

—化学推進 アブストラクト—

【固体推進薬(1)】	
STCP-2012-001	ADNの燃焼機構 藤里公司(東大・院)
	ADN(Ammonium Dinitramide)は高性能かつ環境負荷の低い新規酸化剤である。ADN単体の燃焼速度および火炎の温度履歴を取得し、燃焼機構を解明した。
STCP-2012-002	高エネルギー酸化剤アンモニウムジニトラミドの熱分解挙動 松永浩貴(横浜国大・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ため、固体ロケット推進薬の新規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の一つとして、化学的安定性が挙げられる。本研究ではADNの熱分解に注目し、定速昇温時の熱挙動および分解生成物の同時測定を行い、分解機構について検討した。
STCP-2012-003	酸化剤の一部にH <sub>2</sub> Oを用いた固体推進薬の燃焼特性 加藤吉揮(日大・理工・学)
	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・火星には表面や地殻内に大量の金属及び水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。そこで我々はMgを燃料に、H <sub>2</sub> Oを酸化剤の一部に適用した固体推進薬の燃焼特性を求める事を目的とし、燃焼速度、熱分解特性を取得したので報告する。
【固体推進薬(2)】	
STCP-2012-004	スプレードライ処理による相安定化/防湿化硝酸アンモニウム微粒子の調製 永山清一郎(福岡大学)
	ロケット補助推進系用固体推進薬の酸化剤として、低コスト低公害な硝酸アンモニウム(AN)の利用が期待されている。一方で、ANは温度変化による相転移や、高い吸湿性による潮解や固化など使用上の課題を有する。本研究では、スプレードライ処理によりAN、硝酸カリウム、ポリマーが一体化した粒子を調製することで、相安定化および防湿化を行い、調製した粒子の基礎的データの収集、相安定性および防湿性の観察を行なった。
STCP-2012-005	レーザー着火マイクロ固体ロケットの着火率に関する研究 林知之(東大)
	著者らは、質量1-10 kg、一辺の長さが20cm程度の超小型衛星用のマイクロ固体ロケットの研究を行っている。推進剤にはボロン硝酸カリウムを用い、1Wのダイオードレーザーによって非接触着火を行う。推進剤の大きさはφ10 mm × 6 mm、一回あたりのインパルスは1 Ns程度であり、推進剤供給機構を備えている。スラスターの着火率は燃焼室形状に依存しており、60%程度しかない形状のスラスターもある。本研究は着火率を改善し、信頼性を向上させることを目指した。
STCP-2012-006	レーザー照射により作動制御を行うマイクロ固体推進機の試作 濱田剛俊(九工大・工・府)
	固体推進機は、構造が簡単で低コスト化や高信頼性が容易であるが、人工衛星の姿勢制御への適用が困難であった。そこで、外部からの熱供給がある時にのみ燃焼が維持する固体推進薬に対して、半導体レーザーを熱源として適用することにより作動制御が可能な推進機を提案してきた。これまでに、スラスターを試作し、推力が生成することを示した。今回、ノズルなどを改良し作動の安定化と性能向上を図ったのでその結果を報告する。
【イプシロンロケット(1)】	
STCP-2012-007	イプシロンロケットの2段階開発と将来構想 森田泰弘(JAXA)
	待望のイプシロンロケット初号機の打ち上げが来夏に迫ったいま、大切なのはイプシロンを如何に未来につなげていくか、すなわちその将来構想である。既にJAXAはイプシロン開発と並行して抜本的に低コスト化・高性能化の研究を進めており、29年度を目標に低コスト版イプシロンを打ち上げる計画である。本報告では、イプシロンロケット開発の意義と進捗を踏まえて、産学官の連携を進めている研究を含めて、固体ロケットの今後の発展の方向性について改めて示す。
STCP-2012-008	イプシロンロケットシステム 井元隆行(JAXA)
	我が国独自に蓄積してきた固体ロケットシステム技術を維持・発展させることが必要不可欠であるという国家方針のもと、M-Vロケットまでの固体ロケットの伝統を受け継ぎ、より一層の進化に向けてイプシロンロケットを開発中である。液体ロケットに比較して運用性に優れ小型衛星打上げシステムに適するという固体ロケットの特性をいかして、コストパフォーマンスの倍増やユーザ・フレンドリネスの向上などを目指して小型衛星計画に対応する。

STCP-2012-009	イブシロンロケットの構造系 宇井恭一(JAXA)
	イブシロンロケット構造系開発は、効率的開発のためM-Vロケットで培われた技術を最大活用する計画である。本講演では、構造系開発の基本構想と全体計画について述べる。さらに、当ロケットにおける新規開発技術および固体ロケットの更なる発展に向けた抜本的低コスト化構造系研究開発構想について述べる。

STCP-2012-010	イブシロンロケットの推進系 徳留 真一郎(JAXA)
	JAXAは、革新的なシステム技術の導入によって地上設備と運用形態の簡素化を図り、さらに製造から射場組立までの迅速化によって即応性の向上を目指すイブシロンロケットの開発を進めている。推進系については、固体推進系技術の継承と発展の観点から新たな要素技術開発に取り組んでおり、さらにその先の新しい将来技術の研究も組織的に進めているところである。本講演では、来夏初飛行を迎えるイブシロンロケットの主推進系/補助推進系の概要と将来計画について述べる。

STCP-2012-011	イブシロンロケットのアピオニクス 早田卓益(JAXA)
	イブシロンロケット打上げまであと1年と迫っている中で、アピオニクスシステム開発も佳境を迎えている。本講演では、アピオニクスシステムの全体概要と其中で注目に値する特徴についての概要を示すとともに、それらの開発状況を述べる。また、それとあわせてアピオニクス関連のシステム試験の実施状況と打上げまでの検証計画についても説明する。

STCP-2012-012	イブシロンロケット補助推進系SMSJの開発について 浅賀健太郎(IA)
	イブシロンロケット用SMSJは、1段モータに搭載されるロール制御及び3軸制御用のロケットモータである。従来のM-V用SMSJでは、フラッパー式の2方向ノズルを採用していたが、コスト低減の観点からイブシロン用SMSJでは、ロータリー式の3方向ノズル(HGV)を新規開発した。また、従来にない長い作動時間を実現させるためのガスジェネレータ(GG)も開発している。本稿ではSMSJの開発結果概要を報告する。

**【イブシロンロケット(2)】**

STCP-2012-013	イブシロンロケット上段モータの推進葉に対する非破壊検査計画 佐藤英一(JAXA)
	大型の固体ロケットモータの推進葉注型後の品質保証は、放射線透過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探傷検査の実績を踏まえ、イブシロンロケット上段モータの推進葉の超音波検査の取り組みと、適用計画について説明する。

STCP-2012-014	イブシロンロケットの運用と射場設備 由井 剛(JAXA)
	イブシロンロケット開発が目指すコンパクトな点検・整備・打上げを可能にする自動・自律点検、ロケット管制のモバイル化、安全性と運用性を格段に高めた打上げを可能にする遠隔地打上げ運用と、それを実現する地上系の開発について示す。

STCP-2012-015	イブシロンロケットの自動・自律点検システム 広瀬健一(JAXA)
	イブシロンロケット開発が目指すコンパクトな点検・整備・打上げを可能にする自動・自律点検システムについて紹介する。

STCP-2012-016	イブシロンロケットの機体組立・発射整備作業 小野哲也(JAXA)
	イブシロンロケットの機体組立・発射整備作業に使用する地上設備はM-Vロケットのものを最大限活用することをポリシーとしている。ここでは、イブシロンロケットの機体組立・発射整備作業の計画概要と使用する主要地上設備の整備計画及びその進捗状況について述べる。

STCP-2012-017	イブシロンロケット気象観測計画 前原健次(JAXA)
	イブシロンロケット 打ち上げに際して、気象制約上限が課せられている。この条件を解決する為の気象観測システムの概要 その運用方法について報告する。

**【固体ロケット将来技術】**

STCP-2012-019	新点火システムの開発 植草康之(IA)
	極超音速輸送機の実現に向けて、実飛行環境下でデータ収集を行うための飛行試験が必要とされている。そこで著者らは、観測ロケットで打ち上げた無人小型実験機を大気圏に再突入させた後、軌道を引き起こし極超音速で滑空させることで試験環境を実現するという飛行試験を計画している。本発表では、軌道最適化手法を用いて、この実験機軌道の成立性の評価および検討を行った結果を紹介する。

【極超音速実験構想(1)】	
STCP-2012-022	極超音速技術実験機概念検討 田口秀之 (APG/JAXA)
	極超音速機の主要技術実証を目的として、極超音速技術実験機概念検討を行った。地上実証を進めてきた極超音速ターボジェットを用いて、マッハ5飛行環境で機体/推進統合設計と極超音速推進技術の飛行実証を行うことを想定して、空力形状、構造重量、および飛行軌道の検討を行った。結果として、固体ロケットを用いた外部加速による弾道飛行を採用することで、100秒程度のマッハ5巡航飛行を実現できる見通しが得られた。
STCP-2012-023	極超音速機燃料タンクの構造設計検討 菱沼昌弘 (早稲田大・院)
	JAXAで研究がなされている極超音速旅客機の燃料タンク構造設計検討を行なった。現在提案されている機体形状は扁平なりフティングボディであるため、その形状に適合したタンク形状としてマルチバブルタンクを適用した場合を考えた。タンク構造、断熱構造、支持構造の定量的検討を行なうことにより、従来の統計式HASAIによって得られた重量より精度の良い重量を推算することを目標とした。また極超音速機特有の燃料タンクの構造面での技術課題を明らかにした。
STCP-2012-024	冷却面の溝加工による極超音速機用熱交換器の着霜低減 山田悠太 (静大工・院)
	プリクーラは空気吸い込み式エンジンが超音速飛行する際にインテーク部分で高温となる空気を冷却するための冷却装置である。しかし吸入空気に含まれる水蒸気が燃料である液体水素との熱交換により凝縮し着霜が生じて熱交換が妨げられることが問題となっている。そこで本研究では熱交換器の冷却面に溝加工を行うことで着霜の低減化を図るとともに、溝加工により霜の付着力を低減させ、圧縮空気を噴射して除霜を行う。
STCP-2012-025	光学CT法とマイクロフォンアレイを用いた超音速ジェット騒音の音源位置推定 高橋康拓 (群馬大学・院)
	矩形極超音速ノズルより噴出するジェットからの騒音の音源位置を明らかにするため、シュリーレン光学系とCTを用い、ジェット内部の密度勾配変動の断層像可視化を行った。また、シュリーレン光学系とマイクロフォンアレイの同時計測により、シュリーレン光学系とマイクロフォン、さらにマイクロフォン同士での相互相関解析を行った。これによって密度勾配変動と遠方で観測される音波の関係を明らかにし、音源位置を推定した。
STCP-2012-026	極低温二相流を対象としたボイド率計の研究開発効率向上に関する研究 後藤嵩人 (早大院・基幹理工)
	予冷ターボジェットエンジンの研究を進めるにあたり、燃料である液体水素の相変化に起因した高精度制御技術の課題がある。また宇宙輸送においても、基幹ロケット高度化プロジェクト等で混相流状態での計測技術が求められている。そこで、本研究では極低温二相流の流動状態を把握することを目標としボイド率計を開発し、実験を行った。実験は東北大学流体科学研究所で実施し、複数のボイド率計で計測を行い、精度評価をした。
【極超音速実験構想(2)】	
STCP-2012-027	観測ロケットを利用した極超音速飛行試験1～プログラム概要 佐藤哲也 (早大・基幹理工)
	観測ロケット(S-520)を用いた極超音速機の実飛行環境での飛行実証計画を提案する。S-520のフェアリング内にサブスケールの極超音速実験機を搭載し、高高度で実験機を分離後、姿勢を制御しながら落下させる。落下中に、エンジンを始動させ、Mach 5-6の飛行試験を実施、その後洋上回収する。技術実証項目として、(1)極超音速機のシステム実証と飛行試験手法の確立、(2)極超音速飛行時の空力性能、耐熱構造、制御則の取得、(3)極超音速飛行時のエンジン制御実証と要素性能の取得があげられる。計画案およびこれまでの準備状況について発表する。
STCP-2012-028	観測ロケットを利用した極超音速飛行試験2～軌道検討 藤川貴弘 (東大工・院)
	極超音速輸送機の実現に向けて、実飛行環境下でデータ収集を行うための飛行試験が必要とされている。そこで著者らは、観測ロケットで打ち上げた無人小型実験機を大気圏に再突入させた後、軌道を引き起こし極超音速で滑空させることで試験環境を実現するという飛行試験を計画している。本発表では、軌道最適化手法を用いて、この実験機軌道の成立性の評価および検討を行った結果を紹介する。
STCP-2012-029	観測ロケットを利用した極超音速飛行試験3～エアインテーク、エンジン検討 葛貫泰弘 (早稲田大学)
	現在、S520を用いた小型極超音速技術実験機の超音速飛行実験計画が立てられている。この発表では、実験機のエンジンおよびエンジンの空気取り込み口(インテーク)について報告する。研究中の項目としては、ランプ可変機構の駆動方法検討、データ取得に関する調査、模型製作用CADモデル作製、内部搭載機器の調査、ダイバータ設置の検討などがある。その他にも、推力の計算や燃料使用量の概算、タンク容量から燃焼時間の計算を行った。

STCP-2012-030	観測ロケットを利用した極超音速飛行試験4～ラム燃焼器の検討 喜多翔ノ介(東大・工・院)
	水素過濃条件で作動するラム燃焼器の性能を評価するため、小型の燃焼器を製作し、主流に対する水素の噴射角を変えた場合の燃焼温度の違いを計測した。その結果、水素の噴射角と燃焼温度との間に一定の相関があることを確認した。また、水素過濃燃焼時には大きな振動音とともに燃焼温度が低下する燃焼振動と呼ばれる現象が度々見られたが、燃焼振動の起きやすさにも燃料の噴射角が影響を与えていることが明らかになった。

**【大気吸込み式推進】**

STCP-2012-031	炭化水素火炎の電子注入によるPAH抑制 鈴木順也(東海大・院)
	プロパンと空気の予混合火炎の反応領域付近に針状電極によりコロナ放電を印加することで火炎中の多環芳香族炭化水素(PAH)濃度がどのように変化するかをLIF法により計測を行った。過濃混合の条件で陰極側にて測定を行ったところコロナ放電を印加することでPAHのLIF強度が低下した。同時に詳細な素反応モデルを用いた解析により、電子注入によるPAH抑制効果について考察した。

STCP-2012-032	ラムジェットエンジン内部流れの数値解析 常盤頼基(東海大・院)
	我々は次世代宇宙輸送機用のエンジンとして、ハイブリッドロケット&ラムジェット複合エンジンを提案している。しかし、ラムジェットモードに移行する際の着火が最も大きな技術課題の一つと考えられている。確実な着火を実現するために、ラム燃焼器内部の現象を把握し、確実に着火できる条件を探ることが重要である。本研究ではこの複合エンジンのラム燃焼器の設計に役立てられる計算コードを構築し、燃焼器内部の現象を解析した。

STCP-2012-033	火星用ダクトドケットエンジンに用いる金属燃料の着火特性 柱 大介(日大・理工・院)
	火星宇宙船は、大気圏突入後の減速装置としてパラシュートを用いているが、制御が難しいことが問題点として挙げられる。そこで、超音速領域の減速及び制御装置の一つとして、宇宙船にダクトドケットエンジンを搭載することが考えられる。着火性が良く発熱量の高いマグネシウムとマグナリウムを燃料に選定し、二酸化炭素中での着火遅れ時間を求めた。

STCP-2012-034	エジェクタノズル形状が空気吸い込み性能へ及ぼす影響についての数値解析 田代達也(東海大・工・院)
	本研究で想定するエジェクタロケットは、燃料過多の化学ロケットの排出ガスを用いて外気をロケット内に吸入し、エジェクタロケット内で化学ロケットの排出ガスに含まれる燃料成分と外気を用いて燃焼を行って推力を得ようとするものである。本研究では外気を化学ロケット排出ガスと混合させて吸入するエジェクタノズルの内径に注目し、ナビエ・ストークス方程式を支配方程式として燃焼なしの場合での数値解析を行った。

STCP-2012-035	RBCCエンジンのスクラムジェットモードでの流入空気とロケット排気との混合評価について 高木翔平(東北大学)
	スペースプレーン用に検討されている複合エンジン(Rocket Based Combined Cycle engine)のスクラムジェットモードという作動モードにおいてロケット排気中の未燃水素への着火が達成できないという問題があった。けれども、その問題はアイソレータ部で補助燃料噴射を行うことで解決された。しかし、未だに混合が悪いために燃焼効率は非常に低い。そこで今回はより燃焼促進効果の高い補助噴射法の提案を行うため、非燃焼の実験にて混合の評価を行うこととした。

**【RBCCエンジンの空力設計手法(1)】**

STCP-2012-036	低軌道への再使用輸送系を目指したRBCCエンジンのシステム検討 富岡定毅(JAXA角田)
	JAXAでは、低軌道へのTSTO再使用輸送系への適用を目指し、ロケット複合(RBCC)エンジンのシステム検討を進めている。検討状況の現状と、特にRBCCエンジンの空力的設計手法に掛かる技術課題について、報告する。

STCP-2012-037	ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンのエジェクターモードにおける性能評価 谷香一郎(JAXA角田)
	ラムジェット流路にロケットを組み込んだ複合サイクルエンジンにおいて、エジェクター効果による空気吸込みは、個別搭載型に比べて性能向上の鍵となる要素である。供試エンジン模型の地上実験による性能評価結果と、CFDやエジェクター部分だけに特化した亜音速の飛行実験結果を交えた空気流と高温ロケット排気によるエジェクター効果予測法について報告する。

【RBCCエンジンの空力設計手法(2)】	
STCP-2012-038	ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンのラムジェットモードにおける性能評価 加藤周徳 (JAXA角田)
	JAXA角田センターでは、これまで、ラムジェットエンジン試験設備において、ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの供試エンジン模型の燃焼試験を、様々な飛行マッハ数条件下で行ってきた。本報告では、マッハ4、6、8の飛行条件でのラムジェットモード作動に注目し、実験結果の検討のために、次元計算による流れ場の解析と燃焼性能評価および、インレットの性能評価を行ってきたので、その結果を報告する。
STCP-2012-039	ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンのM8飛行条件下におけるエンジン燃焼試験 竹腰正雄 (JAXA角田)
	エンジン長さ3mのロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンのサブスケールモデルを用いたマッハ8飛行条件でのエンジン試験をJAXA角田宇宙センターのラムジェットエンジン試験設備において行ったので、その結果についてCFDの計算結果と比較しながら報告する。
STCP-2012-040	ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの極超音速域でのスクラムジェットモード試験 小室智幸 (JAXA角田)
	ロケット-ラムジェット複合エンジンの作動上限を探るため、高温衝撃風洞を用いて飛行マッハ数11相当の地上実験を実施して来た。推力発生の為に、吸込み空気に対する燃料噴射もロケット排気を含めて行った。その結果、燃焼に伴う有為な圧力上昇が得られず、一部の燃料を別途に噴射する方法を用いて、得る程度の燃焼による圧力上昇を達成するに至った。作動上限にかかる性能評価結果について報告する。
【液体推進系(1)】	
STCP-2012-041	科学衛星・探査機推進系の信頼性向上活動について 中塚潤一 (ISAS/JAXA)
	あかつきの金星周回軌道投入失敗の教訓をふまえ、今後の衛星推進系の信頼性を向上させる取り組みを行う。宇宙研と研開本部のDE連携かつミッション横断的に科学衛星・探査機推進系のバルブ等に関して、その使い方の特殊性も踏まえて技術を更に蓄積する。また、推進系を使用するシステムやサブシステムとも意見交換を行うなど、より使いやすくわかりやすい推進系を目指す。本発表では、これらの取り組みについて紹介する。
STCP-2012-042	ヒドラジン単液滴の燃焼シミュレーション 大南香織 (Yale)
	ヒドラジン・NTOは二液式推進系に用いられ、既に多くの実用がなされているものの未だ完全な数値燃焼モデルは無い。そのため、推進系使用時の不確定性があり、AKATSUKIの事故は記憶に新しい。我々は、過去の文献を徹底的に洗い出し、単液滴のシンプルな系での燃焼実験データを入手した。実験にあわせ、ヒドラジンの単液滴数値モデルを開発し、ヒドラジン・NTO燃焼モデルの検証を実験との比較において初めて行った。
STCP-2012-043	炭化水素エンジン開発の研究(2)...CADB RD-0120エンジン 平岩徹夫 (JAXA)
	宇宙輸送ミッション本部が進めている炭化水素系エンジンの研究開発のため、またその過程で生ずるであろう諸問題解決の手がかりを得るために、ケロシン系エンジンで最も経験豊富なロシア製エンジンを考察している。昨年のクズネツォフエンジンの検討に引き続き、水素系の二段燃焼サイクルエンジンのRD-0120を概観した。このエンジン系は、ロシアでは唯一運用された大型水素エンジンである。ケロシン、ヒドラジン系に特化された技術体系のなか、アメリカのSSMEに対抗すべくきわめて短期間に開発されたエンジンである。ケロシン系との相似点も多く、技術開発要素の比較検証は今後有用になる。日本においてまとまった検討がなされていないロシア製エンジンの研究としてもここにまとめる。
【液体推進系(2)】	
STCP-2012-044	超小型衛星搭載用推進系の研究開発と宇宙実証 錦沢秀太郎 (首都大学東京・院)
	我々は大学や企業を中心に開発が活発となってきた超小型人工衛星への搭載を目的とした推進系の開発を進めてきた。推進剤は、取り扱い性が容易で低価格である60 wt%過酸化水素水を推進剤に用いることで、大学や企業がより手を出し易く、超小型人工衛星に見合ったものとなっている。現在は3つの超小型人工衛星への搭載が決まっており、今後は宇宙実証を予定している。本論文では搭載が決まっている3つの推進系について述べる。
STCP-2012-045	N2O/ジメチルエーテル推進剤を用いた宇宙機用小型推進機 山中元貴 (九工大・工・院)
	本研究では、亜酸化窒素(N2O)を酸化剤とし、ジメチルエーテル(DME)を燃料とする液化ガスを用いた2液式の宇宙機用推進機を提案する。これまでに、試作機を用いて推力測定を実施した結果、理論推力の30%程度であったが推力の生成を確認した。今回、性能向上のために、燃焼室形状を変更した推進機を試作し、推力測定を実施した。その結果、理論推力の50%程度にまで向上した。本報では、この内容について報告する。

STCP-2012-046	加熱金属平板に衝突するGAP単一液滴の着火特性 -衝突による液滴の変形がGAPの着火に及ぼす影響- 柳沼高太(日大・理工・学)
	毒性が低い次世代一液性推進薬としてGAP(グリンジルアジ化ポリマー)を用いるために、着火特性を明らかにする必要がある。本研究では、液滴速度を変えたGAPを加熱金属平板に衝突させたときの着火特性に注目した。GAP単一液滴について衝突速度の関数であるウェーバー数と着火遅れ時間に影響する平板接触時間の関係を求めた。そして、衝突速度に起因する液滴の変形量とGAPの着火との関連を調べた。

STCP-2012-047	非燃焼型ロケットによるCansat打ち上げ手段の検討 的場涼(都市大)
	Cansatの打ち上げにはパルーン、モデルロケット、ハイブリッドロケット、が用いられているが、安全性、コスト、環境依存性などの問題が存在する。そこで、安全かつ容易にCansatを打ち上げる手段として非燃焼型ロケットの導入を提案する。非燃焼型ロケットの利用した場合、現在利用されているCansat打ち上げ手段と比較し、非燃焼型ロケットの有用性を検討した結果、200[m]程度の打ち上げならば非燃焼ロケットは十分に活用できることが分かった。

<b>【液体推進系(3)】</b>	
STCP-2012-048	ISASあきる野実験施設におけるH2Aロケット高度化ベントリテンション開発試験 杵淵紀世志(JAXA輸送)
	JAXA輸送ミッション本部ではH2A上段推進系の改良開発を進めている。開発アイテムのひとつとして、従来のヒドラジンスラストによる液体推進剤の底部静定を、液水蒸発ガスのノズルからの噴射に代える「ベントリテンションシステム」がある。講演ではISASあきる野実験施設において実施した低温水素ガスの真空噴射実験を中心にベントリテンションシステムの開発状況について説明する。

STCP-2012-049	酸水素混合系に対する古典的混合則の第一原理的検証 小林優己(信州大・学)
	現在、液体ロケットエンジンの燃焼室内部流れの解析には、van der Waals型の状態方程式に古典的混合則を併用した式が最もよく使用されているが、混合系の熱物性データ(実験値)が皆無に等しいため、混合則の精度検証は進んでいない。そこで本研究では、第一原理的に構築された分子間相互作用モデルにより酸水素混合系を再現し、モンテカルロ法による熱物性推算をとおりて古典的混合則の精度検証を行った。

STCP-2012-050	ロケットエンジン燃焼室の入口近傍を想定した酸水素界面の微視的研究 井川祥平(信州大・学)
	ロケットエンジン燃焼室の同軸噴射流れ場における酸素の微粒化特性の理解は、CFDシミュレーションの高精度化を進めるうえで極めて重要である。しかしながら、微粒化特性を左右する重要な物性値である界面張力については実験データも皆無でありよくわかってない。本研究ではエンジン燃焼室を想定した酸水素界面系を分子動力学シミュレーションにより再現し、界面張力の温度依存性ならびに界面の微視的構造を調べた。

<b>【再使用ロケット】</b>	
STCP-2012-051	高頻度再使用宇宙輸送システムの研究 丸祐介(ISAS/JAXA)
	再使用宇宙輸送機は、高頻度に運用されてこそ意味があり、また経済的にも成立する。宇宙往還のための「技術」の研究とともに、宇宙輸送機を航空機のように運用する技術やしくみが必要である。我々は、宇宙輸送機が高頻度に運用される未来を想像し、そのような世界に辿り着くために必要な、またそのような世界に必要な技術の研究を実施している。研究のスコープを示した上で、今年度の研究状況を報告する。また、今後の研究計画について述べる。

STCP-2012-052	再使用観測ロケットの現状について 小川博之 (ISAS/JAXA)
	再使用観測ロケット技術実証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-2012-053	再使用観測ロケット機体システムの技術実証 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。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-2012-054	再使用観測ロケットエンジンの技術実証 佐藤正喜 (JAXA)
	再使用観測ロケットエンジンには、機体システムのミッション要求・運用要求に応えるべく様々な性能・機能が要求される。具体的には、到達高度達成のための推力・比推力性能と軽量化、垂直離着陸のための広域・連続・高応答スロットリング、高頻度再使用運用のための長寿命化・点検整備簡易化などである。これらエンジンに課せられる性能・機能の実証および技術課題解決を目的として、フライト用実機エンジン開発に先駆け、地上用技術実証エンジンを設計・製作し、試験する計画である。本報ではこの再使用観測ロケット用のエンジン技術実証について最新の進捗状況を報告する。
STCP-2012-055	燃料や構成要素の統合を考慮した推進エネルギーシステムの設計手法 中上 禎章 (東大・工・院)
	将来の高頻度に運用される宇宙輸送システムでは、自動車のようなシンプルなシステムと効率的な運用が不可欠である。そこで、宇宙輸送機に用いる燃料や構成要素を適切に統合して運用を効率化することを目的とした、「統合推進エネルギーシステム」が検討されている。本研究では、統合を考慮したエネルギーシステムおよびその評価方法のモデル化について検討した。また、構築したモデルを用いて、宇宙輸送システムのミッションに応じた統合推進エネルギーシステムの最適設計手法を提案し、いくつかの適用例を示す。
<b>【高速飛行環境実験】</b>	
STCP-2012-056	大学でできる再使用型ロケット実験 (その6) 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た小型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、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。これまでに行ってきた飛行実験結果を紹介し、サブオービタル飛行を目指す将来計画についても報告する。
STCP-2012-057	高速走行軌道実験設備の高速度・高加速度化 中田大将 (室蘭工大)
	レール上をロケットで水平に推進する高速走行軌道実験設備について今年度は時速400km、加速度10G程度までに耐え得る改良を行った。軽量の台車の新造、制動装置の高精度化、ハイブリッドロケットのクラスタ化などについて述べる。
STCP-2012-058	室蘭工大小型超音速飛行実験機の第二世代機体設計について 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ド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た。CFRP複合材による機体構造を提案し実物大モックアップを試作して機器搭載性や組み立て作業性の確認を進めている。さらに、自律飛行ならびに飛行安全を実現するための誘導制御系や遠隔監視系の構築を進めている。
STCP-2012-059	小型超音速飛行実験機の風洞試験に基づく機体抗力検討 大石栄 (室蘭工大・院)
	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。第二世代の単発形状機体について、遷音速・超音速域における推力余裕を確保するために、機体抗力特性を風洞試験によって評価している。特にエンジンインテークによる抗力を細かく解析・検討している。
STCP-2012-060	気球とロケットを組み合わせた揚力飛行体の極超音速飛行実験の検討 丸祐介 (ISAS/JAXA)
	空気吸い込み式エンジンを用いるスペースプレーンの実現に向けて、飛行実証を通して基盤となる技術を獲得することを目指している。解決すべき要素技術課題は幅広い多岐の分野に亘るが、これらは相互に強く結びついている。個々の要素技術研究の成果を飛行システムに統合し、要素間の相互干渉効果を実飛行環境で評価して要素技術研究に継続的にフィードバックする必要がある。そこで、気球による高高度からの落下と無火薬式の小型ロケットブースターによる加速を組み合わせた極超音速飛行実験システムを構築する。本講演では、飛行実験の概念検討について述べる。
STCP-2012-061	TSTOブースター段への適用を想定したウェーブライダーの空力設計 軽部智光 (帝京大・院)
	二段式スペースプレーン実現にあたっての課題として広い速度域を安定して効率よく飛行できる空力形状の設計が挙げられる。本研究では二段式スペースプレーンの一段目ブースターにウェーブライダー形状を利用することを考え、それに適したウェーブライダー形状を明らかにする。そのために設計点の異なる複数のウェーブライダーを設計し、設計マッハ数だけでなく、設計マッハ数前後の広い速度域での空力特性をCFD解析より取得し、評価する。また風洞実験を行ってCFD解析による評価の妥当性を検証する。

STCP-2012-062	回転バルブ式4気筒パルスデトネーションエンジン飛行試験機の研究開発 笠原次郎、坂本龍基、両角智人、柏崎貴司、藤原大(筑波大)
	パルスデトネーションエンジンは水素燃料の空気吸い込み式で4200秒の推力が獲得でき、高性能と単純さを併せ持つ新エンジンである。飛行試験によって、デトネーション燃焼やバルブ機構の飛行姿勢等への影響を明らかにすることが急務である。本発表では、飛行試験機搭載用の4気筒のパルスデトネーションエンジンの推力試験結果及び、飛行試験機のシステム開発状況を報告する。

**【ハイブリッドロケットの燃焼(1)】**

STCP-2012-063	PMMAまたはワックスを燃料に用いたハイブリッドロケットの特性排気速度に関する考察 原田潤一(東海大工・学)
	PMMAを燃料としたハイブリッドロケットで実験的にC*の時間履歴を評価することを試みた。パラフィンワックスとGOXを用いた小型ハイブリッドロケットの圧力履歴を平均的なC*を用いて計算すると、時間経過と共に内圧が低下する解が得られた。これに対し各時刻でのC*を使って計算を行うと時間に対し内圧がほぼ平坦となる解が得られ、燃焼実験の傾向と一致した。

STCP-2012-064	ガスハイブリッドロケット用HAN溶液の着火特性 小野高翔(日大・理工・院)
	ガスハイブリッドロケットは一次燃焼室で生成された高温の燃料過剰ガスと、噴霧された液体酸化剤を二次燃焼室で混合、燃焼させることで推力を得る。近年ガスハイブリッドロケットに用いる酸化剤として、HAN溶液が注目されている。噴霧されたHAN溶液の着火特性に関する報告は少ない。そこで、本研究ではHAN溶液の組成と着火特性の関連を求め報告する。

STCP-2012-065	プラズマジェットを使用したハイブリッドロケット用イグナイタの研究 加藤和茂(東海大・院)
	ハイブリッドロケットの特徴の1つに再着火が可能という利点がある。ハイブリッドロケットのイグナイタとして求められる要素は、確実に着火が行われ、複数回の使用が可能であり、ロケットに搭載するため簡素であること。これらを満たすために、本研究ではイグナイタとしてプラズマジェットを使用する。使用する燃料は、WAX燃料、PMMA、ポリエチレンの3種類を使用する。この3つの燃料に対し着火が行われるか否かを比較し発表する。

STCP-2012-066	プロピレン-酸素燃焼反応モデルの複数条件に適用可能な簡略化 山中翔太(東大工・院)
	ハイブリッドロケットの着火現象は、現象の理解も理解のための手法作成も未だ十分ではない。本研究では流体と化学反応の時間スケールが近いハイブリッドロケット着火の解析に必要な軽量化学反応モデルを、最近注目されつつあるRCCE法を用いて作成している。

**【ハイブリッドロケットの燃焼(2)】**

STCP-2012-067	低コスト燃料を用いたサブスケールハイブリッドロケットエンジンの燃焼特性 五十嵐真二(IA)
	再使用機への適用をめざし、ハイブリッドロケットエンジンの研究開発を進めている。リカリングコストを下げるために開発した低コスト燃料の長秒時での燃焼特性を取得するため、Φ160mmサイズのサブスケールエンジンの長秒時燃焼試験を実施した。燃料形状としてマルチポートとワゴンホイールの2種類について燃焼特性を取得した。

STCP-2012-068	極低温に冷却されたCAMUI型固体燃料の点火特性 金井竜一郎(北大工・院)
	原因究明の結果、液体酸素によって燃料グレインが極低温に冷却された事が異常燃焼を引き起こしたと考えられた。筆者らは、燃焼室内を光学観測できるアクリル製モータを用いて再現実験を行い、異常燃焼の発生条件およびそのメカニズムを調査している。

STCP-2012-069	Regression Rate Measurement of Hybrid Rocket Using Ultrasonic's Po-Jul Chang(東大・院)
	A lab-scale hybrid motor burning test was conducted to investigate the solid-fuel regression rate. Real time ultrasonic sensors were used to determine the instantaneous and local burning rate. Polyethylene Glycol (PEG) was chosen as a hybrid rocket fuel. PEG is interesting since PEG copolymerizes and mixes well with Glycidyl Azide Polymer (GAP) which is one of the top-rated candidates for next generation hybrid motor, and PEG works as a diluent material to depress the unusual high burning rate of GAP.

**【旋回流型ハイブリッドロケット】**

STCP-2012-070	円管内旋回流における壁面摩擦係数についての理論的研究 小澤晃平(東大)
	ハイブリッドロケットエンジンの燃料後退速度の増加を目的として酸化剤を旋回流とする方式が提案されているが、燃料への熱伝達の性質把握に繋がる、旋回流の壁面摩擦係数についての理論的な理解は未だ不十分である。今回、著者らは壁面からの湧き出しがある軸対称旋回流における壁面摩擦係数を解析的に導出した。これを壁面からの湧き出し無しの旋回流の摩擦係数の実験データと比較し、その妥当性を検証した。



STCP-2012-071	円管内における並列多重旋回流の可視化 高山明正(東大工・院)
	ハイブリッドロケットエンジンの酸化剤噴射方法への応用を念頭に置き、円管内にて4つの旋回流を並列化させた非反応流の可視化実験を行った。流入条件として流量、旋回方向をそれぞれ変化させ、タフトを用いて、速度方向の空間分布を取得した。タフトによる速度方向の可視化結果から、円管内での混合特性の検討を行った。また、壁面オイルフロー法を用いて、壁面付近での旋回の様子を可視化した。

STCP-2012-072	多断面旋回流方式によるハイブリッドロケットエンジンの燃料後退速度向上に関する研究 大山翔(九大・院)
	本研究室では燃料後退速度向上のために、酸化剤を燃料グレイン側面から多断面で流入させることでポート内に旋回を生じさせる多断面旋回流方式を採用している。燃料には高密度ポリエチレン、酸化剤には気体酸素を用いた。多断面旋回流方式に加え、ポートをシングルポートから多孔ポートにすることで従来の燃焼方式に比べ、約4倍の燃料後退速度が得られた。本研究では酸化剤流入方法やポート数の工夫によりさらなる向上を図る。

STCP-2012-073	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の三次元火炎観察 齋藤大地(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の前縁部可視化窓より二方向からのステレオ撮影を行い、燃焼室内火炎挙動を三次元的に観察した。その観察原理を述べるとともに、得られたステレオ画像から燃焼室内の火炎挙動の解明を試みた。その結果、グレイン前縁部にはグレイン表面に沿った壁面流火炎が形成されるのに対し、グレイン後縁部の火炎はグレインから離れた位置に形成されることが分かった。

STCP-2012-074	Paraffin燃料を用いた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可視化の試み 多田洋史(首都大学東京)
	酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの前縁部に設けた可視化窓より、Paraffin燃料の燃焼室内に形成される火炎の可視化実験を試みる。本研究室で過去に行われた酸化剤流旋回中におけるPPやPMMAの燃焼室内の可視化実験と比較することで、燃料後退速度の大きいParaffin燃料の火炎挙動を調べPPやPMMAとの違いを明らかにする。

STCP-2012-075	後方燃焼室を有するパラフィン燃料酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンの燃焼特性の評価 齊藤大亮(首都大・院)
	パラフィン燃料用に製作した燃料長さ可変の酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンに後方燃焼室を設置した実験を行い、主燃焼室と後方燃焼室のそれぞれの容積、流れ場を変更した場合に、燃料後退速度やC*効率等の燃焼特性に及ぼす影響の評価を行った。

<b>【ハイブリッドロケットの設計と開発】</b>	
STCP-2012-076	各段に異なる燃料を用いる3段式ハイブリッドロケットの設計探査 金森文男(東大・院)
	本研究では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最適化問題を、遺伝的アルゴリズムを用いて解き、得られた大域解からデータマイニングによって設計知識を獲得する。各段の燃料をそれぞれ個別に選択できるようにし、WAXやPPの燃焼モデルを用いて、燃料組み合わせが異なる場合のロケットの性能を比較し、どのような設計が有利か考察する。

STCP-2012-077	推力5000N級CAMUI型ハイブリッドロケットの推進系及び機体構造の開発 五十地輝(株式会社植松電機)
	株式会社植松電機では、北海道大学と協同でCAMUI型ハイブリッドロケットの開発を行っている。ここでは超音速飛行、テレメトリ技術、機体海上回収技術を目指し、昨夏打上げ試験に使用したCAMUI500Pの主に推進系と機体構造の設計及び試験に関して紹介する。

STCP-2012-078	低融点熱可塑性樹脂燃料を用いた小型ハイブリッドロケットの打上実験 和田 豊(秋田大学)
	本研究では、低融点で液化する低融点熱可塑性樹脂(LT)のハイブリッドロケット用燃料への適用を目指しており、機械的物性、燃料後退速度の測定などを実施している。これまでの研究成果から、従来のHTPB燃料などと比較して2~3倍の燃料後退速度を有しており、伸びは300%を達成する等、高い燃料後退速度と、十分な弾性を有していることが明らかとなっている。そこで、亜酸化窒素(N <sub>2</sub> O)を酸化剤として推力300N級のハイブリッドロケットに搭載できるフライトモータを設計・製作し、打上実験を実施した。本発表では、LT/N <sub>2</sub> Oでの燃焼実験結果と打上実験結果について報告する。

<b>【低環境負荷液体推進系】</b>	
STCP-2012-079	HAN系液体推進薬に関する加圧条件下での反応性についての研究 二星陽帥(東大・工・院)
	HAN(Hydroxyl Ammonium Nitrate)系推進薬はヒドラジンと比べ低毒性、高比推力、高密度等の特徴を持ち、次世代推進薬として注目されている。しかし、同時に高い燃焼速度を有するためその取り扱いが困難である。本報告では実用現場でのHAN系推進薬の安全性についての検証を目的とし、HAN系溶液の成分及び圧力をパラメータとして、長時間高温に曝した場合の反応性の有無について報告する。

STCP-2012-080	低毒性推進剤にプラズマ支援燃焼を適用した1 N級小型スラスタ 出田啓介(九工大・院)
	現在、スラスタに用いる推進剤にはヒドラジンが主に使われているが、毒性があり取扱いが難しい。また、推進剤の分解に用いる触媒は脆く、不具合に繋がる恐れがある。そこで、本研究では、毒性のない亜酸化窒素(N <sub>2</sub> O)とエタノールを推進剤とし、触媒に替わりプラズマジェットによる支援燃焼を適用する方式を提案する。これまでの結果で、試作したスラスタでの作動が確認できた。今回は、推力測定を行った結果を報告する。
STCP-2012-081	放電プラズマを用いたグリーンプロペラントの反応誘起機構の試作 河端駿典(首都大学東京・学部)
	低毒性推進薬であるグリーンプロペラントは、一液式RCSスラスタ用の推進薬として期待されている。本研究は、放電プラズマによるグリーンプロペラントの反応誘起機構を製作し、基本的特性を取得することを研究目的とした。放電プラズマを生成するため必要な電力評価実験を行った結果、低電力で運用可能であることを示したとともに、RCSスラスタへの適用に関する重要な指針・課題を明らかにした。
STCP-2012-082	HAN系推進剤及び水を用いた低電力直流アークジェットスラスタの性能特性 松本和真(大阪工大・工・学)
	電気推進機である直流アーク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 <sub>3</sub> OHNO <sub>3</sub> )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、及び水(ISS廃棄水を想定)を推進剤として用い、低電力(1-3kW)アークジェットスラスタの性能特性を調べた。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。
STCP-2012-083	Nitrous Oxide for Space Propulsion Applications Catalytic Decomposition Processes Rachid Amrousse(JAXA)
	N <sub>2</sub> O is a compound that during the last decade has been recognized as a potential contributor to the destruction of the ozone in the stratosphere and acknowledged as a relatively strong greenhouse gas. The continuous increase of its concentration, both due to natural and anthropogenic sources (adipic acid production, nitric acid production...) and longer atmospheric residence time, entails the need of developing efficient catalysts for its decomposition (into nitrogen and oxygen). The catalytic decomposition of N <sub>2</sub> O has been intensively studied over several catalysts. However, the catalytic activity towards decomposition of N <sub>2</sub> O would be significantly affected by the presence of O <sub>2</sub> and steam H <sub>2</sub> O. The results have revealed that the substitution of Fe <sup>2+</sup> by different cations (M <sup>2+</sup> = Ni <sup>2+</sup> , Mg <sup>2+</sup> , Mn <sup>2+</sup> , Zn <sup>2+</sup> , Co <sup>2+</sup> ) into Fe <sub>3</sub> O <sub>4</sub> significantly promoted the catalytic activity of N <sub>2</sub> O decomposition. The catalytic activity of M <sub>x</sub> Fe <sub>3-x</sub> O <sub>4</sub> spinels depended on the amount of M <sup>2+</sup> incorporation. Moreover, partial substituted samples present the best behavior in the N <sub>2</sub> O decomposition, the conversion of N <sub>2</sub> O decomposition to N <sub>2</sub> and O <sub>2</sub> reached 100 % at low temperatures in comparison with N <sub>2</sub> O decomposition over pure Fe <sub>3</sub> O <sub>4</sub> (370 ° C). Although the addition of O <sub>2</sub> or H <sub>2</sub> O steam to the feed gases inhibited the N <sub>2</sub> O decomposition.