mode燃焼器内での混合過程を、実験的に調べたので報告する。

STCP-2010-006	補助噴射によるRBCC燃焼器の燃焼促進 小林諒平(東北大・工・院)
	加速機へRBCCエンジンを適用する場合、高速域では加速性能を維持して有効比推力を稼ぐために、内蔵ロケットエンジンを高出力で運転しつつ、吸い込み空気を超音速燃焼させることで比推力向上も達成することが重要となる。推力発生を重視して、超音速用の燃料もロケット排気に含める作動方法を、M9~11域での作動実験を高温衝撃風洞において実施したところ、ロケット排気中の未燃水素の燃焼を達成することが出来なかった。要素実験において、超音速燃焼用燃料の一部を別途補助的に噴射することで、ロケット排気中の燃料の燃焼も促進することを試みたので、報告する。

STCP-2010-007	RBCCエンジンのシステム解析の現状について 久保貴裕(東北大・工・院)
	単段式の加速機へRBCCエンジンを適用する場合、最終加速ではRBCCの空気流路は内蔵ロケットエンジンの外部ノズルとして作動する。同部分は空気流路ノズルとして作動するように設計されていて、ノズル形状として最適とは言えない。本研究では、現在JAXAにて実験中の供試エンジン模型を縮尺した小型模型を用い、不活性ガスを噴射して空気流がない状態で外部環境圧とロケット燃焼器圧の比を変え、ノズルとしての性能を評価した。またノズル性能を向上させる形状案の検証も行ったので、報告する。

STCP-2010-008	RBCCエンジンのシステム解析の現状について 富岡定毅(角田/JAXA)
	RBCC実現に向けて、TSTOなど機体構成、運用を考えたエンジンシステムの検討を進めている。これまでの要素試験結果を用いてシステム解析の高度化が進んでいるので、現在までの結果について報告する。

【大気吸込み式推進】

STCP-2010-009	極低温二相流を対象としたボイド率計測に関する研究 平山歩(早大・基幹理工)
	本講演では、極低温二相流を対象としたボイド率計測に関する実験結果を報告する。極超音速ターボジェットエンジンの起動時において、燃料である液体水素が配管等の熱容量により相変化を起こすため、流量制御が難しいという問題がある。そこで、本研究では、配管内のボイド率を計測し、流動様式を把握する方法を構築することを目的としている。まず、液相と気相の比誘電率の違いを利用した静電容量型ボイド率計を開発し、水ノズル空気および液体窒素を用いた実験によって実証する。それと同時に、高速度カメラを用いた画像撮影から、ボイド率や流速を算出し、静電容量型ボイド率計と比較を行う。

STCP-2010-010	アフターバーナ当量比および断面温度分布が矩形プラグノズルからのジェット騒音に及ぼす影響 伊集院恭弘(群大・工・院)
	ノズルスケールと当量比が矩形プラグノズルからの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。ノズルスケールが1.0 %と2.4 %の矩形プラグノズル模型を用い、放出されるジェット騒音を高周波マイクロフォンで計測した。2.4 %スケールノズルには、蓄熱体による空気加熱器と水素を燃料としたアフターバーナを備えている。圧力比は実機離陸時を模擬し3.0とした。当量比を変化させることで、全温を290 Kから1700 Kまで変化させた。流路内に6本の熱電対を挿入し、断面温度分布を計測した。計測された騒音スペクトルを、計測距離20 m、ノズル断面積1 m ² 、ジェット速度340 m/sに補正し、無次元騒音スペクトルを構築した。

STCP-2010-011	ダクトドロケットにおける高温金属粒子による火災の発生条件 上坂彩(日大・理工・学)
	ダクトドロケットの2次燃焼器内において火災は困難であることが知られている。金属粒子を添加したガス発生剤を1次燃焼器で燃焼することで、加熱された金属粒子は2次燃焼器へ共に噴出される可燃性ガスを加熱する熱源となり、火災を発生させることが可能であると考えられる。本研究では、高温の金属粒子による火災の発生条件を求め、熱線を用いて金属粒子を模擬した。マイクロスラストのノズルより、可燃性ガスを本数や距離、温度を変化させた熱線に向かって噴出させ、火災の発生を確認した。その結果と数値解析の結果を比較した。

【次世代輸送システムの研究（再使用観測ロケット）】

STCP-2010-012	再使用観測ロケットについて 小川博之(ISAS/JAXA)
	再使用観測ロケットの現状について報告する。再使用観測ロケットは観測ロケット運用コストの大幅削減や飛行機会の利用活性化など観測ロケットの革新を目指し、質的に異なる実験機会を提供するものである。地球大気、環境観測、微小重力実験にもたらず新展開や、システム設計方針、運用計画について示し、これまでのシステム検討結果と今後の計画について報告する。

STCP-2010-013	再使用観測ロケット機体システムに関する技術実証 野中聡(ISAS/JAXA)
	再使用観測ロケットは、1. 繰り返し飛行運用、2. 帰還飛行とエンジン再着火による着陸、3. 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。再使用観測ロケット機体システムの開発において、運用システムの基本設計スタート時点で技術開発上大きなリスクが残らないよう、リスクの大きな技術課題を抽出し、それらの解消のための技術実証をおこなう。

STCP-2010-014	再使用高頻度宇宙輸送システムの研究 野中聡 (ISAS/JAXA)
	宇宙輸送システムの究極のゴールであるSSTOによる高頻度大量宇宙輸送を目指した研究の一環として、航空機的に繰り返し飛行が可能なシステムに必要な技術について研究開発を行う。具体的には、再使用のメリットを最も活かすことができる高頻度運用(1日複数回)を目指して、水素を安全に取り扱い、高効率(小人数、短時間)・超低コストを目指した地上運用手法と機体システムの知能化についての研究を行う。システムレベルでの実験運用を通じて技術課題の抽出と将来の本格的な高頻度運用システムの設計に必要な基礎データおよび来るべき水素社会に活かすことができる経験の蓄積を目指す。さらに機体軽量化やエンジン高性能化などSSTOの実現に欠かせないシステム高性能化のための基礎的な要素技術研究を行う。

STCP-2010-015	再使用観測ロケットエンジンに関する技術実証 木村俊哉(JAXA/角田)
	再使用観測ロケットの運用のために不可欠な再使用ロケットエンジンの技術実証に着手した。エンジンには、再使用性、高頻度の運用、垂直離着陸やアボートを考慮したスロットリング作動、不具合を検知し不調なエンジンを早期に停止するためのヘルスマニタリングなどの諸機能が要求される。これらの諸機能実現のための技術実証計画とこれまでにを行った検討作業の進捗状況について報告する。

STCP-2010-016	LH2/LOX再使用型ロケットの迅速な繰り返し飛行に向けた運用について 八木下剛 (ISAS/JAXA)
	JAXA宇宙科学研究本部では、航空機のように繰り返し飛行可能な高頻度大量宇宙輸送システムを目指した研究開発を行っている。高頻度輸送実現に向けては、エンジンの高性能化や機体の軽量化などの性能面の向上、またロバストで故障許容のシステムの構築が求められる。また一方で、アビオニクスの高機能化や効率的な地上運用あるいは大量の水素を安全に取り扱う技術の成熟等により、大幅な時間・人員・コストの削減を図り、安全かつ迅速な運用法の確立が必要となる。本発表では特に後者に着目し、LH2/LOX再使用型ロケットの迅速な繰り返し飛行に向けた運用について述べる。

【次世代輸送システムの研究 (サブスケール飛行実験)】

STCP-2010-017	大学でできる再使用型ロケット実験(その4) 米本浩一(九工大)
	九州工業大学では、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きた。航法誘導制御システム、推進システム、回収システムや複合材構造設計技術等の個別要素研究を進める一方、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。2010年からは、北海道大学、防衛大学大学校およびJAXA宇宙輸送ミッション本部や航空宇宙機メーカー等と連携して、ハイブリッドロケットを利用し、さらに高々度飛行を目指す有翼ロケット実験機の開発を進めている。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、そして将来計画について報告する。

STCP-2010-018	双胴型飛行実験機を用いた将来輸送系の要素技術研究について 和田英一(宇宙輸送ミッション本部/JAXA)
	将来宇宙輸送系のひとつの姿として、有翼型宇宙往還機や空中発射システムなど、航空技術とロケット技術との融合形態が挙げられる。これらの、特に大気が存在するフェーズの技術検討は、数値解析もしくは風洞試験が一般的であるが、無線操縦機(ラジコン飛行機)を活用したフライト試験は、比較的手軽に、なおかつ運用実環境に近い検証方法となり得る。また、昨今目覚ましい技術革新を果たしているUAV(自律無人航空機)技術を適用することにより、容易にUAV化することができる。本報告では、その先駆けとして、子機懸吊型の空中発射システムの技術要素試験を実施するための双胴型試験機体の製作過程と、そのフライト試験から得られた知見・今後の課題を示す。

STCP-2010-019	ハイブリッドロケット搭載高速走行軌道実験設備 中田大将(室工大)
	高速走行軌道実験設備(rocket sled)はレール上を台車が滑走するシステムで、回収等の心配をすることなく地上において安全・確実に高速飛翔体の空力特性を取得することが出来る。米国では軍用にマッハ10程度までのものが存在し、一般に多段式固体ロケットによって加速される。室蘭工業大学では、より低運用コストで、各種研究用途に用いることの出来るマッハ2程度のシステムの敷設を進めている。手始めにN2O酸化剤ハイブリッドロケットを採用したシステムを構築し初走行を行った。これまでの経緯と、今後の技術課題・展望について述べる。

STCP-2010-020	遷音速領域におけるADSの計測特性に関する研究 飯村拓哉(室工大)
	室蘭工業大学では小型無人超音機の開発を進めており、先日飛行試験を行った亜音速型プロトタイプ(M=0.3以下)には対気情報取得のためにエア・データ・センサ・システム(ADS)が搭載された。本研究では遷音速領域におけるADSのデータベース構築を目的として風洞試験を実施し、ADSの位置誤差、ADS先端の半頂角による計測特性についての考察を行った。半頂角16degと40degを比較した結果、姿勢計測では半頂角40deg、マッハ数計測では半頂角16degがそれぞれ有利であるが、M=1.0付近では計測感度が悪くなることがわかった。また、位置誤差の影響は今回の試験範囲では小さいことがわかった。

【極超音速システム / 飛行試験システム (FTB) の研究開発】

STCP-2010-021	極超音速旅客機に適用する要素技術の研究状況 田口秀之 (APG/JAXA)
	マッハ5クラスの極超音速旅客機の実現を目指して、要素技術の研究を進めた。空力技術については、極超音速で成立する形状について低速風洞実験で離着陸性能評価を行った。熱構造技術については、アフターバーナ下流の熱流束に耐える遮熱材料の評価試験を行った。推進技術については、極超音速ターボジェットエンジンの超音速性能実験を実施するとともに、アフターバーナ要素実験や極低温流動特性実験を進めた。また、これらの研究成果を踏まえて、マッハ5飛行に必要な要素技術を実環境で実証するフリージェット風洞実験、および極超音速飛行実験の計画を検討した。

STCP-2010-022	最適設計手法による極超音速飛行実験機システム構想の検討 森本明 (東大・工・院)
	現在、JAXA では太平洋を2時間で横断するマッハ5クラスの極超音速実験機の実証を目標として研究が進められている。この極超音速機を実現するエンジンとして予冷ターボジェットが考案され、地上燃焼試験においてその作動が実証されている。本研究では、マッハ4以上の極超音速の飛行環境における小型予冷ターボジェットの作動データを取得するための実験機システムの検討を行う。実験機システムとして、地上からロケットによる打上げを行う方式と、大気球により高高度まで上昇させた後ロケットブースタにより加速を行う方式の二つを想定し、それぞれのケースについて降下軌道の最適化計算を行い、その実現性について検討を行った。

STCP-2010-023	極超音速ターボジェット実験機の空力形状の検討 中谷浩規 (東理大・院)
	JAXAにおいて極超音速ターボジェット実験機 (HYTEX) の検討が進められている。この実験機は、極超音速機用予冷ターボエンジンのマッハ5飛行実証に使用される予定である。極超音速機の空力における課題は、揚力の増加と抗力の低減である。HYTEXは、主に胴体で揚力と抗力が発生している。よって胴体形状を変更することにより空力性能が改善されると考えられる。本研究では、胴体形状が空力性能および機体周囲流に与える影響の評価を目的とし、風洞実験を実施した。その結果、機体形状により渦の発生箇所や大きさが大きく変わることが確認された。また、胴体正面形状を変更することにより抗力を低減できる可能性を確認した。

STCP-2010-024	極超音速エンジン向けFTBにおけるRBCC作動モード切替実証試験の検討 富岡定毅 (JAXA宇宙輸送ミッション本部)
	RBCCエンジン実現のために実証すべき項目に、内蔵ロケットエンジンの作動条件変化に伴う空気利用部分の燃焼制御が挙げられる。飛行実験では作動時間は短く、搭載容量に限りがあるため、模擬すべき条件を絞る必要が有る。本研究では、実証内容と模擬すべき条件について検討した結果を発表する。

STCP-2010-025	フライングテストベッドとしての小型超音速飛行実験機の設計、およびプロトタイプを試作と試験飛行 溝端一秀 (室蘭工大)
	大気中を高速度で飛行するための基盤技術の飛行実証を目的として、フライングテストベッドとして小型超音速飛行実験機の構築を進めている。5種類の空力形状を提案し、風試によってその空力特性を評価した結果、十分な加速上昇性能が期待できる双発形状を選定した。その主翼は、ダイヤモンド翼型、クランクアロー形状、高翼形態、ならびに1°の上反角を有する。機体寸法は、全長3.1m、翼幅1.6m、翼面積1.0m ² である。その亜音速飛行特性を検証するために、同一形状・同一寸法のプロトタイプ実験機を製作し、2010年8月に無線操縦による飛行試験を実施した。概ね良好な飛行性能が示された。

【ハイブリッドロケットの実験研究】

STCP-2010-026	酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンにおける局所燃料後退速度の挙動について 瀬崎千夏 (首都大学東京院)
	酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンは旋回流の影響により、燃料後退速度が燃料グレイン軸方向に分布を持つため、エンジン設計の際に局所燃料後退速度の把握が重要となる。そこで、局所燃料後退速度の測定を行ったところ、グレイン後方では燃焼時間の増加と共に局所燃料後退速度が低下したのに対し、グレイン前縁部では燃焼時間に対し一定であった。この原因を解明するために、局所燃料後退速度の挙動について検討を行った。

STCP-2010-027	酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジン燃焼室内火災の挙動の把握 井出達也 (首都大・院)
	酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの燃焼室内の燃焼挙動を把握するために、前縁部側から直接観察できるように、前縁部に石英ガラスを設けたハイブリッドロケットエンジンを製作した。燃料にPPグレインとPMMAグレインを用い、酸化剤を旋回流と無旋回流の条件で燃焼実験を行った。PP、PMMAグレインの両方共に酸素流の旋回の遠心力によって、火炎が燃料表面近傍に形成され、その結果として燃料後退速度を増大させていることが分かった。またPMMAの火炎は、PPの火炎よりも燃料表面近傍に形成されることが分かった。

STCP-2010-028	CAMUI型ハイブリッドロケットの燃料後退特性に及ぼすレイノルズ数の影響 永田晴紀(北大)
	著者らはこれまで、衝突熱伝達を利用して推力を向上させるCAMUI型ハイブリッドロケットの燃料後退特性を調べてきた。これまでの研究で、モータのスケールにより流量密度への依存性を示す指数が異なるという結果が得られている。本研究では、レイノルズ数域が流量密度の指数に及ぼす影響について実験的に調べ、考察する。
STCP-2010-029	多断面旋回流方式によるハイブリッドロケットの燃料後退速度及び燃焼効率向上に関する研究 麻生 茂(九大工)
	低コストの小型人工衛星を打ち上げるためのハイブリッドロケットシステムの開発が必要である。このため、できるだけ高性能のハイブリッドロケットエンジンの開発が急務である。エンジン性能はいかに多くの酸素を燃料の表面に供給するかにかかっている。著者らは、多断面旋回流方式により高い燃料後退速度と燃焼効率を上げるための研究を行っており、その成果について発表する。
STCP-2010-030	GAPを用いたハイブリッドロケットの研究-境界層燃焼型ハイブリッドロケット- 岩崎慎太郎(東大・工・院)
	本研究では、従来の固体ロケットに代わる新たな宇宙ロケット推進装置としてGlycidyl Azide Polymer(GAP)を固体燃料とした境界層燃焼型ハイブリッドロケットの開発を目的としている。本研究ではこれまで明らかになったGAP燃焼特性および新たに超音波を用いた燃焼速度測定確立、結果について報告する。
STCP-2010-031	WAX系ハイブリッドロケットにおける燃焼効率改善に関する研究 石黒隆史(東海大・工・院)
	ハイブリッドロケットが実用化に至っていない最大の要因は燃料後退速度が遅いことであり、東海大では後退速度改善のために他の燃料に比べ、後退速度が3～5倍ほど大きいWAX系燃料の研究を行ってきた。WAX系燃料を採用した際、燃料がガス化せず液滴または液状で供給されるため燃焼効率が悪い。燃焼効率改善のためには供給された燃料と酸化剤をすばやく攪拌、反応させてやる必要があり、当研究室では燃焼室に多孔円板を設けことで燃焼効率の改善を図ろうとしている。また、酸化剤に旋回流を加えることで後退速度が増大することが近年の研究でわかっているが、我々は酸化剤旋回流が燃焼効率に対しても有効であると考え、その効果実証をおこなった。
【ハイブリッドロケットの実験研究】	
STCP-2010-032	酸化剤旋回流を用いたワックス燃料の後退速度に関する研究 彦根智(東海大学)
	ハイブリッドロケットは、その安全性や低価格、低環境付加の利点が注目され古くから実用化が期待されているロケットエンジンである。しかしながら、後退速度や燃焼効率の点において固体ロケットや液体ロケットに劣っているため、実用化に至った例は少ない。この低後退速度を改善するために、国内外で様々な活動が行われてきた。特にワックス燃料はHTPBよりも3～4倍の後退速度になることがわかっている。しかし、実用化には後退速度をさらに高める必要がある。そこで本研究では、ワックス燃料と軸流方向の成分を持たせたスワール数18.4のインジェクタを用いて燃焼実験を行った。また、燃料にPMMAを用いて旋回の状態を可視化した。
STCP-2010-033	低融点熱可塑性樹脂(LTP)燃料の機械的物性 和田 豊(秋田大学)
	本研究は低融点かつ機械的物性に優れた熱可塑性樹脂(Low melting ThermoPlastic:LTP)をハイブリッドロケット用燃料に適用することを目的とする。数種類のLTP系燃料について理論性能計算の推算と、燃料後退速度の測定を実施し、従来の熱硬化性樹脂と比較して高い比推力と燃料後退速度を有していることが明らかとなった。しかしながら、燃料の機械的物性についての評価は行われておらず、そもそもハイブリッドロケット用燃料に適した機械的物性についての議論はあまりなされていない。そこで本発表では、ハイブリッドロケット用燃料に必要な機械的物性の調査とLTP系燃料の機械的物性を実験的に測定した成果について発表する。
STCP-2010-034	AP添加ガスハイブリッドロケットの着火特性 松本幸太郎(日大・理工・院)
	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(グリシジルアジ化ポリマー)、酸化剤にN ₂ O(亜酸化窒素)を選定した。GAPの利点として、単体で高密度であり、自燃性を有することが挙げられる。しかし、GAPの生成物には炭素C(solid)が多量に含まれる。この固体成分を減少させる手段として、AP等の酸化剤をガスジェネレータに添加する方法が挙げられる。理論計算よりGAPガスジェネレータにAP(過塩素酸アンモニウム)を添加することでC(solid)が減少し、COやH ₂ 等のガス成分が増加することがわかる。そこで、本研究ではGAPにAPを添加したガスジェネレータを用いて実験を行った。

【ハイブリッドロケットのシステムと内部流評価】

STCP-2010-035	再使用型ハイブリッドロケットエンジンの環境およびコスト優位性 青木晶世 (IA)
	ハイブリッドロケットは安全、低コスト、環境低負荷という利点があると報告されている。しかし、例えばCO ₂ 排出量を定量的に評価したレポートはほとんどない。そこで著者らはハイブリッドロケットの利点を確認するため主要なロケットエンジン推進薬のCO ₂ 排出量について調べ、ハイブリッドは固体推進薬やLOX/LH ₂ と比較して非常にCO ₂ 排出量が小さいことがわかった。またスペースシップツーによる宇宙旅行に見られるように100kN級エンジンのマーケットが確立しつつある。そこで100kN級エンジンを目標とした場合の燃料の低コスト化の取り組みについて報告する。

STCP-2010-036	遺伝的アルゴリズムによる超小型衛星打ち上げ用の3段式ハイブリッドロケットの多分野融合設計探査 北川洋介(首都大)
	ハイブリッドロケットの実用化に向けて、主な欠点である燃料後退速度の遅さを改善するために、燃料にWAXやGAPを用いたり、酸化剤を旋回させて燃料後退速度を上げる燃焼方式が提案されている。これらの燃焼方式において最適な燃焼過程や形状に関する知識を得る事が出来れば、小型衛星の軌道投入用ロケットとして、運用の幅を広げるなどの期待が出来る。そこで本研究ではこれらの燃焼方式に対して、太陽同期遷移軌道に超小型衛星を打ち上げるための3段式ハイブリッドロケットの概念設計を行う。最適化手法として遺伝的アルゴリズムを用いて大域解を得て、データマイニングにより各燃焼方式の設計知識を獲得する。

STCP-2010-037	液体酸化剤の燃焼時間遅れに起因する小型ハイブリッドロケットの低周波燃焼不安定 森田貴和(東海大)
	液体酸化剤を使用する小型ハイブリッドロケットに生じる低周波燃焼不安定について、バルクモード下での単純理論に基づく解析を行った。具体的には、燃焼室内の温度変動に対して等温変化およびポリトロップ変化を仮定し、安定限界線図ならびに中立安定時の振動周波数を求めた。これに対して液体酸素旋回型ハイブリッドロケットの実験結果と比較・考察を行った。加えて、液体ロケットの低周波燃焼不安定の解析で用いられている燃焼室内の温度変動を特性排気速度の変動として表す方法でも同様の評価を行った。

STCP-2010-038	酸化剤旋回流型ハイブリッドロケット燃焼室内における非燃焼流れ場の検証 本江幹朗(東大・工・院)
	ハイブリッドロケットエンジンが本来持つ能力を十分に発揮させるため、酸化剤を軸方向に旋回させる酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットエンジンが考案され実験においてその効果が実証されている。本研究の最終目的はこの型式のエンジンに対する実用性を持つ数値解析コードの開発である。しかし、同型式の燃焼室に対するシミュレーションによる流れ場の解析結果は十分検証されているとはいえない。よって本講演では初期段階として非燃焼場のシミュレーションを行い、それを実験結果と比較して検証する。

STCP-2010-039	ハイブリッドロケット内部弾道特性評価技術の発展経緯と課題 船見祐揮(東大・工・院)
	ハイブリッドロケットを設計するにあたって、ロケットの性能や燃焼の安定性に関わる燃焼器内圧力の時間変動について把握することは非常に重要である。燃焼器内圧力の時間変動に関わる現象は様々であり、例えば、燃焼に伴うグレインポート形状の変化、流体不安定と音響振動の共鳴、DCシフトなどが挙げられる。ここではこれらの燃焼器内圧力の時間変動現象における特性を総称して内部弾道特性と呼ぶが、この内部弾道特性については多くの研究者によって実験的あるいは数値的に調査・研究されている。そこで、AIAAの文献を中心に調査を行ない、ハイブリッドロケット内部弾道特性の研究動向について整理・分析して、その結果について報告する。

【次世代輸送システムの研究 (要素技術・惑星探査・将来システム)】

STCP-2010-040	ロケットアピオニクスの小型・軽量・低コスト化への取り組み 織部杏子 (IA)
	小型で低コストの衛星打上ロケットを実現するために、アピオニクスの小型・低コスト化が必要である。MI等の認定品以外の部品を使用することで低コスト化を実現できるが、同時に、従来の信頼性評価手法では故障率増加の問題にぶつかる。一方で、実際に発生している故障事象を分析すると、設計・製造に関わる故障が多く存在しており、必ずしも部品故障率の積み上げによるシステム信頼度に一致していない状況にある。設計・製造に関わる故障を考慮した新たな信頼性評価手法を提案するとともに、認定外部品を適用したアピオニクスに対して、ハード並びにソフトウェアの両側面から、高信頼性獲得に対する試みを紹介する。

STCP-2010-041	地球接近小惑星探査ミッションと探査機打上げシステムコンセプト 松田聖路 (IA)
	近年の小惑星のサーベイとその追跡により地球の軌道と交差する小惑星 (NEO) が多数存在することが分かって来ている。中には地球と衝突する可能性があるものも発見され、サーベイ、追跡、軌道予測、小惑星内部構造、衝突回避の研究が始められている。本稿では、小惑星に関する近年の研究に関する動向を調査し、研究を推進するために必要となる探査ミッションを想定して、その打手段のコンセプトについて議論する。

STCP-2010-042	超先端宇宙輸送系の検討について 飯塚宣行 (STMD/JAXA)
	宇宙基本法の成立等を踏まえた、宇宙開発における今後の官民の役割分担を考えたとき、官に求められる役割の一つとして、民間では手の出せないような先進的な技術研究があげられる。一方、アメリカなど諸外国でなされているような超先端的な輸送系の調査研究の活動について、JAXAとして実施された例は極めて少ない。特に輸送系のように、産業化に対して大幅なブレークスルーが必要となる分野においては、先端的な研究をすることが戦略的に不可欠である。現時点で考えられる複数の超先端的な宇宙輸送技術について、有識者ヒアリング等を通じて、研究状況についての調査と基本的な検討を行い、100年単位での宇宙輸送系のロードマップ構想案の提案を行う。

<第2日目>

[固体推進薬]

STCP-2010-043	ADNによる固体推進薬の環境負荷低減研究 藤里公司(東大院)
	AP/HTPB系固体推進薬は国内で初めて使用されて以来およそ35年もの間、組成についてほとんど改良が加えられていない。しかし、APの燃焼時に多量に発生する塩化水素が環境面から問題視されている。Ammonium Dinitramide (ADN)はクリーンかつ高性能な高エネルギー酸化剤であり、世界中で盛んに研究が行われている。現在、ADN系推進薬を作成するにあたりバインダの選定および硬化手法の確立が課題となっている。本研究ではバインダに熱可塑性樹脂およびHTPBを用いたADN系コンポジット推進薬を作成し、燃焼速度、燃焼温度の計測を実施したのでこれらの結果について報告する。

STCP-2010-044	アンモニウムジニトラミドの分解メカニズムに関する研究 松永浩貴(横国大・環境・院)
	アンモニウムジニトラミド(ADN)は、酸素バランスが正で大きく、高エネルギー、高密度、ハロゲンフリーであることから、高性能で環境負荷の小さい新規酸化剤として、固体ロケット推進薬への適用が期待されている物質である。固体ロケット推進薬に必要な性質の一つとして、貯蔵時、製造時、使用時などにおける安定性が挙げられる。安定性に影響を及ぼす因子としては熱や光、水分などが想定される。本研究では原料貯蔵時に注目し、これらの影響因子によるADNの分解メカニズムについて知見を得ることを目的とし、熱分析および分光分析を行い、ADNの分解挙動の検討および速度解析を行った。

STCP-2010-045	ADNの合成と高収率化に関する研究 于秀超(細谷火工)
	近年、固体推進薬の酸化剤として、高エネルギー物質の一つであるアンモニウムジニトラミド(ADN)の適用が注目されている。ADNは分子中にハロゲンを含まないことから環境性能に優れており、また酸素バランスが高いことから燃焼性能においても非常に優れている。世界的にADNの製造は二方法に大別されるが、いずれの手法においても、高純度のADNを大量に得るには、トータルプロセスが長く、量産化が難しい。そこでADNの量産化手法を確立すべく合成および精製プロセスの簡易化を検討した。本発表では主にスルファミン法について反応温度と反応時間の最適化及び精製プロセスの改良を報告する。

STCP-2010-046	相安定化ANの物性および微粒化に関する研究 和田祐典(産総研)
	硝酸アンモニウム (AN) 酸化剤は安価かつ無残渣で、有害ガスを生成しないため、エアバッグガス発生剤および宇宙ロケット用固体推進薬分野への応用が期待される。しかし、-17, 32, 50, 84, 125 の温度にて固相間相転移を起こすため、ANを含有する固体成型物は相転移に伴う体積変化に起因するひび割れ等を起こす可能性がある。対策として、ANを硝酸カリウム (KN) などと共晶化して得られる相安定化硝酸アンモニウム (PSAN) が知られているが、PSAN含有試料の燃焼特性、結晶粒子の形成性などの知見は少ない。本研究では、AN/KNからなるPSANの、スプレードライ処理による粒子形状制御を試み、AN系ガス発生剤試料へ転用した際の燃焼特性について解析を実施した。

STCP-2010-047	新規合成方法による過塩素酸アンモニウムの特性評価 稲元智行 (IHI)
	ロケットの国際競争力向上のために固体ロケットなどの低コスト化が必要とされている。固体推進薬の主要材料であり酸化剤である過塩素酸アンモニウム(以下、AP)は、使用量が多く低コスト化効果が高いが、用途が限定されており、これまで低コスト化に関する取り組みは行われてこなかった。そこで、我々はAPの低コスト化のために陽イオン交換膜を用いたゼロギャップ隔膜法によるAP合成法を考案した。本方法は従来方法に比べ、工程数が少ない等により低コスト化が可能であり、還元防止剤である六価クロムが不要のため環境性に優れる。本方法にて試作したAP、およびこれを用いた固体推進薬の特性を取得した結果を報告する。

【固体推進薬II】

STCP-2010-048	注型方法をパラメータとした固体推進薬スラリー流動解析 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ポジット推進薬は、過塩素酸アンモニウム(酸化剤)とアルミニウム粉(金属燃料)を液状ポリマーのバインダ(燃料)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バインダ・金属燃料・酸化剤の配合比によって概ね決定付けられるが、注型時のスラリー流動によって推進薬内に燃速分布が与えられる可能性のあることが海外の研究により指摘されている。本研究では小型ロケットモータに対して推進薬の注型方法を軸対象にした場合と、3次元的にした場合の二通りの解析を実施し、推進薬流動及び等時刻面形状に関して考察を行った。

STCP-2010-049	固体推進薬スラリー間欠流入解析における等時刻面と局所燃焼速度の相関について 高田智弘 (東海大学・工・学)
	固体ロケットに広く使われているコンポジット推進薬の燃焼では、Web深さによって燃焼速度にゆらぎがみられ、燃焼中期は、初期や末期よりも燃焼速度が増大するMidweb anomaly と呼ばれる現象が確認されている。主たる原因はグレイン製造時の流動によるものと考えられている。製造時におけるグレイン内部の様子を明らかにするため、3次元注型解析を行った。解析ではスラリーの流入時刻によって流体を区別することで、流動の結果である等時刻面を取得した。本研究では、連続流入と間欠流入による等時刻面の比較を行い、間欠流入の影響を受け、変化した等時刻面において燃焼方向となす角が局所的な燃焼速度と相関があるのか検証した。

STCP-2010-050	金属高含有コンポジット推進薬の微細構造の非破壊観測 小菅裕紀 (東海大学・工・学)
	固体ロケットに広く用いられているコンポジット推進薬の局所燃焼速度は、過去の研究から固体推進薬内部の微細構造(酸化剤粒子の配向)に関係している事がわかっている。ただし、推進薬の配合のうち、アルミの割合が多い推進薬については、酸化剤粒子とAlの境界や配向角が識別できていない。本研究では初歩の段階として、アルミの割合が多い推進薬を基準に、大粒APを除いた推進薬、大粒APとアルミを除いた推進薬、バインダのみのものを製造し、それぞれの推進薬を2つずつ付けて加工した試料をマイクロX線CT装置で推進薬内部を撮影した。得られた断面画像の輝度値の違いから酸化剤粒子とAlの境界を識別した。

STCP-2010-051	AP系コンポジット推進薬におけるAl粒子の集塊特性 生出翔 (日大・理工・学)
	コンポジット推進薬に金属燃料として添加されているアルミニウム(Al)粒子は、推進薬の燃焼性能を向上させる一方、集塊を形成し燃焼効率の低下を招くことが知られている。本研究では、推進薬中におけるAl粒子の粒子間距離に対する集塊粒子径との関係を求めた。集塊粒子径は、燃焼している推進薬の表面を高速カメラにより撮影し計測した。

【次世代固体ロケットの技術と実証研究】

STCP-2010-052	固体ロケットの発展構想について 森田泰弘 (ISAS/JAXA)
	昨夏宇宙開発委員会で承認されたイプシロンロケットの開発では、点検機能のインテリジェント化やロケット管制のモバイル化を図るなど、固体ロケットばかりでなく将来の輸送系を牽引する次世代技術の開拓を進めている。ただし、これは我々が目指すべき壮大なビジョンの第一歩に過ぎない。輸送コストの抜本的な低減のためには、イプシロンの先を見据えたより大きな改革が必要であり、製造プロセスをも含めた打ち上げシステム全体の効率化こそが今後の進むべき方向であると考えている。そのための取り組みとして、重厚長大な製造設備のコンパクト化やロケット追跡系のモバイル化を推進しているところである。加えて、打ち上げシステムの抜本的改革として、ロケットの効率的回収が極めて重要な課題であることに異論はあるまい。本報告では、イプシロンロケットで目指すところを出発点として、今後の固体ロケットの発展の方向性を議論したい。

STCP-2010-053	将来型点火システムの検討 植草康之 (ISE)
	低コストロケットシステム研究の一環として、ロケット分離機構などの火工品をターゲットとした点火ユニットの開発、検討を行っている。今まで配線の不要なワイヤレス無線点火システムを検討してきたが、火工品回路内部に電池(電源)を持つことにより、取り扱い上の制約も多く、無線点火導入の大きな課題となっていると考えられる。この課題を克服するため、点火ユニットの外部から供給する低電流で、電源用コンデンサを充電する電源供給方式を採用し、また自動車用火工品回路等も参考にして、軽量・高信頼性の点火システムについて調査・検討した。

STCP-2010-054	低融点熱可塑性推進薬の試作と機械的特性 マルワンアルサーティ(東海大・学)
	現在一般的に用いられている固体推進薬は、熱硬化性のHTPB(末端水酸基ポリブタジエン)系推進薬である。そのため硬化成形後の形状変更はできず厳密な工程管理が必要であり、固体ロケット製造コストを押し上げる一因となっている。熱可塑性固体推進薬の場合、適当な大きさの推進薬ブロックを事前に生産・貯蔵しておけばよく、モータ製造コストの低減が可能である。本稿では、熱可塑性固体推進薬の試作結果および機械的特性に関して報告する。

STCP-2010-055	次世代固体ロケット用低融点熱可塑性推進薬のアルミ添加による高性能化 高田淳史 (IHIエアロスペース)
	低融点熱可塑性推進薬(LTP)は熱分解温度以下で融解し、可逆な相変化を示すことから、固体ロケット製造の低コスト化が期待できる。筆者らはこれまで、低融点ブタジエンエラストマをバインダに用いたLTPを開発した。本研究ではさらなる性能向上を目指し、LTPへのアルミニウム添加による影響を調べた。その結果、製造性(混和特性および脱泡特性)はバインダ18%以上の組成が良好であった。また、機械特性および燃焼特性はアルミレスLTPと同等だった。取得したこれらの特性を総合的に比較し、良好な組成としてバインダ/AP/アルミ=18/66/16を選定した。この組成の理論 I_{sp} は一般的な固体推進薬の約98%であり、ロケットモータに適用可能な性能であると考えられる。

STCP-2010-057	ブースタ、ペイロード回収技術の研究 阿部和弘(日本飛行機)
	ブースタ、ペイロード回収技術の研究次世代の宇宙輸送系ではコストの低減、運用の柔軟性向上等の観点からブースタやペイロードの回収を効率良く行う必要がある。本講演では高速・高高度からの飛翔体回収に適合した折りたたみ翼システムの研究の状況を報告する。

【次世代固体ロケットの技術と実証研究】

STCP-2010-058	イプシロンロケット上段モータ用トロイダル型点火器の開発状況 矢代顕慎 (IA)
	イプシロンロケット上段モータへの適用を目指し、トロイダル型(円環型)点火器を開発中である。トロイダル型点火器は、円環状のコンボジット推進薬を燃焼させて主モータの着火に必要な燃焼ガスを発生する機構であり、M-V上段モータで採用されていた投棄型点火器と比較して低コスト化が期待できるが、この規模のロケットモータへの適用実績はない。そこで、実機大の点火器単体での真空燃焼試験を実施した。本発表では、燃焼試験概要と、試験で発生した振動燃焼に関する検討状況について報告する。

STCP-2010-059	トロイダル型点火器における振動燃焼に関する考察 森田貴和(東海大・工)
	上段モータに使用されるトロイダル型点火器において発生する振動燃焼は、点火器の形状からその機構は複雑であり、従来あまり詳しく調べられていなかった。現在、イプシロンロケット上段モータへの適用を目指し、同点火器の開発が進められているが、その試験モータにおいて発生した速度結合型の振動燃焼は、それ以前に生じている圧力結合型の振動燃焼をトリガーとしていることが実験的に示唆されている。ただし、その移行メカニズムについては未だ詳しく分かっていない。本研究では、実験で得られた内容に基づき簡単なモデルを作成し、その機構の解明を試みる。さらにこれまでの実験結果を説明し、同点火器設計の際に参考となりうる解析手法の構築に向けて、今後の研究方針について紹介する。

STCP-2010-060	固体ロケット用単層インシュレーション材料の開発状況 宮川 清 (IA)
	ロケット低コストの観点から固体ロケットの推進薬とモータケース間に断熱材料として使用されるインシュレーション材料は低コスト・薄肉化が必要とされる。インシュレーション材料はアラミド繊維とゴム材料から成るが、現行材料は繊維間の空隙により単独では気密性や水密性保持の信頼性不足により、別の気密・水密性ゴムとの併用が必要となり、コスト・板厚増の要因となっていた。本開発では、インシュレーション材料の製造プロセス及び組成の適正化を図ることにより、気密や水密性良好で単層化が可能であるとともに、材料コスト自体も低減可能なインシュレーション材料の実用化に目処を立てることが出来た。

STCP-2010-061	固体ロケットブースタの低コスト化検討 伊藤孝嗣 (IA)
	固体ロケットブースタはロケットの推力増強を低コストかつ柔軟に実現するために有効であり、諸外国のロケットの多くに採用されている。日本においてもラムダロケット以降、今日のH-A/Bロケットに至るまで多くのロケットに採用され、主要技術として位置付けられている。自立的な宇宙開発利用のためには世界水準のコスト競争力を有するロケットが不可欠であり、固体ロケットブースタも更なる低コスト化に取り組んでいく必要がある。弊社は固体ロケットメーカーとして、この課題に取り組んでいる。本発表では、固体ロケットブースタ低コスト化の今後の方向性について検討状況を報告する。

STCP-2010-062	固体ロケット補助推進系ガスジェネレータの硝酸アンモニウム適用による低コスト化について 羽生宏人 (ISAS)
	固体ロケットの補助推進系には主推進系と異なる組成の推進薬が適用されている。成分の一部は燃焼ガス温度を低下させるために配合しているが、調達安定性、価格などの面から改良の余地がある。硝酸アンモニウムは従前から低コスト酸化剤として実用化への期待が高いものの、基礎物性が固体推進薬の品質管理の障害となっている。本研究は、補助推進系ガスジェネレータ推進薬に硝酸アンモニウムを適用して低コスト化を図ると共に、硝酸アンモニウムの物性改良に取り組んでいる。本報告では、研究の概要とこれまで得た知見について述べる。

【固体ロケット技術】

STCP-2010-063	レーザ加熱による固体推進薬燃焼の制御特性 守田昌弘 (九工大・工府)
	固体推進機は、一般にコストや信頼性の点で有利である一方で、その推進薬は一度着火すると自律的に燃焼が維持されるために、作動の中断、再始動、推力制御が困難である。そこで本研究は、成分を調整することで外部から熱供給がある場合のみ燃焼が維持できる固体推進薬を考案し、レーザを熱源として作動のOn/Off制御や推力調節が可能な小型の固体推進機を提案している。これまでに、燃焼のOn/Off制御が可能となるHTPB/AP系推進薬の配合比を見出すに至っている。今回は、燃焼ガスによるレーザの減衰について評価すると共に、ダブルベース推進薬のレーザ支援燃焼下における燃焼速度やOn/Off制御の可否を評価した。

STCP-2010-064	ロケットノズル・スロート下流段差を模擬した超音速バックステップ剥離流れの研究 梶貴行 (東海大学・工・学)
	固体ロケットノズルにおいて、ノズル壁面で局所的に大きく焼損する局所アブレーション(局所エロージョン)と呼ばれる現象が確認されている。一般的なノズルではスロートとスロート下流で異なる熱防御材が使用されており、スロート下流に使用されているアブレーション材の壁面後退により、段差が形成される。この段差によって生じる縦渦により局所的に拡散速度が速くなり、局所アブレーションが生じるのではないかと考えられている。本研究では局所アブレーションの原因解明の基礎研究として、ノズルに形成される段差を単純化したバックステップ模型の段差下流にTSP(感温塗料)を塗布し風洞実験を行い、TSPから得られた温度分布より熱流束を求めた。

STCP-2010-065	風洞実験との比較による超音速はく離流れにおける高精度非定常流解析コードの検証 石向桂一 (ARD/JAXA)
	過去の衛星打ち上げ失敗の原因となったノズルエロージョンの詳細なメカニズム解明に向けて、後ろ向き段差を過ぎる超音速はく離流れを高精度で解析できる数値解析コードの構築が求められている。本研究では、後ろ向き段差を過ぎる超音速はく離流れについて、陰的LESによる高精度三次元流体解析を実施する。得られた流れ場をJAXA宇宙科学研究所所有の超音速風洞で行われた実験の結果と比較することで、陰的LESコードの検証を行う。また、高速流体解析ソルバ(FaSTAR: FAST Aerodynamic Routines)によるRANS解析結果との比較も行う。

STCP-2010-066	レーザー着火マイクロ固体ロケットの燃焼室及びノズル材料に関する基礎実験 岡田佳祐 (東大・工・院)
	筆者らはこれまでに小型衛星の推進系としてレーザー着火マイクロ固体ロケットの研究開発を行ってきた。本研究において、マイクロ固体ロケットの燃焼室及びノズル材料が性能に与える影響を調査するため、SUS304、銅、アルミ、エポキシ、アクリル、テフロン6種の材料を用いた燃焼室及びノズルを製作した。製作されたマイクロ固体ロケットのインパルス測定、燃焼前後の質量測定、燃焼後残留物の質量測定、燃焼時のノズル外壁面の温度測定を行い、それらを通じて、燃焼室及びノズル材料が性能に与える影響の評価を行った。

【液体ロケット推進系】

STCP-2010-067	常温N2O / エタノール推進系の噴射器設計に関する課題 奥野 福実夫(総研大)
	ISAS/JAXAは、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が開発中のイプシロンロケットの最終段(PBS)へ本推進系を適用することを目指し、真空推力2kN級の試作モデルを製作し2008～2009年に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設計における課題と現在行っているN2O噴射特性取得試験について報告する。

STCP-2010-068	上段ロケット用セラミックス複合材燃焼器の開発 後藤 健(ISAS/JAXA)
	固体ロケットなどの上段用小型液体エンジンの燃焼器に耐熱性・耐酸化性に優れるSiC/SiCの適用を検討した。ガス透過特性ならびに高温機械強度を取得するとともに、得られた知見を素に燃焼器を設計・試作した。試作した燃焼器は水による耐圧試験を経たのちに燃焼試験を実施し、燃焼器内壁最高温度約1600℃での30秒の連続燃焼試験に成功した。その後さらに厳しい温度条件での燃焼試験を実施した結果、燃焼器内壁温度1750℃での燃焼試験では、スロート部の表面後退が顕著になり、SiC系材料の最高温度に到達した物と考えられた。

STCP-2010-069	インデューサに発生する極低温キャビテーションの可視化 渡邊光男(JAXA)
	極低温流体中では熱力学的効果により、キャビティが抑制されることが知られているが、直接インデューサに発生するキャビテーションを可視化することで、均一で微細化された気泡となることが明らかとなった。また高速度撮影により得られた画像では、低流量域のキャビティはかなり激しく、逆流領域は広く上流側に達することが判明した。本講演では、この極低温インデューサに発生するキャビテーションの直接可視化の成果について紹介する。

STCP-2010-070	ロケット用大型推進タンクの開発試験結果 藤村昌伸(JAXA)
	著者らは上段ロケットを想定した、直径3mのアルミ製極低温推進タンクの開発を行った。本開発では開発期間短縮のため、素材については製造リスクの低い鍛造により素材を開発した。また、内装部品についてもアクリルタンクを用いた推進排出試験とあわせて、CFDを用いて排出性能の評価を行い、開発の効率化を図った。試作したフルサイズの推進タンクを常温耐圧・気密試験に供し、所定の耐圧・気密性能を有することを確認し、将来ロケット用大型推進タンクの開発を行うための設計および製造技術確立に向け、見通しを立てることができた。

STCP-2010-071	水/液体窒素ロケットエンジンにおける気液二相流モデル 鈴木秀亨(東京都市大・工・院)
	従来の燃焼型ロケットエンジンにおける性能解析は主に気体単相のモデルを応用した簡易混相流モデルが使用されてきた。このモデルによる解析結果はノズル内の流動に関わる性能が実験値の傾向と異なることが判明した。水/液体窒素ロケットエンジン内では窒素ガスと水粒子が混在していて、水粒子の運動を表現する必要がある。しかし、簡易混相流モデルは水粒子の運動が適切に表現されていなかった。そこで、運動量推力項に液体と気体の速度比を導入した気液二相流モデルに基づいて解析を行った。その結果、理論性能式は実験値と良い一致が得られた。

STCP-2010-072	ガストンネル型プラズマ溶射により作製した金属ガラス膜の性質 小林 明(阪大)
	本講演では、独自に開発したガストンネル型プラズマ溶射による複合機能材料の作製の一例として、高品質・高密度の金属ガラス膜を取り上げ、その組織・構造について述べるとともに、その機械的、化学的機能性を中心に評価した結果について述べる。特に、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密着性、耐食性、耐摩耗性などについて明らかにするとともに、航空・宇宙用材料としての応用のための膜設計について議論し、ロケット燃焼器部品、電気推進器部品など宇宙用高機能材料としての適用性を明らかにする。

【液体グリーンプロペラント推進系の研究】

STCP-2010-073	HAN系スラスタの開発-高高度燃焼試験- 松田 竜太(東海大学大学院)
	Hydroxylammonium nitrate (HAN)系推進剤はヒドラジンにとってかわる、衛星の姿勢制御スラスタ用一液性推進剤として有望視され研究されている。HAN系一液推進剤(SHP163)は、ヒドラジンと比較した場合、凝固点が十分に低く、高密度、低毒性、そしてρISPが70%高いという特長をもっている。軌道上実証に向けた取り組みの中で、BOVの補助ブースタとしてHAN系1液スラスタを搭載し、高高度(標高約40km)で燃焼させた。さらに本稿では、搭載に向けた準備として実施した低温環境下での燃焼試験やフライトモデルを用いた燃焼試験などの地上燃焼試験結果について報告する。また高高度燃焼試験で得られた結果に基づいて行ったHANスラスタ試験について報告する。

STCP-2010-074	HAN系一液式推進剤にプラズマ支援燃焼を用いた小型推進機 山本 夏輝(九工大・工府)
	人工衛星用小型推進機の推進剤に主に使用されてきたヒドラジン ¹ は、毒性があり取扱いには注意が必要であり、その分解のための触媒は脆く劣化しやすいという欠点を有している。そこで、低毒性で比推力が高いHAN(Hydroxyl Ammonium Nitrate)系推進剤の中でも、燃焼速度の急激な変化を抑制したSHP-163を推進剤として用い、触媒の代わりにアークプラズマによって着火や燃焼支援を行う推進機を提案する。本推進機では、アークジェット ² の作動流体として加圧用ガスに用いられてきた窒素を適用する。提案した方式の試作機による実験を行った結果、作動を確認し、80%程度のC*効率を得た。
STCP-2010-075	放電プラズマによるHAN系推進薬反応量の増大化に向けた反応性評価 小松実典(首都大学東京大学院)
	従来の触媒型一液式推進機にはヒドラジンの強い毒性、推力の応答性における限界という欠点が存在する。本研究ではそれらを克服するため、プラズマ化学推進機を提案している。プラズマ化学推進機は、触媒の代替に放電プラズマを用いる事によりキレの良い反応誘起、促進が期待できる。また、ヒドラジンの代替としてグリーンプロペラントであるHAN系推進薬を用いる。これまで、目標性能に対して微小ながら放電プラズマによる推進薬の反応と推力の発生を確認した。本研究ではそれらを踏まえ安定して推進薬反応量を増大させることを目標とし、推進薬を供給しながら放電周波数、電力が推進薬の反応性へ与える影響を評価した。
STCP-2010-076	低毒性推進薬HANを用いた直流アークジェットスラスタの性能特性 藤田雄也(大阪工大・工・学)
	直流(Direct Current:DC)アークジェットスラスタの推進剤として多く用いられてきたものにヒドラジン(N ₂ H ₄)がある。しかしヒドラジンは発がん性物質であるため、安全管理が難しくコストや時間の面で問題があった。HAN(ヒドロキシルアンモニウムナイトレート(NH ₃ OHNO ₃))系推進剤はその点においてヒドラジンを超える燃焼性能、低毒性であることから取り扱いも非常に安全であるため、海外の研究機関などで注目されている。しかし、HAN系推進剤はその急激な燃焼性能から安定した燃焼が困難であるとされている。本研究では高真空チャンバ内で実際にHAN系推進剤の主燃焼生成物H ₂ O、CO ₂ 、N ₂ 混合物、もしくはHANそのものを使用して噴射実験を行い、アーク加熱流が電極に与える影響を評価した。さらにアークジェットスラスタの推力特性を調べた。