

—化学推進 アブストラクト—

【固体推進薬 I】

2501

STCP-2012-001	固体ロケット向け高性能酸化剤アンモニウムジニトラミドの熱分解に及ぼす加圧の影響 松永浩貴(横国大環境・院, 学振DC)
	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ため、固体推進薬の新規高性能酸化剤として注目されている物質である。ADNの実用化のために解明が必要な特性として、様々な条件における分解機構が挙げられる。本研究では加圧条件におけるADNの熱分解に注目し、熱挙動と分解生成物の同時測定を行い、分解挙動を解析した。

STCP-2013-002	10 Ns 級レーザ着火マイクロ固体ロケットの燃焼試験 林知之(東大・院)
	著者らは、質量数kg級の超小型衛星をターゲットにしたレーザ着火マイクロ固体ロケットの研究を行っている。推進剤には固体推進剤(B/KNO ₃)ペレットを用いる。従来、スラスター1つ当たり約1gのペレットを用いて1Ns級レーザ着火マイクロ固体ロケットの研究を行ってきた。さらなる大インパルスが必要とするミッションに応えるため、スラスター1つ当たりの推進剤重量を約10gに増加し、燃焼試験を行った。

STCP-2013-003	H ₂ Oを添加した固体推進薬の燃焼特性 笹木隆史(日大・理工・院)
	月・火星からロケットを打ち上げる場合、燃料や酸化剤を地球から輸送すると莫大なコストがかかる。月・火星にはその表面や地殻内に大量の金属及びH ₂ Oの存在が有望視されているため、現地の資源を推進薬の原材料として利用できれば推進薬の輸送コストを大幅に削減することができる。本研究では、現地で入手可能な資源であるH ₂ Oを固体推進薬に添加し、その燃焼特性を求めめるために燃焼効率を取得した。

STCP-2013-004	Combustion and Characterization Studies of GAP and its Mixtures Chang Po-Jul(東大・院)
	A detailed knowledge of chemical process during combustion is needed for describing the GAP combustion behavior, which could be further used in simulation or in practical use of hybrid rocket. Therefore serial burning tests were conducted in chimney type chamber to character its properties.

【固体推進薬 II】

STCP-2013-005	高エネルギー物質の燃焼の数値計算 藤里公司(東大・院)
	多くの高エネルギー物質は燃焼表面に凝縮相を形成する。従来の凝縮相燃焼モデルは混相流の取扱いが不十分であり圧力依存性を計算できなかった。本研究では従来の数値計算の基礎式を修正し実際の現象に近いモデルを提案した。

STCP-2013-006	熱可塑性樹脂の宇宙輸送推進系への応用 堤明正(総研大)
	本研究では、固体の状態と流動可能な状態とを可逆的に選択可能な熱可塑性樹脂の特性を利用して、従来にはない利点を持つ「熱可塑性コンポジット推進薬」の開発を行っている。常温で固体であり、実用的な温度で十分に流動し、適度なゴム弾性を有し、さらに、酸化剤などの他の構成材料との接着、粘着性を持つ樹脂の開発に取り組んでいる。同時に樹脂単体の利点を活かしたハイブリッドロケット用燃料への応用も検討している。

STCP-2013-007	新点火システムの開発 植草康之(IA)
	ロケットシステム全体としての「軽量化・低コスト化」の一方策として、火工品点火システムに着目し、搭載性および点検性・整備性の大幅な向上を目的として研究を行なっている。昨年度までに点火システムの検討と要素試作を重ね、実現の目処を得た。今後は、ロケット搭載に向けた検討を進めていく計画である。今年度は、その一歩として自己点検機能付き点火回路を実際の廃棄処理や燃焼試験に供することで、実用性を検証する予定である。本稿で現在までの進捗を報告する。

STCP-2013-008	レーザ加熱によりスロットリングを実現する固体ロケット推進機 鬼塚信吾(宮大工・院)
	本研究では、レーザ加熱によりスロットリングを実現する固体マイクロスラスターの試作及び評価を行う。固体推進機は構造が簡素であるが、燃焼の制御が困難であるため、宇宙機の姿勢及び軌道制御には適していない。そこで、配合を調整することにより、外部からエネルギー供給がある場合のみ燃焼する推進剤を用いて、レーザを熱源とするマイクロスラスターを提案してきた。今回、安定した推力生成のために目標推力室圧力を30kPaとした試作機の性能評価結果について報告する。

【イプシロンロケット I】

STCP-2013-009	イプシロンロケットの飛行結果と今後の展望 森田泰弘(JAXA)
	いま宇宙開発は大きな時代の転換点に差し掛かっている。これからは「小型・高性能・低コスト」という概念が大切で、打上げの頻度を上げてチャンスを増やしていくことが今後の宇宙開発利用を活性化する大きな鍵となる。このような新しい時代の幕を開けるべく、イプシロンは打上げシステムを革新、ロケットを扱いやすく、効率的に打つ仕組みを構築して宇宙への敷居を下げることを最大の目的としている。昨年9月に打ち上げた1号機では、モバイル管制などの世界をリードする革新コンセプトを実現し、宇宙ロケット全体の未来も大きく切り拓いた。本報告では、昨夏の飛行結果を踏まえつつイプシロン開発の意義を明らかにするとともに、固体ロケットの今後の発展の方向性についても示す。

【イプシロンロケットⅢ】

STCP-2013-017	固体ロケット用単層インシュレーションの開発状況 筒井 蒔 (IA)
	固体ロケット低コスト化の観点から、推進薬とモータケース間の断熱材であるインシュレーション材料の低コスト化・薄肉化が必要とされる。本開発では、インシュレーション組成の改良と製造工程の変更により気密性・水密性が大幅に向上し、アブレーション特性が現行品と同等の単層インシュレーションを開発した。本発表ではこれまで開発した単層インシュレーションについて、ロケットモータへの適用に必要な各種の材料特性、及びサブサイズモータ(φ500)燃焼試験にて水密・気密性及び耐熱性を確認した結果を示す。

STCP-2013-018	イプシロンロケット上段モータの推進薬に対する超音波検査の適用 木村 憲志 (IA)
	大型の固体ロケットモータの推進薬注型後の品質保証は、放射線検査による非破壊検査を行ってきたが、より低コストな超音波検査に移行しつつある。小型の固体ロケットである観測ロケットモータでの超音波検査の実績を踏まえ、イプシロンロケット上段モータの進薬注型後に超音波検査トライアルを実施した、その結果について説明する。

STCP-2013-019	サンプリングモアレ法を使用した固体ロケットモータケース剛性試験時変位計測 吉田 剛 (ISE)
	複合材モータケース等ロケット構造試験では、歪や変位の多点計測が行われる。これら計測は、歪ゲージや接触式変位計などを用いるのが一般的であるが、計測の効率化や高度化を目指して、新たな計測技術の適用が期待されている。イプシロンロケット上段モータケース静荷重試験において、従来の計測に加えて、サンプリングモアレ法を使用した変位計測を適用、評価を行った結果を説明する。

【超音速／極超音速機実験構想Ⅰ】

STCP-2013-022	極超音速ターボジェットの飛行模擬環境実験 田口 秀之 (JAXA)
	極超音速ターボジェットの技術実証を目的としてマッハ4飛行模擬環境実験を行った。高温空気源にエンジンを直結し、マッハ4飛行状態の総圧と総温を模擬した高温空気を供給してエンジン運転を行った。結果として、液体水素燃料の供給方法も含めたエンジン始動シーケンスを確立するとともに、マッハ4飛行時の予冷器、コアエンジン、アフターバーナの内部状態量を取得した。また、マッハ4フリージェット風洞実験の準備を進めた。

STCP-2013-023	観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験(HIMICO) その1～実験概要 佐藤 哲也 (早大)
	現在、JAXAと大学連携で観測ロケットを用いた極超音速統合制御実験(HIMICO)を計画している。本実験は、観測ロケット(S-520)をFTBとしたサブスケール実験機を構築し、極超音速(Mach 5)で飛行する機体の軌道制御、姿勢制御、エンジン制御の相互干渉を考慮した統合制御則の確立を目指すものである。本講演では、現在行っているフィージビリティスタディの概要について報告する。

STCP-2013-024	観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験(HIMICO)その2～飛行軌道および誘導制御系の検討 藤川 貴弘 (東大工・院)
	著者らは観測ロケットを打ち上げ手段に利用した極超音速飛行試験の計画を進めており、本稿ではその飛行軌道および誘導制御系の検討を行った結果を報告する。搭載推進器の試験環境(マッハ数4以上、動圧50kPa程度)を十分に持続できる飛行軌道を、ロケットの打ち上げ条件も含めて最適化計算手法を用いて設計した。さらに、そのようにして得られた基準軌道を実現するための実験機の誘導制御系の構築を行った。

STCP-2013-025	観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験(HIMICO) その3～インテーク形状の検討 島村 佳成 (早大)
	現在JAXAと大学連携で開発を進めている、極超音速統合制御実験(HIMICO)のエアインテーク形状に関して研究結果を発表する。本実験のエアインテークは、予冷ターボジェットエンジンに比べて寸法が小さく、レイノルズ数の違いや製作精度など、空力的、構造的に別途検討する項目が多い。本発表では、インテークの仕様、始動性、設計点(飛行マッハ数5)での性能および実験中のシーケンス等について報告する。

【超音速／極超音速機実験構想Ⅱ】

STCP-2013-026	室蘭工大の小型超音速飛行実験機(オオワシ)の研究開発の現状 溝端 一秀 (室蘭工大)
	高速飛行実証のためのフライングテストベットとして小型超音速飛行実験機を研究開発している。第一世代の双発形状機体に引き続き、第二世代としてエアターボラムジェット・ガスジェネレーターサイクル(ATR-GG)エンジンを搭載する単発形状機体を設計している。風試によって亜音速・遷音速・超音速域における空力特性を詳細に把握すると共に、6自由度飛行解析による飛行性能予測、縮小機体を用いた実飛行状態での飛行性能把握の準備、等も進めている。これらの取り組みの現状を紹介する。

STCP-2013-027	室蘭工大の小型超音速飛行実験機(オオワシ)の操舵空力特性 鈴木 祥弘 (室蘭工大)
	高速飛行実証のためのフライングテストベットとして小型超音速飛行実験機を研究開発している。第二世代の単発形状機体について、エレベータ、エルロン、ラダー、フラップロン、エレボン、およびスポイラー操舵に起因する空力特性を、風洞試験によって詳細に評価している。その概要を紹介する。

STCP-2013-028	ラムジェットエンジンを用いたサブオービタル宇宙航行 吹場活佳(静大工)
	スペースプレーンの定義とはなんだろうか？過去にX-15やSpaceshipOneなどが飛行機型の機体で宇宙空間に達しているが、これらはロケット推進を利用したものであり真のスペースプレーンとは言えない。本研究では気球からの自由落下により加速したのちにラムジェットエンジンを点火し、さらに加速した後に頭上げを行い高度100kmに到達する真のスペースプレーンについて、実現性を検討する。
【RBCC技術】	
STCP-2013-029	エアブリーザー搭載型TSTOシステムの性能解析 富岡定毅(JAXA角田)
	炭化水素燃料を用いたTSTO型リファレンスシステムの検討が進められている。ブースター段のエアブリーザーとしてロケット複合エンジンを用い、全体のサイジング・飛行条件に対する性能感度評価等を行った結果を報告する。
STCP-2013-030	デュアルモード燃焼器内における炭化水素燃料燃焼時の状態量評価 鈴木祐(東北大工・院)
	将来の再使用型TSTO宇宙往還機の推進システムとして、ロケット複合サイクルエンジンが盛んに研究されてきた。その燃料として現在、炭化水素燃料が着目されている。炭化水素燃料は水素燃料に比べ、比推力は劣る反面、密度が大きいため燃料タンクの縮小が望める。しかし、炭化水素燃料の高速気流中での燃焼に関する研究例は少ない。本研究では性能予測モデルに必要な状態量評価をすべく、実験と準一次元計算とを比較し検討を行った。
STCP-2013-031	飛行実証用RBCCエンジンの検討 谷香一郎(JAXA角田)
	RBCCエンジンの設計技術実証のため、色々な飛行試験を検討している。その一例として、機体上部にエンジンを取り付け、M5～M12で飛行しつつ試験を行うケースについて、実証エンジンの形状、冷却、機器類等の検討を行った結果を報告する。
STCP-2013-032	C/C複合材燃焼器のエタノール冷却試験 竹腰正雄(JAXA角田)
	ロケット-ラムジェット複合エンジンの燃焼器を模擬したC/C複合材燃焼器を、ロケット排気の燃焼ガスにより加熱し、エタノールを用いて燃焼器の冷却実験を行った。C/C複合材表面にはSiC耐酸化コーティングを施し、複合材間に冷却剤を流すための金属チューブを挟み込む冷却構造を採用した。水冷燃焼器において約2MW/m ² 、ガス温度約3100Kの条件において加熱実験を行い、C/C複合材壁温を1700K以下に冷却できることを確認した。
【空気吸い込みエンジン技術 I】	
STCP-2013-033	高速走行軌道装置における回転デトネーションエンジン滑走試験に関する研究 側原圭太(名大工 院)
	現在のデトネーションエンジンは、高周波数作動(1～100kHz以上)が可能になりつつあり、宇宙用エンジンへの実用化を目指した研究が行われている。特にRotating Detonation Engine, RDEは単純構造、高周波数での作動が可能である。本研究では、室蘭工業大学 航空宇宙システム研究センター高速走行軌道装置において、同センターの指導の下、名古屋大学、筑波大学、慶應義塾大学、JAXAで開発したRDEの滑走試験を行い、その推力性能を確かめた。
STCP-2013-034	4気筒パルスデトネーションロケットエンジンの垂直打ち上げ飛行・回収試験による推力実証研究 高木駿介(名大)
	4気筒パルスデトネーションロケットエンジンの飛行試験機を開発し、垂直打ち上げ飛行及び回収試験を行った。飛行中、異常な振動やロール運動は発生せず、安定した飛行姿勢を保ち、予定の推力を達成した。飛行試験機の回収システムを開発し、飛行試験機に損傷を与えることなく回収することに成功した。
STCP-2013-035	超音速衝動タービンにおける部分流入の影響に関する数値解析 加藤健太(静岡大学)
	本研究はランキンサイクルを用いた排熱回収に使用される超音速衝動タービンについての数値解析である。排熱回収においては作動ガスの流量が少ないため部分流入を行う必要があるが、超音速衝動タービンにおける部分流入の効果は十分に調査されていない。そこで、本研究では単純な形状として放物線を組み合わせで作成した超音速衝動タービン翼列について、パラメータを変化させて数値解析を行い、基礎的な特性を調べた。
STCP-2013-036	軸流反転ファンの基礎実験 中田大将(室工大)
	室蘭工業大学では二点間高速輸送および軌道間輸送母機などに利用できる空気吸い込み式エンジンの研究開発を行っている。反転ファンは2枚の動翼のみで比較的高い圧縮比を達成し、エンジン全体の小型化に寄与する。しかしながら、動翼の相対速度が超音速以上となると翼列の衝撃波干渉による効率低下が激しく、適切なファン間距離・回転数比の選定が鍵となることが予想されている。これらの影響を調べるため反転ファンリグ試験機を整備し、基礎実験を進めているのでその経緯について述べる。
STCP-2013-037	極超音速エンジン用三次元エアインテーク形状に関する数値解析 高橋将大(早大基幹理工・院)
	Mach 5を設計点とする極超音速エンジン用Busemann型三次元形状エアインテークの数値解析について報告する。本インテークは、出口側が矩形形状をしており、入口形状を変化させることによって、インテーク長、インテーク性能の観点から検討を行った。その結果、半楕円半矩形入口形状では入口出口相似形に比べ16.3%のインテーク長を削減できる一方で、全圧回復率の低下が約3%となり高い性能が得られることがわかった。

【空気吸い込みエンジン技術Ⅱ】

STCP-2013-038	極低温気液二相流のボイド率及びクオリティ計測原理の研究 高垣悠(早大)
	気液2相流のクオリティ計測に関する研究について発表する。昨年度の実験では、極低温流体である液体窒素を用いたが、今年度は、常温流体であるシリコンオイル/空気に変更することで、気液2相流のスリップ比、クオリティを既知とした条件で、クオリティを計測した。本発表では、クオリティ計測原理、実験概要と結果、クオリティ計測の妥当性及び、その他の流体への応用について報告する。

STCP-2013-039	矩形極超音速ノズルから噴出する高温ジェットの影響シミュレーション 田中恭平(群馬大・院)
	本研究では、矩形極超音速ノズルから噴出する高温・高速ジェットの影響を、非加熱ジェットで模擬する方法を検討した。2.4%スケールノズルを用いた加熱・燃焼を伴う高温・高速ジェットの試験と、1.0%スケールノズルを用いた空気・ヘリウム非加熱混合気による試験の音響特性を比較した。その結果、両者の音響特性は2dB程度の誤差で一致し、非加熱ジェットを用いた簡易的な試験で、高温・高速ジェットの影響場の模擬が可能であることが示された。

STCP-2013-040	スリット噴射位置が矩形極超音速ノズルから噴出する排気騒音に及ぼす影響 田島恵介(群馬大学・院)
	矩形極超音速ノズルから噴出する排気騒音の低減方法として、スリット噴射が提案されている。これまでの研究から、SPL周波数分布において、スリット噴射を使用することにより広い周波数域でSPLは低減するが、50kHz以上の周波数域においてはSPLが増大することが分かっている。これは、主噴流とスリット噴射の間に後流が形成されるためであると推察される。本研究では、スリット噴射位置の変化がSPL周波数分布に及ぼす影響を調査した。

STCP-2013-041	低速から超音速境界層の空力制御について 高木正平(APReC/室工大)
	低速翼の境界層剥離制御や超音速境界層遷移の促進や遅延に関する空力制御技術について現状の成果と今後の展望について報告する

STCP-2013-042	ISAS高速風洞の気流特性 正木陽(室工大・院)
	宇宙研高速気流総合設備について、昨年度は遷音速気流、今年度は超音速気流特性評価を実施した。その結果について報告する。

【ハイブリッドロケットⅠ】

STCP-2013-043	酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットの最適混合比を維持した推力制御で実現され得る性能と現状の課題 小澤晃平(東大院)
	ハイブリッドロケットエンジン(HRE)は酸化剤質量流束を制御することで推力制御が可能であるが、燃料後退速度は酸化剤質量流束の開数であるため、最適な混合比は動作領域の一点でしか取れず、全動作時間の平均比推力は低くなるという問題がある。この解決策として酸化剤質量流束と旋回強度を独立に制御する酸化剤流旋回型HRを最適な混合比、比推力、推力を維持できるHREとして再提案し、想定される性能、現状の課題について議論する。

STCP-2013-044	ハイブリッドロケットの着火遅れに関する基礎実験 中田大将(室工大)
	ハイブリッドロケットは火薬を用いないため同規模の固体ロケットよりも運用が簡便で安全性が高い。点火器には少量の黒色火薬を用いるケースが多いが、グリーン燃料全体に火災が広がり、内圧が定常となるまでの時間(着火遅れ)がやや長く、予見しづらいパラメータである。着火遅れ時間に大きく影響するパラメータを把握するため、いくつかの条件を変えて比較実験を行った。最も影響が大きいパラメータは酸素流量であり、黒色火薬の量やグリーン長さは着火遅れ時間にはあまり影響しなかった。

STCP-2013-045	非自然性固体推進薬を用いたハイブリッド推進機の提案 石橋拓也(九工大・院)
	本研究では、配合の調整により外部からの熱エネルギー供給がある場合にのみ燃焼を維持する非自然性固体推進薬を使用し、プラズマジェットにより推力生成のON/OFF制御をする推進機を提案している。今回は、酸化剤とプラズマジェットの作動流体を兼ねる亜酸化窒素(N ₂ O)の供給により推力生成の中断と再開を行うハイブリッド推進機を試作し、試作機を用いた推力室圧力測定により推力生成の中断と再開の可否を調べた結果について報告する。

STCP-2013-046	酸化剤としてH ₂ O/HNO ₃ を用いたガスハイブリッドロケットの燃焼特性 鈴木一希(日大・理工・学)
	惑星現地で調達できる燃料と酸化剤を用いたロケットが開発されれば、惑星探査を広範囲にすることが可能になる。月や火星には多量の金属やH ₂ Oが存在していることから燃料にMg-Al/Teflon/Viton、酸化剤にH ₂ Oを使用できるガスハイブリッドロケットが適していると考えた。これまでの研究からO/Fが1.0以上の領域でC*燃焼効率が70%まで低下することが得られている。そこでC*燃焼効率を改善するためH ₂ OにHNO ₃ を少量混合させ、C*燃焼効率への影響を求めた。

【ハイブリッドロケットⅡ】

STCP-2013-047	ワックス燃料の燃焼における放射熱の影響に関する実験的研究 臼井雄太郎(東海大工・学)
	燃焼中のスラブ状のハイブリッドロケット用ワックス燃料に対し外部から赤外線ランプの放射熱を加えた時の燃料後退速度を測定した。本研究では外部放射熱の印加時の燃料後退速度特性およびその際の液滴ワックスのエントレインメント量の特性的について実験的に調べた。

STCP-2013-048	多段面旋回流によるハイブリッドロケットの性能向上に関する研究 荒木健太郎(九大工・院)
	本研究室では燃焼室に酸化剤を多段面から流入させることにより燃焼室全体にわたって旋回を伴う燃焼を可能とする多断面旋回流方式を提案しており、従来の燃焼方式と比較して高い燃料後退速度を実現している。本研究ではインジェクターポート配置が燃料後退速度等の性能に与える影響及び、サブスケール宇宙往還機の飛行実験に向けた多段面旋回流方式ハイブリッドロケットの地上燃焼試験について述べる。
STCP-2013-049	推力5kN技術実証用ハイブリッドロケットエンジンの燃焼試験 高橋瞬(首都大・学)
	JAXA/ISASハイブリッドロケットWGでは推力5kN技術実証用エンジンの研究開発に取り組んでいる。本発表ではこのエンジンを用いて行った推力1.5kNまでの燃焼試験結果と、これまでに明らかとなったスロートエロージョンやエンジン断熱対策などの今後の課題について報告する。
【観測ロケット】	
STCP-2013-051	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概要について報告する。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す新展開や、システム設計方針、運用計画について示し、これまでの進捗と今後の計画について報告する。
STCP-2013-052	再使用観測ロケット機体システムの技術実証について 野中聡(ISAS/JAXA)
	再使用観測ロケットは、繰り返し飛行運用、帰還飛行とエンジン再着火による着陸、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。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。システム概念設計および各技術要素試験の進捗と計画について報告する。
STCP-2013-053	再使用観測ロケットエンジン用ターボポンプの技術実証試験 橋本知之(JAXA)
	現在JAXA宇宙科学研究所において再使用観測ロケット技術実証プロジェクトが進められている。既に再使用観測ロケットのミッションを想定して、そのフライトを実現するために必要な機能を備えたエンジンの設計を完了し、製造を進めており、先行して製造を終えた液酸ターボポンプについては、5月から6月にかけてターボポンプ単体試験を行った。引き続き実施を予定し準備を進めている液水ターボポンプ単体試験計画と合わせて、再使用観測ロケットエンジン用ターボポンプの技術実証試験について、これまでに得られた成果と今後の計画について紹介する。
STCP-2013-054	ロケットフェアリングの音響透過 森浩一(名大工)
	ロケット打ち上げ時騒音のフェアリングについて、透過量の精密予測と音響設計用ツールの確立を目的とし、簡素モデルを用いた音響透過実験を行った。
【ロケット技術】	
STCP-2013-055	精密なスロットリングを実現するための推進機のサーボアクチュエータ化 寺地一拓(宮大工・院)
	宇宙用推進機は、宇宙機の姿勢制御や軌道遷移などに用いられているが、ランデブーなどの精密なミッションを実現するためには、緻密なスロットリングが必要である。そこで本研究では、宇宙用推進機に小型の推力測定装置を搭載し、推力測定値をフィードバックすることにより、推力がその指令値に速やかに追従する方式を提案する。すなわち、推進機をサーボアクチュエータ化し緻密なスロットリングを実現するのである。今回、その試作をおこなったので結果について報告する。
STCP-2013-056	小型宇宙推進機用の6自由度の推力ベクトルの測定装置 前田和弥(宮大工・院)
	本研究では、回転を含めた6自由度の推力ベクトルの測定のために、6自由度の振子に零位法を適用した推力測定装置を提案し試作評価を行った。本方式では、6個のアクチュエータを調整することによりばねにより支えられた振子の変位を一定に保ち、このときのアクチュエータの制御電圧の値を用いて推力ベクトルを評価するのである。本方式では、制御パラメータの調整により大推力から小推力に至るまでの多様な推進機の推力ベクトル測定に対応できる。今回は試作機を用いた性能を評価した。
STCP-2013-057	固体ロケットモータ ノズルダンピング係数の取得 山本研吾(IA)
	固体ロケットモータの振動燃焼の主な減衰要因はノズルダンピングである。ノズルダンピング係数は文献式を用いて算出しているが、その確かさは不明であった。そこで、本研究では簡易音響試験によりノズルダンピング係数を取得し、文献式の検証を行った。
STCP-2013-058	機軸方向のモードを有する固体ロケットの音響的な振動燃焼に関する解析 森田貴和(東海大工)
	ポート断面積が機軸方向に一定の場合と変化する場合について固体ロケットの音響的な振動燃焼に対し線形解析による速度振幅分布の計算、および圧力振幅の予測などを試みた。また小型モータでコールドフロー試験を行い、線形解析の結果と比較した。

【液体ロケット技術Ⅰ】

STCP-2013-059	水/液体窒素ロケットエンジン混合室圧力発生に関するパラメータ検討 的場涼(都市大)
	水/液体窒素ロケットエンジンの混合室内部圧力に関する理論式構築には、推進剤が完全に気化が達成されない場合を含めたため混合室圧力生成機構の解明が必要である。そこで、インジェクタ間距離、推進剤粒子径、推進剤温度をパラメータとし、地上噴射試験を行い特性排気速度効率で推進剤の混合効率を評価し、圧力発生への影響を検証した。パラメータ変化は減圧沸騰などを促進させ特性排気速度効率に影響を与えることが分かった。

STCP-2013-060	水/液体窒素ロケット内部における液体窒素噴霧流に関する数値シミュレーション 橋田晃秀(都市大)
	水/液体窒素ロケットエンジンの性能には熱源である温水から液体窒素への熱移動が大きく影響する。混合室内圧力の生成過程を理解するには、数値解析を用いて液体窒素の気化反応を調べる必要がある。そこで本研究では、離散要素法によりエンジン内に噴射される推進剤粒子の解析を行った。その結果、推進剤の噴射速度、噴角によって液体窒素の気化状態が変化し、圧力形成に大きな影響を与えることが分かった。

STCP-2013-061	蓄熱・電熱併用型高温高圧燃料供給装置の試作 副島光洋(東北大工・院)
	ロケットエンジンやスクラムジェットエンジンでは、再生冷却の冷却剤として利用された後の高温の燃料が燃焼器に供給される。一方、燃焼やフィルム冷却等の要素試験では常温の燃料が用いられることが多く、特に炭化水素燃料は実機ではガスなしい超臨界流体として、要素試験では液体として供給されるため、燃料の物性が大きく異なる。そこで、本研究では要素試験のために高温・高圧の燃料ガスを供給する加熱装置を製作し、ガソリン、エタノールを用いた加熱試験を行ったので報告する。

STCP-2013-062	低毒性推進剤を用いた超小型衛星搭載用二液式推進系の研究開発 佐久間岳志(首都大学東京)
	複数機の超小型衛星によるコンステレーションの成立は超小型衛星の発展に最も必要な技術の一つである。我々は以前より、低価格で取り扱いも安全・簡便な超小型衛星搭載用一液式/二液式推進系の研究開発を行っており、一液式推進系では真空中比推力90秒以上を実現し、近く打ち上げられる超小型衛星に搭載される。本年度は二液式推進系の研究開発を再開し、継続した安定燃焼に向けて推進剤の混合と燃焼室内での噴霧化に重点を置き、供給系の改良を行った。

【液体ロケット技術Ⅱ】

STCP-2013-063	低毒性推進剤を用いたRCSスラスタ用放電プラズマ型点火機構の基本性能 和田明哲(首都大学東京・院)
	低毒性推進剤であるグリーンプロペラント(SHP163)は、一液式RCSスラスタ用の推進剤として期待されている。本研究では、放電プラズマを用いたグリーンプロペラントの点火機構の開発とその基本的性能を取得した。推進剤の点火試験を行った結果、推進剤の点火および燃焼室での温度上昇を確認した。

STCP-2013-064	N ₂ O/DMEを推進剤とするスラスタ 松下達也(九工大・院)
	本研究では、亜酸化窒素(N ₂ O)を酸化剤、ジメチルエーテル(DME)を燃料とする2液式の推進剤を使用したスラスタを提案し、その性能評価を行っている。これまでに、再生冷却を行うために燃焼室を2重管構造とした推進機を試作し作動の実証を行ったが、推力は目標値の50%程度に留まった。そこで、燃焼室形状や推進剤供給方法を変更し、燃焼反応を促進させることにより性能の向上を図った。今回はその結果について報告する。

STCP-2013-065	大気圧および真空下でのN ₂ O/DME推進剤を用いた小型推進機の性能評価 黒石竜太(宮大工・院)
	本研究では無毒で反応性が少なく液体として貯蔵できる亜酸化窒素(N ₂ O)とジメチルエーテル(DME)を推進剤として用いた宇宙機用の2液式推進機を提案し、1N級試作機の性能評価を行ってきた。これまでの試作機では、点火時に推力室圧力が上昇し炎が逆流するため、推進剤の供給が阻害され点火直後に消滅していた。そこで、今回、推力室内の流路を改良して推力室圧力の上昇を抑制し逆流を防ぐことによって作動の安定化を試みる。今回は、燃焼の安定性と性能について報告する。

【液体ロケット技術Ⅲ】

STCP-2013-066	炭化水素エンジン開発の研究(3)…Energomash RD-253エンジン 平岩徹夫(JAXA)
	2011年のNK-15/33、2012年のRD-0120に引き続きロシアの二段燃焼サイクルエンジンの開発とその詳細について調べたので報告する。ヒドラジンを使うエンジンではあるが、ロシア製二段燃焼サイクルエンジンの基礎となったものなので技術史の視点からして重要なエンジンである。

STCP-2013-067	メタノールおよびエタノール拡散火炎の耐消炎性能 堤明正(総研大)
	メタノール/空気およびエタノール/空気拡散火炎の耐消炎性能を同軸流バーナを用いた実験、および対応する2次元火炎計算により検証した。メタノールは、エタノールを含む他のアルコール燃料と比べて層流燃焼速度が大きく、また対向流火炎での研究により耐消炎性能に優れることが示されている。本研究では同軸流火炎での耐消炎性能および火炎安定性(吹き飛び・吹き消え)を検証した。

STCP-2013-068	HAN系推進剤中の添加剤による燃焼特性評価 白木達也(東海大)
	HAN(Hydroxyl Ammonium Nitrate)系液体推進剤は、高密度・低毒性・凝固点の低さからヒドラジンに代わる一液式推進剤として注目されている。しかし、実用化に向けての問題点として高圧時の燃焼速度の高さにより供給ラインでの火炎逆流が危惧される。本報告では様々な組成のHAN系推進剤の燃焼速度を測定し評価した。
STCP-2013-069	HAN/HN系低毒推進薬の高性能化研究 五十嵐真二 (IHエアロスペース)
	IAではHAN/HN系低毒推進薬について安全性に重点を置いて開発を進めてきた。その結果、爆轟性、自燃性を有していない組成を見出すことができたが、課題としてはIspがヒドラジンよりも低いことが挙げられた。本研究では、組成の見直し・検討を行い、高Isp化した改良組成について試作・安全性評価を行った結果について報告する。
STCP-2013-070	HAN系推進剤を用いた1-3kW級直流アーケジェットスラスタの開発研究 岩階 章(大阪工大工・学)
	直流アーケジェットスラスタの推進剤は従来、一液、二液推進系と共有できるヒドラジンであるが、発安全管理が難しくコストもかかる。そこで低毒性推進剤であるHydroxyl Ammonium Nitrate (HAN: NH ₃ OHNO ₃)系推進剤の研究が近年活発である。本研究では、HAN系推進剤分解模擬ガス、HAN系推進剤そのもの、及びISS廃棄水を想定した水を推進剤として用い、低電力(1-3kW)アーケジェットスラスタの性能特性を調べた。新開発のガスジェネレータを用いて安定作動が確認され、比推力300sec程度、効率20%以上が得られたので報告する。
【宇宙輸送システム、軌道エレベータ】	
STCP-2013-071	宇宙輸送の非対称性に基づく将来輸送系形態について 平岩徹夫(JAXA)
	宇宙輸送は現時点、軌道への輸送が大部分を占め、軌道からの輸送はほとんどないという非対称性を持つ。宇宙空間上での経済、生産活動などが自立するなどの状況が達せられない限り、この非対称性は維持されると考える。この前提に立った場合の将来輸送系形態はどのようなものになるかを考察し、問題を提起する。
STCP-2013-072	ジュール・ヴェルヌ時代に月へ行くためのロケットの研究 土井里江子、城取健人(日大・理工・院)
	ジュール・ヴェルヌの著書「月世界へ行く」の中では、1860年代に巨大な大砲により乗組員3名が月旅行へ行くことが可能である。しかし実際には、現代の日本において有人で月に行くことは未だ実現していない。そこで、現代の有人ロケットの研究の前段階として、まずはこの時代に存在した材料を用いて月へ行くためのロケットの検討を行った。
STCP-2013-073	宇宙エレベーターにおけるケーブル変位抑制のためのクライマーの運用方法の検討 土井日向(静岡大学)
	本研究では、宇宙エレベーターの運用を想定した数値計算を行いクライマーの昇降がケーブル運動に与える影響について検討した。ケーブルのモデルにはバネ・質点系を採用した。クライマーのコリオリ力によりケーブルは水平に変位し、速度300km/hでのクライマー1台での昇降では±1°程度の変位があったが、クライマー2台での同時昇降ではこの変位とケーブルへの負荷が抑制された。
STCP-2013-074	宇宙エレベータ建設における静止軌道上からのケーブル展開時のダイナミクスについての解析 藤井慎一郎(静岡大学)
	本研究では、宇宙側と地球側で個々に静止軌道上からケーブル展開を行い、運動を解析し、その実現可能性について検討を行った。解析モデルはケーブルを二次元の離散質点モデルで模擬し、各質点間はバネ・ダッシュポッド系で統合されている。無制御による展開では、目標地点到着時に先端質点の大幅な速度増加や変位があったが、ケーブルの展開速度を制御することで、質点の速度増加と変位が軽減された。