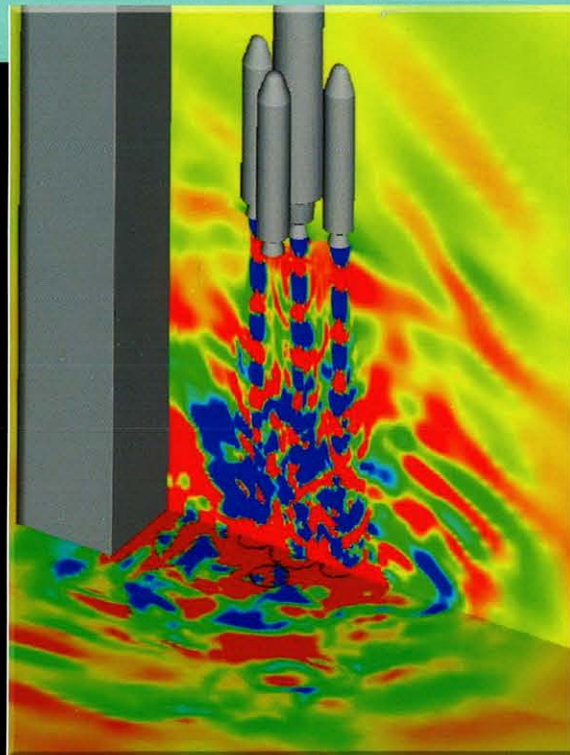


平成18年度 JAXAスーパーコンピュータシステム 利用成果報告

JAXA Supercomputer System Technical Summaries 2006



情報・計算工学センター
宇宙航空研究開発機構

平成19年8月

まえがき

早いもので情報・計算工学(JEDI)センターが発足して1.5年が経過しました。まだ改善すべきところも多々ありますが、JAXAが持つ3台のスーパーコンピュータは一体的また一元的な運用体制でそのサポートを開始させていただいています。

現在、センターでは次期JAXAスーパーコンピュータの導入手続きを進めており、平成20年度4月から年度末にかけて計算機資源を大幅に強化する予定です。例えば、流体の数値シミュレーション分野では、定常から非定常へ、モデル利用の計算から直接計算へといった変化が起こりつつあります。構造計算もより高度な形状モデルに移行しつつあります。流体/構造連性といった複合領域のシミュレーションやGAによる最適化の研究なども増加する傾向にあります。このようなシミュレーション動向を考えたとき、数値シミュレーション利用者が期待する性能は青天井といっても過言ではありません。

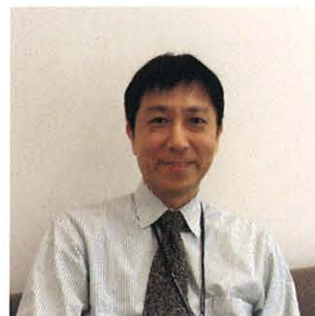
次期マシンでは、現在の計算機資源に比して格段の性能向上を見込んでいますが、限られた宇宙開発・航空研究予算の中でそれを維持することは決して容易ではありません。これだけのスーパーコンピュータ資源をJAXAが持つことに対して厳しい意見もあります。そういった批判を消していくためには、優れた、しかも説得力のある具体的成果がとて重要で重要です。宇宙開発、宇宙科学研究及び航空科学技術の発展を促進するJAXAプロジェクトへの直接的な貢献はもちろんその柱ですが、長期的な視野に立ってこれらに大きな貢献が期待できる基礎研究分野で世界に誇れる研究成果が出ることも大切です。

JAXAおよび関連企業が進める宇宙開発の現場は多くの課題を抱えています。航空機開発においても高い精度の騒音解析など、より高度なシミュレーションが要求されています。私たちは、数値シミュレーション技術が必ずやこれらに貢献でき、試験や実証実験を凌駕し、信頼性の向上や効率化を主導的に進める道具となりえると信じており、それを実証することで巨大スーパーコンピュータの価値を示していきたいと考えています。

本利用報告書に記載されているみなさんの成果はこのような目的を達成するためにとても重要なものです。報告書に記載されている各研究者の最近の成果をみなさまの研究の一助としていただくとともに、平成19年度以降も世界に誇れる研究成果がこの報告書に掲載されることを期待しています。

最後に、利用者のみなさまをはじめ本報告書作成にご協力いただいた方々にこの場を借りてお礼申し上げます。

宇宙航空研究開発機構 情報・計算工学センター
センター長 藤井 孝藏



平成 18 年度 JAXA スーパーコンピュータシステム利用成果報告

JAXA Supercomputer System Technical Summaries 2006

目次

【成果概要】

高レイノルズ数における圧縮性亜音速流の高精度解析法の研究	3
高精度 3 次元 LES コードの複雑形状への拡張に関する研究	5
航空機騒音に関連した音響シミュレーションへの応用に関する研究	7
DNS による 2 次元翼周りの層流域における音響特性の研究	9
静粛超音速研究機インテークの数値解析研究	11
小型超音速実験機(NEXST-1)の数値解析	12
静粛超音速研究機の空力特性に関する数値解析	14
小型超音速実験機(NEXST-1)の境界層遷移に関する数値解析	16
静粛超音速研究機の低ソニックブーム設計	18
遷音速風洞静圧プローブ周りの流れの把握	20
迎角つき軸対称物体の CFD 解析を用いた境界層遷移解析	22
NASTRAN を用いた構造解析	24
複雑形状ターボ機械の流れ解析	25
高迎角翼における揚力係数ヒステリシスループの数値予測	27
航空機機体騒音予測の研究	28
航空機周りの音の伝播解析	30
航空機高揚力装置周りの空力解析に関する研究	31
静粛超音速研究機の低速空力性能に関する検討	34
CFD による航空機抵抗予測の精度向上に関する研究	35
静粛超音速研究機主翼形状の多分野融合設計探査	37
静粛超音速研究機の低速空力性能に関する数値解析	39
設計探査法に基づく高揚力最適設計	40
ガスタービン燃焼器ライナパネルの冷却性能に関する流体・熱伝導連成解析	42
UPACS 連成熱伝達解析の精度検証と向上	43
マルチスロット冷却構造の性能解析	45
LES によるジェット騒音の数値予測	46
騒音数値予測を目的としたローブミキサーノズル流れの LES 解析	48
マランゴニ対流場における気泡挙動評価	50
単段ファンの非定常数値解析	52
UPACS を用いた振動翼列の非定常空力解析	53
ファン非定常流れ解析	54
パイロン付ナセルの流れ解析	56
航空エンジン用燃料ノズル内の噴霧挙動数値解析	57
低 NOx 燃焼器用ステーシング燃料ノズルの数値解析	58
高圧力比用エンジンの燃焼器の数値解析	59
小型航空機用エンジン燃焼器の流れ解析	60
航空宇宙推進系の数値的研究	62

表面張力による液糸分断メカニズムの解明に関する研究	63
革新的数値計算法を用いた乱流シミュレーションコードの計算制度検証	65
高レイノルズ数における平行平板間乱流の DNS	66
アクティブ・デバイスによる BVI 騒音低減の解析	68
ヘリコプタのマヌーバ飛行の解析	70
ヘリコプタのロータブレードの弾性変形や翼端渦の減衰が BVI 騒音に及ぼす影響の分析	72
ヘリコプタ用低騒音カナードの研究	74
ヘリコプタの低騒音化技術に関する数値シミュレーション	75
LIFLEX (リフティングボディ着陸実験) 機体の複合操舵形態空力シミュレーション	77
ロケットペイロードの音響振動に関する研究	80
宇宙機の音響振動解析に関する研究	82
再使用ロケット実験機の逆噴射ジェットの数値解析	84
超臨界圧力における LOX/GH2 同軸噴流火炎の数値シミュレーション	85
液体ロケットエンジンの内部流れ解析	87
プラズマ粒子シミュレーションの宇宙機近傍解析への適用	89
H-IIB クラスタノズル流れの解析	90
衛星プラズマ環境数値シミュレーション・コードの基礎開発	91
非構造格子 Euler/Navier-Stokes ソルバ JTAS の計算性能最適化	92
飛行マッハ数 10 以上の超高速域スクラムジェットエンジンの数値解析	93
超高速飛行条件におけるスクラムジェットエンジンの数値シミュレーション	94
複合サイクルエンジンのエジェクタ・モード流れの数値計算	95
キャビテーションの熱力学的効果に関する研究	97
スクラムジェットエンジン内部形状の空気力学的効果	101
縦渦導入型スクラムジェットの混合燃焼に関する研究	103
高温衝撃風洞における鈍頭円錐模型の高エンタルピ空力試験	105
複合エンジンのエジェクタ・ジェットモードにおける数値計算	106
高温衝撃風洞での実在気体熱空力特性研究	108
超音速燃焼器における燃料混合促進のための噴射孔形状に関する数値解析	110
複合エンジンの熱構造に関する研究	112
ロケットエンジン流れの数値解析	113
CFD による固体ロケットモータ内流れの安定性解析	114
固体ロケットモータ内部流三次元数値解析	116
ロケットエンジンノズル内部流れに関する研究	118
超音速飛行体用推進機における流体现象に関する研究	120
爆轟波の基礎現象およびパルスデトネーションエンジンの性能の解析	122
液体ロケットエンジン同軸型噴射器における微粒化および燃焼流れ解析に関する研究	124
設計探査に関する基礎研究	126
液滴間火炎伝播メカニズム研究	128
ロケットプルームからの空力騒音予測に関する基礎的研究	130
宇宙輸送機概念設計に向けた CFD 解析の自動化に関する研究	131
圧縮性乱流遷移の LES による解析	133
衝撃波を伴う高速気流に関わる基礎研究	135
補助翼による単段再使用観測ロケットの空力特性改善に関する研究	137
羽ばたき型火星航空機の空気力学に関する研究	139
能動流体制御デバイスを用いた流体制御に関する研究	140
高次精度 WCNS に関する研究	142
H-IIA/B ロケットプルームの音響解析	143
低緯度磁気圏境界のモデル化とケルビン・ヘルムホルツ不安定を介した太陽風プラズマ輸送	145

原始惑星系円盤における磁気回転不安定性の非線形効果：CIP-MOCCT 法を用いた MHD シミュレーション	148
地球磁気圏脇腹領域における MHD スケールのケルビン・ヘルムホルツ渦の構造	151
磁気島の融合を伴う磁力線再結合の発展	154
2次元ティアリング不安定における温度非等方性の効果の研究	155
密度非対称電流層を伴うリコネクションレイヤー構造に関する研究	157
電子温度非等方性が素早い磁気リコネクショントリガーに与える効果	159
磁気リコネクションでの磁気島合体時の電子加速	161
宇宙プラズマ衝撃波のダイナミクスと高エネルギー粒子生成過程	163
宇宙プラズマにおける MHD-PIC 連結階層シミュレーション	165
相対論衝撃波における輻射圧力による粒子加速	166
相対論的粒子シミュレーションによる磁気リコネクション	169
相対論的電磁流体シミュレーションによる磁気リコネクション	171
相対論的 2 流体プラズマコードの開発と崩壊不安定のシミュレーション	173
相対論電流層の強相関システムの散逸	175
3D Global MHD シミュレーションによる磁気フラックスロープの時間変化に関する研究	177
太陽フレアに伴う粒子加速の研究	178
弱磁場惑星と太陽風の相互作用の MHD シミュレーション	180
膜面のリンクル解析手法に関する研究	182
太陽磁気プラズマのダイナミクス	183
磁気プラズマセイルにおける推進特性の電磁流体解析	185
MPD スラスタ内プラズマ流れの数値計算	186
磁気セイルまわりの太陽風プラズマ流れに関する粒子法解析	188
地球および惑星磁場成因解明のための Sub-Grid Scale (SGS) ダイナモシミュレーション	189
惑星磁気圏-電離圏-熱圏結合に関する数値シミュレーション	191
古火星の大気構造と気候変動メカニズムに関する数値的研究	193
一般相対論的磁気流体シミュレーションによる大質量星の重力崩壊の研究	196
磁気プラズマセイルまわりの流れ場の解析	198
電気推進機関内における外部電磁場に対するプラズマ応答	200
マイクロフィンを用いた超小型軽量熱制御機器の開発	202
マルチスケールシミュレーションによる材料破壊と材料強度に関する研究	204
宇宙推進用プラズマ推進機内のプラズマ現象の数値解析	205
強制対流にさらされるマランゴニ対流の不安定性とその温度境界条件への感受性	207
飛行体の空力・構造・飛行力学連成解析に関する研究	210
圧縮性 Large-Eddy Simulation における解析技術の向上	212
スペースシャトルや宇宙ステーションなどの熱制御技術の開発	214
3次元大規模シミュレーションを用いた磁気プラズマセイルの実現可能性検証	216
解適合格子自己重力流体シミュレーションによる連星系形成の研究	218
第一原理分子動力学シミュレーションによる金属および化合物半導体融液内の原子ダイナミクスの研究	219
第一原理分子動力学シミュレーションによる液体スズの構造とダイナミクスの研究	221
相変化による流れ場のシミュレーション解析	222
垂直着陸ロケットの底面空気力発生メカニズムに関する数値計算	225
気泡乱流流の高精度直接数値解析	227
相対論的に膨張する磁気アーケード中における粒子加速	230
空気吸い込み式エンジンの機体搭載性の検討	232
柔らかい壁面による流体摩擦抵抗低減メカニズムの解明	235
無衝突衝撃波近傍における荷電粒子の加速・加熱に関する数値実験	237

近接連星系の数値流体力学的究	240
ブラックホール降着流における状態遷移とジェット形成の磁気流体数値実験	243
微小重力下におけるマランゴニ対流の数値シミュレーション	245
惑星流体の運動構造を調べるための基礎的研究	247
月及び衛星の起源：惑星の周りを公転する小天体集団の力学進化と合体成長	249
仮想銀河群カタログ	251
高速気体と干渉する大変形膜構造物の流体構造連成解析	253
多分散系も含めた多相デトネーションの基礎に関する数値シミュレーション	255

【利用概要】

1.NS- III システム	259
1.1 システム構成	259
1.2 運用概要	261
2.NSE システム	266
2.1 システム構成	266
2.2 運用概要	267
3. SSS システム	268
3.1 システム構成	268
3.2 運用概要	269

成果概要

高レイノルズ数における圧縮性亜音速流の高精度解析法の研究

Numerical Simulation of Subsonic Flow with High Accuracy and Resolution at High Reynolds Numbers

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 空気力学研究グループ, 黒滝卓司(kurotaki@chofu.jaxa.jp)
 研究分担者：総合技術研究本部 空気力学研究グループ, 池田友明(ikedat@chofu.jaxa.jp)
 総合技術研究本部 空気力学研究グループ, 住 隆博(sumi@chofu.jaxa.jp)
 総合技術研究本部 空気力学研究グループ, 松山 淳(bird@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

航空機の失速特性や音響特性の定量的評価を目的として、実用的な高レイノルズ数領域における、遷移や剥離等の複雑な流れ場を含む解析法を確立する。当初の検証解析対象は単一格子系による2次元翼解析とし、高精度 LES 解析手法の構築及び検証を行う。

● 研究の概要

高速化手法並びに高精度化手法を検討し、コードの信頼性を向上させる研究を実施するとともに、開発した解析手法を用いて、高 Re 数領域における乱流遷移過程の数値シミュレーションを行い、シミュレーションの妥当性を遷移位置、不安定 T-S 波の周波数分布等の面から線型安定性解析及び実験結果との定量的比較を通して検証する。

● 今年度の研究成果の概要

- ・高精度 LES 解析手法を開発し、高レイノルズ数領域において、T-S 波の成長、二次不安定波によるピークバレー構造の形成及び斜行波をへて遷移にいたる過程のシミュレーションに成功した。
- ・今年度は遷移領域の格子密度を十分とることによって解像度を向上させることにより、昨年度の解析結果に比べて予測精度が改善され、遷移位置は実験結果とほぼ完全に一致した。
- ・境界層線型安定性解析を実施し、CFD から得られた遷移領域における不安定波の周波数の妥当性を検討した。一様流速度 30m/s のケースで、50%コード長における不安定は周波数ピークは、安定性解析、実験共に約 600Hz であり、CFD で直接得られたピーク周波数と一致した。従って遷移過程を捕える上で重要な流体的不安定性も CFD でほぼ正確に捕えていることを確認した。
- ・主な手法の特徴
 - (1) 対象方程式：3次元圧縮性ナビエ-ストークス方程式
 - (2) 空間離散化法：6次精度最適化コンパクトスキーム
 - (3) 時間積分法：4次精度最適化ルンゲクッタスキーム
 - (4) LES：ADM法
 - (5) 境界条件：一般座標系に拡張された Navier-Stokes characteristic boundary conditions (NSCBC)
 - (6) インターフェース(特異)面の取り扱い：一般化インターフェース理論 (独自提案)
 - (7) 乱流モデル：遷移及び乱流に関するモデリングは無し
 - (8) 並列化手法：XPFortran+自動並列+OpenMP / MPI

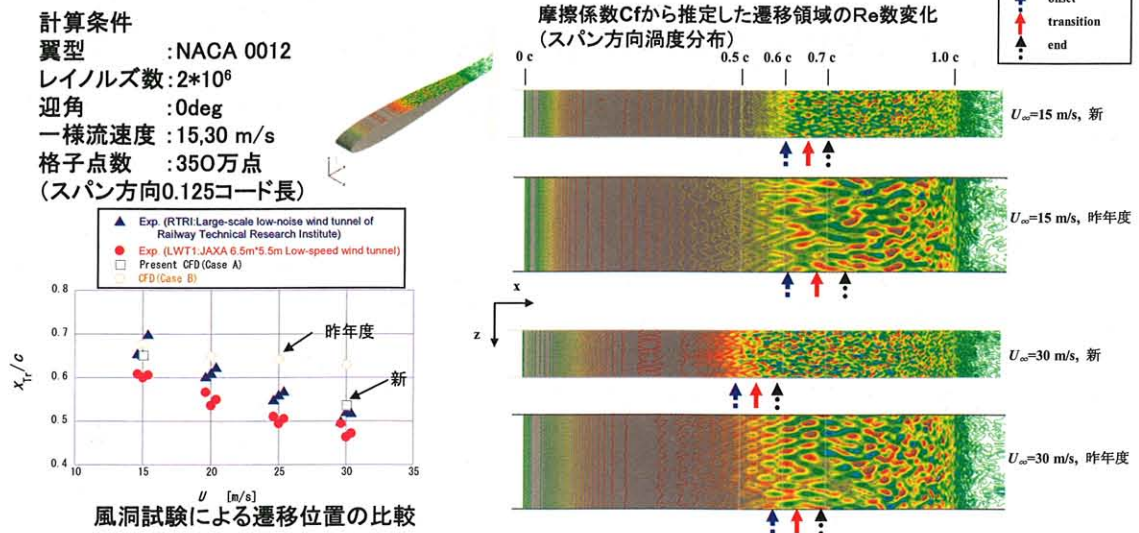


図1 翼面上渦度分布と遷移位置の実験値との比較

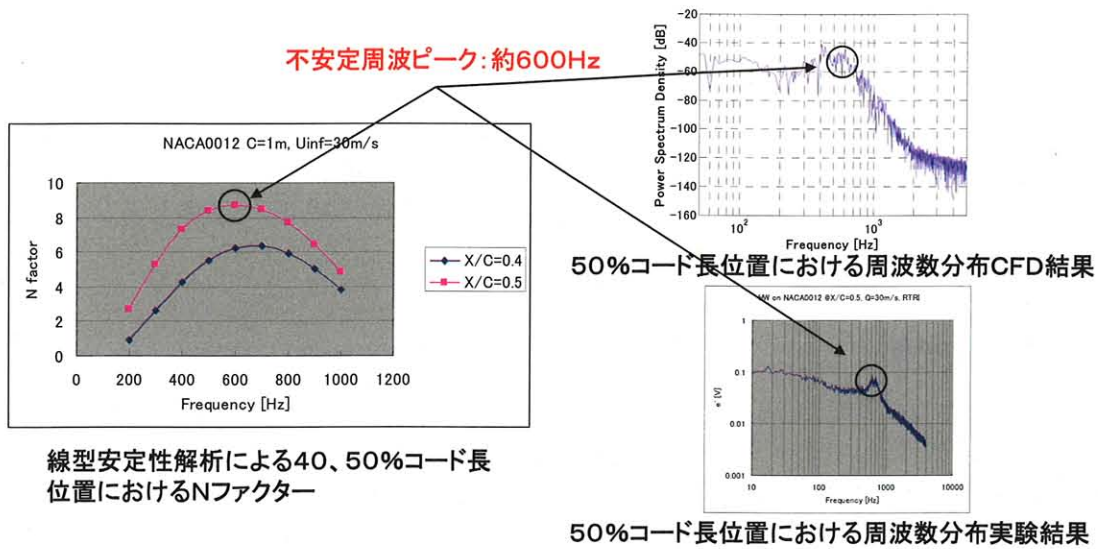


図2 不安定波周波数分布に関する線型安定性解析及び実験との比較

高精度 3 次元 LES コードの複雑形状への拡張に関する研究

Extension to Complex Geometries for Numerical Simulation of Subsonic Flow with High Accuracy and Resolution at High Reynolds Numbers

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 空気力学研究グループ, 黒滝卓司(kurotaki@chofu.jaxa.jp)
 研究分担者：総合技術研究本部 空気力学研究グループ, 池田友明(ikedat@chofu.jaxa.jp)
 総合技術研究本部 空気力学研究グループ, 住 隆博(sumi@chofu.jaxa.jp)
 総合技術研究本部 空気力学研究グループ, 桧山 淳(bird@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

課題 1 で開発した高精度解析手法を、航空機等に代表されるより複雑な形状へ適用するための技術を開発し、実用的な高レイノルズ数領域における、遷移や剥離等の複雑な流れ場を含む解析法を確立する。将来的に、失速特性や音響特性等の定量的評価を行う。

昨年度独自提案した、一般化特性インターフェイス理論を応用した新しいコンセプトによるマルチブロック解析コードを開発し、フラップ付の 2 次元高揚力装置に適用し、実用形状での性能検証を行う。

● 研究の概要

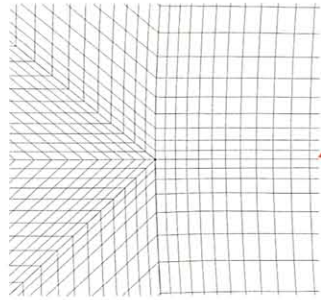
単点結合で、ブロック境界でのキंकを許容するという特徴を持つ、一般化特性インターフェイス理論を応用した新しいコンセプトによるマルチブロック解析コードを開発し、本手法をフラップ付の 2 次元高揚力装置に適用し、実用形状での性能検証を行う。

高揚力装置に特有の複数の遷移点の捕獲及び、平均圧力分布等を実験結果と比較検討する。

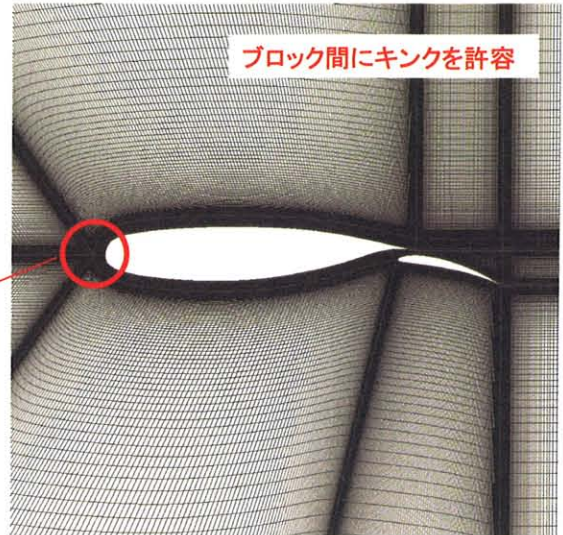
● 今年度の研究成果の概要

- ・昨年度独自に開発した一般化特性インターフェイス理論を応用したマルチブロック LES 解析コードを開発し、複雑形状として、フラップを有する高揚力 2 次元翼の検証解析を実施した。
- ・ブロック間にキंकを許容する新しい概念による計算格子を作成し、本手法で従来困難とされていた複数の遷移点をモデルを用いることなしに捕獲できることを実証し、圧力分布等も定量的に実験値と一致することを確認した。
- ・本成果は、複雑形状物体周りにおける非定常物理量を従来にない精度で定量的に再現することに道を開くものであり、本手法が航空機実形状レベルに適用できることを実証するものである。

翼形状 NLR7301 Two-Element Aerofoil
 レイノルズ数 2.51×10^6
 マッハ数 0.125
 迎角 13.1 deg
 Flap Deflection Angle 20.0 deg
 格子点数 6.8×10^6

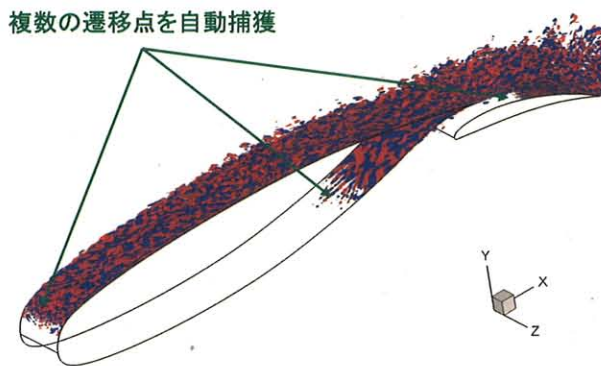


計算格子拡大図

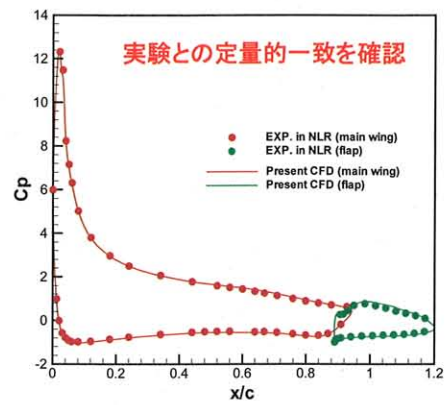


マルチブロック計算格子

図1 計算条件詳細と格子形状の概要



流れ方向渦度の様子



圧力係数分布

図2 不安定波周波数分布に関する線型安定性解析及び実験との比較

航空機騒音に関連した音響シミュレーションへの応用に関する研究

Research on Simulation of Airframe noise

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 空気力学研究グループ，黒滝卓司(kurotaki@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：総合技術研究本部 空気力学研究グループ，池田友明(ikedat@chofu.jaxa.jp)

総合技術研究本部 空気力学研究グループ，住 隆博(sumi@chofu.jaxa.jp)

総合技術研究本部 空気力学研究グループ，桧山 淳(bird@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

課題 1 及び 2 で開発した高精度解析手法を，航空機騒音に関連した音響シミュレーションに関連する課題に応用し，定量的騒音評価法，騒音メカニズムの解明に活用するための技術を獲得する。

最初の課題として，二次元翼後縁から発生する trailing edge noise に関するシミュレーションを行い，定量的評価を行う。

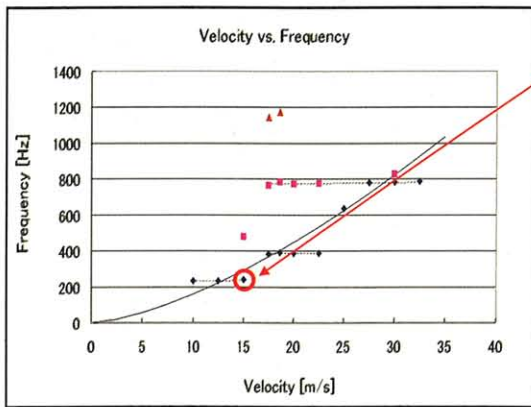
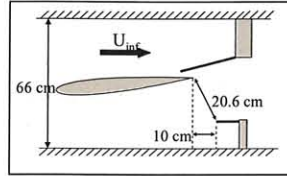
● 研究の概要

サクシオン側で自然遷移が起これ乱流になるレイノルズ数領域で，trailing edge noise が発生する条件を選び，フィードバック音のメカニズムを考慮して，NACA0015 二次元翼全体周りのシミュレーションを行う。自然遷移はモデル無しで捕獲されること及びピーク音の周波数，後縁部の流れの詳細を数値解析により定量的にシミュレートできるかを検証する。

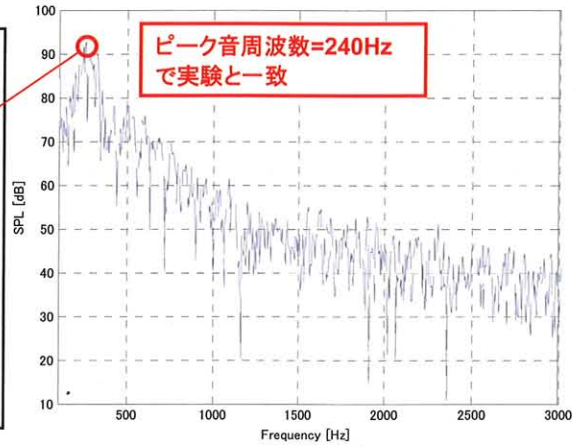
● 今年度の研究成果の概要

- ・ NACA0015 二次元翼型の Trailing edge noise シミュレーションを行い，実験値で計測したピーク音を定量的に捕えることに成功した。
- ・ 負圧側における自然遷移過程，後縁から発生する音波のフィードバック含む現象を，翼型全体周りで解析したのは初めての例である。
- ・ 圧力側後縁で発生する 2 次元的渦と負圧側の乱流との相互作用等，ピーク音発生時の渦運動のメカニズムの詳細が本解析によって今後明らかにされることが期待される。

計算条件
 翼型 : NACA 0015
 翼弦長 : 400 mm
 迎角 : -5 度
 一様流速 : 最大0-50 m/s
 格子点数 : 350万点
 (スパン方向0.25コード長)

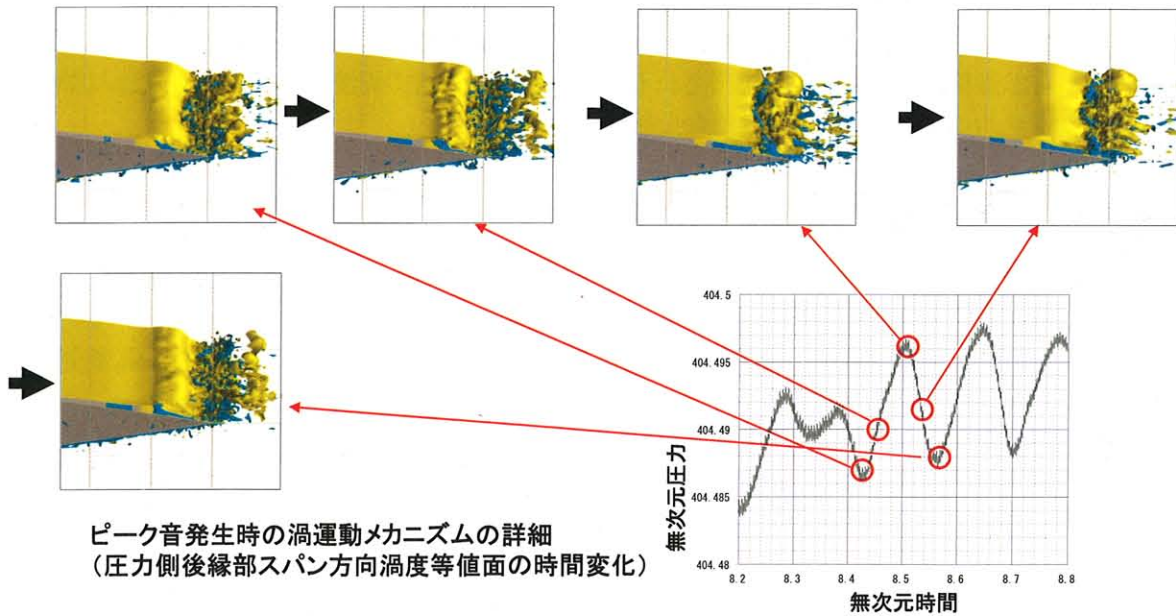


一様流速とピーク音周波数実験結果



一様流速14.5m/sにおける周波数分布

図1 計算条件及び実験の概要と解析による周波数分布



ピーク音発生時の渦運動メカニズムの詳細
 (圧力側後縁部スパン方向渦度等値面の時間変化)

図2 圧力側後縁部の流れ場の詳細

DNS による 2 次元翼周りの層流域における音響特性の研究

DNS Simulation of Sound Propagation around 2D airfoil at Laminar Flow Region

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 空気力学研究グループ，黒滝卓司(kurotaki@chofu.jaxa.jp)
 研究分担者：総合技術研究本部 空気力学研究グループ，池田友明(ikedat@chofu.jaxa.jp)
 総合技術研究本部 空気力学研究グループ，住 隆博(sumi@chofu.jaxa.jp)
 総合技術研究本部 空気力学研究グループ，桧山 淳(bird@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

低レイノルズ領域における 2 次元翼周りから発生する音の発生のメカニズムを課題 1 で開発した解析コードで詳細に解析することにより明らかにすることを目的とする。また，最終的に，安定性解析理論とタイアップして，この種の音の発生のメカニズムを明らかにすることをめざす。

● 研究の概要

2 次元層流域における DNS 計算に適用可能かどうかを検証するとともに，翼後縁部の流ればの詳細，ウェイクで発達する不安定波，カルマン渦の発生，音の発生と伝播の様子を詳細に解析し，実験結果と比較する。また，安定性解析理論とタイアップして，この種の音の発生のメカニズムを明らかにすることをめざす。

● 今年度の研究成果の概要

- ・低レイノルズ数領域における NACA0012 二次元翼の 2 次元層流高精度解析を行い，実験で観測された後縁後方に存在する音源を捕えることに成功した。
- ・領域においても，本解析手法が，直接シミュレーション(DNS)として，十分活用できることを実証した。

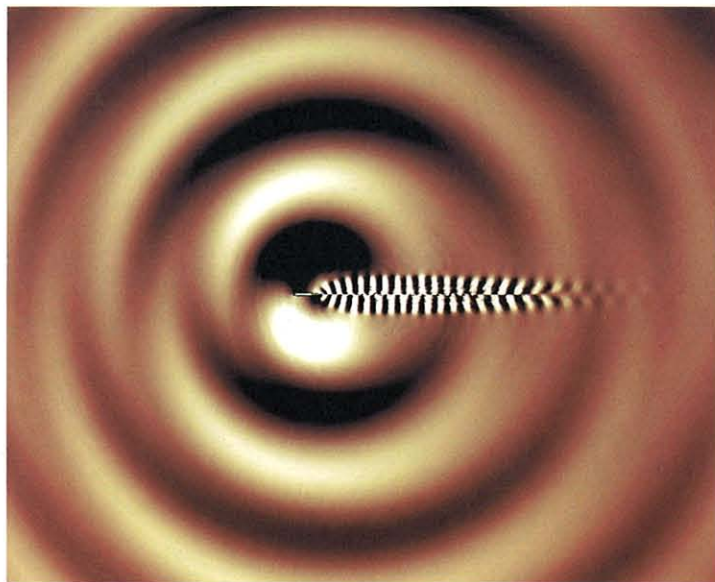


図1 カルマン渦及び音波の発生の様子

● 研究成果の公表状況

- 1) 住 隆博, 黒滝卓司, 桧山 淳, “高精度マルチブロック流体計算のための一般化特性インターフェース条件の構築とその性能評価,” 日本航空宇宙学会論文集, 第 54 巻, 第 635 号.
- 2) 黒滝卓司, 住 隆博, 跡部 隆, 桧山 淳, “Numerical Simulation around Airfoil with High Resolution in High Reynolds Numbers”, 45th AIAA Aerospace Science Meeting and Exhibit, AIAA 2007-720, 2007.
- 3) 黒滝卓司, 住 隆博, 桧山 淳, “LES による 2 次元翼周りの高精度シミュレーションについて”, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2006.
- 4) 黒滝卓司, 住 隆博, 桧山 淳, “LES による 2 次元翼周りの高精度シミュレーションの研究”, 第 38 回流体力学講演会.
- 5) 黒滝卓司, 住 隆博, “亜音速非定常流体现象に対する高精度数値解析法について”, 第 38 回「境界層遷移の解明と制御」研究会.
- 6) 黒滝卓司, “数値解析による空気力学の課題への挑戦”, 総合技術研究本部, 航空プログラムグループ公開研究発表会.
- 7) 跡部 隆, 黒滝卓司, 住 隆博, 高木正平, “Challenge for Natural Transition Simulation of Wing Boundary Layer with an Innovative 3-D LES Technique”, 36th AIAA Fluid Dynamics Conference & Exhibit, AIAA 2006-3533, 2006.
- 8) 跡部 隆, 黒滝卓司, 住 隆博, 桧山 淳, “先進的 LES による境界層遷移の高精度シミュレーション”, 日本流体力学学会年会 2006.
- 9) 池田友明, 黒滝卓司, 住 隆博, 高木正平, “Numerical simulations of flow past a 2-D airfoil at a low Reynolds number”, International Workshop on Boundary Layer Transition Study 2007.

静粛超音速研究機インテークの数値解析研究

Numerical Study on S3TD intake

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラム超音速機チーム，渡辺 安(wata@chofu.jaxa.jp)
 研究分担者：総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，小島孝之(kojima@chofu.jaxa.jp)
 航空プログラム超音速機チーム，水野拓哉(tmizuno@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

静粛超音速実験機(S3TD)インテークの流れ場解明。

● 研究の概要

静粛超音速実験機はソニックブームおよび離陸時の騒音低減をはかるため，エンジンを胴上配置としており，インテークは機体上方に配置される．このため，離陸時の高迎角時には機体表面で発達した境界層や主翼前縁で発生する剥離渦がインテーク内に流入する可能性がある．この場合，エンジン入口部のディストーション増大が懸念され，ディストーションの少ないインテークがシステム成功の重要な技術課題となっている．そこで，本研究では機体・インテーク統合計算によるインテーク解析を実施し，インテーク周辺の流れ場を調査している．計算格子はインテーク周辺と機体周辺の重合格子とし，格子間情報の作成には遺伝的アルゴリズムを導入している．

● 今年度の研究成果の概要

インテーク周辺の流れ場を M0.2 および M1.6 で調査した．

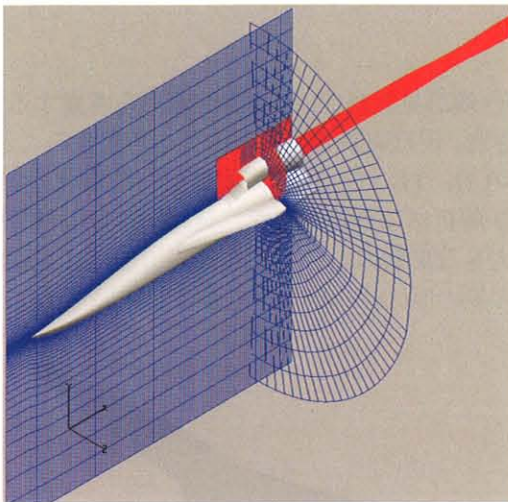


図1 計算格子（超音速計算用）

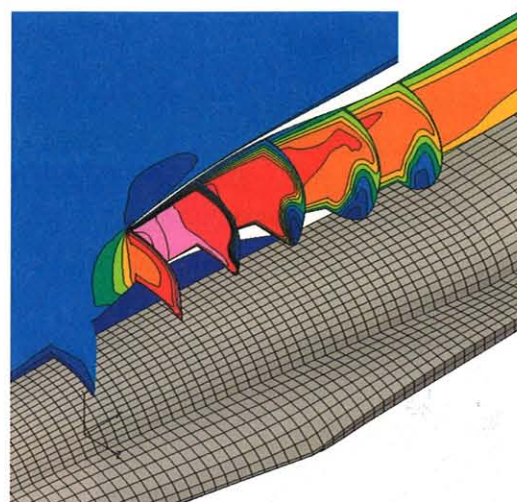


図2 マッハ数分布（主流マッハ数0.2）

小型超音速実験機(NEXST-1)の数値解析

Numerical analysis of the Supersonic Experimental Airplane(NEXST-1)

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 超音速機チーム，吉田憲司(yoshida.kenji@jaxa.jp)
 研究分担者：三向ソフト，石川敬掲(hiroaki@chofu.jaxa.jp)
 菱友システムズ，黒田文武(fkuroda@chofu.jaxa.jp)
 三向ソフト，笥由里子(kakei221@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

平成 17 年 10 月に“小型超音速実験機(NEXST-1)の飛行実験”がオーストラリア・ウーメラ実験場において実施され，表面圧力，力データ(C_L, C_D, C_M)，遷移データなどの空力データが得られた．本研究の目的は，飛行実験と同条件の CFD 解析より，本実験の計測データの検証，CFD 解析精度の検証，さらには実験機的设计コンセプトの効果を定性的，定量的に把握することを目的している．

● 研究の概要

飛行実験時のマッハ数，迎角，Re 数より CFD 解析を行い飛行実験データとの比較を行った．CFD の精度を上げるために，空力弾性変形を考慮した形状を用いることや，遷移関連データから推測される遷移位置を模擬するなどの高精度化を測っている．これらの CFD 解析は基本的に構造格子解析ソルバ“UPACS”を用いた．また，飛行実験機には各種計測センサーやモニタカメラなどの突起物に取り付けられているが，これら突起物を構造格子で再現することは困難なため，突起物の効果は別途，非構造格子解析ソルバ“TAS-code”により検証した．

● 今年度の研究成果の概要

飛行実験結果と CFD 解析の比較により，概ね良い一致が見られた．空力弾性変形を考慮することにより， C_L, C_D や C_p 分布などの圧力に依存する値が改善され，飛行実験の遷移データを考慮することにより， C_D の差に改善がみられた．また，設計点($M=2.0, C_L=0.1$)において，遷移模擬した結果では，全面乱流時に比べて約 4.6cts の抵抗軽減効果があることを CFD 解析により確認した．突起物込みの計算結果からは抵抗値の変化量を推算し，また表面圧力分布への大きな影響はないことも確認できた．表面圧力分布などに若干の誤差が両者間で存在しており，今後この差の原因について明らかにしていく予定である．

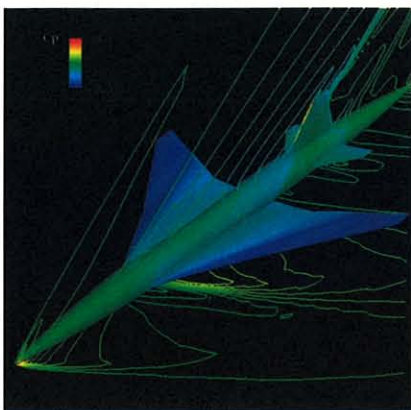


図1 NEXST-1 表面 C_p 分布

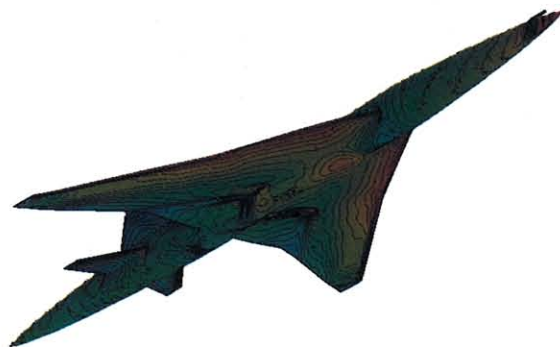


図2 突起物つき CFD 解析

● 研究成果の公表状況

- 1) Hiroaki ISHIKAWA, Dongyoun KWAK and Zhong LEI, “CFD analysis of the NEXST-1 using JAXA’s code”, 4th CFD-SST Workshop, JAXA-RR, 2006
- 2) 石川敬掲, 郭東潤, 川上浩樹, 吉田憲司, “小型超音速実験機の飛行実験成果に関する CFD 解析”, 第 44 回飛行機シンポジウム
- 3) 石川敬掲, 吉田憲司, 郭東潤, 野口正芳, 黒田文武, “小型超音速実験機における空力設計コンセプトの実機適用効果の考察”, 第 44 回飛行機シンポジウム

静粛超音速研究機の空力特性に関する数値解析

Numerical analysis of the SuperSonic Silent Technology Demonstrator(S³TD)

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 超音速機チーム，牧野好和(makino@chofu.jaxa.jp)
研究分担者：三向ソフト，石川敬掲(hiroaki@chofu.jaxa.jp)
菱友システムズ，黒田文武(fkuroda@chofu.jaxa.jp)
三向ソフト，笥由里子(kakei221@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

現在進められている静粛超音速研究機の第1次設計形状における空力特性やソニック・ブーム特性を把握することを目的とした。特に巡航マッハ数=1.6においては，ジェットエンジンの作動状態を模擬してエンジン吸排気の影響も検討した。

● 研究の概要

本研究は静粛超音速研究機の1次形状の機体成立性やソニック・ブーム低減効果を議論する上で必要なデータを早急に取得することが大きな目的であるため，非粘性のCFD解析(Euler方程式)を幅広いマッハ数領域(M=0.4~1.6)にて計算を行った。ここで，本研究機はエンジンが胴体上方に配置されていることからエンジンのジェット吸排気の影響は大きい。そこで，巡航マッハ数1.6においてはジェットエンジンの作動状態を模擬したCFD解析を行い，その空力特性やソニック・ブームへの影響を調べた。CFD解析ソルバはこれらの解析を行うことが可能である“UPACS”を用いた。

● 今年度の研究成果の概要

静粛超音速研究機の1次形状についてMach=0.4~1.6，迎角=-2~10°の空力特性データ(C_L, C_{Dp}, C_M)を非粘性のCFD解析(Euler方程式)より取得し，本研究の空力特性，さらに問題点を明確にした。また本研究機の重要な設計コンセプトの1つであるソニック・ブーム特性を取得するための近傍場の圧力データを取得し低ブーム設計に用いたツールとのクロスチェックを行った。また，エンジンは胴体上方に配置されていることの影響をジェットエンジンの作動状態を模擬した計算より把握し，その問題点を把握した。これらの計算結果から得られた知見は次期設計フェーズに反映されており，今後も設計が進んだ段階で同様のCFD解析を行う予定である。

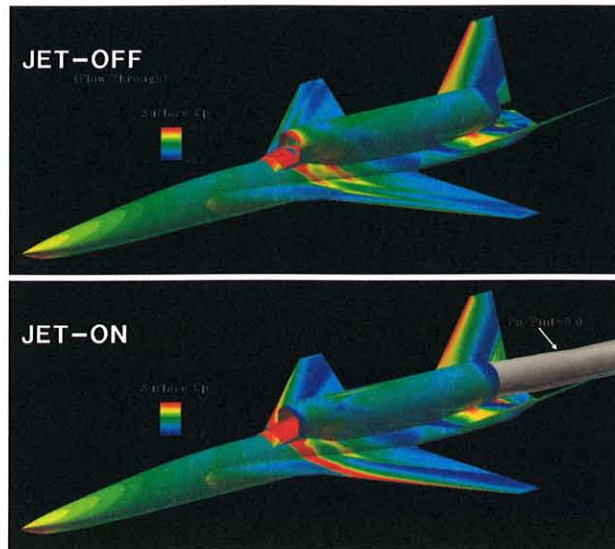


図1 エンジンジェット吸排気の影響

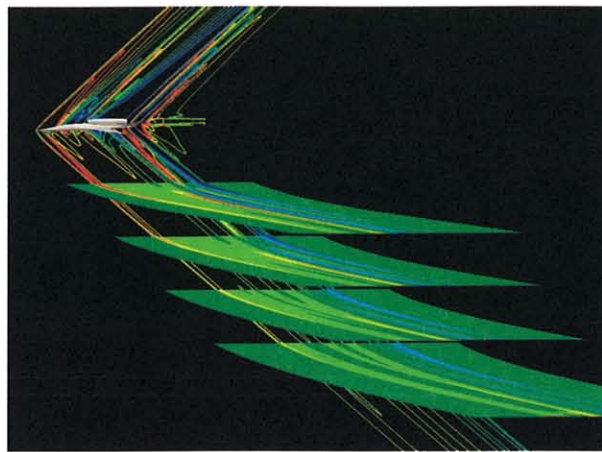


図2 ソニックブームの伝播

小型超音速実験機(NEXST-1)の境界層遷移に関する数値解析

Numerical analysis for the Boundary Layer Transition of the NEXST-1

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 超音速機チーム，吉田憲司(yoshida.kenji@jaxa.jp)

研究分担者：三向ソフト，石川敬掲(hiroaki@chofu.jaxa.jp)

東京ビジネスサービス，上田良稲(yueda@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

平成 17 年 10 月に“小型超音速実験機(NEXST-1)”の飛行実験がオーストラリア・ウーメラ実験場において実施され，表面圧力，力データ(C_L, C_D, C_M)だけでなく遷移に関するデータも得られた．本実験機の主翼のような 3 次元性を有する境界層遷移の推定精度は 3 次元境界層プロファイルの推定精度に強く依存している．本研究は，CFD 解析より 3 次元境界層プロファイルを推定し，飛行実験より得られた遷移データとの比較からより高精度の遷移解析手法を構築することを目的とした．

● 研究の概要

遷移解析で用いる高精度の 3 次元境界層プロファイルの得るために境界層内に 50~70 点の格子点を有する計算格子を作成し，層流計算の CFD 解析を行った．境界層内の格子が多く，格子密度が高い計算領域での層流計算であるため収束には十分に配慮した．また，翼後縁での層流剥離の発生を避けるため $x/c=80\%$ 以後では乱流計算に切り替えている．得られた CFD 解析結果に対して境界層外縁の速度ベクトルから流線を求め（境界層外部流線）遷移解析用の境界層プロファイルを作成した．ここで CFD 解析ソルバは JAXA で開発された“UPACS”を用いている．

● 今年度の研究成果の概要

得られた境界層プロファイルから遷移解析を行い，飛行実験で得られた遷移データの比較を行った．CFD 解析結果を用いた遷移マップは特にスパン方向に不連続に変化しており，今後この原因を明らかにし，より高精度の遷移解析法を構築する予定である．

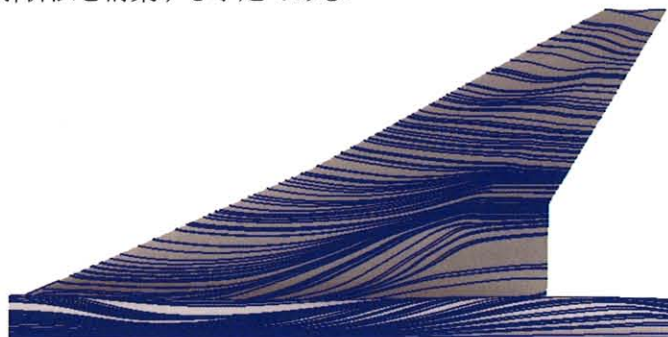


図1 NEXST-1 オイルフロー

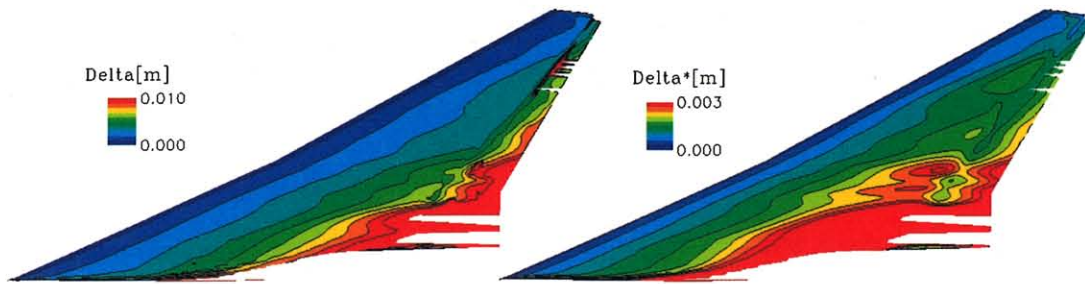


図2 外部流線に沿った境界層厚さ δ および排除厚さ δ^* 分布

● 研究成果の公表状況

- 1) 上田良稲, 石川敬掲, 吉田憲司, “飛行実験の遷移計測結果と NS を用いた層流境界層 profile に基づく遷移点予測結果との比較・検討”, 第 44 回飛行機シンポジウム

静粛超音速研究機の低ソニックブーム設計

Low Sonic-boom Design of Silent Supersonic Technology Demonstrator (S3TD)

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 超音速機チーム，牧野好和(makino@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

航空プログラムグループでプロジェクト化を目指している「静粛超音速研究機プロジェクト」の飛行実証項目である低ソニックブーム設計技術の実証のため，地上において低ソニックブーム圧力波形を発生することが可能なスケール機の設計を行うことを目的とする。

● 研究の概要

静粛超音速研究機の概念設計段階において低ソニックブーム設計技術の飛行実証が可能なスケール機を設計するとともに，設計に必要な空力解析ツールの開発と最適設計技術の研究を行う。

● 今年度の研究成果の概要

静粛超音速研究機システム検討（その2）の契約に際して，JAXA から研究機第1次形状を提示するために研究機の低ソニックブーム設計を実施した。多目的 GA 最適設計ツールを用いて研究機のトリム特性と低ソニックブーム特性を両立させる機体形状を見出した。設計された研究機形状に対して重合格子法を利用した Euler CFD 解析を実施して機体近傍圧力場を推算し，研究機による低ソニックブーム設計技術実証の可能性を示した。

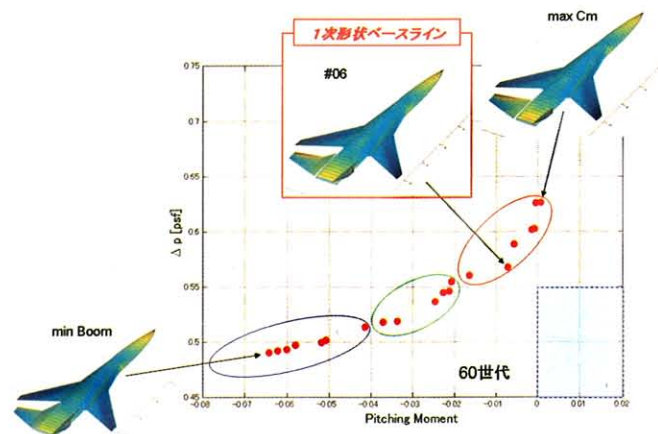


図1 多目的遺伝的アルゴリズム最適設計による静粛超音速研究機第1次形状設計

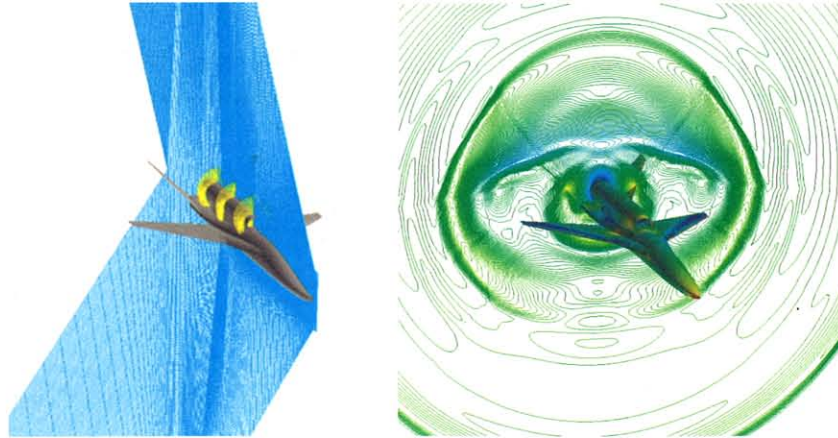


図2 重合格子法を用いた静粛超音速研究機第1次形状の機体近傍圧力場 Euler CFD 解析

● 研究成果の公表状況

- 1) Y.Makino, "Low sonic-boom design of a Silent SuperSonic Technology Demonstrator ~ Development of CAPAS and its Application ~," 4th SST-CFD-WS, October 2006.

遷音速風洞静圧プローブ周りの流れの把握

Computation of flow around a transonic static pressure probe.

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 風洞技術開発センター，上野 真(ueno@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

JAXA 2m×2m遷音速風洞測定部のマッハ数検定に使用する静圧プローブ周りの気流特性を明らかにする。

● 研究の概要

遷音速風洞で使用する静圧プローブ周りの流れを明らかにし，当該プローブを使用した遷音速風洞測定部の気流検定の精度向上を図る。

● 今年度の研究成果の概要

プローブ周りの軸対称格子を生成し，試計算を行った。

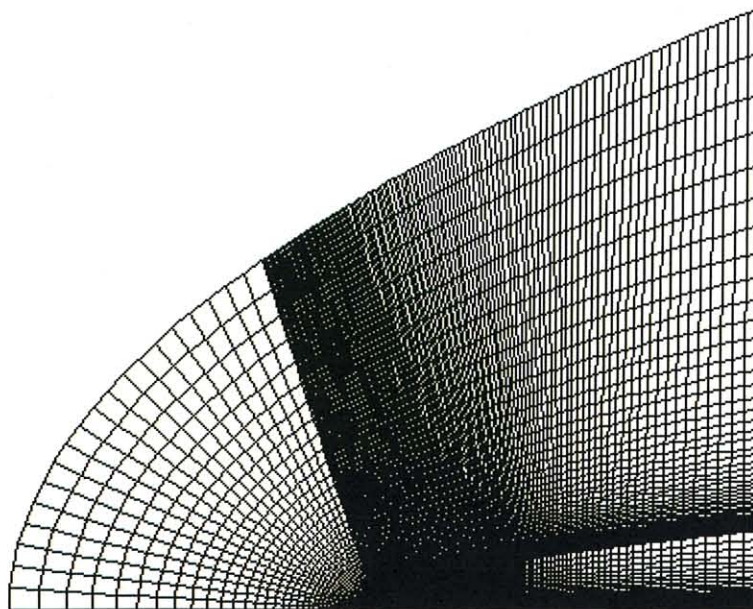


図1 プローブ周りの格子

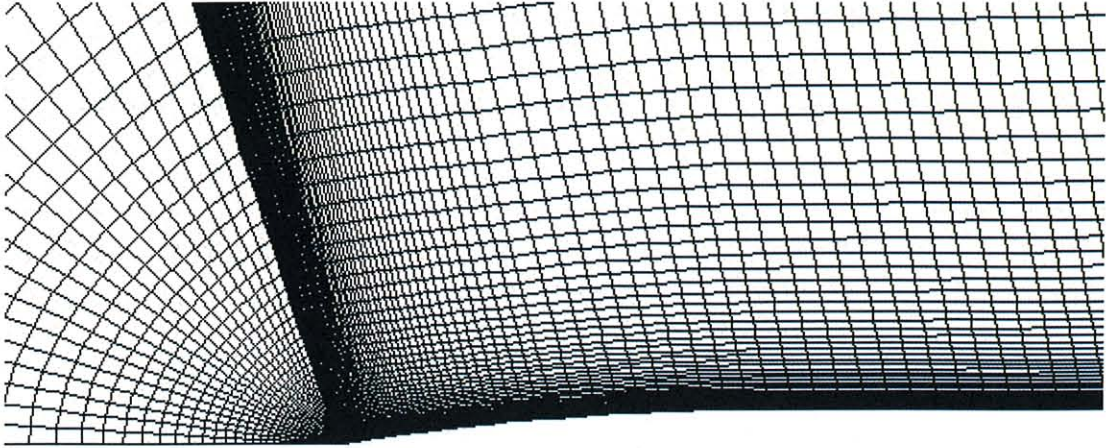


図2 プローブ周りの格子 (プローブ先端周辺拡大図)

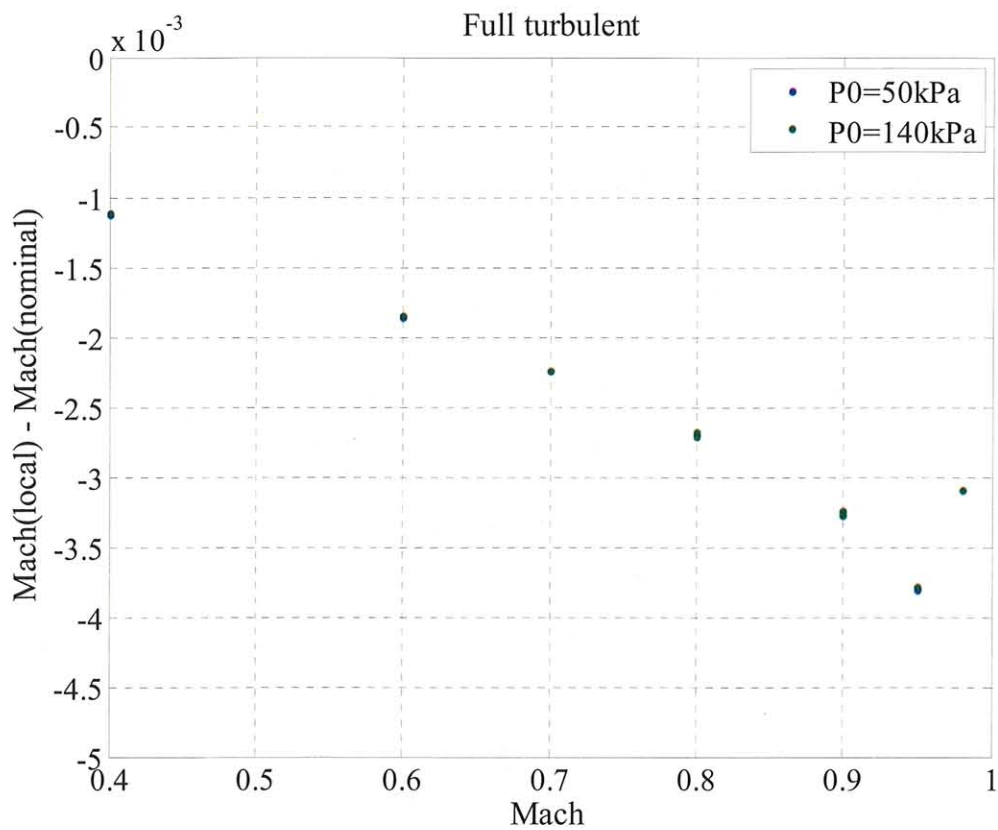


図3 プローブ圧力孔位置における測定マッハ数と一様流マッハ数のずれ

迎角つき軸対称物体の CFD 解析を用いた境界層遷移解析

Numerical analysis of the Supersonic Experimental Airplane(NEXST-1)

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 空気力学研究グループ，徳川直子(tokugawa.naoko@jaxa.jp)

研究分担者：学習院大学，野瀬現太(arata@chofu.jaxa.jp)

三向ソフト，石川敬掲(hiroaki@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

超音速流中での 3 次元境界層流れに関する境界層遷移解析は工学的にも重要な研究課題の一つである。本研究ではその代表例として，円錐のような軸対称物体の迎角を有する場合の遷移解析を取り上げ，高精度遷移解析手法の構築を目的とした。ここで遷移解析をおこなう上で重要な 3 次元境界層プロファイルを CFD 解析により求めている。

● 研究の概要

現在，超音速流中での 3 次元境界層流れに関する遷移解析法としては e^N 法が最も有効な方法とみなされているが，その解析精度は前提となる 3 次元境界層プロファイルの推定精度に強く支配される。そこで，本研究ではこの 3 次元境界層プロファイルを CFD 解析 (UPACS-層流計算) により得ている。対象としたのは円錐のような軸対称物体の迎角を有する場合の遷移解析で，まず始めに円錐形状の 3 次元境界層プロファイルの格子依存性や形状依存 (先端の鈍頭度など) を調査した。次に小型超音速実験機のノーズ(Sears-Haack 体)や円錐，体積が細くなるフレア型の円錐などの様々な軸対称物体の CFD 解析を行い，その境界層厚さなどの流れ場の比較を行った。

● 今年度の研究成果の概要

半頂角 $=5^\circ$ の円錐物体における格子依存性の調査からは境界層内や周方向，流れ方向の格子点数の依存性を調査し，より精度の良い結果を得る格子密度を決定した。本 CFD 解析は対象となる形状がシンプルであるため，自作の計算格子の生成は自動格子生成ツールに上記の格子依存性の結果を反映することで，迅速な格子生成を可能になった。また，軸対称形状や迎角によって境界層の発達が異なるため，様々な形状の軸対称物体の 3 次元境界層プロファイルを CFD 解析より取得した。今後はこれらの結果について遷移解析をおこない，風洞試験結果との比較等からより精度の良い遷移解析の構築，および迎角を有する軸対称物体の遷移メカニズムの解明を行う予定である。

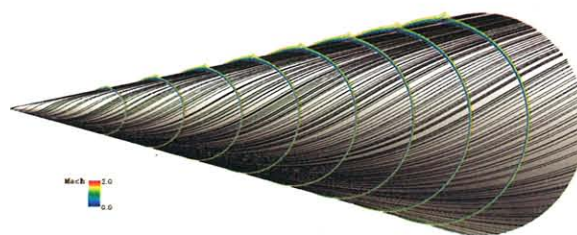


図1 円錐 (半頂角 $=5^\circ$) 形状の Oil flow および境界層厚さ($M=2, \alpha=3^\circ$)



図2 逆フレア型軸対称形状の Oil flow および境界層厚さ($M=2, \alpha=3^\circ$)

NASTRAN を用いた構造解析

Structure Analysis with MSC/NASTRAN

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部構造技術開発センター，高戸谷 健(takatoya.takeshi@jaxa.jp)

研究分担者：総合技術研究本部構造技術開発センター，熊澤 寿(kumazawa.hisashi@jaxa.jp)

● 計算の目的

MSC/NASTRAN を用いて，中規模から大規模の有限要素解析を実施することで，構造物の力学的・熱的な挙動の解明を行うこと。

● 研究の概要

小型超音速ロケット実験機の飛行実験データの解析に資する実験機の翼と胴体の飛行中の変形を求めするための構造解析モデルを作成し，CFD と関係させた解析を進めている。

また，静粛超音速研究機の概念設計に資する構造検討を進めている。

● 今年度の研究成果の概要

静粛超音速研究機の平面形状の最適化を図るため，CFD の格子データから翼の FEM モデルを生成し強度・剛性を NASTRAN を用いて求めた。

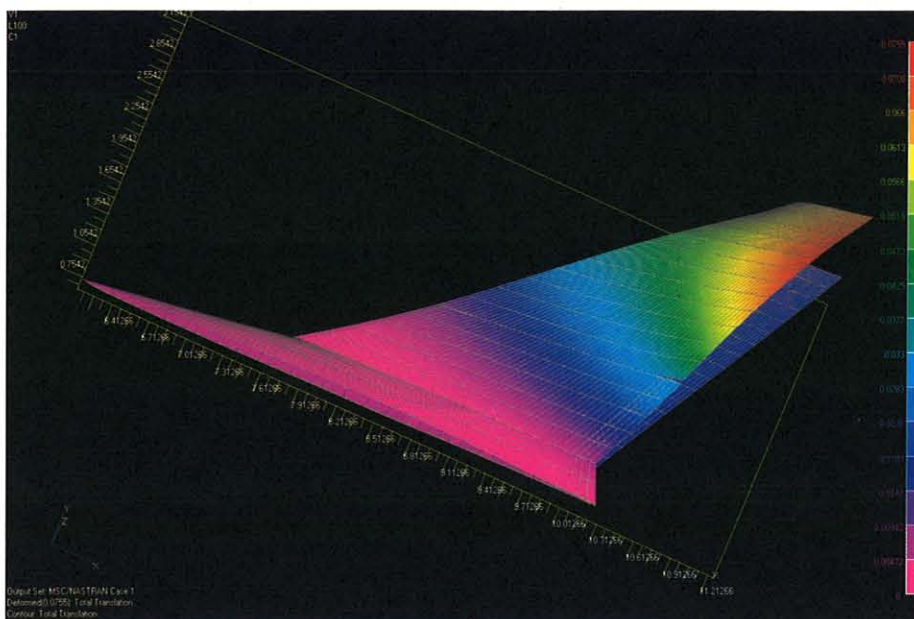


図1 静粛超音速研究機の概念設計向け構造モデル（主翼のみ）

複雑形状ターボ機械の流れ解析

Numerical Simulation of Complicated Flow in Turbo Machinery

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，才木一寿
 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，野崎 理
 航空プログラムグループ 無人機・未来型航空機チーム，岩瀬 識

● 計算の目的

タンデム翼構造を有し複雑な流れを伴う VTOL 用小型遷音速斜流圧縮機の動翼列部について，段計算を行う。

● 研究の概要

タンデム翼形態の効果を調べるため，タンデム翼形態と非タンデム翼形態（翼間間隙を塞いだ計算）を実施した。

● 今年度の研究成果の概要

大流量側（低圧力比側）では IGV からインデューサー翼に流入する流れが負のインシデンスとなり，圧力面側の前縁部ではく離することがわかった。また，非タンデム翼形態と比べてタンデム翼形態の方が出口静圧が上がることを確認出来た。

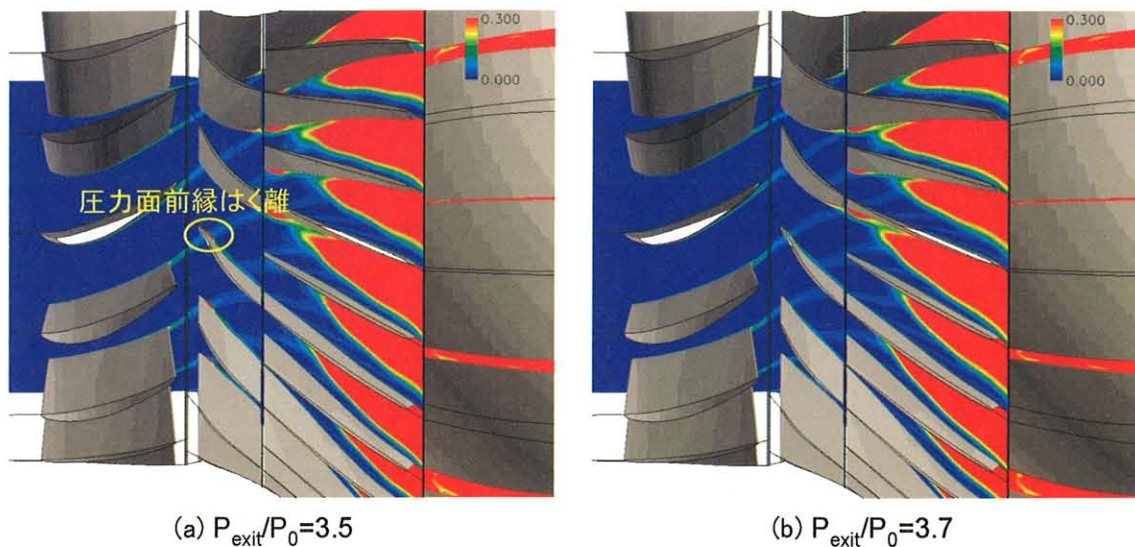


図1 ミッドスパン面上エントロピー分布（タンデム翼形態）

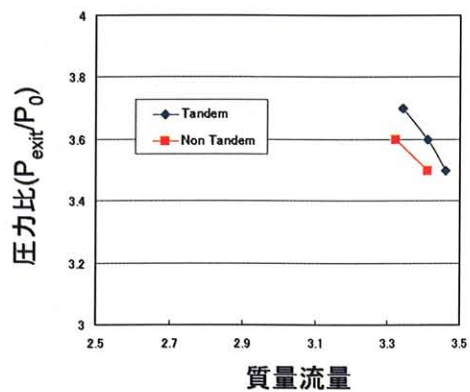


図2 性能曲線

● 研究成果の公表状況

- 1) 岩瀬 識, 才木一寿, “数値計算を用いたクラスターファン・エンジン用斜流型圧縮機的设计”, JAXA-RR-06-005

高迎角翼における揚力係数ヒステリシスループの数値予測

Numerical Prediction of Hysteresis Loop in Lift Coefficients for a Wing with High Angle of Attack

● 研究グループ

研究代表者：九州大学大学院 工学研究院, 山崎伸彦(yamasaki@aero.kyushu-u.ac.jp)

研究分担者：航空プログラムグループ 国産旅客機チーム, 山本 一臣(kazuomi@chofu.jaxa.jp)

九州大学大学院 工学研究院 航空宇宙工学部門, 猪口雄三(yuzo@aero.kyushu-u.ac.jp)

● 計算の目的

翼は迎角をあげていくといずれ剥離を生じて失速し急激に揚力を失い, 逆に迎角を小さくしていくと再付着して揚力を回復するが, このときの揚力係数-迎角($CL-\alpha$)曲線は迎角上げ側と下げ側とで異なった曲線を描く. このヒステリシス現象は実験的には古くから知られていたが, 計算で再現された例はない. 本研究はこのような大規模剥離をとまなうヒステリシスの数値的な再現を目的とする.

● 研究の概要

非圧縮性 Navier-Stokes 方程式を 3 次精度風上差分(K-K スキーム)と 3 次精度アダムス・バッシュェフォース法で解き, ダイナミック SGS モデルを適用して風車翼 MEL053 周りの LES を行った. 迎角を徐々に大きくしながら失速するまで計算し, 次に, 迎角を徐々に迎角を小さくしながら計算を続けた.

● 今年度の研究成果の概要

計算の結果, 実験で見られる揚力係数のヒステリシスループを再現することはできなかった. それぞれの迎角ごとに, 無次元時間(翼コード長と主流流速がリファレンス)で 50 前後まで計算しているが, 剥離によって生じる大規模な渦が翼に与える影響を正確に見積もって, ヒステリシスを計算で再現するには, より多くの計算時間を必要とすると考察している.

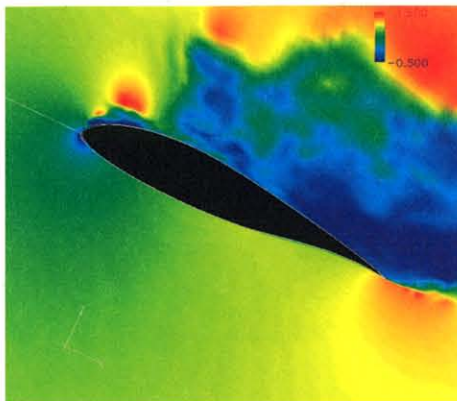


Fig.1 Instantaneous velocity component (u) contour of a flow around MEL053 airfoil. AOA = 26 degrees.

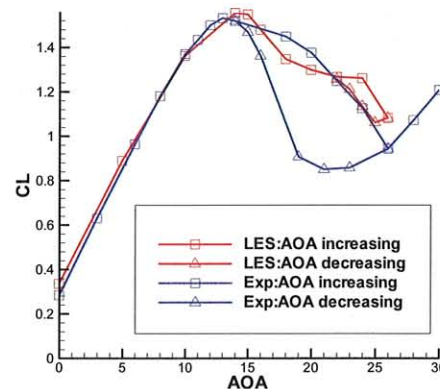


Fig.2 Hysteresis loop in lift coefficient, CL , for MEL053 airfoil. Blue lines and red lines indicate experimental and numerical results, respectively.

航空機機体騒音予測の研究

Numerical Simulation of Airframe Noise

●研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 国産旅客機チーム, 今村太郎(imamura@chofu.jaxa.jp)
研究分担者：菱友システムズ, 平井亨(thirai@chofu.jaxa.jp)
菱友システムズ, 田中健太郎(kentaro@chofu.jaxa.jp)
総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター, 榎本俊治(eno@chofu.jaxa.jp)
航空プログラムグループ 国産旅客機チーム, 山本一臣(kazuomi@chofu.jaxa.jp)

●計算の目的

本計算の目的は高揚力装置騒音の騒音源となる流れ場を理解することである。更に計算結果に基づき、低騒音デバイスを考案し、その周囲の流れ場のデータを解析することで、その効果を調べることを目的とする。

●研究の概要

高揚力装置から発生する空力騒音の低減が市場競争力確保のための最重要課題の一つであるため、騒音低減技術の開発は必須である。そこで、航空機高揚力装置の中で大きな騒音源と知られている、前縁スラット周りの LES/RANS 解析を実施した。またスラットと同様に大きな音源として知られているフラップ端については、単純化したモデル (NACA0012 翼端) 周りの解析を実施した。

●今年度の研究成果の概要

UPACS-LES を用いた非定常計算結果より、高揚力装置前縁スラットから発生する広帯域騒音源が明らかになってきた。これらの計算結果に基づき、低騒音デバイスを考案し、その効果を実験および計算にて検証した。新しく考案したデバイスにより騒音低減が図れた。

また、翼端近傍の詳細な流れ場が明らかになってきた。これらの計算結果は、併せて実施している風洞実験との比較を実施し、計算結果の計算格子や計算スキームの依存性を確認した。

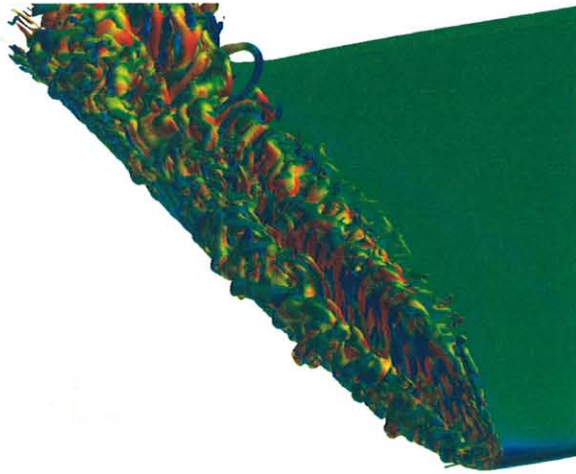


図1 JSM slat 周りの非定常解析結果
(第二不変量の等値面)



図2 NACA0012 翼端周りの非定常解析結果
(渦度の等値面)

● 研究成果の公表状況

- 1) Taro IMAMURA, Shunji ENOMOTO, Kazuomi YAMAMOTO, “3D Unsteady Flow Computations in a Slat Cove using Large Eddy Simulation”, AIAA paper 2006-2668 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Cambridge, Massachusetts
- 2) 今村太郎, “JAXA 航空プログラムにおける高揚力装置騒音解析事例の紹介”, 東北大学 21 世紀 COE 航空宇宙流体科学サマースクール 2006.7.2-4
- 3) 今村太郎, 榎本俊治, 山本一臣, “LES による高揚力装置前縁スラットの騒音源解析”, 第 3 回国産旅客機・クリーンエンジン研究発表会 2006.7.14
- 4) Taro IMAMURA, Shunji ENOMOTO, Kazuomi YAMAMOTO, “Noise Generation around NACA0012 Wingtip using Large-Eddy-Simulation”, 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS) Hamburg Germany, 3 Sep. 2006
- 5) 今村太郎, “航空機高揚力装置周りの騒音予測の研究”, 平成 18 年度公開研究発表会 2006.10.11
- 6) Taro Imamura, Yuzuru Yokokawa, Shunji Enomoto, and Kazuomi Yamamoto, “Unsteady Numerical Simulation around High-lift-devices of an Aircraft using UPACS-LES Code”, Sixth International Symposium on Advanced Fluid Information (AFI-2006) 2006.10.26,27
- 7) 今村太郎, 平井 亨, 横川 譲, 山本一臣, “高揚力装置前縁スラット用騒音低減デバイスの数値解析”, 第 26 回流力騒音シンポジウム 2006.12.15-16
- 8) 今村太郎, 榎本俊治, 横川 譲, 山本一臣, “高揚力装置前縁スラットから発生する広帯域騒音の数値解析”, 第 20 回数値流体力学シンポジウム, 2006/12/18-20
- 9) Taro Imamura, Shunji Enomoto, Yuzuru Yokokawa, Kazuomi Yamamoto, “Simulation of the Broadband Noise from a Slat Using Zonal LES/RANS Hybrid Method”, AIAA conference Reno, 2007/1/8

航空機周りの音の伝播解析

Numerical Simulation of Acoustic Waves around Civil Transport

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ，今村太郎(imamura@chofu.jaxa.jp, imamura.taro@jaxa.jp)

研究分担者：財団法人 航空宇宙技術振興財団，雨宮和久(amemy@chofu.jaxa.jp)

総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，榎本俊治(eno@chofu.jaxa.jp)

航空プログラムグループ 国産旅客機チーム，山本一臣(kazuomi@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

航空機機内騒音を予測するため，エンジンから生じるファン騒音が空气中を伝播していく過程を高精度に計算し，機内騒音の予測精度向上，更に将来的には低減化する設計に供するデータを得ることが目的である。

● 研究の概要

航空機エンジンから発生するファン騒音はエンジン騒音の中で大きな割合を占めている。そこで，音源を単極子音源でモデル化した場合の航空機全機周りの伝播解析を UPACS-LEE コードを用いて実施した。並行して，ファン騒音の音源精度を向上させた検証計算も実施した。

● 今年度の研究成果の概要

UPACS-LEE を用いた音の伝播解析より，ファン面に存在する単極子音源から音波が伝播する様子が明らかになった。また，より現実に近いファン騒音源を与えることが可能になった。

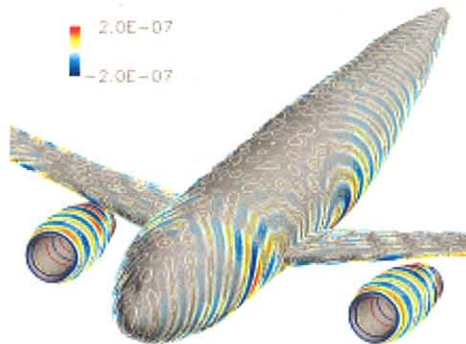


図1 DLR-F6 周りの音の伝播解析
(機体表面の圧力変動分布)

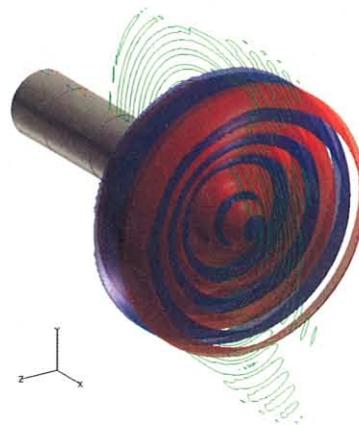


図2 Duct mode の検証計算
($(m,n)=(0,2)$, $\omega=0.72$)

● 研究成果の公表状況

- 1) Taro Imamura, Kazuhisa Amemiya, Shunji Enomoto and Kazuomi Yamamoto, "Noise Propagation around an Aircraft Using Linearized Euler Equation", Fifth Asia Workshop on Computational Fluid Dynamics (Fifth China-Japan Joint Workshop on CFD) August 20-23, 2006, Xi'an, China

航空機高揚力装置周りの空力解析に関する研究

Study of Aerodynamic Analysis around Aircraft High-Lift Configurations

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 国産旅客機チーム，村山光宏(murayama.mitsuhiro@jaxa.jp)
 航空プログラムグループ 国産旅客機チーム，山本一臣(kazuomi@chofu.jaxa.jp)
 研究分担者：菱友システムズ，田中健太郎(kentarou@chofu.jaxa.jp)
 菱友システムズ，平井 亨(thirai@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

環境適応型高性能小型旅客機研究開発の共同研究及び JAXA 独自先行研究として航空機高揚力装置周りの空力解析に関して次の研究を行う。

- ・高効率高揚力装置の設計に供するため，高揚力装置特性（Re 数依存性，最大揚力係数，失速パターン等）を評価する信頼性の高い CFD 解析ツールを構築し，その検証・整備を行う
- ・高揚力装置の Re 数依存特性予測と実機性能推算を行う
- ・高揚力装置の性能向上の検討を実施し，設計指針を得る

● 研究の概要

3次元高揚力装置 CFD 解析の高精度化

- ・ JAXA 高揚力装置半裁風試模型及びその他風試データにより精度検証と高精度化
- ・ JAXA 高揚力装置半裁模型風試データを用いた CFD ワークショップ開催により技術課題明確化と解析技術向上
- ・ 風試補正検討
- ・ 高揚力装置の Re 数依存特性予測と実機性能推算
- ・ 境界層乱流遷移予測解析手法の検証と乱流遷移の性能への影響調査

高揚力装置の性能向上の検討

- ・ 3次元形状感度評価

● 今年度の研究成果の概要

3次元高揚力装置 CFD 解析の高精度化

- ・ 計算スキーム，乱流モデル，格子密度などの精度支配要因が揚力・失速特性に与える影響を明確化
- ・ CFD ワークショップにより高揚力装置空力解析の解析精度向上のための技術課題を多くの視点で明確化

高揚力装置の Re 数依存特性予測と実機性能推算

- ・ JAXA 遷移予測解析技術の高揚力装置解析への適用性を実証
- ・ 実機 Re 数における境界層乱流遷移特性と遷移の空力性能への影響把握
→実機レイノルズ数における空力性能の推算に見通し

高揚力装置の性能向上に関する検討

- ・ スラット端などの 3次元形状が空力特性に与える影響を把握

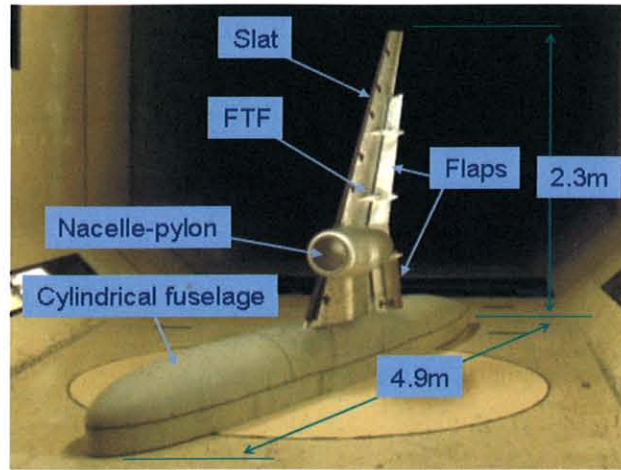


図1 JAXA 高揚力装置半裁風試模型

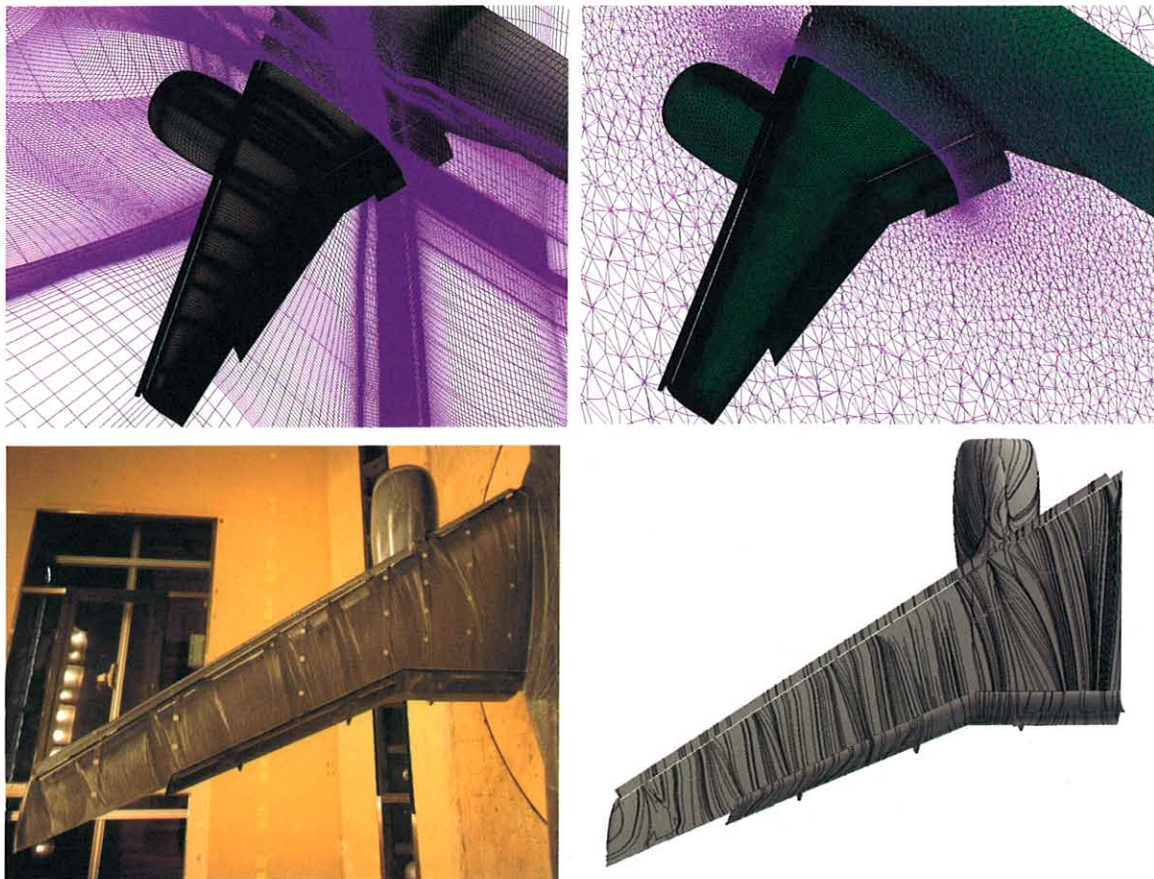


図2 計算格子 (左: マルチブロック構造格子, 右: 非構造格子) と解析結果の一例 (左: オイルフロー風試結果, 右: CFD 解析結果)

● 研究成果の公表状況

- 1) Yokokawa, Y., Murayama, M., Ito, T., and Yamamoto, K., "Experiment and CFD of a High-lift Configuration Civil Transport Aircraft Model," AIAA-Paper2006-3452, June. 2006
- 2) Murayama, M., Yamamoto, K., Tanaka, K., Yokokawa, Y., and Ito, T., "Numerical Simulation around a High-Lift Configuration of a Civil Aircraft Model," Proceedings of the Fifth Asia Workshop on Computational Fluid Dynamics, August, 2006.
- 3) Murayama, M., Yokokawa, Y., and Yamamoto, K., "Validation Study of CFD Analysis for High-Lift Systems," Proceedings of 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), Sep. 2006
- 4) 村山光宏, 山本一臣, 田中健太郎, 上田良稲, "JAXA 高揚力装置風洞模型の CFD 解析," 第 44 回 飛行機シンポジウム講演論文集, 2006 年 10 月

静粛超音速研究機の低速空力性能に関する検討

Study of Low-speed Aerodynamic Performance for Silent Supersonic Transport Demonstrator

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 国産旅客機チーム, 村山光宏(murayama.mitsuhiro@jaxa.jp)

● 計算の目的

JAXA 静粛超音速研究機の低速空力性能評価及びその改善に関する検討を行う。

● 研究の概要

主翼平面形の検討を行い、低速時の主翼の性能及び舵効き等の空力特性改善検討を行う。

● 今年度の研究成果の概要

静粛超音速研究機の低速時の空力性能把握。

主翼平面形設計パラメータが低速空力特性へ与える寄与の把握と低速性能改善形状の提案。

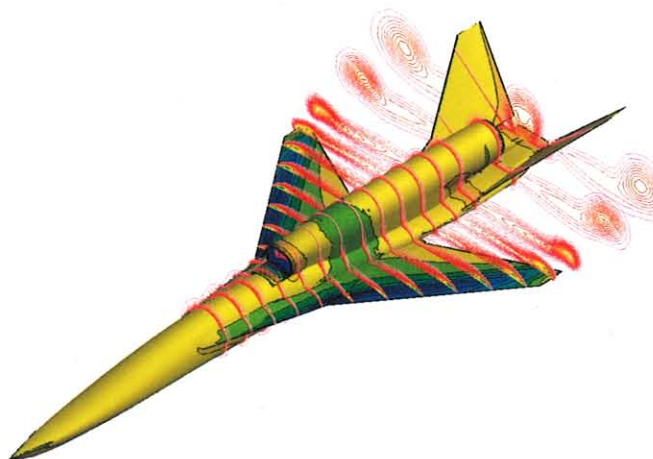


図1 JAXA 静粛超音速研究機解析形状の一例：表面圧力係数分布及び空間総圧分布

CFD による航空機抵抗予測の精度向上に関する研究

Study of CFD Drag Prediction for Aircraft Configuration

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 国産旅客機チーム，村山光宏(murayama.mitsuhiro@jaxa.jp)
航空プログラムグループ 国産旅客機チーム，山本一臣(kazuomi@chofu.jaxa.jp)
研究分担者：菱友システムズ，平井 亨(thirai@chofu.jaxa.jp)
菱友システムズ，田中健太郎(kentaro@chofu.jaxa.jp)
大興電子通信，伊藤良三(ryozo@chofu.jaxa.jp)
三向ソフト，石川敬掲(hiroaki@chofu.jaxa.jp)
航空プログラムグループ 超音速機チーム，雷 忠(lei@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

航空機の空力設計において重要な課題である空力抵抗の予測精度・信頼性の向上を図る。

● 研究の概要

遷音速旅客機形態 DLR-F6 モデルに対して，計算格子，スキーム，乱流モデルによる抵抗値への影響を明確にし，今後の抵抗予測精度向上のための指針を得る。また，抵抗予測の誤差が大きい非構造格子法の解析精度向上を図る。

● 今年度の研究成果の概要

計算格子，スキーム，乱流モデルなどの様々な因子と抵抗予測精度との関連性を明確にし，AIAA 第3回抵抗予測ワークショップに参加して海外の計算結果との比較検討もを行い，今後の解析精度向上のための指針を得た。また，非構造格子法の解析精度向上を図り，構造，非構造格子法に関わらない抵抗値の格子収束を得ることができた。

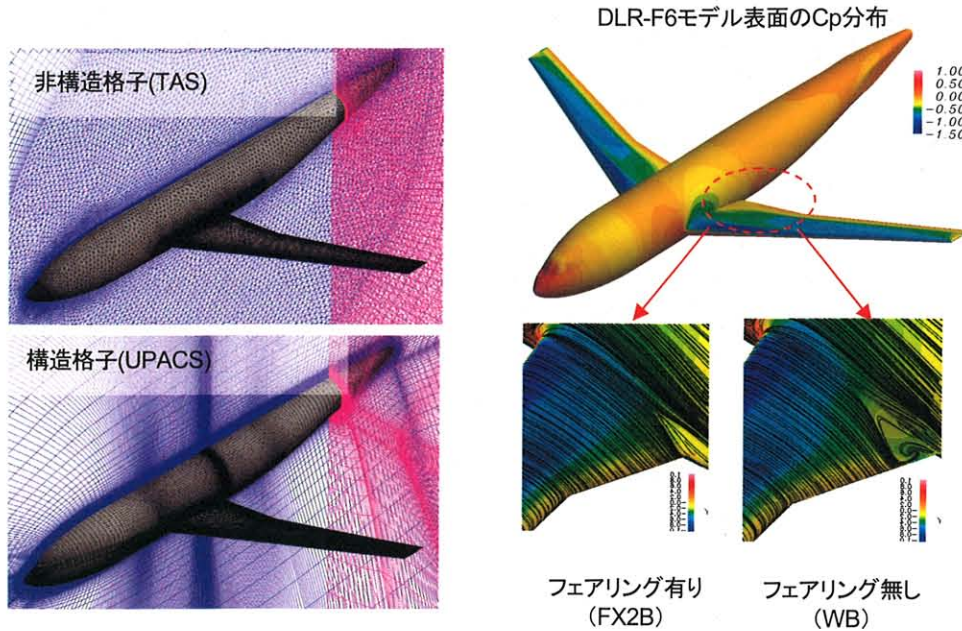


図1 解析形状 DLR-F6 モデルと計算格子

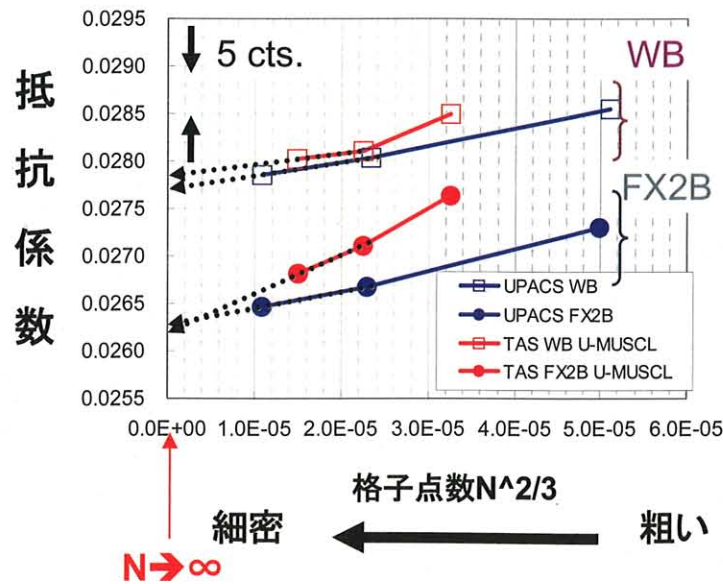


図2 抵抗係数の格子収束性

● 研究成果の公表状況

- 1) Murayama, M., Lei, Z., Yamamoto, K., Tanaka, K., Hirai, T., Ito, R., Ishikawa, H., "Computational Results by JAXA for DLR-F6 and DLR-F6 FX2B (Case 1)," 3rd AIAA CFD Drag Prediction Workshop, June 2006.
- 2) 村山光宏, 山本一臣, "航空機翼胴形態に対する CFD による抵抗予測精度の検証", 第 20 回数値流体力学シンポジウム講演論文集, 2006 年 12 月
- 3) Murayama, M. and Yamamoto, K., "Comparison Study of Drag Prediction for the 3rd CFD Drag Prediction Workshop by Structured and Unstructured Mesh Method," AIAA Paper 2007-0258, Jan. 2007

静粛超音速研究機主翼形状の多分野融合設計探査

Multidisciplinary Design Exploration of Wing Shape for Silent Supersonic Technology Demonstrator

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ超音速機チーム，千葉一永(chiba@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：航空プログラムグループ超音速機チーム，牧野好和，高戸谷健，山本一臣，吉田憲司

● 計算の目的

静粛超音速研究機 2 次形状設計のため，主翼形状を，多分野融合最適化(MDO)技術を用いて設計探査することを目的とする。また，最適化結果から選択された妥協解に対する低速性能を別途検討する。

● 研究の概要

航空宇宙機体設計は多岐に渡った分野の要求を満足する妥協解を設計する作業である。本研究では，近年機体設計ツールとして注目される最適化を，多分野を融合することでより現実的なツールとする。そこで，高次物理モデルを用いた多目的多分野融合設計探査を静粛超音速研究機主翼形状に適用しシステムを構築，2 次形状アップデートのための設計空間上の有益な知識の獲得を行った。

● 今年度の研究成果の概要

MDO システムを構築し，最適化を実行した結果，全 154 個体 75 個体の非劣解を獲得した。この非劣解に対しデータマイニングを施すことで設計空間上の知識を抽出し，アップデートのための妥協解を決定した。

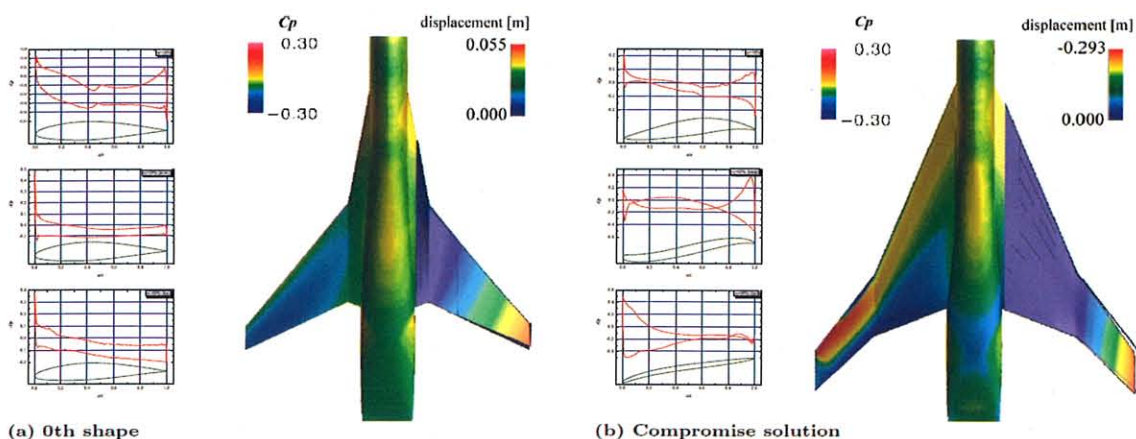


図1 初期0次形状と選択した妥協解の表面圧力分布と変位分布の比較

● 研究成果の公表状況

- 1) Chiba, K., Makino, Y., and Takatoya, T., “Evolutionary-Based Multidisciplinary Design Exploration for Silent Supersonic Technology Demonstrator Wing,” *Journal of Aircraft* (投稿中).
- 1) 千葉, 牧野, 高戸谷, 山本, “静粛超音速研究機主翼形状の多分野融合設計探査,” 第 20 回数値流体力学シンポジウム講演論文集, 名古屋, December 2006, (CD-ROM).
- 2) Chiba, K., Makino, Y., and Takatoya, T., “Application of Multidisciplinary Design Exploration for Silent-Supersonic-Technology-Demonstrator Wing,” *Proceedings of the 4th International Conference on Evolutionary Multi-Criterion Optimization*, Matsushima, Japan, March, 2007, pp.80-85.
- 3) 千葉, 牧野, 高戸谷, “静粛超音速研究機主翼形状に対する多分野融合最適設計の応用,” 第 56 回理論応用力学講演会講演論文集, 東京, March 2007, pp.427-428.
- 5) Chiba, K., Makino, Y., and Takatoya, T., “Application of Multidisciplinary Design Exploration for SST Wing,” *KAIST-JAXA Joint Workshop on Aeroelasticity and Multidisciplinary Problems*, KAIST, Daejeon, Korea, March 2007.
- 6) Chiba, K., Makino, Y., and Takatoya, T., “Multidisciplinary Design Exploration for Silent-Supersonic-Technology-Demonstrator Wing Using CFD/CSD,” *EUROGEN2007*, Jyvaskyla, Finland, June, 2007.
- 7) Chiba, K., Makino, Y., and Takatoya, T., “Multidisciplinary Design Exploration of Wing Shape for Silent-Supersonic-Technology-Demonstrator,” *25th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, AIAA Paper 2007-4167, Miami FL, USA, June 2007.

静粛超音速研究機の低速空力性能に関する数値解析

Numerical Study of S3TD Aerodynamic Performance at Low Speed

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 超音速機チーム，雷 忠(lei@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

静粛超音速機プロジェクトの設計段階での CFD 解析。

● 研究の概要

静粛超音速機プロジェクトの設計において低速の空力性能を確認し，さらに改善形状を調査する。

● 今年度の研究成果の概要

設計段階での 0 次と 1 次形状に対して CFD 解析を行った。縦横空力特性を求めて，低速離着陸時における空力性能を確認し，問題点を洗い出し，改善法を提案した。CFD 解析によって，有益なデータが得られた。

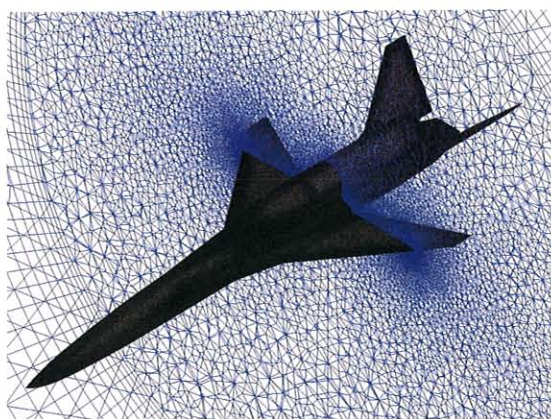


図1 解析格子 (非構造)

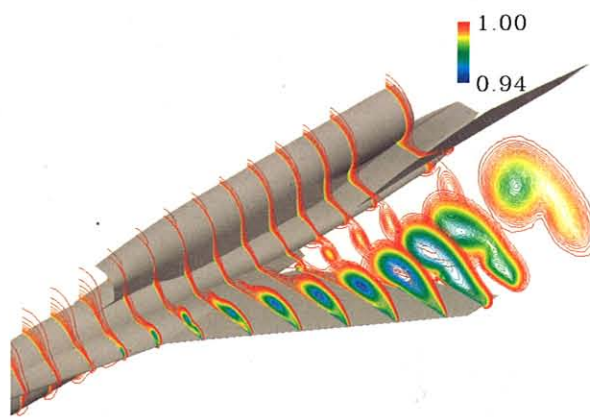


図2

設計探索法に基づく高揚力最適設計

Design exploration of a high-lift system for a civil aircraft

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 航空プログラムグループ，金崎雅博(kanazaki.masahiro@jaxa.jp)
 研究分担者：菱友システムズ，田中健太郎(kentaro@chofu.jaxa.jp)
 東北大学，鄭 信圭(jeong@edge.ifs.tohoku.ac.jp)
 総合技術研究本部 航空プログラムグループ，山本一臣(yamamoto.kazuomi@jaxa.jp)

● 計算の目的

高揚力翼型について，Kriging based MOGA の考え方をを用い，最適設計を行う．この設計プロセスではサンプリングが行われるが，それらが新たな設計候補となる．これらは，マルチブロック構造格子法により，RANS を解くことにより解を獲た．設計への知識獲得のため，30-90 のサンプリングが必要となる．この設計知識は JAXA 高揚力装置標準模型の設計に応用される．

● 研究の概要

本研究では 2 次元翼型についてサンプリング回数は 90 回，2.5 次元翼型で現在まで 30 回の計算を行っている．設計目的は，着陸迎角での揚力最大化と最大揚力の最大化の 2 目的である．これらの結果から，まずは非劣解集合をプロットし，次にデータマイニング手法により，目的関数のトレードオフ関係，設計変数の寄与率などの知識獲得を行った．

● 今年度の研究成果の概要

2 次元翼型の設計探索から，設計知識をまとめ，JAXA 高揚力標準模型の第 2 期試験に向けた新設計を行った．

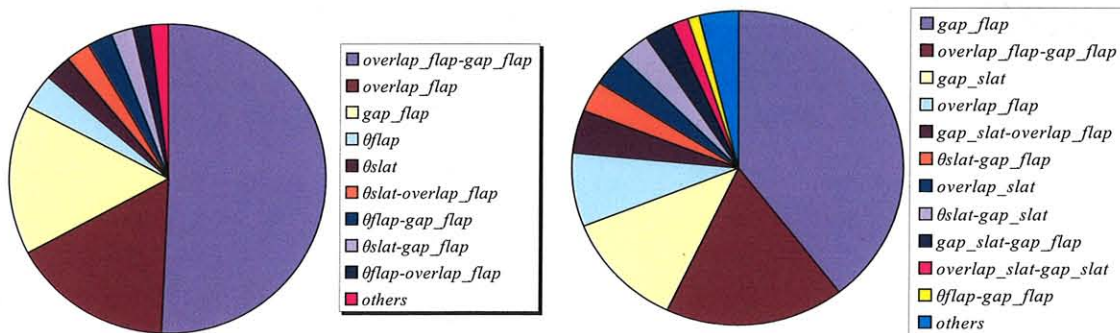


図 1 ANOVA(分散解析)による目的関数(C18, C120)に対する設計変数寄与率.

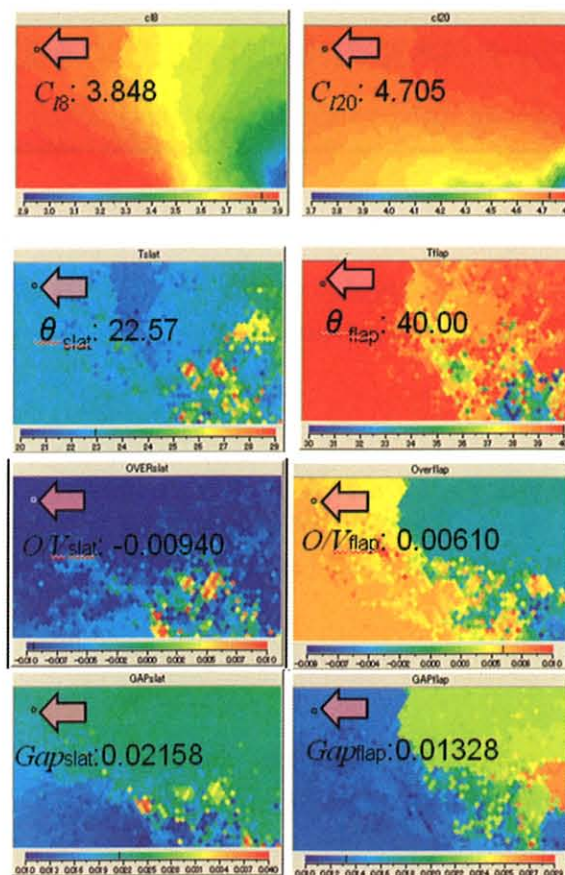


図 2 SOM (自己組織化マップ) による目的関数間のクラスタリングと、対応する設計変数のマッピング。矢印は SOM より決定された設計候補。

● 研究成果の公表状況

- 1) Kanazaki, M., Jeong, S., and Yamamoto, K., "High-Lift System Optimization Based on Kriging Model Using High Fidelity Flow Solver," Transaction of Japan Society for Aeronautical and Space Science, Vol. 49, No. 165, p. p. 169-174, November, 2006.
- 2) 金崎雅博, 鄭 信圭, 田中健太郎, 山本一臣, 「Kriging 法を用いた 3 要素翼配置の多目的設計探査」, 日本航空宇宙学会論文集, 第 54 巻第 632 号, pp. 419-426, 2006 年 9 月.
- 3) Kanazaki, M., Jeong, S., Tanaka, K., and Yamamoto, K., "Multi-objective Aerodynamic Exploration of Elements' Setting for High-lift Airfoil Using Kriging Surrogate Model", Journal of Aircraft (in print).
- 4) Kanazaki, M., Tanaka, K., Jeong, S., and Yamamoto, K., "Multi-objective Aerodynamic Optimization of Elements' Setting for High-lift Airfoil Using Kriging Model," the 44th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit Conference, AIAA Paper 2006-1471, January, 2006.
- 5) Kanazaki, M., Tanaka, K., Jeong, S., and Yamamoto, K., "Multi-objective Design Exploration of High-lift Airfoil Using Kriging Model," International Conference on Nonlinear Problems in Aviation and Aerospace, Proceedings of ICNPAA2006, (CDROM), Hungary, June, 2006.
- 6) Kanazaki, M., Tanaka, K., Jeong, S., and Yamamoto, K., "DESIGN EXPLORATION OF HIGH-LIFT AIRFOIL USING KRIGING MODEL AND DATA MINING TECHNIQUE," European Conference on Computational Fluid Dynamics, Proceedings of ECCOMAS2006, (CDROM), Netherlands, September 5, 2006.
- 7) Kanazaki, M., Jeong, S., Murayama, M., Yokokawa, Y., Yamamoto, K., "Design Optimization of Elements' Setting for a High-lift Airfoil Based on Data Mining Technique", The Third International Conference on Flow Dynamics, Proceedings of ICFD2006, p. p. 13-14, Matsushima, Japan, November, 2006.

ガスタービン燃焼器ライナパネルの冷却性能に関する流体・熱伝導連成解析

Conjugate Heat Transfer Simulation for Combustor Liner Panel

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム，山根 敬(yamane.takashi@jaxa.jp)
研究分担者：ASI 総研，山下健志(ykenshi@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

ガスタービンエンジンの燃焼器ライナの冷却構造の違い（ピン形状など）による熱伝達性能の変化を，パネル内部の冷却空気流とパネル材の熱伝導を同時に解析することで評価する．昨年度は周期的なピン配置の最小単位で解析したが今年度は多ピッチを対象として，非周期的現象が生じるかどうかを調べることを目的とした．

● 研究の概要

UPACS をベースに開発した流体・熱伝導連成解析コードにより，ガスタービン燃焼器用ライナパネルの冷却空気による冷却効果を解析する．流体部分は圧縮流用スキームに前処理法を適用して低速流に対応している．

● 今年度の研究成果の概要

2 形状について，比較対象とした実験用パネルの半分に相当する計算領域で解析を実施．乱流促進タブの有無による熱伝達性能の違い，ピン密度による圧力損失の違い，ピン列をまたぐ流れの存在などを解明した．

● 研究成果の公表状況

- 1) 平成 18 年度新エネルギー・産業技術総合開発機構委託業務成果報告書「次世代超音速輸送機用環境適合燃焼器技術（低 NO_x 化）の調査研究」

UPACS 連成熱伝達解析の精度検証と向上

Accuracy assessment and Improvement of Conjugate Heat Transfer Analysis by UPACS

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム，馬場隆弘(bamba.takahiro@jaxa.jp)
研究分担者：東京農工大学，田中浩平(vitte112@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

インピンジ冷却流れ・フィルム流れ・2次元タービン冷却翼列流れといった冷却流の特徴的な要素を持つ流れ場において，開発中である UPACS 流体・熱伝導連成解析の精度検証および改善が目的である。

● 研究の概要

UPACS をベースとした流体・熱伝導連成解析は，タービン翼等のジェットエンジン高温部材の設計・解析に実用できるツールを目指して開発されている。冷却流に特徴的な流れ場における上記手法の精度検証および改善を本研究では行っている。

● 今年度の研究成果の概要

乱流モデルの改善により，淀み付近の予測精度を改善(図 1)。

遷移を含む流れ場についても，定性的に改善。また流体・熱伝導を連成させることにより，よりの確に実験を模擬できる。

フィルム流れ場については検証中。

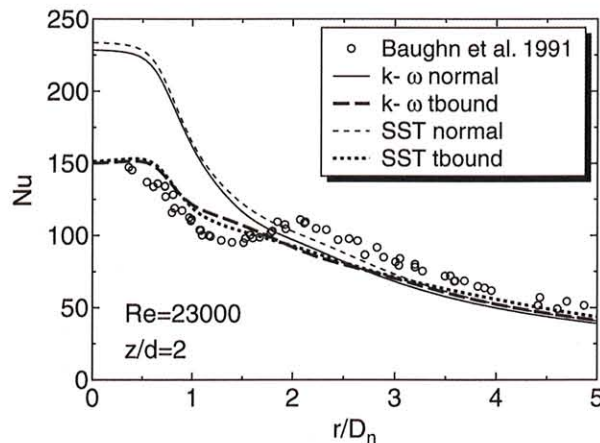


図1 インピンジ面でのヌッセルト数分布. t-bound 適用によって改善.

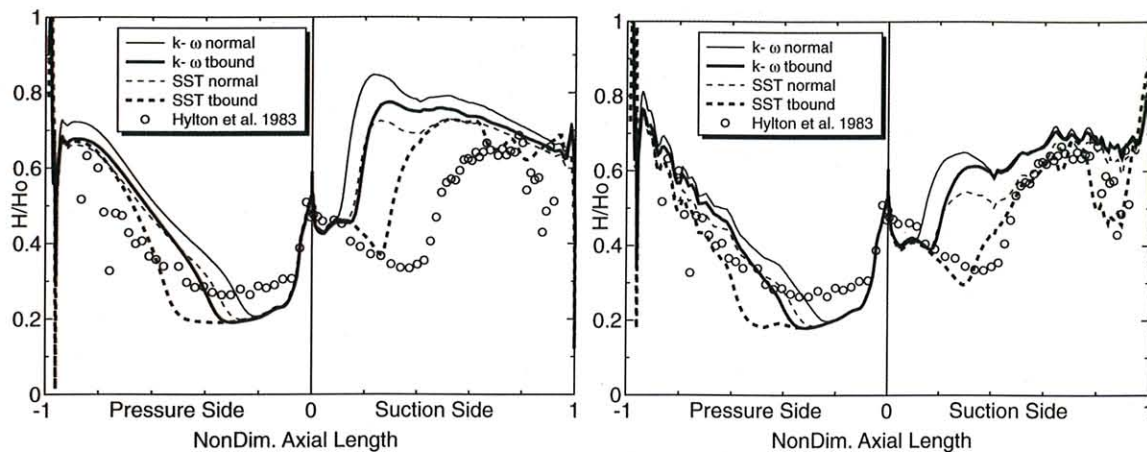


図2 2次元タービン静翼(C3X翼列)周りの熱伝達率(左:流体解析, 右:連成解析)

● 研究成果の公表状況

- 1) 馬場隆弘, 山根 敬, 福山佳孝: 流体・熱伝導連成による2次元翼列の熱伝達解析における乱流モデルの影響, 第34回ガスタービン定期講演会
- 2) 山根 敬, 馬場隆弘, 福山佳孝: UPACSによる圧縮流・熱伝導連成解析, 第43回日本伝熱シンポジウム

マルチスロット冷却構造の性能解析

Cooling Performance Analysis on Multi-slot Cooling Structure

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム，馬場隆弘(bamba.takahiro@jaxa.jp)

● 計算の目的

マルチスロット冷却構造体の要素試験と設計をつなぐデータの補完.

● 研究の概要

小型 ECO エンジンに使用する初段タービン静翼の冷却構造の開発 (IHI との共研) .

● 今年度の研究成果の概要

2次元形状に単純化した流れ場を解析し，要素試験だけでは不十分だった設計データを提供.

LES によるジェット騒音の数値予測

Numerical prediction of Jet Noise using Large-Eddy Simulation

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，榎本俊治(eno@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，野崎 理(eureka@chofu.jaxa.jp)

航空プログラムグループ 国産旅客機チーム，今村太郎(imamura@chofu.jaxa.jp)

航空プログラムグループ 国産旅客機チーム，山本一臣(kazuomi@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

ジェット騒音を LES により予測する技術を確立すること。

具体的には、 $M=0.9$, $M=1.5$ の LES 計算を行い、計算結果から Kirchhoff 法を用いて遠方場の騒音レベルを計算し実験結果と比較する。その結果を元に計算方法の評価を行い、必要に応じて計算法の改良を行う。

● 研究の概要

航空機用ジェットノズルは低騒音化のために複雑な形状が用いられるようになってきており、その騒音レベルを CFD により予測できるようになることが期待されている。そこで、複雑形状に適応できる CFD コード UPACS を改造し、高次精度スキームを導入した UPACS-LES を用いて、ジェット騒音を予測する試みを行っている。対象とする流れ場は亜音速、超音速のジェットで、Turbulent Mixing Noise, マッハ波によるノイズ, Broadband Shock-Associated Noiseなどを精度良く予測できるようにすることを目標としている。

● 今年度の研究成果の概要

マルチブロック法により領域毎に分割してコンパクトスキームを用いた場合、昨年度まで用いていた方法では、ブロック間の接続境界を渦が通過するときに音波が発生し、騒音予測の精度を劣化させていた。今年度は接続方法を改良し、渦通過による音波の発生を減少させた。この方法を用いて、 $Ma=0.9$ の円形ジェットの遠方場の数値予測を行ったところ、横方向のノイズレベルの予測精度に向上が見られた。一方、下流斜め方向のノイズレベルは合わず、別途検討が必要なが明らかになった。

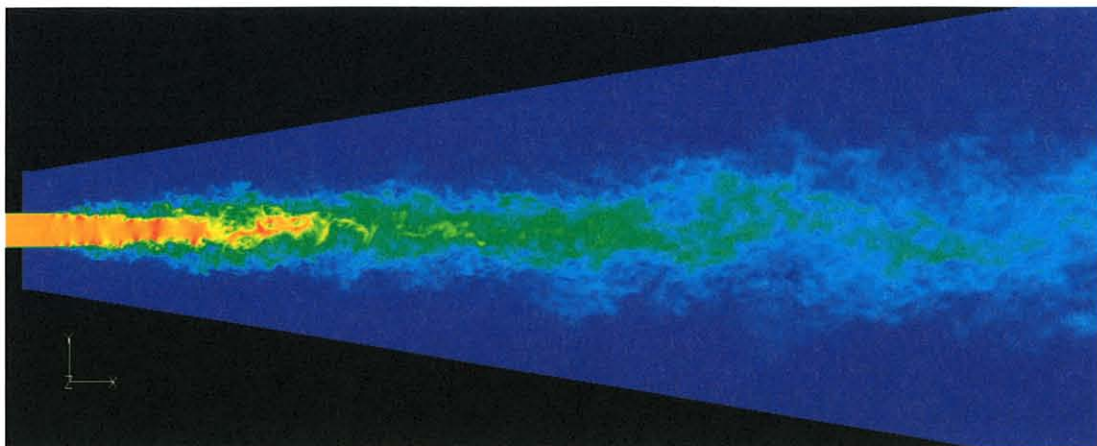


図1 亜音速ジェット流のLES (瞬時のマッハ数分布, $Ma=0.9$)

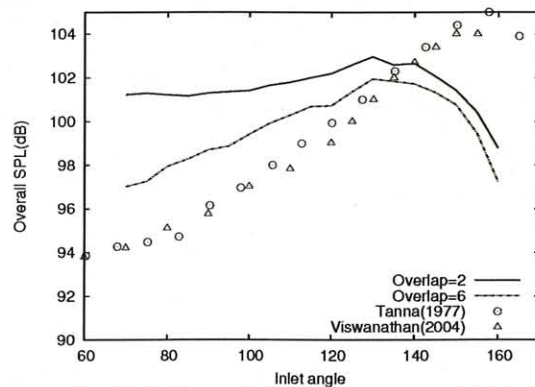


図2 亜音速ジェット LES による遠方場のノイズ予測 (Overlap=6 が今年度改良した方法による結果)

● 研究成果の公表状況

- 1) 榎本 他, LES による円形ジェットの乱流混合騒音の数値予測, 第 20 回数値流体力学シンポジウム, 2006
- 2) Enomoto et al., Large-Eddy Simulation of Jet Noise using Multi-block Structured Grid Method, IGTC'07 Tokyo, 2007 (投稿予定)

騒音数値予測を目的としたローブミキサーノズル流れの LES 解析

LES of a Lobed Mixer Nozzle for Computational Noise Prediction

● 研究グループ

研究代表者：石川島播磨重工業(株), 大庭芳則(yoshinori_ooba@ihi.co.jp)

研究分担者：IHI エスキューブ, 中野加奈子(m03200@iscube.ihi.co.jp)

IHI エスキューブ, 川原勝美(katsumi_kawahara@iscube.ihi.co.jp)

IHI エスキューブ, 岡部英樹(hideki_okabe@iscube.ihi.co.jp)

● 計算の目的

ローブミキサーなど低騒音化デバイスによるジェット騒音の低騒音化効果を数値的に予測するには、騒音源となるジェット流れの混合層内部で発生する渦構造や渦発生の分布を詳細に予測する必要があることから、高精度 LES をローブミキサーの流れ場に適用して、混合メカニズムの予測と渦から放出される音波が解像できるかを調査する。

● 研究の概要

出口マッハ数 1.2 のローブミキサー流れ場に対して以下に示す LES 解析を行った。LES 結果の流れ場混合層で発生する圧力変動をジェット周りに配置した面で抽出して、騒音計算のためのデータを得た。

計算コード名：UPACS-LES

対象方程式：空間平均ナビエ・ストークス (ラージエディシミュレーション)

空間離散化法：有限体積法コンパクトスキーム(Kobayashi scheme)

時間積分法：MFGS 陰解法

乱流モデル：標準スマゴリンスキーモデル

並列化手法：MPI

● 今年度の研究成果の概要

1 ローブのみの計算領域の高精度 LES 解析を行い、混合層の渦構造から発生する音波を解像できることを確認した。また、騒音レベル計算用データ抽出面位置を変化させて静圧変動データを抽出して、抽出面位置がデータに与える影響に関する知見を得た。

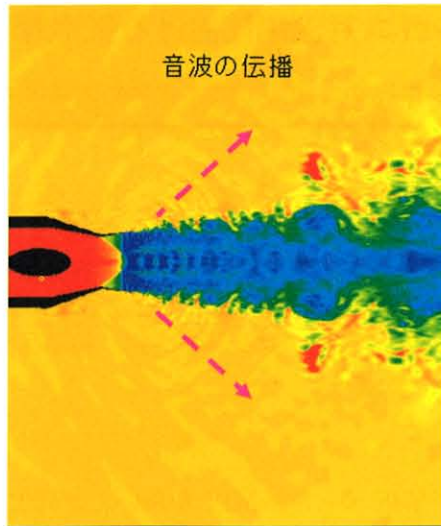
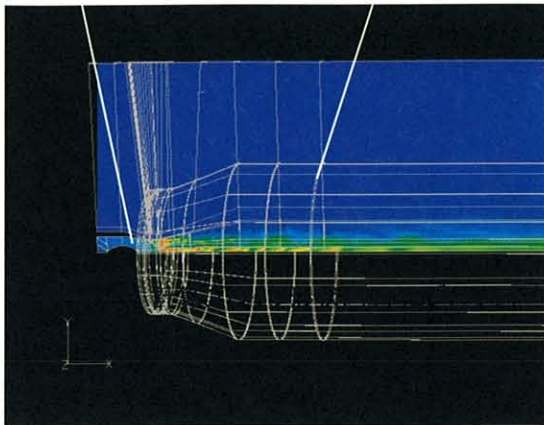


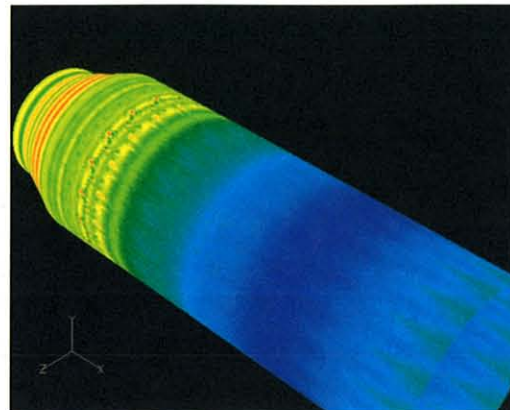
図1 ローブミキサー下流の瞬時流れ場の密度コンター図

ローブミキサーノズル

騒音レベル計算用データ抽出面



ローブミキサー流れLES解析結果



騒音レベル計算用データ抽出結果

図2 騒音レベル計算用データ抽出面

マランゴニ対流場における気泡挙動評価

Bubble pattern formation under thermocapillary flow

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 ISS 科学プロジェクト室, 大平博昭(ohira.hiroaki@jaxa.jp)
 研究分担者：宇宙科学研究本部 ISS 科学プロジェクト室, 松本 聡(matsumoto.satoshi@jaxa.jp)
 宇宙科学研究本部 ISS 科学プロジェクト室, 益子岳史(mashiko.takashi@jaxa.jp)

● 計算の目的

これまでに構築した 1CPU 用解析コードを MPI を用いて並列化を行い, 過去の実験結果により検証し, 気泡表面のマランゴニ効果のモデリングの妥当性を確認する。

● 研究の概要

本研究では, 開放円筒容器の自由表面に発生する表面張力差により駆動されるマランゴニ対流場において, 容器内に混入した複数の気泡や液滴挙動の物理現象を数値解析により明らかにする。

● 今年度の研究成果の概要

開放容器におけるマランゴニ対流場に気泡や液滴が混入した場合, 気泡や液滴界面にも表面張力差によりマランゴニ力が発生し, 気泡や液滴を高温領域に駆動する。これらの数値計算には, 数百万程度の空間要素数を要するため, 並列計算が不可欠となる。

本年度は, これまでに構築した 1CPU 用の解析コードを MPI を用いて並列化を行い, 約 200 万要素 (Case 1; rough) 及び約 100 万要素 (Case 2; fine) を用いた 3 次元解析を行った。Fig.1 に Case1 条件における気泡の移行にともなう矩形ダクト内温度分布を示す。また Fig.2 には気泡重心速度の履歴を示す。本解析結果を, 過去のスペースシャトルで実施した同条件の実験結果 (LMS) と比較的良い一致が得られ, 気泡界面のマランゴニ効果のモデリングの妥当性を確認した。

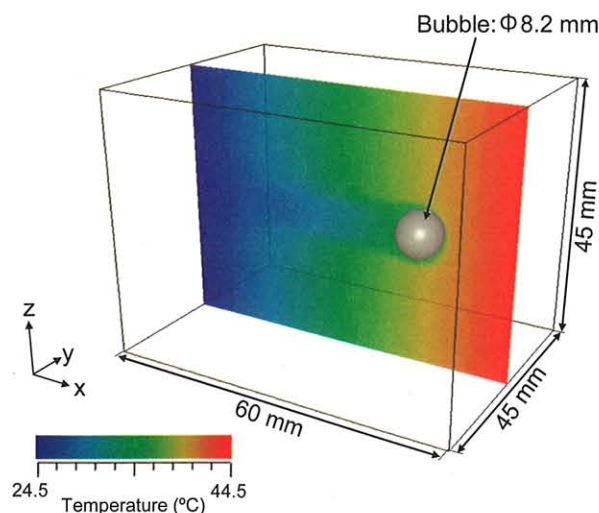


Fig.1 Temperature distribution for a bubble migration

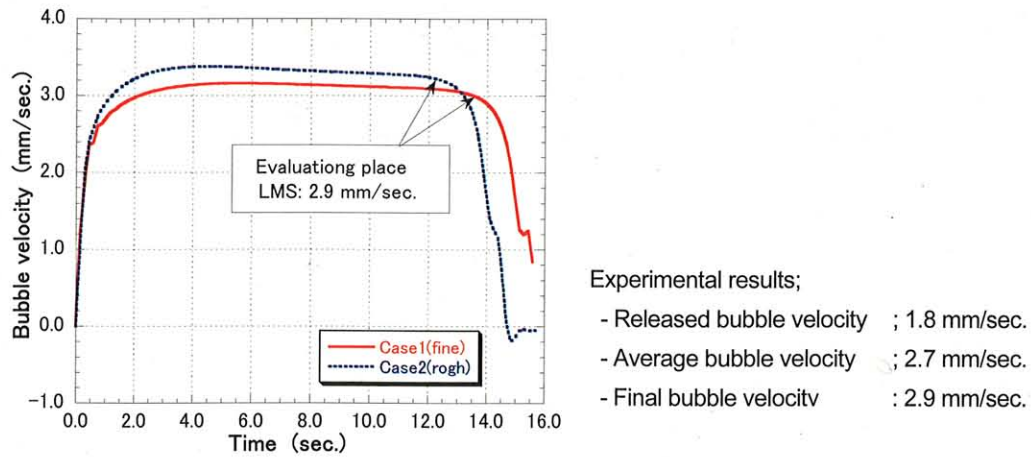


Fig.2 Bubble center velocity and experimental results

● 研究成果の公表状況

- 1) H. Ohira, S. Matsumoto, T. Mashiko, S. Yoda and Y. Kamotani, "Numerical analysis of bubble migration in thermocapillary flows of an open cylindrical container," Proc. of the fourth International Conference on Computational Fluid Dynamics (ICCFD4), July 10-14, 2006, pp.41-42.
- 2) H. Ohira, S. Matsumoto, T. Mashiko and S. Yoda, "Numerical analysis of bubble migration in thermocapillary flows of an open cylindrical container," Fluid Instability Research and Research WG, October 7, 2006.
- 3) H. Ohira, S. Matsumoto, T. Mashiko and S. Yoda, "Numerical analysis of bubble migration in a rectangular duct," Fluid Instability Research and Research WG, March 8, 2007.

単段ファンの非定常数値解析

An Unsteady CFD Simulation of Single Stage Fan

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，西澤敏雄(nishizawa.toshio@jaxa.jp)

研究分担者：総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，菊地一雄(kikuchi@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

将来の航空エンジン開発に向け，ターボ要素の空力性能および安定作動特性を事前評価する技術を獲得する。

● 研究の概要

単段ファンリグ試験機の空力性能および安定作動特性を事前に評価し，リグ試験機的设计製作および試験計画に供するため，大規模非定常 CFD 解析を実施。

● 今年度の研究成果の概要

航空エンジンの単段ファンについてリグ设计製作および試験計画の事前評価に供するため，大規模非定常解析を実施した。これにより，设计目標性能を確認するとともに，设计点における内部作動状態を把握した。

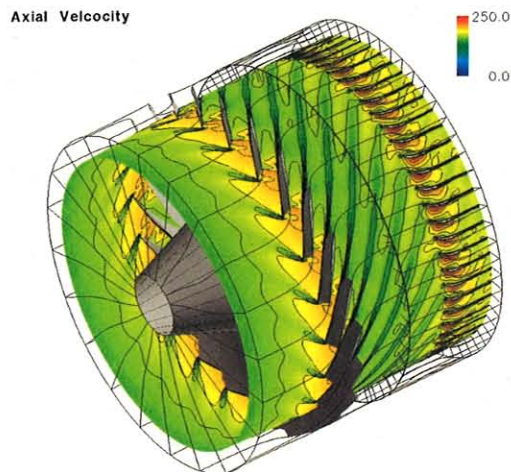


図1 単段ファン軸流速度分布

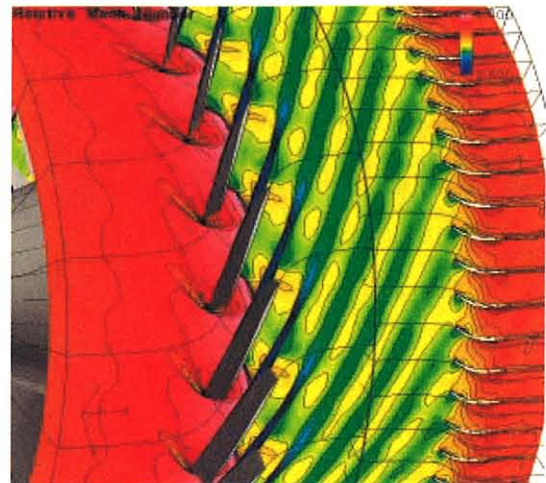


図2 単段ファン相対マッハ数分布

UPACS を用いた振動翼列の非定常空力解析

Unsteady Flow Analysis around Vibrating Blade Row Using UPACS

● 研究グループ

研究代表者：石川島播磨重工業株式会社，青塚瑞穂(mizuho_aotsuka@ihi.co.jp)

研究分担者：総合技術研究本部，野崎 理(eueka@chofu.jaxa.jp)

石川島播磨重工業株式会社，山上 舞(mai_yamagami@ihi.co.jp)

● 計算の目的

UPACS をターボ機械の振動翼列非定常空力解析用に拡張し，翼列フラッタ解析に適用することで，その不安定性を生じさせるメカニズムを解明する。

● 研究の概要

ターボ機械用の UPACS に翼振動モジュールを追加し，振動翼列の非定常空力特性の解析を行えるようにする。これにより，ジェットエンジン・ガスタービンエンジンの翼列で発生する翼列フラッタが生じるかどうかの評価と，その原因の究明を行う。

● 今年度の研究成果の概要

子変形モジュールに改良を施し，実機形態の翼列においても安定に振動解析を行えるようにした。このコードを用いて，ジェットエンジンのファン動翼の非定常空力解析を行い，その安定性を評価した。

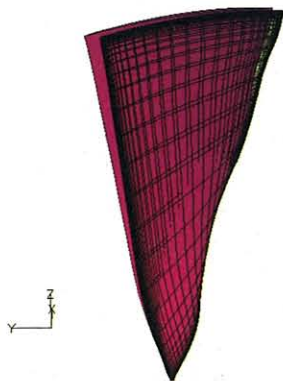


図1 翼振動形状

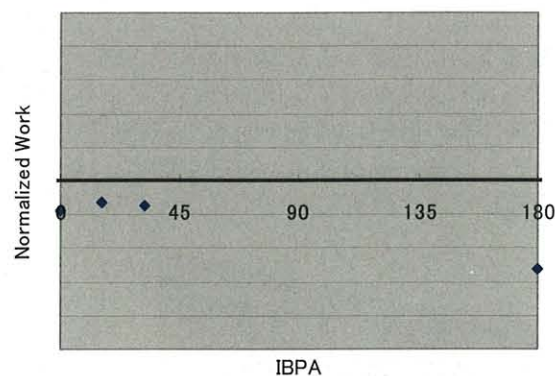


図2 翼振動安定性解析結果

● 研究成果の公表状況

- 1) 青塚瑞穂，浜辺正昭，土屋直木，児玉秀和，堀口泰生，山本一臣，野崎 理，“3次元非定常NS解析を用いたファンフラッタ予測”，第47回 航空原動機・宇宙推進講演会，平成19年3月，口頭発表

ファン非定常流れ解析

Numerical Analysis of Unsteady Flow around Fans

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，賀澤順一(kazawa.junichi@jaxa.jp)
 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，
 山本一臣(yamamoto.kazuomi@jaxa.jp)
 総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，野崎理(nozaki.osamu@jaxa.jp)
 研究分担者：財団法人 航空宇宙技術振興財団，堀口泰生(horiguti@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

ファン騒音源となるファン周囲の非定常流を非定常レイノルズ平均 Navier-Stokes 方程式 (URANS) で計算する騒音解析の手法は，精度と信頼性に関しては研究段階にある．本計算では URANS を用いてファン動静翼干渉計算による音波の発生・伝播を計算し，その可能性と課題を明らかにしたうえで，動静翼列干渉によるファン騒音のファン周囲での音場を詳細に解析する．

● 研究の概要

CFD によって音波の発生や伝播を模擬するために，格子密度や計算コードの空間精度等を検討する．その上で，CFD によるファン騒音予測のための課題や可能性を明らかにし，実機に適用可能なファン騒音の高精度予測ツールを開発する．

● 今年度の研究成果の概要

これまでの計算において実際のファンにおける複雑な騒音発生と伝播の解析の可能性を明らかにしてきたが，動翼上流に伝播する音波の捕捉に必要な空間精度の明確化が技術的な課題であった．この点に関し，動翼で高解像度な格子を用いることにより，静翼下流だけでなく，動翼周りにおいても，音波の散乱と伝播の詳細が鮮明に補足できることが明らかになり，図 2 に示すような 3 次元的な音場の解析が可能になった．今後，計算結果の分析を進め，試験データとの比較などにより，計算の精度・信頼性を評価し，さらにファン動翼における 3 次元的な音波の透過，散乱，反射等について議論していく．

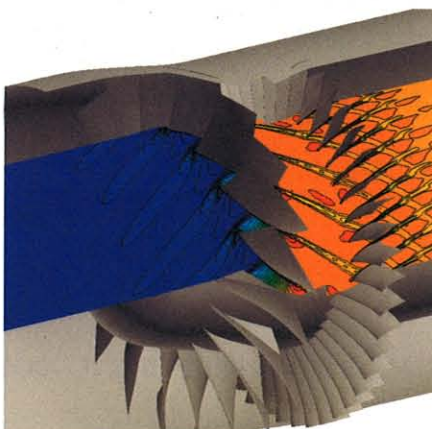


図 1 全圧分布 (ミッドスパン面, 80%回転数)

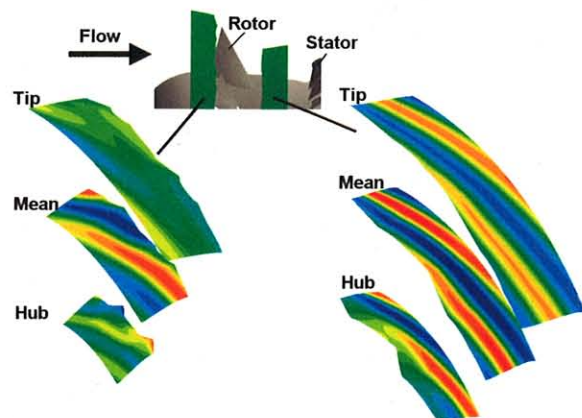


図 2 動翼上流・下流における 2BPF 成分の波面

※ この研究は (株)石川島播磨重工業と共同で実施しております。

● 研究成果の公表状況

- 1) 賀澤順一, 堀口泰生, 才木一寿, 山本一臣, 野崎 理, 大石 勉, 「翼列内を伝播する音波の数値解析」,
第 34 回 ガスタービン学会定期講演会 講演論文集 pp.57-62

パイロン付ナセルの流れ解析

Flow Simulation of Nacelle mounted on Pylon

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，野崎 理(nozaki.osamu@jaxa.jp)

研究分担者：株式会社エイ・エス・アイ総研，島池航平(shimako@chofu.jaxa.jp)

株式会社エイ・エス・アイ総研，石山 毅(ishitake@chofu.jaxa.jp)

航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム，山根 敬(yamane@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

エンジンのナセル形状がエンジン外部抵抗に及ぼす影響とコアノズルに装着する消音ミキサーによるジェットの拡散効果を把握するために，パイロンと3種類の消音ミキサーを付けたナセル周りの三次元流れ解析を行う。

● 研究の概要

NEDO「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」で研究開発中のエンジン用ナセルを設計するうえで必要となる抵抗データや排気混合度をCFDで予測する。

● 今年度の研究成果の概要

パイロン付エンジンナセルの排気ノズルに消音デバイスを取り付けた場合の排気混合を，デバイスなしと3種のデバイスのケースで相互比較し，航空機の離陸条件での騒音低減効果を確認するためのデータを取得した。

● 研究成果の公表状況

- 1) “Low Noise Research and Development In Japanese Environmentally Compatible Engine for Small Aircraft Project”, Oba, Ogawara, Oishi (IHI), Yamane (JAXA), ISABE2007 発表予定

航空エンジン用燃料ノズル内の噴霧挙動数値解析

Numerical Analysis of Spray Behavior Inside a Fuel Nozzle Applied for Aircraft Engine

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム、

牧田 光正(makida.mitsumasa@jaxa.jp)

研究分担者：川崎重工株式会社 技術研究所, 野中 嘉治(nonaka@ati.khi.co.jp)

株式会社 エイ・エス・アイ総研, 石山 毅(ishitake@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

航空エンジン用燃焼器の排気特性などの燃焼性能向上のためには、燃料ノズル内の燃料噴霧の挙動・空気との混合度合いを調整する必要がある。本計算では、そのための基礎データを FLUENT による数値解析により取得し、燃焼器の開発に活用して期間・コストを低減することを目的としている。

● 研究の概要

新エネルギー・産業技術総合開発機構からの調査委託「次世代超音速輸送機用環境適合燃焼器技術（低 NO_x 化）の調査研究」の枠組みの中で、燃料ノズル内の燃料噴霧の挙動を扱う際に問題となる、ノズル壁面に衝突した際の壁面上での液膜形成・再微粒化について扱うことのできるモデルを調査し、FLUENT 用の拡張関数としてコーディングし、追加機能として組み込む試みを行った。

● 今年度の研究成果の概要

FLUENT に拡張機能として組み込んだモデルの評価を行い、実際のノズルの計算に適用する際のノウハウ・課題の抽出を行った。

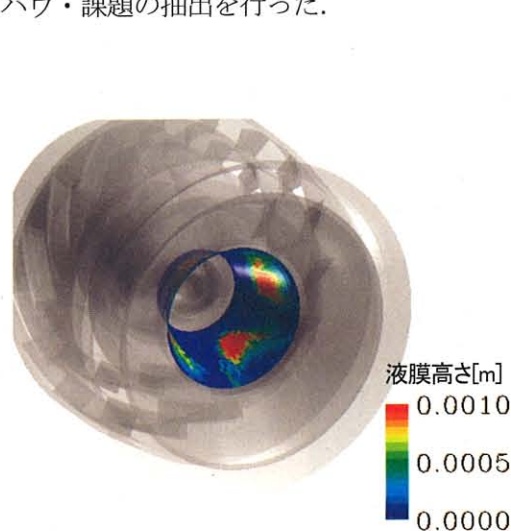


図1 燃料ノズル壁面上での液膜形成

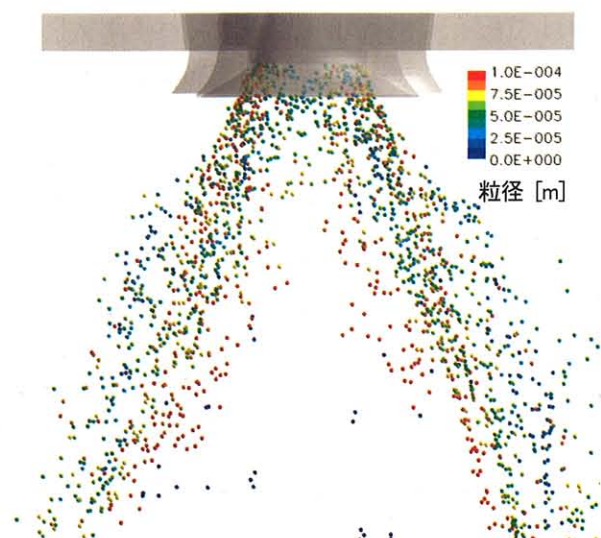


図2 液滴の飛散軌跡（中心断面上）

● 研究成果の公表状況

- 1) 次世代超音速輸送機用環境適合燃焼器技術（低 NO_x 化）の調査研究報告書、平成 18 年度 新エネルギー・産業技術総合開発機構 調査委託成果報告書

低 NO_x 燃焼器用ステー징燃料ノズルの数値解析

Numerical Simulation of Staged Fuel Nozzle for Low NO_x Combustor

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム, 山本 武(takeshi@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム, 飯野 淳(jiino@chofu.jaxa.jp)

株式会社エイ・エス・アイ総研, 中村直紀(nakam@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

「航空エンジン環境技術研究開発」の一環として、窒素酸化物(NO_x)の排出値を大幅に低減するための先進的な燃焼技術の研究を行っており、これを適用した燃焼器の試験により技術を実証することを目指している。本数値解析は実験で観察される現象の解明や燃焼器の性能を左右する最も重要な構成部品である燃料ノズルの設計データを取得することを目的として実施している。

● 研究の概要

燃焼器の性能を決定する重要な要素として、燃料ノズルにより形成される流れ場がある。本数値解析により、燃焼試験で観察される現象の解明を行うと共に、燃料ノズルの設計パラメータを変えたときの流れの変化を調べ、どの形状が最良であるかを判断することによって、燃料ノズル供試体設計に役立てる。

● 今年度の研究成果の概要

本研究開発の本年度の目標は、パイロット燃料のみを噴射するエンジンの低負荷条件における燃焼効率の向上である。本数値解析により、パイロットを通った空気により形成された再循環流の大きさ、形状を求め、燃焼効率が不足している原因を調べると共に、燃料ノズルの改良のための方向性を見出すことができた。

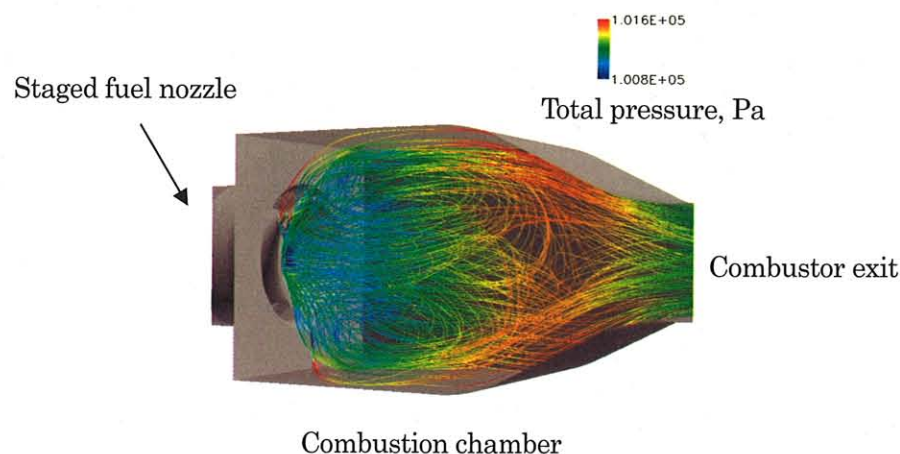


図1 燃料ノズルのパイロット部を通る空気の流線
(色は圧力[Pa]を示す)

高圧力比用エンジンの燃焼器の数値解析

Numerical Simulation of Combustors for High Pressure Ratio Engine

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム，藤原仁志(fujiwara.hitoshi@jaxa.jp)

研究分担者：航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム，飯野 淳(iino.jun@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

高圧力比用エンジンの燃焼器に対して，低 NO_x 排出の燃焼を実現するために，最適な予混合ダクトの形状を調査する。

● 研究の概要

高圧力比用エンジンの開発に際し，低 NO_x 排出の燃焼器の得ることが重要課題となっている。本研究では，JAXA 開発の UPACS を用いて燃料が空気と混ざりあう予混合ダクト内の流れ解析を行い，燃焼実験，燃料噴霧計測等との比較から，予混合ダクトの形状，燃料噴射位置等の NO_x 排出量に対する影響を調査する。

● 今年度の研究成果の概要

予混合ダクトの形状，燃料噴射位置を変化させた幾つかのケースについて流れ解析を実行し，それらの NO_x 排出量への影響について有用な知見を得た。

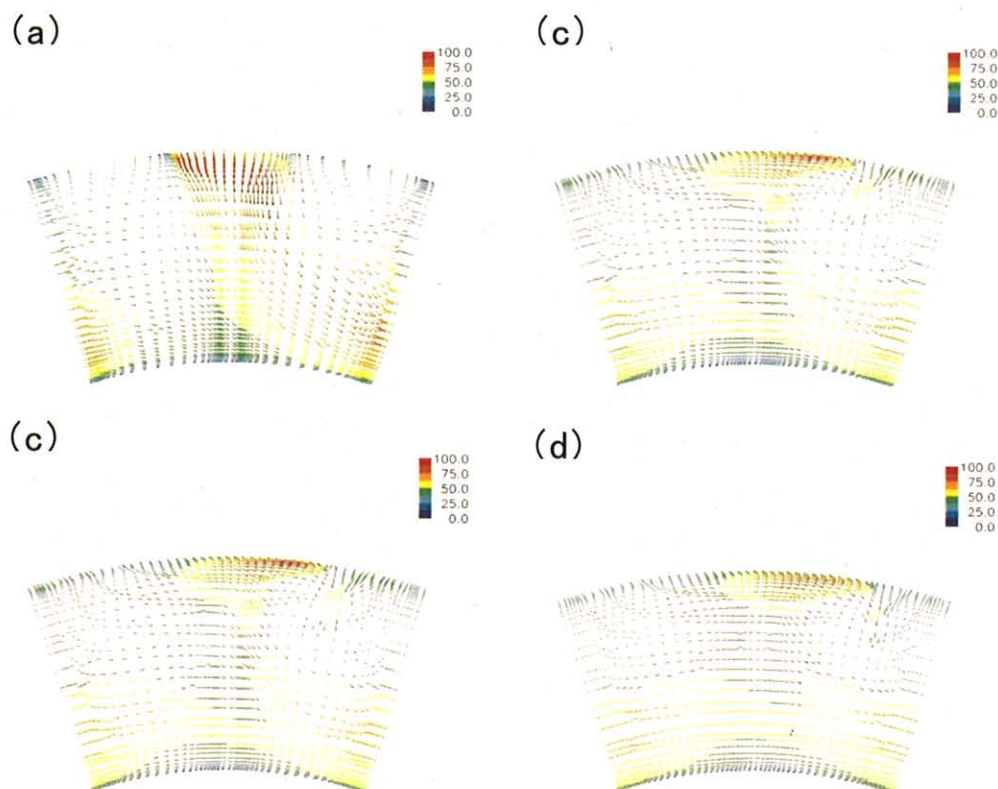


図1 予混合ダクト内における流れ場の発達様子(色は絶対速度[m/s])
(a)x=6mm, (b)x=8mm, (c)x=10mm, (d)x=12mm (x=0mm は, 燃料噴射位置)

小型航空機エンジン用燃焼器の流れ解析

Flow Analysis of Combustors for Small Air Craft Engine

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，野崎 理(nozaki.osamu@jaxa.jp)
 研究分担者：航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム，山田秀志(yamada.hideshi@jaxa.jp)
 航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム，飯野 淳(iino.jun@jaxa.jp)
 株式会社エイ・エス・アイ総研，中村直紀(nakam@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

小型航空機用エンジンの燃焼器に対して，高い燃焼性能を与える燃焼用空気孔の配置および大きさを見出すことが本計算の目的である。

● 研究の概要

小型航空機エンジン用燃焼器の開発に際し，限られたスペースで高い燃焼性能を得ることが要求される。その鍵を握っているのは，燃焼器ライナーに開ける燃焼用空気孔の配置をいかに設定するかということである。本研究では，UPACSの重合格子法を用いて燃焼用空気孔の配置を様々に変化させた燃焼器全体の流れ解析を実施し，それによって得られる燃焼器ライナー内の流れ場を詳細に調べることで，燃焼用空気孔の配置の違いが燃焼性能に与える影響について調査した。

● 今年度の研究成果の概要

重合格子法を用いることにより，効率良く様々な燃焼用空気孔の配置に対して計算を行なうことができた。その結果，燃焼用空気孔の配置の違いが燃焼性能に与える影響について有用な知見を得ることができた。

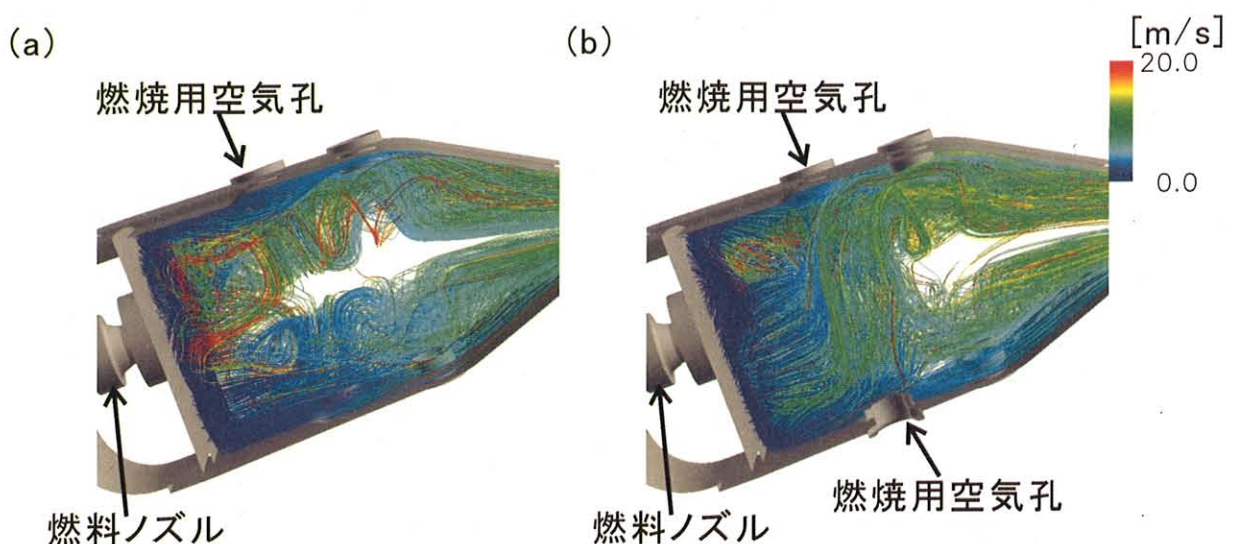


図1 燃料ノズル及び燃焼用空気孔を起点とした流線（経過時間 [ms]）(a)上下対向配置, (b)上下千鳥配置

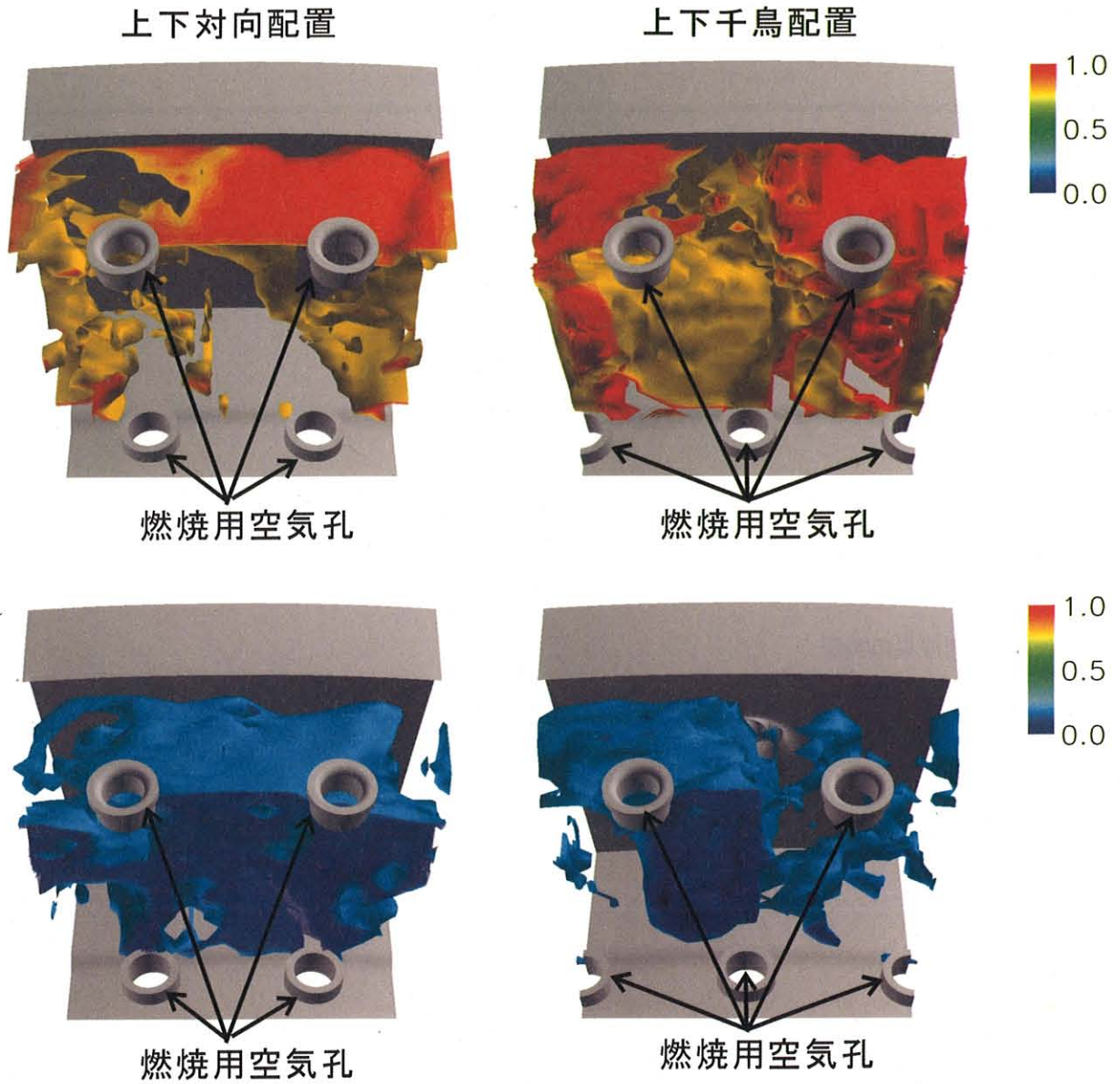


図2 一次燃焼領域における燃焼用空気孔からの空気に対する燃料ノズルからの空気の比

航空宇宙推進系の数値的研究

Numerical study on aerospace propulsion system

- 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，溝渕泰寛(mizo@chofu.jaxa.jp)

- 計算の目的

航空宇宙推進系にかかわるシミュレーション技術を開発する。

- 研究の概要

液滴燃焼シミュレーションコードの検討。
希薄気体シミュレーションコードの整備。

- 今年度の研究成果の概要

液滴を Lagrange 的に気相を Euler 的に扱い，詳細反応で燃焼を計算するコードを開発しテストシミュレーションを行うことにより，火炎モデルを用いたシミュレーションの指針を取得した。

DSMC コードについて並進運動の緩和過程までの整備を行った。

表面張力による液糸分断メカニズムの解明に関する研究

Study on ligament breakup mechanism due to capillary force

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，新城淳史(shinjo.junji@jaxa.jp)

研究分担者：名古屋大学大学院工学研究科，梅村 章(akira@nuae.nagoya-u.ac.jp)

総合技術研究本部 計算科学研究グループ，小川 哲(og@choufu.jaxa.jp)

● 計算の目的

液体燃料の微粒化の際，噴流コアから生成された液糸が分断し液滴が生成されるメカニズムを解明する。従来の Rayleigh 解析とは異なり，液糸端面からの表面張力波の影響により自己完結的に不安定化して分断を繰り返すメカニズムを解析する。

● 研究の概要

解析の対象は，ウェーバー数の相似性よりスケールアップした実験結果にあわせて行う。高压の窒素中に口径 0.1mm のノズルから 0.1m/s で噴射された SF6 の液を 3 次元気液二相流計算で解析する。端面を持つ液柱のため，端面から表面張力波が上流へ伝播する。これが，気相との干渉，ノズルとの干渉等によりある条件下で不安定化し流下する液柱を分断する。実験で観察された，異なる気圧（すなわち異なる表面張力の大きさ）下での異なる分断様式について，それぞれの現象を再現し，1 次元の理論と比較しながらメカニズムの解明と 3 次元性，粘性の影響も考慮する。

● 今年度の研究成果の概要

まず表面張力波の特性を純粋に把握するために，円周方向の曲率がない 2 次元での解析を行った。静止気体中に置かれた端面を持つ静止液膜の収縮の様子と表面張力波の伝播の様子から，波長と伝播速度の分散関係を導き，線形解とよい一致を見た。また粘性による減衰効果も見た。次に，実験に対応した 3 次元計算を行っている。実験で観察された液糸端面からの継続的な液滴の分断が計算上も再現されている。現在，データ解析を行って細かいメカニズムの解明を行っている。

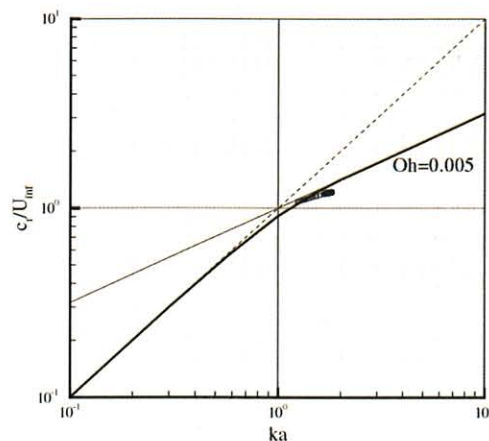


図1 2次元表面張力波の分散関係（線形解と数値計算解）

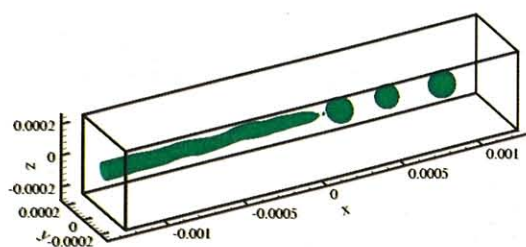


図2 90気圧条件での液糸先端からの液滴生成の様子($t=24.4$)

● 研究成果の公表状況

- 1) 新城 他, 「液膜端の収縮により発生する表面張力波の特性」, 日本航空宇宙学会誌, 2007

革新的直接数値計算法を用いた乱流シミュレーションコードの計算精度検証

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 空気力学研究グループ, 跡部 隆(atobe.takashi@jaxa.jp)

研究分担者：電気通信大学 知能機械工学専攻, 高橋直也(naoya@mce.uec.ac.jp)

● 計算の目的

流体の層流・乱流遷移問題で用いられる高精度 Large Eddy Simulation(LES)プログラムの精度確認を行うため、モデルを入れない直接数値シミュレーション(Direct Numerical Simulation, DNS) プログラムを作成する。計算結果を LES プログラムと比較し、LES プログラムの実行結果の精度を向上させる。

● 研究の概要

比較のため、LES プログラムを調整して単純な境界条件での計算を行う。次に、この境界条件で実行できるよう、DNS プログラムを改造する。

層流・乱流遷移を LES・DNS 両方のプログラムで実行し、遷移過程の 3 次元非線形相互作用の過程を比較する。

● 今年度の研究成果の概要

LES プログラムの調整を行うとともに、DNS プログラムの改造に着手した。

DNS プログラムは単純な境界条件(周期的境界条件)では実行可能なため、流れ方向に上流・下流の区別が付けられるような改造を施している最中である。

高レイノルズ数における平行平板間乱流の DNS

Direct numerical simulation of a fully developed turbulent channel flow at high Reynolds number

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，阿部浩幸(habe@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

本計算では、1) 高レイノルズ数壁乱流現象の予測・解明、2) 乱流モデルの開発に資する DNS データベースの構築、を目的としている。

● 研究の概要

平行平板間乱流熱伝達の DNS において世界最大規模の計算を実施し、乱流モデルの開発に際し重要となる温度場の小スケールの現象解析を行った。

同時に、高レイノルズ数壁乱流における乱流構造の解析を進めた。

● 今年度の研究成果の概要

乱流モデルにおいて重要な温度散逸量に対して、平行平板間乱流熱伝達の DNS による解析を、統計量・瞬時場を通じて行い、レイノルズ数依存性を明らかにした。

また、流れ場においては、階層的乱流構造の生成メカニズムの検討を行った。

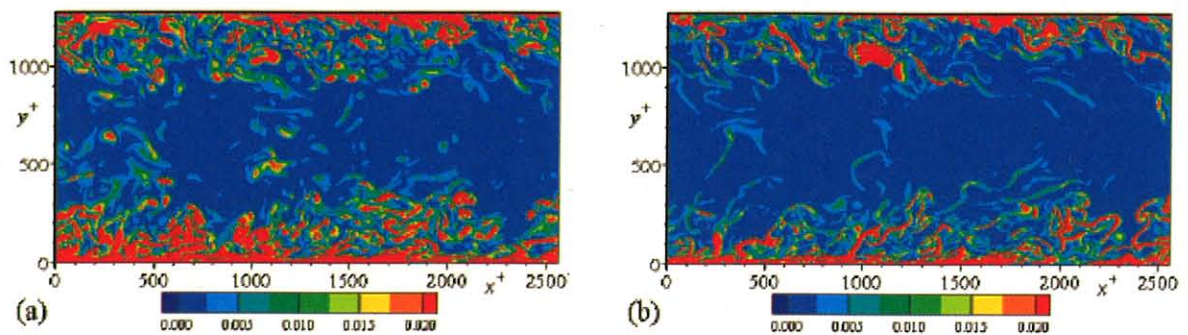


Fig.1 Contours of the instantaneous enstrophy and scalar palinstrophy in the x-y plane for $Pr = 0.71$ and $Re_\tau = 640$: (a) enstrophy; (b) scalar palinstrophy.

● 研究成果の公表状況

- 1) 阿部浩幸, “平行平板間乱流熱伝達の DNS によるスカラー散逸場の構造解析,” 第 43 回日本伝熱シンポジウム講演論文集, Vol. III, pp. 833-834 (2006).
- 2) 阿部浩幸, “平行平板間乱流熱伝達の DNS によるスカラー散逸場の構造解析,” 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2006, p. 26 (2006).

- 3) 阿部浩幸, 河村 洋, 藤 定義, 板野智昭, “高レイノルズ数の平行平板間乱流の DNS における計算領域の影響,” 日本流体力学会年会 2006 講演論文集, p. 313, (2006) (AM06-22-001).
- 4) H. Abe, R. A. Antonia and H. Kawamura, “Structure of the Scalar Dissipation Field in a Turbulent Channel Flow,” Proc. of 5th International Symposium on TURBULENCE, HEAT AND MASS TRANSFER (eds. K. Hanjalic, Y. Nagano, S. Jakirlic), Dubrovnik, Croatia, September 25-29, 2006, pp. 171-174, Begell House Inc.
- 5) 阿部浩幸, 河村 洋, 藤 定義, 板野智昭, “ $Re_\tau=1020$ の平行平板間乱流における階層的乱流構造,” 京都大学数理解析研究所 RIMS 研究集会「乱流と輸送現象：コーヒーカップから宇宙まで」(2007).
- 6) 阿部浩幸, 河村 洋, 藤 定義, 板野智昭, “ $Re_\tau=1020$ の平行平板間乱流における階層的乱流構造,” 第 22 回生研 TSFD シンポジウム講演論文集, pp. 1-8 (2007).
- 7) 河村 洋, 阿部浩幸, “平行平板間乱流の大規模 DNS 進展と今後の展開,” 日本機械学会論文集(B 編), 第 72 巻第 724 号, pp. 2819 - 2825 (2006).

アクティブ・デバイスによる BVI 騒音低減の解析

Computation on BVI Noise Reduction Using Active Device

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，青山剛史(aoyama@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，梁 忠模(yang@chofu.jaxa.jp)

日本飛行機株式会社 航空宇宙機器事業部技術部，近藤夏樹(nkondo@mail.nippi.co.jp)

● 計算の目的

アクティブ・フラップ制御（AFC：Active Flap Control）と高周波制御（HHC：Higher Harmonic Control）の解析結果を比較する。

● 研究の概要

ヘリコプタの BVI 騒音を能動的に低減する手法として、アクティブ・フラップ制御（AFC：Active Flap Control）と高周波制御（HHC：Higher Harmonic Control）の解析結果を比較し、騒音低減効果に及ぼす影響を解析する。

● 今年度の研究成果の概要

ヘリコプタの BVI 騒音を低減するアクティブ・フラップ（AFC：Active Flap Control）用の CFD コードを開発し、AFC の位相角が騒音に及ぼす影響を解析することで、位相角が BVI 騒音に及ぼす影響を把握するための簡易モデルを提案し、それがうまく機能することを示した。また、高周波制御（HHC：Higher Harmonic Control）による BVI 騒音低減の解析も行い、ミスディスタンス（ブレードと渦中心との距離）の変動という同じ物理現象によって騒音低減が得られることを確認した。

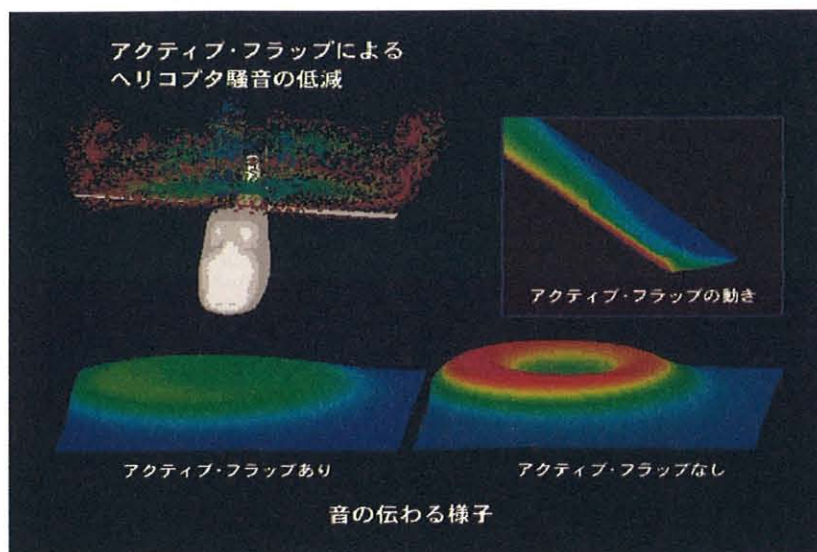


図1 アクティブ・フラップによるヘリコプタ騒音の低減

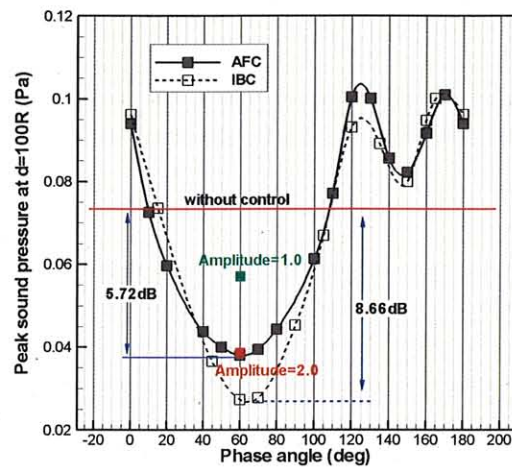


図2 比較のピーク音圧

● 研究成果の公表状況

- 1) Aoyama, T., Yang, C., Saito, S., Numerical Analysis on Noise Reduction Effect of AFC in Comparison with Conventional IBC, 12th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, Boston, USA, May, 2006
- 2) Aoyama, T., Yang, C., Saito, S., Numerical Analysis of Active Flap for Noise Reduction Using Moving Overlapped Grid Method, Journal of the American Helicopter Society, (to be published)

ヘリコプタのマヌーバ飛行の解析

Numerical Analysis of Maneuver Flight of Helicopter

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，梁 忠模(yang@chofu.jaxa.jp)
 研究分担者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，青山剛史(aoyama@chofu.jaxa.jp)
 総合技術研究本部 計算科学研究グループ，稲田喜信(inada@chofu.jaxa.jp)
 神戸大学大学院自然科学研究科 機械・システム科学専攻
 応用流体工学研究室（蔦原研究室），田村明紀(tamura@mh-1.scitec.kobe-u.ac.jp)

● 計算の目的

マヌーバ飛行時のヘリコプタから発生する騒音を CFD で解析する。

● 研究の概要

マヌーバ飛行時のヘリコプタ騒音解析を行い，3次元非定常 CFD コードと音響解析コードをマヌーバ飛行対応に拡張して，旋回飛行時の騒音発生/伝播のメカニズムの解明する。

● 今年度の研究成果の概要

マヌーバ飛行時のヘリコプタ周りの流れや騒音の解析を行った。特に，ヘリコプタが急激なマヌーバ飛行を行う際，翼端渦が束ねられて強い渦が形成（Vortex Bundling）され，大きな騒音の原因と言われている。この Vortex Bundling の現象を世界で初めて3次元非定常 CFD コードを用いて捉えることに成功するとともに，そこから発生する騒音が極めて大きくなることも示した。また，ヘリコプタ全機のマヌーバ解析用のコードの検証も行った。

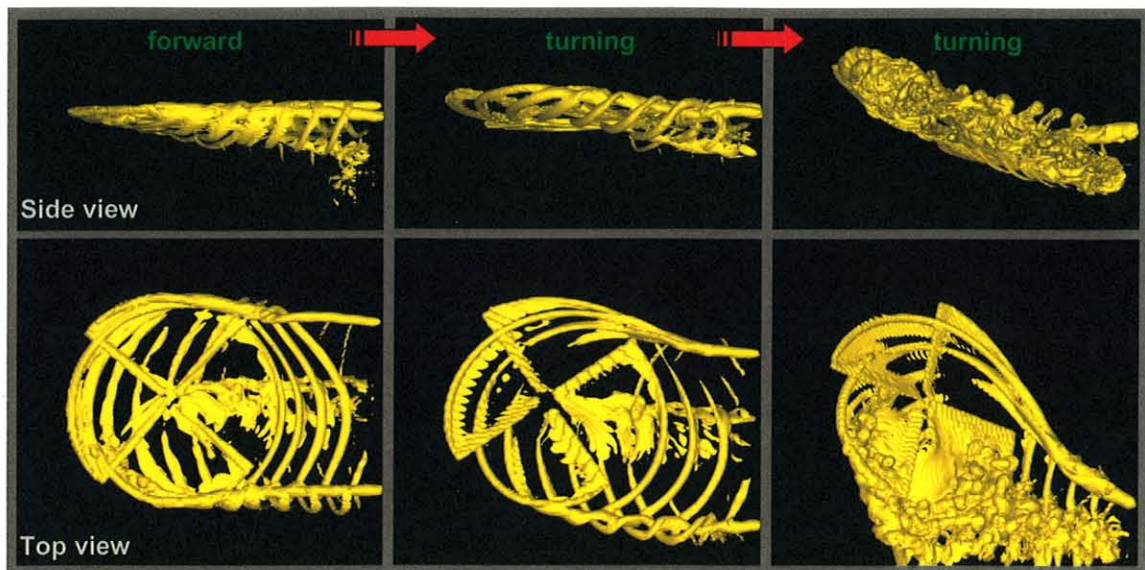


図1 右旋回時の渦度

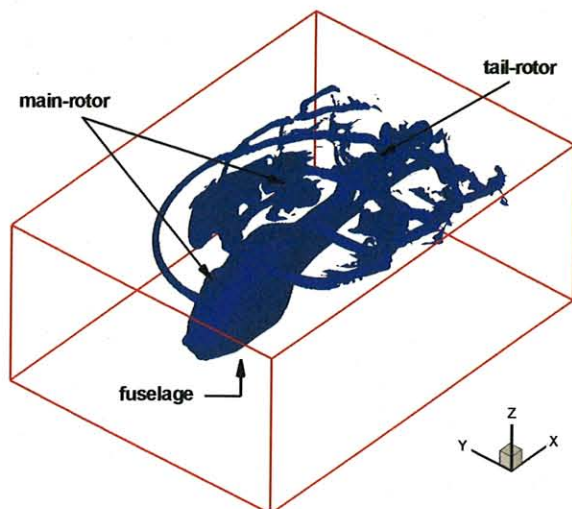


図2 Vorticity Iso-surface for full helicopter configuration

● 研究成果の公表状況

- 1) Yang, C., Aoyama, T., Saito, S., Numerical Analysis of Maneuvering Rotorcraft Using Moving Overlapped Grid Method, Heli-Japan 2006, Nagoya, Japan, November, 2006.
- 2) Yang, C., Aoyama, T., Saito, S., Numerical Analysis of Blade-Vortex Interaction Noise in Maneuvering Flight Using Moving Overlapped Grid Method, 62nd AHS Forum, Phoenix, USA, May, 2006

ヘリコプタのロータブレードの弾性変形や翼端渦の減衰が BVI 騒音に及ぼす影響の分析

Numerical study on the effect of elastic deformation of helicopter rotor blade and tip vortex decay on the generation of BVI noise

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，稲田喜信(inada@chofu.jaxa.jp)
 研究分担者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，梁 忠模(yang@chofu.jaxa.jp)
 総合技術研究本部 計算科学研究グループ，青山剛史(aoyama@chofu.jaxa.jp)
 (株) 計算力学研究センター (RCCM)，岩永則城(iwng@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

ヘリコプタのロータブレードの弾性変形，およびブレード翼端から放出される翼端渦の減衰が BVI 騒音（先行するロータブレードから放出された渦と回転するブレードが干渉することによって生じる騒音）に及ぼす影響を，CFD と音響解析コードを用いて分析すること。

● 研究の概要

ヘリコプタのロータブレードと，先行するロータブレードから放出された渦との干渉によって生じる騒音（BVI 騒音）を精度良く予測するための研究を行っているが，従来の予測システムではロータブレードの弾性変形やブレード翼端から放出された翼端渦の減衰が考慮されておらず，それらが BVI 騒音に及ぼす影響を考慮できなかった。そこで，今回の研究では，計測されたブレードの弾性変形データにもとづいたブレードの弾性変形モデルと，翼端渦の減衰モデルを CFD 計算に組み込むことによって，それらの影響を評価することを試みた。

● 今年度の研究成果の概要

国際共同で行われた HART-II プロジェクトによって計測されたブレードの弾性変形データにもとづいて弾性変形をモデル化し(図 1)，Lamb-Oseen の渦減衰モデルを用いることによって翼端渦の減衰効果をモデル化した(図 2)。双方を組みこんだ CFD 計算を行った結果，計算結果と計測結果の間には類似性が確認され，良好な計算精度が得られていることがわかった。

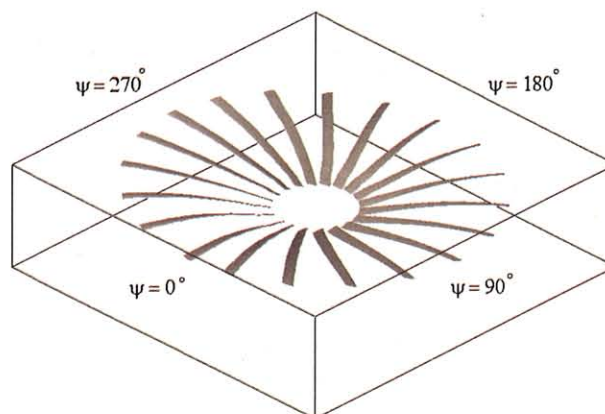


図1 ブレード弾性変形のモデル化

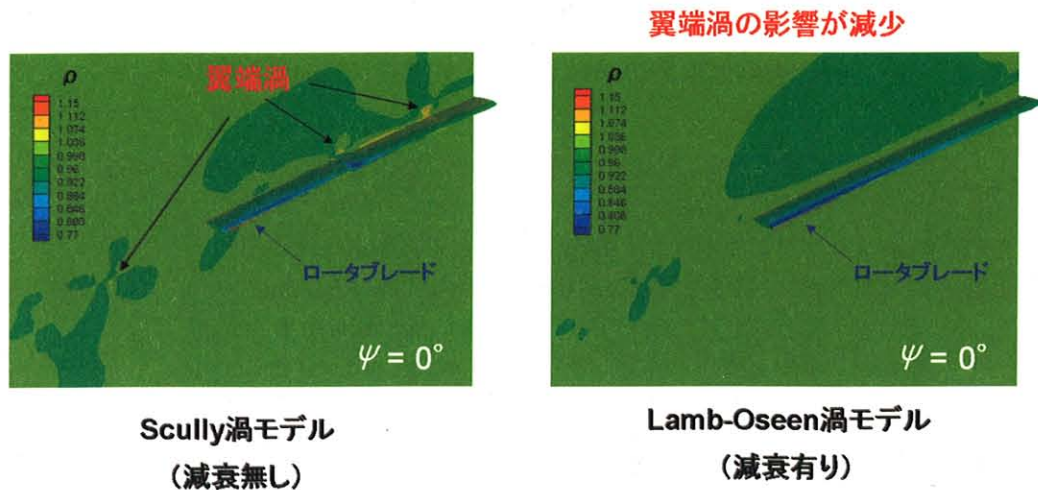


図2 渦減衰の効果

● 研究成果の公表状況

- 1) 稲田, 梁, 岩永, 青山, “ITBL プロジェクトで公開するヘリコプタ BVI 騒音予測システムの検証”, 第 38 回流体力学講演会 (室蘭工業大学), 平成 18 年 9 月 28 日～9 月 29 日 (口頭発表)
- 2) 稲田, 梁, 岩永, 青山, “ヘリコプタ BVI 騒音の予測における翼端渦の減衰の効果について”, 第 56 回理論応用力学講演会 (日本学術会議), 平成 19 年 3 月 7 日～3 月 9 日 (口頭発表)

ヘリコプタ用低騒音カナードの研究

Rotorcraft Noise Reduction Research with Canard Blade Tip

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ， 齊藤 茂(ssaitou@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：富士重工業株式会社， 磯 英雄(isoh@uae.subsru-fhi.co.jp)

富士重工業株式会社， 檜垣郷子(higakik@uae.subaru-fhi.co.jp)

富士重工業株式会社， 佐藤一成(satouka@uae.subsru-fhi.co.jp)

富士重工業株式会社， 太田智基(oatat@uae.subsru-fhi.co.jp)

● 計算の目的

ヘリコプタのメインロータにカナード翼端を装着した時の空力解析と後流渦解析を行う。

● 研究の概要

飛行試験にて，ヘリコプタ騒音の低減効果を確認したカナード翼端について，CFD 解析を活用し，騒音低減原理と性能ペナルティのメカニズムの解明する。それに基づき，性能ペナルティ最小で，より高い騒音低減効果を実現するカナード形状を CFD 解析を活用し開発する。

● 今年度の研究成果の概要

ヘリコプタのメインロータにカナード翼端を装着したモデルを使用し，ロータ回転状態の空力解析を実施した。得られたブレード表面圧力分布データを利用し，カナード翼端有無による騒音への影響を確認するための騒音解析に活用している。

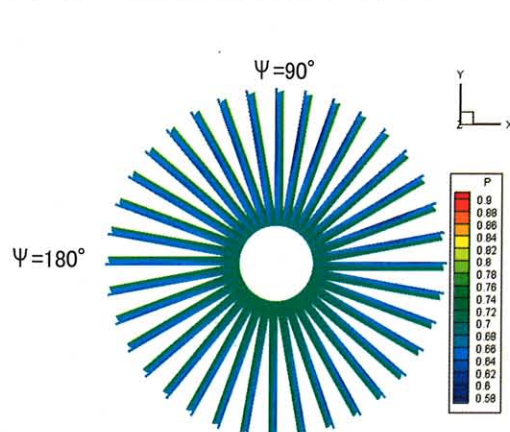


Fig.1 Pressure Distribution for Canard Tip Blade

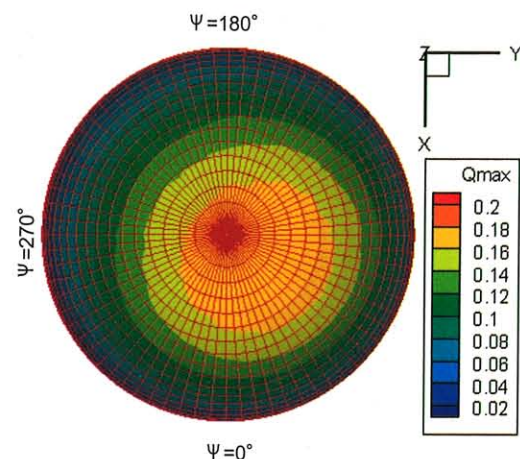


Fig.2 Peak Noise Contours for Canard Tip Blade

ヘリコプタの低騒音化技術に関する数値シミュレーション

Numerical Simulations on Helicopter Noise Reduction Technologies

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラム・グループ 運航・安全技術チーム, 田辺安忠(tan@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：航空プログラム・グループ 運航・安全技術チーム, 齊藤 茂(ssaito@chofu.jaxa.jp)

航空プログラム・グループ 運航・安全技術チーム, 小曳 昇(kobiki@chofu.jaxa.jp)

日本大学 理工学部 機械工学科, 高崎啓介(keisuke@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

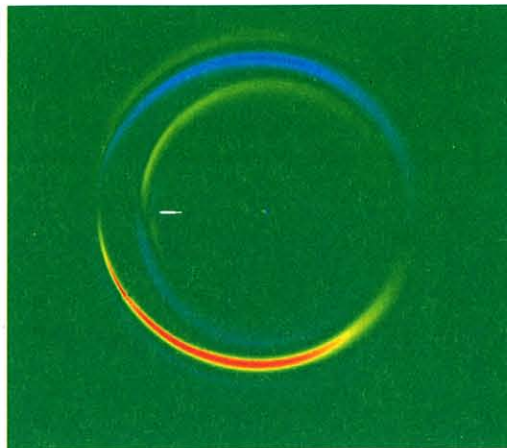
ヘリコプタの低騒音化技術を開発するに当たり、騒音の発生機構の解明と共に、種々の提案される低騒音化技術について、その効果を評価する必要がある。本研究では、特にロータ・ブレードの先端から放出される翼端渦がブレードと干渉する際に生じる複雑な干渉流れについて、流れ場の様子とブレード面上での圧力分布変化の把握を行い、それに基づいて騒音を予測し、騒音低減技術を適用したときの効果を評価できるようにすることを数値シミュレーションの目的としている。

● 研究の概要

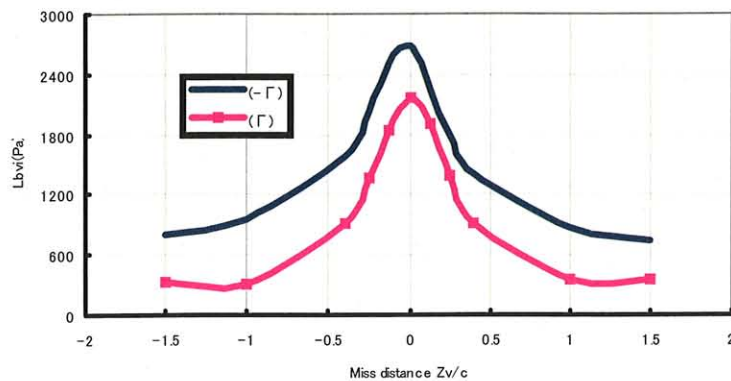
計算手法は移動重合格子法。ロータブレードの枚数分の内部格子をブレード周りに形成し、内部格子はブレードの回転や弾性変形に合わせて移動・変形をし続ける。背景格子は直交格子を2つ採用し、ブレードの回転領域および後流領域については密な格子系を用い、その外側に粗い格子系で置き、計算領域の境界条件からくる影響を軽減している。内部格子については移動格子に対応した完全非定常 NS/Euler 方程式で、2次精度の陰的 TVD スキームを採用。直交背景格子は Euler 方程式を4次精度の SHUS スキームで離散化し、翼端渦の数値粘性による減衰をできるだけ軽減している。格子間は線形補間で流れ場の情報を受け渡している。ブレードの弾性変形は CFD で求めた空気力を元に、連成計算により求められている。

● 今年度の研究成果の概要

- 1) ONERA との共同研究の課題でもある翼端渦とブレードとのパラレル干渉問題について、翼端渦を捕捉し、翼端渦が翼の近傍を通過する際の翼面上の圧力変化などを捉えた。
- 2) 完全非定常の NS/Euler スキームを MPI 手法で並列化し、コードの開発と検証を行った。
- 3) 弾性変形のあるブレードについて、既存の実験例の条件に合わせて、コードの検証を行った。



(a) パラレル BVI 騒音の発生様子



(b) 渦とブレードとの距離による影響

図1 パラレル BVI 騒音の発生に関する数値シミュレーション

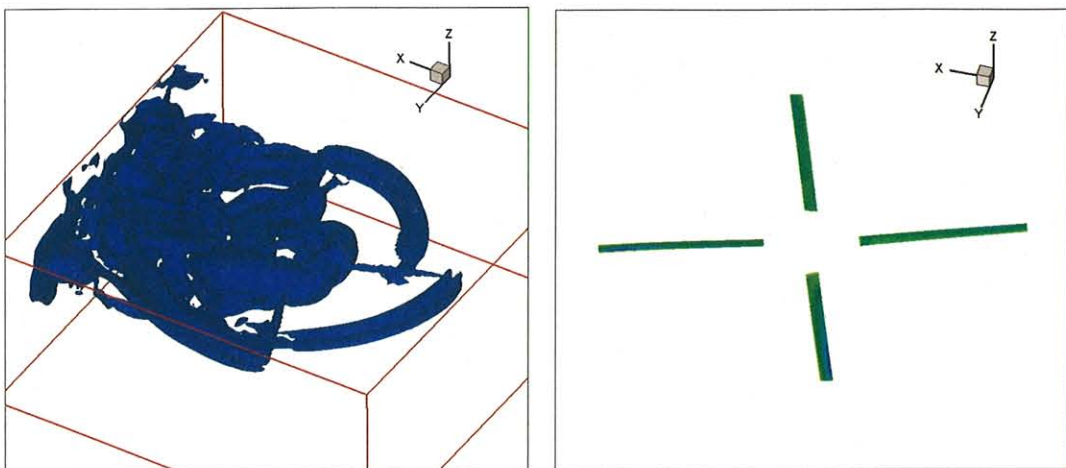


図2 弾性変形を有するヘリコプタ・ロータ周りの流れ場とブレード表面圧力分布

● 研究成果の公表状況

- 1) 田辺安忠, 齊藤 茂, 梁 忠模, 青山剛史, “ヘリコプタ CFD に関する JAXA/ONERA の共同研究 (その 1)”, 第 44 回飛行機シンポジウム, 2006 年 10 月, 口頭発表.
- 2) 高崎啓介, “ヘリコプタのブレード・渦干渉騒音の数値解析”, 日本大学理工学部平成 18 年度卒業論文.
- 3) Y. Tanabe, S. Saito, C. Yang, T. Aoyama, A. Hashimoto, Y. Nakamura, “Aeroacoustic and Aeroelastic Simulation of HARTII Model Rotor With Moving Overlapped Grid Approach,” Inter Noise 2006, Hawaii, USA, Dec. 5th 2006, 口頭発表

LIFLEX(リフティングボディ着陸実験)機体の複合操舵形態空力シミュレーション

Aerodynamic Simulation for LIFLEX (Lifting body FLight EXperiment)

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，山本行光(yamamoto.yukimitsu@jaxa.jp)

研究分担者：東京ビジネスサービス，金田 誠
東京ビジネスサービス，中澤敦子

● 計算の目的

JAXA, 総研本部において、リフティングボディによる自動着陸実験を 2007 年度に実施する予定である。このためリフティングボディ着陸飛行実験に必要な、亜音速空力特性、特に複合操舵形態の事前解析を CFD を主体として進め、エルロン、エレベータ、ラダー操舵の効き、及びこれらの組み合わせ操舵特性について詳細な空力データ(ADDB)を提供し、飛行制御のための設計支援を行うことを目的とする。

● 研究の概要

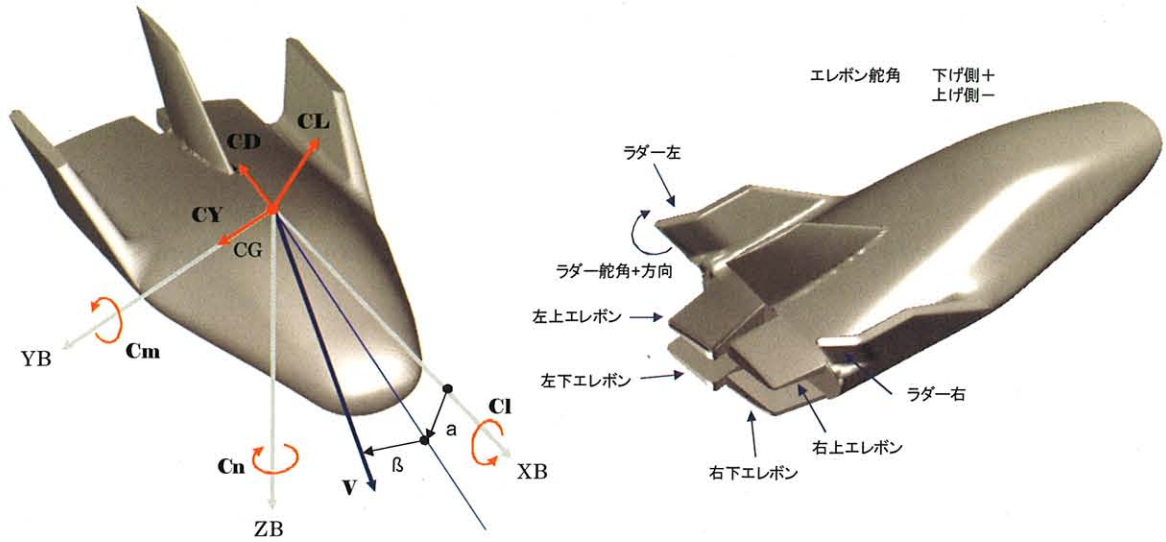
LIFLEX 着陸実験機の亜音速空力特性をマッハ数 0.3, 迎角 -5° から 30° , 横すべり角 -5° , 0° , 5° の条件で解析し、空力制御のための上下エレボン、エルロン、方向舵の組み合わせによる複合操舵特性を詳細に調べた。格子点数は 200 万点、総計算ケース数は、およそ 3000 ケースである。

● 今年度の研究成果の概要

2007 年度に実施される予定の LIFLEX 着陸実験機の舵面操舵空力特性を CFD 解析により実施した。総計算ケースは平板センターフィン形態も含めると、3048 ケースで、飛行制御設計のための空力データ・ベースの構築に役立てることができた。

計算結果とその後に行われた確認風洞試験結果とのブラインド比較では、基本形態での揚力、抗力、ピッチングモーメント等の特性については 1 カウントオーダー、横の空力特性については 10 カウントオーダーで一致し、きわめて高い精度のデータが得られ、膨大なケース ADDB の信頼性も実証された。これより、LIFLEX 飛行実験の実現に大きく貢献した。

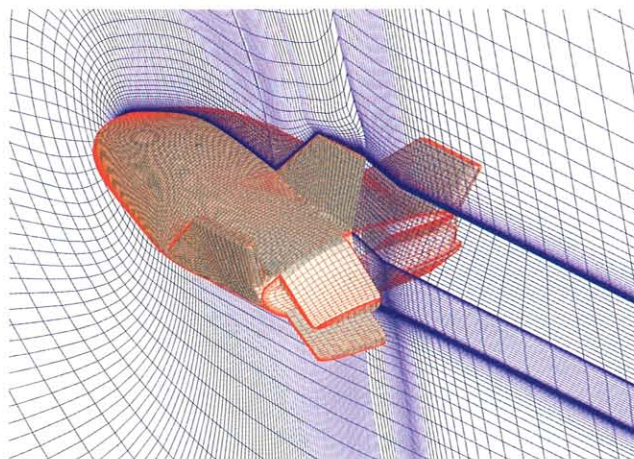
なお、ベース圧評価において危惧される格子依存性については表面格子数を倍とした 880 万点の計算を基本形態及び代表的な操舵形態について実施し、その影響は殆どないことを確認した。



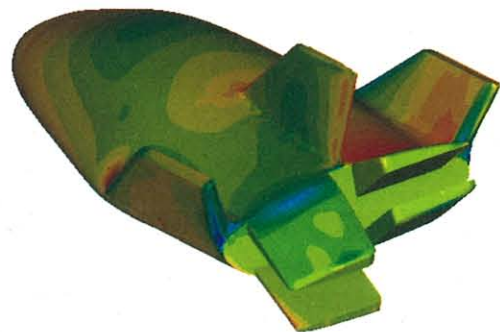
空力係数の定義図

舵面及び舵角定義

図1 LIFLEX 形態と複合操舵面定義図

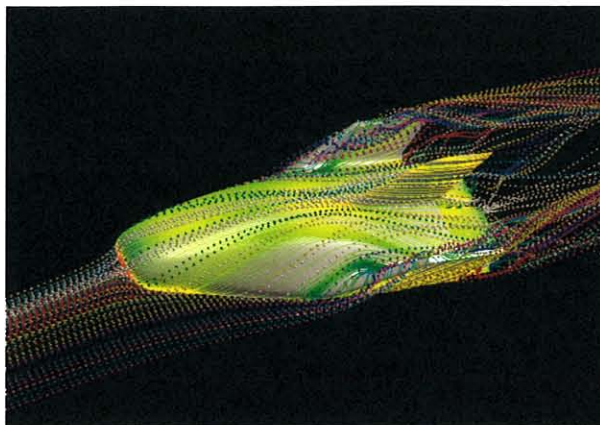


a) 格子図

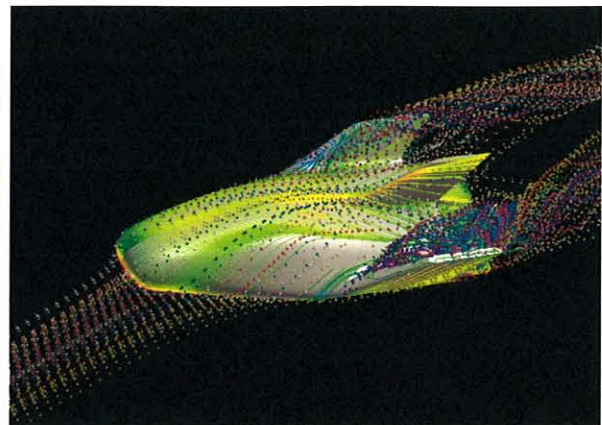


b) 圧力線図

図2 LIFLEX 同相エルロン 20° 形態計算格子及び圧力線図 ($M_\infty=0.3$)



a) $M_\infty=0.3$ $\alpha=20^\circ$ $\beta=0^\circ$



b) $M_\infty=0.3$ $\alpha=30^\circ$ $\beta=5^\circ$

図3 LIFLEX 3次元流線図

● 研究成果の公表状況

- 1) Y.Yamamoto and T.Tsukamoto “CFD Design Study of Subsonic Landing Phase Aerodynamics for Lifting Body Vehicle” 25th ISTS Sympo, June, 2006
- 2) 山本行光, 塚本太郎, “リフティングボディ着陸実験機 LIFLEX の複合操舵空力特性解析”
第 50 回 宇宙科学技術連合講演会
- 3) 将来宇宙輸送系 LIFLEX 技術資料

ロケットペイロードの音響振動に関する研究

A study on vibro-acoustics of rocket payload

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，村上桂一(murakami.keiichi@jaxa.jp)

研究分担者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，青山剛史(aoyama.takashi@jaxa.jp)

総合技術研究本部 計算科学研究グループ，稲田喜信(inada@chofu.jaxa.jp)

株式会社 計算力学研究センター，岩永則城(iwng@chofu.jaxa.jp)

名古屋大学，北村圭一(kitamura@nighthawk.nuae.nagoya-u.ac.jp)

神戸大学，平石雅之(hiraishi@mh-1.scitec.kobe-u.ac.jp)

● 計算の目的

ロケットのリフトオフ後に発生するロケット先端付近での大きな振動レベルの発生メカニズム解明と伝播経路の把握を目的とする。ロケットの射場をモデル化し、ロケットのプルームと地面や排煙溝などの構造物との干渉・共鳴から発生する音とその伝播を解析する。解析コードは、Euler 方程式を解く CFD コードと音響伝播を解析する LEE コードを併用する。

● 研究の概要

解析対象は、H-IIA の LE7 エンジンや SRB から噴出するプルームが流入する排煙溝。支配方程式は、三次元圧縮性 Euler 方程式および線形 Euler 方程式 (LEE) である。これに対する空間の離散化には、セル境界での物理量を MUSCL 法により最大 3 次精度で内挿し、Roe の近似リーマン解法によって非粘性数値流束を計算する。また、時間積分には 3 段階 3 次精度の Runge-Kutta 法を用いる。

● 今年度の研究成果の概要

モデル化した H-IIA ロケット第 1 射点に H-IIA202, 204 を、第 2 射点に H-IIA204, H-IIB をそれぞれ模擬したプルームを流入条件として与え、射点から出る圧力波を求める非定常計算を実施した。その計算結果を報告書にまとめて、H-IIA プロジェクトチームへ報告・提出した。

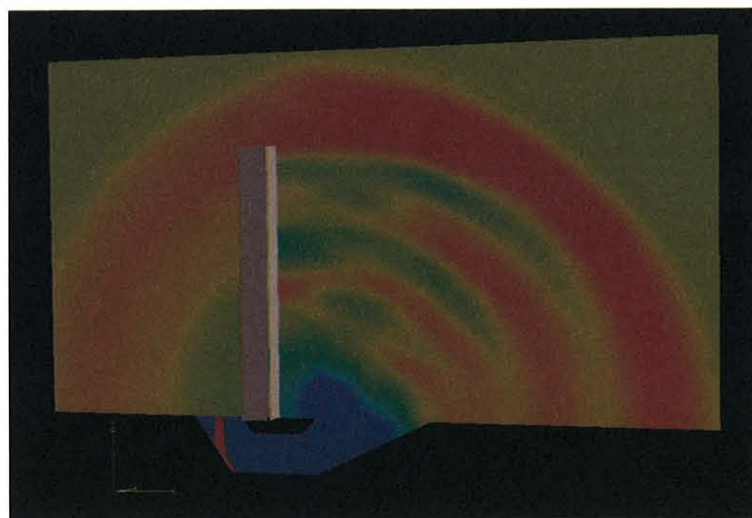


図1 モデル化した第1射点排煙溝からの圧力波

● 研究成果の公表状況

- 1) 村上桂一, 北村圭一, 橋本 敦, 青山剛史, 中村佳朗, 「ロケット排煙溝に関する音響解析」, ANSS 2006
- 2) 北村圭一, 橋本 敦, 中村佳朗, 村上桂一, 青山剛史, 「Euler/LEE ハイブリッド法による超音速ジェットの音響解析」, ANSS 2006
- 3) 村上桂一, 高橋孝, 相曾秀昭, 青山剛史, 末松和代, 松尾裕一, 「ロケットペイロードの音響振動の研究」, 公開研究発表会
- 4) 村上桂一, 高橋 孝, 稲田喜信, 青山剛史, 相曾秀昭, 「ロケット打上げ時の衛星音響振動に関する研究」, 総研/科学本部合同成果報告会
- 5) K. Murakami, K. Kitamura, A. Hashimoto, T. Aoyama, Y. Nakamura, “Acoustic Analysis of Rocket Plume Deflector”, Inter Noise 2006
- 6) 村上桂一, 北村圭一, 橋本 敦, 青山剛史, 中村佳朗, 「ロケット打上げ時の音響環境に関する研究」, 理論応用力学講演会

宇宙機の音響振動解析に関する研究

Study on vibro-acoustic analysis of spacecrafts

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，高橋 孝(takahashi.takashi@jaxa.jp)
 研究分担者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，村上桂一(murakei@chofu.jaxa.jp)
 総合技術研究本部 計算科学研究グループ，青山剛史(aoyama@chofu.jaxa.jp)
 総合技術研究本部 計算科学研究グループ，相曾秀昭(aiso@chofu.jaxa.jp)
 株式会社 計算力学研究センター，金田英和(kane@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

シミュレーションによる一連の事前予測があまり進められていないロケット打上げ時の音響解析に注目し、音響発生メカニズムの解明から搭載衛星の音響加振に至る評価手法の確立を目指している。本研究では、この内、フェアリング内に伝わった音波の影響による衛星の構造振動に注目し、音響振動の事前予測手法を構築することを目的とする。

● 研究の概要

搭載機器の固有振動数を含む少なくとも数 100Hz 程度までの周波数帯域に対応し、二次構造や機器レベルの局所的な応答解析まで行うことのできる決定論的な音響構造連成解析手法の構築を目指している。その第一段階として、一般に低周波帯域に応用される構造 FEM 単体を利用して衛星の音響振動解析を実施し、その適用限界や連成解析の必要性について評価する。

● 今年度の研究成果の概要

構造 FEM 単体で音響振動解析を実施するため、音場の種類から構造表面の要素圧力間の相関を含めたデータを生成するツールを作成した。拡散音場を適切にモデル化することにより、完全にランダムな音場との音響振動応答の違いを評価し、連成解析の必要性を確認した。さらに、内部補強材を含めた主構造と太陽電池パドル（二次構造）から成る構造モデルを構築し、FEM を用いて表面圧力を入力とした動解析を実施した（図 1, 2）。過渡解析では、表面圧力による衛星主構造の内部補強材を含めた全体的な揺れが確認できた。

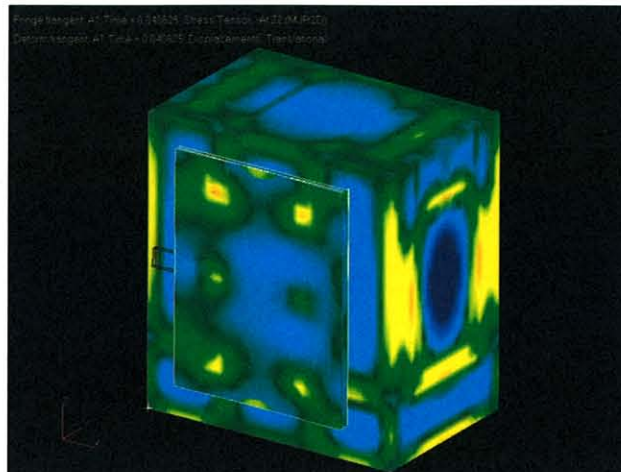


図1 衛星モデルを用いた音響振動の過渡応答解析

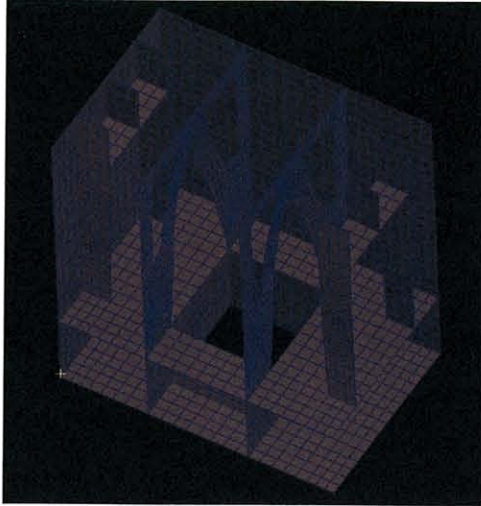


図2 衛星モデルの内部補強材の振動

● 研究成果の公表状況

- 1) 高橋, 村上, 青山, 相曾, 音響によるロケットペイロードの構造振動に関する研究, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2006.
- 2) 高橋, 村上, 青山, 相曾, 搭載宇宙機の音響構造振動の数値シミュレーションに関する研究, 第56回理論応用力学講演会講演論文集, pp.141-142, 2007.

再使用ロケット実験機の逆噴射ジェットの数値解析

Numerical Simulation of Jet Flow from Reusable Vehicle Testing

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，鈴木俊之(suzuki.toshiyuki@jaxa.jp)

研究分担者：宇宙科学研究本部，野中 聡 (nonaka.satoshi@jaxa.jp)

宇宙科学研究本部，稲谷芳文(inatani.yoshifumi@jaxa.jp)

● 計算の目的

将来型宇宙輸送システムの一つとして完全再使用可能な単段式垂直離着陸型ロケットの提案が行われており，実現に向けて小型実験機による地上試験および飛行試験が行われている．本研究では着陸時の逆噴射ジェットの様子を UPACS を用いて解析し，機体空力特性への影響を解明することで再使用ロケットの実現を目指す．

● 研究の概要

昨年度の風洞試験結果との比較を通じた数値解析手法の検証結果を踏まえ，実験機の実際の飛行環境周りの流れ場についてジェット噴射がある場合とない場合の2ケースの解析を行った．

● 今年度の研究成果の概要

時間平均流れ場の速度分布や機体の圧力分布に関しては，本解析結果と風洞試験結果との比較において優位な差は見られなかった．しかしながら機体表面圧力の PSD によると，流れ場の支配的な周期性を示す周波数がスケール効果によって1オーダー以上低下するため，姿勢制御や航法誘導に注意する必要があることが判明した．

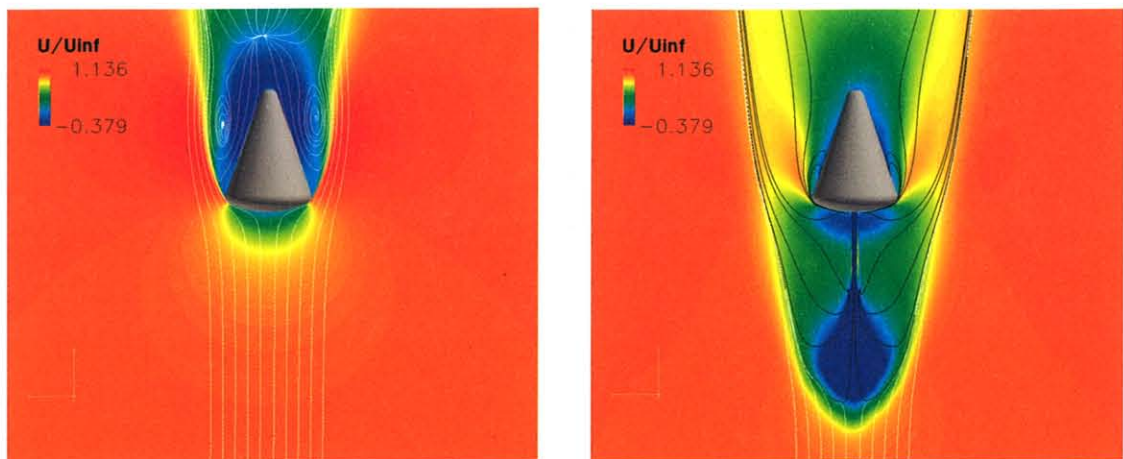


図1 時間平均流れ場の速度ベクトル主流方向成分の等高線 (左：ジェット噴射なし，右：ジェット噴射あり)

● 研究成果の公表状況

- 1) 鈴木俊之 他，「再使用ロケット実験機による着陸時逆噴射ジェットの数値解析」第39回 流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2007 (予定)

超臨界圧力における LOX/GH2 同軸噴流火炎の数値シミュレーション

Numerical Simulation of Shear Coaxial LOX/GH2 Jet Flame at Supercritical Pressure

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，松山新吾(matsuyama.shingo@jaxa.jp)

研究分担者：総合技術研究本部 計算科学研究グループ，新城淳史(shinjo.junji@jaxa.jp)

総合技術研究本部 計算科学研究グループ，溝渕泰寛(mizo@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

液体ロケットエンジン燃焼器の同軸型噴射器エレメントを模擬したシミュレーションを実施し，形成される同軸噴流火炎が，① Flamelet モデルなどの火炎モデルを適用可能な火炎かどうか，② どのように保炎されているか，を調査することを主な目標として計算を実施した。

● 研究の概要

超臨界圧力下での物性値を考慮した燃焼シミュレーションコードにより，ロケットエンジンの同軸型噴射器エレメントを模擬した燃焼シミュレーションを実施した。シミュレーションによって得られたデータから，同軸噴流火炎の保炎メカニズムを明らかにした。また，形成される火炎の詳細構造を解析することにより，従来の火炎モデルの適用可能性を模索した。

● 今年度の研究成果の概要

同軸型噴射器エレメントを模擬した燃焼シミュレーションを実施し，得られたデータを解析することで火炎構造の詳細を把握した。その結果，形成される火炎の厚さは $100\mu\text{m}$ 以下と非常に薄く，従来の Flamelet を用いたモデリングが妥当であるような乱流燃焼場であることが明らかになった。火炎基部の保炎メカニズムについても，LOx 噴射ノズルのリム近傍において生じるラジカル化学種の再結合反応による発熱が，火炎の保炎に寄与していることが明らかになった。これまでの研究では，リム近傍の再循環領域で火炎が保炎されることは確認されていたが，本研究によって，その事実を具体的に裏付ける知見が得られた。

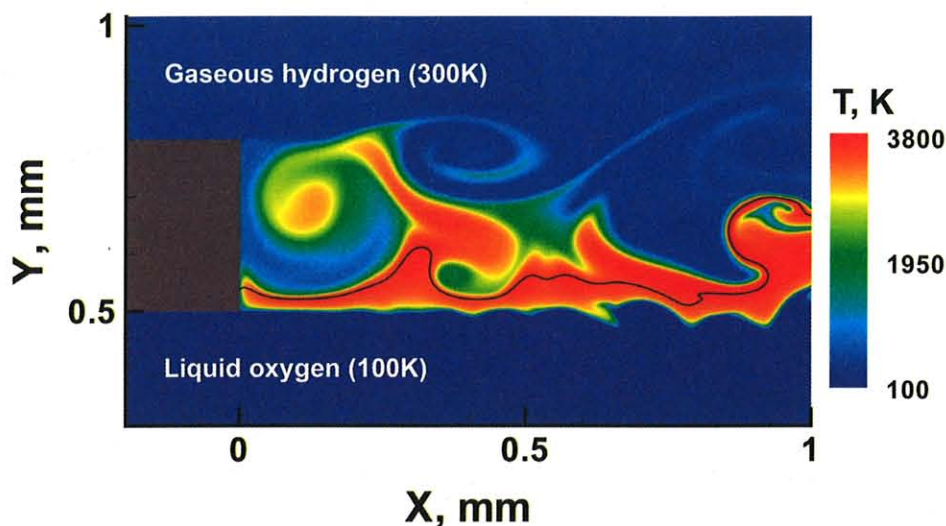


図1 噴射器ノズルリム近傍での温度分布。火炎端がノズルリムに付着した状態で保炎することがわかる。

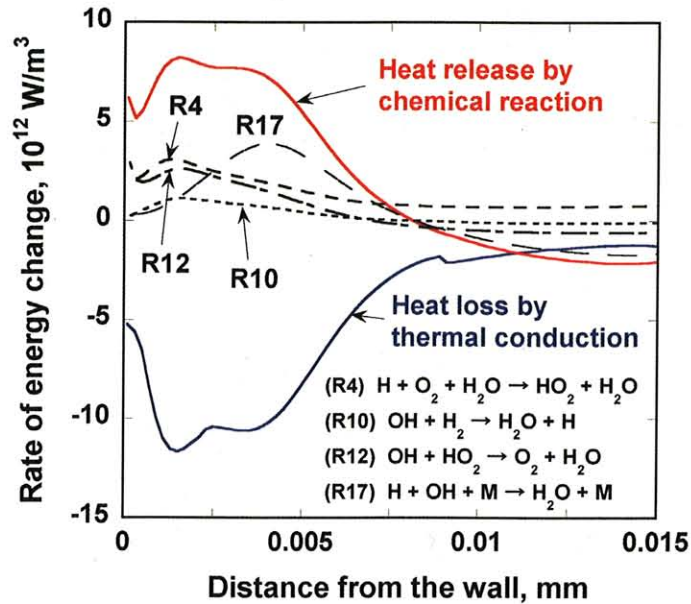


図2 ノズルリム壁面近傍でのエネルギー収支。再結合反応による発熱が固体壁への熱損失とバランスしていることがわかる。

● 研究成果の公表状況

- 1) S. Matsuyama, et al., "Parallel Numerical Simulation of Shear-Coaxial LOX/GH₂ Jet Flame in Rocket Engine Combustor," Parallel Computational Fluid Dynamics 2006.
- 2) S. Matsuyama, et al., "A Numerical Investigation on Shear Coaxial LOX/GH₂ Jet Flame at Supercritical Pressure," 6th International Symposium on Advanced Fluid Information, 2006.
- 3) S. Matsuyama, et al., "Parallel Numerical Simulation of Shear-Coaxial LOX/GH₂ Jet Flame in Rocket Engine Combustor," International Conference on Parallel Computational Fluid Dynamics 2006, 2006.
- 4) 松山新吾, 他, "超臨界圧における LOX/GH₂同軸型噴流火炎の保炎機構について", 第44回 燃焼シンポジウム, 2006.
- 5) 松山新吾, 他, "ロケットエンジン燃焼関連シミュレーション", 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2006.

液体ロケットエンジンの内部流れ解析

Numerical Analysis of Internal Flows in Liquid Rocket Engines

● 研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター，山西伸宏(yamanishi.nobuhiro@jaxa.jp)
 研究分担者：情報・計算工学センター，根岸秀世(negishi.hideyo@jaxa.jp)
 情報・計算工学センター，谷 直樹(tani.naoki@jaxa.jp)
 情報・計算工学センター，西元美希(nishimoto.miki@jaxa.jp)
 情報・計算工学センター，清水太郎(shimizu.taro@jaxa.jp)
 アドバンスソフト株式会社，西村香純(kazumi@fsis.iis.u-tokyo.ac.jp)
 株式会社アライドエンジニアリング，北風慎吾(kitakaze@alde.co.jp)
 株式会社アライドエンジニアリング，松山 貴(matsuyama@alde.co.jp)
 株式会社アライドエンジニアリング，猪野正輝(ino@alde.co.jp)
 株式会社アライドエンジニアリング，大山知信(t.ohyama@alde.co.jp)

● 計算の目的

液体ロケットエンジンの設計開発に資するため，随時プロジェクト等からの要請に応じて各種評価解析を実施すると共に，エンジン内部流れ，振動および寿命の評価が可能となる CFD コードと構造解析コードの研究開発を合わせて行う。

● 研究の概要

本年度は，主にプロジェクト対応の評価解析を実施した。以下に主な実施項目を示す。

- ① LE-7A の FTP ポンプの流体振動問題の評価解析
 現在 LE-7A の FTP ポンプにおける動静翼干渉による振動の発生メカニズムを解明すべく，流体構造連成解析を実施する。
- ② H-IIA204 に係るタンク内液面挙動解析
 H-IIAF11 (204 形態) の開発において，Lift Off 直後のプログラムレート負荷時における液面挙動の予測評価を実施する。
- ③ H-IIAF9 に係る液面挙動解析
 H-IIAF9 で発生した二段燃焼中振動の原因究明活動の一環として，2 段 LOX タンクにおける液面挙動の予測評価を実施する。
- ④ LE-X の燃焼室寿命解析
 次期ブースタエンジン LE-X の成立性検討において，燃焼室の寿命評価手法の検討を実施した。

● 今年度の研究成果の概要

5 項に示した実施項目ごとに以下に示す。

- ① LE-7A の FTP ポンプの流体振動問題の評価解析
 インペラー翼間の位相差およびインペラーとデイフェューザー間の距離に着目し，これらのパラメータを種々変えた場合の流体構造連成振動の解析評価を実施している。現在は，構造解析側に受け渡す流体側の LES 解析を随時実施中である。
- ② H-IIA204 に係るタンク内液面挙動解析
 液面挙動解析を実施し，問題となるレベルのスロッシング等が発生しない事を数値的に確認した。

- ③ H-IIAF9に係る液面挙動解析
F9 で発生した機体縦振動を負荷したときの 2 段 LOX タンクにおける液面挙動解析を実施し、特異な振動を引き起こすような液面挙動が発生しないことを数値的に確認した。
- ④ LE-X の燃焼室寿命評価解析
3 次元全周モデルにおける寿命評価をする上で最低限必要となるメッシュ数、CPU 数などを把握した。

● 研究成果の公表状況

- 1) LE-7AFTP 振動問題関連 ; AIAA Paper 2007-5515,5539
- 2) H-IIA204 液面挙動解析関連 ; JAXA 技術資料等
- 3) H-IIAF9 液面挙動関連 ; JAXA 技術資料等
- 4) LE-X 燃焼室寿命評価解析関連 ; JAXA 技術資料等

プラズマ粒子シミュレーションの宇宙機近傍解析への適用

Analysis of spacecraft environment with plasma PIC simulations

● 研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター，上田裕子(ueda.hiroko@jaxa.jp)

● 計算の目的

衛星等の宇宙機と周辺プラズマの相互作用を含めて周辺プラズマの運動を PIC 法により逐次計算し、宇宙機表面の電位，周辺のプラズマ密度，速度分布，電位分布等を解析する。

● 研究の概要

従来の PIC プラズマシミュレーションでは，宇宙機の周辺プラズマ，オーロラ粒子および宇宙機の 3 次元形状や材質を実パラメータでモデリングすることが困難であったが，本研究では地球シミュレータ上で実績のあるプラズマ電磁粒子コード NuSPACE を基に，これを可能とする高並列化コードを開発する。したがって宇宙機設計に資する解析データを提供し，また衛星による軌道上観測データとシミュレーションデータを直接比較することが可能となる。

● 今年度の研究成果の概要

地球シミュレータ上で実績のあるプラズマ電磁粒子シミュレーションコード NuSPACE を基に，衛星形状や材質をモデル化する内部境界，衛星帯電を解析するための外部境界等の機能を拡張し静電粒子コードの基本形を開発した。シミュレーションの妥当性を検証する目的で，2005 年に打上げられた極軌道小型衛星「れいめい」に搭載された電流プローブ CRM の特性を再現するテストを行った。

● 研究成果の公表状況

- 1) 岡田雅樹，臼井英之，大村善治，上田裕子，村田健史，「れいめい」衛星によるオーロラ帯プラズマパラメータの計測と飛翔体環境シミュレーション，第 3 回宇宙環境シンポジウム，2006 年 12 月，つくば
- 2) H. O. Ueda, M. Okada, H. Usui, K. Imasato, Spacecraft charging simulation with full-particle ES code modeling of the REIMEI satellite observation, 8th International School/Symposium for Space Simulations, Feb. 2007, Kauai, USA

H-IIB クラスタノズル流れの解析

Numerical Study on the flow of H-IIB Cluster Nozzle

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙科学情報解析センター，高木亮治(ryo@isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

H-IIB のクラスタノズル流に対して CFD 解析を実施し，クラスタノズル間の流体干渉であるエジェクタ効果によって発生するノズル横力を評価することを目的とする。

● 研究の概要

- ・本解析で用いた CFD コード UPACS の検証として，シングルノズルを対象に解析実績のある CFD コードとの比較検証を行なった。また比熱比の効果を確認した。
- ・ノズル起動時時に燃焼室圧力が変化する過程を準定常的に解析した。
- ・クラスタノズルの起動タイミングのずれを模擬するために異なる燃焼室圧力を設定したノズル間の干渉解析を実施した。

● 今年度の研究成果の概要

- ・シングルノズルの解析で従来用いられていた解析コードと同等の結果が得られた。また比熱比の影響が確認され，今回注目している圧力分布，剥離位置への影響は小さいことがわかった。
- ・ノズル起動時の準定常的な解析を実施し，各段階における剥離位置を確認した。また同時起動の場合に発生するノズル横力が判明した。
- ・ノズル起動のタイミングがずれた場合に発生する横力が判明した。

衛星プラズマ環境数値シミュレーション・コードの基礎開発

Development of basic elements for a spacecraft-space plasma interaction simulator

● 研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター，篠原 育(iku@isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

衛星プラズマ環境数値シミュレーション・コードの基礎開発.

● 研究の概要

衛星・探査機の信頼性向上・設計開発の効率化に数値シミュレーション技術の貢献が期待されており，今後の惑星探査機用の電気推進系の解析などを実施する為の，衛星プラズマ環境の数値シミュレーション・コードを整備することが必要とされている．そこで，我々は衛星プラズマ環境数値シミュレーション・コードの開発をおこなうことを計画しているが，ここでは必要とされる計算コードの要素技術の研究を行う．

● 今年度の研究成果の概要

実質的な計算機利用は今年度3月より開始したので，本年度の成果はない．今後，衛星プラズマ環境数値シミュレーションへの応用を目指して，現状保有しているプラズマシミュレーションコードをスーパーコンピュータ上で実行できることを確認した．

非構造格子 Euler/Navier-Stokes ソルバ JTAS の計算性能最適化

Performance Optimization of an Unstructured Grid Euler/Navier-Stokes Solver JTAS

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 情報・計算工学センター，坂下雅秀(sakasita@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

3次元非構造格子有限体積法 Euler/Navier-Stokes ソルバ JTAS について，主にスカラ性能向上を図ることを目的に変更を加え，性能測定を行って効果を確認する。

● 研究の概要

JTAS は，CeNSS 向けに変更が加えられているものの，その変更は配列の次元入れ替え等限定的なものであり，CeNSS の性能を十分有効に活用出来ていないという問題があった。そのため CeNSS に対する適合性を高め，効率の良い解析を可能にすることを目的として，より内容に踏み込んだ変更を行う。また，テストデータを用いた性能測定を実施し，変更による性能向上を確認する。

● 今年度の研究成果の概要

テストデータによる計算性能測定を行い，JTAS オリジナル版と比較して約 1.8 から 1.9 倍の性能が得られることを確認した。

また，JTAS のような非構造格子ソルバの特性に対する知見と計算性能向上に対するコーディング指針が得られた。

● 研究成果の公表状況

- 1) 宇宙航空研究開発機構研究開発報告 JAXA-RR-06-006
「非構造格子 Euler/Navier-Stokes ソルバ JTAS の計算性能最適化」(印刷中)

飛行マッハ数 10 以上の超高速域スクラムジェットエンジンの数値解析

Numerical simulation of scramjet engine characteristics over Mach 10 flight condition

● 研究グループ

研究代表者：総研本部 複合推進研究グループ（現在は総研本部事業推進部プロジェクト研究協力室），
高橋政浩(takahashi.masahiro@jaxa.jp)

● 計算の目的

高温衝撃風洞 HIEST を用いた飛行マッハ数 10 以上の超高速域スクラムジェット燃焼試験との連携及び相互補完により，超高速域スクラムジェットエンジン作動特性の詳細解明，エンジン性能向上及び作動範囲の上限拡大を達成することを目的としている。

● 研究の概要

M12-03 スクラムジェットエンジンの改良設計検討を行った。具体的には，M12-03 エンジンで燃焼器の高圧化がエンジン性能向上に寄与することがわかったことを受け，さらなる高圧化の効果を CFD により検討した。また，燃焼器形状の変更に伴い新型の燃料噴射器を検討した。

● 今年度の研究成果の概要

CFD により，燃焼器入口での流路拡大をなくし燃焼器をより高圧化すること，また，それに伴い燃焼器長さの短縮が可能になることで，燃焼器性能のさらなる向上が期待できることが示された。この結果を元に，改良型エンジン（M12-04）の設計・製作を行った。なお，平成 19 年度に，M12-04 エンジンの燃焼試験を実施し，作動特性データの取得及び設計評価を行う予定である。

超高速飛行条件におけるスクラムジェットエンジンの数値シミュレーション

Numerical Simulation of Scramjet Engine at Hypervelocity Conditions

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 複合推進研究グループ，小寺正敏(kodera.masatoshi@jaxa.jp)

● 計算の目的

本研究では，高温衝撃風洞で試験された熱解離による正味発熱損失低減をねらった拡大燃焼器(DC)について計算を行い，平行燃焼器(PC)の計算結果と比較することにより，その効果を検討した。

● 研究の概要

高温衝撃風洞ではマッハ 10 以上の超高速飛行条件下で作動可能なスクラムジェットエンジンの研究を行っている。従来の研究では飛行マッハ数が増加すると，推力性能が理論値に比べ極端に減少した。その原因のひとつが燃焼ガスの温度上昇に伴う熱解離による発熱量の減少にあると考え，新たに過度な温度上昇を抑えるような流路拡大燃焼器を考案し，その効果について実験及び計算両面より研究を行っている。

● 今年度の研究成果の概要

設計点の飛行マッハ 12 条件では，混合効率が悪いことのみならず，平衡計算による予測に反して熱解離，特に水素原子の増加による吸熱反応の増加により，DC の発熱量は PC よりも少ないことがわかった。この現象は化学反応がラジカル分岐反応の部分平衡に依存しているためであるが，基礎となる化学反応モデルの不備による可能性もある。一方で摩擦効力も DC の方が小さいため，正味推力で見れば両者に差はなかった。他の飛行条件についても現在解析中である。

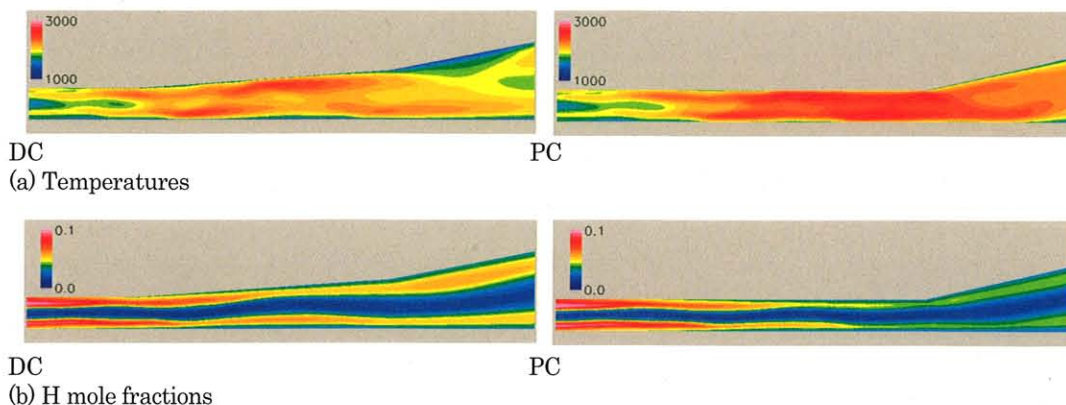


Fig. 1 Comparison between distributions of temperatures and H mole fractions for DC and PC on the symmetry plane

● 研究成果の公表状況

- 1) Kodera, M., Takahashi, M. and Itoh, K., "Numerical Simulation of Scramjet Engine at Hypervelocity Conditions," The 25th International Symposium on Space Technology and Science, 4-11 June 2006, Oral, ISTS 2006-a-49.

複合サイクルエンジンのエジェクタ・モード流れの数値計算

Numerical Simulation of the Ejector-Mode RBCC Engine

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 角田宇宙センター，長谷川 進(hasegawa.susumu@jaxa.jp)

● 計算の目的

極超音速飛行システムの推進システムとして複合サイクルエンジンが有望視されており，近年，その研究が盛んに行われている．複合サイクルエンジンにはロケットが組み込まれており，作動モードによって燃焼させる場所が変わり，低速では，ロケット排気によるエジェクタ効果を利用したエジェクタジェットエンジンとして動作する．本研究では，角田宇宙センターで行われたエジェクタ・モード空力実験を再現するために，数値シミュレーションを行い燃焼器内の流れについて調べた．

● 研究の概要

本研究では，角田宇宙センターで行われたエジェクタ・モード空力実験を再現するために，数値シミュレーションを行い燃焼器内の流れについて調べた．初めに，実験データとの比較検討を行い計算の妥当性を検討した．次に，ロケット総圧を変化させた場合，および，燃焼器形状を変化させた場合に，エンジン内の流れの構造がどのように変化するかを調べた．

● 今年度の研究成果の概要

シミュレーション結果は，窒素の噴射により生じるロケット噴射口近くの斜め衝撃波の構造を良く再現している．また，燃焼器に流入した空気が天板側にまがり，カウル側におおきな亜音速領域が生じることがわかった．CFDの結果は，天板上の圧力を計測した実験結果とよく一致する．

ロケット総圧を変化させると，カウル側に生じる亜音速領域の開始する位置が変化する．上半面の側壁側に，カウル方向へ窒素のジェットが生じており，酸素濃度が小さくなっている．剪断応力による流れ方向の渦に加えて，上半面に縦渦が生じており混合に影響を与えていることがわかった．

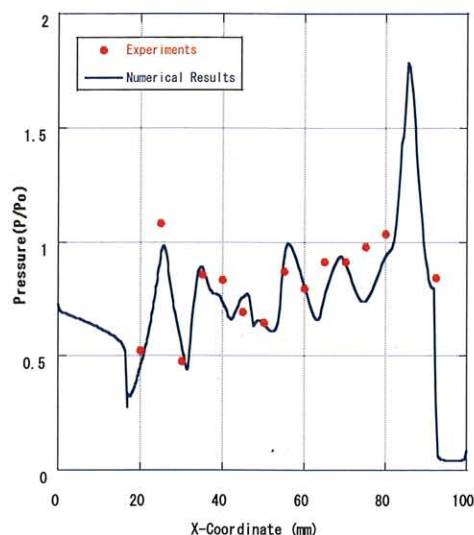


図1 天板対称面上での圧力分布の比較

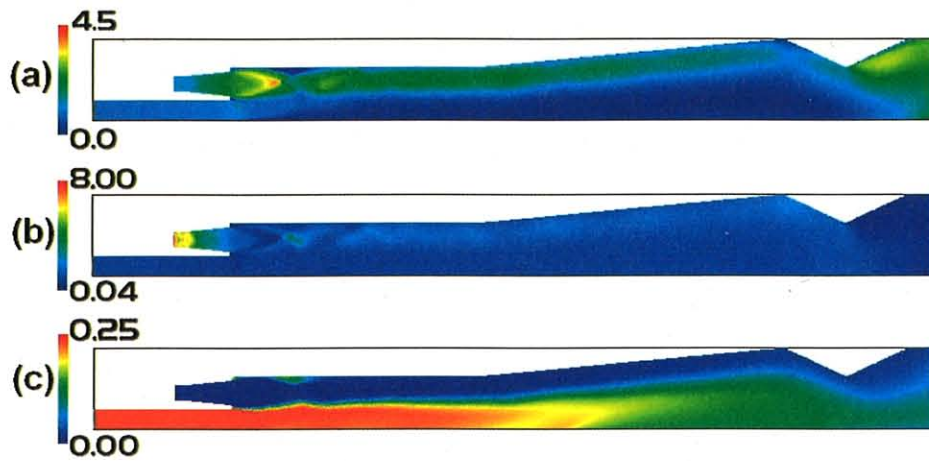


図2 数値計算結果 (a)マッハ数分布, (b)密度, (c) 酸素のモル分率

● 研究成果の公表状況

- 1) Susumu Hasegawa, Kouichiro Tani, Computational Analysis of the Ejector-jet-Mode of RBCC Engine, 25th ISTS, June 4-11, 2006
- 2) 長谷川 進, 谷 香一郎, CFD による複合サイクルエンジンのエジェクタ・モード流れの空力解析, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2006, 2006 年 6 月 23 日
- 3) 長谷川 進, 谷 香一郎, 拡大燃焼器を持つエジェクタ・ジェットのコールドフロー実験の数値解析, 第 50 回 宇宙科学技術連合講演会, 2006 年 11 月 7 日—10 日

キャビテーションの熱力学的効果に関する研究

Study of Thermodynamics Effect on Cavitation

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 ロケットエンジン技術センター，木村俊哉(kimura.toshiya@jaxa.jp)

研究分担者：東北大学流体科学研究所，伊賀由佳(iga@ifs.tohoku.ac.jp)

● 計算の目的

高性能液体ロケットでは機体重量軽量化のため，燃料タンク圧の低減化とターボポンプの高回転化が求められる。これに伴い，ポンプ主遠心羽根車でのキャビテーション発生を抑制し，ポンプ吸込み性能を向上させる必要が生じることから，主羽根車の上流側に主羽根車流入口の圧力を上昇させる役割を持つインデューサが取り付けられている。しかし，インデューサ自身は低圧下にさらされるため，キャビテーションの発生した状態で作動せざるを得ない。従って，インデューサにおいて，キャビテーションによる流路閉塞に伴う吸込み性能の低下，軸振動を伴う旋回キャビテーション現象（周方向不安定），大規模流量変動を伴うキャビテーションサージ現象（軸方向不安定）といった，様々な非定常キャビテーション現象が発生し問題となっている。

近年，これらの現象のメカニズムを解明するため，汎用コードや独自のコードによる数値解析が多く行われている。汎用ソフトによるキャビテーション未発生状態のインデューサの解析では，インデューサ上流での逆流の発生，翼端渦の発生，逆流領域の発達に伴う逆流渦などの流れ構造が解明されつつある。しかし，汎用ソフトでは計算モデルが制限され，キャビテーション発生状態の解析では十分な精度が得られないのが現状である。一方，我々が開発したキャビテーション数値解析モデル（圧縮性気液二相局所均質媒体モデル）は，液体の圧縮性を考慮するため液体内圧力伝播を計算できる特徴から，キャビテーション不安定現象の解析に適することがこれまでに確かめられている。また，気液境界面をボイド率の連続面として取り扱い，発生するキャビティの形状に制限を受けないため，キャビテーションの種々の発生形態の再現が可能である。さらに，気相と液相の混在する流れ場全体を擬似単相媒体として一括して解くため，比較的コンパクトな数式系で大規模計算に適している。

そこで本研究では，我々のキャビテーション数値解析モデルを，JAXA 角田宇宙センターの有する三次元非構造格子系圧縮性流体計算コードに組込むことによって，インデューサ内部の三次元非定常キャビテーション流れを解析し，キャビテーション性能やキャビテーション不安定現象の発生範囲などを予測することを目的とする。また，本数値解析手法が完成した際には，液体ロケット用ターボポンプインデューサの設計変更時等にも，キャビテーション性能評価におけるコスト削減に貢献できると考えている。

● 研究の概要

1. 圧縮性気液二相局所均質媒体モデル

本局所均質媒体モデルの状態方程式には，気相には理想気体の状態方程式，液相には温度に関する一次式で近似された Tammann 形の状態方程式を採用する。本局所均質媒体モデルは，気液二相流体を局所的に有限なボイドを有する均質な擬似単相媒体として取り扱う。この時，二相媒体の混合密度 ρ は，局所均質の仮定に従って気相の密度 ρ_g と液相の密度 ρ_l とを，局所ボイド率 α （気相の体積分率）で線形結合することにより得られる。これを気相の質量分率 Y を用いると(1) 式のように表現できる。

$$1/\rho = (1-Y)/\rho_l + Y/\rho_g \quad (1)$$

ここで、液相・気相の各状態方程式を、液相・気相間の局所平衡状態 $p_l=p_g=p$, $T_l=T_g=T$ の仮定の下で(1)式に代入すると、圧縮性気液二相局所均質媒体の状態方程式は(2)式のように導出される。

$$\rho = \frac{p(p+p_c)}{K_l(1-Y)p(T+T_0)+R_gY(p+p_c)T} \quad (2)$$

2. 基礎方程式と解析手法

本計算では、エネルギー保存を考慮した三次元圧縮性気液二相媒体の Navier-Stokes 方程式を基礎方程式として解く。第1式から第6式はそれぞれ気液混合相の質量・運動量・エネルギー保存の式、及び気相の質量保存の式であり、積分形表示で表すと(3)式のように書ける。ここに、 \mathbf{Q} は未知変数ベクトル、 $\mathbf{F}(\mathbf{Q})$ は非粘性項ベクトル、 $\mathbf{G}(\mathbf{Q})$ は粘性項ベクトル、 Γ は生成項ベクトルであり、(4)式のように表される。

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \int_{\Omega} [\mathbf{F}(\mathbf{Q}) - \mathbf{G}(\mathbf{Q})] \cdot \mathbf{n} dS = \Gamma \quad (3)$$

$$\mathbf{Q} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \\ \rho Y \end{pmatrix}, \quad \mathbf{F}(\mathbf{Q}) = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (e+p)u \\ \rho uY \end{pmatrix} \mathbf{i} + \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (e+p)v \\ \rho vY \end{pmatrix} \mathbf{j} + \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho w^2 + p \\ (e+p)w \\ \rho wY \end{pmatrix} \mathbf{k}, \quad \mathbf{G}(\mathbf{Q}) = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ g_x \\ 0 \end{pmatrix} \mathbf{i} + \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ g_y \\ 0 \end{pmatrix} \mathbf{j} + \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ g_z \\ 0 \end{pmatrix} \mathbf{k}, \quad \Gamma = \begin{pmatrix} 0 \\ s_1 \\ s_2 \\ s_3 \\ 0 \\ \dot{m} \end{pmatrix} \quad (4)$$

(i,j,k をそれぞれ, x,y,z 方向の単位ベクトルとする)

ここで、応力テンソル及び熱流束は(5)式のようになる。

$$\begin{cases} \tau_{xx} = \frac{2}{3}\mu \left(2\frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial w}{\partial z} \right), & \tau_{yy} = \frac{2}{3}\mu \left(2\frac{\partial v}{\partial y} - \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial w}{\partial z} \right), & \tau_{zz} = \frac{2}{3}\mu \left(2\frac{\partial w}{\partial z} - \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{\partial v}{\partial y} \right) \\ \tau_{xy} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right), & \tau_{xz} = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right), & \tau_{yz} = \mu \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} g_x = \tau_{xx}u + \tau_{xy}v + \tau_{xz}w - q_x, & g_y = \tau_{xy}u + \tau_{yy}v + \tau_{yz}w - q_y, \\ g_z = \tau_{xz}u + \tau_{yz}v + \tau_{zz}w - q_z \end{cases}$$

$$q_x = -\kappa \frac{\partial T}{\partial x}, \quad q_y = -\kappa \frac{\partial T}{\partial y}, \quad q_z = -\kappa \frac{\partial T}{\partial z}$$

ただし、気液二相媒体の見かけの粘性係数及び熱伝導率は、気相の体積分率 α と液相及び気相の粘性係数 μ_l , μ_g と熱伝導率 κ_l , κ_g を用いて次のように定義している。

$$\begin{aligned} \mu &= (1-\alpha)(1+2.5\alpha)\mu_l + \alpha\mu_g \\ \kappa &= (1-\alpha)\kappa_l + \alpha\kappa_g \end{aligned} \quad (6)$$

生成項ベクトル Γ 中の s_1 , s_2 , s_3 は、回転系における計算で生じる遠心・コリオリ力による生成項であり、 z 軸を中心に角速度 ω で回転する回転系では、以下の式で表現される。

$$s_1 = \rho\omega^2 x + 2\rho\omega v, \quad s_2 = \rho\omega^2 y + 2\rho\omega u, \quad s_3 = 0 \quad (7)$$

また、 \dot{m} は相変化による生成項であり、次式で与えられる。

$$\dot{m} = \begin{cases} \dot{m}^+ & (p < p_v) \\ \dot{m}^- & (p < p_v) \end{cases} \quad (8)$$

$$\dot{m}^+ = \frac{A\alpha(1-\alpha)}{\sqrt{2\pi R_g T}} \left(\frac{\rho_l}{\rho_g} \right) (p_v - p), \quad \dot{m}^- = \frac{A\alpha(1-\alpha)}{\sqrt{2\pi R_g T}} (p_v - p), \quad A = C_c \frac{\alpha(1-\alpha)}{L}$$

ここで \dot{m}^+ , \dot{m}^- は液相の蒸発量及び気相の凝縮量であり、 A は界面積率、 L は代表長さである。蒸発・凝縮モデル係数 C_c は経験定数である。水の飽和蒸気圧 p_v は菅原らの実験式を用いて求めた。

以上の基礎方程式系に気液二相媒体の状態方程式である式(2)を導入することで系を閉じる。

また、数値解析手法については、空間離散化にセル節点有限体積法を用い、数値流速の評価には HLLW スキームを用い、時間積分には LU-SGS 陰解法を用いた。

3. 計算格子と解析条件

本計算では、JAXA 角田宇宙センターにおいて水流し試験で使用されている 3 枚翼のインデューサを計算対象に用いた。試験では、旋回キャビテーション抑制効果を調べるためインデューサ入り口付近に小さな段差を設けており、同様の段差を模擬した計算格子を使用した。インデューサの上下流は直管となっている格子は非構造格子で、プリズムセルとテトラセルで構築されたハイブリッドセル構造となっている。解析条件は、回転数は試験条件と同じである 6000rpm、流量 Q は Q_d を設計流量として $Q/Q_d=1.0$ 前後とした。境界条件は、入口境界では流速と温度、ボイド率一定の条件を与え、静圧を 0 次外挿した。出口境界では静圧を一定とし、温度、気相質量分率、流速を 0 次外挿した。計算では出口静圧を変えることでキャビテーション係数 σ 、軸流速度を変えることで流量 Q を変化させる。

4. 計算領域と評価項目

水流し試験より、キャビテーション数 σ が 0.10 から 0.04 にかけてほとんど揚程係数に変化が無いが、0.03 以下になると揚程が急激に低下することがわかる。従って、キャビテーションの発生が吸込み性能に大きく影響してくる $\sigma=0.03$ 前後の解析を中心に行う。

具体的には以下に注目して解析・考察を行う。

- ・吸込み性能が定量的に評価できるか検証
- ・旋回キャビテーション抑制時のインデューサ上流三次元逆流渦構造の詳細な解析
旋回キャビテーション発生メカニズムの解明

● 今年度の研究成果の概要

検証計算の計算格子と解析条件

今年度は、本三次元気液二相非構造格子計算コードの精度検証のための検証計算を行い、実験及び二次元構造格子を用いた計算結果と比較する。計算対象には、実験より揚抗力変動やキャビテーションの発生様相、キャビテーション放出周期などのデータが得られている、キャビテーション発生状態における辺長比 1:8 の角柱まわりの非定常流れ場を採用した。図 1 に三次元計算での瞬時のキャビテーションの様相、図 2 に二次元計算でのキャビテーション様相の経時変化をボイド率分布で示した。三次元計算では、角柱負圧面のシートキャビティ長さ L_c はコード長 C に対して $L_c/C=0.3$ 程度まで成長しており、また、背面のキャビティも負圧面側の後端にわずかに発生が認められるが、いずれも実験に比べて小さい。これは計算時間が不十分であるためであり、今後継続計算をした後、実験との比較を行いたい。二次元計算では、角柱負圧面の低圧部に発生したシートキャビティが前縁から破断し、負圧面上を下流へと移動する様相が得られた。また、そのキャビティ形状は、実験で得られているキャビティ形状と良く一致している。

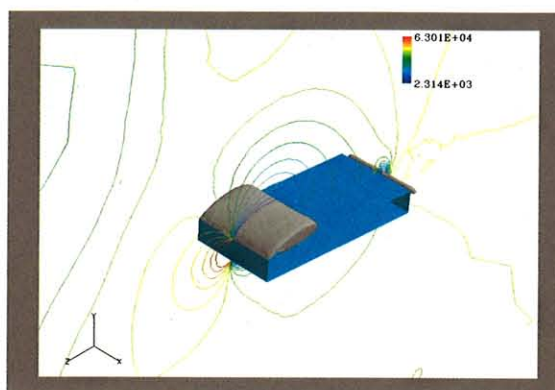


図 1 辺長比1:8の角柱まわりのキャビテーション様相の経時変化(三次元計算) ($\alpha_{in}=5 \text{ deg}$, $\sigma_{in}=1.2$)

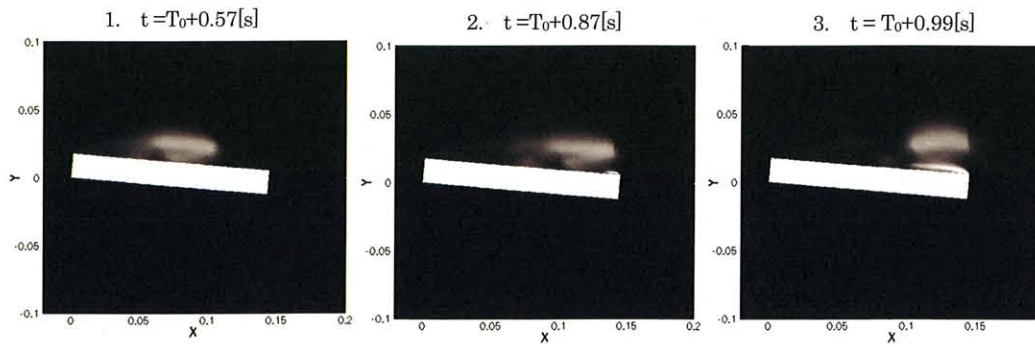


図2 辺長比1:8の角柱まわりのキャビテーション流れの経時変化(二次元計算) ($\alpha_{in}=5 \text{ deg}$, $\sigma_{\infty}=1.2$)

● 研究成果の公表状況

- 1) 伊賀由佳, 平沼 誠, 吉田義樹, 井小萩利明
 「翼列に発生するキャビテーション不安定現象とその制御に関する数値解析」
 日本機械学会論文集 (B 編), 72-719 (2006), 115-121 頁

スクラムジェットエンジン内部形状の空気力学的効果

Aerodynamic Effect of Scramjet Engine Inner Configuration

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部角田宇宙センター，佐藤 茂(ssato@kakuda.jaxa.jp)

● 計算の目的

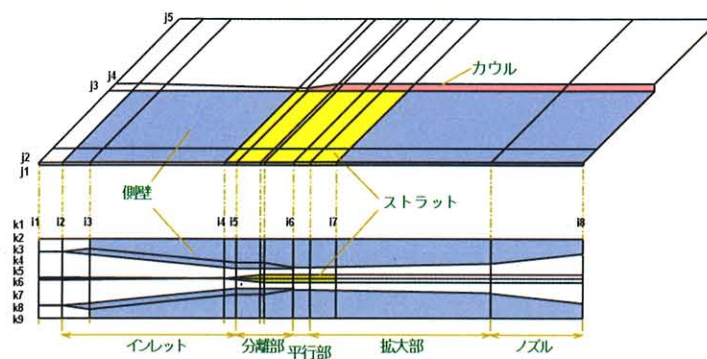
スクラムジェットエンジン内部形状の空力的効果について CFD を遂行すると共に実験結果との対比を行い体系化しエンジン設計に資すること。

● 研究の概要

角田宇宙センターでは複合推進エンジンの主要モードとしてスクラムジェットエンジンの研究を進めており、ラムジェットエンジン試験設備 (RJTF) を用いてエンジン性能試験を多数重ねて来ている。その過程ではエンジン内部形状の一部の違いがエンジン性能に大きな影響を与えることが分っている。エンジン主要素であるインレット、分離部、ストラット等の内部形状の違いがエンジン性能にどの様に影響するのか、当角田宇宙センタに蓄積されている豊富な実験データに基づき、各形態のシミュレーションを遂行すると共に、試験実施済みエンジン形状の実験データを用い、また試験未実施の形態についてもシミュレーションを行い、エンジン内部形状の空力的効果を CFD により追求し実験との対比を行い体系化して、複合エンジンの設計に資する。

● 今年度の研究成果の概要

現時点までは 6 通りの形状 (RJTF 試験実施済み 5 形態、未実施 1 形態) を構築している。飛行マッハ数 6 の条件下で計算を進めた。3 次元条件にて非粘性計算及び粘性計算を進めた。上記 5 形態の内の一形態について格子の調整を図り、粘性計算の精度向上を図った。



計算ブロックの設定

図1 マッハ6条件下におけるストラットの空力的効果の解明
(計算ブロックの設定—エンジン各部位をブロック化することで形態の変更等を可能とする)

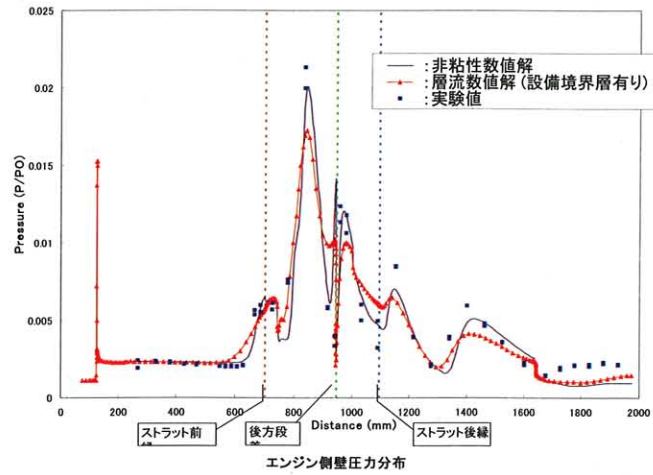


図2 マッハ6条件下におけるストラットの空力的効果の解明
(側板上の圧力分布—各計算値と実験値の比較—現時点まで計算値は設備境界層込みの値を得ている)

● 研究成果の公表状況

- 1) (平成19年度中の発表を予定)

縦渦導入型スクラムジェットの混合燃焼に関する研究

Scramjet Mixing and Combustion using Streamwise Vortices

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 複合推進研究グループ，須浪徹治(sunami.tetsuji@jaxa.jp)
研究分担者：総合技術研究本部 複合推進研究グループ，小寺正敏(kodera.masatoshi@jaxa.jp)
日立東北，宗像利彦(muna@hitachi-to.co.jp)

● 計算の目的

縦渦導入型スクラムジェットの混合燃焼の解析

- 1) 混合燃焼実験における試験気流特性の推定
- 2) 燃料噴射器の設計
- 3) 縦渦による混合燃焼場の解析（主に実験対応計算）
- 4) 飛行実験（HyShot-IV）に用いた小型ロケットの空力係数推定

● 研究の概要

縦渦導入型スクラムジェットの混合燃焼特性に関して、これまでに燃焼加熱器を用いた小型燃焼風洞および高温衝撃風洞等において飛行マッハ数 4-15 相当での実験を行っている。数値計算では、実験に用いる縦渦導入型燃料噴射器の設計、試験気流特性の推定、および燃焼器・エンジンの実験対応計算を実施している。特に、燃焼器・エンジンの実験対応計算では、縦渦の形成過程と燃料混合・燃焼過程における物理現象についての解明を進めている。

また、スクラムジェット飛行実験に用いた小型ロケットの軌道解析に必要な空力係数の推定を進めた。

● 今年度の研究成果の概要

昨年度までに進めた解析をさらに進めた。

- 1) より広い実験パラメータにまで計算を拡大
- 2) 格子数増加（2000 万点）により、渦崩壊、混合過程のより詳細な解析
- 3) 実験で観察されたスクラムジェット燃焼器内のデトネーション波上流伝播の解析を開始
- 4) 飛行実験用小型ロケットの空力係数を推定

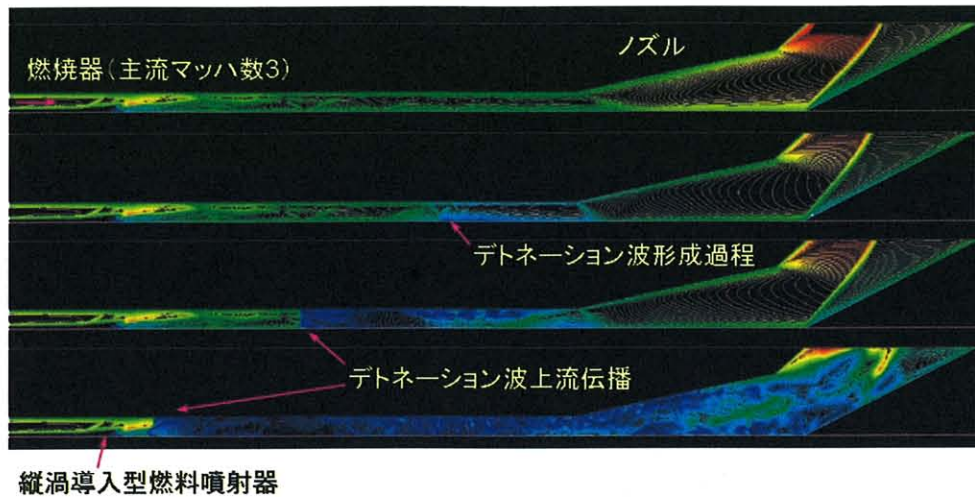


図1 飛行実験用スクラムジェット模型内におけるデトネーション波の形成と上流伝播過程のマッハ数分布の時間変化
(燃料: ガス水素, 当量比 1.0, 飛行マッハ数 8 相当条件, 3 次元計算)

● 研究成果の公表状況

- 1) 上記デトネーションに関する結果を今年度の国際衝撃波学会 (7 月) で発表予定

高温衝撃風洞における鈍頭円錐模型の高エンタルピ空力試験

Force Measurements of Blunt Cone Models in the Hiest High Enthalpy Shock Tunnel

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 複合推進研究グループ，佐藤和雄(satou.kazuo@jaxa.jp)

● 計算の目的

高温衝撃風洞 Hiest における供試模型の熱空力特性試験結果を CFD 結果と比較検証することを目的とする。

● 研究の概要

高温衝撃風洞 Hiest における供試模型の熱空力特性試験結果を CFD 結果と比較検証し，高エンタルピ領域における熱空力特性の物理現象を把握する。

● 今年度の研究成果の概要

高温衝撃風洞 Hiest 空力試験で使用した 2 種類の鈍頭円錐模型に対して CFD と試験結果を比較した。その結果，曲率半径の小さい供試模型において CFD と試験結果の軸力係数 CA の傾向は一致するが，曲率半径の比較的大きい供試模型では高エンタルピ領域で一致していない。今後，詳細に検討することが必要である。

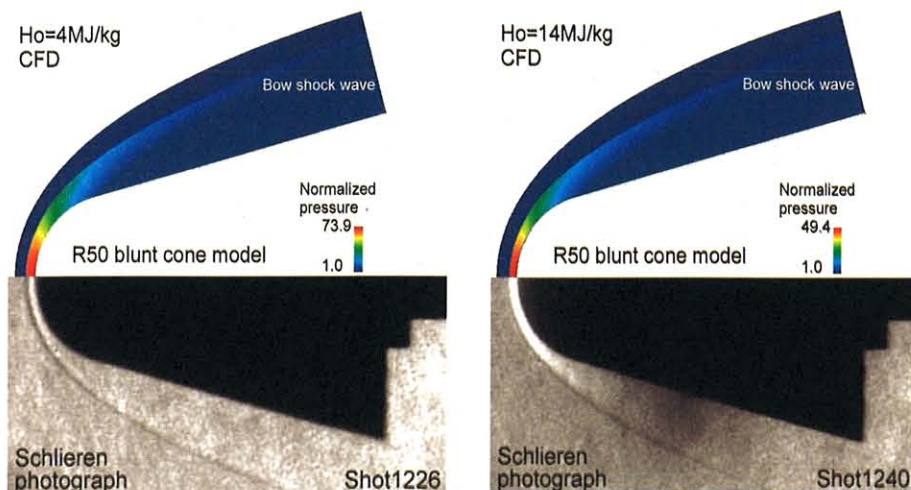


図1 CFD と試験結果の衝撃波形状比較

● 研究成果の公表状況

- 1) 佐藤和雄，小室智幸，高橋政浩，橋本時忠，丹野英幸，伊藤勝宏，高温衝撃風洞における鈍頭円錐模型の高エンタルピ空力試験，平成 18 年度衝撃波シンポジウム，2007 年 3 月 15 日

複合エンジンのエジェクタ・ジェットモードにおける数値計算

Numerical Simulations of RBCC Engine at Ejector-Jet Mode

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 角田宇宙センター，河内俊憲(kouchi@kakuda.jaxa.jp)

● 計算の目的

現在，複合推進研究グループではロケット-ラムジェット複合エンジンの研究が進められている．複合エンジンは低速域において，エジェクタ効果により周囲空気を強制的に引きずり込む事で，既存ロケットよりも推力を稼ぐ．本研究では複合エンジンの燃焼数値計算を行い，エンジン形状やエジェクタ駆動ガスの違いが吸い込み性能に及ぼす影響を調べる．

● 研究の概要

はじめに矩形エジェクタ・ジェット模型を使ったコールドフロー試験の対応数値計算を行い，圧縮性流体を対象とした既存のコードで，性能予測が可能かどうかを検証した上で，複合エンジンの数値計算を行った．エンジン計算では，エジェクタ駆動ガスとして常温窒素，燃焼ガス，燃焼ガスに未燃水素が含まれる場合の 3 種類の計算を行い，駆動ガスの違いが吸い込み性能に及ぼす影響等を調べた．そしてその結果をもとにエンジン形状の改善案を提案した．

● 今年度の研究成果の概要

1. 非燃焼の矩形エジェクタ模型の数値計算を行い，圧縮性流体を対象とした既存のコードで空気吸い込み性能を予測出来る事を確認した．
2. 複合エンジン模型の数値計算でロケット噴射ガスの種類や条件を変え，高温の燃焼ガスを噴射する場合，常温の不活性ガスを噴射するのに比べて，空気吸い込み性能が大幅に低下することを明らかにした．
3. CFD 結果をもとに空気吸い込み性能が低下する現象の物理モデルを構築し，それを基づき吸い込み性能を改善できる流路形状を提案し，数値計算による実証を行った．

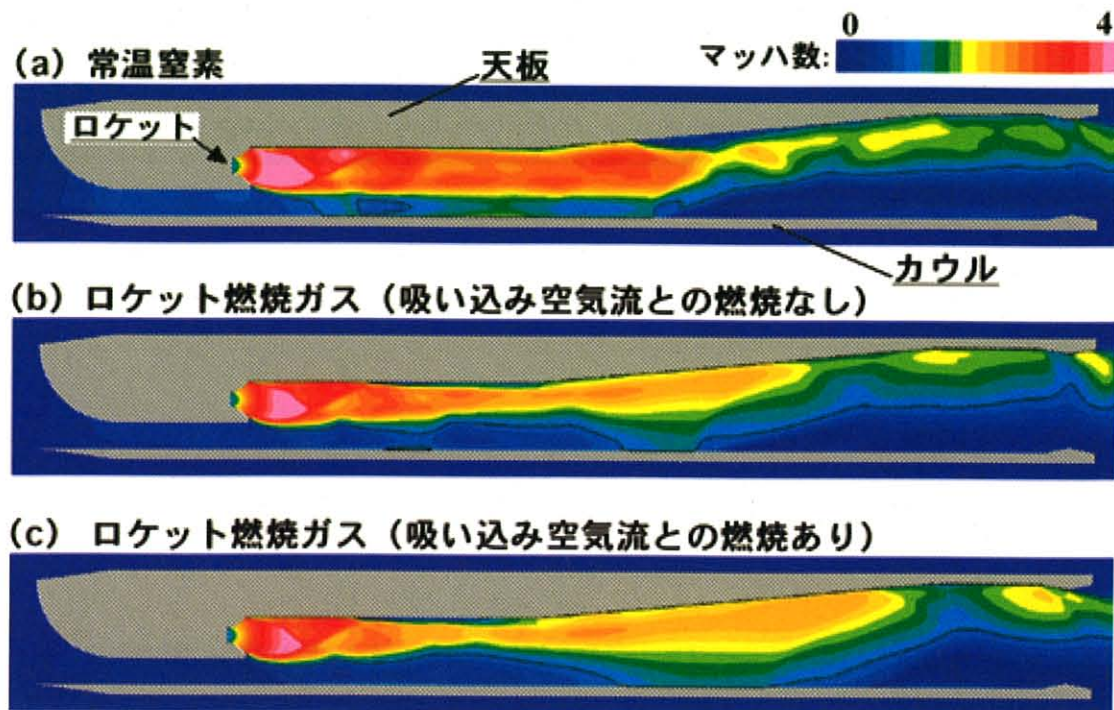


図1 様々なエジェクタ駆動ガスにおける複合エンジン内のマッハ数分布

● 研究成果の公表状況

- 1) 河内俊憲, 富岡定毅, 荻田丈士, “数値計算による複合エンジンの静止大気中における吸い込み性能予測,” 日本航空宇宙学会論文集, 2007, 投稿中
- 2) 河内俊憲, 富岡定毅, 荻田丈士, “数値計算による複合エンジンの静止大気中における吸い込み性能予測,” 第47回航空原動機・宇宙推進講演会, 2007年3月(口頭発表).

高温衝撃風洞での実在気体熱空力特性研究

Research on aerothermodynamics under real-gas condition in high-enthalpy shock tunnel

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 複合推進研究グループ，丹野英幸(tanno@kakuda.jaxa.jp)

● 計算の目的

高温衝撃風洞 Hiest で得られた実在気体条件での熱空力特性試験結果を数値シミュレーションによって解析する。

● 研究の概要

高温衝撃風洞 Hiest における供試模型の熱空力特性試験結果を CFD 結果と比較検証し，実在気体条件における熱空力特性の物理現象を把握する。

● 今年度の研究成果の概要

- ・触媒試験結果を解析し，Hiest で行った触媒風洞試験結果と，JAXA 数値シミュレーション結果（有限差分法）および東大数値シミュレーション結果（モンテカルロ法）を比較した。両数値シミュレーションとともに，酸素原子・酸素分子の解離・再結合表面反応を模擬する為に，表面反応モデル（E-R，L-H，吸着反応モデル）を組み入れた。比較結果から，JAXA，東大の両数値シミュレーションコードの健全性が確認できた。また，酸素分子の表面再結合反応モデルが，常温壁面条件ならばほぼ妥当であることが確認できた。
- ・極短時間力計測法として，Free-flight 計測法の解析を行った。模型の振動特性を構造解析コードを持って予測し，模型の設計データとして用いた。模型の空力計測結果と数値シミュレーション結果を比較し，計測法の信頼性・精度評価を実施した。

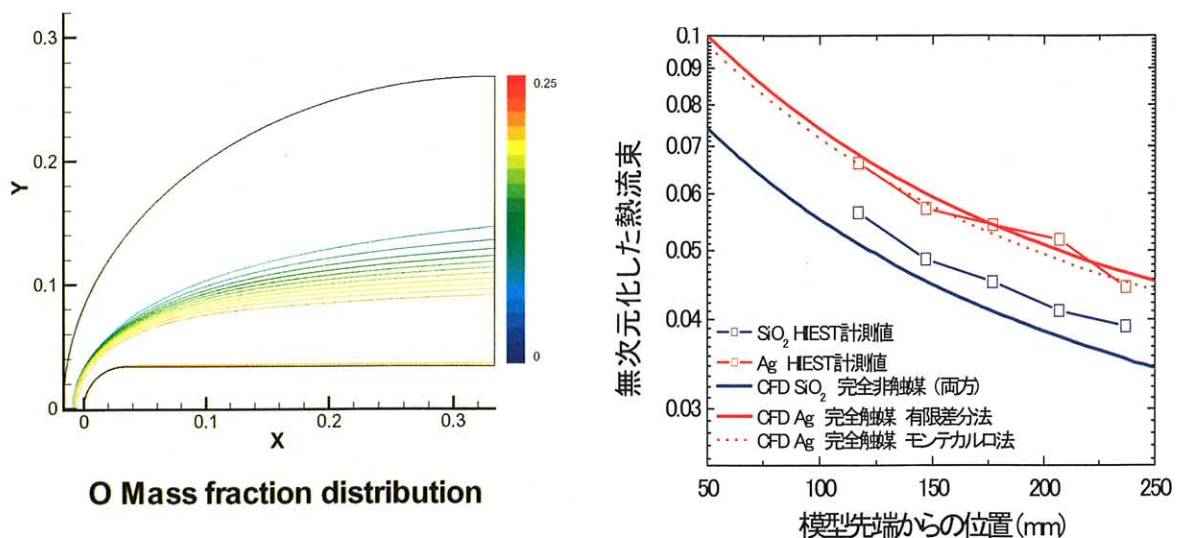


図1 数値シミュレーションによるO原子濃度(左)とHiest試験結果，数値シミュレーション(FDMとモンテカルロ)の熱流束の比較。

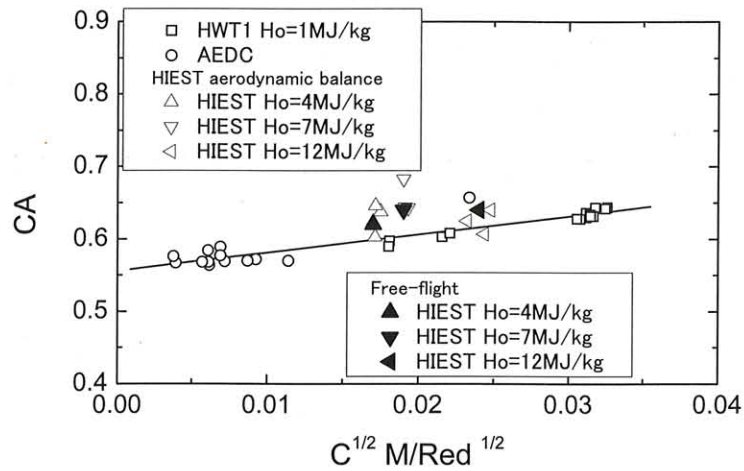


図2 HB-2 模型の抗力結果. HIEST 試験, 三鷹極超音速風洞, AEDC および数値シミュレーション結果をそれぞれ示す.

● 研究成果の公表状況

- 1) 丹野英幸, 佐藤和雄, 小室智幸, 伊藤勝宏, 高温衝撃風洞 HIEST における極短時間 free-flight 力計測法, 平成 18 年度衝撃波シンポジウム, 2007 年 3 月 15 日
- 2) Hideyuki Tanno, Tomoyuki Komuro, Kazuo Sato, Katsuhiko Itoh, LASER ABSORPTION SPECTROSCOPY OF OXYGEN MOLECULE IN FREE PISTON SHOCK TUNNEL, AIAA-2006-8002
- 3) Hideyuki Tanno, Tomoyuki Komuro, Kazuo Sato, Katsuhiko Ito, Laser Absorption Spectroscopy of oxygen molecule in free piston shock tunnels, ISTS 2006-e-11 selected paper

超音速燃焼器における燃料混合促進のための噴射孔形状に関する数値解析

Investigation on the Effect of Injector Geometry for Effective Mixing in Supersonic Combustor
Using Numerical Analysis

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 角田宇宙センター 複合推進研究グループ，
富岡定毅(tomy@kakuda.jaxa.jp)
研究分担者：慶應義塾大学大学院 理工学研究科 開放環境科学専攻 松尾研究室，
平野昂志(mr061880@hc.cc.keio.ac.jp)

● 計算の目的

現在、複合推進研究グループではロケット-ラムジェット複合エンジンの研究が進められている。複合エンジンの推力性能は高速域において、主に二次燃料の燃焼効率により決まる。そのためより燃焼効率を高く出来るような、燃料の貫通性能・混合性能の高い燃料噴射器の研究開発が必須となる。本研究では噴射孔形状を変えた数値計算を行い、より性能の高い噴射孔形状の検討を行った。

● 研究の概要

本研究では、マッハ 2.5 の超音速主流に対し燃料を模擬した不活性気体を音速で垂直噴射する非燃焼の数値解析を行い、噴射孔形状を変化させることにより主流と燃料の貫通/混合促進を目指した。様々な噴射孔の貫通高さから、貫通促進に繋がる噴射孔形状の傾向をふまえ、貫通促進に効果的な形状を提案し、数値解析によりその効果の検証を行った。

● 今年度の研究成果の概要

1. 円孔とは異なる三角形や菱形等の噴射孔から燃料模擬ガスを噴射するコールドフロー数値計算を行い、前方投影面積の小さい噴射孔が噴流貫通には有効であることを明らかにした。
2. これらの計算を基に、より前方投影面積が小さくなる針型の噴射器を考案した。この噴射器は既存の円孔に比べ、60〜70%噴流の貫通高さを増加できる事を数値計算により実証した。

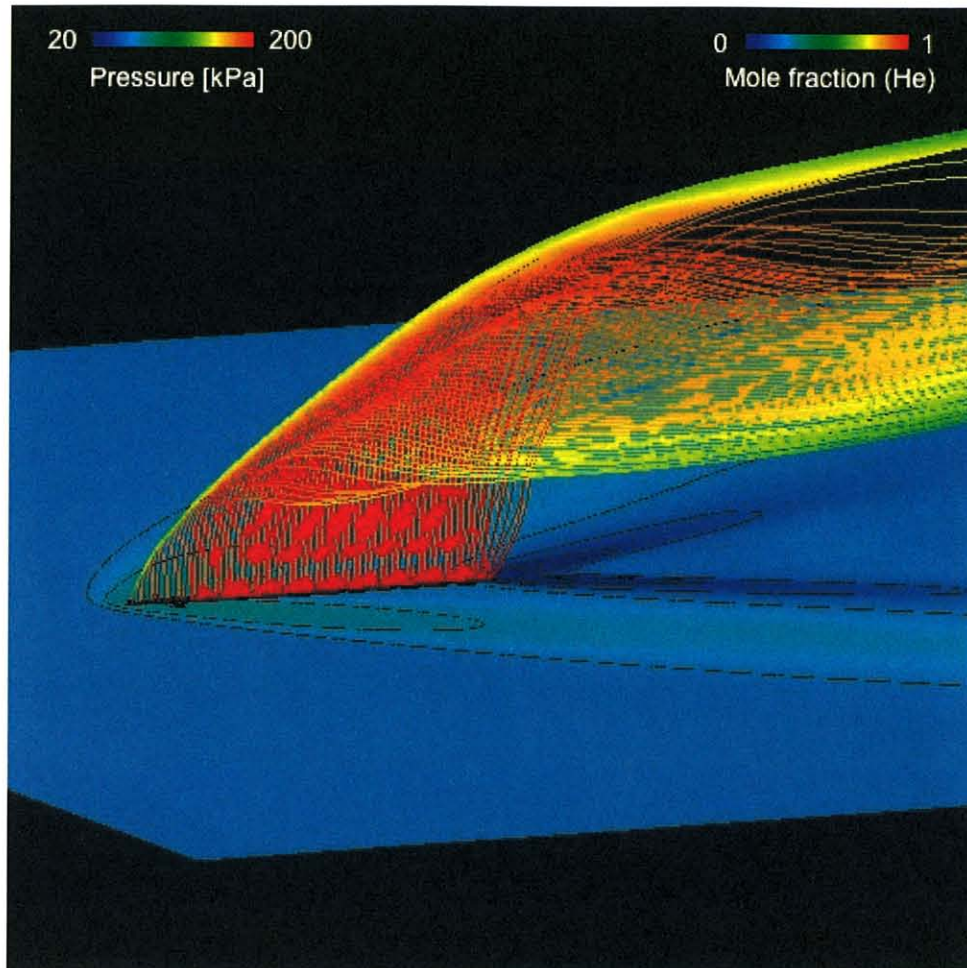


図1 針型噴射孔を用いた際の噴射気体流線および下壁面静圧分布

● 研究成果の公表状況

- 1) 平野昂志, 松尾亜紀子, 富岡定毅, 河内俊憲, “超音速燃焼器における燃料混合促進のための噴射孔形状に関する数値解析,” 第20回数値流体力学シンポジウム, 名古屋, 2006年12月(口頭発表)
- 2) Hirano, K., Matsuo, A., Kouchi, T., Izumikawa, M., and Tomioka, S., “Numerical Investigation on the Effect of Injector Geometry for Supersonic Mixing,” 43rd Joint Propulsion Conference & Exhibit, July 2007 (発表決定).

複合エンジンの熱構造に関する研究

Research on Thermal Structure of Combined Cycle Engines

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 複合推進研究グループ，植田修一(ueda.shuichi@jaxa.jp)

研究分担者：総合技術研究本部 複合推進研究グループ，齋藤俊仁(saito.toshihito@jaxa.jp)

総合技術研究本部 複合推進研究グループ，竹腰正雄(takegoshi.masao@jaxa.jp)

● 計算の目的

ロケットエンジンとスクラムジェットエンジンを組み合わせた複合エンジンの熱構造に関して数値計算により解析を行う。

● 研究の概要

ロケットエンジンとスクラムジェットエンジンを組み合わせた複合エンジンの熱構造に関して数値計算により解析を行う。

● 今年度の研究成果の概要

スクラムジェットエンジンの熱流束分布，熱伝導・熱応力等について解析を行った。

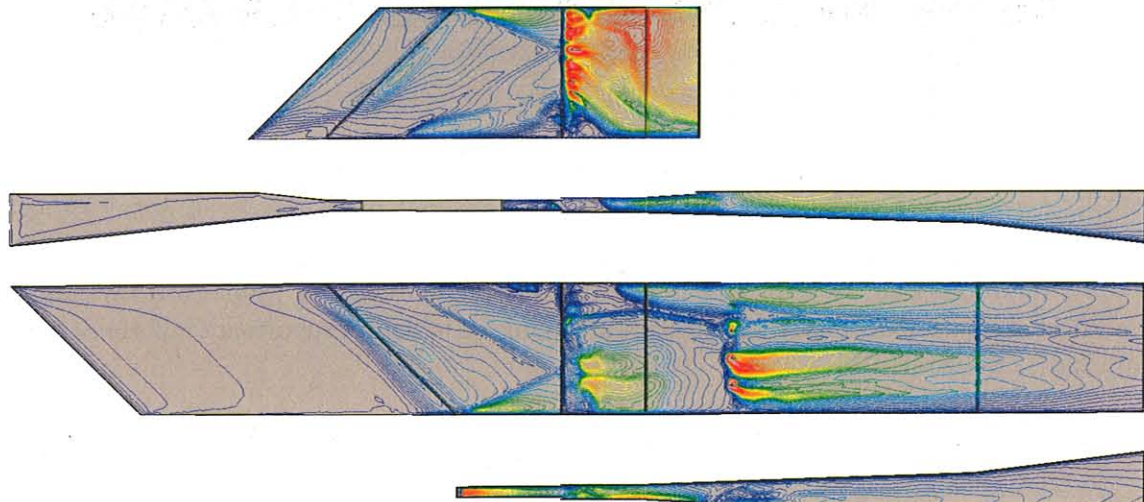


図1 複合エンジン壁の熱流束分布

● 研究成果の公表状況

- 1) Ueda, S., et.al., "Evaluation of Heat-flux on Scramjet Engine Wall in Mach 6 Flight Condition", IAC-06-C4.5.4, 2006.

ロケットエンジン流れの数値解析

Numerical simulation of the rocket engine exhaust flow

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 ロケットエンジン技術センター，伊藤 隆(ito.takashi@jaxa.jp)

● 計算の目的

エキスパンダーサイクルをロケットエンジンに適応した場合，ノズル内部にタービン排気流を噴射することになる．この二次流の影響については世界的にもあまり研究が進んでいない．本研究では二次流がエンジン性能にどのような影響を及ぼすかを調べることを目的としている．

● 研究の概要

主に LE5B, LE7A 及び将来使用される可能性のあるエアロスパイクノズル及びデュアルベルノズルの排気流の数値解析を行う．

● 今年度の研究成果の概要

今年度は数値宇宙エンジンの中核である SX-6 は使わず，周辺機器を利用して主に格子作成，簡易計算を行なった．

CFDによる固体ロケットモータ内流れの安定性解析

Stability Analyses of Wave in Solid-Propellant Rocket Motors Based on CFD

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，嶋田 徹(tshimada@isas.jaxa.jp)
研究分担者：東海大学大学院工学研究科航空宇宙学専攻（ISAS/JAXA 嶋田研究室 技術研修生），
和田靖彦(5amjm029@keyaki.cc.u-tokiai.ac.jp)

● 計算の目的

固体ロケットの燃焼室内に発生する振動燃焼の音響安定性について，2次元オイラー方程式・燃焼方程式をカップリングさせて解き，音響波の増幅係数を求め，線形安定解との比較を行う。また，擾乱の加え方を変えて，モータ半径方向の定在波の発生について調べることを目的としている。

● 研究の概要

固体ロケットモータの安定性の問題点の1つとして，燃焼中に発生する燃焼室内の圧力振動，一般に振動燃焼と呼ばれる現象がある。高周波の振動は推進薬に金属粒子を含有させることで抑制されるが，比較的low周波の振動については問題が残され，その安定性の予測には線形安定解析が使われてきた。本研究では研究例の少ないハイブリッドロケットの振動燃焼や，distributed combustionの安定性予測への考慮を視野に入れ，非線形支配方程式を数値計算し，線形近似では扱えない高マッハ数領域での安定性の予測を試みる。

● 今年度の研究成果の概要

内面燃焼型固体ロケットモータの2次元軸対称格子を作成し，音波増幅係数に関してはモータ軸方向に焦点をあて数値解析を実行した。ノズル入口マッハ数は $Me=0.4356$ で，モータ流れに対する音波増幅係数を，軸方向擾乱印加，半径方向擾乱印加，そして線形安定解の3パターンで比較した。その結果，半径方向擾乱印加時が最も減衰が強く，次いで軸方向擾乱印加，最も減衰効果が小さいパターンは線形安定解であった。CFD解と線形安定解の違いについて，CFD解析ではオイラー方程式を使用したので高マッハ数領域まで扱えるが，線形安定解析では圧縮性を加味しないモデルを使用したので，圧縮性効果の影響が出たと思われる。

図1に軸方向に1/2周期のcos波を擾乱として入れた後の圧力履歴を，図2に半径方向に1/4周期のcos波を擾乱として入れた後の圧力履歴を示す。軸方向に擾乱を入れたケースでは，軸方向モードの低周波の波が増幅していることが分かる。半径方向に擾乱を入れたケースでは，軸方向モードの低周波の波に半径方向モードの高周波の波が重なっていることが分かる。しかし，半径方向モードの波は時間と共に減衰していく様子が見える。

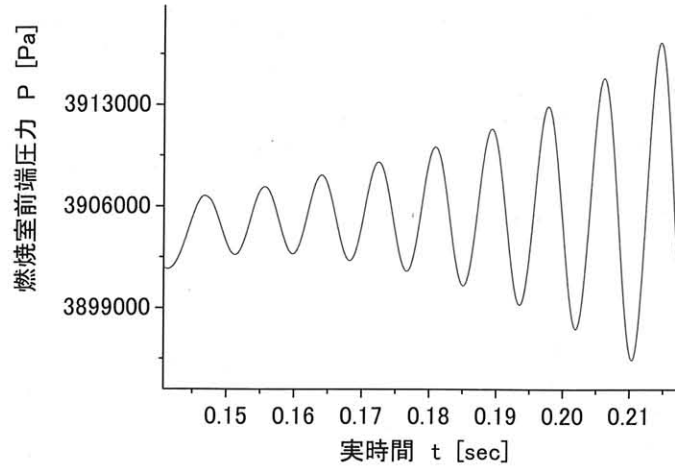


図1 軸方向 1/2 周期 cos 波擾乱印加後の圧力履歴

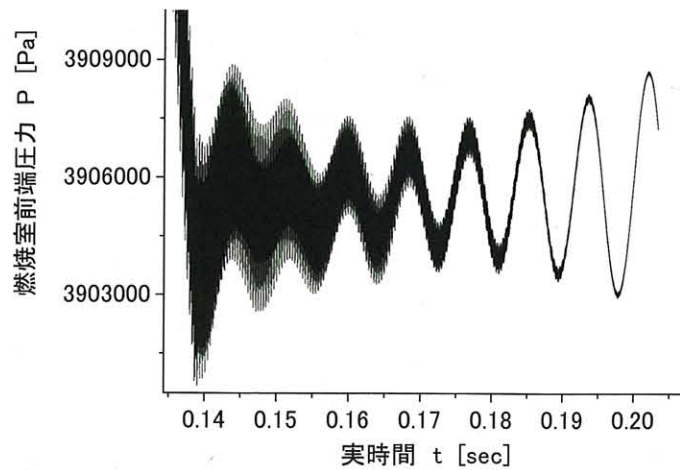


図2 半径方向 1/4 周期 cos 波擾乱印加後の圧力履歴

● 研究成果の公表状況

- 1) 和田靖彦, 判澤正久, 森田貴和, 嶋田 徹, “固体ロケットモータ内の半径モード音響振動解析”, 平成18年度 宇宙輸送シンポジウム, 2007年1月18日, 相模原, 口頭発表
- 2) 和田靖彦, 判澤正久, 森田貴和, 嶋田 徹, “CFD による固体ロケットモータ内の半径方向音響定在波の安定性解析”, 第47回 航空原動機・宇宙推進講演会, 2007年3月1日, 姫路, 口頭発表
- 3) 和田靖彦, “CFD による固体ロケットモータ内の半径モード音響振動解析”, 東海大学大学院 2006年度修士論文, 指導教員: 判澤正久, 東海大学大学院工学研究科航空宇宙学専攻

固体ロケットモータ内部流三次元数値解析

Three-dimensional Numerical Simulation in Solid Rocket Motor

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，嶋田 徹(tshimada@isas.jaxa.jp)

研究分担者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，大門 優(daimon@isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

宇宙輸送の信頼性向上のために，固体ロケットノズル壁におけるエロージョンの定量的評価を目的とし，固体ロケット内部の三次元流体解析，混相流解析，エロージョン解析等をおこなう。

● 研究の概要

宇宙輸送の信頼性向上のために，固体ロケットノズル壁におけるエロージョンの定量的評価が求められている。エロージョンの見積もりを誤った場合，ノズル壁における断熱材を燃焼ガスが貫通し，機器を損傷，打ち上げ失敗に至る可能性がある。そのため，今後固体ロケットの開発を進めていくにあたって，重要な事項であると考えられる。本研究の目的は，SRB-A2 および新型固体ロケットモータを対象とした，準定常的な流体/エロージョン連成解析を行い，エンジン点火から停止までのエロージョン量を見積もることである。今回はスロート後方の CC・CFRP の切り替え位置におけるステップ下流の流れ場と壁面熱流束の関係を明らかにした。また，ノズルインレット部に衝突するアルミニウム粒子の挙動を把握するために，混相流解析を行った。

● 今年度の研究成果の概要

固体ロケットモータのノズルは耐熱材である CC と断熱材である CFRP が使われている。それぞれの壁面後退速度が異なるため，燃焼が進むにつれてステップが形成される。図 1 にステップ後方におけるマッハ数 1 の等値面を示す。図のようにステップ後方には縦渦が生じ，壁面の熱流束に影響を及ぼす。渦が壁面に衝突する部分で熱流束が高くなり，筋状の壁面後退現象になることがあきらかになった。

ノズルの熱流束はノズルインレットの形状の影響を受けることがわかっている。ノズルインレット形状はアルミニウム粒子の衝突により変形する。図 2 にアルミニウム粒子の軌跡を示す。アルミニウム粒径を $1\mu\text{-}6\text{m}$ (水色) および $40\mu\text{-}6\text{m}$ (ピンク色) と設定して谷部より流した図を示している。 $40\mu\text{-}6\text{m}$ の粒子は慣性力が大きいため，ノズル壁面に衝突していることがわかる。一方， $1\mu\text{-}6\text{m}$ の粒子はほぼ流れに沿うような形でモータ内を移動しスロートから出て行く。このほかに粒子の反応を考慮した解析も行った。粒径が変化することによって，粒子の衝突位置，角度が変わり，ノズルインレット形状に影響を及ぼすことが予想された。

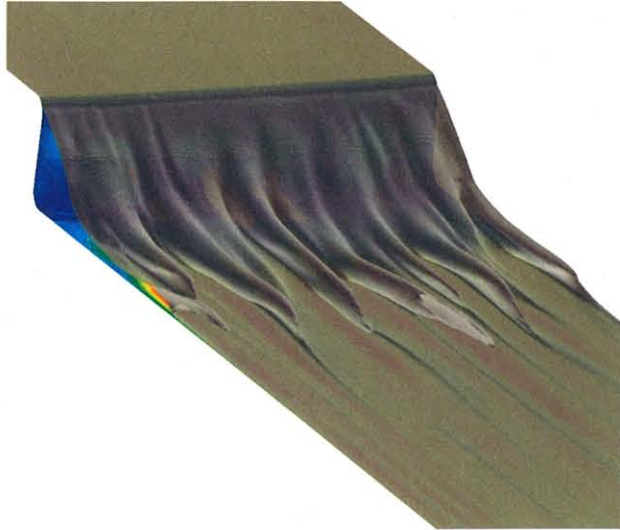


図1 ステップ下流におけるマッハ数1の等値面

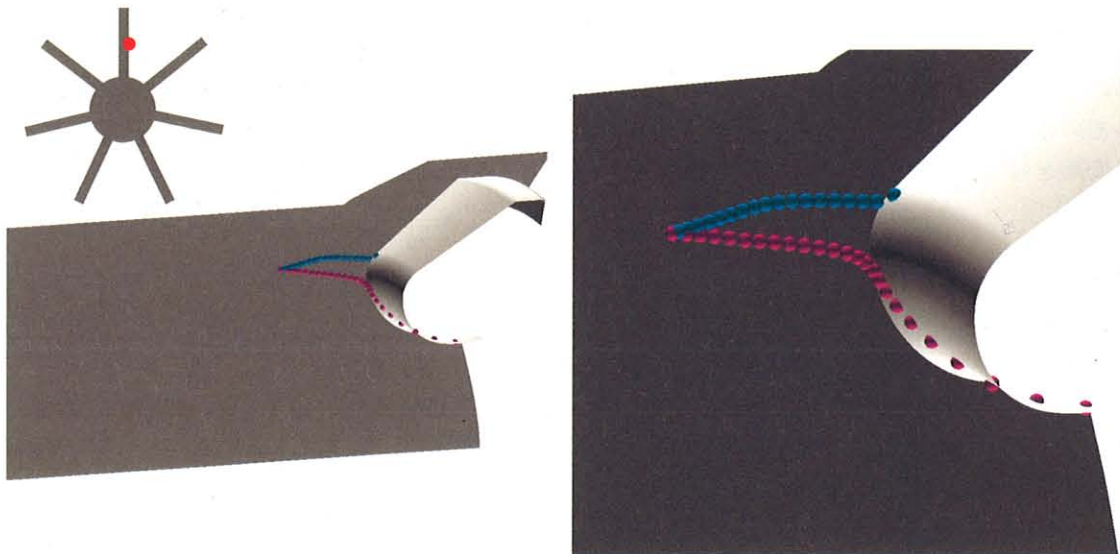


図2 谷部における粒子軌跡 (右図：拡大図, 赤点：粒子出発位置)

● 研究成果の公表状況

- 1) Daimon, Y., Shimada, T., Tsuboi, N., Takaki, R., Fujita, K., and Takekawa, K., "Evaluation of Ablation and Longitudinal Vortices in Solid Rocket Motor by Computational Fluid Dynamics", AIAA-2006-5243, 2006.
- 2) 大門 優, 嶋田 徹, "アルミナ粒子の反応を考慮した固体ロケットモータ内における三次元混相流の数値解析", 第44回燃焼シンポジウム, 2006

ロケットエンジンノズル内部流れに関する研究

Numerical Simulation on Internal flow of Rocket Nozzle

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部（情報・計算工学センター併任），
坪井伸幸 (tsuboi@flab.eng.isas.jaxa.jp)
研究分担者：情報・計算工学センター，清水太郎(shimizu.taro@jaxa.jp)
情報・計算工学センター，根岸秀世(negishi.hideyo@jaxa.jp)
総合技術研究本部 ロケットエンジン技術センター，伊藤 隆(ito.takashi@jaxa.jp)

● 計算の目的

国産ロケットエンジン開発において、ノズル設計に関する評価を実施する。

● 研究の概要

特に本年は、H-2B エンジンのノズルクラスタ化に伴う流れ干渉現象の評価と、Truncated Perfect ノズルでの横力解明を目的として、DLR で実施された過膨張 TP ノズルのサブスケール試験との比較を行い、剥離を伴うノズル流れに対する JAXA 解析コードの検証を実施した。

● 今年度の研究成果の概要

H-2B クラスタ化については、起動時に発生する過大圧力波動を予見し、実際に発生する可能性のある荷重を算出することで、設計や運用条件策定に資することができた。

過膨張 TP ノズルについては、DLR のサブスケール試験で得られたシュリーレン画像および壁圧分布、汎用ソフト FLUENT および JAXA 解析コードによる CFD 結果を比較し、JAXA コードの精度確認と、課題の抽出を行うことができた。

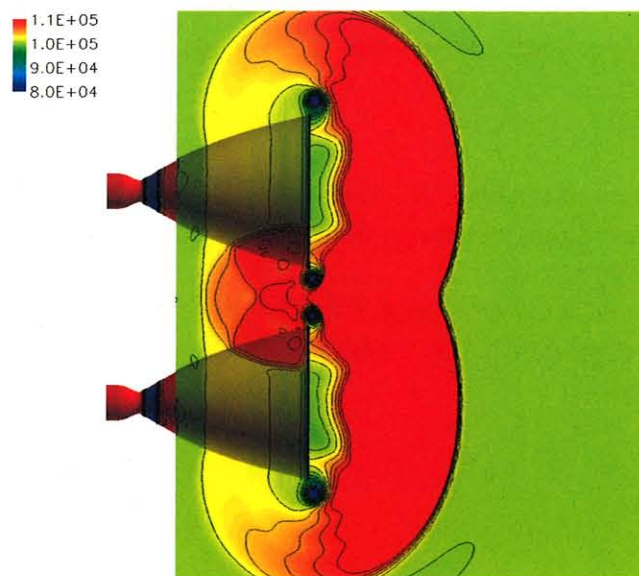


図1 H-2B クラスタノズル形態での圧力場[Pascal]; 流れの干渉の様子

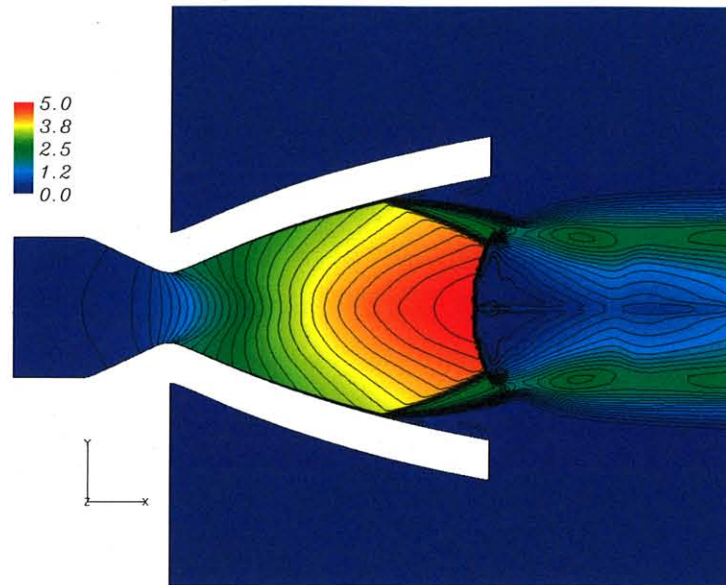


図2 過膨張 TP ノズルの Mach 数分布図

● 研究成果の公表状況

- 1) H.Negishi, N.Tsuboi, T.Shimizu, and N.Yamanishi., "Numerical Simulation of the Test Case 1A", ATAC-FSCD Workshop (2006.11.15-16@ESA/ESTEC)
- 2) 清水, 小寺他, "LE-7A エンジン起動時に発生する圧力波動の数値的研究," 日本航空宇宙学会北部支部 20 周年記念講演会, pp.179-183 (2007.3.7-9@仙台国際センター),
- 3) 根岸, 坪井, 清水ほか, "過膨張 TP ノズル流れの数値計算," 日本航空宇宙学会北部支部 20 周年記念講演会, pp.241-244 (2007.3.7-9@仙台国際センター)
- 4) 地球シミュレータ利用成果報告会 (2007.1.27@海洋研究開発機構)
- 5) 社内技術資料 PED-6003, 6004, 6005
- 6) 坪井伸幸, 伊藤 隆, 宮島 博, 酸水素反応を伴うベル型ノズルの数値解析および性能評価, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.54, No.633, pp.441-447, 2006.(査読論文)

超音速飛行体用推進機における流体现象に関する研究

Study on internal and external flows of propulsion for supersonic transport

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，坪井伸幸(tsuboi@flab.eng.isas.jaxa.jp)

研究分担者：総合技術研究本部 航空エンジン技術開発センター，吹場活佳(fukiba@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

JAXA 長期ビジョンではマッハ 5 クラスの極超音速機技術実証を掲げている。本研究では超音速飛行体および超音速飛行体用推進機の研究開発の一環として、これらの外部および内部の流体现象を明らかにすることを目的として CFD を行う。

● 研究の概要

超音速飛行体まわりの流れ解析の一環として、スパイクを有する鈍頭物体周りの数値解析を行い、スパイク周囲に発生する非定常流れの理解を試みる。また、超音速飛行体を減速する手段として円筒状のシュラウドを用いた新たな手法を提案しており、これについて成立性を検討するための計算を行う。さらに、現在開発中の予冷ターボエンジンのダクトについて、形状検討のための数値解析を行う。

● 今年度の研究成果の概要

スパイクを有する鈍頭物体周りの流れについて、非定常流れ場を再現すると共にスパイク長さを変化させた場合の抗力特性を調査した。また、新たに提案した空力抵抗を用いる超音速飛行体の減速方法について成立性を検討し、十分な減速性能を得ることができることを明らかにした。さらに、予冷ターボエンジンのダクトの数値解析では、エンジンからノズルにつながる部分の S 字ダクトの計算を行い、性能を比較しながら形状を選択し実際のダクトを設計した。

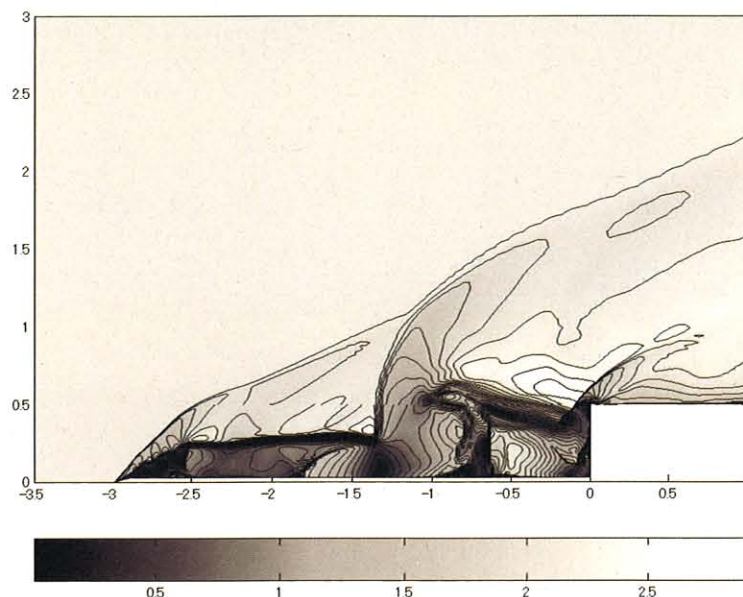


図1 Mach 数 2.21, スパイク長さ L が鈍頭部分の径 D に対し 3 の場合の Mach 数分布。
スパイク中央で抽気を行っている。

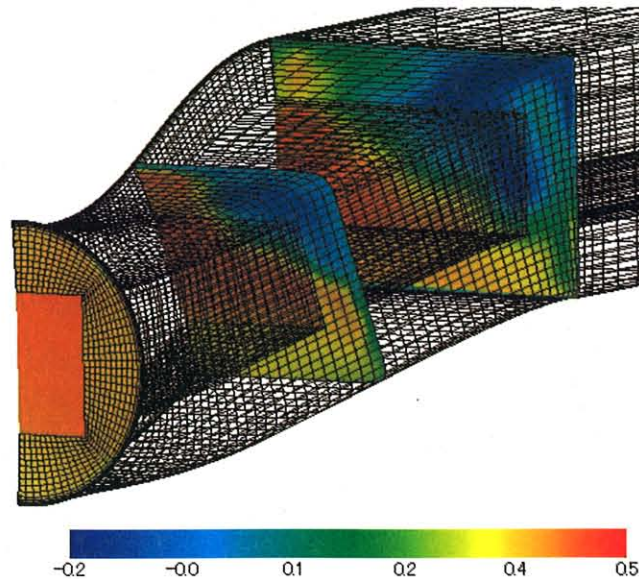


図2 S字ダクトの計算結果. メッシュとマッハ数分布.

● 研究成果の公表状況

- 1) 吹場活佳, 小林弘明, 佐藤哲也: 数値解析による非定常エアロスパイク流れの空力制御の可能性検討, 第38回流体力学講演会, 室蘭, 2006年9月
- 2) 吹場活佳, 小林弘明, 佐藤哲也, 本郷素行: 空気抵抗を利用した超音速飛行体の新しい減速方法, 平成18年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2006年12月
- 3) 国内特許, 飛行体の流体抵抗を利用した減速方法とその機能を備えた高速移動体, 特願2006-295190, 2006年10月31日
- 4) 吹場活佳, 佐藤哲也, 坪井伸幸, 小林弘明, 冷却円柱周りの水蒸気の凝縮を含む流れの物質伝達(第2報)-表面温度120~250Kにおけるミストの付着を伴う物質伝達-, 日本航空宇宙学会誌論文集, Vol.54, No.629, pp.257-265, 2006.

爆轟波の基礎現象およびパルスデトネーションエンジンの性能の解析

Numerical study on fundamental phenomena of detonation and performance of pulse detonation engine

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，坪井伸幸(tsuboi@flab.eng.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

デトネーションの基礎現象の解明およびパルスデトネーションエンジン(Pulse Detonation Engine:PDE)の性能を評価するために解析を行う。具体的には、デトネーションの基礎現象については特に3次元衝撃波構造を、PDEについてはノズル形状が性能に与える影響を評価することを目的とする。

● 研究の概要

3次元デトネーションの解析については、水素/空気予混合気の圧力が非対称モード（スピンドトネーション）に与える影響を明らかにする。また、PDEについては、これまでは single shot について Isp などの性能を評価してきたが、今年度は連続運転(multi-cycle)により Isp などの性能を評価する。

● 今年度の研究成果の概要

3次元デトネーションの解析については、等量比が1の水素/空気予混合気の初期圧を1, 0.5, 0.1atmと変化させた。一方、セルサイズは圧力に反比例することから、順に1, 2, 10mmとした。図1に壁面における最大圧力履歴を示す。スピンドトネーションの特徴である、およそ45度のスパイラルが確認できる。1atmの場合は45度、0.5atmでは45.5度、0.1atmでは44.5度と圧力にほとんど依存していないことがわかる。一方、スパイラルの幅には混合気の圧力による影響が顕著に見られる。また、詳細な衝撃波構造については、どの圧力に対しても同様の complex Mach reflection を確認できたが、transverse detonation と pressure trail に圧力の依存性が見られた。

PDEの解析については、高度9.3km, M2.1での飛行条件を想定して行った。なお、外部流に速度は与えていない。評価したノズルは、ストレート、膨脹ノズル、収縮ノズル及びConverging-Diverging(CD)ノズルの4つである。CDノズルの場合の瞬間的なマッハ数分布を図2に示す。Ispに関しては膨脹ノズル及び収縮ノズルはストレート及びCDノズルに比べて1割ほど低い値となった。また、時間平均推力に関してはストレートが一番高い結果となった。これらの結果は、膨脹ノズルが最も性能が良かったsingle-cycleの結果に比べて大きく異なっている。

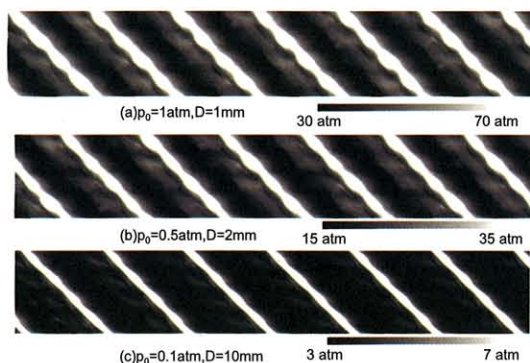


図1 壁面上の最大圧力履歴における圧力の影響

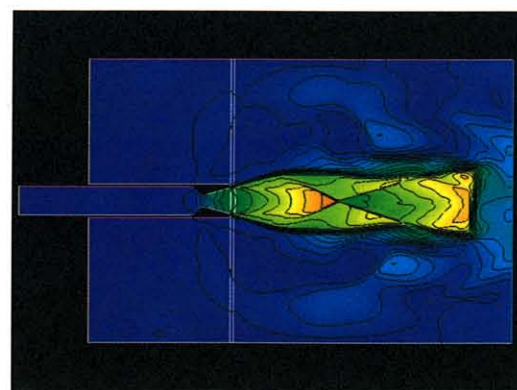


図2 CDノズルを用いた解析の瞬間マッハ数分布

● 研究成果の公表状況

以下は査読論文

- 1) N. Tsuboi, K. Eto, A.K. Hayashi, Three-dimensional Chapman-Jouguet Detonation in a Rectangular Tube –Effect of Cross-section Area-, Confined Detonations and Pulse Detonation Engines, pp.61-68, Torus Press, 2006.
- 2) N.Tsuboi, A.K. Hayashi, Numerical Study on Spinning Detonations, 31st International Symposium on Combustion, pp.2389-2396,2007.
- 3) N.Tsuboi, K. Eto, A.K.Hayashi, Detailed Structure of Spinning Detonation in a Circular Tube, Combustion and Flame, in print.

以下は学会発表論文

- 4) N. Tsuboi, and A. K. Hayashi, Numerical Simulation of Continuous Spinning Detonation in a Circular Tube, International Colloquium on Pulsed and Continuous Detonations, pp. 186-192, Russia, July, 2006.
- 5) S. Kitano, H.Sato, A.K. Hayashi, V. Tangirala, and N. Tsuboi, Development of Micro-PDE and Its Performance Evaluation, International Colloquium on Pulsed and Continuous Detonations, pp. 280-285, Russia, July, 2006.
- 6) A. K. Hayashi, N. Tsuboi, H. Jotaki, V. Tangirala, and A. J. Dean, Performance Estimations of a PDE with Exit Nozzles, International Colloquium on Pulsed and Continuous Detonations, pp. 286-293, Russia, July, 2006.
- 7) Tsuboi, N., Daimon, Y., Hayashi, A. K, Three-Dimensional Numerical Simulation of Single Spinning and Two-Headed Detonations in a Circular Tube, The Problems of Modern Mechanics, pp. 40-45, Kazaf, Sep., 2006.
- 8) A. K. Hayashi, J. Masawa, Y.F. Liu, N. Tsuboi, H. Sato, Re-Ignition of Oxyhydrogen Detonation Diluted with Ar behind a Backward-Facing Step, 31th International Symposium on Combustion, Work in Progress, pp. 72, Germany, August6-11, 2006.
- 9) Y. F. Liu, H. Sato, N. Tsuboi, A. K. Hayashi, Numerical Analysis of Auto-Ignition in High Pressure Hydrogen Jetting Into Air, 31st International Symposium on Combustion, Work in Progress, pp. 618, Germany, August6-11, 2006.
- 10) F. Togashi, R. Lohner, and N. Tsuboi, Numerical Simulation of H₂/Air Detonation Wave around Obstacles Using Detailed Reaction Models, AIAA paper 2007-1170, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, USA, Jan., 2007.
- 11) Venkat E. Tangirala, Anthony J. Dean, N. Tsuboi, and A. K. Hayashi, Performance of a Pules Detonation Engine Under Subsonic and Supersonic Flight Conditions, AIAA paper 2007-1245, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, USA, Jan., 2007.
- 12) N. Tsuboi, Y. Daimon, and A. K. Hayashi, Numerical Simulation of a Detonation in a Coaxial Tube, AIAA paper 2007-988, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, USA, Jan., 2007.
- 13) 坪井伸幸, 林 光一, Venkat E. TANGIRALA and Anthony J. DEAN パルスデトネーションエンジン用ノズルのマルチサイクルにおける性能解析第 38 回流体力学講演会, pp. 365-368, 室蘭工業大, 2006. 9
- 14) 北野翔太, 木村勇一朗, 佐藤博之, 林 光一, 坪井伸幸, PDE におけるノズルの性能評価, 第 38 回流体力学講演会, pp. 369-372, 室蘭工業大, 2006. 9
- 15) 坪井伸幸, 大門 優, 林 光一, 二重円管内部を伝播する 3 次元デトネーションの数値解析—内径の大きさが伝播モードに与える影響—, 第 44 回燃焼シンポジウム, pp. 492-493, 広島, 2006. 12
- 16) 坪井伸幸, 朝原 誠, 林 光一, 円管内を伝播するスピンドトネーションの数値解析による研究-雰囲気圧力が衝撃波構造に与える影響-, 平成 18 年度衝撃波シンポジウム, 印刷中
- 17) 朝原 誠, 北野翔太, 坪井伸幸, 林 光一, 正方形管中を伝播するスピンドトネーションの研究-数値解析と実験の両面からの検討-, 平成 18 年度衝撃波シンポジウム, 印刷中

液体ロケットエンジン同軸型噴射器における微粒化および燃焼流れ解析に関する研究

Numerical Study on Atomization and Combustion of Coaxial Flow in a Liquid Rocket Engine

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系（情報・計算工学センター併任），
坪井伸幸(tsuboi@flab.eng.isas.jaxa.jp)
研究分担者：情報・計算工学センター，清水和弥(shimizu.kazuya@jaxa.jp)

● 計算の目的

液体ロケットエンジンの高性能化・高信頼性化および開発期間の短縮・コスト削減などを図るためには燃焼流れに関する知見を深めることが必要不可欠となっている。ロケットエンジン燃焼はその条件から実験的な検討には限界があり，数値シミュレーション精度の向上は必須である。本研究課題では，特に噴射器近傍における現象に着目し，解析コードの開発・現象の把握を目的とした。

● 研究の概要

ロケットエンジン燃焼を CFD で再現するためには，大きな密度差を伴う混相流を扱うこと，高精度に速度せん断層を扱うこと，圧縮性流体・非圧縮性流体を同時に扱うこと，超高圧・極低温条件を含む熱物性を厳密に扱うこと，燃焼反応を扱うことなどを全て考慮する必要がある。

本研究では，これらを考慮可能な解析コードを新たに開発し，液体ロケットエンジン開発に資する解析を行っている。

● 今年度の研究成果の概要

ロケットエンジン噴射器近傍における超臨界水素・液体酸素の微粒化混合過程に着目した研究に対し，表面張力まで考慮した解析コードを新たに開発し，水素・酸素の混合過程に関して基礎的な知見を得た（図 1）。また，超臨界圧条件における噴射器燃焼に関して，水素・酸素詳細反応を考慮した解析コードを開発し，実機規模での噴射器単体燃焼流れに関する知見を得ると共に次期ロケットエンジン開発における指針を与えた（図 2）。



図 1 ロケットエンジン噴射器流れに関する超臨界水素・液体酸素二相流解析。

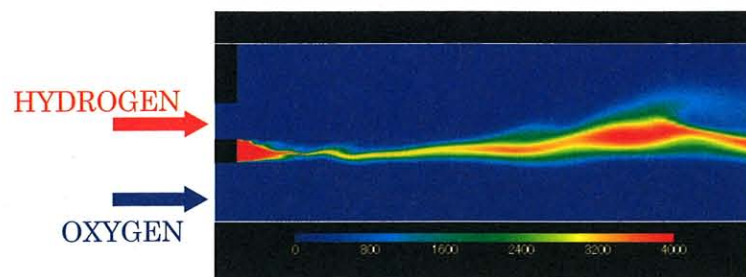


図 2 液体ロケットエンジン噴射器超臨界燃焼流れ解析における温度分布。

● 研究成果の公表状況

- 1) 清水和弥, 清水太郎, 坪井伸幸, 第44回燃焼シンポジウム, P115, 2006
- 2) 清水和弥, 清水太郎, 坪井伸幸, 日本航空宇宙学会 第38回流体力学講演会, 2C10, 2006
- 3) Shimizu, K. and Shimizu, T., 10th International Congress on Liquid Atomization and Spray Systems, C2-04-182,, 2006
- 4) K. Shimizu, 31st International Symposium on Combustion, 2B-15, 2006

設計探査に関する基礎研究

Fundamental Research on design exploration

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，大山 聖(oyama@flab.eng.isas.jaxa.jp)
研究分担者：東邦大学大学院 特別共同利用研究員，宮崎斐子(miyazaki@flab.eng.isas.jaxa.jp)
宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，藤井孝藏(fujii@flab.eng.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

宇宙往還機概念設計やロケットエンジンの設計を念頭に、設計探査に関する基礎的研究を行う。

● 研究の概要

与えられた設計問題について、目的関数同士の関係、設計変数と目的関数間の関係など、設計者や研究者にとって有益な情報を引き出すことが可能な設計探査手法が現在注目を集めている。この研究では研究グループ構成員らが検討を行っている羽ばたき型火星探査航空機に設計探査手法を適用し、羽ばたき型火星探査航空機に関する新たな知見を得るとともに、その有効性を確認する。

● 今年度の研究成果の概要

2次元のはばたき運動に関して、揚力最大化、推力最大化、必要パワー最小化を目的とした多目的設計問題を定義し、多目的最適化を用いて得られたパレート最適解群について、自己組織化マップなどを持ちいてそれぞれの目的関数と設計変数の因果関係について考察を行い、以下のような知見を得た。

- 1) 揚力最大化および推力最大化と、必要パワー最小化と間のトレードオフに大きく作用しているのは周波数であること
- 2) ピッチ角のオフセットは揚力最大化に大きな影響を持つこと
- 3) 上下運動の振幅は推力最大化に大きく作用すること

これらのことにより、設計探査手法の宇宙工学分野での有効性も確認された。

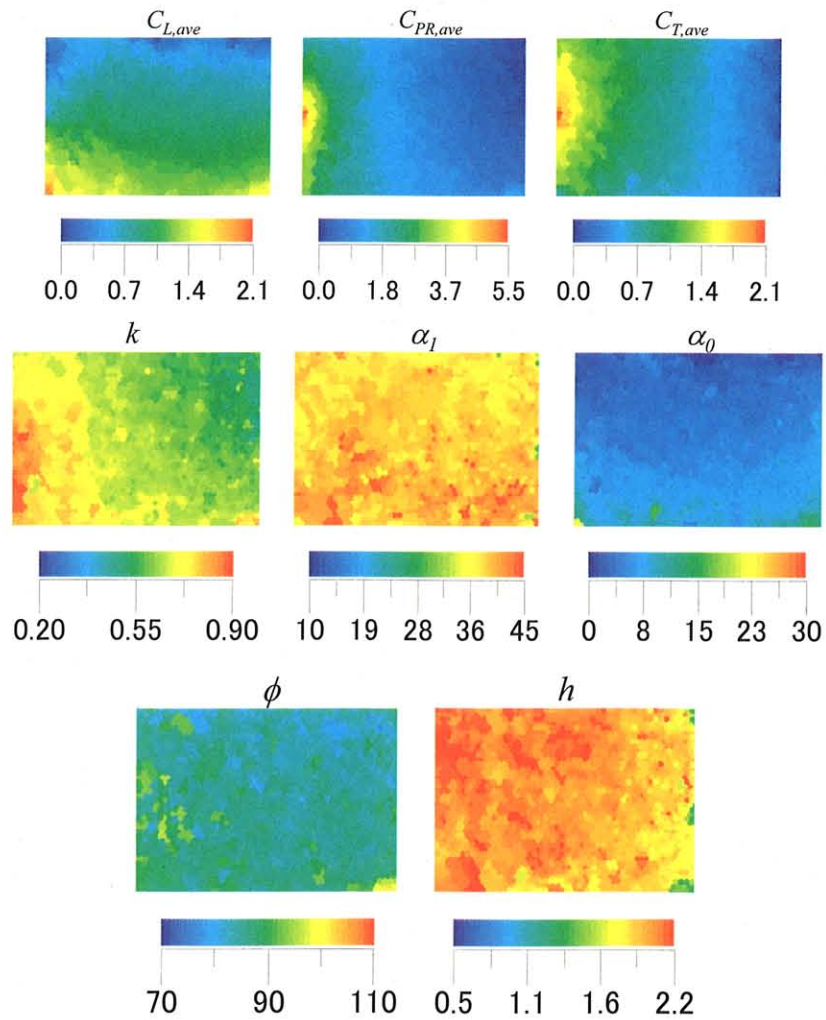


図1 自己組織化マップによる目的と設計変数との因果関係についての考察

● 研究成果の公表状況

- 1) Akira Oyama, Yoshiyuki Okabe, Koji Shimoyama, and Kozo Fujii, "A Study on Flapping Motion for MAV Design Using Design Exploration," AIAA Infotech@Aerospace 2007 Conference and Exhibit, 2007.

液滴間火炎伝播メカニズム研究

Research on Flame Spread Mechanism of Fuel Droplets

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 ISS 科学プロジェクト室, 依田眞一(yoda.shinichi@jaxa.jp)
研究分担者：宇宙科学研究本部 ISS 科学プロジェクト室, 菊池政雄(kikuchi.masao@jaxa.jp)
宇宙科学研究本部 ISS 科学プロジェクト室, 菅野亙泰(sugano.nobuhiro@jaxa.jp)

● 計算の目的

本研究では液滴列の火炎燃え広がりメカニズムを解明するため、液滴列火炎伝播シミュレーションプログラムを開発し、研究を行ってきた。昨年度には様々な液滴分散モデルのシミュレーションを可能にするために液滴群燃焼数値シミュレーションプログラムの開発を行った。さらに、計算結果の妥当性を確認するために液滴列の火炎燃え広がり計算を行い、計算パラメータを含めたプログラムの検証を行ったが、実験結果とシミュレーション結果では火炎伝播速度に違いがあった。そこで本年度も引き続き計算パラメータの調整を行いシミュレーションの検討を行った。

● 研究の概要

ISS 科学プロジェクト室では噴霧燃焼メカニズムの解明を目指した基礎研究を行っている。噴霧燃焼は多数の燃料液滴が不均一に分散した複雑な現象であり噴霧燃焼メカニズムを解明するために、その基礎過程である燃料液滴間の火炎伝播メカニズムの解明が重要である。そのため本研究では噴霧燃焼を単純化した燃料液滴列の火炎伝播メカニズムの解明を目的に研究を行っている。

本研究では、燃料液滴列の火炎伝播過程を解析するための液滴列火炎伝播解析コードを構築し、複数の液滴が平面上に配置された2次元液滴マトリクス、さらに3次元空間中に配置された液滴群における燃焼現象の解析を行なうための液滴群燃焼計算プログラムを構築した。

● 今年度の研究成果の概要

シミュレーション結果を微小重力実験結果と比較した結果、火炎伝播形態はシミュレーション結果と実験結果で一致する結果となった。しかし、まだシミュレーション結果が実験結果より火炎伝播速度が速い結果になっており、計算パラメータの調整が必要な状態である。来年度も引き続き計算パラメータの検討を行う必要がある。パラメータの検討ができた後、本格的な火炎伝播に関する研究を進める予定である。

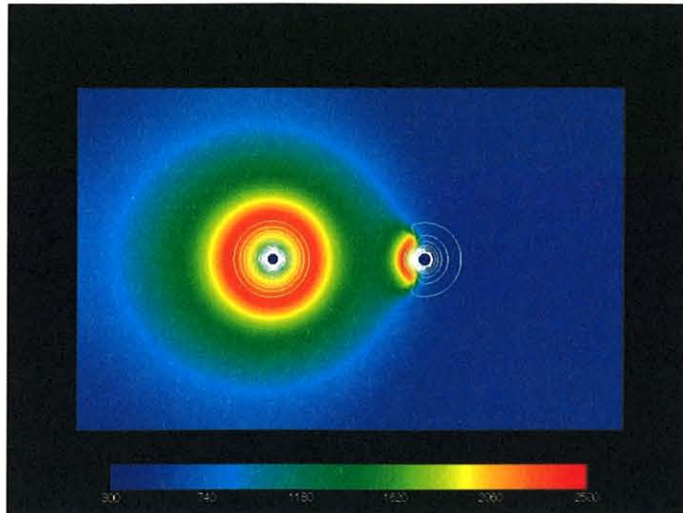


図1 シミュレーション結果 第2液滴着火 (第1液滴着火から0.3801秒後)



図2 微小重力実験結果 第2液滴着火 (第1液滴着火から0.574秒後)

ロケットプルームからの空力騒音予測に関する基礎的研究

Study on Prediction of Aero-Acoustics Noise from Rocket Plume

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，藤井孝藏(fujii@flab.eng.isas.jaxa.jp)

研究分担者：東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，野々村 拓(nonomura@flab.eng.isas.jaxa.jp)

藤井研究室，岡本謙太朗(okamoto@flab.eng.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

ロケットプルームによる音響振動の現象理解と予測モデルの構築。

● 研究の概要

JAXA 基幹ロケットや固体ロケットなどで，ロケットプルームに起因する音響振動は打ち上げ時に非常に大きな問題となる。しかしながらロケットプルーム音響に対する高精度の予測方法は未だに確立しておらず，新たな予測モデルが必要であると考えられる。そこで本研究では，ILESを用いたロケットプルーム音響の数値解析を行うことで物理現象を把握し，その結果をもとに新たな予測モデルを構築する。

● 今年度の研究成果の概要

本年度は不連続捕獲高次精度スキームの導入など，ロケットプルーム音響解析に必要な計算コードの修正などを行い，超音速ジェットでも振動せずに十分高解像度の解が得られる計算コードを開発した(図1)。

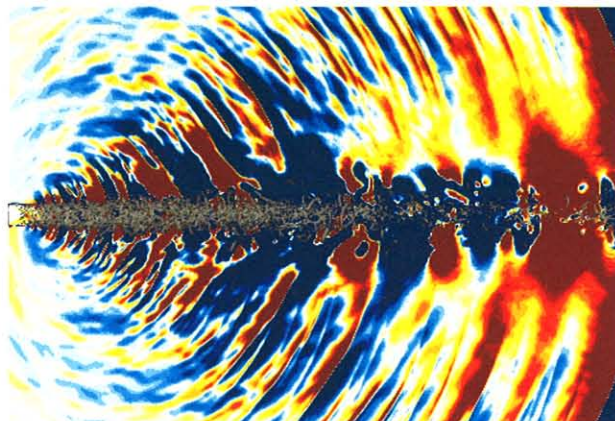


図1 超音速ジェットから発生する空力騒音

● 研究成果の公表状況

- 1) Taku Nonomura and Kozo Fujii, "Computational Analysis of characteristics and Mach Number Effects on Noise Emission from Ideally Expanded Highly Supersonic Free-jet," JSME/ASME Fluid Engineering Conference, San-Diego, July 30-August 2, 2007 (発表予定) .
- 2) K. Okamoto, T. Nonomura, and K. Fujii, "Computational analysis of noise sources inside the high speed flow over a bump," 5th Joint ASME/JSME Fluids Engineering Summer Conference, 2007 (発表予定).

宇宙輸送機概念設計に向けた CFD 解析の自動化に関する研究

Study on automated CFD tool for space launch vehicles

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，藤井孝藏(fujii@flab.eng.isas.jaxa.jp)

研究分担者：東京大学大学院 工学系研究科航空宇宙工学，藤本圭一郎(fujimoto@flab.eng.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

宇宙輸送機概念設計に必要な多くの空力特性解析や，設計最適化技術を複雑形状に対して適応するためには，CFD 解析の自動化/効率化が欠かせない。

本研究の目的は，複雑形状に対して粘性解析を適応するためのネックである格子生成をはじめとした前処理を自動化し，広範囲のパラメトリック解析や，空力最適化技術を実現することである。

● 研究の概要

本研究では，構成要素を自由に組み合わせるコンポーネントベース形状モデリングから CFD 解析実施までを自動で行える直交格子をベースとした CFD 解析手法を開発する。

本研究で確立した空力 CFD 解析手法は，解析結果の信頼性が検証されていないため，宇宙輸送機の飛行時にみられる局所衝撃波，離脱衝撃波，大規模剥離流れ問題へ本手法を適応し，その信頼性の検証を行い，実空力設計問題として単段再使用型ロケットの空力設計問題へ適応する。

● 今年度の研究成果の概要

本研究により，複雑形状の粘性解析が短時間かつ簡単に実行できるようになった。代表的な空力解析問題であり流れの粘性の考慮が必須である遷音速局所衝撃波流れ，亜音速大規模剥離流れに対し本手法を適応し，実験データとの比較を行った結果，本手法は定量的に十分な信頼性を持つことを示した。実設計問題として単段再使用型ロケットの空力特性に与える空力デバイスの効果解析を実施し，短時間で精度の高い空力特性評価が可能であることを示した。

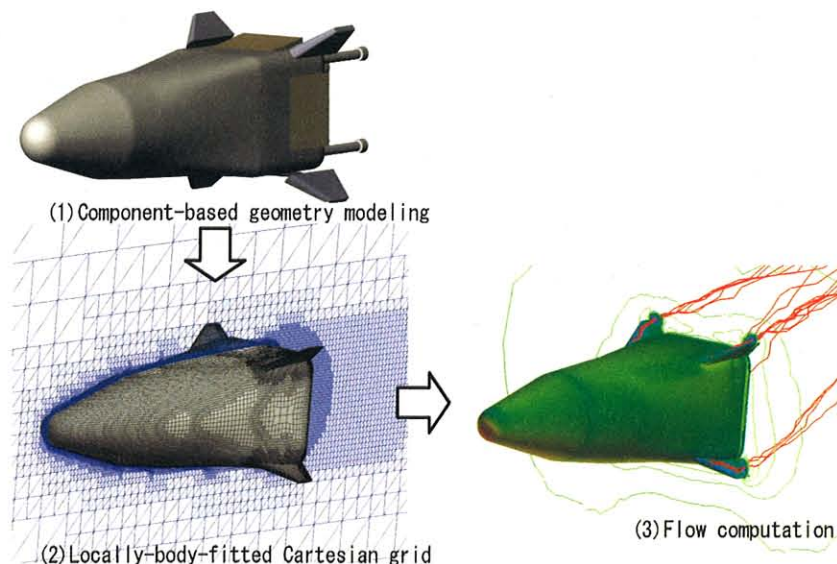


図1 局所物体適合直交格子をベースとした自動 CFD 空力解析手法

● 研究成果の公表状況

- 1) 藤本圭一郎, 藤井孝藏, “特徴線保持 Viscous Cartesian Grid 法による粘性計算用格子生成の自動化”, 第 18 回数値流体力学シンポジウム講演要旨集, pp.198, 2004.
- 2) 藤本圭一郎, 藤井孝藏, “格子生成自動化による設計 CAE 技術の高度化”, 第 18 回計算力学講演会講演論文集, pp.153-154, 2004.
- 3) Fujimoto, K. and Fujii, K., “Study on the Automated CFD Analysis Tools for Conceptual Design of Space Transportation Vehicles,” ISAS Research Note, No. 810.
- 4) 藤本圭一郎, 藤井孝藏, “直交格子をベースとした宇宙輸送機の自動 CFD 空力解析”, 第 20 回計算力学講演会講演論文集, 2006.

圧縮性乱流遷移の LES による解析

Large-Eddy Simulation of Compressible Transitional Boundary Layer

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，藤井孝藏(fujii@flab.eng.isas.jaxa.jp)

研究分担者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，河合宗司(kawai@flab.eng.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

Large Eddy Simulation (LES)を用いて圧縮性境界層の遷移解析を行い，開発する解析ツールの信頼性や流れ予測の可能性，計算パラメータの影響及び遷移メカニズムの解明を行うことを目的とする。

● 研究の概要

2005 年度に開発した Large Eddy Simulation (LES)を用いて圧縮性境界層の遷移解析を行う。しかし，圧縮性遷移境界層の LES 解析には未だ不確定な要素が多いため，まず本研究では詳細な実験データが参照可能である平板乱流遷移流れに対して LES 解析による圧縮性境界層の乱流遷移解析を行い，実験データとの比較から開発する解析ツールの信頼性や圧縮性乱流遷移境界層の予測の可能性，計算パラメータの考察，遷移メカニズムの解明を行う。

● 今年度の研究成果の概要

圧縮性境界層の乱流遷移は，多くの飛翔体の空力特性や音響に大きな影響を与え，また今後の流動制御という観点からも重要な課題である。そこで本研究では圧縮性平板境界層遷移流れに対して LES を適用し，その信頼性を流れメカニズムから議論し，どのように LES を使うべきかという指針を示した。計算結果から適切な計算格子と計算スキームを用いることにより，LES を用いて遷移現象を定性的に議論することが可能であることが分かった。格子解像度や空間フィルタスキームの係数が流れ場に与える影響解析から，遷移領域では遷移のキーとなるヘアピン渦を直接解像できる格子と計算スキームが不可欠であり，数値的な粘性は非常に少しくあっても非常に敏感に遷移を遅らせることを示した。また遷移領域後半ではこれ等の遷移の引き金となっている大きな構造が小さい構造へと崩壊するため，より細かい格子解像度が要求されるが，この部分での解像度不足は結果にほとんど影響を与えないことも分かった。

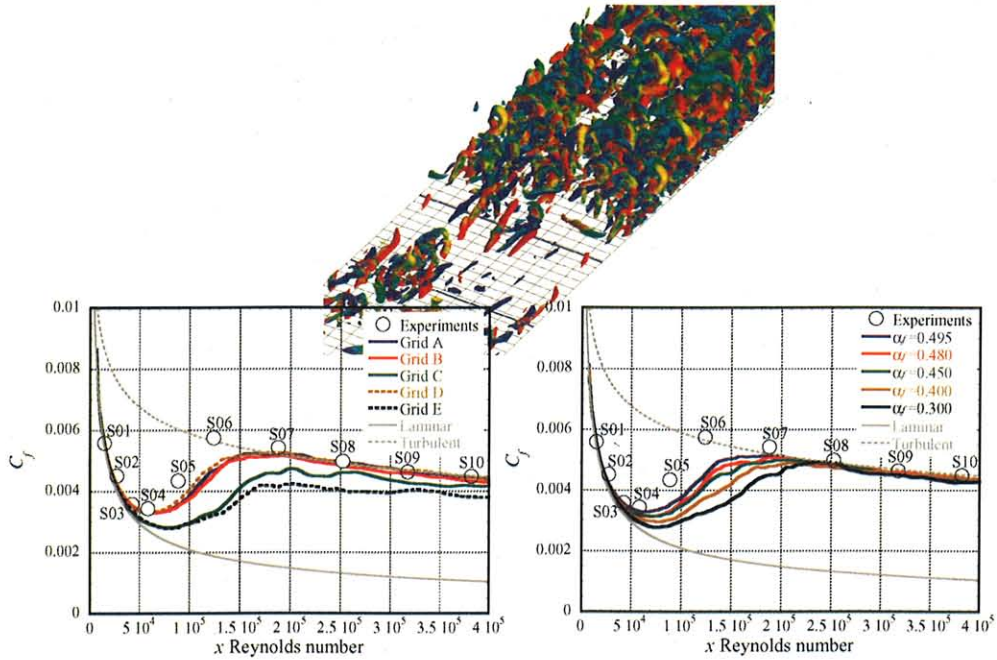


図1 遷移現象メカニズムから理解する計算パラメータの影響

● 研究成果の公表状況

- 1) 河合宗司, 藤井孝藏, “圧縮性境界層バイパス遷移の LES”, 第 38 回流体力学講演会講演集, 9 月 2006, pp. 189-192.
- 2) Soshi Kawai and Kozo Fujii, “Large-Eddy Simulation of Compressible Transitional Boundary Layer,” Proceedings of the 14th AIAA/AHI Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA, Canberra, Australia, November 2006, AIAA Paper 2006-7941.

衝撃波を伴う高速気流に関わる基礎研究

Fundamental research on high speed flow with shock wave

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，藤井孝藏(fujii@flab.eng.isas.jaxa.jp)

研究分担者：藤井研究室，今井源太(g_imai@flab.eng.isas.jaxa.jp)

宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，マキロイ寛済(mcilroy@flab.eng.isas.jaxa.jp)

青山学院大学，伊藤匡人(masato@flab.eng.isas.jaxa.jp)

東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻 修士課程（藤井研究室），

川口 孟(kawaguchi@flab.eng.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

宇宙往還機やリエントリー，ロケット，火星探査航空機に関わる基礎的な流体现象を理解することを目的とする。

● 研究の概要

宇宙往還機やリエントリー，ロケット，火星探査航空機を考慮するうえで理解することが不可欠な基礎的な流体现象を数値流体力学を用いて理解することを目的とし研究を行っている。今年度は「斜め平板に衝突する高圧力比不足膨張噴流の数値解析」および「高速気流中のデルタ翼周り複雑流れに関する数値解析」を主に行った。

[斜め平板に衝突する高圧力比不足膨張噴流の数値解析]

平板衝突噴流は，ロケットの打ち上げ時や惑星探査機の離着陸時などに見られ，その流れ場は複雑な衝撃波構造を持つ。また，平板を置く角度や距離によって流れ場や圧力分布などが大きく変化する。また，条件によっては平板上に局所的な圧力ピークが生じることが知られている。本研究では，事例の少ない高い圧力比における斜め平板に衝突する不足膨張噴流の CFD 解析を行い，平板角度や距離，圧力比による流れ場の変化を示す。そして実験では予測の難しい流れ場の詳細三次元構造や平板上の圧力ピークの発生メカニズムを明らかにする。

[高速気流中のデルタ翼周り複雑流れに関する数値解析]

高速気流中のデルタ翼周り流れは前縁剥離渦の他にも衝撃波や衝撃波剥離といった現象を含む複雑な流れ場となり，流体力学的に非常に興味深い。また将来の宇宙往還機は帰還時に超音速・高迎角をとる可能性もあり，工学的にもこうした流れ場に対する理解を深めることは重要である。そこで本研究では，特に①迎角・一様流マッハ数に応じた流れ場変化の理解，②コード方向を含む 3 次元流れ構造の把握，③空力特性に関する包括的な理解を目的として研究を行う。

● 今年度の研究成果の概要

[斜め平板に衝突する高圧力比不足膨張噴流の数値解析]

昨年度は，実験結果との比較から，計算が定量的な解析に十分な精度を持つことを確認したが，今年度は，様々な平板角度や距離，圧力比における計算結果から，パラメトリックスタディーを行った。その結果，平板上に生じる圧力ピークの発生メカニズムには 4 つの要因があることを明らかにした。またその圧力ピークの強さが条件によりどのように変化するのかなどの知見を得た。

また, Stagnation Bubble と呼ばれる循環領域の 3 次元的な構造を明らかにした。

[高速気流中のデルタ翼周り複雑流れに関する数値解析]

高速気流中のデルタ翼周りの 3 次元流れ場に対する包括的な理解をこれまで以上に深めることを目的として, 数値計算による解析を行った結果, 以下の知見を得た. ①迎角, 一様流マッハ数に対する流れ構造変化を明らかにした. ②亜音速から遷音速の高迎角時には, 渦の breakdown 及び翼根付近に主流に垂直な衝撃波といった 3 次元的な流れ構造が支配的になることがわかった. ③空力特性には, 亜音速, 超音速領域でのコード方向の流れ場変化が空力特性に対して, 最も支配的な要素であることがわかった.

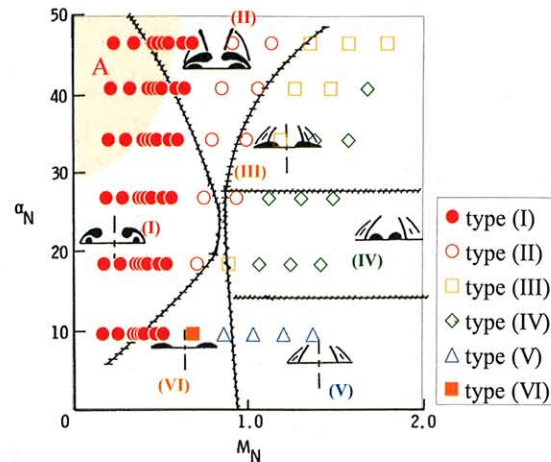


図1 実験結果と計算結果の流れ場分類の比較

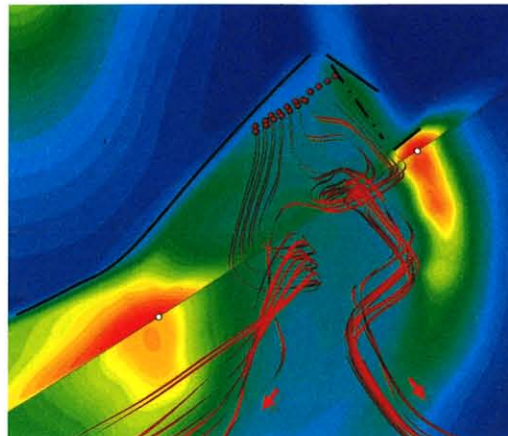


図2 Stagnation Bubble の 3 次元構造 (PR=7.4, L/Dn=3.0, $\theta=60^\circ$)

● 研究成果の公表状況

- 1) 今井源太, 藤井孝藏, 様々な迎角・マッハ数におけるデルタ翼周りの流れ場特性 コード方向の流れ場変化, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, 2006.
- 2) Genta IMAI, Kozo FUJII, Akira OYAMA, "Computational Analyses of Supersonic Flows around a Delta Wing at High Angles of Attack," 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. ICAS2006-2.5S, 2006.
- 3) マキロイ寛済, 藤井孝藏, 斜め平板に衝突する不足膨張噴流の数値解析, 第38回流体力学講演会, 室蘭工業大学, 2006年9月.
- 4) 今井源太, 藤井孝藏, 様々な迎角・マッハ数におけるデルタ翼周り流れの数値解析, 第20回数値流体力学シンポジウム, 講演番号 D2-1, 2006.
- 5) マキロイ寛済, 藤井孝藏, 斜め平板に衝突する不足膨張噴流の数値解析 -平板上の圧力ピークの発生メカニズム-, 第20回数値流体力学シンポジウム, 名古屋大学 2006年12月.

補助翼による単段再使用観測ロケットの空力特性改善に関する研究

Study on Characteristic Improvement of RLV Aerodynamics with Wing

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，藤井孝藏(fujii@flab.eng.isas.jaxa.jp)

研究分担者：東京理科大学大学院 工学研究科 機械工学専攻 山本研究室，

桐迫啓誠(kiriseko@flab.eng.isas.jaxa.jp)

宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，大山 聖(oyama@flab.eng.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

現在，宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部では気象観測などを目的とした高度 100km まで上昇可能な再使用観測ロケットシステムの研究開発が行われているが，この機体の着陸前の反転時の空力特性についてはよくわかっていないため，機体反転時の空力特性の把握と機体周りの流れの理解を計算の目的とする。

● 研究の概要

本研究では現在 ISAS 内で候補のひとつとして考えられている補助翼付き細長機体形状についてレイノルズ平均 Navier-Stokes 計算を行い，ピッチングモーメント特性，垂直力特性および関連する機体周りの流れ場について考察を行う。また，補助翼なし形状との比較を行い，補助翼が機体空力特性や機体周りの流れ場に与える影響についても考察を行う。

● 今年度の研究成果の概要

実機の反転時に考えられる迎角について，CFD を用いてパラメトリックスタディを行い，それぞれの迎角におけるピッチングモーメント係数などの空力係数および流れ場構造について考察を行った。その結果，補助翼付形状は迎角 80[deg]付近までは $C_{M,c.g.}$ が 0 に近い値をとっており，補助翼を付けることにより制御しやすくなっていることなどが分かった。また，補助翼付形状の空力特性は胴体と補助翼にかかる空力特性の線形結合では議論することはできないことも明らかにした。

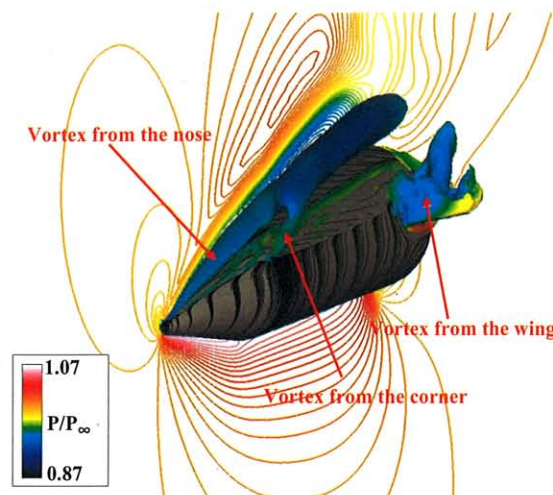


図1 速度勾配テンソルの第二普遍量の等値面上および対称面における圧力分布
(迎角 $\alpha=60[\text{deg}]$ ，マッハ数 $M=0.3$)

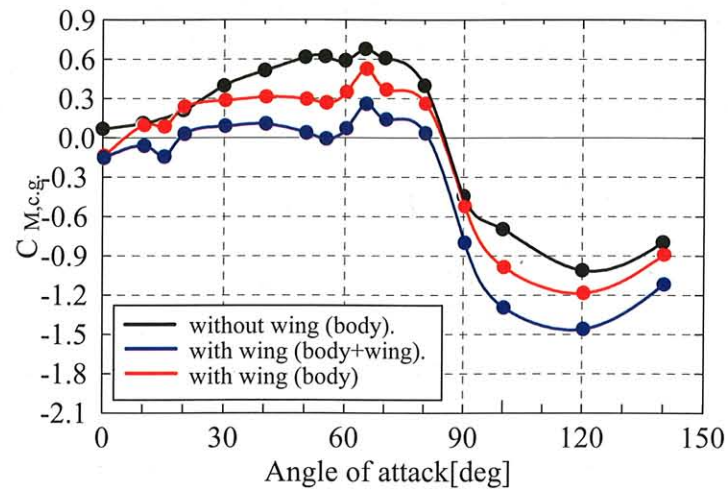


図2 重心周りのピッチングモーメント係数

● 研究成果の公表状況

- 1) 桐迫啓誠, 藤井孝藏, 大山 聖, 野中 聡, 山本 誠, “補助翼が付いた再使用観測ロケットの C_N, C_{M_p} 特性に関する研究”, 宇宙航行の力学シンポジウム(2006)

羽ばたき型火星航空機の空気力学に関する研究

Research on aerodynamics of flapping wing for Mars exploration airplane

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，藤井孝藏(fujii@flab.eng.isas.jaxa.jp)
 研究分担者：東邦大学大学院 特別共同利用研究員，宮崎斐子(miyazaki@flab.eng.isas.jaxa.jp)
 宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，大山 聖(oyama@flab.eng.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

次世代の火星探査のアプローチの一つとして，羽ばたき型の航空機による探査が考えられる．火星航空機は少ない消費エネルギーで大きな揚力と推力を発生させなければならないが，これまで行われてきた羽ばたきに関する研究は推力や推進効率のみに注目した研究がほとんどである．そこで，数値流体力学と数値最適化手法を用いて揚力最大，推力最大，必要パワー最小の羽ばたき方についての考察を行う．

● 研究の概要

羽ばたき運動を三角関数でパラメータ化し，目的を推力最大，揚力最大，必要パワー最小の3目的とした多目的最適化問題を定義し，これを非定常2次元粘性計算及び多目的進化アルゴリズムを用いて最適解群を取得する．得られた揚力最大，推力最大，必要パワー最小のはばたき方について流体力学的な考察を行う．

● 今年度の研究成果の概要

揚力最大化，推力最大化，必要パワー最小化のそれぞれの羽ばたき方について考察を行い，翼型の前縁および後縁から発生する渦がそれぞれの性能に大きな影響を与えていることを明らかにした．

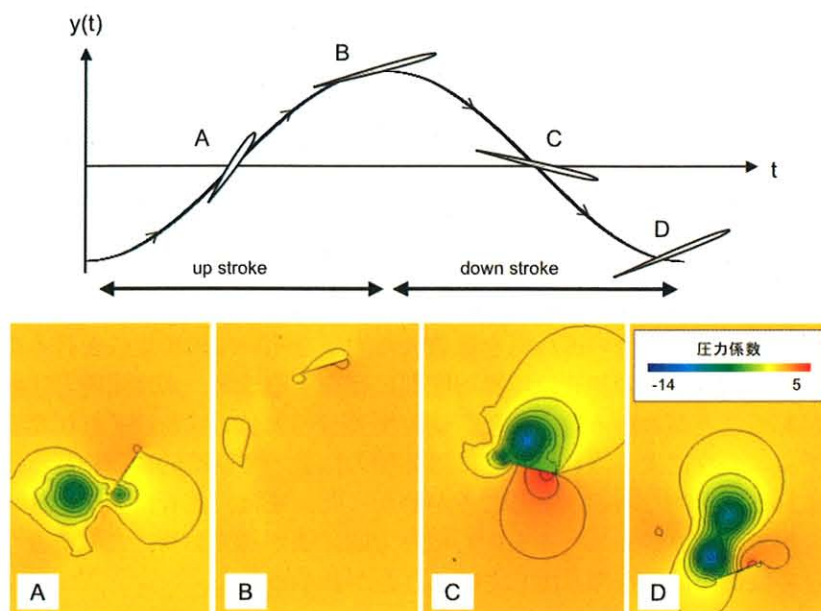


図1 大揚力を発生させる羽ばたき運動と，運動時の翼まわりの圧力分布

能動流体制御デバイスを用いた流体制御に関する研究

Study on flow control using active flow control devices

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，藤井孝藏(fujii@flab.eng.isas.jaxa.jp)
 研究分担者：東京大学大学院 工学系研究科航空宇宙工学，椿野大輔(tsubakino@flab.eng.isas.jaxa.jp)
 横浜国立大学大学院 工学府 システム統合工学専攻 海洋宇宙システムコース，
 岡田浩一(okada@flab.eng.isas.jaxa.jp)
 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻 修士課程（藤井研究室），
 川口 孟(kawaguchi@flab.eng.isas.jaxa.jp)
 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学，二宮由光(ninomiya@flab.eng.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

研究グループ構成員らは高解像度で広範囲の火星探査が可能な火星探査航空機に関する研究を行っている。火星では大気密度が地球上の 1/100 程度であることなどから、火星航空機による火星探査を実現するためには翼の揚力係数を大きくすることが必要となる。そのためには小さくてかつ能動的な制御が可能な流体制御デバイスが有効であると考えられる。本研究では翼の揚力係数を大きくする手法としてプラズマアクチュエータやシンセティックジェットを用いた動的流体制御法に注目し、数値流体力学を用いて流れの制御メカニズムを解明し、より効率的に利用するための知見を得ることを目的としている。

● 研究の概要

プラズマアクチュエータやシンセティックジェットは大掛かりな装置を必要としないことや能動的な流体制御が可能であることから現在注目を集めており、翼や回転機械などさまざまなアプリケーションについて有効性が確認されつつある。われわれが研究を行っている火星航空機についても揚力係数の向上などに効果があると考えられる。しかしながら、プラズマアクチュエータ・シンセティックジェットとも流れの制御メカニズムについてはまだ詳細にはわかっておらず、これを解明することでより効果的な利用方法に関する知見が得られると考えられる。よって、本研究ではプラズマアクチュエータおよびシンセティックジェットについて、数値流体力学をもちいて、これらのアクチュエータの流れ制御メカニズムを解明する。

● 今年度の研究成果の概要

[プラズマアクチュエータ]

プラズマアクチュエータ近傍の流れ場を把握するために、同じ気流条件においてアクチュエータを使用した場合と使用していない場合の流れ場を数値流体力学を用いて求め比較を行った。その結果、プラズマアクチュエータによる流れの加速は境界層底部に存在すること、未使用時と比較して境界層外側に速度損失の領域があることがわかった。また、速度場差分の翼弦方向及びそれに垂直方向の分布(Fig.1)をみると、アクチュエータによる流れの加速には体積力によって直接的に行われる加速とこの加速に伴い流体が引き込まれる間接的なものがあることがわかった。また、前者はアクチュエータ後方のみ影響するのに対し、後者はアクチュエータを中心に等方的に広がっており、このような加速機構の違いが圧力場に影響し後者は低圧領域を作り出していることがわかった。

[シンセティックジェット]

今年度は剥離制御のメカニズムを明らかにするため、2次元形状について synthetic jet のキャビティ内部の流れも解くシミュレーションをおこなった。実験結果及びキャビティ出口を境界条件でモデル化した場合のシミュレーション結果との比較を行い、流れの三次元性が synthetic jet のシミュレーションに重要であることがわかった。また、3次元形状についての計算(Fig.2)もはじめており、今後は実験値との比較を行い、このシンセティックジェットの航空宇宙分野への応用を考えていきたい。

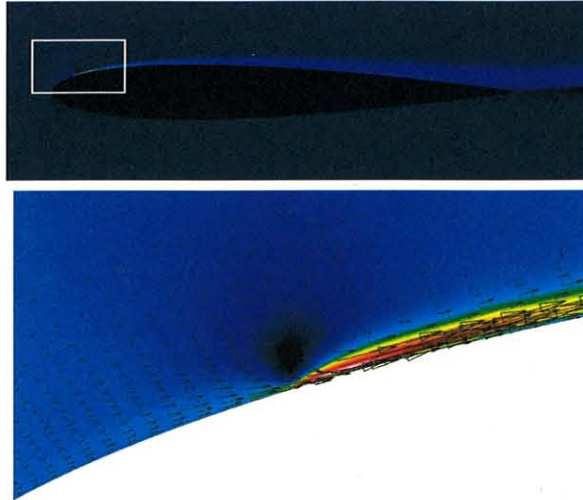


Fig.1 Difference of velocity between with and without actuator ($De = 23$)

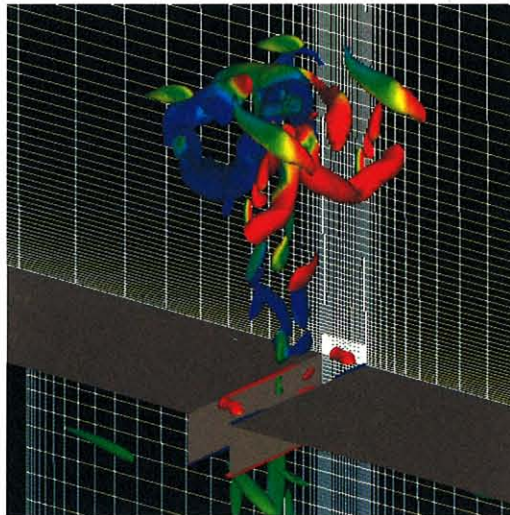


Fig.2 Instant iso-surfaces of 2nd invariant of the velocity gradient tensor

● 研究成果の公表状況

- 1) 椿野大輔, 田中義輝, 藤井孝藏, “プラズマアクチュエータを用いた翼周り流れの制御”, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2006, (2006) .
- 2) Daisuke Tsubakino, Yoshiteru Tanaka and Kozo Fujii, “Effective Layout of Plasma Actuators for a Flow Separation Control on a Wing”, AIAA Paper 2007-474, (2007) .
- 3) 椿野大輔, 田中義輝, 藤井孝藏, “プラズマアクチュエータを用いた翼前縁剥離の制御における位置及び個数の影響”, 日本機械学会(掲載予定), (2007) .

高次精度 WCNS に関する研究

Study on Higher Order WCNS

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，藤井孝藏(fujii@flab.eng.isas.jaxa.jp)

研究分担者：東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，野々村 拓(nonomura@flab.eng.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

衝撃波の多数存在する流れ場において LES, DNS を行うため WCNS の高次精度化を行う。

● 研究の概要

ロケットプルームに起因する音響振動解析では衝撃波捕獲可能な高次スキームが必要であるが，そのような手法の一つである WCNS は 5 次精度までしかこれまで開発されてこなかった。よって，本研究では WCNS をさらに高次精度化し，得られたスキームのロバスト性，精度の検証も行う。

● 今年度の研究成果の概要

7 次精度 9 次精度の WCNS を開発し，その解像度，ロバスト性を明らかにした。

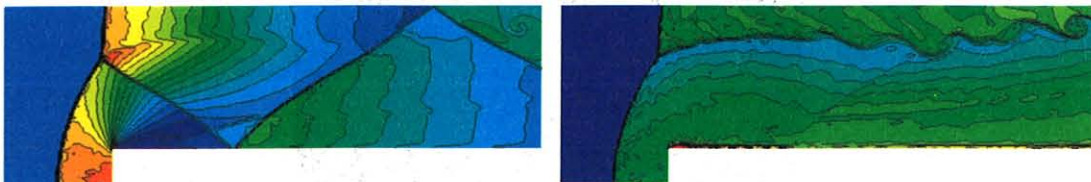


図1 7次精度 WCNS のマッハ 3.0 ダクト流れ

● 研究成果の公表状況

- 1) Taku Nonomura, Nobuyuki Iizuka and Kozo Fujii, "Increasing Order of Accuracy of Weighted Compact Non-Linear Scheme," 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit
- 2) 野々村 拓, 飯塚宣行, 藤井孝藏, "高次精度 WCNS の解像度評価," 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2006
- 3) 野々村 拓, 飯塚宣行, 藤井孝藏, "重み付きコンパクト差分法(WCNS)の高次精度化," 第 11 回計算工学講演会
- 4) Taku Nonomura and Kozo Fujii, "Development of Optimized WCNS and Evaluation of Resolution of the Optimized and the High Order WCNS," International Conference on Computational Methods, Hiroshima, April 4-6, 2007.

H-IIA/B ロケットプルームの音響解析

Numerical study on acoustic fields generated by H-IIA/B launch vehicle

● 研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター，高木亮治(ryo@isas.jaxa.jp)

研究分担者：情報・計算工学センター，堤 誠司(tsutsumi.seiji@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，河合宗司(kawai.sohshi@jaxa.jp)

● 計算の目的

H-IIA/B ロケット打上げ時のエンジン排気プルームに起因した音響振動の解析を目的とする数値シミュレーション技術を開発する。そして音響場の物理的な背景を理解する。更に、音源や音響場の予測を可能とし、ロケットの音響振動設計に資することを目的とする。

● 研究の概要

SRB を 4 本搭載した H-IIA204 形態を対象に、打上げ時に発生する音響場の数値シミュレーションを行った。そして音響振動の発生源となる音源を解析すると共に、ロケットプルームが移動発射台(ML)・大型ロケット発射塔(PST)といった射点構造物による反射といった伝播のメカニズムを調べた。更により詳細な音発生メカニズムを明らかにするため、SRB 一本と移動発射台のみを抽出した単純形状を対象に、高次精度スキームを用いた解析を行った。そして H-IIA204 形態の解析が持ちうるエラーバーを評価した。

● 今年度の研究成果の概要

エンジン排気プルームのせん断層不安定性に起因するマッハ波が支配的な音源であることが分かった。そして Fig.1 に示すように、マッハ波が移動発射台や大型ロケット発射塔に反射してロケットへと到達することが分かった。

また、高次精度手法(7次精度 WCNS スキーム)を用いた軸対称解析を行った結果、SRB 単体から生じる音の発生メカニズムとして、マッハ波の他により高周波成分を持つ音源を特定した。(Fig.2)しかし、移動発射台で反射するマッハ波が音響振動問題の支配的な原因であることを確認した。

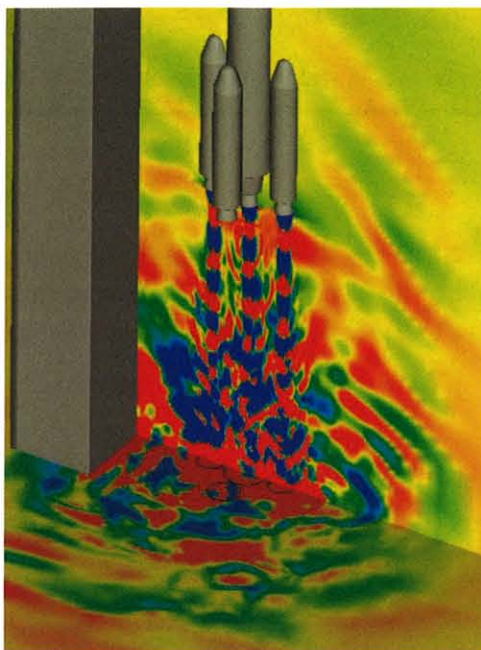


Fig.1 Acoustic field around H-IIA launch vehicle.

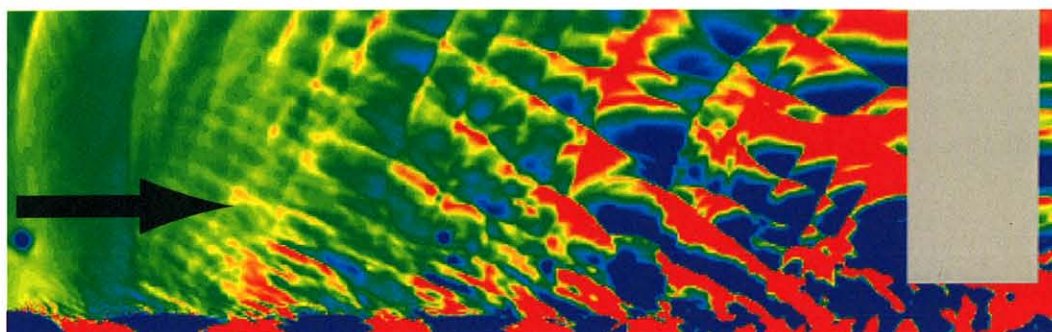


Fig.2 Acoustic field of a SRB simulated by using higher-order method.

● 研究成果の公表状況

- 1) KAWAI, S., TSUTSUMI, S., TAKAKI, R., and FUJII, K., 'Computational Aeroacoustic Analysis of Overexpanded Supersonic Jet Impingement on a Flat Plate with/without Hole', 5th Joint ASME/JSME Fluid Engineering Conference, FEDSM2007-37563

低緯度磁気圏境界のモデル化とケルビン・ヘルムホルツ不安定を介した太陽風プラズマ輸送

Three-dimensional nonlinear evolution of the Kelvin-Helmholtz instability and its application to the low latitude boundary of the magnetosphere

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 1

研究代表者：名古屋大学 環境学研究科 COE 研究員，松本洋介(ymatumot@stelab.nagoya-u.ac.jp)

研究分担者：名古屋大学附属太陽地球環境研究所，関華奈子(seki@stelab.nagoya-u.ac.jp)

● 計算の目的

電磁流体 (MHD) ケルビン・ヘルムホルツ不安定の非線形性による乱流発展の物理を理解するため、数値粘性の少ないコードを元にした 3 次元 MHD シミュレーションを行う。

● 研究の概要

惑星間空間は太陽から吹き流されるプラズマ流，太陽風で満たされており，地球磁気圏は常にプラズマ高速流と相互作用を行っている。その結果，磁気圏境界面は太陽風によって速度シア境界となっており，特に低緯度磁気圏境界 (LLBL) ではケルビン・ヘルムホルツ (KH) 不安定が成長していることが示唆されてきた。一方，磁気圏物理学では太陽風プラズマの磁気圏内への輸送問題が大きなテーマの一つとなっており，これまで磁気リコネクションがそれを大きく担っていると理解されてきた。しかしながら，惑星間空間磁場が北向き時には，冷たく密度の大きな太陽風プラズマが磁気圏低緯度境界から直接進入している痕跡が人工衛星の観測によって数多く示され，新たなプラズマ輸送メカニズムを示唆してきた。本研究では太陽風プラズマの新たな輸送メカニズムとして KH 不安定を扱い，その物理プロセスについて明らかにすることを目的としている。

● 今年度の研究成果の概要

2次元平面内でのケルビン・ヘルムホルツ (KH) 不安定の非線形発展が電磁流体 (MHD)，電磁粒子シミュレーションによって数多く示されてきたのに対し，その 3次元発展についての研究は限られてきた。しかし，その 3次元性の特徴は中性流体室内実験，シミュレーションによって示され，3次元性による 2次的不安定によって特徴づけられることが知られている。本研究では，この 3次元性による 2次的不安定を理解すべく 3次元 MHD シミュレーションを行った。また得られた結果をもとに，KH 不安定を介した電離圏へのエネルギー輸送メカニズムへの応用を試みた。

まず初期状態として， $V_x(y) = -V_0/2 \cdot \tanh(y/\lambda)$ ， $B=(0,0,B_0)$ ， $n=n_0$ で与え，静水圧平衡となるように圧力分布を決めた。ここで， V_0 は磁気音波速度と等しくした。このような初期状態に対し， V_x ， B_x にランダムノイズ， V_y に KH モードの最大成長率を持つ波長の波を，それぞれ V_0 の 0.5%，1.0%の振幅で与えた。計算グリッドは， $(n_x, n_y, n_z) = (128, 161, 512)$ とした。これら初期条件を元に KH 不安定の非線形発展の磁場強度に対する違いを調べるため，プラズマ β を 0.1 から 100.0 まで変化させて，その違いを調べた。

図 1 は β を 0.1 から 100.0 まで変化させた場合の，それぞれの KH 不安定の非線形段階でのスナップショットである。図中の色は磁場強度を表し，黒の実線は磁力線を表す。磁場強度の極小値は渦中心部を示している。どの計算結果においても渦周辺において磁力線方向に新たな構造が生まれ始めた結果，古典的 KH 不安定の描像とは違った，複雑な構造を示す事が明らかになった。これは 2次元シミュレーションでは得ることのできない，3次元性によるユニークな特徴である。

磁力線方向に生じるモードの特徴的空間スケールはプラズマ β に依存し、低 β ほど長波長モードが最初に卓越することが明らかになった。これは、強磁場条件下では磁気張力による安定化が短波長モードについては勝る、と単純には理解できる。一方、その成長時間スケールは β によらず、おおよそ渦回転周期の $2/3$ 程度という速さであることがわかった。この3次元性により生じる背景磁場方向の新たなモードを、「3次元性による2次的不安定 (three-dimensional secondary instability)」と名づけた (Matsumoto and Seki, *JGR*, 2007)。

さらに計算を進めると、高 β 条件下のみならず、低 β 条件下においても2次的不安定の成長により、系が乱流的構造を示す事が明らかになった。これは低 β 条件で生じる長波長モードが成長し振幅が大きくなると、高波数(短波長)領域へとモードカスケードが起きるためであることがわかった(図2)。このような長波長モードのカスケードの物理的理解は、単純には以下のようにして理解することができる。まず、最大成長率を持つ長波長モードが卓越し、背景磁場に対して横波成分を励起する($m=1$)。振幅が大きくなると、背景磁場方向(z 方向)に磁気圧力の構造が生じる($m=2$)。この磁気圧力勾配によりプラズマの加速が z 方向に起き、その結果、プラズマが圧縮される。現在考えている系は渦内部での回転系であるため、プラズマの圧縮による密度の疎密は回転による遠心力を感じ、その結果、新たな磁場の横波成分を励起する($m=2$)。以降は、モード1とモード2のカップリングにより、同様のプロセスを経てモードカスケードが起きると理解できる。このモデルで重要なのは、プラズマの背景磁場方向への圧縮であり、回転系では横波と縦波とのカップリングがモードカスケードに重要な役割を果たしていると考えられる。

本研究で得られた2次的不安定の特徴をもとに、低緯度磁気圏でのKH不安定への応用を試みた。まず、初期の速度シアの厚み(2λ)を2000 kmとし、その結果生じるKH渦の大きさを $1R_E$ (R_E :地球半径)と仮定した。また、プラズマ β の大きさを1とした。その結果期待される2次的不安定の最大成長率モードの波長は約 $10.5R_E$ 程度あり、また、成長時間スケールは1分程度であることがわかった。これは、磁気圏の空間、時間スケールと比較して、充分適用可能な範囲であることがわかる。よって、本研究で明らかになった2次的不安定性は磁気圏境界で充分成長可能であり、閉じた磁力線を介した、KH不安定による電離圏へのエネルギー輸送についての可能性を示唆している。

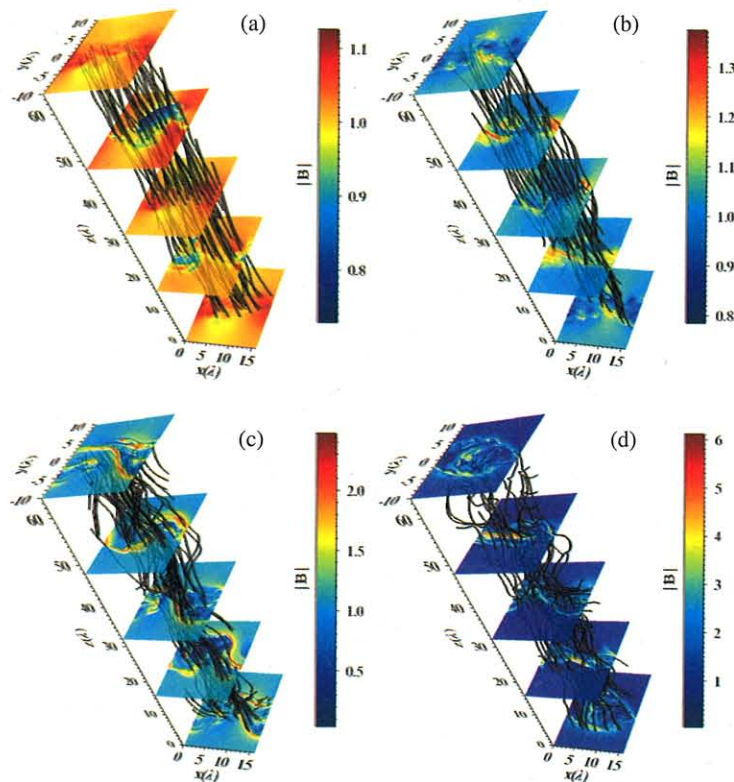


図1 KH不安定の3次元非線形発展の図で、それぞれ(a) $\beta=0.1$, (b) $\beta=1.0$, (c) $\beta=10.0$, (d) $\beta=100.0$ の条件下での結果を表す。色は磁場強度を表し、黒の実線は磁力線を表す。

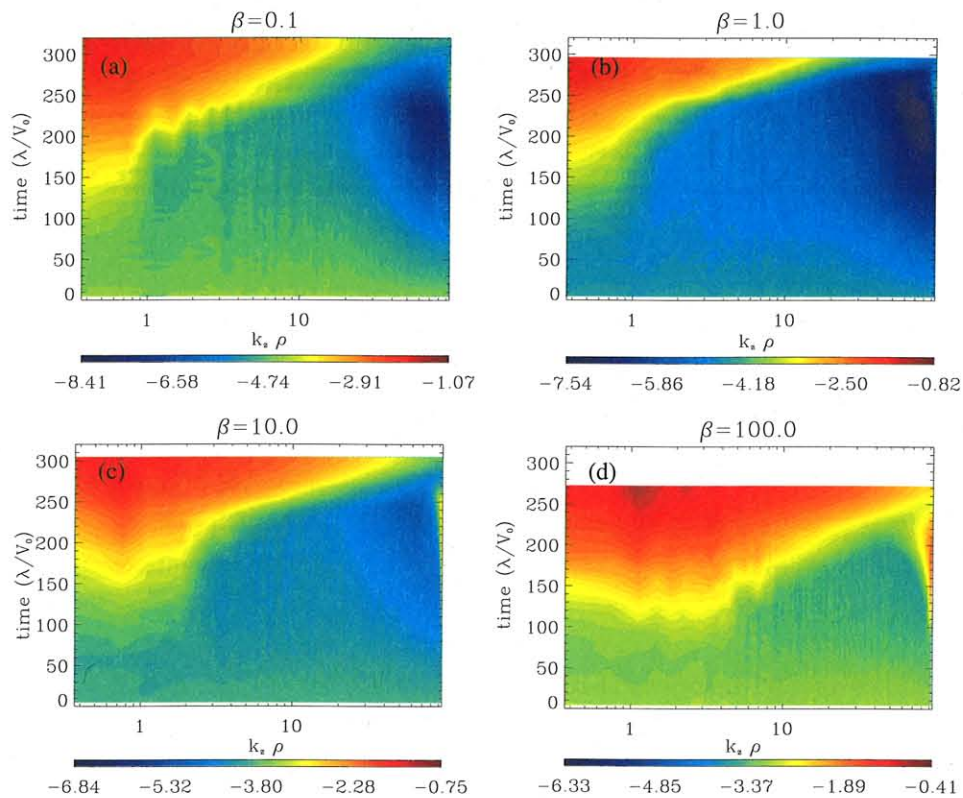


図2 2次の不安定のスペクトルの時間発展の図で、それぞれ(a) $\beta=0.1$, (b) $\beta=1.0$, (c) $\beta=10.0$, (d) $\beta=100.0$ の条件下での結果を示す。横軸は背景磁場方向(z方向)の波数を表し、縦軸は時間を表す。色はモード振幅の大きさをログスケールで描いている。最初に特徴的なモードが卓越し、その後、高波数領域へとモードカスケードが起きる。

● 研究成果の公表状況

- 1) 松本洋介, 関華奈子, 「ケルビン・ヘルムホルツ不安定の3次元非線形発展: 渦の3次元構造安定性について」, 地球惑星関連学会2006年合同大会, 幕張, 2006年5月14日-5月18日
- 2) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki, "Turbulent transport of solar wind plasma into the magnetosphere by 3-D evolution of the Kelvin-Helmholtz instability", Future Perspectives of Space Plasma, Rikkyo University, Tokyo, Nov 1 - Nov 3, 2006
- 3) 松本洋介, 関華奈子, 「KH渦の2次の不安定性による乱流発展: 2次元性と3次元性の比較」, 日本地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, 相模原, 2006年11月4日-11月7日
- 4) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki, "Turbulent transport of cold and dense solar wind plasma into the magnetosphere by 3-D evolution of the Kelvin-Helmholtz instability", CAWSES International Workshop on Space Weather Modeling, The Earth Simulator Center, Yokohama, Nov 14 - Nov 17, 2006
- 5) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki, "Turbulent transport of cold and dense solar wind plasma by 3-D evolution of the Kelvin-Helmholtz instability", AGU Fall Meeting, San Francisco, USA, Dec 11 - Dec 15, 2006
- 6) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki, "The secondary instability initiated by the three-dimensional nonlinear evolution of the Kelvin-Helmholtz instability", The 8th International School/Symposium for Space Simulations, Kauai, Hawaii, USA, Feb 25 - Mar 4, 2007
- 7) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki, "Implementation of CIP algorithm to magnetohydrodynamic turbulence", CAWSES/IHY workshop, Nagoya University, Nagoya, Mar 14 - Mar 16, 2007.
- 8) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki, "The secondary instability initiated by the three-dimensional nonlinear evolution of the Kelvin-Helmholtz instability", *J. Geophys. Res.*, in press.

原始惑星系円盤における磁気回転不安定性の非線形効果 : CIP-MOCCT 法を用いた MHD シミュレーション

Non-linear effects of the magneto-rotational instability in the protoplanetary disks
: 2D and 3D MHD simulations using the CIP-MOCCT method

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 2

研究代表者：東京工業大学大学院 理工学研究科 地球惑星科学専攻 長井研究室,
中村佳太(knakamur@geo.titech.ac.jp)

研究分担者：東京工業大学大学院 理工学研究科 地球惑星科学専攻 長井研究室,
加藤真理子(marikok@geo.titech.ac.jp)

東京工業大学大学院 理工学研究科 地球惑星科学専攻 長井研究室,
小林雄介(ykobay@geo.titech.ac.jp)

● 計算の目的

原始惑星系円盤内における磁気回転不安定性の効果を円盤内の非一様性を考慮した MHD シミュレーションにより調べる。特に、円盤内縁領域における磁気回転不安定性による Kelvin-Helmholtz 渦の誘発現象について検証する。また、3次元性の検証、テスト粒子の運動の追及をし、「ダスト落下問題」の解決と微惑星形成への可能性について調べる。

● 研究の概要

原始惑星系円盤が弱い磁場を持つとき、磁気回転不安定性 (MRI) が起こることが知られている。この MRI は原始惑星系円盤内の乱流の起源として注目されているが、円盤内のガスは不均質であるため MRI の安定領域と不安定領域が混在している可能性が高い。本研究により、そのような不均質な状況では、MRI の非線形段階で回転方向速度分布の変形を引き起こすことが分かった。この結果を①円盤と原始星磁気圏の内縁領域、②円盤内部の 2 領域に分けて MRI が円盤に及ぼす効果を詳細に調べた。

- ①：円盤内縁領域では MRI が不安定領域な円盤内部で MRI が成長すると、MRI が安定な原始星磁気圏との境界に急激な速度勾配が生まれ、回転面内で Kelvin-Helmholtz 渦を発生させることを 3次元計算により確かめた。この結果は円盤内における磁場の存在の重要性を示している。さらに我々は、不安定領域の幅や、円盤内の初期磁場形状の影響についても研究を進めている。
- ②：原始惑星系円盤においてダストが衝突・合体を繰り返して微惑星が形成されるが、微惑星が形成される前段階でダストが早く中心星へ落下してしまい、微惑星が出来なくなってしまうという「ダスト落下問題」が未解決のまま残されている。この問題はガスとダストの回転速度の差によって生じる。一方、原始惑星系円盤ではガスは弱電離状態にあると考えられている。弱電離状態では、円盤を垂直に貫く方向の磁場強度の差によって MRI の安定領域と不安定領域の境界が生まれる。本研究では、垂直磁場が強く MRI が起こる (不安定) 領域と、垂直磁場が弱く MRI が起こらない (安定) 領域とが隣り合って共存する場合に注目した。この安定・不安定領域の共存によって、不安定領域のみにおいてガスの角運動量の交換が大きく進み、円盤の一部にガスの回転速度がダストのそれを上回る様子が確かめられた。このガスの回転速度の変化はダストの中心星への落下を防ぐ可能性が考えられる。

● 今年度の研究成果の概要

①：昨年度までの我々の研究により、原始惑星系円盤の内縁領域では、磁気回転不安定性 (MRI) が引き起こす円盤内ガスの回転方向速度分布の変化に伴い、Kelvin-Helmholtz (KH) 不安定が励起し、渦が発生する可能性があることが示されている。今年度は、この“MRIによるKH渦の誘発現象”の一般性について研究を進めた。

まず、円盤内の初期磁場形状を様々に変化させた3次元計算を行ったところ、初期磁場がポロイダル磁場に近いケースではKH渦が発生するが、トロイダル磁場に近いケースでは、円盤ガスは原始星磁気圏の磁場の影響を受けずに磁気圏内に侵入することが分かった (図1)。

次に、円盤内の不安定領域の動径方向の幅を拡大した2次元計算を行ったところ、MRIによって引き伸ばされた磁場は磁気リコネクションを起こし、MRIとリコネクションを繰り返すことで円盤内は乱流化することが分かった。ただし、円盤内縁では、一時的に発生する速度勾配によりKH渦の発生が予想される。

これらの計算結果から、円盤内縁では、磁場の形状や不安定領域の大きさに関わらず、MRIにより原始星コロナと円盤ガスが激しく相互作用していると考えられる。

②：テスト粒子を用いた3次元計算を行いダストの運動を調べた結果、ガスの回転速度がケプラー回転速度より上回る領域で粒子の中心星への落下は防がれ、さらにこの領域の端では粒子が多く集まる様子が見られた (図2)。この集積量は初期の2000倍を超えており、自己重力不安定が起こり微惑星が形成されることを示唆する。

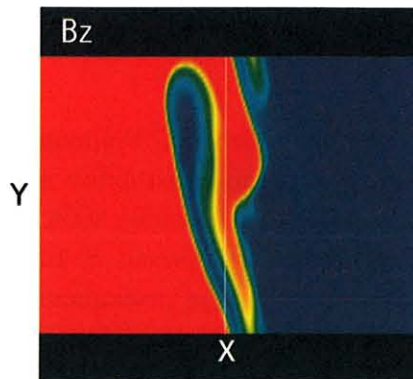


図1 x(動径方向)-y(回転方向)面における磁場の垂直方向成分のカラーコンター。赤い部分は中心星磁気圏起源の磁場を、青い部分は円盤起源の磁場を表している。白い線は初期の円盤内縁境界である。円盤ガスは磁気圏強磁場の影響を受けずに磁気圏へ侵入していく。

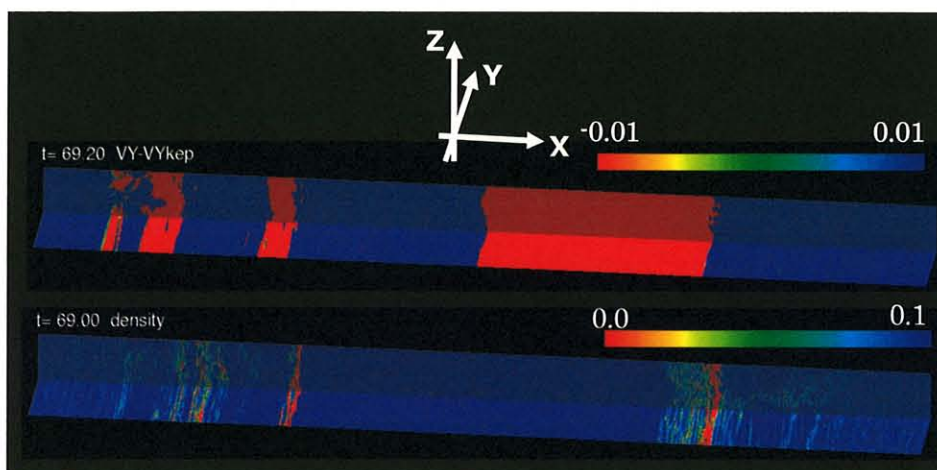


図2 ガスの回転速度のケプラー回転速度からのずれ (上図) とテスト粒子の密度 (下図)。上図の赤い領域はガスがケプラー回転速度よりも速く回転しており、下図よりこの領域ではテスト粒子の中心星方向への移動を防いでいる様子が見られる。

● 研究成果の公表状況

学会発表

(国内)

- 1) 中村佳太, 加藤真理子, 丹所良二, 藤本正樹, 井田 茂, 塚本尚義, 原始星コロナと惑星系円盤相互作用一理論一, 日本地球惑星科学連合 2006 年大会, 幕張メッセ 国際会議場, 2006 年 5 月
- 2) 加藤真理子, 中村佳太, 丹所良二, 藤本正樹, Modification of angular velocity distribution by inhomogeneous growth of MRI in accretion disks, 日本地球惑星科学連合 2006 年大会, 幕張メッセ 国際会議場, 2006 年 5 月
- 3) 中村佳太, 加藤真理子, 丹所良二, 藤本正樹, 井田 茂, 塚本尚義, 原始惑星系円盤内縁領域における磁気回転不安定性による Kelvin-Helmholtz 渦の誘発, 日本天文学会 2006 年秋期年会, 九州国際大学, 2006 年 9 月
- 4) 加藤真理子, 中村佳太, 丹所良二, 藤本正樹, 井田 茂, Modification of angular velocity distribution by inhomogeneous growth of MRI in accretion disks, 日本天文学会 2006 年秋期年会, 九州国際大学, 2006 年 9 月
- 5) 中村佳太, 加藤真理子, 丹所良二, 藤本正樹, 井田 茂, 塚本尚義, 原始惑星系円盤内縁領域における磁気回転不安定性による Kelvin-Helmholtz 渦の誘発 II: 円盤内磁場形状の影響, 第 120 回地球電磁気・地球惑星圏学会総会及び講演会, 相模原市産業会館, 2006 年 11 月
- 6) 加藤真理子, 中村佳太, 丹所良二, 藤本正樹, 井田 茂, Modification of angular velocity distribution by inhomogeneous growth of MRI in accretion disks, 第 12 回地球電磁気・地球惑星圏学会総会及び講演会, 相模原市産業会館, 2006 年 11 月

(海外)

- 7) K.T.A. Nakamura, M. Kato, R. Tandokoro, M. Fujimoto, and S. Ida, The Kelvin-Helmholtz instability induced by the magneto-rotational instability in the inner-edge region of an accretion disk, European Geosciences Union General Assembly 2006, Vienna, Austria, 2006 年 4 月
- 8) K. Nakamura, M. Kato, R. Tandokoro, M. Fujimoto, S. Ida, and H. Yurimoto, Kelvin-Helmholtz vortices induced by MRI at the inner-edge of protoplanetary disks, The 209th Meeting of the American Astronomical Society, Seattle, Washington, Jan. 2007
- 9) M. Kato, K. Nakamura, R. TanDokoro, M. Fujimoto, and S. Ida, Modification of angular velocity distribution by inhomogeneous growth of MRI in accretion disks, American Astronomical Society 209th Meeting, Jan. 2007

学位論文

(修士)

- 10) 中村佳太, Kelvin-Helmholtz vortices induced by magneto-rotational instability at the inner-edge of protoplanetary disks, 東京工業大学, 2006

地球磁気圏脇腹領域における MHD スケールのケルビン・ヘルムホルツ渦の構造

The structure of MHD-scale Kelvin-Helmholtz vortices at the earth's tail-magnetopause

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 3

研究代表者：東京工業大学大学院 理工学研究科 地球惑星科学専攻 長井研究室,
中村琢磨(takuma@geo.titech.ac.jp)

研究分担者：東京工業大学大学院 理工学研究科 地球惑星科学専攻 長井研究室,
高木 健(ktakagi@geo.titech.ac.jp)

東京工業大学大学院 理工学研究科 地球惑星科学専攻 長井研究室,
関谷裕孝(sekiya@geo.titech.ac.jp)

● 計算の目的

地球磁気圏脇腹領域で発生していると考えられる MHD スケールのケルビン・ヘルムホルツ(KH)の渦の構造を電磁流体シミュレーションにより調べる。具体的には、3次元 MHD シミュレーションを用い、3次元的に複雑に変化する地球磁気圏脇腹領域をモデル化し、実際に KH 渦が発生し得るのかを調べる。また、電子の質量効果も含めた 2次元 2流体シミュレーションを用い、成長した KH 渦内部の構造を電子スケールまで解像し詳しく調べる。

● 研究の概要

地球磁気圏脇腹領域は、KH 不安定が発生しやすいプラズマシート領域が KH 不安定の発生しづらい Lobe 領域に挟まれた構造をしている。本研究では KH 不安定が発生しやすい領域の厚さを変化させることで発生した KH 不安定の成長度合いに差が見られるかという点について 3次元 MHD シミュレーションを用いて調べた。その結果、厚さが十分に薄くても (KH 不安定の波長の 6 割程度でも) KH 不安定は大きく成長し KH 渦として巻き上がることが分かった。次に、発生した KH 渦の詳しい構造を知るため電子スケールまで解像できる 2次元 2流体シミュレーションを行った。その結果、KH 渦が成長すると渦の内部に磁気リコネクションを誘発することが分かった。さらにこの渦内磁気リコネクションが渦の構造を決定的に左右することも分かった。また、渦内部の磁気リコネクションの性質について知るため、自由境界系における磁気リコネクションについても研究し、境界の影響が出ないような系では、磁気リコネクションの成長の仕方に特徴があることがわかった。

● 今年度の研究成果の概要

本年度はまず、3次元 MHD シミュレーションでは、KH 不安定の発生しやすいプラズマシート領域の厚さをどこまで薄くすると KH 不安定が渦として発展できなくなるかを調べた。すると、KH 不安定の波長の 6 割という薄いプラズマシートを設定しても KH 渦が巻き上がることが分かった。これにより KH 渦が地球磁気圏脇腹領域で頻繁に発生している可能性を強く示唆することができた。また、2次元 2流体シミュレーションにより KH 渦の構造は渦内に発生する 2種類の磁気リコネクションによって支配されることが分かった (図 1)。この渦内磁気リコネクションは渦内部にプラズマの混合をもたらす。このことは、渦内磁気リコネクションが地球磁気圏脇腹で観測されるプラズマ混合を引き起こしている可能性を強く示唆している。また、渦内の磁気リコネクションは境界のない状態での磁気リコネクションであるので、本研究ではさらに自由境界系における磁気リコネクションについて 2次元 2流体シミュレーションを行った。その結果、自由境界系で磁気リコネクションが並んで数箇所で行った場合、磁気リ

コネクションによってできた磁気島がある法則を持って合体成長することが分かった。具体的には両端の磁気島が最後まで残る性質があることが分かった (図 2)。従来、磁気島の合体成長はフラクタル的に際限なく起こると考えられていたので、この結果は渦内の磁気リコネクションだけでなく、磁気圏尾部のプラズマシートにおける磁気リコネクション等に応用できる新しい視点の結果である。

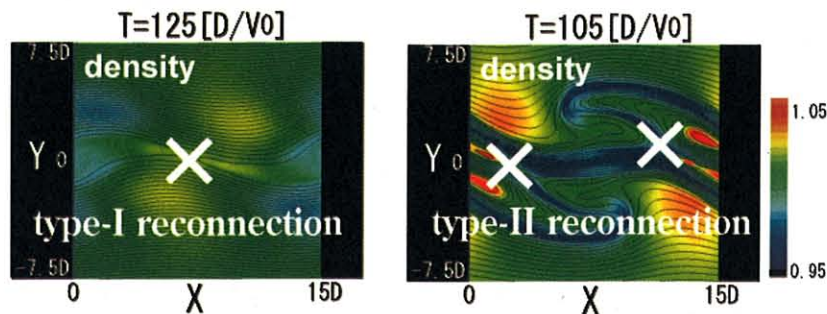


図 1. 渦内部に発生する磁気リコネクションの例。KH 渦の成長に伴い type-I reconnection と type-II reconnection の 2 種類の磁気リコネクションが渦の内部に発生することが分かった。Type-I reconnection は電流層が KH 渦の成長と共に局所的に強められ発生し、渦内にプラズマ混合をもたらす。また、type-II reconnection は大きく巻き上がった渦の内部で発生し、巻き上がった渦の構造を破壊する性質がある。

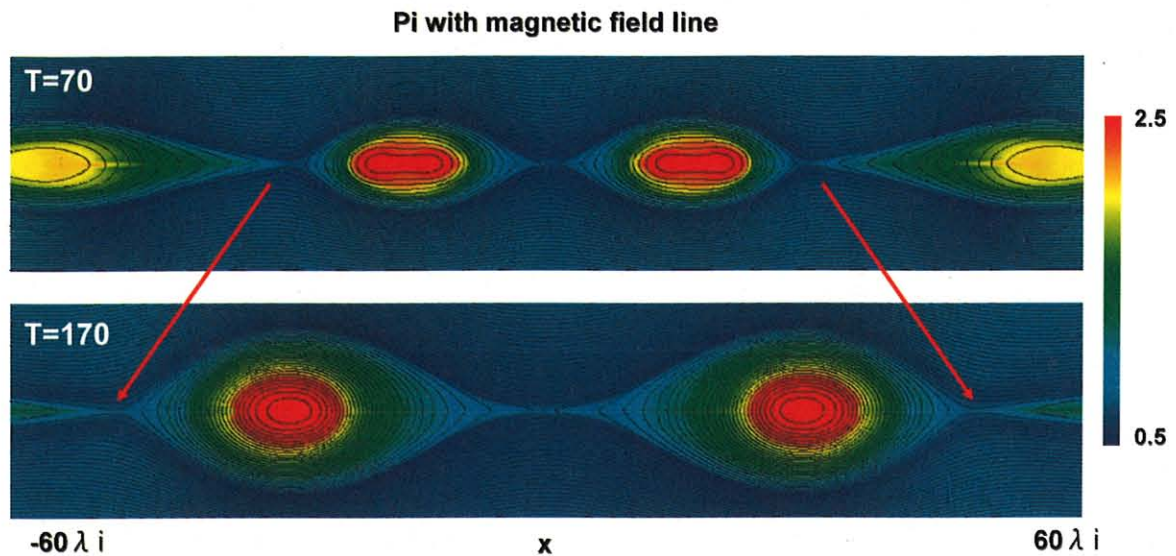


図 2 自由境界系で 5 箇所同時に磁気リコネクションが起こった場合の 2 次元 2 流体シミュレーションの結果。最初 4 つあった磁気島が合体成長するが一つにはならず、端の 2 つの磁気島が成熟した状態に落ち着く。これは端の磁気島を形成する X-point が磁気島の成長と共に外側で移動することによる (赤の矢印)。

● 研究成果の公表状況

学術論文 (査読有)

- 1) Nakamura, T.K.M., M. Fujimoto, and A. Otto, Magnetic reconnection induced by weak Kelvin-Helmholtz instability and the formation of the low-latitude boundary layer, *Geophysical Research Letters*, 33, L14106, doi:10.1029/2006GL026318, 2006.
- 2) Takagi, K., C. Hashimoto, H. Hasegawa, M. Fujimoto, R. TanDokoro, Kelvin-Helmholtz instability in a magnetotail flank-like geometry: Three-dimensional MHD simulations, *J. Geophys. Res.*, 111, A08202, doi:10.1029/2006JA011631, 2006.

学会発表

(国内)

- 3) 中村 琢磨, 藤本正樹, The coalescence of MHD-scale Kelvin-Helmholtz vortices: Two-dimensional two-fluid simulations including finite electron inertia, 日本地球惑星科学関連合 2006 年大会, 千葉, 幕張, 2006 年 5 月
- 4) 高木 健, 長谷川 洋, 藤本正樹, ケルビン・ヘルムホルツ渦の空間発展構造, 日本地球惑星科学関連合 2006 年大会, 千葉, 幕張, 2006 年 5 月
- 5) 中村 琢磨, 藤本正樹, The coalescence of MHD-scale Kelvin-Helmholtz vortices: Two-dimensional two-fluid simulations, 第 120 回地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, 神奈川, 相模原, 2006 年 11 月
- 6) 中村 琢磨, 藤本正樹, Magnetic reconnection induced by Kelvin-Helmholtz instability and the formation of the LLBL, 第 120 回地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, 神奈川, 相模原, 2006 年 11 月
- 7) 高木 健, 長谷川 洋, 藤本正樹, 三次元シミュレーションにおけるケルビン・ヘルムホルツ渦の空間発展効果, 第 120 回地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, 神奈川, 相模原, 2006 年 11 月

(海外)

- 8) Nakamura, T.K.M., and M. Fujimoto, The coalescence of MHD-Scale Kelvin-Helmholtz Vortices: Two-dimensional Two-fluid Simulations Including Finite Electron Inertia, European Geosciences Union General Assembly, Vienna, Austria, April 2006
- 9) Nakamura, T., and M. Fujimoto, The coalescence of MHD-scale Kelvin-Helmholtz vortices: Two-dimensional two-fluid simulations including finite electron inertia, American Geophysical Union Fall Meeting, San Francisco, California, USA, December 2006
- 10) Takagi, K., H. Hasegawa, and M. Fujimoto, The effects of the spatial evolution on the Kelvin-Helmholtz instability with the CIP-MOCCT scheme, American Geophysical Union Fall Meeting, San Francisco, California, USA, December 2006

学位論文

(博士)

- 11) 中村 琢磨, The structure of an MHD-scale Kelvin-Helmholtz vortex: Two-fluid simulations including finite electron inertial effects, 東京工業大学, 2006

(修士)

- 12) 高木 健, The effects of the spatial evolution on the Kelvin-Helmholtz instability with the CIP-MOCCT scheme, 東京工業大学, 2005

磁気島の融合を伴う磁力線再結合の発展

Development of magnetic reconnection through/with coalescences of magnetic islands

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 4

研究代表者：東京工業大学大学院 理工学研究科 地球惑星科学専攻 長井研究室,

早川 剛(thayakaw@geo.titech.ac.jp)

● 計算の目的

近年、磁気島の融合時にプラズマの効率的な加速・加熱が起こることがわかってきた。このため、リコネクションが大規模に発展する手段としての磁気島の融合に注目が集まっている。しかし、磁気島の融合時の電磁場の構造などはまだまだ未解明である。

本研究の目的は、磁気島の融合時に特徴的な磁場構造の発見と、その構造のパラメーター依存性の解明の解明である。また発見された構造を ESA の cluster-II 科学衛星の観測結果と比較し、磁気圏尾部において融合現象が実在するのかが検証された。

● 研究の概要

2次元 PIC シミュレーションが用いられた。磁気圏尾部をモデル化するため、初期条件として Harris 平衡を持つ磁場および密度構造を与え、さらに融合を誘発し計算時間を短くするために、弱い X-line が複数の点 (2 から 32 個) に与えられた。

● 今年度の研究成果の概要

リコネクションの発展性へのガイド磁場の依存性が非常に高いことが解明された。その値により、磁気融合時に特徴的な磁場の構造、プラズマの縁磁気島流の強弱、噴出されるジェットの時間発展性が大きな違いを見せた。

科学衛星のデータとの比較により、磁気圏尾部における融合現象の実在が示された。さらに、今後のデータ解析において、指標とすべき電磁場、および密度場を提唱が提唱された。

● 研究成果の公表状況

- 1) 早川 剛, Full-particle simulation study on the magnetic island coalescence process: Size effect and guide field effect, 日本地球惑星科学連合 2006 年大会, 幕張メッセ国際会議場, 2006 年 5 月
- 2) 早川 剛, Structural change of out-of-plane magnetic field by the number of small islands to merge into large island through coalescence, 地球電磁気・地球惑星圏学会 2006 年秋学会, 相模原市産業会館, 2006 年 11 月
- 3) HAYAKAWA Infoo Tuyosi, Structures around the magnetic O-point during coalescence of magnetic islands while magnetic reconnection, AGU Fall meeting, December, 2006, San Francisco, CA, USA

2次元ティアリング不安定における温度非等方性の効果

Effect of temperature anisotropy on two-dimensional tearing instability

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 5

研究代表者：東京工業大学 理工学研究科 地球惑星科学専攻 長井研究室,

薮島宏治(haijima@geo.titech.ac.jp)

● 計算の目的

磁気圏尾部を想定したシミュレーションでは電流層の厚さが電子慣性長程度の薄い電流層でなければ磁気リコネクションは起こらない(Tanaka et al., 2004) ことが示されているが、実際の磁気圏尾部ではイオン慣性長程度の分厚い電流層でも磁気リコネクションは起こっていることが観測されている(Sergeev et al., 1995) . この問題に対し、イオン慣性長程度の分厚い電流層で磁気リコネクションを起こすにはどうしたらということについて考えてみた. この問題に対して我々は電子温度非等方性がtearing instability(TI)の成長率を増加させる(Karimabadi et al., 2004)ことに注目した. 彼らの研究は電子慣性長程度の電流層でしかシミュレーションを行っていなかったため、イオン慣性長程度の分厚い電流層でも本当に電子慣性長は TI の成長率を増加するかは現段階ではわからなかった. そのため、我々はこの問題に対してシミュレーションを行い、パラメータを変化させて系統的に調べた.

● 研究の概要

シミュレーションは計算領域の大きさや電流層の厚さ、電子とイオンの質量比、温度非等方性の強度や種類を変えて行っていった. それぞれの計算結果を解析して、磁気リコネクションが起こっているかを判定するとともにどのような様子になっているかも調べた.

● 今年度の研究成果の概要

結果から電子温度非等方性はイオン慣性長程度の分厚い電流層では磁気リコネクションを起こす効果はなかった. 一方、イオン温度非等方性はイオン慣性長程度の分厚い電流層でも磁気リコネクションを起こすことを可能にするということが発見できた. また2つの温度非等方性を加えることで、より早く、強い磁気リコネクションを起こすことがわかった. 現在までの計算では、イオン慣性長の2倍もの厚さでも磁気リコネクションが起こることを確認した.

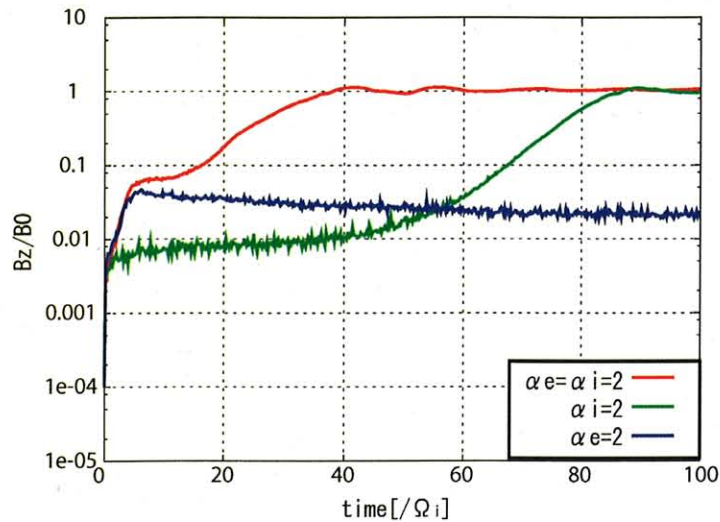


図1 温度非等方性の加え方によるリコネクション磁場の成長具合

温度非等方性の加え方によって成長の仕方が大きく異なることがわかる。磁気リコネクションが起きているかの判定は Tanaka et al., [2004] より $B_z=0.1$ で行っている。電子温度非等方性のみを加えた場合は磁気リコネクションは起こっていない。しかしイオン温度非等方性があれば磁気リコネクションが起こることがわかる。

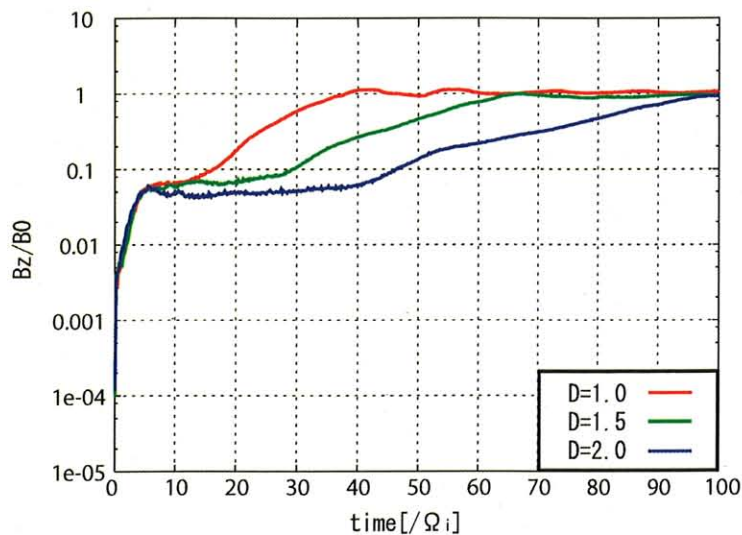


図2 両方の温度非等方性が存在する場合のリコネクション磁場の成長具合

電子とイオンの温度非等方性を加えた計算で、電流層が厚くなればどうなるのかを調べた。現在の計算では $D=2.0$ という分厚い電流層でも、両方の温度非等方性が存在すれば磁気リコネクションが起こることが確認できた。

● 研究成果の公表状況

- 1) Temperature anisotropy effect on the tearing mode, K. Haijima, K. G. Tanaka, I. Shinohara, and M. Fujimoto, Japan Geoscience Union Meeting, May, 2006, Makuhari
- 2) Effect of temperature anisotropy on two-dimensional tearing instability, K. Haijima, K. Tanaka, I. Shinohara, and M. Fujimoto, SGEPS, November, 2006, Sagami-hara
- 3) Effect of temperature anisotropy on two-dimensional tearing instability, K. Haijima, K. G. Tanaka, I. Shinohara, and M. Fujimoto, AGU Fall meeting, December, 2006, San Francisco.

密度非対称電流層を伴うリコネクションレイヤー構造に関する研究

Study of reconnection layer structure with density asymmetric current sheet

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 6

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙科学情報解析センター，田中健太郎(tkentaro@stp.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

近年の Cluster 科学衛星による磁気圏境界面通過イベントが，過去の人工衛星による観測に比べて，時間的/空間的により高解像度なデータを取得した。磁気圏境界面が2つの異なるプラズマ集団・太陽風（高密度プラズマ）領域と磁気圏（低密度プラズマ）領域・のインターフェースである。Cluster 観測結果によると，磁気圏境界面にさらなる内部構造が存在し，低密度プラズマ領域中で密度ディップ構造が観測され，その場所で強い電子加速が観測された。

本シミュレーション研究の目的が，(1) Cluster によって観測された特徴を再現し，(2) 衛星観測でカバーできていない領域での物理量を予測する事である。

● 研究の概要

2次元 PIC シミュレーションが本研究で用いられた。磁気圏境界面をモデル化するため，本研究で用いた初期条件としてプラズマ密度中に高密度領域・低密度領域が与えられた。磁気リコネクション発生後に於けるリコネクションレイヤーの非線形発展を観察するため，初期条件として単一 X-line が与えられた。観測結果から得られた物理量の特徴を選定し，それに見合う特徴がシミュレーション結果に現れるかどうかを本研究が行った。

● 今年度の研究成果の概要

Cluster 観測結果から得られた特徴が本シミュレーション結果の詳細な解析によって再現された。本シミュレーションで，電子スケールの空間解像度を分解できるほどの高解像度の計算が行われたので，電子ダイナミクスの詳細な構造が同定された。本研究の結果が，磁気衛星観測に対する時間空間解像度に対する要件請求に利用され得る。

大規模な空間グリッドを用いた計算によって，衛星観測でカバーできない程度の広い領域が計算された。その結果，X-line 近傍に於ける電子ダイナミクスと同時に X-line から離れた領域に於ける電子ダイナミクスを同時に解くことが出来た。リコネクションによって発生する電子ダイナミクスが空間的に大きく異なることが示された。大規模な計算結果によって，X-line から間欠的に磁気島がほうしゅつされている様子が見えてきた。

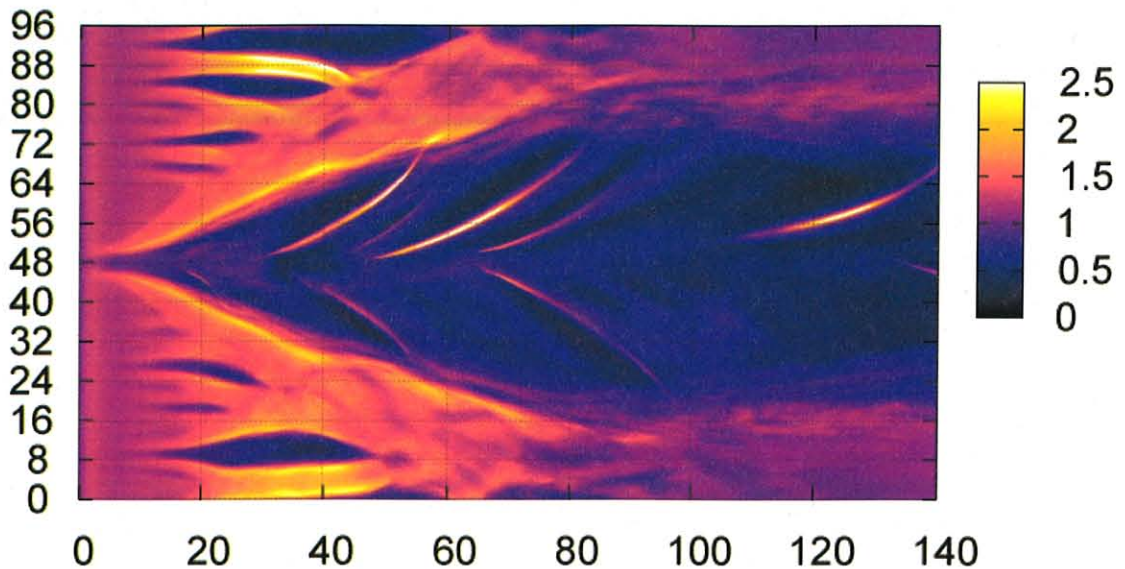


図1 密度非対称計算で得られた電子プラズマ密度の時間発展。縦軸が z 、横軸が時間、色が電子密度を表す。時刻 $t = 40$ 以降、X-line から間欠的に磁気島が放出されている事が分かる。

● 研究成果の公表状況

- 1) Dependence of electron dynamics on density asymmetry in a reconnecting current sheet: Comparison between observations and simulations, Tanaka, K. G., I. Shinohara, and M. Fujimoto, 8th International School/Symposium for Space Simulations (ISSS-8), February, 2007, Hawaii.
- 2) Dependence of electron dynamics on reconnection layer structure with density asymmetric current sheet, K. G. Tanaka, I. Shinohara, and M. Fujimoto, AGU Fall meeting, December, 2006, San Francisco.
- 3) Dependence of electron dynamics on density asymmetric current sheet, Tanaka, K. G., I. Shinohara, and M. Fujimoto, SGEPPSS, November, Sagamihara.
- 4) Study of reconnection layer structure with density asymmetric current sheet, K. G. Tanaka, I. Shinohara, and M. Fujimoto, SGEPPSS, November, Sagamihara.

電子温度非等方性が素早い磁気リコネクショントリガーに与える効果

Effect of electron temperature anisotropy on quick magnetic reconnection triggering

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 7

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙科学情報解析センター，田中健太郎(tkentaro@stp.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

近年の 3 次元 PIC シミュレーションによると，イオン慣性長の電流層に於ける素早い磁気リコネクション (QMRT) が，低域混成ドリフト不安定性 (LHDI) とテアリング不安定性 (TI) の非線形カップリングによって自発的に達成されることが示されている。その中で，電子温度非等方性の発現が QMRT にとって重要な役割を果たしている事が明らかになった。しかし，イオン慣性長よりも厚い電流層中で電子温度非等方性が QMRT を自発的に発動しない事が我々の予備的な調査で明らかになった。

初期に電子温度非等方性が存在する場合，3 次元計算中で QMRT が復活するかどうかを本研究が検証した。

● 研究の概要

3 次元 PIC 計算が行われた。イオン慣性長よりも厚い電流層を初期条件として与え，さらに，初期条件として電子温度非等方性が与えられた。QMRT が発現するかどうかを調べるため，計算時間にして 400 時間，32CPU の大規模計算が実行された。先行研究との比較のため，リコネクション活動，LHDI 活動，電子温度非等方性をそれぞれモニタし，LHDI が電子温度非等方性を維持し続けるかどうかを検証された。

● 今年度の研究成果の概要

イオン慣性長よりも厚い電流層中で，電子温度非等方性の非線形発達が見られなかった。初期に与えられた電子温度非等方性がシミュレーションの初期段階で解消され，LHDI と TI の非線形カップリング段階に何ら影響を与えないことが示された。このことから，イオン慣性長よりも厚い電流層中で QMRT が達成されない事が明らかになった。

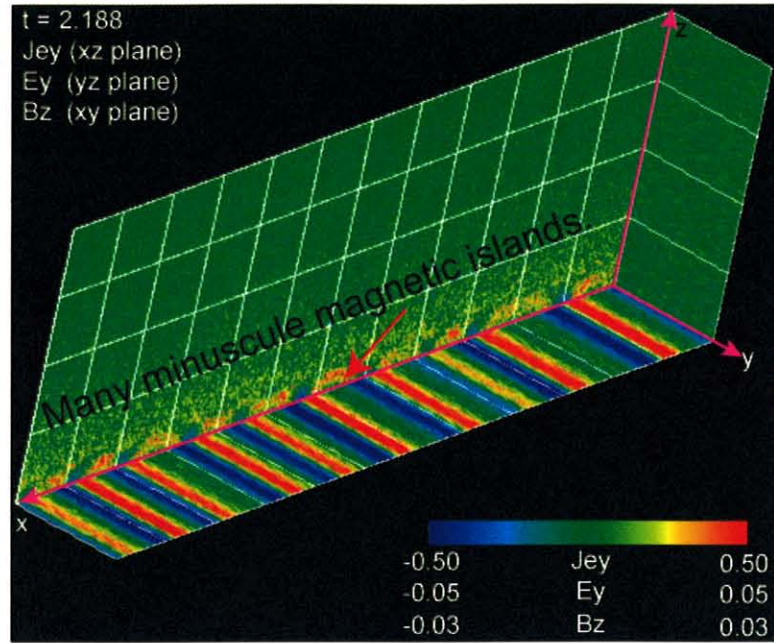


図1 3次元スナップショット. 計算の初期段階に於いて, 電子温度非等方性による小スケールの磁気島の発達が見られる ($z=0$).

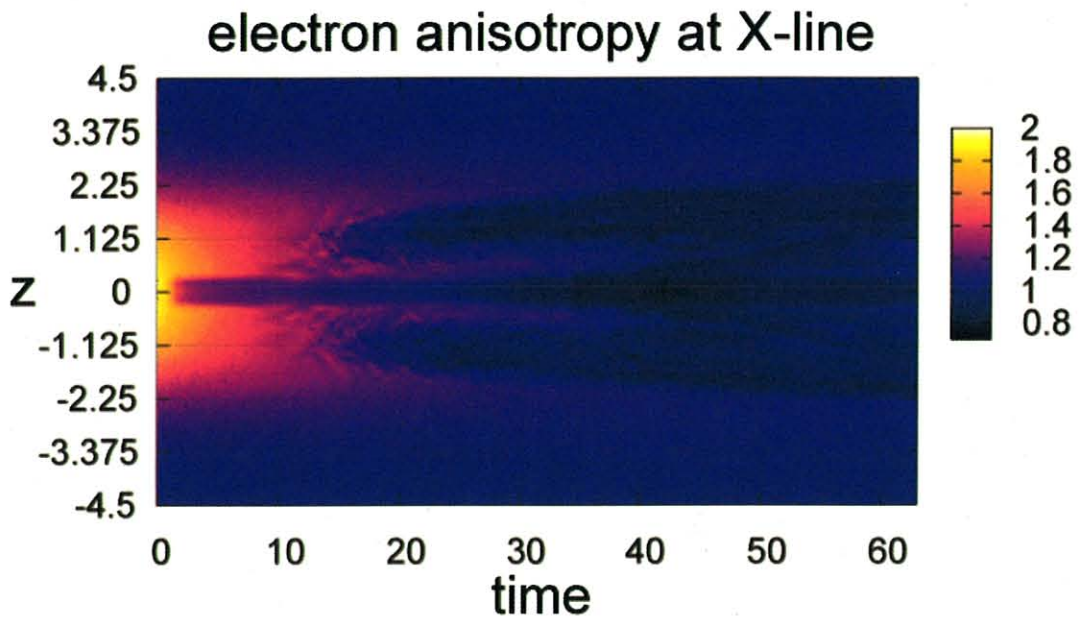


図2 電子温度非等方性の X-line に於ける時間発展. 縦軸が z , 横軸が時刻, カラーが電子温度非等方性. $z=0$ を観察すると, 計算の初期段階で電子温度非等方性が 1 に解消されていることが分かる.

● 研究成果の公表状況

- 1) Recent studies on quick reconnection processes, Fujimoto, M., K. G. Tanaka, and I. Shinohara, ISSS-8, February, 2007, Kauai.

磁気リコネクションでの磁気島合体時の電子加速

Electron acceleration associated with magnetic islands coalescence during magnetic reconnection

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 8

研究代表者：東京大学大学院 理学系研究科 地球惑星科学専攻, 湯村 翼(yumu@stp.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

磁気リコネクションでの電子加速のメカニズムを解明するため、計算領域の大きさや初期条件のパラメータを変えてさまざまな条件の下でスーパーコンピューターを使用した大規模数値シミュレーションを行っている。

● 研究の概要

磁気リコネクションでの電子加速は、惑星磁気圏や太陽フレア等の太陽系プラズマから活動銀河核やパルサー磁気圏といった高エネルギー天体プラズマに至るまで宇宙プラズマの世界において重要な役割を担っていることが示唆されているが、完全に解明するまでには至っていない非常に重要な問題である。本研究では磁気島の合体過程を経由する磁気リコネクションを扱う。磁気島が合体する時に起こる電子加速に着目し、磁気島合体が電子加速に与える効果について調べるため大規模粒子シミュレーションを行っている。

● 今年度の研究成果の概要

磁気島合体に伴い発生する強いリコネクション電場が X-line 付近の電子を加速することが明らかにした。磁気島合体を経由する場合と初めから 1 つの X-line を形成する場合の比較により、最終的な電子のエネルギースペクトルはほぼ同じであることから、スペクトルはシミュレーションの空間領域に依存するという結果を示した。

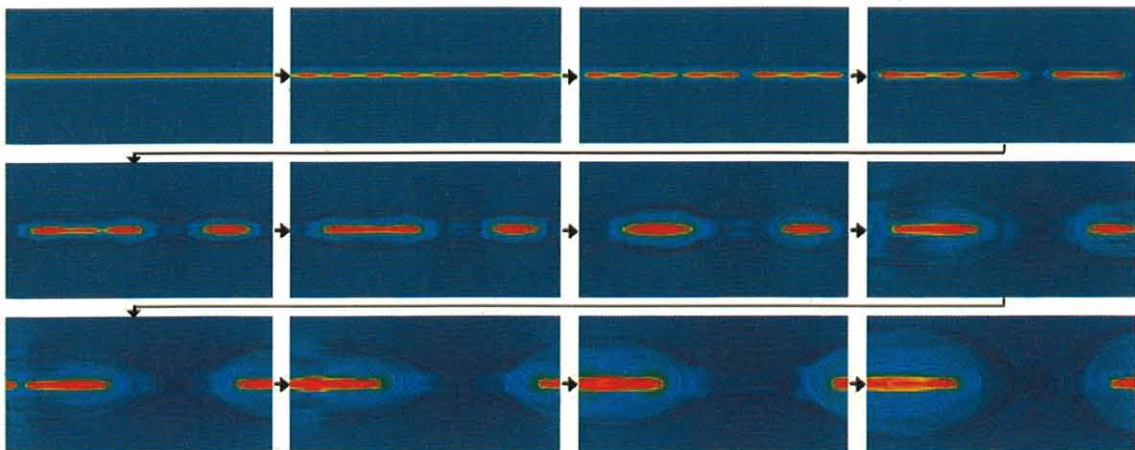


図1 電子密度の時間発展で見る磁気島合体の様子

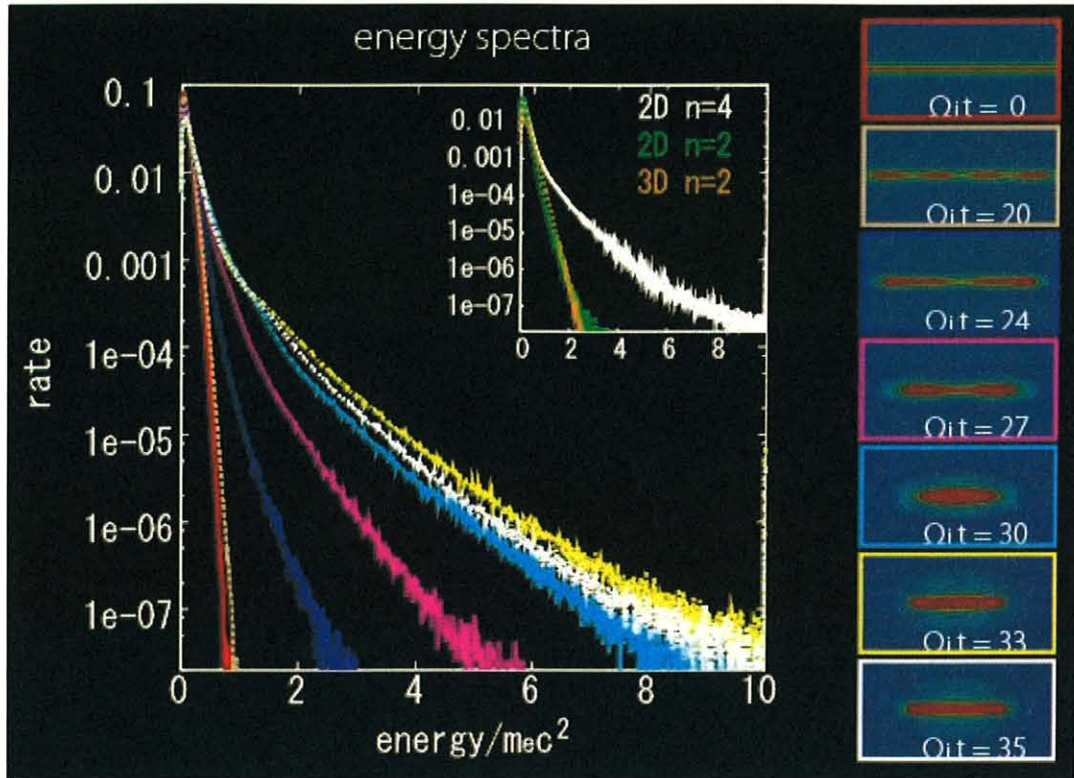


図2 磁気島の合体に伴うエネルギースペクトルの変化

● 研究成果の公表状況

- 1) 湯村 翼, 田中健太郎, 篠原 育, 藤本正樹, 磁気島の合体による 電子加速の 2次元 PIC シミュレーション, 地球電磁気・地球惑星圏学会 2006 年秋講演会, 相模原市産業会館, 2006 年 11 月 4 日
- 2) Shinohara, I., K. G. Tanaka, T. Yumura, and M. Fujimoto, Electron acceleration associated with magnetic island coalescence, 2006 AGU Fall meeting, San Francisco, 14 Dec. 2006.
- 3) Yumura, T., K. G. Tanaka, I. Shinohara, and M. Fujimoto, PIC Simulation of Electron Acceleration during Reconnection via Magnetic Islands Coalescence, ISSS-8, Kauai, 27 Feb. 2007.

宇宙プラズマ衝撃波のダイナミクスと高エネルギー粒子生成過程

Dynamics of collisionless shock waves and generation processes of energetic particles in space plasmas

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 9

研究代表者：宇宙科学研究本部・共同研究員，島田延枝(non@stp.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

宇宙プラズマ衝撃波を計算機内で生成する。宇宙空間に広く見られるプラズマ無衝突衝撃波においては、1) 粒子同士の相互作用が電磁場の時空発展を介して行われる、2) 電子を含めた様々な粒子特徴スケールが複雑に影響を及ぼしあっている、3) 電子スケールでは非線形性の発現が容易である、といった理由によりスーパーコンピュータを用いた数値計算は、衝撃波ダイナミクス研究に欠かせない手段となっている。

● 研究の概要

今までマクロな流量や輸送係数として扱われることが多かった衝撃波電磁場中の電子の力学を、スーパーコンピュータを用いて自己無頓着に解き、衝撃波の発展・伝播の様子を粒子性を持った電子やイオンの動きとして捉えることで、その動的散逸機構、即ち高温・高エネルギー粒子が生成される過程を具体的な形で表現・解析・解明する。

● 今年度の研究成果の概要

超新星残骸に伴う衝撃波を意識した高マッハ数衝撃波の数値シミュレーション（相対論的電磁粒子コード）の結果から、衝撃波遷移層中でのマイクロプラズマ不安定性の発展に伴う非熱的電子生成は、電子-イオン間のプラズマ不安定性発展過程で生成される非線形構造（コヒーレント静電ポテンシャルなど）の形成と安定性（維持）に大きく左右されることが明らかになった（図 1）。このため、強すぎる衝撃波（マッハ数が大きすぎる場合：プラズマ β などにもよるが 100 以上）の場合マイクロ構造の保持が困難であり、速度空間において素早い均一化が起こるため、衝撃波遷移層中で一気加熱が起こり、非熱的成分が熱的成分に埋もれてしまい、非熱的な分布が得られにくい。この時、マイクロプラズマダイナミクスは激しいが、マクロな shock reformation に伴う衝撃波遷移層構造の変化は弱まる傾向にある。逆に、ほどほどに強い衝撃波（やはりプラズマ β などにもよるが、マッハ数が 100 以下）においては、マイクロ構造の保持が可能（電場、磁場の局所的、非線形構造が比較的長時間保たれる）であるために、非熱的成分が顕著に見られた（図 2）。

また、京都大学花山天文台の岡光夫氏の GEOTAIL 衛星の詳細な観測に、それを模した数値シミュレーションを組み合わせ、一点観測からはなかなか証拠が得られなかった shock reformation を強く示唆する観測事例が確認された。そこでは reformation に伴って衝撃波遷移層中での強い電場発生が見られ、反射イオンが卓越する時の粒子-波動相互作用強化とプラズマ不安定性の発展が観測的にも支持された。



図1 衝撃波上流イオンのエネルギーインプットが電子エネルギーにわたる際の非線形構造と電子非熱的成分生成の関係

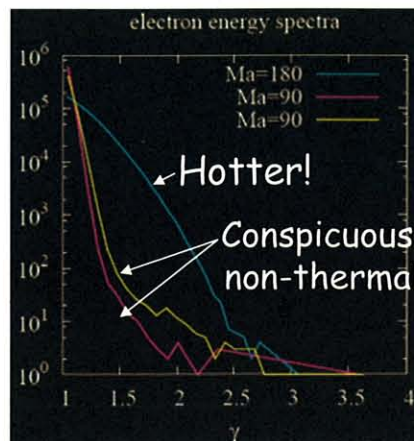


図2 マッハ数が180の時の衝撃波遷移層中の電子エネルギースペクトル（水色）と、マッハ数が90の時の衝撃波遷移層中の電子エネルギースペクトル（ピンク、黄色）。横軸はローレンツファクター、縦軸は電子数の対数表示。

● 研究成果の公表状況

- 1) Shimada, N. & M. Hoshino, Role of microscopic plasma instabilities on shock dissipation process, proceeding of "Future Perspectives of Space Plasma and Particle Instrumentation and International Collaborations Conference", 2006/11
- 2) Seki, Y., I. Shinohara, H. Hasegawa, M. Fujimoto, N. Shimada, S. Schwartz, A. Balogh, and H. Reme "Non-thermal electrons at quasi-perpendicular shocks observed by Cluster", COSPAR : Beijing : 2006/7.
- 3) 岡 光夫, 島田延枝, 小嶋浩嗣, 笠羽康正, 藤本正樹, 松本 紘, 齋藤義文, 向井利典, 寺沢敏夫, 「非定常衝撃波の衛星観測」STE シミュレーション研究会 2006/6.
- 4) M. Oka, N. Sh
- 5) imada, M. Fujimoto, T. Terasawa, Y. Kasaba, H. Kojima, Y. Saito, T. Mukai, H. Matsumoto, "Non-stationarity of the Earth's Quasi-Perpendicular Bow Shock: Geotail Observation", submitted to Geophys. Res. Lett., 2007

宇宙プラズマにおける MHD-PIC 連結階層シミュレーション

MHD-PIC interlocked simulation model in space plasma

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 10

研究代表者：海洋研究開発機構 地球シミュレータセンター，杉山 徹(tsugi@jamstec.go.jp)

● 計算の目的

マルチスケール問題に対応することができる連結階層アルゴリズムを開発する。

● 研究の概要

ミクロスケールにおける第 1 原理的詳細モデルに基づきながらマクロスケールのシステムダイナミクスを予測計算するための方法論を確立することは、様々な分野に共通する重要課題である。ここでは、粒子シミュレーション (PIC モデル) によりマイクロモデルを扱い、流体シミュレーション (Hall MHD モデル) によりマクロモデルを扱う連結計算により、こうしたマルチスケール問題に対応することができる連結階層アルゴリズムを開発する。

● 今年度の研究成果の概要

低速太陽風に高速太陽風が追いつくときに生成される衝撃波対について、1 次元計算を行った (CIR)。システム全体を流体モデルにより計算し、粒子計算が必須の衝撃波遷移領域のみを PIC モデルにより扱う。計算した系を速度変換して、左右の境界から超音速のプラズマを入射させる状態から計算を始めた。図の上部は、システム全域における磁場 (衝撃波接線成分の 1 つ) を表し、赤縦線で囲まれた領域 ($15 < X < 25$) において粒子計算を行っている。その粒子計算領域における粒子の位相空間分布 ($V_x - X$) を図下に示す。左が初期分布で、右が $T \sim 1/[Wci]$ である。粒子が $X=20$ 付近に集まって衝撃波が形成される際に、流体計算では表現できなく PIC 計算でのみ表せる Whistler Wave が励起されて上流域 (左右) へ伝わっていく様子が見られる。その波動が、PIC モデルと Hall-MHD モデルの境界をスムーズに伝播されていることより、滑らかな接続が実現された連結階層シミュレーションが行われていることがわかる。今後は、CIR 付近のみを PIC モデルにより計算し、太陽圏全体を多次元流体で計算することにより、衝撃波領域を超える粒子の拡散現象を追うことにする。例えば、Anomalous Cosmic Ray が太陽圏中を、衝撃波を超えてどのように拡散するか、加速されるか、を定量的に調べることができる。遷移層以外の流体計算で求まる領域では、粒子をテスト計算で行えば十分である。

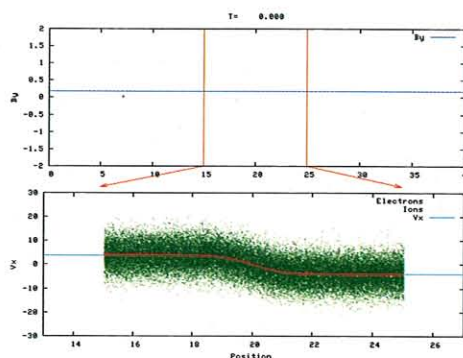


図 1 衝撃波対を PIC-MHD 連結計算で行った例。左：初期状態。右： $T=1/[Wci]$ 。
上：衝撃波の接線成分。下：粒子の位相空間図 (緑点：電子，赤点：陽子)。

相対論衝撃波における輻射圧力による粒子加速

Particle acceleration by radiation pressure in a relativistic shock

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 11

研究代表者：東京大学大学院 理学系研究科 地球惑星科学専攻, 星野真弘(hoshino@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

宇宙空間プラズマ中でのプラズマ加熱や非熱的高エネルギー粒子加速について研究を行う。

● 研究の概要

東京大学地球惑星科学専攻・宇宙惑星講座においては、主として宇宙空間プラズマ中でのプラズマ加熱や非熱的高エネルギー粒子加速について研究を行った。宇宙空間における粒子加速・プラズマ加熱には、磁気リコネクションで代表されるような磁場のエネルギー解放によるもの、超音速プラズマの衝撃波によるエネルギー解放、大振幅波動のエネルギー散逸などプラズマの集団現象を介した物理過程が重要な役割を果たすと考えられている。このようなメカニズムの研究により、地球磁気圏プラズマシートで観測される数 keV の熱的プラズマから MeV を超える非熱的プラズマのダイナミクスの理解だけではなく、超新星爆発に伴う衝撃波やそれによって生成されたと考えられている銀河宇宙線、相対論流速で流れる中性子星のパルサー風・星雲の超高エネルギー粒子、さらに活動銀河からの宇宙ジェットでの粒子加速および 10^{21} eV にも達する宇宙最高エネルギー解明に向けた加速プロセスの理解にも密接に結びついている。平成 18 年度の成果としては、(1)衝撃波での粒子加速、(2)磁気リコネクションのダイナミクス、(3)大振幅波動の崩壊過程などが挙げられる。

● 今年度の研究成果の概要

光速に近い速度に流れるプラズマ中に形成される相対論衝撃波では、衝撃波面でのプラズマ・メーザー不安定により、低周波のMHD波動に加えて大振幅の高周波電磁波が放射されることが知られている。この高周波電磁波の群速度はほぼ光速であり、衝撃波の伝播速度より速いので衝撃波上流に向かって伝播し大振幅先駆波として衝撃波ダイナミクスに重要な役割を果たすことが期待される。相対論電磁粒子コードを用いた衝撃波シミュレーションをおこない、(1)先駆波の波動エネルギーが上流の運動エネルギーの約 10% に達すること、(2)その大振幅波動の輻射圧力により航跡波(wakefield)が形成されること、(3)その航跡波の電場強度は先駆波と同程度まで発達すること、(4)そして最も重要なのは、その航跡波の電場により超高エネルギー・非熱的粒子が形成され、衝撃波上流での流速のローレンツ因子を γ とすると、加速された電子のエネルギー ε は、 $\varepsilon \sim \gamma^2 m_e c^2$ に達することを見出した。従来の衝撃波直接加速のメカニズムでは、電子の最高エネルギーが、 $\varepsilon \sim \gamma m_e c^2$ と考えられており、今回の輻射場の圧力による新しい粒子加速は、ローレンツ因子 γ がイオンと電子の質量比を超える場合に有力な加速メカニズムであることを見出し、高エネルギー宇宙線の起源を説明するモデルとして期待できる。これまででは 1 次元衝撃波を取り扱っていたので、1 ノード 8CPU の自動並列計算で十分であったが、将来は 2 次元および 3 次元計算へと拡張することも考えている。

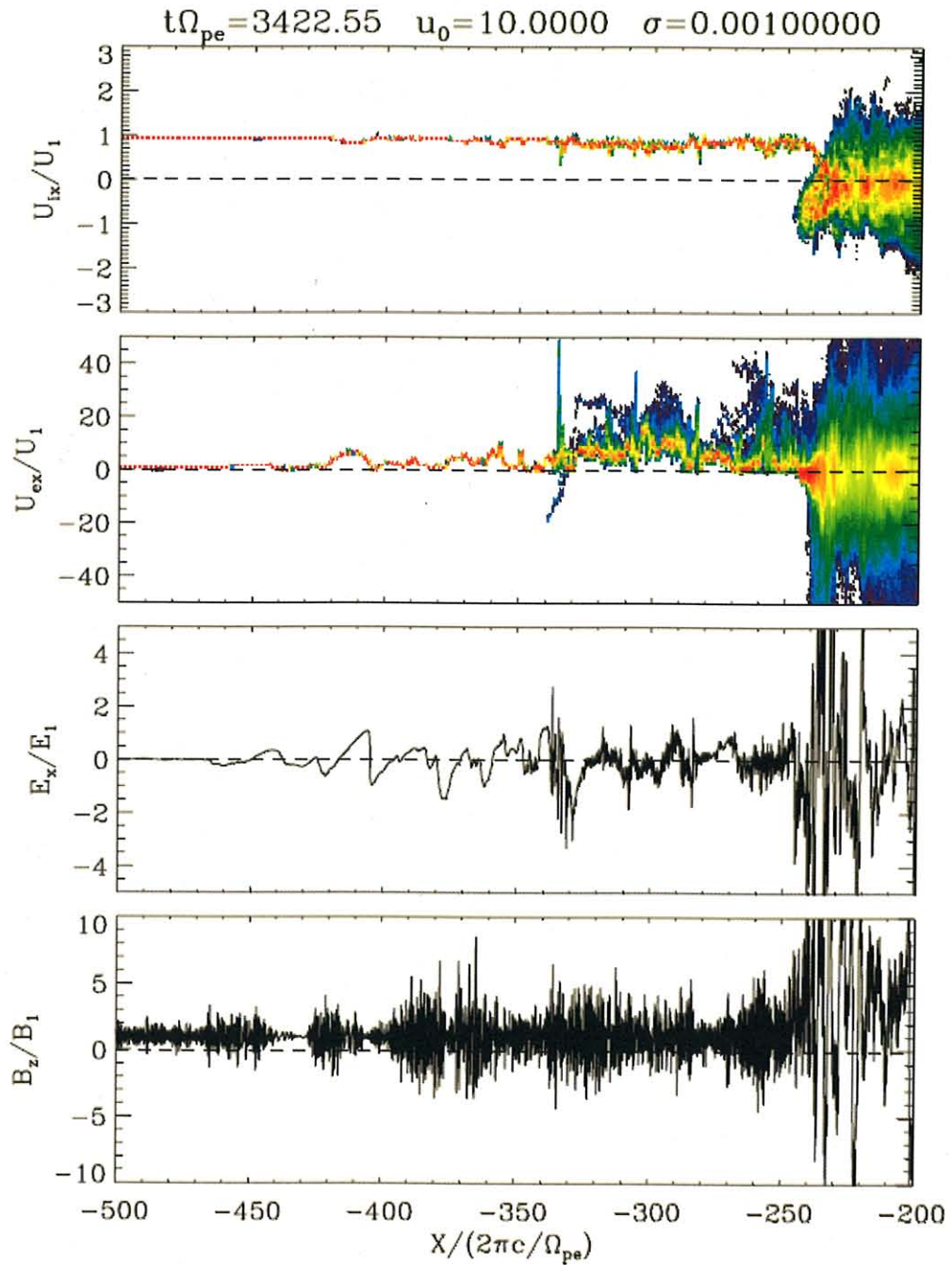


図1 衝撃波上流のローレンツ因子 10 の相対論的垂直衝撃波のスナップショット。右側領域が衝撃波下流、左側領域が衝撃波上流。図上からイオンと電子の位相空間図、静電場 E_x 、電磁波 B_z 、衝撃波上流に電磁波が伝播しており、電磁場の背後に航跡場として強い静電場が励起されている。それに伴い電子が初期エネルギーの 50 倍（イオンと電子の質量比）を超えて加速されている。

● 研究成果の公表状況

- 1) Hoshino, M., Reconnection of Magnetic Reconnection, Nonthermal particle acceleration, Cambridge Univ. Press, eds. J. Birn and E. Priest, (2007)
- 2) Hoshino, M., Energetic electron acceleration in magnetic reconnection, COSPAR Scientific Assembly, 36, 2614 (2006)
- 3) Hoshino, M., Wakefield Acceleration in Relativistic Shock Waves, IRCS International Workshop on Shock Formation under Extreme Environments in the Universe, TokyoTech, Tokyo (February 2007)
- 4) Hoshino, M., Particle Acceleration in Relativistic Shock Waves, 2nd East-Asia Numerical Astrophysics Meeting, Daejeon, Korea (November 2006)
- 5) Hoshino, M., A New Wakefield Acceleration in Relativistic Shock Waves, 6th International Workshop on Nonlinear Waves and Turbulence in Space Plasmas, Fukuoka, Japan (October 2006)
- 6) 星野真弘, 宇宙における粒子加速, 物理学会, 奈良女子大学, 奈良, 2006年9月

相対論的粒子シミュレーションによる磁気リコネクション

A relativistic particle simulation on magnetic reconnection

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 12

研究代表者：東京大学大学院 理学系研究科 地球惑星科学専攻, 星野真弘(hoshino@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

研究分担者：東京大学大学院 理学系研究科 地球惑星科学専攻, 銭谷誠司(zenitani@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

宇宙空間プラズマ中でのプラズマ加熱や非熱的高エネルギー粒子加速について研究を行う。

● 研究の概要

東京大学地球惑星科学専攻・宇宙惑星講座においては、主として宇宙空間プラズマ中でのプラズマ加熱や非熱的高エネルギー粒子加速について研究を行った。宇宙空間における粒子加速・プラズマ加熱には、磁気リコネクションで代表されるような磁場のエネルギー解放によるもの、超音速プラズマの衝撃波によるエネルギー解放、大振幅波動のエネルギー散逸などプラズマの集団現象を介した物理過程が重要な役割を果たすと考えられている。このようなメカニズムの研究により、地球磁気圏プラズマシートで観測される数 keV の熱的プラズマから MeV を超える非熱的プラズマのダイナミクスの理解だけでなく、超新星爆発に伴う衝撃波やそれによって生成されたと考えられている銀河宇宙線、相対論流速で流れる中性子星のパルサー風・星雲の超高エネルギー粒子、さらに活動銀河からの宇宙ジェットでの粒子加速および 10^{21} eV にも達する宇宙最高エネルギー解明に向けた加速プロセスの理解にも密接に結びついている。平成 18 年度の成果としては、(1)衝撃波での粒子加速、(2)磁気リコネクションのダイナミクス、(3)大振幅波動の崩壊過程などが挙げられる。

● 今年度の研究成果の概要

電子・陽電子プラズマ中の相対論的磁気リコネクションは、パルサー風中の磁場散逸の有力候補だと考えられてきたが、散逸速度が遅いため、かに星雲等の観測モデルを説明することは難しかった。一方、電子・陽電子の相対論的プラズマシートでは、相対論的ドリフトキンク不安定が成長して素早く磁場を散逸することが、申請者らの研究で明らかになっていた。今回、我々は、非相対論的ドリフトキンク不安定の理論の延長で、相対論的ドリフトキンク不安定の成長率のプラズマシートの厚みに対する依存性を見積もるとともに、リコネクションの代わりに相対論的ドリフトキンク不安定を使ったパルサー風磁気散逸モデルを評価し、このモデルが、より散逸が速い、代替モデルとなることを示した。

また、反平行磁場と垂直方向のたて磁場（ガイド磁場）を考慮した系では、磁力線の張力により相対論的ドリフトキンク不安定は安定化され、2 次的に磁気リコネクションが成長する。このとき、磁場が反平行の場合と比べるとリコネクション電場は弱くなるが、たて磁場が粒子を加速領域に閉じ込める効果が働くため、一定の粒子加速効果が効くこともわかってきた。現在、これらの粒子加速機構について、定量的に解析を進めている。

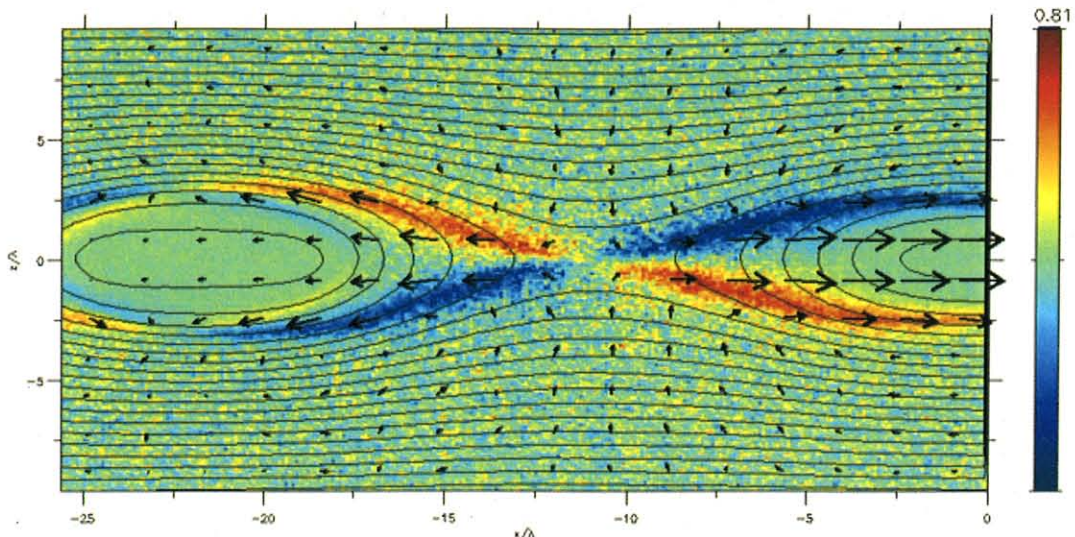


図1 たて磁場を考慮した磁気リコネクションのスナップショット。カラーはプラズマ速度の紙面に垂直な成分である。リコネクションジェットが、斜め方向の磁力線に沿って吐き出されるため、X点の左右・上下で違う成分が表れている。

● 研究成果の公表状況

- 1) “相対論磁気リコネクションに伴う粒子加速”, 磁気リコネクションワークショップ, 名古屋 (2006年10月)
- 2) “Magnetic reconnection in relativistic current sheets of pair plasmas”, AGU fall meeting (December 2006)
- 3) “Relativistic magnetic reconnection with a guide magnetic field”, 8th International School/Symposium for Space Simulations, Hawaii, USA (February 2007)
- 4) “Particle acceleration and magnetic dissipation processes in the plasma sheets of relativistic pair plasmas”, US-Japan Workshop on Magnetic Reconnection, Maryland, USA (March 2007)

相対論的電磁流体シミュレーションによる磁気リコネクション

A relativistic MHD simulation on magnetic reconnection

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 13

研究代表者：東京大学大学院 理学系研究科 地球惑星科学専攻, 星野真弘(hoshino@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

研究分担者：東京大学大学院 理学系研究科 地球惑星科学専攻, 渡邊直之(naoyuki@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

宇宙空間プラズマ中でのプラズマ加熱や非熱的高エネルギー粒子加速について研究を行う。

● 研究の概要

東京大学地球惑星科学専攻・宇宙惑星講座においては、主として宇宙空間プラズマ中でのプラズマ加熱や非熱的高エネルギー粒子加速について研究を行った。宇宙空間における粒子加速・プラズマ加熱には、磁気リコネクションで代表されるような磁場のエネルギー解放によるもの、超音速プラズマの衝撃波によるエネルギー解放、大振幅波動のエネルギー散逸などプラズマの集団現象を介した物理過程が重要な役割を果たすと考えられている。このようなメカニズムの研究により、地球磁気圏プラズマシートで観測される数 keV の熱的プラズマから MeV を超える非熱的プラズマのダイナミクスの理解だけではなく、超新星爆発に伴う衝撃波やそれによって生成されたと考えられている銀河宇宙線、相対論流速で流れる中性子星のパルサー風・星雲の超高エネルギー粒子、さらに活動銀河からの宇宙ジェットでの粒子加速および 10^{21} eV にも達する宇宙最高エネルギー解明に向けた加速プロセスの理解にも密接に結びついている。平成 18 年度の成果としては、(1)衝撃波での粒子加速、(2)磁気リコネクションのダイナミクス、(3)大振幅波動の崩壊過程などが挙げられる。

● 今年度の研究成果の概要

マクロな視点から磁気リコネクションの発展を調べる研究であり、かに星雲全体のメカニズムを電磁流体近似で理解することを計画している。今年度は昨年度に引き続き 2 次元ペチェック型リコネクションのシミュレーション研究を行った。非相対論的リコネクションのシミュレーション同様、インフロー領域とアウトフロー領域の境界に衝撃波が形成され、エネルギーの大部分がこの衝撃波で変換されることが分かった。また相対論的效果によるローレンツ収縮、及び衝撃波でのプラズマの圧縮効果が増大することで、アウトフロー速度が光速に近付くとインフロー速度が増加する傾向が見られた。しかしながら周辺磁場強度が増しても二対の衝撃波面のなす角の大きさが減少するためアウトフローのローレンツ収縮の効果は打ち消され、インフロー速度には上限値が存在し光速には達しないことが分かった。

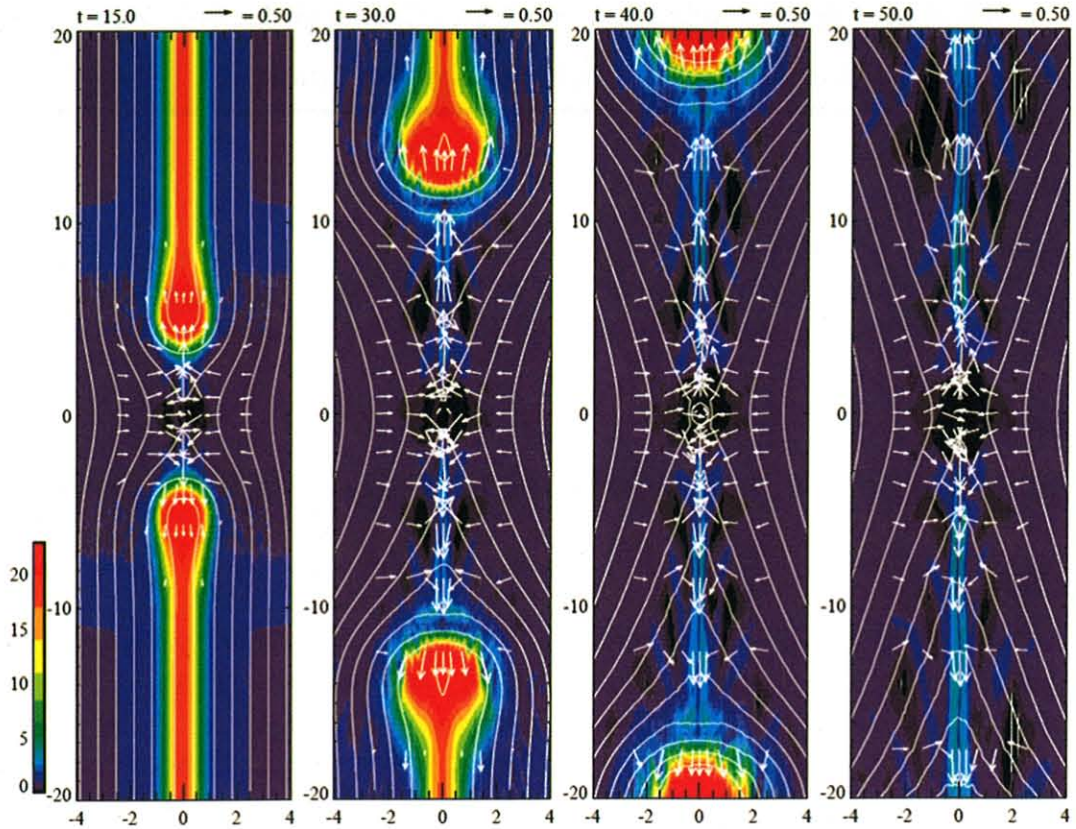


図1 相対論磁気リコネクションの固有密度の2次元分布の時間発展. リコネクションポイントを中心に形成される二対の衝撃波の間の領域が狭くなっている.

● 研究成果の公表状況

- 1) Watanabe, N. and Yokoyama, T., Two-dimensional Magnetohydrodynamic Simulations of Relativistic Magnetic Reconnection, *Astrophys. J.*, 647, L123 (2006)
- 2) Watanabe, N. and Yokoyama, T., Two-dimensional magnetohydrodynamic simulations of relativistic magnetic reconnection, *The Extreme Universe in the Suzaku Era*, 京都テルサ, 2006年12月

相対論的 2 流体プラズマコードの開発と崩壊不安定のシミュレーション

Development of a relativistic two-fluid plasma simulation code and a study on the decay instability

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 14

研究代表者：東京大学大学院 理学系研究科 地球惑星科学専攻, 星野真弘(hoshino@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

研究分担者：東京大学大学院 理学系研究科 地球惑星科学専攻, 吉武 良(yoshitake@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

宇宙空間プラズマ中でのプラズマ加熱や非熱的高エネルギー粒子加速について研究を行う。

● 研究の概要

東京大学地球惑星科学専攻・宇宙惑星講座においては、主として宇宙空間プラズマ中でのプラズマ加熱や非熱的高エネルギー粒子加速について研究を行った。宇宙空間における粒子加速・プラズマ加熱には、磁気リコネクションで代表されるような磁場のエネルギー解放によるもの、超音速プラズマの衝撃波によるエネルギー解放、大振幅波動のエネルギー散逸などプラズマの集団現象を介した物理過程が重要な役割を果たすと考えられている。このようなメカニズムの研究により、地球磁気圏プラズマシートで観測される数 keV の熱的プラズマから MeV を超える非熱的プラズマのダイナミクスの理解だけではなく、超新星爆発に伴う衝撃波やそれによって生成されたと考えられている銀河宇宙線、相対論流速で流れる中性子星のパルサー風・星雲の超高エネルギー粒子、さらに活動銀河からの宇宙ジェットでの粒子加速および 10^{21} eV にも達する宇宙最高エネルギー解明に向けた加速プロセスの理解にも密接に結びついている。平成 18 年度の成果としては、(1)衝撃波での粒子加速、(2)磁気リコネクションのダイナミクス、(3)大振幅波動の崩壊過程などが挙げられる。

● 今年度の研究成果の概要

GZK 限界という、観測される宇宙線エネルギーの理論的な上限($\sim 10^{20}$ eV) を超える超高エネルギー宇宙線イベントの観測が数例あるが、その生成メカニズムは重大な未解決問題となっている。Chen et al. (2002)では Alfvén 波の ponderomotive 力で励起される wakefield での粒子加速による超高エネルギー宇宙線の生成を主張しているが、この電場の大きさの評価は直感的なもので、定量的な評価はなされていなかった。今回、相対論的 2 流体プラズマコードを新たに開発し、Alfvén 波の崩壊不安定を実際にシミュレーションすることでこのような縦電場の生成を初めて定量的に評価した。通常の wakefield はイオン・電子系で励起されるものを考えるが、今回は電子・陽電子系でシミュレーションを行ない、この場合は相対論効果により強い縦電場が生成されることを明らかにした。これは Chen et al. (2002)を定量的に支持する結果である。また、このような静電場・相対論効果を含むプラズマ流体モデルによるシミュレーションの有効性が示すことができた。これは今後パルサー磁気圏等の、電場の効果・相対論の効果が重要になる領域の大域シミュレーションを飛躍的に発展させる可能性がある。

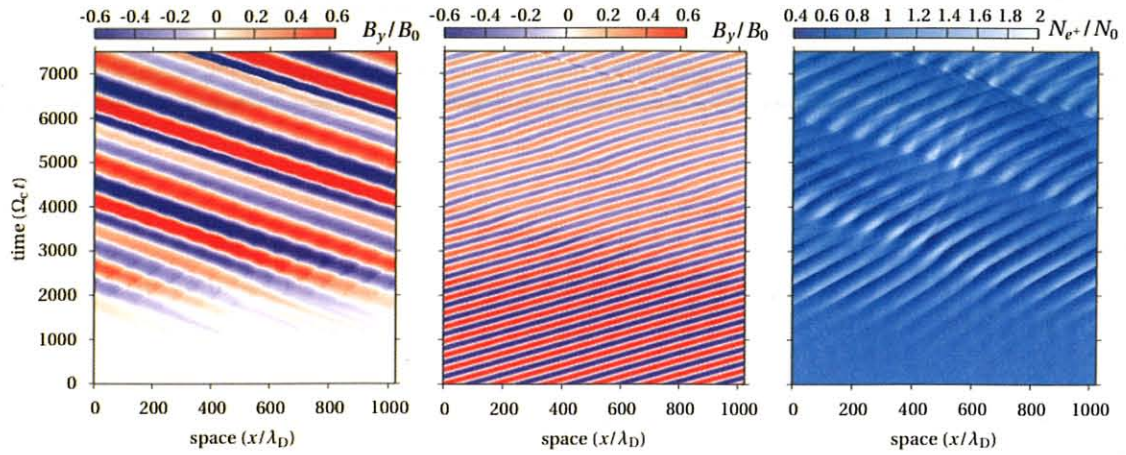


図1 崩壊不安定の時間発展. 横軸:空間座標, 縦軸:時間座標. 左から, Alfvén 波 (子波) の磁場成分, Alfvén 波 (親波) の磁場成分, 密度 (音波: 子波). 親波の Alfvén 波が減衰して子波が励起されている.

● 研究成果の公表状況

- 1) Yoshitake, R., Decay process of relativistic Alfvén wave and development of new relativistic two-fluid plasma code, Univ. of Tokyo, Master thesis (2007)

相対論電流層の強相関システムの散逸

Dissipation in Strongly Correlated Systems of Relativistic Current Sheets

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 15

研究代表者：東京大学大学院 理学系研究科 地球惑星科学専攻, 星野真弘(hoshino@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

研究分担者：東京大学大学院 理学系研究科 地球惑星科学専攻,

Claus Jaroschek(jarosch @eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

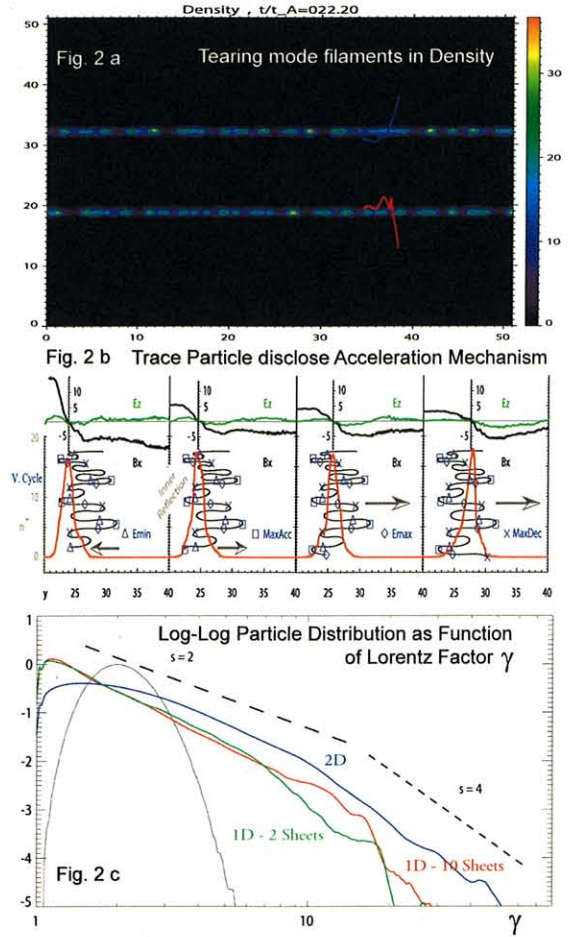
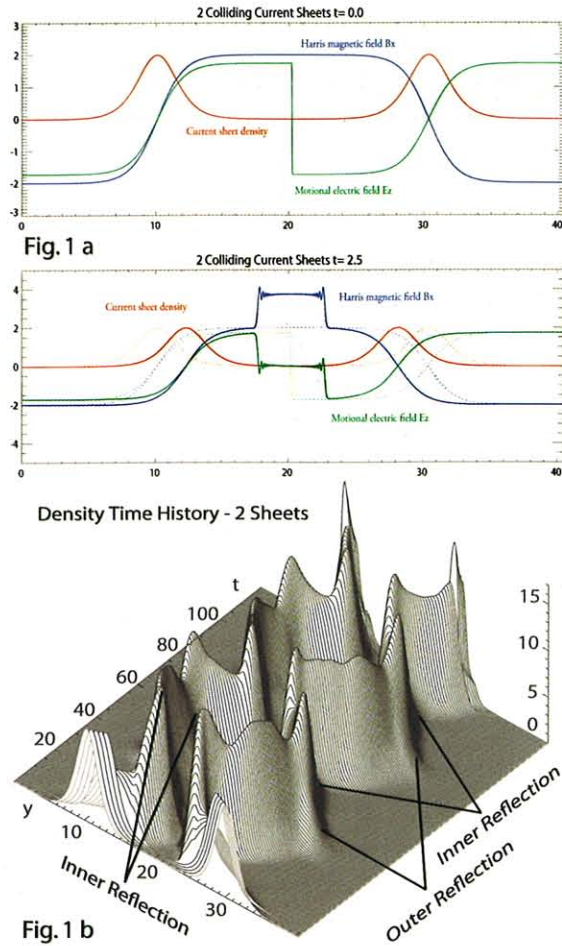
宇宙空間プラズマ中でのプラズマ加熱や非熱的高エネルギー粒子加速について研究を行う。

● 研究の概要

東京大学地球惑星科学専攻・宇宙惑星講座においては、主として宇宙空間プラズマ中でのプラズマ加熱や非熱的高エネルギー粒子加速について研究を行った。宇宙空間における粒子加速・プラズマ加熱には、磁気リコネクションで代表されるような磁場のエネルギー解放によるもの、超音速プラズマの衝撃波によるエネルギー解放、大振幅波動のエネルギー散逸などプラズマの集団現象を介した物理過程が重要な役割を果たすと考えられている。このようなメカニズムの研究により、地球磁気圏プラズマシートで観測される数 keV の熱的プラズマから MeV を超える非熱的プラズマのダイナミクスの理解だけではなく、超新星爆発に伴う衝撃波やそれによって生成されたと考えられている銀河宇宙線、相対論流速で流れる中性子星のパルサー風・星雲の超高エネルギー粒子、さらに活動銀河からの宇宙ジェットでの粒子加速および 10^{21} eV にも達する宇宙最高エネルギー解明に向けた加速プロセスの理解にも密接に結びついている。平成 18 年度の成果としては、(1)衝撃波での粒子加速、(2)磁気リコネクションのダイナミクス、(3)大振幅波動の崩壊過程などが挙げられる。

● 今年度の研究成果の概要

The project strives to identify the processes of magnetic energy dissipation and particle acceleration in systems of interacting Relativistic Current Sheets (RCS) within the framework of 1D/2D/3D Particle-In-Cell models. The simulations are motivated by the generic problem of dissipation in Poynting flux dominated plasma flows essential for the physics of pulsar winds, AGN jets and G-Ray Bursts. RCS interactions are enforced in head-on collisions (Fig.1). In certain regimes the well-known instabilities of an individual RCS like the Tearing mode (Fig.2a) are retained. Fermi-like acceleration processes (Fig.2b) arise in the wake of ‘RCS bounce motions’ (Fig.1b) within correlated RCS systems. In the presence of Fermi-like acceleration a power-law index of $s=2$ persists in competition with the somewhat harder indices of $s\sim 3-4$ of relativistic reconnection (Fig.2c). Computational efforts range from roughly 30 CPUhs in 1D to about 25 000 CPUhs for the full 3D systems.



● 研究成果の公表状況

- 1) Jaroschek, C. and Hoshino, M., Stochastic Particle Acceleration by the Forced Interaction of Relativistic Current Sheets, *Adv. Space. Res.*, in press (2007)
- 2) Jaroschek, C. and Hoshino, M., Nonlinear interaction of relativistic current sheets: Particle-in-cell simulation, *COSPAR Scientific Assembly*, 36, 3314 (2006)
- 3) Jaroschek, C.H., Lesch, H., Hoshino, M., Jessner, A., and Treumann, R.A., Radiative Outbursts in Pulsar Emission and Collective Plasma Instabilities: The Potential of Kinetic Plasma Simulations, *Springer Lecture Notes of the 363rd Heraeus Seminar, Bad Honnef*, (2006)

3D Global MHD シミュレーションによる磁気フラックスロープの時間変化に関する研究

Time-dependent analysis of magnetic flux rope via 3D Global MHD simulation

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 16

研究代表者：愛媛大学 総合情報メディアセンター（兼 宇宙科学研究本部 宇宙科学情報解析センター），
村田健史 (murata@cite.ehime-u.ac.jp)

研究分担者：愛媛大学 大学院理工学研究科，松岡大祐(daisuke@velvet.cs.ehime-u.ac.jp)

● 計算の目的

Global MHD シミュレーションを用いて，磁気フラックスロープの生成から伝播の過程における磁力線の 3 次元トポロジーの変化と，磁気リコネクションについての知見を得る。

● 研究の概要

太陽風と惑星間空間磁場のリアルパラメータを用いた高時間分解能 3D Global MHD シミュレーションを行い，得られた結果に対して 3 次元可視化とバーチャルリアリティシステムを用いて解析を行なう。IMF が強い By 成分をもっているときの，地球磁気圏における磁力線の 3 次元トポロジーの時間変化に焦点をあてて解析を行なう。

● 今年度の研究成果の概要

磁気フラックスロープの生成，伝播，地球磁場からの分断の過程において存在する磁力線の 3 次元トポロジーを図 1 に示す 9 種類に分類した。次に分類した結果の子午面内での時間変化を解析することにより，さまざまなタイプの磁気リコネクションが起きていることが分かった。例えば，図 2 に示すように，強い By 成分をもった夜側の地球磁場同士がつながり変わることによって，helical なフラックスロープが生成される。

これらの結果から，今回のシミュレーションによって見られた磁気フラックスロープが，どのようなトポジカルな変化を経て生成，伝播，地球磁場から切り離されるのかを推定することができた。

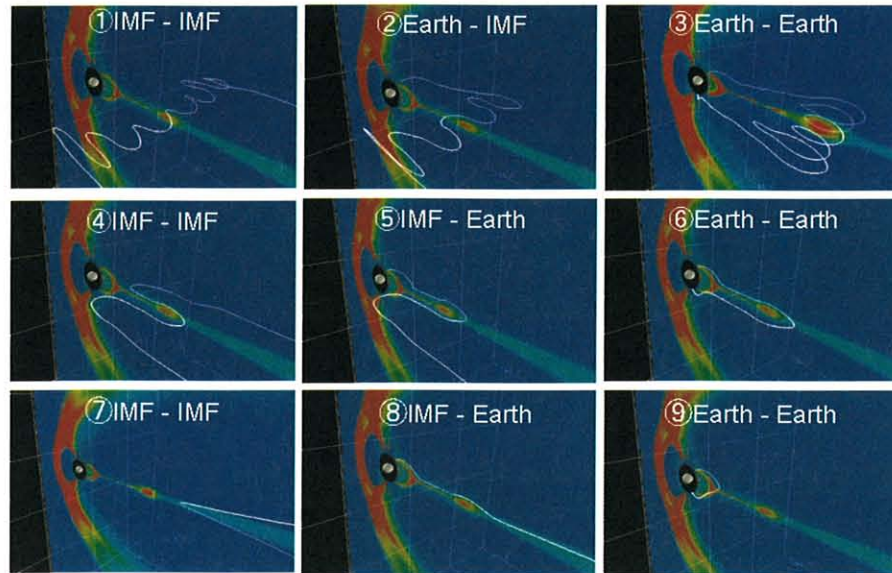


図1 磁気フラックスロープの磁力線トポロジーの分類

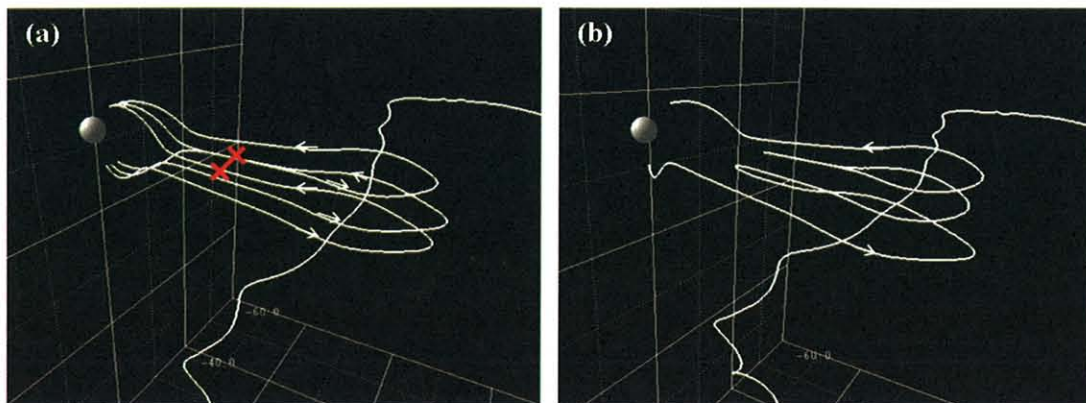


図2 磁気フラックスロープの時間変化における磁気リコネクションの例

太陽フレアに伴う粒子加速の研究

Particle Acceleration at Solar Flares

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 17

研究代表者：京都大学大学院理学研究科附属花山天文台，岡 光夫(moka@kwasan.kyoto-u.ac.jp)

● 計算の目的

太陽フレアに伴う粒子加速のメカニズムを探るため。

波動と粒子の相互作用や高エネルギー粒子による電磁場へのフィードバックなどを含めた加速の議論をするため，大規模な計算を必要としている。

● 研究の概要

太陽フレアに伴う粒子加速のメカニズムを探るため，とくに磁気リコネクションに注目して数値シミュレーションを行っている。光球に見立てた壁を設定することで(1)Xポイントの移動や(2)磁場勾配領域を再現し，粒子加速を議論する。

● 今年度の研究成果の概要

計算コードの学習・準備の段階であり，具体的な成果はない。

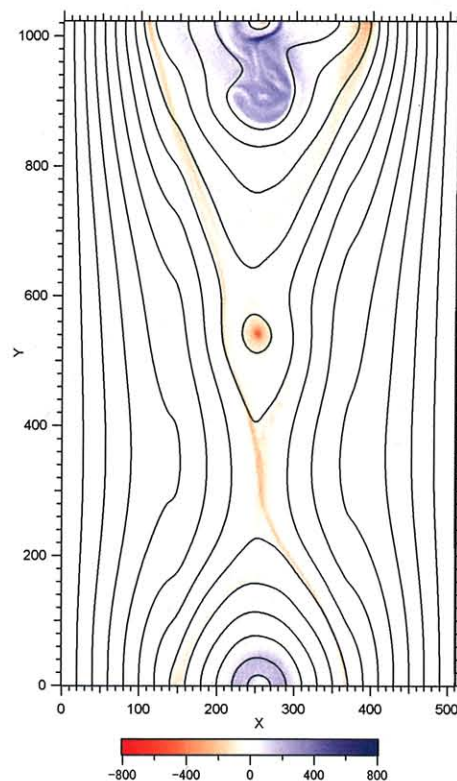


図1 紙面に垂直方向の電子の電流。等高線は磁力線を表す。

弱磁場惑星と太陽風の相互作用の MHD シミュレーション

MHD simulation of solar wind interaction with planets having no intrinsic magnetic field

● 研究グループ

STP 衛星プロジェクト・研究サブグループ 18

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙プラズマ研究系, 前澤 冽(maezawa@stp.isas.jaxa.jp)

研究分担者：宇宙科学研究本部 宇宙プラズマ研究系, 久保田康文(kubota@stp.isas.jaxa.jp)

独立行政法人 情報通信研究機構 宇宙環境計測グループ, 陣 英克(jin@nict.go.jp)

● 計算の目的

火星電離層と太陽風の相互作用を理解するため磁気流体力学方程式系 (MHD) を数値的に計算する。

● 研究の概要

1998 年, 火星探査機 Phobos2 号の観測により, 火星電離層から大量の重イオン (O^+ , O_2^+) が流出していることが明らかになった. 流出するイオンの量は $3 \times 10^{25}/s$ にもなり, 1 億年で火星の大気の酸素成分をなくならせる量である [Lundin et al., 1990]. また, 最近の Mars Express の観測では, 昼側で電離層へのイオンの侵入を示す観測とともに, 夜側に特徴的な電離層イオン流出を示す Ray 構造が発見されている. そこで我々は詳細な電離層モデルをとり入れた高解像度の 3 次元 MHD シミュレーションを開発し, 火星電離層から流出する重イオンに太陽風がどのように影響しているか昨年引き続き調べている. この研究は, 宇宙科学研究本部で前澤, 久保田が行っている課題と, 主として陣が NICT で行っている課題と, 着眼点を変えて (Simulation Code も変えて) 2 つの課題に分けて行っている.

● 今年度の研究成果の概要

1) 第 1 番目の課題は 3 次元 MHD code を用い, 夜側の Wake の構造を含め, 太陽風と火星電離層との相互作用を総括的に調べている. 本年度は, 火星の周りを流れる太陽風パラメータが, 密度 3/cc, 磁場 3 nT, 速度 400 km/s, 温度 2.7×10^5 K のときの計算を定常状態になるまで行い, それを標準状態 (Reference state) として, 太陽風状態をその周りに変化させたとき, イオンの流出がどうなるかを系統的に調べた. まず Reference 状態について, 詳しく解析した結果, 火星の周りの流れによって変形した太陽風磁場の張力に起因して, 夜側に特徴的な Ray 構造が形成されることがわかった. また太陽風磁場を 0 nT とし, 太陽風密度を変化 (太陽風圧力を変化) させ, 電離層から流出する重イオンの量を計算した. その結果, 太陽風密度が大きい場合, O^+ が多く流出し, 太陽風密度が小さい場合, O_2^+ が多く流出することがわかった. (図 1)

2) 第 2 番目の課題では, 特に電離層における詳細な物理化学過程を解明することを目的にして, 2 次元ではあるが今までの最高の空間分解能の MHD code を用い, さらに太陽風と電離層イオンの化学反応に関しても詳細な考察を加えて, 太陽風磁場の電離層侵入や, MPB (Magnetic Pileup Boundary) と呼ばれる境界層の形成過程を調べている. 本年度は, 2 次元のグローバルな電磁流体シミュレーションに, 太陽風粒子と中性大気との電荷交換反応や電子衝突の効果を総合的に取り入れた計算を行った. そして, これらのプロセスが, 衛星で観測されるようなシース中の磁場増加に結びついていることを明らかにした [Jin et al., 2006]. (図 2)

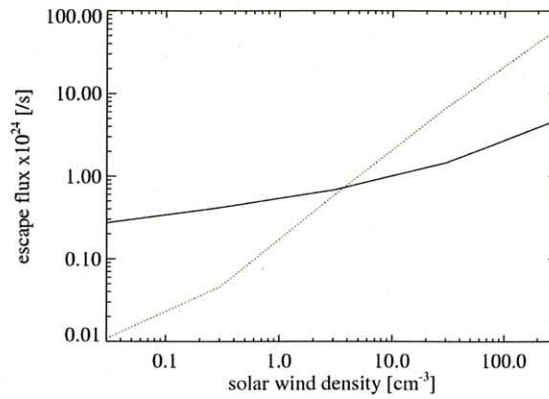


図 1 太陽風密度に対する重イオンの流出量. 実線が O^+ で点線が O_2^+ の流出量を示す. 太陽風密度が大きい場合, O^+ が多く流出し, 太陽風密度が小さい場合, O_2^+ が多く流出する.

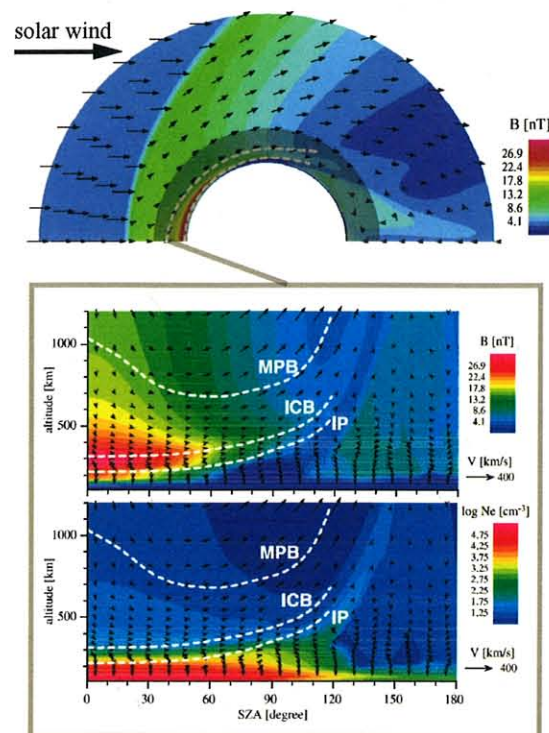


図 2 火星近傍におけるプラズマ流 (コンターは上図が磁場強度, 下図が磁場と電子密度). 下図は上図の影部分を拡大している. 惑星起源大気の影響で, 衝撃波の内側に 3 つの異なる境界が形成される.

● 研究成果の公表状況

- 1) H. Jin, K. Maezawa, and T. Mukai, Effects of charge exchange and electron impact ionization on the formation of the magnetic pile-up boundary at Mars, Journal of Geophysical Research, VOL. 111, A05306, doi:10.1029/2005JA011127, 2006
- 2) 陣 英克, 前澤 洌, 久保田康文, 大気の広がりの影響, Magnetic Pile-up Boundary の形成, 日本地球惑星科学連合 2006 年大会, 口頭発表
- 3) 久保田康文, 前澤 洌, 陣 英克, 高解像度 3 次元 MHD シミュレーションによる火星の Magnetic Pile-up Boundary の形成, 日本地球惑星科学連合 2006 年大会, 口頭発表
- 4) 久保田康文, 前澤 洌, 陣 英克, 高解像度 3 次元 MHD シミュレーションによる火星の Magnetic Pile-up Boundary の形成, 地球電磁気・地球惑星圏学会 2006 年秋講演会, ポスター発表

膜面のリンクル解析手法に関する研究

Research for Wrinkling Analysis of Membrane

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙構造・材料工学研究系，小野田淳次郎(onoda@isas.jaxa.jp)

研究分担者：東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻，柏 宗孝(hearvest@svs.eng.isas.ac.jp)

● 計算の目的

薄膜に生じるリンクルが膜面の挙動に与える影響を解明するために行う比較的大規模な解析を高速に解析するため。

● 研究の概要

本研究では、膜面に生じたリンクルが膜面の挙動に与える影響を安定かつ効率的に予測可能な解析手法の確立を目指して研究を進めている。特に、リンクルを含む膜面を非常に安定に解析可能な動的緩和法に着目し、その高い解析安定性はそのままに、非常に長い計算時間を低減することを目的として研究を行っている。

● 今年度の研究成果の概要

従来までの動的緩和法において問題となっていた高い計算コストの問題を、解析の状況に応じて高速に解析可能な静的反復法と切り替えながら解析を行う手法を提案することにより、従来の手法と比べて安定性は維持したまま、劇的な計算時間の低減に成功した。

そして、提案した手法を比較的解析が容易な問題に適用することによって、その有効性と精度の確認を行った。

● 研究成果の公表状況

- 1) 柏宗孝，小野田淳次郎，“動的緩和法による膜構造物のしわ解析，” *日本膜構造協会論文集*，2007. (in press)
- 2) Kashiwa M, Onoda J, “Wrinkling analysis using improved dynamic relaxation method,” *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 2007; AIAA-2007-2350.
- 3) Kashiwa M, Onoda J, “Comparison of applicability in membrane wrinkling analysis between tension field theory and bifurcation buckling theory,” *Proceedings of 2006 KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering*, 2006; 370-375.
- 4) 柏 宗孝，小野田淳次郎，“膜面のリンクル解析手法についての検討，” *第48回構造強度に関する講演会講演集*，2006; 117-119.
- 5) 柏 宗孝，小野田淳次郎，“高効率な動的緩和法の提案，” *第22回宇宙構造・材料シンポジウム*，2006.

太陽磁気プラズマのダイナミクス

Dynamics of Solar Magnetic Plasmas

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙科学情報解析センター，松崎恵一(matuzaki@solar.isas.jaxa.jp)

研究分担者：東京大学 理学系研究科，横山央明(yokoyama.t@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

東京大学 理学系研究科，磯部洋明(isobe@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

東京大学 理学系研究科，能登谷瞬(notoya@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

東京大学 理学系研究科，塚本裕介(tsukamoto@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

東京大学 理学系研究科，三村宜史(mimu@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

海洋研究開発機構 地球シミュレータセンター，宮腰剛広(miyagoshi@jamstec.go.jp)

● 計算の目的

2006年度に打ち上げが成功した「ひので」(SOLAR-B)衛星の観測を，理論面から支えるシミュレーション研究を推進する。

● 研究の概要

今年度は，具体的には以下のような課題をおもに実行した。

● 浮上磁場によりトリガされる活動現象

フィラメントは，太陽の磁場構造によってコロナ中に安定に支えられているものと考えられているが，その形成過程や放出過程については未だ明確な答えが出ていない。過去の観測研究から，フィラメントの放出現象は，太陽表面から浮かび上がってくる磁場構造（浮上磁場）がフィラメントの近くの領域において観測された時に，起こりやすい傾向にあることがわかっていた。そこで，浮上磁場がどのようにフィラメントの形成及び放出過程に関わっているかを検証すべく，3次元磁気流体シミュレーションを行った。

● 太陽対流と磁場との相互作用

太陽の対流層上部，光球，彩層，コロナを含む領域の3次元磁気流体シミュレーションを行った。磁場は鉛直で初期に一様として，磁場強度をパラメータとして変えた時の対流のダイナミクスの変化と，それに伴うアルフベン波の発生，コロナ加熱率を定量的に調べた。

● 今年度の研究成果の概要

● 浮上磁場によりトリガされる活動現象（図1）

3次元磁気流体シミュレーションの結果から，浮上磁場がコロナ磁場を大きく歪ませることで，フィラメントの形成及び放出過程が再現されることが分かった。結果の概要は以下のようになっている。①大きな磁気圧を持った浮上磁場はコロナ中において，大きく膨張し，その過程においてコロナ磁場の形を変化させる。この磁場構造の変化によって，コロナにおいてリコネクションが励起されることになる。リコネクションをした磁力線は捻られた長いロープのような構造（フラックスロープ）となり，太陽において観測されるフィラメントの構造と似ていることが分かった。②形成されたフラックスロープは，浮上磁場とコロナ磁場がリコネクションをすることで生じる磁氣的な力によって上向きに加速される。さらに，リコネクション過程が効率的に進行する場合，フラックスロープは観測されるような放出速度に至ることが分かった。以上3次元磁気流体シミュレーションの結果から，太陽におけるフィラメントの形成及び，放出過程についての新しいモデルを提案した。

● 太陽対流と磁場との相互作用

3次元磁気流体シミュレーションの結果から、磁場があまり強くない (<100G) 場合、対流の上昇流に乗った水平方向の磁場がトランジエントに光球面に出現することがあることを発見した。対流セルのスケールの小規模な水平磁場の出現は、これまでの観測では精度が足らず発見されていなかったが、「ひので」衛星では検出可能性がある。

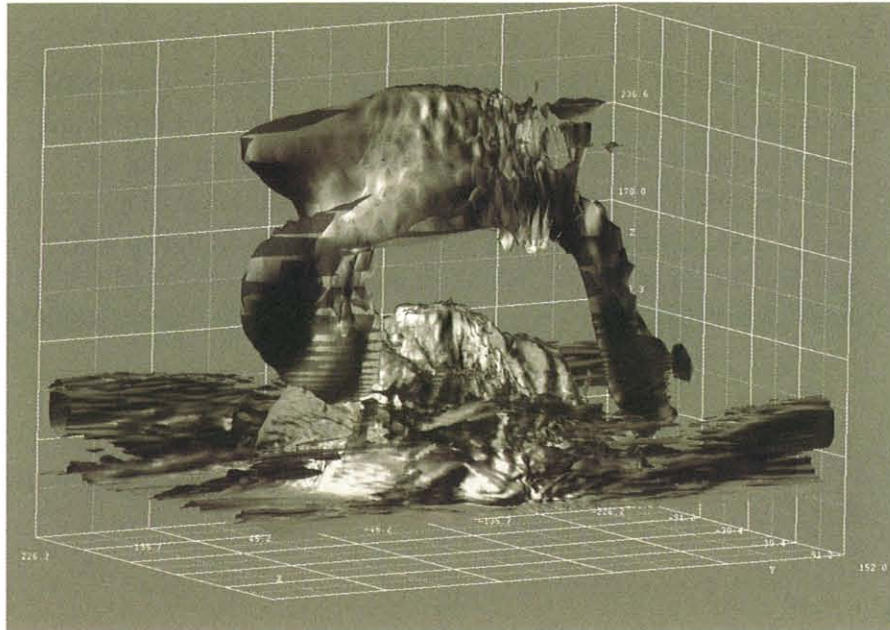


図1 温度40万度の等値面，フラックスロープと共に放出されるプラズマを表している。

● 研究成果の公表状況

- 1) Notoya et al., Asia Oceania Geosciences Society 3rd Annual Meeting, Singapore, 2006年7月10-14日
- 2) Notoya et al., CAWSES International Workshop on Space Weather Modeling, 横浜 2006年11月14-17日
- 3) 磯部洋明, N. O. Weiss, M. R. E. Proctor “磁気対流とコロナ加熱のMHDシミュレーション”
日本天文学会 2006年秋季年会
- 4) 磯部洋明, N. O. Weiss, M. R. E. Proctor “磁気対流とコロナ加熱の3次元MHDシミュレーション”
日本天文学会 2007年春季年会

磁気プラズマセイルにおける推進特性の電磁流体解析

MHD Analysis of Propulsive Characteristics on Magneto Plasma Sail

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部，小川博之(ogawa@isas.jaxa.jp)

研究分担者：東京大学大学院，西田浩之(nishida@isas.jaxa.jp)

総研大，大南香織(ohminami@isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

磁気プラズマセイルは，宇宙機の周囲に磁場の帆である磁気圏を展開し惑星間空間に吹く太陽風を受け止めることで推進する．磁気プラズマセイルは，宇宙機のサイズである数メートルオーダーから磁気圏のサイズである数千メートルオーダーまでの幅広い空間に渡る磁場とプラズマの干渉を含んでいる．本研究では電磁流体力学に基づいた数値シミュレーションにより磁気プラズマセイルが含む磁場-プラズマ干渉現象を解析し，推進性能を定量化することである．

● 研究の概要

磁気プラズマセイルとは，惑星間空間に吹く高速のプラズマ流である太陽風を利用した推進システムである．当推進システムは，宇宙機の周囲に小規模なコイルで形成した磁場をプラズマ噴射により大きく展開し，その展開した磁場を‘帆’として太陽風の圧力を受け止め推進するシステムである．プラズマ噴射による磁場展開，太陽風と展開磁場との相互干渉による推力発生，共に複雑な電磁学的プロセスを利用しており詳細な解析が必要である．本研究では，電磁流体力学に基づいた数値シミュレーションにより，以上の磁気プラズマセイルのプロセスについて解析を行い，推進特性を明らかにする．

● 今年度の研究成果の概要

電磁流体力学に基づいた数値シミュレーションにより，以上の磁気プラズマセイルのプロセスについて解析を行い，推進特性の評価をおこなった．

MPD スラスタ内プラズマ流れの数値計算

Numerical Calculation of Plasma Flows in an MPD Thruster

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，船木一幸(funaki@isas.jaxa.jp)

研究分担者：特別共同利用研究員（東京工業大学 D1），窪田健一(d06kubota@es.titech.ac.jp)

● 計算の目的

MPD スラスタは放電電流と自己誘起磁場によって生じるローレンツ力によってプラズマを加速する電磁加速型の電気推進機である。一般的に一定質量流量の下では電流値が高いほど推進効率が増加するが、放電電流がある臨界値を超えると放電が不安定になり、電流電圧特性に変化が現れることが知られている。本計算では 2 次元 CFD 解析により電流経路、電流電圧特性などが電流値が大きくなるにつれどのように変化するかを調べた。計算モデルには非平衡多価電離反応、熱的非平衡、ホール効果などが考慮されており、より現実に近い流れ場の解析が可能である。特にホール効果が電流電圧特性に大きく影響を与えていることが過去の実験から示唆されており、ホール効果が流れ場に与える影響に焦点を当てて研究を行った。

● 研究の概要

電気推進機の一つである MPD スラスタは推力密度が高く大電力作動が可能のため、将来における深惑星探査や有人惑星探査における主推力エンジンとしてその開発が期待されている。しかし現段階では推進効率が低く、その向上が実用化のためには不可欠である。そのためにはプラズマ流れの詳細を把握する必要があるが、スラスタ内部では推進剤の電離と加速が同時に起きており、プラズマに関する物理は非常に複雑である。そこで本研究では CFD を用いてスラスタ内部のプラズマの振る舞いを明らかにすることを目的としている。

● 今年度の研究成果の概要

MPD スラスタ内のプラズマ流れにおけるホール効果の影響を 2 次元数値計算によって調べた。その結果、放電電流 J が臨界電流値 J_c （本計算では約 6kA）以下では電流は放電室内に収まり安定に放電するが、 J が J_c 以上になると電流が陽極端に集中することが数値計算によっても確かめられた。これは中心軸方向のローレンツ力の増加が陽極表面付近の密度の減少、ホールパラメータの上昇を招き、その結果電流が下流に張り出すためである。電流電圧特性もより実験結果に近づいた。また、陽極端において電流密度 J_z と飽和電子電流 J_e を比較すると、臨界電流値を超えるあたりで J_z が急上昇し、7kA になると J_z と J_e がほぼ等しくなるという結果が得られた。したがって 7kA を境にして陽極シース電圧が負から正に反転することが示唆される。

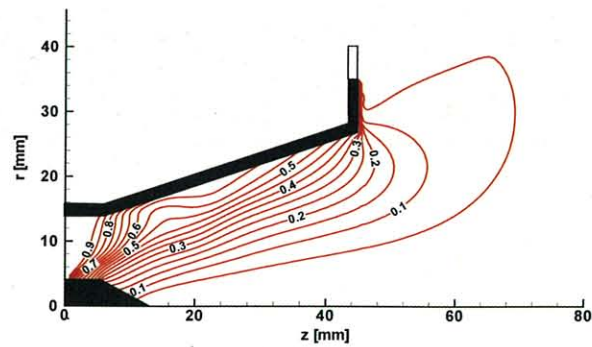


図1 放電電流経路(Ar, 0.8g/s, 7kA)

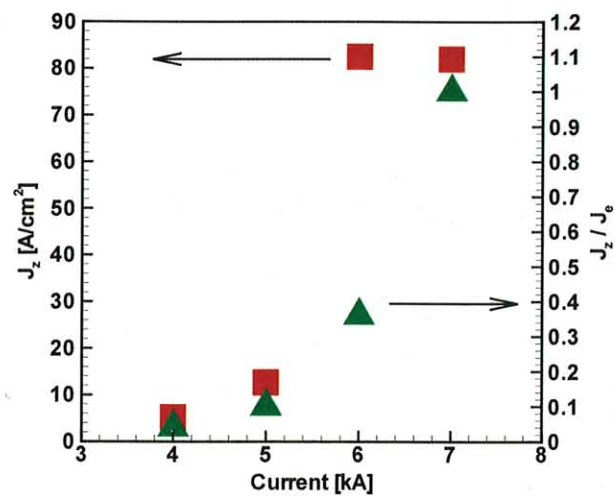


図2 陽極端($z=45\text{mm}$, $r=35\text{mm}$)における電流密度 J_z と飽和電子電流 J_e の関係

● 研究成果の公表状況

- 1) Kubota, K. et al., Proceedings of 25th International Symposium on Space Technology and Science, 2006-b-52P, 2006.
- 2) Kubota, K. et al., Fusion Science and Technology, to be published.
- 3) 窪田健一 他, 新エネルギー・環境研究会, FTE-06-2, 2006.
- 4) 窪田健一 他, 日本航空宇宙学会論文集, Vol. 54, No. 635, p. 535-541, 2006.
- 5) 窪田健一 他, 平成 18 年度宇宙輸送シンポジウム講演論文集, 掲載予定.
- 6) 窪田健一 他, 第 2 回新エネルギー技術シンポジウム, P-I-9, 2006.

磁気セイルまわりの太陽風プラズマ流れに関する粒子法解析

Full Particle Simulation on Plasma Flow of Solar Wind around Magnetic Sail

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 大気球観測センター，秋田大輔(akita@balloon.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

本計算の目的は、磁気セイルまわりの太陽風流れ場および電磁場構造の基本特性を明らかにすることと、磁気セイルに働く推力の見積もりである。また、ミッション検討のための軌道計画に向け、印加磁場の配位と飛行軌道や太陽の活動にともなう太陽風の条件を変化させたパラメトリックスタディを実施する。

● 研究の概要

磁気セイルは、高速希薄プラズマ流である太陽風と印加磁場の干渉を利用し、太陽風の運動量を推進力に変換する推進剤の必要ない宇宙推進システムである。しかし、そのまわりの太陽風流れ場および電磁場の詳細は、推力評価に直接的に重要であるにもかかわらず未だ十分に把握されていない。本研究では、太陽風と電磁場の干渉をイオンと電子をともに粒子として扱う完全粒子法により解析し、磁気セイルの推力に関する基本特性を把握する。

● 今年度の研究成果の概要

本研究により、磁気セイルまわりの太陽風流れ場や電磁場構造と磁気セイルに働く力の相関が、様々なパラメータもとで明らかとなった。これにより、磁気セイルの衛星システムとしての実現性や実ミッションへの適用性を議論するためのシステム設計やミッション検討に向けて有用な知見を提供することができた。

図1、図2は、磁気セイルまわりの流れ場の一例を示している。

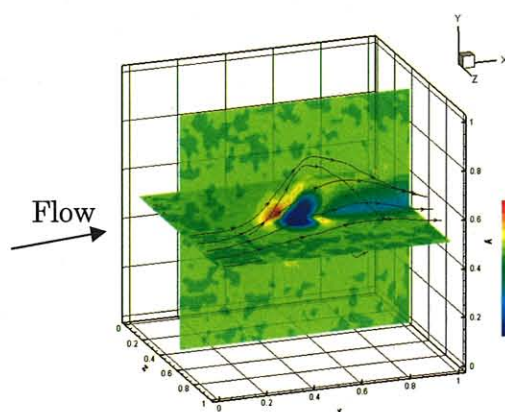


図1 磁気セイルまわりの電子数密度分布と流線
(迎角 45deg.)

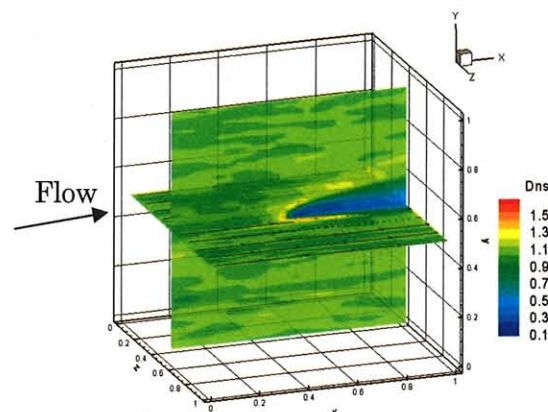


図2 磁気セイルまわりの陽子数密度分布と流線
(迎角 45deg.)

地球および惑星磁場成因解明のための Sub-Grid Scale (SGS)ダイナモシミュレーション

Sub-grid Scale (SGS) modeling for the Earth and planetary dynamo simulation

● 研究グループ

研究代表者：Dept. of geophysical Sciences, the University of Chicago,

松井宏晃(matsui@geosci.uchicago.edu)

● 計算の目的

地球をはじめとする惑星の固有磁場の成因であるダイナモ過程の解明には、回転系における電磁流体力学(MHD)シミュレーションが本質的な役割を担ってきた。惑星中心核における電磁流体の運動は小さい粘性のために多様な空間スケールを持っていると考えられ、シミュレーションの空間解像度より小スケールの現象がダイナモ過程に与える影響をモデル化することが必要となる。本研究では、Sub-grid-Scale (SGS)モデルを考慮に入れたダイナモシミュレーションモデルを開発し、低 Ekman 数の条件におけるダイナモシミュレーションを実施し、より現実に近いパラメータによるダイナモシミュレーションを実施し、天体の磁場生成過程の理解を得る。

● 研究の概要

本研究では、回転系における非圧縮性電磁流体に対する 3 次元、非定常のダイナモシミュレーションを実施する。対流の原動力として熱対流を仮定し、運動方程式、熱伝導方程式、磁場のベクトルポテンシャルに対する誘導方程式を解く。計算空間は、有限要素法によって離散化する。さらに、計算格子よりも小スケールの場合が大規模構造に与える影響をモデル化するため、Sub-grid scale (SGS) モデルとして Similarity model の一種である Dynamic nonlinear gradient model を適用する。本研究ではこの SGS モデルの検証のために水平方向に周期境界条件を適用した回転平板モデルを用いて以下のシミュレーションを実施して結果を比較し、SGS モデルの妥当性を検討する。

- 1) 高解像度モデルによる直接シミュレーション
- 2) 低解像度モデルにおける直接シミュレーション
- 3) 低解像度モデルにおける SGS モデルを適用したシミュレーション

● 今年度の研究成果の概要

本年度は、回転平板モデルを用いたシミュレーションについて 96^3 節点を用いた直接シミュレーション(DNS)による結果を基準とし、 32^3 節点、及び 24^3 節点を持つ有限要素格子を用いて直接シミュレーション及び SGS モデルを用いた乱流シミュレーション(LES)を実施した。SGS モデルを用いた場合の顕著な結果として、 24^3 節点を持つ格子を用いた場合、SGS モデルを適用した場合には、生成された磁場エネルギーが著しく小さくなったのに対し、SGS モデルを用いた場合には、 96^3 節点を用いた直接シミュレーションにおける結果どほぼ同様の強度の磁場が生成された (図 1)。

また、回転球殻モデルにおいて直接シミュレーションに寄って得られたシミュレーション結果からより低解像度の有限要素格子を用いて SGS heat flux を dynamic nonlinear gradient model によって計算した結果、高解像度のメッシュ上で計算された期待される SGS heat flux とよい一致が見られた (図 2)。

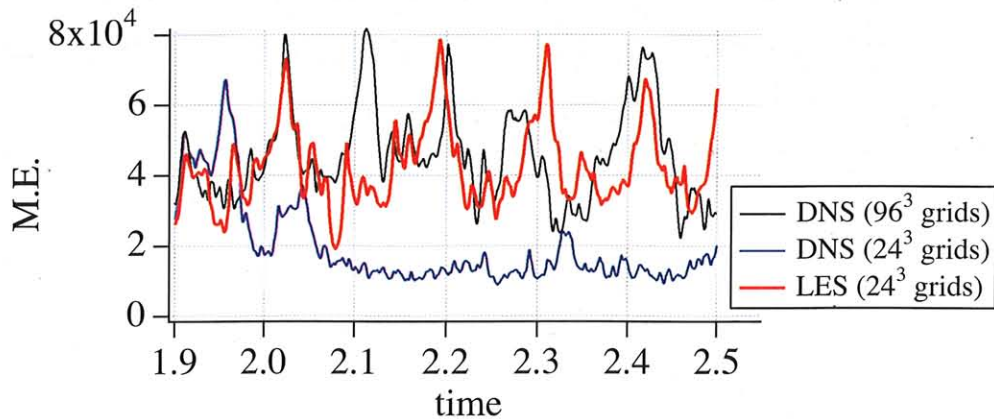


図1 回転平板内における平均磁場エネルギーの時間発展

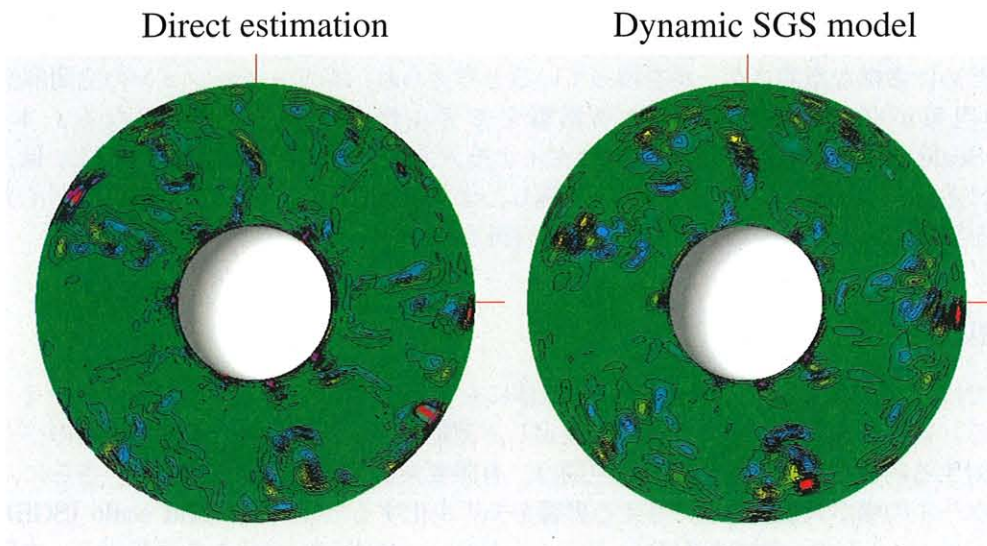


図2 回転球殻モデルの赤道面における SGS heat flux の発散。
左：高解像度メッシュにおいて得られた期待される値、
右：低解像度メッシュを用いて本モデルにより計算された結果。

● 研究成果の公表状況

- 1) Hiroaki Matsui and Bruce A. Buffett, Large eddy dynamo simulation in a rotating plane layer model using the dynamic nonlinear gradient model, 日本地球惑星科学連合 2006 年大会, 2006 年 5 月, 東京
- 2) Hiroaki Matsui and Bruce A. Buffett, Large eddy dynamo simulation in a rotating plane layer model, 10th Symposium on Study of the Earth's Deep Interior, July, 2006, Prague
- 3) Hiroaki Matsui, Geodynamo simulation using finite element method --- and Sub-grid scale modeling (Invited), 10th Symposium on Study of the Earth's Deep Interior, July, 2006, Prague
- 4) Hiroaki Matsui and Bruce A. Buffett, A test of sub-grid scale models for dynamo simulations in a rotating spherical shell, American Geophysical Union (AGU) Fall Meeting, Dec., 2006, San Francisco
- 5) Hiroaki Matsui and Bruce A. Buffett, Commutation error correction for large eddy simulations of convection driven dynamos, submitted to Geophysical and Astrophysical Fluid Dynamics
- 6) Hiroaki Matsui and Bruce A. Buffett, Commutation error correction for large eddy simulations of convection driven dynamos, submitted to Geophysical and Astrophysical Fluid Dynamics

惑星磁気圏-電離圏-熱圏結合に関する数値シミュレーション

Numerical simulation of the planetary magnetosphere-ionosphere-thermosphere coupling

● 研究グループ

研究代表者：独立行政法人 情報通信研究機構, 寺田直樹(teradan@nict.go.jp)

研究分担者：独立行政法人 情報通信研究機構, 品川裕之(sinagawa@nict.go.jp)

● 計算の目的

太陽風と惑星電磁圏の相互作用によって生じる様々なプラズマ過程に関するシミュレーション, 特に高精度のグローバルシミュレーションを用いた研究を行い, 惑星電磁圏におけるメソスケール現象と大規模現象, およびそれらの現象間の結合の解明を目標とする. 惑星電磁圏という磁気圏, 電離圏, 熱圏が密に結合しあった複雑系現象の再現を目指し, 非一樣格子を用いた MHD/電磁ハイブリッドグローバルモデルによる領域間結合モデルの構築を行う.

● 研究の概要

磁気圏-電離圏結合のグローバルシミュレーションにおいて一般的に用いられている磁気流体力学 (MHD) 近似は, プラズマの粒子性を無視するものである. しかし磁気圏-電離圏結合や地磁気嵐を始めとする様々な磁気圏現象において, プラズマの粒子性に起因するエネルギー分散 (例えばリングカレント形成における磁場勾配・曲率ドリフト) や多成分プラズマ系における運動分離 (例えば電離圏起源イオンの磁力線沿いの異なる速度を持った流出) の効果が本質的な役割を果たしていることから, 本研究ではプラズマの粒子性を含めた磁気圏グローバルモデルの開発を進めている. また, メソスケール現象の研究に適した非静力学平衡熱圏-電離圏結合グローバルモデルと磁気圏グローバルモデルとの結合も進めており, これらのモデルの実現により, 宇宙天気研究への応用も視野に入れた, 太陽惑星系統合モデルの構築を目指す.

● 今年度の研究成果の概要

今年度は, プラズマの粒子性が磁気圏グローバル現象に果たす役割を調べるために, 主に地球磁気圏-電離圏結合のグローバル MHD モデルにおいて電離圏起源イオンの磁気圏内での運動及びリングカレント形成への寄与を調べた. 地球近傍の強磁場領域での粒子イオンの旋回運動の効果を効率的に計算すべく, 従来の Buneman-Boris 法から gyrokinetic 法 (イオンの有限旋回半径効果を保持しつつも旋回運動を 1-数周期にわたって積分・平均化する手法. 背景磁場が変動成分より十分大きな強度を持つ等の制限のもとで適用可能) へと連続的に接続するモデルを開発した (図 1). この基礎技術の利用により, 高計算効率 (従来より 1桁以上の向上) かつプラズマ波動の分散の連続性を保つグローバル MHD-粒子連成モデルの開発を今後進めていく予定である. また, 非静力学平衡熱圏-電離圏結合グローバルモデルに磁気圏グローバルモデルで得られた沿磁力線電流分布を入力に用いたモデルは, 現在試験的な運用を行う段階に達しており, 今後宇宙天気研究への実利用を目指して進めていく計画である.

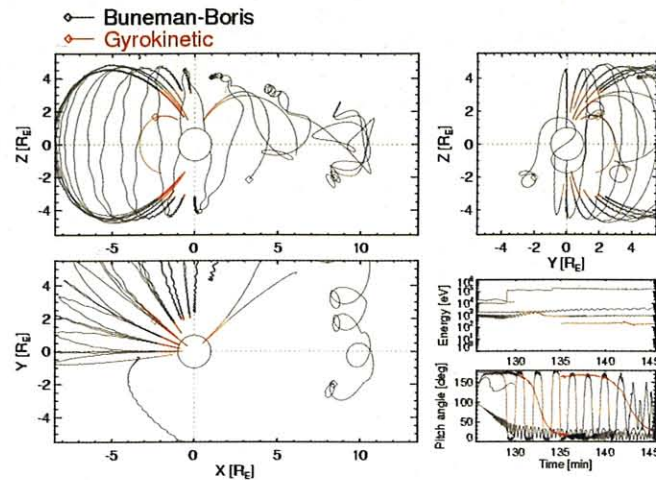


図1 磁気圏グローバルモデル内での粒子運動解法の連続的な切り替え (gyrokinetic法とBuneman-boris法の切り替え)

● 研究成果の公表状況

- 1) Shinagawa, H., and S. Oyama, A two-dimensional simulation of thermospheric vertical winds in the vicinity of an auroral arc, *Earth, Planets and Space*, 58, 1173-1181, 2006.
- 2) Kulikov, Y. N., H. Lammer, H. I. M. Lichtenegger, N. Terada, I. Ribas, H. K. Biernat, C. Kolb, E. F. Guinan, S. Barabash, and R. Lundin, Atmospheric and water loss from early Venus, *Planetary Space Science*, 54, 1425-1444, 2006.
- 3) Lammer, H., H. I. M. Lichtenegger, Y. Kulikov, J. M. Griessmeier, N. Terada, N. V. Erkaev, H. K. Biernat, M. L. Khodachenko, I. Ribas, T. Penz, F. Selsis, CME activity of low mass M stars as an important factor for the habitability of terrestrial exoplanets, Part II: CME induced ion pick up of Earth-like exoplanets in close-in habitable zones, *Astrobiology*, accepted.
- 4) Shimoda, T., S. Machida, and N. Terada, Numerical Calculation on a Top-Hat Plasma Particle Analyzer Using a Boundary-Fitted Coordinate System, *IEEE Transactions on Plasma Science*, accepted.
- 5) Delcourt, D. C., F. Leblanc, K. Seki, N. Terada, T. E. Moore, and M.-C. Fok, Ion Energization During Substorms at Mercury, *Planetary Space Science*, accepted.

古火星の大気構造と気候変動メカニズムに関する数値的研究

Numerical studies on atmospheric structure and climate change on early Mars

● 研究グループ

研究代表者：北海道大学大学院理学院 宇宙理学専攻 助教授，倉本 圭(keikei@ep.sci.hokudai.ac.jp)

研究分担者：北海道大学大学院理学研究科 地球惑星科学専攻 博士課程 2年，

光田千紘(totera@ep.sci.hokudai.ac.jp)

北海道大学大学院理学院 宇宙理学専攻 博士課程 1年，

福井 隆(ftakashi@ep.sci.hokudai.ac.jp)

● 計算の目的

火星では、地形学的証拠から流水地形が形成可能な温暖な気候が過去にたびたび実現していたことが示唆されている。この気候変動を引き起こす要因の一つとして大気主成分である二酸化炭素が凝結する点が上げられる。地表面における凝結過程は、二酸化炭素の大気量を定める本質的な過程である。また大気上層での凝結が生じると凝結潜熱による温度プロファイルの変化や二酸化炭素氷雲の形成がおり、大気放射過程に大きなインパクトを与える。本研究では従来のモデルに欠落している雲物理過程と地表との質量交換過程を導入した古火星大気鉛直構造モデルを構築し、その熱・質量収支特性を明らかにする。更なるその結果を地表面における大気凝結モデルと結合させることによって、気候変動メカニズムに与える影響について明らかにする。

● 研究の概要

本研究は大気が凝結するような厚い二酸化炭素大気を持つ惑星の鉛直一次元構造とその熱・質量収支特性に起因する気候メカニズムを数値的に明らかにする。

- 1) 雲物理過程を含めた一次元放射対流平衡モデルを構築することで雲の粒径や光学的厚さを見積り、さらに雲の温室効果を考慮した古火星大気鉛直一次元構造を求める。
- 2) 太陽光度や大気圧、雲凝結核量のパラメスタディを行い、火星で安定に液体の水が存在できる必要条件を示す。
- 3) 1)で開発した雲を考慮した地表面における大気凝結モデルと結合させることで、二酸化炭素の凝結が気候へと及ぼす影響を調べる。

● 今年度の研究成果の概要

二酸化炭素氷雲による温室効果は、雲の粒径や光学的厚さに強く依存しているにも関わらず、その見積りはあまり行われていない。本研究では対流を伴わない、放射冷却による雲形成を想定すると、粒径サイズは放射平衡を満たすように自動的に調節されること、さらに形成された雲は強い温室効果を生じさせ得ることを示した(図 1)。この際、雲層での対流を無視したが、平衡下の雲層は安定成層状態にあり、仮定と矛盾しない。

雲の散乱温室効果は大気圧や凝結核混合比に強く依存しており、大気圧 3 気圧以上、凝結核混合比 10^5 - 10^7 kg^{-1} の場合、暗い太陽の下でも地表面温度は H_2O の融点を超える程の強い温室効果が生じる(図 2)。また地表面温度の強い凝結核混合比依存性を考慮すると、地形学から示唆されている温暖湿潤気候の一時性を説明できるかもしれない。ただし、凝結核混合比値を決める物理過程は今後検討していく必要がある。

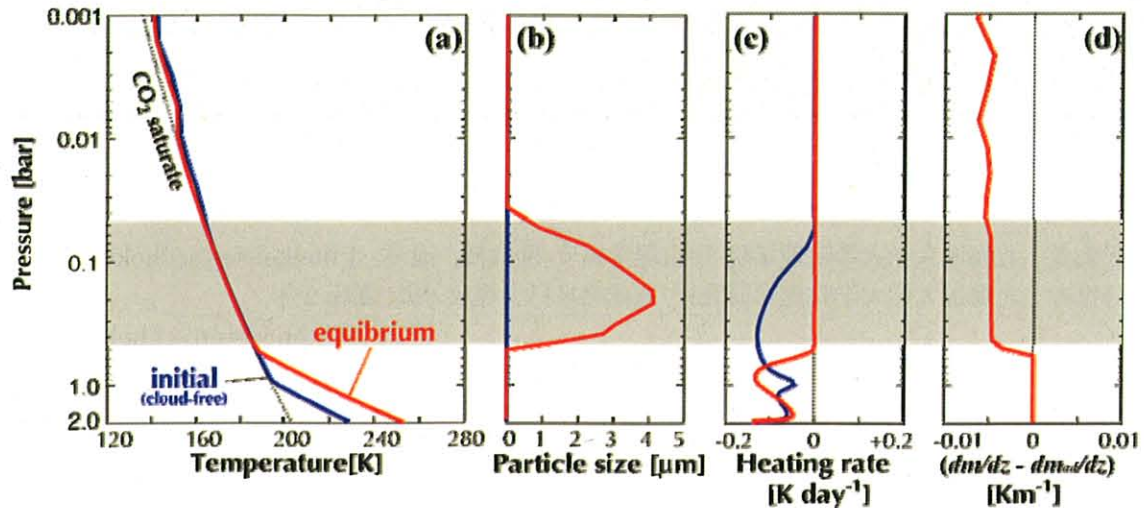


図1 平衡状態へと収束した場合の鉛直温度構造 (a)及び雲の粒径サイズ(b)を赤線で示した。与えたパラメタは大気圧 2 気圧, 凝結核混合比は 10^7 kg^{-1} である。また、この場合の放射冷却率(c)及び対流安定性の指標とする断熱変化を与えた場合との CO_2 凝結量混合比の鉛直勾配差であり、この値が負であれば雲層は対流安定である。(a),(b),(c)での青線は初期値として与えた雲の放射特性を無視した場合の平衡構造であり、(a)での点線は CO_2 飽和蒸気圧曲線である。中央の灰色の領域は雲の存在する層を示す。

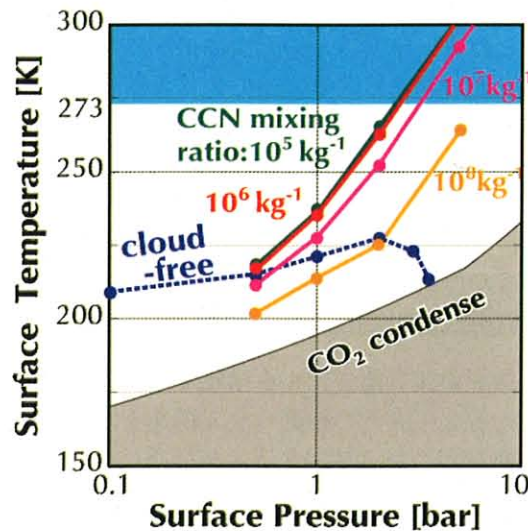


図2 地表面温度の圧力依存性。実線はそれぞれ与えた凝結核混合比が異なる。破線は雲の放射特性を無視した場合の値であり、点線は CO_2 の飽和蒸気圧曲線である。上部の水色の領域は H_2O の水が安定に存在可能な圧力-温度条件である。

● 研究成果の公表状況

- 1) Mitsuda, C., T. Yokohata, and K. Kuramoto, 2006, Vertical structure and greenhouse effect of radiatively controlled CO_2 ice cloud layer in a Martian paleoatmosphere, Proceedings of the 39th ISAS Lunar and Planetary Symposium, in press (査読無し論文発表)
- 2) 光田千紘, 横畠徳太, 倉本 圭, 『放射によって調節された二酸化炭素氷雲による古火星大気の温室効果』, 第 21 回月惑星シンポジウム, 相模原, 2007 年 2 月 (口頭発表)
- 3) 光田千紘, 横畠徳太, 倉本 圭, 『放射冷却による二酸化炭素氷雲の形成と古火星大気の温室効果』, 日本気象学会 2006 年 秋季講演会, 名古屋, 2006 年 10 月 (口頭発表)
- 4) 光田千紘, 横畠徳太, 倉本 圭, 『古火星大気中に形成される二酸化炭素氷雲の鉛直構造と散乱温室効果』, 日本惑星科学会 2006 年 秋季講演会, 神戸, 2006 年 10 月 (口頭発表)

- 5) 光田千紘, 横嶋徳太, 倉本 圭, 『古火星大気中に形成される二酸化炭素氷雲と その温室効果』, 第 39 回月惑星シンポジウム, 相模原, 2006 年 8 月 (口頭発表)
- 6) 光田千紘, 横嶋徳太, 倉本 圭, 『厚い古火星大気中に形成される二酸化炭素氷雲の 鉛直構造』, 地球惑星科学連合 2006 年大会, 幕張, 2006 年 5 月(口頭発表)

一般相対論的磁気流体シミュレーションによる大質量星の重力崩壊の研究

General relativistic simulation for magnetized stellar core collapse

● 研究グループ

研究代表者：東京大学大学院 総合文化研究科，柴田 大(shibata@ea.c.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

強磁場を持ちかつ高速回転する大質量星の重力崩壊に対する一般相対論的シミュレーションを実行し，磁場や回転が重力崩壊およびその後の超新星爆発に与える影響を調べることを目的とした．完全に一般相対論的磁気流体計算が実行可能であることを示すのも目的の1つである．

● 研究の概要

重力崩壊する大質量星の中心核の質量，回転角速度分布，磁場の強度，磁場の形状を変化させながら，重力崩壊の過程，中性子星やブラックホールの形成過程，ブラックホールの形成条件，およびブラックホール周りの降着円盤の物理的性質を明らかにすることを目的とした．今年度は特に，中性子星が誕生する場合に着目，誕生後に回転や磁場が原始中性子星の進化や超新星爆発に及ぼす効果を解明することに焦点を当てた．

● 今年度の研究成果の概要

重力崩壊前に大質量星が磁場を持ちかつ高速回転している場合には，原始中性子星誕生後に回転による磁場の巻き込みにより，磁場のエネルギーが回転のエネルギーの10%程度まで増幅されることが分かった．また磁気回転不安定性により乱流が発生すること，またその乱流により磁力線が揺らされる結果，磁力線に沿って外向きにアウトフローが発生することが初めてわかった．アウトフローによって原始中性子星の角運動量が運ばれるため，仮に誕生直後に高速で回転していても誕生後しばらく経過すると回転速度が劇減することも明らかになった．

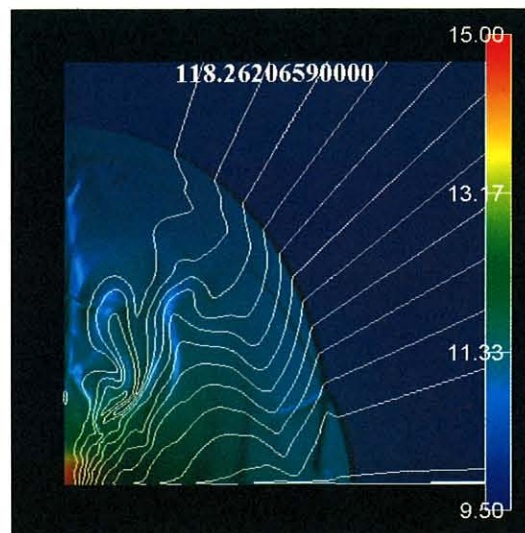


図1 重力崩壊後，中心に原始中性子星(赤色)が誕生し衝撃波が外に伝わる様子．中央上が，重力崩壊開始後の経過時間(ミリ秒)を，また色が密度を表し，右側のパネルは $\log[\text{密度}(\text{g}/\text{cm}^3)]$ を表示している．白線が磁力線を表す．横軸が円筒座標動径方向を，縦軸が回転軸方向を表し， $[0,100\text{km}]$ 四方の領域を表示している．

● 研究成果の公表状況

- 1) M. D. Duez, Y.-T. Liu, S. L. Shapiro, M. Shibata, and B. C. Stephens, Phys. Rev. D 73 (2006) , 104015. “Evolution of magnetized differentially rotating neutron stars: Simulation in full general relativity”
- 2) M. Shibata, M. D. Duez, Y.-T. Liu, S. L. Shapiro, and B. C. Stephens, Phys. Rev. D 74 (2006), 104026. “Magnetorotational collapse of massive stellar cores to neutron stars: Simulation in full general relativity”

磁気プラズマセイルまわりの流れ場の解析

CFD Analysis of Magneto Plasma Sail

● 研究グループ

研究代表者：静岡大学 工学部， 大津広敬(thootu@ipc.shizuoka.ac.jp)

● 計算の目的

磁気プラズマセイルの推進性能は，磁気圏の大きさに強く依存するため，いかに効率よく磁気圏を拡大できるかが重要である．本解析では，磁気圏拡大現象を解明するための CFD 解析を行った．特に，噴射プラズマの化学種の影響を調べた．

● 研究の概要

磁気プラズマセイルの推進性能は，探査機周りに形成される磁気圏の大きさに強く依存するが，その大きさは太陽風と磁場，噴射プラズマの相互作用によって決定されるため，その予測は困難である．そこで，本研究では，磁気圏の大きさ・形状を予測するための数値シミュレーションを行い，磁気プラズマセイルの推力を見積もることを目的とする．

● 今年度の研究成果の概要

磁気プラズマセイルの性能評価には，プラズマ噴射による磁気圏の拡大が重要な鍵となる．本研究では，噴射プラズマの化学種を考慮した解析を行った．その結果，噴射プラズマの化学種によらず，プラズマ噴射による磁気圏の拡大現象を確認することができた．

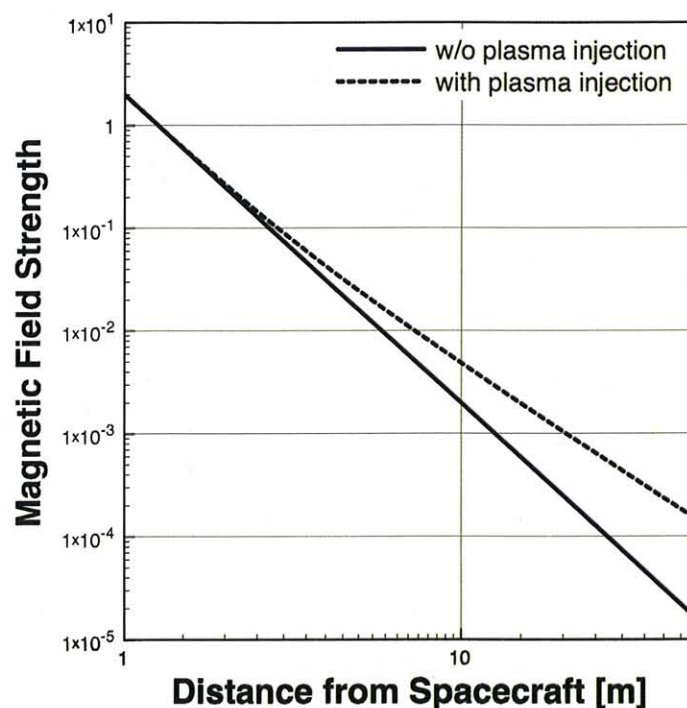


図1 磁極線上における磁場強度分布

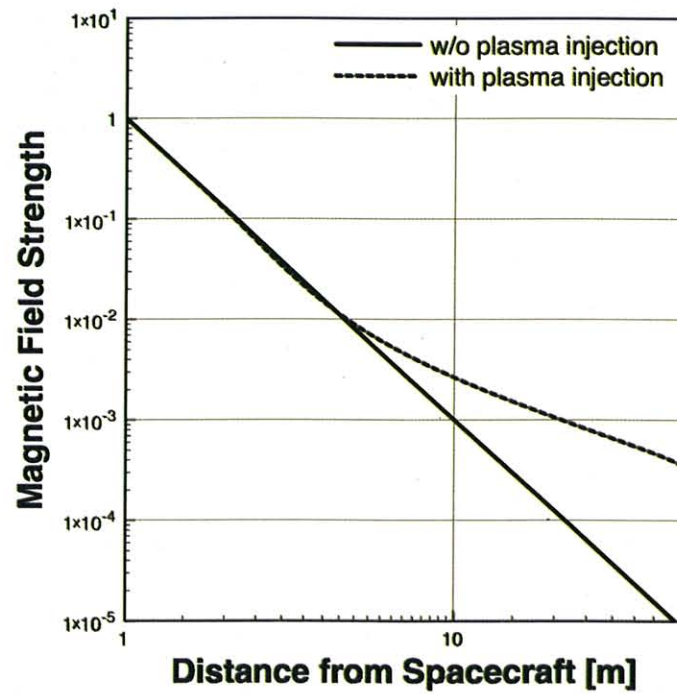


図2 赤道面上における磁場強度分布

● 研究成果の公表状況

- 1) 口頭発表 大津他3名「磁気プラズマセイルにおける噴射プラズマの化学種の影響」平成18年度宇宙輸送シンポジウム

電気推進機関内における外部電磁場に対するプラズマ応答

Response of a cylindrical plasma to external electromagnetic field

● 研究グループ

研究代表者：九州大学大学院 総合理工学研究院, 羽田 亨(hada@esst.kyushu-u.ac.jp)

研究分担者：九州大学大学院 総合理工学研究院, 松清修一(matsukiy@esst.kyushu-u.ac.jp)

九州大学大学院 総合理工学府大気海洋環境システム学専攻,

池田 泰(iyasushi@esst.kyushu-u.ac.jp)

● 計算の目的

長寿命化が可能な電気推進機関の一つとして、推進機関内部に電極を配置せず外部電磁場のみでプラズマ生成及び加速を行う無電極電気推進機関が世界中で数多く提案されているが、外部電磁場に対するプラズマ応答の詳細についての詳細は未だに解明されていない。本研究では Toki et al[2004]によって提案されたタイプの無電極電気推進機関における外部電磁場に対するプラズマ応答を計算機実験により研究し、その実現の可能性について検討することを目的としている。

● 研究の概要

Toki et al[2004]によって提案された無電極電気推進機関のプラズマ加速原理の実現の可能性について、計算機実験による結果の解析を用いて検討した。円柱状プラズマに外部より様々な周波数の電磁波を入れた際に、電磁波の周波数及びモードによっては円柱状プラズマ内部に周方向の内部電流を誘起することが出来ると考えられており、本研究ではそのような外部電磁場に対するプラズマ応答を一次元及び二次元全粒子コードによって調べ、電流誘起のメカニズム及び、周方向の電流誘起に最適な外部電磁場の条件について研究した。

● 今年度の研究成果の概要

円柱状プラズマの表面において異常波を誘起するような電磁場をプラズマ外部より入射し、その際のプラズマ内部における誘起電流を計算し、周波数に応じて誘起電流量が変化する事を確認した。また、その変化の傾向は、異常波非伝播領域の周波数帯の場合は、冷たいプラズマと近似した場合の解析により、定性的には説明する事が出来るが、カットオフ点や共鳴点付近でのプラズマ挙動に関しては、冷たいプラズマの場合と著しいズレが生じる。これはプラズマの熱運動による効果が少なからず影響しているものと考えられる。

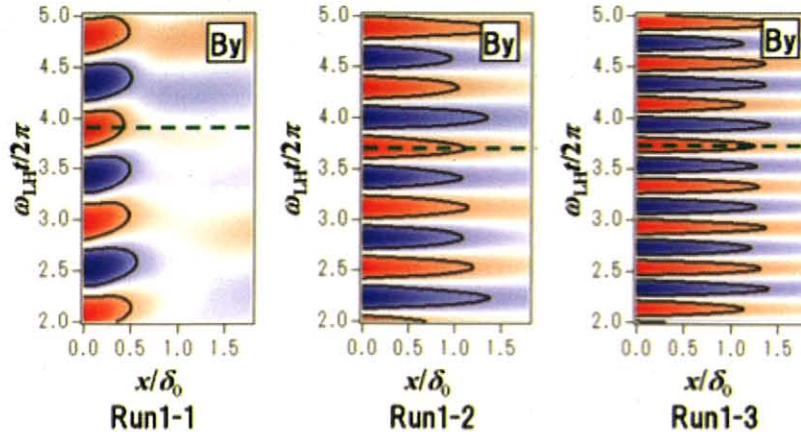


図1 プラズマに与える周回方向の微小振幅外部電流により励起されるプラズマ内部磁場の時間空間変化を示す。横軸はプラズマ動径方向の距離（左端がプラズマ表面），縦軸は時間である。外部電流の周波数は，低域混成周波数の1.1倍（左図），1.7倍（中央），2.5倍（右図）であり，いずれも異常波非伝播領域の周波数帯にある。

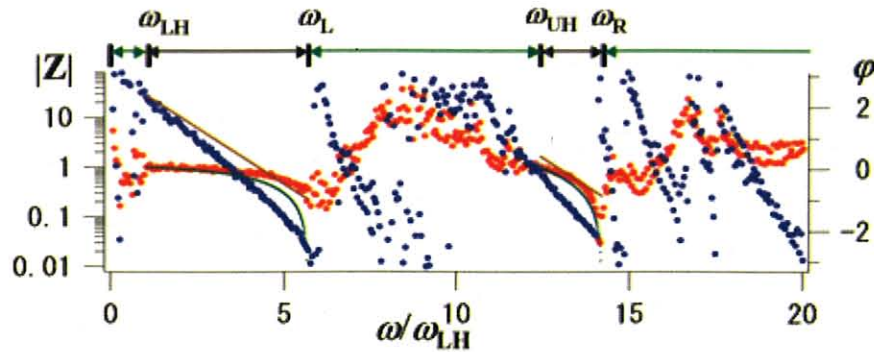


図2 周回方向外部電流とプラズマ内部の励起電流の比の絶対値（赤，左軸）および位相差（青，右軸）を，外部電流の周波数（低域混成周波数により規格化）の関数として示す。点は計算機シミュレーション結果，実線は理論値である。外部電流により励起される内部電流の大きさおよび浸透距離は外部電流の周波数に依存するが，この事実を応用し，時間的に非対称な外部電流を用いて推進力を得る方法を開発し定量的な検討を行うことが本課題の目標である。

● 研究成果の公表状況

- 1) Ikeda et al, 日本地球惑星科学連合 2006 年大会における口頭発表
- 2) Toki et al, 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit における口頭発表およびプロシーディングス
- 3) Hashimoto et al., 第 50 回宇宙科学技術連合講演会における口頭発表

マイクロフィンを用いた超小型軽量熱制御機器の開発

Development of Compact Heat Controlling Device with Micro-fins

● 研究グループ

研究代表者：京都大学 工学研究科 機械理工学専攻， 巽 和也(tatsumi@mbox.kudpc.kyoto-u.ac.jp)

● 計算の目的

電子機器の冷却や微小領域の高精度温度制御用のヒートシンクおよび熱交換器を指向して，新たに提案する切欠きフィンについて，その最適設計の指針を得ることを目的とする．独自に開発した熱伝達・熱伝導の連性問題を取り扱える3次元熱流動数値解析コードを用いて，スーパーコンピュータにてフィンピッチ，切欠き形状，切欠き配列などをパラメータとして計算を行い，切欠きフィン周りとの熱流動場の特性について詳細な検討を行うとともに，並行して行っている伝熱実験との比較検討を行うこと．

● 研究の概要

電子機器の冷却や微小領域の高精度温度制御を指向して，省スペースと軽量化の要求に応える伝熱性能が高い小型高効率熱交換器の開発を目的とする．フィンに切欠きを設けた切欠きフィンを提案する．そこで本研究では，新規に切欠きフィンを提案する．このフィンでは，クリアランス部とフィン間の流体間における質量および熱輸送の促進と圧力損失の低減効果のほかに，材料削減による軽量化が期待されるが，その流動特性はほとんど解明されていない．そこで，フィン付設流路について熱伝達・熱伝導の連性問題を含めた3次元熱流動解析を行い，フィンの各形状パラメータおよびレイノルズ数，温度境界条件が，伝熱と圧力損失特性に与える影響について検討を行った．

● 今年度の研究成果の概要

本年度は，前年度に引き続き切欠きフィンについて切欠き寸法やフィンピッチ，配列が伝熱および圧力損失特性に与える影響について3次元数値解析により検討を行い，その結果を公表状況に記す通り，学会および論文にて研究発表を行った．これに加え本年度では更に，切欠きフィンのクリアランスと切欠き配列傾斜角が熱流動特性に与える影響について検討を行った．

切欠きフィンの模式図および計算領域を Fig.1 に示す．クリアランス寸法と主流に対する配列傾斜角に関する検討では，それぞれ Fig.1(a)と(b)に示す2種類の計算領域を用いて解析を行った．Fig.1(a)では，主流とスパン方向に周期境界条件を適用し，(b)では，側壁を有する流路内にフィン5列付設し，主流方向に周期境界条件を適用して解析を行った．フィン形状の条件は， $H_n/H_f=0.5$ ， $L_n/L=0.5$ ， $L/H_f=4.375$ ， $W_f/H_f=0.0625$ ， $W_p/W_f=7.0$ で一定とした．Fig.1(a)の場合では， H/H_f を変化させ，(b)の場合では配列傾斜角 β を変化させた．伝熱実験では，前述と同一形状を有しスパン方向に42列配列された切欠きフィンについて， β を変化させて検討を行った．レイノルズ数 Re は，代表長さを流路の水力直径基準とし， $200 \leq Re \leq 2000$ の範囲で検討を行った．

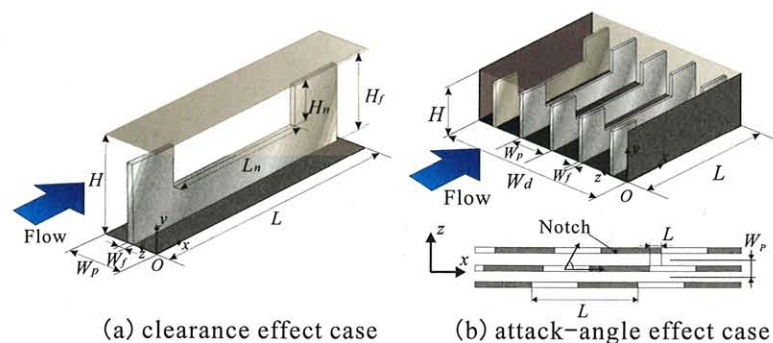
本計算で解く支配方程式は，3次元非圧縮性の連続の式，Navier-Stokes式，エネルギー式である．時間差分には完全陰解法を適用し，圧力の補正にはSIMPLECを用いた．フィン面では，固体と流体の熱伝導率から求めた調平均熱伝導率を用いて熱流束を計算した．流路下壁では等温加熱条件を適用し，上壁・側壁は断熱とした．また，流体およびフィンには，それぞれ空気およびステンレスの物性値を用いた．

H/H_f の増加，すなわちクリアランス部拡大に伴い，圧力損失が小さくなるため，切欠きフィンとプレーンフィン両方の場合で摩擦損失係数 f は低下する．いっぽう，これに伴いフィン間流量も減少するた

めに、フィン側面の伝熱が低下して R が増大する。 f/f_p は H/H_f の減少と共に減少し、切欠きフィンによる圧力損失低減効果が上昇するが、 R/R_p は増加して、伝熱性能は劣化する。このトレードオフの関係から、総合性能の指標である $1/\{f/f_p\}(R/R_p)$ と $1/\{f/f_p\}^{1/3}(R/R_p)$ は、 $1.4 < H/H_f < 1.8$ で最大値を取る。

β に対するフィンの平均ヌセルト数 Nu と Re の関係を Fig.2 に示す。全ての β について、 Nu は Re と共に増加し、高 Re 条件でより高い伝熱促進効果が得られる。また β の影響として、 Nu は $\beta=90\text{deg}$ の場合で最小値を取り、 β が小さい程増加する傾向を示す。計算結果では、A45 の場合で Nu の最大値が得られた。また、並行して行った伝熱実験によって得られたヌセルト数と本計算の結果は、定性的に一致し、各手法の妥当性も確認された。

数値計算で得られた流れ場の考察の結果、切欠き配列に沿うスパン方向流れが形成されていることが分かった。このスパン方向流れによる主な伝熱促進効果として次の二つが挙げられる。一つは、このスパン方向流れと側壁の影響により、クリアランス上部では逆向きの流れが形成され、主流方向に軸を持つ縦渦状の 2 次流れが流路内に形成される効果であり、もう一つは、フィン間を流れる流体が切欠き部でスパン方向に曲げられ、切欠き後端のフィン面に衝突することにより、フィン面で温度境界層が更新される効果である。 β の減少および Re の増加に伴い、より強いスパン方向流れが生成され、その結果伝熱性能が向上したと考えられる。



(a) clearance effect case (b) attack-angle effect case

Fig.1 Computational domain

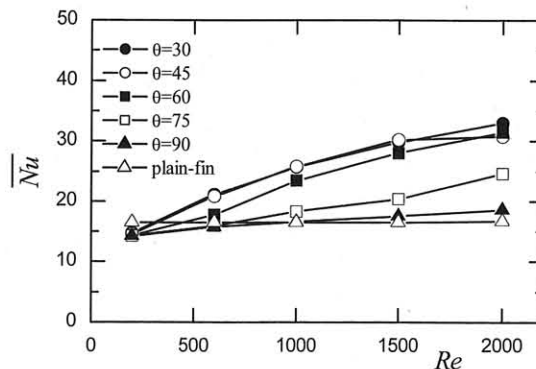


Fig.2 Averaged Nusselt number of fin surface (attack-angle effect)

● 研究成果の公表状況

- 1) K. Tatsumi et. al, 13th Int. Heat Transfer Conference, No. THE-15.
 - 2) 異ら他 3 名, 第 43 回日本伝熱シンポジウム, 1, 171-172.
 - 3) 異ら他 2 名, 第 44 回日本伝熱シンポジウム, (印刷中).
 - 4) K. Tatsumi et al., J. Enhanced Heat Transfer, (投稿中).
 - 5) 異ら他 3 名, 日本機械学会論文集, (受理).
- (全てに JAXA のスーパーコンピュータ使用の謝辞を含む.)

マルチスケールシミュレーションによる材料破壊と材料強度に関する研究

Mechanical properties of materials by the multi-scale simulations

● 研究グループ

研究代表者：山口大学大学院 理工学研究科 助教授，仙田康浩(senda@yamaguchi-u.ac.jp)

研究分担者：山口大学 外国人研究者，金 奎希(soshyan@hotmail.com)

● 計算の目的

1. 複数の計算手法を組み合わせた大規模マルチスケールシミュレーションを宇宙構造材料に適用し，原子レベルを含めた広い空間スケールの広い視野から材料欠陥・材料破壊の仕組みを理解する。
2. 大気圏から宇宙空間を含む特殊な状況下でのシミュレーションを実行し，極限状況下における材料強度評価の指標とする。

● 研究の概要

ロケットや衛星等の飛翔体で使用される構造材料は，大気圏から宇宙空間まで広範囲な条件下においてその強度や性能の維持が求められる。宇宙空間における極端な環境下では目に見える材料の変化だけでなく原子レベルの変化が起こりその挙動が材料全体の性質や耐久性に影響を及ぼす。そこで本研究は，複数の手法を組み合わせた大規模マルチスケールシミュレーションを構造材料に適用し，原子レベルを含めた広い空間スケールの広い視野から材料欠陥・材料破壊の仕組みを理解すること，そして，大気圏から宇宙空間を含む特殊な状況下でのマルチスケールシミュレーションを実行し，極限状況下における材料強度評価の指標とすることを目標とする。

● 今年度の研究成果の概要

マルチスケールシミュレーションの実現に向けて異なる計算手法を組み合わせる手法（ハイブリッド法）の開発を中心に行った。なかでも，有限要素法（FEM）を用いた弾性連続体モデルと分子動力学法（MD）を用いた粒子モデルの2つ異なるモデルを組み合わせた FEM/MD ハイブリッド計算手法を開発した。既存の手法とは異なる新しい FEM/MD ハイブリッド法の開発に取り組み，この計算手法の有効性を確認するため，一次元ハイブリッドモデルの計算を行った。ハイブリッドモデル全体の振動の様子やフォノン状態密度等の動的性質を調べ，その結果，新しいハイブリッド計算手法を用いることで小規模の粒子数を用いて大規模のシミュレーション効果を得ることが可能であることを示した。この研究成果は現在 J. Physics: Condensed Matter に投稿中である。

また，このマルチスケールシミュレーションと同時に，第一原理分子動力学法を用いた液体金属をはじめとする非晶質材料の電子やイオン構造を調べる計算を行った。将来的には第一原理計算を含めたマルチスケールシミュレーションを展開したいと考えている。

● 研究成果の公表状況

- 1) Yasuhiro Senda, Fuyuki Shimojo and Kozo Hoshino, 'Dynamic properties of liquid phosphorus studied by ab initio molecular-dynamics simulations', Journal of Non-Crystalline Solids, in press
- 2) Kim Guehee and Yasuhiro Senda, "A methodology for coupling an atomic model with a continuum model using an extended Lagrange function", J. Physics: Condensed Matter. submitted.

宇宙推進用プラズマ推進機内のプラズマ現象の数値解析

Numerical analyses of plasma phenomena on plasma thrusters for space propulsion

● 研究グループ

研究代表者：岐阜大学 工学部，宮坂武志(miyasaka@gifu-u.ac.jp)

● 計算の目的

宇宙推進用電気推進機は、一般に電極、絶縁壁等で構成されているが、電位ポテンシャルへの影響が懸念されるため、側壁に直接計測装置を挿入することや、推進機内に測定系を挿入することは困難であり、計測は推進機から噴射されるプラズマ流に対して主に行われる。このため、性能に強く影響を及ぼす推進機内の状態を直接知ることは非常に困難になっている。そこで、電気推進機内のプラズマ生成・加速の様子を捉える目的で、シミュレーションコードを開発し、大型計算機によって解析することで、電気推進機の安定・高効率化を達成するための最適化指針の導出を行う。

● 研究の概要

我々の研究グループでは、実験で直接観察することが困難な宇宙用電気推進機内のプラズマ流について、数値解析によって物理現象の理解、性能向上を達成する目的で研究を進めている。

1. ホールスラスタ放電電流振動の解析：ホールスラスタの高放電電圧作動時において観察される低周波（～20kHz）放電電流振動現象について、スラスタ内プラズマの非定常解析を行うことにより現象の理解、振動振幅の抑制法の検討を行っている。
2. イオンスラスタグリッド損耗解析：イオンスラスタの性能評価を目的として、スラスタ内のイオンビーム、中性粒子解析により粒子のグリッド衝突による損耗評価を進めている。

● 今年度の研究成果の概要

1. ホールスラスタ放電電流振動の解析：陽極オリフィス径、特に加速チャンネルへ流入する中性粒子の流入条件が放電電流振動特性へ及ぼす影響を調べる目的で、DSMC、PICコードによる軸対称解析コードの作成・解析を行った。本コードは、中性粒子はDSMC法により、イオンはPIC法により粒子的に、電子は流体的に解かれており、電子密度はイオン密度と等しく、電子温度は電子エネルギー式から解かれている。電子ポテンシャルは電流保存、磁力線方向への電子のボルツマン分布の仮定より決定されている。初期的な解析の結果、オリフィス径の拡大により中性粒子密度が低下し電離現象が緩和され、放電電流振動振幅の抑制効果が得られることが捉えられた。このことは実験結果をよく説明している。今後は電子を流体的に取り扱う際の詳細モデルの導入、また電子も粒子的に解くコードの作成、解析コードの並列化を進める予定である。
2. イオンスラスタグリッド損耗解析：3枚グリッドを持つ場合の加速グリッドへのイオンの衝突を評価する目的で、中性粒子密度分布、イオンビーム解析、電荷交換イオンの解析をDSMC、PIC法、電子密度をボルツマン分布から評価する解析コードを作成し、3次元解析を行った。その結果、中性粒子の壁面反射条件の違いによる中性粒子密度分布の違いが加速グリッドへのイオン衝突分布へ与える影響を及ぼすことが示された。

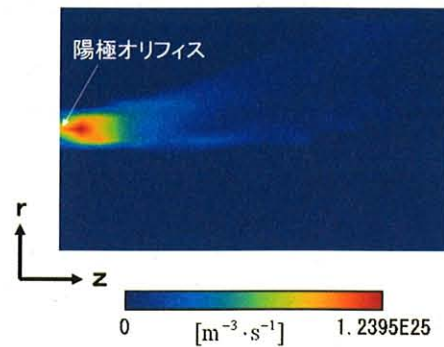


図1 ホールスラスタ放電電流値が低い値を持つ時刻における加速チャンネル内イオン生成率分布（陽極オリフィス径2mm, 質量流量1.25Aeq, 放電電圧200V）を示す。

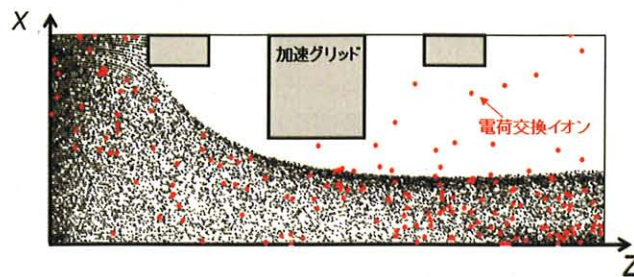


図2 イオンスラスタ内のイオンビーム及び電荷交換イオン分布（中性粒子壁面反射条件：拡散反射, 推進剤利用効率0.8, 電流0.218mA/hole, 規格化パービアンス $2.09 \times 10^{-9} \text{A/V}^{2/3}$ ）

● 研究成果の公表状況

- 1) 柴田悠基, 林 拓馬, 宮坂武志, 安里勝雄: ホールスラスタの低周波放電電流振動解析, プラズマ応用科学会第14回年会 2006年度研究講演会プロシーディング「プラズマ応用と複合機能材料」, Vol.16, p.118, 2007, ポスター発表

強制対流にさらされるマランゴニ対流の不安定性とその温度境界条件への感受性

Instability and Its Sensitivity on Thermal Boundary Condition of Marangoni Convection
under Forced Heat Transfer Conditions

● 研究グループ

研究代表者：横浜国立大学大学院 工学研究院, 西野耕一(nish@ynu.ac.jp)

研究分担者：日本学術振興会特別研究員（現在, Department of Mechanical Engineering, Indian Institute of Technology Madras), Shaligram TIWARI(shalig@ynu.ac.jp)

横浜国立大学大学院 工学府（大学院生）, Chandra SHEKHAR(d05gb193@ynu.ac.jp)

● 計算の目的

メゾスケール熱対流である表面張力流（マランゴニ対流）の不安定性は国際宇宙ステーションでの宇宙実験テーマとして研究が進められている。その一環として、ISS 微小重力実験テーマを ESA AO2004 に提案した [研究題目：Thermocapillary Oscillatory Motion and Interfacial Heat Exchange, 研究代表者：V. Shevtsova（Université Libre de Bruxelles, Belgium）, 研究協力者：河村洋, 西野耕一, 上野一郎, 他欧州側研究者 5 名]。そこでは、液柱マランゴニ対流の不安定性とその温度境界条件への感受性について日欧共同で研究を進めている。

本計算では、2 枚の円形ディスク間に保持された液柱を対象として、その表面張力流不安定性を 3 次元数値シミュレーションによって明らかにする。特に、気液界面での温度境界条件の影響を調べ、実験的に明らかにされつつある不安定性の温度境界条件への鋭敏な感受性について物理的解釈を構築する。

● 研究の概要

液柱マランゴニ対流を取り扱うため、円筒座標系で記述された熱・流動場の支配方程式（質量保存式、運動量保存式、エネルギー保存式）を離散化し、得られた連立方程式を数値的に解いた。支配方程式は液体側（液柱内部）と気体側（液柱外部）の両方で定義され、気液界面における表面張力を境界条件として考慮した。

液柱周囲の気体流動の様子を変えるため、液柱ディスクの回りに傘状の仕切板(partition disk)を設置した。これまでの実験により、仕切板の設置によって液柱マランゴニ対流が定常流から非定常流に遷移する臨界温度差が顕著に増大することが報告されている。数値シミュレーションを用いて液柱内部および外部の熱流動場を解析することによって、仕切板の設置による周囲気体流動の変化ならびに温度境界条件の変化を明らかにした。さらに、周囲気体温度を変化させることの影響についても数値シミュレーションを用いて解析した。

● 今年度の研究成果の概要

広範なマランゴニ数条件に対する数値シミュレーションを行い、別途実施した実験結果との比較検討を通じて検証した。数値シミュレーション結果より、通常重力(1g)環境において仕切板を設置して周囲気体流動を抑制することによって、微小重力(μg) 環境における温度境界条件を模擬できることを明らかにした。また、周囲気体温度を増加させると、液柱からの熱損失状態から液柱への熱入力状態へと変化すること、仕切板を設置することにより両状態とも熱移動が抑制されることを明らかにした。そのような抑制効果の理由について、流線および温度等値線を用いた解釈を提供した。

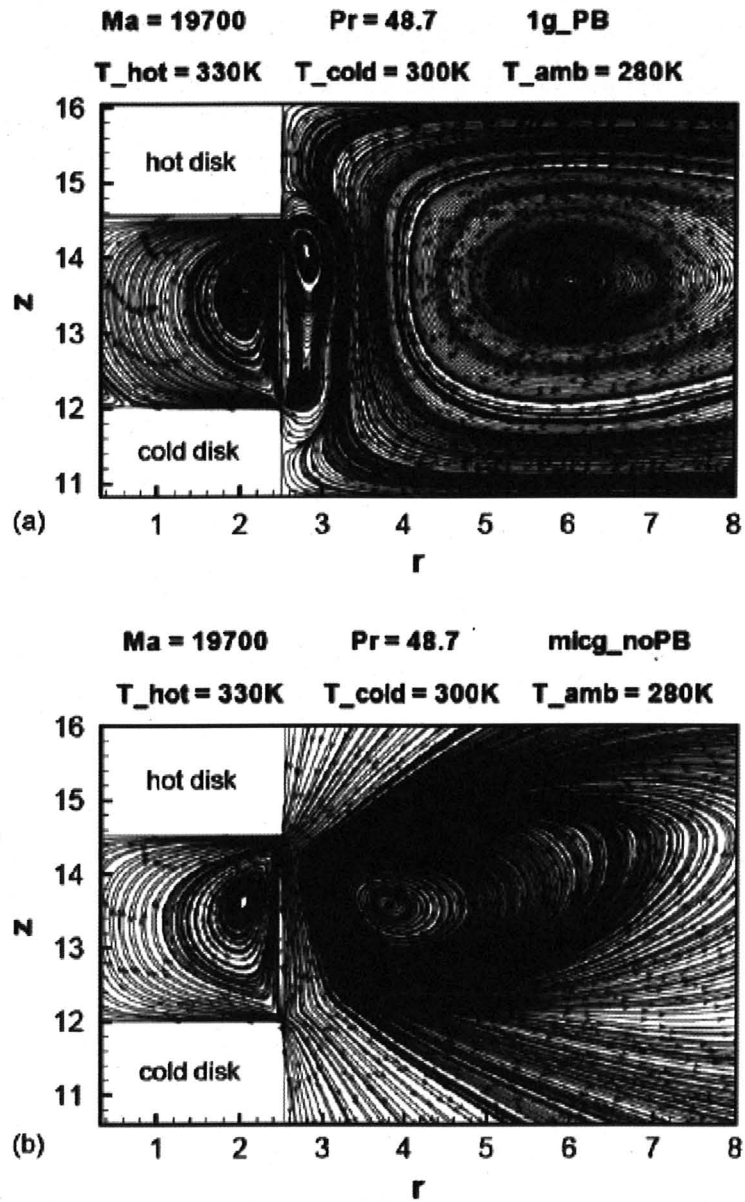


図1 通常重力環境で仕切板を設置した場合の流線と微小重力環境で仕切板を設置しない場合のそれとの比較

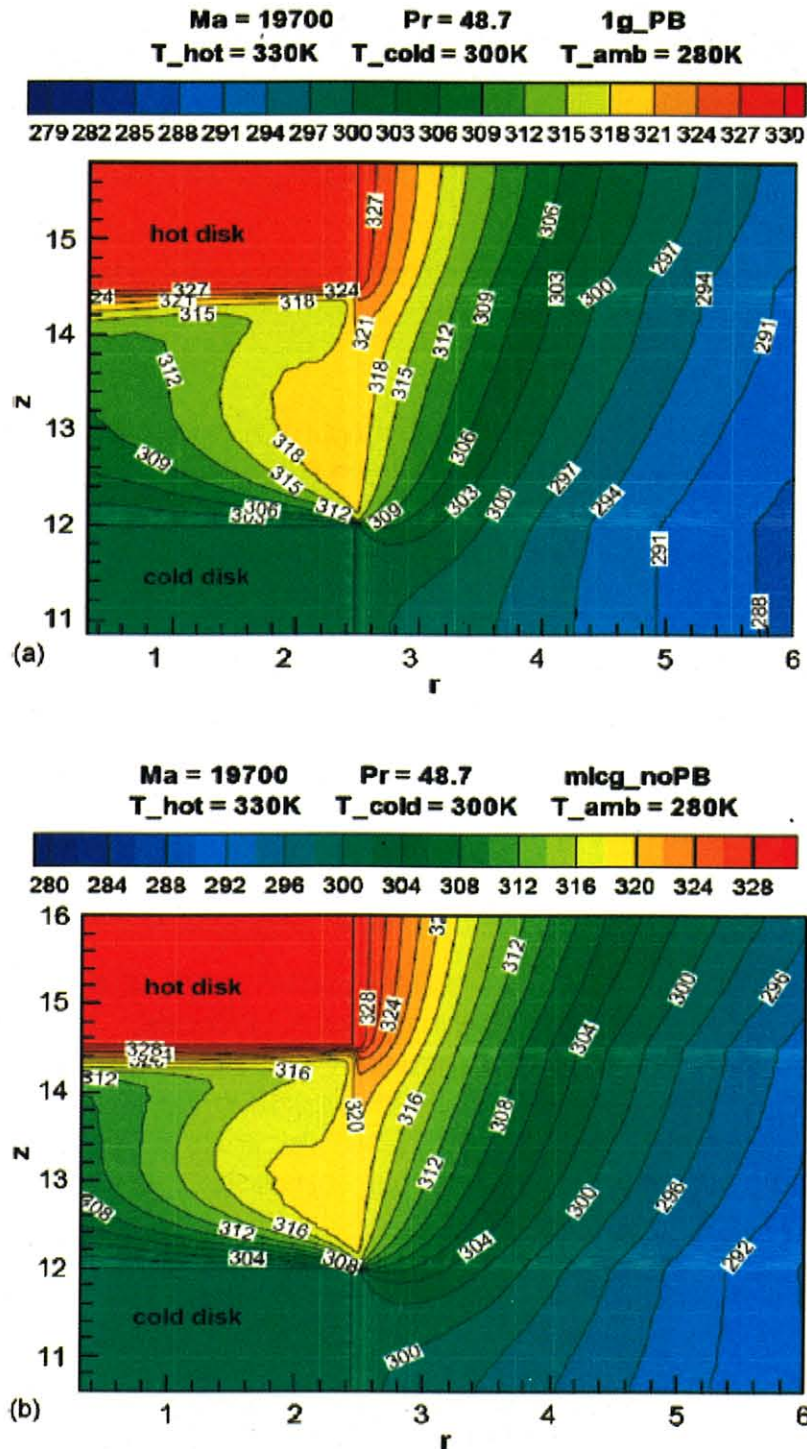


図2 通常重力環境で仕切板を設置した場合の温度場と微小重力環境で仕切板を設置しない場合のそれとの比較

● 研究成果の公表状況

- 1) Shaligram Tiwaria and Koichi Nishino, 2007, Numerical study to investigate the effect of partition block and ambient air temperature on interfacial heat transfer in liquid bridges of high Prandtl number fluid, *Journal of Crystal Growth*, Vol. 300, pp. 486–496.
- 2) Koichi Nishino and Shaligram Tiwari, 2007, Effect of heat loss on Marangoni convection in a liquid bridge, *Journal of the Japan Society of Microgravity Application*, Vol. 24, No. 1, pp. 54-61.

飛翔体の空力・構造・飛行力学連成解析に関する研究

Study on Aeroelasticity-Flight Dynamics Coupling Simulations of a Projectile

● 研究グループ

研究代表者：横浜国立大学大学院 工学研究院，宮路幸二(miyaji-k@ynu.ac.jp)

● 計算の目的

JAXA で研究開発が進められている高高度気球落下式微小重力実験機の機体設計のために，空力解析と空力弾性解析を行う．地上からのロケット打ち上げと異なり，飛行マッハ数の増大とともに気流動圧とレイノルズ数が増加するような飛行環境を経験する．幅広い気流条件での解析を実施し，数値解析と風洞実験の相互補完により，計画飛行軌道の実現性に関する検討を行う．

● 研究の概要

高速落下飛行体（微小重力実験機）設計のための空力解析，及び，空力弾性解析を行う．空力解析では尾翼の舵効き特性を調べ，また本プロジェクトの発展形として計画される空気吸い込み式エンジンを搭載した形状に対する解析を行う．空力弾性解析では，胴体後部に 4 枚設置される尾翼のフラッタ解析を行う．尾翼内部構造を詳細に模擬し，胴体との接合条件を実機同様に扱った解析を行う．

● 今年度の研究成果の概要

研究成果は 3 つに分類され，それぞれ，1. 全機形状のエンジン有無／舵角有無の空力特性，2. 姿勢制御用ジェットの特長，3. 尾翼空力弾性の特長の取得である．1.では形状，主流マッハ数，迎角の違いによる空力特性の差を幅広く調べ（図 1），風洞実験結果との比較検討を行った．2.では，ジェット設計推力（60N）に対して，ジェット／主流干渉による胴体壁面の圧力がどの程度の影響を及ぼしうるかを調べ，フィードバック姿勢制御で許容される推力誤差範囲内に留まることを確認した．3.では，尾翼構造部材（表面の CFRP，内部の発泡ウレタン等；図 2）を詳細に扱い，飛行環境の変化に合わせて，幅広い条件での実験機の尾翼フラッタ特性を調べた．

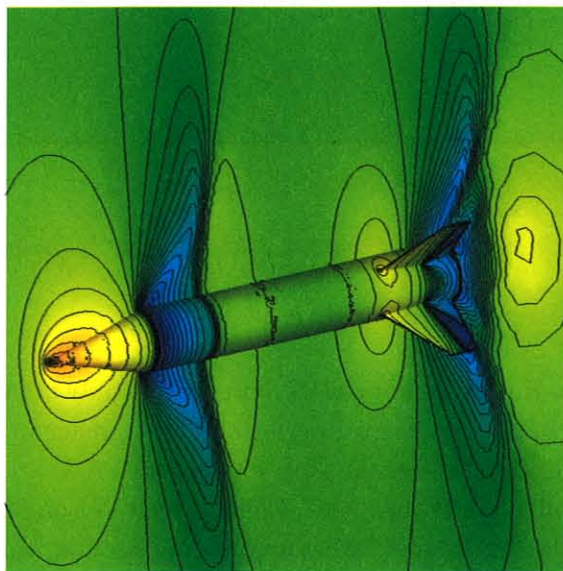


図 1 微小重力実験機の空力特性（圧力分布）：高度 30km ($M_\infty=0.95$)，エンジン無／舵角無

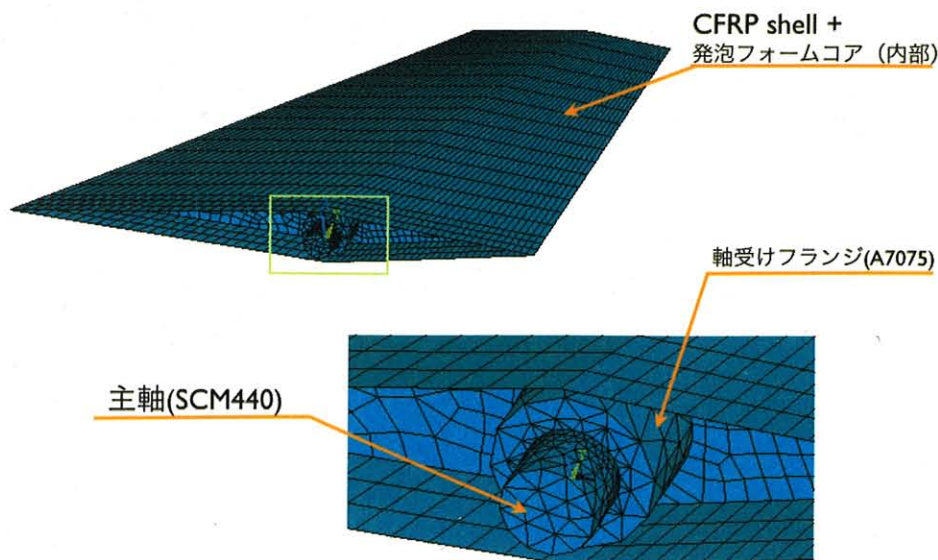


図2 微小重力実験機の尾翼構造解析モデル

● 研究成果の公表状況

- 1) 「気球落下式微小重力実験機の基本空力特性について-エンジン、舵面の影響-」, 内山, 宮路, 坪井, 藤田, 澤井, 第38回流体力学講演会講演集, pp.21-24, 2006.
- 2) 「気球落下式微小重力実験機の空力データベース向上に関する研究」, 内山, 藤田, 宮路, 坪井, 澤井, 平成18年度宇宙航行の力学シンポジウム (印刷中), 2006.
- 3) 「気球利用微小重力実験機の姿勢制御用ジェットの過渡特性に関する数値解析」, 井上, 宮路, 坪井, 藤田, 澤井, 第20回数値流体力学シンポジウム, 講演論文 CD-ROM, 2006.
- 4) 「非構造格子 CFD を用いた気球落下式微小重力実験機のフラッタ解析」, 町田, 宮路, 第20回数値流体力学シンポジウム, 講演論文 CD-ROM, 2006.

圧縮性 Large-Eddy Simulation における解析技術の向上

● 研究グループ

研究代表者：東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻，寺本 進

(teramoto@thermo.t.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

ジェットやロケットプルーム，ターボエンジン翼列など，航空宇宙推進に係わる圧縮性流れの数値シミュレーション技術の向上を目指して，圧縮性 Large-Eddy Simulation で実用流れを解析する際に必要になる技術の検討，およびそれに基づく実装・検証を行い，航空宇宙推進を想定した流れの解析を行って流れ場の詳細を明らかにすることを目的とする。

● 研究の概要

本年度は，1)高解像度スキーム WCNS 法 2)入口境界での乱れ導入 3)Dynamic Smagorinsky SGS モデルの実装・検証を行い，それらを用いて(1)高亜音速ジェット騒音，(2)超音速ジェットスクリーチ騒音，(3)フィルム冷却流れ，の解析を行った。

● 今年度の研究成果の概要

$M=1.6$ の不足膨張噴流から発生するジェットスクリーチ騒音の解析を行った。渦構造と衝撃波の干渉の双方を解像する必要があるため，差分スキームには7次精度 WCNS 法を用いた。

ジェットスクリーチは，ジェット剪断層内の擾乱伝播と上流への圧力波伝播からなるフィードバック機構によって発生すると言われており，上流方向に指向性を持つことや，第3-4ショックセル付近より発生しているように見えることが知られている。スクリーチ周波数については経験的な予測識が与えられているものの，その振幅については予測方法が確立されていない。

今回のシミュレーションで，周波数，振幅，指向性などこれまでの実験と定量的に一致するスクリーチの発生を確認することができた。また，流れ場の観察より，第1～第4ショックセルのそれぞれから一定の位相差で圧力波が放出されており，それらが重なり合わさることにより，上流方向へ強い指向性が生まれていることが分かった。また，剪断層内の渦構造を観察から，剪断層内を伝播する大規模渦により高密度領域が生じ，それがショックセルと通過する際に圧力波が放射されていることが明らかになった。第5ショックセル以降では乱流渦が卓越して大規模渦やショックセル構造が壊れるため，圧力波の放射は観察されない。このことが，実験で第3-4ショックセル付近より音波が放射されているように見えた原因であると考えられる。

本解析により，従来の実験結果を良好に一致するスクリーチを数値シミュレーションで再現するとともに，従来の研究では曖昧になっていた，スクリーチ音源の分布やフィードバック機構の詳細について，一定の知見を得ることができた。

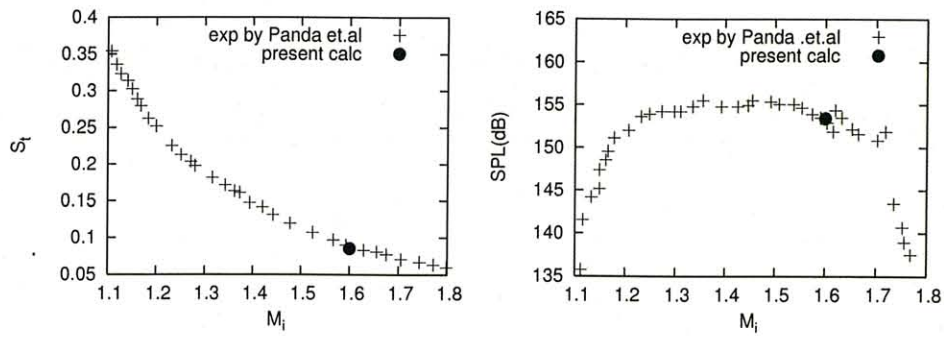


図 1

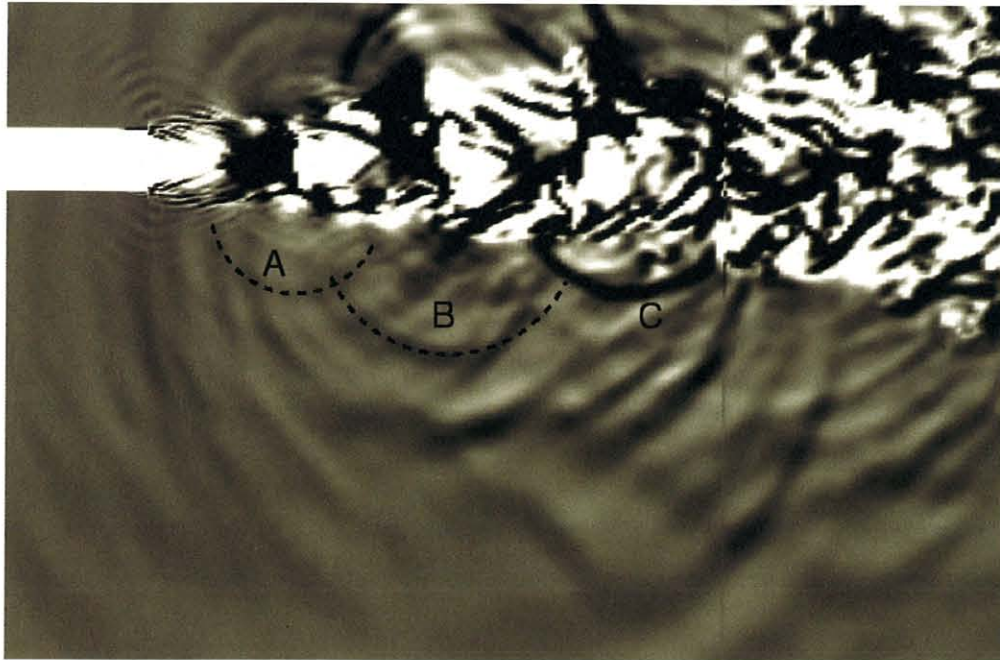


図 2

● 研究成果の公表状況

- 1) “Numerical Study on Feedback Mechanism in Planer Supersonic Jets” IGTC'07 発表予定
- 2) “Numerical Study on Three-dimensional Flow Structure around a Film Cooling Hole” IGTC'07 発表予定

スペースシャトルや宇宙ステーションなどの熱制御技術の開発

Development of thermal control technology on the space shuttle and the space station

● 研究グループ

研究代表者：金沢大学大学院 自然科学研究科 システム創成科学専攻，
大西 元(honishi@t.kanazawa-u.ac.jp)

● 計算の目的

スプレーフラッシュ等によって生成された液滴を含んだ気流と伝熱面との熱流動場を現象の適切なモデル化のもと、数値解析を用いて液滴の付着と蒸発の挙動を含めて詳細に検討し、液滴質量流束と気流速度をパラメータとし、壁面における熱伝達率等の熱流動特性を明らかにすることを目的としている。

● 研究の概要

航空宇宙分野において、スペースシャトルや宇宙ステーションなどの内部発生熱量の大量化に伴う、排熱や冷却等の熱制御技術の開発にもスプレーフラッシュ法の適用が考えられる。スプレーフラッシュ法を高効率な液体微粒化法として利用するためには、噴出圧力および液体温度などを広範囲にかえた場合の気泡の生成・成長過程などからなるノズル内フラッシングの機構および分裂機構の特性や、また、生成された液滴の伝熱面への効率的な噴霧形態を実現させる条件を知る必要がある。そこでまず、スプレーフラッシュによって生成された液滴を含んだ気流と伝熱面との熱流動場を現象の適切なモデル化のもと、数値解析を用いて液滴の付着と蒸発の挙動を含めて詳細に検討する。それにより、スプレーフラッシュ法の高効率化に向けての、ノズルから噴霧された液滴に対する最適な噴霧条件の確立を目指す。

● 今年度の研究成果の概要

本年度は、2成分2相流である水の微小液滴を含んだ空気流と伝熱面との熱流動場を現象の適切なモデル化のもと、数値解析を用いて液滴の付着と蒸発の挙動を詳細に検討した。具体的には、適切なモデル化のもと、水の非沸騰領域におけるミスト冷却熱伝達の最適化を目的に、強制対流噴霧流下に置かれた伝熱面からの熱・物質伝達-熱伝導連成問題に数値解析を用いたパラメータスタディを行った。そして、低温高熱流束場においては、ミスト供給に蒸発が間に合わないオーバーフロー状態直前が潜熱移動による限界熱流束であると考えられ、数値解析で得られた液滴寿命を近似式で表すことで蒸発速度比と関連づけて限界質量流束を導出し、最適噴霧の指針を示した。

また、相変化現象がさらに複雑な1成分2相流下において、液相のもつ有限熱伝導性を考慮した蒸発2次元問題について詳細に検討した。しかし、計算時間の関係で残念ながら流れ場の推移過程はある程度把握できたものの、流量最大値の特定までには至らなかった。この研究は宇宙空間でもよく用いられるヒートパイプの熱輸送の詳細な解明にも繋がると考えられるので、今後の課題としたい。

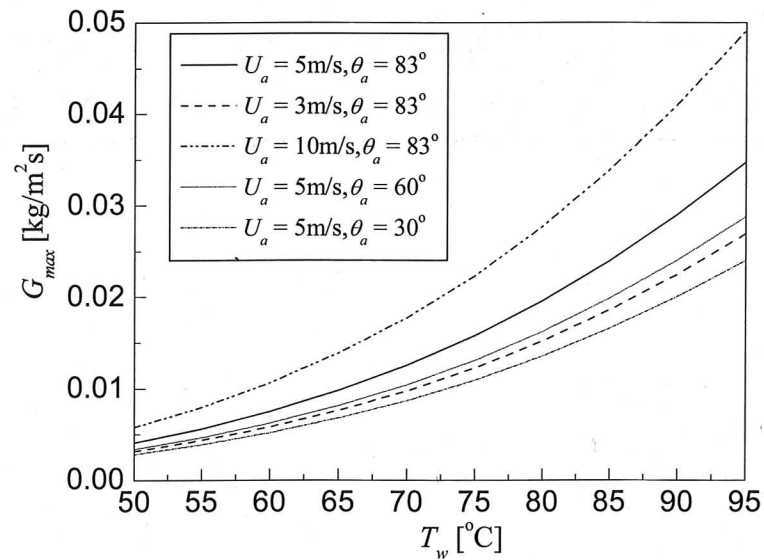


Fig.1 Critical mass flux G_{\max} of mist cooling in the non-boiling region, where U_a is air velocity and θ_a is advance contact angle. To use a model function of evaporation time and evaporation flux ratio (the ratio of mean evaporation mass flux in the life time of the mist to atomizing mass flux) = 1, G_{\max} can be found as a function of temperature from the viewpoint of the overflow.

● 研究成果の公表状況

- 1) 大西 元, 瀧本 昭, 噴霧冷却の非沸騰域における最適冷却条件の追究, 熱工学コンファレンス 2006 講演論文集
- 2) 大西善元, 村山太一, 大西 元, 2次元蒸発・凝縮流のシミュレーション解析 -凝縮相のもつ有限熱伝導性の影響-, 第20回数値流体力学シンポジウム講演論文集

3次元大規模シミュレーションを用いた磁気プラズマセイルの実現可能性検証

Feasibility Study of Magneto Plasma Sail by using 3D Numerical Simulation

● 研究グループ

研究代表者：九州大学大学院 総合理工学研究院 エネルギー理工学部門 講師，
梶村好宏(kajimura@aees.kyushu-u.ac.jp)
研究分担者：九州大学大学院 総合理工学府 先端エネルギー理工学専攻 修士2年，
野田賢治(noda@aees.kyushu-u.ac.jp)
九州大学大学院 総合理工学研究院 エネルギー理工学部門 教授，
中島秀紀(nakashima@aees.kyushu-u.ac.jp)

● 計算の目的

太陽風プラズマをダイポール磁場で受け止めて推進力を得る「磁気プラズマセイル」(Magneto plasma Sail:以降 MPS と記述) が、化学推進に替わる高出力・高効率の新しい推進システムとして期待されている。本計算は、MPS の実現可能性の検討を目的として実施する。本目的の達成に当たっては、太陽風を模擬することや、磁気圏の代表長が数キロメートルという非常にスケールの大きな現象を取り扱うことから、数値解析によるアプローチが有効であると考えられる。

● 研究の概要

MPS において、高推力を得るためには、広大な磁気圏を作り太陽風を受け止める必要があり、このシステムの核となる技術は、コイルが生成する磁場を磁場凍結の原理によって遠方まで拡大する磁気インフレーションにある。また、この磁気インフレーションは、太陽風が吹く中で実現する必要がある。本計算では、MPS の実現可能性の検討を行うために、プラズマ噴射による磁気インフレーションと同時に太陽風とインフレーション磁場との相互作用の統合解析を実施することを目的として研究を行う。

● 今年度の研究成果の概要

平成 18 年度は、①当研究グループで使用実績のある 3 次元ハイブリッドコードに対し、本計算機システム(SX-6)上で並列計算が実施できるようベクトル化チューニングを実施した。②チューニング後のコードを用いて、磁気インフレーション(太陽風は考慮せず)の数値解析を実施した。図 1 に解析モデル図を示す。コイルの半径を 1.0[m]とし、その半径を持つ球の球面上のランダムな位置から、等方的に Ar プラズマ(速度 4.0[km/s]、密度 $10^{20}[\text{m}^{-3}]$ ($\beta=1.0$))を噴射した。解析結果として、距離の 3 乗で減衰していた初期磁場が、プラズマ噴射によって、距離の 2 乗に比例する減衰率を示す程度に拡大されることが示された。

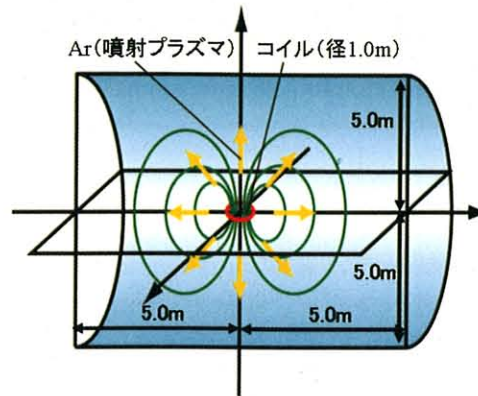


図1 解析モデル図

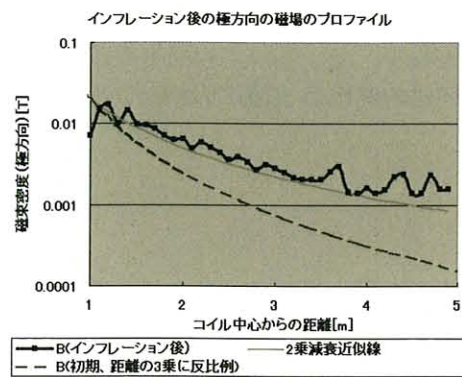


図2 極方向の磁場の減衰結果

● 研究成果の公表状況

- 1) 口頭発表 (和文) : 3次元ハイブリッドコードを用いた磁気インフレーションの数値解析, 梶村好宏, 野田賢治, 中島秀紀, 第47回航空原動機・宇宙推進講演会, APC035 (2007)

解適合格子自己重力流体シミュレーションによる連星系形成の研究

Binary star formation by self-gravitational AMR simulations

● 研究グループ

研究代表者：法政大学 人間環境学部，松本倫明(matsu@i.hosei.ac.jp)

研究分担者：千葉大学 先進科学教育センター，花輪知幸(hanawa@cfs.chiba-u.ac.jp)

千葉大学 自然科学研究科 大学院 理化学専攻，三上隼人(mikami@astro.s.chiba-u.ac.jp)

● 計算の目的

自己重力と磁気流体力学を実装した解適合格子(AMR)コードを用いて，分子雲コア（ガス雲）の重力収縮の計算を行う。重力収縮の過程で，分子雲コアの高密度部が自己重力不安定により分裂する。この分裂片は原始連星であり，原始連星の進化を AMR の細かい格子で高解像に分解し，高精度の計算を行う。

● 研究の概要

本研究は，連星や褐色矮星の形成など，星形成の基本的な問題を対象とする。人為的なモデルの依存性を極力排除するために，分子雲コアスケール（0.1–0.01 pc スケール）から，初期の原始星スケール（AU スケール）までの広いダイナミックレンジをカバーする数値シミュレーションを行う。このような広いダイナミックレンジを実現するために，解適合格子の技術を用いた数値シミュレーションコードを開発した。本研究は星形成を研究対象とし，赤外線観測衛星「あかり」に対し，理論的な側面から貢献する。

● 今年度の研究成果の概要

今年度は，自己重力解適合格子コードに磁気流体力学(MHD)を実装した。研究対象である星間ガスは，重力エネルギーと同程度の強い磁場を持ち，MHD の実装は非常に重要である。

コード開発の成果を論文に投稿中である(Matsumoto 2007, submitted to PASJ)。

また，本年度は SX-6 上への移植ならびにチューニングを行った。

● 研究成果の公表状況

- 1) “Self-gravitational Magnetohydrodynamics with Adaptive Mesh Refinement for Protostellar Collapse”, Matsumoto, 2007 submitted to PASJ
- 2) “SFUMATO: Self-gravitational MHD AMR code”, Matsumoto, 2006, East-Asia Numerical Astrophysics Meeting

第一原理分子動力学シミュレーションによる金属および 化合物半導体融液内の原子ダイナミクスの研究

Atomic dynamics in liquid metals and compound semiconductors
studied by first-principles molecular-dynamics simulation

● 研究グループ

研究代表者：広島大学大学院 総合科学研究科, 星野公三(khoshino@hiroshima-u.ac.jp)

研究分担者：宇宙科学研究本部 宇宙環境利用研究系/ISS 科学プロジェクト室,
正木匡彦(masaki.tadahiko@jaxa.jp)

● 計算の目的

本研究の目的は微小重力下における原子拡散の微視的機構に関する新たな知見を得ることである。今年度の計算の目的は、液体 Ge-Si 混合系のミクロな構造（原子配置）と原子のダイナミクス、および電子状態を第一原理分子動力学シミュレーションを用いて調べることである。

● 研究の概要

液体 Ge-Si 合金の 3 つの組成($\text{Ge}_{0.3}\text{Si}_{0.7}$, $\text{Ge}_{0.5}\text{Si}_{0.5}$, $\text{Ge}_{0.7}\text{Si}_{0.3}$)に対して、第一原理分子動力学シミュレーションを実行し、液体 Ge-Si 合金中の局所構造の組成依存性を調べた。具体的には、シミュレーションで得られた液体の構造因子を、乾らの X 線回折実験の結果と比較検討し、実験結果とほぼ一致することを明らかにした。さらに、実験では得にくい情報である局所構造（配位数、ボンド角分布など）や電子密度分布、共有結合の強さなどについて、第一原理分子動力学シミュレーションの有用性を駆使して、系統的に調べた。

● 今年度の研究成果の概要

第一原理分子動力学シミュレーションにより液体 $\text{Ge}_{0.3}\text{Si}_{0.7}$ 、液体 $\text{Ge}_{0.5}\text{Si}_{0.5}$ 、液体 $\text{Ge}_{0.7}\text{Si}_{0.3}$ 合金中の局所構造の組成依存性を調べた結果、Ge 原子のまわりの Ge 原子および Si 原子の局所配置と Si 原子のまわりの Si 原子および Ge 原子の局所配置は類似しており、この混合系が理想的混合系に近い構造を持つことを明らかにした。図 1 には、シミュレーションで得られた構造因子が乾らの X 線回折実験結果と良く一致することを示す。一方、電子状態に関しては、Si 原子と比較して Ge 原子は共有結合性が相対的に弱いことを定量的に明らかにした。図 2 に、共有結合の強さを表す bond-overlap population の分布を示す。Ge-Ge 間の共有結合が Si-Si 間の結合よりも弱い (O_{ij} の値が小さい) ことがわかる。これらの研究成果は、学会で口頭発表するとともに、論文を準備中である。

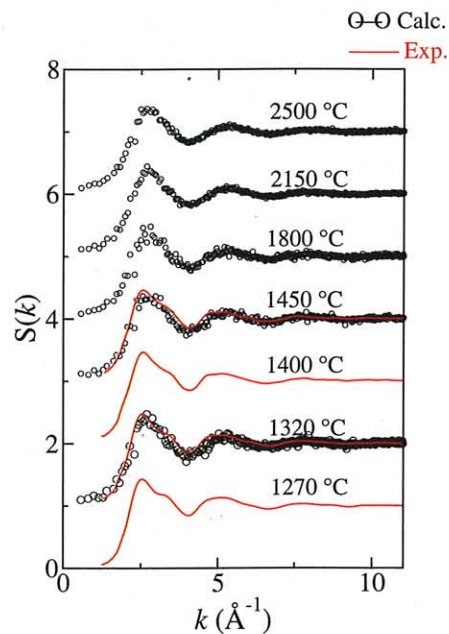


図1 液体 $\text{Ge}_{0.5}\text{Si}_{0.5}$ の構造因子 (○はシミュレーション, 実線は実験)

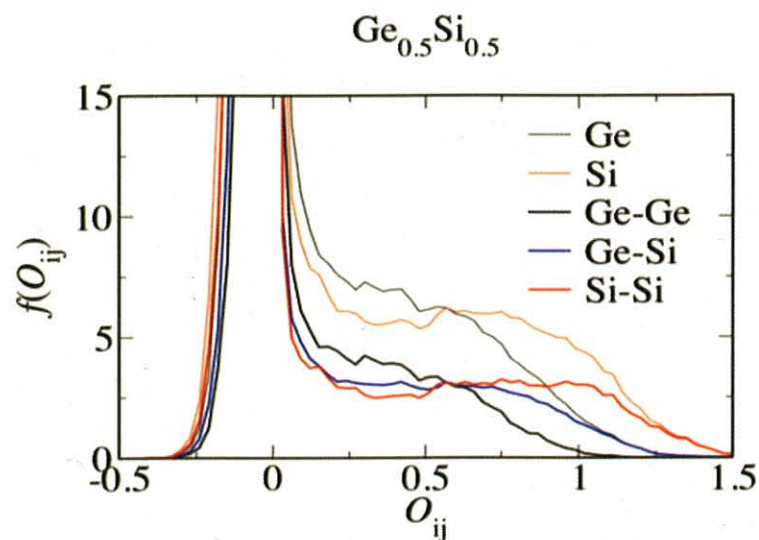


図2 共有結合の強さ(O_{ij})の分布

● 研究成果の公表状況

- 1) 原田晶子, 下條冬樹, 正木匡彦, 星野公三, 「液体 Ge-Si 合金の電子状態: 第一原理分子動力学シミュレーション II」
日本物理学会第 61 回年次大会 (2006 年 3 月, 愛媛大学・松山大学) 29pXE-2 口頭発表
- 2) A.Harada, F.Shimojo, T.Masaki and K.Hoshino
Structural and electronic properties of liquid Ge-Si alloys studied by first-principles
Molecular-dynamics simulations 投稿準備中

第一原理分子動力学シミュレーションによる液体スズの構造とダイナミクスの研究

Dynamic structure of liquid tin by ab initio molecular-dynamics simulation

● 研究グループ

研究代表者：比治山大学 現代文化学部，宗尻修治(munejiri@hijiyama-u.ac.jp)

研究分担者：広島大学大学院 総合科学研究科，星野公三 (hoshino@minerva.ias.hiroshima-u.ac.jp)

熊本大学大学院 自然科学研究科，下條冬樹(shimojo@kumamoto-u.ac.jp)

● 計算の目的

液体金属は、イオンと伝導電子からなる液体であり、イオン間の相互作用は、電子状態に依存する。このような系の液体構造の研究には第一原理分子動力学シミュレーションが有効である。第一原理分子動力学法は、密度汎関数理論、擬ポテンシャル理論に基づき、電子系の全エネルギーを最適化し、各時刻におけるイオンに働く力を求め、イオン系の運動の時間発展をシミュレーションする方法である。これらの時系列データから、液体の構造や種々な物理量を求める。この第一原理シミュレーションは膨大な記憶容量と長時間の計算を要するため、並列化されたアルゴリズムを用いて、並列スーパーコンピュータで計算を実行する必要がある。

● 研究の概要

ISS では、対流を抑制できる微小重力環境を利用して液体金属や液体半導体の拡散係数の高精度測定が計画されている。この研究は、地上における拡散係数測定技術の確立に用いられるだけでなく、基礎科学として、液体のミクロな構造と拡散現象の相関の解明にもつながると期待される。最近、イタリアの実験グループが、液体スズはを 2GPa 以上の高圧の状態にさせると、異方的な構造が減少し、等方的な構造が多くを占めるように変化することを X 線回折実験等により明らかにしている。このように液体中で構造変化を示す系について、ミクロな原子配置と拡散現象の相関を調べることは非常に興味深い課題である。

そこで本研究では、高圧下における液体スズの構造とダイナミクスについて第一原理分子動力学シミュレーションを用いて詳細に調べることにより、局所的な構造の変化と拡散現象の相関を明らかにすることを目的としている。

● 今年度の研究成果の概要

我々はこれまで、第一原理分子動力学シミュレーションにより、液体スズの構造を 773K から 1873K までの広い温度領域において詳細に調べてきた。これまでの計算では、温度と体積を入力データとし、体積は実験値を用いてシミュレーションを行ってきた。本研究では、体積の実験データが得られていない高圧の状態においてもシミュレーションを実行し、液体構造の圧力変化を明らかにするため、圧力をシミュレーション中で計算し、対応する状態における構造の実験データと比較することにした。今年度は、その第一段階として、温度 773K で常圧の状態について、粒子数 64 個の周期境界条件を課したセルを用いてシミュレーションを実行し、計算の妥当性を確認した。

相変化による流れ場のシミュレーション解析

Simulation analyses of the flow fields due to phase change processes

● 研究グループ

研究代表者：鳥取大学 工学部 応用数理工学科 教授，大西善元(onishi@damp.tottori-u.ac.jp)

研究分担者：鳥取大学 工学部 応用数理工学科 助手，大信田丈志(ooshida@damp.tottori-u.ac.jp)

● 計算の目的

相変化に起因する種々の1次元および2次元流れ場を、「流体力学的定式化」と「気体論方程式系」の2つの支配方程式系に基づいて数値シミュレーションを行い、凝縮相のもつ有限熱伝導性を含む種々の特性パラメーターが流れ場に及ぼす影響を調べることを目的とする。

● 研究の概要

凝縮相の熱伝導性が気相のそれに比して有限な場合においては、凝縮相にその内部構造として温度場の形成を考慮する必要がある。これまでの研究の殆どはこの係数比を無限大としてきた。しかし、現実はこの有限性を考慮しなければならない。そうすると、この温度場形成によって、凝縮相界面温度は、予め指定することができなくなり、解の一部として決まる変数となってしまう。このため、境界条件にエネルギー流束連続条件を新たに追加せねばならなくなる。凝縮相界面温度が未知であるということが計算を非常に厄介にし、この界面温度を時々刻々推定する何某かの方法を考案する必要に迫られる。1次元流れ問題においては、これは一応解決しているが、2次元問題においては、新たに考え直す必要が出てくる。まづ、この問題を解決し、一つの2次元流れ問題を、「流体力学的定式化」に基づいて、数値シミュレーションし、凝縮相のもつ有限熱伝導性を含む種々の特性パラメーターが流れ場に及ぼす影響を定性的にはもちろん定量的にも調べてみた。

● 今年度の研究成果の概要

凝縮相のもつ有限熱伝導性を含む種々の特性パラメーターの流れ場に及ぼす影響は、1次元問題については、未解明の部分がまだ多少残ってはいるものの、かなり詳しく解明できたと思う。この影響の特徴的な事柄の一つは、蒸発・凝縮量の最大値の存在である。凝縮相の有限熱伝導性なければこの最大値は存在しない。この最大値に関して、2次元流れ問題においても調べるつもりであったが、残念ながら、計算リソースの不足により、流れ場の推移過程はある程度把握できたものの（Fig.1 と Fig.2 参照）、流量の最大値の特定までは至らなかった。また、「気体論方程式系」に基づく数値シミュレーションも、2次元流れ問題に対してはプログラムの開発のみに終わってしまい、凝縮相界面近傍の Knudsen 層の解明には至らなかった。共に、来年度に持ち越しとなった。

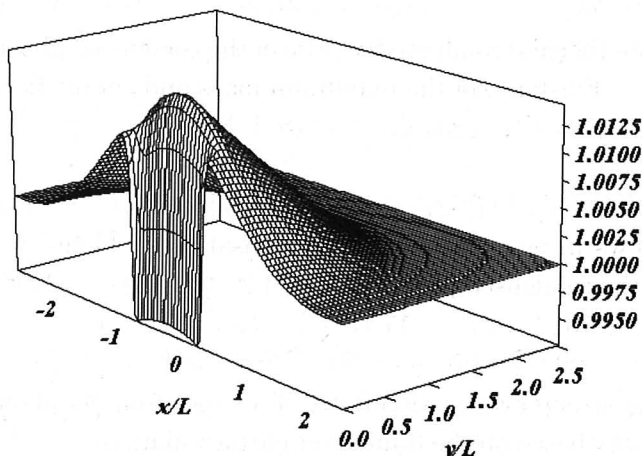


Fig.1 The bird' eye view of the temperature at time $t/\tau_0 = 2.5$ in a two-dimensional flow field due to evaporation process from the condensed phase embedded in the plane solid wall. The interface of the condensed phase is at $y/L = 0$ and $-0.5 < x/L < 0.5$. $T/T_0 = 1.5$, $D/L = 0.1$, the latent heat parameter $\Gamma = 11$, the ratio of the thermal conductivity of the condensed phase to that of its vapor at the initial state $\lambda/\lambda_0 = 30.0$, the ratio of the thermal diffusivities $\kappa/\kappa_0 = 0.32$, the Reynolds number $Re = 412.03$ (the Knudsen number $Kn = 0.005$), the Prandtl number $Pr = 1.0$.

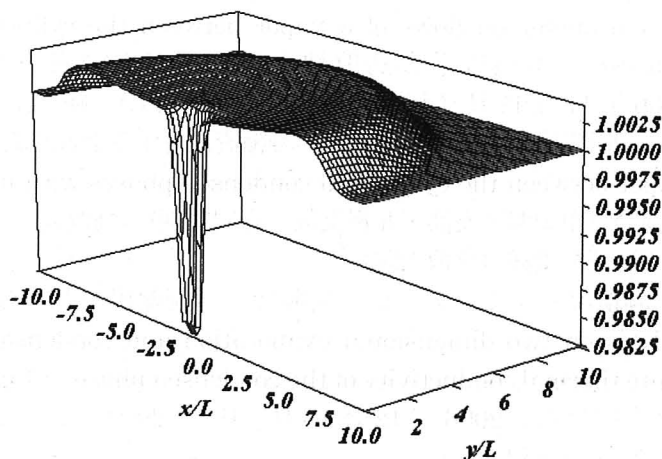


Fig.2 The bird' eye view of the temperature at time $t/\tau_0 = 10.0$ in a two-dimensional flow field due to evaporation process from the condensed phase embedded in the plane solid wall. The interface of the condensed phase is at $y/L = 0$ and $-0.5 < x/L < 0.5$. $T/T_0 = 1.5$, $D/L = 0.1$, the latent heat parameter $\Gamma = 11$, the ratio of the thermal conductivity of the condensed phase to that of its vapor at the initial state $\lambda/\lambda_0 = 30.0$, the ratio of the thermal diffusivities $\kappa/\kappa_0 = 0.32$, the Reynolds number $Re = 412.03$ (the Knudsen number $Kn = 0.005$), the Prandtl number $Pr = 1.0$.

● 研究成果の公表状況

- 1) On the existence of the negative mass flows in evaporation and condensation problems - Effects of the finite thermal conductivities of the condensed phases -
Yoshimoto Onishi and Ryo Onishi, Rarefied Gas Dynamics (American Institute of Physics, New York, 2007) to be published.
- 2) On the treatment of strong evaporation and condensation flows of a vapor at the fluid dynamic level - Fluid dynamic formulation for phase change problems -
Y. Onishi, T. Tanaka, D. Ichieda and H. Miura, Rarefied Gas Dynamics (American Institute of Physics, New York, 2007) to be published.

- 3) 「潜熱の役割に対する凝縮相の有限熱伝導性の影響 — 物質・エネルギー流量最大値の存在 —」
(Effects of the finite thermal conductivity ratio of the condensed phase on the role of the latent heat for vaporization — Existence of the maximum mass and energy flows —), 第43回日本伝熱シンポジウム講演会 (名古屋国際会議場, 平成18年5月31日(水) — 6月2日(金)) 大西善元 (鳥取大・工・応用数理)
- 4) 「蒸発・凝縮問題における逆質量流について — 凝縮相のもつ有限熱伝導性の影響 —」 (On the negative mass flows in evaporation and condensation problems — Effects of the finite thermal conductivities of the condensed phases —) 日本流体力学会年会2006講演会 九州大学 (筑紫キャンパス), 2006年9月15日(金) — 17日(日) 大西善元 (鳥取大・工・応用数理)
- 5) 「有限熱伝導性をもつ平面凝縮相からの強い蒸発流の流体力学的定式化に基づくシミュレーション」
(On simulations of strong evaporation flows of a vapor from its plane condensed phase with finite thermal conductivity based on the fluid dynamic formulation) 日本機械学会鳥取地方講演会 (中国四国支部・九州支部 合同企画) (鳥取大学, 2006年11月11日(土)) 大西善元 (鳥取大工), 岸本健治 (鳥取大院)
- 6) 「内部構造をもつ凝縮相からの2次元蒸発・凝縮流」 (Two dimensional flows of a vapor from or onto its condensed phase with an internal structure) 日本機械学会鳥取地方講演会 (中国四国支部・九州支部 合同企画) (鳥取大学, 2006年11月11日(土)) 大西善元 (鳥取大工), 村山太一 (鳥取大院)
- 7) 「内部構造をもつ同軸円筒状凝縮相間の蒸発・凝縮流における潜熱の影響について」 (On the effects of the latent heat parameter on flows of a vapor between the cylindrical condensed phases with internal structures) 日本機械学会鳥取地方講演会 (中国四国支部・九州支部 合同企画) (鳥取大学, 2006年11月11日(土)) 大西善元 (鳥取大工), 藤 貴洋 (鳥取大院)
- 8) 「内部構造をもつ同軸円筒状凝縮相間の蒸発・凝縮流に対する漸近理論解析」 An asymptotic analysis on flows of a vapor between the cylindrical condensed phases with internal structures) 日本機械学会鳥取地方講演会 (中国四国支部・九州支部 合同企画) (鳥取大学, 2006年11月11日(土)) 大西善元 (鳥取大工), 藤 貴洋 (鳥取大院)
- 9) 「2次元蒸発・凝縮流のシミュレーション解析 — 凝縮相のもつ有限熱伝導性の影響 —」 (A simulation analysis on two dimensional evaporation and condensation flows of a vapor — the effects of the finite thermal conductivity of the condensed phase —) 第20回数値流体力学シンポジウム CFD20 (名古屋大学), 2006年12月18日(月) -- 20日(水) 大西善元 (鳥取大工), 村山太一 (鳥取大院), 大西 元 (金沢大工)
- 10) 「同軸円筒状凝縮相間の蒸発・凝縮流における凝縮相の有限熱伝導性と潜熱の影響について」 (On the effects of the thermal conductivity of the condensed phase and the latent heat on evaporation and condensation flows of a vapor between the cylindrical condensed phases) 第20回数値流体力学シンポジウム CFD20 (名古屋大学), 2006年12月18日(月) -- 20日(水) 大西善元 (鳥取大工), 藤 貴洋 (鳥取大院)
- 11) 「有限熱伝導性をもつ円筒状凝縮相からの強い蒸発流の流体力学的定式化に基づくシミュレーション」
(On simulation of strong evaporation flows of a vapor from the cylindrical condensed phase with finite thermal conductivity based on the fluid dynamic formulation) 中国四国支部 第45期総会・講演会, 徳島大学工学部 (徳島市), 2007年3月7日(水) 大西善元 (鳥取大工), 岸本健治 (鳥取大院) 日本機械学会 若手研究・技術者優秀講演賞 (フェロー賞) 受賞
- 12) 「スロートをもつ管内の圧縮性粘性流のシミュレーション」 On simulation of compressible flows of a viscous fluid through a channel with a throat) 中国四国支部 第45期総会・講演会, 徳島大学工学部 (徳島市), 2007年3月7日(水) 大西善元 (鳥取大工), 尾崎伸一 (鳥取大院)

垂直着陸ロケットの底面空気力発生メカニズムに関する数値計算

Numerical Investigation on Aerodynamic Characteristics for Vertical Landing Rocket Hovering
in Ground Effect

● 研究グループ

研究代表者：青山学院大学，藤松信義(fujimatu@me.aoyama.ac.jp)

● 計算の目的

垂直着陸型ロケットは逆噴射によって自重とバランスを取りながら軟着陸する。機体が地面効果を受ける高度にあるとき、機体の空気力特性は非線形となり、ノズル推力を失うほどの力が生じる場合もある。本研究は垂直着陸ロケットの底面空気力発生メカニズムを明らかにすることを目的としている。数値計算によって空気力特性、機体底面流れを詳細に調べる。流れの方程式、機体の運動方程式を同時に解き、燃焼室圧力制御則を組み込むことで、着陸時の機体の運動特性を調べる。

● 研究の概要

流れの基礎方程式は2次元軸対称 Navier-Stokes 方程式とした。計算領域はノズル領域 1, 機体底面 2, 遠方場 2 の合計 5 つの領域に分割している。流れの計算結果から機体に作用する軸方向空気力を求めて、運動方程式を解いた。目標の着陸速度を定めて、PDI 制御により燃焼室圧力を変化させた。連成解析手法として、流れの基礎方程式とロケットの運動方程式を交互に解く Loosely Coupling 法を用いた。制御パラメータを変化させて計算を行なった。機体底面の角部分をカットすると、地面近傍での空気力特性は改善されることが分かっている。形状の違いによって、制御特性の変化を調べるために、角部分をカットしない場合と、カットした場合について比較を行なった。

● 今年度の研究成果の概要

高度 $h/r=0.5$ における機体底面流れのマッハ数分布を Fig.1 に示す。機体底面の角部をカットした形状の計算結果である。噴流は超過膨張のためノズル壁面から剥離した流れである。噴流せん断層は一般的に不安定であるため自励振動する。そのため、せん断層から大規模な渦構造が生じる。Figure 2 に機体高度と軸方向速度の時間履歴を示す。機体底面角部をカットしない場合(Normal)と角部をカットした結果(Edge cut)を示してある。制御速度を $v_r = -1.4 \times 10^{-3}$ (-0.5m/s)とした。機体は着陸速度を増しながら地面に近づいていく ($T=0$)。 $T=140$ でいずれのケースにおいても目標速度に達しているが、Normal は $T=250$ 、Edge cut は $T=290$ 以降、目標速度から外れる。その理由は、機体高度によって変化する底面空気力に対して、制御パラメータを固定しているためだと考えられる。Normal の場合、 $h/R < 0.4$ になると機体を地面に引き寄せる空気力が強くなる。そのため $T=375$ 以降、目標速度を維持することが出来ていない。一方、Edge cut の場合は Normal よりも地面近傍の空気力特性が改善されるため、目標速度から大きくずれることなく着陸高度に達する。

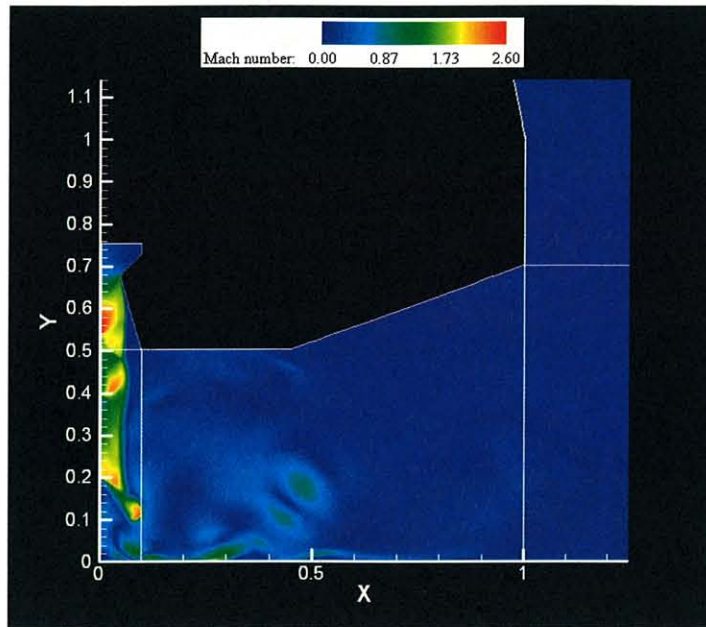


Fig.1 Flow fields around the vehicle (Edge cut, $h/R=0.5$).

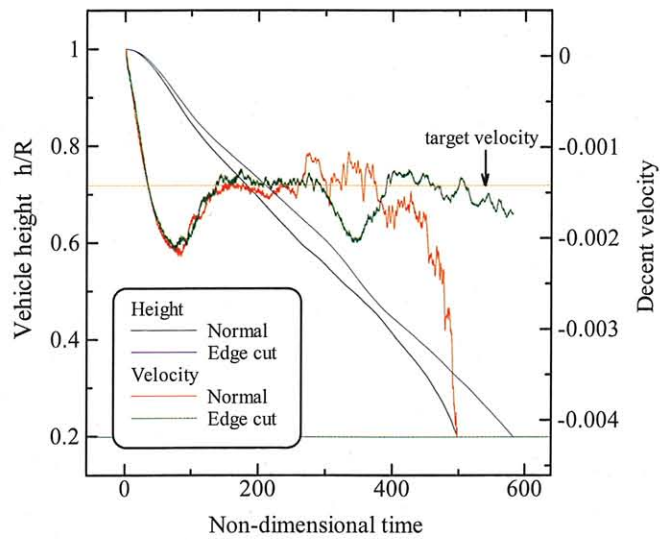


Fig.2 Time histories of vehicle height and decent velocity.

気泡流乱流の高精度直接数値解析

Direct Numerical Simulation of Turbulent Bubbly Flows

● 研究グループ

研究代表者：東京大学大学院 工学系研究科，松本洋一郎(ymats@mech.t.u-tokyo.ac.jp)
 研究分担者：東京大学大学院 工学系研究科，高木 周(takagi@mech.t.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学 インテリジェントモデリングラボラトリー，Xiaobo Gong
 (xgong@fel.t.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学大学院 工学系研究科，福多将人(fukuta@fel.t.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

ロケットエンジン LE-7A に用いられている液体燃料ポンプのインデューサにおいて問題となった、キャビテーションサージや旋回キャビテーションなどのキャビテーションを伴う不安定現象について、これまでに実験的、理論的考察が試みられているが、これらは実験的計測が非常に困難であり、理論的にはシートキャビテーションからのクラウドの放出というような非定常現象が考慮されていないなどの理由によって十分に詳細な知見が得られていない。そのため、現象の非定常挙動を捉えることが可能な高精度数値計算による流れ場の再現が望まれている。インデューサ等の流体機械における単相流れは非常に高レイノルズ数であるものの、乱流モデルの導入と計算機の発達により妥当な 3 次元非定常解析が可能となってきている。これに対しキャビテーションを伴う流れは、流れ場中に多数の気泡を含む気泡流乱流であり、そのような流れに対する適切なキャビテーションモデルおよび乱流モデルは未だ構築されていない現状がある。キャビテーションは、液体中に存在する微小気泡核が周囲の流体力学的环境の変化によって急激に成長、収縮、崩壊する現象であり、流れ場においてはミクロスケールで個々のキャビテーション気泡の体積・並進運動、メゾスケールでは気泡間相互作用や、気泡群と流れの渦運動の干渉といった、マルチスケール構造を有している。そこで本研究では、ミクロな気泡力学に基づいたマルチスケールモデルを構築し、数値解析による流れ場の再現によりマクロスケールでのキャビテーション不安定現象を明らかにすることを目的としている。また、スケール間干渉に関する物理モデルを構築することは、単に数値計算による現象の再現を可能とするだけでなく、対象とする物理現象における支配要因を明確にすることでもあり、キャビテーション現象に関して重要な知見を与えるものである。

● 研究の概要

本研究は、水中に多数の気泡を含む気泡流現象を数値計算により解析するとき用いられる、個々の気泡運動に対する平均化モデルの構築を目的としている。平均化方程式を用いて気泡流現象を解析するためには、単一気泡に働く力の高精度な記述が必要となる。ここでは特に、界面活性剤溶液中で現れるマランゴニ効果に着目しており、このときの気泡挙動の変化、気泡に働く力の変化を、界面活性剤の吸着・脱離過程まで考慮した直接数値計算により評価した。マランゴニ効果が働くとき気泡表面は、純水中ではせん断応力ゼロのフリースリップ面であったのが、表面に吸着した界面活性剤の濃度分布に伴って接線方向せん断応力が発生するように境界条件が変化し、気泡挙動に対して大きく影響することで知られている。例えば、静止流体中を上昇する気泡はマランゴニ効果によって、その上昇速度が大きく低下することが実験により示されている。また、チャンネル内上昇流中での気泡に関しては、界面活性剤の添加によって壁面への集積傾向が消失することが観測されている。このような気泡挙動に対するマランゴニ効果を、気泡形状に沿った境界適合格子法により解析し、本研究では、せん断流中で気泡に働く揚力の変化に関して議論している。

● 今年度の研究成果の概要

本研究で解析対象としたのは、Fig.1 に示した単純せん断流中の気泡に働く揚力に対する、界面活性剤の影響である。解析手法として、変形の効果を無視した球形気泡を仮定し、気泡表面に働く応力を直接計算することの可能な、気泡形状に沿った格子を計算領域に生成する境界適合格子法を採用している。

単純せん断流中の球に働く揚力に関しては、近年の計算機性能の向上に伴い、定量的な評価がなされている。表面でせん断応力ゼロの境界条件を課した純水中の気泡に対しては、Legendre & Magnaudet (1998)[1]によって、広いレイノルズ数領域 ($0.1 \leq Re \leq 500$) における高精度数値計算により求められており、また、表面で滑り速度ゼロのノースリップ面を課した剛体球に対しては、Bagchi & Balachandar (2002)[2]が行った数値計算によって、トルクフリー条件を満たすための剛体球の回転の影響まで考慮した詳細な解析がなされた。これら2つの解析結果を比較すると、 $Re \sim 100$ においては、剛体球に働く揚力は気泡に働く揚力に比べて非常に小さいことが分かる。界面活性剤溶液中での気泡表面には、接線方向に表面濃度勾配によるせん断応力が発生し、表面が十分に汚れたとき表面がノースリップ面となることから、溶液中の気泡に働く揚力はマランゴニ効果によって大きく低下することが考えられる。本研究では、マランゴニ効果を考慮した直接数値計算を行い、このときの揚力変化を解析することを目的とした。

気泡レイノルズ数は100とし、本研究では特に、界面活性剤の吸着量と脱離量の比を表すラングミュア数の影響の解明に重点を置いた。これは、吸着・脱離特性を表す吸着平衡定数が界面活性剤の種類によって大きく異なり、これによるラングミュア数の変化が気泡の表面濃度分布の決定に大きく関わっているためである。ラングミュア数をパラメーターとした数値計算の結果、ラングミュア数の増加、即ち、表面からの脱離量の低下は、定常状態において気泡表面における界面活性剤吸着量の増加をもたらした。このとき、高い表面濃度及び表面濃度勾配が得られるため、表面に大きなマランゴニ応力が発生する。そのため表面速度が大きく低下し、Fig.2 に示すように、気泡に対する抗力係数の増加と揚力係数の低下がみられた。このときの揚力係数に対する圧力、粘性応力の寄与に関しては、大きな揚力の働く低ラングミュア数領域では圧力の寄与が粘性応力の寄与に比べて圧倒的に大きくなることが分かった。また、脱離量が十分小さい高ラングミュア数条件では揚力係数が負となったことから、マランゴニ効果により揚力の向きが逆方向に変わる negative lift が発生するという結果が得られた。このとき、揚力に対する圧力の寄与はほぼゼロにまで低下しており、粘性応力の寄与が支配的となった。

ラングミュア数が大きくなり、表面上流側でせん断応力ゼロのフリースリップ面を保ったまま下流側で滑り速度ゼロのノースリップ面が現れたとき、気泡表面における境界条件は Stagnant cap model と呼ばれるモデルで近似することができる。そこで、計算結果から気泡表面のフリースリップ面とノースリップ面の境界位置を算出し、ノースリップ面の大きさとそのときの気泡に働く揚力の関係を求め、結果を Stagnant cap model を用いた計算結果[3]と比較した。ただし、Stagnant cap model においては、フリースリップ面とノースリップ面の境界位置は流れ方向の軸回りで対称としている。これより、本計算により得られた揚力は、同程度のサイズのノンスリップ面を有する Stagnant cap model の場合より最大で2倍程度大きくなるという結果が得られた。これは濃度分布の非軸対称性に起因する現象と考えることができる。気泡表面に吸着した界面活性剤は流れのせん断により僅かに非軸対称な濃度分布を形成し、流れ場の非対称性を増大させる。これにより気泡表面に作用する圧力の非対称性が増大して揚力に対する圧力の寄与が大きくなり、軸対称濃度分布を仮定した Stagnant cap model に比して大きな揚力を生み出す結果となった。従って、濃度分布の非軸対称性は気泡に働く揚力に対して大きく影響し、この効果は無視し得ないことが分かった。

以上の解析より、気泡に働く揚力は界面活性剤の影響を受けて低下し、 $Re = 100$ においては表面が十分に汚れたとき、純水中の気泡とは逆方向の小さい揚力が働くことが分かった。また、揚力に対する濃度分布の非軸対称性は、方位角方向で数度程度の僅かな非対称であるが、有意な影響をもたらしており、その効果は無視できないことが分かった。今後は、気泡に働く抗力と揚力に対する界面活性剤の影響をモデル化し、気泡挙動に対する平均化方程式に適切に組み込むことで、より高精度な気泡流モデルを構築したい。これにより、気泡流現象のより詳細な解析が可能となると考えられる。

参考文献

- [1] D. Legendre and J. Magnaudet, 1998, "The lift force on a spherical bubble in a viscous linear shear flow", *J. Fluid Mech.*, 368, pp.81-126.
- [2] P. Bagchi and S. Balachandar, 2002, "Effect of free rotation on the motion of a solid sphere in shear flow at moderate Re ", *Phys. Fluids*, 14, pp.2719-2737.
- [3] M. Fukuta, S. Takagi and Y. Matsumoto, 2005, "The effect of surface velocity on lift force for a spherical bubble in a linear shear flow", *Theoretical and Applied Mechanics Japan*, 54, pp.227-234

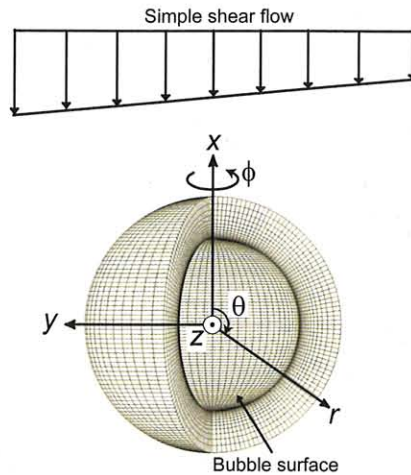


Fig.1 Grid near a bubble and coordinate system.

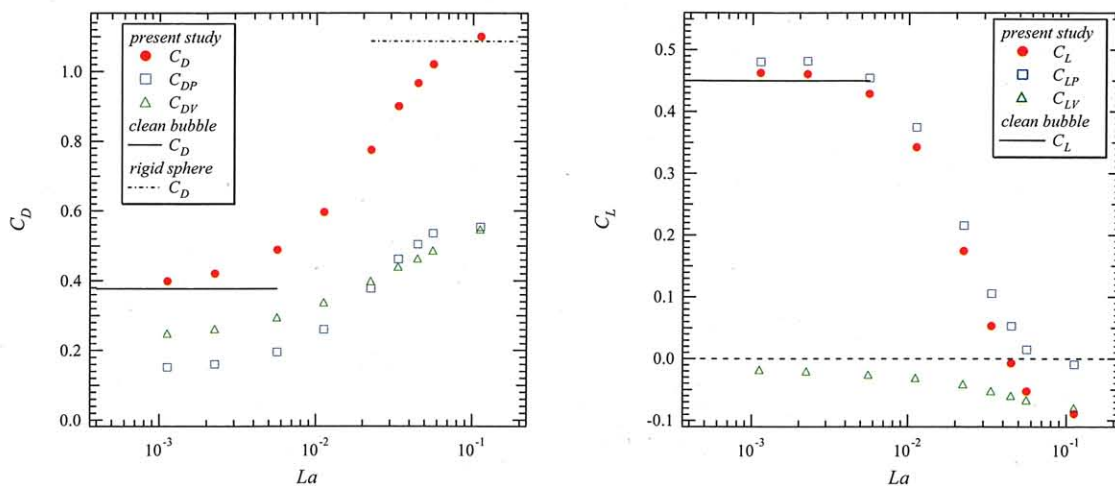


Fig.2 Drag coefficient (left figure) and lift coefficient (right figure) for a contaminated bubble in a simple shear flow.

● 研究成果の公表状況

- 1) X. Gong, S. Takagi and Y. Matsumoto, "A discussion on the effect of bubble induced liquid velocity on the mass transfer performance of bubbles in bubble plumes", 59th Annual Meeting of the APS Division of Fluid Dynamics, November 19-21, 2006, Tampa Bay, Florida (口頭発表).

相対論的に膨張する磁気アーケード中における粒子加速

Particle Acceleration by Relativistic Expansion of Magnetic Arcades

● 研究グループ

研究代表者：千葉大学大学院 自然科学研究科，宮路茂樹(miyaji@astro.s.chiba-u.ac.jp)

研究分担者：千葉大学大学院 自然科学研究科 数理工物性科学専攻，高橋博之

(takahasi@astro.s.chiba-u.ac.jp)

● 計算の目的

強磁場天体における磁気エネルギー解放は軟ガンマ線リピータ，ブラックホール候補天体等で観測されるフレアの起源になっている可能性がある。そこで太陽フレアのモデルを適用することにより相対論的に膨張する磁気アーケード中における磁気エネルギー解放と粒子加速過程を相対論的プラズマ粒子コードで調べた。

● 研究の概要

磁気アーケード中に形成されるカレントシートでの磁気エネルギーの散逸と粒子加速を追うために，2次元相対論的 Particle-In-Cell シミュレーションを行った。初期の磁場形状は Mikic et al.(1988)の太陽フレアモデルを用い，磁気ループのフットポイントで，シア運動を $\vec{E} = -(\vec{V} \times \vec{B})/c$ の形で入れた。シア速度の大きさは $0.3c$ とした。c は光速である。プラズマは電子，陽電子プラズマを仮定し，初期に空間的に一様分布しているとして重力は無視した。初期のプラズマの温度は $k_B T = 0.01 m_e c^2$ とし，磁気エネルギー密度とプラズマの静止質量エネルギー密度の比を 1 とした。

● 今年度の研究成果の概要

磁気ループのフットポイントから捻れを注入すると，磁気ループは捻られ，磁気エネルギーを蓄えて膨張する。膨張速度は $0.3c$ 程度まであがる。磁気ループ内ではカレントシートが作られ，カレントシート中ではループ面内の磁場に比べ，シア運動によって作られたループ面に垂直な磁場が優勢となり，カレントシートは捻られた磁場の磁気圧によって支えられる。カレントシートの厚さがラーモア半径程度になると磁気リコネクションを起こし，プラズモイドが噴出する。その速度は $0.8c$ 程度である。リコネクションポイントではループ面を貫く方向に強い電場が発生するため，粒子はこの方向に加速される。

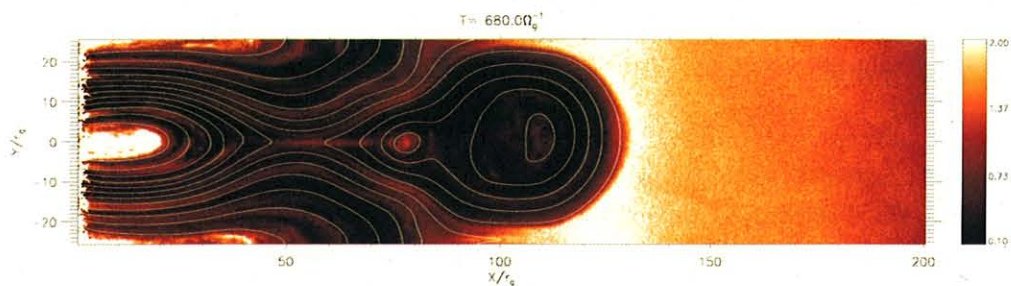


図1 $T = 680 \Omega_g^{-1}$ のスナップショット (Ω_g は電子のジャイロ振動数)。カラーは密度 n/n_0 ，線は磁力線を表す。

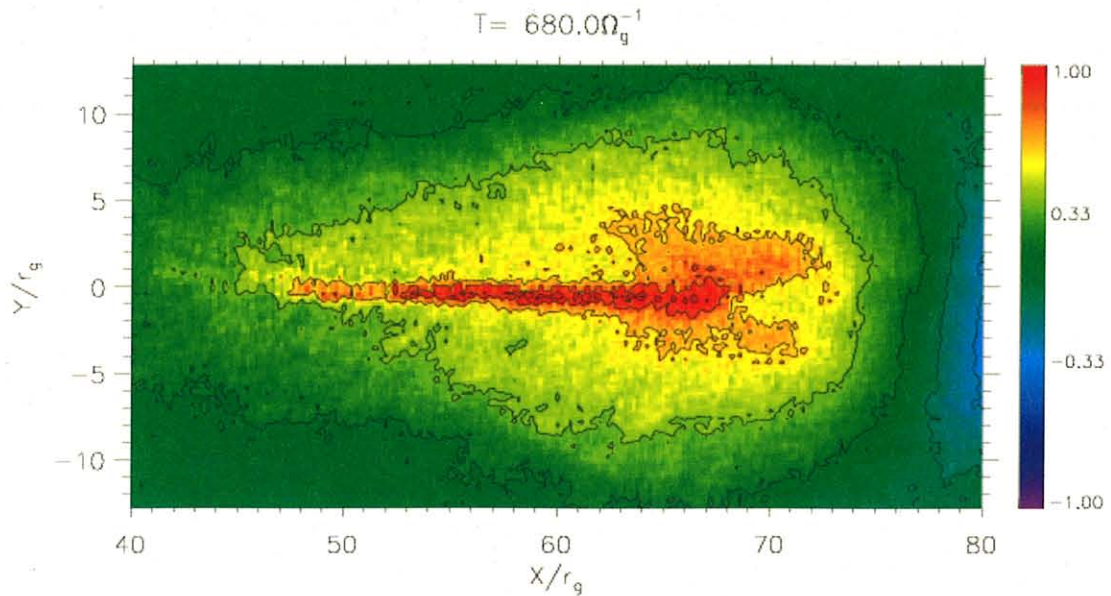


図2 $T = 680\Omega_g^{-1}$ でのリコネクションポイントの拡大図. カラーは $E_z / |\vec{B}|$. 線はそのコンターを表す.

● 研究成果の公表状況

- 1) H. Takahashi, E. Asano, R. Matsumoto, 'Particle Acceleration by Relativistic Expansion of Magnetic Arcades', 'The Second East-Asia Numerical Astrophysics Meeting', November 1-3, 2006, Daejeon, Korea, Poster
- 2) H. Takahashi, E. Asano, R. Matsumoto, 'Particle Acceleration by Relativistic Expansion of Magnetic Arcades', 'The Extreme Universe in Suzaku Era', December 4-8, 2006, Kyoto, Poster

空気吸い込み式エンジンの機体搭載性の検討

Evaluation of Air-Breathing Engine and Hypersonic Aircraft Integration

● 研究グループ

研究代表者：慶應義塾大学 理工学部 機械工学科，松尾亜紀子(matsuo@mech.keio.ac.jp)

研究分担者：慶應義塾大学大学院 理工学研究科 開放環境科学専攻，

宮本秀正(mr061915@hc.cc.keio.ac.jp)

● 計算の目的

2035年を目標に実用化が目指されている次世代型極超音速航空機に用いられる推進機関として、極超音速予冷ターボエンジンの各コンポーネントの要素研究が行われている、本研究では数値解析を用いてエンジン最後部のプラグノズルの性能評価及び設計最適化を行う。さらに、エンジンを機体に搭載させた際の全機周りの流れ場の解析を行い、その性能評価を行うことを最終目的とする。

● 研究の概要

本研究では予冷ターボエンジンの要素研究の一環として、小型予冷ターボエンジンへの搭載を目的とした矩形プラグノズル（以下 JAXA ノズル）の実飛行条件を考慮した数値解析を行い、その単体及び双発作動での性能評価を行った。また、プラグノズルの基礎研究として特性曲線法を用いて設計された理論形状プラグノズル（以下 Contour ノズル）に関する数値解析を行った。ここでは、プラグノズルは軽量化が近年の課題となっていることからノズルのランプ短縮効果に関する解析を行った。さらに、プラグノズルは未だ実用化に至っておらず実飛行条件を考慮した性能評価が必要とされていることから、様々な高度・速度での飛行状態を考慮したノズルの性能評価を行い、一部の飛行条件で確認された推力性能低下の軽減方法を提案した。

解析は全て3次元粘性計算とし、気体種（水素-空気燃焼ガス，空気）を考慮した。また、複雑形状の計算対象を構造格子を用いて解く手法として3次元重合格子法を用いて計算を行った。

● 今年度の研究成果の概要

① 予冷ターボエンジン用プラグノズル（JAXA ノズル）の性能評価

小型予冷ターボエンジン搭載のプラグノズルの流れ場を数値解析を用いて再現し、その性能評価を行った。以下に概要をまとめる。

- ・離陸、低空飛行条件ではランプ中心部で流れがはく離し排気流は高温となったが、飛行マッハ数 5.0 の極超音速巡航・高空飛行条件でははく離はなく、急激な膨張によって排気流が低温となり、排気速度は 2500m/s を上回った（図 1）。
- ・内部ノズルのスロートの可変機構段差形状による排気流の全圧保持率低下は 0.03 程度となり、ノズル出口面においていずれの作動状態でも全圧保持率 0.94 以上を維持した。（全圧保持率 1.00 で損失なしの最大値）
- ・グロス推力効率は飛行マッハ数 5.0 の巡航状態で 0.914，離陸状態で 0.891 となった。理論形状ノズルとの比較では、離陸時を除き飛行中における推力効率は側壁を有する Contour ノズルと大差なかった。
- ・排気流同士の干渉による推力への寄与は少なかった。

② 理論形状プラグノズル (Contour ノズル) に関する研究

A. 理論形状矩形プラグノズルのランプ短縮効果に関する数値解析

特性曲線法に基づき設計された設計圧力比 12 のランプ短縮矩形プラグノズルに関する 2 次元および 3 次元数値解析を地上静止条件設定の上で行い、以下の結論を得た。

- 2 次元的な流れ場ではカウルリップからの膨張扇の波尾がベース下流下壁面の高圧力点より上流に入射すると循環領域は開いた形態となり、下流に入射すると閉じた形態となった。その遷移は作動圧力比 7 付近で起こった。
- 3 次元解析では遷移作動圧力比 10 付近となり 2 次元の場合よりも大きく、閉じた循環領域の形状はコの字型となった。(図 2)
- 2 次元解析では推力効率は循環領域の遷移作動圧力比で極小となるが、3 次元解析では不連続的な減少のみが観察された。

B. 実飛行条件を考慮した理論形状矩形プラグノズルの性能評価と性能低下改善方法の提案

設計圧力比 96 (極超音速機のマッハ 5 飛行時のノズル作動圧力比) および 19 の理論形状プラグノズルの実飛行条件を考慮した 2 次元数値解析を行い、以下の結論を得た。

- プラグノズルは、地上静止および極超音速飛行状態では高い推力効率を示したが、遷音速飛行領域では排気流のショックセルが外部流によって崩壊することにより著しく推力効率係数が低下した。(設計圧力比 96 のノズルで 10% 程度まで低下した)
- プラグノズルの設計圧力比は巡航状態のノズル作動圧力比よりも意図的に小さくした方が、小さなノズル寸法で巡航状態において高い推力効率を得られ、かつ遷音速飛行での推力低下が軽減できるという理由から有利であるということがわかった。

遷音速飛行での推力効率の低下は、ノズルにスリット付きの延長カウルを装着することによって設計圧力比 19 のノズルで最大 2.9% 改善された。但し、スリットの厚みの変化は顕著な結果の違いには繋がらなかった。

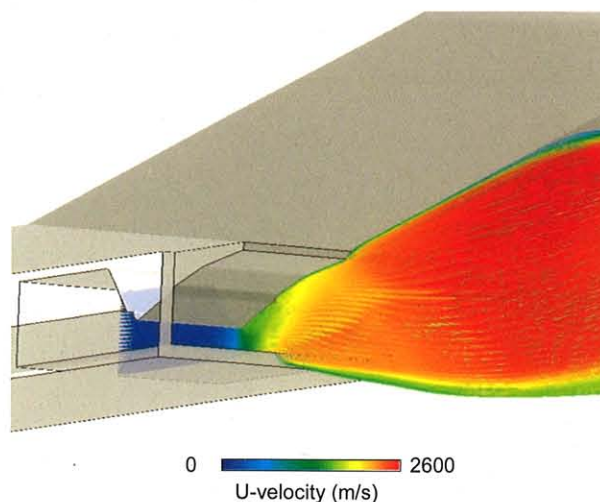


図 1 巡航状態 (飛行マッハ数 5) におけるノズル排気流流線と速度分布

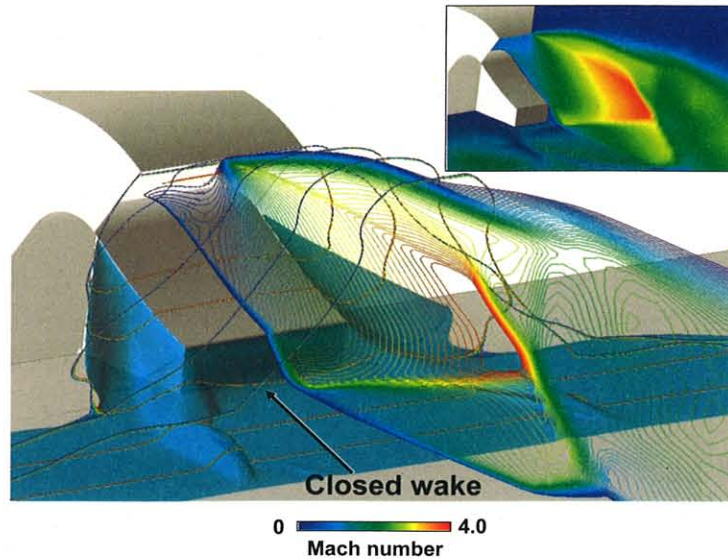


図2 ランプ短縮を行った理論形状プラグノズルの流れ場

● 研究成果の公表状況

- 1) 宮本秀正, 松尾亜紀子, 小島孝之, 田口秀之, “飛行経路による条件変化を考慮した極超音速機用リアスパイクノズルの性能評価”, 平成 18 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2007 年 1 月, 口頭発表・和文
- 2) H. Miyamoto, A. Matsuo, T. Kojima, H. Taguchi, “Numerical Analysis of Rectangular Plug Nozzle Considering Practical Geometry and Flow Conditions”, AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, U.S.A, January 2007, 口頭発表・英文

柔らかい壁面による流体摩擦抵抗低減メカニズムの解明

Numerical Investigation on the Effect of Compliant Surface for Friction Drag Reduction

● 研究グループ

研究代表者：青山学院大学, 三栖 功(misu@me.aoyama.ac.jp)

研究分担者：青山学院大学, 藤松信義(fujimatu@me.aoyama.ac.jp)

● 計算の目的

シリコンゴムのような柔らかい材料の表面を流れる流体摩擦抵抗は、硬い金属材料のそれに比べて小さくなることが知られている。イルカが水中を高速で遊泳できる理由も柔らかい表皮を持つためであると考えられている。しかし、実験的に壁面変位を計測することは困難であるなどの理由から、摩擦抵抗低減メカニズムは明らかにされていない。一方、数値計算は格子点に物理量が定義され、流れと壁面変位の詳細な情報が得られると考えられる。本研究は、流体と構造を連成した解析を行い、柔らかい壁面による摩擦抵抗低減メカニズムを明らかにすることを目的としている。

● 研究の概要

流れの基礎方程式は3次元 Navier-Stokes 方程式であり、LES(Large Eddy Simulation)を用いて数値計算を行なった。柔軟壁面はバネマスダンパ系でモデル化を行い、壁面の運動は各格子点について運動方程式を解いた。流れと壁面の運動の連成は Loosely Coupling 法を用いた。柔軟壁面を持つ $Re_\tau = 125$ のチャンネル流れを数値計算した。柔軟壁面のヤング率は $E=10^2 \sim 10^5 \text{Pa}$ まで変化させた。損失正接 $\tan \delta$ は 0.2、壁面厚さは 5mm で固定した。

● 今年度の研究成果の概要

柔らかい壁面の摩擦抵抗は固体壁面のそれよりも小さくなること、柔らかい壁面近傍では渦度が弱まることが分かった(Fig.1)。ヤング率 E が小さくなるほど壁面の振幅が増大し、摩擦抵抗低減効果が高まる。壁面の運動と壁近傍の流れとの関係を調べるために、両者の位相角を調べた。Figure 2 はヤング率に対する壁面変位 d と速度変動 v の位相角を示している。摩擦抵抗低減効果が最も高かった $E=10^3$ では位相角が約 $\pi/2$ であった。この結果は壁近傍の渦を打ち消すように壁面が運動していることを意味する。Choi らによって提案された壁面を active control する摩擦抵抗低減法として V-Control Algorithm があるが、柔軟壁面はそれと類似した動きをしていると考えられる。壁面の物性値を適当に変更することで、効果的に摩擦抵抗を低減できる可能性がある。

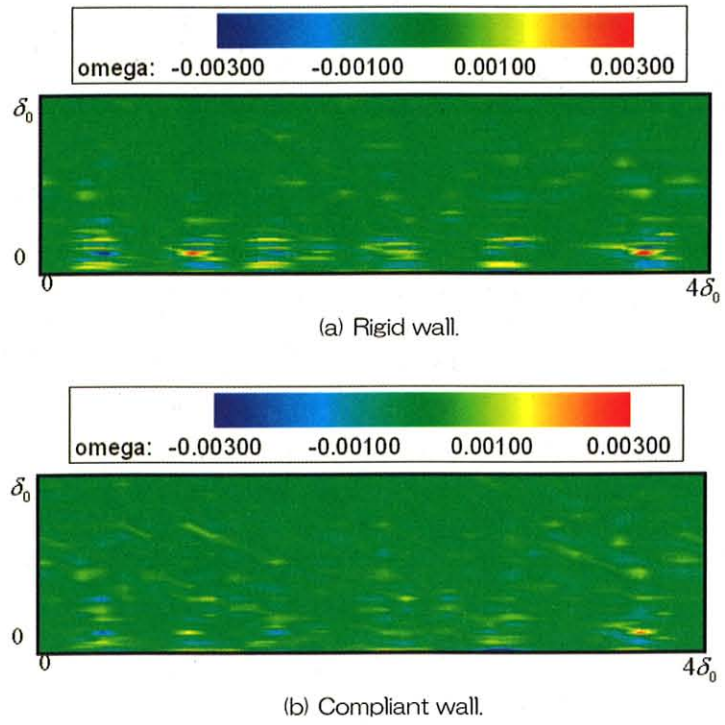


Fig.1 Instantaneous vorticities over rigid wall and compliant wall.

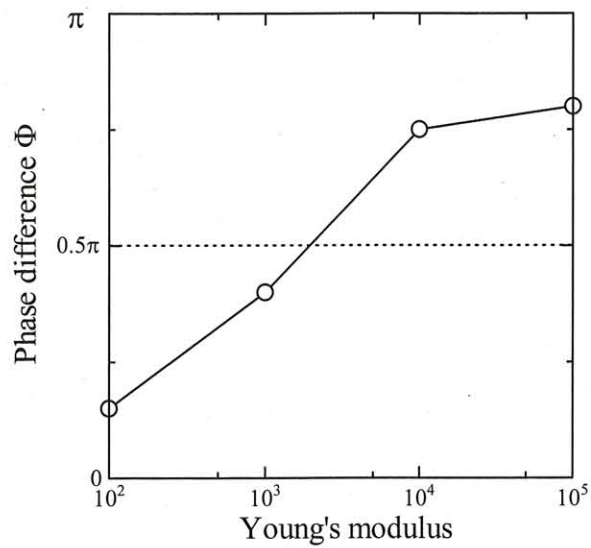


Fig.2 Phase angle of wall-normal velocity to wall displacement ($E=10^3$, $\tan \delta = 0.2$).

無衝突衝撃波近傍における荷電粒子の加速・加熱に関する数値実験

Simulation studies on acceleration/heating processes of charged particles
in the vicinity of collisionless shock waves

● 研究グループ

研究代表者：九州大学大学院 総合理工学研究院, 松清修一(matsukiy@esst.kyushu-u.ac.jp)

● 計算の目的

1. 無衝突衝撃波遷移層で励起される微視的不安定性のパラメータ依存性を調べる. 特に, 不安定性に伴う粒子の加速・加熱効率に注目した議論を行う.
2. 相対論的衝撃波周辺で励起される大振幅アルフヴェン波の長時間発展と荷電粒子の加速過程を調べる.

● 研究の概要

高マッハ数衝撃波において, 遷移層で局所的に励起される微視的不安定性が, プラズマの非断熱的な加速や加熱に寄与することはよく知られている. 近年, 超新星衝撃波などの超高マッハ数衝撃波における粒子加速の様子が詳しく調べられているが, 一方で太陽系内で直接観測が期待される衝撃波のパラメータはこれとは大きく異なる. 特にマッハ数の違いは大きく, このため太陽系内の衝撃波と高エネルギー天体衝撃波とは, 主要な粒子加速機構も異なるはずである. 本研究では, 太陽系内においてその場観測が期待される衝撃波と高エネルギー天体における相対論的衝撃波のそれぞれに対して, その近傍で励起される波動と荷電粒子の相互作用を調べる.

● 今年度の研究成果の概要

超臨界準垂直衝撃波を1次元フル粒子シミュレーションで再現し, 遷移層で励起される変形2流体不安定性の特徴とそれに伴う粒子加速・加熱過程, さらにそれらが衝撃波再形成過程に与える影響を議論した. この際特に, 衝撃波角, マッハ数を様々に変え, パラメータ依存性に注目した解析を行った. 入射プラズマのマッハ数を4~10まで変化させて計算を行ったが, いずれの場合も遷移層において変形2流体不安定性を観測した. マッハ数を固定して衝撃波角を変化させた計算では, 線形解析から予想されるように, 有限の衝撃波角 ($< 90^\circ$) において不安定波動の振幅が極大となる. これに伴い電子の沿磁力線方向の加熱が顕著となり, 下流での分布関数は等方的かやや沿磁力線方向の電子温度が卓越する. 一方, 不安定性の起きないケースでは断熱加熱のみが働くので, 下流では磁力線垂直方向の電子温度が卓越する. 遷移層の空間スケール (L) を衝撃波再形成過程の数周期に渡って測定したところ, その平均値 (L_{ave}) と L の揺らぎの平均的周期 (τ) すなわち再形成過程の周期は, 共に不安定性による波動の励起が顕著なときに大きくなることが分かった. 衝撃波再形成過程の時間・空間スケールは反射イオンのジャイロ運動により支配される. 詳細な軌道解析によって, 一部の反射イオンが, 不安定性によって生成されたイオンホールとの相互作用でそのジャイロ位相を乱されることで, 結果として上流域に長時間滞在することが L_{ave} および τ の増大の原因であることが分かった. またその結果, 不安定性の励起が顕著な場合の方が, 動的電場によって加速されるイオンのエネルギーも大きいことが分かった (図1).

相対論的平行衝撃波上流域などに普遍的に存在すると考えられる相対論的アルフヴェン波のパラメトリック不安定性を1次元フル粒子シミュレーションで再現し, 波の崩壊に伴う粒子加速を議論した. 相対論的電子-陽電子プラズマ中に単色円偏波のアルフヴェン波を与えその長時間発展を観測したところ, 変調不安定性と崩壊不安定性を同時に起こして短時間のうちに多波長のサイドバンドが生成された.

時間が経つと崩壊不安定性のみが継続的に進行し、次第に低周波モードが卓越するが、この際一部の相対論的粒子が選択的に加速を受けることが分かった。不安定性の発展過程において、波と共鳴して加速された粒子は、相対論的に重くなるためそのジャイロ周波数が減少する。一方で、波のエネルギースペクトルのピークは時間と共に低周波側にシフトするので、ひとたび加速されて重くなった粒子を選択的に選んでさらに加速する。親波の振幅を背景磁場と同程度にとった場合 ($\Omega_e/\omega_{pe} = 0.1$)、被加速粒子の最大エネルギーはローレンツ因子にして 20 以上にまで達することを示した (図 2)。

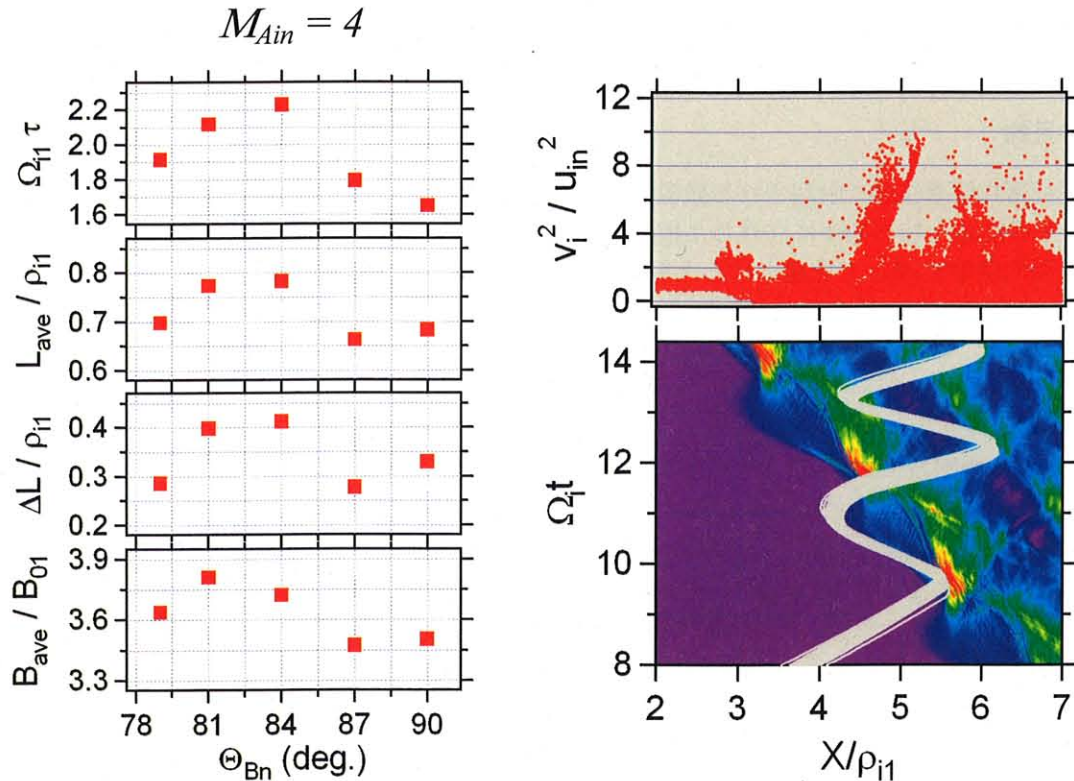


図 1 (左) 上から、衝撃波再形成過程の時間周期 (τ)、遷移層の空間スケールの平均値 (L_{ave}) とその標準偏差 (ΔL)、および遷移層の磁場の平均値 (B_{ave})。 (右) 最終時刻におけるイオンのエネルギー分布と磁場 B_z 成分の時間空間発展 (灰色の実線は 100 個の被加速イオンの軌道を示す)。

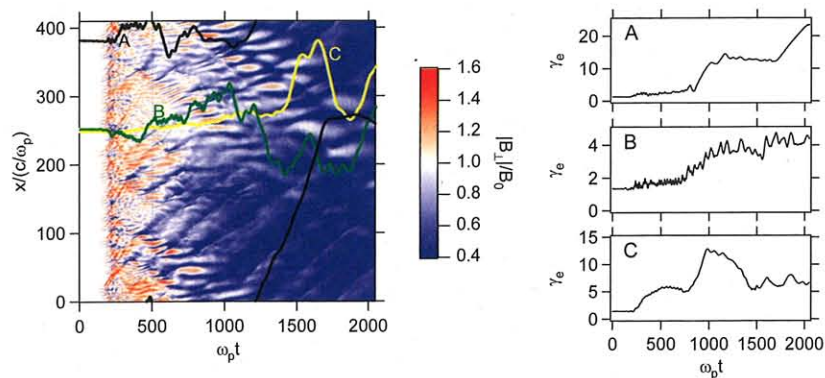


図 2 (左) 磁場揺らぎの振幅の時間空間発展と 3 つの電子の軌道。 (右) 3 つの電子のエネルギー一時間変化。電子 A は 2 段階の加速を受けている。

● 研究成果の公表状況

- 1) On microinstabilities in the foot of high Mach number perpendicular shocks
Shuichi Matsukiyo, Manfred Scholer, J. Geophys. Res., vol. 111, Issue A6, CiteID A06104, DOI 10.1029/2005JA011409, 2006 (論文発表)
- 2) Shock angle dependence of nonstationary behaviour of quasi-perpendicular shocks
Shuichi Matsukiyo, Manfred Scholer, IRCS International workshop on Shock Formation under Extreme Environments in the Universe, Tokyo, Japan, Feb. 2007 (英文・口頭・招待)
- 3) Dissipation in high Mach number shocks: effects of microinstabilities
Shuichi Matsukiyo, Manfred Scholer, U-Tokyo STP Workshop on Shock, Wind, and Nonlinear Waves in Space and Astroplasmas, Tokyo, Japan, Jan. 2007 (英文・口頭)
- 4) Energy dissipation through microinstabilities in the foot of high Mach number quasi-perpendicular shocks
Shuichi Matsukiyo, Manfred Scholer, The Sixth International Workshop on Nonlinear Waves and Turbulence in Space Plasmas (NLW-6), Fukuoka, Japan, Oct. 2006 (英文・口頭・招待)
- 5) Electron heating via multiple instabilities in the foot of a quasi-perpendicular shock
Shuichi Matsukiyo, Manfred Scholer, The 36th Scientific Assembly of the Committee on Space Research, Beijing, China, Jul. 2006 (英文・ポスター)
- 6) 衝撃波の非定常的振る舞いの時間・空間スケールと微視的不安定性
松清修一, Manfred Scholer, H18年度太陽圏シンポジウム, 名古屋市, 2007年1月 (和文・口頭・招待)
- 7) 高マッハ数準垂直衝撃波フット領域における電子加熱, 松清修一, Manfred Scholer, 地球電磁気・地球惑星圏学会第120回講演会, 相模原市, 2006年11月 (和文・口頭)
- 8) 相対論的電子-陽電子プラズマにおけるアルフヴェン波の非線形発展, 松清修一, 羽田 亨, 九州大学理学府 FR プログラム 院生企画シンポジウム, 福岡市, 2006年7月 (和文・口頭・招待)
- 9) 衝撃波遷移領域における微視的不安定性, 松清修一, 名古屋大学太陽地球環境研究所研究集会 STE シミュレーション研究会, 福岡市, 2006年6月 (和文・口頭)
- 10) チュートリアル: 宇宙・実験室における相対論プラズマと粒子加速-最近の話題-, 高部英明, 柴田晋平, 松清修一, 日本地球惑星科学連合 2006年大会 (3学会合同プラズマ科学シンポジウム), 千葉市, 2006年5月 (和文・口頭・招待)
- 11) 高マッハ数準垂直衝撃波フット領域における微視的不安定性, 松清修一, Manfred Scholer, 日本地球惑星科学連合 2006年大会 (3学会合同プラズマ科学シンポジウム), 千葉市, 2006年5月 (和文・ポスター)
- 12) 衝撃波近傍における宇宙線粒子による磁場増幅と宇宙線加速, 長谷川毅, 松清修一, 羽田 亨, 日本地球惑星科学連合 2006年大会 (3学会合同プラズマ科学シンポジウム), 千葉市, 2006年5月 (和文・ポスター)

近接連星系の数値流体力学的研究

Numerical hydrodynamic study of close binary systems

● 研究グループ

研究代表者：神戸大学 名誉教授，松田卓也(tmatsuda312@yahoo.co.jp)
 研究分担者：神戸大学 自然科学研究科，光本 恵(meg@galaxy.biglobe.ne.jp)
 神戸大学 自然科学研究科，猪坂弘(Isaac_jsk@yahoo.co.jp)
 神戸大学 自然科学研究科，大杉幸督(031d820n@stu.kobe-u.ac.jp)
 神戸大学 自然科学研究科，村田浩也(murata@stu.kobe-u.ac.jp)

● 計算の目的

近接連星系の進化を研究するために，近接連星系内で生じるさまざまな流体力学的現象を研究すること。

● 研究の概要

われわれは新しく「分子流体力学法」と名付けた数値計算法を開発して，それをテストした。つぎに近接連星系における星風降着と降着円盤の3次元数値シミュレーションをおこなった。

分子流体力学法は，仮想的な気体分子の運動を計算することにより，その平均値として，流速，密度，温度，圧力などの巨視的量を計算する手法である。ボルツマン方程式の粒子解法である。似た手法であるボルツマン直接法において，平均自由行程を現実の原子・分子によるものではなく，セルサイズ程度に大きくすることにより，希薄気体ではなく，連続流体の運動を計算するようにした手法である。分子流体力学法の特長，利点は以下の通りである。

- 1) 無条件安定。陽的法であるにもかかわらず，クーラン条件などの時間刻みに対する制限がない。時間刻みは長いほど，計算は安定になるという，通常とは逆の性質を示す。大きな時間刻みを取ることの問題点は，精度の低下であるが，それも急ではなく，徐々に起こる。
- 2) 密度，圧力，温度などが決して負にならない。通常保存的差分法などでは，この条件を満たさない。非負性を保証するために，差分法では様々な工夫をする。
- 3) ガリレイ不変性をもつ。これも通常保存的差分法にはない性質である。
- 4) 温度ゼロ，つまりマッハ数無限大のガスを容易に扱える。
- 5) 真空を容易に扱える。流れの境界面，表面を容易に扱える。
- 6) アンサンブル平均をとることにより，小数粒子の計算を多数回行い，多数粒子の計算と同等の結果を得る。このため，並列度は100%になる。
- 7) 粘性は物理的起源である。オイラー方程式を解く場合は，数値粘性になり，ナビエ・ストークス方程式を解く場合は，物理粘性になる。

分子流体力学法は1-3の性質のため，極めてロバストである。

欠点は，粒子数による統計的揺らぎのため，解がなめらかでない。この問題は粒子数を増やすか，アンサンブル平均をとることにより解決できる。

● 今年度の研究成果の概要

新しく開発した分子流体力学法を用いて，さまざまなテスト計算をおこなった。またその手法を用いて，星風降着流と降着円盤の計算を行い，本手法が有効であることを示した。

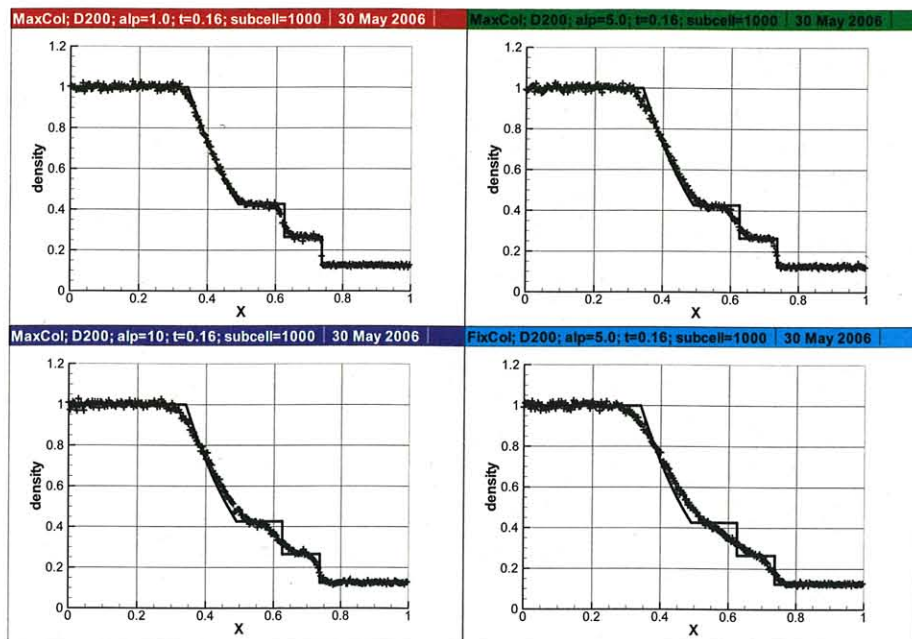


図1 分子流体力学法による Sod による衝撃波管のテスト問題¹⁾. 図は $t=0.16$ における密度分布を示す. 時間刻みの効果を調べた. 時間刻みを $\Delta t = \alpha \Delta x$ とおく. 普通の意味でのクーラン数はほぼ, 2α の程度である. 左上: $\alpha=1$, 右上: $\alpha=5$, 左下: $\alpha=10$ の場合である. これらは最大衝突数法を用いて計算した. 右下は固定衝突数法で $\alpha=5$ の場合である. クーラン数が 10 程度までは, とくに問題はないが, 20 にもなると, 解は鈍る. 最大衝突数法のほうが, 良い結果を与える.

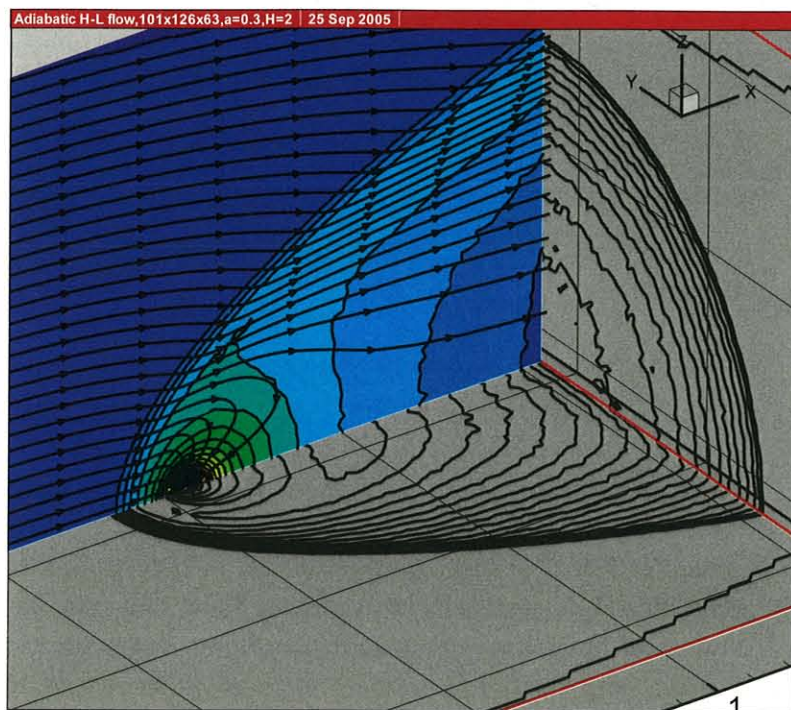


図2 分子流体力学法を用いた星風降着の 3 次元数値シミュレーション¹⁾. 図の左からマッハ数無限大のガスが, 原点にある, 重力を及ぼす天体に吹き付ける. 一部のガスは天体に降着して, 残りは後方(右)に流れ去る. 図では xz 面上に等密度面と流線, xy と yz 面に等マッハ数線を描いた. 結果は有限体積法による過去の計算結果と矛盾しない. もっとも本手法では, 無限大のマッハ数が扱えるが, 通常の方法では, 有限体積法では困難である.

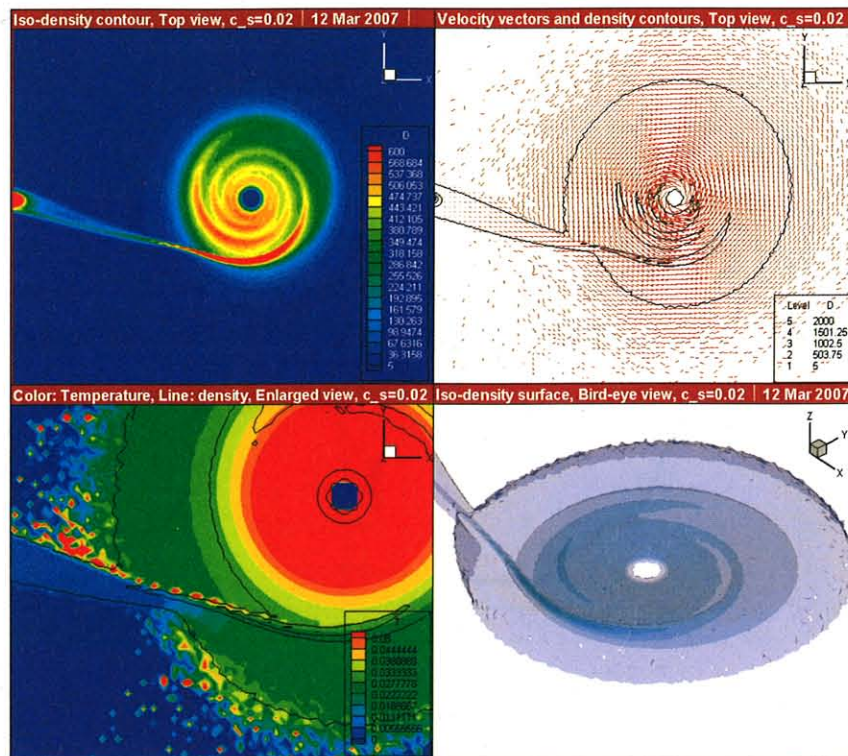


図3 分子流体力学法による降着円盤の3次元数値シミュレーション. 原点に質量降着星があり, 比熱比 1.01 のほぼ等温ガスが左端中央の L1 点から流れ込み, 図中央のコンパクト天体のまわりに降着円盤を形成する. 左上: 公転面上の密度分布. 渦状衝撃波が認められる. 右上: 公転面上の速度ベクトル(赤い矢印)と等密度線(黒い線), 左下: L1 流と円盤が衝突する付近の拡大図. カラーは公転面上の温度分布, 黒い実線は等密度線. 円盤周りの回転流が L1 流と衝突して, パウ衝撃波を形成し, 線上に高温の領域が現れている. これを我々はホットラインと名付ける. 定説は, L1 流が円盤に衝突して衝撃波を作るというホットスポットモデルである. 右下: 透明な等密度面を斜め上から見る. L1 流が円盤に貫入しているようすが, よく分かる. これは, 少なくとも我々の計算したパラメータ範囲では, 定説であるホットスポットモデルではなく, ホットラインモデルになることを意味している.

● 研究成果の公表状況

- 1) Application of Molecular Hydrodynamics to Astrophysical Flows ---Bondi-Hoyle-Lyttleton Accretion Flow---, Isaka, H.; Matsuda, T.; Boffin, H.M.J., Prog. Theor. Phys., Vol. 116 (2006), 1069-1096
- 2) The Formation of Precessional Spiral Density Wave in Accretion Disks and a New Model for Superoutbursts in SU UMa-type Binaries, Bisikalo, D.V.; Boyarchuk, A.A.; Kaygorodov, P.V.; Kuznetsov, O.A.; Matsuda, T., Chin. J. Astron. Astrophys. Vol. 6 (2006), Suppl. 1. 159-163
- 3) Application of the Molecular Hydrodynamics to Accretion Flows, Matsuda, T.; Isaka, H.; Murata, H.; Boffin, H.M.J., Numerical Modeling of Space Plasma Flows: Astronom-2006 ASP Conference Series, Volume 359, Proceedings of the Conference Held 26-30 March, 2006, in Palm Springs, California, USA. Edited by G.P. Zank and N.V. Pogorelov. San Francisco: Astronomical Society of the Pacific., p.270
- 4) Testing and improving the dynamical theory of mass exchange, Bisikalo, D. V.; Matsuda, T., Binary Stars as Critical Tools and Tests in Contemporary Astrophysics, International Astronomical Union. Symposium no. 240, held 22-25 August, 2006 in Prague, Czech Republic, S240, #034

ブラックホール降着流における状態遷移とジェット形成の磁気流体数値実験

Magnetohydrodynamic Simulations of State Transitions and Jet Formation in Black Hole Accretion Flows

● 研究グループ

研究代表者：千葉大学 理学部, 松元亮治(matumoto@astro.s.chiba-u.ac.jp)

研究分担者：国立天文台 理論研究部, 町田真美(mami@th.nao.ac.jp)

松江工業高等専門学校, 中村賢仁(nakamrkn@matsue-ct.jp)

千葉大学大学院 自然科学研究科, 浅野栄治(asano@astro.s.chiba-u.ac.jp)

千葉大学大学院 自然科学研究科, 小田 寛(oda@astro.s.chiba-u.ac.jp)

千葉大学大学院 自然科学研究科, 後藤修一(shuichi@astro.s.chiba-u.ac.jp)

千葉大学大学院 自然科学研究科, 浅井直樹(asai@astro.s.chiba-u.ac.jp)

● 計算の目的

本研究の目的は、3次元磁気流体コードを用いて降着円盤の磁気流体ダイナミクスをシミュレートすることにより、降着円盤内部での磁気不安定性の成長と磁気乱流生成、磁気エネルギーの散逸、円盤から円盤コロナへのエネルギー輸送、熱不安定性の成長に磁場が及ぼす効果等を調べ、ブラックホール降着円盤の時間変動と状態遷移、ジェットの形成機構を明らかにすることである。

● 研究の概要

ブラックホール候補天体はハードなX線を放射するハードステートとソフトなX線を放射するソフトステート間の遷移を示す。ハードステートからソフトステートへの遷移はエディントン光度の10%程度の光度で発生し、ジェットの噴出を伴う。状態遷移に伴い、時間変動スペクトルも変化する。従来の降着円盤理論では角運動量輸送率が未定パラメータになっていたため状態遷移過程を一意的に予測することができず、磁場が円盤のダイナミクスに及ぼす影響も十分考慮されていなかった。本研究では大局的な3次元磁気流体コードを用いてブラックホール降着流の時間発展をシミュレートすることにより、任意パラメータを導入することなく角運動量輸送過程を計算に組み込み、降着円盤の状態遷移とジェットの形成過程を明らかにしていく。

● 今年度の研究成果の概要

円筒座標系3次元磁気流体シミュレーションコードの回転軸付近の精度改善、相対論的磁気流体コードの実装、Flux Limited Diffusion (FLD)近似に基づく輻射磁気流体コード作成などの作業を進めた。初期に降着円盤を貫く回転軸方向の磁場がある場合のジェット形成機構をカーテシアン座標3次元の磁気流体コードを用いて調べ、ジェットと回転軸付近の低密度領域(ファンネル)の境界で非軸対称不安定性が成長してファンネル内にプラズマが供給されること(図1)、円盤内部の磁気レイノルズ数が十分高い場合、円盤が乱流的になり、ジェットはスパイク状に間歇的に噴出することが明らかになった(図2)。このジェットの構造は円盤を初期に方位角方向の磁場が貫いている場合に形成されるアウトフローとも類似していることがわかった。

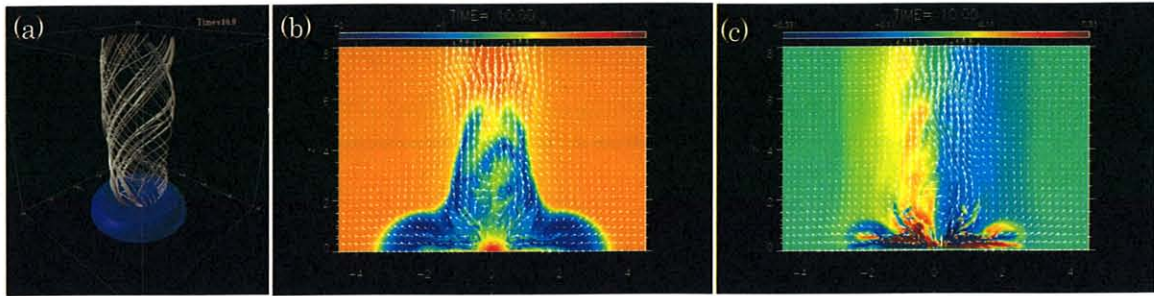


図1 降着円盤から噴出する磁気流体ジェットの高次元シミュレーション結果。(a)磁力線, (b)温度分布と速度ベクトル, (c)方位角磁場. 円盤内部では磁気乱流が成長している.

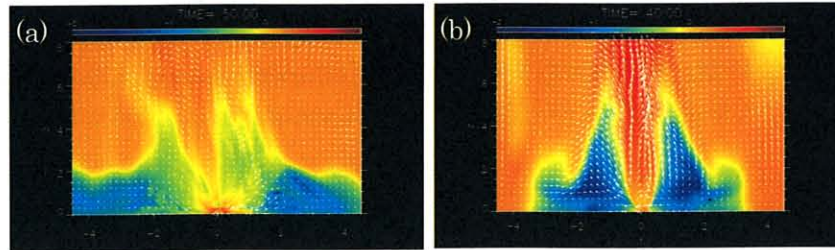


図2 ジェット構造の磁気レイノルズ数依存性。(a)磁気レイノルズ数 $Rm=10000$ の場合の温度分布. ジェットはスパイク状に噴出する。(b) $Rm=57$ の場合の温度分布.

● 研究成果の公表状況

- 1) Matsumoto, R., Oda, H., and Machida, M., Global Magnetohydrodynamic Simulations of State Transitions in Black Hole Accretion Flows, the Extreme Universe in the Suzaku Era, 4-8 Dec. 2006, Kyoto (ポスター, 英語)
- 2) 松元亮治, ブラックホール降着流・噴出流の大局的 3次元磁気流体シミュレーション, すざく時代のブラックホール天文学研究会, 2007年2月13日~2月15日, 京大 (招待講演, 日本語)

微小重力下におけるマランゴニ対流の数値シミュレーション

Numerical simulation of thermocapillary convection in microgravity

● 研究グループ

研究代表者：東京理科大学 理工学部 機械工学科 教授，河村 洋(kawa@rs.noda.tus.ac.jp)

研究分担者：東京理科大学大学院 理工学研究科 機械工学専攻 修士課程 2年，

川目悟史(a7500038@rs.noda.tus.ac.jp)

東京理科大学大学院 理工学研究科 機械工学専攻 修士課程 1年，

北條 晃(a7502124@rs.noda.tus.ac.jp)

東京理科大学大学院 理工学研究科 機械工学専攻 修士課程 1年，

杉本賢司(7502078@rs.noda.tus.ac.jp)

東京理科大学大学院 理工学研究科 機械工学専攻 博士課程 2年，

植村 豪(a7599023@rs.noda.tus.ac.jp)

● 計算の目的

液柱および液膜内マランゴニ対流の数値解析を実施し，対流の遷移メカニズムを解明，制御することを目的としている．また，本計算は，国際宇宙ステーションで行われる微小重力実験の予備研究であり，この結果は微小重力実験の実験内容の策定，実験結果の予測，現象解明に役立つと考えられる．解析は，連続の式，Navier-Stokes 方程式，エネルギー方程式，応力の釣り合い方程式，BBO 方程式であり，格子決定には境界適合座標法を用いている．また，自由表面上でマランゴニ境界条件を用いる．

● 研究の概要

宇宙環境利用のひとつに，高品質単結晶生成方法である Floating Zone (FZ)法がある．FZ 法は熔融液柱の側面に自由表面を有するため，温度差による表面張力差が生じマランゴニ対流(Marangoni convection)が発生し，単結晶の高品質化に悪影響を与えることが明らかにされている．現在，マランゴニ対流の研究は主に Half Zone (HZ)法を用いて行われている．これは，FZ 法の半分を模擬したものであり，上下に温度差のある 2 つのディスク間に，表面張力により保持された液柱を形成し，自由表面上にマランゴニ対流を発生させる．液柱内部の流れ場は，上下ディスク間の温度差の増大に伴い，臨界点を超え，軸対称の二次元定常流から周方向に速度を持つ三次元振動流へと遷移する．この遷移のメカニズムは未だ解明されていない．遷移メカニズムを明らかにし，制御をすることは，流体力学分野の発展に役立つだけでなく，材料生成分野にも大きく貢献する．

● 今年度の研究成果の概要

- (1) 液柱内に粒子を混入した数値シミュレーションを行い，流れ場と密接な関係があると思われる粒子集合現象 (PAS : Particle Accumulation Structure) に関して，粒子径やアスペクト比をパラメータとした PAS 発生の最適条件を特定した (図 1)．
- (2) 液柱表面からの熱損失と周囲気体の流れが，振動流遷移に顕著な影響を及ぼすことが明らかにされている．本解析では，気液相の熱流動特性と液柱表面からの熱の移動を明らかにし，振動流遷移メカニズムを求めた．
- (3) マランゴニ対流を駆動力するマイクロポンプに関して，実験との比較・検証を目的とした数値解析を行った．本計算によって，流路内の流れ構造を明らかにした．さらに，流量特性を求め，ポンプ

性能を分析した (図 2).



図1 液柱内マランゴニ対流場における粒子集合現象(PAS)

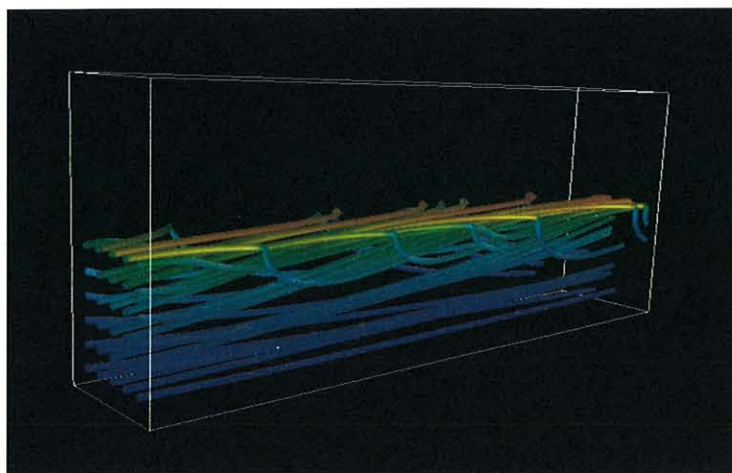


図2 マイクロポンプ流路内における流れ構造

● 研究成果の公表状況

- 1) 植村 豪, 河村 洋, 日本機械学会熱工学コンファレンス 2006 講演論文集, pp. 169-170 (2006)
- 2) 杉本賢司, 河村 洋, 日本機械学会熱工学コンファレンス 2006 講演論文集, pp. 167-168 (2006)
- 3) 原島正和, 川目悟史, 河村 洋, 第 43 回日本伝熱シンポジウム講演論文集, Vol. 1, pp. 115-116 (2006)

惑星流体の運動構造を調べるための基礎的研究

A numerical study on circulation structure of planetary atmospheres

● 研究グループ

研究代表者：北海道大学大学院理学研究院，小高正嗣(odakker@gfd-dennou.org)

研究分担者：九州大学大学院理学研究院，中島健介(kensuke@geo.kyushu-u.ac.jp)

北海道大学大学院理学院，杉山耕一郎(sugiyama@gfd-dennou.org)

● 計算の目的

本研究の目的は惑星大気の流れ構造を調べるための各種流体計算ソフトウェア群の開発と、それらを用いた基礎的数値実験である。平成 18 年度は惑星大気の鉛直対流に着目し、具体的には火星と木星の湿潤対流を計算するための数値モデルの開発と数値実験を行う。

● 研究の概要

大気量が多く温暖であったと想像されている昔の火星では、大気主成分である CO_2 の凝結をともなう厚さ 10 km を越える対流層が存在したと考えられている。一方木星では、複数の微量成分(H_2O , NH_4SH , H_2S)が大気中で凝結し、それにともなう成層と長い放射時定数の存在が、対流の流れ場に大きな影響を及ぼすと予想されている。これら問題に対し共通の設計思想の下で開発した数値モデルを用いて取り組み、多様な惑星大気対流の循環構造を明らかにすることを目指す。

● 今年度の研究成果の概要

今年度は木星大気中の全ての凝結成分を考慮した湿潤対流モデルの開発と、それを用いた数値実験に集中して取り組んだ。力学フレームとして、昨年度に開発した 2 次元数値モデルで用いた準圧縮系方程式に各凝結成分の移流・相変化・雲物理過程を組み合わせた方程式系を用いる。ただし放射過程は陽に計算せず、観測に基づいた水平一様な冷却を対流圏界面付近に与える。数値計算の結果、対流運動は基本的に H_2O 凝結高度を境に上下に二分され、上昇域では H_2O と NH_4SH の雲が NH_3 凝結高度を超え対流圏上部にまで達することがわかった。

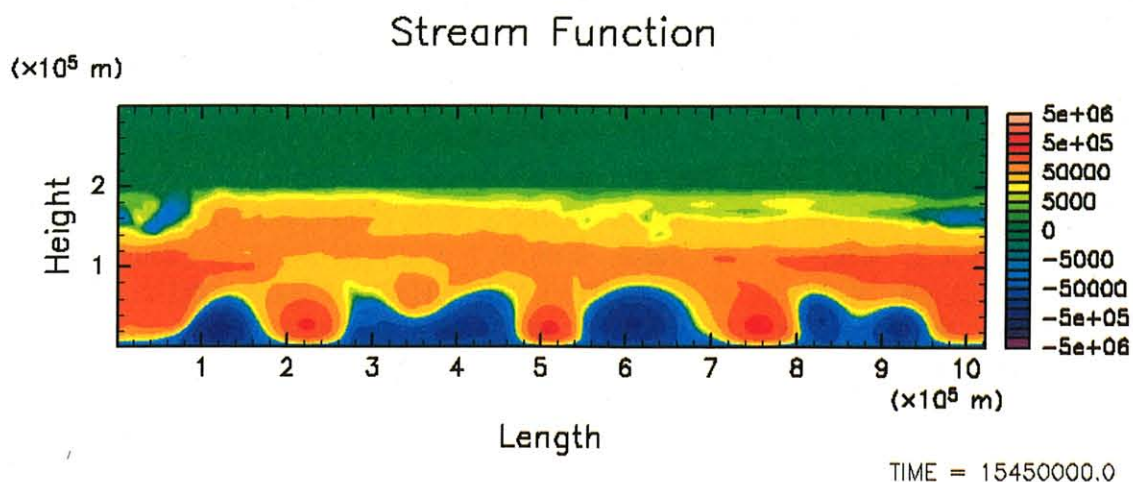


図 1 統計的平衡状態における質量流線関数の分布。時計周りの循環を暖色、半時計周りの循環を寒色で表す。

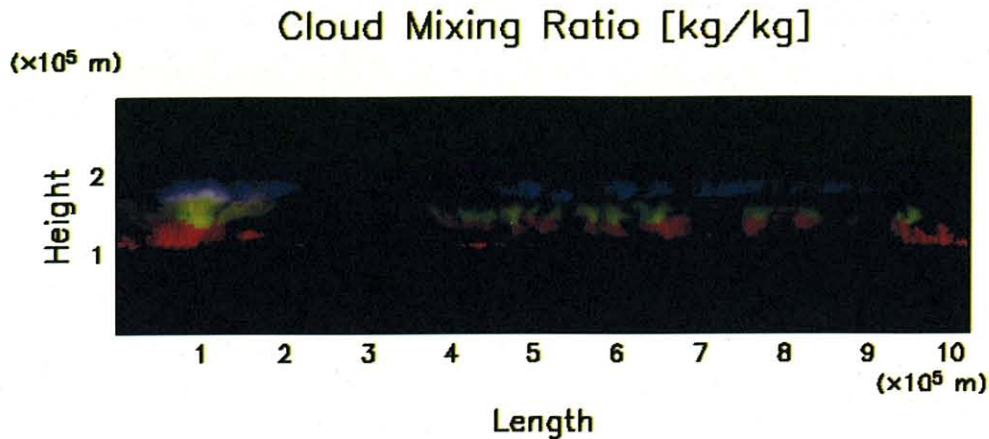


図2 統計的平衡状態における雲粒混合比の分布. 各々の雲粒の混合比を $10^{-3} \sim 10^{-8}$ kg/kg の範囲で対数表示し, H_2O を赤(R), NH_4SH を緑(G), NH_3 を青(B)で表し, 共存する領域はそれぞれの色の合成色(RGB 合成色)で表す.

● 研究成果の公表状況

【査読無し論文】

- 1) 小高正嗣, 北守太一, 杉山耕一郎, 中島健介, 林 祥介, 「火星大気湿潤対流の数値計算」, 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部, 第 20 回大気圏シンポジウム講演集, 103--106.

【口頭発表】

- 2) Sugiyama, K., Odaka, M., Nakajima, K., Hayashi, Y.-Y., "Numerical Modeling Of Moist Convection In Jupiter's Atmosphere With H_2O , NH_3 , And NH_4SH Clouds", 38th Meeting of the AAS Division for Planetary Sciences, Pasadena, CA (United States of America), 2006/10/09(No.11.12).
- 3) 杉山耕一郎, 小高正嗣, 中島健介, 林 祥介, 「 H_2O , NH_3 , NH_4SH の雲を考慮した木星大気雲対流の数値計算」, 日本気象学会 2006 年度秋季大会, ウィルあいち, 2006 年 10 月 27 日 (発表番号 A353).
- 4) 杉山耕一郎, 小高正嗣, 中島健介, 林 祥介, 「 H_2O , NH_3 , NH_4SH の雲を考慮した木星大気雲対流の数値計算」, 日本惑星科学会 2006 年秋季講演会, 兵庫県立美術館, 2006 年 10 月 20 日 (発表番号 323).
- 5) 杉山耕一郎, 小高正嗣, 倉本 圭, 中島健介, 林 祥介, 「木星大気雲対流」, 日本エアロゾル学会 第 23 回エアロゾル科学・技術研究討論会, 福岡大学, 2006 年 8 月 10 日 (発表番号 J06).
- 6) 小高正嗣, 北守太一, 杉山耕一郎, 中島健介, 林 祥介, 「大気主成分の凝結を考慮した火星大気対流モデルの開発」, 日本気象学会 2006 年春季大会, つくば国際会議場, 2006 年 5 月 24 日 (講演番号 D408).
- 7) 杉山耕一郎, 小高正嗣, 中島健介, 林 祥介, 「木星大気雲対流モデルの定式化」, 日本気象学会 2006 年度春季大会, つくば国際会議場, 2006 年 5 月 24 日 (講演番号 P118).
- 8) 小高 正嗣, 北守太一, 杉山耕一郎, 中島健介, 林 祥介, 「火星大気湿潤対流の数値計算」 地球惑星科学連合 2006 年大会, 幕張メッセ国際会議場, 2006 年 5 月 17 日 (講演番号 P230-005).
- 9) 杉山耕一郎, 小高正嗣, 中島健介, 林 祥介, 「 H_2O , NH_3 , NH_4SH の凝縮を考慮した木星大気雲対流モデルの開発」 地球惑星科学連合 2006 年大会, 幕張メッセ国際会議場, 2006 年 5 月 16 日 (講演番号 M144-P016).

月及び衛星の起源: 惑星の周りを公転する小天体集団の力学進化と合体成長

Origin of the Moon and satellites: Dynamical and accretional evolution of particles in a circumplanetary disk

● 研究グループ

研究代表者: 秀明大学 総合経営学部, 榎森啓元(emori@ts.shumei-u.ac.jp)

研究分担者: コロラド大学 大気宇宙物理学研究所, 大槻圭史(ohtsuki@lasp.colorado.edu)

コロラド大学 大気宇宙物理学研究所, 岩崎一典(iwasaki@lasp.colorado.edu)

● 計算の目的

月及び他の惑星の衛星, ならびに小惑星の起源と力学進化を明らかにするために, 数値シミュレーションにより以下のことを調べる.

[a] 惑星の周りでの微惑星同士の衝突・重力散乱による角運動量輸送を明らかにする.

[b] 惑星の周りで衝突した微惑星が合体する確率を求め, 月の成長過程を明らかにする.

[c] 惑星原始大気による衛星捕獲確率を求める.

● 研究の概要

- (1) 微惑星合体確率及び集積過程: 惑星の周りを公転する二つの微惑星が衝突した際の合体確率を, 粒子自転を考慮した三体問題の軌道数値計算により求める. 微惑星同士の衝突が起こった後, 微惑星軌道のエネルギーの値を調べ, 重力的に束縛状態になったものを合体したとみなし, 全ての軌道に対して合体する軌道の占める割合を求める. 得られた結果をもとに, 月の成長率を求める.
- (2) 衛星捕獲確率: 太陽, 惑星, 微惑星の三体問題軌道計算により, 微惑星が惑星に一時捕獲される確率, 捕獲されやすい軌道の特徴等を明らかにする.

● 今年度の研究成果の概要

- (1) 惑星の周りの円盤中における微惑星の衝突合体確率を, 粒子自転, 粒子速度分布等を考慮した三体問題軌道計算によって明らかにした. また, 周期境界条件を用いた局所 N 体シミュレーションの方法を使い, 粒子円盤中に置かれた小衛星が粒子を集積する過程を調べた. その結果, 最初は小衛星は, 三体計算で求められた集積率と同等な速度で粒子を集積するが, 集積が進んでアグリゲイトが形成され小衛星のヒル圏が粒子で埋められてくると, 集積率が急減することがわかった (図 1). これをもとにリング・衛星系の進化について議論し, 論文を投稿した (Ohtsuki 2007).
- (2) 惑星による衛星捕獲過程に関連する基礎過程として, 遠方から飛来した微惑星が惑星の周りに一時的に重力捕獲される, 一時捕獲過程と呼ばれる現象について, 三体問題軌道計算を用いて調べた. 太陽の周りを公転している初期軌道から計算を始め, 惑星の周りに一時捕獲される確率, そして一時捕獲中の軌道の振舞について詳しく調べた. その結果, 初期軌道が円軌道に近い場合, 太陽から遠方の外惑星領域の方が一時捕獲現象が起きやすいことが明らかになった (図 2). これらの結果をまとめ, 論文として投稿した (Iwasaki and Ohtsuki 2007).
- (3) 粒子自転に関する昨年度の研究結果が論文として掲載された (Ohtsuki 2006).

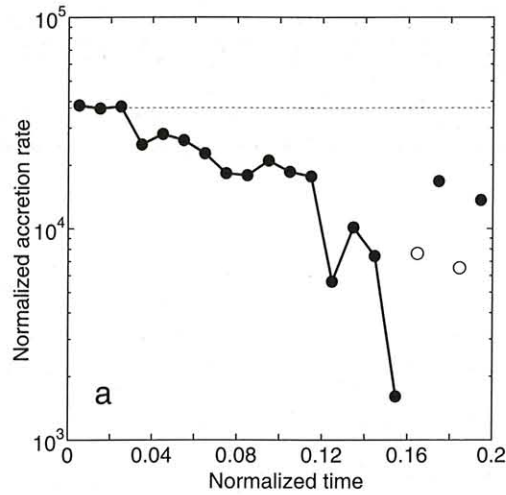


図1 小衛星への粒子集積率の時間進化. 点線は三体計算の結果から予想される値, 丸印はN体シミュレーションの結果 (Ohtsuki 2007) .

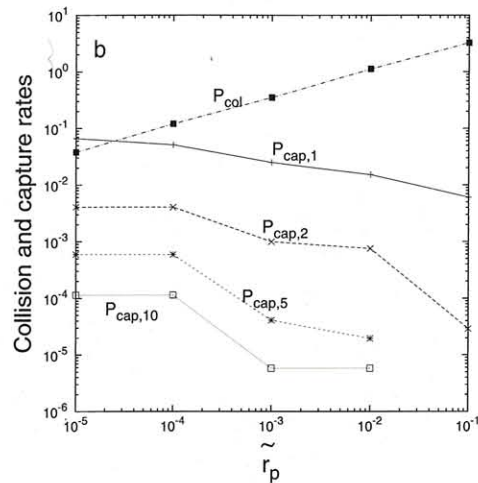


図2 無次元化された衝突確率 (P_{col}) と一時捕獲確率 (P_{cap}) . 一時捕獲確率の添字の数字 n は、公転周期の n 倍の時間以上、捕獲されることを示す. 横軸は惑星の物理半径とヒル半径の比であり、太陽からの距離に反比例する. 例えば木星軌道で 10^{-3} 程度、カイパーベルト領域で 10^{-4} 程度である (Iwasaki and Ohtsuki 2007) .

● 研究成果の公表状況

論文発表 :

- 1) Ohtsuki, K. 2006. Rotation rate and velocity dispersion of planetary ring particles with size distribution. II. Numerical simulation for gravitating particles. *Icarus* 183, 384-395.
- 2) Ohtsuki, K. 2007. Accretion rates of moonlets embedded in planetary rings. *Astron. J.*, submitted.
- 3) Iwasaki, K., and Ohtsuki, K. 2007. Dynamical behaviour of planetesimals temporarily captured by a planet from heliocentric orbits: Basic formulation and the case of low random velocity. *Mon. Not. R. Astron. Soc.*, submitted.

学会発表 :

- 4) Ohtsuki, K. Accretion rates of moonlets in planetary rings, AGU Fall Meeting, San Francisco, CA, December, 2006
- 5) Iwasaki, K., and Ohtsuki, K. Temporary capture of planetesimals by a planet. AGU Fall Meeting, San Francisco, CA, December 2006.

仮想銀河群カタログ

Virtual Group Catalog

● 研究グループ

研究代表者：東北大学 理学研究科，野口正史(noguchi@astr.tohoku.ac.jp)

研究分担者：Carnegie Observatories，河田大介(dkawata@ociw.edu)

東北大学 理学研究科 天文学専攻，馬場淳一(baba@astr.tohoku.ac.jp)

● 計算の目的

最近の大規模な銀河赤方偏移サーベイの結果から、約半数の銀河が銀河群に属していることを明らかになってきた。したがって、構成銀河を含めた銀河群の形成史を理解することは、銀河形成の物理過程の解明の鍵となるといえる。観測面では、X線（高温ガス成分の情報）と可視光（構成銀河の形態や視線速度の情報）の両面から、近傍から中間赤方偏移($z \sim 0.5$)の銀河群の精力的な観測がなされている。しかし、理論面では、銀河団に関する多くの研究があるのに比べて、銀河群の研究は進んでいるとはいえない。これは、銀河群は、質量は同じでも、非常に多様な性質を持ち、つかみ所のない系であるということが原因の一つであると考えられる。そこで、本研究では、観測と直接比較可能な、数値シミュレーションを用いて、構成銀河の構造まで分解できる高解像度で、質量や形成史の異なる、多くのサンプルの銀河群のシミュレーションを行い、そのカタログを作成する。これは、いわば“Virtual Group Catalog”である。

● 研究の概要

自作した3次元N体+SPH(Smoothed Particle Hydrodynamics)コード(GCD+)を用いて、合計約50個の銀河群の高解像度宇宙論的数値シミュレーションを行う。計算結果で得られた銀河群や構成銀河の多波長観測量を解析し、最新の観測データと定量的に比較することにより、銀河群形成と銀河形成の物理過程を解明する。この研究は、3年計画(初期の2年計画から修正)であり、最終的には、すべてのシミュレーション結果や観測的性質をWeb上で、広くコミュニティに公開する。

● 今年度の研究成果の概要

3年計画の1年目として、宇宙科学情報解析センターのSX-6に加え、数箇所(国立天文台、豪国のAPAC, VPAC, Swinburneなど)の大型計算機を総動員して、合計約10個の銀河群のシミュレーションを行った。図1にその例の一つとして、質量 3×10^{14} 太陽質量の銀河群のRバンドイメージとX線輝度分布を示す。この例では、銀河群のビリアル半径内に約2百万体(バリオンとダークマター粒子、各百万)の粒子が含まれており、超解像度シミュレーションが実現した。現在、この銀河群のX線での性質や、構成銀河の性質を解析しており、初期成果を、査読付き論文としてまとめる準備をしている。また、これらのシミュレーションは、様々な赤方偏移での解析が可能であり、高赤方偏移での、星形成銀河の周りの、銀河間ガスの性質の研究は、ApJでの掲載が受理された。図2は、星形成銀河から放出されたガスと重元素が、銀河間ガスに分配されている様子を示している。銀河から放出されたガスは、密度の高いフィラメントのある方向を避けて、密度の低い領域に選択的に分配され、フィラメントの構造には、ほとんど影響を与えないことが明らかになった(Kawata & Rauch 1997)。

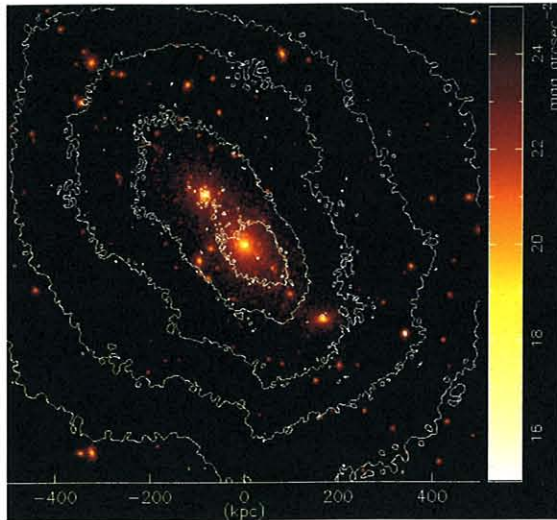


図1 シミュレーションで得られた銀河群の $z=0$ での、RバンドイメージとX線等輝度線。

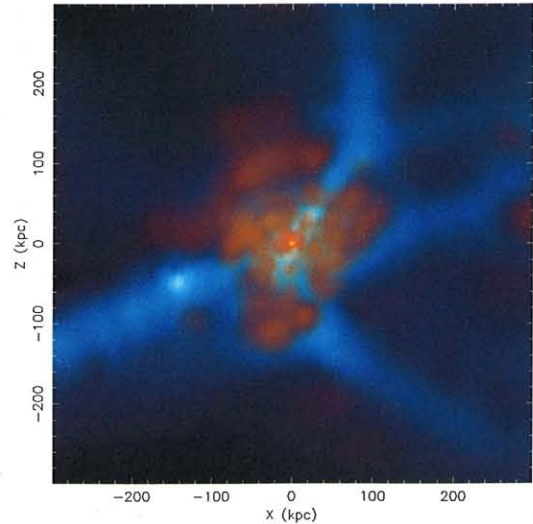


図2 ガス密度（青色）と金属量（赤色）分布の合成図

● 研究成果の公表状況

- 1) D. Kawata & M. Rauch, Galactic Wind Signatures around High Redshift Galaxies , ApJ in press
- 2) C.B. Brook, D. Kawata, E. Scannapieco, H. Martel, B.K. Gibson, The Spatial Distribution of the Galactic First Stars II: SPH Approach , ApJ in press
- 3) E. Scannapieco, D. Kawata, C.B. Brook, R. Schneider, A. Ferrara, B.K. Gibson, The Spatial Distribution of the Galactic First Stars I: High-Resolution N-Body Approach , 2006, ApJ, 653, 285
- 4) T.W. Connors, D. Kawata, J. Bailin, J. Tamlinson, B.K. Gibson, On the Origin of Anomalous Velocity Clouds in the Milky Way , 2006, ApJL, 646, 53
- 5) D. Kawata, J.S. Mulchaey, B.K. Gibson, P. S Sanchez-Blazquez, Are Red Tidal Features Unequivocal Signatures of Major Dry Mergers? , 2006, ApJ, 648, 969

高速気体と干渉する大変形膜構造物の流体構造連成解析

Development of flow-structure coupling solver on Cartesian grid system for membrane structures coupled with high speed flows

● 研究グループ

研究代表者：理化学研究所 VCAD システム研究プログラム, 寺島洋史(htera@riken.jp)

● 計算の目的

本研究の目的は、高速気体と干渉する展開膜構造物を解析するシミュレーション技術の構築である。現在、エアバッグやパラシュートといった構造物が要求通りに展開するかは、主に実験に担保されている。シミュレーション技術により、展開挙動を事前に精度良く予測できれば、実験と並び設計や実際の運用において非常に有効なものとなる。本研究では、展開構造物の設計に有用となるよう、consistent なモデルを用いた流体構造連成シミュレーション技術を開発し、構造物の動的挙動や流体现象を解析する。

● 研究の概要

流体構造連成ソルバーは、直交格子を用いた流体ソルバーと有限要素メッシュを用いた構造ソルバーを弱連成させることで構築する。流体ソルバーは、構造物周りに発生させる距離関数場を利用する。移動物体に対しては、距離関数場の変化がダイレクトに物体情報を表すので、その取り扱いが容易かつ合理的である。まずソルバーの信頼性検証のため、円柱や球周りのシミュレーションを行い、過去の実験や数値計算結果と比較する。続いて、振動円柱により本ソルバーが移動物体に対しても有効か確認する。これらの結果を踏まえ、有限要素メッシュを取り込み、流体と干渉する展開構造物のシミュレーションを行う。随時変化する距離関数場の計算手法が本ソルバーのキーとなるので、最適な手法や新しい手法の検討、開発を行う。また、高レイノルズ数流れの取り扱いに対しては、アダプティブメッシュの導入や新たな取り扱い手法を検討する。

● 今年度の研究成果の概要

本年度は、直交格子を用いた流体ソルバーの開発を行い、シンプルな形状の流れ場を用いて、ソルバーの信頼性を検証した。また、距離関数の変化による移動物体の取り扱いがうまく機能するかを振動円柱により検証した。固定円柱と球周りのシミュレーション結果から、抵抗値やストローハル数といった特性値が、レイノルズ数が 500 までではあるが、実験値や過去の計算値とよく一致することを示した。また格子収束性の解析から、予測される境界層に 10 点ほど格子点を配置することにより、信頼性のある解が得られることがわかった。振動円柱の解析結果では、境界適合格子を用いた計算結果と比較を行うことにより、距離関数をベースとした本ソルバーが移動物体周りの流体シミュレーションに対しても有効であることを示した。しかし、特に粗い格子を用いた場合、力の時間履歴に spurious な振動が発生してしまう問題点が発生した。これに関しては原因と解決策を検討中である。

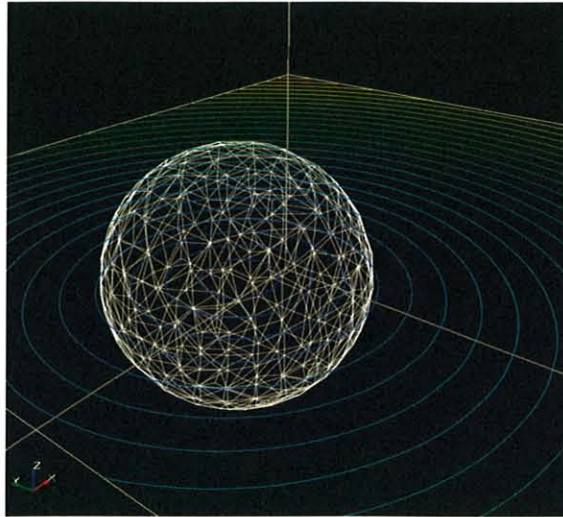


Fig.1 Signed distance field around a sphere with finite element structural mesh.

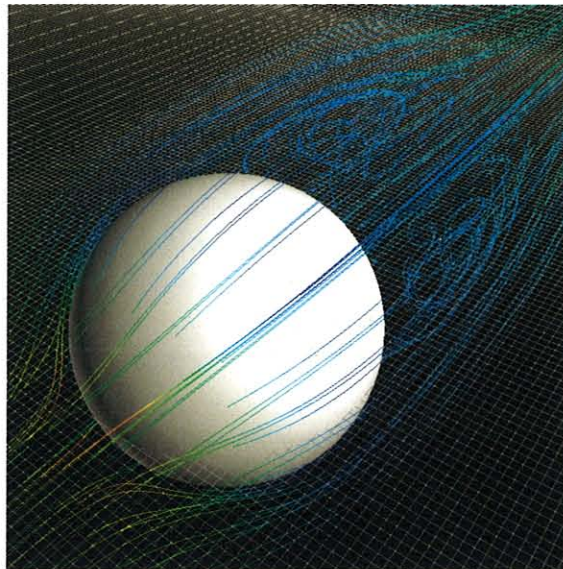


Fig.2 Stream lines around a sphere at Mach=0.2 and Re=200.

● 研究成果の公表状況

- 1) 寺島洋史, 小野謙二, 第20回数値流体力学シンポジウム講演論文集, 2006, E4-2.
- 2) Hiroshi Terashima, Kenji Ono, 5th Joint ASME/JSME Fluids Engineering Conference, 2007. (発表予定)

多分散系も含めた多相デトネーションの基礎に関する数値シミュレーション

Numerical simulation on multi-phase detonation fundamentals including multi-dispersed media

● 研究グループ

研究代表者：青山学院大学 理工学部 機械創造工学科，林 光一(hayashi@me.aoyama.ac.jp)

研究分担者：青山学院大学 理工学部 機械創造工学科，佐藤博之(sato@me.aoyama.ac.jp)

青山学院大学 理工学研究科 前期課程 1 年，北野翔太(a5602030@cc.aoyama.ac.jp)

青山学院大学 理工学研究科 前期課程 2 年，足立浩章(adachi@cow.me.aoyama.ac.jp)

● 計算の目的

詳細な化学反応機構と適切な物理モデルを用いて、デトネーションの基礎と応用を解析することを目的とする。特に、デトネーションの中でフラグレーションからの遷移のシミュレーションは重要な目標の一つである。この応用として、パルスデトネーションエンジンにおいていかにデフラグレーションからデトネーションになる遷移時間と距離を短縮するかは一番重要な問題で、数値解析によりこの本質的解決法を見出す。次に、平成 17 年度は固-気二相デトネーションについてアルミニウム粒子のサイズと濃度によりどの位でデトネーションのセルサイズと速度が変化するかを調べたが、他の要素についても引き続き解析する。また、気-液二相デトネーションのモデリングを行い、この場合どの程度のデフラグレーションからデトネーションへの遷移時間と距離が必要かなど液体燃料を使ったパルスデトネーションエンジンへの基礎データを取得し、解析する。

● 研究の概要

気相デトネーションの計算は主に水素-空気で行われるが、ポイントとしては以下の手法を用いる：

- ① Euler 方程式か Navier-Stokes 方程式
 - ② 詳細化学反応（水素-空気）か one-step 機構反応（固-気二相，気-液二相）
 - ③ 気相の場合は Harten-Yee 型 TVD+Point-Implicit 法で、多相の場合は気相が TVD 法で液相または固相が Godonov-MUSCL 法
 - ④ 気相だけの場合は基本的に正方形の同一サイズで、液相ならびに固相の場合は正方形の適合格子
- (1) 気相デトネーションとしてはデフラグレーションからデトネーションへの遷移の問題を、1 次元から 3 次元まで次元を変えて行う。
 - (2) 液相ならびに固相に関しては、デトネーションの基礎的データの取得をメインテーマとして主に二次元計算を行う。
 - (3) 水素の安全問題として、高圧水素タンクからの噴出ならびに火炎やデトネーションへの遷移について数値的に解析する。

● 今年度の研究成果の概要

研究の概要に沿った形で計算が行われた。ただし、(1)については乱流モデルの導入に手間取り、まだ十分な成果があがっていない。

- (1) 継続が可能な場合、2007 年度に行う。
- (2) ジェット燃料である JP10 の気相でのデトネーションの一次元非定常解析が行われ、STANJAN プログラムによる平衡計算の CJ 速度、カナダでの実験による CJ 速度と良い一致を見た。2007 年度は二次元解析ならびに気-液デトネーションのプログラム開発と解析をおこなう。

- (3) 水素の高圧タンクからの噴出ならびに着火の問題は、実験における延長管からの噴出による着火の確認を踏まえたうえで、同じ条件で数値シミュレーションを行い、延長管の内部ならびに延長管出口下流での水素噴流の着火をシミュレートすることに成功した。

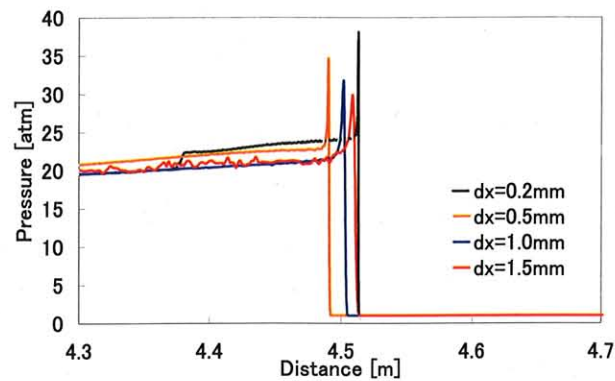


Fig. 1 Comparison of gas-phase pressure profiles of JP10-air detonation for the different grid size at $t=2.5\text{ms}$

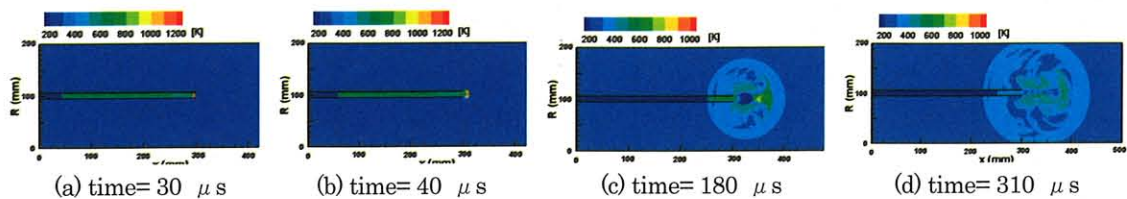


Fig.2 Numerical **simulation** of temperature profiles of high pressure hydrogen jet spouting from the tube of 10.0 mm in diameter and 50.0 mm in length at the hydrogen pressure of 3.8 Mpa.

利用概要

JAXA では、調布地区、角田地区、相模原地区の 3 箇所にあるスーパーコンピュータの運用を情報・計算工学センターで一元的に行っている。

以下に、NS-III システム、NSE システム、SSS システムを紹介する。

1. NS-III システム

本章では、航空宇宙技術研究センターに設置されている数値シミュレータ III (Numerical Simulation System : NS-III と呼称する) のシステム構成及び運用の概要を示す。

1.1 システム構成

全体構成を図 1.1 に示す。NS-III のハードウェアとしては、計算システム (Computing system)、大容量ストレージシステム (Mass Storage System)、中央可視化システム (Visualization System)、ネットワークシステム (Network System) の 4 システムから成る。

数値シミュレータ III の構成

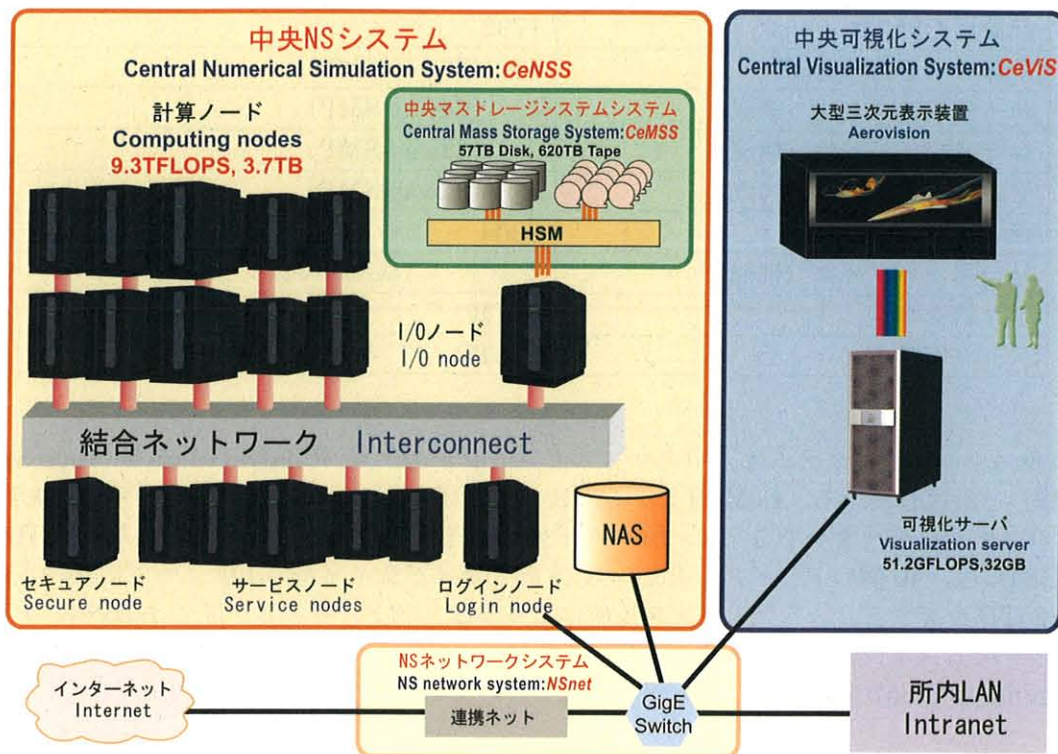


図 1.1 NS-III のハードウェア構成

計算システムは、中央 NS システム (Central Numerical Simulation System; CeNSS, 富士通社製 PRIMEPOWER HPC2500) と呼ばれ、18 筐体がクロスバ・スイッチで結合されている。1 筐体には、128 個の CPU が搭載されており、最大 256GB のメモリを共有する対称型マルチプロセッサ (Symmetric Multi Processor; SMP) を構成することができる。また、要求に応じて 1

筐体を、64way SMP×2 ノードまたは 32way SMP×4 ノードに分割することもできる。それぞれの SMP は独立の OS を有し、我々はそれをノードと呼んでいる。CeNSS では、18 筐体のうちの 14 筐体を 32CPU ずつ 4 つの SMP ノード (Thin ノード) に分割し、全部で 56 ノードを計算用に割り当てている。残りの 4 筐体のうち 3 筐体は、それぞれ 64CPU の SMP に分割し (FAT ノード)、全部で 6 ノードのうち 4 ノードはサービスノードとして、小規模バッチ用、TSS 実行、アプリケーション実行などの様々な処理を担当させている。また、2 ノードはログインノードとして、ユーザがシステムを利用するための入り口処理を担当させている。最後の 1 筐体は、32way SMP×4 として、1 ノードをセキュア利用 (後述) のために割り当てている。CPU には、スカラー型の SPARC64 V チップを採用し、クロックは 1.3GHz、プリフェッチ、out-of-order 実行、浮動小数点演算の 4 命令同時実行などのスカラー高速化技術を取り入れられている。筐体の処理性能はトータルで 665.6GFLOPS あり、システム全体として 9.3TFLOPS の計算処理性能、3.6TB のメモリを有する。各ノードは、クロスバ・スイッチで結合され、往復それぞれ 4GB/秒の転送性能を有する。CeNSS の主要諸元を表 1.1 に示す。

表 1.1 CeNSS の主要諸元

理論ピーク計算処理性能	9.3TFLOPS
計算処理用メモリ量	3.6TB
CPU アーキテクチャ	SPARC64 V
計算用 CPU 数	1792
計算ノード数 (構成)	56 (32way SMP)
サービスノード数 (構成)	4 (64way SMP)
ログインノード数 (構成)	2 (64way SMP)
セキュアノード数 (構成)	4 (32way SMP)
総 CPU 数	2304
結合ネットワーク (性能)	クロスバ (4GB/s×2)
ディスク容量	57TB
テープ容量	620TB

大容量ストレージシステムは、中央マスタストレージシステム (Central Mass Storage System; CeMSS) と呼ばれている。CeMSS は、57TB の RAID5 ディスク (富士通製 PW-D500B1) が 80 本のファイバチャネルで 1 つの I/O ノードに接続されている。テープライブラリ (IBM 製 IBM3584) は、40 個のドライブを有し、40 本のファイバチャネルで I/O ノードに接続され、総容量 620TB を有する。ストライピング技術により I/O ノードとディスク間の 1GB/秒の実効バンド幅を実現している。ディスクとテープ間については、階層管理 (Hierarchical Storage Management; HSM) を導入し、ユーザからはディスクとテープの区別なく利用できる。

可視化システムは、中央可視化システム (Central Visualization System; CeViS) と呼ばれている。現在の CeViS は平成 17 年 7 月に更新された SGI 社製 Prism である。CeViS は、8 個の CPU、32GB の共有メモリ、6TB のディスク容量を有し、4.6m×1.5m の画面を持つ大型 3 次元表示装置 Aerovision やグラフィックス端末から成る。Aerovision は、通常の CRT の 3 倍の解像度とステレオ表示などの機能を有し、AVS や EnSight といった市販の可視化ソフトを利用できる。

ネットワークシステムは、NS ネット (NS System Network; NSnet) と呼ばれる。ギガビットスイッチを中心に基本的にギガビット・イーサネット回線で接続されている。運用性と保全性

を担保するためにユーザホーム領域はネットワークディスク NAS とし、LDAP サーバ等のサーバ類も別立てとしている。図には示していないが、運用ネットワーク（冗長構成）を別に設けて不測の事態への対応を行うことにしている。

一方、もっとセキュアな利用が必要なメーカ等からのアクセスを前提として、セキュア利用と呼ばれる環境を構築した。セキュア利用は、ジョブ、ファイルシステム等、一般利用とは切り離された状態で NS-III を利用するものである。セキュア利用のためのノード＝セキュアノードを設けている。業務の内容はシステム管理者以外に見られることはない。JAXA 内部から利用する際には、外部から遮断されたセキュアルームを利用することでセキュアな利用を確保できる。インターネットからの利用においては、VPN を利用することでセキュアな環境を提供する。

また、ブラウザを経由してジョブの投入などが行える環境として HPC ポータルの整備を進めており、さらなる利便性の向上を図っている。

1.2 運用概要

以下に平成 18 年度の NS システム運用の概要を示す。

● システム稼働状況

月別のジョブ処理件数、CPU 稼働状況、運用時間等を表 1.2 に示す。ジョブ処理件数としては、年間合計 97,629 件処理しており、CPU 稼働率は継続して 90%以上を維持している。システム運用時間は、計画的な予告停電時間と保守作業時間を除くユーザジョブ処理時間として計画した時間を意味する。また、運用日数は、年末年始を除く 357 日運用した。

表 1.2 平成 18 年度システム稼働状況

月	ジョブ 処理件数	CPU 割当時間	CPU 稼働率	システム 運用時間	運用 日数	実行 ユーザ数
4 月	8,795	1,066,759	96.48%	1,105,648	30	65
5 月	10,790	1,144,923	95.96%	1,193,097	31	63
6 月	6,561	1,138,996	92.72%	1,228,382	30	63
7 月	7,260	1,141,966	90.65%	1,259,771	31	75
8 月	8,520	1,084,960	96.42%	1,125,297	31	79
9 月	8,424	1,177,382	97.38%	1,209,097	30	77
10 月	10,427	1,129,727	93.48%	1,208,513	31	73
11 月	7,426	1,132,877	96.97%	1,168,235	30	75
12 月	7,703	1,051,359	94.30%	1,114,851	28	74
1 月	6,933	1,020,576	93.66%	1,089,612	27	78
2 月	7,103	1,057,639	94.53%	1,118,823	28	72
3 月	8,205	1,113,071	93.99%	1,184,194	30	76
合計・平均	98,147	13,260,236	94.68%	14,005,520	357	72.5

(注 1) CPU 割当時間 = CPU を実行ジョブに割り当てていた時間 * CPU 割当数
(ジョブが使用していても割り当てられていれば加算される。)

(注 2) CPU 稼働率 = CPU 割当時間 / システム運用時間 * 100%

● 障害発生状況

図 1.2 は、CeNSS システムにおける障害発生の月別推移を示す。2002 年 10 月からのデータをハード、ソフトで仕分けしてある。棒グラフは月単位での発生件数、折れ線グラフは累積を示している。当初は、初期トラブルが数多く発生しているが、平成 17 年度以降は、順調に減少して安定化状態に達しているのがわかる。

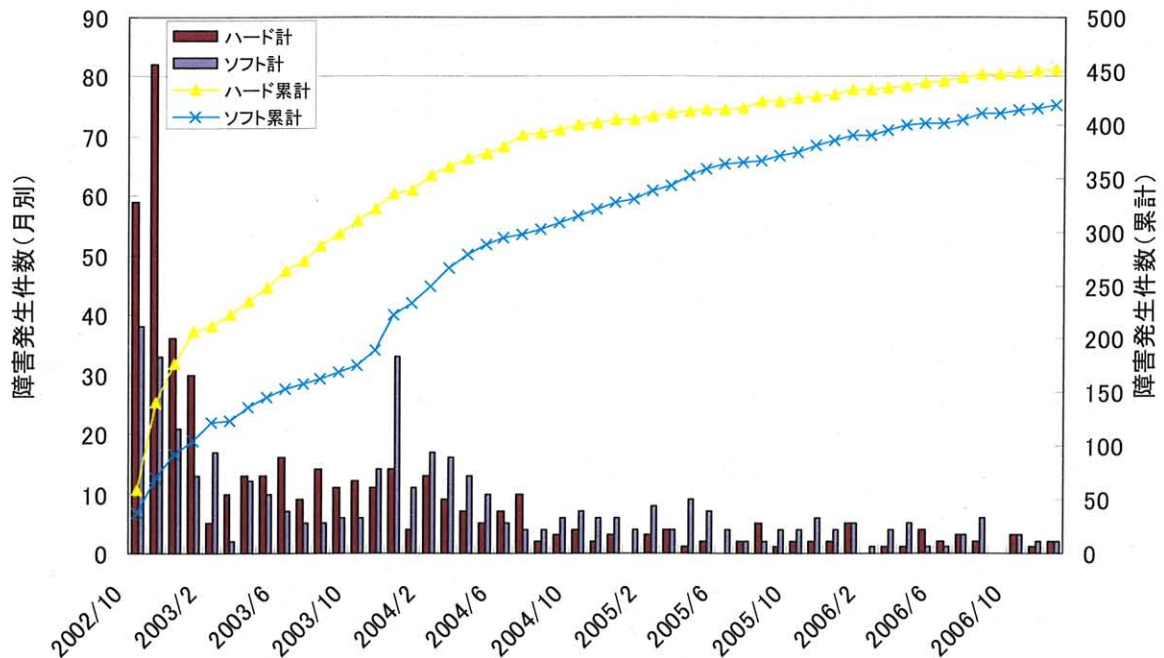


図 1.2 障害発生件数の月別推移

● 一般公開

一般公開 (4/22) においては、NS システムの紹介ビデオの上映や三次元可視化システムのデモなどを実施した。また、NS システム見学者への対応を行った。表 1.3 に、平成 18 年度見学者の統計を示す。

表 1.3 平成 17 年度 NS システム見学者対応状況

月	4月	5月	6月	7月	8月	9月	10月	11月	12月	1月	2月	3月
件数	7	7	12	17	3	8	14	6	8	7	5	3
人数	27	44	116	145	34	38	268	100	88	62	98	18

● ジョブ処理状況

CPU 利用数からみたジョブの状況を表 1.4 に示す。CPU 使用時間からは、50~100CPU あたりに利用の中心があることがわかる。この辺りのジョブに注目してみると、平均待ち時間は約 3 日、ラージページ使用量は約 40GB、並列化については、プロセス並列は 60 程度、スレッド並列は 1~2 程度であることがわかる。なお、200CPU 以上使用する大規模ジョブの平均実行待ち時間が異常に大きな数値で表されているが、この理由は、ユーザ操作により起動抑止されたジョブ

が多く含まれていたことによる。

図 1.3 は、使っている CPU 数毎のジョブ数の月別推移を示したものである。ジョブ処理件数については、5~20CPU のジョブが非常に多く、50CPU をみると若干増加傾向となっている。

図 1.4 は、ジョブ数とスレッド並列数の月別推移を示す。件数では、非スレッドジョブ数が圧倒的に大きく、特徴として表れている。

表 1.4 平成 17 年度 CPU 使用数別ジョブ実行状況

(単位：時間)

CPU 数別	総実行 ジョブ数	CPU 割当時間		平均実行 待ち時間	平均 MAX ラージページ (Gbytes)	平均割当 プロセス 数	平均割当 スレッド 数
		合計時間	割合				
0-1	10,362	18,821	0.1%	8.0	0.4	7.4	1.0
2-4	2,923	20,876	0.2%	12.8	1.9	4.7	1.2
5-20	40,011	1,654,943	12.5%	21.6	12.8	10.5	1.2
21-50	26,888	3,766,745	28.4%	44.5	36.6	34.7	1.1
51-100	13,917	5,608,230	42.3%	71.6	41.0	63.9	1.4
101-200	2,935	1,265,803	9.5%	79.9	87.7	74.8	2.0
201-300	481	919,050	6.9%	151.0	47.5	59.9	4.7
301-400	0	0	0.0%	0.0	0.0	0.0	0.0
401-500	19	928	0.0%	0.0	437.5	129.7	3.8
501-1000	143	4,837	0.0%	0.0	329.5	334.3	2.5
1001-2304	0	0	0.0%	0.0	0.0	0.0	0.0
Total Jobs	97,679	13,260,236	100.0%	35.7	24.7	27.0	1.2

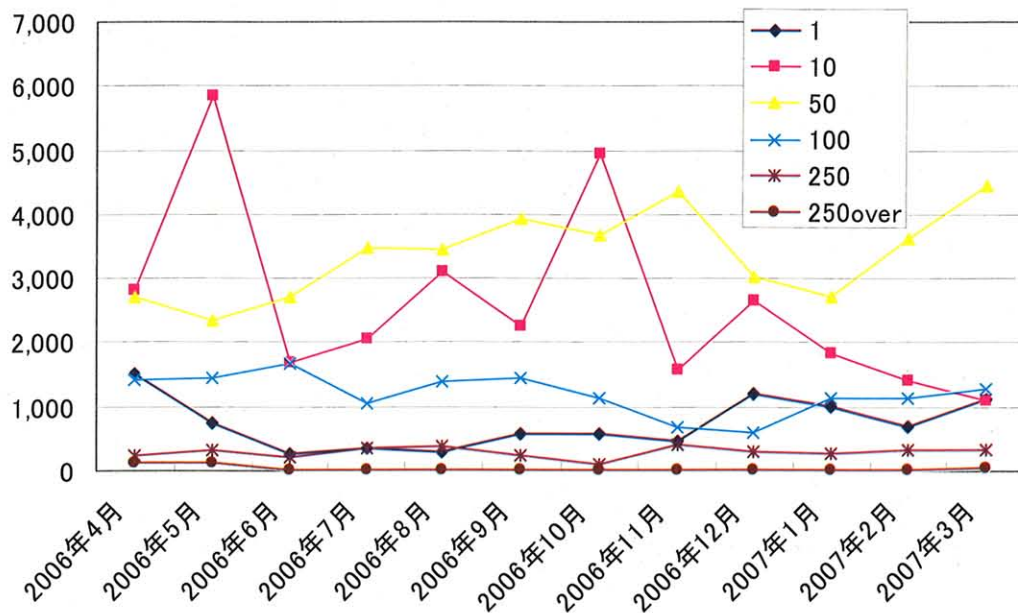


図 1.3 平成 18 年度 CeNSS CPU 数別ジョブ数の月別推移

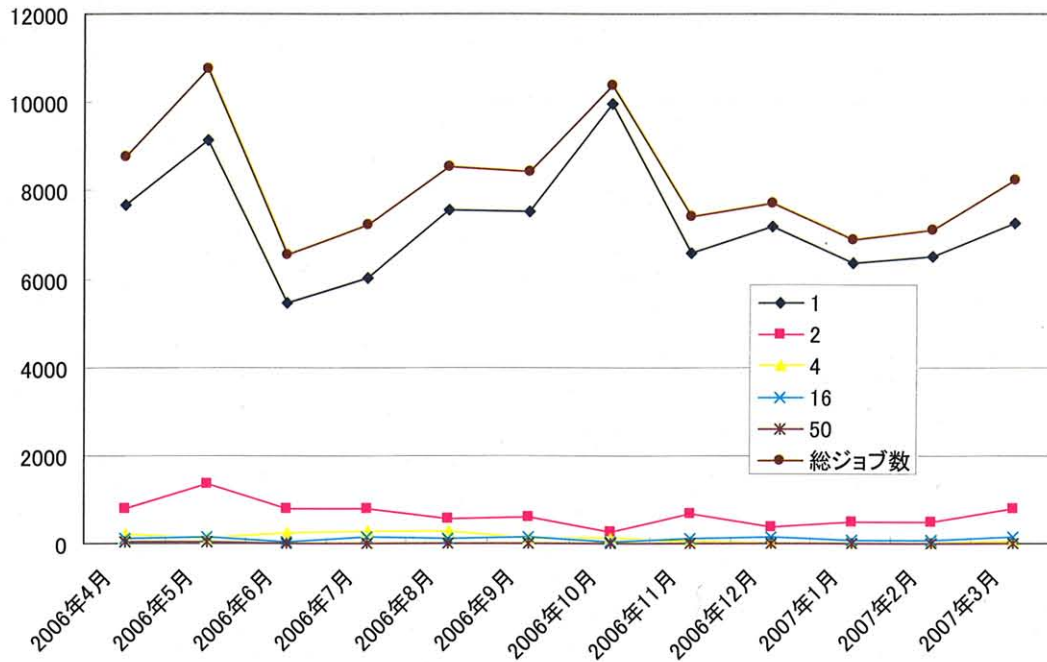


図 1.4 平成 18 年度 CeNSS ジョブ数と割当スレッド数の月別推移

● ユーザ情報

平成 18 年度の NS システムユーザ登録状況を表 1.5 に示す。システムを利用するユーザは、同表に示すとおり、四つに分類できる。一つは内部利用で JAXA 職員 (182 人) と派遣職員 (45 人) および運用管理者 (49 人) で構成される。第二は共同研究利用者、その研究テーマ数は 11 件である。第三は設備貸付による利用で、システム利用においては、ジョブ実行ごとに予算管理されている。第四は技術研修生による利用である。第二、第三および第四の分類は JAXA 外部のユーザによる利用である。

表 1.5 平成 18 年度 NS システムユーザ登録状況

分類	人数	備考
内部利用	276	JAXA 職員 (182), 派遣職員 (45), 運用 (49)
共同研究	32	研究テーマ数: 11
設備貸付	8	貸付契約件数: 2
技術研修生	10	
総計	326	

図 1.5 は、平成 14 年度より CeNSS を利用したユーザの月別推移を示したものであり、利用経験者累積値は平成 14 年度以降、漸増傾向にある。平成 18 年度の常時実行ユーザ数についても多少増加し、60 から 80 で推移している。

図 1.6 は、利用ユーザを分野別に整理したものである。分野は、ユーザアカウント別に CPU 割当時間を累積した。平成 18 年度の特徴は、航空分野及び基礎分野が減少し宇宙分野の利用割合が増大していることであり、図 1.6 にもその様子が現れている。

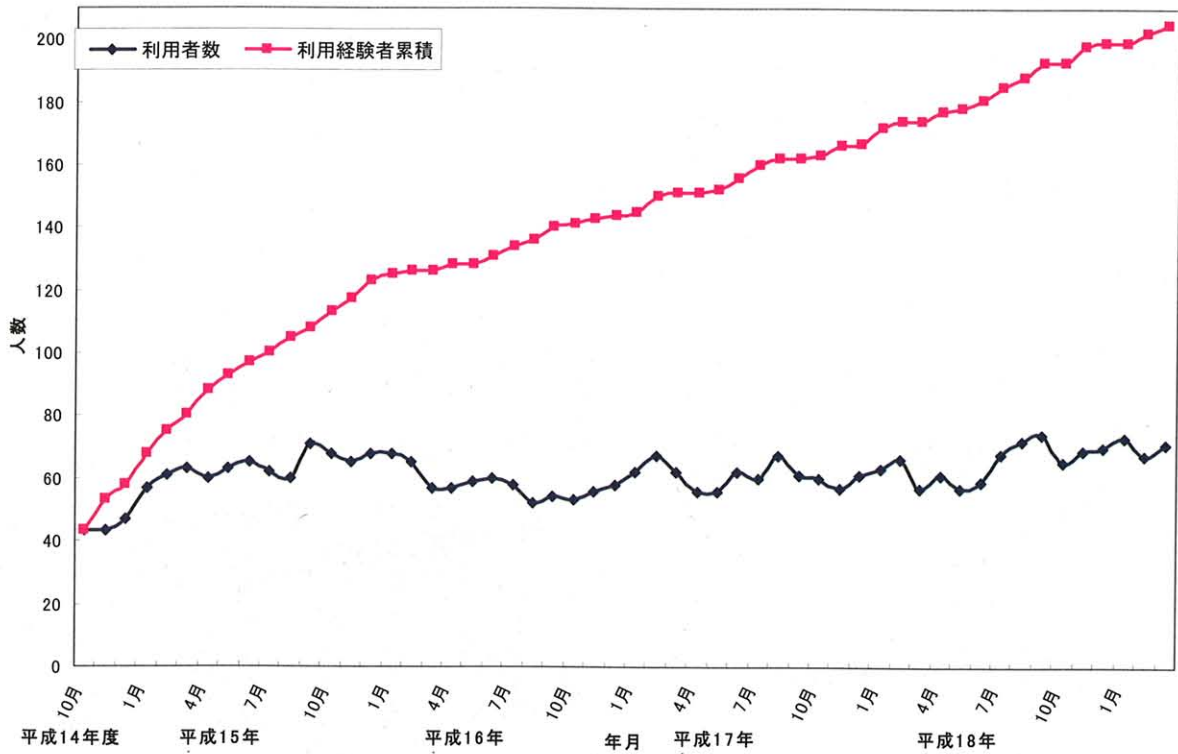


図 1.5 CeNSS を利用したユーザの月別推移

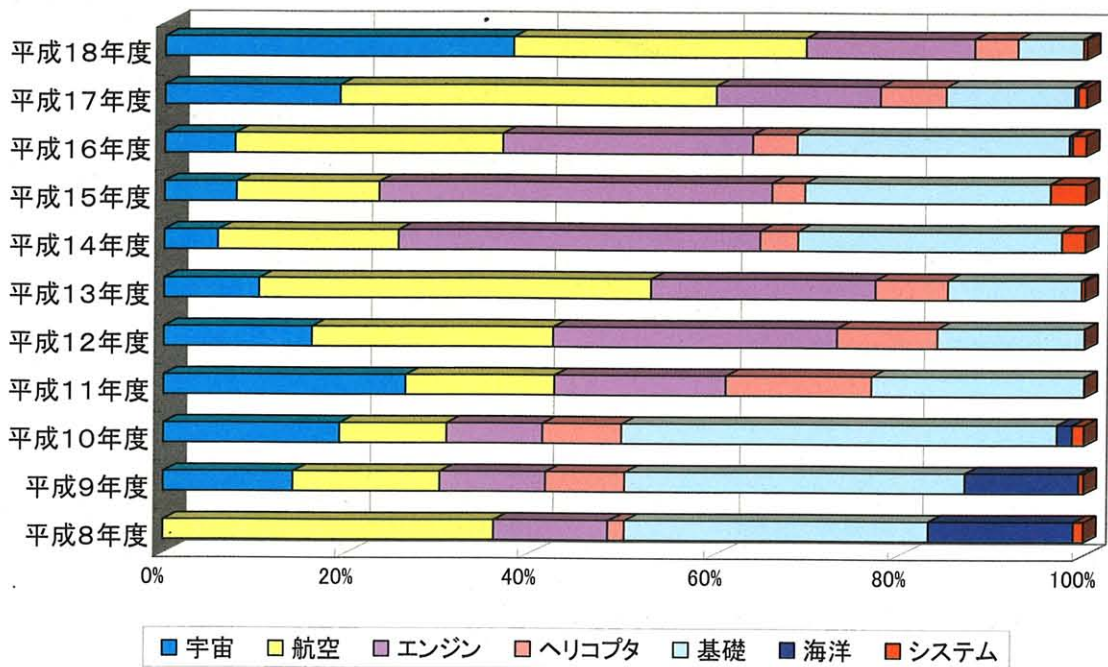


図 1.6 ユーザの分野別割合

2. NSE システム

本章では、角田宇宙センターに設置されている数値宇宙エンジンシステム（Numerical Space Engine : NSE と呼称する）のシステム及び運用の概要を示す。

2.1 システム概要

NSE のハードウェア構成を図 2.1 に示す。システムは、日本電気社製 SX-6 の 64CPU8 ノード構成を中心とし、周辺機器を含んでいる。

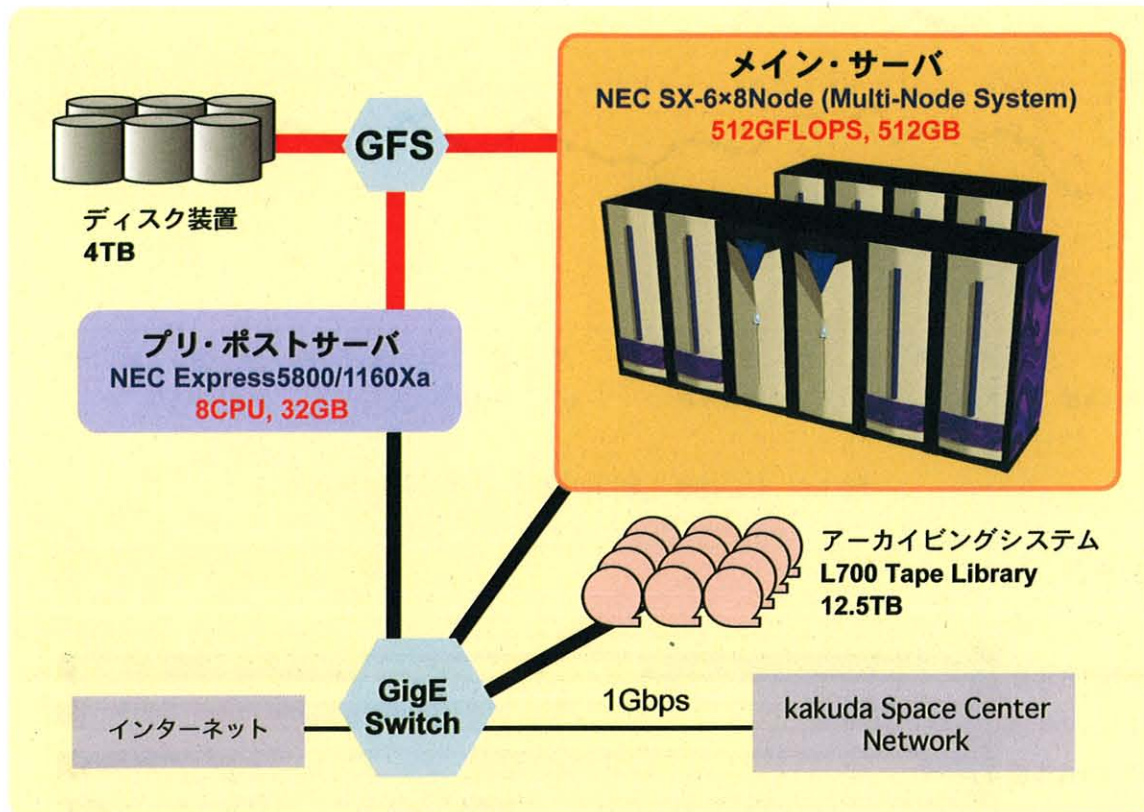


図 2.1 NSE のハードウェア構成

NSE の主要諸元を表 2.1 に示す。

表 2.1 NSE の主要諸元

理論ピーク計算処理性能	512GFLOPS
計算処理用メモリ量	512GB
総 CPU 数	64 台
結合ネットワーク (性能)	1Gbps
ディスク容量	4TB (RAID 構成)
テープ容量	12.5TB

2.2 運用概要

平成 18 年度の NSE のシステム稼動状況を以下に示す。

● バッチジョブ件数

表 2.2 に平成 18 年度バッチジョブ件数を示す。

平成 18 年度バッチジョブ件数は、年間合計 71,324 件であった。表 2 に示す C2M20 等は、CPU とメモリの組み合わせによる使い分けを示す。ジョブの大きさに基づき資源の使い分けを行い、効率化を図っている。

表 2.2 平成 18 年度バッチジョブ件数

	C4M20	C2M5	C8M30M	C8M30L	C8M30H	MPI40M	合計
4 月	376	3,162	0	372	409	780	5,099
5 月	364	11,852	0	381	324	1,733	14,654
6 月	382	2,616	5	378	477	381	4,239
7 月	345	3,200	0	419	451	406	4,821
8 月	378	2,716	0	432	463	4,103	8,092
9 月	329	2,588	0	368	455	2,059	5,799
10 月	339	3,246	0	376	424	381	4,766
11 月	355	2,527	0	347	371	314	3,914
12 月	331	2,824	0	376	3,160	312	7,003
1 月	335	3,031	0	371	366	335	4,438
2 月	296	2,864	0	313	346	396	4,215
3 月	326	2,581	0	493	348	536	4,284
合計	4,156	43,207	5	4,626	7,594	11,736	71,324

● ノード毎のプロセス CPU 時間

表 2.3 に平成 18 年度プロセスの CPU 時間を示す。プロセス利用率の年間平均では、85.61% となっている。ノード毎に見ても、いずれのノードも毎月 5000 時間前後で推移しており、8 ノード合計では、年間 47 万 9,965 時間となっている。

表 2.3 ノード毎のプロセス CPU 時間

	SX-6#0	SX-6#1	SX-6#2	SX-6#3	SX-6#4	SX-6#5	SX-6#6	SX-6#7	合計	運用 可能 時間	平均 プロセス 利用率
4月	5080	5349	5500	5247	5221	5221	5220	4923	41764	46080	90.63
5月	5057	5917	4706	5702	5673	5657	5672	5673	44060	47616	92.53
6月	4379	4527	5300	5530	5512	5512	5512	5512	41788	46080	90.69
7月	5791	5047	5108	5842	5781	5781	5781	5478	44614	47616	93.7
8月	5687	4821	4705	5467	5410	5410	5410	5198	42111	47616	88.44
9月	5144	4452	4360	5400	5381	5366	5381	5317	40805	46080	88.55
10月	5653	4008	4209	5867	5855	5855	5855	5855	43162	47616	90.65
11月	4950	3681	3635	4528	4518	4517	4518	4518	34869	46080	75.67
12月	5198	3576	3414	4782	4774	4773	4773	4751	36043	47616	75.7
1月	5433	3614	2710	5137	4935	4935	5493	4759	37020	47616	77.75
2月	5108	2778	2489	4968	4960	4959	4481	4959	34705	43008	80.7
3月	5285	2812	2944	5588	5577	5577	5657	5576	39020	47616	81.95
合計	62771	50587	49086	64065	63602	63569	63758	62523	479965	560640	85.61

3. SSS システム

本章では、相模原キャンパスに設置されているスーパーコンピュータシステム（Space Science Simulator : SSS と呼称する）のシステム構成及び運用概要を示す。

3.1 システム構成

SSS は平成 16 年 3 月よりレンタル開始されたシステムで、SSS のハードウェアとしては、計算サーバ、フロントエンドサーバ、一時保存用ディスク装置および長期保存用ディスク装置から構成される。SSS の全体構成概念図を図 3.1 に示す。

計算サーバは 16 筐体、総計 128CPU で構成されるベクトル型並列計算機システム（日本電気社製 SX-6/128M16）である。各筐体には、8 個の CPU が搭載されて、最大 64GB のメモリを共有する共有メモリ型アーキテクチャとなっている。各筐体は高速クロスバ・スイッチで結ばれており、筐体間をまたいで分散メモリ型システムとしても利用可能である。

計算サーバの各筐体をノードと呼称し、全 16 ノードはジョブ処理の規模に応じて用意されたバッチキューごとに対応した運用を行っている。デバッグ処理用の D キューとインタラクティブジョブ処理用に 1 ノード、小規模処理用の S キューに 1 ノード、中規模処理用の M キューに 6 ノードならびに大規模処理用の 2 つのキュー L と N にそれぞれ 4 ノードを割当てている。

筐体の処理性能はトータルで 72GFLOPS あり、システム全体として 1152GFLOPS の計算処理性能と 1024GB のメモリを有する。高速クロスバ・スイッチは、往復それぞれ 8GB/秒の転送性能を有する。SSS の主要諸元を表 3.1 に示す。

計算サーバはユーザプログラムの数値シミュレーション実行処理に専念する計算エンジンとしての役割を果たす。プログラムの開発やコンパイル処理等、ジョブのフロントエンド処理の実行にはフロントエンドサーバを計算サーバとは別途に用意しており、日本電気社製 Express5800/140RC-4 を配置している。

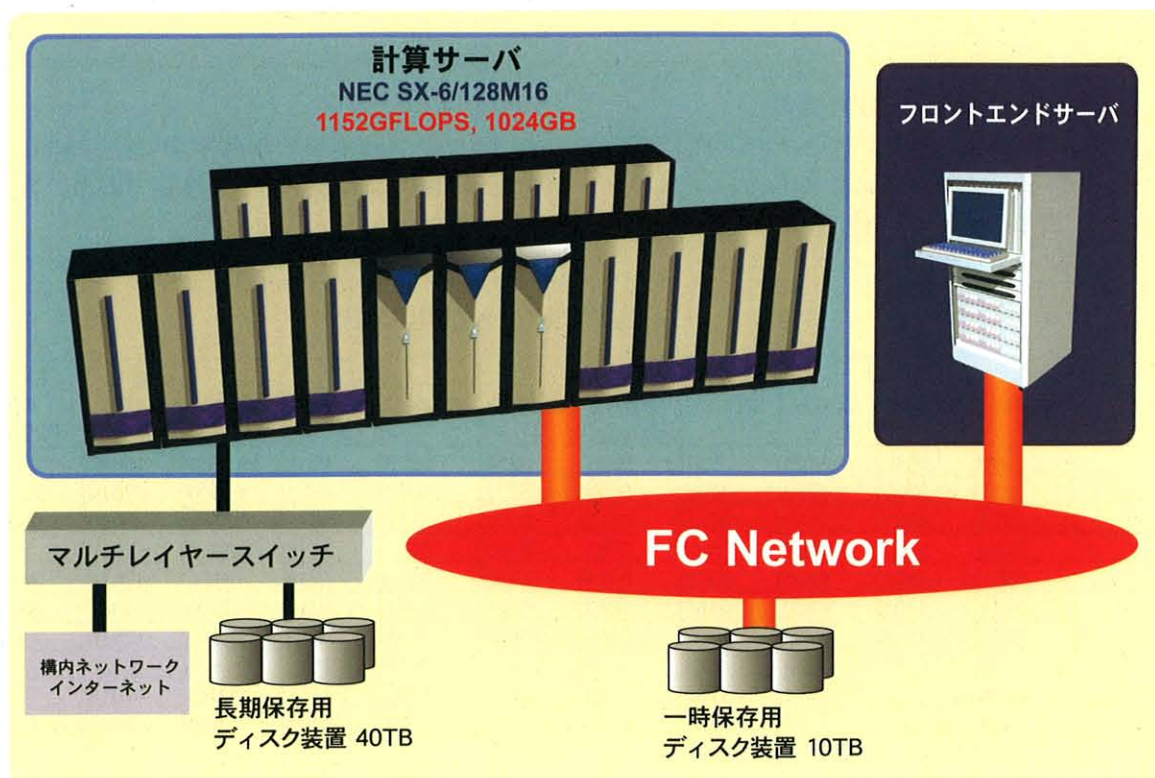


図 3.1 SSS のハードウェア構成

表 3.1 SSS の主要諸元

理論最大演算性能	1493.76GFLOPS
最大ベクトル性能	1152GFLOPS
計算処理用メモリ量	1024GB
計算用 CPU 数	128
計算ノード数 (構成)	16
一時保存ディスク	12TB
長期保存用ディスク(1)	40TB
長期保存用ディスク(2)	20TB

3.2 運用概要

平成 18 年度の SSS のシステム稼動状況を以下に示す。

● システム稼動状況

SSS の月別システム稼動状況を表 3.2 に示す。運用日数の値に示されるように、平成 18 年度は 365 日運用した。

表 3.2 平成 18 年度 SSS システム稼動状況

月	CPU 使用時間	CPU 稼働率	システム運用時間	運用日数	実行ユーザ数
4 月	59,424	66.61%	89,216	30	66
5 月	66,723	70.06%	95,232	31	68
6 月	61,374	66.87%	91,776	30	65
7 月	53,381	56.05%	95,232	31	63
8 月	55,803	61.58%	90,624	31	61
9 月	67,877	73.65%	92,160	30	62
10 月	60,119	67.00%	89,728	31	69
11 月	66,344	71.99%	92,160	30	69
12 月	66,897	70.25%	95,232	31	74
1 月	73,724	77.42%	95,232	31	64
2 月	58,350	80.12%	72,832	28	65
3 月	73,463	80.72%	91,008	31	61
平均	63,623	70.02%	1,090,432	365	65.58

(注 1) CPU 使用時間 = usertime + systime

(注 2) CPU 稼働率 = CPU 使用時間 / システム運用時間 * 100%

(注 3) システム運用時間 = 128cpu × 運用時間
(障害時間, 保守時間を含む)

● 障害発生状況

図 3.2 は、平成 16 年 4 月から平成 19 年 3 月までのハードおよびソフト障害発生件数について、それぞれ月別データを棒グラフに、累計データを折線グラフで示した。同図からも示されるとお

り、平成 18 年 3 月以降は、システムは安定化状態を呈しており、ハードおよびソフトともに障害発生件数は月 1 回程度に低減化している。

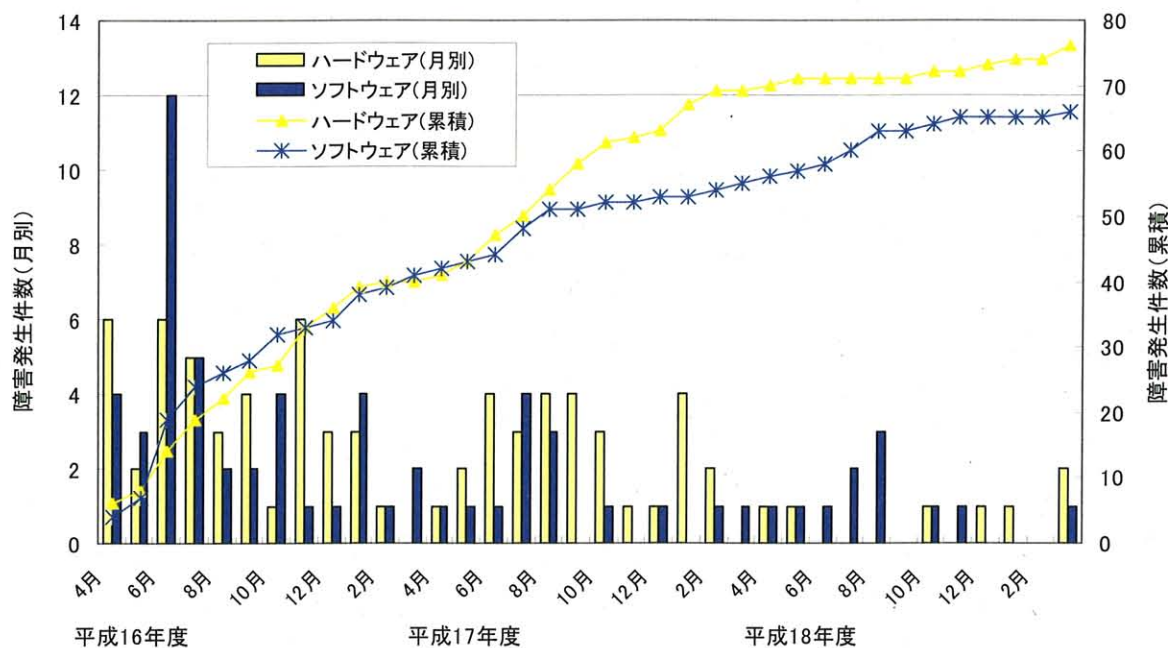


図 3.2 SSS の月別障害発生件数

● ジョブの実行状況

平成 18 年度の SSS システムジョブ実行状況を表 3.3 に示す。SSS では、ユーザがサブミットするリクエストについて、表 3.3 に示すとおり、5 種類のジョブキューを運用している。ただし、3 月度のみ、新ジョブスケジューラの試行運用を行ったため、試行的に利用した一時的なキューについては、Etc としてまとめて示した。

デバッグ処理用として用意された D キューでは、利用ユーザ数は多く、その処理件数は全体の 50% 近くに達する。同一ユーザの D キューへのリクエスト投入制限値は 3 件に設定している。

逐次処理用クラスとして用意された S キューは、D キューに次ぐ処理件数を示している。利用ユーザ数も多い。

中規模処理クラスの M キューは、利用ユーザ数が最も多い。また、CPU 資源を最も消費しており、全体の 50% 以上を占めている。

大規模処理用として N と L キューを用意している。N キューは 2 ノード 16CPU、L キューは 4 ノード 32CPU を利用して実行するリクエストを投入できる。両キューは、利用 CPU 数が制限値丁度でなければ、少なくとも実行不可である。処理件数は N、L 合わせて全体の約 10% ほどであるが、CPU 使用時間は約 35% を占めている。

D キューを除く、S、M、N、L キューで同一ユーザごとの投入数を合計 3 に制限している。

表 3.3 平成 18 年度 SSS ジョブキュー別実行状況

キュー名	リクエスト処理件数	総 CPU 使用時間 (時間)	CPU 寄与率	平均リクエスト経過時間	平均最大使用メモリ量 (MB)	平均実行待ち時間	利用ユーザー数	運用制限値 (CPU 数)
D	29,350	5,587	0.7%	0.09	1,946	0.02	88	1~4
S	12,495	59,028	7.7%	4.87	2,181	2.27	80	1
M	10,686	395,509	51.8%	5.98	11,109	7.64	90	2~8
N	1,896	73,788	9.7%	5.17	22,164	10.68	24	16
L	5,191	196,892	25.8%	5.11	26,337	8.32	23	32
Etc	1,313	33,431	4.4%	3.91	7,522	8.82	49	-
total	60,567	763,997	100.0%	2.79	-	3.06	126	-

図 3.3 は平成 18 年度に実行したリクエストのジョブキュー別処理件数の割合を月ごとに示している。月ごとに多少のばらつきがあるが、処理量の傾向には大きな差異はない。

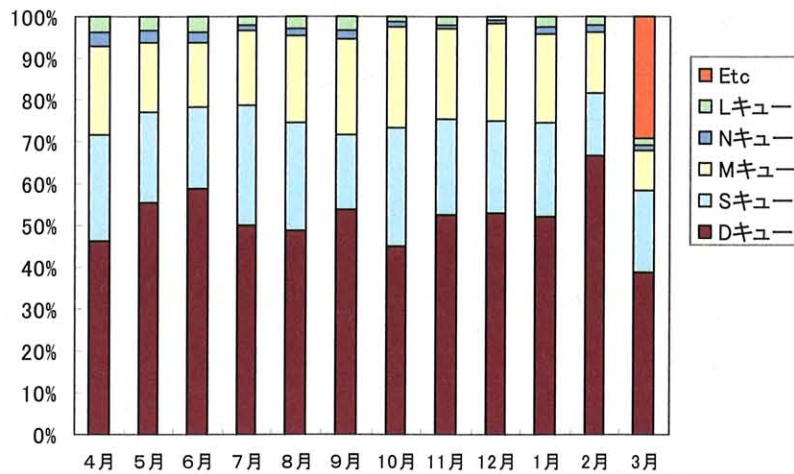


図 3.3 平成 18 年度ジョブキュー別処理件数の割合

図 3.4 は平成 18 年度に実行したリクエストのキュー別 CPU 使用時間の割合を示している。処理件数同様、月ごとに多少のばらつきはあるが、処理量の傾向には大きな差異はない。

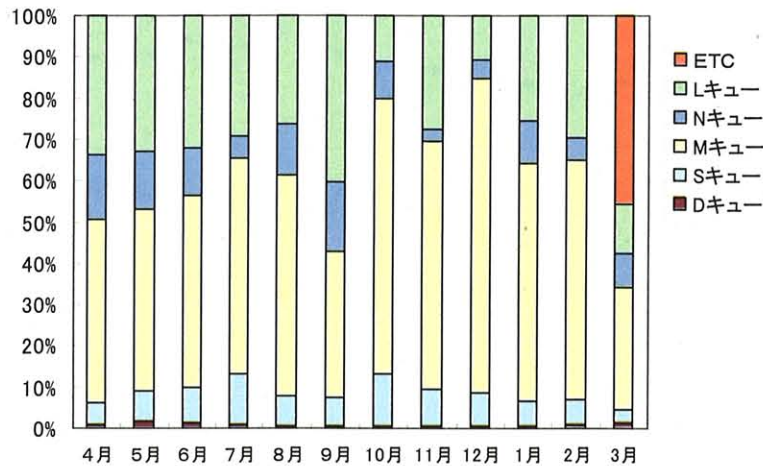


図 3.4 平成 18 年度ジョブキュー別 CPU 使用時間の割合

※3 月度のみ、新ジョブスケジューラ用の試行運用のために利用したキューを、Etc としてまとめた。

● 登録ユーザ状況

平成 18 年度の SSS システムユーザ登録状況を表 3.4 に示す。SSS を利用するユーザは、表 3.4 に示すとおり、三つにカテゴリ分けできる。その内の一つは内部利用で、JAXA 職員と宇宙科学研究本部に所属する学生で構成される。第二は、科学衛星プロジェクトである。これは、本プロジェクトチームの構成員およびその指導大学院生で構成される。第三は大学共同利用者である。これは、大学共同利用研究公募にて研究課題を採択された利用者で構成される。

表 3.4 平成 18 年度 SSS システムユーザ登録状況

区 分	人 数	備 考
内部利用	66	JAXA 職員(31), 学生(31), 運用(4)
大学共同利用	31	研究課題数 : 2
科学衛星プロジェクト	89	研究グループ数 : 39
計	186	

● ユーザ情報

図 3.5 は、平成 16 年度より、SSS を利用したユーザの月別推移を示したものであり、平成 18 年年度は、常時利用しているユーザは 65 名以上の人数を安定的に維持している。

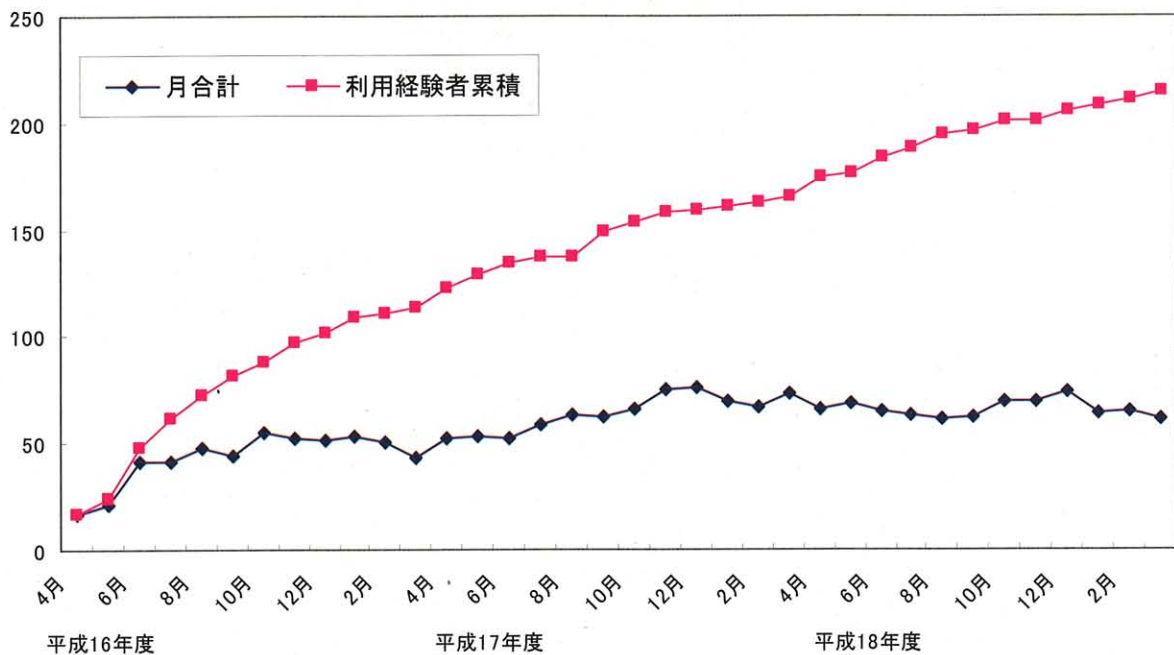


図 3.5 SSS を利用したユーザの月別推移

● ユーザ区分の CPU 使用時間利用割合

図 3.6 は、平成 16 年度から平成 18 年度までのシステム利用状況を利用ユーザの区分別に整

理したものである。区分は、ユーザアカウント別に CPU 使用時間を累積した。図に示すとおり、いずれの年度も大きな差異はなく、内部利用と科学衛星プロジェクトによる利用が約 80%、残り約 20%は大学共同利用ユーザにより利用されている。

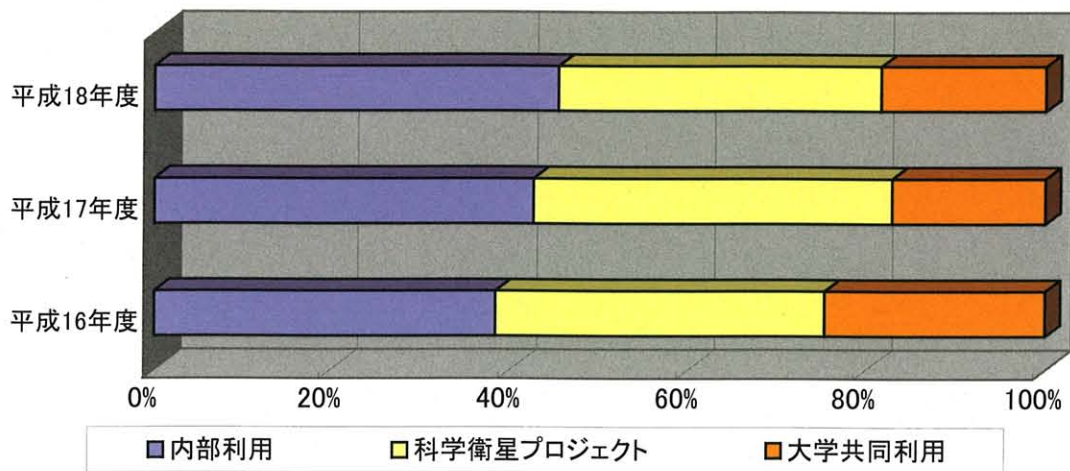


図 3.6 ユーザ区分別システム利用割合

【発行】 情報・計算工学センター 計算機運用・利用技術チーム

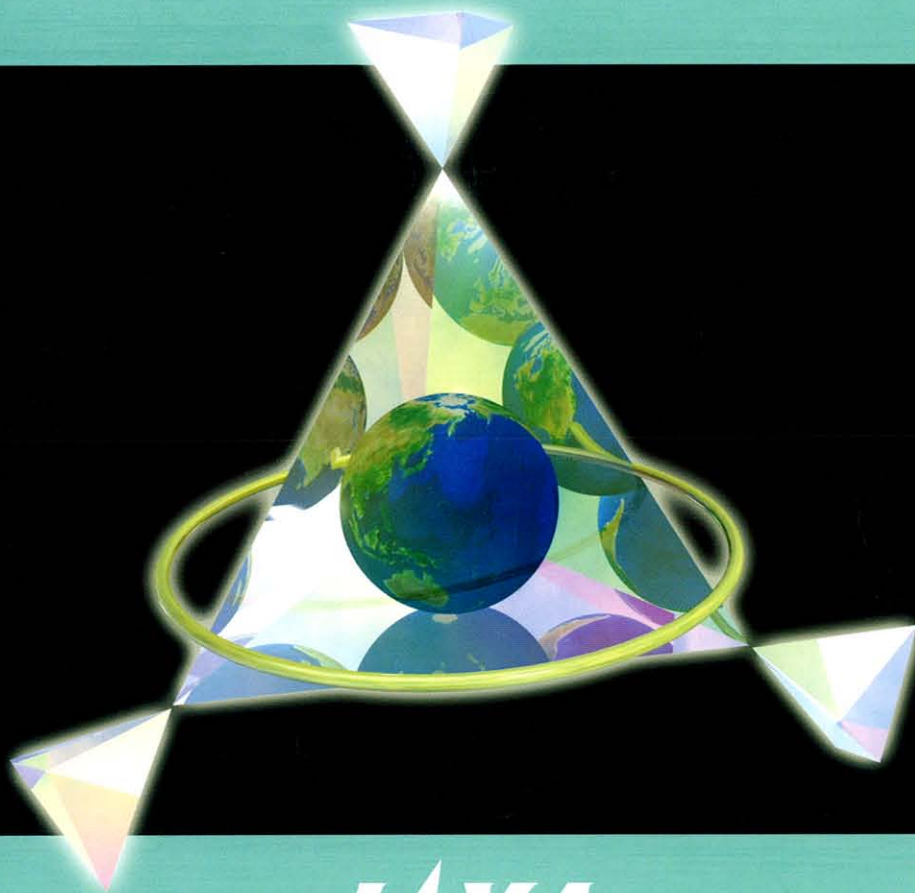
【編集】 情報・計算工学センター

JSS システム利用成果報告書編集チーム

編集リーダー 松尾裕一, 佐藤 茂, 篠原 育

編集スタッフ 末松和代, 土屋雅子, 染谷和広

著作権保護のため, 記載事項の転載, コピーを禁じます.



JAXA

本書は100%再生紙を使用しております。

This document is provided by JAXA.