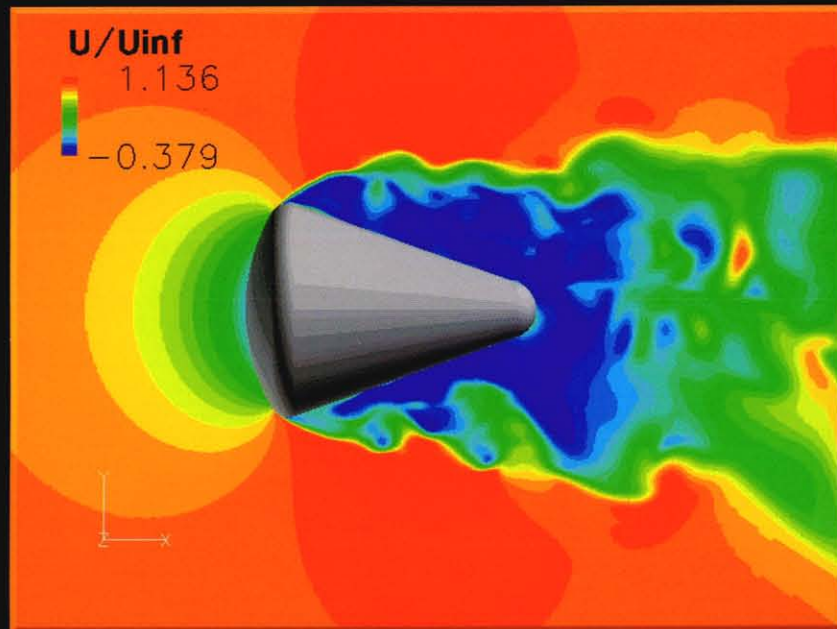


平成17年度 JAXAスーパーコンピュータシステム 利用成果報告

JAXA Supercomputer System Technical Summaries 2005



情報・計算工学センター
宇宙航空研究開発機構

平成18年9月

まえがき

平成 17 年 10 月、宇宙航空研究開発機構 (JAXA) に 1 つのセンターが生まれました。名前は「情報・計算工学センター」で、英文名称 JAXA's Engineering Digital Innovation Center の頭文字をとって通称 JEDI センターと呼ばれます。このセンターは、JAXA を構成する 4 つの本部から独立した理事長直下の組織として定義されました。

発足にはいくつかの理由がありますが、スーパーコンピュータ関連の 2 点にふれたいと思います。1 つは、計算工学、主に数値シミュレーション技術の利用です。JAXA は世界に誇る数値シミュレーション技術を持っているという主張がある一方、日本のロケットや衛星の信頼性は低く、その開発プロセスにおいて数値シミュレーションが有効に機能していないという事実があります。優れた研究が足下の宇宙開発にもっと上手に活用するために、ロケット、衛星の開発を担当している本部と密な連携を保ち、そこに生ずる短期的から長期的に至るさまざまな課題に対処していくことが求められていました。

2 つめは、スーパーコンピュータ自体です。JAXA には、JAXA 総合技術研究本部が運営する調布、角田地区の 2 つのシステム、宇宙科学研究本部が運営する大学共同利用のシステム、あわせて 3 つのシステムが個別に運用されてきました。JAXA が発足して 2 年、利用も含めてこれらのシステムを一元的に管理していくべきなのは言うまでもありません。それぞれのシステム固有な利用対象などを考慮しつつも JAXA スパコンを一体的に運用していく体制が求められていました。

前置きが長くなりましたが、このような背景から JEDI センターは発足しました。センター発足にともなって、JAXA の持つすべてのスーパーコンピュータの運用はこのセンターが行うことになっています。発足の時期が年度半ばであり、利用内容を急激に変えることは避けなければなりません。従って、本報告書に記載されている 17 年度に関しては必ずしも上記の目的を十分反映した利用内容でない点もありますが、新たな運営母体として情報・計算工学センター名でこの報告書を出させていただくこととします。

すでに若干は本報告からも読み取れるように、利用内容は JAXA が抱えるプロジェクトへどう貢献できるのかといった視点に立ったものへのシフトが起こりつつあります。また、航空機に関わる利用だけでなく宇宙開発に関わる利用が次第に増えています。最初に述べた通り、JAXA および関連企業を進める宇宙開発の現場は多くの課題を抱えています。私たちは、このような課題の解決に数値シミュレーション技術が大いに貢献できる、それ以上に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。そのためには目先の課題解決だけでなく、その先を見据えた基礎研究、基盤研究も優れた研究のサポートも重要と考えています。

本報告書に記載されている利用者みなさんの成果はこの目的達成のためにとっても大切なものです。この平成 17 年度報告に記載されている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、18 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筆をおきたいと思えます。

最後に、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 孝蔵



平成 17 年度 JAXA システム利用成果報告

JAXA Supercomputer System Technical Summaries 2005

目次

【成果概要】

高揚力装置周りの空力解析(1)	3
高揚力装置周りの空力解析(2)	5
高揚力装置周りの空力解析(3)	6
3 要素高揚力翼の翼素配置に関する多目的設計探査	8
線形オイラー方程式による機体表面のエンジン騒音伝播解析	10
小型超音速実験機(NEXST-1)の数値解析	11
コンコルドタイプ超音速機の数値解析	13
静粛超音速研究機の数値解析	14
超音速旅客機形態の低速大迎角の数値解析	15
静粛超音速研究機主翼形状の多分野融合設計探査	16
超高速輸送機用インテークの設計検討	17
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	18
流体・熱伝導連成解析の解析精度の向上	20
高精度計算による翼型周りの剥離流れの数値予測	22
大気力学モデルを用いた局地気象予測及び航空機等の飛行への影響に関する研究	24
低レイノルズ数流れの数値解析	25
NACA0012 翼端渦の非定常解析	27
UPACS によるバックステップを過ぎる流れの数値シミュレーション	29
極超音速実験機周りの流れの数値シミュレーション	30
リフティングボディ着陸実験機 LIFLEX の複合操舵形態空力特性解析	31
将来有人宇宙輸送のための CFD 解析による揚力型再突入機の空力コンセプトの研究	33
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	35
LES による超音速ジェットの数値予測	37
小型航空機用エンジン燃焼器内流れのCFD解析	39
小型航空機用エンジン燃焼器の性能に及ぼすライナー空気孔の大きさの影響	41
パイロン付きナセルの流れ解析	43
シンプル燃料ノズル燃焼器の流れ解析	44
単段ファンの非定常 CFD 解析	46
航空エンジン用燃料ノズル内の噴霧挙動数値解析	47
ロケットエンジンターボポンプの数値シミュレーション	48
VTOL エンジン用超音速斜流圧縮機動翼列の数値シミュレーション	49
ガスタービン燃焼器における旋回流の数値解析(1)	50
ガスタービン燃焼器における旋回流の数値解析(2)	51
非定常レイノルズ平均 NS 方程式を用いたファン動静翼干渉による騒音の発生・伝播の数値解析	52
CFD によるロケットプルーム干渉解析	53
UPACS を用いた振動翼列の非定常空力解析	55
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	56

タンク内大規模液面挙動の数値解析	57
H-IIA ロケット 204 形態における推進薬タンクスロッシング解析	58
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	59
CFD によるスクラムジェット飛行実験の事前解析	61
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	63
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	64
RJTF スクラムジェットエンジン試験に対応する数値計算	66
Euler/FVA 法を用いたヘリコプタの空力及び騒音解析	68
ヘリコプタの空力/構造連成解析	70
BVI 騒音低減に及ぼす AFC 及び HHC の比較	71
アクティブ・フラップが BVI 騒音に及ぼす影響の解析	73
アクティブ・フラップの位置による BVI 騒音低減の解析	75
ヘリコプタのマヌーバ飛行の解析	77
ホバリングするロータに対する Patial Ground Effect の数値解析	79
ヘリコプタ用低騒音カナードの研究	80
希薄予混合燃焼器の燃焼挙動に関する解析	81
高レイノルズ数における平行平板間乱流の DNS	82
アブレータ熱防御システム設計手法の構築	84
垂直離着陸型ロケットの逆噴射ジェットの数値解析	86
超臨界圧力における LOX/GH ₂ 同軸噴流火炎の数値シミュレーション	88
軸流をとまなう秩序渦の崩壊現象	90
ITBL で利用可能なソフトウェアの開発	92
固体ロケットに関する熱・流体現象の研究	94
燃焼反応・相変化を考慮した流体現象の数値解析による研究	96
液滴間火炎伝播メカニズム研究	104
Navier-Stokes 方程式の数値解法の研究	109
宇宙輸送系に関する流体力学的研究	111
遠心機上で加熱された低プラントル数流体の対流挙動	124
高温金属液体の構造と物性 - 液体ジルコニウムの原子間ポテンシャルと輸送物性	125
宇宙空間および磁気圏における高エネルギープラズマ現象の解明	127
宇宙空間および磁気圏における大規模プラズマダイナミクスの解明	133
大規模粒子計算を用いたより現実的な高速磁気リコネクショントリガー問題に対する研究	139
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	141
衝撃波加速における初期加速機構問題の研究	145
MHD ダイナモシミュレーションによる地球惑星磁場発生機構の研究	147
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	149
磁気島の合体によるテアリング不安定性の MHD スケール構造への発展	150
弱磁場惑星と太陽風の相互作用の MHD シミュレーション	152
磁気プラズマセイルの電磁流体解析	154
SOLAR-B プロジェクト	155
MPD スラスタ内における電磁加速モードへの遷移と流れ場の変化に関する研究	157
ソーラーセイルの展開膜面に生じるしわに関する研究	160
近接連星系の数値流体力学的研究	161
低レイノルズ数遷音速流れの数値シミュレーション	163
回転する大質量星の重力崩壊に対する完全に一般相対論的磁気流体シミュレーション	173
デトネーションの起爆における三次元性と粘性の影響	174
月の起源: 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	176
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	180

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	185
希薄気体における流れの安定性ならびに希薄気体効果の工学的応用に関する数値的研究	188
磁気セイルの推進性能に関する数値解析	192
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	195
翼列キャビテーションの非定常解析	197
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	202
熱駆動型ポンプ・気体分離装置の開発	204
銀河団形成の大規模数値シミュレーション	206
宇宙プラズマ中の無衝突衝撃波近傍における波動-粒子相互作用	208
飛翔体の空力・構造・飛行力学連成解析に関する研究	211
マイクロフィンを用いた超小型軽量熱制御機器の開発	215
ブラックホール降着流の輻射輸送 3次元磁気流体数値シミュレーション	219
太陽風-地球磁気圏・惑星磁気圏相互作用に関する数値シミュレーション	220
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	225
相変化による流れ場のシミュレーション解析	227
地面効果を受ける垂直着陸型宇宙往還機の底面空気力特性に関する研究	229
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	231
惑星流体の運動構造を調べるための基礎的研究	233
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	235
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	236
原子分子衝突動力学の研究	237
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	241
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	243
非線形流体・構造連成解析手法による遷・超音速パラシュート展開シミュレーションに関する研究	245
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関する直接数値解析	247
磁気プラズマセイルまわりの流れ場の解析	248
太陽彩層でのプラズマ加熱の解明	251

【利用概要】

1.NS- III システム	255
1.1 システム構成	255
1.2 運用概要	257
2.NSE システム	262
2.1 システム構成	262
2.2 運用概要	263
3. SSS システム	265
3.1 システム構成	265
3.2 運用概要	266

成果概要

高揚力装置周りの空力解析(1)

Aerodynamic Analysis around High-Lift Configurations (1)

山本一臣, 航空プログラムグループ 国産旅客機チーム

0422-40-3465, kazuomi@chofu.jaxa.jp

計算実行者: 田中健太郎, kentaro@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

環境適応型高性能小型航空機研究開発の共同研究の一環として、二次元および三次元高揚力装置周りのCFDを実施し、高揚力装置展開時および収納時の失速特性の調査を行う。また複雑な高揚力装置周りの流れに対するCFDの適用性/信頼性/精度の検証を目的とし、高揚力装置標準模型半裁風洞試験を実施し、詳細な検証データを取得する。風洞試験に先立ち、あらかじめ大まかな流れ場の把握、圧力センサーの仕様の見積もりを目的とした事前検討CFDを実施する。

● 計算の概要

対象方程式: Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程式

空間離散化法: 構造格子有限体積法,

非構造格子セル節点有限体積法

時間積分法: MFGS 陰解法, LU-SGS 陰解法

乱流モデル: Spalart-Allmaras 一方程式モデル,

Shear-Stress-Transport モデル

並列化手法: MPI

その他特筆すべき解法上の特徴:

UPACS および TAS-Code を使用

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 4 ~ 60

利用 CPU 数: 49 ~ 100

計算時間/ケース: 40 ~ 600 時間

総ケース数: 63

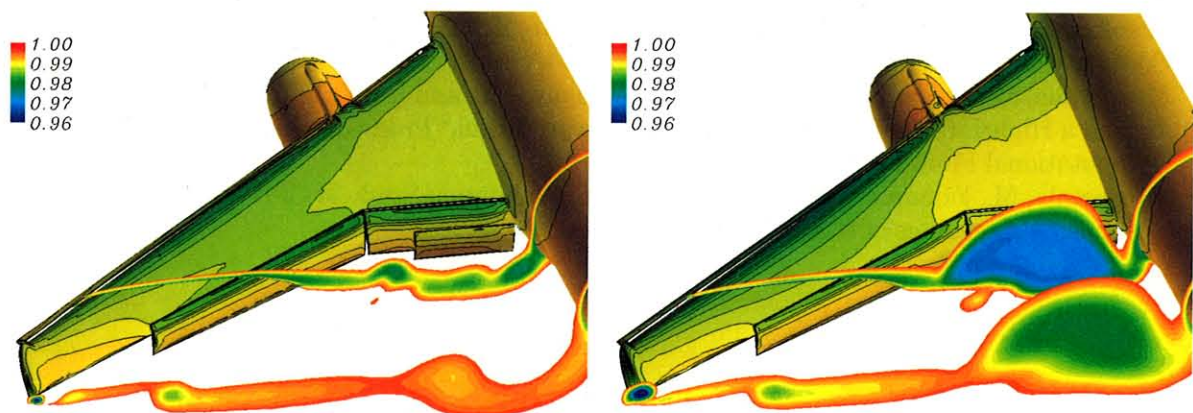


Fig.1 機体表面圧力分布と後流の全圧分布 (左: $\alpha=5[\text{deg}]$, 右: $\alpha=15[\text{deg}]$)
翼端渦と共に、 $\alpha=15[\text{deg}]$ では、スラット切れ目からの剥離が見られる。



Fig.2 表面流線による剥離の可視化。 ($\alpha=15[\text{deg}]$, 左: 事前検討 CFD, 右: オイルフロー試験)
スラット切れ目からの剥離が見られる。

● 成果の概要

高揚力装置展開時および収納時の CFD 解析により失速特性の調査を行った。また共同研究を通じて結果の比較などを行い、CFD ツールの精度検証等を行った。

風洞試験の事前検討 CFD により、

- ・表面圧力データから、風洞試験にて使用する圧力センサーの仕様（レンジ）を見積もった。
- ・オイルフロー試験および PIV 試験により計測すべき現象、条件、位置等を見積もった。

詳細な CFD の検証結果は、今後開催予定のワークショップ等により評価する。

● 論文発表

- 1) 村山光宏, 雷 忠, 向井純一, 横川 譲, 山本一臣, 高揚力装置の空力解析技術, 第 2 回小型旅客機・クリーンエンジン研究発表会, 2005 年 7 月
- 2) 村山光宏, 雷 忠, 向井純一, 横川 譲, 山本一臣, 小林邦彦, 田中健太郎, 航空機高揚力装置周りの空力解析の研究, 21 世紀 COE 航空宇宙流体科学サマースクール, 2005 年 7 月
- 3) 横川 譲, 村山光宏, 山本一臣, 伊藤 健, 藤井啓介, JAXA 高揚力装置模型低速風洞試験について, 第 38 回「境界層遷移の解明と制御」研究会, 2006 年 3 月 31 日, 口頭発表
- 4) Yokokawa, Y., Murayama, M., Ito, T., and Yamamoto, K., "Experiment and CFD of a High-lift Configuration Civil Transport Aircraft Model," AIAA Paper 2006-3452, June 2006.
- 5) 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 5th Asia Workshop on Computational Fluid Dynamics, August 2006.
- 6) Murayama, M., Yamamoto, K., and Yokokawa Y., "Validation Study of CFD Analysis for High-Lift Systems," Proceedings of ICAS 2006, September 2006.

高揚力装置周りの空力解析(2)

Aerodynamic Analysis around High-Lift Configurations (2)

山本一臣, 航空プログラムグループ 国産旅客機チーム
0422-40-3465, kazuomi@chofu.jaxa.jp
計算実行者: 平井 亨, thirai@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

環境適合型高性能小型航空機の研究開発の CFD を活用した 3 次元高揚力装置設計技術開発の一環として、高揚力装置を展開したナセルパイロン付全機着陸形態について解析を行う。形状感度解析を行い、CLmax について支配的なパイロン近傍からの渦構造を理解することで CLmax 向上の目処をつけると共に、CLmax 付近での空力特性を得る。また、解適合格子法を用いることで、より詳細な流れ場を得て、性能感度の格子依存性についても検討を行う。

● 計算の概要

計算コード名: TAS	利用システム: CENSS
対象方程式: ナビエストークス	実行ジョブ本数: 8~16
空間離散化法: 非構造格子有限体積法	利用 CPU 数: 50~60
時間積分法: LU-SGS 陰解法	計算時間/ケース: 40~80 時間
乱流モデル: Spalart-Allmaras	総ケース数: 18
並列化手法: MPI	

● 成果の概要

スラットの隙間、パイロン接合部について形状の異なる数ケースの解析を行い、空力特性及び形状感度を調べ CLmax 向上に向けた設計指針が得られた。また、解適合格子法を用いることで、詳細な流れ場構造の理解ができた。これらの解析結果は次期形状設計の際の基礎データとして利用する。

高揚力装置周りの空力解析(3)

Aerodynamic Analysis around High-Lift Configurations (3)

村山光宏, 航空プログラムグループ 国産旅客機チーム
0422-40-1017, murayama.mitsuhiko@jaxa.jp

● 計算の目的

- (1) 環境適応型高性能小型航空機研究開発の共同研究及び JAXA 独自先行研究として, 高効率高揚力装置の設計に供するため, 信頼性の高い高揚力装置特性 (Re 数依存性, 失速特性等) を評価する 2 次元及び 3 次元の CFD 解析ツールを構築し, CFD 解析ツールの検証及び整備を行う. また, 高揚力装置の性能向上に関する検討を実施し設計指針を得る.
- (2) JAXA 静粛高速研究機の研究開発において, 低速時の空力特性を把握, 検討する.

● 計算の概要

対象方程式: Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程式

空間離散化法: マルチブロック構造格子セル中心有限体積法,
非構造格子セル節点有限体積法

時間積分法: MFGS 陰解法, LU-SGS 陰解法

乱流モデル: Spalart-Allmaras 一方程式モデル,
Shear-Stress-Transport 二方程式モデル

並列化手法: MPI

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 4~90

利用 CPU 数: 20~100

計算時間/ケース: 5~500 時間

総ケース数: 50

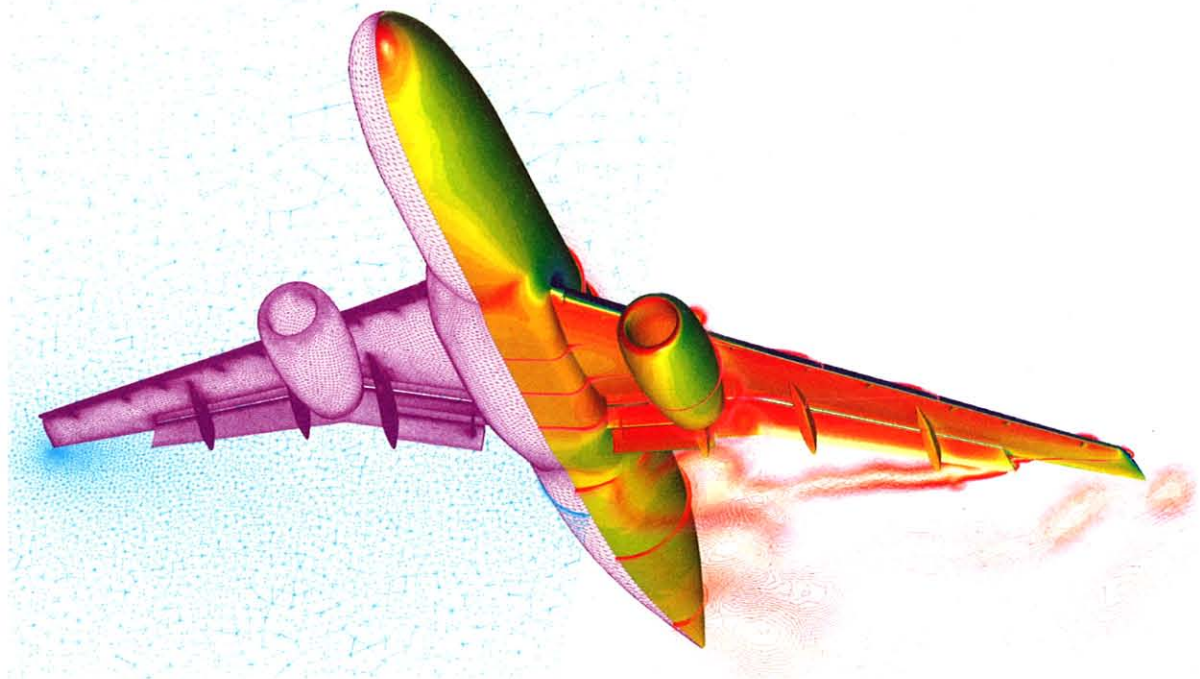


Fig.1 Unstructured hybrid mesh for a landing configuration of JAXA High-Lift-Device Wind Tunnel model with Flap-Track-Fairing and Slat supports (left) and the computational result of the surface pressure and total pressure distribution (right).

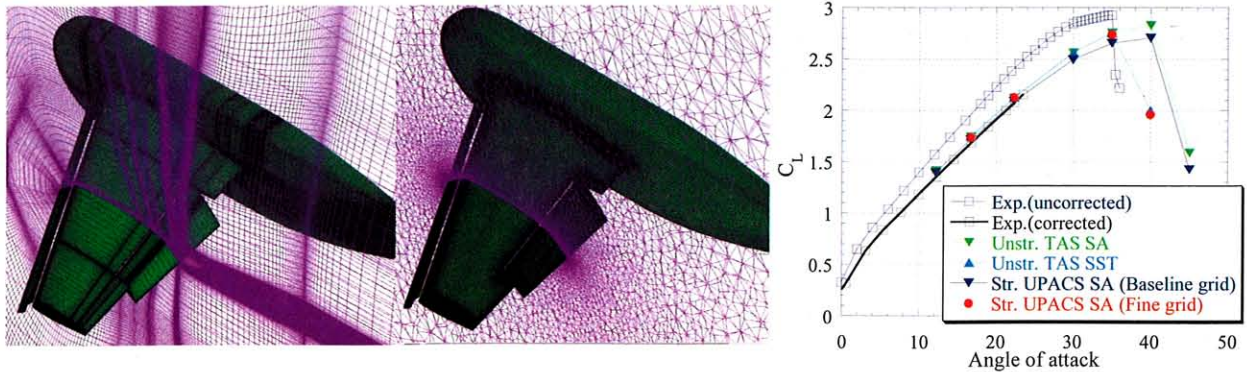


Fig.2 Computational meshes of a three-element trapezoidal wing model with a part-span flap (left: multi-block structured mesh, right: hybrid unstructured mesh) and comparison of lift coefficients by the meshes and turbulence models

● 成果の概要

- (1) 乱流モデルの検討や非構造解適合格子法の開発を行い、解析効率の優れた非構造格子法の解析精度向上を図った。また、JAXA 高揚力装置半裁風試模型の解析により、ナセル・パイロンからの剥離や支持装置の影響などを含めた実機に近い高揚力装置展開着陸形態の空力特性を把握した。また、高揚力装置の3次元形状感度評価を行い、最大揚力向上に向けた設計指針を抽出した。
- (2) JAXA 静粛高速研究機の初期検討機体に対して低速時の空力解析を行い、高揚力装置の効果や空力特性を検討し、次期形状設計の際の基礎データを取得した。

● 論文発表

- 1) Murayama, M., Imamura, T., Yamamoto, K., and Kobayashi, K., "Comparison of RANS Simulations of Multi-Element High-Lift Configurations," *Journal of Aircraft*. (2006 年掲載予定)
- 2) 村山光宏, 山本一臣, 小林邦彦「航空機高揚力装置周りの三次元流れ場解析の精度検証」航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2005, 2005 年 6 月
- 3) 村山光宏, 雷 忠, 向井純一, 横川 譲, 山本一臣, 「高揚力装置の空力解析技術」, 第 2 回小型旅客機・クリーンエンジン研究発表会, 2005 年 7 月
- 4) 村山光宏, 雷 忠, 向井純一, 横川 譲, 山本一臣, 小林邦彦, 田中健太郎, 「航空機高揚力装置周りの空力解析の研究」, 21 世紀 COE 航空宇宙流体科学サマースクール, 2005 年 7 月
- 5) 村山光宏, 「航空機高揚力装置周りの空力解析」, 流体と構造の複合問題研究会「Multidisciplinary Lecture Series 15」, 2005 年 12 月
- 6) Murayama, M., Imamura, T., Yamamoto, K., and Kobayashi, K., "Comparison of RANS Simulations of Multi-Element High-Lift Configurations," AIAA Paper 2006-1396, Jan. 2006.
- 7) 横川 譲, 村山光宏, 山本一臣, 伊藤 健, 藤井啓介, JAXA 高揚力装置模型低速風洞試験について, 第 38 回「境界層遷移の解明と制御」研究会, 2006 年 3 月 31 日
- 8) Yokokawa, Y., Murayama, M., Ito, T., and Yamamoto, K., "Experiment and CFD of a High-lift Configuration Civil Transport Aircraft Model," AIAA Paper 2006-3452, June 2006.
- 9) 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 5th Asia Workshop on Computational Fluid Dynamics, August 2006.
- 10) Murayama, M., Yamamoto, K., and Yokokawa Y., "Validation Study of CFD Analysis for High-Lift Systems," Proceedings of ICAS 2006, September 2006.

3 要素高揚力翼の翼素配置に関する多目的設計探査

Multiojective Design Exploration of Three-element High-lift Airfoil

金崎雅博, 航空プログラムグループ 国産旅客機チーム
0422-40-3324, kanazaki.masahiro@jaxa.jp

● 計算の目的

本研究では Fig.1 に示すような 3 要素高揚力装置について, Kriging モデルによる近似解法を用いた多目的設計探査を行う. 目的関数はフラップの影響が強いと予想されるアプローチ迎角(C_{l8})とスラットの影響が強いと予想される失速付近迎角(C_{l20})とし, 同時最大化を図った. 探査は遺伝的アルゴリズムを用いて行ったが, 近似解法と組み合わせることにより, 計算負荷の低減を図ることが出来, 効率的に非劣解集合を求めることができる. また, 近似解を用いたデータマイニングにより, 設計情報を引き出すことに利用できる.

● 計算の概要

対象方程式: Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程式
空間離散化法: 有限体積法
時間積分法: MFGS 陰解法
乱流モデル: Spalart-Allmaras
並列化手法: MPI

利用システム: CENSS
実行ジョブ本数: 約 6000
利用 CPU 数: 10
計算時間/ケース: 24 時間
総ケース数: 180

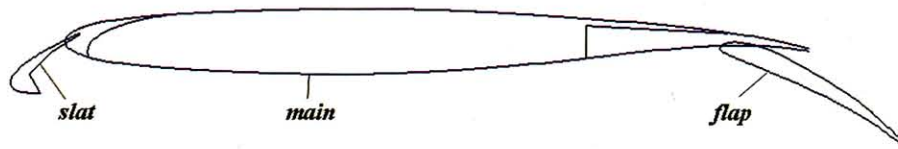


Fig. 1 ベースラインとした 3 要素翼

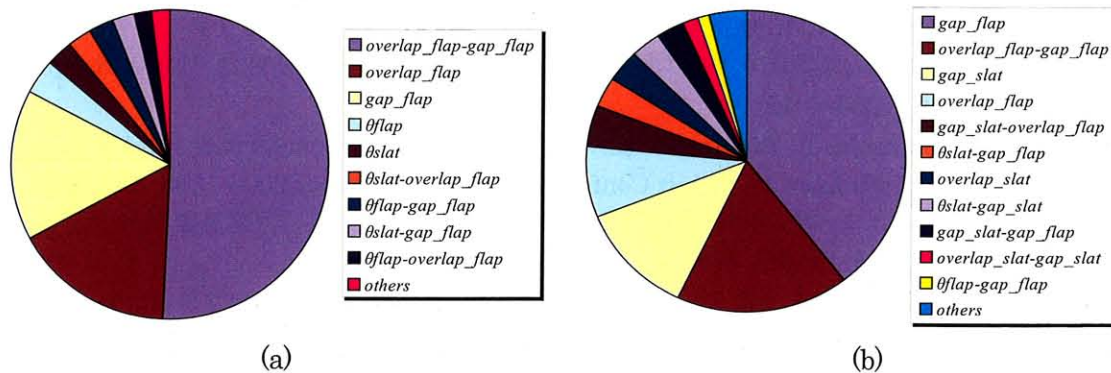


Fig.2 設計変数の寄与率: (a) C_{l8} , (b) C_{l20} .

● 成果の概要

本手法により, 良好な解集合を効率的に得ることが出来た. 計 90 サンプルを探索によって求め, その多くがベースラインとした形状の性能を改善するものであった. また, それらを用いた近似解から, 出たマイニング手法 ANOVA により, Fig. 2 のように設計変数の寄与率を把握することが出来た.

● 論文発表

- 1) 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最適化」 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2005, 東京調布市, 2005 年 6 月.
- 2) Kanazaki, M., Tanaka, K., Jeong, S., and Yamamoto, K., "Multi-objective Aerodynamic Optimization of Elements' Setting for High-lift Airfoil Using Kriging Model," AIAA Paper 2006-1471, January, 2006.
- 3) Masahiro Kanazaki, Shinkyu Jeong, and Kazuomi Yamamoto, "High-Lift System Optimization Based on Kriging Model Using High Fidelity Flow Solver," Transaction of Japan Society for Aeronautical and Space Science, in print.
- 4) 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, June 21-23, 2006. (口頭発表予定)
- 5) Kanazaki, M., Tanaka, K., Jeong, S., and Yamamoto, K., "Design Explilation of High-lift Airfoil Using Kriging Model and Data Mining Tecnique," European Conference on Computational Fluid Dynamics, September 5-8. (口頭発表予定)

線形オイラー方程式による機体表面のエンジン騒音伝播解析

Analisis of Engine-Noise Propagation on Surface of Aircraft using Linearized Euler Equations

雨宮和久, (財)航空宇宙技術振興財団

022-218-8310, amemy@chofu.jaxa.jp

共同研究者: 山本一臣, kazuomi@chofu.jaxa.jp

今村太郎, imamura@chofu.jaxa.jp

榎本俊治, eno@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

音の伝播解析コード UPACS-LEE を用いて, エンジンから放射された音が航空機機体表面へ及ぼす影を調査する.

● 計算の概要

対象方程式: 線形オイラー方程式

空間離散化法: 有限体積法

(6次精度 Compact scheme (Kobayashi))

時間積分法: 4次精度 Runge-Kutta

乱流モデル:

並列化手法: MPI

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 200

利用 CPU 数: 60~97

計算時間/ケース: 10~30 時間

総ケース数: 40

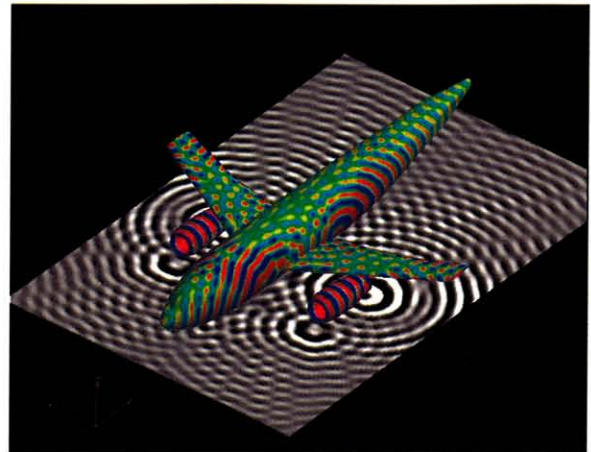


Fig.1 :機体周りの音圧場の瞬時値

● 成果の概要

実機に近い形状の航空機周りでの伝播解析を通して, 3次元の複雑形状における LEE の計算が可能であることが示された. 本計算では, エンジン中心に模擬音源として, 単極子音源を配置させた機体周りの伝播解析を行った結果, 特に翼根の前後で音圧レベルが高い領域が見られた.

小型超音速実験機(NEXST-1)の数値解析

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

吉田憲司, 超音速機チーム

0422-40-3510, yoshida.kenji@jaxa.jp

計算実行者: 石川敬掲, hiroaki@chofu.jaxa.jp

黒田文武, fkuroda@chofu.jaxa.jp

笥由里子, kakei221@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

平成 17 年 10 月にオーストラリア・ウーメラ実験場において飛行実験が実施された“小型超音速実験機 (NEXST-1)”の予備計算(風洞試験条件を含む)や, 飛行実験条件の CFD 解析を行い, 飛行実験の検証を行うとともに本プロジェクトにおける CFD データベースを作成することを目的とする。

● 計算の概要

計算コード名: UPACS

対象方程式: ナビエ-ストークス

空間離散化法: 有限体積法

時間積分法: MFGS 陰解法

乱流モデル: Spalart-Allmaras

並列化手法: MPI

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 3~10

利用 CPU 数: 17~32

計算時間/ケース: 5~100 時間

総ケース数: 200

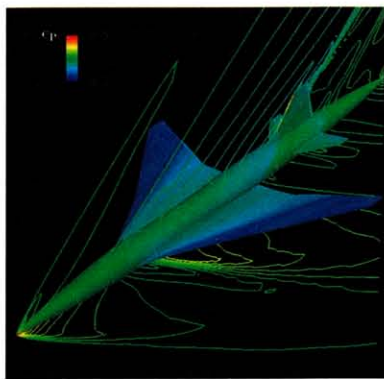


Fig.1 NEXST-1 の C_p 分布($M=2.0, \alpha=6^\circ$)

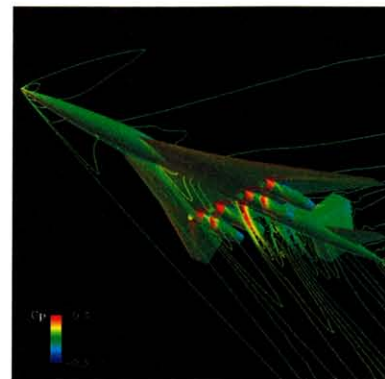


Fig.2 NEXST-1 設計コンセプトを採用した大型 SST(案)

● 成果の概要

“小型超音速実験機 (NEXST-1)”の飛行実験前 CFD 解析結果を提供することによって, 飛行実験を成功への支援を行うことができた。また本プロジェクトで得られた実験データと CFD 解析結果を対比することで詳細な検討を行った。現在, 本プロジェクトの成果として CFD データのデータベースを作成中である。

● 論文発表

- 1) 郭 東潤(JAXA), 吉田憲司(JAXA), 野口正芳(JAXA), 小型超音速実験機飛行実験における表面圧力計測, 第 37 回日本航空宇宙学会年会講演会, 2006 年 4 月 5 日, 口頭発表

- 2) Dong-Youn KWAK, Kenji YOSHIDA, Hiroaki ISHIKAWA and Masayoshi NOGUCHI, "Flight Test Measurements of Surface Pressure on Unmanned Scaled Supersonic Experimental Airplane", 24th Applied Aerodynamics Conference, California, USA, June 2006, AIAA-2006-3483, 口頭発表

コンコルドタイプ超音速機の数値解析

Numerical analysis of Supersonic Airplane like a Concorde

吉田憲司, 超音速機チーム

0422-40-3510, yoshida.kenji@jaxa.jp

計算実行者: 石川敬掲, hiroaki@chofu.jaxa.jp

黒田文武, fkuroda@chofu.jaxa.jp

笥由里子, kakei221@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

平成 17 年 10 月にオーストラリア・ウーメラ実験場において飛行実験が実施された“小型超音速実験機 (NEXST-1)” の性能比較のためコンコルドを模擬した超音速機形状を作成し CFD 解析を行うことを目的とした。

● 計算の概要

計算コード名: UPACS

対象方程式: ナビエ-ストークス

空間離散化法: 有限体積法

時間積分法: MFGS 陰解法

乱流モデル: Spalart-Allmaras

並列化手法: MPI

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 3~6

利用 CPU 数: 23~67

計算時間/ケース: 10~20 時間

総ケース数: 40

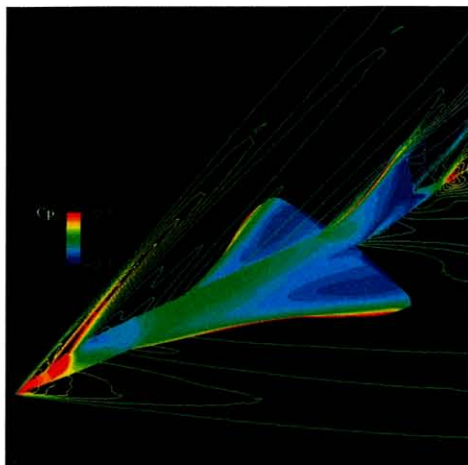


Fig.1 コンコルドタイプ(ナセルなし)の Cp 分布

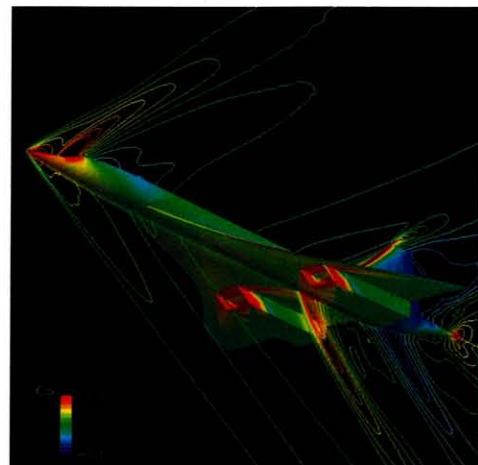


Fig.2 コンコルドタイプ(ナセルつき)の Cp 分布

● 成果の概要

コンコルドの設計コンセプトを取り入れたコンコルドタイプの超音速機まわりの CFD 解析を行い“小型超音速実験機 (NEXST-1)” の性能比較を行い, NEXST-1 の超音速性能が従来の超音速旅客機より優れていることを示した。

静粛超音速研究機の数値解析

Numerical Analysis of Super Sonic Silent Technology Demonstrator(S³TD)

吉田憲司, 超音速機チーム

0422-40-3510, yoshida.kenji@jaxa.jp

計算実行者: 石川敬掲, hiroaki@chofu.jaxa.jp

黒田文武, fkuroda@chofu.jaxa.jp

笥由里子, kakei221@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

次世代 SST(Super Sonic Transport)において、主に3つの技術課題「環境適合性」「経済性」「安全性」を克服する必要があるといわれている。その中でも「環境適合性」の改善を実現するため「ソニックブームの低減」「離着陸時の騒音低減」に特化した超音速機の初期設計形状に対して CFD 解析を行い、その性能を明確にすることを目的とした。

● 計算の概要

計算コード名: UPACS

対象方程式: オイラー

空間離散化法: 有限体積法

時間積分法: MFQS 陰解法

乱流モデル: Spalart-Allmaras

並列化手法: MPI

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 1~3

利用 CPU 数: 33~45

計算時間/ケース: 5~15 時間

総ケース数: 50

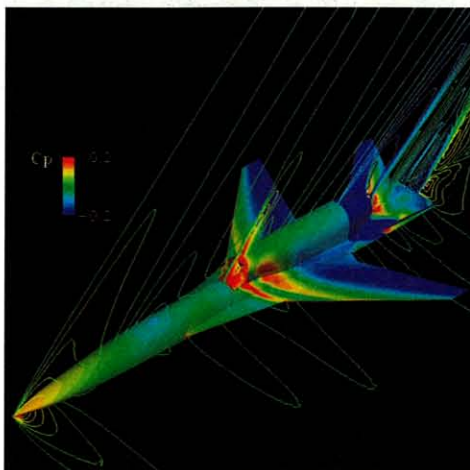


Fig.1 静粛超音速研究機(0次)のCp分布

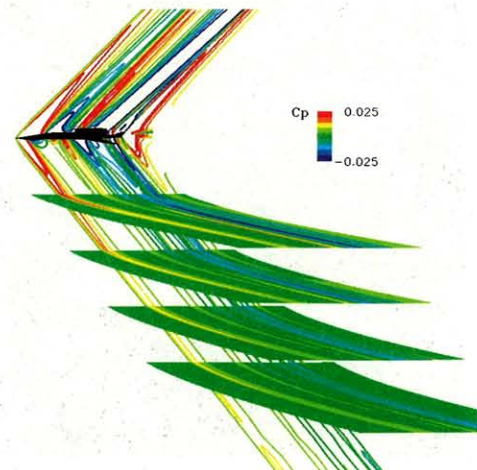


Fig.2 静粛超音速研究機(0次)のソニックブームの伝播

● 成果の概要

超音速巡航時だけでなく、広範囲の Mach 数領域 ($M=0.4\sim 1.5$) における CFD 解析を行い、初期設計形状の空力性能の把握、問題点の明確化を行うことを可能とした。得られた情報は次期設計形状へ反映されている。

超音速旅客機形態の低速大迎角の数値解析

Numerical Simulation of an SST Configuration at Low Speed and High Angle of Attack

雷 忠, 航空プログラムグループ 超音速機チーム
0422-40-3530, lei.zhong@jaxa.jp

● 計算の目的

離着陸時に超音速旅客機形態周りの剥離流れを考察し、低速大迎角において高揚力装置に空力性能の改善及びそのメカニズムを調査することである。

● 計算の概要

対象方程式：RANS
空間離散化法：有限差分
時間積分法：1次精度 LU-ADI 陰解法
乱流モデル：Menter's Shear-Stress
Transport $k-\omega$ model
並列化手法：XPF

利用システム：CENSS
実行ジョブ本数：15
利用 CPU 数：54
計算時間/ケース：50 時間
総ケース数：50

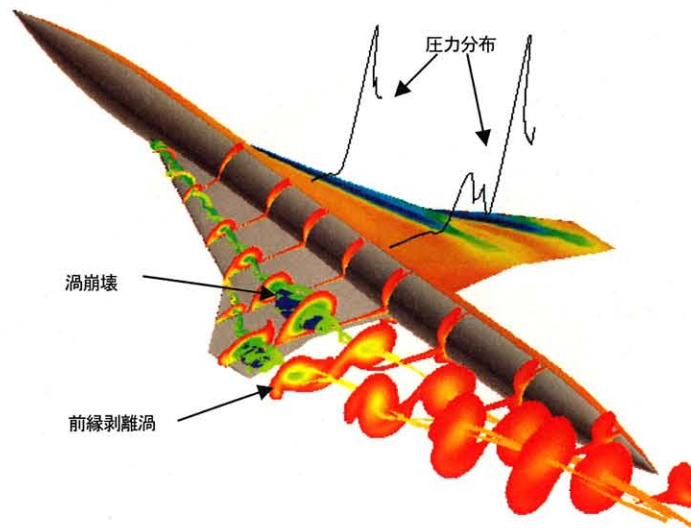


Fig.1 低速高迎角における SST 周りの流れ

● 成果の概要

流れの物理現象を考察し、低速空力性能を向上させる高揚力装置のメカニズムがわかった。

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 Transport Demonstrator

千葉一永, 航空プログラムグループ
0422-40-3257, chiba.kazuhisa@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主翼形状設計のため、空力と構造を考慮した多分野融合設計探査問題を定義、実行している。平成 17 年度はその準備段階としての試計算を使用の目的とした。

● 計算の概要

計算コード名：TAS-Code
対象方程式：Euler 方程式
空間離散化法：セル節点有限体積法
時間積分法：LU-SGS 陰解法
乱流モデル：なし
並列化手法：MPI

利用システム：CENSS
実行ジョブ本数：1
利用 CPU 数：20
計算時間/ケース：4.5 時間
総ケース数：50

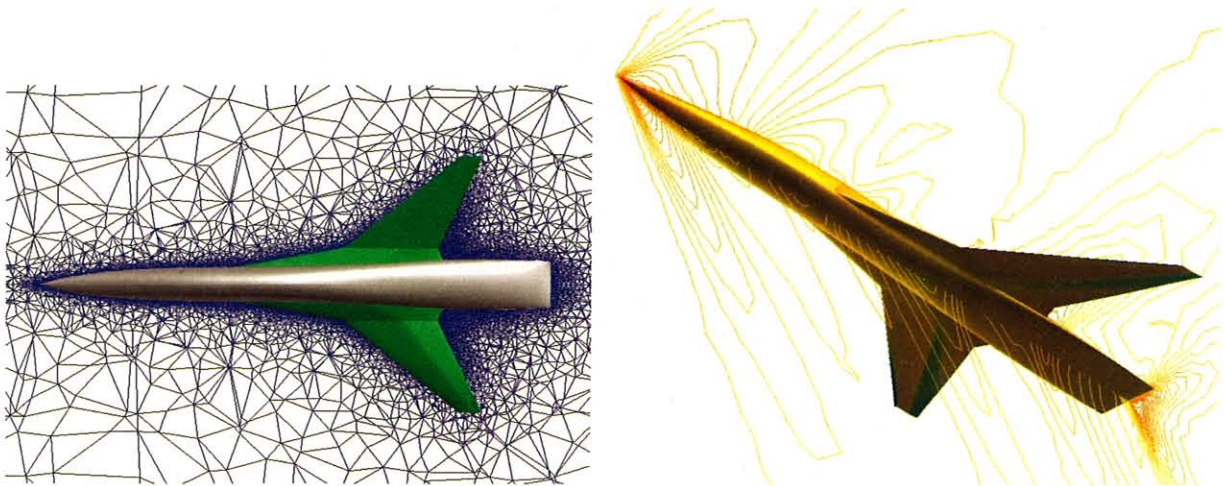


Fig.1 56 個の設計変数で定義された形状に対し、半自動的に生成された非構造格子とその計算結果の総圧分布図

● 成果の概要

設計探査に於ける形状及び制約条件が定義され、半自動的に格子生成を行うことで空力側の評価は可能となった。表面圧力分布のデータ受け渡しから構造側の試計算を行い、半自動化作業を現在進めている。

超高速輸送機用インテークの設計検討

Design of supersonic air-intake for High Speed Civil Transport

渡辺 安, 超音速機チーム

0422-40-3520, watanabe.yasushi@jaxa.jp

● 計算の目的

JADC および富士重工業との共同研究において現在提案されている超音速旅客機のインテークについて、新たな形態のインテークの設計を実施し、その性能確認のための計算を行うことを目的とする。

● 計算の概要

対象方程式：ナビエーストックス方程式
 空間離散化法：差分法
 時間積分法：陰的 ADI 法
 乱流モデル： $k-\epsilon$
 並列化手法：並列化なし

利用システム：CENSS
 実行ジョブ本数：
 利用 CPU 数：
 計算時間/ケース：
 総ケース数：

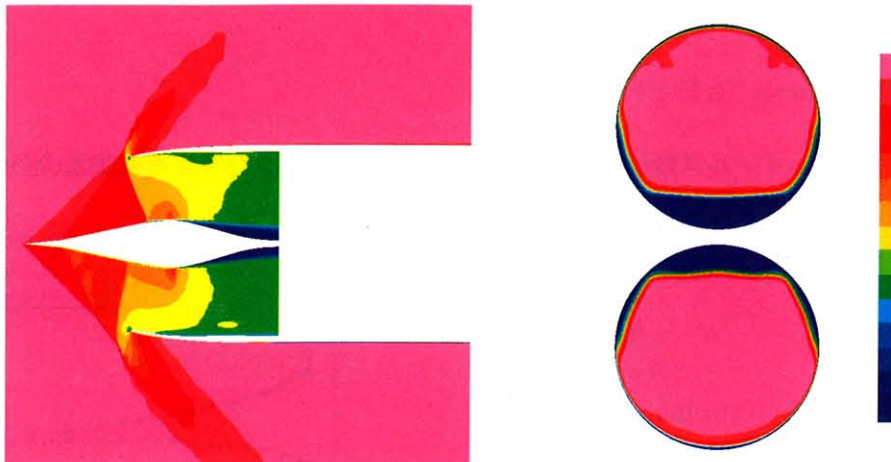


Fig.1 バイファケーティッド型インテークの対称面上のマッハ数分布と出口総圧分布

● 成果の概要

コンセプトとしてバーファケーティッド型（2股に分かれるタイプ）インテークの設計を行い、インテークの性能、機体への統合時の抵抗の観点から当該コンセプトの有効性を調べ、従来コンセプトとの得失を明らかにした。

● 論文発表

- 1) 平成 17 年度共同研究成果報告書

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 in High Reynolds Numbers

黒滝卓司, 空気力学研究グループ
0422-40-3207, kurotaki@chofu.jaxa.jp
住 隆博, 空気力学研究グループ
0422-40-3212, sumi@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2次元翼とし、高精度 LES 解析手法の構築及び検証を行う。

● 計算の概要

対象方程式：3次元圧縮性
ナビエ-ストークス方程式
空間離散化法：6次精度最適化
コンパクトスキーム
時間積分法：4次精度最適化
ルンゲクッタスキーム
乱流モデル：なし
並列化手法：XPFortran, 自動並列+OpenMP

利用システム：CENSS
実行ジョブ本数：50
利用CPU数：30DTU*2スレッド
計算時間/ケース：200
総ケース数：10

● 検証計算その1：中レイノルズ数領域における層流剥離泡の生成及び非定常変動量の評価

Airfoil : NACA 0012
Angle of attack : 9deg
Velocity : 20 m/s
Reynolds No. : 2.0×10^5
No. of grid points : 3.5 million
Span : 0.25 chord length

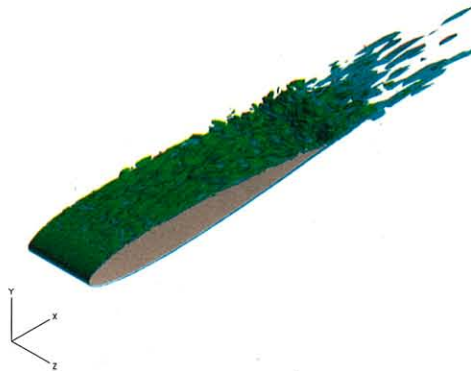


Fig.1 Instantaneous vorticity of the spanwise component

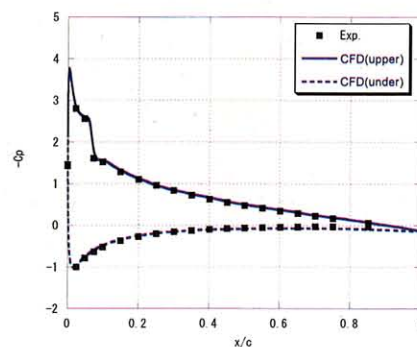


Fig.2 Averaged C_p distribution

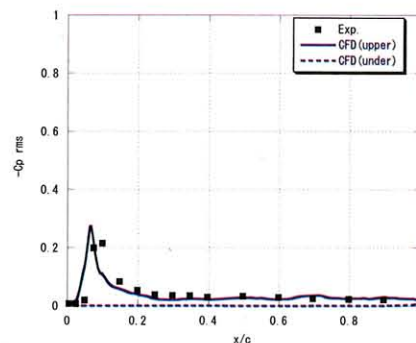


Fig.3 RMS of C_p distribution

● 検証計算その2：高レイノルズ数領域における遷移特性の評価

Airfoil : NACA 0012
 Chord length : 1.0 m
 Angle of attack : 0deg
 Velocity : 30 m/s / 25 m/s / 20 m/s / 15 m/s
 Reynolds No. : 2.2×10^6 for 30m/s
 No. of grid points : 3.5 million
 Span : 0.25 chord length

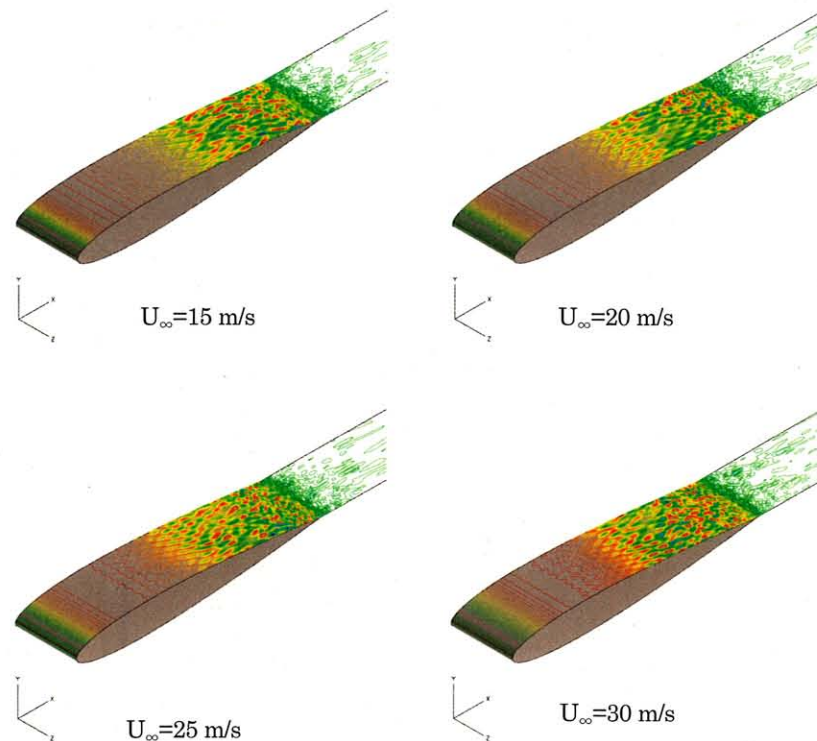


Fig.4 Instantaneous vorticity - ω_z (1.0 mm away from the wall)

● 成果の概要

1. $Re=10^5$ 程度の中レイノルズ数領域における NACA0012 二次元翼型の LES 数値シミュレーションを実施し、層流剥離泡及びその内部での乱流遷移を含む複雑な流れを捕らえることに成功した。また、将来的な音響解析に重要な、壁面圧力の変動量も従来手法に比べ実験値により一致することを確認した。
2. 高精度 LES 解析手法により、 $Re=10^6$ 程度の高レイノルズ数領域における TS 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。また、実験との遷移位置の比較を行い、良好に一致した。

● 論文発表

- 1) 住 隆博, 黒滝卓司, 桧山 淳, “Generalized Characteristic Interface Conditions for Multi-block Computation with High Accuracy and Resolution”, Journal of Computational Physics.

流体・熱伝導連成解析の解析精度の向上

Accuracy Improvement on Conjugate Simulation of Flow and Heat Transfer

馬場隆弘, 航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム
0422-40-1044, bamba.takahiro@jaxa.jp

● 計算の目的

解析精度に与える影響の大きい乱流モデルのベンチマークを実施し、問題点の明確化とその解決策を研究する。

● 計算の概要

計算コード名：UPACS および UPACS-HC

対象方程式：ナビエ・ストークス, 熱伝導方程式

空間離散化法：有限体積法

時間積分法：MFGS

乱流モデル：k- ω Wilcox, SST Menter

(これらのモデルをベースにした修正モデル)

並列化手法：MPI

利用システム：CENSS

実行ジョブ本数：10

利用CPU数：6~12

計算時間/ケース：48時間

総ケース数：50

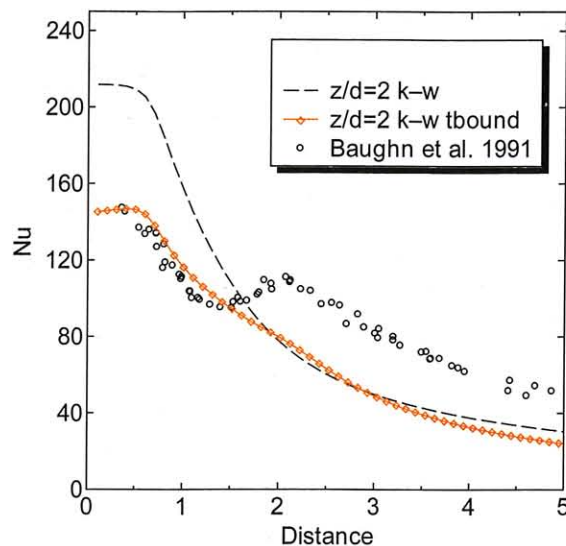


Fig.1 インピンジメント冷却の熱伝達率予測

● 成果の概要

UPACS に組み込まれている流体・熱伝導連成解析のベンチマークを実施。解析精度の評価と問題点の明確化を行った。乱流モデルを改良し、澱み点近傍で生じる熱伝達率の過大評価を改善。

● 論文発表

- 1) 馬場隆弘, 今村太郎, 山根 敬, 福山佳孝: インピンジ冷却の流体・熱伝導連成解析における乱流モデルの影響, 第33回ガスタービン定期講演会
- 2) 山根 敬, 馬場隆弘, 福山佳孝: Conjugate Simulations of Flow and Heat Conduction by a Common CFD Platform "UPACS" (CFD 共通基盤コードUPACSによる流体・熱伝導連成数値解析), 2005 Asian Congress on Gas Turbines

高精度計算による翼型周りの剥離流れの数値予測

Numerical Prediction of Flow Separation around Airfoil with High Accuracy Scheme

山崎伸彦, 猪口雄三, 九州大学大学院工学研究院航空宇宙工学部門

092-802-3019, yamasaki@aero.kyushu-u.ac.jp

共同研究者: 山本一臣, kazuomi@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

航空機機体・エンジン等の乱流によって発生する空力騒音を予測するために必要となる高精度数値流体力学の解析法について研究を行う。

● 計算の概要

対象方程式: ナビエ・ストークス方程式

空間離散化法: 有限差分法

時間積分法: 3次精度アダムス・バッシュフォース法

乱流モデル: LES (Dynamic SGS)

並列化手法: MPI

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 1200

利用CPU数: 8

計算時間/ケース: 3,800 時間

(= 480 時間 × 8CPU)

総ケース数: 12

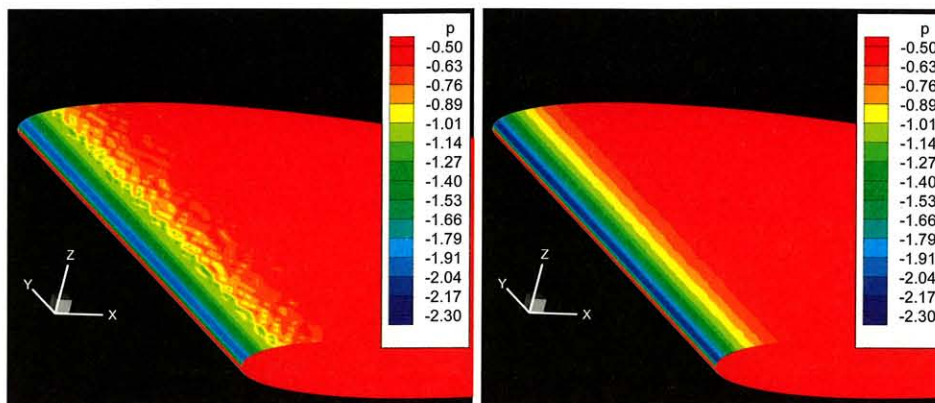


Fig.1 Pressure distribution on NACA0012 airfoil surfaces at an angle of attack of 10 degrees using different grid systems, Grid 1 (left) and Grid 2

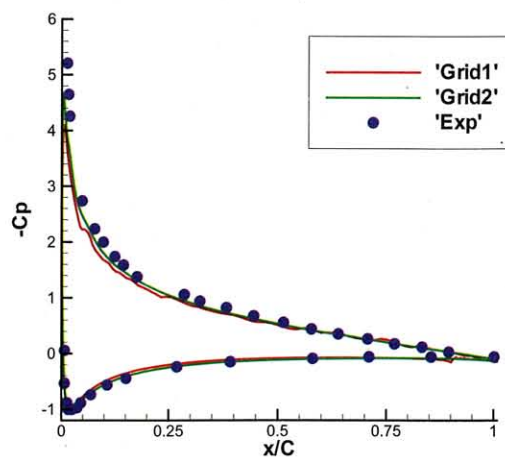


Fig.2 Comparison of the pressure distribution with experimental results

● 成果の概要

レイノルズ数 $Re \approx 10^6$ での NACA0012 翼周りの流れ解析を行った。Grid 1 は $Re \approx 10^5$ の計算で使っていた格子で、Grid 2 は $Re \approx 10^6$ を高精度で計算するために必要な周方向・法線方向の格子密度を系統的に調べた結果に基づく格子である。この Grid 2 は Grid 1 に比べ、法線方向には格子点数を増加させていて、周方向には点数は同じだが負圧面により多くの格子を再配置している。結果、約 185 万点という比較的少ない格子で、実験結果とのよい一致が得られた。

● 論文発表

- 1) LES of flow fields around NACA0012 at low Reynolds numbers, Takashi Miyamoto, Yousuke Mori and Nobuhiko Yamasaki, The Sixth Japan/Korea Joint Workshop on Aeronautics and Astronautics, 2006.

大気力学モデルを用いた局地気象予測及び航空機等の飛行への影響に関する研究

Prediction of local weather by a numerical atmospheric model and analysis
of the influence of predicted atmospheric conditions on aircraft

中山 寛, 西嶋 信, 気象庁予報部数値予報課
03-3212-8341(代) 内線 3305, h-nakayama@met.kishou.go.jp
共同研究者: 岩宮敏幸, iwamiya@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

局地気象シミュレーション技術を高度化することにより, 局地的な激しい気象現象の高分解能予測のための数値予報モデル技術を開発するとともに, 航空機等の飛行に与える影響を調べる.

● 計算の概要

対象方程式: ナビエ-ストークス(回転系), 熱力学方程式
空間離散化法: 差分法
時間積分法: 2次精度のリープフロッグ法
乱流モデル: Klemp and Wilhelmson(1978)
並列化手法: 自動並列と MPI

利用システム: CENSS
実行ジョブ本数: 18
利用 CPU 数: 104~196
計算時間/ケース: 4~6 時間
総ケース数: 3

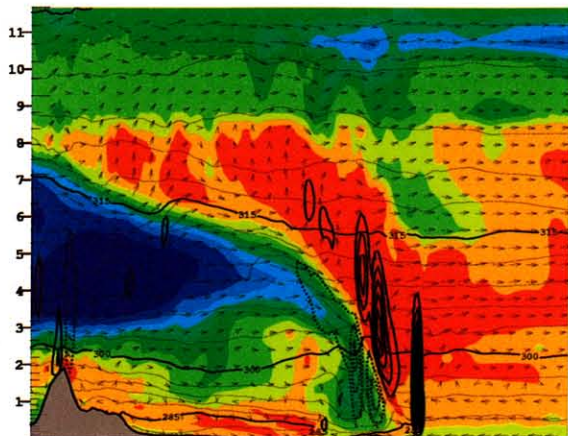


図1 水平格子間隔2km 気象庁非静力学モデルによるCFA(上層寒冷前線)とドライトラフの鉛直断面図

● 成果の概要

気象庁は, 防災情報や航空気象情報の高度化のため, 高解像度の非静力学メソスケールモデルの開発を行っている. 2006年2月26日に羽田空港で風向急変により, 滑走路チェンジ及び着陸復行が多発し, 一時空中待機が26機にも上り, 航空交通流に大きな影響を与えた. この現象について, 水平解像度を2kmまで向上させてシミュレーションを行った. 解像度が向上することにより, 風向の急変が的確に予想できた.

● 論文発表

- 1) 中山 寛, 航空機の運航に影響を与える気象の高解像度数値予報, 気象庁, 平成18年6月23日, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2006, ポスター発表予定

低レイノルズ数流れの数値解析

Numerical Simulation of Low Reynolds Number flows

高木亮治, 宇宙科学研究本部 宇宙科学情報解析センター
042-759-8569, ryo@isas.jaxa.jp

● 計算の目的

小型飛行体(Micro Air Vehicle ; MAV)や高高度飛行体などの飛行環境である低レイノルズ数領域での物体まわりの流れ場の解析を行い, 低レイノルズ数流れでの飛行体設計に必要な基礎空力特性データや流れ場に対する知見を得る事を目的とする。

● 計算の概要

対象方程式: Navire-Stokes 方程式
空間離散化法: 有限体積法
時間積分法: MFGS 陰解法
乱流モデル: なし
並列化手法: MPI
その他特筆すべき解法上の特徴: UPACS を利用

利用システム: CENSS
実行ジョブ本数: 6
利用 CPU 数: 50
計算時間/ケース: 30 時間
総ケース数: 20

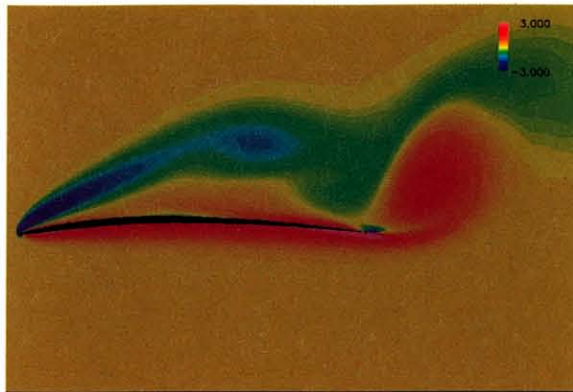


Fig.1 Instantaneous vorticity contour
($Re=1,000$, $M=0.1$, $AOA=16$ [deg.])

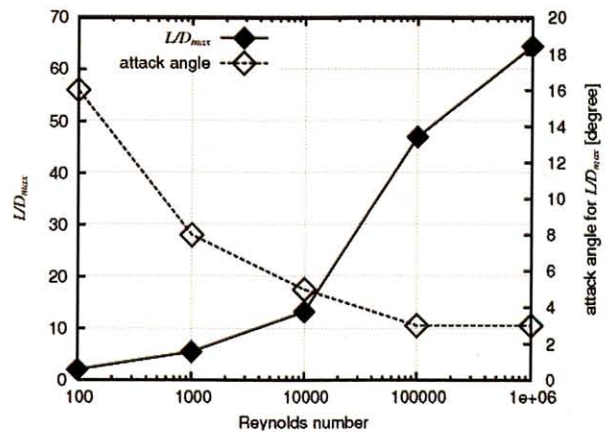


Fig.2 Dependency of Maximum lift-to-drag ratio on Reynolds Number

● 成果の概要

代表的な 2 次元翼型に対して広いレイノルズ数範囲($Re=10^2 \sim 10^6$)における空力特性が把握できた。特に $Re=10^4 \sim 10^5$ 付近を境に揚抗比の急激な悪化や剥離特性の変化が観察された。更にはマッハ数による影響, 翼型による影響を把握すると同時に, 計算結果の検証, 非定常解析による空力特性に把握を行なった。

● 論文発表

- 1) 高木亮治, 低レイノルズ数流れにおける二次元翼型特性の解析, 第 37 回流体力学講演会, 2005 年 9 月 16 日, 口頭発表

- 2) 高木亮治, 数値シミュレーションによる2次元翼型まわりの低レイノルズ数流の特性解析, 宇宙科学研究本部セミナー, 2005年9月22日, 口頭発表
- 3) 高木亮治, 翼型解析から見る低レイノルズ数流れ, 2005年度空力班科研費シンポジウム, 2006年1月28日, 口頭発表
- 4) 高木亮治, 低レイノルズ数流れにおけるNACA4402翼の空力特性解析, 日本航空宇宙学会論文集, 2006年(印刷準備中), 論文発表

NACA0012 翼端渦の非定常解析

Unsteady Flow Simulation Around NACA0012 Wingtip

今村太郎, 航空プログラムグループ 国産旅客機チーム
0422-40-1016, imamura.taro@jaxa.jp

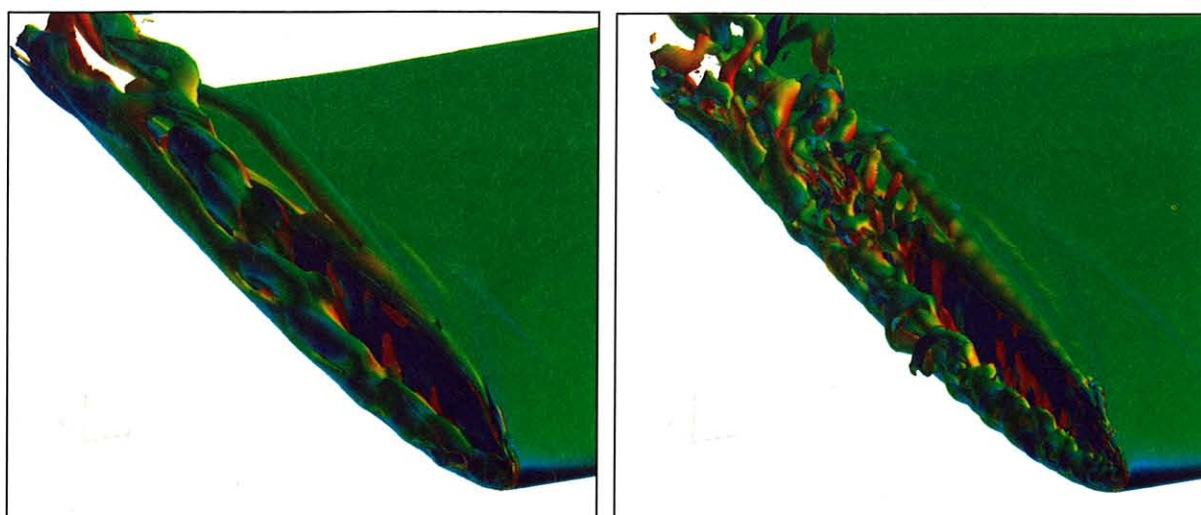
● 計算の目的

本研究では、機体騒音の中でも比較的大きな騒音源として知られている高揚力装置のフラップ端近傍に着目する。フラップ近傍の流れ場は、翼上側に発生する1次渦と、翼端面側に発生する2次渦からなり、これらの渦は後縁近くで合流して大きな渦になることが知られている。この流れ場の構造はMcInerny らが行った単独翼翼端周りの実験結果と類似している。そこで、本研究ではフラップ端周りの解析を行う前段階として、流れ場の構造が類似している単独翼翼端周りの解析を行う。

● 計算の概要

計算コード名： UPACS-LES
対象方程式：三次元圧縮性 Navier-Stokes 方程式
空間離散化法：6th order Compact
Scheme+6th order filtering
時間積分法：MFGS 陰解法 (Newton 反復)
乱流モデル：LES/RANS hybrid method
(LES：Standard Smagorinsky Model,
RANS：Spalart-Allmaras one equation model)
並列化手法：MPI

利用システム： CENSS
実行ジョブ本数： 40~80
利用 CPU 数： 60~120
計算時間/ケース： 200 時間
総ケース数： 5



(a) 590 万点格子での計算結果

(b) 1300 万点格子での計算結果

Fig.1 渦度の絶対値の等値面+鉛直方向渦度成分の color contour

● 成果の概要

NACA0012 翼端渦流れ場の zonal LES/RANS hybrid 解析を行った。これまでは非定常計算において、平均流れ場のみの検証がなされることが多かった。本研究では非定常成分について、実験と定量的な比較を行い、どのように格子を改善したらより実験に近い非定常成分が再現されるのか、という方向性を見出すことが出来た。

● 論文発表

- 1) Taro IMAMURA , Shunji ENOMOTO , Hiroyuki KATO , Yuzuru Yokokawa , Kazuomi YAMAMOTO, “Numerical Simulation of NACA0012 Wingtip Flow Leading to Noise Generation”, 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (26th AIAA Aeroacoustics Conference) 23 May 2005, 口頭発表
- 2) 今村太郎, 榎本俊治, 加藤裕之, 横川 譲, 山本一臣, “翼端近傍流れ場の流速および迎角依存性に関する CFD 解析”, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2005, 宇宙航空研究開発機構総合技術研究本部, 2005 年 6 月 23 日, 口頭発表

UPACS によるバックステップを過ぎる流れの数値シミュレーション

Numerical Simulations of the Flow past a Backward Facing Step by using UPACS

今村太郎, 航空プログラムグループ 国産旅客機チーム

0422-40-1016, imamura.taro@jaxa.jp

計算実行者: 伊藤良三, ryozo@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

剥離流れを UPACS で精度良く計算できるかどうかを検証する。

● 計算の概要

対象方程式: 圧縮性 Navier-Stokes

空間離散化法: セル中心有限体積法

時間積分法: 陰解法 (Matrix-Free Gauss-Seidel),
前処理法

乱流モデル: Shear-Stress Transport (SST),
Spalart-Allmaras (S-A)

並列化手法: MPI

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 48

利用 CPU 数: 4

計算時間/ケース: 18 時間

総ケース数: 8

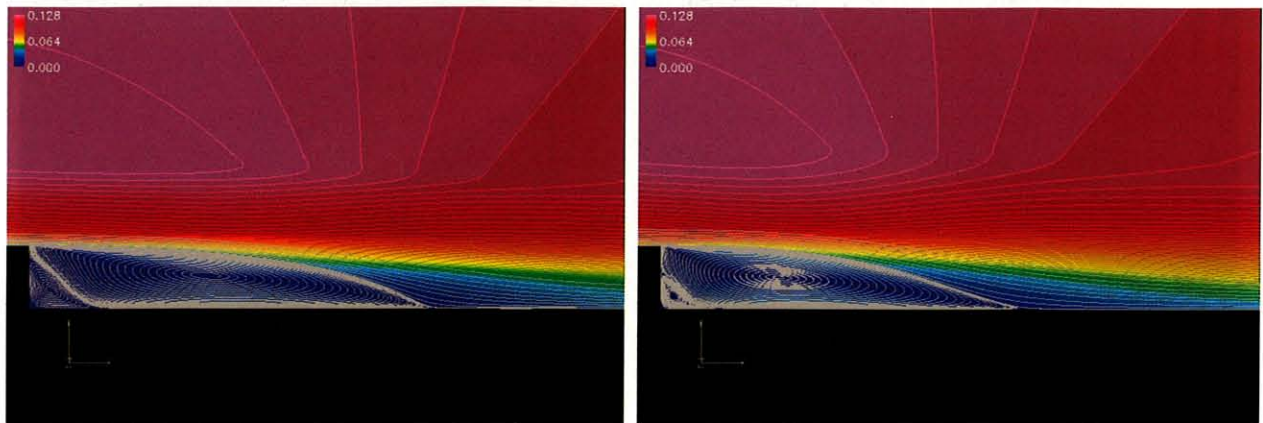


Fig.1 マッハ数等高線とバックステップを過ぎる流線 (左: SST モデル, 右: S-A モデル)
ステップから 4H 上流の流路中央のマッハ数=0.128, $Re_H=3.3e+04$, H はステップの段差

● 成果の概要

SST モデルは S-A モデルに比べて剥離流れを精度良く模擬できることが確かめられた。

● 論文発表

- 1) 伊藤良三, 今村太郎, “UPACS に組み込まれた乱流モデルの検証計算”, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2005, 2005 年 6 月 23 日

極超音速実験機周りの流れの数値シミュレーション

Numerical Simulations of the Flow around a Hypersonic Experimental Vehicle

藤田和央, 空気力学研究グループ

0422-40-3231, kazudom@chofu.jaxa.jp

田口秀之, 航空プログラムグループ 超音速機チーム

0422-40-3481, tag@chofu.jaxa.jp

計算実行者: 伊藤良三, ryozo@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

極超音速流を UPACS で精度良く計算できるかどうかを検証する。

● 計算の概要

対象方程式: 圧縮性 Navier-Stokes

空間離散化法: セル中心有限体積法

時間積分法: 陰解法 (Matrix-Free Gauss-Seidel)

乱流モデル: Spalart-Allmaras

並列化手法: MPI

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 54

利用 CPU 数: 8

計算時間/ケース: 29 時間

総ケース数: 6

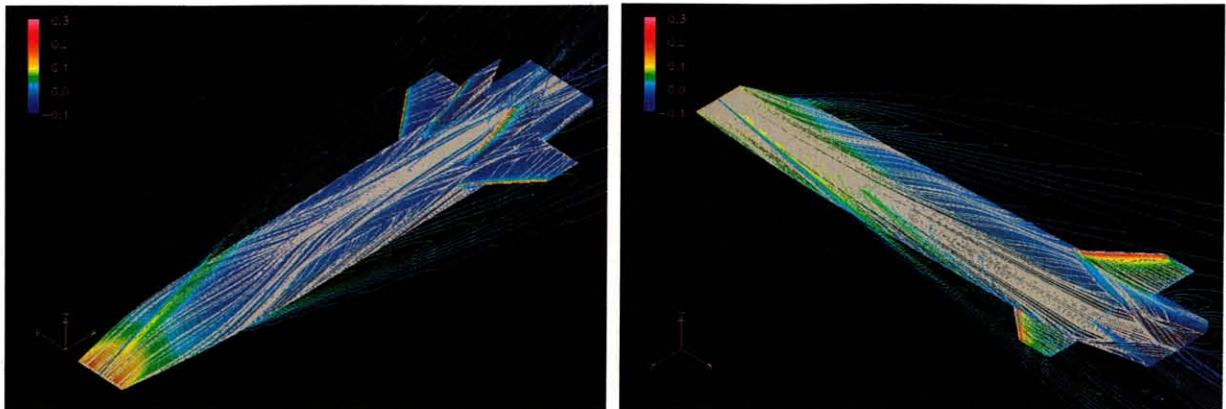


Fig.1 機体表面・対称面上の静圧等高線と表面流線 ($M_\infty=5$, $\alpha=5^\circ$, $Re_L=3.1e+07$, L は機体長)

● 成果の概要

計算結果が風洞試験結果とよく一致することがわかった。

リフティングボディ着陸実験機 LIFLEX の複合操舵形態空力特性解析

CFD Design Study of Subsonic Landing Phase Aerodynamics of LIFLEX

山本行光, 将来宇宙輸送系研究センター (兼任)
0422-40-3206, yamamoto.yukimitsu@jaxa.jp

● 計算の目的

将来宇宙輸送系研究センターでは、2001年からリフティングボディ型再突入機の空力形状特性解析をCFD及び実験検証、双方の手法を用いて研究を進めてきたが、最終的に2007年度にリフティングボディ着陸実験(LIFLEX: Lifting Body Flight Experiment)を実施することとなり、着陸時の亜音速空力特性、特に複合操舵形態の解析をCFD主体として進めることにした。今回の解析の目的は、エルロン、エレボン、ラダー操舵時の効き、及び組み合わせ操舵特性について詳細な空力データを提供し、飛行制御のための設計支援を行うことである。

● 計算の概要

対象方程式: Reynolds 平均 Navier Stoke 方程式
空間離散化法: マルチブロック有限体積法
時間積分法: IAF 法
乱流モデル: Baldwin-Lomax モデル

利用システム: CENSS
実行ジョブ本数: 6本/ケース
利用CPU数: 64~196
計算時間/ケース:
総ケース数: 680

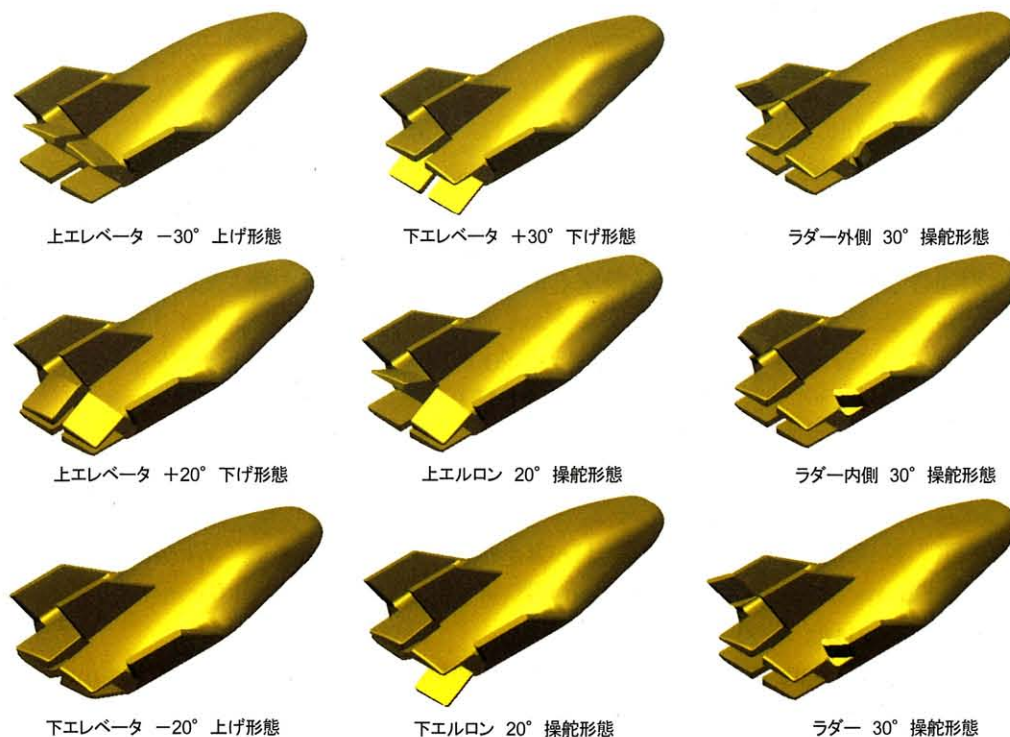


Fig.1 リフティングボディ改修設計形状複合操舵形態形状

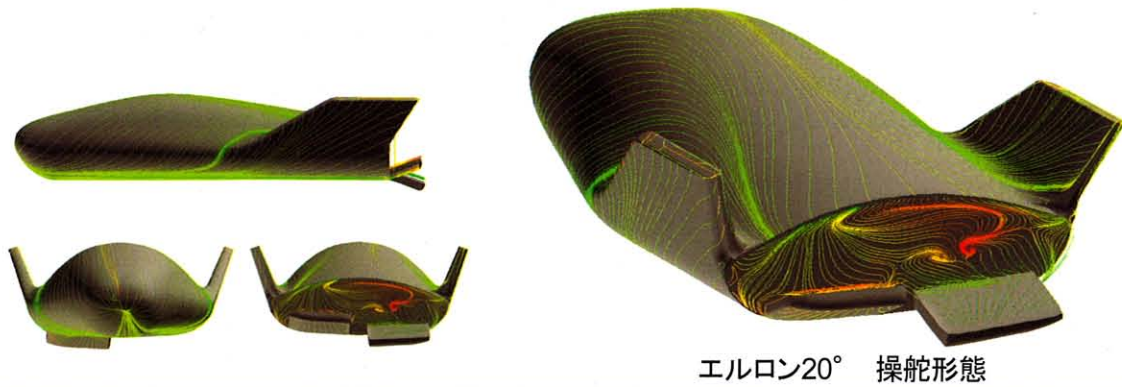


Fig.2 リフティングボディ基本形態操舵解析 ($M_\infty=0.3$, $\alpha=15^\circ$, $\beta=5^\circ$)

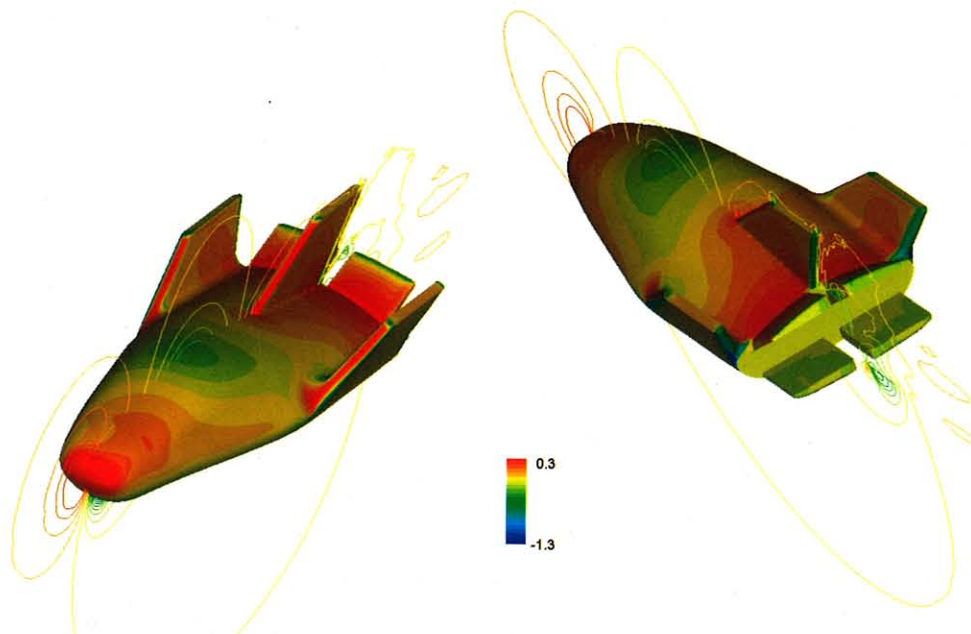


Fig.3 LIFLEX 形態解析上エレボン 30° 上げ ($M_\infty=0.3$, $\alpha=5^\circ$, $\beta=5^\circ$)

● 成果の概要

リフティングボディ基本形態の一連の亜音速 CFD 解析から、着陸時の縦、及び横方向の安定性をより増加させるための設計を行い、センターフィンとエレボンの追加、及び舵面サイズの変更により、良好な空力特性の改善が得られた。また、今回の解析で 200CPU を使用して、1000 ケースを 1 ヶ月程で達成できることも明らかとなり、設計ツールとしての CFD の実用性を示すことができた。

● 論文発表

- 1) M. Kurita, K. Nakakita, K. Mitsuo, H. Kawato, Yamamoto, S. Watanabe, and K. Fujii, "Aerodynamic Characteristics of Lifting Body-Type Re entry Vehicle at Transonic Speed." ,AIAA Paper 2006-665, January, 2006
- 2) Y.Ymamoto, "CFD Design Study of Subsonic Landing Phase Aerodynamics for Lifting Body Vehicle", 25th ISTS Symposium, Paper No., ISTS-2006-e-6 June, 2006

将来有人宇宙輸送のための CFD 解析による揚力型再突入機の空力コンセプトの研究

CFD Study of Aerodynamic Concept of Lifting Re-entry Vehicle for Future Manned Space Flight

山本行光, 計算科学研究グループ
0422-40-3206, yamamoto.yukimitsu@jaxa.jp

● 計算の目的

JAXA 長期ビジョンに示されている, 20 年後に実現が予定される有人宇宙輸送システムにおいて, 飛行制御性と帰還能力にすぐれる揚力型再突入機の空力コンセプトの一連の CFD 解析を行い, その成立性について検討する.

今年度はロシア, クリッパー形態, 及びカプセルとリフティングボディのそれぞれの長所を合わせ持つハイブリッド空力コンセプトについて, 亜音速から遷音速にかけて詳細な CFD 解析を行い, 空力課題を抽出する.

● 計算の概要

対象方程式: Reynolds 平均 Navier Stokes 方程式

空間離散化法: マルチブロック有限体積法

時間積分法: IAF 法

乱流モデル: Baldwin-Lomax モデル

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 6 本/ケース

利用 CPU 数: 64

計算時間/ケース:

総ケース数: 160

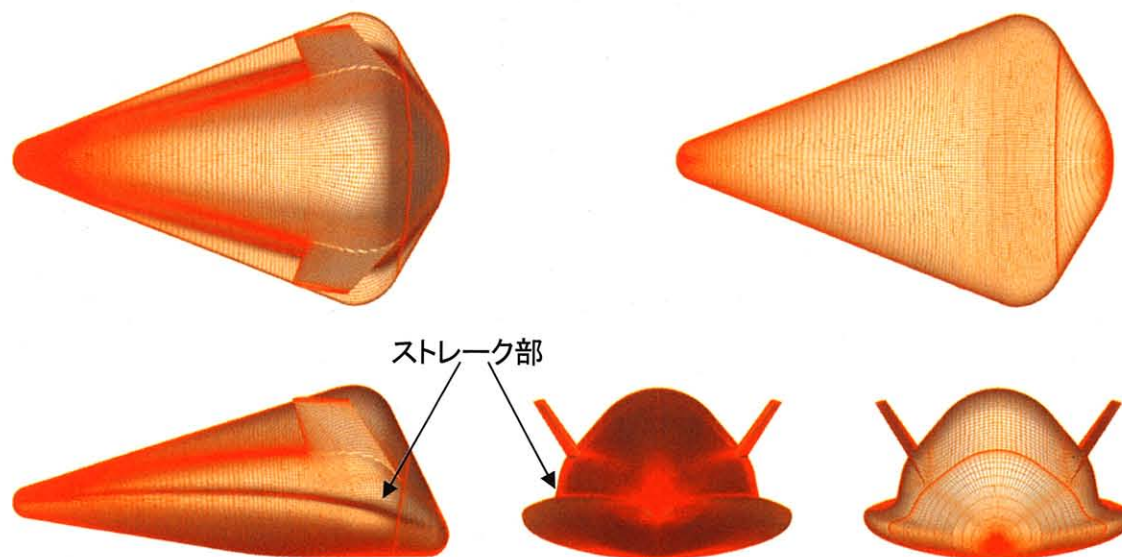


Fig.1 ハイブリッド再突入機形状 R2D2 モデル五面図
(極超音速カプセル飛行時の安定性が保持される設計形状)

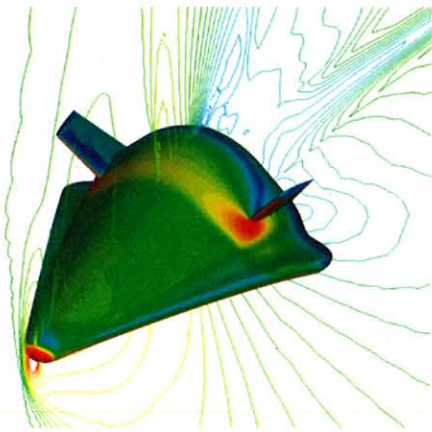


Fig.2 圧力線図 R2D3 モデル
($M_\infty=1.2$, $\alpha=15^\circ$, $\beta=0^\circ$)



Fig.3 三次元流線図
($M_\infty=0.3$, $\alpha=15^\circ$, ストレーク部における前縁剥離渦の発生からみられる)

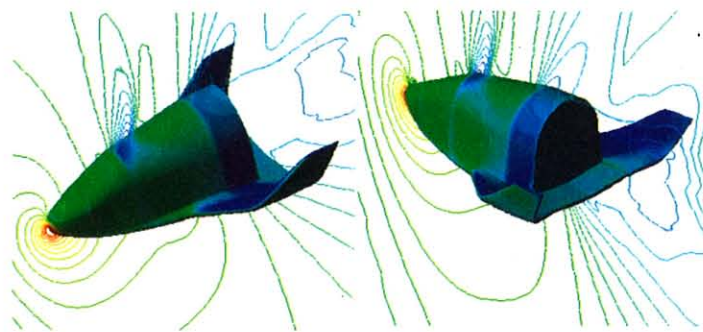
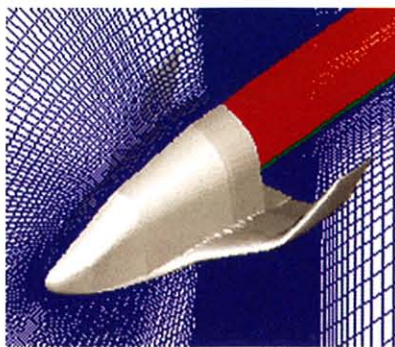


Fig.4 クリッパー形態 圧力線図

● 成果の概要

計算はマッハ数 0.3~1.2, 迎角 $5^\circ \sim 20^\circ$, 横すべり角 $0^\circ, 5^\circ$ の条件で実施した. ハイブリッド形態コンセプトについては, 月からのダイレクト帰還も可能な有人再突入機としての成立性は高く, 今後, 低速での L/D の向上, 及び大迎角カプセルから低迎角リフティングボディ遷移飛行問題に解析を移行してゆく予定である. 有翼クリッパー形態については, 亜音速 L/D 特性は良好で HOPE-X なみの能力を有することが判明した. 一方, ベース部での非定常性は強く, バフエクティング等の発生は HOPE-X と比較して高くなることがわかった.

● 論文発表

- 1) 山本行光「新たな宇宙帰還飛行の提案ーハイブリッド形態による小型再突入機の研究」, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 2005 年 11 月
- 2) 山本行光, 石本真二「有人宇宙輸送に向けた再突入コンセプトの研究とその課題」, 第 37 期日本航空宇宙学会年会講演会, 2006 年 4 月
- 3) Y.Ymamoto, "Conceptual Study of Hybrid Re-Entry Vehicle for Future Manned Space Flight", 25th ISTS Symposium, Paper No., ISTS-2006-g-11, June, 2006

騒音数値予測を目的としたローブミキサーノズルのLES解析

LES of a Lobed Mixer Nozzle for Computational Noise Prediction

大庭芳則, 042-568-7281, yoshinori_ooba@ihi.co.jp

計算実行者: 中野加奈子, m03200@iscube.ihi.co.jp

鈴木洋之, hiro.suzuki@vinas.com

共同研究者: 榎本俊治, eno@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

ローブミキサーなど低騒音化デバイスのジェット騒音レベルを数値的に低騒音化の効果を予測するには、ジェット流れで発生する渦構造を詳細に予測する必要があることから、高精度 LES を用いてローブミキサーの流れ場の混合メカニズムの予測を行う。

● 計算の概要

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

(ラーゼ・エディー・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)

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

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 約 80

利用 CPU 数: 27

計算時間/ケース: 200 時間

総ケース数: 2

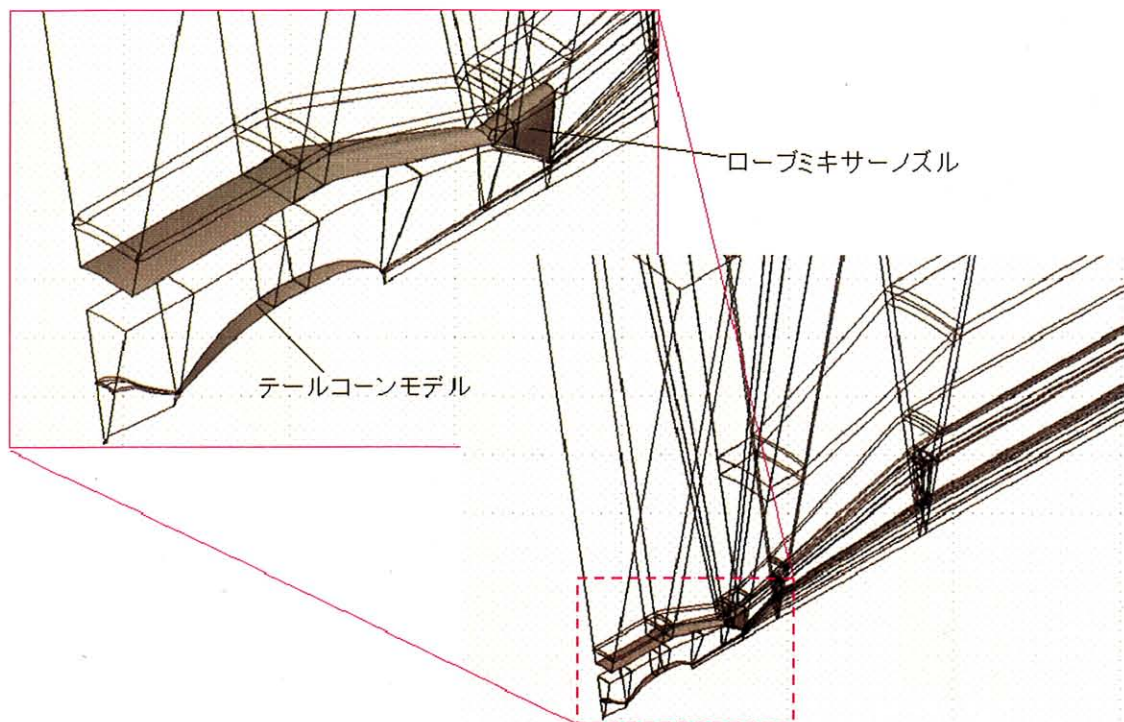
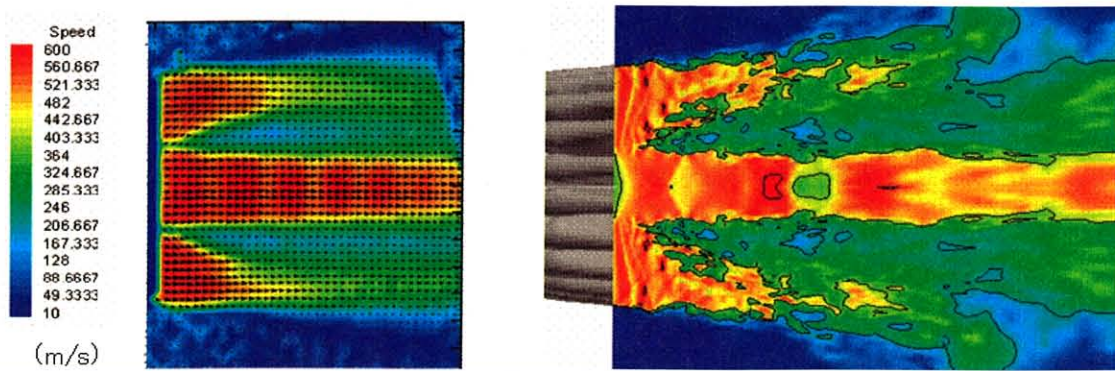


Fig.1 LES 解析用ローブミキサー計算領域



PIV計測結果
(時間平均速度分布)

LES結果(瞬時速度コンター図)

(JAXA DeNSS利用結果)

Fig.2 LES 解析結果と PIV 試験結果との比較

● 成果の概要

PIV 試験結果で得られたローブミキサー下流の流れ場および、コア流れと主流との間のせん断層で発生する詳細な渦構造を予測することができた。

LESによる超音速ジェットの数値予測

Large Eddy Simulation of Supersonic Jet Noise

榎本俊治, 航空エンジン技術開発センター

0422-40-3456, enomoto.shunji@jaxa.jp

計算実行者: 山下建志, ykenshi@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

航空機エンジン騒音の主要な原因であるジェット騒音の発生を CFD により数値予測する技術を確立することを目的として, LES による超音速円形ジェット流の数値予測を行い, 流れ場や発生する騒音を公表されている実験データと比較することにより, ジェット騒音予測技術の向上を図る.

● 計算の概要

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

(ラーゼ・エディー・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)

時間積分法: 2次精度オイラー/MFGS 陰解法

乱流モデル: Vreman の SGS モデル

並列化手法: MPI

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 約 60

利用 CPU 数: 57

計算時間/ケース: 300 時間

総ケース数: 20



Fig.1 超音速円形ジェットの瞬間の等渦度面

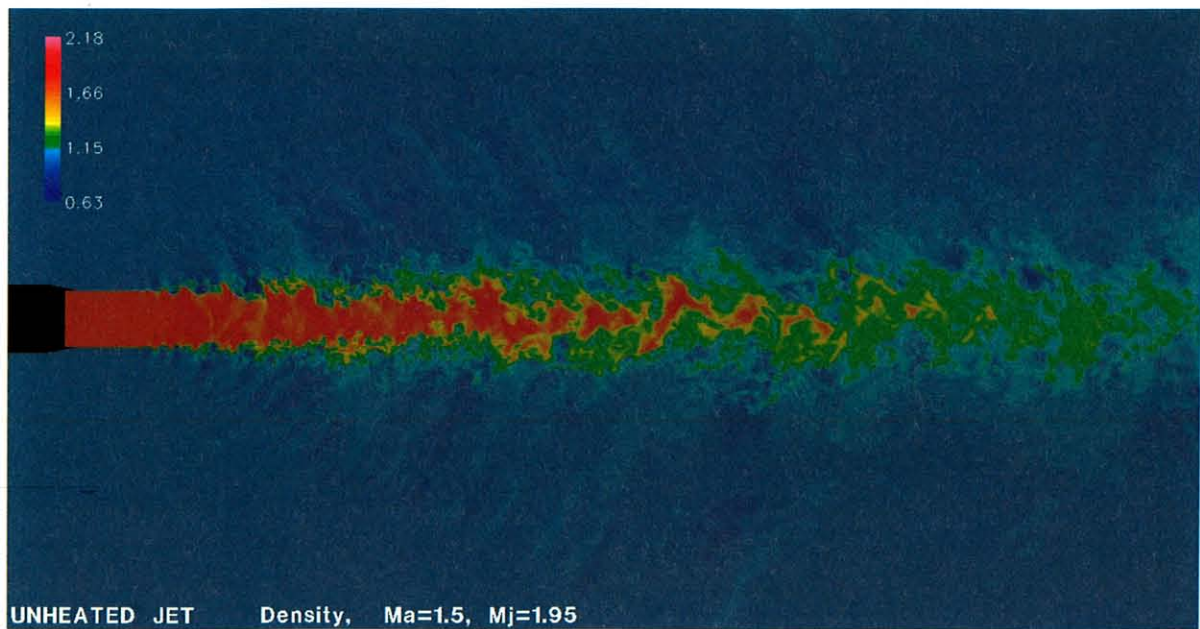


Fig.2 超音速円形ジェットの瞬間の密度分布

● 成果の概要

マッハ 1.5 条件の常温及び高温の円形ジェットの LES 数値解析を行い、中心線上の平均速度、速度変動、遠方での音圧分布等を実験結果と比較したところ、定性的には近い結果を得ることができ、より精度の高い計算手法の確立に向けての指針を得ることができた。

小型航空機用エンジン燃焼器内流れのCFD解析

CFD Analysis of Combustion Flow for Small Aircraft Engines

野崎 理, 航空エンジン技術開発センター

0422-40-3422, nozaki.osamu@jaxa.jp

計算実行者: 中村直紀, nakam@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

小型航空機用エンジンの開発に際し、限られたスペースで燃焼性能と空力性能を最適にする燃焼器形状を見出すことが要求される。そのためには、カウル・ノズル・ライナーの形状、希釈空気孔径および位置等を様々に変更した場合のライナー内の流れ場あるいは圧力損失等を出来るだけ効率よく把握する必要がある。本研究の目的は、重合格子法を用いて一定の精度を保ちながら短期間で多数の燃焼器形状に対する流れ場を計算する手法を確立することである。

● 計算の概要

対象方程式: ナビエ・ストークス
 空間離散化法: 有限体積法
 時間積分法: MFGS 陰解法
 乱流モデル: Spalart-Allmaras
 並列化手法: MPI
 その他: UPACS を改良して使用

利用システム: CENSS
 実行ジョブ本数: 300
 利用 CPU 数: 30
 計算時間/ケース: 80 時間
 総ケース数: 20

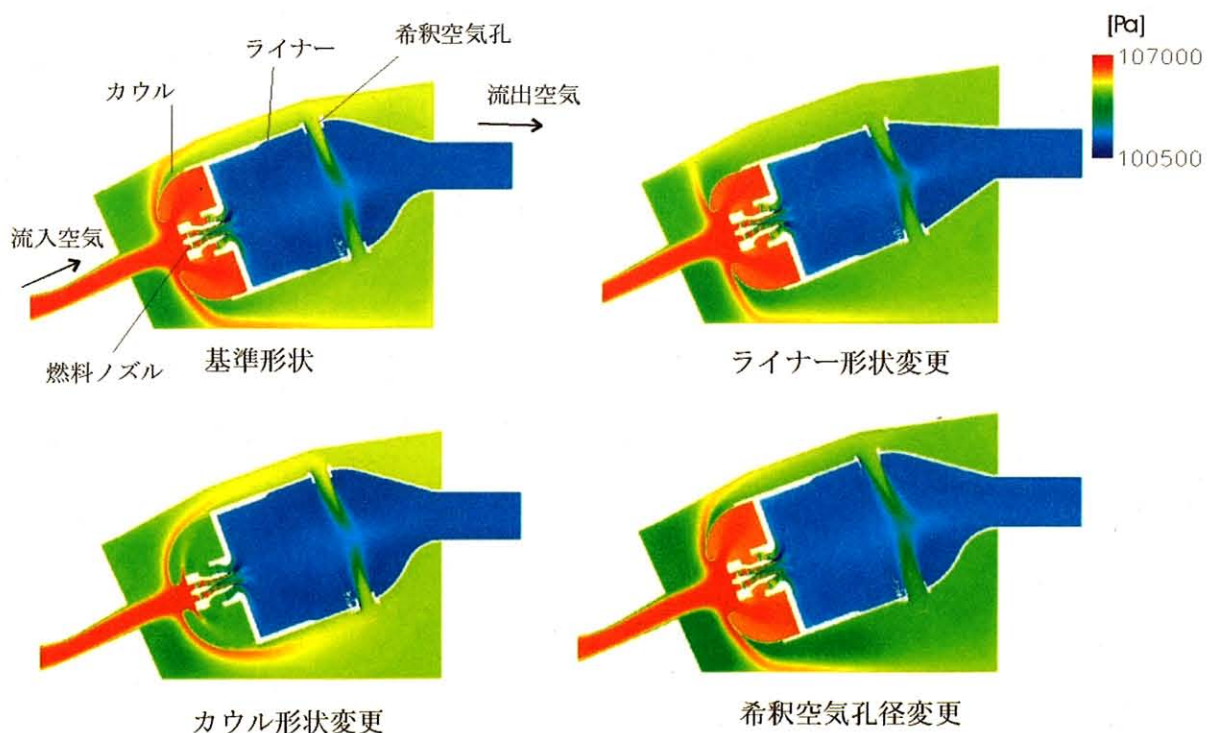


Fig.1 燃焼器形状を変化させた場合の全圧分布の比較

● 成果の概要

重合格子法を用いて様々な燃焼器形状に対する流れ場を効率良く計算する手法を確立した。

小型航空機用エンジン燃焼器の性能に及ぼすライナー空気孔の大きさの影響

Influence of Liner Hole Sizes on Performance of Combustor for Small Aircraft Engine

山本 武, 航空プログラムグループ
0422-40-3469, yamamoto.takeshi@jaxa.jp

● 計算の目的

プロジェクト「航空エンジン環境技術研究開発」の一環として実施している低 NO_x 燃焼器の研究開発において、ライナー空気孔の大きさが燃焼器性能に大きく影響することが分かっている。現在開発を行っているマルチセクター燃焼器の試験は大掛かりであり、多くの空気孔形態を試験することは費用・期間の観点から事実上不可能である。そこで、燃焼用空気孔や希釈用空気孔の大きさ・配置が燃焼器内の流れや圧力損失等に及ぼす影響について明らかにすると共に、実験結果の裏付けとするため、本研究を実施している。

● 計算の概要

対象方程式：ナビエ・ストークス
空間離散化法：有限体積法
時間積分法：MFGS 陰解法
乱流モデル：Spalart-Allmaras
並列化手法：MPI

利用システム：CENSS
実行ジョブ本数：750
利用 CPU 数：30
計算時間/ケース：300 時間
総ケース数：20

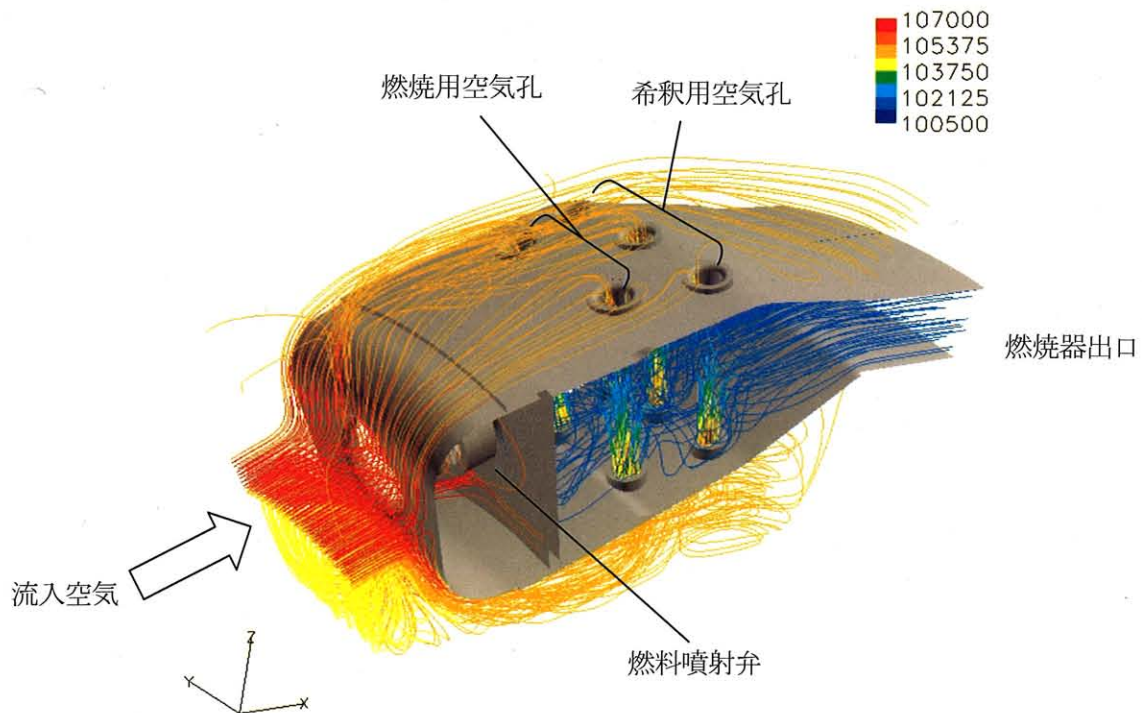


Fig.1 数値解析結果例 (流線の色は全圧(Pa)を示す)

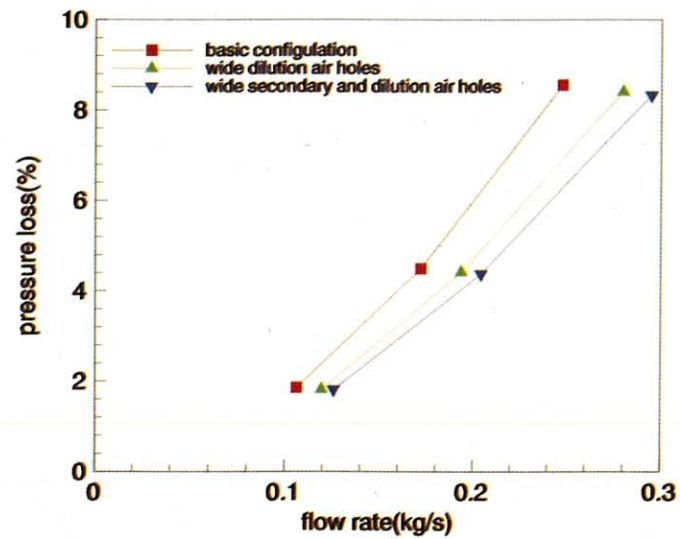


Fig.2 燃焼器圧力損失の比較

● 成果の概要

異なる大きさの燃焼用空気孔，希釈用空気孔をもつ燃焼器の数値解析を行い，それらの大きさが燃焼器の空気流量配分や圧力損失に及ぼす影響について明らかにした。

パイロン付きナセルの流れ解析

Flow Simulation of Nacelle mounted on Pylon

野崎 理, 航空エンジン技術開発センター
0422-40-3422, nozaki.osamu@jaxa.jp
計算実行者: 島池航平, shimako@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

エンジンナセル周りの空力性能を予測するために、パイロンを付けたナセル周りの三次元流れ解析を行った。解析は、巡航状態と離陸時の二つの条件で行った。

● 計算の概要

対象方程式: レイノルズ平均 NS 方程式
空間離散化法: 有限体積法
時間積分法: Gauss-Seidel 法による陰解法
乱流モデル: Spalart-Allmaras
並列化手法: MPI
その他: ソルバーに UPACS を利用

利用システム: CENSS
実行ジョブ本数: 40
利用 CPU 数: 20
計算時間/ケース: 35,000 時間
総ケース数: 2

● 成果の概要

巡航時と離陸時でのナセルの抵抗値の変化や、損失の程度などを明らかにすることができた。また既知のデータとの比較により、パイロンの有無による空力性能の変化を調べることができた。

シンプル燃料ノズル燃焼器の流れ解析

Flow analysis of simple fuel nozzle combustors

山田秀志, 航空プログラムグループ
0422-40-3412, yamada.hideshi@jaxa.jp

● 計算の目的

シンプル燃料ノズル(単一の燃料系統を持つ燃料ノズル)において低 NO_x 排出を実現する燃焼器の開発をクリーンエンジンプロジェクトの一環として行っている. 低 NO_x 排出に最適なダクト形状, カウル形状を CFD 結果と実験結果との比較を行いながら明らかにする.

● 計算の概要

対象方程式: ナビエーストックス
空間離散化法: 有限体積法
時間積分法: MFQS 陰解法
乱流モデル: Spalart-Allmaras
並列化手法: MPI
その他の特筆すべき解法上の特徴: UPACS を使用

利用システム: CENSS
実行ジョブ本数: 900
利用 CPU 数: 30
計算時間/ケース: 300 時間
総ケース数: 25

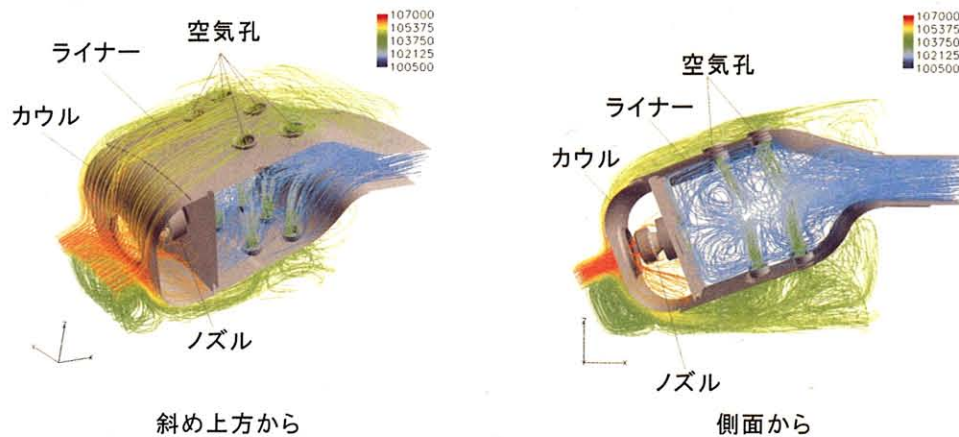


Fig.1 燃焼器入口を始点とする流線(全圧分布)

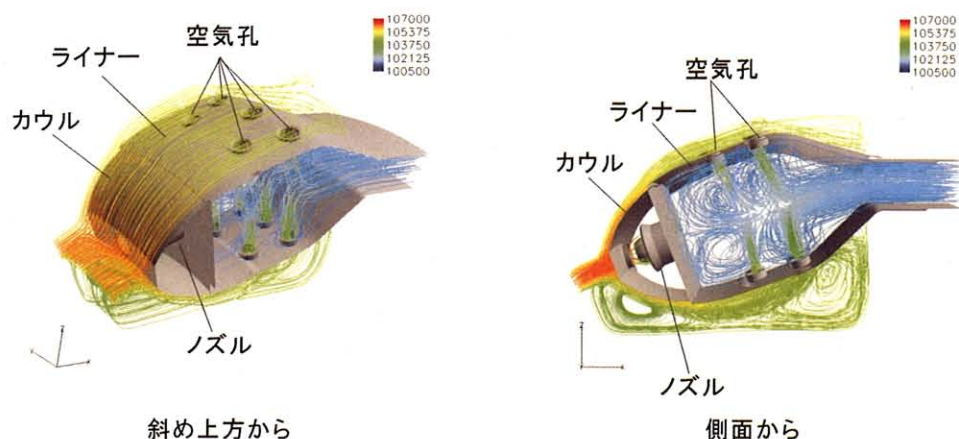


Fig.2 カウル形状を変化させた燃焼器に対する流線(全圧分布)

● 成果の概要

異なるカウル形状に対する燃焼器の数値計算を行い、実験との比較検討から、燃焼器の圧損とカウル形状の関係を明らかにした。

単段ファンの非定常 CFD 解析

An Unsteady CFD Simulation of Single Stage Fan

西澤敏雄, 航空エンジン技術開発センター
0422-40-3424, nishizawa.toshio@jaxa.jp

● 計算の目的

単段ファンの空力性能を評価するため, 非定常解析を実施.

● 計算の概要

対象方程式: ナビエ-ストークス方程式
空間離散化法: 有限差分法
時間積分法: 陰的 ADI 法
乱流モデル: Baldwin-Lomax モデル
並列化手法: 自動並列, XPF

利用システム: CENSS
実行ジョブ本数: 500
利用 CPU 数: 40
計算時間/ケース: 200 時間
総ケース数: 3

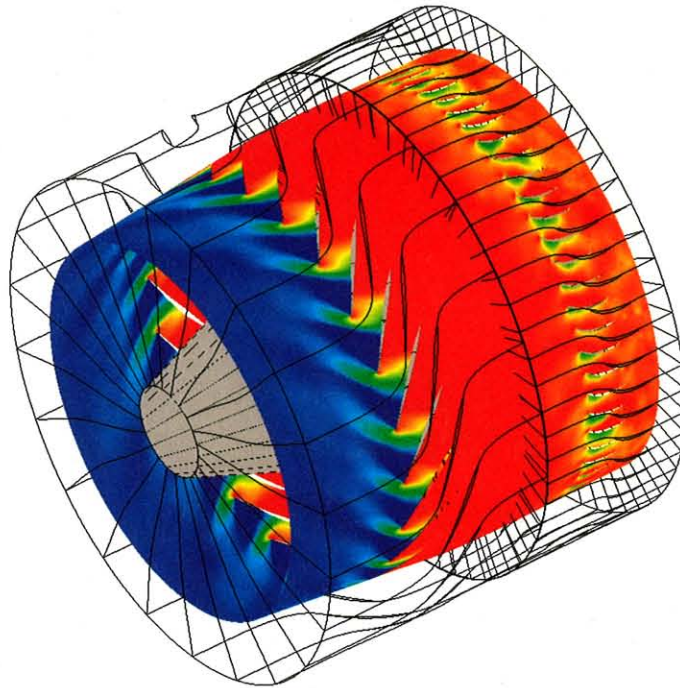


Fig.1 ミッドスパン断面における圧力分布

● 成果の概要

航空エンジンの単段ファンについて試験計画の事前評価に供するため, 非定常解析を実施することにより, 動静翼列間ウェーク干渉を含む作動状態を把握した.

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 Behaviour Inside a Fuel Nozzle Applied for Aircraft Engine

牧田光正, 環境適応エンジンチーム

0422-40-3413, makida.mitsumasa@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得、燃焼器の開発期間・コストを低減することを目的としている。

● 計算の概要

対象方程式：レイノズル平均ナビエーストークス
 空間離散化法：有限体積法
 時間積分法：1次精度オイラー法
 乱流モデル：k-ε Standard Realizable
 RNG model

並列化手法：MPI

その他特筆すべき解法上の特徴

：液体燃料の運動・蒸発モデル,
 計算には FLUENT を使用

利用システム：CENSS

実行ジョブ本数：5

利用 CPU 数：8

計算時間/ケース：10 時間

総ケース数：20

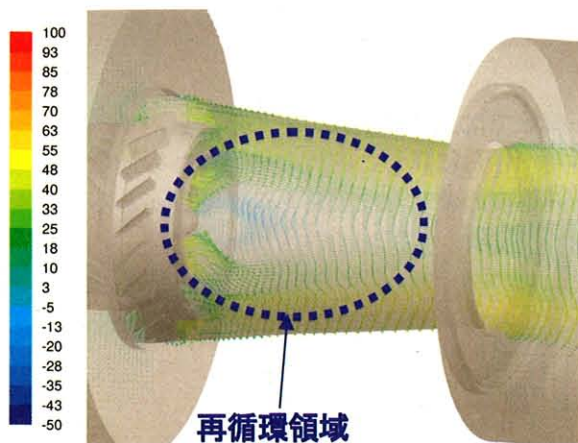


Fig.1 燃料ノズル内の速度分布 (m/sec)

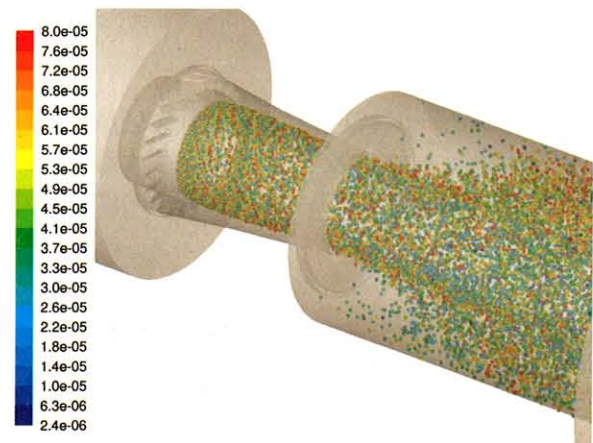


Fig.2 燃料ノズル内の噴霧液滴軌跡 (液滴粒径：μm)

● 成果の概要

商用計算ソフト FLUENT を用いて燃料ノズル・スローラの形状をパラメータとして複数の計算を行った結果、燃料ノズル内部の流れ模様や噴霧の挙動など、設計において指針となる情報を得ることが出来た。

● 論文発表

- 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 17 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

ロケットエンジンターボポンプの数値シミュレーション

Numerical Simulation of LE-7A FTP Turbine

才木一寿, 航空エンジン技術開発センター
0422-40-3434, saiki.kazuhisa@jaxa.jp

● 計算の目的

本計算対象である LE-7A エンジンのターボポンプタービンはノズル翼列, 動翼列, 静翼列から成るタービン翼列部と上流に設置されたマニフォールド部から構成される. マニフォールドのストラットウェークから放出される渦の発生に起因する非定常流れが生じていることが明らかになっており, タービン翼列部に流入する流れは周方向に非一様且つ非定常な流れとなる. この上流マニフォールド流れがタービン翼列部へ及ぼす影響を評価するため, タービン全周・全段にマニフォールドを統合したタービン全体について昨年度に引き続き非定常数値計算を行った.

● 計算の概要

対象方程式: ナビエ-ストークス	利用システム: CENSS
空間離散化法: 有限体積法	実行ジョブ本数: 1200
時間積分法: Gauss-Seidel 形陰解法	利用 CPU 数: 46
乱流モデル: Baldwin-Lomax	計算時間/ケース: 3600 時間
並列化手法: MPI	総ケース数: 1

● 成果の概要

マニフォールド舌部に循環流れ領域が存在しその下流域では速度欠損域が生じること, マニフォールドストラットからカルマン渦が発生することがわかった. さらに詳しい解析の結果, この速度欠損域の影響は動翼列にも及んでおり, 局所的に動静翼干渉と同程度の非定常な動翼トルク変動があることがわかった.

VTOL エンジン用超音速斜流圧縮機動翼列の数値シミュレーション

Numerical Simulation of a Super-Sonic Diagonal Compressor Rotor for VTOL Engine

岩瀬 識, 無人機・未来型航空機チーム
0422-40-3459, iwase.shiki@jaxa.jp
才木一寿, エンジン試験技術開発センター
0422-40-3434, saiki.kazuhisa@jaxa.jp

● 計算の目的

VTOL 用コアエンジンの重要な構成要素である超音速斜流圧縮機について、動翼列の性能評価を CFD 数値シミュレーションにより実施した。

● 計算の概要

対象方程式：ナビエ-ストークス
空間離散化法：有限体積法
時間積分法：Gauss-Seidel 形陰解法
乱流モデル：Baldwin-Lomax
並列化手法：XPF

利用システム：CENSS
実行ジョブ本数：180
利用 CPU 数：8
計算時間/ケース：125 時間
総ケース数：6

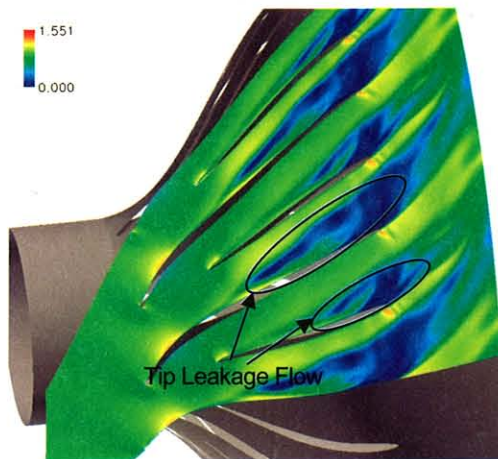


Fig.1 ミッドスパン面上マッハ数分布
(100%流量条件, 設計流量)

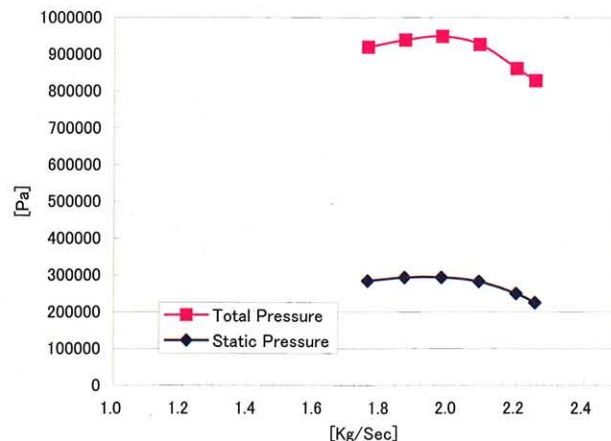


Fig.2 動翼列性能曲線

● 成果の概要

動翼列作動マージンは 90%~102.5%と推定され、90%流量以下では動翼失速により性能は低下する。高流量側の 102.5%付近では完全にチョークすることがわかった。高流量側の作動マージンが小さい原因は、翼端すき間流れのブロッキングによる有効断面積の減少によると考えられる。

ガスタービン燃焼器における旋回流の数値解析(1)

Numerical simulation of swirling flow for gas turbine combustors(1)

飯野 淳, 航空プログラムグループ
0422-40-1329, iino.jun@jaxa.jp

● 計算の目的

低 NO_x 排出エンジンを実現する燃焼器を開発するため、旋回流場の数値解析結果と燃焼実験結果等との比較検討から、NO_x 排出量、着火特性等の燃焼特性と流れ場との因果関係を明らかにする。

● 計算の概要

対象方程式：ナビエーストークス

空間離散化法：有限体積法

時間積分法：MFGS 陰解法

乱流モデル：Spalart-Allmaras

並列化手法：MPI

その他の特筆すべき解法上の特徴：UPACS を使用

利用システム：CENSS

実行ジョブ本数：750

利用 CPU 数：50

計算時間/ケース：300 時間

総ケース数：20

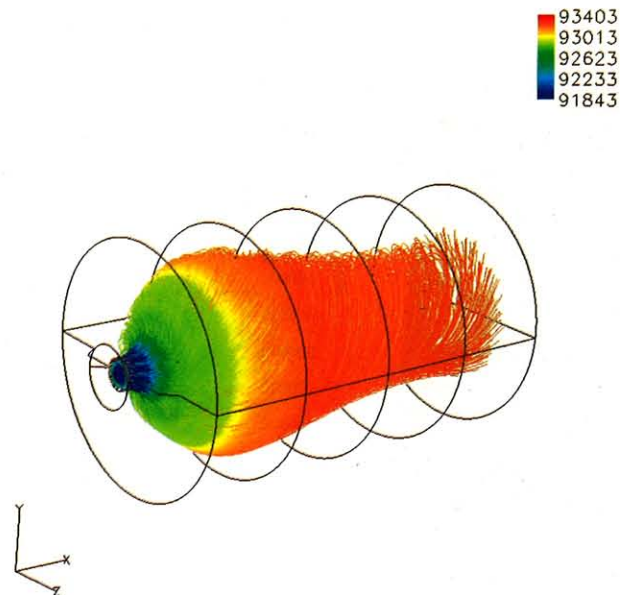


Fig.1 シリンダー型ライナーを有する旋回流場における流線(静圧分布)

● 成果の概要

シリンダー型、セクター型、各ライナー形状に対する旋回流の数値計算を行い、燃焼実験との比較検討から、燃焼特性に対するライナー形状の影響を明らかにした。

ガスタービン燃焼器における旋回流の数値解析(2)

Numerical simulation of swirling flow for gas turbine combustors(2)

小林正佳, 航空プログラムグループ
0422-40-1204, kobayashi.masayoshi@jaxa.jp

● 計算の目的

低 NO_x 排出エンジンを実現する燃焼器を開発するため, 旋回流場の数値解析結果と燃焼実験結果等との比較検討から, NO_x 排出量, 着火特性等の燃焼特性と流れ場との因果関係を明らかにする.

● 計算の概要

対象方程式: ナビエ-ストークス

空間離散化法: 有限体積法

時間積分法: MFGS 陰解法

乱流モデル: Spalart-Allmaras

並列化手法: MPI

その他の特筆すべき解法上の特徴: UPACS を使用

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 675

利用 CPU 数: 50

計算時間/ケース: 300 時間

総ケース数: 18

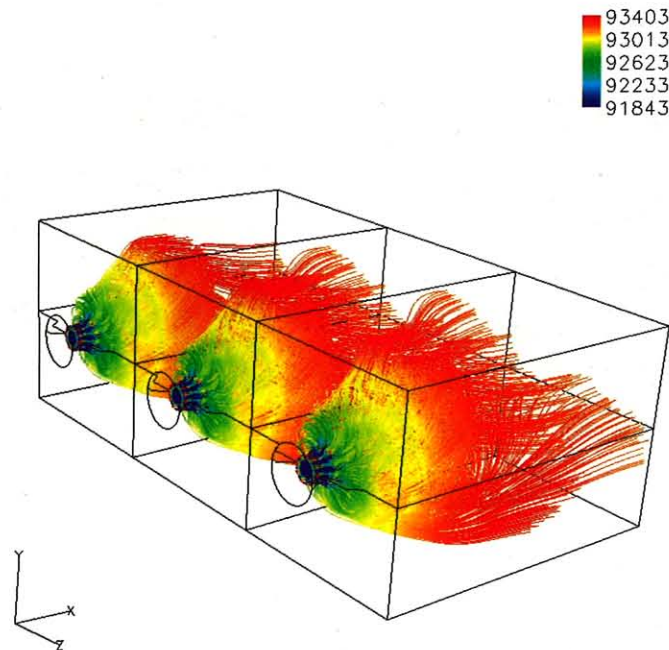


Fig.1 セクター型ライナーを有する旋回流場における流線(静圧分布)

● 成果の概要

シリンダー型, セクター型, 各ライナー形状に対する旋回流の数値計算を行い, 燃焼実験との比較検討から, 燃焼特性に対するライナー形状の影響を明らかにした.

非定常レイノルズ平均 NS 方程式を用いたファン動静翼干渉による騒音の発生・伝播の数値解析

Computation of Noise Generation and Propagation by Fan Rotor-Stator Interaction using URANS

野崎 理, 航空エンジン技術開発センター

0422-40-3422, eureka@chofu.jaxa.jp

計算実行者: 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する。

● 計算の概要

対象方程式: URANS

空間離散化法: 有限体積法

時間積分法: 2次精度陰的オイラー法

乱流モデル: Spalart-Allmaras

並列化手法: MPI

その他: upacs-1.5 を拡張

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 220

利用 CPU 数: 64

計算時間/ケース: 1100 時間

総ケース数: 1

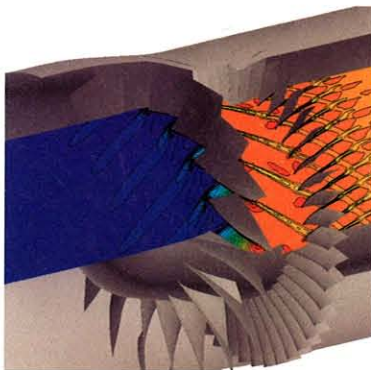


Fig.1 全圧分布 (ミッドスパン面, 80%回転数)

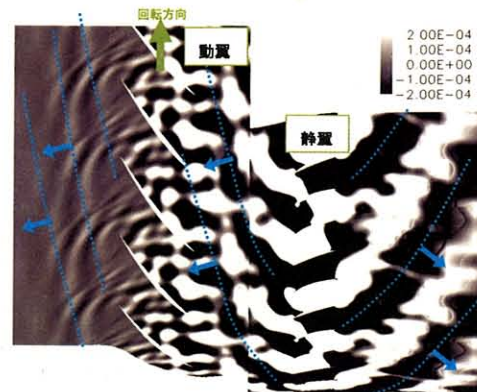


Fig.2 ファン動翼, 静翼周囲の圧力変動と2BPF成分の伝播方向 (ミッドスパン面, 80%回転数)

● 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、Fig.2のように動翼内部における反射と、動翼上流における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。

● 論文発表

- 1) 山本・堀口・榎本・野崎・大石, ファン動静翼干渉騒音の発生と伝播の RANS 解析の現状と課題, 第25回流力騒音シンポジウム, 2005年12月9日, 口答発表

CFDによるロケットプルーム干渉解析

CFD Analysis of Rocket Plume Interactions

村上桂一, 計算科学研究グループ
0422-40-1019, murakami.keiichi@jaxa.jp

● 計算の目的

ロケットの信頼性向上の研究の一環として、ノズルから排出されるプルームの干渉領域から受ける加熱率評価のため、ノズル内部流を含む H-IIA ロケット全機周りを解析対象としたシミュレーションを行う。

● 計算の概要

対象方程式：ナビエーストークス
空間離散化法：有限体積法
時間積分法：陰的 ADI 法
並列化手法：XPF

利用システム：CENSS
実行ジョブ本数：300
利用 CPU 数：41~95
計算時間/ケース：300~600 時間
総ケース数：10

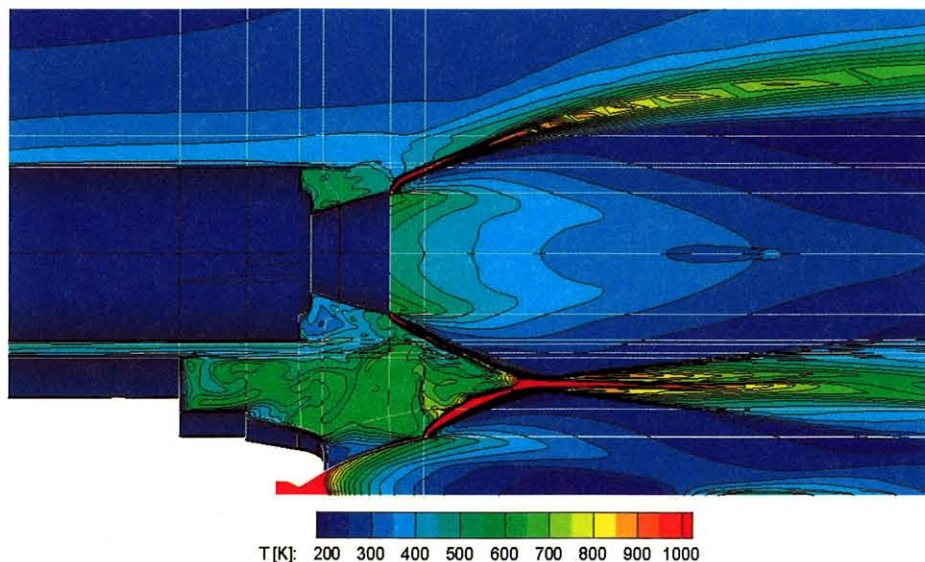


Fig.1 SRB と本体の機軸を含む断面内の温度分布

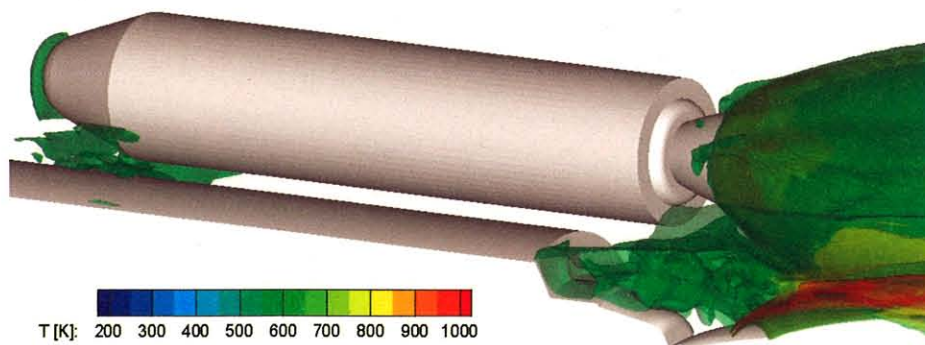


Fig.2 SRB 周囲の温度の等値面図

● 成果の概要

これまで打ち上げが成功した H-IIA ロケットは, SRB が 2 本の H-IIA202X ファミリーであった. SRB が 4 本となる H-IIA204 形態ではプルーム干渉流から受ける加熱率が增大すると予測されている. そこで, H-IIA204 形態で最もプルームが広がるであろう飛行条件におけるプルーム干渉流のシミュレーションを実施し, 機体への対流加熱率を評価した.

● 論文発表

- 1) 村上桂一, 山本行光, CFD によるロケットプルーム干渉解析, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会, 2005 年 11 月 9 日, 口頭発表

UPACSを用いた振動翼列の非定常空気力解析

Unsteady Flow Analysis around vibrating blade row using UPACS

浜辺正昭, 石川島播磨重工業株式会社
 042-568-7071, masaaki_hamabe@ihi.co.jp
 共同研究者: 野崎 理, nozaki.osamu@jaxa.jp

● 計算の目的

UPACS を拡張した振動翼列非定常空気力解析コードの検証を行う。計算は平板翼とファン動翼について行った。

● 計算の概要

対象方程式: オイラーおよびナビエストークス
 空間離散化法: 有限体積法
 時間積分法: 2次精度オイラー陰解法
 乱流モデル: Spalart-Allmaras
 並列化手法: MPI
 その他特筆すべき解法上の特徴
 : UPACS を拡張

利用システム: CENSS
 実行ジョブ本数: 6
 利用 CPU 数: 22
 計算時間/ケース: 30 時間
 総ケース数: 2

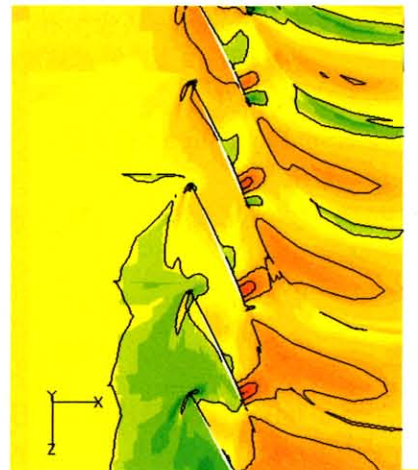


Fig.1 曲げモードを与えたときのファン翼列の非定常圧力コンター (ケーシング位置)

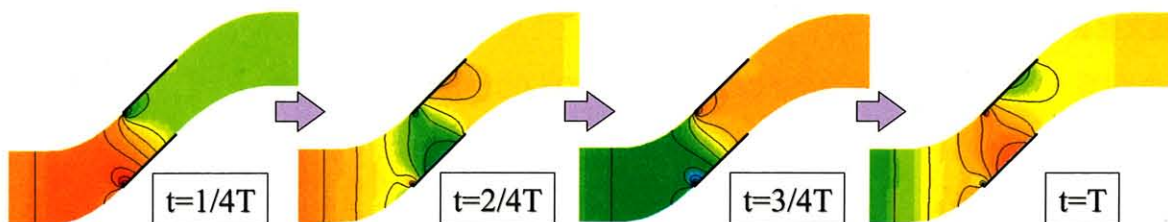


Fig.2 捻りモードを与えたときの直線平板翼列の瞬時圧力コンター (平均翼高さ位置, T=振動周期)

● 成果の概要

直線平板翼列について線形理論との比較によりコードの検証を行った。また、ファン動翼適用における課題を抽出した。

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

山根 敬, 航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム
0422-40-3421, yamane.takashi@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。

● 計算の概要

対象方程式：N-S 方程式, 熱伝導方程式
空間離散化法：中心差分 Roe スキーム,
前処理法による低速流解析

時間積分法：MFGS 法

乱流モデル：Spalart-Allmaras モデル

並列化手法：MPI

備考：UPACS を拡張した流体・熱伝導連成解析
コードを使用

利用システム：CENSS

実行ジョブ本数：600

利用 CPU 数：10

計算時間/ケース：150 時間

総ケース数：4

● 成果の概要

平均マッハ数が 0.05 程度の低速流で、UPACS による流体・熱伝導連成解析を試みたはじめてのケースで、解析が問題なく実施できることが確認できた。2 種類の燃焼器ライナパネルの冷却構造についてそれぞれ 2 ケースの流量条件で計算を行い、既存の実験結果と比較した。その結果、圧力損失と流量の関係については良好な結果が得られ、熱伝達率については定性的傾向は実験と一致したものの、定量的には誤差が大きいことが判明した。

● 論文発表

- 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

タンク内大規模液面挙動の数値解析

Numerical Analysis of Dynamic Behavior of Free-Surface Flows in Tanks

根岸秀世, 情報・計算工学センター
029-868-2775, negishi.hideyo@jaxa.jp

● 計算の目的

本研究では、H-IIA ロケットおよび次期基幹ロケットの開発支援に資するため、液体ロケットタンク内の液体挙動と圧力・温度予測を可能とするシミュレーション技術の開発を進めている。本年度は、基本コードである CIP-LSM を自由表面流のベンチマーク問題や既存の実験に適用し、界面捕獲性能について精度検証を行うことを目的とする。

● 計算の概要

対象方程式：均質二相流 RANS
空間離散化法：差分法
時間積分法：Thermo CIP-CUP 法
界面捕獲法：Hybrid LSM & MARS
並列化手法：自動並列

利用システム：CENSS
実行ジョブ本数：300
利用 CPU 数：8～32
計算時間/ケース：30～60 時間
総ケース数：30

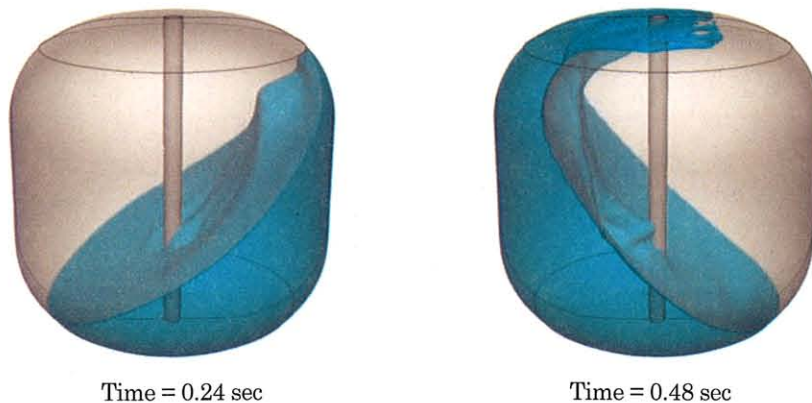


Fig. 1 RVT サブスケールタンクでのスロッシング解析例¹⁾

● 成果の概要

CIP-LSMを自由表面流解析の典型的ベンチマーク問題である横スロッシング問題、液柱崩壊問題および RVT サブスケールタンクに適用し、計算結果が実験および他の計算手法と良好に一致することを確認した。また、固体壁上の接触線移動を簡易的に表現する速度境界条件を提案し、その有効性を示した。

● 論文発表

- 1) Negishi, H., Himeno, T., Yamanishi, N., “Numerical Analysis of Dynamic Behavior of Free-Surface Flows in Tanks Based on CIP-LSM,” 25th ISTS, 平成 18 年 6 月, 口頭発表
- 2) 根岸秀世ほか, “CIP-LSM による自由表面流の数値解析(ダム崩壊問題での検証),” 第 19 回数値流体力学シンポジウム, A2-3, 平成 17 年 12 月, 口頭発表

H-II A ロケット 204 形態における推進薬タンクスロッシング解析

Numerical Analysis of Liquid Tank Sloshing for H-IIA204

根岸秀世, 情報計算工学センター
029-868-2775, negishi.hideyo@jaxa.jp

● 計算の目的

H-IIA プロジェクト支援の一環として, H-IIA204 形態のキックダウンフェーズにおける推進薬タンク内でのスロッシングを予測する.

● 計算の概要

対象方程式: 均質二相流 RANS

空間離散化法: 差分法

時間積分法: Thermo CIP-CUP 法

界面捕獲法: Hybrid LSM & MARS

並列化手法: 自動並列

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 120

利用 CPU 数: 4~8

計算時間/ケース: 60 時間

総ケース数: 12

● 成果の概要

1 段水素および酸素タンク, ならびに 2 段水素および酸素タンク, いずれにおいても問題となるスロッシングは発生しないことが予測された.

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 Analysis of Scramjet Engine at Hypervelocity Condition over Mach 10 Flight

高橋政浩, 角田宇宙センター 複合推進研究グループ
0224-68-6762, 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説明, 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。

● 計算の概要

対象方程式: 化学種の保存則を含む

ナビエ-ストークス方程式

空間離散化法: 有限体積法 (非構造格子)

時間積分法: LU-SGS 陰解法

乱流モデル: Spalart-Allmaras

並列化手法: MPI

その他特筆すべき解法上の特徴:

9 化学種詳細素反応モデルを用いた

水素/空気燃焼流解析

利用システム: NSE

実行ジョブ本数: 20 本

利用 CPU 数: 40

計算時間/ケース: 1600 時間/ケース

総ケース数: 70 ケース

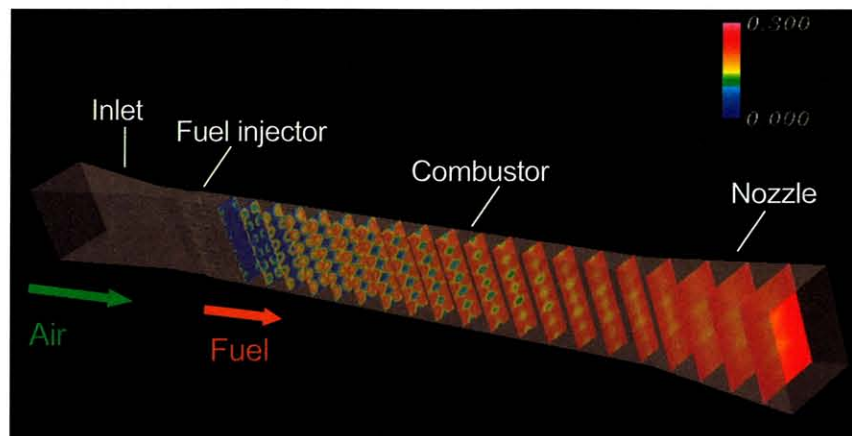


Fig.1 M12-02 Hyper-mixer エンジン燃焼器内の H₂O モル分率分布 (飛行マッハ数 12 相当条件)

● 成果の概要

M12-02 エンジン内部流れを精度よく再現し, 燃焼器内部流れ構造や混合・燃焼状態, 燃料噴射器に起因する燃焼器作動特性の違いの詳細説明に成果を挙げた. また, 改良型エンジン (M12-03) の設計解析により燃焼器性能向上達成に貢献するとともに, さらなる性能向上のための改良設計提案を行った.

● 論文発表

- 1) 高橋政浩, 小寺正敏, 小室智幸, 佐藤和雄, 伊藤勝宏, マッハ 10 以上の超高速域スクラムジェット作動特性に関する数値解析, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2005, 口頭発表 2005 年 6 月 23 日, JAXA-SP-05-017, pp.82-87.
- 2) 高橋政浩, 小寺正敏, 伊藤勝宏, 小室智幸, 佐藤和雄, 数値解析による超高速域スクラムジェット作動特性の研究, 平成 17 年度衝撃波シンポジウム, 2006 年 3 月 18 日.
- 3) Masahiro Takahashi, Tomoyuki Komuro, Kazuo Sato, Masatoshi Kodera, Hideyuki Tanno, Katsuhiko, Itoh, Scramjet Characteristics at Hypervelocity Condition over Mach 10 Flight – Application of a Diverging Combustor, ISTS25, 口頭発表 2006 年 6 月 10 日.

CFD によるスクラムジェット飛行実験の事前解析

Pre-Flight Analysis of Scramjet Flight Experiment by CFD

小寺正敏, 角田宇宙センター 複合推進研究グループ
0224-68-6786, kodera.masatoshi@jaxa.jp

● 計算の目的

平成 17 年度末に行われたスクラムジェット飛行実験の試験エンジンに対し, 1) 地上及び飛行実験との相互検証, 2) エンジンの燃焼特性評価, 3) 飛行・地上実験間で異なる可能性のある条件パラメータの燃焼特性への影響調査, 4) 二種類の平行燃料噴射器の性能比較を目的として, CFD を飛行実験前に実行した。

● 計算の概要

対象方程式: レイノルズ平均
ナビエ・ストークス方程式+
各化学種保存式
空間離散化法: セル節点有限体積法
時間積分法: LU-SGS 陰解法
乱流モデル: Spalart-Allmaras, $k-\omega$ SST
並列化手法: 領域分割+MPI

利用システム: NSE
実行ジョブ本数:
利用 CPU 数: 40
計算時間/ケース: 20 時間
総ケース数: 100

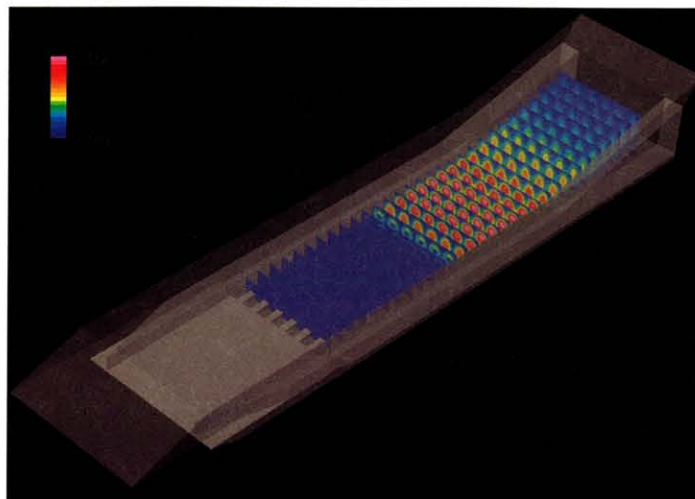


Fig.1 Contours of OH mole fraction for HM engine

● 成果の概要

CFD 結果は地上実験と良く一致することを確認した。二種類の飛行実験エンジン (HM 及び BS) について両者の燃焼特性及び性能の違いを明らかにした。燃焼器入口温度, 壁面温度, 燃料当量比の変化が燃焼特性に与える影響について明らかにした。

● 論文発表

- 1) Kodera, M., Sunami, T. and Itoh, K., “Numerical Simulation of a Scramjet Engine for JAXA’s Flight Experiment Using HyShot,” AIAA 13th International Space Plane and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 16-20 May 2005, Oral, AIAA Paper 2005-3355.
- 2) 小寺, 須浪, 伊藤, “CFDによるスクラムジェット飛行実験の事前解析”, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2005, 平成 17 年 6 月 23~24 日, 口頭, 後刷り.
- 3) Kodera, M., Sunami, T. and Itoh, K., “CFD Prediction for Characteristics of Flight Tested Scramjet Engine,” The 25th International Symposium on Shock Waves, 17-22 July 2005, Oral, Proceedings.
- 4) 小寺, 須浪, 伊藤, “CFDによるスクラムジェット用平行燃料噴射器の性能比較”, 平成 17 年度衝撃波シンポジウム, 平成 18 年 3 月 16~18 日, 口頭, 前刷り.

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

小寺正敏, 角田宇宙センター 複合推進研究グループ
0224-68-6786, koderam.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について、CFD を用いてその効果を詳細に検討することを目的とする。

● 計算の概要

対象方程式：レイノルズ平均
ナビエ・ストークス方程式＋
各化学種保存式
空間離散化法：セル節点有限体積法
時間積分法：LU-SGS 陰解法
乱流モデル：Spalart-Allmaras
並列化手法：領域分割＋MPI

利用システム：NSE
実行ジョブ本数：
利用 CPU 数：40
計算時間/ケース：20 時間
総ケース数：20

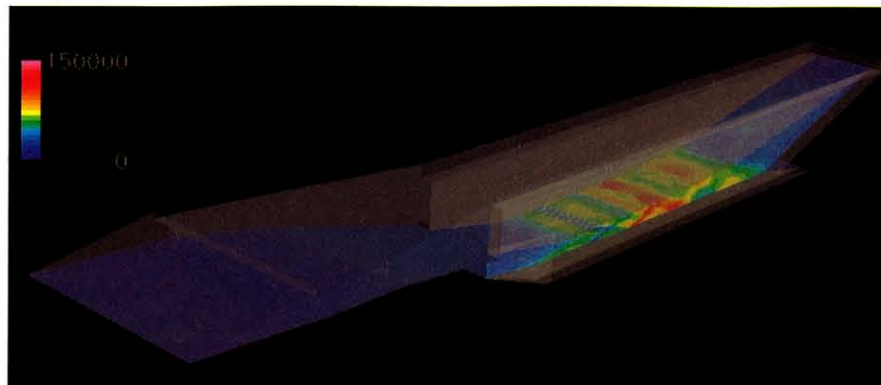


Fig.1 Contours of pressure on walls inside M12-03 engine with diverging wall combustor

● 成果の概要

飛行マッハ 12 条件において、拡大燃焼器による正味発熱損失低減の効果は無いことがわかった。

● 論文発表

- 1) Koderam, 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

長谷川 進, 角田宇宙センター 複合推進研究グループ
0224-68-3933, 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.

● 計算の概要

対象方程式:レイノルズ平均三次元

Navier-Stokes 方程式, 各化学種保存式

空間離散化法:有限体積法

時間積分法:LU-SGS

乱流モデル:Spalart-Allmaras (SA)の

乱流モデル

並列化手法:MPI 並列

利用システム: NSE

実行ジョブ本数: 200

利用 CPU 数: 40

計算時間/ケース: 800 時間

総ケース数: 20

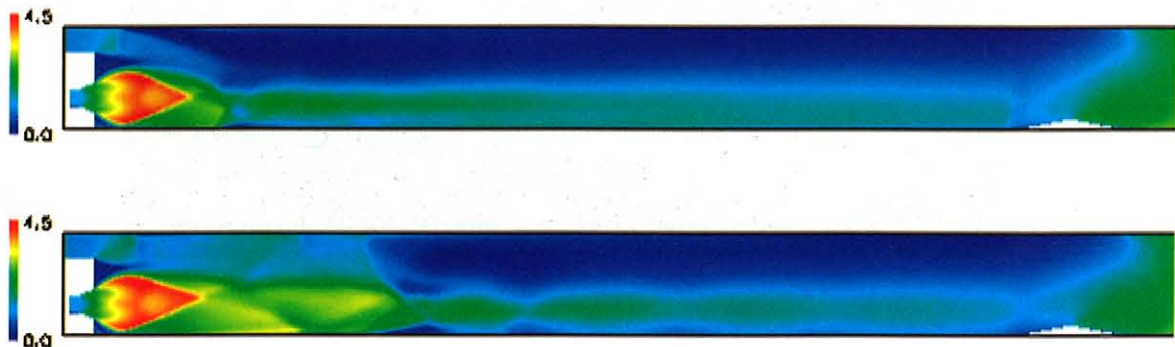


Fig.1 燃焼器内のマッハ数分布
(上) 流入する空気のマッハ数1 (下) 流入する空気のマッハ数 1.1

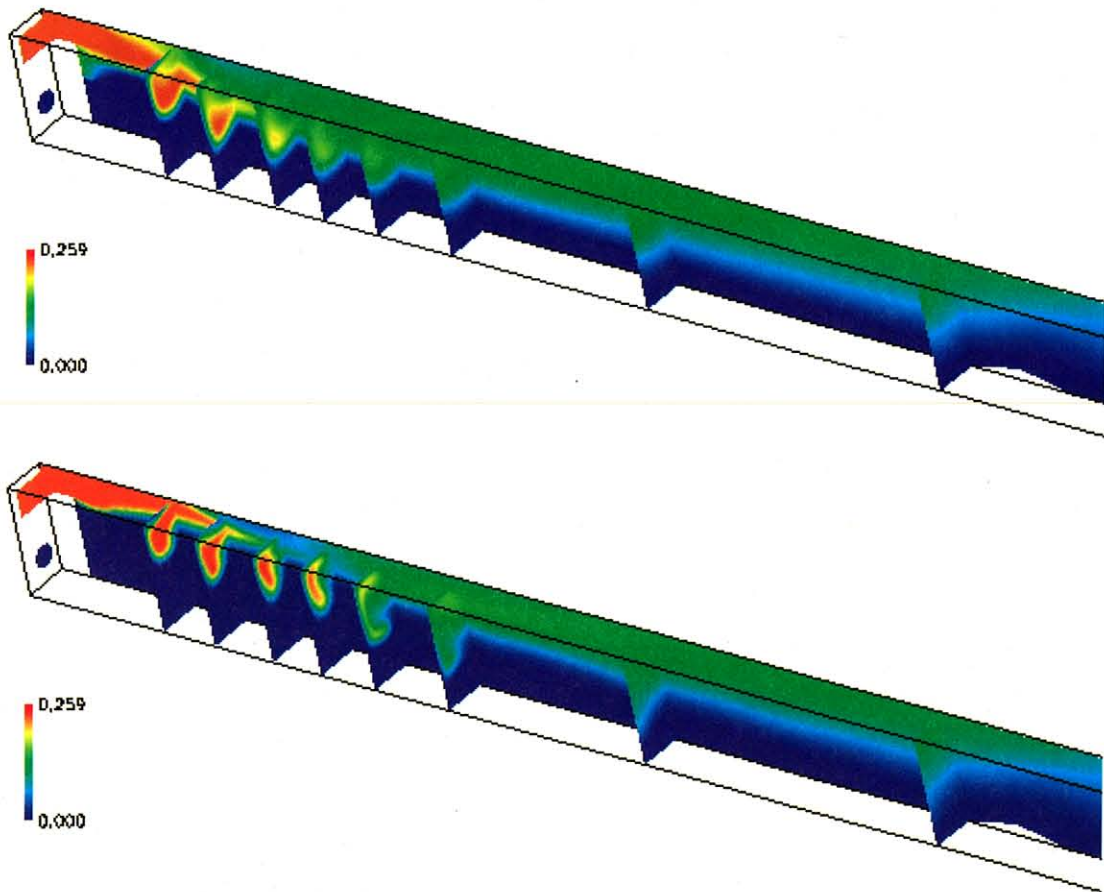


Fig.2 燃焼器内の酸素分布
 (上) 流入する空気のマッハ数1 (下) 流入する空気のマッハ数 1.1

● 成果の概要

ハイブリット非構造格子法を用いた CFD コードを複合サイクルエンジンの燃焼器内の化学反応を伴わない流れに適用して流れ場の解析を行った。窒素の噴射により生じる、バレル衝撃波と擬似衝撃波の構造を CFD で捕らえました。燃焼器に流入する空気のマッハ数を変えて、燃焼器内の流れを調べた。気流の流入マッハ数が大きくなると、カウル側の衝撃波がより下流に生じる。実験結果と比較をすると、空気の流入マッハ数が 1.1 の圧力データとよく一致することがわかった。さらに、ロケット総圧を変化させた場合の流れの特性、および燃料と空気の混合についても明らかにした。

● 論文発表

- 1) 長谷川 進, 谷 香一郎, 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, 第 55 回応用力学講演会, 2006 年 1 月 24-26 日
- 2) Susumu Hasegawa, Kouichiro Tani, Computational Analysis of the Ejector-jet-Mode of RBCC Engine, 25th ISTS, June 4-11, 2006 (予定)
- 3) 長谷川 進, 谷 香一郎, 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, NCTAM (投稿中)

RJTF スクラムジェットエンジン試験に対応する数値計算

Numerical Simulations of Scramjet Engines Tested in the RJTF

河内俊憲, 角田宇宙センター 複合推進研究グループ
0224-68-6701, kouchi@kakuda.jaxa.jp

● 計算の目的

RJTF で行われているスクラムジェットエンジンのエンジン試験の補完を目的として、エンジン試験に対応する数値計算を行った。

● 計算の概要

対象方程式：3次元ナビエ・ストークス方程式
空間離散化法：2nd order AUSM-DV
時間積分法：非構造格子拡張 LUSGS
乱流モデル：Goldberg-Ramakrishnan
並列化手法：MPI

利用システム：NSE
実行ジョブ本数：20
利用CPU数：8~40
計算時間/ケース：1600時間
総ケース数：35

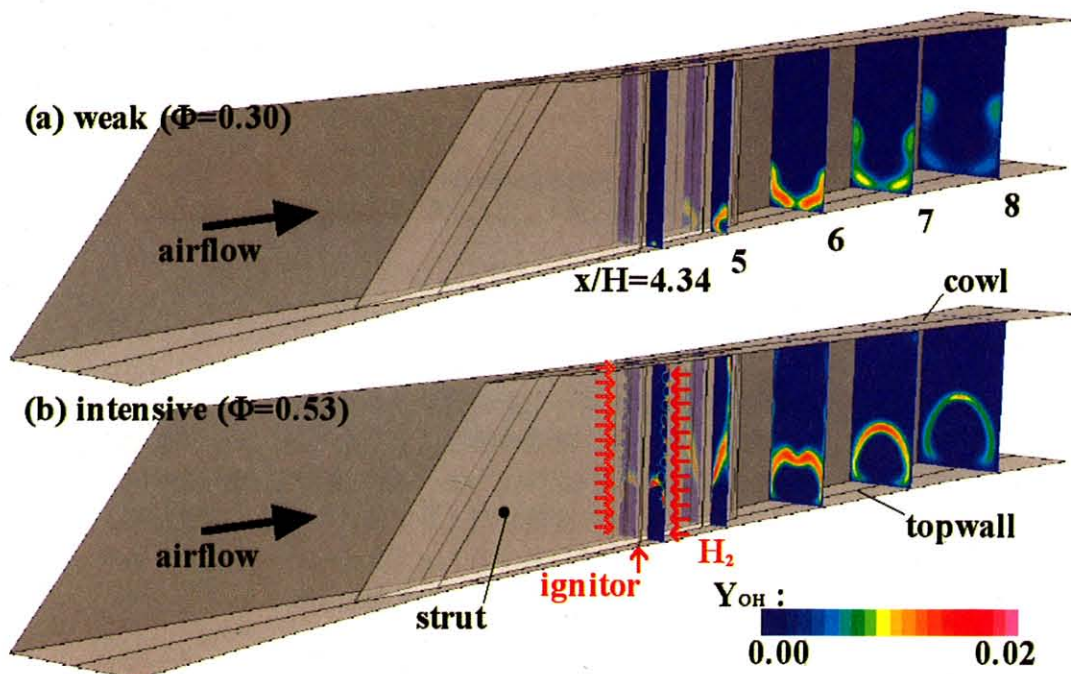


Fig.1 Cross-sectional OH radical distributions in the engine of
(a) weak-combustion and (b) intensive-combustion modes.

図 1-(a), (b)はそれぞれ弱燃焼/強燃焼状態のエンジン内部の OH ラジカル分布を示している。空気流は図の左から流入し、図中央のストラットにより二つに分岐させられ燃焼器に流れ込む。x/H=4.34 に燃料噴射孔があり、各側板 12 個の噴射孔から燃料水素が供給される。図からも明らかなように、弱燃焼状態のエンジンでは x/H=4.34 から燃料を噴射していても関わらず、噴射孔直下でまったく燃料に火がついていない。一方で強燃焼状態のエンジンでは、燃料噴射直下から各燃料噴流ごとに火炎が形成されていることが分かる。また下流の燃焼状態も弱燃焼と強燃焼では大きく異なり、弱燃焼では壁面近傍にしか火炎が存在しないのに対し、強燃焼では流路中央にも火炎が現れている。

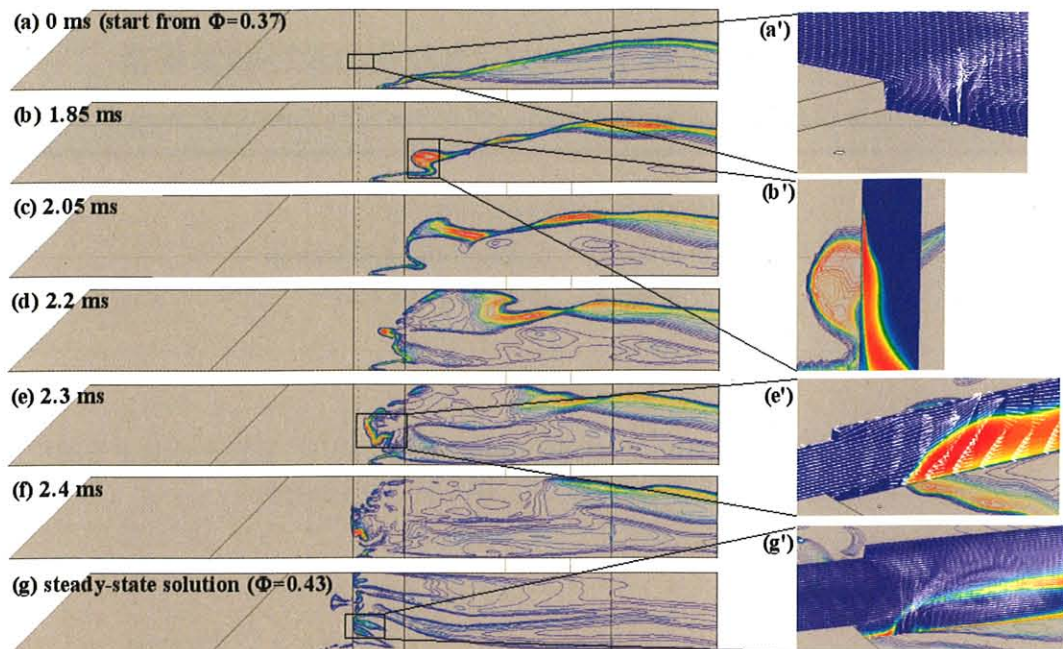


Fig.2 Time histories of OH radical distributions on the sidewall of the engine.

図2は当量比を0.37から0.43に変えたときの、側板上のOHラジカル分布の時間的変化を示している。エンジンは当量比0.37では弱燃焼モード、0.43では強燃焼モードとなる。従ってこの図は弱燃焼から強燃焼への遷移過程を示している。図から明らかなように弱燃焼から強燃焼へは、弱燃焼時形成された下流の燃焼域が、燃焼による圧力上昇に伴い壁面境界層内をつたって上流へと遡ることによって生じていることが分かる。

● 成果の概要

- 数値計算によりエンジン試験で観測された、強燃焼/弱燃焼と呼ばれるスクラムジェットエンジンの作動モードの遷移を再現することができた。強燃焼への遷移は弱燃焼時に生じている燃焼域が、燃料噴射孔上流のステップまでさかのぼることによって生じていることが分かった。

● 論文発表

- 1) Kouchi, T., Mitani, T., Tomioka, S., and Ueda, S., "Transition of Combustion modes in A Scramjet Engine," Proceedings of the 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-a-46, 2006.
- 2) Ueda, S., Tomioka, S., Kouchi, T., Kobayashi, K., Kudo, K., Kato, K., and Mitani, T., "Performance comparison of combined fuel injection methods in a staged-combustion scramjet engine," Proceedings of the 25th International Symposium on Space Technology and Science, ISTS-a-47, 2006.
- 3) Kouchi, T., Kobayashi, K., Kudo, K., Murakami, A., Kato, K., and Tomioka, S., "Performance of a RBCC Combustor Operating in Ramjet Mode," AIAA paper 2006-4867, 2006.

Euler/FVA法を用いたヘリコプタの空力及び騒音解析

Analysis of Helicopter Aerodynamics and Acoustics by Euler/FVA Method

青山剛史, 計算科学研究グループ
0422-40-3230, aoyama.takashi@jaxa.jp
計算実行者: 岩永則城, RCCM

● 計算の目的

ヘリコプタのブレード/渦干渉 (Blade-Vortex Interaction: BVI) 騒音を予測する解析法として, Beddoes の渦モデルと Euler/FVA 法を組み合わせ, BVI 騒音の予測を行う。

● 計算の概要

対象方程式: オイラー

空間離散化法: 差分法

時間積分法: 1次精度オイラー法+ニュートン反復

乱流モデル: なし

並列化手法: XPF

その他特筆すべき解法上の特徴

: Beddoes の渦モデルを導入

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 420

利用 CPU 数: 18

計算時間/ケース: 15 時間

総ケース数: 250

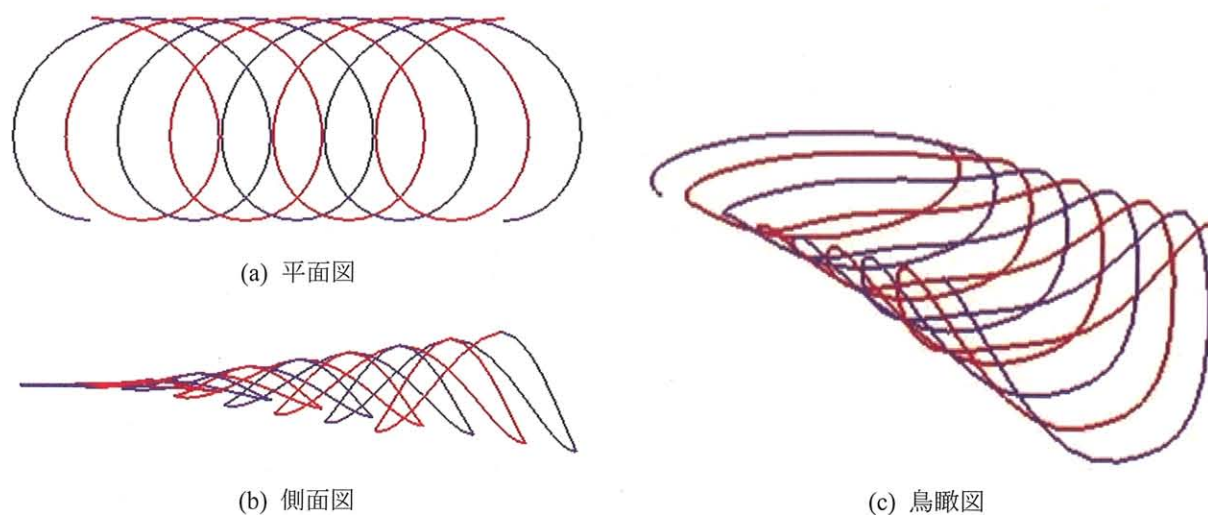


Fig. 1 Beddoes の渦モデルによる翼端渦の形状

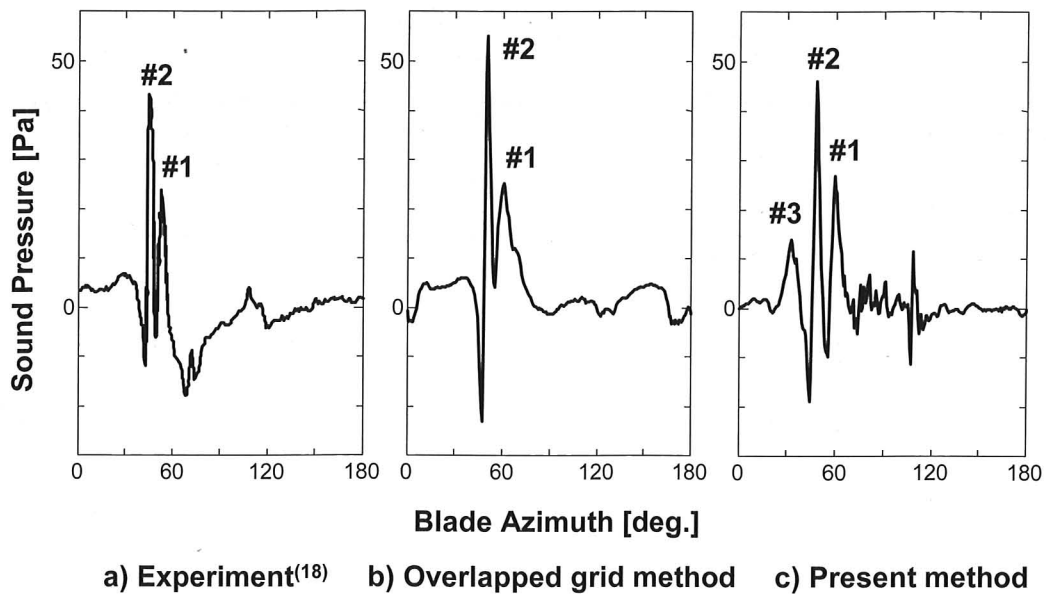


Fig.2 BVI 騒音波形の比較

● 成果の概要

渦軌跡の予測法として Beddoes の渦モデルを用い、ブレード上の圧力変動を予測する部分には Euler/FVA 法を適用した。その結果を入力として、FW-H 式に基づく音響コードを組み合わせることで BVI 騒音の予測を行い、格段に短時間で結果が得られる手法であることを確認した。

● 論文発表

- 1) 青山剛史, 梁 忠模, 齊藤 茂, “Euler/FVA 法を用いたヘリコプタの空力及び騒音解析”, 第 43 回飛行機シンポジウム, 10 月 12 日-14 日, 名古屋, 2005

ヘリコプタの空力／構造連成解析

Aeroelastic Analysis of Helicopter Blade by CFD/FEM Coupling Method

青山剛史, 計算科学研究グループ
0422-40-3230, aoyama.takashi@jaxa.jp
計算実行者: 金田英和, RCCM

● 計算の目的

CFD と FEM を連成することで, 構造変形を考慮したブレードの空力解析を行い, HARTII の実験データと比べた.

● 計算の概要

対象方程式: オイラー
空間離散化法: 差分法
時間積分法: 1次精度オイラー法+ニュートン反復
乱流モデル: なし
並列化手法: XPF
その他特筆すべき解法上の特徴:

FEM とのカップリング

利用システム: CENSS
実行ジョブ本数: 300
利用 CPU 数: 18
計算時間/ケース: 100 時間
総ケース数: 30

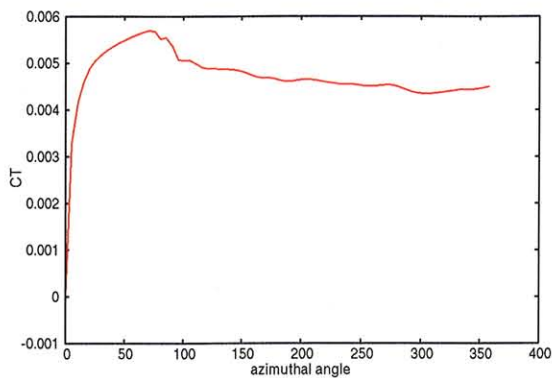


Fig.1 Convergence History of Thrust Coefficient



Fig.2 Iso-surface of vorticity magnitude

● 成果の概要

構造解析における回転の効果として遠心力とコリオリ力を外力項とすることで, CFD と FEM を連成したコードを作成し, 構造変形を考慮したブレードの空力解析を行った.

BVI騒音低減に及ぼすAFC及びHHCの比較

Comparative Analysis of AFC and HHC on BVI Noise Reduction

青山剛史, 計算科学研究グループ
0422-40-3229, aoyama.takashi@jaxa.jp

● 計算の目的

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。

● 計算の概要

対象方程式: オイラー
空間離散化法: 有限体積法
時間積分法: 4段階ルンゲクッタ法
乱流モデル: なし
並列化手法: XPF
その他特筆すべき解法上の特徴
: 移動重合格子法

利用システム: CENSS
実行ジョブ本数: 360
利用CPU数: 37
計算時間/ケース: 100~200時間
総ケース数: 50

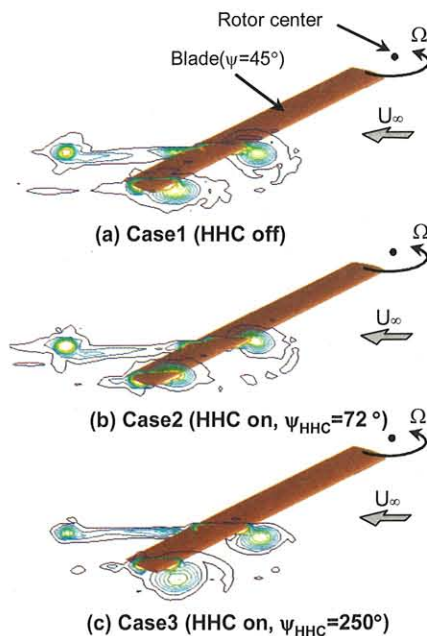


Fig.1 Visualization of BVI phenomenon

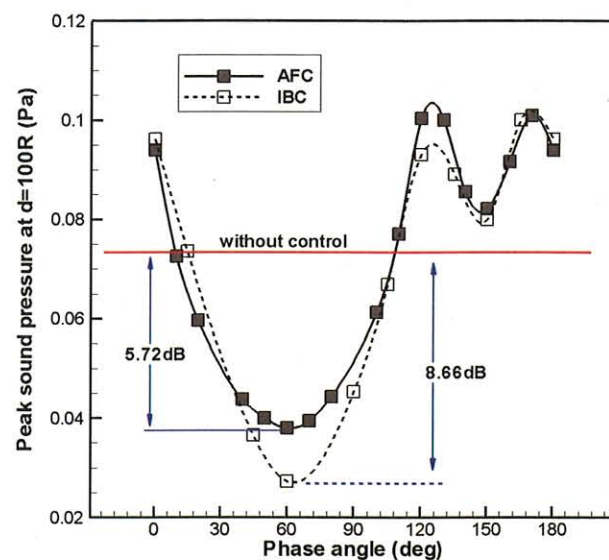


Fig.2 Predicted trend of peak sound pressure

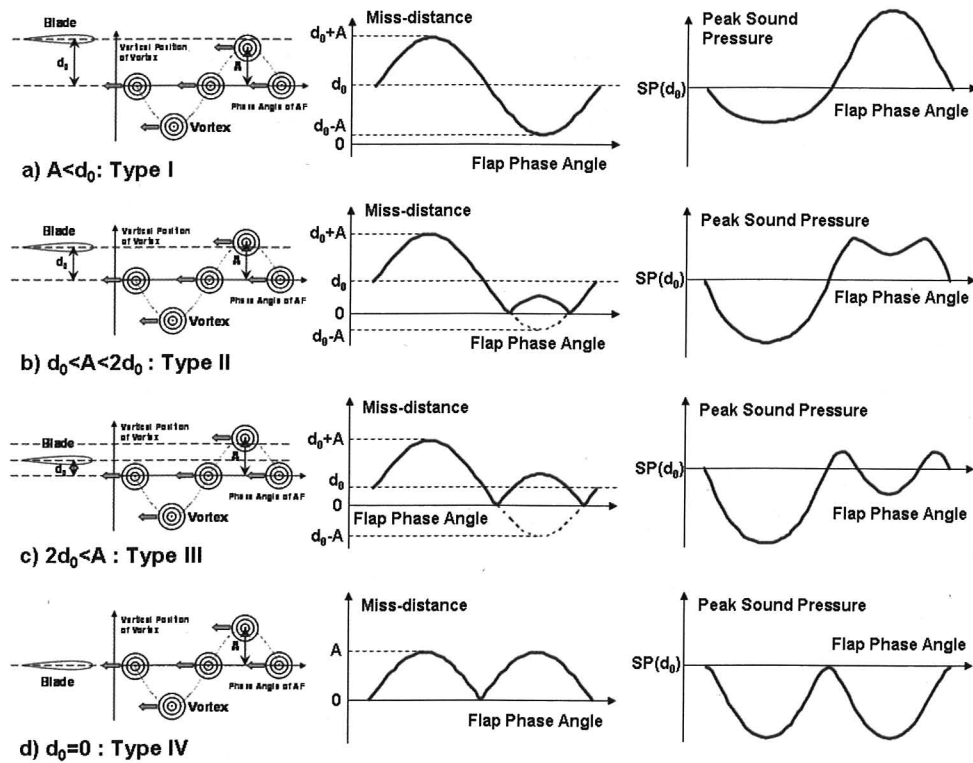


Fig. 3 Type of 2D BVI

● 成果の概要

アクティブ・フラップ制御 (AFC) と高周波制御 (HHC) の騒音低減効果を解析して、AFC の方が効率的に低減することを確認した。

● 論文発表

- 1) Aoyama, T., Yang, C., Saito, S., Numerical Analysis on Noise Reduction Effect of AFC in comparison with Conventional IBC, AIAA Acoustics Meeting, Boston, May, 2006, 口頭発表.

アクティブ・フラップが BVI 騒音に及ぼす影響の解析

Effect of Active Tab Control on BVI Noise of Helicopters

齊藤 茂, 航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム
0422-40-3227, ssaito@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

ヘリコプタの BVI 騒音を能動的に低減する手法のひとつであるアクティブ・フラップ制御について、その簡易的な解析コードを構築し、制御パラメータやフラップの幾何形状が騒音低減効果に及ぼす影響を解析する。

● 計算の概要

対象方程式：オイラー方程式

空間離散化法：有限体積法

時間積分法：4 段階ルンゲ・クッタ

乱流モデル：なし

並列化手法：XPF

その他特筆すべき解法上の特徴：

移動重合格子法

利用システム：CENSS

実行ジョブ本数：300

利用 CPU 数：37

計算時間/ケース：100~200 時間

総ケース数：40

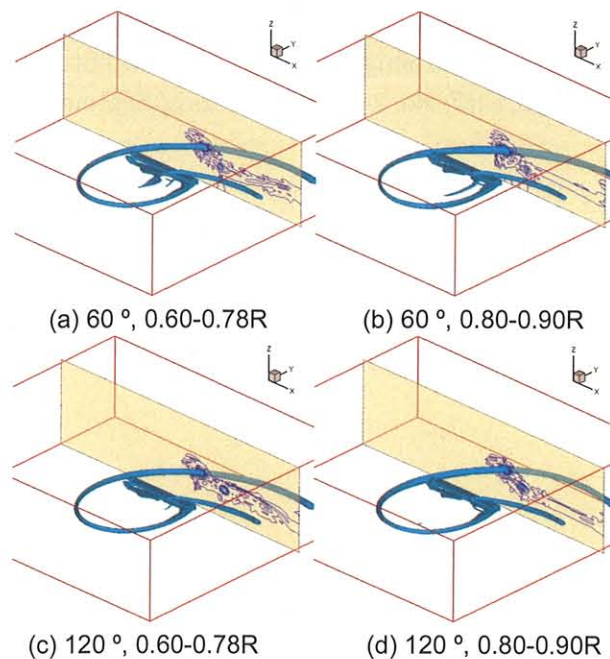


Fig.1 Comparison of iso-surface and mid-section of vorticity at 0° azimuth angle according to the flap position and phase

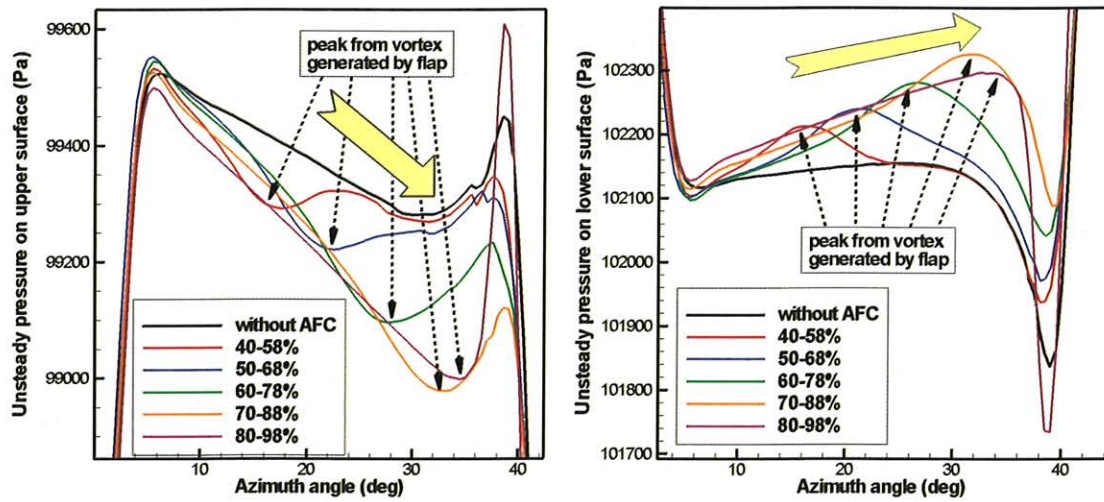


Fig.2 Variation of span-wise position of active flap Zoom-view of pressure history at surface point of 3% chord and 90% span with flap phase of 120°

● 成果の概要

アクティブ・フラップ用のコードを用いて、アクティブ・フラップが流れ場や騒音に及ぼす影響を解析した。

● 論文発表

- 1) Choongmo Yang, Takashi Aoyama and Shigeru Saito, "Numerical Study on Design Parameters of Active Flap Control", 2005 KSAS-JSASS Joint Symposium, October 12-14, Nagoya, Japan, 2005
- 2) Choongmo Yang, Takashi Aoyama and Shigeru Saito, Numerical Study on BVI Noise Reduction Using Active Flap Control, 31st ERF, No. 24, Florence, Italy, September 13-15, 2005

アクティブ・フラップの位置による BVI 騒音低減の解析

Effect of Active Flap Position on BVI Noise Reduction of Helicopters

小曳 昇, 航空プログラムグループ 運航・安全技術チーム
0422-40-3228, kobiki@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

ヘリコプタの BVI 騒音を能動的に低減する手法のひとつであるアクティブ・フラップ制御について、その解析コードを構築し、主にフラップ位置が騒音低減効果に及ぼす影響を解析する。

● 計算の概要

対象方程式：オイラー
空間離散化法：差分法
時間積分法：1 次精度オイラー法+ニュートン反復
乱流モデル：なし
並列化手法：XPF

利用システム：CENSS
実行ジョブ本数：1080
利用 CPU 数：37
計算時間/ケース：20 時間
総ケース数：100

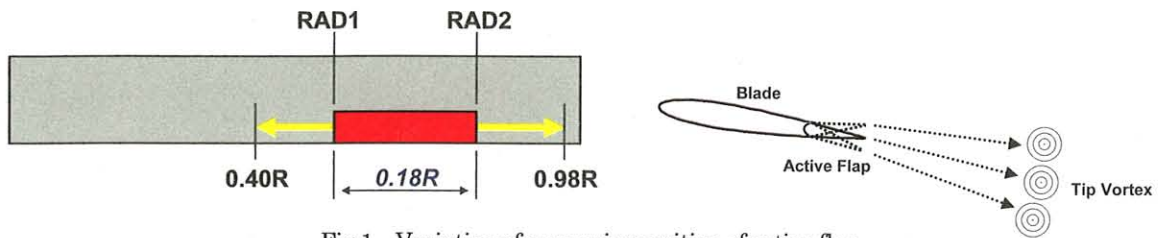


Fig.1 Variation of span-wise position of active flap

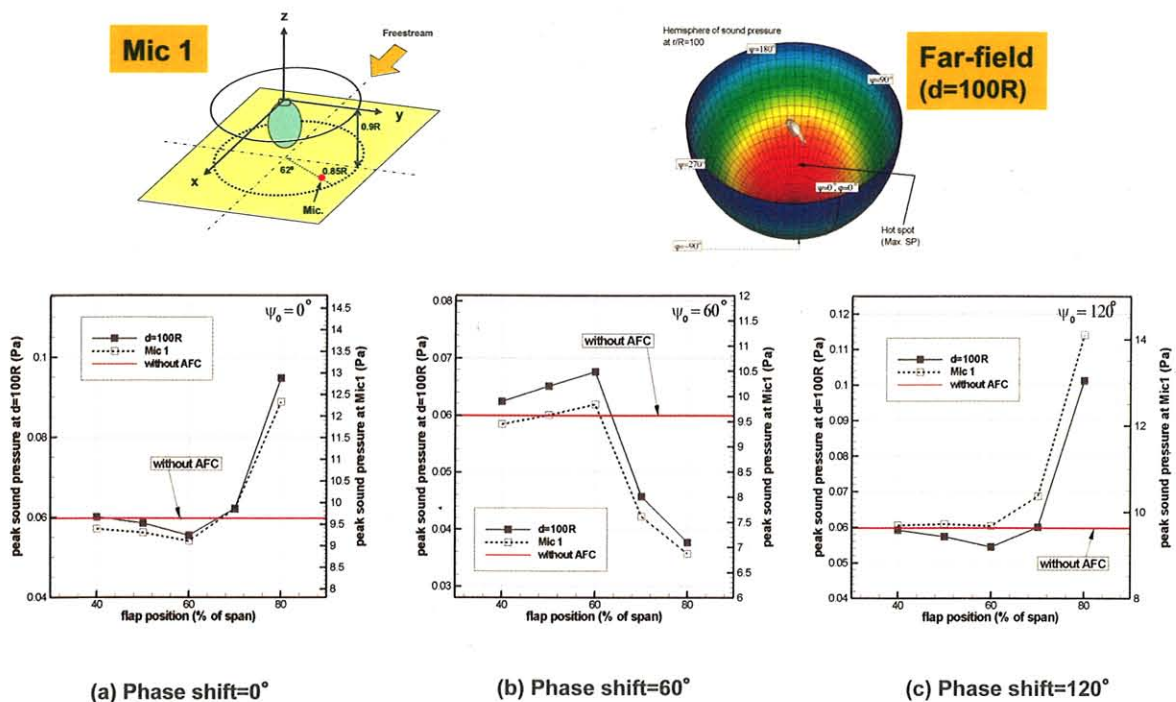


Fig.2 Variation of span-wise position of active flap

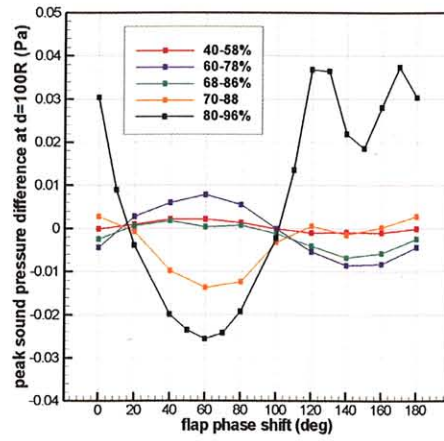


Fig.3 Comparison of peak sound pressure for two flap positions according to flap phase

● 成果の概要

アクティブ・フラップ用のコードを用いて、アクティブ・フラップの位置が騒音低減効果に及ぼす影響を解析し、外側のフラップの方が騒音の低減には影響が大きいことを確認した。

ヘリコプタのマヌーバ飛行の解析

Numerical Analysis of Maneuver Flight of Helicopter

梁 忠模, 計算科学研究グループ
0422-40-3309, yang@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

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.

● 計算の概要

対象方程式: オイラー方程式
空間離散化法: 有限体積法
時間積分法: 4段階ルンゲ・クッタ
乱流モデル: なし
並列化手法: XPF
その他特筆すべき解法上の特徴
: 移動重合格子法

利用システム: CENSS
実行ジョブ本数: 1080
利用 CPU 数: 37
計算時間/ケース: 200~400 時間
総ケース数: 30

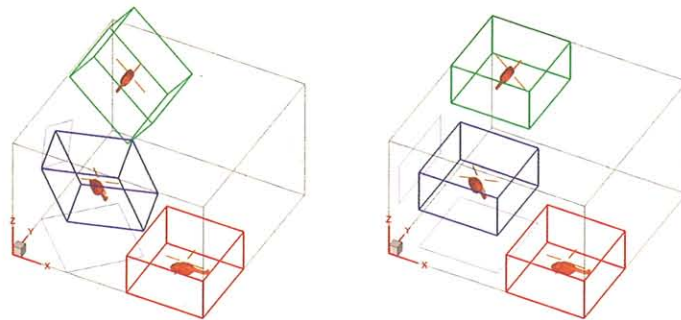
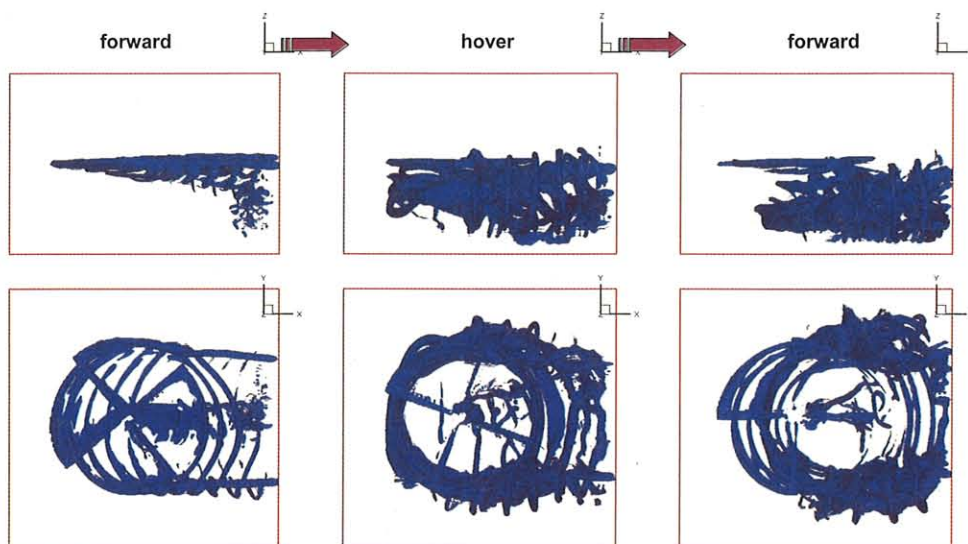


Fig.1 Diagrams of two different methods of moving reference frame



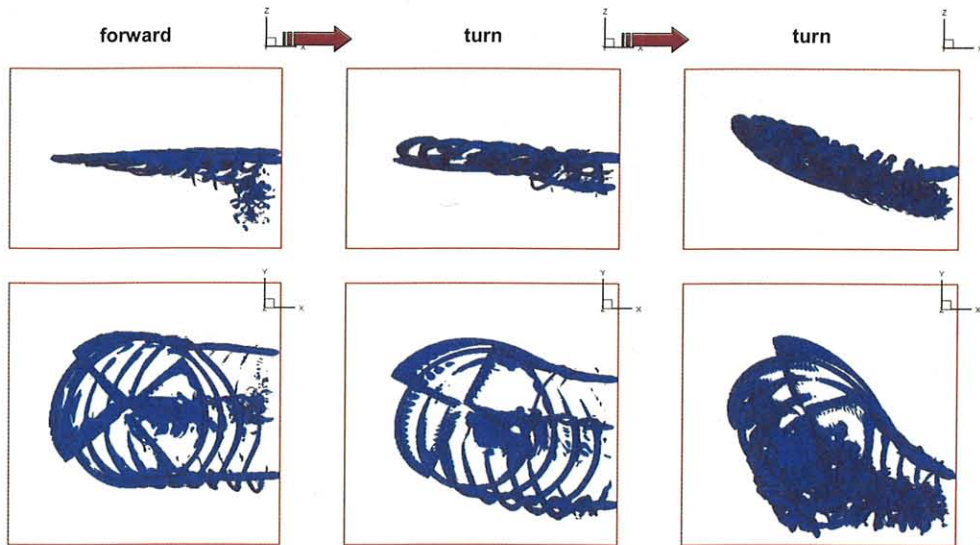


Fig.2 Diagrams of two different mSide view and top view of typical iso-surface of vorticity at each stage of moving reference frame

● 成果の概要

3次元非定常 CFD コードの非定常現象解析能力向上し、ヘリコプタのマヌーバ飛行時の騒音発生/伝播のメカニズムを解析した。右旋回時に前進側で翼端渦の蓄積が発生することが確認された。

● 論文発表

- 1) Yang, C., Aoyama, T., Saito, S., Numerical Analysis of Blade-Vortex Interaction Noise in Maneuvering Flight Using Moving Overlapped Grid Method, AHS 62nd Annual Forum, Phoenix, AZ, May, 2006, 口頭発表

ホバリングするロータに対する Patial Ground Effect の数値解析

Numerical Analysis for Partial Ground Effect of a Hovering Rotor

糸賀紀晶, 防衛大学校

046-841-3810, itoga@nda.ac.jp

共同研究者: 齊藤 茂, ssaito@jaxa.jp

● 計算の目的

ホバリングするロータが Partial Ground Effect を受ける場合のロータまわりの流れ場, 空力性能を計算するコードを構築する.

● 計算の概要

対象方程式: オイラー方程式

空間離散化法: 有限体積法

時間積分法: 4段階ルンゲクッタ法

乱流モデル: なし

並列化手法: XPF

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 80

利用 CPU 数: 36

計算時間/ケース: 120 時間

総ケース数: 50

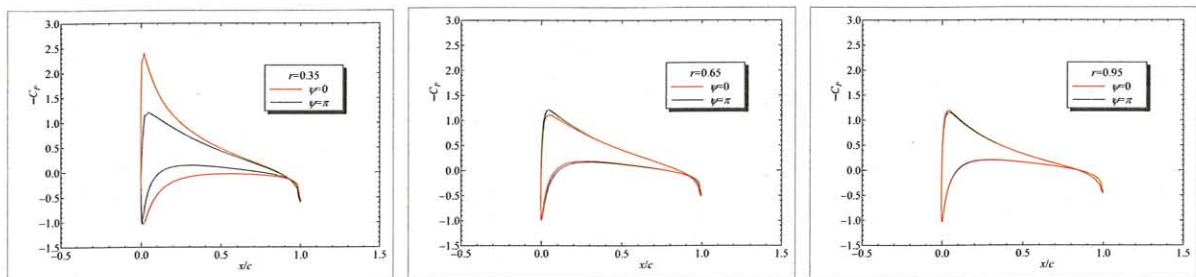


Fig.1 Pressure coefficient distribution

● 成果の概要

ホバリングするロータが受ける Partial Ground Effect について, ロータと境界面との水平距離をパラメータとし, 推力変動を数値解析した.

ヘリコプタ用低騒音カナードの研究

Rotorcraft Noise Reduction Research with Canard Blade Tip

檜垣郷子, 富士重工業株式会社

028-684-7538, HigakiK@uae.subaru-fhi.co.jp

共同研究者: 齊藤 茂, ssaitou@chofu.jaxa.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。

● 計算の概要

対象方程式: オイラー方程式

空間離散化法: 有限体積法

時間積分法: 4段階ルンゲ・クッタ

乱流モデル: なし

並列化手法: XPF

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 300

利用CPU数: 36

計算時間/ケース: 70時間

総ケース数: 20

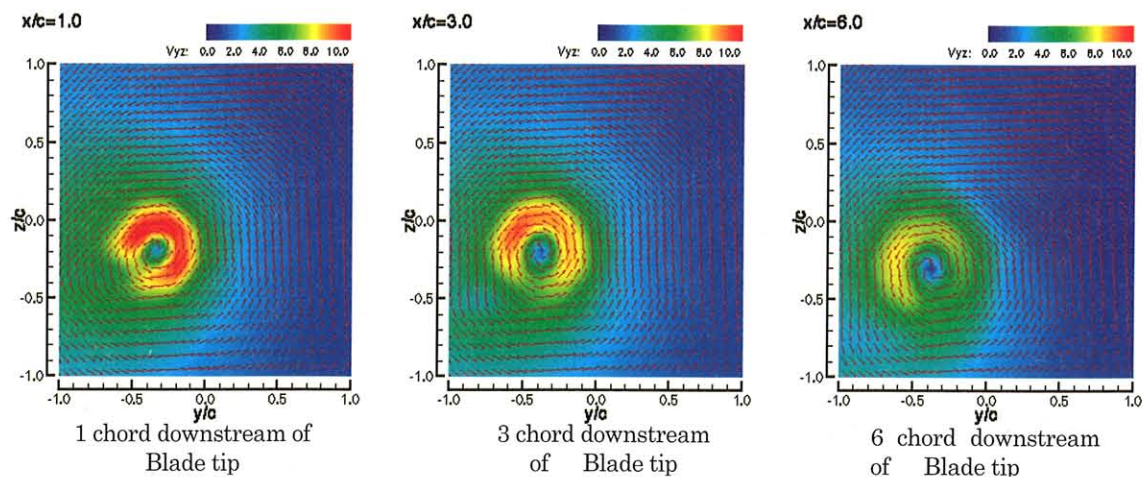


Fig.1 Vectors and Contour of Downstream Velocity behind a Rectangular Tip Blade

● 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時の空力解析と後流渦解析を行い、カナード翼端有無による後流渦への影響を把握した。

希薄予混合燃焼器の燃焼挙動に関する解析

Numerical Analysis of Combustion Dynamics in a Lean Premixed Combustor

小川 哲, 計算科学研究グループ
0422-40-3321, og@chofu.jaxa.jp
新城 淳史, 計算科学研究グループ
0422-40-3316, shinjo.junji@jaxa.jp

● 計算の目的

低排出燃焼である希薄予混合燃焼においてしばしば問題になる振動燃焼について, ガスタービン燃焼器を模したモデル燃焼器において 2 次燃料噴射を用いた能動的な制御を試験しその機構および火炎挙動を解析する.

● 計算の概要

対象方程式: 3次元ナビエーストークス方程式+
Flamelet 火炎モデル式

空間離散化法: 有限体積法

時間積分法: ルンゲクッタ法

乱流モデル: スマゴリンスキーLES モデル

並列化手法: OpenMP

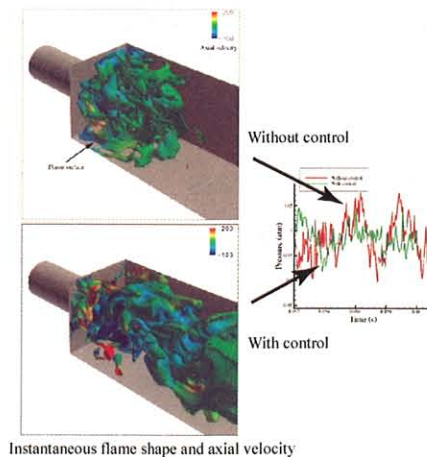
利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 600

利用 CPU 数: 120

計算時間/ケース: 800 時間

総ケース数: 3



Instantaneous flame shape and axial velocity

Fig.1 2 次燃料噴射あるなしでの火炎形態と振動の様子

● 成果の概要

希薄条件において実験と同様の縦方向振動を持つ振動燃焼が再現された. さらに, 2 次燃料の噴射により火炎が変化し振動の振幅が変化する挙動を解析した.

● 論文発表

- 1) 新城, 他, “希薄予混合燃焼器における振動燃焼とその制御の数値解析”, 第 43 回燃焼シンポジウム, 平成 17 年 12 月, 口頭
- 2) J. Shinjo, et al., “Numerical Simulation of Combustion Oscillations and Control in a Lean Premixed Combustor”, CFDJ., 14(4):54, 2006, Paper

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

阿部浩幸, 計算科学研究グループ
0422-40-3830, habe@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

平行平板間乱流の DNS において, 世界最高のレイノルズ数となる大規模な計算を実施し, 乱流統計量及び乱流構造のレイノルズ数依存性, スケーリング則などを調べることを目的とする。

● 計算の概要

対象方程式: ナビエ-ストークス
空間離散化法: 差分法
時間積分法: 3次精度ルンゲクッタ法
+2次精度クランクニコルソン法
乱流モデル: XPF+(自動並列 or OpenMP)
並列化手法: XPF

利用システム: CENSS
実行ジョブ本数: 400
利用 CPU 数: 112
計算時間/ケース: 800000 時間
総ケース数: 1

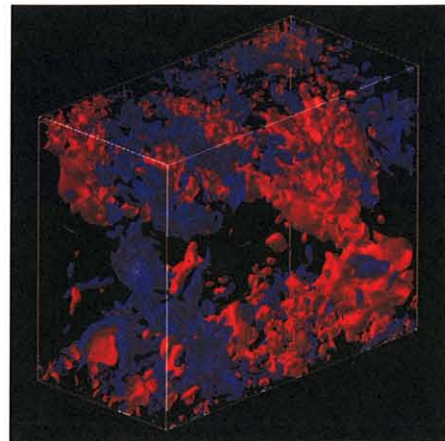


Fig.1 可視化図は, $Re_\tau=1020$ の圧力変動の可視化結果を示したものである。領域全体に広がる大きなスケールと局所的な小さなスケールの三次元的な圧力変動の構造が現れている。この結果は, 従来の実験では捉えることが難しかった高レイノルズ数の代表的な乱流現象であり, 非常に重要な知見である。

● 成果の概要

昨年度実行した $Re_\tau=1020$ の平行平板間乱流の DNS において, 圧力場のデータ解析を中心に実施した。また並行して, 乱流各種乱流統計量に対するスケーリング則の検討, 階層的乱流構造の生成メカニズムの検討を行った。その他, 平成 17 年度日本機械学会奨励賞(研究)を受賞した。

● 論文発表

- 1) 阿部浩幸(JAXA), 松尾裕一, 河村 洋(東京理科大学), “ $Re_\tau=1020$ の平行平板間乱流の DNS に見る階層的な乱流構造,” 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2005, 平成 17 年 6 月 23 日, 口頭。
- 2) Hiroyuki Abe(JAXA), Yuichi Matsuo and Hiroshi Kawamura(Tokyo University of Science), “A DNS study of Reynolds-number dependence on pressure fluctuations in a turbulent channel flow,” Proc. of Fourth International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena, Williamsburg, Vol. 1, pp. 189-194 (2005), 平成 17 年 6 月 27 日, 査読論文。

- 3) 阿部浩幸(JAXA), 松尾裕一, 河村 洋(東京理科大学), 藤 定義(京大理), 板野智昭(関大工), “ $Re_\tau=1020$ の平行平板間乱流における乱流構造の階層性,” 京都大学数理解析研究所 RIMS 研究集会「流れの遷移と乱流のスケルトン」, 平成 17 年 7 月 12 日, 口頭.
- 4) Akira Yoshizawa, Yuichi Matsuo(JAXA) and Hiroyuki Abe, “ Theoretical investigation upon Kármán constant and relevance to drag reduction,” *Physics of Fluids*, Vol. 17, 075113 (2005) , 平成 17 年 7 月 20 日, 査読論文.
- 5) 阿部浩幸(JAXA), 松尾裕一, 河村 洋(東京理科大学), 藤 定義(京大理), 板野智昭(関大工), “ $Re_\tau=1020$ の流れ方向ミニマル領域の平行平板間乱流の DNS による大規模構造の解析,” 日本流体力学会年会 2005, 平成 17 年 9 月 6 日, 口頭.
- 6) 阿部浩幸(JAXA), 松尾裕一, 河村 洋(東京理科大学), “ 平行平板間乱流における圧力変動のレイノルズ数依存性に関する DNS による研究,” 第 37 回「境界層遷移の解明と制御」研究会, 平成 17 年 9 月 26 日, 口頭.
- 7) 阿部浩幸(JAXA), 松尾裕一, 河村 洋(東京理科大学), “平行平板間乱流における圧力変動のレイノルズ数依存性,” 第 19 回数値流体力学シンポジウム, 平成 17 年 12 月 15 日, 口頭.
- 8) 阿部浩幸(JAXA), 松尾裕一, 河村 洋(東京理科大学), “ $Re_\tau=1020$ の平行平板間乱流の DNS データベースを用いた圧力変動の解析,” 京都大学数理解析研究所 RIMS 研究集会「混合, 化学反応, 燃焼の流体力学」, 平成 18 年 1 月 13 日, 口頭.
- 9) Hiroyuki Abe(JAXA), Yuichi Matsuo and Hiroshi Kawamura(Tokyo University of Science), “Large-scale structures of pressure fluctuations in a turbulent channel flow,” *Proc. of Whither Turbulence Prediction and Control*, March 26-29, Seoul National University, Seoul, pp. 36 - 37 (2006), 平成 18 年 3 月 27 日, 口頭.

アブレータ熱防御システム設計手法の構築

Development of Design Methodology of Thermal Protection System using Ablator

鈴木俊之, 計算科学研究グループ

0422-40-1307, suzuki.toshiyuki@jaxa.jp

藤田和央, 空気力学研究グループ

0422-40-3231, fujita.kazuhisa@jaxa.jp

酒井武治, 名古屋大学

052-789-4413, tsakai@nuae.nagoya-u.ac.jp

● 計算の目的

基幹推進システムの信頼性の向上, 惑星探査計画の実現, 更に有人輸送技術の開発に向けて, アブレータ熱防御システムの設計手法の開発を行った. 解析手法の妥当性を検証するため, アーク風洞加熱試験環境におけるアブレータの熱応答の再現を試みた. 計算では物理領域を3つ(領域1:アークヒータ内部, 領域2:アブレータ周りの衝撃層流れ場, 領域3:アブレータ熱応答)に分割し, 互いに境界条件を共有している.

● 計算の概要

● 領域 1

対象方程式: 熱化学平衡,
輻射熱輸送を考慮した Navier-Stokes 方程式
空間離散化法: 有限体積法
乱流モデル: Baldwin-Lomax モデル
時間積分法: 点陰解法

利用システム: CENSS
実行ジョブ本数: 45
利用 CPU 数: 4
計算時間/ケース: 240 時間
総ケース数: 2

● 領域 2

対象方程式: 熱化学非平衡を考慮した Navier-Stokes 方程式
空間離散化法: 有限体積法
時間積分法: LU-SGS 陰解法
並列化手法: 自動並列

● 領域 3

対象方程式: アブレータ物性値を用いた熱伝導方程式
空間離散化法: 有限体積法
時間積分法: 陽解法
並列化手法: 自動並列

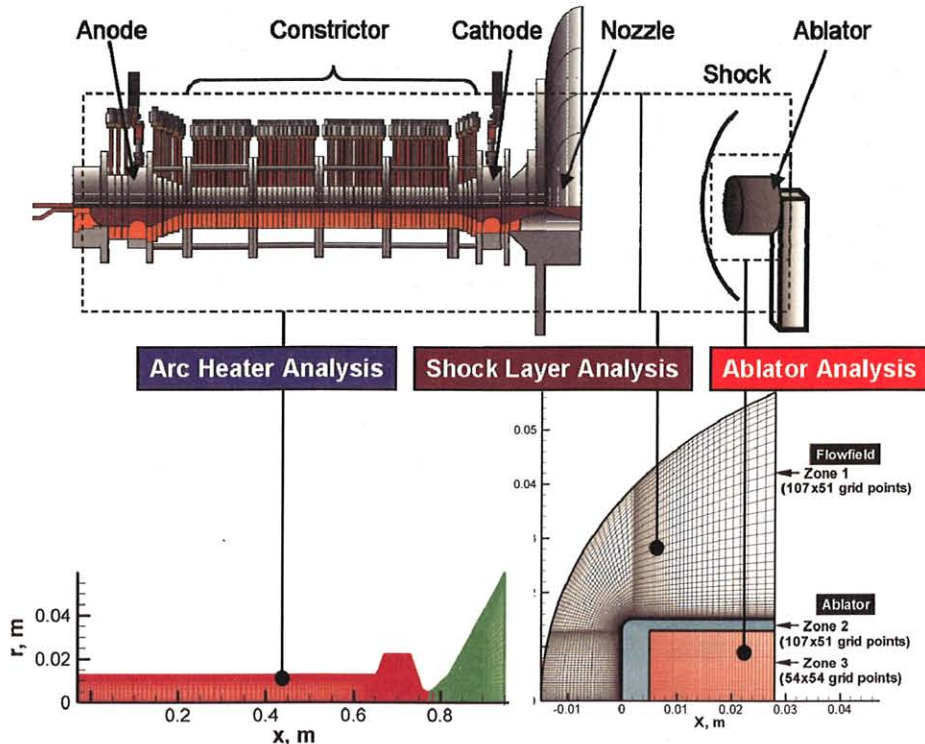


Fig.1 アーク風洞加熱試験環境を解析する3つの領域

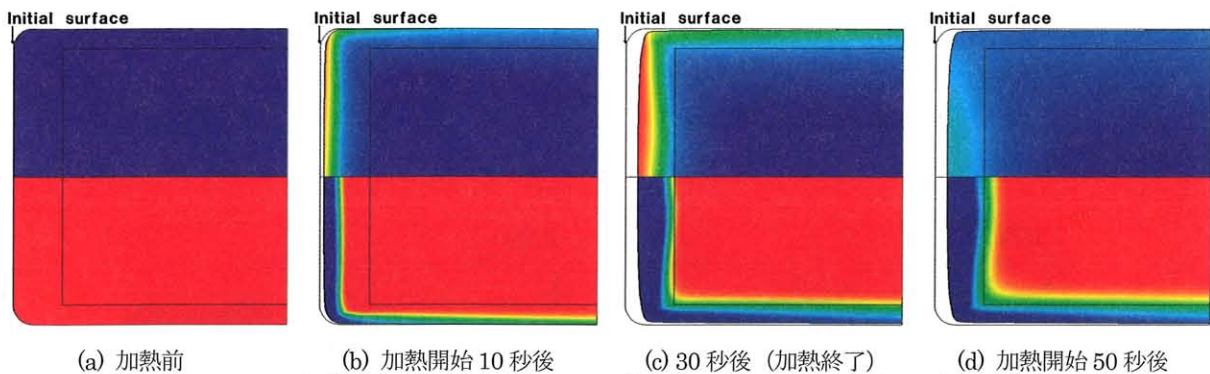


Fig.2 加熱試験におけるアブレータの熱伝導, 密度変化, 形状変化の様子

● 成果の概要

アブレータ熱防御システムの設計手法を開発した。また本研究において開発されたアブレータ設計手法の基本コードは、USERS 回収カプセルのフライトデータの解析や READ 実験の解析に用いられた。

● 論文発表

- 1) Suzuki, T., Yamada, T., and Sakai, T., "Coupled Analysis of Flowfield and Thermal Response of Ablative Test Piece Under Arc-Heated Flow Conditions," AIAA Paper 2006-778, 2006.
- 2) Suzuki, T., Yamada, T., and Sakai, T., "Calculation of Thermal Response of Ablator Under Arc-Jet Flow Condition," Journal of Thermophysics and Heat Transfer, 2006. (投稿中)
- 3) 山田哲哉等編, "USERS REV カプセルの開発研究及び飛行後解析" JAXA-RR-04-045 (第3章)
- 4) 松田 淳, 大津広敬, 藤田和央, 鈴木俊之, 澤田恵介, 安部隆士 "READ 飛行実験での高高度取得スペクトルについて" JAXA-RR 2006 (予定)

垂直離着陸型ロケットの逆噴射ジェットの数值解析

Computation of Opposing Jet from Vertical Landing Rocket Vehicle

鈴木俊之, 計算科学研究グループ

0422-40-1307, suzuki.toshiyuki@jaxa.jp

野中 聡, 宇宙科学研究本部

042-759-8096, nonaka.satoshi@jaxa.jp

稲谷芳文, 宇宙科学研究本部

042-759-8274, 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.

● 計算の概要

対象方程式: 3次元 Filtered Navier-Stokes 方程式

空間離散化法: 有限体積法

時間積分法: MFGS 陰解法

乱流モデル: LES (Smagorinsky モデル)

並列化手法: MPI

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 100

利用 CPU 数: 66

計算時間/ケース: 550 時間

総ケース数: 2

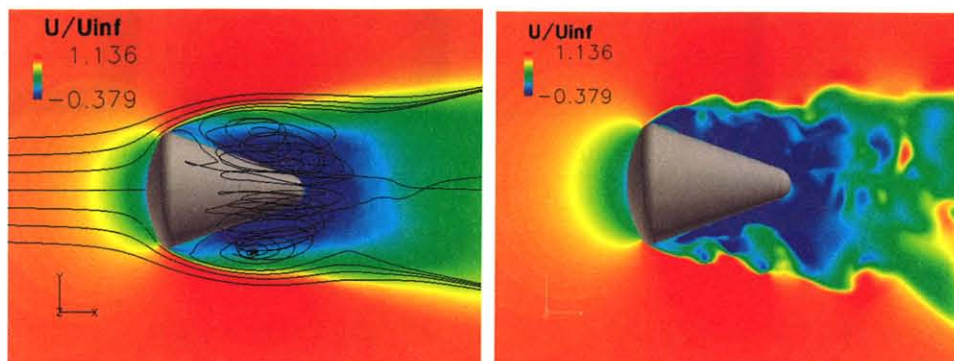


Fig.1 ジェット噴射がない場合の主流方向速度の等高線(左:時間平均, 右:瞬時)

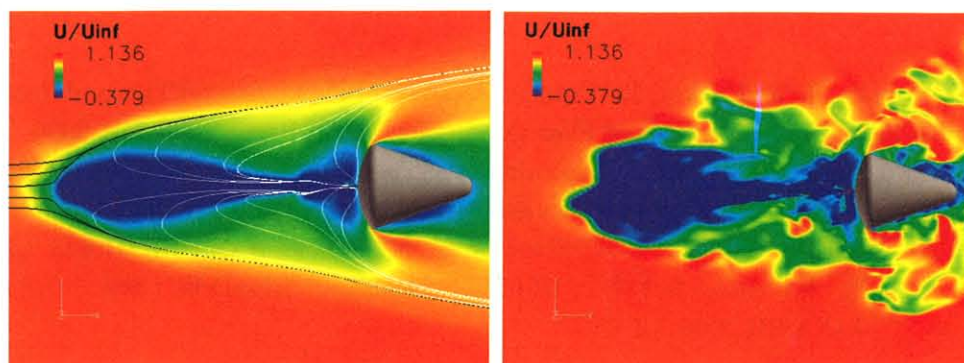


Fig.2 ジェット噴射がある場合の主流方向速度の等高線(左:時間平均, 右:瞬時)

● 成果の概要

風洞試験環境に合わせた数値解析を行い、力・圧力試験及びPIV試験結果との比較を通して解析手法の妥当性を検討した。今後は実飛行環境に合わせた解析を試みる。

● 論文発表

- 1) Suzuki, T., Nonaka, S., and Inatani, Y., "Numerical Analysis of Supersonic Jet Flow from Vertical Landing Rocket Vehicle in Landing Phase," International Conference on Parallel Computational Fluid Dynamics, Busan, 2006.
- 2) Suzuki, T., Nonaka, S., and Inatani, Y., "Computation of Opposing Jet from Vertical Landing Rocket Vehicle," 25th Applied Aerodynamics Conference, AIAA Paper 2006-3329, San Francisco, 2006.
- 3) Nonaka, S., Suzuki, T., Watanabe, K., Ogawa, H., and Inatani, Y., "Aerodynamic Studies on Vertical Landing of Reusable Rocket Vehicle," 2006-g-15, International Symposium on Space Technology and Science, Kanazawa, 2006.

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

松山新吾, 情報技術開発共同センター
0422-40-1299, matsuyama.shingo@jaxa.jp

● 計算の目的

燃焼器圧力が酸素の臨界圧力 (5.4MPa) を超えるような液体ロケットエンジン (LE-7A クラス) をターゲットとして, 燃焼シミュレーションコードを整備することを目指す. また, ロケットエンジン燃焼器の基本要素である同軸型噴射器を模擬して燃焼シミュレーションを行い, 燃焼器内の基本的な火炎構造を把握することを目的とする.

● 計算の概要

対象方程式: 軸対称ナビエ・ストークス方程式 +
8 化学種 18 化学反応モデル

空間離散化法: 有限体積法 +
三次精度 AUSM-DV スキーム

時間積分法: 一次精度オイラー陽解法

乱流モデル: なし

並列化手法: 領域分割 + MPI

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 1800

利用 CPU 数: 83

計算時間/ケース: 1000 時間

総ケース数: 5

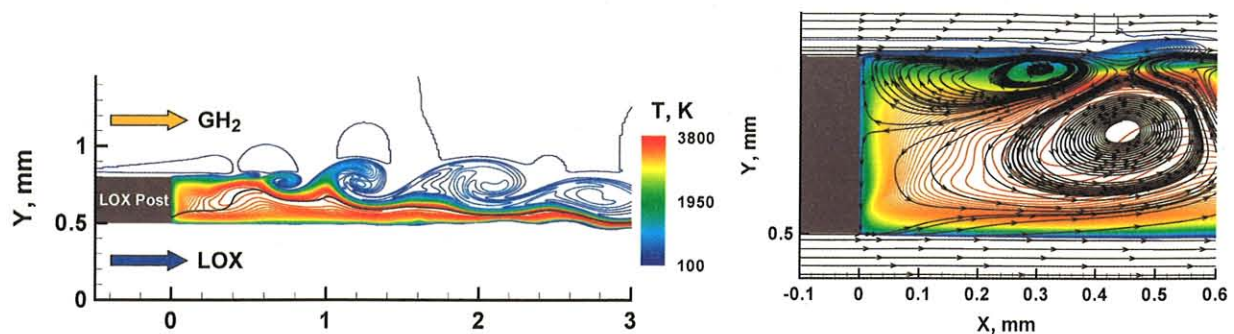


Fig.1 噴射器出口近傍での温度分布, 瞬間流線

図 1 は, 噴射器出口近傍に形成される火炎の温度分布を示している. 火炎は燃料 (水素) と酸化剤 (酸素) の間に形成されている. 火炎の厚さは非常に薄く, 0.1mm 以下である. 瞬間流線から, 噴射ノズルのリム部には循環領域が存在していることがわかる. この循環によって火炎は吹き消えずに維持されている.

● 成果の概要

超臨界圧力における物性値などを考慮して, ロケットエンジン内部の燃焼を取り扱うことの出来る燃焼シミュレーションコードを整備した. ロケットエンジン燃焼器の基本要素である同軸型噴射器を模擬して, 超臨界圧力における液体酸素 (LOX) / 気体水素 (GH₂) の燃焼シミュレーションを行った. 計算では火炎モデルを用いず, 詳細素反応機構を解くことにより火炎を直接とらえることに成功した. シミュレーションの結果から基本的な火炎構造を把握することができた.

● 論文発表

- 1) S. Matsuyama, et al., Numerical Simulation of LOX/GH₂ Jet Flame in High Pressure Rocket Engine, The 2005 JSASS-KSAS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, 2005/10/13, 口頭発表.
- 2) 松山新吾 ほか3名, 超臨界圧力下における LOX/GH₂ 燃焼シミュレーション, 第43回 燃焼シンポジウム, 平成17年12月6日, 口頭発表.
- 3) S. Matsuyama, et al., A Numerical Investigation on Shear Coaxial LOX/GH₂ Jet Flame at Supercritical Pressure, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2007/1/10, 口頭発表.
- 4) S. Matsuyama, et al., Parallel Numerical Simulation of Shear Coaxial LOX/GH₂ Jet Flame in Rocket Engine Combustor, Parallel CFD 2006, 2006/5/18, 口頭発表.

軸流をともなう秩序渦の崩壊現象

The vortex breakdown of the columnar vortex with an axial flow

高橋直也, 電気通信大学 知能機械工学専攻

042-443-5438, naoya@mce.uec.ac.jp

共同研究者: 高橋匡康, takahasi@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

大規模な秩序渦構造が乱流場と相互作用する現象は、自然界や工学上の問題として頻繁に現れる。剪断乱流中では二次元的な大規模渦が周辺乱流場と相互作用して 3 次元化が促進される例が知られている。また飛行機の翼端から発生する後引き渦は、飛行機の運行に悪影響を及ぼすため、空港の効率的な運用の妨げとなっていて、崩壊過程の解明が待たれている。これまで筆者らは軸流の無い秩序渦 (Lamb-Oseen 渦) について解析を行い、渦波による秩序渦の変形と、秩序渦の巻き取りによる微細渦構造の渦輪状構造への変形を報告した。本研究では、軸流のある秩序渦(q-vortex)の直接数値計算を行い、Lamb-Oseen 渦の結果と比較し、軸流の渦構造変化への影響を直接数値計算で調べる。

● 計算の概要

対象方程式: Navier-Stokes 方程式

空間離散化法: スペクトル法

時間積分法: Adams-Bashforth 法(非線系),
Runge-Kutta-Gill 法(それ以外)

乱流モデル: なし(直接数値計算)

並列化手法: XP-Fortran, OpenMP

利用システム: CENSS

実行ジョブ本数: 20

利用 CPU 数: 256

計算時間/ケース: 3 時間

総ケース数: 20

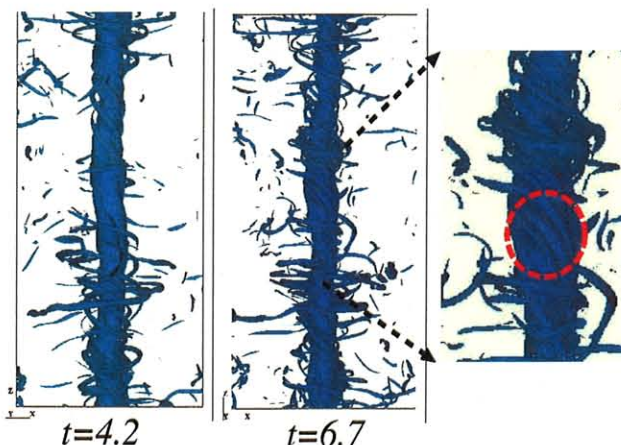


Fig.1 Time evolution of the isosurface of the enstrophy of the q-vortex (marginally stable case, $q=-1.5$).

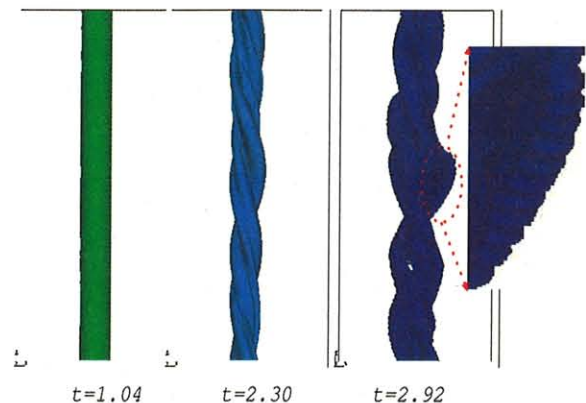


Fig.2 Time evolution of the isosurface of the enstrophy of the q-vortex (unstable case, $q=0.45$).

● 成果の概要

軸流のある秩序渦, q -vortex の渦構造変化を調べるため, 3次元スペクトル法での直接数値計算を行った。

線形安定な $q=-1.5$ の場合, 渦波の発生, 微細渦構造の軸対称化など Lamb-Oseen 渦の場合との類似点が観察された。一方で, 軸流による影響から, 秩序渦表面では渦波による凹凸から微細化するなど特徴的な渦構造変化が観察された。

線形不安定な $q=-0.45$ の場合, 線形増幅波の影響が支配的に振舞う。発達の初期段階では線形増幅波が秩序渦に大規模な変形を起こし, 2つの渦が螺旋状に巻き付いたスパイラル構造が観察された。また後期では, この構造が突発的に微細化し, 秩序渦が崩壊する過程が観察された。

● 論文発表

- 1) 高橋ら, q -vortex と乱流の相互作用, 日本機械学会 2005年度 年次大会, 2005年9月, 口頭発表
- 2) N. Takahashi et al., The influence of turbulence on a columnar vortex with axial flow, 77th Annual Meeting of the Gesellschaft für Angewandte Mathematik und Mechanik e.V. (GAMM), 2005, ドイツ・ベルリン, 口頭発表

ITBL で利用可能なソフトウェアの開発

Development of the software for ITBL.

岩宮敏幸 計算科学研究グループ 0422-40-3322, iwamiya.toshiyuki@jaxa.jp
 山本行光 計算科学研究グループ 0422-40-3206, yamamoto.yukimitsu@jaxa.jp
 村上桂一 計算科学研究グループ 0422-40-1019, murakami.keiichi@jaxa.jp
 鈴木俊之 計算科学研究グループ 0422-40-1307, suzuki.toshiyuki@jaxa.jp
 担当者：甫喜山 潔, hoki@chofu.jaxa.jp

● 計算の目的

IT 技術を活用して仮想的な研究環境を実現する ITBL プロジェクトで開発するソフトウェアのうち、「ロケット打ち上げ飛行シミュレーションソフトウェア」と「熱・化学非平衡極超音速流れ解析ソフトウェア」の開発を行なった。

● 計算の概要

	(ロケット)	(非平衡極超音速流れ)
対象方程式：	ナビエーストークス方程式	ナビエーストークス方程式
空間離散化法：	中心有限体積法	中心有限体積法
時間積分法：	IAF 法	LU-SGS 陰解法
乱流モデル：	Baldwin-Lomax	なし
並列化手法：	XPFortran	自動並列

利用システム： CENSS
 実行ジョブ本数： 5 / 1
 利用 CPU 数： 12 / 4
 計算時間/ケース： 15 時間 / 5 時間
 総ケース数：

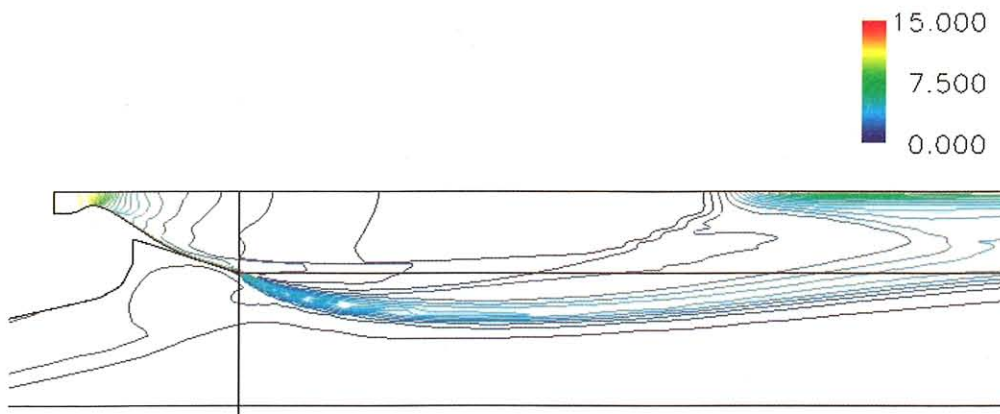


Fig.1 ロケット打ち上げ飛行シミュレーションソフトウェア可視化例

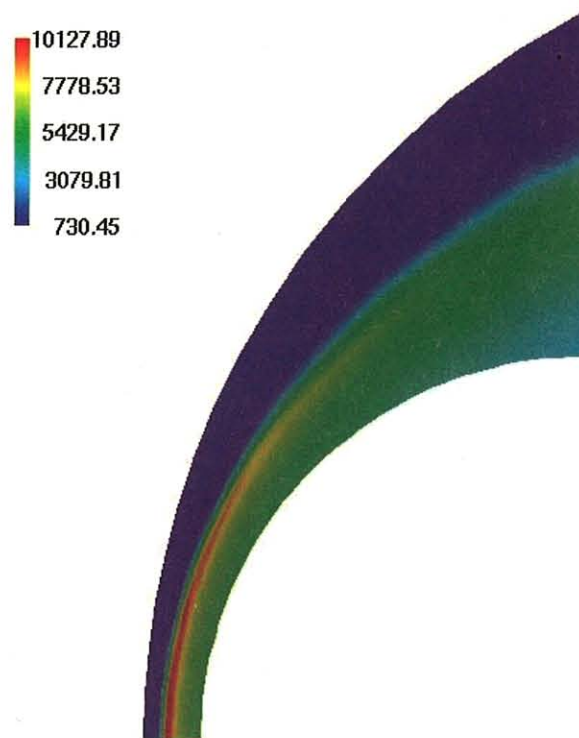


Fig.2 熱・化学非平衡極超音速流れ解析ソフトウェア可視化例

● 成果の概要

「ロケット打ち上げ飛行シミュレーションソフトウェア」と「熱・化学非平衡極超音速流れ解析ソフトウェア」に関して、入力パラメータファイル作成支援機能、可視化用ファイル出力の追加等をし、ユーザーインターフェースの改良を行ない、ITBL環境で利用できるように整備した。また、例題を用意し、その解析実行プロセスを説明することにより、ユーザに利用方法の理解を支援するマニュアルを作成した。

● 論文発表

- 1) 平成 17 年度 ITBL 成果報告集, 平成 18 年 3 月

固体ロケットに関する熱・流体现象の研究

Study on Thermo-fluid Phenomena in Solid Propellant Rockets

● 研究グループ

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

研究担当者：宇宙輸送工学研究系，プロジェクト研究員，大門 優(daimon@isas.jaxa.jp)

嶋田研究室，特別利用共同研究員，吉川 峻(4amsm022@keyaki.cc.u-tokai.ac.jp)

嶋田研究室，特別共同利用研究員，和田靖彦(5amjm029@keyaki.cc.u-tokai.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

● 数値流体力学を用いた固体ロケットモータ内流れの安定性解析

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型解析解が使われてきた．本研究では，非線型支配方程式に数値計算を実行し，線型近似では扱えない大きな擾乱の安定性の予測を試みる．また，非線型の支配方程式を解くことで，様々な非線型の振る舞いに計算コードをそのまま流用できるという利点もある．

さらに，研究例の多く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いれ，準一次元の計算コードを二次元軸対称へと拡張し，数値計算を目指した．数値解析方法としては，まず計算対象の定常解を求め，その定常解に意図的に擾乱を加えたものを初期値として，非定常解析を実行し，与えた擾乱の挙動を調べるといったものである．

● 固体ロケットモータノズル壁における流体・エロージョン連成解析

固体ロケットモータノズル壁は，高温の気体からロケットを守るために断熱材が使用されている．断熱材として，ノズルスロート部では C/C，それ以外では CFRP が用いられている．スロート後方において，C/C，CFRP の切り替え位置が存在する．C/C と CFRP はそれぞれエロージョン速度が異なるため，段差が生じる．段差からは縦渦が発生し，下流のエロージョン量に影響を及ぼすことが予想されている．そこで，ノズル壁面のエロージョン量を予測し，縦渦による擾乱の強さを調べることを目的とした．また，その擾乱がラジエーションシールドの不整（スロート上流からの擾乱）によってどのように変化するか調査した．

● 今年度の研究成果の概要

● 数値流体力学を用いた固体ロケットモータ内流れの安定性解析

準一次元で数値解析をし，二次元軸対称でもモータ軸方向の音響振動にのみ焦点をあて，数値解析を実行した．モータ内流れに対する（基準値としてノズル入りロマッハ数を用いた）増幅係数の変化と音響定在波の安定限界について，それらの数値計算結果と線形近似式で得た結果とを比較したが，内部流れが速くなると線型近似解との差異が大きくなり，二次元では半径方向の音響振動も併発するため，準一次元の軸方向音響振動の計算結果に比べ，減衰する方向の結果がでた．また，モータ内流れが速くなるほど，半径方向の高次音響定在波を発生していく結果，軸方向音響定在波はその形を崩し，線型近似や準一次元の結果では大きな差異を示し，非線型解との比較に困難が生じてくる．しかし，モータ内流れが

遅い条件では結果については十分妥当性があり、本研究の二次元軸対称計算コードの作成は、更なる解析の拡張への基盤を構築できたと言える。

● 固体ロケットモータノズル壁における流体・エロージョン連成解析

二次元軸対称流体解析とエロージョン解析を準定常的に行うことにより最終的なエロージョン量を算出することに成功した。一つの燃焼圧力を再現するのに、10回以上の準定常計算を行う必要がある。SX-6を用いることによりこの解析が可能となった。解析結果は実験結果と比較して妥当な値であることを確認している。また、連成解析結果によって得られた壁面形状を利用して三次元格子を作成し、三次元流体解析を行った。それにより、スロート後方におけるC/CとCFRPの切り替え位置段差から縦渦が発生することがわかった。そしてその縦渦が壁面の熱流束に分布を与えることがわかった。三次元流体解析では、正確な熱流束を求めるために1500万点の格子点が必要であり、SX-6を活用することで解析が可能となった。

● 固体ロケットエロージョンタスクフォースおよびH2Aプロジェクトへの貢献

前述の連成解析結果と三次元流体解析結果は固体ロケットエロージョンタスクフォースにおいて成果として社内発表を行っている。そしてその成果が認められ、H2Aプロジェクトからの依頼により、新型固体ロケットモータに対してエロージョン量予測、および三次元流体解析を行った。これら解析は実験に先行して進めるために、SX-6の優先ジョブを利用させていただき期限内に納入することができた。

● 研究成果の公表状況

- 1) 平成17年度宇宙輸送シンポジウムにおいて、「CFDを用いた固体ロケットモータ内流れの安定性解析」の題目で、口頭発表をしました。
- 2) 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibitにおいて、「Evaluation of Ablation and Longitudinal Vortices in Solid Rocket Motor by Computational Fluid Dynamics」の題目で口頭発表を予定している。

燃焼反応・相変化を考慮した流体现象の数値解析による研究

Numerical Study on fluid dynamics including combustion and phase change

● 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，助教授，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，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)

総合研究大学院大学数物科学研究科，博士課程 3 年，吹場活佳(fukiba@isas.jaxa.jp)

青山学院大学理工学部機械工学科，修士課程 2 年，上瀧博之

(jotaki@cow.me.aoyama.ac.jp)

青山学院大学理工学部機械工学科，修士課程 2 年，小林圭介

(kobayashi@cow.me.aoyama.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

数値解析により，燃焼反応，相変化を伴う流体现象についての学術的な研究を行った。具体的には，

- (a) ロケットエンジンなどに現れる燃焼・排気流れにおける燃焼反応と流体との干渉現象と性能推算（坪井，伊藤，根岸）
- (b) 爆轟波の基礎現象とパルスデトネーションエンジンの解析（坪井，上瀧）
- (c) 固気二相デトネーションの解析（小林，坪井）
- (d) ATREX のプリクーラの基礎現象の解析を目的とする凝縮を伴う解析（吹場，坪井）
- (e) 超音速燃焼器内部流れの解析（坪井）
- (f) 無重力実験機の空力特性の把握（坪井）

である。

● 今年度の研究成果の概要

- (a) ロケットエンジンなどに現れる燃焼・排気流れにおける燃焼反応と流体との干渉現象と性能推算（坪井，伊藤，根岸）

ロケットエンジンのノズル内部・排気流れにおける燃焼・化学反応を取り扱うことを目的として full Navier-Stokes による解析をおこなった。化学反応は，酸水素を対象とした詳細反応モデルを使用している。計算時間を要するため，OpenMP による並列化をおこなった。坪井は膨脹比 140 程度のサブスケールサイズのバル型ノズルについて，実際に設計で使用されている TDK(Two-Dimensional Kinetic code)との比較を H16 年度に引き続きおこなった。前年度では燃焼後の状態の設定が TDK と CFD で異なっていたため，統一した結果，全体的な流れ場に関しては，CFD 結果は TDK による計算結果および実験結果と一致することが示された（図 1）。また，比推力(I_{sp})に関しても，CFD 結果は TDK による計算結果および実験結果と良好に一致することを示した。また，混合比の依存性に関しは，CFD（層流）と TDK で層流補正をした結果に大きな違いはなく，また乱流とした場合よりも層流とした場合の方が実験結果に近い傾向を示した（図 2）。

また，伊藤，根岸がノズル壁面を冷却するためのフィルムクーリングをおこなった解析も行い，フィルムクーリングが流れ場に与える影響や，層流と乱流の影響の違いを H16 年度に引き続いて評価した（図 3）。

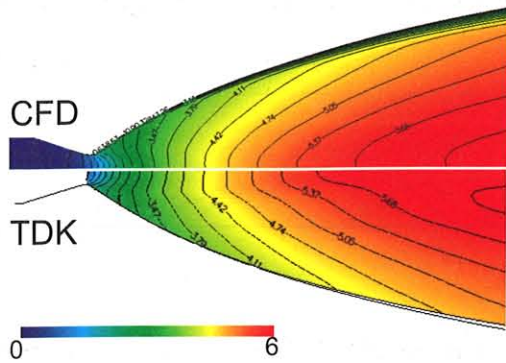


図 1. CFD と TDK の結果の比較 (マッハ数分布)

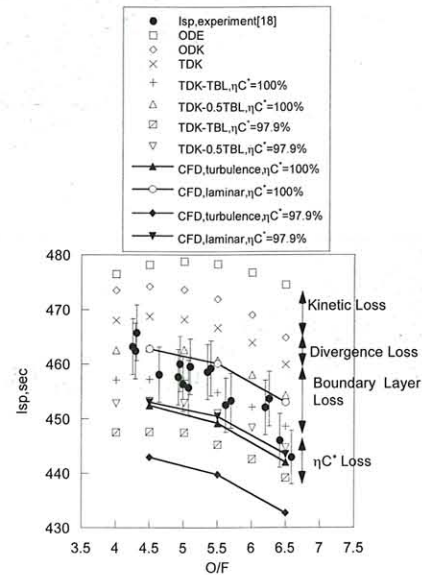


図 2. 壁面上圧力における CFD, TDK 実験結果の比較

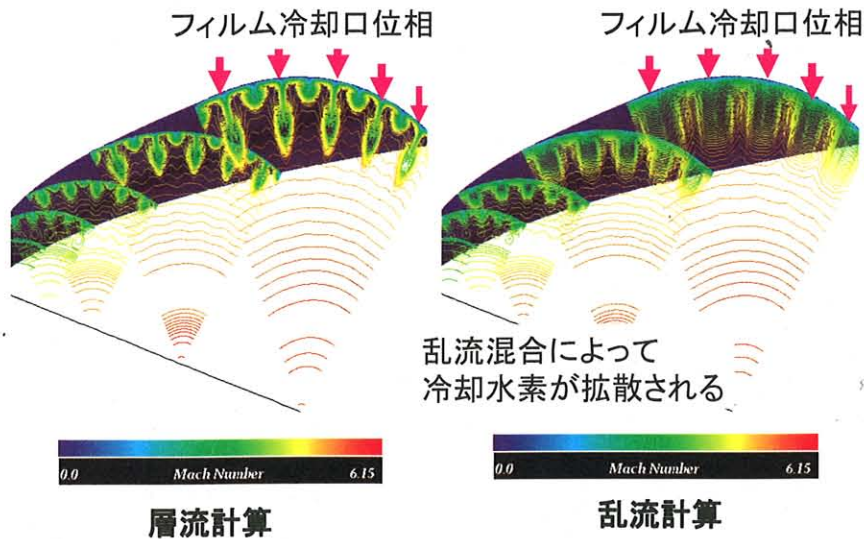


図 3. 層流計算及び乱流計算の流れ場の比較 (フィルム冷却有)

(b) 爆轟波の基礎現象とパルスデトネーションエンジンの解析 (坪井, 上瀧)

デトネーションの基礎現象を明らかにするために、坪井が矩形管および円管内部を伝播する 3 次元デトネーションの解析をおこなった。特に、矩形管および円管内部を伝播するデトネーションには、いくつかの伝播形態が知られている。その中でも非対称性が極めて強く、また伝播限界の下限で現れるスピンドトネーションが実験的に非常によく知られているが、数値解析ではこれまで全くおこなわれてきていなかった。本グループ中の解析では、一番解析規模が大きく (最大で 1200 万点程度)、Euler 方程式であるにも関わらず OpenMP による並列化をおこなっている。また、化学反応には水素/空気を対象とした詳細反応モデルを使用している。代表的な結果として、矩形管内部を伝播するスピンドトネーションの解析結果の一例を図 4,5 に示す。円管と同様、実験結果と比較してスピンのピッチや衝撃波角度が定量的に比較され、良好に一致することが示された。

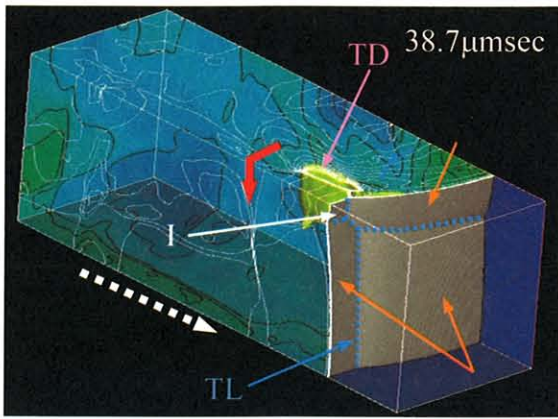


図4. 矩形管を伝播するデトネーションの計算結果の一例

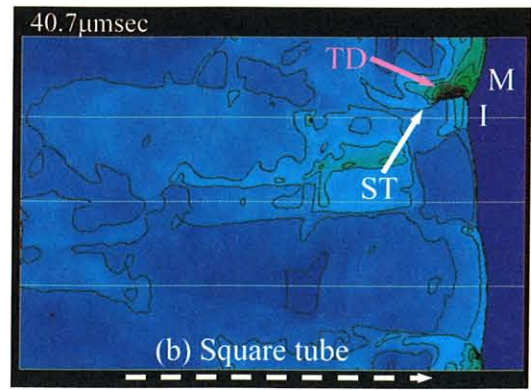


図5. 壁面上の圧力分布

また、デトネーションを利用したパルスデトネーションエンジン (PDE) は、将来の航空機エンジンなどへの応用が考えられている。近年、このPDEにノズルを装着することで性能向上を目指す研究が多くなされている。我々が過去に行なった実験では、デトネーションセルの関係上、デトネーション波はノズルのスロート通過後に消炎することが確認されている。本研究では、この現象に着目し、スロート幅の異なる収縮 - 膨張ノズルを通過する際のデトネーション波の伝播構造の解明を目指した。ここでは、上瀧が2次元圧縮性 Euler 方程式とアルゴン希釈の水素/酸素混合気を対象とした詳細化学反応モデルを用いて数値解析を行なった。その結果、スロート幅の狭いノズルの場合に、デトネーションが膨張部で消炎し、デフラグレーションへ変化する様子を示すことが出来た。また、デトネーション波がスロートを通過した後、収縮部で高圧が維持され、波面後流がスロートでチョークすることも確認された。

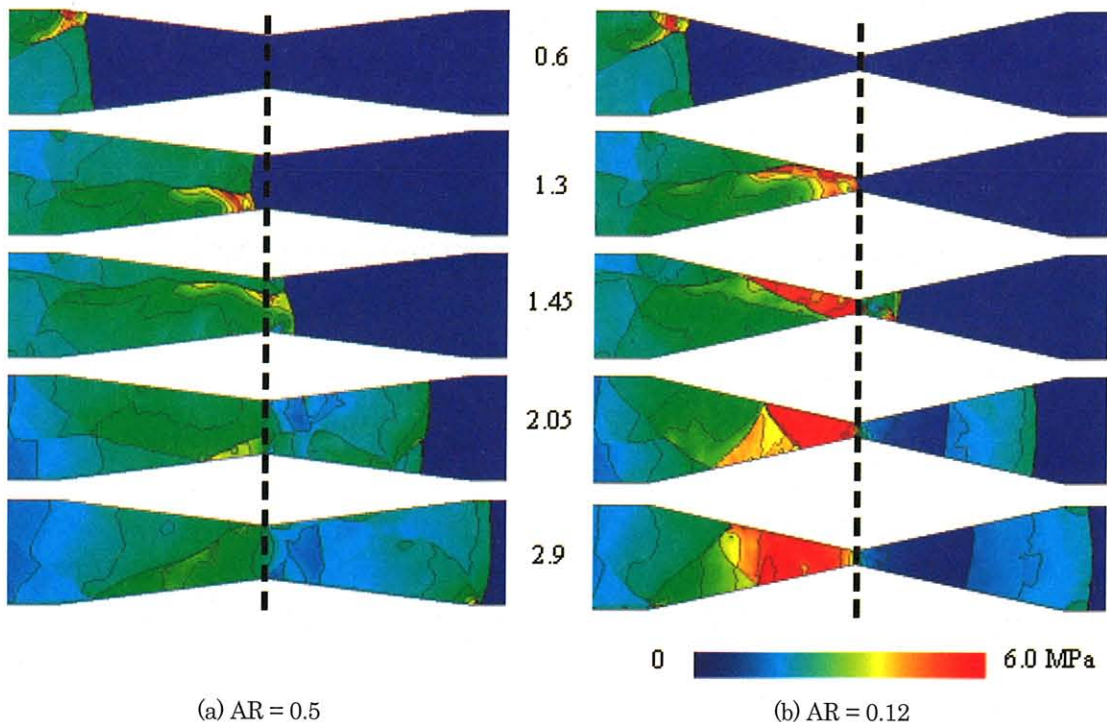


図6. ノズルを通過するデトネーションの瞬間圧力分布 (ただし, AR = スロート幅/管幅)

(c) 固気二相デトネーションの解析(小林, 坪井)

M-V ロケットなどに使われる固体推進薬には助燃剤としてアルミニウム粒子が使われることが多い。燃料噴射ノズル内外で衝撃波との干渉があり、ノズル流れの低下を起し、ノズル壁面を削るエロージョン現象が起き、ノズルの性能が低下する。そのため、アルミニウムの燃焼特性が広く研究されているが、粒子の影響は明らかにされていなかった。そこで本研究ではアルミニウム粒子の粒子径のデトネーションへの影響を調べた。気相、固相に対してそれぞれ Euler 方程式を解いており、化学反応には粒子の気化、反応の二段階総括反応としている。図 7 はそれぞれ圧力分布、図 8 は温度分布を示す。粒子径が小さいほど燃焼する表面積が増えるため、衝撃波三重点の圧力が高くなっている。温度分布は粒子径が大きいほうが分布に低温の領域ができるという結果が得られた。

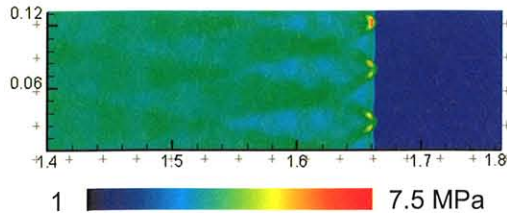
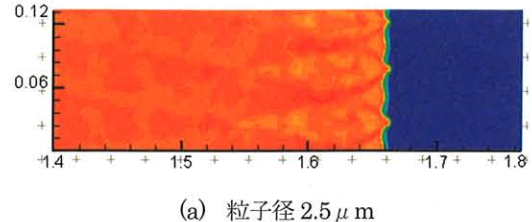
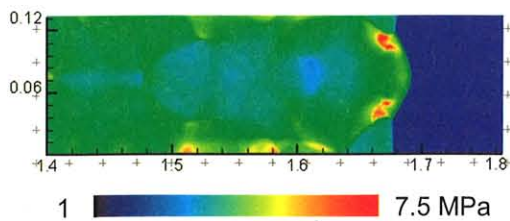
(a) 粒子径 2.5 μm (a) 粒子径 2.5 μm (b) 5 μm

図 7. 圧力分布

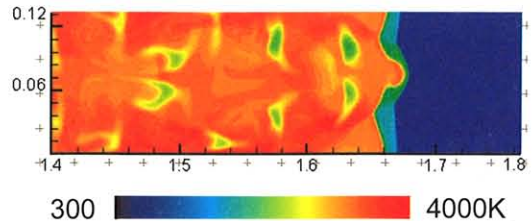
(b) 5 μm

図 8. 温度分布

(d) ATREX のプリクーラの基礎現象の解析を目的とする凝縮を伴う解析 (吹場)

本研究では 120~250 K の低温冷却表面をもつ円柱周りの、水蒸気の凝縮を含む流れの数値計算を行うことにより、冷却面に発生する霜の質量を予測することを目的とする。

一流体モデルに水蒸気の相変化を考慮するモデルを組み合わせた 2 次元熱流れ場解析を吹場がおこなった。冷却管周りの低速 (1m/s) かつ非定常な流れを解析するため、Edwards らの前処理法および擬似時間を用いた時間進行法を圧縮性解析手法である AUSM+スキームに組み込んで計算を行っている。また凝縮の結果生成された水や氷の微粒子が温度勾配により力を受け冷却面に引き寄せられる熱泳動と呼ばれる現象についても考慮しており、これにより粒子の付着による物質伝達を再現している。図 8 に数値計算による水蒸気の凝縮生成物 (ミスト) の密度分布を示す。円柱の表面温度は 213K である。水蒸気の凝縮を考慮した数値計算により、ミストの生成を伴う流れ場が再現されている。また図 9 には本解析により得られたそれぞれの表面温度における質量流束を、実験結果と比較して示している。図中で凝縮を考慮しない場合、質量流束は表面温度の下降に伴い実験結果と比べ大きな値を示すようになる。一方水蒸気の凝縮を考慮した CFD を行うことにより、220 K 以下の質量流束の急激な減少を再現することが可能となっている。

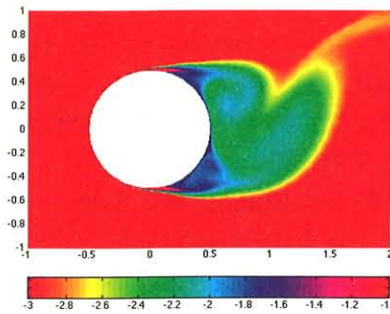


図 8. 数値計算によるミストの密度分布 (表面温度 213K)

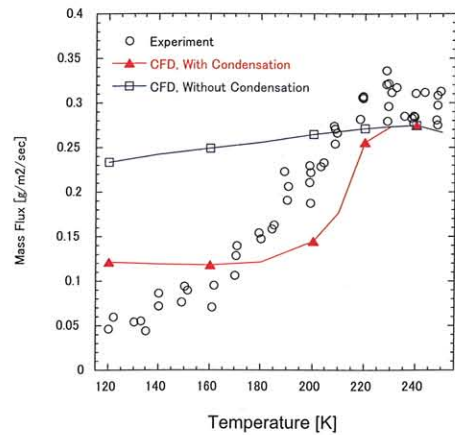
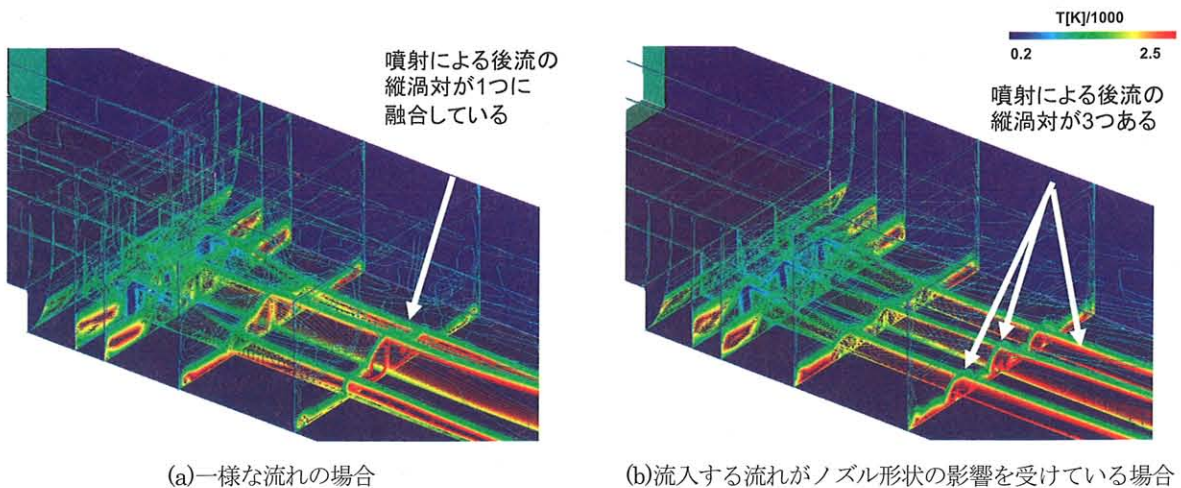


図 9. 数値解析による質量流束の表面温度依存性およびそれらの実験結果との比較

(e) 超音速燃焼器内部流れの解析 (坪井)

再使用型宇宙輸送機でも検討されている超音速燃焼器に関する数値シミュレーションを行った。この研究は、埼玉大学で実験が詳細に行われており、それに対応した数値シミュレーションを行うことで超音速流中の詳細な混合・燃焼反応の状態を把握することを目的とする。計算手法の詳細は、(a)とほぼ同じである。予備的な解析を行っている段階であるが、バックステップ後方で噴射される水素燃料の混合・着火が、バックステップ高さにより大きな影響を受けることが示された。また、実験で使われるノズルの影響を受けて燃焼器内部で反射する衝撃波が発生し、着火の様子に大きな影響を与えることが確認できた (図 10)。現在のところ、実験と同じ条件で解析を行っている途中である。



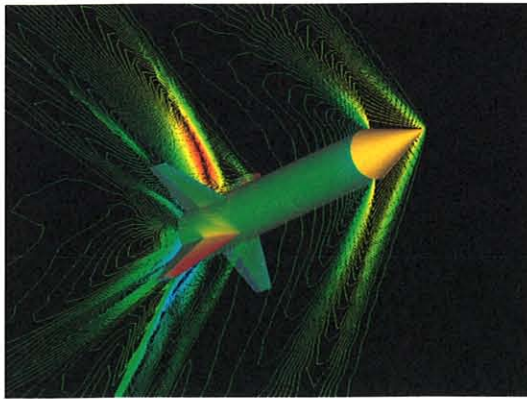
(a) 一様な流れの場合

(b) 流入する流れがノズル形状の影響を受けている場合

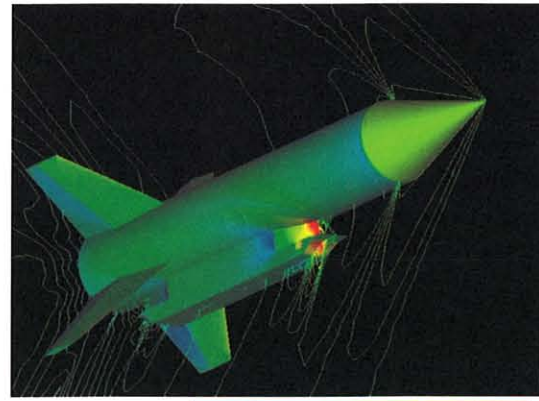
図 10. 超音速燃焼器内部の温度分布の比較

(f) 無重力実験機の空力特性の把握 (坪井)

高速飛行する機体一般のための数値シミュレーションの一例として微小重力実験機について行った。本年度は、飛行試験状態にあわせた解析を行った。具体的には、遷音速(M0.9)と超音速(M1.5)について、翼の変角有無の翼洞形状について解析を行った。また、エンジン不始動状態のエンジン付き形状の解析も行った。一例として図 11 に結果を示す。翼の舵角がある場合は、胴体と翼の干渉が強く出ていることが分かる。また、エンジン付き形状ではダイバータやインテーク付近に強い衝撃波が発生していることがわかる。次年度は Re 効果を把握すること及び解析の検証をするために、風洞試験との比較を行う予定である。



(a)エンジン無し形状 (翼の舵角-10度) : M1.5, a=0

0.05 p/p_{∞} 2.2

(b)エンジン付き形状 : M1.5, a=0

図 11. 無重力実験機周りの圧力分布の比較

● 研究成果の公表状況

([d-1]は論文発表, それ以外は口頭発表)

(a) ロケットエンジンなどに現れる燃焼・排気流れにおける燃焼反応と流体との干渉現象と性能推算 (和文のみ)

[a-1] 坪井伸幸, 伊藤隆, 宮島博, フィルム冷却を考慮した液酸液水ロケットエンジン性能解析, 数値シミュレーション技術シンポジウム2005, pp.41, JAXA総研, 2005.6, 口頭発表

[a-2] 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CFDによる性能推算 -燃焼を含む流体现象の予測に向けて-, 平成17年度科研費空力班シンポジウム「デトネーション利用推進機関システムの構築」, pp.1-4, 松山, 2006.1, 口頭発表

[a-3] 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CFDによる性能推算 -サブスケールの性能評価について-, 平成17年度宇宙航行の力学シンポジウム, in print, 相模原, 2005.12, 口頭発表

[a-4] 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CFDによる性能推算-サブスケールノズルとフルスケールノズルの性能-, 日本航空宇宙学会北部支部2006年講演会ならびに第7回再使用型宇宙推進系シンポジウム, in print, 仙台, 2006.3, 口頭発表

(b) 爆轟波の基礎現象とパルスデトネーションエンジンの解析 ([b-1]-[b-5]は英文, ほかに和文)

[b-1] Hayashi, A.K., Eto, K., Tsuboi, N., Numerical Simulation of Spin Detonation in Square Tube, 20th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, No.85, Montreal, Canada, July, 2005. , 口頭発表

[b-2] Jotaki, H., Tsuboi, N., Hayashi, A.K., Numerical Simulation on Two-Dimensional H₂/Air Detonation Waves Propagating in a Converging-Diverging Nozzle, 20th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, No.125, Montreal, Canada, July, 2005. , 口頭発表

[b-3] Tsuboi, N., Eto, K., Hayashi, A.K., Three-Dimensional Numerical Simulation of H₂/Air Detonation in a Circular Tube : Structure of Spinning Mode, 20th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, No.71, Montreal, Canada, July, 2005. , 口頭発表

- [b-4] Hayashi, A.K., Eto, K., Liu, Y.-F., Tsuboi, N., Shiokawa, S., Sato, H., Lee, J.H.S., Argon or Nitrogen Diluted Hydrogen/Oxygen Detonation in Tube with Obstacles, 20th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, No.186, Montreal, Canada, July, 2005. , 口頭発表
- [b-5] Jotaki, H., Misawa, J., Tsuboi, N., Hayashi, A.K., Study on Detonation Structure Propagating in a Converging-Diverging Nozzle, AIAA 2005-1177, 2005. , 口頭発表
- [b-6] 坪井伸幸, 林光一, 水素/空気デトネーションの3次元数値解析 -円管と矩形管におけるスピンモードの相違-, 第37回流体力学講演会, pp.303-306, 千葉大, 2005.9, 口頭発表
- [b-7] 上瀧博之, 坪井伸幸, 林光一, 収縮-膨脹ノズルを通過するデトネーション波に関する2次元数値解析, 第37回流体力学講演会, pp.311-312, 千葉大, 2005.9, 口頭発表
- [b-8] 坪井伸幸, 林光一, 円管内を伝播する水素/空気C-Jデトネーションの3次元数値解析 -波面は以後のH₂, OHの分布について-, 第43回燃焼シンポジウム, pp.428-429, 東京, 2005.12, 口頭発表
- [b-9] 上瀧博之, 坪井伸幸, 林光一, 収縮-膨脹ノズルを通過する酸水素デトネーション波の伝播構造, 第43回燃焼シンポジウム, pp.496-497, 東京, 2005.12, 口頭発表
- [b-10] 林光一, 坪井伸幸, 上瀧博之, PDEにおけるノズルの性能計算, 平成17年度科研費空力班シンポジウム「デトネーション利用推進機関システムの構築」, pp.76-77, 松山, 2006.1, 口頭発表
- [b-11] 坪井伸幸, 上瀧博之, 林光一, 詳細反応モデルを使用したパルスデトネーションエンジン用ノズル内流れの数値解析, 平成17年度衝撃波シンポジウム, in print , 横浜, 2006, 口頭発表
- (c) 固気二相デトネーションの解析 (和文のみ)
- [c-1] 小林圭介, Liu Yun-Feng, 林光一, Krzysztof Benkiewicz, 坪井伸幸, アルミニウム・酸素二相デトネーションの粒径依存性, 第43回燃焼シンポジウム, pp.492-493, 東京, 2005.12, 口頭発表
- (d) ATREX のプリクーラの基礎現象の解析を目的とする凝縮を伴う解析 ([c-2]は英文, 他は和文)
- [d-1] 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1報) -表面温度 200~250K における水蒸気の凝縮による質量流束の低下-, 日本航空宇宙学会誌論文集, pp.577-585, 53(2005), 論文発表.
- [d-2] Katsuyoshi Fukiba, Tetsuya Sato, Nobuyuki Tsuboi, Numerical and Experimental study of the Frost Formation on Cryogenic Cooling Tubes of a Precooler, 17th International Symposium on Airbreathing Engines, ISABE-2005-1068, Munich, Germany, September 2005. , 口頭発表
- [d-3] 吹場活佳, 佐藤哲也, 坪井伸幸, 極超音速エアブリージングエンジン用プリクーラにおける着霜予測手法の構築, 平成17年度宇宙輸送シンポジウム, in print , 相模原, 2006.1. , 口頭発表
- (e) 超音速燃焼器内部流れの解析([e-1]は英文, 他は和文)
- [e-1] Obara, T., Kim, T.-H., Ohyagi, S., Tsuboi, N., Experimental Study on a Flow Field Behind Backward-Facing Step Using Detonation-Driven Shock Tunnel, 20th International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, No.215, Montreal, Canada, July, 2005. , 口頭発表
- [e-2] 伊藤豪明, 小原哲郎, 大八木重治, 坪井伸幸, デトネーション駆動型衝撃風洞を用いたスクラムジェット燃焼器モデル内の燃焼過程, 平成17年度衝撃波シンポジウム, in print , 横浜, 2006, 口頭発表
- (f) 無重力実験機の空力特性の把握 (すべて和文)
- [f-1] 坪井伸幸, 宮路幸二, 藤田和央, 澤井秀次郎, 小林弘明, 小島孝之, 山川宏, 橋本樹明, 微小重力実験機の空力特性に関する数値シミュレーションの研究, 数値シミュレーション技術シンポジウム 2005, pp.40, AXA 総研, 2005.6, 口頭発表

- [f-2] 藤田和央, 坪井伸幸, 宮路幸二, 小林弘明, 澤井秀次郎, 気球を用いた微小重力実験機の空力特性, 第 49 回宇宙科学技術連合講演会, pp.134 (3E12) , 広島, 2005.11, 口頭発表
- [f-3] 内山卓, 宮路幸二, 坪井伸幸, 藤田和央, 澤井秀次郎, 微小重力実験機の空力特性評価における CFD の精度評価に関する研究, 平成 17 年度宇宙航行の力学シンポジウム, in print , 相模原, 2005.12, 口頭発表
- [f-4] 藤田和央, 宮路幸二, 坪井伸幸, 澤井秀次郎, 微小重力実験機の空力データベースの開発, 平成 17 年度宇宙航行の力学シンポジウム, in print , 相模原, 2005.12, 口頭発表

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，室長，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，主任開発員，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，研究員，山本 信 (yamamoto.shin@jaxa.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

燃焼現象は物質移動，熱移動，相変化，さらに化学反応が関係する複雑な非線形現象であり，そのメカニズム解明が十分進んでいるとは言えない．地球温暖化や大気汚染等の環境問題の解決には，より高効率で環境負荷の少ない燃焼技術の開発が必要となるが，そのためには燃焼現象の本質的な解明が極めて重要である．

本研究では，様々な燃焼機器で使用されている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非常に複雑な現象であり，噴霧燃焼メカニズムを解明するためには，その基礎過程である燃料液滴間の火炎伝播（燃広がり）メカニズムの解明が非常に重要である．このため，本研究では噴霧を単純化した燃料液滴列（図 1）の火炎伝播メカニズムの解明を目的として研究を行っている．本研究の特徴は，理論検討，数値シミュレーション，及び微小重力実験を連携して推進している点である．燃焼メカニズム解明のための研究手段として，数値シミュレーション，及び微小重力環境の利用は注目されている．微小重力環境下では，自然対流の抑制等により現象の単純化，あるいは観察に関する時空間スケールの拡大等が可能になり，理論モデルあるいは数値シミュレーションとの比較が容易になる．

理論検討では液滴の準定常蒸発解ならびに非定常燃焼過程に基づく考察を行い，複数の特徴的な火炎伝播形態（モード）を識別するとともに，各モードの発現条件を無次元の液滴間隔と雰囲気温度により予測する火炎伝播モードマップ（図 2）を作成している．

数値シミュレーションでは，独自に液滴列火炎伝播シミュレーションプログラム（以下，「液滴列プログラム」という．）を開発し，液滴列の火炎伝播過程に関する非定常解析を行っている．これまでの研究では，火炎燃え広がり形態（モード）ならびに火炎伝播速度の雰囲気温度あるいは液滴間隔への依存性が数値シミュレーションと微小重力実験の両者において良く一致する結果が得られている．

また，微小重力実験は，岐阜県土岐市にある(株)日本無重量総合研究所（MGLAB）の 4.5 s 落下塔を利用している．

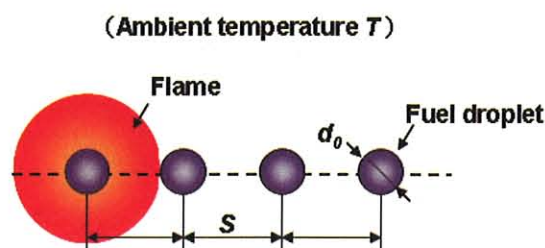


図 1. 燃料液滴列の模式図

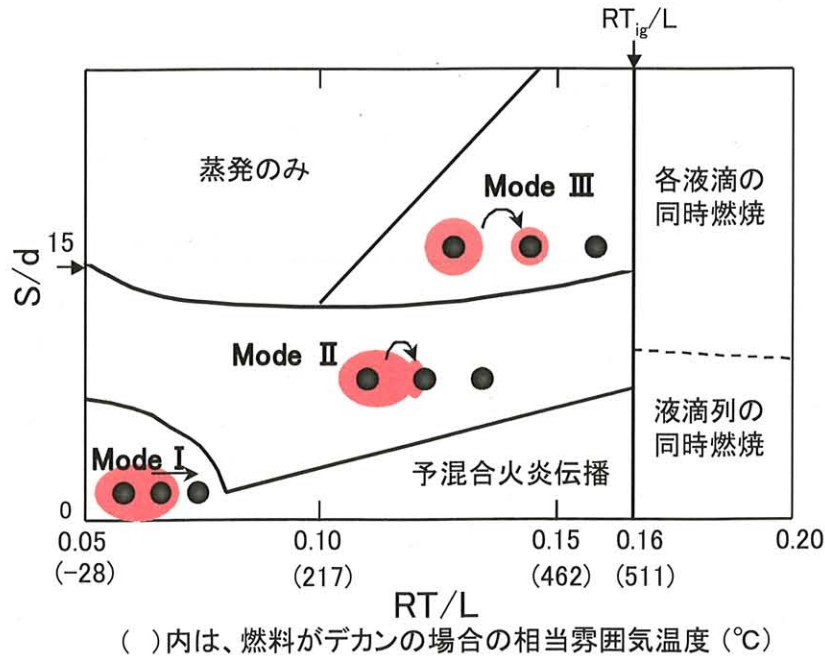


図2. 火炎伝播モードマップ
(S: 液滴中心間距離, d: 液滴直径, R: 一般ガス定数, T: 雰囲気温度, L: 燃料の蒸発潜熱)

● 今年度の研究成果の概要

本年度の研究成果のうち, SX-6 を利用して得られた成果について以下に示す.

本研究では上記のとおり, 液滴間の火炎伝播メカニズムを解明するため, 液滴列プログラムを開発し, 研究を行ってきた. これまでは, 噴霧分散を単純化したモデルである液滴列を取扱ってきたが, 今後は実際の噴霧燃焼を考慮し, 図3に示すような液滴の2次元マトリクス, 3次元マトリクスについて解明する必要がある. しかし, 液滴列プログラムの計算対象は, 等間隔, 直線配置された液滴の燃焼現象であり, 2次元, 3次元マトリクスのような液滴分散モデルを取扱うことができない. このため, 様々な液滴分散モデルを取扱えるように, 液滴列プログラムをベースとして, 液滴群燃焼数値シミュレーションプログラム (以下, 「液滴群プログラム」という.) の開発を行った.

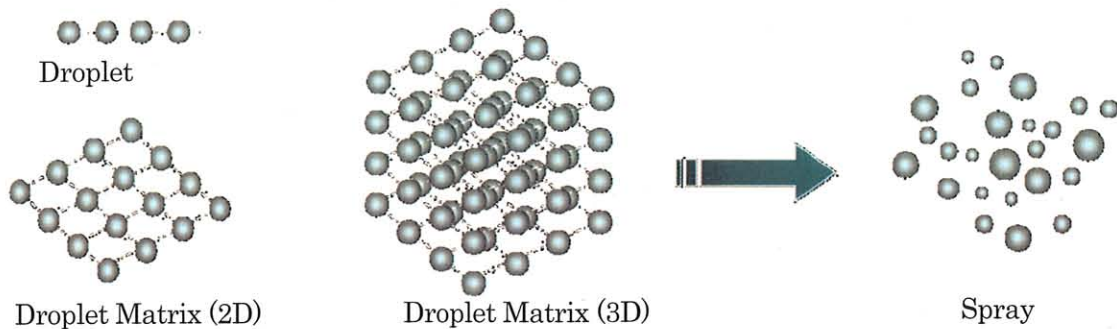


図3. 噴霧モデル

液滴群プログラムは, 3次元に分散した液滴を取扱うため, 3次元で現象を取扱う必要があり, 計算量が膨大となる. このため, 液滴群プログラムは, スーパーコンピュータで計算を行うことを前提に開発を行った. また, 計算高速化のため, プログラムをベクトル化, 並列化処理している.

液滴群プログラムの解析モデルを図4に示す. 液敵群プログラムでは, 液滴周囲に球座標系格子を生成し, 球座標格子を背景格子 (Descartes 座標系) の中に埋め込んで計算するオーバーセット法を用いている. オーバーセット法により, 複数の液滴を任意の位置関係で配置が可能となった. 表1に液滴群プログラムの機能一覧を示す.

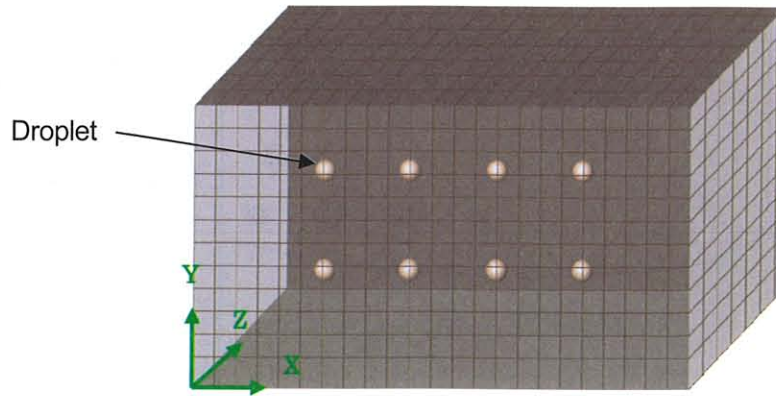


図4. 解析モデル

今年度は、新規開発した液滴群プログラムにより液滴列火炎伝播計算を行い、プログラムの検証を行った。解析体系、解析条件はそれぞれ図5、表2に示す。図6に代表的な微小重力実験結果、及び液敵群プログラムでの計算結果を示す。図6(a)は微小重力実験結果、図6(b)はシミュレーション結果である。図6(b)のカラーマップは温度(K)を示しており、1800～2000Kの領域が火炎領域である。但し、解析結果については、可視化ソフトの性能上3次元表示できないため、X-Y断面の結果を示している。

シミュレーション結果と微小重力実験結果を比較する。微小重力実験結果では、本条件において、火炎伝播モード2を示している。火炎伝播モード2とは、未燃液滴周囲に可燃混合気層が形成され、拡大してきた拡散火炎がこの可燃混合気層に触れることにより着火する伝播形態である。着火後、液滴周囲の可燃混合気層中を予混合火炎が伝播し、その後自立的な拡散火炎が形成される。シミュレーション結果においても、火炎伝播モード2を示しており、実験結果と一致している。但し、火炎伝播の指標値である火炎伝播速度（燃広がり速度）については、解析結果の方が若干速くなっている。この点については、液滴列プログラムにおいても同様の結果が出ている。今後の課題として、火炎伝播速度が実験値と一致するように、各種パラメータ（化学反応速度、輻射熱損失等）について詳細に検討する必要がある。

今年度、液敵群プログラムの妥当性について検証ができたため、来年度は2次元マトリクス計算を行い、噴霧の火炎伝播に関する研究を推進していく予定である。

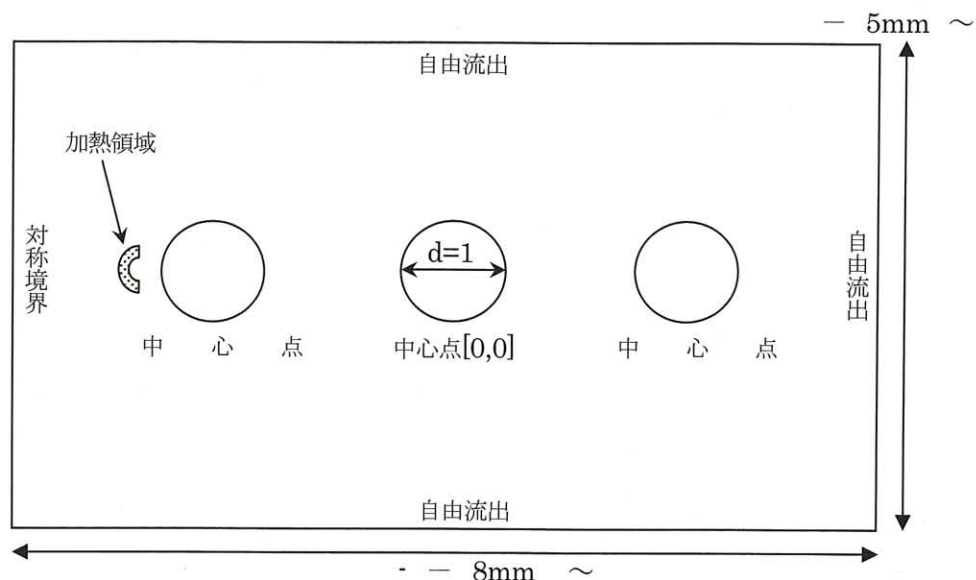


図5. 解析体系、及び解析条件

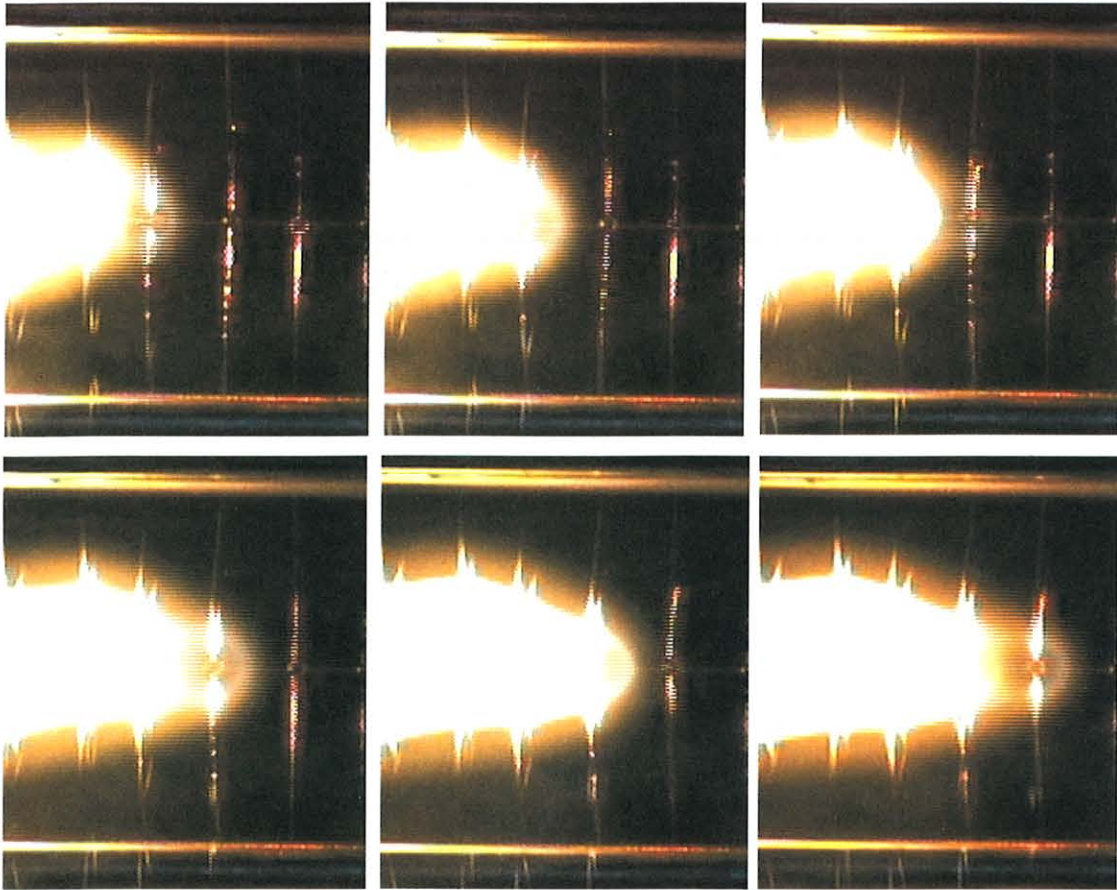


図 6.(a) 微小重力実験結果 ($S/d = 4$, $d = 1.0$ mm, $T = 300$ K,)

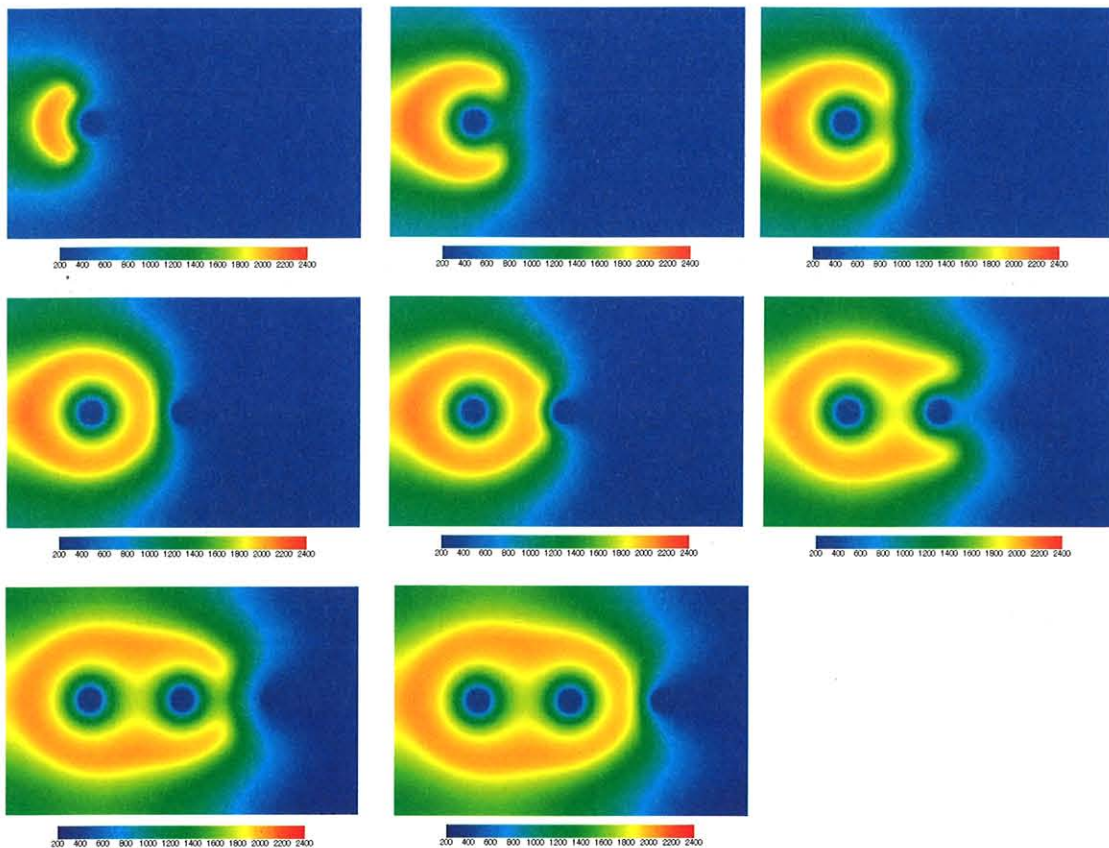


図 6.(b) 数値シミュレーション結果 ($S/d = 4$, $d = 1.0$ mm, $T = 300$ K,)

表 1. 解析機能一覧

項 目	内 容
流れ場の状態	密度変化を伴う多成分低 Mach 数流れ
座標系	3 次元 Descartes 座標系および球座標系
基礎方程式	<ul style="list-style-type: none"> ・混合気体の質量保存方程式 ・混合気体の運動量保存方程式 ・混合気体のエネルギー方程式 ・化学種の質量保存方程式
境界条件	流速 温度 濃度 流入境界, 自由流出境界 Dirichlet 境界または Neumann 境界 Dirichlet 境界または Neumann 境界
離散化	有限差分法
時間積分	<ul style="list-style-type: none"> ・SIMPLE 法 ・SMAC 法
移流項スキーム	1 次風上差分
行列解法	<ul style="list-style-type: none"> ・ICCG 法 ・Bi-CGSTAB 法
化学反応	総括反応モデル 素反応モデル
オーバーセット法	背景格子(3 次元 Descartes 座標系)内に球座標系格子を imbed させる
並列化	並列処理は MPI(Message Passing Interface standard)で記述

表 2 計算条件

項 目	内 容
計算領域	背景格子: $[-8\text{mm}, 8\text{mm}] \times [-8\text{mm}, 8\text{mm}] \times [-8\text{mm}, 8\text{mm}]$ 球座標系格子: 半径 1.5mm
液滴配置	<ul style="list-style-type: none"> ・液滴個数: 3 個 ・液滴中心位置 第 1 液滴: $(-4\text{mm}, 0\text{mm}, 0\text{mm})$ 第 2 液滴: $(0\text{mm}, 0\text{mm}, 0\text{mm})$ 第 3 液滴: $(4\text{mm}, 0\text{mm}, 0\text{mm})$
化学種成分	5 成分. 酸素, 窒素, デカン, 二酸化炭素, 水
初期値	<ul style="list-style-type: none"> ・雰囲気ガス 流速: 静止 温度: 300K, 圧力: 101325Pa 質量分率: $\text{O}_2=0.2315$, $\text{N}_2=0.7685$, その他ゼロ ・液滴 半径: 0.5mm 温度: 300K
化学反応モデル	アレニウス型1段総括反応
その他	重力: 無重力場, マランゴニ対流: なし, 輻射損失計算: あり

Navier-Stokes 方程式の数値解法の研究

Idea on Computational Methods for Solving the Navier-Stokes Equations

● 研究グループ

研究代表者：宇宙環境利用科学研究系，助教授，桑原邦郎(kuwahara@isas.jaxa.jp)

研究分担者：日本大学理工学部，専任講師，小紫誠子(satoko@math.cst.nihon-u.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

特にレイノルズ数の高い乱流状態になるような流れ，マイクロ・グラビティ下の自由表面にあるような流れの解析方法，及び流れを調べる。

● 今年度の研究成果の概要

翼を過ぎる高レイノルズ数流れについて，特に失速角付近の流れについて 3 次元計算を行った。揚力が急激に落ちる失速角付近では，翼上面において部分的もしくは全面的に剥離が起こる。レイノルズ数が高く，かつこのような剥離を伴う流れは非常に乱れた複雑な現象となり，これを計算によって捉えることは容易ではない。

ここでは，多方向差分法，3 次精度上流差分法，等の高精度差分法により支配方程式である非圧縮性 Navier-Stokes 方程式の離散化を行った。さらに，計算格子には O 型格子を用いて限られた格子点をできるだけ翼表面近傍に集中させた。3 次元計算で現実的な計算時間で結果を出すために，使用できる格子点の数には限界があるが，レイノルズ数が高く，非常に乱れた流れを扱うため，格子点は出来る限り多くとった。また，2 次元翼をスパン方向に広げた本 3 次元計算において，スパン方向の長さや翼弦長の比から成るアスペクト比を，それまでの 1 から 2 に増やして計算を行った。

低迎角での翼まわりの流れでは，大きな剥離も起こらずに流れは比較的安定して乱れも少ない。したがってアスペクト比も 1 程度で十分本質は捉えられる。しかし，本計算のように翼表面で剥離が起こるような高迎角においては，スパン方向に沿った流れの構造，いわゆる流れの 3 次元性も重要となってくる。

本計算では，そのような流れの 3 次元性を捉えることに成功した。すなわち，計算により得られた各迎角での揚力値は，実験結果と非常によく一致しており，結果として，失速角を計算のみによって捉えることが可能であることを示した。

さらに，翼とは別に，Bluff Body をはじめとする複雑形状物体まわりの流れについても 3 次元計算を試みた。複雑な形状をした物体を扱うには，O 型格子では非常に困難であり，また，汎用性がない。ここでは，直交格子，もしくはそれを物体表面に沿うように格子点の位置を若干修正した格子を用いることによって，この問題を回避した。具体的には，計算領域に物体を配置したときに，そこに含まれる格子点では常に速度は 0 であるものとして，格子点単位のブロックの集合として物体を表現するものである。物体形状を完全には再現できないが，格子点数を増やすことによってある程度忠実に形状を再現できる。ただし，この方法では，流れが物体を過ぎるときにできる，物体表面での境界層を捉えられるだけの十分な格子点を確保できない。このことが，特にレイノルズ数が高いときに非現実的な剥離を引き起こすこととなる。

本計算では、物体表面においてのみ、負の粘性を人工的に課すことで、少ない格子点で境界層内の流れを模擬する試みを行った。その結果として、剥離点の後退が見られるなど、一定の効果が認められた。このことは、境界層内に格子点を十分にとれない場合でも、物体を過ぎる流れを全体として、計算により捉えることが可能であることを示すものである。

● 研究成果の公表状況

- 1) S. Komurasaki and K. Kuwahara: Implicit Large Eddy Simulation of a Flow Around an Airfoil Near Its Stall Angle at Reynolds Number 106, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-2006-1103
- 2) K. Kuwahara, S. Komurasaki and A. Bethancourt: Simulation of a Flow around a Bluff Body Using Cartesian Coordinates, 36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, AIAA-2006-3341

宇宙輸送系に関する流体力学的研究

Study on fluid dynamics for space transportation

● 研究グループ

研究代表者：宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部，教授，藤井孝藏(fujii@flab.eng.isas.jaxa.jp)
研究分担者：宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部，助手，大山 聖(oyama@flab.eng.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院，学振特別研究員，河合宗司(kawai@flab.eng.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院，博士課程，飯塚宣行(iizuka@flab.eng.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院，博士課程，下山幸治(simoyama@flab.eng.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院，博士課程，藤本圭一郎(fujimoto@flab.eng.isas.jaxa.jp)
横浜国立大学大学院，特別共同利用研究員，岡田浩一(okada@flab.eng.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院，博士課程，野々村 拓(nonomura@flab.eng.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院，修士課程，岡部能幸(okabe@flab.eng.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院，修士課程，田中義輝(tanaka@flab.eng.isas.jaxa.jp)
青山学院大学，特別共同利用研究員，伊藤匡人(masato@flab.eng.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院，修士課程，椿野大輔(tsubakino@flab.eng.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院，修士課程，今井源太(g_imai@flab.eng.isas.jaxa.jp)
東京大学大学院，修士課程，マキロイ寛済(mcilroy@flab.eng.isas.jaxa.jp)
東京理科大学，特別共同利用研究員，桐迫啓誠(kiriseko@flab.eng.isas.jaxa.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

当グループでは，宇宙輸送系の研究開発のための流体力学の研究を行っている．本年度は火星飛行機に関する研究および宇宙往還機に関する研究を中心に研究を行った．

● 今年度の研究成果の概要

1) 惑星飛行機用低レイノルズ数翼型の空力最適化に関する研究（藤井，大山）

これまでの火星表面での探査はローバーに限定されているが，行動範囲が限られるという欠点を持つため，より広い領域を探査が可能な航空機型の火星探査機が注目されている．しかしながら，火星の大気環境は地球と大きく異なるため，マッハ数・レイノルズ数が地球上の一般的な航空機の飛行条件とは大きく異なると考えられる．そのため，火星航空機には地球上で使われている飛行機の翼型とはちがうまったく新しい翼型が必要となる可能性がある．本年度は，いくつかのマッハ数条件，レイノルズ数条件において進化的計算法と数値流体力学を用いて空気力学的に最適な翼型形状を求め，マッハ数およびレイノルズ数が最適翼型形状に与える影響についての知見を明らかにした（図 1-1）．

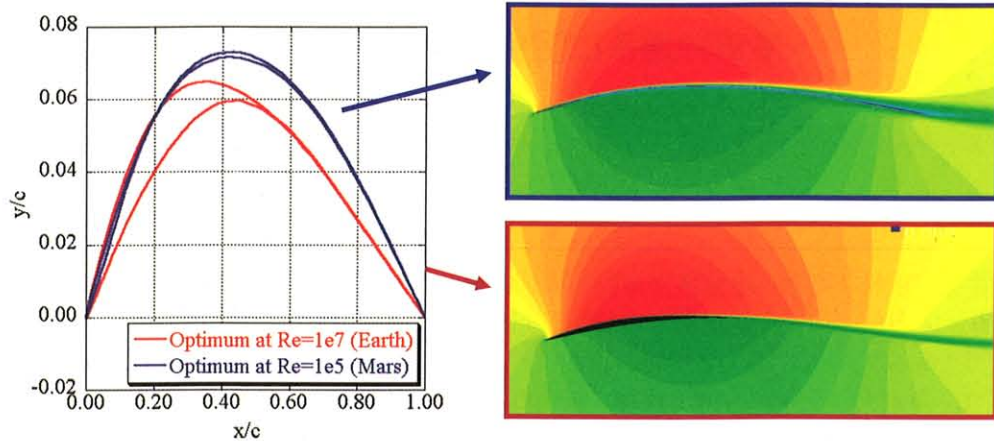


図 1-1 最適翼型形状に与えるレイノルズ数の効果

2) ロバスト性を考慮した火星航空機翼の空力設計最適化に関する研究 (藤井, 大山, 下山)

新たな火星探査手段として期待視されている火星航空機を設計する上で、飛行条件の特異性(低 Reynolds 数, 高亜音速 Mach 数)と気流変動は注意すべき点である. 本研究では, ロバスト最適化と CFD 解析を併用して, 気流変動に対する空力性能のロバスト性に着目した火星航空機翼の空力設計最適化を行うことで, 火星航空機特有の飛行条件下で優れた空力性能を持つ設計を幅広く探索した. そして, 気流変動に対する空力性能の最適性, ロバスト性に関する火星航空機翼の新たな 空力設計指針を, 物理的根拠とともに明らかにした.

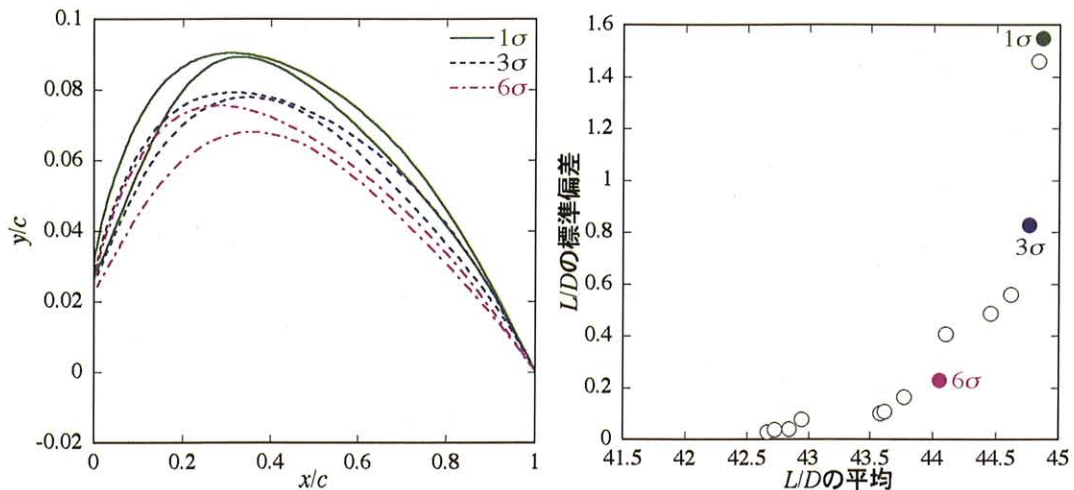


図 2-1 ロバスト最適化により得られた翼型形状とその性能の比較

3) 羽ばたき型火星航空機の空気力学に関する研究 (藤井, 大山, 下山, 岡部)

近年, 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注目されている. 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揚力のみ, もしくは推力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エネルギー消費を小さく抑えつつ揚力と推力双方を大きくする羽ばたき方についての考察を行った. その結果, エネルギー消費効率の最大化, 揚力最大化, および推力最大化には明確なトレードオフがあり, 最適解は複数であることが明らかになった. また, それぞれの目的を最大にする羽ばたき方についても明らかになった.

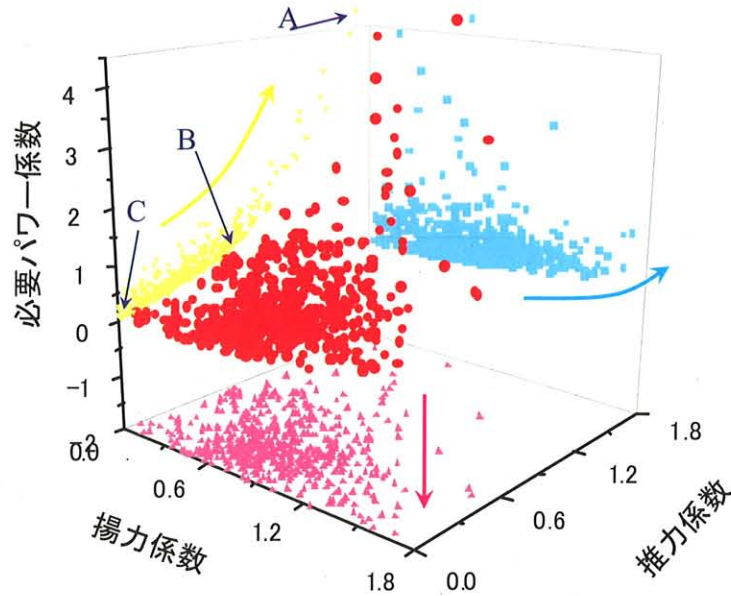


図 3-1 最適化により得られた解の分布. それぞれの目的間にトレードオフがあることがわかる.

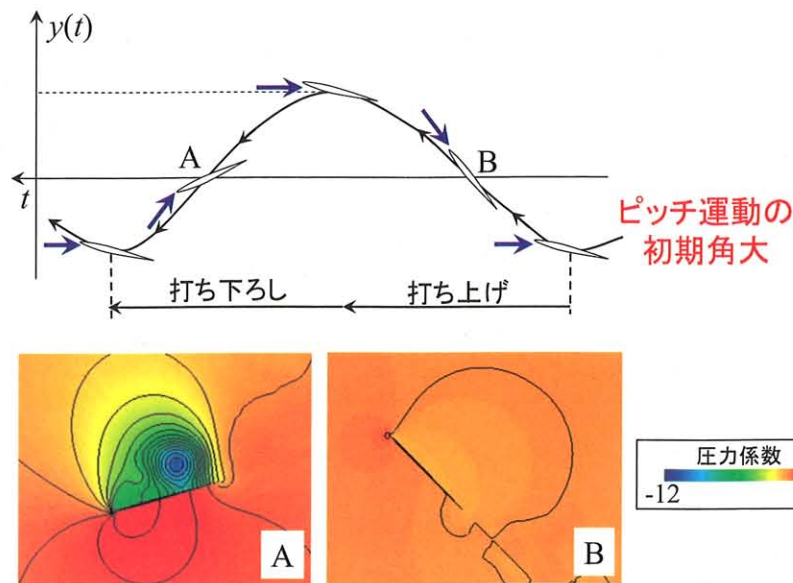


図 3-2 大揚力を発生させる羽ばたき運動と、運動時の翼周りの圧力分布

4) 火星航空機のためのプラズマアクチュエータによる流体制御法に関する研究 (藤井, 田中)

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。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を用いた動的流体制御法に注目し、研究を行っている。プラズマアクチュエータは、過去の研究から剥離の制御に効果的であることが知られているが、電源の電圧、位置、個数などの最適な値についてはほとんど知られていない。そこで、これらのパラメータを変化させ、空力特性や流れ場がどのように変化をするのかについて数値シミュレーションを用いて検討した。この結果、電源電圧を大きくするにつれ失速迎角は大きくなり、それに従い最大揚力係数も大きくなることがわかった。また、アクチュエータ位置は、剥離位置にできるだけ近い方がより効率よく制御ができること、複数のアクチュエータを用いることで、電源電圧を大きくしたのと同様の効果があるということが分かった。

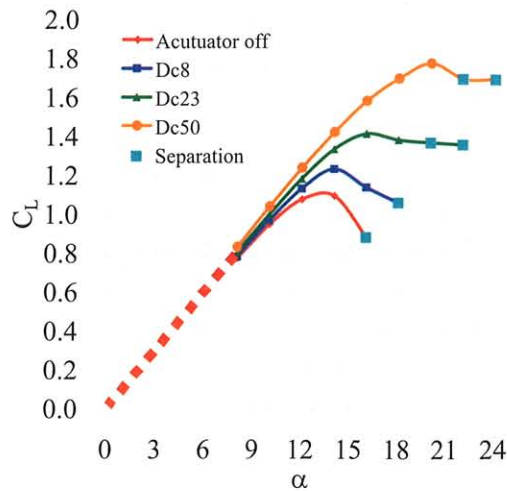


図 4-1 アクチュエータ電源電圧を変化させたときの揚力係数の変化.

電源電圧が大きくなるにつれて (DC が大きくなるにつれて) 失速迎角が大きくなり, 最大揚力係数も大きくなることがわかった.

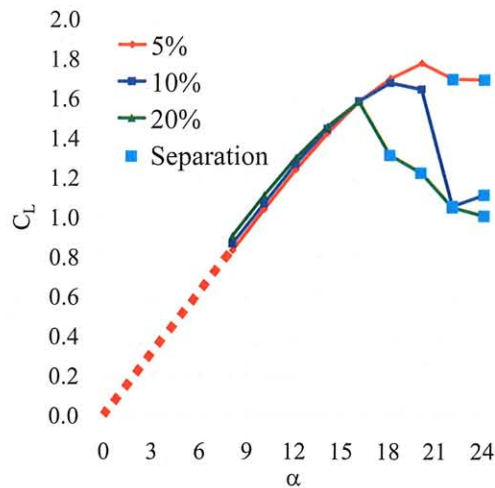


図 4-2 アクチュエータ位置を変化させたときの揚力係数の変化.

アクチュエータは剥離位置に近いほうがより効率よく制御できることがわかった.

5) 再突入カプセルの動安定特性に関する研究 (藤井, 飯塚)

惑星大気へ弾道突入するカプセルには熱防御等の観点から, 鈍頭で平たい, 弾道係数の小さな形状が利用される. このようなカプセル形状は, 遷音速付近で空気力学的要因によるピッチング自励振動を起こすことが知られている. 再突入カプセルの動的不安定性に関してはすでに多くの研究があるが, 亜音速側から超音速側までの動安定特性変化の統一的な説明はほとんどない. また, カプセル動安定特性把握には実験に頼らない推測手法の確立が望まれた. このような観点から, CFD 解析を用い, 遷音速域における主流マッハ数の違いによるカプセル周りの流れの変化とピッチングモーメント特性の変化, 結果として起こる動安定特性の変化について, 特に不十分であった亜音速側を中心に解析を行い, それを基にカプセルの動的安定特性の予測手法を提案した.

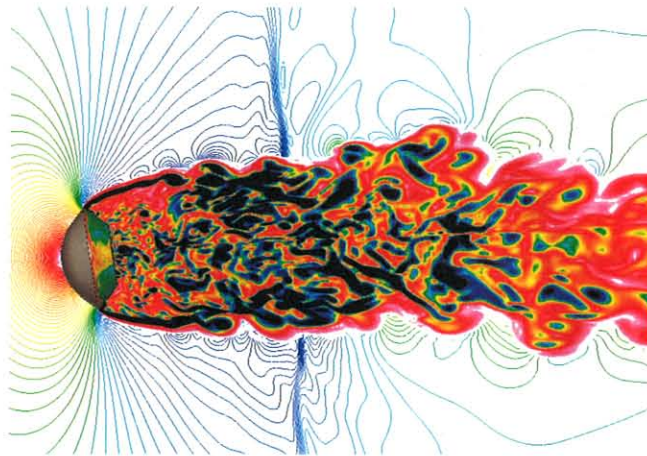


図 5-1 Mach 数分布とカプセル背後の渦度分布（一様流 Mach 数 0.9, 迎角 10[deg]）

6) Synthetic jet を用いた翼型の剥離制御に関する研究（藤井, 岡田）

Synthetic jet と呼ばれる微小な jet を用いた翼型の剥離制御装置についての研究を行っている。この装置は電力だけで動くので駆動装置が必要なく、複雑な機構も必要ないことから搭載性が高いため、現在検討している惑星飛行機で利用可能な小型航空機、回転翼機やはばたき翼機などへの適用が考えられる。しかしながら、synthetic jet による剥離制御のメカニズムについては未だに原理が解明されていない。そこで本研究では、数値流体力学的アプローチから synthetic jet による翼型の剥離のメカニズムを解明することに取り組んでいる。本年度は jet のマッハ数を制御することにより剥離を押さえ揚力の増加および抵抗の減少に貢献できることが確認された。

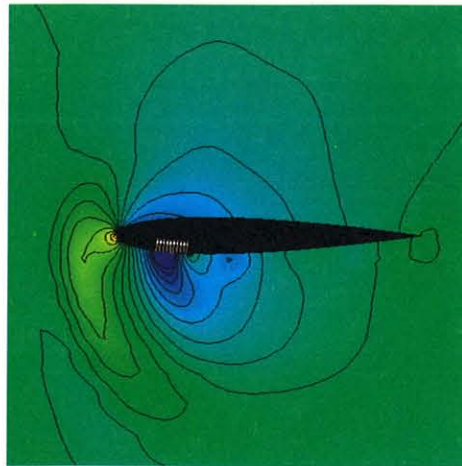
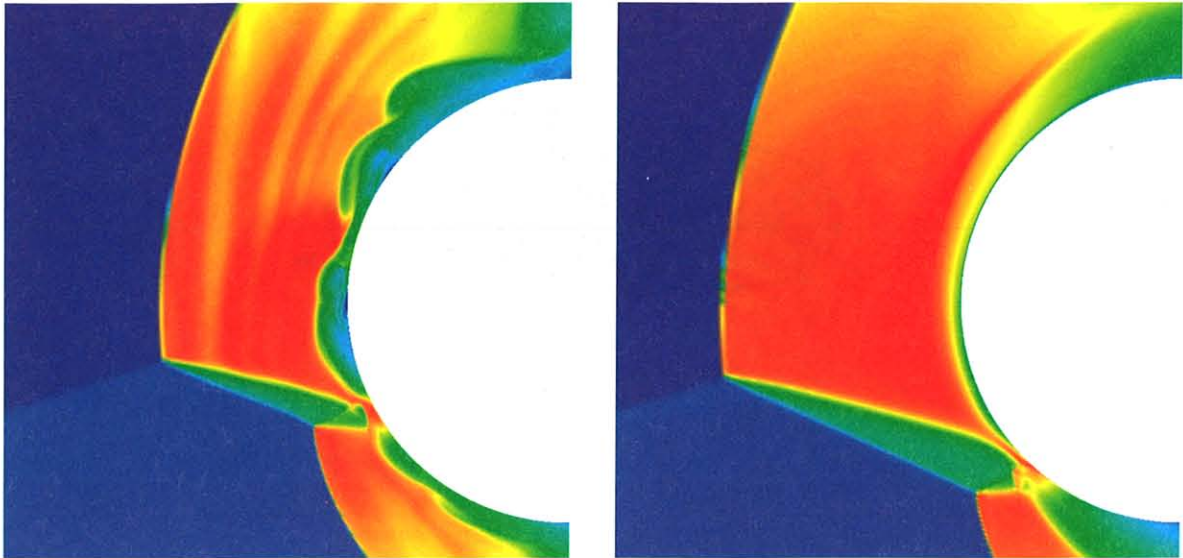


図 6-1 synthetic jet を吹いている場合の翼型周りの流れ場の様子（圧力分布）

7) 磁場による衝撃波干渉流れ場の制御（藤井, 田中, 椿野）

宇宙往還機などの複雑形状機体が大気へ再突入を行う場合は衝撃波による温度上昇や、電離、解離などの化学反応により生じる空力加熱だけでなく、衝撃波同士の干渉による温度上昇も考えられるため、カプセル形状に比べ 10 倍近くの熱流束が誘起される可能性がある。衝撃波同士の干渉による温度上昇に対しての熱防御に関する研究・開発では、従来、発生する熱からどのように機体を守るかということに焦点が置かれていたが、現象自体が姿勢などにより変化することや、どのような場合でも危機的な熱が生じるわけではないことから、このような方法は必ずしも効率的ではない。そこで、本研究では動的な制御法として、電離した気体に磁場をかけることで、直接的に力を加え流れ場を制御する手法について研究を行っている。理想的な流体を仮定してはあがあるが、さまざまな位置に衝撃波を入射し、各場合について磁場の大きさを変化させた数値シミュレーションを行った結果、各状況に応じて適切に磁場の大きさを選べば、熱流束の低減に大きく効果があることが確認された。



(a) 磁場を加えない場合

(b) 磁場を加えた場合

図 7-1 物体先頭に衝撃波が入射するときの磁場による温度分布の変化

8) 斜め平板に衝突する不足膨張噴流に関する研究 (藤井, マキロイ, 伊藤)

衝突噴流に代表される現象はロケットの打上げ時や惑星探査機の離着陸時などに見られるが、複雑な衝撃波構造をもち、平板と噴流のなす角度やノズル平板間距離の変化によって流れ場や圧力分布などが大きく変化する。本研究ではシュリーレン画像計測と感圧塗料による表面圧力計測、そして数値シミュレーションをもちいて、流れ場の三次元的な構造の解明をめざしている。本年度は限られた条件についてではあるが、3次元な流れ場構造を明らかにしている。

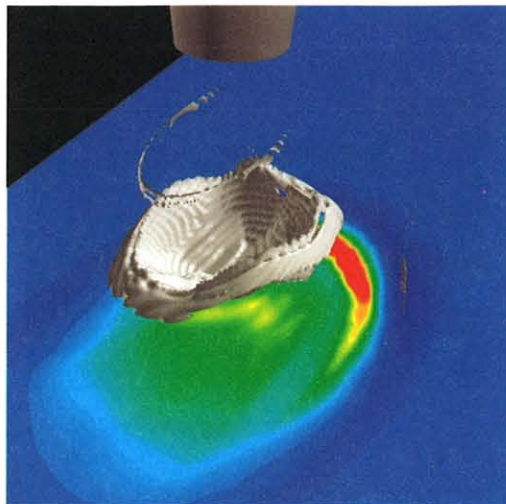


図 8-1 斜め平板衝突噴流の衝撃波構造と平板上の圧力分布

9) マッハ数・迎角に対するデルタ翼周りの流れ場特性の変化に関する研究 (藤井, 今井, 桐迫)

超音速機や宇宙往還機などにはデルタ翼が用いられる。宇宙往還機の帰還時には超音速・高迎角という条件で飛行する可能性があり、このような条件下ではデルタ翼周り流れは、渦や衝撃波、剥離などを含む複雑な流れ場となるが、その詳細構造は明らかになっていない。そこで本研究では、様々なマッハ数・迎角に対してデルタ翼周り流れの解析を行った。その結果、流れ場は気流条件によっておおまかに6つのタイプに分類されることが確認された。またこれまで明らかにされてこなかった渦崩壊や衝撃波が混在する流れ場の様子を捉えることが出来た。

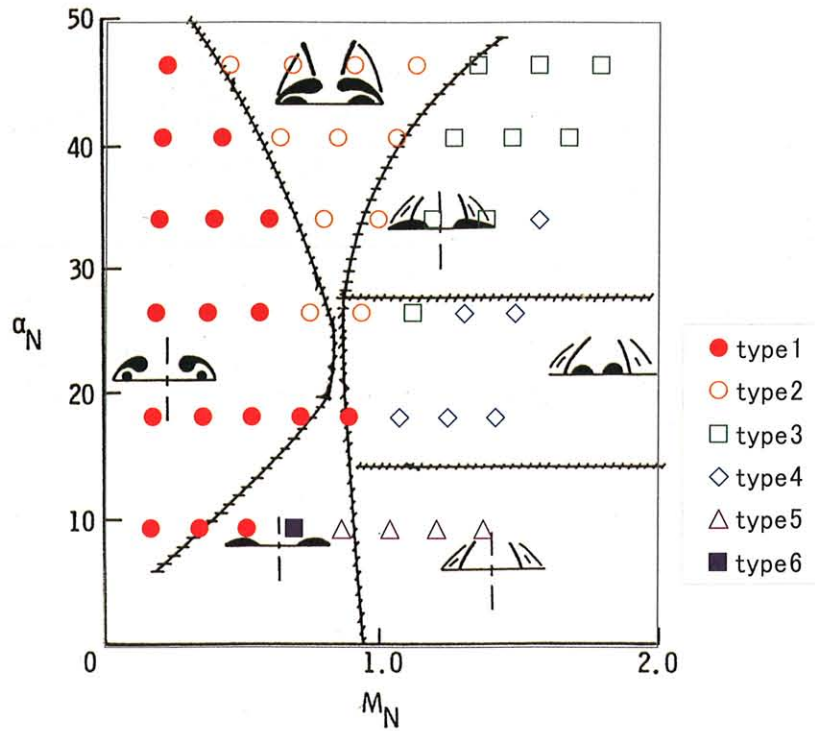


図 9-1 流れ場の分類図

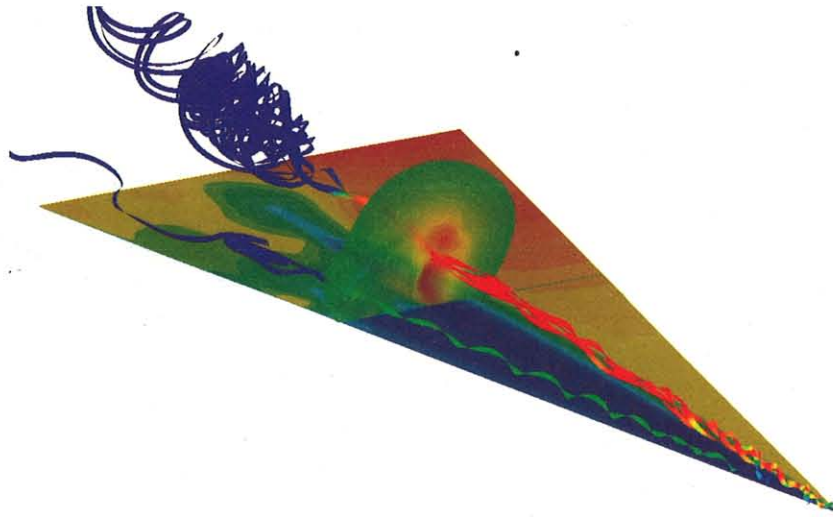


図 9-2 流れ場の様子 (マッハ数 0.8, 迎角 20 度)

10) 飛翔体ベース流れメカニズムに関する研究 (藤井, 河合)

高速で飛翔する物体の底面背後に生ずるベース流れは宇宙輸送に代表される工学的諸問題において現れ、飛翔体の空気力学特性に強い影響を与えるため、その流れ場構造の解明は重要な空気力学的課題である。本年度は特に流れ場の変動特性に着目しベース流れメカニズムの解明を行った。ベース面圧力の周波数解析を利用した時間変動特性の評価から、その変動が亜音速、遷音速、超音速の各速度域で全く異なるものであることを示し、ベース圧変動特性の要因となる支配的流れ現象を明らかにした。

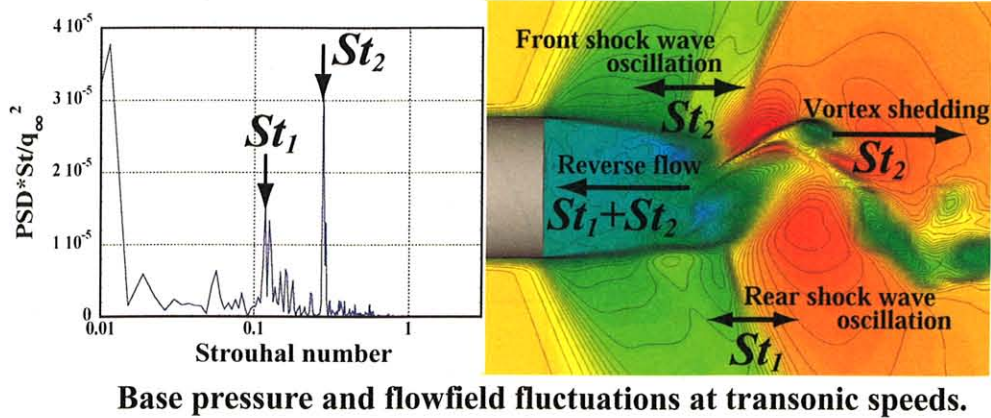


図 10-1 遷音速領域での流れ現象とベース圧変動の関係

11) 圧縮性バイパス遷移境界層の LES 解析 (藤井, 河合)

圧縮性境界層が層流から乱流へ遷移する現象は航空分野のみならず宇宙往還機の大気圏再突入時の空力加熱問題等、重要な課題となることが多くその流れ場構造の解明やその解析ツールの開発は重要となる。遷移境界層解析に対して乱流モデルを利用した解析は予測精度に乏しく、キーとなる遷移流れ現象に対する議論が出来ないため Large Eddy Simulation (LES)による圧縮性境界層の遷移解析が望まれている。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。本研究では LES 解析により圧縮性境界層のバイパス遷移解析を行い、実験データとの比較、計算パラメータの考察、遷移メカニズムの解明を行った。実験データとの比較や遷移メカニズムの解析により、圧縮性遷移境界層の予測が可能であることや、3次元の遷移メカニズムに至る渦構造を明らかにした。また遷移メカニズムの解明に必要な格子解像度の指標を提示した。

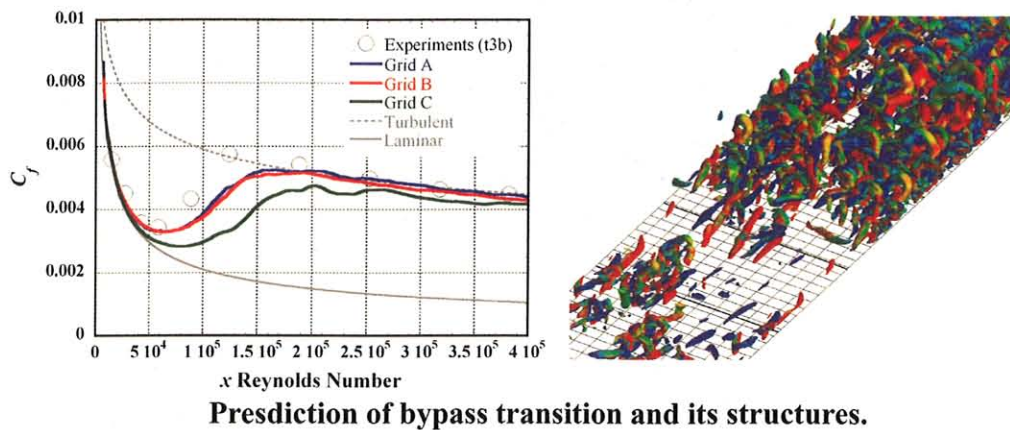


図 11-1 壁面摩擦の実験値との比較および詳細な渦構造の解析

12) 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 (藤井, 藤本)

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。本研究では、形状定義から 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 解析手法を開発した。本解析手法の宇宙輸送システムの空力問題への適応から、その有効性を示した。本解析手法により、解析時間の大幅な短縮や、高度な専門知識を必要としない CFD 解析が実現し、宇宙輸送機開発の効率化や高信頼性化への貢献が期待される。

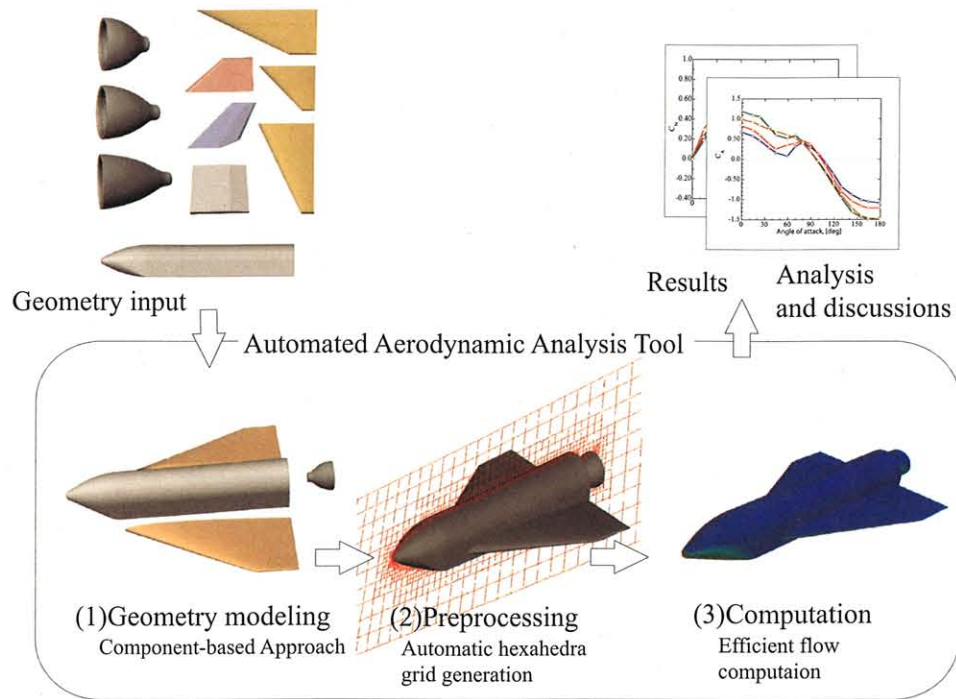


図 12-1 自動 CFD 空力解析システム

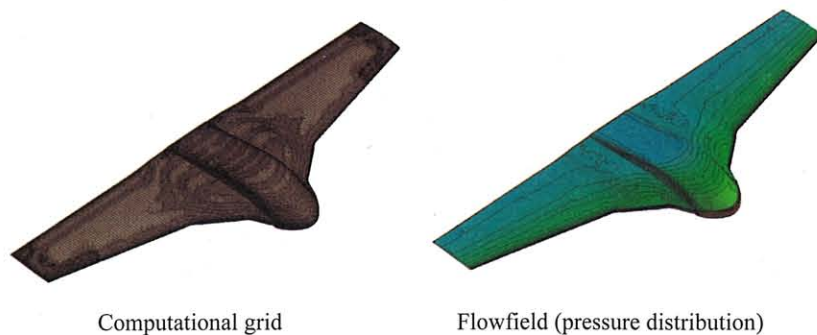


図 12-2 火星探査機まわりの計算格子と流れ場のようす

13) 高効率かつ利便性に優れた新たなロバスト最適化手法の開発 (藤井, 大山, 下山)

実際の工学設計では、設計、製造の過程で誤差等の不確定性や実際の運用条件の変動が含まれるため、単純に性能向上だけを目的とする従来の最適化計算では期待される性能が実現されないことがある。そこで近年、不確定性を考慮した設計最適化技術として、ロバスト最適化が注目を浴びている。本研究では、既存手法である「シックスシグマ手法」に「多目的遺伝的アルゴリズム」の概念を導入することにより、新たなロバスト最適化手法「多目的シックスシグマ手法」を提案した。本手法をテスト問題に適用することにより、本手法は従来法に比べて高効率かつ利便性に優れた特性を有することが示された。

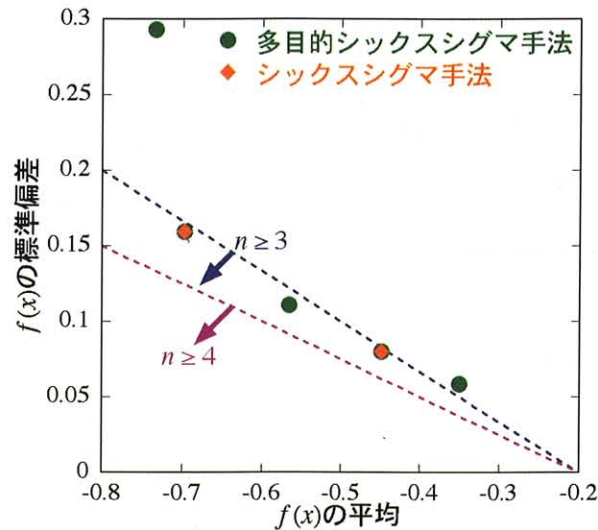


図 13-1 テスト問題において各ロバスト最適化手法を用いて得られたトレードオフ解の比較

14) 不連続捕獲高次精度スキームに関する研究 (藤井, 飯塚, 野々村)

ロケットプルームの音響解析を目標とし、高次精度スキームに関する研究を行っている。近年盛んに行われるようになってきた LES や DNS には、計算コストの低減のために高次精度スキームが必要となるが、衝撃波を含む流れ場での高次精度スキームの精度は十分に検証されていない。そこで、衝撃波捕獲スキームである WCNS, WENO スキームの一樣流保持性について考察を行い、WCNS の一樣流保持性の高さを明らかにした。また、この結果をもとに WCNS の高次精度化をおこなった。

15) 高次精度スキームを用いたエッジトーン現象の解析 (藤井, 野々村)

干渉音の代表の一つに噴流がエッジに衝突する際に発生するエッジトーンがある。本研究ではジェットマッハ数を変化させることで圧縮性の効果を調べ、エッジトーンのマカニズムをフィードバックループで説明したパウエルの理論と比較した。その結果、パウエル理論が説明するようにフィードバックループで周波数が決まることを明らかになった。今後は、この結果を活かして、ロケットプルームによる音響解析を進めていく予定である。

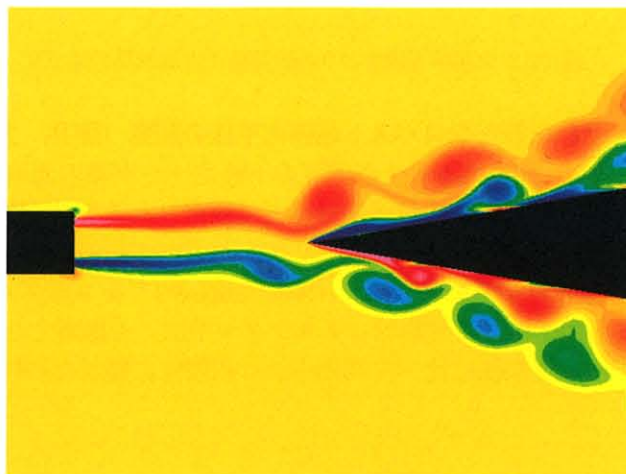


図 15-1 エッジトーンの流れ場

● 研究成果の公表状況

A) 論文発表 (英文)

- 1) Keiichiro Fujimoto and Kozo Fujii, "Assessment of CFD Estimation of Aerodynamic Characteristics of Basic Reusable Rocket Configurations," Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 48. No. 159, pp. 13-20, May 2005.
- 2) Soshi Kawai and Kozo Fujii, "Analysis and Prediction of Thin-Airfoil Stall Phenomena with Hybrid Turbulence Methodology," AIAA Journal, Vol. 43, No. 5, pp. 953-961, May 2005.
- 3) Soshi Kawai and Kozo Fujii, "Computational Study of Supersonic Base Flow Using Hybrid Turbulence Methodology," AIAA Journal, Vol. 43, No. 6, pp. 1265-1275, June 2005.
- 4) Kozo Fujii, "Progress and Future Prospects of CFD in Aerospace-Wind Tunnel and Beyond," Progress in Aerospace Sciences, on International Review Journal, Vol. 41, No. 6, pp. 455-470, December 2005.

B) 論文発表 (和文)

- 1) 村中洋子, 野々村拓, 藤井孝藏, 「エッジトーン周波数特性の数と数値のシミュレーション」, Transaction of JSCES (日本計算工学会論文集 2005 年号) , No. 20050026, 平成 17 年 9 月(2005) .

C) 口頭発表 (英文)

- 1) Soshi Kawai and Kozo Fujii, "Computational Analysis of the Characteristics of Subsonic, Transonic and Supersonic Base Flows," 35th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit, AIAA2005-5156 , Toronto, Ontario, Canada, June 2005.
- 2) Akira Oyama, Koji Shimoyama, Kozo Fujii and Meng-Sing Liou, "Pareto-Optimality-Based Constraint-Handling Technique and Its Application to Compressor Design," 17th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference, AIAA-2005-4983, Tronto, Ontario, Canada, June 2005.
- 3) Kozo Fujii, Akira Oyama, Nobuyuki Tsuboi, Moto Tsukada, Hirofumi Ouchi, Masato Ito and Koichi Hayashi, "Flow Field Analysis of Under-Expanded Supersonic Jets Impinging on An Inclined Flat Palte - Analysis With PSP/Schlieren Images and CFD Simulations-," 2005 ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting and Exhibition, FEDSM2005-77226, Houston, June 2005.
- 4) Taku Nonomura, Hiroko Muranaka and Kozo Fujii, "Computational Analysis of Various Factors on The Edgetone Mechanism Using High Order Schemes," 2005 ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting and Exhibition, FEDSM2005-77220, Houston, June 2005.
- 5) Kozo Fujii and Soshi Kawai, "Some Remarks on the LES/RANS Hybrid Methods for Compressible Flow Simulations," International Minisymposium on Challenger and Advances in Flow Simulation and Modeling (MECJ-05), Tokyo, September 2005.
- 6) Akira Oyama, Koji Shimoyama and Kozo Fujii, "New Constraint-Handling Method for Multi-Objective Multi-Constraint Evolutionary Optimization and Its Application to Space Plane Design," Evolutionary and Deterministic Methods for Design, Optimization and Control with Applications to Industrial and Societal Problems (EUROGEN 2005), AIAA-2006-1484, Munich, Germany, September 2005.
- 7) Koji Shimoyama, Akira Oyama and Kozo Fujii "A New Efficient and Useful Robust Optimization Approach -Design for Multi- Objective Six Sigma," 2005 IEEE Congress on Evolutionary Computation, Proceedings of the 2005 IEEE Congress on Evolutionary Computation, No. 274, Vol. 1, pp. 950-957, Napier University Craiglockhart Campus, Edinburgh, U. K., September 2005.
- 8) Keiichiro Fujimoto, Harumi Tsukada, Kozo Fujii, "Numerical Analysis of Reverse Jet Effect on The Aerodynamic Characteristics of SSTD Configuration With an Aerospike Nozzle in Landing Phase," 56th International Astronautical Congress 2005, CD-ROM, IAC-05-D2. 5. 02, Fukuoka, Oct., 2005

- 9) Taku Nonomura, Hiroko Muranaka and Kozo Fujii, "Analysis of the Relation between Vortex Generation in the Jet Wake and Induced Edgetone," The Third International Conference on Vortex Flows and Vortex Models, The Proceedings of The Third International Conference on Vortex Flows and Vortex Models, C-03, pp. 68-73, Yokohama Symposia, kanagawa, November 2005.
- 10) Taku Nonomura, Hiroko Muranaka, Kozo Fujii, "Computational Analysis of Characteristics of Fluid-Acoustic Feedback-Loop Noise," The 2nd International Symposium on Innovative Aerial / Space Flyer Systems, Proceedings of The 2nd International Symposium on Innovative Aerial / Space Flyer Systems, 19 (ISSN-1344-4603), pp. 71, Tokyo University, December 2005.
- 11) Soshi Kawai and Kozo Fujii, "Time-Series and Time-Averaged Characteristics of Subsonic to Supersonic Base Flows," 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Proceedings of the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit , AIAA-2006-0114, Reno, Nevada, U.S.A., January 2006.
- 12) Akira Oyama and Kozo Fujii, "A Study on Airfoil Design for Future Mars Airplane," 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Proceedings of the 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit , AIAA-2006-1484, Reno, Nevada, U.S.A., January 2006.

D) 口頭発表 (和文)

- 1) 下山幸治, 大山 聖, 藤井孝藏, 「高効率かつ利便性に優れたロバスト最適化手法の開発—多目的シックスシグマ手法」, 第 15 回設計工学・システム部門講演会, 1515, 第 15 回設計工学・システム部門講演会論文集, pp. 237-240, 北海道大学学術交流会館, 平成 17 年 8 月(2005) .
- 2) 野々村拓, 村中洋子, 藤井孝藏, 「エッジトーン現象のマッハ数依存性に関する解析」, 流体力学学会年会 2005, 流体力学学会年会 2005 講演集 (日本流体力学学会誌「ながれ」24 巻別冊, ISSN1342-8004), AM05-16-009, pp. 205, 工学院大学, 平成 17 年 9 月(2005) .
- 3) 野々村拓, 村中洋子, 藤井孝藏, 「エッジトーン現象のフィードバックループ長さの解析」, 第 37 回流体力学講演会, 第 37 回流体力学講演会講演集, 2B2, pp. 267, 千葉大学, 平成 17 年 9 月(2005).
- 4) 河合宗司, 藤井孝藏, 「LES/RANS ハイブリット手法を用いた遷音速ベース流れの時系列および時間平均解析」, 第 83 期日本機械学会流体工学部門講演会, 日本機械学会流体工学部門講演会講演集, pp. 313, CD-ROM 版講演論文集 G701, 金沢大学, 平成 17 年 10 月(2005).
- 5) 大山 聖, 藤井孝藏, 「火星探査飛行機翼型の空力設計最適化」, 第 83 期日本機械学会流体工学部門講演会, 日本機械学会流体工学部門講演会講演集, G405, 金沢大学, 平成 17 年 10 月(2005).
- 6) 田中義輝, 藤井孝藏, 「電磁力による衝撃波干渉流れの制御」, 第 83 期日本機械学会流体工学部門講演会, 日本機械学会流体工学部門講演会講演集, G403, 金沢大学, 平成 17 年 10 月(2005).
- 7) 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」, 日本機会学会第 18 回計算力学講演会, 第 18 回計算力学講演会講演論文集, GS-C9024, pp. 153-154, 筑波大学, 平成 17 年 11 月(2005).
- 8) 野々村拓, 村中洋子, 藤井孝藏, 「エッジトーンの発生機構における幾何学パラメータの影響の解析」, 第 19 回数値流体力学シンポジウム, 第 19 回数値流体力学シンポジウム講演要旨集, pp. 192(C9-5), ISSN-1344-4603, 国立オリンピック記念青少年総合センター, 平成 17 年 12 月(2005).
- 9) 野々村拓, 飯塚宣行, 藤井孝藏, 「一般座標における高次精度不連続捕獲スキームの一樣流保持性」, 第 19 回数値流体力学シンポジウム, 第 19 回数値流体力学シンポジウム講演要旨集, pp. 71(A5-1), ISSN-1344-4603, 国立オリンピック記念青少年総合センター, 平成 17 年 12 月(2005).
- 10) 田中義輝, 藤井孝藏, 「プラズマアクチュエータによる火星航空機翼周り流れの制御」, 第 19 回数値流体力学シンポジウム, 第 19 回数値流体力学シンポジウム講演要旨集, B8-1, 国立オリンピック記念青少年総合センター, 平成 17 年 12 月(2005).
- 11) 岡部能幸, 下山幸治, 藤井孝藏, 「羽ばたき型火星航空機の羽ばたき運動に関する考察」, 第 19 回数値流体力学シンポジウム, 第 19 回数値流体力学シンポジウム講演要旨集, B2-2, 国立オリンピック記念青少年総合センター, 平成 17 年 12 月(2005).

- 12) 椿野大輔, 田中義輝, 藤井孝藏, 「極超音速流中における衝撃波干渉空力加熱の磁力制御」, 第19回数値流体力学シンポジウム, 第19回数値流体力学シンポジウム講演要旨集, B8-2, 国立オリンピック記念青少年総合センター, 平成17年12月(2005).
- 13) 田中義輝, 藤井孝藏, 「プラズマアクチュエータを用いた火星航空機翼周り流れの制御へアクチュエータ電圧が空力特性に与える影響へ」, 平成17年度宇宙航行の力学シンポジウム, JAXA 宇宙科学研究本部, 平成17年12月(2005).
- 14) 下山幸治, 大山聖, 藤井孝藏, 「飛行 Mach 数変動に対する性能のロバスト性に着目した火星航空機2次元翼の空力最適化」, 平成17年度宇宙航行の力学シンポジウム, JAXA 宇宙科学研究本部, 平成17年12月(2005).
- 15) 藤井孝藏, 大山聖, 高木亮治, 田中義輝, 「火星飛行機探査実現に向けた空力課題と解決への提案ーその1」, 平成17年度科研費空力班シンポジウム「デトネーション利用推進機関システムの構築」, pp. 35-39, 愛媛県松山市, 平成18年1月(2006).

遠心機上で加熱された低プラントル数流体の対流挙動

Convective Behavior of low-Pr Number Fluid Heated on Centrifuge

● 研究グループ

研究代表者：稲富研究室，助教授，稲富裕光(inatomi@isas.jaxa.jp)

研究分担者：稲富研究室，修士1年，山田雄次郎(a7501131@rs.noda.tus.ac.jp)

● 利用期間

平成17年4月1日～平成18年3月31日

● 研究の概要

遠心機は，従来高重力環境を地上で簡易に作り出す装置として知られている．しかし，近年，ある特定の実験条件を満たすと流体内の対流が抑制されるとする実験結果が幾つか報告されており，そのモデル化が行われ始めている．もしこれらの実験結果の再現性が確認され現象のモデル化が出来れば，遠心機を使って擬似的に低重力環境を実現出来ることになり，宇宙環境利用に向けた地上研究の手段が広がることになる．

そこで申請者らは，半導体や金属の融液に代表される低プラントル数流体の遠心機上における対流挙動を解明すべく実験を行っているが，これらの流体は光に対して不透明であり，内部の対流挙動を実験的に直接可視化することは困難である．そのため数値計算による可視化を行い，遠心機上で加熱された低プラントル数流体の対流挙動の理解につなげる．

● 今年度の研究成果の概要

平成17年度は，回転系における対流計算のソースコードを作成した．来年度は，数値計算と実験結果の比較を行っていく予定である．

高温金属液体の構造と物性－液体ジルコニウムの原子間ポテンシャルと輸送物性

Structure and properties of high temperature metallic melts -
Effective pair potential and transport properties of liquid zirconium

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部，宇宙環境利用科学研究系，助手，正木 匡彦(masaki.tadahiko@jaxa.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

微小重力環境を利用した高温融体物性，特に拡散係数などの輸送物性の高精度計測は，宇宙環境を利用した科学技術研究における大きな課題の一つである．本研究の目的は，液体金属およびその混合系における拡散現象の微視的解析を行うことにより，液体の拡散機構に関する新たな知見を獲得し，将来の微小重力実験テーマのシーズを探ることにある．具体的には，実験による液体構造解析と大規模な古典分子動力学計算を併用することにより，現実の系に最も近いと考えられる原子間ポテンシャルを求め，さらに拡散係数や粘性などの計算値と実験値との比較を行う．これらの計算を高精度に行うためには，原子数が十数万個の大規模分子動力学計算を行う必要があり，この計算には大きなメモリ容量と高速の計算機が必要のため，ISAS のスーパーコンピュータを使用した．なお，得られた結果については，静電浮遊炉を用いた実験値や別途広島大学との共同研究として進めている第一原理分子動力学計算の結果と比較を行う．

● 今年度の研究成果の概要

本年度は，静電浮遊法および高輝度放射光を用いて計測した液体ジルコニウムの静的構造因子をもとに，逆問題の方法を用いて原子間の有効二体ポテンシャルを決定した．この逆問題の方法では，実験の静的構造因子を再現するような原子間ポテンシャルに関して，分子動力学計算と液体論における Modified Hypernetted Chain 近似を併用することにより再帰的に決める方法である．図 1 に得られた原子間ポテンシャルと動径分布関数を示す．アルカリ金属のような典型金属では，最近接原子間距離にポテンシャルの極小が存在するが，今回得られたジルコニウムのポテンシャルでは，この引力部分がほとんど無く，ほぼ斥力のみからなることが明らかになった．つづいてこの原子間ポテンシャルを用いた分子動力学計算から粘性係数をもとめ，実験値との比較したところ，良く一致することが明らかになった．今後，この原子間ポテンシャルを用いて，拡散係数などの輸送物性の理論計算を試みる．

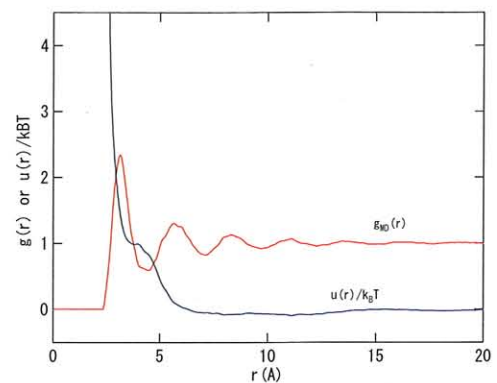


Fig.1 Effective pair potential and radial distribution function of liquid zirconium at melting temperature

● 研究成果の公表状況

- 1) “過冷却液体ジルコニウムの静的構造Ⅱ”，正木匡彦，石川毅彦，依田真一，石蔵明子，渡辺匡人，岡田純平，七尾進，小原真司，石川哲也，日本物理学会秋季大会（2005年9月），口頭発表
- 2) “静電浮遊炉を用いた過冷却熔融金属の液体構造解析”，正木匡彦，石川毅彦，依田真一，石蔵明子，渡辺匡人，岡田純平，七尾進，小原真司，石川哲也，熱物性学会（2005年11月），口頭発表
- 3) “液体ジルコニウムの原子間ポテンシャルと輸送物性”，正木匡彦，石川毅彦，依田真一，石蔵明子，渡辺匡人，岡田純平，七尾進，日本物理学会年次大会（2006年3月），口頭発表
- 4) “静電浮遊炉による高温金属液体の構造解析”，正木匡彦，石川毅彦，依田真一，日本マイクログラフィティ応用学界誌，Vol. 23, 2-7(2006)，論文発表

宇宙空間および磁気圏における高エネルギープラズマ現象の解明

Study on high-energy plasma phenomena in space and 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：東京大学大学院理学系研究科，教授，星野真弘(hoshino@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

研究分担者：東京大学地球惑星科学専攻，大学院生 D4，銭谷誠司(zenitani@eps.s.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学地球惑星科学専攻，大学院生 D3，今田晋亮(shinimada@eps.s.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学地球惑星科学専攻，大学院生 D1，天野孝伸(amano@eps.s.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学地球惑星科学専攻，大学院生 D1，渡邊直之(naoyuki@eps.s.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学地球惑星科学専攻，大学院生 M2，高木悠造(you1106@eps.s.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学地球惑星科学専攻，大学院生 M2，田中康之(yasuyuki@eps.s.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学地球惑星科学専攻，大学院生 M2，山本忠輝(tadater@eps.s.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学地球惑星科学専攻，大学院生 M2，川島壮史(kawashima@eps.s.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学地球惑星科学専攻，大学院生 M1，吉武 良(yoshitake@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 今年度の研究成果の概要

東京大学 STP グループでは，これまで GEOTAIL 観測によって得られる地球磁気圏および太陽圏での高エネルギープラズマ現象に着目し，宇宙空間プラズマを支配する物理的素過程・物質輸送過程・エネルギー変換過程についての理論シミュレーション研究を行ってきた。特に，今年度は，磁気リコネクションや無衝突衝撃波でのダイナミクスや粒子機構の解明を目指した研究を展開した。また地球磁気圏・太陽圏プラズマ中での非相対論的プラズマだけでなく，天体プラズマ中でみられる相対論的プラズマについての研究も行った。今年度得られた成果のハイライトは以下の通り。

1) 粒子シミュレーションによる磁気リコネクション電子波乗り加速（星野）

地球磁気圏においては，磁気リコネクションに伴い，数 keV の熱的プラズマに加えて数百 keV の非熱的高エネルギー粒子が短時間で作られていることが知られている。そして非熱的高エネルギーは，1MeV に達することも報告されているが，その加速機構はまだよく分っていない。短時間で高エネルギーに加速される電子加速機構を理解することを目指し，2次元電磁粒子コードによるシミュレーション研究を行い，磁気リコネクションでの電子波乗り加速機構により相対論的高エネルギー電子が形成されることを示した。

2) ジオテールデータ解析によるリコネクション領域の高エネルギー粒子分布（今田）

地球磁気圏尾部で観測されたリコネクション領域の高エネルギー電子の分布の統計解析を行い，高エネルギー粒子分布が X 点近傍に形成されていることを明らかにした。またこの観測結果を説明するモデルとして，乱流場による散乱過程とリコネクション電場による加速効果を組み入れたモンテカルロ計算をおこない，イオンジャイロ半径程度の薄いプラズマシートにおいてボーム拡散程度の散乱があれば，効率よい加速が実現できる可能性を示すことが出来た。

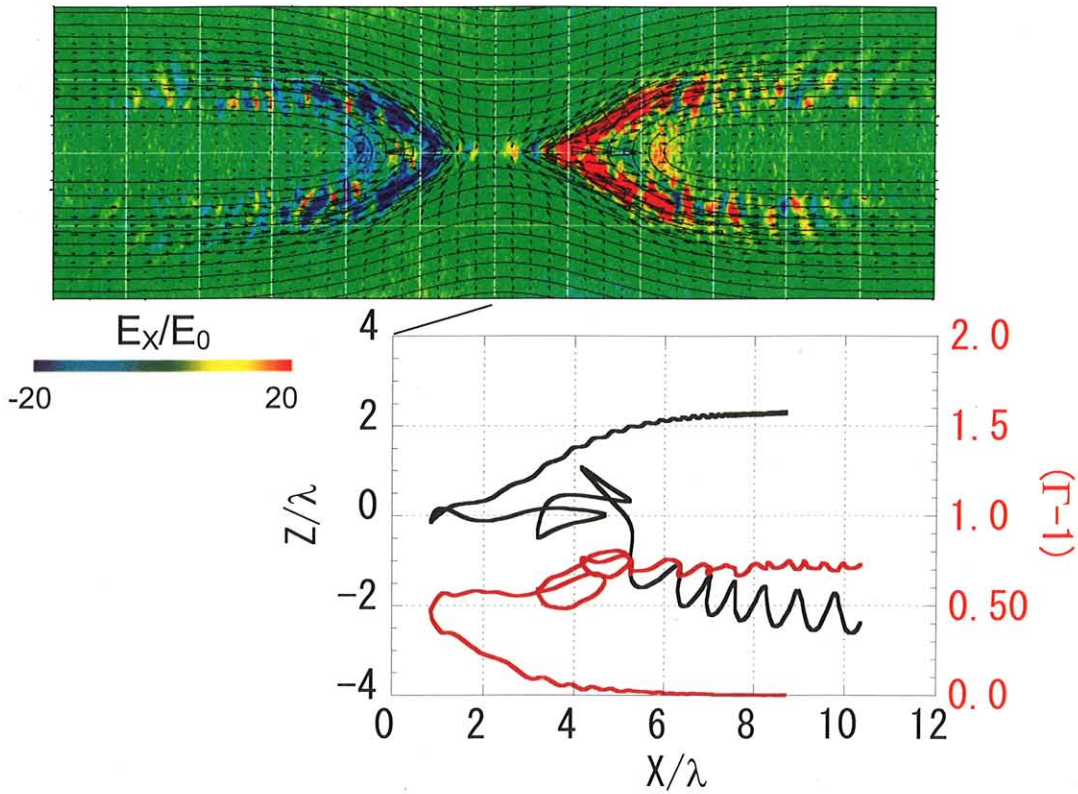


図 1 外部駆動リコネクションによって得られたリコネクションでの電子加速。(上図) 磁力線、プラズマの速度と電場の構造。X 点近傍での V 字型の局在化した分極電場。(下図) 電子の軌道とエネルギー変化。

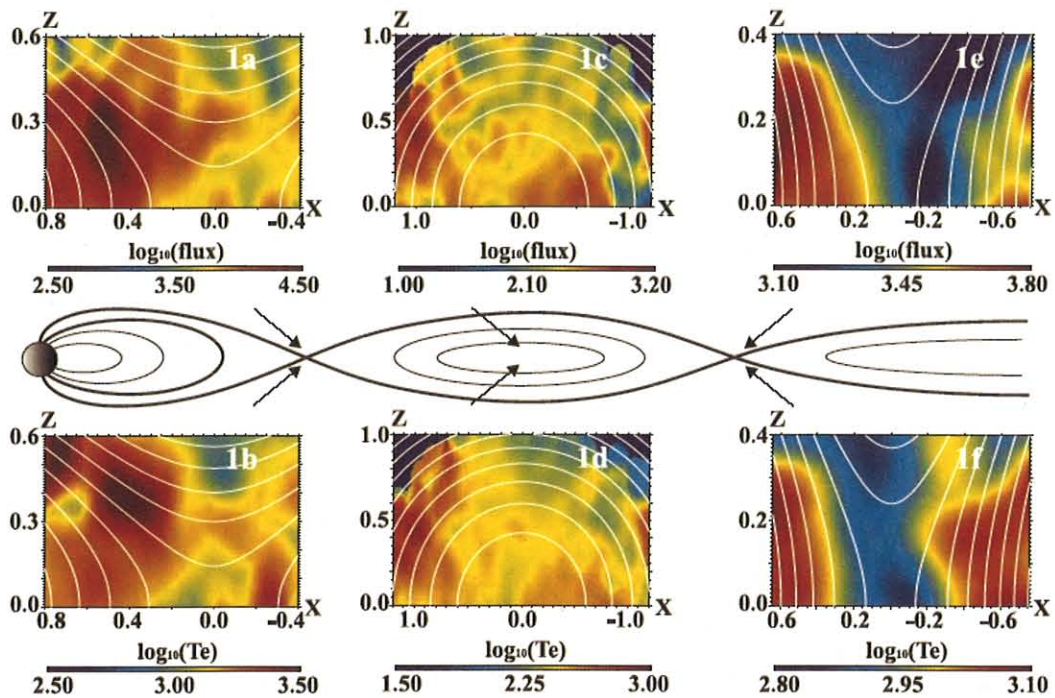


図 2 リコネクション近傍での高エネルギー電子フラックス($>38\text{keV}$, 上図) と熱的電子温度(eV, 下図)のプロファイル。右図が近尾部リコネクション領域, 中図が中間尾部でのプラズモイド, 左図が遠尾部リコネクション領域での統計解析。

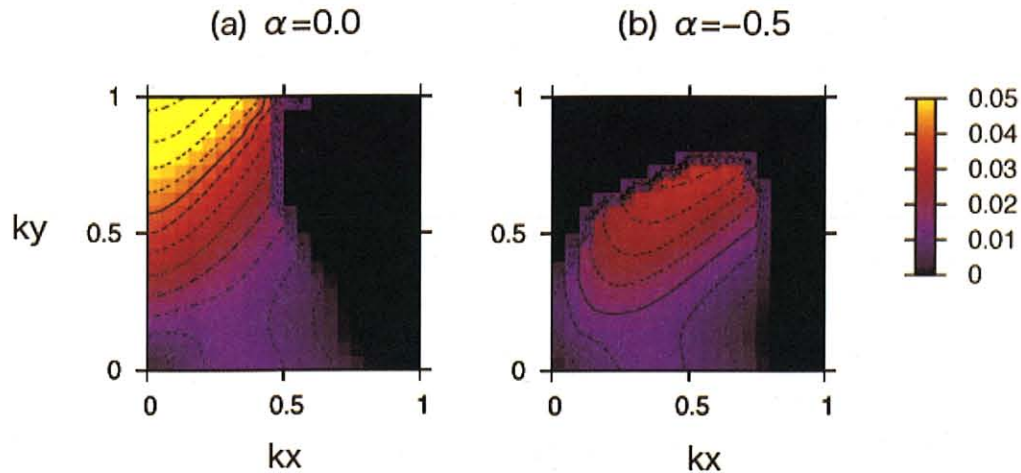


図3 斜め方向に一般化された不安定モードの成長率. 縦軸がドリフトキンク不安定, 横軸がテアリング不安定方向の波を示す. (a)は, たて磁場がないケース. (b)は, たて磁場が存在するケース.

3) 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 (銭谷)

かに星雲などのシンクロトロン星雲においては, 磁場の散逸とプラズマ粒子の高エネルギー加速を担う機構として磁気リコネクションが注目されている. とりわけ, たて磁場が介在する相対論的電子・陽電子プラズマシートでは, リコネクションが成長して高エネルギー粒子を生成することが, 3次元電磁粒子シミュレーションで明らかになった. このリコネクションを励起する仕組みとして, ドリフトキンク不安定とテアリング不安定を包括する新しい不安定モード(ドリフトキンク=テアリングモード不安定として提唱)が関わっていることを突き止め, この不安定の性質を明らかにした.

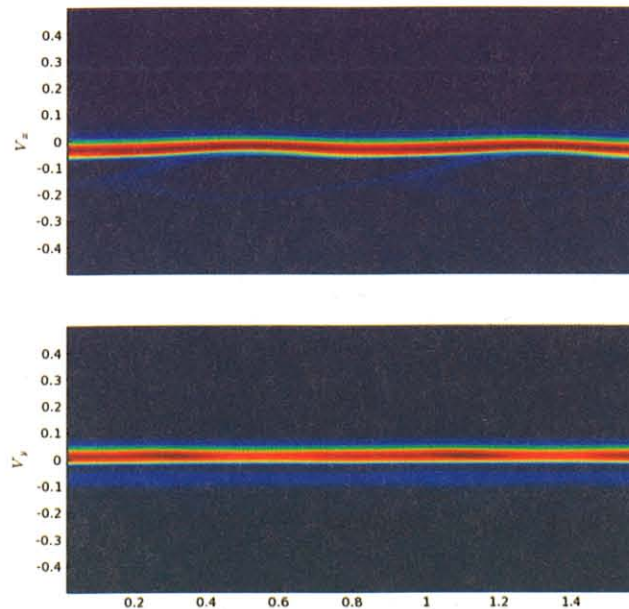


図4 上図: 縦軸が電子の V_x , 横軸が実空間でカラーが位相空間密度, 下図: 縦軸が電子の V_y , 横軸が実空間でカラーが位相空間密度. 電子ホールの形成に伴って V_y 方向 (この場合は $-V_y$) に一部の電子が加速されている様子が見て取れる.

4) 電磁ヴラソフコードの開発と衝撃波シミュレーション (天野)

電磁ヴラソフコードを用いて衝撃波遷移層において励起されると考えられている Buneman 不安定の数値シミュレーションを行い, これに伴う電子加速過程を詳しく調べた. これによって従来の粒子計算では得ることのできなかった高精度のエネルギースペクトルを得ることができた.

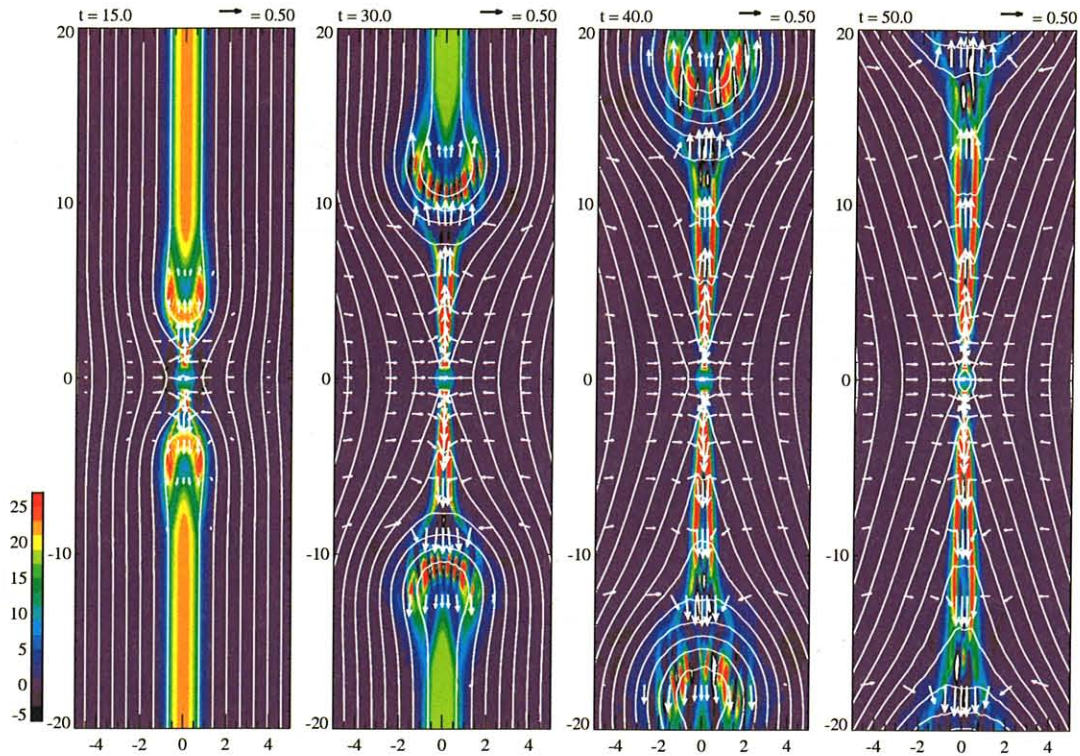


図5 相対論磁気リコネクションの電流密度の2次元分布の時間発展. リコネクションポイントを中心に衝撃波が形成される.

5) 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 (渡辺)

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. 相対論的効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リコネクションレートが増大することが分かった.

6) 相対論衝撃波の粒子シミュレーション (高木)

AGNなどの地球から遠く離れた天体からジェットが噴出していることが知られており, その速度は光速に近い. 従来, ガンマ線の消滅から電子, 陽電子が生成されることが知られており, プラズマの成分も電子陽電子だと考えられてきたが, 近年の観測でジェットでファラデーローテーションが見えることから, 電子陽子系プラズマである可能性が示唆されている. 本研究では電子陽子系の相対論的衝撃波を粒子シミュレーションを用いて計算した結果, 衝撃波面の周期的構造変化から孤立波が衝撃波面から飛び出し, その孤立波でサーフィン加速を介して陽子から電子へとエネルギーの受け渡しが起ることがわかった.

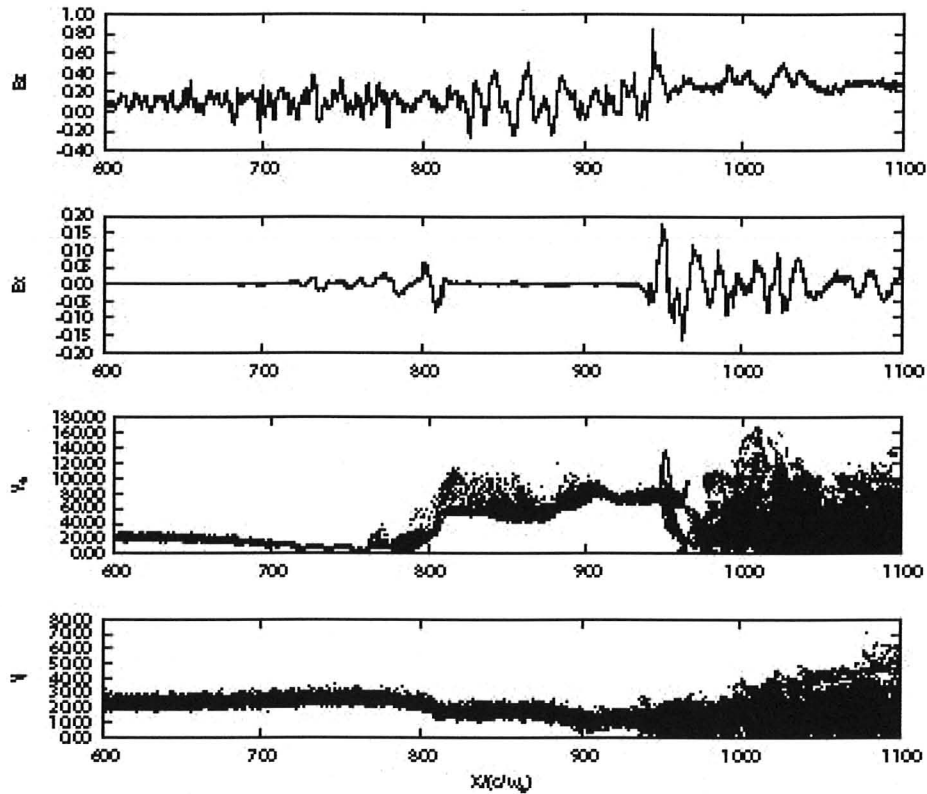


図6 衝撃波領域の構造. 横軸: 空間座標, 縦軸: 上から BZ, EX, 電子, 陽子のローレンツ因子

● 研究成果の公表状況

- 1) S. Zenitani and M. Hoshino, Relativistic Particle Acceleration in a Folded Current Sheet, *Astrophys. J.*, 618, L111-L114 (2005)
- 2) N. Shimada and M. Hoshino, Effect of Strong Thermalization on Shock Dynamical Behavior, *J. Geophys. Res.*, Vol.110, doi:10.1029/2004JA010596 (2005)
- 3) J. Birn, K. Galsgaard, M. Hesse, M. Hoshino, J. Huba, G. Lapenta, P.L. Pritchett, K. Schindler, L. Yin, J. Buchner, T. Neukirch, and E.R. Priest, Forced Magnetic Reconnection, *Geophys. Res. Lett.*, 32, L06105, doi:10.1029/2004GL022058 (2005)
- 4) T. Terasawa, Y. Tanaka, Y. Takei, N. Kawai, A. Yoshida, K.-I. Nomoto, I. Yoshikawa, Y. Saito, Y. Kasaba, T. Takashima, T. Mukai, H. Noda, T. Murakami, K. Watanabe, Y. Muraki, T. Yokoyama and M. Hoshino, Repeated injections of energy in the first 600 ms of the giant flare of SGR 1806-20, *Nature*, 434, 1110-1111, doi: 10.1038/nature03573 (2005)
- 5) S. Imada, M. Hoshino and T. Mukai, Average profiles of energetic and thermal electrons in the magnetotail reconnection region, *Geophys. Res. Lett.*, 32, L09101, doi:10.1029/2005GL022594 (2005)
- 6) S. Zenitani and M. Hoshino, Three-dimensional evolution of a relativistic current sheet: Triggering of magnetic reconnection by the guide field, *Phys. Rev. Lett.* 95, 095001-4(2005)
- 7) M. Hoshino, Electron surfing acceleration in magnetic reconnection, *J. Geophys. Res.*, 110, A10215, doi:10.1029/2005JA011229 (2005)
- 8) T. Takada, K. Seki, M. Hirahara, T. Terasawa, M. Hoshino, and T. Mukai, Two types of PSBL ion beam observed by Geotail: Their relation to low frequency electromagnetic waves and cold ion energization, *Adv. Space Res.*, 36, 1883-1889 (2005)

- 9) W. Baumjohann, A. Matsuoka, K.H. Glassmeier, C.T. Russell, T. Nagai, M. Hoshino, T. Nakagawa, A. Balogh, J.A. Slavin, R. Nakamura, and A. Magnes, The magnetosphere of Mercury and its solar wind environment: Open issues and scientific questions, *Adv. Space Res.*, in press (2006)
- 10) Y. Matsumoto and M. Hoshino, Turbulent mixing and transport of collisionless plasmas across a stratified velocity shear layer, *J. Geophys. Res.*, in press (2006)
- 11) S. Imada, Energetic electron region and its acceleration mechanism in the magnetotail reconnection, 博士論文, 東京大学 (2006)
- 12) Y. Takagi, Shock acceleration with electrostatic potential: Synchronistic system with surfing and Fermi acceleration, 修士論文, 東京大学 (2006)

宇宙空間および磁気圏における大規模プラズマダイナミクスの解明

Elucidation of large-scale plasma dynamics in space and earth's magnetosphere

● 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，助教授，藤本正樹(fujimoto@geo.titech.ac.jp)

研究担当者：東工大，大学院理工学研究科，地球惑星科学専攻，博士 3 年，丹所良二

(rtdokoro@geo.titech.ac.jp)

東工大，大学院理工学研究科，地球惑星科学専攻，修士 1 年，中村佳太

(knakamur@geo.titech.ac.jp)

東工大，大学院理工学研究科，地球惑星科学専攻，修士 2 年，白鷹範子

(norikos@geo.titech.ac.jp)

東工大，大学院理工学研究科，地球惑星科学専攻，博士 2 年，中村琢磨

(takuma@geo.titech.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

宇宙空間は真空ではなく宇宙プラズマで満たされている。宇宙プラズマによって、我々の住む宇宙空間は様々な影響を受けることが知られており、宇宙プラズマの大規模なダイナミクスを理解することは必要なことである。実際に、太陽フレア等の太陽表面で起こる爆発現象やオーロラ現象、さらには原始惑星系円盤内で発生している乱流現象までも宇宙プラズマによって起こる大規模ダイナミクスの結果であると考えられている。宇宙プラズマは電離しており電磁場による影響を大きく受けるため中性流体とは大きく異なる複雑な運動をする。電磁場と流体の相互作用をしながら発展していく複雑な運動を理解するには観測データだけでは不十分なため数値シミュレーションを行うことが要求される。そこで我々は、電磁流体シミュレーションを行い、様々な大規模なプラズマ現象についての研究を行った。特に、

(1) 磁気リコネクションのジェットの構造について、(2) 原始惑星系円盤内縁領域で発生する磁気回性不安定について、(3) 原始星フレアと原始惑星系円盤との相互作用について、の 3 点に注目して研究を行った。(1) では、太陽フレアや地球磁気圏尾部で起こる磁気リコネクションによって加速されたプラズマジェットについて新しい知見や結果を得られた。(2) では、原始惑星系円盤内で発生する磁気系回性不安定が具体的にどのように円盤内のガスや円盤外部に影響を及ぼすかを研究し、磁気回性不安定が流体力学的な渦を円盤内縁で励起させるという新しい結果を得た。また、(3) では円盤外部で発生するフレア現象が円盤内部にどのように影響するかを流体力学的見地で検証し、実際にフレアによる流れが円盤中心部まで影響を及ぼし得るという結果を得た。具体的には以下のような成果が得られた。

● 今年度の研究成果の概要

● リコネクションジェットのダイナミクス (丹所, 中村ら)

今年度の大きな研究目的は 2 つであった。まず、3 次元 MHD シミュレーションによるリコネクションジェットと電流層プラズマとの相互作用によるジェット先端領域の構造変化を調べることで、また電子の慣性効果を考慮した磁気 2 流体シミュレーションによる X-line の構造変化および磁気島の発展を明らかにすること、の 2 つである。

リコネクションジェットの構造変化を研究するために、大規模な 3 次元 MHD シミュレーションを行っ

た。これまでの研究と異なる点は、3次元性、つまり電流方向への自由度を考慮し、またプラズマの分布に擾乱が存在する状況を考えたところである。シミュレーションの結果、リコネクションジェット先端領域では泡状構造が発達し、非常に複雑な構造となることがわかった。これはジェット先端領域とジェット前方に存在する電流層プラズマとの相互作用により、ジェットと電流層プラズマの境界で交換型の不安定が励起されることによるものである。また、泡状構造は擾乱がランダムな状況下でも、コヒーレントな構造となることがわかった。この泡状構造は、最近発見された太陽フレア中での下降流現象とよく似た構造であることがわかった。観測データとシミュレーションデータを詳細に比較したところ、定性的・定量的にこの二つの構造は酷似しており（図1）、下降流現象を解明する鍵はジェット先端領域の構造変化にあるといってもよいだろう。

磁気2流体シミュレーションによって、リコネクションジェットがX-line そのものに与える影響、および磁気島の発展にどう関わっているか、を詳細に調べた。磁気島がX-lineの近くに存在するとき、X-lineからのプラズマのフローによって磁気島は膨張し、磁気島外部でのプラズマのフローパターンを変化させる。このことによって磁気島外部での磁力線の形状が変化し、電流密度の分布が変化することがわかった。この電流密度分布変化は、その瞬間のX-lineの位置よりも少しだけ後ろに偏り、そのためリコネクションが起りやすい位置が変化していくことになる。こうして、X-lineの位置は時間と共に最初の位置からずれていく、つまりX-lineの後退が示された（図2）。

X-lineが後退する、ということはすなわち磁気島自身の膨張を示している。いくつかの磁気島、およびX-lineが存在する状況で磁気島の発展がどうなるか、というのは面白い問題である。初期条件としていくつかのX-lineを与えたとき、初期フェイズではそれぞれのX-lineに挟まれた磁気島が形成される。ところが、時間が経つと共に磁気島は端から融合を始め、最終的に一つの磁気島が形成されることがわかった。また、さらに時間が進むと、最終的に形成された磁気島が膨張し、磁気島の両端に存在するX-lineがそれぞれ後退していくということがわかった。つまり、磁気島は自己膨張的な発展をすることが示された（図3）。この結果は、これまで考えられてきた、X-lineは一つに収束するという描像を覆すものであり、新たな磁気リコネクションの描像を提唱するものである。

(a) Observation



(b) Simulation

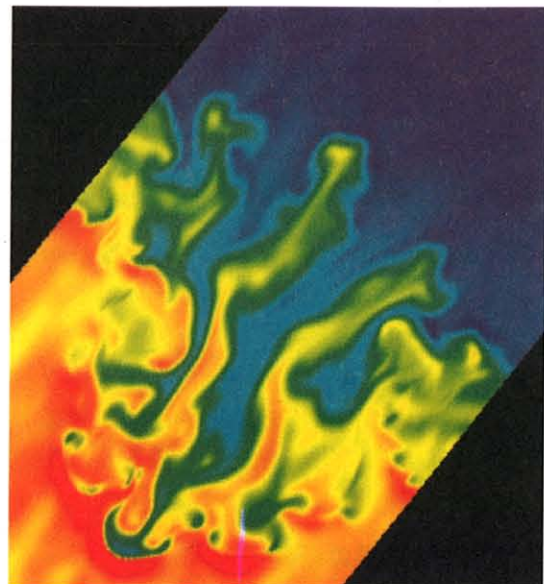


図1. (左) 太陽観測衛星 TRACE によって観測された下降流現象。図の右上、暗く見える引き伸ばされた領域が下降流である。この領域はプラズマの密度が低く、温度が高いと考えられている。(右) シミュレーションから得られたジェット先端の構造。図はプラズマ密度を表している。低密度で引き伸ばされた領域が下降流の構造と一致している。

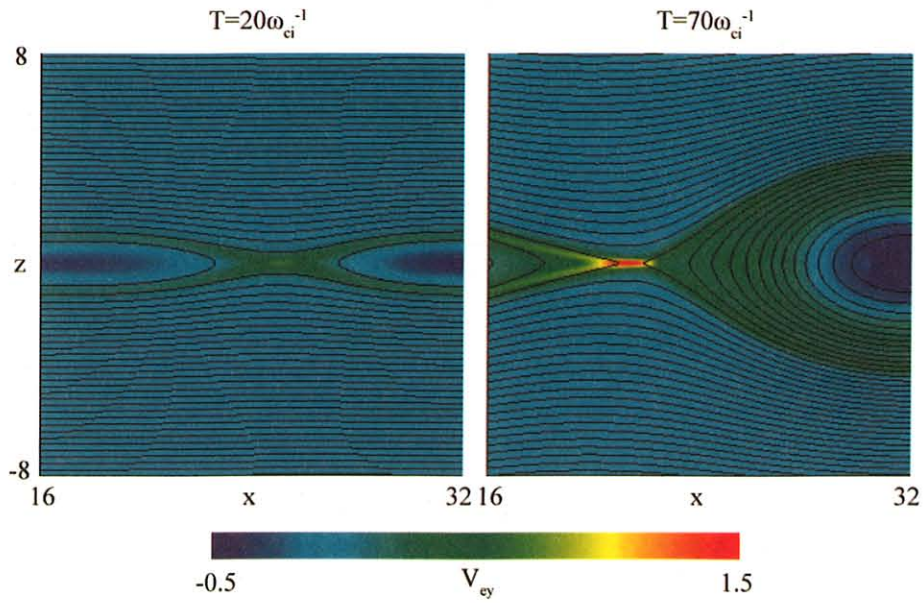


図 2. 磁気 2 流体シミュレーションによる電子の紙面垂直方向のフローと磁力線の構造. 電子が速く流れている領域は電流密度が高い領域である. ここで示したシミュレーションの時間間隔 50 で, X-line は 3.6 だけ移動している.

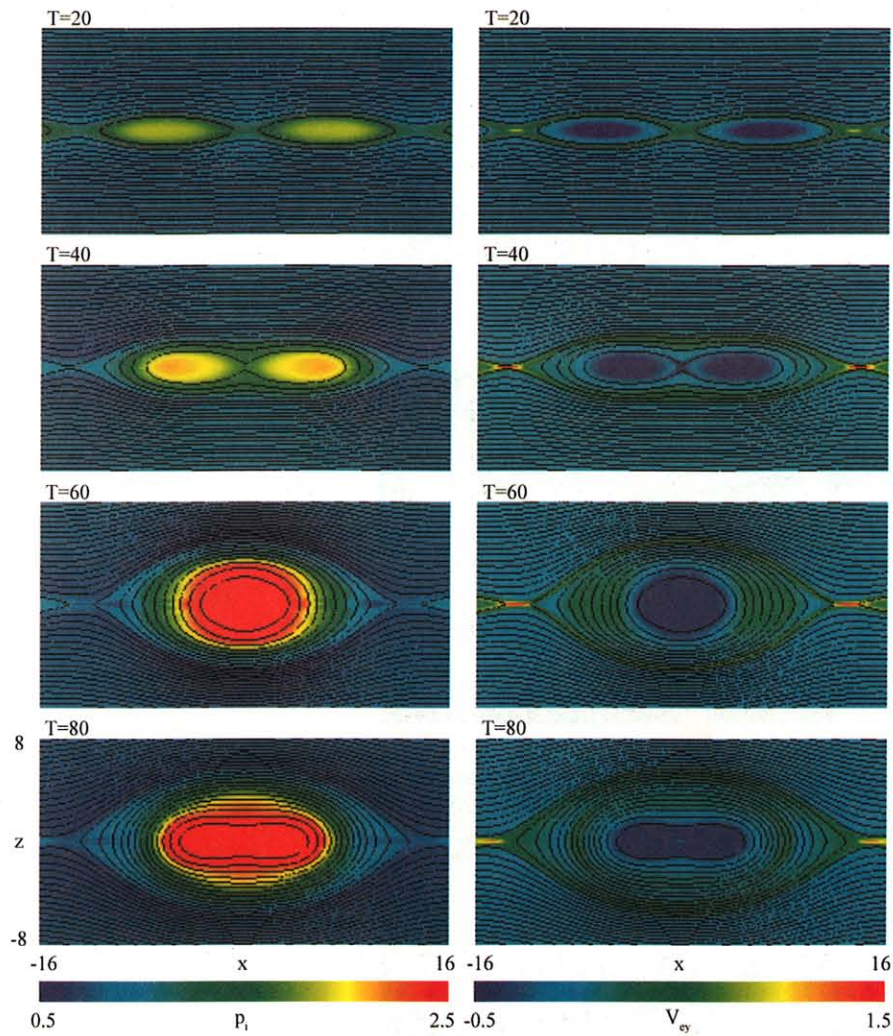


図 3. 初期条件として 3 つの X-line を与えたときの磁気島の発展. 初期フェイズでは 2 つの磁気島が形成される. 2 つの磁気島は互いに融合し, ひとつの磁気島が形成される. 最終的に形成された磁気島は自己膨張的な発展を見せる.

● 原始惑星系円盤内縁領域における磁気回転不安定性の研究 (中村 (佳) ら)

我々は、円盤内縁領域をモデル化 (図 1) した 2 次元MHDシミュレーションを行った結果、磁気回転不安定性の効果により円盤領域は乱されるが、原始星磁気圏領域はその強い磁場により不安定の影響を受けず、その結果、円盤と原始星磁気圏の境界で回転方向速度に急激な勾配が発生することがわかった。これは、円盤内縁領域において Kelvin-Helmholts 不安定が励起する可能性を示唆している。そこで我々は、実際に 3 次元MHDシミュレーションを行い、円盤内縁領域において Kelvin-Helmholts 不安定が発生・成長し、渦構造を形成することを確認した (図 2)。これは、原始惑星系円盤における磁場の重要性を示しているだけでなく、円盤内縁領域は非常にダイナミックな現象を伴っており、その現象が惑星系形成論に影響を与える可能性も示唆している。実際、円盤内縁の位置が激しくゆらぐことに対応した固体惑星成分の酸素同位体比のゆらぎながらの変動が隕石の観測結果から直接示唆されており (Yurimoto&Kuramoto,2004 ; Itoh&Yurimoto,2003) , 本研究はこれを理論的に裏付けるものである。

また、このシミュレーションでは円盤内における低電離領域であるデッドゾーンを、計算領域に電気抵抗を加えることにより再現している。その結果、十分電離している領域で発生した磁気回転不安定性によるフローが、その先端に Kelvin-Helmholtz 不安定を伴いながらデッドゾーンに侵入し、デッドゾーンに影響を与えていることがわかった。これは、これまでデッドゾーンに影響を与えることができないと考えられていた磁気回転不安定性が、フローという形でデッドゾーンに影響を与えることができる可能性を示唆する重要な結果であり、今後さらに詳しい解析を行う予定である。

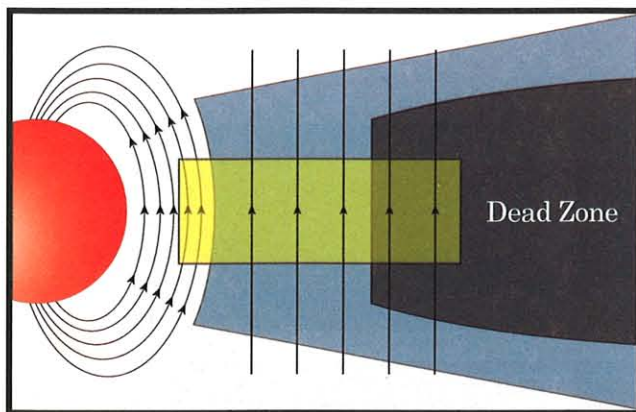


図 1. 円盤内縁領域のモデル
原始星磁気圏と円盤との境界領域.
黄色い領域は本研究における計算領域を表す.

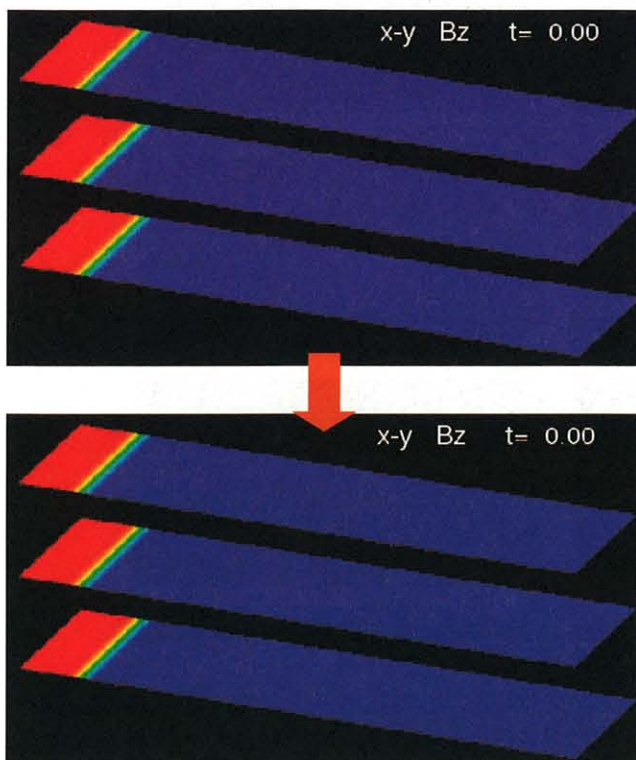


図 2. 計算結果
図は、計算領域を $x-y$ 面で切ったもの。
(x : 動径方向, y : 回転方向)
カラーコンターは磁場の垂直方向成分を表している。

初期状態 (上図) で、赤色領域が原始星磁気圏、青色領域が円盤領域を表している。
時間が経過すると (下図)、境界領域で Kelvin-Helmholtz 不安定が成長し、渦構造が形成されているのがわかる。

● 原始星フレアが原始惑星系円盤に与える影響（白鷹ら）

前主系列星の表面で発生するフレアが原始惑星系円盤にどのように影響するかについて、CIP法を用いて検証を行なった。簡単のため磁場は考慮していない。中心星の重力を考慮し、星と共に回る座標系に乗る。結果、フレア由来の衝撃波が円盤上下を通過すると、円盤表層の軽い領域が巻き上がると共に、円盤内部が圧縮・膨張を繰り返すことがわかった。フレアが円盤表層に与える影響についての研究は報告されているが、円盤内部に与える影響については殆ど研究されておらず、円盤内部が圧縮・膨張されることは新たな発見であるといえる。ケプラー回転程度の短いタイムスケールで円盤内部は圧縮・膨張する。即ち、円盤内部は激しく乱されていると言える。コロナの圧力を、磁気圧とガス圧の和とみなすことで簡単に磁場を考慮すると、本研究の設定は、プラズマベータを0.1とすると、星表面で43kGの磁場があり、フレアによる流れが $MA=2$ という設定とみなすことができる。本研究の結果から、星表面の磁場が数十kGを越えるとき、フレアによって発生した衝撃波の通過により、円盤内部が激しく乱されることが判った。こうした磁場の下ではフレアの影響を考慮する必要があるといえる。ここで、前主系列星表面での磁場の観測値は数kGであり、本研究の設定とは一桁の違いがあるが、数十kGという見積もりは林モデルに基づいており、星近傍における円盤の密度が林モデルよりも小さければ、更に小さい磁場であっても、円盤内部は激しく乱されるといえることを補足しておく。

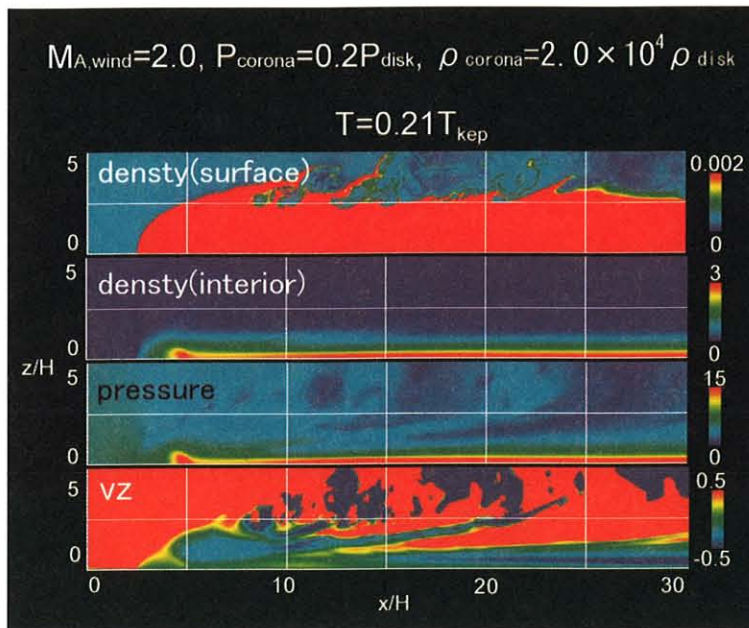


図 $T=0.21T_{\text{kep}}$ における各物理量のカラーコンター

1段目が表層を分解している密度、2段目が円盤内部を分解している密度、3段目が圧力、4段目が z 方向の速度である。フレアから発生する流れの速さは $MA=2.0$ 、コロナの圧力は円盤中心面の圧力の0.2倍と設定した。表層の軽い領域が激しく巻き上がっている様子が1段目の図より判る。対して、下3段の図より、円盤内部が圧縮・膨張されていることが判る。 T_{kep} とはケプラー回転時間を表している。

● 研究成果の公表状況

- 1) TanDokoro, R. and Fujimoto, M. (2005), Three-dimensional MHD simulation study of the structure at the leading part of a reconnection jet, Geophys. Res. Lett., 32, L23102. 学術論文
- 2) Tandokoro, Ryoji, Nakamura, Takuma and Fujimoto, Masaki, Two-fluid Hall-MHD simulation studies of the movement of X-point, 地球電磁気・地球惑星圏学会第118回総会・講演会, 京都, 9月28日-10月1日, 2005年, 口頭発表
- 3) 中村佳太, 丹所良二, 藤本正樹, CIP-MOCCT法を用いた降着円盤における磁気回転不安定性シミュレーション, 地球電磁気・地球惑星圏学会第118回総会・講演会, 京都, 9月28日-10月1日, 2005年.国際学会, 口頭発表
- 4) Tandokoro, R. and Fujimoto, M., Three-dimensional MHD simulation study of the structure of the leading part of a reconnection jet, 10th Scientific Assembly of the International Association of Geomagnetism and Aeronomy (IAGA), Toulouse, France, July 18-29, 2005, 口頭発表
- 5) Fujimoto, M. and Tandokoro, R., Two-fluid simulations of the X-line retreat process, AGU Fall Meeting, San Francisco, USA, December 5-9, 2005, 口頭発表

- 6) K.T.A. Nakamura, 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, AGU Fall Meeting, San Francisco, USA, December 5-9, 2005, ポスター発表
- 7) 丹所良二, Dynamics of a reconnection jet and structural modification in the reconnection process, 博士論文
- 8) 白鷹範子, Dynamics of a protoplanetary disk under the effects of a shock wave produced by a stellar flare, 修士論文

大規模粒子計算を用いたより現実的な高速磁気リコネクショントリガー問題に対する研究

Quick magnetic reconnection triggering in more realistic situation by full-particle simulations

● 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，助教授，藤本正樹(fujimoto@geo.titech.ac.jp)

研究担当者：田中健太郎（研究支援者）(tkentaro@geo.titech.ac.jp)

 薮島宏治（修士課程 2 年）(haijima@geo.titech.ac.jp)

 早川 剛（修士課程 1 年）(thayakawa@geo.titech.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

我々の研究グループでは，高速磁気リコネクショントリガーが初期の電流層構造にどのような依存性を持つかを調査するために，幾つかの初期状態を考慮し大規模な粒子シミュレーションを用いて系統的なパラメータサーベイを行った。

1. 自発的高速磁気リコネクショントリガーの，初期電流層厚さ及びガイド磁場強度に対する依存性を調査した．同時に，高速磁気リコネクションをトリガーするためには空間的自由度（空間 3 次元性）が重要であることを示すために，3 次元シミュレーションと合わせ，2 次元シミュレーションを行った．（田中）
2. より現実的な磁気リコネクションの現場を再現するために，プラズマ密度の空間的非対称性を初期分布に与えるコードの開発に着手した．（田中）
3. 電流層中の初期分布に温度非等方性 $T_{\text{perp}}/T_{\text{para}} > 1$ (T_{perp} , T_{para} : 磁場に対して垂直方向，平行方向の温度)を与えると，どのように系が変化するかを調べる．計算は全て 2 次元粒子コードを使っている．（薮島）
4. 磁気リコネクションの基本的な現象であるテアリング不安定性と磁気島の融合過程（coalescence）での空間構造の特徴とその原因を調査した．（早川）

● 今年度の研究成果の概要

（田中）

1. 自発的高速磁気リコネクション(QMRT)は初期電流層半値厚さ(D)がイオン慣性長(λ_i)の分厚い電流層に於いても発生することが明らかになった．空間 3 次元性を許すことによって生じる低域混成ドリフト不安定性(LHDI)と，磁気リコネクションの直接的要因であるテアリング不安定性(TI)とのカップリングによって QMRT が達成される．しかし，その発生要因は $D < 0.75\lambda_i$ と $D = \lambda_i$ では大きく異なる． $D < 0.75\lambda_i$ では，LHDI による電流層中心での強い電流強化により QMRT が達成される(Type-I QMRT)．一方で， $D = \lambda_i$ では電流層中心で生じる電子温度非等方性によって QMRT が達成される(Type-II QMRT)．しかし，ガイド磁場が存在する状況では QMRT そのものが抑制させる(Type-S QMRT)パラメータがある事を発見し，ガイド磁場存在下で Type-I QMRT を実現するためには，ガイド磁場が無い場合に比べてより薄い電流層で無ければならぬことを証明した．LHDI の発生を許すような 2 次元シミュレーションにおいても，LHDI と電流層中心での電流強化の様子を系統的に

ような2次元シミュレーションにおいても、LHDIと電流層中心での電流強化の様子を系統的に調査することで、3次元シミュレーションと同じ結果を得ることが出来た。このことは、2次元LHDIシミュレーションで生じる現象が3次元シミュレーションの結果をうまく説明できることを示したものである。

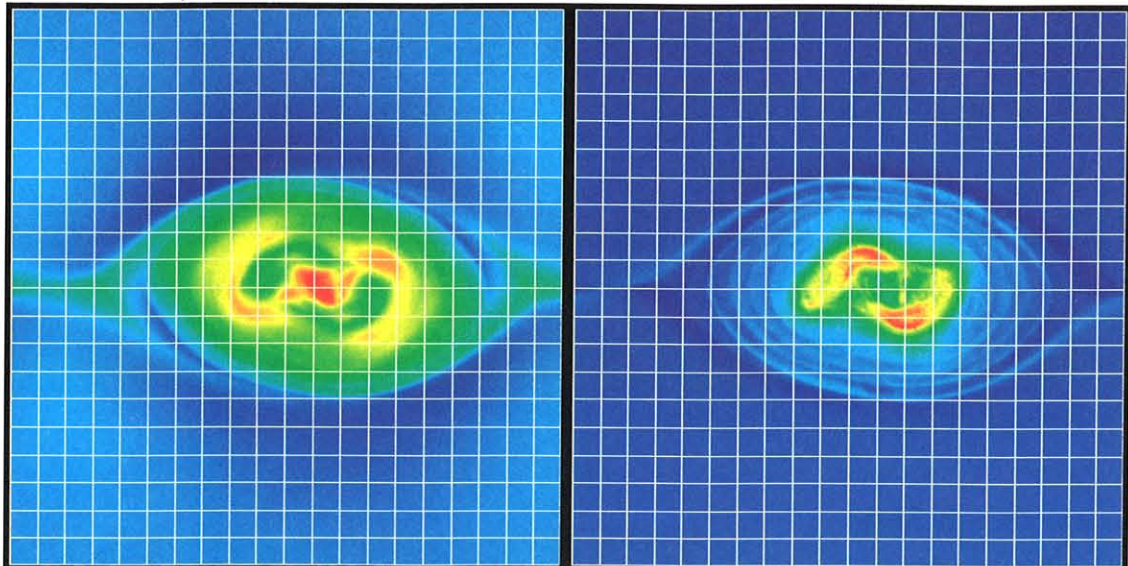
- 地球磁気圏前面の磁気圏境界面（電流層）を挟んで、外部と内部で大きなプラズマ密度の差があることが知られている。これまでのシミュレーションでは電流層を挟んで対称的な初期プラズマ密度を与えていたが、より現実的なシミュレーションを行うために、プラズマ密度の空間的非対称性を与えるコードを開発している。現在、1次元テスト計算と平行して2次元テアリングシミュレーションを行っている。2次元の予備計算の結果、Hall磁場の非対称性が鮮明に現れており、初期密度非対称分布からの予想とコンシステントな結果が得られている。今後、さらにテスト計算を進め、開発中のコードの信頼性を高める予定である。

(藪島)

- 温度非等方性は磁気リコネクションの成長率を大きくし、磁気島形成をより活発にすることが明らかになった。加えて、システムサイズを大きくすることによって、さらに磁気リコネクション活発になることもわかった。また、イオン温度非等方性と電子温度非等方性では、温度非等方性の方がイオン温度非等方性よりも磁気リコネクションの成長率を大きくするという違いがあることも発見した。

(早川)

- 同じ規模の磁気島でも、融合過程を経たか否かでその内部の空間構造が大きく異なることが明らかになった。その原因は、融合過程に先立って起こるテアリング不安定性にまで遡れる。これまでの研究結果を踏まえ今後は、磁気島融合過程のガイド磁場強度依存性を調査する予定である。



図：ガイド磁場存在下における磁気島融合。左はBy,GSMのカラーコンター、右は電子のプラズマ数密度。融合後の磁気島内の密度分布に不均一構造が見られ、ガイド磁場の強いところで低密度になっている（磁気島中心）。磁気島が融合するジェット先端で起こる電子スケールダイナミクスを考慮する事で得られた結果であり、SX-6を用いた大規模粒子計算によって初めて観測された様相である。この計算結果は実際の衛星観測結果とも良い一致を示している。

● 研究成果の公表状況

- 1) Tanaka, K. G., I. Shinohara, and M. Fujimoto, Quick magnetic reconnection triggering in an ion-scale current sheet: Transition from Type-I to Type-II, Geophys. Res. Lett., 32, CiteID L17106 (2005), 論文発表

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 4

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)

研究担当者：名古屋大学附属太陽地球環境研究所，助教授，関華奈子(seki@stelab.nagoya-u.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 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，IMF 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，その輸送プロセスについて研究を行った．

● 今年度の研究成果の概要

2次元平面内での KH 不安定の非線形発展が MHD，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 MHD 発展については未知の領域である．しかし，その3次元性の特徴は中性流体実験，シミュレーションによって示され，3次元性による2次の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，低緯度磁気圏境界面のモデル化を目的として3次元 MHD コードの開発を行い，その2次の不安定の成長と磁場の果たす役割について研究を行った．そのために我々は新たに移流方程式を精度良く解くことで知られる，CIP 法をベースとした MHD-CIP コードを開発した，CIP 法では方程式を移流フェーズと非移流フェーズに分ける時間分離解法を用いるが，非移流フェーズの時間発展に Adams-Moulton predictor-corrector 法を用いることによって磁場の発展も含めて統一的に CIP 法で MHD 方程式を解くことに成功した．

MHD-CIP コードを用いて，3次元非線形発展を調べた．初期状態は， $V_z(y) = -V_0/2 \cdot \tanh(y/\lambda)$ ， $B=(0,0,B_0)$ ， $n=n_0$ 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，磁場強度に対する非線形発展の違いを調べるため，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．その結果，どの計算結果においても磁力線方向に2次の不安定性が成長し，2次元計算では見られない新たな描像が得られた．

図 1 は $\beta=0.1 \sim 100.0$ まで変化させた場合のそれぞれの非線形段階でのスナップショットである．図中の等高線は圧力の等高線を表し，等高線に垂直の短い線は勾配方向を示す．X-Y 平面を貫く線は磁力線を表す．また，その場での磁場強度を白—橙—黒の色の変化で表した．圧力の極小値 ($x=12\lambda$, $y=0$) 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ることがわかる. また, $\beta=100$ の計算結果では渦より小さいスケールの構造が生まれている. これは中性流体で得られている描像に近い. 一方, $\beta=0.1$ のケースでは同様に渦周辺において磁力線方向の構造が生まれるが, そのスケールは KH モードの約 4 倍といった, 長波長モードが卓越することがわかった. つまり, β の大きさによって卓越するモードの波長が違ってくる. これは, 磁場が強いほど磁気張力による安定化の効果が大きくなるため, 強磁場の下では長波長モードしか成長できないと理解できる. しかし, いずれの結果においても KH 不安定の非線形発展は強い 3 次元性を持つことが明らかになった.

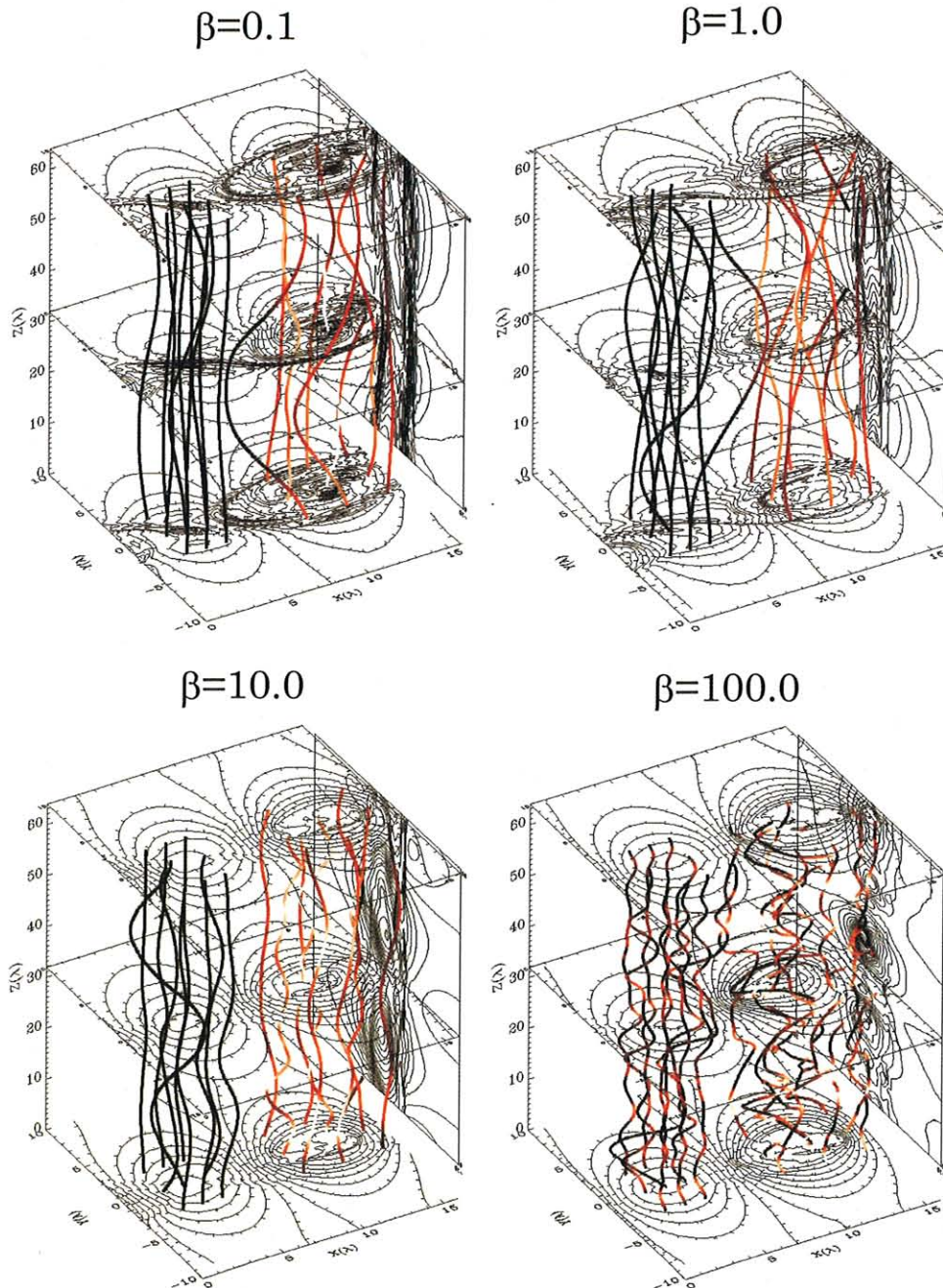


図 1. Three-dimensional visualization of the magnetic field for various plasma β conditions. The contour lines show the pressure profile and the color-coded vertical lines show the magnetic field. The color variation represents the magnetic field strength.

シミュレーションで示された二次的な不安定性について理解するため, その成長源と思われる渦構造自体の安定性について解析を行った. そこで, 渦構造を図 2 に示すような 1 次元軸対称構造と仮定し, 円

柱座標系での MHD 線形解析を行った。平衡状態としては MHD シミュレーション結果との比較から

$$P(r) = P_0 \left(1 - A / \cosh^2(r/L)\right)$$

$$B_z(r) = \sqrt{P(r) / \beta}$$

$$n(r) = P(r)^{1/\Gamma}$$

$$n(r) \frac{V_\phi(r)^2}{r} = \frac{1}{2n} \frac{\partial}{\partial r} (P(r) + B_z(r)^2)$$

の形で与え、 $A=0.3$ とした。線形解析の結果、 β によらず渦周辺 ($r=L$) は不安定であることが明らかになった。 $r=L$ での磁力線方向 (k_z) のモードに対する線形成長率を図 3 に示す。図より、最大成長率を持つモードの波長は、 β が大きいほど短くなることが明らかになった。これはシミュレーションによって予測されていた結果と矛盾しないものとなった。また、 $r=L$ での回転周期で規格化した線形成長率は β に強く依存しないものの、強磁場であるほど成長率が高いことを示しており、予想外の結果となった。この物理的解釈については今後の課題としたい。

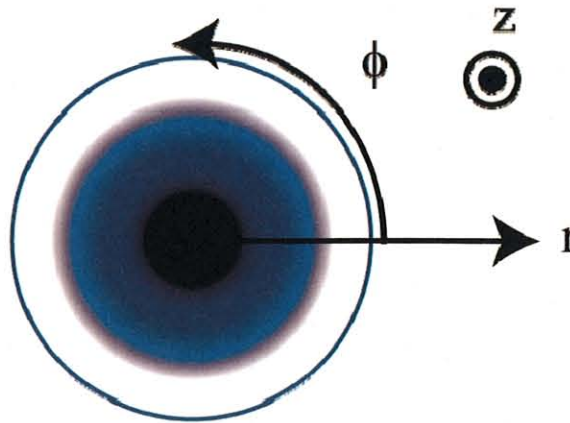


図 2. Schematic explanation of the axisymmetric vortex model

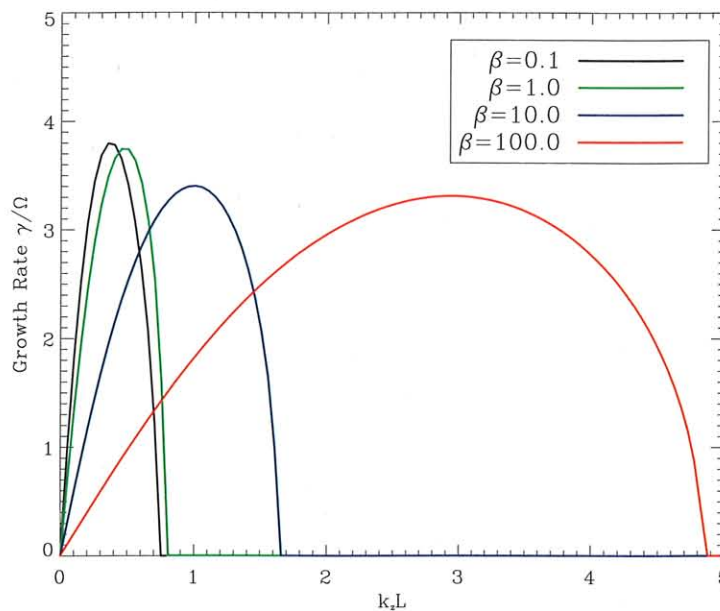


図 1. Growth rate for various β as a function of the wave number. The growth rate is normalized by the rotation period at $r=L$.

● 研究成果の公表状況

- 1) Yosuke Matsumoto, Kanako Seki and Masahiro Hoshino "Turbulent Mixing and Transport of the Solar Wind Plasma by Kelvin-Helmholtz Instability", EARTH-SUN SYSTEM EXPLORATION: ENERGY TRANSFER, Kona, Hawaii, USA, Jan 16 - Jan 20, 2006 (口頭)
- 2) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki "Three-dimensional nonlinear evolution of the Kelvin-Helmholtz instability as an energy transport mechanism from the solar wind to the ionosphere", AGU Fall Meeting, San Francisco, USA, Dec 5 - Dec 9, 2005 (ポスター)
- 3) 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: KH渦の3次元構造安定性について」, 日本地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, 京都, 2005年9月28日-10月1日 (口頭)
- 4) Yosuke Matsumoto, "Full particle simulation of the turbulent plasma mixing and transport by Kelvin-Helmholtz instability", EOS Workshop, Inuyama, Japan, Sep 15-16, 2005 (招待公演)
- 5) Yosuke Matsumoto, "Turbulent Transport of the Solar Wind Plasma by Kelvin-Helmholtz Instability", Korea-Japan Workshop 2005, Mungyeong, Korea, Aug 23, 2005 (口頭)
- 6) Yosuke Matsumoto and Masahiro Hoshino, "Turbulent Transport of the Solar Wind Plasma: Full Particle Simulation Study of the Kelvin-Helmholtz Instability", AOGS Annual Meeting 2005, Suntec Singapore, Singapore, Jun 20-24, 2005 (口頭)
- 7) 松本洋介, 関華奈子, 「MHD-CIPコードの開発とケルビン・ヘルムホルツ不安定の3次元乱流発展」, 地球惑星関連学会2005年合同大会, 幕張, 2005年5月 (ポスター)
- 8) Yosuke Matsumoto and Masahiro Hoshino, "Turbulent Mixing and Transport of collision-less plasmas across a stratified velocity shear layer", *J. Geophys. Res.*, *in press*.

衝撃波加速における初期加速機構問題の研究

On the injection problem of diffusive shock acceleration

● 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：地球シミュレーターセンター， 研究員， 杉山 徹

● 利用期間

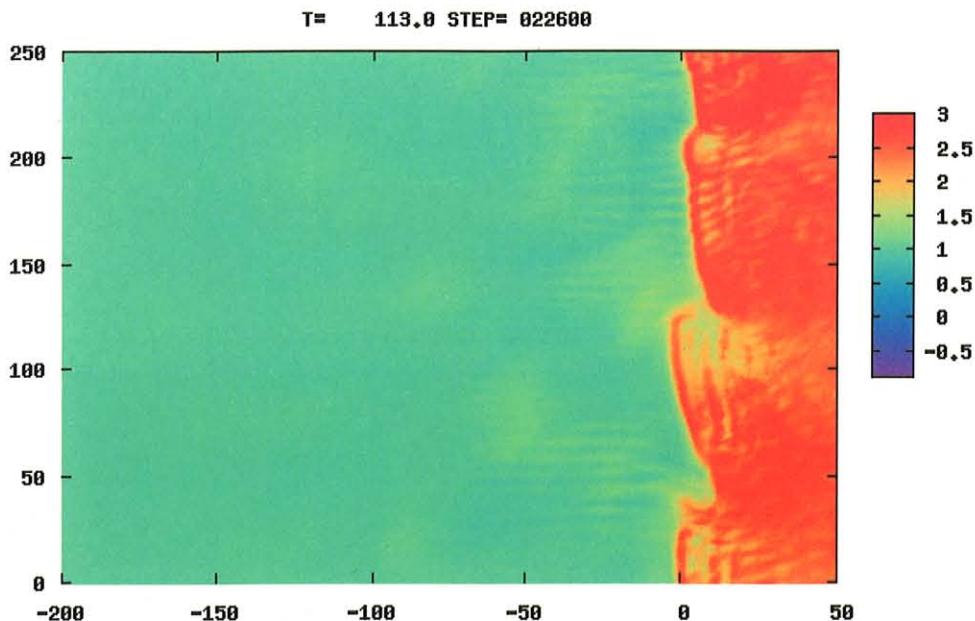
平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

Diffusive Shock Acceleration Process により，プラズマが衝撃波近傍において加速されていることは，よく知られているが，その加速サイクルに入るために，粒子はあらかじめ熱速度以上に加速されていなければならない。その初期加速機構問題 (Injection Problem) を明らかにすることを目的としてシミュレーションを行った。

● 今年度の研究成果の概要

2次元 HYBRID コードを用いたシミュレーションを行う。被加速粒子の密度は，熱的粒子に比べて密度が小さい。その低密度の粒子速度分布を滑らかに表現するため，1grid 当たりの粒子数を多くする必要があった。2次元の計算で，2,000 個の超粒子を使用した。これで，1%以下の被加速粒子の分布も表現可能となる。X 軸 (図の横軸) の右端に壁を置き，左端から超音速のプラズマを定常に流し込む。Y 軸 (図の縦軸) 方向は，周囲境界条件とする。



図に時間 $T=113$ [Ω_i] での計算の結果を示す。色で，密度の大きさを表す (初期の上流での密度で規格化されている)。初期の衝撃波角度が 50 度であるが，時間の経過と共に衝撃波面 ($X \sim 0$ 付近) が，Y 軸方向に波打つ様子が表現されている。2次元構造が確認された。この波打ち現象により，衝撃波の法線方向が，非一様になることが分かる。そのため，初期に準垂直衝撃波の磁場配位であったにもかかわらず

らず、準平行衝撃波の磁場配位となる場所が現れてくる。これが、Injection 問題を解く1つの鍵となる。なぜなら、すでに、準平行衝撃波では、粒子が上流に打ち出されることが示されているためである。さらに、初期の衝撃波角度よりも大きくなって、より準垂直衝撃波の磁場配位になっている場所も見られる。そこでは、準垂直衝撃波に特有の、粒子加速現象が生じる可能性があるため、今後の解析を行う予定である。

● 研究成果の公表状況

- 1) Sugiyama, T., Fujimoto, M., and Matsumoto, H., "Energy Spectra of Energetic Ions Around Quasi-Parallel Shocks", Geophysical Monograph, 156, 87-95, 論文発表
- 2) Sugiyama, T., Fujimoto, M., "Ion reflection at quasi-perpendicular shocks: 2D simulations" 2005 Joint Meeting for earth and planetary science, 2005, 口頭発表

MHD ダイナモシミュレーションによる地球惑星磁場発生機構の研究

Study of the generation process of the Earth and planetary magnetic fields through MHD dynamo simulation

● 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：宇宙航空研究開発機構，宇宙科学研究本部，宇宙プラズマ研究系，
学術振興会特別研究員(PD)，高橋 太(futoshi@stp.isas.jaxa.jp)

● 利用期間

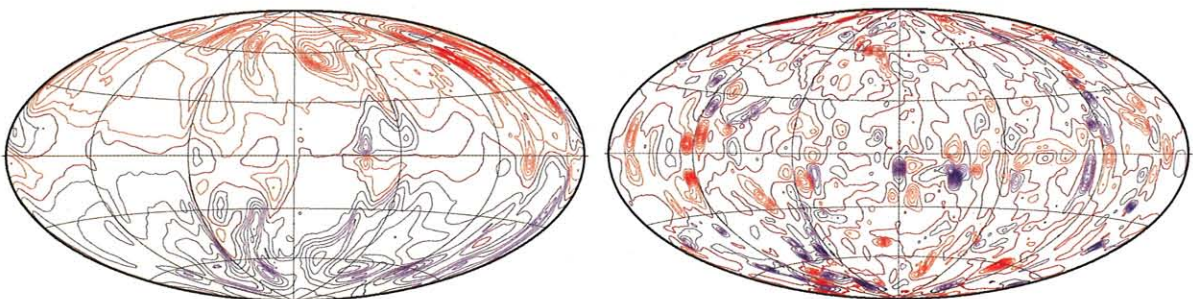
平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

地球をはじめとして太陽系内の多くの惑星が持つ固有磁場の起源は惑星深部の核で起きているダイナモ作用であると考えられている。ダイナモ作用は電磁流体である外核が磁場中で対流を起こすことで生じる電磁誘導により磁場を生成・維持するプロセスであり，基本的に非定常・非線形である。その物理過程の詳細を三次元 MHD シミュレーションによって調べ，地球・惑星の核内での対流構造，磁場の発生機構及びその永年変化のダイナミクスを明らかにすることが本研究の目的である。

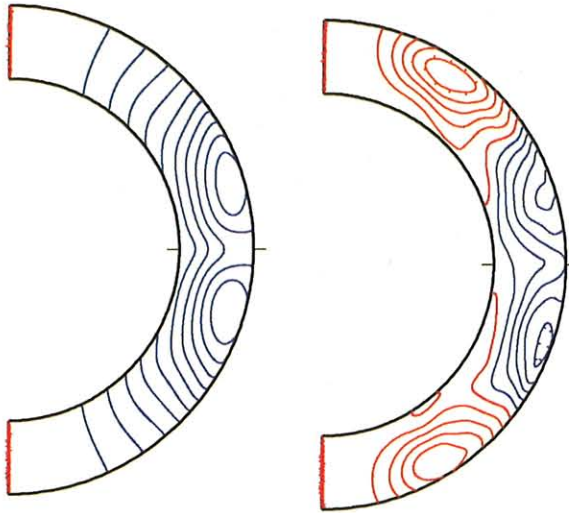
● 今年度の研究成果の概要

- ① ダイナモ作用を駆動する熱対流の激しさを表すパラメータであるレイリー数に対する依存性を調べた。その結果，三種類の解の存在が確認できた。それらの解は磁場生成プロセス及び力のバランスにおいて大きな違いが存在し，特に高レイリー数に対応する解では非効率的な磁場生成が起きることで磁気エネルギーの減少を招くことが分かった。また，磁場及び対流の実効的散逸スケールによって解の特徴付けが可能であるという示唆が得られた。



低レイリー数（左）と高レイリー数（右）でのコア-マントル境界での磁場の動径成分の分布。
赤は正值，青は負値を表す。

- ② 水星が持つ固有磁場の起源を調べるために，水星モデルに対して MHD ダイナモシミュレーションを行った。その結果，水星磁場が水星核内でのダイナモ作用によって生じている場合には非双極子成分が卓越する複雑な形態になる可能性があるという示唆が得られた。



子後面内における外核内の磁力線の軸対称成分の様子. 双極子型磁場 (左) と非双極子型磁場 (右). 青が時計回りの磁力線, 赤が反時計回りの磁力線を表す.

● 研究成果の公表状況

- 1) Futoshi Takahashi, Masaki Matsushima. Dynamo action in a rotating spherical shell at high Rayleigh numbers. *Phys. Fluids*, 17, 076601, 2005, 論文発表
- 2) Futoshi Takahashi, Masaki Matsushima. Dipolar and non-dipolar dynamos in a thin shell geometry with implications for the magnetic field of Mercury. Submitted to *Geophys. Res. Lett.*, 論文発表
- 3) Futoshi Takahashi, Simulation of Mercury dynamo AOGS 2005 second annual meeting, June 2005, Singapore., 口頭発表
- 4) Futoshi Takahashi, Masaki Matsushima, Yoshimori Honkura Numerical study of dynamo action at low Ekman numbers in rotating spherical shells AGU Fall Meeting. December 2005, San Francisco, USA., ポスター発表
- 5) 高橋 太, Scale disparity between the velocity and magnetic fields in low Ekman number dynamo models, 地球惑星科学関連学会 2005 年合同大会, 2005 年 5 月, 幕張メッセ, 口頭発表

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7

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

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

今までマクロな流体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、その散逸機構、即ち高温・高エネルギー粒子が生成される様子を具体的な形で表現・解析・理解する。

● 今年度の研究成果の概要

- 宇宙空間プラズマ衝撃波は、波面における反射イオンが有意に存在する場合定常伝播せず、波面（遷移層）の形状をほぼイオンジャイロ周期の時間スケールで周期的に変化させながら伝播することが知られている（shock reformation）。今までの一点観測によるデータで shock reformation を調べることは難しかったが、衝撃波遷移層中における、電場生成の理論的モデルと、GEOTAIL による観測データとスパコンによるシミュレーションによる計算結果を組み合わせることで、shock reformation 過程が観測的に確認される見通しがついた（京大・花山天文台研究員の岡光夫氏の詳細な観測解析による）。今、GEOTAIL の電場観測に合わせる為に時間分解能を上げて計算しているところである。
- 超新星残骸に伴うような $Ma \sim 100$ 程度の強い衝撃波において、大振幅静電場のみならず大振幅磁場構造が発展することが分かり、今年度は、その場の中での粒子軌道を追うことで電子のエネルギーダイナミクスを調べた。衝撃波遷移層という小さな領域で、それら局所的な磁場、電場構造にトラップ、反射されることにより、今まで広い領域で考えられていた Fermi-like acceleration のプロセスが確認できた。

● 研究成果の公表状況

- 1) R. Kataoka, S. Watari, N. Shimada, H. Shimazu, and K. Marubasi Downstream structures of interplanetary fast shocks associated with coronal mass ejections GRL Vol.32 L12103, 2005, 論文発表
- 2) CAWSES 宇宙天気国際シンポジウム @日本未来科学館 (4/5), N. Shimada : Energetic particle generation and propagation around CMEs, 口頭発表
- 3) 地球惑星科学関連学会 合同大会 @幕張国際会議場 (5/22), 島田延枝, 「内部太陽圏のトピック : BepiColombo への期待」, 島田延枝, 星野真弘, 「高マッハ数衝撃波面に見られる大振幅磁場構」, 口頭発表
- 4) SGEPS 118 回総会・講演会 @京都大学百周年時計台記念館 (9/29), 島田延枝, 星野真弘, 「高マッハ数衝撃波の構造 : 各物理量の変化とそのスケール」, 口頭発表

磁気島の合体によるテアリング不安定性の MHD スケール構造への発展

Evolution of tearing magnetic islands to MHD scale structure via island coalescence

● 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：JAXA 宇宙科学研究本部，宇宙科学情報解析センター，篠原 育(iku@stp.isas.jaxa.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

我々はこれまで、3次元大規模粒子シミュレーションの結果から、3次元効果を考慮すると2次元の理論の予想よりはるかに速い時間スケールで、磁気リコネクションがトリガーされることを明らかにした。この急速なトリガーの過程では、磁気リコネクションの散逸機構において異なる時空間スケールを持つプラズマ不安定が、スケールの違いを乗り越えて結合することが本質であった。しかし、これまで明らかになったことは、最小の磁気島が発達するまでのプロセスにすぎず、真に MHD スケールまでどのように発展するか/どのようにスケール間が結合しているかは依然不明である。我々のグループでは、大規模粒子シミュレーションを行うことによって、小スケールの磁気島が如何に MHD スケールの磁気リコネクションへ発達する過程を明らかにすることを目指している。

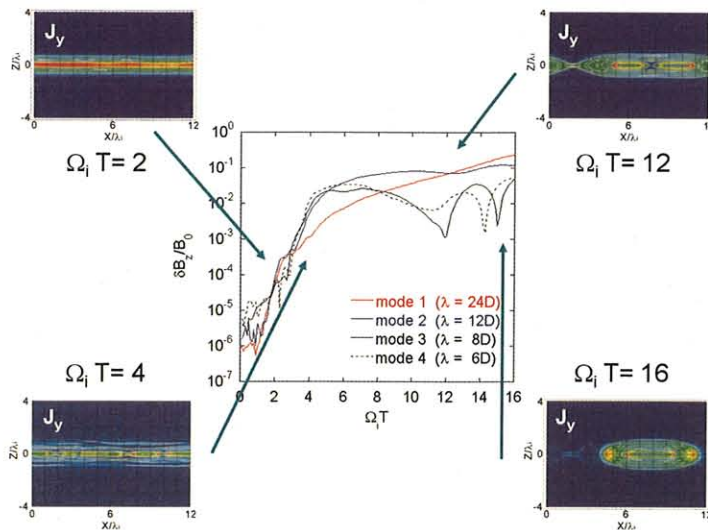


図1 テアリング不安定の時間発展と磁気島の合体

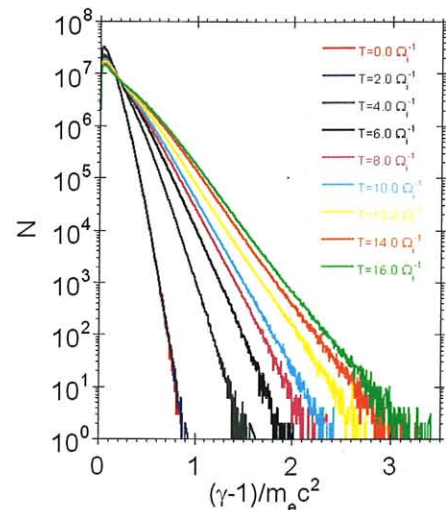


図2 磁気島の合体時の電子エネルギースペクトルの時間変化

● 今年度の研究成果の概要

今年度はこれまでの研究結果に明らかになっていた高速なテアリング不安定性の成長が可能となる3次元計算を拡張して、テアリング不安定の線形最大成長率をもつ波長の2倍のシステムサイズをもつ系での計算を行った。その結果、最初に成長する2つの磁気島が合体する際に、以下に述べるようにいくつかの面白い現象が発生することが明らかになった。

- 1) 2つの磁気島の合体は早い時間スケールでおこり、およそ、最初の磁気島の成長が飽和する時間の2倍程度の時間で合体が完了する。(図1)

- 2) 2つの磁気島の合体時には、合体後に O-line を形成する領域で再リコネクションが生じる。この時、磁気島内部の電流パターンは非常に強くなり、通常 X-line 周辺に現れる磁場の四重極構造とは逆センスの磁場が生じる。
- 3) 強い電子加速が発生する。(図 2) 磁気島の合体が飽和した後に磁気島内部に蓄えられた電子のエネルギー総量は、同じサイズの磁気島を磁気島同士の合体を経ずに形成した場合に比べてかなり多いことがわかった。この結果は、磁気島の合体に伴う電子加速の効率が高いことを期待させる。

● 研究成果の公表状況

- 1) I. Shinohara, K. G. Tanaka, and M. Fujimoto, Quick triggering of magnetic reconnection in magnetotail, Space Sci. Rev. in press, 2006. , 論文発表
- 2) K. G. Tanaka, I. Shinohara, and M. Fujimoto, Quick magnetic reconnection triggering in an ion-scale current sheet: Transition from Type-I to Type-II, Geophys. Res. Lett. 32, CiteID L17106, 2005. , 論文発表
- 3) I. Shinohara, K. G. Tanaka, and M. Fujimoto, Quick reconnection triggering in bifurcated current sheet 1., 2005 EGU general assembly 2005 (solicited) , 口頭発表
- 4) K. G. Tanaka, I. Shinohara, and M. Fujimoto, Quick reconnection triggering in bifurcated current sheet 2., 2005 EGU general assembly 2005, 口頭発表
- 5) I. Shinohara, K. G. Tanaka, and M. Fujimoto, Quick triggering of magnetic reconnection in magnetotail, WSEF 2005 (solicited) , 口頭発表
- 6) I. Shinohara, K. G. Tanaka, and M. Fujimoto, Magnetic reconnection triggering processes in the thin current sheet, IAGA 2005 (solicited) , 口頭発表
- 7) I. Shinohara, K. G. Tanaka, and M. Fujimoto, Role of LHD instabilities in reconnection: application to the tail, URSI 2005 (solicited) , 口頭発表
- 8) I. Shinohara, K. G. Tanaka, and M. Fujimoto, Two steps triggering of magnetic reconnection in a bifurcated current sheet, 2005 AGU Fall Meeting, 口頭発表
- 9) I. Shinohara, K. G. Tanaka, and M. Fujimoto, Varieties of Quick Magnetic Reconnection Triggering processes via Lower-Hybrid-Drift Instability, Harry Petschek Symposium on Magnetic Reconnection 2006 (solicited) , 口頭発表
- 10) 篠原 育, 田中健太郎, 藤本正樹, Quick reconnection triggering in a bifurcated current sheet, 地球惑星科学関連学会 2005 年合同大会, 口頭発表
- 11) 篠原 育, Lower hybrid drift instability in a current sheet with the finite normal B field, 地球電磁気・地球惑星圏学会第 118 回講演会 2005, 口頭発表
- 12) 篠原 育, 大規模粒子計算で探る宇宙空間プラズマの物理, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2005, 口頭発表

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 9

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

研究担当者：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)
情報通信研究機構，電磁波計測部門，電離圏・超高層グループ，陣 英克
(jin@nict.go.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

1988 年，火星探査衛星 Pobos2 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，昼側で電離層への太陽風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 番目の課題では 3 次元の MHD code を用い，夜側の Wake の構造も含め，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，太陽風状態をそのまわ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，夜型に特徴的な Ray 構造が形成されることがわかった．Ray 構造は上流磁場に平行な平面と，上流磁場に垂直な面では特徴が異なり，特に昼夜境界領域で磁場の張力が効いて，その付近で昼側電離層から夜側電離層への重イオンの輸送量が多くなっていることがわかった(図 1, 図 2)．また太陽風密度と太陽風磁場を変化させ，電離層から流出する重イオンの量を計算した(図 3, 図 4)．その結果， O_2^+ が多く流出しその量はおよそ $10^{24}/s$ 程度であることがわかった．重イオンの流出量の変動幅は特に太陽風密度に対し大きく変動することがわかった．
- 2) 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で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間の化学反応につい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, in press])

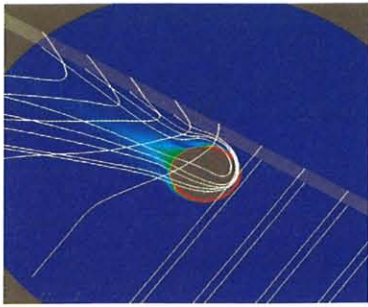


図 1

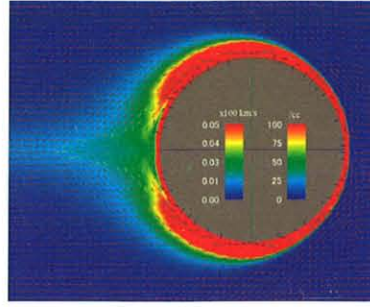


図 2

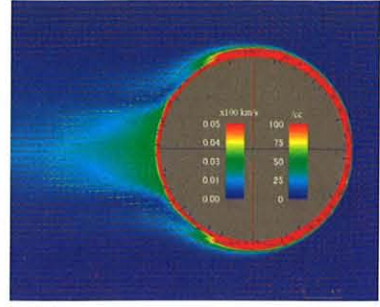


図 1 は火星のまわりの太陽風磁力線の変形を流れ去る順を追って白線で描く(太陽風は右前方から左後方に向かって流れ, カラーコンターは赤道面での O_2^+ 密度を示す)。

図 2 は太陽風の磁力線が垂直に入っている面(左)と太陽風の磁力線が平行に入っている面(右)の O_2^+ の密度分布である。磁力線が入っている方向によって電離層から吹き出したイオンが形成する Ray 構造が異なることがはっきりと見てとれる。

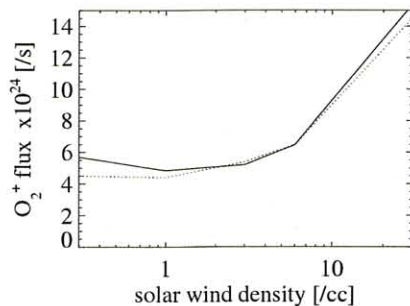


図 3

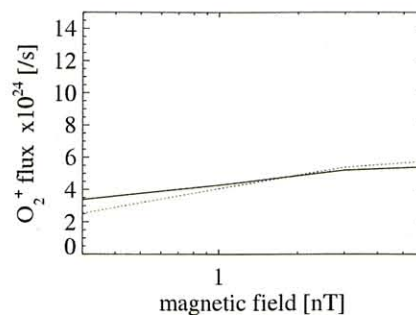


図 4

図 3 は太陽風密度に対する O_2^+ の流出量(実線)と昼夜境界領域での O_2^+ の通過量(点線)の依存性を示す。

図 4 は太陽風磁場に対する O_2^+ の流出量(実線)と昼夜境界領域での O_2^+ の通過量(点線)である。

● 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, 2005JA011127, Journal of Geophysical Research, 2006 (in press), 論文発表
- 2) 久保田康文, 前澤 洌, 陣 英克, 3次元 MHD シミュレーションによる火星夜側の構造の研究, 地球電磁気・地球惑星圏学会 2005 年秋講演会, 口頭発表
- 3) 久保田康文, 前澤 洌, 陣 英克, 3-D MHD studies of the night side structure of Mars, 地球惑星科学関連学会, 2005 年合同大会 (ポスター発表)
- 4) Maezawa, K., Y. Kubota, and H. Jin, Structure of the night-side plasma flows and magnetic fields in the induced magnetosphere of Mars, 2005 Fall Meeting, American Geophysical Union, 2005, 口頭発表

磁気プラズマセイルの電磁流体解析

MHD Analysis of Magneto Plasma Sail

● 研究グループ

研究代表者：東京大学大学院，稲谷研究室，大学院生，西田浩之(nishida@isas.jaxa.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 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，共に複雑な電磁力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う．

● 今年度の研究成果の概要

空間 3 次元電磁流体コードの作成・デバッグを，SX-6 を用いて行った．今後，作成したコードを用いて SX-6 により磁気プラズマセイルのシミュレーションを行ってゆく予定である．

SOLAR-B プロジェクト

SOLAR-B project

● 研究グループ

研究代表者：宇宙航空研究開発機構，宇宙科学研究本部，助手，松崎恵一(matuzaki@solar.isas.jaxa.jp)
 研究分担者：東京大学，理学系研究科，助教授，横山央明(yokoayama.t@eps.s.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学，理学系研究科，学振 PD 特別研究員，磯部洋明(isobe@eps.s.u-tokyo.ac.jp)
 東京大学，理学系研究科，修士課程 1 年生，能登谷 瞬(notoya@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

2006 年夏打ち上げ予定の SOLAR-B 衛星で観測されることが期待される，太陽大気中での，高温プラズマと磁場との相互作用で発生するさまざまな活動現象を解明することをめざす。

● 今年度の研究成果の概要

● 太陽浮上磁場に伴うフィラメントの形成と放出過程（能登谷）

フィラメントとは，太陽の高温なコロナ大気に浮かぶ，冷たく高密度なプラズマを含む構造である。このフィラメントはしばしば太陽表面からプラズマと共に惑星間空間に放出される（コロナ質量放出現象）。このような擾乱現象は地球磁気圏に大きな影響を及ぼし，送電線の被害などをもたらす。過去の観測的な研究からフィラメントの放出過程は太陽の表面下から浮かび上がってくる磁場（浮上磁場）に伴って起こりやすいことが現象論的には示唆されてきた。しかし，物理的にどのように浮上磁場が関わってくるのかは明らかではなかった。そこで，3 次元磁気流体力学シミュレーションを用いて浮上磁場に伴うフィラメントの形成と放出過程を再現して，その素過程を調べることをモチベーションとして研究を行った。シミュレーション結果（図 1）の解析から，浮上磁場はコロナ中で膨張することによってコロナ磁場の構造を大きく変化させ，磁気リコネクションを通して，フィラメントの形成や放出過程を引き起こすというモデルを提案した。このモデルは，フィラメントの冷たい構造や放出速度を説明することが可能で，観測との整合性が高いと言える。また，より詳細な研究によってコロナ質量放出の予測などに貢献できるものと考えられる。

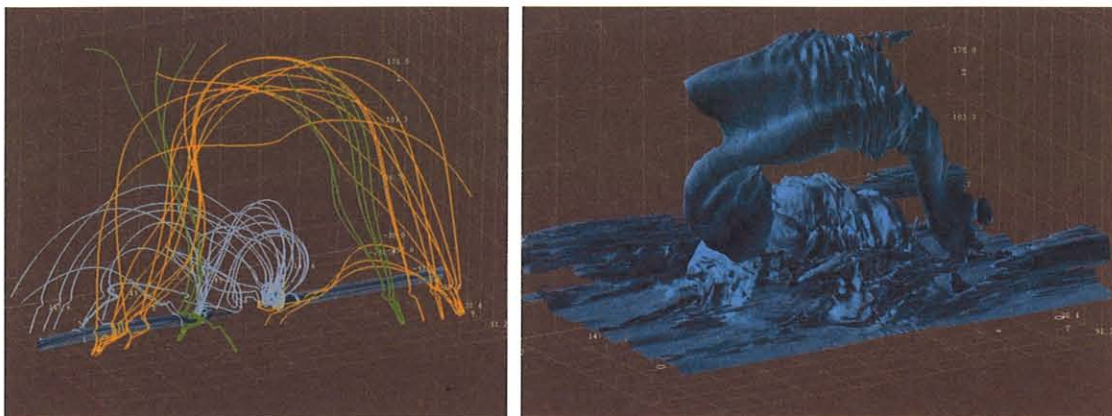


図 1：左：オレンジと緑は放出されるコロナの磁力線，青は浮上磁場の磁力線を表している。右：温度 40 万度の等値面，磁力線と共に放出される低温のプラズマ（コロナは 100 万度）を表している。

- 太陽浮上磁場と熱対流（磯部）

Solar-B の科学的目標のうち最も重要なものの一つはコロナ加熱メカニズムの解明であるが、そのためには光球の対流運動による波動の発生と、その上空大気への伝播過程を理解することが必須である。非定常、非線形なこれらの現象を理論的に調べるには、数値シミュレーションが必須であるが、光球からコロナに至る領域では、強い重力成層のため密度が大きく変動すること、ガス圧優勢の光球と磁気圧優勢のコロナを同時に扱う必要があることなどが、数値シミュレーション上の大きな困難である。この問題を解決するため、CIP-MOCCT法による磁気流体シミュレーションコードの開発を行っている。CIP-MOCCT法は物理状態の大きく異なる領域を少ない格子数で精度よく解くことができ、これまで太陽浮上磁場領域や宇宙ジェットなどの磁気流体シミュレーションに応用されて成功をおさめている。

本研究では CIP-MOCCT 法による既存のコードに、対流を解くための境界条件と熱伝導、運動粘性などを解くモジュールを実装した。これまでに磁気対流の線形、非線形テスト問題をほぼクリアしている。

今後はこのコードを用いて対流と磁場の相互作用による波動の発生と伝播のシミュレーションを行い、Solar-B 衛星の観測データの解釈とコロナ加熱の解明という科学的目標に資することが期待される。

- 太陽マイクロフレアに伴って発生する MHD 波動の SOLAR-B による観測の検討（横山）

コロナ加熱を説明する過程としてコロナ Alfvén 波を熱拡散する可能性が議論されている。2006 年夏打ち上げ予定の SOLAR-B 衛星においても、これは最重要課題のひとつと位置付けられる。著者らによる過去の研究では、そのエネルギー源となる Alfvén 波の発生機構を探るために、2.5 次元磁気流体シミュレーションをおこない、発生した Alfvén 波の振幅・エネルギー・周期を調べてそのコロナ加熱への貢献度を定量的に評価した。浮上磁場とコロナ磁場とのコロナ中でのリコネクションによる発生では、振幅は 10%程度、磁気エネルギーの 10%が波動に転換されるという結果をえた。この結果をふまえたうえで SOLAR-B 衛星での観測計画の具体化をめざし、本年度の研究では波動観測についての可能性を探った。

活動領域でみられるフレアやマイクロフレアにともなって発生するであろう波動を想定して、3 次元磁気流体シミュレーションを行い、そこから発生するライン放射について仮想的に「観測」をしてどういうふうに見えるか、について調べた。ラインプロファイルの時間変化を適切に観測することで、フレアやマイクロフレアから発生するファストモード磁気音波や Alfvén 波の波群のエネルギーや、コロナ磁場についての情報が得られることを示した。

- 研究成果の公表状況

- 1) 能登谷, "The process of the filament formation and eruption triggered by the emerging flux", 東京大学 修士論文, 英語
- 2) 能登谷ほか, 「浮上磁場に伴うコロナアーケード磁場の崩壊及び放出過程」, 日本天文学会秋季年会, 札幌, 2005 年 10 月 6-8 日, 口頭発表, 日本語
- 3) Notoya et al., "Three-dimensional disruption of coronal arcade fields by an emerging flux tube" The 6th Solar-B Science Meeting, 京都, 2005 年 11 月 8-11 日, ポスター発表, 英語
- 4) Isobe et al., "3D MHD simulations of emerging flux and associated reconnection" The 6th Solar-B Science Meeting, 京都, 2005 年 11 月 8-11 日, 口頭発表, 招待講演, 英語
- 5) Yokoyama, "Measurement of energies of MHD waves generated by a microflare by SOLAR-B" The 6th Solar-B Science Meeting, 京都, 2005 年 11 月 8-11 日, ポスター発表, 英語

MPDスラスタ内における電磁加速モードへの遷移と流れ場の変化に関する研究

Study on the Relation between Transition to the electromagnetic Acceleration
and Change 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，助教授，船木一幸(funaki@isas.jaxa.jp)

研究分担者：特別共同利用研究員，東京工業大学総合理工学研究科，M2，窪田健一

(g04m3115@es.titech.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

MPD スラスタは宇宙における次世代輸送システムとして実現が期待されている。一般に MPD スラスタは理論臨界電流値付近の放電電流が流れると加速機構が電熱的なものから電磁的なものに遷移すると考えられている。遷移後も電流を増やしていくとある電流値以上で放電は非常に不安定になる。そのため、MPD スラスタは遷移前後での作動が望まれており、この領域での物理の理解は重要であると考えられる。そこで加速機構の遷移の際、スラスタ内部で起きている現象を調べるために 2 次元数値計算コードを開発し、広い作動領域にわたって内部のプラズマ挙動を調べた。推進剤に Ar を用いた際、過去の実験からスラスタ内部で Ar が多価電離していることが分かっているため、非平衡多価電離モデルを採用した。また、本研究では自己誘起磁場型 MPD スラスタを扱っているため Navier-Stokes 方程式と共に磁場の誘導方程式を同時に解き進める必要がある。

● 今年度の研究成果の概要

MPD スラスタ内部のプラズマを広い作動領域にわたって調べるために、頑強なスキームを用いた 2 次元数値解析コードの作成を行った。MPD スラスタは放電電流値を上げていくことで電熱的加速から電磁的加速へ遷移すると考えられており、このコードを用いることで MPD スラスタ内において電磁加速モードへの遷移の際に現れる流れ場及び性能の変化を調べた。まず計算結果の妥当性を確認するため、推力を実験結果と比較した(図 1)。その結果、低電流域では非常によく一致するが、9000A 以上の高電流域では次第に計算が低く推力を見積もってしまうという結果が得られた。高電流域での不一致は計算で用いたスラスタと実験用スラスタの陰極先端形状の違い(本計算では円錐状、実験用スラスタではドーム状)、及び計算では考慮されていないスラスタ出口から後方に張り出した電流によるローレンツ力の寄与などが考えられる。しかし、4000～8000A の範囲では比較的よく一致する。図 1 には MPD スラスタの推力公式から得られる遷移が起きていると考えられる電流値は電流電圧特性から分かる。実験では電磁加速モードへの遷移の際に電圧が急上昇することが確認されている。計算結果から得られた電圧も図 2 のように約 7000 A 付近で急上昇するという結果が得られた。さらにこの 7000 A という値は理論臨界電流値とほぼ一致している。

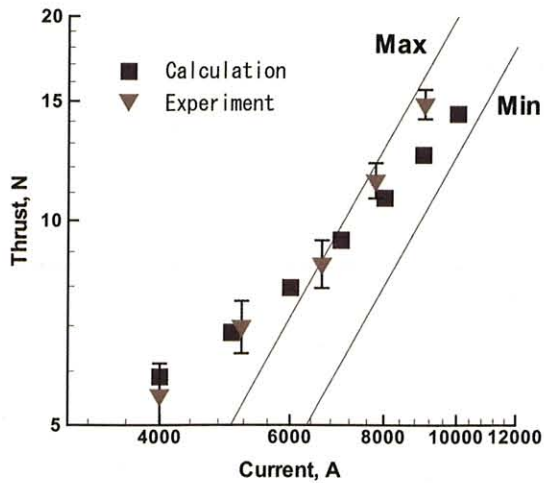


図 1: 推力電流特性

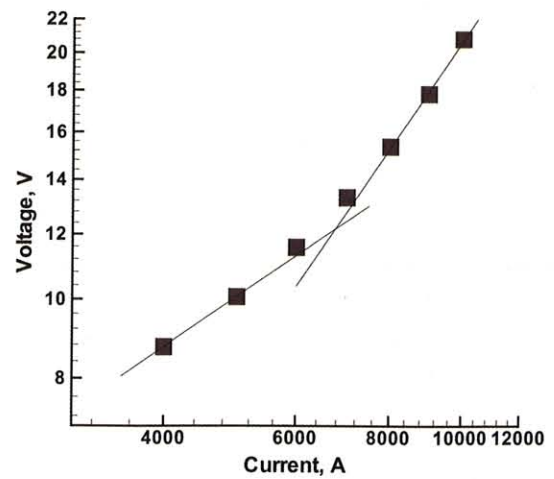
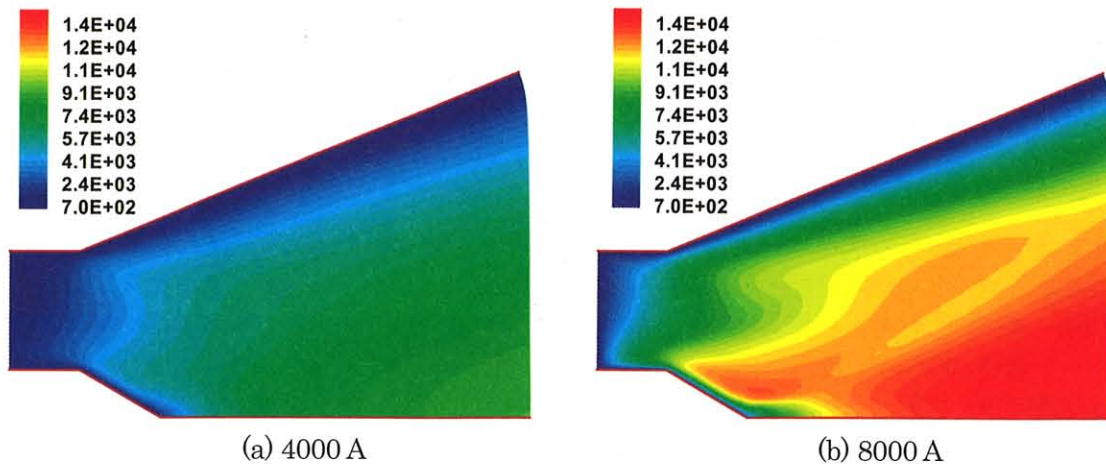


図 2: 電流電圧特性

遷移前後での流れ場を比較した結果が図 3(a),(b)で、ここでは放電電流 $J = 4000\text{A}$, 8000A の場合における軸方向の速度分布を示した。 $J = 4000\text{A}$ ではノズル部で滑らかに空力加速していることが見て取れる。一方、 $J = 8000\text{A}$ では $J = 4000\text{A}$ と比較すると入口直後で急激な加速が得られている。軸対称型スラスタのため磁束密度、電流密度共に陰極付近の方が陽極付近と比べ強いことから、スラスタ入口付近では陰極近くでの加速が顕著であることが分かる。さらに陰極ヘッド側面周りでは膨張、ローレンツ力による速度増加が著しい。陰極先端が高圧のため陰極先端付近では速度が減少しているが、その圧力で陰極後方では強い加速が得られている。また、スラスタ内では陰極先端から右斜め上への圧縮波による減速が起きていることが見て取れる。

図 3: 軸方向速度分布, m/s (Ar, $\dot{m} = 0.8\text{g/s}$)

流れ場の変化が性能に与える影響を調べるためにスラスタ出口における運動量フラックス分布、およびエネルギーバランスを図 4,5 に示す。図 4 には $J = 4000, 6000, 8000\text{A}$ のプロットが示してある。遷移前の $J = 4000, 6000\text{A}$ では中央付近 ($r = 0.015\text{m}$) 辺りにおいて最も推力への寄与が大きいことが分かる。一方、 $J = 8000\text{A}$ では速度、密度が中心軸付近で最大になるため運動量フラックスのピークも中心軸方向へずれる。さらに遷移前と比べ電流増加に対する運動量フラックスの増加量が著しいことも示している。 $r = 0 \sim 0.04\text{m}$ のカソードジェット自体はスラスタ出口に占める面積が小さいため推力にはほとんど寄与しないことが分かる。ただし、本計算のように円錐形状の陰極ヘッドでなく高圧プラズマの反作用を受け止めやすいドーム状の陰極であれば、カソードジェットが推力に及ぼす影響はより増加するものと考えられる。図 5 は投入電力に対する運動エネルギー (kinetic)、熱エネルギー (thermal)、電離エネルギー (ionization)、圧力エネルギー (pressure) のそれぞれの割合を示す。臨界電流値に相当す

る投入電力は約 100KW である。ただし、本計算ではシースの効果が含まれていないため、この投入電力はシース以外の部分で流体に投入された電力を表す。まず全体作動領域において言えることは投入電力が増すにつれ kinetic は増加する。kinetic の増加は他成分の減少を伴うが、他成分の振る舞いについては遷移前後で違いが現れている。遷移前に関しては、ionization は多少上下があるもののほぼ一定値をとっている。それに対して thermal, pressure は が増すにつれ減少しており、熱エネルギーから運動エネルギーへの変換効率が 増すことを示している。一方、遷移後については thermal, pressure はほぼ一定となる。これは中心軸方向のローレンツ力の増加に伴い空力膨張の効果が減少し熱エネルギーから運動エネルギーへの変換が妨げられる結果であると考えられる。それに対し ionization は減少しており kinetic の増加はこれに起因する。4000 A の場合、スラスタ内の電離度は陰極後方以外では 0.3 程度であるのに対し、8000 A では 1 以上の領域が多く、陰極後方のカソードジェットに関しては 1.6 程度に達する。遷移が起きるまでには推進剤はほぼ完全 1 価電離されそれ以降は電離に電力は消費されず運動エネルギーの増加に費やされることを示している。

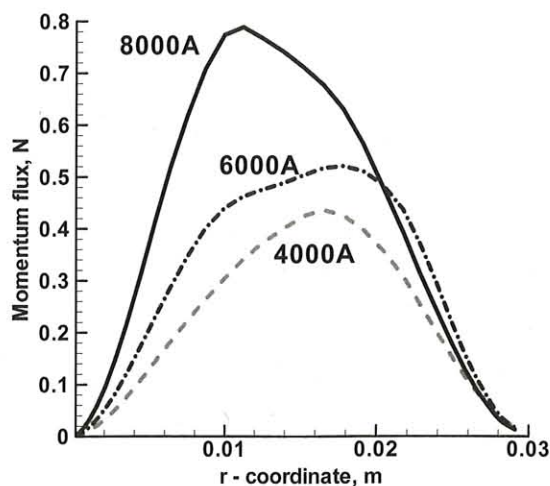


図 4: スラスタ出口における運動量フラックス

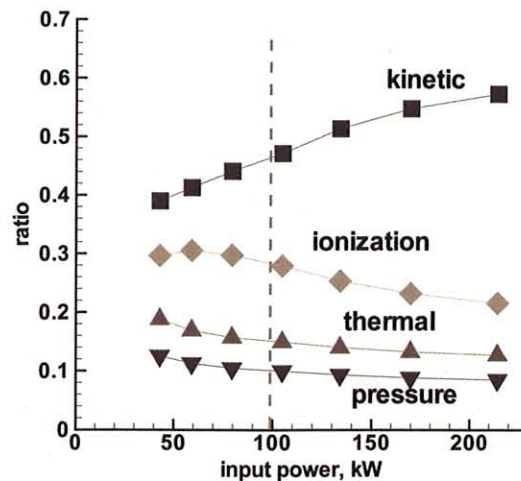


図 5: スラスタ出口におけるエネルギーバランス

● 研究成果の公表状況

- 1) 1. K.Kubota, I.Funaki, and Y.Okuno, "Numerical Simulation of a Self-Field MPD Thruster using Lax-Friedrich Scheme", 7th International School/Symposium for Space Simulations (ISSS-7), March 26-31, 2005 in Kyoto
- 2) 窪田健一, 船木一幸, 奥野喜裕, "MPD スラスタ内プラズマ電磁流体の数値シミュレーション", 平成 17 年度新エネルギー・環境研究会, FTE-05-30
- 3) K.Kubota, I.Funaki, and Y.Okuno, "Numerical Investigation of Ionization and Acceleration Processed in a Self-Field MPD Thruster", 29th International Electric Propulsion Conference, IEPC-2005-089
- 4) 窪田健一, 船木一幸, 奥野喜裕, "MPD スラスタ内における電磁加速モードへの遷移", 17 年度宇宙輸送シンポジウム

ソーラーセイルの展開膜面に生じるしわに関する研究

Analysis of Membrane Wrinkling on Solar Sail

● 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，教授，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，大学院生，柏 宗孝(hearvest@svs.eng.isas.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

本研究では，将来の深宇宙探査システムとして期待されるソーラーセイルに関する研究を行っており，特にソーラーセイルに使用する薄膜の挙動の解析を主に行っている．ソーラーセイルに使用される膜は一般的に非常に薄いため，非常に小さな曲げ剛性しか持たず，わずかな圧縮力に対しても局所的な座屈としてしわが生じる．しわはソーラーセイルの振動特性や膜面の表面精度に対して影響を与えることが知られているため，このようなしわが生じている薄膜の挙動を精度良く解析することが将来のソーラーセイル実現に向けて求められている．本研究では薄膜の挙動の解析手法として主に多粒子モデルや有限要素モデルなどの離散モデルを使用した数値解析を行うことによって研究を行っている．

● 今年度の研究成果の概要

膜面の製造誤差に起因した寸法誤差がスピン型ソーラーセイルの展開後の挙動に与える影響について数値解析による検討を行った．検討の結果，膜面展開後の周方向の長さが展開直径の π 倍よりもわずかでも短い場合には，スピン型ソーラーセイルのスピン軸変更時において膜面の応答性の著しい低下を招くことを明らかとした．

● 研究成果の公表状況

- 1) Munetaka Kashiwa, Junjiro Onoda, "Investigation on Effects of Circumferential Constraint of Membrane on Dynamics of Spinning Solar Sail," 56th International Astronautical Congress, IAC-05-C2.2.06, 2005. , 口頭発表
- 2) Munetaka Kashiwa, Junjiro Onoda, "Investigation on Effects of Circumferential Constraint of Membrane on Dynamics of Spinning Solar Sail," 2nd International Symposium on Innovative Aerial/Space Flyer Systems, 2005. , 口頭発表

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，教授，松田卓也(tmastuda@kobe-u.ac.jp)

研究分担者：神戸大学，自然科学研究科，COE 研究員，今枝祐輔，小山 洋

神戸大学院博士課程院生，Jahanara Begum，光本 恵，猪坂 弘，林 英二，大杉幸督

ロシア科学アカデミー天文学研究所，副所長，D.Bisikalo

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

近接連星系の星風降着の数値シミュレーションを行った。

● 今年度の研究成果の概要

系からの角運動量損失を見積もった。また星風の速度により，さまざまな流れパターンがあることを発見した。共生星 α Andromeda のアウトバーストを説明するモデルを提案した。

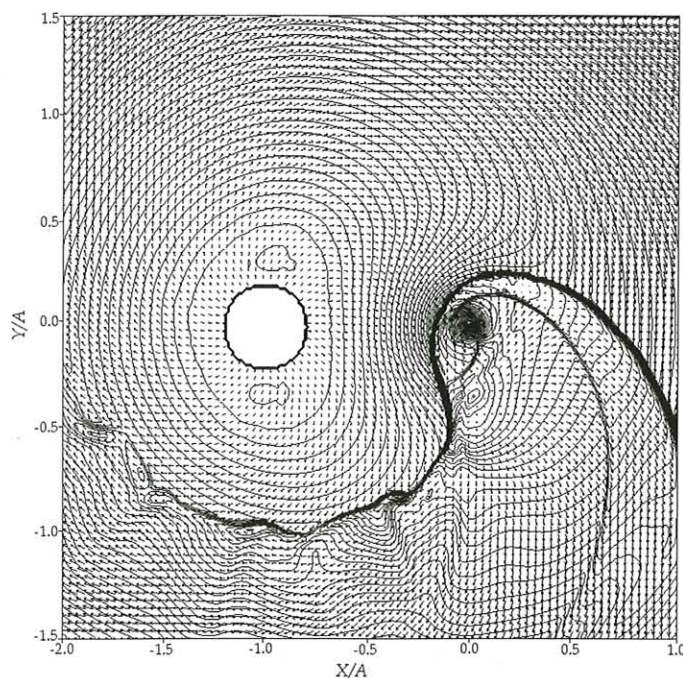


図1 共生星における星風降着流。連星系の公転面上での密度分布と流速ベクトル。左の円形が赤色巨星の質量放出星であり，右の小さな黒い点が白色矮星の質量降着星である。質量放出星から放出されたガスは，質量降着星の全面にバウ衝撃波を作る。この流れの特徴は，バウ衝撃波の背後に降着円盤のような旋回流が形成されること，またその付近に渦状の衝撃波が形成されることである。

● 研究成果の公表状況

- 1) Wind accretion in binary stars. II Angular momentum loss
B. Jahanara, M. Mitsumoto, K. Oka, T. Matsuda, I. Hachisu and H. Boffin
Astron. & Astrophys 441 (2005) 589-595, 論文発表
- 2) Three-Dimensional Gas-Dynamical Modeling of Changes in the Flow Structure during the Transition from the Quiescent to the Active State in Symbiotic Stars
M.Mitsumoto, B.Jahanara, T.Matsuda, K.Oka, D.V.Bisikalo, E.Yu.Kilpio, H.M.J.Boffin, A.A.Boyarchuk, O.A.Kuznetsov
Astronomy Reports 49 (2005) 884-891, 論文発表

低レイノルズ数遷音速流れの数値シミュレーション

● 研究グループ

研究代表者：東京大学大学院工学系研究科，助教授，寺本 進(teramoto@thermo.t.u-tokyo.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

本年度は、昨年度までに開発した圧縮性 Large-Eddy Simulation コードをより実用的な流れに適用し、実用流れを LES で解析する際の問題点について検討した。具体的には、以下の 2 種類の流れ解析を実施した。

1. 遷音速圧縮機翼列流れ
2. 亜音速円形ジェット騒音

● 今年度の研究成果の概要

1. 遷音速圧縮機翼列流れ

1) 解析対象および解析条件

Hilgenfeld, Fottner らが実験を行った NACA65 系 列翼列(図 1)の試験と同一条件でシミュレーションを行った。流れ条件は Hilgenfeld らの実験結果に合わせ、 $Re_1 = 4.5 \times 10^5$, $\beta_1 = 132^\circ$ (設計流入角), $C/s = 1.82$ に設定した。入口マッハ数は翼面に衝撃波が発生しはじめる $M_1 = 0.79$ および overcritical 状態の $M_1 = 0.83$ の二条件で解析を行った。

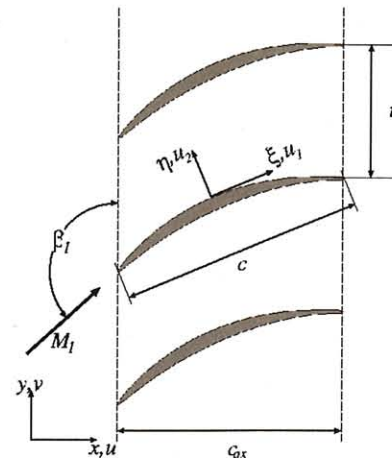


図 1. NACA65 compressor cascade

2) 結果

まず、 $M_1 = 0.79$ の結果をもとに流れ場の概要について検討する。

a) 時間平均量

図 2 に $M_1 = 0.79$ の場合の平均マッハ数分布および u' 分布を示す。30% c 付近で負圧面に弱い衝撃波が入射して境界層が剥離し、45% c 付近で再附着している。図 3 の翼面マッハ数分布では、剥離による 30%-40% c の圧力一定の領域、45% c の再附着による圧力回復が捉えられており、LES の結果は実験と良く一致している。速度分布(図 4)についても、50% c 付近を除いて非常に良く実験と一致している。

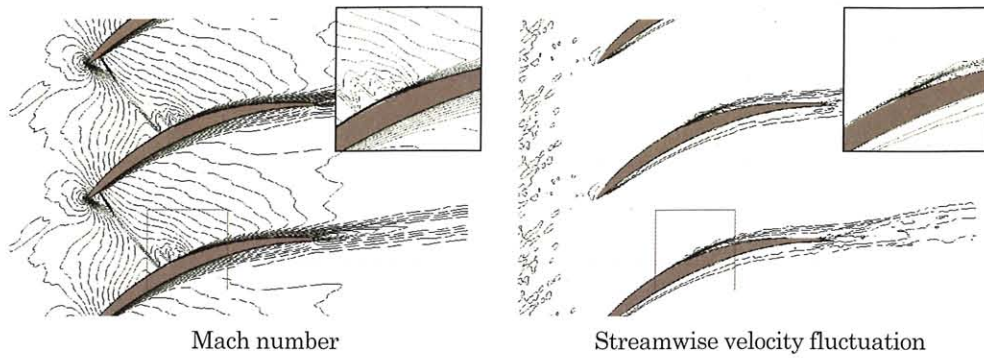


図 2. Time-averaged flowfield (LES)

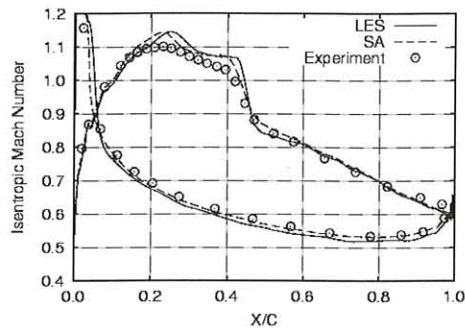


図 3. Isentropic Mach Number ($M_1 = 0.79$)

速度分布から、剥離上流の 30% c 以前は層流、また 65% c より下流は乱流境界層になっており、速度分布に差が見られた 50% c 付近は遷移過程にあることが分かる。図 5 は、負圧面境界層のレイノルズ応力 $u_1' u_2'$ 分布を示している。Spalart-Allmaras(SA)モデルを用いた RANS 解析から評価したレイノルズ応力分布も同じ図ににプロットしている。図から、LES のレイノルズ応力分布は

1. 40% c より上流ではほぼ層流
2. 再付着直前の45% c で、剪断層の上縁,下縁に二つのレイノルズ応力ピークが発生
3. 50%-65% c では、境界層外縁のレイノルズ応力ピークが徐々に減衰
4. 65% c 以降は、境界層の発達に伴いレイノルズ応力が壁面から発達

となっていることが分かる。LES と SA の結果を比較すると、SA は全体にレイノルズ応力を過大評価しており、45% c ,65% c 付近でその差が顕著になっている。

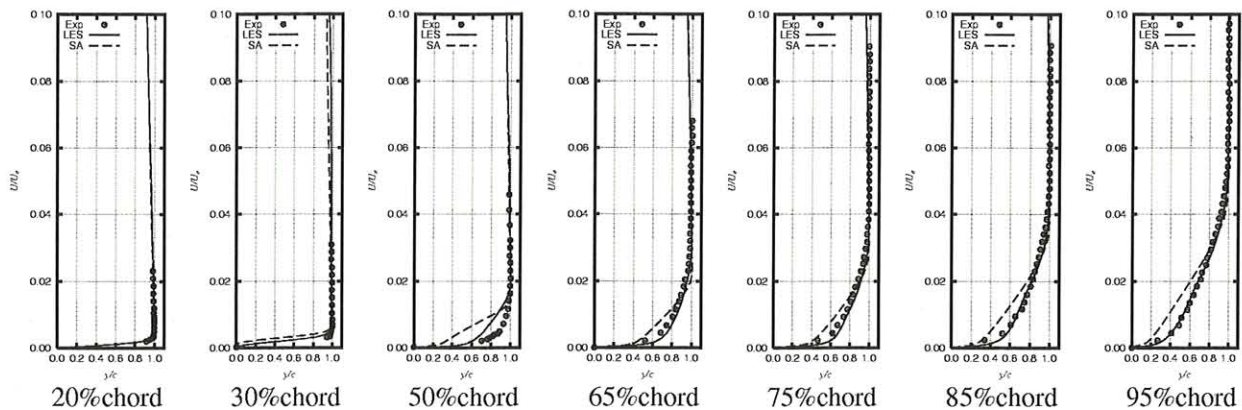


図 4. Boundary Layer Profiles ($M_1=0.79$)

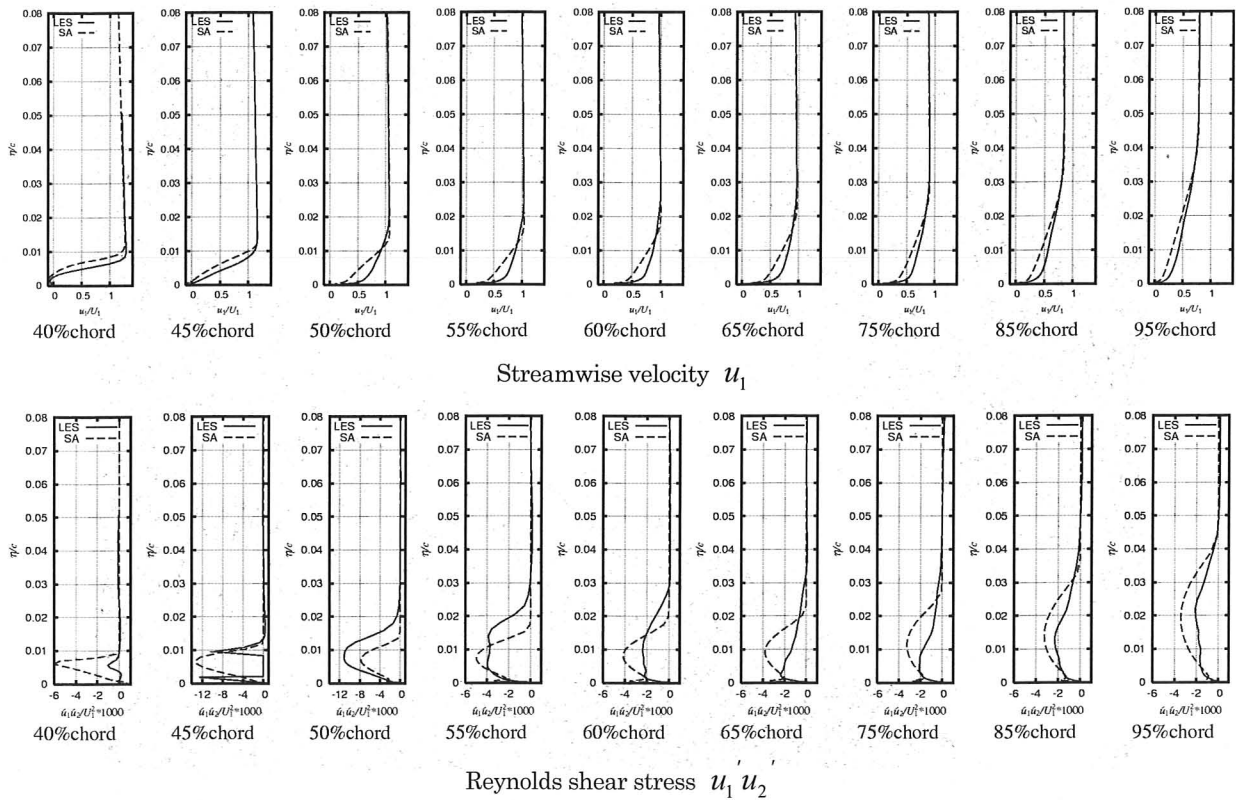


図 5 Boundary layer profile

b) 瞬時流れ場

図 6 に、速度歪テンソルの第二不変量 Q

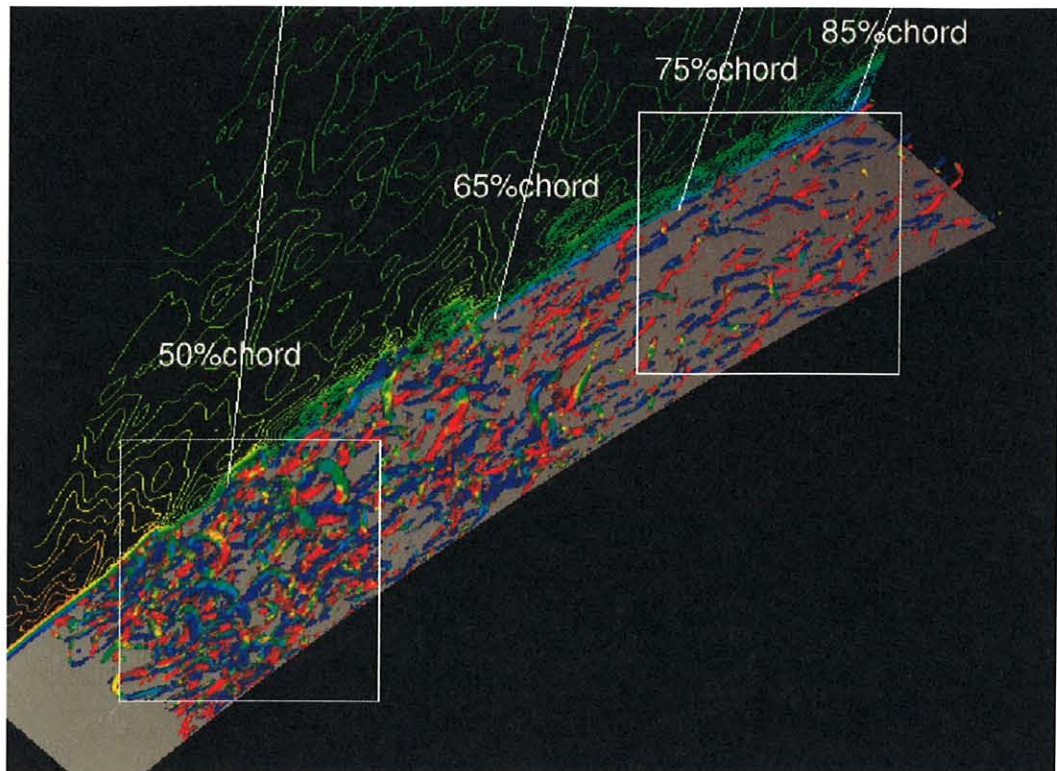
$$Q \equiv \frac{1}{2} \left[\left(\frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right)^2 - \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right]$$

で可視化した負圧面境界層の渦構造を示す。図において、赤い等値面は $\omega_x > 0$ の渦、青い等値面は $\omega_x < 0$ の渦を示す。前節(1)~(4)の各領域では、

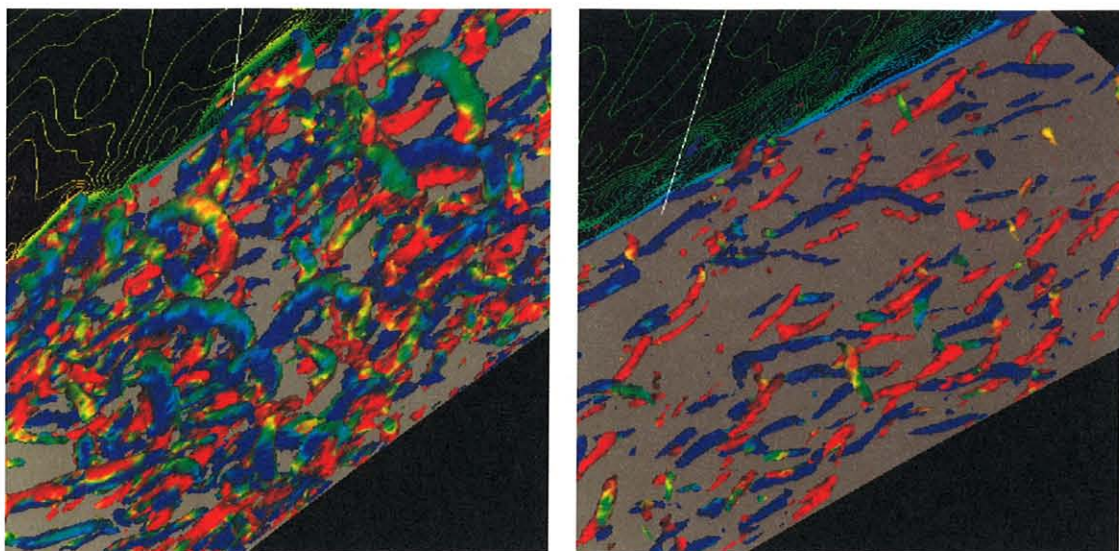
1. 40%cより上流の層流域には殆ど渦が観察されない
2. 再付着直前の45%cでは、剪断層の上縁にヘアピン渦、下縁に非常に細かい渦が出現
3. 50%-65%cでは、境界層外縁のヘアピン渦が徐々に減衰し、65%cでは完全に消滅
4. 65%c以降は、流れ方向に軸を持つ渦

と、各領域で特徴的な渦構造が観察されており、図 3 で観察された各領域におけるレイノルズ応力の特徴は、それぞれの領域における渦構造を反映したものであることが分かる。

すなわち、45%cの下縁のレイノルズ応力は細かい縦渦にともなうものであり、45%c から 65%c の境界層外縁では比較的大きなヘアピン状の渦が運動量輸送を担っていて、ヘアピン渦の崩壊にともないこの領域のレイノルズ応力が減少している。また、65%c 以降は発達した乱流境界層に近く、壁付近では縦渦構造が支配的になっている。



Q-isosurface downstream of the reattachment



Enlarged view (forward part)

Enlarged view (rear part)

図 6 Vortex structure downstream of the reattachment

c) LES 解の妥当性

次に、前節で観察した渦構造から今回の LES 解析が妥当であるかどうかを考える。

まず、45%c~65%c 境界層外縁のヘアピン渦は、各方向格子点 10 点分以上あり、今回用いた差分スキーム(6 次コンパクト)で十分解像できるサイズである。従って、この領域では SGS 項の影響は小さく DNS に近い状態になっていると考えられる。65%c 以降で支配的な渦は上流のヘアピン渦よりも小さいが、この領域は発達した乱流境界層であり、今回用いた $\Delta x^+ < 40$ 、 $\Delta z^+ < 16$ 程度の格子解像度で十分解像できる。

一方、45%c 付近の剪断層下縁の渦は非常に細かく十分に解像出来ていないと考えられるが、この領域ではエネルギーカスケードを前提とした SGS モデルは妥当で無い恐れがある。この領域の乱流運動

輸送は、剥離内の流体を加速するように作用するので、この領域での解像度不足は再付着位置に直接影響を与える可能性がある。

遷移後半では乱流域よりも高い格子解像度が必要になることは、平板境界層-衝撃波干渉でも指摘されているが、ここで対象とした衝撃波-境界層干渉による遷移のように、剥離が小さく、また遷移点が剥離によりある程度決まるような流れ場に関するかぎり、遷移領域における解像度不足が下流の境界層プロファイルに及ぼす影響は大きいと言える。

d) $M_1 = 0.83$ の場合

圧力比 1.26, 1.28 の 2 ケースについて、翼面マッハ数分布および負圧面境界層速度分布を図 7, 8 に示す。実験では 40% c ~50% c にかけて徐々に圧力回復が行われているが、本 LES の場合 PR=1.26 では 38% c 、PR=1.28 では 50% c 付近で圧力が回復している。速度分布について見ると、実験および PR=1.26 では 50% c で既に流れが再付着して乱流境界層が形成されている。一方 PR=1.28 では 50% c は剥離域で、50% c と 65% c の間で再付着するが、再付着後も壁面での速度勾配は小さく速度分布は剥離に近い状態になっている。PR=1.28 の場合に明確な再付着が起きないことは、図 9 のマッハ数分布からも分かる。

参照にした実験レポートに背圧の値が記載されていないため、シミュレーションでは衝撃波位置が実験と一致するよう背圧を合わせ込んでいる。しかし $M_1 = 0.83$ の条件は $M_1 = 0.79$ よりも衝撃波が強く、背圧の変化に伴って衝撃波強さや剥離域の大きさ等が大きく変化するため、背圧の合わせ込むために条件を多く振ることになり、配分された計算時間の範囲内で適切な背圧を探すことが出来なかった。

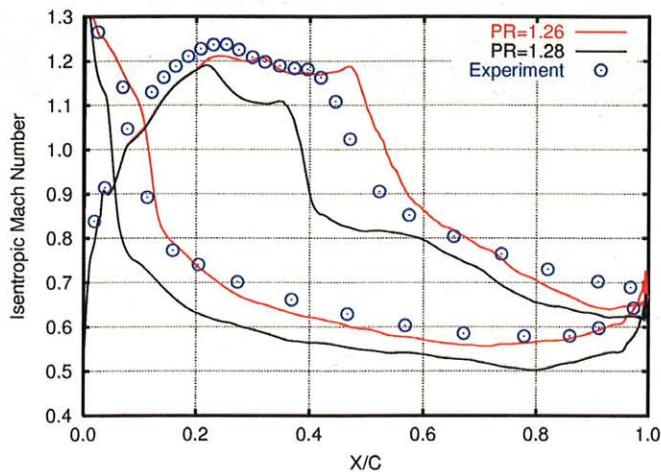
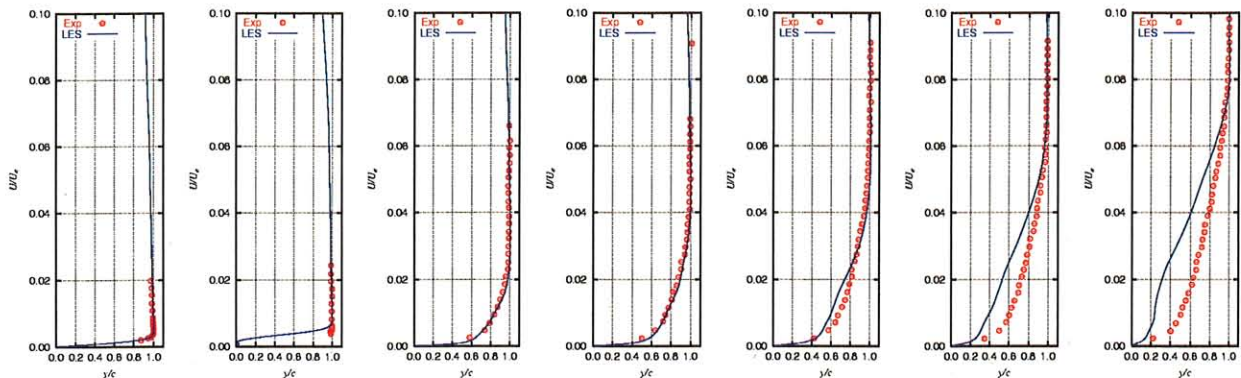
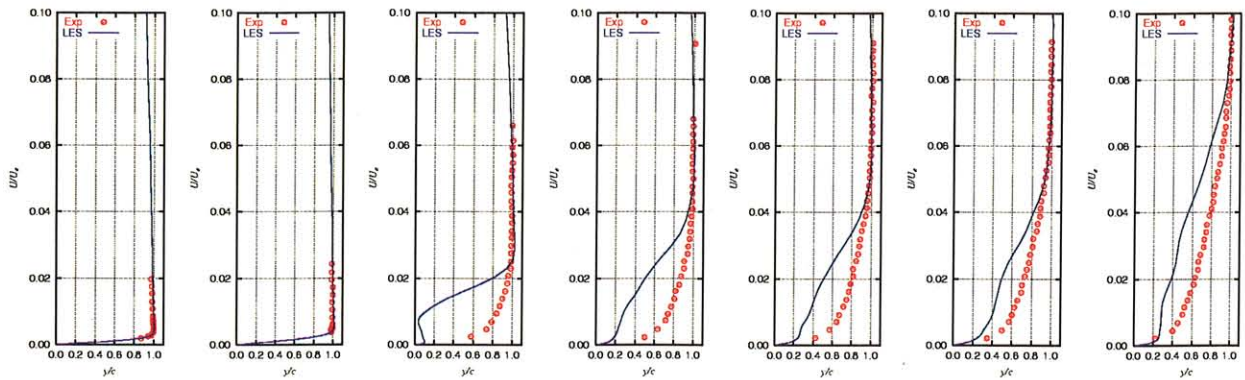


図 7. Isentropic Mach Number ($M_1 = 0.83$)

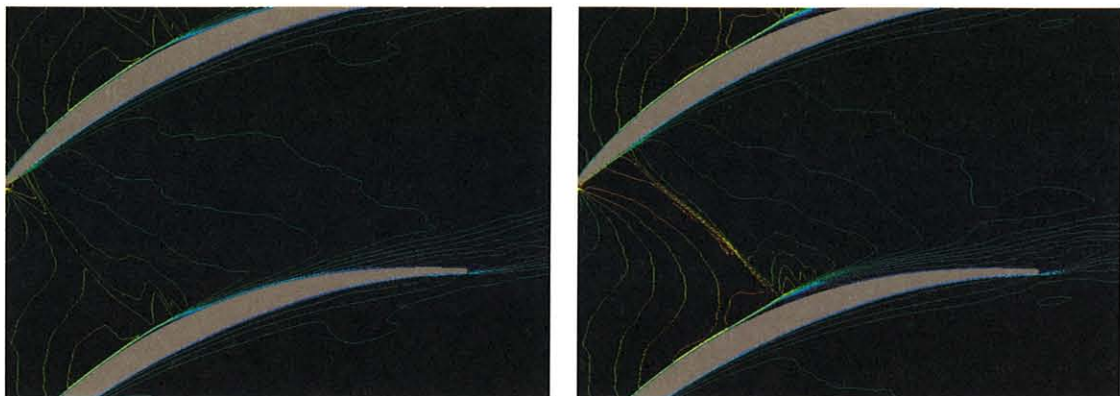


PR = 1.26



$PR = 1.28$

図 8. Boundary Layer Profiles ($M_1 = 0.83$)



$PR = 1.26$

$PR = 1.28$

図 9. Time-averaged Mach Number ($M_1 = 0.83$)

3) 遷音速圧縮機翼列流れ解析のまとめ

境界層遷移と衝撃波干渉を伴う圧縮機翼列流れを LES で解析した結果、衝撃波が弱い場合には、乱流境界層を解像できる格子を用いれば、遷移過程後半では格子解像度が不足するものの、少なくとも下流境界層プロファイルはほぼ正確に予測出来る事が分かった。

衝撃波が強いケースについては、さらに検討が必要である。

2. 亜音速円形ジェット騒音

1) 境界条件

流入条件として以下の式であらわされる半径方向に hyperbolic tangent の分布をもった軸方向速度を与える。

$$u_x(r) = \frac{U_j}{2} + \frac{U_j}{2} \tanh\left(\frac{r_0 - r}{2\delta_\theta}\right) \quad (1)$$

剪断層の運動量厚さ: $\delta_\theta = 0.03r_0$, ノズル出口マッハ数: $U_j = 0.9$ とする. ジェットの静圧と密度は雰囲気と同じにした. また, ノズル出口直径を代表長さにとったレイノルズ数 $Re = 2 \times 10^4$ である. 速度プロファイルに乱流、または乱流への遷移を促進させる乱れ成分を付加させることはしていない.

流入条件として、速度、密度、圧力を固定してしまうため、この流入境界に音波が入射した際には、この圧力変動を領域の外に逃がすことができず、壁での反射のように、大部分が反射される. そのため、流入境界に入る圧力変動を減衰させる目的で、 $x = 0 \sim r_0$ の範囲に音波を減衰させるバッファ領域

を設け、境界に入射する変動成分を減衰させる。

半径方向の流出境界には基礎的な1次元のThompsonの無反射境界を用いた。流入境界と同様のバッファ領域を設け、境界に入射する変動成分を減衰させた。

流れ方向(x方向)の流出境界は、静圧を大気圧に固定し、密度と流速は、境界か1点内側から0次外挿して与える。

2) 結果・考察

a) 平均量, 乱流統計量

そこでポテンシャルコアの位置を本研究のポテンシャルコア位置にそろえるために、横軸を前後にシフトさせたものが Fig.10 である。グラフの横軸にある x_{shift} は本研究のポテンシャルコア位置との差である。 $x = 15r_0$ 付近までの軸方向速度の分布は Freund や Bodony らの計算とよく一致しているが、 $x = 15r_0$ 以降では本研究の方が少し減少が早い。

Fig.11 にジェットの後半値幅を示す。ジェットの後半値幅 $r_{0.5}$ は $U(r_{0.5}) = 0.5U_c$ で定義される。後半値幅は、ポテンシャルコアよりも後流側では線形に増加している。これは、ポテンシャルコア後流では乱れが十分に発達している、つまり、完全発達領域であるということを示している。 $x = 20r_0 \sim 30r_0$ の範囲の後半値幅の拡大率、つまりグラフの傾きは $d(r_{0.5})/dx = 0.12$ である。このときの仮想原点 x_0 は、 $x_0 = -0.8r_0$ である。この拡大率は、実験的には $0.086 \sim 0.096$ の範囲にあることが知られているが、それらに比べると値が大きい。これは、ジェットの後流が大きい、周囲流との混合が早く行われていることになる。

Fig.12 に、中心軸における Fig.7 と同様にポテンシャルコアの位置を合わせた軸方向速度の変動量 u_{rms}/U_j を示す。 u_{rms}/U_j はポテンシャルコア終端直後にピークをもっていることがわかる。

これらにより、本研究でもちいた LES 計算コードが、層流の剪断層の乱流への遷移と、完全発達領域での乱流の挙動を良く表現できていることが確認された。

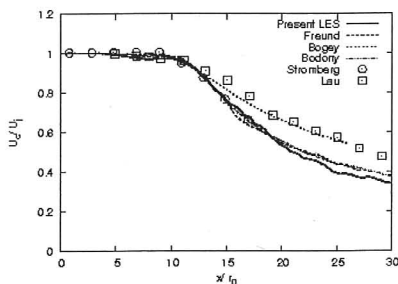


図 10. mean centerline velocity

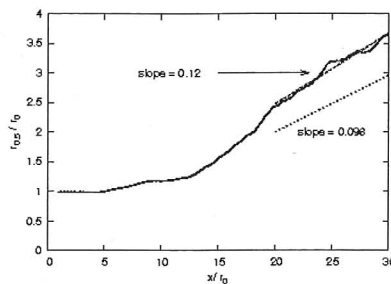


図 11. halfwidth

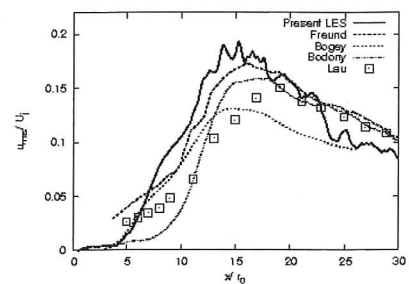


図 12. axial velocity fluctuation

b) 近傍・遠方音響場

Fig.13 にある瞬間における速度の発散 $\nabla \cdot u$ を示す。速度の発散の場は dilatation field ともよばれる。速度の発散はオイラー方程式において、密度の時間微分に相当するため、音波そのものをあらわしているといえる。Fig.13 より、音波がポテンシャルコア終端付近から発生していること、発生した波は、主にジェットの後流側に伝播している様子が見て取れる。後流に伝播していく音波は、ジェット軸に対して約 30° の方向が最も大きいということもわかる。

Fig.14 には $(x, r, \theta) = (25r_0, 10r_0, \pi \times 3/2)$ の観測点における圧力変動の時間履歴、またこの圧力変動をフーリエ変換して得られたスペクトル分布を Fig.15 に示す。横軸はノズル直径を代表長さにとったストローハル数 $St_D = fD/U_j$ である。スペクトルは、 $St_D = 0.3$ 近くに 140dB という大きなピークをもっている。ストローハル数が大きくなると $St_D = 2.0$ では 110dB まで減少する。

このピークをもつストローハル数は、Stromberg らなどの実験における値と一致している。このことから、本研究の計算されたジェットから発生した音は、過去の実験のジェットからの音と、同じ性質

のもの、つまり、発生メカニズムは同じであると考えられる。この St_D の周波数は、ジェットの大規模な乱れの周波数によるものであると考えられている。

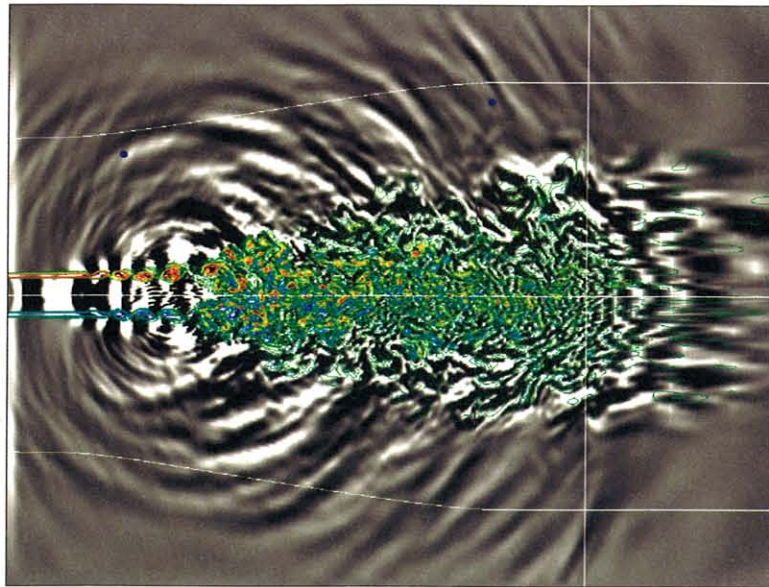


図 13. Divergence of velocity :Black is $\nabla \cdot u < -0.004c_0/r_0$ and white is $\nabla \cdot u > -0.004c_0/r_0$, two dots near radial buffer region are observation point at $(x, r) = (25r_0, 10r_0)$ in Fig.14

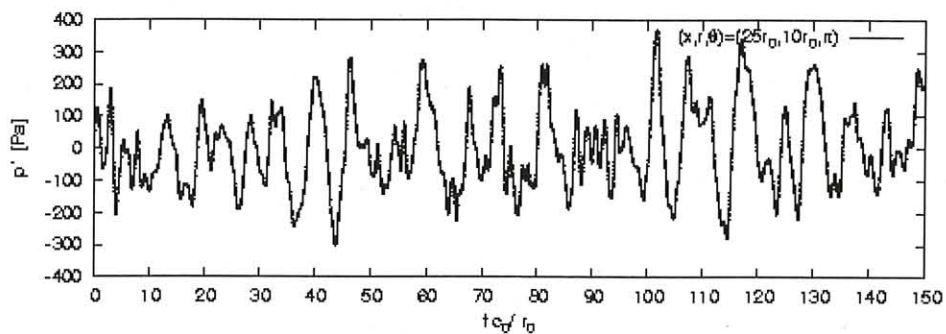


図 14. Pressure history at $(x, r, \theta) = (25r_0, 10r_0, \pi)$

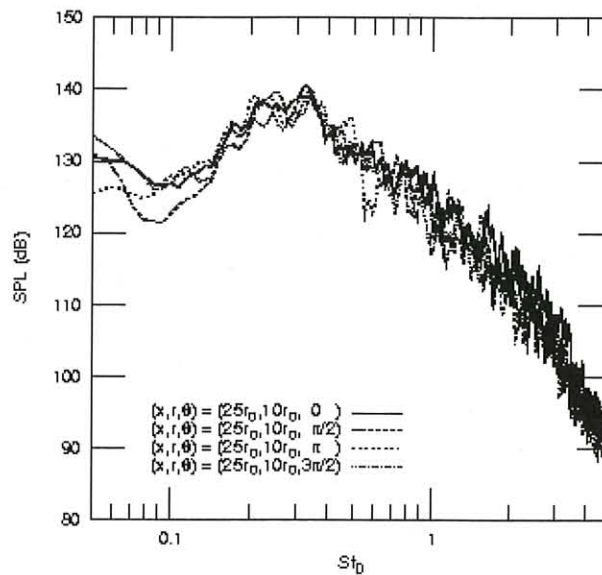


図 15. Spectrum at $(x, r) = (25r_0, 10r_0)$

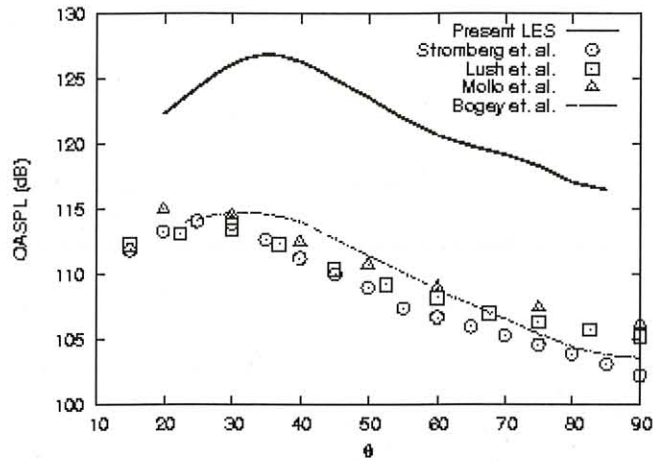


図 16. Overall sound pressure level

c) 発生メカニズム

Fig.18 の右下に見える音波をさかのぼると, Fig.17 まで, その音波が確認できる.

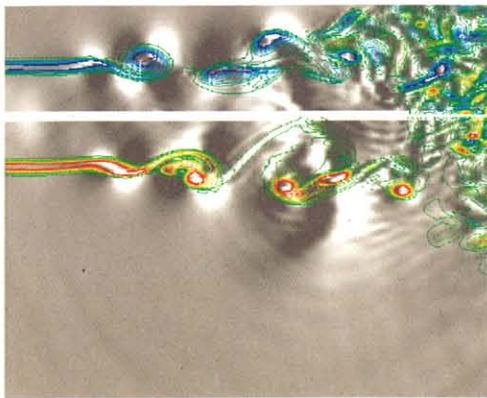
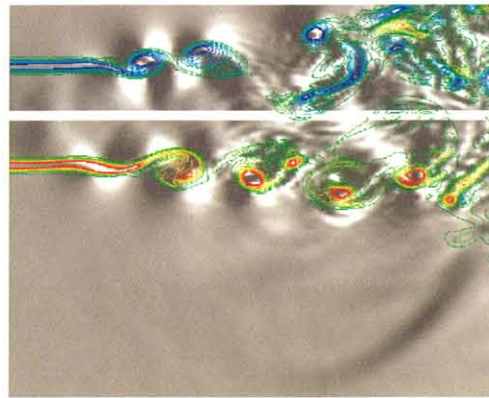
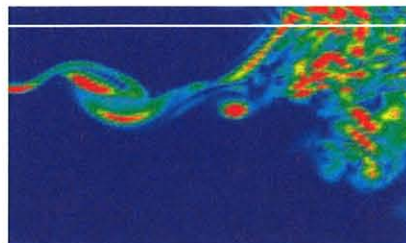
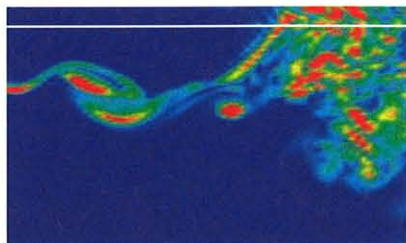
そこで, この時刻よりも前で何が起きているかを詳細に見ていく.

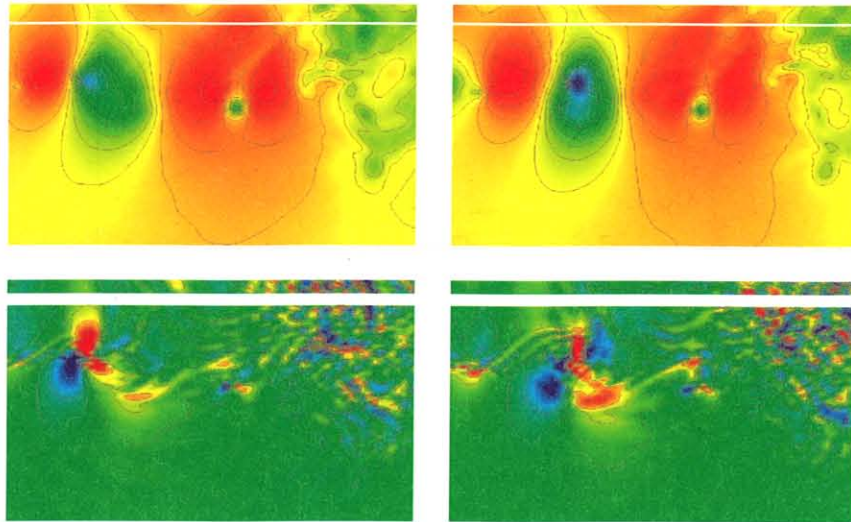
ジェットのスラスト層からは周期的に渦が発生し, 後流に流される. $t^*=6$ の圧力分布(Fig.19 左上)より, 後で発生した渦の方が, 中心での圧力が小さく, 強い渦であることがわかる. $t^*=8$ では渦中心での圧力が局所的に低くなり, このときに渦度を見ると, 追いついた渦の一部が, 前の渦を追い越す際に, その強度をましていることが示唆される.

$t^*=12$ での速度の発散の図において, 図の中心からやや左下に伸びる青色の領域が, Fig.17 の $t^*=12$ における二つの渦の間に見える黒色の領域である.

この音波は $t^*=10$ における速度の発散の図(Fig.20 左下)までさかのぼることができる. この $t^*=10$ という時刻は, ちょうど渦が追い越す際に生じる強い渦, または局所的な低圧領域が発生した直後にあたる.

このことから, 渦が前の渦を追い越す際に生じる局所的な低圧領域が後流に放射される音波の音源に関係していると考えられる.

図 17. Divergences of velocity at $t^*=12$ 図 18. Divergences of velocity at $t^*=18$ 



top:Vorticity, $0 < \omega r_0 / U_j < 2$ (5 lines)

middle:Pressure, $0.5 < p/p_\infty < 1.15$ (20 lines)

bottom:Divergence of velocity, $-0.001c_0/r_0 < \nabla \cdot u < -0.001c_0/r_0$ (10 lines)

図 19. left:t*=6, right:t*=8

3) 亜音速ジェット解析のまとめ

- 平均速度プロファイル, 乱流変動量プロファイルから 本計算のジェットが, 乱流に遷移するジェットを定性的によく再現していることを確認した.
- ジェットの剪断層で発生し, 後流に伝播していく音波を計算によってとらえることができた.
- 近傍音響場でのスペクトルや, 遠方音響場での指向性が実験とよく一致した.
- また, 剪断層での渦の追い越しが, 渦中心での圧力の低下を引き起こし, これが音波と関係していることが確認された.

● 研究成果の公表状況

- 1) Susumu Tramoto, "Large-Eddy Simulation of Transitional Boundary Layer with Impinging Shock Wave", AIAA Journal, Vol.43 Nov.11, pp.2354-2363 (2005), 論文発表
- 2) 寺本 進, 「遷音速圧縮機翼列の LES」, 第 19 回数値流体力学シンポジウム E5-3 (2005), 口頭発表

回転する大質量星の重力崩壊に対する完全に一般相対論的磁気流体シミュレーション

Magnetorotational collapse of massive star in general relativity

● 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，助教授，柴田 大(shibata@provence.c.u-tokyo.ac.jp)

研究分担者：東京大学大学院総合文化研究科，博士2年，関口雄一郎(sekig@provence.c.u-tokyo.ac.jp)

● 利用期間

平成17年4月1日～平成18年3月31日

● 研究の概要

完全に一般相対論的磁気流体シミュレーションを実行し，回転する強磁場大質量星の重力崩壊過程を明らかにすることを目的とする．それ以外にもこれに付随して，回転中性子星やブラックホール周りの降着円盤の磁気流体不安定性，およびガンマ線バーストの発生源の誕生機構を調べることも目的とする．

● 今年度の研究成果の概要

2005年度は，回転する強磁場大質量星の重力崩壊を理解するための第一歩として，差動回転中性子星を考え，その中でどのような磁気流体効果が働くかを重点的に調べた．差動回転中性子星は，大質量星の重力崩壊後，多くの場合，形成されると考えられているからである．その結果以下のような知見を得た：

- (1) 差動回転中性子星(中心付近がより高速で回転)内で動径成分を持つポロイダル磁場が存在する場合，ねじれの効果でトロイダル磁場が時間に比例して増幅する．磁場のエネルギーが回転エネルギーの数%に達するまでねじれは続き，やがて成長は止まる．その後は磁気張力のため角運動量が内側から外側に向かって輸送されるが，その結果，中心付近の角運動量が減少し，星は収縮する．また降着円盤の形成が進む．
- (2) 差動回転中性子星内で回転軸成分のポロイダル磁場が存在する場合，磁気回転不安定性が発生し，ポロイダル磁場が局所的にゆがみ，強度が指数関数的に増大し，乱流が発生する．乱流の特徴的スケールは星の半径に比べて小さいので，大域的に見れば直後に目立った影響が現れるわけではないが，ゆっくりと角運動量輸送が進む．その結果，中心付近の角運動量が減少し，星は収縮する．また同時に降着円盤の形成が進む．
- (3) 中性子星の質量が十分に大きい場合，上記の角運動量輸送の結果，重力崩壊が起こり，ブラックホールが形成される．またブラックホール周りには，降着円盤が形成される．降着円盤の質量は大きく(太陽質量の10%程度)，かつ高温なので，このような系から継続時間の短いガンマ線バーストが発生するかもしれない．同時に大量のバースト的ニュートリノも発生すると予想される．

● 研究成果の公表状況

- 1) M. Shibata and Y. Sekiguchi, *Phys. Rev. D* 72 (2005) 044014-1-24 “Magnetohydrodynamics in full general relativity: Formulation and tests”
- 2) M. D. Duez, Y.-T. Liu, S. L. Shapiro, M. Shibata, and B. C. Stephens, *Phys. Rev. Lett.* 96 (2006), 031101-1-4, “Collapse of magnetized hypermassive neutron stars in general relativity”
- 3) M. Shibata, M. D. Duez, Y.-T. Liu, S. L. Shapiro, and B. C. Stephens, *Phys. Rev. Lett.* 96 (2006), 031102-1-4, “Magnetized hypermassive neutron star collapse: A central engine of short gamma-ray bursts”

デトネーションの起爆における三次元性と粘性の影響

Numerical investigation on effects of multi-dimension and viscosity for detonation initiation

● 研究グループ

研究代表者：慶應義塾大学工学部機械工学科，助教授，松尾亜紀子(matsuo@mech.keio.ac.jp)

研究担当者：慶應義塾大学大学院理工学研究科，修士課程2年，渡邊和也(mr042084@hc.cc.keio.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

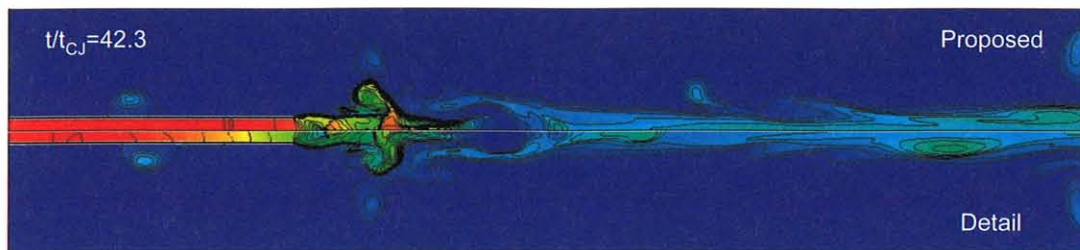
デトネーションを利用する推進機関として，パルスデトネーションエンジンが提案されている．パルスデトネーションエンジンでは，デトネーションを確実に発生させる必要がある．デトネーションの着火方法としては，高エネルギーを投入する直接起爆と，デフラグレーションからデトネーションへと遷移させる二つの方法が存在する．どちらの現象も，三次元性が強い現象であり，また実験による観察が困難である．従来，デトネーションの解析は，二次元非粘性のものが主であったが，近年，着火，爆発に関して，三次元性や粘性拡散の影響が大きいことが指摘されている．しかしながら，3次元の化学反応流の粘性拡散の効果を評価するには，従来の熱化学モデルを用いて行うことはあまりに計算負荷が重く，現実的には計算は不可能である．よって，本研究ではこの問題の克服を目指して，従来の手法解析との比較検討を踏まえて新しい熱化学モデルの提案を行った．

● 今年度の研究成果の概要

本研究では，管内を伝播するデトネーション波の数値解析において詳細化学反応モデルと同等の精度を維持し，計算負荷の軽減を可能とする熱化学モデルを提案した．本報告で提案した熱化学モデルは，熱的に完全であると仮定した三気体種（爆轟性未燃気体，既燃気体，不活性気体）によって構成されている．化学反応に関しては，未燃気体が一段階不可逆反応のもとで既燃気体になると仮定した．さらに爆轟性未燃気体と不活性気体に対する熱力学的データはエンタルピー変化に従い，既燃気体は等エントロピー的に膨張するとした．

提案した熱化学モデルを用いて一次元単発作動と二次元連続作動の単気筒パルスデトネーションエンジン（以下，PDE）の解析を行った．一次元単気筒単発作動 PDE の解析では，提案モデルの精度と優位性を検証するために詳細化学反応モデルと一段階反応モデルを用いた解析と比較をした．提案モデルの結果は詳細モデルの結果と比較し，充填率 100%と 50%における圧力と温度の履歴に関して定量的に良い一致を示した．また提案モデルを用いる事により，一段階反応モデルでは再現出来ていなかった既燃気体の温度履歴と部分充填効果に関して，高い精度で再現する事が出来た．二次元単気筒連続作動 PDE の解析では，提案モデルと詳細化学反応モデルを用い，熱力学特性量の空間分布とその履歴に関して検討した．連続作動の解析により 3 サイクル目以降ほぼ定常サイクルとなった．

以下の図で，デトネーション管より既燃気体が排出される様子を，時刻 $t/t_0 = 42.3$ における温度分布を用いて提案モデルと詳細化学反応モデルの比較を行った．提案モデルでは接触面後方の既燃気体の温度が詳細モデルにおける温度と比較し若干高い値を示しているが，高温既燃気体の分布は定性的に良い一致を示している．以上の結果より，提案モデルはデトネーション波の連続作動時においても様々な熱力学特性量を精度よく予測する事が可能である事がわかった．



計算負荷に関しては、提案モデルを用いる事により、詳細反応モデルを用いた解析に要する CPU 時間に対して、一次元計算では約 9%、二次元計算では約 14%となり、大幅な計算負荷の軽減が出来た。

以上の結果より、提案モデルを用いる事によって管内を伝播するデトネーションの数値解析に対して、高い精度を維持し、計算負荷を大幅に軽減することが可能であることがわかった。よって、デトネーション波の連続発生やデトネーション管の多気筒化など計算が大規模となる解析に対して有用である熱化学モデルを提案することが出来た。

● 研究成果の公表状況

- 1) Watanabe, K. and Matsuo, A., "Numerical Simulation of Pulse Detonation Engine with an Improved One-Step Chemical Reaction Model", AIAA Paper 2006-0556, 44rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, USA, Jan. 9-12, 2006, 口頭発表

月の起源: 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 Sattelites: Dynamical and Accretional Evolution of Particles
in a Circumplanetary Disk

● 研究グループ

研究代表者：東京工業大学大学院理工学研究科，助手，榎森啓元(hemori@geo.titech.ac.jp)

研究分担者：コロラド大学大気宇宙物理学研究所，研究員，大槻圭史(ohtsuki@lasp.colorado.edu)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

本研究では月および他の惑星の衛星の起源を考えるうえで重要となる惑星の周りでの微惑星集団の力学進化に着目し、これに関する基礎過程を明らかにすることを目的とする。前年度までの研（1998-2004 年度・宇宙科学企画情報解析センター計算機利用共同研究）では微惑星速度進化の基礎方程式を導出し、三体軌道計算ならびに N 体シミュレーションを用いて惑星の周りの粒子ディスクにおける粒子速度進化を調べてきた (Ohtsuki 1999, Icarus 137, 152-177, Ohtsuki and Emori 2000, Astron. J. 119, 403-416, Ohtsuki 2000, Planet. Space Sci. 48, 553-568)。また同様の手法を太陽の周りを公転する微惑星集団の速度進化にも適用し、微惑星の平衡速度ならびに角運動量輸送を明らかにした (Ohtsuki et al. 2002, Icarus 155, 436-453; Ohtsuki and Tanaka 2003, Icarus 162, 47-58)。その後、ディスク中にある小衛星ならびに粒子の自転の研究も進めてきた。まず周惑星ディスク中にある moonlet が粒子衝突により獲得する自転角運動量を明らかにした (Ohtsuki 2004a, Earth Planet. Space 56, 909-919; Ohtsuki 2004b, Icarus 172, 432-445)。次に、粒子同士の衝突によって引き起こされる粒子自転について、N 体シミュレーションを用いて粒子自転速度の分布関数及びサイズ依存性等を明らかにした (Ohtsuki and Toyama 2005, Astron. J. 130, 1302-1310)。そして、N 体シミュレーションでは扱えない幅広いサイズ分布の粒子系の自転及び速度進化を扱うための進化方程式を導出すると同時に、予備的計算結果について報告した (Ohtsuki 2005, Astrophys. J. 626, L61-L64)。これらは惑星の周りでの衛星集積率に影響を及ぼすと考えられる。また、これらの結果は土星リング粒子の熱放射の観測結果の解釈の上でも重要である。

● 今年度の研究成果の概要

今年度は、上に述べた、幅広いサイズ分布を持った粒子系における自転及び速度進化を詳しく調べ、論文としてまとめた (Ohtsuki 2006a, b, Submitted to Icarus)。まず我々は、粒子の自転エネルギー進化を記述する方程式を導いた (Ohtsuki 2006a)。それによると進化は二つの項の和として記述される。一つは自転とランダム運動の間のエネルギー交換を表すもので、Collisional Stirring と呼ぶ。もう一つは異なるサイズの粒子間の自転エネルギー等分配に向かうように働く項で、Rotational Friction と呼ぶ。これらの大きさは粒子のランダム速度や衝突前の自転速度に依存するが、それをランダム速度及び自転角速度の分布について平均したものを $\langle S_{CS} \rangle$ 、 $\langle S_{RF} \rangle$ と表す。本研究では様々な初期値の軌道について膨大な数の三体軌道計算を実行し、上記進化率を求めた。

図 1 は計算結果を規格化したランダム速度の関数として表したものである（初期自転速度について三種類の場合の結果を示している）。太線が軌道計算結果を平均して求めたもの（実線は正の値、破線は負の値を示す）、そして細線は、ランダム速度が粒子表面からの脱出速度に比べて十分大きい場合について求めた解析解である。この図の単位では横軸が $\sqrt{6}$ が脱出速度に相当する。この図より、ランダム速度が

脱出速度に比べて十分大きくなると、相互重力を無視した解析解に近づくことがわかる。ランダム速度が小さいとき $\langle S_{CS} \rangle < 0$ となっているが、これはこのときエネルギーが時点からランダム運動に変換されて自転エネルギーが減少するからである。ランダム速度が大きいつきには $\langle S_{CS} \rangle > 0$ となり、エネルギーがランダム運動から自転へと流れることがわかる。一方、 $\langle S_{RF} \rangle > 0$ であることより、進化方程式の第二項は常に自転エネルギー等分配へと向かわせるように働くことがわかる。

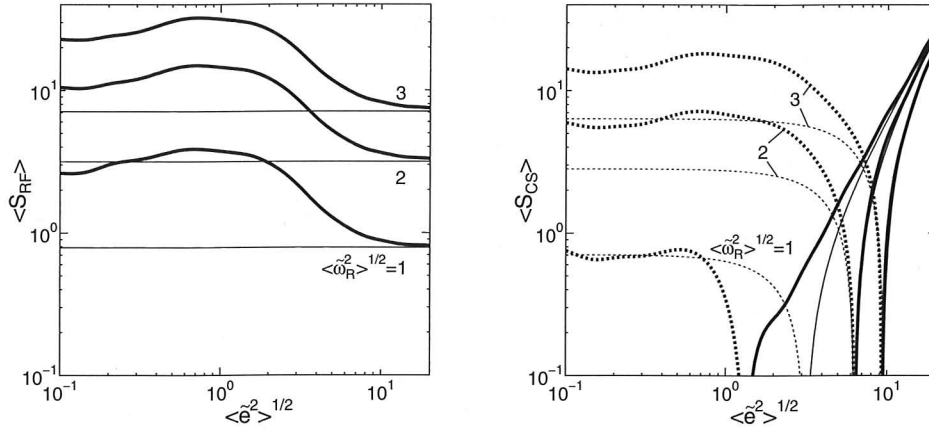


図 1

図 2 は $\langle S_{CS} \rangle$ 及び $\langle S_{RF} \rangle$ の、他のパラメータに対する依存性を調べたものである（黒丸及び黒三角は高ランダム速度の場合、そして白丸及び白三角は低ランダム速度の場合の計算結果である）。細線は高ランダム速度の場合の解析解を示す。(a)は初期自転速度依存性を示す。一方、(b)の r_p は、衝突する二粒子の物理半径の和と Hill 半径（重力半径）の比を表す。 r_p は惑星からの距離や衝突する粒子の質量比に依存し、相互重力の強さを表す重要なパラメータである（ r_p が小さいほど重力の効果が強い）。これらの計算結果によって求めたパラメータ依存性を使うことにより、幅広いサイズ分布を持つ粒子系の進化を追う計算が可能となる。

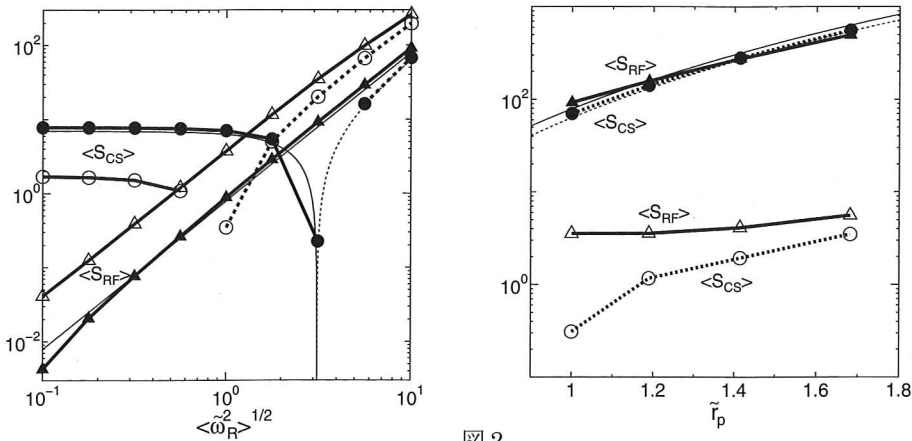


図 2

図 3 は、進化方程式に図 1 及び図 2 で求めた進化率 $\langle S_{CS} \rangle$ 及び $\langle S_{RF} \rangle$ を代入して、等質量粒子系の離心率と軌道傾斜角及び自転角速度の進化を求め（破線）、N 体シミュレーションの結果（実線）と比較したものである。良い一致が確認でき、上述の方法により粒子のランダム速度及び自転進化を正しく追えることがわかる。

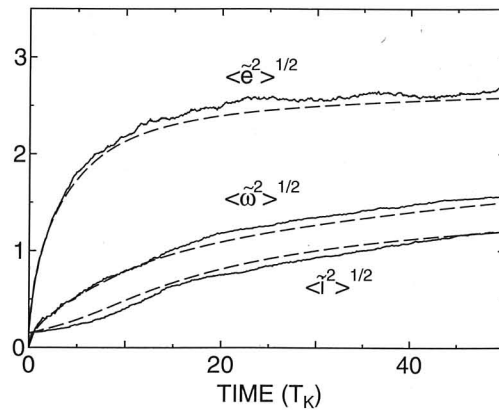


図 3

図 4 は上の方法を用いて幅広いサイズ分布 (1cm-10m) を持つ土星リング粒子の自転角速度(a)ならびに離心率と軌道傾斜角(b)のサイズ依存性を求めたものである。(a)により, 自転角速度はほぼサイズに反比例することがわかる。また(b)により, 自転速度の速い小粒子は軌道傾斜角が大きく, z 方向のスケールハイトが大きいことがわかる。つまり, リング粒子の自転状態は z 方向に不均質であることがわかる。このことは土星のリングからの熱輻射を観測してそれをもとにリングの構造や粒子状態を推測する上で重要であり, 上の結果を考慮したモデリングが必要となる。

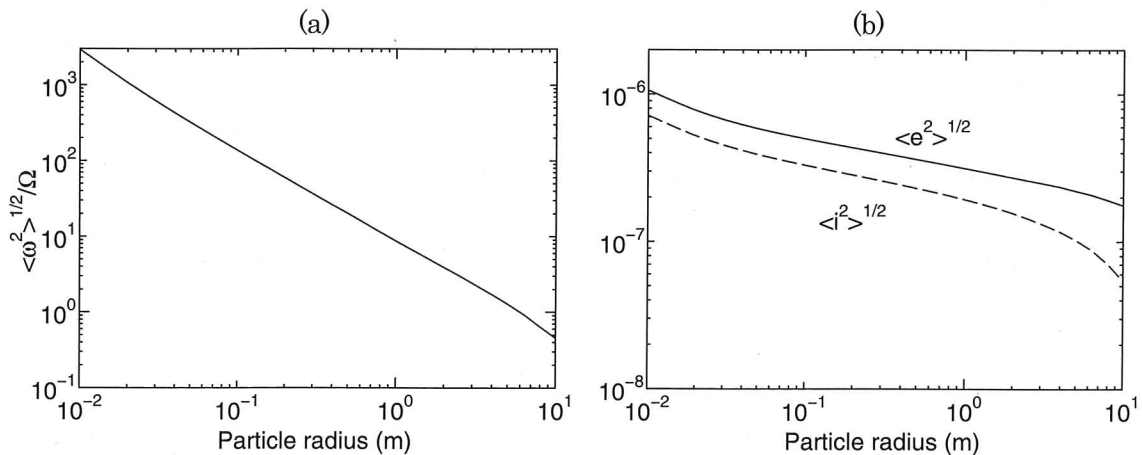


図 4

最後に図 5 は, 別のパラメータに対する依存性を調べたものである。(a)は最大粒子のサイズを変えた場合, (b)は粒子サイズ分布のべき指数を 2.5, 3, 3.5 と変えた場合である (破線は 3 の場合)。これらのパラメータにも結果が依存することは, 逆に, リングからの熱輻射のモデルを構築して観測と比較することにより, これらのパラメータに制約を与えることを示唆している。

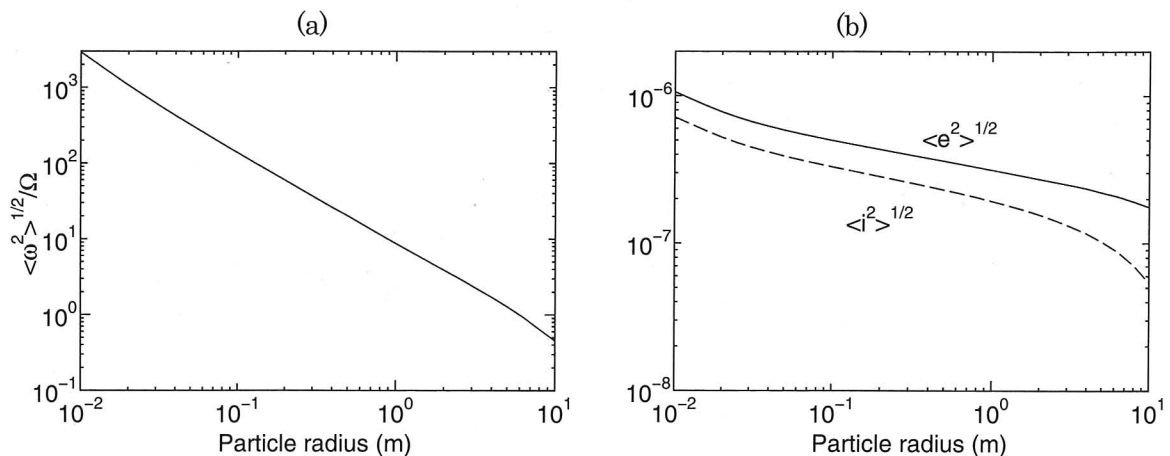


図 5

● 研究成果の公表状況

- 1) Ohtsuki, K. and D. Toyama 2005. Local N-body simulations for the rotation rates of particles in planetary rings. *Astron. J.* 130, 1302-1310. , 論文発表
- 2) Ohtsuki, K. 2005. Rotation rates of particles in Saturn's rings. *Astrophys. J.* 626, L61-L64. , 論文発表.
- 3) Ohtsuki, K. 2006. Rotation rate and velocity dispersion of planetary ring particles with size distribution II. Numerical simulation for gravitating particles. Submitted to *Icarus*. , 論文発表
- 4) Ohtsuki, K.. Collisional and rotational evolution of planetary rings, American Geophysical Union Fall Meeting, San Francisco, CA, December 2005. , 口頭発表

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 the fundamentals of multi-phase detonation including multi-dispersed system

● 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，教授，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，助手，佐藤博之

青山学院大学大学院理工学研究科，機械工学専攻前期課程 2 年，上瀧博之

青山学院大学大学院理工学研究科，機械工学専攻前期課程 2 年，小林圭介

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

デトネーションの基礎を中心に，その応用としての(a)パルスデトネーションエンジンに関する内容(上瀧，坪井，林)，ならびに(b)高圧水素からの水素漏洩による着火現象(劉，林，佐藤)などを解析した。また，(c)固-気二相デトネーションの計算(小林，坪井，林)も行った。

● 今年度の研究成果の概要

(a) ノズルを有するパルスデトネーションエンジンの性能解析通過するデトネーション波(上瀧，坪井，林)

パルスデトネーションエンジン (PDE) はデトネーションを利用した推進機構である。現在，PDE は航空機エンジン，発電などへの応用が考えられている。PDE の性能を向上させるための試みとして，ノズルの利用がある。本研究では，デトネーション基礎現象の解明と PDE の性能解析を目指し，2 次元 Euler 方程式および詳細化学反応モデルによる数値解析によって，収縮 - 膨張 (C-D) ノズルを有するデトネーション管内で生じる現象を調べた。解析を行なった結果，スロートを通じたデトネーション波は膨張部途中でデフラグレーションへと変化した。これは，過去に我々が行った実験によって得られた結果と定性的に一致する。また，ノズルを有する PDE のシングルサイクルにおける性能解析を行なった結果，ノズルなしの直管に比べ，C-D ノズルの場合は比推力が低くなった。しかし，C-D ノズルを有する PDE では直管の PDE に比べ，燃焼室内が高圧に保たれるという結果が得られたことから，マルチサイクル運転においては，ノズルなしの PDE に比べ高い性能を示す可能性が示された。

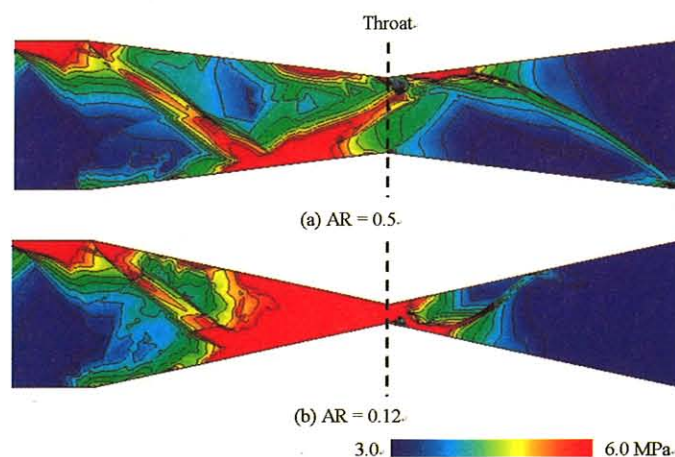


Fig. 1 ノズルを通過するデトネーションの最大圧力履歴 (ただし，AR = スロート幅/管幅)

(b) 高圧水素タンクからの水素漏洩による着火

本研究はデトネーションにいたるかもしれない安全の問題の一環として行われた。燃料電池などの応用に使われる水素を貯蔵する高圧タンクから水素が漏洩した場合、どのようなことになるのかを調べることは安全と環境の点から重要である。今回は、圧縮性二次元 Euler 方程式ならびに圧縮性二次元 Navier-Stokes 方程式により、100-700 気圧の範囲で、タンクに空いた小孔から噴出する水素ジェットの数値シミュレーションを行った。水素反応としては、詳細な高圧にも対応する水素-空気反応機構を用いて計算した。100 ミクロンから 5 ミクロンの格子サイズまで計算を行って、20 ミクロンぐらいが計算量を考慮すると妥当なサイズであることが分かった。400 気圧の高圧タンクからの水素漏洩の場合、20 ミクロンの格子で計算した場合と 100 ミクロンの格子で計算した場合は、100 ミクロンの場合に定常火炎が出来ることが分かり、格子幅に大きく依存する結果を得た。高圧の方が着火する可能性が高いが、小孔の大きさが 1 mm の場合は定常火炎が出来ないことも判明した。今回は、小孔の大きさを 5 mm まで大きくした計算を行ったが、400 気圧でも着火は見られなかった。Fig.2 は 400 気圧の水素高圧タンクから噴出した場合の水素と高温空気の境界に出来る OH の分布を示したもので、この OH は時間が進むにつれ消滅する。

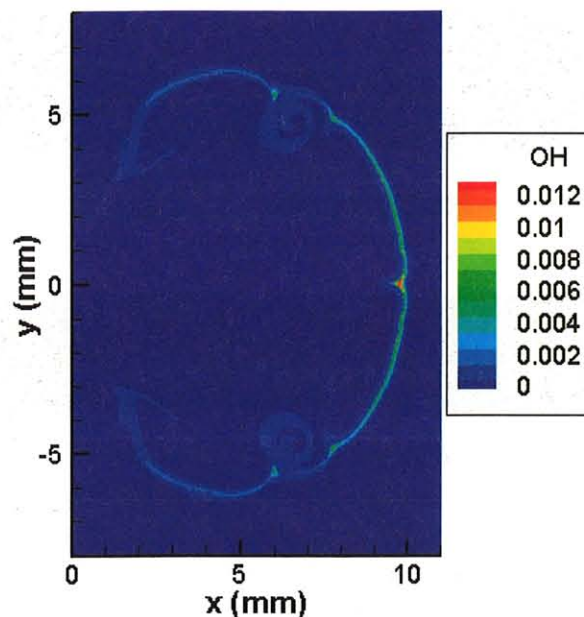


Fig. 2 OH mass fraction contours at 10 μ s of 40 MPa case

(c) アルミニウム - 空気二相デトネーションの数値解析

アルミニウムと空気の混合気体によるデトネーションは、多くの応用に対して重要な解析すべき現象である。このような固体と気体、液体と気体といった二相混合気体の実験データは非常に貴重であるが、また非常に獲得するのが困難である。実験の難しい現象を数値的に解明することは、数値計算の本質であり、本研究の重要性が示される。アルミニウム - 空気の化学反応は詳細にはまだ十分に理解されておらず、今回の計算でも 1 ステップの簡単な反応が用いられた。ただ、3500K ほどの高温になった場合、化学反応が違う経路を通ることが知られており、この経路の反応を入れ込んでも実際の物理現象とは多少の違いが出る。今回の解析では、アルミニウムの粒子径とデトネーションのセルサイズとの関係やアルミニウムの濃度とセルサイズの関係などが調べられ、興味のある結果を得ている。Fig.3 はアルミニウム粒子径の違いにより、デトネーションセルサイズが大きくなることを示す重要な結果で、ロシアの Khmel の数値解析結果と同じ結果が得られており、計算精度が確認されたと考えている。

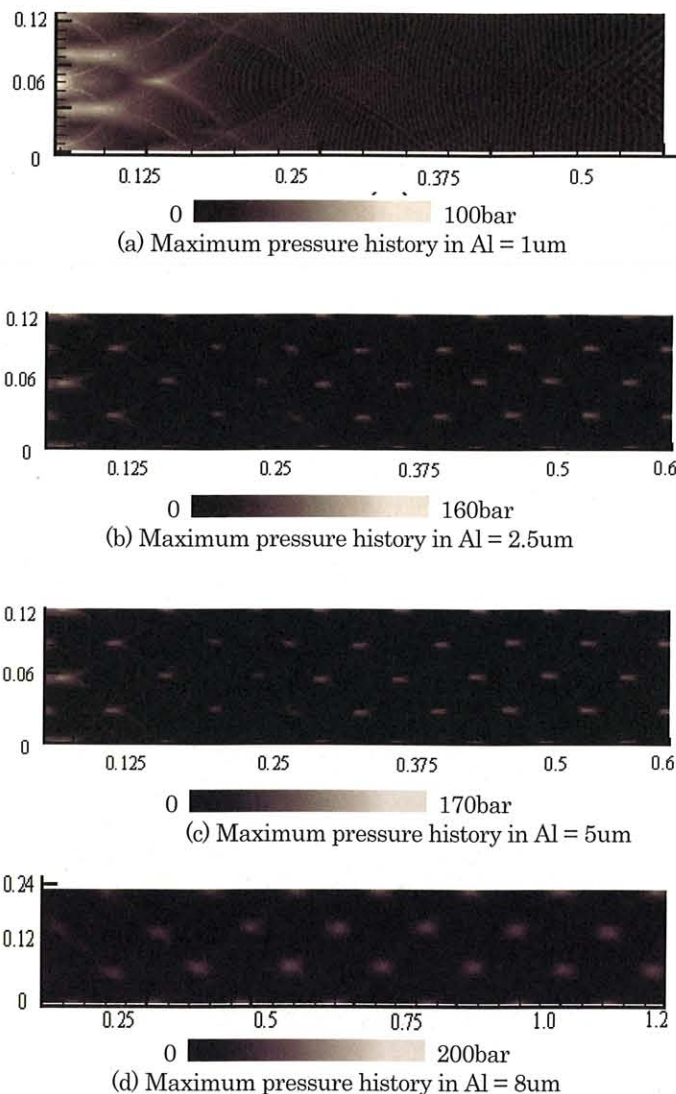


Fig.3 Maximum pressure histories for particle diameter of
(a) $ds=1 \text{ um}$, (b) $ds=2.5 \text{ um}$, (c) $ds=5 \text{ um}$, (d) $ds=8 \text{ um}$.

この数値解析により、さらに複雑な物理条件での数値シミュレーションが行われることが期待でき、本研究の十分な成果がひとまず達成されたと考える。

● 研究成果の公表状況

国内口頭発表

- 1) 林 光一, 坪井伸幸, “最近のデトネーションの数値科学,” 特別講演, 第 24 回数値科学講演会, 講演論文集, 東京電機大学鳩山キャンパス, 8 月 27 日, 2005.
- 2) 法嶋昭統, 高島幸作, 篠崎宏行, 佐藤博之, 林 光一, “炭酸ガス中における衝撃波背後の分光解析”, 第 37 回流体力学講演会講演集, pp. 101-104, 千葉大学, 平成 17 年 9 月 15 日, 16 日.
- 3) 高島幸作, 法嶋昭統, 篠崎宏行, 佐藤博之, 林光一, “改良型極超音速衝撃風洞の基礎特性”, 第 37 回流体力学講演会講演集, pp. 179-182, 千葉大学, 平成 17 年 9 月 15 日, 16 日.
- 4) 足立浩章, 三澤潤大, 佐藤博之, 林 光一, “ライフル型障害物を用いたデトネーション遷移の加速効果”, 第 37 回流体力学講演会講演集, pp. 163-166, 千葉大学, 平成 17 年 9 月 15 日, 16 日.
- 5) 坪井伸幸, 林 光一, “水素/空気デトネーションの三次元数値解析 - 円管と矩形管におけるスピンモードの相違”, 第 37 回流体力学講演会講演集, pp. 303-306, 千葉大学, 平成 17 年 9 月 15 日, 16 日.

- 6) 上瀧博之, 坪井伸幸, 林 光一, “収縮 - 膨張ノズルを通過するデトネーション波に関する 2 次元数値解析”, 第 37 回流体力学講演会講演集, pp. 311-312, 千葉大学, 平成 17 年 9 月 15 日, 16 日.
- 7) Yun-Feng Liu, Nobuyuki Tsuboi, Hiroyuki Sato, Fumio Higashino, and A. Koichi Hayashi, “Comparison of full-mechanism, two-step, and one-step detonation models,” 第 37 回流体力学講演会講演集, pp.313-316, 千葉大学, 平成 17 年 9 月 15 日, 16 日.
- 8) 林 光一, 劉云峰, 坪井伸幸, 相澤圭介, 佐藤博之, “高圧タンクからの水素漏洩による着火のシミュレーション,” 第 43 回燃焼シンポジウム講演論文集, pp.208-209, タワーホール船堀, 2005 年 12 月 5 日~7 日
- 9) 佐藤博之, 中島匡哉, 林 光一, “熱音響振動火炎に対する二次流体噴射の影響,” 第 43 回燃焼シンポジウム講演論文集, pp.28-29, タワーホール船堀, 2005 年 12 月 5 日~7 日
- 10) 長尾隆央, 井出智広, 新城淳史, 小川 哲, 佐藤博之, 林 光一, “希薄予混合燃焼器における燃焼振動の現象解析,” 第 43 回燃焼シンポジウム講演論文集, pp.166-167, タワーホール船堀, 2005 年 12 月 5 日~7 日
- 11) 坪井伸幸, 林光一, “円管中を伝播する水素/空気 C-J スピンデトネーションの 3 次元数値解析 - 波面背後の H₂, OH の分布について -, 第 43 回燃焼シンポジウム講演論文集, pp.482-483, タワーホール船堀, 2005 年 12 月 5 日~7 日
- 12) 劉云峰, 佐藤博之, 坪井伸幸, 林 光一, “1, 2, フルステップ化学反応機構の違いによるデトネーション伝播機構の精度について,” 第 43 回燃焼シンポジウム講演論文集, pp.486-487, タワーホール船堀, 2005 年 12 月 5 日~7 日
- 13) 三澤潤大, 足立弘章, 北野翔太, 佐藤博之, 林 光一, “デトネーション波の伝播における二重波面の解析,” 第 43 回燃焼シンポジウム講演論文集, pp.488-489, タワーホール船堀, 2005 年 12 月 5 日~7 日
- 14) 小林圭介, 劉云峰, 林 光一, Krzysztof Benkiewicz, 坪井伸幸, “アルミニウム・酸素二相デトネーションの粒径依存性,” 第 43 回燃焼シンポジウム講演論文集, pp.492-493, タワーホール船堀, 2005 年 12 月 5 日~7 日
- 15) 上瀧博之, 坪井伸幸, 林 光一, “収縮 - 膨張ノズルを通過する酸水素デトネーション波の伝播構造,” 第 43 回燃焼シンポジウム講演論文集, pp.496-497, タワーホール船堀, 2005 年 12 月 5 日~7 日
- 16) 北野翔太, 佐藤博之, 林光一, “マイクロ PDE の可能性について,” 平成 17 年度宇宙輸送シンポジウム論文集, JAXA 宇宙科学研究本部, 平成 18 年度 1 月 12 日, 13 日

国際会議

- 1) J. Misawa, S. Shiokawa, H. Adachi, H. Sato, F. Higashino, and A.K. Hayashi, “Reduction of DDT time and distance in H₂/O₂/Ar mixture by dividing tube,” O20, 2nd Int. Symp. on Energetic Materials and their Applications, May 26-27, 2005, Tokyo (CD-ROM).
- 2) Y.F. Liu, F. Higashino, H. Sato, and A.K. Hayashi, “Numerical simulation on hydrogen fuel jetting from high pressure tank,” O21, 2nd Int. Symp. on Energetic Materials and their Applications, May 26-27, 2005, Tokyo (CD-ROM).
- 3) A. Koichi Hayashi, Kenta Numa, Hiroyuki Sato, Fumio Higashino, and Michihisa Tsutahara, “Fundamental study on detonation propulsion for marine transportation,” 1108-1a, 25th Int. Symp. on Shock Waves, Bangalore, India, July 17-22, 2005 (CD-ROM).
- 4) Kazuki Morita, Fumio Higashino, A. Koichi Hayashi, Hiroyuki Sato, and Nobuo Furukawa, “Numerical instability across shock and contact discontinuities,” 1108-2a, 25th Int. Symp. on Shock Waves, Bangalore, India, July 17-22, 2005 (CD-ROM).
- 5) A.K. Hayashi, K. Eto, and N. Tsuboi, “Numerical simulation of spin detonation in square tube,” Paper No. 85, 20th Int. Colloq. on Dynamics of Explosions and Reactive Systems, Montreal, Canada, July 31-Aug. 5, 2005, (CD-ROM).
- 6) H. Jotaki, N. Tsuboi, and A.K. Hayashi, “Numerical simulation on two-dimensional H₂/air detonation waves propagating in a converging-diverging nozzle,” Paper No. 125, 20th Int. Colloq. on Dynamics of Explosions and Reactive Systems, Montreal, Canada, July 31-Aug. 5, 2005, (CD-ROM).
- 7) H. Sato, C. Nishidome, I. Kajiwara, T. Nagao, A.K. Hayashi, and S. Ogawa, “Efficiency of air injection on stability and emission controls in premixed combustion,” Paper No. 73, 20th Int. Colloq.

- on Dynamics of Explosions and Reactive Systems, Montreal, Canada, July 31-Aug. 5, 2005, (CD-ROM).
- 8) N. Tsuboi, K. Eto, and A.K. Hayashi, "Three-dimensional numerical simulation of H₂/air detonation in a circular tube: structure of spinning mode," Paper No. 71, 20th Int. Colloq. on Dynamics of Explosions and Reactive Systems, Montreal, Canada, July 31-Aug. 5, 2005, (CD-ROM).
 - 9) A.K. Hayashi, K. Eto, Y.F. Liu, N. Tsuboi, S. Shiokawa, H. Sato, and J.H.S. Lee, "Argon or nitrogen diluted hydrogen/oxygen detonation in tube with obstacles," Paper No. 186, 20th Int. Colloq. on Dynamics of Explosions and Reactive Systems, Montreal, Canada, July 31-Aug. 5, 2005, (CD-ROM).
 - 10) Y.F. Liu, N. Tsuboi, H. Sato, F. Higashino, and A.K. Hayashi, "Direct numerical simulation on hydrogen fuel jetting from high pressure tank," Paper No. 122, 20th Int. Colloq. on Dynamics of Explosions and Reactive Systems, Montreal, Canada, July 31-Aug. 5, 2005, (CD-ROM).
 - 11) A.K. Hayashi, H. Shimada, A. Adachi, and H. Sato, "Pulse detonation engine using hydrogen/air mixture for a near practical model," AIAA-2005-1051, Proc. of XVII Int. Symp. on Air Breathing Engines (ISABE), Munich, Germany, Sep. 4-9, 2005, (CD-ROM).
 - 12) H. Jotaki, J. Misawa, A.K. Hyashi, and N. Tsuboi, "Study on detonation structure propagating in a converging-diverging nozzle," AIAA-2005-1177, Proc. of XVII Int. Symp. on Air Breathing Engines (ISABE), Munich, Germany, Sep. 4-9, 2005, (CD-ROM).

学術論文

- 1) Tsuboi, N., Eto, K., Hayashi, A.K., "Three-Dimensional Chapman-Jouguet Detonation in a Rectangular Tube-Effect of Cross-Section Area," Confined Detonations and Pulse Detonation Engines, Torus Press, 2005, Accepted.
- 2) A. Koichi HAYASHI, Hidetoshi SHIMADA, Yasuhiro KENMOKU, and Hiroyuki SATO, "Detailed Mechanism of Flame Jet Ignition in Pulse Detonation Engines," Confined Detonations and Pulse Detonation Engines, Torus Press, 2005, Accepted.
- 3) Krzysztof Benkiewicz and A. Koichi Hayashi, "One-dimensional parametric studies of an aluminum-dust combustion model for numerical simulations of detonation waves, 2005, AIAA Journal, accepted.
- 4) Liu, Y.-F., Sato, H., Tsuboi, N., Higashino, F., and Hayashi, A.K. (2006.2) Numerical simulation on hydrogen fuel jetting from high pressure tank. Sci. Tech. Engrg. Mater., Japan Explosive Society. (In Press)
- 5) Tachibana, S., Zimmer, L., Kurosawa, Y., Suzuki, K., Sato, H., Hayashi, A.K., Nishidome, C., Kajiwara, I. (2006) Active control of combustion oscillations in a lean premixed gas-turbine combustor, Int. J. of Vehicle Design, Inder Science. (In Press)
- 6) Sato, H., Ikame, M., Harumi, K., Kishi, T., Hiraoka, K., Oka, H., Hayashi, A.K., and Ogawa, S. (2005), Active instability control of thermoacoustic oscillation in premixed gas turbine combustors, JSME International Journal Series B, Vol.48, No. 2, 2005, pp.328-333.

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

● 研究グループ

研究代表者：松井宏晃 (Dept. of geophysical Sciences, the University of Chicago, Research Associate)
matsui@geosci.uchicago.edu

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

地球及び惑星の固有磁場は、内部の電磁流体の対流によるダイナモ過程によって生成、維持されている。このダイナモプロセスの解明には、計算機シミュレーションが大きな役割を果たしてきた。しかし、地球の外核の対流運動は強い乱流状態にあると予想されており、これを直接シミュレーションで取り扱うことは現在、かつ近い将来においても不可能であると考えられる。このため、シミュレーションの空間解像度よりも小スケールの現象が再現可能な空間スケールの現象に与える影響をモデル化 (SGS model) することがより現実的な地球ダイナモシミュレーションを実施する上で必要とされている。本研究では、SGS モデルとして similarity model の一種である Nonlinear gradient モデルを heat flux, momentum flux, Lorentz 力, 電磁誘導の各非線形項に適用した回転系における MHD シミュレーションコードを開発し、本モデルの妥当性を検討した。

● 今年度の研究成果の概要

シミュレーション空間として、水平方向に周期境界条件を適用した回転平板モデル (Fig. 1) を用い、有限要素法を用いてシミュレーションを実施した。また、本年度は、要素サイズが大きく変化する境界付近における空間フィルタと空間微分の順序の入れ替えに起因する Commutation error を修正する項を追加し、さらに SGS 項の強度を見積もるための Dynamic model を組み込んだシミュレーション (Dynamic LES) を実施し、これまでに実施した SGS 項を考慮に入れない直接シミュレーション (DNS) , および nonlinear gradient model のみを適用したシミュレーション (LES) との比較を実施した。

本 SGS モデルの妥当性を検討するため、高解像度の格子による DNS により得られた速度、磁場、および温度場を低解像度の格子に写し、SGS 項を導出した。その結果、Dynamic LES を用いた場合に、これまでの Nonlinear gradient model では期待あされる解が得ることができなかった境界付近において期待される SGS 項に近い結果が再現された (Fig. 2) 。更に、本モデルを用いて LES シミュレーションを実施し、支配的な磁場成分である水平方向の磁場成分の x 軸からの角度の時間発展をこれまでの Nonlinear gradient model, Unresolved DNS, および高解像度メッシュを用いた Resolved DNS による結果と比較した。その結果、Dynamic nonlinear gradient model を適用した場合が最も Resolved DNS による結果に類似した磁場の挙動が観測された (Fig. 3) 。

- plane layer, *Physics of the Earth and Planetary Interiors*, 153, 108-123, 2005, 論文発表
- 2) H. Matsui and B.A. Buffett, Filtering processes and spatial difference for Sub-grid Scale model in dynamo simulations, Gordon Research Conference, Aug., 2005. , 口答発表
 - 3) H. Matsui and B.A. Buffett,, Sub-grid scale model for dynamo simulations in a rotating plane layer model --- Dealing with unstructured grids, AGU (American Geophysical Union) Fall meeting, Dec. 2005. , 口答発表

希薄気体における流れの安定性ならびに希薄気体効果の工学的応用に関する数値的研究

● 研究グループ

研究代表者：京都大学大学院工学研究科，助教授，高田 滋(takata@aero.mbox.media.kyoto-u.ac.jp)

研究分担者：京都大学大学院工学研究科，吉田広顕(hiroaki-yos@dsaa.mbox.media.kyoto-u.ac.jp)

京都大学大学院工学研究科，島田 武

(TakeshiShimada@t25a0956.mbox.media.kyoto-u.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

無限に長く温度が一定に保たれ，異なる角速度で回転する同軸 2 重円筒間の希薄気体の流れを考える．軸方向，軸周りに一様な流れ(円筒 Couette 流)の，軸周りに一様な擾乱に対する安定性を，分子気体力学により調べた．具体的には，Boltzmann 方程式の BGK モデル方程式と，拡散反射境界条件を用いて，線形安定性解析を行った．比較的小さな Knudsen 数と，広い範囲の円筒回転速度に対する擾乱の最大成長率を，擾乱に対する初期値・境界値問題を数値的に解くことにより求めた．その結果，円筒 Couette 流が不安定となるパラメータの範囲を明らかにした．また，古典流体力学の方程式(圧縮性/非圧縮性 Navier-Stokes 方程式系)による結果，および直接シミュレーション・モンテカルロ法による Boltzmann 方程式の直接数値計算による結果との比較を行った．

● 今年度の研究成果の概要

1. はじめに

無限に長く温度が一定に保たれた同軸 2 重の流れを考える．内円筒の回転速度が十分に遅い場合，管内には円筒 Couette 流と呼ばれる円筒軸まわりに対称かつ軸方向に一様な流れが誘起される．ところが内円筒の回転速度がある臨界値より大きい場合にはこの円筒 Couette 流はもはや不安定となり，軸方向に渦列の並ぶ Taylor 渦と呼ばれる別の型の流れが現れる．

古典流体力学におけるこの不安定性と Taylor 渦流の研究の歴史は古いが¹⁾，Boltzmann 方程式を基礎とする分子気体力学の枠組みで研究が行われるようになったのは比較的最近である．現在まで，直接シミュレーション・モンテカルロ(DSMC)法を用いた結果がいくつか報告されている．²⁻⁴⁾ また，ごく最近には，連続体極限における幽霊効果に関連した興味ある研究が発表された．⁵⁾

本研究では，数値解析を利用した(モデル) Boltzmann 方程式の線形安定性解析を行い，古典流体力学による結果との比較も含め，上記の問題を詳しく調べる．特に，気体の希薄化による影響および外円筒の回転の影響に焦点を合わせる．また，既に報告されている結果に加えて DSMC 法による直接数値解析を行い，線形安定性解析による結果との比較を行う．

2. 問題と仮定

無限に長い同軸 2 重円筒間に充填された単成分の希薄気体を考える．内，外円筒は，半径がそれぞれ L_I ， L_{II} であり，表面速度 V_I ， V_{II} で回転している．また，両円筒は共に温度 T_0 に保たれている．さらに以下のことを仮定する：(1) 気体の振舞いは Boltzmann 方程式に従う(実際の安定性解析には BGK 方程式を用いる)；(2) 気体は円筒表面で拡散反射する；(3) 気体の振舞いは軸対称である．以上の状況にお

ける気体の振舞いを Boltzmann 方程式の非定常境界値問題(問題 I)の枠組みで調べる(具体的には、定常状態にかく乱が入ったときの、その後の時間発展を調べる)。

以下では、時間を t 、空間の円筒座標系を (r, θ, z) 、分子速度ベクトルを ξ で表す。いま、方程式と境界条件を適切に無次元化すると、これらは気体の希薄度を示す Kn (=代表平均自由行程/ L_I)、無次元内円筒回転速度 $\hat{V}_I = V_I / (2RT_0)^{1/2}$ (R :単位質量あたりの気体定数)、無次元外円筒回転速度 $\hat{V}_O = V_O / (2RT_0)^{1/2}$ 、円筒半径比 L_{II} / L_I の 4 つの無次元パラメータを含むことがわかる。

3. 線形安定性解析

2 節の問題 I に $\partial/\partial t = 0$, $\partial/\partial z = 0$ の制限を課して解くと、軸方向に一樣な定常 1 次元解[円筒 Couette 流, [以下 $f_c(r, \xi)$]]が得られる。もとの 2 次元系における円筒 Couette 流の安定性を調べるために、 f_c に微小擾乱を加え、もとの 2 次元系における擾乱の収束発散を調べる。以下にその方法を示す。

まず、速度分布関数 $f(t, r, z, \xi)$ を $f = f_c + \tilde{F}(t, r, \xi; \alpha)$ とおく [\tilde{F} :微小擾乱, i :虚数単位, α :擾乱の波数]。これをもとの問題 I へ代入し擾乱の高次を省略することにより、 \tilde{F} に対する線形の非定常境界値問題(問題 II)が得られる。さらに、擾乱の時間依存を $\tilde{F} = F(r, \xi; \alpha, s)e^{st}$ (s :擾乱の複素成長率)とおくと、 F に対する線形同次の境界値問題(問題 III)が得られる。問題 III は s を固有値、 F を固有関数とする固有値問題を形成しており、この固有値問題を解くことにより、 $\text{Re}(s)$ が最大である s (s_M ; 最大成長率)を求め、これが正ならば不安定、負ならば安定というように、円筒 Couette 流の線形安定性を調べることができる。

しかし、本問題の基礎方程式は複雑な非線形微積分方程式であるため、 f_c は解析的には求まらず、また固有値問題の直接的取扱いも非常に困難である。そこで本研究では、まず f_c を差分法による精密な数値解析により求め、この数値データおよび任意の初期分布を用いて問題 II の非定常境界値問題を差分法により数値的に解き、擾乱 \tilde{F} (時間発展型の数値解)を求める。十分長時間後の \tilde{F} は初期条件に依らず $\tilde{F} = Fe^{s_M t}$ の形をしているので、この関数形を数値解にフィッティングすることにより s_M と、 F とを間接的に求める。

4. 結果 A : 希薄化の影響

図 1 に、 $L_{II} / L_I = 2$, $\hat{V}_O = 0$, $\alpha = \pi$ である場合の、 (Kn, \hat{V}_I) 平面における中立安定 [$\text{Re}(s_M) = 0$] 曲線を示す。古典流体力学による結果との比較のために、非圧縮性 Navier-Stokes (INS) 方程式および圧縮性 Navier-Stokes (CNS) 方程式に基づく線形安定性解析による結果も合わせて示してある。各曲線の下側が Couette 流解の安定領域、上側が不安定領域である。

BGK 方程式では、円筒 Couette 流は希薄度の増加と共に急激に安定化する。また、希薄度がある程度大きい場合には内円筒回転速度がいくら大きくても円筒 Couette 流が(線形安定性の意味で)安定となる。古典流体力学による結果と比較してみると、CNS 方程式では BGK 方程式と比較的よく合う結果が得られており、それらは INS 方程式による結果に比べより安定化していることが分かる。

図 1 には文献 3)の抜粋と、新たに本研究で追加計算した DSMC 法による直接数値解析の結果を合わせて示してある。直接数値解析では無限長の円筒のかわりに、 $z = 0, L_I$ に鏡面反射境界がある有限長さの円筒を考えている ($\alpha = \pi$ に対応する)。気体分子モデルは剛体球分子モデルであり、代表粘性係数が BGK 方程式のそれと等しくなるように Kn を変換している。○は円筒 Couette 流の定常解、●は Taylor 渦の定常解が得られたことをそれぞれ示しており、○は定常解が得られなかったことを示している。定量的なずれはあるものの、希薄度が大きくなると急激に安定化する傾向は同様に見ることができ

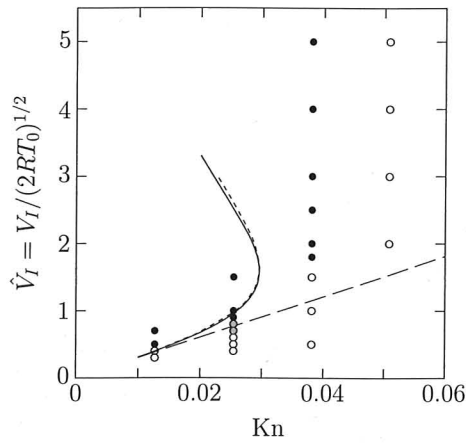


図1: (Kn, \hat{V}_I) 平面における中立安定曲線($L_{II}/L_I = 2, \hat{V}_{II} = 0, \alpha = \pi$). 実線, 長破線, 短破線はそれぞれ, BGK, INS, CNS 方程式による線形安定性解析の結果を示している. \circ および \bullet は DSMC 法による結果で, それぞれそのパラメータで円筒 Couette 流および Taylor 渦の定常解が得られたことを示している. また \bullet はそこでは定常解が得られなかったことを示している.

5. 結果 B: 外円筒の回転の影響

図2に, $L_{II}/L_I = 2, Kn = 0.0127, \alpha = \pi$ である場合の, $(\hat{V}_{II}, \hat{V}_I)$ 平面における中立安定 $[\text{Re}(s_M) = 0]$ 曲線を示す. 4節と同様に INS 方程式, CNS 方程式による結果も合わせて示してある. 各曲線の下側が Couette 流の安定領域, 上側が不安定領域である. ここでも BGK 方程式, CNS 方程式による結果はよく合い, INS 方程式による結果に比べ安定化の傾向がみられる. しかし, r 付近では, BGK 方程式と CNS 方程式の結果の間に比較的大きなずれが生じている. また, BGK, CNS では, 外円筒速度 \hat{V}_{II} がある程度大きいところでは, 内円筒回転速度 \hat{V}_I がいくら大きくても円筒 Couette 流が(線形安定性の意味で)安定となる.

図2には文献4)より抜粋した DSMC 法による直接数値解析の結果も合わせて示してある. ここでも $z = 0, L_I$ に鏡面反射境界がある有限長さの円筒を考えており, また気体分子モデルには剛体球分子モデルを用いて4節と同様の Kn の変換を行っている. \circ は円筒 Couette 流の定常解が得られた上限, \bullet は Taylor 渦の解が得られた下限のパラメータを示しており, 従ってそれらの中に定常解の分岐点があることを示している. DSMC 法では, BGK 方程式の線形安定性解析では安定となる領域($\hat{V}_{II} = 0.6$)にも Taylor 渦が観測されたことを除けば, 全体的に中立安定点と分岐点の位置がよく合っている.

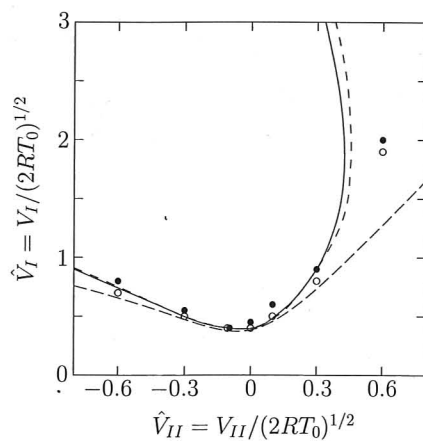


図2: $(\hat{V}_{II}, \hat{V}_I)$ 平面における中立安定曲線($L_{II}/L_I = 2, Kn = 0.0127, \alpha = \pi$). 実線, 長破線, 短破線はそれぞれ, BGK, INS, CNS 方程式による線形安定性解析の結果を示している. \circ および \bullet は DSMC 法による結果で, 円筒 Couette 流の定常解が得られた上限および Taylor 渦の定常解が得られた下限をそれぞれ示している.

参考文献

- 1) G. I. Taylor, Phil. Trans. R. Soc. London Ser. A 223, 289 (1923).
- 2) S. Stefanov and C. Cercignani, J. Fluid Mech. 256, 199 (1993).
- 3) K. Aoki, Y. Sone, and M. Yoshimoto, in Rarefied Gas Dynamics, edited by R. Brun, R. Campargue, R. Gatignol, and J.-C. Lengrand (Cépaduès-Éditions, Toulouse, 1999), Vol. 2, p. 109.
- 4) H. Yoshida and K. Aoki, in Rarefied Gas Dynamics, edited by M. Capetelli (AIP, Merville, 2005), p.467.
- 5) S. Sone, M. Handa, and T. Doi, Phys. Fluids 15, 2903 (2003).

● 研究成果の公表状況

- 1) H. Yoshida and K. Aoki, Phys. Rev. E 73, 021201 (2006). , 論文発表

磁気セイルの推進性能に関する数値解析

Numerical Simulation on Thrust Performance of Magnetic Sail

● 研究グループ

研究代表者：東京大学大学院新領域創成科学研究科先端エネルギー工学専攻、助教授、鈴木宏二郎
(kjsuzuki@k.u-tokyo.ac.jp)
研究分担者：東京大学大学院新領域創成科学研究科先端エネルギー工学専攻、博士課程3年
秋田大輔(akita@sonic.t.u-tokyo.ac.jp)

● 利用期間

平成17年4月1日～平成18年3月31日

● 研究の概要

磁気セイルは、高速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。現在の技術レベルで妥当な小型（コイル直径4m）の磁気セイルを想定して、プラズマ流と電磁場の干渉スケールを見積もると、磁気セイルまわりの太陽風流れは粒子性が顕著であり、MHDのような流体モデルではなく粒子法による解析が適切であることがわかる。そこで本研究では、太陽風と電磁場と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、磁気セイルまわりの太陽風流れ場および電磁場構造の基本特性を調べるとともに、磁気セイルにはたらく推力を見積もり、それらの相関について考察した。また、宇宙航行では飛行軌道の自由度を高めるために、推進方向の制御が重要となる。磁気セイルの場合、推進方向は基本的に太陽風の流れ方向、つまり太陽から遠ざかる方向近傍に限定されるが、印加磁場の傾きや太陽風動圧などに関する簡単なパラメトリックスタディをもとに、軌道計画に向け磁気セイルにおける推力ベクトル制御の可能性を調べた。

● 今年度の研究成果の概要

図1, 2は、解析により得られたそれぞれ磁気セイルまわりの太陽風電子、陽子の数密度分布および流線である。電子と陽子では、質量および熱速度が大きく異なるため、それぞれの印加磁場との干渉スケールも異なっている。電子（図1）に対し陽子（図2）はあまり印加磁場の影響を受けることなく磁気セイル後流に流れ去っている。これら数密度分布の違いは電荷分離を意味し、図3に示すように磁気セイル周りには正の静電ポテンシャル場が形成されている。この正のポテンシャルは陽子に作用し、その運動量損失を増加させる働きがある。この場合、イオン粒子の総運動量変化から見積もった磁気セイルの推力は 10^{-3} mN程度、一様流動圧とコイル面積で無次元化した抗力係数は100程度となった。抗力係数が比較的大きな値をとるのは、磁気セイルの太陽風に対する実効的な大きさがコイル自体の大きさに比べ大きいためである。

図3は、コイルの軸を傾けた場合に、磁気セイルに働く各方向の力を無次元化して示している。 C_b は一様流の流れ方向、 C_L はコイルの軸を傾ける面内の流れに垂直な方向、 C_Y はその面外の垂直方向である。コイルの軸を傾けると、流れ場の非対称性にもよってY方向の力が発生していることが確認できる。つまり、磁気セイルの姿勢が傾いた場合、その面内の力だけではなく、面外への力も発生することがわかる。その力は最大で流れ方向に発生する力の30%程度である。よって、磁気セイルの推力ベクトルを、コイルによって印加される磁場の傾きのみで制御する場合、磁気セイルの軌道は黄道面外へ飛行も

ともない3次元的になると考えられる。

図4は、太陽風の条件がそれぞれ太陽からの距離0.7AU, 1AU, 1.5AU, 2AUの場合の磁気セイルに働く推力を示している。図中の C_{Dcoil} は太陽風の一様流動圧とコイル面積で無次元化した抗力係数である。より太陽に近く、太陽風の動圧が大きい程、磁気セイルが得られる推力と C_{Dcoil} は増加し、推力を得る効率が高いことが確認できる。

本研究における重要な成果は、現在の技術レベルで妥当な小型（直径数 m）の磁気セイルについて、はじめてそのまわりの太陽風流れ場や電磁場の構造と磁気セイルに働く力の相関をを明らかにした点であると言える。これらの結果は、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技術実証衛星のシステム設計やミッション検討に向け有用な知見を提供するものだと考えられる。

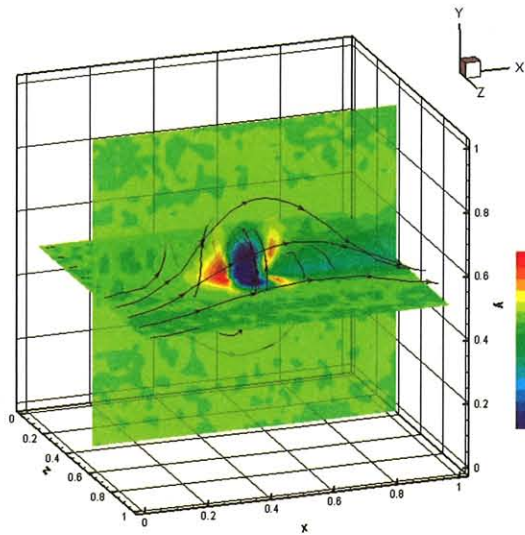


図1 Number Density Distribution and Streamlines of Electron around Magneti Sail.

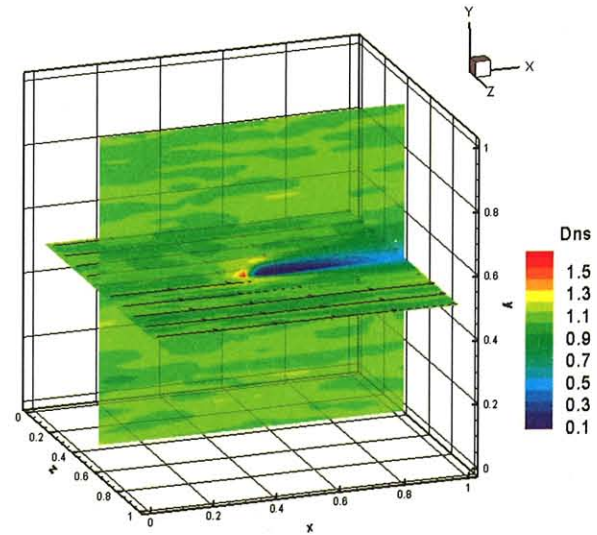


図2 Number Density Distribution and Streamlines of Proton around Magneti Sail.

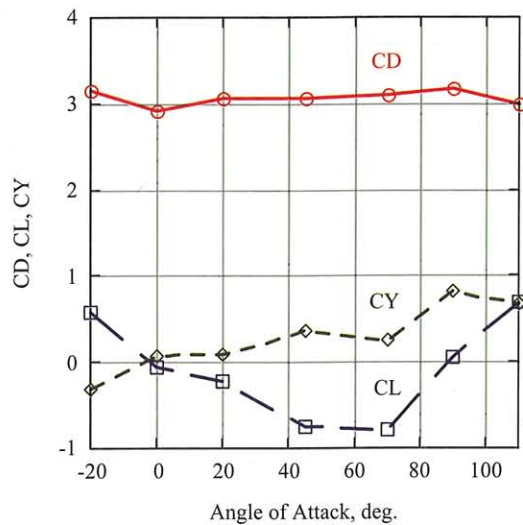


図3 Thrust Characteristic vs. Angle of Attack

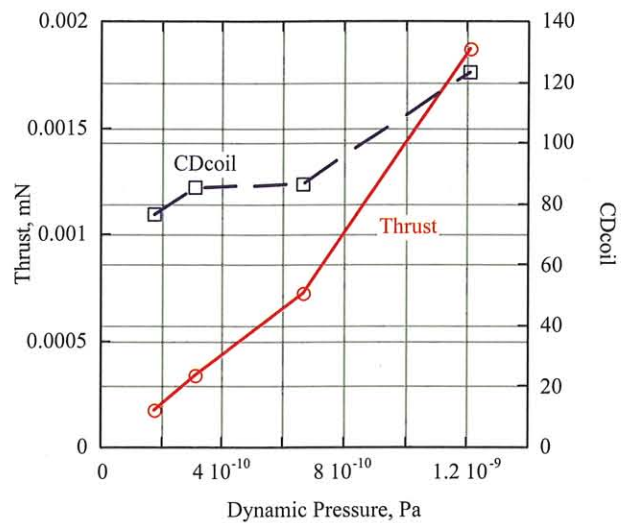


図4 Thrust of Magnetic Sail vs. Solar Wind Dynamic Pressure

● 研究成果の公表状況

- 1) Daisuke Akita and Kojiro Suzuki, “Numerical Analysis on Characteristic Features of Solar Wind Flow Around Magnetic Sail”, Journal of Space Technology and Science, vol. 20, no. 2, 2005, pp. 43-53. , 論文発表
- 2) 秋田大輔, 鈴木宏二郎, “磁気セイルの推進力の見積もりと性能向上のためのオプション”, 宇宙航空研究開発機構研究開発報告, JAXA-RR (in press). , 論文発表
- 3) Daisuke Akita, Kojiro Suzuki, “Kinetic Analysis of Plasma Flow of Solar Wind around Magnetic Sail”, AIAA 2005-4791, Toronto, Canada, 2005. , 口頭発表

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 simulations

● 研究グループ

研究代表者：広島大学総合科学部，教授，星野公三(khoshino@hiroshima-u.ac.jp)

研究分担者：宇宙航空研究開発機構，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，
助手，正木匡彦(masaki.tadahiko@jaxa.jp)

研究協力者：広島大学大学院生物圏科学研究科，博士課程 3 年，原田晶子

(harada@minerva.ias.hiroshima-u.ac.jp)

熊本大学理学部物理学科，助教授，下條冬樹(shimojo@kumamoto-u.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

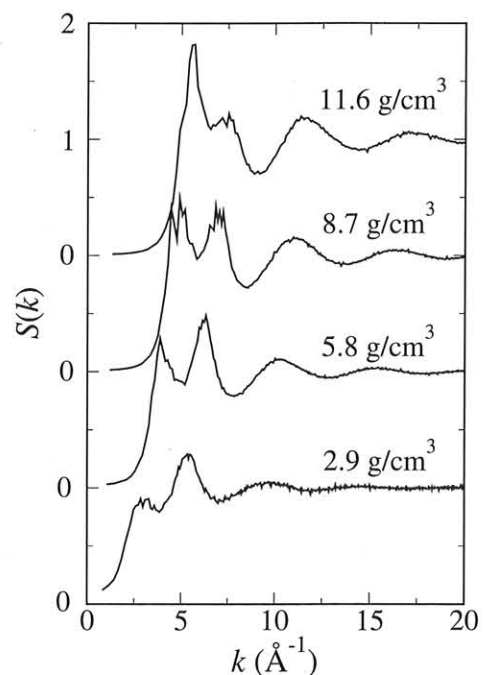
● 研究の概要

液体カーボンは高温・高圧下で存在し，天体内部に存在することが予想され天体物理学的に興味を持たれている．また，周期律表の同族である Si, Ge, Sn, Pb の構造の圧力変化との関連で液体カーボンの構造の圧力変化に興味がある．液体カーボンは，5000K 以上の高温で存在するため，実験的に構造の圧力変化を調べるのは，現在のところきわめて困難である．したがって，コンピュータ・シミュレーションによる研究が重要な役割を担っている．

本研究の目的は，第一原理分子動力学シミュレーションを用いて，液体カーボンの構造の圧力変化の特徴を調べるとともに，液体 Si や Ge の構造と比較検討することである．

● 今年度の研究成果の概要

本研究では，現在最も信頼性の高い手法である第一原理分子動力学シミュレーションにより，液体カーボンの構造の圧力変化を従来の研究では行われていない高圧まで詳しく調べ，種々の新しい知見を得ることができた．一例として，右図に液体カーボンの構造因子の圧力依存性を示す．比較的低压，すなわち低密度(2.9g/cm³)での構造因子は 2 配位すなわち鎖構造に特徴的なものであるが，圧力増加(密度増加)とともに第一ピークと第二ピークの高さが逆転して，超高圧下(11.6g/cm³)では液体 Ge や液体 Si の構造因子に類似した構造になることをはじめて明らかにした．本研究により，カーボンは sp, sp², sp³ 結合を取り，これらはそれぞれ 2 配位，3 配位，4 配位に対応するが，比較的低压では 2 配位，3 配位が多く，圧力増加にともなって 3 配位，4 配位が多くなり，さらに一千万気圧程度の超高圧下では金属的結合になることを示した．これらの結果は，最近の衝撃波を用いた実験や x 線吸収実験などによる実験結果と同じ傾向を示していることが確認された．この研究における計算の一部は ISAS スーパーコンピュータを用いて実行された．



なお、本研究成果は、日本物理学会で口頭発表するとともに、論文を J.Phys.Soc.Jpn. に発表した。また、オランダで開催された国際会議 Liquid Matter 2006 (Utrecht, July 2-6) においてポスター発表を行った。

● 研究成果の公表状況

- 1) Harada, A., Shimojo, F. and Hoshino, K., "Pressure-Induced Structural Change of Liquid Carbon Studied by Ab Initio Molecular-Dynamics Simulations", J.Phys.Soc.Jpn. 74, No.7, 2017-2024 (2005), 論文発表
- 2) 原田晶子, 下條冬樹, 星野公三, 「第一原理分子動力学シミュレーションによる液体カーボンの圧力誘起構造変化 II」, 日本物理学会第 60 回年次大会, (2005 年 3 月, 東京理科大学野田) 24pYQ-7, 口頭発表
- 3) 原田晶子, 下條冬樹, 正木匡彦, 星野公三, 「液体 Ge-Si 合金の構造: 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 60 回年次大会, (2005 年 3 月, 東京理科大学野田) 25pYQ-2, 口頭発表
- 4) 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」, 日本物理学会 2005 年秋季大会, (2005 年 9 月, 同志社大学田辺) 22aYK-3, 口頭発表

翼列キャビテーションの非定常解析

Numerical Study on Unsteady Cavitating Flows through a Cascade

● 研究グループ

研究代表者：東京大学 大学院工学系研究科，教授，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，助教授，高木 周(takagi@mech.t.u-tokyo.ac.jp)

東京大学 大学院工学系研究科，助手，崎山幸紀(ysaki@fel.t.u-tokyo.ac.jp)

東京大学 大学院工学系研究科，研究拠点形成特任研究員，沖田浩平

(okita@fel.t.u-tokyo.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

衛星打ち上げに使用されるロケットの性能向上を目指したロケットエンジンの小型化，軽量化による液体燃料ターボポンプの高回転化に伴い，インデューサに発生するキャビテーションによる不安定現象が問題となっており，これまでに実験的，理論的考察が成されている．しかしながら，実験的には計測が困難であり，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おらず，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．しかし，キャビテーションを伴う流れは，高レイノルズ数の気泡流乱流であり，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．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環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，メゾスケールで気泡群と流れの渦運動の干渉がある．また，液体水素等におけるキャビテーションではその熱的効果も考慮する必要がある．このような研究背景の下で，本研究ではミクロな気泡力学に立脚したキャビテーション現象に対する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．

● 今年度の研究成果の概要

1. はじめに

本研究で対象とするキャビテーション現象は流れの渦運動の時空間スケールであり，それに対して単相流れの非定常解析と同等の現実的な計算時間で解析を行うために，現在は，定性的に妥当な結果が得られる経験的なマクロモデルを用いている．しかし，キャビテーション現象をより忠実に再現するためには，ミクロおよびメゾスケールのキャビテーション気泡の挙動を物理的・数学的見地から適切に表現したマルチスケールモデルが必要不可欠であると考えられる．そこで，経験的なマクロモデルの評価とミクロな物理現象を反映したマルチスケールモデルの構築を行うために，素過程の物理現象をできるだけ考慮したキャビテーション解析としてノズル内におけるキャビテーション流れに対する準 1 次元の数値解析を行った．本解析においては，液相と気相のカップリングに Euler-Lagrange 法を用いており，個々の気泡の体積・並進運動および気泡間干渉が考慮されている．今年度はこれらのミクロな物理現象に加えて，気泡振動の減衰に大きな影響を及ぼす気泡内部ガスの熱現象も考慮した数値解析を行った．

一方で、昨年度までに高レイノルズ数な流れ場を妥当に再現するために RANS と LES のハイブリッド型乱流モデルである DES を、また、キャビテーション現象に対しては経験的なマクロモデルを用いて、低流量時の軸流ポンプにおけるキャビテーション流れに対する三次元非定常計算を行っている。今年度は、インデューサを模擬した 2 次元直線翼列に対して、キャビテーションの生成によって生ずる翼列不安定現象に大きく影響すると考えられる翼端隙間からの漏れ流れを考慮した 3 次元非定常解析を行い、流動構造の解明に努めた。

2. 気泡力学を考慮したノズル内キャビテーション流れの解析

2.1 背景・目的

Fig.1 に示すような縮小・拡大ノズルを過ぎる気泡流に関する解析はこれまでに多くの研究者によって行われており、はじめは均質流で流体に対してバロトロピー性を仮定したものであったが、近年、気泡のダイナミクスを取り入れた解析が行われるようになってきた^{[1][2][3]}。しかし、多くの研究において気泡内部ガスに対して断熱ポリトロプ変化を仮定しており、気泡の非線形な体積運動に伴う気液間の熱移動が考慮されていない。そこで、本研究では、液体と気泡を Euler-Lagrange 法によってカップリングすることで気泡の体積・並進運動を考慮し、さらに個々の気泡内部ガスに対しても質量、運動量およびエネルギーの保存式を解くことで、気液間の熱移動を考慮した解析を行い、その影響について調べた。

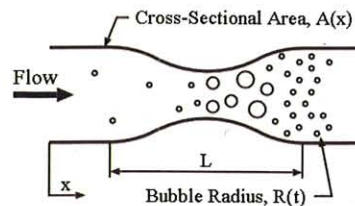


Fig.1 Bubbly cavitating flows through a convergent-divergent nozzle

2.2 計算結果と考察

Preston ら^[2]と同じノズル形状および計算条件を用いて、気泡内ガスに断熱(Adiabatic)および等温(Isothermal)変化を仮定し、気泡の体積運動において粘性、音響および熱等による減衰を実効粘性 δ_D として考慮した場合と、気泡内部ガスの流れを直接数値計算(DNS)し、気液界面での熱移動を考慮した場合の計算を行った。初期気泡径 $R_0=100\mu\text{m}$ 、ボイド率 $\alpha_0=1\%$ 、キャビテーション数 $\sigma=0.93$ における気泡半径および液相圧力係数の分布をそれぞれ Fig.2 および Fig.3 に示す。Fig.2 において、ノズル喉部 ($x=1.5$)より気泡が成長し、Adiabatic, Isothermal, DNS とその成長率が大きくなることからわかる。これは、気泡の膨張に際して、液相から熱が流入するために内部気体の圧力が低くなりやすいからである。また、Adiabatic と Isothermal の結果は DNS の結果に比べて、気泡崩壊後の振動領域が短く、気泡半径の時間変化に対する実効粘性による減衰が大きく評価されていると考えられる。一方、Fig.3 より流入部における圧力が Adiabatic の結果に比べて Isothermal と DNS の結果が大きい。これは、ノズル縮小による圧力低下に伴う気泡の膨張率が Isothermal および DNS では Adiabatic に比べて大きいため、のど部における気液二相流の音速が Adiabatic の場合よりも小さくなりやすく、のど部圧力が高くなるためであると考えられる。

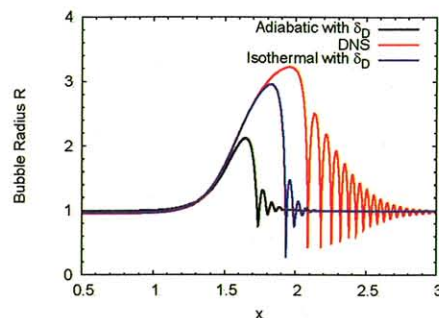


Fig.2: Spatial distribution of bubble radius comparing with the several conditions of heat transfer through the bubble wall ($R_0=100\mu\text{m}$, $\alpha_0=1\%$, $\sigma=0.93$).

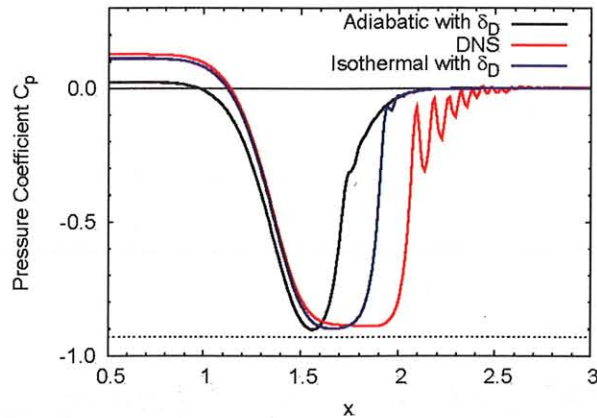


Fig.3: Spatial distribution of pressure coefficient comparing with the several conditions of heat transfer through the bubble wall ($R_0=100\mu\text{m}$, $\alpha_0=1\%$, $\sigma=0.93$).

2.3 まとめ

気液間の熱移動を考慮した解析を行った結果、ノズル断面積の縮小に伴う圧力低下によって気泡が膨張するとき、気泡内ガスは等温的に振舞うこと、また、そのために流入部圧力が断熱を仮定した場合に比べて高くなることがわかった。さらに、気泡振動に対する減衰に対して、本研究の結果は、Prestonら²の実効粘性を用いた場合よりも小さくなったが、彼らは気泡崩壊時の fission による散逸が大きいと主張しており、これについてはさらなる検討が必要だと考えられる。また、本研究では、液体として水を対象にして解析を行ったが、極低温流体におけるキャビテーションでは、蒸発潜熱に伴うキャビテーション周囲の温度低下が大きく、蒸気圧が小さくなるためにキャビテーションの生成が抑制されるという報告があり、今後はそのような熱的影響が大きい流体に対する解析を実施し、その影響を明らかにしたい。

3. 翼端隙間を考慮した 2 次元直線翼列に対する 3 次元非定常キャビテーション流れ解析

3.1 背景・目的

衛星打ち上げに使用されるロケットの性能向上を目指したロケットエンジンの小型化、軽量化による液体燃料ターボポンプの高回転化に伴い、インデューサに発生するキャビテーションによる不安定現象が問題となっている。キャビテーション不安定現象に対して、これまでに Kamijo らの実験⁴や Tsujimoto らの理論解析⁵により考察が成されているが、実験的には計測が困難であり、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。本研究では、とりわけ翼端隙間からの漏れ流れがキャビテーション不安定現象に与える影響を明らかにすることを目的として、Fig. 4 に示すようなインデューサを模擬した 2 次元直線翼列における 3 次元非定常キャビテーション流れの解析を行った。

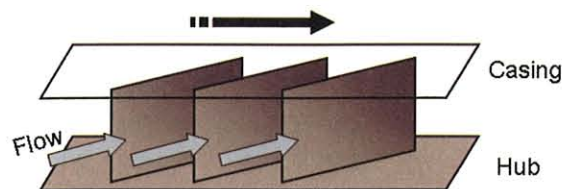


Fig.4: 2D cascades

3.2 計算結果と考察

2 次元直線翼列の幾何学形状は、食違い角 $\beta=71.4\text{deg}$ 、ピッチ/コード=0.5、翼高さ/ピッチ=0.4352、翼端隙間/翼高さ=0.0139 とした。計算領域は、翼列の上流側に 4 コード長、下流側に 5 コード長とり、計算格子は流れ方向に 320、翼スパン方向に 50、ピッチ方向に 80 格子点で、翼面上に 120×45 、翼端隙間に 120×5 格子点を設けた。計算条件は、レイノルズ数 $\text{Re}=\text{C} \cdot u_{\text{in}}/\nu=1 \times 10^6$ 、迎え角 12.9deg 、キャビテーション数 $\sigma=(p_{\text{out}}-p_v)/0.5 \cdot \rho u_{\text{in}}^2=0.6$ とした。計算手法については、文献⁶を参考にされたい。

瞬時のキャビテーションと流線の様子を、翼端隙間を考慮した場合および考慮しない場合についてそれぞれ Fig.5 および Fig.6 に示す。図中、流線の色は圧力を表している。翼端隙間を考慮した場合、翼端隙間からの流れの影響で、翼前縁ケーシング側の迎え角が大きくなり、キャビテーションが翼面法線方向に大きく成長していることがわかる。また、ハブ側においては馬蹄渦によるキャビテーションが発生している様子が見られる。一方、翼端隙間を考慮しない場合においても、ケーシングに引きずられる影響で、翼前縁ケーシング側の迎え角が大きくなっているが、翼端隙間を考慮した場合に比べると小さい。また、翼端隙間の有無によって、シートキャビテーションの長さが大きく異なっていることがわかる。これは、流れによって翼間をすぎる流れが乱されることで圧力損失が大きくなり、上流側の平均圧力が上昇したためだと考えられる。

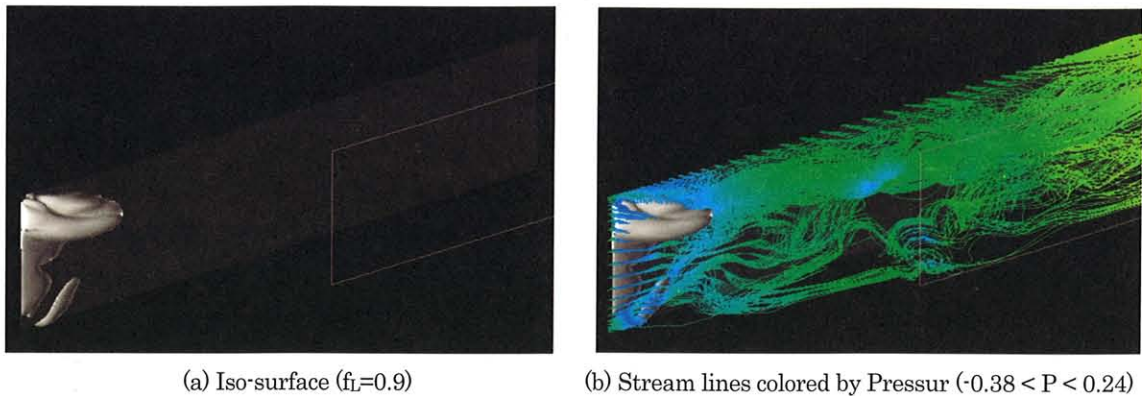


Fig.5: Instantaneous flow field at $T=14$, cavitating flows through the 2D cascade with tip clearance (attack angle 12.9, cavitation number 0.6)

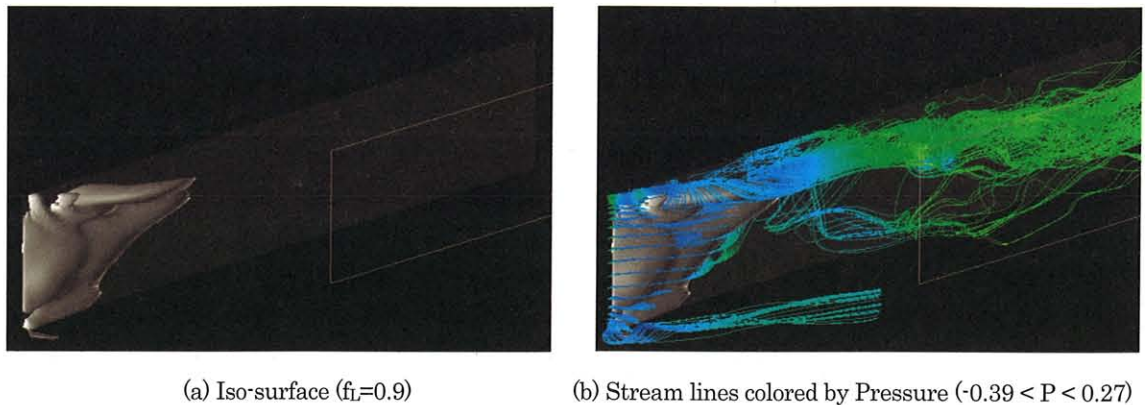


Fig.6: Instantaneous flow field at $T=13.8$, cavitating flows through the 2D cascade without tip clearance (attack angle 12.9, cavitation number 0.6)

3.3 まとめ

インデューサを模擬した2次元直線翼列における3次元非定常キャビテーション流れの解析を行い、翼端隙間の影響を調べた。その結果、翼端隙間の有無によって生成するキャビテーションの様相および流動構造が大きく変化することがわかった。本解析では、1流路に対して周期条件を課すことで翼列を模擬したため翼列不安定を再現するには至っていないが、今後、実際の3枚羽根のインデューサのように3流路に対して周期条件を課した解析を行うことで翼列におけるマクロなキャビテーション不安定現象に関する知見を得たい。

参考文献

- 1) Y. C. Wang and C. E. Brennen, *J. Fluids Eng.*, vol.120, pp.160-170, 1998.
- 2) A. T. Preston et al., *Phys. Fluids*, vol.14, no.1, pp.300-311, 2002
- 3) C. F. Delale et al., *J. Fluids Eng.*, vol.127, pp.770-777, 2005

- 4) Kamijo, K. et al., NAL Report, TR-598T, 1980
- 5) Tsujimoto, Y. et al., Journal of Fluids Engineering, vol. 115, pp. 135-141, 1993
- 6) 沖田ら, 第 17 回数値流体力学シンポジウム, B6-2, 2003

● 研究成果の公表状況

- 1) 「縮小・拡大ノズルにおけるキャビテーション流れに関する数値解析」, 沖田浩平・高木周・松本洋一郎, 第 55 回理論応用力学講演会, 1C01, 2006-1, 口頭発表

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 Disks

● 研究グループ

研究代表者：千葉大学理学部，教授，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，日本学術振興会特別研究員，町田真美(mami@th.nao.ac.jp)
 松江高等工業専門学校，助教授，中村賢仁(nakamrkn@matsue-ct.ac.jp)
 千葉大学大学院自然科学研究科，D3，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，M2，小田 寛(oda@astro.s.chiba-u.ac.jp)
 情報通信研究機構電磁波計測部門，技術員，桑原匠史(takuhito@nict.go.jp)
 千葉大学大学院自然科学研究科，M2，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，D2，浅井直樹(asai@astro.s.chiba-u.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

本研究の目的は，ブラックホール候補天体で観測されるハードステートとソフトステート間の状態遷移過程を輻射冷却，熱伝導を考慮した磁気流体シミュレーションによって明らかにすることである。ブラックホール候補天体では，降着率の増加に伴って，硬 X 線が強いハードステートから軟 X 線が強いソフトステートへの遷移が観測されている。この状態遷移は円盤密度の増加とともに輻射冷却率が増加し，円盤が熱的に不安定になることに起因すると考えられてきた。3 次元磁気流体シミュレーションから推定される光学的に薄い高温円盤の角運動量輸送率を用いると，この遷移はエディントン光度の 1% 程度の光度で生ずるはずである。ところが，ブラックホール候補天体 GX339-4 等ではエディントン光度の 10% 以上の光度に至るまでハードな X 線スペクトルが観測されている。これは，ブラックホール降着円盤の光度がエディントン光度の 1% を越えても，円盤が光学的に薄い状態に保たれていることを示唆している。

町田ら(2006)は，輻射冷却を含めた 3 次元磁気流体シミュレーションにより，輻射冷却が卓越して円盤が冷えて収縮すると磁場が強まり，円盤が磁気圧で支えられた状態に遷移することを見出した。この円盤は光学的に薄い状態に保たれ，エディントン光度の 10% 以上の光度に至るまでハードなスペクトル状態が維持される。この円盤を支えている磁場が磁気浮力によって円盤から流出したり，磁気リコネクションによって散逸することにより，円盤は鉛直方向にさらに収縮して光学的に厚いソフトステートの円盤に遷移すると予想される。この際に円盤からジェットが噴出する可能性がある。本研究では，ブラックホール降着円盤の状態遷移とジェット噴出の関係を明らかにすることを目指している。

降着円盤の状態遷移時には低温領域と高温領域が共存する。状態遷移のシミュレーションでは，これらの領域間の熱伝導を考慮する必要がある。このため，太陽フレアのシミュレーションで用いられてきた，場方向に依存する非等方熱伝導を計算するモジュールを組み込み，熱伝導を含めたシミュレーションを実施する。ブラックホール候補天体では，光学的に厚い，ソフトステートの降着円盤の光度がエディントン光度の 1% 程度まで低下すると，ハードステートへの状態遷移が発生することが観測されている。低温円盤を挟み込む高温コロナからの熱伝導によって低温円盤が蒸発し，ハードステート円盤に遷移する過程をシミュレートすることもまた，本研究の目的のひとつである。光学的に厚い円盤領域からの輻射輸送を扱うため，Flux Limited Diffusion (FLD) 近似に基づく輻射輸送モジュールをシミュレー

ションコードに組み込む。

平成 17 年度には上記のシミュレーションを行うためのコード開発とテスト計算を行った。今後、このコードを適用することにより、アウトバースト時の降着円盤の進化、マイクロクエーサーGRS1915+105の特異な時間変動の起源などを明らかにしていく。

● 今年度の研究成果の概要

熱伝導モジュール、相対論的磁気流体シミュレーションエンジンなど、ブラックホール候補天体の状態遷移過程をシミュレートする際に必要になる部分要素のコード開発とテスト計算を実施した。シミュレーションコードとしては宇宙磁気流体統合コード CANS (Coordinated Astronomical Numerical Software)を採用した。CANS は MPI を用いて並列化済であり、主要なモジュールの SX-6 への実装も完了している。3次元シミュレーションにおいて採用する座標系を決定するため、円筒座標系 3次元の磁気流体コードとカーテシアン座標系 3次元の磁気流体コードを用いて初期に鉛直方向の一様磁場に貫かれた回転トーラスのシミュレーションを実施し、結果を比較した。回転軸方向にコリメートされたジェットの実安定性を調べる上では軸の特異性のないカーテシアン座標系のコードが適しているが、円盤内部では格子形状に起因する数値的な非軸対称揺らぎの少ない円筒座標系のコードが適している。軸付近にカーテシアン座標、円盤領域に円筒座標を用いるハイブリッド座標等を検討中である。

初期に一様な回転軸方向の磁場に貫かれた回転円盤から噴出するジェットの実安定性をカーテシアン座標系 3次元の磁気流体シミュレーションによって調べた。その結果、初期に鉛直磁場が弱い場合、ジェットの鉛直方向の速度がアルフベン速度を越えた領域で磁場が強く捻られ、非軸対称なキンク不安定性が成長してジェットがヘリカル状に変形すること、この不安定性は回転によって安定化され、ジェットの加速が続くことが示された。この結果は 2005 年 5 月にカリフォルニア大学サンタバーバラ校で開催された国際会議 Physics of Astrophysical Outflows and Accretion Disks で口頭発表され、2005 年 7 月に奈良で開催された International Conference on Numerical Simulation of Plasmas でもポスター発表された。

磁力線方向に伝わる非等方熱伝導の効果を調べるため、BiCGstab 法を用いた熱伝導モジュールを CANS に組み込んだ。また、そのベクトル化効率を高めた。このモジュールを用いて、重力成層プラズマ中で成長する磁気熱不安定性、中心天体と降着円盤を結ぶ磁気ループが膨張することによって生じるフレアに熱伝導が及ぼす効果を調べた。

相対論的磁気流体シミュレーションエンジンの数値的安定性と計算効率を高める作業を進め、円盤にアンカーされた磁気ループが円盤の差動回転によって捻られ、膨張し、プラズモイドを噴出する過程を相対論効果を含めてシミュレートした。

光学的に薄い磁気圧優勢な降着円盤の定常モデルを構築した。電子とイオンの温度が異なる 2 温度円盤の場合にも磁気圧優勢な定常解が存在することを示した (Oda 2006, 修士論文)。

● 研究成果の公表状況

- 1) Matsumoto, R., "Simulation of Jets", Physics of Astrophysical Outflows and Accretion Disks Conference, May, 2005, Santa Barbara, 招待講演
- 2) Matsumoto, R., "Simulations of MHD Turbulence in Accretion Disks", IPELS 2005, July 2005, Tromso, 招待講演
- 3) Matsumoto, R., "Global 3D Resistive MHD Simulations of Jet Formation from Accretion Disks", 19th International Conference on Numerical Simulation of Plasmas, July 2005, Nara, poster
- 4) 小田寛, 中村賢仁, 町田真美, 松元亮治, 「磁気圧優勢領域を含むブラックホール降着円盤の定常解」, 日本天文学会 2005 年秋季年会, ポスター

熱駆動型ポンプ・気体分離装置の開発

Development of the pump driven by thermo-molecular effect and its application to the gas separator

● 研究グループ

研究代表者：京都大学，工学研究科，航空宇宙工学専攻，講師，杉元 宏

(sugimoto@kuaero.kyoto-u.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

低圧下やマイクロな系においては，気体が連続な物質ではなく，分子の集まりであることの効果（分子気体効果）が現れてくる．重力とは無関係に，気体の温度分布だけで流れが誘起される現象もその一つである．この効果を用いたポンプ-熱駆動型ポンプ-は，運動する部品や，駆動・シール用の流体が不必要で，超小型のシステムも実現可能であることが注目され，近年さかんに研究されるようになった．代表者は，前年度の研究で，このポンプの新しい利用法として，混合気体の分離が可能であることを見出した．例えば，熱駆動型ポンプに混合気体を入れ，ポンプ両端を封鎖して運転すると，重い分子が高圧側に濃縮される（軽い分子は低圧側に残る）．また，動作状況を工夫すると，重い分子と軽い分子がポンプ中を逆方向に流すことも可能である．これは新しい気体分離の方法であり，①運動する部品・余分な流体が不要で完全なドライプロセスである，②装置構造が簡単で MEMS 化も可能，③熱（温度差）をエネルギー源として駆動できる，など，従来の気体分離法では得がたい多くの性質を有している．ただし，この装置が広い範囲で利用できるためには，大気圧程度の圧力で動作する熱駆動型ポンプが必要になるが，代表者が従来研究してきた熱駆動型ポンプは，低圧で動作するポンプである．高圧で動作する気体分離装置を実現するには，ポンプ内部の流路のサイズを平均自由行程に応じて微細化する必要がある．微細な流路を作成する場合，実際に実現できる流路形状は，加工技術によって大きな制約を受ける．

本研究では，実現可能な微細流路の様々な形状について，分子気体力学に基づく数値シミュレーションによって，熱駆動型ポンプの実現性，および，その気体分離効果を求める．

● 今年度の研究成果の概要

熱駆動型ポンプには，古くから提案されている「Knudsen ポンプ」と，代表者が開発した「熱尖端ポンプ」がある．これら 2 つは，駆動力となる前者は希薄気流を生み出す方式が異なる．前者は，流路壁面の温度勾配を用い，後者は，流路内に温度差を持った物体を配置して流れを起こす．本年は，エネルギー効率の点で有利であると思われる，熱尖端ポンプに関する解析を行った．

従来の熱尖端ポンプの流路は，複数の高温・低温平板を組み合わせた形をしており，そのままの形状では，微細化に高度な技術が必要となり，実現が困難である．この問題に対して，本研究では，温度の異なる複数の多孔物体を並べる方法を考案した．

従来，熱尖端流は，希薄気体中に，鋭い先端をもつ，気体とは異なる温度の物体を置いたときに，先端の周囲で誘起される流れであると理解されている．しかし，実際の物体では，真の先端はありえない．今回の研究では，先端の代わりに曲率を持った物体を用い，曲率とポンプの動作状況の関係を数値解析によって調べた．その結果，熱尖端ポンプにおいては，流路内に配置する物体の形状が円形であるケースにおいても，ポンプとして十分な性能が見込めることがわかった．この結果は，熱尖端ポンプにおいては，流路内に配置する高温物体・低温物体の形状には大きな制約がなく，それらを組み合わせる方法

が本質的であることを意味している。この結果を用いれば、複数の多孔質を組み合わせ、その温度を適当に設定することによって、熱先端ポンプを構成することが可能となる。

● 研究成果の公表状況

- 1) H. Sugimoto, "Rarefied gas flows induced by temperature fields and their applications", 3rd Pacific RIM Conference on Mathematics, August 17-21, 2005, Shanghai. , 口頭発表
- 2) H. Sugimoto, "Temperature induced flows in the rarefied gas – application to pump and gas separation", The 5th Kyoto-Soul National-Tsinghua University Thermal Engineering Conference, September 27-29, 2005, Seoul. , 口頭発表
- 3) 杉元 宏・高田 滋・小菅真吾, "熱駆動型ポンプの混合気体濃縮効果", 日本航空宇宙学会 第42回関西・中部支部合同秋季大会, 2005年11月25日, 口頭発表
- 4) 杉元 宏, "熱先端流によって駆動される真空ポンプ内の希薄気流の数値解析", 真空(投稿中), 論文発表

銀河団形成の大規模数値シミュレーション

Large-Scale Simulations of the Formation of Clusters of Galaxies

● 研究グループ

研究代表者：東北大，助教授，野口正史(noguchi@astr.tohoku.ac.jp)

研究分担者：Carnegie Observatories, PD, 河田大介(dkawata@ociw.edu)

東北大, D1, 馬場 淳一(baba@astr.tohoku.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

近年の X 線観測衛星の進歩により，銀河団とその構成銀河の X 線での詳細な観測が可能になってきた。これらの X 線観測は高温ガス成分の性質を反映している。一方，可視～近赤外観測は構成銀河の星成分の性質を反映している。したがって，これらの異なる波長の観測は，銀河団形成の物理過程を考える上で，非常に重要な制限となる。本研究では，化学力学進化を考慮した銀河団スケールでの宇宙論的シミュレーションを行い，このような多波長観測との比較を行う。銀河団形成の数値シミュレーションは，すでに多くの研究者によって行われてきたが，解像度不足のため構成銀河についての議論は不可能であった。本研究では，宇宙科学情報解析センターの SX-6 の優れた計算機能力を利用して，超高解像度シミュレーションを行い，構成銀河も含めた銀河団形成について議論する。この特色を生かし，本研究では，特に以下の 3 点に注目する。

- (1) 銀河団高温ガスの詳細な X 線の性質：温度，重元素量分布の最新の観測結果との比較。
- (2) 構成銀河からの銀河団ガスへの重元素放出過程。
- (3) 構成銀河の X 線および可視～近赤外での性質：銀河団中心部と外縁部の銀河の比較による環境効果。

● 今年度の研究成果の概要

自作した 3 次元 N 体+SPH(Smoothed Particle Hydrodynamics)コード(GCD+: Kawata & Gibson 2003, MNRAS, 340, 908)を改良したものをを用いて，以下のような宇宙論的数値シミュレーションを行った。このコードはダークマターやガスの力学，ガスの輻射冷却，星形成，超新星爆発によるエネルギーフィードバック，そして重元素汚染といった銀河形成におけるほとんどすべての重要な物理過程を整合的に計算できるコードとなっている。また，このコードは，紫外線背景放射下での， $H, H^+, He, He^+, He^{++}, H_2, H^-$ の非平衡の化学進化と同時に，これらと重元素による輻射冷却過程も計算できる。

数値シミュレーションでは，注目している銀河団形成領域だけを，ガス成分や星形成を考慮して高解像度で計算し，周辺領域は重力の寄与のみを低解像度で計算するという階層的解像度手法を採用している。本研究では，約 $6 \times 10^{14} M_{\odot}$ の銀河団を約 2 百万個の粒子を用いて計算した。図 1 に， $z=0.65$ でのこの銀河団の K バンドイメージ，そして，SUZAKU/XIS を観測機器として仮定した場合の擬似スペクトラムを示す。この銀河団では，約 300 の構成銀河が形成しており，図 1 の左図では，構成銀河は，その可視光での色に応じて，赤いものは赤丸，色の青いものは，青丸で囲まれている。したがって，このシミュレーションデータから，構成銀河の分布とその特徴が同時に解析できる。また，シミュレーションデータでは，3 次元空間での位置と速度の情報があり，どの構成銀河がどのような軌道で，いつ銀河団内に入ってきたのかということも解析できる。また，右図が示すように，X 線で観測される銀河団ガスの性質も観測と同様の手法で解析することが可能であり，銀河団ガスの温度や金属量分布も解析できる。

残念ながら、今期の計算時間内では、数値シミュレーションは、 $z=0.6$ までしか追う事ができなかった。しかし、現在までの解析の結果から、このデータは、研究の概要であげた 3 つの研究のための十分な情報があることが確信でき、現在、最終的な解析と、そのまとめに取り組んでいる。データは非常に大きく、その解析にも時間を要するが、2006 年の秋までには、この銀河団から得られたいくつかの結果を論文として発表できるはずである。

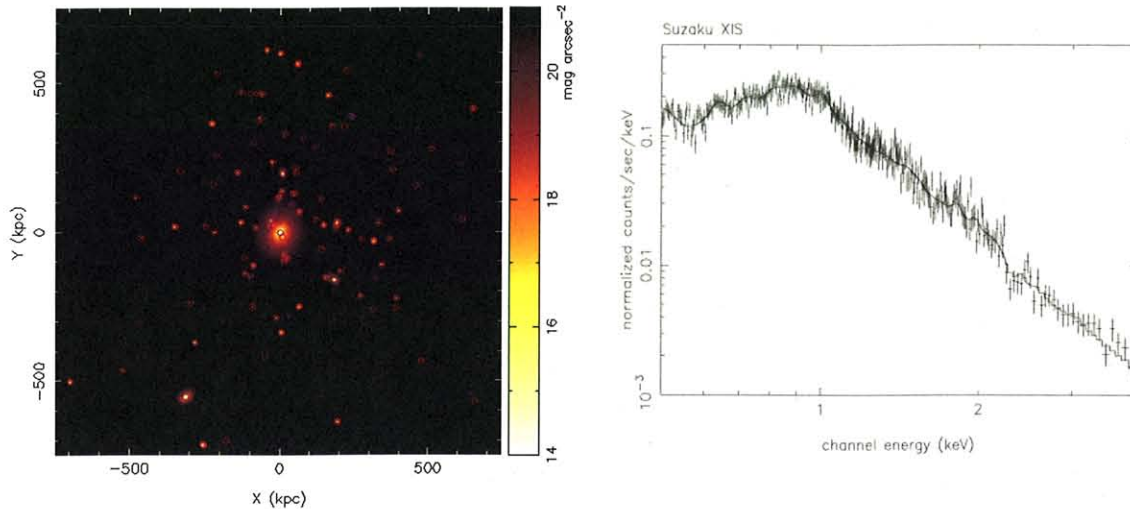


図 1. 左図: シミュレーションで得られた銀河団の $z=0.65$ での K バンドイメージ. 赤い丸は、色の赤い銀河、青い丸は色の青い銀河を示している。右図: この銀河団が $z=0.02$ にあるとし、中心の半径 500kpc 内を SUZAKU/XIS で 100 ksec 観測したとして作成した擬似スペクトラムと、vmekal プラズマモデルによるフィットの結果 (実線)。

また、今回の計算時間の一部は、階層的銀河形成シナリオでは、すべての銀河の祖先と関連する可能性がある矮小銀河の形成シミュレーションにも利用した。その成果は、すでに論文として投稿し、ApJ に受理されている (研究成果の公表状況 2.)。また、一昨年の研究で得た結果と、最近の中間赤方偏移の楕円銀河の深撮像で発見された Dry Merger の兆候との比較の結果を、現在、ApJ に投稿中なので、これも我々のグループの成果として挙げた (研究成果の公表状況 1.)。

● 研究成果の公表状況

- 1) D. Kawata, J.S. Mulchaey, B.K. Gibson, P. Sánchez-Blázquez, "Are Fans and Tails Unequivocal Signatures of Major Dry Mergers?", ApJ submitted, 論文発表
- 2) D. Kawata, N. Arimoto, R. Cen, B.K. Gibson, "Origin of Two Distinct Populations in Dwarf Spheroidal Galaxies", ApJ in press, 論文発表

宇宙プラズマ中の無衝突衝撃波近傍における波動—粒子相互作用

Wave-particle interactions in the vicinity of collisionless shocks in space plasmas

● 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，助手，松清修一(matsukiy@esst.kyushu-u.ac.jp)

研究分担者：九州大学大学院総合理工学府，M2，長谷川 毅(haset@esst.kyushu-u.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

衝撃波近傍における，高エネルギー粒子の生成過程の理解を目的として，1 次元および 2 次元粒子シミュレーションを行った。

衝撃波フット領域では，反射イオンの存在のため様々な微視的不安定性が励起される。これまでに，衝撃波面垂直方向の電流の保存から要請される，入射イオンや反射イオンと電子の間の有限の速度差に起因して生じる，様々な 2 流体型の不安定性が議論されている。しかし，不安定性の種類によって最大成長率を持つ波動の伝搬方向が異なるため，複数の不安定性が共存した場合にどのような競合過程が見られるかは，過去の 1 次元計算では不明であった。我々はこの点に注目し，フット領域の一部を模擬し，周期境界条件を仮定した 2 次元シミュレーションを行い，線形解析から予想される複数の不安定性の間の競合過程と電子の加熱過程に注目しつつ系の長時間発展を議論した。本研究は昨年度から継続して行っており，今年度は特に，電子の加熱効率の初期パラメータに対する依存性を考察した。 → 1)

一方で，衝撃波周辺では一部の粒子が非常に高エネルギーにまで加速されることが知られている。これらの粒子は宇宙線と呼ばれ，超新星衝撃波などの超高マッハ数衝撃波周辺では，宇宙線自身のエネルギーによって新たに不安定性が励起され，増幅された磁場ゆらぎによってさらに宇宙線が加速される可能性が示唆されている。上述の過程を検証すべく，1 次元シミュレーションによって衝撃波上流で宇宙線が波動を励起する様子，さらに励起された波動と宇宙線の相互作用について調べた。 → 2)

なお，1)については松清が，2)については主に長谷川が担当した。

● 今年度の研究成果の概要

上記 1) について，準垂直衝撃波フット領域の一部を模擬し，電子，入射イオン，および反射イオンから成る系を考え，周期境界条件を用いた 2 次元粒子シミュレーションを行った。計算は電子の静止系で行われ，入射および反射イオンは x 軸および反 x 軸方向のドリフト速度を持つ。波動は x - y 面内を自由に伝搬することができ，外部磁場も x - y 面内にあるとする。 x 軸は衝撃波面に垂直であり， x 軸と磁場のなす角を Θ_{B_n} とする。 $M_A \sim 10$ ， $\beta = 0.1$ とすると，線形解析から予想される電子サイクロトロンドリフト不安定性 (ECDI) と変形 2 流体不安定性 (MTSI) が励起される。ここに， M_A はマッハ数， β はプラズマ圧と磁気圧の比を表す。今の場合，ECDI は電子と反射イオンビームの相互作用によるもので，主に磁力線垂直方向に伝搬する静電波を励起する。MTSI には 2 種類あり，入射イオンビーム起源のもの (MTSI-1) は磁力線にほぼ垂直方向，反射イオン起源のもの (MTSI-2) は斜め方向に伝搬する電磁波を励起する。これら 3 つのうち，電子加熱の観点から最も支配的となるのは MTSI-2 である。MTSI-2 によって作られた，位相空間における電子の渦構造が，電子分布関数の 2 重ピークを局所的に生成し (図 1)，これによって 2 次的に電子音波不安定性 (EAI) が励起される。この EAI が，電子を効率的に磁力線方向に加熱することが示された。上述の過程の詳細は，参考文献 1 にまとめて Journal of

Geophysical Research に投稿, 受理された. 以上は $\Theta_{Bn} = 90^\circ$ のケーススタディであるが, Θ_{Bn} を 80° , 70° と変えても系の時間発展は定性的には同じであった. しかし, 電子加熱効率は Θ_{Bn} に強く依存し, $\Theta_{Bn} = 70^\circ$ の場合, シミュレーション最終段階の電子熱エネルギーは初期の値の 10 倍程度にまで上昇した (図 2). 現在詳しい解析を急いでいる.

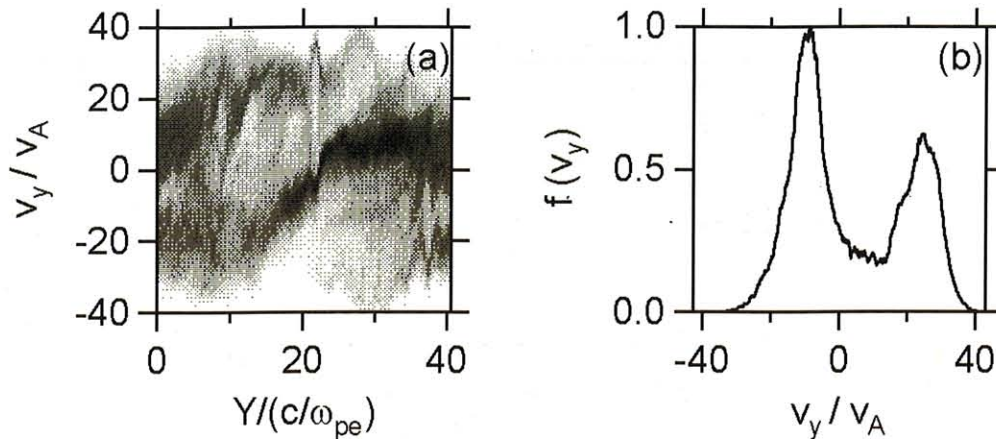


図 1 (a) MTSI-2 によって作られた位相空間における電子の渦構造
(b) $17.6 < Y < 19.0$ における局所的な電子分布関数

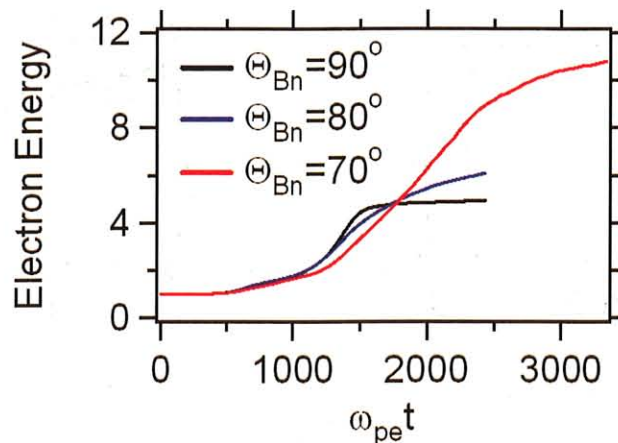


図 2 電子熱エネルギーの時間変化

上記 2) について, まず宇宙線成分による衝撃波上流での磁場増幅過程を調べるため, 背景の電子-イオンプラズマと宇宙線イオンビームから成る系を考え, 周期境界条件を用いた 1 次元粒子シミュレーションを行った. 磁場を x 軸方向に取り, それと平行にイオンビームを入射して, 励起される不安定性による磁場増幅を観測した. Buneman 不安定性, 非共鳴型電磁不安定性, およびイオンサイクロトロン不安定性の 3 種類の不安定性が観測されたが, 今回調査したパラメータに対してはイオンサイクロトロン不安定性が最も効率よく磁場を増幅することが分かった. イオンビームのマッハ数 (M_A), イオン-電子間質量比 (μ), 電子プラズマ-サイクロトロン周波数比 (τ) などのパラメータを様々に変えた場合の, 磁場エネルギーの飽和値を図 3 に示す. 不安定性の線形成長は, イオンビームの磁気補足によって抑制され, その後パラメトリック崩壊不安定性を起こしながら飽和していく. 飽和値は M_A に強く依存することが分かる. 次に, 励起された磁場揺動が, 実際に衝撃波近傍での粒子加速にどのように寄与するかを見るために, 衝撃波を含んだ系での 1 次元粒子シミュレーションを行った. シミュレーション空間の一方の境界 ($x=0$) から $M_A=5$ の電子-陽電子プラズマを連続的に入射し, 他方の端 ($x=L>0$) で反射させることによって衝撃波を生成する. 時間とともに衝撃波面はマイナス x 方向に伝搬するので, 十分時間が経過して壁の影響が無視できるようになったところで, 新たに上流から宇宙線成分 (電子-

陽電子ビーム ($\gamma = 2 : \gamma = \text{Lorentz factor}$) を加える。ただし, $L = 100 \text{ pc}$ (pc : 宇宙線成分のジャイロ半径) とした。図 4 (左) に示すように, 上流域で不安定性による明らかな磁場増幅が見られる。

また, $t = 2300$ における粒子のエネルギースペクトルを見ると, 衝撃波面に近づくにしたがって高エネルギー粒子が効率よく生成されていることが分かる (図 4 (右))。現在, 加速効率の良い粒子の軌道を解析して, その加速機構を詳細に検討中である。

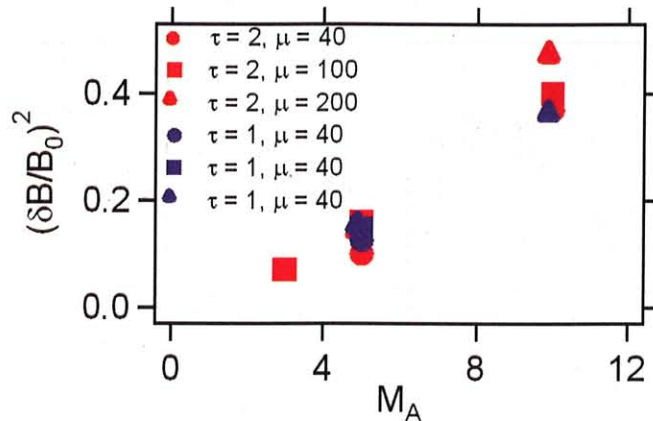


図 3 磁場エネルギーの飽和値

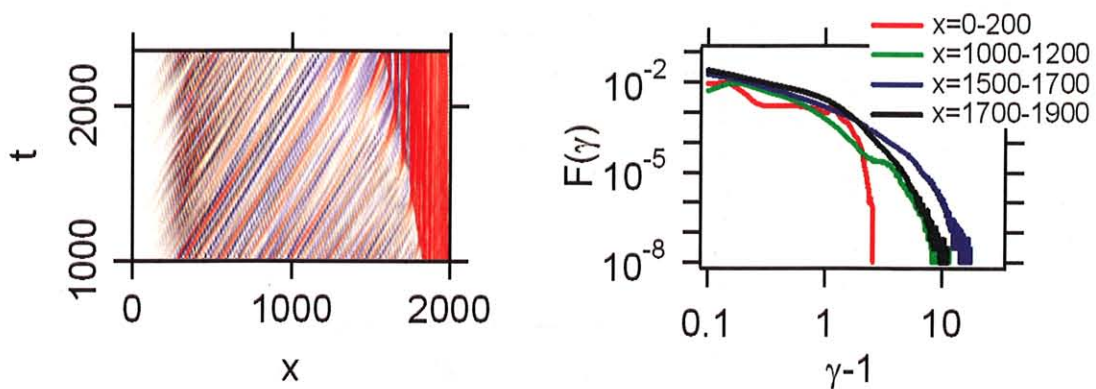


図 4 (左) 磁場の時間空間発展 (右) $t = 2300$ における粒子のエネルギースペクトル

● 研究成果の公表状況

- 1) S. Matsukiyo and M. Scholer, On Microinstabilities in the Foot of High Mach Number Perpendicular Shocks, J. Geophys. Res., accepted, 論文発表
- 2) 松清修一, M. Scholer, "超臨界準垂直衝撃波遷移領域における変形 2 流体不安定性", 地球惑星科学関連学会 2005 年合同大会, 2005 年 5 月, 千葉, 口頭発表
- 3) 長谷川毅, 松清修一, 羽田亨, "衝撃波近傍における高エネルギー宇宙線による MHD 波動の励起", 地球惑星科学関連学会 2005 年合同大会, 2005 年 5 月, 千葉, 口頭発表
- 4) 長谷川毅, 羽田亨, 松清修一, "宇宙線成分を含む電子 - 陽電子衝撃波の数値実験", 第 118 回地球電磁気・地球惑星圏学会, 2005 年 9 月, 京都, 口頭発表
- 5) S. Matsukiyo and M. Scholer, "Microinstabilities in collisionless shocks: recent simulation results", URSI GA 2005, Oct., 2005, India (invited), 口頭発表
- 6) S. Matsukiyo and M. Scholer, "2D PIC simulation on microinstabilities in the foot of high Mach number quasi-perpendicular shocks", AGU fall meeting 2005, USA, 口頭発表

飛翔体の空力・構造・飛行力学連成解析に関する研究

Study on Coupled Simulations among Aerodynamics/Structure dynamics/Flight Dynamics for 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，助教授，宮路幸二(miyaji-k@ynu.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

本研究は JAXA で進行中の研究プロジェクト「高高度気球を用いた微小重力実験装置の開発」，更に，その発展形として計画されている「気球を利用したエアブリーザ飛行実験」で用いられる飛翔体の機体設計開発と密接に関連している。亜音速から超音速までのマッハ数域における，飛翔体の空力性能解析，尾翼部の空力弾性解析，及び，弾性変形と空気力変化に伴う機体姿勢角の変化を非定常にシミュレートし，従来よりも高度な飛翔体飛行経路設計法を確立する事を目的とする。飛翔体内部の実験セルで理想的な微小重力状態を作り出すためには空気力による姿勢変化を打ち消しながら常に鉛直方向に落下する事が必要であり，姿勢制御に尾翼，及びサイド・ガスジェットを用いることが計画されている。現在，JAXA 内部の研究者と共に流体数値解析（CFD）を用いて，遷音速，想定最大迎角時，エアブリージング・エンジン付加形状に対する空力性能解析を進めている。これら条件下での空気力は簡易推算式では得られないと同時に，飛翔体設計において非常に重要である。また，高高度からの落下ではロケット打ち上げとは逆に，マッハ数増加とともに気流動圧，レイノルズ数が増加するため，遷音速／超音速での空力弾性問題，特にフラッタが懸念される。胴部面積に比して比較的尾翼面積が大きく，フラッタに至らずとも高い動圧域での弾性変形が機体の姿勢安定性に及ぼす影響は小さくないと予想される。本研究は，数値計算研究の面からも新規性の高い多分野統合解析テーマである。

● 今年度の研究成果の概要

今年度は非粘性空力解析と構造のモデル化を進めた。それぞれについて以下に記す。

空力解析は本共同研究による数値計算（CFD）とともに，JAXA/ISAS で風洞実験を行い，実験にも主体的に参加させていただいた。今年度は，実験で得られたエンジン有／無の飛翔体の空力データベースとの比較検証を目的に CFD 解析を行った。JAXA/ISAS 坪井伸幸助教授が主としてエンジン無し粘性計算を行い，一部エンジン付き形状も行った。我々横浜国立大学グループでは，エンジン付き形状に対するパラメトリックスタディを行うために，非粘性計算を行った。但し，次年度以降，両グループともにエンジン付き・粘性計算に注力し，異なる数値計算手法間の差異についても検討する予定である。我々が進めた非粘性解析の結果を以下に示す。図 1 は飛翔体形状，図 2 は同形状に対する非構造格子 CFD 格子である。格子点数は最大で 314,817 である。亜音速，遷音速，超音速それぞれにおいて迎角を変化させ，空力縦特性を算出した。図 3(a)にマッハ数 $M=1.5$ における揚力係数を，実験の比較とともに示す。また，図 3(b)は機体要素に分解した揚力係数である。実験の揚力との一致は良好である。また，胴体とエンジン間のダイバータからの衝撃波の入射により，迎角 0 で正の揚力を予想したが，ダイバータからの膨張波の影響が強いため，機体全体，更には胴体+エンジン部でも負の揚力となることが分かった。一方，図 4 は迎角 0 で固定し，マッハ数を変化させた抗力係数の変化の様子である。遷音速における抗力発散現象を適切に捉えている。しかし，亜音速 ($M=0.4$) における実験との不一致が大きい。低解像度（約 180,000 点）の格子 1 ではその差は更に大きい。造波抵抗の無い亜音速では全抵抗に占めるペー

スドラッグの影響が大きいと考えられ、実験のベース圧補正法検討、あるいは計算でスティングを考慮するなどの工夫により、抗力に関する定量性も確保する必要がある。

図5は、 $M=0.95$ における迎角-ピッチングモーメント係数の図である。揚力係数同様に良好な一致を示す。しかし、 $M=0.9$ では直線分布の傾きに差が見られた。これは非粘性計算のため抵抗発散マッハ数の推定が実際と異なる可能性を示している。以上は、別紙にて添付した平成17年度宇宙航行の力学シンポジウムの後刷り原稿においてより詳細に検討している。

次に構造解析の現状の概略を述べる。今年度は実験機の構造モデル化を検討し、簡易構造モデルの固有モード解析を行った。図6に示すように、本機体形状では円筒形の胴体表皮、尾翼面、及びその取り付け部ヒンジの3箇所の剛性を考慮する必要がある。特に、胴体に対する尾翼面積が大きく、ヒンジ部は点支持が計画されているため、上記2,3番目に挙げた弾性変形の効果と空気力の干渉が懸念される。構造解析には有限要素法を用いる。形状が比較的複雑であるため、有限要素への離散化、及び、固有モード形状と固有値の求解は汎用構造解析ソフトウェア"ANSYS"を用いる。図7にANSYSによる固有値解析結果を示す。実験機の形状を踏まえながら、まずは円筒殻に平板が固着された構造物のモデルとした。円筒殻は半裁として対称境界条件を与える。二次元シェル要素数は540である。

図8は1次から4次までの固有モードと固有振動数である。本要素数のANSYSによる解析は計算負荷が小さくPC上で可能であるが、今後、パネルフラッタ、翼フラッタ予測のためCFDとの連成計算ではスーパーコンピュータによる計算が必要である。連成計算では弾性力と変位の線形性を仮定してモード法を用い、図8のように得られる固有モードを重ね合わせる事で、空気力に対する弾性応答を得ることとする。

次年度以降、空力計算の高度化、及び、構造、飛行力学を連成させたフラッタ発生条件の推定、詳細な飛行軌道計算を行う予定である。



図1 エンジン付実験機形状

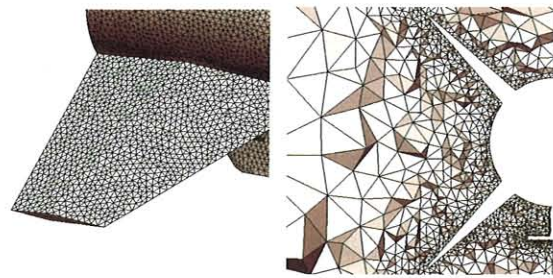
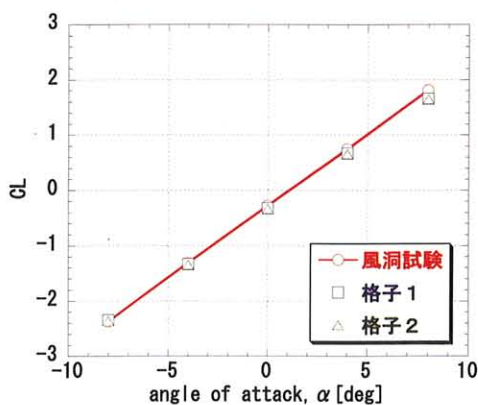
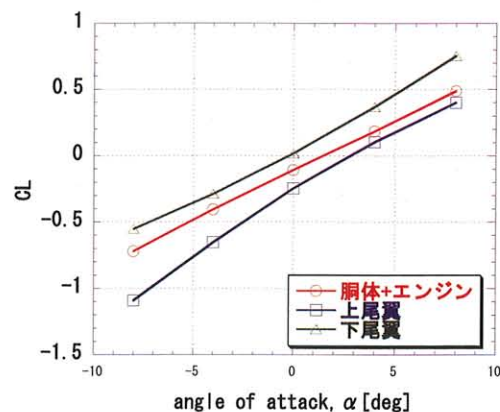


図2 尾翼部表面格子及び空間内格子セル分布



(a) 格子解像度の影響と実験値



(b) CFDによる機体各要素の揚力

図3 迎角-揚力係数 ($M=1.5$)

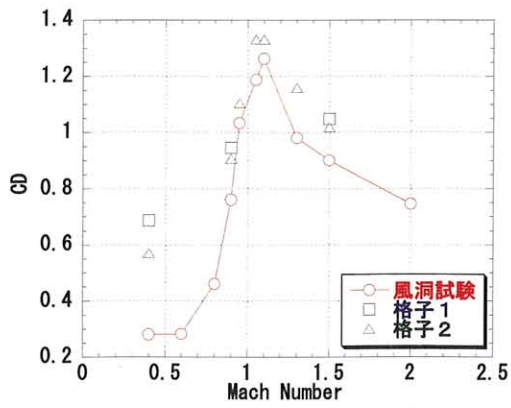


図4 マッハ数—抗力係数 ($\alpha=0$)

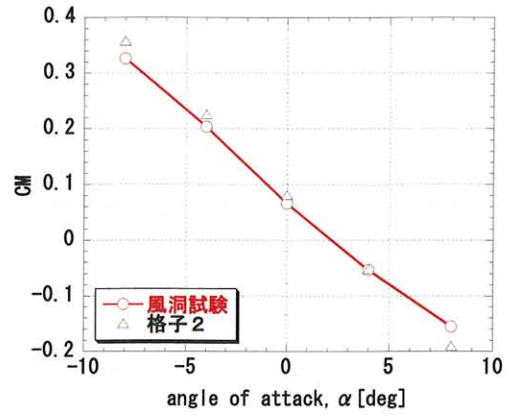


図5 迎角—ピッチングモーメント係数 ($M=0.95$)

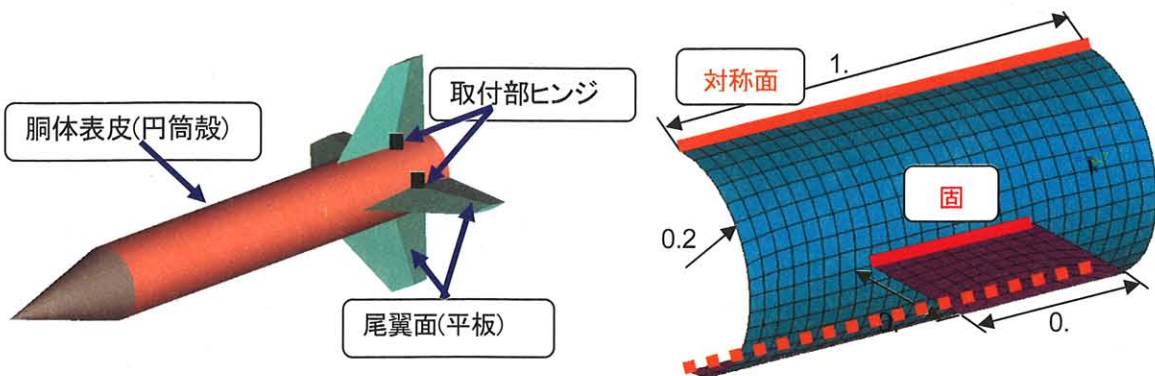


図6 実験機モデル図

図7 平板固着円筒殻有限要素モデル

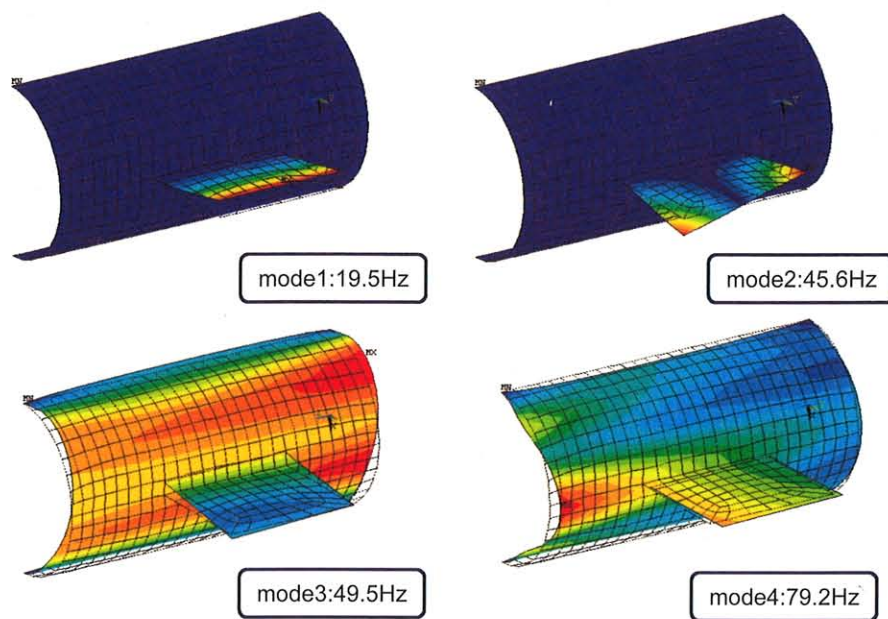


図8 固有モード及び固有振動数 (1次~4次)

● 研究成果の公表状況

- 1) 坪井, 藤田, 澤井, 宮路, 小林, 小島, 山川, 橋本, 「微小重力実験機の空力特性に関する数値シミュレーションの研究」, 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2005, 口頭発表・和文
- 2) 内山, 宮路, 坪井, 藤田, 澤井, 「微小重力実験機の空力特性評価における CFD の精度評価に関する研究」, 平成 17 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 口頭発表・和文
- 3) 藤田, 宮路, 坪井, 澤井, 「微小重力実験機の空力データベースの開発」, 平成 17 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 口頭発表・和文
- 4) Fujita, Sawai, Kobayashi, Tsuboi, Taguchi, Kojima, Okai, Sato, Miyaji, “PRECOOLED TURBOJET ENGINE FLIGHT EXPERIMENT USING BALLOON-BASED OPERATION VEHICLE,” ActaAstronautica (accepted)・論文発表・英文

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 micro-fin-array type compact heat exchangers for miniature size heat controlling systems

● 研究グループ

研究代表者：大阪府立大学，助手，巽 和也(tatsumi@me.osakafu-u.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

近年では機器の小型化に伴い、小型熱交換器や精密電子機器の冷却など微小領域における伝熱促進技術として、小寸法型プレートフィンが適用されつつある。例えば MEMS (Micro Electro Mechanical Systems) などの技術を活用し、一辺数 μ ～数百 μ の断面を持つマイクロ流路を並列に設け、流路側壁をフィンとして見立てたマイクロヒートシンクの開発が行われている。このようなヒートシンクでは、寸法効果により流体と壁間で高い熱伝達率が得られるため、熱交換器として高い伝熱性能が期待される。このような熱交換器やヒートシンクでは、小型化によって高い熱伝達率が達成できるいっぽうで、圧力損失が著しく増大することや製作技術の限界に伴うフィン形状の制限などが問題となっている。また、フィン上部と流路上壁間にクリアランスが存在する場合は、流路内の圧力損失の低減効果と伝熱性能の低下という深刻なトレード・オフ問題が生じる。すなわち、フィン間での流動抵抗が高いために、クリアランス部を大きくすると全体の圧力は低減されるが、フィン間の流量が減少するためフィン側面で熱伝達率が著しく低下することが知られている。

そこで本研究では、プレートフィンに切欠きを設けた切欠きフィンを提案する。フィンに切欠きを設けることにより、クリアランス部とフィン間の流体同士での質量・熱輸送の促進効果と圧力損失の低減効果、フィンの軽量化と材料削減効果が期待される。しかしながら、このような切欠きを設けたフィンの伝熱特性に関する研究は少なく、その効果の有無および最適形状の指針となる基本特性はほとんど知られていない。そこで本研究では、この切欠きフィンを付設した流路内について、PIV (Particle Image Velocimetry) を用いた速度場計測と改良シングルブロー法を適用した伝熱実験、さらに 3 次元層流数値解析を行い、流路内の流動および熱伝達の基本特性の解明を目的とする。

● 今年度の研究成果の概要

スーパーコンピュータを用いた計算では、Fig.1 に示すような切欠きフィン付設流路に関する 3 次元非定常層流非圧縮熱流動場の解析を行った。筆者らが開発した有限体積法に基づくコードにより、連続の式、ナビエ・ストークス式、エネルギー式なる支配方程式を解き、流れ場と温度場を求めた。また、フィン面では固体と流体の熱伝導率から求めた調和平均熱伝導率を用いて熱流束を計算することにより、固体であるフィン内部の熱伝導も連性問題として解いた。本年度は、切欠きの形状、フィンピッチ、レイノルズ数、そして切欠きの配列について検討を行い、その結果を 2 編の国内学会と 2 編の国際会議で発表および投稿中である。

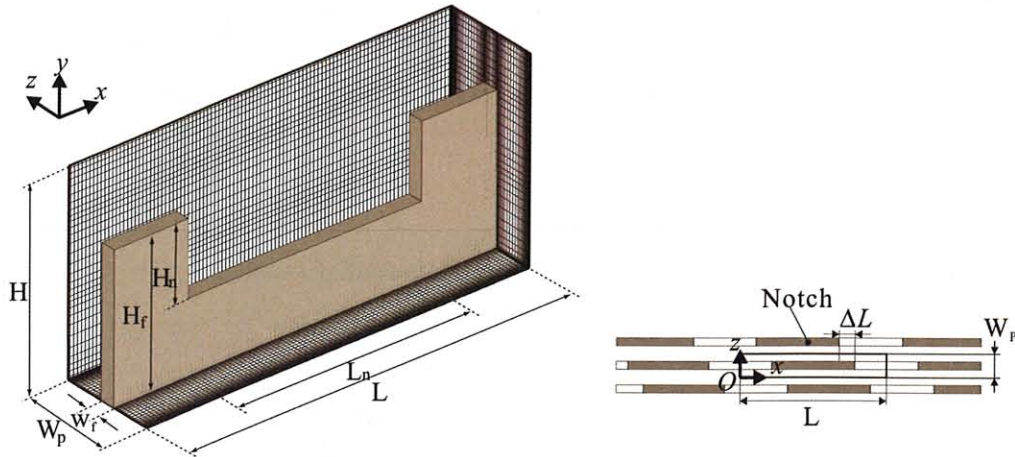


Figure 1: Schematic view of a cut-fin array and the geometrical parameters.

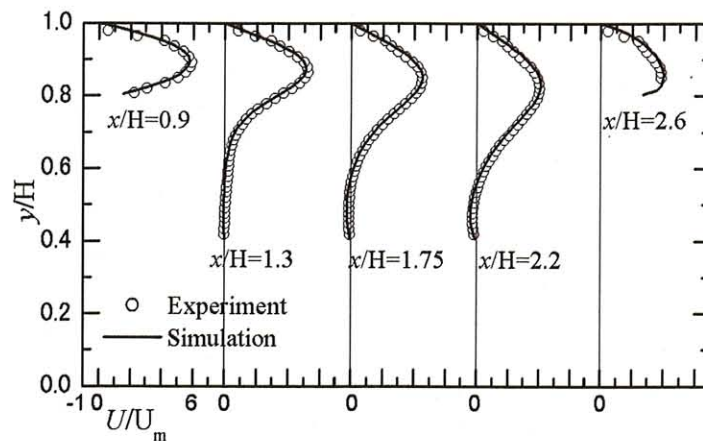
Figure 2: Cross-sectional distributions of streamwise velocities, U ($Re=200$).

Table 1: Geometric parameters for preliminary test case.

H_w/H_f	L_w/L	H_f/H	L/H	w_f/H	W_p/H
0.5	0.5	0.8	3.5	0.025	0.075

まず数値解析の妥当性の検討を行うために、切欠きフィン付設流路内の速度分布について PIV による測定結果と数値解析結果の比較を行う。Fig.2 に主流方向の複数断面での主流方向速度 U の分布について、実験と数値解析の結果を比較して示す。ここで U はチャンネル断面平均速度 U_m によって規格化されている。また、このときのフィンの幾何形状の条件を Table1 に示す。なお、本研究で用いた PIV システムではレーザーシートの幅に絞込限界が存在するため、スパン方向の空間分解能がフィン厚さ相当であるため、数値解析の結果ではスパン方向に値を平均していることに注意されたい。両者を比較すると、全ての断面において良好な一致を示しており、それぞれの妥当性が確認できる。切欠き前縁を通過した流れは、切欠き内部へ向かう流れを伴い、切欠き内部の流体との間で強いせん断層を形成する。これにより、 $0.4 \leq y/H \leq 0.5$ で見られる逆流が示すように、切欠き内部では循環流が形成される。いっぽう、 $x/H=1.3$ で切欠き内部では U が零に近いことから、フィン間の流れが微小であることが分かる。数値解析の結果からも、フィン上面と切欠き後端部において高い熱伝達率が得られることが分かっており、チャンネル下壁面からの熱量は、主にこれらの部分から流体へ放熱される。

次に切欠きの幾何形状を Table2 に示すように、切欠き長さや深さを変化させた場合について、流路の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。なおフィン高さ H_f やフィンピッチ W_p 、フィン厚さ w_f 、切欠き主流方向ピッチ L は、それぞれ $H_f/H=0.75$ 、 $W_p/H=0.75$ 、 $w_f/H=0.025$ 、 $L/H=3.125$ で一定とする。流路下壁面にて等温加熱条件を適用し、流路上壁を断熱とする。また、レイノルズ数は流路高さ基準で $Re=200$ である。

Table 2 Geometric parameters for cut-fin array.

Notation	H_n/H_f	L_n/L	$\Delta L/L$
Plain	-	-	-
Cut-a	0.5	0.6	0
Cut-b	0.5	0.32	0
Cut-c	0.75	0.6	0
Inline	1.0	0.6	0

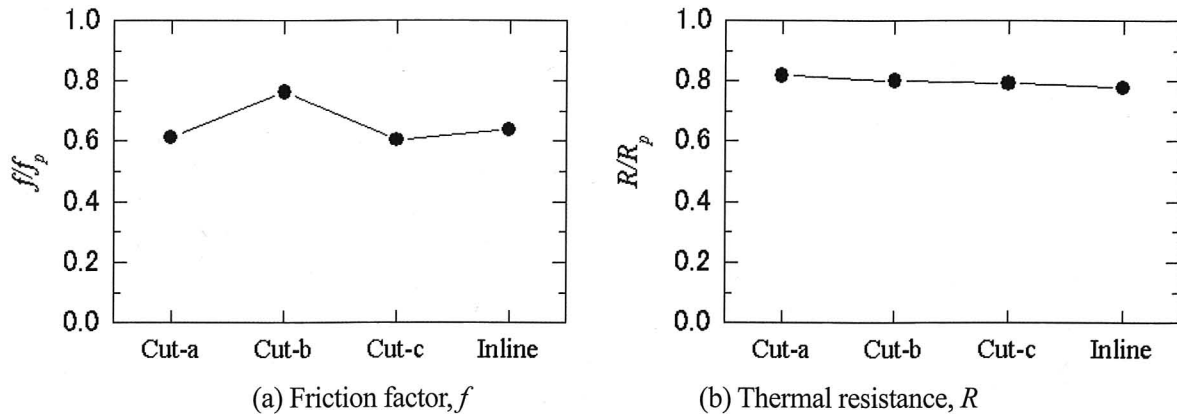
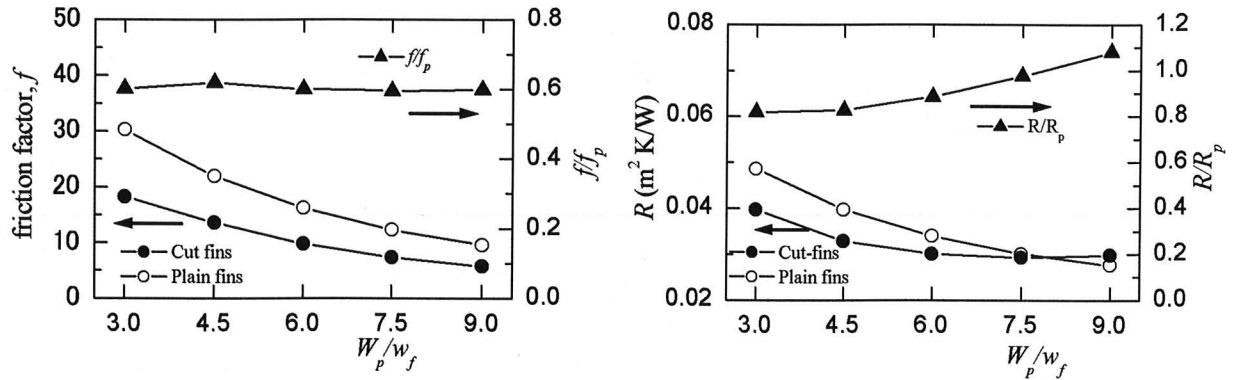


Figure 3: Friction factor and thermal resistance (Notch size effect).

Figure 3 に切欠き形状に対する摩擦損失係数 f と熱抵抗 R を示す。 R は $(\theta_w - \theta_b^{inlet})/q$ として計算され、 θ_w 、 θ_b^{inlet} 、 q はそれぞれ壁面温度、入口での流体のバルク平均温度、流路下壁面平均熱流束である。 f と R はそれぞれ切欠きがないフィンの場合の値によって規格化されている。 f/f_p は全ての場合について 1 より小さく、切欠きを設けることにより圧力損失の低減効果を伴うことが分かる。また、 R/R_p も全ての場合で 1 より小さく、伝熱性能が切欠きがない場合と比較して高くなることを示している。切欠きを設けることにより伝熱面積が減少すること (Cut-c の場合で 45% の減少) を考慮すると、切欠きフィンでは高い熱伝達率が得られると考えられる。いっぽうで、切欠き形状による R への影響は小さい。これは、切欠き部後端での伝熱促進効果と伝熱面積の低減効果間におけるトレード・オフ問題に起因すると考えられる。すなわち、切欠きを深くまたは長くすることによりフィン上部のクリアランスからの下降流が増大し、伝熱促進効果が得られるいっぽうで、伝熱面積の減少によって伝熱量が減少するため、結果として伝熱性能が大きく変わらないと考えられる。

次に Fig.4 に摩擦損失係数 f と熱抵抗 R に対するフィンピッチの関係を示す。フィン形状は、Table2 で示した Cut-a の場合と等しく、レイノルズ数も $Re=200$ で等しい。Figure 4(b) では、 W_p/w_f が増大すると R は減少する。切欠きフィンの場合では約 $W_p/w_f=7.5$ において R が極小値を取ることが分かる。なお、図中では記載されていないが、切欠きがない場合についても W_p をさらに大きくすると R は極小値を取る。 $W_p/w_f \geq 9$ では切欠きがない場合の方が切欠きフィンよりも R が小さい、伝熱性能が高いことを示している。切欠きフィンでは切欠き下流のフィン側面にて温度境界層の更新効果により高い熱伝達率が得られる。これに対してフィンピッチを増加すると、クリアランス部に対してフィン間の流量が増大するためフィン側面全体で熱伝達率が増加するが、切欠きフィンでは切欠きがない場合と比較して伝熱面積が小さいためフィンピッチの増加に伴うこの効果は小さい。このため、 W_p/w_f が増加し温度境界層更新効果による伝熱促進への寄与が相対的に減少すると、伝熱面積が大きい切欠きがない場合の方が R が小さくなると考えられる。



(a) Friction factor, f (b) Thermal resistance, R
Figure 4: Friction factor and thermal resistance (fin pitch effect).

Figure 4(a)では、 W_p/w_f が大きくなると両方のフィンの場合で f は減少する。また f/f_p は全てのフィンピッチに対して約 0.6 であり、フィンピッチに依らず切欠きフィンには圧力損失の低減効果を持つことが分かる。 R/R_p が 1 を越える W_p/w_f の場合についても、 $1/[(R/R_p)(f/f_p)]$ and $1/[(R/R_p)(f/f_p)^{1/3}]$ はそれぞれ 1.5 と 1.1 であり、これらは厳密にポンプ動力を考慮した指標とはならないが、総合性能として切欠きフィンの方が良いと考えられる。

最後にここでは図示しないが、非定常法の一つであるシングルブロー法を適用した伝熱実験によるレイノルズ数の影響の検討について述べる。1000 $\leq Re \leq 2000$ の範囲について検討を行い、その結果切欠きがない場合では、フィンの平均ヌセルト数は Re に依らず一定となる。これは、検討した Re の範囲ではフィン間の流れは層流であり、温度境界層が発達し熱伝達率が一定となるためと考えられる。これに対して、切欠きフィンの場合では Re が増加すると平均ヌセルト数もそれに伴い増加する。これは切欠き後端部における温度境界層の更新効果が Re 依存性を持つことに依る。これらの結果から、 Re が増加すると切欠きフィンの方が切欠きがない場合と比較して平均ヌセルト数が大きくなり、切欠きフィンの方が高い伝熱性能を示す。また切欠きの配列を変えた場合についても検討を行い、切欠き配列を主流方向に対して傾斜を設ける方が高い熱伝達率が得られることが分かった。これらの特性について次年度では数値解析により流れ場と温度場を解析し、実験の裏づけを行うと共に、最適な切欠き配列の形状についての指針を求める予定である。

● 研究成果の公表状況

- 1) K. Tatsumi, K. Noda and K. Nakabe, The Effect of Cut-fin Array Arrangement on Heat Transfer and Friction Characteristics (伝熱および摩擦損失特性に及ぼす切欠きフィン配置の影響), Proc. the 6th KSME-JSME Thermal and Fluids Engineering Conference, CD-ROM (No. tfec6-470) (2005).
- 2) 山口光弘, 巽 和也, 中部主敬, 切欠きフィン付設流路内の熱流動特性, 日本流体力学会 年会 2005, CD-ROM AM05-14-004 6pages (2005).
- 3) 巽 和也, 山口光弘, 西尾圭史, 中部主敬, 切欠きフィン付設流路内の熱流動特性 (第2報), 第43回日本伝熱シンポジウム, (2006) 投稿中.
- 4) K. Tatsumi, M. Yamaguchi, Y. Nishio and K. Nakabe, Heat Transfer and Pressure Loss Characteristics of Obliquely-Arranged Cut-Fins, 13th International Conference Heat Transfer, (2006) 投稿中.

ブラックホール降着流の輻射輸送3次元磁気流体数値シミュレーション

● 研究グループ

研究代表者：筑波大学計算科学研究センター，研究員，加藤成晃(ykato@ccs.tsukuba.ac.jp)

研究分担者：立教大学理学部，助手，大須賀 健(k_ohsuga@rikkyo.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

近年，磁場が降着円盤の角運動量やジェット形成に本質的な役割を担うことがわかってきており，多次元磁気流体シミュレーションを用いた研究が活発に行われている．しかしながら，輻射による冷却・エネルギー輸送効果は，円盤の物理状態に大きな影響を与える可能性が示唆されているにも関わらず，輻射輸送を磁気流体計算に取り入れた研究は世界的に見て遅れている．そこで，輻射輸送計算と磁気流体計算を組み合わせ，降着円盤の構造やダイナミクス，観測と比較すべき放射特性を明らかにするのが研究目的である．

● 今年度の研究成果の概要

本年度は，研究の第一段階として，イオンと電子を一流体で且つ一温度として扱う 3 次元磁気流体シミュレーションの数値計算法，そして 2 次元輻射流体シミュレーションの数値計算法を開発した．磁気流体シミュレーションでは，局所磁場に貫かれた降着円盤のテスト計算を行った．輻射流体シミュレーションでは計算コストを抑えるために FLD 近似を採用し，テスト計算を行った．輻射圧がダイナミクスを支配するようなガス降着円盤の構造を調べ，幾何学的に厚い円盤と輻射圧加速型ジェットという構造が得られつつある．磁気流体コードと輻射流体コードを結合することが今後の計画である．

● 研究成果の公表状況

- 1) Radiation Hydrodynamic Simulations of Supercritical Accretion Flow(口頭発表) K. Ohsuga
6th International Conference on High Energy Density Laboratory Astrophysics
- 2) 2D RHD simulations of radiation pressure-dominated accretion flows(口頭発表) K. Ohsuga
APCTP Winter School on Black Hole Astrophysics 2006: Accretion Processes around Black Holes
- 3) Magnetic-Tower Jet Solution for Launching Astrophysical Jets (口頭発表) Y. Kato
6th International Conference on High Energy Density Laboratory Astrophysics
- 4) QPOs in MHD Accretion Flows around Black Holes (口頭発表) Y. Kato
APCTP Winter School on Black Hole Astrophysics 2006: Accretion Processes around Black Holes

太陽風－地球磁気圏・惑星磁気圏相互作用に関する数値シミュレーション

Numerical simulation of the interaction between the solar wind and Earth's, planetary's magnetosphere

● 研究グループ

研究代表者：名古屋大学太陽地球環境研究所，教授，荻野竜樹 ogino@stelab.nagoya-u.ac.jp

研究分担者：名古屋大学太陽地球環境研究所，学生（D2），深沢圭一郎

(fukazawa@stelab.nagoya-u.ac.jp)

名古屋大学太陽地球環境研究所，学生（D1），田中 伸(stanaka@stelab.nagoya-u.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

本研究では、太陽風がどのように宇宙空間に吹き出しているか、また太陽風と地球磁気圏・惑星磁気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数値シミュレーションを行う。特に、高精度のグローバルモデルを用いた研究を行い、惑星磁気圏における木星の衛星イオや土星の衛星タイタンに代表される局所的な現象と磁気圏全体で見られる大規模現象、およびそれらの現象間の結合の解明を目標とする。惑星の磁気圏は、空間および時間スケールにおいて階層化された現象で満ちており、様々なスケールの現象が混在している。しかし、スケールの大きく異なった現象を一様グリッド間隔の数値シミュレーション上で共生させることは通常困難であり、マルチスケールの現象間の結合を如何にして解くかが重要な鍵となっている。この研究では、磁気流体力学（MHD）モデルを基本モデルとして計算を行う。

研究の柱として以下の 3 つのテーマがある。(1)時空間マルチスケール法を用いた磁気圏グローバル MHD モデルの開発および実用化、(2)磁気圏－電離圏－熱圏結合モデルに向けた Yin-Yang 格子コードの開発とその動作検証、(3)太陽風の加熱、加速機構のシミュレーションモデルの開発。これら 3 つのテーマを軸に研究を進めている。

● 今年度の研究成果の概要

まず、テーマ(1)における局所的な現象を含める前に基本的な惑星磁気圏構造を求めた。地球、木星についてはすでにある程度の基本的な描像は得られているので、太陽風と土星の固有磁場との相互作用によって形成される磁気圏の構造を調べるために、3次元グローバル MHD シミュレーションを行った。IMF の方向の変化に対する土星磁気圏構造の変化、土星磁気圏およびオーロラの太陽風動圧、IMF 依存性について調べた。

その結果以下のことがわかった。土星磁気圏内には共回転領域と磁気圏境界面との間に K-H 不安定による比較的大きな渦ができやすい広い空間がある。特に、朝側の方が、太陽風速度と土星の共回転速度が反平行になり、速度シェアが大きくなり、夕側よりも起こりやすい。図 1 では北向き IMF は他の場合と比べ、土星朝側での太陽風速度と共回転速度の速度シェアが大きい。図 2 より北向き IMF 時の赤道面において、朝夕側で太陽風、共回転、リコネクション対流に挟まれた領域があり、定常的な渦ができていることがわかる。図 3 の IMF がいない場合において、太陽風動圧を増加させた場合、太陽風密度より太陽風速度パラメータを増加させた方が朝側での上向き沿磁力線電流が増加することがわかる。北向き IMF を印加している場合は太陽風動圧を増加させても、常に朝側で上向き沿磁力線電流の増加が見られた。この朝側の大きな上向き沿磁力線電流の増大はオーロラの増光を強く示唆している。

次にテーマ(2)のために Yin-Yang 格子コードを開発した。Yin-Yang 格子とは図 4 のような格子であり、

緯度経度格子の高緯度部分を取り出した形になっている。これは特異点を含まず、格子幅はほぼ均一であり、高精度化が容易で大規模並列計算に適している。Yin-Yangを用いることによって計算コストを軽減し、中性粒子とイオンの衝突項と Hall 項によって拡張された MHD 方程式を用いて 3 次元グローバル MHD モデルを開発し、磁気圏電離圏結合を self-consistent に解いた。本研究では初期値としてダイポール磁場と、速度 $V=0$ で重力と圧力の釣り合った静的な状態を作り、外側境界条件として高度 1090km に対流を入れた基本的なシミュレーションを行った。

図 5, 6 にシミュレーション結果を示す。図 5 では外側境界条件として与えた対流が時間とともに下に伝搬する様子が見られる。 V_θ , V_ϕ はそれぞれ、球座標表示における緯度方向と経度方向を表す。図より 6.2×10^3 [km/s] で降下していると計算されるが、モデルより計算した値とほぼ一致する。降下した対流は内側境界に達し、 $-\phi$ 向きの流れを形成する。これが磁気圏と電離圏をつなぐ沿磁力線電流の closure を形成すると考えられる。図 6 は $J_{||}$ と $|J_{\perp}|$ 分布を水平面で切って見たものである。高度が低くなるにつれて $J_{||}$ は小さくなり、 $|J_{\perp}|$ が大きくなるのが分かる。すなわち低高度部分で磁力線に垂直な電流の流れを再現できている。また、高度 115 [km] における $|J_{\perp}|$ の分布を見ると乱れた様子が見てとれる。高度 115 [km] は Hall 項の影響が大きくなるように設定されており、この電流の乱れは Hall 効果の影響であることが明らかである。

最後に太陽風加速機構のメカニズムとして、Alfvén 波を考え、太陽風中の大振幅 Alfvén 波の非線形伝搬を調べ MHD シミュレーションを行った。本研究では簡単のため静水圧平衡のコロナを仮定し、球座標 1 次元の条件下での Alfvén 波の伝播を調べた。

シミュレーション結果を次に示す。速度振動の r 成分、密度変動の分布を示した。 $t = 192$ min で、速度・磁場振幅は $1.5 R_s < r < 3 R_s$ で変調し始め、 $t = 256$ min では波形は微小振幅の場合に比べて大きく変形する。この例では $1 R_s < r < 2.85 R_s$ の領域に Alfvén 速度の空間勾配があり、そこでは波がよく反射される。反射波と入射波が作用することで変調が起こる。このことは、図 7 において $t = 256$ min の時に $r = 2.85 R_s$ 付近において速度・磁場の振幅がもっとも小さくなることからわかる。密度変動は、波の伝搬の初期段階では、微小振幅波の場合と同様に波の先頭付近に形成される。その後、密度振動が存在する領域は前後に広がっていき、衝撃波を形成する。このような結果から、特に大振幅の Alfvén 波について次の二つの点を明らかにした。(1) コロナ下部から入射された Alfvén 波は、伝搬媒体の不均質性により相当な割合が反射され、入射波と反射波がビートして変調する。また、入射波自身が作り出す密度増加により反射はさらに促進される。(2) コロナ大気のような不均質媒体の場合、Alfvén 波がたとえ円偏波であっても大振幅であれば圧縮性モードの波動を励起し、その波が散逸することでプラズマを加熱することが可能となる。

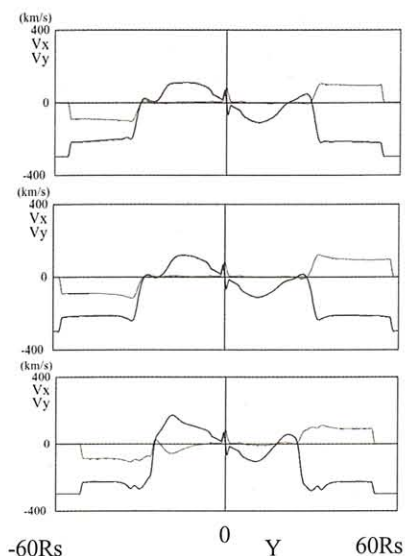


図1 無IMF(上段)南向き(中段)北向きIMF(下段) 印加時の準定常状態でのy軸上の速度のx(太線), y(細線)成分のプロット。

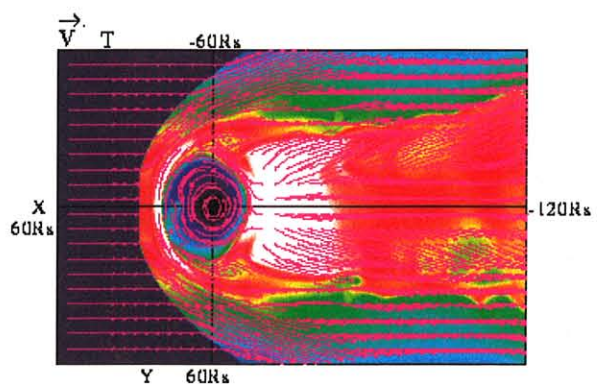


図2 北向きIMF時の赤道面でのプラズマの流れ(矢印)とプラズマ温度(色)。

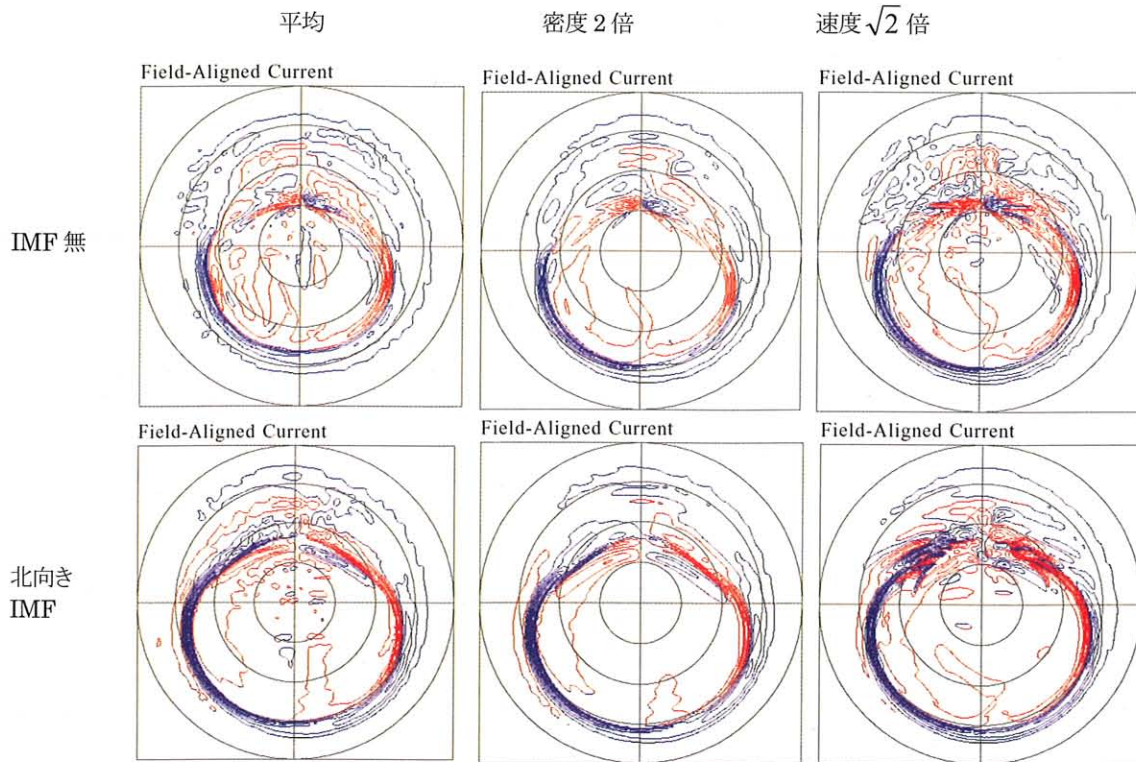


図3 IMFを印加しない場合(上段), 北向きIMFの場合(下段)において, 太陽風の密度速度が平均値, 密度2倍, 速度 $\sqrt{2}$ 倍にした時の土星磁気圏南極域での沿磁力線電流分布. 青が下向き, 赤が上向き電流を示している.

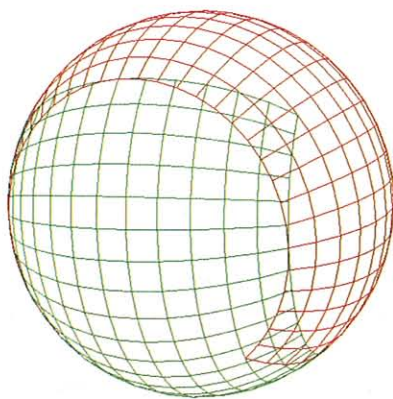


図4 Yin-Yang格子の模式図

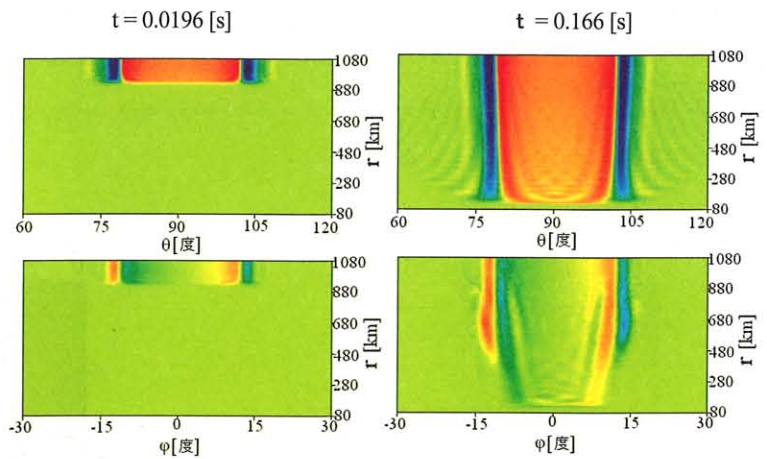


図5 速度分布の $\phi - r$ プロット 上図が θ 方向の速度, 下図が ϕ 方向の速度を表している。速度は暖色系が速く, 寒色系が遅い。

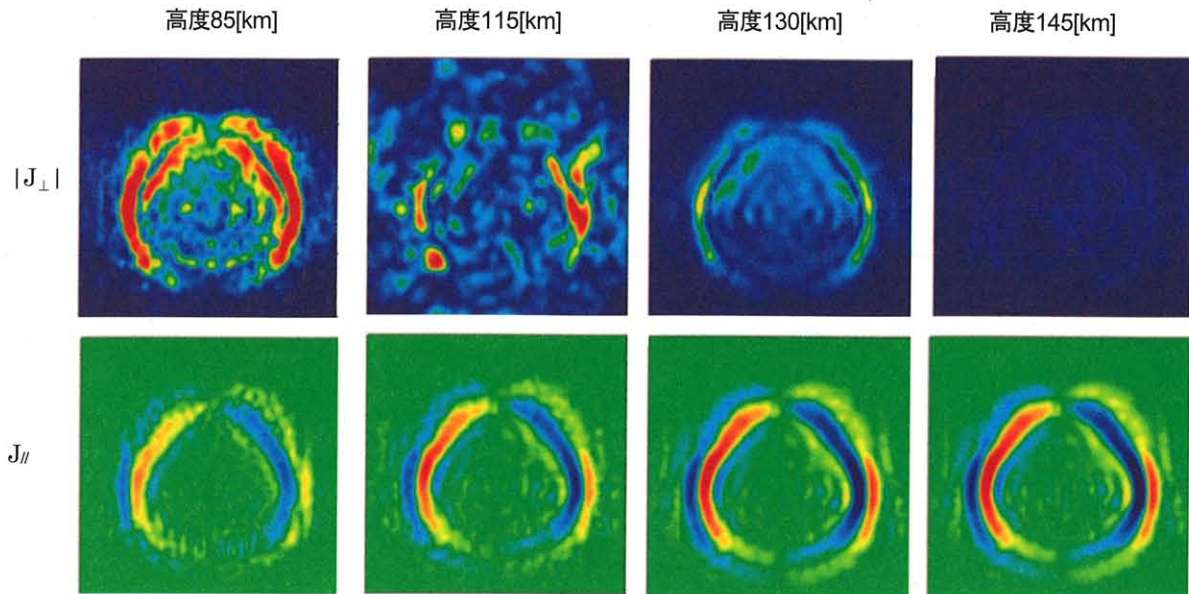


図6 磁力線に垂直な電流成分の絶対値(上)と、磁力線に平行な成分(下)の $\phi - \theta$ プロット. 上図で電流が大きくなると暖色系に変化し, 下図では上向きの電流が強いと黄色から赤に変化し, 下向きの電流が強いと水色から青に変化する.

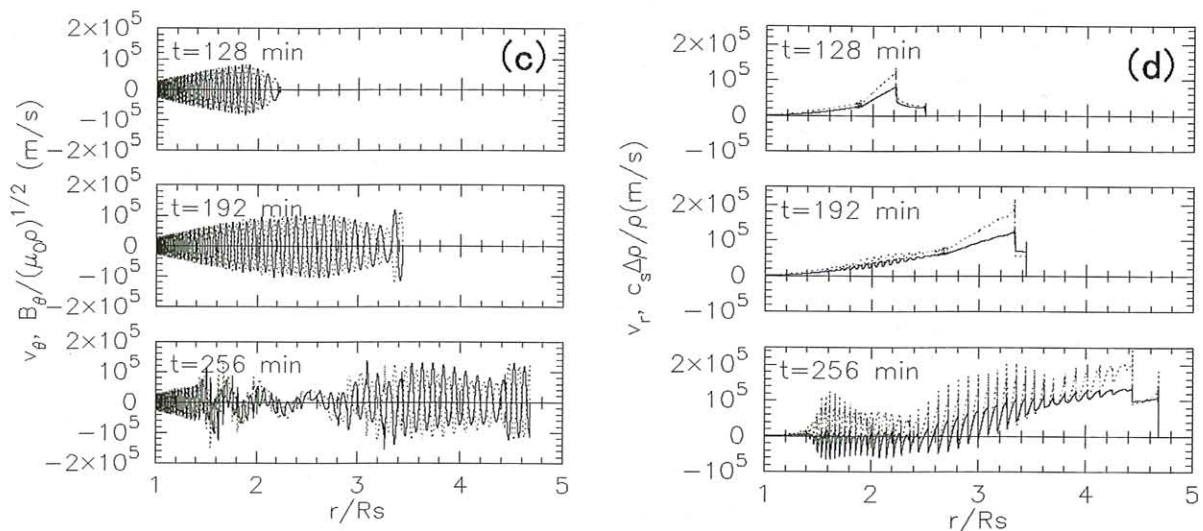


図7 Alfvén 波伝搬のシミュレーション結果. 左図に波の伝播方向に対して垂直な速度成分 v_θ と磁場成分 B_θ を太陽中心からの距離 r の関数としてプロットしたものを示す. 実線が v_θ , 点線が B_θ を示す. B_θ は $(\mu_0 \rho)^{-1/2}$ をかけて速度の単位で表している. 右図に波の伝播方向に平行な速度成分 v_r と密度変化 ρ (静水圧平衡状態からの変化分) を r の関数としてプロットしたものを示す. 実線が v_r , 点線が $\Delta \rho$ を示す. $\Delta \rho$ は C_s/ρ (C_s は音速) をかけて速度の単位で表している. 上段よりそれぞれ, Alfvén 波を入射してから 128, 192, 256 分後の状態を示す.

● 研究成果の公表状況

- 1) Walker, R. J., S. P. Joy, M. G. Kivelson, K. Khurana, T. Ogino and K. Fukazawa, "The locations and shapes of Jupiter's bow shock and magnetopause", The Physics of Collisionless Shocks, G. Li, G. P. Zank, and C. T. Russell, eds., AIP Conference Proceedings, 781, 95-108, 2005. , 論文発表
- 2) Fukazawa, K., T. Ogino, and R.J. Walker, "Dynamics of the Jovian magnetosphere for northward interplanetary magnetic field (IMF)", Geophys. Res. Lett., 32, doi:10.1029/2004GL021392, 2005. , 論文発表

- 3) 2005 年度 日本地球惑星科学連合同大会, “北向きと南向き IMF を印加した場合の土星磁気圏の構造”, 尾木俊一, 深沢圭一郎, 荻野竜樹 (和文) (口頭発表)
- 4) “3-Dimensional MHD Simulation of Magnetosphere-Ionosphere Coupling by Yin-Yang Grid”, 澤田和英, 荻野 竜樹 (和文) (口頭発表)
- 5) 第 118 回地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, “太陽風加速の高精度 1 次元シミュレーション”, 田中伸, 荻野竜樹 (和文) (口頭発表)
- 6) “惑星間空間衝撃波衝突時における土星磁気圏構造の応答”, 尾木俊一, 深沢圭一郎, 荻野竜樹 (和文) (口頭発表)
- 7) “陰陽格子による磁気圏電離圏結合の 3 次元 MHD シミュレーション”, 澤田和英, 荻野龍樹, 陰山聡 (和文) (ポスター発表)

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，香坂幸史

(a7599061@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 2 年，世木智博

(a7500064@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 2 年，星野雄太

(a7500098@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 1 年，植村 豪

(a7599023@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，川目悟史

(a7500038@rs.noda.tus.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

計算の内容は，液柱及び薄液膜内の温度差マランゴニ対流に関する数値シミュレーションである．微小重力環境下における高品質な半導体材料生成の妨げとなっているマランゴニ対流について，数値シミュレーションを実施することにより，その特性を明らかにし，その挙動を予測制御することを目的としている．また，マランゴニ対流の研究は，国際宇宙ステーション上のきぼうで一次選定テーマとして採択されており，その準備として数値シミュレーションを行っている．計算条件は，プラントル数は低プラントル数 (0.023 程度) から高プラントル数 (28.11 程度) の場合を中心に行っており，メッシュ数は $60 \times 40 \times 80$ 程度である．各プラントル数において，不安定現象に対する液柱表面からの熱損失や液柱周囲の気体の影響，対流場の三次元構造の解明，自由表面の変形による影響の解明を行っている．それぞれの条件において精度の良い統計量を取得するために，長時間の計算が必要であるため，スーパーコンピュータを利用した．

● 今年度の研究成果の概要

スーパーコンピュータを利用した数値シミュレーションを行うことにより，次のような成果を得た．まず，粒子群挙動に着目し，仮想粒子を考慮した液柱内マランゴニ対流の数値解析を行い，熱流体挙動と粒子群挙動の関係を明らかにした．具体的には，液柱内部に幾何学的な形で粒子が集合する構造 (Particle Accumulation structure : PAS) の再現に成功した．特に，上部から観察すると，回転する風車のような形に見える Spiral Loop PAS (SL-PAS) の「羽根」の部分が二又に分岐した形状である SL2-PAS の再現は初めてのことである．次に，液柱のマランゴニ対流と周囲気体の対流を連成させた数値解析を行い，熱流動特性と液柱表面の熱の移動の関係を調べた．液柱周囲の気体温度を変化させることで，液柱自由表面上の熱の移動によって，不安定になる遷移点が変わることを明らかにした．また，表面変形と熱損失を考慮した数値解析を実施した．その結果，熱損失のみを考慮することで，不安定になる遷移点の実験値とほぼ同じ値を得た．最後に，低プラントル流体の液膜の数値解析を行うことによって，

薄液膜内 Hydrothermal Wave の伝播のメカニズムを解明した。

以上の不安定現象発生に対する各要素の影響は、徐々に明らかになってきている。現在行っている計算の結果に加え、アスペクト比・重力・粘性の温度依存性の影響を解明する予定である。これらの知見により、地上での実験結果や国際宇宙ステーションで行われる微小重力実験の実験結果の予測、観測される現象の物理的解明が可能となると考えられる。

● 研究成果の公表状況

- 1) 星野雄太, 河村 洋, “薄液膜内 Hydrothermal Wave の加熱壁近傍挙動”, 日本伝熱シンポジウム講演論文集, Vol.III,2005, pp.509-510.
- 2) 香坂幸史, 河村 洋, “動的表面変形および熱損失を考慮した液柱内マランゴニ対流の数値解析”, 日本伝熱シンポジウム講演論文集, Vol.III,2005 , pp.711-712.
- 3) 川目悟史, 河村 洋, “周囲気体を考慮した液柱内マランゴニ対流の数値シミュレーション”, 日本流体力学会年会 2005 講演論文集, 2005 , 133
- 4) 世木智博, 田中志穂, 河村 洋, “液柱内マランゴニ対流場における粒子集合現象の数値解析”, 熱工学コンファレンス講演論文集, No.05-172005, pp.169-170.
- 5) 星野雄太, 河村 洋, “Hydrothermal Wave と液柱内マランゴニ対流の振動流遷移”, 第 18 回計算力学講演会講演論文集, No. 05-2 2005, pp.395-396.
- 6) 世木智博, 河村 洋, “液柱内マランゴニ対流における粒子集合現象と数値シミュレーション”, 第 18 回計算力学講演会講演論文集, No. 05-2 2005, pp.399-400.
- 7) 香坂幸史, 河村 洋, “表面変形および熱損失を考慮した液柱内マランゴニ対流の数値解析”, 第 19 回数値流体力学シンポジウム講演要旨集, 2005, 244.
- 8) Y. Kousaka and H. Kawamura, “Numerical and experimental studies of Marangoni convection in conjunction with heat loss in a half-zone liquid bridge”, ELGRA News vol. 24, September 2005 pp.245-246.
- 9) Y. Hoshino, K. Tagaya and H. Kawamura, “Relationship between the traveling temperature waves in liquid bridge and in liquid layer”, ELGRA News vol. 24, September 2005 pp.99-100.
- 10) T. Seki, S. Tanaka and H. Kawamura, “Numerical Simulation of Particle Behavior in Oscillatory Thermocapillary Convection of Small Liquid Bridge”, Sixth Japan/China Workshop on Microgravity Sciences, 2005, pp.41-42.

相変化による流れ場のシミュレーション解析

● 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：宇宙科学研究本部，教授，中島 俊

鳥取大学工学部応用数理工学科，助手，大信田丈志

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

● 今年度の研究成果の概要

相変化に伴って形成される，一般的には，非定常な種々の流れ場およびその定常状態をも含めた推移過程のシミュレーションを 2 つの支配方程式系，つまり，「気体論方程式系 (BGK 型 Boltzmann 方程式系)」と「流体力学的定式化」(圧縮性 Navier-Stokes 方程式+気体論解析から導かれた凝縮相界面での適切な境界条件)，に基づいて行ってきた。支配系としての後者は，流れ場の大域的な振る舞いが連続体近似の範囲内であると見なせるような場合に対して，気体論方程式系と等価な支配系で，その構成は，1) 流れ場を支配する方程式として，通常圧縮性 Navier-Stokes 方程式系，そして，2) 凝縮相界面での境界条件として，蒸発・凝縮過程に対する適切な条件から成っている。この適切な境界条件が流体力学的定式化の重要なポイントであり，これは気体論方程式系に基づく理論解析から導かれた凝縮相界面で流体力学的諸量が満たすべき条件，つまり，巨視的条件なのである。この巨視的条件は，気体論レベルで現れる Knudsen 層 (非平衡領域) とその影響が，流体力学的レベルにおいて界面での諸量に反映された結果と考えてよい。当然ながら，「流体力学的定式化」は「気体論方程式系」に比べて遙かに取り扱い易い。これまでに，これら 2 つの支配方程式系に基づいて，相変化に伴う種々の定常，非定常流れ場を調べてきた。問題における種々の特性パラメーターに対しては流体力学的定式化を，それらの結果の比較検証用として数例のパラメーターに対して，Knudsen 層の構造解明も兼ねて，気体論方程式系を使うというような使用形態である。これら研究成果の一つとして，最近、凝縮相のもつ有限な熱伝導性 (気相のそれに比して) が，流れ場において潜熱の果たす役割を大きく変え，その特定の値が蒸発・凝縮量およびエネルギー流量に最大値をもたらすことなど，これまでに知られていなかったことが明らかになったのである。17 年度の研究によって，これらの流量がとる最大値とそれらを与える潜熱の値を，まづ，数値シミュレーションで調べ，その結果を表わす近似式も与えた。この近似式を使えば，物質および熱・エネルギー輸送システムにおいて，最も有効な作動流体を簡単に選ぶことができる。この近似式の有効性は，また，我々の研究室で最近行われた弱非線形な気体論解析によっても確かめられたことを述べておきたい。Figure1 に，平行に置かれた平面凝縮相間の蒸発・凝縮問題での質量流量およびエネルギー流量と潜熱パラメーター Γ の関係を示す。凝縮相の異なる熱伝導係数比に対して，流量がある潜熱パラメーターのところで最大値となっていることが分かる。

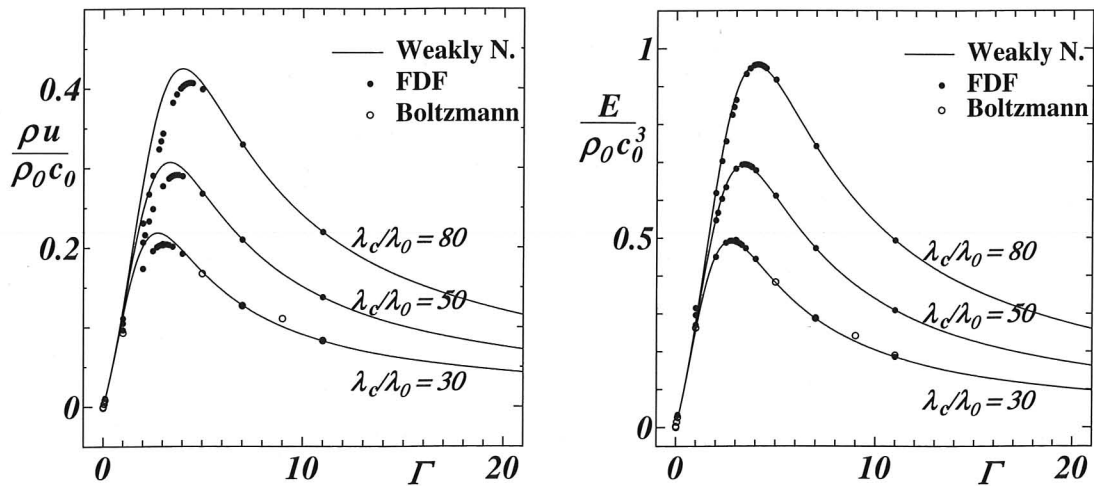


Fig1: The steady state mass flows $\rho u / \rho_0 c_0$ and energy flows $E / \rho_0 c_0^3$ versus the latent heat parameter Γ for various thermal conductivity ratios λ_c / λ_0 (two-surface problem). $D_1 / L = 0.1$, $D_2 / L = 0.1$, $T_{C1} / T_0 = 2.0$, $T_{C2} / T_0 = 1.0$, $\kappa_s / \kappa_c = 0.32$, $Re = 412.03$ ($Kn = 0.005$), $Pr = 1.0$. Solid lines: Weakly nonlinear analysis based on the general asymptotic theory by Onishi and Sone. Black circle: numerical results based on the Fluid Dynamic Formulation (FDF). White circle: numerical results based on the kinetic equation (Boltzmann).

これに加えて、さらに、逆現象の一つもその原因と振る舞いが明らかになった。蒸発・凝縮問題においては、2つの逆現象が知られている。「逆温度勾配」と「逆質量流量」の問題である。この後者の逆現象の詳細な解明がこの年度の研究の派生的な成果としてでてきた。「逆質量流量」の現象は、文字通り、質量流量が逆方向になる現象で、規模は非常に小さい。マイクロシステムでの何某かのスイッチングに利用できるのではないかと考えている。

● 研究成果の公表状況

- 1) "Evaporation and Condensation Flows of a Vapor-Gas Mixture from or onto the Condensed Phase with an Internal Structure", Yoshimoto Onishi and Ken Yamada, *Rarefied Gas Dynamics*, edited by M. Capitelli (American Institute of Physics, Melville, New York, 2005), pp. 485-490. , 論文発表
- 2) "Flows of a Vapor due to Phase Change Processes at the Condensed Phases with Temperature Fields as their Internal Structures", Yoshimoto Onishi and OOSHIDA Takeshi, *Rarefied Gas Dynamics*, edited by M. Capitelli (American Institute of Physics, Melville, New York, 2005),
- 3) "On the negative mass flows in evaporation and condensation problems", Yoshimoto Onishi, *The Physics of Fluids*, Vol. 17, No. 12, December (2005) 127106-1 – 127106-7. , 論文発表
- 4) 「流体力学的レベルでの蒸発・凝縮過程に伴う流れ場のシミュレーション解析法」, (On simulation analyses of evaporation and condensation flows of a vapor at the fluid dynamic level), 第42回日本伝熱シンポジウム講演会(仙台国際センター, 平成17年6月6日(月)–8日(水)), 大西善元(鳥取大・工・応用数理), 口頭発表
- 5) 「球状凝縮相周りの蒸発・凝縮流に対するシミュレーション解析 – 流量に対する凝縮相の有限熱伝導性と潜熱の影響 –」, (A simulation analysis on evaporation and condensation flows of a vapor around its spherical condensed phase – Effects of the finite thermal conductivity ratio and the latent heat –), 第24回日本混相流学会年会講演会2005講演論文集(JSMF Annual Meeting 2005)(工学院大学, 東京八王子市, 2005年8月1日(月)–3日(水)), 大西善元(鳥取大・工・応用数理), 大信田丈志(鳥取大・工・応用数理), 萬成勇氣(鳥取大(院)), 口頭発表

地面効果を受ける垂直着陸型宇宙往還機の底面空気力特性に関する研究

Numerical Investigation on Aerodynamic Characteristics for Vertical Landing Rocket Hovering in Ground Effect

● 研究グループ

研究分担者：青山学院大学，助手，藤松信義(fujimatu@me.aoyama.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

今後宇宙へのアクセス機会が増えると予想されることから、宇宙輸送機のコスト削減を目的として、再使用型宇宙往還機の開発機運が高まりつつある。その概念の一つである、垂直着陸型ロケットは逆噴射によって自重とのバランスを取りながら軟着陸する。このときノズル噴流と地面との干渉により、機体底面では複雑な流れ場が生じるため、空気力特性は非線形となる。本研究は垂直着陸型ロケットの機体底面流れについて数値解析を行い、着陸時の空気力特性を調べると共に、噴流と地面、機体底面との干渉により生じる流れ場と空気力との因果関係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

垂直着陸ロケットの着陸時の空力特性について数値解析を行った。まずプラグノズルの地面効果について数値解析を行い、ベル型ノズルとの比較を行った。基礎方程式には軸対称圧縮性 NS 方程式を用いた。空間流束は対流項を AUSMDV スキームに MUSCL 補間を用いて 3 次精度に拡張して評価し、粘性項に 2 次精度空間差分を用いた。時間積分は LU-ADI 法を用いており、内部反復法を用いて最大時間 2 次精度を保持した。計算領域は 5 つに分かれており、各領域の境界では格子が一對一に対応して接続している。

Figure 1 に計算領域を示す。各領域は色分けしてある。機体形状は JAXA が提案する再使用宇宙往還機形状を参考にして定めた。地面近傍におけるノズル内部への影響も考慮するために、スロート上流も解いている。Table 1 は各領域の格子点数を示している。Table 2 には機体緒元を示した。

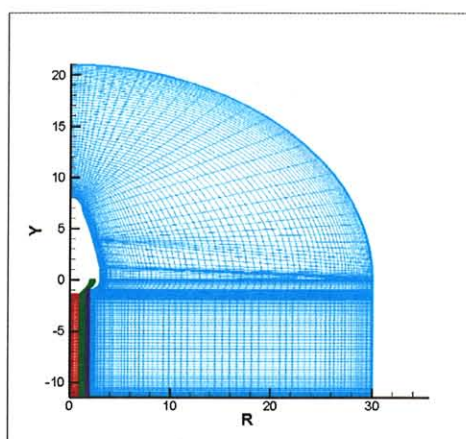


Fig.1 Arrangement of the computational domain.

Table 1 Grid points.

ZONE	Grid points
ZONE1(red)	81 × 40
ZONE2(green)	110 × 41
ZONE3(blue)	96 × 41
ZONE4(cyan)	160 × 91

Table 2 Specification of the vehicle.

Vehicle length	18m
Vehicle diameter	3.8m
Chamber pressure	20atm
Reynolds number	5×10^7

(*完全再使用ロケットの開発研究提案書，宇宙科学研究所，1998年)

境界条件は以下の通りである。壁面は滑り無し断熱壁条件とした。ノズル貯気相は亜音速流入条件を用いた。遠方場は無反射条件を用いている。計算領域の大きさは経験的に十分な広さを設定した。初期条件は領域全体に静止大気条件を与えた。

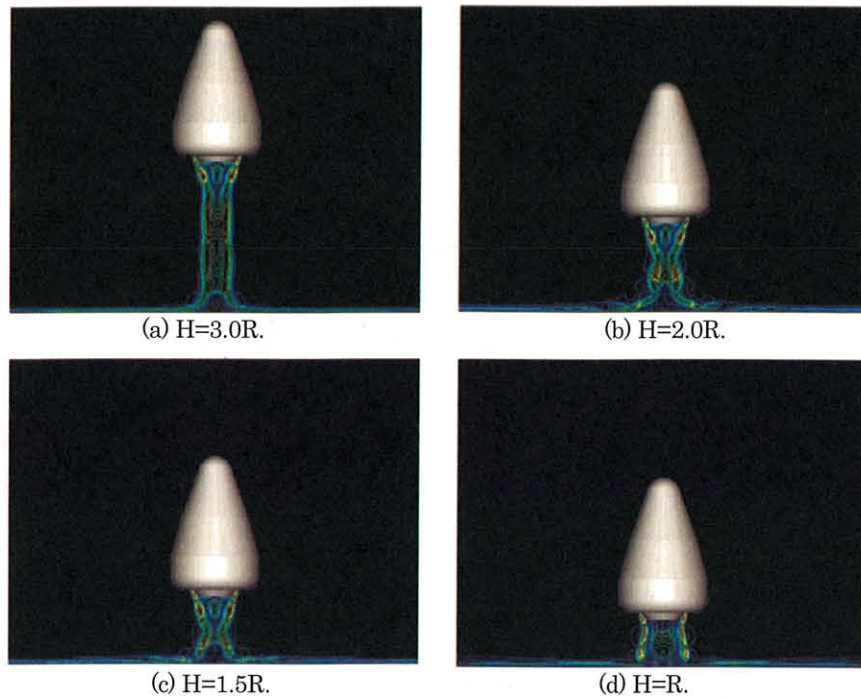


Fig.2 Instantaneous flowfield around vertical landing rocket.

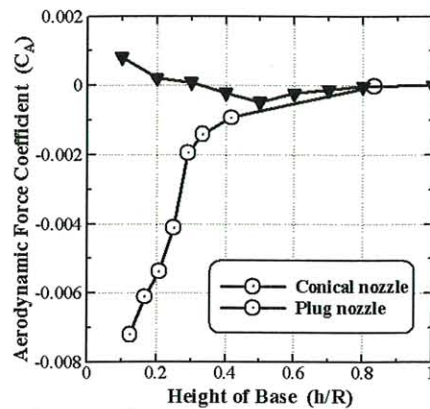


Fig. 3 Aerodynamic force characteristics for vehicle height.

高度に対する流れ場の変化を Fig. 2 に示す. 軸対称計算結果を y 軸に対して折り返して表示している. (a)から(d)の順で高度が低下する. 着陸時は推力を絞るために貯気槽圧力を下げるため, ノズル流れは過膨張している. ノズルから出た噴流は衝撃波セル構造を形成してプラグ壁面を流れる(Fig.2-(a)). ノズルスロートから環状に流れ出た噴流は下流において circular jet となる. このとき, 機体底面とそれとの間で再循環領域が形成される. 高度が低下していくと, 噴流と地面, 機体底面との干渉が強くなる(Fig.2-(b)). 機体底面に形成される再循環領域が広がるようになり(Fig.2-(c)), さらに高度を下げると再循環領域が確認できなくなる(Fig.2-(d)).

機体高度と機体に作用する空気力特性に関する結果を Fig. 3 に示す. 図にはコニカルノズルの結果も示してある. 過去の研究では, 機体底面中央にノズルがあると, 高度によって, 機体底面への吸い込みと機体底面に定在する渦構造が観察される二つのパターンが確認されており, これが機体の推力を打ち消すように作用する. プラグノズルでは, 高度を下げるにつれて, 吸い込みによりカウル部分で負圧域が生じた後, 低高度でプラグベース部分に高圧領域が生じるようになる. そのため, 単一ベル型ノズルのように下向きの推力が増大し続ける傾向は見られず, 地面近傍において正味推力の回復が見られた.

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，教授，三栖 功(misu@me.aoyama.ac.jp)

研究分担者：青山学院大学，助手，藤松信義(fujimatu@me.aoyama.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

アルミニウムやステンレス（ヤング率で GPa オーダ）などの硬い物性を持つ材料に比べて，柔らかい物性を持つ（ヤング率で MPa オーダ）材料の表面を流れる流体摩擦抵抗は，硬いもののそれに比べて小さくなることが知られている．その理由として，壁面における微小な振動と流体との相互作用が原因であると考えられている．イルカが水中を高速で遊泳できる理由もそのためであると考えられている．しかし，実験的に壁面の変位を計測することが難しいことなどから，メカニズムの詳細は十分解明されていない．流体の物理量と物体の表面変位の情報を同時に得るためには，数値計算が威力を発揮すると期待できる．本研究では，流体と構造を連成した解析を行い流体と物体との相互作用を調べることで，摩擦抵抗低減メカニズムを解明する．また，摩擦抵抗低減に最適な物性値の選定などに関する知見を供することが出来ると期待できる．

● 今年度の研究成果の概要

柔らかい壁面を持つチャンネル流れに関する LES 解析を行い，実験結果との比較を行った．流体の支配方程式は 3 次元非定常非圧縮性 Navier-Stokes 方程式であり，移動境界に適用可能な物体適合座標系で記述した．数値解法には Projection 法を用いた．SGS 成分のモデル化は Smagorisky model を用いた．圧力の Poisson 方程式は共役勾配法により解いた．チャンネル流れ解析のための計算領域の概要を示す．チャンネルの半値幅を δ とし，Fig. 1 のような計算領域を設けた．流入口から 2δ 下流に流入境界のための Recycle station を設けた． $5\delta \sim 14\delta$ までが柔軟壁面であり，それ以外は固体壁面である．

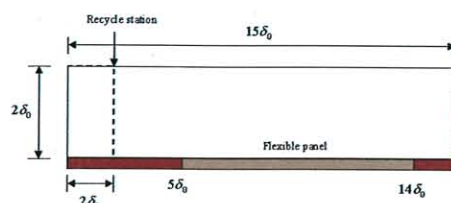


Fig. 1 Arrangement of the computational domain.

Tables 1, 2 は各 Re 数に対応した格子点数，壁面物性値などを示している．1 ステップ当たりの時間刻みは 0.001 である．壁面付近に格子を寄せて配置させた．また，柔軟壁面はバネ・マス・ダンパ系によりモデル化した．

Table. 1 Grid points.

Re	Grid points
2000	64×64×32
3000	64×128×32
5000	128×128×64

Table. 2 Physical properties.

Re	2×10 ³ , 3×10 ³ , 5×10 ³
E(Pa)	10 ² , 10 ³ , 10 ⁴ , 10 ⁵
C(kg/s)	0.02, 0.20, 2.00
d(mm)	1.0, 3.0, 5.0

Figure 2 に対数速度分布, 乱流強度分布を示す. 実験との比較から数値計算の妥当性が確認できる. 固体壁面の対数速度分布よりも, 柔軟壁面の速度分布の方が上側に位置することから, 柔らかい壁面の摩擦抵抗が低減することが分かる. 乱流強度分布から柔軟壁面の乱れも低下している.

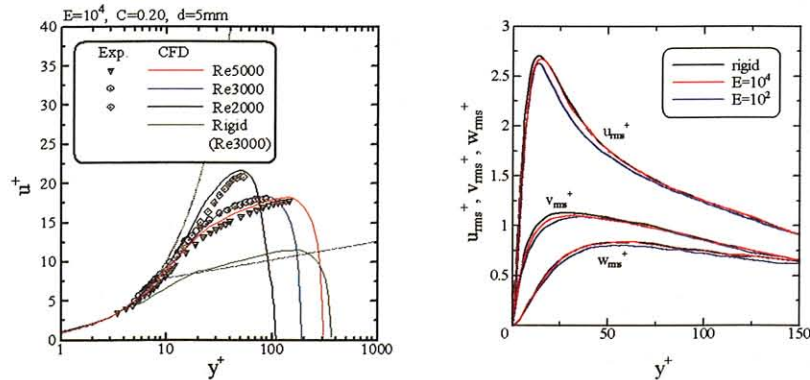


Fig. 2 Logarithmic velocity profiles and turbulent intensity.

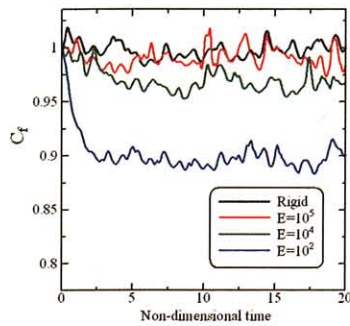


Fig. 3 Time histories of viscous drag.

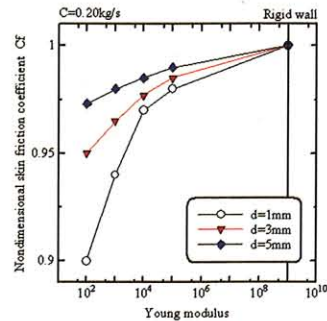


Fig. 4 Comparison of viscous drag.

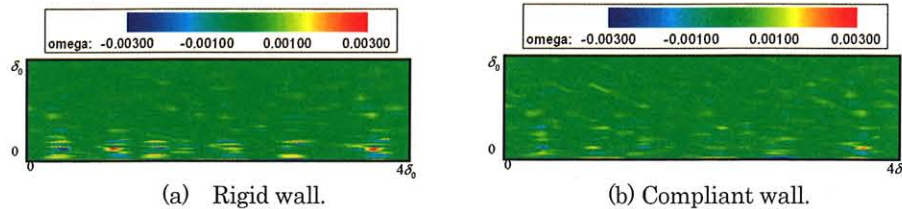


Fig.5 Instantaneous vorticities over the rigid wall. (x=14.5δ₀)

壁面摩擦の変動履歴を Fig. 3 に示す. T=0 以後, 柔軟壁面の摩擦抵抗が低下すること, T=5 以降で準周期的な変動に達することが確認できる. Figures 3, 4 からヤング率 E が低下, 壁面厚み d が増せば摩擦抵抗が低下することが分かる. Figure 5-(a), (b)に瞬間の渦度分布を示す. 柔らかい壁面の方が, 壁付近における渦度が弱まっていることが分かる.

● 研究成果の公表状況

- 1) Nobuyoshi Fujimatsu, Isao Misu, Numerical Investigation of Channel Flow with compliant wall, 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-2005-0796, Nevada (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科，助手，小高正嗣(odakker@gfd-dennou.org)
 研究分担者：北海道大学大学院理学研究科，助教授，倉本 圭(keikei@ep.sci.hokudai.ac.jp)
 北海道大学大学院理学研究科，学振奨励研究員，高橋芳幸(yot@ep.sci.hokudai.ac.jp)
 北海道大学大学院理学研究科，大学院生，北守太一(kitamo@ep.sci.hokudai.ac.jp)
 北海道大学大学院理学研究科，大学院生，光田千紘(chihiro@ep.sci.hokudai.ac.jp)
 北海道大学大学院理学研究科，大学院生，福井 隆(ftakashi@ep.sci.hokudai.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

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にある。今年度は、現在もしくは過去の火星を想定した大気循環を計算対象とし、大気主成分が凝結する場合における大気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。現在の火星の極域では対流にともない生じたと考えられる CO₂ の雲が観測されており、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厚さ 10km を越える CO₂ の凝結をともなう対流層が存在したと考えられている。大気主成分が凝結する場合の大気対流の流れ場を把握することにより、現在および過去の火星の大気環境を理解するための手がかりが得ることが期待される。

● 今年度の研究成果の概要

今年度は昨年度に引き続き、以下の研究を行った。

1. 大気主成分凝結を考慮した 2 次元対流数値モデルの開発と予備実験

昨年度までに開発した乾燥大気対流を計算するためのモジュールに拡散成長する雲粒の成長方程式に基づく大気凝結モジュールを導入し、大気主成分凝結を考慮した 2 次元対流数値モデルへと発展させた。プログラム書法を昨年度参考にした SPMODEL(Takehiro et al., 2004, <http://www.gfd-dennou.org/library/spmodel/>) の書法を発展させた dcmodel コーディングルール (地球流体電脳倶楽部 dcmodel プロジェクト, 2005: <http://www.gfd-dennou.org/library/dcmodel/>) に準拠させることで、ソースコードの可読性と可変性の向上に努めた。この数値モデルを用いて基本場がほぼ湿潤断熱的な大気構造を持つ場合のサーマルの計算を行い、凝結が生じるとサーマルにともなう鉛直運動は抑制されること示した。開発した数値モデルと関連文書は <http://www.gfd-dennou.org/library/deepconv/> 以下に公開した。

2. 過去の火星における CO₂ 氷雲の安定性とその気候への影響に関する研究

昨年度開発した line by line 法に基づく火星大気放射計算コードを用いて、過去の火星における CO₂ 氷雲の安定性と、その散乱温室効果の火星古気候への影響について調べた。大気圧と気柱内の凝結核数密度を固定し、地表面温度と雲粒径をパラメータとして変化させ、雲層内の CO₂ 氷雲の凝結熱と放射冷却がつりあうような地表面温度と雲粒径の組合せを求めたところ、この平衡点はそれらの擾乱に対し安定であることがわかった。さらに大気圧と気柱内の凝結核数密度もパラメータとして変化させ、地表に液体の水が存在できるためのパラメータ条件を求めたところ、大気圧は 1 気圧以上、気柱内の凝結

核数密度は 10^{10} m^{-2} であることがわかった。

上記の結果は宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部主催の第 38 回月惑星シンポジウムおよび第 20 回大気圏シンポジウムにて発表した。

● 研究成果の公表状況

- 1) 光田千紘, 横島徳太, 倉本圭, 2005: 湿潤古火星大気における二酸化炭素氷雲の安定性と散乱温室効果, 宇宙科学研究本部 第 19 回大気圏シンポジウム講演集, 190-193. (査読無し論文発表)
- 2) 小高正嗣, 北守太一, 杉山耕一朗, 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, 2006 年 2 月 24 日. (口頭発表)
- 3) 小高正嗣, 北守太一, 杉山耕一朗, 中島健介, 高橋芳幸, 石渡正樹, 林祥介, 「火星大気湿潤対流のための非静力学モデルの定式化」, 日本気象学会 2005 年度秋季大会, 神戸大学, 2005 年 11 月 20 日(発表番号 P123). (口頭発表)
- 4) 光田千紘, 横島徳太, 倉本圭, 「二酸化炭素氷雲の散乱温室効果による火星古気候の温暖化」, 日本気象学会 2005 年度秋季大会, 神戸大学, 2005 年 11 月 20 日(発表番号 P124). (口頭発表)
- 5) 小高正嗣, 北守太一, 杉山耕一朗, 中島健介, 高橋芳幸, 石渡正樹, 林祥介, 「火星大気湿潤対流のための非静力学モデルの定式化」, 日本惑星科学学会 2005 年秋季講演会, 会津大学, 2005 年 9 月 20 日(発表番号 O15-2). (口頭発表)
- 6) 光田千紘, 横島徳太, 倉本圭, 「二酸化炭素氷雲の散乱温室効果による火星古気候の温暖化とその安定性」, 日本惑星科学学会 2005 年秋季講演会, 会津大学, 2005 年 9 月 20 日(発表番号 O15-3). (口頭発表)
- 7) Mitsuda. C., T. Yokohata and K. Kuramoto, "The greenhouse effect of CO₂ ice cloud and climate stability on early Mars", 37th annual meeting of the Division of Planetary Science of the American Astronomical Society, Cambridge, Sep. 9, 2005 (No. 33.23). (口頭発表)
- 8) 小高正嗣, 北守太一, 杉山耕一朗, 中島健介, 高橋芳幸, 石渡正樹, 林祥介, 「火星大気湿潤対流のための非静力学モデルの定式化」, 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 第 38 回月惑星シンポジウム, 2005 年 7 月 29 日. (口頭発表)
- 9) 光田千紘, 横島徳太, 倉本圭, 「古火星における二酸化炭素氷雲の散乱温室効果と気候の安定性」, 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部 第 38 回月惑星シンポジウム, 2005 年 7 月 29 日. (口頭発表)
- 10) 小高正嗣, 北守太一, 杉山耕一朗, 中島健介, 「火星大気湿潤対流のための非静力学モデルの定式化」, 地球惑星科学関連学会 2005 年合同大会, 幕張メッセ国際会議場, 2005 年 5 月 26 日(講演番号 J092-009). (口頭発表)
- 11) 光田千紘, 横島徳太, 倉本圭, 「湿潤古火星における二酸化炭素氷雲の安定性と温室効果」, 地球惑星科学関連学会 2005 年合同大会, 幕張メッセ国際会議場, 2005 年 5 月 26 日(講演番号 J092-010). (口頭発表)

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

The mechanical properties of material by the multi-scale simulations

● 研究グループ

研究代表者：山口大学工学部，助教授，仙田康浩(senda@yamaguchi-u.ac.jp)

研究分担者：金沢大学大学院自然科学研究科，博士課程後期，金 奎希

(kim@superdry.s.kanazawa-u.ac.jp)

金沢大学大学院自然科学研究科，博士課程前期，吉田大輔

(daisuke@superdry.s.kanazawa-u.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 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。研究の目的は，①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，及び②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である。

● 今年度の研究成果の概要

分子動力学法による原子モデルと有限要素法で記述された連続体モデルをカップリングしたマルチスケールモデルで材料の破壊や機械的性質を調べた。今年度からはじめた新たな研究として，新規カップリング法の開発とナノ物質への適用計算を行った。連続体モデルとMDを組み合わせるハイブリッド手法がこれまで数多く提案されてきたが，両者のモデルを接合する空間領域で連続体の要素を原子オーダーまで細分化しなければならず，その実際の応用には様々な問題点があった。最近、我々のグループは，FEMによる連続体モデルとMDのハイブリッド手法の新しいアルゴリズムを考案した。この新手法では連続体の要素を細分化する必要が無く，また連続体モデルとMDの空間領域をスムーズに接合することができる。現在，この新手法をカーボンナノチューブに適用して，ミクロな原子欠陥とマクロな機械的性質の関連を説明することに成功しており，成果発表へ向け準備中である。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い成果を国内外で発表した。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 “The structure of liquid phosphorus at high temperature and pressure studied by ab initio molecular-dynamics simulations” 6th Liquid Matter Conference, ユトレヒト, 2005 年 7 月。(口頭発表)
- 2) 仙田康浩, 下條冬樹, 星野公三「第一原理分子動力学シミュレーションによる液体リン構造相転移の温度依存性Ⅱ」日本物理学会 2005 年秋季大会 (同志社大学) 2005 年 9 月。(口頭発表)

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，助手，大西 元
(honishi@t.kanazawa-u.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

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．

● 今年度の研究成果の概要

昨年度に引き続き，残念ながらスーパーコンピュータを利用した数値解析までには至らなかった．しかし，表題の成果を得るべく鋭意努力している．現状は，噴霧流中の気流に対する有限体積法を用いた数値計算プログラムに，液滴をラグランジュ的に追跡するプログラムを組み合わせた 2 次元計算コードを作成し，テスト計算している．具体的には，気流と希薄な濃度の液滴が含まれる噴霧流中の液滴が，そのサイズによりどのような挙動の変化を示し，また伝熱面への付着に影響を与えるかを検討すべく，one way 法（気流は液滴に影響を及ぼすが，液滴は気流に影響を及ぼさないとする手法）によるテスト計算を 2 次元的に行っている段階である．

原子分子衝突動力学の研究

Study on atomic and molecular collision dynamics

● 研究グループ

研究代表者：東京理科大学基礎工学部，教授，恩田邦藏(ondakk@rs.kagu.tus.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

1. 研究の背景

宇宙の彼方で，近くの星から照射される紫外線により，星間雲の主成分である水素分子の電子状態が励起されたり，光吸収による水素分子の解離が進む星間雲の中では，水素分子は振動励起状態にあると考えられている．これら振動励起状態の放射寿命は $v=1$ の状態では 10^6 s, $v=14$ では 8×10^5 s と非常に長く，星間雲の中で振動励起状態にある水素分子は他の原子や分子と衝突する可能性が高い．平成 18 年 2 月 22 日に打ち上げられ，所定の軌道に投入された Astro-F 衛星に搭載された赤外線望遠鏡により， $1.7 \sim 180 \mu\text{m}$ の広い波長領域が観測される．赤外線領域での線スペクトルの強度比などを解釈する上で，水素分子の振動回転状態分布や水素分子と原子や他の分子との衝突断面積のエネルギー依存性に関するデータが不可欠である．

分子の振動励起状態を任意に生成し，衝突素過程を実験的に研究することは，現在の実験技術をもってしても大変難しい．他方，最も簡単な原子と 2 原子分子の衝突素過程でも，原子の組み替え過程と分子の解離過程が強く競合するエネルギー領域では，現在の電子計算機の能力を考えると，理論的に研究することは大変難しい．このような状況のために，衝突前の分子の振動状態が高く励起されている衝突素過程の研究は現在でも大変遅れている．

本研究では，原子衝突による分子の解離過程が起こるエネルギー領域で，相互作用ポテンシャルエネルギー曲面が精度良く表されている $\text{He} + \text{H}_2$ 系を対象に選び，衝突による H_2 の回転遷移，振動遷移，回転振動遷移，分子の解離過程を理論的に研究する．

2. 研究方法

原子(A) と 2 原子分子(BC) の衝突素過程を記述する Schrödinger 方程式を量子力学的に厳密に解くために，空間に固定した座標系で BC の相対位置ベクトル \vec{r} (大きさ r)，BC の重心から A に向かう位置ベクトル \vec{R} (大きさ R)，2 つの位置ベクトルのなす角 θ から成る Jacobi 座標を定義する．Jacobi 座標で表された Hamiltonian は，次式で表される．

$$H = -\frac{\hbar^2}{2\mu} \left(\frac{1}{R} \frac{\partial^2}{\partial R^2} R - \frac{\vec{\ell}^2}{R^2} \right) - \frac{\hbar^2}{2m} \left(\frac{1}{r} \frac{\partial^2}{\partial r^2} r - \frac{\vec{j}^2}{r^2} \right) + V(R, r, \theta). \quad (1)$$

ここで分子の回転角運動量を (\vec{j}) ，分子に衝突する原子の相対運動の角運動量を (\vec{l}) とする．

分子の解離が起こる全エネルギー領域を研究するために、本研究では波束の伝播法⁽¹⁾を採用する。相互作用ポテンシャルエネルギー曲面 $V(\mathbf{R}, \mathbf{r}, \theta)$ が3つの座標 $\mathbf{R}, \mathbf{r}, \theta$ だけの関数で表されるから、座標系を空間固定系(SF) から z 軸が \mathbf{R} に沿う方向に取られた分子固定系(BF) へ変換する。(1) 式の Hamiltonian を用い、時間に依存した Schrödinger 方程式を解くために、空間を分割し、各分割点上で値を持つ基底関数を利用する Discrete Variable Representation (DVR) 法⁽²⁾を採用する。衝突動力学を記述している Schrödinger 方程式は次式のように書き直せる。

$$\begin{aligned} \frac{d\psi_{j_k\ell}^{J\lambda(p)}(t)}{dt} = & -i\hbar \left[\frac{J(J+1) - 2\lambda^2}{2\mu R_j^2} + \left(\frac{1}{2\mu R_j^2} + \frac{1}{2mr_k^2} \right) \frac{\lambda^2}{\sin^2 \theta_\ell^{e,o}} + \frac{1}{\hbar^2} V(R_j, r_k, \theta_\ell^{e,o}) \right] \psi_{j_k\ell}^{J\lambda(p)}(t) \\ & + \frac{i\hbar}{2\mu} \sum_{j'} \sqrt{w_j} \left(\frac{d^2 \varphi_{j'}(R)}{dR^2} \right)_{R_j} \psi_{j'_k\ell}^{J\lambda(p)}(t) + \frac{i\hbar}{2m} \sum_{k'} \sqrt{w_k} \left(\frac{d^2 u_{k'}(r)}{dr^2} \right)_{r_k} \psi_{j_k\ell'}^{J\lambda(p)}(t) \\ & - i\hbar \left(\frac{1}{2\mu R_j^2} + \frac{1}{2mr_k^2} \right) \sum_{\ell'} A_{\ell\ell'}^\lambda \psi_{j_k\ell'}^{J\lambda(p)}(t) + \frac{i\hbar}{2\mu R_j^2} \sqrt{1 + \delta_{\lambda,1}} \Gamma(J, -\lambda) \sum_{\ell'} B_{\ell\ell'}^{\lambda-} \psi_{j_k\ell'}^{J\lambda-1(p)}(t) \\ & + \frac{i\hbar}{2\mu R_j^2} \sqrt{1 + \delta_{\lambda,0}} \Gamma(J, +\lambda) \sum_{\ell'} B_{\ell\ell'}^{\lambda+} \psi_{j_k\ell'}^{J\lambda+1(p)}(t). \end{aligned} \quad (2)$$

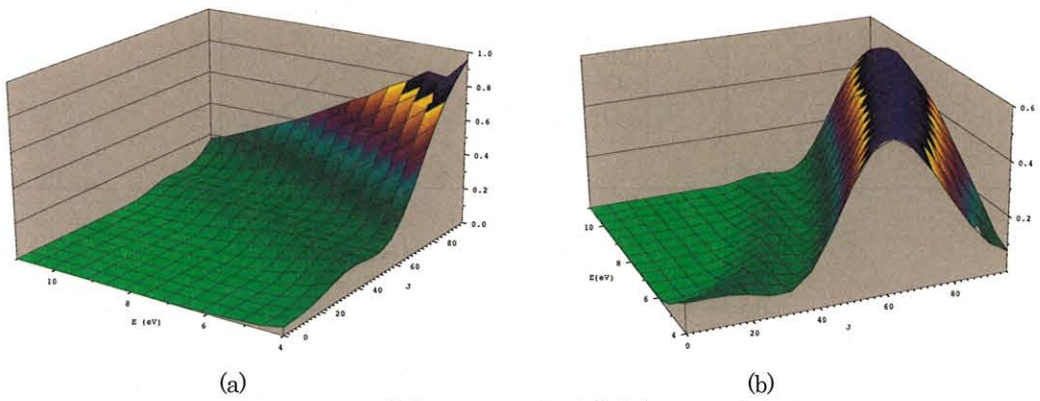
ここで衝突系の波動関数を $\psi_{j_k\ell}^{J\lambda(p)}(t)$, 全角運動量子数を J , その SF 系の z 軸成分の大きさを M , BF 系の z 軸成分の大きさを λ , 係数 $A_{\ell\ell'}^\lambda, B_{\ell\ell'}^{\lambda\pm}, \Gamma(J, \pm\lambda)$ ⁽³⁾ は量子数や採用した DVR 基底関数で表されている。

● 今年度の研究成果の概要

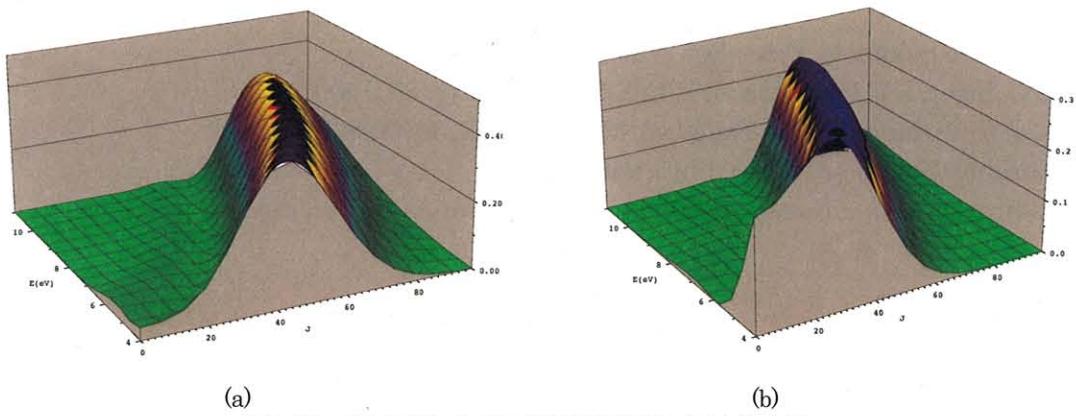
He + H₂ 衝突系で信頼できる相互作用ポテンシャルエネルギー曲面は Varandas and Brandão⁽³⁾ により解析的に表されたものを採用した。開発したプログラムが物理的に意味のある結果を出すことは、角運動量の結合は量子力学的に考慮し、衝突原子の運動を古典力学に従って軌道を決める半古典論の方法で得られた結果⁽⁴⁾ と比較し、確認した。本研究では量子力学的に厳密に(2)式を解き、He 衝突による H₂ の振動回転遷移と分子の解離過程についての信頼できる衝突断面積などのデータを得ることが主な目的である。得られたデータは世界的に見て初めてのデータで応用上有用である。

以下に、得られている結果の一部を報告する。図1と2に示したのは全エネルギーが4~11 eV の範囲で始状態 $v_i=0, j_i=0$ から終状態 $v_f=0, j_f$ への回転遷移確率の J, E 依存性である。全角運動量は $J=0\sim 100$ である。標的は H₂ 分子であるから、回転状態は $0, 2, \dots$ と偶数状態への励起が可能である。図1と2に示した回転遷移確率は主要なピークに加えて、小さいながらも第2のピークが読み取れる。相互作用ポテンシャルエネルギー曲面の異なる部分からの寄与で、衝突動力学を正しく理解する上で詳しい解析が必要である。図1と2に示した回転遷移確率に基づいて衝突断面積を求めた結果を図3と4に示す。図3は回転励起状態 j_f が8以下のもので、図4は j_f が8以上のものである。図3と4から明らかのように、全エネルギーが4~11 eV の範囲では、振動状態が $v_i=0$ の基底状態のままでは、回転状態は j_f が8まで励起される過程が主要である。

He + H₂ 衝突系で信頼できる相互作用ポテンシャルエネルギー曲面として Varandas and Brandão のものを採用した衝突動力学の研究は最終段階に達している。応用上必要な世界的に見て初めての回転遷移、振動遷移、振動回転遷移、分子の解離の各断面積の衝突エネルギー依存性を発表する準備を進めている。⁽⁵⁾



(a) (b)
 図1: He+H2 衝突における回転遷移確率の J, E 依存性
 (a) 弾性散乱 $v_i=0, j_i=0$; (b) 回転励起 $v_i=0, j_i=0 \rightarrow j_f=2$



(a) (b)
 図2: He+H2 衝突における回転遷移確率の J, E 依存性
 (a) 回転励起 $v_i=0, j_i=0 \rightarrow j_f=4$; (b) 回転励起 $v_i=0, j_i=0 \rightarrow j_f=6$

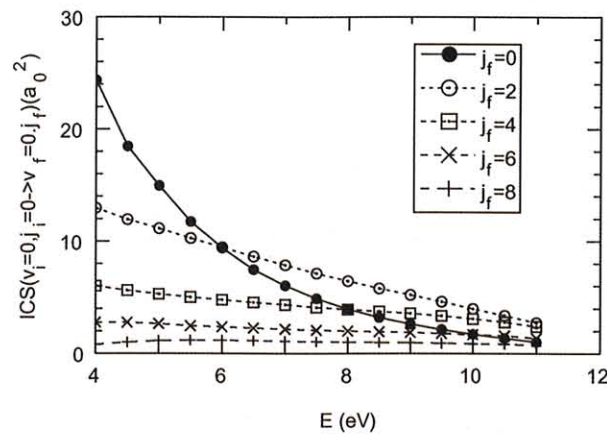


図3: He+H2 衝突における回転遷移断面積の E 依存性
 回転励起 $v_i=0, j_i=0 \rightarrow j_f \leq 8$

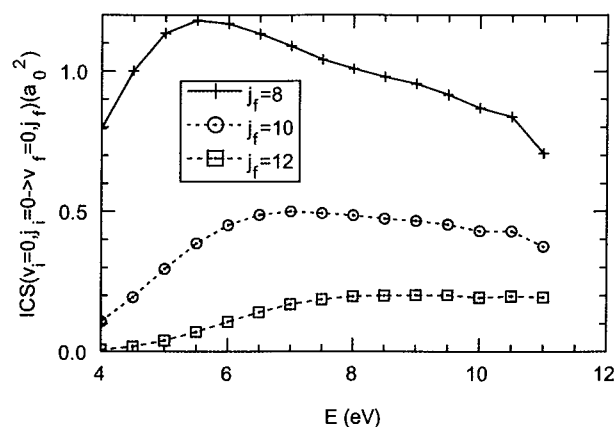


図4: He+H₂ 衝突における回転遷移断面積のE依存性
 回転励起 $v_i=0, j_i=0 \rightarrow j_f \geq 8$

References

- (1) Kazuhiro Sakimoto, Phys. Rev. A 65, 012706 (2001).
- (2) J. C. Light, I. P. Hamilton, J. V. Lill, J. Chem. Phys. 82, 1400 (1985).
- (3) A. J. C. Varandas and J. Brand, Mol. Phys. 57, 387(1986).
- (4) Kazuhiro Sakimoto, Chem. Phys. 249, 1(1999).
- (5) Kunizo Onda and Kazuhiro Sakimoto, in preparation for publication.

● 研究成果の公表状況

- 1) hree dimensional study on He + H₂ collision. 平成 17 年 9 月 20 日, 日本物理学会, 同志社大学京田辺キャンパス.

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 cylindrical plasma to time-varying external electromagnetic

● 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，助教授，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，助手，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，修士2年，池田 泰

(iyasushi@esst.kyushu-u.ac.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

電気推進機関は従来の化学推進機関と比較して推力自体は小さいものの，比推力が圧倒的に高いという特徴をもつ推進機関である．これは電気推進機関を用いれば探査機に搭載しなければならない推進剤の重量を大きく抑えられると云う事であり，その利用価値の高さ故に今後も益々利用されてゆくと考えられている．だが，推力が小さいという特徴により，化学推進を用いた場合よりも遥かに長い時間，推進機関を運転させなければならない．この為に電気推進機関にとっては推進機関の長寿命化が重要な課題となっている．現在利用されている電気推進機関において寿命に大きく影響する要因の一つは機関内部に配置してある電極の劣化であり，この内部電極の劣化を抑える為に世界中の科学者が日夜努力している．また，機関内部に劣化する電極を一切配置しないという発想より考えられた新しいタイプの電気推進機関（無電極電気推進機関）も数多く提案されている．これらの無電極電気推進機関は外部電磁場のみでプラズマ生成及び加速を行おうというものであるが，外部電磁場に対するプラズマ応答の詳細については未だに詳細は解明されていないというのが現状である．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をしている．この推進機関の加速部は円粒状ヘリコンプラズマの周囲に加速コイルを配置した構造となっている．加速の簡単な原理としては，加速コイルに交流電流を流すことによりプラズマ内部に周方向の電流を誘起し，誘起電流と背景磁場との相互作用によってプラズマを軸方向に加速，噴射して推力を得ようというものである．

● 今年度の研究成果の概要

今年度の研究においては Toki et al[2004]によって提案された無電極電気推進機関内部のプラズマを模擬できるように計算コードの改良を行った．具体的には計算コードの境界条件を周期境界条件からマスキング法を用いた吸収境界条件に書き換え，計算領域内部に荷電粒子が反射する壁を設定するなどの変更を施し，プラズマに外部より電磁波を入射した場合を模擬出来るように設定した．そして書き換えた内容が想定した通り動いているかチェックを行い，動作内容を確認を行った．

次に加速コイルに微小振幅単一周波数の交流電流を流して計算機上でスキん長を再現した．この結果として異常波非伝播領域の周波数帯におけるプラズマ応答については線形理論よりモデル化を行う事ができた．次に大振幅の交流電流を加速コイルに流し，その応答を調べた．大振幅の場合は荷電粒子の反射する壁面の影響や非線形効果などが大きくなり，微小振幅の場合の結果とは大きく異なるものとなった．

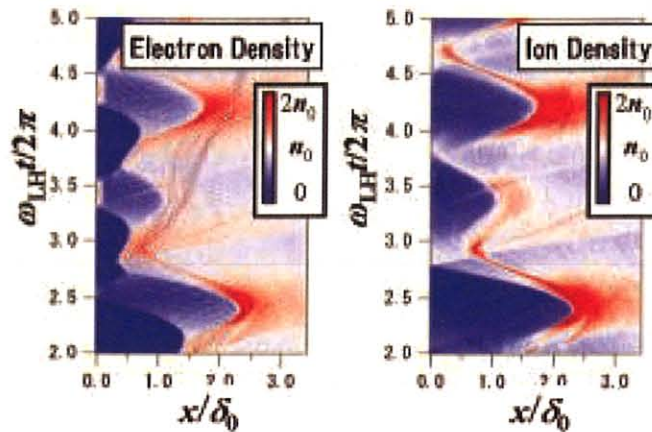


図1：大振幅交流電流を加速コイルに流した場合のプラズマ表面における粒子密度の変化

次に加速コイルに流す交流電流の波形を鋸波状とパルス状のものに変更し、それぞれの場合のプラズマ応答の計算を行った。この際に入力電流と出力電流をそれぞれフーリエ解析したものの比で定義する変換関数を計算機実験より求め、プラズマ応答の解析に用いた。最終的な結果としてはプラズマ内部に効率よく周方向電流を誘起する周波数帯の存在を確認し、無衝突完全電離プラズマの場合はパルス状波形の交流電流を加速コイルに流した場合が最も効率よく周方向の電流をプラズマ内部に誘起する結果となった。これはパルス状波形のものが他の波形よりも特定の周波数帯のパワーを一番多く含んでいたと考えられ、今後は電流誘起メカニズムの詳細について更なる解析を行う予定である。

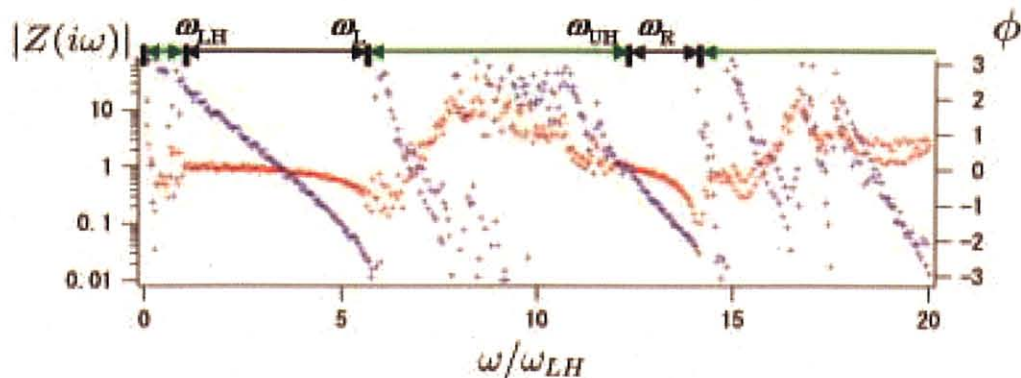


図2：変換関数の絶対値と位相差のプロット（赤が絶対値，青が位相差を表す）

● 研究成果の公表状況

- 1) 第118回地球電磁気・地球惑星圏学会講演会・口頭発表（2005年9月京都）
時間変動外部電磁場に対するプラズマ応答の計算機実験
池田 泰・羽田 亨・松清修一・香月好弘・篠原俊二郎・都木恭一郎
- 2) 29th International Electric Propulsion Conference・口頭発表（2005年11月米国）
Response of a cylindrical plasma to time-varying external electromagnetic field : numerical simulation studies
Yasushi Ikeda・Tohru Hada・Syuichi Matsukiyo・Shunjiro Shinohara・Kyoichiro Toki
- 3) 第49回宇宙科学連合技術講演会・口頭発表（2005年11月広島）
時間変動外部電磁場に対するプラズマ応答の計算機実験
池田 泰・羽田 亨・松清修一・香月好弘・篠原俊二郎・都木恭一郎
- 4) 平成17年度宇宙輸送シンポジウム・口頭発表（2006年1月神奈川）
時間変動外部電磁場に対するプラズマ応答の計算機実験
池田 泰・羽田 亨・松清修一・篠原俊二郎・都木恭一郎

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, JST, 研究員, 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, 主任研究員, 品川裕之(sinagawa@nict.go.jp)

● 利用期間

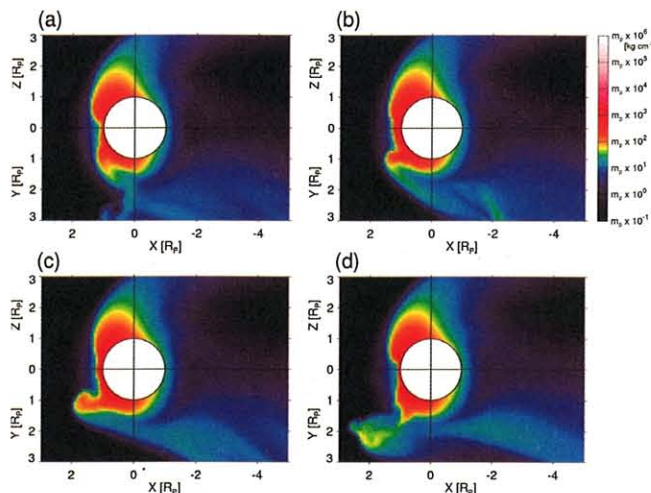
平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

本研究の目的は、現実的な電離圏を含む太陽風・磁気圏相互作用のグローバルモデルの開発を行うとともに、それを用いて、地球および惑星磁気圏と電離圏の結合過程を自己無撞着に調べることである。MHD モデル、MHD-粒子連成モデル、電磁ハイブリッドモデルの併用や結合化作業を進めることにより、地球・惑星プラズマの磁気圏内での粒子的効果、特に領域間の物質輸送の効果を調べ、その磁気圏ダイナミクスへの影響や磁気圏—電離圏結合に果たす役割を明らかにする。

● 今年度の研究成果の概要

今年度は 3 次元グローバル MHD モデルに水星外電離圏の効果を含めた多成分 MHD モデルの構築を行った。磁気圏対流と mass-loading の効果によって、磁気圏界面で K-H 不安定性の絶対的な成長が起こる可能性を示した (図)。また、磁気圏 MHD 計算場中での電離圏起源イオンの粒子軌道追跡計算を行い、流体-粒子連成モデル構築へ向けた予備的な結果を得た。



● 研究成果の公表状況

- 1) Penz, T., I. L. Arshukova, N. Terada, H. Shinagawa, N. V. Erkaev, H. K. Biernat, and H. Lammer, A comparison of magnetohydrodynamic instabilities at the Martian ionopause, *Advances in Space Research*, 36, 2049–2056, 2005.
- 2) Ozima, M., K. Seki, N. Terada, Y. N. Miura, F. A. Podosek, and H. Shinagawa, Terrestrial nitrogen and noble gases in lunar soils, *Nature*, 436, 655–659, 2005.

- 3) Kanao, M., N. Terada, A. Yamazaki, I. Yoshikawa, T. Abe, and M. Nakamura, The effect of the motional electric field on the Venus nightside ionopause, *Journal of Geophysical Research*, in press.
- 4) Delcourt, D. C., K. Seki, N. Terada, and Y. Miyoshi, Electron dynamics during substorm dipolarization in Mercury's magnetosphere, *Annales Geophysicae*, in press.
- 5) 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*,
- 6) Ozima, M., K. Seki, N. Terada, Y. N. Miura, F. A. Podosek, and H. Shinagawa, Terrestrial Atmospheric Components in Lunar Soils: Record of Early Earth Evolution, *Lunar and Planetary Science XXXVI*, 1118, 2005.
- 7) Seki, K., N. Terada, H. Shinagawa, and M. Ozima, Estimation of Ion Escape Rates from Non-Magnetic Earth: On Contribution of Terrestrial Ion Flows to Non-Solar Components Implanted in Lunar Soils, *Lunar and Planetary Science XXXVI*, 1200, 2005.

非線形流体・構造連成解析手法による遷・超音速パラシュート展開シミュレーションに関する研究

High-speed flow/high-deformable structure coupling analysis with high fidelity equations

● 研究グループ

研究代表者：理化学研究所，製品機能シミュレーションチーム，研究員，寺島洋史(htera@riken.jp)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

高速気流干渉下にあるパラシュート展開シミュレーションを行うため，高度物理モデルを用いた流体構造連成解析手法を開発し，その手法を用いることでパラシュート周りの流れ場ならびに展開挙動を解析することが本研究の目的である．今年度は，主に各要素技術の開発と比較的検証が容易な翼加振現象への適用により，開発した流体構造連成手法の妥当性検証ならびに翼加振現象の解析を行った．

● 今年度の研究成果の概要

連成解析手法を構築するための要素技術開発として，まず有限要素法による幾何学非線形構造解析ソルバーの開発を行った．本ソルバーでは，収束性の優れる野口らが提案した有限回転を考慮する MITC4 節点シェル要素を使用している．動的座屈現象や自由運動の解析を通して，大変形動解析ソルバーとしての精度検証を行い，妥当な結果を得た．(図 1, 2)

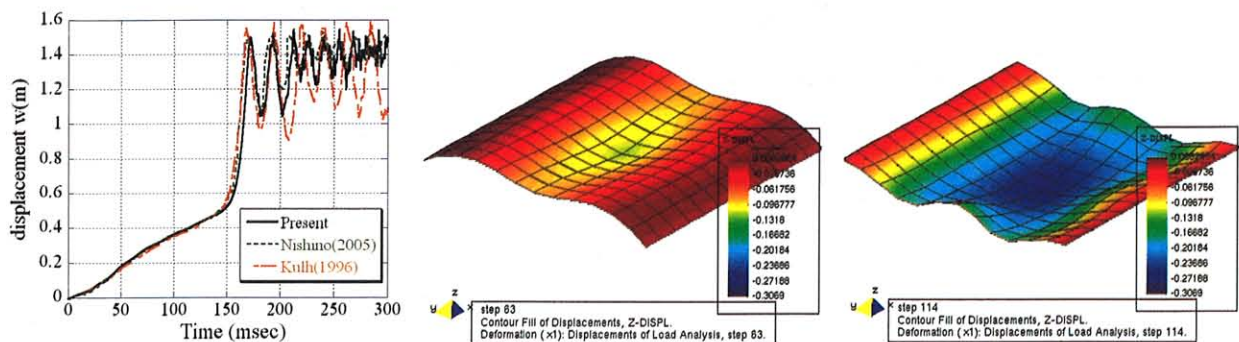


図 1 動的座屈現象の解析 (左：中央 z 変位の他者との比較)

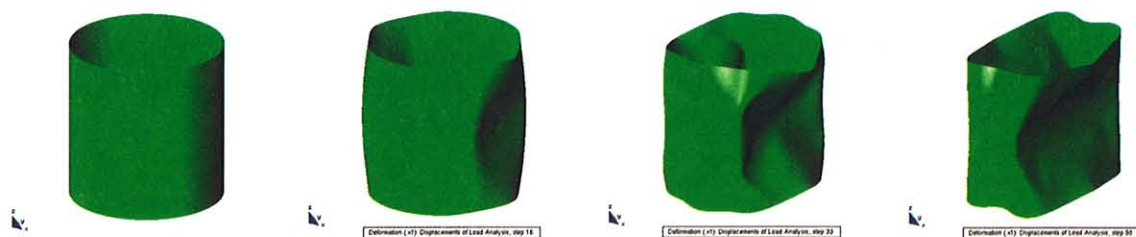


図 2 円筒形構造物の変形の様子 (自由運動解析)

続いて、構造解析ソルバーと流体解析ソルバー（Navier-Stokes 方程式）との連成を行った。フラッター解析をはじめとした連成解析では、各解析モデルの不一致から、主にスプライン補間などをベースとした手法で力や変位の交換を行うが、ここでは、大変形した場合により正確にデータ交換を行うことができる Goura らが提案した Constant Volume Tetrahedron Transformation (CVT)法を用いた。まず、微小変形を対象とする遷音速フラッター現象の解析を行い、実験結果と以前に行った構造解析ソルバーとしてモード解析法を用いた数値計算結果との比較により、精度良くフラッター境界を求める得ることを確認した。（研究成果1. を参照）これに続き、大変形領域での精度を確認するため、Shairer らが行ったデルタ翼の遷音速リミットサイクルオシレーション（LCO）現象の数値解析を行った。実験では翼厚の 100 倍程度の翼端振幅が確認されており、本連成ソルバーの検証に有効である。得られた結果としては、従来からフラッター解析によく用いられる Navier-Stokes/モード解析による連成手法（図 3：N-S/Linear）では、非現実的な大振幅をとらえることがわかった。この手法でも LCO をとらえるが、空力のみが主な原因となり非物理的なものとなる。一方で、幾何学的非線形構造解析を用いた連成手法（図 3：N-S/Nonlinear）では、実験結果と全く一致するという事は無かったが、主流動圧に対する翼端振幅の傾向はある程度の精度でとらえられることがわかった。また最近行われた同様の物理モデルを使用した Attar らの結果と傾向がよく似ており、本連成ソルバーの大変形領域での妥当性は示されたといえる。フラッター境界の判定などには、モード解析を用いた手法は大変有効であるが、発散傾向の翼振動現象に使用し、その結果を議論する際には大きな注意が必要である。

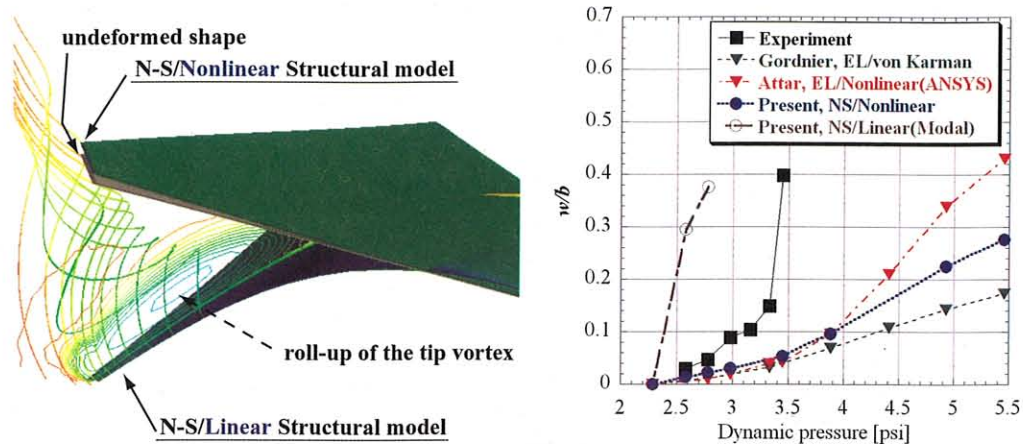


図3 モード解析と非線形構造解析により得られた変形と流れ場の様子（左），動圧に対する翼端 z 変位（右）

流体解析ソルバーとして物体適合格子を用いていたが、本年度の解析経験からパラシュート展開のようなより大きく変形する物体の取り扱いはかなり困難といえ、現在は等間隔直交格子を用いたソルバーへと変更し、研究を継続している。

● 研究成果の公表状況

- 1) 寺島洋史, 小野謙二, “遷音速フラッター現象における大振幅リミットサイクルオシレーションの数値解析,” 第19回数値流体力学シンポジウム, 2005.12., 口頭発表
- 2) Terashima, H. and Ono, K., “Transonic Aeroelastic Computations of a Delta Wing Configuration with High Fidelity Equations,” submitted to The Fourth International Conference on Computational Fluid Dynamics (July 10 to 14, 2006), 口頭発表

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関する直接数値解析

Direct Numerical Simulation of Instability and Interfacial Heat Transfer in Marangoni Convection

● 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，教授，西野耕一(nish@ynu.ac.jp)

研究分担者：横浜国立大学大学院工学研究院，日本学術振興会外国人特別研究員，

TIWARI Shaligram (shalig2000@yahoo.com)

横浜国立大学大学院工学府，研究生，SHEKHAR Chandra(chandraiitk@yahoo.co.in)

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

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。本申請者は、JEM 利用第 1 次選定テーマ（マランゴニ対流におけるカオス・乱流とその受動的制御，研究代表者：河村洋教授（東京理科大学））ならびに国際公募テーマ（Experimental Assessment of Surface Deformation Effects in Transition to Oscillatory Thermocapillary Flow in Liquid Bridge of High Prandtl Number Fluid，研究代表者：Y. Kamotani 教授（Case Western Reserve 大学，米国））の研究協力者として参画し，上記の不安定性とその温度境界条件への感受性に関する直接数値解析を進めている。

本申請課題では，異なる温度の円形ディスク間に保持された液柱に生じる表面張力流（マランゴニ対流）を対象として，液柱内部の液体流動および液中周囲の気体流動について 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。作動流体は宇宙実験と同様の高プラントル数流体とする。得られた数値解析結果を宇宙実験における実験条件策定に反映させる（即ち，熱的境界条件の設計に反映させる）。

● 今年度の研究成果の概要

今年度は，円筒座標系で記述された支配方程式（質量保存，運動量保存，エネルギー保存）を有限体積法で数値的に解くことによって，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検討した。数値解析によって，ディスク直径 5mm，ディスク間隔 2.5mm，液柱体積比 100%，作動流体 5cSt シリコンオイルの条件において，通常重力下とゼロ重力下でのマランゴニ対流と周囲空気流動との連成解を得た。周囲空気流動を抑制するために液柱近傍に仕切板（Partition Disk）を設置した。その結果，通常重力下で Partition Disk を設置した条件と，ゼロ重力下の条件とは気液界面熱伝達の大きさと分布が類似することを見出した。

● 研究成果の公表状況

- 1) Koichi NISHINO & Shaligram TIWARI, Effect of Heat Loss on Marangoni Convection in a Liquid Bridge, submitted to Journal of the Japan Society of Microgravity Application.

磁気プラズマセイルまわりの流れ場の解析

Numerical Simulation of Magneto Plasma Sail

● 研究グループ

研究代表者：静岡大学，工学部，機械工学科，助手，大津広敬(thootu@ipc.shizuoka.ac.jp)

研究分担者：静岡大学，大学院，理工学研究科，機械工学専攻，修士2年，永田靖典

(f0430046@ipc.shizuoka.ac.jp)

● 利用期間

平成17年4月1日～平成18年3月31日

● 研究の概要

磁気プラズマセイル (Magneto Plasma Sail; MPS) とは、太陽風プラズマ流を利用した新しい推進システムである。太陽から放射されている太陽風と呼ばれるプラズマ流を磁場によって遮ることで推力を発生させる。太陽風と磁場が干渉することで磁気圏が形成されるが、この磁気圏が大きいほどが発生する推力は大きくなる。磁気プラズマセイルでは大きな磁気圏をつくるために、機体からプラズマを噴射することで磁場の拡大を行う。この磁場拡大を行うことで機体のサイズを小さくできると考えられている。本研究では、磁気プラズマセイルについての電磁流体計算を行い、流れ場および推力について考察を行った。特に、磁気プラズマセイルでは噴射するプラズマを任意に選択できるため、噴射するプラズマの条件を変えたときの推力への影響について調べた。

● 今年度の研究成果の概要

- 理想電磁流体方程式に基づく電磁流体計算コードを開発し、ダイポール磁場と太陽風の2次元および3次元干渉流れについて計算を行った。その結果、計算から得られた磁気圏の大きさ、磁気セイルの推力は理論値と良い一致を示し、計算手法の妥当性を確認した。(図1)

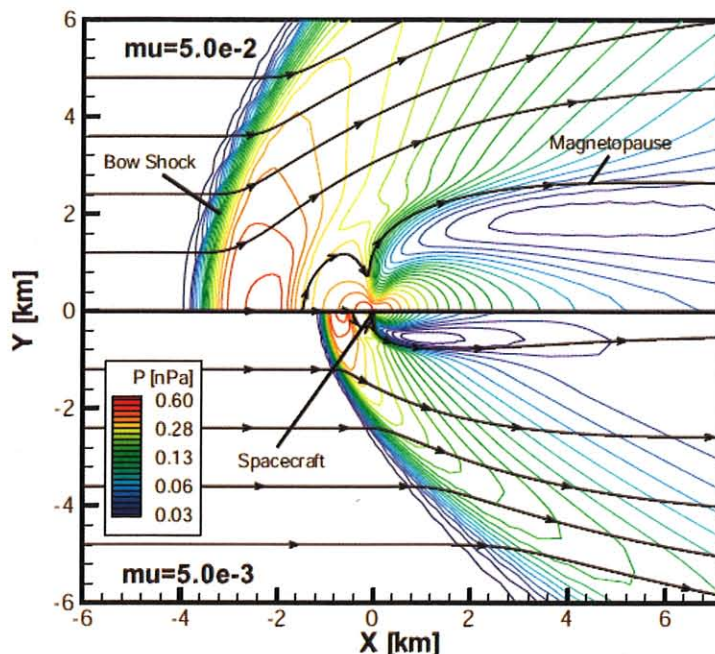


図1 太陽風と磁場の干渉の様子 (圧力分布)

- プラズマ噴射による磁場拡大を盛り込んだ太陽風磁場干渉流れの計算を行い、磁気プラズマセイル周りの流れ場の概略を得た。その結果、機体からプラズマを噴射することで磁場が広がり、磁気圏が大きくなることが確認された。噴射プラズマの動圧と磁気圧の比で定義される β 値を大きくすることで、磁気圏はより大きく広がることがわかった。(図2)

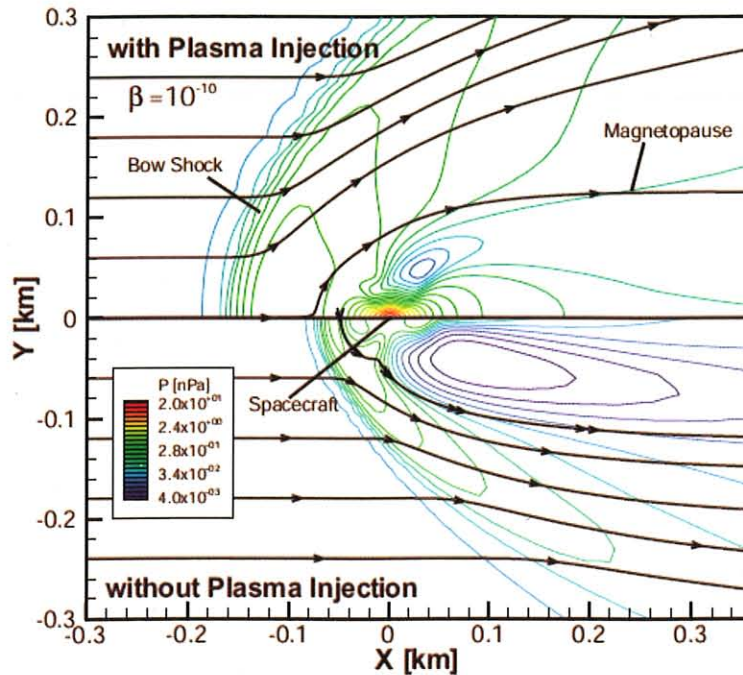


図2 プラズマ噴射による磁気圏拡大の様子 (圧力分布)

- 磁気プラズマセイルで得られる推力を磁気圏に働く抗力として見積もったところ、 β 値が大きいほど推力は大きくなることがわかった。本計算条件では、 $\beta = 10^{-2}$ のプラズマを噴射すると、磁気圏半径は 100 [km] 程度で、推力は 1 [N] オーダーとなった。また、大きな β 値を取った場合、プラズマ噴射することによって発生する反力が大きくなることから、小さな β 値で効率よく磁気圏を大きくすることが本システムの効率を左右することが明らかとなった。(図3)

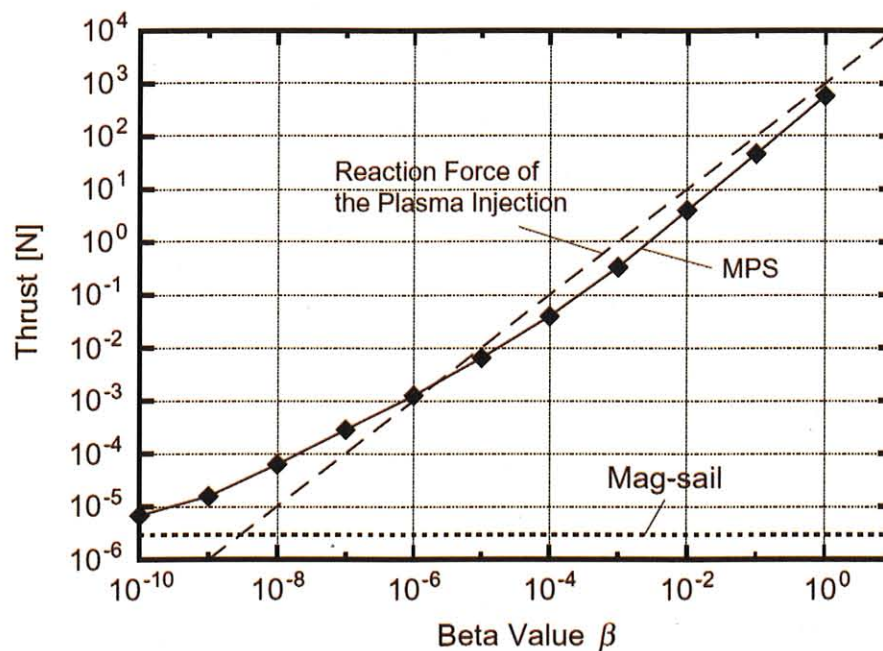


図3 β 値と得られる推力の関係

● 研究成果の公表状況

- 1) Hirotaka Otsu and Yasunori Nagata, "Numerical Investigation of Magneto Plasma Sail Using Ideal Magnetohydrodynamic Equations," Journal of Space Technology and Science, Vol. 20, No. 2, pp. 17-25, 2005, 査読論文
- 2) 永田靖典, 大津広敬, 小川博之, 船木一幸, 藤田和央, 山川宏: 「磁気プラズマセイルの3次元MHD解析」 第49回宇宙科学技術連合講演会, 口頭発表
- 3) 永田靖典, 大津広敬: 「磁気プラズマセイルにおける磁気圏の大きさについて」, 平成17年度宇宙航行の力学シンポジウム, 口頭発表
- 4) 永田靖典, 「磁気プラズマセイルに関する研究 -流れ場の電磁流体解析と推力について-」, 静岡大学大学院理工学研究科機械工学専攻, 平成17年度修士論文

太陽彩層でのプラズマ加熱の解明

Study of plasma heating in the solar chromosphere

● 研究グループ

研究代表者：富山大学工学部電気電子システム工学科，教授，坂井純一(sakaijun@eng.toyama-u.ac.jp)

研究分担者：富山大学工学部電気電子システム工学科，日本学術振興会特別研究員，斉藤慎司

● 利用期間

平成 17 年 4 月 1 日～平成 18 年 3 月 31 日

● 研究の概要

太陽コロナ加熱機構は太陽プラズマ物理学で未解決の問題である。コロナ加熱機構の解明にむけて、Solar B 計画が進行中である。我々の研究目的は Solar B 科学衛星が観測する太陽光球近傍，彩層のプラズマ現象を計算機シミュレーションを駆使して理解しコロナ加熱機構の解明に寄与することである。最近我々は彩層プラズマを記述する新しい 2 流体（イオンー中性ガス）シミュレーションコードを開発した。このコードは，イオンー中性ガスの衝突過程，電離，再結合過程を考えているので，太陽光球近傍から彩層上部までのプラズマ力学過程を研究できる。また我々は，プラズマの加熱機構を解明するため，ラズマ粒子コードも併用する。特に低周波の Alfvén 波による波—粒子相互作用を正確に扱うためには大規模並列計算が必要になる。

この 2 つのシミュレーション技法を駆使すればコロナ加熱機構の解明に寄与できると考える。

● 今年度の研究成果の概要

We showed simulation results of plasma dynamics with protons and neutral hydrogens, taking into account of transport processes of proton-neutral hydrogen collision, heat conduction, recombination and ionization that are important in solar transition region as well as chromosphere. We investigated the collision process of two current loops with counter-helicity in the upper chromosphere where the density of protons and neutral hydrogens are comparable. We found that two fluids dynamics of protons and neutral hydrogens is different from a single fluid MHD approximation. We found that about 79% of magnetic field energy can dissipate to heat protons and there occur bi-directional jets of protons coupled well with hydrogen. The obtained results may be applicable to the footpoints heating of coronal loops and the explosive events that are strongly localized high velocity jets in the transition region.

● 研究成果の公表状況

- 1) Simulation of collision of two current loops in the upper chromosphere using two fluids model, J.I. SAKAI, K. TSUCHIMOTO, and I. V. SOKOLOV The Astrophysical Journal (2006) May in press

利用概要

JAXA では、統合以降旧宇宙 3 機関それぞれのスーパーコンピュータを別々に運営してきたが、2005 年 10 月に情報・計算工学センターが発足したことに伴い、JAXA としての一元管理を目指した体制の構築を進めている。

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

NS-III のハードウェアとしては、計算システム、大容量ストレージシステム、可視化システム、ネットワークシステムの 4 システムから成る。NS-III のハードウェア構成を図 1.1 に示す。

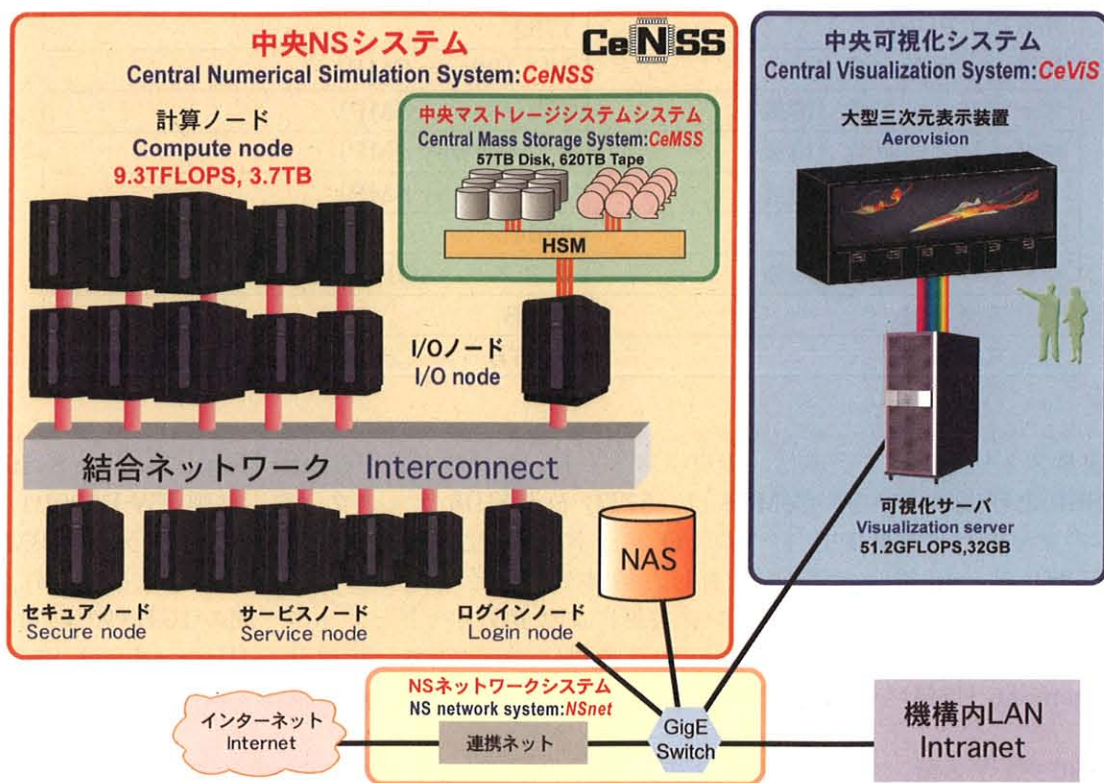


図 1.1 NS-III のハードウェア構成

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、スカラ一型の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一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。

1.2 運用概要

以下に平成 17 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。ジョブ処理件数は年間合計 94,608 件処理した。CPU 稼働率は目標値 90%以上とする ISO9000 の目標をクリアしている。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、平成 17 年度の運用日数は、年末年始を除く 359 日であった。

表 1.2 平成 17 年度システム稼働状況

	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
H1704	6,916	1,058,924	89.55%	1,182,446	30	58
H1705	8,446	986,760	90.22%	1,093,670	31	60
H1706	8,537	1,128,756	95.59%	1,180,802	30	72
H1707	7,870	1,199,037	95.48%	1,255,824	31	66
H1708	7,588	943,621	92.04%	1,025,245	31	64
H1709	8,550	1,148,136	94.64%	1,213,140	30	67
H1710	7,652	1,150,604	93.56%	1,229,741	31	65
H1711	7,040	1,138,235	95.37%	1,193,472	30	65
H1712	7,297	938,062	91.78%	1,022,029	29	67
H1801	7,443	1,003,819	92.28%	1,087,790	27	62
H1802	9,865	1,062,306	94.57%	1,123,280	28	71
H1803	7,404	1,160,357	95.26%	1,218,095	31	60
合計・平均	94,608	12,918,617	93.44%	13,825,534	359	64.8

(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なく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。システム導入以降の 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。

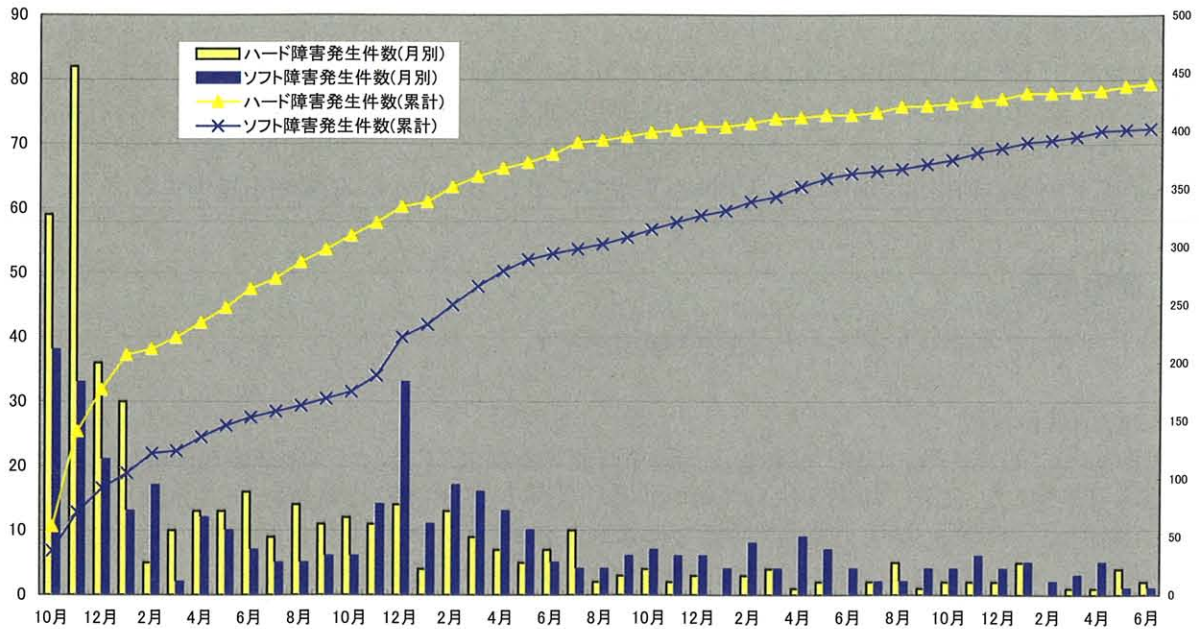


図 1.2 障害発生件数の月別推移

● 一般公開

一般公開(4/23)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 17 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	合計
件数	7	9	6	9	15	8	12	6	15	4	10	6	107
人数	80	160	61	183	159	184	215	142	108	12	90	106	1500

● 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、平均的に待ち時間は 2 日以上、ラージページ使用量は約 30GB、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、10~50CPU のジョブが非常に多いことがわかる。

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 レンジページ (Gbytes)	平均割当 プロセス数	平均割当 スレッド数
		使用時間	割合				
0-1	8,936	4,514	0.05%	3.8	0.4	12.8	1.0
2-4	4,638	18,739	0.15%	4.4	1.7	2.9	1.7
5-20	26,512	1,040,344	8.02%	11.3	15.2	11.9	1.4
21-50	30,384	4,322,535	33.44%	37.6	18.3	32.7	1.2
51-100	18,188	5,634,771	43.54%	54.2	32.8	58.2	1.5
101-200	5,446	1,530,011	11.98%	42.4	88.2	68.9	2.2
201-300	415	349,534	2.69%	132.2	263.0	71.8	3.8
301-400	26	7,858	0.06%	434.6	311.5	94.9	4.5
401-500	0	0	0.00%	0.0	0.0	0.0	0.0
501-1000	27	1,202	0.01%	0.0	93.5	644.7	1.0
1001-2304	36	9,109	0.07%	0.0	323.2	1361.6	1.1
Total Jobs	94,608	12,918,617	100%	29.4	23.0	31.4	1.4

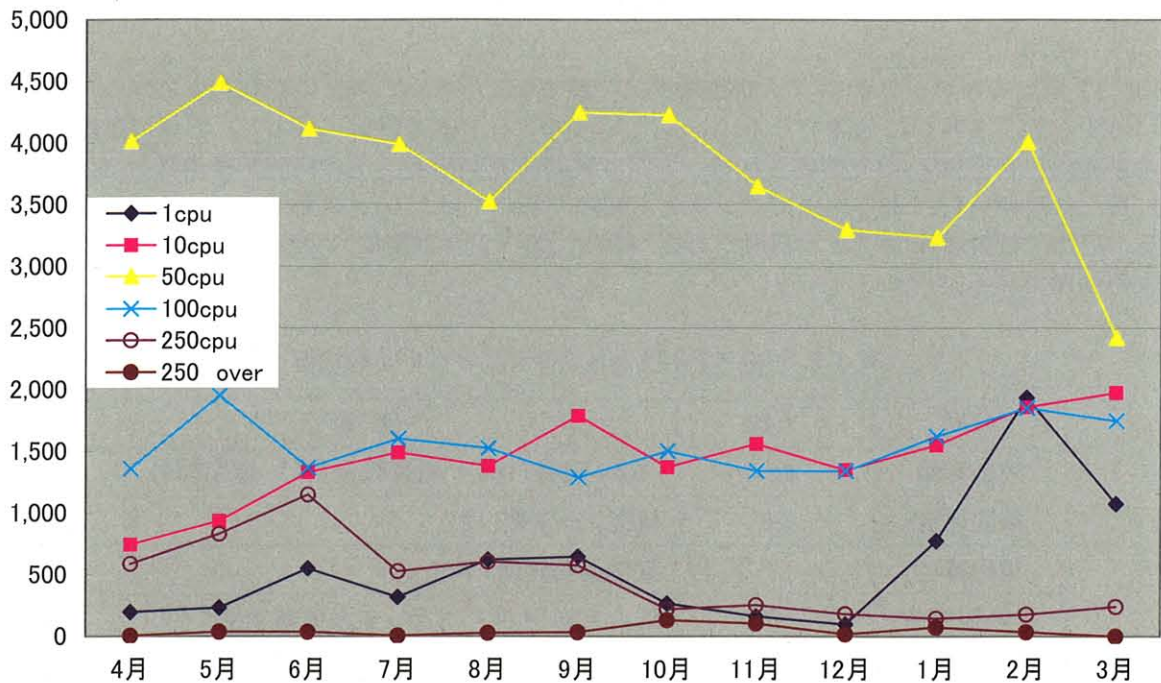


図 1.3 平成 17 年度 CeNSS CPU 数別ジョブ数の月別推移

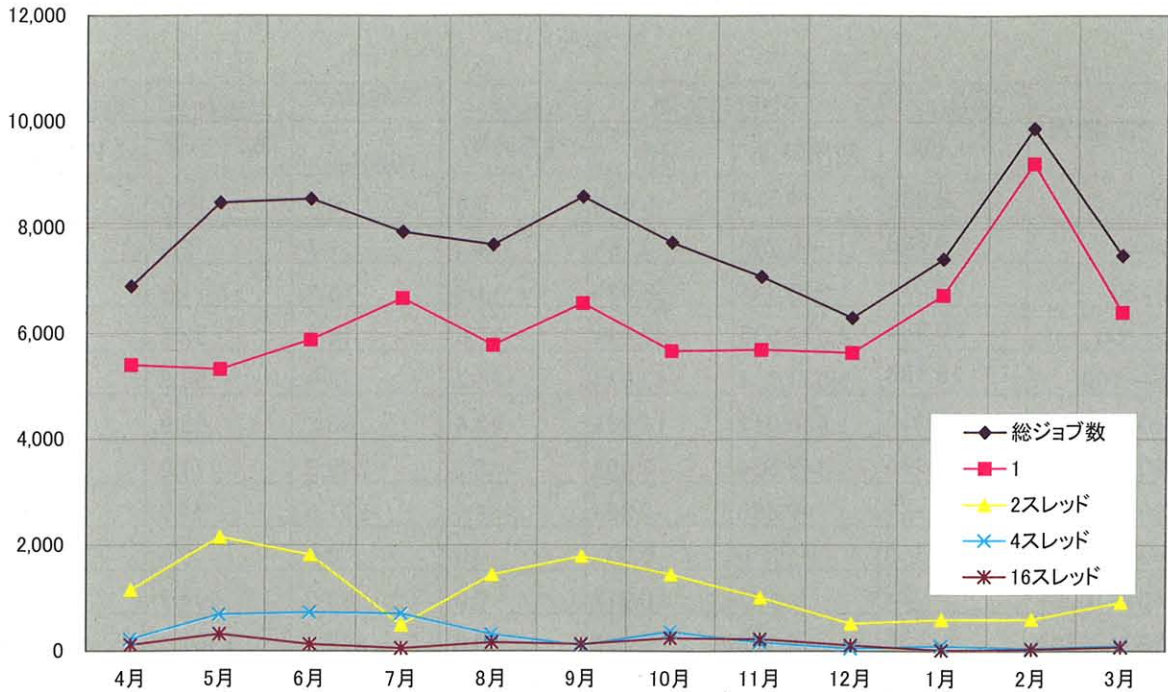


図 1.4 平成 17 年度 CeNSS ジョブ数と割当スレッド数の月別推移

● ユーザ情報

平成 17 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 (164 人) と派遣職員 (42 人) および運用担当者 (45 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 12 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 17 年度 NS システムユーザ登録状況

分類	人数	備考
内部利用	251	JAXA 職員 (164), 派遣職員 (42), 運用 (45)
共同研究	26	研究テーマ数: 12
設備貸付	7	貸付契約件数: 2
技術研修生	8	国内大学 (4 件), オランダ派遣留学生 (1 件)
総計	292	

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 17 年度の常時実行ユーザ数については、50 から 70 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 17 年度の特徴は、航空分野の利用割合が多いことであり、また、基礎とエンジン分野が減少し、宇宙分野の利用が増大していることが現れている。

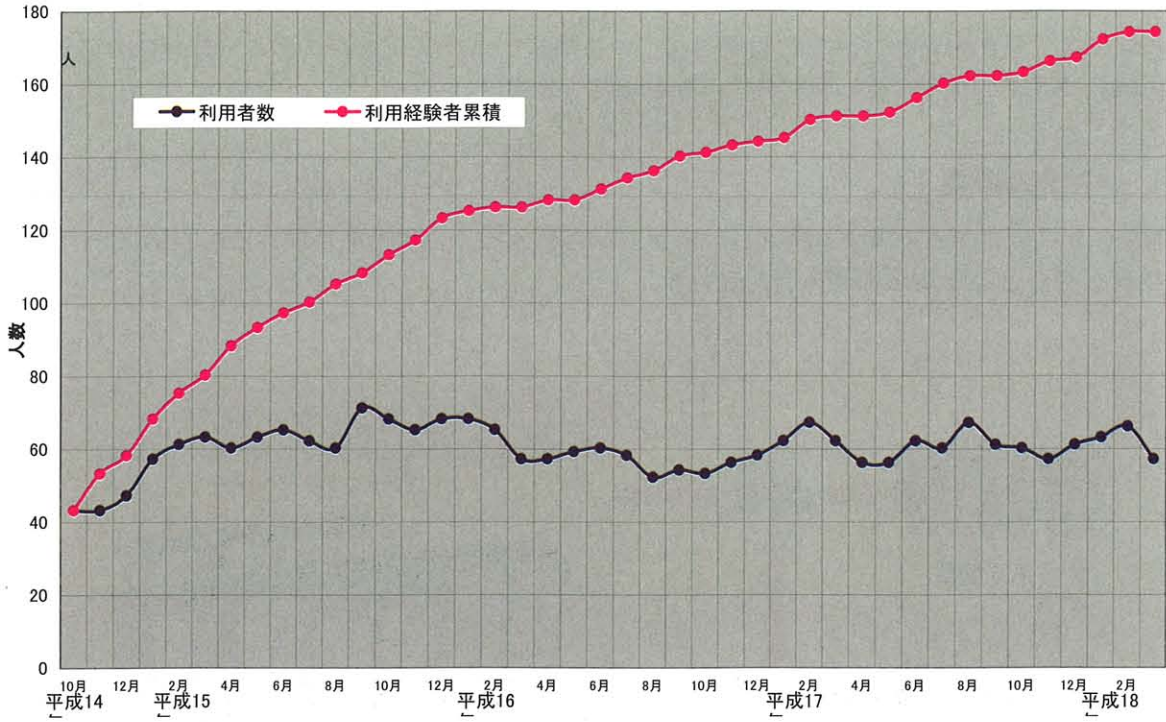


図 1.5 CeNSS を利用したユーザの月別推移

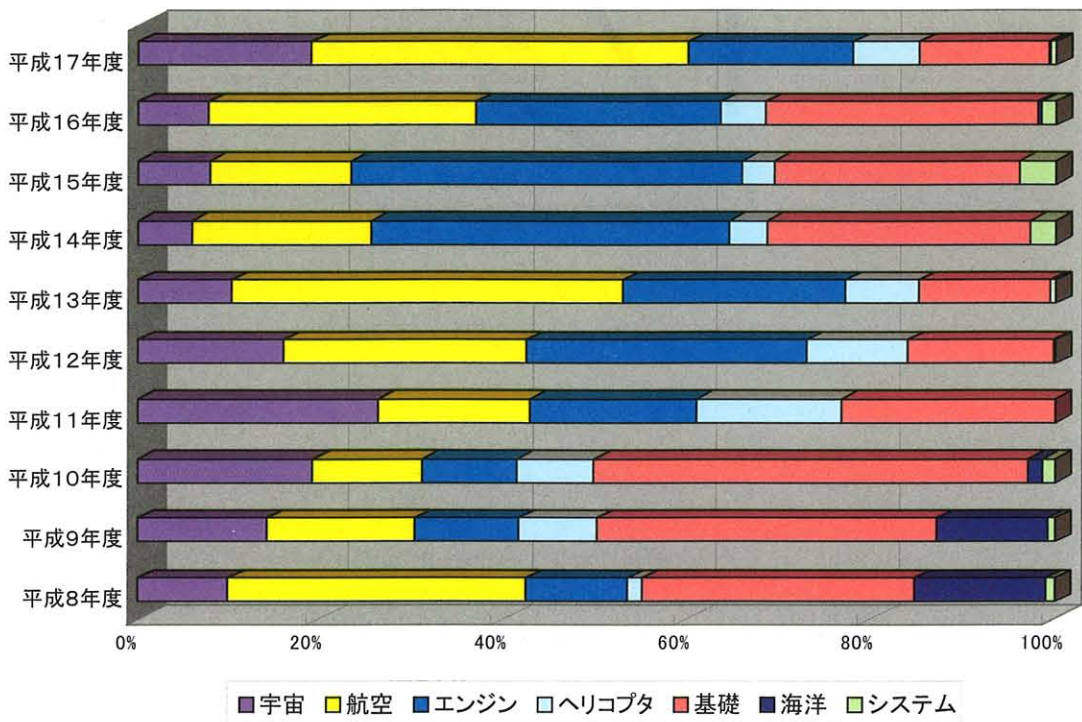


図 1.6 ユーザの分野別割合

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。

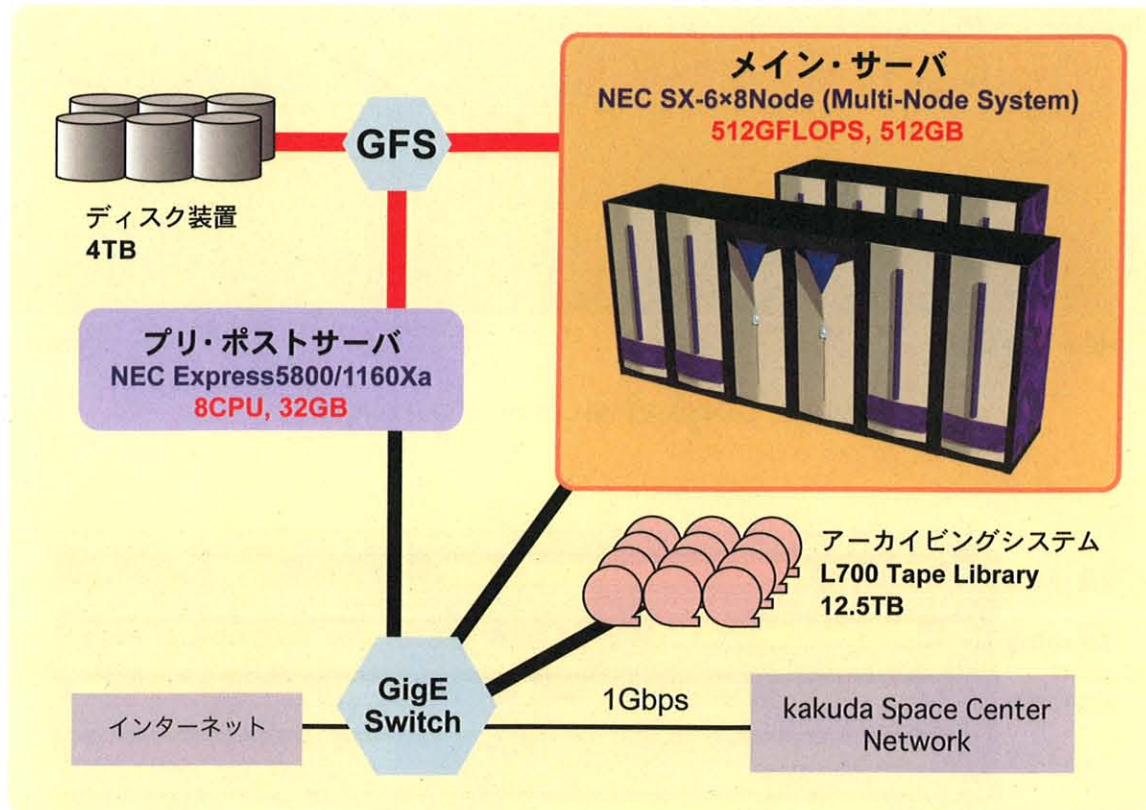


図 2.1 NSE のハードウェア構成

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 (非圧縮)

2.2 運用概要

平成 17 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 17 年度バッチジョブ件数を示す。

平成 17 年度バッチジョブ件数は月平均 5000 件を超え年間合計 67,906 件であった。表 2.2 に示す C2M5 等は CPU とメモリの組合せによる使い分けを示す。MPI40M が最も大きく計算資源を使うものである。ジョブの大きさに基づき資源の使い分けを行い、効率の最大化を図っている。

表 2.2 平成 17 年度(2005 年度)バッチジョブ件数

	C2M5	C4M20	C8M30L	C8M30H	MPI40M	合計
H17 年/4 月	4,136	3,707	961	499	471	9,774
5 月	2,925	439	419	421	369	4,573
6 月	3,466	307	830	391	433	5,427
7 月	2,816	429	3,062	968	376	7,651
8 月	2,884	442	892	368	564	5,150
9 月	2,397	348	507	658	357	4,267
10 月	3,183	362	1,341	2,454	357	7,697
11 月	2,086	332	412	533	381	3,744
12 月	2,645	369	379	350	378	4,121
H18 年/1 月	4,289	403	511	414	386	6,003
2 月	3,017	313	339	358	576	4,603
3 月	2,797	348	297	1,065	389	4,896
合計	36,641	7,799	9,950	8,479	5,037	67,906

● ノード毎のプロセス CPU 時間

表 2.3 に平成 17 年度プロセスの利用率を示す。プロセスの利用率についても、年間を通じて毎月 90% 前後の値となっている。年間平均では 90.23% の値である。

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
H18年4月	5557.7	5108	5450.1	5112	5047.4	5046.9	5046.9	4573.4	40942.4	46080	88.85%
5月	4964	5717.9	5667	5419.7	5363.5	5362.6	5362.7	5138.3	42995.7	47616	90.30%
6月	5376.5	5194.7	4858.6	5078.3	5028.8	5028.4	5028.2	4661.9	40255.3	46080	87.36%
7月	5665.3	5361.1	5584.4	5671.4	5643	5643.1	5643.3	5005	44216.5	47616	92.86%
8月	5755.6	5676.7	5390.5	5516.8	5459.8	5459.9	5459.7	5460.1	44178.9	47616	92.78%
9月	4871.5	4477.4	5620.6	5361.3	5300.3	5300.2	5300.1	5300.1	41531.5	46080	90.13%
10月	5286.5	4753.5	4667.4	5254.3	5195.1	5194.5	5194.3	5194	40739.4	47616	85.56%
11月	3806.5	5219.3	5105.2	5308.7	5284.5	5284.3	5284	5217.2	40509.7	46080	87.91%
12月	5055.6	5875.9	5018.8	5780	5764.6	5764.5	5764.3	5764.3	44788.1	47616	94.06%
H19年1月	5144.4	5507.7	5695.5	5518.8	5419.8	5491.4	5491	5459.4	43728	47616	91.83%
2月	4531.9	5274.3	5223.2	4959.4	4481.2	4481.2	4481.1	4466.4	37898.6	43008	88.12%
3月	5426.4	4717.4	5867.6	5678.4	5648.1	5647.7	5647.9	5431.4	44064.9	47616	92.54%
合計	61441.9	62884	64148.8	64659	63636.1	63704.6	63703.3	61671.3	505849	560640	90.23%

ノード毎で見ると、プロセス CPU 時間は何れのノードでも月間 6000 時間を超えており、8 ノード合計では年間 50 万 5848 時間余となっている。

● システム運転状況

当数値宇宙エンジンは、年間を通じて 365 日常時 24 時間運転である。例外として年 4 回の定期保守を設定しており一回につき 4 時間程度システム利用を停止している。平成 17 年度でも 6 月，9 月，12 月，3 月の年間 4 回の定期保守を実施した。

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、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ーとなっている。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。

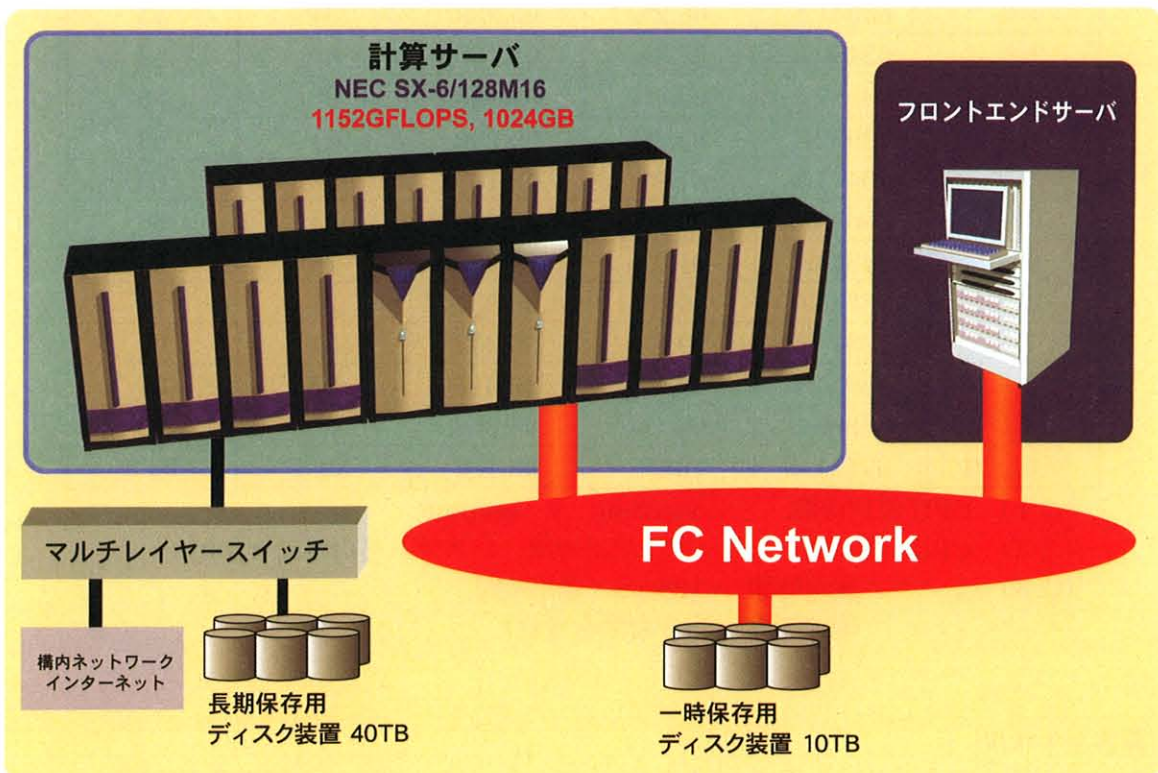


図 3.1 SSS のハードウェア構成

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 17 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、SSS は、平成 17 年 7 月 11 日発生の漏水による全ノードシャットダウン (1 日) を除く 364 日運用した。

表 3.2 平成 17 年度 SSS システム稼動状況

	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	51873.3	56.3%	92,160	30	52
5月	63041.5	66.2%	95,232	31	53
6月	62490.4	67.8%	92,160	30	52
7月	58387.1	63.4%	92,160	30	58
8月	76932.1	80.8%	95,232	31	63
9月	75471.8	81.9%	92,160	30	62
10月	69555.8	73.0%	95,232	31	66
11月	74924.1	81.3%	92,160	30	75
12月	76745.0	80.6%	95,232	31	76
1月	73314.6	77.0%	95,232	31	69
2月	58954.9	68.5%	86,016	28	67
3月	63886.6	67.1%	95,232	31	73
平均/月	67131.4	72.0%	93,184	30.3	63.8

(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 18 年 6 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。

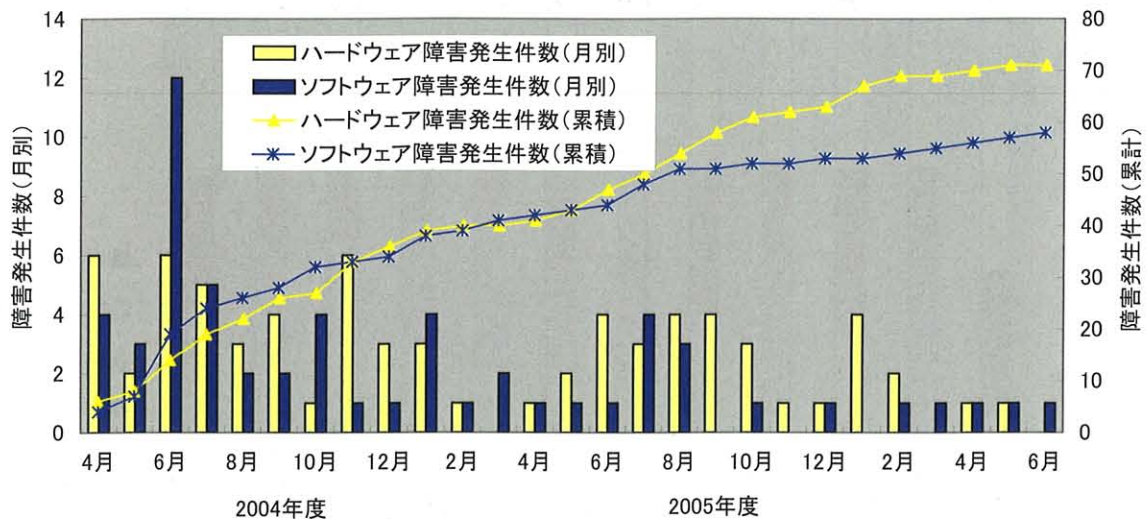


図 3.2 SSS の月別障害発生件数

● ジョブの実行状況

平成 17 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。

デバッグ処理用として用意された D キューでは、年度の利用ユーザ数は最多で、その処理件数は全体の約 56%を占めている。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 キューに次ぐ利用ユーザ数、処理件数を示している。

中規模処理クラスの M キューでは、CPU 資源を一番消費しており、全体の約 38%を使用している。

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 6.7%であるが、CPU 使用時間は約 53%を占めている。

D キューを除く、S、M、N、L で同一ユーザごとの投入数を合計 3 で制限値している。

表 3.3 平成 17 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	平均 ベクトル 利用率	平均 リクエスト 経過時間	平均最大 使用メモリ量 (単位: GB)	平均実行 待ち時間	利用 ユーザ数	運用制限値 (CPU数)
D	26,842	11,652	65.9%	0.28	2.09	0.14	91	1~4
S	9,462	56,417	71.4%	6.03	1.24	5.03	82	1
M	8,397	307,417	85.7%	5.66	10.78	8.75	81	2~8
N	2,137	193,706	89.9%	6.19	12.95	10.92	36	16
L	1,127	233,041	87.4%	7.09	40.10	22.44	24	32
合計	47,965	802,233	85.8%	3.26	-	-	124	-

図 3.3 は平成 17 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はあるが、処理量の傾向には大きな差異はない。

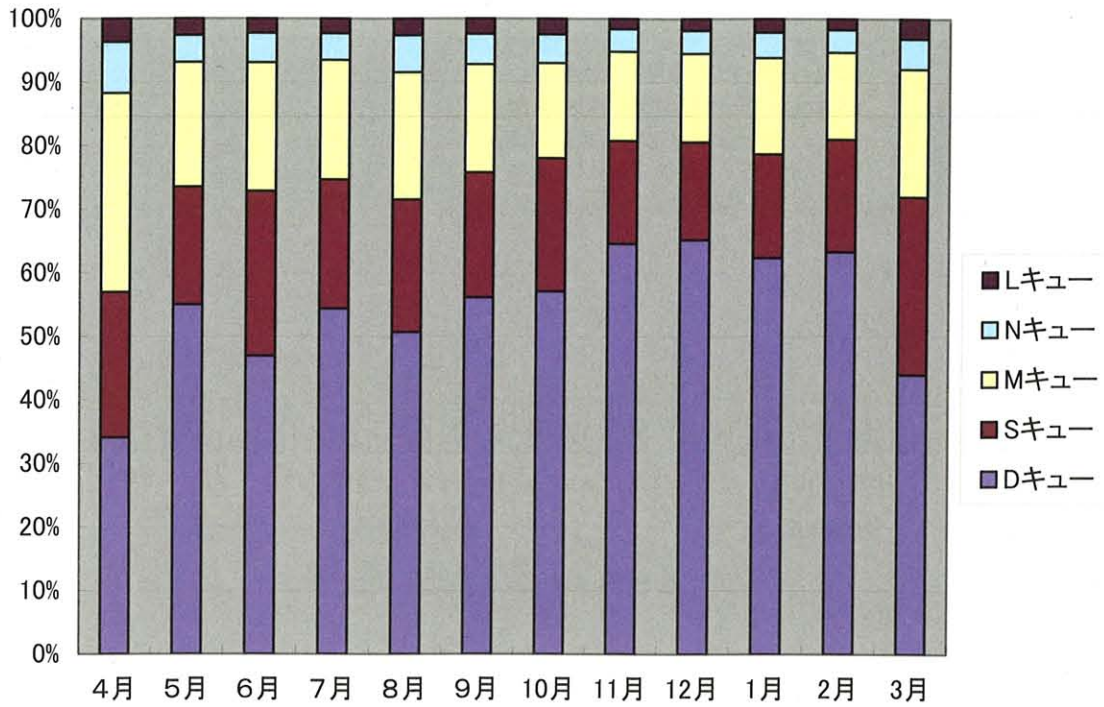


図 3.3 平成 17 年度ジョブキュー別処理件数の割合

図 3.4 は平成 17 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。

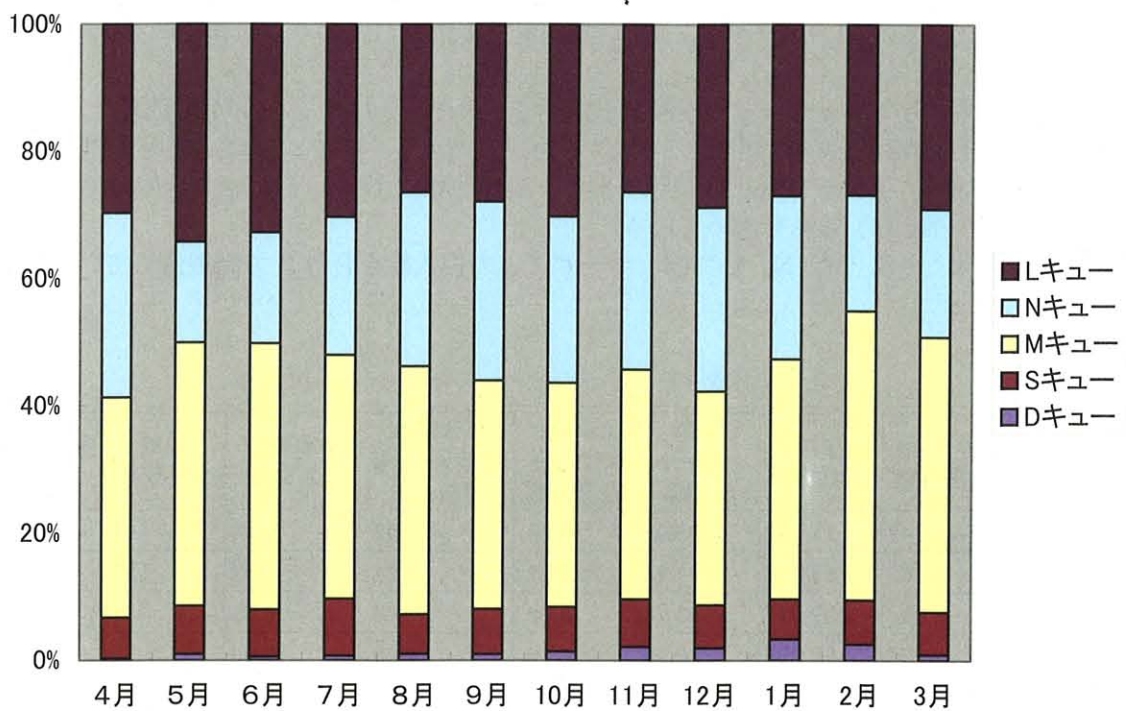


図 3.4 平成 17 年度ジョブキュー別 CPU 使用時間の割合

● 登録ユーザ状況

平成 17 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 17 年度 SSS システムユーザ登録状況

区 分	人 数	備 考
内部利用	68	JAXA 職員(25), 学生(38), 運用(5)
大学共同利用	104	研究課題数 : 41
科学衛星プロジェクト	30	研究グループ数 : 2
計	202	

● 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 17 年 8 月以降、常時利用しているユーザは 60 名以上いることがわかる。

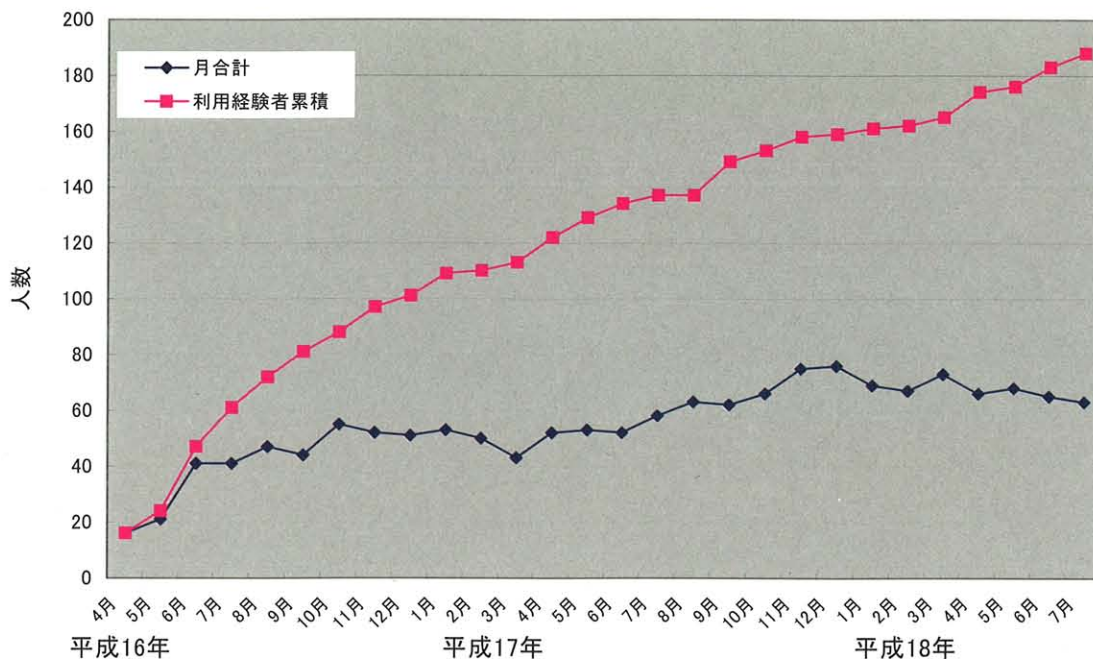


図 3.5 SSS を利用したユーザの月別推移

● 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 7 月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 40%、残り約 20%は大学共同利用ユーザにより利用されている。

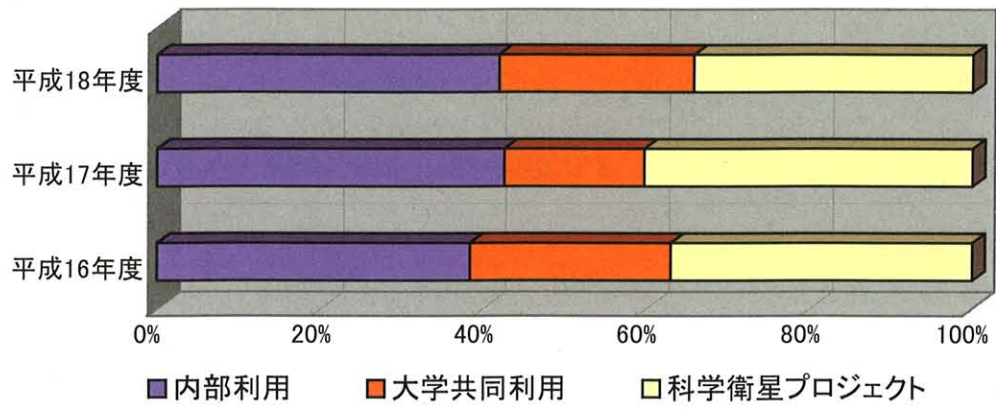


図 3.6 ユーザ区分別システム利用割合

【発行】 情報・計算工学センター 計算機運用・利用技術チーム

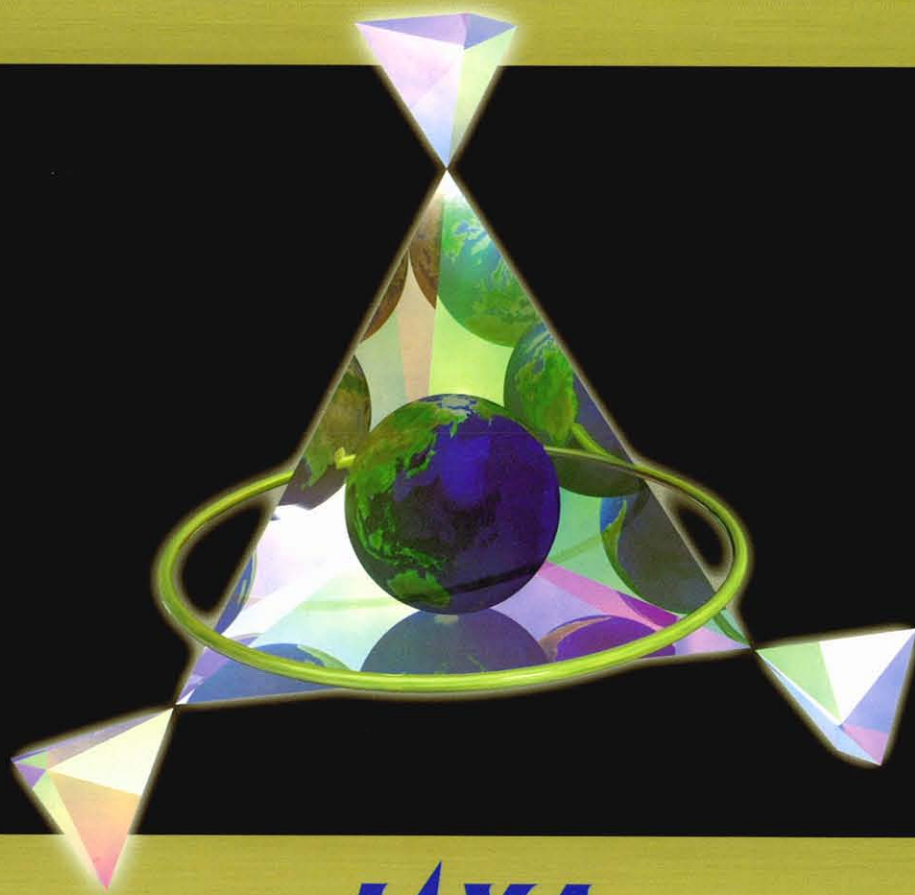
【編集】 情報・計算工学センター

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

著作権保護のため, 記載事項の転載, コピーを禁じます.



JAXA