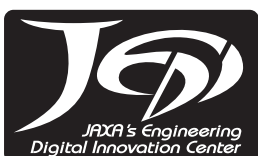


平成 21 年度
JAXAスーパーコンピュータシステム
利用成果報告

JAXA Supercomputer System
Technical Summaries 2009



情報・計算工学センター
宇宙航空研究開発機構

平成 22 年 9 月

平成 21 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 2009

目次

【成果概要】

航空技術

デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞システム開発（その1）	3
CFD の小型旅客機設計適用に関する研究	6
航空機の空力解析	7
航空機機体空力騒音の低減と予測に関する研究	9
重合格子による流体・熱伝導連成数値解析の研究	10
超音速流中における自然層流機首の設計	11
災害監視無人機の衝突解析	12
マイクロジェット噴射騒音低減装置の LES 解析	14
構造/非構造重合格子法を用いた超音速旅客機の数値解析	16
静粛超音速研究機の空力特性に関する数値解析	18
ソニックブーム推算のための高精度近傍場圧力波形推算技術に関する研究	20
超音速機主翼設計における他分野融合最適設計技術に関する研究	22
静粛超音速研究機の低ソニックブーム設計	24
ヘリコプタの低騒音化技術に関する数値シミュレーション	26
ヘリコプタの BVI 騒音や羽ばたき音の発生機構の解析	29
単段ファンの非定常流れ解析	31
ファン非定常流れ解析	32
航空機用エンジン燃焼器の流れ最適化に関する研究	34
液膜式気流噴射弁におけるスワロー角が噴霧特性に与える影響	36
ファンダクト内非定常流れ解析	37
UPACS による高速軸流圧縮機の全段解析	38
燃焼器内部流れ解析	40
ヘリコプタ・ブレードの 3 次元多目的最適設計法に関する研究	42
縦渦導入型広帯域スクラムジェットの研究	44
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	46
航空機騒音に関連した音響シミュレーションへの応用に関する研究	48
能動流体制御デバイスを用いた流体制御に関する研究	50
静粛超音速研究機用インテークの設計と性能解析	53
自動格子生成ツールを用いた高揚力装置付き小型超音速旅客機形態の数値解析	55
極超音速機周りの亜音速～極超音速流の数値シミュレーション	57
エンジン先進材料の研究	58

宇宙開発

スクラムジェットエンジン内部形状の空気力学的効果	59
擬似衝撃波を有する空気流と垂直噴流との混合に関する数値解析	62
ロケットラムジェット複合サイクルエンジンの数値解析	64

酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットエンジンにおける流れ場の特性把握	66
固体およびハイブリッドロケットにおけるノズル内部流の非定常数値解析	68
固体ロケットモータ内部弾道性能の高精度数値予測システムの開発	70
超臨界圧における LOX/GH2 同軸噴流火炎の LES	72
液体ロケットエンジン設計解析技術の高度化に関する研究	74
将来宇宙輸送系空力特性解析	78
磁気乱流中における微惑星形成：MHD+粒子シミュレーション	79
低レイノルズ数流れの研究	82
MPD スラスタ内プラズマ流れの数値解析	84
宇宙機設計におけるデータ同化手法の適用性検討	87
液体ロケットエンジンにおける燃焼振動の数値的研究	89
物体適合・直交ハイブリッド非構造格子を用いた CFD 解析手法の開発と次期固体ロケット空力解析への適用	91
ロケットプルーム音響解析	93
ロケットプレーン技術実験機の空力特性推算	95
H-IIA ロケットフェアリングの非定常 CFD 解析	96

基礎研究

高温衝撃風洞での実在気体熱空力特性研究	97
太陽活動周期の物理機構	98
ひのどと数値シミュレーションの連携により探る太陽面磁場の生成と進化	100
太陽の 2 段階浮上磁場に関する数値実験	101
有限擾乱の磁気リコネクションへの影響	102
超音速再突入における DSMC 粒子計算	104
液体燃料噴流微粒化過程解明の解析	105
JAXA 衛星環境プラズマシミュレータの開発	107
高速流体解析ソルバ(FaSTAR)の開発	109
六面体自動格子生成ソフト HexaGrid の開発	110
遷音速風洞多孔壁モデルの開発	112
高速流体解析ソルバ(FaSTAR)の検証	114
ジェット騒音の非線形性に関する研究	116
空力弾性解析ツールの研究	118
無衝突衝撃波の 3 次元粒子計算：衝撃波遷移層中の粒子ダイナミクス	119
地球磁気圏尾部における粒子加速	122
地球磁気圏プラズマ加速過程とその後のプラズマ輸送過程について	123
惑星磁気圏境界面における大規模ケルビン・ヘルムホルツ渦の発展過程	125
電子-イオンの 2 流体シミュレーションに見る磁気リコネクションの大規模発展過程	127
弱磁場惑星と太陽風の相互作用の MHD シミュレーション	129
無衝突衝撃波の高エネルギー粒子加速	131
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	134
磁気リコネクションにおける非熱的粒子加速	136
CIP 法を用いた磁気圏グローバル MHD シミュレーションモデルの開発	138
マルチスケール数値実験に基づいた水星磁気圏における重イオンダイナミクスに関する研究	140
超並列計算機向け連結階層プラズマシミュレーションの開発	142
宇宙往還機の耐熱材料の酸化現象に関する研究	143
超音速風洞の始動特性について	145
空間発展型 DNS による非平行型境界層流の遷移解析技術の確立と機構解明	146

小型ロケットを用いたエジェクタ・ジェットの空力試験の数値解析	148
高レイノルズ数における壁乱流の DNS	149
高エンタルピ・ノズル流の数値解析	150
大気大循環モデルと観測データを用いた火星大気の力学と物質循環の研究	152
自動格子生成ソフトと流体解析コードを組み込んだ CFD ポータルシステムの構築	155
ロケットペイロードの音響振動に関する研究	157
ロケットプルームからの空力音響に関する基礎的研究	159
衝撃波を伴う高速気流に関わる基礎研究	161
液滴間火炎伝播メカニズム研究	164
有限要素法による熱・構造連成解析	165
燃焼詳細構造の数値的解明	166

その他

ジョブスケジューラのパラメータ最適化	167
--------------------	-----

大学共同利用(宇宙工学)

垂直着陸ロケットの底面空気力発生メカニズムに関する数値計算	169
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	170
爆轟波の基礎現象およびパルスデトネーションエンジンの性能の解析	172
ロケットエンジンノズル内部流れに関する研究	176
衝撃波を伴う圧縮性乱流の Large-Eddy Simulation	178
3次元大規模シミュレーションを用いた磁気プラズマセイルの実現可能性検証	181
飛行体の空力・構造・飛行力学連成解析に関する研究	183
ロケットフェアリングのバフエット解析	185
気泡流乱流の高精度直接数値解析	187
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	189
CAMUI 型燃料グレイン後退速度予測プログラムの開発	191
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	193
宇宙輸送システムや宇宙ステーションなどにおける熱流体技術の研究	194

大学共同利用(宇宙理学)

低周波 Alfvén 波と運動論的 Alfvén 波の非線形共鳴によるスケール間結合の研究	196
第一原理分子動力学シミュレーションによる液体金属中の原子ダイナミクスの研究	197
惑星大気の対流構造の比較数値モデリング	198
惑星大気大循環モデルの開発と気候の多様性に関する数値実験	201
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	203
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	205
プラズマ粒子シミュレーションによる非定常衝撃波に関する研究	207
ガンマ線バーストジェットの相対論的数値流体力学的研究	209
水星の材料物質の起源、熱史、および磁場生成	211
太陽系内小天体の起源と力学進化	214
高低赤方偏移の星形成銀河の形成シミュレーション	216

大学共同利用(航空技術)

航空機材料開発のためのマルチスケール&マルチフィジックスシミュレーション	218
数値解析を用いた極超音速実験機 HYTEX のインテーク捕獲流量評価	220

【利用概要】

1. 平成 21 年度利用概要	225
1 システム概要	225
2 障害発生状況	227
3 運用概要	228
4 ユーザ登録状況	229
5 分野別利用割合	230

成果概要

デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞システム開発(その1)

System Development of Digital/Analog Hybrid Wind Tunnel (Part 1)

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 流体グループ，渡辺重哉(shigeyaw@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：研究開発本部 流体グループ，口石 茂(shigeruk@chofu.jaxa.jp)

飯島由美(yijma@chofu.jaxa.jp)

研究開発本部 数値解析グループ，松尾裕一(matsuo@chofu.jaxa.jp)

藤田直行(fujita@chofu.jaxa.jp)

青山剛史(aoyama@chofu.jaxa.jp)

村上桂一(murakei@chofu.jaxa.jp)

橋本 敦(ahashi@chofu.jaxa.jp)

研究開発本部 風洞技術開発センター，加藤裕之(hirok@chofu.jaxa.jp)

小池俊輔(skoike@chofu.jaxa.jp)

廣谷智成(hirotani@chofu.jaxa.jp)

菱友システムズ株式会社，荻野 純(jyun_ogino@mail.ryoyu.co.jp)

船江幸弘(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

菱田 学(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

中根宏子(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

齋木英次(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

吉田浩司(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

山本 寛(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

大海謙一(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

磯部嘉城(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

塩島史哉(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

田中亮達(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

柳沼健太郎(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

株式会社キャトルアイ・サイエンス，上島 豊(i4s_support@ml.i4s.co.jp)

松田行正(i4s_support@ml.i4s.co.jp)

前田茂樹(i4s_support@ml.i4s.co.jp)

岡本 隆(i4s_support@ml.i4s.co.jp)

横山雅彦(i4s_support@ml.i4s.co.jp)

● 研究の概要

現状の風洞試験（実流れを対象とした「アナログ風洞」）に対して CFD（数値シミュレーションという意味での「デジタル風洞」）を強く連携させたコンカレントな風試（風洞試験）/CFD 融合システムとして、JAXA 2m×2m 遷音速風洞を対象とした「デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞」の構築を行う。

● 今年度の研究成果の概要

1. 本システム製作

- ・ 4/15 に実施した開発移行レビュー会結果をシステム開発に反映（機能優先順位等）した上で、開発フェーズに移行した。
- ・ 一般競争入札（コンピュータ調達）によりプライムメーカーが決定した（菱友システムズ）。

- ・ 暫定システムに関する基本/詳細設計を実施し、詳細仕様を確定した。
- ・ 優先度の高い機能（風試/CFD データ入出力機能、風試/CFD 統合可視化機能、風試セッティングシミュレーション機能）について、アプリケーション開発・ハードウェア調達を実施した。
- ・ 4/15 に実施した開発移行レビュー会結果をシステム開発に反映（機能優先順位等）した上で、開発フェーズに移行した。

2. サブシステム設計（デジタル風洞）

- ・ （自動格子生成コードの改良）：境界層を精度良く計算するための格子チューニング（任意の場所で格子を粗密制御する）を可能とする改良、および風洞壁を含む内部流解析に対応できるような改良を実施した。これらの成果と全体システム予備設計結果とをあわせて、詳細仕様を策定した。
- ・ （高速ソルバの開発）： ユーザニーズ、海外技術動向の調査結果等から詳細仕様を策定した。また、先行的に NS（層流）の並列解析（パラメトリック CFD 解析）コードを作成した。
- ・ （データフォーマット整理作業の実施）： 汎用格子生成ソフト Gridgen にも対応させ、幅広くユーザの要望に答えられる環境を整備した。

3. サブシステム設計（アナログ風洞の流体画像計測データ処理の高速化）

- ・ PIV（粒子画像流速測定法）データ処理アルゴリズムの基本データ処理パターンについてリファレンスコードを作成した上で、Cell アクセラレータへの移植作業を実施し、基本データ処理パターンについて、高速化目標（処理時間現状の 1/10 以下）を上回る性能を達成した。

JSS は JAXA 内外における担当者間の電子ファイルの共有化を主たる目的として利用するとともに、ハイブリッド風洞の検証（風試/CFD 統合可視化機能、パラメトリック CFD 解析機能等）に必要となる CFD データの取得に用いた。

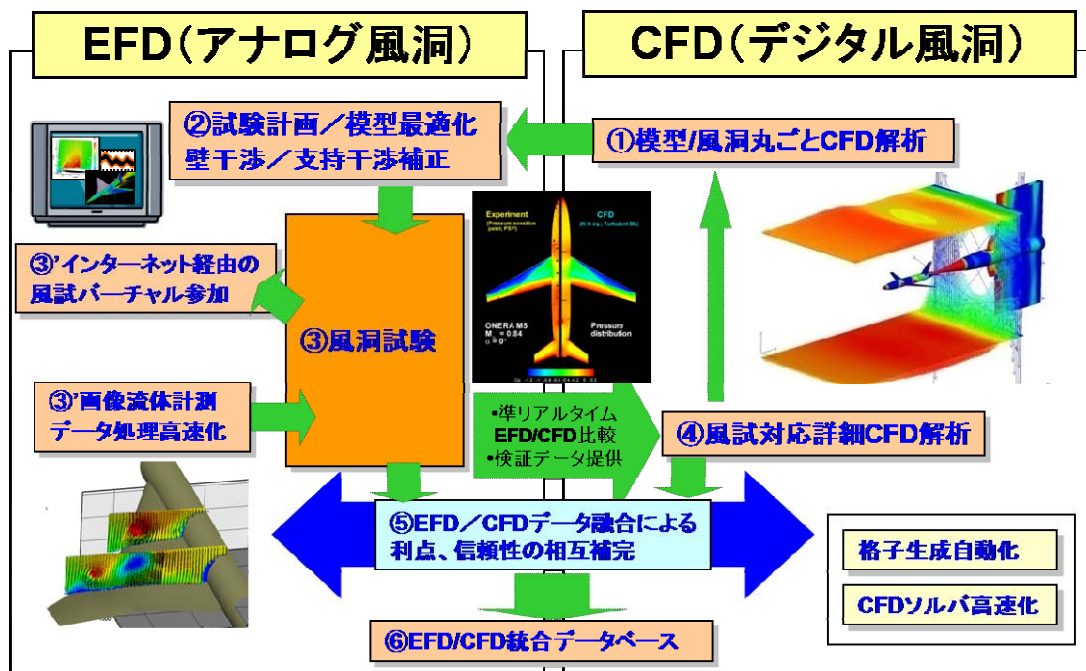


図1 デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞概念図

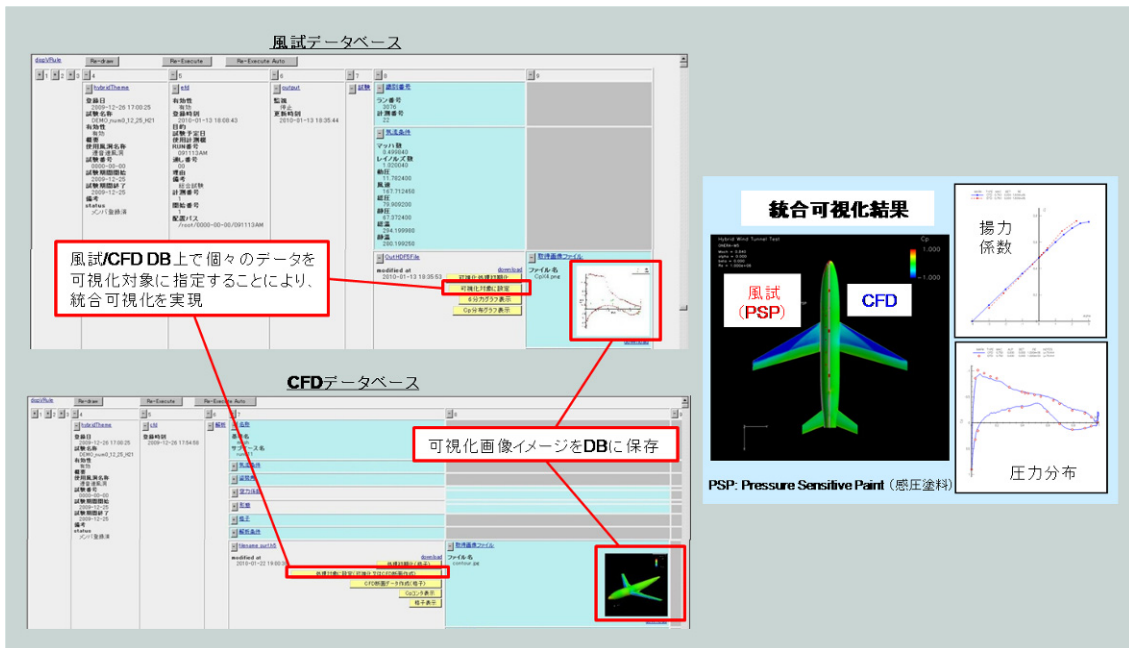


図2 風試/CFD 統合可視化機能

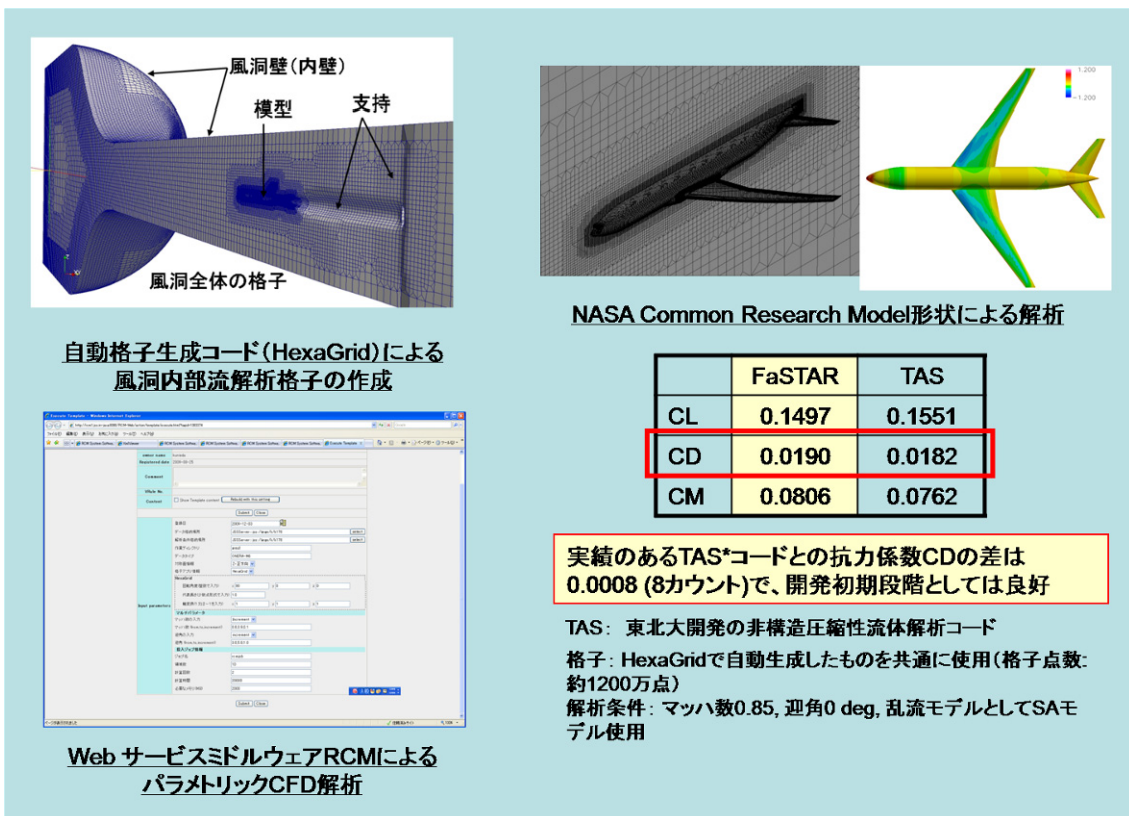


図3 デジタル風洞概要

CFD の小型旅客機設計適用に関する研究

Application of CFD to Small Civil Aircraft Design

● 研究グループ

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

研究分担者：三菱航空機, 竹中啓三(keizoo_takenaka@mjet.co.jp)

● 計算の目的

- 1) 高速巡航形態及び低速高揚力装置形態CFD解析精度の風洞試験による検証
- 2) スラストリバーサ解析技術の検証と改善

● 研究の概要

- 1) CFDと風洞試験の相互比較を通じ、CFDの精度検証及び風洞試験の壁・支持干渉効果の補正を検討し、実機飛行環境での空力特性推算を実施する。
- 2) 風洞試験との比較を通じてスラストリバーサ解析技術の検証・改善を行う。

● 今年度の研究成果の概要

- 1) CFDと風試結果の相互補完的利用により、実機の実機特性評価精度を向上し、設計リスクを低減した。
- 2) スラストリバーサ解析技術を検証・改善し、スラストリバーサ空力設計に供した。

航空機の空力解析

Computational Aerodynamics for Civil Aircraft

● 研究グループ

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

研究分担者：人事部（三菱航空機へ出向中），村山光宏(murayama.mitsuhiro@jaxa.jp)

University of Alabama at Birmingham, 伊藤 靖(yito@uab.edu)

菱友システムズ, 田中健太郎(kentaro@chofu.jaxa.jp)

菱友システムズ, 平井 亨(thirai@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

- 1) 高速巡航形態における抵抗計算精度の把握と向上（AIAA Drag Prediction Workshop）
- 2) JAXA遷音速風洞試験における支持干渉の把握
- 3) 高揚力形態における計算技術の確立

● 研究の概要

- 1) AIAA Drag Prediction Workshop への参加を通じ、実機形状に近い航空機に働く力やモーメントを予測するための実用的な空力性能予測ツールとしてのCFDを海外の研究機関や企業との間で比較評価し、研究開発を進めるべき領域を明確化する。
- 2) JAXA遷音速風洞試験における支持干渉の詳細を調査
- 3) 計算の信頼性がまだ不十分な高揚力形態のCFD解析技術を確立するために、JAXAで取得したCFD検証用風洞試験データとの比較を通じて、揚力やピッチングモーメントなど空力特性の予測精度と影響を与える計算格子の解像度や境界層剥離の予測などを評価する。

● 今年度の研究成果の概要

- 1) 構造格子法（UPACS）と非構造格子法（TAS）を用いた解析により、格子解像度やスキームの違いによって生じる抵抗値の誤差幅を把握した。また、トリム抵抗や高マッハ数域における抵抗発散特性などの予測において計算手法による抵抗値予測の差が一貫していることも確認できた。残された課題として、高迎角時に主翼と胴体接合部における境界層剥離の発生（失速）の予測結果によって、空力特性を大きく変えてしまうことが明らかになり、今後、乱流モデルと問題の剥離との関連性を把握することが課題として残された。
- 2) JAXA遷音速風洞におけるスティングポッドとストラットによる浮力効果の影響を把握した。
- 3) ナセルを外した3翼素形態での比較により、揚力変化に関しては実験の結果と比較的よい一致が得られた。格子解像度の影響を把握した。

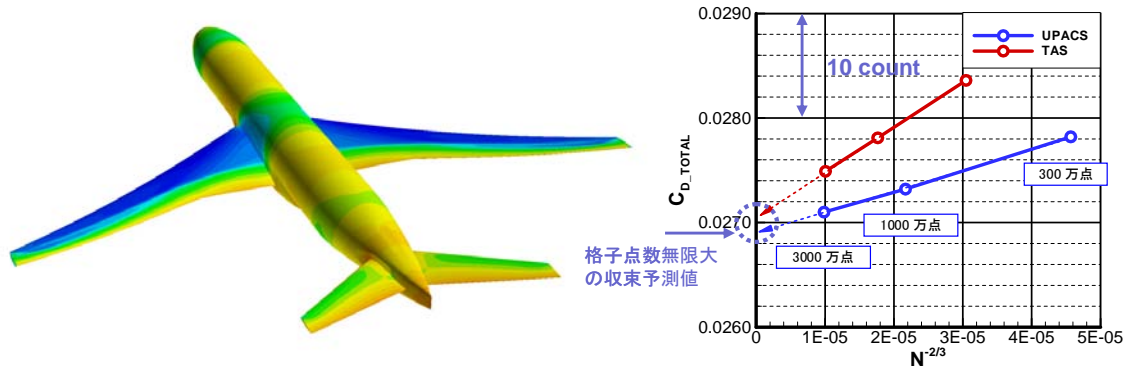


図1 NASA Common Research Model (表面圧力分布) と構造格子法と非構造格子法による格子収束の比較

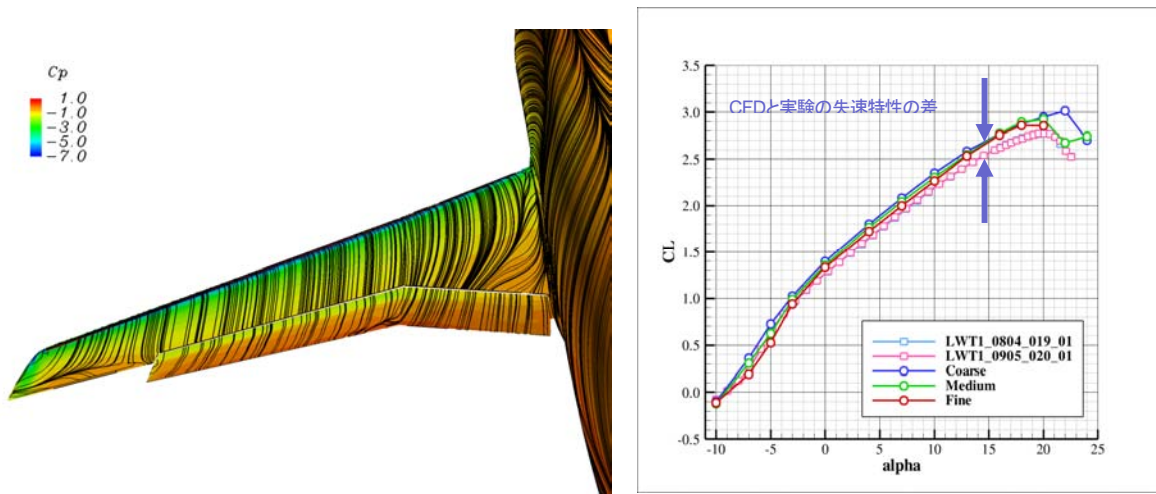


図2 JAXA 高揚力風洞模型の表面圧力分布と表面流線 (迎角 22 度) と揚力の風洞試験結果との比較

● 研究成果の公表状況

- 1) 山本, 田中, 村山, “Computational Results using UPACS & TAS,” 4h AIAA CFD Drag Prediction Workshop, June, 2009

航空機機体空力騒音の低減と予測に関する研究

Research of airframe noise reduction and estimation

● 研究グループ

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

研究分担者：川崎重工業株式会社 航空宇宙カンパニー 技術本部 研究部 空力技術課，

磯谷和秀(isotani_kazuhide@khi.co.jp)

川崎重工業株式会社 航空宇宙カンパニー 技術本部 研究部 空力技術課，

越智章生(ochi_a@khi.co.jp)

川崎重工業株式会社 航空宇宙カンパニー 技術本部 研究部 空力技術課，

上野陽亮(ueno_yousuke@khi.co.jp)

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

● 計算の目的

40%スケール脚モデルLEG (Landing gear noise Evaluation Geometry) に対して非定常CFDを実施し，脚騒音の予測手法確立および発生メカニズム解明を行う。

● 研究の概要

航空機の機体騒音低減に向け「騒音予測に必要な実験データの取得」と「解析技術の開発」を行い機体から発生する空力騒音の予測手法を確立する。今年度は「航空機脚騒音低減のためのデータ取得と騒音予測技術の開発」としてLEG模型に対して風洞試験とCFDを実施した。

● 今年度の研究成果の概要

ソルバ(Cflow：川崎重工業で開発)を用いて非定常解析を実施し，脚表面の圧力変動領域を特定した。車軸を上下に回り込む際に生じるせん断流による発生渦が下流のタイヤ面上で圧力変動を引き起こす等，流れ場の特性を明らかにした。

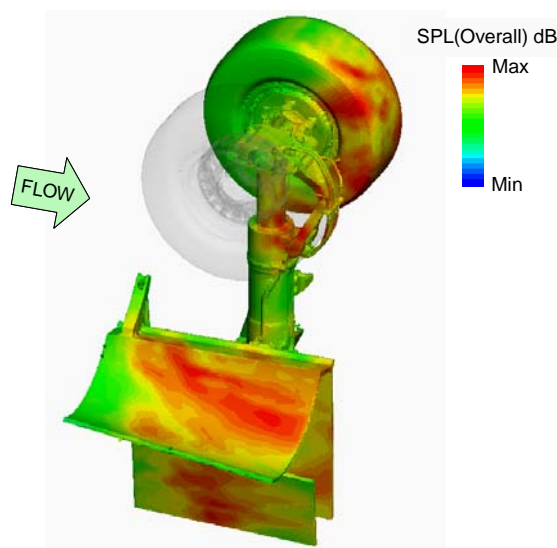


図1 脚表面の圧力変動コンター

重合格子による流体・熱伝導連成数値解析の研究

Overset Grid Method in Conjugate Heat Transfer Simulation

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム，山根 敬(yamane.takashi@jaxa.jp)
研究分担者：東京農工大学大学院 工学府 機械システム工学専攻，竹田敏広

● 計算の目的

UPACSによる流体・熱伝導連成数値解析において，重合格子を利用して冷却構造の温度分布を予測する。

● 研究の概要

複雑なタービン便冷却構造に対する流体・熱伝導連成数値解析用格子作成を容易にするため，重合格子法の活用手法を開発する。従来型の接合格子との比較を行い，解析結果を検証する。

● 今年度の研究成果の概要

300万格子点規模の解析を従来型接合格子，重合格子の両方を使って解析を実施し，同等の結果が得られることを確認した。格子ブロック数は重合格子利用の方が大幅に減ったため，JSS上での計算は接合格子に比べて約2倍の解析速度改善効果が得られた。

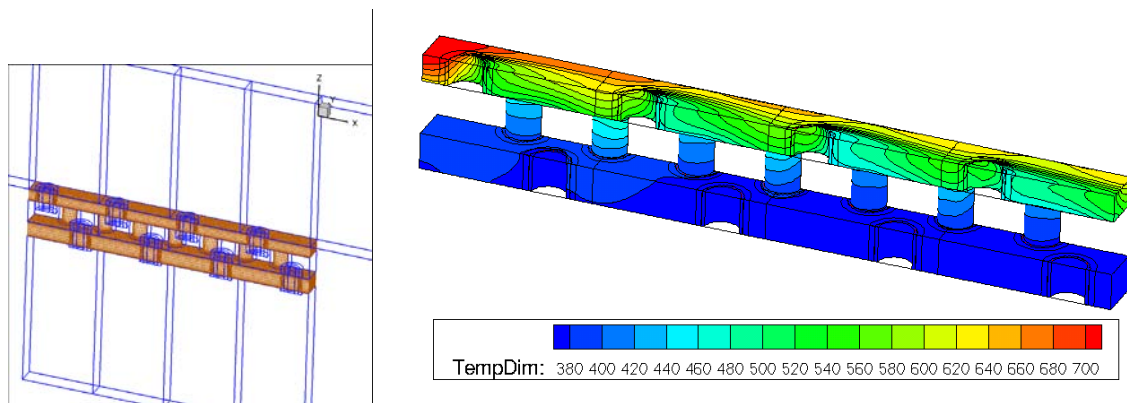


図1 冷却構造解析格子（左），固体部表面温度解析結果（右）

● 研究成果の公表状況

- 1) Takashi Yamane, Kazuomi Yamamoto, “Introduction of Combined Usage of Overset Grid Method in Conjugate Heat Transfer Simulation”, ASME Turbo Expo 2009, GT009-59832
- 2) Takashi Yamane, Kazuomi Yamamoto, “Conjugate Heat Transfer Simulation Using Overset Grid Method”, Asian Congress on Gas Turbines 2009

超音速流中における自然層流機首の設計

Design of the Natural Laminar Flow Nose in the Supersonic Flow

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 風洞技術開発センター，徳川直子(tokugawa.naoko@jaxa.jp)

研究分担者：東京ビジネスサービス，上田良穂(yueda@chofu.jaxa.jp)

青山学院大学，川井太朗(taro0124@chofu.jaxa.jp)

三向ソフト，石川敬掲(hiroaki@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

超音速機の開発において空気抵抗の低減は重要な課題の一つである。特に全抵抗のおよそ半分を占める摩擦抵抗の低減には自然層流化（境界層遷移を後退させ摩擦抵抗の少ない層流領域の増加させる）が有効な手段として提案されている。本計算ではこの自然層流化技術を超音速機首に適用するため様々な機首形状の迎角を有する流れ場の CFD 解析および遷移解析を行うことで自然層流化を達成する形状を設計することを目的とした。

● 研究の概要

超音速巡航時の超音速機の機首は通常数度の迎角を有することで非軸対称性が強い流れ場を形成し、横流れ不安定が卓越することが知られている。本研究ではまず造波抵抗の小さい Sears-Haack 体をもとに変形した異なる機首形状について CFD 解析（全面層流計算）を行い、得られた層流境界層プロファイルより境界層遷移解析を行うことで境界層が層流から乱流へ遷移する位置を予測している。CFD 解析ソルバはこれらの横流れ速度を高精度に捉えることが可能である“UPACS”を用い、境界層遷移解析には“LSTAB”を用いた。対象は全長 0.33m、計算条件は風洞試験を想定したマッハ数 2.0、迎角 2.0deg とした。これは設計された自然層流機首の効果を風洞試験で確認することを視野に入れて決定されている。

● 今年度の研究成果の概要

本研究において造波抵抗の小さい Sears-Haack 体をもとに変形した機首形状は全48ケースにおよび、その内自然層流化を達成し得るいくつかの形状について境界層遷移解析を行った。最も境界層遷移位置が後退した、つまり自然層流化した形状では遷移位置が全長0.33mの機首に対して0.05m後退することがわかった(図2)。また得られた自然層流機首形状のCFD解析結果を分析することで、目標としていた横流れ不安定が抑制され自然層流化が達成されたことを確認した。得られた自然層流機首形状は2010年3月特許申請手続きを開始した。さらに同形状の風洞試験を行い境界層遷移位置が後退、つまり自然層流効果があることを実験的に検証することができた。

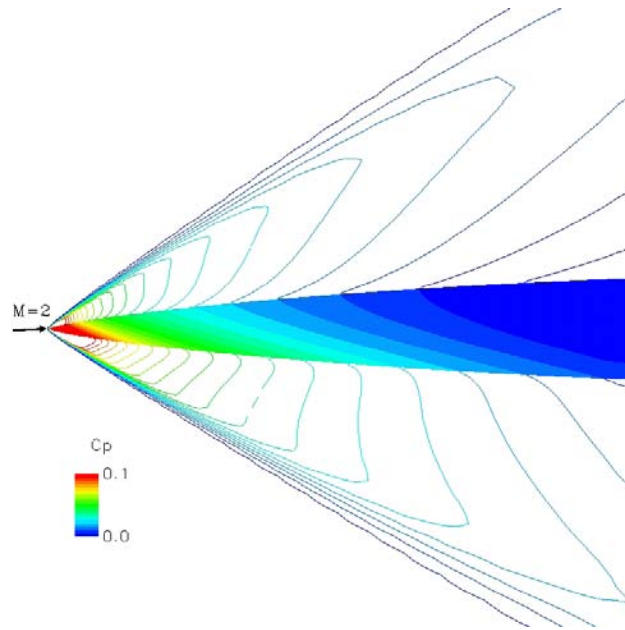


図1 設計前形状 (Sears-Haack 体) の Cp 分布 ($M=2.0, \alpha=2\text{deg}$)

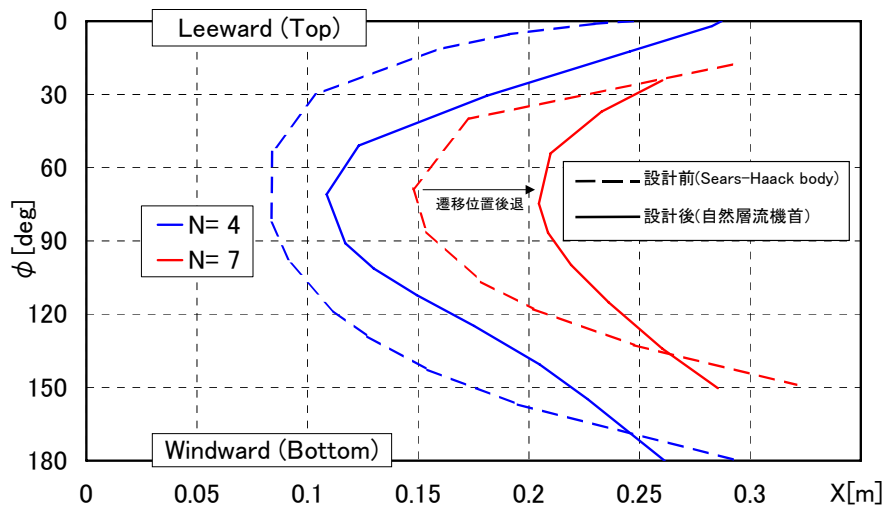


図2 自然層流機首設計形状の遷移位置予測 (等N値分布) : ϕ は形状 Top line (風下側) を 0° , Bottom line(風上側)を 180° とする

災害監視無人機の衝突解析

Collision Analysis of Small UAV

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ無人機・未来型航空機チーム，
石川和敏(ishikawa.kazutoshi@jaxa.jp)
研究分担者：航空プログラムグループ無人機・未来型航空機チーム，牧 緑(maki.midori@jaxa.jp)
航空プログラムグループ無人機・未来型航空機チーム，
村山 勉(murayama.tsutomu@jaxa.jp)
航空プログラムグループ無人機・未来型航空機チーム，竹田繁一(takeda@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

災害監視無人機の衝突解析

● 研究の概要

大規模災害発生時に迅速な被災状況等の情報収集手段となる，災害監視無人機システムの確立が関係省庁や地方自治体から期待されている。現状，こうした無人機に対する航空法上の規定はなく，無人地帯では企業等で作る協会の自主基準に基づき運用されている。しかし災害監視無人機の主目的である有人地帯での運用については，その安全基準の議論がされ始めたところであり，その策定に JAXA の主導的役割が強く求められている。こうした無人機が市街地などの有人地帯を飛行する際の安全対策としては，墜落しないための設計を行うが，その上で万一墜落した場合においても被害を最小限にするための衝突時安全構造を検討することが重要となる。



そこで JSS の保有リソースを活用して無人機機体を 3 次元モデル化し，構造解析や衝突解析を行い，得られた結果を元にし無人機機体に求められる構造的要求の検討や，安全基準の策定に供する。

● 今年度の研究成果の概要

災害監視無人機（固定翼型）の3次元モデル化の検討

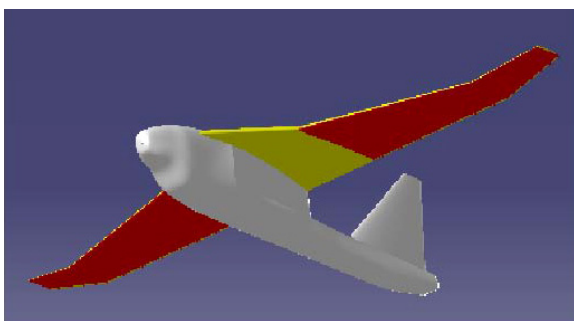


図1 災害監視無人機(固定翼型)の3次元モデル化

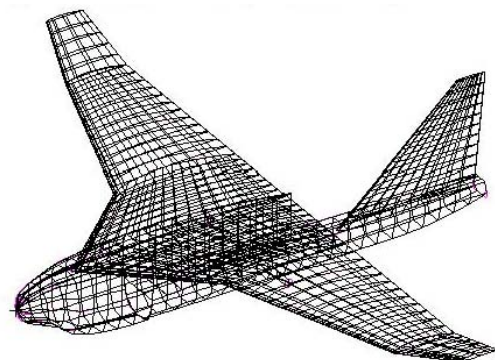


図2 災害監視無人機(固定翼型)の3次元モデルに対するメッシュ作成

マイクロジェット噴射騒音低減装置の LES 解析

Large-Eddy Simulation of Microjet Noise Suppressor

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，榎本俊治(eno@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：株式会社 IHI 航空宇宙事業本部 技術開発センター 要素技術部，

田中 望(nozomi_tanaka@ihi.co.jp)

株式会社 IHI 航空宇宙事業本部 技術開発センター 要素技術部，

大庭芳則(yoshinori_ooba@ihi.co.jp)

株式会社 IHI 航空宇宙事業本部 技術開発センター 要素技術部，

大石 勉(tsutomu_oishi@ihi.co.jp)

研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，野崎 理(eureka@chofu.jaxa.jp)

研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，山本一臣(kazuomi@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

航空エンジン用排気ノズルは排気ジェット低騒音化のために複雑な形状が用いられるようになってきており，その流れ場や騒音低減レベルをCFDにより予測できるようになることが期待されている．そこで，複雑形状に適応できる高次精度CFDコード（UPACS-LES）を用いて，ジェット騒音を予測する試みを行っている．亜音速，超音速の円形ジェットを対象として，LES解析及び遠方場騒音解析を行い，Turbulent Mixing Noise，マッハ波によるノイズ，Broadband Shock-Associated Noiseなどを精度良く予測できるようにすることを目標とする．

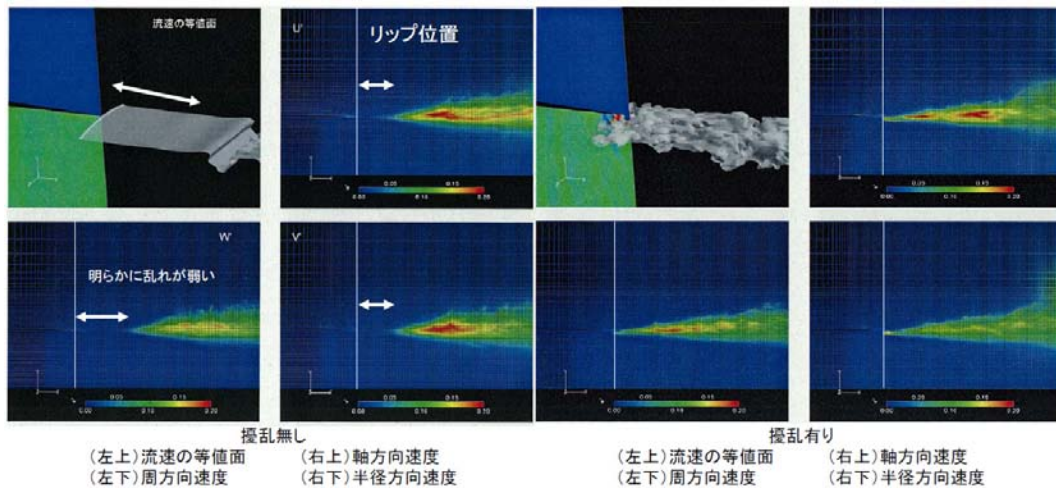
今年度はマイクロジェット噴射ノズルを対象として，様々な変化に対してロバストな低減効果を得ることを目的として，ノズル作動条件やノズル形状に関するパラメータサーベイを行う．

● 研究の概要

主ノズル直径の約2%程の小径のパイプ 18本~20本を等間隔に主ノズル外側に設置したマイクロジェット噴射装置を対象として，マイクロジェット噴射による遠方場騒音の低減メカニズムを解明するために，大規模LESを用いて流れ場の渦挙動の微小な変化やそれが時間平均的な解に与える影響をパラメータを変化させて調査した．

● 今年度の研究成果の概要

1. 上流からの乱れが全く加味されないLES解析では，ジェットせん断流が過大に評価され，それが音響解析の精度を落とす原因となることがノズル音響解析において課題とされていた．入口擾乱適用手法についてスタディを行い，渦輪擾乱と従来使用されてきたランダム速度擾乱がノズル境界層に与える影響について定量的な比較を行なった．
2. 形状のロバスト性を考慮する為に，タグチメソッドによるパラメータ直行表を作成した上で，必要最小限の数十通りのパラメータを変化させた大規模LES解析を行い，排気ジェット流れ場および音響解析の実用計算に対するLES解析の有用性を示した．



渦輪擾乱量の策定

- ・上図の4コマは左上から時計回りに流速の等値面、軸方向変動速度、半径方向変動速度、周方向変動速度を示している。
- ・擾乱無しの状態では等値面はシート状でせん断層の不安定性による急激に混合が始まっていることがわかる。2次元的な変化なので、周方向の乱れというのは現れにくい。
- ・渦輪擾乱によって等値面が乱され、ノズルリップ付近から自然に乱れが生成していることが分かる。更に3次元方向成分の乱れにも偏りが見られない。
- ・これらの結果の定量的な比較により、ノズル流れ場をより現実に近い形で再現することが出来る。

図1 ノズル入口擾乱導入方法の調査

パラメータスタディの実施

- ・配管径のパラメータスタディを行なうに当たって着目している点は主に2つ
- 1. 製造上考えられる製造誤差がマイクロジェット騒音低減システムに与える影響を調査
- 2. 運用上配管が詰まった際に効果がどの程度損なわれるのかの見積りが挙げられる。

・実際にはこれらの表1に示すパラメータがロバスト設計を行なううえで、直行表に基づいて決められた表となり、これに従って格子を生成することで実際は数千通りのパラメータのサーベイを行なうに等しい結果が得られる。

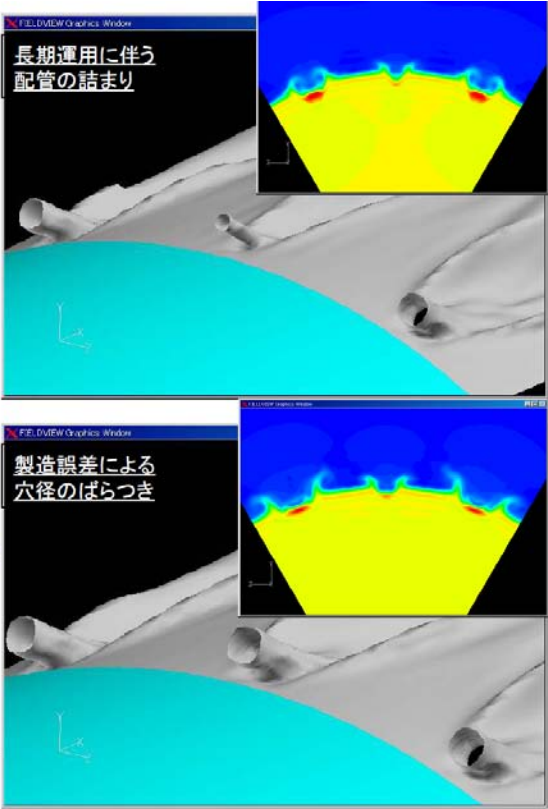
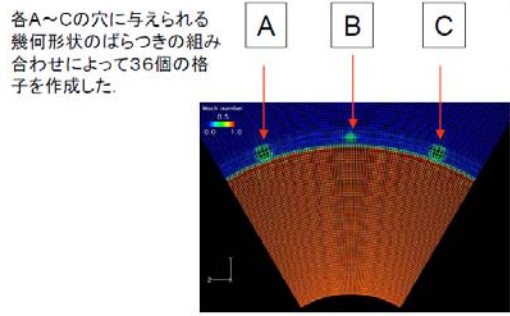


図2 ロバスト設計法を適用した LES 解析実用計算の提案

● 研究成果の公表状況

- 1) ジェット騒音低減技術委員会 (H22/3/9実施予定)

構造／非構造重合格子法を用いた超音速旅客機の数値解析

Numerical analysis of the Supersonic Transport using Structured/Unstructured Overset Grids Method

● 研究グループ

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

● 計算の目的

超音速旅客機の空力設計において，その空力特性や地上におけるソニックブームの推算は重要な要素である．本計算は超音速チームで概念検討されている次世代の小型超音速旅客機概念形状および従来型のコンコルド模擬形状の CFD 解析をおこない，縦三分力などの空力特性および地上におけるソニックブームの強度を高精度かつ高効率に推算・比較し設計に反映させることを目的としている．

● 研究の概要

本研究では構造格子解析ソルバ“UPACS”と非構造格子解析ソルバ“JTAS”を重合させた構造／非構造重合格子法を開発し適用した．従来の方法では超音速機の空力特性および地上ソニックブームの推算には構造格子による CFD 解析のみでおこなっていたのに対して，本手法は機体の極近傍の複雑な流れ場を非構造格子により解析をおこない，機体を含まない極近傍から $H/L=3.0$ ほど離れた近傍場の流れ場は非構造格子 CFD 解析で得られた流れ場情報をもとに構造格子で解く方法である．つまり機体まわりの複雑な流れ場の格子生成を効率的に作成できる非構造格子と機体近傍場の圧力伝播を高精度に解析できる構造格子を組み合わせた手法である．なお地上におけるソニックブームの推算には CFD 解析により求められた全長の 2 倍下方の近傍場の圧力分布を Thomas 法により地上まで外挿することで算出した．

● 今年度の研究成果の概要

機体の極近傍を非構造格子で CFD 解析し，その結果を外側の構造格子に補間し CFD 解析する構造／非構造重合格子法により，これまで構造格子のみの CFD 解析で一ヶ月を要していた解析時間（格子生成含む）が 1 週間以内に短縮できた．機体の空力特性も構造格子のみで CFD 解析した場合とほぼ同等の結果であることを確認しており，本構造／非構造重合格子法は超音速機の空力特性およびソニックブームの推算に有用な手法であるといえる．今後は本手法の高精度・高効率化をおこない，他の超音速機への適用および設計への利用を行う予定である．

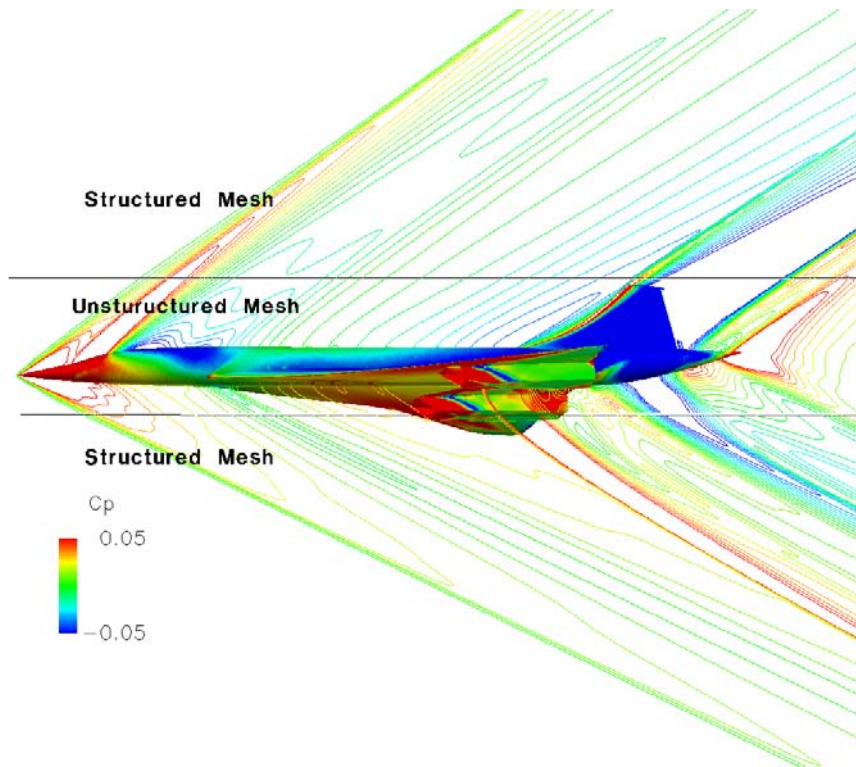


図1 コンコルド模擬形状のCp分布 ($M=2.0$, $\alpha=3.45\text{deg}$)

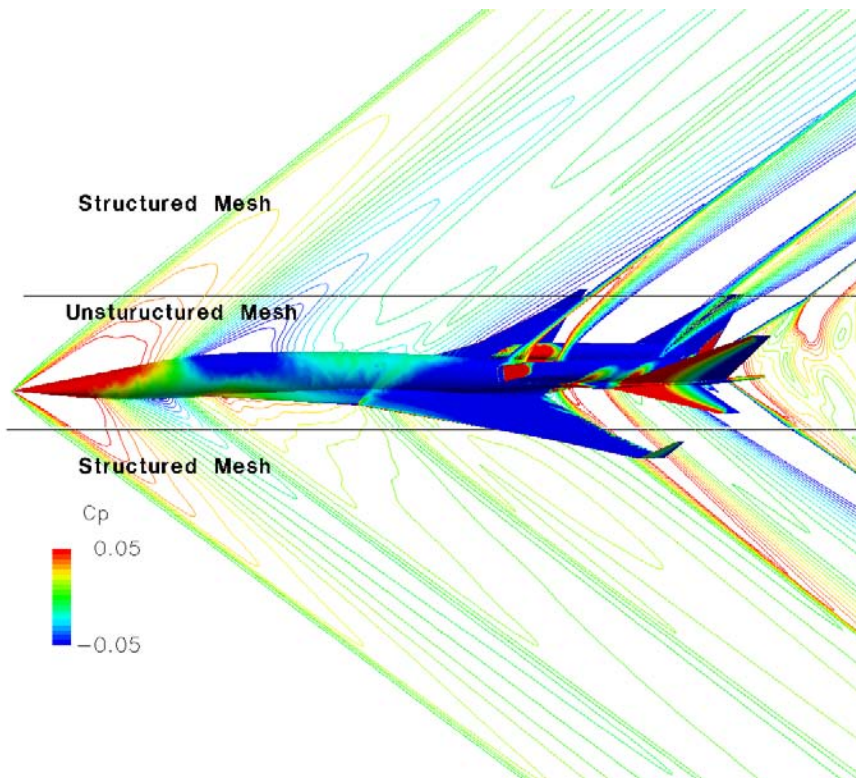


図2 小型超音速旅客機概念形状のCp分布 ($M=1.6$, $\alpha=3.65\text{deg}$)

静粛超音速研究機の空力特性に関する数値解析

Numerical analysis of the Silent SuperSonic Tchnology Demonstrator(S³TD)

● 研究グループ

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

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

三向ソフト，笥由里子(kakei221@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

超音速機チームで設計・開発が行われた静粛超音速研究機第 3.5 次形状の超音速巡航時(M=1.6)の空力特性やソニックブーム特性を把握することを目的とした。実際の飛行試験におけるジェットエンジン作動の影響を推算することも目的としている。

● 研究の概要

本解析は既に昨年度（2008 年度）に非構造格子解析ソルバ“JTAS”を用いた CFD 解析を行っており，本年度（2009 年度）は，より高精度な解析を JAXA 所有の構造格子解析ソルバ“UPACS”を用いておこなった。またジェットエンジン作動影響を推算するためにエンジンノズル後端面にジェット排気条件（マッハ数，圧力，温度）を与えるとともに，エンジンインテークまわりの流れ場を模擬するためにエンジン内に絞りを設けた。地上におけるソニックブーム推算は CFD 解析により求めた全長の 2 倍下方の近傍場の圧力分布を Thomas 法まで外挿することで算出した。近傍場圧力波形の推算には，新たに開発した非構造格子と構造格子を重合した手法を適用した。

● 今年度の研究成果の概要

静粛超音速研究機第 3.5 次形状の超音速巡航状態(M=1.6)の構造格子を用いた CFD 解析を行い，昨年度行った非構造格子を用いた CFD 解析と同等の結果であることを確認するとともに地上におけるソニックブーム強度を推算した。本静粛超音速研究機はジェットエンジンを用いた飛行が想定されているため，ジェットエンジン作動状態を模擬した CFD 解析を行い，ジェットエンジンを作動しない“フロースルー条件”とジェットエンジンを作動した条件との差を定量的に比較した。さらには地上ソニックブーム強度の高精度かつ高効率な推算を達成するために非構造／構造重合格子法を開発し，これまで構造格子のみの解析では 1 ヶ月以上要していた作業時間を 1 週間に短縮できた。

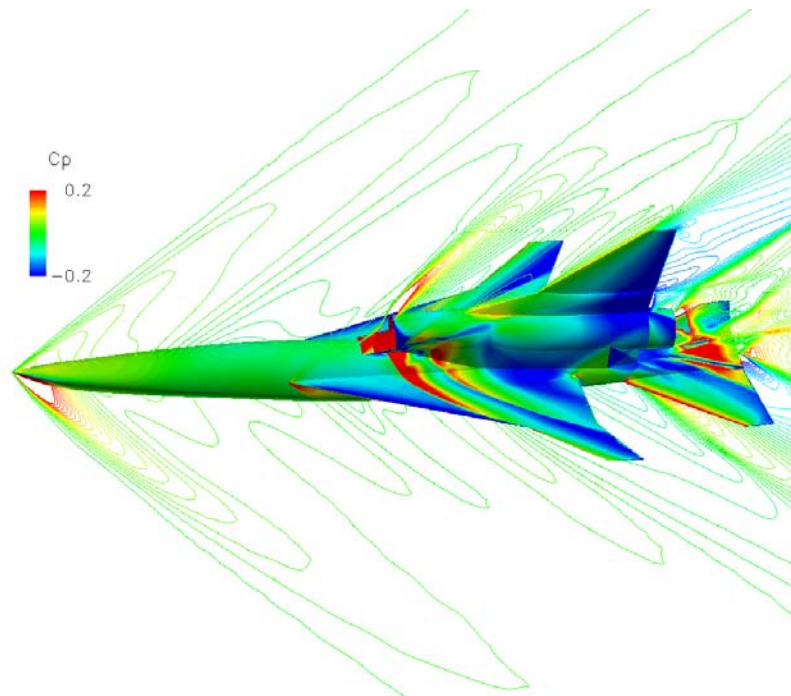


図1 S3TD3.5次形状の超音速巡航時 ($M=1.6$, $\alpha=3.8\text{deg}$) の C_p 分布

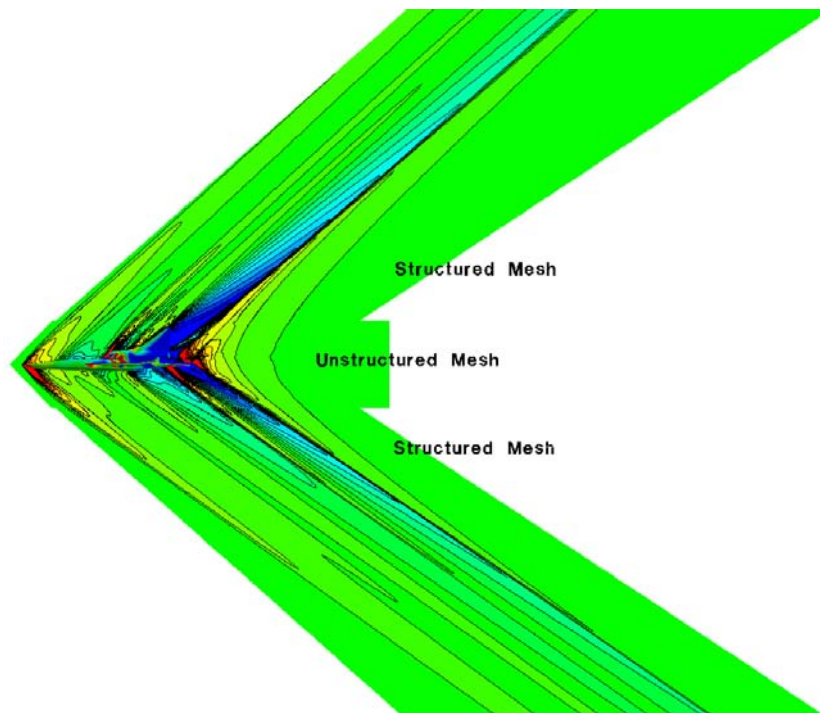


図2 構造/非構造重合格子法によるの近傍場圧力の推算

● 研究成果の公表状況

- 1) Ishikawa, H. et al., "Sonic Boom Prediction Using Multi-Block Structured Grids CFD code Considering Jet-On Effects" AIAA Paper 2009-3508, 2009

ソニックブーム推算のための高精度近傍場圧力波形推算技術に関する研究

High-fidelity near-field pressure signature prediction tool for sonic-boom prediction

● 研究グループ

研究代表者：東北大学大学院，佐々木大輔

研究分担者：東北大学大学院，大木裕介

● 計算の目的

航空プログラムグループ超音速機チームが進めている静粛超音速機技術の研究開発において，ソニックブーム推算精度向上のための CFD を用いた機体近傍場圧力波形推算技術の高度化を目的としている。本研究は東北大学への委託研究として実施したものである。

● 研究の概要

本研究では，実機複雑形状への対応が可能であり，実用的な計算コストで圧力波形精度の向上が見込める手法を開発する。精度向上のために解析空間内に一様に密に格子を配置すると，格子数が大幅に増大してしまう。計算コストを抑え圧力波形の推算精度を向上するには物理量の変化の激しい領域のみに細かい格子を配置することが有効である。そこで，衝撃波波面の同定に用いられる Shock Function を指標として格子の細分化を行う解適合細分化法の開発を行い，圧力波形の推算精度の向上を図る。

● 今年度の研究成果の概要

近傍場圧力波形の推算精度向上のために，Shock Function を指標とする解適合細分化法を開発した。解析結果から本研究で開発した細分化法は近傍場の圧力波形推算に有効であることが確認できた。

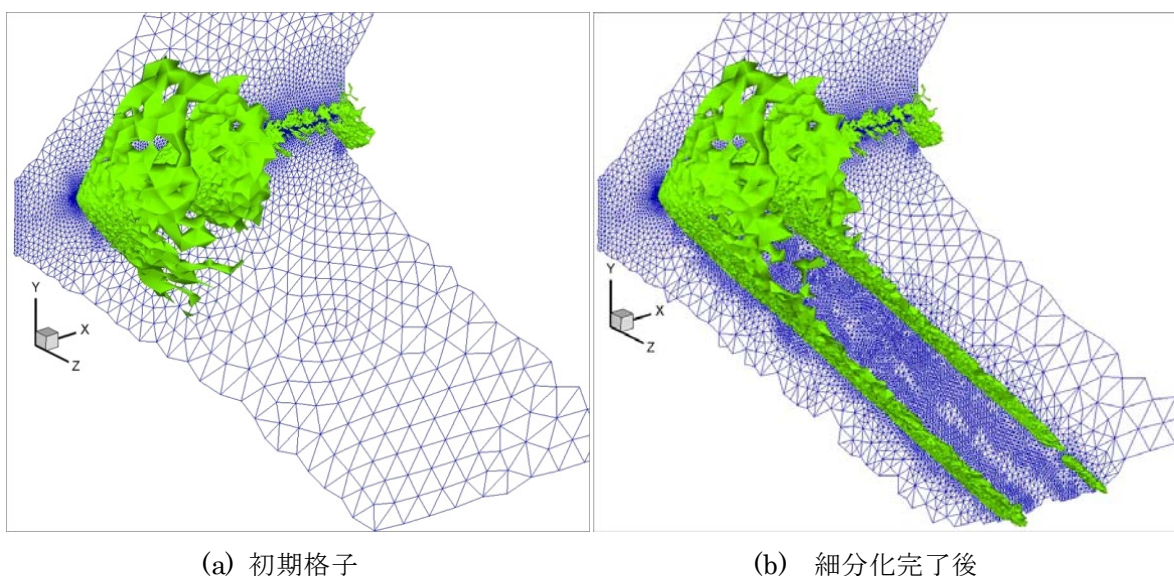


図1 格子細分化による衝撃波波面捕獲性能向上

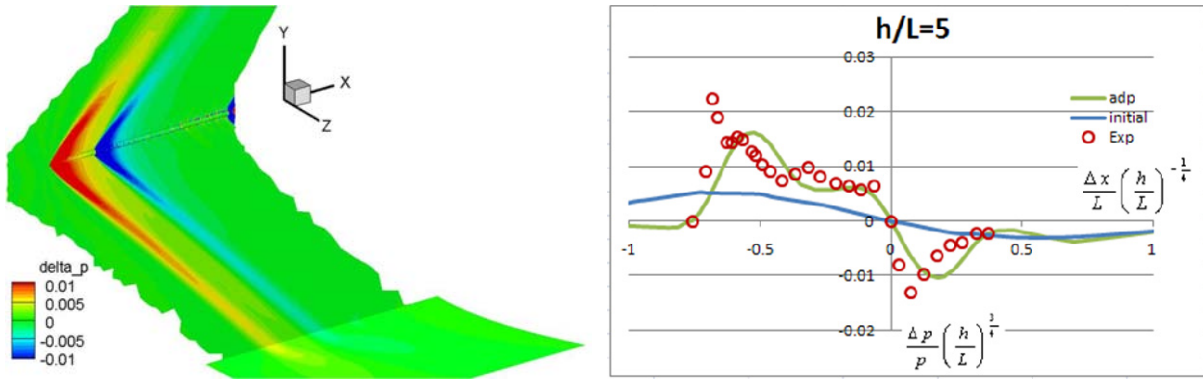


図2 格子細分化後の ΔP 分布と $H/L=5.0$ における近傍場圧力波形

超音速機主翼設計における他分野融合最適設計技術に関する研究

Multi-disciplinary design optimization for supersonic wing design

● 研究グループ

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

研究分担者：首都大学東京，金崎雅博

首都大学東京，瀬戸直人

首都大学東京，木矢村豊

首都大学東京，奈良拓矢

首都大学東京，四谷智義

● 計算の目的

航空プログラムグループ超音速機チームが進めている静粛超音速機技術の研究開発において，超音速旅客機の概念形状設計に適用し易い，低コストでの多分野融合最適設計(Multi-Disciplinary Optimization; MDO)が可能なツールの構築及び汎用化を目的とする．なお，本研究はJAXAと首都大学東京の共同研究の枠組みにおいて実施された．

● 研究の概要

超音速旅客機設計における重要な要素である空力性能向上/ソニックブーム強度低減/構造重量低減の3項目を目的関数とした設計システムを構築する．空力評価においては計算コストを抑えるためにパネル法をベースとした手法を採用し，舵角の設定によりトリム状態での性能評価を行った．構造評価にはNASTRANを用い，アルミ構造と複合材構造の組み合わせを想定した構造モデルに対して静強度を満足する最小重量を求めた．またクリギング近似曲面上で多目的遺伝的アルゴリズム(Multi-Objective Genetic Algorithm; MOGA)による多目的解探索を行うことで設計効率の向上を目指し，さらに目的関数に対する設計変数の寄与情報を獲得のため，多変量解析手法である分散解析(Analysis of Variance; ANOVA)を適用した．これらの大域的な設計知識構築により，空力/ソニックブーム/構造の関係(分野同士のトレードオフ等)や各設計変数の寄与率を把握できる設計ツールを構築した．

● 今年度の研究成果の概要

計算コスト削減を図った実用的なMDO設計ツールを開発し，JAXA静粛超音速機主翼設計に適用した．空力/ソニックブーム/構造の3目的関数に対してクリギング近似曲面を形成し，その上をMOGAで探索を行った．探索結果から各目的関数間の解空間を把握することができ，3目的関数のトレードオフ関係を確認できた．分散解析の結果では，翼根とキンクキャンバーはL/Dに，内翼後退角は ΔP に，主翼重量はキンクキャンバーとアスペクト比が大きく関わっていることが確認できた．

■ 形状・圧力分布比較

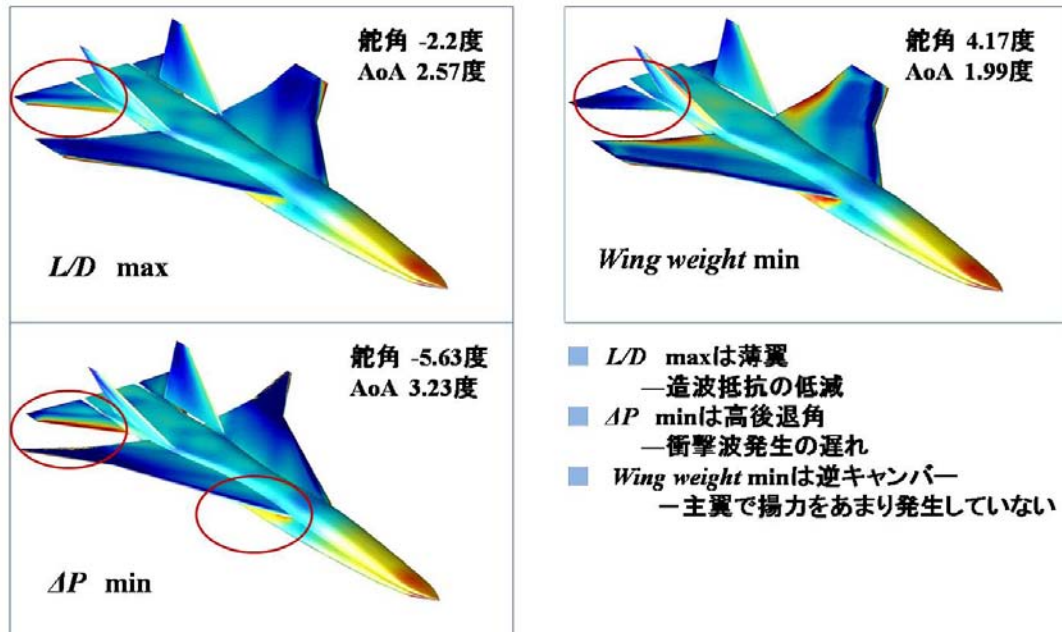


図1 静粛超音速研究機に適用したMDO設計 (極限解比較)

■ 多目的探索結果

- 3次元の解分布を2次元で評価
- 多目的関数間においてトレードオフ
- ★印が2.5th形状の評価値

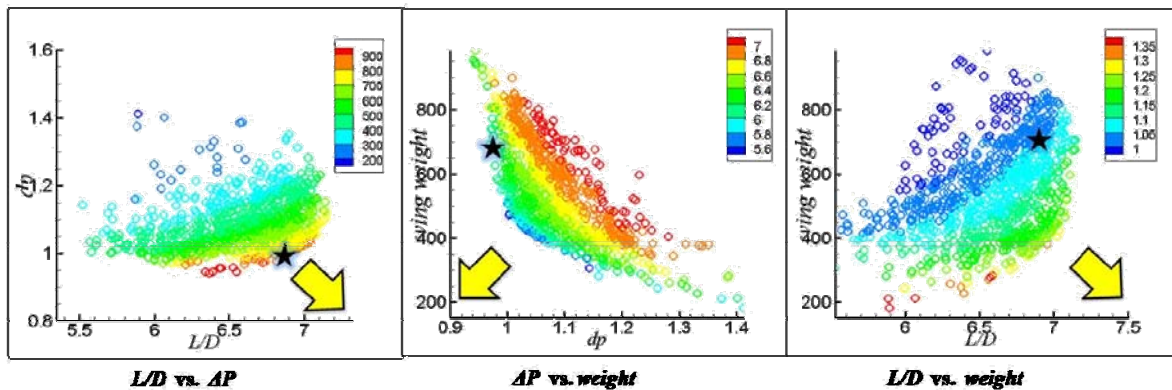


図2 Kriging近似を用いた多目的GA最適設計

● 研究成果の公表状況

- 1) 瀬戸直人, 牧野好和, 鄭 信圭, 金崎雅博「超音速機主翼の大域的な多分野融合最適設計」, 第41回流体力学講演会/ANSS2009, 2009年6月

静粛超音速研究機の低ソニックブーム設計

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

● 研究グループ

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

研究分担者：菱友システムズ(株)，牧本卓也(makitaku@chofu.jaxa.jp)

菱友システムズ(株)，大平啓介(ohirak@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

航空プログラムグループ超音速機チームが進めている静粛超音速機技術の研究開発において，低ソニックブーム設計技術の実証のため，地上において低ソニックブーム圧力波形を発生することが可能なスケール機の設計を行うことを目的とする。

● 研究の概要

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

● 今年度の研究成果の概要

空力性能向上とソニックブーム強度低減を目的関数として多目的GA最適設計を行い，静粛超音速研究機の基本設計を完了した。ソニックブーム強度に使用している重合格子法Euler CFD解析用の空間格子をGRIDGENのGRYPH機能を用いて自動的に作成するツールOversetAutoを開発した。CATIA V5の機能を用いた表面格子自動生成ツールCFDAutoと組み合わせることでCFD解析の前処理の自動化を達成した。

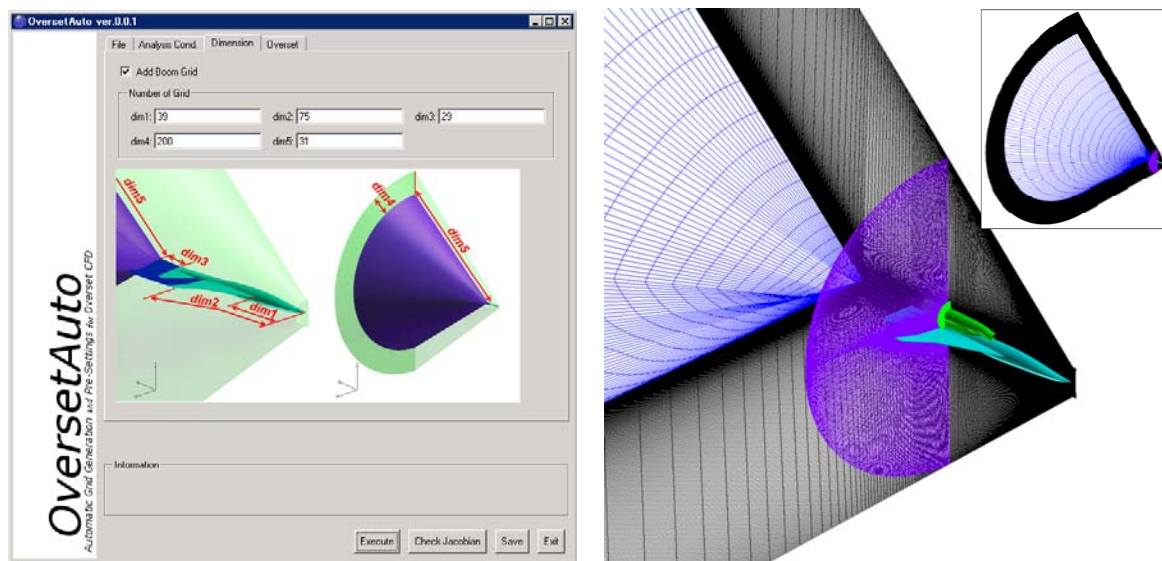


図1 空間格子自動生成ツール OversetAuto

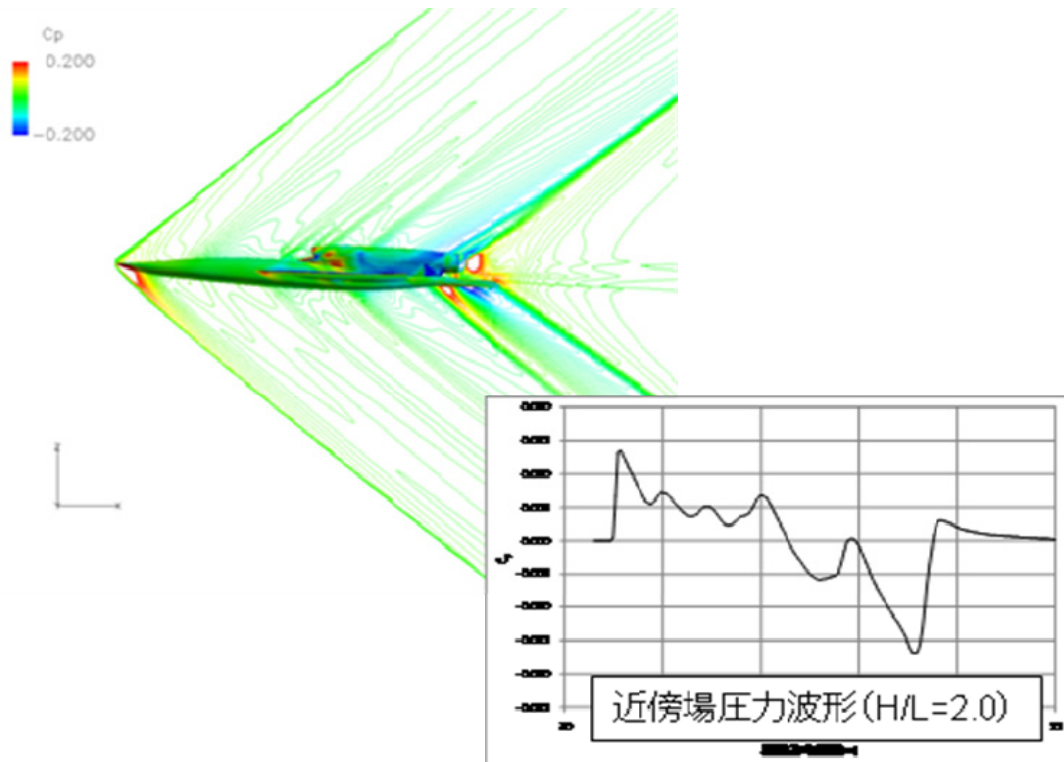


図2 静粛超音速研究機のCFD解析例

● 研究成果の公表状況

- 1) Y.Makino, 'Silent Supersonic Research Program and Technology Reference Aircraft Study at JAXA', HISAC Final Conference, June 2009.
- 2) 牧野好和, 「静粛超音速研究機の空力設計」第47回飛行機シンポジウム, 2009年11月

ヘリコプタの低騒音化技術に関する数値シミュレーション

Numerical Simulations of Helicopter Noise Reduction Technologies

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラム・グループ 運航・安全技術チーム ヘリコプタ技術セクション，
田辺安忠(tan@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：航空プログラム・グループ 運航・安全技術チーム ヘリコプタ技術セクション，
齊藤 茂(ssaito@chofu.jaxa.jp)

航空プログラム・グループ 運航・安全技術チーム ヘリコプタ技術セクション，
小曳 昇(kobiki@chofu.jaxa.jp)

防衛大学校，井星正氣(iboshi@nda.ac.jp)

防衛大学校，糸賀紀晶(itoga@nda.ac.jp)

東海大学，林 恭平(hkyohei@chofu.jaxa.jp)

菱友システムズ（派遣），菅原瑛明(hideaki8@chofu.jaxa.jp)

東京ビジネス（派遣），大谷一平(iotani@chofu.jaxa.jp)

東北大学，高山央貴(takayama@ad.mech.tohoku.ac.jp)

日本大学，宗田賢治(muneda55@chofu.jaxa.jp)

東京ビジネス（派遣），村上 曜(yohm@chofu.jaxa.jp)

東北大学，中橋和博(naka@ad.mech.tohoku.ac.jp)

東北大学，石田 崇(ishida@ad.mech.tohoku.ac.jp)

東北大学，恩田 博(onda@ad.mech.tohoku.ac.jp)

東北大学，橋場道太郎(hashiba@ad.mech.tohoku.ac.jp)

● 計算の目的

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

● 研究の概要

計算手法は移動重合格子法．ロータブレードの枚数分の内部格子をブレード周りに形成し，内部格子はブレードの回転や弾性変形に合わせて移動・変形をし続ける．ヘリコプタの胴体は複雑な場合が多く，胴体周りの格子は非構造格子を採用できるように拡張されている．背景格子は直交格子を2つ採用し，ブレードの回転領域および後流領域については密な格子系を用い，その外側に粗い格子系で置き，計算領域の境界条件からくる影響を軽減している．内部格子については移動格子に対応した完全非定常NS/Euler方程式で，直交背景格子はEuler方程式で，共に4次精度のSLAU+FCMTを採用し，低速から遷音速領域が共存する流れ場に対応すると共に，翼端渦の数値粘性による減衰をできるだけ軽減している．胴体が非構造格子の場合はTAS-Codeをベースにしたソルバーを使用している．

ブレードの弾性変形はCFDで求めた空気力を元に，構造解析を行い，連成計算により求められている．目標となるロータ推力やモーメントと一致するように，CFDの計算で得られた空力の平均値を求め，ロータブレードの制御入力を変更し，トリムを取りながら，計算を行っていく．より現実の飛行条件を再現できるようにした．

● 今年度の研究成果の概要

- 1) ヘリコプタの全機形状周りの流れ場計算に対応するため、胴体周りは非構造格子を使用できるように拡張した。ソルバーはTAS-Codeをベースに、SLAUスキームを導入した。
- 2) ロータと胴体との干渉流れについて、シミュレーションを行い、実験結果による<rFlow3D>コードの計算精度を確認した。
- 3) ONERA との共同研究として、ブレードと翼端渦との干渉流れ場のシミュレーションと BVI 騒音の予測を行い、実験結果とも良好な一致を得た。

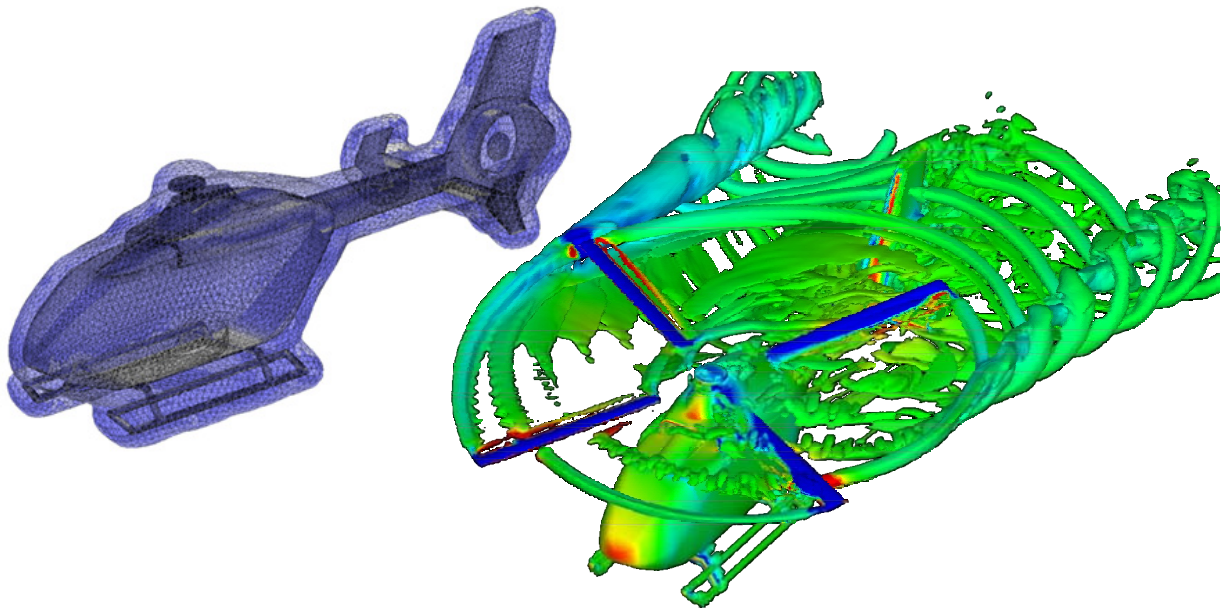
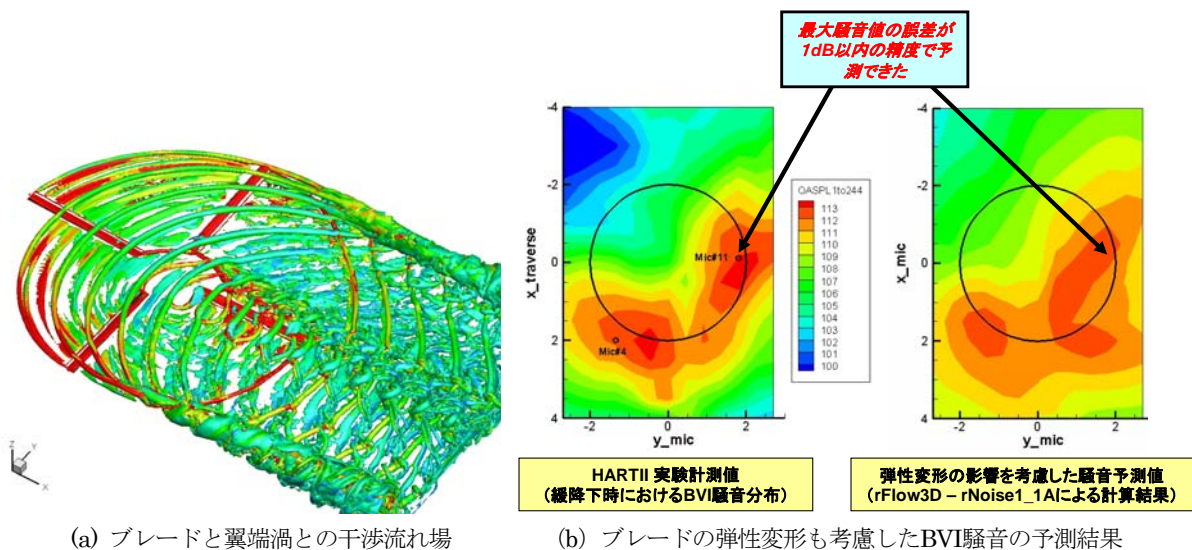


図1 前進飛行時の複雑なヘリコプタ実機形状周りの流れ場解析



(a) ブレードと翼端渦との干渉流れ場

(b) ブレードの弾性変形も考慮したBVI騒音の予測結果

図2 前進飛行時の複雑なヘリコプタ実機形状周りの流れ場解析

● 研究成果の公表状況

- 1) Yasutada Tanabe and Shigeru Saito, A Simplified CFD/CSD Loose Coupling Approach For Rotor Blade Deformation, JAXA-RR-08-008E, March 2009.
- 2) Yasutada Tanabe, Shigeru Saito, Naoko Ooyama, Katsumi Hiraoka, Investigation of the Downwash Induced by Rotary Wings in Ground Effect, Int'l J. of Aeronautical & Space Sciences, Vol.10, No.1, Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, May 2009.
- 3) 田辺安忠, 齊藤 茂, 大谷一平, ヘリコプタの流れ場解析におけるSLAUスキームの適用, 第41回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2009, 調布, 2009年6月.
- 4) 田辺安忠, 齊藤 茂, 菅原瑛明, SLAUスキームの低Re数流れ場における検証, 第41回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2009, 調布, 2009年6月.
- 5) 高山央貴, 佐々木大輔, 中橋和博, 田辺安忠, 齊藤 茂, 非構造格子CFDソルバーによるヘリコプター胴体周りの流れ場の数値計算について, 第41回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2009, 調布, 2009年6月.
- 6) Yasutada Tanabe, Shigeru Saito, Keisuke Takasaki, Hajime Fujita, A parametric study of parallel blade-vortex-interaction noise, Noise Control Eng. J., Vol.57, No.5, Sept-Oct 2009.
- 7) Yasutada Tanabe, Shigeru Saito, Significance of All-Speed Scheme in Application to Rotorcraft CFD Simulations, The 3rd International Basic Research Conference on Rotorcraft Technology, Nanjing, China, October, 2009.
- 8) Yasutada Tanabe, Shigeru Saito, Ippei Otani, Numerical Simulations of Rotor/Fuselage Interactions Utilizing an All-Speed Scheme, 2nd International Forum on Rotorcraft Multidisciplinary Technology, Seoul, Korea, October, 2009.
- 9) Ouki Takayama, Daisuke Sasaki, Nakahashi Kazuhiro, Yasutada Tanabe, Shigeru Saito, Coupling Method of Unstructured and Structured Grids for Flow Around ROBIN Configuration, 2nd International Forum on Rotorcraft Multidisciplinary Technology, Seoul, Korea, October, 2009.
- 10) 田辺安忠, 齊藤 茂, 菅原瑛明, ロータ周りの流れ場の高解像度CFD解析と検証, 第47回飛行機シンポジウム, 岐阜, 2009年11月.
- 11) 堀元光将, 糸賀紀晶, 井星正氣, 田辺安忠, 齊藤 茂, 壁がある地面近傍でホバリングするヘリコプターロータの数値シミュレーション, 岐阜, 2009年11月.
- 12) Yasutada Tanabe, Shigeru Saito, Ippei Otani, Verification of Computational Results of Rotor/Fuselage Interaction Analysis Using rFlow3D Code, APISAT2009, Gifu, Japan, November, 2009.
- 13) 高山央貴, 佐々木大輔, 中橋和博, 田辺安忠, 齊藤 茂, 非構造格子法と構造格子法のカップリングによるヘリコプター周りの数値計算, 第23回数値流体力学シンポジウム,
- 14) Yasutada Tanabe, Shigeru Saito, Experimental and Numerical Studies of Rotor/Fuselage Interactions, AHS Aeromechanics Specialists' Conference, San Francisco, CA, USA, October, 2010.

ヘリコプタの BVI 騒音や羽ばたき音の発生機構の解析

Numerical Study on the Generation Mechanism of BVI Noise and Flapping Sound

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，稲田喜信(inada@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

ヘリコプタのロータブレードの翼端から放出される翼端渦とブレードとの干渉によって発生するBVI騒音や、羽ばたき翼から発生する羽ばたき音の発生メカニズムをCFDと音響解析コードを用いて解析する。

● 研究の概要

ヘリコプタの BVI 騒音の予測では、3次元非定常オイラー・コードをベースとし、計測されたロータブレードの弾性変形や渦減衰を考慮できる渦減衰モデルを解析コードに組み込んで、ブレードと翼端渦との干渉によって生じる BVI 騒音を高速かつ高精度に予測する研究に取り組む。また、羽ばたき音の発生メカニズムの解析では、非圧縮の N-S コードを用いて計算された羽ばたき翼面上の圧力変動を音源とし、ヘリコプタ用に開発された音響解析コードを拡張すること。

● 今年度の研究成果の概要

今年度は羽ばたき音の解析に重点を置き、ヘリコプタ用に開発された音響解析コードの音源面の幾何学的形状と運動の取り扱い方法を拡張し、昆虫の翼のような複雑な形状と羽ばたき運動に見られる複雑な運動に対応できるようにした。解析の結果、ホバリングや前進飛行といった運動モードの違いに伴う羽ばたき音の周波数特性(図1参照)や、音の指向性の特性(図2参照)が明らかになった。

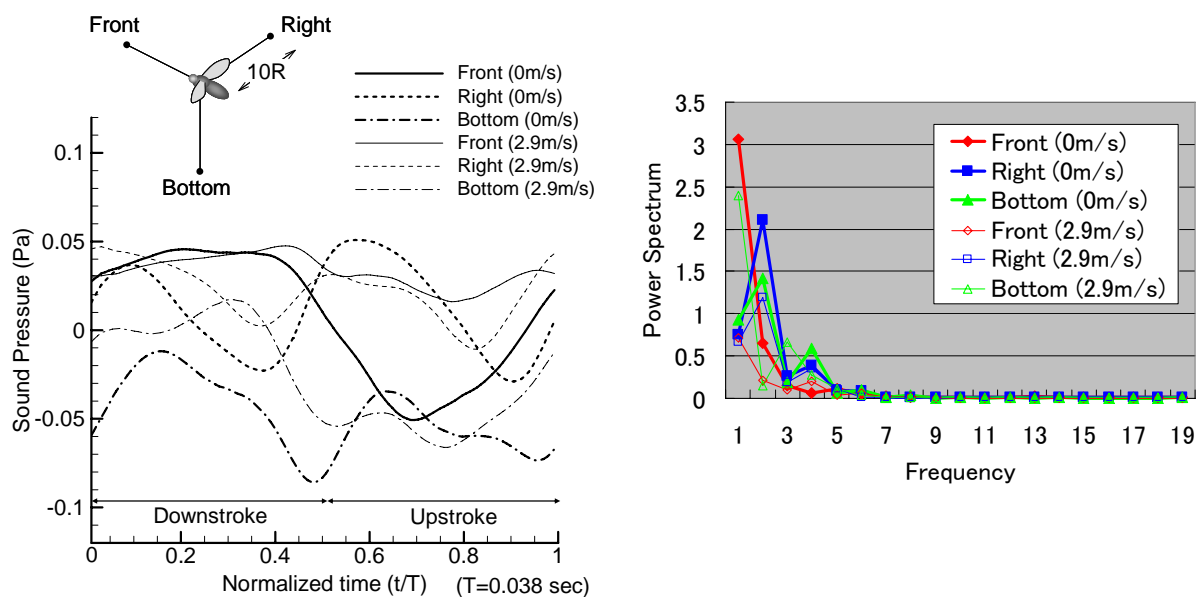


図1 異なる観測点における羽ばたき音の音圧波形 (左) と周波数特性 (右)
(対象昆虫：スズメガ)

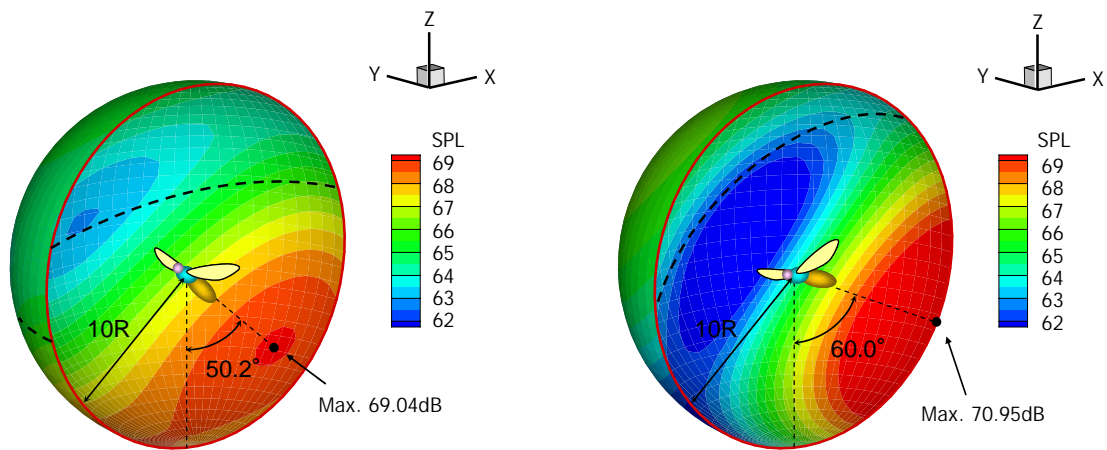


図2 ホバリング飛行 (左) と前進飛行($V=2.9\text{m/s}$) (右) における羽ばたき音の指向性
(対象昆虫: スズメガ)

● 研究成果の公表状況

- 1) 稲田喜信, 前田将輝, 森山貴司, 青野 光, 劉 浩, 青山剛史, 飛行モードによる羽ばたき音の特性の違いについて, 第41回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2009予稿集, p.293-294, 2009.
- 2) 稲田喜信, 前田将輝, 森山貴司, 青野 光, 劉 浩, 青山剛史, 飛行モードによる羽ばたき音の特性の違いについて, JAXA-SP (JAXA Special Publication) (2010年発行予定)

単段ファンの非定常流れ解析

An Unsteady CFD Simulation of Single Stage Fan

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，西澤敏雄(nishizawa.toshio@jaxa.jp)
 研究分担者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，菊地一雄(kikuchi@chofu.jaxa.jp)
 株式会社エイ・エス・アイ総研，吉倉弘高

● 計算の目的

ジェットエンジンにおいて燃料消費量を抑えるための一つの方法としてバイパス比を大きくすることがあげられる。ファンでは翼端相対マッハ数が1を超える遷音速流れとなっており，バイパス比の増大にともなってファン直径が増大するため，エンジンの開発段階においてフラッタが問題となる。本研究ではフラッタ解析が可能な数値解析コードを使用して，ファンフラッタ発生点の予測を高精度に行うことを目的とする。

● 研究の概要

JAXA にて設計・制作されたファンリグの動翼を解析対象とし，ファンでの流量と翼間位相差をパラメータとしてさまざまな運転条件におけるフラッタポイントの探索を行う。フラッタポイントにおいて翼にかかる非定常空気力などから，発生メカニズムを明らかにする。

● 今年度の研究成果の概要

ファンの回転数を設計回転数の80%として，背圧を変化させることによって翼にかかる負荷を変化させてフラッタポイントの探索を行った。図1に示すような流れ場において翼間位相差をパラメータとした解析を行い，フラッタポイントが特定できた。

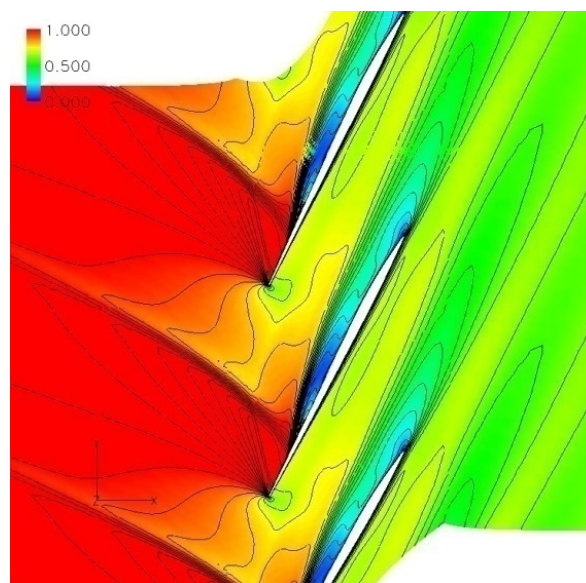


図1 相対マッハ数分布 (Tip 断面)

ファン非定常流れ解析

Numerical Analysis of Unsteady Flow around Fans

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター エンジン性能解析セクション，
賀澤順一(kazawa.junichi@jaxa.jp)

研究分担者：ASI総研，堀口泰生

● 計算の目的

ファン騒音源となるファン周囲の非定常流を非定常レイノルズ平均 Navier-Stokes 方程式 (URANS) で計算する騒音解析の手法は、精度と信頼性に関しては研究段階にある。本計算では URANS を用いてファン動静翼干渉計算による音波の発生・伝播を計算し、その可能性と課題を明らかにしたうえで、動静翼列干渉によるファン騒音のファン周囲での音場を詳細に解析する。その上で、線形オイラー方程式 (LEE) や積分方程式等を用いてファン騒音のダクト内伝播や遠方場への放射予測を可能にし、ファン騒音予測ツールを作成する。

● 研究の概要

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

● 今年度の研究成果の概要

URANS/LEE/Kirchhoff の異なる 3つの解析手法を組み合わせることによってファン騒音の遠方場での予測が可能となった。LEE/Kirchhoff の接続については、LEE の計算領域上に Kirchhoff 面を定義し、この面の物理量などを用いて Kirchhoff 法への入力としている。図 1 に示すように、LEE と Kirchhoff 法の接続はなめらかに行われている。

*この研究は株式会社IHIと共同で行っております。

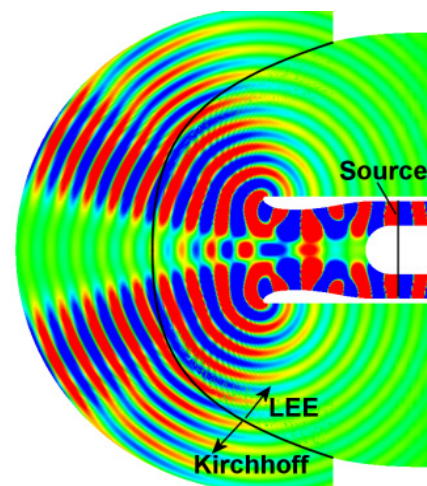


図 1 瞬時圧力変動分布

● 研究成果の公表状況

- 1) Junichi Kazawa, Yasuo Horiguchi, Osamu Nozaki, Kazuomi Yamamoto, Naoki Tsuchiya, Tsutomu Oishi, "Numerical Study on Rotor-Stator Interaction Noise around Fan", Asian Congress on Gas Turbines, August 24-26, 2009

航空機用エンジン燃焼器の流れ最適化に関する研究

Research of flow optimization of the ECO engine combustor

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，野崎 理(nozaki.osamu@jaxa.jp)

研究分担者：三菱重工業株式会社 名古屋誘導推進システム製作所，

三宅慶明(yoshiaki_miyake@mhi.co.jp)

航空プログラムグループ環境適応エンジンチーム，牧田光正(makida@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

新エコエンジン用の燃焼器の上部構造であるカウル周辺の最適形状の設計・選定をおこなう。

● 研究の概要

- (1) 今年度，新しく設定された仕様に基づくエコエンジン用の燃焼器の上部構造であるカウルの最適形状の選定を，UPACS の重合格子を用いておこなう。
- (2) 高圧圧縮機出口から希釈孔までを単に長い通路とせず，緩やかなディフューザとすることで圧損を減少させる可能性があるか数値計算で検討する。
- (3) 今後，新エコエンジン用燃焼器の試験データにより，数値計算結果を比較検証する。

● 今年度の研究成果の概要

今年度は，2次元のCFD計算により，新エコエンジン仕様に合わせたカウル周辺の最適形状の選定を実施した。旧仕様に比較し，プリディフューザ部延長で圧力回復を図る形態を選定した。

燃焼器における圧損はこれまで程度必要悪として認められてきたが，燃料高騰の昨今少しでも削減したい項目でもある。高圧圧縮機出口から希釈孔までを単に長い通路とせず，緩やかなディフューザとすることで圧損を減少させる可能性があることが示せた。

また2次元CFDが，実用的設計ツールとして十分に利用できるレベルにあることが確認できた。

図1，図2は選定された形状のCFD計算結果である。図中，カウル部の白い部分はカウルが熱変形したことを想定した形状である。この場合も総圧回復性能に大きな差はなく，ロバスト設計であることを確認した。

図3，図4は選定形状に至る前の，種々の試行形状の一つの例に対するCFD計算結果である。ダンプディフューザ部分の奥行きの有無が異なっていることは一目瞭然であるが，他にプリディフューザ形状も微妙に異なっている。

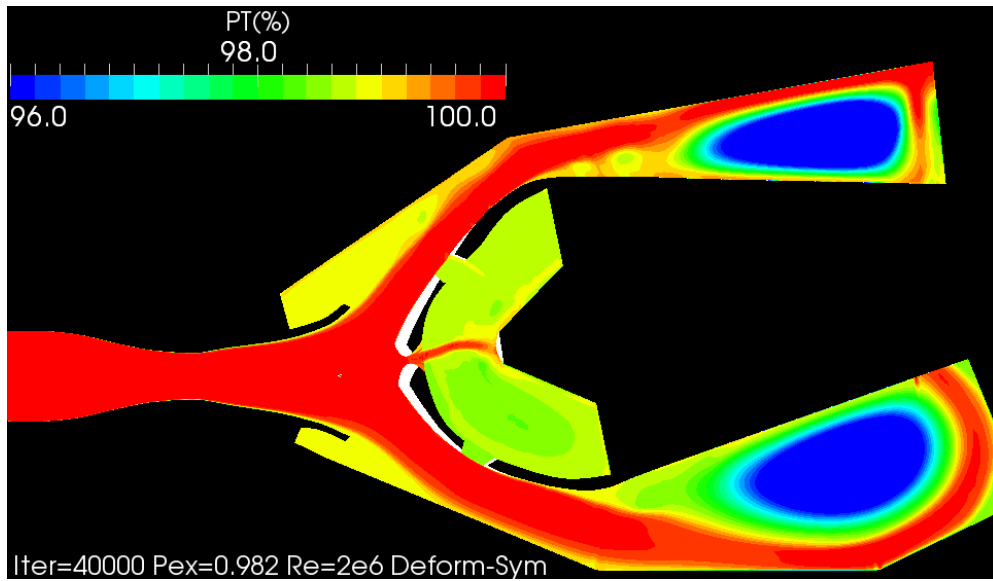


図1 選定形状 総圧分布

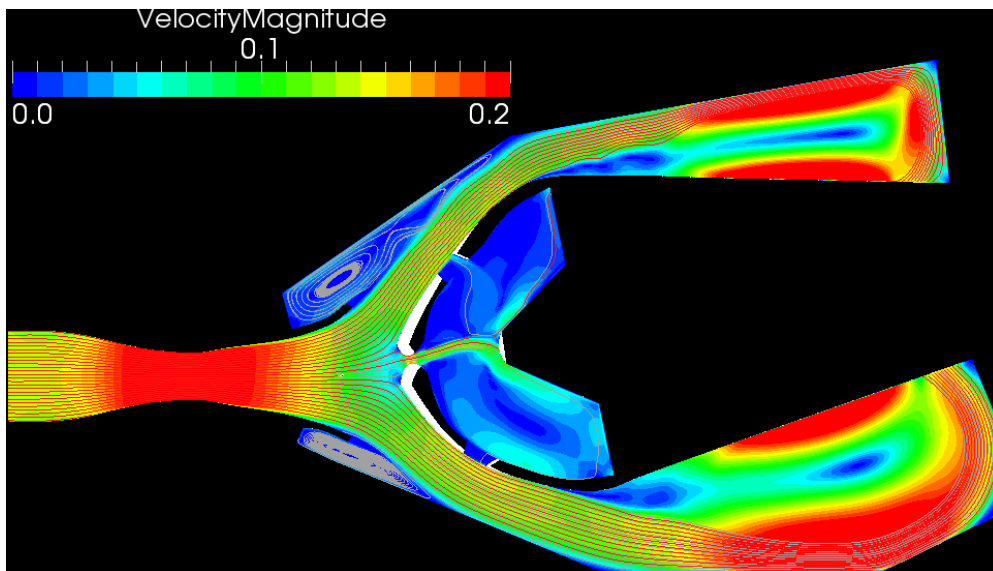


図2 選定形状 速度分布

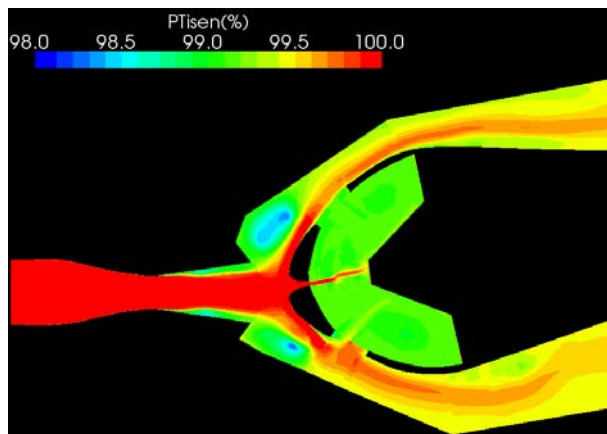


図3 比較対象例 総圧分布

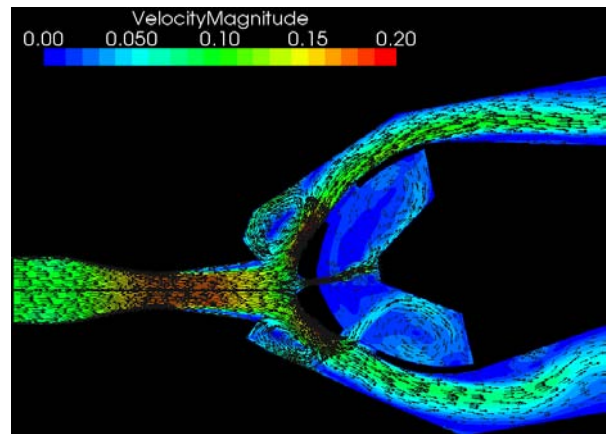


図4 比較対象例 速度分布

液膜式気流噴射弁におけるスワラ角が噴霧特性に与える影響

Effects of Swirl Angle on Spray Characteristics of Annular-Liquid-Film-Type Airblast Atomizers

● 研究グループ

研究代表者：ジェットエンジン技術研究センター エンジン性能解析セクション，
野崎 理(nozaki.osamu@jaxa.jp)

研究分担者：環境適応エンジンチーム エミッション低減セクション，
山口健太(yamaguchi.kenta@jaxa.jp)

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

株式会社エイ・エス・アイ総研，飯野 淳(jiino@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

2重の逆旋回スワラで構成される液膜式気流噴射弁において、スワラの旋回角を変化させた CFD 計算を行い、旋回角の噴霧特性に対する影響を調査する。

● 研究の概要

液膜式気流噴射弁の設計パラメータ・作動条件が噴霧特性に与える影響とそのメカニズムを噴霧試験、計算から明らかにする。

● 今年度の研究成果の概要

①内側旋回角 (ISA) -45度, 外側旋回角(OSA)-45度, ②内側旋回角 (ISA) -45度, 外側旋回角(OSA)-60度の2ケースについて噴霧蒸発計算を行った。実験結果との比較から、CFDが噴霧の噴射角に関して実験結果をよく再現していることが分かった。

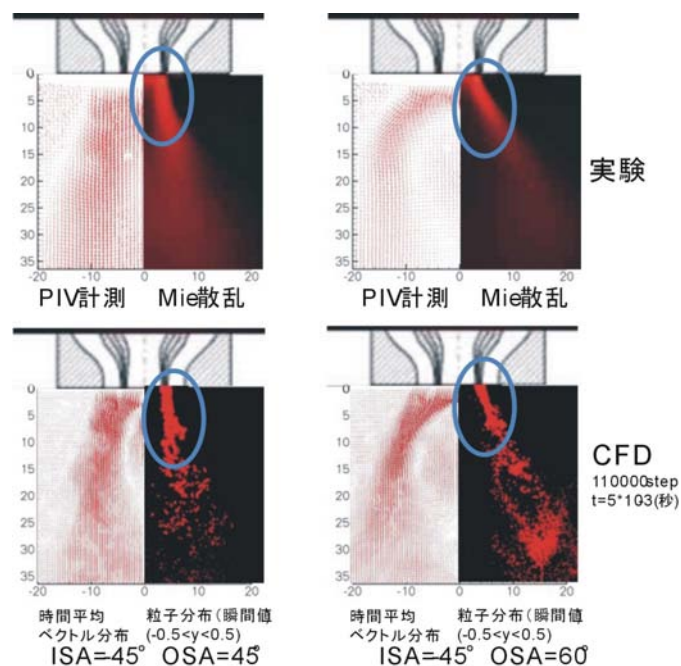


図1 $y=0$ 断面における速度、噴霧噴射角の比較

ファンダクト内非定常流れ解析

Unsteady Flow Simulation in Fan Duct

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，野崎 理(nozaki.osamu@jaxa.jp)
 研究分担者：航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム，山根 敬(yamane.takashi@jaxa.jp)
 株式会社エイ・エス・アイ総研，石山 毅(ishitake@chofu.jaxa.jp)
 株式会社IHI 航空宇宙事業本部，大庭芳則(yoshinori_ooba@ihi.co.jp)

● 計算の目的

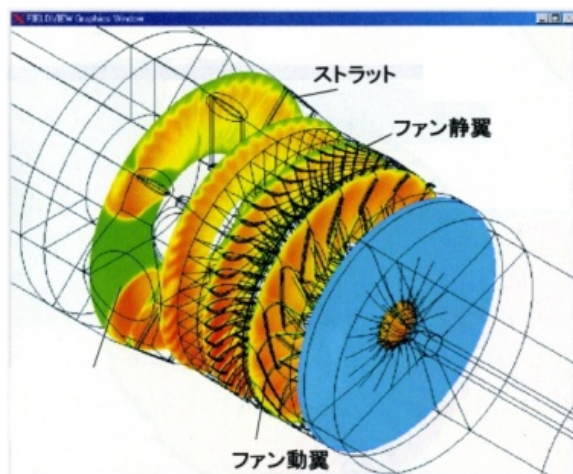
ファンジェットエンジンのファンダクト内流れにおいて，ダクト内に配置されるパイロンがファン推進性能に及ぼす影響を調べる。

● 研究の概要

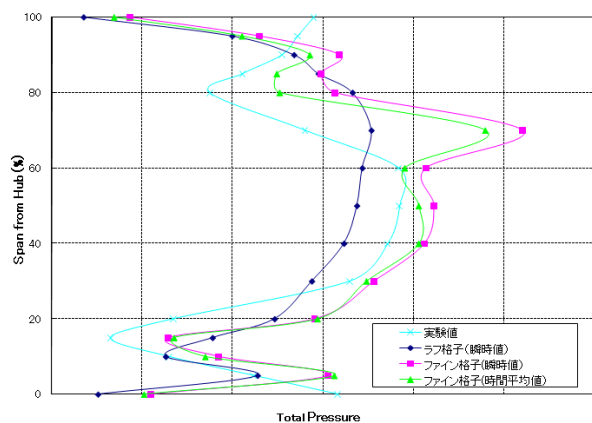
NEDO「環境適応型小型航空機用エンジン研究開発」で研究開発中のエンジン用ナセルを設計するうえで必要となる，ファンダクト形状が推進効率に及ぼす影響をCFDで予測する。

● 今年度の研究成果の概要

ファン動翼，静翼，ストラットに加えて，パイロンを含むファンダクト内流れを，ファン入口からダクト出口まで実施した。パイロンを追加する事により，軸対称条件を満たさないため，全周非定常の大規模解析となった。今年度は基本形状のバイパスダクトを対象に解析を実施して，格子密度が解析結果に与える影響について調査した。



(a) 全体図



(b) 計算結果と試験結果の比較 (パイロン下流断面の全圧)

図1 ファン動翼，静翼，ストラット及びパイロンの全てを含む全周非定常流れ解析

UPACS による高速軸流圧縮機の全段解析

Simulation for a High-speed Multistage Axial Compressor using UPACS

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター，野崎 理(nozaki.osamu@jaxa.jp)
 研究分担者：株式会社IHI，山上 舞(mai_yamakami@ihi.co.jp)
 株式会社IHI，青塚瑞穂(mizuho_aotsuka@ihi.co.jp)

● 計算の目的

軸流圧縮機を対象に，UPACSを用いた非定常多段解析および定常多段解析を実施し，試験結果との比較から，予測精度を評価し課題を明らかにするとともに，その課題を解決していくことを目的とする。

● 研究の概要

複雑形状を考慮した圧縮機内部流れ解析が可能となるようにUPACS コードの整備を行う。

● 今年度の研究成果の概要

可変静翼隙間，キャビティを考慮した解析が行なえるようUPACS コードの整備を行い，妥当な結果が得られることを確認した。高速軸流圧縮機を対象に，可変静翼隙間を入れた非定常全段解析を実施し，その性能への影響を調査した。

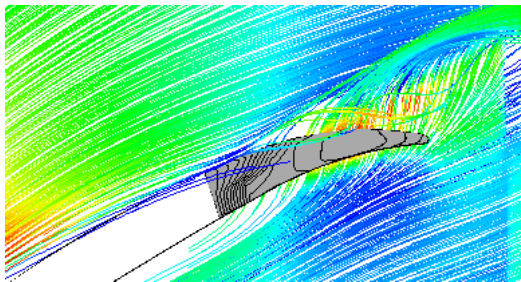


図1 静翼隙間付解析

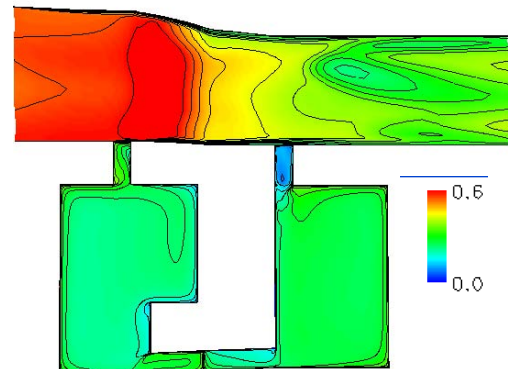
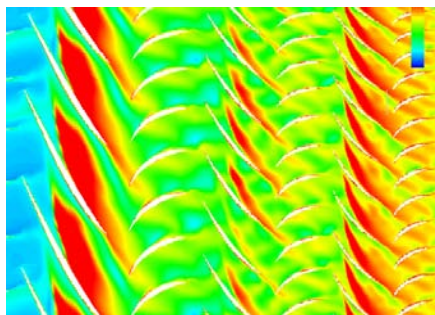
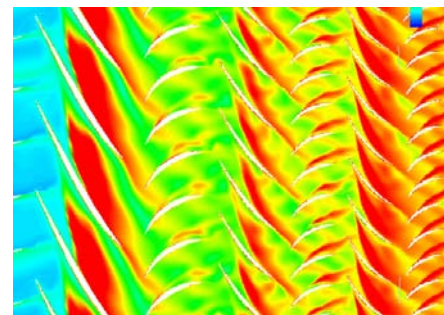


図2 キャビティ付解析（マッハ数コンター）



可変静翼隙間なし



可変静翼隙間あり

図3 チップ付近のエントロピーコンター（1段動翼～3段静翼）

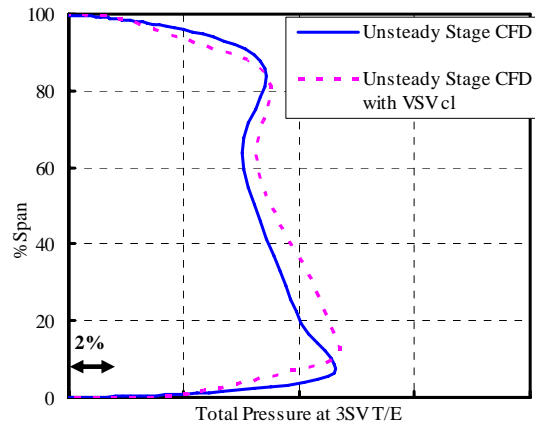


図4 可変静翼隙間ありとなしの半径方向分布の比較
(3段静翼 T/Eの全圧半径方向分布)

● 研究成果の公表状況

- 1) Yamagami, M., Tsuchiya, N., Kodama, H., Kato, D., Horiguchi, Y., Kazawa, J., “Unsteady Flow Effects in a High-speed Multistage Axial Compressor”, ASMEGT2009-59583, ASME Turbo EXPO 2009, June, 2009
- 2) 山上 舞, 児玉秀和, 加藤 大, 土屋直木, 堀口泰生, 賀澤順一, “軸流多段圧縮機における非定常流れの影響”, 第37回ガスタービン定期講演会, 2009年10月

燃焼器内部流れ解析

Numerical simulation of flow in a combustor

● 研究グループ

研究代表者：航空エンジン技術開発センター エンジン性能解析セクション，
野崎 理(nozaki.osamu@jaxa.jp)
研究分担者：株式会社IHI 基盤技術研究所 熱・流体研究部，
リーヘルマン ディアク(dirk_riechemann@ihi.co.jp)
株式会社 数値フローデザイン，堀 高太郎(hori@nufd.jp)

● 計算の目的

航空エンジン用燃焼器内の化学種濃度や温度などを高精度で計算できる燃焼解析コードを開発することに当って、大規模計算が可能であることを示すのが本計算の目的である。

● 研究の概要

現在のジェットエンジンの設計では、圧縮機や燃焼器等、各要素単体の CFD 解析が使用されているが、各要素の要素間干渉をどう扱うかが重要な課題となっている。要素間干渉を考えた場合、燃焼器コードとしては圧縮機から供給される空気に流量や圧力の変化が現れたときに燃焼状態が変わり、その結果として、出口の温度分布や排出特性が変化することを再現できることが重要である。本件は、そのような非定常かつ、複雑な燃焼場を精度よく短時間で解析しうるコードを開発することを目的としている。

● 今年度の研究成果の概要

昨年度は基本的なバーナ（ガス焚き噴流火炎や灯油焚き旋回バーナ）の燃焼解析が可能であることを確認した。今年度は実燃焼器の解析に向かって、模擬燃焼器の燃焼解析を実施した。噴霧挙動、燃料の蒸発と燃焼が大規模でも問題なく計算できることが確認できた。今後は更なる計算領域の拡大およびモデル改善を行っていく。

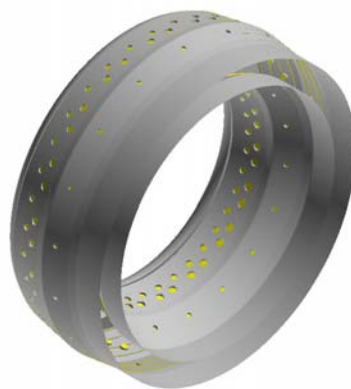


図1 フルアンニュラー燃焼器の外壁

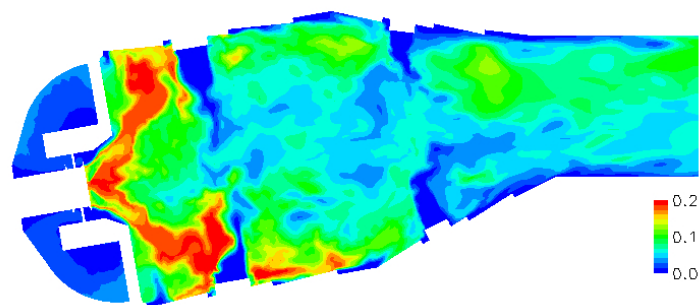


図2 バーナ断面における二酸化炭素の瞬時濃度

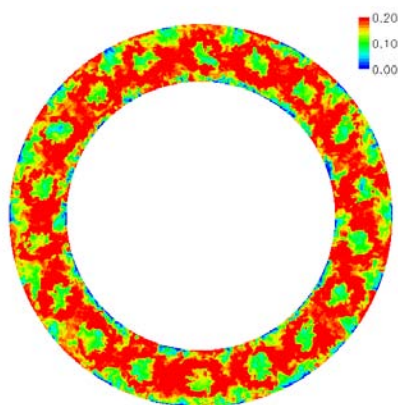


図3 エンジン方向の断面における二酸化炭素の瞬時濃度

ヘリコプタ・ブレードの3次元多目的最適設計法に関する研究

Study on Multi-objective Optimization for 3D Design of Helicopter Blade

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，青山剛史(aoyama@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：東北大学 流体科学研究所 附属流体融合研究センター，

鄭 信圭(jeong@edge.ifs.tohoku.ac.jp)

東北大学大学院 工学研究科 航空宇宙工学専攻，佐々木 亮(tsasaki@edge.ifs.tohoku.ac.jp)

● 計算の目的

固定翼機の分野では，設計最適化手法が様々な場面で活用され，遺伝的アルゴリズムの適用により，複数の目的関数を持つ多目的最適化問題でも大きな成果を挙げている．しかしながら，ヘリコプタなどの回転翼機においては，ブレードの回転が作り出す流れ場が極めて複雑であるが故，設計の現場ではブレードの3次元最適設計法の確立が望まれているにも関わらず，実現へのハードルが高いのが現状である．そこで，本研究においては，ヘリコプタ周りの流れ場を解析するCFDコードと遺伝的アルゴリズム等の最適化手法をカップリングさせることで，構造強度や許容振動の許す範囲内で空力性能が高く騒音特性のよいブレードを設計できる3次元多目的最適設計法の確立を目指す．

● 研究の概要

JAXA で従来からヘリコプタの高速衝撃騒音（High Speed Impulsive Noise: HSI Noise）予測に用いられてきた，CFDコードとKirchhoff法を組み合わせる手法を，最適化問題への適用を考慮して拡張するとともに，東北大で開発された多目的最適化コードを，ヘリコプタへの適用を考慮して拡張し，両者をカップリングさせることで，空力性能の犠牲なしにHSI騒音を低減するブレード形状を考案する．また，計算結果にデータマイニングの手法を適用することで，ブレード形状を決める個々のパラメータに対する結果の感度を把握する．

● 今年度の研究成果の概要

ヘリコプタの最適化計算結果に自己組織化マップ（SOM）を適用して，パラメータの感度を把握した．その結果，以下のような知見が得られた．

- ・ HSI騒音のSOMは，翼端でのコード長のSOMとカラーパターンが似ていることから，それが重要なパラメータだと言える．
- ・ 推力係数が高い形状では後縁の方向角が負，振りモーメント係数が低い形状では後縁の方向角はゼロに近い．
- ・ 推力とモーメントでは，有利な形状が相反するので，両者のトレードオフが必要．

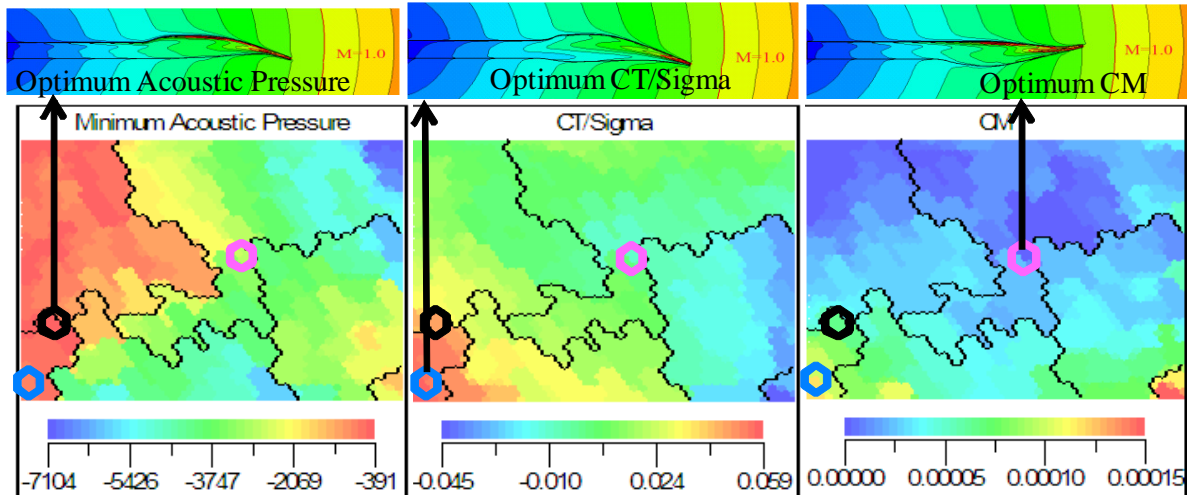


図1 HSI騒音, 推力係数及びモーメント係数のSOMと最適なブレード形状例

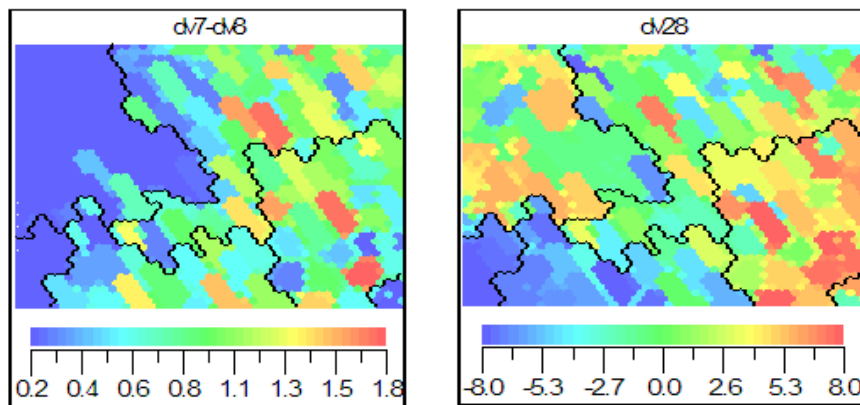


図2 翼端でのコード長及び翼型後縁の方向角のSOM

● 研究成果の公表状況

- 1) Chae, S., Yee, K., Yang, C., Aoyama, T., Jeong, S., Obayashi, S., Blade Shape Optimization for Aero-Acoustic Performance Improvement of Helicopter in Hover, AHS 65th Annual Forum and Technology Display, May, 2009.
- 2) Chae, S., Yang, C., Jeong, S., Aoyama, T., Obayashi, S., Yee, K., Blade Shape Optimization for Aero-Acoustic Performance Improvement of Helicopter in Hover, 2nd International Forum on Rotorcraft Multidisciplinary Technology, October, 2009.
- 3) Sasaki, R., Jeong, S., Chae, S., Yee, K., Aoyama, T., Blade Shape Optimization and Data mining for HSI Noise and Aerodynamics Performances of helicopter, 2nd International Forum on Rotorcraft Multidisciplinary Technology, October, 2009.

縦渦導入型広帯域スクラムジェットの研究

Scramjet Research for Wide Mach Number Range

● 研究グループ

研究代表者：宇宙輸送ミッション本部 宇宙推進系技術研究開発センター，
須浪徹治(sunami@kakuda.jaxa.jp)

研究分担者：宇宙輸送ミッション本部 宇宙推進系技術研究開発センター， Marius Banica
宇宙輸送ミッション本部 宇宙推進系技術研究開発センター， Benjamin Rust

● 計算の目的

スクラムジェットを広い飛行マッハ数範囲で高性能作動させる技術として、スクラムジェット燃焼器に縦渦を導入し、これにより燃料混合の促進と境界層制御を行わせる手法を提案しており、本手法によるスクラムジェット性能評価と性能向上を目的とした計算を行う。

● 研究の概要

スクラムジェット燃焼器において種々の縦渦導入型燃料噴射器を設置し、これらにより導入される縦渦列の特性による混合・燃焼性能の違いについて実験結果との比較をとおして調べるとともに、HyShot-IV 用の縦渦導入型燃焼器のマッハ 8 燃焼実験で観察された燃焼を伴う圧力波（デトネーション波）の発生・上流伝播過程・減衰について数値シミュレーションによる再現を試み、圧力波システムの詳細構造について調べる。

● 今年度の研究成果の概要

縦渦導入型単段・多段スクラムジェット燃焼器について、飛行マッハ数 7 の模擬気流条件下における燃焼実験の対応計算（3D 定常）を進めた。また、HyShot-IV 用の縦渦導入型スクラムジェット燃焼器の高温衝撃風洞におけるマッハ 8 燃焼実験の対応計算（3D 非定常）を行った。後者では、デトネーション波の解が燃焼による通常熱閉塞解に近くなる当量比付近の解析を行い、デトネーション波の発生直後から停止に至る過程とその過程における圧力波システムの構造の変化を捕捉した。圧力波のシステムは、境界層剥離・衝撃波（第 1 衝撃波および第 2 衝撃波）・燃焼域から成り、主たる燃焼は縦渦内に存在する主衝撃波（第 1 衝撃波）の直後で生じること、主衝撃波は垂直衝撃波あるいは弓状衝撃波として存在し、流れ場・燃料混合場の 3 次元性により同様に強い 3 次元性を有することなどが示された。

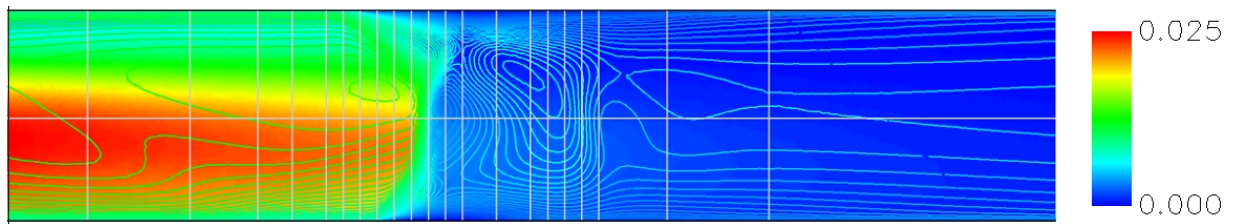
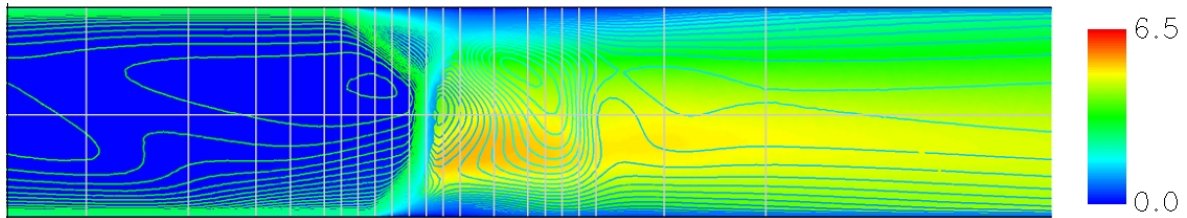
(a) H_2 mass fraction and Mach contours imposed(b) H_2O mass flow rate ($kg/s/m^2$) and Mach contours imposed

Fig.1 Detonation wave propagating upstream supersonic combustor through the streamwise vortex introduced by a hypermixer injector. (Mach 8 flight enthalpy. Combustor free stream Mach number is 2.9. Flow is from left to right. View is at the center plane of the streamwise vortex.)

● 研究成果の公表状況

- 1) 須浪, 小寺, 宗像, 吉田, “縦渦導入型スクラムジェット燃焼器におけるデトネーション波の発生・上流伝播過程の数値解析,” 第23回数値流体力学シンポジウム, (2009)

高レイノルズ数における圧縮性亜音速流の高精度解析法の研究

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

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 流体グループ，黒滝卓司(ymatumot@stelab.nagoya-u.ac.jp)

研究分担者：研究開発本部 流体グループ，池田友明(ikedat@chofu.jaxa.jp)

鳥取大学大学院工学研究科機械宇宙工学専攻（機械工学コース），

住 隆博（客員）(sumi@chofu.jaxa.jp)

研究開発本部 流体グループ， 桧山 淳(bird@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

航空機の失速特性や音響特性の定量的評価を目的として，実用的な高レイノルズ数領域における，遷移や剥離等の複雑な流れ場を含む解析法を確立する。

● 研究の概要

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

また，航空機等に代表されるより複雑な形状へ適用するために，独自に提案している，一般化特性インターフェイス理論を応用した新しいコンセプトによるマルチブロック解析コードを開発し，実用形状での性能検証を目指す。

● 今年度の研究成果の概要

- ・ 昨年度までの研究において，単点結合で，ブロック境界でのキックを許容するという特徴を持つ，一般化特性インターフェイス理論を応用したマルチブロックLES解析コードを開発し，複雑形状として，フラップを有する高揚力2次元翼の検証解析を実施した。その結果，従来不可能とされていた複数の遷移点をモデルを用いることなしに捕獲できることを実証し，圧力分布等も定量的に実験値と一致することを確認した。今年度は，さらに，高速化，ロバスト化を目的としたアルゴリズムの研究を実施した。
- ・ この一般化インターフェイス理論を用いたマルチブロック計算法は，ブロック間に急峻なキックを許容するため，比較的単純な格子形状を持つブロックで複雑形状物体を容易に覆うことができる反面，評価領域と無縁な遠方場において格子点の無駄が多くなる。昨年度は，さらにブロック間で格子点の一致が不要となるような，6次精度の高精度補間法を組み込んだ拡張インターフェイス理論を構築し，格子点配置の効率化が図れるようになった。これによりコードの拡張性が増し，高速化が期待できるようになった。また，円柱周りの検証解析を実施し，拡張理論が正常に機能することを実証するとともに，適切な適用範囲（格子幅比等）等の知見を得た。
- ・ 今年度はさらに検証を進め，詳細な球周りの検証解析を実施し，抵抗値が実験を再現することを確認した。これにより，拡張理論が正常に機能することを実証した。

- 主な手法の特徴
 - (1) 対象方程式：3次元圧縮性ナビエストークス方程式
 - (2) 空間離散化法：4次精度最適化コンパクトスキーム
 - (3) 時間積分法：4次精度最適化ルンゲクッタスキーム
 - (4) LES：ADM法
 - (5) 境界条件：一般座標系に拡張されたNavier-Stokes characteristic boundary conditions (NSCBC)
 - (6) インターフェース(特異)面の取り扱い：一般化特性インターフェース理論 (独自提案)
 - (7) 乱流モデル：遷移及び乱流に関するモデリングは無し
 - (8) 並列化手法：XPFortran+自動並列+OpenMP / MPI

本研究テーマで提案中の一般化インターフェース理論による
NLR7301 two-element aerofoil 周りのマルチブロック計算例



一般化インターフェース理論を用いたマルチブロック計算法は、ブロック間に急峻なキルクを許容するため、比較的単純な格子形状を持つブロックで複雑形状物体を容易に覆うことができる反面、評価領域と無縁な遠方場において格子点の無駄が多くなる。

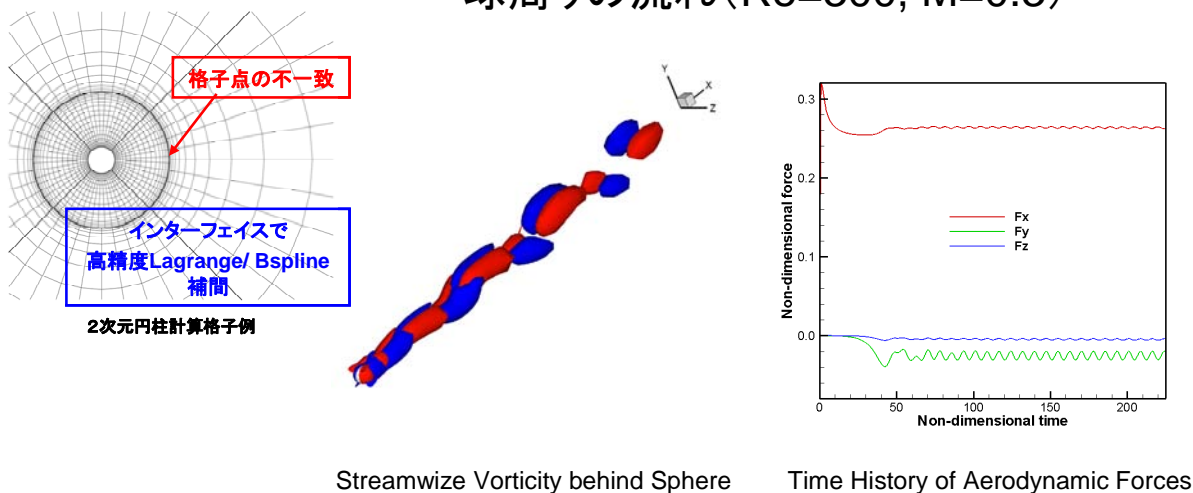


拡張化、高速化！

ブロック間で格子点の一致を必要としないマルチブロック計算法の必要性

図1 研究の背景

球周りの流れ (Re=300, M=0.3)



$$C_D = F_z / \left(\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 \pi \frac{D^2}{4} \right) = 0.655 \quad (\text{Experiment: } 0.629\text{--}0.671)$$

図2 検証解析結果例

航空機騒音に関連した音響シミュレーションへの応用に関する研究

Research on Simulation of Airframe noise

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 流体グループ，黒滝卓司(ymatumot@stelab.nagoya-u.ac.jp)

研究分担者：研究開発本部 流体グループ，池田友明(ikedat@chofu.jaxa.jp)

鳥取大学大学院工学研究科機械宇宙工学専攻（機械工学コース），

住 隆博（客員）(sumi@chofu.jaxa.jp)

研究開発本部 流体グループ，桧山 淳(bird@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

近傍場から遠方場へ至る広範囲の騒音予測法の構築を目的として，音響理論を応用した遠方場音響予測手法および，近傍場とのインターフェースの取り扱いに関する研究を行う。

最初の課題として，低レイノルズ領域における2次元翼周りから発生する音を扱い，DNSによる近傍場の解析法の検証及び音響理論による騒音予測法の精度向上を目指す。

● 研究の概要

2次元層流域におけるDNS計算に適用可能かどうかを検証するとともに，従来の音響理論に代わる解析手法を提案し，DNS解析結果との比較を通じて，遠方場騒音予測精度の向上が得られるかどうかを検証する。

● 今年度の研究成果の概要

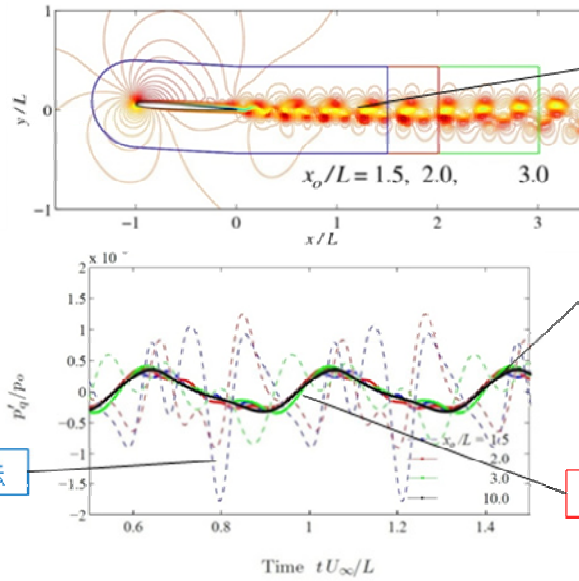
- ・ 従来手法の音響理論と非圧縮CFDの組み合わせでは，ドップラー効果や音波の反射・散乱現象の再現性の面で誤差が大きいという問題があった。昨年度は，新たに，Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) 法を高精度圧縮性LESコードに組み込む手法を構築し，低Re数流れの適用例において，一様流中のドップラー効果を再現できることを実証した。これにより，近傍場から遠方場までの広範囲で空力音の再現が可能となった。
- ・ 今年度はさらに，乱流及び高亜音速で卓越する四重極音評価法をFW-H法に基づいた遠方場予測コードに組み込み，音源領域を任意に選べる手法を開発した。

TEノイズ計算例

- > $Re = 20,000$
- > $M = 0.3$
- > NACA0006
- > 迎角 3.5 [deg.]

$r = 5L, \theta = 30$ [deg]
の四重極音履歴

破線: 従来手法



新手法の音源領域

物体近傍に限定可能

黒線: ウェーク全体を包含=高コスト

実線: 新手法

図1 検証解析結果例

● 研究成果の公表状況

- 1) 住, 黒滝, 桧山, 高次精度補間を導入した特性インターフェイス条件によるマルチブロック計算法, 日本航空宇宙学会和文論文集, vol. 57, No. 664, (2009年5月号)
- 2) T. Ikeda; T. Sumi; T. Kurotaki, "Interface Conditions of Finite Difference Compact Schemes for Computational Aeroacoustics", AIAA Journal 2009 vol. 47 no. 11, pp. 2658-2665
- 3) 池田友明, 音響アナロジーを用いた後縁ノイズ予測について, 第23回数値流体力学シンポジウムD2-3, 2009.

能動流体制御デバイスを用いた流体制御に関する研究

Study on flow control using active flow control devices

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部宇宙輸送工学研究系，藤井孝藏(fujii@flab.isas.jaxa.jp)
 研究分担者：横浜国立大学大学院 工学府 システム統合工学専攻 海洋宇宙システムコース，
 岡田浩一(okada@flab.isas.jaxa.jp)
 東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻，浅田健吾(asada@flab.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

近年，プラズマアクチュエータやシンセティックジェットなどの小型能動流体制御デバイスの研究が注目を集めている。これらのデバイスは必要エネルギーが小さく，応答性に優れ，機構も比較的単純であるという優れた特徴を持つ。このことから，航空機などの翼の流れ場の制御にこれまで用いられてきたフラップやボルテックスジェネレータといった機械的デバイスに替わりうる新しい流体制御デバイスとして期待されている。本研究では特にプラズマアクチュエータとシンセティックジェットに着目し，数値流体力学を用いて流れの制御メカニズムを解明し，より効果的に小型能動流体制御デバイスを利用するための知見や，実機を想定した高 Re ，高動圧，大スケールの条件における流れ剥離制御方法の指針を得ることを目的としている。

● 研究の概要

【シンセティックジェットによるバックステップ流れの剥離制御】

形状や流れ場が翼型と比較して単純且つ剥離点が固定されているバックステップに，シンセティックジェットを取り付けた形状に対して流れ場の解析を行なう。シンセティックジェットにより誘起される速度変動や乱流境界層を効率的に解くためにコンパクトスキームを用いた **Implicit Large Eddy Simulation** を行った。本年度は，入力パラメータである周波数と振幅を変えた計算を行い，これらのパラメータが与える影響について考察した。

【プラズマアクチュエータを用いた翼周り流れの剥離制御】

2 次元翼周りの剥離流れに対して，プラズマアクチュエータを模擬した体積力の負荷により変動を誘起する計算を行い，どのような変動を誘起するのが剥離制御に有効かを明らかにする。本年度は，入力電圧として通常の正弦波を用いた場合とバースト波（正弦波の on/off を周期的に変更）を用いた場合の剥離制御メカニズムの比較を行った。また，計算手法として，非定常な現象を捉えるために，コンパクトスキームを用いた **Implicit Large Eddy Simulation** を用いた。

● 今年度の研究成果の概要

【シンセティックジェットによるバックステップ流れの剥離制御】

バックステップ高さと同様流速で定義した無次元周波数が 0.2 の場合に剥離領域が約 20 パーセント減少するが，2.0 の場合は剥離領域の長さに変化がないことが分かった。これは無次元周波数が 0.2 のときにはレイノルズ応力が増えることによりせん断層の混合が促進されるが，2.0 の場合はレイノルズ応力の大きな変化がないのでせん断層の混合がそれほど促進されないためである。また，剥離制御できた場合はシンセティックジェットから発生する 2 次元の強い渦と，剥離せん断層から発生する渦が合体する

ことにより、2次元的なより大きい渦が生まれ、その渦自身及び、他の2次元的な渦の間の領域で、大きなレイノルズ応力を生じることで剥離を制御していることが分かった(図1). このことから渦の合体により2次元的な強い渦を作ることが剥離制御に重要であると考えられる. 今後は入力パラメータである周波数と振幅を更に変えた解析を行い、制御に有効なパラメータの理解を行う予定である.

【プラズマアクチュエータを用いた翼周り流れの剥離制御】

NACA0015 翼型で定義される2次元翼周りの流れ場に対して、高解像度コンパクトスキームを用いたImplicit LESを行い、解析手法及び格子解像度の検証を行った. その後、前縁剥離を起こす迎角(14度)において、バースト波を用いた場合(翼弦長と一様流速で定義したバースト波の無次元周波数は6)と、バースト波を用いない通常の交流電圧を加えた場合の計算を行い、バースト波の効果を比較した. バースト波を用いた場合と用いなかった場合のいずれの場合も、前縁剥離を抑制できたが、バースト波を用いた場合はバースト波を用いなかった場合と比べて前縁での剥離泡はより小さく、前縁の負圧のピークも大きい値を取った(図2). さらに、既に前縁から剥離している流れに対してバースト波を用いた場合とバースト波を用いない通常の交流を用いた場合でそれぞれ解析を行い、流れが翼面に付着するまでの過程を比較した. 本解析により、バースト波を用いた翼剥離制御において、強い縦渦が剥離制御の重要な役割を担っている事が分かったが、これらを効果的に誘起するスパン方向の渦を生成する様なバースト波のパラメータがどのように決まっているのかは不明である. そこで、制御していない流れ場とバースト波を用いて制御した場合の流れ場に対して周波数解析等を行う事により、バースト波の周波数と剥離せん断層の変動の周波数との関係を調べる予定である.

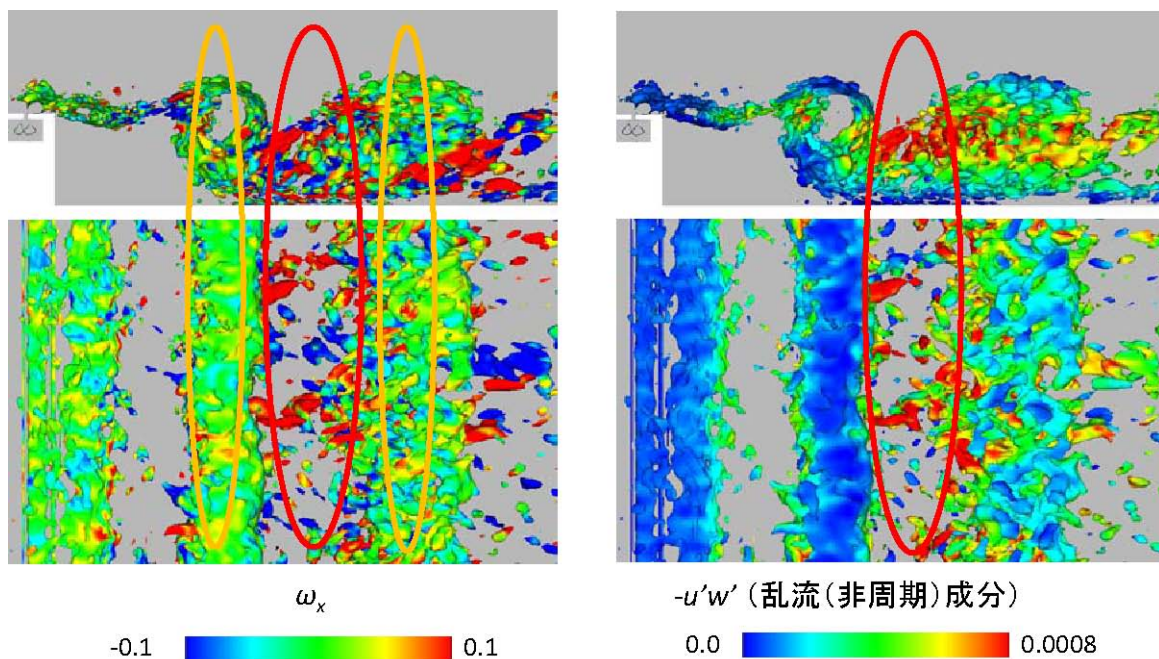


図1 無次元周波数0.2で制御した場合の位相平均流れ場の渦構造
(等値面は速度勾配テンソルの第二不変量)
左図: x軸周りの渦度で面塗り 右図: レイノルズ応力の乱流成分で面塗り

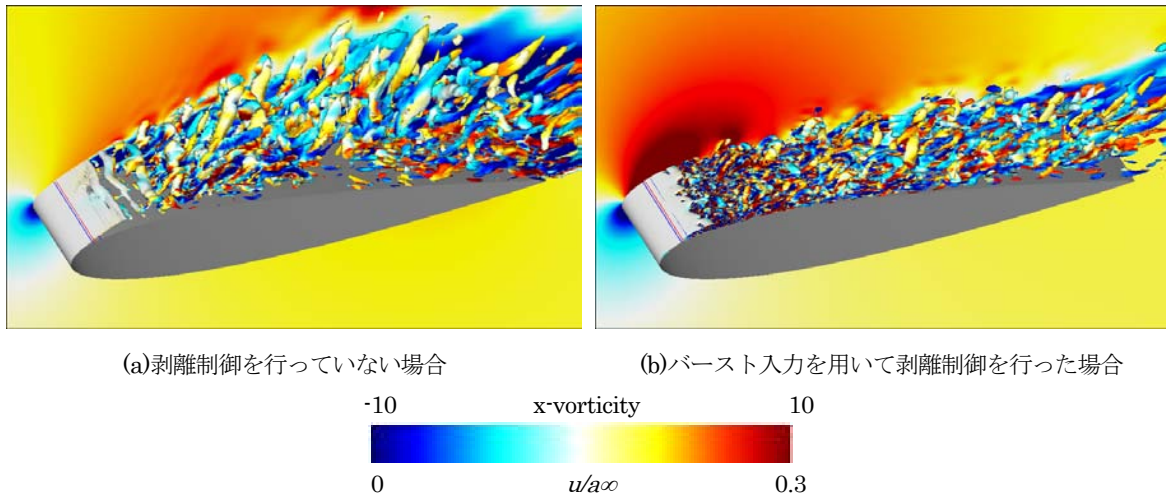


図2 迎角 14 度, マッハ数 0.2, 翼弦長基準レイノルズ数 63,000 における NACA0015 翼型周りの瞬間流れ場 (等値面は速度勾配テンソルの第二不変量をコード方向の渦度で面塗り, 背景はコード方向速度で面塗り)

● 研究成果の公表状況

- 1) Koichi Okada, Kozo Fujii, Koji Miyaji “COMPUTATIONAL STUDY OF THE SEPARATED FLOW STRUCTURE INDUCED BY THE SYNTHETIC JET ON A BACKWARD-FACING STEP”, The 10th International Conference on Fluid Control, Measurements, and Visualization, (2009).
- 2) Koichi Okada, Kozo Fujii, Koji Miyaji “Computational Study of Frequency and Amplitude Effects on Separation Flow Control with the Synthetic Jet”, ASME International Mechanical Engineering Congress & Exposition, (2009).
- 3) 岡田浩一, 藤井孝藏, 宮路幸二 “シンセティックジェットを用いたバックステップ剥離流れ制御の数値解析”, 第41回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション 技術シンポジウム 2009, (2009).
- 4) Kengo Asada, Kozo Fujii “COMPUTATIONAL STUDY OF SEPARATION CONTROL MECHANISM WITH THE IMAGINARY BODY FORCE ADDED TO THE FLOWS OVERAN AIRFOIL”, The 10th International Conference on Fluid Control, Measurements, and Visualization, (2009)
- 5) 浅田健吾, 藤井孝藏 “LES解析によるDBDプラズマアクチュエータのバースト発振翼剥離制御効果”, 第23回数値流体力学シンポジウム, (2009).

静粛超音速研究機用インテークの設計と性能解析

Aerodynamic design of a supersonic inlet for Silent SuperSonic Technology Demonstrator S3TD

● 研究グループ

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

研究分担者：研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター, 小島孝之(kojima@chofu.jaxa.jp)

研究開発本部 ジェットエンジン技術研究センター, 水野拓哉(tmizuno@chofu.jaxa.jp)

航空プログラムグループ 超音速機チーム, 上野篤史(aueno@chofu.jaxa.jp)

東京理科大学 技術研修生, 岡田裕泰(hiroyasu@chofu.jaxa.jp)

東京農工大学 技術研修生, 赤沼憲仁(norihito@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

JAXA の進める静粛超音速機技術研究開発における静粛超音速研究機の基本設計検討のうち, JAXA で設計された超音速インテークの性能解析を行い, 設計形状の問題点の洗い出しと設計へのフィードバックを行い, 最終的に研究機の飛行エンベロープ全体を包含するインテークの空力性能データパッケージを作成することを目的とする。

● 研究の概要

重合格子による機体形状の影響を加味したインテークの性能を解析するためのCFDである。本年度は姿勢角の影響をより広い範囲で検討するため, 迎角はノミナル飛行パターンを包含する3点を設定し, 横滑り角を最大10度とした。マッハ数は0.2~1.6とし, エンジンの作動状態をアイドルから全開まで模擬した計算を実施した。一回の計算負荷よりも, 如何に多くの計算条件をこなすかが本研究におけるCFD解析のポイントである。

得られた空力データは研究機の飛行成立性検討, 飛行制御則設計等の設計作業のための基礎データとなる。特にインテーク抵抗は風洞試験で計測することが極めて困難であるため, CFDの結果がよりどころとなる。

● 今年度の研究成果の概要

インテークを設計するために必要なパラスタ等の検討を行い, 静粛超音速研究機の飛行成立性の観点から要求される性能を満足するインテークが設計された。

また, 研究機の基本設計を行うために十分なインテークの性能解析データを取得した。

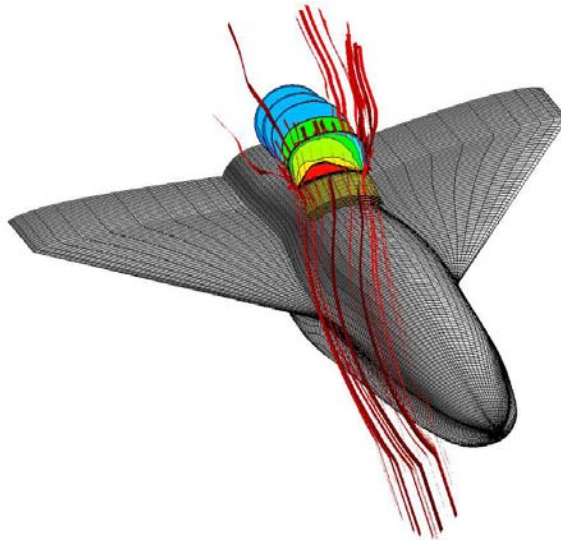


図1 姿勢角の影響を考慮した解析（流線とインテークダクト内マッハ数分布）

● 研究成果の公表状況

- 1) 渡辺 安, 他, “静粛超音速研究機の推進系設計”, 第47回飛行機シンポジウム
- 2) 渡辺 安, “静粛超音速研究機 (S3TD) 第3.5次形状インテークの空力設計”, JAXA RM-08-019

自動格子生成ツールを用いた高揚力装置付き小型超音速旅客機形態の数値解析

Numerical analysis of the Quiet Small Supersonic Transport using Automatic grid generator

● 研究グループ

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

研究分担者：諏訪東京理科大学 システム工学部 機械システム工学科，

雷 忠(lei@rs.suwa.tus.ac.jp)

株式会社菱友システムズ，大平啓介(ohirak@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

前縁・後縁フラップ付きの小型超音速旅客機概念形態で CFD 解析を実施し，自動格子生成ツールの機能拡張確認および低速性能向上効果を把握する。

● 研究の概要

これまでに JAXA SST チームにおいて開発した，マルチブロック構造格子における超音速機フラップ形態自動格子生成ツール AutoFlapGG の機能拡張を行い，想定実機形態である JAXA 小型超音速旅客機概念形状(前縁フラップ 4 枚，後縁フラップ 1 枚)へと適用した。格子生成の大幅な時間短縮及び格子品質の一貫性保持を特徴とする。フラップを操舵した離着陸形態において数値解析を行い，空力性能改善効果を把握した。今後，パラメトリックスタディや最適設計等を行う，超音速機高揚力装置設計ツールへの応用を課題として取り組む。

● 今年度の研究成果の概要

実機を想定した複雑形状において自動格子生成ツールを適用し機能拡張の妥当性を確認した。また，CFD 解析を実施し高揚力装置の離着陸空力性能改善効果を把握した。今後はフラップ最適設計に向けて空力データのサンプリングを行う予定である。

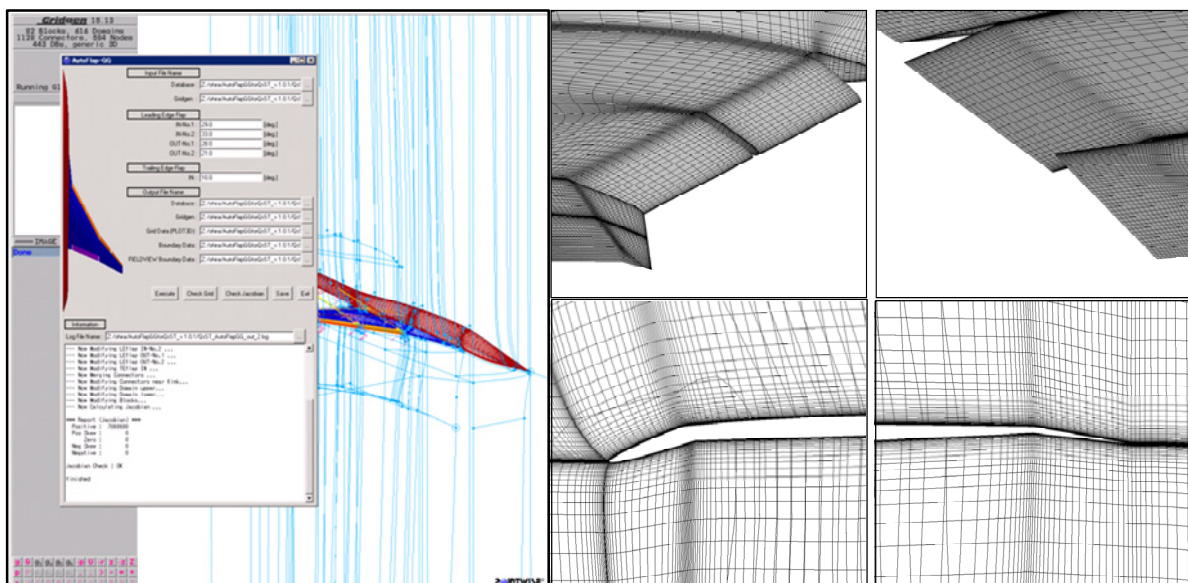


図1 AutoFlapGG for QsST 操作画面・結果格子図

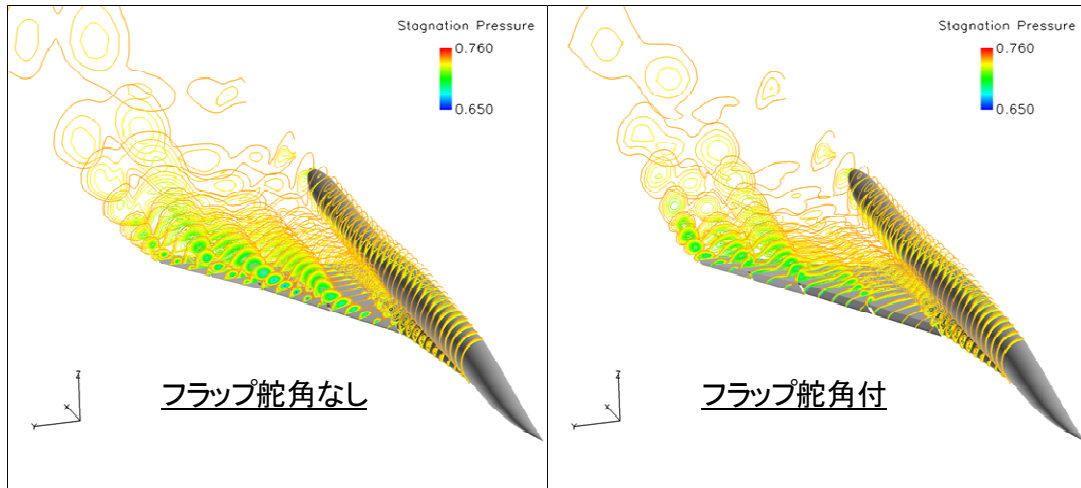


図2 JAXA 小型超音速機フラップ形態周りの流れ (総圧コンター)

● 研究成果の公表状況

- 1) 雷 忠, 永田靖典: CFD解析ソルバーADCSの開発, JAXA-RR掲載予定
- 2) 永田靖典, 雷 忠: 超音速機形態のフラップ舵角変更に対する自動格子生成ツールAutoFlap-GG, JAXA-RM-09-003

極超音速機周りの亜音速～極超音速流の数値シミュレーション

Numerical Simulations of Subsonic to Hypersonic Flows past a Hypersonic Transport

● 研究グループ

研究代表者：総合技術研究本部 情報・計算工学センター，伊藤良三(ito.ryozo@jaxa.jp)

● 計算の目的

JAXAの航空プログラムグループが極超音速機の空力設計のために使用している簡易解析ツールの精度を検証するため。

● 研究の概要

極超音速機形状の周りにブロック数60，総格子点数1290万のマルチブロック構造格子を作成し，有限体積法CFDソルバー“UPACS”で，この形状周りのマッハ0.3～5，迎角0，5，10度の定常流を計算した． Re 数は実機 Re 数の1/100で， $4.3e+06 \sim 1.7e+07$ ．支配方程式はRANSで，Spalart-Allmaras乱流モデルを使用，全域乱流を想定し，壁面は断熱の境界条件である．また，マッハ5，迎角5度については，風洞の条件に近い，壁面温度を固定した層流での計算も行った．

● 今年度の研究成果の概要

計算結果は風洞実験の結果と良く一致し，依頼元から，簡易解析ツールの精度を検証する上で有意義な計算であった，との評価を受けた．また，壁面温度を固定した，マッハ5，迎角5度の層流計算の結果により描いた機体表面流線は，断熱壁・全域乱流の結果によるものより，風洞実験のオイル・フローと良く一致することがわかった．

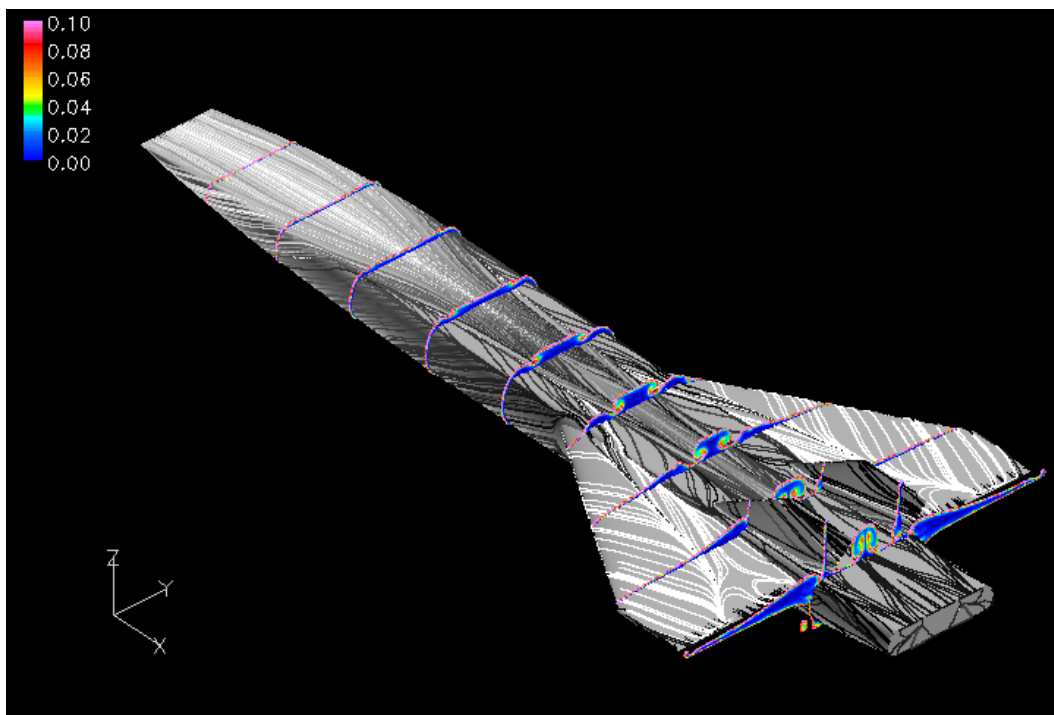


図1 機体表面流線と一様流を1とした総圧等高線 ($M_\infty=5$, $\alpha=5$, 壁面温度固定)

エンジン先進材料の研究

Application of Advanced Materials to Aircraft Engines

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ環境適応エンジンチーム，北條正弘(hojo.masahiro@jaxa.jp)

研究分担者：航空プログラムグループ環境適応エンジンチーム，橋本良作(hashimoto.ryosaku@jaxa.jp)

● 計算の目的

複合材エンジン要素の構造解析，材料・構造試験解析.

● 研究の概要

エンジン軽量化を目的とし，複合材のエンジン適用性評価のための解析・試験を行う．また，実機エンジン不具合部品調査として，タービンプレード等の材料検査や構造解析を行い，クラック等の不具合原因を明らかにする．

● 今年度の研究成果の概要

今年度は，複合材ケーシングの構造解析を行うために，ユニットセル解析を行い，材料特性を算出した．また，タービンプレード解析モデルを作成した．

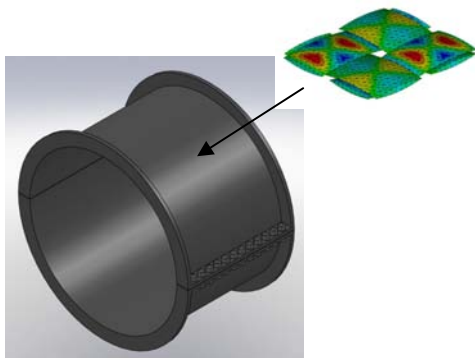


図1 複合材ケーシングの材料特性解析

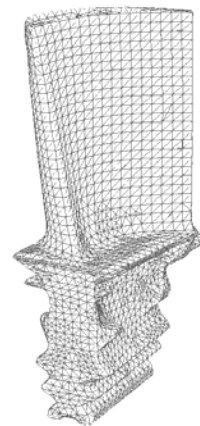


図2 タービンプレード解析モデル

スクラムジェットエンジン内部形状の空気力学的効果

Aerodynamic Research on Flow Path Configuration of a Scramjet Engine

● 研究グループ

研究代表者：宇宙輸送ミッション本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター（角田），
佐藤 茂(sato.shigeru@jaxa.jp)

研究分担者：株式会社日立東日本ソリューションズ（角田宇宙センター在勤），
宗像利彦(munakata.toshihiko@jaxa.jp)

株式会社スペースサービス（角田宇宙センター在勤），
石河深雪(takebayashi.miyuki@jaxa.jp)

株式会社日立東日本ソリューションズ（角田宇宙センター在勤），
高橋正晴(takahashi.masaharu@jaxa.jp)

● 計算の目的

再使用型宇宙推進機関である複合推進エンジンの主要モードであるスクラムジェットエンジンに就いて、その内部形状がエンジン性能に及ぼす影響をCFD援用にて空気力学的に解明し、複合エンジンの設計に資すること。

角田宇宙センターに蓄積されている豊富なエンジン試験結果からエンジン性能向上に繋がる因子を抽出するため、エンジン試験結果と対比するCFDが不可欠であり、またエンジン性能向上に繋がるものとして考案されたエンジン形態を試すにもCFDが不可欠である。

● 研究の概要

角田宇宙センターでは複合推進エンジンの主要モードとしてスクラムジェットエンジンの研究を進めており、ラムジェットエンジン試験設備（RJTF）を用いてエンジン性能試験を多数重ねて来ている。その過程ではエンジンの内部形状の一部の違いがエンジン性能に大きな影響を与えることが分かっている。

エンジンの主要素であるインレット、分離部、ストラット等の内部形状の違いがエンジン性能にどの様に影響するのか、当角田センターに蓄積されている豊富な実験データに基づき各形態のシミュレーションをCFDにて遂行すると共に、また試験未実施の形態についてもシミュレーションを行っている。

エンジン内部形状の空気力学的効果をCFD援用により追求し、実験データとの対比を重ね、空力的効果を体系化し、複合エンジンの設計の判断材料を構築する。

● 今年度の研究成果の概要

スクラムジェットエンジン内は、衝撃波と膨張波が幾重にも発生し、それらの織りなす流れ場となっている。エンジン内の衝撃波などの織りなす流れ場をCFDにて求め実験データと対比し精査して来ている。発生推力特性が良好であった5/5ストラット形態（試験番号M6S43等）を中心に特性の良好さをもたらしたのは何かCFDを援用して精査した結果、エンジン主要要素であるストラットの前縁由来の斜め衝撃波がエンジンカウル前縁由来の斜め衝撃波と重合することでエンジン内での燃焼に有利な環境『高温三角域』が形成されていることが判明している。

今年度はその『高温三角域』を形成し且つ抵抗の最小化を図れるストラット形状を複数通り考案しCFDにて検討を行った。

スクラムジェットエンジンのストラット形状を設計決定する概念の一郭を構築した。

角田ラムジェットエンジン試験設備を用いて行った飛行マッハ6条件下で良好なエンジン性能を示した形態が良好な成績を示した要因をエンジンデータに基づきCFD援用にて調べた所、カウル内側に生ずる高温三角域が効いていることが判明した。これはカウル前縁から発する衝撃波と、インレット前縁から発生する衝撃波の三次元的重なりにより形成されるものであり、そのもたらす高温域が燃料噴射孔位置に高温域を形成し、エンジン内の燃焼状況が弱燃焼から強燃焼に移行し易くするものである。エンジンの強燃焼への移行の良好さを確保するにはこの高温三角域の形成が必要となるのであるが、一方ではストラットの装着による抵抗の増があるので、この抵抗を最小化することが同時に必要になる。そこで考案したのが次のものである。

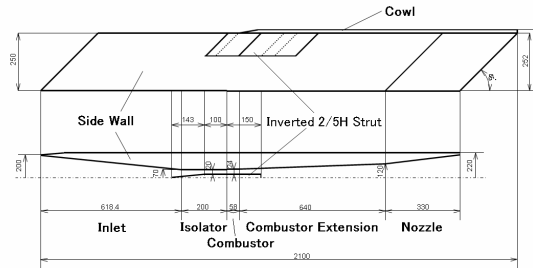


図1 逆さ2/5高さストラット形態エンジン
—高温三角域を形成するのに資するストラット部分のみを残し他は切り詰めた形状

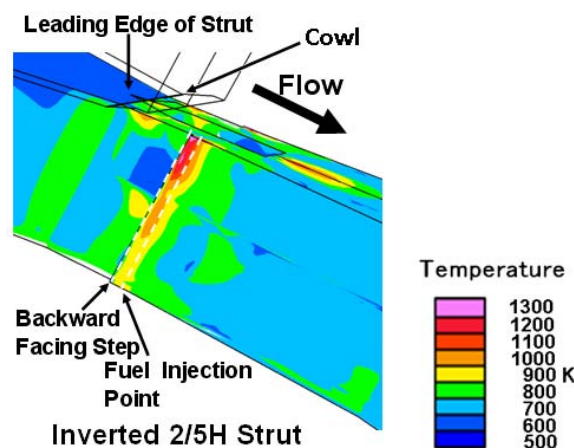


図2 逆さ2/5高さストラット形態エンジンにおける高温三角域

図2は逆さ2/5高さストラット形態の高温三角域である。全体的に低めに見えるが、再循環域の温度分布で見るとほぼ同等である。

この他、単純菱形断面ストラット形態や後部テーパ付きストラット形態をCFDにて試した。高温三角域を形成しエンジン内部抵抗の低めのものを追求している。

当研究の進捗により、エンジンの性能の始まりである強燃焼移行については高温三角域の形成が要因であることを把握した。エンジンの性能をより高い当量比にまで維持するには、不始動を起こし難い内部形状が求められる。その形状の概念化についてはこうしたストラット長さ及び終端の形状が鍵であると考えており、今日まで得られた知見を基に設計に資する概念を確立する予定である。

● 研究成果の公表状況

- 1) 佐藤茂他「スクラムジェットエンジンにおける衝撃波の空力的効果を利用した内部形状の検討」, 航空宇宙シミュレーション技術シンポジウム及び流体力学講演会, 平成22年6月東京

- 2) 佐藤茂他「スクラムジェットエンジンにおけるストラットの活用と抵抗軽減に関する検討」, 日本航空宇宙学会北部支部2010年講演会, 平成22年3月仙台
- 3) 佐藤茂他「スクラムジェットエンジンにおける衝撃波干渉を利用したストラット形状の検討」, 平成21年度衝撃波シンポジウム, 平成22年3月埼玉
- 4) 佐藤他, 「スクラムジェットエンジン内でストラットが形成する衝撃波の効果に関する考察—スクラムジェットエンジンのマッハ6 試験を基に」, 平成21年8月航空宇宙学会論文誌投稿済
- 5) Sato,et.al, "Investigation on 3-Dimensional Effect of Shock Waves caused by a Strut-Cowl System in a Scramjet Engine", AIAA Joint Propulsion Conference, July 2010 Nashville.(発表予定)

擬似衝撃波を有する空気流と垂直噴流との混合に関する数値解析

Numerical Simulation on Mixing of Airflow and Perpendicular Jet in Pseudo-Shock

● 研究グループ

研究代表者：宇宙輸送系推進技術研究開発センター 先進技術研究 G,
富岡定毅(tomioka.sadatake@jaxa.jp)
研究分担者：慶應義塾大学大学院, 小林輝男(y14303@educ.cc.keio.ac.jp)

● 計算の目的

近年, JAXA では, 次世代型推進機関として, ロケット複合エンジンの研究が行われている. このエンジンは空気吸込み式エンジンの流路内にロケットエンジンを組み込むことで, 地上静止状態から極超音速までの幅広い速度領域に対応している. 飛行マッハ数が3-7の場合を想定しているラムジェットモードにおいて, 燃焼器内では壁面に沿って境界層が形成され, 境界層と衝撃波が干渉し, 擬似衝撃波(PSW)と呼ばれる一連の衝撃波群が発生する. このPSW の形成と挙動がラムジェットモードにおける空気流と燃料の混合及び燃焼に重要な役割を果たす. しかし, PSW と噴流の干渉に関する詳細は未だ不明な点が多い. そこで本報告では, PSW を有する流れ場における垂直噴流の貫通や混合を調査する.

● 研究の概要

始めに, PSWと垂直噴流の干渉を再現するための初期条件として, 噴流を考慮しない場合の流れ場でPSWを発生させた. 次にPSWを有した主流中へヘリウムを垂直に噴射した. PSWによる主流/噴流混合への影響は, PSWを伴う流れ場における噴射機体の主流に対する貫通や混合を, PSWが発生しない場合と比較することで調べた.

● 今年度の研究成果の概要

本研究において, 任意の断面におけるヘリウムの質量分率が最大となる噴射面からの距離を貫通高さとして定義する. 図1より, PSWを有する流れ場での貫通高さはPSWが発生していない場合に比べて小さい. しかし, PSWでの噴射機体の質量分率は全体的に小さい. 噴射気体の質量分率が小さければ小さいほど, 噴流はより大きくなっている. つまり, 噴射気体の混合促進に繋がる.

図2より噴流の大きさを主流方向に対して調べた場合, どちらの主流状態に関しても, 噴流面積は下流に進むにつれて大きくなる. しかし, PSWを伴う流れ場における噴流の成長率はPSWが発生していない場合に比べて大きい. したがって, PSWは主流と噴流との混合を促進させる効果がある.

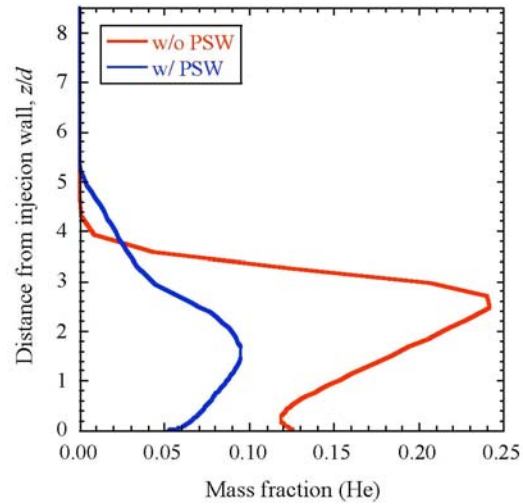


図1 $x/d=20$, 中心線上での噴射気体の質量分率分布

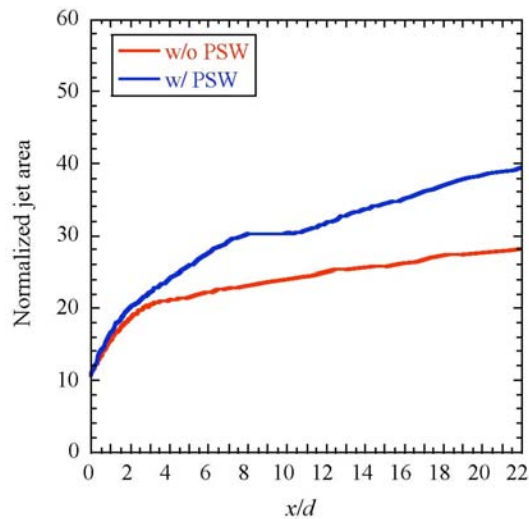


図2 主流方向に対する噴流面積の大きさ (質量分率が 0.002 以上の面積を噴流面積と定義し, 噴射孔面積で正規化した)

● 研究成果の公表状況

- 1) Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010, Miyazaki, Japan, Mar. 4-6, 2010
- 2) 日本航空宇宙学会北部支部 2010 年講演会, 仙台, 2010 年 3 月 10-11 日

ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジンの数値解析

Numerical Analysis of Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine

● 研究グループ

研究代表者：宇宙輸送ミッション本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター 先進技術研究グループ、
小寺正敏(kodera.masatoshi@jaxa.jp)

● 計算の目的

本研究では、CFD を用いて、JAXA 研究用ロケット-ラムジェット複合サイクルエンジン内部の流れ構造の詳細を解明すること及びエンジン作動特性の理解を深めることを目的としている。

● 研究の概要

JAXA では、将来の宇宙輸送システム用エンジン候補としてロケットとラムジェットの複合サイクルエンジンの研究を行っている。実際にサブスケールエンジン (E3) を試作し、ラムジェット試験設備 (RJTF) を用いて飛行マッハ数 0, 4, 6 の条件で燃焼試験を行い設計に必要なデータの取得に努めている。一方で、試験のみでは得られるデータや気流条件が限られるため、エンジン作動特性を把握するには CFD による補完が不可欠である。そこで本研究ではスクラムジェットの計算に実績のある 3 次元非構造格子法に基づく燃焼 RANS コードを E3 エンジンに適用し、RJTF 試験結果と比較した後、エンジン内部の流れ場及びエンジン性能の詳細について解析する。

● 今年度の研究成果の概要

今年度は第一段階として、マッハ 6 条件における RJTF 試験に対応した計算を行った。壁圧分布について RJTF 試験データと比較したところ、同じ二次噴射燃料流量で、CFD の圧力レベルが実験の半分程度しか燃焼により上昇しなかった。一方で CFD のみ燃料流量を 2 倍程度増加させると、実験とある程度一致する結果が得られた。CFD 結果より、二次燃料を噴射した場合、ロケット噴流の下流で亜音速領域が拡大していたが、コア流れは超音速のままであることがわかった。そのコア流れの上流では衝撃波列が観察され、その先頭位置はカウル先端から発生した衝撃波の反射波の入射により生じていたカウル境界層の剥離域と一致していた。燃料は燃焼により生じた亜音速域内にその多くが分布し、着火燃焼は超音速の空気流との境目とほぼ一致している音速線付近で生じていた。衝撃波列の形成が二次燃料噴射位置より上流において、余剰燃料を含んだロケット噴流の混合燃焼を促進し、推力増加に大きく寄与していることがわかった。

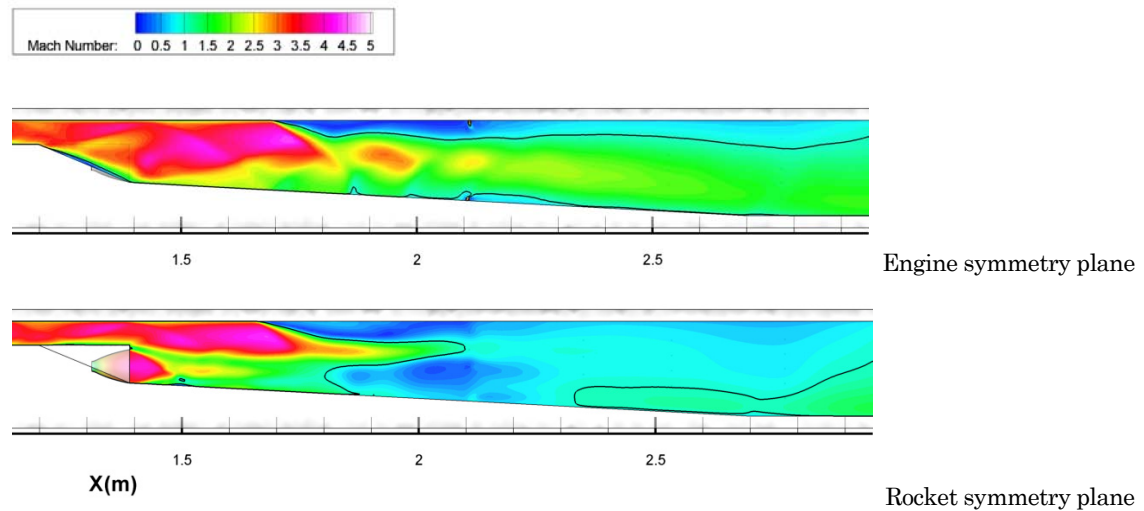


Fig.1 Contours of Mach number on engine and rocket symmetry planes with 2nd fuel injection in combustor. (The engine is shown upside down. Black lines represent Mach 1.)

● 研究成果の公表状況

- 1) Kodera, M., Tani, K., and Ueda, S., "Numerical Analysis of a Rocket-Ramjet Combined Cycle Engine in Mach 6 Flight Conditions," Proc. of AJCPP2010, 2010.

酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットエンジンにおける流れ場の特性把握

Investigate Characteristics of Flow-Field for Tangential Oxidizer Injection Typed Hybrid Rocket Engine

●研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部，嶋田 徹(shimada.toru@jaxa.jp)

研究分担者：東海大学大学院工学研究科航空宇宙学専攻，本江幹朗(8amjm016@mail.tokai-u.jp)

●計算の目的

ハイブリッドロケットエンジンは安全性，運用性等で現用のエンジンよりも優れているが，推力が小さい等の問題が存在し，実用化においてはその解決が必要である．酸化剤旋回流型はそうした問題に対する対策のひとつであり，酸化剤を燃料に同心円状にあげられたポート内壁に沿って螺旋状に旋回噴射させることで燃料と酸化剤の反応を促進し，推力を向上させる．

CFD を用いてこの形式の燃焼器内部に対する解析を行い，インジェクタの位置による内部の流れ場の変化を把握する．

●研究の概要

支配方程式にファールブル平均を施した圧縮製ナビエ・ストークス方程式を用い，乱流モデルに Wilcox の $k-\omega$ モデルを採用した．空間項の離散化は有限体積法にて行い，MUSCL 法による高精度化を施している．時間積分は LU-SGS を用いて定常解を求めた．

●今年度の研究成果の概要

時間平均場における，ハイブリッドロケットエンジン燃焼器内の旋回流を捉えることができた．酸化剤インジェクタを燃焼室のヘッドエンド側とノズル側に配したケースを比較し，位置の違いによる流れ場の変化を捉えることができた．また，壁面への熱流束にも差が現れることを確認した．

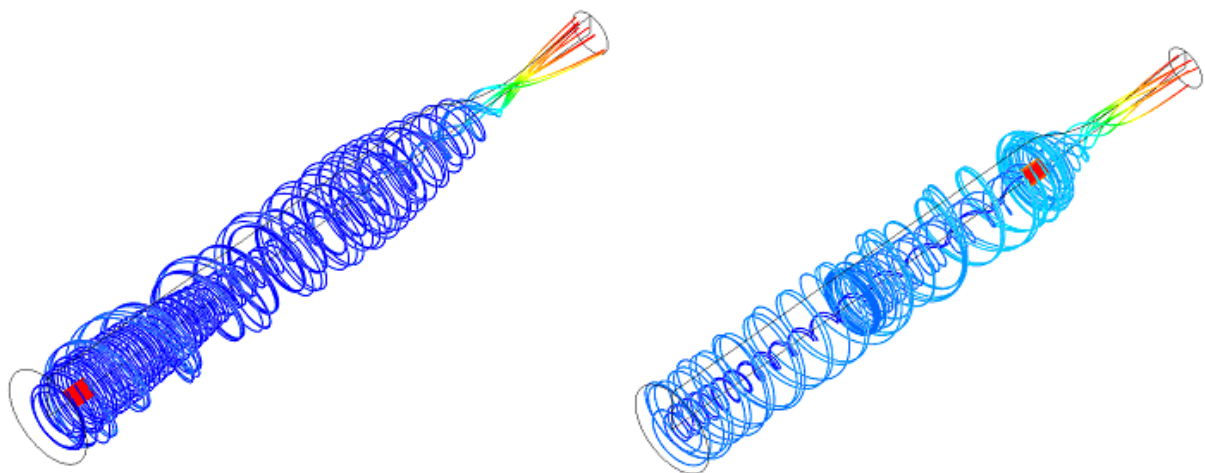


図1 インジェクタからの流線

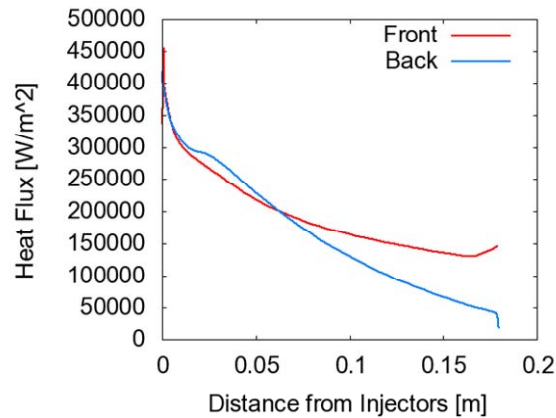


図2 壁面熱流束

● 研究成果の公表状況

- 1) 「ハイブリッドロケットエンジンにおける旋回流の数値解析」：第41回流体力学講演会／航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2009
- 2) 「Head-End Injected Swirling Gas Flow in a Chamber」：Joint Propulsion Conference 2009
- 3) 「RANS方程式による旋回流型ハイブリッドロケットエンジン燃焼室内の数値解析」：第53回宇宙科学技術連合講演会
- 4) 「Reynolds Averaged Numerical Simulation for Swirling-Oxidizer-Type Hybrid Rocket Engine」：ICFD 2009
- 5) 「酸化剤旋回流型ハイブリッドロケットエンジンにおけるインジェクタ軸方向位置の変化による影響」：平成21年度宇宙輸送シンポジウム

固体およびハイブリッドロケットにおけるノズル内部流の非定常数値解析

Unsteady numerical analysis of the nozzle flow for solid and hybrid rockets

● 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 教授，嶋田 徹(shimada.toru@jaxa.jp)

研究分担者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系 日本学術振興会特別研究員 PD，

石向桂一(k.ishiko@ac.jaxa.jp)

● 計算の目的

ノズルエロージョンは、ノズル性能の低下を招くのみならず、過去の衛星打ち上げ失敗の原因になるなど、ロケット工学において深刻な問題である。しかしながら、未だ詳細なメカニズムの解明に至っておらず、数値解析を用いた現象解明は非常に重要である。本研究では、陰的LESに基づく三次元非定常流体解析コードを構築し、固体およびハイブリッドロケットで問題となるノズルエロージョン現象のメカニズム解明を目的とする。

● 研究の概要

本研究では、コニカルノズル内超音速流れに対し、5次精度WCNSを用いた陰的LES手法を適用して三次元非定常数値解析を実施した。スロート下流側に後向き段差を人工的に設け、周方向の計算領域を3.0degとした。後向き段差から発生する縦渦とノズル壁との干渉および壁面熱流束が局所的に増大する箇所を調べた。

● 今年度の研究成果の概要

後向き段差下流の剥離領域で発生した縦渦とノズル壁面近傍の乱流運動エネルギー分布および壁面熱流束分布の比較から、段差下流の剥離領域で発生した縦渦が再付着点より下流側でノズル壁と強く干渉することにより乱流運動エネルギーが局所的に増加し、対応する箇所で壁面熱流束分布も高くなるという一連の様子が確認された。また、段差下流における壁面熱流束はノズルスロート部における熱流束に比べ数倍大きくなる。RANSではこのような段差下流側の高い熱流束を再現できておらず、ノズルエロージョンのメカニズム解明のためには、LESに基づく非定常解析が有効であることが確認された。

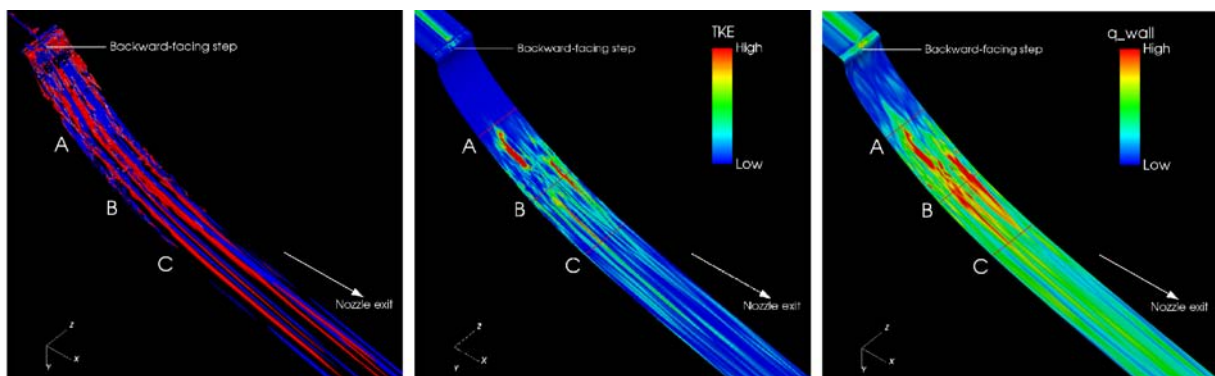


図 1 後向き段差下流の剥離領域で発生した縦渦とノズル壁面近傍の乱流運動エネルギー分布および壁面熱流束分布の比較。(a)Q 値の等値面を用いた縦渦の可視化。(b)壁面近傍の乱流運動エネルギー分布。(c)壁面熱流束分布。図中の A は時間平均再付着点を表す。

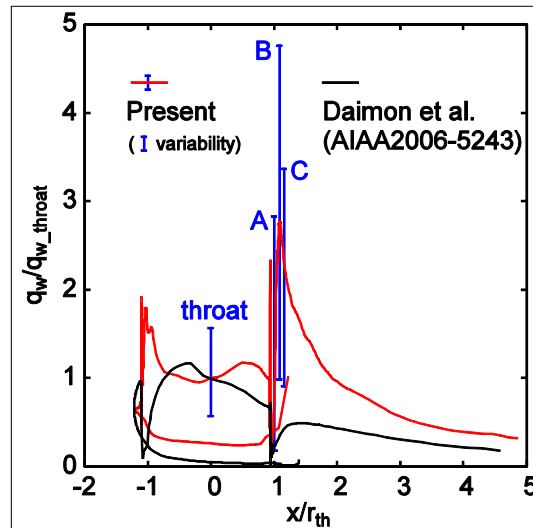


図2 時間平均壁面熱流束分布の比較. RANS解析データ: Y. Daimon, T. Shimada, N. Tsuboi, R. Takagi, K. Fujii and K. Takekawa, AIAA Paper2006-5243 (2006)

● 研究成果の公表状況

- 1) K.ISHIKO and T. SHIMADA, "Implicit LES of Compressible Turbulent Flow over a Backward-Facing Step in the Nozzle of Solid Rocket Motor", AIAA Paper2010-0923, 2010.

固体ロケットモータ内部弾道性能の高精度数値予測システムの開発

Advanced Computer Science on SRM Internal Ballistics

● 研究グループ

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

研究分担者：(株)IHI エアロスペース，福永美保子(m-fukunaga@iac.ihl.co.jp)

(株)IHI エアロスペース，浅川弘也(hiroya-asakawa@iac.ihl.co.jp)

● 計算の目的

固体ロケット推進薬の製造時，特に注型プロセスと密接に関わる燃焼現象を解明し，固体ロケットの信頼性向上，高性能化および低コスト化を目指す．具体的には，注型時の推進薬流動によって起こると考えられている局所燃焼速度変動や，複数バッチ注型を必要とする大型モータで燃速の異なるバッチ界面が複雑に入り組んだ凹凸形状となることで燃焼末期に発生する燃焼圧力ばらつきについて，その要因やロケットモータに与える影響を研究し，コントロール可能な現象とすることを目的とする．

● 研究の概要

固体推進薬はバインダに酸化剤や金属粒子の混ざった不均質な物質である．注型挙動をシミュレートするために必要な粘度モデルを検証試験とシミュレーションとの比較により推定する．また，小型モータの局所燃焼速度変動として知られているMid-Web Anomaly現象と推進薬流動との関連について理解し，局所燃速相関データベースを構築する．最終的には実機第モータに局所燃速相関を適用した場合の燃焼圧力に対する影響等を明らかにする．

● 今年度の研究成果の概要

検証試験をモデル化した計算を実施し非ニュートン粘度モデルを選定した．その結果を用い小型モータへの注型解析を実施した結果次の成果を得た．

推進薬流動時のひずみ速度は非常に小さく，ほとんどの解析領域で今回の粘度計測点より低い範囲を推移しているため，低ひずみ速度域での粘度をいかに計測するかが重要であると考えられる．ニュートンモデルに比べ非ニュートンモデルの注型解析結果は，流入速度が非常に遅いにもかかわらず等時刻ラインは大きく湾曲することがわかった．

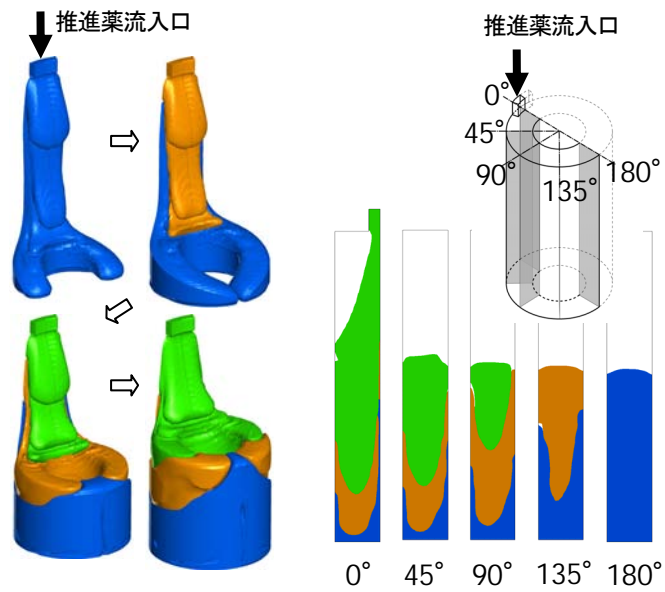


図1 非ニュートンモデルによる3次元注型解析

● 研究成果の公表状況

- 1) 非ニュートンモデルによる3次元注型解析
- 2) 2009年度宇宙輸送シンポジウム, 「固体ロケットの非ニュートン性を考慮したスラリ流動解析」

超臨界圧における LO_x/GH_2 同軸噴流火炎の LES

LES of LO_x/GH_2 Coaxial Jet Flame at Supercritical Pressure

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，松山新吾(smatsu@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

超臨界圧力における液体酸素 (LO_x) / 気体水素 (GH_2) 同軸噴流火炎に対して，flamelet モデルを用いた LES により三次元非定常燃焼シミュレーションを実施し，燃焼試験データとの比較によって LES 燃焼コードの精度を検証することを目的とした。

● 研究の概要

本研究では，超臨界圧力における液体酸素 (LO_x) / 気体水素 (GH_2) 同軸噴流火炎について，laminar flamelet モデルを用いた Large Eddy Simulation (LES) を実施した。シミュレーションの結果と燃焼試験データとを比較することにより，燃焼 LES コードの検証を行った。

● 今年度の研究成果の概要

超臨界圧 LO_x/GH_2 火炎の解析が可能な燃焼 LES コードを開発することに成功した。開発したコードでは，超臨界圧力・極低温条件で生じる実在気体効果を考慮している。また，乱流燃焼モデルとして laminar flamelet モデルを用い，サブグリッドスケールの変動による効果を β 型 PDF により取り込んでいる。コードの予測精度を検証するために，ドイツ航空宇宙センター (DLR) において実施された，超臨界圧力 (6MPa) での燃焼試験を模擬してシミュレーションを行った。燃焼試験データとの比較を行った結果，燃焼試験で計測された大規模渦構造の長さスケールをシミュレーションにより精度良く再現できることが示された。

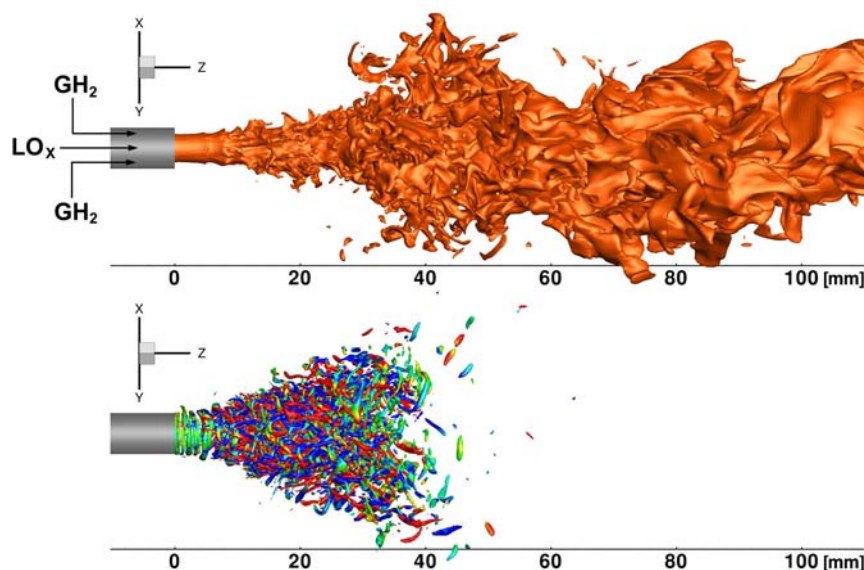


図 1 超臨界圧 LO_x/GH_2 同軸噴流火炎の様子。火炎の様子を温度 1000K の等値面 (上図) で，渦構造を速度勾配テンソルの第二不変量の等値面 (下図) で示している。第二不変量の等値面は流れ方向の渦度で色付けをしている。

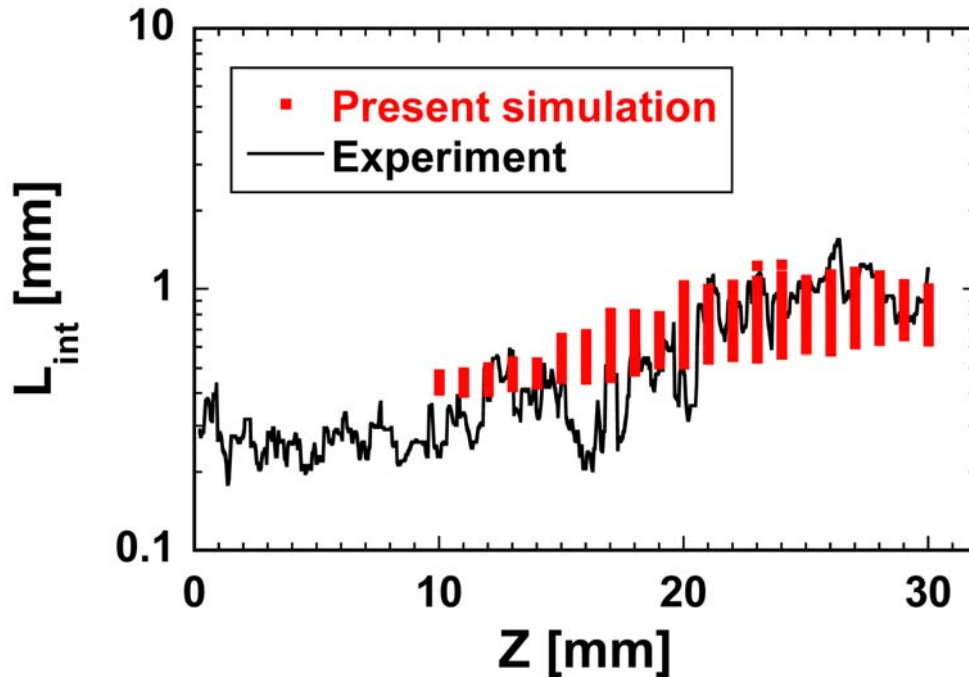


図2 燃焼試験データとの比較. シミュレーションで得られた大規模渦構造の長さスケールは, 燃焼試験データ (B. Ivancic and W. Mayer, Journal of Propulsion and Power 18(2), pp.247-253.) を精度良く再現している.

● 研究成果の公表状況

- 1) 松山新吾, 他, 超臨界圧力におけるLOx/GH₂同軸噴流火炎のLarge Eddy Simulation, 第41回 流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2009, 2009.
- 2) 松山新吾, 液体ロケット/航空エンジン燃焼器に関する燃焼シミュレーション, 第4回 産学官ユーザーネットワーク研究会, 2009.
- 3) 松山新吾, 他, 超臨界圧における LOx/GH₂同軸噴流火炎の LES, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 2009.
- 4) 松山新吾, 他, 超臨界圧 LOx/GH₂火炎の高周波燃焼不安定の数値シミュレーション, 第47回燃焼シンポジウム, 2009.
- 5) 松山新吾, 他, 複数の H₂/O₂非予混合火炎間で生じる相互干渉の数値シミュレーション, 第23回数値流体力学シンポジウム, 2009.
- 6) 松山新吾, 他, Large Eddy Simulation of LOx/GH₂ Shear-Coaxial Jet Flame at Supercritical Pressure, AIAA Paper 2010-208, 2010.
- 7) 松山新吾, 他, 超臨界圧 LOx/GH₂火炎の高周波燃焼振動の Large Eddy Simulation, 日本航空宇宙学会 北部支部 2010年講演会, 2010.

液体ロケットエンジン設計解析技術の高度化に関する研究

Development of Simulation Tools for Liquid Rocket Engine Design Analysis

● 研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター，山西伸宏(yamanishi.nobuhiro@jaxa.jp)

研究分担者：情報・計算工学センター，根岸秀世(negishi.hideyo@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，谷 直樹(tani.naoki@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，西元美希(nishimoto.miki@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，津田伸一(tsuda.shinichi@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，大門 優(daimon.yu@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，石原洋史(ishihara.hiroshi@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，河津 要(kawatsu.kaname@jaxa.jp)

株式会社マテシス，雨宮 孝(ame@mathesis.co.jp)

(株) TGI フィナンシャルソリューションズ，小西信明(konishi@tgifs.co.jp)

(株) TGI フィナンシャルソリューションズ，宮澤正晃(m-miyazawa@tgifs.co.jp)

アドバンスソフト株式会社，大西陽一(yohnishi@advancesoft.jp)

アドバンスソフト株式会社，塩谷 仁(shiotani@advancesoft.jp)

アドバンスソフト株式会社，西村香純(kazumi@advancesoft.jp)

アドバンスソフト株式会社，大友 洋(hotomo@advancesoft.jp)

アドバンスソフト株式会社，平川香林(hirakawa@advancesoft.jp)

株式会社アライドエンジニアリング，北風慎吾(kitakaze@alde.co.jp)

株式会社アライドエンジニアリング，松山 貴(matsuyama@alde.co.jp)

株式会社アライドエンジニアリング，橋詰和明(hashidume@alde.co.jp)

株式会社アライドエンジニアリング，猪野正輝(ino@alde.co.jp)

株式会社ヴァイナス，福地 健(fukuchi@vinas.com)

株式会社ヴァイナス，磯野勝朝(isono@vinas.com)

株式会社ヴァイナス，田口 寛(taguchi@vinas.com)

株式会社ヴァイナス，竹腰善久(takekoshi@vinas.com)

株式会社ヴァイナス，和智恒機(wachi.kouki@jaxa.jp)

株式会社ヴァイナス，岡 新一(oka@vinas.com)

株式会社ヴァイナス，和田慶太(wada@vinas.com)

株式会社ヴァイナス，村田宗一(murata@vinas.com)

株式会社ヴァイナス，谷 雅也 tani@vinas.com)

みずほ情報総研，山出吉伸(yoshinobu.yamade@mizuho-ir.co.jp)

みずほ情報総研，高山 務(tsutomu.takayama@mizuho-ir.co.jp)

東京大学大学院 工学系研究科，井上智博(inoue@aero.t.u-tokyo.ac.jp)

東京大学大学院 工学系研究科，河合浩志(kawai@save.sys.t.u-tokyo.ac.jp)

東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻，

杉本振一郎(sugimoto@sys.t.u-tokyo.ac.jp)

Combustion Research and Flow Technology, Inc.,

Ashvin Hosangadi (hosangad@craft-tech.com)

Combustion Research and Flow Technology, Inc.,

Srinivasan Arunajatesan (ajs@craft-tech.com)

Combustion Research and Flow Technology, Inc., Vinnet Ahuja (vineet@craft-tech.com)

Combustion Research and Flow Technology, Inc.,

Jeremy Shipman (shipman@craft-tech.com)

● 計算の目的

液体ロケットエンジンの設計解析技術を高度化し、次期基幹ロケットの開発において目標とされている「信頼性2倍」、「開発期間半分」、「コスト半分」を実現する。また、輸送系プロジェクト等からの要請に応じて各種解析を実施し、設計解析、不具合の未然防止、課題解決に活用する。

● 研究の概要

液体ロケットエンジンの設計において特に重要と考えられている下記の技術について、解析技術の高度化に関する研究を実施する。

- (1) エンジンシステム解析技術
- (2) 燃焼安定性評価技術
- (3) エンジン再生冷却解析技術
- (4) エンジン寿命予測技術
- (5) ターボポンプ翼最適化設計技術
- (6) キャビテーション解析技術
- (7) ターボポンプ軸振動解析技術
- (8) 革新的物理モデル

ここで構築・高度化された解析技術は、輸送系プロジェクト等からの要請に応じて、順次、設計解析、不具合の未然防止、課題解決に活用する。

● 今年度の研究成果の概要

第4項で挙げた各研究テーマについて、FY21研究計画を完了した。これらの研究テーマで開発されている幾つかのツールは、実際に宇宙輸送ミッション本部からの要請に応じて実施された支援解析で活用され、エンジン設計の妥当性評価、ならびに不具合の未然防止に貢献した。具体的には下記4テーマであり、個々の具体的成果も以下に示す。

(1) LE-X燃焼器振動燃焼予測評価解析

噴射器単一エレメント要素試験を対象とした燃焼流CFD解析を実施し、宇宙輸送ミッション本部で現在開発中の振動燃焼予測ツールについて、その入力データとなる燃焼室内部の燃焼場に関する時間平均値を提供し、ツールの開発に貢献した。

(2) LE-Xインデューサ及びタービン性能予測評価解析

インデューサ及びタービンを対象とした非定常CFD解析を実施し、性能低下要因であるインデューサ非定常力の予測とタービン最高性能予測を実施した。これにより、LE-X性能未達成のリスク低減に貢献した。

(3) LE-Xスロート径縮小現象の事前評価解析

改良型LE-5BエンジンCFTを対象に非線形構造解析を実施し、燃焼室構造設計で重要となるスロート縮小現象のメカニズム解明を進め、LE-Xエンジン燃焼室設計の信頼性向上に係る知見を得た。

(4)再生冷却LNGエンジンマニホールド流れ解析

噴射器マニホールド水流し試験を対象とした非定常CFD解析を実施した。噴射器マニホールド設計で考慮すべき入口配管、分流板、邪魔板、偏心量などの形状が、マニホールド内部の流れ場や圧力抵抗、流量分布に与える影響を確認し、今後の噴射器マニホールド設計で指針となる知見の蓄積に貢献した。

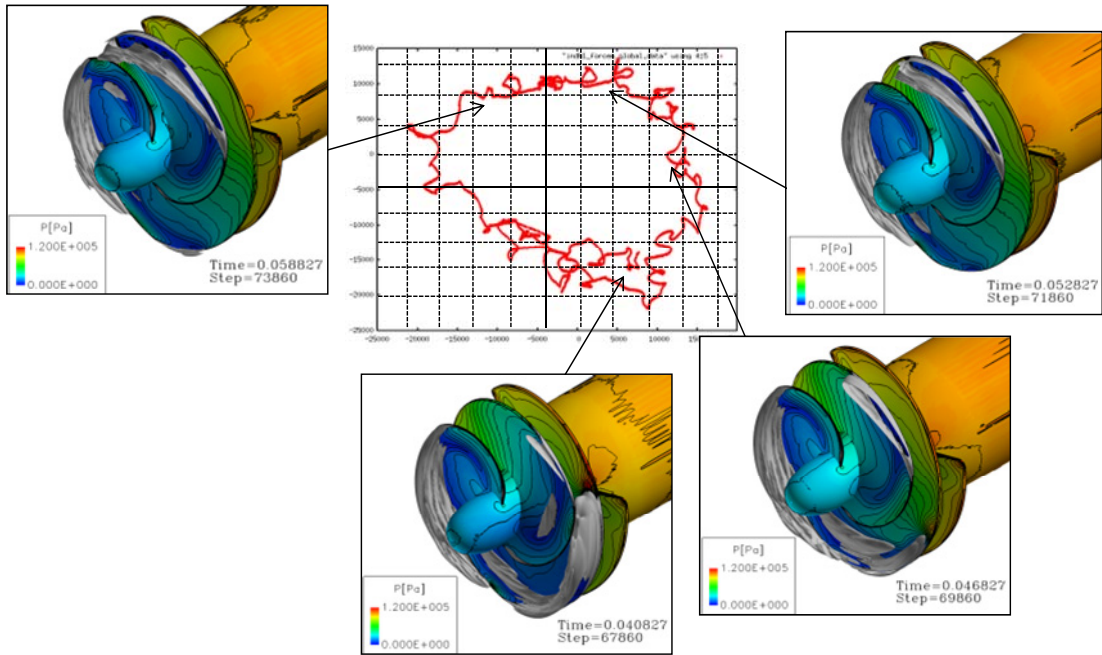


図1 インデューサ回転軸に発生する非定常流体力

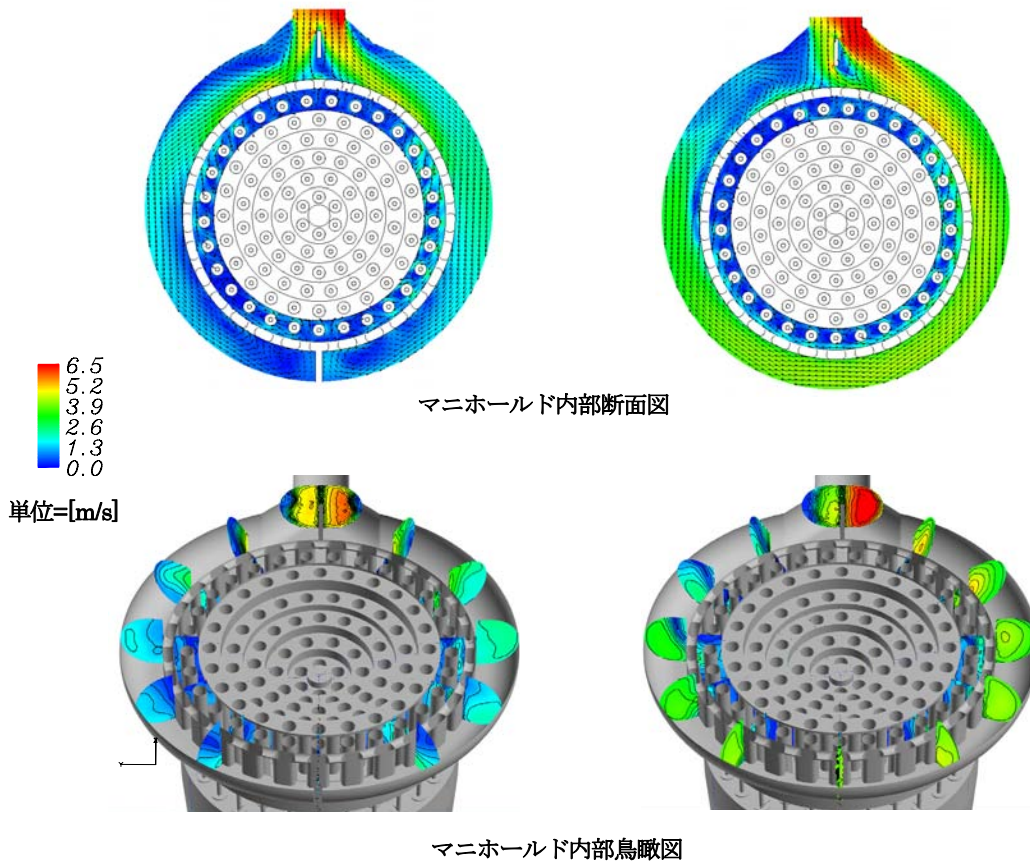


図2 噴射器マニホールド内部の時間平均流速分布比較図(左: 邪魔板なし, 右: 邪魔板あり)

● 研究成果の公表状況

- 1) Yamanishi, N., et al., “Numerical Analysis of Flow-Induced Structural Vibration in the LE-7A Liquid Hydrogen Pump,” 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 2008-4658, July 21-23, 2008. “The 2008 AIAA Best Paper by the AIAA Liquid Propulsion Technical Committee”
- 2) 根岸秀世ほか, “液体ロケットエンジン再生冷却性能解析モデルの構築,” 第41 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム, JAXA調布航空宇宙センター, June 18-19, 2009.
- 3) Negishi, H., et al., “Heat Transfer Modeling for Regeneratively Cooled Thrust Chambers,” 3rd European Conference for Aero-Space Sciences, Versailles, France, July 6-9, 2009.
- 4) Daimon, Y., et al., “Combustion and Heat Transfer Modeling in Regeneratively Cooled Thrust Chambers (Co-Axial Injector Flow Analysis),” 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA paper 2009-5492, Aug. 2009.
- 5) Inoue, C., et al., “Liquid Sheet Dynamics and Primary Breakup Characteristics at Impingement Type Injector,” 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA paper 2009-5041, Aug. 2009.
- 6) 大門優ほか, “液体ロケット燃焼器再生冷却性能に関する燃焼および熱伝導モデリングの研究 -同軸噴流火炎解析-,” 第47回燃焼シンポジウム, 札幌, Dec. 2-4, 2009.
- 7) 新井山一樹ほか, “JAXA極低温キャビテーションタンネルの設備機能確認試験結果,” ターボ機械37 巻, 8号, 2009年, pp. 559-565.

将来宇宙輸送系空力特性解析

Aerodynamic characteristics of future space transportation vehicle

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，松尾裕一(matsuo@chfou.jaxa.jp)

研究分担者：コンピューターシミュレーションズ株式会社，金田 誠(mkaneda@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

将来の宇宙輸送システムの概念設計および飛行実証試験準備に資する空力データを提供する。

● 研究の概要

燃焼流の数値実験により詳細な現象解明を行う。

複雑形状を有する有翼宇宙機の空力特性を数値的に解析する。

● 今年度の研究成果の概要

輸送本部で計画中の単段式宇宙輸送システム（SSTO）およびロケットプレーン技術実証機周りの空力解析を実施し，設計に寄与した。

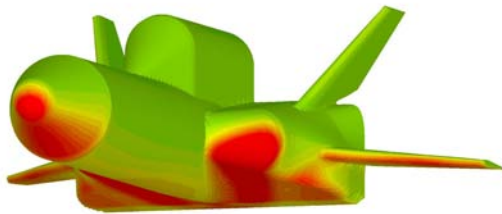


図1 SSTO 表面圧力

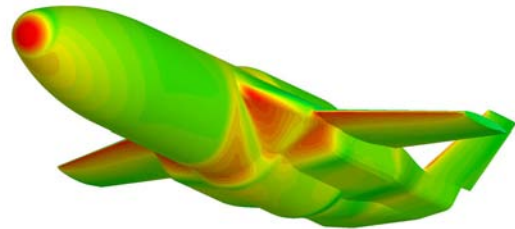


図2 ロケットプレーン表面圧力

磁気乱流中における微惑星形成:MHD+粒子シミュレーション

Planetesimal Formation in Magnetic Turbulence in Protoplanetary Disks

● 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 地球惑星科学専攻,
加藤真理子(marikok@geo.titech.ac.jp)

● 計算の目的

磁場や電離度の非一様性を考慮に入れた場合の磁気回転不安定性の性質を調べる。特に、原始惑星系円盤において、磁気回転不安定性励起からそれによるガス速度場の変形、その中でのダスト集積、ダスト自己重力不安定による微惑星形成までの一連をシミュレーションすることで、微惑星形成過程における磁場の効果、条件を調べる。そのため磁場・ガス・ダストの運動を同時に解く、ダストとして超粒子を組み込んだ3次元ローカル磁気流体シミュレーションを行う。

● 研究の概要

この太陽系外における惑星が多く発見されつつある中で、太陽系外の系における磁場の効果が注目されている。惑星形成の場である原始惑星系円盤においては、原始星や原始惑星の固有磁場が円盤形成過程、惑星形成・軌道進化過程、衛星形成過程において重要視され始め、特に惑星形成初期段階では、円盤を構成する差動回転をしているガスと円盤内の磁場が磁気回転不安定性 (Magneto Rotational Instability; MRI) を引き起こすとして注目されている。この不安定性 (またはこれに類似する不安定性) は原始惑星系円盤以外にもブラックホールや惑星磁気圏においても励起するため、各方面で研究されている。多くの研究では一様電離率、一様磁場が仮定されているが、MRIの成長率はガス電離率や磁場強度に依存することが線形解析からわかっており、特に電離率の低い原始惑星系円盤の赤道面では、電離率や磁場の分布に揺らぎがあると、MRIが起きる領域 (不安定領域) と起らない領域 (安定領域) が存在することが考えられる。また、惑星形成過程における未解決問題の一つとして、ダストがガスよりもやや速く回転しているため、ガスの向かい風によって角運動量を失い急速に原始星へ落下し、ダストから微惑星を形成することができない、という問題がある。MRIは角運動量輸送・質量輸送を行いガスの回転速度分布を変化させるため、ダストの運動を大きく変える可能性が高い。そこで本研究では、弱電離状態において電離率や磁場の強さが円盤動径方向に非一様な場合のMRIの性質とその中でのダストの運動を調べ、微惑星形成の可能性を追究する。ダストは超粒子として取り扱い、磁気流体シミュレーションに組み込み、ダストとガス間の運動量交換、ダスト自己重力場も解く。この計算によって、不安定性が非一様に起きると、ガス回転速度が一部分でのみ変化し、ケプラー回転状態とは別の新たな準定常状態になることがわかった。この状態下では、ダストよりガスが早く回転する領域が形成され、ダスト落下が防がれ、ガス高速回転領域外端でダスト密度が著しく増加した。濃集積したダストがガス速度場を変化させることで、ダスト密度上昇は頭打ちになるが、初期ダスト量や初期磁場構造によっては自己重力不安定が起き、微惑星を形成する。磁場や電離率の分布が円盤構造や惑星形成過程に大きな影響を及ぼすことがわかった。

● 今年度の研究成果の概要

(1) mサイズダストの自己重力不安定による微惑星形成

昨年度までは、磁気回転不安定性によるガス回転速度変化とその中でのダスト密度増加、集積したダストによるガス速度場変化を詳細に調べた。ダスト($\sim m$)が円盤赤道面へある程度 (ダスト層の厚みがガ

ス層の1/10になるまで) 沈殿した状態で、磁気回転不安定性が起きる領域が狭い場合、ダスト密度は自己重力不安定を起こすのに十分なほど増加した。しかし、自己重力不安定はダスト密度以外にダスト速度分散にも依存し、また、差動回転をしている局所領域に集積したダストに対する線形解析は難しい。そこで今年度は、集積したダストが自己重力不安定を起こすのか、また、起こすとしたら形成される微惑星のサイズ・数はおおよそどれくらいなのかを調べるために、ダスト自己重力場も同時に解いた。ダスト自己重力場の計算は高速フーリエ変換を用い、差動回転によって隣接する仮想計算領域がずれるのを考慮に入れた周期境界を適用させた。この計算によって、確かに自己重力不安定が起き、微惑星が形成されることがわかった(図1)。複数の微惑星が形成され、そのうち最大のもは、直径約 10^5 kmであった。これは微惑星サイズを超えた巨大なものである。この理由として、ダストや微惑星の衝突破壊を考慮に入っていないこと、ダスト重力をmesh法で場として解いているためmeshサイズ以下は解像できないことが挙げられる。

(2) μ サイズのダスト密度とガス密度変化による電離率変化

これまでは電離率を固定パラメータとして取り扱っていたが、電子の量を求めるにはガス相における電子再結合、X線・宇宙線による剥離、ダスト($\sim \mu\text{m}$)表面における電子再結合等を考慮に入れなければならない。Okuzumi et al. (2010) ではこれらの効果をまとめ、ガス密度とダスト密度から電離率を求める近似式を導出した。本研究では磁気流体シミュレーションにこの近似式を組み込むことで、電離率変化を同時に解きながら磁気回転不安定性による乱流生成プロセスを調べた。ダストはガスとの摩擦が十分に無視できるほど小さいので、ダスト密度とガス密度は比例すると仮定し、ダストの運動は解かない。この計算の結果、初期にダスト密度、ガス密度、電離率、磁場構造等全てが一様であっても、磁気回転不安定性が起きることで定常的に動径方向に非一様な分布をとることがわかった。図2から高圧領域が同じ位置に長時間存在することがわかる。これは、不安定性によって生じた密度揺らぎの中の低密度領域では、電離率が上昇することで磁気回転不安定性の成長率が上昇し、効率的に質量輸送が行われるためさらに密度が減少し、不安定性成長率が上昇・・・と繰り返されることで形成・維持される。この非一様な構造において(1)で述べたような微惑星形成モデルが考えられる。また、磁気回転不安定性の新たな性質としてさらに調べる必要がある。

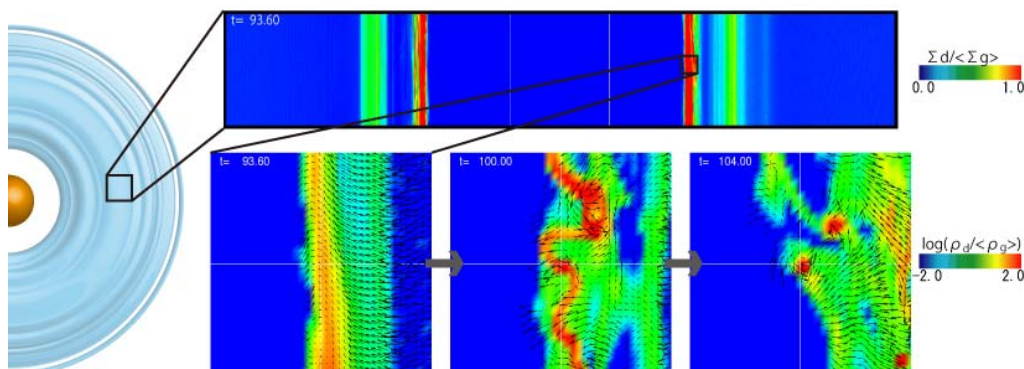


図1 上) ダスト面密度. MRIによって形成されたガス高回転速度領域外側でダスト密度が増加する。
下) ダスト密度の進化. 自己重力不安定が起き、微惑星が形成される。

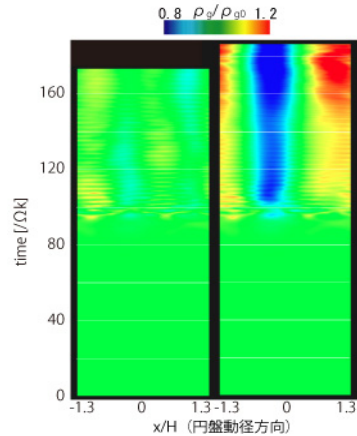


図2 ガス密度（回転方向，垂直方向に平均をとったもの）左：固定電離率，右：可変電離率の場合．電離率変化を考慮に入れると，MRI 成長率が一樣でも非一樣な圧力分布が維持される．

● 研究成果の公表状況

- 1) 加藤真理子，藤本正樹，井田 茂，非一樣成長する磁気回転不安定性による定常的ダスト集積と微惑星形成，日本地球惑星科学連合2009年度連合大会，幕張メッセ国際会議場，2009年5月，ポスター
- 2) 加藤真理子，藤本正樹，井田茂，非一樣MRIによる微惑星形成の可能性，ワークショップ「原始星・原始惑星系円盤研究の現状と将来」，京都大学，2009年9月，口頭
- 3) 加藤真理子，藤本正樹，井田茂，磁気回転不安定性の不均一な成長による微惑星形成，日本天文学会2009年秋期年会，山口大学，2009年9月，ポスター
- 4) 加藤真理子，藤本正樹，井田茂，磁気回転不安定性による微惑星形成についてのMHD+粒子シミュレーション，次世代スーパーコンピューティングシンポジウム2009，2009年10月，ポスター

低レイノルズ数流れの研究

Study of flow at low Reynolds number

● 研究グループ

研究代表者：九州工業大学 大学院 工学研究院 機械知能工学研究系 宇宙工学部門，
米本浩一(yonemoto@mech.kyutech.ac.jp)

研究分担者：九州工業大学 大学院 工学府 機械知能工学専攻 博士前期課程 1年，
井上雄介(i344109y@tobata.isc.kyutech.ac.jp)

九州工業大学 大学院 工学府 機械知能工学専攻 博士前期課程 2年，
佐藤喬也(h344128t@tobata.isc.kyutech.ac.jp)

九州工業大学 大学院 工学府 機械知能工学専攻 博士前期課程 1年，
神馬 義(i344125y@tobata.isc.kyutech.ac.jp)

九州工業大学 工学部 機械知能工学科 4年，西原 健(f104090k@tobata.isc.kyutech.ac.jp)

● 計算の目的

本研究室では火星での飛行探査システムの研究を行っている。火星の大気密度は地球に比べて 100 分の 1 程度であること、また探査を行うには高い迎角での低速飛行が要求されるため、飛行レイノルズ数は 10^4 から 10^5 と極めて小さくなる。従って、火星飛行探査機の空力設計のため低 Re 数環境下における空力特性などの知見を得る事を目的とする。

● 研究の概要

本年度は $Re=10^4$ 以下の極低 Re 数に着目し、基本的な流れ場である円柱周りと NACA0012 翼周りについて 2 次元非圧縮性流れの解析を行った。Navier-Stokes 方程式を用いた乱流モデル無しの直接数値シミュレーションとし、NS 方程式の解法には MAC 法、差分スキームとして対流項には 5 次精度風上差分を使用した。円柱の計算条件は、格子点数約 9 万点、Re 数範囲 0.01~10000 である。また翼の計算条件は、格子点数約 10 万点、Re 数範囲 1~10000、迎角は 2° おきに $0\sim 20^\circ$ である。

● 今年度の研究成果の概要

円柱と NACA0012 翼についての抗力係数を摩擦抗力と圧力抗力に分解して図1に示す。Re数の低下に伴って、翼は圧力抗力が支配的な状態から摩擦抗力が支配的になるのに対して、円柱は圧力抗力が支配的な状態から摩擦抗力と圧力抗力が同等になることがわかった。ベクトル図から読み取ることにより、Re数が大きいほど圧力抗力と摩擦抗力の差が大きいのは、物体表面からの剥離と渦が関係していることがわかった。またRe数の低下に伴って摩擦抗力が増加するのは、粘性による影響であると考えられるが、圧力抗力の増加の原因については疑問点が残った。図2にRe数ごとに圧力分布を示す。(b)のRe数100以上においてはよどみ点において圧力係数が1付近であるが、(a)のRe数1以下ではよどみ点圧力係数が1より大きくなった。併せてOseen近似の解析解を載せているが、解析解も同じくよどみ点での圧力係数が1より大きくなった。この現象が原因で、Re数の低い領域において圧力抗力が大きくなっていると考えられる。

次に、剥離や渦の発生の無いRe数1以下においては物体の形状が大きく関係してくるのではないかと考えている。データ不足のためRe数1のデータのみを考察になるが、摩擦抗力においては流れに平行な物体長さ、圧力抗力においては流れに垂直な物体長さの比に関係していることがわかった。

今後は圧力分布の大きな変化と、形状と抗力の関係等の流体力学的な解釈も含めて研究を行う予定である。

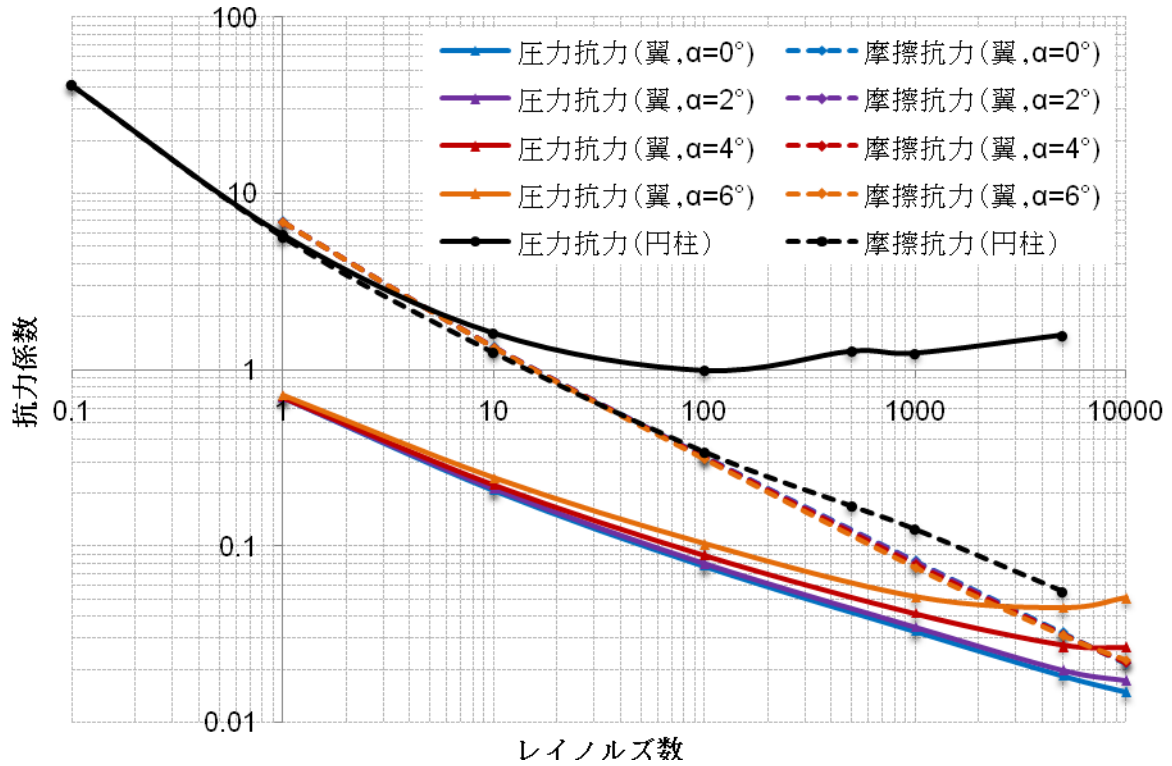


図1 摩擦抗力と圧力抗力

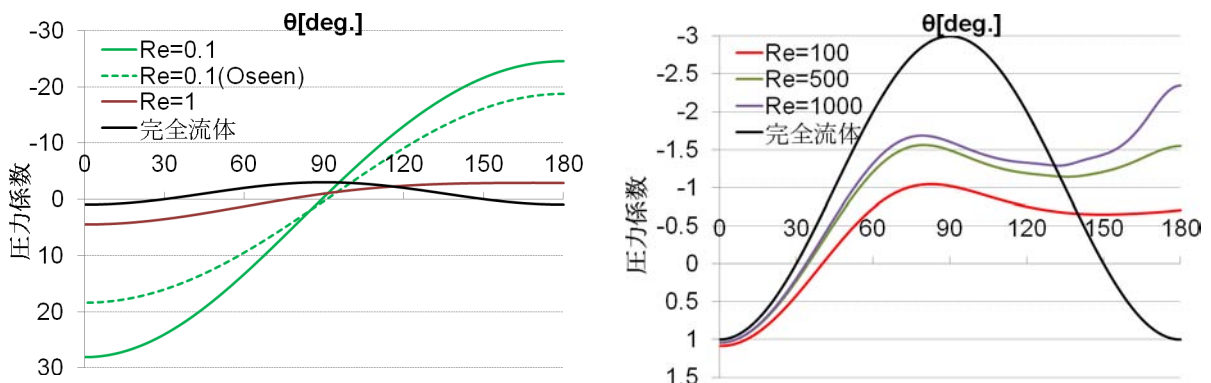


図2 圧力分布

● 研究成果の公表状況

- 1) 西原 健, “極低レイノルズ数流れにある二次元物体の空力特性と渦構造”, 機械学会九州支部, 2010年

MPD スラスタ内プラズマ流れの数値解析

Numerical Study of a Plasma Flow in an MPD Thruster

● 研究グループ

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

研究分担者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，窪田健一(kubota.kenichi@jaxa.jp)

総合研究大学院大学 物理科学研究科宇宙科学専攻，佐藤博紀(satoh.hiroki@jaxa.jp)

静岡大学大学院 工学研究科機械工学専攻，山本直樹(n.yamamoto@ac.jaxa.jp)

● 計算の目的

MPD スラスタは，他の電気推進に用いられている Ar など推進剤にした場合，推進効率が低い (20-30%) ことが問題となっている。推進効率を改善するためには，1) H₂ などの軽いガス種を推進剤として用いる，あるいは 2) 作動限界を回避しつつ，大電流で作動させる，といった方法が考えられる。本計算では，まず 1) について，なぜ H₂ で高い推進効率を達成できるのか理解されていないため，その理由を定量的に理解することを目的とした。次に，2) であるが，作動限界の間接的要因となる電荷担体欠乏現象について，どの推進剤で発生するのかを把握するため，電荷担体欠乏現象の推進剤依存性についても調べた。

● 研究の概要

MPD スラスタの推進効率向上や流れ場の理解を目指して，MPD スラスタ内部のプラズマ流（中性粒子，イオン，電子を含む電磁流体）のモデリングと数値解析が進められてきた。前年度までは，Ar や He といった基礎研究にしばしば使われる単原子分子のみを推進剤として用いてきた。本年度は，より高性能を狙える分子状ガスである H₂ を推進剤とした場合のモデリングと数値解析を行い，推進性能や流れ場などを Ar と比較・検討した。

● 今年度の研究成果の概要

Ar と H₂ それぞれを推進剤とした場合の MPD スラスタ内部におけるプラズマ流の数値解析を行い，両者の推進剤を比較・検討した。比較する際の基準としては，放電電流と理論臨界電流との比 (J_{dis}/J_c) を用いた。その結果， $J_{dis}/J_c = 1$ のとき，H₂ で推力 $F = 43.9$ N，比推力 $I_{sp} = 3264$ sec，推進効率 $\eta = 44\%$ ，投入電力 $P = 1,590$ kW，Ar で $F = 9.38$ N， $I_{sp} = 695$ sec， $\eta = 31\%$ ， $P = 105$ kW となり，H₂ の方が高性能であった。これは，H₂ の方が Ar よりも低い壁面熱損失割合であったことに起因する。流れ場については，H₂ の中心軸上の高温プラズマ（カソードジェット）を比較的低温のプラズマが覆うことによって，壁面熱損失割合を低減していると考えられる。また，H₂ の低い電離度に起因して，アノード壁付近でホール効果の影響が強く現れ，H₂ の方が Ar よりも電荷担体（電子）欠乏が起きやすいことが分かった。H₂ における電荷担体欠乏の対策については，今後の検討課題である。

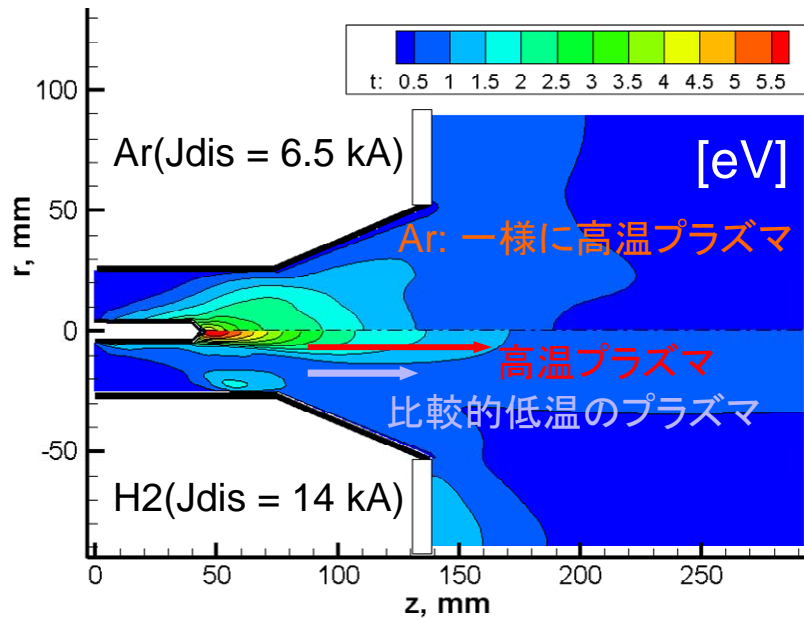


図 1 重粒子温度の分布, eV ($J_{dis}/J_c = 1$, $\dot{m} = 1.37$ g/s)

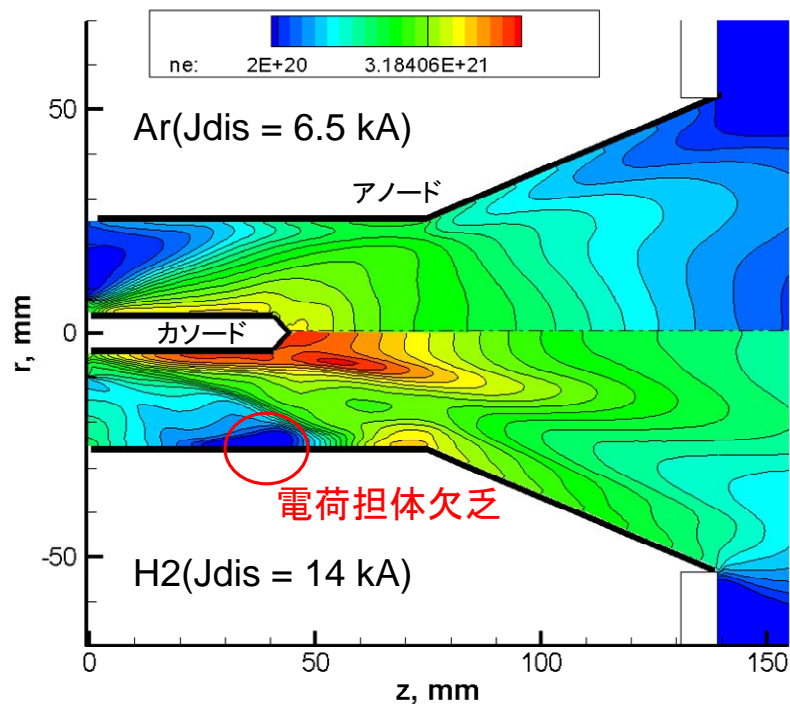


図 2 電子数密度の分布, m^{-3} ($J_{dis}/J_c = 1$, $\dot{m} = 1.37$ g/s)

● 研究成果の公表状況

【国内学会主催】

- 1) 窪田健一, 薄井由美, 船木一幸, 奥野喜裕, 「パルス作動MPDスラスターのプラズマ挙動と性能に関する数値計算」, 航空宇宙学会年会, B11, 2009.
- 2) 山本直樹, 藤本智也, 大津広敬, 山極芳樹, 船木一幸 「MHDスケール磁気プラズマセイルにおける惑星間磁場の影響」, 航空宇宙学会年会, B10, 2009.

- 3) 佐藤博紀, 窪田健一, 船木一幸, 「実在気体効果を考慮したMPD推進機内の数値シミュレーション」, 流体力学講演会・航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2009, 1B9, 2009.
- 4) 佐藤博紀, 窪田健一, 船木一幸, 「解離反応を考慮した水素MPD推進機のモデリングと電磁流体解析」, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 1L01, 2009.
- 5) 窪田健一, 船木一幸, 奥野喜裕「磁場印加型MPDスラスタのエネルギー変換過程に関する数値的研究」, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 1L04, 2009.
- 6) 佐藤博紀, 窪田健一, 船木一幸, 「大電力MPDアークジェットの電磁流体解析」, 第23回数値流体力学シンポジウム, E9-3, 2009.
- 7) 佐藤博紀, 窪田健一, 船木一幸, 「MPDスラスタにおける推進剤種依存性に関する電磁流体解析」, 宇宙輸送シンポジウム, STEP-2009-32, 2009.
- 8) 山本直樹, 船木一幸, 山極芳樹, 大津広敬, 「惑星間磁場を考慮した磁気プラズマセイルの影響」, 宇宙輸送シンポジウム, STEP-2009-43, 2009.
- 9) 窪田健一, 船木一幸, 奥野喜裕「AF-MPDスラスタに関する電磁流体解析」, 磁気ノズルクラスター情報交換会, 2009.
- 10) 佐藤博紀, 窪田健一, 船木一幸, 「MPDスラスタにおける電力収支に関する数値解析的研究」(ポスター発表), KDKシンポジウム, 2009.

【国際会議】

- 11) H. Sato, K. Kubota, I. Funaki, “Numerical Simulation of a Hydrogen Magnetoplasma dynamic Arcjet”, The 27th International Symposium on Space Technology and Science, Tsukuba, Japan, 2009.
- 12) K. Kubota, I. Funaki, Y. Okuno, “Numerical Study on Energy Conversion Processes in Applied-Field Magnetoplasma dynamic Thrusters”, Proceedings of 17th International Conference on MHD Energy Conversion, Kanagawa, Japan, 2009.
- 13) H. Sato, K. Kubota, I. Funaki, “Numerical Simulation of a Self-Field Magnetoplasma dynamic Thruster with Hydrogen Propellant”, Proceedings of 17th International Conference on MHD Energy Conversion, Kanagawa, Japan, 2009.
- 14) K. Kubota, I. Funaki, Y. Okuno, “Numerical Analyses on Plasma Acceleration Processes in Applied-Field Magnetoplasma dynamic Thruster”, IEPC paper 2009-227, 31st International Electric Propulsion Conference, Michigan, USA, 2009.
- 15) H. Sato, K. Kubota, I. Funaki, “Numerical Study on the Effects of Propellant Species in a Self-Field Magnetoplasma dynamic Arcjet”, IEPC paper 2009-232, 31st International Electric Propulsion Conference, Michigan, USA, 2009.

宇宙機設計におけるデータ同化手法の適用性検討

Study on applicability of data assimilation techniques to spacecraft designs

● 研究グループ

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

研究分担者：情報・計算工学センター，秋田 剛(akita.takeshi@jaxa.jp)

● 計算の目的

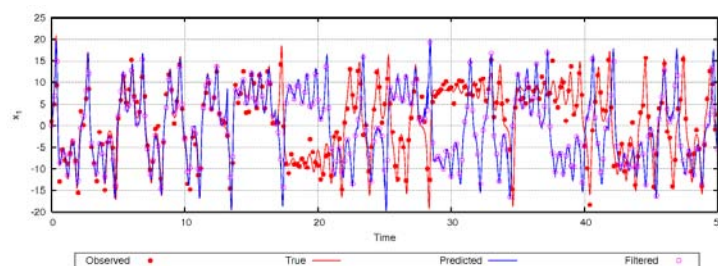
数値シミュレーションと実験/観測データを融合する手法として近年注目を集めているデータ同化手法の宇宙機設計への適用を試みる。特に熱・構造設計における未知の物理パラメータの高精度推定に適用し、その有効性を確認する。

● 研究の概要

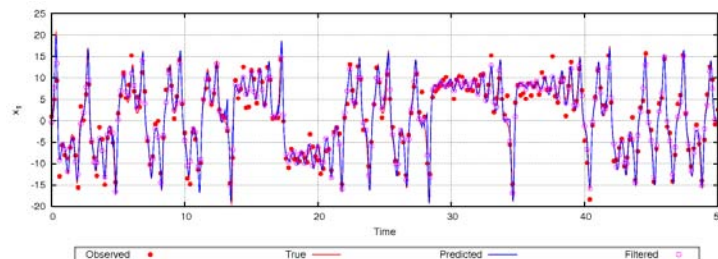
衛星の熱・構造設計等における未知の物理パラメータの推定手法として逐次データ同化手法である、アンサンブルカルマンフィルター、粒子フィルターを用いたデータ同化プログラムを開発する。開発したプログラムを用いて、双子実験、実機観測データを用いたデータ同化実験を行い、その有効性を検証する。

● 今年度の研究成果の概要

データ同化プログラムとして、アンサンブルカルマンフィルターおよび粒子フィルターを開発した。開発したデータ同化プログラムを用いて単純な非線形方程式系に適用し、手法の特徴把握を行った。また、衛星熱解析への適用のために節点法による衛星熱解析プログラムを開発した。これら開発したプログラムを用いて小型模擬衛星を対象とした双子実験を行い、接触熱抵抗の推定に成功した。



a) 粒子数=8



b) 粒子数=32

図1 粒子フィルターを用いた非線形システム（ローレンツ 63 モデル）でのデータ同化実験（粒子数の違いによる影響）

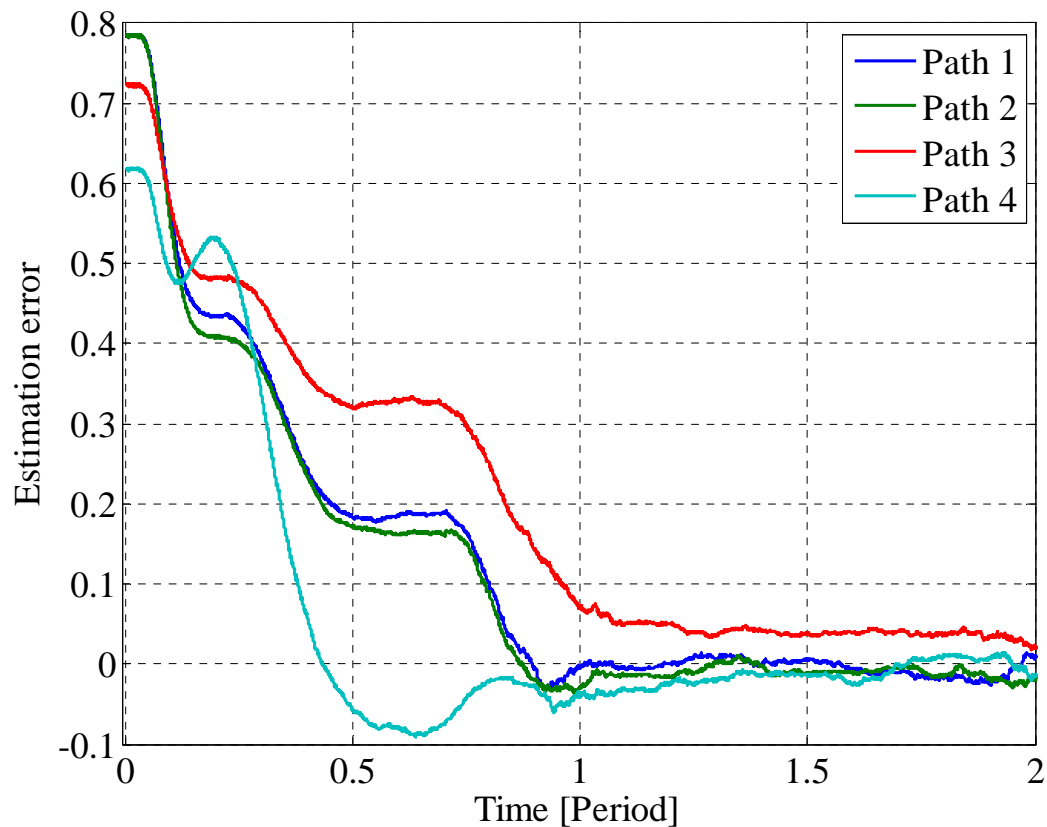


図2 小型模擬衛星における接触熱伝導率推定結果（アンサンブルカルマンフィルターを利用，データ同化による衛星熱パラメータ推定の有効性を実証）

● 研究成果の公表状況

- 1) 秋田 剛，高木亮治，嶋 英志，“アンサンブルカルマンフィルタを用いた衛星熱数学モデルの接触熱伝導率推定法”，航空宇宙技術，Vol.9, pp. 1-8, 2010
- 2) 秋田 剛，“不確定性を考慮した非線形有限要素解析に関する一考察”，第25回宇宙構造・材料シンポジウム，B15.

液体ロケットエンジンにおける燃焼振動の数値的研究

Numerical Study on Oscillatory Combustion of a Liquid Rocket Engine

● 研究グループ

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

研究分担者：情報・計算工学センター，堀 暖(hori.dan@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，清水太郎(shimizu.taro@jaxa.jp)

● 計算の目的

ロケットエンジンの開発において燃焼振動は大きなリスク要因の一つである。しかしながら、現象の本質は十分に理解されておらず、試行錯誤による経験的な手法により燃焼不振動を予測しているため、開発期間の長期化、開発コストの肥大化をもたらしている。

本研究の目的は、燃焼振動を予測する指標の構築を目指し、燃焼振動現象の基礎的な理解を深めることにある。

● 研究の概要

解析対象は、2009年度に宇宙輸送ミッション本部，研究開発本部と共同で実施した常温・大気圧下における気体酸素(GO_x)/気体水素(GH₂)同軸噴流炎燃焼試験である。試験装置は円筒型の燃焼器，中心軸に設置された単一の同軸噴射器の他，各種計測器から構成されている。本研究では乱流燃焼モデルとしてフレームレットモデルを用いたLESによるシミュレーションを実施した。

● 今年度の研究成果の概要

燃焼室内の共振モード予測の一例（図1）と，噴射器下流の渦構造（図2）を示す。壁面における圧力の時系列データを図3に，また時系列データの周波数解析データを図4に示す。これらから本シミュレーションにおいては基本周波数 2055[Hz]の R モード(軸対称)の圧力揺動が発生していることがわかった。また手法の見直し等を実施し，実験で発生したモードの再現を進めている。

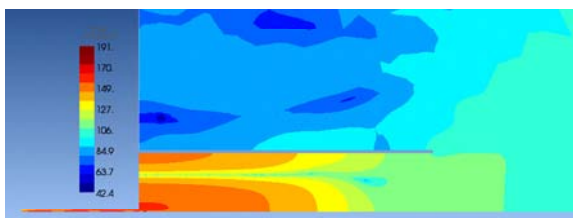


図1 共振モードの例（Rモード）

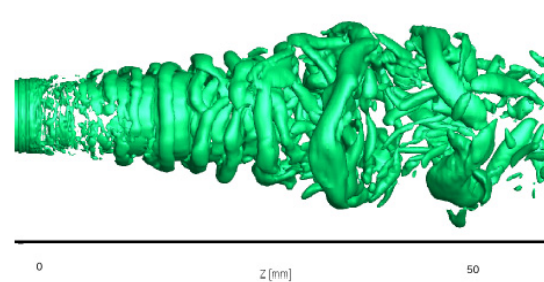


図2 噴射器下流の渦構造

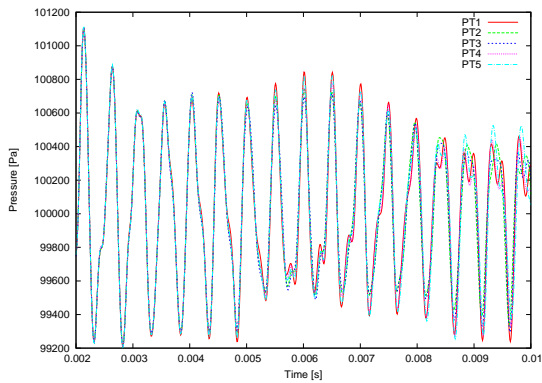


図3 壁面圧力の時系列データ

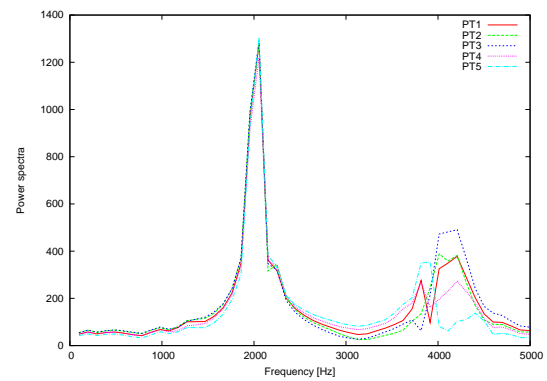


図4 壁面圧力の周波数解析結果

● 研究成果の公表状況

- 1) 堀 暖, 松山新吾, 溝渕泰寛, 清水太郎, 新城淳史, 立花 繁, 吉田征二, 下平一雄, 小林 完, 「P-230 フレームレット-LESモデルにもとづいた水素-酸素同軸拡散火炎の数値解析」 第47回燃焼シンポジウム 2009札幌
- 2) T. Shimizu, D. Hori, S. Yoshida, S. Tachibana, S. Matsuyama, J. Shinjo, Y. Mizobuchi and K. Kobayashi, "Theoretical and Numerical Estimation of Acoustic Damping of a Model Combustion Chamber," AIAA paper, 2010-1146. 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, Florida, Jan. 4-7, 2010 (submitted to journal paper)
- 3) T. Shimizu, D. Hori, S. Yoshida, S. Tachibana, S. Matsuyama, J. Shinjo, Y. Mizobuchi and K. Kobayashi, "Oscillatory Combustion inside a Model Combustion Chamber at Atmospheric Condition," AJCPP2010-146, Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010, Miyazaki, Japan, Mar. 4-6, 2010.

物体適合・直交ハイブリッド非構造格子を用いた CFD 解析手法の 開発と次期固体ロケット空力解析への適用

Development of CFD tool based on Body-Fitted/Cartesian grids and its application to
numerical analysis on Advanced Solid Rocket aerodynamic characteristics

● 研究グループ

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

研究分担者：情報・計算工学センター，北村圭一(kitamura.keiichi@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，葛生和人(kuzuu.kazuto@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，嶋 英志(shima.eiji@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，藤本圭一郎(fujimoto.keiichiro@jaxa.jp)

株式会社 計算力学研究センター，青野淳也(aono@rccm.co.jp)

株式会社 計算力学研究センター，荒川貴道(arakawa@rccm.co.jp)

● 計算の目的

次期固体ロケットは，M-V ロケットの技術を継承した上で，簡素な打上げシステムによる小型衛星の効率的運用などを目的として宇宙航空研究開発機構(JAXA)にて研究・開発が進められている。現在，その機体形状について検討が行われており，その空力特性を知る事は打上能力・制御性解析・荷重解析等，システムの成立性を評価する上で，極めて重要である。次期固体ロケットの研究・開発スケジュールに合わせて機体の空力解析を行い，形状の変更等を提案，プロジェクトへの貢献を果たす事が本計算の目的である。

● 研究の概要

本研究では，現行の機体形状に対し最新の CFD（数値流体力学）技術を利用した解析を行い（図 1, 2），対応する風洞試験（圧力測定や可視化試験を実施）データとの比較を通して，次期固体ロケットの飛行中の周囲の流れ場や機体にかかる空気力を調べた。なお，解析には，現在 JAXA/JEDI で開発中の物体適合・直交ハイブリッド非構造格子解析ツール”LS-Grid/Flow”を用いた。

● 今年度の研究成果の概要

試算により 1 ケースあたりに要する期間を見積もった。これに基づき，プロジェクトと連携してその後の詳細な解析計画を立てた結果，まず風洞試験に対応する解析を行い，衝撃波発生位置や境界層剥離の規模，機体にかかる軸力や横力について測定データと良好に一致する解析結果を得た（図 2）。また，これに基づき実飛行時の解析も行い，空力データの一部を取得し，プロジェクトへ提供した。これらのデータは，設計に大変重要となると考えられる。

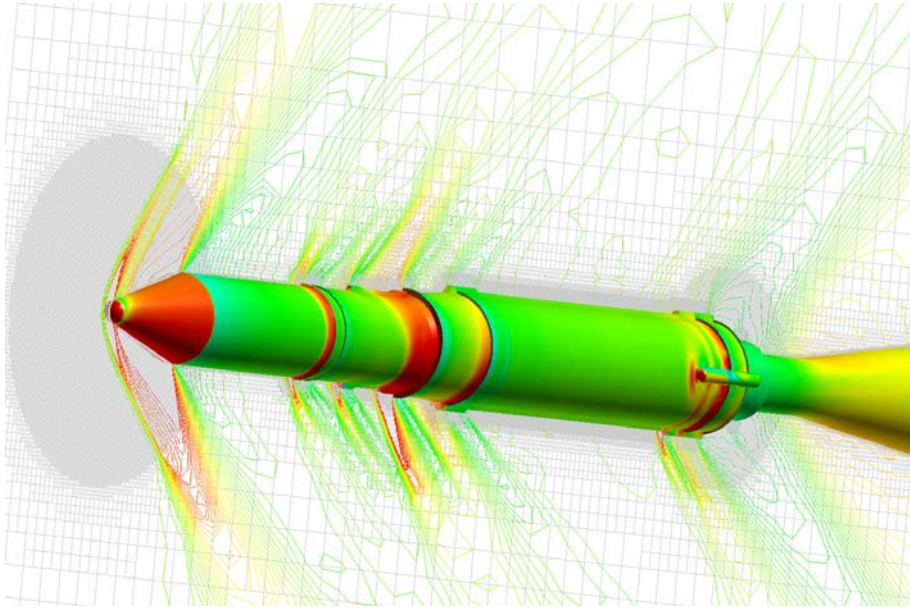


図1 計算結果（圧力場）と計算格子（約2,400万点，半裁）

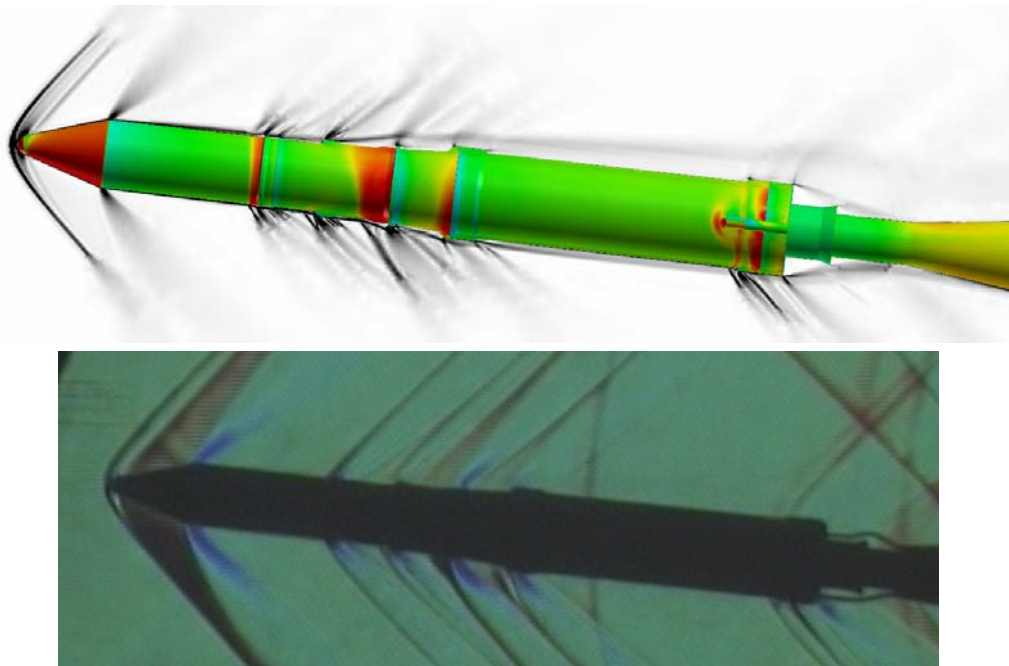


図2 数値解析結果（上：空間の密度勾配絶対値+壁面圧力分布）と試験データ（下：シュリーレン写真）の比較

● 研究成果の公表状況

- 1) 北村圭一，藤本圭一郎，野中 聡，入門朋子，福添森康，葛生和人，嶋英志，“次期固体ロケット空力特性についての風洞試験および数値解析，” 2009年度宇宙航行の力学シンポジウム 後刷り講演集，2009
- 2) 北村圭一，藤本圭一郎，野中 聡，福添森康，入門朋子，嶋 英志，“次期固体ロケット抵抗特性についての風洞試験および解析，” 第53回宇宙科学技術連合講演会，1B08，JSASS-2009-4026，2009.
- 3) 葛生和人，北村圭一，藤本圭一郎，嶋 英志，“直交・物体適合ハイブリッド非構造格子ソルバーにおけるDES,DDESの適用とその評価について，” 第23回数値流体力学シンポジウム，A2-4，2009.
- 4) 北村圭一，藤本圭一郎，葛生和人，野中 聡，入門朋子，福添森康，嶋 英志，“次期固体ロケット空力特性についての数値解析，” 第42回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2010,1D6,2010.

ロケットプルーム音響解析

Numerical Analysis of Launcher Acoustics

● 研究グループ

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

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

情報・計算工学センター，福田紘大(fukuda.kota@jaxa.jp)

情報・計算工学センター，嶋 英志(shima.eiji@jaxa.jp)

● 計算の目的

ロケット打ち上げ時にプルームより発生する音波は搭載されている衛星に影響を与えることが分かっており、次期固体ロケットでは音響レベルの低減と同時に射点のモバイル化を実現することが設計要求として挙げられている。これまで主に用いられてきた半経験則(NASA SP-8072)は音源を簡易的に模擬したものであり、騒音発生機構が不明確であるため音響レベル低減化を可能とする射点形状を模索することは困難である。そこで、プルームから生じる音波を CFD を用いて第一原理的に解析し、ロケット打ち上げ時の騒音発生機構の解明と低減化を実現する射場の指針を得ることが目的である。

● 研究の概要

H-IIA といった実機における計測結果は様々な音源が混在するなど、CFD 結果との比較データとしては不向きである。そこで、固体モータの地上燃焼試験にて取得した遠方場の音響計測を用いて、CFD の予測精度向上を目指すとともに半経験則を検証した。次に、次期固体ロケットで想定されている射点の検討を行った。過去の研究よりリフトオフ直後の機体高度が低い場合は火炎偏向板とロケットプルームの衝突によって発生する **impingement noise** が支配的であり、機体の高度が上昇するとともにフリージェット部から発生する強いマッハ波が支配的となることが分かっている。そこで、機体高度と射座の高さの 2 つを主たるパラメータとする CFD 解析を行い、低騒音化を目指した。

● 今年度の研究成果の概要

図1に実測データ（黒）とCFD結果（青）のOASPL値を比較する。CFDは4 dB程度の精度で実測値と一致しており、しかも50 deg付近に見られる指向性も捕えられている。一方、半経験則（赤）はCFD結果より予測精度が低い上に指向性も一致しておらず、CFDの有効性を示す結果となった。

次に、図2にモバイル射点周りのOASPL分布を示す。フリージェットから生じるマッハ波、射座とプルームの干渉によって生じる干渉波、火炎偏向板との衝突から生じる **impingement noise** と地面を流れるプルームから生じるマッハ波が確認できる。パラメトリックスタディの結果、**impingement noise**(低高度で支配的)とマッハ波(高高度で支配的)の両者を低減することが重要で、射座高さが十分ある形状の方が総じてよい音響環境が得られることが分かった。

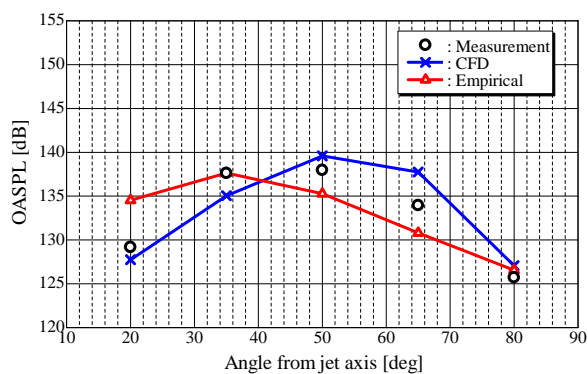


図1 固体モータ地上燃焼試験における OASPL 比較

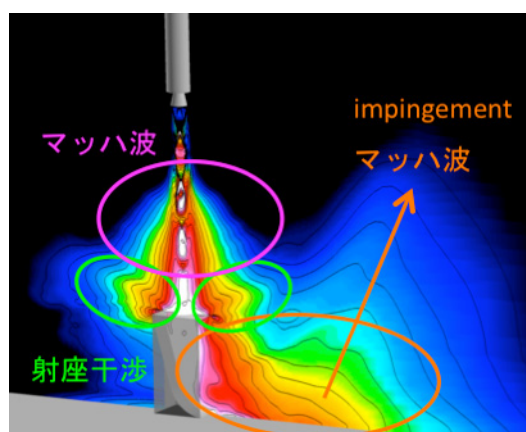


図2 モバイル射点の OASPL 分布

● 研究成果の公表状況

- 1) K.Fukuda, and et al., “Acoustic Measurement and Prediction of Solid Rockets in Static Firing Tests”, AIAA-2009-3368, 2009
- 2) S.Tsutsumi, and et al., “Numerical Analysis of Jet Aeroacoustics from a Solid Rocket in Static-Firing Tests”, EUCASS 2009-133, 2009
- 3) 福田紘大, 堤 誠司, 宇井恭一, 石井達哉, 高木亮治, 藤井孝藏, “固体ロケットモータのフリージェットに関する音響環境予測について”, 第53回宇宙科学技術連合講演会, JSASS-2009-4027, 2009

ロケットプレーン技術実験機の空力特性推算

Calculation of Aerodynamic Characteristics of Rocketplane Technology Experiment Vehicle

● 研究グループ

研究代表者：宇宙輸送ミッション本部 宇宙輸送系システム技術研究開発センター，
高間良樹(takama.yoshiki@jaxa.jp)

● 計算の目的

現在、当センターで検討を進めているロケットプレーン技術実験機の概念設計に必要なとなる、亜音速、遷音速、超音速における空力特性をCFDによって推算する。

● 研究の概要

次世代宇宙輸送システムの研究開発の一環として、当センターではロケットプレーン技術実験機の検討を進めている。空力特性、及び舵効き（スピードブレーキ、エレボン、ラダー）をCFDによって計算した。格子生成にはHexaGrid、流体ソルバにはTASを用いた。

● 今年度の研究成果の概要

ロケットプレーン技術実験機の概念設計に必要な空力特性データを取得した。数種類の機体形状について代表的な気流条件でCFDを実施し、空力性能の比較を行った。また、その中の1機体について、約200ケース程度の計算を行い、空力データベースの構築に役立てることができた。また、ここで得た空力データは、縦／横安定性解析、軌道計算、構造計算に用いられた。

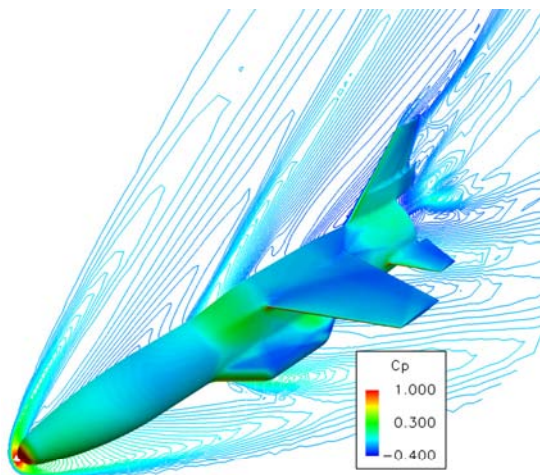


図1 ロケットプレーン技術実験機Cp分布
(M=2, AOA=10deg, 対称面)

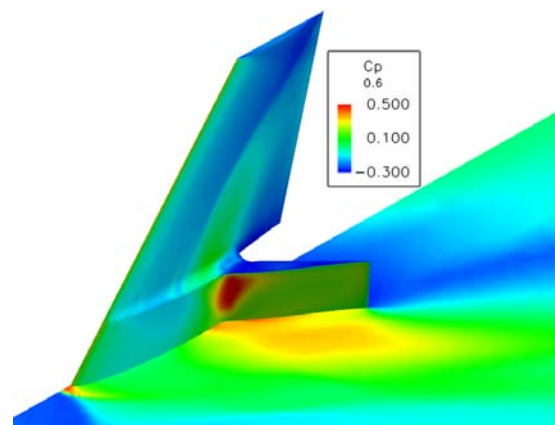


図2 スピードブレーキ展開時Cp分布
(M=2, AOA=10deg)

H-IIA ロケットフェアリングの非定常 CFD 解析

Unsteady CFD Analysis of H-IIA Rocket Fairing

● 研究グループ

研究代表者：宇宙輸送ミッション本部 宇宙輸送系システム技術研究開発センター，
高間良樹(takama.yoshiki@jaxa.jp)

研究分担者：宇宙輸送ミッション本部 宇宙輸送系システム技術研究開発センター，
大坊俊彰(daibo.toshiaki@jaxa.jp)

川崎重工業株式会社，越智章生(ochi_a@khi.co.jp)

川崎重工業株式会社，永田 卓(nagata_tak@khi.co.jp)

川崎重工業株式会社，葉山賢司(hayama_k@khi.co.jp)

● 計算の目的

H-IIA ロケットフェアリングのベントホール位置での非定常圧力分布を取得する。

● 研究の概要

形状はフェアリング肩部の突起のみを模擬したものである。フェアリング内部も計算領域に含め、ベントホールからの排気も考慮した。フェアリング内外差圧を一定として非定常 CFD を実施し、表面静圧分布やベント流量を得た。

● 今年度の研究成果の概要

肩部からの剥離がベントホールを覆い始めるにつれてベント流量が増大していくことを確認した。また、剥離渦の挙動は3次的であることがわかり、従ってベントホール位置での表面 C_p も周方向分布を持ち、かつ時間方向にも激しく変動することが明らかになった。

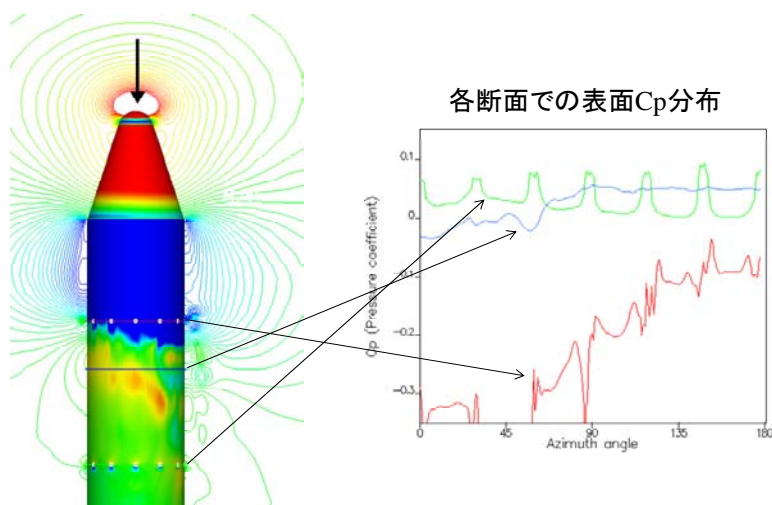


図1 M=0.8での非定常圧力分布(迎角0deg)

高温衝撃風洞での実在気体熱空力特性研究

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

● 研究グループ

研究代表者：宇宙輸送ミッション本部 先進技術研究グループ，丹野英幸(tanno.hideyuki@jaxa.jp)

● 計算の目的

高温衝撃風洞を改修したバリスティックレンジの性能予測。
高温衝撃風洞 Hiest で試験結果の評価。

● 研究の概要

バリスティックレンジの運転条件の設定，プロジェクティル速度予測。
鈍頭円錐模型の圧力分布，空力係数の算出

● 今年度の研究成果の概要

中型高温衝撃風洞HEKを改修したバリスティックレンジの性能評価。運転条件の設定を実施。
鈍頭円錐模型の数値予測値と力計測値と比較し，不確かさを評価。

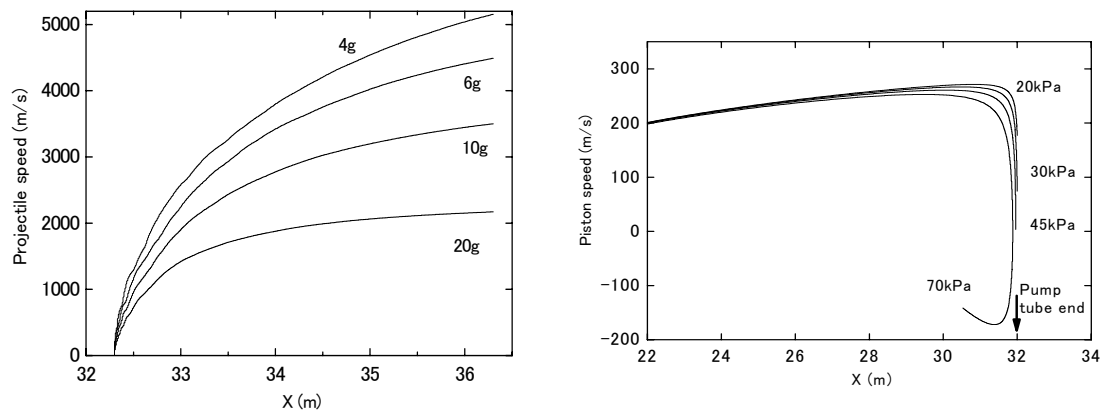


図1 Projectile 速度 (左) , Piston速度 (右)

● 研究成果の公表状況

- 1) ISTS筑波
- 2) 41th AIAA aerospace meeting

太陽活動周期の物理機構

Physical process of solar cyclic activity

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙科学共通基礎研究系，坂尾太郎(Sakao.Taro@isas.jaxa.jp)

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

京都大学 宇宙総合学研究ユニット，磯部洋明(isobe@kwasan.kyoto-u.ac.jp)

東京大学 理学系研究科，飯田佑輔(iida@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

東京大学 理学系研究科，北川直優(kitagawa@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

東京大学 理学系研究科，鳥海 森(toriumi@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

東京大学 理学系研究科，堀田英之(hotta.h@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

太陽活動は11年周期を持って活動しているが、ダイナモ機構が働いてそれが維持されていると考えられている。現在では磁場だけを解く運動学的ダイナモシミュレーションを行う研究が主流であるが、MHD を解かなければ解明できない活動周期に対応した速度場の変動があることが知られている。我々は運動学的ダイナモシミュレーションを行い、太陽ダイナモの基本的な性質を理解した上で、MHD シミュレーションを行い太陽ダイナモの物理機構を解明することを目的とする。

● 研究の概要

磁場だけを解く運動学的ダイナモの範囲では磁束輸送ダイナモというモデルで太陽活動周期の特徴を説明することができた。しかし、このモデルでは観測に合わない、高緯度に強い磁場が生成されてしまうことが問題点であった。本研究課題ではこの問題点を解決する新しいモデルを提案した。表面付近に強い乱流拡散があることで、表面でできたポロイダル磁場が動径方向に運ばれて、高緯度の強い磁場が解消されることを2次元の運動学的ダイナモシミュレーションをおこない示した。

● 今年度の研究成果の概要

表面付近の強い乱流拡散が太陽の磁場の形状にどのような影響を及ぼすのかを、詳細にパラメータをふって調べた。その結果、表面付近の乱流拡散が強くなるにつれて、高緯度の磁場が弱くなっていくことが確認された。

また、太陽ダイナモをMHDで解くための、コードも作成し来年度以降の研究の準備とした。

これらの研究は堀田がおこなった。

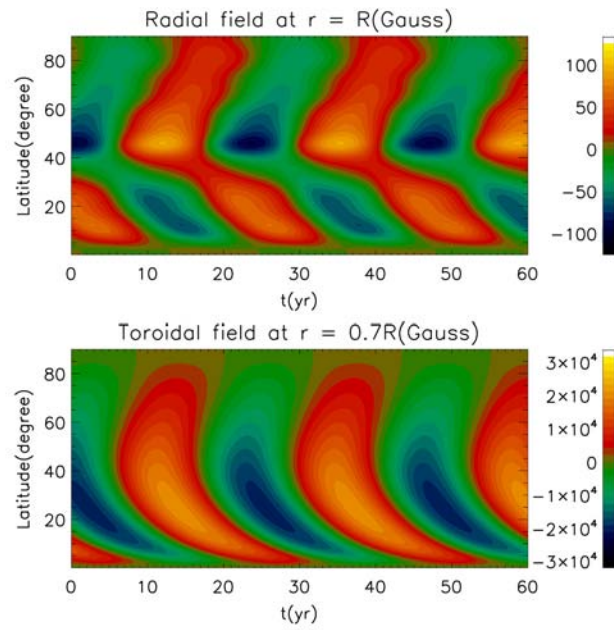


図1 数値計算の結果，得られた太陽磁場の様子．横軸：時間，縦軸：緯度で半球の結果が示してある．上段は表面の動径方向磁場が示してあり，下段は対流層の底付近の方位角方向の磁場が示してある．表面付近の強い乱流拡散を仮定することで，高緯度の磁場が強くなるのを抑えることができた．

● 研究成果の公表状況

- 1) Hotta & Yokoyama, 2010, ApJ, 709, 1009

ひのでと数値シミュレーションの連携により探る太陽面磁場の生成と進化

Generation and evolution of solar surface magnetism investigated with Hinode and numerical simulations

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙科学共通基礎研究系，坂尾太郎(Sakao.Taro@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，加藤成晃(kato.yoshiaki@isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

上部対流層から遷移層下部までの太陽大気における磁気要素の輻射磁気流体シミュレーションを実施し，磁気要素周囲で生じる波動現象を調べる．太陽観測衛星「ひので」の観測データと数値計算結果を比較することにより，太陽大気の力学構造を解明することが目的である．

● 研究の概要

太陽光球面の5分振動は，対流層の擾乱によって生じた音波が作り出す波動現象である．これまで磁場が支配的になる彩層や活動領域では，3分振動になることが観測されており，磁気要素の波動現象を調べることで，磁場の役割を解明する．

● 今年度の研究成果の概要

磁気要素の振動現象を調べた結果，磁気要素そのものが光球面の5分振動によって，上下に振動することを実証した．光学的表面も5分振動で変動することから，「ひので」観測によって発見された磁気要素の振動現象は，光学的表面の振動による「オパシティ効果」の可能性があると判った．さらに輻射磁気流体計算データの分光偏光計算にも成功した．

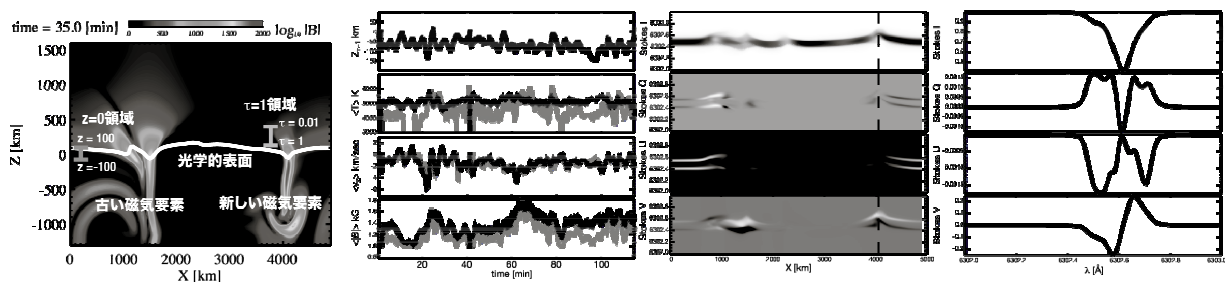


図1 輻射磁気流体計算と分光偏光計算の結果．磁場強度の断面図（左端）と光学的表面の振動によって磁気要素が時間変動する様子（左中）．ストークスプロファイルの空間分布（右中）と磁気要素上での断面図．

● 研究成果の公表状況

- 1) Second Hinode Science Meeting
- 2) Third Hinode Science Meeting

太陽の2段階浮上磁場に関する数値実験

Numerical Experiments on the Two-step Flux Emergence of the Sun

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙科学共通基礎研究系，坂尾太郎(Sakao.Taro@isas.jaxa.jp)

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

京都大学 宇宙総合学研究ユニット，磯部洋明(isobe@kwasan.kyoto-u.ac.jp)

東京大学 理学系研究科，飯田佑輔(iida@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

東京大学 理学系研究科，北川直優(kitagawa@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

東京大学 理学系研究科，鳥海 森(toriumi@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

東京大学 理学系研究科，堀田英之(hotta.h@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

黒点を含む太陽の活動領域は，対流層下部でダイナモ作用により形成された磁場が，対流層を浮上し光球に出現したものと考えられている．しかし，その詳細な浮上過程は明らかにされていない．本研究では磁気流体コードを用いた数値シミュレーションをJSSの高性能なスーパーコンピュータで実行することにより，浮上の2次元的，3次元的な描像を得ることを目的としている．

● 研究の概要

2次元の計算領域を設け，深さ20,000 kmに磁束シートを置く．MHDコードによって初期磁束シートが時間発展する様子を計算する．この研究は鳥海が実施した．

● 今年度の研究成果の概要

JSSのSX-9を用いた数値シミュレーションにより，磁束シートが太陽対流層の深さ20,000 kmから浮上するときには，光球下で磁束が減速を受け，停滞．光球付近で磁気圧勾配が十分に増大すると，磁気浮力不安定を生じ，再び上空のコロナへと浮上していく．また，パラメータ研究により，活動領域を形成する磁束は2段階浮上を経ている可能性が高いことが分かった．そのような磁束の条件として，対流層の深さ20,000 kmにおいて磁場強度は 10^4 G程度，磁束量は 10^{20} - 10^{21} Mx程度が必要であることも確認された．

現在この成果について査読論文を投稿中である．

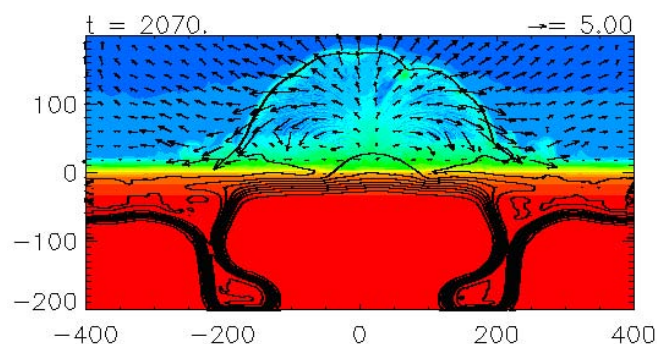


図1 対流層の深さ20,000 km ($z=-100$) に置いた磁束が浮上し，光球 ($z=0$) 付近で停滞するが，局所的に磁気浮力不安定を生じる ($x=20$ 付近) ことで再びコロナへと浮上する．

有限擾乱の磁気リコネクションへの影響

Research on Simulation of Airframe noise

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙科学共通基礎研究系，坂尾太郎(Sakao.Taro@isas.jaxa.jp)

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

京都大学 宇宙総合学研究ユニット，磯部洋明(isobe@kwasan.kyoto-u.ac.jp)

東京大学 理学系研究科，飯田佑輔(iida@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

東京大学 理学系研究科，北川直優(kitagawa@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

東京大学 理学系研究科，鳥海 森(toriumi@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

東京大学 理学系研究科，堀田英之(hotta.h@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

電流シートでの磁気リコネクションは，太陽フレアなどのエネルギー解放の基礎物理過程であると考えられている．しかし大磁気 Reynolds 数環境で，拡散領域がどのような構造をしているのか，あるいは，そもそもエネルギー解放率がどう決まるのかが，あまり明らかになっていない．運動論的マイクロとフレアループ全体マクロとの中間スケールで，磁気流体乱流による非定常・非一様な構造がうまれていて，エネルギー解放率もその影響をうけていると理論的推測では考えられている．この計算では，磁気流体シミュレーションによって，磁気リコネクションが乱流的擾乱によってどのような影響を受けるのか，を調べている．

● 研究の概要

電流シートが，初期に磁気拡散擾乱を与えられて乱流的になった後の時間発展について 3 次元磁気流体シミュレーションにより調べている．ほぼ力学平衡にある反平行磁場・電流シート構造を用意して，比較的大きな初期乱数擾乱（50%程度で数音速時間）を磁気拡散に全空間領域で与え，その後の時間発展を追いかけた．計算には，CIP-MOCCT 法を用いた．コードは MPI 並列化がされている．研究は，横山がおもに実施した．

● 今年度の研究成果の概要

磁気拡散率 η については，2桁にわたって値をふったところ，（外縁の磁場強度・Alfvén速度で規格化した）エネルギー解放率 M_A が $M_A \propto \eta^{(1/2)}$ という依存性を示した．これはSweet-Parkerリコネクションと同じである．つまりこの設定では，擾乱による影響がほぼなし，という結果になった．

さらにガイド磁場を一様に加えた計算では，電流シート内の乱流が複雑な立体構造をもつようになり，ガイド磁場なしよりも大きなエネルギー解放率になった．

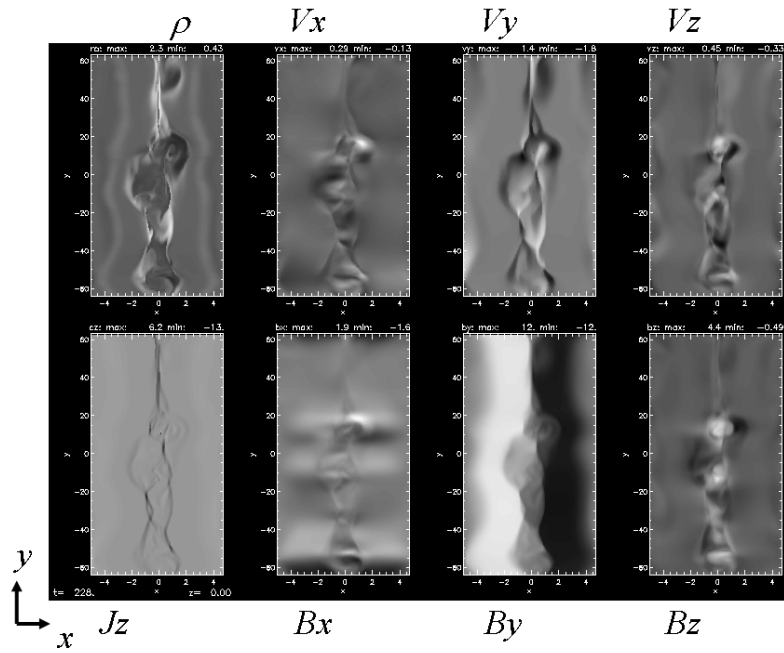


図1 ガイド磁場ありの場合の計算結果. 計算は3次元で, $z=0$ の断面での密度・速度・紙面垂直成分電流・磁場を示す. 初期には, $x=0$ の面に初期電流シート, 右(左)半平面に, 負(正) y 向き磁場が設定してあった. 電流シート内に磁気島が多数形作られているのがわかる.

● 研究成果の公表状況

- 1) 横山央明・磯部洋明, 日本天文学会 2009 年春季年会
- 2) Yokoyama & Isobe, 2010, in preparation

超音速再突入における DSMC 粒子計算

DSMC Simulations for Hypersonic Reentry Flows

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部未踏技術センター，小澤宇志(ozawa.takashi@jaxa.jp)

● 計算の目的

流れ場の数値計算では，連続体を仮定するCFD (数値流体力学)が幅広く使用されている．しかし，極超音速再突入の非平衡流れを計算するには，希薄化，ブレイクダウン効果等を考慮する必要があるため，粒子計算を行う必要がある．そのためDSMC (direct simulation Monte Carlo)粒子計算コードを開発し，その最適化を図ることを本計算の目的とする．

● 研究の概要

まず，二次元軸対称のDSMCコードを開発し，回転，振動緩和モデル，化学反応モデル等を組み入れる．次に，このコードを三次元コードに拡張し，MPI並列化を目指し，その計算効率を確かめる．また，既存のDSMC計算結果，CFDとの計算結果と比較し，その正確性を検証する．

● 今年度の研究成果の概要

今年度は，二次元軸対称 DSMC コードを開発した．現在，回転，振動緩和モデルに加え，TCE(Total Collision Energy)化学反応モデルも加え，その結果を検証した．具体的には，火星大気突入の流れ，希薄風洞ノズル流れを DSMC コードで計算した．三次元コードは現在開発中であり，軸対称結果との比較による検証を行っている．また，より複雑な流れに対応するため，電子，イオンを考慮した流れ，イオン化反応，電子励起反応モデル等も開発中である．

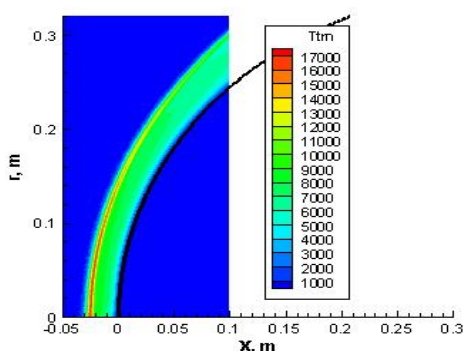


図1 無着陸サンプルリターンミッションにおける火星大気突入ショックのDSMC流れ場，並進温度の等高線図

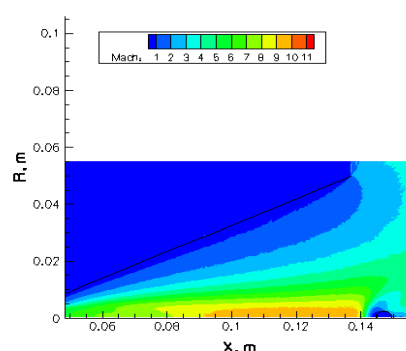


図2 希薄風洞のノズル流れ(DSMC 計算)，マッハ数の等高線図

● 研究成果の公表状況

- 1) Direct simulation Monte Carlo (DSMC) 粒子計算コードを作成した。
- 2) DSMC コードを用い，火星大気突入のショックの流れ場計算を行った。
- 3) DSMC コードを用い，希薄風洞のノズル流れ計算を行った。

液体燃料噴流微粒化過程解明の解析

Simulation of liquid fuel atomization processes

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部数値解析グループ，新城淳史(shinjo.junji@jaxa.jp)

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

● 計算の目的

燃料を噴いたときに液滴の霧になっていく過程はまだ完全には理解されていないため，燃焼器の設計は経験に基づいて行われている．より高効率で高性能なエンジン設計のために，燃料噴霧の形成過程を解明しそれを実用計算用にモデル化するために直接計算を実施する．

● 研究の概要

液体燃料エンジンの性能や信頼性の向上のためには燃焼過程の理解が重要である．その中の一つである液体微粒化過程に注目し，未解明である微粒化物理を解明する．また，実用燃焼器用の計算を視野に入れたモデル化のための情報も抽出する．手法は直接計算とし，可能な限り細かい格子を用いて表面張力を入れて（分裂モデルを入れることなく）計算する．対象は，静止気体中に高速液体を噴射する形態とし，噴射速度を振ることでウェーバー数とレイノルズ数を振る．

● 今年度の研究成果の概要

計算結果より，噴流の先頭が変形し傘状のエッジから微粒化する様子，また液柱コア表面からも微粒化する様子が捉えられた．格子点は各噴射条件に対して足りており，物理的に妥当な解を得た．噴射条件による違いを整理するとウェーバー数で分裂が整理できることが分かった．最終的に個々の液滴が液糸から出来る過程も我々の過去の研究で行った予備の計算との知見に一致する結果であった．また，この様子を簡単な数式で表現できることが分かったので，現在モデル化への展開を図っているところである．

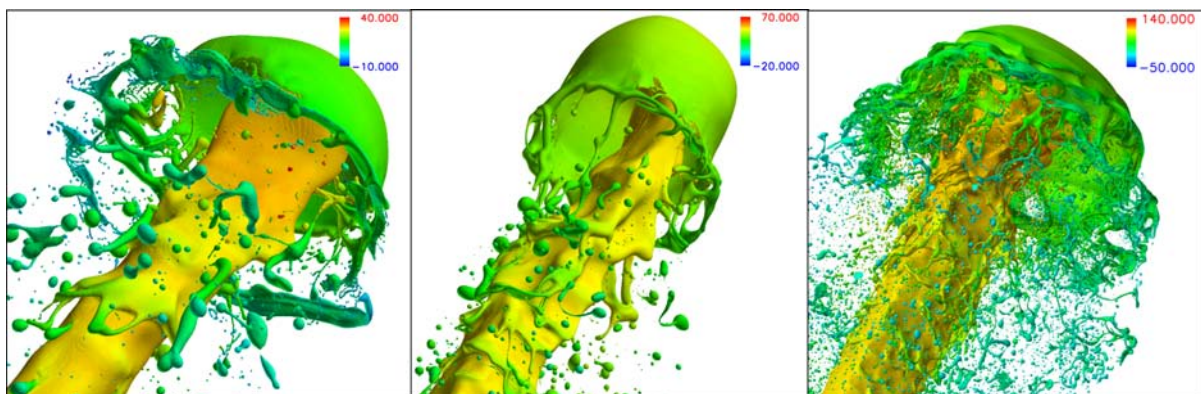


図1 各噴射条件における微粒化の様子．左から，噴射速度 30m/s, 50m/s, 100m/s. 噴流直径は 0.1mm. 色は軸方向速度.

● 研究成果の公表状況

- 1) “Simulation of liquid jet primary breakup: dynamics of ligament and droplet formation”, J. Shinjo, A. Umemura, Int. J Multiphase Flow, 36 (2010) 513-532
- 2) “Detailed simulation of primary atomization mechanisms in diesel jet sprays (isolated identification of liquid jet tip effects)”, J. Shinjo, A. Umemura, Proc. Combust. Inst. , 33 (accepted)
- 3) 「液体燃料微粒化初期過程の数値解析」, 新城淳史, 松山新吾, 溝渕泰寛, 小川 哲, 梅村 章, 第 41 回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム 2009, 2009 年 6 月
- 4) “High Resolution Numerical Approach to Turbulent Liquid-Fuel Spray Atomization Using the Fujitsu FX1 Multicore Based Massively Parallel Cluster”, J. Shinjo, R. Takaki, Y. Matsuo, S. Honma, Y. Hashimoto, SC2009, Portland, November 2009
- 5) “Detailed numerical simulation of primary atomization processes of liquid fuel jet”, J. Shinjo, A. Umemura, 62nd APS-DFD, Minneapolis, November 2009
- 6) 「液体燃料一次微粒化過程の詳細数値計算」, 新城淳史, 松山新吾, 溝渕泰寛, 梅村 章, 第 47 回燃焼シンポジウム, 2009 年 12 月
- 7) 「液体燃料一次微粒化の詳細数値解析」, 新城淳史, 梅村 章, 第 18 回微粒化シンポジウム, 2009 年 12 月

JAXA 衛星環境プラズマシミュレータの開発

Development of Electrostatic Full-Particle-In-Cell Code for Analysis of Spacecraft-Plasma Interactions

● 研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター，村中崇信(muranaka.takanobu@jaxa.jp)

研究分担者：宇宙科学研究本部，篠原 育(iku@stp.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

本研究では、宇宙機とその周辺に存在するプラズマとの相互作用を定量的に解析する為に、3次元完全粒子静電コードを開発してきた。昨年度までに、等幅直交格子版コードがほぼ完成している。今年度は、プラズマパラメータが多岐にわたる条件下でコードの適用範囲を拡大するために、コードの八分木格子系への拡張を試みた。これと並行して、等幅直交格子版のコードを使用して、次世代惑星間航行に有望視されている宇宙機のひとつである、ソーラーセイル周辺のプラズマ挙動解析を実施した。

● 研究の概要

- 1) 八分木格子版コード開発の端緒として、ポアソンソルバの開発を行った。
- 2) 開発した等幅格子系コードを使用したシミュレーションによって、光電子放出を含む太陽風プラズマ環境下で、セイル周辺のプラズマ空間分布を明らかにし、セイル中心に位置するペイロード近傍への荷電粒子の影響を評価した。今回は、1.0AU および 0.5AU 太陽風プラズマ環境において、これらの評価を実施した。

● 今年度の研究成果の概要

- 1) 八分木格子版，3次元マルチグリッドポアソンソルバの開発と実装が終了した。
- 2) 1.0AU および 0.5AU でのソーラーセイル周辺の荷電粒子空間分布を得た。セイル裏面中心に拡散する光電子数密度は、1.0AU のとき背景電子と同程度，0.5AU のときは0であった。構体電位はそれぞれのケースで、+4V、-8V となり、後者では光電子の空間電荷効果の影響が有意である事が分かった。

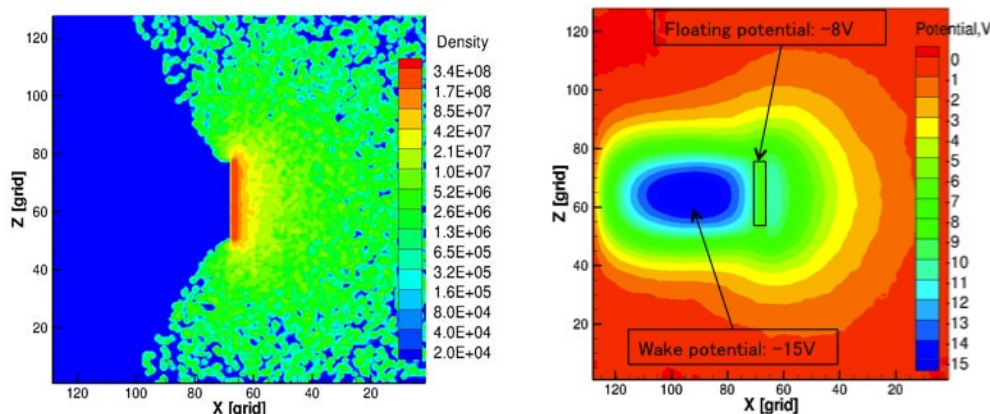


図1 0.5AU 太陽風プラズマ環境における、セイル周辺に拡散する光電子空間分布(m^{-3}) (左) と静電ポテンシャル (右)。時間は 0.37ms。図の中心に位置する矩形はセイルモデル断面。太陽風方向は図中右から左。モデル右面が日照面で、太陽光強度 4Solar が照射されていると想定している。

● 研究成果の公表状況

- 1) Takanobu Muranaka, Hiroko O. Ueda, Hideyuki Usui and Iku Shinohara, “Modification of a three-dimensional electrostatic Particle-In-Cell code adopting a nested grid,” The 27th International Symposium on Space Technology and Science, Tsukuba, July 5-12, 2009.
- 2) Hiroko O. Ueda, Takanobu Muranaka, Iku Shinohara and Hideyuki Usui, “Applying a Multigrid Method to Analysis of Spacecraft-Plasma Interactions using Electrostatic Particle-In-Cell Simulations,” 21st International Conference on Numerical Simulation of Plasmas, Lisbon, October 6-9, 2009.(Poster)
- 3) Takanobu Muranaka, Hiroko O. Ueda, Hideyuki Usui and Iku Shinohara, “Applying a Multigrid Method to Analysis of Spacecraft-Plasma Interactions using Electrostatic Particle-In-Cell Simulations (II),” 21st International Conference on Numerical Simulation of Plasmas, Lisbon, October 6-9, 2009.(Poster)
- 4) 上田裕子, 村中崇信, 篠原 育, 臼井英之「宇宙機環境プラズマ解析へのNested Gridの適用検討」, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 京都大学吉田南キャンパス, 京都市, 2009年09月09-11日.
- 5) 村中崇信, 上田裕子, 篠原 育, 臼井英之「惑星間航行に向けたソーラーセイル周辺のプラズマ挙動基礎解析」, 第6回宇宙環境シンポジウム, 北九州市国際会議場, 北九州市, 2009年10月29-30日.
- 6) 村中崇信, 上田裕子, 篠原 育, 臼井英之「数値計算によるソーラーセイル周辺のプラズマ挙動解析」, 平成21年度宇宙輸送シンポジウム, 宇宙科学研究本部, 相模原市, 2010年01月14-15日.

高速流体解析ソルバ(FaSTAR)の開発

Development of Fast Flow Solver (FaSTAR)

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，橋本 敦(ahashi@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：研究開発本部 数値解析グループ，村上桂一(murakei@chofu.jaxa.jp)

研究開発本部 数値解析グループ，青山剛史(aoyama@chofu.jaxa.jp)

(株)菱友システムズ，菱田 学(MANABU_HISHIDA@mail.ryoyu.co.jp)

(株)菱友システムズ，大野真司(ohnos@chofu.jaxa.jp)

アドバンスソフト(株)，佐藤幸男(y_sato@advancesoft.jp)

● 計算の目的

デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞システムの構築を目指して，自動格子生成(HexaGrid)と連携した高速な流体解析ソルバ(FaSTAR: FAST Aerodynamic Routines)の開発を行う。遷音速風洞で行われるあらゆる試験に対するCFD解析を行うため，複雑形状に対応可能な非構造格子を用いた解析コードを開発する。解析時間は1000万点の格子に対して，1時間/1ケースを目標としている。

● 研究の概要

今年度は，並列 RANS コードのコーディングを行い，標準的な模型を用いて検証を行った。また，領域分割コードの高速化も行った。

● 今年度の研究成果の概要

本年度の主な成果は以下の通りである。

- ・乱流モデル (Spalart-AllmarasとSST) の導入
- ・安定性の向上 (面積，体積計算アルゴリズムの改良，制限関数の改良)
- ・精度の向上 (勾配評価法の改良)
- ・検証解析 (ONERA-M6, DLR-F6, NASA-CRM)
- ・領域分割プログラムの並列化

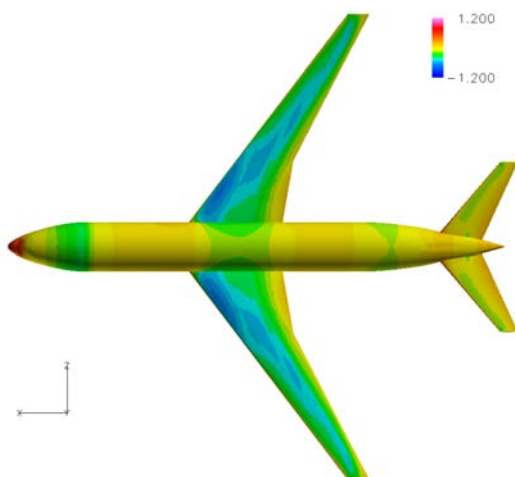


図1 NASA-CRM の圧力分布($M=0.85$, $Re=5M$, $AoA=0$)

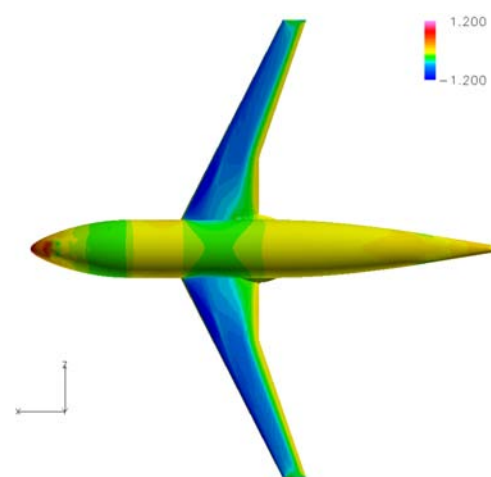


図2 DLR-F6 FX2B の圧力分布($M=0.75$, $Re=1.5M$, $AoA=0$)

六面体自動格子生成ソフト HexaGrid の開発

Development of Hexahedra Automatic Grid Generator “HexaGrid”

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，橋本 敦(ahashi@chofu.jaxa.jp)
研究分担者：研究開発本部 数値解析グループ，村上桂一(murakei@chofu.jaxa.jp)
研究開発本部 数値解析グループ，青山剛史(aoyama@chofu.jaxa.jp)
株式会社計算力学研究センター，ラフル パウルス(lahur@oi.rccm.co.jp)
株式会社計算力学研究センター，長尾佐市(nagao@rccm.co.jp)

● 計算の目的

通常，格子生成は手作業が介入するため，多大な時間が必要となる．本グループでは，これまで，格子生成時間を短縮するために，直交格子を利用した高速な自動格子生成ソフト(HexaGrid)の開発を行ったきた．HexaGridを用いて，航空機の揚力・抵抗予測ができるようにすることが目的である．

● 研究の概要

自動格子生成ソフト HexaGrid を用いて，4th AIAA CFD Drag Prediction Workshop(DPW4)の課題である NASA-Common Research Model (NASA-CRM)の格子を自動生成する．それを用いて，抵抗を TAS-code を用いて解析し，他社の計算結果と比較する．

● 今年度の研究成果の概要

六面体格子自動生成ソフト(HexaGrid)を使用して NASA CRM に対して格子を作成することができた．プリズムレイヤー格子の幅などは DPW4 の Gridding Guideline に従って生成することができた．しかし，全体の格子点数を抑えるために翼の前縁・後縁付近の格子は Guideline が指定したセルサイズに比べて粗くなった．

部分的に粗い箇所もあるが，HexaGrid の格子を用いて計算を行い，他の格子の結果と比較を行った．計算によって得られた圧力分布を図 1 に示す．また，CL-CD 曲線を図 2 に示す．HexaGrid を使用した結果は，手動で作成した格子とほぼ同等の精度で抵抗値を予測しており，自動格子生成の有効性を示すことができた．

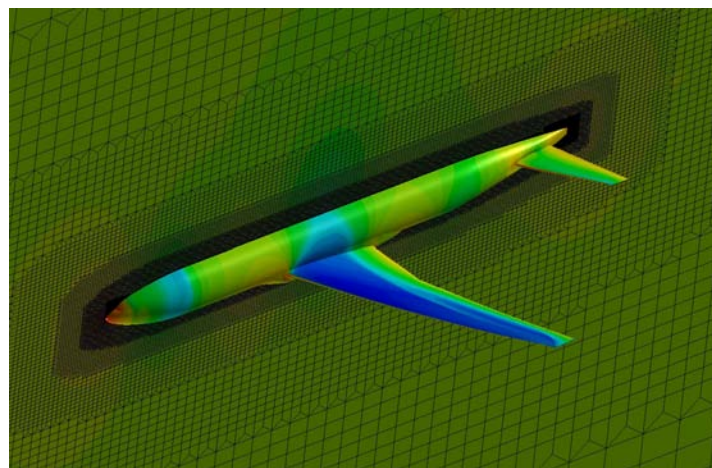


図 1 表面圧力分布

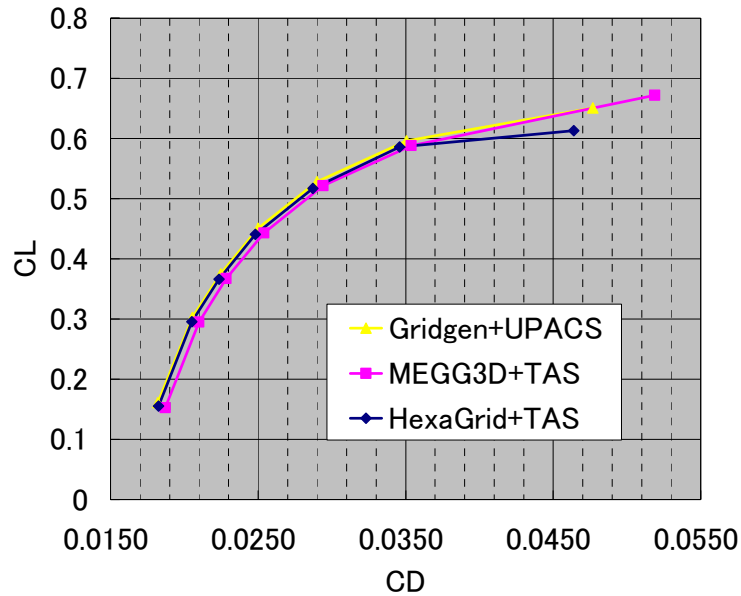


図2 CL-CD

● 研究成果の公表状況

- 1) 橋本 敦, 村上桂一, 青山剛史, 山本一臣, 村山光宏, PaulusLahur, “六面体格子自動生成を用いた NASA-CRMの空力解析,” B6-3, 第23回数値流体力学シンポジウム 2009年12月16-18日 仙台市民会館.
- 2) Atsushi Hashimoto, Keiichi Murakami, Takashi Aoyama, Paulus Lahur, “Lift and Drag Prediction Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method,” AIAA-2009-1365.
- 3) 4th AIAA CFD Drag Prediction Workshop, <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/>

遷音速風洞多孔壁モデルの開発

Development of Poros Wall Model for Transonic Wind Tunnel

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，橋本 敦(ahashi@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：早稲田大学基幹理工学部，南部太介(tnanbu@chofu.jaxa.jp)

早稲田大学基幹理工学部，佐藤哲也(sato.tetsuya@waseda.jp)

研究開発本部 数値解析グループ，青山剛史(aoyama@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

遷音速風洞のテストセクションは多孔壁であるため，解析する際には，多孔壁を模擬するためのモデルが必要なる．本研究では，CFDを用いて各パラメータの依存性を調べ，多孔壁流れのモデリングを行う．

● 研究の概要

孔と孔の干渉は小さいと仮定して，単独孔の解析を行いモデリングを行う．適用先である JAXA2m×2m 遷音速風洞の条件を模擬して解析を行い，各マッハ数，圧力差に対する流量を計算し，モデリングを行う．

● 今年度の研究成果の概要

風洞多孔壁のような微小差圧の条件下では孔前後の差圧に対して孔を通過する流量が線形の変化を示すことが分かった (図 1)．また孔の前後の差圧が大きい場合と小さい場合では孔付近の流れ場の様子が大きく異なることが分かった (図 2)．

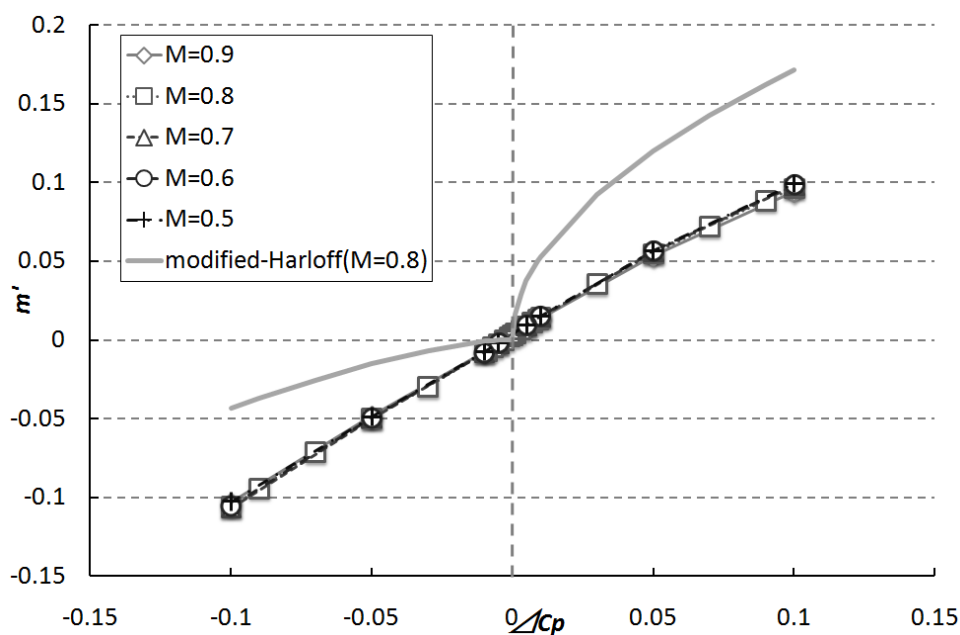


図 1 孔前後の差圧に対する孔通過流量の変化

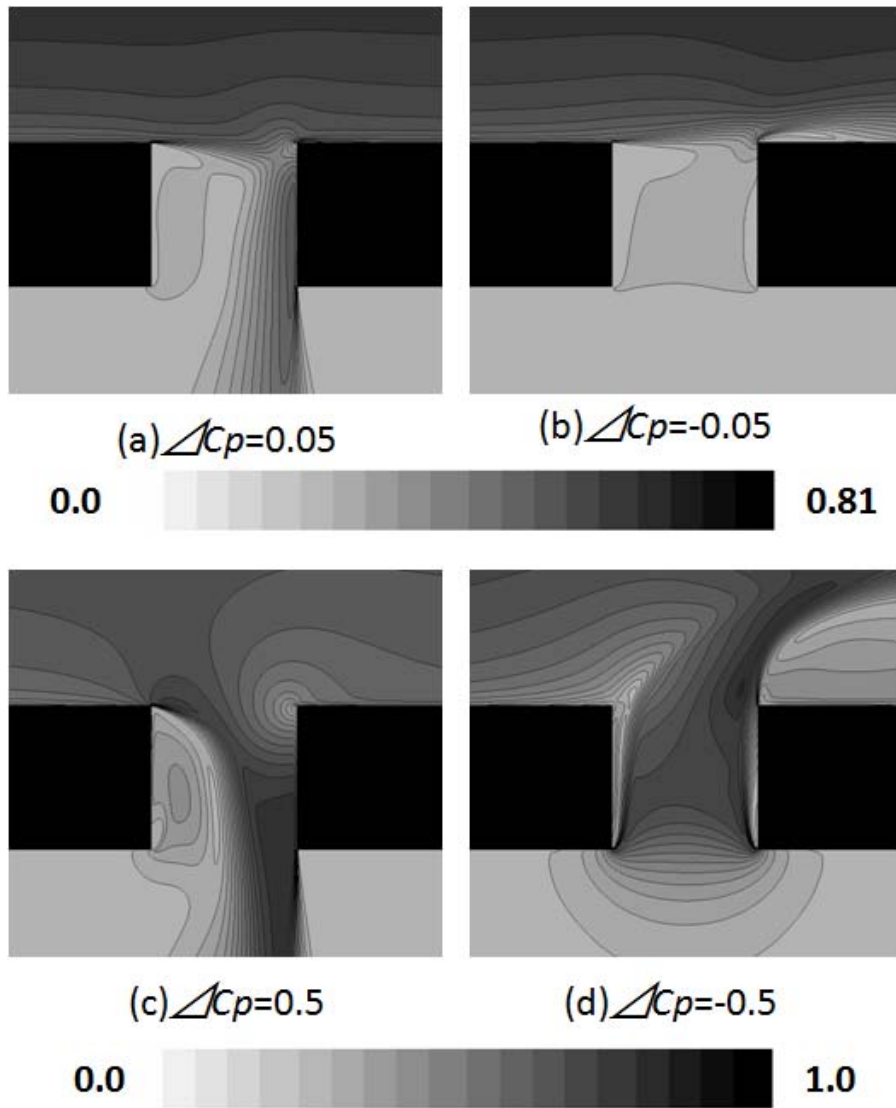


図2 孔通過流れ場のマッハ数分布図

● 研究成果の公表状況

- 1) 南部太介, 橋本 敦, 青山剛史, 佐藤哲也, 「風洞多孔壁モデル化のための単独孔流れの解析」, H9-3, 第23回数値流体力学シンポジウム 2009年12月16-18日 仙台市民会館

高速流体解析ソルバ(FaSTAR)の検証

Multi-objective design exploration of transonic airfoils

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，橋本 敦(ahashi@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：研究開発本部 数値解析グループ，青山剛史(aoyama@chofu.jaxa.jp)

大阪府立大学 工学研究科 航空宇宙工学科，

橋瓜幹人(m-hashidume@aero.osakafu-u.ac.jp)

大阪府立大学 工学研究科 航空宇宙工学科，砂田 茂(sunada@aero.osakafu-u.ac.jp)

早稲田大学基幹理工学部，中山智裕(t nakatomo@chofu.jaxa.jp)

早稲田大学基幹理工学部，南部太介(tnanbu@chofu.jaxa.jp)

早稲田大学基幹理工学部，佐藤哲也(sato.tetsuya@waseda.jp)

● 計算の目的

JAXAで開発中の高速流体解析ソルバ (FaSTAR) の検証のため，低レイノルズ数流れ及び極超音速インテーク流れの解析を行う。

● 研究の概要

低レイノルズ数流れ：圧縮性流体解析用のアルゴリズムでマッハ数の低い低速流れを解くと，不安定になる現象が知られている。本計算では，それを防ぐために，流束の解法にSLAU(Simple Low-dissipation AUSM)を用いて解析を行う。対象は，NACA0012翼とし，低マッハ数での収束性，実験値との比較を行った。

極超音速インテーク：インテークの問題は，内部流の問題であり，初期条件，境界条件を工夫する必要がある。解いた結果を実験値と比較して検証する。

● 今年度の研究成果の概要

低レイノルズ数流れ：マッハ数が低い領域で，流束をRoeの方法で計算すると，収束性が悪くなるが，SLAUで計算した場合は，非常に良い収束性を示すことが分かった。図1にNACA0012周りの圧力分布を示す。滑らかな解が得られており，安定に計算できていることが分かる。各迎角に対する揚力係数CLをCFDと実験値で比較したところ，低迎角で実験との差があるものの，全体的な傾向はよく再現できていることが分かった。

極超音速インテーク：高いマッハ数で計算すると計算が不安定になるため，低いマッハ数(約0.5)から徐々に，マッハ数を上げる方法を用いた。図2にインテーク内部のマッハ数分布を示す。インテーク先端部の衝撃波の形状及び干渉は，実験で得られた結果と近いことが分かった。

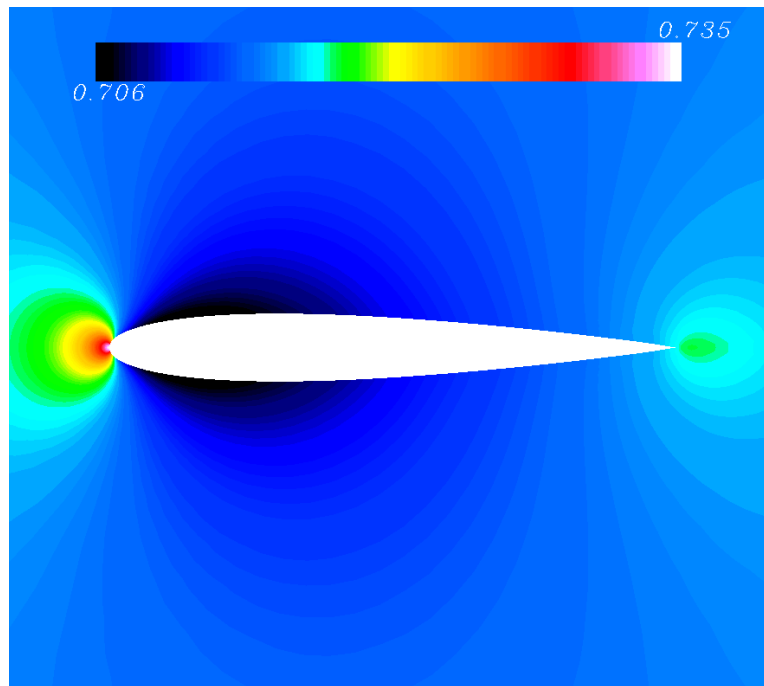


図1 NACA0012 翼周りの圧力分布

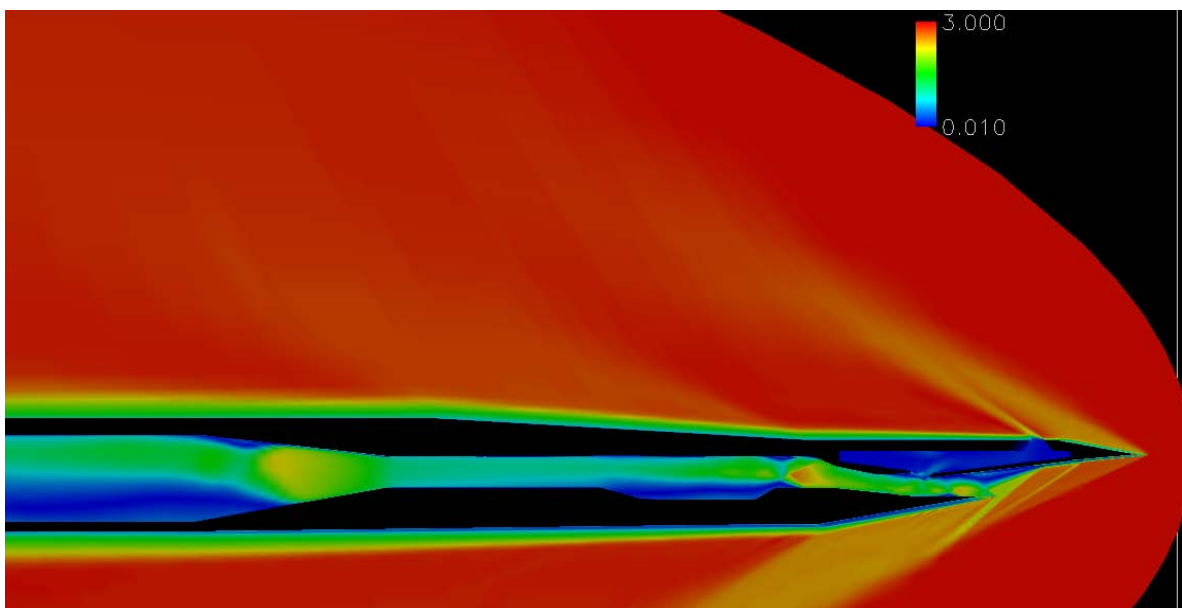


図2 極超音速インテークのマッハ数分布

ジェット騒音の非線形性に関する研究

Research on Nonlinearity of Jet Noise

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，橋本 敦(ahashi@chofu.jaxa.jp)
 研究分担者：電気通信大学 電気通信学部 知能機械工学科，出川智啓(degawa@mce.uec.ac.jp)
 電気通信大学 電気通信学部 知能機械工学科，前川 博(maekawa@mce.uec.ac.jp)
 (株)計算力学研究センター，山本雅史(myama@chofu.jaxa.jp)
 (株)計算力学研究センター，岩永則城(iwanaga@rccm.co.jp)
 研究開発本部 数値解析グループ，青山剛史(aoyama@chofu.jaxa.jp)
 研究開発本部 数値解析グループ，村上桂一(murakei@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

ロケット打ち上げ時の音響伝搬で重要となる非線形効果を考慮できる解析手法の構築を目的とする。

● 研究の概要

強い音波を発生する超音速ジェットの CFD を行い、近傍場音波の伝搬中における非線形性の影響を調べる。また、Burgers 方程式を用いた非線形音響伝搬解析を行い、CFD の結果と比較する。

● 今年度の研究成果の概要

高解像度差分法を用い、超音速噴流（マッハ数2，レイノルズ数1000）を2次元平面对称条件のもとで数値計算した。図1は噴流が十分発達した時刻における圧力分布である。噴流内のショックセル構造が良好に捉えられている。今後は本計算コードを3次元円筒噴流へ拡張する。

Burgers 方程式を用いて、非線形音響伝搬解析を行った。図2は、円筒波を仮定して、強い音波を伝搬させたときの結果である。非線形性を考慮すると、細かい波形がN波に統合する。定性的に正しい解が得られることを確認した。今後は、CFD との比較をする予定である。

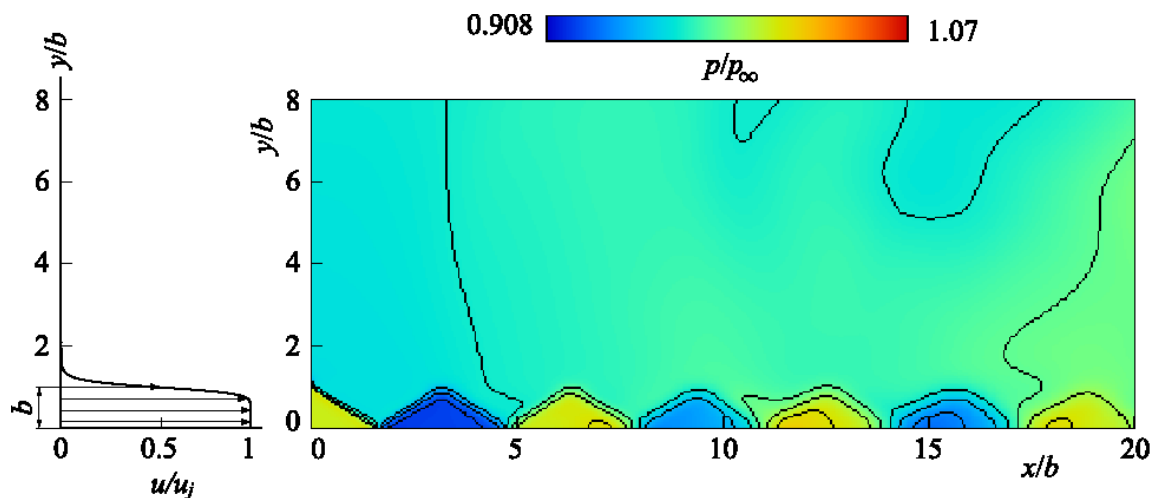


図1 噴流発達時の圧力分布 (Ma= $u_j/c=2$, Re= $u_j b/\nu=1000$, b は流入速度の半値幅)

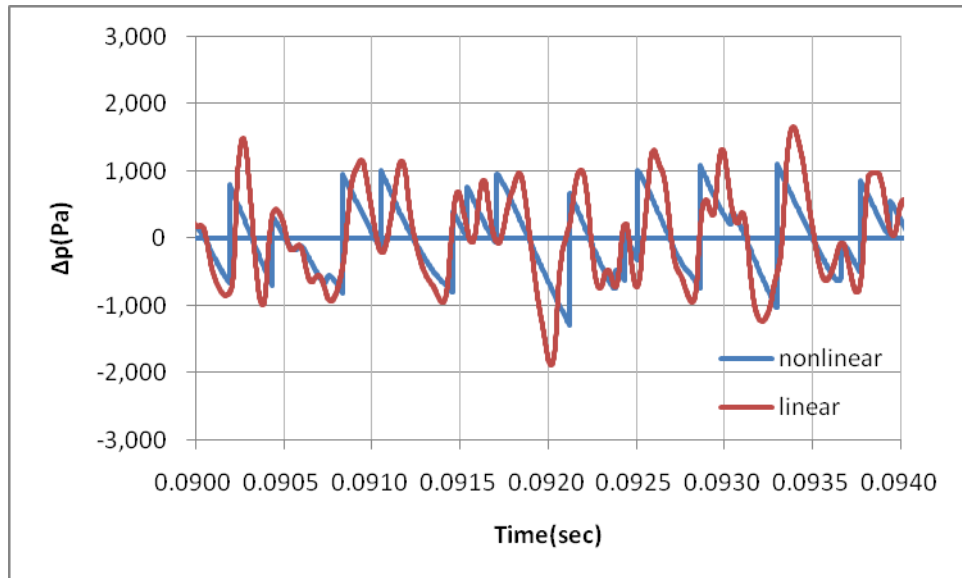


図2 非線形音響伝搬解析

空力弾性解析ツールの研究

Research on Aeroelasticity Simulation Tool

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 機体構造グループ，玉山雅人(tamayama.masato@jaxa.jp)

研究分担者：計算力学研究センター，ケイランディッシュ ハミド レザ(hamid@rccm.co.jp)

● 計算の目的

改修したフラッタ解析ツールの検証並びに当該ツールを利用して弾性翼のフラッタポイントを取得します。

● 研究の概要

EU及びNSを解くCFDと、構造モードを利用する構造解析とを統合したフラッタ解析ツールの開発を行います。また、これを用いてフラッタポイントを取得し、風洞にて実施した弾性翼フラッタ試験の結果により評価を行い、解析ツールの信頼度向上を図ります。

● 今年度の研究成果の概要

フラッタ解析ツールを舵面を有する弾性翼にも適用できるようにし、また、風試結果との高精度な比較が可能となるように風洞壁を考慮した解析を行えるようにツールを改修しました。これを検証するための弾性翼モデルの計算グリッドを作成し、その評価を行うために定常解析を実施しました。平成21年度中に非定常解析の検証に着手する予定です。

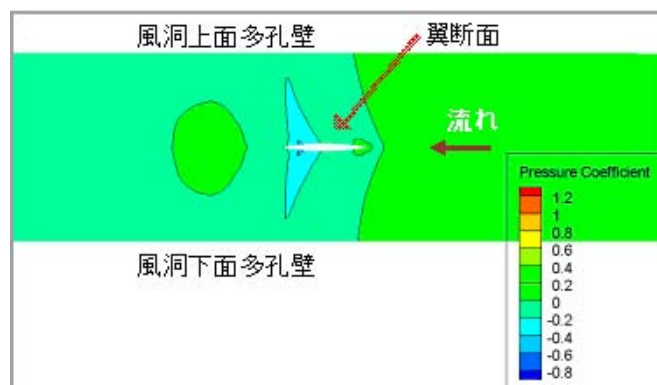


図1 翼回り流れの圧力係数分布 (M 0.9 / 定常計算途中結果)

無衝突衝撃波の3次元粒子計算: 衝撃波遷移層中の粒子ダイナミクス

A 3D PIC simulation on collisionless shock: particle dynamics in shock transition region

● 研究グループ

研究代表者: 宇宙科学研究本部 宇宙科学情報解析研究系, 篠原 育(iku@stp.isas.jaxa.jp)
宇宙科学研究本部 宇宙プラズマ研究系, 藤本正樹(fujimoto@stp.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

Geotail 衛星の地球前面のバウショックの観測などから, 準垂直衝撃波において数 10keV 以上に及ぶ電子加速現象が観測されることが明らかになっている。しかし, 従来提唱されている衝撃波加速理論では必ずしも Geotail 衛星が観測した電子加速現象を説明できていない。本特別利用の研究課題では, 垂直衝撃波における新たな衝撃波電子加速のメカニズムを探るために, これまでなされたことのない 3次元 PIC 法シミュレーションによる垂直衝撃波計算を行う。無衝突衝撃波の形成にかかわる宇宙プラズマ物理の大きな問題の 1 つであり, 重要な知見が得られるであろう。

● 研究の概要

今回の計算は, 世界で最も先端的な3次元の無衝突衝撃波の粒子計算で, 約4億点の格子を電磁場に, 約5,000億個の超粒子を計算空間に導入した計算を行った。PIC法のシミュレーション・コードの実行効率は5,776個のコアを利用し時に理論ピーク演算性能の約9%の性能を達成している。具体的なプラズマパラメータについては, 衝撃波再形成過程を同定したCluster-II衛星の観測やGeotail衛星の観測によって電子加速が確認された典型的な値を選んで, 観測結果との比較も行えるようにした。

● 今年度の研究成果の概要

3次元計算, 及び, 比較対象実験としての1次元, 2次元計算を行うことで, 衝撃波遷移層における3次元性を特定することを試みた。今回の計算結果で重要な結果は, 衝撃波遷移層の最前面において従来の計算では観測されることの無かった強い電磁波の励起が観測されたこと, また, それに伴って非熱的な電子が効率よく生成されること, 電子加速過程は衝撃波再形成過程のフェーズによること, など, 新しい知見が次々に見つかりつつあることである。

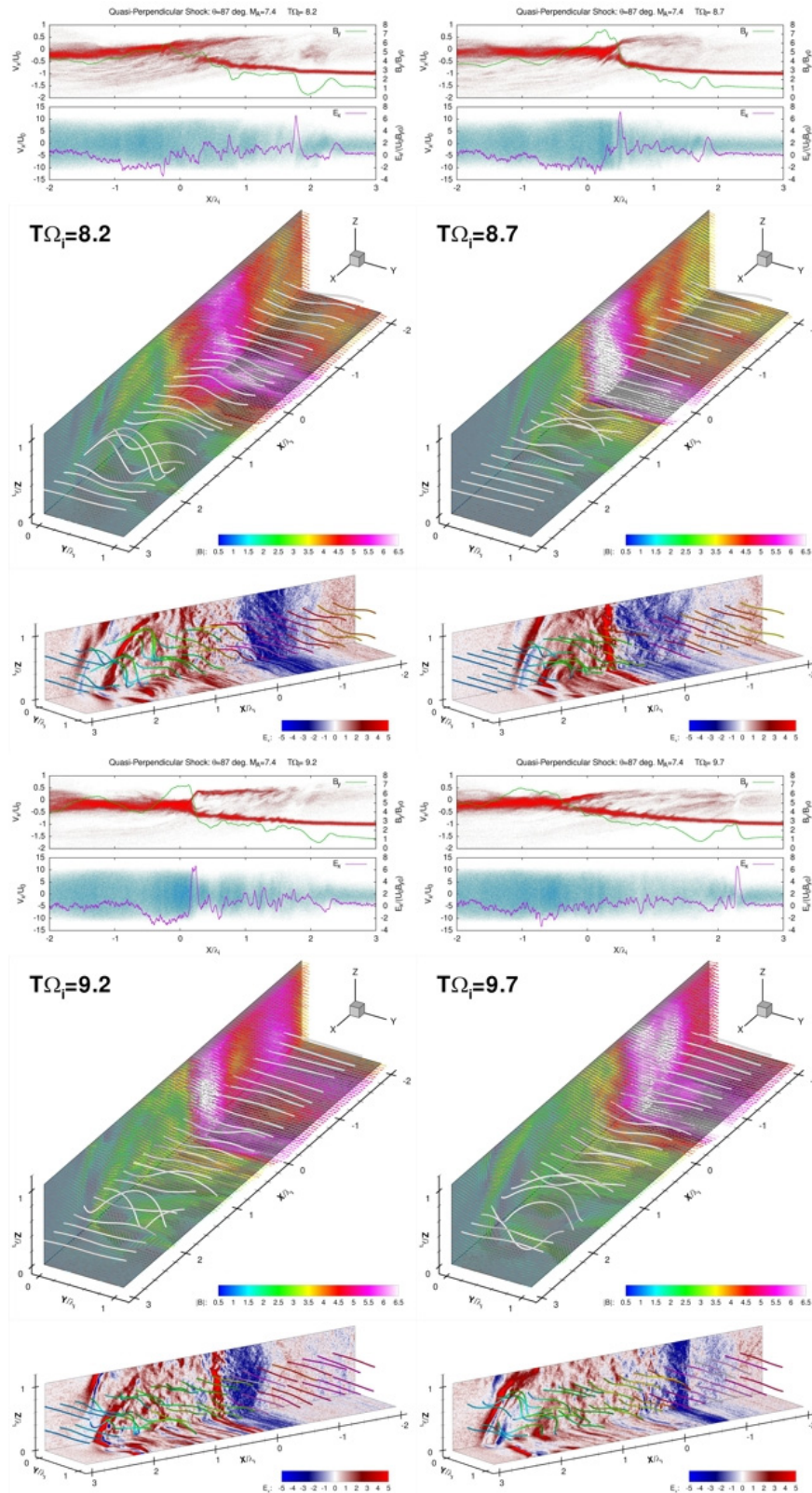


図1 今回のシミュレーションでは、超アルフベン速度のプラズマ流がx軸に沿って流れ込み流入側と反対側の境界に置かれた壁に衝突することで衝撃波を形成する。図は4つのタイミングで得られた衝撃波遷移層（超アルフベン速度から亜アルフベン速度へ減速される領域）での電磁場変動を表す。衝撃波遷移層の様相は、周期的に変動する、自己再形成過程を示していることが図から読み取れ、 $T\Omega_i=8.2$ と 9.7 は緩和相（broadened phase）、 $T\Omega_i=8.7$ と 9.2 は急峻相（steepened phase）に対応する。それぞれのスナップショットは3つのパネルからなる。一番上のパネルはイオン（赤）と電子（青）の位相空間（ $x-v_x$ ）における位置を示す。緑の線は磁場の B_y 成分、紫の線は電場の E_x 成分を表す。真ん中のパネルは磁場ベクトルの空間分布を表す。それぞれのベクトルは磁場強度で色分けされている。また、何本かの磁力線をグレーの線で表現している。最下のパネルは電場 E_x のカラーコンターを表す。真ん中のパネルと同じ磁力線を今度は磁場強度で色づけ表示している。

● 研究成果の公表状況

- 1) I. Shinohara and M. Fujimoto, A 3-D Particle-In-Cell Simulation of Quasi-Perpendicular Shock on Fujitsu FX-1 Cluster, submitted to IEEE tran. Plasma Sci., 2009.
- 2) I. Shinohara and M. Fujimoto, An initial result of 3D full particle simulation of quasi-perpendicular shock, IAGA General Assembly, August 2009, Sopron, Hungary.
- 3) I. Shinohara and M. Fujimoto, Results on a three-dimensional full particle simulation of collisionless quasi perpendicular shock, 21st International Conference on Numerical Simulation of Plasmas 2009, Lisbon, Portugal.

地球磁気圏尾部における粒子加速

Particle acceleration in the Earth's magnetotail

● 研究グループ

研究代表者：カリフォルニア大学バークレー校, 岡 光夫(moka@ssl.berkeley.edu)

● 計算の目的

地球磁気圏尾部の観測衛星ジオテールの成果に着想を得て, 粒子シミュレーションを行っている. 具体的には磁気リコネクションに伴う高エネルギー粒子の生成過程を調べている. 波動と粒子の相互作用や非熱的粒子分布などを扱うため, 大規模な計算リソースを必要としている

● 研究の概要

格子点数：2560 x 2560

CPU台数：16

CPUあたりの計算時間：10 時間

● 今年度の研究成果の概要

磁気リコネクション領域（磁力線がつなぎ変わるX点）の数が複数存在する場合にどのような粒子加速現象がおきるか調べた. その結果, システム発展によって得られる磁気島が合体することで効率的な粒子加速がおきる事が分かった.

地球磁気圏尾部におけるジオテール衛星のデータと比較するため, 補足計算を行い, 比較可能な形にデータを再生成する試みを現在行っている.

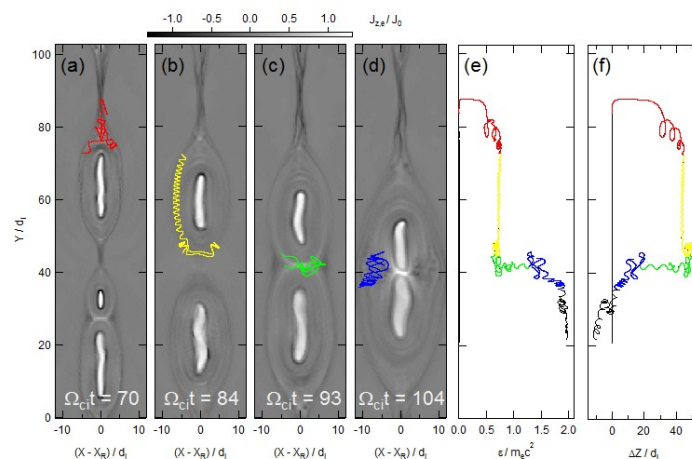


図1 2つ以上の磁気島が発達し (a), 互いに引き合っ (b,c) 合体する (d). ある粒子の場合, 最初のX点である程度加速されたのち (赤線), 1つの磁気島の淵に沿って移動し (黄線), 磁気島融合点 (緑線) においてさらなる加速をうける. 粒子のエネルギー増加の様子 (e) と紙面垂直方向の変位 (f) についても示した.

● 研究成果の公表状況

- 1) 電子加速の様子をまとめてAstrophys. J.に投稿し, 現在審査中.
- 2) 電子加速の新しい加速メカニズムについて考察し, J. Geophys. Res.に投稿, 現在審査中.

地球磁気圏プラズマ加速過程とその後のプラズマ輸送過程について

On plasma energization and its subsequent transport in the Earth's magnetosphere

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部・宇宙プラズマ研究系，田中健太郎(tkentaro@stp.isas.jaxa.jp)

研究分担者：東京大学大学院理学系研究科，井筒智彦(izutsu@stp.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

- (1) 2次元電子粒子コードを用い，磁気リコネクションによって加速された電子の軌道データを取得・解析し，電子の加速過程を明らかにする。
- (2) 3次元電磁粒子コードを用い電子プラズマ粒子の加速が初期条件によってどのように変化するかをパラメータサーベイにより明らかにする。

● 研究の概要

- (1) 複数の磁気島を電流層内に配置し，磁気島衝突合体とそこでの加速電子生成の関係性を調査した。
- (2) 初期温度非等方性による，爆発的磁気リコネクショントリガーの高速化可能性を調査した。
- (3) 衛星観測を用いて，地球磁気圏内部における太陽風起源の低温高密度プラズマの輸送過程を調査した。

● 今年度の研究成果の概要

- (1) 電子の軌道解析を詳細に行った結果，磁気島が衝突するとき，その場にいた電子が選択的に高エネルギー状態にジャンプすることが明らかになった。これらの電子の特徴は，加速前にほとんどエネルギーを持っていない集団であることを明らかにした。
- (2) イオン温度非等方性の存在が，X-line 近傍のイオンガス圧に不均衡をもたらし，電流層磁束を食いつぶすほどに大きな磁気リコネクションの発達を促進することが明らかになった。
- (3) 波動粒子相互作用に関する理論的知見との比較から，kinetic Alfvén wave が磁気圏内のプラズマ輸送に寄与していることを示唆する結果を得た。

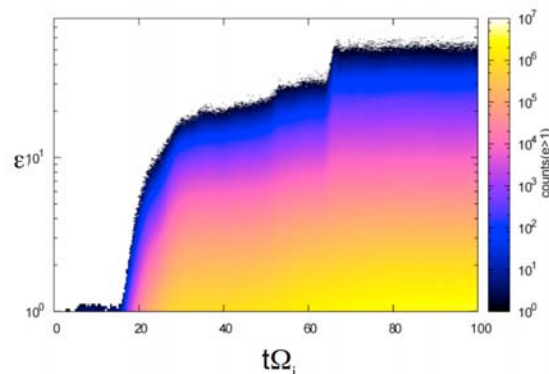


図1 電子エネルギースペクトルの時間変化 (研究1) . 縦軸は電子のエネルギー (加速) を表す. 色は電子の個数を表す. 磁気島の最終融合付近 ($t = 65$) で，電子エネルギーの急増が観測される.

● 研究成果の公表状況

- 1) (1) に関して, Physical Review Lettersに投稿済み. 査読中.
- 2) (2) に関して, Planetary and Space Scienceに投稿済み. リヴァイズ中.
- 3) T. Izutsu, H. Hasegawa, M. N. Masaki, T. Takada, M. Fujimoto, V. Angelopoulos, J. P. McFadden, U. Auster and J. W. Bonnell, Role of Diffusion in Transport of Cold Dense Plasma Near the Magnetopause Deep Into the Magnetosphere: THEMIS Observations, AGU (American Geophysical Union) Fall Meeting 2009 (San Francisco, America, 2009.12) ポスター (2009.12.14-12.18)

惑星磁気圏境界面における大規模ケルビン・ヘルムホルツ渦の発展過程

MHD-scale Kelvin-Helmholtz vortices at a planetary magnetopause

● 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，中村琢磨(takuma@stp.isas.jaxa.jp)

研究分担者：東京大学大学院理学系研究科，下村直子(shimomura@stp.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

宇宙空間はほぼ無衝突のプラズマガスで満たされているため、性質の異なるプラズマ同士の境界を介した相互作用は複雑であり興味深い。特に太陽風と惑星磁気圏が接する磁気圏境界を介した太陽風の磁気圏への流入過程を理解することは磁気圏物理において最重要課題の一つである。Geotail衛星等による地球磁気圏境界の衛星データは、磁気圏境界で起こるケルビン・ヘルムホルツ(KH)渦の存在を証明しており、「渦」が太陽風プラズマ流入を担っていると考えられている。さらに近年、地球磁気圏より20倍程度小さい水星磁気圏の磁気圏境界領域においてもKH渦のよるものと考えてられる磁場変動が観測された。そこで申請者は数値シミュレーションを用い、「惑星」磁気圏境界におけるKH渦の発展過程を調べた。

● 研究の概要

水星磁気圏は地球に比べ遥かに小さいため、地球磁気圏では無視できる粒子の運動効果を考慮する必要がある。特に磁気圏境界では境界層の厚みがプラズマの主な構成粒子である水素イオンのラーマー半径と同等になるため、KH渦の発展過程を調べる前に、境界層におけるラーマー半径効果を調べる必要がある。そこで申請者は磁気圏境界層の厚みに対するイオンラーマー半径効果を粒子シミュレーションにより調べた。さらに、イオンラーマー半径効果が効かなくなる地球磁気圏境界を模した条件でKH渦の大規模発展過程をMHD（電磁流体）シミュレーションにより調べた。

● 今年度の研究成果の概要

完全粒子シミュレーション（電子、水素イオン共に粒子）を用い境界層によるラーマー半径効果を調べた。その結果、水星磁気圏のように境界層の厚みがラーマー半径に近い状況ではラーマー半径効果により境界層の厚みが支配されることが分かった（成果1）。その結果、朝側境界と夕側境界で渦の起源となるKH不安定の最大成長波長が大きく異なることが分かった（図1）。

また、地球磁気圏のようにラーマー半径効果が効かない程に境界層が厚い場合についてMHDシミュレーションを行い、KH渦が複数並んで発生するような大スケールの渦発展過程を調べた。その結果、最大成長波長のサイズの渦4つが合体する過程は極めて速く進み、その後合体の進行が遅くなることが分かった（成果2，図2）。この結果はGeotail衛星等の衛星データが地球磁気圏で頻繁に観測する長波長のKH波の観測結果と一致している。

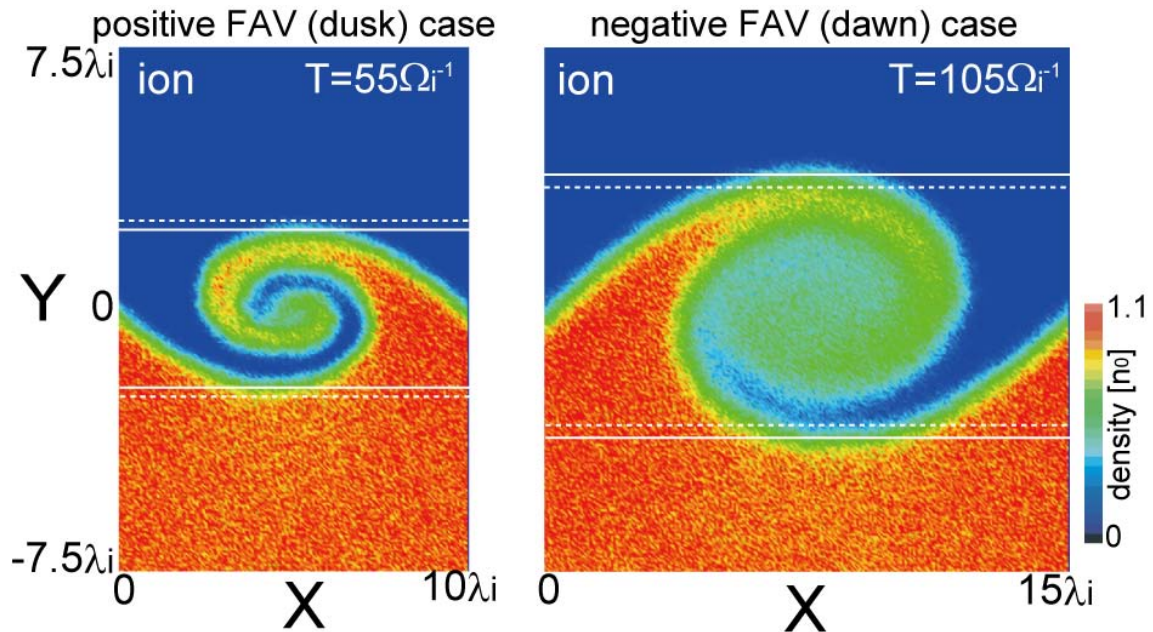


図1 初期境界層の厚みが水素イオンのラーマー半径程度であった場合の完全粒子シミュレーション結果（成果1：図11に対応）．コンターは初期に $Y < 0$ の領域にあった粒子（水素イオン）の密度．ラーマー半径効果により夕側境界（左図）より朝側境界（右図）の境界層が厚くなり、関連して渦へと発展するKH不安定の最大成長波長も長くなる．

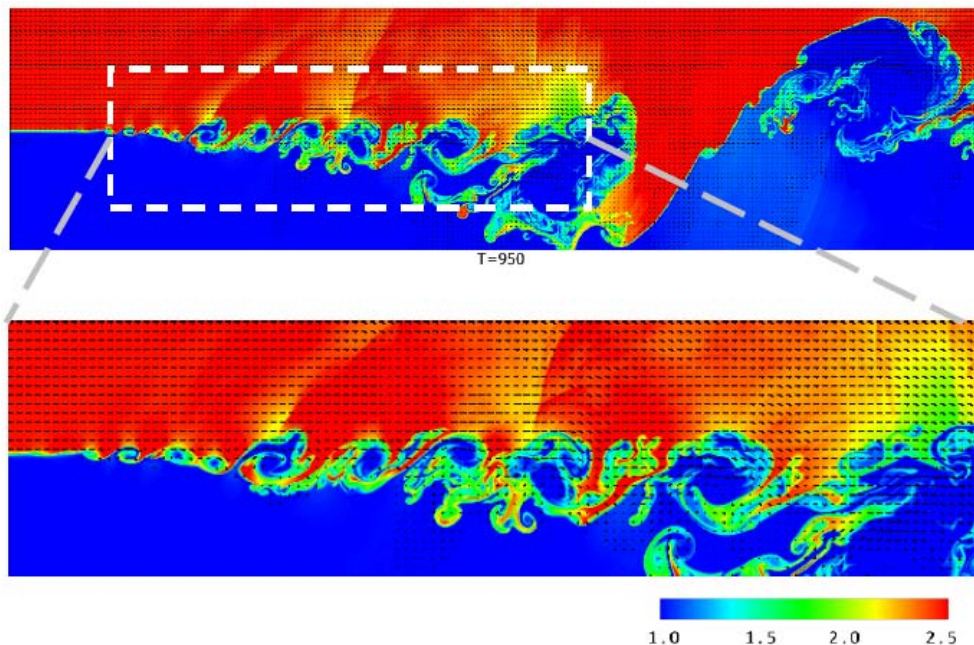


図2 巨大な計算領域を確保しKH渦の大スケール発展を追ったMHDシミュレーション結果（成果2：修士論文，図4-7に対応）．図は密度コンター．図の左端よりKH渦の種となる擾乱を加え，右方向へ流れる赤い太陽風領域の流れに乗りながら渦が成長し，合体をくり返しながら大発展する．下図のようにズームするとKH不安定の最大成長波長の4倍程度の渦が多く存在することは分かる．

● 研究成果の公表状況

- 1) [Nakamura, T.K.M., H. Hasegawa, and I. Shinohara, Physics of Plasmas, submitted \(2010\)](#)
- 2) [下村直子, 2次元MHDシミュレーションを用いた Kelvin-Helmholtz渦の合体成長過程に関する研究, 東京大学大学院理学系研究科地球惑星科学専攻・2009年度修士論文](#)

電子-イオンの2流体シミュレーションに見る磁気リコネクションの大規模発展過程

Large-scale development of magnetic reconnection: Two-fluid simulations

● 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, 中村琢磨(takuma@stp.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, 足立 潤(adachi@stp.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

磁気リコネクション(RX)は、ほぼ完全電離している宇宙プラズマガス中に蓄積された磁気エネルギーを効率的に運動・熱エネルギーに変換する爆発現象であり、太陽フレア爆発や、惑星のオーロラ爆発の起源になっていると考えられている。観測される現象はプラズマガスを構成する電子の運動スケールを遥かに上回る大スケール(MHDスケール)な現象であるが、RXが起こる現場そのものは電子の運動が支配的になる小スケール領域であるため、大スケールのRXの発展を正確に追うには電子スケールを解像しながら大きな空間スケールを扱う必要がある。そこで、申請者は、プラズマガスを構成する電子と水素イオンの2流体シミュレーションを用いることで、電子スケールを解像しながら大スケールRXの時空間発展過程を解明することを初めて試みる。

● 研究の概要

RXを起こすtearing不安定の最大成長波長を大きく上回る大スケールのRX発展過程を計算するために、tearing不安定の最大成長波長の15倍以上の計算領域(本計算は2次元計算)を確保し、さらにRX発展方向の境界を自由境界に設定することで、計算境界に影響されることのない自由なRX発展過程を追うことに成功した。この設定の元で、様々なパラメータ下におけるRXの時空間発展過程を調べ、発展の種類を分類することに成功した。

● 今年度の研究成果の概要

RXは反平行な磁力線同士が繋ぎ変わることで起こる爆発現象であり、RXを生むtearing不安定は反平行磁場が作る電流層の厚みの6倍程度の最大成長波長を持つことが知られている。申請者はまず、最大成長波長モードが複数点で発生する長い電流層における磁気リコネクション発展過程を調べた(図1は9か所でRXが発生)。すると、境界に近いRX発生点が生き残りそれ以外の発生点は早期に消滅することで一つの「磁気島」が生き残る傾向があることが分かった(成果1)。

次に生き残った磁気島の発展過程を調べるために、初めから1つの磁気島のみが発生するシンプルな設定下で磁気島の発展過程を詳細に調べた。その結果、磁気島を挟む両側のRX発生点の強度に少しでも差があれば強い方のRX発生点が弱い方のRX発生点を「吹き飛ばし」最終的には1つのRX発生点のみが生き残ることが分かった(成果2, 図2)。この「吹き飛ばし」が起こる時間スケールは地球磁気圏尾部電流層のパラメータでは十分に長いため、磁気圏尾部においては吹き飛ばされている途中の磁気島が存在する確率が高いことが分かり、Geotail衛星等で頻繁に観測される磁気島の存在理由を積極的に裏付ける結果となっている。

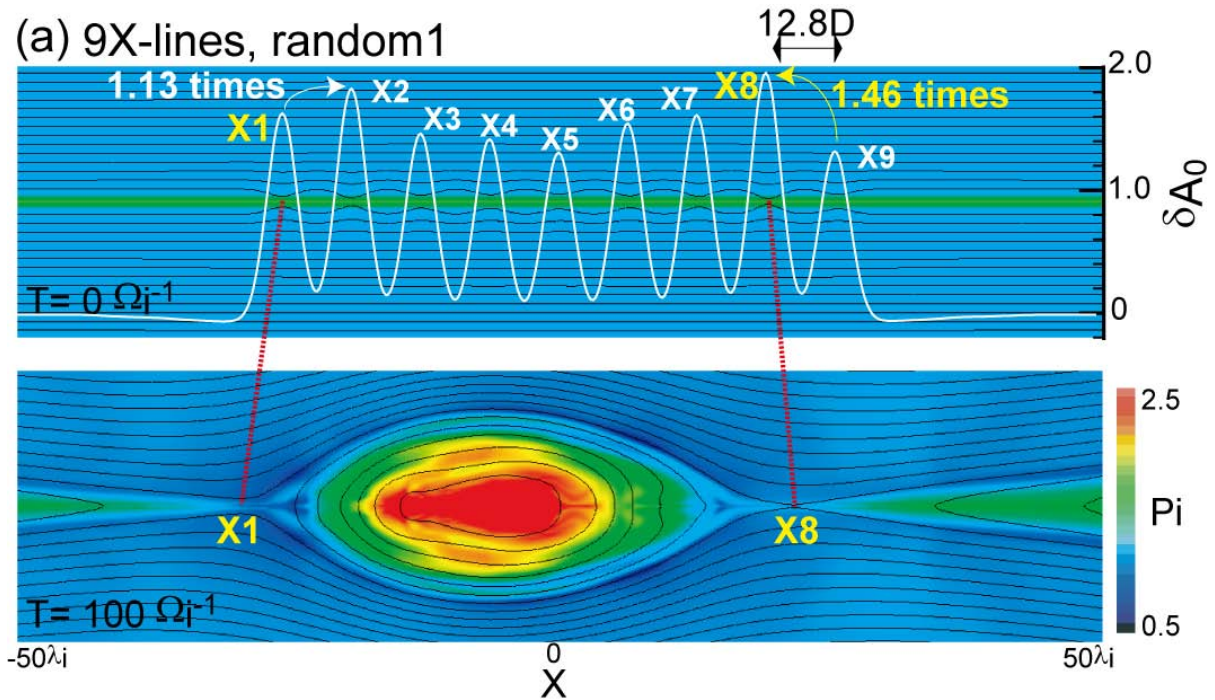


図1 初期に9か所でRXが起こる場合の初期状態と「磁気島」成熟状態の圧力コンター
(成果1: 図4に対応)

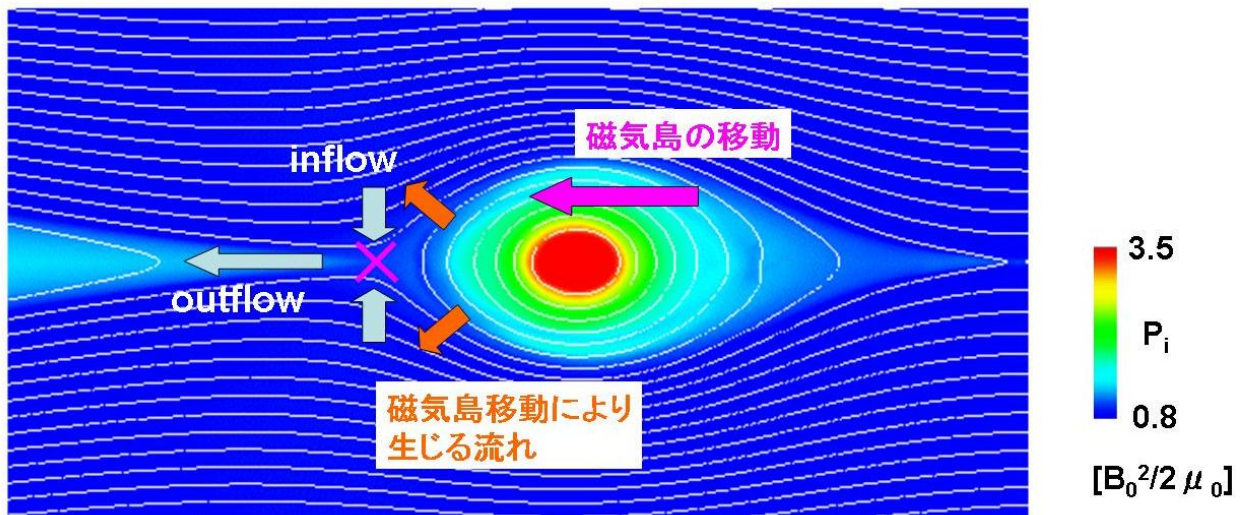


図2 磁気島を挟む両側のRX発生点の強度が違う場合の磁気島発展途中の圧力コンター
(成果2: 修士論文図24に対応). 吹き飛ばされた磁気島が弱い方のRX発生点に向かって移動することで、弱い方のRX発生点がさらに弱まる過程を説明している.

● 研究成果の公表状況

- 1) Nakamura, T.K.M., M. Fujimoto, and H. Sekiya, Geophysical Research Letters, vol. 37, L02103, doi:10.1029/2009GL041858 (2010)
- 2) 足立 潤, X-lineの活動と磁気島移動の相互作用, 東京大学大学院理学系研究科地球惑星科学専攻・2009年度修士論文

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

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙プラズマ研究系，前澤 冽(kysmaezawa@gmail.com)
 研究分担者：独立行政法人 情報通信研究機構 宇宙環境計測グループ，陣 英克(jin@nict.go.jp)
 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)

● 計算の目的

火星電離層と太陽風の相互作用を理解するため，4 種類のイオン (H^+, O^+, O_2^+, CO_2^+) を考慮した磁気流体力学方程式系 (MHD) を数値的に計算する．特に電離層から流出するイオンについて，夜側構造，流出量，流出メカニズムを定量的に議論する．

● 研究の概要

火星は磁気双極子モーメントが非常に小さく，全球的な固有磁場がほとんどない．そのため，太陽風は火星電離層と直接相互作用する．火星探査衛星のイオン観測によると，火星夜側 $1R_M$ 高度で O^+, O_2^+, CO_2^+ などの電離層起源と考えられる重イオンが観測され，テールを形成している．流出量はどのイオンも 10^{23} /s 程度である． O^+ は火星から太陽風領域まで広がっている O コロナのピックアップとして流出量を説明できるが， O_2^+, CO_2^+ は電離層下層で生成するため電離層内部から流出する必要がある．しかし，その流出過程は明らかにされていない．このような背景から，本研究では詳細な電離層を考慮した 3 次元 MHD シミュレーションを用いて，火星の電離層から tail の構造と O^+, O_2^+, CO_2^+ の流出過程について，特に太陽風磁場がどのように影響を与えるかを調べるため，火星周辺での平均的な太陽風パラメータで太陽風磁場がある場合と太陽風磁場がない場合を準定常状態まで計算し結果を比較した．

● 今年度の研究成果の概要

tail の構造について (図 1)：太陽風磁場がない計算では，tail の構造は渦構造であるが，太陽風磁場がある場合は wake の中央にレイ構造を形成した．太陽風磁場がない場合は昼側から夜側に運ばれたイオンは wake の中央では惑星側に戻っていき，渦構造を形成する．太陽風磁場がある場合は磁場の張力によって，電離層のイオンが昼側から掻き集められ，磁力線が大きく曲げられる領域（張力が効く，子午面）で夜側に運ばれ，wake でレイ構造を形成することがわかった．

流出について(図 2)：夜側の無限縁へ向かう流線上 (open 領域) でイオンの生成・消滅量を積分し流出量を見積もった．その結果，太陽風磁場がない場合では， O^+ は観測と同程度流出したが， O_2^+, CO_2^+ はほとんど流出しなかった． O_2^+, CO_2^+ の生成領域は高度 200km 程度にあるが，夜側の無限縁へ向かう流線が高度 400km 程度にあるため，ほとんど流出しない．太陽風磁場がある場合では， O^+, O_2^+, CO_2^+ は観測と同程度 (10^{23} /s 程度) 流出した．夜側の無限縁へ向かう流線が高度 200km 程度にあり， O_2^+, CO_2^+ の生成領域の高度と同領域にあるため，流出することがわかった．

太陽風磁場がある場合の tail の構造と流出量は観測と一致し，太陽風磁場の影響が電離層起源の重イオンの流出にとって重要だと示唆している．

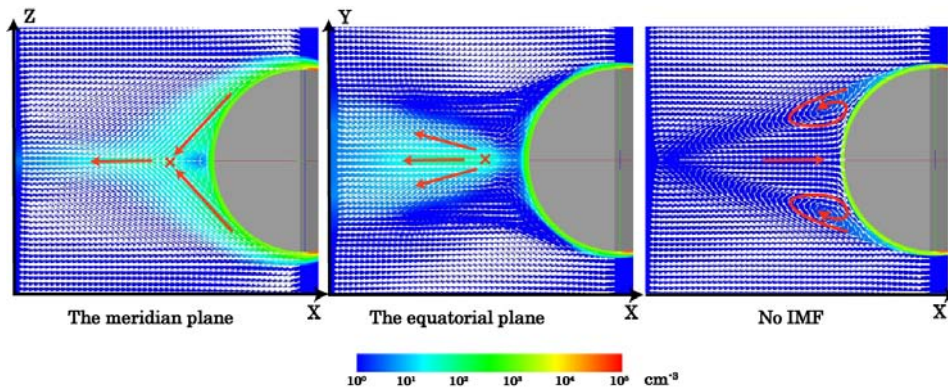


図1 O_2^+ 密度のカラーコンターに速度場を書いた図（夜側構造）．右側が太陽方向．磁場がある場合の計算結果が左図（子午面），中央図（赤道面）．磁場がない場合の計算結果が右図（X軸に軸対象）．磁場がない場合は渦構造を形成する．磁場がある場合はレイ構造を形成する．

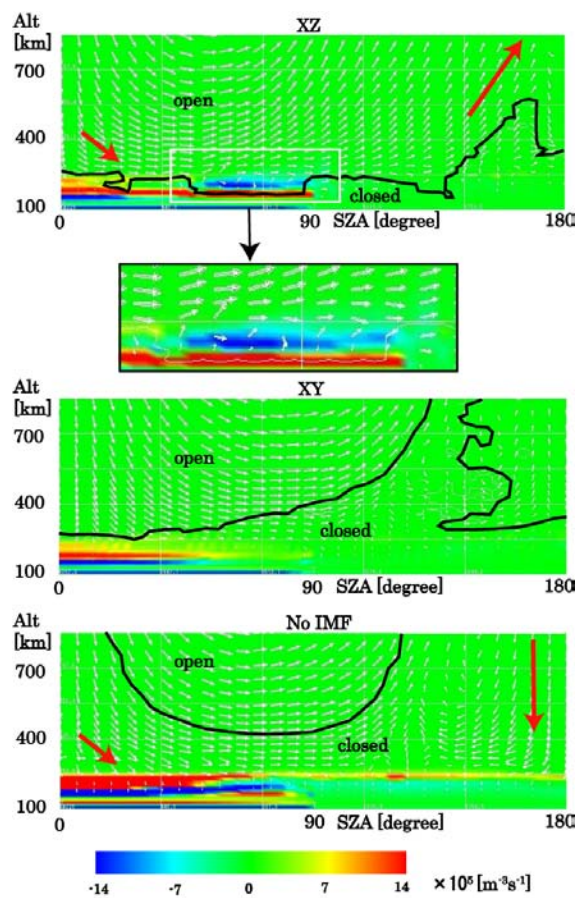


図2 O_2^+ の生成消滅量のカラーコンターに速度場を書いた図．縦軸が高度，横軸が太陽直下点を0にして真夜中方向にとった角度．磁場がある場合の計算結果が上図（子午面），中央図（赤道面）．磁場がない場合の計算結果が下図．太陽風磁場がある場合，open領域で O_2^+ の生成があるので流出する（拡大図）．太陽風磁場がない場合，open領域で O_2^+ の生成がないのでほとんど流出しない．

● 研究成果の公表状況

- 1) Kubota, Y., Escape of Atmospheric Ions and Creation of Large-Scale Magnetic Structures around Mars, Ph.D. thesis, Univ. of Tokyo, Tokyo, 2009.
- 2) 久保田康文, 前澤 冽, 陣 英克, 火星電離層のtail構造と大気イオン流出：太陽風磁場がある場合とない場合の比較, 地球電磁気・地球惑星圏学会, 2009年秋講演会, ポスター発表

無衝突衝撃波の高エネルギー粒子加速

High Energy Particle Acceleration in Collisionless Shocks

● 研究グループ

研究代表者：東京大学，星野真弘(hoshino@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

惑星間空間衝撃波，地球バウショックや超新星爆発衝撃波などの宇宙プラズマでの衝撃波は，宇宙での動力学や粒子加速を理解するうえで大切である．粒子加速についてはフェルミ加速が標準モデルになっているが，フェルミ加速モデルで仮定された粒子散乱や粒子注入問題などの理解が不完全であるため，観測と理論の間にはまだ隔りがある．実際，これまでの Geotail 衛星で観測された高マッハ数の衝撃波では，粒子が効率的に加速される場合とそうでない場合があり，どのようなメカニズムが加速を支配しているのかわかっていない．本研究の目的は，初期粒子加速を担う衝撃波近傍の動力学に注目して，そこでのプラズマ不安定性および初期粒子加速のメカニズムをプラズマ粒子コードで探る．

● 研究の概要

宇宙には，比較的lowマッハ数の惑星間空間衝撃波やバウショック，高マッハ数の超新星残骸衝撃波，また更に宇宙ジェットやガンマ線バースト天体などの相対論的衝撃波が存在するが，粒子加速としては共通のメカニズムが潜んでいると考えられる．我々は，Geotail衛星などによるプラズマ直接観測で得られた知見を生かして，これらの衝撃波での粒子加速を統一的に理解することを目指している．特に我々が取り組んでいるのは，フェルミ加速に必要な粒子注入問題であり，熱的温度の一部のプラズマを非熱的エネルギーまで加速するメカニズムである．これまで衝撃波の形成段階における電子の粒子注入問題はほぼ解決したので，次は衝撃波が発達した段階での非線形衝撃波の粒子注入問題である．つまり高エネルギー粒子が生成され後も，衝撃波近傍では粒子注入が持続的に起こりえるかどうかを調べる．

● 今年度の研究成果の概要

大きく分けて次の二つのテーマを追求した，(1)非相対論衝撃波での非線形衝撃波の粒子注入問題，(2)相対論衝撃波の2次元構造の理解である．(1)非相対論衝撃波での非線形衝撃波の粒子注入問題：衝撃波の粒子コードの計算は，観測される衝撃波にと比べると，現在のスーパーコンピュータを用いても衝撃波面近傍を解くのが精一杯である．そのため十分に発達した後での非線形衝撃波を，衝撃波の初期発達段階からシミュレーションするのは非常に困難である．そこで今回は，衝撃波下流から加速された非熱的粒子を注入することで，熱的粒子の衝撃波上流への粒子注入が起きるかどうかを調べた．(2)相対論衝撃波の2次元構造：これまで相対論的衝撃波では，マクスウェル方程式を解く際に，数値チェレンコフ光による数値ノイズが発生するため，高周波短波長の波を減衰させる工夫が必要であった．しかしこの数値チェレンコフ光は，マクスウェル方程式をフーリエ空間で解くことによりかなり軽減することができる．新しいコードを開発して多次元相対論的衝撃波研究の準備を行った．

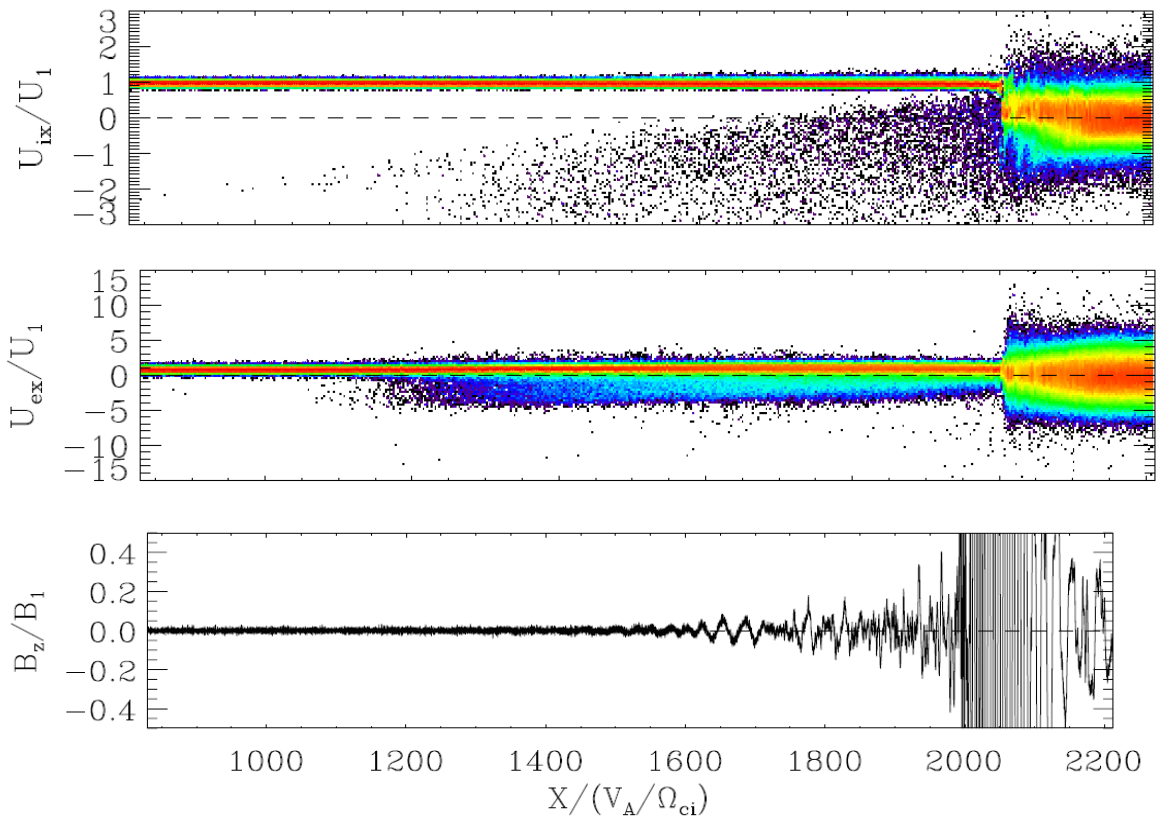


図 1 非線形衝撃波による粒子と波動の相互作用. 上図からイオンの位相速度, 電子の位相速度, 磁場. 衝撃波上流に流出した高エネルギー粒子および衝撃波上流から下流に輸送された粒子が衝撃波面で上流に反射された粒子によって, 上流にアルフベン波動が励起され, その波によって高エネルギー粒子が下流に向かって散乱されている.

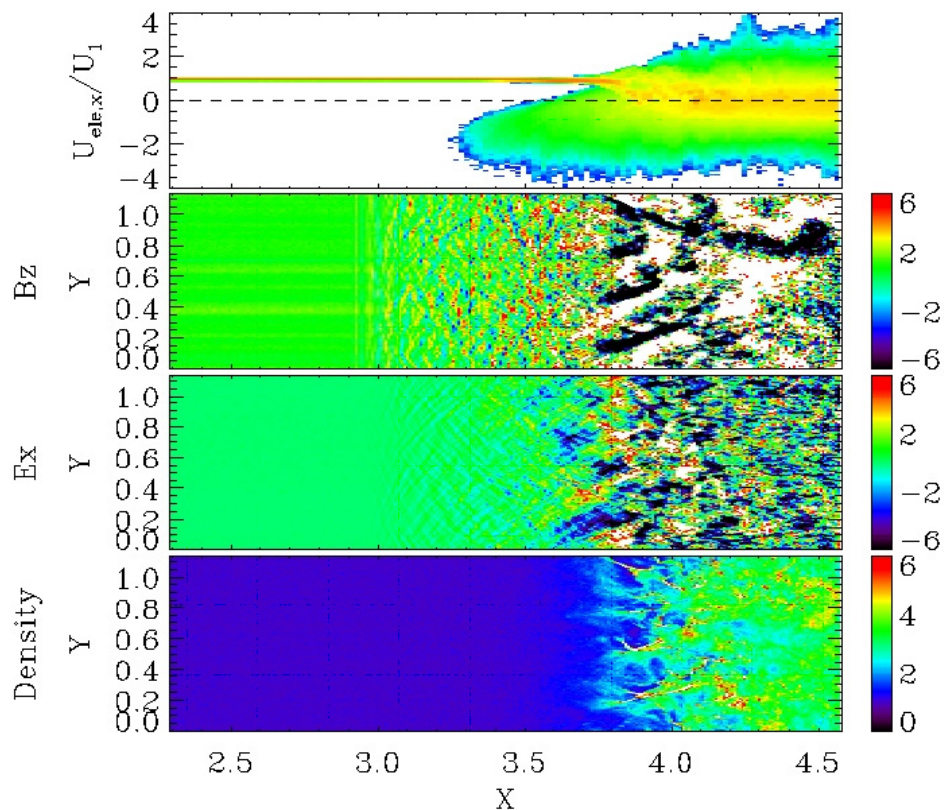


図 2 相対論的 2 次元衝撃波. 上から電子の位相空間, 磁場, 電場, およびプラズマ密度. 衝撃波近傍のワイベル不安定によって磁場が生成され, その結果衝撃波でのエネルギー散逸および粒子加速進行している.

● 研究成果の公表状況

- 1) N. Shimada, M. Hoshino, and T. Amano, Structure of a strong upernova shock wave and rapid electron acceleration confined in its transition region, *Phys. Plasmas*, 17, 032902 (2010)
- 2) T. Amano and M. Hoshino, Nonlinear evolution of Buneman instability and its implication for electron acceleration in high Mach number collisionless perpendicular shocks, *Phys. Plasma*, 16, 102901 (2009)
- 3) C.H. Jaroschek and M. Hoshino, Radiation-dominated relativistic current sheets, *Phys. Rev. Lett.*, 103, 075002 (2009)
- 4) T. Amano and M. Hoshino, Electron shock surfing acceleration in multidimensions: Two-dimensional particle-in-cell simulation of collisionless perpendicular shock, *Astrophys. J.*, 690, 244-251 (2009)

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

研究代表者：東京大学理学系研究科，島田延枝(nshimada@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

GEOTAILで観測される惑星間空間衝撃波や超新星残骸に伴う衝撃波をターゲットにした高マッハ数プラズマ衝撃波を再現し，衝撃波遷移層やその近傍におけるマイクロ時空スケールでの磁場，電場構造の発現と，それに伴うダイナミカルな高エネルギー粒子生成過程を解明する．衝撃波電磁場中の電子の力学を自己無頓着に解き，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・理解したい．

● 研究の概要

広く宇宙空間に存在する高エネルギー粒子は，電磁放射などによって天体のダイナミクスを伝えてくれる重要な情報源である．またその生成過程も，電磁場と粒子の相互作用に基づく宇宙プラズマダイナミクスの非線形発展，多種粒子系におけるフリーエネルギー開放過程の物理など，理解がまだ発展中である興味深い現象と関連し，同時にそれらを解く鍵となるものである．本研究では，このような高エネルギー粒子生成現場の候補として広く知られているプラズマ無衝突衝撃波を取り上げ，その散逸・伝播に伴って高温・高エネルギー粒子が生成される過程を探る．特に今までマクロな流体量や輸送係数として扱われることの多かった電子のダイナミクスを，衝撃波ダイナミクスの全体像と結び付けて考察することで，エネルギースペクトルや拡散係数といったマクロな統計量を推測できる解析的モデル作りを目指したい．

● 今年度の研究成果の概要

GEOTAILによる観測で得られた衝撃波データによる知識を拡充することを目的として，超新星残骸にともなう衝撃波を意識したプラズマパラメタを用いて，1次元高マッハ数 ($Ma=170$) 衝撃波の粒子シミュレーションを行った．イオン-電子2流体プラズマ不安定性の非線形発展が引き金となって，衝撃波面反射イオン-入射イオンの速度空間での直接的混合過程が非線形発展した結果，両イオンの素早い速度空間上での混合によって電磁場構造が変化する．この不安定性飽和過程を通して性質の異なる2種類の電磁場構造が衝撃波遷移層中に形成されることで，この両構造間の散乱によって1次フェルミ的な電子の素早い加速が引き起こされる．電子の速度分布は，non-Maxwellianであるが，その実効温度がイオンの実効温度に等しくなるほどの加熱も起こる．また，その結果大きなラーマー半径を持つ電子のうち，熱的イオンのジャイロ運動に起因する運動電場と共鳴するものは更に大きなエネルギーを持つに至る．

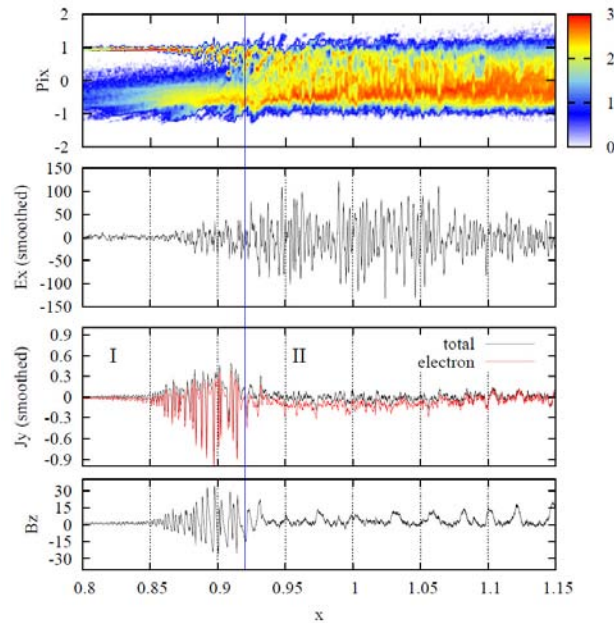


図 1 下記論文掲載図より) 衝撃波遷移層 (横軸範囲はイオン慣性長の 40 倍) の物理量の様子. 上から, イオン速度空間分布, 電場, 電流, 磁場. 青線左の領域 I では入射イオンと反射イオンが分かれています, 大振幅磁場が正負に振れる構造が, 青線右の領域 II では入射イオンと反射イオンの速度空間での直接的な混合が起こり, 大振幅電場とソリトニックな磁場のハンプが見られる.

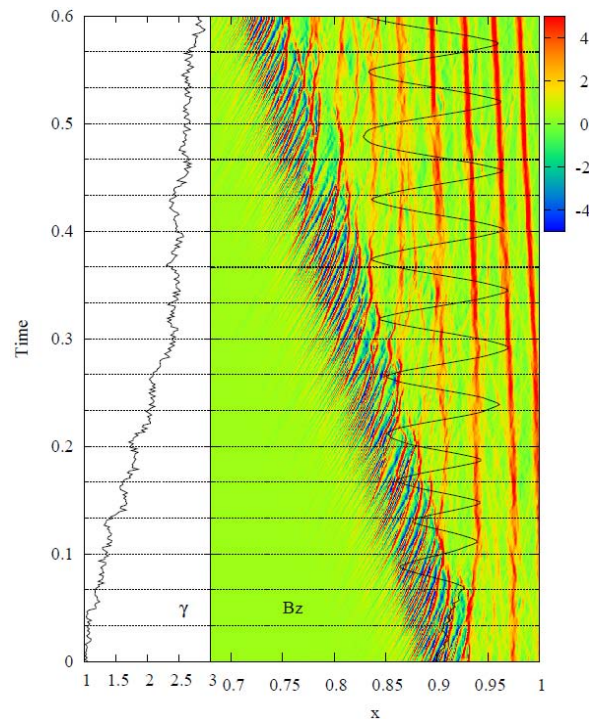


図 2 (下記論文掲載図より) 右は磁場の時間発展に重ねて書かれた電子軌道 (黒線) の例. 左は対応する電子エネルギー変化. Fig.1 の領域 I のバケット状の大振幅磁場構造が右下から左上に (上流に向かって) 伝播している. 領域 I での電場磁場によるトラッピングや, 領域 I と II のハンプ磁場の間での散乱・反射による 1 次フェルミ的加速がみられる. 時間スケールはイオンプラズマ振動時間の 76 倍.

● 研究成果の公表状況

- 1) N. Shimada, M. Hoshino, and T. Amano, Structure of a strong upernova shock wave and rapid electron acceleration confined in its transition region, Phys. Plasmas, 17, 032902 (2010)

磁気リコネクションにおける非熱的粒子加速

Nonthermal particle acceleration in magnetic reconnection

● 研究グループ

研究代表者：東京大学大学院理学系研究科 地球惑星科学専攻，平井真理子(hirai@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

電磁粒子コードを用い，地球磁気圏尾部や太陽コロナにおける磁気リコネクションに伴って観測される高エネルギー電子およびイオンの加速過程を解明することを目的としている。

● 研究の概要

磁気リコネクションは地球磁気圏や太陽コロナ，パルサー磁気圏など宇宙空間の様々な場所で強力な粒子加速機構として知られている。特に，地球磁気圏尾部においては GEOTAIL 衛星等によるプラズマおよび電磁場の直接観測から，磁気リコネクションに伴う高エネルギー電子およびイオンの生成が報告されている。磁気リコネクションにおける電子加速については，これまでの電磁粒子シミュレーションを用いた研究からその加速機構が明らかにされてきた。一方で，イオン加速については，その計算コストの大きさからほとんど理解が進んでいなかった。本研究では，駆動型磁気リコネクションの大規模な電磁粒子シミュレーションを行い，非熱的電子に加えて非熱的イオンの加速過程を調べている。駆動する電場の強度や初期電流層の厚さ等をパラメーターとして，様々な条件下での磁気リコネクションによる粒子加速効率を調べることで，粒子加速効率が何によって制御されているのかを明らかにし，GEOTAIL 衛星による観測結果との比較も行う。

● 今年度の研究成果の概要

駆動型磁気リコネクションにおいて，先行研究ですでに報告されている非熱的電子に加えて，非熱的イオンの生成に成功した初期結果が得られている。電子は分極電場によるサーフィン加速およびアウトフロー領域における磁場勾配ドリフトに伴う加速が重要である一方で，イオンはアウトフロー領域における磁場曲率ドリフトによる非断熱的加速が重要であることが明らかになってきた。また，磁気リコネクションを駆動する電場の強度が強いほど，リコネクションレートが大きく粒子加速効率がよいという結果も得られており，GEOTAIL 衛星による観測結果とよく一致することが分かった。

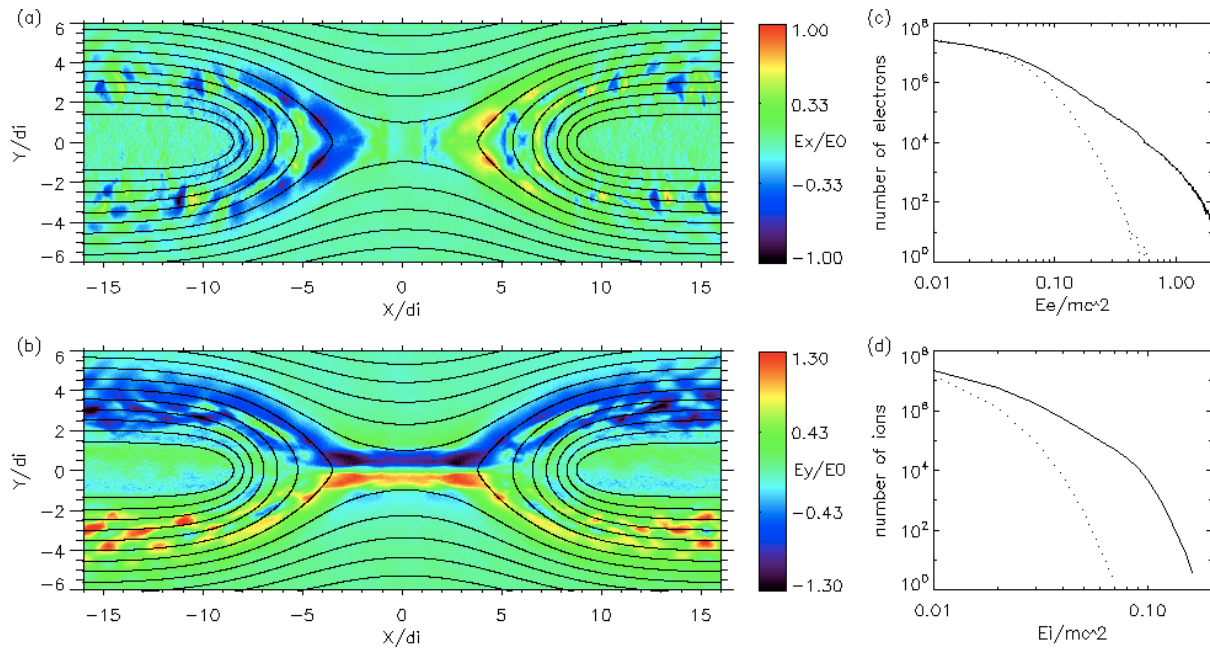


図1 駆動型磁気リコネクションの電磁粒子シミュレーションの初期結果。(a)分極電場 E_x 、(b)分極電場 E_y と磁力線のスナップショットを示し、X-lineに沿った強い分極電場が発達していることがわかる。(c)電子、(d)イオンのエネルギースペクトルを表し、非熱的粒子の生成が見られている。

● 研究成果の公表状況

- 1) 平井真理子, 今田晋亮, 星野真弘, 地球磁気圏尾部で観測された磁気リコネクションによる非熱的プロトン加速の統計解析, 第126回 地球電磁気・地球惑星圏学会, 金沢大学, 石川, 2009年9月28日
- 2) Hirai, M., S. Imada and M. Hoshino, Suprathermal Proton Acceleration in Magnetic Reconnection Observed in the Earth's Magnetotail, The US-Japan Workshop on Magnetic Reconnection 2009, Fluno Center for Executive Education, Madison, Wisconsin, USA, October 5-7, 2009
- 3) Hirai, M., S. Imada and M. Hoshino, What determines the efficiency of ion acceleration in magnetic reconnection in the Earth's magnetotail?, ERG, SCOPE and Beyond, JAXA/ISAS (Sagamihara Campus), Kanagawa, November 2-5, 2009

CIP法を用いた磁気圏グローバルMHDシミュレーションモデルの開発

Development of a global MHD simulation model of the magnetosphere based on the CIP algorithm

● 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，松本洋介(ymatumot@stelab.nagoya-u.ac.jp)

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

● 計算の目的

CIP法を適用した高精度磁気圏グローバルMHDシミュレーションモデルを新たに開発し，磁気圏低緯度境界において成長すると思われるKH不安定による渦乱流，高速ジェットがもたらすプラズマシート中の磁気乱流を再現することにより，磁気圏でのプラズマ輸送・加速過程における乱流の役割を明らかにすることを目的としている。

● 研究の概要

これまで開発したCIP法によるMHD方程式の解法(Matsumoto and Seki, 2008)をベースとした，磁気圏グローバルシミュレーションモデルの開発を行った。本年度より，高解像度計算（1グリッド0.125 R_E ，1024x320x320空間グリッド数）を行った結果，磁気圏境界層においてKH不安定が成長することが明らかになった。

● 今年度の研究成果の概要

前年度で開発した磁気圏グローバルMHDシミュレーションモデルを用いて，1グリッド1/8地球半径の解像度で，1024x320x320空間グリッド数を用いた大規模シミュレーションを行った。まず太陽風磁場 $B_z=0\text{nT}$ ，密度4.0/cc，速度400km/s，プラズマ $\beta=1.0$ の計算を行ったところ，磁気圏境界において，尾部へと流されながら渦が成長する様子が得られた（Fig. 1）。渦の発達の原因をしらべるため，シミュレーションデータを用いてMHD安定性解析を行った。その結果，磁気圏境界における速度シアによって不安定化されるKH不安定によって，渦が成長していることが明らかになった。

続けて，太陽風磁場を $B_z=+5\text{nT}$ で計算を行ったところ，渦の成長が安定化されていることが明らかになった。これはGEOTAIL衛星等で観測されるKH渦の観測的示唆に反する結果となり，今後，その安定化の原因を明らかにする必要がある。

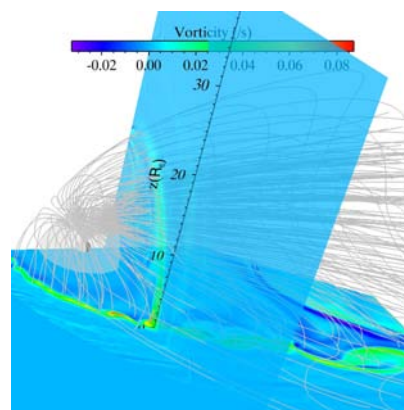


図1 太陽風磁場 $B_z=0\text{nT}$ の時の，磁気圏グローバルMHDシミュレーションの結果。色は渦度z成分を表し，グレーの線が地球に閉じた磁力線を表す。磁気圏脇の領域で渦の成長が見られる。

● 研究成果の公表状況

- 1) 松本洋介, 関華奈子, 「新しい磁気圏グローバル MHD シミュレーションモデルで明かにする乱流・波動の役割」, GEMSIS ワークショップ, 名古屋大学, 2010年2月17日 - 2月19日
- 2) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki, “Formation of a broad plasma mixing layer by forward and inverse energy cascades of the Kelvin-Helmholtz instability”, AGU Fall Meeting, San Francisco, USA, Dec 14 - Dec 18, 2009
- 3) 松本洋介, 関華奈子, 「地球磁気圏速度シア境界層における無衝突プラズマの乱流輸送」, RIAM 研究集会「乱流現象及び非平衡系の多様性と普遍性」, 九州大学応用力学研究所, 2009年11月14日
- 4) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki, “The Kelvin-Helmholtz instability at the magnetopause: A high-resolution global MHD simulation”, ERG, SCOPE and Beyond, 宇宙科学研究本部, 2009年11月2日 - 11月5日 (invited)
- 5) 松本洋介, 宮下幸長, 三好由純, 関華奈子, 「夜側静止軌道上で観測される高密度・低エントロピープラズマの輸送メカニズムについて」, STE 現象解析ワークショップ, 2009年10月21日
- 6) 松本洋介, 関華奈子, 「磁気圏グローバル MHD シミュレーションによる KH 不安定の再現」, 日本地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, 2009年9月27日 - 9月30日
- 7) □ 松本洋介, 関華奈子, 「2次元 PIC シミュレーションによる KH 不安定のマルチスケール現象」, 日本地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, 2009年9月27日 - 9月30日
- 8) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki, “Formation of a broad plasma mixing layer by forward and inverse energy cascades of the Kelvin-Helmholtz instability”, IAGA 11th Scientific Assembly, Sopron, Hungary, Aug 24 - Aug 29, 2009
- 9) 松本洋介, 関華奈子, 「グローバル MHD シミュレーションによる KH 不安定の再現」, NICT・STEL 合同研究集会, 九州大学西新プラザ, 2009年8月4日 - 8月5日
- 10) 松本洋介, 関華奈子, 「CIP 法を適用した磁気圏グローバル MHD シミュレーション」, 地球惑星関連学会 2009年合同大会, 幕張, 2009年5月16日 - 5月21日
- 11) 松本洋介, 関華奈子, 「ケルビン・ヘルムホルツ不安定の順・逆カスケード過程による幅広いプラズマ混合層形成」, 地球惑星関連学会2009年合同大会, 幕張, 2009年5月16日 - 5月21日

マルチスケール数値実験に基づいた水星磁気圏における重イオンダイナミクスに関する研究

Study of heavy ion dynamics in the Mercury's magnetosphere on the basis of multi-scale simulations

● 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，八木 学(yagi@stelab.nagoya-u.ac.jp)

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

● 計算の目的

水星磁気圏の大規模な構造を議論すると同時にテスト粒子計算に用いるための背景場を得るため，グローバル MHD シミュレーションを行い定常状態に達するまで計算を行った．グリッドサイズは高解像度[512, 200, 200]，パラメータサーベイ用の低解像度[256, 100, 100]とした．

● 研究の概要

水星は地球と類似の磁気圏を持つことが知られている一方，その小さな空間サイズから重いイオンの運動論の効果が重要となる可能性が指摘されている．本研究ではまず，水星磁気圏のグローバル MHD シミュレーションを行い，得られた電磁場を背景場を用いて惑星起源のナトリウムイオンの統計的テスト粒子計算を行った．また，太陽風電場や動圧などを変えた計算を行い，水星磁気圏の太陽風依存性について議論した．

● 今年度の研究成果の概要

水星磁気圏のグローバルMHDシミュレーションを太陽風条件を変えながら計算を行った．その結果，動圧が弱いケースでは磁気圏境界が $1.7R_M$ 前後に形成するが，強いケースでは $1.3R_M$ とかなり惑星に近い位置に形成した．またCMEのように非常に動圧が高くなるような条件では，磁気圏境界が惑星表面まで押し込まれるという結果も得られた(図 1)．

得られた電磁場を用いて惑星起源のナトリウムイオンのテスト粒子計算を行った結果，赤道付近で惑星を取り巻く高エネルギー「ナトリウムリング」が形成されることが明らかとなった．その形成メカニズムは太陽風条件によってことになっており，動圧が低く磁気圏前面の領域が広い場合磁気圏内でピックアップされ加速された粒子が高エネルギー領域の要素を担うが，動圧が高い場合にはマグネトシース領域でピックアップされた粒子の内 $1 \sim 4 \text{ keV}$ の粒子のみが選択的に磁気圏内部に輸送されることが明らかになった．

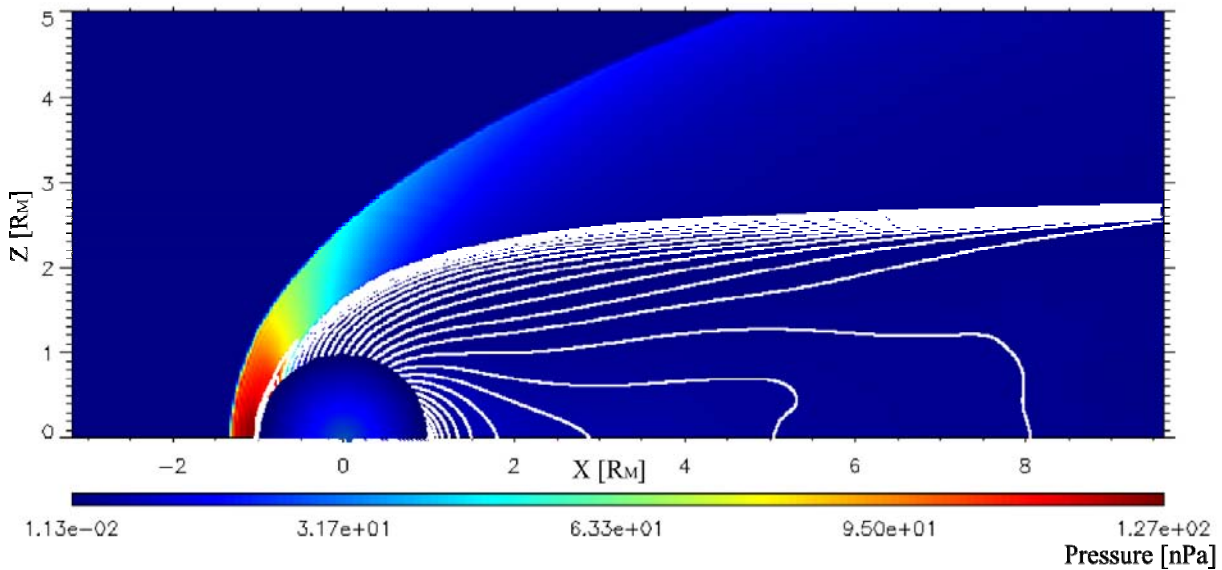


図 1 水星磁気圏のグローバルMHDシミュレーション結果。太陽風条件は $\rho=140 \text{ cm}^{-3}$, $V=800 \text{ km/s}$, $B=[0,0,10]$ と比較的高い動圧を想定。

● 研究成果の公表状況

- 1) 八木 学, 関 華奈子, 松本洋介, D. C. Delcourt, and F. Leblanc, 水星磁気圏におけるナトリウムイオンダイナミクスへの太陽風条件の影響, 日本地球惑星科学連合2009年大会, 幕張メッセ国際会議場, 2009年5月20日
- 2) M. Yagi, K. Seki, and Y. Matsumoto, D. C. Delcourt, and F. Leblanc, Effects of the solar wind condition on the sodium ion dynamics in the Mercury's magnetosphere, 6th Annual Meeting AOGS, Singapore, August, 2009
- 3) 八木 学, 関 華奈子, 松本洋介, D. C. Delcourt, and F. Leblanc, ナトリウムイオンの水星磁気圏に対する寄与, 第126回SGEPSS総会及び講演会(2009年秋学会), 金沢大学, 2009年10月27日

超並列計算機向け連結階層プラズマシミュレーションの開発

Development of Macro-Micro Interlocked Simulation Algorithm for Massive-Parallel computer

● 研究グループ

研究代表者：(独)海洋研究開発機構・地球内部ダイナミクス領域，杉山徹(tsugi@jamstec.go.jp)

● 計算の目的

開発が続けられてきた連結階層シミュレーションモデルを，宇宙プラズマに応用することで，マルチスケール・マルチフィジックスのシミュレーションを検証する。

● 研究の概要

宇宙プラズマにおいては，粒子性が重要となる現象であり，かつ，流体的（MHD）スケールでの解析を必要とする現象が多々ある．衝撃波によるプラズマ粒子加速現象もその1つである．衝撃波面での詳細と，衝撃波上下流での波動粒子相互作用を同時に取り込む計算は，広大な領域を必要とするが故に膨大な計算リソースが必要であった．ここに連結階層シミュレーション(HYBRIDとHall-MHDを同時実行し連結させた)を適用し，より少ない計算リソースで粒子加速現象を再現することができた．今年度は，新しい計算機により連結を行わずHYBRIDモデルのみでも計算が出来るようになったため，連結計算の結果と比較することが可能となったため，連結計算の結果を検証した．

● 今年度の研究成果の概要

衝撃波によって加速された粒子のエネルギースペクトルの時間発展を以下の関数で表現し，そのパラメータを比較することで検証した．

$$\frac{dJ}{dE} = A \cdot E^{-\gamma} \cdot \exp(-E/E_c)$$

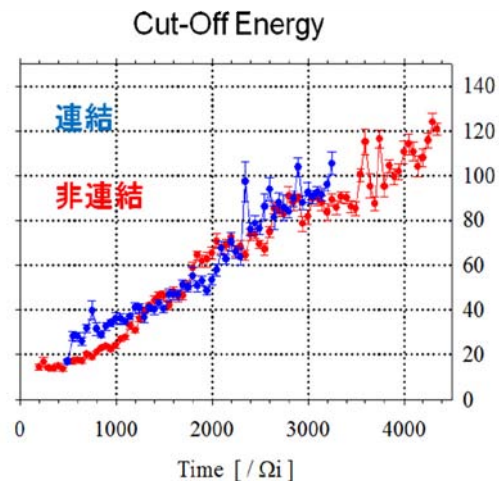


図1 連結計算を行った場合と，HYBRIDモデルのみで計算を行った場合の比較結果．上記関数の E_c の値の時間変化で比べると，同様な結果が得られ，連結モデルが正しく実行されていることが見て取れる．

● 研究成果の公表状況

- 1) 杉山 徹「連結階層プラズマシミュレーションと衝撃波粒子加速への適用」，Vol.85(9)，580-584，プラズマ・核融合学会誌（Journal Plasma and Fusion Research）

宇宙往還機の耐熱材料の酸化現象に関する研究

Reserach on oxidation of thermal protection materials for atmospheric re-entry vehicles

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙構造工学系，八田博志(hatta.hiroshi@jaxa.jp)

研究分担者：研究開発本部 熱グループ，芳仲敏成(yoshinaka.toshinari@jaxa.jp)

東京理科大学大学院基礎工学研究科材料工学専攻 修士課程，

久保田勇希(kubota.yuuki.ac.jaxa.jp)

● 計算の目的

これまでに実施された種々の熱防護材料の酸化試験条件を踏まえて得られた結果を再評価する。

具体的には、試験装置の形状、気流、温度／圧力条件を与え、熱流体解析ソフトFLUENTを使用して酸化反応計算を行って結果の再評価と新たな知見を得る。

今年度は炭化ケイ素 SiC や C/C 在に着目する。様々な条件における酸化反応を模擬し、試験での計測が難しいサンプル試料表面の酸素濃度、それが酸化速度に与える影響、サンプルへの伝熱等を定量的に評価して、酸化速度を正しく測定できる酸化試験手法の検討に活用する。

● 研究の概要

宇宙往還機はマッハ 30 程度の速度で大気圏に再突入するので、機体前面に発生する衝撃波による圧力と温度上昇で生じる対流や輻射によって厳しい空力加熱にさらされる。衝撃波を通過した空気は 10,000K 以上に達し、 N_2 や O_2 分子は解離して一部が機体表面で再結合して発熱するため、機体前面部は 1600°C 以上の超高温状態になる。この時、熱防護材には様々な酸化反応による劣化が生じるのみならず、形成された酸化物はさらに基盤材料と反応したり、熔融状態にある酸化物には高速気流によるせん断力が加わり酸化保護膜を除去するなど、多くの現象が生じる。それらを定量的に把握には、種々の気流での実験、化学反応を考慮した気流計算による検証が必要であるが、NASA も含めてそれができているとは言い難い。大気圏再突入時に耐熱材料に生じる現象を明らかにできる理論を新しく構築し、再使用型宇宙往還機の開発に活用できる試験・評価手法を確立する。

● 今年度の研究成果の概要

宇宙往還機に耐酸化コーティングとして使用されている炭化ケイ素 SiC の酸化には、SiC 表面に SiO_2 の保護膜が生成されて酸化が抑制される Passive 酸化と、SiC が SiO 、 CO となり損耗する Active 酸化の 2 種類がある。酸化挙動を把握するにはそれぞれの酸化速度と Active-Passive 転移を定量的に評価することが重要である。今年度は主に SiC の酸化速度の定量的評価を行った。

Active 酸化速度を決めるパラメーターの一つとして試料表面での酸素分圧があり、従来は酸素流量で決まるとされていた。しかし、同じ流量でも装置の違いで酸化速度がばらついている。数値計算の結果、流れや酸素の拡散が異なるので試料表面での酸素分圧が異なり (図1)、それが酸化速度のばらつきを生じさせたことがわかり、従来の評価手法の見直しが必要になった。

Passive 酸化については反応、サンプル周辺の気流、気流および SiO_2 中のガス拡散を組み入れて酸化速度の計算を実施中である (図 2)。

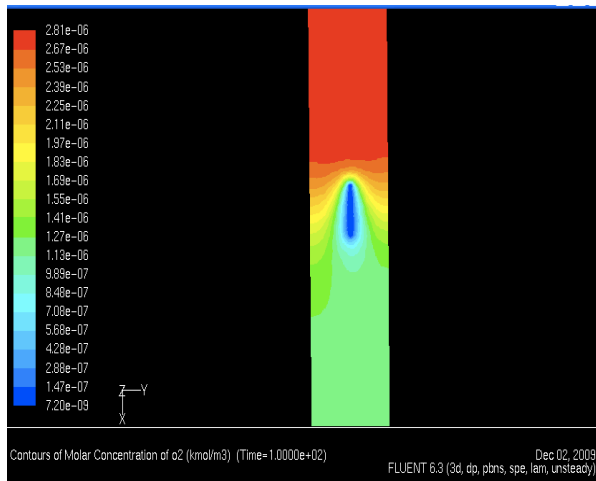
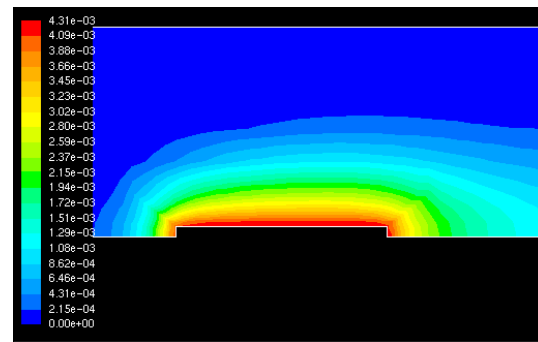


図1 Active酸化における酸素濃度図

図2 Passive酸化におけるSiO₂濃度図

● 研究成果の公表状況

- 1) 第25回 宇宙構造材料シンポジウム
- 2) 7th International Conference on High Temperature Ceramic Matrix Composites (発表予定)

超音速風洞の始動特性について

Investigation of Starting Characteristics of JSWT

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 風洞技術開発センター，赤塚純一(akatsuka@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

風洞に関する空気力学の研究，特に超音速風洞での始動の特性に関する調査を風洞試験と合わせて行う。

● 研究の概要

1 m x 1 m超音速風洞において始動可能な模型ブロックage比の範囲や，風洞運転範囲を調査し，事前に試験可能な領域を予測する手法を確立する。また風洞流路内での圧力損失を調査し，始動圧力比の低減に道筋を立て，今後，始動衝撃荷重の緩和を図るための指針を得る。

● 今年度の研究成果の概要

1 m x 1 m超音速風洞の始動圧力比を改善するため，風洞流路の数値解析結果から，ディフューザの改良形状を提案した。10%縮尺の模擬流路にて実験を行い，数値解析結果の妥当性を確認し，改良型のディフューザによって性能の向上が見込めることが明らかになった。また風洞の数値解析の結果を用いて，許容ブロックage比の予測モデルを考案し，始動予測を行うための指針を得た。

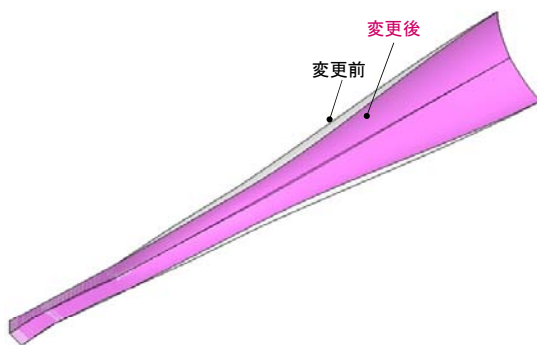


図1 風洞ディフューザ形状の改善

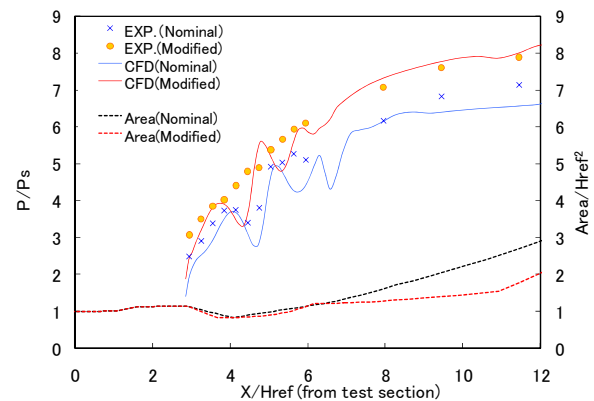


図2 ディフューザ内の流れ方向の壁面圧力分布

● 研究成果の公表状況

- 1) 赤塚，永井，西島，“吹出し式超音速風洞のディフューザについて”，第47回飛行機シンポジウム，口頭発表。

空間発展型 DNS による非平行型境界層流の遷移解析技術の確立と機構解明

Establishment of technology for the transition analysis of non-parallel boundary layer by spatially developing direct numerical simulation.

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 流体グループ，跡部 隆(atobe.takashi@jaxa.jp)

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

● 計算の目的

境界層の遷移予測において重要な課題である非平行性の取り扱いについて，空間発展型の直接数値シミュレーション(DNS)によりその解析技術を確認するとともに，遷移機構の解明を図る。これにより，遷移予測に不可欠な空間発展型の安定性解析技術の取得と，さらなる機構解明が必要な非平行境界層における遷移現象に関する知見を獲得する。

● 研究の概要

格子点数：67584

CPU台数：2

CPUあたりの計算時間：20000 秒

● 今年度の研究成果の概要

平板境界層の層流-乱流遷移過程を直接数値シミュレーションで再現することを目指す。離散化には，差分法よりも一般的に精度の高いスペクトル・FRINGE法を用いる。この方法のために導入しなければならなかった周期的境界条件は，BertolottiらのFRINGE法で解消する。またあわせて，境界層厚さの流れ方向への増加へも対応する。これらにより空間発展型のシミュレーションを実現する。スパン方向にはスペクトル法を，壁に垂直方向にはチェビシェフ選点法を用いる。

昨年度までに線形増幅過程の再現を実現したことを踏まえ，今年度は2次元波の3次元過程の再現を目指した。このために情報・計算工学(JEDI)センターの協力により，並列化効率の大幅向上を実現したのち，様々な攪乱を与えてシミュレーションを行なった。その結果，TS波の3次元化過程(特に Λ 渦，図1)を再現することができた。またさらに3次元攪乱の振幅を強くすることにより，乱流斑点状の渦構造崩壊過程(図2)を再現することができた。乱流状態に至る前に数値的な不安定性が確認されたことから，より高解像度での計算が必要であることがわかった。

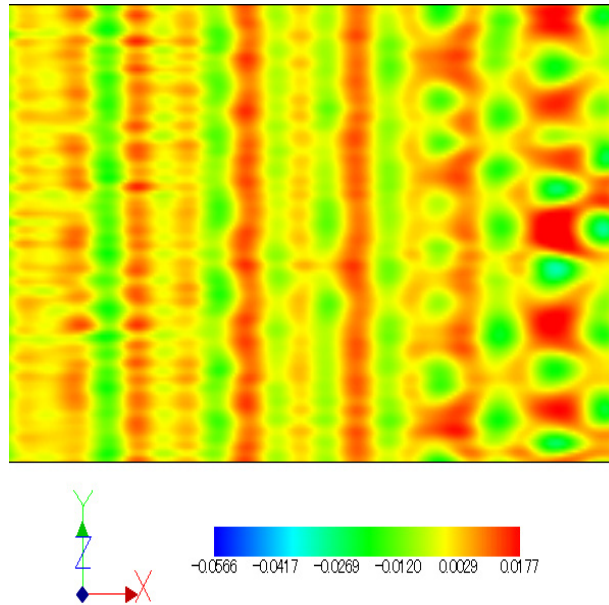


図1 二次元波の三次元化過程における速度攪乱(流れ方向成分)のコンター図. X:流れ方向, Y:スパン方向.

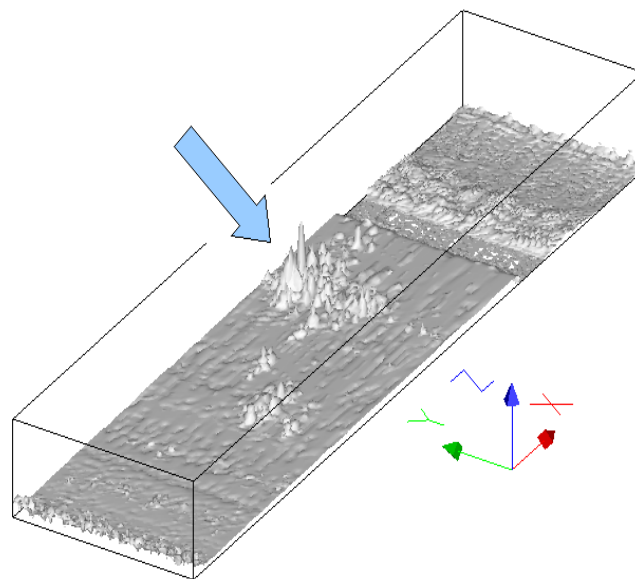


図2 乱流斑点状構造の可視化図(エンストロフィーの等値面). X:流れ方向, Y:スパン方向, Z:壁に垂直方向.

● 研究成果の公表状況

- 1) 高橋直也, 須藤要英, 宮寄 武, 跡部 隆(2009), “スペクトル-フリンジ法を用いた空間発展型の平板境界層 DNS について”, 日本流体力学会 年会 2009 講演論文集, p.163.

小型ロケットを用いたエジェクタ・ジェットの空力試験の数値解析

Numerical Analysis on aerodynamics tests of the ejector-jet with a small rocket

● 研究グループ

研究代表者：先進技術研究グループ，長谷川 進(hasegawa.susumu@jaxa.jp)

● 計算の目的

地球から軌道までの再使用型宇宙往還機のペイロードを増加して信頼性を向上させるために，現在，世界中の各国では様々な研究開発が行われている．再使用型宇宙往還機実現の鍵となる技術の一つには，低コストで信頼性のある複合サイクルエンジンの開発がある．

離陸からラムジェット・モードへの移行を担うのはエジェクタ・モードであり，その設計手法の確立が求められている．地上試験設備での亜・遷音速領域でのエンジン性能設計評価法は困難であるため，飛行実験を計画し平成21年3月15日に実行したので，その解析を行う．

● 研究の概要

CAMUI ハイブリッド・エンジンをエジェクタ・ロケットのコアとして利用し，亜音速飛行条件でのエジェクタ性能の解析を行い，推力増分等の解析を行った．

● 今年度の研究成果の概要

飛行実験を計画し，平成21年3月15日に実行した．その結果，CAMUIハイブリッド・エンジンをエジェクタ・ロケットのコアとして利用し，亜音速飛行条件でのエジェクタ性能のデータの取得に成功し，CFDによる解析も行われた．

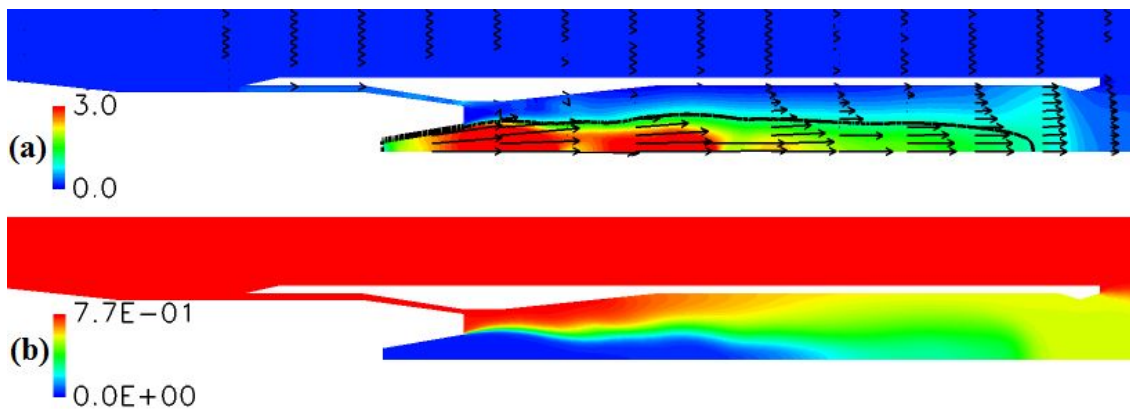


図1 CAMUI ロケットに付加したエジェクタ周りの流れ (a) マッハ数分布 (b) 窒素モル分率

● 研究成果の公表状況

- 1) 16th international Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference
- 2) 第23回数値流体力学シンポジウム

高レイノルズ数における壁乱流の DNS

Direct numerical simulation of wall-bounded turbulent flow at high Reynolds number

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，阿部浩幸(habe@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

乱流モデルの開発に資する高レイノルズ数壁乱流のDNSデータベースを構築し，モデルの性能評価を行う。

● 研究の概要

壁乱流の最も代表的な流れである平板乱流境界層において，乱流モデル開発に資する高レイノルズ数DNSデータベースを構築してモデルの性能評価を行うことを目的とする。同時に，高レイノルズ数乱流現象の解析を各種乱流統計量及び乱流構造のレイノルズ数依存性やスケーリング則の検討を行うことを目的とする。

● 今年度の研究成果の概要

リスケール・リサイクル法を用いた平板乱流境界層 DNS コードの開発・検証を行った。

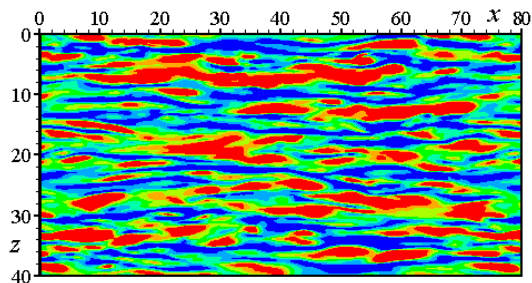


図1 平板乱流境界層DNSの壁面近傍のストリーク構造

● 研究成果の公表状況

- 1) 阿部浩幸，溝渕泰寛，松尾裕一，“平板乱流境界層のDNSにおけるリサイクル位置の影響” 第25回生研TSFDシンポジウム講演論文集，pp. 24-27 (2010).

高エンタルピ・ノズル流の数値解析

Numerical simulation of high-enthalpy nozzle flow in the HIEST

● 研究グループ

研究代表者：宇宙輸送ミッション本部 宇宙輸送系推進技術研究センター 先進技術研究グループ，
高橋政浩(takuma@stp.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

高温衝撃風洞 HIEST の試験気流条件同定精度向上のため、熱的・化学的非平衡現象や境界層の影響を伴う高エンタルピ・ノズル流の数値解析技術確立及び CFD コードの整備を目的としている。

● 研究の概要

高温衝撃風洞は宇宙機の大気圏再突入時に機体回りに生じる実在気体効果を伴った流れ場を再現できる唯一の地上試験設備である。しかし、その極限的な貯気槽状態において試験気体分子の内部励起や解離が起こり、さらに、その後の急激なノズル膨張過程において内部励起状態の緩和遅れや反応凍結が起こるため、ノズル流れは熱的・化学的に非平衡な流れとなる。こうした現象は十分解明されておらず、また、過酷な気流条件ゆえ気流条件計測データも限られているため、試験気流条件の同定精度向上が課題となっている。本研究では、熱的・化学的非平衡モデル及び乱流モデルの比較評価及び実験結果との比較検証を進め、高エンタルピ・ノズル流の解析技術確立を目指す。

● 今年度の研究成果の概要

今年度はHIESTノズル流に対する熱的非平衡性の影響及びそのモデリングの評価を行った。並進-振動モード間緩和特性は化学種毎に異なり、特に緩和の遅い N_2 の振動非平衡の気流条件への影響が懸念されたことから、昨年度、高温空気に含まれる2原子分子(N_2 , O_2 , NO)の振動・電子励起状態を個別に考慮した4温度モデルを用いて準次元解析を行ったところ、HIESTノズル流条件においても顕著な N_2 振動非平衡が現れ、その影響は特に静圧に対し顕著であり熱的平衡を仮定した場合より10%以上低下する可能性が示された。そこで、今年度は4温度モデルを軸対称RANSコードに導入し、HIESTコンターノズル流解析を実施し、Parkの2温度モデル及び熱的平衡を仮定した1温度モデルの結果及び静圧・ピトー圧分布計測結果との比較によりHIESTノズル流の熱的特性の検討と解析コード及びモデリングの評価を行った。

図1にHIESTコンターノズル形状及び等マッハ数線図を、図2にノズル出口面における静圧・ピトー圧分布のCFDと計測結果の比較を示す。気流淀み点エンタルピ条件は4MJ/kgで熱的平衡・非平衡の差が最も顕著に現れた条件である。1温度モデルの結果は計測結果とよく一致した。また、2温度モデルの結果はほぼ熱的平衡状態にあり1温度モデルの結果とほぼ一致した。これに対し、4温度モデルの結果では並進温度250Kに対し N_2 の振動温度は1600Kと大きく上回り熱的非平衡が顕著であったが、静圧及びピトー圧を計測結果より低く予測した。これらの比較より、試験気体が空気の場合、HIESTノズル流はほぼ熱的平衡にあると考えられる。より高エンタルピ条件についてもピトー圧分布形状に若干差が見られるもののCFDと計測結果との概ねよい一致が得られた。なお、HIEST試験の気流条件計算において本コードの利用も始まっている。

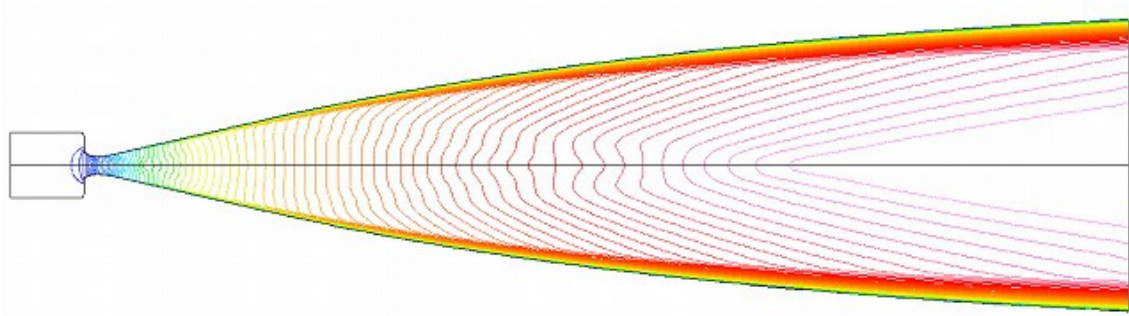
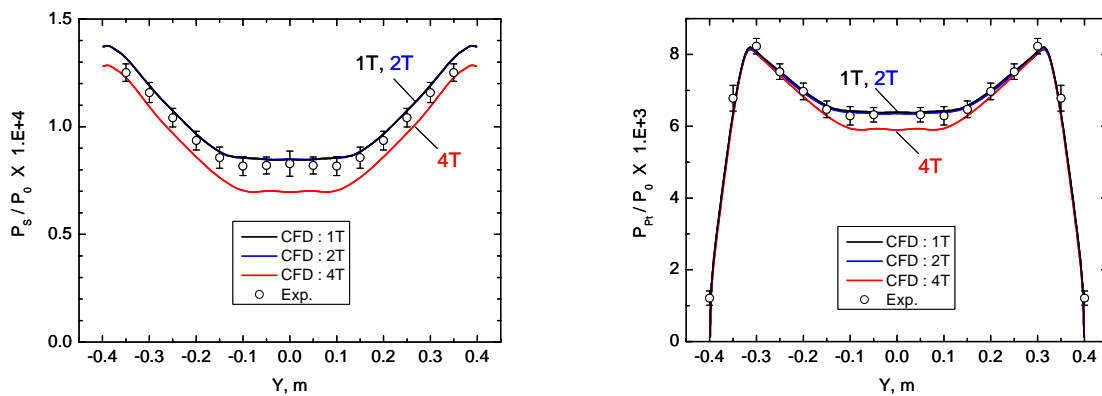


図1 HIESTノズルの等マッハ数線図 (淀み点エンタルピ 4MJ/kg)



(a) 静圧分布 (総圧で無次元化)

(b) ピトー圧分布 (総圧で無次元化)

図2 HIESTノズル出口面における静圧・ピトー圧分布 (淀み点エンタルピ 4MJ/kg)

● 研究成果の公表状況

- 1) Takahashi, et. al, "Influence of Thermal Non-equilibrium on Nozzle Flow Condition of High Enthalpy Shock Tunnel HIEST," AIAA Paper 2009-7267, 16th AIAA/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Bremen, Germany (2009年10月)
- 2) 高橋ら, 「高温衝撃風洞HIESTノズル流れの熱的非平衡性について」, 平成21年度衝撃波シンポジウム (2010年3月)

大気大循環モデルと観測データを用いた火星大気の力学と物質循環の研究

Study of dynamics and material transport in Martian atmosphere using a general circulation model and observational data

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙科学共通基礎研究系 今村研究室,
黒田剛史(kuroda.takeshi@jaxa.jp)

● 計算の目的

火星大気の力学と物質循環の研究を行うにあたって重要な役割を果たす、火星大気大循環モデルの開発と運用を行う。火星大気大循環モデルの役割は、観測されている温度及び物質の空間 3 次元+時間分布をその中で再現することによって、観測データのみでは検出が難しい運動・熱エネルギーの流れなどを示し、大気中の諸現象のメカニズムを解明する上での重要なヒントを与えるところにある。

● 研究の概要

火星大気大循環モデルの開発と、それを用いての火星大気力学と物質循環についての研究を行う。具体的には、観測されている火星大気温度の空間 3 次元+時間分布をよく再現するように火星大気大循環モデルを開発し、その中に見られる傾圧不安定波・潮汐波・重力波など各種スケールの波について解析を行い、地球大気との比較を通しその様子を探る。また長期スケールの気候変動(これは現在及び過去の生命の存在可能性にも絡む)についての鍵を握る大気中のダスト・二酸化炭素・水の循環についても、現在手に入る観測データをよく再現するようにモデル開発を行う。モデルと観測データを用いて、火星特有の起伏の激しい山岳や季節極冠などの影響と絡んだ大気力学及び物質循環における諸現象のメカニズムを探り、特に水循環についてはそれが火星の気候変動や微量化学物質の分布にどのような影響を及ぼしているかについて、詳しく研究を行う。

● 今年度の研究成果の概要

火星の南半球夏至前後に起こる全球規模のダストストーム時に冬極(北極)上空の中層大気(高度 40km 以上)の温度が最大約 60K も上昇する現象が観測されており、そのメカニズムを火星大気大循環モデルを用いて調べた。その結果、潮汐波、プラネタリー波、小さなスケールの波動(重力波と水平渦)がほぼ同程度の割合で昇温に寄与していることを示し、特に小さなスケールの波動が火星大気の現象に及ぼす影響は本研究により初めて示された。この研究成果は論文として出版された。また、昨年度に引き続き火星大気の水循環に取り組み、観測と定性的に整合する水蒸気のカラム積算量の季節変化が再現されるなど、結果に改善が見られた。

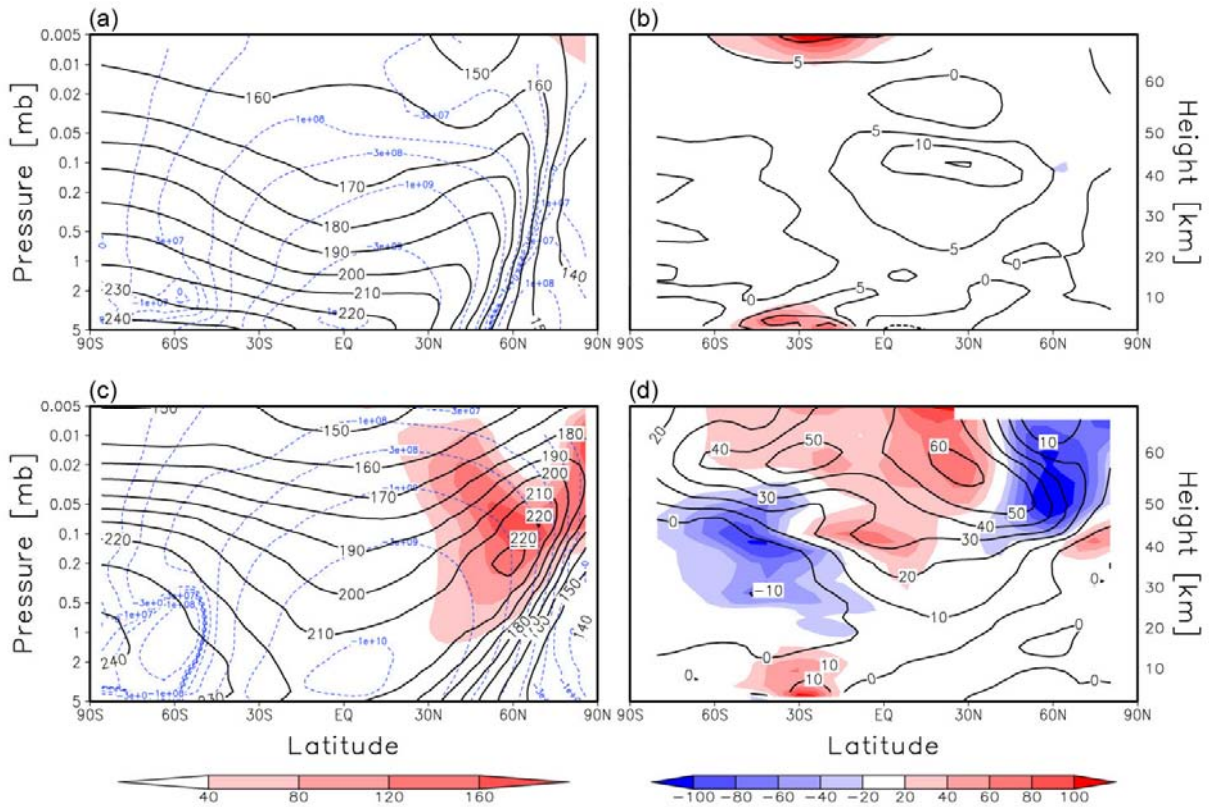


図1 火星大気大循環モデルにより計算された、 $L_s=270^\circ$ (北半球冬至)、ダスト光学的厚さ0.5(上段)および3.0(下段)のときにおける経度平均した大気場。(a)および(c)は温度[K](黒実線), 質量流線関数[kg s^{-1}](青破線), 断熱加熱率[K sol^{-1}](赤シェード)を示す(solは火星の1太陽日)。(b)および(d)は南北残余循環[m s^{-1}](黒実線コンター), 大気波動のEP-flux divergence[$\text{m s}^{-1} \text{sol}^{-1}$](シェード)を示す。

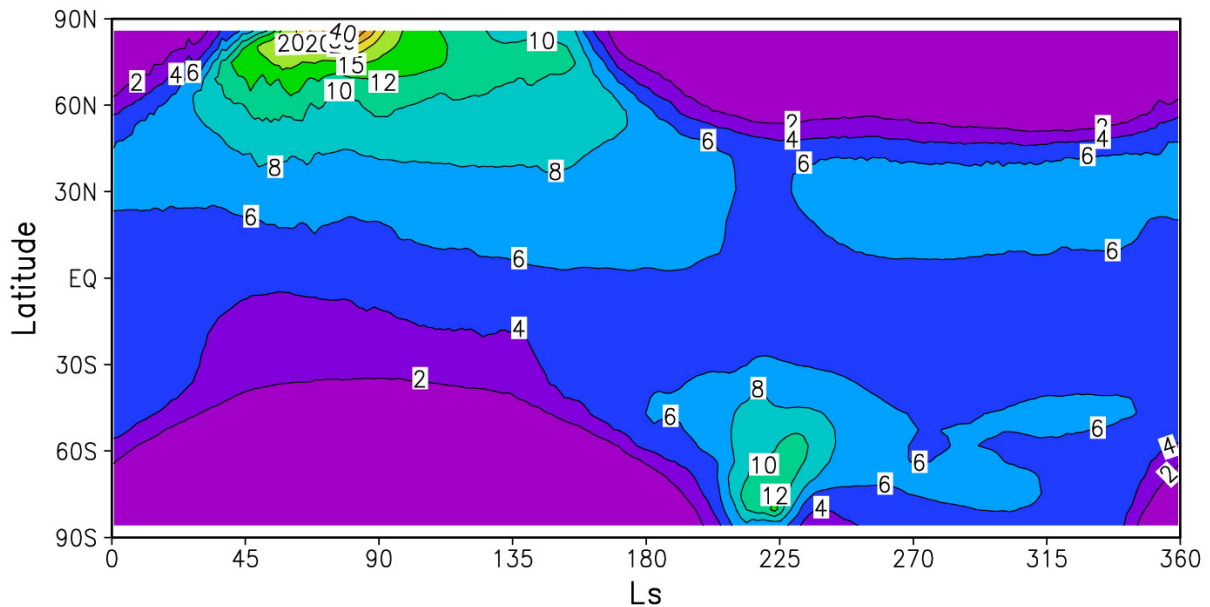


図2 火星大気大循環モデルにより計算された、水蒸気のカラム積算量[$\text{pr. } \mu\text{m}$]の緯度・季節変化。Mars Global Surveyorによる観測データと定性的に整合している。

● 研究成果の公表状況

- 1) Takeshi Kuroda, Alexander S. Medvedev, Paul Hartogh and Masaaki Takahashi, Semi-annual oscillations in the atmosphere of Mars, EGU General Assembly 2009, EGU2009-2629, Austria Center Vienna, Vienna, Austria, Poster presentation in April 2009.
- 2) Takeshi Kuroda, Alexander S. Medvedev, Paul Hartogh and Masaaki Takahashi, Equatorial semiannual oscillations in the atmospheres of Mars and Earth, 43rd ESLAB Symposium: International Conference on Comparative Planetology: Venus - Earth - Mars, ESTEC, Noordwijk, Nederland, Poster presentation on May 2009.
- 3) 黒田剛史, 高橋正明, 酒井大輔, Paul Hartogh, 佐川英夫, 笠井康子, 火星サブミリ波サウンド検討チーム, 火星大気の水循環(観測とシミュレーションの現状), 地球惑星科学連合大会, 幕張メッセ, 2009年5月口頭発表.
- 4) Takeshi Kuroda, Alexander S. Medvedev, Paul Hartogh and Masaaki Takahashi, Mechanism of intensification of the meridional circulation during dust storms on Mars, AOGS 2009, PS08-A017, Suntec Singapore, Singapore, Oral presentation in August 2009.
- 5) Takeshi Kuroda and Paul Hartogh, Wind velocities in different seasons and dust opacities on Mars: Comparison between microwave observations and simulations by general circulation models, AOGS 2009, PS16-A006, Suntec Singapore, Singapore, Oral presentation in August 2009.
- 6) Takeshi Kuroda, Alexander S. Medvedev, Paul Hartogh and Masaaki Takahashi, Effects of dust storms to the winter polar warmings in the Martian middle atmosphere, Mars Dust Cycle Workshop, NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA, USA, Oral presentation in September 2009.
- 7) Takeshi Kuroda, Alexander S. Medvedev, Paul Hartogh and Masaaki Takahashi, Mechanism of intensification of the meridional circulation during dust storms on Mars, 41th AAS DPS Meeting, 49.03, Fajardo, Puerto Rico, USA, Poster presentation in October 2009.
- 8) Takeshi Kuroda, Alexander S. Medvedev, Paul Hartogh and Masaaki Takahashi, On Forcing the Winter Polar Warmings in the Martian Middle Atmosphere during Dust Storms, Journal of the Meteorological Society of Japan, 87, pp913-921, Published in October 2009.
- 9) 黒田剛史, Alexander S. Medvedev, Paul Hartogh, 高橋正明, 火星全球ダストストームによる極夜の昇温と南北循環強化のメカニズム, 日本気象学会 2009年度秋季大会, C301, アクロス福岡, 2009年11月口頭発表.
- 10) 黒田剛史, Paul Hartogh, 酒井大輔, 高橋正明, 笠井康子, 佐川英夫, 青山友貴奈, 火星大気における水循環: 観測とシミュレーションの現状と将来計画, 第24回大気圏シンポジウム, 宇宙航空研究開発機構・宇宙科学研究本部, 2010年2月口頭発表.

自動格子生成ソフトと流体解析コードを組み込んだ CFD ポータルシステムの構築

Development of a CFD portal system installing auto grid generator and aerodynamic simulation code

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，村上圭一(murakami.keiichi@jaxa.jp)

研究分担者：株式会社 シーイーシー(CEC)，国枝 明(cecakira@chofu.jaxa.jp)

株式会社 計算力学研究センター(RCCM)，甬喜山 潔

名古屋大学工学部 機械航空工学科・航空宇宙工学コース，シェーザダ シャー

名古屋大学大学院 工学研究科 航空宇宙工学専攻，清水克也

● 計算の目的

解析用格子生成から解析結果の可視化までの CFD 解析に係わる一連のコマンドライン入力などの作業を，Web ブラウザから実行・管理できるシステムを構築し，解析作業の効率化，及び，データベース登録した解析結果の有効利用を図る。

● 研究の概要

自動格子生成ソフトとして，物体形状の STL データから六面体セルベースの格子を生成することができる HexaGrid を採用している。HexaGrid は，計算領域や格子サイズなどを入力することで，短時間で精細な CFD 用格子を自動的に生成することができる。また，解析コードとしては，実績のある TAS (Tohoku University Aerodynamic Simulation code) 及び，開発中の FaSTAR (FaST Aerodynamic Routines) を採用している。更に，これらを用いた CFD 解析作業の効率化を図るために，ミドルウェアである RCM ポータルシステムを導入し，Web ブラウザを介した格子生成・解析実行，結果可視化・グラフ化，データベースの登録及び利活用が可能なシステムを構築する。

● 今年度の研究成果の概要

多くの JAXA の職員・SE に本システムを利用していただき，ソフトウェアやシステムの不具合などを洗い出し，改修を進めた。本年度の解析対象は，DPW4 の NASA CRM，静粛超音速機 S3TD (図 1)，DLR F6 模型 (図 2)，名古屋大学バリステックレンジプロジェクトイル，バイコニック型再突入カプセル，ロケットプレーン，極超音速旅客機，磁力支持天秤風試模型 (NACA0024 の回転体) などであり，これらの解析結果は，従来手法による解析結果や実験値と良く一致した。また，本システムをデジタル風洞サブシステムとして開発中のハイブリッド風洞に組み込み，DLR F6FX2B 模型を使用したデモ風試に対応する CFD 解析を実施した。更に，名古屋大学からインターンシップの学生を受入れ，ONERA M6 を対象に格子収束性を調べる課題に本システムを利用した。

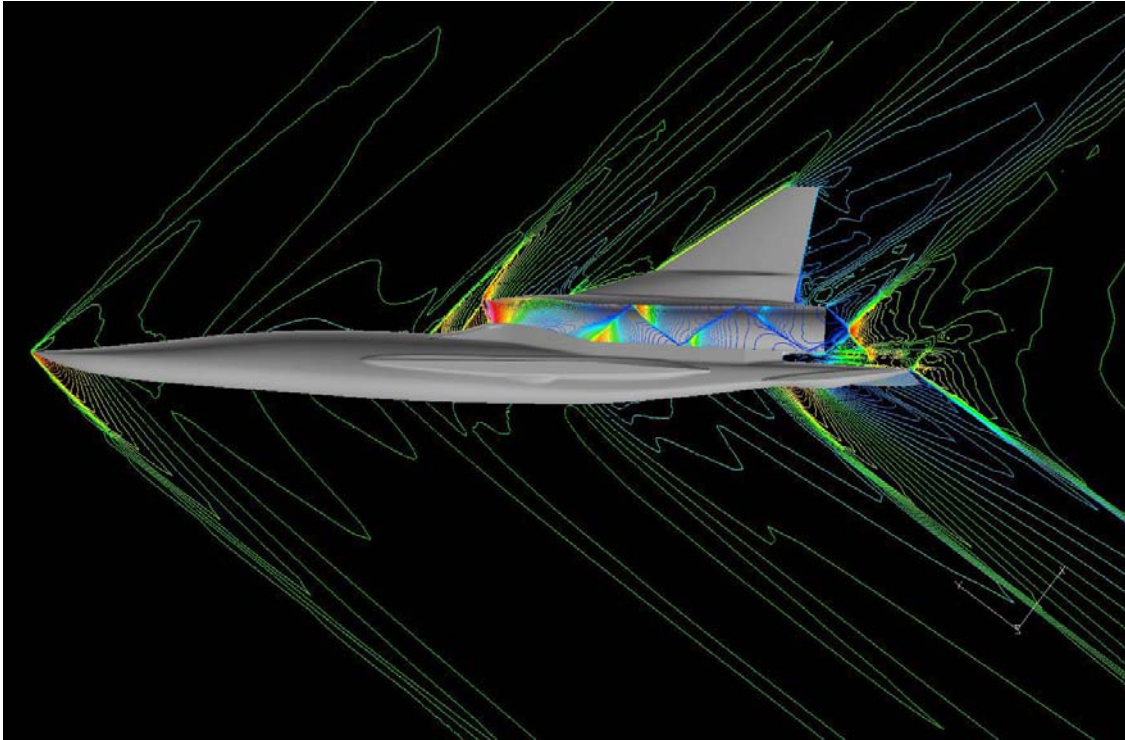


図1 S3TD 周囲の C_p 分布 (格子点数 1700 万, 格子生成時間 3 時間, Mach 数 1.6, 迎角 3.5 度)

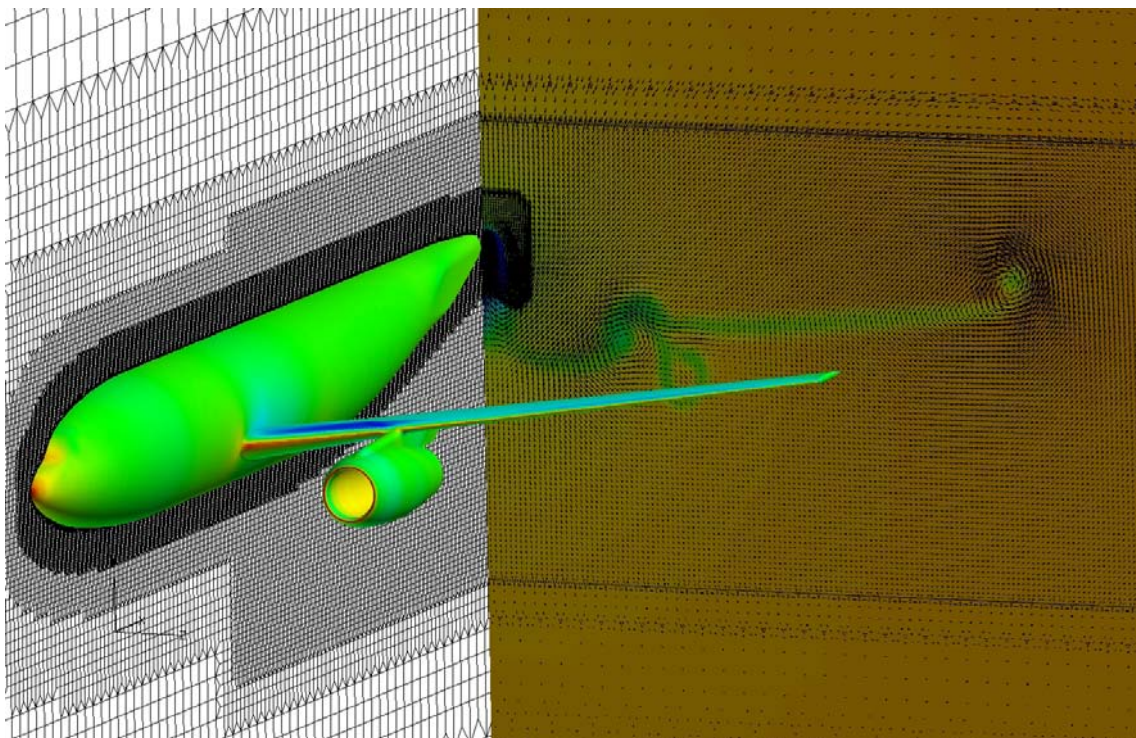


図2 DLR F6 機体表面の C_p 分布と、機体軸に垂直な断面内の速度ベクトル及びマッハ数分布 (格子点数 940 万, 格子生成時間 50 分, Mach 数 0.75, 迎角 0.19 度)

● 研究成果の公表状況

- 1) 村上桂一, 山本雅史, 橋本敦, 青山剛史, 石川敬掲, 牧野好和, 自動格子生成手法を適用したソニックブームの近傍場解析, 第 47 回飛行機シンポジウム, 2009.

ロケットペイロードの音響振動に関する研究

Study on vibro-acoustics of rocket payload

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，村上桂一(murakami.keiichi@jaxa.jp)

研究分担者：研究開発本部 数値解析グループ，高橋 孝(takahashi.takashi@jaxa.jp)

株式会社 計算力学研究センター，金田英和(kane@chofu.jaxa.jp)

名古屋大学工学部 機械航空工学科・航空宇宙工学コース，マウング サンドラ

● 計算の目的

ロケット打上げ時に発生する轟音がフェアリングを透過し、搭載された人工衛星などのペイロードに到達するときの音圧レベルの予測及び、その音圧による音響加振の解析を目的としている。

● 研究の概要

音響透過解析手法として、時間領域解析には FDTD (Finite Difference Time Domain) 法を、周波数領域解析には WBM (Wave Based Method) を用いている。FDTD 法は、流体中の音波伝播と固体中の弾性波伝播を同時に解くことができるので、フェアリングなどの音響透過解析に適している。一方、WBM は、支配方程式を解空間にて分解して解くため空間格子が不要で、FEM 解析では解の精度が落ちる中間周波数帯でも、高速に精度良く解析できる。これらを適宜組み合わせ、ロケットペイロードの音響振動を予測する手法を構築する。

● 今年度の研究成果の概要

FDTD解析コードを3次元に拡張し、フェアリングと衛星を模擬した簡単な構造モデルに対して、平面波が入射するときの音響透過解析を実施した。その結果、フェアリング内壁と衛星を模擬したボックスの距離が近い空間で音圧レベルが上昇することがシミュレーションできた (図1)。一方、WBM解析は、解析コードの妥当性を調べるために、名古屋大学に委託した平板の音響透過試験と同じコンフィギュレーションの解析を実施し、高周波になるほどFEM解析よりもWBM解析のほうが実験結果と良く一致することを確認した (図2)。

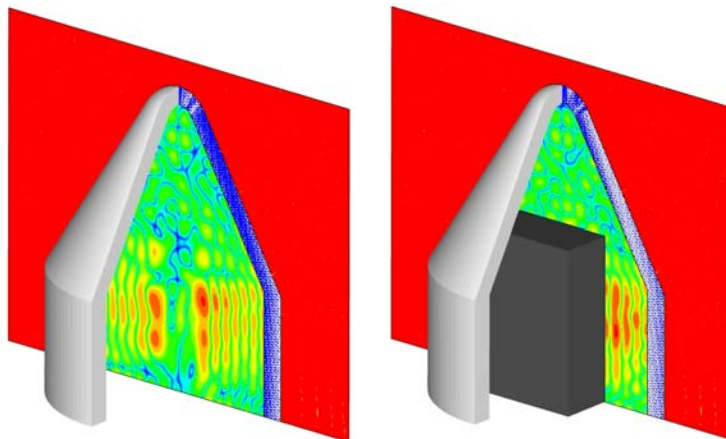


図1 フェアリングモデル内のデシベル値音圧 (SPL) 分布。衛星を模擬したボックスがある方が、ボックス横側のSPLが高くなっているが、ボックス上方の空間では両者の間に大きな差は見られない。

透過損失及び弾性板の固有モード

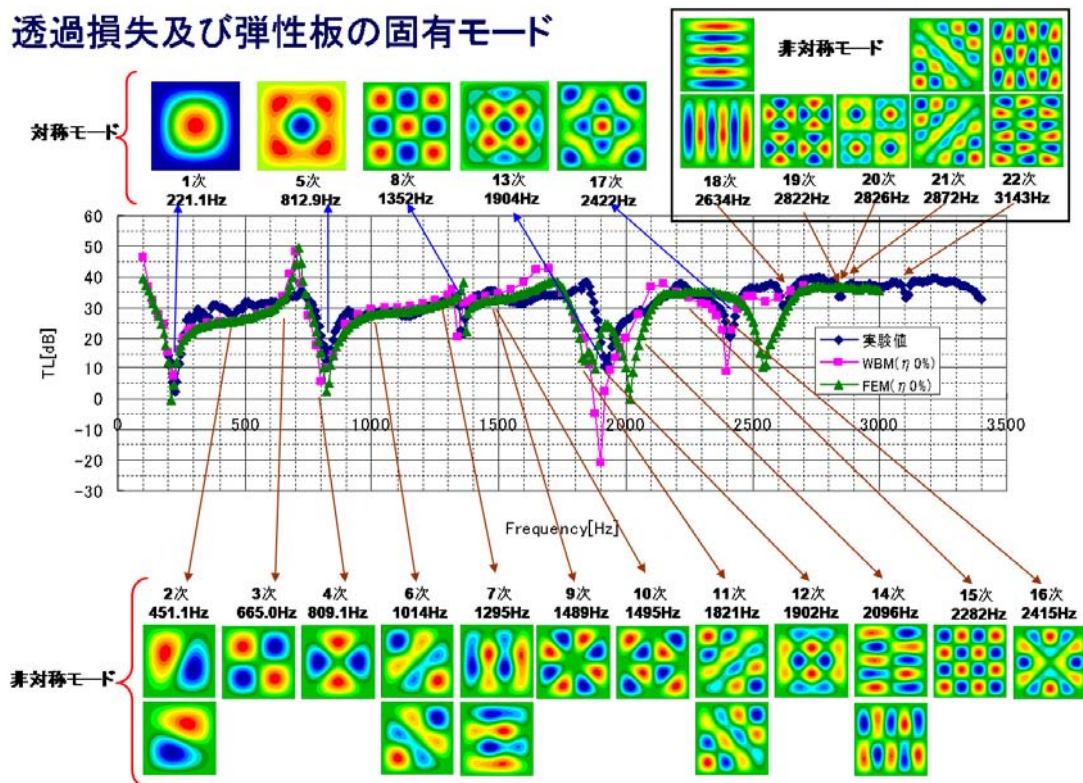


図2 アルミ平板音響透過損失の測定値と解析値との比較

● 研究成果の公表状況

- 1) 村上桂一, 青山剛史, FDTD法による湾曲板の音響透過解析, 第41回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2009, 2009.
- 2) Keiichi MURAKAMI and Takashi AOYAMA, Calculation of sound transmission through curved plate using the FDTD method, Inter-noise 2009, 2009.
- 3) 金田英和, 高橋孝, 村上桂一, 橋本敦, 青山剛史, モハメドカリル, 村橋慶紀, 森浩一, 中村佳朗, フェアリングの音響透過に関する数値解析と実験の基礎的検討(第2報), 第53回宇宙科学技術連合講演会, 2009
- 4) Keiichi Murakami and Takashi Aoyama, Sound Transmission Calculation through Structural Models, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA-Paper-2010-1009, 2010.

ロケットプルームからの空力音響に関する基礎的研究

Fundamental Research on Aero-Acoustics Waves from Rocket Plume

● 研究グループ

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

研究分担者：宇宙科学研究本部宇宙輸送工学研究系，野々村拓(nonomura@flab.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

JAXA 基幹ロケットや固体ロケットなどで，ロケットプルームに起因する音響振動は打ち上げ時に非常に大きな問題となる。しかしながら，ロケットプルーム音響の基本的な特性についてわかっていないことが多く，その理解のためには単純化された流れ場に対して解像度の高い計算を行うことが必要になる。そのため，本研究ではロケットプルームを超音速フリージェット，または，斜め平板に衝突する超音速ジェットとしてモデル化し高次精度のCFDを用いて解析をおこなうことで，超音速ジェットの基礎的な音響波放射の特性を把握するとともに，現在 JAXA/JEDI センターで行っているより現実的なモデルを用いた空力音響解析と連携することで，将来的にはロケットプルーム音響の高精度予測方法を確立することを目的としている。

● 研究の概要

本年度は，様々なパラメータを変化させた超音速フリージェットおよび斜め平板に衝突するジェットの解析を行い，実現象で問題となるマッハ波に関してその発生の様子を調べている。流体場の解析には Relative Limiter を用いた高解像度化を施した7次精度 WCNS を用いた。これらの結果に対して固有直交分解(POD)および相関係数などのデータマイニング手法を適用し，音源位置やその特性などを議論している。

● 今年度の研究成果の概要

数値計算結果に対して固有直交分解(POD)および相関係数などのデータマイニング手法を適用し，音源位置やその特性などを議論した斜め平板ジェットから発生する音波に関して，

- 1) POD より衝突点から発生する音響波はその他のマッハ波と強い関連を持つこと
- 2) 相関係数より衝突点から発生する音響波は衝突点の衝撃波と強い関連を持つこと

が示された。今後，計算ケース数を増やし，データマイニングをさらに活用することで物理現象を理解していき，予測モデルの確立を目指したい。

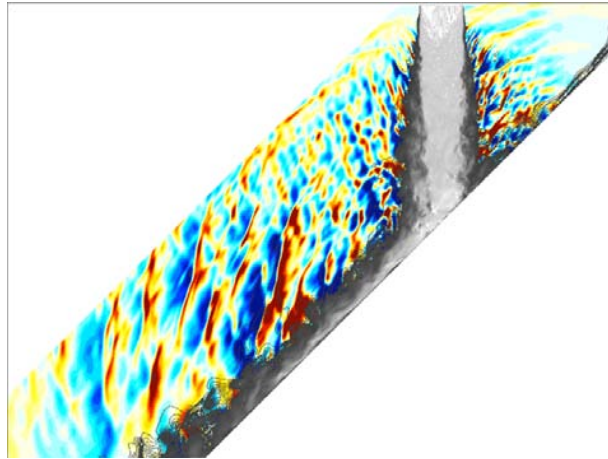


図1 斜め平板に衝突する超音速ジェットから発生する音響波

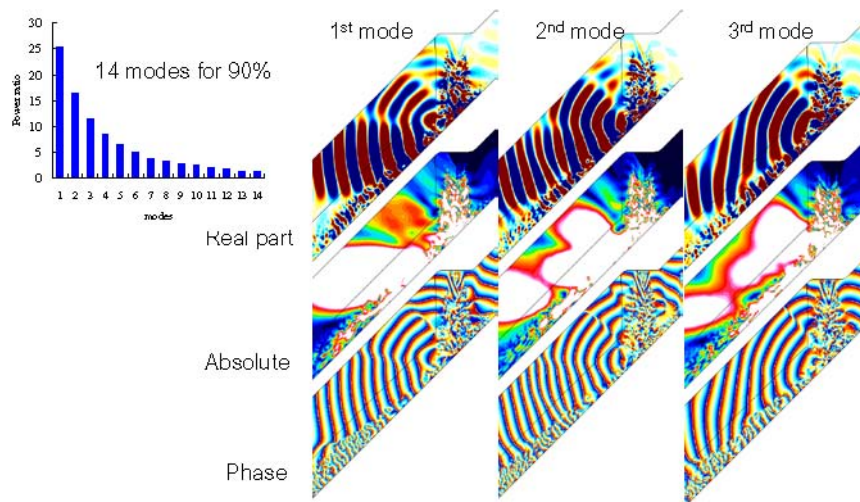


図2 データマイニングの適用イメージ(Short-time FFT with POD)POD を用いて得られたモード(右側)とそれらが保有するエネルギーの割合(左側).

● 研究成果の公表状況

- 1) Kozo Fujii and Taku Nonomura, "Flow-field and Acoustic-field Characteristics Generated by Supersonic Jets Impinging on an Inclined Flat Plate," IMECE2009-10085, November. 19th 2010
- 2) Kozo Fujii and Taku Nonomura, "Toward Accurate Simulation and Analysis of Strong Acoustic Waves," Proceedings of 15th International Conference on Finite Elements in Flow Problem, April 1st-3rd 2010
- 3) Taku Nonomura, Yoshinori Goto and Kozo Fujii "Computational Aeroacoustics of a Supersonic Jet Impinging on an Inclined Flat Plate using High Speed Parallel Computers, Proceedings of 21th International Conference on Parallel CFD, pp. 296-300, May 18-22th 2009.
- 4) Yoshinori Goto, Taku Nonomura and Kozo Fujii, "Acoustic Wave Generation from Shock Waves in a Supersonic Jet Impinging on an Inclined Flat Plate," Proceedings of 27th International Symposium on Shock Waves, pp. 295, July 19-24th 2009.
- 5) Taku Nonomura, Yoshinori Goto, Kozo Fujii, "Acoustic waves from a supersonic jet impinging on an inclined flat plate," AIAA Paper 2010-0476, January 4-7th 2010.
- 6) 野々村拓, 藤井孝藏, "超音速ジェットから発生するマッハ波の周波数特性の解析," 2009 年度機械学会年次大会講演論文集 2009Vol.2 pp. 265-266.

衝撃波を伴う高速気流に関わる基礎研究

Fundamental research on high speed flow with shock wave

● 研究グループ

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

研究分担者：東京理科大学大学院工学研究科機械工学専攻，山崎佑希(yamazaki@flab.isas.jaxa.jp)

東京理科大学大学院工学研究科機械工学専攻，清水貴之(simitaka@flab.isas.jaxa.jp)

東京理科大学大学院工学研究科機械工学専攻，滑 慶則(namera@flab.isas.jaxa.jp)

東京大学大学院航空宇宙工学専攻，石川義泰(ishikawa@flab.isas.jaxa.jp)

東京電機大学理工学部知能機械工学科，小川 烈(akiraogawa@flab.isas.jaxa.jp)

東京大学大学院航空宇宙工学専攻，小嶋亮次(kojima@flab.isas.jaxa.jp)

東京大学大学院航空宇宙工学専攻，金田一哲(kaneda@flab.isas.jaxa.jp)

東京大学大学院航空宇宙工学専攻，福本浩章(fukumoto@flab.isas.jaxa.jp)

三菱重工業株式会社名古屋航空宇宙システム製作所，今井和宏(kazuhiro_imai@mhi.co.jp)

University of Twente, van der Veen Sander (sander@flab.isas.jaxa.jp)

東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻，李 偉鵬(li@flab.isas.jaxa.jp)

宇宙科学研究本部宇宙輸送工学研究系，野々村拓(nonomura@flab.isas.jaxa.jp)

宇宙科学研究本部宇宙輸送工学研究系，大山 聖(oyama2@flab.isas.jaxa.jp)

宇宙科学研究本部宇宙科学情報解析研究系，高木亮治(ryo@isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

宇宙往還機やロケット等宇宙輸送系の空力特性を考慮するうえで理解することが不可欠な基礎的な流体现象の理解を進めることを目的とする。今年度は「再使用観測ロケットの空力設計に関する研究」，「はばたき翼まわり流れに関する研究」，「低レイノルズ数環境下での翼特性に関する研究」などを中心に行った。

● 研究の概要

【再使用観測ロケットの空力設計に関する研究】

現在研究開発が進められている再使用観測ロケットの空力設計には上昇時の空力抵抗の削減と滑空時の揚抗比の向上という2つの要求が課せられている。このことから，数値流体力学と多目的進化計算を用いた空力設計探査を行った。

【はばたき翼まわり流れに関する研究】

大気密度が極端に小さい火星大気中で探査機を飛行させるためには固定翼機よりもはばたき翼機のほうがよいと言われている。ここでは3次元羽ばたき翼の流れ場の3次元数値シミュレーションを行い，はばたき翼がどのようなメカニズムで揚力や推力を発生させるのかについて考察を行った。

【低レイノルズ数環境下での翼特性に関する研究】

大気密度が極端に小さい火星大気中で探査機を飛行させるためには低レイノルズ数環境下で性能の優れた翼を設計する必要がある。今年度は低レイノルズ数で優位とされている薄翼(NACA0002)型の三次元矩形翼周りの流れを数値解析した。

● 今年度の研究成果の概要

【再使用観測ロケットの空力設計に関する研究】

亜音速滑空時の揚抗比最大化と超音速空力性能向上（上昇時の抵抗最小化と滑空時の揚抗比最大化）の間には強いトレードオフが存在すること、超音速上昇時抵抗最小化と超音速滑空時揚抗比最大化の間には強いトレードオフが存在しないこと、機体キック部の角度が設計上重要であること、などがわかった。

【はばたき翼まわり流れに関する研究】

打ち下ろし運動時に翼端に発生する渦と前縁から発生する渦が揚力の発生に大きく貢献していること、また、その渦が翼上面近くに停留することで打ち上げ運動時にも揚力の低下を抑えていること、などがわかった。

【低レイノルズ数環境下での翼特性に関する研究】

低レイノルズ数流れ環境下では粘性抵抗が支配的な抵抗要素となるため、アスペクト比が抵抗係数に与える影響は無視できるほど小さくなること、レイノルズ数の変化が揚力値に与える影響は小さいが、アスペクト比が小さくなると翼端の影響により揚力値を大きく低下させること、翼面積、主流流速一定の制約を受けて翼を設計する場合、アスペクト比を増やして揚力を稼ぐ効果よりも、コード長を長くして（つまりレイノルズ数を上げて）抵抗を減らす効果の方が大きいこと、低アスペクト比側で最大揚抗比が得られること、などがわかった。

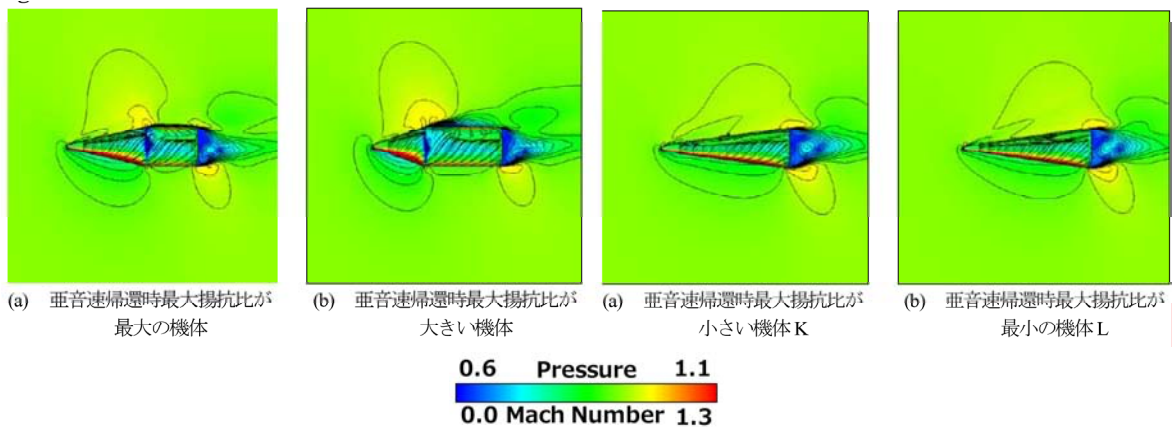


図1 再使用観測ロケット最適解の例（機体表面は圧力分布，空間は中心断面でのマッハ数分布）

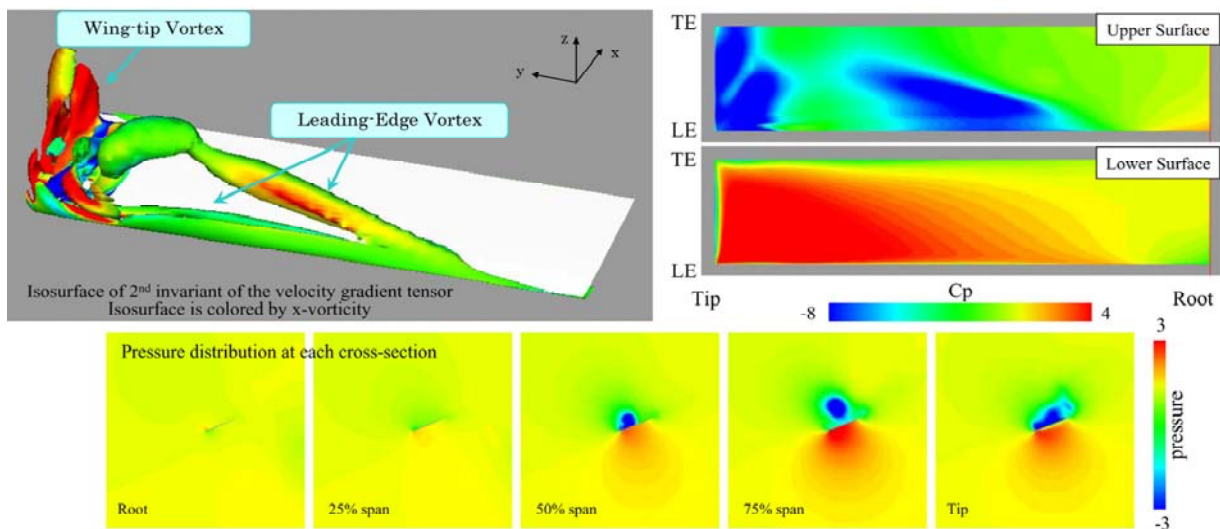


図2 はばたき翼の打ち下ろし運動時のある瞬間の圧力分布と渦構造

● 研究成果の公表状況

- 1) Kozo Fujii, Genta Imai, Akira Ogawa, “Computational analysis of the characteristics of high-speed flows over a delta wing Engineering,” Computational Fluid Dynamics Journal, vol.17, no.4:33, pp267-274, 2009.
- 2) Akira Oyama, Yoshiyuki Okabe, Koji Shimoyama, and Kozo Fujii, “Aerodynamic Multiobjective Design Exploration of a Flapping Airfoil Using a Navier-Stokes Solver,” AIAA Journal of Aerospace Computing, Information, and Communication, online, 2009.
- 3) 清水貴之, 野々村拓, 石川義泰, 藤井孝藏, 山本 誠, 複数キャビティから発生する空力音の数値解析, 2009年度機械学会年次大会, 2009.
- 4) 李 偉鵬, 野々村拓, 大山 聖, 藤井孝藏, LES Study of Supersonic Open Cavity Flows, 平成 21 年度衝撃波シンポジウム, 2010.
- 5) 滑 慶則, 高木亮治, 大山 聖, 藤井孝藏, 山本 誠, 再使用観測ロケット打ち上げおよび帰還時の空力特性評価, 第 23 回数値流体力学シンポジウム, 2009.
- 6) 山崎佑希, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 山本誠, 翼周り渦挙動が羽ばたき翼性能に与える効果, 第 23 回数値流体力学シンポジウム, 2009.
- 7) 清水貴之, 野々村拓, 藤井孝藏, 山本誠, タンデム配列キャビティから発生する空力音に対する間隔の影響, 第 23 回数値流体力学シンポジウム, 2009.
- 8) 小嶋亮次, 野々村拓, 大山聖, 藤井孝藏, 低レイノルズ数における 3 次元矩形薄翼の空力特性に関する研究, 平成 21 年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2009.
- 9) 滑 慶則, 高木亮治, 大山 聖, 山本 誠, 藤井孝藏, 再使用観測ロケットの空力形状最適化に関する研究, 第 19 回設計工学・システム部門講演会, 2009.

液滴間火炎伝播メカニズム研究

Research on Flame Spread Mechanism of Fuel Droplets

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 ISS 科学プロジェクト室, 依田眞一(yoda.shinichi@jaxa.jp)
 研究分担者：宇宙科学研究本部 ISS 科学プロジェクト室, 菊池政雄(kikuchi.masao@jaxa.jp)
 宇宙科学研究本部 ISS 科学プロジェクト室, 末松孝章(suematsu.takaaki@jaxa.jp)
 宇宙科学研究本部 ISS 科学プロジェクト室, 山本 晋(yamamoto.shin@jaxa.jp)

● 計算の目的

液滴群燃焼数値シミュレーションプログラムを用いて, 燃焼雰囲気中の燃料当量比が火炎燃え広がり限界に与える影響について検討を行った。

● 研究の概要

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

これまで, 燃料液滴列の火炎伝播過程を解析するための液滴列火炎伝播解析コードを構築し, 複数の液滴が平面上に配置された2次元液滴マトリクス, さらに3次元空間中に配置された液滴群における燃焼現象の解析を行ってきた。本研究では, この数値解析コードを利用し, きぼう船内実験室第2期利用燃焼実験の燃焼実験条件の妥当性を検討した。

● 今年度の研究成果の概要

きぼう2期利用液滴群燃焼実験では, 作成した燃料液滴群が蒸発するのを防ぐために, 予め燃料を飽和濃度近傍まで蒸発させておき, その後燃焼実験用の燃料液滴群を作成して一点着火し, 火炎の伝搬状況を観察することが計画されている。しかし, 予蒸発環境で燃え広がり限界が伸びると, 未燃で残ると予想した条件でも火炎が伝搬してしまい, 軌道上で検証したい燃え広がり現象が確認できない可能性がある。そこで, 本数値解析コードを使用し, 燃焼前に燃料蒸気が存在しない通常空気雰囲気下と予め燃料を蒸発させ当量比を0.1とした環境での火炎燃え広がり限界を比較し, 予蒸発の妥当性を検討した(図1)。その結果, 通常空気雰囲気下と比べ, 燃料当量比0.1環境では火炎径が大きくなり, 燃え広がり限界が伸びる結果となり, 通常空気雰囲気下では燃え広がらない条件でも, 予蒸発により燃え移ることが示唆された。

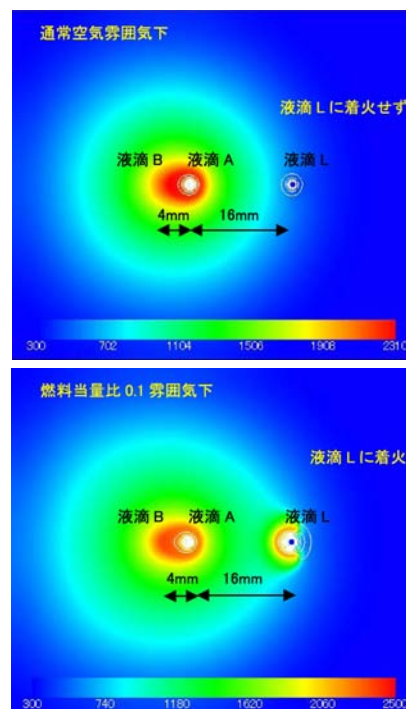


図1 燃料当量比の相違が火炎燃え広がり限界に与える影響

有限要素法による熱・構造連成解析

Thermal-Structural Coupled Analysis with Finite Element Analysis

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 機体構造グループ，高戸谷 健(takatoya.takeshi@jaxa.jp)

研究分担者：研究開発本部 機体構造グループ，熊澤 寿(kumazawa.hisashi@jaxa.jp)

● 計算の目的

中規模から大規模の有限要素解析を実施することで，力学的・熱的な挙動の解明を行うこと。

● 研究の概要

ロケットノズルや再突入物体を主な対象とし，高熱密度・複雑負荷環境における熱構造信頼性評価技術の確立を目的に，熱と構造を連成した数値解析を実施している。

● 今年度の研究成果の概要

固体ロケットのノズル材のアブレーション損傷を対象として，有限要素法による熱・構造連成解析を実施した。要素削除によるふく射面の再定義も考慮し，ノズル材に生じる温度分布や熱応力を求めた。評価試験との比較を今後実施する予定。

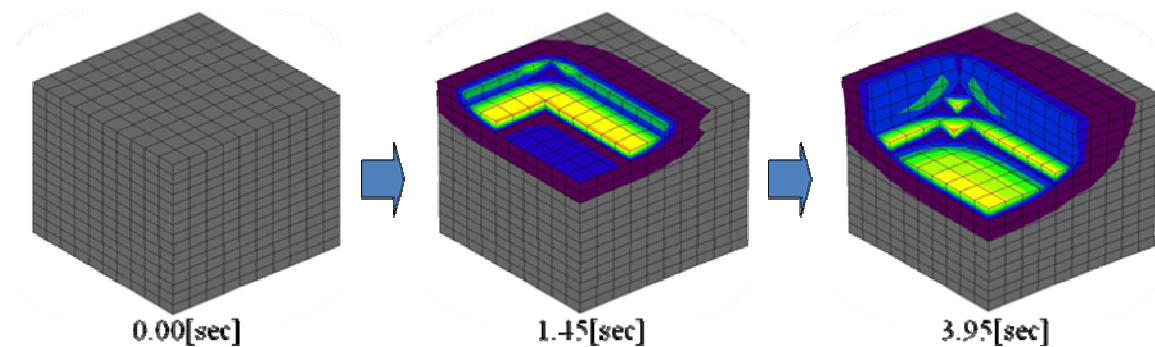


図1 アブレーション損傷を模擬した要素削除の解析結果

燃焼詳細構造の数値的説明

Numerical study of combustion flow

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，溝渕泰寛(mizo@chfou.jaxa.jp)

研究分担者：ヴァイナス，内藤大樹(vnaito@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

単純な火炎形態を数値的に観察することにより，航空宇宙機推進系における燃焼の実用計算に資する現象理解およびモデル化を行う。

● 研究の概要

燃焼流の数値実験により詳細な現象説明を行う。

● 今年度の研究成果の概要

曲率を持つ水素火炎に燃料速度変化が生じるメカニズムについて素反応レベルでの解析により説明を与えた。

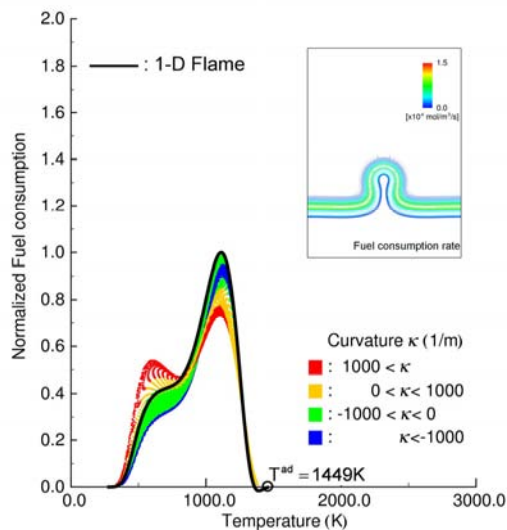


図1 火炎曲率と燃焼速度

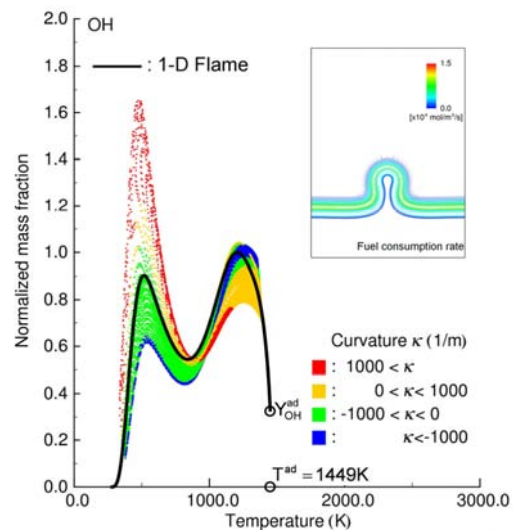


図2 火炎曲率とOH濃度

● 研究成果の公表状況

- 1) Mizobuchi, et al., Effects of Flame Curvature on Chemical Reactions in Rich Hydrogen-Air Premixed Flame, 6th International Symposium on Scale Modeling
- 2) 溝渕他，水素空気過濃予混合火炎の形状が反応に与える影響，第47回燃焼シンポジウム
- 3) 溝渕他，既燃ガスに進入する未燃予混合気の燃焼について，第23回数値流体力学シンポジウム

ジョブスケジューラのパラメータ最適化

Job Scheduler Optimization

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 数値解析グループ，伊藤利佳(rito@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

現在のスーパーコンピュータは，複数のノードをネットワークで接続したクラスタシステムが一般的であり，複数のユーザが1つのシステムを共有する運用形態をとることが多い．そのため，フェアシェアに配慮しながら，システム資源の利用効率向上も考える必要がある．さらに，年々システムにおけるノード数が増加し，システムが大規模化する傾向にある．そのため近年では，システムの大規模化にともなう電力消費の増加も，環境面，コスト面に対して深刻な問題となっている．そこで，本研究では，フェアシェア，システム利用効率，省電力を考慮した最適な資源配分に関する研究をおこなう．

● 研究の概要

本研究は，スーパーコンピュータのハードウェア資源の利用効率を上げながら，同時にコストを削減することを目的とした研究である．そのための具体的な方策の一つとしては，ジョブスケジューラのパラメータを最適設定にすることを目指す．多数のデータ解析などを行い，最適なパラメータ設定を探索することによりシステムの効率向上につなげる．

● 今年度の研究成果の概要

システム資源に空きがある場合でも，待ちジョブが発生してしまうことがある．このような状況を軽減するためにさまざまなログデータを収集し，解析を行った．これらの解析により，パラメータ変更のためのアルゴリズムを提案し，さまざまな実験を実施した．

例えば，システム利用率の高いヘビーユーザがいる場合のデータを用いて，ユーザに焦点をあてた分析などがあげられる．これらの分析をもとに，簡便なパラメータ設定アルゴリズムを提案し，数値実験をおこなった．その結果，システム利用効率が改善され，待ちジョブ数が減少することが示された．

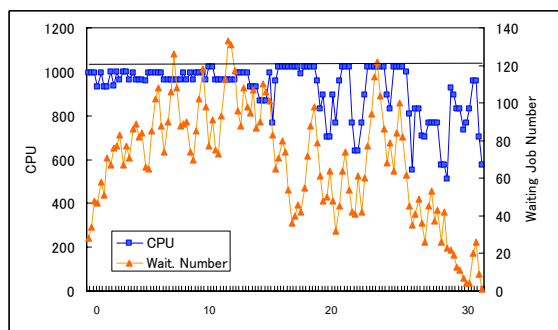


図1 総CPU数と待ちジョブ数

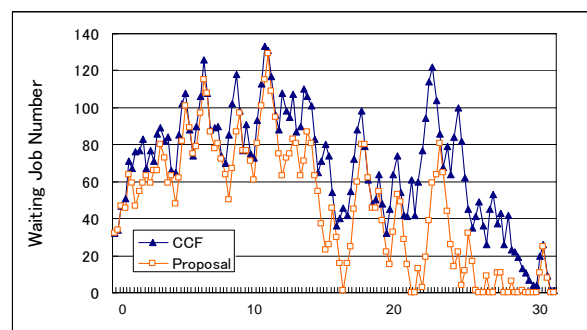


図2 従来設定の際の待ちジョブ数と最適設定の際の待ちジョブ数の比較

● 研究成果の公表状況

- 1) R. Ito, An Analysis for Parameter Configuration of Job Scheduler Focusing on Users, ISII 2009 (Chaina), September, 2009.
- 2) R. Ito, An Analysis for Parameter Configuration of Job Scheduler Focusing on Users, ICIC Express Letter, Vol3, Num.3 September 2009, 同時掲載
- 3) R. Ito, Job scheduler parameter analysis for evaluation of effectiveness, Euromicro, PDP2010. February 2010.
- 4) 伊藤利佳『コンピュータ資源活用のための解析的検証』電子情報通信学会総合大会発表論文抄録集 Mar.2010.

垂直着陸ロケットの底面空気力発生メカニズムに関する数値計算

Numerical Investigation on Aerodynamic Characteristics for Vertical Landing Rocket Hovering in Ground Effect.

● 研究グループ

研究代表者：青山学院大学，藤松信義(fujimatu@me.aoyama.ac.jp)

● 計算の目的

垂直着陸型の宇宙往還機は，逆噴射によって自重とバランスを取りながら着陸する．着陸時に地面効果によって機体に作用する空気力は，機体高度に対して非線形となる．そのため，着陸時の安全性を検討しておく必要がある．本研究は，垂直着陸型宇宙往還機の着陸制御シミュレーションを行い，機体の運動特性を調べることを目的としている．

● 研究の概要

基礎方程式は軸対称圧縮性 NS 方程式である．飛翔体の運動を解くため，基礎方程式には格子が変形する効果が含まれる．対流項は AUSMDV スキームに MUSCL 補間を用いて 3 次精度で評価した．粘性項は 2 次精度中心差分を用いた．時間積分は LU-ADI 法に内部反復法を適用して最大時間 2 次精度とした．計算領域は複数に分かれており，各領域の計算境界では格子が一对一に対応して接続している．流れの方程式を解いて機体に作用する軸方向空気力を求めた後，機体の運動方程式を解いて格子を移動させていくプロセスを各ステップで行った．目標の着陸速度を設定して，PDI 制御により燃焼室圧力を制御しながら目標高度まで着陸させた．制御パラメータは予備計算により定めた．

● 今年度の研究成果の概要

ノズル形状と機体形状の異なる飛翔体の着陸シミュレーションを行い，制御特性の違いを比較した．Figure 1 に機体高度と軸方向速度の時間履歴を示す．図は，通常の機体形状(Normal)，機体底面角部が切り落とされた形状(Edge cut)，機体外周にスカートを取り付けた形状(Skirt)，プラグノズル(Plug)の 4 種類について比較している．機体は着陸速度を増しながら地面に近づく($T=0$)． $T=140$ でいずれのケースにおいても一度目標速度に到達するが，Normal は $T=250$ ，Edge cut は $T=290$ ，Plug は $T=410$ 以降，目標速度から外れている．高度と機体空気力の関係は非線形である．全ての高度で目標値を維持するには，制御パラメータを動的に変化させる必要があると考える．Normal の場合，低高度の $h/R < 0.4$ になると機体を地面に引き寄せる空気力が強くなる．そのため $T=375$ 以降，目標速度を維持することができない．しかし，Normal 形状に skirt を取り付けると，下向き空気力が弱められるため，目標速度からのずれを抑えることができることが分かった．一方，Plug と Edge cut では Normal よりも地面近傍での下向き空気力が強くないため，目標速度からのずれは小さい．

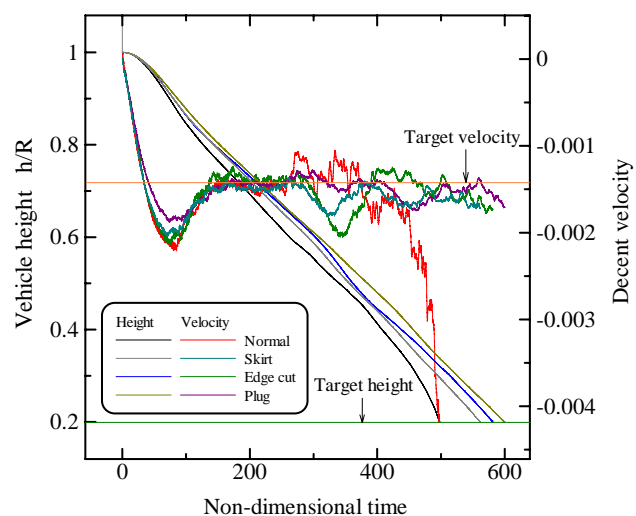


Fig.1 Time histories of vehicle height and decent velocity.

柔らかい壁面による流体摩擦抵抗低減メカニズムの解明

Numerical Investigation on the Effect of Compliant Surface for Friction Drag Reduction

● 研究グループ

研究代表者：青山学院大学，三栖 功(misu@me.aoyama.ac.jp)

研究分担者：青山学院大学，藤松信義(fujimatu@me.aoyama.ac.jp)

● 計算の目的

ゴムのような粘弾性体の表面に働く流体摩擦抵抗は、金属のような弾性体の表面に作用する流体摩擦抵抗に比べて小さくなることが知られている。イルカが水中を高速で遊泳できる理由もその柔らかい表皮のためであると考えられている。しかし、実験的に流れ場と壁面の相互作用を詳細に調べることが困難であるなどの理由から、摩擦抵抗低減の仕組みは明らかにされていない。一方、数値計算は格子点に物理量が定義されており、流れと壁面変位の詳細な情報が得られると考えられる。本研究は数値計算の利点を活かして、流体と粘弾性体の連成解析を行い、柔らかい壁面上における乱流特性、及び、摩擦抵抗低減メカニズムを解明することを目的としている。

● 研究の概要

柔らかい壁面における流体摩擦抵抗の低減メカニズムを調べるために、直接数値シミュレーションを行った。基礎方程式の空間微係数は4次精度中心差分を用いて計算した。柔軟壁面は粘弾性皮膜を仮定しており、各格子点について壁面の運動方程式を解いている。4段階ルンゲクッタ法により、時間積分を行った。連成解析するにあたり、流体の方程式と壁面の運動方程式は交互に解いている。 $Re_\tau = 180$ のチャンネル流れを解析した。柔軟壁面の物性値は固体壁面のDNS結果を基に決定した。

● 今年度の研究成果の概要

固体壁面と柔軟壁面を持つチャンネル流れのDNS解析を $t^+=0\sim 9000$ まで行った。統計量は $t^+=4500\sim 9000$ までのDNSデータから算出した。Figure 1は四象限解析結果を示している。実線は固体壁面、○は柔軟壁面の結果を示している。横軸は y^+ 、縦軸 Q はレイノルズ応力寄与率を示している。 Q の添え字は象限を意味している。 $y^+ < 10$ では、 Q_2 と Q_3 の強度が固体壁面よりも柔軟壁面の方が強くなっている。これは壁面近傍における主流速度が弱められていることを意味する。Figure 2は、主流方向変動速度のskewness分布を示した。壁の近くで、固体壁面のskewnessよりも柔軟壁面のskewnessが小さくなっている。これは負の変動速度成分が増加していることを意味する。Figure 1とFig. 2から柔軟壁面上では固体壁面上よりも、速度を減じる効果が強くなっていることが分かる。

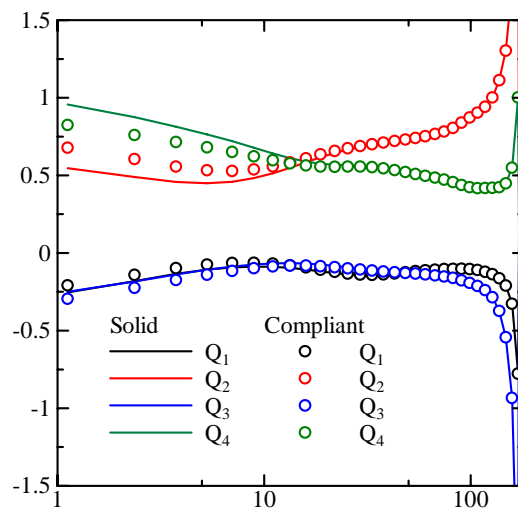


Fig.1 Quadrant analysis of channel flow over the solid and the compliant walls.

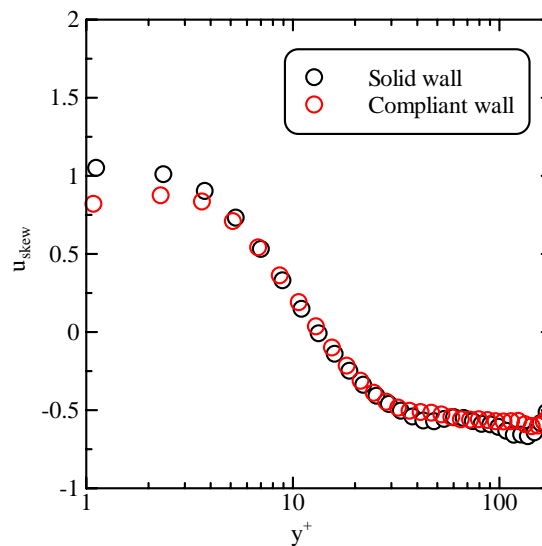


Fig.2 Skewness distribution of channel flow over the solid and the compliant walls.

● 研究成果の公表状況

- 1) Nobuyoshi FUJIMATSU and Isao MISU, DNS of Channel Flow with Visco-Elastic Wall, 6th ASIA Workshop on CFD, (2010).

爆轟波の基礎現象およびパルスデトネーションエンジンの性能の解析

Numerical Study on Fundamental Phenomena of Detonation and Performance of Pulse Detonation Engine

● 研究グループ

研究代表者：九州工業大学大学院工学研究院機械知能工学研究系，

坪井伸幸(tsuboi@mech.kyutech.ac.jp)

研究分担者：青山学院大学大学院理工学研究科機械創造工学専攻，朝原 誠(c5607001@cc.aoyama.ac.jp)

総合研究大学院大学物理科学研究科宇宙科学専攻，森井雄飛(morii@flab.eng.isas.jaxa.jp)

青山学院大学大学院理工学研究科機械創造工学専攻，阿達 聡(c5609140@aoyama.jp)

青山学院大学大学院理工学研究科機械創造工学専攻，

山田貴幸(c5608002@cc.aoyama.ac.jp)

● 計算の目的

デトネーションの基礎現象の解明およびパルスデトネーションエンジン(Pulse Detonation Engine:PDE)の性能を評価するために解析を行う。具体的には、デトネーションの基礎現象については曲管内を伝播する3次元衝撃波構造を、PDEについてはアエロスパイクノズルの性能を評価することを目的とする。

● 研究の概要

3次元デトネーションについては、酸水素予混合気中が充填された3次元曲管内を伝播するデトネーションの伝播構造を明らかにするために解析を実施した。また、PDEについては、超音速飛行するアエロスパイクノズルを有するPDEの連続運転時のIspなどの性能を評価した。解析はどちらも水素/空気詳細反応モデルを使用し、非粘性解析としている。

● 今年度の研究成果の概要

3次元デトネーションの解析については、図1に示すように三重線が曲管内を湾曲しながら伝播することが示された。また、対称面に関しては2次元の結果と比較的似ていることも明らかになった。

PDEの解析については、高度9.3km、M2.1での飛行条件を想定して行った。なお、図2にみられるように外部流の影響はほとんど見られなかった。同一の開口比を有する収縮膨張ノズルのIspと比較を行ったところ、アエロスパイクノズルの方が、10%程度性能が低い結果となった。

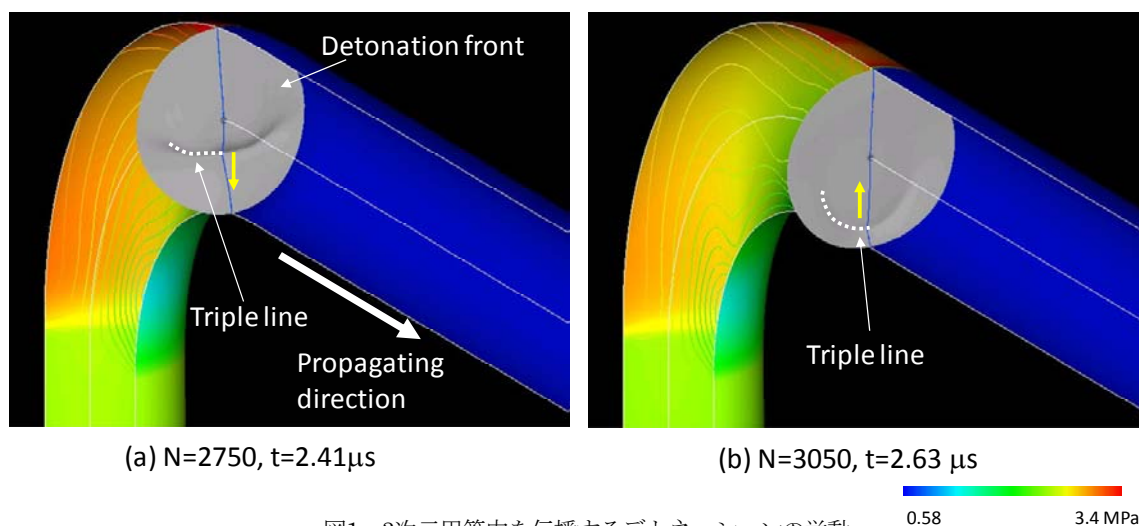


図1 3次元円管内を伝播するデトネーションの挙動

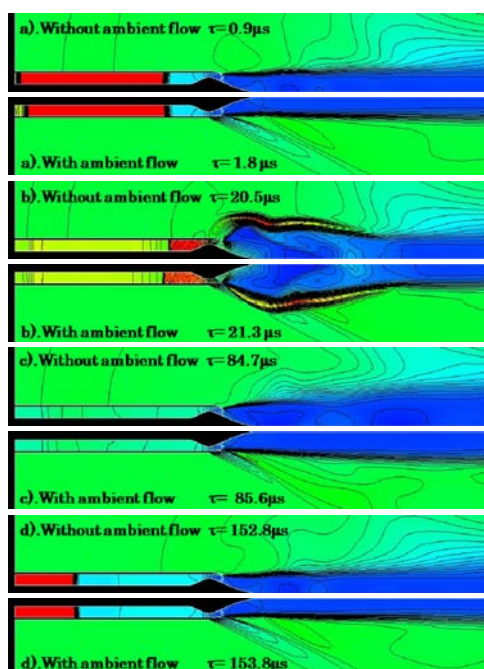


図2 アエロスパイクノズルを有するPDEの瞬間密度分布

● 研究成果の公表状況

【査読論文】

- 1) 木村勇一朗, 坪井伸幸, 林 光一, 山田英助, 排気ノズルを有するパルスデトネーションエンジンの数値解析による推力性能評価 (第1報: 詳細反応モデルによる基本性能の評価), 日本航空宇宙学会論文集, accepted
- 2) Asahara, M., Tsuboi, N., Hayashi, A.K., Yamada, E., Numerical Study on Propagation of Spherical Detonation, Science and Technology of Energetic Materials, Vol. 70, No. 2, pp.49-52, 2009.
- 3) Tsuboi, N., Daimon, Y., Hayashi, A.K., Numerical Simulation of Single Spinning and Two-Headed Detonation in a Circular Tube, Advancements in Energetic Materials and Chemical Propulsion, 1076-1084, 2009, Begell House

【学会発表論文】

- 4) T.Yamada, A.K.Hayashi, E.Yamada, N.Tsuboi, V.E.Tangirala, T.Fujiwara, Numerical Analysis of Threshold of Limit Detonation in Rotating Detonation Engine, AIAA-2010-153, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2010
- 5) N.Tsuboi, Y.Kimura, A. K. Hayashi, V.E.Tangirala, Numerical Study and Performance Evaluation for Pulse Detonation Engine With Exhaust Nozzle, 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA-2009-5315, 2009
- 6) Makoto Asahara, Nobuyuki Tsuboi, A. Koichi Hayashi, Eisuke Yamada, Numerical Study on Propagating Process of H₂/O₂ Cylindrical Detonation with Detailed Reaction Model, 22nd International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, Poster 161 (2009)
- 7) Nobuyuki Tsuboi, A. Koichi Hayashi Mitsuo Koshi, Numerical Simulation on Two-Dimensional Detonation with Boundary Layer, 22nd International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, Oral 145 (2009)
- 8) Kuninori Togai, Nobuyuki Tsuboi, A. Koichi Hayashi¹, Eisuke Yamada¹, Numerical Analysis on the Correlation between Transverse Wave Strength and Detonation Velocity, 22nd International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, Oral 189 (2009)
- 9) Takayuki Yamada, A. Koichi Hayashi, Eisuke Yamada, Nobuyuki Tsuboi, and Venkat E. Tangirala, Thresholds of Detonation Limit in H₂/O₂ Rotating Detonation Engine, 22nd International Colloquium on the Dynamics of Explosions and Reactive Systems, Oral 156 (2009)
- 10) 阿達 聡, 坪井伸幸, 林 光一, 山田英助, 内田正宏, 藤森俊郎, 数値解析を用いた曲管内を通過するデトネーションの伝播挙動に関する研究, 第41回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2009, pp.369-370, 調布, 2009.6
- 11) 坪井伸幸, 木村勇一朗, 林 光一, 山田英助, パルスデトネーションエンジン用ノズルのマルチサイクルにおける性能解析: ノズルの膨張比の影響, 第 53 回宇宙科学技術連合講演会, 2G18, 京都, 2009.9
- 12) 朝原 誠, 坪井伸幸, 林 光一, 山田英助, 2次元数値解析による円筒デトネーションの伝播に関する研究-膨張デトネーションの伝播がセル構造に及ぼす影響-, 火薬学会秋期研究発表講演会, pp.23-26, 北九州, 2009.12
- 13) 阿達 聡, 坪井伸幸, 林 光一, 山田英助, 内田正宏, 藤森俊郎, 90° 曲管内を伝播する H₂/O₂ デトネーションの数値解析-管曲率の影響-, 第 47 回燃焼シンポジウム, pp.76-77, 札幌, 2009.12
- 14) 朝原 誠, 坪井伸幸, 林 光一, 山田 英助, 詳細反応モデルを用いたデトネーションの直接起爆に関する研究-数値流束計算手法の影響-, 第 47 回燃焼シンポジウム, pp.78-79, 札幌, 2009.12
- 15) 坪井伸幸, 森井 雄飛, 林 光一, 越 光男, 狭い管内を伝播する水素/空気デトネーションの数値解析-デトネーション速度に与える境界層の影響-, 第 47 回燃焼シンポジウム, pp.80-81, 札幌, 2009.12
- 16) 山田貴幸, 林 光一, 坪井伸幸, 山田英助, VENKAT Eswarlu Tangirala, 藤原俊隆, 円筒回転デトネーションの伝播とその特性, 第 47 回燃焼シンポジウム, pp.88-89, 札幌, 2009.12
- 17) 江連諒介, 坪井伸幸, 林 光一, 山田英助, Venkat.E.Tangirala, パルスデトネーションエンジンの推力性能推算に関する研究: 外部流れの影響, 平成 21 年度宇宙輸送シンポジウム, 相模原, 2010.1
- 18) 朝原 誠, 坪井伸幸, 林 光一, 山田英助, 数値解析における円筒デトネーションの問題と期待, 平成 21 年度航空宇宙空力班シンポジウム, 1B5, 白浜, 2010.1
- 19) 坪井伸幸, 森井雄飛, 林 光一, 越 光男, 伝播限界付近の爆轟の挙動, 平成 21 年度航空宇宙空力班シンポジウム, 2A1, 白浜, 2010.1
- 20) 江連諒介, 坪井伸幸, 林 光一, 山田英助, Venkat E. Tangirala, アエロスパイクノズルを有するパルスデトネーションエンジンの数値解析, 17-B-3-4, 平成 21 年度衝撃波シンポジウム, 埼玉, 2010.3
- 21) 福田 幹, 林 光一, 坪井伸幸, 山田英助, DDT の詳細機構の数値解析, 18-B-1-1, 平成 21 年度衝撃波シンポジウム, 埼玉, 2010.3

- 22) 細田英明, 林 光一, 阿達 聡, 坪井伸幸, 山田英助, 90° 曲管における H₂/O₂ デトネーションの格子解像度効果に関する研究, 18-B-1-3, 平成 21 年度衝撃波シンポジウム, 埼玉, 2010.3
- 23) 山田貴幸, 林光一, 坪井伸幸, 山田英助, 藤原俊隆, Venkat E. Tangirala, 回転デトネーションにおける三重点のメカニズムに関する数値解析, 18-B-1-4, 平成 21 年度衝撃波シンポジウム, 埼玉, 2010.3
- 24) 朝原 誠, 坪井伸幸, 林 光一, 山田英助, 2 次元数値解析による円筒デトネーション波の不安定性の研究(膨張するデトネーション波と衝撃波三重点の誕生), 18-B-3-2, 平成 21 年度衝撃波シンポジウム, 埼玉, 2010.3
- 25) 坪井伸幸, 林 光一, 内田正宏, 藤森俊郎, 酸水素デトネーションの3 次元曲管内の伝播機構, 18-B-3-4, 平成21年度衝撃波シンポジウム, 埼玉, 2010.3

ロケットエンジンノズル内部流れに関する研究

Numerical Simulation on Internal Flow of Rocket Nozzle

● 研究グループ

研究代表者：九州工業大学大学院工学研究院機械知能工学研究系，
坪井伸幸(tsuboi@mech.kyutech.ac.jp)

研究分担者：情報・計算工学センター，清水太郎(shimizu.taro@jaxa.jp)
研究開発本部研究推進部プロジェクト研究協力室，伊藤 隆(ito.takashi@jaxa.jp)
情報・計算工学センター，津田伸一(tsuda.shinichi@jaxa.jp)

● 計算の目的

国産ロケットエンジン開発において，ノズル設計や燃焼器設計に関する評価やそれに関連する基礎研究を実施する。

● 研究の概要

燃焼器内部流れの解析には，低速・高 Re 流れとなるため，従来の圧縮正解法では結果が正しく得られなくなる。したがって，固有値を操作する，前処理法を導入し，その効果を確認する。

● 今年度の研究成果の概要

燃焼器内部の高 Re 数低速流れの解析を視野に入れて，前処理法を用いた非反応圧縮性流れにより解析を行った。今年度は特に流束計算法として前処理型AUSMDVとAUSM+-upの比較を行った。どちらも図1に示すように低速での解析が可能であることが確認された。一方で，図2に示すように時間積分には前処理を入れる必要があることも示された。

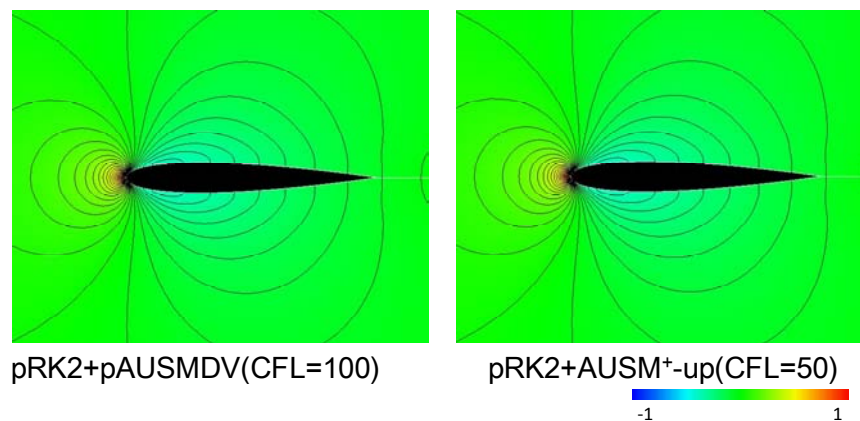


図1 NACA0012周りの定常流れ($M=0.01$, $Re=2000$)における C_p 分布

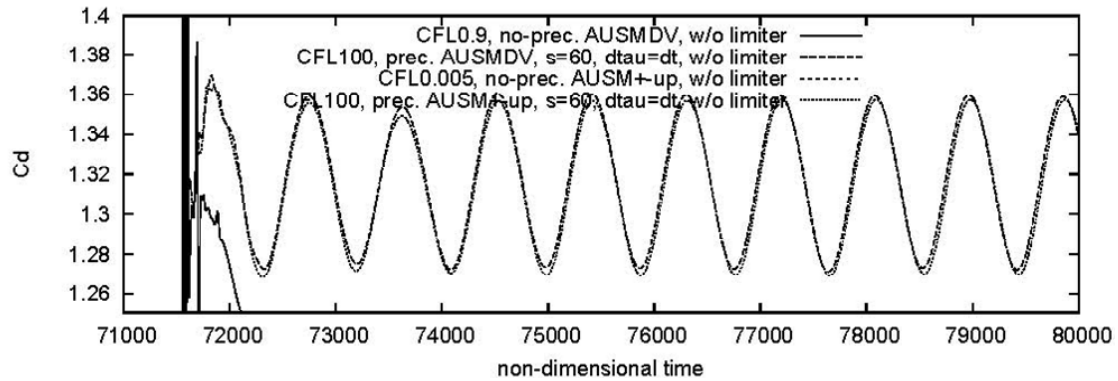


図2 円柱周りの非定常流れ($V=1\text{m/s}$, $Re=200$)における計算結果

● 研究成果の公表状況

【査読論文】

- 1) Takashi ITO, Nobuyuki Tsuboi, Hiroshi MIYAJIMA, Numerical Investigations of the Film Cooling Effect on Sub-Scale Rocket Engine Performance, Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, accepted

【学会発表論文】

- 2) Nobuyuki Tsuboi, Katsuyoshi Fukiba, Toru Shimada, Numerical Simulation on Unsteady Compressible Low-Speed Flow Using Preconditioning Method: Comparison between AUSMDV and AUSM+up, AJCPP2010-088, Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010, Miyazaki, 2010.3
- 3) Nobuyuki Tsuboi, Katsuyoshi Fukiba, Toru Shimada, Numerical Simulation on Unsteady Compressible Low-Speed Flow Using Preconditioning Method: Re Effects on Drag for 2D Cylinder, Sixth International Conference on Flow Dynamics, pp.82-83, 2009
- 4) 堀暖, 清水太郎, 坪井伸幸, 溝渕泰寛, 拡散火炎に印加した擾乱に対する応答の数値解析, 第41回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2009, pp.37-38, 調布, 2009.6
- 5) 坪井伸幸, 吹場活佳, 嶋田徹, 前処理法による非定常圧縮性低速流れの数値解析: 2次元円柱の抵抗に関する Re 数の影響, 第53回宇宙科学技術連合講演会, 2B10, 京都, 2009.9

衝撃波を伴う圧縮性乱流の Large-Eddy Simulation

Large-eddy simulation of compressible turbulent flows with shocks

● 研究グループ

研究代表者：Center for Turbulence Research, Stanford University, 河合宗司(skawai@stanford.edu)

● 計算の目的

衝撃波のような数値的不連続面を伴う圧縮性乱流の数値シミュレーション技術の向上を目指して、前年度に開発した高解像度コンパクト差分スキームを用いた不連続捕獲スキームの改良を行う。また本手法を超音速気流と不足膨張音速ジェットとの乱流混合のLarge-eddy simulation (LES)に適用し、流れ場の詳細を明らかにする。更に多成分流体の乱流混合解析を行うため、圧縮性マルチコンポーネント流れを精度良く解析可能とするよう本計算スキームの拡張を行う。

● 研究の概要

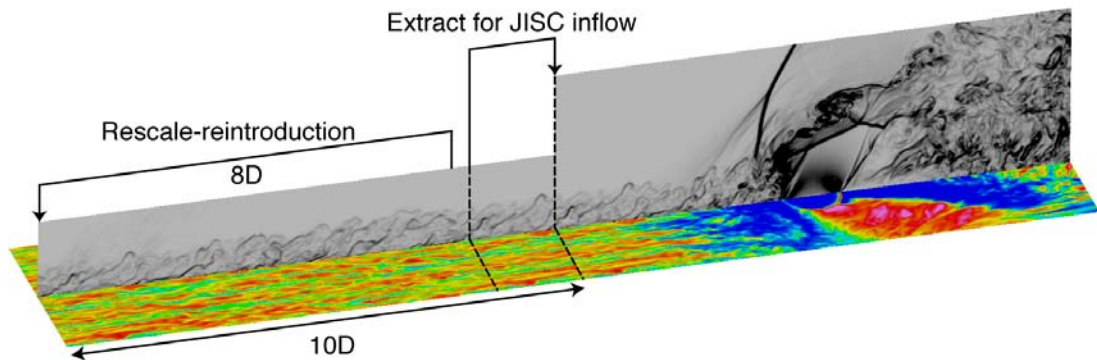
高解像度コンパクト差分スキームを用いた不連続捕獲スキームの改良を行い、更に圧縮性乱流解析におけるSGS modelや時間積分法の影響を調べた上で、超音速ジェット混合のLESを行い、3次元的な燃料ジェットの詳細な混合メカニズムを明らかにした。また本計算スキームを多成分流体に適用出来るよう拡張を行った。

● 今年度の研究成果の概要

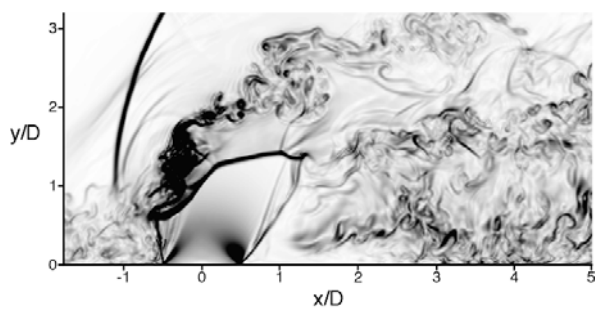
超音速ジェットやロケットノズル内部の流れに見られるような、衝撃波や接触界面等の流れの不連続を捕獲し、同時に乱流との干渉を精度良く解析するため、高次精度コンパクト差分法をベースとした不連続捕獲法を圧縮性乱流場のLES解析へ適用するため改良を行った(研究成果3)。本手法を用いることで、既存の高次精度衝撃波捕獲法(例：WENO,WCNS法)と比べ、低コストで高精度な解析が可能となった。また圧縮性乱流解析におけるSGS modelや時間積分法の影響を調べ、単純にImplicit LES (ILES)を用いることの危険性や陰解法をLESで用いる際の指標を示した。

続いて開発した本スキームを用い、超音速気流と不足膨張音速ジェットとの乱流混合のLES解析を行った(研究成果1)。本LESによって、非定常に変形・相互干渉するバレル衝撃波、マッハディスク、ジェット接触面等の不連続を捕らえると同時に、ジェット境界から発達する混合を促進する乱流を精度良く解像する事に成功した(Fig.1)。また3次元的な燃料ジェットの詳細な混合メカニズムや、キーとなる乱流渦構造、特定の周波数を持って非定常に変形・相互干渉する衝撃波と燃料ジェットのメカニズムを明らかにした。

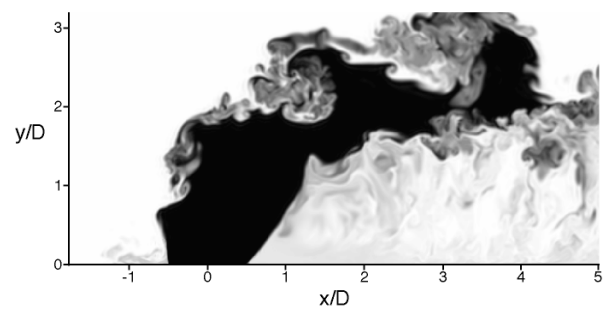
また本計算手法に、新たに多成分流体の移流方程式と人口拡散項を導入することで、多成分流体や気液2層流解析に適用出来るよう手法を拡張し、その性能評価を行った(研究成果2)。開発した手法を2次元の衝撃波-バブル干渉問題と単一モード Richtmyer-Meshkov (RM) 不安定性問題に適用し、実験データ等との比較から本手法の妥当性とロバスト性を示した(Fig.2)。また本手法と高次精度WENOスキームとの比較から、本手法が多成分流体解析においても、2倍程度の解像度を持つ事を示した。



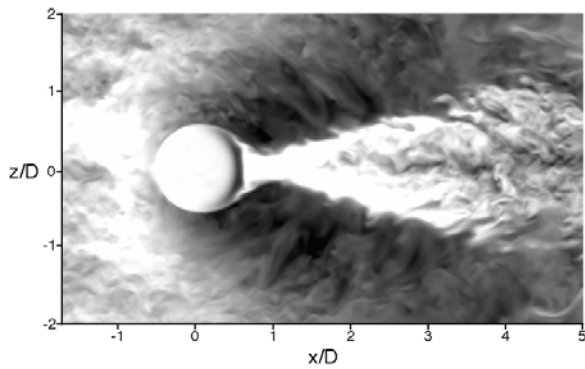
(a) Under-expanded sonic jet injection into a supersonic turbulent boundary layer



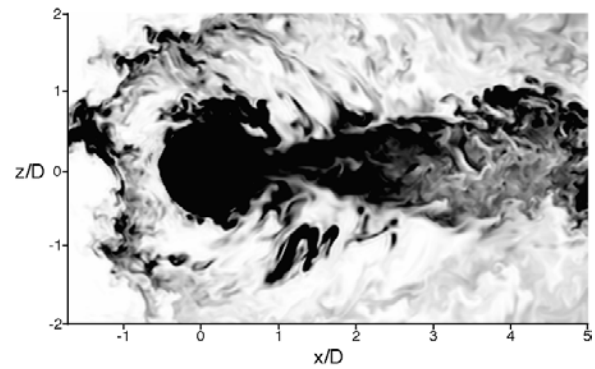
(b) Density gradient magnitude, symmetry plane



(c) Jet fluid, symmetry plane

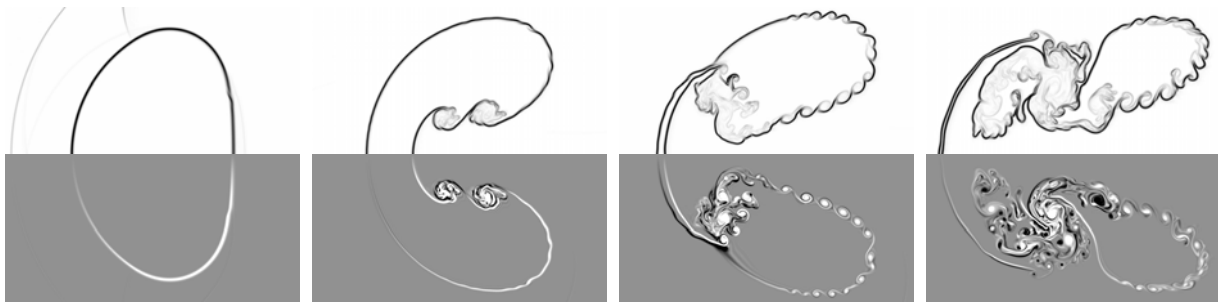


(d) Streamwise velocity, wall-parallel plane $y/D=0.1$

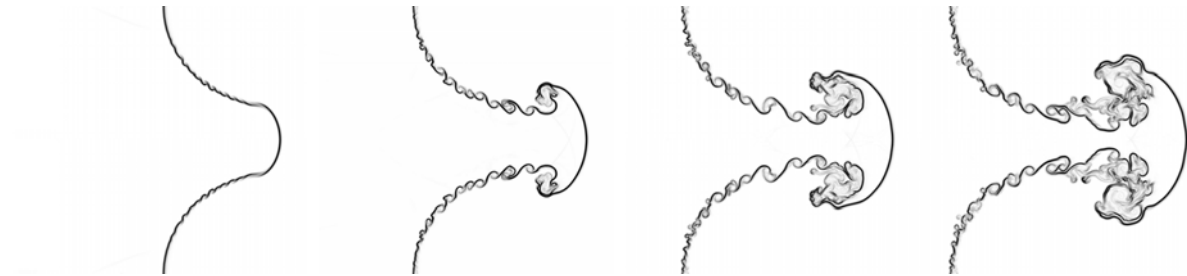


(e) Jet fluid, wall-parallel plane $y/D=0.1$

Fig.1 Large-eddy simulation of jet mixing in supersonic crossflows



(a) Time evolution of shock-bubble interaction



(b) Time evolution of Richtmyer–Meshkov instability

Fig.2 Simulations of compressible multicomponent flows with shock waves

● 研究成果の公表状況

- 1) Soshi Kawai and Sanjiva K. Lele, “Large-eddy simulation of jet mixing in supersonic crossflows,” *AIAA Journal*, accepted for publication (in press), February 2010.
- 2) Soshi Kawai and Hiroshi Terashima, “A high-resolution scheme for compressible multicomponent flows with shock waves,” *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, accepted for publication (available online), DOI: 10.1002/flid.2306, January 2010.
- 3) Soshi Kawai, Santhosh K. Shankar and Sanjiva K. Lele, “Assessment of localized artificial diffusivity scheme for large-eddy simulation of compressible turbulent flows,” *Journal of Computational Physics*, Vol. 229, Issue 5, March 2010, pp. 1739-1762.
- 4) Santhosh, K, Shankar, Soshi Kawai and Sanjiva K. Lele, “Numerical simulation of multicomponent shock accelerated flows and mixing using localized artificial diffusivity method,” 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 2010-352, AIAA, Orlando, FL, January 2010.
- 5) S. Kawai and S. K. Lele, “Large-eddy simulation of jet mixing in a supersonic turbulent crossflow,” 19th AIAA Computational Fluid Dynamics, AIAA Paper 2009-3795, San Antonio, TX, June 2009.
- 6) Soshi Kawai, Santhosh, K. Shankar and Sanjiva K. Lele, “LES of compressible turbulent flows: assessment of compact differencing with localized artificial diffusivity scheme,” 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA Paper 2009-1505, AIAA, Orlando, FL, January 2009.
- 7) Soshi Kawai and Sanjiva K. Lele, “Dynamics and mixing of a sonic jet in a supersonic turbulent crossflow,” 2009 CTR Annual Research Briefs, Center for Turbulence Research, NASA Ames / Stanford University, December 2009, pp. 285-298.
<http://www.stanford.edu/group/ctr/ResBriefs/ARB09.html>

3次元大規模シミュレーションを用いた磁気プラズマセイルの実現可能性検証

Feasibility Study of Magneto Plasma Sail by using 3D Numerical Simulation

● 研究グループ

研究代表者：京都大学生存圏研究所 産学官連携講師，梶村好宏(kajimura@gd.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

次世代の宇宙推進システムとして期待されている磁気プラズマセイル(Magneto plasma Sail:以降MPSと記述)の推力を定量的に評価するために数値計算を実施する。3次元ハイブリッドプラズマ粒子コードを用い、太陽風プラズマのイオンGyroスケールの磁気圏サイズにおけるMPSの推力発生について検討し、理想MHD近似で出された結果がイオンスケールにおいても正しいものであるかを検証する。その上で、MPSがイオンGyroスケールにおいて工学的に実現可能であるか、また、そのとき形成される太陽風と磁場との相互作用で形成される磁気圏の様子や、MPSが得ることができる推力について定量的評価を実施する。

● 研究の概要

太陽風プラズマをダイポール磁場で受け止めて推進力を得る「磁気プラズマセイル」(Magneto plasma Sail:以降MPSと記述)が、化学推進に替わる高出力・高効率の新しい推進システムとして期待されている。磁気プラズマセイルでは、超伝導コイルによって作られる小スケールのダイポール磁場を、宇宙機からのプラズマ噴射によって拡大し、推力の増分を期待する。本研究では、MPSの実現可能性の検討を目的として、推力発生メカニズムや、推力の推定、効果的な磁気圏拡大の為のプラズマ噴射方法の検討を数値解析によって実施する。

● 今年度の研究成果の概要

イオンGyroスケールにおけるMPSの推力評価は、これまでに実施されておらず、イオンを粒子として扱うハイブリッド粒子モデルによる評価が必須である。ダイポール磁場が作る磁気圏によって太陽風から得られる推力に対し、宇宙機からのプラズマ噴射による磁気圏拡大によって推力の増分を得るためには、噴射位置において、低 β_{in} (噴射プラズマ圧/磁場圧 < 1) 噴射であることが必要であり、磁気圏境界に生じる誘導電流を打ち消さないように磁気インフレーション (プラズマ噴射による磁気圏拡大) を行う必要がある。今回の解析では理想的な等方噴射を仮定し、 $\beta_{in}=0.4$ とした時、磁気圏拡大前後で4倍の推力増分が得られることを確認した。

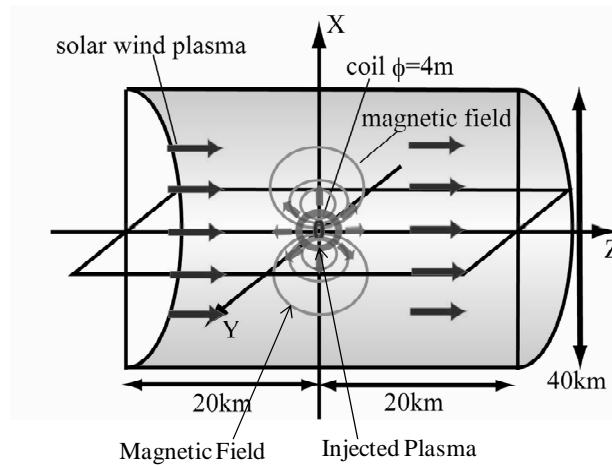
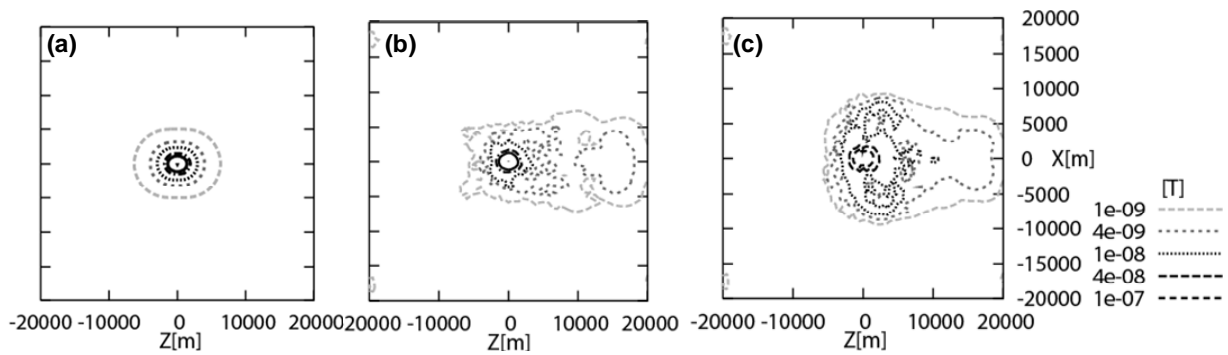


図1 解析モデル図

図2 解析結果 (磁束密度コンター図, (a) 初期 (b)宇宙機からのプラズマ噴射なし (c)宇宙機から等方的に $\beta=0.4$ のプラズマを噴射したケース)

● 研究成果の公表状況

- 1) Yoshihiro Kajimura (論文, 英文) 3D Hybrid Simulation of Pure Magnetic Sail including Ion-Neutral Collision Effect in Laboratory, JOURNAL OF PROPULSION AND POWER, Vol.26, No.1, January-February, 2010, pp. 159-165, 2010 年1月.
- 2) 梶村好宏 (口頭発表, 和文) 3次元ハイブリッド粒子モデルによる磁気プラズマセイルの推力評価, STEP-2009-42, 宇宙輸送シンポジウム, 宇宙航空研究開発機構, 2010年1月14, 15日.

飛行体の空力・構造・飛行力学連成解析に関する研究

Study on Aeroelasticity-Flight Dynamics Coupling Simulations of a Projectile

● 研究グループ

研究代表者：横浜国立大学大学院工学研究院，宮路幸二(miyaji-k@ynu.ac.jp)

● 計算の目的

JAXAで研究開発が進められている，高高度気球からの落下を利用した空気吸い込み式エンジン（Sエンジン）の飛行試験機体の空力解析，および空力弾性解析を行う．同気球を利用した微小重力実験機はこれまでに成功を収めているが，新たに主翼を取り付ける事で機体の引き起こしを可能にし，エンジン作動時間の増大を狙う．昨年度に引き続き幅広い気流条件の解析を実施し，空力縦特性・横特性，フラッター特性を取得し，軌道設計に活用する．

● 研究の概要

2010年度に飛行試験が計画される，予冷ターボジェットエンジン搭載の試験機体設計のための空力解析，および空力弾性解析を行う．非構造格子 CFD を用いて，主翼付き全機形状の粘性解析を行い，空力特性を取得する．また，主翼の内部構造と胴体への取り付け部を忠実に再現した構造モデルに対して有限要素解析を行い，CFD との連成解析によりフラッター特性を取得する．

● 今年度の研究成果の概要

今年度は，主翼／エンジンを含む全機形態の粘性空力解析を行い，幅広い気流条件に対して，機体の縦／横の空力特性を取得した．風洞試験結果の得られている条件では結果を比較して，計算の妥当性を検証した．一例として，図 1 にマッハ数 1.1，迎角 0° ，横滑り角 5° の機体表面と空間内の圧力分布を示す．空気力・モーメントについて，マッハ数 1.2 程度以上の超音速では，風洞試験結果と良好に一致したが，遷音速での空力モーメント，亜音速では抗力に差異が見られた．これは一昨年度に実施した主翼無し形態の CFD 解析結果と同様の傾向であり，遷音速では機体上の衝撃波／境界層干渉の影響，亜音速ではベース流れの影響が大きいと分かった．しかし，昨年度の非粘性解析と比較して空力モーメントは大幅な改善を得ており，遷音速での乱流粘性解析の重要性が再認識された．一方，図 2 は，主翼の空力弾性（フラッター）解析のために得た，主翼の固有振動モードの一例である．複数の部材からなる主翼の内部構造，胴体への結合条件を忠実にモデル化し，有限要素解析を実施した．これら固有振動モードと固有振動数を CFD との連成解析に用い，飛行実験機の主翼のフラッター発生予測を行った．その結果，設計された機体は，飛行条件に対して十分なフラッター余裕を持つことが示された．これらの図に示す成果の他に，デルタ翼の運動と非定常空気力の連成解析による，翼の動安定予測に関する研究を進め，多分野統合解析の高度化を図った．

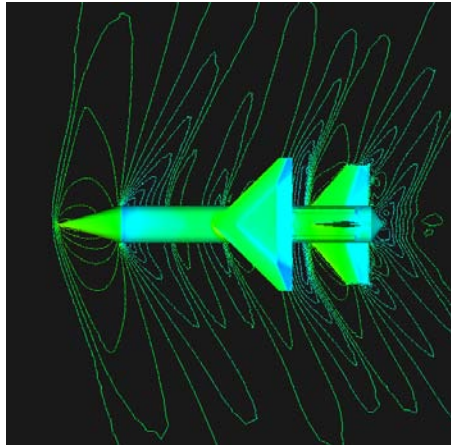


図1 エンジン付き高速落下飛行体の横空力特性（圧力分布）： $M_\infty=1.1$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=5^\circ$

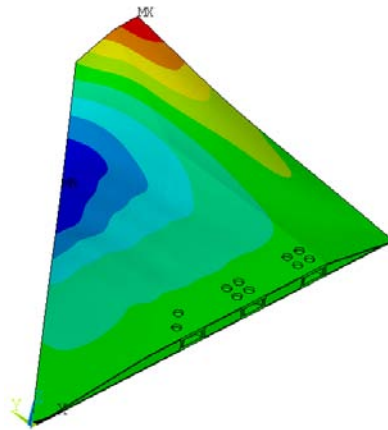


図2 飛行体の主翼構造解析結果：3次固有振動モード，固有振動数392[Hz]

● 研究成果の公表状況

- 1) 滝田雄一，宮路幸二「CFDを用いた高亜音速域におけるウィングロック現象の解析」日本航空宇宙学会論文集，第57巻664号，P.183-189，平成21年5月.
- 2) Koji Miyaji, Junya Matsuwaki, Takayuki Kojima, Kazuhisa Fujita, and Shujiro Sawai, “Flutter Analysis of Balloon-Based Operation Vehicle for Precooled Turbojet Engine Demonstration,” AIAA paper 2010-55, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Florida, USA, January 2010.

ロケットフェアリングのバフェット解析

Numerical simulation of a buffet over a rocket fairing

● 研究グループ

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

● 計算の目的

ロケットが打上時に遷音速域から最大動圧へ至る速度域で，フェアリング部に大きな圧力変動が観察されることがある．この領域はフェアリングに衝撃波が発生する速度なので，衝撃波-境界層干渉に伴う非定常変動が圧力変動に関連していると予想されるが，変動のメカニズムが明らかになっていない

非定常の衝撃波/境界層干渉を RANS で扱うと乱流モデルの影響が強く出る反面，実用的なレイノルズ数の流れを LES で扱う事は難しいので，RANS/LES Hybrid の高精度化を目的に研究を行う

● 研究の概要

RANS/LES Hybridの問題点として，Hybrid境界のLES側で速度変動が不足し，速度分布に非物理的な段差が生じる事が知られている．ここでは，人工的な速度変動を付加することで速度分布を解消する手法を導入し，その検証を行う

● 今年度の研究成果の概要

速度擾乱の付加にあたり，速度擾乱付加にあたっては，(1)境界面に垂直に一様乱数で速度を与える手法と(2)divergence freeな渦からランダム速度変動を生成するRandom flow generator(RFG)を用いる手法を比較した結果，RANS/LES Hybrid境界面における乱流粘性に平均値を比例させた一様乱数で速度擾乱を与える事によって，チューニングパラメータ無しに乱流境界層の速度段差を解消することができた(図1)

この手法を2007年度に実施したOAT15A翼の遷音速バフェットに適用した結果，forcing無しでは変動が無く層流的になっていた上流境界層や剥離剪断層内に速度擾乱が生じ，上流部の速度分布は実験値に近くなったが，剥離領域が過小評価され(図2)バフェットが生じなかったため，非定常流れでの検証には至らなかった

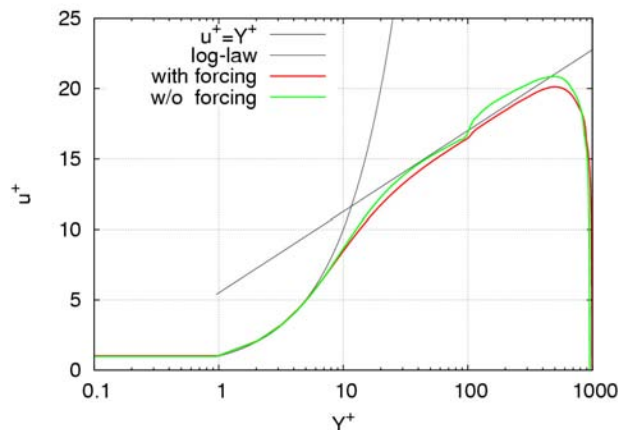


図1 $Re_{\tau}=480$ チャンネル流れ速度分布

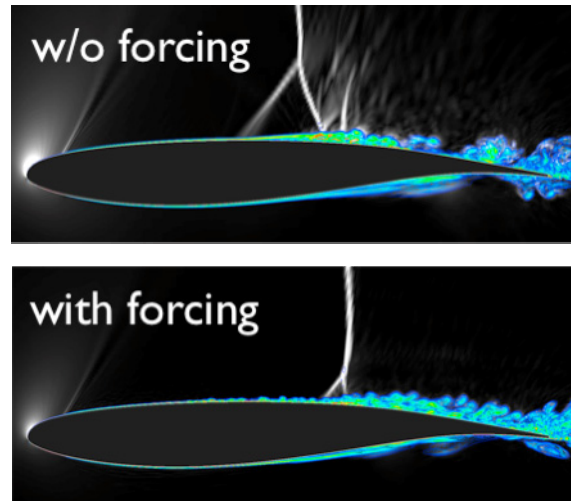


図2 OAT15A 翼流れへの RANS/LES Hybrid forcing の適用 (密度勾配および渦度分布)

● 研究成果の公表状況

- 1) Hybrid RANS/LES simulation of transonic buffet on a supercritical airfoil” 12th ISUAAAT, Imperial College London

気泡乱流の高精度直接数値解析

Numerical Analysis of turbulent flow including bubbles

● 研究グループ

研究代表者：東京大学大学院工学系研究科機械工学専攻，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機械工学専攻・博士後期課程，

大山峻幸(t_oyama@fel.t.u-tokyo.ac.jp)

東京大学大学院工学系研究科機械工学専攻・特任准教授，

杉山和靖(sugiyama@fel.t.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

ロケットエンジンに用いられている液体燃料ポンプのインデューサにおいて問題となったキャビテーションを伴う不安定現象について，非定常挙動をとらえることが可能な高精度な数値計算による流れ場の再現が求められている．キャビテーションを伴う流れは流れ場に多数の気泡を含む気泡乱流であり，こ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いまだ構築されていない．そのため，単相流れで構築された乱流モデルと巨視的なキャビテーションモデルを組み合わせた計算が行われているが，同じキャビテーションモデルを用いても乱流モデルによって異なる結果が得られるという現状がある．キャビテーション発生時に形成される気泡乱流場においては，ミクロスケールで個々のキャビテーション気泡の並進運動，メゾスケールでは気泡-気泡間相互作用や気泡群と流れの渦の干渉といった，マルチスケール構造を有している．本研究ではミクロ，メゾスケールにおける高精度数値解析に基づいた気泡乱流モデルの構築を目的とする．

● 研究の概要

気泡を含む流れ場の計算では単相流と比較して，複数の密度，粘性を一つの流れ場に持つことから取り扱いが難しい．界面の位置の判別と表面張力の取り扱いに優れた点をもつ界面追跡法と呼ばれる界面位置を具体的に座標として陽に表現する方法を用いて，気泡と自由界面，気泡-気泡同士の相互作用を明らかにすることを旨とする．

● 今年度の研究成果の概要

気泡-気泡同士の相互作用を考察することが求められるが，動く者同士の定量的な評価は難しい．そのため単一気泡が自由界面において気泡の反発する現象に注目し，界面追跡法を用いてシミュレーションを行った．界面同士の変位は表面張力係数をバネ係数とみなしたバネ-マスモデルでおおよそ表現でき，また反発する界面同士が近付いている時間は表面張力係数に依存しないこと，計算結果で得られた反発深さは壁面における気泡の反発現象の実験結果に近くなることを明らかにした．今回の計算結果で得られた反発深さは自由界面における気泡の反発現象の実験と比較して大幅に不足しており，0.5~0.6という値はむしろ壁面における気泡の反発現象の実験結果に近かった．

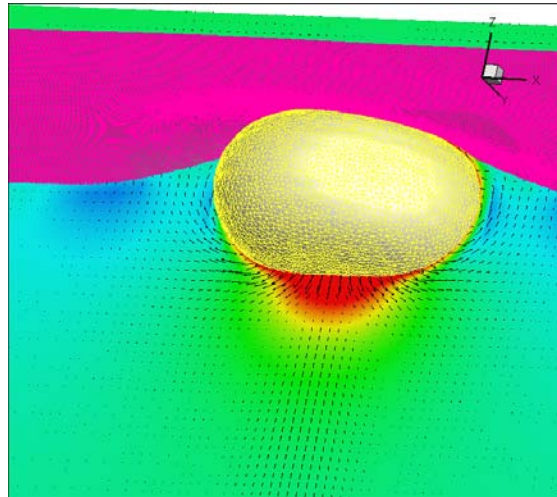


図1 自由界面に気泡が接触し、反発を始めた時のスナップショット

● 研究成果の公表状況

- 1) “Effect of Surface tension on a single bubble bouncing at a free surface”, International Conference on Multiphase Flow 2010
- 2) “Numerical Simulation of a Bubble Bouncing with a Free Surface”, American Physics Society Division of Fluid Dynamics 2009
- 3) 気液マイクロメニスカス界面の力学に関する理論解析, 第58回理論応用力学講演会

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 study of composite materials by multiscale simulation

● 研究グループ

研究代表者：山口大学工学部，仙田康浩(senda@yamaguchi-u.ac.jp)

研究分担者：ヘルシンキ工科大学・博士課程大学院生，

ヤンネ ボロンクビスト(Janne Blomqvist) (Janne.Blomqvist@tkk.fi)

● 計算の目的

ロケットや衛星等の飛行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．宇宙空間の極端な状況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．
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．

● 研究の概要

ポリマーを主体とする複合材料は軽量かつ高強度な材料として航空機等に用いられ，さらなる高機能化を目指した開発が進められている．本研究は，シミュレーションを用いて高性能なポリマー系複合材料の開発を行う．材料の原子レベルの挙動からマクロな弾性挙動を網羅するマルチスケールシミュレーション法を用いることにより，広いスケールから見た材料の性質を把握することが目的である．

● 今年度の研究成果の概要

ポリマー系複合材料の開発において，高分子ポリマーの挙動を分子レベルで把握することは重要である．今年度，大規模高分子ポリマーのマルチスケールシミュレーションを行った．ポリマー分子の動きは分子動力学法を用いて，一方，ポリマーの弾性的振る舞いは弾性連続体として取り扱った．この2つの異なるスケールの計算モデルを，我々が開発したMD/連続体ハイブリッド手法を用いて接続した[図1]．平衡状態への収束を調べた結果，ハイブリッド手法を用いたモデルでは通常分子動力学法による計算より速やかに平衡状態へ収束することがわかった[図2]．ポリマー系複合材料を構成する高分子ポリマーの大規模シミュレーションの実効性において，我々のマルチスケールシミュレーションの手法は有効であることが示された．

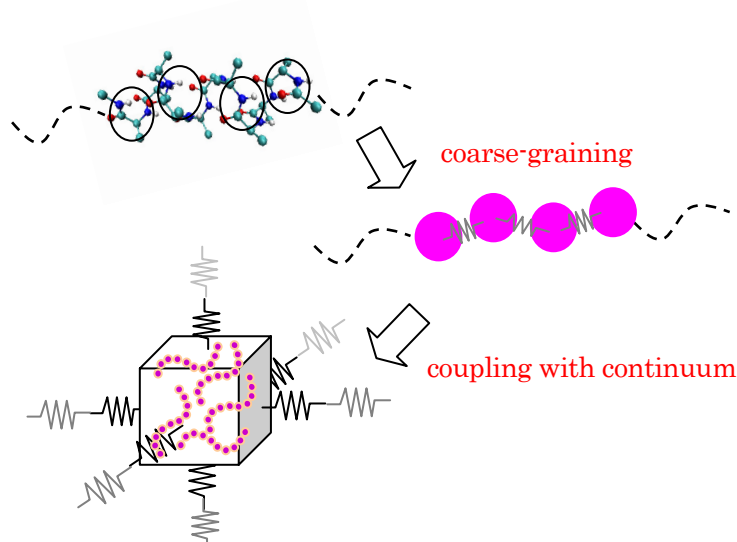
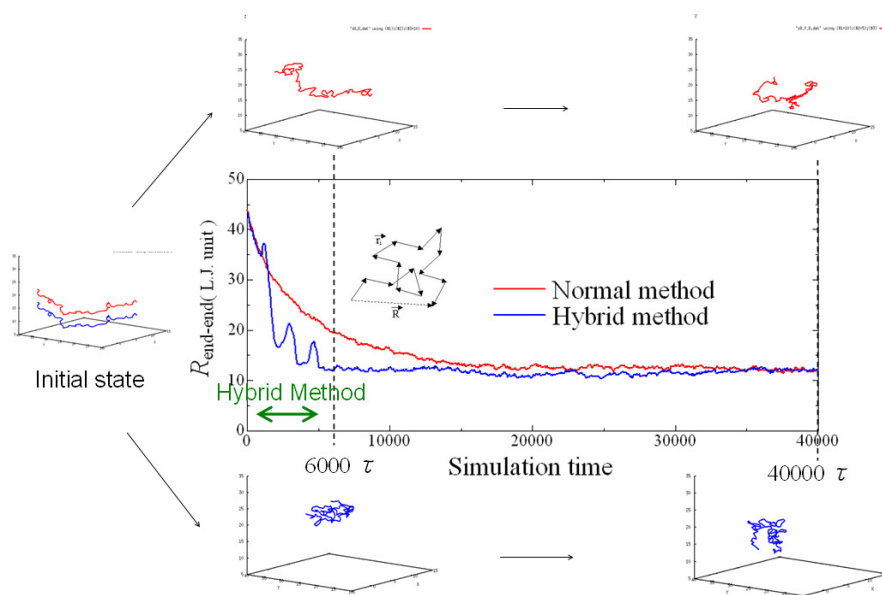


図1 高分子ポリマーのハイブリッドモデル. 高分子ポリマーを粗視化して鎖-ビーズモデルに置き換え, さらに連続体を接続することにより, 高分子ポリマーのマルチスケールモデルを構築した.



Time evolution of end-to-end distance of a polymer and snapshots of one polymer at 6000 τ and 40000 τ

図2 計算途中でのポリマー分子の末端原子間距離の変化. 赤は通常の分子動力学計算による結果. 青はハイブリッドモデルを用いた結果. 点線の時点 (6000 τ と 40000 τ) でのポリマー分子のスナップショットを上下に示した.

● 研究成果の公表状況

- 1) Yasuhiro Senda and Guehee Kim, "Hybrid Method for Coupling Molecular Dynamics and Continuum: Applications to One-Dimensional Models" Progress of Theoretical Physics Supplement No. 178 (2009) pp.141-148
- 2) 「MD/連続体ハイブリッド法による高分子材料シミュレーション」仙田康浩, ヤンネ・ブロンクビスト, リスト・ニエミネン, 日本機械学会 第22回計算力学講演会, 2009年10月11日, 金沢大学
- 3) Y. Senda, J. Blomqvist and R. M Nieminen: MULTISCALE SIMULATION FOR LIQUID POLYMER USING MD/CONTINUUM HYBRID METHOD, The annual conference of the Finnish Physical Society, Jyväskylä, 11-13 March, 2010

CAMUI 型燃料グレイン後退速度予測プログラムの開発

The development of simulation code to predict the regression rate of solid fuel

● 研究グループ

研究代表者：北海道大学大学院 工学研究科 教授，大島伸行(oshima@eng.hokudai.ac.jp)
 研究分担者：北海道大学大学院 工学研究科 教授，永田晴紀(nagata@eng.hokudai.ac.jp)
 北海道大学大学院 工学研究科 助教授，脇田督司(m-wakita@eng.hokudai.ac.jp)
 北海道大学大学院 工学研究科 助教授，栗原央流(kurihara@mech-me.eng.hokudai.ac.jp)
 北海道大学大学院 工学研究科 博士課程 3 年，
 金子雄大(kaneko@mech-me.eng.hokudai.ac.jp)
 北海道大学大学院 工学研究科 修士課程 2 年，山本朋憲(vk1602@hotmail.com)
 北海道大学大学院 工学研究科 修士課程 2 年，
 岸田耕一(kishida@mech-hm.eng.hokudai.ac.jp)

● 計算の目的

ハイブリッドロケットは燃焼の進行とともに燃焼室形状が変化し，それに伴って O/F，推力などが変化する．これらの予測はロケットの設計において重要な基礎技術であるが，実験的観測が困難なことから，数値解析が有力な手段となる．

● 研究の概要

本研究では北海道大学において開発されてきた CAMUI 型ハイブリッドロケットを対象とし，以下のテーマを研究する．

- ① ハイブリッドロケット燃焼室の数値解析において必要とされる技術開発を行う．特に固体燃料が蒸発/分解を起こしながら後退していく境界面など，ハイブリッドロケット特有の問題に対し，CAMUI 型ハイブリッドロケット燃焼室の解析を通してこれらの技術を獲得する．
- ② 高い後退速度を生み出す CAMUI 型ハイブリッドロケット特有の燃焼方法を研究することで，後退速度がどのようにして維持されるか，どのような条件で発生しているのかを明らかにし，CAMUI 開発への貢献を行う．

● 今年度の研究成果の概要

- ① 燃焼の進行とともに変化する燃焼室形状に依存した流れ場の特徴を明らかにした．形状変化と共に大きく変化する渦構造が認められ，これが燃料表面の熱流束分布に影響する．熱流束の分布と実際の後退量の分布とは良好な一致を示す．この渦構造がCAMUI型燃焼室に特有な高い後退速度を発生させると考えられる．また，こうした渦構造を維持することが実際の燃焼室形状の設計にとって重要である．
- ② 定量的には計算結果と実験結果の間には開きがあり，計算結果はおおよそ6から8倍程度過大評価している．設計開発のためのツールとして使うには現モデル（非燃焼かつ燃料の蒸発を扱わない）では不十分であると判断される．
- ③ 計算精度の向上のため，燃焼モデルを導入することにした．比較的単純な同軸噴流火炎を対象に，flamelet アプローチによる計算を行い，コードの修正を図る．従来の flamelet アプローチについては問題ないことを確認した．

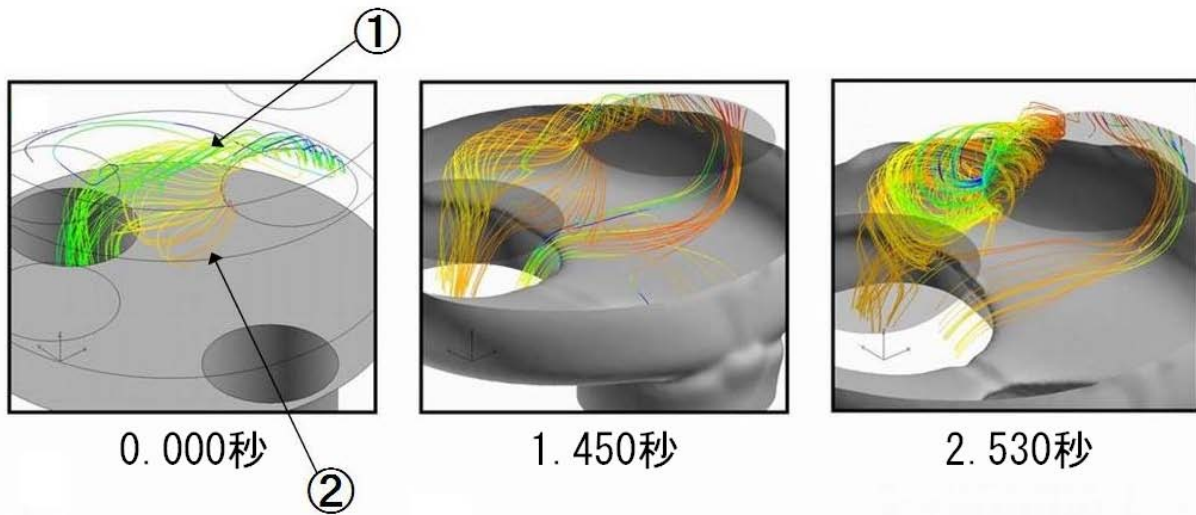


図1 CAMUI型の燃焼に重要となる渦構造. 燃焼の進行と共に渦①が強くなり, 一方で渦②は消失していく. 渦②は燃料の後退に大きく影響する.

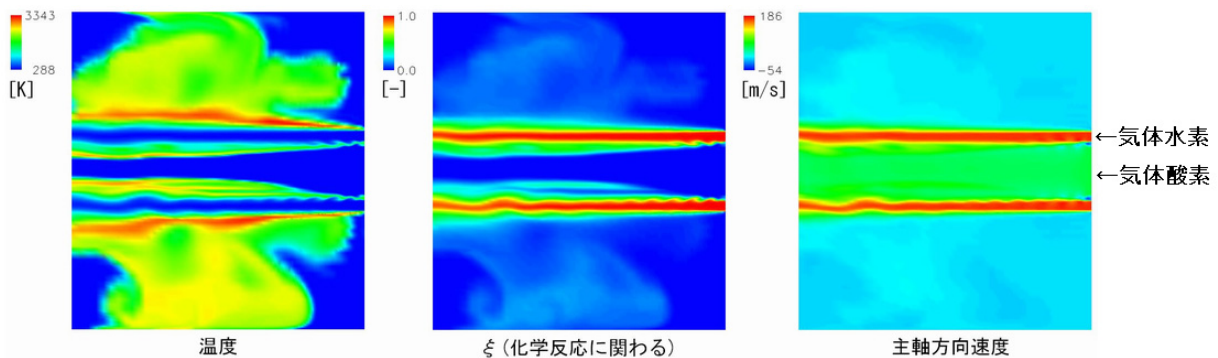


図2 3次元同軸水素-酸素火炎を使った燃焼モデルの構築. 気体水素を 177m/s で, 気体酸素を 53m/s で噴き出す. フレームレットアプローチによる燃焼モデルが完了し, 今後エンタルピー保存方程式に修正を加え, CAMUI型流路に適用する.

● 研究成果の公表状況

- 1) K.Kishida, Y.Kaneko, N.Oshima and H.Nagata, "Numerical Study of CAMUI-Type Hybrid Rocket Combustor", 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Denver, Colorado, Aug. 2009.
- 2) 岸田耕一, 金子雄大, 大島伸行, 永田晴紀, "CAMUI型ハイブリッドロケット燃焼室の数値解析", 第53回宇宙科学技術連合講演会, 京都, Sep. 2009.
- 3) 岸田耕一, 金子雄大, 大島伸行, 永田晴紀, 3D測定を応用したハイブリッドロケット燃焼器の複雑形状に対する熱流動解析, 機械学会特集号「マルチフィジックスCFD/EFDの最前線」, (採択済み)

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 of multi-phase detonation system

● 研究グループ

研究代表者：青山学院大学理工学部，林 光一(hayashi@me.aoyama.ac.jp)
 研究分担者：青山学院大学理工学部，山田英助(yamada@me.aoyama.ac.jp)
 青山学院大学理工学部，加藤祐樹(c5609031@aoyama.jp)
 青山学院大学理工学部，北林直樹(c5609039@aoyama.jp)
 青山学院大学理工学部，永島浩樹(c5609096@aoyama.jp)

● 計算の目的

昨年度に引き続き気液二相デトネーションの2次元解析プログラムを開発することが主目的である。今年度はバイオ燃料の一つであるエタノールを燃料として解析を行う。エタノールの化学反応モデルを検討し、エタノールの気液二相デトネーションの構造が液体の粒径や濃度によってどのように変化するかを調査する。

● 研究の概要

エタノールを燃料とした気液二相デトネーションのプログラムコードを開発し、検証を行った。エタノールの化学反応モデルの検討を行い、二次元解析では、ある条件下においてデトネーションの発生を確認し、伝搬特性に関する知見が得られた。

● 今年度の研究成果の概要

昨年度は、JP10を液体燃料と想定した計算を行ったが、今年度はエタノールを想定して計算を行った。実験結果および理論値と比較 (Fig. 1) し、化学反応モデルの妥当性を確認した。液滴粒子サイズ、初期蒸発率がデトネーションセルサイズに与える影響の検証を行った。粒子サイズが大きくなる程、セルサイズが大きくなり、初期蒸発率が高くなる程、セルサイズが小さくなることが明らかとなった。Fig.2には、エタノール・空気デトネーションの典型的な圧力分布を示す。

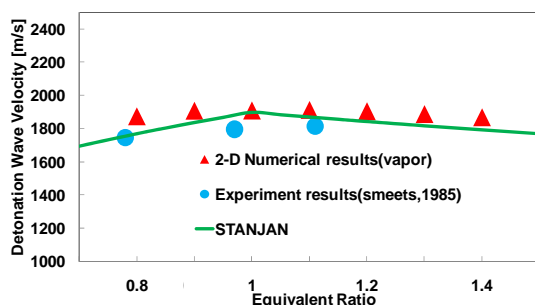


Fig.1 Comparison of ethanol-air detonation velocity

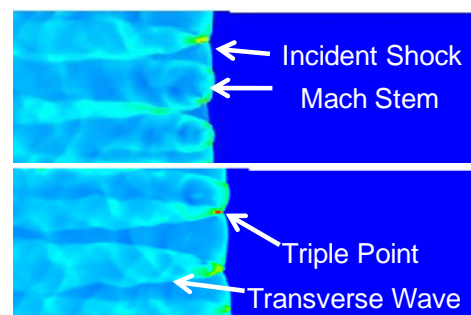


Fig.2 Pressure profiles of ethanol-air detonation structure

● 研究成果の公表状況

- 1) 島田隆司，林 光一，山田英助，坪井伸幸，第47回燃焼シンポジウム (2009)
- 2) 林 光一，益田直典，山田英助，火薬学会春季研究発表会 (2009)

宇宙輸送システムや宇宙ステーションなどにおける熱流体技術の研究

Development of thermal-hydraulic technology on the space transport system and the space station

● 研究グループ

研究代表者：金沢大学理工研究域 機械工学系，大西 元(honishi@t.kanazawa-u.ac.jp)

● 計算の目的

スペースプレーン等の宇宙往還機に搭載されるジェットエンジンに絡んだ熱流体技術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は重要である。よって、航空宇宙分野における熱問題を考慮する上で不可欠な熱流体现象の理解を深め、伝熱メカニズムを解明することを目的とする。

● 研究の概要

航空宇宙分野において、未だ実用化の目処が立っていないスペースプレーンではあるが、その開発においてエアブリージングエンジンの利用が考えられている。エアブリージングエンジンの高性能化を図るために、液体水素を冷媒とする熱交換器によって流入空気を冷却する空気予冷却方式が JAXA で提案されている。極低温状態では気流中に発生するミスト・昇華粒子の伝熱面への沈着が着霜現象に影響を及ぼし、熱交換量の減少や流動抵抗の増大を招き性能低下を引き起こす。そこで、このような低温条件下で有用性が期待できる熱交換器を提案し、その幾何形状の違いによる伝熱性能への影響、さらには伝熱面へのミスト沈着のメカニズムを数値解析により解明する。

● 今年度の研究成果の概要

これまでに、フィンレスフラットチューブ熱交換器の形状は高熱伝達を低圧力損失で実現可能であるという特徴を活かし、フィンレスフラットチューブ熱交換器を対象に、非定常層流下での伝熱メカニズムの解明と伝熱性能の向上を目指し、数値解析を用いて検討を行ってきた。本年度は更なる性能向上を図るために、チューブに渦発生体を付設した場合について数値解析を用いて性能評価を行った。計算領域内には、伝熱管の前面部と背面部の近傍を除く全領域を蔽う直角座標格子と、伝熱管の前面部と背面部の近傍に円筒座標格子を設けて解く複合格子法を用いた。さらには、渦発生体周りには別の直角座標格子を用いた。計算は、流れ方向に千鳥とインラインに配列された2列の管径Dのフラットチューブに対し、渦発生体高さhをパラメータに変化させて行った。

その結果、渦発生体を付設することで縦渦による熱流動場の変化が見られた。特に、非定常性はレイノルズ数のみならず h にも依存することが分かった。すなわち、渦発生体による縦渦と管背面部の非定常な渦（横渦）は相互に作用することが分かった。さらに、千鳥配列では今回検討したレイノルズ数域で縦渦による伝熱性能向上が認められた。特に、 $h/D = 0.5$ の渦発生体を付設した場合において伝熱性能の優位性が確認された。いっぽうで、低レイノルズ数域のインライン配列では、非定常渦により2列目チューブの熱伝達が顕著に促進される渦発生体無しの場合に比べ、渦発生体を付設すると非定常渦が縦渦により弱められることで、2列目チューブの伝熱が低下し、伝熱性能が低下することが確認された。ただし、レイノルズ数を高くすることで、性能向上が見られることも分かった。

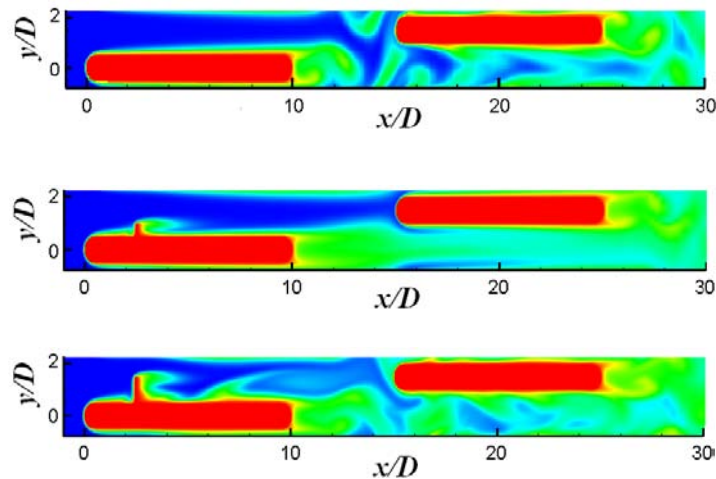


図1 渦発生体を付設した千鳥配列の熱交換器における、ある瞬間の温度場。(上) 渦発生体を付設しない場合、(中) $h/D = 0.5$ の渦発生体を付設した場合、(下) $h/D = 1.0$ の渦発生体を付設した場合である。 $h/D = 0.5$ の渦発生体を付設した場合は1列目のチューブ下流で非定常性がかなり弱められていることが分かる。

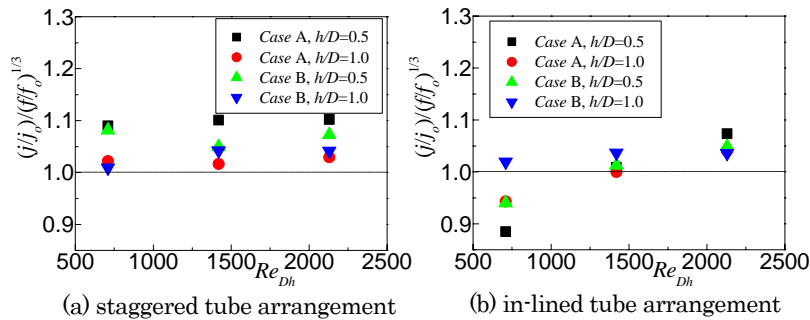


図2 渦発生体無しの熱交換器と渦発生体を付設した熱交換器における同一ポンプ動力当たりの伝熱量比較。(a) 千鳥配列、(b) インライン配列の場合である。インライン配列では渦発生体を付設することで性能が低下する場合もあるものの、千鳥配列では総じて伝熱性能が向上することが分かる。

● 研究成果の公表状況

- 1) 大西 元, 御堂翔太, 多田幸生, 瀧本 昭, 冷凍機用フラットチューブ熱交換器の着霜を伴う伝熱特性 – フィンチューブ熱交換器との性能比較 –, 第46回日本伝熱シンポジウム講演論文集, vol.2+3, pp.605-606, 2009
- 2) 米倉 永, 大西 元, 多田幸生, 瀧本 昭, 渦発生体付きフラットチューブ熱交換器に関する数値解析, 第22回計算力学講演会講演論文集, paper No.2403, 2009
- 3) H.Onishi, H.Yonekura, Y.Tada and A.Takimoto, Proceedings of The 14th International Heat Transfer Conference, 2010 (accepted)

低周波 Alfvén 波と運動論的 Alfvén 波の非線形共鳴によるスケール間結合の研究

Study on cross-scale nonlinear coupling by Alfvén waves

● 研究グループ

研究代表者：高知工業高等専門学校 電気情報工学科，成行泰裕(nariyuki@ee.kochi-ct.ac.jp)

研究分担者：九州大学総合理工学研究院，羽田 亨(hada@esst.kyushu-u.ac.jp)

九州大学総合理工学研究院，松清修一(matsukiy@esst.kyushu-u.ac.jp)

● 計算の目的

スケール間結合過程である，低周波 Alfvén 波と運動論 Alfvén 波の非線形共鳴の定量的評価を行うこと。

● 研究の概要

太陽風乱流の性質は太陽風速度と相関があることが知られており，高速太陽風中では Alfvénic 乱流(波動)の中に少数の構造が見られる間欠的な乱流，低速太陽風中では圧力平衡構造が主成分の 2 次元的乱流(発達した乱流)であるといわれている。一方で，太陽風乱流の散逸領域と考えられているプロトンジャイロ周波数に近い周波数領域では，太陽風乱流の性質と太陽風速度の間の相関は少なく，太陽風速度によらず運動論 Alfvén 波のような小スケールの斜め伝播波動の減衰が散逸機構の一部を担っているという観測研究が近年提出されている。これは小スケール領域(散逸領域付近)におけるカスケードが大スケール領域よりも早く生じた結果であるという解釈だが，その物理過程についてはこれまでほとんど議論されていない。ごく最近になって，サイクロトロン共鳴を無視した近似的なモデルだが，Alfvénic 乱流のカスケードについての運動論シミュレーションの結果が報告され，そこでも小スケール領域における運動論 Alfvén 波の重要性が示唆された。また，低周波 Alfvén 波のパラメトリック共鳴による運動論 Alfvén 波の励起過程を記述する理論モデルも近年提唱されている。しかしながら，この低周波 Alfvén 波と運動論 Alfvén 波の非線形共鳴を定量的に評価したシミュレーション研究は現在のところ報告されておらず，その重要性についても未知のままである。本研究では，2 次元 PIC コードを用いたシミュレーション研究を行い，低周波 Alfvén 波と運動論 Alfvén 波の非線形共鳴の定量的評価を行う。

● 今年度の研究成果の概要

太陽風中で観測されるプロトンビームのパラメータを用いて，運動論 Alfvén 波が励起され，さらにそれによって背景の電子が加熱されることが確認された。現在，低周波 Alfvén 波を数値的に正しく議論するために，コード・パラメータを調整中である。

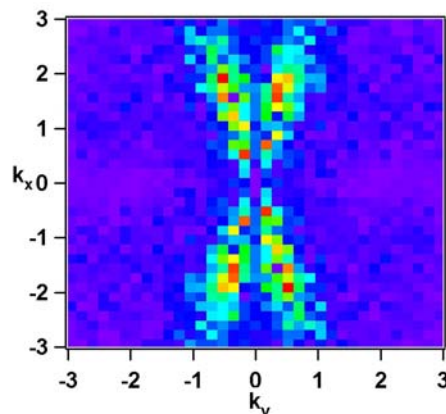


図1 励起された運動論 Alfvén 波の波数スペクトル図。背景磁場は x 方向である。

第一原理分子動力学シミュレーションによる液体金属中の原子ダイナミクスの研究

Atomic dynamics in liquid metals studied by first-principles MD simulations

● 研究グループ

研究代表者：広島大学大学院総合科学研究科，星野公三(khoshino@hiroshima-u.ac.jp)

● 計算の目的

本研究の目的は、第一原理分子動力学シミュレーションにより高温・高圧下の液体金属における拡散現象および構造の微視的解析を行うことにより、液体金属における拡散機構と原子配列に関する新たな知見を得ることである。

● 研究の概要

第一原理分子動力学シミュレーションにより、液体金属における原子の拡散に関連して、動径分布関数、平均配位数、自己拡散係数、電子密度分布などの物理量とマイクロな原子配列との相関に関する情報を得ることができる。これらの実空間情報は実験的に求めるのは難しいが、シミュレーションでは求めることができるので、シミュレーションを実行する意義がある。また、宇宙における無重力下での実験条件などに示唆を与えることが期待できる。

● 今年度の研究成果の概要

今年度は、最近数年間にを行った第一原理分子動力学シミュレーションによる液体金属の構造と電子状態の研究について総括し、今後の課題について整理した。特に、最近の第一原理分子動力学シミュレーションの進歩により、液体中の原子のダイナミクスとそれに伴う電子状態の変化を実空間で調べることが可能になったため、液体金属中の原子の拡散を可視化することが可能になった点が、本研究プロジェクトによる重要な成果である。また、今後の課題としては、シミュレーションのアルゴリズムの改良とともにコンピュータそのものの性能の向上により、より大規模な系のシミュレーションを実行することがもっとも重要な課題である。

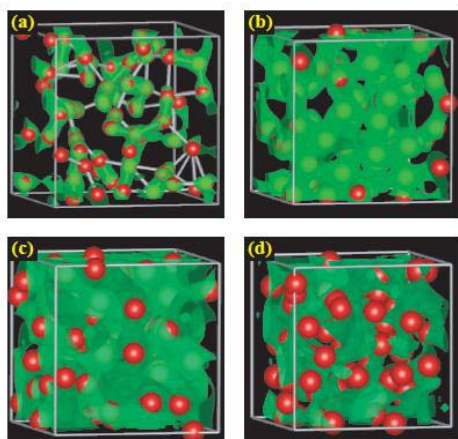


図1 液体カーボンの電子密度分布の圧力（密度）依存性
低圧力領域((a)と(b))では非等方的な共有結合的電子密度分布であるが、高圧領域((c)と(d))では等方的な金属的電子密度分布になることが、実空間での可視化により明らかになった。

● 研究成果の公表状況

- 1) K. Hoshino, Structure of liquid metals by *ab initio* molecular-dynamics simulations, J. Phys.: Condens. Matter, 21, 474212 (6pp) (2009)

惑星大気の対流構造の比較数値モデリング

Comparative numerical study on the structure of convection in planetary atmospheres

● 研究グループ

研究代表者：九州大学大学院理学研究院，中島健介(kensuke@geo.kyushu-u.ac.jp)

研究分担者：北海道大学大学院理学研究院，小高正嗣(odakker@gfd-dennou.org)

北海道大学大学院低温科学研究所，杉山耕一朗(sugiyama@gfd-dennou.org)

北海道大学大学院理学院宇宙理学専攻，山下達也(yamasita@ep.sci.hokudai.ac.jp)

● 計算の目的

本研究の目的は現在の太陽系惑星から系外惑星，そして仮想的な惑星に至るまでの対流の構造を調べる為の流体計算のモデルの開発および基礎的数値実験を行うことである。開発する数値流体モデルの計算対象として，まずは火星と木星の湿潤対流を選択する。大気量が多く温暖であったと想像されている昔の火星では，大気主成分である CO_2 の凝結をとまなう厚さ 10 km を越える対流層が存在したと考えられている。一方で木星では大気中の複数の微量成分が凝結し，凝結に伴う成層層の形成が対流運動に影響を与えると考えられている。このような特徴は，単一の微量成分が凝結する地球大気の対流とは相当に異なるものであり，それらを扱える数値モデルを開発しつつ数値実験を行い，それらの対流の循環構造を明らかにすることを目指す。

● 研究の概要

今年度は主成分凝結（火星大気）と複数の微量成分凝結（木星大気）を扱うのに都合の良い物質の保存式の定式化の再検討を行った。定式化の検討はスパコン利用申請時には想定していなかったことであるが，数値モデルの 3 次元化等に先んじて行うこととした。定式化の再検討と並行して，これまで開発してきた対流モデルを用いて，火星大気について雲対流の直接数値計算を行い，雲の生成消滅が繰り返された結果として決まる統計的平衡状態での流れ場の様相および平均大気構造を調べる予備的計算を行った。特に凝結に必要な臨界飽和比，雲粒落下の有無をキーパラメータとして実現される準平衡状態の解析・比較を行なった。

● 今年度の研究成果の概要

開発してきた数値流体モデルは，地球の雲対流のモデルを拡張・改変したものであったため，凝結成分に関する予報変数として混合比（乾燥成分の密度に対する凝結成分の密度の比）を用いていた。また先行して行ってきた木星大気を想定した我々の数値実験では，混合比の保存式を数値的に解いている。しかし混合比は乾燥成分を定義できない主成分凝結系では利用できないため，昨年度に行った火星大気主成分凝結を扱う実験では試験的に密度そのものを予報変数としていた。本来の目的に立ち返ると，凝結成分の保存式の定式化を個々の惑星大気に合わせて取り替えるのは望ましくないため，比湿（全密度に対する凝結成分の密度の比）を用いた定式化および離散化を新たに検討した。その結果，比湿を用いた数値モデルの書き換えの目処がたった。

上記の定式化と並行して火星大気の雲対流について小規模な予備数値計算を行った。具体的には放射を模した様な加熱・冷却の下で雲の生成消滅が繰り返された結果として決まる統計的平衡状態での流れ場の様相および平均大気構造を調べた。雲粒凝結に必要な臨界飽和比が 1.0 と 1.35 の場合について，雲粒落下を考慮しない場合の計算を行なった結果，準平衡状態で実現する大気の構造に大差があった。すなわち，臨界飽和比が 1.0 のときには雲が減少し最終的に雲が全領域で存在しなくなるのに対し

て、臨界飽和比が 1.35 のときには雲が次第に増加し最終的にはほぼ全領域が雲に覆われる(図1)。以上の結果から凝結臨界飽和比は主成分凝結を伴う対流の構造に大きな影響を及ぼす可能性があることが示唆される。

利用時間が少ない理由

今年度は利用時間が申請よりも大幅に少なくなってしまった。その理由は主に以下の 2 つである。

1. 定式化の再検討を行ったこと。上記で述べた定式化の検討は今年度スパコン申請時には想定していなかったものであるが、我々の研究目的には色々な条件での惑星大気雲対流を扱えるモデルを実装することが必須である。そこで計画を変更し、次に述べるチューニングや 3 次元モデルの構成に先立って、この段階で定式化に時間を割くことにしたものである。
2. FX1 に移行するのに手間取ったこと。我々の現在の数値流体モデルは、日立SR11000 や CRAY XT4 では約 3 GFLOPS の性能が得られている。しかし FX1 では実行速度が遅く、プロファイルを取ると 500-800 MFLOPS しか性能が出ていない。今後を考えてチューニングを試みたがうまくいっておらず、本格的な計算が行えなかった。より大幅なチューニングが必要なのは当然であるが、現在のモデルは定式化レベルから再構成を行う予定であり、その後に再度、新モデルでチューニングをやりなおす必要が生じるのは明らかである。そこで作業効率を考え、今年度、これ以上現状のモデルに大幅に手を入れることはせず、新モデルのための定式化検討を優先したものである。

今年度、比湿を用いたモデルの定式化に見通しが立ったので、来年度は早急にこの枠組みでプログラムの再構成を行うとともにチューニングを行う。プログラムの再構成とチューニングにより、高い効率で大規模な計算を実施できる予定である。

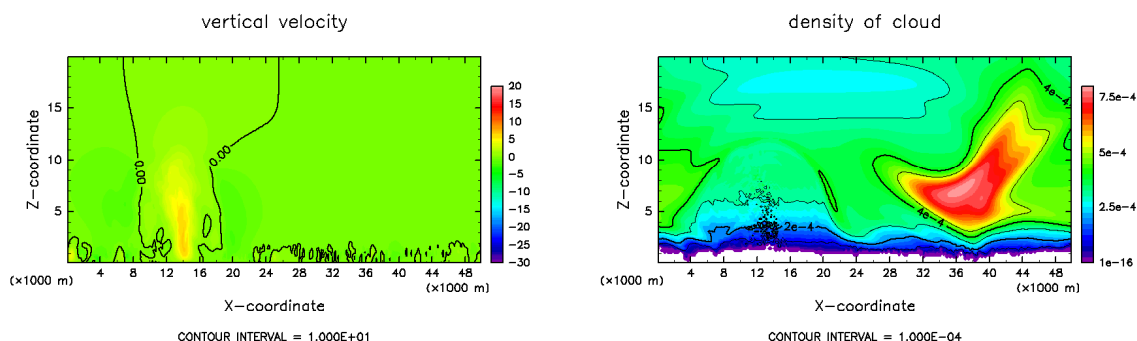


図1 2次元モデルにおける火星主成分凝結対流の計算結果(雲粒落下なし、臨界飽和比 1.35 の場合)。準平衡状態における鉛直流速の空間分布(左)とCO₂雲密度の空間分布(右)。

● 研究成果の公表状況

【査読付き論文】

- 1) 杉山耕一郎, 小高正嗣, 中島健介, 林 祥介, 木星大気を念頭においた雲対流モデルの開発, ながれマルチメディア ながれ 28, ながれマルチメディア

【査読なし論文】

- 2) Yamashita, T., Odaka, M., Sugiyama, K., Nakajima, K., Ishiwatari, M., Hayashi, Y.-Y., 2009: Two dimensional numerical experiments of atmospheric convection with condensation of the major component, Proc. of the 42th ISAS Lunar and Planetary Symposium, The Institute of Space and Astronautical Science.

- 3) 山下達也, 小高正嗣, 石渡正樹, 杉山耕一郎, 中島健介, 林 祥介, 2009: 「大気主成分の凝結を考慮した 2 次元雲対流モデルによる火星大気の数値計算」, 細水, 55, 21-22.
- 4) 山下達也, 小高正嗣, 杉山耕一郎, 中島健介, 石渡正樹, 林 祥介, 2009: 「大気主成分の凝結を考慮した二次元雲対流モデルによる火星大気の数値計算」, 第 23 回大気圏シンポジウム講演集, 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部, 2009
http://www.isas.jaxa.jp/j/researchers/symp/2009/image/0226_proc/5-2.pdf

【発表】

- 5) T. Yamashita, M. Odaka, K. Sugiyama, K. Nakajima, M. Ishiwatari, and Y.-Y. Hayashi, “Two-dimensional numerical experiments of Martian atmospheric convection with condensation of the major component”, CPS 6th International School of Planetary Sciences, Seapal Suma, Kobe, Japan, January 7, 2010.
- 6) K. Sugiyama, M. Odaka, K. Nakajima, Y. Morikawa, M. Ishiwatari, K. Kuramoto, and Y.-Y. Hayashi, “Numerical modeling of moist convection in Jupiter’s atmosphere”, CPS 6th International School of Planetary Sciences, Seapal Suma, Kobe, Japan, January 7, 2010.
- 7) 杉山耕一郎, 山下達也, 小高正嗣, 中島健介, 高橋芳幸, 竹広真一, 石渡正樹, 林 祥介, 「惑星大気雲対流モデルの開発」, 日本惑星科学会, 東京大学 本郷キャンパス, 2009 年 9 月 30 日
- 8) 中島健介, 杉山耕一郎, 山下達也, 小高正嗣, 石渡正樹, 高橋芳幸, 林 祥介, 「惑星大気における雲対流の数値モデリング」, 地球電磁気・地球惑星圏学会, 金沢大学 角間キャンパス, 2009 年 9 月 27 日
- 9) 山下達也, 小高正嗣, 杉山耕一郎, 中島健介, 石渡正樹, 林 祥介, 「大気主成分の凝結を伴う大気対流の二次元数値実験」, 日本流体力学会年会, 東洋大学 白山キャンパス, 2009 年 9 月 2 日
- 10) 山下達也, 小高正嗣, 杉山耕一郎, 中島健介, 石渡正樹, 林 祥介, 「大気主成分の凝結を伴う大気対流の二次元数値実験」, 第 42 回月惑星シンポジウム, 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部, 2009 年 8 月 5 日
- 11) 山下達也, 小高正嗣, 杉山耕一郎, 中島健介, 石渡正樹, 林 祥介, 「大気主成分の凝結を考慮した二次元湿潤対流の基礎的数値実験」, 日本気象学会 2009 年度春季大会, つくば国際会議場, 2009 年 5 月 31 日(講演番号 A405)
- 12) 山下達也, 小高正嗣, 杉山耕一郎, 中島健介, 石渡正樹, 林 祥介, 「大気主成分の凝結を考慮した二次元湿潤対流の基礎的数値実験」, 日本地球惑星科学連合 2009 年大会, 幕張メッセ国際会議場, 2009 年 5 月 18 日(講演番号P142-014)
- 13) 杉山耕一郎, 小高正嗣, 中島健介, 林 祥介, 「木星大気の大気対流の直接数値計算と将来探査計画における雷観測」, 地球惑星科学連合 2009 年大会, 幕張メッセ国際会議場, 地球及び惑星における全球電流系と雷放電関連現象セッション

惑星大気大循環モデルの開発と気候の多様性に関する数値実験

Development of a general circulation model for planetary atmospheres and numerical experiments on the variety of climate

● 研究グループ

研究代表者：神戸大学 大学院 理学研究科，林 祥介(shosuke@gfd-dennou.org)
 研究分担者：北海道大学 大学院 理学研究院，石渡正樹(momoko@gfd-dennou.org)
 神戸大学 大学院 理学研究科，高橋芳幸(yot@gfd-dennou.org)
 北海道大学 大学院 理学研究院，森川靖大(morikawa@gfd-dennou.org)
 神戸大学 大学院 理学研究科，納多哲史(055s457s@stu.kobe-u.ac.jp)

● 計算の目的

惑星大気に関する従来の数値的研究では、火星や金星などの特定の惑星の観測事実に基づいてモデルパラメータを調節し、それぞれの惑星大気に特徴的な現象の計算が行われている。しかしながら、観測事実に基づき各惑星に特化したモデルチューニングを行う方法では、放射、乱流混合、雲などの素過程の様相が未知である過去の太陽系惑星や系外惑星における気候状態の考察を行うことは困難である。本課題では、太陽系内の実在する惑星のみでなく、推測される系外惑星や仮想的な惑星も含めた、発生しうる様々な気候状態を数値計算によって求め、比較惑星学的視点からそれぞれの気候状態をもたらす力学的因果律の考察を行うことを試みる。そのために、まずそれら様々な惑星における大気循環を計算するための大気大循環モデル (General Circulation Model; GCM) を開発するべく予備実験を行う。また、開発したモデルを用いて、随時様々な惑星の条件での数値計算を実行し、惑星大気において発生しうる様々な循環形態と気候状態の多様性を記述し、多様性をもたらす機構に関する力学的考察を行うことを目指す。

● 研究の概要

平成 21 年度には、20 年度に引き続き、構築してきたモデルを用いて、潮汐力によって恒星と同期した自転・公転周期を持つ系外惑星を想定して、昼半球と夜半球が固定された惑星（以下では同期回転惑星と呼ぶ）の大気循環の計算を実施した。特に、惑星大気循環に非常に大きな影響を及ぼす自転角速度の影響に注目し、循環の形成・維持機構を明らかにすることを目指して、惑星大気の循環構造の自転角速度依存性の記述に着手した。

● 今年度の研究成果の概要

同期回転惑星の循環構造や平均温度を調べるために、自転角速度を地球の値の 0 倍（自転なし）から 3 倍まで値を変えながら 22 の条件で計算を実施した。これらすべての場合において、惑星表面は熱容量がゼロの条件 (swamp 条件) を与え、水は惑星表面に無限に存在するとした。また、すべての計算において全球平均惑星表面気圧は 10^5 Pa とした。積分時間は 2000 地球日間であり、最後の 1000 地球日間の結果を解析に使用した。

同期回転惑星においては、夜半球では入射中心星放射量はゼロであるが、実施した 22 の条件のすべての計算において夜側の温度は最も低い場所でも 170-230 K 程度に維持されることが確認された。このことは、自転角速度に関わらず何らかの循環によって昼半球から夜半球に熱が十分に輸送されていることを意味する。しかし、惑星表面温度の分布を調べた結果、自転角速度によって熱輸送の形態が異なることが示唆された。図1 に、実施した 22 の条件の計算のうち、特徴的な構造を持つ 3 の場合、自転

角速度が地球の値の (a) 1 倍, (b) 0.1 倍, (c) 0 倍 (自転なし), の計算から得られた惑星表面温度の分布を示す. 自転速度が地球の値の 1 倍の条件 (図1a) では, 昼半球から夜半球に延びる高温域は中緯度に形成されているが, 地球の値の 0.1 倍の条件 (図1b) では, 低緯度から中緯度にかけて緯度幅の広い高温域が形成されている. 一方, 自転なしの条件 (図1c) では, 予想されるように高温域は特定の緯度・方向には形成されない. これらの惑星表面温度の分布の違いは, 実現されている循環構造・擾乱構造を反映していると考えられる.

今後は, これら様々な自転角速度で実現される循環構造・擾乱構造の物理的解釈を進める予定である. また, 中心星からの放射量に対する循環構造・平均温度の依存性についても調べたいと考えている.

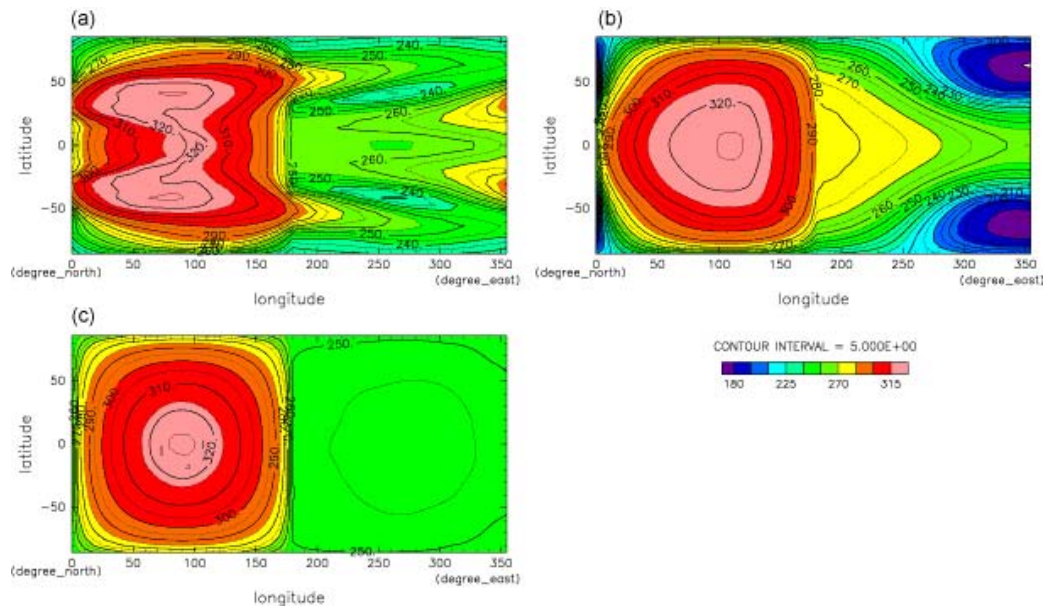


図1 自転速度が地球の値の (a) 1 倍, (b) 0.1 倍, (c) 0 倍 (自転なし) の場合の同期回転惑星の惑星表面温度の分布. 値は, 計算開始から 1000 地球日から 2000 地球日目までの平均であり, 単位は K である.

● 研究成果の公表状況

- 1) 納多哲史, 石渡正樹, 中島健介, 高橋芳幸, 森川靖大, 西澤誠也, 林 祥介, 同期回転惑星大気における大気大循環の数値実験, 第 24 回大気圏シンポジウム, 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部, 2010 年 2 月 19 日.
- 2) 高橋芳幸, 林 祥介, 石渡正樹, 森川靖大, 中島健介, 大気大循環モデルを用いた陸と海のある惑星の大気大循環計算, 日本気象学会 2009 年秋季大会, アクロス福岡, 2009 年 11 月 27 日.
- 3) 高橋芳幸, 林 祥介, 石渡正樹, 森川靖大, 大気大循環モデルを用いた陸と海のある惑星の大気大循環計算, 地球電磁気・地球惑星圏学会 第 126 回総会及び講演会, 金沢大学, 2009 年 9 月 27 日.

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：東北大学大学院理学研究科地球物理学専攻，寺田直樹(teradan@stpp.gp.tohoku.ac.jp)
研究分担者：独立行政法人 情報通信研究機構，品川裕之(sinagawa@nict.go.jp)

● 計算の目的

太陽風と惑星電磁圏の相互作用によって生じる様々なプラズマ過程に関するシミュレーション，特に高精度のグローバルシミュレーションを用いた研究を行い，惑星電磁圏におけるメソスケール現象と大規模現象，およびそれらの現象間の結合の解明を目標とする．惑星電磁圏という磁気圏，電離圏，熱圏が密に結合しあった複雑系現象の再現を目指し，非一様格子を用いたMHD/電磁ハイブリッドグローバルモデルによる領域間結合モデルの構築を行う．

● 研究の概要

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

● 今年度の研究成果の概要

今年度は，地球磁気圏-電離圏結合のグローバルハイブリッドモデルの実現に向けた開発ステップとして，高精度中心解法コードの開発を行った．ハイブリッドモデルや，その前段階である多流体モデルでは，システム方程式の固有値・固有ベクトルを求めることが困難なので，MHDモデル等で広く用いられている風上解法の適用が困難であった．そこで本研究では，近年，数値流体力学分野で発展が著しい高精度中心解法の導入を試みた．今年度は，2次精度 semi-discrete central scheme，3次精度 semi-discrete central WENO scheme，4次精度 semi-discrete central WENO scheme (実質3次精度)，および ppm 要素の組み込みを行い，1-3次元のプラズマ波動伝搬テストで期待通りの高精度解を得た．また，名古屋大学太陽地球環境研究所の梅田氏が開発した高精度の無振動解法と，上記の中心解法の有機的結合を行い，初期的な結果を得た．

● 研究成果の公表状況

- 1) Terada, N., Y. N. Kulikov, H. Lammer, H. I. M. Lichtenegger, T. Tanaka, H. Shinagawa, and T. Zhang, Atmosphere and water loss from early Mars under extreme solar wind and EUV conditions, *Astrobiology*, 9, doi:10.1089/ast.2008.0250, 2009.
- 2) Terada, N., H. Shinagawa, T. Tanaka, K. Murawski, and K. Terada, A three-dimensional, multi-species, comprehensive MHD model of the solar wind interaction with the planet Venus, *Journal of Geophysical Research*, 114, A09208, doi:10.1029/2008JA013937, 2009.
- 3) 寺田直樹, 松岡彩子, 関華奈子, 山崎敦, 二穴喜文, 横田勝一郎, 斎藤義文, 中川広務, 笠羽康正, 橋 省吾, 尾川順子, 佐藤毅彦, MELOSワーキンググループ, MELOSが挑む「火星大気散逸・大気進化科学」, *日本惑星科学会誌*, 18, pp.73-75, 2009.
- 4) Y. Ezoe, K. Ishikawa, T. Ohashi, Y. Miyoshi, N. Terada, Y. Uchiyama, and H. Negoro, Discovery of Diffuse Hard X-Ray Emission Around Jupiter with Suzaku, *ApJ*, 709, L178-L182, doi:10.1088/2041-8205/709/2/L178, 2010.
- 5) Delcourt, D. C., Y. Saito, K. Seki, and N. Terada, Dynamics of magnetospheric ions at Mercury: Some open questions awaiting BepiColombo measurements, *AIP conference proceedings 1144: Future Perspectives of Space Plasma and Particle Instrumentation and International Collaborations*, pp.102-108, 2009.
- 6) 梅田隆行, 杉山 徹, 松本洋介, 篠 原育, 寺田直樹, 「粒子シミュレーション」プラズマの計算科学-宇宙・核融合のマクロとミクロを解き明かすMHDと粒子シミュレーション-, 荻野瀧樹編, 共立出版, in press.
- 7) Kaneda, K., N. Terada, and S. Machida, Solar-wind control of the hot-oxygen corona around Mars, *Journal of Geophysical Research*, 114, doi:10.1029/2008JE003234, 2009.
- 8) Shinagawa, H. and N. Terada, MHD and kinetic modeling of the ionospheres of Venus and Mars, *AIP conference proceedings 1144: Future Perspectives of Space Plasma and Particle Instrumentation and International Collaborations*, pp.63-69, 2009.
- 9) Liu, K., E. Kallio, R. Jarvinen, H. Lammer, H. I. M. Lichtenegger, Yu. N. Kulikov, N. Terada, T. L. Zhang, and P. Janhunen, Hybrid simulations of the O⁺ ion escape from Venus: Influence of the solar wind density and the IMF x component, *Advances in Space Research*, 43, pp.1436-1441, 2009.
- 10) Brain, D., S. Barabash, A. Boesswetter, S. Bougher, S. Brecht, G. Chanteur, D. Crider, E. Dubinin, X. Fang, M. Fraenz, J. Halekas, E. Harnett, M. Holmstrom, E. Kallio, H. Lammer, S. Ledvina, M. Liemohn, K. Liu, J. Luhmann, Y. Ma, R. Modolo, A. Nagy, U. Motschmann, H. Nilsson, H. Shinagawa, S. Simon, and N. Terada, A Comparison of Global Models for the Solar Wind Interaction with Mars, *Icarus*, in press.

ブラックホール降着流における状態遷移とジェット形成の磁気流体数値実験

Magnetohydrodynamic Simulations of State Transitions and Jet Formation in Black Hole Accretion Flows

● 研究グループ

研究代表者：千葉大学大学院理学研究科，松元亮治(matumoto@astro.s.chiba-u.ac.jp)
 研究分担者：九州大学大学院理学研究院，町田真美(mami@phys.kyushu-u.ac.jp)
 松江工業高等専門学校，中村賢仁(nakamrkn@matsue-ct.jp)
 京都大学理学研究科附属納天文台，浅野栄治(asanoej@kwasan.kyoto-u.ac.jp)
 千葉大学大学院理学研究科，小田 寛(oda@astro.s.chiba-u.ac.jp)
 千葉大学大学院理学研究科，小川崇之(ogawa@astro.s.chiba-u.ac.jp)
 千葉大学大学院理学研究科，川島朋尚(kawashima-t@astro.s.chiba-u.ac.jp)
 千葉大学大学院理学研究科，赤穂大輔(akou@astro.s.chiba-u.ac.jp)

● 計算の目的

加熱・冷却過程を考慮した散逸性3次元磁気流体コードを用いて降着円盤の時間発展をシミュレートすることにより，降着円盤内部における磁気不安定性の成長と磁気乱流生成，磁気エネルギーの散逸，円盤から円盤コロナへのエネルギー輸送，熱不安定性の成長に磁場が及ぼす効果等を調べ，ブラックホール降着円盤の時間変動のメカニズムを解明するとともに円盤の状態遷移と高速ジェット生成の関連を明らかにする．また，降着率増大に伴うハードステートからソフトステートへの円盤の状態遷移とその後の進化を追跡するため，輻射と物質の相互作用をシミュレートする輻射磁気流体コードを実装し，シミュレーションを実施する．

● 研究の概要

ブラックホール候補天体はハードなX線を放射するハードステートとソフトなX線を放射するソフトステート間の遷移を示す．ハードステートからソフトステートへの遷移はエディントン光度の10%程度の光度で発生し，ジェットの噴出を伴う．状態遷移に伴い，時間変動のパワースペクトルも変化し，準周期振動(QPO)が発生することもある．従来の降着円盤理論では角運動量輸送率が未定パラメータになっていたため状態遷移過程を一意的に予測することができず，磁場が円盤のダイナミクスに及ぼす影響も十分考慮されていなかった．本研究ではこの状態遷移の研究に適用できる大局的な3次元磁気流体コードを作成してきた．このコードを用いることにより，第一原理計算に基づいて角運動量輸送過程を計算に組み込み，降着円盤の状態遷移とジェットの形成過程を明らかにすることを目指している．さらに，「すざく」，「MAXI」等によるX線観測結果，ミリ波・サブミリ波観測等と比較するため，シミュレーション結果をもとに輻射スペクトルを計算するモジュールを作成した．各種波長で観測されるQPOとシミュレーション結果にあらわれるQPOを比較することにより，ブラックホールの質量やスピンを推定する研究も行っている．

● 今年度の研究成果の概要

次年度から予定している本格的な 3 次元シミュレーションに適用できる磁気流体シミュレーションコードの開発を進めた。磁気流体エンジン部分については近似リーマン解法の一つである HLLD 法に基づく円筒座標系 3 次元の磁気流体コードを作成して初期に方位角方向の磁場に貫かれた角運動量一定のトーラスの時間発展計算に適用し、磁気回転不安定性が成長して円盤内部磁場が増幅されるとともに磁気乱流が成長して角運動量が効率的に輸送され、降着円盤が形成されるまでの過程をシミュレートした。その結果、カーテシアン座標 3 次元コードに比べてメッシュ形状の影響が少なく、また従来のコードに比べて数値振動の少ない結果が得られた。 $\text{div } \mathbf{B}=0$ を満たすようにするため、CT (Constrained Transport)法と divergence cleaning法に基づくコードを作成して比較検討した結果、後者の方が、数値的安定性が高いことがわかった。円筒座標系を用いたジェット伝播計算によってもコードを検証した。以上により、HLLD法に基づく円筒座標3次元散逸性磁気流体コードがほぼ完成した。

FLD法を用いた輻射流体モジュールと磁気流体コードを結合した輻射磁気流体コードの開発も進めた。磁場を無視した輻射流体コードを用いた超臨界降着円盤のシミュレーション結果 (Kawashima et al. 2009) から得られた密度、温度分布をもとにモンテカルロ法を用いて輻射スペクトルを計算するモジュールを作成し、降着率が臨界降着率よりも十分に高い場合、超光度X線天体 (ULX) に類似する輻射スペクトルが得られることがわかった。

光学的に薄く、高温なハードステート円盤の降着率が增大した場合の進化について、方位角磁場を考慮した定常モデルを求め、光学的に薄い円盤と厚い円盤をつなぐ定常解が存在できることを示した (Oda et al. 2009, 2010)。磁気流体部分に HLLD 法、輻射輸送に FLD を用いた輻射磁気流体コードを用いて、次年度にこの遷移過程をシミュレートする計画である。また、以前に実施した降着円盤の 3 次元シミュレーション結果にあらわれていた回転とエピサイクリック振動が共振する半径の回転周期に対応する準周期的な振動を様々な波長で観測されている高振動数の準周期振動 (QPO) と同定することにより、ブラックホールの質量やスピンを推定できることを示した (Kato et al. 2010)。今後、より詳細なシミュレーションを実施して QPO の生成機構を明らかにしていく計画である。

● 研究成果の公表状況

- 1) 小川崇之, 松元亮治, 川島朋尚, 町田真美, HLLD法を用いた降着円盤時間変動の磁気流体数値実験, 日本流体力学会年会, 2009年9月
- 2) 松元亮治, 小川崇之, 川島朋尚, 町田真美, 降着円盤磁気流体シミュレータの開発(5) : 円筒座標系3次元コード, 日本天文学会秋季年会, 2009年9月

プラズマ粒子シミュレーションによる非定常衝撃波に関する研究

Particle simulations on nonstationary collisionless shocks

● 研究グループ

研究代表者：九州大学，松清修一(matsukiy@esst.kyushu-u.ac.jp)

● 計算の目的

衝撃波の非定常的振る舞いをプラズマ運動論的な立場から詳細に理解することを目的とする。衛星観測データとの比較・検討を念頭に、粒子シミュレーションによって衝撃波遷移層の非定常的振る舞いを再現し、それが周辺のプラズマ分布関数や波動の励起に及ぼす影響を議論する。

● 研究の概要

本年度は、分布関数の時空間における変化が衝撃波非定常性の影響をどのように反映するかに注目し、衝撃波近上流におけるプラズマの分布関数を詳細に調べた。特に、斜め衝撃波で見られる背走プラズマが、衝撃波非定常性の影響をどのような形で上流に伝えるかを議論した。

● 今年度の研究成果の概要

衝撃波面から上流に向かって背走するイオンの位相空間分布と衝撃波リフォーメーション過程の相関を議論するため、1次元 PIC シミュレーションを行った。上流プラズマのパラメータは、イオン・電子間質量比： $\mu = 100$ ，電子およびイオンプラズマベータ値： $\beta_e = \beta_i = 0.5$ ，電子プラズマ・サイクロトロン周波数比： $\tau = 10$ を固定し、マッハ数および衝撃波角（衝撃波法線方向と磁場のなす角）をそれぞれ $M_A = 4.8$ および $\Theta_{Bn} = 60^\circ, 40^\circ$ と変化させて計算を行った。 $\Theta_{Bn} = 40^\circ$ のときに、いずれのマッハ数でも上流に背走するイオンの存在が確認された。背走イオンの生成過程は、衝撃波面においていわゆる鏡面反射を経験した成分の挙動と密接に関連している。反射イオンは、衝撃波前面の磁場を感じてサイクロトロン運動しながら動的電場によって加速され、エネルギーを得て下流に至る。反射の際、衝撃波面入射時の各イオンのジャイロ位相の違いや、リフォーメーションによってオーバーシュートの磁場強度が刻々と変化することに伴って、反射直後のイオンのジャイロ位相にかなりの広がりが生じる。これにより、いったん下流に透過した反射イオンの一部は、その後のサイクロトロン運動の過程で再び衝撃波面を横切って上流に染み出すことができる（図 1(b)）。そのようなイオンの一部が背走イオンとなって上流に伝搬していることがわかった。一方で、イオンの反射率はリフォーメーションの周期に呼応して増減する。オーバーシュートが十分発達している時間帯は反射率が高くなるため、これに合わせて背走イオンの生成率も間欠的に増加する。その結果、衝撃波上流の位相空間に縞状の背走イオンの濃淡構造が確認された（図 1(a)）。 $\Theta_{Bn} = 60^\circ$ のときは背走イオンの存在は確認されなかったが、この場合でも十分サイクロトロン半径の大きいハロー成分を上流プラズマに加えると、上と同様の過程で背走イオンが生成されることがわかった。一方、入射電子のうち、一部のピッチ角の大きい電子がミラー反射され、上流に背走することも確認した。背走電子の存在は、テスト的に行った 2次元 PIC シミュレーションでも確認された。

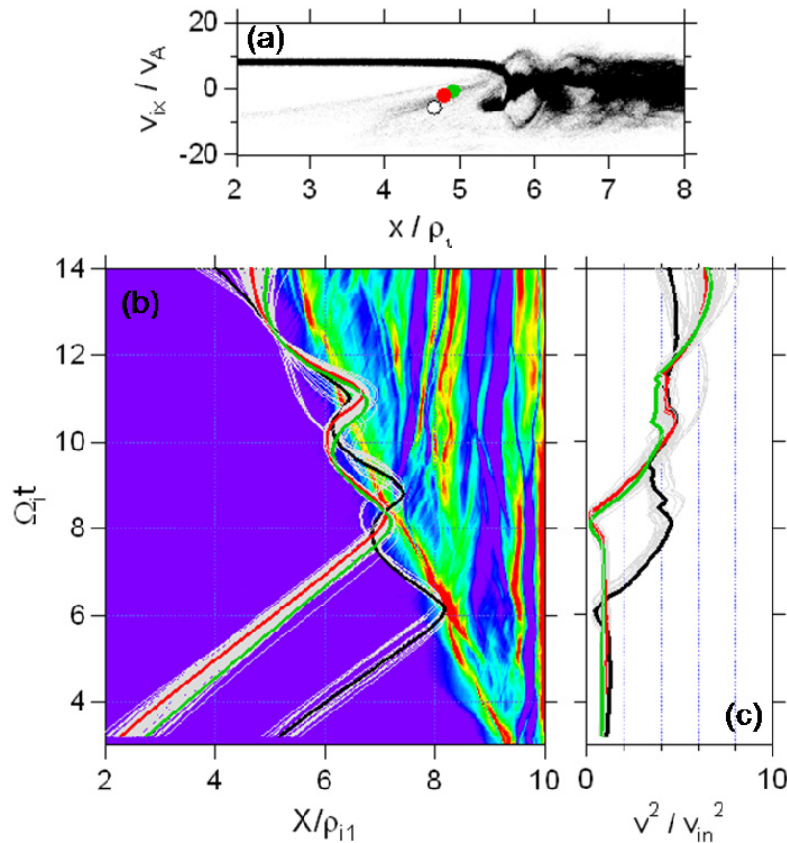


図1 (a)斜め衝撃波近傍におけるイオンの位相空間分布. 時刻は $\Omega t = 13$. (b)衝撃波磁場構造の時空図といくつかの反射イオンの軌道. (c)反射イオンのエネルギー変化. 上流の各種パラメータは, $\mu = 100$, $\beta_e = \beta_i = 0.5$, $\tau = 10$, $M_A = 8$, $\Theta_{Bn} = 40^\circ$.

● 研究成果の公表状況

- 1) Mach number dependence of electron heating in high Mach number quasiperpendicular shocks, Shuichi Matsukiyo, Phys. Plasmas, vol.17, pp.042901, 2010
- 2) Electron heating through microinstabilities in high Mach number quasi-perpendicular shocks, Shuichi Matsukiyo and Manfred Scholer, 8th Annual International Astrophysics Conference, USA
- 3) 衝撃波再形成過程におけるスケール間結合, 松清修一, 日本地区惑星科学連合2009年大会, 千葉市
- 4) Efficiency of Electron Heating in High Mach Number Quasi-Perpendicular Shocks, Shuichi Matsukiyo, Manfred Scholer, The 9th International School for Space Simulations, France
- 5) 高マッハ数衝撃波における電子加熱効率のマッハ数依存性, 松清修一, NICT計算機シミュレーション研究会, 福岡市
- 6) 衝撃波における電子加熱のマッハ数依存性, 松清修一, 第126回地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, 金沢市
- 7) 衝撃波上流における反射電子の振る舞い, H21年度STEL研究集会「STEシミュレーション研究会: 粒子加速と波動粒子相波動粒子相互作用」「宇宙プラズマ波動研究会」, 仙台市
- 8) Electron Heating through microinstabilities in High Mach Number Quasi-Perpendicular Shocks, Shuichi Matsukiyo, 5th Korean Astrophysics Workshop on Shock Waves, Turbulence, and Particle Acceleration, Korea
- 9) 衝撃波遷移層の微視的不安定性にともなう電子加熱効率のマッハ数依存性, 松清修一, 高エネルギー宇宙物理学研究会, 廿日市市
- 10) Mach number dependence of electron heating in supercritical quasi-perpendicular shocks, Shuichi Matsukiyo, Solar Energetic Particles: Origin and Environmental Impacts, Kyoto, Japan

ガンマ線バーストジェットの相対論的数値流体力学的研究

Numerical relativistic hydrodynamic study of gamma-ray burst jets

● 研究グループ

研究代表者：千葉大学先進科学センター，水田 晃(mizuta@cfs.chiba-u.ac.jp)

● 計算の目的

宇宙で見られる活動銀河核ジェットや，ガンマ線バーストジェットなど，相対論的流速を持った相対論的ジェットに関して，その伝播特性をジェットの物理量と周りの物質に関して依存性を明らかにする．特にジェット先端からのバックフローのダイナミクスとそのパスの形状の分類，バックフローがジェットに及ぼすフィードバック効果を明らかにする．

● 研究の概要

収束したジェットの伝播は，ジェットの密度，バルク速度，周りの物質の密度によって大きく依存することが知られている．ジェットの密度が周りの密度よりも低い場合，ジェットは先端で大きなエネルギー散逸を受け，逆行衝撃波と接触不連続面に囲まれたホットスポットを形成する．ジェットの温度，密度，周りの物質の条件を固定し，ジェットのバルク速度をパラメータとして変化させ，ホットスポットからの流流（バックフロー）のダイナミクスを調べた．

● 今年度の研究成果の概要

本年度は，密度一様の媒質中に伝播するジェットとジェット先端からの逆流(バックフロー)に関するダイナミクスに関してジェットのバルク速度を変化させることによって，伝播速度の異なるジェットの伝播を調べた．ジェット先端にはホットスポットが形成されるが，ここでの音速はジェットの速度が相対論的であるため，音速の最大値である光速の数%程度となる．これは，ジェットの伝播速度と同程度となる．

ジェットのバルク速度を下げると，ジェット先端の伝播速度とホットスポットの音速の大小関係が逆転をおこす．これに伴って，バックフローのパスが準直線的なものから，蛇行するものに分かれる．蛇行する逆流は先端近くで横方向からジェットを絞り上げ，ジェットの断面積の増加による伝播効率の減少などジェットの伝播に関して負のフィードバックをかけることが分かった．

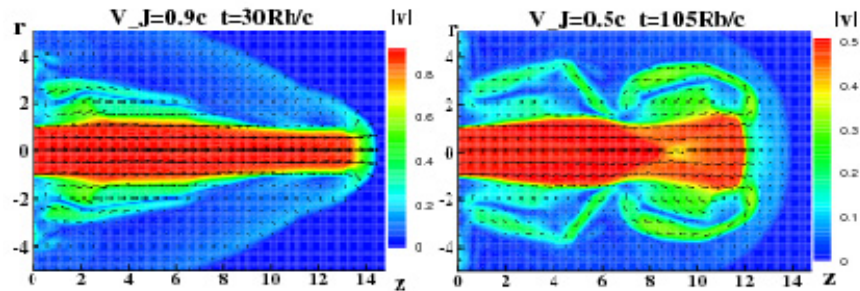


図 1 ジェットのシミュレーションから速度の絶対値の等高図。z軸上の赤い部分がジェット先端からジェットを取り囲むようにバックフローが生じている。左(バルク速度 $0.9c$)のモデルでは、ジェットの先端の速度約 $0.5c$ に対してホットスポットの音速は $0.5c$ 程度と、同程度でバックフローは薄い層状となり、ジェットに対して反平行流である。それに対し、右(バルク速度 $0.5c$)のモデルではジェットの先端の伝播速度は $0.1c$ 程度、ホットスポットの音速は $0.3c$ 程度である。バックフローの速度はホットスポット静止系で、その音速程度のため、バックフローは大きく横方向に広がった後、後方へ回り込む。そのため、パスは反ループ上になり、横方向からジェットを絞りを上げ、ジェットの断面積が大きくなり、伝播効率が落ちる。

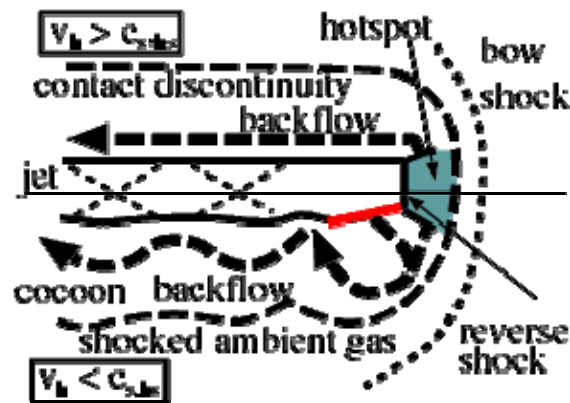


図 2 ジェットの模式図、ジェット先端の伝播速度がホットスポットよりも早い場合、バックフローは準直線的になる。一方、ジェット先端の伝播速度がホットスポットの音速よりも遅い場合、バックフローは伝播方向に対して垂直方向に広がり、その後後方へ回り込むことによって、パスが曲げられる。バックフローは半ループを描きジェットを横方向から絞りを上げ、先端付近に斜め衝撃波を形成し新たな曲がった逆流の形成を促す。

● 研究成果の公表状況

- 1) Akira Mizuta and Miguel A Aloy, Angular Energy Distribution of Collapsar-Jets, ApJ, 699, 1261 (2009)
- 2) Akira Mizuta, Motoki Kino, and Hiroki Nagakura, Hysteresis of Backflow Imprinted in Collimated Jets, ApJ, 709, L83 (2010)

水星の材料物質の起源, 熱史, および磁場生成

Origin of material substance, thermal history and magnetic field generation of Mercury

● 研究グループ

研究代表者：北海道大学 大学院理学研究院 自然史科学部門, 倉本 圭(011-706-2760)

研究分担者：北海道大学 大学院理学院 宇宙理学専攻, 福井 隆(takashi@ep.sci.hokudai.ac.jp)

北海道大学 大学院理学院 宇宙理学専攻, 岩堀智子(iwahori@ep.sci.hokudai.ac.jp)

北海道大学 大学院理学院 宇宙理学専攻, 佐々木洋平(uwabami@gfd-dennou.org)

● 計算の目的

マントルと核の組成が地球と異なる可能性を考慮した水星の熱史と金属核の進化および固有磁場生成の数値的解析を行い, 水星の固有磁場の起源について水星の物質科学的特徴とそれがもたらす 45 億年間の熱史へのインパクトに密接に関連づけて検討する. 現在航行中の *Messenger* 計画と将来打ち上げの予定されている *Bepi Colombo* 計画の得る水星の磁場, 表面組成, 重力等の新しい探査データの統合的な解釈に寄与する.

● 研究の概要

本年度は, これまでベクトル機において最適化, 並列化されてきた球殻流体の数値コードをFX1用に最適化し, あわせて並列計算における性能の向上を行なった. また, マントル対流用の数値コードを新たに開発した. 開発した数値コードは並列効率は良好であるものの単一 CPUでの計算効率がそれほど良くないのが現状である.

改良した球殻流体の数値モデルを用いて, 回転球殻 MHD ダイナモの初期磁場および力学的境界条件の影響について調べ, パラメータ空間上で整理した.

● 今年度の研究成果の概要

本研究では, 力学的境界条件として球殻両端が滑り無し条件の場合と, 球殻下端が滑り無し条件, 球殻上端が応力無し条件の場合の二通りについて回転球殻内の力学的ダイナモの数値実験を行なった. 計算したパラメータ範囲はプランドル数は1, エクマン数は 10^{-3} , 球殻の内径外径比は0.35に固定, 磁気プランドル数は1 - 50, レイリー数は臨界値の1.5 - 10 倍までである.

球殻両端に滑り無し条件を課した場合には得られたダイナモ解は, いずれもこれまでの研究で良く知られている α^2 ダイナモであった. これに対して上端に応力無し条件を課した場合の計算では, 運動エネルギーに対して磁気エネルギーが非常に小さいダイナモ解が得られた. このダイナモ解は上下二層の空間的構造により特徴づけられる. 上層は, 強い順行帯状流と動径外向きに広がった螺旋状の対流渦が支配的である. この螺旋渦は自転と同方向に伝播し, あまり組織化されてはいない. その一方で, 下層は自転と逆向きに伝播する柱状の乱流対流渦が支配的である. 上層の強い帯状流は下層で形成された磁場が球殻表面に表れることを妨げている.

この弱磁場ダイナモ解の磁場生成過程を調べるために, 下層と上層それぞれの伝播速度で経度方向に移動する座標系で時間平均をとり, 上層と下層それぞれの速度場と磁場の特徴的な構造を抽出することに成功した. さらに, この弱磁場ダイナモ解の運動エネルギーと磁気エネルギーの収支解析を行ない, 運動および磁気エネルギーのトロイダル成分とポロイダル成分のエネルギー変換を明確にした. これらの解析を合わせることで運動エネルギーのトロイダル, ポロイダル成分が磁場のトロイダル, ポロイダル成分へと変換される領域を特定した. 球殻下層において, 対流渦によるトロイダル磁場の磁力線の引

き伸ばしによって渦状のポロイダル磁場が生成される。この渦状の磁力線が間欠的に上層に貫入する対流運動によって持ち上げられ、球殻上層の螺旋渦に巻き込まれ引き伸ばされてトロイダル磁場が形成される。このトロイダル磁場が間欠的に下層に落ちてきて内側領域の対流渦に引き込まれ、再び渦状のポロイダル磁場を形成する。これらの過程を繰り返すことで自励的な磁場が生成維持されている。

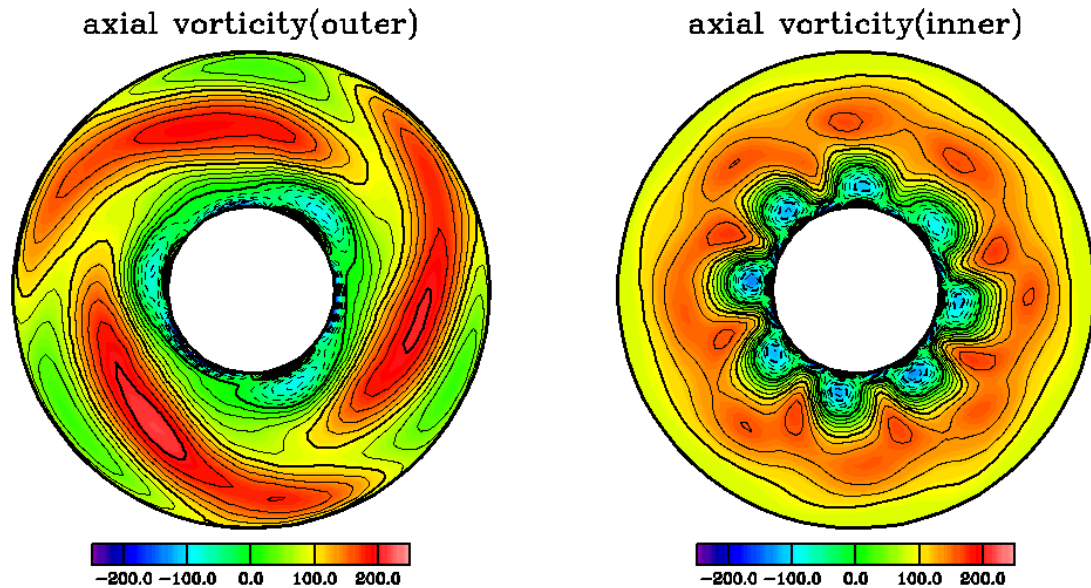


図1 二層弱磁場ダイナモ解において、上層・下層の伝播速度で動く系において時間平均した回転軸方向の渦度分布(赤道断面)。左は球殻上層の伝播速度での平均、右は球殻下層の伝播速度での平均。

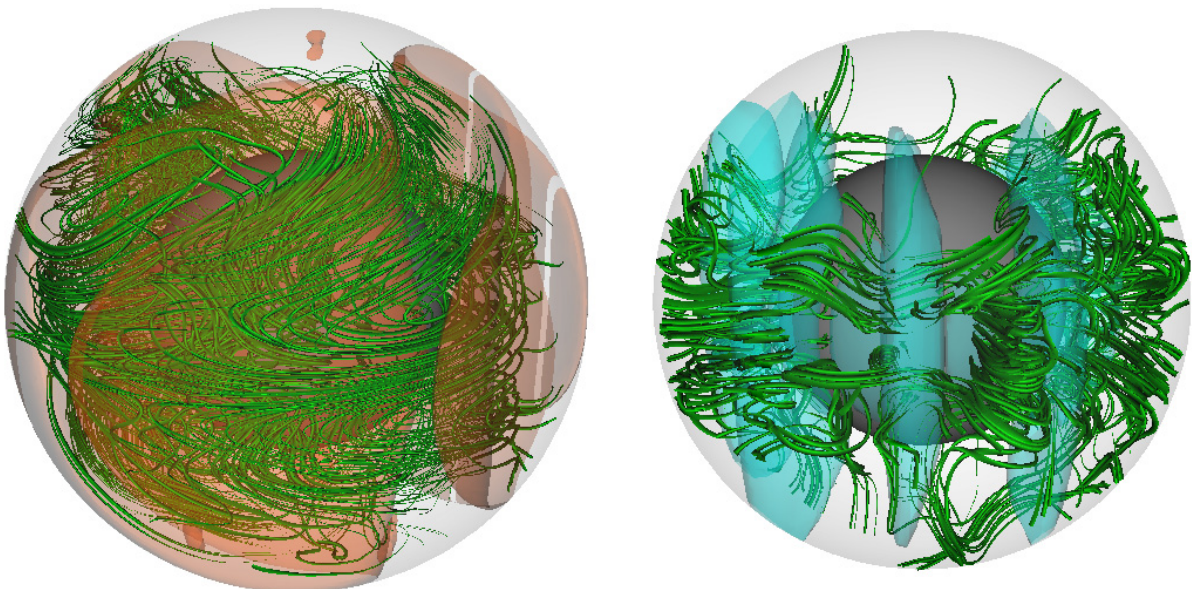


図2 二層弱磁場ダイナモ解において、上層・下層の伝播速度で動く系から見た、磁力線と渦度の回転軸方向成分の等値面。左は球殻上層の伝播速度で見た系(渦度150)、右は球殻下層の伝播速度で見た系(渦度-50)。

● 研究成果の公表状況**【査読無し】**

- 1) 佐々木洋平, 竹広真一, 林 祥介, 倉 本圭: 「回転球殻MHD ダイナモ解に対する上部力学的境界条件の影響」ながれ 28 別冊, pp.106(2009)

【学会発表】

- 2) 福井 隆, 田中秀和, 倉本 圭, ダスト落下に伴う原始惑星系円盤の固体面密度分布の進化, 日本地球惑星科学連合 2009 年度大会, 幕張市, 2009 年 5 月.
- 3) Fukui, T. and Kuramoto, K.: Growth, fragmentation, and inward drift of dust in protoplanetary disks: Implication for chondritic components, 72nd Annual Meeting of the Meteoritical Society, Nancy, France, July, 2009.
- 4) Fukui, T. and Kuramoto, K.: Collisional fragmentation of dust as a necessary step in early solar system evolution, Experimentation and Modeling in Cosmochemistry, Nancy, France, July, 2009.
- 5) Tomoko Iwahori, Kiyoshi Kuramoto: Thermal Evolution of Mercury: Implication from Temperature Profile Simulation, 6th Annual Meeting of Asia Oceania Geosciences Society, Singapore, August, 2009.
- 6) Fukui, T., Tanaka, H., and Kuramoto, K: Dust mass distribution in Protoplanetary Disks: effect of dust growth, fragmentation, and inward drift, 6th Annual Meeting of Asia Oceania Geosciences Society, Singapore, August, 2009.
- 7) 岩堀智子, 倉本 圭, 水星の表面温度分布: 熱構造への示唆, 日本惑星科学会 2009年秋季講演会, 2009 年9月.
- 8) 福井 隆, 田中秀和, 倉本 圭, 惑星系最初期進化におけるダスト衝突破壊過程の重要性, 日本惑星科学会 2009 年秋季講演会, 東京都文京区, 2009 年 9 月.

太陽系内小天体の起源と力学進化

Dynamical evolution of small bodies in the Solar System

● 研究グループ

研究代表者：神戸大学大学院理学研究科 地球惑星科学専攻，中川義次(yoshi@kobe-u.ac.jp)

研究分担者：コロラド大学大気宇宙物理学研究所/神戸大学大学院理学研究科 地球惑星科学専攻，
大槻圭史(ohtsuki@tiger.kobe-u.ac.jp)

北海道大学低温科学研究所，谷川享行(tanigawa@lowtem.hokudai.ac.jp)

● 計算の目的

月及び他の惑星の衛星，ならびに小惑星の起源と力学進化を明らかにするために，数値シミュレーションにより以下のことを調べる．

- [a] 惑星の周りで衝突した微惑星が合体する確率を求め，月・衛星の成長過程を明らかにする．
- [b] 惑星の周りでの微惑星同士の衝突・重力散乱による角運動量輸送を明らかにする．
- [c] 惑星原始大気あるいは周惑星円盤ガスからの抵抗による衛星捕獲確率を求める．

● 研究の概要

- (1) 微惑星合体確率及び集積過程：惑星の周りを公転する二つの微惑星が衝突した際の合体確率を，粒子自転を考慮した三体問題の軌道数値計算により求める．得られた結果とN体シミュレーションの比較を行なう．
- (2) 周惑星円盤内での微惑星衝突及び相互重力散乱による角運動量輸送率（粘性）を，三体軌道計算により求める．得られた結果をN体シミュレーションの結果と比較する．
- (3) 衛星捕獲確率：太陽，惑星，微惑星の三体問題軌道計算により，微惑星が惑星に一時捕獲される確率，捕獲されやすい軌道の特徴等を明らかにする．惑星大気あるいは周惑星円盤ガスからのガス抵抗も考慮する．

● 今年度の研究成果の概要

(1)(2) についてはほぼ計算を終え，論文投稿準備中である．(3) について，従来我々が仮定していた，惑星大気密度が惑星中心からの距離のべきに比例するという簡単な場合に加えて，より現実的な密度分布をもつ大気による捕獲確率も求め，これらの結果も含めて論文を投稿し，雑誌 *Icarus* に掲載された (Tanigawa & Ohtsuki 2010 ; 図 1 & 2)．さらに(3)の発展として，衛星のもととなる周惑星円盤ガスによる微惑星捕獲の計算の準備を進めた．まず，微惑星捕獲が惑星に最接近した時の速度等で決まると仮定し，捕獲率を解析的に求めた．次に，周惑星円盤に関する流体計算結果を用いて捕獲確率を計算するコードの開発を行なった．コード開発はほぼ終わったので，来年度は本格的な計算に着手する予定である．

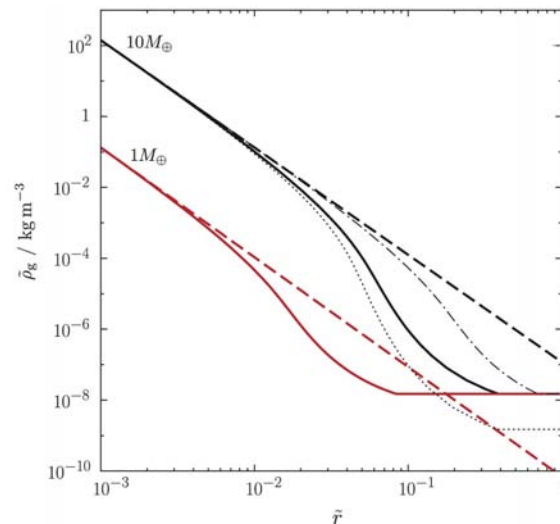


図1 惑星原始大気の密度構造. 横軸は惑星中心からの距離を惑星重力圏半径で規格化したもの. 太実線はInaba & Ikoma (2003)に基づく, 現実的な密度分布. 太破線はべき分布. 細線は境界条件を変えた場合の分布(Tanigawa & Ohtsuki 2010).

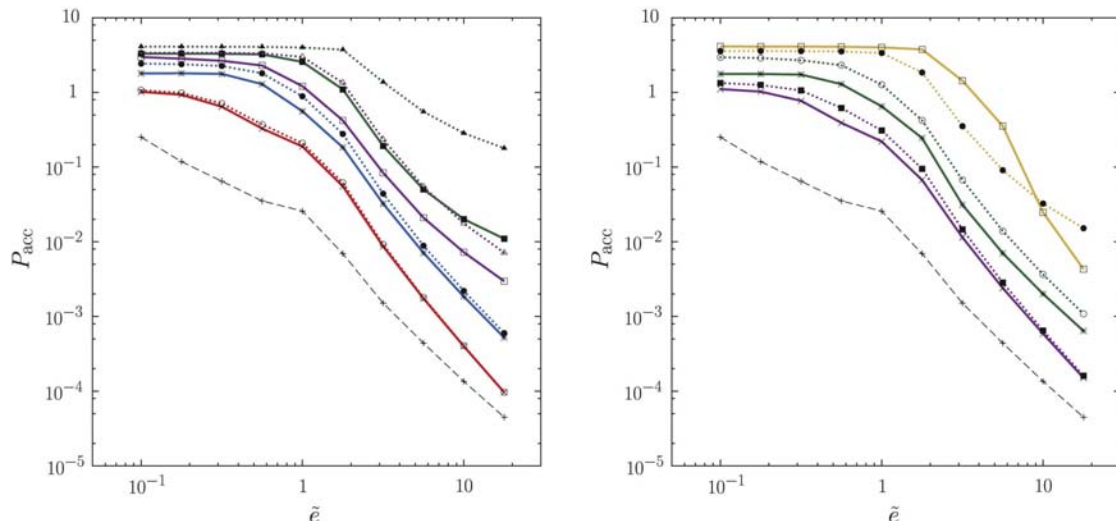


図2 現実的な密度分布(太実線)とべき分布(太破線)の場合の惑星集積率を, 規格化された微惑星軌道離心率の関数として表したもの. 細破線は大気のない場合の衝突確率を表す. 左図は10倍の地球質量をもつ惑星の場合であり, 微惑星サイズが 10^4 km (赤), 10^2 km (青), 1 km (紫), 10 m (緑)の場合を表す. 右図は1倍の地球質量の惑星の場合であり, 微惑星サイズが1 km (紫), 10 m (緑) 0.1 m (黄)の場合を表す(Tanigawa & Ohtsuki 2010).

● 研究成果の公表状況

- 1) 谷川享行, 大槻圭史, 小林 浩, 町田正博, Satellite formation : Supply of solid material to circum-planetary disks, 日本地球惑星科学連合 2009年大会, 幕張, 2009/05
- 2) 谷川享行, 大槻圭史, 小林浩, 周惑星ガス円盤による微惑星捕獲 : 解析的見積もり, 日本惑星科学会 2009年秋季講演会, 東京, 2009/09
- 3) Tanigawa, T., Ohtsuki, K. 2010. Accretion rates of planetesimals by protoplanets embedded in nebular gas. Icarus 205, 658-673.

高低赤方偏移の星形成銀河の形成シミュレーション

Simulations on the formation of star-forming galaxies at high and low redshifts

● 研究グループ

研究代表者：東北大学大学院理学研究科天文学専攻，野口正史(noguchi@astr.tohoku.ac.jp)

研究分担者：Mullard Space Science Laboratory, University College London,

河田大介(d.kawata@ucl.ac.uk)

● 計算の目的

銀河の形成史を総合的に解明するため，高赤方偏移（宇宙初期）における小天体および低赤方偏移（現在）における円盤銀河の形成過程を高解像度の宇宙論的数値シミュレーションによって調べる．宇宙初期の天体形成においては水素分子による放射冷却が重要と考えられるので，冷却率を定量的に正しく考慮したシミュレーションによってその効果を調べる．また，円盤銀河においては，

これまでほとんど調べられていなかった超新星爆発などによるフィードバックの影響を重点的に調べ，観測される銀河の性質と比較する．

● 研究の概要

銀河形成において重要と考えられるほとんどすべての物理過程（重力，ガス力学，放射冷却，星形成，星間化学など）を組み込んだ3次元N体流体コードを用いて，Cold Dark Matter 宇宙論の予測する初期条件のもとに小天体（質量が銀河の10万分の1程度）および銀河程度の質量を持つ天体の時間的進化をシミュレートし，進化過程のパラメータ依存性を調べる．

● 今年度の研究成果の概要

計算コードに水素分子による放射冷却を正しく組み込むことに成功した．このコードを用いて質量が太陽の100万倍の天体の形成過程を計算したところ，赤方偏移が30程度で原子密度が10000個/立方センチ程度の高密度クランプが形成されることが分かった．この領域では全物質に対して水素分子の占める割合が 10^{-3} を超え，水素分子の放射冷却で物質がさらに収縮し宇宙初代の星が形成される可能性がある．一方円盤銀河のシミュレーションでは，超新星爆発によるエネルギーのフィードバックと重元素汚染が合体銀河の力学的化学的性質に及ぼす影響を部分的に解明した．

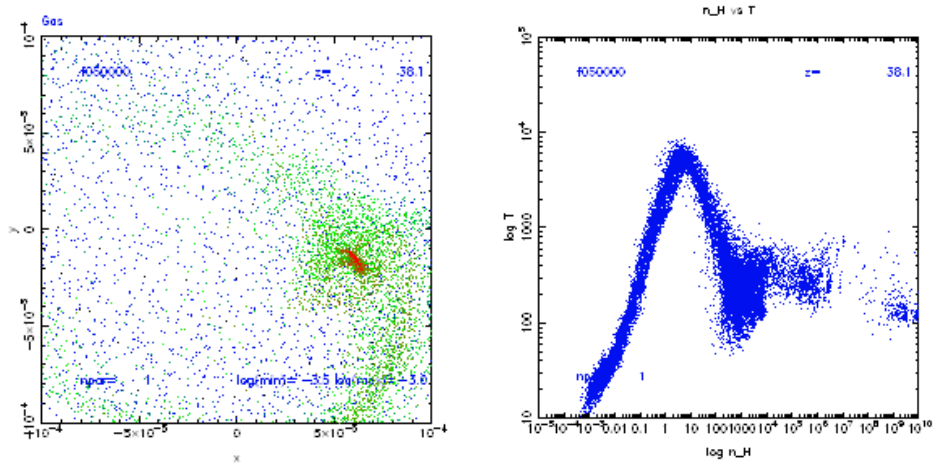


図1 質量が太陽の100万倍の天体の進化 左： $z=38$ における中心部20 p cのガス分布. 青は水素分子の相対比が $10^{-3.5}$ 以下, 赤は 10^{-3} 以上の領域を表す. 右：ガス温度の密度依存性. 重力収縮によって 10^4 Kまで温度が上昇するが, 高密度 (原子密度 $10^4/\text{cm}^3$) になって水素分子が形成されると200Kまで冷却する.

● 研究成果の公表状況

- 1) Rahimi, Kawata, Brook, Gibson “Chemodynamical analysis of bulge stars for simulated disc galaxies” (2010, MNRAS, 401, 1826)

航空機材料開発のためのマルチスケール&マルチフィジックスシミュレーション

●研究グループ

研究代表者：富山大学, 松島紀佐(kisam@eng.u-toyama.ac.jp)
 研究分担者：東北大学, 岡部朋永(okabe@plum.mech.tohoku.ac.jp)
 東北大学, 西川雅章(nishikawa@mm.mech.tohoku.ac.jp)
 愛媛大学, 矢代茂樹(yashiro.shigeki@eng.ehime-u.ac.jp)

●計算の目的

短繊維複合材料は、成形コストが安価、成形自由度が高い、成形サイクルが短く高効率などの利点を持つ。成形材の品質に大きく影響する強化繊維の凝集や破断といった現象を議論するには、成形時の熔融樹脂中での繊維の運動を理解することが不可欠である。成形プロセスにおける繊維と樹脂の運動を正確に予測できれば、成形材の物性値の予測だけでなく、成形プロセスの制御を通じて材料物性を改善することも可能となる。そこで本研究では、連続体を粒子の集合として表現し、その運動を解析する粒子法シミュレーションを利用し、短繊維強化プラスチックの射出成形シミュレーションを実施する。

●研究の概要

本研究では、樹脂を粘性流体、強化繊維を剛体として表現することによる成形流動シミュレーションを構築した。構築したシミュレーションを用い、板材のほか、角や分岐のある型での成形解析を行った。繊維および樹脂をモデル化して解析で得られた繊維の流動を逐次追跡し、従来の研究で得られている知見と比較を通じ、構築した成形流動シミュレーションの妥当性を検証した。

●今年度の研究成果の概要

Figure 1 (a), (b)は固体壁上と柔軟壁上の瞬間の渦度分布をそれぞれ示している。赤色は左回り、青色は右回りの渦度である。壁面近傍では筋上の渦構造を確認できる。柔らかい壁面近傍では固体壁面よりも渦度が弱まっている。DNS データベースから時間平均統計量を求めた結果、柔らかい壁面の摩擦抵抗は固体壁面の摩擦抵抗よりも小さくなった。乱れ強さ、レイノルズ応力などからも、柔軟壁面の摩擦抵抗低減効果を確認できている。摩擦抵抗低減のメカニズムを調べるために、壁面の運動と壁近傍の渦運動の関係を調べた。Figure 2 (b)に壁面変位と壁面近傍の速度変動のクロススペクトルを示す。横軸は無次元周波数、縦軸は位相角である。 $-\pi$ [rad]で強いピークが見られる。これは柔軟壁面が渦運動を弱めるように運動していることを意味する。その結果、柔軟壁面の摩擦抵抗が小さくなると考えられる。

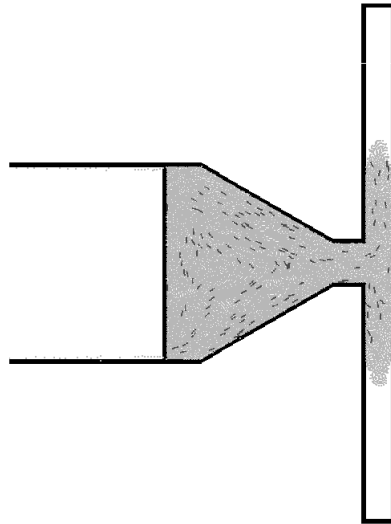


Fig.1 Snapshot of the simulated results of injection to the plate mould ($t = 0.06$ s)..

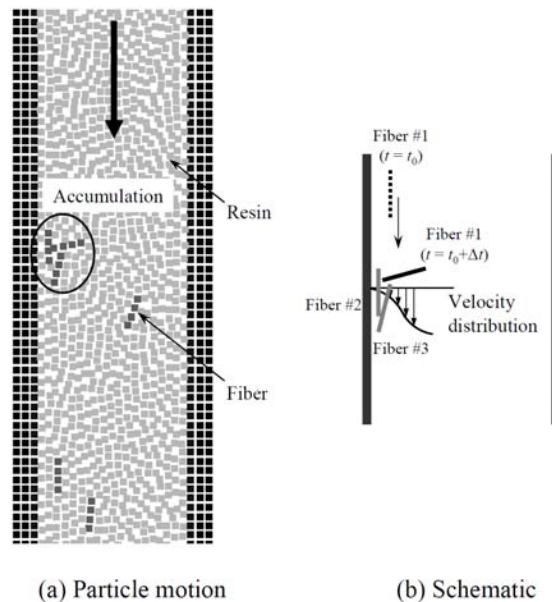


Fig.2 Fiber accumulation near the wall.

● 研究成果の公表状況

- 1) 矢代茂樹, 岡部朋永, 松島紀佐. MPS法を用いた短繊維強化プラスチックの射出成形シミュレーション. 日本複合材料学会2009年度研究発表講演会 (2009), pp. 129-130.
- 2) 矢代茂樹, 岡部朋永, 松島紀佐. 粒子法を用いた短繊維強化プラスチックの射出成形解析. 日本複合材料学会誌 (2010), Vol. 36(1), pp. 11-18.
- 3) 本多崇, 岡部朋永. CFRP製造のためのRTMに関する数値シミュレーション. 九州大学応用力学研究所平成21年度共同利用研究集会「ナノ複合材料等次世代複合材料の創製及び評価」 (2010), pp. 55-58.

数値解析を用いた極超音速実験機 HYTEX のインテーク捕獲流量評価

Numerical Evaluation on the Mass Flow at the Intake of the Hypersonic Turbojet Experimental Aircraft

● 研究グループ

研究代表者：慶應義塾大学理工学部，松尾亜紀子(matsuo@mech.keio.ac.jp)

研究分担者：慶應義塾大学理工学部，田邊 陽(y14286@educ.cc.keio.ac.jp)

● 計算の目的

近年 JAXA（宇宙航空研究開発機構）を中心として、マッハ 5 クラスの将来型極超音速航空機に関する研究が進められている。2015 年までにエンジン燃焼を含めた飛行試験を行う予定である。現段階ではエンジンを除いた機体形状に関する検討が行われているが、極超音速機全体としての空力係数を予測するためには、エンジンを付与した場合の評価が必須である。本報告では種々の条件下においてエンジンインテークにおける空気捕獲性能を調査することを目的とする。具体的には迎角，インテーク第二ランプ角，飛行マッハ数を変化させ，捕獲質量流量，流量捕獲率を調査する。

● 研究の概要

極超音速エンジン実験機のエンジンインテークにおける空気捕獲流量を様々な条件下で調査した。変化したパラメータは迎角，インテーク第二ランプ角，飛行マッハ数である。インテークの性能を評価する指標として，質量流量および流量捕獲率を設定した。各パラメータを変化させた場合の評価指標の応答を調査した。

● 今年度の研究成果の概要

迎角が増加すると，機体下面前縁より出る斜め衝撃波が強くなりインテーク前方の密度が高くなるため，捕獲流量および流量捕獲率は増加した。

捕獲流量および流量捕獲率はインテーク第二ランプ角に依らず，ほぼ一定であった。これはランプ角増加に伴う密度の増加が，入り口断面積の減少により相殺されるためである。

HYTEX が高マッハ数で飛行する際には，大気密度の低い高高度を飛行する。よって，捕獲流量はマッハ数の増加に従い減少する。一方マッハ数が大きい場合，第二ランプに沿って転向した流れが全てインテーク内に導かれるため，流量捕獲率は増加する。

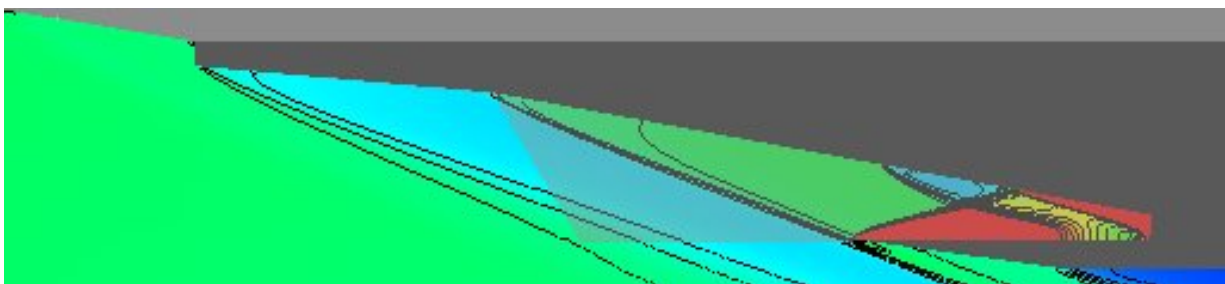


図1 飛行マッハ数 5.0，迎角 0 度，第二ランプ角 10.48 度の場合のインテーク内圧力分布

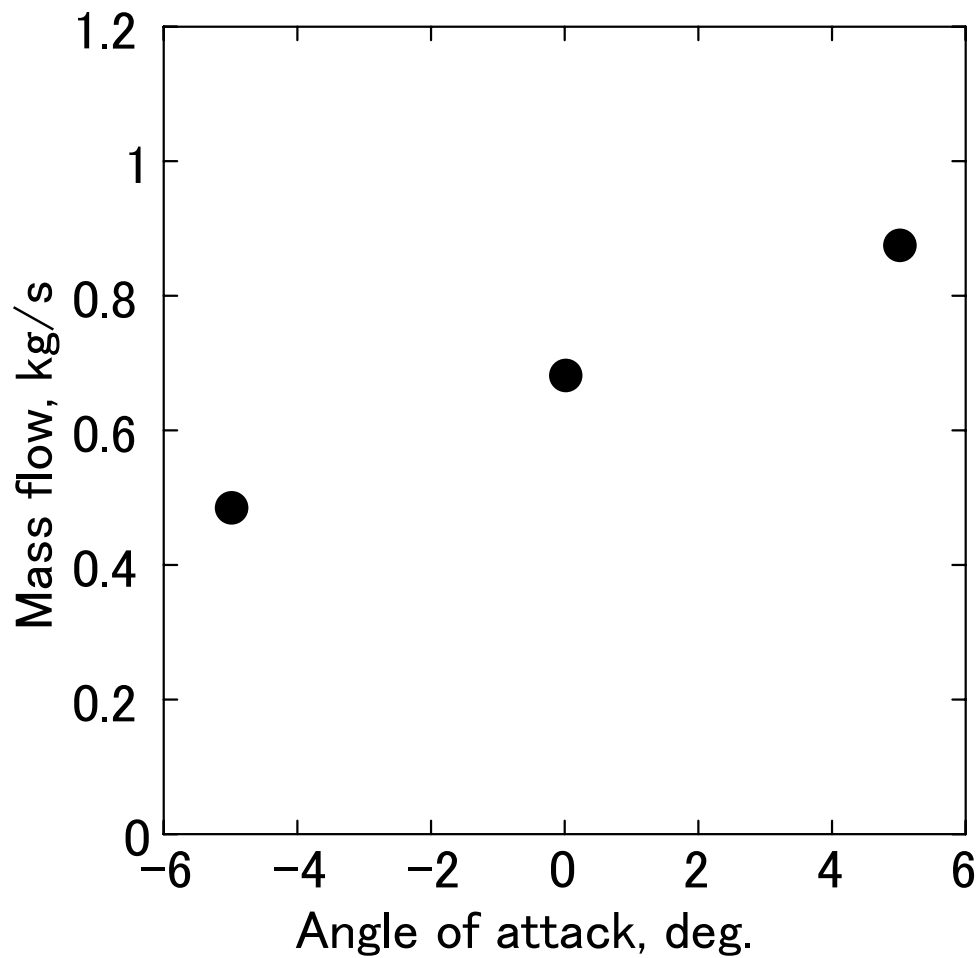


図2 飛行マッハ数5.0, 第二ランプ角10.48度の場合の捕獲質量の迎角応答

● 研究成果の公表状況

- 1) 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition
- 2) Asian Joint Conference on Propulsion and Power 2010
- 3) 日本航空宇宙学会 第41期年会講演会

利用概要

JAXA はこれまで、調布地区、角田地区、相模原地区の3か所にスーパーコンピュータを有しそれぞれで運用していたが、これらを統合した新しいスーパーコンピュータとして、平成21年4月より、JAXA Supercomputer System (JSS) の本運用を開始した。ここでは、平成21年度のJSSの利用概要をまとめる。

1. 平成21年度利用概要

1 システム概要

JSS のシステム構成を図に示す。JSS は、135TFLOPS の総演算性能を持つスカラ計算部、4.8TFLOPS の総演算性能を持つベクトル計算部、ストレージ部に加えて、フロントエンド機能や遠隔地に設置されるローカルサーバ等の周辺装置で構成される。なお、各拠点は国立情報学研究所のSINET3を使用したギガビットイーサネットにて接続される。

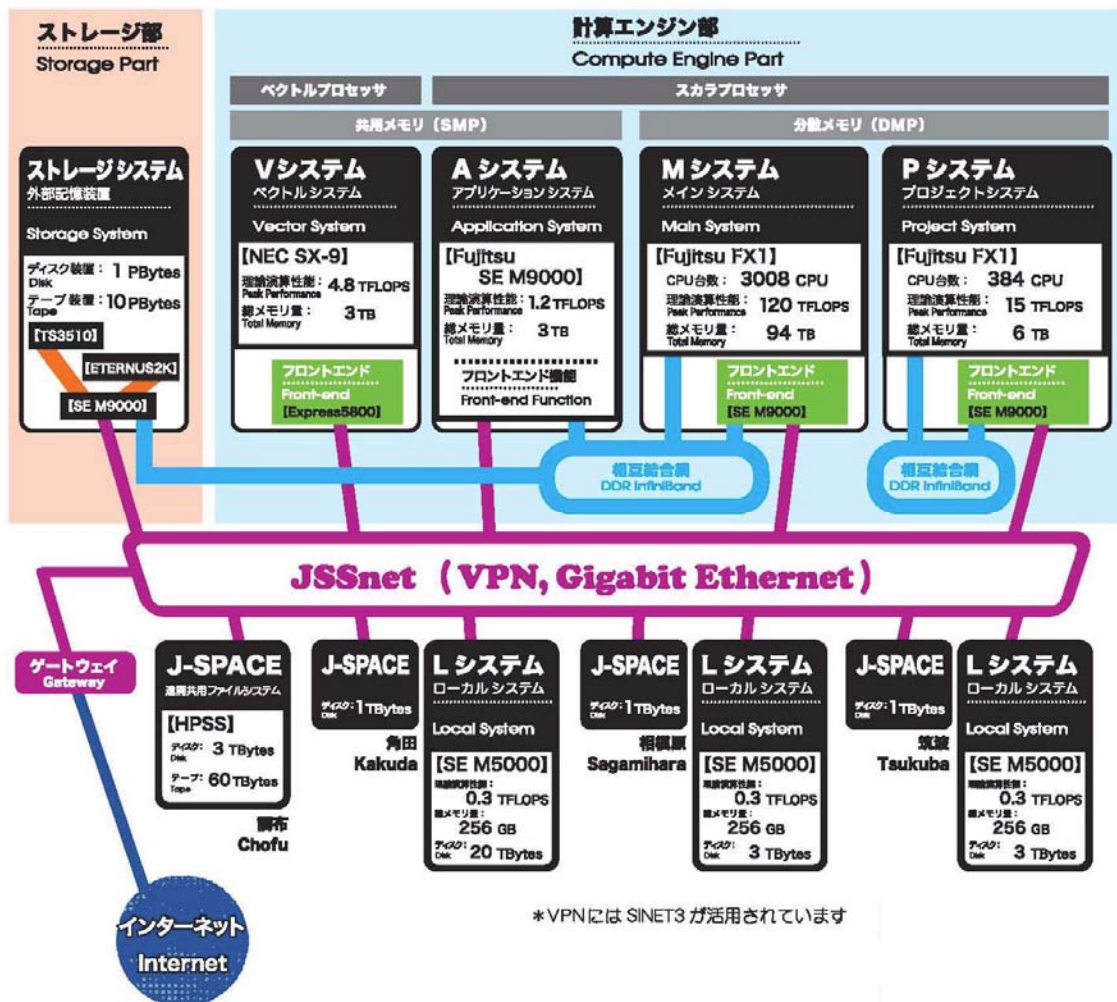


図 1-1 JSS の構成図

JSS の主要システムの諸元を表 1-1 に示す。

M システムは、富士通 FX1 が 3008 ノードで構成されるスカラ型分散メモリ計算機である。ピーク性能は 120TFLOPS、94TB のメモリを有する。加えて、同じく FX1 が 384 ノードから構成される P システムは、M システムとは独立しており、プロジェクトからの緊急要請やセキュリティの高い計算など、他とは独立させて行うためのものである。A システムは、富士通 SE M9000 で構成される 1TB のメモリを有する共有メモリ計算機である。V システムは NEC SX-9 が 3 ノードで構成されるベクトル型共有メモリ計算機である。

メインとなる M システムは、フロントエンドを 2 ノード、IO ノードを 3 ノード有しており、システムの負荷分散、冗長化にも考慮している。また、JAXA の主要拠点には、ローカルサーバとして L システムを設置しており、各拠点のユーザは L システムを経由して M システムを利用することができる。

スカラシステムの CPU には 1CPU あたり 4 コアを有する富士通 SPARC64VII プロセッサを採用している。

表 1-1 JSS の主要諸元

システム名	M (Main) システム	P (Project) システム	A (Application) システム	V (Vector) システム
製品名	富士通 FX1		富士通 SE M9000	NEC SX-9
システムタイプ	スカラ MPP		スカラ SMP	ベクトル SMP
ノード数	3008	384	1	3
ピーク性能 (TFLOPS)	120	15	1.2	4.8
メモリ容量 (TB)	94	6	1	3



写真：JSS-M（メイン）システム

2 障害発生状況

JSS-M システムの障害発生状況を図に示す。なおここでの件数は、メモリ交換など予防保守作業も含むものであり、特にハード障害に関しては、定常的に発生している。ただし、このうち、システムダウン（ログイン不可あるいは全演算停止）に至ったものは5件と、全体としては安定して稼働している。

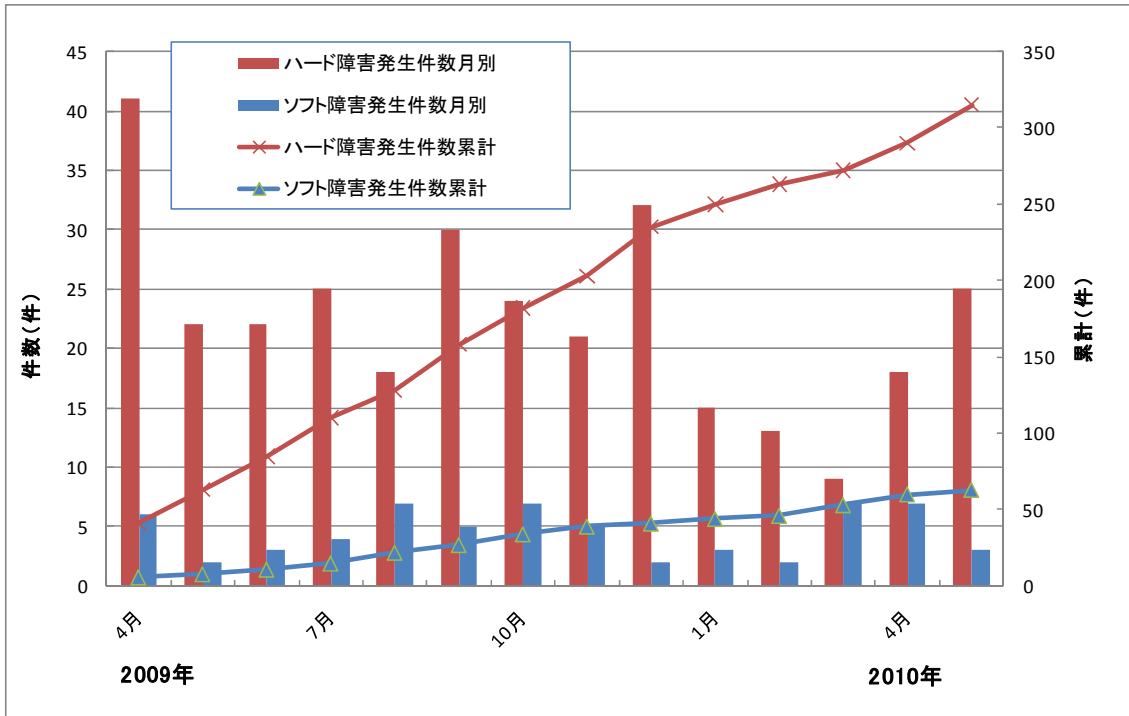


図 2-1 JSS-M システム障害件数

3 運用概要

平成 21 年度の JSS-M システムの稼働状況を表に示す。ここでの CPU 稼働率とは、ジョブ処理計画時間に対する、バッチジョブ割当時間（実行ジョブに CPU を割当てていた時間）の割合である。4 月の本稼働開始当初は 60%~70%程度だったのに対し、年度末には 90%以上を維持している。これは、ジョブ数が徐々に増加してきたことによる部分もあるが、8 月に独自開発のジョブスケジューラを適用して、効率良くジョブ運用を行えるようになったことによるものである。

表 3-1 JSS-M システム稼働状況

(時間単位：時間)

運用 月次	CPU 稼働状況		ジョブ処理計画運用時間				停止時間(実時間)			総 CPU 電源投入 時間 (E)	電源 投入 時間に 対する CPU 稼働率 (A)/(E)	運 用 日 数
	バッチ ジョブ 総割当 時間 (A)	CPU 稼働率 (A) /(B)	処理可能 時間	障害 時間	運用時間 合計 (B)	計画外 停止	保守 作業 センタ 作業	予告 停電	小計			
H2104	5,723,445	67.8%	8,336,170	99,737	8,435,907	2.95	27.17	0.00	30.12	9,537,925	60.0%	30
H2105	6,069,367	75.2%	7,941,521	131,060	8,072,581	2.40	83.97	0.00	86.37	8,633,858	70.3%	31
H2106	5,430,821	66.3%	8,144,059	42,928	8,186,987	0.00	32.80	10.3	43.13	9,443,908	57.5%	30
H2107	7,086,424	83.7%	8,458,897	3,894	8,462,791	5.77	35.20	0.00	40.97	8,922,857	79.4%	31
H2108	6,524,704	85.3%	7,648,942	599	7,649,541	0.00	108.28	0.00	108.28	9,708,987	67.2%	30
H2109	6,945,114	87.7%	7,888,981	30,441	7,919,422	0.00	64.33	0.00	64.33	8,645,703	80.3%	30
H2110	6,974,177	87.5%	7,968,994	1,297	7,970,291	0.00	69.01	12.6	81.68	8,645,041	80.7%	31
H2111	6,801,355	82.1%	8,285,034	623	8,285,657	0.00	29.42	2.00	31.42	8,477,932	80.2%	30
H2112	7,243,444	88.9%	8,072,068	78,664	8,150,732	0.0	69.1	4.0	73.1	8,330,517	87.0%	30
H2201	7,224,925	93.0%	7,768,083	3,047	7,771,130	0.0	86.2	12.0	98.2	7,821,672	92.4%	28
H2202	6,779,027	92.7%	7,315,229	131	7,315,360	0.0	19.8	44.0	63.8	7,409,407	91.5%	28
H2203	8,195,741	93.5%	8,768,612	1,299	8,769,911	0.0	15.0	0.0	15.0	8,949,066	91.6%	31
Total	81,092,792	83.6%	96,574,732	394,943	96,969,675	12.9	631.7	93.6	738.2	104,526,873	77.6%	36

図 1-1 に平成 21 年度の CPU 規模別のジョブの実行状況を示す。使用した CPU のコア数別に色分けしてあり、縦軸は当該月の全てのジョブ実行 CPU 時間を 100%とした場合の、それぞれの CPU 規模のジョブの割合を見ることができる。これを見ると 4 月と 12 月前後の 3009 コア以上のジョブが目立つが、これは、「戦略的大規模解析」という枠組みで、通常ジョブでは実行できない規模のジョブを実行させていることによるものである。また、全体の傾向を一概に述べることはできないが、数百コアの規模のジョブが相当数を占めていることが分かる。

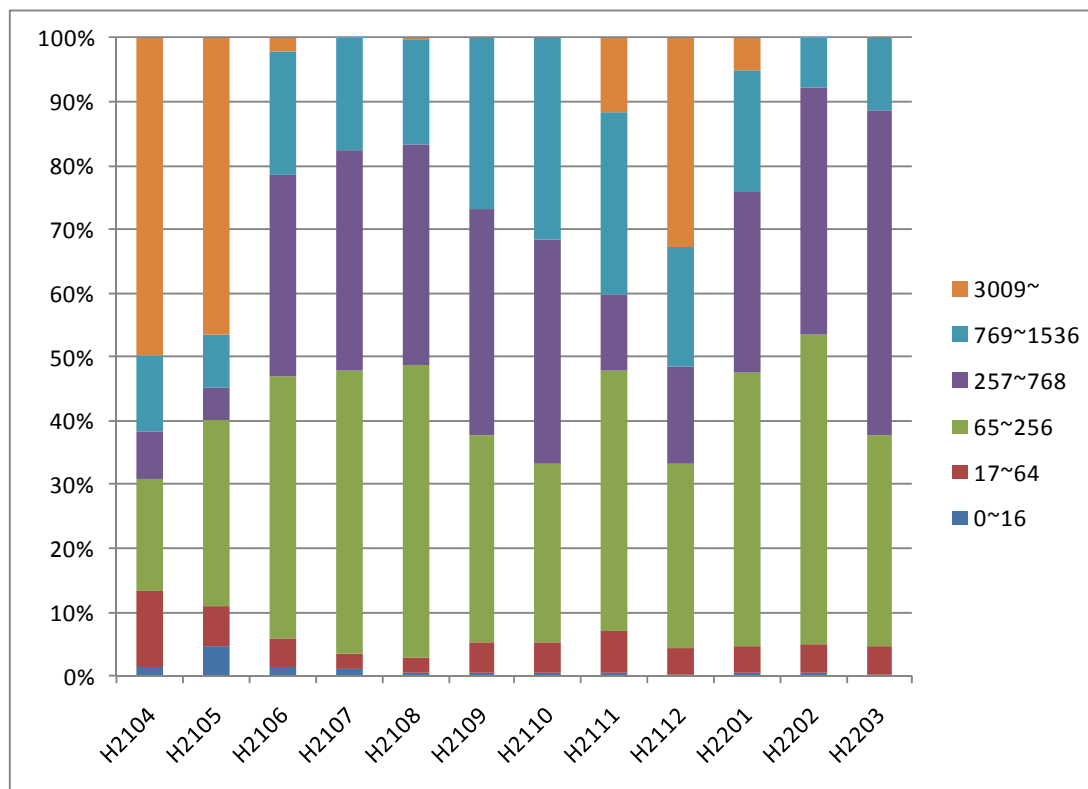


図 1-1 CPU 規模（コア数）別ジョブの実行状況

4 ユーザ登録状況

各システムのユーザ登録状況を表に示す。また、平成 21 年度末で運用を終了した相模原の SSS システムの登録人数も参考に併記しておく。大学共同利用，設備貸付については，全て JSS で行っている。JSS の登録ユーザはこれまで 3 拠点にあったスパコンの既存ユーザを原則すべて吸収しているため，登録数としては 570 人に達している。

表 4-1 各システムユーザ登録状況
(人)

分類	JSS	SSS
内部利用	394	94
共同研究	34	2
大学共同利用	82	0
設備貸付	7	0
研修生・学生	53	27
合計	570	123

5 ユーザ区分別利用状況

JSS-M システムのユーザ区分別利用割合を図 5-1 に示す。9 割が内部利用で占めている。外部利用とし

ては、共同研究、設備貸付、大学共同利用があるが、共同研究が外部の利用割合としては最も多い。

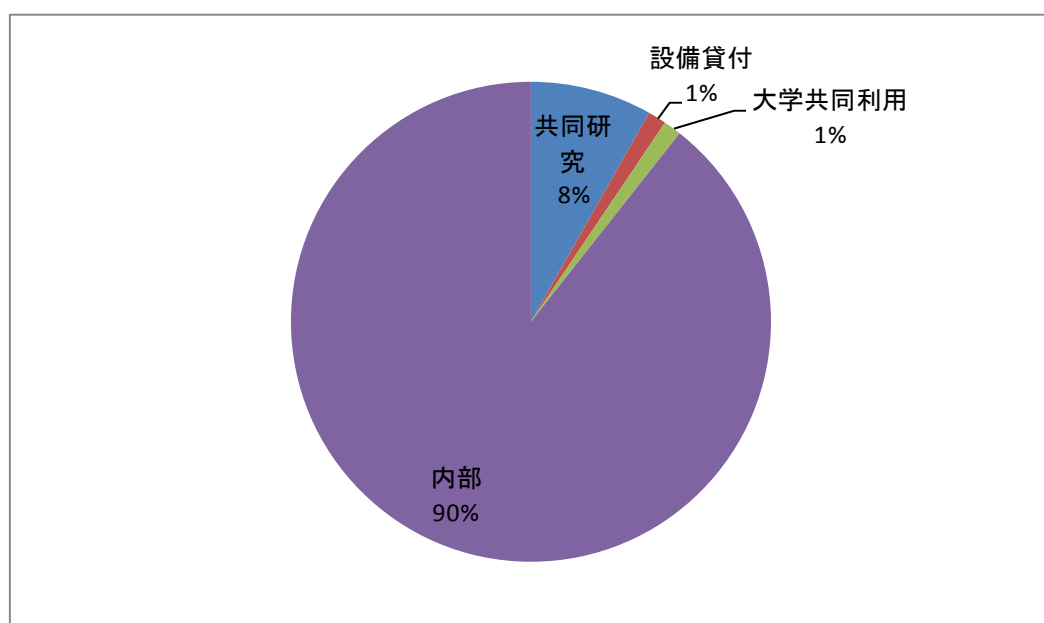


図 5-1 ユーザ区分別利用割合

6 分野別利用割合

JSS システムの分野別利用割合を図に示す。平成 21 年度は JSS-M システム、それ以前は調布地区スパコンのみの統計である。平成 15 年度頃は、航空分野が多くを占めていたが、平成 15 年度に JAXA 統合があり、これ以降で宇宙分野の割合が増加していることがわかる。

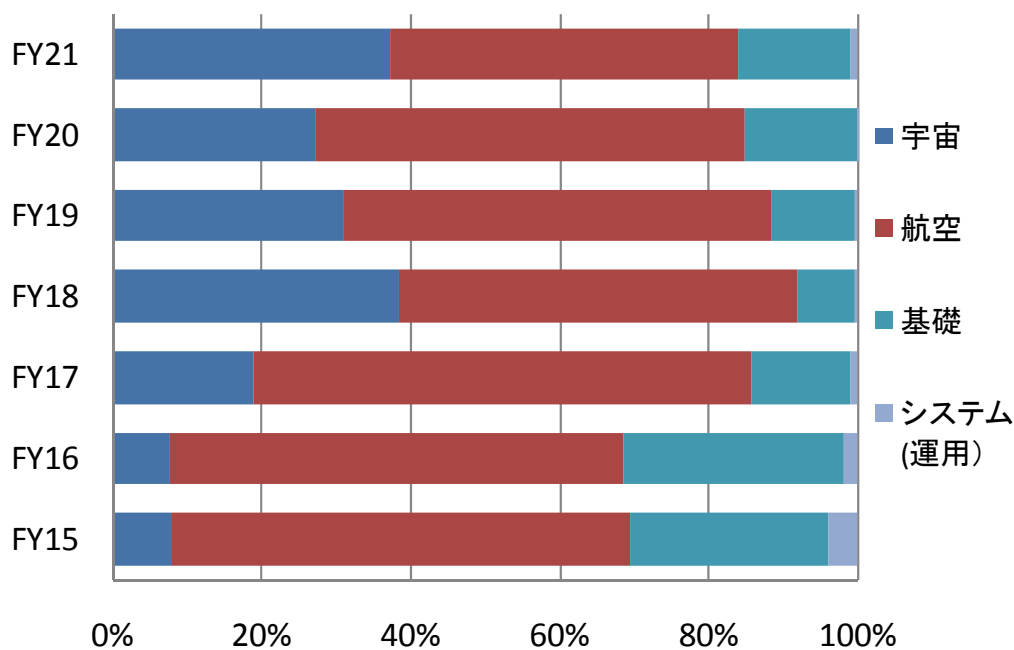


図 6-1 分野別利用割合

【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

編集スタッフ 末松和代, 染谷和広

著作権保護のため、記載事項の転載、コピーを禁じます。

空へ挑み、宇宙を拓く

