

II -2-g-85

再突入飛翔体の飛行及び回収に関する研究

教授 稲谷芳文 助教授 石井信明 助手 山田哲哉

2003年5月にUSERSカプセルは地球再突入を行い、太平洋上で無事回収された。こうした事例の飛行データに基づき、熱防御系、飛行制御機器の設計妥当性確認の観点から、再突入飛行環境の再構築手法の研究をしている。はやぶさカプセルは2007年夏に再突入回収される予定であり、飛行安全、回収オペレーション計画策定のため、再突入飛翔体の飛行、着地点の解析シミュレーションを行っている。

h. 宇宙輸送工学研究系

II -2-h-1

高AI充填コンポジット推葉の侵食燃焼に関する研究

教授 高野雅弘 助手 徳留真一郎 東海大 判澤正久
北大 永田春樹 共同研究員 長谷川宏 技術職員 小林清和

前年度に引き続き、高AI充填比率実用コンポジット推葉の侵食燃焼に関する組織的研究を進めた。透過X線強度減衰特性を利用した推葉局所板厚の多点連続測定装置を適用したスラブ対向モータDSM (Double Slab Motor) と、より大規模・大流量密度特性を持つ内面燃焼型小型モータの燃焼試験データを基に、寸法効果、燃焼圧力および流量密度依存性を考慮した高精度侵食燃焼効果評価式を導出した。同評価式を用いた内圧予想計算結果は、実験室規模の小型モータから複雑な内孔形状を持つ大型の実用モータまで、それらの実験値とよく一致し、その高い汎用性を確認した。

II -2-h-2

固体推葉燃焼速度のレーザ駆動周波数応答特性と圧力周波数応答特性に関する研究

教授 高野雅弘 助手 羽生宏人 東海大 判澤正久
東海大 森田貴和 北大 永田春樹 技術職員 小林清和
技術職員 八木下剛 技術職員 長谷川克也

現用の大L/Dモータにおいて燃焼安定性が懸念されるのは100kHz以下の低周波帯域である。前年度に引き続き、レーザ駆動周波数応答特性と圧力応答特性の換算則に関する解析研究を進め、ZN理論に基づく解析解を導出した。定常燃焼圧に周波数と振幅を制御した圧力振動を強制重畳させる L^* バーナを利用する圧力応答特性直接測定システムの研究開発について、今年度は、圧力振動を誘起するための回転ドラム式ロータリーバルブの試作試験とX線イメージ・インテンシファイアと高速度CCD (C-MOS) カメラの組合せ、受光データのデジタル化と時間・空間フィルタ同時処理法の導入により高精度化した透過X線強度測定による非定常線燃速測定技術の改良試作試験を進めた。

II -2-h-3

推葉充填AIのモータ内燃焼挙動に関する研究

教授 高野雅弘 助教授 堀 恵一 助手 羽生宏人
共同研究員 村田博一 特別共同利用研究員 細川健介 技術職員 小林清和
技術職員 内田右武 技術職員 長谷川克也

前年度に引き続き、Improved-QPCB (Quenched Particle Collection Bomb) を用いて、各種コンポジット推葉について充填AIの推葉燃焼表面からモータ・フリーポート内に至る燃焼進行過程と最終粒径分布・燃焼完結性の圧力・距離依存性を調査するための実験研究を進めた。

前年度より開発に着手した高明暗比・低残像特性CCD視覚センサを用いて、大気圧から1MPaの圧力域におけるコンポジット推葉の燃焼表面とその近傍におけるAIの燃焼挙動の光学的観測を行い、蓄積・焼結・集塊・着火・

離脱と進む燃焼の詳細過程を観察した。

II-2-h-4

低圧域におけるAl充填コンポジット推葉の燃速特性と燃焼限界圧の測定実験

教授 高野雅弘 助手 羽生宏人 東海大 判澤正久
大学院学生 里吉貴史 技術職員 小林清和

前年度に引き続き、透過X線強度減衰特性を利用した非接触非破壊燃速測定装置を活用して、実用コンポジット推葉の低圧燃焼限界圧PdIとその近傍の極低圧域における燃速特性の精密連続測定実験を行い、各薬種が固有のPdIおよび燃速の圧力依存性を持つことを明らかにした。また、高明暗比・低残像特性CCD視覚センサによる光学的観察により、これらの相違が充填Alの着火・燃焼特性の違いに由来するとの推測の正しさを検証した。

II-2-h-5

固体モータ・スロートインサート材の化学的損耗特性に関する実験研究

教授 高野雅弘 助教授 嶋田 徹 助手 徳留真一郎
技術職員 小林清和 技術職員 鈴木直洋 技術職員 八木下剛

固体モータ用黒鉛系スロートインサート材の化学的エロージョン特性の主要制御因子は燃焼ガス中の H_2O 、 CO_2 および H_2 のモル分圧であると言われている。前年度に引き続き、ガス酸素/ガス水素燃焼器を利用したシミュレーション実験を行い、グラファイトおよびカーボン/カーボン・コンポジット3D-C/C材の化学的損耗特性について H_2O モル分圧依存性の定量測定に成功した。次年度以降は、同燃焼器の燃料ガスを炭化水素ガスに変えて流量率・混合比を調整して燃焼ガス中の上記分子群のモル分圧比率を制御しつつ実験を継続し、各分子成分の黒鉛材損耗特性に対する寄与分の分離定量化と各種素材の化学的損耗特性の比較調査を組織的に進める計画である。

II-2-h-6

固体モータ・スロートインサート用グラファイトの熱衝撃破壊特性の研究

教授 高野雅弘 助教授 嶋田 徹 助手 羽生宏人

今年度は、固体モータ・スロートインサート用の各種グラファイト材について、アーク加熱試験機を用いて穴開き円板状試験片の内周急加熱による強制熱衝撃破壊実験を試みた。この結果、素材の黒鉛化度が高い程、熱伝導率と熱膨張係数の比で与えられる指標 λ/α が高くなって熱衝撃破壊を起こし難くなること、それらの破壊態様については、内周を起点とする亀裂が半径方向に一義的に進展して外周に達する素材と、これが途中で内周に平行する同心円方向に偏向して外周に達しない素材が存在すること等、興味深い結果が得られた。昨年度までの研究成果と総合して、固体モータ・スロートインサート用グラファイト素材について、その適用モータの規模に応じて熱および力学物性から見た選定基準を確立できる目途を得た。

II-2-h-7

HAN/HN基剤モノプロペラントに関する研究

教授 高野雅弘 助手 羽生宏人

HAN (Hydroxylammonium Nitrate) を基剤とする混合モノプロペラントは、高性能・低価格で毒性のない代替 N_2H_4 候補として注目されているが、着火遷移期間の燃焼挙動が不安定であることと適合性の高い瞬間分解触媒が未開発のため、実用化が大幅に遅れている。上記混合モノプロペラントに、HANおよび燃料成分であるTEAN (Triethanolammonium Nitrate) と相溶性を持ち、ヒドラジン用の瞬間分解触媒として入手が容易なイリジウム系触媒 (SHELL 405) に感応する無毒硝酸塩HN (Hydrazinium Nitrate) を適量混合することによって、既存の触媒を継続利用しつつ代替 N_2H_4 として実用化し得るとの着想に基づきその基礎開発研究を進めている。同混合燃料は、配合比を変えることによって、酸化剤としてエチルアルコール等と組合せ、もしくは、燃料として N_2O 等と組合せることによって、現用の $\text{N}_2\text{H}_4/\text{NTO}$ より無毒で取扱いの容易な二液推進システムを実現できる可能性を秘めている。

II -2-h-8

極超音速飛翔体の減速機構に関する研究

教授 安部隆士 招聘研究員 佐藤俊逸

惑星探査に用いられる大気突入プローブでは、超音速領域での効率的な減速が必要となる。それを可能とするシステムを検討した。バルートシステムを含むさまざまなシステムを検討している。昨年度のバルートシステムの検討に引き続き、今年度は、展開型の柔軟なシェル構造をシステムを検討対象とした。そのシステムでは、その空気力学的安定性や構造強度を把握する必要がある、主に風洞施設を用いての研究を進めた。空気力学的安定性では、バルートシステムに対して有利ではあるが、構造強度に関しては、今後の検討が必要である。

II -2-h-9

大気球による展開型柔軟構造を有する再突入減速体の飛行実験

教授 安部隆士 大学院学生 佐藤英司 大学院学生 鈴木宏二郎
大学院学生 櫻井 晃

惑星探査に用いられる大気突入プローブでは、超音速領域での効率的な減速が必要となる。それを可能とするシステムとして、展開形の柔軟なシェル構造を有した飛行体の実飛行環境に於ける挙動を把握するため、大気球を用いた自由落下飛行試験を行った。飛行体をゴンドラから切り離す機構の不具合により、ゴンドラとともに飛行することになったが、予定された計測は確実に行われ、低速度ではあるものの、飛行体の健全性を確認することに成功している。来年度、引き続き実験を行う予定である。

II -2-h-10

衝突動力学法による回転振動緩和過程の理論的研究

教授 安部隆士 大学院学生 松川 豊

大気再突入する飛行体の周りに生じる高温気体の状態を把握するためには、大気を構成する分子の分子内エネルギーの状態を把握することが、不可欠となる。このため、実験的研究と並んで、衝突動力学の手法による理論的研究が重要となっている。この研究では、特に、酸素分子を中心に、衝突動力学の手法を適用する際に、予測精度に決定的インパクトを持つ分子間ポテンシャルに対して十分な検討および改良を行った。それに基づき、振動遷移レイを予測し、従来の実験データ等と比較検討して、十分な精度であることを明らかにしている。

II -2-h-11

水素分子における回転振動緩和過程の理論的研究

教授 安部隆士 学術振興会奨励研究員 古館美智子

天王星、海王星に探査プローブを送りこむ際、それら惑星の大気中を高速飛行するが、その際の加熱環境の予測のためには、プローブの前面に生じる強い衝撃波により加熱される大気の状態を把握する必要がある。そのためには、大気の主成分である水素分子気体について、分子の内部運動状態の励起について詳細なメカニズムを把握することが前提となる。そのため、この研究では、衝突動力学の手法により、回転振動緩和過程を解析し、正確な励起レイトの予測を試みた。

II -2-h-12

分子動力学法における不可逆過程の理論的研究

教授 安部隆士 大学院学生 小松信義

多数の分子原子からなる系の性質を調べるため、分子動力学法が開発され多大の成果をもたらしている。このような多数の分子原子からなる系の不可逆過程は、実物理現象としては逆過程は存在しないものの、分子動力学法の基礎となる分子原子の運動を支配する方程式つまり古典的運動方程式では、原理的には、逆過程を許している。現実の分子動力学法では、実際には、逆過程が存在せず、その理由は、避けられない数値的打ち切り誤差のためで

あると言われてきた。この研究では、数値的な誤差が比可逆過程を生み出すプロセスを厳密に評価することを試みている。このことは、分子動力学法を非平衡過程に用いる際、その精度を吟味する上で、重要である。

II-2-h-13

「USERS」再突入飛行体を用いた輻射計測実験

教授 安部隆士 助手 藤田和央

惑星大気に再突入する飛行体では、飛行体の受ける空力的な加熱を把握することが重要であり、そのため、飛行体全面に生じる衝撃波により生成される高温大気の状態を正確に把握する必要があるが、そのような高温大気を地上で生成することは困難である。そのため実飛行環境で、そのような高温大気からの輻射光の分光分析を行うことは、新たな知見をもたらすと考えられる。この研究では、無人宇宙実験機構（USEF）が開発し、運用を進めている「USERS」再突入飛行体を用いて、そのような輻射分光測定を行った。機体の回収とともに、実験データの回収が行われ、貴重なデータが得られている。現在、解析中である。

II-2-h-14

「MUSES-C」の大気再突入カプセル飛行環境予測

教授 安部隆士 助手 藤田和央

「MUSES-C」では、大気に再突入するカプセルが用いられる。このカプセル飛行体が経験する飛行環境の予測を目指して、検討を進めた。特に、シミュレーションに用いられる輸送係数の精度と飛行環境の予測精度との関連を明確にし、予測精度を高めるために輸送係数の予測精度を高めることを行った。

II-2-h-15

超高速衝撃波発生装置による超高速衝撃波特性に関する研究

教授 安部隆士 助手 藤田和央 大学院学生 松田 淳

「MUSES-C」の再突入カプセルの突入速度は、12km/secに達し、その際に生じる衝撃波背後の熱化学的状态を実験的に把握する必要がある。このため、このような強い衝撃波を発生させるためにフリーピストン型の衝撃波管を用いて、高速衝撃波背後の熱気体力学的な構造を明らかにしている。試験気体として窒素ガスを用いた前年度までの検討に続き、空気を試験気体として、高速衝撃波背後の熱気体力学的な構造を明らかにした。窒素ガスに見られたものと同種の非平衡な構造を確認している。

II-2-h-16

電磁力による空力加熱低減に関する研究

教授 安部隆士 助手 藤田和央 招聘研究員 佐藤俊逸
大学院学生 滝澤勇二 大学院学生 松下健二

惑星大気に再突入する宇宙機にとって空力加熱の低減は鍵となる技術である。この研究では、空力加熱の低減のため、電磁力とプラズマとの干渉を利用することを目的とする。このため、高エンタルピー流れの中に置かれたモデル前方の温度場を分光学的手法により計測し、磁場の効果を把握した。モデル前部に配置された磁場の効果により、衝撃波の位置がさらに前方に移動する効果を見いだしている。また、実験と併行して、数値解析を行い、地球低軌道からの再突入飛行体についてその効果を確認した。

II-2-h-17

電磁効果による高エンタルピー流れの制御に関する研究

教授 安部隆士 大学院学生 佐藤英司

宇宙往還機など高層大気を高速で飛行する機体では、局所加熱の低減など、局所的に流れを制御する必要がある。このような制御手法として、局所放電などの電磁効果による方法の有効性を見いだすことを目的に実験的研究を進

めている。今年度は、予備実験として、装置内で生成可能な放電とそれがもたらす効果について検討した。

II -2-h-18

DSMC専用計算機の開発

教授 安部隆士 大学院学生 歌野原陽一

希薄流れのシミュレーション技法として標準的なものであるDSMC法の高速化による大規模計算の要望が高まっている。このため、高速化における主なネックとなる計算ルーチンを専用のハードウェアでこなすことにより、計算全体を高速化する可能性を検討した。さらに、このような専用のハードウェアの開発を行い、このような計算システムを実証した。この計算システムを種々の問題に応用するにあたり発生する種々の問題点について、検討し、改良を施している。さらに、その性能をデモンストレーションするための応用問題に適用して、計算機としての性能を実証した。このような手法は、流れの数値解析一般に適用可能であり、今後、他の計算スキームについての拡張を行う予定である。

II -2-h-19

ロケットエンジン始動、停止時のノズル流れの偏向による異常横推力の発生に関する研究

教授 安部隆士 大学院学生 佐藤英司

液体ロケットエンジンの始動、停止時においては、ノズル流れの偏向による異常横推力の発生が見られることがある。この現象のメカニズムを明確にするため、特に、ノズル表面の粗さの効果を明確にすることを目的として、数値解析の手法による解析を行った。境界層程度の粗さが、非対称な剥離を生じさせることを明らかにしている。

II -2-h-20

低レイノルズ数環境でのローターの空力特性に関する研究

教授 安部隆士 招聘研究員 佐藤俊逸 大学院学生 都築範明

火星など希薄な大気を有する惑星探査への応用を目指し、ローターの空力特性を把握することを目的として、実験的に把握する手法について研究を行った。そのような大気でローターを作動させる際、低レイノルズ数、中マッハ数の流れでのロータ性能を把握する必要がある。この研究では、そのようなローター性能の把握が実験的に可能であることを示した。さらに高能率のローターの開発を目指すとともに、そのようなローターを有した飛翔体による惑星探査の可能性を検討する。

II -2-h-21

MPDアークジェット的最適化形状の研究

教授 都木恭一郎 技術職員 清水幸夫 助教授 船木一幸
東大 中田大将

MPDアークジェット的最適化は放電電流が大きくなれば形状によらないと言う従来の定説を覆し、高比推力域では推進効率にして最大25%の最適化形状効果が現れるものと準1次元解析によって予測していた。これに対し、実際に同軸型MPDアークジェットを用いて推進性能を予測し、これまでの2次元型内部観測装置である2次元MPDアークジェットとの性能の相関性を調べた。

II -2-h-22

パルス型プラズマスラスタの研究

教授 都木恭一郎 技術職員 清水幸夫 都立科技大 竹ヶ原春貴
特別共同利用研究員 亀岡昌彦

小型衛星あるいは高精度を要する軌道・姿勢制御にはデジタイズされたインパルスが発生できるパルススラスタが最適であり、比推力や微小推力の観点からはパルス型プラズマスラスタが最も実用的である。この研究ではこれ

まで実現できなかった単発での $\mu\text{N}\cdot\text{s}$ オーダーのインパルス測定を可能にする高精度インパルス測定スタンドの開発と、それを真空チェンバー内でそのまま既知電磁インパルスを発生することでキャリブレーション可能なシステムの構築に成功した。

II-2-h-23

ヘリコン波による電気推進用プラズマ源の研究

教授 都木恭一郎 九大・総理工 篠原俊二郎 東海大 谷川俊夫
ウクライナ核物理学研究所 K. P. Shamrai 助教授 船木一幸

ヘリコン波によって無電極で比較的高密度のプラズマを容易に生成し、電磁氣的に無電極で加速する方法を見いだす。ホールスラストのように比較的高密度プラズマを必要とする電気推進やプラズマコンタクトなどへの応用もあるが、将来的にはヘリコン波プラズマ源との組み合わせによる無放電電極加速としてパルス加速やリサージュ加速方法を提案、加速メカニズム実証実験に入った。また、実際に50W以下のRF投入電力で $10\text{E}+12\text{cm}^{-3}$ のプラズマ密度を達成、小型プラズマ源の実現に成功した。

II-2-h-24

水サイクル宇宙推進システムの研究

技術職員 橋本保成 教授 都木恭一郎

安全で取り扱いやすい作動流体として水を電気分解して推進剤とする推進システムを相補的な逆サイクルの組み合わせとしての燃料電池の研究を行っている。太陽電池をエネルギー源とすれば電気分解で水素・酸素貯蔵、日陰では燃料電池として発電する。これらは推進剤としても利用可能である。人間に優しい推進システムとして有人活動にも利用され得る。実際に固体高分子膜を使った燃料電池と水電解のリバーシブル（再生型）セルを試作し、それぞれが独自に動作できることを転倒台車の上で $\pm 1\text{g}$ 環境で確認、また水素を酸素リッチ環境で着火遅れ無く点火させることに成功している。

II-2-h-25

2 段式宇宙輸送ブースター機体に関する遷音速、超音速フラッター現象に関する研究

教授 藤井孝藏 大学院学生 寺島洋史

将来型宇宙輸送システムなどではアスペクト比の小さな翼が利用される。このような翼のフラッター特性は十分理解されているとは言い難く、またその解析も輸送機のような高アスペクト比の翼に比べて困難である。本研究では、有限要素法による構造解析と差分法による流体解析とを連性させ、複雑なフラッター現象を解析する技術開発に関して研究を進めている。開発したソフトウェアを高アスペクト比翼に適用しフラッター特性を明らかにした結果、既存のフラッターシミュレーションで考慮されていなかった構造物による流れ場の変化が低超音速域で重要となるなど、新たな多数の知見が得られた。あわせて、高アスペクト比の翼のフラッター特性についても明らかになった。

II-2-h-26

ロケットの空力特性評価の高度化に関する研究

教授 藤井孝藏 大学院学生 飯塚宣行 教授 稲谷芳文

SMRC, SMSJ, ケーブルダクトといったロケット本体に付属した小規模の部品が機体の空力特性を変化させる。特に、ローリングモーメント制御に与えるこれら小部品の影響をより高い精度で見積もるための数値シミュレーションを実施している。M-V-5号機の機体形状を利用したシミュレーション結果からこれらの部品の相互干渉があることが明らかになったことを受けて、流れにおける相互干渉のメカニズムなど詳細の検討を継続している。

II -2-h-27

ロケット等ベース部の空力特性に関する研究

教授 藤井孝藏 大学院学生 河合宗司

ロケットや単段再使用宇宙機などは広いベース部分を有するが、遷音速から超音速域にかけてはそこでの圧力によって生ずるいわゆるベース抵抗が重要となる。通常の風洞試験では模型支持装置などの関係でベース圧の計測が大変難しいため、数値シミュレーションによる評価が期待されている。私たちは、新たに開発したLES/RANSハイブリッド手法を利用してベース流れ特性評価を試みている。これまでの研究から、実験との一致によりこの手法が有効であること、ベース流れにおいては強い非定常性が実は存在していることが明らかになっている。現在、広いマッハ数領域でのシミュレーションを行い、ベース特性のマッハ数依存性などを明らかにする方向で研究を進めている。

II -2-h-28

ロケットプラグノズルの空力特性に関する研究

教授 藤井孝藏 総研本部プロジェクト特別研究員 伊藤 隆

プラグノズル流れの解析を数値シミュレーション手法を用いて行っている。本年はリニア型のプラグノズルの特性を、これまでのアニュラ型、クラスター型プラグノズルの特性と比較して議論した。AGARDによる実験やシミュレーション結果との比較からシミュレーションの信頼性を確認した後、側壁の影響などについて重点的に研究を行った。基本的に高度補償性に関してはアニュラ型と同様であるが、特に高圧力比の条件下では推力に側壁の影響が出るということが明らかになっている。

II -2-h-29

LES/RANSハイブリッド手法の開発とその利用に関する研究

教授 藤井孝藏 大学院学生 河合宗司

コンピュータの性能向上によって乱流モデルを利用したRANS手法から一段高い精度のLES手法へとシミュレーション技術が変化してきている。しかしながら、LESシミュレーションはまだ実用流れに適用するには計算機資源のハードルが高い。中間的なアプローチとして私たちはLES/RANSハイブリッド手法を開発し、これを利用したさまざまなシミュレーションを行っている。RANSシミュレーションでは難しいと言われている超音速ベース流れ、薄翼失速特性、などへの適用によってその信頼性を示すことができた。その成果は固体ロケットノズルの解析でも利用され、流れの詳細を知るのに有効であった。今後さらに広い範囲で適用を進めていく予定である。

II -2-h-30

2 段式スペースプレーンの統合最適化と信頼性設計技術に関する研究

教授 藤井孝藏 助手 大山 聖 大学院学生 下山幸治
総研本部 小林弘明

将来型宇宙輸送機の統合最適化に関する研究を行っている。統合最適化の中で空力モデルを改良することを目的に数値シミュレーションなどを利用したTSTOの機体形状に関する統合最適化手法の高度化に関する研究を行っている。特に、最適化手法を拡張し、多目的最適化を利用した設計を試行した。加えて、実利用に不可欠な信頼性維持のためにロバスト最適化手法を導入し、その影響を評価している。ロバスト最適化については新たな手法を提案している。

II -2-h-31

単段再使用ロケットの空力特性に関する研究

教授 藤井孝藏 大学院学生 藤本圭一郎 大学院学生 野々村拓
特別共同利用研究員 塚田はるみ 横浜国大 宮路幸二

宇宙輸送機，特に単段の再使用ロケットの設計ツールとして数値シミュレーションを役立てるために，空力性能予測の定量的評価を詳細に行っている．マッハ数，流れの角度などを変えたシミュレーションデータをデータベース化した．あわせて，バイコンカル形状，プラグノズル付き形状などのシミュレーションを行い，その空力特性変化を評価した．これらもあわせて継続してデータベースの強化を進め，今後の単段式再使用機の機体形状空力設計に利用していく予定である．

II -2-h-32

ロケットフェアリングの内圧変動に関する研究

教授 藤井孝藏 大学院学生 藤本圭一郎 特別共同利用研究員 山本綾子
お茶の水女子大学 河村哲也

遷音速域でロケット機体表面に発生する衝撃波がフェアリングに設置されたベントホールを通過することで生ずる圧力変動がペイロードに与える空力的な影響について数値シミュレーションを利用した研究を行った．ベントホール外部で生ずる圧力変動はかなり大きなものであるが，その時間変化は緩和されてフェアリング内部に伝わることが確認され，合わせてこれらの定量的な評価も行うことができた．

II -2-h-33

惑星飛行機とその設計に関する研究

教授 藤井孝藏 助手 大山 聖 大学院学生 河合宗司
大学院学生 野々村拓 大学院学生 守屋公一郎 特別共同利用研究員 塚田はるみ
客員助教授 李家賢一

航空機による惑星探査の可能性，航空機システム，設計法，推進システム，電源など広い範囲で研究を開始している．既存研究調査から機体設計の準備までを行った．

II -2-h-34

感圧塗料実験の実用化と画像処理技術の開発に関する研究

教授 藤井孝藏 特別共同利用研究員 大内弘文 青山学院大学 林 光一
技術職員 入門朋子

大型風洞を利用して感圧塗料の実験を実施した．塗料はバインダの配合に注意すれば大型風洞においても感圧塗料が十分利用可能な技術であることが明らかとなった．感圧塗料を利用した実験を昨年 simple 模型からシャトルタイプの複雑模型に変え，感圧塗料の実用性を評価した．画像処理の工夫によってかなり複雑な模型でも正確な圧力分布を得られること，別途計測された形状データにマッピングすることで揚力もかなりの精度で予測できることなども明らかになった．開発したソフトウェアは新年度に公開を予定している．

II -2-h-35

平板に衝突する超音速ジェットに関する実験的研究

教授 藤井孝藏 特別共同利用研究員 大内弘文 青山学院大学 林 光一

斜め平板に衝突する超音速ジェットの干渉形態を知る目的で，小型風洞での実験を行っている．流れの複雑さを理解するために感圧塗料を利用した面計測を行っている．昨年得られた結論の有効性を確認するためにより広い圧力比範囲での実験を行った．また，フリージェットの実験を行うことで理論検証のためのデータ取得を行った．

II -2-h-36

高アスペクト比翼の空力特性評価に関する研究

教授 藤井孝藏 大学院学生 石川裕理 特別共同利用研究員 大内弘文

過去に行ってきた高アスペクト比翼のシミュレーション結果から、レイノルズ数によっては既存技術では必ずしも十分な精度が維持できていないことが明らかになっている。これを解決するために、コンパクト法による高精度の解法、LES/RANSハイブリッド法による現象把握の2つの点からシミュレーションを進めている。

II -2-h-37

流体微小変動や音響の数値計算法に関する研究

教授 藤井孝藏 東京音大 村中洋子 大学院学生 野々村拓

音響や騒音、弱い衝撃波の伝播などの問題を扱う手法を開発している。特に、離散化による数値誤差や位相誤差を押さえる手法の開発と直交格子を利用した効率的なシミュレーション手法を検討し衝撃音や音響振動などへの適用を考えている。これらと並行して、基礎研究としてエッジトーンの解析や高次精度の風上法などの研究を行っている。

II -2-h-38

ロケットエンジン解析に関する研究

教授 藤井孝藏 助手 大山 聖

ロケットエンジンの不具合問題を洗い出し、その課題を解決する方法について検討している。設計段階でのデータ管理などの問題についてデータを収集し、企業での設計開発担当者から種々の意見を得た。設計における流れの管理と全体の解析レベルのバランスが重要である点が明確になった。

II -2-h-39

再突入カプセルの動的不安定性に関する研究

教授 藤井孝藏 特別共同利用研究員 山本綾子 お茶の水女子大学 河村哲也

遷音速域において生ずる再突入カプセルの振動現象解明を目的とした解析を進めている。特に亜音速側での現象と超音速側での現象の違いがある点について議論し、そのメカニズムについて解析を継続している。

II -2-h-40

飛翔体分離の数値シミュレーションに関する研究

教授 藤井孝藏 大学院学生 守屋公一郎

多段宇宙輸送機や多段ロケットなどの分離の際に生ずる空気力をより正確に評価することを目標にシミュレーションプログラムの開発を行っている。シミュレーション結果の信頼性評価に利用できるデータがないことと課題の困難さから形状を単純化して分離の際に2つの機体間に生ずる空気力に関するシミュレーションを行っている。昨年に引き続き、実用形状への展開を試みている。

II -2-h-41

固体ロケット内部流れのLES/RANS hybrid解析および混相流解析による研究

教授 藤井孝藏 助教授 坪井伸幸 助手 大山 聖
 大学院学生 河合宗司 大学院学生 飯塚宣行 大学院学生 寺島洋史
 大学院学生 守屋公一郎

固体ロケットノズルの内部流れに対して、RANSおよびLES/RANS hybrid解析を行った。また、固体粒子から流体への影響を考慮しない、ラグランジュ法による粒子飛跡解析も実施した。RANSでは捉えられないノズル内部での剥離流れが引き起こす縦渦を、LES/RANS hybridでは詳細に捉えることが可能になった。また、粒子飛跡解析で

は、ノズルの形状が一部変化した場合、この場所に粒子の流れ込みが発生することも示された。

II-2-h-42

柔軟宇宙構造物のダイナミクスについての研究

教授 森田泰弘

スペースインフラストラクチャ展開の一環として、宇宙ステーションをはじめ大型多体のフレキシブルシステムが運用されつつあるが、このような大規模システムの運動の予測や設計される制御アルゴリズムの有効性を検証するために、その運動をできる限り詳細に定式化することが不可欠である。ここでは、軌道上の多体フレキシブルシステムに対し、効率的な運動の定式化について継続的に研究を行っている。

II-2-h-43

宇宙機の姿勢決定と制御についての研究

教授 森田泰弘 技術職員 廣川英治

小型衛星の姿勢決定・制御システムについて研究している。特に、月ペネトレータ開発で実績のあるラムライン制御を小型衛星の姿勢制御システムとして確立した。一方、姿勢決定方式については、地球周回衛星用として太陽センサと地球センサを組み合わせたシステムを構築した。また、惑星探査機用としては、地球からの基準電波を用いるRFセンサと太陽センサの組み合わせにより高精度の姿勢決定が可能なことを示した。

II-2-h-44

宇宙機の制御についての研究

教授 森田泰弘 教授 川口淳一郎

柔軟宇宙構造物の姿勢、及び、振動制御について、現代制御論、及びポスト現代制御論の実システムへの応用に関して引き続き研究を行っている。特に、2003年度は、ローカライズ度制御という新概念に基づき制御アルゴリズムを構築し、大規模柔軟システムの制御に対するその有効性を示した。

II-2-h-45

宇宙機の姿勢解析プログラムの開発

教授 森田泰弘 教授 川口淳一郎 技術職員 廣川英治

モータ燃焼、あるいは、姿勢制御動作を伴う宇宙機のダイナミクス解析プログラムを継続的に整備している。これは、ペネトレータ・モジュール用固体減速モータ (DOM)、M-Vキックモータ (KM-V1, V2)、高速再突入実験機 (DASH) 用ドリフト・モータ (DFM) とスピンのモータ (SPM) については、スラストプロファイルの設計に利用されている。

II-2-h-46

M-Vロケットの姿勢決定システムの研究

教授 森田泰弘 技術職員 廣川英治

小型衛星用に開発した太陽センサと地球センサを組み合わせた姿勢決定システムをM-Vロケットに応用すべく、研究を行っている。2003年度は、基礎設計を行いフェージビリティを確認した。

II-2-h-47

M-V型ロケット推力偏向 (TVC) システムの研究

教授 森田泰弘 教授 川口淳一郎 教授 高野雅弘
技術職員 安田誠一

M-V型ロケットの姿勢制御装置 (TVC装置) について研究・開発を継続している。特に、第2段TVCシステムに

については高性能化の一環としてこれまでの液体噴射方式（LITVC）を代替して可動ノズル方式（MNTVC）とすべく開発を行った。2003年度にはフライトモデルを製作し、その性能を5号機の打ち上げにより実証した。

II -2-h-48

M-V型ロケット第2段階ステージTVC装置用熱電池の研究・開発

教授 森田泰弘 教授 高野雅弘 技術職員 安田誠一

M-V型ロケット低価格化のために、可動ノズル駆動用電動アクチュエータへの電力供給源として熱電池の開発を行っている。新規開発の第2段階電動アクチュエータについては、その大電流要求のために熱電池以外の電力源は重量的にも許容できない。2003年度はフライトモデルを製作し、その性能を5号機の打ち上げにより実証した。

II -2-h-49

M-V型ロケット第3段階高性能リチウム電池の研究・開発

教授 森田泰弘 教授 高野雅弘 技術職員 安田誠一

M-V型ロケット低価格化・高性能化のために、第3段階可動ノズル駆動用高性能リチウム電池の開発を行っている。2003年度は、6号機用フライトモデルの試作を行い、性能の確認を行った。

II -2-h-50

小型金星探査機のシステム設計

教授 森田泰弘 教授 川口淳一郎 助手 山田哲哉
助手 井筒直樹 九州工大 平木講儒 技術職員 廣川英治
技術職員 鎌田幸男

小型探査機による金星ミッションについてシステム検討を継続して行っている。想定している探査機の規模は地球脱出時の総重量で約160kgである。計画の目的は、金星カプセルによる金星大気突入、金星バルーンによる金星大気浮遊、そして、ソーラーセイル推進という工学実験、及び、金星バルーンを用いた理学ミッションの遂行である。なお、この小型ミッションでは、ソーラーセイル実験部分はカートリッジ化した子機で行うものとしている。つまり、この計画はソーラーセイル計画とは独立した金星エントリミッションとして考えている。ここでの検討により、総重量160kg程度の極めて小型の探査機を用いても、理工学的に十分意味のあるミッションを狙えることを示した。

II -2-h-51

ロバスト制御理論の実システムへの応用についての研究

教授 森田泰弘 教授 中谷一郎 教授 川口淳一郎

M-V型ロケットの姿勢制御を対象に、ロバスト制御理論の実システムへの応用について継続的に研究を行っている。制御器は、直接観測量（姿勢角及び姿勢角速度）を入力とし、アクチュエータに対する制御電圧を出力とするもので、動的出力フィードバックの形式をとっている。設計の目標は、応答性とともに関数安定性を実現することにある。本研究では、H無限大制御理論と μ 制御理論をロケット制御系の設計に用いるための方法論を構築している。2003年度は、M-V-6号機第2段階制御則の設計にこれを適用した。その有効性は、安定解析、数値シミュレーション、および、モーションテーブル試験により実証した。

II -2-h-52

電気推進システムの研究

助教授 國中 均 教授 都木恭一郎 助手 西山和孝
技術職員 清水幸夫

5月に打ち上げた小惑星探査機「はやぶさ」に搭載されたイオンエンジンの飛翔データを解析し、性能評価を行

った。宇宙運用の経験を通し、宇宙機システムにおいて電気推進単体が有すべき機能や性能に関する知見を得た。宇宙運用経過に伴う性能の変化を引き続き監視している。

II-2-h-53

マイクロ波放電式イオンエンジンの大型化に関する研究

助教授 國中 均 教授 都木恭一郎 助手 西山和孝
技術職員 清水幸夫 特別共同利用研究員 北澤俊幸

マイクロ波放電式イオンエンジンの推進性能の向上を目指し、これまでの有効直径10cmから20cmに拡大したイオン源の研究を実施した。マイクロ波給電方式や磁石の種類・配列について実験的に比較を行い最適化を進めた。20cm級イオン引き出しグリッドと組み合わせて、長時間のイオンビーム加速を実施しイオン源の熱特性のデータを取得した。

II-2-h-54

マイクロ波放電式ホールスラストの研究

助教授 國中 均 特別共同利用研究員 桑野寛久

直流放電によりプラズマ生成と加速を連続的に実行する従前のホール型スラストに対し、マイクロ波放電により生成したプラズマを直流電界により加速する2段階ホールスラストの研究を行っている。両方式を実現できる機器を試作し、基礎実験を行った。噴射プラズマのエネルギー分析を行い、2段階運転においてマイクロ波放電起源のプラズマ塊を検出することができた。

II-2-h-55

高比推力イオンエンジンの検討

助教授 國中 均 助手 西山和孝 技術職員 清水幸夫
特別共同利用研究員 林 寛

比推力3,000秒程度のイオンエンジンの宇宙利用が進んでいるが、深宇宙航行ではさらに高比推力が望まれる。これに対応するためには加速電圧が1kVから10kVへと高電圧化する。宇宙電気絶縁に関する基礎検討を実施した。

II-2-h-56

電気推進起源高速中性粒子の研究

助教授 國中 均 教授 都木恭一郎 大学院学生 杉本幸子

イオンエンジンのグリッド劣化は電荷交換衝突によって生成される低速イオンによって引き起こされる。この時同時に生成される高速中性粒子を検出する機器を試作しデータ取得を行った。また宇宙で排気されたイオンビームは高層大気と電荷交換衝突して減衰する。この現象を実験的に調査するため各種大気成分とキセノンイオンビームの電荷交換衝突を起こさせ本機器で計測した。

II-2-h-57

マイクロ波放電式ホールスラストの研究

助教授 國中 均 特別共同利用研究員 Pedro Molina-Morales 教授 都木恭一郎

プラズマ生成をマイクロ波放電にて、イオン加速を直流放電にて実施する2段階ホール型スラストの研究開発を実施した。プラズマ生成とイオン加速を連続的に実行する従来型と比較して、低比推力領域において安定作動が実現し加速効率を高く維持できることを実証した。

II -2-h-58

H-IIA6号機事故原因究明作業におけるSRB-A固体ロケットモータ内部流の数値解析：LES/RANS hybrid手法によるノズル内部流れの非定常詳細解析

助教授	坪井伸幸	助手	大山 聖	教授	藤井孝藏
助教授	高木亮治	助教授	小川博之	助手	野中 聡
		助教授	嶋田 徹	教授	稲谷芳文

H-IIA6号機の事故原因究明作業の一環として、SRB-A固体ロケットモータ内部の燃焼ガス流れの数値解析を行った。ここでは、乱流の非定常性を高精度かつ実用的な時間内に捉えることの出来るLarge Eddy Simulation (LES) とRANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) を組み合わせた手法を用いた。そして、モータの地上燃焼試験結果から予測されるモータ燃焼中に生じるノズル壁面の形状変化をモデル化し、その形状変化がモータ内部流れの流動特性に及ぼす影響をこの手法により詳細に調べた。そして乱流モデルを用いるRANS解析のみでは捉えられなかった固体ロケット内部流の非定常流動特性をこの手法により明らかに出来た。今後はSRB-A2やMロケットのノズル内流れについても解析を行い、問題点とその対処方法を明らかにする予定である。

II -2-h-59

超音速噴流と斜め平板との干渉の数値シミュレーションに関する研究

助教授	坪井伸幸	教授	藤井孝藏	特別共同利用研究員	塚田基雄
				青山学院大学	林 光一

超音速噴流と斜め平板の流れ場の干渉を調べることを目的として3次元の数値シミュレーションを実施している。この流れ場は、衝撃波の複雑な干渉を伴っており、またこの干渉は平板が存在しない自由噴流の流れ場と大きく関連していることから、まず様々な圧力比における自由噴流の解析を進めている。今後、平板が存在する場合の流れ場のシミュレーションをすすめ、実験結果との比較だけでなく、複雑な衝撃波構造を明らかにしたい。

II -2-h-60

デトネーションに関する数値シミュレーションの研究

助教授	坪井伸幸	特別共同利用研究員	江藤圭太郎	特別共同利用研究員	井田信吾
				青山学院大	林 光一

矩形管内を伝播する2次元/3次元の基礎的なデトネーションの波面構造、伝播モードの違いを把握することを目的として、水素/空気デトネーションに関する詳細反応モデルを用いた数値シミュレーションの研究を行っている。この研究は、応用としてのパルスデトネーションエンジンに対する基礎研究でもある。この研究により、非定常的な衝撃波構造と2次元/3次元の差異を明らかにした。また中間生成物であるOHラジカルの瞬間的な分布について、近年示されはじめた実験と定量的ではあるが一致を得た。将来的には、より大きな計算領域や、異なる断面形状を伝播するシミュレーションにより、様々な伝播モードの詳細な構造を解明していく予定である。

II -2-h-61

ロケットエンジンの燃焼反応を伴う内部流れ・排気流れに関する数値シミュレーションの研究

助教授	坪井伸幸
-----	------

将来宇宙輸送系に必須となるロケットエンジンの内部流れ・排気流れにおける燃焼反応の影響を把握するために数値シミュレーションを行っている。燃焼ガスは、酸水素混合気であり、スペースシャトルのメインエンジン排気流れに関して、9化学種18素反応モデルによる燃焼反応を考慮したシミュレーションを実施した。その結果、燃焼反応を考慮すると、考慮しない場合に比べて、ノズル内部の熱的環境が発熱反応により極めて厳しくなることが示された。また、他のコードによる計算結果と比較してもほぼ妥当な結果を得た。今後は、単に燃焼と流体が干渉する現象の把握にとどまらず、噴流干渉の問題や比推力の推算などを含めた実機形状への応用を考えている。

II -2-h-62

高々度における分子レベルの気体力学に関する研究

助教授 坪井伸幸 特別共同利用研究員 山口浩樹 東京大学 松本洋一郎

高々度における飛翔体周りの流れ場を詳細に把握するために、分子論的な見地からの研究を進めている。窒素分子の衝突過程に着目して、並進・回転運動を古典的に、また振動運動を量子的に取り扱う半古典的手法を用いて、振動緩和モデルの構築を試みた。まず、古典的手法と比較して、単一衝突過程のみならず統計量においてもよい一致を示した。また、振動遷移速度定数についても実験結果と比較し、良好に一致することを確認した。さらに、振動遷移衝突断面積を取得し、より大きな系に適用可能なモデルを開発した。最後に、このモデルを直接モンテカルロシミュレーションに適用し、振動遷移速度定数が再現できることを確認した。今後はこのモデルを使って、いくつかの代表的な問題に対してより詳細な解析を実施したい。

II -2-h-63

ATREXの空気予冷却器における着霜の数値シミュレーションの研究

助教授 坪井伸幸 助教授 佐藤哲也 総研大学生 吹場活圭

ATREXに装着される空気冷却器の着霜現象を明らかにするための数値シミュレーションを行っている。まず、極低温冷却面に対して、着霜がない初期の段階の、ミストが発生する条件下でのシミュレーションを行った。一流体、一温度として取り扱う、平衡モデルであるが、水蒸気の相変化を考慮したものである。現在までのところ、平板上に発達するミスト、水蒸気境界層から着霜量を予測し、そして着霜量が冷却面温度の低下により急激に変化することを確認した。また、定性的には実験で観測できている現象と同様の結果が得られた。現在は、定量的な評価を行うための実験を行いつつ、円柱周りの流れにおける着霜量の予測に取り組んでいる。

II -2-h-64

宇宙飛翔体環境プラズマシミュレータの開発

京大・宙空電波研究センター 臼井英之 助教授 船木一幸 助教授 國中 均
防衛大 中山宜典 極地研 岡田雅樹

アクティブにプラズマを噴射する宇宙機周囲のプラズマ環境については、未だ不明な点が多い。このような宇宙機の帯電・放電過程を定量的に評価する目的で、地上実験シミュレータの開発を進めている。真空チャンバ内の限られた空間にて宇宙機周囲のプラズマ環境を模擬するため、超小型の電子源ならびにイオン源を開発した。また、これらのプラズマ源を、宇宙機を模擬した電氣的に孤立した構体へ搭載して、プラズマ噴射時の構体の非定常な帯電・放電過程を模擬する事に成功した。こうした実験装置の開発と並行して、宇宙機周囲プラズマと宇宙機の応答を同時評価可能な数値解析パッケージの開発を進めている。

II -2-h-65

遺伝的アルゴリズムによる宇宙機設計の最適化

助教授 船木一幸 助教授 山川 宏 日大 石川芳男

宇宙探査機のシステムや推進系を統合的に最適化するソフトウェアの開発を進めている。本年度は、非常に多くの制御パラタを含んだ系を最適化する手法として注目されている遺伝的アルゴリズムを利用して、1) 将来型推進システムを使ったミッションの最適化、2) 将来型推進システムの最適化、の2つについて解析プログラムの基礎開発を行った。今後は、各プログラムの実問題への適用検討と、探査機システム全体を統合した最適化解析システムの検討を行っていく。

II -2-h-66

GAPの燃焼機構の研究

助教授 堀 恵一 筑波大助教授 西岡牧人 大学院学生 東後澄人

GAPの燃焼機構を調べるためにPLIF装置を整備し、計測の準備を進めた。また、燃焼機構を構築するために、汎用のCHEMKINプログラムを改良し、固体推進薬の問題に使用できるようにし、基本的なモデルを構築した。

II -2-h-67

HANを主剤とした一液性液体推進剤の研究

助教授 堀 恵一 大学院学生 東後澄人

液体酸化剤であるHANに、燃料としてメタノールを添加した混合物を一液性液体推進剤として使用するために組成を変化させて諸特性を調査し、組成をかためた。さらに触媒の研究を進め、白金、パラジウム、ルッテニウムの3種が触媒として作用することを見出した。

II -2-h-68

超音波を用いた固体推進薬の新しい燃焼速度測定法

助教授 堀 恵一 技術職員 山谷寿夫 技術職員 長谷川克也

超音波法についてはここ数年取り組んできたが、センサを高電圧型に改良したことで、測定可能な薬長が飛躍的に延長された。また、高周波数での計測が可能となり、振動燃焼などの非定常現象にも応用できるようになった。

II -2-h-69

MEMS技術を応用したマイクロ固体ロケットアレイスラスタの研究開発

助教授	堀 恵一	助手	徳留真一郎	助手	羽生宏人
教授	齋藤宏文	技術職員	長谷川克也	技術職員	鈴木直洋
技術職員	八木下剛	技術職員	荒川 聡	東北大・教授	江刺正喜
東北大・助教授	田中秀治				

東北大学/JAXA宇宙科学研究本部共同研究グループは、将来、質量1-10kg級の超小型衛星の姿勢制御や軌道制御のためのスラスタとして、MEMS技術と固体ロケット技術を融合させたマイクロ固体ロケットアレイスラスタの開発を行っている。本スラスタは、トータルインパルス1mNsオーダのマイクロ固体ロケット要素をおおよそ100mm角の集積回路基板上に10000基程度装備し、同時作動基数と頻度をデジタル的に制御することを目標とするものである。今年度はNAB+RKの充填技術を洗練させ、スラスタ基盤は燃焼試験に供して真空下の着火・燃焼特性について評価した。

II -2-h-70

超音速インテークとノズルの研究

教授	棚次巨弘	助教授	佐藤哲也	助手	小林弘明
技術職員	本郷素行	リサーチアシスタント	丸 祐介	大学院学生	東 伸幸
		大学院学生	根来延樹	大学院学生	山地一徳

超音速エンジン用の新たなインテークとして、幅広い作動条件下での性能向上が期待できる多列円板構造インテーク (Multi-Row Disk Inlet) を考案し、この性能取得試験をJAXAの超音速風洞と極超音速風洞で実施した。その結果、多列円板構造インテークが従来のインテークと同等の設計点性能を持つこと、また、非設計点において、全圧回復率を10%改善できることを実証した。また、プラグノズルの非設計点性能に関する風洞試験を実施し、ノズル外部流の影響、ノズル開口比の影響、および迎角の影響について調査するとともに、CFD解析によってプラグノズルの詳細な性能モデルを構築した。

II -2-h-71

極低温熱交換器の着霜に関する研究

教授	棚次巨弘	助教授	佐藤哲也	助教授	坪井伸幸
助手	小林弘明	技術職員	瀬尾基治	技術職員	本郷素行
技術職員	飯嶋一征	大学院学生	吹場活佳	大学院学生	藤松清人

液体水素等の極低温冷媒を用いた熱交換器は、ブレイトンサイクルエンジンの熱効率の向上と飛行領域の拡大という面で、非常に有効なシステムである。しかしながら、冷却管に付着する着霜現象が、その実用化を妨げる一つの要因となっている。着霜現象の物理的解明とその軽減を目的とした基礎研究を進めている。本年度は、以下の2つの研究を実施した。第一に、数値解析による着霜現象のモデル化である。着霜軽減の一手法として、流入してくる空気を冷却し、空気中の水蒸気を固体や液体であるミスト粒子に変えるということが考えられる。本解析では、粘性流体方程式に水蒸気の凝縮（ミスト化）モデルを組み込むことにより、かような複雑な流れ場を解析することを試みた。現在、平板および円柱周りの現象を解析し、実験との定性的な一致を見た。第二に、モデル構築を目的とした平板上に生じる着霜現象を基礎実験により確認した。ミストが生じない条件においては、着霜速度が物質輸送の解析式と一致したが、ミスト化によって着霜速度が低減することを確認した。また、メタノールを混入することによる着霜量の低下を定量的に実証した。

II -2-h-72

空気吸い込み式エンジンを用いた二段式スペースプレーンの最適化検討

教授	棚次巨弘	助教授	佐藤哲也	助手	小林弘明
				大学院学生	松永研介

スペースプレーン用のターボジェットエンジンは、従来のジェットエンジンの約2倍の速度飛行領域（最大マッハ数6）で作動する上、加速機用エンジンのため明確な設計点を設けることができない。離陸から着陸までの飛行スケジュール全体を通しての最適設計を行うために、推進性能解析、軌道解析、重量解析を統合したシステム設計環境が構築されている。今年度は、エンジン制御量と軌道制御量の同時最適化を行うツールを開発した。このツールは、動的変数として、飛行迎角、燃料流量、可変ノズル面積を同時に最適化することが可能である。このツールを様々な形式のエンジンに適用し、最適な制御方法の違いを明らかにするとともに、燃料消費量を大幅に低減できる可能性を示した。

II -2-h-73

先進的推進系の研究

助教授	嶋田 徹	助教授	堀 恵一	助手	徳留真一郎
助手	羽生宏人	助手	藤田和央	助手	野中 聡
助手	小林弘明	教授	川口淳一郎	技術職員	小林清和
技術職員	安田誠一	技術職員	富澤利夫	技術職員	鈴木直洋
技術職員	八木下剛	技術職員	内田右武	技術職員	吉田裕二
技術職員	長谷川克也	技術職員	荒川 聡	共同研究員	長谷川宏
大学院学生	里吉貴史	大学院学生	東後澄人	特別共同利用研究員	土屋太陽

将来の宇宙開発の現場で活用される推進系に要求される「低公害性」、「安全性」、「簡便性」、「貯蔵性」、「低コスト」、「高信頼性」、「高性能」、「発展性」などを満たす先進的推進系の開発を目的として、(1) 高性能低公害固体ロケット (AP/HTPB/マグナリウム固体推進薬)、(2) GAP (Glycidyl Azide Polymer) 系ガスハイブリッドロケット、(3) 二段燃焼型ハイブリッドロケット (SCHR)、(4) N_2O /エタノール液体ロケットに関する基礎データ取得のための燃焼試験を実施し、(1) マグナリウムの燃焼性能 (2) GAPガスジェネレータ燃焼特性、(3) SCHR一次燃焼特性、(4) N_2O 触媒分解特性などに関する知見を得た。

(1) 高性能低公害固体推進薬の研究

主担当 助 手 羽生宏人

マグナリウム (AlとMgの合金) の高い燃焼効率と, Mgによる燃焼ガスに含まれる塩素の固定化によって固体推進薬の高性能化および低公害化の両立を目論み, 金属燃料成分にマグナリウムを適用した改良中和型固体推進薬の研究に取り組んでいる. あきる野実験施設において実施したΦ110小型モータ燃焼試験の結果, M-Vロケット用推進薬と互角の性能を発揮していることが明らかとなった. 今後, 製造安全性, 材料物性など推進薬として必要な特性について評価し, 実用化に向けた検討を進める.

(2) 高エネルギー物質を用いたガスハイブリッドロケットの研究

主担当 助教授 堀 恵一

近年, 開発の進んだグリシディルアジドポリマ (GAP) 系固体燃料とヒドロキシルアンモニウムナイトレート (HAN) 系液体酸化剤を組み合わせたガスハイブリッドロケットの研究を開始した. GAPに関してはまずは初年度の研究開発として, ガスジェネレータとしての燃焼特性の把握を課題とした. 110Φ固体モータおよびSMRCモータを使用して内面燃焼型および端面燃焼型のグレインの燃焼試験を行なった. その結果, C*効率が約70%であること, 燃焼振動もなく安定に燃焼すること, 燃焼末期に圧力がGAPの低圧可燃限界を下回っても消炎せずにスライバが残らなかったことがわかった. 尚, この燃焼試験は「先進的理工学実験」の予算で行なった. 一方, HAN系液体酸化剤の研究は昨年度から引き続き進められ, HAN, 硝酸アンモニウム, 水, メタノールを主剤とする組成が決定された. その上, 燃焼速度特性, 密度, 粘度, 融点などの各種物性が取得された.

(3) 二段燃焼型ハイブリッドロケットエンジンに関する研究

主担当 助 手 藤田和央

酸化剤を燃料に吹き付けて境界層燃焼を利用する従来のハイブリッドロケットでは, 当量比の制御が困難であるだけでなく, 酸化剤の増加とともに推進剤利用効率が頭打ちとなり, 推進性能向上に限界が生じる. この問題に対処するため, ペレット状の燃料を一次燃焼室で燃焼させて燃料過多のガスを生成し, これを二次燃焼室で適正燃焼させるという, 二段燃焼型ハイブリッドロケットエンジンが提案されている. 本研究では, 二段燃焼型ハイブリッドロケットエンジンの燃焼機構と熱サイクルを理解し, その実現可能性と工学的優位性を検証することを目的として, 数値解析および燃焼実験をおこなっている. 本年度は, 特に一次燃焼特性を理解し, 燃焼モデル開発のためのデータを取得することを目的として, 推力12kgfクラスの二段燃焼ハイブリッドエンジン供試体を作成し, 能代多目的試験場において燃焼試験を行った.

(4) N₂O/エタノール推進系の研究

主担当 助 手 徳留真一郎

性能は控えめながら, 無毒で取扱い易く発展性のある貯蔵性液体推進剤のN₂O/エタノールを利用した推進系の研究開発を開始した. 本年度は, エンジン噴射器の試作, N₂O触媒分解技術を応用した点火器/スラスタの基礎試験, エンジン燃焼試験用テストスタンドの製作を実施するとともに, 推進系統合化へ向けた要素技術の調査研究をおこなった.

次年度以降, 上段用統合型推進系, 多目的液体ロケットFTB, RCSへの適用を目指して, 推進システムの実験研究を進めていく.

II-2-h-74

固体ロケットモータ内部混相流の数値解析に関する研究

助教授 嶋田 徹 大学院学生 森崎匡郎 大学院学生 加藤崇資

(1) 固体ロケット内部混相流の数値解析手法の研究

固体ロケットモータ内の流れはアルミニウム/アルミナの粒子相を含んでおり, モータ内流れの解析としてはこれら粒子相の効果を考慮した解析が必要である. 100ミクロン程度の大きさのアルミニウム液滴が燃焼しながら燃焼室を飛翔する際に発生するサブミクロンオーダーの微細粒子 (煙状アルミナ) をオイラー的記述 (空間と時間を独立変数) の方程式によって扱いながら, 粒径の大きいアルミニウム液滴をラグランジュ的記述 (粒子追跡法) で解析するハイブリッドスキームを構築し, これに基づく混相流解析プログラムを作成した. 本プログラム

により、粒子が飛翔しながら燃焼し、燃焼に伴って粒径が変化する効果を組み込んだ解析が可能となり、チャンバ内で粒子の燃焼に伴う温度分布、粒子密度分布を持った流れ場が得られるようになった。

(2) ノズル壁面への加熱環境評価手法の研究

3次元流れの場合の推算式を用いた加熱率の簡易評価を可能とするためには、断面二次流の取り扱いを考慮した推算方法が必要となる。非粘性解析で得られた境界層外縁物理量を用いてPetikovの式で周方向の平均的な加熱率を推算し、これに断面内の壁面に垂直な方向の速度成分による効果を加味することで、3次元加熱率分布を大体、再現できることがわかった。ただし、境界層剥離を伴う場合は必ずしも当てはまらない。

(3) 耐熱材焼損の数学モデルの研究

前年度実施した燃焼直後の推進薬グレイン形状のケースに加え、3次元燃焼中期推進薬形状（2形状）での平衡混相流解析を行い、前年度の結果とあわせた計3点の対流加熱率分布から総対流加熱量を推測し、ノズルの損耗状態と対流加熱量分布との比較を行った。その結果、エロージョン量分布と総対流加熱量分布の間に強い相関はみられず、むしろ、中間秒時におけるオイルフロー線図と強い相関が見られた。このことから、インレット部損耗には光芒からの流れの衝突（粒子衝突を含む）による効果が大きいことが示唆される。

(4) 固体ロケット内部混相流における粒子に働く力のモデルの検証

固体ロケットの内部混相流の数値計算で基礎となる粒子に働く空気力の数学モデルについて、より精度の高いシミュレーション実現を目的として、粒子-気相干渉の数学モデルを詳細化し、粒子の付加質量効果を取扱ったプログラムの改修を行い、付加質量が重要となる場合を明確にし、その寄与度を明らかにした。また、粒子飛翔実験によって数学モデルの妥当性を確認しようと試み、簡易風洞システムによる評価を行った。

(5) 固体推進薬の着火の数値解析

固体推進薬内熱伝導、表面反応、周囲気相の流動及び反応を考慮した一次元非定常燃焼流の数学モデルを用いて、着火数値解析における問題点について検討した。いくつかの計算結果より、燃焼表面での物理量が満たすべき接続条件から表面物理量を定める方法が系のエネルギー保存を満足する上で重要であることが示唆された。今後さらに計算手法の検証を進め、将来は多次元問題への発展を想定している。

II-2-h-75

固体ロケットの燃焼安定性解析への数値流体力学技術の適用

助教授 嶋田 徹 東海大学教授 判澤正久 大学院学生 加藤崇資

固体ロケットにおける燃焼安定性の問題への数値流体力学（CFD）の技術の有用性を確認する目的で、固体ロケットの内部混相流を準1次元の非粘性理想気体流れとして取扱い、定在波が表面の放熱量に応じて増幅或いは減衰する様子を数値解析し、理論的に得られている1次精度の安定性限界と良く一致することを示した。次に比較的低いマッハ数領域でのマッハ数に依存した波の増幅係数について、線形理論の解と比較し、マッハ数の低いところでは数値解析と理論が良く一致し、マッハ数が高くなるにつれて、両者が徐々に乖離することを示した。さらにこのCFDプログラムを用いて L^* 不安定の解析を試みバルクモードの振動を確認した。今後、混相流・多次元流への拡張のための基礎的な手法を検証することができた。

II-2-h-76

固体ロケットノズル材料の物理的・熱的物性値の取得

助教授 嶋田 徹 総研本部 主任研究員 佐藤 裕

前年に引き続き、ノズルの設計・評価を行う際に重要となる熱解析、熱応力解析の信頼性向上に資することを目的としたノズル用材料の高温域における熱伝導率、熱膨張係数データの取得試験を行った。これらの結果、LF法によるC/C材熱伝導率（熱拡散率）の測定方法の適性化・測定精度の向上に関する有益な知見が得られた。高温領域における熱拡散率および熱膨張係数のデータの測定数を拡大し、データの信憑性を高めることができた。

II -2-h-77

H-IIAロケット6号機の事故原因究明における断熱材表面後退率の感度解析

助教授	嶋田 徹	助教授	小川博之	助教授	高木亮治
助教授	坪井伸幸	助手	野中 聡	助手	羽生宏人
助手	大山 聖	助教授	佐藤英一	教授	藤井孝藏
教授	稲谷芳文			総研本部 主任研究員	佐藤 裕
		主任研究員	小笠原俊夫	助手	藤田和央

H-IIAロケット6号機の事故原因究明の一環として、SRB-Aノズル開口部断熱材の板厚減少（表面後退）において、表面後退率を支配する内的（断熱材側）及び外的（燃焼流側）の各因子の変動によってどの程度表面後退率が増減するのかの評価を試みた。機械的侵食及び化学的腐食によって断熱材が表面後退する際の数学モデルを織物複合材のアブレーションの理論を用いて構築し、燃焼流特性を入力として表面後退率を推定することを可能とした。一方、SRB-Aモータ及びノズルの特徴的な内面形状変化を考慮した詳細な3次元数値流体解析を実施し、燃焼流特性の局所的変動幅を評価した。これらの解析からSRB-Aのノズル断熱材の表面後退率の変動に関する知見を得た。

II -2-h-78

惑星飛行機用低レイノルズ数翼型の空力最適化

助手 大山 聖 教授 藤井孝藏

現在まで、火星表面での探査はローバーに限定されているが、行動範囲が限られるという欠点を持つため、より広い領域を探査が可能な火星飛行機の研究がNASAなどで行われている。しかしながら、火星の大気環境は地球と大きく異なるため、地球上で使われている飛行機の翼型とはちがうまったく新しい翼型が必要となると考えられる。ここでは、進化的計算法と数値流体力学を用いて翼型の空力設計最適化を行い、火星探査飛行機のための翼型の提案を行った。

II -2-h-79

H-IIA 6号機事故原因究明作業におけるSRB-A固体ロケットモータ内部流の数値解析：アルミナの飛翔解析

助手	大山 聖	助教授	坪井伸幸	教授	藤井孝藏
助教授	高木亮治	助教授	小川博之	助手	野中 聡
		助教授	嶋田 徹	教授	稲谷芳文

H-IIA6号機の事故原因究明作業の一環として、SRB-A固体ロケットモータ内部の燃焼ガスに含まれるアルミナ粒子の飛翔解析を行った。これは、アルミナ粒子が壁面に衝突することによる壁面にかかる負荷を定性的・定量的に把握することが目的である。モータの地上燃焼試験結果から予測されるモータ燃焼中に生じるノズル壁面の形状変化をモデル化し、流れの数値解析を行い、粒子の飛翔解析を行って、壁面に衝突するアルミナ粒子の量を求め、アルミナ粒子が壁面に及ぼす負荷を見積もった。今後は詳細な検証計算を実施するとともに、SRB-A2やMロケットのノズル内流れについても解析を行い、問題点とその対処方法を明らかにする予定である。

II -2-h-80

M-V-5号機スピンモーター用コンタミ計測装置の開発

助手 西山和孝 助教授 國中 均

M-V-5号機の第3段機器搭載部のスピンモーターからの排出物による宇宙機のコンタミネーションを実験的に調査することを目的として、水晶振動子式膜厚計を用いたコンタミ計測装置を開発した。本装置はM-V-2号機用に開発済みの太陽電池式コンタミ計測装置と共通の搭載位置を選ぶことにより、2回の飛翔実験結果を合わせてコンタミの付着形態・面密度・光学特性の相関を取得することを可能とする。2003年度は、M-V-5飛翔時のデータ取得を行い、スピンモーターからの汚染物放射が検出限界以下であること、その他の堆積物が存在することを示した。

II -2-h-81

M-V-6号機上段モータ残留加速度計測装置の開発

助手 徳留真一郎 技術職員 志田真樹

固体ロケットモータの分離シーケンスの策定、汚染ガス発生量の予測においては、モータ燃焼終了後の残留ガス発生メカニズムを理解した上で、実際のモータ内圧/推力の減衰特性を正しく予測評価する手法が必要である。そしてその確立のためには、それらの現象を正確に捉えた実測データの取得が必要とされている。そこで、従来開発が進められてきた残留内圧/推力予測数値解析コードの検証データの取得、現在運用中の経験的な残留内圧/推力予測手法の精度向上の2点を目的として、M-V-6号機の第2段(M-25)、第3段(M-34b)モータ燃焼後の残留加速度を精度良く測定する加速度計測装置の開発を行った。25mG以下の測定範囲で微小な加速度を測定できる本装置は、M-V-6号機の第3段計器搭載部にサブペイロードとして搭載される予定である。

II -2-h-82

小規模多目的液体ロケットエンジン試験設備の開発

助手 徳留真一郎 技術職員 八木下剛 技術職員 鈴木直洋
 技術職員 徳永好志 技術職員 志田真樹 技術職員 荒川 聡
 共同研究員 安田 礼 助手 成尾芳博

完全再使用LOX/LH2エンジン、貯蔵性一酸化二窒素(笑気ガス)/エタノール推進系の要素研究、システム研究、要素技術評価のための試験設備として「小規模多目的液体推進剤供給設備」および燃焼試験テストスタンドの開発を行っている。本設備は500N~1kNクラスの小型液体ロケットエンジンを短期間に繰り返し試験できることを第一の設計指標として開発され、2003年12月に能代多目的実験場において初めてLOX/LH2エンジン要素技術評価のための燃焼試験に用いられた。次年度以降、複数の低温/貯蔵性酸化剤と燃料の組み合わせが可能な試験設備として、完全再使用ロケットエンジン、ロケット複合サイクルエンジン、探査機搭載統合型推進系など将来推進系の研究開発および社内技術者や学生の実践教育に役立てていく計画である。

なお、本設備の設計製作および運用は、宇宙科学研究本部内の若手職員を中心としたグループにより、あきる野実験施設を拠点として行われている。

II -2-h-83

完全再使用LOX/LH2エンジン噴射器の耐久性評価試験

助手 徳留真一郎 助手 成尾芳博 助手 野中 聡
 技術職員 八木下剛 技術職員 鈴木直洋 技術職員 徳永好志
 技術職員 富澤利夫 技術職員 志田真樹 技術職員 荒川 聡

宇宙科学研究本部の再使用ロケット実験チームでは、完全再使用LOX/LH2エンジンの長寿命化、耐久性向上の課題に取り組んでいる。2003年10月に離着陸飛行実験に成功した実験機体には、燃焼器外筒及び噴射器要素を電気鋳造で製造した高耐久性エンジンが搭載された。特に噴射器については、起動時の熱衝撃などによって破損した場合、エンジンシステム全体が損傷するほどの大事故に繋がる可能性が大きいため、その耐久性を評価できるレベルの基礎データを十分に蓄積しておく必要がある。本試験では、実機に60個用いられている噴射器要素3つを組み込んだ1/20スケールの小規模供試体を用いて、実作動環境に近い条件で起動~停止を繰り返し、基礎データを蓄積する計画である。2003年12月末に設備・供試体の試験適合性を確認する予備実験を行い、その結果を踏まえて改良された装置による繰り返し燃焼試験を2004年3月末に実施の予定である。

II -2-h-84

水素エネルギーを利用した輸送系基盤技術の一般化に関する検討

助手 徳留真一郎 助手 成尾芳博 教授 稲谷芳文

将来におけるエネルギー問題解決の切り札として水素燃料の活用が提案されている。従来、宇宙業界と他業界と

の積極的な連携はほとんど見られないが、今後、宇宙利用の促進を図る上で、インフラストラクチャの共有など、宇宙技術の一般化を進めることには大きな意義があると考え、本年度は、財団法人日本自動車研究所の燃料電池車開発グループと宇宙科学研究本部再使用ロケット実験グループとの間で水素エネルギーの利用について、主に運用の実際を中心とした意見交換を行った。

次年度以降、このような他業界との連携をさらに強め、水素エネルギーの利用をキーワードにした繰り返し運用技術の研究開発を進めていく。

II -2-h-85

マイクロスラスタ用固体推進薬の燃焼特性に関する研究

助手 羽生宏人 助手 三田 信 共同研究員 村田博一

超小型衛星用推進系の研究として、構造が単純なΦ 2 mmクラスのマイクロスラスタの開発に取り組んでいる。固体推進薬はスケールが小さくなると、推進薬の燃焼化学反応が完結し難くなり、所定の性能を発揮させることが困難になる。推進薬の組成を改良し、微小空間における推進燃焼効率を高める狙いで、高燃焼効率合金のマグナリウム、高エネルギー物質のGAPなどを適用した新たな推進薬組成を検討し、着火燃焼特性および性能向上を目指している。

II -2-h-86

GAP/AN系固体推進薬の研究

助手 羽生宏人 共同研究員 村田博一 助教授 堀 恵一

低公害推進薬組成構築のため、酸化剤に硝酸アンモニウム (AN) を用いた固体推進薬の研究を進めている。AN系固体推進薬は、一般に燃焼性能が低い。そのため、当該推進薬には性能向上を狙ってバインダに高エネルギー物質のGAP、金属燃料にマグナリウムを適用した。組成を調整することで、理論上、断熱火炎温度1600~3300K、Isp 210~280s (@5MPa, Ae/At=8) の広範囲な性能を持つ推進薬となることが期待される。燃焼特性に関する検討の結果、燃焼速度が2~8 mm/sまで改善されることを実験的に明らかにした。今後、ミッション要求に合う新規組成を策定することにより、ガスジェネレータへの応用を検討している。

II -2-h-87

固体ロケットノズル内部の可視化に関する研究

助手 羽生宏人 助教授 嶋田 徹 技術職員 内田右武
技術職員 長谷川克也

固体ロケットノズルは、アルミナ微粒子を含む高速で高輝度のガス流れの場であるため、一般には光学観測は困難である。本研究は、特殊光学フィルタを用いて可視光を除去し、広帯域高速カメラを用いて、ノズルスロート近傍ノズル壁面付近のアルミナ粒子の挙動を観察する技術について研究している。今後、サブスケールモータの燃焼試験を実施し、光学フィルタの選定や画像収録システムの検討を行う。

II -2-h-88

惑星大気突入環境模擬装置の研究 (2002)

助手 山田哲哉 技術職員 鈴木直洋 教授 稲谷芳文

金星、木星など将来の惑星突入ミッションを想定し、大気突入する惑星プローブが遭遇する飛行環境を模擬するため、種々の気体の高エンタルピ化を行う装置として、誘導加熱原理を応用した小型ヒータを設計開発し、装置自体の作動特性の取得、レーザによる熱空気力学的な気流の特性診断、各種耐熱材料試験へ適用する研究を行っている。

II -2-h-89

ロケットノズルアブレータの実験的研究

助手 山田哲哉 技術職員 鈴木直洋 助教授 嶋田 徹
教授 稲谷芳文

固体ロケットのノズル断熱材料として、カーボンフェノリックアブレータが多用されている。ノズル内におけるアブレータの熱的振る舞いをモデル化し、定量的に予測するため、高エンタルピー風洞を用いた加熱試験を行い、焼損、熱応答データの取得に数値的解析を加えて研究を行っている。

II -2-h-90

小型探査機による金星突入小型カプセルの研究

助手 山田哲哉 教授 森田泰弘 助手 井筒直樹

小型探査機により地球-金星遷移軌道から直接金星に小型カプセルを突入させ、その後放出される金星気球によって科学観測を行うことを想定し、システムの及び熱空気力学的研究を行っている。金星に投入された小型カプセルは過酷な空力加熱回廊を通過後、緩降下フェーズに入り、高度約45kmで金星気球を放出する。放出された気球は内部の水の蒸発により膨張し、長期に渡り大気や風に関する科学観測を行う。

II -2-h-91

ソーラセイル・木星突入カプセル熱防御系の研究

助手 山田哲哉 助教授 石井信明 教授 稲谷芳文
教授 川口淳一郎

ソーラーセイルミッションのサブミッションとして、木星の磁場計測を行うため、木星大気に突入する小型惑星プローブの概念的設計研究を行っている。木星プローブは超高速突入に起因する高加熱環境に耐えるために熱防御システムの充実を目指している。

II -2-h-92

高速飛翔体の希薄気体力学・非平衡緩和過程・輻射環境の研究

助手 藤田和央

再突入カプセルなどの高速飛翔体は、きわめて空気の希薄な環境や、著しい空力加熱を受ける密度の高い環境、電離された高エネルギープラズマ中など、多様な飛行環境を経験する。本研究ではこのような強い非平衡を伴う飛行環境のうち、特に希薄環境における機体の空力特性や空力加熱の評価、衝撃層内の非平衡な素過程のモデル化、および高温気体輻射のモデル化などに焦点をあてて研究を行っている。具体的な対象として、①HAYABUSA再突入カプセルの希薄環境での空力特性と再突入軌道に沿った安定性の解析、②HAYABUSA再突入カプセルの輻射加熱環境の工学的評価、③DSMC-QCT法による窒素・酸素分子の非平衡緩和・解離連成現象のモデル化、④輻射解析パッケージの開発、⑤空気吸込式イオンエンジンの希薄気流取り込み性能の評価、⑥PIC-DSMCハイブリッド法による希薄プラズマと弱磁場の相互作用の粒子解析、などを行っている。