

のであろう。今後は、なぜ精巣形成は影響されないのか、過重力シグナルの受容はどこで行われているのか等について明らかにする必要がある。

#### II-2-f-24

##### IRサーモグラフィーによる凝固界面のその場観察

助手 長汐晃輔 教授 栗林一彦

板上に落下させた融液の伸展及び引き続き起こる凝固過程に関する研究は、急速凝固プロセスを理解する上で重要な鍵となる。このような急冷凝固過程の解析は凝固後の組織観察に頼ることが多い。理由は、銅板と融液界面で進行する凝固挙動の直接観察が困難なことにある。そこで本研究では、電磁浮遊炉内で様々な過冷度に保持したSi液滴を、銅と同じオーダーの熱伝導率を有するSiウエハー上に落下させ、試料下部からIRサーモグラフィーを用いて5000frames/sで凝固挙動をその場観察することを試みた。落下、衝突、伸展、凝固の一連の過程がSiウエハーを通して解像度良く撮影された。このようなプロセスにおいては、液滴が広がる速度と凝固速度の関係で凝固後の試料の形状が決定されることがわかった。

#### II-2-f-25

##### 細胞増殖の制御機構に及ぼす宇宙環境の影響

助手 東端 晃 教授 石岡憲昭

細胞増殖の機構は生物が生命を維持する上で非常に重要な機構であり、細胞周期制御因子およびその周辺のシグナル伝達に注目して、宇宙環境における生物への影響を探索する。主に哺乳動物由来の培養細胞を用い、増殖と分化にかかわるシグナル伝達とそれに関連する細胞周期について、Gタンパク質に注目して解析する。また、それらのGタンパク質が同時に関連すると考えられる細胞骨格系にも注目し、細胞周期、Gタンパク質、細胞骨格系を結ぶ細胞内イベントについて宇宙環境の影響を検討する。

### g. 宇宙航行システム研究系

#### II-2-g-1

##### セラミックス系スラスタの研究

教授 上杉邦憲 助教授 佐藤英一 助教授 澤井秀次郎  
技術職員 志田真樹

将来の衛星及び惑星間探査機において軌道・姿勢制御に使用される高性能エンジンとして、耐熱性能に優れたセラミックス素材を用いた2液スラスタの実用化を目指して研究を行っている。2003年度は、スラスタのノズル部CMC材とチャンバ部セラミックス材を接合する技術の研究を行うとともに、高膨張ノズルまでを一体のセラミックスで成形したスラスタを試作し、地上燃焼試験を実施した。

#### II-2-g-2

##### 衛星用軌道姿勢制御エンジンに関する研究

教授 上杉邦憲 教授 高野雅弘 助教授 山川 宏  
助教授 澤井秀次郎 技術職員 安田誠一 技術職員 志田真樹

衛星及び惑星間探査機において軌道・姿勢制御を行うヒドラジンを燃料とした一液式エンジンシステム及びヒドラジン/四酸化二窒素を用いた二液式エンジンシステムの開発研究を行っている。2003年度において、一液式に関しては「GEOTAIL」, 「はるか」, 「のぞみ」の軌道上運用を行うとともに、「ASTRO-E2」, 「SOLAR-B」の軌道・姿勢制御用エンジンの開発を行った。二液式については、我が国初の小推力(22N)エンジンシステムを開発、これを「はやぶさ」に搭載してその運用に成功した。さらにこの二液エンジンシステムを「ASTRO-F」搭載用として

改良中である。

### II-2-g-3

#### ワイヤー・カッターの研究

教授	上杉邦憲	助教授	石井信明	助教授	澤井秀次郎
		助手	大西 晃	技術職員	吉田裕二

ワイヤー・カッターのさらなる小型・軽量化を目指し、設計・試作研究を行っている。またワイヤー・カッターをベースとした小惑星サンプル回収用火工品を完成させ、「はやぶさ」に搭載した。

### II-2-g-4

#### 将来型宇宙輸送システムの研究

教授	稲谷芳文	助教授	石井信明	助教授	小川博之
助手	成尾芳博	助手	野中 聡	大学院学生	青木広太郎
		大学院学生	石川早苗	大学院学生	長崎和宏

完全再使用が可能な将来型の宇宙輸送システムの研究を行っている。この種の飛翔体では従来の使い捨て型のロケットと異なり、太陽発電衛星の様な大規模構造物の軌道上への展開や、宇宙旅行の事業化など現在の宇宙利用とは質的に異なる輸送需要の具体化や、これらの飛躍的な高頻度大量輸送を実現するために備えるべきシステムの特徴を検討する事が重要である。効率的な繰り返し飛行で求められる高い信頼性や安全性および経済性などを考慮して、様々なシステム解析を行っている。今年度は、太陽発電衛星の軌道上への輸送のためのシステムの具体化と定量化のためのシステム解析、故障を許容するシステム検討のためのミッションアポートの特性における機体の特性と帰還飛行能力の関係の定量化、液体水素を燃料として推進およびエネルギー管理を行う効率的な繰り返し飛行運用に資するための統合推進系の研究などを行った。

### II-2-g-5

#### 再使用ロケット実験機による飛行実験

教授	稲谷芳文	助教授	石井信明	助教授	樋口 健
助教授	山川 宏	助教授	小川博之	助手	成尾芳博
助手	徳留真一郎	助手	野中 聡	技術職員	橋本保成
技術職員	安田誠一	技術職員	加藤輝男	技術職員	富澤利夫
技術職員	志田真樹	技術職員	八木下剛	技術職員	坂井真一郎
技術職員	徳永好志	技術職員	松坂幸彦	技術職員	鈴木直洋
技術職員	三浦秀夫	技術職員	下村和隆	技術職員	餅原義孝

将来の宇宙輸送システムで求められるロケットの再使用性と、ロケットエンジンによる離着陸に関する技術課題の抽出と実証を目指して、実験機計画を立案し飛行実験を実施している。システムの再使用化と性能の向上に関する基礎研究の成果を順次採り入れながら繰り返し飛行の実験環境を活用して再使用ロケットに関連した技術の実証を重ねることが飛行実験の目的である。平成14年度までに行われた液体水素ロケットエンジンによる再使用ロケット実験機の離着陸実験に引き続き、この実験機の飛行能力の拡大と離着陸のための航法誘導系の更新、エンジンの再使用性と繰り返し飛行運用の効率化ならびに耐久性の向上および極低温複合材タンクの研究などを新たな課題として実験機の改修を行い、今年度は「再使用ロケット実験機第3次離着陸実験」として3回の繰り返し飛行を行い、上記の各技術要素の飛行実証と繰り返し飛行および地上運用などに関する知見の蓄積を図った。

## II-2-g-6

## 再使用ロケット推進系の研究

教授	稲谷芳文	助手	成尾芳博	助手	徳留真一郎
助手	野中 聡	技術職員	橋本保成	技術職員	志田真樹

再使用型宇宙輸送システムとしての垂直離着陸型ロケットの推進系に関する研究を行っている。繰り返し飛行のための高い耐久性および信頼度の定量化設計手法の研究に資するため、電鋳技術を用いた製造法によりエンジン燃焼器およびインジェクタなどの要素を試作し、実験機への搭載によって性能を実証することを目指している。今年度は実験機への搭載による飛行実験およびインジェクタ要素の100回点火、燃焼による耐久性確認実験を実施し、それぞれ性能を確認した。また液体水素による推進エネルギーマネジメントの研究の一環としてガス酸素ガス水素補助推進系の要素試作を実施している。統合推進システムの一部として機能することを目指して性能確認を16年度に実施すべく準備を行っている。将来の実験機推進系のポンプ化に備えエンジンサイクル解析や垂直着陸のための推力制御応答特性解析と併せて、バルブ電動化やシールエレメントの高度化などのシステム研究を実施している。

## II-2-g-7

## 垂直着陸型ロケットの飛行力学および誘導制御の研究

教授	稲谷芳文	助教授	石井信明	助教授	山川 宏
		助教授	小川博之	助手	野中 聡

垂直着陸を行う再使用ロケット飛翔体を想定し打ち上げから帰還までの飛行に必要な空力性能、制御性能や最適な誘導法などについて考察している。ロケットエンジンを用いた飛行制御の可能性について考察し、小型の液水ロケットエンジンによる推力制御の動的応答試験結果に基づき、実機型エンジンの推力制御能力についての指針を得るとともに、このエンジン推力による姿勢制御の可能性についても検討した。またこれらの飛行を実現するために必要となる飛翔体の空気力学的特性について検討し、機体の安定性および空力操舵性などについてのデータの蓄積を図った。さらにこれらの体系的な検討に加えて、実験機を用いた飛行実験のために、最小燃料消費で垂直着陸を行うための誘導則や着陸時の誘導方式と機体の運動および構造強度の関係についても検討し、実験機の設計および離着陸実験の誘導則に反映させた。

## II-2-g-8

## 垂直着陸型ロケットの空気力学の研究

教授	稲谷芳文	助教授	小川博之	助手	野中 聡
				特別共同利用研究員	大迫庸介

垂直着陸を行う再使用ロケット飛翔体の打ち上げから帰還までの飛行に必要な空力性能に関する研究をおこなう。再使用ロケット実験機の飛行実験や次の目標として想定する弾道飛行型の観測ロケットの設計基礎データの蓄積を図ることを目指している。垂直着陸のための帰還飛行の形態としてノーズエントリとベースエントリの二つの形式について実際の飛行を可能とするための特性について飛行解析を行い必要な特性を持つ機体形状についての知見の蓄積が図られつつある。特にロケット形状での大迎角空力特性、ロケット噴射による大規模プルームと流れの干渉などの点に重点を置き、風洞実験や数値解析による流れ場の把握や空力特性データが蓄積された。風洞実験においてはPIVの手法を用いて上記プルーム干渉と機体周りの高速ジェットと低超音速流の混在する場の可視化に成功し、大規模剥離流の定常および非定常な振舞いについて知見を得た。

## II-2-g-9

## 再使用ロケット推進剤タンクのスロッシングに関する研究

助手	野中 聡	東京大学	姫野武洋	助手	成尾芳博
				教授	稲谷芳文

ロケットエンジンを用いて着陸する場合は着陸のために飛行中にエンジンに点火する事が求められ、機体の運動

中の燃料の振る舞いを知ることが課題となる。再使用ロケット実験機がフリーフライトを行う場合を想定して推進剤タンク内の液体挙動を把握するため、自由表面流解析コードを用いて数値解析を行った。模擬タンクを用いたスロッシング実験の結果と比較することで解析手法の妥当性を確認した。また実機形状の解析によりタンクの内部遮蔽板を用いることにより液体の挙動を抑え、エンジンに供給される燃料内に気泡が入り込むことを防ぐことができることを確認した上でタンクや内部遮蔽板などの設計に必要なデータを供給した。

## II-2-g-10

### サンプルリターンカプセルのシステム研究

教授	稲谷芳文	助教授	石井信明	助手	山田哲哉
				九工大	平木講儒

MUSES-Cサンプルリターンミッションにおける地球帰還時に用いる再突入カプセルについて、そのシステム解析、耐熱材の高温下における応答を考慮した熱防御システムの解析、高速から低速に至るカプセルの運動を支配する静的および動的な空力特性の把握、地上帰還時に用いられる緩降下回収システムなど、これまでに実施された基礎研究の成果を用いてフライトモデルのカプセルを設計、製作し、各種の機能試験を実施した。2003年5月にM-Vロケット5号機で打ち上げられ、現在小惑星に向けて飛行を続けており2007年7月の地球帰還を目指している。

## II-2-g-11

### カプセル飛翔体の熱空気力学

教授	稲谷芳文	助教授	石井信明	助手	山田哲哉
九工大	平木講儒	東京農工大	新井紀夫	総研本部	藤田和央

惑星大気への突入や地球へのサンプルリターンの際に必要なカプセル型再突入飛翔体について、高速から低速にわたる飛行特性、耐熱特性、緩降下システムなどに関して空気力学的な課題を抽出しカプセルの設計に必要な基礎データの蓄積を図っている。この種のカプセル飛翔体ではシステムを可能な限り単純化するため弾道飛行による再突入飛行を行わせるが、耐熱システムの選択と飛行経路および空力形状の選択についてミッションに応じて最適な選択を行うことが必要である。これらの熱空気力学的特性についての理解を深め、実際の設計に反映させることを課題として研究を行っている。またカプセルの飛行力学的特性の上で重要な動的な空力特性についても実験的研究を行い、カプセル背面の流れ場の安定性との関連において現象の理解を深めた。

## II-2-g-12

### 耐熱材料試験用加熱装置の研究

教授	稲谷芳文	助手	山田哲哉	技術職員	鈴木直洋
----	------	----	------	------	------

再突入飛翔体の耐熱材料評価試験用としてアーク加熱器の試作研究を行っている。惑星大気突入や地球外からのサンプルリターンなどの高動圧高加熱率の飛行環境を模擬するため、セグメント型のヒータを用いてヒータ特性や加熱試験環境などの基礎データを取得すると同時に耐熱性評価用供試体の製作および表面や内部温度の計測手法等について実験技術の向上を目指した研究を行った。その他、ヒータの熱的な効率の計測や気流エンタルピの計測、電極の損耗特性やノズルスロートの損耗特性あるいは電極表面の酸化の程度による気流状態の再現性の検討などをはじめヒータ作動上の種々の課題および問題点を抽出するとともに、今後さらに広範囲な気流条件や加熱条件での耐熱材料の試験が行える様にするための基礎データの蓄積を図っている。また無電極型ヒータによるコンタミネーションの低減と空気以外の作動ガスによる運転を目指して誘導加熱型のヒータについても試作研究を行い、点火特性についての知見を得た。

## II -2-g-13

## レーザーを用いた高エンタルピ気流の計測手法の研究

教授 稲谷芳文 助手 山田哲哉 技術職員 鈴木直洋  
東京農工大・工 新井紀夫

高温気流中の現象および極超音速気流に関する諸現象を把握するためには、種々の化学反応を含めた平衡および非平衡流れの解析を行い、多温度モデル、化学反応モデルの相違や、分子、イオンおよび電子間の種々のエネルギー交換のモデルの相違などによる気流の状態量への影響などを調べることが重要である。一方実験的にこれらの流れに関する諸量を計測する方法は、近年のレーザー診断技術の進歩に伴って、これまで計測できなかった対象を捕らえることが可能となってきた。ここでは高出力エキシマレーザーを利用したレーザー誘起蛍光法（LIF）により高エンタルピ気流の種々の状態量を実験的に定量化することを目指し、気流速度の定量化および2次元分布の取得による可視化、また高エンタルピ気流のノズル膨張過程で発生する流れの熱的非平衡性を定量化するため、同種の方法により2原子分子の振動および回転温度を独立に計測し、この種の流れに対して適応すべき振動緩和のモデルについて考察を加えている。

## II -2-g-14

## 惑星探査飛翔体用アブレータの研究

教授 稲谷芳文 助手 山田哲哉 技術職員 鈴木直洋  
客員教授 澤田恵介 東北大特別共同利用研究員 鈴木俊之

大気圏再突入飛翔体や惑星突入プローブ用の耐熱材として用いられるアブレータの耐熱特性のモデル化を目指して、材料の試作およびアーク加熱器による評価試験や数値解析による解析モデルの加熱実験による評価などの研究を行なっている。今年度は熱分解ガスの流出による遮熱効果や層間剥離の定量化を目指した数値解析モデルを構築する事に主眼をおき、アブレータ内部の熱分解ガスの3次元的な振る舞いを考慮した解析を行い、アークヒータによる加熱実験結果と比較する事によるチューニングを行いモデルの妥当性を検証した。

## II -2-g-15

## 衛星スピン時にタンク内部の流体が衛星姿勢に与える影響の実験的検証

教授 川口淳一郎 助教授 澤井秀次郎

昨、昨々年度に引き続き、数値計算手法による解析と、液体推進剤を搭載する衛星のスピン時の挙動を実験的に検証した。本年度は、特にスピン場におけるタンク内流体の挙動を測定した。あわせてFLOW3Dソフトウェアによる数値解析を実施した。その結果、スピン場における流体の挙動は、非スピン場における挙動と異なることがわかった。例えば、低スピン場では、非スピン場より、むしろ固有振動数が低くなる現象が観測された。この成果は科学衛星「はやぶさ」に一部適用されたほか、科学衛星「ASTRO-EII」、「ASTRO-F」、「SOLAR-B」打ち上げに適用される。

## II -2-g-16

## M-V型ロケットにおける能動的ニューテーション制御

教授 二宮敬虔 教授 川口淳一郎 助教授 久保田孝  
助教授 橋本樹明

M-V型ロケット上段のニューテーション制御について、継続して検討を行った。2003年度は、この成果をもとに、「はやぶさ」打ち上げ時の第3-4段分離前のスピナップから分離までの時間を、1ニューテーション周期分だけ待つて行うこととしたが、解析に近い特性が得られた。

## II -2-g-17

## 画像を用いた宇宙機と未知天体への着陸航法

教授 川口淳一郎

助教授 久保田孝

助教授 橋本樹明

助教授 澤井秀次郎

画像を用いた自律航法の確立のため、画像から未知天体と宇宙機の相対運動を推定する方法を、航法フィルターや誘導則を含めて、検討した。誘導則としては、予め接近方向を規定し、最接近時には、宇宙機の位置と接近方向が一定になるような誘導則を提案した。成果は、第20号科学衛星「はやぶさ」での降下・着陸シーケンスの策定に応用された。2003年度は、電波情報を併用する複合航法精度の検討を進め、「はやぶさ」の巡航フェーズの航法について具体的な検討を行った。

## II -2-g-18

## 衛星コンステレーションの最適化に関する研究

教授 川口淳一郎

助教授 山川 宏

GPSに代表される群衛星（コンステレーション）の設計を、測位精度指標（GDOP）を用いて行った。その結果、通常のWalker型コンステレーションよりも、極軌道コンステレーションを用いた方が、少ない衛星数で同等の性能が得られることがわかった。非対称コンステレーションの検討も行った。

## II -2-g-19

## 太陽潮汐力による摂動に関する研究

教授 川口淳一郎

助教授 山川 宏

「のぞみ」で採用され、また「LUNARA」で採用される、地球重力圏境界を飛行する軌道では、太陽の重力すなわち潮汐力による摂動が生じる。このメカニズムは非常に複雑であるが、ある種の特殊な摂動関数を導入すると、その取り扱いが簡略化される。解析の結果、広い地球周辺の領域で、楕円軌道の近似解が存在することが導かれた。この研究では、解析的に、この摂動運動を考察した。

## II -2-g-20

## 光学情報に基づく、L2点まわりの探査機の軌道維持制御法に関する研究

教授 川口淳一郎

助教授 山川 宏

一般にL2点を含め、軌道維持には、3次元位置計測が不可欠である。しかし、軌道の力学特性を積極的に利用すると、少ない観測量を用いて軌道維持が可能になる。この研究は、2次元の探査機機上のカメラによる地球位置情報を用いて、探査機の軌道操作を行うもので、地上の電波による軌道決定を用いる必要がないという特徴をもつ。この結果は、太陽-地球のL4、L5点まわりの軌道維持にも利用できる。これを応用して、L2点周りに深宇宙航路船の発着する深宇宙港を設ける検討を、軌道運用を含めて検討した。

## II -2-g-21

## 低推力加速下での電波による軌道決定に関する研究

教授 川口淳一郎

助教授 吉川 真

助教授 加藤隆二

助教授 山川 宏

電気推進など低推力の加速度を連続して受ける探査機の軌道決定にあっては、その外乱加速度がもたらす電波による軌道決定精度への影響が重要な研究項目である。この研究では、解析的に、この寄与を特定し、かつ軌道精度を向上させる方策について検討を行った。あわせて数値検討により、「はやぶさ」探査機で要求される軌道決定要求とそれにむけての探査機機上情報の取得条件を検討した。また、NASAで採用されている差分VLBI法に関しても、我が国独自の位相遅れ法を組み合わせる検討を開始している。

## II -2-g-22

## 航法と軌道修正の統合最適化と「のぞみ」への応用

教授 川口淳一郎 助教授 山川 宏

軌道修正自体は、できるだけ早期に実施することが重要で、それにより修正速度を最小化することができる。一方、軌道推定すなわち航法精度は早期には精度が不十分であり、両者の間にトレードオフが必要となる。このトレードオフの結果、実施時期が最適化され、少ない修正速度で目的の指定精度を満たす軌道修正が行われることになる。この研究では、特殊な最適化を導入して、解を得、それを「のぞみ」探査機の運用に反映した。成果は、地球スウィングバイを含む実際の軌道修正計画に適用され、2003年6月のスウィングバイはほぼ完璧に実施され、宇宙研とJPLの両組織が共同で得た軌道決定値によれば、安全な距離を保ちつつも火星に肉薄できる軌道へと導く事に成功した。

## II -2-g-23

## 揚力を積極的に利用する飛翔体の誘導方策に関する研究

教授 川口淳一郎 助手 津田雄一 助手 森 治  
特別研究員 山本高行

通常のロケット打ち上げでは、揚力を利用しない誘導論理が採用されている。これに対し、将来型の輸送機関にあっては、揚力を積極的に利用する軌道が採られると同時に、推進機関の性能が飛翔環境に依存して変動することから、従来の飛翔体むけの誘導論理では不十分である。特にステアリングに振動解が現れる点の特徴である。本研究では、そのような機体についての新しい誘導方策を検討している。本年度は、ATR機関を例にとり、それによる上昇軌道の最適化を行うと同時に、将来向けビークルでの誘導方法の研究を行った。2003年度には、2002年までに得ていた振動解が実は新たな別の誘導則での発現の異なる様態であることを明らかにした。

## II -2-g-24

## 長楕円軌道上のフォーメーション飛行における航法と軌道制御にかかわる研究

教授 川口淳一郎 助手 津田雄一 助手 森 治  
特別研究員 佐伯孝典

プラズマ観測衛星のように、長楕円軌道に投入される衛星で、かつ近地点高度が高い軌道が採用される場合、いわゆるGPSの利用は困難で、軌道推定には、独特の方式が必要である。本研究では、衛星間（母船-子機間）の相対距離情報のみにより、軌道の力学モデルを介した、軌道決定方法を考察している。成果は、GEOTAILの後継機として計画検討中のSCOPE計画の策定に適用されている。また、2003年には、非常に大規模なメンバで構成される群全体を制御する方策についても新たな検討結果を得ている。

## II -2-g-25

## グライディングパラシュートの飛行制御と光学誘導に関する研究

教授 川口淳一郎 助手 津田雄一 助手 森 治  
共同研究員 平木講儒 共同研究員 大塚裕仁 特別研究員 大岡聡子

搭載機器を再使用する型の輸送手段にあっては、機器を正確に回収地点へ降下させることが要求される。本研究では、洋上の台船を含む極めて狭い範囲へ正確に降下させることのできるパラグライダーの誘導技術を検討しており、とくに光学情報の機上処理による精密着地方法を考察している。特に本年度は、実機サイズの機体を用いた離陸試験を実施するとともに、姿勢運動を含めてそのダイナミクスの同定を行った。本年度は、ヘリコプタからの降下実験を北海道にて実施し、基本的な結果を得た。

## II -2-g-26

## 搭載機器を回収再使用する、低コスト衛星打ち上げロケットのシステムに関わる研究

教授 川口淳一郎

低廉な輸送手段は諸外国で、追求されているところであるが、本研究では、ロケットの制御区間を第1段に限定し、誘導制御機器を1箇所に集中させることにより、それを回収、再使用することによって輸送系費用を低減させる方式を検討している。成果は、小型衛星打ち上げ手段の検討に応用される。

## II -2-g-27

## エアターボラムエンジンの実験用機体に関するシステム検討

教授 棚次巨弘                      教授 中島 俊                      教授 川口淳一郎  
 助教授 澤井秀次郎                      共同研究員 大塚裕仁

空気吸い込み式の推進機関である、エアターボラムエンジンの飛翔実験方法についての検討を行っている。とくに、固体ブースタを用いてエンジン試験環境を着実に実現させる方策について、検討を行っている。成果は、実験機の設計に応用される。

## II -2-g-28

## ソーラセール実証探査機に関わるシステム検討

教授 名取通弘                      教授 小野田淳次郎                      教授 川口淳一郎  
 助教授 樋口 健                      助教授 峯杉 賢治                      助手 竹内伸介  
 助手 津田雄一                      助手 森 治                      特別研究員 西村祐介

ソーラセールは、将来型の惑星間推進方法として有力視されていながら、いまだに実現にいたっていない。これは、膜材の製造や収納、展張、展開という技術要素が確立されていないためである。本研究では、ソーラセールを用いた科学ミッションを立案すると同時に、この膜展開、展張をスピンを利用して行う方法を検討している。膜の展開方式として、扇子型および逆傘型の2方式を検討している。さらに2003年には、電力セイルとして電気推進機関を併用する新しいコンセプトを考案し、ミッション計画を工学委員会WGとして提案している。

## II -2-g-29

## 惑星探査機用、電波誘導論理の精度検討

教授 川口淳一郎                      助教授 石井信明                      助教授 山川 宏  
 技術職員 前田行雄

低高度周回軌道を経由して惑星間探査機を打ち出す電波誘導方式について、検討を行っている。従来、宇宙研における電波誘導は、低高度周回以前の、弾道軌道の遠地点付近に限定して行われていたが、これを周回軌道の近地点での運用に適応できるものへと改修を行っている。屈折率の補正を含め、角度データ処理の改良を進めている。

## II -2-g-30

## 低推力推進と地球スウィングバイを併用する、軌道操作に関わる研究

教授 川口淳一郎

電気推進機関をはじめとする、低推力推進機関は、将来の惑星探査における主たる航行の方策と期待されている。しかし、小規模の電気推進機関にあっては、惑星間で推進機関のみで十分な加速を行わせるのが困難であり、地球の重力を併用する軌道操作が有効である。本研究は、世界に先駆けて同手法の性能を明らかにし、実際に「はやぶさ」探査機の軌道計画にそれを反映させているもので、その軌道方策を解析をまじえて検討している。成果は、ソーラ電力セイルを含む今後のミッションに応用される。



## II-2-g-31

## 「合」運用における、通信上の問題と、その航法精度に関する検討

教授 齋藤宏文 教授 川口淳一郎 助教授 山本善一

火星探査機「のぞみ」で経験された「合」運用から、そのフェーズノイズに関する詳細な計測値を得、その軌道決定精度への影響を評価している。成果は、2005年6～7月に生じる「はやぶさ」での「合」運用や、今後の惑星間探査ミッションへ反映される。

## II-2-g-32

## 複数の地球接近小惑星に対する、サンプルリターン計画の検討

教授 川口淳一郎 教授 藤原 顯 助教授 山川 宏  
助手 矢野 創

「はやぶさ」が行う、世界初の小惑星サンプルリターン計画の延長として、1探査機にて複数の小惑星からサンプルリターンを行わせる計画案を模索している。この計画模索にあっては、低推力推進機関の運転を、地球スウィングバイと組み合わせる手法を応用することを採用しており、これまでの検討から、「はやぶさ」とほぼ同程度の規模であっても、最大3つの小惑星にランデブーし、サンプル採取を行って、地上に帰還させる軌道計画の構築に成功している。

## II-2-g-33

## 活動を停止した彗星へのサンプルリターン計画の検討

教授 川口淳一郎 教授 藤原 顯 助手 矢野 創

「はやぶさ」型のサンプルリターン計画で、活動を停止した彗星と確認されている、Wilson-Harringtonなどの天体からのサンプルリターンを検討してきた。軌道計画画面では、複数小惑星からのサンプルリターン計画と同様に、電気推進と地球のスウィングバイを併用する方式を採用している。

## II-2-g-34

## 金星気球探査機のシステム検討

教授 川口淳一郎 助手 井筒直樹 助手 山田哲哉

金星の低高度における大気運動は、厚い雲にはばまれて、周回機によっても観測は難しい。この検討では、高温、高圧の金星大気下層に、気球を浮遊させる方式を、気球工学、高温エレクトロニクス、VLBI位置標定の観点から検討している。

## II-2-g-35

## 光学航法による小天体ならびに宇宙ステーションへのランデブーとその航法・誘導

教授 川口淳一郎 特別研究員 水田廣哉

慣性系における光学誘導方法は、いわゆるインターセプト誘導として定式化されるが、たとえば地球周回の宇宙ステーションへのランデブー問題のような慣性力の作用する場合には、その安定な誘導則を合理的に導くにいたっていない。本研究では、そのような非慣性系における光学航法・誘導を考察した。問題は宇宙機の能動的な運動で観測性を高めるといった独特の方式である。将来の応用例としては、太陽周回小惑星へのランデブーを光学的に実現する誘導方策が挙げられる。

## II-2-g-36

## 距離情報のみが得られる場合のランデブー誘導・制御に関する研究

教授 川口淳一郎 特別研究員 南川幸毅

こうもりなどのある動物では、超音波を発することで餌までの距離を知り、暗闇の中で捕まえることが出来る。

本研究はこうもりのように情報としてターゲットまでの距離のみが得られる場合について、小天体や宇宙機とのランデブーにおける誘導制御に関する研究である。慣性空間において慣性運動する探査機がターゲットまでの距離のみを得られる場合にどのようにターゲットの位置が推定されるのか、距離情報のみを利用してターゲットに誘導して論理を研究した。あわせて、地上走行の車両をレーザ測距することにより、航法・誘導方策の実証も行った。具体的な工学的な応用としては、DMEなどの最も簡単な地上航法支援設備のみを有する着地点（ランデブー点）に、航空機や宇宙機を誘導させる新方式が考えられている。

### II -2-g-37

#### 太陽帆（ソーラセール）電気複合推進による惑星探査計画に関する研究

教授 川口淳一郎                      教授 藤原 顯                      助手 矢野 創  
 助手 竹内 伸介                      助手 津田雄一                      助手 森 治

太陽系探査がより高度になり、要求加速能力が10km/secを超えるようになると、イオンエンジンなどの電気推進機関をもってしても、それだけでは十分な加速を行うことは困難である。一方、実用的なミッションは限られた期間、たとえば数年間のうちに加速を終了するものでなくてはならず、ある大きさの推進加速度を発生することが、大きな要請でもある。この研究では低推力推進である太陽帆（ソーラセール）と同じく高性能イオンエンジンとを複合させて、惑星探査計画を考察しているもので、小惑星、彗星など始原天体へのランデブーや、木星などへの飛行についての検討を行ってきた。成果は、2003年度にWGから工学委員会に報告、提案され、工学側からの提案として承認された。

### II -2-g-38

#### 太陽帆（ソーラセール）の展開と展張に関する研究

教授 川口淳一郎                      助手 津田雄一                      助手 森 治  
 特別研究員 奥井武彦                      特別研究員 西村祐介

大規模宇宙構造物である太陽帆（ソーラセール）の、主として大変形を伴う過渡的な展開運動に関する検討を行っている。模擬膜材料に対して、膜の座屈を数値計算、実験を通じて解析を行ってきたが、2003年度には大気球により高空からの直径4m膜の無重量展開実験を行い、数値計算結果との比較を行うことで、解析に供する数学モデルのチューニングを行った。両者の間の整合性はきわめて良好であった。2004年秋には、S-310#34号機および、大気球によるより大型の実験を計画している。

### II -2-g-39

#### 太陽-地球系ラグランジュ点を利用した深宇宙港に関する研究

教授 川口淳一郎

大規模な宇宙船を地球と惑星間で運用する場合、大型宇宙船を係留・停泊させておく場所をどこにおくべきかが問題になる。また、停泊地から惑星間にむけて出帆、帰港する方法が同時に確立されなくてはならない。米国大統領の構想における月面上への深宇宙港の建設は、効率的であるとはいいがたく、本研究では、母港を太陽・地球系のL2点近傍の太陽輻射圧平衡点近傍に置く方法を示すとともに、出帆、帰港方法を数値解析した。

### II -2-g-40

#### 非ホロノミックな姿勢変換とコーニング運動に関する研究

教授 川口淳一郎                      特別研究員 西中村健一                      特別研究員 南川幸毅

ネコの半ひねりが非ホロノミック型の姿勢変更であることはよく知られている。このひねり運動をさらにおしすすめる検討を行っている。解析にはコーニング運動に関する性質の議論をとりいれており、宇宙機の姿勢変更への応用を検討している。2003年度には、この運動を効果的に行うために要請される運動を解析的に導くことに成功しており、その運動がフラフープ運動であることをあきらかにした。その結果、従来はフィードバック操作によって

は不可能で制御操作が困難と思われていた、非ホロノミックな姿勢変更において、将来軌跡を生成する方法が得られ、ガスや燃料を消費しない姿勢変換の方法として、軌道上作業機など宇宙機への応用が可能であることを明らかにした。

### II -2-g-41

#### 制限3体問題におけるL4(L5)点へのランデブー問題

教授 川口淳一郎 特別研究員 西見英之 特別研究員 松本道夫

低推力推進を用いてL4, L5点にランデブーさせる操舵角履歴を解析と数値計算で検討した。成果は、トロヤ群小惑星へのランデブー、太陽-地球系L4, L5点への飛行に応用される。とくに、終端がL4点まわりの楕円軌道になっているようなトロヤ群小惑星へのランデブーで特有に表れる、終端多様体への接続のメカニズムを考察し、また惑星間軌道での操舵則をきわめて明解に解析的に示すことに成功した。

### II -2-g-42

#### ハイブリッドロケットの研究

名誉教授 秋葉鎌二郎 教授 中島 俊 助教授 小川博之  
助手 藤田和央 助手 野中 聡 技術職員 小林清和

2段燃焼型ハイブリッドエンジンの研究開発を継続して実施している。今年度は、第1段のガスジェネレータの燃焼試験を行い、特性を計測した。来年度に、第2段を接続して全系の燃焼試験を実施し、特性を計測する。

### II -2-g-43

#### 観測ロケットの空気力学

教授 中島 俊 助手 塚本茂樹 技術職員 平山昇司

観測ロケットの飛翔特性、特に安全性に関する空気力学の問題を研究し、これを実際のロケットの設計に適用している。

### II -2-g-44

#### 観測ロケット実験の安全性に関する研究

教授 中島 俊 教授 森田泰弘 助教授 山川 宏  
助手 野中 聡

観測ロケットの落下危険区域の設定法、飛翔経路に及ぼす風の影響修正法、飛翔分散の推定、飛翔に伴う落下危険率などの算定を行うとともに、飛翔安全を管制するシステムの充実に努めている。

### II -2-g-45

#### 飛行安全監視計算機システムの開発

教授 中島 俊 教授 森田泰弘

テレメータデータとして受信されるINGデータの監視システムを設置し、M-V-5号機打ち上げから適用し、その有効性を確認した。

### II -2-g-46

#### 希薄気体力学の研究

教授 中島 俊 鳥取大 大西善元

凝固層からの蒸発問題の研究を、気体力学的に、計算機シミュレーションにより行っている。

## II -2-g-47

## プルームの研究

教授 中島 俊 東海大 高木通俊  
横浜国大 松本裕昭

ロケットから噴出されるプルームの挙動の解析を、ダイレクトシミュレーション・モンテカルロ法及び、低密度風洞実験により行っている。

## II -2-g-48

## エアータセンサによるロケットの迎角計測

教授 稲谷芳文 九工大 平木講儒 助教授 石井信明  
助教授 小川博之 助手 野中 聡 技術職員 富澤利夫

飛翔中のロケットの横風による影響を解析するためにノーズフェアリング先端キャップ部に設けた4つの測定孔に圧力計を装着し、計測圧力の差から飛行迎角を測定した。M-V-4号機では絶対圧センサを用いて先端キャップ部の圧力分布を計測し、M-V-5号機では差圧センサを用いてより高精度な計測を実現した。差圧計測から得られた迎角と搭載慣性装置から得られた慣性姿勢から瞬時の横風を推定し、ダイナミクスへの影響や空力係数の検証を行っている。

## II -2-g-49

## 小惑星探査計画のミッション解析

教授 上杉邦憲 教授 川口淳一郎 助教授 石井信明  
助教授 山川 宏 助教授 澤井秀次郎

小惑星探査計画「MUSES-C」に関し、軌道設計、探査機システムの検討など、ミッション解析を行った。衛星の推進系として、電気推進系と小推力2液推進系を併用したシステムの概念検討を行った。

## II -2-g-50

## 画像を用いた宇宙機と未知天体の相対運動の推定

教授 川口淳一郎 助教授 澤井秀次郎

画像を用いた自律航法の確立のため、画像から未知天体と宇宙機の相対運動を推定する方法を検討した。周波数領域で画像を比較するアルゴリズムを提案し、これによって画像平面内の宇宙機の動きが推定できることを、ハードウェア・シミュレータによって取得された画像を用いて示した。

## II -2-g-51

## 低推力を用いた小天体ミッションにおける終端誘導に関する研究

教授 川口淳一郎 助教授 石井信明 助教授 山川 宏

低推力を用いた小惑星/彗星ミッションにおける目標天体近傍での終端誘導について検討を行った。軌道制御誤差および軌道決定誤差を考慮すると、目標天体に近づいて、終端までの飛行時間が短くなるにつれ、低推力だけでは誘導しきれず、高推力の化学推進を併用する必要性が生じることが予想される。本研究では、従来の、インパルス $\Delta V$ のみを想定して最適な修正時刻を決定するスペーシング則を、低推力軌道に拡張することで、化学推進の必要性を示すとともに、最悪状況下での総インパルス増速量を最小にする具体的な終端誘導則を導いた。



ることができる分離機構を検討した。簡単な地上試験モデルを試作し、分離状態を高速ビデオ等で計測することで外乱発生要因を分離、これを抑制するとともに、回転と並進を独立に制御する場合の設計自由度等を検討している。

## II -2-g-57

### 金星探査ウィンドウの拡張と探査機システムの検討

助教授 石井信明      助教授 山川 宏      教授 川口淳一郎

惑星探査機を地球重力圏外、惑星間軌道に投入する際、周期調整用長楕円軌道を利用すると広範囲に渡って打上げウィンドウを確保する事が可能となる。スウィングバイ衛星「ひてん」や火星探査機「のぞみ」の打上げで採用され、その有効性が検証された。これに対し、周期調整軌道を経由せず、直接惑星間軌道に投入するダイレクト投入方式は地球脱出方向（漸近線赤緯）が一意に決まってしまうという点で設計の自由度は減るが、ロケット第3段が地球を周回するという制限を外す事ができるため惑星間軌道に投入できる探査機重量を大幅に増大する事ができる。このダイレクト投入方式を利用して、2008年から2010年までの金星探査ウィンドウを検討し、打上げウィンドウの確保と金星周回までに必要な推進系燃料重量の推算、探査機システムの検討を行った。

## II -2-g-58

### 長パルス1次レーダデータを利用した再突入軌道推定と追跡運用計画の策定

助教授 石井信明      技術職員 前田行雄      技術職員 鎌田幸男  
技術職員 川原康介      助手 山田哲哉

通常、再突入飛行体は周囲が耐熱材料で覆われ、高温になるためにアンテナ類の艤装が困難で、トランスポンダ等によるアクティブな追跡ができない。また、初期捕捉時の直距離が1,000kmを超えるため、通常の1次レーダでは追跡性能を満足しない。このような再突入カプセルの追跡に、長パルス方式の1次レーダを利用した再突入軌道追跡を実施し、初期捕捉、レーダデータに基づく軌道推定、着水点予測など一連の追跡運用計画について立案し、その有効性を実際のUSERS再突入カプセル追跡時に実証した。

## II -2-g-59

### 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：ノズル内部流れの特性評価

助教授 小川博之      助手 野中 聡      助教授 高木亮治  
助教授 坪井伸幸      助手 大山 聖      教授 藤井孝藏  
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。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、簡便な方法でモデル化し、その形状変化が、(1) 流動特性、(2) 壁面への流体力学的負荷（壁面加熱率など）、に及ぼす影響を調べた。また、軸対称を仮定した流れ場において、燃焼ガスに含まれるアルミナ粒子の飛翔解析を行い、アルミナ粒子の巨視的挙動を調べた。

## II -2-g-60

### 固体ロケットプルームによる電波干渉に関する研究

助教授 小川博之      助教授 船木一幸      技術職員 太刀川純孝  
技術職員 加藤輝雄      助手 藤田和央      助手 野中 聡  
教授 安部隆士

固体ロケットモータプルームと電波の干渉の物理現象の解明と、それを精度良く予測するための研究をおこなっている。これまでにプルームによる電波干渉の主原因はプルーム中の自由電子であり、現象を支配するパラメータはプルーム中の自由電子数密度と電子衝突周波数であることが示されている。今年度はH-IIAのSRB-Aの地上燃焼

試験において試験を行い、プルーム中の自由電子数密度と電子衝突周波数を推定するためのデータを得た。

### II -2-g-61

#### 完全再使用観測ロケットのシステム検討

助教授 小川博之                      助手 野中 聡                      助手 成尾芳博  
教授 稲谷芳文

将来型のシステムが持つべき最低限の要件である「再使用性」を付与した小型のロケット実験機を開発し、実際に航空機と同様の繰り返し運用をすることにより、観測ロケットとして実用に供するとともに、宇宙輸送システムの完全再使用化に向けた総合的基盤の形成とさらに次の研究開発を加速することを目的とした再使用ロケット実験機の検討をおこなっている。

### II -2-g-62

#### 再使用ロケット実験機「RVT」のエアロシェル圧力環境計測

助教授 小川博之                      助手 野中 聡                      教授 稲谷芳文

再使用ロケット実験機「RVT」(Reusable rocket Vehicle Test)は、エンジンからの排気炎により離着陸時にエアロシェル表面に受ける圧力が大きく影響を受ける。エアロシェル構造設計のためのデータ取得と、飛翔中の空力環境データの取得のため、第3次離着陸実験においてエアロシェル表面圧力計測を実施した。

### II -2-g-63

#### 再使用ロケット実験機「RVT」の熱防護材の検討

助教授 小川博之                      助教授 樋口 健                      助手 成尾芳博  
助手 野中 聡                      教授 稲谷芳文

再使用ロケット実験機「RVT」(Reusable rocket Vehicle Test)は、エンジンからの排気炎により離着陸時にエアロシェル下部及び脚が厳しい加熱環境に晒されるため、エアロシェル下部および脚部の耐熱システムの検討をおこなっている。第3次離着陸実験ではエアロシェル下部および脚部の耐熱システム各部の飛翔中の温度計測を行い、離陸から着陸までの加熱環境と耐熱システムの性能を確認した。

### II -2-g-64

#### 衛星・探査機の熱設計・熱制御に関する研究

助教授 小川博之

探査機・衛星の熱制御法および熱設計法に関する研究をおこなっている。

### II -2-g-65

#### 深宇宙探査ミッションの解析

教授 上杉邦憲                      教授 川口淳一郎                      助教授 石井信明  
助教授 山川 宏                      助手 安部正真

惑星および小天体(小惑星、彗星)探査対象に対して、基礎的なフィージビリティを模索するために21世紀初頭の代表的な探査機会についてそのサーベイを行った。その中には小惑星サンプルリターン、メインベルト小惑星ランデブー、多数回小惑星フライバイ、彗星コマサンプルリターン、彗星核サンプルリターンミッションも含まれる。

## II -2-g-66

## 「GEOTAIL」の軌道計画

教授	上杉邦憲	教授	川口淳一郎	助教授	石井信明
助教授	山川 宏	技術職員	周東三和子	技術職員	前田行雄

国際プロジェクトISTPの「GEOTAIL」の軌道計画では、そのミッションである磁気圏尾部観測を遂行すべく、2重月スイングバイ軌道という方策が採られている。本研究では、「ひてん」でも用いられた軌道計画プログラムによって、「GEOTAIL」の全ミッションにわたる軌道計画の解析、設計を行っており、月移行軌道及び、月スイングバイ軌道は既に成功裡に達成されている。現在は月軌道の内側で地球を周回する軌道（Near-Tail軌道）上にある。

## II -2-g-67

## 火星探査機「のぞみ」の軌道計画に関する研究

教授	上杉邦憲	教授	川口淳一郎	助教授	石井信明
				助教授	山川 宏

1998年度に打ち上げられた「PLANET-B」の軌道計画を行っている。月遷移軌道に投入された衛星は、当初、2回の月スイングバイと1回のパワード地球スイングバイを行って、1999年10月に火星周回軌道に投入される予定であった。しかし、1998年12月の地球脱出マヌーバを行った際に燃料を使い過ぎたために、2回の地球スイングバイを利用して火星到着を2004年1月とする案に変更した。2回の地球スイングバイによって2003年6月の地球発火星行きの絶好のウィンドウにつなげられている。

## II -2-g-68

## 「LUNAR-A」の軌道計画に関する研究

助教授	中島 俊	教授	川口淳一郎	助教授	石井信明
				助教授	山川 宏

「LUNAR-A」の、地球-月遷移フェーズから、月周回軌道投入、ペネトレータ投下、母船によるデータリレーに至る一連の軌道計画を行った。地球から月に移行する軌道では、月周回軌道投入時の燃料節減を目的としてballistic capture軌道という方策を採る。月周回軌道投入後、ペネトレータは2本投下する予定であり、月高度25kmにおいて軌道離脱モータによって減速した後、自由落下させる方法を用いる。また、母船は高度約300kmの円軌道を周回しながらペネトレータからのデータを受信/送信する。

## II -2-g-69

## 「MUSES-C」の軌道計画に関する研究

教授	上杉憲邦	教授	川口淳一郎	助教授	石井信明
		助教授	山川 宏	助教授	國中 均

低推力電気推進（イオンエンジン）を主推進機関として用いて小惑星にランデブーし、そのサンプルを採集後、地球に帰還するというミッションであり、電気推進系のハードウェア上の制約、運用上の制約を考慮したうえでペイロードが最大となるように探査機の軌道計画の最適化を行った。

## II -2-g-70

## 「PLANET-C」の軌道計画に関する研究

教授	川口淳一郎	助教授	石井信明	助教授	山川 宏
----	-------	-----	------	-----	------

搭載機器重量の最大化を目的として、ロケット打上げ方式、打上げウィンドウ、惑星間軌道等の最適化を行った。



## II -2-g-71

## フォーメーションフライトに関する研究

助教授 山川 宏 助教授 橋本樹明

地球周回軌道上およびラングランジェ点上の2つの衛星によるフォーメーションフライトに関する軌道解析を行った。慣性座標系において2つの衛星が一定の距離と方向を保つために必要な燃料計算を高度の関数として表現した。また、航法誘導則についても基礎的な検討を行なった。

## II -2-g-72

## 半径方向に加速される探査機のダイナミクスおよび誘導

助教授 山川 宏

反太陽方向に加速される探査機のダイナミクスの解析を行った。また、磁気プラズマセイル探査機を想定して反太陽方向に加速する太陽風の動圧の不確定性を考慮した誘導則を構築した。目標惑星が遠日点に位置すると仮定して、太陽風をガウス分布する確率事象として捉え、低推力軌道に拡張されたスペーシング則の理論を応用することにより、終端誤差要求を満足する磁気プラズマセイルの推力制御方法、終端付近で必要となる化学推進による $\Delta V$ 量の評価を行った。

## II -2-g-73

## 地球-火星サイクラー軌道に関する研究

教授 上杉邦憲 助教授 山川 宏 総研大・院生 森本睦子

惑星にランデブーすることなく一定の時間周期で同じ惑星に繰り返し会合することができるサイクラー軌道の基礎研究を行った。サイクラー軌道は、軌道周期や太陽周回数により分類されるが、異種のサイクラー軌道の組み合わせを体系的に網羅し、組み合わせることによって、飛行時間や必要軌道修正量の低減の可能性を検討した。

## II -2-g-74

## M-Vロケット用の高層風予測システムの確立

助教授 石井信明 助教授 山川 宏 助教授 小川博之  
助手 野中 聡

M-Vではオペレーション上の制約から打上げ時の高層風を予測して、約1日前に姿勢プログラムを設計する必要がある。そこで、高度16km以下は気象庁数値予報課の予報データを、高度16kmから50kmまではイギリスの気象局の観測データを時間的空間的に補間して鹿児島における高層風を予報するシステムを構築した。

## II -2-g-75

## M-Vロケットにおける風プロファイルを考慮した姿勢プログラムの最適化

助教授 山川 宏 助教授 小川博之 助手 野中 聡

M-Vロケットの第1, 2段の上昇軌道は、空力荷重制約の観点より、ノミナルな風モデルを想定したときの迎え角ゼロのパスを標準としている。本研究では、打ち上げ当日の風の変化に対して、姿勢プログラムを変更することで迎角を一定の値以下に保ったまま、第1段燃焼終了時のロケットの終端条件を合わせる可能性について検討した。迎え角の積分値を評価関数、姿勢プログラムを制御変数とした非線形計画問題を解くことにより、典型的なウインドシアに対しては前記目的を実現できることを確認し、実際のM-Vロケットのフライトに適用し、方法が妥当であることが確認された。

## II -2-g-76

## M-Vロケットの誘導論理の研究

教授 川口淳一郎                      助教授 石井信明                      助教授 山川 宏  
技術職員 前田行雄

M-Vロケット各号機の各段に対応した誘導論理を，ロケット姿勢制御系の制御誤差，推進性能の誤差，投入後の衛星に課せられる軌道制御量等を考慮して検討した．また，精測レーダのアンテナ角，レンジデータから軌道推定する際のカルマンフィルタについても，生データのノイズ特性を考慮して検討した．

## II -2-g-77

## 観測ロケットの風補正

助教授 石井信明                      技術職員 前田行雄                      助教授 山川 宏  
助教授 小川博之                      助手 野中 聡

観測ロケットの目的に応じた風補正の方法について検討を行った．従来の風補正の主目的は落下点位置分散の低減であり，ある秒時での速度方向がノミナルと一致するように，ランチャー角の方位角/上下角を設定している（感度係数法）．また感度係数にはよらずに直接，3次元6自由度シミュレーションプログラムを収束計算させる方法も確認した（収束計算法）．

## II -2-g-78

## 小型垂直離着陸式ロケット実験機の航法誘導制御系の研究

教授 稲谷芳文                      助教授 山川 宏                      助手 成尾芳博  
助手 野中 聡                      技術職員 志田真樹                      技術職員 橋本保成

将来型の宇宙輸送システム研究の一環として，液体水素を燃料とする小型のロケットエンジンを用いた繰り返し飛行を行う小型の実験機を作って，効率的な再使用性やロケットエンジンによる地上への帰還のための飛行方法の研究を行っている．本研究では，そのIMU、レーザ高度計，RTK（Real-Time Kinematics）GPSを用いた航法系，最適制御に基づいた誘導則，エンジン推力制御とRCSによる姿勢制御系の検討を行っている．また，より高い飛行の安全性と信頼性を目指して，GPS測位に機体姿勢を反映させることや，より複雑な飛行に対応するための誘導フェイズ数の増加，誘導目標を絶対位置に変更，新しい着陸時減速ロジックなどのソフトウェア的な改修を行った．またこれまでの飛行実験結果を反映して，異常検知時の緊急着陸モードへの切り替え判定についても見直した．

## II -2-g-79

## 磁気プラズマセイルに関する基礎研究（戦略的開発研究費（先進的理工学実験分野））

助教授 山川 宏                      助教授 船木一幸                      助手 藤田和央  
助教授 小川博之                      助手 野中 聡                      助教授 澤井秀次郎  
助教授 國中 均                      助教授 篠原 育                      防衛大学校・講師 中山宜典

九州大学・総合理工学研究院・教授 中島秀紀

静岡大学・工学部・助手 大津広敬

磁気プラズマセイルは，探査機周辺に巨大な磁気プラズマ帆を生成し，これと太陽風の相互作用により探査機の推進力を得ようとする推進システムである．従来より，直径100km程度の巨大電磁石により巨大なダイポール磁場を発生させ，太陽風プラズマにより発生する誘導磁場とダイポール磁場の相互作用から推進力を得ようとする磁気セイルのアイデアは存在していたが，その巨大さゆえ実現が困難とされてきた．近年，ワシントン大学の研究グループにより，高ベータプラズマ噴射により探査機周りの小規模ダイポール磁場を展開して巨大磁場を形成する（磁場インフレーション）という概念が提案され，太陽風を利用した推進システムが再び脚光を浴びている．本研究では，磁気プラズマセイルの実現可能性を検証するために，磁気インフレーションや太陽風と磁場の相互作用のメカニズムを数値解析により明らかにするとともに，地上試験による原理検証の準備を進めている．また磁気プラズマセイルの推進性能を予測し，木星以遠の外惑星探査に応用した場合の軌道計画や探査機概念設計を行い，さら

には工学実験衛星への展望について検討している。

### II-2-g-80

#### 再使用型ロケットの低速域における空力特性に関する研究

助手 野中 聡 助教授 小川博之 学生 坂井達也  
教授 稲谷芳文

ノーズエントリー型再使用ロケットは着陸前にエンジン側を進行方向に向けてエンジンを逆噴射して減速する必要がある。この反転動作（ターンオーバー）時には機体は大迎角を取ることになり、大迎角時の流れ場の剥離、横力の発生など、その空力特性を十分に理解する必要がある。本研究では、宇宙科学研究本部の惑星風洞にて、スケールモデルをもちいた風洞試験を行っている。

### II-2-g-81

#### 再使用型ロケットの着陸時における逆噴射を伴う流れ場の研究

助手 野中 聡 助教授 小川博之 学生 大迫庸介  
教授 稲谷芳文

垂直離着陸型ロケットの着陸時にはエンジンを逆噴射することにより減速・軟着陸するが、その際、逆噴射ジェットと主流が干渉し、空力特性に大きな影響を与える。本研究では宇宙科学研究本部の惑星風洞で力計測を行い、総合技術研究本部の低速風洞でPIV法による流れ場の可視化試験を行った。逆噴射ジェットにより機体周りの流れの剥離の様子が大きく変化し、その結果、空力特性に大きな影響を与えることを明らかにした。

### II-2-g-82

#### 再使用型ロケットの遷音速域における空力特性に関する研究

助手 野中 聡 助教授 小川博之 教授 稲谷芳文

ノーズエントリー型再使用ロケットの遷音速域における空力特性を、宇宙科学研究本部の遷音速風洞にて取得した。模型の形状として、パネル法より得られた基本形状および基本形状にデルタ翼を取り付けた形態について試験を行った。また空力舵面を取り付けての姿勢安定に関する試験を行った。これらの試験の結果、翼の効果によって必要な揚抗比を達成できることがわかった。

### II-2-g-83

#### 再使用型ロケットの超音速域における空力特性に関する研究

助手 野中 聡 助教授 小川博之 教授 稲谷芳文

ノーズエントリー型再使用ロケットの超音速域における空力特性を、宇宙科学研究本部の超音速風洞および総合技術研究本部の超音速風洞にて取得した。模型の形状として、パネル法より得られた基本形状および基本形状にデルタ翼を取り付けた形態について試験を行った。その結果、翼により目標の揚抗比を達成することができ、姿勢安定へ十分な効果があることが確認された。

### II-2-g-84

#### 再使用型ロケットの極超音速域における空力特性に関する研究

助手 野中 聡 助教授 小川博之 教授 稲谷芳文

ノーズエントリー型再使用ロケットの極超音速域における空力特性を、総合技術研究本部の極超音速風洞にて取得した。模型の形状として、パネル法より得られた基本形状および基本形状にデルタ翼・空力舵面を取り付けた形態について試験を行った。その結果、翼および空力舵面により目標の揚抗比を達成することができ、姿勢安定へ十分な効果があることが確認された。また、大迎角時には衝撃波が空力舵面に衝突し、衝撃波干渉が起こることがわかった。

## 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・