

—化学推進 アブストラクト—

【固体推進技術① 高エネルギー物質】	
STCP-2014-001	Effect of initial temperature and pressure on the burning rate of GAP 張 伯睿 (東大・院)
	A lab-scale hybrid rocket has been used to characterize the burning of GAP and PEG mixtures under pressure higher than 6MPa and different initial grain temperatures. Unlike most binders, for example HTPB, it has been shown by many groups that the burning rate is independent of chamber pressure. However, due to the complicated chemical reaction within condensed phase, the decomposition of GAP is not well known. In the previous studies, under intermediate pressure range (3–6 MPa), when oxidizer is absent, the burning rate of GAP and its mixtures are almost the same and increase with the increase of chamber pressure. After transition pressure (> 6MPa), the decomposition property exchanged, the burning rate became pressure independent but depends on GAP ratio. N. Kubota (1988) had reported the high sensitivity of initial temperature on the burning rate of GAP in the range of 243–343 K. These are important characteristics to be studied for a real application of GAP as a solid grain.
STCP-2014-002	アンモニウムジニトロミドの熱分解に及ぼす酸化銅(II)の影響 松永 浩貴 (横国大・院)
	アンモニウムジニトロミド(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。酸化銅(II)はエネルギー物質の分解・燃焼触媒として広く用いられる。本研究では、酸化銅(II)がADNの熱分解に与える影響について検討した。
STCP-2014-003	空気圧人工筋肉を用いた腸管構造を模した蠕動運動型ポンプによる高粘性流体およびマイクロ粒子混合実験 伴 遼介 (中央大・院)
	現在、固体ロケット製造の低コスト化のために、推進薬の混合や搬送を安全かつ連続的にを行い、製造する設備が求められている。我々はこれまでに高粘性流体などを安全に搬送できる腸管構造を模した蠕動運動型ポンプを開発してきた。本研究は本ポンプに混合機能を付加し、新たな推進薬製造プロセスを開発することを目的とする。今回は、本ポンプで高粘性流体とマイクロ粒子を混合する実験を行い、高粘性流体同士の混合および高粘性流体とマイクロ粒子の混合が可能であることを確認した。
STCP-2014-004	蠕動運動ポンプを用いた固体推進薬の連続捏和プロセス 岩崎 祥大 (総研大・院)
	ロケットの低コスト化は宇宙輸送で最も重要とされていることの一つである。本研究では固体ロケット推進薬の捏和において、人工筋肉アクチュエータによる蠕動運動ポンプを捏和機として使用することで、ロケット製造プロセスからの抜本的な低コスト化を検討した。本ポンプは高粘度流体の捏和と輸送を同時に行えるため連続プロセスに適しているだけでなく、空気圧駆動かつ推進薬の着火源がないことから安全性も保証できる。これらの特長は固体ロケット製造に新しい概念を提案するものである。
【固体推進技術② 固体推進薬 高エネルギー物質】	
STCP-2014-005	アンモニウムジニトロミドの凝縮相熱分解機構解析 伊里 友一朗 (横国大・院)
	アンモニウムジニトロミド(以下、ADN)は、高酸素バランス、高エネルギー密度、ハロゲンフリーの性質より、過塩素酸アンモニウムに替わる新規固体推進剤の酸化剤として期待されている。ADNの低圧環境下における燃焼速度は凝縮相反応(熱分解)に支配されることが報告されているが、そのメカニズムについては議論の余地がある。そこで本研究はADNの凝縮相熱分解の生成ガス分析、速度論解析、量子化学計算を行い反応解析を行った。
STCP-2014-006	アンモニウムジニトロミド系高エネルギーイオン液体推進剤の化学安定性に関する研究 松永 浩貴 (横国大・院)
	高エネルギー物質であるアンモニウムジニトロミド(ADN)を共融現象により溶媒フリーで液化した推進剤(エネルギーイオン液体推進剤, EILPs)を調製した。ADN系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の化学安定性に関する知見を得るため、熱分解挙動および速度について検討した。
STCP-2014-007	アンモニウムジニトロミド系イオン液体の推進剤としての特性 井出 雄一郎 (総研大・院)
	ヒドラジンに代替されるグリーンプロペラントの候補として、アンモニウムジニトロミド(ADN)系イオン液体が発明された。ADN系イオン液体は3種の固体粉末の混合によって生成される溶媒フリーの液体であり、原材料はADN, 硝酸モノメチルアミン(MMAN), 尿素である。それぞれ酸化剤, 燃料, 凝固点降下剤に対応する。これらの配合を調整することで、ヒドラジンに優る高比推力・低凝固点の理論性能が示された。選定した配合でのADN系イオン液体に対してストランド燃焼試験を行い、ADN系イオン液体の自立燃焼性, 燃焼速度, 火炎温度を取得した。この結果に基づいて推進剤としての特性について議論する。
STCP-2014-008	STudy of GAP as a gas generator 板倉 正昂 (横国大)
	現在、宇宙用小型推進機の推進薬として用いられているヒドラジンは毒性が高く、運用面での課題から代替となる新規液体推進薬の開発が求められている。高エネルギー物質アンモニウムジニトロミド(ADN)を共融現象により液化し、イオン液体推進薬(EILPs)として用いることで、高性能かつ低毒性な推進剤の実現が期待される。本研究では、ADNに水素結合供与体(HBDs)を混合した際の融点降下挙動から、液体化のメカニズムについて議論する。

【特別講演】	
STCP-2014-009	イプシロンロケットの開発コンセプトと初飛行結果 森田 泰弘 (JAXA)
	The Epsilon launch vehicle, the newest version of Japan's solid propulsion rocket, has successfully had its maiden flight on September 14, 2013, carrying the extreme ultra-violet planetary telescope satellite "HISAKI". The purpose of the Epsilon rocket is to provide small satellites with a responsive launching, which means in this study we focus on a cost effective, user friendly and ultimately efficient launch system. To realize this, the design concept of the Epsilon involves various innovative next generation technologies: highly compact mobile launch control and the enhanced user-friendly characteristics. In another aspect, such innovative design concept can be considered equivalent to enhancement of reliability, performance and cost effectiveness. This paper outlines the results of the first flight development of the Epsilon that validated the effectiveness of the innovative concepts.
【イプシロンロケット①】	
STCP-2014-010	イプシロンロケット高度化開発 井元 隆行 (JAXA)
	The first Epsilon launch vehicle was successfully launched from Uchinoura Space Center (USC) on September 14th, 2013. This flight has achieved full mission success by injecting SPRINT-A into the planned orbit with high accuracy. After the launch, the development of the enhanced Epsilon has started. This paper describes the system design and the development plan of the enhanced Epsilon.
STCP-2014-011	イプシロンロケット推進系の高度化開発状況 北川 幸樹 (JAXA)
	The epsilon rocket has been launched and development of enhanced propulsion system for the next epsilon rocket is being progressed focusing on a low cost and a high performance as the second step. The main changes of the propulsion system are exposure of the second motor, disuse of the extension nozzle of the third motor, and unification of propellant of liquid propulsion system. Currently, the preliminary design has been finished. In the future, the performance verification by prototype tests will be conducted and detail data will be obtained by element tests for the critical design.
STCP-2014-012	強化型イプシロン機体のアビオニクス 岡田 修平 (JAXA)
	Epsilon rocket (Epsilon Launch Vehicle) has been launched from a launch pad at the Uchinoura Space Center, and the advanced rocket which we call the Epsilon Enhanced (Enhanced Epsilon Launch Vehicle) is going on the design development phase. As for the avionics system, we considered development aiming at the improvement in capability and operability. This paper shows the overview and the development status of the avionics system of the Epsilon Enhanced, which extended the more high performance.
STCP-2014-013	強化型イプシロンロケット 構造系の開発状況 宇井 恭一 (JAXA)
	The first Epsilon Launch Vehicle (Epsilon-1) was successfully launched from Uchinoura Space Center (USC) on September 14th, 2013. The structure subsystem for the Epsilon-1 made full use of the heritages of M-V and H-IIA launch vehicle structure for the effective development. After the launch, the development of the enhanced Epsilon has started. The structure subsystem for the enhanced Epsilon is newly developed except for the nose faring and the end ring. This paper describes the design and the development plan.
【イプシロンロケット②】	
STCP-2014-014	強化型イプシロンロケット機体の誘導制御系について 山口 敬之 (JAXA)
	Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA) launched the first Epsilon Launch Vehicle (Epsilon-1) with the Spectroscopic Planet Observatory for Recognition of Interaction of Atmosphere (Sprint-A) on September 14, 2013 (Japan Standard Time) from the Uchinoura Space Center, and the Post Qualification test Review (PQR) was finished on March, 2014. Currently, JAXA has been developing the Enhanced Epsilon Launch Vehicle, which achieves high performance and low cost. This paper provides the developing progress of Guidance and Control System of Enhanced Epsilon Launch Vehicle.
STCP-2014-015	イプシロンロケット高層風観測システムの機能向上 前原 健次 (JAXA)
	Observation of the wind at high altitude during rocket launches is one of the critical factors for the flight analyses. The conventional observation method using sondes on meteorological balloons is common. However, JAXA is now investigating the use of doppler lidars as a new method of the wind observation for Epsilon rockets. This report shows that we have confirmed that the doppler lidars have the sufficient capacity as a promising observation system.
STCP-2014-016	イプシロンロケット2号機の機体組立系射場運用と発射装置改修計画 小野 哲也 (JAXA)
	After the first flight of Epsilon, the development of the enhanced Epsilon has started. This paper introduces the plan of launch operation and launcher improvement of Epsilon-2 (enhanced Epsilon).

STCP-2014-017	イプシロン最終形態(進化型イプシロン)の開発構想 徳留 真一郎 (JAXA)
	For developing the final configuration of Epsilon launch vehicle, which will be brought to the international market, its conceptual study has been started in JAXA since the beginning of this fiscal year. A study team has begun their first activity in order to interpret the future customer's needs based on international marketing researches and interviews with domestic users, providers, and operators of small satellites. After setting the mission requirements and system specification within the current fiscal year, the team aims to begin the development from the year after next.
【液体ロケット】	
STCP-2014-018	炭化水素エンジン開発の研究(4)....Energomash RD-170 エンジン 平岩 徹夫 (JAXA)
	NK-15エンジン検討からスタートしたロシア製ロケットエンジン開発の研究のその4として、現行世界最大級の推力を持つRD-170系エンジンを取り上げる。今回はまずエンジン開発過程と機構の一部を紹介する。
STCP-2014-019	気液二相流におけるクオリティ測定手法の研究開発 角 悠輝(早大・院)
	二相流熱伝達率の整理、流動条件の判別に用いられ、ボイド率や圧力損失等と並んで重要なパラメータであるクオリティの測定手法を二通り考案し、CFD、解析、実験を通して検証を行った。すなわち、絞り前後のボイド率と差圧からクオリティを算出する手法と、二相流を均質化することで、測定したボイド率から直接クオリティを求める手法である。本発表ではこれら手法の概要および現在までの開発状況について報告する。
STCP-2014-020	観測ロケット S310-43 号機試験における極低温二相流のボイド率計測 北古賀 智史(早大・院)
	観測ロケット S310-43 号機を用いた液体窒素流動試験における、極低温気液二相流のボイド率計測結果について報告する。観測ロケット内で計測を行うため、計測機器に対して計測用極板形状の変更、並びにシールドの最大化、部品点数の削減を行った。これより試験時に機器へ加わる負荷による、ノイズ混入や部品破損による計測精度の低下を防ぐ機器を製作し、本試験を実施。取得データと、地上での事前試験結果、並びにボイド率測定部周辺を撮影した映像との比較から、精度の高い計測に成功した事が確認された。
STCP-2014-021	有人宇宙航行に用いるV2ロケットエンジンのクラスター化の研究 田内思担(日大・理工・学)
	V2ロケットは大気圏を脱出し、成層圏を飛行した初の人工飛翔体である。私達は有人宇宙船にV2ロケットエンジンを用い、地球周回軌道に投入することを目的とした。V2ロケットエンジンをクラスター化し、軌道修正を目的に上段部にガスハイブリッドロケットエンジンを用いた概念検討を行った。
【大気吸込み式推進①】	
STCP-2014-022	ハイブリッドロケット&ラムジェット複合エンジンのエジェクタジェットモードに関する実験的研究 江澤 勇介(東海大・院)
	次世代の宇宙輸送システムとして再使用型の宇宙往還機が提案されている。本研究ではラムジェットエンジン内にハイブリッドロケットを組み込んだ複合エンジンを対象にしており、このエンジンの作動モードの1つであるエジェクタジェットモードに関する実験的研究を進めている。 燃焼ガスを酸素ガスで模擬したコールドフロー実験を行い、エジェクタノズルを装備した状態でエジェクタ効果が発生することを実証した。そしてCEA400を使用した化学平衡計算によって、エジェクタジェットモードがコアロケット単体よりもIsp性能が高くなる条件を確認したのでそれらの結果を発表する。
STCP-2014-023	予冷ターボジェットエンジンを搭載した極超音速航空機の離陸騒音推算 佐野 典央(群馬大学・院)
	現在、JAXAでは極超音速航空機の研究・開発が行われている。その機体には予冷ターボジェットエンジンが搭載される予定である。予冷ターボジェットエンジンは非常に強いジェット騒音を放出すると予想されており、極超音速航空機の離陸騒音が空港の騒音規制を満足できない恐れがある。そのため、実用化には研究・開発段階で離陸騒音を把握することが重要となる。よって、本研究では研究・開発中の極超音速航空機の離陸騒音を推算した。
STCP-2014-024	極低温冷却円管への着霜に及ぼす障害物形状の影響 佐藤 颯大(静大・院)
	安全性、信頼性が高く低コストで再使用が可能な宇宙輸送システムとして、空気吸込み式エンジンを搭載した二段式スペースプレーンの開発が進められている。このエンジンには吸入空気を冷却するためのプリクーラが設置されるが、運用に際しては伝熱面への着霜問題を解決しなければならない。本研究では冷却管の前に障害物を設置して着霜を抑制する方法を提案し、様々な障害物形状による着霜抑制効果の変化を検証する。
STCP-2014-025	プリクーラ伝熱面における霜層成長の遅延化に関する研究 平林 遥介(早大・基幹理工・院)
	予冷ターボジェットエンジンに搭載されるプリクーラでは低マッハ数領域における伝熱面への着霜現象が問題となっている。本研究では簡易的な構造変化による霜層成長の遅延化を目的とし、伝熱管形状に着目した着霜低減法の考案を行った。円管周りの着霜は前面・背面・側面の順で形成される為、澱み点における着霜の遅延化が流路閉塞の低減に有効な手法であると考えられる。本発表では伝熱管の澱み点位置にひれ部を設けたひれ付伝熱管の管群における有効性の検証結果について報告する。

STCP-2014-026	三次元形状超音速インテークの風洞試験および数値解析 小林 航 (早大・院)
	本研究では、従来の二次元矩形インテークに代わる新たな高性能インテークの設計を目的とし、Busemannインテークを基とした入口から出口へと断面形状の遷移する三次元形状インテークの設計を行った。設計形状について、Mach2からMach4 の非設計点における風洞試験により性能取得を行い、また数値解析との比較検討により設計手法の妥当性検証を行った。
【大気吸い込み式推進②】	
STCP-2014-027	観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験(HIMICO)用エアインテーク風洞試験 天野 雄祐 (早大・院)
	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、本発表では搭載するエアインテークモデルの風洞試験結果について報告する。本実験は極超音速技術実験機HYTEXのサブスケール機を用いており、サイズが小さいため構造的、空力的な制約が厳しく検討すべき点が多い。本年度は模型を用いて風洞試験を実施し、強度、始動性等を確認する。この風洞試験から得られる結果について報告する。
STCP-2014-028	RBCCエンジンのスクラムジェットモードにおけるロケット排気と流入空気の混合予測 中野 良祐 (東北大・院)
	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において、スクラムジェットモードの設計が課題となっている。特にエンジン内の未燃水素を含んだロケットと流入空気は互いに超音速であるためそれらの混合・燃焼が大きな課題となっている。本研究は、非燃焼実験で得られた混合効率をもとに、性能予測で用いるためのロケット排気と流入空気の混合効率の予測モデルを構築し、そのモデルの妥当性を検証することを目的としている。本講演ではこれらの結果について報告する。
STCP-2014-029	観測ロケットを利用した極超音速統合制御実験(HIMICO)に向けた実験機形状・飛行軌道の最適設計 藤川 貴弘 (東大・院)
	著者らはS-520観測ロケットを打ち上げ手段に利用した極超音速統合制御実験(HIMICO)を計画している。本発表では、実験機搭載エンジンの試験環境を十分な時間実現するべく、最適設計手法を用いて機体形状・飛行軌道の概念設計を実施した結果を報告する。ロケットの打ち上げ条件を適切に設定すれば、20秒以上の試験環境を実現できる機体・軌道が設計可能であることを確認した。また機器搭載のために、胴体直径を増して胴体容積を大きくできる見通しが得られた。
STCP-2014-030	笠原 次郎 (名大) 観測ロケット搭載型回転デトネーションエンジンの研究開発
	デトネーション波を2重円筒内で連続的に発生させる事で推力を得るエンジンを回転デトネーションエンジン(Rotating Detonation Engine, RDE)と呼ぶ。デトネーション波を用いることで、小型の燃焼器で高い燃焼効率を達成可能であり、高比推力のロケットエンジンとしての実用化が期待されている。本研究では、観測ロケットでの宇宙実証を目的とした、回転デトネーションエンジンの研究開発に関して報告する。特に、円錐形状ノズルを取り付けた場合のRDEの質量流量、推力、比推力の計測実験の結果に関して報告する。
【固体推進技術③ 制御技術】	
STCP-2014-031	レーザ加熱によりスロットリングを実現する固体推進機 鬼塚 信吾 (宮大・院)
	本研究では、レーザ加熱によりスロットリングを可能とする固体推進機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燃焼のON/OFFが可能な推進剤を用い、レーザを熱源とするマイクロスラスタを提案してきた。今回、安定した推力生成のために目標推力室圧力を29 kPa、燃焼室特性長を1.5 mとし、目標推力を0.1 Nとした試作機の性能評価結果について報告する。
STCP-2014-032	小型衛星用固体ロケットの推力範囲の拡大に伴う推進薬ペレットの積層化に関する研究 浅川 純 (東大・院)
	著者らは小型衛星を短時間で軌道遷移させるための小型推進器の開発を行っている。これまでは推進剤として1 gのB/KNO3ペレットを搭載した1 Ns級マイクロスラスタの研究を行っていたが、既存の推進剤ペレットを積層することでこのマイクロスラスタの推力範囲を拡大させることを考えた。燃焼室圧力の制御には燃焼室面積の制御が不可欠であるため、積層した推進剤の側面を樹脂で密封することで、燃焼面積の制御を行った。
STCP-2014-033	HTPB/APコンポジット推進剤を用いたレーザ点火型マイクロスラスタ 飯盛 翔太 (宮大・学)
	本研究では、HTPB/APコンポジット推進剤を用いたレーザ点火型のマイクロスラスタの試作及び評価を行う。これまで固体推進剤を用いたワンショット型のマイクロスラスタには、B/KNO3などの真空下で点火しやすい推進剤が使用されてきた。一方で、比推力の点では真空下での点火が困難であるが性能に優れるHTPB/AP系推進剤が好ましい。そこで、樹脂によりHTPB/APコンポジット推進剤を密封しレーザの照射によって点火するマイクロスラスタを提案する。今回、試作機での推力測定結果について報告する。
STCP-2014-034	アーク放電と亜酸化窒素による非自燃性固体推進薬の燃焼制御 下田 真之 (九工大・院)
	本研究で用いる非自燃性固体推進薬は、配合を調整することで外部からの熱エネルギー供給がある場合にのみ燃焼が維持する推進薬であり、内部に酸化剤を有しているため高性能化が期待できる。点火は外部からの熱エネルギー源としてアーク放電を用い、酸化剤の供給によって燃焼の中断、再点火を行う。今回は、点火と燃焼中断、再点火ができることを示すため、亜酸化窒素を酸化剤とした小型推進機を試作し、燃焼室圧力を測定した。

【【固体推進技術④ 燃焼、解析】】	
STCP-2014-035	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 富吉 正太郎(東海大・院)
	現在、一般的に用いられている固体推進薬には、バインダとして末端水酸基ポリブタジエン(HTPB)が使用されている。しかし、これは硬化成形に数日かかるとともに、硬化後に形状変化できないため、製造コストを押し上げる一因となっている。そこで、本研究では高温で溶融し、常温付近で凝固するような物理的性質を持つ低融点熱可塑性樹脂(LTP)に注目した。本報告ではLTP系推進薬の検証結果を報告する。また、シンキー社製のミキサーを使用し、疑似酸化剤と共に混和した際、良好な混和性が得られたことも報告する。
STCP-2014-036	固体推進薬の超弾性・粘弾性構造解析 三上 晃(IA)
	固体推進薬は粘弾性特性を緩和弾性率として材料一律とモデル化して設計される。本研究では、より実現象に則した超弾性特性と粘弾性特性を考慮した材料モデルを適用し、構造解析を実施する。温度と引張速度をパラメータとした定ひずみ速度引張試験と同定し、高ひずみ領域まで挙動をよく再現できる解析モデルを獲得した。実機設計に適用できれば合理的な設計手法となることが期待される。時刻歴での応力やひずみの強度評価手法の確立が課題である。
STCP-2014-037	固体ロケットモータに関する機軸方向の音響振動の解析 森田 貴和(東海大)
	機軸方向に段差を有する固体ロケットモータ内に生じる圧力振動に関する線形安定性解析と音響管によるコールドフロー試験の比較を行った。加えて、機軸方向に対してポート断面積が異なる固体ロケットモータの振動燃焼の圧力振幅を求める方法についての取り組みを紹介する。
【招待講演】	
STCP-2014-038	多段面旋回流方式ハイブリッドロケットエンジンに関する研究について 麻生 茂(九大)
	高高度観測や小型人工衛星の打ち上げのために低コストで信頼性の高いロケットが求められている。ハイブリッドロケットはそれを実現する新しい宇宙輸送手段として期待されている。しかしながら従来のハイブリッドロケットは固体ロケットに対して燃料後退速度が低く燃焼効率が悪いという欠点があった。これに対して旋回流方式、衝突噴流式などの提案がなされこれらの欠点が克服されつつある。多段面旋回流方式は旋回流方式をさらに進化させた方法であり、これまで上流側から導入していた酸化剤を旋回流として導入する方法と比べ、さらなる燃料後退速度向上を達成している。本講演では、これまで行ってきた多段面旋回流方式の研究結果を説明するとともに今後の展望について説明する。
【ハイブリッドロケット】	
STCP-2014-039	Study of GAP as a gas generator Garg Akshay(東大・院)
	Hybrid rocket is said to be the future rocket for its excellent safety and combustion efficiency. Many groups are now working to develop more efficient hybrid rocket system, but the drawback of low regression rate sets back the use of this rocket for the current applications. Various methods and fuel combinations for example: port configuration; use of high energetic material GAP (glycidyl azide polymer); mixing HTPB with AN/AP to enhance the regression rate have been discussed in many papers before. Also, swirling flow of oxidizer has been found to be one of the methods to increase the regression rate of the solid grain in hybrid motor. GAP's use as a grain was found to be effective for this type of rocket system but its use as a gas generator is needed to be studied more. This study discusses the combination of GAP as a gas generator along with creating a swirling effect of oxidizer, hence increasing the regression rate in the lab scale hybrid motor test.
STCP-2014-040	WAX系燃料ハイブリッドロケットにおけるバッフルプレートの効果に関する実験的研究 原田 潤一(東海大・院)
	当研究室ではWAX系燃料のハイブリッドロケットにおいて、液相状態で供給される未燃燃料の微粒化・拡散を目的とした燃焼補炎デバイスであるバッフルプレートを用いて燃焼効率向上を図ってきた。本研究ではバッフルプレート孔における推進剤質量流速が燃焼効率に与える影響に関して実験的評価を行った。
STCP-2014-041	酸化剤にH ₂ Oを用いたガスハイブリッドロケットの燃焼特性—Mg-Al粒子径の影響— 佐藤 堯(日大・学)
	燃料と酸化剤を現地調達できるロケットは、長距離の惑星間探査に用いられる。現地で調達できる物質として金属とH ₂ Oに着目してきた。燃料と酸化剤にMg-Al/Teflon/VitonとH ₂ Oを用いたガスハイブリッドロケットの研究により、O/Fが1.0以上において、O/Fが増えるにつれC*燃焼効率が低下した。これにより、Mg-AlとH ₂ OのC*燃焼効率を向上させる必要がある。酸化剤と接するMg-Al粒子の表面積を変えることで、Mg-Al粒子径とC*燃焼効率の関連を求めた。
STCP-2014-042	旋回強度がプラズマと低毒性一液式推進剤の燃焼反応に与える影響評価 和田 明哲(首都大・院)
	近年では、低毒性一液式推進剤が注目されており、その推進剤を従来の固体触媒に適用した際、急激な劣化が報告されている。このため、触媒に替わる反応誘起機構として放電プラズマに着目し、その基本性能の取得を行ってきた。その結果、プラズマ生成状態が推進剤の燃焼に強く影響を及ぼすため、本研究では、プラズマ生成のためのガスの旋回強度を変化させることで、燃焼反応特性および寿命に対する影響評価を実施したので報告する。
STCP-2014-043	可変旋回強度の酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットにおけるバルブ制御 臼杵 智章(東大・院)
	酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットに対して酸化剤旋回強度と酸化剤質量流量を独立に制御可能なインジェクターを行うことで、燃焼器内のO/Fを適正に保つA-SOFTハイブリッドロケットが提案されている。この方式においては、具体的には2つのコントロールバルブによってインジェクタに導く酸化剤流量を制御することで旋回強度が制御される。本研究では、A-SOFTハイブリッドロケットの飛翔性能を最大化するようなバルブ制御を数値計算によって求め、その結果としてA-SOFTハイブリッドロケットによって実現される性能向上幅を評価する。

【スラスタ①】	
STCP-2014-044	60wt%過酸化水素水を用いた超小型衛星搭載用推進系の開発と軌道上実証 佐久間 岳志 (首都大・院)
	低毒性推進剤である60wt%過酸化水素水を用いた超小型衛星搭載用推進系の研究開発において、我々は性能のみならず、特に安全性や取扱性・価格の面において超小型衛星に見合った推進系の実現を目指しており、既に比推力80秒以上を達成する超小型衛星搭載用推進系を完成させた。2014年にはこの推進系を搭載した超小型衛星が2機打ち上げられたので、設計や地上での噴射試験・環境試験・射場作業等の全般と、軌道上での噴射試験の現状について報告する。
STCP-2014-045	HAN系分解推進剤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 福留 佑規 (大工大・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として、従来は化学推進機との併用が可能なヒドラジン(N ₂ H ₄)が用いられてきた。しかし、ヒドラジンは爆ごう性・発がん性が高い物質であり取り扱いが難しい。そこで低毒性推進剤であるHydroxyl Ammonium Nitrate (HAN: NH ₃ OHNO ₃)系推進剤の研究がされ始めている。本研究ではHAN系推進剤の適合性を評価するため、HAN系推進剤の分解ガス(H ₂ O, CO ₂ , N ₂)により低電力(1-3kW)級アークジェットスラスタを作動させて性能特性を調べた。
STCP-2014-046	亜酸化窒素/ジメチルエーテル二液式推進機の真空雰囲気下における作動実験 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。今回は0.5 N級推進機を試作し、真空中において安定した作動を実現することを目的とした。これまでの研究では、試作機は燃焼が中断と再開を繰り返し、作動が不安定となっていたことから、燃焼を安定化させるためにパッファと保炎板を有する推進機を試作し、推力測定を行った。この結果について報告する。
STCP-2014-047	N ₂ O/DMEを推進剤としたスラスタの燃焼効率改善 渡邊 慎平 (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)を燃料とした2液式のスラスタを提案する。これまでに、再生冷却型の試作機を製作し作動の実証を行い、推力は理論値の60%程度であった。そこで、更なる推力向上を目指し、再生冷却方法の改良を行った。冷却ガス通路を径の小さな円管とし、これを多数設けることで、燃焼室壁面からの熱損失を軽減し、スラスタの高効率化を目指した。本発表ではその結果を報告する。
【スラスタ②】	
STCP-2014-048	プラズマ支援燃焼を用いた小型スラスタの燃焼室圧力がアークプラズマ源に与える影響の評価 浅川 人志 (宮大・院)
	SHP163のような一液推進剤や固体推進薬の燃焼を支援するためにアークプラズマ源を用いる宇宙用小型推進機が提案され、性能評価が行われてきた。これは、小型推進機の燃焼室に高エンタルピー流であるアークジェットを注入し、燃焼の効率を高め、性能の向上と小型化をはかることを目的としている。一方で、燃焼室の圧力の変動はアークジェットに影響し、作動が不安定になることがあった。そこで、燃焼室の圧力変動を模擬する圧力容器を製作し、アークジェット下流側の圧力を0.05～0.3MPaの範囲で変動させることにより、燃焼室圧力の上昇がアークジェットの作動に与える影響を調査した。
STCP-2014-049	損傷力学を用いた二液式スラスタ用ニオブ合金のクリープ疲労解析 升岡 正 (東大・院)
	静止衛星等に使用される二液式スラスタにおいて、使用環境が高温となる燃焼器には従来からニオブ合金材が使用されており、設計段階から寿命を精度よく予測する手法に対する期待は大きい。損傷として想定される、クリープ、疲労を材料内部に発生する損傷や破壊と関連付けられる力学体系として、連続体損傷力学は高いポテンシャルを有している。本研究では、損傷力学によりニオブ材のクリープ疲労解析を実施したので報告する。
STCP-2014-050	一液性スラスタにおけるGAPの噴霧燃焼特性 林 孝治 (日大・学)
	宇宙飛翔体は、姿勢制御や軌道修正を行うために一液性スラスタを搭載している。一液性スラスタに用いる推進薬としてGAP(グリシジルアジ化ポリマー)に注目した。GAPを一液性推進薬として用いるためには噴霧燃焼させる必要がある。しかし、GAPの噴霧燃焼を対象とした研究は行われていない。本研究では、GAPの噴霧燃焼特性を明らかにするために、マイクロスラスタを用いてC*燃焼効率を取得し、噴霧した液滴径とC*燃焼効率の関係を求めた。
STCP-2014-051	小型宇宙機搭載向けの昇華性物質を燃料として用いた固気平衡スラスタの開発について 中条 俊大 (東大・院)
	小型宇宙機搭載向けの新しい推進システムとしての、固気平衡スラスタの開発状況を報告する。昇華性物質を燃料としてタンクに入れ、固気平衡状態にしてタンク内をその昇華圧に保ち、バルブを開いてガスを噴射するというシンプルなシステムである。微小な推力ではあるが小型で軽量の機構で実現することができる上に、その推力はタンク内の温度制御により簡単に調整が可能である。本発表では、具体的なシステム構成、噴射実験の結果、及びその応用検討について報告する。
【システム①】	
STCP-2014-052	翼断面形状を持つWaveriderとRBCCエンジンをを用いたTSTOブースター段の空力-推進統合最適設計 森田 直人 (早大・学)
	本研究では有翼の二段式スペースプレーンの実現に向け、ブースター段の空力形状、およびRBCCエンジンの形状と運転シーケンスを検討した。空力設計において、翼下面はOsculating Cone Waveriderの設計手法を用い、翼上面は翼型表現手法を応用して滑らかな曲面で構成した。設計点外の空力係数の補間には3次元非粘性パネルコード「PANAIR」およびJAXAで研究開発中の高速流体ソルバ「FaSTAR」を用いた。得られた空力係数マップから軌道解析にて目標到達性を評価し、遺伝的アルゴリズムを用いて最適化を行った。

STCP-2014-053	室蘭工大の小型超音速飛行実験機(オオワシ)の空力特性評価 鈴木 祥弘 (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。空力形状として第一世代(双発形状)と第二世代(単発形状)を提案しており、縦・横の空力、操舵に起因する空力、エリアルールによる遷音速抗力の低減、ロール運動による動的空力、等の特性を風洞試験によって総合的に評価している。その概要を紹介する。
STCP-2014-054	将来宇宙活動への取組み及び将来構想 内田 岳志 (MHI)
	弊社では1982年以降、きぼう/こうのとりの開発/運用支援を通じて国際宇宙ステーションプログラムに参画しており、これらで得られた豊富な開発経験を生かし今後も宇宙利用/探査に貢献したいと考えている。特に宇宙探査に関しては、このとりの開発成果を生かした探査への貢献策を検討すると共に、国際宇宙探査協働グループ(ISECG)議論の進展を産業から支援すべく、各国の宇宙関連企業とチームを組み、提案活動を行っている。上記取組み及び今後の展開構想につき紹介する。
STCP-2014-055	ロケットスレッド推進系の展開 中田 大将(室蘭工大)
	室蘭工業大学では300mのレール上をロケットで加速するロケットスレッドを2010年より運用している。大樹町において3kmの軌道を敷設した場合の適切な推進系(固体・液体・ハイブリッド)はどうあるべきか、騒音・運用性・コストなど総括的に米国の例も参考に多方面から考察する。
【システム②】	
STCP-2014-056	太陽センサ及び地磁気姿勢計による観測ロケットの飛翔姿勢決定 小黒 純平 (東海大・院)
	太陽センサや月センサと地磁気姿勢計を用いたコーン法(球面三角法)及びQUaternion ESTimator(QUEST)などの姿勢決定法を相互比較することによって、観測ロケットに適した飛翔姿勢決定法について検討を行った。具体的な解析例として、観測ロケットS-520-27号機(2013年7月20日)及びS-520-29号機(2014年7月19日)を対象とした飛翔姿勢を解析結果を通じて、各姿勢決定方法の比較・検討結果について報告する。
STCP-2014-057	垂直着陸誘導制御と実験機による技術実証の進捗状況について 望月 一憲 (MHI)
	将来の再使用型ロケットや月着陸機では繰り返し使用や確実なミッション成功のためエンジン故障に対しロバストなシステムが要求される。そこでMHIでは、エンジンを4基持つ着陸機システムにおいてエンジン1基が故障した場合でも残りのエンジンで機体姿勢を回復させ垂直に着陸させる制御技術を検討し、名古屋大学と共同でエンジンの舵角速度リミットを考慮した非線形制御により機体姿勢を立て直すロジックを開発した。また、このロジックの飛行実証のために開発した実験機の飛行試験進捗状況について紹介する。
STCP-2014-058	再使用観測ロケット機体システム技術実証 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現在の進捗について報告する。