

6. ワーキンググループの研究活動

a. SCOPE

II-6-a-1

次期磁気圏衛星「SCOPE ミッション」の検討

教授	藤本正樹	准教授	斎藤義文	准教授	篠原 育
准教授	松岡彩子	助教	浅村和史	助教	長谷川洋
		東北大	笠羽康正	京都大	小嶋浩嗣

地球磁気圏のプラズマのダイナミクスは、「GEOTAIL」により大きく理解が進んだ。しかしながら同時にわかってきた宇宙プラズマの重要な問題は、空間スケールの大きな構造の生成メカニズムが、非常にマイクロなプラズマプロセスの進行を抜きにしては理解できないことである。この問題を解決するために、(1) 今までよりはるかに時間分解能の高い観測器を開発し、それを搭載した衛星によってマイクロ（電子運動スケール）のダイナミクスを解明すること、(2) ミクロスケールの現象が周囲の磁気圏大規模構造をいかに支配するかを知るために、複数（編隊飛行）の衛星を配置して観測すること、の2点が必要である。次期磁気圏衛星 WG は、これらを実現するための次期衛星ミッション「SCOPE」を検討してきた。2009 年 1 月、カナダ CSA との共同を前提としたミッション提案を宇宙理学委員会に行い、MDR 合格のステータスを得た。本年度は、カナダとの共同計画を実施するための検討を進めた。

II-6-a-2

次期磁気圏観測衛星「SCOPE」用高時間分解能電子計測センサーの開発

准教授	斎藤義文	助教	横田勝一郎	助教	浅村和史
				技術参与	向井利典

従来、磁気圏観測衛星で用いられて来た低エネルギー電子・イオンの計測センサーは数秒程度の時間をかけて電子やイオンの 3 次元速度分布を計測するものであった。数秒の時間分解能で計測を行った場合、地球磁気圏尾部の領域では水素イオンのジャイロ周期がほぼ数秒であることからイオンの微視的な分布を明かにすることができる。次世代磁気圏観測衛星「SCOPE」においては低エネルギー電子の微視的分布とその時間・空間変化を計測することが大きな目的となる。電子は質量が水素イオンの約 1840 分の 1 であるため、電子の特性時間はイオンの特性時間に比べてはるかに短く従来の 1000 倍強の時間分解能での電子観測が必要となる。現在開発を行なっている低エネルギー電子計測センサーでは 10 ミリ秒の時間分解能（3 次元速度分布関数 1 スペクトルの計測時間）の達成を目指している。

b. Laplace

II-6-b-1

木星系総合探査計画 Laplace の検討

教授	藤本正樹	准教授	高島 健	国立天文台教授	佐々木晶
		東北大	笠羽康正	東北大	高橋幸弘

日欧共同での木星系総合探査を 2020 年代において実施することを目指して、検討を行っている。2007 年 1 月に WG 発足、2007 年 6 月に ESA でのミッション提案受付において共同提案（計画名：Laplace）、2007 年 10 月に提案が第一次選抜を通過した。その後、NASA も含めた国際共同計画を想定して、ESA がガニメデ周回機を、NASA がエウロパ周回機を、JAXA が磁気圏探査機とトロヤ群探査機を提供する（母船が、まず、木星に向い、そこで磁気圏探査機を投入、その後、トロヤ群へと向かうというシナリオ）ことで、検討が進んでいる。WG においては、固

惑星・惑星大気・宇宙プラズマの各分野においての科学テーマの検討を進めるとともに、木星系という過酷な環境において探査を可能にするための基礎技術項目の洗い出しを行っている。また、トロヤ群探査を検討する JSPEC 所属の WG とも連携している。

c. ソーラーセイル

II-6-c-1

ソーラー電力セイル展開機構の開発

月・惑星探査プログラムグループ	澤田弘崇	助 教	奥泉信克	助 教	森 治
日 大	宮崎康行	東工大	坂本 啓	東工大	古谷 寛
東工大	松永三郎	早大	名取通弘	教 授	川口淳一郎
大学院学生	白澤洋次	大学院学生	三桝裕也	大学院学生	今泉継男
大学院学生	平林正稔	大学院学生	トリワント	大学院学生	佐藤祥悟
大学院学生	田中啓太	大学院学生	元岡範純	大学院学生	浦町 光
大学院学生	北嶋麻里絵	大学院学生	善場祐介	大学院学生	羽染円絵
		大学院学生	ラルフ	大学学部生	岡野仁庸

ソーラー電力セイルの展開機構として正方形膜面の二段階展開機構を開発している。一次展開ではヨーヨー展開を少しずつ行うことで準静的に膜面を繰り出し十字型とする。二次展開では十字型の根元の拘束を解放することで動的に展開する。今年度は、ミッション部の単体機能動作試験、膜面の巻き付け、単体振動試験、振動試験後機能動作試験を行った。また、バス部へのインテグレーションを行い、音響試験、システム熱真空試験、熱真空試験後機能動作試験、システム振動試験を完了した。一方で、試作品を用いて繰り出し試験を行い、一次展開において、膜面が回転ガイドに引っかからない条件を明らかにし、一次展開開始時のスピンドルレートを調整した。これらの試験をすべてクリアしたことで、展開機構の開発を完了した。

II-6-c-2

ソーラー電力セイル収納装置の開発

月・惑星探査プログラムグループ	澤田弘崇	東工大	古谷 寛	助 教	奥泉信克
助 教	森 治	大学院学生	白澤洋次	大学院学生	三桝裕也
大学院学生	今泉継男	大学院学生	佐藤祥悟	大学院学生	田中啓太
大学院学生	元岡範純	大学院学生	浦町 光	大学院学生	北嶋麻里絵
大学院学生	善場祐介	大学院学生	羽染円絵	大学学部生	岡野仁庸
大学院学生	風間健一	大学院学生	安藤あゆみ	大学院学生	佐藤泰貴

ソーラー電力セイル展開機構に膜面を巻き付けるための収納装置を開発している。今年度は、昨年度開発した試作機を複合螺旋折膜面に適用した巻き付け実験を行った。一方で試作機を改良して、新たな収納装置を完成させ、実際に四角型膜面をミッション部に巻き付ける作業を実施した。今後は、より大きな膜面にも適用でき、人員の省力化を実現する収納装置を開発する必要がある。

II-6-c-3

ソーラー電力セイル展開挙動・展張状態の実験・解析

助 教	森 治	日 大	宮崎康行	東工大	坂本 啓
助 教	奥泉信克	月・惑星探査プログラムグループ	澤田弘崇	大学院学生	白澤洋次
大学院学生	羽柴円絵	大学院学生	元岡範純	東工大	松永三郎
大学院学生	牟田 梓	東工大	古谷 寛	早大	名取通弘

ソーラー電力セイルミッションを実現するために、展開時の挙動および展張時の状態を正確に把握することが不可欠であり、実験および解析を組み合わせた検討を行っている。今年度はまず多粒子モデルと有限要素モデルについて実験結果と比較して検証した。一次展開では、蛇腹折り膜を吊り下げた実験を行い、回転ガイド境界条件の影響や膜が多層であることの影響を確認し、ねじり剛性の評価を行った。二次展開では、蛇腹折り膜の重力による展開実験を行い、折り目の影響で引っかかることがないことを確認した。次に有限要素モデルを用いて、搭載デバイスの曲げ剛性、膜全体の圧縮剛性、折り目剛性、減衰係数等に対する感度解析を行い、展開の成否および挙動への影響を調査した。さらに、動解析と静解析による展張状態を比較し、かつ、要素分割の妥当性を確認することで、詳細な展張形状の解析方法を確立した。これを用いて、スピンレート、太陽距離、太陽角を運用に合わせて変化させて、膜面形状を事前に予測した。

II-6-c-4

ソーラー電力セイル展開・展張計測系の開発

月・惑星探査プログラムグループ	澤田弘崇	東京理科大	木村真一	東工大	松永三郎
		大学院学生	稲川慎一	助 教	奥泉信克
	月・惑星探査プログラムグループ		船瀬 龍	助 教	森 治
	月・惑星探査プログラムグループ		照井冬人	研究開発本部	上村平八郎
月・惑星探査プログラムグループ	尾川順子	大学院学生	白澤洋次	大学院学生	佐藤祥悟
		大学院学生	今泉継男	教 授	川口淳一郎

ソーラー電力セイル展開時の挙動および展張時の状態を把握するための計測系として、固定カメラ（4台）、分離カメラ（2台）、加速度センサ（1台）、3軸レートジャイロ、太陽センサ、ドップラーを想定している。今年度は各種計測機のキャリブレーションを行い、計測精度を明らかにした。また、実際の運用を想定して、各計測モードに対するそれぞれのデータ量を調整した。

II-6-c-5

インフレータブルチューブを含むソーラーセイル構造に関する研究

早 大	名取通弘	月・惑星探査プログラムグループ	澤田弘崇	助 教	奥泉信克
				助 教	森 治

インフレータブルチューブの伸展によるφ20m級セイル膜の地上展張実験は既に米国で行われているが、インフレータブルチューブによってφ50m級膜面を安定的に展張することが、展開機構などを含めて質量メリットがあるのかといった検討はできていない。本研究では、膜面、インフレータブルチューブおよびケーブルからなる膜面構造モジュールを提案した展開実験を実施した。膜面の折り畳みには薄膜太陽電池などの厚みに対応するため「らせん折り」、チューブの折り畳みには「改良Z折り」を適用した。3通りのチューブ配置でφ2mの実験室モデルを製作し、展開実験を実施した。さらに、静荷重実験と振動実験によりインフレータブルチューブの剛性を計測した。膜材の継ぎ目のある方向とない方向の比較を行い、ラーメン構造化した場合の測定も実施した。

II -6-c-6

ソーラー電力セイル膜面の開発

主任開発員	遠藤達也	助 教	森 治	助 教	津田雄一
研究員	横田力男	准教授	田中孝治	研究員	相馬央令子
月・惑星探査プログラムグループ	船瀬 龍		月・惑星探査プログラムグループ		澤田弘崇
助 教	奥泉信克	助 教	矢野 創	東海大	田中 真
月・惑星探査プログラムグループ	岡本千里	大学院学生	三桝裕也	大学院学生	白澤洋次
大学院学生	今泉継男	大学院学生	トリワント	大学院学生	佐藤祥悟
大学院学生	田中啓太	大学院学生	元岡範純	大学院学生	浦町 光
大学院学生	北嶋麻里絵	大学院学生	善場祐介	大学院学生	羽染円絵
大学学部生	岡野仁庸	大学院学生	風間健一	大学院学生	安藤あゆみ

ソーラー電力セイル膜面を製作し、各種試験を行った。厚さ $7.5\mu\text{m}$ 、差し渡し 20m の正方形のポリイミド膜に薄膜太陽電池、姿勢制御デバイス、ダストカウンタ、帯電電位計測用パッチ、浮動電位計測用金属パッチ、温度センサ等を搭載し、先端マス、テザー、ブリッジ、ハーネス、反射タグ等を取り付けた。膜面の一部には、熱可塑性ポリイミド膜を用いた。膜面に適切な厚さのアルミ蒸着処理、および、亀裂進展防止用処理を施した。バックアップ用の膜も 1 ペタル分製作した。膜面の引っ張り試験、洗浄、真空試験・温度計キャリブレーション、ミッション I/F との単体勘合試験、ミッション部との end-to-end 試験を行った後、膜面巻き付けを行った。

II -6-c-7

ソーラー電力セイル膜面材料の耐性評価およびパラメータ計測

研究開発本部	石澤淳一郎	研究開発本部	島村宏之	開発員	島崎一紀
九工大	岩田 稔	主任開発員	遠藤達也	助 教	森 治
助 教	津田雄一	研究員	横田力男	准教授	田中孝治
研究員	相馬央令子		月・惑星探査プログラムグループ		船瀬 龍
月・惑星探査プログラムグループ	澤田弘崇	助 教	奥泉信克	助 教	矢野 創
東海大	田中 真		月・惑星探査プログラムグループ		岡本千里
大学院学生	三桝裕也	大学院学生	白澤洋次	大学院学生	今泉継男
大学院学生	トリワント	大学院学生	佐藤祥悟	大学院学生	田中啓太
大学院学生	元岡範純	大学院学生	浦町 光	大学院学生	北嶋麻里絵
大学院学生	善場祐介	大学院学生	羽染円絵	大学学部生	岡野仁庸
		大学院学生	風間健一	大学院学生	安藤あゆみ

昨年度に引き続き、ソーラー電力セイル膜面および膜面搭載品に用いられている各材料の耐性評価とパラメータ計測を行った。耐性については、UV・エレクトロン・プロトン・温度（高温・低温）・真空・熱平衡の耐環境性と機械耐性についてそれぞれ試験を実施した。特に、UV による劣化が電力セイルからの発電に大きく影響を及ぼすため、詳細なデータを取得した。一方、パラメータについては、厚さ・吸収率・放射率をそれぞれ計測した。吸収率・放射率については、光子セイルによる加速実証に用いるため、温度依存性も含めて精密に測定した。なお、試験・計測項目が多岐にわたるため、相模原だけでなく、筑波、九工大、JAEA の設備を利用させていただいた。

II -6-c-8

ソーラーセイル姿勢制御デバイスの開発

月・惑星探査プログラムグループ	船瀬 龍	大学院学生	三桝裕也	大学院学生	佐藤祥悟
月・惑星探査プログラムグループ	澤田弘崇	助 教	津田雄一	助 教	森 治
				助 教	佐伯孝尚

ソーラーセイルに姿勢制御機能を付加するため、反射率を電氣的に制御するデバイスを開発し膜面に搭載した。

しかし、ロケット打ち上げを想定した急減圧試験を行ったところ、姿勢制御デバイスとソーラー電力セイル膜面の間の残留空気により膨らむことが判明したため、空気を確実に逃がすための通気孔を用意し、これが有効に機能することを確認した。

II-6-c-9

ソーラーセイルにおける精密加速度モデルの構築

		助 教	津田雄一	助 教	森 治
		月・惑星探査プログラムグループ	船瀬 龍	助 教	佐伯孝尚
研究開発本部	池田 人	助 教	竹内 央	開発員	市川 勉
准教授	吉川 真	大学院学生	山口智宏	大学院学生	三桝裕也
宇宙航空プロジェクト研究員	中宮賢樹		月・惑星探査プログラムグループ		森本睦子

ソーラーセイルを用いた軌道制御を所定の精度で実施するためには、精密な光圧モデルの構築が不可欠である。本研究では、柔軟構造物である大面積セイルを有する宇宙機の光圧加速度モデルのモデル化を行い、R&RR 軌道決定によりモデルのパラメータ推定を行う手法の検討、評価を行った。

II-6-c-10

ソーラーセイルにおけるセイル形状と姿勢軌道運動カップリングの解析

		助 教	津田雄一	助 教	森 治
		月・惑星探査プログラムグループ	船瀬 龍	助 教	佐伯孝尚
研究開発本部	池田 人	助 教	竹内 央	開発員	市川 勉
准教授	吉川 真	大学院学生	山口智宏	大学院学生	三桝裕也
宇宙航空プロジェクト研究員	中宮賢樹		月・惑星探査プログラムグループ		森本睦子

大面積柔軟膜を有する宇宙機には、光圧による並進力とトルクが強く作用する。セイル形状と姿勢、軌道は光圧を介して互いにカップルしており、これらすべてを考慮する力学モデルの構築と、ダイナミクス同定が、ソーラーセイルの設計及びミッション解析には重要となる。本研究では、実ミッションの設計に供する力学モデルの構築を実施した。

II-6-c-11

ソーラーセイルを用いた誘導制御の検討

助 教	津田雄一	助 教	森 治	開発員	船瀬 龍
助 教	佐伯孝尚	研究開発本部	池田 人	助 教	竹内 央
開発員	市川 勉	准教授	吉川 真	大学院学生	山口智宏
		大学院学生	三桝裕也	宇宙航空プロジェクト研究員	中宮賢樹
				月・惑星探査プログラムグループ	森本睦子

ソーラーセイルを用いたミッションにおいて、光圧を積極的に利用した誘導および軌道制御戦略について考察した。特に地球＝金星間軌道に焦点を絞り、金星 B-Plane 上でのソーラーセイルを用いた誘導戦略について、検討および数値シミュレーションによる評価を行った。

II-6-c-12

大気球を用いたソーラー電力セイルの展開総合実験

助 教	森 治	月・惑星探査プログラムグループ	澤田弘崇
	主任開発員	志田真樹	准教授
	月・惑星探査プログラムグループ	船瀬 龍	主任開発員
	助 教	奥泉信克	助 教
	月・惑星探査プログラムグループ	岡本千里	研究員
大学院学生	白澤洋次	大学院学生	今泉継男
大学院学生	元岡範純	大学院学生	佐藤祥悟
大学院学生	浦町 光	大学院学生	善場祐介
大学院学生	羽染円絵	大学学部生	岡野仁庸
助 教	津田雄一	助 教	佐伯孝尚
		教 授	川口淳一郎

大気球を用いて高度約 40km 地点でフライトを行い、ガスジェットでゴンドラをスピニングアップし、展開機構から膜面を展開する様子を 4 台のカメラで撮影するとともに、各種データを取得する。一次展開は準静的、二次展開は動的な展開とし、二次展開後には、スピニングアップ・ダウンにより膜面の挙動を確認する。また、膜面搭載品（薄膜太陽電池、姿勢制御デバイス、加速度センサ、ダストカウンタ等）の動作確認も行う。膜面の巻き付け・収納、運用方法、事後解析等も含めて展開機能を総合的に検証する。2009 年夏には大樹航空宇宙実験場へ移動し、すべてのテレメトリ・コマンドを含む動作確認試験・パッキング・放球装置への設置も完了していたが、昨年引き続き天候の都合で放球できなかった。別途地上実験を実施し、気球実験で最低限の検証項目としていた二次展開開始時の挙動を確認した。

II-6-c-13

気液平衡スラスタによる超小型探査機用推進系の開発

開発員	山本高行	助 教	森 治	大学院学生	元岡範純
大学学部生	岡野仁庸	主任開発員	志田真樹	開発員	中塚潤一
				主任開発員	香河英史

気液平衡スラスタは、燃料をタンク内で液体として保持し、気体（蒸気）として噴射するため、システム全体を簡素化・軽量化でき、超小型探査機の推進系として最適である。宇宙空間でも気液分離を確実にを行うため発泡金属、メッシュ、ベーンを入れたタンクを開発した。この推進系に対し、ブローダウン試験を行い、ブローダウン性能を明らかにすると同時に、メッシュのブレイク圧に達しないようにするためのパルスのおんタイムおよび噴射間隔の条件を提示した。一方、これとは別に発泡金属を用いた試験用タンクを製作し、落下塔を用いて無重力環境を模擬した液体保持試験を行い、発泡金属のブレイク圧について検討した。

II-6-c-14

中型ソーラー電力セイル探査機計画の見直し

教 授	川口淳一郎	助 教	森 治	月・惑星探査プログラムグループ	船瀬 龍
助 教	津田雄一	助 教	佐伯孝尚	月・惑星探査プログラムグループ	森本睦子
助 教	矢野 創	教 授	藤本正樹	准教授	高島 健
					ソーラーセイル WG

ソーラーセイル WG で検討を進めてきた中型ソーラー電力セイル探査機について、打ち上げロケットや時期、探査内容の具体化、IKAROS による先行実証の実施、各技術要素の検討の深まりとともに、実証方法を含めて見直しを行うべき点が出てきた。そこで、木星・トロヤ群探査ミッションを中型電力セイルに代わる技術実証ミッションと位置付け、計画策定・システム設計・軌道計画等を実施している。今年度は、母船と木星オービタの技術課題を整理し、各サブシステムに対し、システムからの要求を提示した。さらに、条件が変更になったことに伴う新しい

技術課題も明らかにした。

II-6-c-15

小型ソーラー電力セイル実証機 IKAROS のシステム開発

		助 教	森 治	助 教	津田雄一
月・惑星探査プログラムグループ	澤田弘崇		月・惑星探査プログラムグループ		船瀬 龍
開発員	山本高行		月・惑星探査プログラムグループ		遠藤達也
助 教	佐伯孝尚		月・惑星探査プログラムグループ		米倉克英
月・惑星探査プログラムグループ	星野宏和		月・惑星探査プログラムグループ		南野浩之
	月・惑星探査プログラムグループ		森本睦子	教 授	川口淳一郎
准教授	川勝康弘	助 教	奥泉信克	助 教	大西 晃
助 教	豊田裕之	主任開発員	久木田明夫	開発員	嶋田貴信
開発員	鵜野将年	教 授	田島道夫	准教授	田中孝治
准教授	曾根理嗣	開発員	廣川英治	主任開発員	志田真樹
開発員	中塚潤一	主任開発員	香河英史	教 授	山田隆弘
主 幹	鎌田幸男	開発員	林山朋子	開発員	川原康介
准教授	戸田知朗	助 教	富木淳史	准教授	吉川 真
助 教	竹内 央	開発員	市川 勉	研究開発本部	野中房一
		主任開発員	齋藤 宏	主幹研究員	大橋清一

IKAROS デモンストレーションチーム

ソーラー電力セイルの小型実証機として IKAROS を開発した。今年度はフライトモデルを製作し、5-7 月に音響試験・単体試験・通信試験、7-10 月にかみ合わせ・追加単体試験・膜面組付・組み立て、10-12 月に初期電気試験・地上系試験・熱真空試験・振動試験、1-3 月にミッション電気試験・組み立て・最終電気試験・追加地上系試験・ロケット I/F 試験を行った。また、安倍部等と調整してシステム安全審査を進め、1 月にフェーズ 2 を 3 月にフェーズ 3 を終了した。さらに、あかつき、ロケット等と連携を強化し、射場作業・打ち上げ・運用の準備を行った。これらの成果をまとめて、3 月に開発完了審査を行い、合格した。

d. ハイブリッドロケット

II-6-d-1

WAX 燃料の開発と評価

東海大教授	那賀川一郎	東海大講師	森田貴和	東海大教授	判澤正久
大学院学生	彦根 智	首都大教授	湯浅三郎	九大教授	麻生 茂
北大教授	永田晴紀	教 授	嶋田 徹	助 教	北川幸樹

ハイブリッドロケットは、その安全性や低価格、低公害の利点から長年、期待されているエンジンである。しかしハイブリッドロケットは、燃焼後退速度が低い点や燃焼効率が悪い点等の問題があるため、実用化に至った例は少ない。これらの問題を克服するために国内外で様々な研究活動が行われてきた。ワックス燃料は従来の HTPB 燃料に比べ、約 3 倍程度の燃焼後退速度を達成できることが Karabeyoglu らによって確認されており、その要因は理論的な考察からワックス燃料が燃焼表面で溶融した時の粘度や表面張力等の物理的特性にあるとしている。すなわち、溶融したワックス燃料が燃焼表面で波立ち、飛沫が飛ばされていくことにより燃焼後退速度が増大すると考えられている。本年度の研究では、二次元可視化燃焼器による燃焼試験を行い、ワックス燃料の燃焼状況の観察、ワックス燃料溶融時の粘性を EVA（エチレン酢酸ビニル共重合樹脂）を加えることにより変化させたときの燃料後退速度特性に対する影響、融解温度や溶融時粘性が異なるワックス燃料の燃料後退速度特性の違い、従来燃料である

PMMA やポリエチレンと（以下 PE と略す）の燃焼状況の比較を行った。その結果、WAX 燃料の燃料後退速度は、固相から液体のまま飛沫や表面から流れとなって出ていくために従来の燃料に比較し大きくなるメカニズムが実験的に検証できた。

II-6-d-2

GAP 燃料の開発と評価

准教授 堀 恵一

大学院学生 野村裕也

大学院学生 藤里公司

秋田大助教 和田 豊

教授 嶋田 徹

近年、高エネルギーポリマの開発が進み、分子構造中にアジド基（N₃ 基）を有する多様な高分子化合物が合成されている。このようなアジ化ポリマの中で Glycidyl Azide Polymer（GAP）が注目されている。GAP は適度な粘度を有する液状ポリエーテルであり、繰返し単位内に 1 つずつ存在するアジド基は、分解の際に窒素分子を放出することで多量の熱を放出し、この発熱により GAP は自己発熱分解が可能で「自燃性を有する」と言われる。また、密度が約 1.3 で優れていること、可燃限界圧が約 6 気圧で常圧では燃焼しないこと（安全）、固体ロケット用燃料として使われた HTPB 等と同じ末端水酸基が存在することで、固体ロケットで既に確立された技術が使用可能であることが挙げられる。さらに高エネルギー物質とはいえ単なるゴム材ということで火薬類指定されていないことにより、運搬・貯蔵などの運用コストが通常の固体推進薬のそれと比較すると大幅に低減されることなどが、ダクトッドロケット、ハイブリッドロケット用固体燃料として考えた時のメリットとして挙げられる。最後に従来の不活性ポリマと比較して完全燃焼させるのに必要な酸素量が少ないことも、その際の利点として挙げられる。つまり GAP を固体燃料として用いることで、従来のハイブリッドロケットが抱えている問題を解決できる可能性がある。そこで、従来の固体ロケットに代わる新しい宇宙用ロケット推進装置として、GAP を固体燃料としたハイブリッドロケットの研究開発を目的としている。本年度は、GAP は自己熱分解性を有しているので、PEG（Polyethylene glycol）を混入し自己熱分解性を無くすことで、境界層燃焼型ハイブリッドロケットモータ用のグレインを作成し、GAP/PEG の GAP 含有量が異なる 4 種類のグレインを用いて、グレイン長さ 600mm までの 4 つのタイプの燃焼器を用いて燃焼実験を行った。ほとんどの燃焼実験で振動などは見られず、精度の高い実験を行うことができた。GAP/PEG を固体燃料に用いた結果、従来のハイブリッドロケット用固体燃料に比べて、高い燃料後退速度が得られた。よって、ハイブリッドロケットの実現に向けて大きく前進できた。さらに GAP/PEG の固体燃料では、燃料後退速度は燃料圧力に依存することが確認できた。

II-6-d-3

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特性

首都大教授 湯浅三郎

首都大助教 桜井毅司

大学院学生 坂本正文

大学院学生 瀬崎千夏

宇宙輸送ミッション本部開発員 白石紀子

ハイブリッドロケットエンジンの最大の欠点は燃料後退速度が遅いことであり、通常は燃料過濃側で得られる理論上の最高比推力を達成することが困難である。ハイブリッドロケットエンジンの燃料後退速度は一般的には、火炎から燃料表面への対流熱伝達によって表される。それを増加させる一案として、酸化剤流に旋回を与える酸化剤流旋回方式がある。この方式により、同一酸化剤質量流束であっても燃料後退速度を最大で 3 倍程度増加させることができる。実用的なエンジンの詳細な設計を行うためには、旋回流中における燃料後退速度の特性を解明することが重要である。本年度は、今まで実施してきた酸化剤流旋回方式の多くの燃焼実験データを様々なパラメータで評価することによって、燃料後退速度の特性の解明を行った。その結果、以下の知見を得た。

- ・酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンにおいても、一般的なハイブリッドロケットエンジンの式で表現することができる。

- ・PMMA（アクリル）は拡散律速燃焼過程によって C^* 効率がほぼ 1.0 で燃料が後退するのに対して、PP（ポリプロピレン）は反応律速燃焼過程によって C^* 効率が 0.8~0.9 で燃料が後退する。

- ・燃料種類に依らず、局所燃料後退速度は $x = 100\text{mm}$ においては急激に増加し、その後急激に減少する。 $x = 100\text{mm}$

よりも下流においては、PMMA ではほぼ一定の燃料後退速度を示すのに対して、PP はある軸方向位置まで増加して、その後は徐々に減少する。

- ・PP において軸方向燃料後退距離は燃焼時間の増加とともに直線的に推移する。

II-6-d-4

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

首都大教授	湯浅三郎	首都大助教	桜井毅司	大学院学生	坂本正文
大学院学生	瀬崎千夏	大学学生	平田浩祐	教授	嶋田 徹

ロケットエンジンの燃焼効率は一般的にはC*効率を用いて評価している。ハイブリッドロケットエンジンも同様である。ところが酸化剤流旋回型燃焼方式のハイブリッドロケットエンジンでは、C*効率が1.0を超えることもしばしばある。本年度は、C*やC*効率の根本的な考え方を明確にした上で、酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンのC*効率の評価における問題点を抽出し、C*効率が1.0を越える理由を明確にした上で新しい評価方法を提案した。さらに実際の実験データに基づいて新しいC*効率評価方法の適用の妥当性を検討した。その結果、以下の知見を得た。

- ・C*は、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、燃焼室内圧力の理論値に対する一様な実験値の比として求められる。
- ・酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンのC*効率は、広範囲な酸化剤質量流束や当量比範囲で、旋回の影響により1.0を数%超える結果が得られた。
- ・ノズルが適正膨張する条件下で燃焼実験を行えば、比推力効率を用いることによってC*効率を正しく評価できる可能性がある。

II-6-d-5

ハイブリッドロケットの試作研究および高効率燃焼方式の研究

九大教授	麻生 茂	九大准教授	谷 泰寛	教授	嶋田 徹
------	------	-------	------	----	------

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を目指して、第一段階としてフライングテストベッドを作成する必要がある。また、このフライングテストベッドのロケットのエンジンとしては、できるだけ高性能のエンジンであるほうが望ましい。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おり、このため旋回方式や衝突噴流方式が広く知られている。しかしながら、旋回流方式は上流側だけで旋回流を与えているために燃料の下流側には十分酸素が供給されにくい状況になっている。このような背景をふまえ、旋回方式や衝突噴流方式以外に、より高い燃焼効率を有する燃焼方式として多断面旋回流方式を提案している。本年度は高密度ポリエチレン燃料を用いて、多断面旋回流燃焼方式での燃焼実験を行い、安定に燃焼が可能であることを確認した。今後は、推力増加を目指してさらに実験を進めていき、多断面旋回流燃焼方式の特性を明らかにする予定である。

II-6-d-6

数値解析による燃焼室内酸化剤旋回流場構造に関する研究

東北大教授	澤田恵介	大学院学生	吉村一樹	東大准教授	寺本 進
		首都大教授	湯浅三郎	教授	嶋田 徹

酸化剤旋回型ハイブリッドロケットエンジン燃焼室内流れ場の数値解析を行い、燃焼室内に生じる旋回流場の構造を明らかにする研究を行っている。本年度は、燃焼を考慮しない流れ場では、高次精度解法でありながらロバーストな5次精度のWeighted Compact Nonlinear Scheme (WCNS)を用い、燃焼を考慮した流れ場の解析では数値安定性を確保するために精度を下げ、3次精度で定式化されたWCNSを用いて、酸化剤旋回型ハイブリッドロケットエンジン燃焼室内流れ場の数値解析を行い、燃焼室内に生じる旋回流場の構造を調べた。その結果、以下の知見を得た。

- ・酸化剤旋回型の燃焼室内流れ場には、燃焼の有無に関わらず逆流域が生じる。
- ・燃焼を考慮しない場合は壁面と中心軸の間に円環状の逆流域が生じ、非定常な渦輪群が現れた。また三重構造同軸旋回流れ場を形成した。
- ・燃焼を考慮すると、燃焼室頭部とノズル入口側壁付近に大きな渦輪が形成され、逆流域が渦輪内部に現れた。これらの渦輪は定常的に存在した。
- ・燃料ガスの流入境界条件は数値安定性を優先した与え方であり、流量は実験と異なる。今後、実験と合致した境界条件の与え方を検討する必要がある。

II -6-d-7

旋回型ハイブリッド流れの RANS 解析

東大准教授 寺本 進 大学院学生 板倉理一 東北大教授 澤田恵介
 首都大教授 湯浅三郎 教授 嶋田 徹

ハイブリッドロケットは燃料用のポンプと配管が必要ないため液体ロケットより小型化でき、コスト削減につながるうえ、固体ロケットと異なり液体酸化剤の流量を制御することで推力を調整することができるため、消炎や再点火、スロットルなどの制御ができるほか、火薬を使用しないため安全かつ安価であるという長所がある。しかし、固体ロケットに比べて燃料後退速度が遅いことや燃料流量が酸化剤流量だけでなく燃焼孔半径によっても変化するため、理論上の最高性能は得にくいという短所がある。このため、最近まで適用例はほとんどなかったが、最近ではさまざまな研究がなされ燃料後退速度は改善されつつある。エンジン内の燃焼の基礎理論は1960年代に Marxman と Gilbert によって発表された。このモデルは乱流境界層内の比較的狭い領域で拡散燃焼が進行するものとしているが、このモデルは実験結果とそんなに合わないことが知られている。多くの研究者に使われているモデルは、この式を基にした villie 則の式で代用されている。しかし、境界層燃焼を仮定した場合、火炎の位置が燃料表面近くに限られてしまうため、エンジン中心軸付近の酸化剤が消費されないことになる。これは HR の公称定常燃焼効率が 93~97% という事実と矛盾する。このため、実際の燃焼は前縁部では境界層燃焼がおり、中間部で火炎帯が厚くなることが想像される。近年では、レイノルズ数の増加 (104→106) や新しい種類の燃料や燃料設計が行われるようになり、エンジン内の燃焼現象の理解が求められている。このため、本研究では"火炎の位置や形状がどのようになっているのか"を理解することを目的とする。エンジン内の燃焼の詳細はデータに乏しく数値計算の検証は困難であると思うが、燃焼の可視化や燃焼に関して詳細なデータを取っておられる首都大学の湯浅教授の酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットエンジンの研究を念頭におく。本年度は、酸化剤旋回型ハイブリッドロケットエンジン燃焼室内流れを、簡易火炎帯モデルを用いた RANS 方程式により解析し、旋回型ハイブリッドロケット流れの特徴および数値解析手法の改良の方向性について検討を行った。その結果、以下の知見を得た。

- ・ Spalart-Allmaras モデルと簡易発熱モデルを用いた数値解析により、酸化剤旋回型ハイブリッドロケットの燃料後退速度の定性的な傾向を再現することができた。
- ・酸化剤旋回型ハイブリッドロケットで上流部の燃料後退速度が極大値をとるのは、噴射孔付近に形成される渦対によるブロックageの影響で、上流部の温度境界層が薄くなるためであると考えられる。
- ・噴射孔付近の渦対形成には、旋回速度成分の軸方向減衰が関連している。
- ・旋回速度成分の減衰予測精度は乱流モデルの影響が強くなるため、より定量的な予測のためには、乱流モデルの検討が必要になる。

II -6-d-8

数値解析によるインジェクタ軸方向位置の影響の評価

教授 嶋田 徹 技術研修生 本江幹朗 助教 北川幸樹
 東大准教授 寺本 進 東北大教授 澤田恵介 首都大教授 湯浅三郎

旋回型ハイブリッドロケットエンジンにはインジェクタを燃料グレインの前方（ノーズコーン側）に配置させた形式と後方（ノズル側）に位置させた形式が存在する。また、一か所に限らず燃料グレインの軸にそって複数個所

に配置する形式も存在する。しかし現状では、燃料グレイン形状に対し最も効率的な燃焼を実現するインジェクタ位置を決定するための統一的な指標が存在しない。したがって、本解析はインジェクタ軸方向位置による燃焼への影響を明らかにし、統一的な指標の確立に寄与することを目的としている。本年度は、燃焼等の影響が含まれない流れ場におけるインジェクタ位置による差異を見ることを目的とし、その評価を壁面への熱流束によって行った。解析手法に関しては、支配方程式として Favre 平均化された 3 次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式を用い、乱流モデルとして Wilcox の標準 $k-\omega$ モデルを採用した。その結果、酸化剤の流入条件による内部の流れ場と壁面への熱流束に対する影響の一部が明らかとなった。

II-6-d-9

衝突流燃焼の特性把握（数値解析アプローチ）

北大教授 大島伸行 北大教授 永田晴紀 大学院学生 岸田耕一
九工大准教授 坪井伸幸

CAMUI 型ハイブリッドロケットは、燃焼が進行し、固体燃料が消費されると共に流路形状が変化し、流れ場が変化する。流れ場と燃料後退速度は、固体燃料への熱伝達を通して密接に関係している。このため、点火から消炎までの間に、推力などのロケット諸性能は変化する。燃料消費の予測を行うことができれば、開発時のツールとして非常に有用となる。消炎が容易であるというハイブリッドロケットの特徴を生かし、燃焼試験中に強制的に燃焼を停止させることができる。異なる燃焼経過時間で強制停止させることで、各時刻における流路形状を残した固体燃料を取り出すことが可能である。本アプローチでは取り出した燃料ブロックを 3 次元測定することで、各燃焼時刻における固体燃料の 3 次元形状データを取得し、これを元に計算格子を生成し、数値解析を行う。各計算格子に対してそれぞれ数値解析を行うことで、燃焼の進行と共に燃焼室内部の流れ場が、どのように変化していくのかを明らかにすることができる。

本年度は、CAMUI 型ハイブリッドロケット燃焼室内部流れと流路形状の変化との関係を明らかにするため、実際の燃焼途中形状を 3 次元測定することで、実形状を用いた CFD 解析を行った。その結果、以下の知見を得た。

- ・実形状を 3 次元測定することで、実形状に対する CFD 解析を行えることを確認した。
- ・異なる燃焼段階の形状を用いた計算結果を比較することにより、特徴的な流れ構造が変化していく様子が明らかになった。
- ・得られた壁面熱流束の分布と、実際の後退量分布の比較から、計算が実際の後退量分布を予測することができることが示された。
- ・定量的には過大評価しており、この原因は壁面からのブローイングの効果によるものであると結論付けた。

II-6-d-10

衝突流燃焼の特性把握（実験的アプローチ）

北大教授 永田晴紀 北大助教 脇田督司 大学院学生 金子雄大
北大教授 大島伸行 九工大准教授 坪井伸幸

CAMUI 型燃料グレインは複数の燃料ブロックからなり、その燃料ブロックごとにそれぞれ噴流が衝突する前端面、二つのポート内面およびポート出口側の後端面の三種類の燃焼面が存在する。適切な燃料グレインの初期形状を設計するためには、これら三つの燃焼面の後退特性を取得しなければならない。従来型の円筒形燃料を用いたハイブリッドロケットでは燃焼面はポート内面であり、ポートの後退速度は上流の一部を除く領域においてほぼ一様である。これまでの研究において、CAMUI 型燃料グレインの三つの燃焼面の後退速度はハイブリッドロケットの一般的な後退速度式によって表すことができるが、その二つの係数は三つの燃焼面においてそれぞれ異なる値を取ることがわかった。三つの燃焼面がそれぞれ異なる速度で同時に後退するため、燃焼中のグレイン形状の履歴は複雑になる。燃料形状の変化に従って内部流れは変化する。内部流れの変化は燃料への熱流束を変化させ、結果として燃料後退速度を変化させる。そして、この変化した燃料後退速度が燃料形状の推移を決定する。すなわち、燃料形状、内部流れ、燃料表面への熱流束および燃料後退速度は互いに強い相関関係を保ったまま連続的に変化する。

これまでの研究では、これらの相関関係について瞬時的な関係は考慮しておらず、実験全体の平均として取得していた。燃焼中の瞬時的な内部流れの変化を明らかにするためにはその瞬時での燃料グレイン形状における流れ場の様子を観察する必要がある。事実上、数値計算がその唯一の方法である。しかし、数値計算において瞬時的なグレイン形状を取得するためには、流れ場のみならず、乱流熱伝達、燃料の後退、燃料ガスの湧き出し、熱分解、化学反応などの物理現象を考慮せねばならず困難である。一方、実験的に瞬時的なグレイン形状を取得することは容易である。そこで、数値計算と実験とを組み合わせる、すなわち、実験によって得られた瞬時的な燃料形状を使用して数値計算をおこない内部流れを取得することで、瞬時的な内部流れと燃料後退特性との関係を明らかにする。本年度は、CAMUI 型ハイブリッドロケットの燃焼中の瞬時的な内部流れと後退特性との関係を明らかにするために、実験によって燃焼中の実燃料形状を取得し、これを数値計算による内部流れの解析と組み合わせる両者の関係を比較した。主な得られた知見は以下のとおりである。ポートの流入部はポート流入部における流れの向きの変化によってグレイン外周方向に生じた渦によって扇形に後退する。この渦は燃焼が進行して燃料が後退しても依然として残るため、ポートのグレイン外周側はグレイン中心側に比べて高い後退速度で扇形を保ったまま後退を続ける。前端面と後端面では燃焼の質量流束が減少することが原因で燃焼の進行に伴って後退速度が減少する。二つのポートから出た噴流は、壁面噴流となってグレイン中心軸周辺で衝突し、巻き上がり、ファウンテイン流と二つの間隙スケールの渦を形成する。これらの渦が両端面において後退速度の特徴的な分布をもたらす。後端面ではグレイン軸周辺において、前端面では再付着領域および二つの壁面噴流の緩衝領域において後退速度が局所的に増進された。この間隙スケールの渦は燃焼の進行に伴う燃料形状の変化によるギャップ幅の増進により消滅し、結果として両端面の後退速度はほぼ一様な分布となった。

II -6-d-11

振動燃焼の特性把握

東海大講師 森田貴和 教授 嶋田 徹 大学院学生 船見祐揮

ハイブリッドロケットの振動燃焼解析の有効性を高めるためには、その燃焼理論の基礎を詳しく吟味し、さらに過去のモデルの比較解析および拡張を行なうことが重要である。従来は Marxman の理論等がよく用いられてきたが、これらは Reynolds のアナログに基づいて理論を展開しているためにプラントル数の効果が無視されている。本年度は、プラントル数の影響について考慮できるように Marxman のアナログを拡張した研究を実施した。

II -6-d-12

再使用点火技術の検討

北大教授 永田晴紀 大学院学生 榎本剛矩 准教授 徳留真一郎

昨今の宇宙開発において小型衛星の開発が盛んに行われる中、未だ小型衛星の打ち上げに特化したロケットは無く、現在の小型衛星の打ち上げ方法は大型衛星の余剰空間に相乗りさせて打ち上げるピギーバック方式が主流である。ピギーバック打ち上げでは主衛星がミッションの主導権を持つため、小型衛星に投入軌道の選択の余地はない。そのため軌道投入後に求める軌道へ移動するためのスラスタが必要となる。搭載する小型衛星は主衛星に悪影響を及ぼすことがあってはならないため軌道変換スラスタには高い安全性が求められる。ハイブリッドロケットは燃料と酸化剤に火薬や毒物を使用しないため非常に安全であり、また、構造が簡素なためコンパクト化が可能である。軌道変換の際に必要な燃焼の停止、再着火が可能である等の利点を持つことから軌道変換スラスタに適していると考えられる。しかしその一方、全燃焼時間を通じて一定の O/F を保つことが困難であることや、境界層燃焼と呼ばれる燃焼形態に起因して燃料後退速度および燃料流量を大きくすることが困難であるといった欠点を持つため、未だ実用化には至っていない。当研究室で開発が進められている二段燃焼式ハイブリッドロケットは、2つの燃焼室と粒状の燃料を用いることで上記の欠点を克服する。二段燃焼式の燃焼原理はまず、燃料タンクを兼ねた一次燃焼室で燃料過多の燃焼ガスを発生させ、次に二次燃焼室で適切な流量の酸化剤を一次燃焼室で発生した燃焼ガスに供給することで燃焼を完結させる。これにより任意の推力に対し全燃焼時間を通じて常に最適な O/F を得ることが可能となる。二段燃焼式ハイブリッドロケットを軌道変換スラスタとして利用する際、スラスタの点火機構には「簡

素であること」、「複数回の使用が可能であること」、「確実に点火が行われること」といった条件が求められる。現在、このような条件を満たすハイブリッドロケット用の点火機構というものは存在しない。そこで、本研究では上記の条件を満たす点火機構を開発することを目標とする。ここでは二段燃焼式ハイブリッドロケット用の点火機構として N_2O の触媒分解による点火方式に注目した。 N_2O は無毒・無臭、腐食性が無い、常温で液体として貯蔵でき自己加圧供給が可能である、加熱することで N_2 と O_2 に分解され同時に熱を生じる、といった利点を持ち、ハイブリッドロケット用酸化剤や小型衛星用推進剤として広く研究されている。二段燃焼式ハイブリッドロケットではこれらの利点から N_2O を酸化剤として用いている。 N_2O の分解反応を生じさせるためには約 250 kJ/mol の熱量を与える必要があるが、触媒を用いることでより少ない熱量で反応を開始させることが可能となる。分解反応によって生じる熱でハイブリッドロケットに点火することが可能であれば、酸化剤として搭載された N_2O の他に、分解触媒と触媒加熱装置のみを搭載することで複数回点火可能な点火機構を構築することができる。これまでに JAXA と東海大学の共同研究で、 N_2O の触媒分解反応を用いた液体燃料への点火が確認されている。以上のことから、小型衛星軌道変換スラスタ用の点火機構に N_2O の触媒分解反応を用いた点火方式が適していると考え、本研究では、 N_2O 触媒反応器を二段燃焼式ハイブリッドロケット一次燃焼室モデル燃焼器の酸化剤流路に組み込み、触媒分解実験や固体燃料点火実験を行うことで、点火機構として利用可能であることを明らかにし、最終的に複数回使用可能なハイブリッドロケット用点火機構としての実用化を目指す。本年度は、触媒分解反応器、二段燃焼式ハイブリッドロケット一次燃焼室モデル燃焼器を用いて触媒分解実験、燃焼実験等を行い、 N_2O 触媒分解反応による点火方式がハイブリッドロケット用火器に適しているかを検討・確認する。その結果、以下の成果を得た。

- ・熱損失低減のために触媒分解反応器および二段燃焼式ハイブリッドロケット一次燃焼室モデル燃焼器へ改良を加えた。
- ・改良後の装置で触媒反応器内圧力を上昇させることなく流量の増減が可能であることを確認。
- ・改良後の装置を用いた触媒分解反応による分解ガスの温度履歴を確認。
- ・供給流量が触媒反応（分解ガス）に及ぼす影響を確認。
- ・触媒内滞留時間と触媒分解反応の関係に着目し、触媒内滞留時間を制御することにより複数回の触媒分解反応が可能であることを確認。

II-6-d-13

高温・高速な燃焼流れ場の熱流束分布イメージング技術の開発

東北大学准教授	永井大樹	東北大学教授	浅井圭介	大学院学生	河 勝元
		大学学生	澤村亮輔	教授	嶋田 徹

ハイブリッドロケット開発の重要課題の1つにノズル壁面のアブレーション現象が挙げられる。ノズル内面には高温・高速の燃焼ガスが流れ、スロート及び近傍の下流開口部の激しい加熱によって、局所的な壁面の侵食が起こる。この現象には衝撃波と境界層の干渉が関係すると言われているが、CFD による予測はいまだに困難とされている。このような現象を解明するためには、シュリーレン法などを用いた流れ場の可視化だけではなく、その流れ場に起因する加熱が模型の"どこ"に"どれくらい"加わったのかを"定量的"に知る必要がある。その要求に応えるものとして、Temperature Sensitive Paint（以下 TSP）と呼ばれる分子センサによる計測技術がある。TSP は、一般に蛍光色素と高分子からなる混合体で、温度変化を塗料の発光強度変化として捉えるセンサである。その特徴は、熱電対や測温抵抗体のように温度を点ではなく、面全体で測定することが出来るということであり、機体設計の最適化の際に非常に有効なデータを提供することができる。ただし高温な燃焼ガスや激しい加熱を伴う流れについては、模型の温度上昇が高くなり、TSP のバインダーに使用されるポリマーが溶融してしまうという問題点も生じている。そのため TSP を空力加熱計測のツールとして、一般的に使用していくためには、耐熱・耐久性を持った TSP の開発が望まれている。そこで、本研究では、ロケットノズル内の高温・高速な流れ場で使用できる耐熱・耐久性を持った TSP の開発と熱流束分布のイメージング技術の開発を目指す。本年度は、次の二つに分けて研究を進めてきた。1つ目は、TSP を用いた熱流束イメージング技術の評価である。これは従来型 TSP（ $\sim 100^\circ\text{C}$ ）と比較して、より高温（ $\sim 300^\circ\text{C}$ ）領域で適用可能な TSP（PDMSDPA）を用い、東大柏キャンパスにある極超音速風洞を実施している。

この際、衝撃波／衝撃波干渉による複雑な流れ場と熱流束分布の関係、また模型材質や TSP 膜厚が流入熱流束分布計測結果に与える影響を評価している。2つ目は、さらに高温領域（～1500℃）での計測が可能な TSP の開発である。ここでは優れた熱耐久性をもつ無機化合物の Phosphor を色素とし、また耐熱材として使用されているセラミック系接着剤をバインダとした TSP を試作して、色素（Phosphor）種類とバインダとの混合比を変えることによる高温域での感度特性および塗布方法による温度の面測定に対する有用性を調べた。その結果、以下の成果を得た。

- ・長時間風洞においても、模型材質にセラミックを用いることにより、定量的な計測が可能であることを示した。また TSP 膜厚に関して影響が少ないことを示した。
- ・ $\text{Y}_2\text{O}_3:\text{Eu}^{3+}$ は、およそ 450℃ まで発光量が増加し、その後は寿命減衰曲線とほぼ同様の発光量減少が生じた。また、濃度、粒子形状による違いがみられた。塗布方法ではスプレ塗装が最も温度感度分布において一様性がみられた。

II-6-d-14

酸化剤気化技術の開発

首都大教授 湯浅三郎

首都大助教 桜井毅司

大学院学生 平野将也

宇宙輸送ミッション本部開発員 白石紀子

助 教 北川幸樹

酸化剤流旋回方式は、ハイブリッドロケットエンジンの燃料後退速度を速くして高性能が達成できる方式として注目されている。ただし速い燃料後退速度を得るには、液体酸素（LOX）を燃焼室に旋回を与えて直接噴霧するのではなく、気体酸素（GOX）にした後に旋回をかけて噴出する必要がある。GOX を得る一つの方法として、LOX 中で少量の PMMA を燃焼させてその燃焼熱を利用する方式が考案されている。この方式が熱エネルギー的に成立可能であり、また LOX 中で PMMA が比較的穏やかに燃焼し GOX を発生することは、すでに検証済みである。本年度は、LOX 中での PMMA の燃焼過程についてより詳しい考察を行った。

II-6-d-15

ガスハイブリッドロケットによる推力変調技術の開発

准教授 堀 恵一

大学院学生 藤里公司

筑波大准教授 西岡牧人

秋田大助教 和田 豊

一般に化学ロケットは液体ロケット、固体ロケット、ハイブリッドロケットの三種類に大別される。このうち、液体ロケットはエンジン点火後の消火・再着火や推力制御が可能な反面、推進薬密度が低いことやシステムが複雑であるなどの欠点を持つ。また、固体ロケットは大推力を得ることが比較的容易であるためロケットのメインモータ及びブースタモータとして用いられるが、一度着火すると燃焼を中断することができず、また推力の制御も困難である。そこで近年、これらの利点を併せ持つ推進システムとして固体燃料と液体あるいは気体の酸化剤を用いたハイブリッドロケットが注目されている。ただ、従来のシステムは燃料のガス化速度が遅く、モータの構造効率が悪くなることから未だ実用化に至っていない。そこで、本研究では固体燃料として自燃性を有する高エネルギー物質として知られる Glycidyl Azide Polymer（GAP）を、酸化剤にガス酸素を用いることで、液体ロケットと固体ロケットの利点を併せ持ったガスハイブリッドロケットシステムの開発を目的とした。現在、ハイブリッドロケット燃料に求められる性能として具体的に以下の点が挙げられる。まず、燃料自体の性能面から高密度かつ高エネルギーであること。モータのシステム面から、低燃焼温度、幅広い線燃焼速度領域が、さらに環境面から塩素や（金属）微粒子を含まないことである。こういった性能をよく満たす固体燃料として GAP は最適である。本年度は、推力制御に関して酸素流量を変化させる方法と、異なる組成の燃料を組み合わせる方法の二通りについて実験した。これにより酸素流量の調節により広範かつ高性能で応答性の高い推力制御が可能であることが実証された。また、燃料組成を変化させた層状グレインを用いた実験では燃焼室内圧を大きく変化させ、燃料流量を効率的に制御できることが実証された。さらに、より高度な推力制御として漸増型の推力制御、ランダム型推力制御、および消火・再着火についても実験を行った。これら一連の実験により本システムで実現できる推力変調技術が液体ロケットに匹敵することが確かめられた。

II-6-d-16

中・大型燃焼試験技術の検討

助 教 竹前俊昭 首都大教授 湯浅三郎 教 授 嶋田 徹
助 教 北川幸樹

ハイブリッドロケットシステムを開発するうえで、燃焼試験は開発研究の一環として必須である。またハイブリッドロケットのエンジン（燃焼器）には、実際に燃やしてみないと得られない特性データが幾つもあり、現存する燃焼器のデータとスケールアップした燃焼器のデータを比較検討する事は、サイエンスの観点からも非常に重要である。

現在、JAXA を含め、各大学の研究室では独自に燃焼機を開発し、燃焼試験を実施しているが、中には今以上の規模の燃焼試験を実施するには、施設の難しくなっている所もある。本年度は、大学と JAXA で始めたこのワーキンググループの利点を最大限に生かすためにも、JAXA の能代多目的実験場（NTC）で実施するに至る作業・諸手続きの流れを整理した。

II-6-d-17

2次元圧縮性低速流れの数値計算法の開発

九工大准教授 坪井伸幸 室蘭工大講師 吹場活佳 東北大学教授 澤田恵介
東大准教授 寺本 進 教 授 嶋田 徹

ハイブリッドロケットエンジンは、固体ロケットエンジンと液体ロケットエンジンの長所を生かすように考えられたエンジンである。しかし、エンジン内部で固体燃料表面上を酸化剤が低速で流れる際に燃焼する、いわゆる燃料後退速度が遅い境界層燃焼を有するため、理論上の性能を発揮できないでいる。エンジン内部の燃焼状態を実験的にのみならず数値解析によって明らかにすることは、効率的なエンジン設計のために必要である。一方で、通常の燃焼を含む圧縮性粘性流れをエンジン内部の解析に適用する場合、マッハ数で 0.1 以下の遅い流れであることが大きな壁となる。すなわち、ほとんど非圧縮の領域に近い低速流れに対して、通常の圧縮性粘性流れの解法では時間刻みが大きく制限され、また収束が非常に悪くなる問題が起きる。この問題は、圧縮性流れの方程式の対流項（陰解法の場合は時間積分に含まれる行列も相当する）が有する固有値の最大値と最小値の比（condition number）が 1 と大きく異なるオーダーになることに起因しており、同様の問題は個々の反応特性時間が大きく異なる化学反応の解析でも見られる。つまり、本質的には化学反応における stiffness の問題と同じである。このような低速流れを数値解析により解く場合、通常は非圧縮性流れの解法を用いるが、高圧でありかつ密度変化が大きい流れでは非圧縮性解法では解くことが難しく、疑似圧縮性の導入が検討されるが、密度差が大きいと疑似圧縮性の解法で可能かどうか不明である。一方、圧縮性流れの解法を用いる場合は固有値を操作する前処理法を用いる方法により容易に解くことができるようになる。最終的にはハイブリッドロケットなどの燃焼器内部で見られる燃焼を含む高 Re 数・低速燃焼流れに対する解析を目指す。特に鍵となるのが低速流れの解法と反応モデル（できれば数段の反応モデルがより良い）の選定であると考えられる。本年度は、圧縮性解法に低速流れの解析が可能のように構築した前処理法について、非定常流れにおける適用限界および新たな流束計算法について検討を行った。その結果、以下の成果を得た。

・2次元円柱周りの非定常流れに対して Re 数依存性を検討した。その結果、2次元流れが支配的な $Re < 400$ では Cd , St 数ともに実験結果と本計算結果は一致した。 $Re > 400$ では3次元的な流れ場構造が主体的となるため、3次元流れによる解析が必要となる。

・流束計算スキーム中に陽に前処理を含まない AUSM+_{up} を用いて、2次元 NACA0012 翼型における定常解析性能および2次元円柱周りの非定常解析性能について評価した。その結果、前処理型 AUSMDV と計算結果は一致した。また、AUSM+_{up} でも時間積分には前処理は必要であることも示された。

II-6-d-18

燃焼室内旋回燃焼流れの高精度数値解析法に関する研究

東北大学教授	澤田恵介	大学院学生	吉村一樹	九工大准教授	坪井伸幸
		東大准教授	寺本 進	教授	嶋田 徹

ハイブリッドロケットエンジン燃焼室内に発達する大規模渦構造は、燃料酸化剤の混合を促進させ、固体燃料表面形状を変化させる。このような連成過程を含む燃焼室内流れ場は、複雑な物理過程を含み、また固体燃料の形状も一般には複雑な形状を取るため、数値解析手法は未だ確立されていない。本研究は、固体燃料の燃焼過程や、固体燃料表面の後退による形状変化等を含めた複雑系連成流体解析に適する高次精度数値流体力学解法の構築を目的とする。本年度は、酸化剤旋回型ハイブリッドロケットエンジン燃焼室内に生じる乱流拡散燃焼の解析のための、高次精度解法でありながらロバストであることが知られている 5 次精度の Weighted Compact Nonlinear Scheme (WCNS) に基づく解析コードを構築し、解析を行った。その結果、以下の知見を得た。

- ・ 5 次精度 WCNS に基づくハイブリッドロケットエンジン燃焼室内拡散燃焼解析コードを構築した。1-3 ブダジエンと酸素の燃焼反応に対する単純化された化学反応モデルを導入した。一方、現段階では層流れ場を仮定しており、乱流モデルの導入は今後の課題である。

- ・ 燃焼室頭部の壁面に沿って薄い層状の燃焼反応領域が境界層内に現れ、高温気体が生成された。しかし、燃焼ガス温度が高く燃焼モデルの改良が必要である。

II-6-d-19

平板境界層内拡散火炎のための燃焼流解析コード開発

学振特別研究員	石向桂一	教授	嶋田 徹	大学院学生	船見祐揮
東北大学教授	澤田恵介	九工大准教授	坪井伸幸	東大准教授	寺本 進

現状のハイブリッドロケットにおいて、低い燃焼後退速度や低い燃焼効率が問題点としてあげられる。ハイブリッドロケットの燃焼形態は固体燃料表面境界層内における拡散燃焼あり、燃料後退速度や燃焼効率が燃焼流の様相に依存するため、問題解決のためには燃焼メカニズムを明らかにする必要がある。実験では燃焼器内流れ場の可視化が困難であるため、本研究ではハイブリッドロケット燃焼器内燃焼流れ場解析コードを構築し、数値解析による燃焼メカニズムの解明を目指す。本年度の研究では、乱流拡散燃焼解析コード構築に先立ち、2 次元平板層流境界層内における拡散燃焼流解析コードの構築を行った。化学反応モデルとしてメタン-空気 1 段総括反応を仮定した。燃焼モデルには、反応速度無限大を仮定し各化学種の質量保存式を混合分率の輸送方程式を解くことで代用する Flame Sheet モデルを導入した。また、燃焼モデルとして、Inage の開発した Hyperbolic Tangent Approximation (HTA) モデルを用いた解析コードも別途構築し、燃焼モデルの比較を行った。HTA モデルは、Flame Sheet モデルの拡張モデルであり、反応進行度の輸送方程式も解くことで部分予混合燃焼も再現可能である。2 つの燃焼モデルを用いた計算により得られた結果は、Hirano と Kanno の実験結果と比較した。2 つの燃焼モデルにより得られたそれぞれの境界層内温度分布および速度分布が実験値と良く一致した。モデルの違いによる結果の違いは、燃料湧き出し壁近傍のような特異な領域を除き、ほとんど現れなかったため、今後の乱流拡散燃焼解析コードへの拡張は、Flame Sheet モデルをベースに行う予定である。

II-6-d-20

乱流モデリングの調査検討

東大准教授	寺本 進	東北大学教授	澤田恵介	九工大准教授	坪井伸幸
				教授	嶋田 徹

ハイブリッドロケットでは、固体燃料壁面への熱伝達によって固体燃料がガス化して燃焼室に供給されるので、壁面への熱伝達量の予測がハイブリッドロケット流れの数値解析をするにあたって重要になる。燃焼器内流れのレイノルズ数は 10^6 オーダーになるので、乱流モデルを用いた RANS 解析、または RANS/LES ハイブリッド手法が現実的な選択肢となる。これらの手法は

- ・RANS/LES ハイブリッド手法：RANS/LES 境界で速度分布に不連続が生じる。
 - ・RANS 乱流モデル：一般的な渦粘性モデルは、管内旋回流を過度に減衰させてしまう傾向がある。
- という課題が知られている。本年度は、RANS/LES ハイブリッド手法の改良を行い、チャンネル乱流を対象にした検証で良好な結果を得た。また、乱流モデリングの調査検討も実施した。

II-6-d-21

音響／供給不安定解析コード開発

教授 嶋田 徹 大学院学生 船見祐揮 東海大講師 森田貴和

ハイブリッドロケット燃焼器内の流れ場、燃焼場は様々な現象が相互に影響し合い、非常に複雑なものとなっている。例えば、燃焼器内で起こる現象としては、主流の流体現象や境界層内での燃料・酸化剤の拡散、火炎帯での化学反応、火炎からの熱輻射、固体燃料表面での燃料の気化・液化、固体燃料中への熱伝導といったものが挙げられる。これらの現象のいずれが律速であり、固体燃料の後退速度の振る舞いを特徴付けるかは作動条件により変化していくことが知られている。燃料後退速度の振る舞いはポート内の総質量流束とある関係が成り立っている。実際に研究されているハイブリッドロケットは燃料後退速度が質量流束に依存する領域で作動していることが多い。そこで本報告ではこの質量流束依存領域に着目する。また、この領域は熱伝導の特性時間が最も大きく、したがって熱伝導現象が律速となる。そのために、固体燃料中への熱伝導の時間遅れが燃料後退速度の摂動を生み出し、ひいては流体側の音響振動と共鳴するに至るというモードが存在する。この音響不安定性の問題はハイブリッドロケット燃焼器を設計する上で大きな問題となっており、その問題へのアプローチとして数値解析コードを開発し、音響不安定性に対する設計指針を得られるツールを構築することが本研究の最終目的である。本年度は、その初期段階として準一次元を仮定したモデルを検討し、定常計算と非定常計算を行った。定常計算の結果からは流体の温度が高くなり過ぎるという問題が見つかった。これは扱う化学種が4化学種と少ないことに起因しており、さらに多くの化学種を考慮しなければならないという課題を明らかにした。非定常計算の結果からは、加えた圧力擾乱は時間の経過に伴って減衰していくことが確認できた。火炎からの熱フィードバックモデルとして質量流束依存のモデルを採用していることから、圧力の擾乱ではなく質量流束の擾乱が固体燃料中への熱伝導に影響すると考えられる。

II-6-d-22

ハイブリッドロケットエンジン最適設計ツールの構築

首都大准教授 金崎雅博 大学学生 小杉幸寛 助教 大山 聖
宇宙輸送ミッション本部開発員 白石紀子 首都大教授 湯浅三郎

ハイブリッドロケットエンジンでは燃焼室内での乱流境界層燃焼により推力を得る。推力を決定する混合比 O/F は酸化剤流量・燃料長さ・ポート半径によって決定される。このため、ハイブリッドロケットエンジンの設計は、ロケット全備重量に関わる燃料形状と推進性能の時間変動を同時に検討できる多分野融合最適化問題（以下 MDO）とすることで、設計知識を獲得できると期待できる。本年度は、MDO で大域解を効率良く取得できるハイブリッドロケットエンジンの概念検討手法の構築を行った。

II-6-d-23

エンジン性能に対する燃焼特性の影響の整理

宇宙輸送ミッション本部開発員 白石紀子 首都大教授 湯浅三郎

ハイブリッドロケットエンジンの設計においては、設計プロセスに用いられる燃料後退速度や当量比などのパラメータに相関関係があるために、エンジン性能を任意かつ一意的に決定するのが困難という制約がある。そこで、ハイブリッドロケットのエンジン設計プロセスを液体ロケットや固体ロケットのエンジン設計プロセスと比較して整理し、理論計算上での各パラメータのエンジン性能への影響を検討した。その結果、解析式をもとに酸化剤質量流量や当量比などのパラメータがエンジン性能へ与える影響についての知見を得た。

II -6-d-24

ハイブリッドロケットの有用性と再着火型観測ロケットの可能性の検討

首都大教授 湯浅三郎 首都大助教 桜井毅司 大学院学生 中村奨太
助 教 北川幸樹

ハイブリッドロケットと固体ロケットとの比較を行い、ハイブリッドロケットの持つ有用性の理由を明確にするとともに、ハイブリッドロケットエンジンの再着火特性を利用して、狭い特定高度域で通常の単段式固体観測ロケットよりも長時間の観測の可能性を検討した。その結果、ハイブリッドロケットエンジンの方がペイロード増を期待できること、また再着火機能を使えば観測ロケット用途拡大の可能性が広がることを明らかにした。

II -6-d-25

多目的設計探査を用いた小型観測ロケットの検討

首都大准教授 金崎雅博 大学学生 小杉幸寛 助 教 大山 聖
首都大教授 湯浅三郎 教 授 嶋田 徹

開発した概念設計用コードを用いて、小型観測ロケット用のハイブリッドロケットエンジンについて検討を行った。設計探査の結果、酸化剤流量の変動が設計性能に与える影響は大きいこと、非劣解での酸化剤流量と燃料長さに線形な関係があること等のハイブリッドロケットエンジン設計に関する知識を抽出することができた。このように作成したツールは概念設計時にハイブリッドロケットエンジン設計問題の特徴を俯瞰するのに有効であることが分かった。

II -6-d-26

小型衛星 LV 用推進系の検討

首都大教授 湯浅三郎 首都大助教 桜井毅司
宇宙輸送ミッション本部開発員 白石紀子 助 教 北川幸樹

小型衛星を単独で打ち上げる場合、当然ロケットも小型化する必要がある。現在世界で小型人工衛星打ち上げ用ロケットとしては、ブラジルの VLM（固体ロケット 4 段式、打上げ時ロケット質量 15900kg、一段目外径 1m、LEO への投入質量 200kg）やイスラエルの Shavit1（固体 3 段式、質量 30000 kg、外径 1.35m、LEO へ 225kg）、アメリカの Pegasus（固体 3 段式、質量 23000kg、外径 1.28m、LEO へ 443kg）などがある。これまでで最も小型の人工衛星打ち上げ用ロケットは、おそらく日本の L4S-5（固体 4 段式、質量 9400kg、外径 0.735m、近地点 350km 遠地点 5140km へ 24 kg）であろう。しかし小型ロケットと言っても、いずれも打ち上げロケットの重量は 10t 程度以上もある。なぜこれより小型の打ち上げロケットができないか。エンジン技術に的を絞って固体ロケットに限定すれば、コンボジット系固体推進剤の燃焼速度は 5MPa の燃焼室圧で通常 6mm/s 程度以上あり、しかも人工衛星にするためには一段目を 1 分程度以上燃焼させる必要がある（L4S-5 は短くて 30 秒弱であった）。このことは内面燃焼させる固体ロケットエンジンでは必然的に直径が 1m 程度以上となってしまう。逆に言えば、高性能で、かつ遅い燃焼速度を持つ推進剤であれば、もっと小さなロケットで、より小さな人工衛星を実現できる可能性がある。ハイブリッドロケットエンジンの大きな欠点は、固体推進剤の燃焼速度に対応する燃焼特性の燃料後退速度が遅いことである。逆にこれを一つの特徴と考え、これを活かす活用方法として、小型人工衛星打ち上げ用ロケットが考えられる。そこで、酸化剤流旋回型ハイブリッドロケットエンジンを使った人工衛星打ち上げ用超小型ロケットの基本概念の考察を行った。その結果、実現の可能性が高いとの認識を得た。

II -6-d-27

太平洋横断極超音速旅客機の検討

東北大学教授 澤田恵介 教 授 嶋田 徹

JAXA の長期ビジョンでは、航空産業の成長への貢献と将来航空輸送のブレークスルーを目指す中で、太平洋を 2 時間で横断できるマッハ 5 クラスの極超音速無人実証機を 2025 年までに開発すると謳っている。長期ビジョンで

示された機体は大型の空気取り入れ口を胴体下部に持つことから、予冷ターボジェットエンジンの使用が想定されていると思われる。予冷ターボジェットエンジンは、空気取り入れ口で圧縮された高温空気を液体水素で冷却してからターボジェットエンジンに送り込むのでマッハ6程度までの速度域で運用が可能である。単一のエンジンで離着陸から極超音速飛行までをカバーできるために重量上のペナルティが少なく、優れたコンセプトである。今後も極超音速実証機の推進エンジンとして研究開発が進められるものと思われるが、仮に予冷ターボジェットエンジンの開発が頓挫した場合の代替コンセプトとして、本研究ではハイブリッドロケットエンジンを用いた極超音速実証機の成立性を検討していく。本年度は、予冷ターボジェットに対するハイブリッドロケットエンジンのメリットとデメリットを比較検討し、太平洋横断極超音速旅客機のアイデアと概念検討の意義を得た。

II-6-d-28

空中発射方式ハイブリッドロケット・FTB用ハイブリッドロケットの検討

助 教 北川幸樹

教 授 嶋田 徹

2006年にM-Vロケットが引退し、現在、日本の衛星打ち上げ用ロケットは、大型衛星打ち上げ能力を持つH-II AとH-II Bのみとなっており、次世代ロケットの開発が望まれている。今後の宇宙利用の需要は、研究用や商業用として扱いやすい500kg以下の小型衛星の打ち上げや宇宙観光業としての準軌道への有人打ち上げなどで増加が見込まれており、次世代ロケットとして性能の高さは勿論のこと、コストの低減、高信頼性、機動的な打ち上げ機会の提供が求められている。その一つの解として、アメリカOrbital Sciences社のPegasusや民間初の有人飛行を実現したScaled Composites社のSpaceShipOneで採用されている空中発射方式の中型ロケットが有用であると考え、そこで本年度は、空中発射方式の打ち上げ機にハイブリッドロケットを用いることのメリットを検討し、アイデアと概念検討の意義を得た。

一方、現在JAXAではスペースプレーンに適用することを想定した予冷ターボエンジンや複合サイクルエンジンの研究開発が進められている。これらの研究開発にあたっては、実際の極超音速飛行環境での飛行実証を行う必要がある。しかし現状では、極超音速の飛行実験を行う有効な手段は構築されていない状態である。そこで、JAXA宇宙科学研究本部工学委員会の「先進的固体ロケットシステム実証研究WG」内の「極超音速FTB検討サブグループ」でも、広い飛行条件の範囲を自在に飛翔できるハイブリッドロケットエンジンを用いたFTBの検討が行われている。そこで本年度は、予冷ターボエンジンや複合サイクルエンジン研究開発用のFTBロケットにハイブリッドロケットエンジンを用いることのメリットを検討し、その有用性を確認した。

II-6-d-29

エジェクタハイブリッドロケットTSTO輸送系の検討

東海大教授

那賀川一郎

首都大教授

湯浅三郎

九大教授

麻生 茂

教 授 嶋田 徹

ハイブリッドロケットは漏洩しやすく爆発危険性の高い液体水素や、一旦燃焼を始めると制御することも消すこともできない火薬を使用しないことから、スペースシャトルやH-IIに比較し格段に安全性の高い宇宙輸送システムを構築することが可能になる。このような安全性の極めて高い宇宙輸送システムは一般人が観光旅行として宇宙へ行くための扉を開くことが期待される。そこで一段目の有翼飛翔体用エンジンとして、ハイブリッドロケットをコアロケットとして使用するエジェクタロケットでマッハ2近くまで加速し、その後ラムジェットに切り替えマッハ6程度まで加速する複合サイクルエンジンを使用し、2段目もハイブリッドロケットを使用したTSTO(Two-Stage- to-Orbit)システムの検討を開始した。本年度は、東京大学柏キャンパスの高エンタルピー燃焼風洞を使用し、ハイブリッドコアロケットによるラム燃焼着火特性実験を実施した。データ取得まで行うことができ、実験方法・手順の確立ができた。

e. 火星複合探査 MELOS

II-6-e-1

火星複合探査 MELOS の検討

教 授	佐藤毅彦	教 授	久保田孝	教 授	川口淳一郎
准教授	今村 剛	准教授	松岡彩子	准教授	岡田達明
				東京大	宮本英昭

近年理解が大幅に進んだ火星に新たな科学的問題意識をもって挑むミッションを目指し、WG 活動を行っている。PLANET-C 金星気象学の発展形である火星気象オービター、のぞみを引き継ぐ大気散逸オービター、大気のある惑星に着陸し科学観測を行うランダーについて検討している。その複雑性・多面性が強く認識されるようになった火星に、これらをどのように組み合わせ探査を実施することがよいのか、科学面の議論を行うのと平行して、システム成立性の検討を行い初期結果を得た。またサブグループ毎に、搭載候補機器の開発に必要となる基礎実験を行っている。

f. プラズマセイル

II-6-f-1

准教授	船木一幸	京 大	山川 宏	東京農工大・工	西田浩之
研開本部	杉田寛之	研開本部	藤田和央	准教授	篠原 育
総研大・院	上野一磨	総研大・院	大塩裕哉	総研大・院	佐藤博紀
学振特別研究員	窪田健一	准教授	石村康生	主任開発員	清水幸夫
九大・総理工	中島秀紀	京 大	梶村好宏	京 大	小嶋浩嗣
京 大	中村武恒	京 大	上田義勝	神戸大	白井英之
神戸大	森高外征雄	防衛大・工	中山宜典	静大・工	山極芳樹
龍谷大・工	大津広敬	東海大・工	堀澤秀之	静大・院	山本直樹
准教授	小川博之	京大・院	向井祐利	京大・院	小山友一
京大・院	芦田康将	助 教	野中 聡	准教授	澤井秀次郎
				教 授	國中 均

太陽風プラズマ流を宇宙機周囲に展開する人工的な磁場で受け止めて深宇宙を航行する深宇宙推進システム「磁気プラズマセイル(MPS)」の研究開発を行っている。2009 年度は、独自に開発を進めてきた地上実験シミュレータを拡張して、MPS の原理実証実験を実施した。更に、1) 高温超伝導を利用した MPS 宇宙機用搭載用コイルと宇宙機システム (MPS 木低探査機) の概念設計、2) ブレッドボードモデルコイル (直径 20cm のスケールモデルコイル) 特性評価試験の実施、3) 流体および粒子シミュレーションツールによる MPS の性能評価、の各項目を実施した。