

平成20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 2008



情報・計算工学センター
宇宙航空研究開発機構

平成21年9月

平成 20 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 2008

目次

【成果概要】

航空技術

高レイノルズ数における圧縮性亜音速流の高精度解析法の研究	3
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	5
低 NO _x 燃焼器用ステージング燃料ノズルの数値解析	7
ファン非定常流れ解析	9
高圧力比用エンジンの燃焼器の数値解析	11
重合格子による流体・熱伝導連成解析の研究	12
単段ファンの非定常流れ解析	13
HART II 実験データを用いた BVI 騒音予測に関する数値解析	14
超音速機の自然層流機首設計に関する研究	16
能動流体制御デバイスを用いた流体制御に関する研究	18
静粛超音速研究機用インテークの設計と性能解析	20
風洞試験データ検討の為	22
ジェット騒音の LES 解析	23
デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞予備設計	25
ブレード形状最適化による HSI 騒音低減に関する数値解析	27
非構造格子圧縮性流体コード (FaSTAR) の開発	29
自動格子生成法を用いた揚力及び抵抗の予測	31
静粛超音速研究機の低ソニックブーム設計	33
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	35
航空機用エンジン燃焼器の流れ最適化に関する研究	37
OVAL エンジン用ファンダクト流路の解析	39
ファンダクト内非定常流れ解析	40
UPACS による高速軸流圧縮機の全段解析	41
UPACS を用いた振動翼列の非定常空力特性に関する研究	43
燃焼器内部流れ解析	45
静粛超音速研究機の空力特性に関する数値解析	46
小型超音速実験機(NEXST-1)の数値解析	47

宇宙開発

NC-DSMC 法を用いた衝突中性ガス数計算方法の検討	49
固体/ハイブリッドロケットと関連現象の研究	50
超臨界圧 LO _x /GH ₂ 同軸噴流火炎の Large Eddy Simulation	52
再突入物体周りの流れの数値解析及び高温衝撃風洞試験との比較	55
スクラムジェットエンジン内部形状の空気力学的効果	57
物体適合直交格子をベースとした空力 CFD 解析手法の開発	60
ロケットエンジン燃焼振動解析を目的とした基礎的な燃焼シミュレーション	62

Navier-Stokes 数値シミュレーションによる自由噴流の音響解析	64
BFT 形態における H-IIB クラスタノズルまわりの流れ場解析	66
H-IIB ロケットプルームの音響解析	68
ロケットの打上げ時音響環境シミュレーション	70
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	72
固体ロケットモータ排気噴煙と通信波の干渉	75
微惑星形成における磁気回転不安定性の影響	77

基礎研究

ロケットペイロードの音響振動に関する研究	80
再突入カプセル周囲の流れの解析	82
HexaGrid+JTAS による流れ解析のワークフロー構築	83
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	85
ロケットエンジンノズル内部流れに関する研究	88
超音速飛行体用推進機における流体現象に関する研究	91
液滴間炎伝播メカニズム研究	93
固有直交分解を用いたパレート最適解からのデータマイニング	94
有限要素法による構造への熱伝導解析	96
高レイノルズ数における壁乱流の DNS	97
液体燃料微粒化過程の機構解明のための数値解析	99
JAXA 衛星環境プラズマ数値シミュレータの基礎開発	101
超音速風洞の始動特性について	103
横風を伴う再使用実験機周りの流れ場の数値解析	104
革新的直接数値計算法を用いた乱流シミュレーションコードの計算精度検証	106
燃焼シミュレーション	108
ロケットプルームからの空力音響に関する基礎的研究	109
遷音速翼型の多目的設計探査	112
衝撃波を伴う高速気流に関わる基礎研究	114
高エンタルピ・ノズル流の数値解析	116
放射伝達計算を用いた地上観測データを再現する金星大気モデルの決定	117
縦渦導入型広帯域スクラムジェットエンジンの研究	119
低速風洞における支持干渉評価技術の研究	120
高温衝撃風洞での実在気体熱空力特性研究	122
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	123
飛行マッハ数 10 以上の超高速域スクラムジェットエンジンの数値解析	126
MPD スラスタ内プラズマ流れの数値解析	128
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	131
相対論磁気リコネクションの流体モデルの構築	133
相対論的プラズマ流体の数値シミュレーション	135
より大規模で複雑なリコネクション層に見られる電子ダイナミクス	137
粒子シミュレーションに見る大規模渦の構造	140
弱磁場惑星と太陽風の相互作用の MHD シミュレーション	143
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	146
マルチスケール数値実験に基づく水星と地球における磁気圏内プラズマ輸送の比較研究	149
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	151
宇宙空間プラズマ中での衝撃波粒子加速	152
太陽フレアに伴う粒子加速機構の研究	155
太陽磁気プラズマのダイナミクス	157

複合サイクルエンジンモデルのエジェクタ・モード流れの数値計算	158
--------------------------------	-----

大学共同利用(宇宙工学)

乱流問題に対する新しいアイデアの提案とその数値流体力学的検証	160
固体ロケットおよびハイブリッドロケットにおける燃焼・流体现象の解析	162
宇宙推進用プラズマ推進機に関するプラズマ現象の数値解析	164
衝撃波を伴う圧縮性乱流の Large-Eddy Simulation	165
第一原理分子動力学シミュレーションによる高圧下における液体スズの構造とダイナミクスの研究	167
微小重力下におけるマランゴニ対流の数値シミュレーション	169
極超音速エンジン実験機の空力特性改善に関する数値解析	171
CAMUI 型燃料グレイン後退速度予測プログラムの開発	173
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	175
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	177
バップル板型管内マルチ噴流の混合特性に関する数値解析	179
圧縮性 Large-Eddy Simulation における解析技術の向上	181
飛行体の空力・構造・飛行力学連成解析に関する研究	183
ロケットエンジン同軸型噴射器流れにおける微粒化および燃焼流れ解析に関する研究	186
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	188
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	190
スペースプレーンや宇宙ステーションなどにおける熱制御技術の開発	192

大学共同利用(宇宙理学)

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	194
仮想銀河群カタログ	196
太陽系内小天体の起源と力学進化	199
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	201
近接連星系の数値流体力学的研究	202
相対論的ジェットの数値流体力学的研究	205
地球および惑星磁場成因解明のための Sub-Grid Scale (SGS)ダイナモシミュレーション	207
種々の不安定性に伴う高マッハ数衝撃波における電子加熱	210
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	212
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	214
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	217
水星の材料物質の起源、熱史、および磁場生成	219
惑星大気の大気対流構造の比較数値モデリング	221

【利用概要】

1. 平成 20 年度利用概要	227
1.1 システム概要	227
1.2 障害発生状況	230
1.3 運用概要	232
1.4 ユーザ登録状況	235
1.5 分野別利用割合 (NS システム)	235
2. 新 JSS の概要	236

成果概要

高レイノルズ数における圧縮性亜音速流の高精度解析法の研究

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

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部流体グループ，黒滝卓司(kurotaki@chofu.jaxa.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)

研究分担者：研究開発本部流体グループ，住 隆博(sumi@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：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解析コードの最初のバージョンを開発し、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。今年度は、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。
- ・この拡張理論を用いたコードを開発して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。

・主な手法の特徴

- (1)対象方程式：3次元圧縮性ナビエーストークス方程式
- (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。

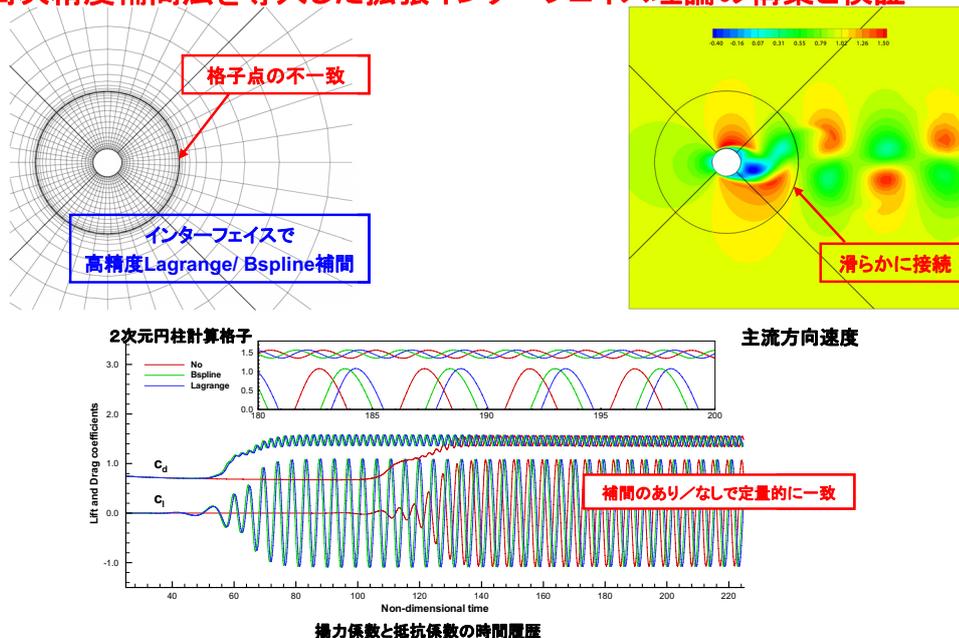


拡張化、高速化！

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

高精度補間法を導入した拡張インターフェース理論の構築と検証



高精度補間法を組み込んだ拡張インターフェース理論によって、ブロック間で格子点の一致が不要となり、格子点配置の効率化が図れるようになった。

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(kurotaki@chofu.jaxa.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)

研究分担者：研究開発本部流体グループ，住 隆博(sumi@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：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。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。
- ・従来、機械工学分野で広く用いられる、非圧縮解法ベースの音響予測手法との比較で、上記で組み込まれた手法が翼後縁から発生するTEノイズの再現性に優れていることを示した。

TEノイズ計算例：

- Re = 5000, M = 0.3
- 翼型 NACA0012
- 迎角 5.0 [deg.]

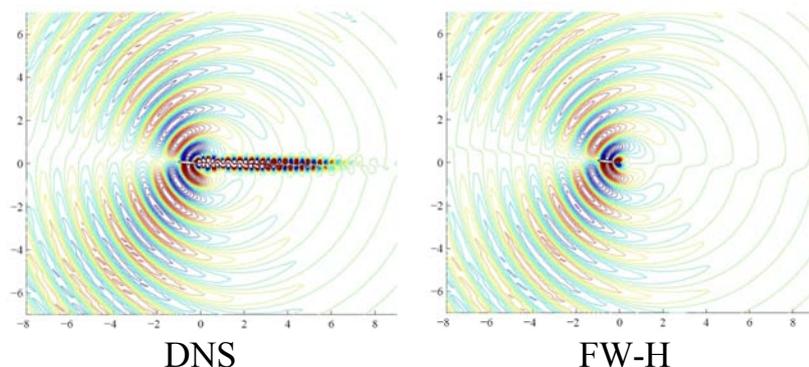


図1 翼後縁からの二重極音の発生シミュレーション

TEノイズ遠方場指向性比較 (10コード長での音波指向性)

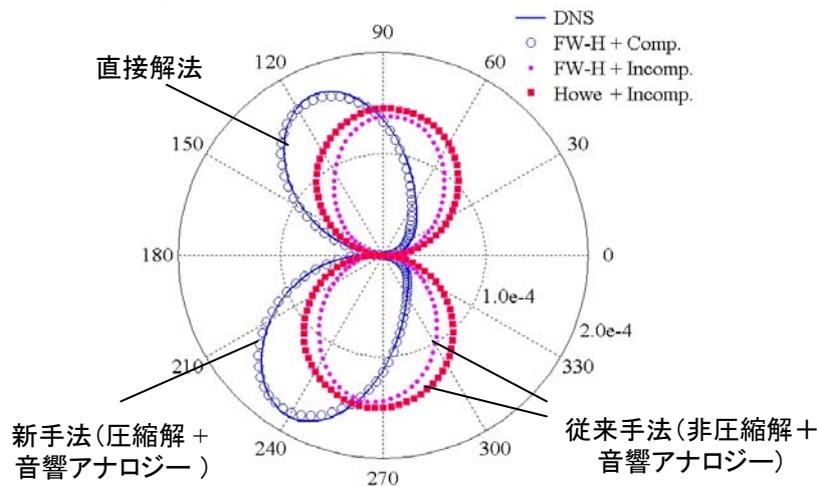


図2 DNS と準解析的手法とのハイブリッド化による空力音予測手法との比較

● 研究成果の公表状況

- 1) 住 隆博, 黒滝卓司, 桧山 淳, 高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, 日本航空宇宙学会論文集, 2009.
- 2) T. Sumi, T. Kurotaki and J. Hiyama, High-order Large Eddy Simulation around 2-D Aerofoil with High-liftDevice, 26th International Congress of the Aeronautical Sciences, ICAS2008-2.1.2, 2008.
- 3) T. Kurotaki, T. Sumi, and T. Atobe, Large Eddy Simulation around 2-D Airfoil with Natural Transition at High Reynolds Numbers, ICAS 2008.ST, 2008.
- 4) Tomoaki IKEDA, Takahiro SUMI, Takuji KUROTAKE, Interface conditions of finite-difference compact schemes for computational aeroacoustics 26th Congress of International Council of the Aeronautical Science I
- 5) 黒滝, 住, 跡部, 桧山, “Numerical Investigation of Feedback Mechanism around Two Dimensional Airfoil”, AIAA paper 2009-1113.
- 6) 黒滝, 住, 跡部, 桧山 「NACA0015 周りの trailing edge noise の数値シミュレーション」, 第40回流体力学講演会.
- 7) 住 隆博, 黒滝卓司, 桧山 淳, 高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, 第40回流体力学講演会/航空宇宙数値シミュレーションシンポジウム 2008, 2008.
- 8) 池田友明, 黒滝卓司, 低 Re 数流れ中の二次元翼から発生する空力音の数値解析, 第57回 理論応用力学講演会.
- 9) 池田友明, 高木正平, 低 Re 数の二次元翼から発生する空力音について, 第43回「境界層遷移の解明と制御」研究会.

低 NO_x 燃焼器用ステーシング燃料ノズルの数値解析

Numerical Simulation of Staged Fuel Nozzle for Low NO_x Combustor

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム エミッション低減セクション，
山本 武(yamamoto.takeshi@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 エミッション低減セクション，
飯野 淳(iino.jun@jaxa.jp)

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

● 計算の目的

複雑な形状を持つ燃焼器の内部流れを重合格子法と UPACS を用いて解析し、燃焼器の低 NO_x 化のための設計データを取得することを計算の目的とする。

● 研究の概要

「クリーンエンジン技術の研究開発」の一環として、窒素酸化物 (NO_x) の排出値を大幅に低減するための先進的な燃焼技術の研究を行っており、これを実証するための燃料ノズルの開発を進めている。

● 今年度の研究成果の概要

低 NO_x、高燃焼効率の燃焼器を実現するため、燃焼器の NO_x 排出値、燃焼効率に対して、燃料ノズルのスワラ角度等がどのように影響するかを CFD 解析、実験双方の結果から明らかにした。

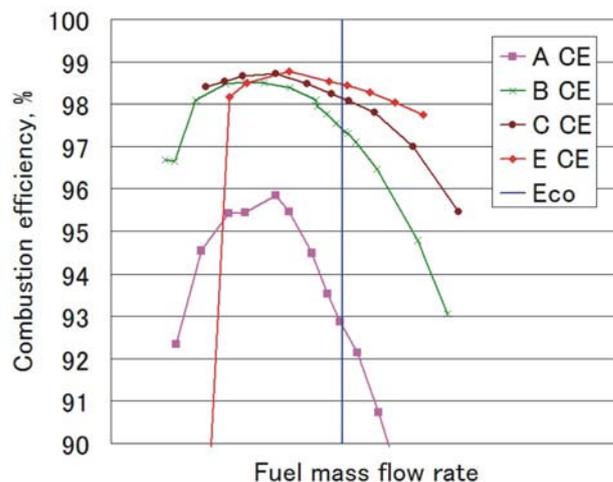


図1 各燃料ノズルの 7%MT0 条件での燃焼効率(実験)

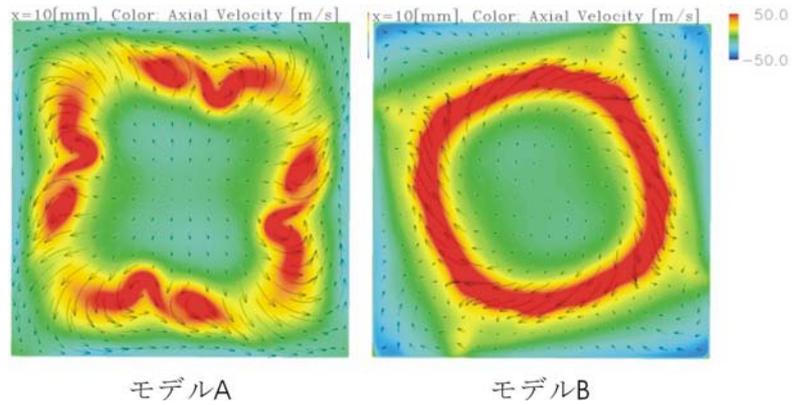


図2 燃料ノズル出口から10mmの面上の燃焼器軸方向速度分布(CFD解析)

● 研究成果の公表状況

- 1) 山本, 下平, 黒澤, 松浦, 飯野, 吉田, Research and Development of Staging Fuel Nozzle for Aeroengine, Proceedings of ASME Turbo Expo 2009, GT2009-59852.

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

昨年度までにファン近傍における音場を解析し、静翼で発生した音波の周方向モードに関して、その伝播や動翼との干渉についての知見を得た。さらに、URANS で得られた結果を音源として線形オイラー方程式 (LEE) による解析を行うことによって、図 1 に示すように、ファンダクト内の伝播についての解析が行えるようになった。解析の精度を確認するために、試験による計測結果と比較したところ、図 2 に示すように、ターゲットとした周波数 (2BPF) で数 dB 内で一致することが確認できた。

※この研究は株式会社IHIと共同で行っております。

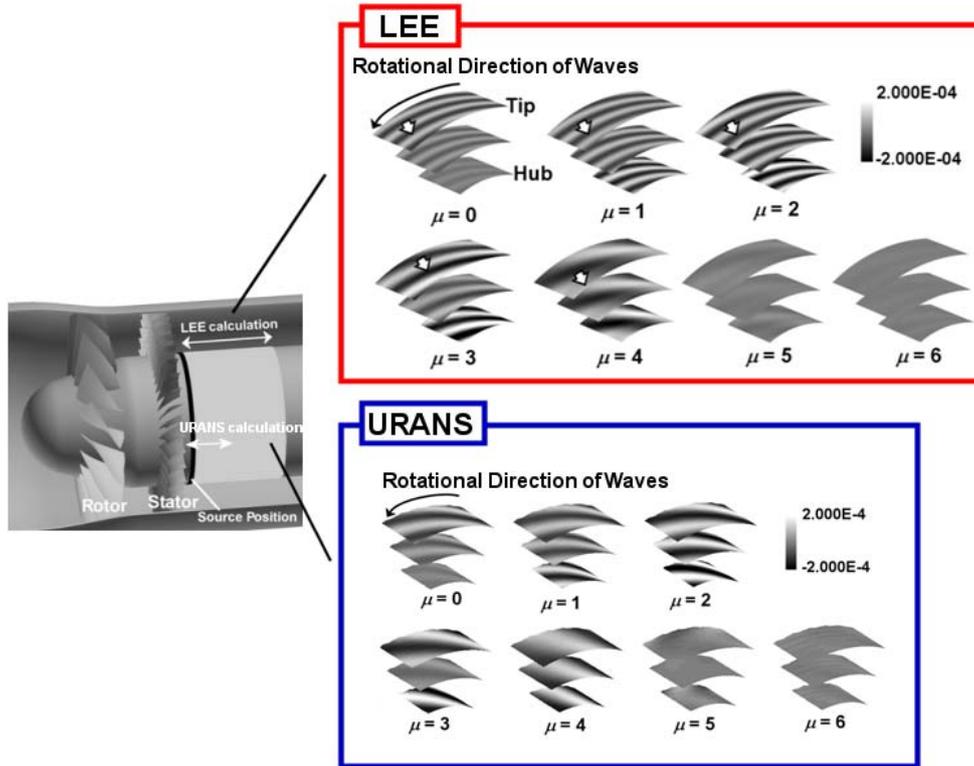


図1 URANSの結果を音源としたLEE解析結果（静翼下流）

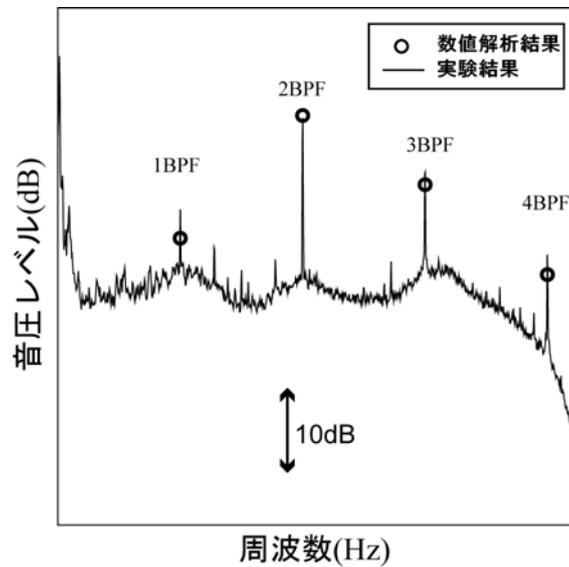


図2 静翼下流における音圧レベル

● 研究成果の公表状況

- 1) 賀澤順一, 堀口泰生, 山本一臣, 野崎 理, 土屋直木, 大石 勉, 「数値解析によるファントーンノイズの伝播解析」第28回流力騒音シンポジウム, 2008年12月5日-6日.
- 2) 賀澤順一, 堀口泰生, 山本一臣, 野崎 理, 土屋直木, 大石 勉, 「JAXAにおけるファン騒音数値解析の研究」第21回翼列研究会, 2009年1月30日.

高圧力比用エンジンの燃焼器の数値解析

Numerical Simulation of Combustors for High Pressure Ratio Engine

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ 環境適応エンジンチーム、

松山竜左(matsuyama.ryuusuke@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 エミッション低減セクション、

飯野 淳(iino.jun@jaxa.jp)

● 計算の目的

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

● 研究の概要

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

● 今年度の研究成果の概要

予混合ダクトの出口形状を変化させた幾つかのケースについて流れ解析を実行し、それらの NO_x 排出量、燃焼効率への影響について有用な知見を得た。

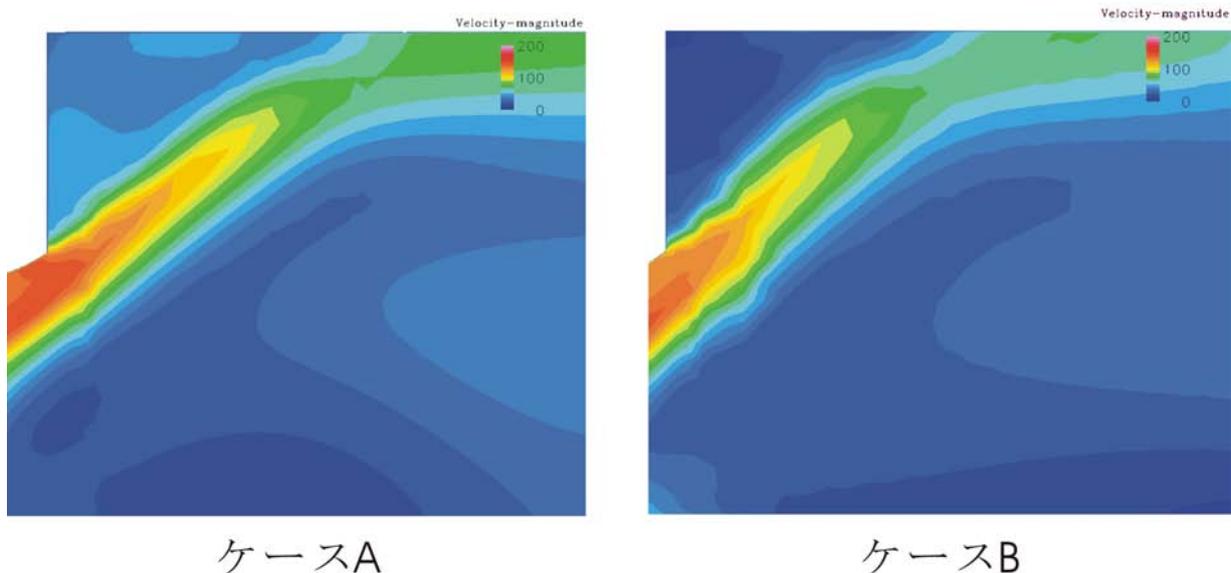


図1 各予混合ダクト形状における絶対速度分布(m/s)

重合格子による流体・熱伝導連成解析の研究

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：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)

● 計算の目的

UPACS による流体・熱伝導連成数値解析において，重合格子を利用可能にする。

● 研究の概要

複雑なタービン冷却構造に対する流体・熱伝導連成解析用格子作成を容易にするため，重合格子法を活用する。固体表面での熱流束の計算が熱伝達予測精度に影響するため，この部分では接合格子を維持し，流体ブロックどうし，固体ブロックどうしでのみ重合格子を利用する手法を実現する。

● 今年度の研究成果の概要

重合格子に対応した連成解析プログラムの改修を実施し，小規模冷却構造モデルに対して重合格子を作成し解析可能であることを確認した。また従来型接合格子との解析結果を比較し，熱伝達性能評価に問題ないことを確認した。

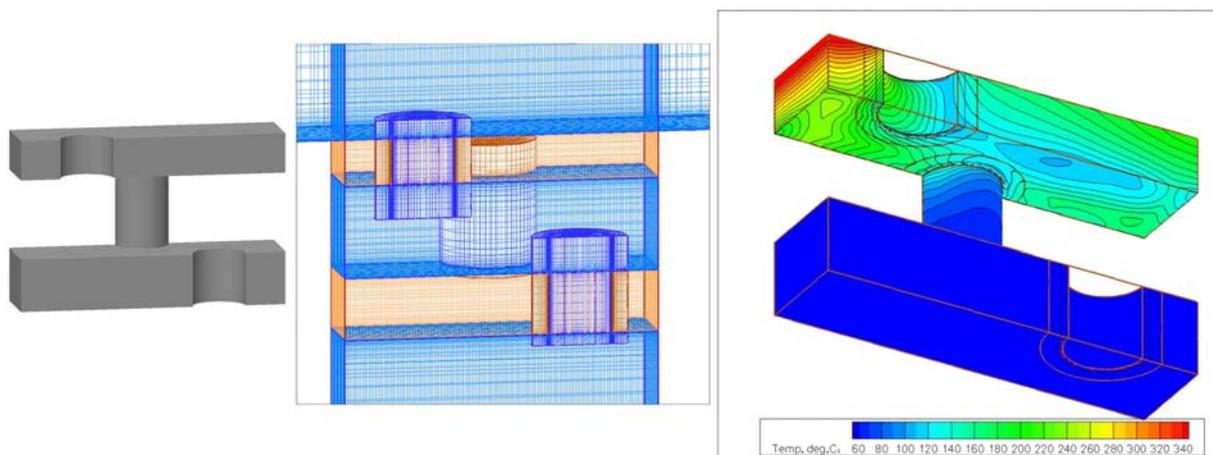


図1 小規模冷却構造モデル（左），連成解析重合格子（中），解析結果（右，固体表面温度）

● 研究成果の公表状況

- 1) 山根 敬，山本一臣，「流体・熱伝導連成数値解析における重合格子法の活用手法について」，第36回ガスタービン定期講演会。

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

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

株式会社エイ・エス・アイ総研，白川敏彦(a41raka8@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

将来の航空エンジン開発に向け，ファン圧縮機等のターボ要素の空力性能および安定作動特性を予測する評価技術を獲得する。

● 研究の概要

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

● 今年度の研究成果の概要

単段ファンについてリグ設計製作および試験計画の事前評価に供するため，大規模非定常CFD解析を実施し，空力性能を確認するとともに，動翼振動時の非定常内部流れの様子を調査した。

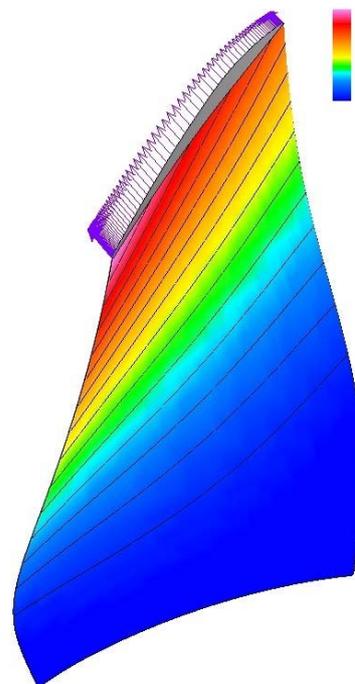


図1 遷音速ファン動翼振動特性

HART II 実験データを用いた BVI 騒音予測に関する数値解析

Numerical Study on BVI Noise Prediction Using HART II Motion Data

● 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，梁 忠模(yang@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：研究開発本部 数値解析グループ，稲田喜信(inada@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)

● 計算の目的

ヘリコプタ・ブレードの弾性変形，およびブレード翼端から放出される翼端渦の減衰がBVI騒音（先行するロータ・ブレードから放出された渦と回転するブレードが干渉することによって生じる騒音）に及ぼす影響を，移動重合格子法を適用したCFDコードとFW-H法に基づく音響解析コードを用いて解析する。

● 研究の概要

ヘリコプタ全機周りの流れ場を解析する3次元非定常オイラー・コードをベースに，ブレード／渦干渉（Blade-Vortex Interaction: BVI）騒音の予測精度を高める研究を行う。ロータ・ブレードの弾性変形を考慮するために，国際共同で行われたHART IIプロジェクトで実測されたブレードの動きを用いて，CFDコードと音響解析コードを組み合わせる手法により，従来より精度の高いブレード圧力変動や騒音波形の結果を得ることを目指す。

● 今年度の研究成果の概要

今年度は，移動重合格子の外側背景格子の格子幅や胴体の有無が翼端渦の軌跡や騒音波形に及ぼす影響を詳細に検討した。

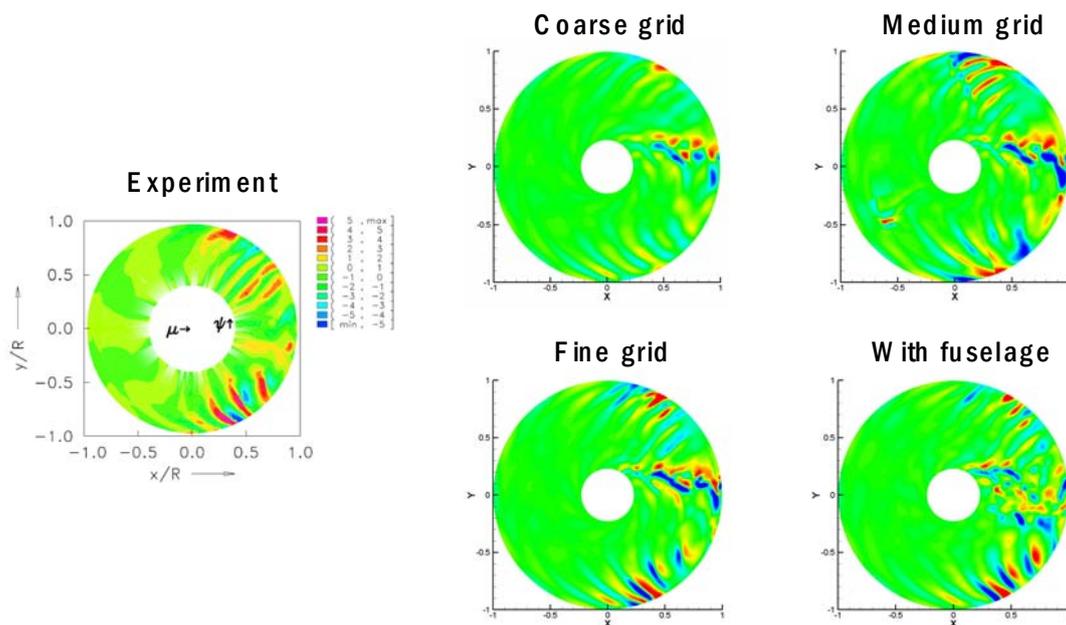


図1 計算格子の幅や胴体の有無が翼端渦の軌跡に及ぼす影響

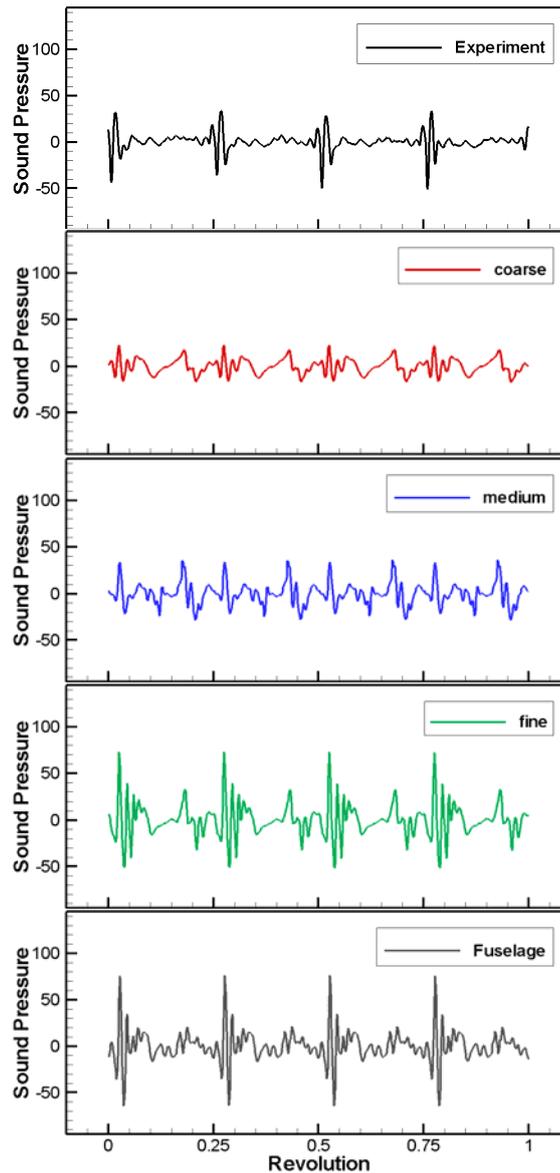


図2 計算格子の幅や胴体の有無が BVI 騒音に及ぼす影響

● 研究成果の公表状況

- 1) Yang, C., Aoyama, T., Numerical Simulation of Blade Elastic Motion Effect on Helicopter Blade-Vortex Interaction Noise, 15th International Congress on Sound and Vibration, July, 2008.
- 2) Yang, C., Aoyama, T., Effect of Computation Parameters on BVI Noise, Prediction Using HART II Motion Data, ERF 2008, September, 2008.

超音速機の自然層流機首設計に関する研究

A Study of Natural Laminar Flow Nose Design for Supersonic Transport

● 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，徳川直子(tokugawa.naoko@jaxa.jp)

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

青山学院大学，川井太郎(taro0124@chofu.jaxa.jp)

学習院大学，藤崎啓示(kc@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

CFD 解析および境界層遷移解析を通して超音速機の機首自然層流化のための基礎データを取得し自然層流設計を行う。

● 研究の概要

低ブームを目的として超音速機の機首形状は通常の航空機に比べて非常に複雑でかつ巡航時の迎角により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。本研究ではまず円錐をもとに異なる軸対称物体の迎角を有する場合の遷移解析を取り上げ，高精度遷移解析手法のための基礎データの取得を試みた。具体的には，CFD解析（全面層流計算）により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った。次に非軸対称形状の代表例として低ブーム設計された静粛超音速研究機(S3TD)の2.5次および3.5次形状の機首部のCFD解析および境界層遷移解析を行い，その遷移特性データの取得を試みた。CFD解析ソルバはこれらの解析を高精度に行うことが可能である“UPACS”を用いた。

● 今年度の研究成果の概要

はじめに基本的な軸対称物体の迎角を有するCFD解析（全面層流）を行った。対象としたのは低抵抗を目的としたSears-Haack体，半頂角=5°の円錐，体積が細くなるFlared-Coneなどである（図1）。これらのCFD解析結果および風洞試験結果から自然層流機首設計の基礎となるデータを取得した。次に基本的な軸対称物体から得られた知見をもとに，非軸対称形状として静粛超音速研究機(S3TD)の2.5次および3.5次形状の機首部のCFD解析（全面層流および全面乱流計算）を実施し，また層流計算結果から境界層遷移解析を行い，その複雑な流れ場を把握することができた（図2）。現在，静粛超音速研究機は設計途上であるため得られた知見は今後の詳細設計に反映する予定である。今後は非軸対称物体のさらなる流れ場の解明および自然層流機首設計を行う予定である。

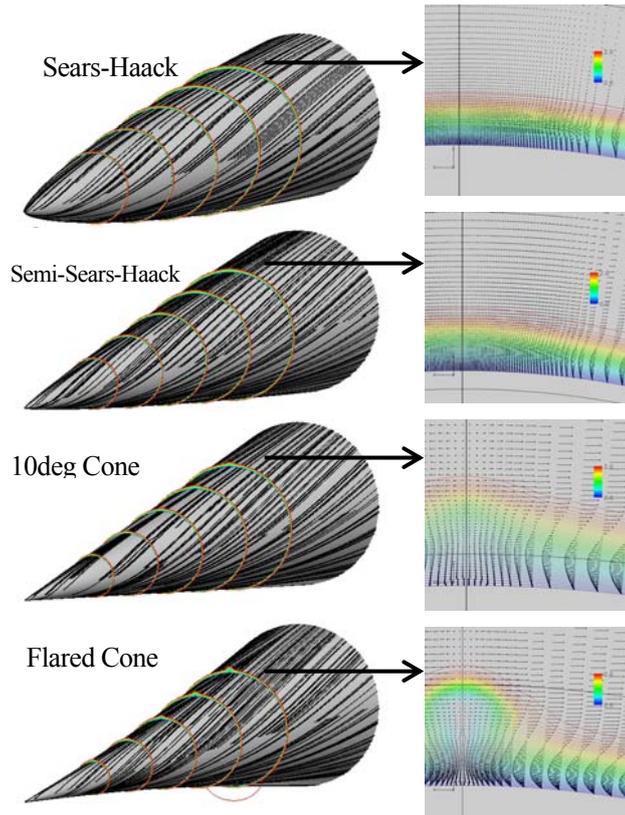


図1 各種軸対称物体のオイルフローおよびトップラインの速度ベクトル ($M=2, \alpha=2^\circ$) (全面層流計算)

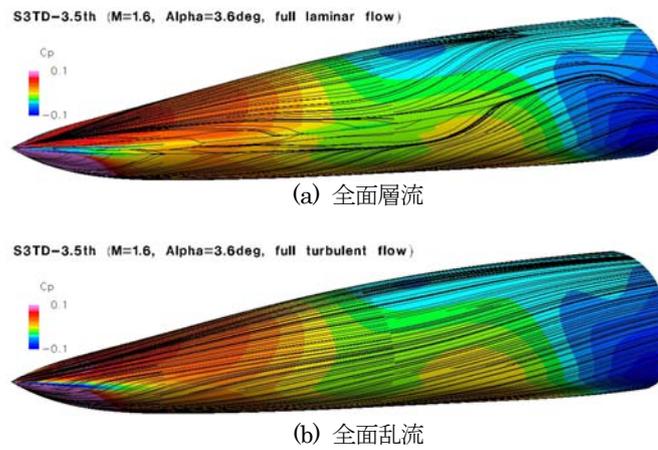


図2 静粛超音速研究機 3.5 次形状の機首のオイルフローおよび Cp 分布 ($M=1.6, \alpha=3.6\text{deg}$)

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

高解像度で広範囲の探査が可能な航空機による火星探査を実現するためには翼の揚力係数の大幅な向上が必要と考えられている。翼の揚力係数を大きくするためには小さくてかつ能動的な制御が可能な流体制御デバイスが有効であると考えられる。本研究ではそのための手法としてプラズマアクチュエータやシンセティックジェットを用いた動的流体制御法に注目し、数値流体力学を用いて流れの制御メカニズムを解明し、より効果的に空力制御デバイスを利用するための知見を得ることを目的としている。

● 研究の概要

[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である、バックステップ流れの解析を行なう。まず制御していない場合に対してImplicit Large Eddy Simulationを行い、実験と比較することで、本計算手法の検証を行う。その後、シンセティックジェットを用いた剥離流れ制御の計算を行い、現象の理解及び制御に有効なパラメータの理解を行う。

[仮想体積力を用いた翼周り流れの剥離制御]

2次元翼型周りの剥離流れに対して、能動的剥離制御デバイスを模擬した仮想体積力を負荷することで、剥離制御に有効な体積力の空間分布を明らかにする。本年度は定常な体積力に着目し、2次元定常計算により、さまざまな体積力空間分布に対して定性的な比較を行った。

● 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]

今年度はまず制御していない場合に対して、計算結果と実験結果の比較を行い、計算手法の妥当性を示した。次にシンセティックジェットによる流れ制御を伴った解析を行った。その結果、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25パーセント減少することを示した。また、流れ場を詳細に解析することで、無次元周波数が0.2のときには図1に示すように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こと、シンセティックジェットから誘起された渦がレイノルズ応力を生じていること、が分かった。今後はより実形状に近い翼型に対して解析を行っていく予定である。

[仮想体積力を用いた翼周り流れの剥離制御]

今年度はNACA0012翼型周りの剥離流れに対して、翼前縁付近に空間分布の異なる様々な定常仮想体積力を加える事で、剥離制御に効果的な体積力空間分布を明らかにした。この結果、翼表面に集中して、翼表面に沿った体積力を負荷する事が翼剥離制御に効果的であり、翼面に垂直な方向の力は剥離制御に大きな影響を与えないことを明らかにした(図2)。今後は非定常な体積力を加えた3次元解析を行っていく予定である。

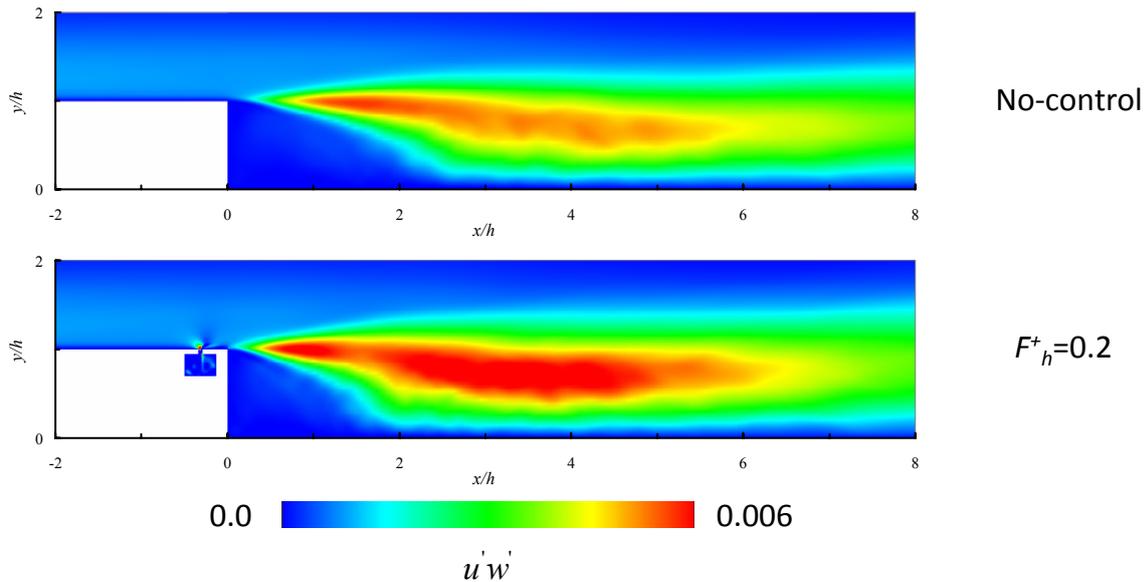
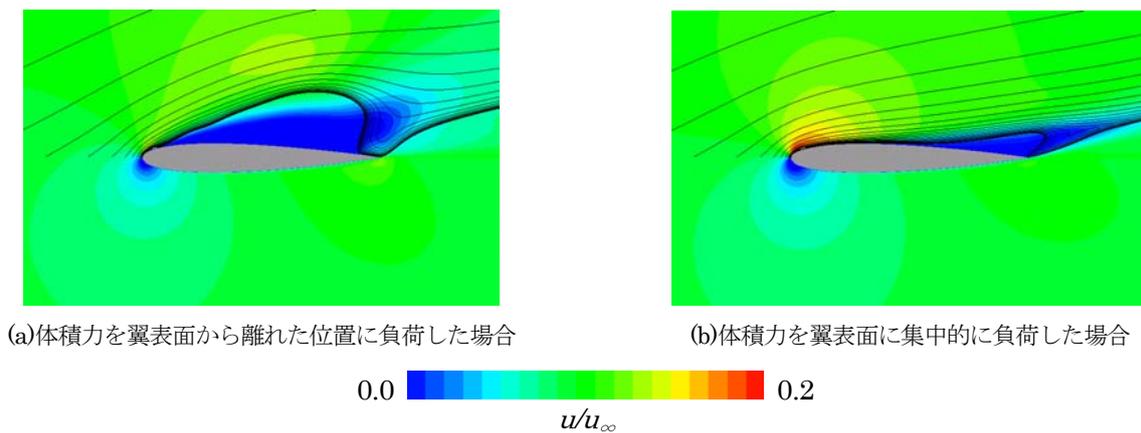


図1 剥離制御をしていない場合と無次元周波数0.2で制御した場合のレイノルズ数応力分布
(時間平均値)



(a)体積力を翼表面から離れた位置に負荷した場合

(b)体積力を翼表面に集中的に負荷した場合

図2 迎角18度，マッハ数0.1，翼弦長基準レイノルズ数100,000におけるNACA0012
翼型周りの流れに体積力を負荷した時間平均流れ場（水平方向速度および，流線）

● 研究成果の公表状況

- 1) Koichi Okada, Kozo Fujii, Koji Miyaji, “Effect of Internal Flows in Synthetic Jet Cavity”, The Fifth International Conference on Computational Fluid Dynamics, (2008)
- 2) 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流れの能動制御に関する研究 ～周波数効果～”，第22回数値流体力学シンポジウム，(2008).
- 3) 浅田健吾，藤井孝藏，“人工擾乱を利用した翼流れ剥離制御に関する研究 ～体積力空間分布と剥離制御～”，第22回数値流体力学シンポジウム，(2008).

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)

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。飛行エンベロープ全体でエンジンの運用可否を判断するため，マッハ数は0.2~1.6，姿勢角はノミナル飛行パターンとし，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。

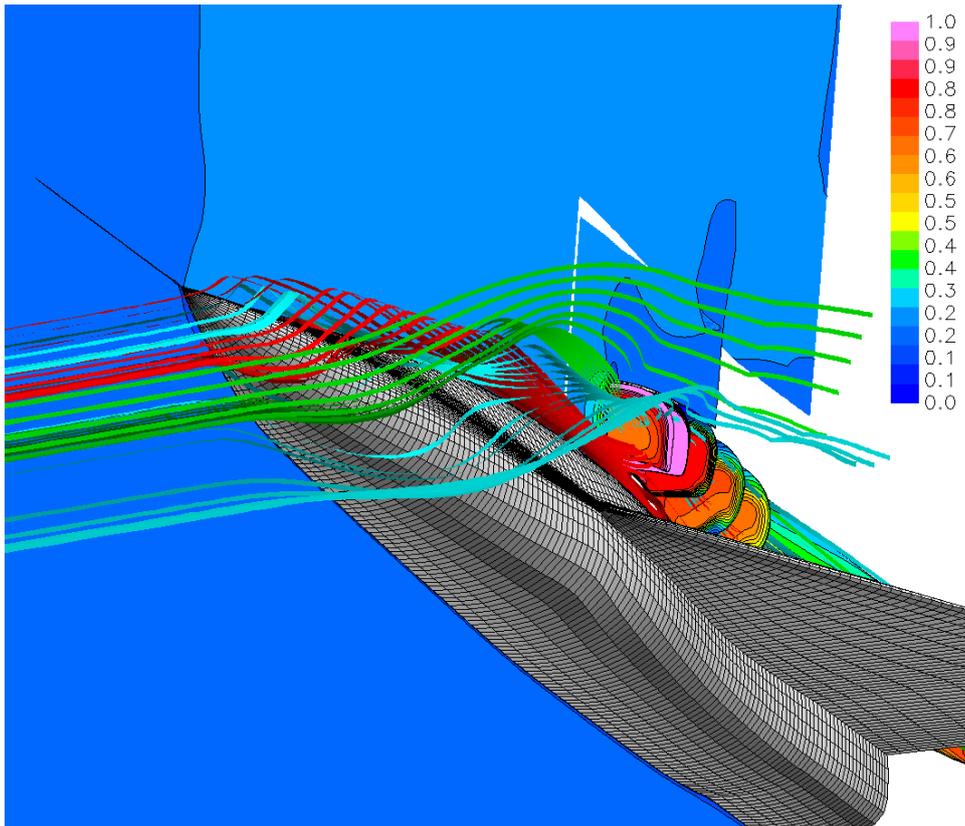


図1 計算結果例 (マッハ数分布とインテークを通過する流線の様子)

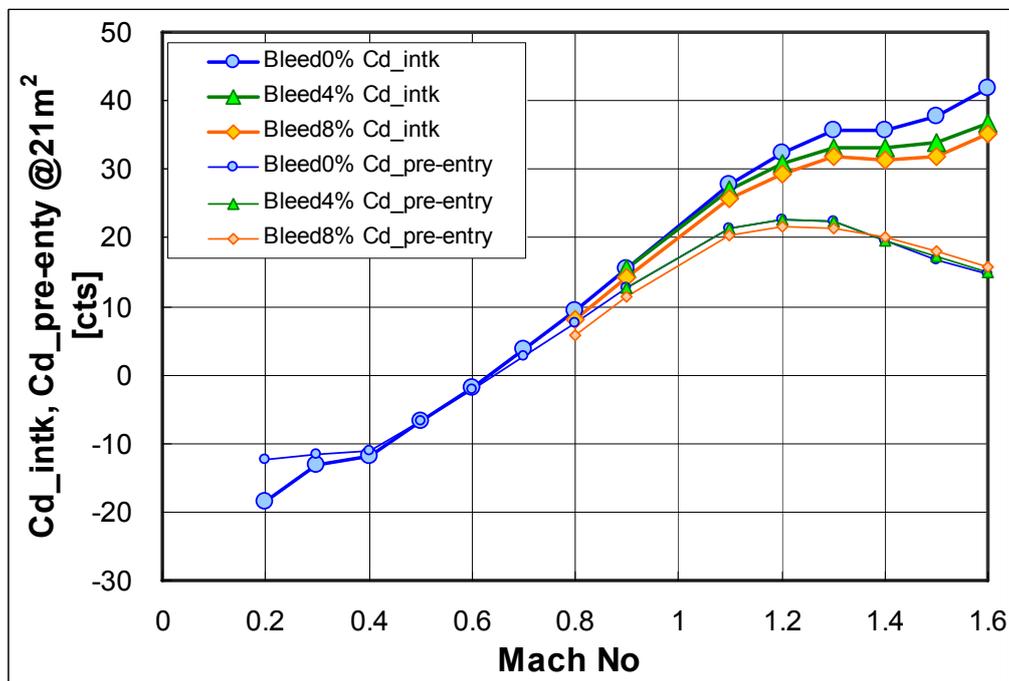


図2 抽気流量をパラメータとするインテーク外部抵抗の飛行マッハ数に対する変化

● 研究成果の公表状況

- 1) 渡辺 安, 小島孝之, 村上 哲, 静粛超音速研究機インテークの流量特性, 第40回流体力学講演会.
- 2) 渡辺 安, 小島孝之, 水野拓哉, 村上 哲, 抽気による超音速インテークの性能改善について, 第46回飛行機シンポジウム.

風洞試験データ検討の為

● 研究グループ

研究代表者：風洞技術開発センター，青木良尚(aoki@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

風洞試験データの検討を行う為.

● 研究の概要

風洞試験データの検討を行う.

● 今年度の研究成果の概要

JAXA0.8m×0.45m高Re数遷音速風洞試験データにパネル法風洞壁境界修正を行った.

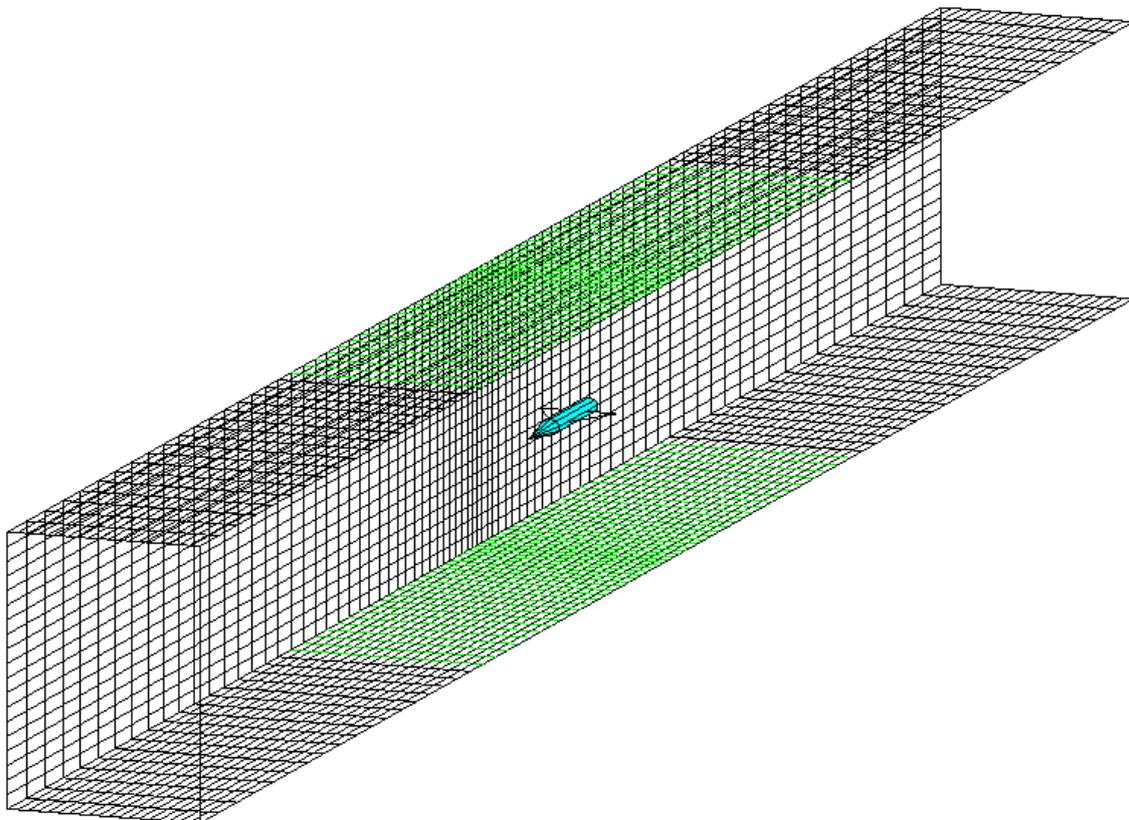


図1 風洞壁面パネル概要図

● 研究成果の公表状況

- 1) 第81回風洞研究会議

ジェット騒音の LES 解析

Large-Eddy Simulation of Jet Noise

● 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，山本一臣(kazuomi@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，
 楠田真也(shinya_kusuda@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_ooshi@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，
 桑畑恵太郎(hm0338@ihi.local)
 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，榎本俊治(eno@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

航空機用ジェットノズルは低騒音化のために複雑な形状が用いられるようになってきており，その騒音レベルをCFDにより予測できるようになることが期待されている．そこで，複雑形状に適応できるCFDコードUPACSを改造し高次精度スキームを導入したUPACS-LESを開発し，ジェット騒音を予測する試みを行っている．対象とする主な流れ場は，検証データの多い亜音速，超音速の円形ジェットで，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している．

今年度は，マイクロジェット噴射による低騒音化ジェットノズル流れのLES解析を行い，マイクロジェット噴射の有無による騒音レベルの変化の数値予測を試みるとともに，マイクロジェット噴射による流れ場の変化と騒音低減メカニズムの理解を目的とした．

● 研究の概要

主排気ノズルの外周にマイクロジェット噴射ノズルを18か所配置し，主ジェットに対し半径方向に角度をつけてマイクロジェットを噴射するシミュレーションモデルを作成して，流れ場および音響場（遠方場の騒音）の解析を実施した．流れ場については，マイクロジェットを噴射することにより混合せん断層内のレイノルズ応力等，実験データから判る特性を良好に再現できることを確認した．音響場についても，マイクロジェットを噴射することにより実験データと同等の騒音低減効果（1dB程度）を予測できることを確認した．また，マイクロジェットの噴射流量を変えた場合の流れ場および音響場の特性変化についても，実験データを良好に再現できることを確認した．

なお，マイクロジェット噴射による騒音低減効果の予測は，主排気ノズルからのジェットとその周囲に分布する非常に小さなマイクロジェットを考慮する必要があり対象となる形状も非常に複雑になるため，世界でも例がなかったが，本スタディによる高度なシミュレーション技術を活用することで成功した．

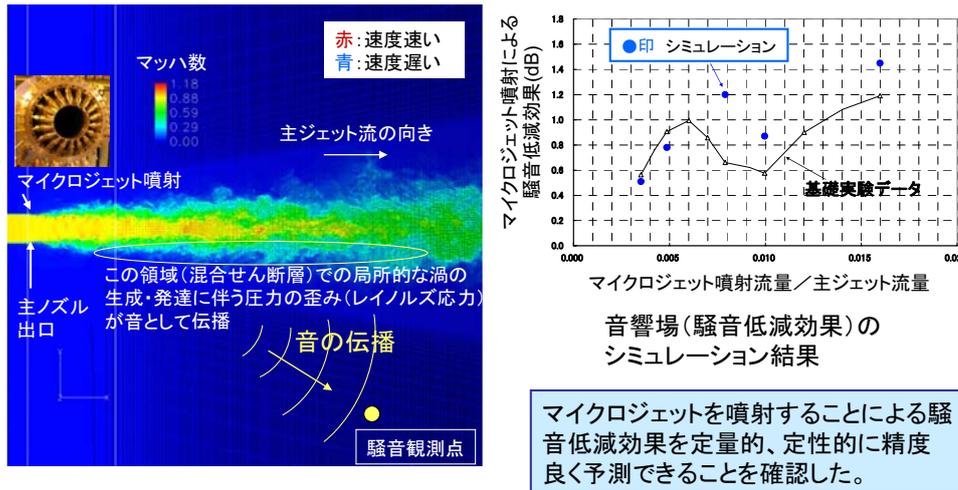
● 今年度の研究成果の概要

開発したUPACS-LESで精度良く騒音低減効果を予測できるようになった(図1)．そして，シミュレ

ーション結果より、遠距離場の騒音と相関の強い主流排気ジェットとの混合せん断層内のレイノルズ応力分布を詳細に分析し、従来の基礎的実験からは不明であったマイクロジェット噴射による騒音低減メカニズムを解明することができた(図2)。

また、騒音低減と相関のある混合せん断層内のレイノルズ応力とマイクロジェット噴射ノズルの種々の設計パラメータとの関係が明らかとなり、マイクロジェットによるジェット騒音の低騒音化設計指針を取得することができた。

さらに、設計指針より騒音低減メカニズムから混合せん断層の厚さやレイノルズ応力の大きさをシミュレーションにより適正化することで、主ノズルの寸法に関係なくマイクロジェット噴射ノズルを設計することができるようになった。



流れ場(瞬間マッハ数)のシミュレーション例

図1 Upacs-LESシミュレーションによるマイクロジェット噴射による騒音低減の予測精度検証

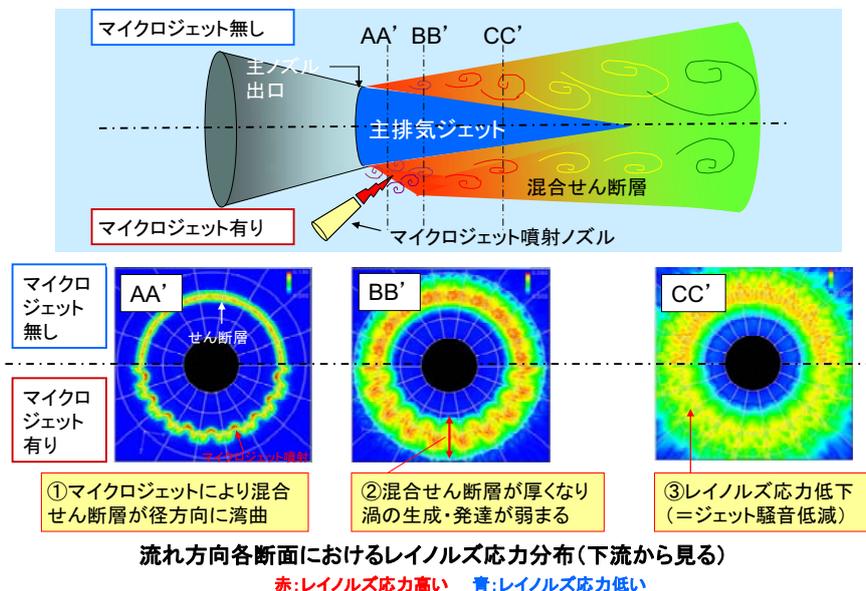


図2 マイクロジェット噴射によるジェット騒音低減メカニズム

● 研究成果の公表状況

- 1) 財団法人 機械システム振興協会 マイクロジェット噴射技術によるジェット騒音低減に関するフィージビリティスタディ報告書

デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞予備設計

Preliminary Design of Digital/Analog Hybrid Wind Tunnel

● 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，渡辺重哉(shigeyaw@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：研究開発本部 風洞技術開発センター，口石 茂(shigeruk@chofu.jaxa.jp)

加藤裕之(hirok@chofu.jaxa.jp)

小池俊輔(skoike@chofu.jaxa.jp)

廣谷智成(hirotani@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)

航空プログラムグループ 国産旅客機チーム

横川 譲(yuzuyoko@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)

山本 寛(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

松浦真司(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

吉田浩司(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)

大海謙一(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

鎌田誠一(ES_JAXA1@mail.ryoyu.co.jp)

磯部嘉城(ES_JAXA1@mail.ryoyu.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。予備設計においては、ハイブリッド風洞の全体システム及びサブシステム（デジタル風洞の開発およびアナログ風洞データ処理の高速化）仕様を確定させ、システム開発本格着手（プライム決定）が可能な段階に達することを目的とする。

● 今年度の研究成果の概要

1. 概念検討

- ・インハウスでユーザヒアリング、技術動向調査等を行い、デジタル/アナログ・ハイブリッド風洞に要求される機能を精査し、基本構想を取りまとめた（「基本構想書」の策定）。

2. システム予備設計

- ・菱友システムズ（株）への委託により、システムの予備設計を実施した。また、ユーザニーズの確実な反映のため、国産小型旅客機 MRJ の開発メーカー（MHI）からの設計支援を受けた。

- ・ 詳細ニーズ調査を含む設計成果を基本仕様としてとりまとめた（「システム仕様書」の策定）
- ・ 全体システムの観点から、デジタル風洞部分とアナログ風洞部分のインターフェースを設定し、サブシステムの詳細仕様策定に協力した（「サブシステム仕様書」の策定）。

3. 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 Navier-Stokes（層流）の並列解析コードを作成した。

4. 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）

- ・ 画像流体計測データ処理アルゴリズム内部の計算負荷を把握し，Cell アクセラレータを用いて予備的な性能実現性評価を行い，目標速度（現状の10倍以上）の達成見込みを得た。
- ・ 上記の検討結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。

JSS は菱友システムズを含む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した。

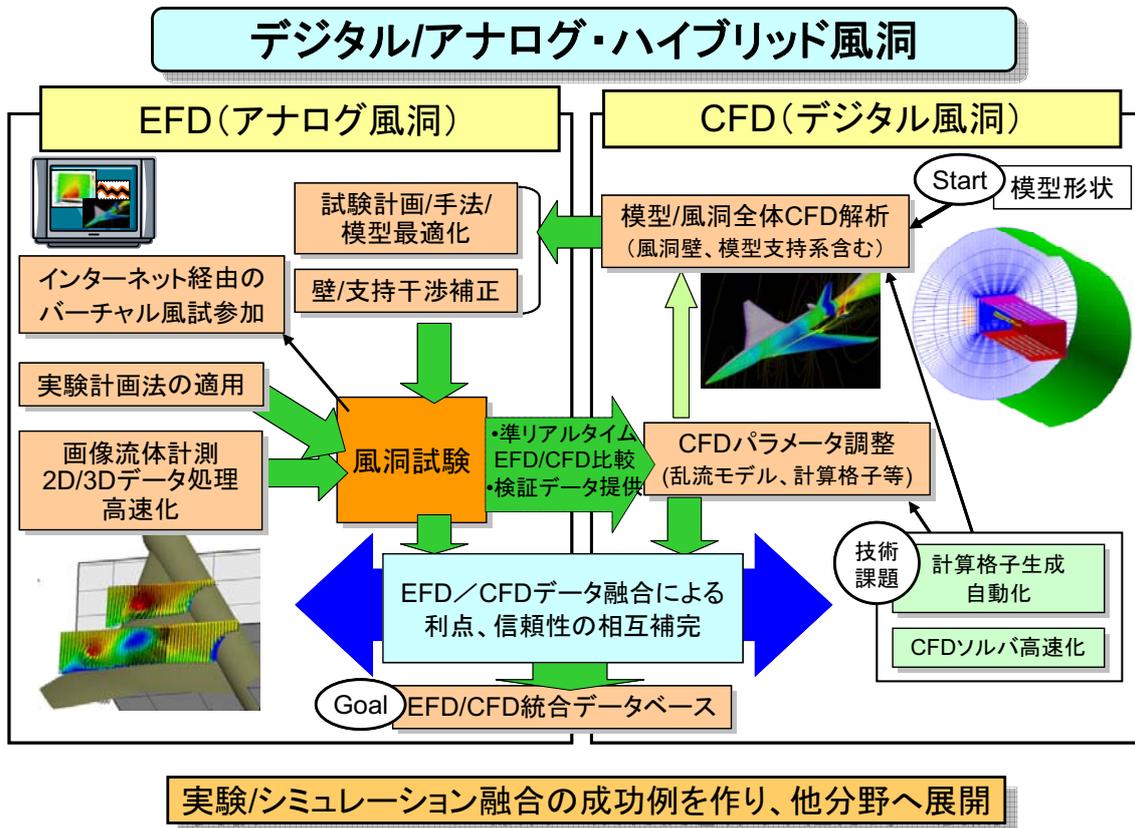


図1 デジタルアナログ・ハイブリッド風洞概念図

ブレード形状最適化による HSI 騒音低減に関する数値解析

A Numerical Study on HSI Noise Reduction by Blade Shape 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，梁 忠模(yang@chofu.jaxa.jp)

研究分担者：釜山大学（韓国） 航空宇宙工学科，蔡 相賢(nyugnas@korea.com)

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

ヘリコプタが高速前進飛行する際に、前進側ブレードの衝撃波によって発生する高速衝撃騒音（High Speed Impulsive Noise: HSI Noise）を低減するため、ブレード形状の最適化を行う。

● 研究の概要

本研究は、プサン大学及び東北大学との共同研究で進めている多目的最適化の適用による高速衝撃騒音の低減に関するものである。最適化手法としては、設計変数が少ないケースに対しては Gradient-base 法の一つである Sequential Quadratic Programming (SQP)を、設計変数が多いケースに対しては Non-gradient-base 法の一つである Generic Algorithm (GA)を適用し、最適化計算を行う。ブレード形状の最適化によって、従来の矩形ブレードに対して HSI 騒音の低減を目指している。

● 今年度の研究成果の概要

通常、ヘリコプタ・ブレードを設計する際には、高速特性の良い（抵抗発散マッハ数の高い）翼型と失速特性の良い翼型を2次元的に設計し、それぞれをスパン位置の翼端側と翼根側に配置して3次元のブレードを作り上げる。これを模擬するため、今年度は、スパン方向に2種類の翼型を配置し、その形状遷移位置を新たに多目的最適化の設計変数として加えた。結果として、空力性能を落とすことなく、約86%の騒音低減を実現するブレード形状を考案した。

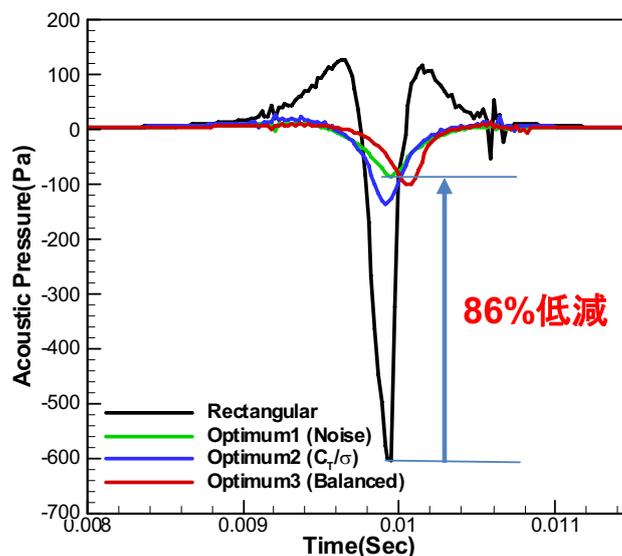


図1 矩形ブレードと最適化ブレードの音圧波形の比較

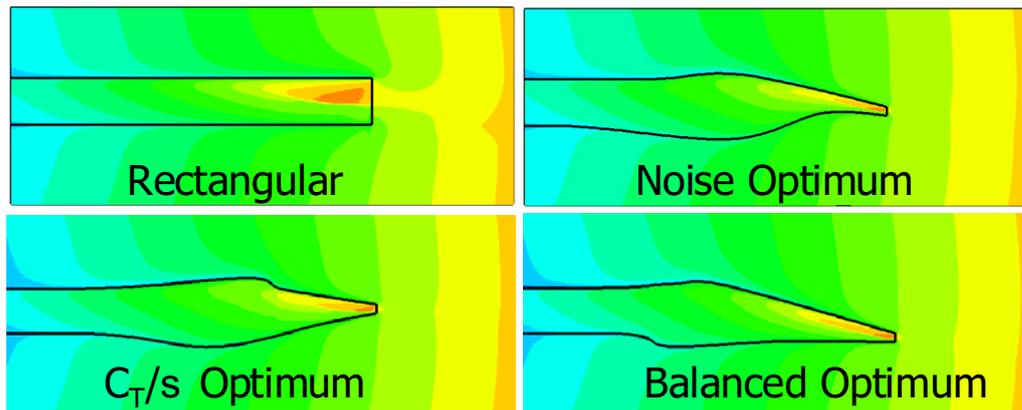


図2 矩形ブレードと最適化ブレードのマッハ等高線の比較

● 研究成果の公表状況

- 1) Yang, C., Aoyama, T., Chae, S., Yee, K., Jeong, S., Obayashi, S., Blade Planform Optimization to Reduce HSI Noise of Helicopter in Hover, AHS 64th Annual Forum and Technology Display, April, 2008.
- 2) 蔡相賢, 李管仲, 梁忠模, 青山剛史, 鄭信圭, 大林茂, HSI騒音低減に関するブレード・プランフォームと翼形の最適化, 第40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2008, 2008年6月.
- 3) Chae, S., Yee, K., Yang, C., Aoyama, T., Jeong, S., Obayashi, S., Blade Shape Optimization for HSI Noise Reduction and Performance Improvement of Helicopter, ERF 2008, September, 2008.

非構造格子圧縮性流体コード(FaSTAR)の開発

Development of New Unstructured-grid Compressible Flow Code (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，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，スキーム及びデータ構造の検討を行い，並列NSコードのコーディングを行った。また，領域分割コードの開発も行った。

● 今年度の研究成果の概要

非粘性計算及び(層流)粘性計算が可能なコードが開発できた。ONERA-M5及びDLR-F6の計算例を図1に示す。また，MPIを用いた並列化も終了している。並列計算時に必要な領域分割にはSandia National Laboratoryが開発したZoltanを用いた。分割には，Recursive Coordinate Bisection(RCB)，Hilbert Space Filling Curve(HSFC)，グラフ理論(METIS)を用いることが可能である。分割例を図2に示す。

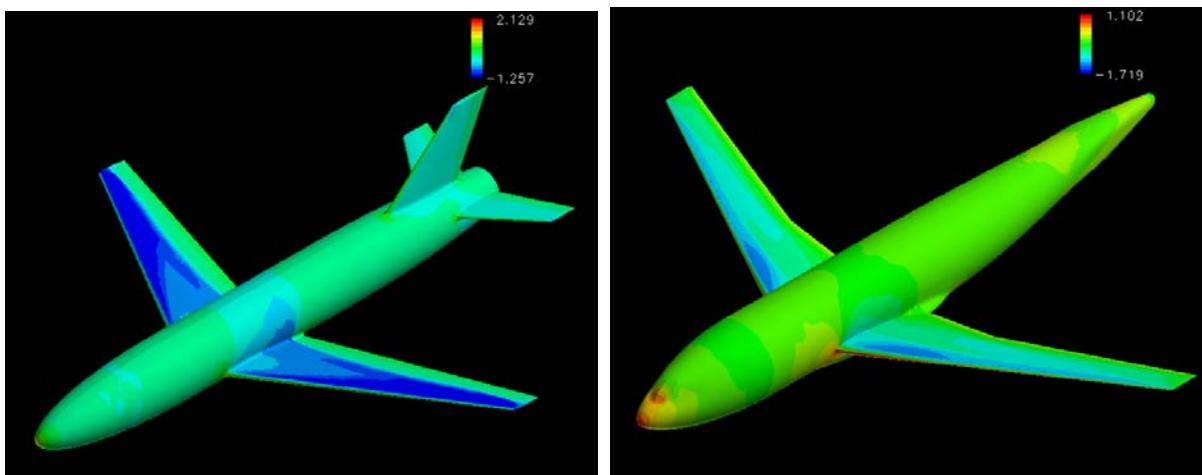


図1 表面圧力分布 (左：ONERA M5，右：DLR-F6)

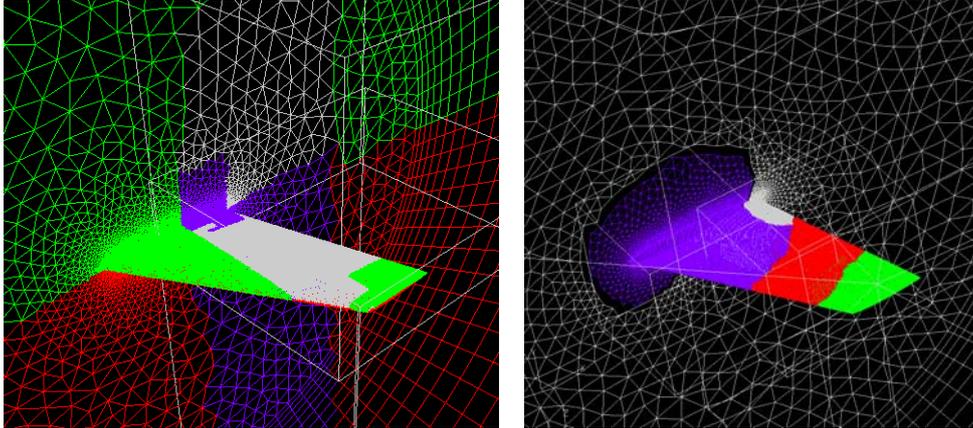


図2 領域分割例 (左: HSFC, 右: グラフ理論)

● 研究成果の公表状況

- 1) 橋本 敦: JAXAデジタル/アナログ・ハイブリッド風洞: デジタル風洞の開発, 第2回EFD/CFD融合ワークショップ, 2008年2月23-24日.

自動格子生成法を用いた揚力及び抵抗の予測

Lift and Drag Prediction using automatic grid generation method

● 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：(株) 計算力学研究センター，Paulus R. Lahur (lahur@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)

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

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．本研究の目的は，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である．

● 研究の概要

これまででは，主に非粘性流計算(Euler計算)をターゲットにしていたため，境界層プリズム格子をコントロールする機能がなかった．それでは，精度の高い粘性計算，摩擦抵抗の予測が不可能なため，今年度はプリズム格子生成のアルゴリズムの改良を行った．具体的には，プリズム格子の第1層目の厚み，及び拡大率が指定できるように改良した．また，全プリズム層の厚みを制御し，直交格子のサイズによらず均一なプリズム格子が作成できるようにした．

● 今年度の研究成果の概要

改良したHexaGridを用いて，Drag Prediction Workshopで用いられているDLR-F6 FX2Bの翼胴形態を解析した．流体解析ソルバにはJTASコードを用いた．使用した格子及び計算して得られた表面圧力分布を図1に示す．また，CD-CL曲線を図2に示す．図2には構造格子で計算した結果(UPACS)と四面体格子ベースの非構造格子で計算した結果(MEGG3D+JTAS)と比較している．10~15カウント程度のずれが生じているが，全体的な傾向はよく一致している．自動格子生成を利用して，航空機の抵抗予測が可能であることが分かった．

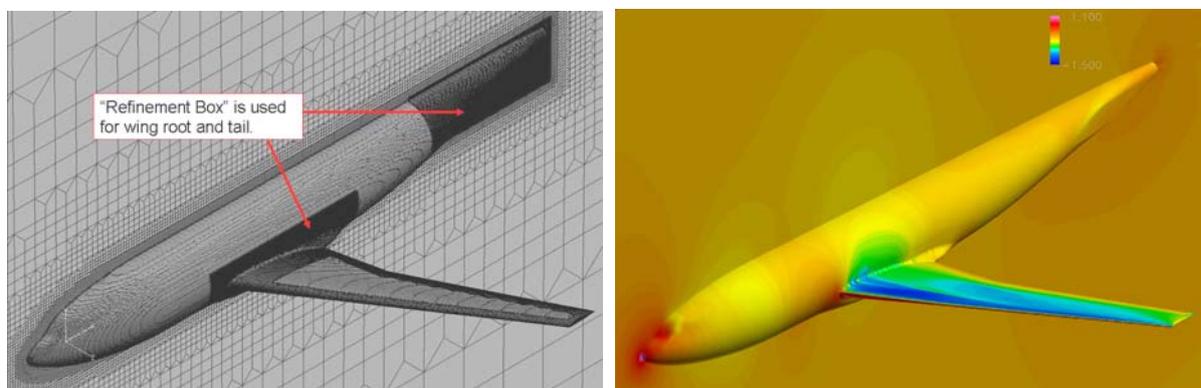


図1 DLR-F6の表面格子と表面圧力分布

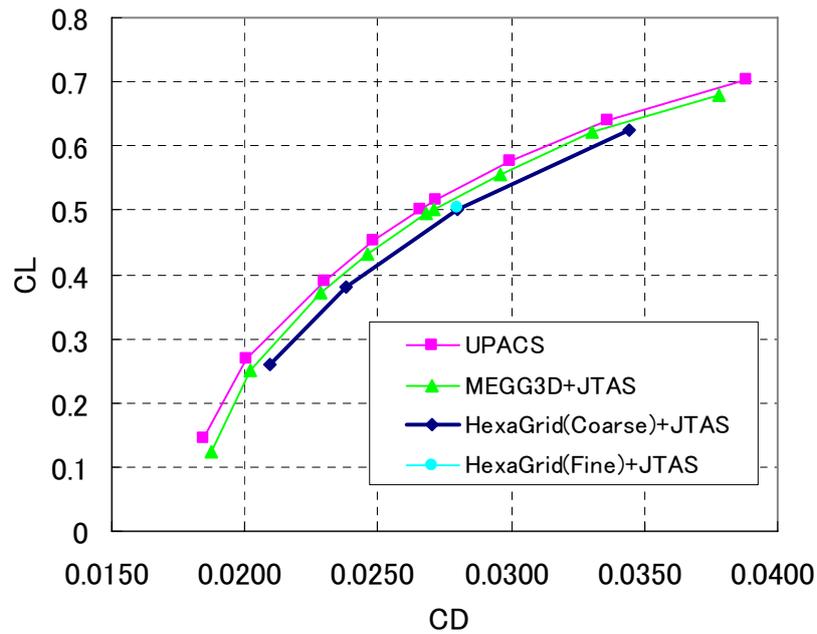


図2 CD-CL 曲線

● 研究成果の公表状況

- 1) Atsushi Hashimoto, Keiichi Murakami, Takashi Aoyama, Paulus Lahur: Lift and Drag Prediction Using Automatic Hexahedra Grid Generation Method, AIAA paper 2009-1365, 2009.
- 2) Paulus R. Lahur, 長尾佐市, 青野淳也, 橋本 敦, 村上桂一, 青山剛史: 自動的六面体格子生成法を用いたNavier-Stokes流れのシミュレーション, 第22回数値流体力学シンポジウム, 2008年.
- 3) 橋本 敦: JAXAデジタル/アナログ・ハイブリッド風洞: デジタル風洞の開発, 第2回EFD/CFD融合ワークショップ, 2008年2月23-24日.

静粛超音速研究機の低ソニックブーム設計

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

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラムグループ超音速機チーム，牧野好和(makino@chofu.jaxa.jp)
研究分担者：菱友システムズ（株），牧本卓也(makitaku@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

航空プログラムグループでプロジェクト化を目指している「静粛超音速研究機プロジェクト」の飛行実証項目である低ソニックブーム設計技術の実証のため，地上において低ソニックブーム圧力波形を発生することが可能なスケール機的设计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段階において低ソニックブーム設計技術の飛行実証が可能なスケール機を設計するとともに，設計に必要な空力解析ツールの開発と最適設計技術の研究を行う。

● 今年度の研究成果の概要

航空エンジンの単段ファンについてリグ設計製作および試験計画の事前評価に供するため，大規模非定常解析を実施した。これにより，設計目標性能を確認するとともに，設計点における内部流動状態および駆動負荷特性を把握した。

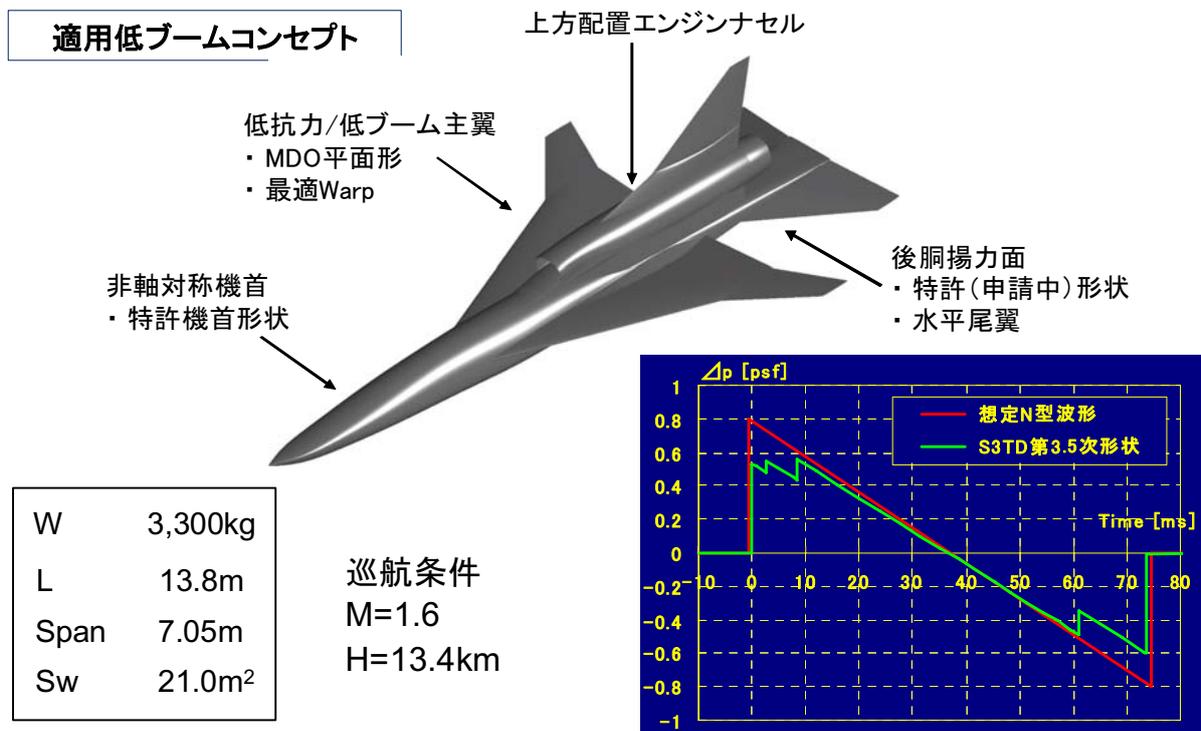


図1 静粛超音速研究機第3.5次形状

後胴部下面半径分布を3点の制御点で定義されるAkima Splineで定義
 Euler CFD解析結果ベースのKriging近似曲面上で抗力/ブームの多目的GA最適化

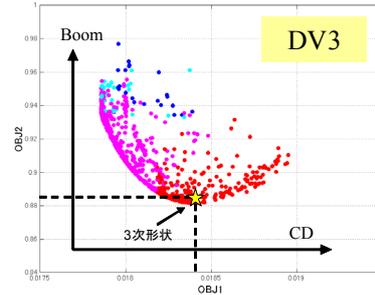
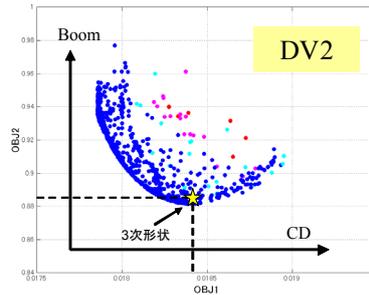
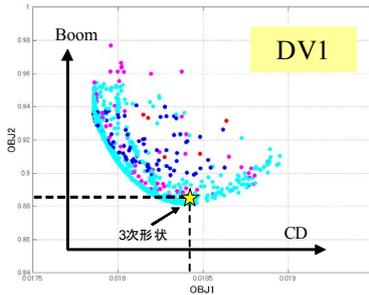
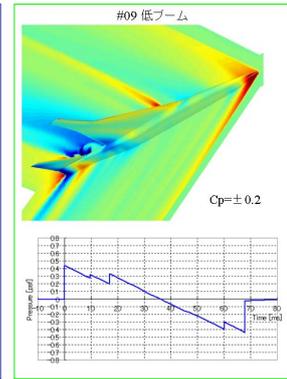
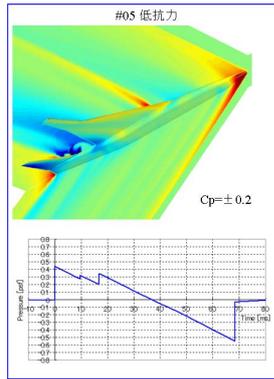
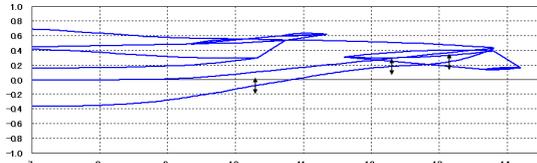


図2 多目的GA最適設計例

● 研究成果の公表状況

- 1) Y.Makino, 'Introduction of Sonic Boom Research at Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)', NASA Fundamental Aeronautics Program Annual Meeting, October 2008.
- 2) 牧野好和, 「静粛超音速研究機の空力設計の概要」小型超音速実験機最終報告会, 2008年7月
- 3) 牧野好和, 牧本卓也, 「超音速機概念設計ツールCAPASの開発」第40回流体力学講演会/ANSS2008, 2008年6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 on Helicopter Noise Reduction Technologies

● 研究グループ

研究代表者：航空プログラム・グループ 運航・安全技術チーム 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)

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)

日本大学 大学院理工学研究科 機械工学専攻，高崎啓介(keisuke@chofu.jaxa.jp)

東海大学 大学院 航空宇宙工学専攻，大山菜穂子(nooyama@chofu.jaxa.jp)

富士重工業，太田智基(OotaT@uae.subaru-fhi.co.jp)

防衛大学校，糸賀紀晶(itoga@nda.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，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。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。格子間は線形補間で流れ場の情報を受け渡している。

ブレードの弾性変形はCFDで求めた空気力を元に，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) 弾性変形のあるブレードについて，CFD/CSD連成解析をひとつのコードに統合し，既存の実験例の条件に合わせて，コードの検証を行った。

- 2) SLAUスキームを導入し、ヘリコプタの胴体周りの流れ場について、実際の低Mach数飛行条件に合わせて、数値シミュレーションを行った。
- 3) ONERAとの共同研究のTASK IIについて、比較計算を行った。

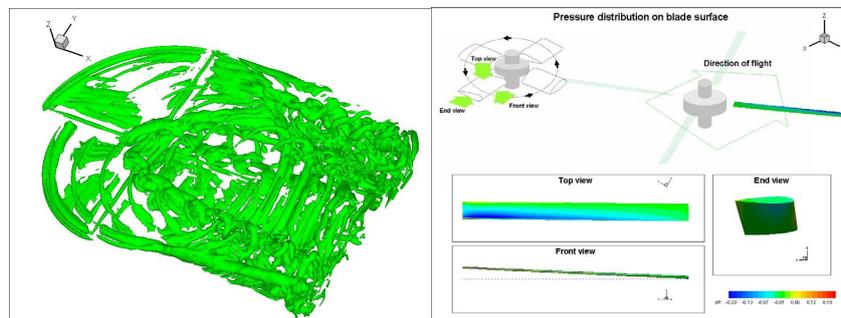


図1 弾性変形を伴うロータブレードに関する CFD/CSD 連成解析結果例

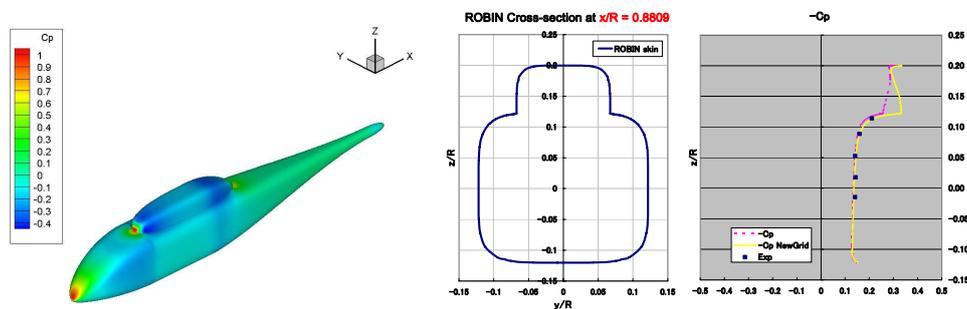


図2 ヘリコプタの胴体周りの圧力分布 (Mach=0.062, $\alpha=0$ deg)

● 研究成果の公表状況

査読論文

- 1) Yasutada Tanabe, Shigeru Saito, Keisuke Takasaki and Hajime Fujita : A Parametric Study on Parallel Blade-Vortex Interaction for Helicopter Rotor, 研究開発報告 (RR), JAXA-RR-07-051E, 2008年2月.

国外口頭発表

- 2) Yasutada Tanabe, Shigeru Saito, Naoko Ooyama and Katsumi Hiraoka : Study of a Downwash Caused by a Hovering Rotor in Ground Effect, 34th European Rotorcraft Forum, September 16, 2008.
- 3) Yasutada Tanabe, Shigeru Saito, Naoko Ooyama and Katsumi Hiraoka : Investigation of the Downwash Induced by Rotary Wings in Ground Effect, 2008 KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, November 20, 2008.
- 4) Yasutada Tanabe, Shigeru Saito, Keisuke Takasaki and Hajime Fujita : Numerical Study of Blade-Vortex Interaction Noise Capturing, 2008 KSAS-JSASS Joint International Symposium on Aerospace Engineering, November 20, 2008.

国内口頭発表

- 5) 田辺安忠, 齊藤 茂, 高崎啓介, 藤田肇:BVI騒音捕捉の数値実験, 第46回飛行機シンポジウム, 10月22日, 2008年.
- 6) 田辺安忠, 齊藤 茂, 大山菜穂子, 平岡克己:地面効果内でホバリングする回転翼のダウンウォッシュに関する考察, 第46回飛行機シンポジウム, 10月22日, 2008年.

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)

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

(株)エイ・エス・アイ総研，中村直紀(nakam@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

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) 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) 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。
- (3) 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うる可能性があるか数値計算で検討する。

● 今年度の研究成果の概要

CFD解析結果と計測値は良く一致しており，重合格子の便利さと合わせて設計ツールとして有効であるという結論を得た。

燃焼器における圧損はこれまである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うる可能性があることが，極端な形状（考案）によってではあるが示せた。

そのようなアイデア検証の際，UPACS の重合格子が非常に便利な格子生成方式であることが確認された。

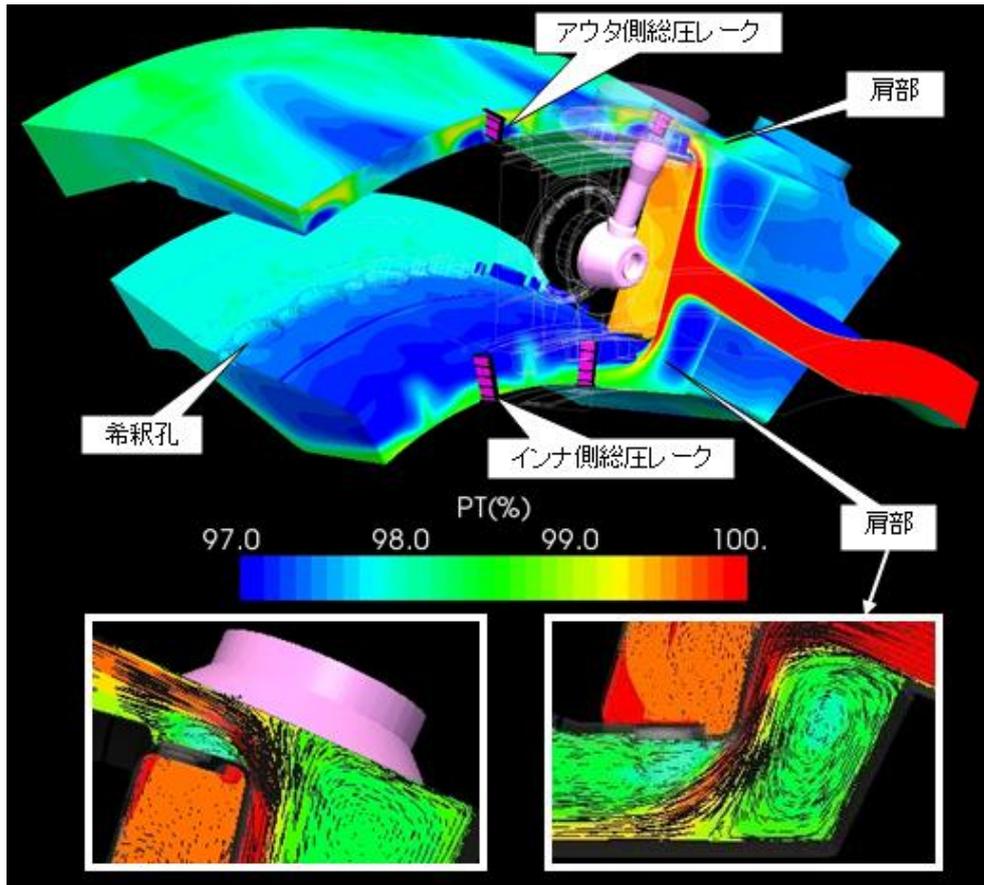


図1 平面カウルタイプ総圧分布と各肩部速度ベクトルの数値計算結果

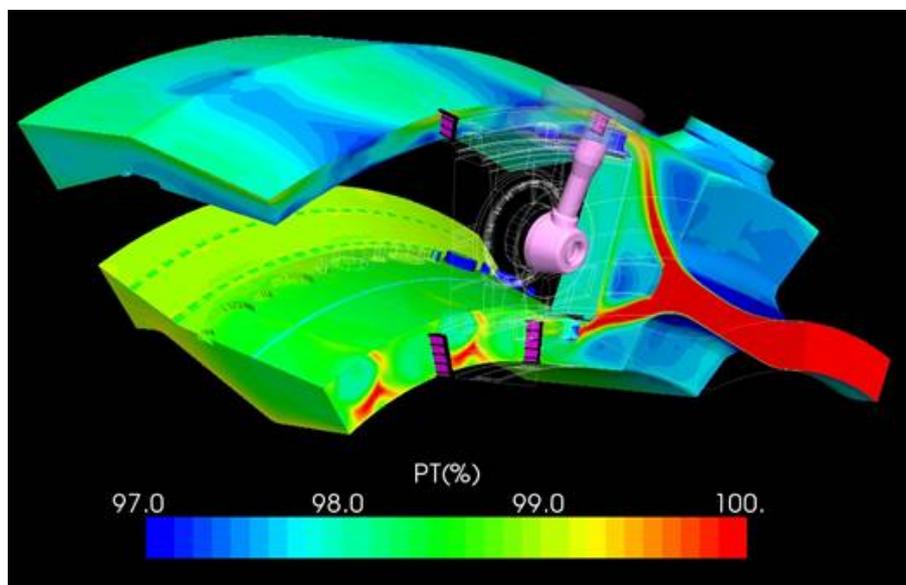


図2 バッフル付タイプ総圧分布の数値計算結果

● 研究成果の公表状況

- 1) GT学会誌2009年3月号掲載
燃焼器カウル部流れの数値解析：重合格子法適用の妥当性と形状の最適設計

OVAL エンジン用ファンダクト流路の解析

Computational study on dual fan duct flow path for OVAL engine

● 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，
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 高温化セクション，
藤原仁志(fuji@chofu.jaxa.jp)

(株)ヴァイナス，加藤 進

● 計算の目的

断面変化する非対称2重ファンダクト流路について以下を目的とした解析を行なう。

1. 空力的に滑らかなファンダクト流路の設計
2. 断面積の変化が損失およびリアファン流れに及ぼす影響の調査
3. 流路長さが損失およびリアファン流れに及ぼす影響の調査

● 研究の概要

断面変化する非対称2重ファンダクト流路について、ファンダクト流路のCADデータの作成、格子の生成および、CFD解析。結果の可視化と、得られた流れ場の可視化、および、ファンダクトの性能推算。技術課題の抽出。

● 今年度の研究成果の概要

断面積の滑らかな変化により損失が大きく低減することがわかった。また、流路長さの延長は断面積の緩やかな変化を可能にするので、損失低減に寄与することが確認された。

一方で、ダクト出口に置かれるリアファンへの流れは流路形状に大きく依存するために、適切なトリートメントを施さない限り十分な性能を得られないことが解析結果から判断できる。

現実的な流路長さのファンダクトを可能にするには、出口流れを考慮したより滑らかな断面形状を目指すべきとの今後の指針が得られた。

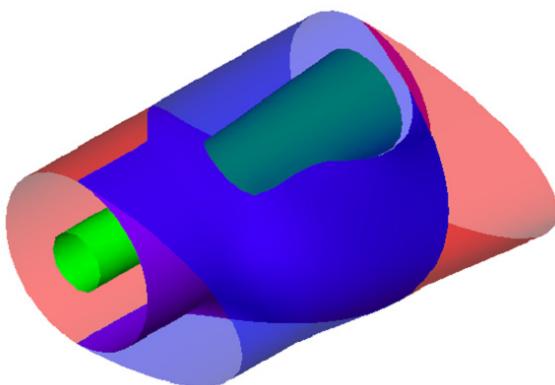


Fig1 Dual fan duct geometry.

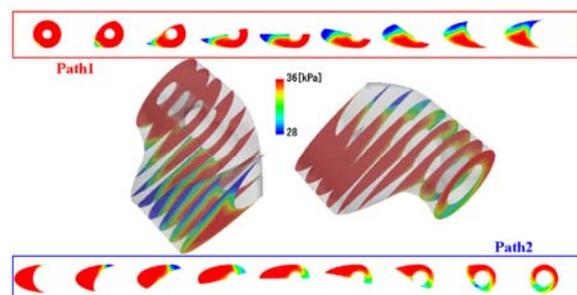


Fig2 Total pressure distribution on axial sections.

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。パイロンの追加により，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，パイロンがファン下流全圧分布に及ぼす影響などを明らかにした。

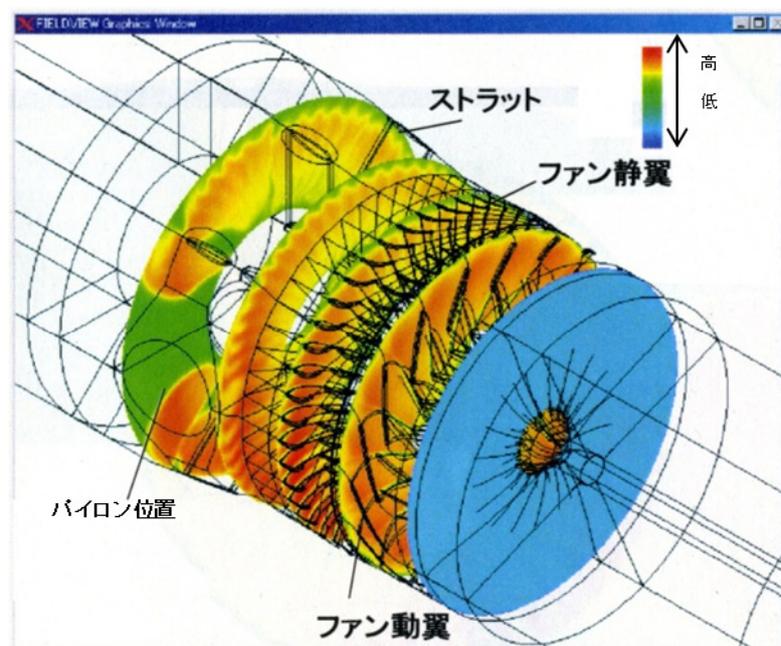


図1 ファンダクト解析全体図

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：株式会社 IHI, 山上 舞(mai_yamagami@ihi.co.jp)

研究分担者：研究開発本部, 野崎 理(eueka@chofu.jaxa.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

UPACSを用いて高速軸流圧縮機の定常および非定常全段解析を実施し、試験データとの比較から、予測精度を評価する。

● 今年度の研究成果の概要

高速軸流圧縮機を対象に、設計点付近での非定常全段解析を実施し、その試験データとの比較から、予測精度について評価し、現状の解析における課題を明らかにした。また、同形態での定常段解析も実施し、非定常全段解析の結果との比較から、設計点付近においては非定常性の影響が少ないことがわかった。

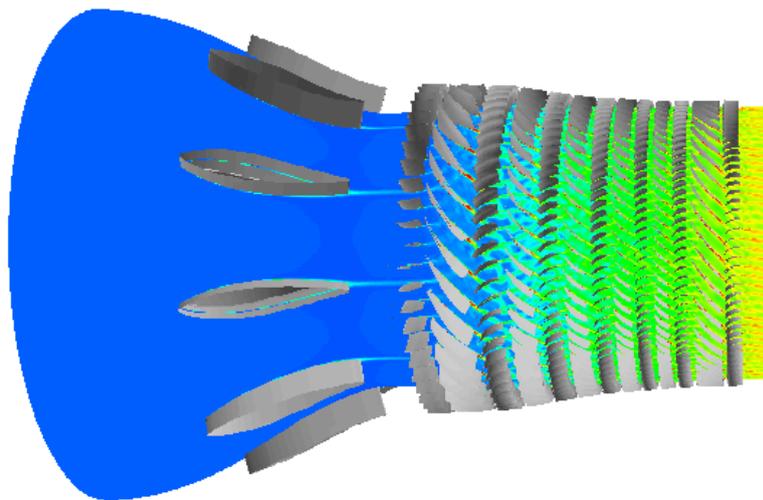
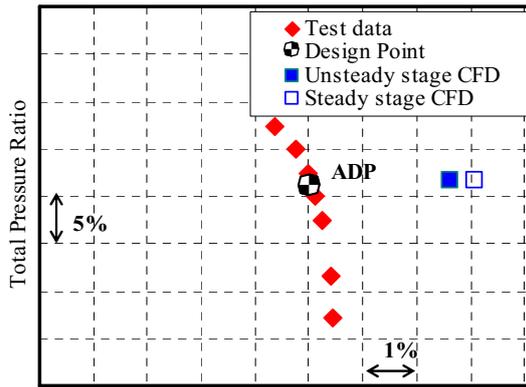
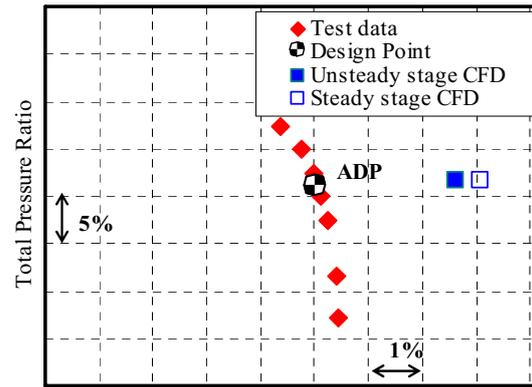


図1 計算領域と計算結果によるエントロピーコンター（非定常全段解析）



Corrected Mass Flow Rate at IGV Inlet

図 2.1 設計回転での全体性能



Corrected Mass Flow Rate at IGV Inlet

図 2.2 各段全圧比の試験との比較

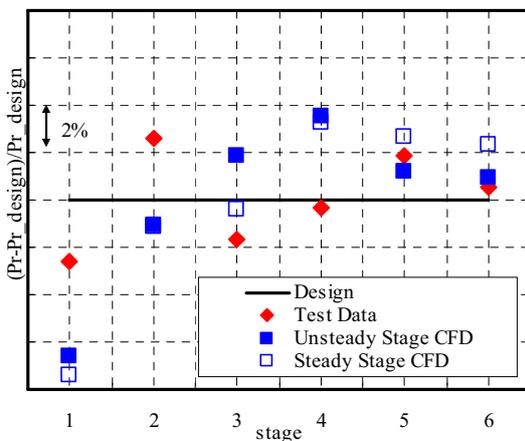
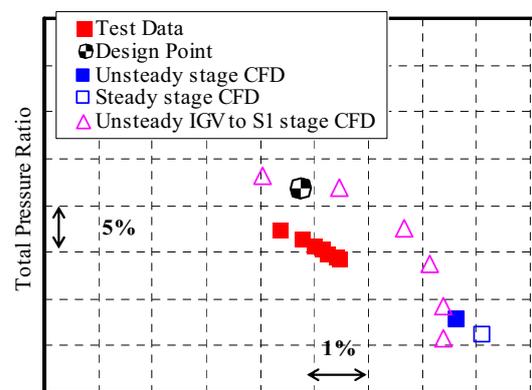


図 2.3 各段全圧比の試験との比較



Corrected Mass Flow Rate at IGV Inlet

図 2.4 IGV～1 段動翼の性能特性の試験との比較

図2 全体性能と各段性能の試験との比較

● 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

UPACS を用いた振動翼列の非定常空力特性に関する研究

Study of Unsteady Aerodynamic Characteristics of Blade Oscillation Using UPACS

● 研究グループ

研究代表者：株式会社 IHI, 青塚瑞穂(mizuho_aotsuka@ihi.co.jp)

研究分担者：研究開発本部, 野崎 理(eueka@chofu.jaxa.jp)

株式会社 IHI, 山上 舞(mai_yamagami@ihi.co.jp)

● 計算の目的

ターボ機械の振動翼列非定常空力解析用に拡張されたupacsVibrateを用いて、ジェットエンジンファンの非定常空力特性の解析を行う。

本年度は、多段翼列条件における非定常空力特性の調査を行う。

● 研究の概要

ターボ機械・振動翼列解析用に拡張されたupacsVibrateを用いて、ジェットエンジンファンフラッタの解析を行う。本年度は、多段翼列条件での解析を実施し、解析の妥当性の検証を行うとともに、ファン動翼後方に設置された出口静翼がファン動翼の非定常空力特性にどのような影響を与えるのかを調査する。

● 今年度の研究成果の概要

多段翼列条件においても翼列振動解析を行えることが確認できた。

また、今回解析を行った翼列では、ファン出口静翼がファン動翼の非定常空力特性に与える影響は、小さいことが明らかになった。

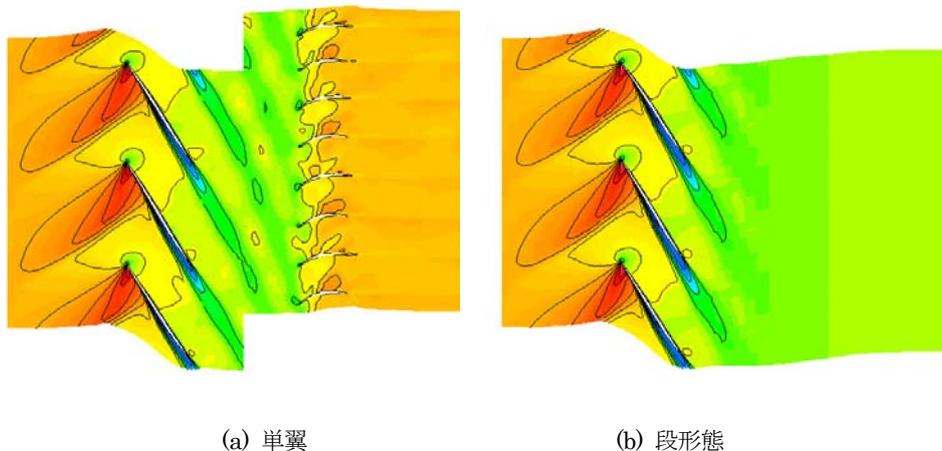


図1 相対マッハ数等高線(定常解析結果)

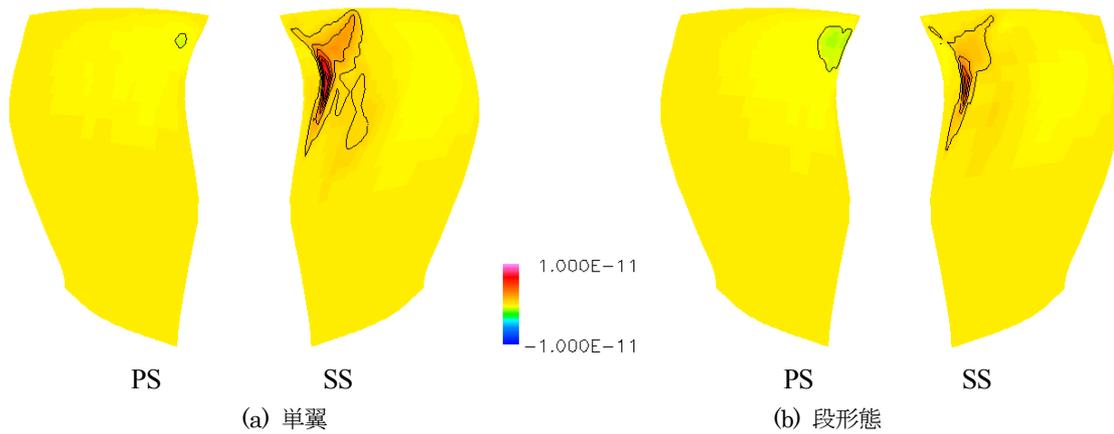


図2 翼面非定常空力仕事分布(翼間位相差 120° 時の結果)

● 研究成果の公表状況

- 1) Aotsuka, M. , Tsuchiya, N., Horiguchi, Y., Nozaki, O., Yamamoto, K., “NUMERICAL SIMULATION OF TRANSONIC FAN FLUTTER WITH 3D N-S CFD CODE”, ASME GT2008-50573, ASME Turbo EXPO 2008, June, 2008
- 2) 青塚瑞穂, 土屋直木, 加藤 大, 堀口泰生, 山本一臣, 野崎 理, “ファン遷音速失速フラッタの発生機構の数値解析”, 第36回ガスタービン学会定期講演会, 平成20年10月, 口頭発表

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：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 基盤技術研究所 熱・流体研究部，

リーヒェルマン 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（燃料，酸素，生成物）や温度の分布を高精度で計算できる燃焼解析コードを開発することが本計算の目的である。その際，開発する燃焼器コードは現在のコンピュータ資源の性能に考慮した上で，解析に必要とされるモデルが整備され，出来るだけ高効率な並列計算が可能であるものとする。

● 研究の概要

現在のジェットエンジンのシステム設計では，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必要である。本研究は，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

今年度はガス焚きバーナおよび灯油焚きバーナを対象にLES燃焼解析を実施し，妥当な結果が得られる確認を行った。

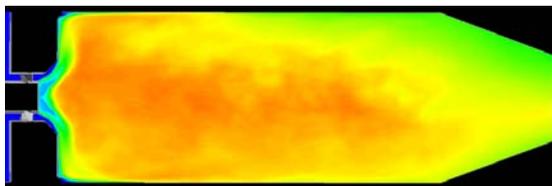


図 1 灯油焚きモデル燃焼器内の横断面における温度分布（時間平均）

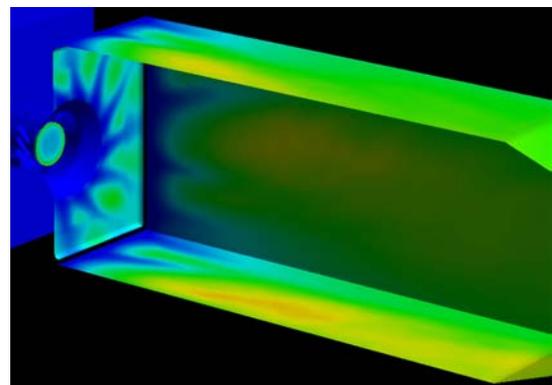


図 2 灯油焚きモデル燃焼器における壁面上の温度分布（時間平均）

静粛超音速研究機の空力特性に関する数値解析

Numerical analysis of the SuperSonic Silent 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，吉田憲司(yoshida.kenji@jaxa.jp)

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

菱友システムズ，大平啓介(ohirak@chofu.jaxa.jp)

三向ソフト，笥由里子(kakei221@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

現在進められている静粛超音速研究機の第3.5次設計形状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。実際の飛行試験では離陸，巡航(M=1.6)，着陸という飛行経路をたどるため低速(M=0.2)から超音速(M=1.6)までの幅広い速度領域での空力特性を算出し設計に反映する必要がある。

● 研究の概要

本研究は静粛超音速研究機の第3.5次形状の機体成立性を議論する上で必要な空力データを早急に取り得ることが大きな目的であるため，非粘性のCFD解析(Euler方程式)を幅広いマッハ数領域(M=0.2~1.6)にて計算を行った。CFD解析ソルバは複雑形状にも容易に計算が可能な非構造格子解析ソルバ“JTAS”を用いた。格子解像度の依存性や解析ソルバの依存性の調査には，既に構造格子解析ソルバで十分な調査が行われている2.5次形状でその効果を検証しFine格子を決定した後に本解析を行っている。

● 今年度の研究成果の概要

静粛超音速研究機の第3.5次形状の幅広いマッハ数領域(M=0.2~1.6)にてCFD解析を行い，設計に必要な空力データが取得された。実際の設計時には精度の高いCFDを行うことが困難であったが本解析結果により設計の妥当性と今後の指針を決定することができた。本静粛超音速研究機はソニックブームの低減を主な目的としたジェット実証機であるため，今後はソニックブーム強度の推算に必要な近傍場圧力波形の算出や，ジェット作動を高精度に模擬した計算を行う予定である。

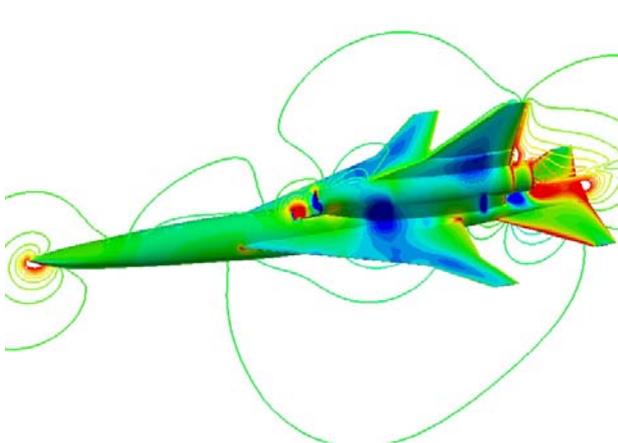


図1 S3TD3.5次形状の低速 Cp 分布 (M=0.6, $\alpha=2\text{deg}$)

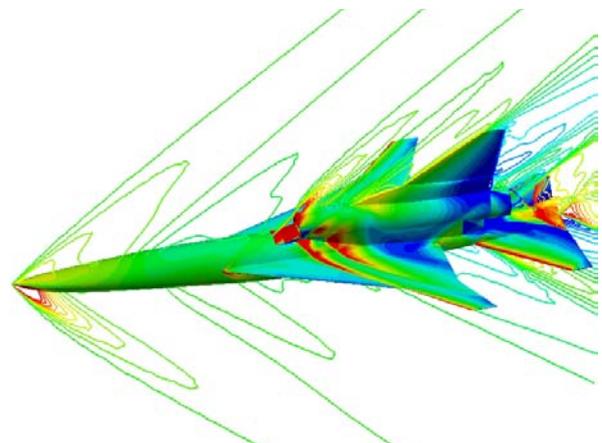


図2 S3TD3.5次形状の超音速 Cp 分布 (M=1.6, $\alpha=2\text{deg}$)

小型超音速実験機(NEXST-1)の数値解析

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

● 研究グループ

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

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

菱友システムズ，大平啓介(ohirak@chofu.jaxa.jp)

三向ソフト，箕由里子(kakei221@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

平成17年10月に“小型超音速実験機(NEXST-1)の飛行実験がオーストラリア・ウーメラ実験場において実施され，表面圧力，力データ(C_L, C_D, C_M)，遷移データなどの空力データが得られ，2007年に弾性変形やピトー管の詳細な解析より飛行実験条件が改修された．本研究の目的は，改修された飛行実験条件のCFD解析より，本実験の計測データの検証，CFD解析精度の検証，さらには実験機の設計コンセプトの効果を定性的，定量的に把握することを目的としている．

● 研究の概要

飛行実験時のマッハ数，迎角， Re 数よりCFD解析を行い飛行実験データとの比較を行った．マッハ数の範囲は巡航マッハ数2.0だけでなく，帰還・回収フェーズの $M=1.8\sim 0.6$ と広範囲の比較を行った．特に巡航マッハ数2.0付近では，CFDの精度を上げるために，空力弾性変形を考慮した形状を用いることや，遷移関連データから推測される遷移位置を模擬するなどの高精度化を測っている．飛行実験データの高精度化を図るため計測機器(Air Data System)まわりのCFD解析を行った．これらのCFD解析は基本的に構造格子解析ソルバ“UPACS”を用いた．また，飛行実験機には各種計測センサーやモニタカメラなどの突起物を取り付けられているが，これら突起物を構造格子で再現することは困難なため，突起物の効果は別途，非構造格子解析ソルバ“TAS-code”により検証した．本研究は超音速機の抗力低減設計をより高精度に行うことを目的としているため，設計前の形状についても同規模のCFD解析を行い比較しその設計効果を明確にするとともに，旅客機スケールの高 Re 数条件で再設計も試みた．

● 今年度の研究成果の概要

飛行実験結果とCFD解析の比較により，概ね良い一致が見られた．空力弾性変形を考慮することにより， C_L, C_D や C_p 分布などの圧力に依存する値が改善され，飛行実験の遷移データを考慮することにより， C_D の差に改善がみられた．また，設計点($M=2.0, C_L=0.1$)において，境界層遷移を模擬した結果では，全面乱流時に比べて約5.3ctsの抵抗軽減効果があることをCFD解析により確認した．また計測機器(Air Data System)まわりのCFD解析を行い Re 数に依存しない計測が可能である，つまり飛行実験データの妥当性を示した．本CFD解析結果はNEXST-1プロジェクトの成果として，データベース(NEXST-DB)を2008年7月に一般公開した(要申請)．

また，旅客機スケールでの高 Re 数条件の自然層流化を含む低抵抗設計は完全収束に至っておらず，今後も設計を進め超音速機の低抵抗技術の確立を目指す予定である．

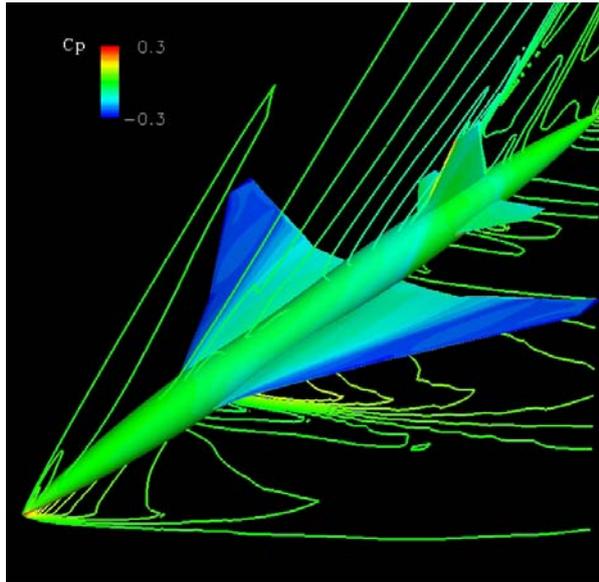


図1 NEXST-1 表面 Cp 分布

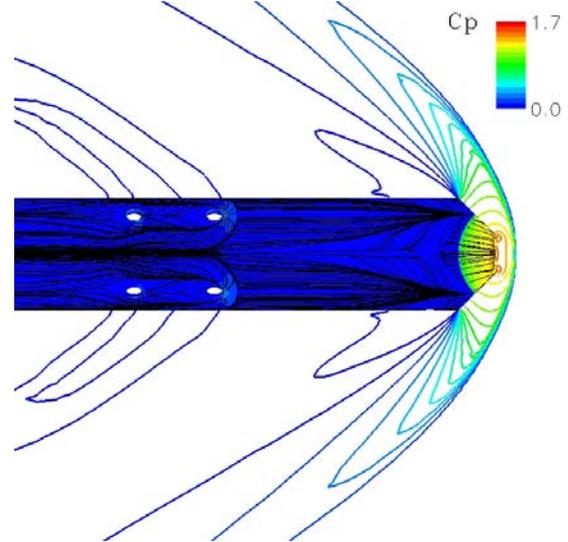


図2 Air Data System プロブの CFD 解析

● 研究成果の公表状況

- 1) Ishikawa, H. et al., “CFD Analysis on Flight Test Results of Supersonic Experimental Airplane NEXST-1” AIAA Paper 2007-3925, 2007
- 2) 郭東潤, 黒田文武, 伊藤健, 吉田憲司, “小型超音速ロケット実験機(NEXST-1)空力データベースについて”, 日本航空宇宙学会 第39期年会講演会, 2A9, 2008
- 3) 郭東潤, 中島浩二, 石川敬掲, 野口正芳, “小型超音速ロケット実験機飛行実験データ解析-空気力, 表面静圧分布-”, 日本航空宇宙学会 第39期年会講演会, 2A9, 2008
- 4) 徳川直子, 郭東潤, 吉田憲司, 上田良稲, “小型超音速ロケット実験機の遷移計測”, 日本航空宇宙学会 第39期年会講演会, 2A11, 2008
- 5) 川上浩樹, 高戸谷健, 石川敬掲, “小型超音速実験機NEXST-1の全機静的空力弾性変形解析”, 日本航空宇宙学会 第39期年会講演会, 2A12, 2008
- 6) Kawakami, H., Takatoya, T., and Ishikawa, H., “Static Aeroelastic Analysis of Experimental SST NEXST_1 Flight Test using Wing-Body Configuration Model” AIAA Paper 2008-6419, 2008
- 7) Ishikawa, H., Kwak, D., Noguchi, M., and Kurod, F., “Numerical Study of a Pitot Probe with Five-Hole Head for Supersonic Flight Test,” International Congress of the Aeronautical Science, 2008-3.2.4.
- 8) 石川敬掲, 上田良稲, 徳川直子, 吉田憲司, “小型超音速実験機の自然層流翼設計効果の検証”, 第46回飛行機シンポジウム, 2D8, 2008

NC-DSMC 法を用いた衝突中性ガス数計算方法の検討

Evaluation of the collision neutral gas particles' number by NC-DSMC method

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 材料グループ，木本雄吾(kimoto.yugo@jaxa.jp)

研究分担者：宇宙技術開発株式会社 第一事業部 衛星利用グループ，小泉 勉(koizumi.tsutomu@sed.co.jp)

宇宙技術開発株式会社 第一事業部 衛星利用グループ，

島袋 翼(shimabukuro.tasuku@sed.co.jp)

● 計算の目的

ISS軌道及び低軌道(高度180km)におけるJEM搭載MPAC&SEED表面に対する回り込みを考慮した衝突中性ガス粒子数の計算を行う。

● 研究の概要

Linux用として開発したNC-DSMC法を使用した逐次プログラムである衝突中性ガス粒子数計算プログラムを使用し，ISS軌道及び低軌道(高度180km)におけるJEM搭載MPAC&SEED表面に対する回り込みを考慮した衝突中性ガス粒子数の計算を行うために，衛星周囲の物理区間を分割するセルの分割方法，分子間衝突を考慮しない場合における計算方法，高度180kmでの適用可能性について検討を行う。

● 今年度の研究成果の概要

本検討で用いた逐次プログラムをステップジョブに対応することで計算可能であることがわかった。また検討の中で，JSS上でのコンパイル，実行方法など基本的な使用法を習得し，今後プログラムの改修を行いJSS上で計算を行う際の知見を得ることができた。

● 研究成果の公表状況

- 1) 「平成20年度 JEM搭載MPAC&SEED軌道上環境解析 (JX-PSPC-264055)」成果報告書 (SED-TEC20669)

固体／ハイブリッドロケットと関連現象の研究

Numerical Study on Fluid Dynamic Phenomena in Solid / 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，嶋田 徹(shimada.toru@jaxa.jp)

研究分担者：東海大学 大学院生，JAXA 宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系 特別共同研究員，
本江幹朗(8amjm016@mail.tokai-u.jp)

● 計算の目的

- ① 酸化剤旋回型ハイブリッドロケット燃焼器内部流れの研究
- ② 軸方向スロットを持つ固体ロケット燃焼器内部流れの研究
- ③ 固体及びハイブリッドロケットの非定常燃焼現象の研究

● 研究の概要

本研究は、固体ロケットやハイブリッドロケットにおいて、設計上重要な要素となりかつ、現状に比して現象理解を深めなければならない事象について、数値流体力学やさらに複雑系の連成を行いつつ、コンピュータシミュレーションによって、これを解明しようとするものである。ここでの成果は、次世代の固体ロケット開発や、将来の安全で効率的なハイブリッドロケットの開発に役立つものと信じている。本研究では主に、気体一粒子からなる内部混相流、振動燃焼、耐／断熱材料の焼損・焼失、固体推進薬注型時のスラリ流、ハイブリッドロケット燃焼室内の流れ、固体ロケットやハイブリッドロケットの燃料後退を伴う燃焼圧力予測、等が扱われる。

● 今年度の研究成果の概要

- 1) M-14固体ロケットモータと類似の、軸方向スロットを7個有する大型固体モータ内部の3次元ナビエストックス解析を実施した。その結果、サブマージノズルの先端に対してスロットからの流れが衝突して生じるモータキャビティ内部の流れ場が明らかになった。この衝突流は対称な渦対を作ってキャビティ上流に分かれた後、グレイン後部面に沿ってノズルインレットに流れ出るが、スロットからのジェットが強い場合には、この渦対の対称性が崩れ、どちらかの方向に旋回する流れに遷移することが分かった。その様子は、2次元円柱下流でRe数が低い時は対称渦を作るが、少しReが高くなるとカルマン渦列となって対称性が崩れるような、対称解の不安定性に類似する。旋回流となった場合には、旋回流がグレイン後部面に沿ってノズルインレットに流れ出る際にスロット内流れを収縮させ、それによってスロットからキャビティに流れ出る流れが部分的に加速・減圧するためにスロット左右側面の間に圧力差が生じ、その結果大きなロールトルクの要因となることが分かった。
- 2) 酸化剤旋回流型ハイブリッドロケット内部の流れ場を解き明かすため、高次精度スキームを使ったプログラム開発に着手し、今年度はインジェクターからの3次元非粘性非定常流れを解析した。現在結果が出始めたところであり、今後流れ場良く調べ、来年度継続する研究に反映する。

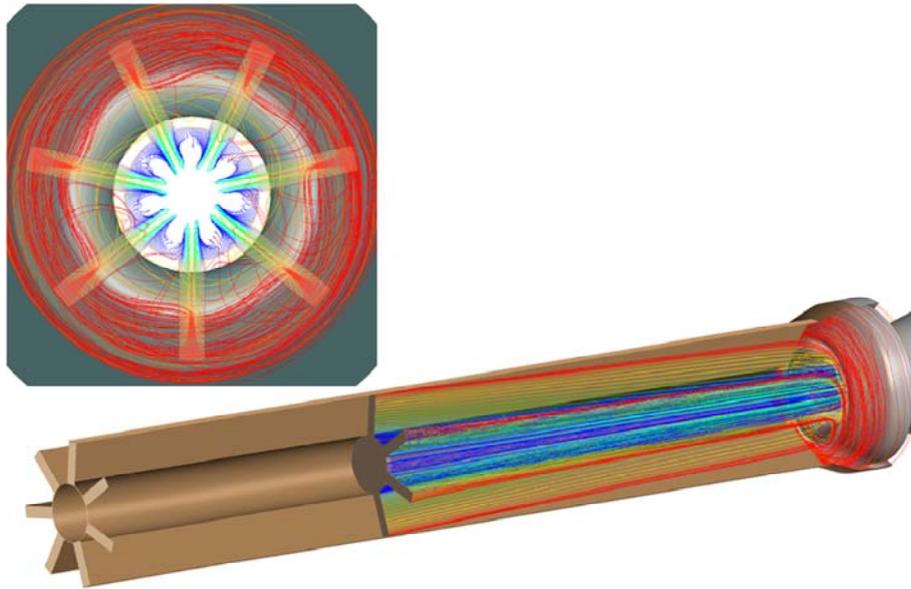


図1 グレインのスロットと後部キャビティ内部の流れ（旋回流が起きる場合）

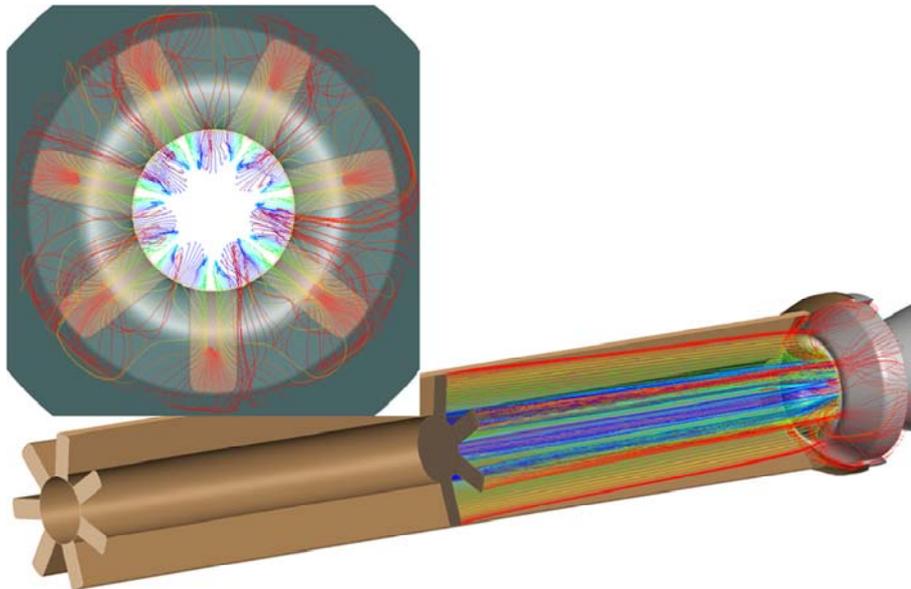


図2 グレインのスロットと後部キャビティ内部の流れ（旋回流が起きない場合）

● 研究成果の公表状況

- 1) Shimada, T., Sekino, N., and Fukunaga, M., “Numerical Investigation of Roll Torque Induced by Solid Rocket Motor Internal Flow,” AIAA 2008-4891, 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 21 - 23 July 2008, Hartford, CT
- 2) 本江幹朗, 松原寿洋, 嶋田 徹, 湯浅三郎, “旋回流型ハイブリッドロケット燃焼室内の流れ,” 2D12, 第52回 宇宙科学技術連合講演会, 平成20年11月5 - 7日, 淡路市
- 3) 本江幹朗, 松原寿洋, 矢島雄三, 嶋田 徹, 湯浅三郎, 平岡克己, “旋回流型ハイブリッドロケット燃焼室内流れの非定常数値解析,” B04, 第49回 航空原動機宇宙推進講演会, 平成21年3月5-6日, 長崎市

超臨界圧 LO_x/GH_2 同軸噴流火炎の Large Eddy Simulation

Large Eddy Simulation of LO_x/GH_2 Coaxial Jet Flame Under 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 LO_x/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た。シミュレーションの結果を燃焼試験データと比較することにより，flamelet モデルを用いた LES 燃焼コードの精度を検証した。

● 今年度の研究成果の概要

DLR に設置されている P8 燃焼試験設備で行われた，超臨界圧力 (6MPa) での LO_x/GH_2 燃焼試験に対応したシミュレーションを実施した。シミュレーションの結果を実験データと比較した結果，両者は良く一致しており，flamelet モデルを用いた LES 燃焼コードが超臨界圧 LO_x/GH_2 同軸噴流火炎に対して良好な予測精度を有していることが確認できた。

図 1 に，解析開始から 8msec における渦の三次元構造を示す。図には，ノズル出口から 50mm までの領域について，速度勾配テンソルの第二不変量(最大値の 1%， $Q=0.01Q_{\max}$)および温度($T=1000\text{K}$)の等値面を示している。ノズル出口直後では渦輪は軸対称的であるが， $Z=10\text{mm}$ 付近から対象性が崩れはじめ，さらに微細な渦構造へと変化していく様子がわかる。

図 2 に，燃焼試験データとの比較結果を示す。試験データは OH^* 自発光スペクトルの時系列データから大規模渦構造の長さスケールを評価したものである。シミュレーションでは，速度変動の 2 点相関から評価した長さの積分スケールを用いて比較を行った。両者の一致は良好であることがわかる。

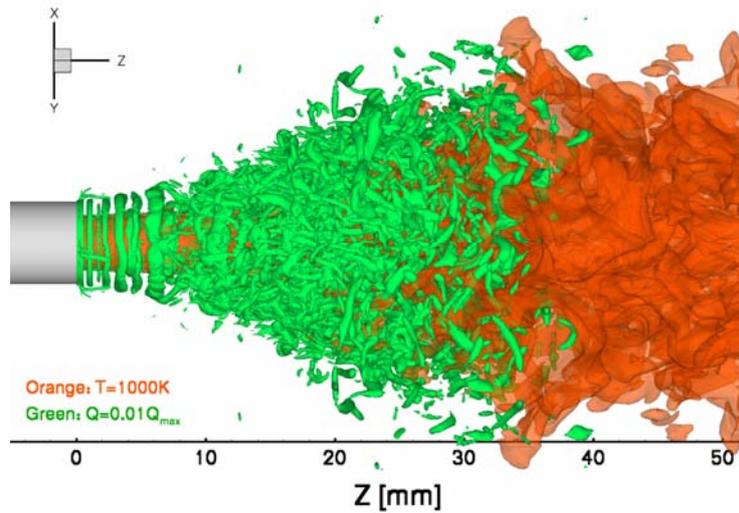


図1 渦の三次元構造, 速度勾配テンソルの第二不変量 ($Q=0.01Q_{\max}$) および温度 ($T=1000\text{K}$) の等値面.

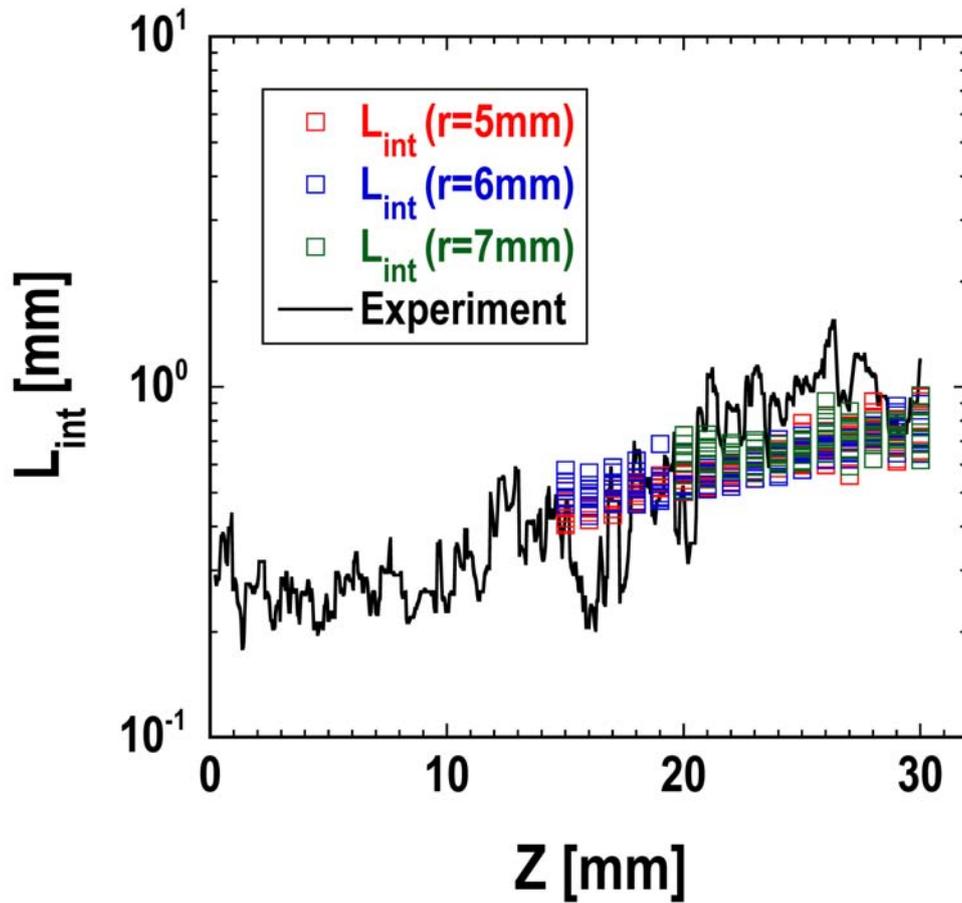


図2 大規模渦構造の長さスケールの比較. 燃焼試験データ: B. Ivancic and W. Mayer, *Journal of Propulsion and Power* 18(2): 247-253 (2002).

● 研究成果の公表状況

- 1) 松山新吾, 他, Flameletモデルによる超臨界圧 LO_x/H_2 同軸噴流火炎のLES, 第40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2008, 2008.
- 2) S. Matsuyama, et al., Flamelet-Based Large Eddy Simulation of LO_x/GH_2 Coaxial Jet Flame Under Supercritical Pressure, 32nd International Symposium on Combustion, 2008.
- 3) 松山新吾, 他, 超臨界圧力における LO_x/GH_2 同軸噴流火炎のLarge Eddy Simulation, JAXA宇宙航空技術研究発表会, 2008.
- 4) 松山 新吾, 他, Flameletモデルによる超臨界圧 LO_x/GH_2 同軸噴流火炎のLES, 第46回燃焼シンポジウム, 2008.
- 5) 松山新吾, 他, 超臨界圧力における LO_x/GH_2 同軸噴流火炎のLarge Eddy Simulation, 第49回 航空原動機・宇宙推進講演会, 2009.
- 6) 松山新吾, 超臨界圧 LO_x/GH_2 同軸噴流火炎の燃焼シミュレーション, 東京大学ロケットエンジンモデリングラボラトリー 第2回ワークショップ, 2009.

再突入物体周りの流れの数値解析及び高温衝撃風洞試験との比較

Numerical Analysis of Re-Entry Flows and Comparison with High Enthalpy Shock Tunnel Results

●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、高温衝撃風洞 Hiest で既の実験データを取得している比較的単純な形状を有する再突入型物体である HB-2 標準模型及び鈍頭円錐模型に対して CFD を適用し、Hiest 試験と CFD 結果の精度を相互に比較し検討することを目的としている。

●研究の概要

高度な安全性を求められる有人宇宙往還機の開発には、高精度に機体の熱空力特性データを取得することが可能な地上試験設備及び解析ツールの整備が不可欠である。そこで HB-2 標準模型及び鈍頭円錐模型に対して 4MJ/kg 以上の淀みエンタルピー条件で CFD を適用し、迎角 0° の熱空力データについて Hiest の試験結果と比較することにより相互の精度を評価する。また CFD 結果より化学非平衡流れが物体の空力特性に与える影響について調査する。

●今年度の研究成果の概要

1. HB-2標準模型

粘性干渉パラメーターと軸力係数 C_A の相関について、CFD結果はHiest試験結果と定性的に一致した。しかしながらCFDは淀みエンタルピー $H_0=4MJ/kg$ 条件では C_A についてHiestよりも若干小さく見積られることがわかった。それでもなお両者の差はHiestの計測誤差と言われている10%以内であった。 $H_0=12MJ/kg$ 条件のCFD結果について、化学反応凍結流と非平衡流を比較した場合、わずかではあるが非平衡流の C_A 値が大きくなった。これは解離気体の再結合が進み解離エネルギーが放出されたため、粘性係数が増大し境界層がより厚くなり、粘性干渉効果でフレア部において非平衡流の圧力がより高くなったことが原因であった。淀み点値で無次元化した熱流束分布について、 $H_0=4MJ/kg$ の条件でCFDはHiestと比較して模型上流の鈍頭及び円錐部では良く一致しているが、それより下流の円筒及びフレア部でCFDの方が高くなった。CFDはこの部分で H_0 の増加とともにマッハ数が低下して境界層が薄くなるため高くなるが、一方でHiestは $H_0=4MJ/kg$ と $8MJ/kg$ の結果に有意な差が見られなかった。このことからHiestでは低熱流束域の熱流束センサーの計測精度に問題があることが示された。

2. 鈍頭円錐模型

$H_0=7MJ/kg$ 以上の条件において、CFDはHiestよりも10%程度大きく C_A を見積った。一方で C_p 分布はCFDとHiestで良く一致したため、圧力効力は両者で一致していると考えられる。したがって両者の相違はHiestの力計測の精度に起因していることが示唆された。

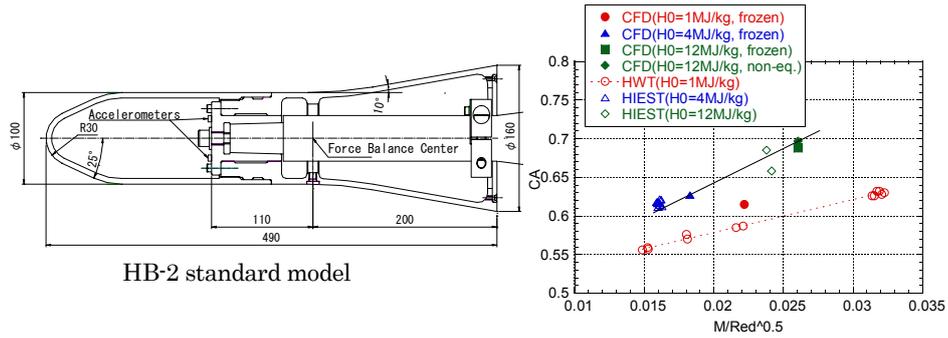


Fig.1 Comparison between numerical and experimental results for correlation between viscous interaction parameter and axial force coefficient(C_A) for HB-2.

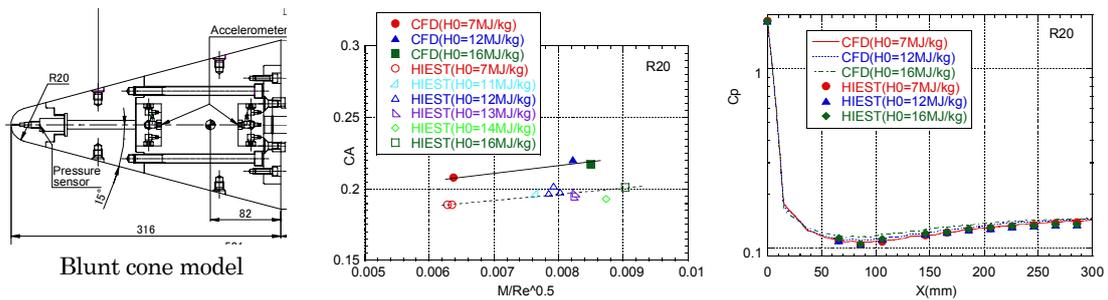


Fig.2 Comparison between numerical and experimental results for correlation between viscous interaction parameter and C_A , and C_p distributions for blunt cone.

● 研究成果の公表状況

- 1) 小寺, 丹野, 高橋, 小室, 佐藤, 伊藤, “再突入物体周りの流れの数値解析及び高温衝撃風洞試験との比較”, 平成 20 年度衝撃波シンポジウム講演論文集, 2009 年 3 月.

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)

● 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空気力学的に解明し、複合エンジンの設計に資すること。

● 研究の概要

角田宇宙センターでは複合推進エンジンの主要モードとしてスクラムジェットエンジンの研究を進めており、ラムジェットエンジン試験設備（RJTF）を用いてエンジン性能試験を多数重ねて来ている。その過程ではエンジン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に資する。

● 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た。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を援用して精査して来た。その結果、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が形成されていることが判明した。

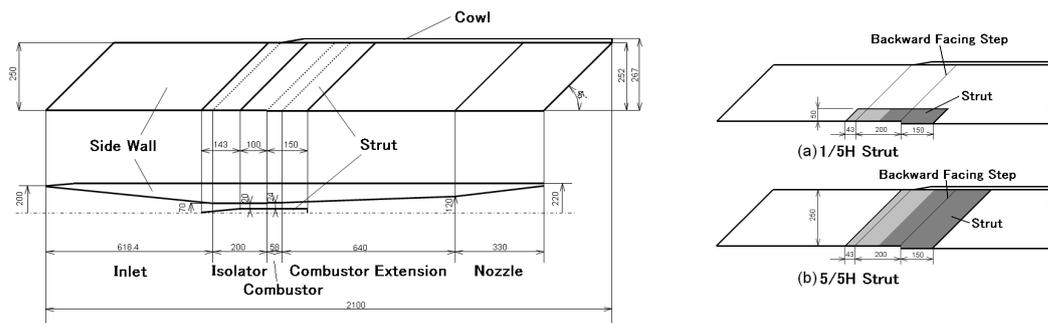


図1 計算対象 スクラムジェットエンジン エンジン試験番号M6S43等

左上の図：エンジン全体図 左よりインレット，分離部，燃焼器，燃焼器拡大部，ノズルより成り，エンジン中央線上にストラット（中柱）を有する．流れは左から右に向かう．

右上の図：ストラットの形態 図中の灰色がストラットであり，1/5高さのもの，5/5高さのもの各々示す．

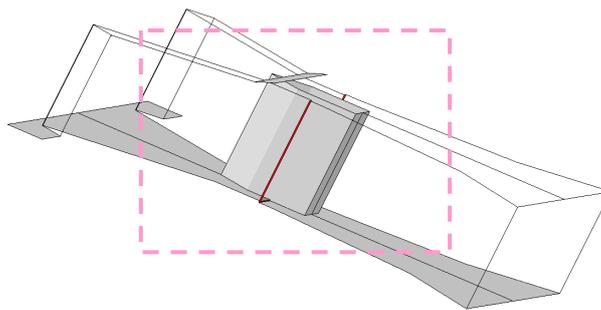


図2 エンジンを斜め後方より見たもの — 赤塗りされている箇所が後向き段差

上の図はエンジンを斜め後方より見たものである．側板を透視し，天板とストラットに灰色を付している．左がインレット，右がノズルであり，流れは左から右に向かう．赤塗りされているのは側板及び天板上の後向き段差である．

ストラットを中心とした流れ場を拡大したのが下の図であり、気流の温度分布を示す。ストラットの高さを1/5に切り詰めた形状のエンジンが下左の図、ストラットの高さを本来の5/5高さとした形状のエンジンが下右の図である。

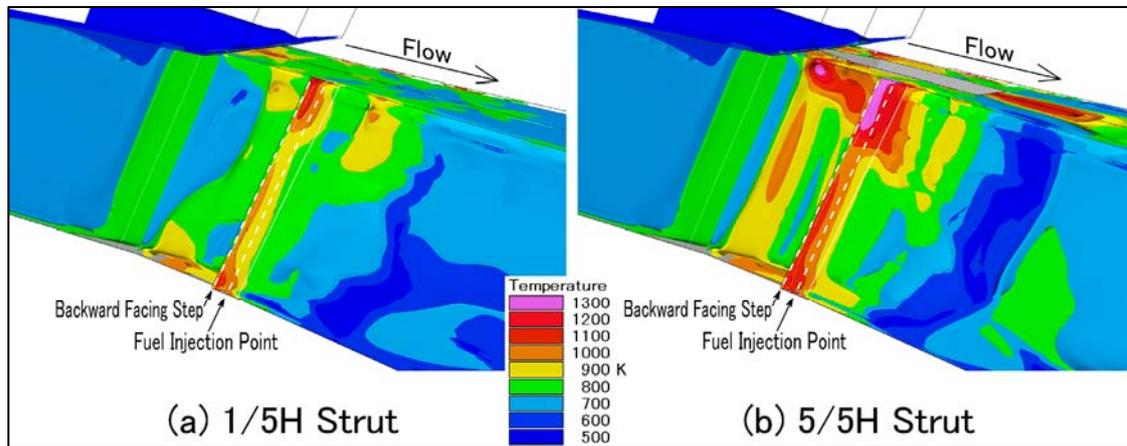


図3 計算結果の一例 — 燃料噴射位置に形成される高温領域『高温三角域』

分離部末端が後向き段差（図中の上流側白破線）となっており、その直下流に燃料噴射孔列（図中の下流側白破線）が有る。カウル寄りの位置に高温領域が生じているのが分かるが、5/5高さストラットを有したエンジン（上右の図）の方に桃色と赤色が集中した高温域が三角形の形で現れている。この高温三角域の存在により、エンジン試験（M6S43等）にて得られた発生推力特性の良好さを説明することが出来る。

● 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内でストラットが形成する衝撃波の効果に関する考察」, 日本航空宇宙学会北部支部2009年講演会, 平成21年3月仙台
- 2) 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内部形状の検討」, 平成21年度衝撃波シンポジウム, 平成21年3月名古屋
- 3) 佐藤, 他, 航空宇宙学会誌投稿予定

物体適合直交格子をベースとした空力 CFD 解析手法の開発

Development of aerodynamic analysis tool based on Body-Fitted Cartesian grid

● 研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター，高木亮治(ryo@isas.jaxa.jp)
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，藤本圭一郎(fujimoto@flab.eng.isas.jaxa.jp)
情報・計算工学センター，嶋 英志(shima.eiji@jaxa.jp)

● 計算の目的

JAXAを中心とする空力ワーキング・グループでは現在，次期固体ロケットの空力評価を風洞試験および流体の数値シミュレーション技術（以下，CFD）を用いて行っている。しかし，これまでに行ってきた2回の風洞試験データ（抵抗係数）には最大20%程度の差異があり，その原因は明らかとなっていない。そこで本計算では，抵抗特性に着目して次期固体ロケットのCFD解析を実行し，風試結果の信頼性を検証するとともに，風試結果で大きな差異が見られたケースについてのデータの補完を行う。そして，実験では取得困難な流れ場の詳細やその空力特性への寄与についての知見を得る。

● 研究の概要

現在JAXAでは，小型衛星計画への対応や固体ロケットシステム技術の維持・向上を目指して次世代ロケットの開発や再使用型宇宙往還機の技術実証試験が進行中である。その中でも，概念設計の段階から適材適所にCFD技術を活用した高信頼性開発手法の確立は我々の大きな課題のひとつである。その一環として，短時間で簡単に複雑形状の高レイノルズ数粘性流れ解析ができる『物体適合直交格子をベースとした空力CFD解析手法』を開発し，再使用型単段観測ロケット試験機や次期輸送ロケット関連の空力問題へ適応する。

● 今年度の研究成果の概要

『物体適合直交格子をベースとした空力 CFD 解析手法』を開発し，現在 JAXA において開発が進められている次期固体ロケットの空力評価を行った。風洞試験と同一条件における数値計算を実行した結果，得られた圧力や抵抗値は対応する風試結果と良好に一致した。また，ベース部付近の流れ場の詳細に着目し，スティングにより逆流が生じ，抵抗値に大きな影響を与えている事が分かった。この事は，上述の「2 回の風洞試験」において模型に対するスティングの大きさが異なる事から，試験結果（抵抗係数）に生じた差異の原因の一つと考えられる。

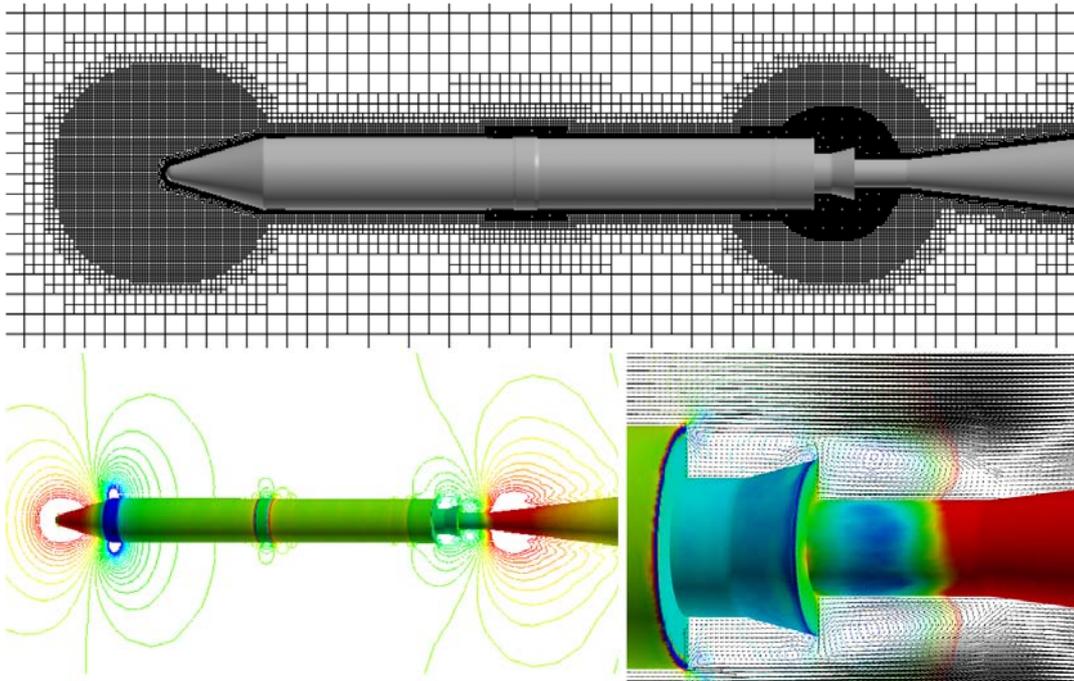


図1 次期輸送ロケット周りの物体適合直交格子と数値解析例 (M=0.7 ; 圧力等値線図)

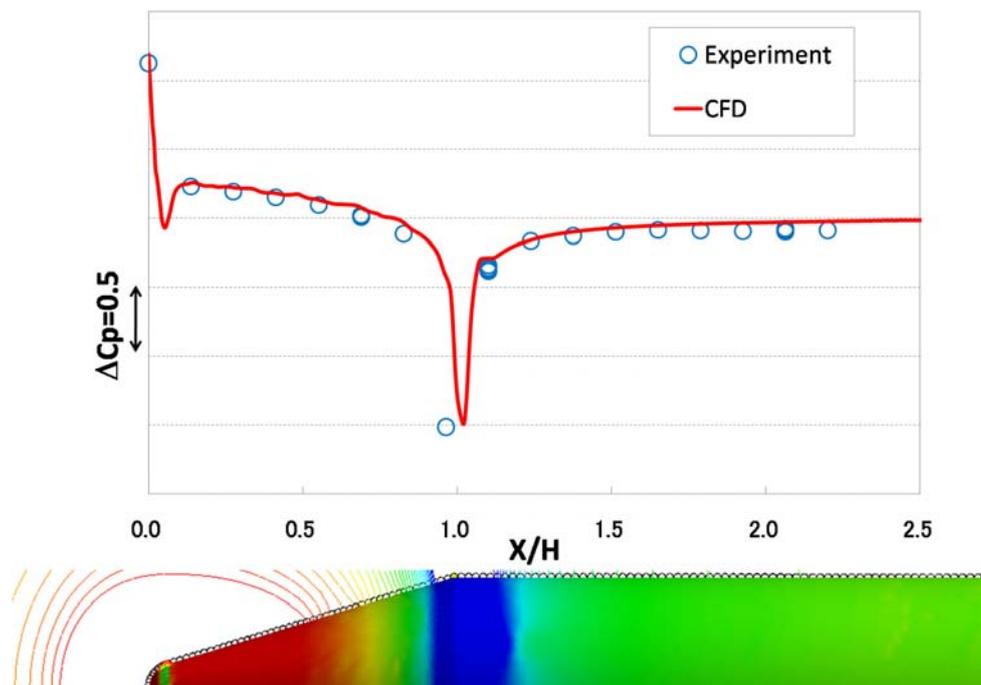


図2 数値解析結果と試験データの比較 (M=0.7 ; フェアリング部圧力分布)

● 研究成果の公表状況

- 1) 藤本圭一郎, 北村圭一, 嶋英志, 滑慶則, 山崎祐希, 山本誠, 浅田健吾: 次期固体ロケットの抵抗特性解析—抵抗予測精度についての一考察, 平成20年度宇宙航行の力学シンポジウム, 2008.
- 2) Fujimoto, K., Fujii, K., Wang, Z.J., and UKitamura, K.U: Advanced Cartesian Grid-based CFD Approach for High Reynolds number Turbulent Flows, IMECE2008-67110, ASME International Mechanical Engineering Congress & Exposition, Boston, MA, 2008.

ロケットエンジン燃焼振動解析を目的とした基礎的な燃焼シミュレーション

Fundamental numerical study on combustion aiming for the analysis of combustion instability in rocket engine

● 研究グループ

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

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

情報・計算工学センター，堀 暖(hori.dan@jaxa.jp)

● 計算の目的

ロケットエンジン内部で生じる燃焼振動現象の解明を目的として数値シミュレーション技術の開発を進める。基礎的な構造をもつ燃焼器におけるシミュレーションを行い，サブスケール燃焼試験や実機における燃焼現象の解明の基盤となる知見を得る。

● 研究の概要

火炎の伸長方向に対して横に成長するモードについて基礎的な知見を得ることを目的にスラブ形状燃焼器を対象とした二次元の水素—酸素拡散火炎のシミュレーションを行った。装置中心部に酸素噴射口が設けられ，Lox ポストを隔てて水素の噴射口が左右に配置されている。火炎根本付近に配置したスピーカにより擾乱を印加し，形成される圧力揺動の時間発展を調べた。また，揺動エネルギーと Rayleigh インデックスの時間発展を比較した。

● 今年度の研究成果の概要

スピーカによる擾乱がない場合，ベース圧の0.04%程度の圧力振動をもつ横のモード（1T）が発生し，ベース圧の0.005%程度の圧力振動をもつ縦のモード（1L）が発生する。これに対し擾乱がある場合，ベース圧の2%程度の圧力振動をもつ1Tモードと1Lモードがカップリングしたモードが発生した。

擾乱が印加されている場合，印加されていない場合と比較して10倍程度のRayleighインデックスが得られる。

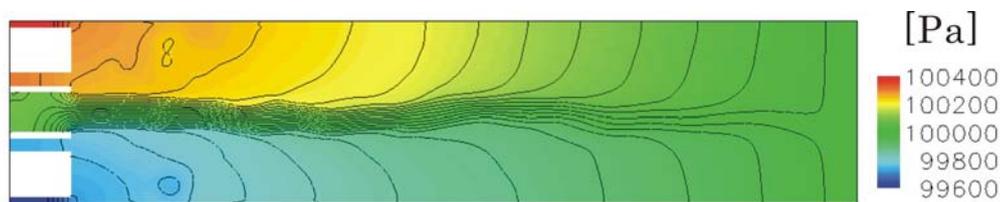


図1 擾乱が印加されていない場合の燃焼器内部の圧力分布

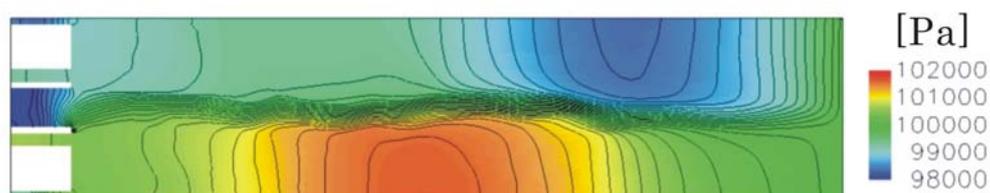


図2 擾乱が印加された場合の燃焼器内部の圧力分布

● 研究成果の公表状況

- 1) 堀 暖, 清水太郎, 坪井伸幸, 溝渕泰寛, 「燃焼不安定性の数値解析 - 安定性の評価指標に関する検討 -」, 第46回燃焼シンポジウム, 京都, 2008年12月
- 2) 清水太郎, 堀 暖, 坪井伸幸, 吉田征二, 松山新吾, 溝渕泰寛, 沖田耕一, 小林 完, 「ロケットエンジン燃焼不安定現象解明への取り組み」, 第49回航空原動機・宇宙推進講演会, 長崎, 2009年3月
- 3) T. Shimizu, Y. Mizobuchi and N. Tsuboi, “Fundamental Study on Pressure Oscillation in a Liquid Rocket Engine Combustion Chamber,” AIAA paper 2008-4548.

Navier-Stokes 数値シミュレーションによる自由噴流の音響解析

Free Jet Aeroacoustics by Navier-Stokes Numerical Simulations

● 研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター，堤 誠司(tsutsumi.seiji@jaxa.jp)

研究分担者：大興電子通信株式会社，伊藤良三(ryozo@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

- ・ JAXAではこれまでロケット打上げ時の噴流音響数値シミュレーションを行い，射点の設計などに成果を上げている．ここではその解析精度の向上を目的として，より基礎的な自由噴流の流れ場の音響解析を行い，実験結果との比較を行った．CFDコードはJAXAの保有するLANS3Dである．
- ・ 上記と同じ計算をUPACSで行い，その結果の妥当性を検証する．UPACSもJAXAの保有するCFDコードである．

● 研究の概要

- ・ 数種類の格子によるCFD計算結果から，Kirchhoffの方法により遠方場の音圧レベルを算出し，実験結果と比較する．噴流は適正膨張で，マッハ数は2.002，ノズル直径を基準としたRe数は $1.35e+06$ ，温度は280.5K，気体の比熱比は1.4である．

● 今年度の研究成果の概要

- ・ LANS3Dにより予測された音圧レベルは，実験結果と比較して最大で約8dB大きいのが，傾向はよく一致することがわかった．
- ・ UPACSの結果はLANS3Dと同じ傾向を示し，LANS3Dよりも実験結果と良く一致することがわかった．

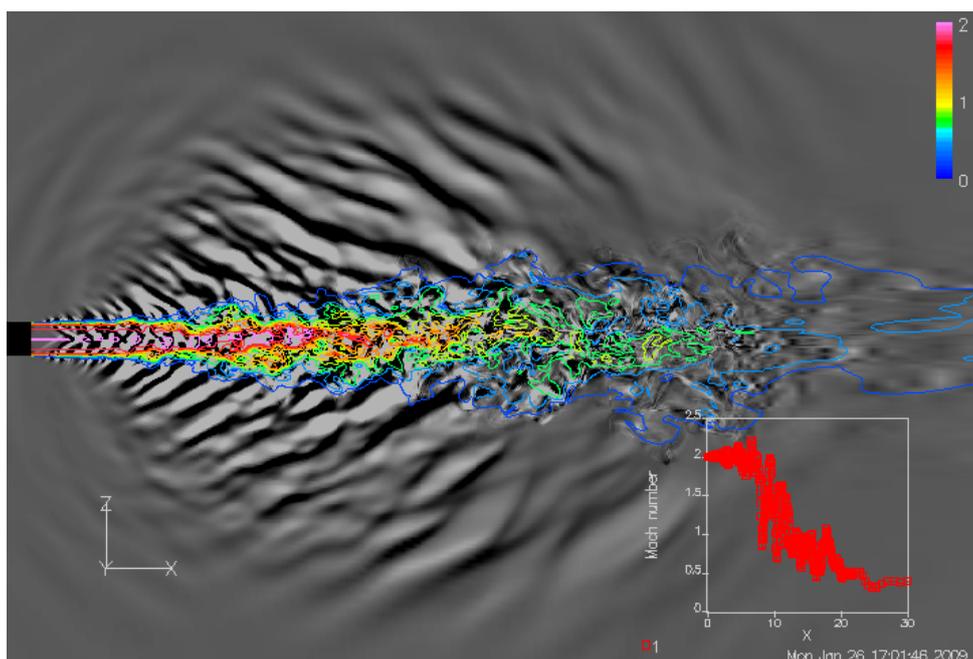


図1 マッハ数等高線と，速度の発散（UPACS）

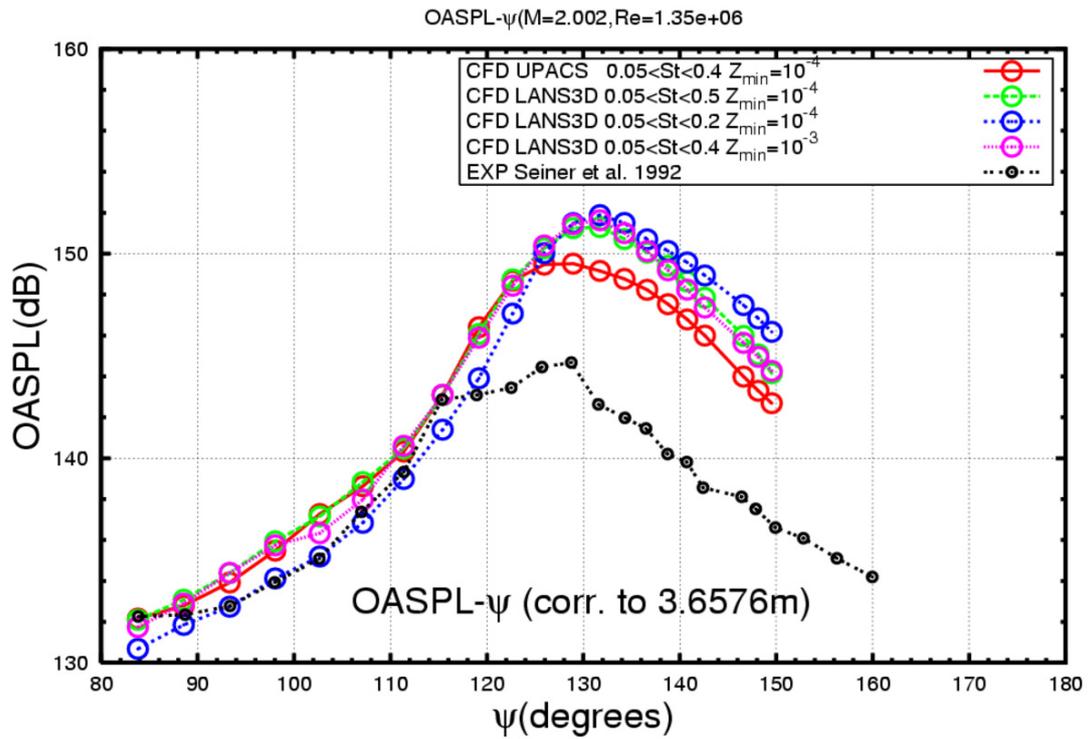


図2 ノズル出口中心から3.6576mにおけるOASPL値
(角度は噴流の上流方向を0度，下流方向を180度とする)

BFT 形態における H-II B クラスタノズルまわりの流れ場解析

Numerical Study on the flow around H-II B Clustered Nozzle in BFT

● 研究グループ

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

● 計算の目的

BFT形態におけるH-II B クラスタノズル周りの流れ場の数値解析を実施し，エジェクター効果によって発生する定常的な横力の評価を目的とする。

● 研究の概要

これまで実施した CFT 形態での解析と同じ解析手法を用いて BFT 形態における解析を実施した。CFT 形態での解析結果と BFT 形態での解析結果の比較を行い，試験形態の違いによる横力の変化に注目した。

● 今年度の研究成果の概要

CFT 形態に比べて BFT 形態では横力が全体的に減少した。これはノズル直下の開口部の大きさが大きくなることで相対的にエジェクター効果が減少したためと考えられる。また BFT 形態における流れ場の状況が把握できた。燃焼室圧力の値によっては流れ場の非定常性が強くなることも判明した。

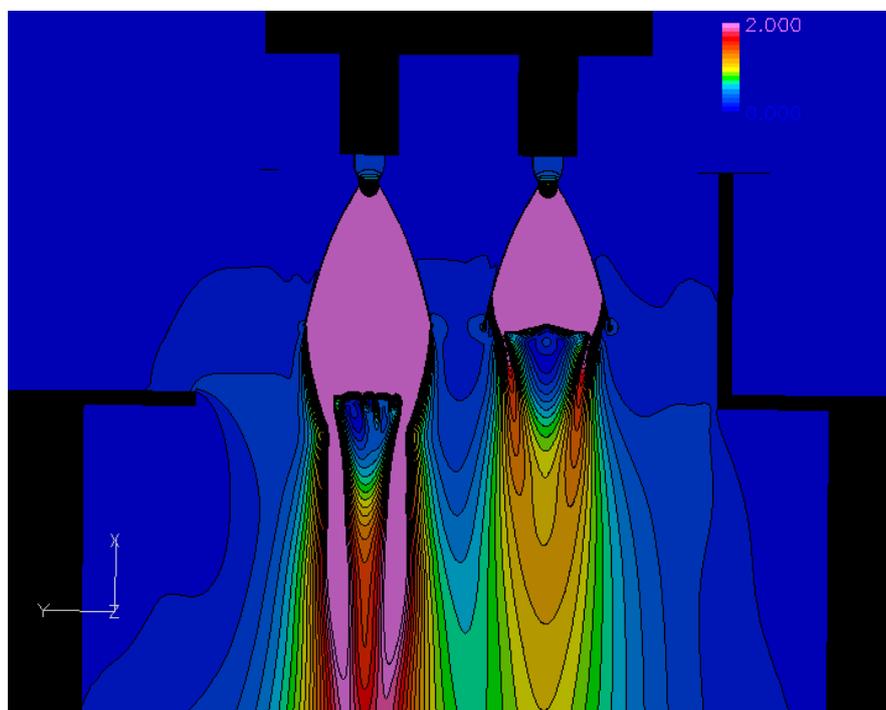


図1 垂直断面での空間マッハ数分布

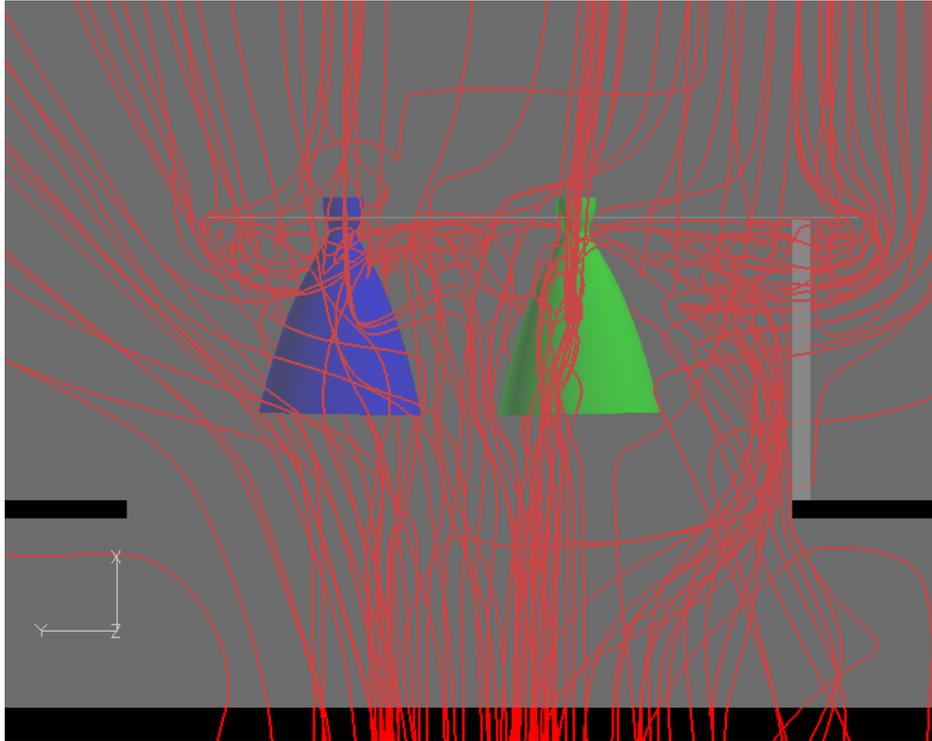


図2 ノズルまわりの流線の様子

● 研究成果の公表状況

- 1) JAXA技術資料 (PED08005) としてプロジェクトに報告

H-IIB ロケットプルームの音響解析

Numerical Simulation on Acoustics Noise from H-IIB Launch Vehicle

● 研究グループ

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

H-IIB ロケットの音響環境を把握するため，打ち上げ時にエンジン排気プルームから発生する圧力波の発生および伝播のメカニズムを解析により明らかにする．また，解析結果からロケットの形態および射点形状による音響環境の変化について検討する．

● 研究の概要

ロケットの開発時において，音響環境を把握し改善することは，非常に重要となる．本解析では，H-IIB/LP2射点を対象に数値流体解析(CFD)を用いた音響解析を実施し，音波の発生，伝播のメカニズムを把握し音圧レベルを見積るとともに，空気取り入れ口，すり鉢状煙道開口部などH-IIB/LP2射点特有の影響を考察した．

● 今年度の研究成果の概要

H-IIB ロケットを対象に，実射点形状(LP2 射点)の音響解析を実施し，アップレンジ(U/R)および煙道部を含めたダウンレンジ(D/R)における音響発生・伝播のメカニズムを詳細に検討した結果，U/R に関しては，排気プルームの不安定性に起因してロールアップしたせん断層表面から発生するマッハ波が支配的な音源であり，伝播した圧力波が，移動発射台で反射して機体側へ反射することが明らかとなった．また，煙道内では，移動発射台開口部で脈動した流れから音波が発生し，煙道内を伝播し，すり鉢状煙道開口部よりダウンレンジ(D/R)側に伝播する．さらに，煙道内で発生した圧力波が空気取り入れ口内部に伝播し，開口部より外側に球面波状に伝わり，機体周りの音響環境を悪化させることが分かった．

空気取り入れ口からの音波の伝播の影響を把握するため，空気取り入れ口を閉じたケースの解析を行い，実射点形状解析と比較した結果，実射点形状ケースの方が，空気取り入れ口を閉じたケースに比べ，ロケット周辺の音響場が U/R, D/R とも数 dB 程度悪化することが分かった．

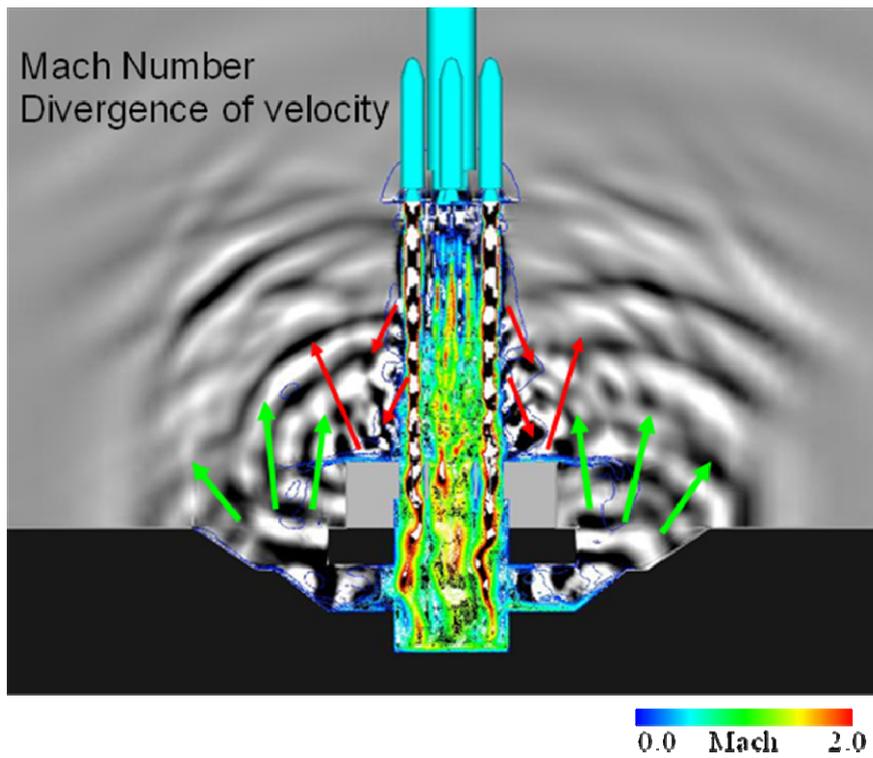
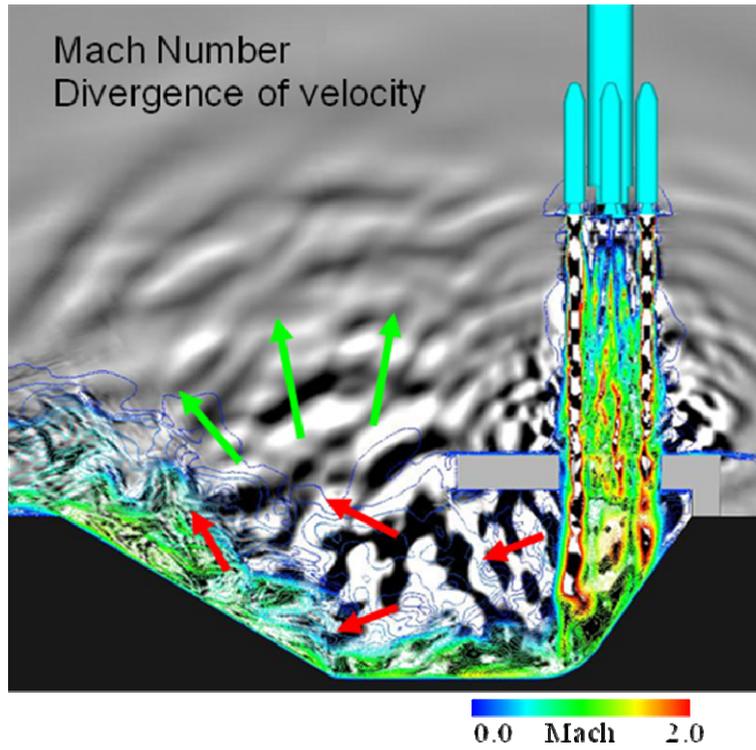


Fig.1 Acoustic Field around H-II B Launch Vehicle

ロケットの打上げ時音響環境シミュレーション

Numerical Analysis of Launch Vehicle Acoustics

● 研究グループ

研究代表者：情報・計算工学センター，高木亮治(ryo@isas.jaxa.jp)
 研究分担者：情報・計算工学センター，堤 誠司(tsutsumi.seiji@jaxa.jp)
 情報・計算工学センター，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

ロケット打上げ時に排気プルームより発生する音波は、ロケット本体およびロケット先端部に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、この音の発生メカニズムおよび伝播のメカニズムを正確に理解することは、ロケット開発の高度化において非常に重要となる。一方で、これまで主に用いられてきた予測ツール(NASA, SP8072)は、音源を簡易的に模擬したものであり、音発生メカニズムをより正確に把握する予測手法の構築が求められている。そこで、数値シミュレーションを利用してロケット打上げ時の排気プルームからの音波の発生を解析し、更に定量的な評価ツールとして音響の低減が可能となる射場の設計指針を提案する。

● 研究の概要

音響環境の定性的な予測精度向上を目指し、地上燃焼試験にて取得した音響計測データと比較検証を行った。更に、次期固体ロケット打上げ時に良好な音響レベルが得られる射点の設計支援を行なった。

● 今年度の研究成果の概要

2007年12月にJAXAの能代試験場で行った地上燃焼試験を対象に解析を実施し、格子依存性や入口境界条件の影響などを調べた。その結果、図1に示すように、剪断層の不安定性に起因してマッハ波の発生が確認された。そして実測値に対してOASPL値で3dB程度の予測精度が得られることが分かった。

一方、次期固体ロケットの解析では火炎偏向板形状や射座が音響環境に与える影響を調べた。その結果、図2で比較するように火炎偏向板形状を修正することで打上げ時音響環境を大きく低減することができるようになった。

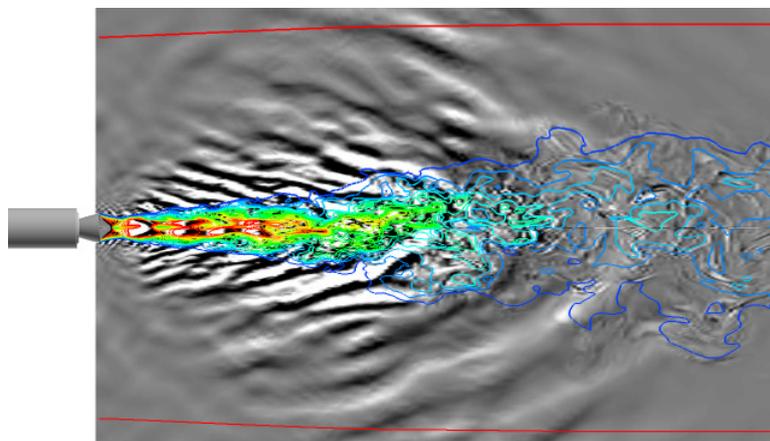


図1 等値面：速度発散，等高線：マッハ数

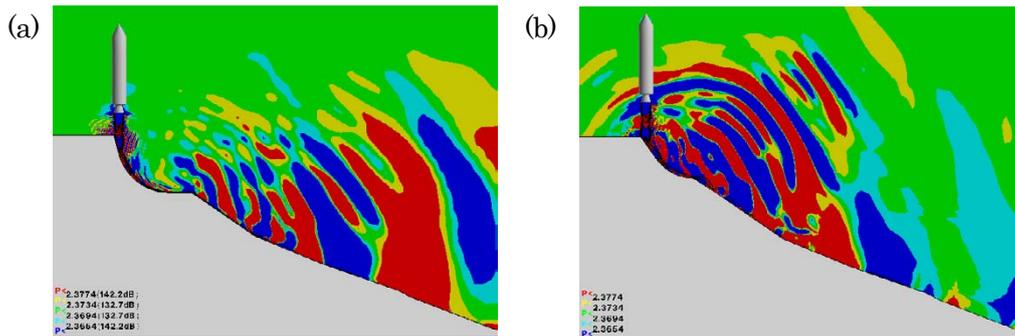


図2 火炎偏向板 (FD) 形状の影響 (静圧分布) (a) 75deg FD (b) 55deg FD

● 研究成果の公表状況

- 1) Tsutsumi,S., Fukuda,K., Takaki,R., Shima,E., Fujii,K., and Ui,K., “Numerical Analysis of Acoustic Environment for Designing Launch-Pad of Advanced Solid Rocket”, ISTS 2008-g-05, 2008.
- 2) 福田紘大, 堤 誠司, 藤井孝藏, 宇井恭一, 石井達哉, 生沼秀司, 賀澤順一, 峯杉賢治, “固体ロケットモータ地上燃焼試験に関する音響解析”, 第40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, 2008
- 3) Tsutsumi,S., Fukuda,K., Takaki,R., Shima,E., Fujii,K., and Ui,K., “Numerical Study on Acoustic Radiation for Designing Launch-Pad of Advanced Solid Rocket”, AIAA 2008-5148, 2008.
- 4) 堤 誠司, 加藤 進, 福田紘大, 高木亮治, 宇井恭一, “火炎偏向板形状がロケット打上げ時の音響環境に与える影響”, 第52回宇宙科学シンポジウム, 2008, pp.809-814.
- 5) 福田紘大, 堤 誠司, 藤井孝藏, 宇井恭一, 石井達哉, 生沼秀司, 賀澤順一, 峯杉賢治, “固体ロケットモータの音響予測手法の検討”, 第52回宇宙科学シンポジウム, 2008, pp.815-820.
- 6) Tsutsumi,S., Kato,S., Fukuda,K., Takaki,R., and Ui,K., “Effect of Deflector Shape on Acoustics Field of Launch Vehicle at Lift-off”, AIAA 2009-0328, 2009.

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)

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，杉中隆史(tsugi@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(t 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)

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

株式会社ヴァイナス，和智恒機(wachi.kouki@jaxa.jp)

東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻，井上智尋(inoue@aero.t.u-tokyo.ac.jp)

● 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な「エンジンシステム解析技術」，「燃焼安定性評価技術」，「エンジン再生冷却解析技術」，「エンジン寿命予測技術」，「ターボポンプ翼最適化設計技術」，「キャビテーション解析技術」，「ターボポンプ軸振動解析技術」，「革新的物理モデル」の高度化に関する研究を行う。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

本年度は、下記のテーマについてツールの開発と検証を実施すると共に、プロジェクトからの要請に応じた各種解析も実施した。以下に主な実施内容を示す。

(1) エンジンシステム解析技術

- ・エンジンシステム解析の基本ソルバーを構築し、液体ロケットエンジンの定常作動点および作動範囲予測を実現可能とした。
- ・エンジンシステム解析のソルバーと、大規模非線形(弾塑性クリープ)構造解析ソルバーとの弱連成機能を開発し、エンジン全体の作動状態と燃焼室の変形及び局所の亀裂進展を予測可能なツールを構築した。
- ・構築したツールは、LE-Xエンジンの再生冷却部ハザード現象予測解析に適用し、同エンジンのリスク評価に活用した。

(2) エンジン再生冷却解析技術

- ・液体ロケットエンジン燃焼器内部で特に顕著となる実在流体効果を考慮可能な流体解析ソルバーを構築した。
- ・構築したソルバーにより、 H_2-O_2 系同軸噴射器燃焼流や CH_4-O_2 系同軸噴射器燃焼流の解析が可能となった。
- ・構築したソルバーは、再生冷却LNGエンジンに関連するエレメント可視化試験およびサブスケール燃焼試験を対象とした解析に活用した。

(3) エンジン寿命予測技術

- ・材料モデルの高度化を目的として、ロケットエンジン用銅合金に対しOhno-Wangモデルを導入した。このモデルにより、従来の材料モデルよりも良好な再現性と計算安定性を実現した。

(4) キャビテーション解析技術

- ・ターボポンプインデューサ部のLES解析を実施して、入口境界部での流量変動に伴うキャビテーション気泡群の応答特性を抽出可能であることを示した。

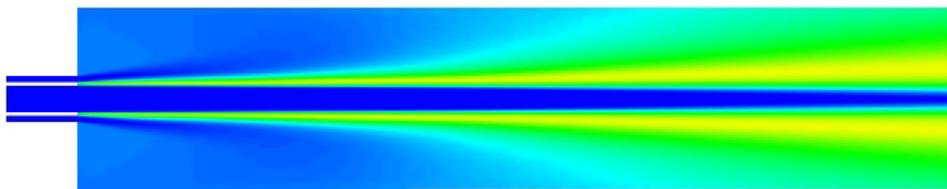


図1 GH₂-GO₂同軸噴射器燃焼流 RANS 解析結果(静温分布)

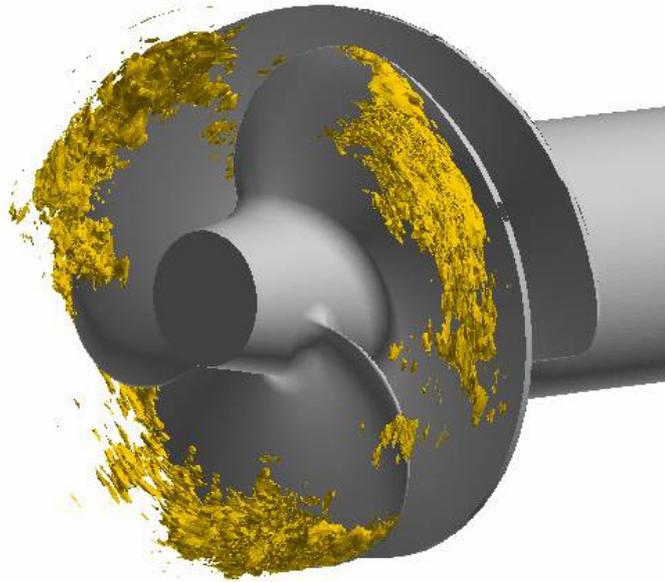


図2 インデューサ部LES解析結果(定格作動点におけるボイド分布)

● 研究成果の公表状況

- 1) 津田伸一ほか, “ロケットエンジンターボポンプにおける大規模動特性解析,” 第40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, 2008.
- 2) 西元美希ほか, “液体ロケットエンジンにおける燃焼室寿命予測手法の開発,” 日本機械学会 第21回計算力学講演会, 2008.
- 3) 大門 優ほか, “GH2/GO2 同軸噴射器の燃焼流解析,” 日本航空宇宙学会, 第49回航空原動機・宇宙推進講演会, 2009.
- 4) 西元美希ほか, “液体ロケットエンジンにおける燃焼室寿命予測ツールの開発,” 日本航空宇宙学会, 第49回航空原動機・宇宙推進講演会, 2009.
- 5) JAXA技術資料多数

固体ロケットモータ排気噴煙と通信波の干渉

RF interference by solid rocket motor exhausts

● 研究グループ

研究代表者：宇宙輸送ミッション本部 LNG プロジェクト，杵淵紀世志(kinefuchi.kiyoshi@jaxa.jp)

研究分担者：宇宙科学研究本部 宇宙輸送工学研究系，安部隆士(tabe@gd.isas.jaxa.jp)

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)

● 計算の目的

固体ロケットモータ排気噴煙中のプラズマと電波の干渉に関し，下記のシミュレーションを行う。

(1) 固体ロケットモータの排気噴煙のCFD

(2) Frequency Dependent FDTD (FD2TD) 法による電波伝播解析

● 研究の概要

飛翔中のロケットは地上局との間で電波による通信を行う。このとき，固体ロケットモータの排気噴煙と電波が干渉し，通信の品質が低下，時には地上局との通信の途絶を招き，大きな問題を引き起こすことがある。本研究ではこのロケット噴煙と電波の干渉について，実機大固体モータの地上燃焼試験の機会を利用した電波干渉実験，および噴煙の流体解析 (CFD)，電波伝播解析 (FD2TD) 等を行い，現象の詳細を解明することを目的としている。また，この成果を利用し，ロケット飛翔中の地上局での受信状態の再現解析を行い，ロケットの開発・実運用に還元していく計画である。

● 今年度の研究成果の概要

CFD による固体モータ排気噴煙流れ場の解析，および FD2TD 法による電波伝播解析を行い，地上燃焼試験結果と比較検証し，コードの有用性を確認した。シミュレーションの結果から，噴煙と電波干渉の詳細メカニズムを解明した。

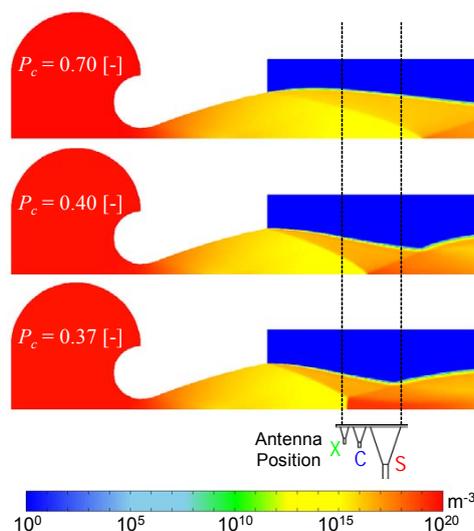


図1 固体モータ噴煙CFD結果 (プラズマ密度分布, 3種の燃焼圧力について表示)。電波視線上のプラズマ密度が燃焼圧力の低下とともに上昇していく様子がわかる。電波干渉は噴煙中のプラズマが主因であるため，燃焼圧力が電波干渉に影響することが本結果により示された。この現象は実験的にも証明されている。

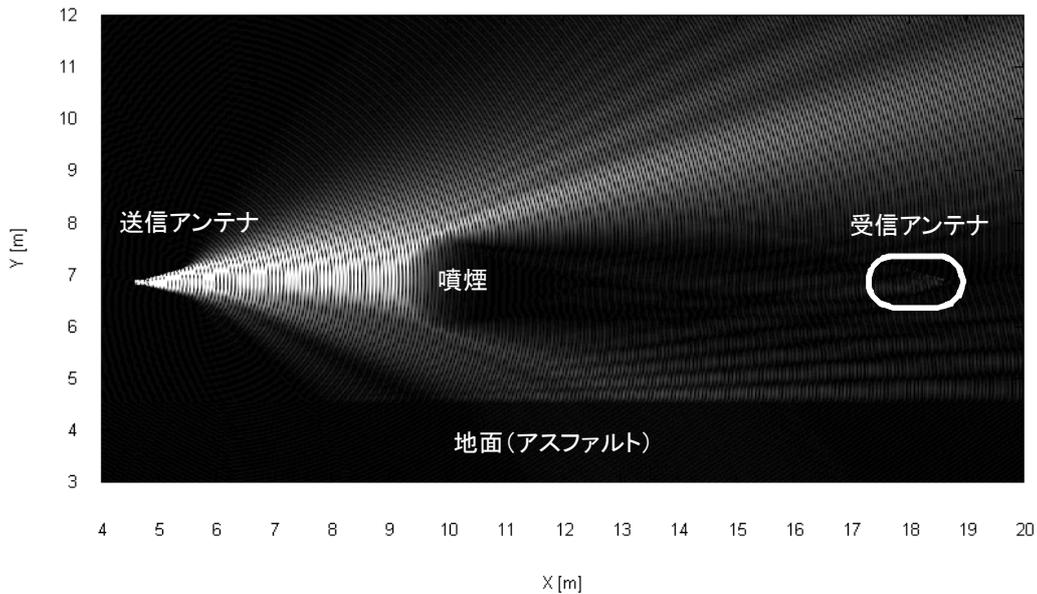


図 2 FD2TD 解析結果（電界分布，固体モータ地上燃焼試験における噴煙と S バンド通信波の干渉）．送信アンテナから放射された電波が噴煙で減衰している様子のほか，噴煙上部の噴煙での回折による干渉縞，地面からの反射による干渉縞が見られる．受信レベルは実験値とよく一致しており，解析の妥当性が確認された．また，この結果から噴煙による減衰のほか，噴煙を迂回する電波伝播経路，すなわち回折の効果も重要であることが示唆され，この成果は実際のロケット飛行中の電波減衰予測モデル確立に還元された．

● 研究成果の公表状況

- 1) 杵淵紀世志，安部隆士，船木一幸，小川博之，加藤輝雄，太刀川純孝，嶋田 徹，「固体モータ排気噴煙と通信波の干渉」，宇宙輸送シンポジウム，相模原，2008年1月．
- 2) Kiyoshi Kinefuchi, Ikkoh Funaki, Hiroyuki Ogawa, Teruo Kato, Sumitaka Tachikawa, Toru Shimada and Takashi Abe, “Investigation of Microwave Attenuation by Solid Rocket Exhausts,” AIAA-2009-1386, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, FL, Jan 2009.
- 3) 杵淵紀世志，船木一幸，小川博之，加藤輝雄，太刀川純孝，嶋田 徹，安部隆士，「固体モータ排気噴煙と通信波の干渉」，航空原動機・宇宙推進講演会，長崎，2009年3月．

微惑星形成における磁気回転不安定性の影響

The effect of the magnetorotational instability on the planetesimal formation

● 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 井田研究室,
加藤真理子(marikok@geo.titech.ac.jp)

● 計算の目的

原始惑星系円盤における磁気回転不安定性の効果を円盤内の磁場・電離度の非一様性を考慮したMHDシミュレーションにより調べる。特に、この不安定性が作り出す状態下におけるダストの運動を粒子を用いて調べ、「ダスト落下問題」の解決と微惑星形成の可能性を追及する。

● 研究の概要

微惑星、そして惑星は原始惑星系円盤中で形成されたと考えられているが、その詳細はまだわかっていない。特に、微惑星はダスト（数 μm ）が衝突・合体を繰り返すことで形成されると考えられているが、ダストがメートルサイズになると、微惑星形成前に急速に中心星へ落下してしまうという「ダスト落下問題」が未解決のまま残されている。本研究では、円盤の弱い磁場が引き起こす磁気回転不安定性(MRI)とこの不安定性が作り出す速度場中でのダストの運動を調べた。ダストは粒子(superparticle)として取扱い、その運動方程式とガスとの運動量交換はMHD方程式と同時に解いている。

MRIは原始惑星系円盤内の乱流の起源として注目されているが、電離度や磁場強度によってその性質は大きく異なる。円盤内のガスは不均質であることから、MRIが誘発される不安定領域と誘発されない安定領域とが混在している可能性が高い。そこで本研究では、次のようなモデルにおいてMRIとダストの運動を調べた。(1) 円盤ガスの密度、ダスト密度・サイズ分布等の非一様性によってガスの電離度も非一様である可能性がある。そこで、磁場は一様だが、電離度が動径方向に異なり、弱電離度領域(安定)と強電離度領域(不安定)が存在する場合を考える。(2) 一様に弱電離度状態にある領域でも、円盤を垂直に貫く方向の磁場強度の差によってMRIの安定領域と不安定領域の境界が生まれる。垂直磁場が強くとMRIが起こる(不安定)領域と、垂直磁場が弱くとMRIが起こらない(安定)領域とが隣り合って共存する場合を考える。

円盤内のガスは、円盤圧力(外側ほど圧力が低い)とのバランスによって、ケプラー回転をしているダストよりやや遅く回転していると考えられている。このことが、ダスト落下問題の引き金となっている。しかし、数値シミュレーションの結果、両モデルとも、動径方向に非一様な成長率を持ったMRIが、ガスがケプラー回転速度より速く回転する領域を形成し、準定常状態を作り出した。その結果、この高速回転領域の外側で、完全にダスト落下は防がれ、その上濃集積することがわかった。しかし、集積したダストによって新たな不安定性(Streaming Instability)が励起され、ガス速度場が再び変化することが新たにわかった。そして、ガス速度場再変化に伴い、それまで増加し続けていたダスト密度は一定値に収束する。しかし、それまでのダスト密度増加は十分である上に、定常的な集積であったことから速度分散は著しく小さく、したがって自己重力不安定が起こり、微惑星形成につながる可能性が十分考えられる。

● 今年度の研究成果の概要

昨年度までに、動径方向に異なる成長率を持つMRIによって、一部領域でガスがケプラー回転より速く回転した状態で準定常になること、そしてその状態でダストが濃集積する可能性があることが、3

次元シミュレーションによってわかっている。しかし昨年度までは、ガスの抵抗を受けて運動する質量ゼロのテスト粒子をダストとして扱い、ダストからガスへの運動量のやり取りは考慮に入られていない。ダストが集積しなければダストのガスへの影響は無視できるが、テスト粒子の計算結果より濃集積したことから、ダストがガス速度場・圧力分布等を変化させる可能性が高い。そこで本年度では、テスト粒子ではなく粒子をダストとして取り扱い、ガスからダストだけでなく、ダストからガスへの運動量交換も解いた。

そのためにまず、ガス-ダスト間の運動量交換を随時解きながら、MHD方程式と粒子の運動方程式を計算するコードを開発し成功した。そして、非一様な成長率を持つMRIとその中でダストの運動をより現実的に調べることが可能になった。

シミュレーションの結果、粒子はテスト粒子のときと同様に、ガス高速回転領域外側で集積する(図1)。しかし、ガスへのフィードバックを考慮に入れたことで、次の2点が新たに発見された。

(1) 濃集積した粒子によるガス速度場変化 (Streaming Instability)

乱流がない状態でダストの動径方向速度は、ガス回転速度とケプラー回転速度の差に比例する。したがって、ガスがケプラー回転をしている領域(ケプラー回転領域)にダストは集積するが、その周辺でダストの動径方向速度の絶対値は小さくなる(図1ab)。そのため、ケプラー回転領域外側にも粒子は集積し始め、ケプラー回転より遅く回転しているガスを引きずり始める。その結果、ケプラー回転領域が動径方向に拡大し、凝縮されていた粒子はその拡大した領域内で拡散し、ダスト密度は減少する(図1c)。このように、ダスト密度増加→ケプラー回転領域拡大→ダスト密度減少→ケプラー回転領域一定→…とサイクルをくり返し、ダスト密度は一定となる(図2)。

(2) 初期ダスト密度による違い

テスト粒子は質量がないので、初期ダスト密度によらず結果は同じになってしまっていた。しかし、実際は初期の密度によってダスト密度の変化の様子は変わる(図2)。初期ダスト密度が大きいほど、上で述べた Streaming Instability が励起されやすく、早い段階でダスト密度上昇は頭打ちになる。また、初期ダスト密度が低い場合であっても、1,000倍ほど密度が上昇する結果は、他の微惑星形成モデルでは得られておらず、ダスト密度がどれほどであっても微惑星形成の可能性があると示唆される。

図1

- a (下) : ダスト密度 x - 円盤動径方向(原始星は x マイナス方向), y -回転方向, z -垂直方向
- b (右) : 横軸- x , 縦軸-ダスト密度最大の格子を有する yz 面での(ガス回転速度-ケプラー回転速度)
赤-ガスへのフィードバックを考慮に入れた場合
青-考慮に入れない場合(テスト粒子)
ダスト集積によってケプラー回転領域が拡大する。
- c (右下) : 横軸-ダスト密度最大の格子からの動径方向距離, 縦軸-ダスト密度最大の格子を有する yz 面でのダスト密度
ケプラー回転領域拡大によって、ダストは動径方向に拡散する。

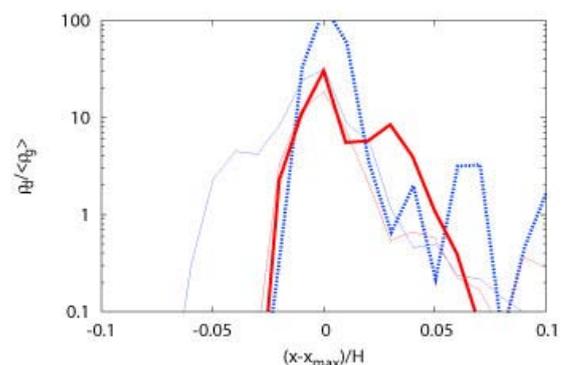
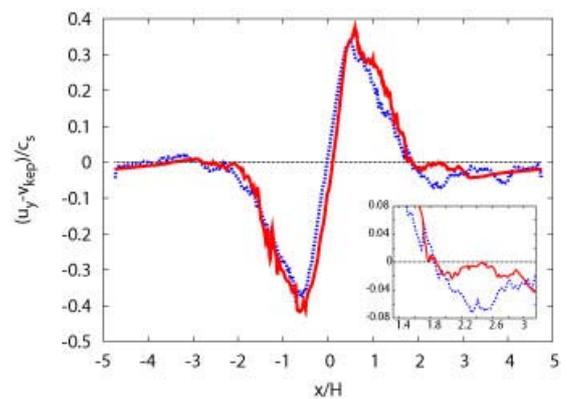
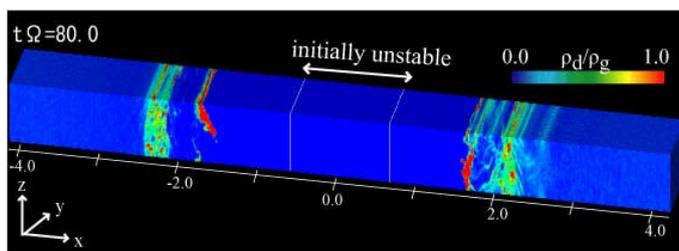
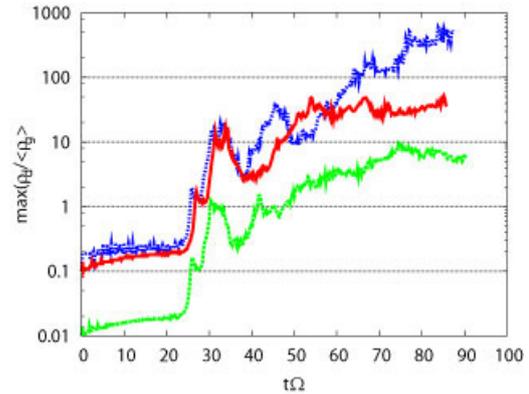


図2 ダスト密度最大値の時間変化

赤—ガスへのフィードバックを考慮に入れた場合
 (初期ダスト密度=初期ガス密度×0.10)
 緑—ガスへのフィードバックを考慮に入れた場合
 (初期ダスト密度=初期ガス密度×0.01)
 青—ガスへのフィードバックを考慮に入れない場合
 (初期ダスト密度は0.10と仮定. 実際は計算に
 使われていない)
 ケプラー回転領域拡大によって密度増加率は下がる.
 初期ダスト密度が大きい(赤)場合に比べて, 小さい(緑)
 場合のほうがその影響は小さい.



● 研究成果の公表状況

- 1) 加藤真理子, 藤本正樹, 井田 茂, The effect of the inhomogeneous MRI growth on the process of the planetesimal formation, 日本地球惑星科学連合2008年大会, 幕張メッセ国際会議場, 2008年5月, ポスター
- 2) 加藤真理子, 藤本正樹, 井田 茂, 磁気回転不安定性の非一様成長の効果による微惑星形成, 日本惑星科学2008年秋季講演会, 九州大学, 2008年11月, ポスター・口頭
- 3) 加藤真理子, 藤本正樹, 井田 茂, 非一様に成長する磁気回転不安定性によるガス速度場変形と微惑星形成, 日本物理学会第64回年次大会, 立教大学, 2009年3月, 口頭
- 4) M. T. Kato, M. Fujimoto, S. Ida, Planetesimal formation in quasi-steady state generated by inhomogeneous MRI, the conference of "Planet Formation and Evolution", Tuebingen, Germany, March, 2009, poster
- 5) M. T. Kato, K. Nakamura, R. Tandokoro, M. Fujimoto & S. Ida, Modification of angular velocity by inhomogeneous magnetorotational instability growth in protoplanetary disks, Astrophysical Journal, 691, 1697

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，岩永則城(iwng@chofu.jaxa.jp)
 株式会社 計算力学研究センター，金田英和(kane@chofu.jaxa.jp)
 神戸大学，平石雅之(hiraishi@mh-1.scitec.kobe-u.ac.jp)

● 計算の目的

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

● 研究の概要

主な解析対象は、H-IIA の LE7 エンジンや SRB から噴出するプルームが流入する煙道である。支配方程式は、3次元圧縮性 Euler 方程式および線形 Euler 方程式 (LEE) とし、解析コードは、Euler 方程式を解く CFD コードと音響伝播を解析する LEE コードを併用する。これに対する空間の離散化には、3次精度 MUSCL 法による内挿及び5次精度 WENO を用い、Roe の近似リーマン解法によって非粘性数値流束を計算する。また、時間積分には3段階3次精度の Runge-Kutta 法を用いる。

● 今年度の研究成果の概要

今年度の主な成果は、H-IIA ロケット第1射点でのロケットの上昇をモデル化して準定常解析を行い、射場に設けられている排煙溝(Duct)から放出される圧力波の低周波特性を明らかにした(図1参照)。また、FWH/Kirchhoff 法を用いたロケット音響予測用コードを開発し、実験値を良く再現できることを確認した(図2参照)。

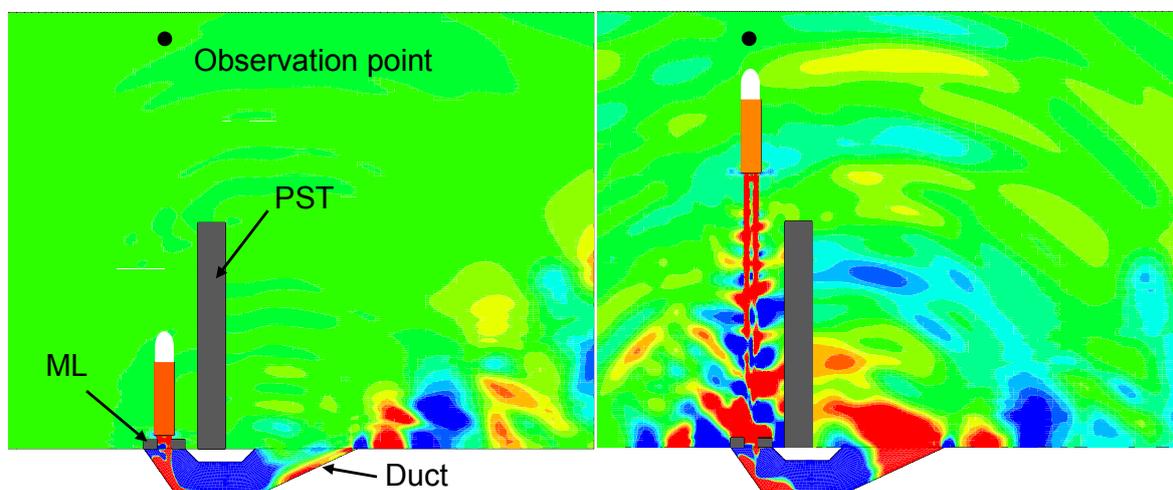


図1 ロケット上昇を考慮した場合の煙道から放出される圧力波

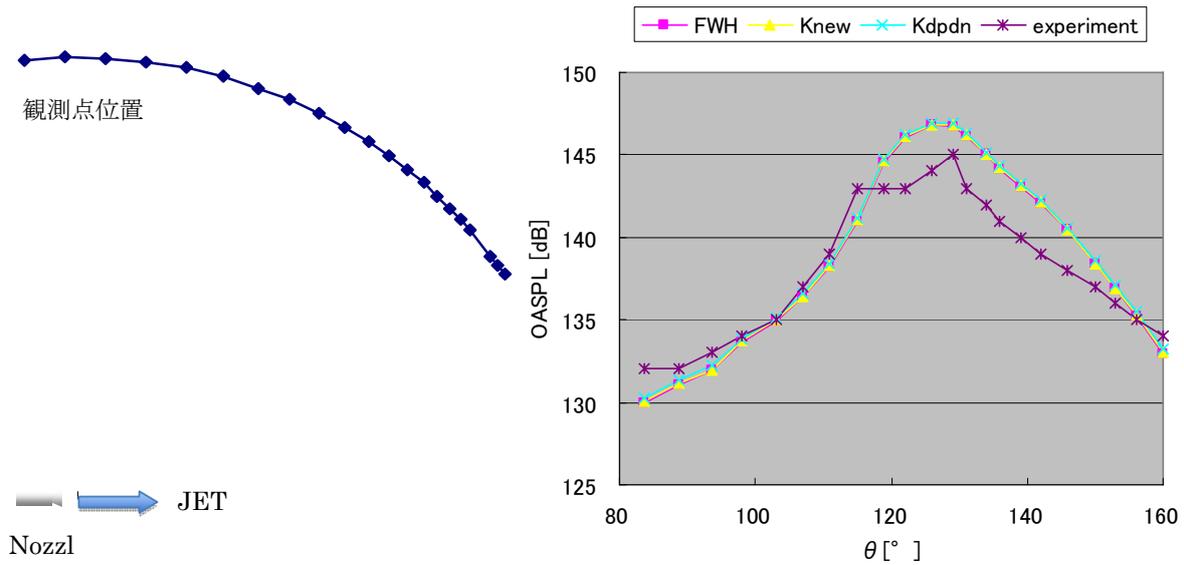


図2 JET 周囲の観測点における OASPL を実験と比較した結果

● 研究成果の公表状況

査読論文

- 1) Keiichi Murakami, Atsushi Hashimoto, and Takashi Aoyama, " Study on Unsteady Numerical Analysis of Rocket Lift-off," Theoretical and Applied Mechanics Japan, Vol. 57, pp.257-262.

口頭発表

- 2) 村上桂一, 橋本 敦, 青山 剛史, 「ロケットのリフトオフを考慮した非定常解析に関する研究」, 第57回理論応用力学講演会
- 3) 岩永則城, 橋本 敦, 村上桂一, 青山剛史, 堤 誠司, 福田紘大, 嶋 英志, 「FWH/Kirchhoff法を用いたロケット音響予測用コードの開発」, 第28回流力騒音シンポジウム

その他

- 4) 岩永則城, 金田英和, 村上桂一, 橋本 敦, 北村圭一, 青山剛史, 中村佳朗, 「ロケット打ち上げ時の音響環境を評価する Euler/LEE コード 第2報 LEE オプション」, JAXA-RM-08-009

再突入カプセル周囲の流れの解析

Numerical flow calculation around re-entry capsule

● 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：株式会社 計算力学研究センター，甫喜山潔(hokiyama@rccm.co.jp)

● 計算の目的

アポロ形状，ソユーズ形状，バイコニック形状の3形状の再突入カプセルに対して，亜音速($M=0.5$ 程度)，遷音速($M=1$ 程度)，超音速($M=3$ 程度)，極超音速($M=8$ 程度)条件で，迎角を変化させて解析を実施し，空力特性を算出する。

● 研究の概要

亜音速から極超音速で再突入飛行しているカプセル周囲の流れの完全気体解析を行う。解析にはMUROS (JAXA-RM-06-005) を用いている。

● 今年度の研究成果の概要

アポロ形状，ソユーズ形状，バイコニック形状の3形状の再突入カプセルに対して，亜音速($M=0.7$)，遷音速($M=1.1$)，超音速($M=3$)，極超音速($M=6$)の条件で，迎角を変化させて解析を実施し，空力特性を算出した。

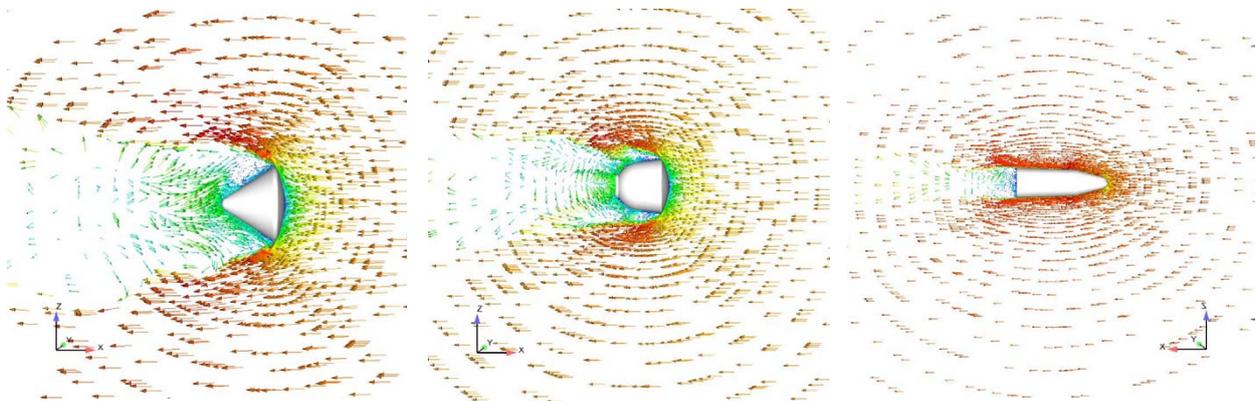


図1 アポロ形状，ソユーズ形状，バイコニック形状カプセル周囲の運動量分布 ($M=0.7$)

HexaGrid+JTAS による流れ解析のワークフロー構築

Development of a workflow of flow analysis using HexaGrid and JTAS

● 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：株式会社シーイーシー，国枝 明(cecakira@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

CFD 解析に係わる一連の作業を，Web ブラウザから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

計算格子をデータベースに登録し，JSS に転送して解析を実施し，結果の可視化・表示及びデータベース登録までのワークフローを構築する。ミドルウェアとして RCM ポータルシステム（キャトルアイサイエンス）を導入する。

● 今年度の研究成果の概要

格子生成ソフト HexaGrid 及び MEGG3D (EdgeEditor) で作成した格子をデータベース登録し，JSS に転送して JTAS 及び FaSTAR（新規開発解析コード）を用いて解析を実施し，結果の可視化・表示及びデータベースへの登録までのワークフローを構築した。



図1 Web ブラウザによる解析作業管理及びデータベース登録

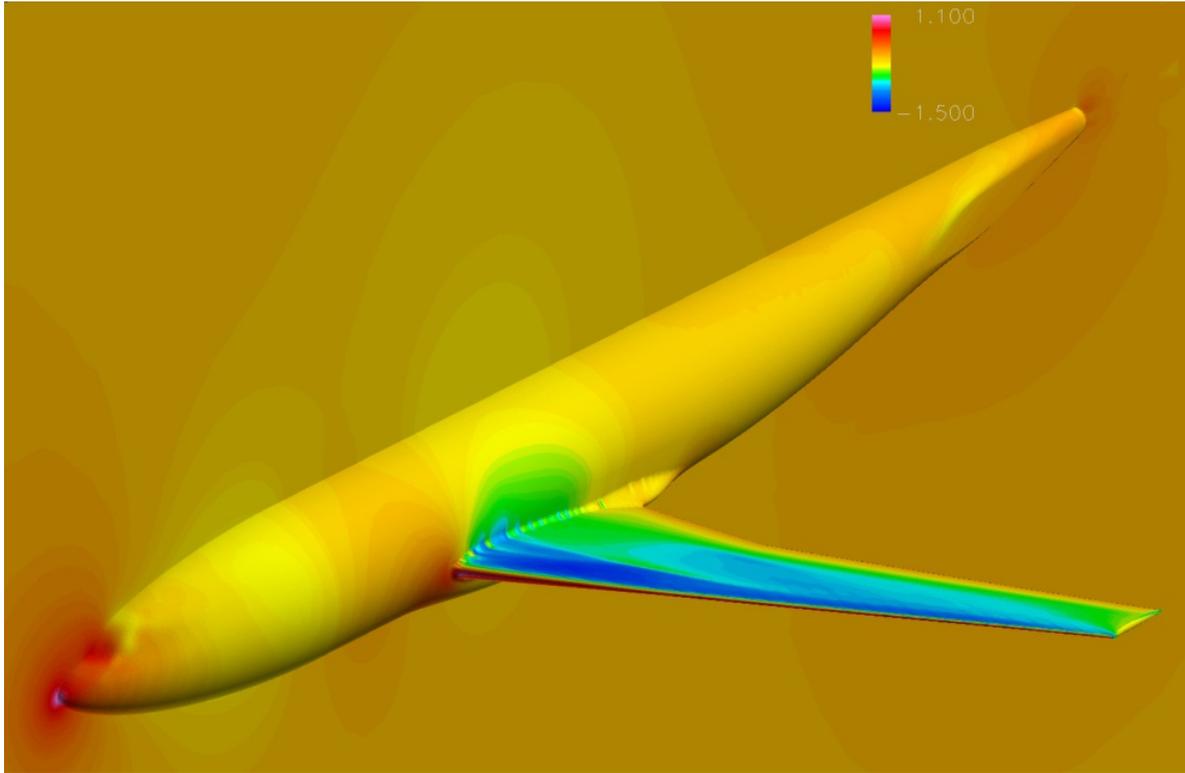


図2 HegaGrid+JTASによるDLR-F6 FX2Bの解析例

爆轟波の基礎現象およびパルスデトネーションエンジンの性能の解析

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

● 研究グループ

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

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)

北海道大学大学院工学研究科機械宇宙工学専攻，浅田隆利

(asada@mech-me.eng.hokudai.ac.jp)

青山学院大学大学院理工学研究科機械創造工学専攻，木村勇一朗

(c5607068@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2次元および3次元衝撃波構造を、PDEについてはノズル形状が性能に与える影響を評価することを目的とする。

● 研究の概要

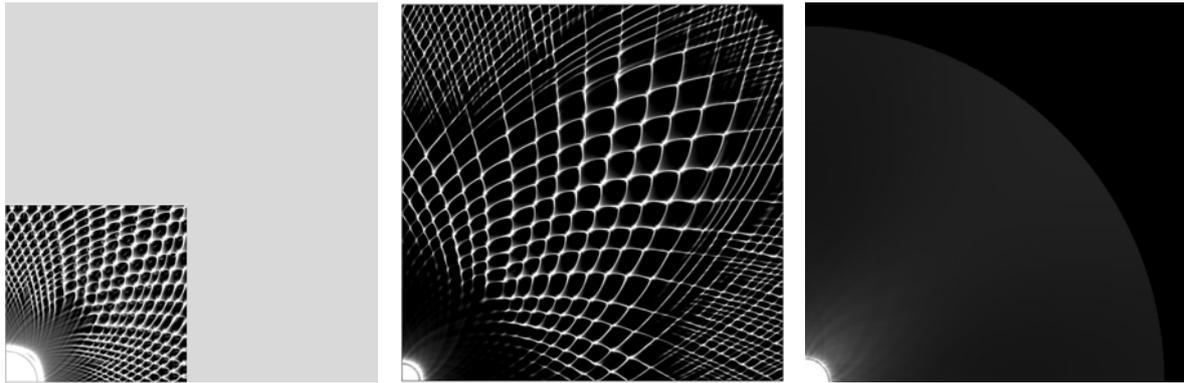
2次元デトネーションについては特に壁面境界層の影響や2次元円筒デトネーションの構造を、3次元デトネーションについては、主に水素/空気予混合気の圧力が非対称モード(スピンドトネーション)の発生機構を明らかにする。また、PDEについては、超音速飛行時における連続運転(multi-cycle)のIspなどの性能を評価する。

● 今年度の研究成果の概要

2次元デトネーションについては、壁面境界層がデトネーションの伝播速度に1割程度の影響を与えることが示された。また、円筒デトネーションについては、格子解像度が伝播過程におけるセル構造のサイズやセル数に影響を与えることが示された。

3次元デトネーションの解析については、水素/空気予混合気のみならず水素/酸素予混合気の解析も実施し、初期圧力がスピンドトネーションの伝播速度に強く影響することが示された。

PDEの解析については、高度9.3km、M2.1での飛行条件を想定して行った。なお、外部流に速度は与えていない。評価したノズルは、ストレートノズル及び収縮・膨張(CD)ノズルの2種類である。1サイクルあたりの燃料の流入率を変化させると、Ispに関してはCDノズルは常にストレートノズルに比べて2割以上性能が高いことが示された。時間平均推力についても1サイクルあたりの燃料の流入率が低すぎない限りはCDノズルはストレートノズルと同等の性能であることが示された。



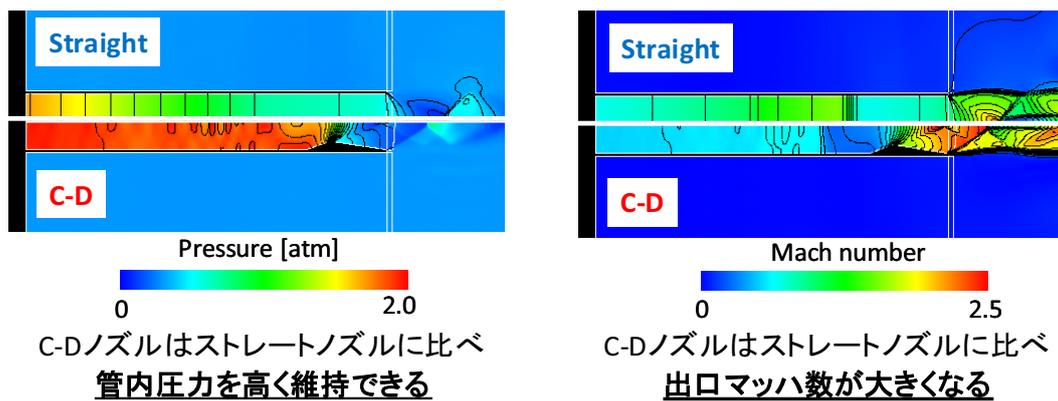
(a) grid size = 2.5 μm
2401 x 2401
=6millions

(b) grid size = 5.0 μm
2401 x 2401

(c) grid size = 10.0 μm
1201 x 1201

Stoichiometric H₂/O₂ gas mixture, p₀=1atm, T₀=300K

図1 円筒デトネーションの最大圧力履歴における格子解像度の比較



C-Dノズルはストレートノズルに比べ
管内圧力を高く維持できる

C-Dノズルはストレートノズルに比べ
出口マッハ数が大きくなる

図2 ストレートノズルとCDノズルの瞬間的な圧力・マッハ数の比較

● 研究成果の公表状況

査読論文

- 1) Tsuboi N., Asahara, M., Hayashi, A.K., Effects of Initial Pressure on Single Spinning Detonation in a Square Tube, Science and Technology of Energetic Materials, Vol.69, No.5, pp.173-176(2008)
- 2) Asahara, M., Tsuboi, N., Hayashi, A.K., Yamada, E., Numerical Study on Propagation of Spherical Detonation, Science and Technology of Energetic Materials, accepted
- 3) Tsuboi, N., Eto, K., Hayashi, A.K., Numerical Simulation of Spinning Detonation in Square Tube, Shock Waves, 18(4), pp.329-344, 2008
- 4) Tsuboi, N., Daimon, Y., Hayashi, A.K., Three-dimensional Numerical Simulation of Detonations in Coaxial Tubes, Shock Waves, 18, pp.379-392, 2008
- 5) Tsuboi, N., Hayashi, A.K., Koshi, M., Energy Release Effect of Mixture on Single Spinning Detonation Structure, Proceedings of the Combustion Institute Vol. 32, pp.2405-2412, 2009
- 6) Kitano, S., Fukao, M., Susa, A., Tsuboi, N., Hayashi, A.K., Koshi, M., Spinning Detonation and Velocity Deficit in Small Diameter Tubes, Proceedings of the Combustion Institute Vol. 32, pp.2355-2362, 2009

学会発表論文

- 7) A.K.Hayashi, Y.Kimura, T.Yamada, E.Yamada, J.Kindracki, E.Dzieminska, P. Wolanski, N.Tsuboi, V.E. Tangirala, T.Fujiwara, Sensitivity Analysis of Rotating Detonation Engine with a Detailed Reaction Model, AIAA 2009-0633, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting
- 8) Makoto Asahara, Nobuyuki Tsuboi, Koichi Hayashi, Esuke Yamada, Numerical Study on Propagation of Spherical Detonation, 26th International Symposium on Space Technology and Science, 2008-a-22, 2008
- 9) N.Tsuboi, M.Asahara, A.K.Hayashi, Effects of Initial Pressure on Single Spinning Detonation in a Square Tube, The 3rd International Symposium on Energetic Materials and their Applications, 2008, 25-S-2-2(T63), pp.41
- 10) M.Asahara, N.Tsuboi, A.K.Hayashi, E.Yamada, Numerical Study on Propagating Spherical Detonation, The 3rd International Symposium on Energetic Materials and their Applications, 2008, 24-S-1-1(A29), pp.19
- 11) 坪井伸幸, 森井雄飛, 越 光男, 林 光一, 清水太郎, 小川博之, 高圧条件下の水素 / 酸素及びメタン / 酸素燃焼に関する詳細化学反応モデルの研究, 第 40 回流体力学講演会, 1E5, pp. 239-242, 東北大学, 2008. 6
- 12) 木村勇一朗, 坪井伸幸, 林 光一, Venkat E. Tangirala, 山田英助, 排気ノズルを有するパルス detonation エンジンの数値解析による推力性能評価, 第 40 回流体力学講演会, 1E7, pp. 247-250, 東北大学, 2008. 6
- 13) 阿達聡, 坪井伸幸, 林 光一, 山田英助, 内田正宏, 藤森俊郎, 90° 曲管における高圧 H₂/O₂ detonation 伝播特性に関する数値解析, 第 46 回燃焼シンポジウム, C132, pp. 72-73, 京都, 2008. 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酸水素円筒 detonation の格子依存性に関する数値解析, 第 46 回燃焼シンポジウム, C212, pp. 258-259, 京都, 2008. 12
- 15) 坪井伸幸, 林 光一, 越 光男, detonation の数値解析における格子解像度及び粘性の影響, 第 46 回燃焼シンポジウム, C213, pp. 260-261, 京都, 2008. 12
- 16) 木村勇一朗, 坪井伸幸, 林 光一, 山田英助, 数値計算によるパルス detonation エンジンの排気ノズルに関する研究, 第 46 回燃焼シンポジウム, C223, pp. 268-269, 京都, 2008. 12
- 17) 森井雄飛, 坪井伸幸, 越 光男, 小川博之, 林 光一, 清水太郎, 高圧条件下における CH₄/O₂ の化学反応モデルに関する研究, 第 46 回燃焼シンポジウム, E222, pp. 318-319, 京都, 2008. 12
- 18) 林 光一, 木村勇一朗, 坪井伸幸, Venkat Tangirala, Pitor Wolanski, 藤原俊隆, detonation エンジンの最近の話題, 平成 20 年度航空宇宙空力班シンポジウム, pp. 23-26, 佐賀, 2009. 1

ロケットエンジンノズル内部流れに関する研究

Numerical Simulation on Internal Flow of Rocket Nozzle

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部（情報・計算工学センター併任），坪井伸幸(tsuboi@flab.eng.isas.jaxa.jp)

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

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

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

LE5サブスケールエンジンのノズルにおけるフィルムクーリングが性能や流れ場に与える影響を，詳細酸水素反応モデルを考慮した3次元full Navier-Stokesを解くことにより明らかにする。実験データとの定量的な比較や乱流の影響も評価する。

また，燃焼器内部流れの解析の場合には，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

LE5サブスケールエンジンを対象に，多数の個別噴射口からのノズルの超音速部へ噴射されたフィルム冷却剤が，比推力に及ぼす効果を層流計算及び乱流計算により評価した。その結果，層流計算と乱流計算では境界層の状態が大きく異なることが示された。また，層流状態ではフィルム冷却によって主流が剥離しやすくなり，逆流した冷却剤水素は噴射口管に流れ込むが，乱流計算では主流の剥離は抑制され，冷却剤水素は噴射口間にはあまり流れ込まなくなることが分かった。さらに，フィルム冷却を考慮した性能計算を行う場合は壁面温度の影響を十分考慮しなければいけないことがわかった。

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。その結果，前処理法を導入した陽解法(ルンゲクッタ2段)及び陰解法(LU-SGS)はどちらも定常解析(NACA0012)および非定常解析(2次元円柱)ともに，計算時間や解析精度の面で大幅に改善されることが示された。

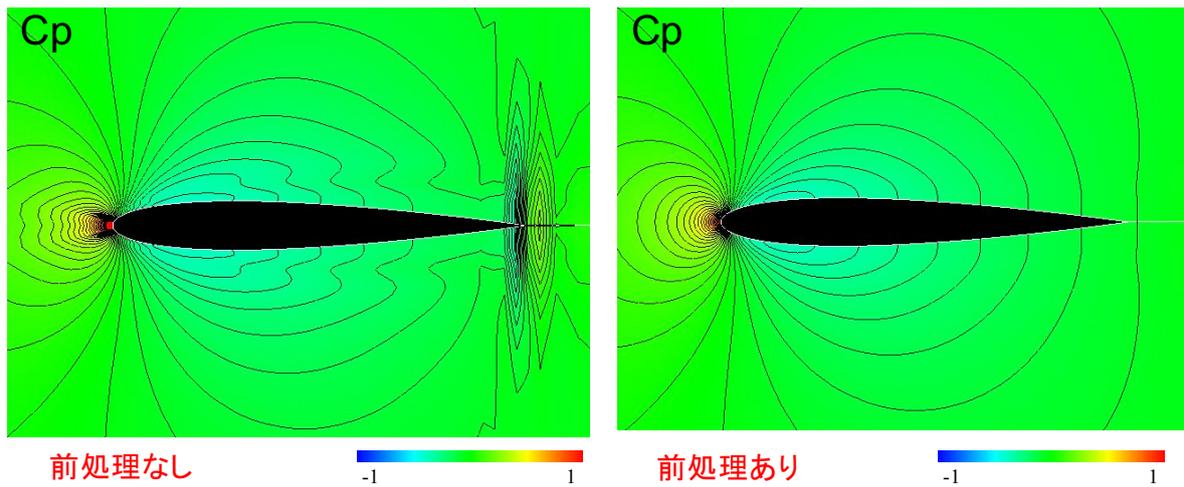


図1 NACA0012 周りの定常流れ($M=0.01$, $Re=2000$)における前処理の効果

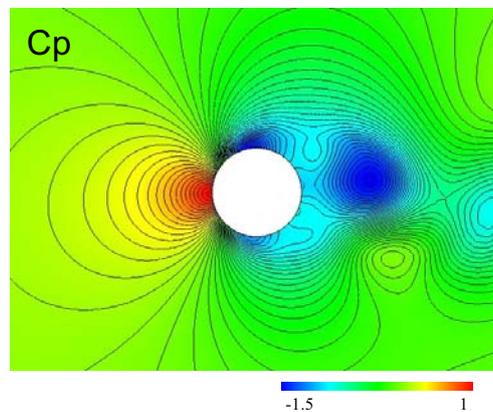


図2 円柱周りの非定常流れ($V=1\text{m/s}$, $Re=200$)における計算結果

● 研究成果の公表状況

査読論文

- 1) 伊藤 隆, 坪井伸幸, 宮島 博, フィルム冷却を考慮した液酸/液水ロケットエンジン性能解析, 日本航空宇宙学会論文集, Vol.56, No.659, pp.551-557, 2008.

学会発表論文

- 2) Shimizu, T., Mizobuchi, Y., Tsuboi, N., Fundamental Study on Pressure Oscillation in a Liquid Rocket Engine Combustion Chamber, 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2008-4548
- Tsuboi, N., Eto, K., Hayashi, A.K., Numerical Simulation of Spinning Detonation in Square Tube, Shock Waves, 18(4), pp.329-344, 2008
- 3) Takashi Ito, Nobuyuki Tsuboi, Hiroshi Miyajima, Numerical Investigations of the Film Cooling Effect on Rocket Engine Nozzle Performance, 26th International Symposium on Space Technology and Science, 2008-a-17, 2008
- 4) 坪井伸幸, 伊藤 隆, 宮島 博, 酸水素反応を伴うベル型ノズルの数値解析および性能評価, 日本航空宇宙学会第 39 期年会講演会, pp. 17-24, JAXA 航空宇宙技術研究センター, 2008. 4
- 5) 堀 暖, 清水太郎, 坪井伸幸, 溝渕泰寛, 燃焼不安定性の数値解析-安定性の評価指標に関する検討, 第 46 回燃焼シンポジウム, E234, pp. 330-331, 京都, 2008. 12

- 6) 坪井伸幸, 吹場活佳, 超臨界燃焼流れにおける数値解析: 低速高レイノズル数に対する数値とその課題, 平成 20 年度航空宇宙空力班シンポジウム, pp. 90-94, 佐賀, 2009. 1
- 7) 清水太郎, 堀 暖, 坪井伸幸, 吉田征二, 松山新吾, 溝渕泰寛, 沖田耕一, 小林 完, ロケットエンジン燃焼不安定現象解明への取り組み, 第49回航空原動機・宇宙推進講演会, A38, pp38, 長崎, 2009. 3
- 8) 津田伸一, 越 光男, 坪井伸幸, 山西伸宏, ロケットエンジン燃焼室の入口近傍の熱輸送物性予測, 第49回航空原動機・宇宙推進講演会, B16, pp57, 長崎, 2009. 3
- 9) 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: ハイブリットロケット燃焼器流れの解析に向けて, 第49回航空原動機・宇宙推進講演会, B05, pp46, 長崎, 2009. 3

超音速飛行体用推進機における流体现象に関する研究

Study on internal and external flows of propulsion for supersonic transport

● 研究グループ

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

研究分担者：室蘭工業大学 航空宇宙機システム研究センター，
吹場活佳(fukiba@mmm.muroran-it.ac.jp)

● 計算の目的

宇宙科学研究本部のグループが中心となって開発中の，気球落下式の微小重力実験機ノーズコーン周りの流れを解析する．ノーズコーンにおける表面圧力を計測することにより，機体の対気姿勢および対気速度を計測するADS（エア・データ・センサ・システム）と呼ばれる手法の精度向上を目指す．

● 研究の概要

微小重力実験機のノーズコーン周りの流れについて三次元非圧縮性流体解析を行った．計画されている実験において重要となる，マッハ数1.5～2.0，迎え角0～10°の条件で，コーンの半頂角を変化させて約100ケースの解析を行い，半頂角がADS計測に及ぼす影響について調べた．

● 今年度の研究成果の概要

図1に，コーンの半頂角を変えた時の流れの変化を示す．半頂角を増加させることにより，衝撃波の離脱が起これり，ADS計測の感度にも変化をもたらす．解析の結果，姿勢計測において衝撃波が離脱を起こす直前がもっとも感度がよくなることが明らかになった．また，図2に示すような2段式のノーズコーンを提案し，このノーズコーンがADS計測の感度向上，および機体に作用する抗力の削減の二つの面で有利であることがわかった．

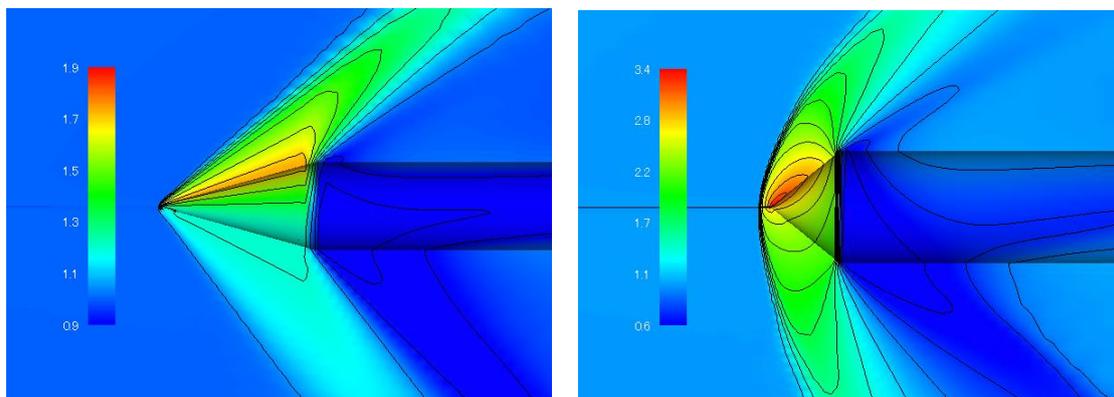


図1 半頂角の変化に対する姿勢計測の感度

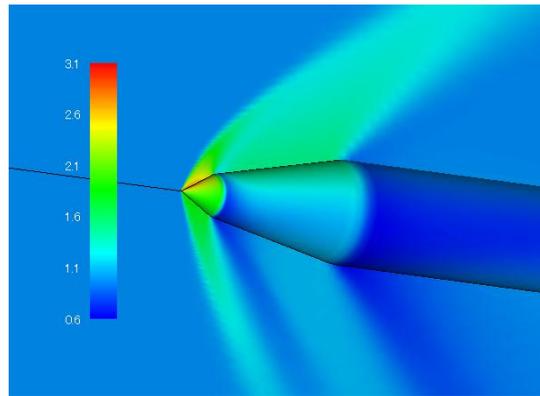


図2 新しく提案する2段式ノーズコーン

● 研究成果の公表状況

- 1) 吹場活佳, 坪井伸幸, 小林弘明: 円錐状ノーズコーンをもつ超音速機の壁面圧力計測による機体姿勢の算出, 平成20年度宇宙航行の力学シンポジウム, 相模原, 2008年12月

液滴間火炎伝播メカニズム研究

Research on Flame Spread Mechanism of Fuel Droplets

● 研究グループ

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

● 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不等間隔に配置した液滴の干渉効果が火炎燃え広がりを与える影響及び火炎燃え広がり方向に与える影響について検証を行った。

● 研究の概要

ISS 科学プロジェクト室では噴霧燃焼メカニズムの解明を目指した基礎研究を行っている。噴霧燃焼は多数の燃料液滴が不均一に分散した複雑な現象であり噴霧燃焼メカニズムを解明するために、その基礎過程である燃料液滴間の火炎伝播メカニズムの解明が重要である。そのため本研究では噴霧燃焼を単純化した燃料液滴列の火炎伝播メカニズムの解明を目的に研究を行っている。本研究では、燃料液滴列の火炎伝播過程を解析するための液滴列火炎伝播解析コードを構築し、複数の液滴が平面上に配置された2次元液滴マトリクス、さらに3次元空間中に配置された液滴群における燃焼現象の解析を行なう。

● 今年度の研究成果の概要

燃焼する2液滴を干渉させた際、2液滴を結ぶ軸に対して垂直方向（液滴Ly）が水平方向（液滴Lx）よりも早く着火した。液滴Aからの液滴間隔は水平方向、垂直方向ともに同距離である。このことから垂直方向が燃え広がり限界距離が長いと示唆される。数値解析の結果から液滴間の火炎の干渉が火炎燃え広がり方向に影響を与えることが示唆された。

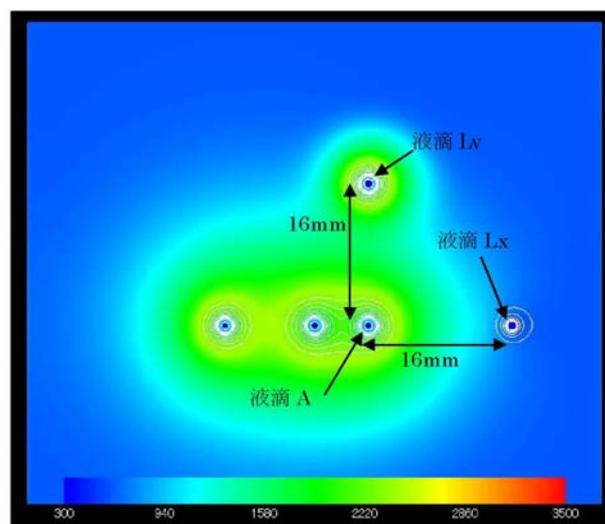


図 1 2次元不等間隔液滴群の火炎燃え広がり

固有直交分解を用いたパレート最適解からのデータマイニング

Data Mining of Pareto-Optimal Solutions Using Proper Orthogonal Decomposition

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部宇宙輸送工学研究系，大山 聖(oyama2@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，藤井孝藏(fujii@flab.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

近年，航空機やロケットエンジンの空力設計や複合領域設計に多目的設計探査が有効であることが示されているが，これまで提案されていた手法では，設計変数と目的関数の間の関係しか知ることができなかった．一方，航空機やロケットエンジンの空力設計/複合領域設計には形状データや流れ場データと目的関数の間の関係を直接知る必要がある．本研究では，固有直交分解を用いて，形状データや流れ場データと目的関数の間の関係を分析する手法を提案し，2次元翼型の空力最適化問題のパレート最適解を分析することで，その有効性を示す．

● 研究の概要

2次元遷音速翼型の多目的空力設計最適化を行った．

目的関数：揚力係数（最大化）

抗力係数（最小化）

制約条件：揚力係数 >0 ，最大翼厚比 >0.10

設計変数：翼型を表現する B-Spline の制御点の(x,y)座標

マッハ数は0.8，翼弦長基準レイノルズ数は100万としている．

得られたパレート最適解の形状データ，表面圧力分布データ，および空間圧力分布データについて，固有直交分解を用いて固有ベクトルおよび基底ベクトルに分解し，目的関数値との関係を考察した．

● 今年度の研究成果の概要

本研究の結果，固有直交分解をもちいたパレート最適解のもつデータからのデータマイニングが設計情報を得る上で有効であることを示した．今後はタービンプレードの最適化結果や火星飛行機のはばたき運動の最適化結果等に適用し，これらの設計に有益な知見を得たい．

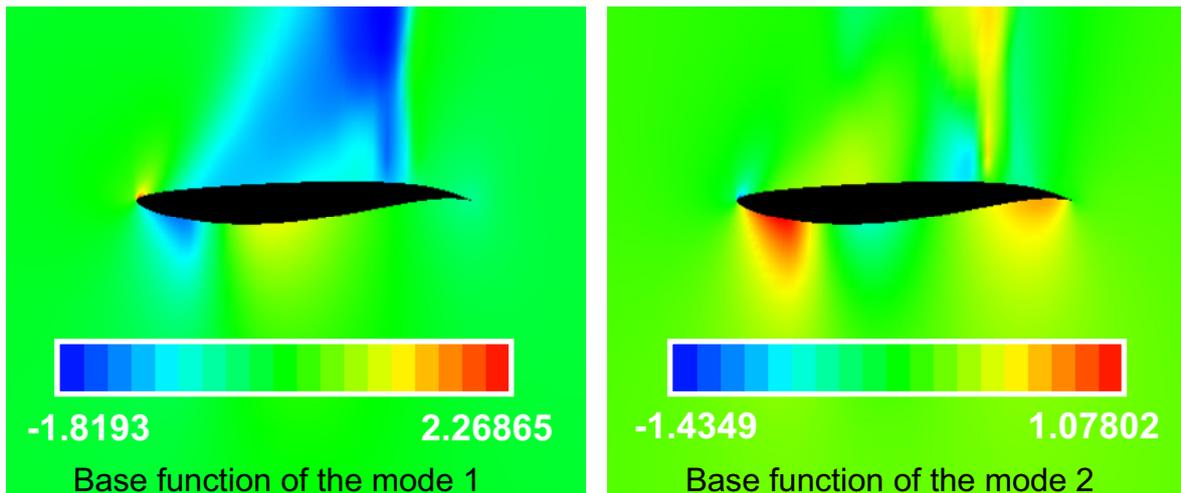


図1 多目的空力最適化により得られた最適遷音速翼型の圧力分布の基底ベクトル

● 研究成果の公表状況

- 1) 大山 聖, 野々村拓, 藤井孝藏, 多目的空力形状最適化問題のパレート最適解の固有直交分解を用いた分析法の提案, 進化計算シンポジウム2008, 北海道登別市, 12月20日-21日, 2008.
- 2) 大山 聖, 野々村拓, 藤井孝藏, 固有直交分解を用いたパレート最適遷音速翼型のデータマイニング, 日本航空宇宙学会北部支部2009年講演会/第10回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 宮城県仙台市, 3月11-12日, 2009.
- 3) Akira Oyama, "POD-Based Data Mining for Multi-Objective Design Exploration," International Workshop on Multi-Objective Design Exploration for Aerospace Engineering, Sendai, Japan.
- 4) Akira Oyama, Taku Nonomura, and Kozo Fujii, "Data Mining of Pareto-Optimal Transonic Airfoil Shapes Using Proper Orthogonal Decomposition," 19th AIAA Computational Fluid Dynamics, San Antonio, Texas, 22-25 June, 2009.

有限要素法による構造への熱伝導解析

Heat Transfer Analysis of Structures with Finite Element Analysis

● 研究グループ

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

研究分担者：研究開発本部構造 機構グループ，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、構造物の力学的・熱的な挙動の解明を行うこと。

● 研究の概要

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を想定した試験片を対象として、熱伝導解析と応力解析の連成解析を実施。試験片に生ずる温度分布や熱応力を求めた。ひずみの時間履歴を実測と比較し、ほぼ一致していることを確認した。

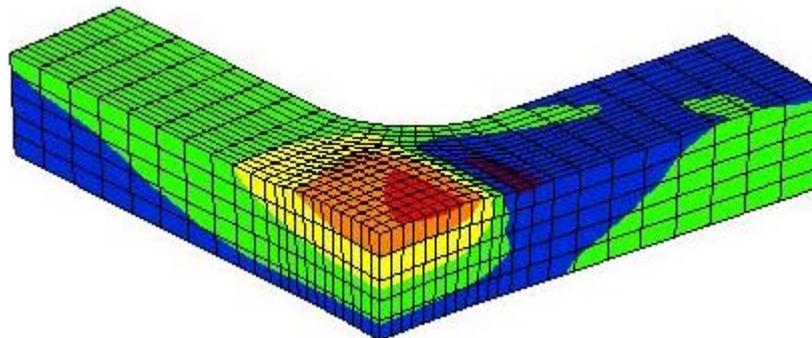


図1 加熱中の試験片の温度分布と変形

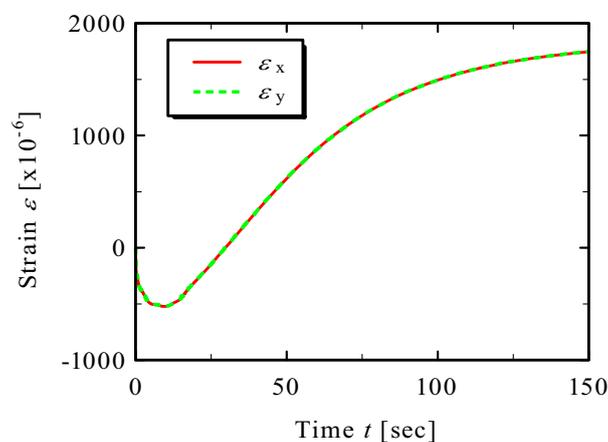


図2 試験片の中央下面のひずみの時間履歴

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て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行平板間乱流において，世界最高のレイノルズ数となる大規模な DNS を実施し，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

1) 既存スカラー場 $k-\varepsilon$ モデルにおいては，レイノルズ数効果の再現性が DNS データにより検証されていない問題がある。DNS データの解析により，散逸率輸送方程式の減衰関数の改良，現在ベースとなっている速度場 $k-\varepsilon$ モデルとのアナロジーの見直しがモデルの高精度化に必要であることを示した。

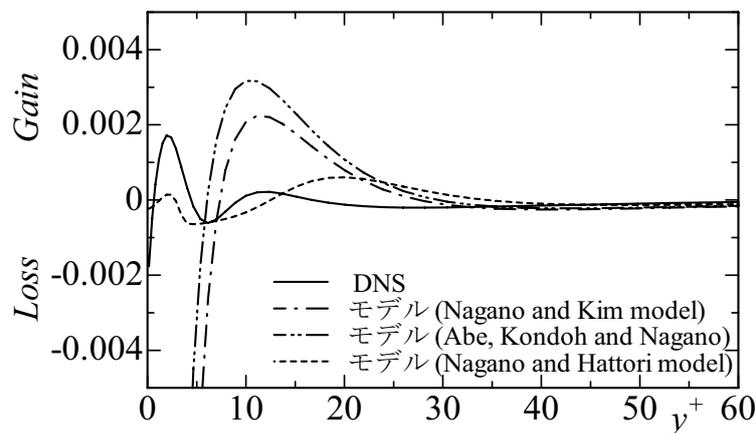


図1 DNS データによる散逸率輸送方程式の解析結果

● 研究成果の公表状況

- 1) 阿部浩幸, R. A. Antonia, 河村 洋, “平行平板間乱流のDNS によるスカラー散逸率の輸送方程式の解析,” 第45回日本伝熱シンポジウム講演論文集, 5月21日～23日, Vol. II, pp. 591-592 (2008).
- 2) Hiroyuki Abe, Robert Antonia, Hiroshi Kawamura, “Transport equations for the enstrophy and scalar dissipation rate in a turbulent channel flow,” Proc. of 7th International ERCOFTAC Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements, Limassol, Cyprus, June 4-6, 2008, Vol. 3, pp. 750-755.

- 3) Robert Antonia, Hiroyuki Abe, Hiroshi Kawamura, "Spectral analogy between velocity and scalar fields in a turbulent channel flow," Proc. of 7th International ERCOFTAC Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements, Limassol, Cyprus, June 4-6, 2008, Vol. 1, pp. 181-186.
- 4) Hiroyuki Abe, Robert Antonia and Hiroshi Kawamura, "Correlation between small-scale velocity and scalar fluctuations in a turbulent channel flow," J. Fluid Mech., Vol. 627, pp.1-32 (2009).
- 5) Hiroyuki Abe and Robert Antonia, "Near-wall similarity between velocity and scalar fluctuations in a turbulent channel flow," Phys. Fluids, Vol. 21, 025109 (2009).
- 6) Robert Antonia, Hiroyuki Abe and Hiroshi Kawamura, "Analogy between velocity and scalar fields in a turbulent channel flow," J. Fluid Mech., Vol. 628, pp.241-268 (2009).

液体燃料微粒化過程の機構解明のための数値解析

Numerical simulation of liquid 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：研究開発本部 数値解析グループ，松山新吾(smatsu@chofu.jaxa.jp)

研究開発本部 数値解析グループ，溝渕泰寛(mizo@chofu.jaxa.jp)

研究開発本部 数値解析グループ，小川 哲(og@chofu.jaxa.jp)

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

● 計算の目的

噴霧燃焼解析の精度向上のために，液体燃料微粒化過程の物理機構を解明し数値モデルを構築する。

● 研究の概要

2つの過程を調べる。1つ目では，一本の液糸から液滴が生成される動的過程を詳細に追跡し，その物理機構を明らかにする。特に伝播性の表面張力波に注目しその役割を同定する。もう1つ目では，噴流コアから液糸が形成される過程を調べ，局所の流れ条件によって生成される液糸の形状などの条件を明らかにする。

● 今年度の研究成果の概要

一本の液糸からの液滴生成機構については，それが伝播性表面張力波に起因していることとその不安定化機構も明らかにし従来の考え方の不備を修正した。非定常データを多く取れる数値計算の特性を生かして詳細な現象解明が行い，ウェーバー数やオーネゾルゲ数で出現する分断モードの選択が整理できることがわかった。

噴流コアの不安定性の発達と液糸構造の形成過程については全体のダイナミクスを計算で再現できることを確認できた。ただ，現状の条件設定では格子解像度が不足している箇所もあることも併せて判明したので今後の解析に生かす予定である。

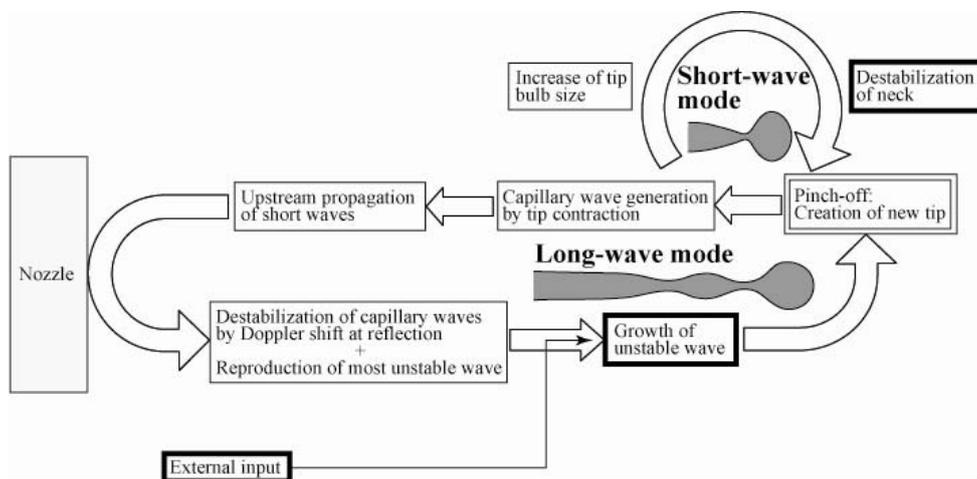


図1 液糸計算により判明した微粒化機構
(太い線は過去の考え，それ以外は本研究による成果)

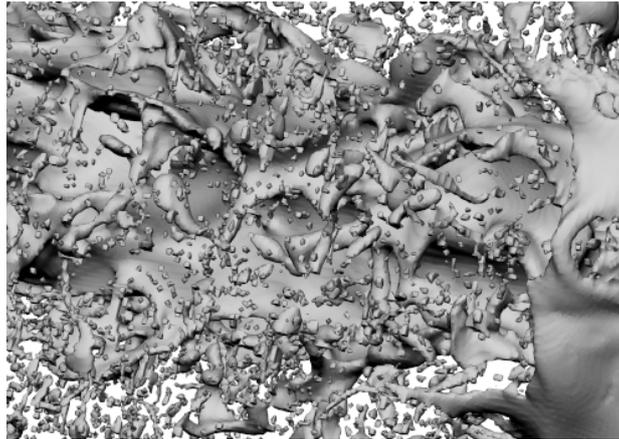


図2 噴流コア上の不安定性の発達と液糸形成の様子

● 研究成果の公表状況

論文

- 1) 「伝播性表面張力波による液糸からの液滴分断機構に関する数値解析」, 新城淳史, 松山新吾, 溝渕泰寛, 小川 哲, 梅村 章, 微粒化, 2009年3月号

口頭発表

- 2) 第46回燃焼シンポジウム, 2008
- 3) 第17回微粒化シンポジウム, 2008
など

JAXA 衛星環境プラズマ数値シミュレータの基礎開発

Development of a Numerical Simulator 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

衛星周辺には、宇宙環境由来のプラズマに加えて、衛星自身が放出する光電子などの荷電粒子も存在する。近年、衛星全損に直結する可能性のある帯電放電現象を評価する為に、プラズマと衛星の相互作用の定量的解析が行われている。本研究では、3次元静電完全粒子モデルを適用し、宇宙環境における衛星とプラズマとの相互作用を解析するシミュレーションツールの開発を目的とする。本ツールを使用して、これらの相互作用を非定常過程まで詳細に解析する。これによって、衛星周辺の荷電粒子空間分布の時間変化等の過渡的現象までも解析することが可能となる。これらの解析結果は、衛星帯電現象のみならず、衛星搭載プローブの設計、あるいは観測データの理解に対して知見を与えるものと期待出来る。

● 研究の概要

コードの開発に際して、衛星の電気機能のモデル化と、プラズマ粒子種ごとの物理モデルの構築が主たる開発項目である。プラズマと衛星の相互作用は電荷のやり取りのみで考慮される。衛星の電気機能は真空中での導体および絶縁体の帯電を静電的に求める。一方、プラズマ種のモデル化は、宇宙環境プラズマのモデル化と、衛星から放出される光電子や二次電子のモデル化が主たる開発項目となる。一般に、放出系も含めたプラズマ種はオーダーの異なる温度と密度をそれぞれ持つため、それらの特性長、特性時間が大きく異なる。これらの運動を粒子的に衛星の特性スケールで同時に解析するために、数値的アルゴリズムや物理モデルの開発が必要となることが予想されている。また、コードによる数値解析により例えば宇宙機周辺の電位計測などの実観測データの検証作業も試行した。

● 今年度の研究成果の概要

今年度は、開発したシミュレーションコードを適用し、実機観測データの検証作業を中心に研究を行った。コード開発の現状は、等幅矩形格子モデルの基本機能がほぼ完成しており、本解析ではこれを使用した。解析の対象とした実機観測データは、磁気圏観測衛星GEOTAILによるプラズマパラメータ観測データより解析された、宇宙機電位と光電子電流の相関である。磁気圏環境のようなプラズマ数密度が1個/cc以下となるような、希薄なプラズマ環境では、光電子電流は主たる電流成分であり、その速度分布は、宇宙機電位との相関を考慮する事で推測することができる。逆に、シミュレーションによって希薄なプラズマ中における宇宙機電位を推測する場合は、光電子速度分布モデルが適切であることが重要である。観測データより解析されたこれらの相関から、光電子速度分布が複数（参考文献中では3つ）のMaxwell分布の一次結合形で表現される事が示された。しかしながら、観測では光電子そのものを直接測定出来ないため、シミュレーションでは光電子速度分布を2つのMaxwell分布の一次結合でモデル化し、これらの相関について光電子そのものの計算結果を得る事で評価した。シミュレーション結果から得られた知見を次に示す。

- 1) 宇宙機浮動電位計算結果を光電子電流を考慮したOrbital Motion Limited (OML)理論と比較したところ、飽和値に関しておよそ一致した。(図1)

- 2) 1) の結果より、電流収集に対する、宇宙機周辺に拡散する光電子自身の空間電荷効果はほとんど影響ないと考えられる。(図2)
- 3) 放出光電子の速度分布モデルは、複数の Maxwell 分布の一次結合でモデル化できる事がシミュレーション結果からも認められた。(参考文献: Nakagawa, T., et al., Earth, Planets and Space, vol. 52, pp283-292, 2000.)

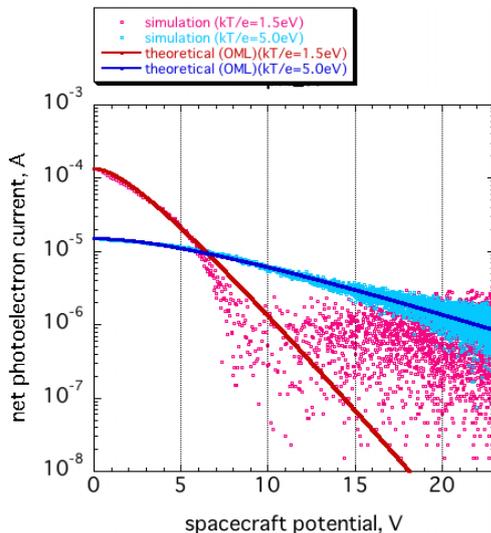


図1 宇宙機電位と正味光電子電流. 光電子温度 1.5eV, フラックス $45 \mu A/m^2$ および, 5.0eV, $5 \mu A/m^2$ 各成分それぞれについて. 実線は OML 理論から得られる解析解を示し, 点はシミュレーション結果を示す. 背景電子は磁気圏プラズマ環境相当の温度 100eV, 密度 0.1/cc とした.

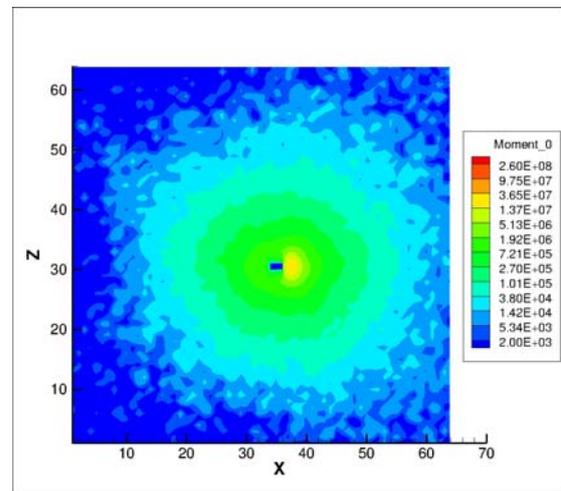


図2 光電子温度 5.0eV 成分の空間分布. 放出フラックスは $5 \mu A/m^2$. 中央宇宙機モデルから右方向に光電子が放出されている. 放出面近傍に電子密度の濃い領域が形成されている.

● 研究成果の公表状況

- 1) Takanobu Muranaka, Hiroko O. Ueda, Hideyuki Usui and Iku Shinohara, "Evaluation of Electric Field Probe On-board Spacecraft Using a 3D Full PIC Simulation," The 26th International Symposium on Space Technology and Science, Hamamatsu, June 1-8, 2008.
- 2) Takanobu Muranaka, Hiroko O. Ueda, Hideyuki Usui and Iku Shinohara, "Evaluation of Electric Field Measurement in Space Environment," 14th International Congress on Plasma Physics, Fukuoka, September 8-12, 2008.
- 3) Takanobu Muranaka, Hiroko O. Ueda, Hideyuki Usui and Iku Shinohara, "Numerical Evaluation of Electric Field Observed in the Magnetospheric Plasma," 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Orlando, January 05-08, 2009. (AIAA-2009-0457)
- 4) 村中崇信, 上田裕子, 臼井英之, 篠原 育, 「磁気圏環境における光電子放出に関するシミュレーション研究」, 2008年度宇宙関連プラズマ研究会, 宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部, 相模原, 2008年12月16日. (口頭発表)
- 5) 村中崇信, 上田裕子, 臼井英之, 篠原 育, 「磁気圏環境における光電子電流計測に関するシミュレーション研究」, 第5回宇宙環境シンポジウム, つくば国際会議場, つくば, 2008年12月19日. (口頭発表)

超音速風洞の始動特性について

Investigation of Starting Characteristics of SWT1

● 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

1m x 1m超音速風洞において始動可能な模型プロジェクタ比の範囲や，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

1m x 1m超音速風洞を模擬した計算を実施し， $M=2.5\sim 4.0$ の運転時，風洞最小始動圧力比が，理論値や他風洞の実績値よりも大きい原因を調査した。計算の結果，風洞第2スロートから，亜音速ディフューザ上流部での形状が大きく影響し，流路形状の変更によって，最小始動圧力比が下がる見込みがあることが明らかになった。今後，より詳細な解析を行い，風洞起動停止荷重低減への方法を検討していく予定である。

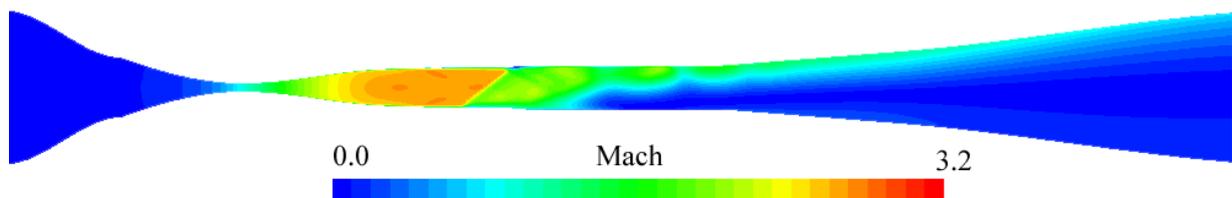


図1 既設形状（ノズルマッハ数 3.0， $P_0/P_{ext}=5.2$ ，風洞不始動）

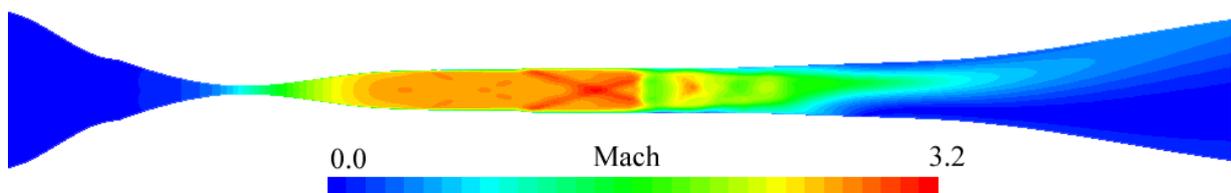


図2 改良形状（ノズルマッハ数 3.0， $P_0/P_{ext}=4.8$ ，風洞始動）

横風を伴う再使用実験機周りの流れ場の数値解析

Numerical Analysis of Flowfield around Reusable Vehicle Testing with Crosswind

● 研究グループ

研究代表者：研究開発本部 未踏技術研究センター，鈴木俊之(suzuki.toshiyuki@jaxa.jp)
 研究分担者：宇宙科学研究本部 宇宙航行システム研究系，野中 聡(nonaka.satoshi@jaxa.jp)
 宇宙科学研究本部 宇宙航行システム研究系，稲谷芳文(inatani@isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

将来型宇宙輸送システムの一つとして再使用可能な単段式の垂直離着陸型ロケットの提案が行われており，実現に向けて小型実験機による飛行試験や地上試験が計画されている．本研究では横風が伴う際に着陸時の逆噴射ジェットが機体空力特性へ与える影響を解明することを目的とする．

● 研究の概要

Large Eddy Simulationにより，最大26m/sの横風時における再使用ロケット実験機の非定常空力データを取得した．得られた空力データをもとに機体の運動方程式を解き，ジェット噴射時における再使用実験機姿勢角の時間変化を求めた．着陸時のジェット噴射がロケット姿勢制御，航法誘導に与える影響について議論した．

● 今年度の研究成果の概要

ジェット噴射に起因する流れ場変動の周期は非常に短いため，姿勢制御が困難になるほど姿勢角が振動することはない．しかしながら変動周期が約10倍長くなる場合，姿勢角の振動が大きくなるので注意が必要である．

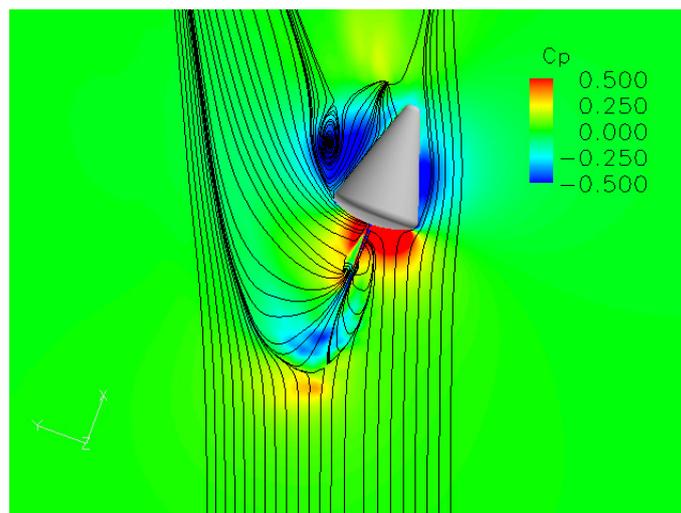


図1 横風 26m/s における時間平均流れ場流線及び圧力等高線

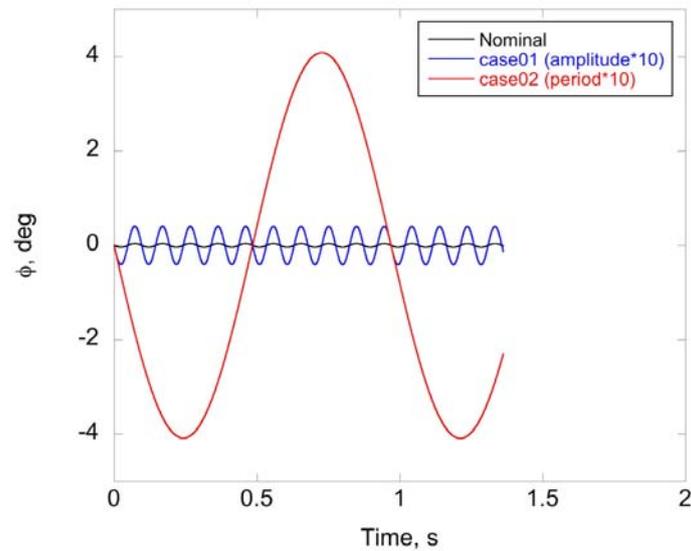


図2 再使用ロケット実験機姿勢角の時間変化

● 研究成果の公表状況

- 1) 鈴木俊之, 藤田和央, 野中 聡, 稲谷芳文, 「逆噴射ジェットを伴う垂直離着陸周りの流れ場の数値解析」
日本機械学会2008年度年次大会, 2008年8月3~7日, 横浜国立大学

革新的直接数値計算法を用いた乱流シミュレーションコードの計算精度検証

● 研究グループ

研究代表者：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@mce.uec.ac.jp)

● 計算の目的

乱流は摩擦抵抗の増大や物質混合の促進に寄与するためその高度な制御が望まれる。そのためには乱流遷移過程を理解する必要がある。しかし現象が複雑なため、理論・実験とともに数値シミュレーションによる解析が不可欠である。モデルを入れない直接数値シミュレーション(Direct Numerical Simulation, DNS)において、スペクトル法は精度の面で優れているものの、様々な制限がある事が知られている。中でも流れ方向に課す周期性から、空間発展を取り扱えないという欠点があった。そこで本研究では境界層の高精度シミュレーションを目的とし、空間発展型コードの開発を行う。

● 研究の概要

流れ方向に発達する境界層を高精度で記述する方法として近年FRINGE法と呼ばれる手法が提案された。本研究ではこの手法を用いて空間発展型のDNSコードを開発し、これを平板境界層流に適用することでその精度、課題を検証する。併せてXP Fortranによる並列化を実施し、高速化も図る。

● 今年度の研究成果の概要

時間発展型(平行流近似)のDNSコードを単純に空間発展型に改造すると、流れ方向の境界条件(周期的境界条件)と境界層厚さの変化の取り扱いに困難を来す。例えば上流から流されてきた攪乱がそのまま上流に戻されるという非現実的な現象が生ずる。これを解消するため、FRINGE法を導入して空間発展性を再現するコードを構築した。さらにこれを検証するために平行流近似における線形解析プログラムを作成し、DNSの実行結果と比較検証を行った。その結果、速度分布は線形解析結果とよく一致し、不安定波の増幅率のずれがわずか0.8%であることを確認した。

もう一つの大きな課題は下流方向に増大する境界層厚さの再現である。この問題の解決法として、厚さ変化を考慮したブラジウス境界層流を主流にとる方法を採用した。

これらの取り組みにより、非平行流を取り扱うことの可能な空間発展型DNSプログラムの開発に成功した。線形解析の結果と比較を行なったところ、攪乱振幅の局所増幅率等は線形解析結果と大変良好な一致を見た。

また高速計算を実現するため、XP Fortranに基づく並列化も完了した。

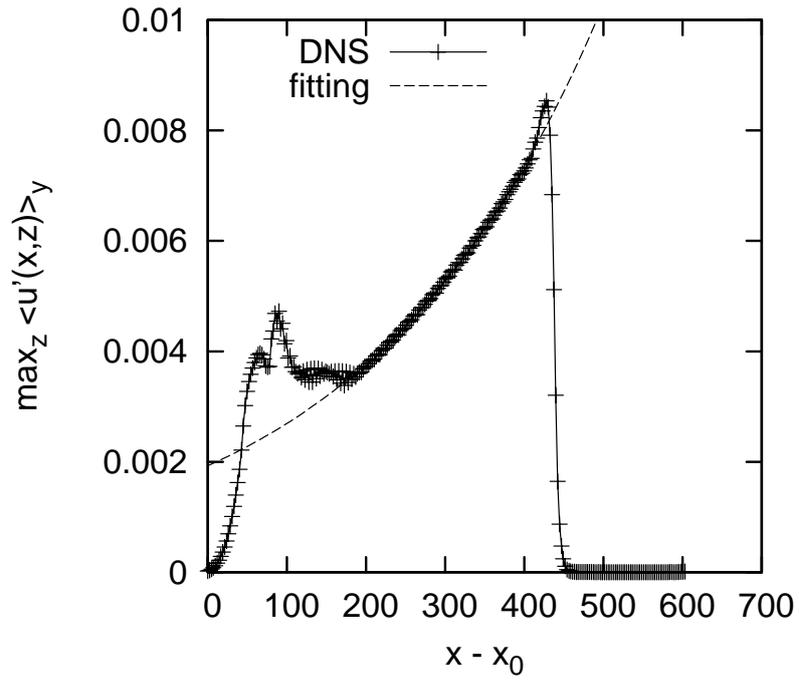


図1 微小攪乱の振幅増幅率. フリンジ領域を除く有効領域 (横軸中心部) において, 振幅が指数関数的に増加しており, 線形論によく一致していることがわかる.

燃焼シミュレーション

Numerical simulation of combustion

● 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@chofu.jaxa.jp)

● 計算の目的

乱流燃焼現象の理解およびモデル化を進めるための基盤的な数値シミュレーションを実施し，データの解析を行う。

● 研究の概要

従来JAXAにおいて取得されてきた乱流燃焼シミュレーションにおいて観察された個々の現象を理解，整理するための，現象のエッセンスを抽出した小規模なシミュレーションを実施し，モデル化に資する情報を抽出する。

● 今年度の研究成果の概要

大規模な燃焼 DNS において観察された乱流火炎構造の多くは，従来の火炎という概念の構造を持つのではなく乱流運動によって既燃ガス中に放り込まれた未燃ガスの燃焼で説明可能であることを見出した。

● 研究成果の公表状況

- 1) 日本流体力学会2008 “水素噴流浮き上がり火炎中の乱流過濃予混合火炎”
- 2) 第41回燃焼シンポジウム “強い乱れを受ける水素過濃予混合火炎の反応帯”

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：東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，野々村拓(nonomura@flab.isas.jaxa.jp)

東京大学大学院 航空宇宙工学専攻，後藤良典(goto@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(shimitaka@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また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た。超音速ジェットの流れ場はImplicit Large Eddy Simulationを用いて求めた。

超音速フリージェットの解析では，流体場に7次精度WCNS，音響場に10次精度コンパクト差分法を用いた。また斜め平板に衝突する超音速ジェットの解析にはRelative Limiterを用いた高解像度化を施した7次精度WCNSを用いた。

計算格子サイズは約 1000~5000 万点である。

● 今年度の研究成果の概要

超音速フリージェットの解析結果から，マッハ波の音源位置が雰囲気から見た超音速領域内にあることや，せん断層厚さと中心軸上の速度で音源各点の周波数特性を正規化できることを示した。これらの情報はロケット音響解析に対して有効な知見となると考えられる。

また，斜め平板に衝突する超音速ジェットの解析からは，発生する音響波が，1)衝突前のマッハ波，2)衝突部からの音響波，3)衝突後のマッハ波の3種類に分類できることを明らかにした。

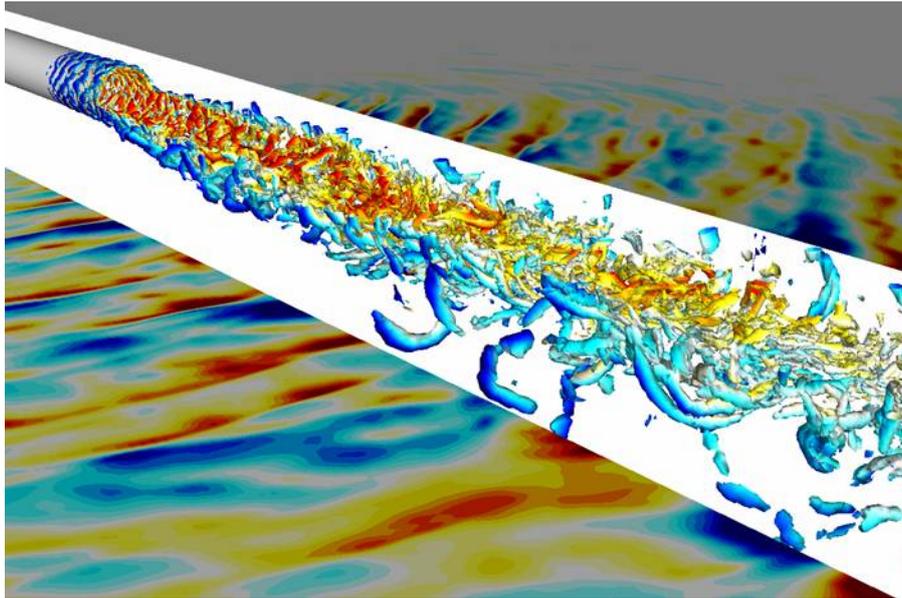


図1 超音速フリージェットから発生する音響波と渦構造
(外側:音圧, 内側, 速度勾配テンソル第2不変量の等値面を速度で色づけたもの)

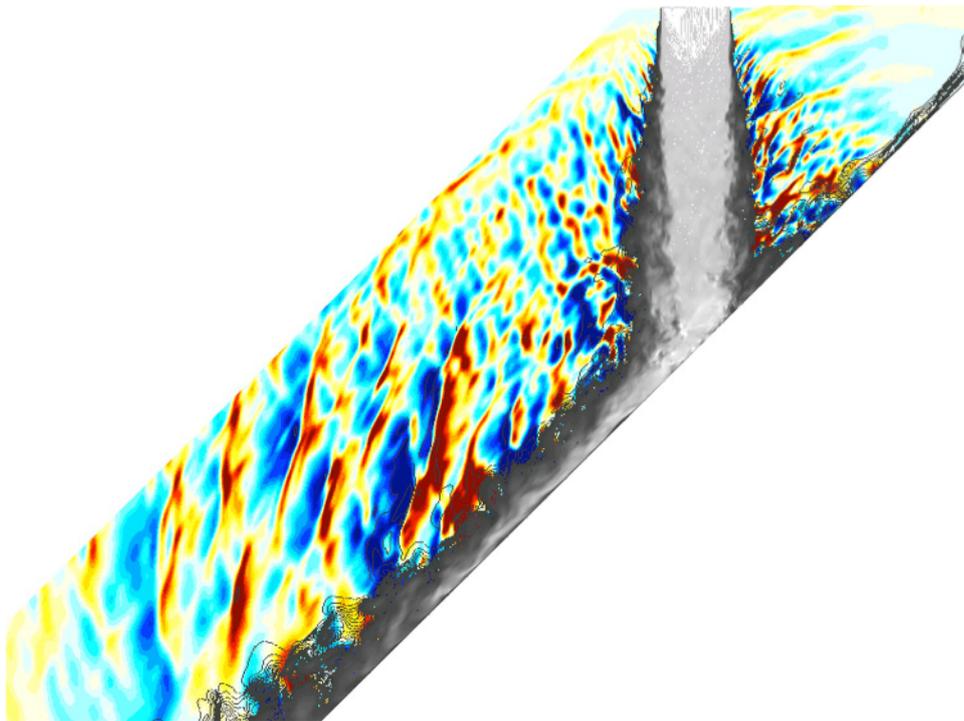


図2 斜め平板に衝突する超音速ジェットから発生する音響波

● 研究成果の公表状況

- 1) T. Nonomura, and K. Fujii, “Over-expansion Effects on Mach 3.0 Supersonic Jet Acoustics,” 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 5 - 7 May, 2008.
- 2) T. Nonomura and K. Fujii, “Over-expansion Effects on Mach 3.0 Supersonic Jet Acoustics,” 8th. World Congress on Computational Mechanics (WCCM8) and 5th. European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS 2008), 30 June - 4 July 2008.
- 3) Taku Nonomura and Kozo Fujii, “Mach Number and Temperature Effects on Mach Wave Emission from Supersonic Jets,” 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, August 18-21st 2008.
- 4) Taku Nonomura and Kozo Fujii, “Computational Analysis of Characteristics of Mach Wave Sources in Supersonic Free-jets,” 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, January 18-21st 2009.
- 5) Yoshinori Goto, Taku Nonomura and Kozo Fujii, “Acoustic Wave Generation from Shock Waves in a Supersonic Jet Impinging on an Inclined Flat Plate”, 27th International Symposium on Shock Waves, June 19-24th 2009.
- 6) Taku Nonomura, Yoshinori Goto, and Kozo Fujii, “Computational Aeroacoustics of a Supersonic Jet Impinging on an Inclined Flat Plate Using High Speed Parallel Computers,” Parallel CFD 2009, May 18-22th 2009.
- 7) 野々村拓, 藤井孝藏, “ロケット音響予測に向けた超音速ジェットからの音響特性の解析II～マッハ数効果～”, 航空宇宙学会第39期年会講演会, 2008年4月3日～4日.
- 8) 後藤良典, 野々村拓, 藤井孝藏, “ポテンシャルコア内で斜め平板に衝突する超音速噴流の音響発生メカニズム,” 第22回数値流体力学シンポジウム, 2008年12月17-19日
- 9) 後藤良典, 野々村拓, 藤井孝藏, “超音速衝突噴流からの音響波に対するポテンシャルコア長さとのズル-平板間距離の関係,” 日本航空宇宙学会北部支部2009年講演会／第10回再使用型宇宙推進系シンポジウム, 2009年03月11日-12日

遷音速翼型の多目的設計探査

Multi-objective design exploration of transonic airfoils

● 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，大山 聖(oyama2@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)

University of Twente, Paul C. Verburg (paul@flab.isas.jaxa.jp)

東京大学大学院航空宇宙工学専攻，立川智章(tatsukawa@flab.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

多目的設計探査は設計問題において、設計空間全体の構造を把握し設計上有益な情報を引き出す手法である。近年、航空機設計などの分野においてこの多目的設計探査が盛んに用いられるようになってきたが、これまでは主に目的関数・制約条件関数・設計パラメータ間の相関関係やトレードオフなどの情報を抽出することに用いられてきた。しかし、設計パラメータにはとらわれず、得られた最適形状について適切な幾何学形状パラメータを選択することで、知られている理論的・経験的知見の背後にあるメカニズム等を理解することができると考えられる。また、逆に得られた最適解群の情報から、理論的・経験的には知られていなかった新しいパラメータや新しい知見を引き出すことも可能であると考えられる。本研究では、PARSEC翼型パラメータなどの幾何学形状パラメータを使って、遷音速翼型の多目的空力最適化により得られたパレート最適解について解析を行う。

● 研究の概要

B-SPLINE の制御点座標，PARSEC 翼型のパラメータ，本研究グループで提案する新しい翼型形状表現パラメータの 3 種類の翼型形状パラメータ化手法を用いて，3 つの設計最適化問題を定義し，多目的進化アルゴリズムを用いて遷音速翼型の多目的空力最適化問題のパレート最適解を求めた。次に，得られたパレート最適解および劣解について，相関係数および散布図行列を用いて目的関数への影響度などについて分析を行った。

● 今年度の研究成果の概要

本研究の結果，新たに提案したパラメータと PARSEC のパラメータは B スプラインの制御点座標をパラメータにした場合よりも目的関数とより高い相関を示すことがわかった。このことは，パレート最適解から設計知識を抽出する上では，目的関数などより直接的な関係を持つパラメータ（翼型形状最適化では直接的な幾何形状パラメータ）を設計変数としてとったほうがよいことを示している。

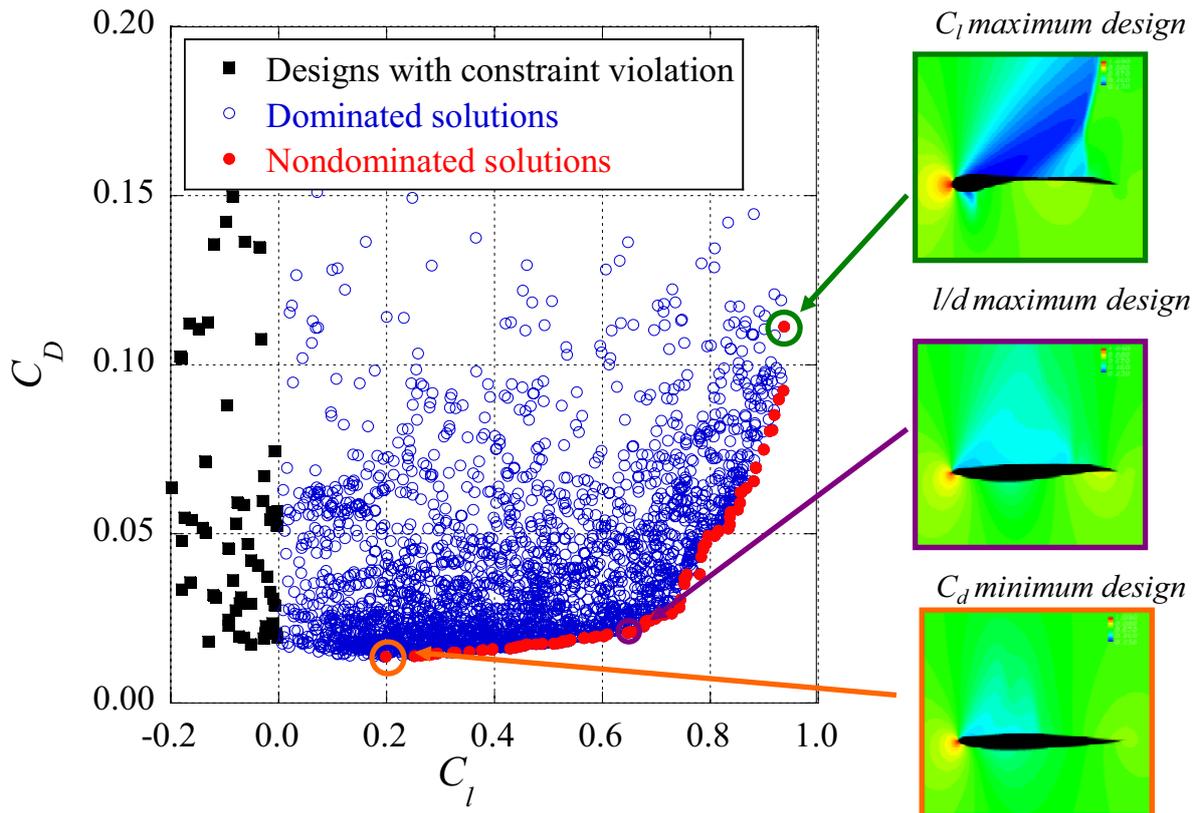


図1 多目的空力最適化により得られたパレート最適化の分布

● 研究成果の公表状況

- 1) 石川義泰, 大山 聖, 藤井孝藏, パレート最適翼型からの重要パラメータの抽出法, 日本流体力学学会年会2008, 神戸市, 9月4日-7日, 2008.
- 2) Paul C. Verburg, Yoshiyuki Ishikawa, Akira Oyama, Kozo Fujii, "A Proposal of Airfoil Parameters Providing Good Correlation with Aerodynamic Performance," 第22回数値流体力学シンポジウム, 東京都渋谷区, 12月17日-19日, 2008.
- 3) 藤井孝藏, 大山 聖, Paul C. Verburg, 石川義泰, 設計探索・データ探索利用の試み - 2次元遷音速翼型を例として, 平成20年度航空宇宙空力班シンポジウム, 佐賀県嬉野市, 1月22-23日, 2009.

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：東京大学大学院 工学系研究科 航空宇宙工学専攻，後藤良典(goto@flab.isas.jaxa.jp)

東京電機大学大学院 理工学研究科 知能機械専攻，小川 烈(akiraogawa@flab.isas.jaxa.jp)

横浜国立大学大学院 工学府 システム統合工学専攻 海洋宇宙システムコース，

大越元晶(okoshi@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)

東京理科大学大学院 工学研究科 機械工学専攻，山崎裕希(yamazaki@flab.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「斜め平板に衝突する高圧力比の不足膨張噴流に関する数値解析」を主に行った．

● 研究の概要

[斜め平板に衝突する高圧力比不足膨張噴流の数値解析]

斜め平板衝突噴流に代表される流れ場は，ロケットの打ち上げ時や惑星探査機の離着陸時などに見られ，複雑な衝撃波構造を持つ．また，平板と噴流のなす角度や平板とノズル出口との距離によって流れ場や圧力分布などが大きく変化し，条件によっては平板上に局所的な圧力ピークが生じることが知られている．そこで本研究では，Implicit Large Eddy Simulation を用いて圧力ピークの発生メカニズム及び，その非定常性を明らかにすることを目的とする．

● 今年度の研究成果の概要

[斜め平板に衝突する高圧力比不足膨張噴流の数値解析]

今年度は Implicit Large Eddy Simulation を用いて非定常流れ場及び平板上の圧力ピークの非定常性について明らかにした (図 1)．また実験や RANS 解との比較を行い，時間平均流れ場の理解には RANS 計算でも十分であることを示した (図 2)．

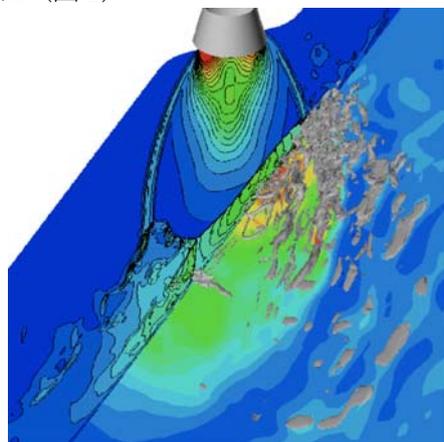


図 1 斜め平板衝突噴流のつくる瞬間流れ場。

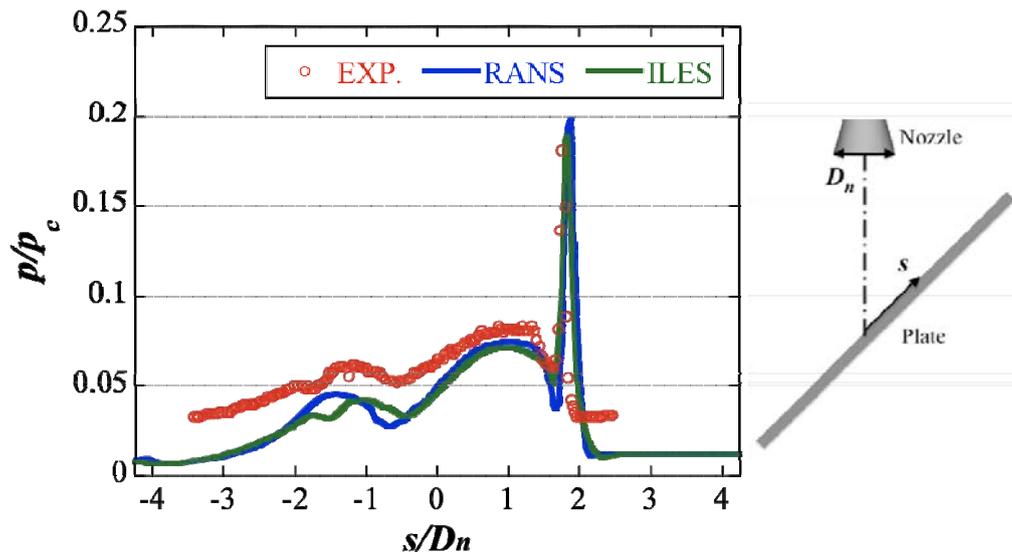


図2 平板上の圧力分布の比較.

● 研究成果の公表状況

- 1) 後藤良典, マキロイ寛済, 藤井孝藏, “斜め平板に衝突する不足膨張噴流の非定常流れ場解析,” 第40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, 2008.
- 2) Y. Goto, K. McIlroy and K. Fujii, “Unsteady Computational Analysis of Supersonic Underexpanded Jet Impinging on an Inclined Flat Plate,” 8th. World Congress on Computational Mechanics (WCCM8) and 5th. European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS 2008), June 30 - July 4, 2008.
- 3) Y. Goto, T. Nonomura, K. McIlroy and K. Fujii, “Detailed Analysis of Flat Plate Pressure Peaks Created by Supersonic Jet Impingements,” 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, January 18-21 2009, AIAA Paper 2009-1289

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開発センター 先進技術研究グループ
高橋政浩(takahashi.masahiro@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れ、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れるため、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、熱的平衡を仮定した既存ノズル解析用 CFD コードに Park の 2 温度モデルを導入し、HIEST 試験気流条件に対する熱的非平衡性の影響評価及び圧力分布計測結果との比較検証に着手した。また、準 1 次元解析ツールを整備し、多温度モデル、化学反応モデルや振動緩和過程に強く影響する振動緩和時間モデルの比較評価を実施し、今後 CFD コードに組み込むべきモデルを検討した。

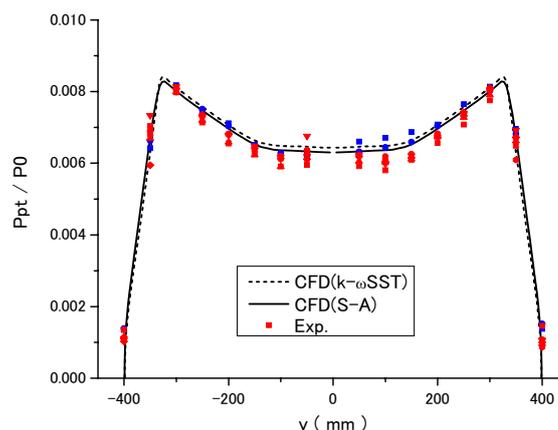


図1 HIEST ノズル出口におけるピトー圧分布の比較 (4MJ/kg)

● 研究成果の公表状況

- 1) 高橋ら、「高温衝撃風洞 HIEST ノズル流れの数値解析 (熱化学非平衡モデリングの検討)」, 平成 20 年度 衝撃波シンポジウム (2009 年 3 月)

放射伝達計算を用いた地上観測データを再現する金星大気モデルの決定

Radiative Transfer Modeling of Venus Atmosphere with Ground-Based Observation 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 剛(imamura.takeshi@jaxa.jp)

研究分担者：宇宙科学研究本部 宇宙科学共通基礎研究系，三津山和朗(mitsuyama@stp.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

地上望遠鏡を用いた分光観測により金星の中間赤外線放射スペクトルを取得した。この放射スペクトルを再現する金星大気雲層モデルを決定するために、平行平面大気モデルの放射伝達方程式を数值的に解く。計算にはAdding-Doubling法を用いる。また、大気の吸収はLine-by-Line法、雲の吸収散乱特性はMie散乱の計算からそれぞれ求める。大気温度、雲密度、雲粒径分布などを変化させ、パラメータスタディおよびイタレーションにより最適な金星大気モデルを決定する。

● 研究の概要

金星大気から放出される中間赤外線は雲頂高度付近にその荷重関数のピークを持ち、雲頂付近の大気温度構造を反映している。金星の雲や大気の中間赤外線領域での光学的厚みは、有意な波長依存性があるため分光観測による放射スペクトルから、放射伝達計算を用いて大気構造や雲粒子密度を導出することができる。金星の撮像観測では、雲頂での対流を示唆するような構造がみられており、ほぼ同時刻に取得した分光スペクトルから導出される大気温度構造との比較から大気不安定性を議論する。

● 今年度の研究成果の概要

まだ準備段階であり具体的な成果は出ていない。

初めに金星標準大気モデルVIRA(Venus International Reference Atmosphere)を用いて放射伝達計算を行ったが、放射スペクトルは観測値とモデル値で、輝度温度の絶対的な値や相対的な形状が異なり、観測値を再現できていない。雲密度や大気温度を変化させパラメータスタディを行ったところ、雲密度の変動では相対的な形状の補正はできず、大気温度の変動では雲頂付近からその少し上層を変えることで補正が可能である。また大気温度の変化に対し放射スペクトルの輝度温度はその10程度変動することがわかった。

実際の観測スペクトルでは1~2K程度の空間変動があり、内部の大気温度にも正味10~20K程度の空間変動が存在している可能性がある。

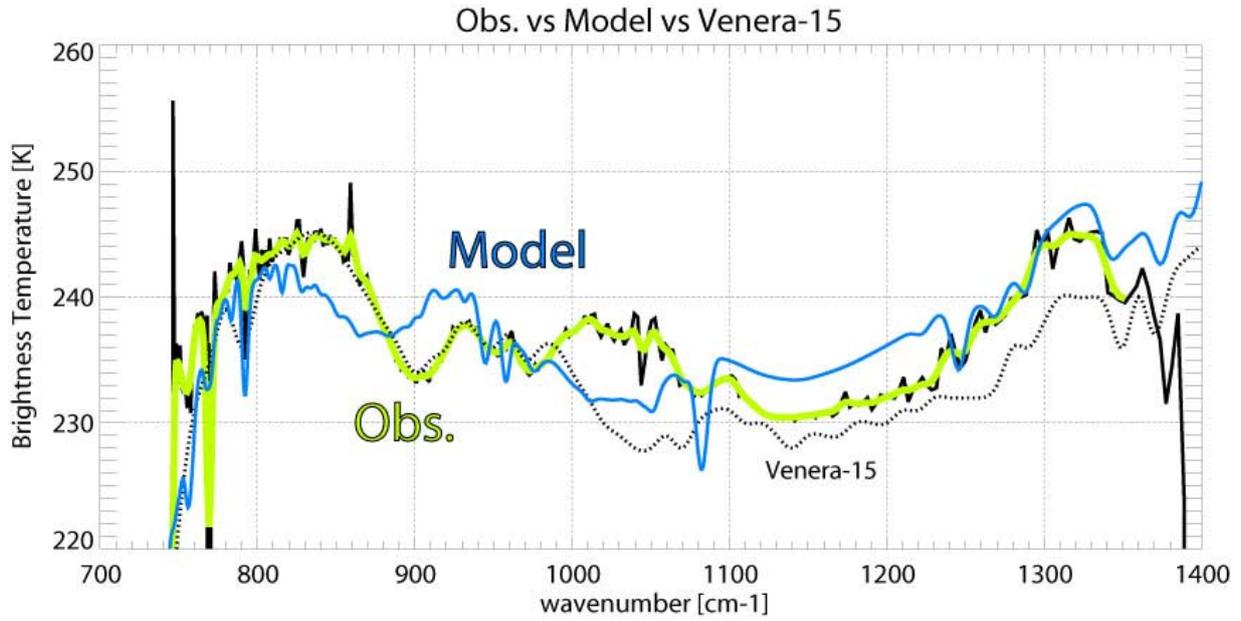


図1 赤道付近（観測直下点，出射天頂角=0度）における，金星中間赤外線放射スペクトルの比較（観測値，モデル地，Venera-15による観測[Zasova et al, 2004]）

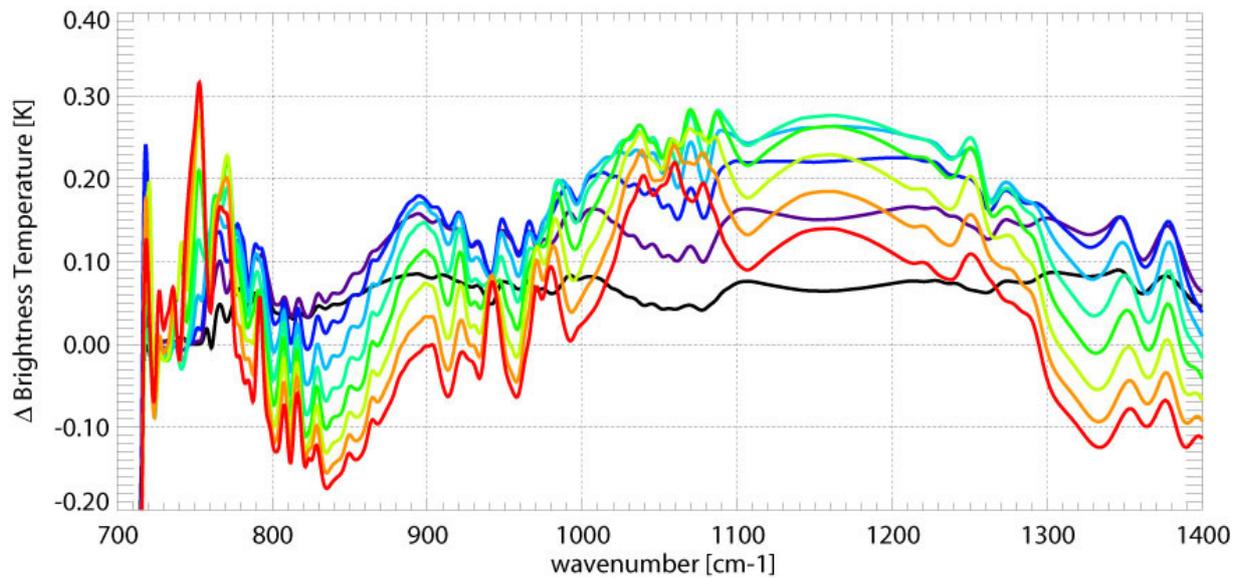


図2 大気モデルの様々な高度の温度を変化させたときの放射スペクトルの変化（ある高度領域 $\Delta h=1\text{km}$ を2K上昇）。

縦渦導入型広帯域スクラムジェットエンジンの研究

● 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，
須浪徹治(sunami.tetsuji@jaxa.jp)

研究分担者：シュトゥットガルト大学
(宇宙輸送本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター インターン)，
Marius Banica (banica.marius@jaxa.jp)

● 計算の目的

将来の極超音速機，宇宙輸送機用の推進システムへの適用を目的に，広い飛行マッハ数範囲で動作可能な広帯域縦渦導入型スクラムジェットの研究（空力，燃焼，エンジンシステム）

● 研究の概要

2008年度は，特に，これまでに実施した縦渦導入型多段燃焼器の実験（飛行マッハ数4，6，7条件）に対応した計算を実施する。

● 今年度の研究成果の概要

縦渦導入型多段燃焼器の実験対応計算を2009年2月から開始したところであり，現在，計算結果の格子依存性，計算手法の妥当性について調べている。

低速風洞における支持干渉評価技術の研究

Research of Support Interference Evaluation in Low Speed Wind Tunnel

● 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，日高亜希子(hidaka.akiko@jaxa.jp)

研究分担者：研究開発本部 風洞技術開発センター，伊藤 健(ito.takeshi@jaxa.jp)

● 計算の目的

風洞試験においてストラット支持装置が模型空気力に及ぼす干渉量を推算することを目的とする。

● 研究の概要

低速風洞試験において模型支持装置が模型に及ぼす干渉量を推算し，天秤計測値を補正する手法を確立することにより，風洞ユーザに提供する空気力データの精度向上を図る。

● 今年度の研究成果の概要

低速風洞ONERA標準模型について，模型のみのケースと，模型にストラット支持装置を取り付けたケースの計算を行った。計算にはTASコードを使用し，非粘性オイラー解析とした。これらと風洞試験データとの比較を行い，揚力係数については実験データと比較的良く一致するものの，ストラット支持の影響を定量的に評価するまでには至らなかった。今後さらに解析を進める予定である。

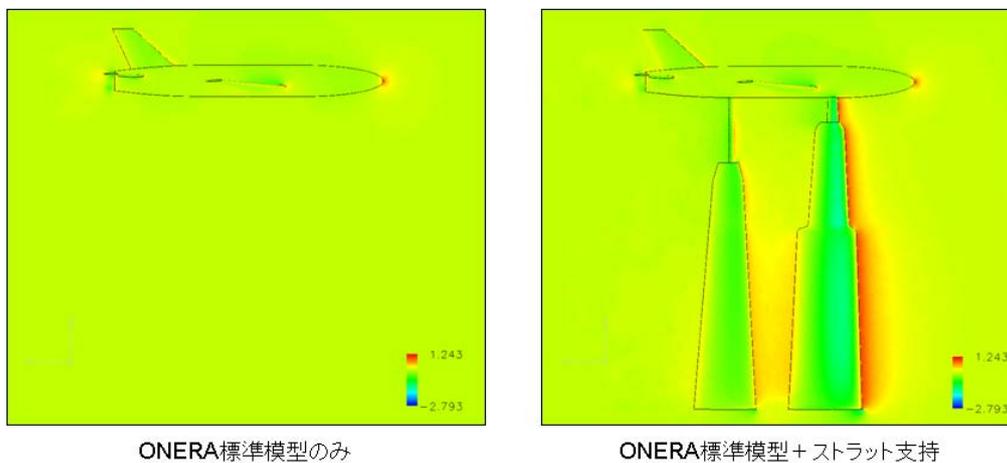


図1 ONERA 標準模型とストラット支持装置の C_p 分布解析結果 (風速 50[m/s])

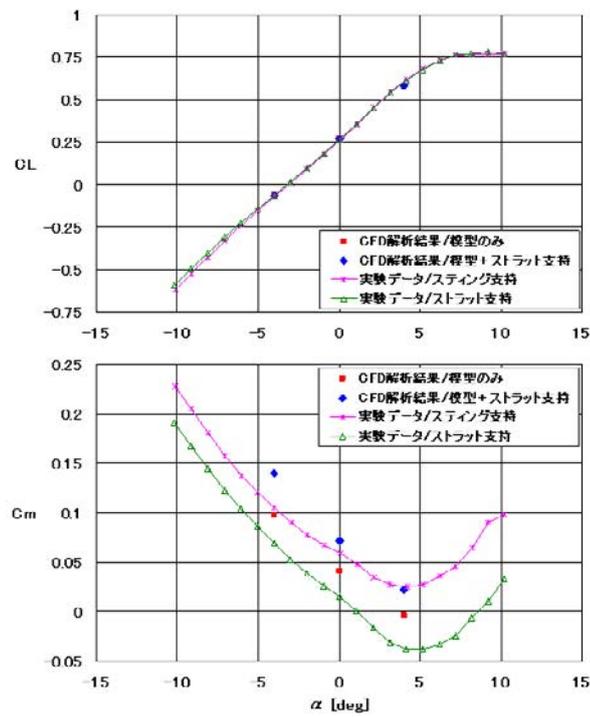


図2 風洞試験データとの比較 (風速 50[m/s])

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

本バリスティックレンジの運転条件の設定。プロジェクタイトル速度予測。
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。

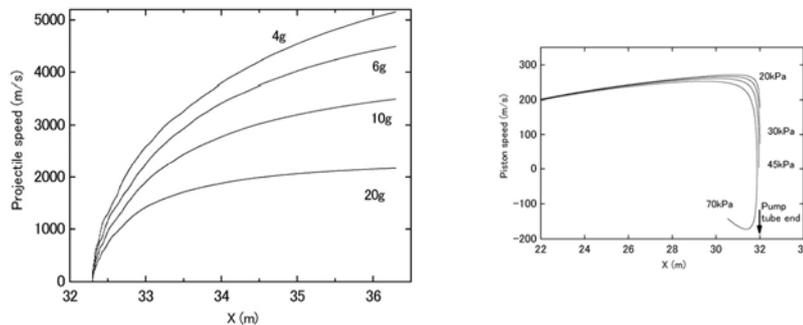


図1 Projectile 速度 (左) , Piston 速度 (右)

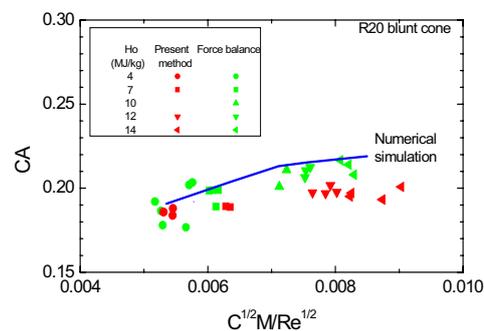


図2 R20 鈍頭円錐模型の軸力係数比較

● 研究成果の公表状況

- 1) ISTS浜松
- 2) 6th ESAARD symposium
- 3) 15th AIAA aerospace meeting

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 宇宙プラズマ研究系 今村研究室, 黒田剛史(kuroda@isas.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

温度の観測データから火星の赤道大気に半年振動を検出し、火星大気大循環モデルを用いてその生成メカニズムを調べ、地球大気の成層圏・中間圏に見られる半年振動との共通点及び相違点を議論した。これは世界初の火星大気における半年振動の研究として出版された。また、火星大気の水循環を再現するモデル開発に着手し、水の南北輸送において重要な要素となる赤道域での水蒸気存在限界高度について、観測と整合する季節変化及びダストストームによる変化を得た。

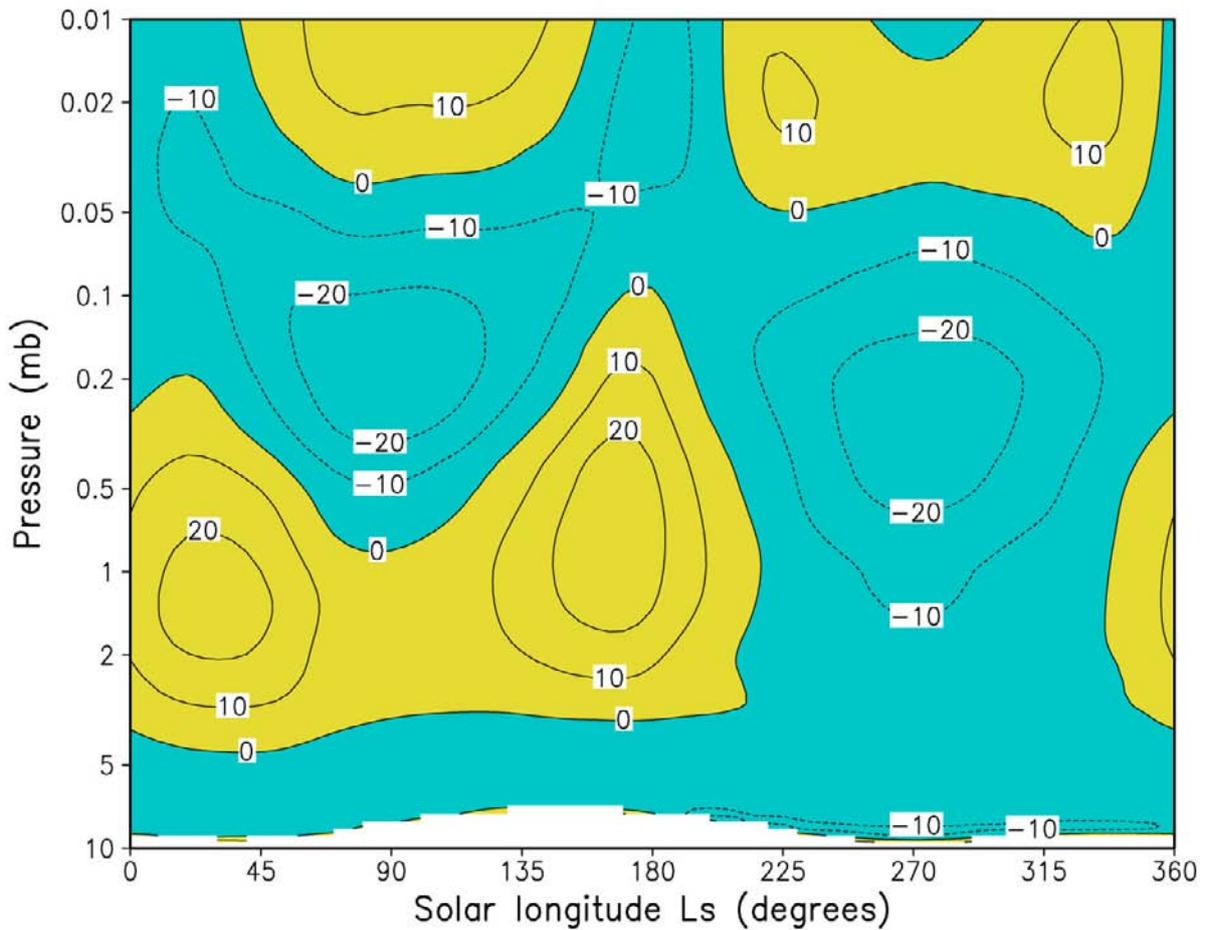


図1 火星大気大循環モデルで再現された、赤道域(北緯10度～南緯10度平均)の経度平均東西風[m s⁻¹]の年間変化. 特に高度1～0.2mb(15～30km)において、半年周期で風向が変化している.

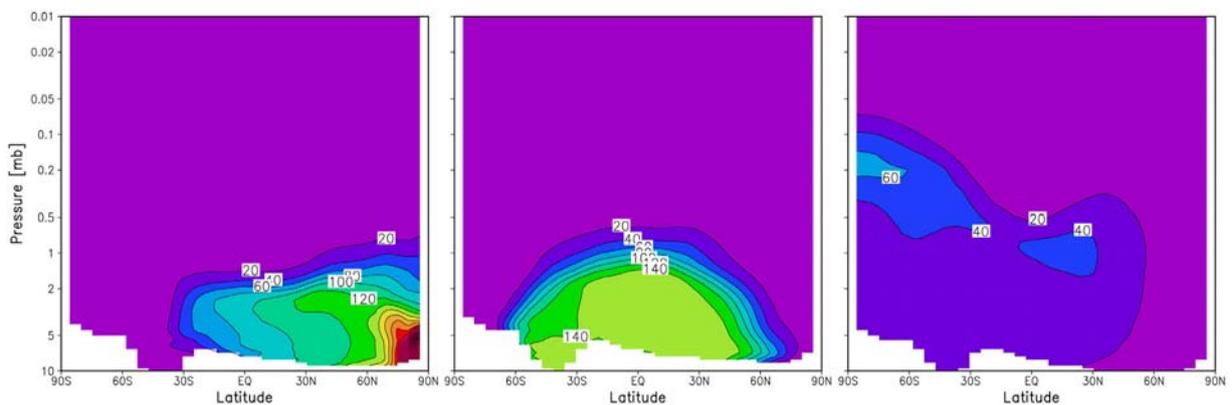


図2 火星大気大循環モデルで再現された、各季節での経度平均した水蒸気混合比[ppm]の分布. (a)は北半球夏至, (b)は北半球秋分, (c)は北半球冬至に相当する.

● 研究成果の公表状況

- 1) Takeshi Kuroda, Daisuke Sakai, Masaaki Takahashi, Alexander S. Medvedev, Paul Hartogh, First results of the water cycle simulation in CCSR/NIES MGCM, Mars Water Cycle Workshop, Museum National d'Histoire Naturelle, Paris, France, April 2008

- 2) 黒田剛史, 高橋正明, Alexander S. Medvedev, Paul Hartogh, 火星大気大循環モデルで示唆された赤道半年振動とそのメカニズム, 地球惑星科学連合大会, 幕張メッセ, 2008年5月
- 3) Takeshi Kuroda and Paul Hartogh, Simulation of the water cycle on Mars for the Herschel mission, AOGS 2008, PS09-A013, BEXCO Convention Center, Busan, Korea, June 2008
- 4) Takeshi Kuroda, Alexander S. Medvedev, Paul Hartogh, Masaaki Takahashi, Study of the semiannual oscillations in the Martian atmosphere with a general circulation model, AOGS 2008, PS12-A014, BEXCO Convention Center, Busan, Korea, June 2008
- 5) Takeshi Kuroda, Paul Hartogh, Daisuke Sakai, Masaaki Takahashi, Simulation of the water cycle on Mars in the CCSR/NIES/FRCGC MGCM, 37th COSPAR Scientific Assembly, C34-0013-08, le Palais des congres, Montreal, Canada, July 2008
- 6) Alexander S. Medvedev, Takeshi Kuroda, Paul Hartogh, Masaaki Takahashi, Semiannual oscillations in the atmosphere of Mars, Third International Workshop on the Mars Atmosphere: Modeling and Observations, #9047, Williamsburg Woodlands Hotel and Conference Center, Williamsburg, VA, USA, November 2008
- 7) Takeshi Kuroda, Paul Hartogh, Daisuke Sakai, Masaaki Takahashi, Simulation of the water cycle on Mars in the CCSR/NIES/FRCGC MGCM, Third International Workshop on the Mars Atmosphere: Modeling and Observations, #9049, Williamsburg Woodlands Hotel and Conference Center, Williamsburg, VA, USA, November 2008
- 8) 黒田剛史, 高橋正明, Alexander S. Medvedev, Paul Hartogh, 火星大気の半年振動とそのメカニズム, 日本気象学会2008年度秋季大会, D159, 仙台国際センター, 2008年11月
- 9) 黒田剛史, 高橋正明, 酒井大輔, Paul Hartogh, 火星大気水循環のシミュレーション, 日本気象学会2008年度秋季大会, D307, 仙台国際センター, 2008年11月
- 10) Takeshi Kuroda, Alexander S. Medvedev, Paul Hartogh and Masaaki Takahashi (2008), Semiannual oscillations in the atmosphere of Mars, *Geophys. Res. Lett.*, 35, L23202, doi:10.1029/2008GL036061.

飛行マッハ数 10 以上の超高速域スクラムジェットエンジンの数値解析

Numerical Analysis of Scramjet Engine at Hypervelocity condition over Mach 10 Flight

● 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(takahashi.masahiro@jaxa.jp)

● 計算の目的

高温衝撃風洞 HIEST を用いた飛行マッハ数 10 以上の超高速域スクラムジェット燃焼試験との連携及び相互補完により，超高速域スクラムジェットエンジン作動特性の詳細解明及びエンジン性能向上の達成を目的としている。

● 研究の概要

超高速域スクラムジェット燃焼器性能向上のため，インレット圧縮比の異なる供試エンジンの燃焼試験及び CFD により，高推力性能達成のための燃焼状態の制御及び最適化可能性について検討している。超高速域では燃焼ガスの熱解離による正味発熱損失により燃焼器性能の著しい低下が懸念され，正味発熱損失の低減と高燃焼状態の安定化の両立を燃焼状態最適化の指針としている。これまでに，燃焼器入口のガス温度制御及び圧力制御の燃焼器性能向上に対する有効性をインレット圧縮比の異なるスクラムジェットエンジンモデルの燃焼試験及び CFD により検証している。

● 今年度の研究成果の概要

M12-04 スクラムジェットエンジンでは，既存エンジンの燃焼器部に流路高さの低い燃焼器を適用することで，既存エンジンの高い性能を維持しつつ燃焼器の大幅短縮に取り組んだ。この改良により，混合及び発熱の加速や高圧化による正味発熱損失の低減，燃焼器短縮による粘性抗力及び熱損の低減が得られ，既存エンジンの燃焼器に対し 43%短い燃焼器で既存エンジンと同等の性能が達成されたことが高温衝撃風洞燃焼試験及び CFD により確認された。これにより流路高さの低い燃焼器の燃焼器小型化に対する有効性が示された。

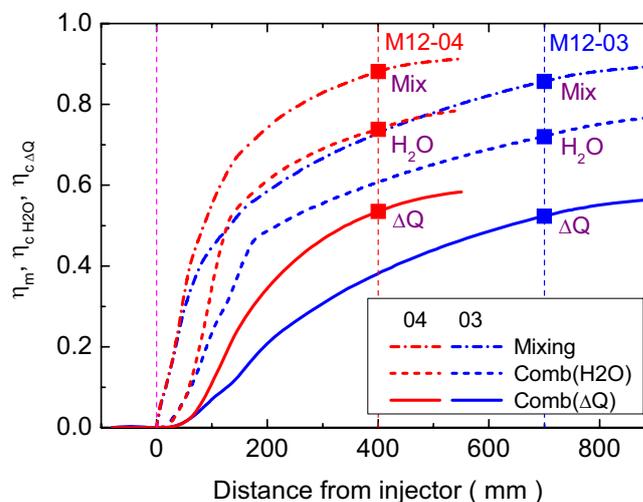


図1 M12-04 と既存エンジン(M12-03)との比較：混合効率及び燃焼効率の軸方向変化
(横軸は燃焼器入口からの距離)

● 研究成果の公表状況

- 1) Takahashi, et.al., “Scramjet Combustor Characteristics at Hypervelocity Condition over Mach 10 Flight,” Sixth European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, (2008)
- 2) 高橋ら, 「マッハ 10 以上の超高速域におけるスクラムジェット燃焼器の研究 (燃焼器の小型化)」, 日本航空宇宙学会北部支部 2009 年講演会(2009)

MPD スラスタ内プラズマ流れの数値解析

Numerical Study of Plasma Flow in 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：東京工業大学 大学院総合理工学研究科 創造エネルギー専攻,

窪田健一(d06kubota@es.titech.ac.jp)

静岡大学大学院 工学研究科 機械工学専攻 航空宇宙分野,

藤本智也(t-fujimoto@isas.jaxa.jp)

東海大学大学院 工学研究科 航空宇宙学専攻,

綾部友洋(7amjm002@keyaki.cc.u-tokai.ac.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(sathiro@isas.jaxa.jp)

東京大学 大学院工学研究科 航空宇宙工学専攻, 杵淵紀世志(kinefuchi.kiyoshi@jaxa.jp)

● 計算の目的

パルス作動MPDスラスタおよび磁場印加型MPDスラスタそれぞれに対して、実験により観測が困難であるスラスタ内部のプラズマ流れを2次元数値シミュレーションにより調べた。パルス作動MPDスラスタについては放電電流波形や推進剤種がプラズマの過渡現象および性能に与える影響を調べた。電流波形については電流立ち上がり時間を考慮した関数で近似し、推進剤種についてはArとHeの場合について計算を行った。HeはArに比べ軽いいため比推力が向上することは言うまでもないが、さらに一定の流量に対して流し得る電流値（臨界電流）が高いため、より高い電磁推力が期待される。磁場印加型MPDスラスタについては、磁場強度や磁場配位が放電電流や速度場、性能などに与える影響について調べた。

● 研究の概要

自己誘起磁場型MPDスラスタを定常的に作動させるためには100kW以上の大電力が必要となり、宇宙用原子炉が不可欠と言われている。将来実用化するためには、既存の電源でも供給できるような電力領域（数kW~数10 kW）でも十分な性能を発揮できることが重要となる。本研究ではパルス放電にすることで正味の電力を低減するパルス作動型MPDスラスタと、外部磁場の効果により付加的な推力を得ることにより、結果的に数10kWの電力でも性能を発揮できる磁場印加型MPDスラスタに焦点をあてた。なお、発散磁場と高エンタルピープラズマの干渉を扱う磁場印加型MPDスラスタの解析は、太陽風とインフレーション磁場との干渉を推進に利用する磁気プラズマセイルの電磁流体解析用ツールとしての応用も可能である。

● 今年度の研究成果の概要

パルス作動MPDスラスタについて、推進剤をAr (1.2 g/s) とし電流の立ち上がり時間の時定数を1, 10, 20 μ sと変化させた（最大電流値は臨界電流とした）。時定数が短いほど比推力と推進効率がともに向上することがわかった。しかし、電流の立ち上がり時間を短くすることで性能を向上させることには限界がある。そこでより高い比推力を得ることが期待できるHeを適用した。また、Heは臨界電流値がArよりも高いため同じ流量でも高い電流を流すことができ、電磁推力の増加による比推力の向上が期待できる。図1にArとHeの推力の経時変化を示す。Arでは全推力の内約50%が電磁推力であったのに対し、Heでは約90%が電磁推力となり比推力の向上に寄与することが示された。

磁場印加型MPDスラスタについては推進剤をAr (0.1 g/s) とし、0.1-0.2 T程度の磁場を印加したとき

の放電電流経路や流れ場を調べた。軸方向に磁場を印加することで周方向にローレンツ力が生じ、プラズマはスラスト内で回転運動をすることとなる。図2に周方向速度分布と圧力分布を示す。放電電流は入口付近に集中するため、入口直後で周方向ローレンツ力が強く働き10km/s程度の周方向速度が生じていることが分かる。回転運動による遠心力に起因して圧力分布は陽極表面で高くなる。この結果プラズマは陽極表面においてエネルギーを失いやすくなる。遠心力を低減させるために回転運動を抑制し、その代わりにHall加速による加速を強調することが今後の課題と言える。

ここでは磁場印加型MPDスラストの内部流れを含めた解析について説明したが、発散磁場とプラズマの干渉のみに焦点を当てた磁気プラズマセイル周りにおける電磁流体解析の研究も進行しており、本年度は非理想電磁流体効果の検討などを行った。

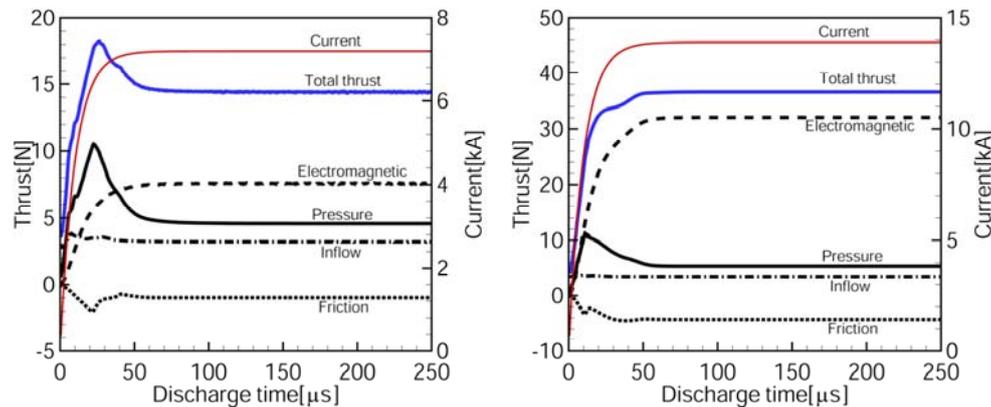


図1 パルス作動MPDスラストの推力の経時変化, 1.2 g/s: (a) Ar $J_{\max} = 7.2$ kA, (b) He $J_{\max} = 13.9$ kA.

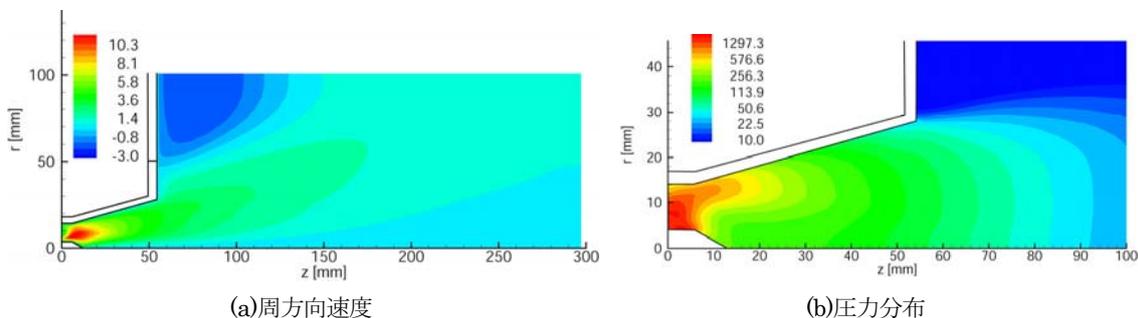


図2 磁場印加型MPDスラストの流れ場, Ar, 0.1 g/s, 0.25 T: (a) 周方向速度 [km/s], (b) 圧力分布 [Pa].

● 研究成果の公表状況

- 1) Kubota, K., Funaki, I., and Okuno, Y., “Numerical Investigation of the Effect of Applied Magnetic Field on MPD Thruster Flowfield”, *Proceedings of the 26th International Symposium on Space Technology and Science*, Hamamatsu, 2008-b-45, 2008.
- 2) Fujimoto, T., Otsu, H., Funaki, I., and Yamagiwa, Y., “Numerical Study of the Magnetic Diffusion Effect in the Plasma Flow of Magneto Plasma Sail”, *Proceedings of the 26th International Symposium on Space Technology and Science*, Hamamatsu, 2008-s-26, 2008.
- 3) Sato, H., Fujino, T., Kubota, K., Funaki, I., and Yamakawa, H., “Design Analysis of Magnetoplasma Sail Propulsion System”, *Proceedings of the 26th International Symposium on Space Technology and Science*, Hamamatsu, 2008-b-57p.
- 4) 藤本智也, 大津広敬, 船木一幸, 山際芳樹, “磁気プラズマセイル周りに形成される流れ場の電磁流体解析”, 第40回流体力学講演会/航空宇宙シミュレーション技術シンポジウム, 2A2, 2008.

- 5) Kubota, K., Funaki, I., and Okuno, Y., "Flowfield Analysis in an MPD Thruster with Applied Magnetic Field", *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Hartford, AIAA-2008-4636, 2008.
- 6) Sasaki, D., Funaki, I., Yamakawa, H, Usui, H., and Kojima, H., "Numerical Analysis of Magnetic Sail Spacecraft", *26th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics*, 26154, 2008 (AIP Conference Proceedings, Vol. 1084, 2009, pp.784-792).
- 7) I. Funaki, and H. Yamakawa, "Research Status of Sail Propulsion using the Solar Wind", *International Congress on Plasma Physics 2008*, EPR-P3-204, 2008.
- 8) 船木一幸, 山川宏, "プラズマセイル", 大電力化/モジュール化電気推進に関する研究会, 2008.
- 9) 藤本智也, 大津広敬, 船木一幸, 山際芳樹, "磁気プラズマセイルのプラズマ流における非理想電磁流体効果の数値解析", 第52回宇宙科学技術連合講演会, 1G06, 2008.
- 10) Fujimoto, T., Otsu, H., Funaki, I., and Yamagiwa, Y., "Non-Ideal MHD Effect in the Flow Field of Magneto Plasma Sail", *47th AIAA Aerospace Science Meeting*, AIAA-2009-250, 2009.
- 11) 窪田健一, 船木一幸, 奥野喜裕, "2次元MPDスラスト内プラズマ状態に関する数値的研究", 平成20年度宇宙輸送シンポジウム, 2009.
- 12) 船木一幸, 窪田健一, 奥野喜裕, "電磁プラズマ力学アークジェットの世界応用", 平成20年度デトネーションシンポジウム, 2009.
- 13) 船木一幸, 山川 宏, "磁気プラズマセイルのスケール則", 第49回航空原動機・宇宙推進講演会, A24, 2009.
- 14) 佐藤博紀, 窪田健一, 船木一幸, "水素MPD推進機のモデリングと電磁流体解析", 平成20年度KDKシンポジウム, 2009.
- 15) 船木一幸, 藤本智也, 大津広敬, 西田浩之, 山極芳樹, "磁気プラズマセイルの電磁プラズマシミュレーション", 平成20年度衝撃波シンポジウム, 17-C-2-4, 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：東京大学理学部，島田延枝(nshimada@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

主に超新星残骸に伴う衝撃波をターゲットにしたマッハ数100–200程度の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す。

● 今年度の研究成果の概要

新星残骸に伴って存在するような強い衝撃波（～アルフヴェンマッハ数で170程度）の電磁粒子コードシミュレーションを行い、衝撃波遷移層付近のマイクロかつ動的な電磁場構造と高エネルギー電子生成の様子を調べた。マッハ数およそ100を超えると、上流の熱的電子の平均運動エネルギーや実効温度は、衝撃波遷移層内において一気にイオンのものと同程度になることが分かった。衝撃波遷移層から下流域にかけてバルクイオンのジャイロ運動に伴って起こる電子の熱的なovershootが局所的なイオンスケールの電場を形成し、非熱的電子の更なる加速を担う。その際、電子–イオン2流体不安定性の非線形発展の結果生じた、熱的電子が保持するイオン慣性長程度の磁気ソリトン列による散乱が高エネルギー電子のラーモア運動中に頻繁に起こり、エネルギー変化に影響する。

また、磁気ソリトン列の構造で磁場がほぼゼロになる領域にトラップされた電子は、非磁化状態から磁化される、という運動をするため、pick up過程と同様なことが起きてエネルギーを得る。

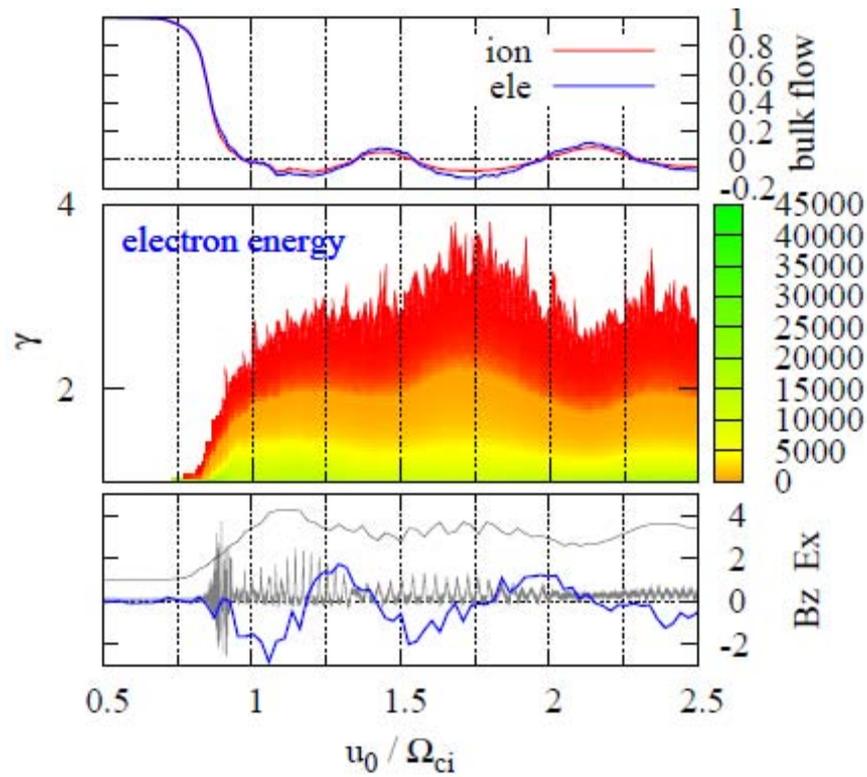


図1 $Ma=170$ 衝撃波のバルクフローの変化(上), 電子のエネルギースペクトル(真ん中), 磁場[平滑化されたものと, もとデータ], 電場[青線](下)

● 研究成果の公表状況

1) 投稿準備中

Shimada, N. & Hoshino, M. "Rapid electron acceleration confined in a supernova shock transition region"

相対論磁気リコネクションの流体モデルの構築

Fluid Theory of Relativistic Magnetic Reconnection

● 研究グループ

研究代表者：NASA Goddard Space Flight Center, 銭谷誠司(Seiji.Zenitani-1@nasa.gov)

● 計算の目的

高エネルギー天体領域での爆発的な磁気エネルギー解放・粒子加速過程として重要な、相対論的磁気リコネクションの物理素過程を探る。

● 研究の概要

多数の仮想プラズマ粒子と電磁場の非線形発展を交互に解き進める、粒子 (PIC) シミュレーションを実行し、相対論的磁気リコネクションの非線形発展を研究する。また、新たに相対論流体コードを開発し、その実効性を検証するとともに、より大規模な系の発展やエネルギー収支などを議論する。

● 今年度の研究成果の概要

二流体理論と粒子シミュレーションを用いて、磁場が反平行な場合とねじれ磁場成分 (ガイド磁場) を含む場合 (論文[1]) について、強磁場の極限での磁気拡散領域の振る舞いをモデル化した (論文[2])。さらに、相対論リコネクション問題を含む天体問題への応用を想定して、相対論抵抗 MHD コードと相対論多流体コードを開発し、ペチェック型の大規模磁気リコネクション (論文[3]) や電流シート不安定を再現することに成功した。

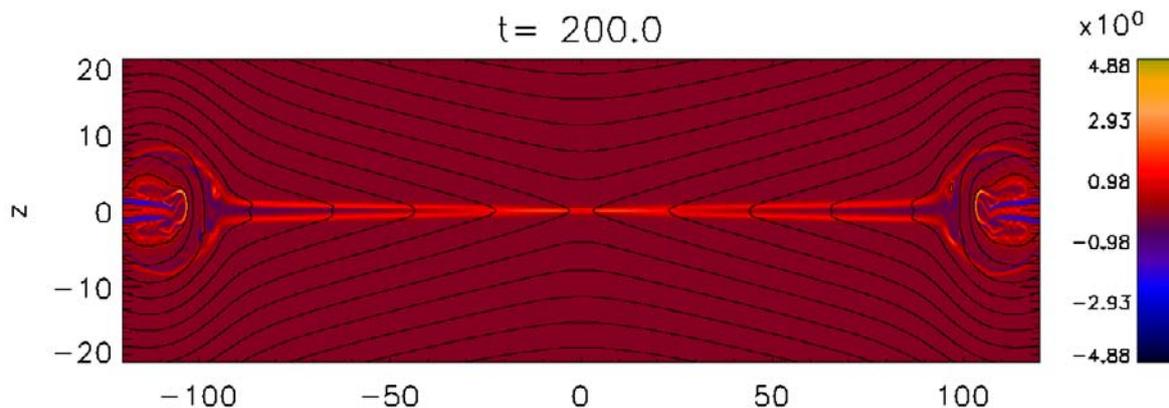


図1 流体シミュレーションによる相対論的磁気リコネクションの電流層構造。
「X」の文字を横向きに押しつぶしたような、ペチェック型と呼ばれる構造が現れている。

● 研究成果の公表状況

[査読付き論文]

- 1) S. Zenitani and M. Hoshino (2008), “The Role of the Guide Field in Relativistic Pair Plasma Reconnection”, *Astrophysical Journal*, **677**, 530
- 2) S. Zenitani and M. Hesse (2008), “Self-regulation of the Reconnecting Current Layer in Relativistic Pair Plasma Reconnection”, *Astrophysical Journal*, **684**, 1477
- 3) S. Zenitani, M. Hesse, and A. Klimas (2009), “Two-fluid Magnetohydrodynamic Simulations of Relativistic Magnetic Reconnection”, *Astrophysical Journal*, **696**, 1385

相対論的プラズマ流体の数値シミュレーション

Simulation of relativistic plasma fluids

● 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, 吉武 良(yoshitake@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

パルサー磁気圏における「 σ 問題」の解決や、グローバルな磁気圏構造の解明を目標に、相対論的プラズマ流体の非線形現象のシミュレーションを行う。近年では Force-Free 近似や相対論的磁気流体近似を用いたパルサー磁気圏のシミュレーションがなされているが、実際には、相対論効果が顕著となるこの領域では、部分的にこれらの近似は破れており、そこが本質的に問題となる。これを自己無撞着に解決するためには、より正確な2流体近似を用いる必要があるが、この計算例は未だほとんどない。

● 研究の概要

電子と陽電子を完全に独立に扱う2流体近似のもとで、相対論的対プラズマ中で、磁場の散逸に大きな影響を及ぼす磁気リコネクションのシミュレーションを行った。これはパルサー磁気圏における「 σ 問題」と密接に関わっていると考えられている。さらに、このような状況下ではしばしば無視できない輻射の効果を含めることによって、磁気リコネクションがどのように変化するかを調べた。

● 今年度の研究成果の概要

σ (プラズマ運動エネルギーフラックスに対する Poynting フラックスの比) ~ 10 程度の初期条件において、 γ (Lorentz 因子) ~ 10 程度のアウトフローの生成を確認した。今後、より大きな σ での計算によって、Blackman & Field [1994] が主張した磁気リコネクションの相対論的極限について、議論を進展させる可能性がある。また輻射の効果を含めた場合、電流層が冷却されて圧力が下がり、ローブ磁場に押しつぶされることによってリコネクション率が大きくなることが確認された。今後さらに大規模な計算によって詳細な構造の変化を調べる必要がある。

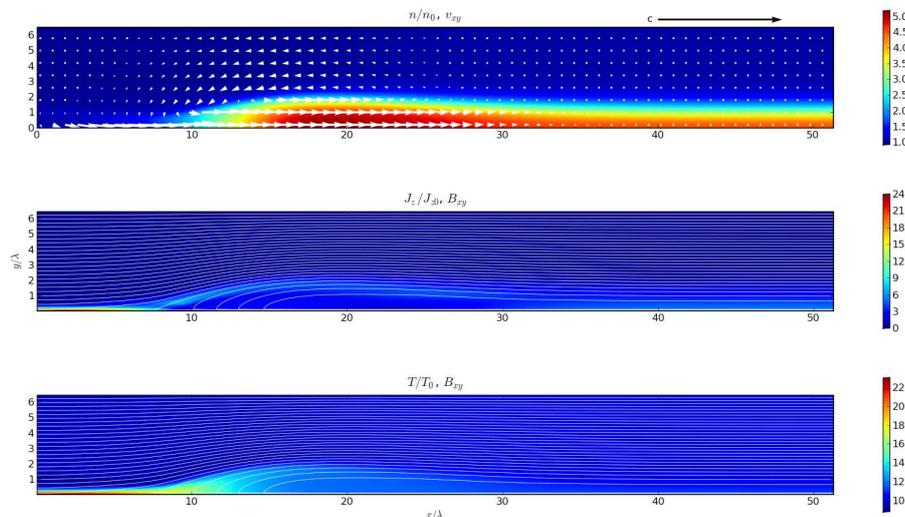


図1 磁気リコネクションの様子 (原点が X 点, 第一象限のみ). 上から準に密度, 紙面垂直電流, 温度 (すべて電流層中心の初期値で規格化). $+x$ 方向のアウトフロー形成が見える.

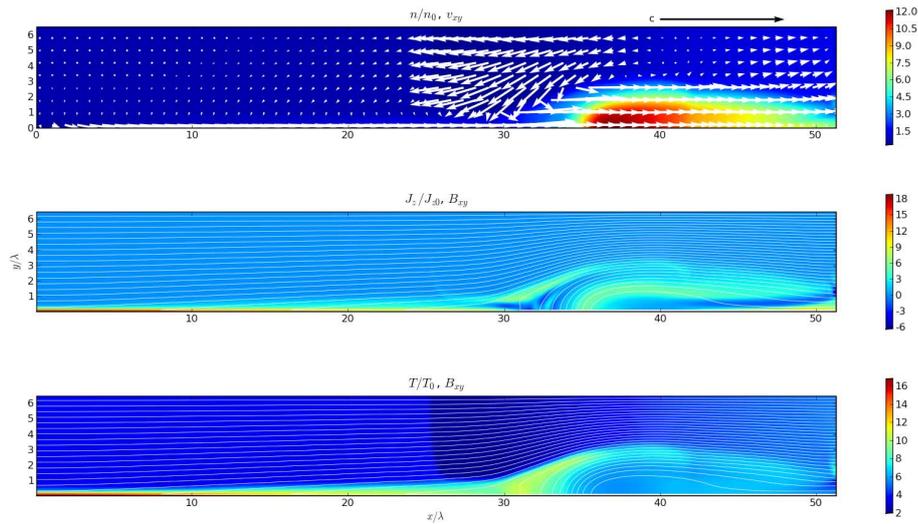


図2 磁気リコネクション（輻射の効果含む）の様子（図1と同じ形式）。電流層が薄くなり、アウトフローも速いのが分かる。

● 研究成果の公表状況

- 1) Yoshitake, R., M. Hoshino, Macroscopic Electric Field Generation in the Relativistic Plasma Fluids, International Congress on Plasma Physics 2008 (Sep, 2008, Fukuoka International Congress Center, Fukuoka, JAPAN)
- 2) Yoshitake, R., and M. Hoshino, Magnetic reconnection in highly relativistic plasma fluids, 第124回地球電磁気・地球惑星圏学会（仙台市戦災復興記念館, 2008.10),

より大規模で複雑なリコネクション層に見られる電子ダイナミクス

Electron dynamics in huge and complex reconnection layer

● 研究グループ

研究代表者：宇宙航空研究開発機構・相模原キャンパス・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・地球惑星科学専攻，井筒智彦(izutsu@stp.isas.jaxa.jp)

● 計算の目的

電磁粒子コード（2次元・3次元）を用い，大規模並列計算を実行した．粒子数に比例したメモリ量が必要なため，SX-6のN, Lジョブのメモリ限界に迫る計算規模を行った．それに伴い，粒子情報を保存するための大規模なデータストレージ（/work, /data, /nas）を能率的に使用した．特に/nas領域では4TBを使用し，大規模データの系統的調査が可能となった．V-Systemでも同様に，Nジョブをフルに使用し，A-Systemで計算結果の1次処理を行うなど，各システムの特性に合わせた使用を徹底した．

● 研究の概要

宇宙空間には高温希薄な電離気体（プラズマ）で満たされている．プラズマは周囲の電磁場と相互作用通じて，爆発的なプラズマ加速・加熱を発生させる．その機構の一つに磁力線再結合過程（以下，RX）が深く関わっている．

RXは宇宙空間で普遍的に見られる現象である．RX発生前後では，プラズマを構成する電子・イオンの粒子の運動論的効果が重要である．イオンスケールよりも大規模な領域を含みつつ，その中で自発的に発現する粒子性を同時に解像するために，大規模な計算資源を必要とする．

本研究では，RXトリガー（現象論的にはサブストームオンセット）がどのような条件で発生するかを2次元・及び3次元粒子計算を通じて理解する．

● 今年度の研究成果の概要

太陽から吹き出すプラズマ・磁場が地球周辺を通り過ぎていく．その際に，地球固有磁場が太陽風磁場を防ぐ形で地球周辺に地球固有磁場が優勢な領域（以下，地球磁気圏）を形成する．

ところが，科学衛星の直接探査によると(1)地球磁気圏へわずかではあるが太陽風起源のプラズマが地球磁気圏に進入し，(2)地球固有磁場・プラズマと相互作用する事がいられている．そのような場所は大きく2つあり，一つは地球の太陽側に形成される磁気圏界面（以下，MP）と，地球の反太陽側に形成される磁気圏尾部領域（以下，MT）である．

今年度はMPを2次元，MTを2及び3次元粒子計算で行い，それぞれに関して学術雑誌（MP論文：[3]；MT論文：[1], [2], [4]）および学術会議にて発表した．

特筆する結果は[1], [3]である．[1]：過去の知見では，イオン慣性長スケールを超える電流層でRXを自発的に起こす事が示されてなかったが，[1]では爆発的なRXがイオン慣性長スケールより分厚い電流層でも発生可能である事を示した．[3]：衛星のMP直接探査結果とシミュレーションとの共同研究を行い，MP内の時空構造を解き明かした．分担者(1)は観測的知識を有し，パーソナルコミュニケーションを代表者で行った．

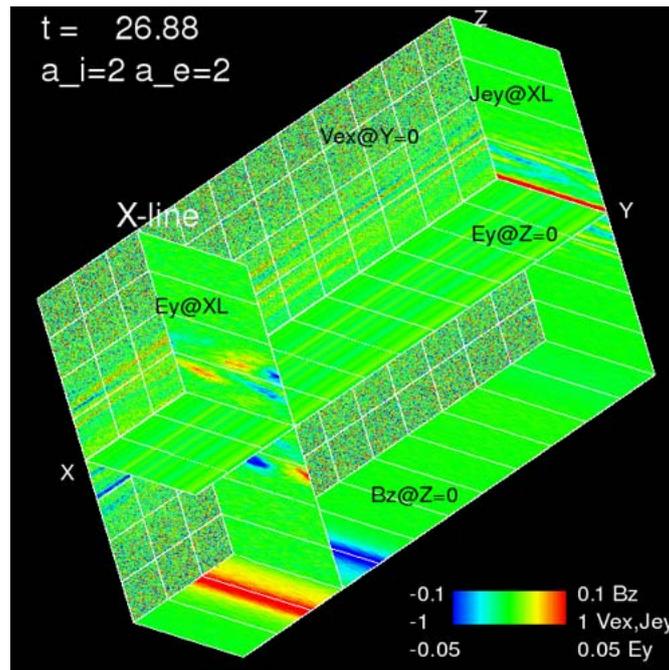


図1 次元粒子シミュレーションの結果. 電流層の厚さはイオン慣性長より分厚く, 自発的な爆発的磁気リコネクションが発生しない. しかし, 初期にイオン温度非等方性を考慮すると, 磁気リコネクションの成長率・サチュレーションレベルがともに増加し, イオンスケールを超える分厚い電流層でも爆発的磁気リコネクションが可能であることを示している. 図は Bz(リコネクション磁場), Ey (Lower-hybrid drift 不安定性の指標), Jey (X-line に於ける電流増加), Vex (電子ジェット).

● 研究成果の公表状況

【研究代表者】

[学術雑誌投稿]

- 1) K. G. Tanaka, K. Haijima, M. Fujimoto, and I. Shinohara, A route to explosive large-scale magnetic reconnection in a super-ion-scale current sheet (2009), *Ann. Geophys.*, 27, 395-405.
- 2) Retino`, A., R. Nakamura, A. Vaivads, Y. Khotyaintsev, T. Hayakawa, K. Tanaka, S. Kasahara, M. Fujimoto, I. Shinohara, J. P. Eastwood, M. Andre, W. Baumjohann, P. Daly, E. Kronberg, and N. Cornilleau-Wehrin, Cluster observations of energetic electrons and electromagnetic fields within a reconnecting thin current sheet in the Earth's magnetotail (2008), *J. Geophys. Res.*, DOI:10.1029/2008JA013511.
- 3) K. G. Tanaka, A. Retino`, Y. Asano, M. Fujimoto, I. Shinohara, A. Vaivads, Y. Khotyaintsev, M. Andre`, M. B. Bavassano-Cattaneo, S. C. Buchert, and C. J. Owen, Effects on magnetic reconnection of a density asymmetry across the current sheet (2008), *Ann. Geophys.*, 26, pp.2471-2483.
- 4) Haijima, K., Tanaka, K.G., Fujimoto, M., Shinohara, I. Electron temperature anisotropy effects on tearing mode in ion-scale current sheets (2008) *Advances in Space Research*, 41 (10), pp. 1643-1648. DOI: 10.1016/j.asr.2007.05.049

[学術会議発表]

- 5) 2009/Jan/29, Nagoya, NICT-STE合同研究会, リコネクションイオンジェットに伴うX-line移動, Kentaro G. Tanaka (口頭発表)

- 6) 2008/Dec/17, San Francisco, AGU Fall Meeting 2008, X-line sliding in an asymmetric ion flow, SM31A-1712, Kentaro G. Tanaka, Masaki Fujimoto, and Iku Shinohara (Poster presentation, reviewed)
- 7) 2008/Oct/10, 仙台市戦災復興記念会館, 宮城, SGEPPS 第124回総会・講演会, A route to explosive large-scale magnetic reconnection in a super-ion-scale current sheet, 田中健太郎, はい島宏治, 藤本正樹, 篠原育, (ポスター, 査読無し)
- 8) 2008/May/29, 幕張メッセ, 千葉, 日本地球惑星科学連合 2008 年大会, X-line sliding in the magnetopause-like reconnected layer, 田中健太郎, 篠原育, 藤本正樹 (ポスター, 査読無し)

【研究分担者】

[学術会議発表]

- 9) 2008/12, San Francisco, America, AGU (American Geophysical Union) Fall Meeting 2008, Spatial Distribution of Dense Plasma in the Near-Earth Plasma Sheet and its Transport Into the Inner Magnetosphere, T. Izutsu, M. N. Masaki, M. Fujimoto, B. Lavraud, H. Hasegawa, V. Angelopoulos, J. P. McFadden, D. Larson, U. Auster, Y. Saito, M. F. Thomsen (ポスター)
- 10) 2008/07, Montreal, Canada, 37th COSPAR (Committee on Space Research) Scientific Assembly, The structure of dense plasma sheet: THEMIS, Geotail, and LANL satellite observations, T. Izutsu, M. N. Masaki, M. Fujimoto, H. Hasegawa, B. Lavraud, V. Angelopoulos, D. Larson, T. Mukai, Y. Saito (口頭)
- 11) 2008/05, 千葉, 日本地球惑星科学連合2008大会, Dawn-dusk asymmetry in the cold-dense plasma sheet under northward IMF: THEMIS and Geotail observations, 井筒智彦, 西野真木, 藤本正樹, 長谷川洋, B. Lavraud, J. P. McFadden, 向井利典, 齋藤義文 (口頭)
- 12) 2008/04, Vienna, Austria, EGU (European Geosciences Union) General Assembly 2008, Time evolution of the current sheet associated with fast flows in the near-Earth plasma sheet observed by Cluster, T. Izutsu, T. Takada, M. Fujimoto, Y. Asano, H. Hasegawa, E. A. Lucek, H. Rème (ポスター)

粒子シミュレーションに見る大規模渦の構造

The structure of MHD-scale Kelvin-Helmholtz vortices: Full particle simulation

● 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

宇宙プラズマ構成粒子の軌道を追うことのできる粒子シミュレーションを用い、宇宙プラズマ中に巻き上がる大スケールな渦の構造を解析する。粒子シミュレーションを用いることで、これまで未解明であった渦によるプラズマ混合過程の解明が期待できる。

● 研究の概要

非常に高温で希薄な無衝突宇宙プラズマを理解する上で、性質の異なるプラズマが接する境界の物理を理解することは大変重要である。特に、境界を通したプラズマの混合・輸送過程を理解することは最重要課題となっている。具体的な課題としては、直接観測が可能な地球磁気圏境界が挙げられる。磁気圏境界では、反太陽方向へ流れる太陽風プラズマと磁気圏プラズマが混合している混合層が存在することが人工衛星の観測により確かめられている。しかし、未だにこの混合現象がどのようにして発生するのか未解明である。一方、近年の編隊観測衛星により、磁気圏境界で大スケール（数万キロオーダー）の渦が巻き上がる様子が捉えられた。これらの結果から、渦が磁気圏境界で発生するプラズマ混合を効率的に起こしていることが予想される。これまで、申請者を含め多くの数値シミュレーションが磁気圏境界で発生する渦に対して行われてきたが、計算機資源の問題から、流体近似などの多くの近似や仮定を用いたものが主流であり、粒子性を含み現実的なサイズの渦を再現した計算はなされていなかった。そこで申請者は、プラズマ構成粒子である、電子と水素イオンを共に粒子とみなした完全粒子シミュレーションを、大スケールな渦に適応することを試みている。これにより、渦によるプラズマ混合過程を粒子レベルで追うことが可能であり、磁気圏境界における混合現象を含めた、プラズマ混合の理解に大きな飛躍をもたらすことが期待できる。

● 今年度の研究成果の概要

昨年度までに、申請者は電子とイオンを共に有限質量を持った流体とみなした2流体シミュレーションを用い、大スケール渦の性質を調べてきた。その結果、渦を発生させる勾配層を挟んで、渦が巻き上がる面内成分の磁場が反平行になっているとき、渦の成長に伴って渦内に発生する磁気リコネクションが渦内のプラズマ混合を効率的に起こす可能性があることを示してきた。また、線形解析により、地球磁気圏境界のような現実的な境界では、渦が巻き上がる面内成分の磁場は反平行になりやすいことが分かっている。しかし、流体計算では粒子の軌道を追えないため、実際にプラズマが混合する過程を捉えることができない。

そこで、粒子シミュレーションを行い、粒子の軌道を追いながら渦の性質を捉えることを試みた。まず、渦を発生させる条件を満たす初期条件を設定し、粒子シミュレーションを用いて、これまで流体シミュレーションで見られたような大スケール渦が発生することを確かめた(図1-左)。次に、渦を構成する粒子の軌道を追うことで、実際にプラズマが混合する過程を捉えることに成功した(図1-右)。さらに、混合率を計算すると、磁気リコネクションが単独で発生する場合よりも、渦の内部で発生する今回の場合の方が、より効率的にプラズマ混合が起こることが分かった。これは、渦の巻き上がる時間スケールが

磁気リコネクションの成長する時間スケールより短いためである。

さらに、渦内で発生する磁気リコネクションは渦内の電子を効率的に加速する性質があることも分かった (図2)。磁気リコネクションが電子を加速させる性質があることはいくつかの粒子シミュレーションによって確かめられてきたが、渦内部で磁気リコネクションが起こる場合、単独で磁気リコネクションが起こる場合よりはるかに効率的に電子が加速されていることが今回初めて分かった。これは、渦を生み出すプラズマ対流のエネルギーが磁気リコネクションを通して電子に伝わるためである。このように、渦の内部で磁気リコネクションが起こることで、効率的なプラズマ混合と電子加速が渦の内部で発生することが分かった。

また、大スケール渦の解析のために開発した2流体シミュレーションを用いて、磁気リコネクションの大規模発展の研究や地球磁気圏境界層側で単独に発生する磁気リコネクションの研究に使用するなど、シミュレーションコードの応用も試みている。

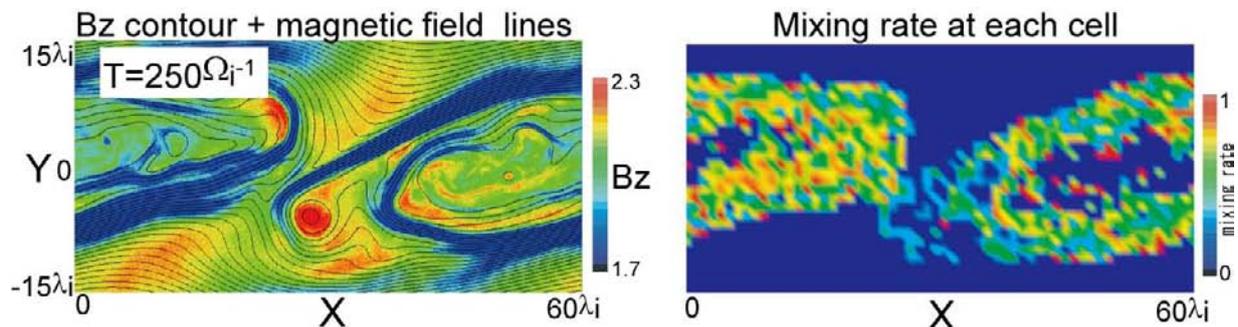


図1 左：水素イオンの慣性長の60倍サイズ（地球磁気圏境界の渦のサイズに近い）の渦。コンターは磁場の紙面垂直成分、線は紙面内成分の磁力線。

右：渦を発生させる速度境界層を挟んだ両領域のプラズマのセルごとの混合率のコンター。色が赤い程より混合していることを示している。

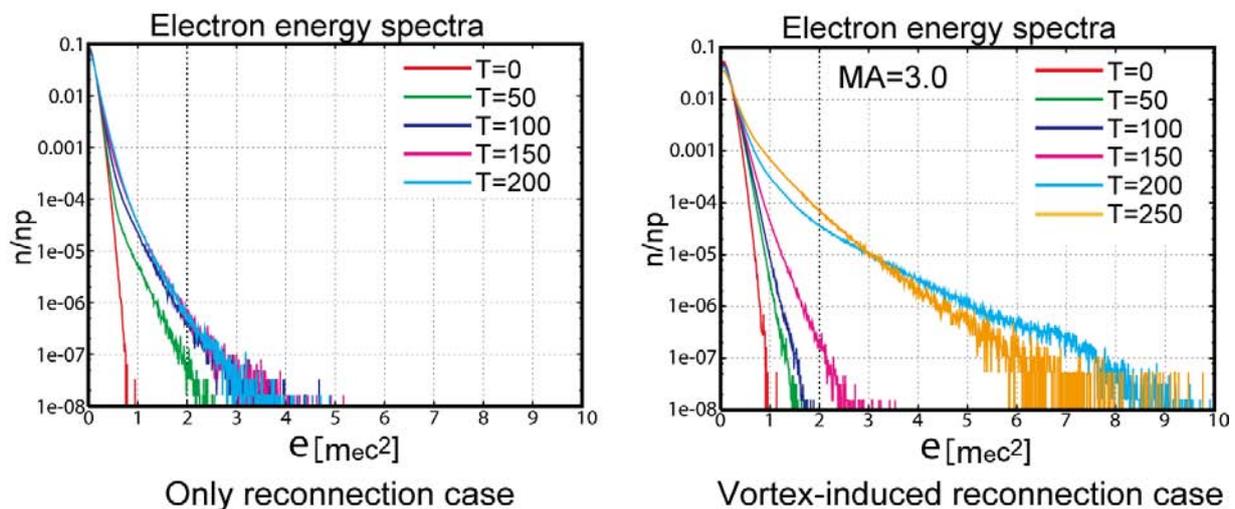


図2 全計算領域電子のエネルギースペクトル。左が磁気リコネクションが単独で起こった場合で、右が渦内で磁気リコネクションが起こった場合。

● 研究成果の公表状況

- 1) 中村琢磨, 山崎太陽, 長谷川洋, 長井嗣信, 篠原 育, 宮下幸長, 藤本正樹, 向井利典, Structure of magnetospheric flux transfer events: Comparing Geotail observations and 2D two-fluid simulations, 日本地球惑星科学連合2008年大会, 幕張メッセ国際会議場, 2008年5月, 口頭

- 2) 中村琢磨, 関谷裕孝, 藤本正樹, Magnetic reconnection with multiple X-lines in an open system: Two-fluid simulations including finite electron inertial effects, 日本地球惑星科学連合2008年大会, 幕張メッセ国際会議場, 2008年5月, ポスター
- 3) 中村琢磨, 篠原 育, Non-linear coupling between magnetic reconnection and MHD-scale Kelvin-Helmholtz instability: full particle simulations, International congress on plasma physics 2008, 福岡国際会議場, 2008年8月, ポスター
- 4) 中村琢磨, 篠原 育, 粒子シミュレーションに見る宇宙空間に発生する大規模渦, 世代スーパーコンピューティング・シンポジウム2008, 千代田区 MY PLAZAホール, 2008年9月, ポスター
- 5) 中村琢磨, 篠原育, Non-linear coupling between magnetic reconnection and MHD-scale Kelvin-Helmholtz instability: 2D-PIC simulations, 第124回地球電磁気・地球惑星圏学会総会, 東北大学, 2008年10月, 口頭
- 6) 中村琢磨, 関谷裕孝, 藤本正樹, Magnetic reconnection with multiple X-lines in a long current sheet: Two-fluid simulations including electron inertial effects, 第124回地球電磁気・地球惑星圏学会総会, 東北大学, 2008年10月, ポスター
- 7) 中村琢磨, 篠原 育, Non-linear coupling between magnetic reconnection and MHD-scale Kelvin-Helmholtz instability: full particle simulations, American Geophysical Union Fall meeting 2008, サンフランシスコ国際会議場, 2008年12月, ポスター
- 8) 中村琢磨, 篠原 育, 宇宙プラズマ中に発生するMHDスケールのケルビン・ヘルムホルツ渦の性質: 粒子シミュレーション, 日本物理学会第64回年次大会, 立教大学, 2009年3月, 口頭
- 9) T.K.M. Nakamura, M. Fujimoto, and A. Otto, The structure of an MHD-scale Kelvin-Helmholtz vortex: Two-dimensional two-fluid simulations including finite electron inertial effects, Journal of Geophysical Research, 113, A09204, doi:10.1029/2007JA012803
- 10) T.K.M. Nakamura, and M. Fujimoto, Magnetic effects on the coalescence of Kelvin-Helmholtz vortices, Physical Review Letters, 101, 165002

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 列(maezawa@stp.isas.jaxa.jp)

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磁気流体力学方程式系(MHD)を数値的に計算する。

● 研究の概要

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

● 今年度の研究成果の概要

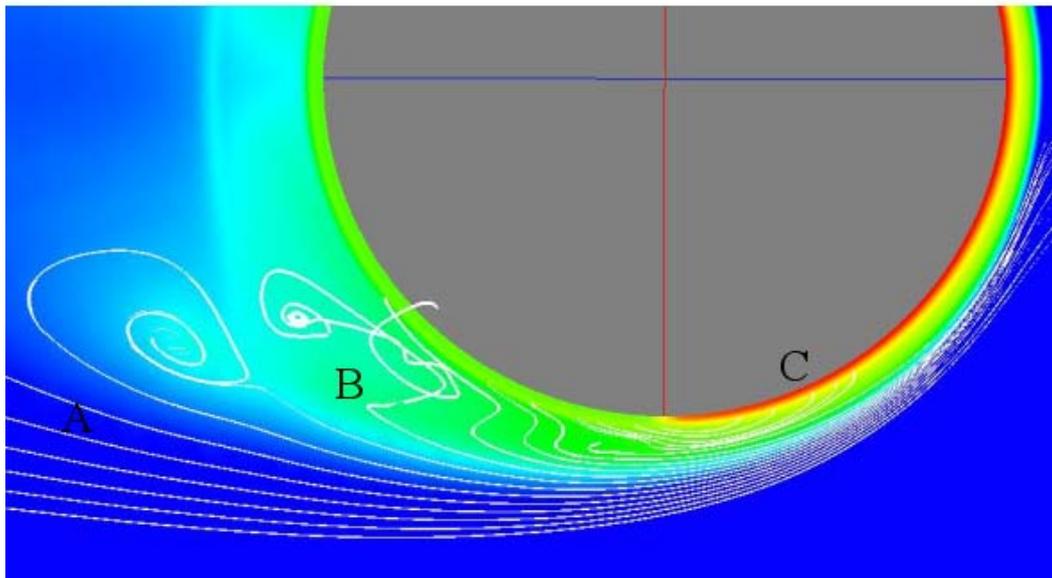
3次元MHD codeを用い, 夜側のWakeの構造を含め, 太陽風と火星電離層との相互作用を総括的に調べている。本年度は, 火星の周りを流れる太陽風パラメータが, 密度3/cc, 磁場4 nT, 速度400 km/s, 温度 2.0×10^5 Kのときの計算を定常状態になるまでに行い, それを標準状態 (Reference state) として, 太陽風状態をその周りに変化させたとき, イオンの流出がどうなるかを系統的に調べた。まずReference状態について, 詳しく解析した結果, 火星の周りの流れによって変形した太陽風磁場の張力に起因して, 夜側に特徴的なRay構造が形成されることがわかった。

太陽風全圧力の影響だけを調べるために, 太陽風磁場を0 nTとし, 太陽風全圧力を変化(太陽風密度を変化)させ, 電離層から流出する重イオンの量, 流出経路を調べた。その結果, 太陽風全圧力が弱い場合の流線は(A)太陽風からテールへ開いた流線 (open), (B)太陽風からテールで渦になり閉じた流線 (closed), (C)電離層から吹き出してテールで閉じた流線 (closed) があることがわかった。昼側電離層の下部で生成される O_2^+ は, 電離層から吹き出て夜側に運ばれ, 夜側電離層を形成する。太陽風からテールへ開いた流線上では O_2^+ は生成せず, O_2^+ は流出しないことがわかった。また太陽風全圧力が強い場合の流線は, (A)太陽風からテールへ開いた流線, (B)太陽風からテールで渦になり閉じた流線があることがわかった。この場合も太陽風からテールへ開いた流線上では O_2^+ は生成せず, O_2^+ は流出しないことがわかった。(図1)

また磁場がある場合の計算から, O_2^+ は火星電離層から流出し, その量は $2.0 \times 10^{23}/s$ 程度であることが分かった。これは Mars Express 衛星で観測された O_2^+ の流出量とほぼ一致している。図2は磁場がない場合と磁場がある場合の計算を比較し, 磁場がある場合 O_2^+ は流出し, 磁場がない場合 O_2^+ は流出しない理由を示している。図2(上)は標準的な太陽風パラメータの磁場がない場合(400km/s, 0nT, 3/cc, 2.0×10^5 K)の計算結果で O_2^+ の生成消滅量のカラーコンタープロットの上に速度場を書いた図である。横軸は太陽天頂角, 縦軸は高度である。図内の open は夜側の無限遠に向かう流線の領域である。closed は

夜側の電離層に向かう流線の領域である。 O_2^+ は昼側高度200kmに生成領域がある。 open/closed boundaryは高度500km付近にある。 closedの領域に生成領域があるので、流線は夜側の電離層に向かっている。つまり、昼側で生成した O_2^+ は夜側電離層に輸送されるが流出しないことを示している。 図2 (下) は図2 (上) と同じフォーマットで標準的な太陽風パラメータの磁場がない場合(400km/s, 4nT, 3/cc, $2.0 \times 10^5 K$)の計算結果で O_2^+ の生成消滅量のカラーコンタープロットの上に速度場を書いた図である。 O_2^+ は昼側高度200kmに生成領域がある。 磁場がない場合と比較すると、 open/closed boundaryは高度200km付近まで高度を下げる。 そのため、 openの領域に生成領域があるので、流線は夜側の電離層に向かっている。つまり、昼側で生成した O_2^+ は夜側に輸送され、テールを形成し、流出することを示している。

太陽風全圧力 1/10



太陽風全圧力 ×1

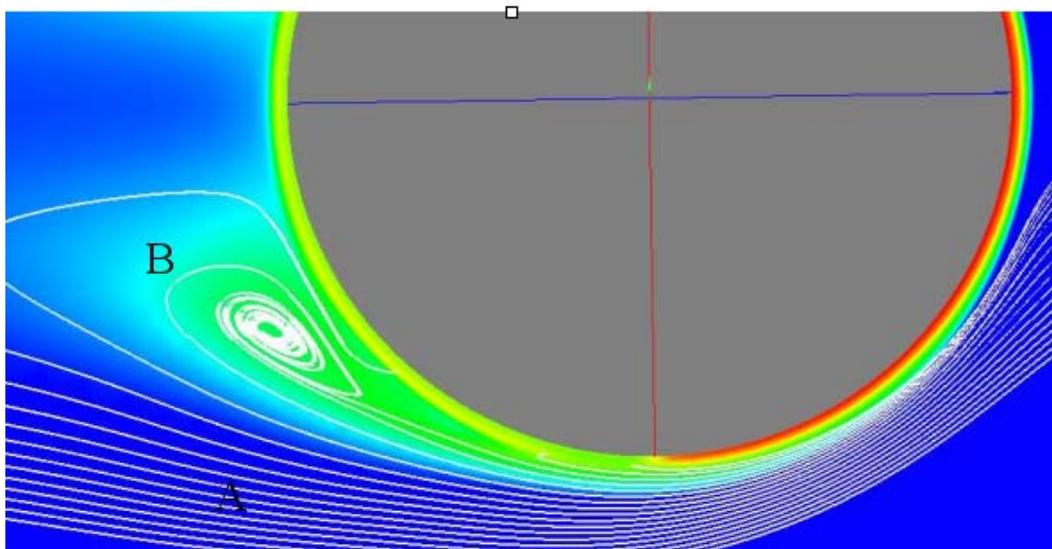


図1 火星の O_2^+ 密度のカラーコンター上に流線を書いた図。右側が太陽風の上流である。太陽風の全圧力に対して、流線のトポロジーが異なる。太陽風全圧力 1/10 の場合、(A)太陽風からテールへ開いた流線、(B)太陽風からテールで渦になり閉じた流線、(C)電離層から吹き出してテールで渦になり閉じた流線がある。太陽風全圧力×1 の場合、(A)太陽風からテールへ開いた流線、(B)太陽風からテールで渦になり閉じた流線のみがある。

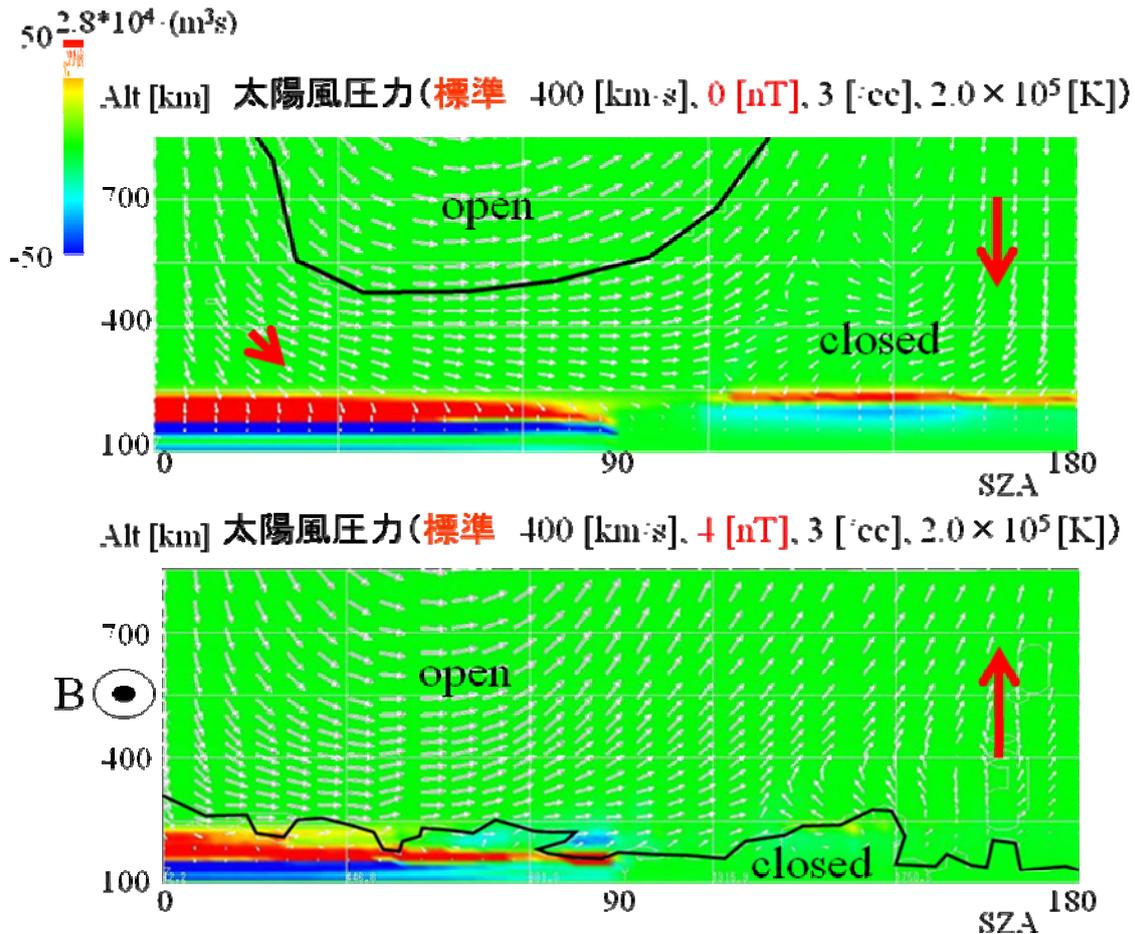


図2 磁場がない場合の O_2^+ の生成消滅量のカラーコンタープロットの上に速度場を書いた図(上)と磁場がある場合の O_2^+ の生成消滅量のカラーコンタープロットの上に速度場を書いた図(下)

● 研究成果の公表状況

- 1) 前澤 洌, 久保田康文, 陣 英克, 磁場のない惑星のTail構造と大気イオン流出, 日本地球惑星科学連合2008年大会, 口頭
- 2) Maezawa, K., Y. Kubota and H. Jin, Tail formation and ion escape processes for planets having no intrinsic magnetic field, 37th COSPAR Scientific Assembly, Jul 13-20, 2008, ポスター
- 3) Maezawa, K., Y. Kubota and H. Jin, Tail formation and ion escape processes for planets having no intrinsic magnetic field, 5th Annual meeting of Asia Oceania Geosciences Society 2008, June 16-20, 2008, 口頭

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。本年度では低解像度での計算（1グリッド＝0.5R_E，0.25R_E）の計算を主に行い，背景場分離した方程式系の動作チェック，適切な惑星近傍の内部境界条件の設定のためのテスト，など新規開発により発生する複数の問題点の解決，チェックを中心に行った。その結果，太陽風との相互作用による，衝撃波，磁気圏境界，磁気リコネクションなど，基本的物理プロセスが再現できるモデルの開発に成功した。

● 今年度の研究成果の概要

本研究で新規開発したモデルの特徴として，CIP法を初めて適用したことが挙げられる。CIP法によるMHD解法は，Matsumoto and Seki [2008]で開発した手法を採用している。具体的には，MHD方程式の運動方程式と誘導方程式をElsasser変数でまとめた方程式系，

$$\begin{aligned}\frac{\partial n}{\partial t} &= -(\mathbf{V} \cdot \nabla)n - n(\nabla \cdot \mathbf{V}) \\ \frac{\partial p}{\partial t} &= -(\mathbf{V} \cdot \nabla)p - \Gamma p(\nabla \cdot \mathbf{V}) \\ \frac{\partial \mathbf{z}^\pm}{\partial t} &= -(\mathbf{z}^\mp \cdot \nabla)\mathbf{z}^\pm - \frac{1}{2n} \nabla p - \frac{1}{2} \nabla V_A^2 - \frac{V_A^2}{2n} \nabla n + \frac{V_A}{2n} (\mathbf{V}_A \cdot \nabla)n \mp \frac{V_A}{2} (\nabla \cdot \mathbf{V})\end{aligned}$$

をベースとしている。ここで，

$$\mathbf{z}^\pm = \mathbf{V} \pm \mathbf{V}_A$$

はElsasser変数(Elsasser, 1950)である。この方程式系で解くことにより，移流・アルヴェン波の伝播をCIP法で解くことができるため，非圧縮成分について高精度に解くことができる。一方，圧縮成分は非移流項として残り，これらをスタッガード格子上で差分化し，Adams-Moulton予測子・修正子法で解くことにより高解像度を維持しているが，圧縮性の強い領域においてはCIP法で解く非圧縮成分より精度が劣る。

以上の解法は非圧縮領域において高い性能を誇るものの，衝撃波補足には適していない。太陽風—磁気圏相互作用系において磁気圏前方に形成される衝撃波形成を安定に解くため，新たに衝撃波捕捉用の人工粘性(Ogata and Yabe, 1999; Arber et al., 2001)を導入した。新たに圧力補正量 q を

$$q = C \times n \left[-V_f (\nabla \cdot \mathbf{v}) + \frac{\gamma + 1}{2} (\nabla \cdot \mathbf{v})^2 \right]$$

$$\text{if } \left(\frac{1}{V_f} \nabla \cdot \mathbf{v} < -0.25 \right), C = 0.75$$

$$\text{else, } C = 0.0$$

$V_f = \sqrt{C_s^2 + V_A^2}, C_s^2 = \frac{\gamma P}{2n}, V_A^2 = \frac{B^2}{n}$

より求め、運動方程式、圧力方程式に付加することにより衝撃波を安定に解くことに成功した。

グローバルシミュレーションにおいて、背景場のダイポール磁場を変動場と分離することが重要になる。それは、ローレンツ力 ($\mathbf{J} \times \mathbf{B}$) の評価において、電流を求める際の磁場の差分誤差が大きくなるためである。本研究では上記基本方程式の背景場分離を以下のように、

$$\frac{\partial \delta \mathbf{z}^\pm}{\partial t} = -(\delta \mathbf{z}^\mp \mp \mathbf{V}_{A0}) \cdot \nabla \delta \mathbf{z}^\pm - \frac{1}{2n} \nabla (p + \delta B^2) - \frac{1}{n} \nabla (\mathbf{B}_0 \cdot \delta \mathbf{B})$$

$$+ \frac{\mathbf{V}_{A0} + \delta \mathbf{V}_A}{2n} (\mathbf{V}_{A0} + \delta \mathbf{V}_A) \cdot \nabla n \mp \frac{\mathbf{V}_{A0} + \delta \mathbf{V}_A}{2} (\nabla \cdot \delta \mathbf{V})$$

$$+ \frac{1}{\sqrt{n_0}} \left[\left(1 - \frac{n_0}{n} \right) \mathbf{V}_{A0} + \delta \mathbf{V}_A \mp \delta \mathbf{v} \right] \cdot \nabla \mathbf{B}_0$$

$$, \text{ where } \delta \mathbf{B} = \sqrt{n} \delta \mathbf{V}_A + \left(\sqrt{\frac{n}{n_0}} - 1 \right) \mathbf{B}_0$$

行い、Elsasser変数の変動成分についてのみ計算を行った。

境界条件は、外部境界をopenにし、太陽風側の境界面を太陽風パラメタで固定した境界条件を課することにより、系に太陽風を流し続けた。また、地球中心から半径6RE (地球半径) 内部は初期値固定としているため、現時点では境界条件としての電離圏効果は含まれていない。

太陽風密度4/cc, 速度 $V_x=400\text{km/s}$, IMF $\mathbf{B}=(0, 0, 5)\text{nT}$, プラズマ $\beta=10.0$ の条件で行った計算結果を図1に示す。磁気圏前面にバウショックが形成され、衝撃波捕捉法でないにもかかわらず、安定に解くことに成功している。また、磁気圏境界が数点のグリッド数で捉えられており、CIP法の特徴が境界の表現に生かされている。また、北向きIMFのため、高緯度での磁気リコネクションが起きていることも確認され、北向きIMF時の基本的な相互作用を再現することに成功した。今後は解像度を上げていくことにより、境界層におけるKH不安定の再現を目指す。

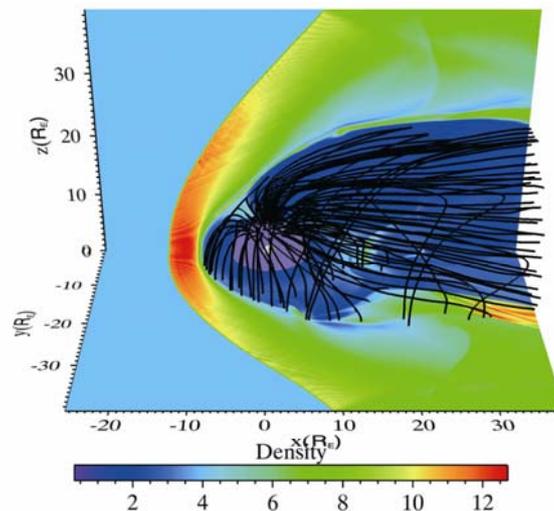


図1 新規開発したグローバルMHDシミュレーションモデルによる、太陽風—磁気圏相互作用。色は密度 (cc) を表し、黒線は磁力線を表す。

● 研究成果の公表状況

- 1) 松本洋介, 関華奈子, 「地磁気静穏時における太陽風プラズマ侵入過程」, 地球惑星関連学会2008年合同大会, 幕張, 2008年5月25日-5月30日 (招待講演)
- 2) 松本洋介, 関華奈子, 「グローバル磁気圏 MHD モデルの開発: 乱流磁気圏の再現に向けて」, 地球惑星関連学会 2008 年合同大会, 幕張, 2008 年 5 月 25 日-5 月 30 日
- 3) 松本洋介, 三好隆博, 深沢圭一郎, 梅田隆行, 寺田直樹, 関華奈子, 「次世代スーパーコンピュータで目指す磁気圏グローバル MHD シミュレーション」, STEL 研究集会・ペタスケールコンピューティング検討会, 地球シミュレーターセンター, 2008 年 8 月 6 日-8 月 8 日 (招待講演)
- 4) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki, "Decay and coalescence of Kelvin-Helmholtz vortices", International Congress on Plasma Physics, Fukuoka, Japan, Sep 8 - Sep 12, 2008
- 5) 松本洋介, 三好隆博, 深沢圭一郎, 梅田隆行, 寺田直樹, 関華奈子, 「次世代スーパーコンピュータで目指す磁気圏グローバル MHD シミュレーション」, 日本地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, 仙台市戦災復興記念館, 2008 年 10 月 9 日-10 月 12 日
- 6) 松本洋介, 関華奈子, 「ケルビン・ヘルムホルツ不安定の初期擾乱に対する鋭敏性」, 日本地球電磁気・地球惑星圏学会講演会, 仙台市戦災復興記念館, 2008 年 10 月 9 日-10 月 12 日
- 7) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki, "Transitions to turbulence via Kelvin-Helmholtz instability", 磁気圏・電離圏シンポジウム, 宇宙科学研究本部, 2008 年 11 月 26 日-11 月 28 日
- 8) Yosuke Matsumoto and Kanako Seki, "Sensitivity of Kelvin-Helmholtz instability to initial perturbations", AGU Fall Meeting, San Francisco, USA, Dec 15 - Dec 19, 2008
- 9) 松本洋介, 関華奈子, 「KH 渦の合体と崩壊による混合層形成」, STEL・NICT 合同シミュレーション研究会, 名古屋大学, 2009 年 1 月 29 日-1 月 31 日
- 10) 松本洋介, 関華奈子, 「ケルビン・ヘルムホルツ渦の崩壊と合体」, プラズマ科学シンポジウム, 名古屋大学, 2009 年 2 月 2 日-2 月 4 日
- 11) Yosuke Matsumoto, Takuma Nakamura, Iku Shinohara, and Kanako Seki, "Multi-scale simulations of the Kelvin-Helmholtz instability at the magnetopause", Workshop on Cross-Scale Coupling in Plasmas, Rende, Italy, Mar 9 -Mar 11, 2009

マルチスケール数値実験に基づく水星と地球における磁気圏内プラズマ輸送の比較研究

Comparison study of plasma transfer in Earth's and Mercury's magnetosphere based on the multi-scale simulation

● 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，関 華奈子(seki@stelab.nagoya-u.ac.jp)

研究分担者：名古屋大学太陽地球環境研究所，八木 学(yagi@stelab.nagoya-u.ac.jp)

● 計算の目的

既存の MHD コードおよび開発した新コードを用いて水星磁気圏のグローバルシミュレーションを行う。また、得られた磁気圏の定常解における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い、水星磁気圏におけるイオンの運動論的效果を定量的に議論する。

● 研究の概要

水星は微弱な固有磁場を持ち、地球に類似した基本構造を持つ磁気圏を形成する一方で、電離圏がないことや時間・空間スケールが小さいことなど相違点も多い。また、その小さなスケールから水星磁気圏ではイオンの運動論的效果が無視できない可能性も指摘されているが、未解明な部分が多いのが現状である。テスト粒子の軌道追尾計算は、粒子の運動論的效果を見積もる手法として有力であると考えられるが、電磁場をあらかじめ与える必要があり、磁気圏の大規模な構造がある程度わかっているなければ実行できない。本研究では、正確な軌道追尾計算への応用に適している磁場のソレノイダル性を厳密に保証する磁気流体 (MHD) コードの開発と、水星磁気圏のグローバルシミュレーションへの応用を行った。また、得られた磁気圏の定常解における電磁場を用いて惑星起源のナトリウムイオンの軌道追尾計算を行い初期結果を得た。

● 今年度の研究成果の概要

本研究ではMHD近似を用いた水星磁気圏シミュレーション及び、テスト粒子計算を行った。実際の数値計算では数値誤差により $\nabla \cdot B$ が必ずしも0にならず、またわずかな $\nabla \cdot B$ が大きな誤差を生むことが知られている。従って何らかの工夫を用いて $\nabla \cdot B$ を0にする必要があるが、本研究では磁場の代わりにベクトルポテンシャルの時間発展を解く手法を採用した。

この特性を生かし、開発したMHDコードを水星磁気圏に応用した。北向き IMF の太陽風を流し続けたところ一定時間経過の後、定常状態に至った (図1)。各構造の位置は、前面の磁気圏境界が1.6RM、衝撃波は2.2RMに位置している。また高緯度磁気リコネクションにより磁気圏は閉じた形状をしており、夜側の境界が9RMに位置している。これらの結果は過去の観測やシミュレーションと比較しても、予想される範囲の位置に収まっているといえる。なお、ここまでの結果は、Computer Physics Communications に掲載された。

現在、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軌道追尾計算を行っている段階である。初期結果で得られた密度やエネルギー分布などは、磁気圏内で比較的フラットな分布をしており、MHD で得られた結果と概ね一致する。その一方で、惑星表面付近において MHD では得られなかった高密度・高エネルギー領域が形成された。これは惑星近傍に存在するイオンがダイポールの磁場勾配を受けてドリフトした結果、形成されたと考えられる。このテスト粒子計算は初期結果の段階であり、さらなる解析が必要である。またより現実的な条件で計算するため、変動する太陽風条件下における MHD シミュレーションと、それに同期させたテスト粒子計算などを計画している。

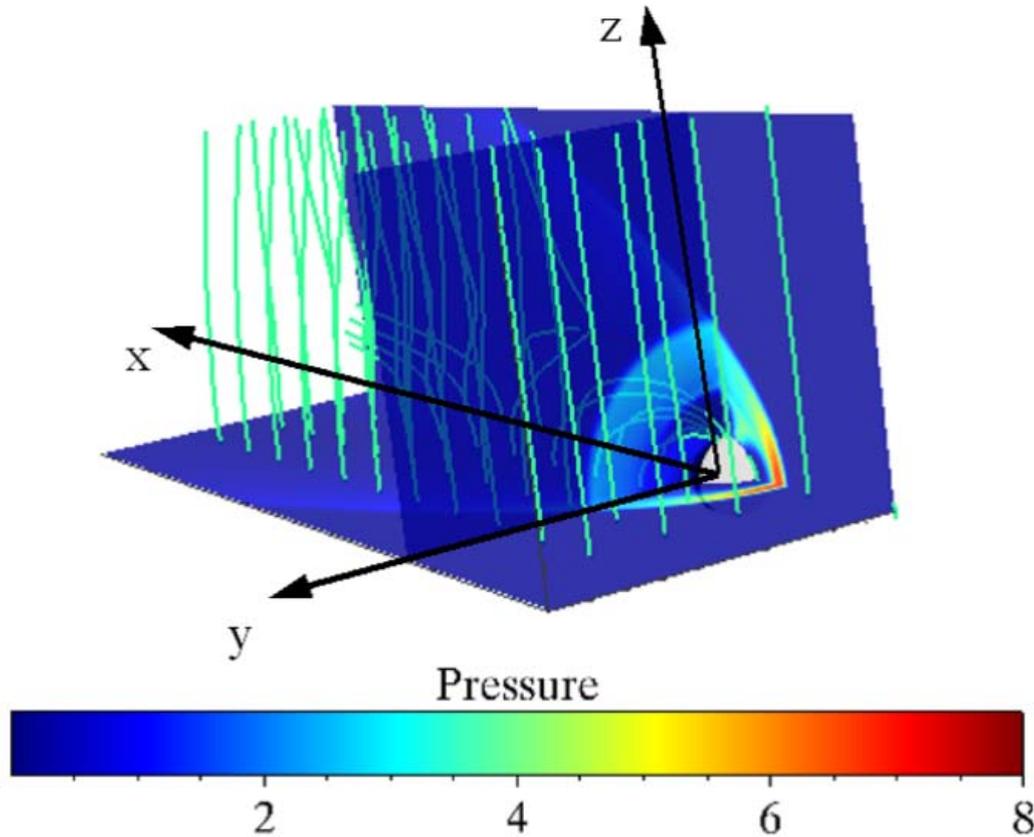


図1 北向き IMF にて得られた水星磁気圏の準定常解. 背景色が圧力 (単位は nPa) , 線は磁力線を示す.

● 研究成果の公表状況

- 1) 日本地球惑星科学連合2008年度大会
 - ・Study on electron and ion dynamics in the Mercury's magnetosphere based on systematic trajectory tracings
関 華奈子, Dominique C. Delcourt, 寺田直樹
 - ・ Effects of the inner boundary condition of the global MHD simulation on the structure and dynamics of the Mercury's magnetosphere.
八木 学, 関 華奈子, 松本洋介
- 2) 地球電磁気・地球惑星圏学会2007年秋学会
 - ・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
八木 学, 関 華奈子, 松本洋介
- 3) 2008 AGU FALL MEETING
 - ・ Initial results of trajectory tracings of test particle simulation of sodium ions under new MHD model of Mercury's magnetosphere.
M.Yagi, K.Seki, Y.Matsumoto
- 4) M. Yagi, K. Seki, and Y. Matsumoto, Development of a magnetohydrodynamic simulation code satisfying the solenoidal magnetic field condition, Computer Physics Communications, Volume 180, Issue 9, 1550-1557, 2009

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・地球シミュレータセンター，杉山 徹(tsugi@jamstec.go.jp)

● 計算の目的

地球シミュレータセンターで開発が続けられている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実現させる。

● 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確認できた。

上記，定量解析のために用いたエネルギースペクトルは，以下の関数で再現できることがわかった。

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

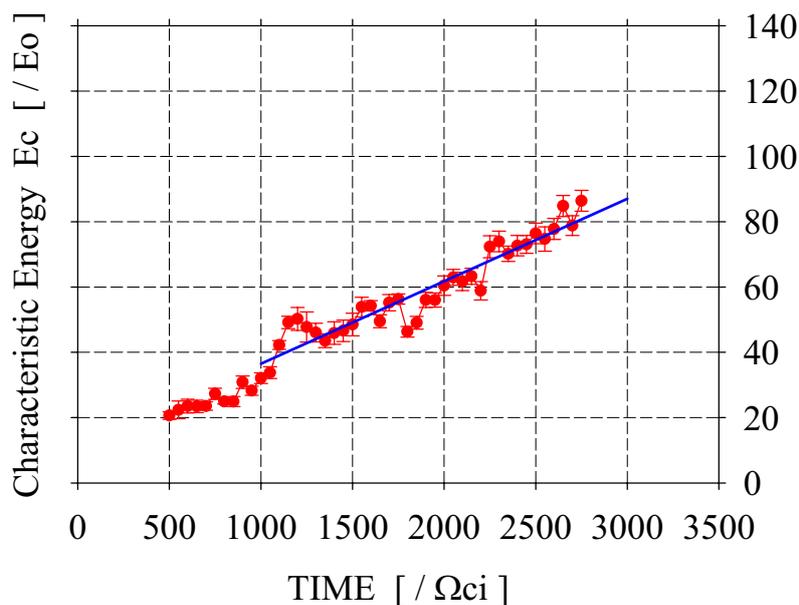


図1 上記関数の E_c の値の時間発展を示す。より高エネルギーの被加速粒子が生成される時は，エネルギースペクトルの特性エネルギーが増加することで実現される。

宇宙空間プラズマ中での衝撃波粒子加速

Shock Acceleration in Space and Astrophysical Plasmas

● 研究グループ

研究代表者：東京大学大学院理学系研究科，星野真弘(hoshino@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

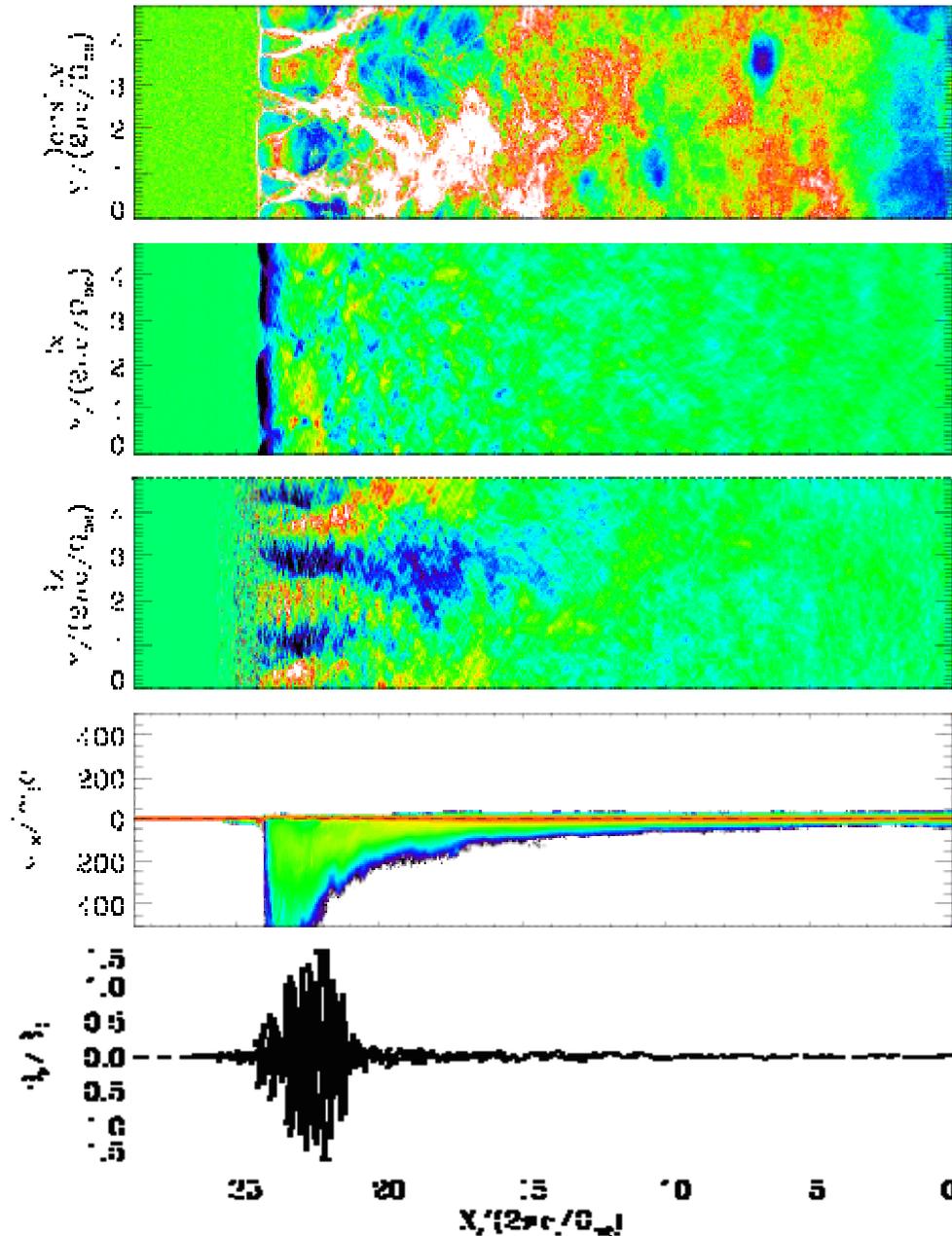
宇宙空間には熱的エネルギーを遥かに凌駕する非熱的な高エネルギー粒子（宇宙線）が存在することが知られており，その高エネルギー粒子の生成は様々な高エネルギー天体现象と密接に関連している．例えば，地球磁気圏プラズマシートでは 1MeV を超える非熱的粒子が作られており，また超新星爆発に伴う衝撃波現象では 1PeV にも達する非熱的粒子が観測される．このような高エネルギーの起源や粒子加速のメカニズムは，それぞれの天体现象の解明と合わせて，宇宙線の発見当時から研究されてきている重要な問題である．本研究では衝撃波粒子加速に着目し，大規模プラズマ粒子シミュレーションを用いて粒子加速のメカニズムを解明していく．特に，太陽圏・地球磁気圏で観測される衝撃波の知見を生かして，宇宙での粒子加速を統一的に理解していくことを目指す．

● 研究の概要

マッハ数が10程度の惑星間衝撃波からマッハ数が100を超える超新星爆発衝撃波，また更に活動銀河核ジェットでの相対論衝撃波まで，様々なマッハ数の衝撃波での粒子加速の研究を行うことで，普遍的な粒子加速のメカニズムを探っていく．プラズマ粒子シミュレーションの観点では，衝撃波上流の流速が，相対論的速度でも非相対論的速度でも，基本的に同じ粒子コードで計算することができるが，広範なマッハ数のパラメータ空間で，粒子加速に寄与する非線形波動の励起とそれとの粒子の共鳴・散乱過程をうまく取り入れたモデルや予測を立てて計算することが大切である．我々は特に電子慣性長のスケールに励起される静電場の役割に着目した研究を行う．

● 今年度の研究成果の概要

今年度は主に，相対論衝撃波の衝撃波上流域での粒子加速と磁場増幅のメカニズムについて研究をおこなった．衝撃波上流での磁場増幅は，粒子加速効率を上げるためにも重要な要素となっている．我々は相対論衝撃波で特徴的な大振幅先駆波の性質に着目して，2次元プラズマ粒子シミュレーションを行い，相対論的衝撃波上流で，粒子加速と磁場増幅が起きることを示した．



空間 2 次元の相対論衝撃波面上流域を模擬したプラズマ粒子シミュレーション結果. 右側境界に衝撃波面から衝撃波上流に向かって伝搬する先駆波がインジェクトされており (5 番目の図), その輻射圧 (ポンデラモーティブ力) でプラズマ密度の非一様な構造が作られ (1 番目の図), 静電場が励起され (2 番目の図), さらに超高エネルギー電子が加速されている (4 番目の図). これら航跡場加速として知られている非線形プラズマ過程で理解される. このような基本構造に加えて, 密度揺らぎの構造が X 方向だけでなく Y 方向にも構造を持っており, その密度構造に伴う電流構造が, 大局的な磁場を励起していることがわかる (3 番目の図). これは衝撃波上流での磁場増幅過程として粒子加速に重要な役割を果たすと考えられる.

● 研究成果の公表状況

- 1) C. Jaroschek and M. Hoshino, Stochastic Particle Acceleration by the Forced Interaction of Relativistic Current Sheets, *Adv. Space. Res.*, 41, 481-490 (2008)
- 2) M. Hoshino, Wakefield Acceleration by Radiation Pressure in Relativistic Shock Waves, *Astrophys. J.*, 672, 940-956 (2008)
- 3) Y. Saito et al., Low energy charged particle measurement by MAP-PACE onboard SELENE, *Earth, Planet and Space*, 60, 375-385 (2008)
- 4) K. Nagata, M. Hoshino, C. Jaroschek, and H. Takabe, Interaction between Alternating Magnetic Fields and a Relativistic Collisionless Shock, *Astrophys. J.*, 680, 627-638 (2008)
- 5) S. Zenitani and M. Hoshino, The Role of Guide Field in Relativistic Pair Plasma Reconnection, *Astrophys. J.*, 677, 530-544 (2008)
- 6) A.S. Sharma et al., Transient and localized processes in the magnetotail: A review, *Annales Geophysicae*, 26 (4), 955-1006 (2008)
- 7) Y. Kuramitsu, Y. Sakawa, T. Kato, H. Takabe, and M. Hoshino, Nonthermal Acceleration of Charged Particles due to an Incoherent Wakefield Induced by a Large-Amplitude Light Pulse, *Astrophys. J. Lett.*, 682, L113-L116 (2008)
- 8) W. Baumjohann et al., Magnetic Field Investigation of Mercury's Magnetosphere and the Inner Heliosphere by MMO/MGF, *Planetary Space Science*, in press (2008)

太陽フレアに伴う粒子加速機構の研究

Particle Acceleration at Solar Flares

● 研究グループ

研究代表者：アラバマ大学ハンツビル校・宇宙プラズマ超高層大気研究センター，
岡 光夫(mitsuo.oka@gmail.com)

● 計算の目的

太陽フレアに伴う粒子加速のメカニズムを探るため。
波動と粒子の相互作用や高エネルギー粒子による電磁場へのフィードバックなどを含めた加速の議論をするため、大規模な計算を必要としている。

● 研究の概要

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

● 今年度の研究成果の概要

磁気リコネクションがつくる双対ジェットのうち片方を壁でさえぎったら磁気リコネクションはどのように反応するか、という基礎的な事柄をまず理解した。エネルギー散逸の中心にある「拡散領域」の構造を調整しながら磁気リコネクションを維持することが分かった (図1)。また、この非対称性による粒子加速効率の違いも明らかになった (図2)。

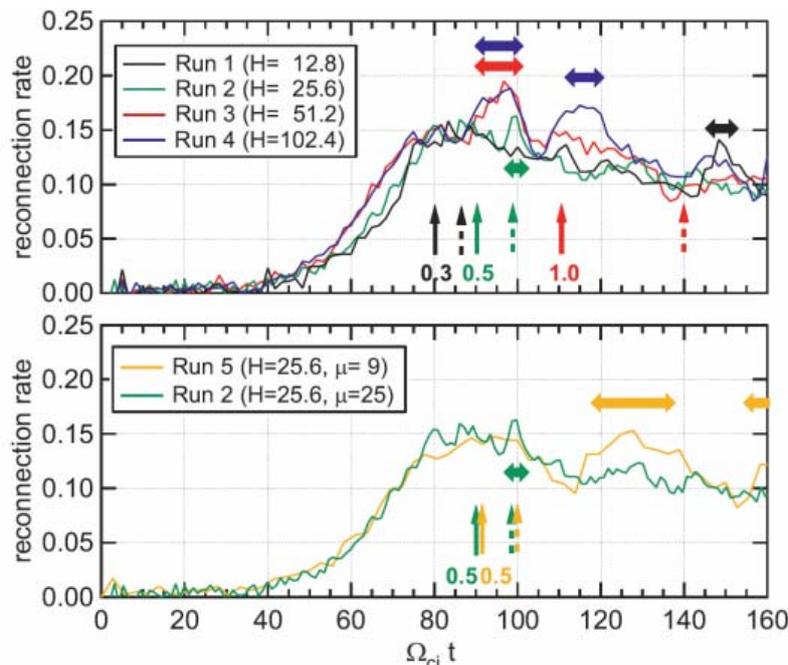


図 1 リコネクションの効率. 壁からの距離を変えてもほぼ同程度の効率だった(上段). シミュレーションパラメータであるイオンと電子の質量比を変えても同様の結果を得た(下段).

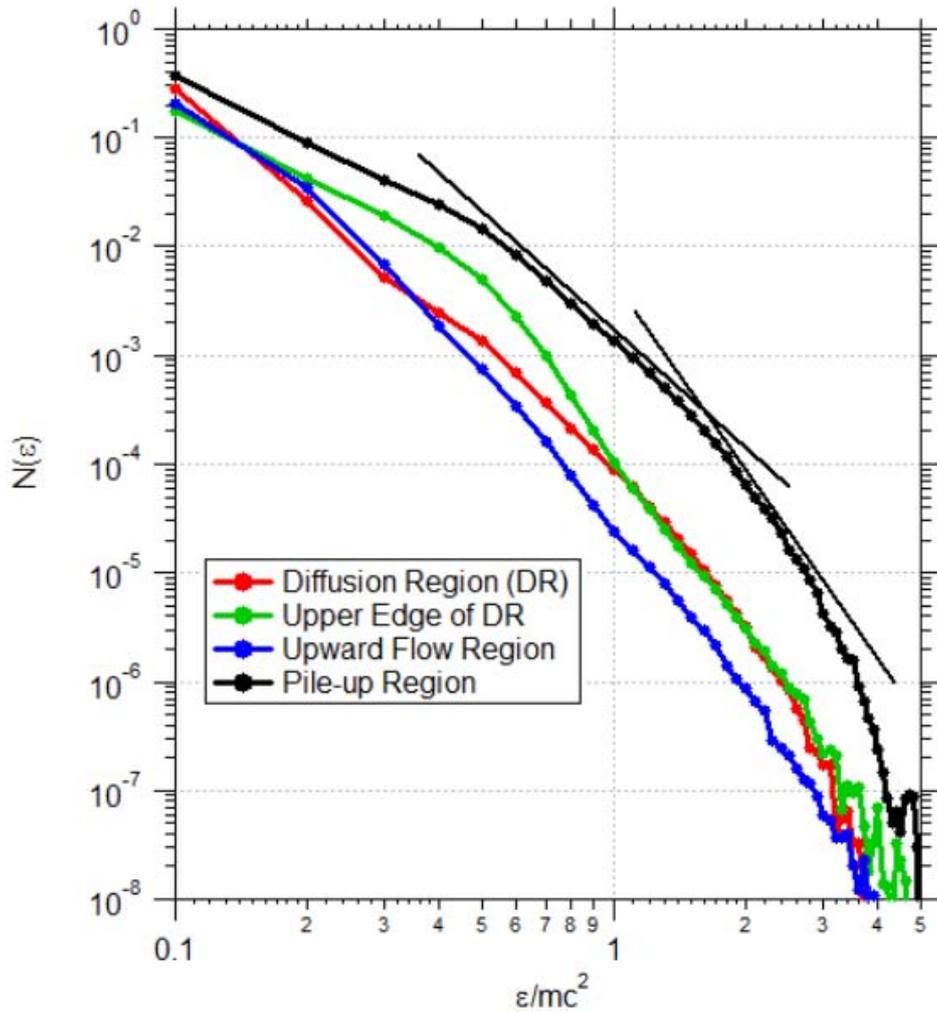


図2 リコネクションの各領域におけるエネルギースペクトル。ベキ型のスペクトル形成においては拡散領域での加速機構が重要である一方、全体として非対称性によるパイルアップ領域でもっとも多く加速粒子を得た。

● 研究成果の公表状況

- 1) Oka, M. et al., Magnetic Reconnection by a Self-Retreating X-Line, Phys.Rev.Lett., 101, 205004, 2008 (英語論文)

太陽磁気プラズマのダイナミクス

Dynamics of Solar Magnetic Plasmas

● 研究グループ

研究代表者：宇宙科学研究本部 宇宙科学情報解析八センター，松崎恵一(matuzaki@solar.isas.jaxa.jp)

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

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(yokoyama.t@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

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

● 研究の概要

今年度は，具体的には以下のような課題をおもに実行した。

- 太陽浮上磁場がトリガするプラズマ放出現象

● 今年度の研究成果の概要

「ひので」衛星2006年12月にも観測されたように，太陽大気中でおこる爆発現象フレアは，しばしばプラズマ塊の放出をともなう。その放出のきっかけがどのような過程で起こるのかということはまだ明らかになっていない。ひとつの可能性としては，太陽表面下から浮上する磁束（浮上磁場）が，もともと大気中に存在した磁場をゆがめ自由エネルギーを蓄積することで不安定やカタストロフィを誘発するという説が提案されている。われわれはこれを実証するために3次元磁気流体シミュレーションを実施した。太陽活動領域を模したアーケード状の大気磁場の表面より下に磁束管を置き，その浮上の過程と大気磁場との相互作用とを見た。その結果わかったことは，浮上磁場が，アーケード磁場構造をゆがめることでその内部に電流シートを形成し，そこでのリコネクションを誘発することで大規模なプラズマ放出につながることを明らかにした。また放出速度も，Alfvén速度の10%程度と，観測（100km/s前後）をよく説明する。

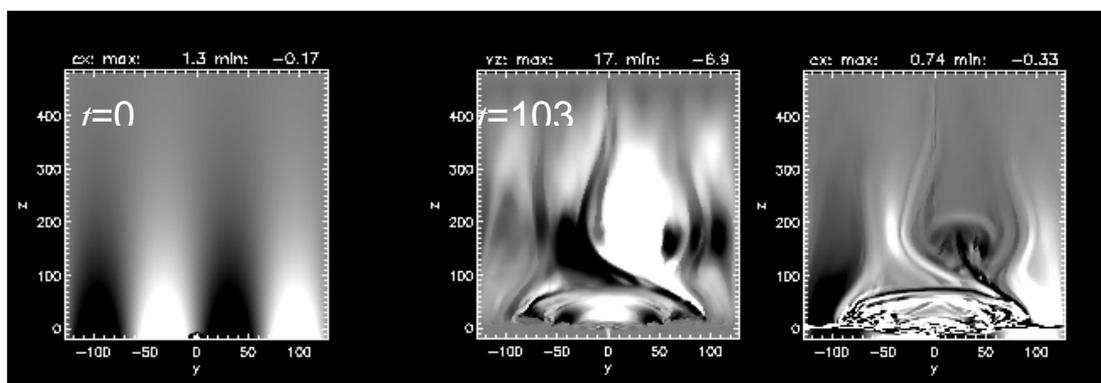


図1 太陽浮上磁場にトリガされるプラズマ放出現象の3次元磁気流体シミュレーションの結果。yz面（zが太陽大気中での鉛直方向）でのプロットで，電流の紙面垂直成分（ J_x ）と速度の鉛直方向成分（ V_z ：単位は光球での音速 C_s =約 10km/s）とを示す。左右対称軸付近の泡状の構造が浮上磁場で，その右上に放出されるプラズマ塊が見られる。初期条件（ $t=0$ ）と途中（ $t=103$ H/Cs。Hは太陽光球での圧力スケール長（約 200km）。）とのスナップショット。

複合サイクルエンジン・モデルのエジェクタ・モード流れの数値計算

Numerical Simulation of the Combined Cycle Engine Model in the Ejector-jet Mode

● 研究グループ

研究代表者：宇宙基幹システム本部 宇宙輸送系推進技術研究開発センター 先端技術研究グループ，
長谷川 進(hasegawa.susumu@jaxa.jp)

● 計算の目的

次世代の再使用形発射機にとって、ロケット推進は不可欠なものである。第1世代として考えられる主な概念は、完全再使用であり、発射機はロケット推進のみである。しかしながら、大気中の空気を利用することは、発射機の性能を向上し宇宙輸送のパラダイムを変える有力な解決策の一つである。本研究では、角田宇宙センターで行われたエジェクタ・ジェットエンジン空力試験を再現し、より詳細な空力現象を理解するために数値シミュレーションを行い、複合サイクルエンジンモデル内の流れ場を解析した。

● 研究の概要

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

さらに、ラムジェットエンジン試験設備を用いて実験を行い得られた結果の対応計算を行い、性能解析を行っている。

● 今年度の研究成果の概要

エジェクタモードでのエンジンの吸い込み性能が、燃焼器のロケット形状を変化させた場合の影響を明らかにした(参照 図1, 図2)。Concave 形状は、対称面に大きな超音速領域を生成し、最も吸い込み性能が大きい。

ラムジェットエンジン試験設備を用いて実験を行い得られた結果の対応計算を行い性能解析を行っている。

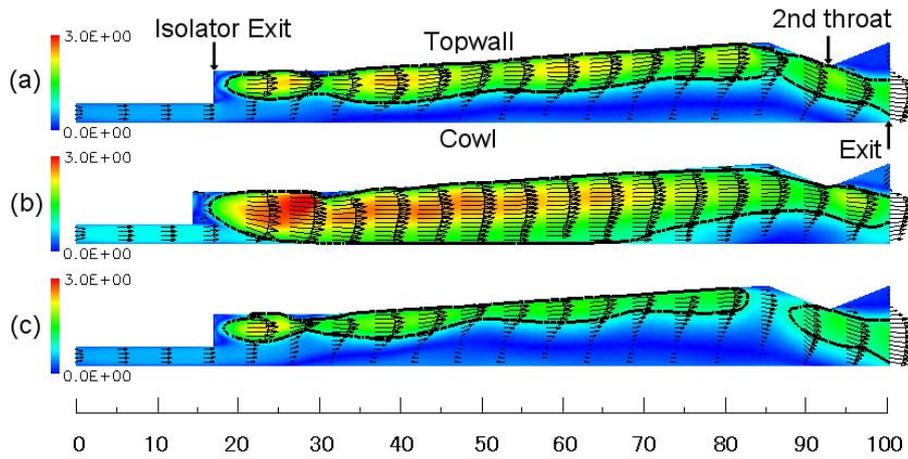


図1 複合サイクルエンジン燃焼器モデルのマッハ数分布
(ロケット形状は(a) Flat, (b) Concave, (c) Convex)

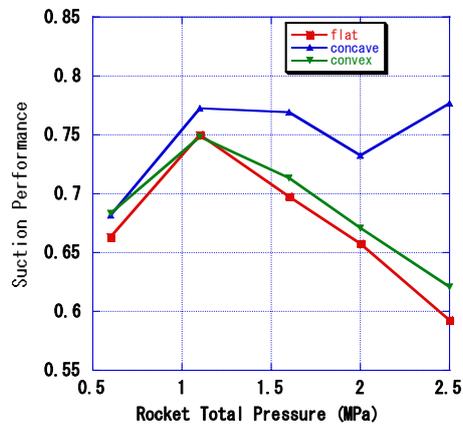


図2 燃焼器のロケット形状を変化させた場合の吸い込み性能

● 研究成果の公表状況

- 1) 9th International Astronautical Congress 2008, 9/29-10/3, 2008, Glasgow, Scotland

乱流問題に対する新しいアイデアの提案とその数値流体力学的検証

A New Proposal for Solving Turbulent Flow Problem and Its Verification by CFD

● 研究グループ

研究代表者：山形大学 大学院 理工学研究科 機械システム工学専攻，
篠田昌久(shinoda@yz.yamagata-u.ac.jp)
研究分担者：青山学院大学 工学部 機械創造工学科，山田英助(yamada@me.aoyama.ac.jp)
山形大学 大学院 理工学研究科 機械システム工学専攻，佐藤裕也
山形大学 工学部 機械システム工学科，芳賀正隆
山形大学 工学部 機械システム工学科，滝田剛史

● 計算の目的

1992年以降、研究代表者らは、乱流問題を解決するための新しいアイデアとして、「渦原子モデル」および「古典流体力学と量子電磁力学のアナロジー理論」を独自に提唱し、ある程度の成功を収めてきた。そこで本研究では、古典流体力学のテイラー・クエット問題（乱流問題の一つ）と量子電磁力学のギンツブルグ・ランダウ問題（超伝導問題の一つ）のアナロジー関係を用いて、それらのアイデアの数値流体力学的な検証を行うことを目的とする。本研究で成果が得られ、近い将来、より高精度・高信頼度の乱流理論や乱流モデルが構築されれば、コンピューター・シミュレーションを用いた宇宙輸送機などの設計開発に役立つものと思われる。

● 研究の概要

量子電磁力学のギンツブルグ・ランダウ理論は、超伝導体で作られた微小円筒薄膜を貫く磁束の量子化などの現象を説明するものである。本研究では、それとアナロジー関係にある古典流体力学のテイラー・クエット流れにおいても、回転二重円筒間に形成される渦輪（vortex ring, Taylor vortex）を貫く循環の量子化のような現象が起こりうるのかどうかを数値的に調べる。数値計算に用いる方程式は、時間的に非定常、空間的に3次元、座標系として円筒座標系を用いたナビエ・ストークス方程式である。二重円筒間に満たされた流体は、常温の水である。

● 今年度の研究成果の概要

今年度は、テスト計算モデルとして、内円筒半径を22mm、外円筒半径を25mm、二重円筒の隙間を3mm、円筒高さを15mm、内円筒速度を0.5m/s、外円筒速度を0.0m/sとした。このときのレイノルズ数は1500、アスペクト比は5である。特に、テイラー・クエット流れの渦輪を貫く循環の量子化には、3次元効果が重要であると予想されるため、まず2次元計算と3次元計算を比較しながら、流れの3次元効果について検討してみた。ここで2次元計算の格子点数は、半径方向に20、軸方向に100、周方向に1とし、3次元計算の格子点数は、半径方向に20、軸方向に100、周方向に1000として、周方向の格子点数以外は全く同じ条件にした。その結果、以下のような結果を得た。(1) 計算領域中のある位置において、速度の各方向成分の時間変化を調べたところ、2次元計算ではすぐに振動が見られなくなり、定常状態に達した。しかし、3次元計算では激しい振動が見られ、非定常状態が続くことがわかった (Fig.1)。さらに、その速度振動をフーリエ解析した結果、2Hzから10Hz程度の周波数成分が大きいことがわかった。(2) 流れの可視化により、3次元計算では、周方向に緩やかにねじれて波打つ渦輪（wavy vortex ring, wavy Taylor vortex）のような3次元渦構造をとらえることができた (Fig.2)。これが3次元計算で見られた激しい速度振動の原因ではないかと思われる。(3) 来年度以降、さらに円筒高さを大きくした計算などを

行い、渦輪を貫く循環の量子化のような現象が起こるのかどうか、そして、流れの3次元効果によって形成された波打つ渦輪がそれと関係があるのかどうかなど、より詳細に解析していく予定である。

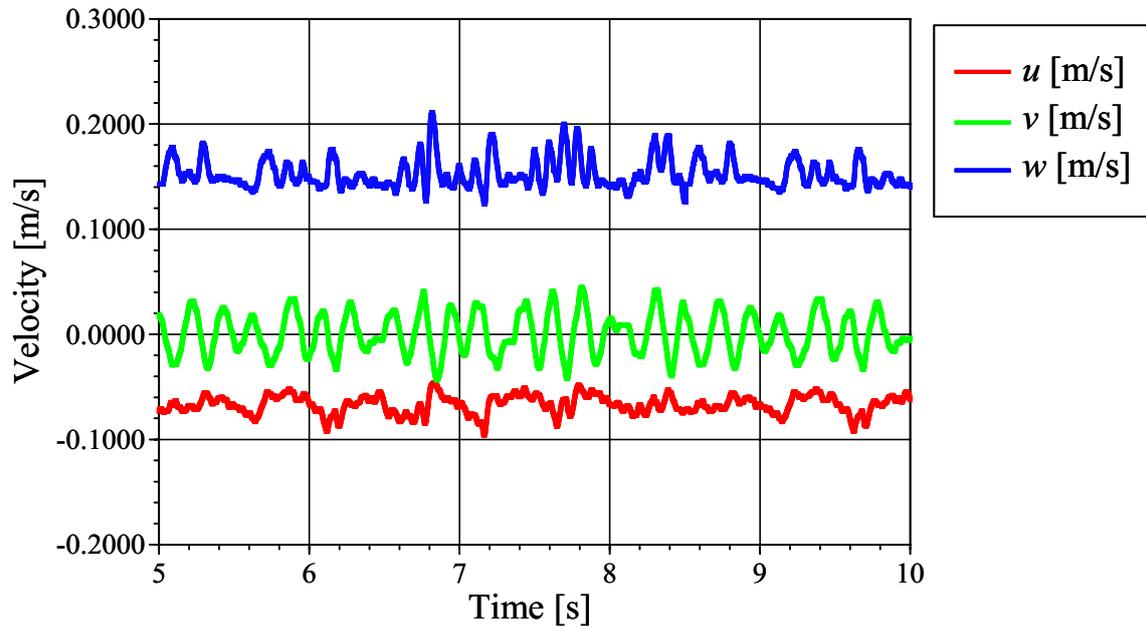


Fig.1 Temporal change in flow velocity at a certain position in calculation domain. u is radial direction component, v is axial direction component and w is azimuthal direction component of velocity.

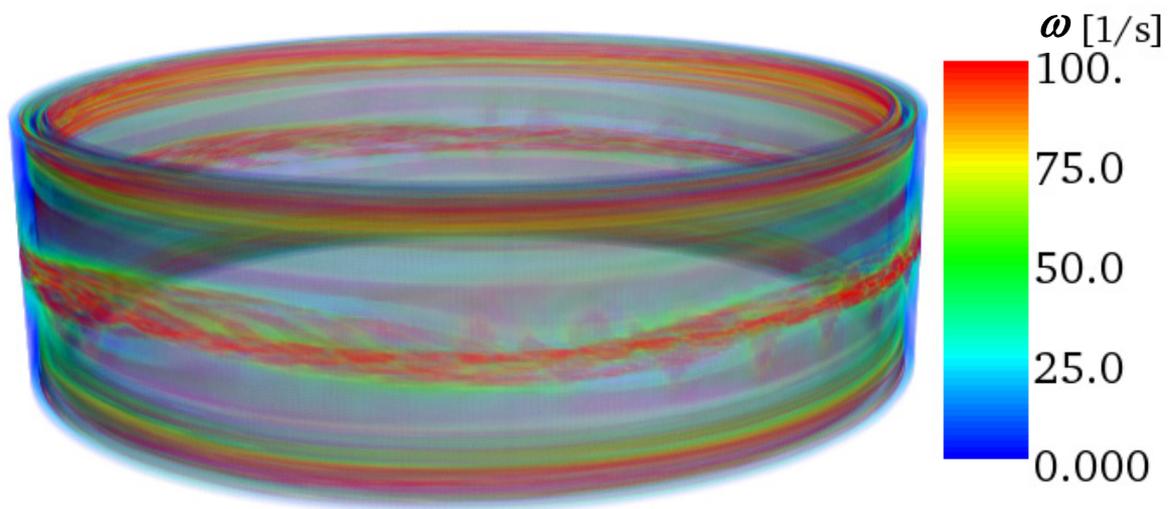


Fig.2 Flow visualization image of 3-D numerical simulation of Taylor-Couette flow. ω is azimuthal direction component of vorticity.

● 研究成果の公表状況

- 1) 芳賀正隆, 山形大学卒業論文 (2009).
- 2) 滝田剛史, 山形大学卒業論文 (2009).

固体ロケットおよびハイブリッドロケットにおける燃焼・流体现象の解析

Computational analysis of combustion and fluid dynamics in solid and hybrid rocket.

● 研究グループ

研究代表者：University of Illinois at Urbana-Champaign, 大門 優(yudaimon@uiuc.edu)

● 計算の目的

固体ロケットモータ内部のような閉じられた空間において、側壁（燃料表面）からの質量流入は音響振動を引き起こす。もし、設計段階でこれがわかっていない場合には、共振によりモーター破壊を引き起こす可能性がある。固体ロケットモータ内の音響振動は50年も前から理論解析が行われてきた。近年、数値解析の手法および計算機の発達により、音波を直接解析できるようになってきた。本研究では、高次精度スキームを用いて、内部固体ロケットモータ内部、およびハイブリッドロケット燃焼室の音響振動を解明するために、数値解析を用いて振動現象を再現する。特に今回は、微視的に不均一な固体ロケット燃料から発生する擾乱が、音響振動にどのような影響を及ぼすのかを明らかにする。

● 研究の概要

固体ロケットの燃料は金属燃料粒子と酸化剤粒子をバインダーで固めており、ミクロには不均一なものである。燃焼状態を数値解析により再現することによって、速度、温度場の変動を計測し、確率密度関数を用いてモデル化した。2次元流体解析の境界条件として、速度、温度の変動を付加し、高解像度スキームを用いて音響解析を行う。

● 今年度の研究成果の概要

固体ロケットモータとして小型、中型、大型の3種類に対して、成分の異なるグレインから発生する速度、温度変動を与え、音響振動のカップリング効果を確認した。図1は小型モータに対する圧力振動の振動数と振幅のグラフである。縦モードの振動が1次から5次まで捕らえられていることがわかる。また、1次より低い周波数ピークは燃料によるもので、モータを大型化するにつれて1次モードと燃料の不均一性による変動が共振することが示唆された。大型モータに対して、同様の解析を行い、共振が発生することを示した[研究成果1]。燃料によって、発生する振動数が異なり、燃料による共振の強さの違いを明らかにした。

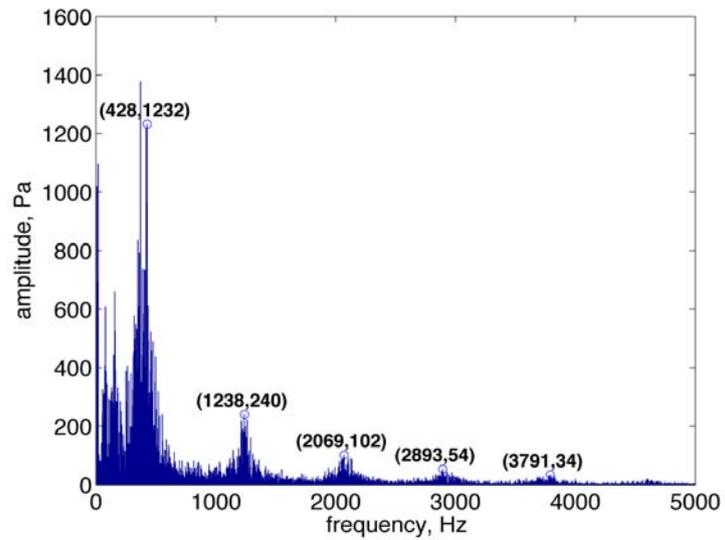


図2 圧力振動数と振幅（縦モード）

● 研究成果の公表状況

- 1) Y. Daimon, T. L. Jackson, V. Topalian, J. B. Freund, and J. Buckmaster, "Effect of propellant morphology on acoustics in a planar," *Theor. Comput. Fluid Dyn.*, Vol. 23, No. 1, pp.63-77, 2009.

宇宙推進用プラズマ推進機に関するプラズマ現象の数値解析

Numerical analyses of plasma phenomena on plasma thrusters for space propulsion

● 研究グループ

研究代表者：岐阜大 工学部 人間情報システム工学科，宮坂武志(miyasaka@gifu-u.ac.jp)

研究分担者：岐阜大学大学院 工学研究科 人間情報システム工学専攻 修士，

小林 勉(j3028021@edu.gifu-u.ac.jp)

岐阜大学大学院 工学研究科 人間情報システム工学専攻 修士，

瀬川和秀(isobe@eps.s.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

直接測定が難しい宇宙推進用プラズマ推進機内のプラズマ特性の理解を目的として，シミュレーションコードを開発・解析し，電気推進機の安定・高効率化を達成するための最適化指針の導出を目指す。

● 研究の概要

イオンエンジン内のイオン，電子粒子解析における解析領域境界条件等の評価として，Full-PIC(Particle in Cell)解析コードを作成し，検討を行っている。過去に行われたイオンエンジン形状を想定し，実験条件と同様の条件下で様々な境界条件モデルを採用して解析を行うことで，コードの妥当性について評価を進めている。

● 今年度の研究成果の概要

本年度は，3次元Hybrid-PICコードを基に3次元Full-PICコードを作成し，その基本的な妥当性を確認した。本コードは3次元を扱うものであり，また電子も粒子として扱うことで，デバイ長を基準とした計算格子点数（ $43 \times 39 \times 160$ ）が多くなることから，解析時間が非常に長くなる。そこで，解析コードの並列化を行った。まず，スパコン計算時の並列化計算を効率的に行うため，並列ワークステーションを用いた並列化作業を進めた。有限要素法（FEM）を用いた電位解析を含めた並列化作業の結果，計算時間の短縮化が達成され，実験条件下での解析による解析から本コードの基本的な妥当性が示された。

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

衝撃波等の不連続面を伴う圧縮性流れの乱流数値シミュレーション技術の向上を目指して、まず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を一様等方性乱流-衝撃波干渉流れに適用し、スキームの改良も視野に入れ、スキームの圧縮性乱流解析性能を評価した上で、超音速気流と不足膨張音速ジェットとの混合・燃焼の Large-Eddy Simulation (LES)解析を行い、流れ場の詳細を明らかにすることを目的とする。

● 研究の概要

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を、eddy-shocklets を伴う高マッハ数一様等方性乱流および $M=3$ 超音速乱流境界層に適用し、スキームの評価と改良を行った。またそれを用いて超音速ジェット混合の LES を行った。

● 今年度の研究成果の概要

前年度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を衝撃波を伴う乱流場に適用し、スキームの改良と評価を行った。解析対象は高乱流マッハ数一様等方性乱流および超音速乱流境界層とし、計算結果をDNS, LES, 実験データ等と比較することによりスキームの性能評価を行った。図1は圧縮性等方正乱流にdilatationスペクトルのDNSと比較および超音速乱流境界層の瞬間速度分布を示している。スキームの改良(LAD-D2)によって、DNSの各方向1/4の格子点で、衝撃波を捕獲しつつ、同時に広範囲の波数領域まで圧縮性乱流成分を精度良くシミュレートすることが可能になった。また超音速乱流境界層解析より、本手法が壁面乱流の解析にも有効であることが示せた。詳細については文献(1), (2)を参照。

次に開発したスキームを用い、超音速気流と不足膨張音速ジェットとの混合の LES 解析を行った。図2は、ある瞬間での中央及び壁面に平行な断面での密度勾配及び注入ジェット分布を表すスカラー値を示している。本 LES が非定常に変形・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解像している様子が見て取れる。また本 LES で得られた非定常に変形する衝撃波構造やジェット混合領域での統計量が実験データと良好な一致を得た。詳細については文献(3), (4)を参照。

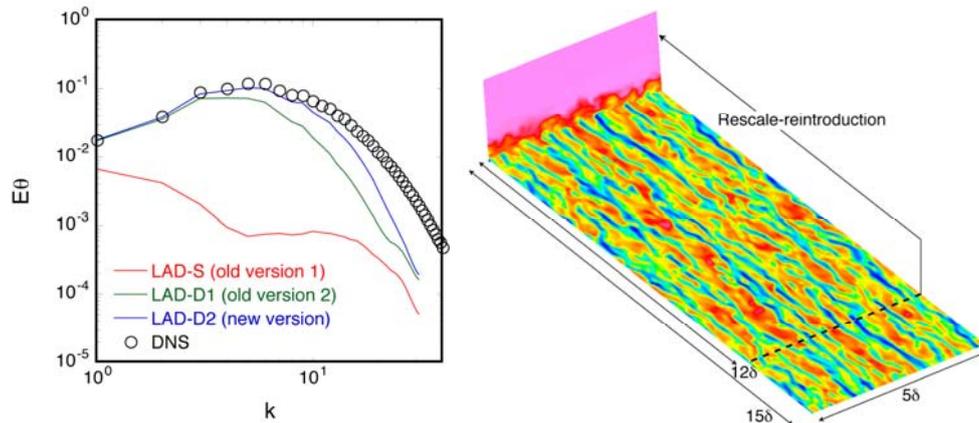


図1 衝撃波を伴う圧縮性乱流への適用と性能評価: 圧縮性等方正乱流, Dilatation スペクトル (左図), 超音速乱流境界層, 流れ方向速度の瞬間分布 (右図) .

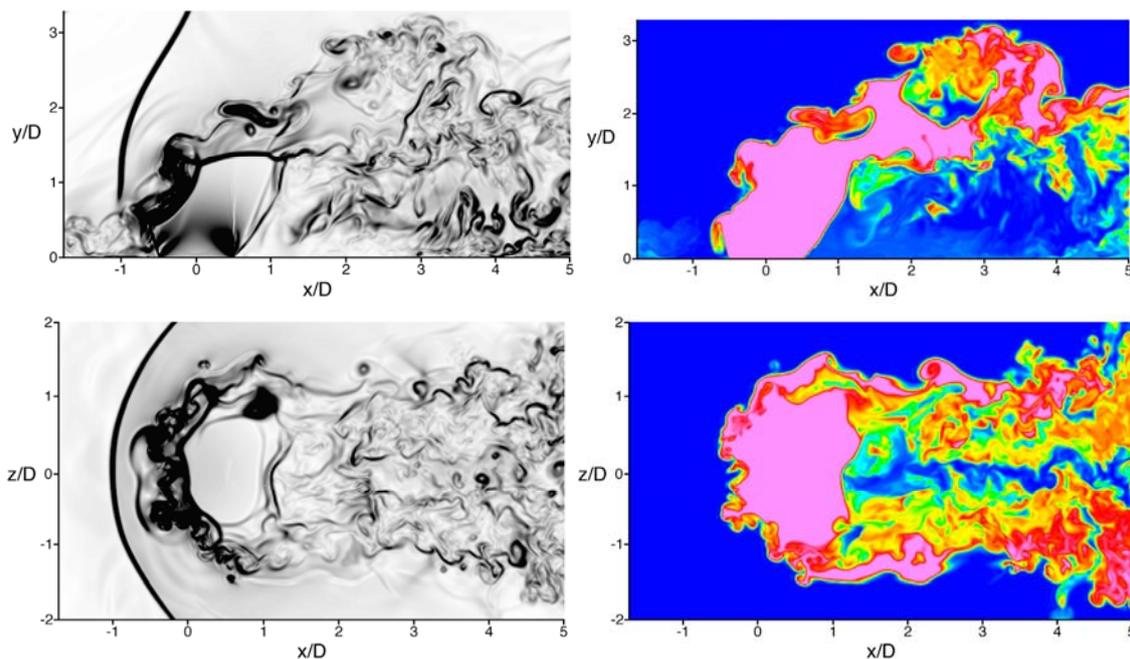


図2 超音速気流中における音速ジェット混合: 密度勾配分布(左図), スカラー (ジェット流体) 分布(右図).

● 研究成果の公表状況

- 1) Soshi Kawai and Sanjiva K. Lele, "Localized Artificial Diffusivity Scheme for Discontinuity Capturing on Curvilinear Meshes," Journal of Computational Physics, Vol. 227, Issue 22, pp. 9498-9526, November 2008.
- 2) 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.
- 3) Soshi Kawai and Sanjiva K. Lele, "Large-eddy simulation of jet mixing in a supersonic turbulent crossflow," 2008 CTR Annual Research Briefs, Center for Turbulence Research, NASA Ames/Stanford University, December 2008, pp. 139-152.
<http://www.stanford.edu/group/ctr/ResBriefs/ARB08.html>
- 4) Soshi Kawai and Sanjiva K. Lele, "Mechanisms of Jet Mixing in a Supersonic Crossflow: A Study Using Large-Eddy Simulation," 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA Paper 2008-4547, AIAA, Hartford, CT, July 2008.

第一原理分子動力学シミュレーションによる高圧下における液体スズの構造とダイナミクスの研究

Structure of liquid tin under high pressure by ab initio molecular-dynamics 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，宗尻修治(munejiri@hiroshima-u.ac.jp)

● 計算の目的

本研究では，第一原理分子動力学法を用いて液体の静的および動的構造の計算を行っている．特に，今年度は動的構造を詳細に調べるため，第一原理分子動力学シミュレーションとしては長時間の数10psのシミュレーションを行った．我々の第一原理分子動力学法は，密度汎関数理論，擬ポテンシャル理論に基づき，電子系の全エネルギーを最適化し，各時刻におけるイオンに働く力を求め，イオン系の運動の時間発展をシミュレーションする方法である．

● 研究の概要

液体スズ中の原子は，共有結合による局所的な構造を形成したり，等方的な金属的配置をとったり，時々刻々と複雑に変化していると考えられる．我々は，局所的に形成される構造やその寿命，また，異方的な相互作用と原子ダイナミクスの関係を明らかにするために，液体スズの第一原理分子動力学シミュレーションを実行している．

● 今年度の研究成果の概要

液体スズの第一原理分子動力学シミュレーションを行った結果，最近接原子間距離程度（約 3 Å）の局所的な範囲においては異方的な構造が形成されており，その寿命は約 1 ps であることがわかった．また，longitudinal および transverse current correlation function を計算し，原子の集団運動をより詳細に調べた結果，液体 Sn には，伝播する横波の振動モードが明確に存在することが明らかになった．Fig.1 に縦波と横波の分散関係を示す．横波はマクロなスケールでは消失するが，分散関係を長波長領域へ外挿し，横波が起こる最小の波数を見積もると，およそ 0.2 \AA^{-1} であると予想される．一方，スズと同じ 14 族の液体シリコンには横波は存在しないと報告されている．このことは，液体シリコンとは異なり，液体スズには，“cage effect” が存在することと関係していると考えられる．

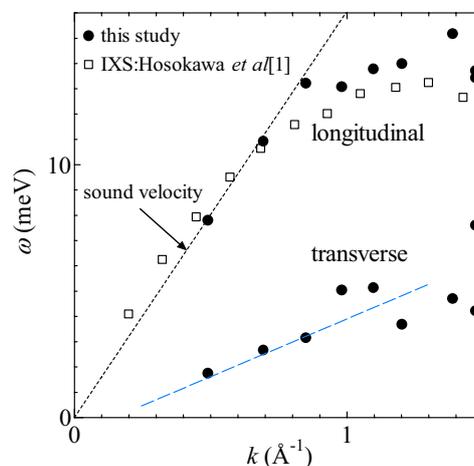


図1 液体スズ（温度573K）の縦波（longitudinal）および横波(transverse)の分散関係．□はHosokawaらによるX線非弾性散乱実験の結果である．

● 研究成果の公表状況

- 1) S. Munejiri, F. Shimojo, K. Hoshino, Pressure-induced structural change of liquid tin by ab initio molecular-dynamics simulations, July 8-14, 2008, Lund, Sweden (ポスター発表)
- 2) 宗尻修治, 下條冬樹, 星野公三, 第一原理分子動力学シミュレーションによる液体スズの動的構造, 日本物理学会2008秋季大会, 2008年9月, 岩手大学 (口頭発表)
- 1) 宗尻修治, 下條冬樹, 星野公三, 第一原理分子動力学シミュレーションによる液体スズの動的構造Ⅱ, 日本物理学会第64回年次大会, 2009年3月, 立教大学 (口頭発表)

微小重力下におけるマランゴニ対流の数値シミュレーション

Numerical simulation of thermocapillary convection in microgravity

● 研究グループ

研究代表者：東京理科大学 理工学部 機械工学科 教授，河村 洋(kawa@rs.noda.tus.ac.jp)

研究分担者：東京理科大学大学院 理工学研究科 機械工学専攻 修士課程 2年，

高田良平(a7503079@rs.noda.tus.ac.jp)

東京理科大学大学院 理工学研究科 機械工学専攻 修士課程 2年，

橘 優貴(a7503085@rs.noda.tus.ac.jp)

東京理科大学大学院 理工学研究科 機械工学専攻 修士課程 2年，

廣川清文(a7503113@rs.noda.tus.ac.jp)

● 計算の目的

液柱内マランゴニ対流の数値解析を実施し，対流の遷移メカニズムを解明，制御することを目的としている．また，本計算は国際宇宙ステーションで行われた微小重力実験結果の検証を目的としており，実験結果の現象解明に役立つと考えられる．宇宙実験の結果からは，振動流遷移点や振動流遷移後の対流場に現れる振動モード構造などにおいて，これまでの地上実験とは異なった傾向を示した．そこで，本計算では微小重力環境を再現し，宇宙実験と地上実験における相違点の解明を図った．

● 研究の概要

宇宙環境利用のひとつに，高品質単結晶生成方法である Floating Zone (FZ)法がある．FZ法は熔融液柱の側面に自由表面を有するため，温度差による表面張力差が生じマランゴニ対流(Marangoni convection)が発生し，単結晶の高品質化に悪影響を与えることが明らかにされている．現在，マランゴニ対流の研究は主に Half Zone (HZ)法を用いて行われている．これは，FZ法の半分を模擬したものであり，上下に温度差のある2つのディスク間に，表面張力により保持された液柱を形成し，自由表面上にマランゴニ対流を発生させる．液柱内部の流れ場は，上下ディスク間の温度差の増大に伴い，臨界点を超え，軸対称の二次元定常流から周方向に速度を持つ三次元振動流へと遷移する．この遷移のメカニズムは未だ解明されていない．遷移メカニズムを明らかにし，制御をすることは，流体力学分野の発展に役立つだけでなく，材料生成分野にも大きく貢献する．

● 今年度の研究成果の概要

振動モード構造について，アスペクト比による変化や動粘性係数の温度依存による影響，重力の有無による影響を考慮した数値計算を行い，検証した．特に，無重力条件における数値計算からは，宇宙実験と同様の振動モード数を有する対流場を再現することに成功した(図1(左))．また，地上実験を模擬するために重力を付加した計算結果からは，地上実験と同様の振動モード数を再現し，重力の有無によって振動モード数が変化することを明らかにした(図1(右))．

さらに，振動流遷移点に関しては，周囲気体への熱損失と重力の有無による比較を行った．重力の有無による影響では，浮力対流によって周方向の速度分布が変化し，振動流遷移点に影響を与えていることを示した．

以上の結果は，今後の宇宙実験と地上実験での相違点を明らかにし，今後の宇宙実験の規範となる結果である．

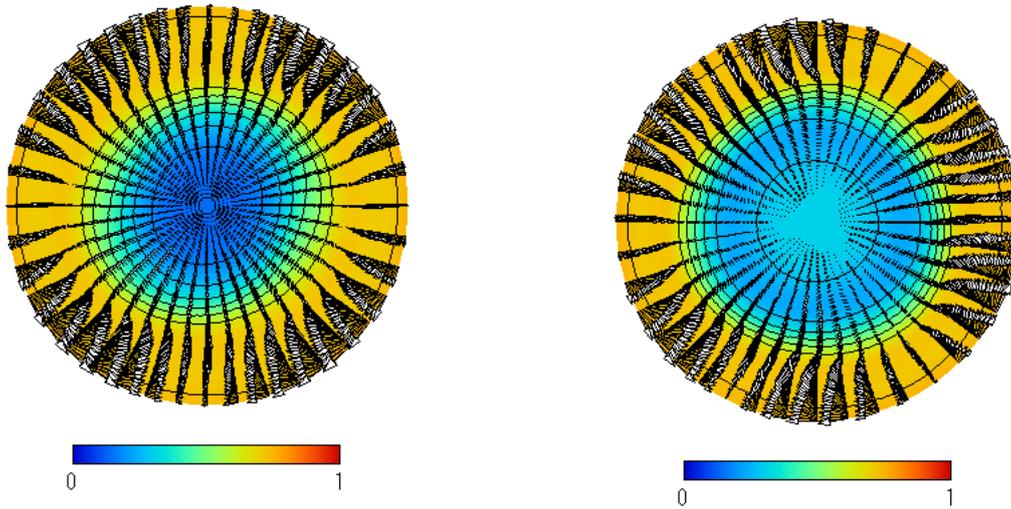


図1 液柱高さ中心の $r\theta$ 断面での振動モード構造, (左) 無重力条件, モード2 (右) 重力を付加した条件, モード3

● 研究成果の公表状況

- 1) 橋 優貴, 河村 洋, 第45回日本伝熱シンポジウム講演論文集, Vol. I, pp.75-76, (2008)
- 2) Yuki Tachibana, Hitoshi Kawamura : A Study of Thermocapillary Convection in a Full-zone Liquid Bridge. The 4th International Marangoni Association Conf, (2008)

極超音速エンジン実験機の空力特性改善に関する数値解析

Numerical Simulation on Hypersonic Turbojet Experimental Aircraft for Improving Aerodynamic Characteristics.

● 研究グループ

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

研究分担者：慶應義塾大学大学院理工学研究科修士課程，立花 充(mr072078@hc.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り、現在は飛行試験に用いる極超音速エンジン実験機の機体形状に関する検討が行われている。本研究では極超音速エンジン実験機に対し数値解析を行い、機体形状と空力係数の関係を明らかにし、定常飛行に適した形状に関する検討を行うことを目的とする。

● 研究の概要

極超音速エンジン実験機の機体形状として最初に提案された 1 次形状は静安定性が無く、揚抗比が低いといった定常飛行に不適當な特性を有していた。それらの特性を受け、実験を通し新たに提案された 2 次形状候補では静安定性の確保、高揚抗比が実現した。本研究では極超音速エンジン実験機の 1 次形状および 2 次形状候補に対して数値解析を行い、機体形状と流れ場、空力係数の関係を調査した。

● 今年度の研究成果の概要

1 次形状の持つ特徴として上面前縁角度が下面前縁角度より大きく、水平尾翼が小さいことが挙げられる。一方 2 次形状候補は上面前縁角度が下面前縁角度より小さく、機体为先細であり水平尾翼が大きいという特徴を持っている。図 1 に示す 2 次形状候補における空力係数の迎角変化より静安定性が確保されていることを確認できる。2 次形状候補において静安定性が確保されていたのは、機体先端の面積が小さく迎角変化に対し順方向のモーメントが発生しにくいためであることがわかった。また水平尾翼の面積が大きく、迎角変化に対し逆方向のモーメントが発生しやすいためであることがわかった。2 次形状候補では上面前縁角度が下面前縁角度より小さいため、下面前縁において強い圧縮が起き揚力は大きくなるが、迎角が増加した場合には抗力も大きくなることがわかった。図 1 に示す機体中心面圧力分布より下面前縁における強い圧縮を確認できる。しかし、2 次形状候補ではトリムを取得できる迎角が小さくなり、その迎角における抗力は小さいため、結果的に揚抗比は上昇した。

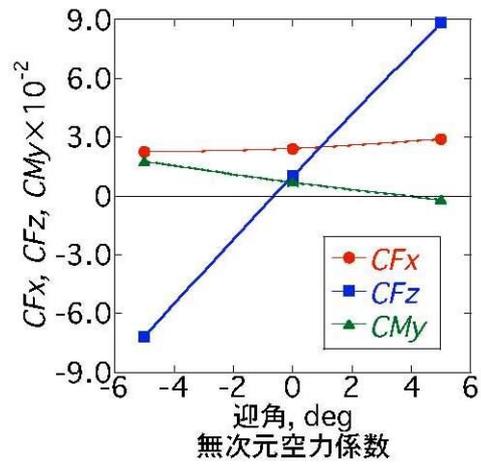


図1 2次元形状候補における効力係数 CF_x , 揚力係数 CF_z , ピッチモーメント係数 CM_y 迎角応答, $M_\infty=7.0$, $P_0=950\text{kPa}$, $T_0=550\text{K}$

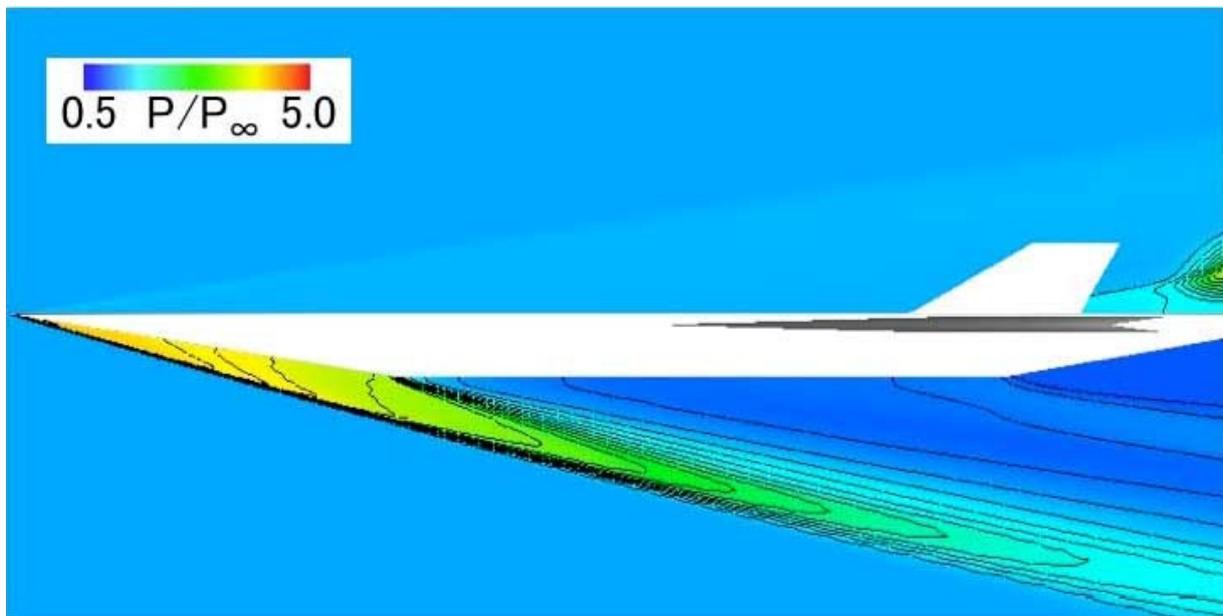


図2 2次元形状候補における機体中心面圧力分布, $M_\infty=7.0$, $P_0=950\text{kPa}$, $T_0=550\text{K}$, 迎角 0 deg .

CAMUI 型燃料グレイン後退速度予測プログラムの開発

Numerical Study of CAMUI-type Hybrid Rocket Combustor

● 研究グループ

研究代表者：北海道大学大学院工学研究科，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，永田晴紀(nagata@eng.hokudai.ac.jp)

北海道大学大学院工学研究科，栗原央流(kurihara@mech-me.eng.hokudai.ac.jp)

● 計算の目的

北海道大学において開発されている CAMUI 型ハイブリッドロケットは，その特徴的な燃焼方式のため，内部流れ場は非常に複雑である．また燃焼の進行と共に燃焼室形状は変化し，流れ場も刻々と変化する．このため，CAMUI 開発においては数値計算の重要性が認識されているが，手法が確立されていない．本研究では最終的に燃焼室の燃料後退速度を予測し，開発へ貢献することを目的とするものである．

● 研究の概要

本研究は 4 つの段階に分けられる．各段階で次のモデルを組み込む．①非燃焼・定常モデル，②燃料の蒸発を考慮したモデル，③燃焼を考慮したモデル，④燃料の後退を考慮したモデル．順に複雑なモデルを計算に組み込み，最終的に燃料後退速度の予測を行う．計算結果と実現象との比較には，実際の燃焼途中の形状を使う．燃焼途中形状は，燃焼を途中で停止させることで得られる燃焼途中の燃料ブロックを三次元計測することで得る．

● 今年度の研究成果の概要

三次元計測機を用いて燃焼途中の燃料ブロック形状を取得，そのデータから計算格子を生成した．初期，燃焼中期，燃焼後期の 3 つの燃焼段階の燃焼室形状に対し，それぞれ非燃焼の定常計算を行った．その結果各燃焼段階の形状において，内部流れ場が大きく異なること，この流れ場の違いによって壁面熱流束の分布が影響を受ける様子が明らかにされた．壁面熱流束と実際の後退量を比較することで，定性的な分布はよい一致を示したが，総熱流束の計算と実際の比較では 6 倍程度の違いがあった．

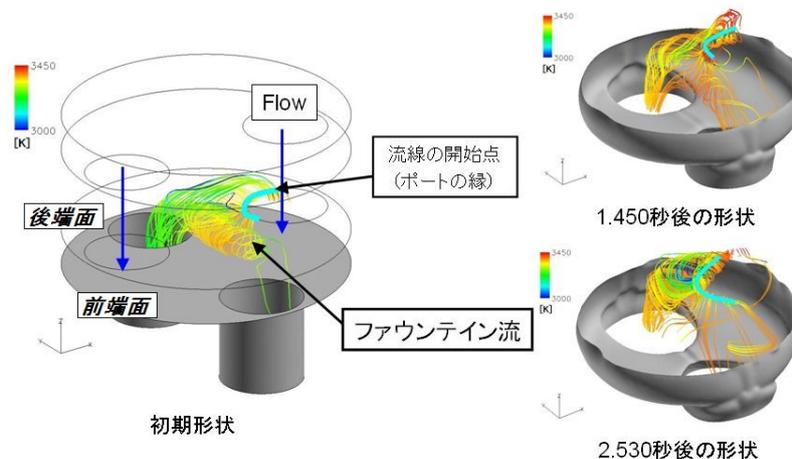
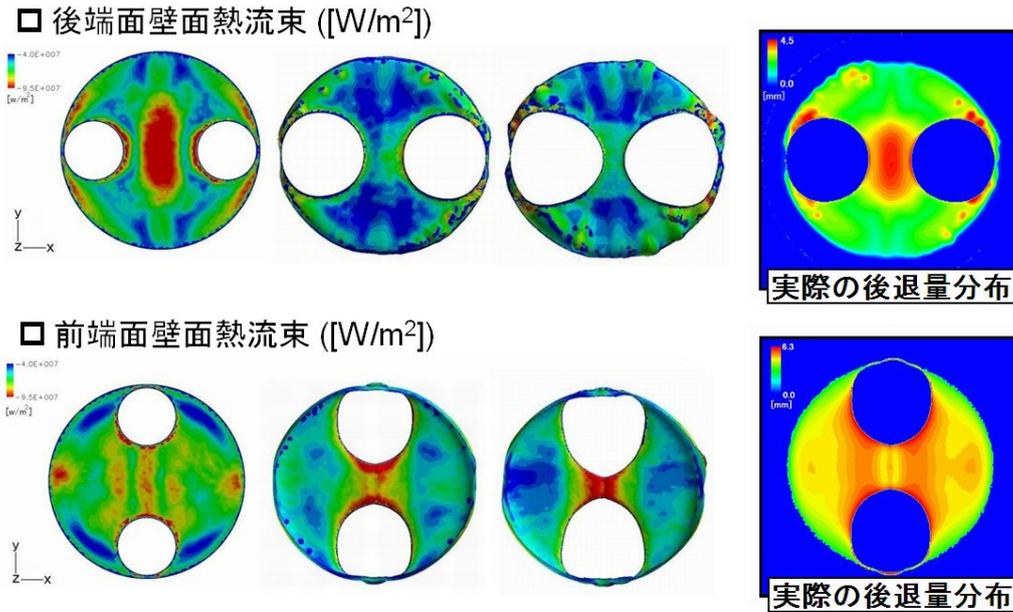


図1 各燃焼段階の形状を用いた計算結果．重要なファウンテン構造に注目して可視化したもの．



● 研究成果の公表状況

- 1) 日本機械学会 北海道卒研講演会, 7 March, 2009
- 2) 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit HYBRID ROCKET PROPULSION SESSIONS 2 - 5 Aug 2009 Colorado Convention Center Denver, CO
- 3) 12th International Space Conference of Pacific-basin Societies (ISCOPS) 26 - 29 May 2009 Montreal, Quebec, Canada

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 mechanical properties of material using multiscale simulation

● 研究グループ

研究代表者：山口大学大学院 理工学研究科 及び ヘルシンキ工科大学 物理学教室,

仙田康浩(senda@yamaguchi-u.ac.jp)

研究分担者：独立行政法人日本原子力研究開発機構 システム計算科学センター高度計算機技術開発室,

金奎希(kim.guehee@jaea.go.jp)

● 計算の目的

ロケットや衛星等の飛翔体で使用される構造材料は、大気圏から宇宙空間まで広範囲な条件下においてその強度や性能の維持が求められる。宇宙空間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材料を対象とした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

マルチスケールシミュレーションでは対象となる系をいくつかの空間領域に分割し、領域毎に適切な計算モデルを適用して各領域の振る舞いを表現する。ミクロスケール領域では分子動力学（以下、MD）による粒子モデルを用い、マクロスケール領域では弾性連続体モデルを用いて、両者を接続する MD/連続体ハイブリッド手法を開発している。本手法をポリマーと金属材料を主体とした複合材料に適用し、広い空間スケールからこれらの材料特性に関する知見を得るのが目的である。

● 今年度の研究成果の概要

我々の研究グループは新しいMD/FEMハイブリッド法を開発し、今年度はその手法に基づき3次元のハイブリッド計算モデル（図1）の計算を行った。粒子系と連続体系の間の相互作用によって、粒子系にマクロスケールの揺らぎが発生することを確認した。この揺らぎが粒子系の動的性質に影響を及ぼし、大規模粒子系による計算と同等の結果を生み出すことがわかった（図2）。現在、ポリマー材料への適用を進めている。

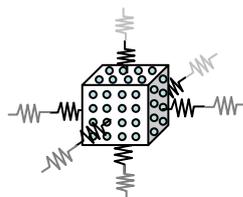


図1 MD/連続体ハイブリッドモデルの概略図。箱はMDセル、箱の中の玉は原子粒子、箱のまわりのバネは弾性連続体をあらわす。

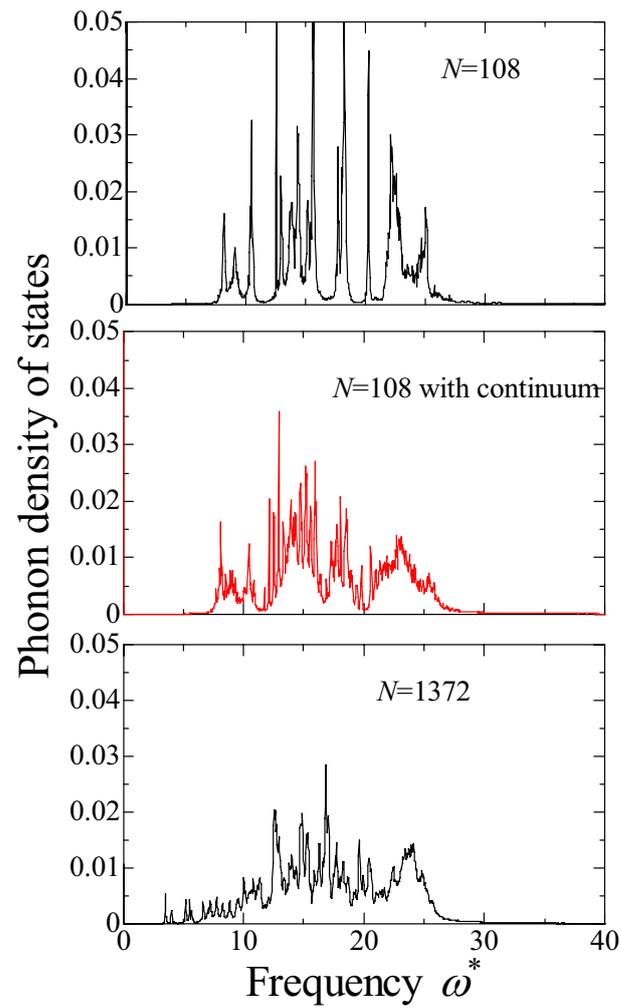


図2 フォノン状態密度の比較 (N は用いた原子数). ハイブリッドモデルによる状態密度 (赤) が大規模系で得られる状態密度を再現していることがわかる.

● 研究成果の公表状況

- 1) Y.Senda and G. Kim, *Prog. Theor. Phys. Suppl.* (2009) in press

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(ymats@mech.t.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

2007年度、プラズマ噴射を伴わない磁気プラズマセイルの推力測定が、地上実験にて実施された。この実験では、実パラメータを模擬するため、スケールダウンしたパラメータ（プラズマ密度、速度、磁束密度）を用い、太陽風プラズマと磁気プラズマセイルがつくる磁気圏との相互作用の観察、ならびにスラストスタンドを用いた推力測定が実施された。この実験で用いられたパラメータと同一のパラメータを用い、太陽風と磁気プラズマセイルがつくる磁気圏との相互作用の観察や磁気圏構造の詳細把握、推力評価を目的として3次元ハイブリッドモデルによる数値解析を実施し実験との比較を行う。

● 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

3次元ハイブリッドモデルを用いた数値解析では、イオンと中性粒子の衝突効果を考慮することによって、磁場のプロファイルや磁気圏厚み、また推力値が地上実験の結果に近づく傾向を得た。数値解析結果から算出した推力値については、衝突モデルを考慮することによって約1[N]の推力減少を確認した。実際の宇宙空間では、この衝突の影響は無いと考えられることから、少なくとも実験で得られた推力に対し、衝突効果に相当する分の推力の増分が見込まれる。解析結果から評価すれば、衝突を考慮しない場合の約3.5[N]が、MPSが形成する磁気圏代表長さ： $L=300[\text{km}]$ における実宇宙空間における予測推力であると考えられる。

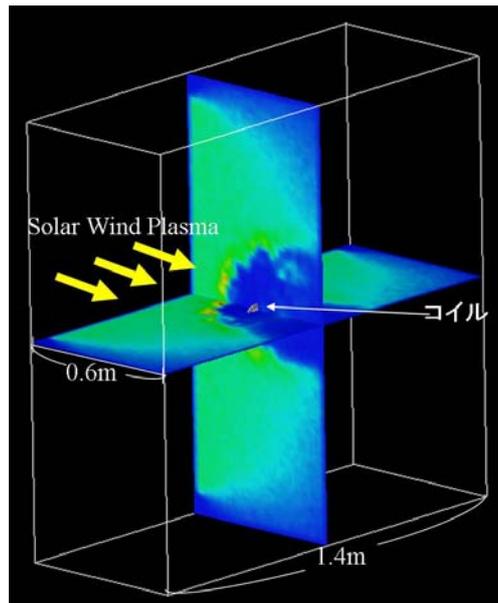


図1 太陽風プラズマと相互作用する磁気圏の様子を示したプラズマの密度コンター図.

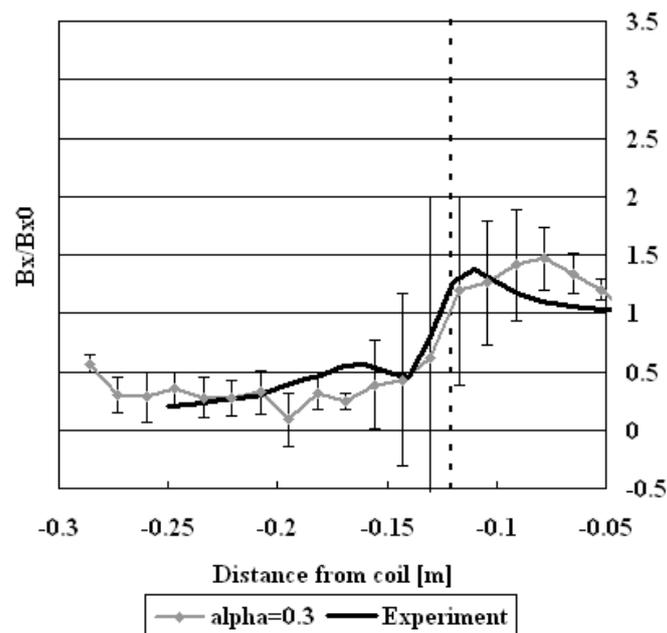


図2 コイル中心から太陽風方向に向かう線上の磁束密度プロファイルの実験と解析との比較 (衝突モデルあり、電離度 $\alpha = 0.3$)

● 研究成果の公表状況

- 1) 梶村好宏 (口頭発表, 和文), 地上実験と数値解析との比較を通じて予測した磁気セイルの推進性能, 第52回宇宙科学技術連合講演会, 兵庫県立淡路夢舞台国際会議場, 2008年11月5日-7日
- 2) 梶村好宏 (口頭発表, 和文), マグセイル推力測定実験とハイブリッド粒子モデルによる数値解析の比較, 宇宙輸送シンポジウム, 宇宙航空研究開発機構, 2009年1月19, 20日
- 3) 梶村好宏 (口頭発表, 和文), イオン粒子シミュレーションを用いた磁気セイル宇宙機の推力評価, 第118回生存圏シンポジウム (宇宙環境利用, 宇宙ユニットシンポジウム), 京都大学, 2009年3月2日

バッフル板型管内マルチ噴流の混合特性に関する数値解析

Swirl and Buoyancy Effects on Mixing Performance of a Confined Multiple Jet

● 研究グループ

研究代表者：京都大学工学研究科，：巽 和也(tatsumi@mbox.kudpc.kyoto-u.ac.jp)

● 計算の目的

本研究では管内マルチ噴流による混合促進効果に注目し，その熱流動場の基本的特性を調べるとともに，より有効な手法の確立を目指して数値解析を行う．本課題では，バッフル板挿入型管内マルチ噴流について，バッフル板に設けられた噴流孔に周方向に傾斜を付けて，バッフル板下流において旋回流を生成した場合の流動特性および混合特性，および流体間に温度差が存在する場合の浮力（重力）の影響について検討を行う．

● 研究の概要

本研究は，低レイノルズ数流れで十分な混合効果が期待できる新たな技術として，微小噴流が隣接配置された管内マイクロマルチ噴流を提案し，実験と数値解析によりその流れや混合性能，燃焼特性の解明を行い，実用化の検証と設計指針の提案を行っている．ここで管内マルチ噴流は Fig. 1 に示すような，燃料ノズルおよびその周囲を取り囲む複数の空気噴孔を有するバッフル板を通して円管内に吹き込まれる噴流の呼称である．また，その流動特性として，単純な管内同軸噴流に比して 2 流体混合の性能に秀で，火炎長が短く，当量比の広い範囲にわたって安定した火炎が形成できることを示している．本課題では，流体がバッフル板を通過する際に旋回成分を噴流に付与する場合ならびに噴流間の温度差のために浮力（重力）が作用する場合を想定し，それらによって管内マルチ噴流の混合性能がどのような変化を受けるかについて数値的検討を行うことにした．

● 今年度の研究成果の概要

管内マルチ噴流の旋回を伴う場合として，噴流孔を周方向に 20° と 40° で傾斜させて計算を行った．その結果，傾斜しない場合と比較して混合が抑制されることが分かった．これは，流体混合促進の要因となる噴流孔下流に形成される逆流領域が，スワール数が増すほどに下流側に移動し，その規模が縮小して混合状態が悪化するためであると考えられる．また，管内マルチ噴流はバッフル板下流側端面の近傍に，管内同軸噴流と比較して混合状態の悪くなる領域が存在するが，旋回を伴ってスワール数が大きくなるほどその領域は下流方向に伸張することが分かった．

管内マルチ噴流に及ぼす浮力の影響として，浮力の作用方向が主流に平行な場合，その影響はほとんど顕れなかったが，浮力の作用方向が主流と平行でない場合には速度および質量分率の分布ともに非軸対称となり，著しく混合が劣化することが分かった．さらに，旋回の伴う管内マルチ噴流に浮力が作用する場合，旋回を伴わない場合には見られなかった特徴として，浮力の作用方向が主流に平行な場合においても流れ場や混合状態が浮力の影響を受けやすいことが分かった．

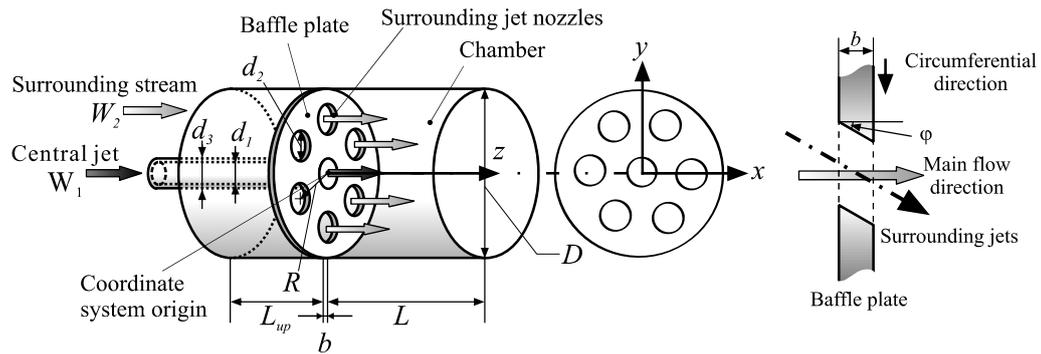


Fig.1 Computational domain

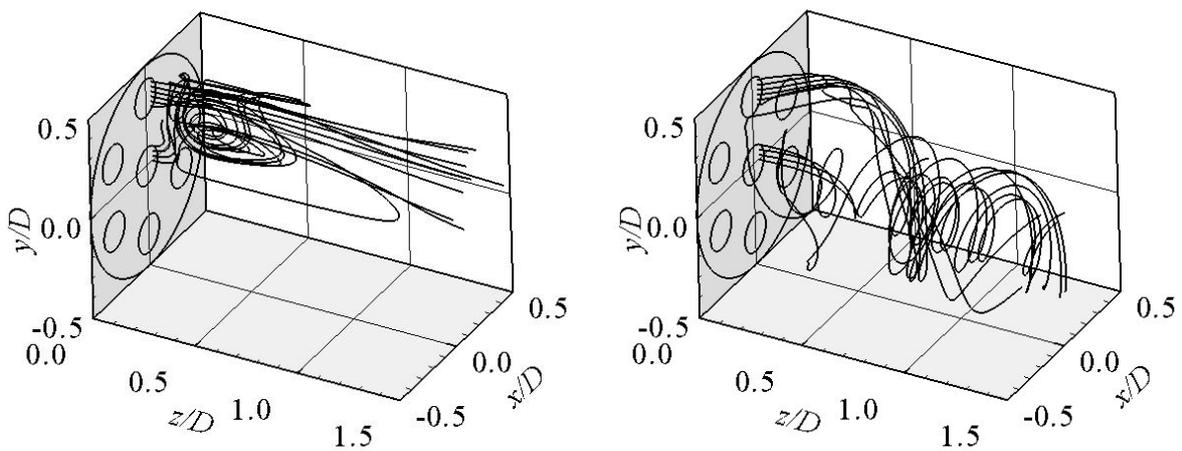


Fig.2 Streamlines for normal(left) and swirl-type (right) baffle plates.

● 研究成果の公表状況

- 1) K. Tatsumi, M. Tanaka, P.L. Woodfield, K. Nakabe, Swirl and Buoyancy Effects on Mixing Performance of Baffle-plate-type Miniature Confined Multijet, submitted to an Int. Journal.

圧縮性 Large-Eddy Simulation における解析技術の向上

Improvement of compressible large-eddy simulation analysis technique

● 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

圧縮性非定常高レイノルズ数流れの実問題の解析を行い，数値計算上の課題の抽出および評価を行う。

● 研究の概要

デュアルベルノズルで発生する横推力について，共通のエクステンションノズルで異なるベースノズルをもつ二つのノズルで大幅に横推力が異なるという，従来の理解とは異なる現象が観察された．その原因として (1)上流圧の不均一 (2)剥離点の急激な移動 (3)剥離剪断層の大規模変動 の3つを想定し，それぞれについて，数値シミュレーションによって検証をおこなった．(1)(2)についてはSAモデルによる軸対称RANS,(3)についてはCNSにより高次精度化した上でSAモデルを修正したDESを適用した．

● 今年度の研究成果の概要

上流圧の不均一や剥離点の移動から予測される横推力は実験値よりも小さく，ノズルによる違いが見られなかったため，実験で観察された横推力の根本原因では無いと考えられる．また，シミュレーションでは剥離剪断層が安定になり，剪断層の大きな変動は観察されなかった．

剥離剪断層の安定化は，DES境界で変動が不足したことが一因であると考えられる．

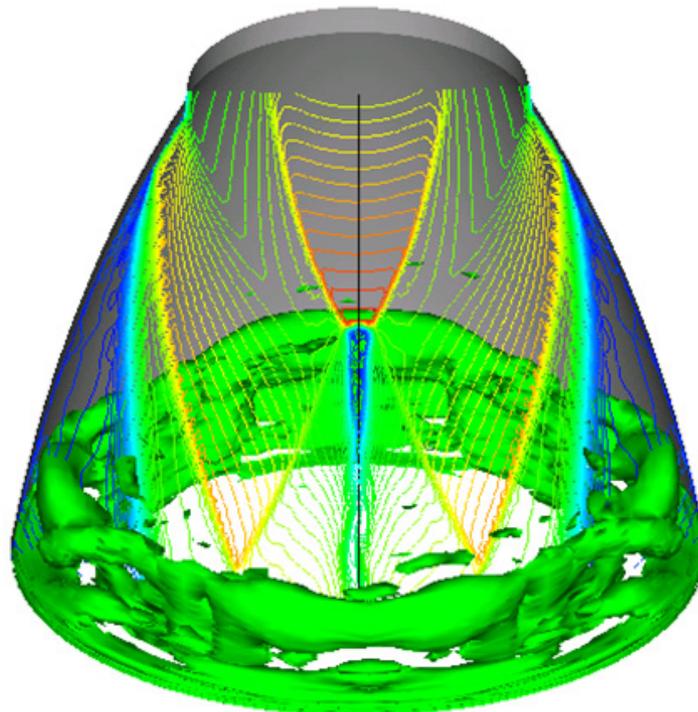


図1 エクステンションノズル剥離剪断層の変動

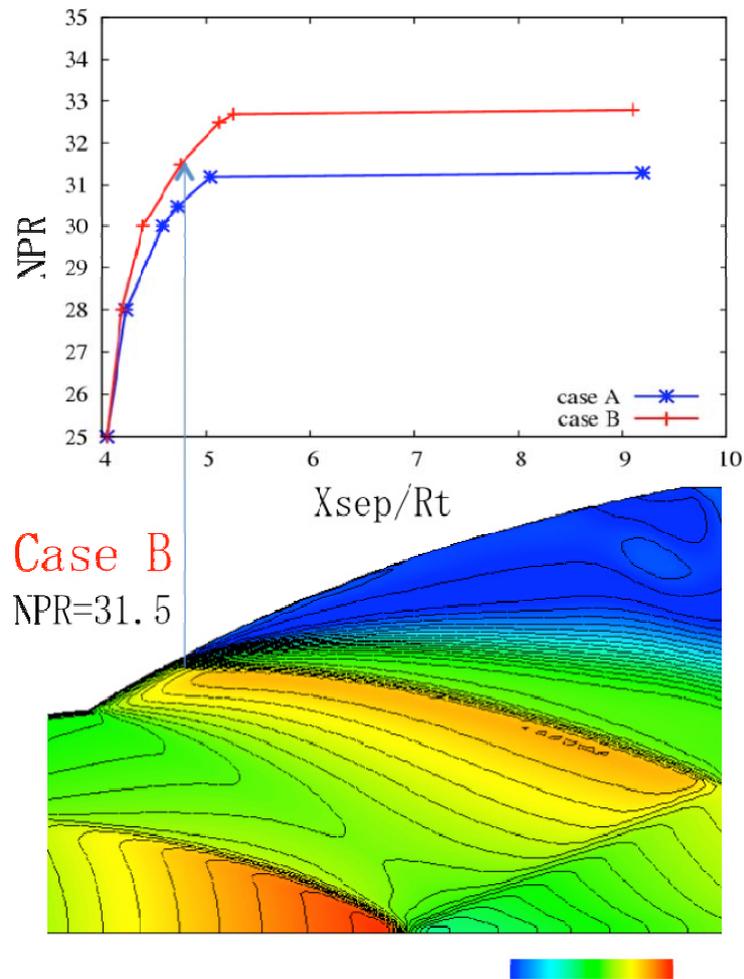


図2 剥離位置の移動

● 研究成果の公表状況

- 1) 渡邊大輝, 寺本 進, 長島利夫「デュアルベルノズル遷移時の横力に関する数値解析」第49回 航空原動機宇宙推進講演会

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）の飛行試験の機体の空力解析を行う．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．幅広い気流条件の解析を実施し，空力縦特性・横特性を取得し，軌道設計に活用する．

● 研究の概要

JAXA による予冷ターボジェットエンジン搭載の飛行試験機体設計のための空力解析を行う．前年度は，主翼の取り付けにより空力横安定の低下が見られたが，尾翼面積の増大と重心位置を変更することで不安定性が克服されるかを調べる．また主翼の空力弾性解析に向けて，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化を行う．

● 今年度の研究成果の概要

今年度は，主翼とエンジン付き形態の非粘性空力解析を主に行った．計算結果の一例として，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．また，図 2，図 3 は，それぞれ横滑り角 0° と 5° の空力係数のマッハ数スイープである．図 2 は機体軸方向空気力と法線方向空気力の風洞試験結果との比較を示し，CFD はマッハ数依存性を良好に再現していると分かる．一方，Fig. 3 は横特性を示し，横力，ローリング，ヨーイングモーメントのマッハ数依存性を示す．ヨーイングモーメントより，風見静安定を確保していることが分かる．垂直尾翼面積と重心位置を変更することにより，風見安定性を回復する事ができ，この点でも CFD の予測は有効であった．しかしながら，CFD はマッハ数の変化による横力の変化を過度に見積もっている．非構造格子（四面体格子）CFD により単一ブロックの格子生成が可能である一方，非粘性であるが故に機体の後端部付近で過膨張による計算不安定生も見られた．安定性と精度のために，今後は粘性解析を進める予定である．

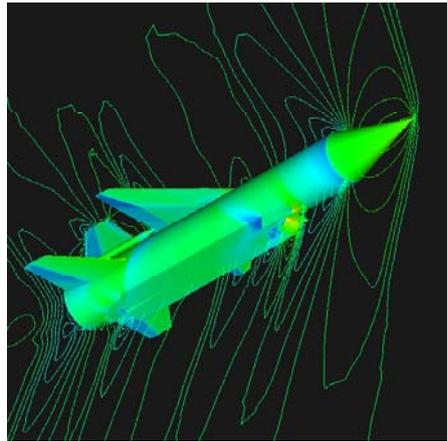


図1 エンジン付き高速落下飛行体の空力特性 (圧力分布) : $M_\infty=1.1$, $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$

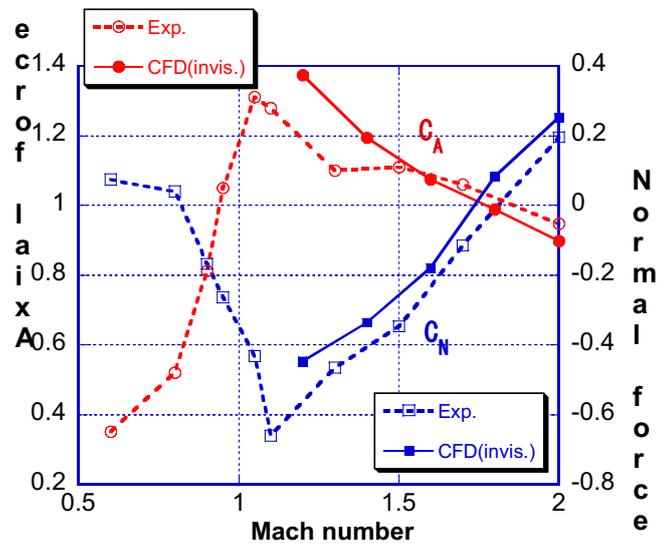


図2 軸方向, 法線方向の空気力のマッハ数依存性

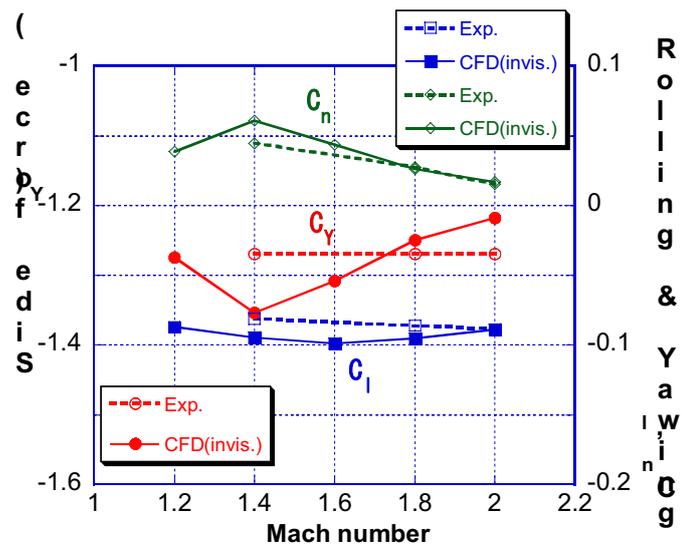


図3 横力, ローリング・ヨーイングモーメントのマッハ数依存性

● 研究成果の公表状況

- 1) 「Aerodynamic Simulation of Flight Testbed of a Pre-cooled Turbojet Engine Using a High-altitude Balloon」, K. Miyaji, T. Uchiyama, K. Yamaguchi, K. Fujita, N. Tsuboi, S. Sawai, 2008 KSAS-JSASS Joint Symposium on Aerospace Engineering, (CD-ROM), 2008.
- 2) 「Sエンジン飛行実証機BOV-3の空力特性と起動計画について」, 藤田, 丸, 宮路, 鈴木, 澤井, 平成20年度宇宙航行の力学シンポジウム (印刷中), 2008.

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

An analysis of fuel atomization and flows with combustion around an injection of rocket engines

● 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・教授，松本洋一郎(ymats@mech.t.u-tokyo.ac.jp)

研究分担者：東京大学大学院工学系研究科 JAXA 社会連携講座・特任助教，

清水和弥(kshimiz@fel.t.u-tokyo.ac.jp)

● 計算の目的

液体ロケットエンジン内の流れは，相変化，燃焼反応などを伴う複雑な流れ場となっている．燃焼については，高圧環境下における100K～4000K 程度までの物性変化，化学反応，相変化などを考慮する必要があり，計算技術としても非常に高度である．今年度は特に高圧環境下での反応モデルおよび化学反応の時間積分法について検討するための計算を行った．化学反応を伴う流れは，方程式系の stiffness が大きな問題となることはよく知られているが，この傾向は生成速度が大きくなる高圧ほど顕著となる．比較的容易な方法でこの問題を解決する方法を考案することを目的とした．

● 研究の概要

ロケットエンジンで想定されるような高圧条件下における水素／酸素燃焼流れ解析に関する研究として，本年度は特に反応機構に関連した項目について検討した．特にロケットエンジンで想定されるような 200 気圧程度までの高圧条件に対して適用可能なモデルを構築するため，特に高圧条件で重要となる三体反応が関与するような素反応について改良を行った．また，その反応機構を流れと同時に解析する際には生成項の時間積分法が問題となることが多い．この問題を解決するための簡易的な手法として，異なる時間精度を有する手法を併用し，各ステップで局所誤差を評価することでそのステップ毎の時間積分安定性を判断し，時間刻み幅を可変とすることで効率的な時間積分を行う手法について検討した．

● 今年度の研究成果の概要

今年度は，特に化学反応に関する項の数値解析に関する基礎的な検討として，反応機構の改良ならびにその時間積分法に関する検討を行った．ここでは，時間積分法に関する結果の具体例の一つを示す．図 1 には，3 次精度および 4 次精度の陽的 Runge-Kutta 法を併用し，その局所誤差があらかじめ設定した条件を満たさない場合には， Δt が大きすぎると判断し，小さな Δt を用いて時間積分をやり直す手法の例である．この手法では，陽的 Runge-Kutta 法を用いているので，従来の数値流体解析にも容易に応用できる．図 1 には， $\Delta t = 1.0 \times 10^{-9}$ と固定した場合とここで提案している手法とについて，着火遅れ時間における温度履歴を示しているが，同じ結果が得られており本手法の有効性が確認できる．また，図 2 には，そのときの各タイムステップにおける時間積分に用いられた Δt の値を示した． $1.5 \mu\text{s}$ 付近の非常に短い時間でのみ小さな Δt を要求しているもののそれ以外の時刻では，それよりも 10 倍程度大きな時間刻みで積分可能であったことがわかる． Δt を固定してしまうとこの最小 Δt から要求される時間刻みが決まってしまうため非効率であることもこの図から明確である．

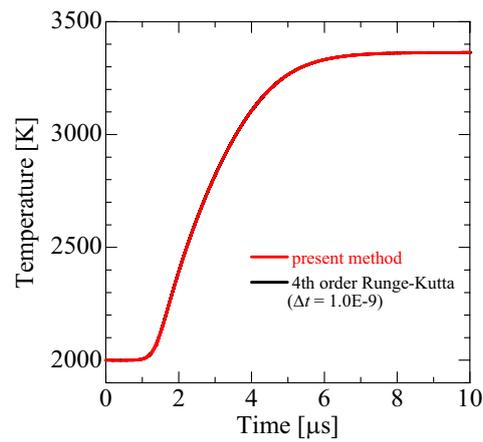
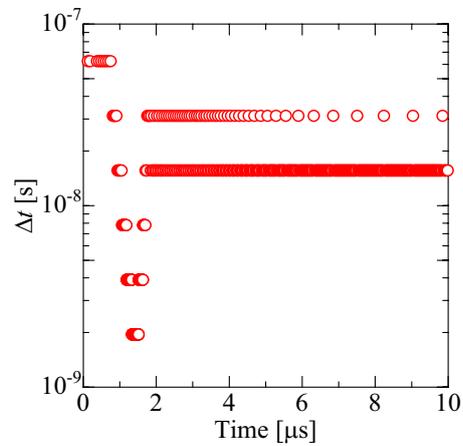


図1 着火遅れ時間解析の温度履歴

図2 各時刻における Δt

● 研究成果の公表状況

- 1) 清水和弥他：「高圧水素／酸素燃焼反応機構の基礎検討」，日本航空宇宙学会2009年講演会，pp.262
- 2) 大山峻幸他：「Numerical method of interaction between two free surfaces of gas and liquid with a front tracking method」，U.S. – Japan Seminar on Two-Phase Flow Dynamics

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

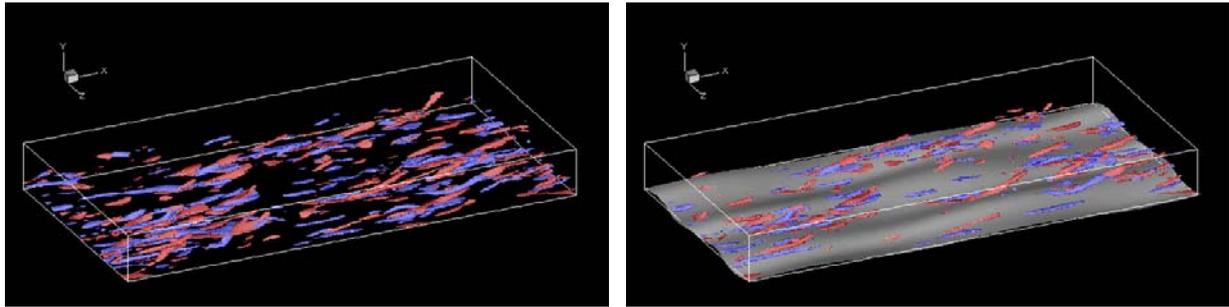
ゴムのような粘弾性体の表面に働く流体摩擦抵抗は、金属のような弾性体の表面に作用する流体摩擦抵抗に比べて小さくなることが知られている。イルカが水中を高速で遊泳できる理由もその柔らかい表皮のためであると考えられている。しかし、実験的に流れ場と壁面の相互作用を詳細に調べることが困難であるなどの理由から、摩擦抵抗低減の仕組みは明らかにされていない。一方、数値計算は格子点に物理量が定義されており、流れと壁面変位の詳細な情報が得られると考えられる。本研究は数値計算の利点を活かして、流体と粘弾性体の連成解析を行い、柔らかい壁面上における乱流特性、及び、摩擦抵抗低減メカニズムを解明することを目的としている。

●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

Figure1 (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。



(a) Solid wall.

(b) Compliant wall.

Fig.1 Instantaneous vorticities of turbulent flowfield over the solid and the compliant walls.

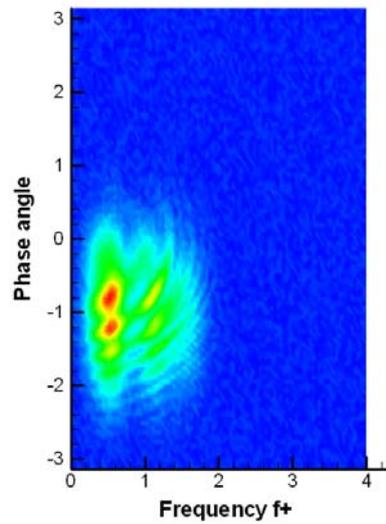


Fig.2 Cross-spectrum between normal velocity fluctuation and wall displacement of the compliant wall.

● 研究成果の公表状況

- 1) 藤松信義, 三栖 功, 粘弾性壁面を有するチャンネル乱流のDNS解析, 第22回数値流体力学シンポジウム.

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．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．

● 今年度の研究成果の概要

Figure 1 にプラグノズルを有する機体の底面流れの等マッハ線図を示す．無次元高度 h/R は 0.75 である．着陸時はノズル流が過膨張しているため，ノズル壁面から流れが剥離している．噴流せん断層は一般的に不安定であるため自励振動する．そのため，大規模な渦構造が生じている．

Figure 2 に機体高度と軸方向速度の時間履歴を示す．プラグノズル形状の結果(Plug)と，機体底面角部が切り落とされた形状(Edge cut)と切り落とされていない形状(Normal)の結果を比較している．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．その理由は，機体高度によって変化する底面空気力に対して，制御パラメータを固定したためだと考えられる．Normal の場合， $h/R < 0.4$ になると機体を地面に引き寄せる空気力が強くなる．そのため $T=375$ 以降，目標速度を維持することができなかった．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．

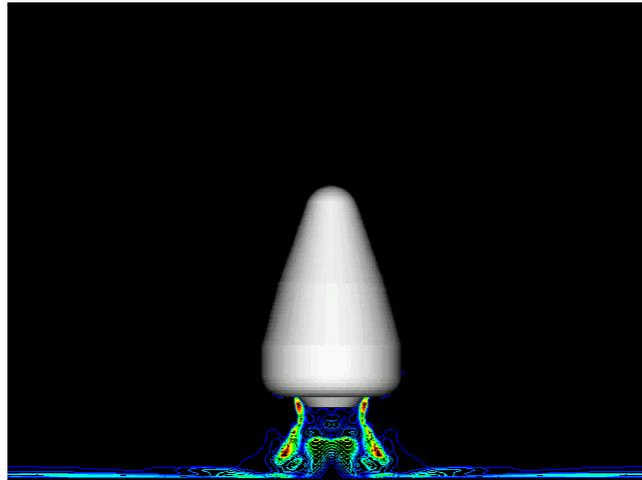


Fig.1 Instantaneous flowfield around vehicle with plug nozzle ($h/R=0.75$).

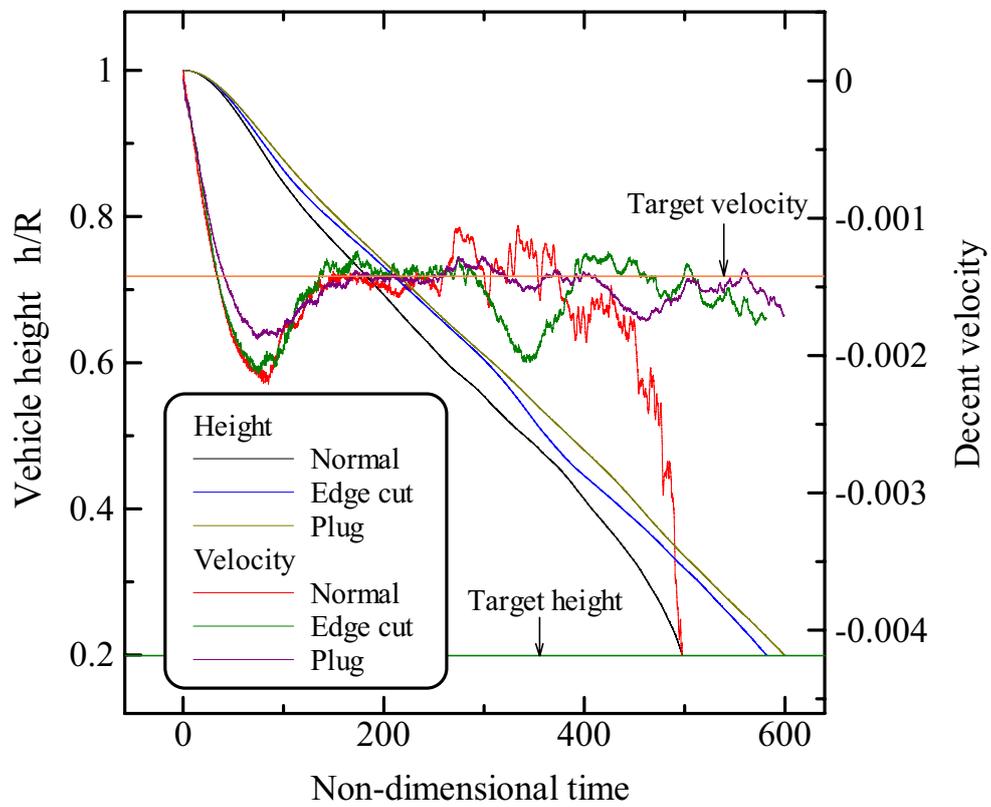


Fig.2 Time histories of vehicle height and decent velocity.

スペースプレーンや宇宙ステーションなどにおける熱制御技術の開発

Development of thermal control technology on the space plane and the space station

● 研究グループ

研究代表者：金沢大学大学院自然科学研究科 システム創成科学専攻，

大西 元(honishi@t.kanazawa-u.ac.jp)

● 計算の目的

ス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現象の理解を深め、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

本年度は、昨年を引き続きミストを含んだ空気流と伝熱面との熱流動場を現象の適切なモデル化のもと、数値解析を用いてミスト沈着の着霜への影響を詳細に検討した。具体的には、適切なモデル化のもと、霜・ミストが発生する低温条件下で有用性が期待できるフィンレスフラットチューブ熱交換器を対象に、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した。ただ、霜層成長の相変化数値シミュレーションを行うには至らなかった。

そこで本年度はさらに、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、非定常層流下でフィンレスフラットチューブ熱交換器を対象に、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。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、チューブ列ピッチ P_L 、チューブ段ピッチ P_T をパラメータに変化させて行った。

その結果、非定常性は管径のみならず、 P_L にもかなり依存することが分かった。そして、千鳥配列では今回検討したレイノルズ数域では非定常渦による伝熱促進効果が見られなかった。いっぽうで、インライン配列では定常では元々2列目管の伝熱があまり良くないので、 $P_L/D \geq 15$ の場合に非定常渦により顕著に熱伝達が促進されることが確認された。

また、フラットチューブ熱交換器とフィンアンドチューブ熱交換器の単位前面面積当たりのポンプ動力に対する熱伝達率を比較した結果、フラットチューブ熱交換器の有効性が確認できた。さらに、風速が高い条件になるほどその性能が良くなることが明らかとなった。

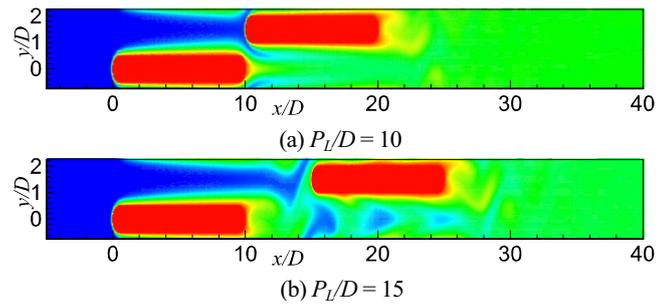


図1 低温空气中に置かれた高温フラットチューブ周りの、(a) $P_L/D=10$ と(b) $P_L/D=15$ の場合における瞬間の等温線図

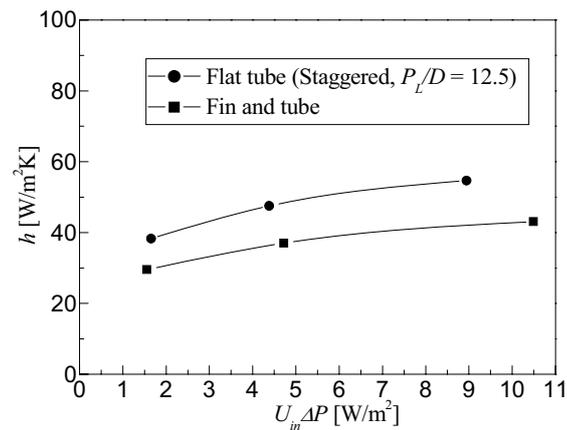


図2 フィンレスフラットチューブ熱交換器とフィンアンドチューブ熱交換器の伝熱性能比較

● 研究成果の公表状況

- 1) 大西 元, 中野裕之, 多田幸生, 瀧本 昭, 第45回日本伝熱シンポジウム講演論文集, vol.2, pp.475-476, 2008
- 2) H. Onishi, H. Nakano, Y. Tada and A. Takimoto, Proceedings of the Second International Forum on Heat Transfer, paper No.241, 2008
- 3) 御堂翔太, 大西 元, 多田幸生, 瀧本 昭, 日本冷凍空調学会年次大会講演論文集, pp. 227-230, 2008
- 4) H. Onishi, H. kyono, Y. Tada and A. Takimoto, Proceedings of The 7th JSME-KSME Thermal and Fluids Engineering Conference, paper No.A313, 2008

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、高温・高圧下におけるナトリウムの融解曲線を理論的に求め、実験結果との比較検討を行うことである。今年度の計算の目的は、第一原理分子動力学シミュレーションを用いて、種々の圧力においてナトリウムの結晶状態から温度を上昇させて、結晶状態から液体状態へ変化する温度から融点を求め、液体ナトリウムの構造の圧力依存性との関連を調べることである。

● 研究の概要

超高圧下のナトリウムに対して、種々の温度で第一原理分子動力学シミュレーションを実行し、ナトリウムの融解曲線を求めた。具体的には、1気圧～100万気圧の広い圧力領域での融解曲線を求め、30～60万気圧付近に融点極大が存在することを明らかにした。

● 今年度の研究成果の概要

本研究で第一原理分子動力学シミュレーションにより求めた高温・高圧下のナトリウムの融解曲線を、最近X線回折実験により得られた融解曲線および他の研究者によるシミュレーションの結果と比較検討した。その結果、超高圧下では、隣り合うナトリウム原子のコア電子(2p)の波動関数の重なりを考慮することが重要であることを明らかにした。

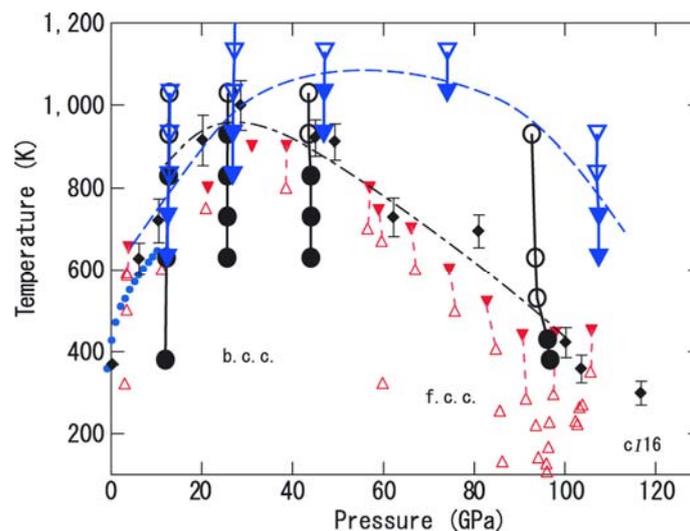


Fig.1 Melting curves of Na estimated from our simulations compared with previous studies (Raty et al.). The large black circles and long-short dashed line show the result obtained by 3s valence-electron model, and the large blue triangles and blue long-dashed line show that obtained by 2p3s valence-electron model. Small red triangles show the theoretical results by Raty et al. The experimental results are shown by small black diamonds (Gregoryanz et al.) and small blue circles (Zha et al.).

● 研究成果の公表状況

- 1) Effects of Inner-Core 2p States on Melting Curve and Structure of Dense Sodium at High Pressures,
A. Yamane, F. Shimojo and K. Hoshino,
J. Phys. Soc. Jpn. **77**, No.6, 064603 (7pp) (2008)
- 2) Pressure dependence of the structure of liquid Na
A. Yamane, F. Shimojo and K. Hoshino
J. Phys.: Conf. Ser. **98**, 012024(4pp) (2008)
- 3) 山根阿樹, 下條冬樹, 星野公三
液体ナトリウムの構造の圧力依存性 V
日本物理学会第 63 回年次大会 (2008 年 3 月, 近畿大学)
- 4) 山根阿樹, 下條冬樹, 星野公三
超高压下におけるナトリウムの構造と電子状態
日本物理学会 2008 年秋季大会 (2008 年 9 月, 岩手大学)

仮想銀河群カタログ

Virtual Group Catalog

● 研究グループ

研究代表者：東北大学理学研究科，野口正史(noguchi@astr.tohoku.ac.jp)

研究分担者：Mullard Space Science Laboratory, University College London,

河田大介(d.kawata@ucl.ac.uk)

● 計算の目的

最近の大規模な銀河赤方偏移サーベイの結果から，約半数の銀河が銀河群に属していることを明らかになってきた．したがって，構成銀河を含めた銀河群の形成史を理解することは，銀河形成の物理過程の解明の鍵となるといえる．観測面では，X線(高温ガス成分の情報)と可視光(構成銀河の形態や視線速度の情報)の両面から，近傍から中間赤方偏移($z \sim 0.5$)の銀河群の精力的な観測がなされている．しかし，理論面では，銀河団に関する多くの研究があるのに比べて，銀河群の研究は進んでいるとはいえない．これは，銀河群は，質量は同じでも，非常に多様な性質を持ち，つかみ所のない系であるということが原因の一つであると考えられる．そこで，本研究では，観測と直接比較可能な，数値シミュレーションを用いて，構成銀河の構造まで分解できる高解像度で，質量や形成史の異なる，多くのサンプルの銀河群のシミュレーションを行い，そのカタログを作成する．これは，いわば“Virtual Group Catalog”である．

● 研究の概要

自作した3次元N体+SPH(Smoothed Particle Hydrodynamics)コード(GCD+)を用いて，合計約50個の銀河群の高解像度宇宙論的数値シミュレーションを行う．計算結果で得られた銀河群や構成銀河の多波長観測量を解析し，最新の観測データと定量的に比較することにより，銀河群形成と銀河形成の物理過程を解明する．この研究は，3年計画であり，最終的には，すべてのシミュレーション結果や観測的性質をWeb上で，広くコミュニティーに公開する．

● 今年度の研究成果の概要

昨年度の研究により，銀河群ガスと構成銀河のガス成分との相互作用が重要であることが明らかになった．しかし，最近，Agertz et al. (2007, MNRAS, 380, 936) によって，SPHコードでは，そのような相互作用で重要になる可能性のある Kelvin-Helmholtz instability (KHI) を解くことが出来ないことが示された．一方，最近，Price (2009, JCoPh, 227, 10040) によってその解決策も提案された．そのため，提案された解決策を取り入れることにより，コードを改善することを優先した．このような新しいコードは，多くのテスト計算を必要とするため，割り当てられた計算時間をテスト計算に当てた．今年度の成果として輻射冷却を含まない断熱的な計算でのテストは成功し，この成果を投稿論文としてまとめた(研究成果 1)．図 1 に改良されたコードでの KHI テストの結果をあげる．初期条件では，中心の層だけ密度が 9.6 倍高く，右方向に動いており，密度の低い上下の領域は左方向に動いている．また，1/6 の波長の小さな速度揺らぎも境界上に加えた．図は，解析的に予想される KHI が発達するタイムスケール後の，密度と圧力の分布である．従来の SPH コードでは不可能だった KHI の状態をうまく解けていることがわかる．さらに，改良されたコードと従来のコードを宇宙論的銀河団形成シミュレーションでも比較した．その結果を図 2 にあげる．従来のコードでは，エントロピーは中心部に行くに従って下がるが，新しいコードではガスの温度が中心部で高くなり，エントロピーが中心部でも高く保たれるという結果

になった。この新しいコードの結果はメッシュ法で計算されたシミュレーションの結果と似た結果であり、以前から知られていたSPHコードとメッシュコードの不一致(e.g. Frenk et al. 1999, ApJ, 525, 554)を解消することができた。このようなガスの状態は X 線観測と比較できる重要な物理量であり、SUZAKU などによる X 線観測との比較による銀河団や銀河群の形成の研究にも重要な影響を与える可能性がある。したがって、この結果は、我々の研究の方向性を変える必要に迫らせている。今後、コードのさらなるテスト改良を行い、より独自性のあるコードを完成させた後、仮想銀河群カタログプロジェクトを再度立ち上げたい。

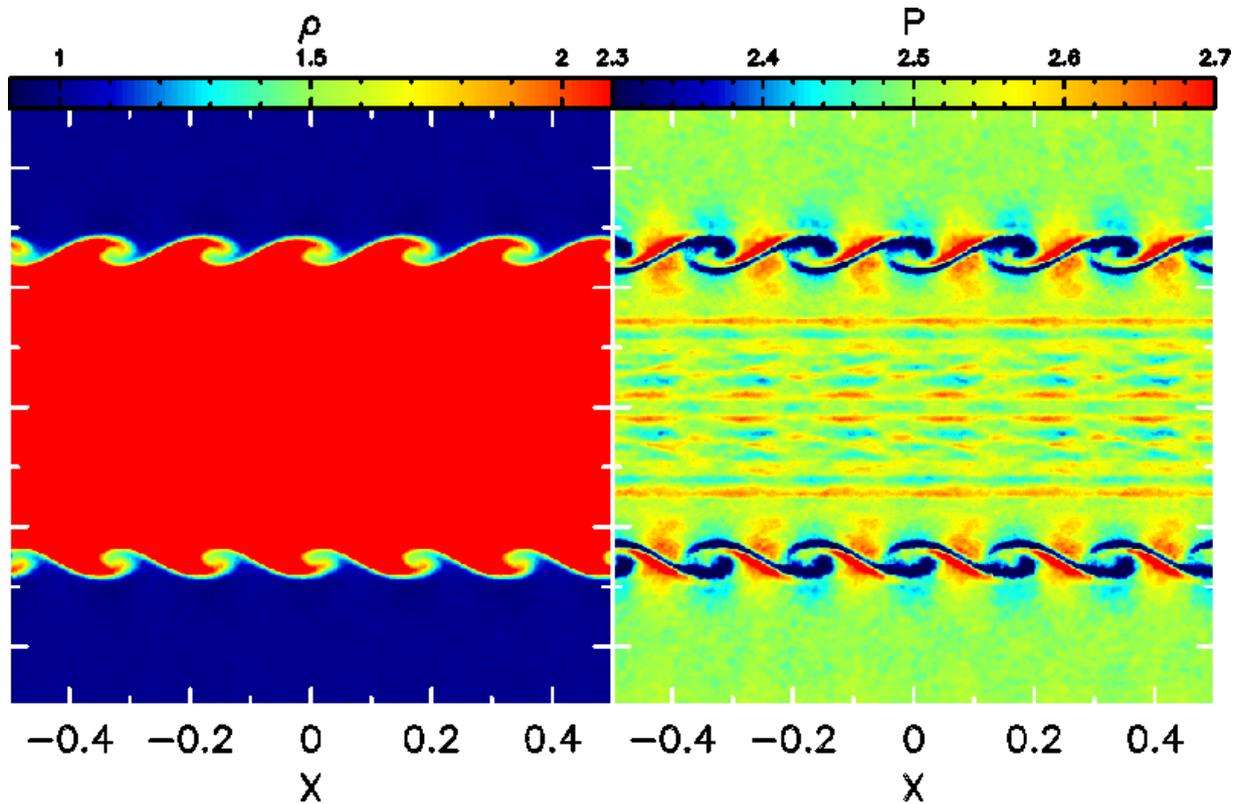


図1 HIテストの結果。解析的に予想されるKHIが発達タイムスケール後の密度（左）と圧力（右）の分布。

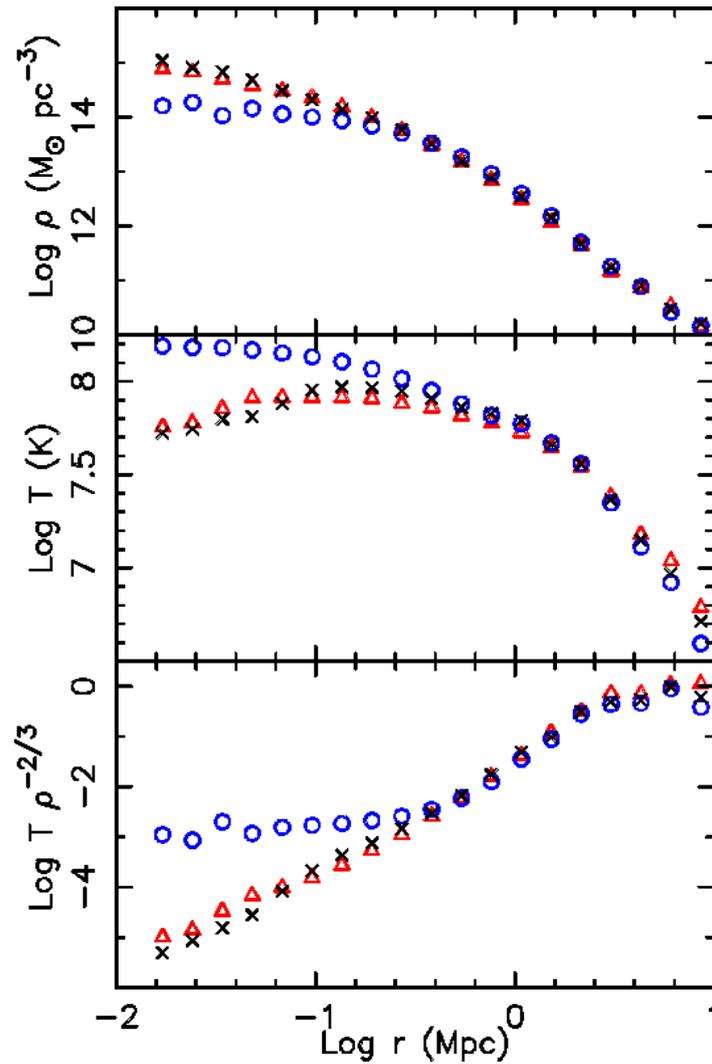


図2 銀河団シミュレーションでのシミュレーションでのガス密度（上段）、温度（中段）、エントロピー（下段）プロファイル。赤い三角が従来のコード、青丸が改良されたコード、×印は改良されたコードの一部の機能を無視した場合の結果。

● 研究成果の公表状況

- 1) D. Kawata et al., Non-radiative test of new SPH scheme, MNRAS submitted
- 2) M. Mouchine, B.K. Gibson, A. Renda, D. Kawata, Simulating the Mass-Metallicity Relation from $z=1$, 2008, A&A, 486, 711

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，大槻圭史(ohtsuki@lasp.colorado.edu)

北海道大学低温科学研究所，谷川享行(tanigawa@lowtem.hokudai.ac.jp)

秀明大学総合経営学部，榎森啓元(emori@ts.shumei-u.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

今年度は特に(3)に関する計算を主に進めた．原始惑星が微惑星集積により成長して月程度の大きさになると，周りの星雲ガスを重力により引きつけ，原始大気を持つようになる．原始惑星に近づいてくる微惑星に原始大気が及ぼすガス抵抗により，原始惑星による微惑星捕獲確率は増大し，惑星成長時間を短縮する(図1)．この過程に関する従来の研究では太陽重力の効果を見積もりしかなかった．そこで我々は太陽重力と原始大気からのガス抵抗を厳密に考慮した三体問題軌道計算を実行し，原始大気からのガス抵抗が惑星集積率に及ぼす影響を詳しく調べた．また原始大気の密度分布がべき関数で表わされると仮定してガス抵抗を考慮した惑星集積率を解析的に求め，微惑星と原始惑星の相対速度が大きい時には両者がよく一致することを確認した．また，ガス抵抗の強さ ξ をパラメータとして，惑星集積率を微惑星のランダム速度（平面円軌道からのずれの速度成分）の関数として求めた(図2左)．さらにこれらの結果を簡単な惑星成長モデルに適用することにより，原始大気によるガス抵抗が惑星成長時間にどのように影響するかを調べた．その結果，この効果により惑星成長時間が大幅に短縮される可能性があること，その程度は微惑星サイズによること，等が明らかになった(図2右)．これらの結果は論文としてまとめて投稿し，現在論文修正中である(Tanigawa & Ohtsuki 2009, submitted to Icarus)．このほか(1)(2)に関しても論文を執筆/修正中である．

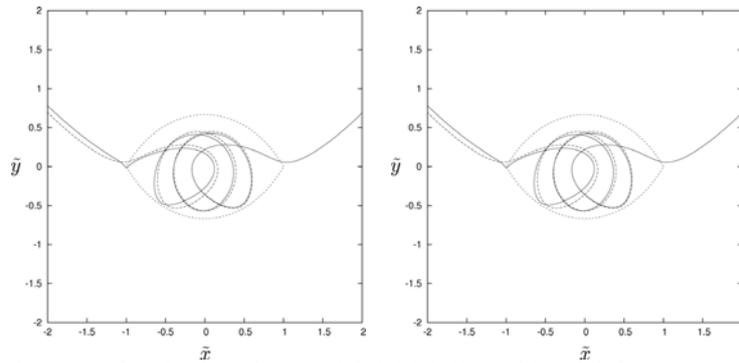


図 1 原始大気によるガス抵抗を考慮した三体問題軌道計算の例. 原始惑星は原点にあり, 原始惑星が静止して見える回転系での軌道. レモン型の点線は原始惑星の重力圏(ヒル圏)を表す. ガス抵抗が弱い場合(左)と強い場合(右). 左図ではガス抵抗がない場合の軌道も破線で示している(Tanigawa & Ohtsuki 2009).

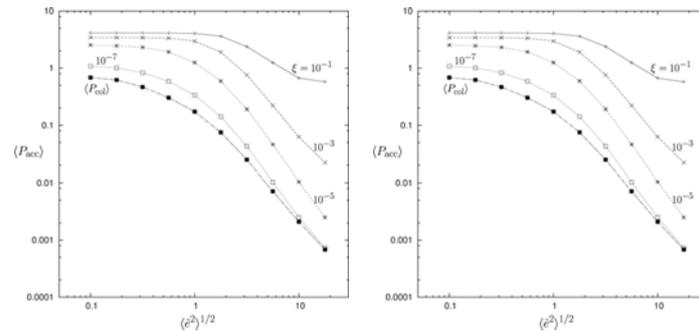


図 2 (左)三体軌道計算によって得られた惑星集積率を微惑星ランダム速度の関数として表したものの. ξ はガス抵抗の強さを表す. 一番下の線はガス抵抗がない場合. (右)得られた惑星集積率を使って微惑星集積による原始惑星の成長を計算したもの. 細実線は大気の効果がない場合, 細破線は大気の効果についての従来の研究結果を使った場合(微惑星直径 10km). 太い実線, 破線, 点線は我々の計算に基づくもので, 微惑星直径が 10km, 1km, 100m の場合(Tanigawa & Ohtsuki 2009).

● 研究成果の公表状況

- 1) Tanigawa, T., Ohtsuki, K. 2008. Accretion rates of planetesimals by a protoplanet embedded in nebular gas. 39th Annual Meeting of Division for Dynamical Astronomy, American Astronomical Society, Boulder, Colorado, April 2008.
- 2) Tanigawa, T., Ohtsuki, K. 2009. Accretion rates of planetesimals by protoplanets embedded in nebular gas. Icarus, submitted.

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：高知工高等専門学校電気工学科，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

2次元PICコードを用いたシミュレーション研究を行い，2次元のPIC (Particle-In-Cell) シミュレーションを行い，プロトン・電子プラズマ中における低周波Alfvén波と運動論Alfvén波の非線形共鳴過程の解明を目指す。

● 今年度の研究成果の概要

後半期からの共同利用研究課題であったため，現在は動作確認・パラメータ設定を終えて，プロトンビームによる運動論Alfvén波の励起・減衰過程に伴う電子加熱を解析した段階である。今後，低周波の大振幅Alfvén波との非線形共鳴を定量的に確認していく予定である。

近接連星系の数値流体力学的研究

Numerical hydrodynamic study of close binary systems

● 研究グループ

研究代表者：神戸大学名誉教授，松田卓也(tmatsuda312@yahoo.co.jp)

研究分担者：神戸大学自然科学研究科，光本 恵(mmitsumoto@stu.kobe-u.ac.jp)

神戸大学自然科学研究科，大杉幸督(031d820n@stu.kobe-u.ac.jp)

神戸大学自然科学研究科，村田浩也(murata@stu.kobe-u.ac.jp)

● 計算の目的

近接連星系の進化を研究するために，近接連星系内で生じるさまざまな流体力学的現象を研究すること。

● 研究の概要

連星系の形成時において，連星系の周りに残ったガスから連星系にガスが降着する様子を，差分法と，われわれが開発した分子流体力学法を用いて数値シミュレーションを行った．この計算はすでにBateたち英国のグループがSPH法を用いて3次元の場合に行っている．彼らは，周連星系ガスは連星系のなかで質量の小さい方の星，伴星に主として降着すると主張している．それに対して，越智，花輪たち日本のグループは，2次元の差分法による精密な計算を行って，ガスは主として主星に降着するという，全く反対の結論を主張した．

それに対してわれわれは分子流体力学法による2次元，3次元計算を行い，越智たちの結果は，計算を容易にするために導入した重力のソフトニングの結果であることを見いだした．われわれは，分子流体力学法と有限体積法による3次元計算も行い，やはり周連星ガスは伴星に主として降着することを見いだした．

● 今年度の研究成果の概要

図には有限体積法で行った3次元計算の結果を示す．計算条件は次のようなものである．ガスとしては比熱比が $\gamma=1.01$ のほとんど等温の気体を仮定した．連星の質量比は越智たちと同様に0.6とした．連星系は反時計回りの円軌道で公転しているとして，計算は回転系で行った．連星間距離を a として，計算はその長さで規格化した．境界条件として $r>5a$ で密度1，音速0.25のガスが比角運動量 $j_{\text{inf}}=1.6$ で，反時計回りに公転しているとする．このガスは公転速度にくわえて，内向きの動径速度も持っている．ガス速度 v_0 は次式で与えられるとする．これらの仮定はBate，越智たちと同じである．

$$v_0 = \frac{j_{\text{inf}}}{R_{\text{out}}^2} \begin{pmatrix} -y \\ x \end{pmatrix} - \frac{v_{\text{inf}}}{\sqrt{x^2 + y^2}} \begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix},$$

$$v_{\text{inf}} = \sqrt{\frac{2GM}{R_{\text{out}}} - \frac{j_{\text{inf}}^2}{R_{\text{out}}^2}},$$

内部境界条件は次のように設定した．主星，伴星とも低密度のガスの詰まった半径 $0.2a$ の穴とする．この範囲に入ったガスは降着したとして，計算領域から抜き去る．重力ポテンシャルのソフトニングは行っていない．初期条件として， $r<5a$ の領域には密度が 10^{-2} のガスがあったとした．計算に用いたセルの数は $401 \times 401 \times 101$ である．以下に示す図では， $2 \times 2 \times 2$ のセルを一つにまとめて表示する．図の長さの単位は，この表示用のセル数である．

図1は5公転後の，公転面におけるガスの等密度面，図2は回転系で見た速度ベクトルである．図から明

らかなように、連星系から外に向かって渦状の衝撃波がのびている。これは連星系の作り出す重力場と超音速で運動するガスの相互作用の結果である。図3は公転面と $Y=100$ における子午面での密度分布である。図から明らかなように、ガスはほとんど公転面に集中している。従って、越智たちが行った2次元計算の仮定は、それほど悪いものではない。なお有限体積法による計算結果は、分子流体力学法による結果と基本的に一致している。

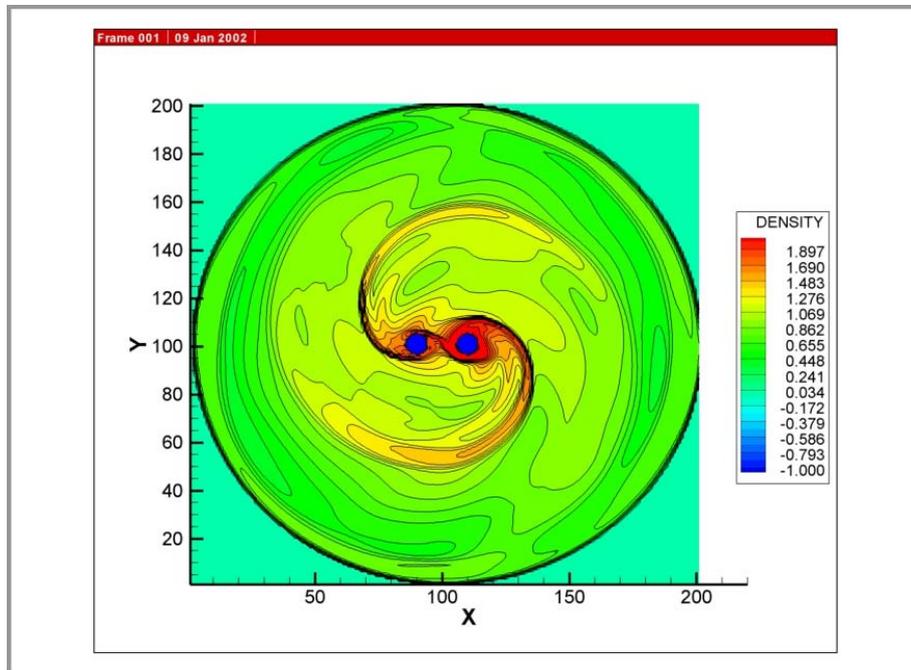


図1 $Z=0$ の等密度面図

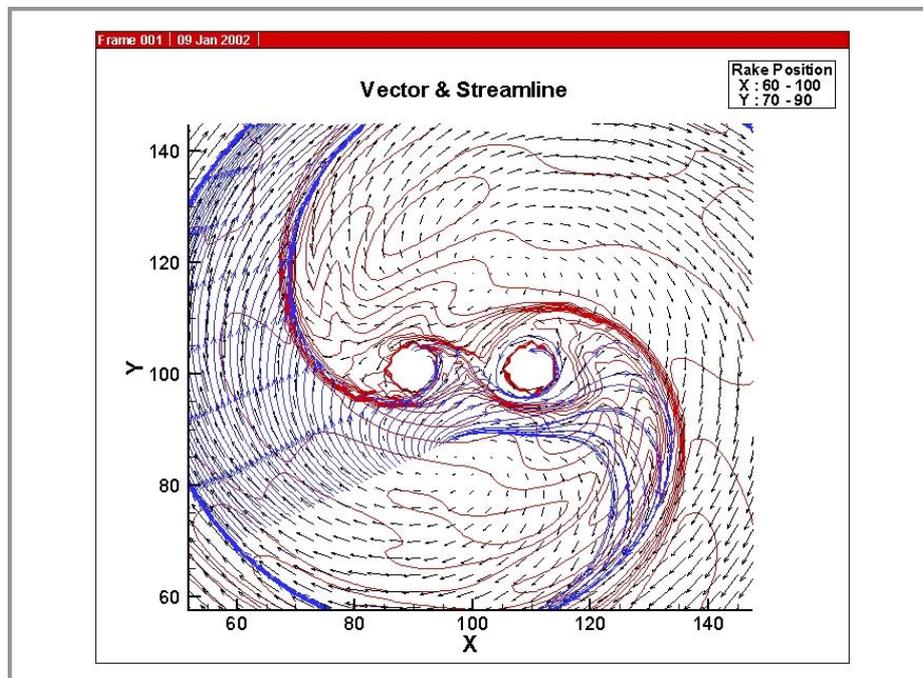


図2 $Z=0$ のベクトル-流線図

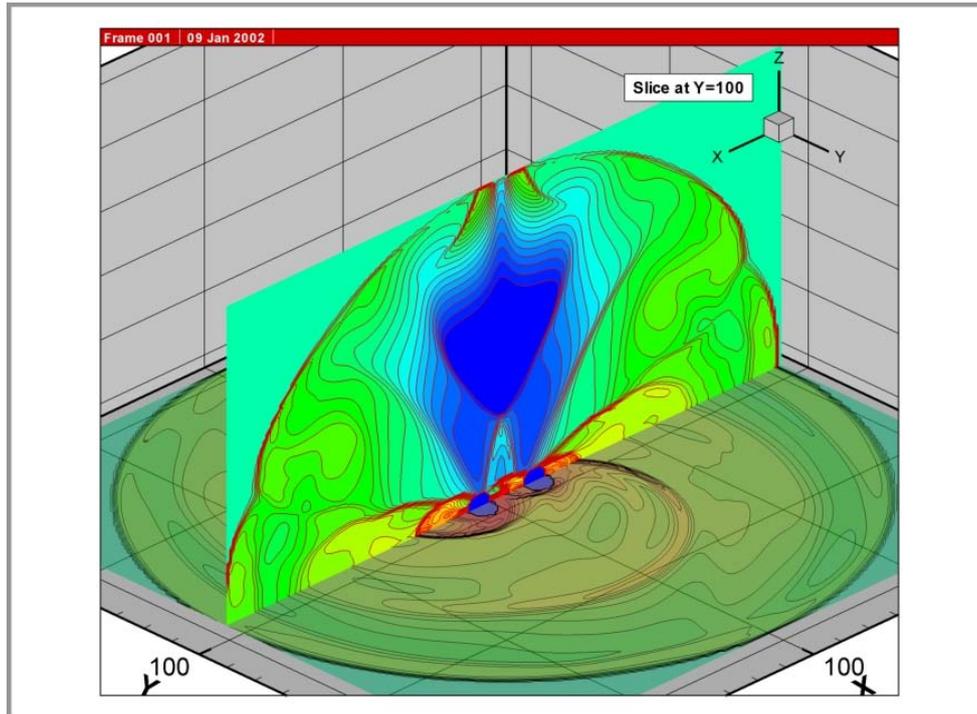


図3 Y=100の等密度断面図

● 研究成果の公表状況

- 1) Murata, H., Matsuda, T., Isaka, H., Ohsugi, Y., & H.M.J. Boffin, Prog. Theor. Phys., 120 (2008), 347.
- 2) 村田, 猪坂, 松田, “周連星円盤からの降着: 主星と伴星のどちらに落ちるか?”, 日本流体力学年会 2008, (2008)
- 3) 松田, 猪坂, 村田, “分子流体力学法と宇宙気体力学への応用”, 第22回数値流体力学シンポジウム C5-2 (2008),
- 4) 猪坂, 松田, “無条件安定陽的法: セル・ボルツマン法II・・・方形速度分布関数による近似的手法”, C6-4 (2008)

相対論的ジェットの数値流体力学的研究

Numerical Hydrodynamic study of Relativistic 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

ガンマ線バーストジェットや活動銀河核ジェットなどで見られる相対論的ジェットの伝搬特性やジェットの構造を相対論的ジェットの2次元数値流体シミュレーションから明らかにする。ジェットの構造や収束性の違いが、観測とどのように関係しているか、活動銀河核ジェットで見られる FRIL, FRI タイプの違いとなるジェットの収束、非収束は何に起因しているかを明らかにする。

● 研究の概要

ガンマ線バーストの中でもロングバーストに分類されるものは超新星爆発を伴うような爆発では、コラプサーモデルという親星中心付近からの双極アウトフロー(ジェット)の形成され、親星を突き破って星間空間に伝搬するというものが有力である。親星中心でのジェットの形成を仮定し、高密度の親星外層、星間空間へ伝搬するジェットのシミュレーションを行い、ジェットの内部構造に起因するジェットのエネルギー角度分布を求める。ここで、角度はジェットの軸と視線方向のなす角であり、実際の観測では我々はそれぞれのイベントでの角度を選べず、様々な角度でジェットを観測する。この角度は観測から決定するのは困難である。よって、エネルギー角度分布を求めると、観測との統計的比較などからジェットの性質を知ることが可能と期待される。今回は、実際に現実的な星の進化過程に基づいて計算されたガンマ線バーストの親星を複数用いて、質量、半径などの親星の性質と、ジェットのエネルギー角度分布に関する依存性を調べた。

● 今年度の研究成果の概要

ガンマ線バーストのジェットの内部の角度依存性では、理論モデルとして角度依存の無い一様モデルや、ジェットの縁にエネルギーが集まったような分布、ガウシアンでフィットできるような分布などが考えられている。どのような分布でもエネルギー角度分布は一様になるという理論モデルもあるが、2次元ジェットのシミュレーション(図1)から得られたエネルギー角度分布は、どの親星モデルでも2つのべき分布の組合せであるブロークンパワー則でフィットできる(図2)。この分布で表れるべき指数を各モデルで比較した所、べき指数と親星の質量に強い相関がみられた。親星の質量が重いモデルの方が大きな角度でゆるやかにエネルギーが減少している傾向がみられた。これは、重い親星モデルの方が外層の平均的に密度が高く、ジェットの伝搬方向、横方向ともに親星外層からの押えつけが強く、親星表面でショックブレイクした後に横方向にもよく広がりより大きな角度までジェットが広がるためであると考えられる。今回はジェットの条件を固定して、親星の特性との相関を調べたが、さらに、ジェットパラメータの依存性も調べている。

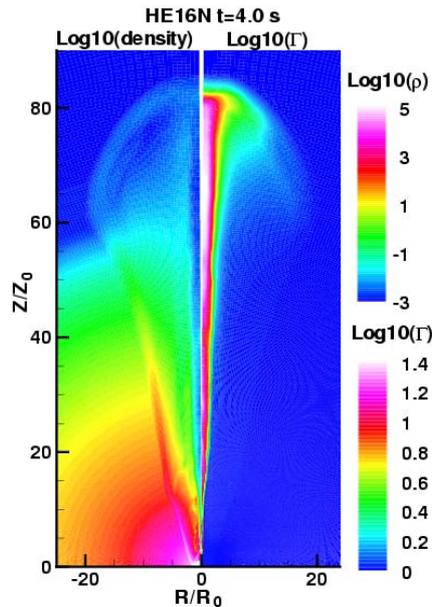


図1 親星中心付近で双極ジェットの生成仮定し、親星外層($Z \sim 50$), 星間空間へと進むジェットのシミュレーション. 密度(左), ローレンツ因子(右)の等高図. ジェットは星間空間に進んでも良い収束を保っている. ジェット先端が親星内部にあった時にジェットの閉じ込めをになっていた高温, 高圧のコクーンは大きく広がりだしている. 空間のユニットは 10^9 cm.

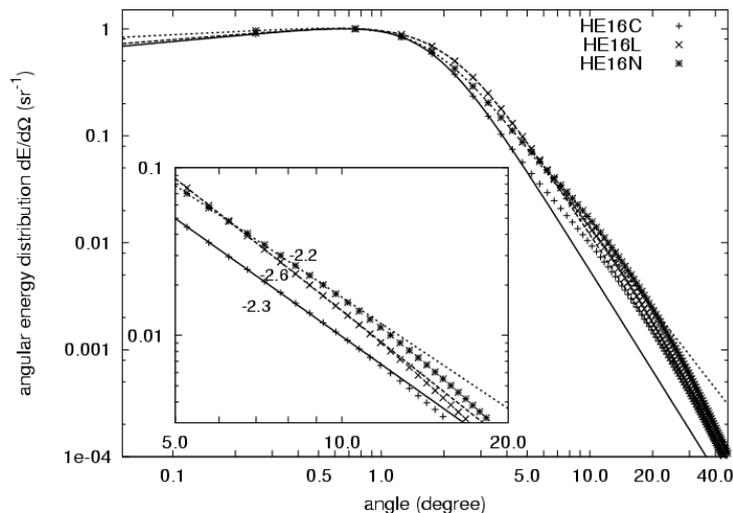


図2 シミュレーション最終時刻でのジェットのエネルギー角度分布. ここで, 角度はジェットの軸と視線方向の成す角とする. モデル HE16C(~ 5 太陽質量), HE16L(~ 10 太陽質量), HE16N(15 太陽質量)の場合を示している. 質量は爆発直前の親星の質量である. エネルギー角度分布は1度あたりにピークをもつブローケンパワー則でフィットできる. 5度より大きな部分ではコクーン成分が卓越し, べきは異なるがパワー則に従う(小さいボックスに拡大表示された部分).

● 研究成果の公表状況

- 1) Mizuta et al. "Relativistic Jets from Collapsars and its Energy Distribution" 2008 APS April Meeting and HEDP/HEDLA Meeting, April, 2008 St Louis (ポスター発表)
- 2) Mizuta et al. "相対論的ジェットの収束性" 日本天文学会秋季年会, 2008, 岡山理科大学(口頭発表)
- 3) Mizuta et al. "Relativistic Jets in Collapsars: its power and opening angle" The Sixth Huntsville Gamma-Ray Burst Symposium 2008 Huntsville (ポスター発表)
- 4) Mizuta et al. "Relativistic Jet Eruption from Collapsars" Moriond 44th Rencontres de Moriond La Thuile(2009) (口頭発表)

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

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

● 研究グループ

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

(Visiting in Dept. of Earth and Planetary Science, University of California, Berkeley),

松井宏晃(matsui@geosci.uchicago.edu)

● 計算の目的

地球及び惑星の固有磁場は、内部の電磁流体の対流運動によるダイナモ過程によって生成、維持されており、数値実験によってその基本的プロセスが明らかにされてきた。しかし、地球の外核に於ける対流はその小さな粘性により、多くの乱流現象が生じていると推定されているが、これまで実施された回転球殻モデルにおけるダイナモシミュレーションでは、空間解像度の制限により実際の地球の外核で推定される値よりも遥かに大きい粘性係数を適用してきた。本研究では外核の乱流が大規模な構造の対流及び磁場の生成に与える影響をダイナモシミュレーションにおいてモデル化することを目的とする。

● 研究の概要

本研究では、回転系に於ける非圧縮性電磁流体に対する3次元、非定常の電磁流体(MHD)シミュレーションを実施する。計算格子では表現不可能な小スケールの乱流をモデル化するSub-grid scale (SGS)モデルとして、Sub grid scale の場が与える影響を、計算格子で表現可能な小スケールの場によってモデル化するDynamic scale similarity model を全ての非線形項（移流項, Lorentz force, magnetic induction）に適用する。計算結果を検証するために、Daniel Lathrop らが実施している金属ナトリウムを用いた室内実験の結果との比較を実施する。室内実験では、外部磁場を与え、球殻の内部と外部との差動回転によって駆動されるSpherical Couett Flow にて誘導される磁場を、球殻表面に配置した30個のHall probe によって測定する。計算機シミュレーションにおいても、出来る限り実験に近い条件でシミュレーションを実施し、誘導された磁場を比較することにより本研究で用いたSGSモデルの妥当性を検討する。

● 今年度の研究成果の概要

本年度は、回転球殻におけるSpherical Couett flow に対するシミュレーションモデルを開発し、テストシミュレーションを実施した。有限要素格子として、流体部に半径方向に48節点、赤道において3.75度の水平解像度を持つCubed Sphere モデルを作成し、この格子上でSGSモデルを用いない直接シミュレーション(DNS) およびSGSモデルを用いた乱流シミュレーションLESを実施し、これらのシミュレーション結果を実験で観測された磁場構造と比較した。今回のシミュレーションでは、空間解像度の制限により、系全体の回転各速度は室内実験の1/6の値を用い、球殻の外部及び内部境界の回転速度の比($\Omega_i/\Omega_o = 0.2$)が等しい場合の実験との比較を実施した。

シミュレーションの結果、Figure 1 に見られるように球殻の内部において、境界の差動回転によって生じる大規模な経度方向の対流構造に加えて、小スケールの対流構造が生じている。興味深い点として、LESの場合により小スケールの対流構造が観測されている。このとき、Figure 2 に見られるように、室内実験では球面調和関数における Y_2^2 成分が支配的な磁場構造が観測され、計算機シミュレーションではDNSでは同様に Y_2^2 成分が支配的な磁場構造が誘導されたが、LESでは Y_4^2 成分が支配的となり、経度方向の波数は一致するものの、緯度方向の磁場構造が異なる結果が得られ、今後の検討課題として残された。

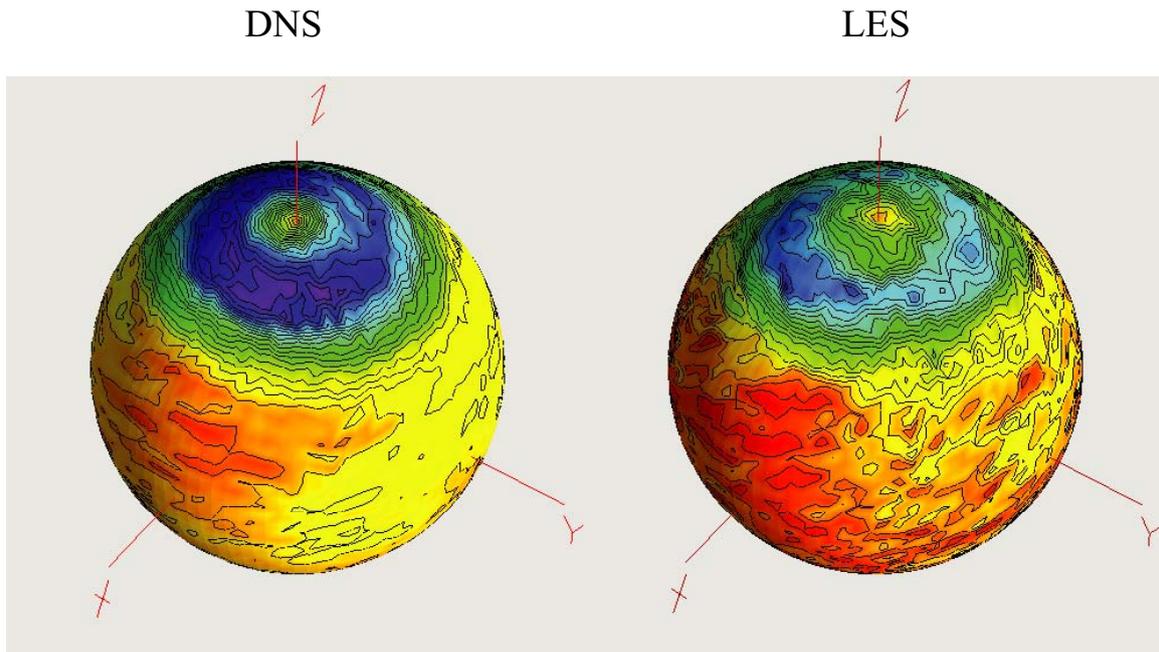
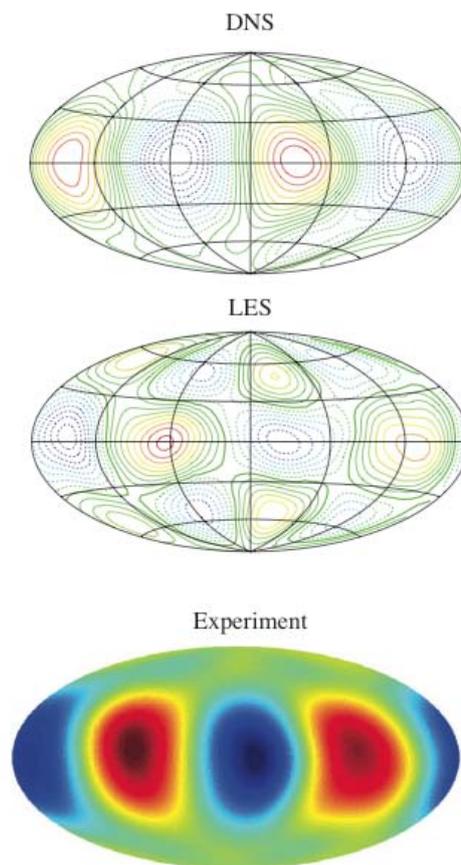


Fig.1 Magnitude of the zonal component of velocity u_ϕ in the mid-depth of the fluid shell ($r = 2/3$). Velocity field in LES has more strong small scale component than that in the DNS case. The amplitude of the strong zonal flow in LES looks smaller than that in the DNS case.



(e) $l_{mag} = 2, l = 3, m = 2, \omega/\Omega = 0.70$

Fig.2 Radial magnetic field near the outer surface ($r = 1.2$), where the magnetic field is measured by the Hall probes. The DNS result is plotted in the top, the LES result is in the middle, and results observed by the experiment ($\Omega_0 = 29\text{Hz}, \Omega_2/\Omega_0 = 0.2$) are plotted in the bottom. Dominant order in these three cases are same ($m = 2$), but Y_4^2 component becomes dominant field only in the LES case.

● 研究成果の公表状況

- 1) Hiroaki Matsui and Bruce A. Buffett, A Dynamic Model for Dynamo Simulations in a Rotating Spherical Shell, KITP Conference: Magnetic Field Generation in Experiments, Geophysics and Astrophysics, Santa Barbara, CA, July, 2008
- 2) Hiroaki Matsui and Bruce A. Buffett, A test of dynamic scale-similarity sub-grid scale model for dynamo simulations in a rotating spherical shell, 11th Symposium of Study of the Earth's Deep Interior (SEDI), Kunming, China, July, 2008
- 3) Hiroaki Matsui, Douglas H. Kelley, Daniel P. Lathrop, and Bruce A. Buffett, A comparison of experiments and large eddy simulations of spherical Couette flow in liquid sodium, American Geophysical Union (AGU) 2008 fall meeting, San Francisco, CA, Dec., 2008

種々の不安定性に伴う高マッハ数衝撃波における電子加熱

Electron heating associated with microinstabilities in high Mach number shocks

● 研究グループ

研究代表者：九州大学, 松清修一

● 計算の目的

高マッハ数衝撃波遷移層における微視的不安定性は、衝撃波のパラメータによってその種類や特徴が大きく異なる。従来、個々の不安定性についての研究は精力的に行われてきたものの、これらを比較しプラズマの加熱効率の観点から包括的な議論がなされたことはほとんどない。これまでに、マッハ数が10程度以下の衝撃波では変形2流体不安定性が、これを大きく超えるとBuneman不安定性が支配的になることが知られている。ここでは、幅広い衝撃波パラメータに対してこれらの不安定性を介した電子加熱の効率について議論する。

● 研究の概要

1 次元フル粒子シミュレーションを用いて様々なパラメータの衝撃波を再現し、遷移層における電子温度を測定した。調査したパラメータ範囲は、マッハ数 4-30, 衝撃波角 70-90 度, 質量比 64-1836, 電子プラズマ周波数とサイクロトロン周波数の比 (ω_{pe}/Ω_e) 2-10, である。また、加熱の主因をランダウ型の波動-粒子相互作用と仮定し、準線形解析と比較した。具体的には、ヴラソフ方程式を準線形化したものの2次のモーメントをとって、プラズマ温度の時間発展方程式を得る。この際、波動-粒子相互作用のサイクロトロン共鳴からの寄与を無視した。この方程式を数値的に解いて、変形2流体不安定性 (MTSI) と Buneman 不安定性 (BI) に対する電子温度の飽和値を求めた。

● 今年度の研究成果の概要

図1(a)は、準線形解析によって得られた電子温度の飽和値を、フットにおける局所的なマッハ数の関数としてプロットしたものである。周波数比は $\omega_{pe}/\Omega_e=100$, 質量比は1836, 衝撃波におけるイオンの反射率は1/3とし、フットにおいて入射イオン, 電子, および反射イオンからなる系を仮定した。なお、結果が初期のベータ値に依存しないことは確認済みである。MTSIについては磁力線平行方向の温度, BIについては衝撃波法線方向の温度を示している。BIによる電子温度はマッハ数とともに上昇するが、MTSIによる電子温度はマッハ数にあまり依存しない。これは、マッハ数の上昇に伴って不安定性のフリーエネルギーは上昇するものの、MTSIによって励起されるホイッスラー波の伝播角が小さくなり、結果として電子加熱に寄与する静電場が弱くなることの結果であると考えられる。あるいは、低マッハ数域においては、MTSIを通じてエネルギーがより効率的に電子温度に変換されることができると言える。なお、ここではマッハ数20~30を境に、主要電子加熱機構がMTSIからBIへと変化している。図1(b)は、シミュレーションで得られた衝撃波近下流の電子温度を、上流の入射プラズマのマッハ数の関数として表したものである。MTSIについては準線形解析の結果と概ね一致して、電子温度のマッハ数依存性は顕著に見られない。一方で、BIについてはマッハ数とともに電子温度が上昇する点は準線形解析の結果と定性的に同じであるが、シミュレーションでは圧倒的に高い電子温度が観測されている。BIを再現したシミュレーションでは質量比を64とした点や、準線形理論には本来含まれない非線形効果などの原因が考えられるが、詳細は今後の課題である。

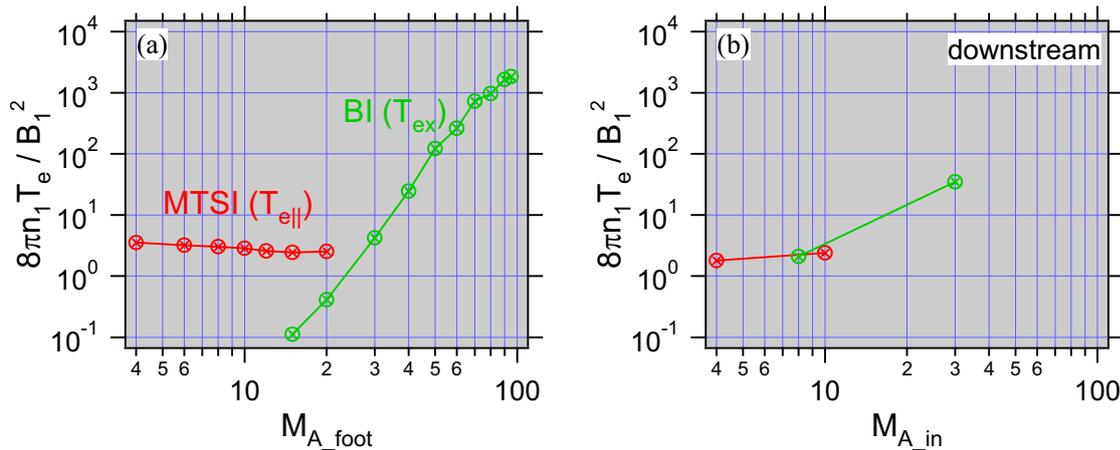


図1 衝撃波遷移層での不安定性によって加熱された電子温度のマッハ数依存性. (a)準線形解析.
(b)1次元PICシミュレーション.

● 研究成果の公表状況

- 1) 衝撃波遷移層における電子加熱効率,
松清修一, 日本地球惑星科学連合2008年大会, 千葉市, 2008年5月
- 2) Quasilinear analysis on electron heating in a foot of a high Mach number shock,
Shuichi Matsukiyo, KINETIC MODELING OF ASTROPHYSICAL PLASMAS, Jagiellonian University Conference Center, Cracow, Poland, Oct. 2008
- 3) 高マッハ数衝撃波における電子加熱の準線形解析,
松清修一, 第124回SGEPSS講演会, 仙台市, 2008年10月
- 4) 準垂直衝撃波再形成過程の詳細と微視的不安定性,
松清修一, Manfred Scholer, STE+NICT合同シミュレーション研究会, 名古屋市, 2009年1月
- 5) 衝撃波再形成過程再考: 遷移層での波動放射の役割, 松清修一, Manfred Scholer, 第115回生存圏シンポジウム (SGEPSS波動分科会), 高知県仁淀川町, 2009年2月

惑星磁気圏-電離圏-熱圏結合に関する数値シミュレーション

Numerical simulation of the planetary magnetosphere-ionosphere-thermosphere coupling

● 研究グループ

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

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

● 計算の目的

太陽風と惑星電磁圏の相互作用によって生じる様々なプラズマ過程に関するシミュレーション，特に高精度のグローバルシミュレーションを用いた研究を行い，惑星電磁圏におけるメソスケール現象と大規模現象，およびそれらの現象間の結合の解明を目標とする．惑星電磁圏という磁気圏，電離圏，熱圏が密に結合しあった複雑系現象の再現を目指し，非一様格子を用いた 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，惑星磁気圏-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，方程式系を構成する固有値・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 次元の電磁流体波動伝搬テストで期待通りの高精度解を得た．

● 研究成果の公表状況

- 1) 今村 剛, 佐藤毅彦, 上野宗孝, 寺田直樹, 高橋幸弘, わが国の惑星大気探査の展望, 日本惑星科学会誌, 17, 54-57, 2008.
- 2) Lammer, H., Terada, N., Y. N. Kulikov, H. I. M. Lichtenegger, M. L. Khodachenko, and T. Penz, Atmospheric Erosion Caused by Stellar Coronal Plasma Flows on Terrestrial Exoplanets within Close-In Habitable Zones of Low Mass Stars, Proceedings of 14th Cambridge Workshop on Cool Stars, Stellar Systems, and the Sun ASP Conference Series, Vol. 384, p.303-, 2008.
- 3) 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, Vol. 9, doi:10.1089/ast.2008.0250, 2009.
- 4) Kaneda, K., N. Terada, and S. Machida, Solar-wind control of the hot-oxygen corona around Mars, Journal of Geophysical Research, Vol. 114, doi:10.1029/2008JE003234, 2009.

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即し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をとらえることが試みられている。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という方法では、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、特定の惑星に特化するのではなく、発生しうるあらゆる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おこなうことを試みる。そのために、入射放射量・惑星半径などのパラメータを自在に変更することができ、また素過程および基礎方程式の計算部分のプログラムを変更しやすい惑星大気大循環モデルの開発を行う。モデル開発と並行して、物理過程の数値スキームおよび惑星パラメータを様々に変化させた数値計算を実行する。これにより惑星大気において発生しうる様々な気候状態の多様性を探索し、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

昨年度は、大気大循環モデルの開発として、放射、乱流混合、雲などの素過程の数値スキームのモジュール構造の設計、および地球の全球が海で覆われたような仮想的な惑星である水惑星の大気を計算するための数値スキームの実装試験を行った。今年度は、大気大循環モデルの開発としては、データ入出力ライブラリの再整備を行い、簡素なインターフェースを持つ入出力モジュールの作成を行った。更に、このモデルを用いて昼半球と夜半球が永続的に存在する同期回転惑星を想定した数値実験を行った。全球的なエネルギー輸送の形態に関して、地球的な気候状態との相違を明らかにする。

● 今年度の研究成果の概要

同期回転惑星条件のもとで、自転角速度の値を様々に変更して大気大循環モデルによる数値計算を行った。自転角速度の値が地球と同じ場合の表面温度の水平分布を図1に示す。赤道域において昼半球から東方へ高温域が伸びている。この高温域は赤道ケルビン波の伝搬によりもたらされたものと考えられる。緯度 50 ～ 60 度の領域で昼半球から夜半球に北東方向に伸びる高温域は降水分布（図2）と対応しており、傾圧不安定に伴う凝結加熱によってもたらされたものと考えられる。自転角速度が地球と同じ値の場合には、昼半球と夜半球の間の熱輸送には、赤道波と中緯度擾乱が大きな役割を果たしていると言える。一方、自転角速度の値を小さくした場合（図は示さない）には、中緯度擾乱の活動度が弱くなり、昼半球から夜半球への直接循環による熱輸送が支配的になることが示された。

surface temperature [K]

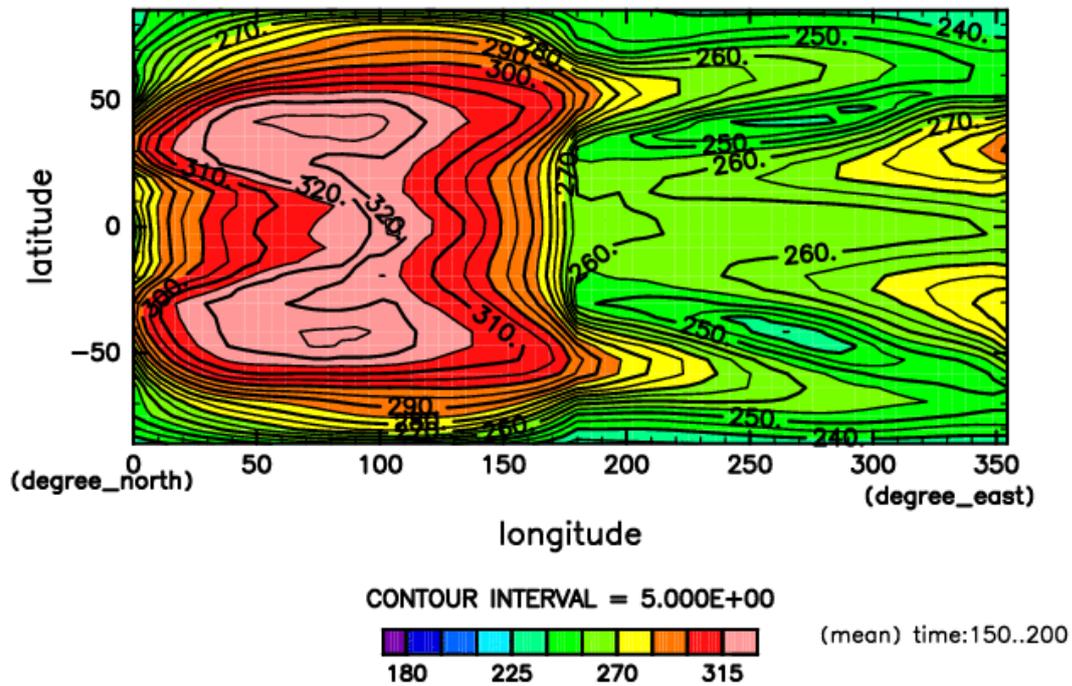


図1 自転角速度の値が地球と同じ場合の地表面温度の水平分布. 単位は K.

precipitation [$W m^{-2}$]

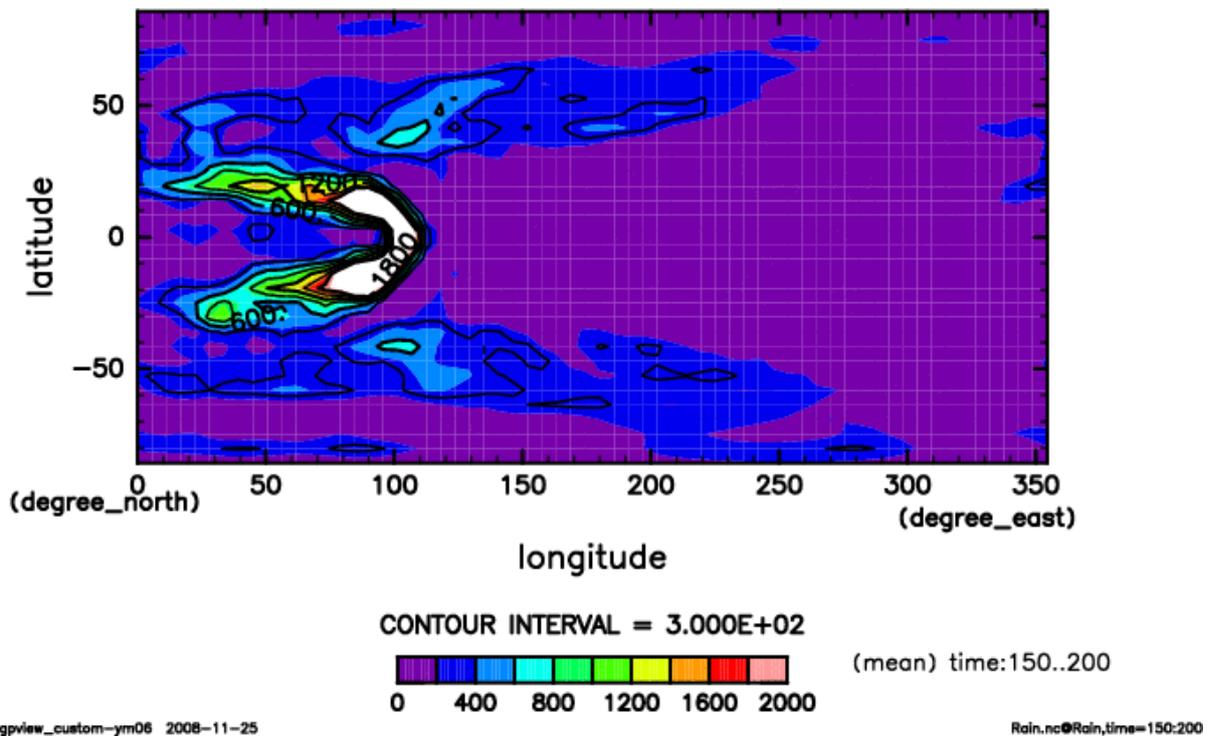


図2 自転角速度の値が地球と同じ場合の凝結加熱量の水平分布. 単位は $W m^{-2}$.

● 研究成果の公表状況

- 1) 森川靖大, 石渡正樹, 高橋芳幸, 杉山耕一朗, 小高正嗣, 中島健介, 林 祥介, 2008 : 可変性と可読性を考慮した大気大循環モデルの開発: ソースコードの簡潔さを重視したモデル設計. 日本気象学会 2008 年度秋季大会
- 2) 石渡正樹, 中島健介, 森川靖大, 高橋芳幸, 小高正嗣, 倉本 圭, 林 祥介, 2008 : 同期回転惑星大気における循環構造. 惑星科学会
- 3) 石渡正樹, 中島健介, 森川靖大, 高橋芳幸, 小高正嗣, 倉本 圭, 林 祥介, 2009 : 同期回転惑星大気における循環構造. 第23回大気圏シンポジウム.

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：国立天文台理論研究部，町田真美(mami@th.nao.ac.jp)

松江工業高等専門学校，中村賢仁(nakamrkn@matsue-ct.jp)

京都大学理学研究科附属天文台，浅野栄治(asanoej@kwasan.kyoto-u.ac.jp)

千葉大学大学院自然科学研究科，小田 寛(oda@astro.s.chiba-u.ac.jp)

千葉大学大学院理学研究科，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)

● 計算の目的

本研究の目的は3次元磁気流体コードを用いてブラックホール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，角運動量輸送，磁気エネルギーの散逸，準周期振動の励起，円盤から円盤コロナへのエネルギー輸送，熱不安定性の成長等に磁場が及ぼす効果を調べ，降着円盤の時間変動のメカニズムを解明すること，さら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ことである。

● 研究の概要

ブラックホール候補天体で観測されるハードステートからソフトステートへの状態遷移過程を，輻射冷却を考慮した大局的な3次元磁気流体シミュレーションによって調べる。この遷移は円盤密度が増加して輻射冷却率が加熱率を凌駕することによって発生し，(1)円盤温度が低下し，円盤が鉛直方向に収縮することに伴う磁場強度増加，(2)磁気リコネクション及び磁束浮上による磁気エネルギー散逸とジェット噴出という2段階を経る。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。この過程をシミュレートするため，数値的安定性と計算精度の高いHLLD+CT法に基づく磁気流体コードを実装する。また，降着ガスと輻射の相互作用を考慮した3次元磁気流体シミュレーションを行う。

● 今年度の研究成果の概要

シミュレーションエンジンの改訂と輻射磁気流体コードの作成が進展した。リーマン問題を近似的に解く HLLD 法と $\text{div } \mathbf{B}=0$ を満たすスキームである CT 法を組み合わせた円筒座標，カーテシアン座標の 3 次元磁気流体シミュレーションエンジンを作成し，鉛直磁場に貫かれた回転トーラスからのジェット形成シミュレーションに適用してコードを検証した。また，このコードを，MPI を用いて 3 方向の領域分割によって並列化し，1000CPU を用いた場合でも高い並列効率を得ることができるようにした。ソフトステートへの状態遷移をシミュレートするため，上記の新磁気流体エンジンと Flux Limited Diffusion (FLD) 近似に基づく輻射流束計算を結合した輻射磁気流体コードの作成を進めた。FLD 近似を用いず，輻射流束の時間発展を解くコードの作成にも着手した。

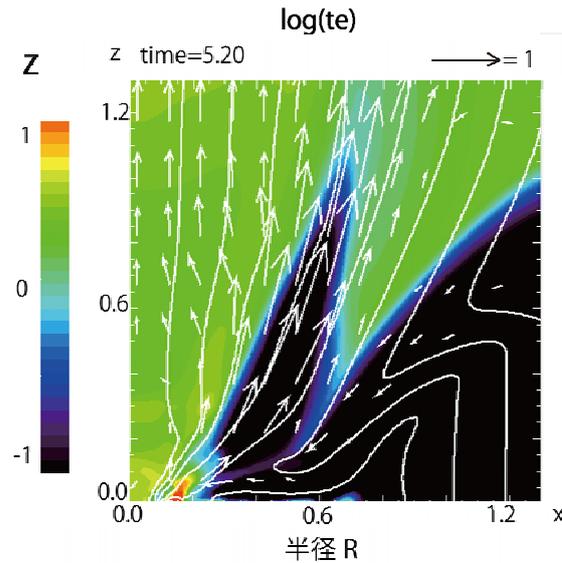


図1 HLLD+CT法に基づく円筒座標系2次元磁気流体コードを用いて実施した初期に鉛直磁場に貫かれた回転トーラスからのジェット形成のシミュレーション結果. カラーは温度分布, 実線は磁力線, 矢印は速度ベクトル. CIP+MOCCT法に基づくKudoh et al. (1998)の結果と良く一致した.

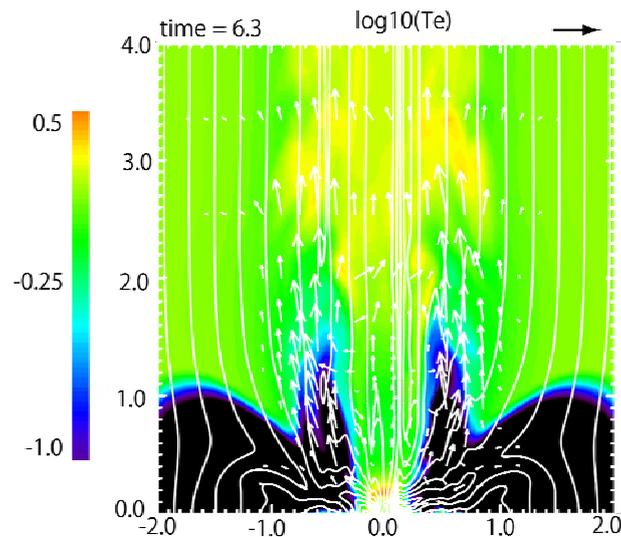


図2 HLLD+CT法に基づくカーテシアン座標系3次元磁気流体コードを用いたジェット形成のシミュレーション結果. $Y=0$ の断面を示す. カラーは温度分布. 実線は磁力線, 矢印は速度ベクトル.

● 研究成果の公表状況

- 1) 小川崇之, 松元亮治, 近似リーマン解法を用いた降着円盤のMHDシミュレーション, 日本流体力学会年会, 2008年9月7日, 神戸大学 (口頭, 日本語)
- 2) 小川崇之, 松元亮治, 降着円盤磁気流体シミュレータの開発1: 近似リーマンソルバー, 日本天文学会秋季年会, 2008年9月11日~9月13日, 岡山理科大学 (口頭, 日本語)
- 3) Matsumoto, R., Global Magnetohydrodynamic Simulator of Accretion Disks, The Third East-Asia Numerical Astrophysics Meeting, Nov. 10-Nov. 13, 2008, Nanjing, China (口頭, 英語)

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科・教授, 倉本 圭(keikei@ep.sci.hokudai.ac.jp)
研究分担者：北海道大学大学院理学院・大学院生, 福井 隆(ftakashi@ep.sci.hokudai.ac.jp)
北海道大学大学院理学院・大学院生, 岩堀智子(iwahori@ep.sci.hokudai.ac.jp)
北海道大学大学院理学院・大学院生, 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

本年度は球殻流体の数値計算コードの並列化および性能向上を行なった. 更に, 球殻の厚さを変えた場合の熱対流計算, 力学的境界条件を変えた場合の回転球殻 MHD ダイナモ計算を行ない, パラメータ空間上でのダイナモ解の様相を調べた.

● 今年度の研究成果の概要

回転球殻 MHD ダイナモにおける力学的境界条件の影響を調べるために, 球殻上端の力学的境界条件を変えた場合のパラメータスタディを実行した. 球殻下端を剛体壁条件に固定したまま球殻上端の力学的境界条件を変えた場合には, 磁場が生成維持されうる条件としてより大きなレイリー数が必要となることが明らかになった(図は示さない). 図1 は球殻上端の力学的境界条件を変えた場合のダイナモ解の比較である. 臨界レイリー数の約3 倍程度でのダイナモ解は, 流れ場および磁場の構造に大きな違いは見られなかった. 図2 は, 球殻上端を自由滑り条件にした場合の渦度の回転軸方向成分と磁力線である. 渦柱の側面において磁力線が捻られることでトロイダル磁場, ポロイダル磁場の双方が強くなっており, この場合のダイナモ解は α^2 ダイナモであると考えられる.

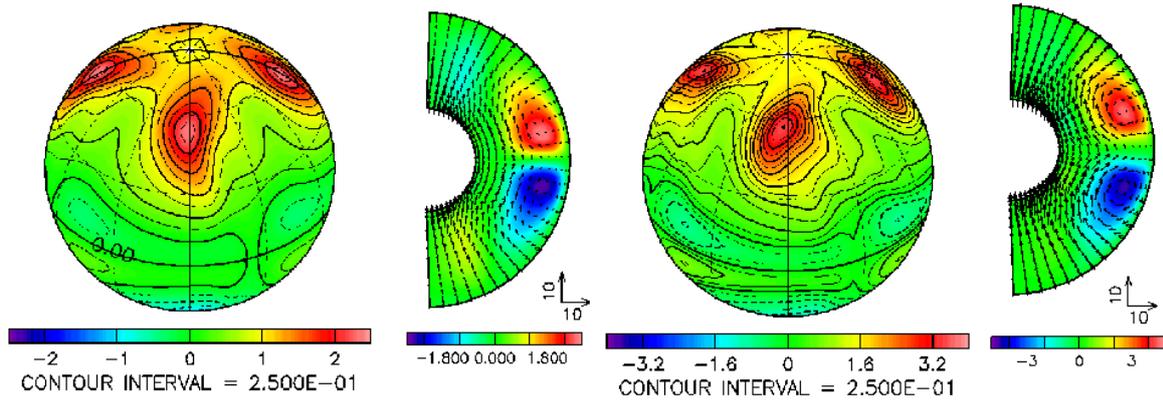


図1 球殻上端の力学的境界条件を変えたダイナモ計算における磁場構造の比較. 左から順に, 球殻上端に剛体壁条件を適用した場合の球殻上端でのポロイダル磁場, 帯状平均した磁場構造, 球殻上端に自由すべり条件を適用した場合の球殻上端でのポロイダル磁場, 帯状平均した磁場構造.

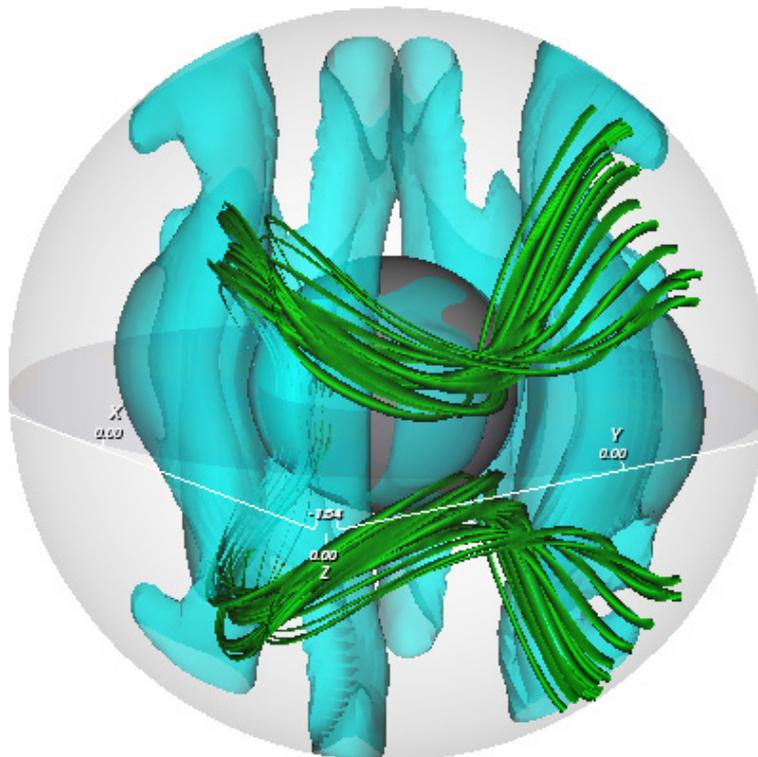


図2 上端を自由すべり条件にしたダイナモ計算における渦度の回転軸方向成分の等値面 (値は -150)と磁力線. 中心にある面は赤道面である.

● 研究成果の公表状況

- 1) 佐々木洋平, 竹広真一, 林 祥介, 倉本圭, 2008: 回転球殻MHD ダイナモにおける力学的境界条件の影響, ながれ, 27 別冊, 376
- 2) 佐々木洋平, 竹広真一, 林 祥介, 倉本 圭, 2008: 下端に粘着条件, 上端に応力無し条件を課した回転球殻MHD ダイナモ計算, 日本地球惑星科学連合, 2008年大会

惑星大気の大気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：北海道大学大学院理学研究院，小高正嗣(odakker@gfd-dennou.org)

研究分担者：九州大学大学院理学研究院，中島健介(kensuke@geo.kyushu-u.ac.jp)

北海道大学大学院理学院宇宙理学専攻，杉山耕一郎(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

本研究の目的は各々の惑星大気中の対流の構造を調べる為の流体計算のモデルの開発・改良とそれらを用いた基礎的数値実験である。平成20年度は昨年度に引き続き火星と木星の対流の大気対流に伴う流れ場の特徴を明らかにすることを目的とし、その為に必要な数値モデルの開発ならびに数値実験を行なった。

● 研究の概要

今年度は長時間大領域計算の実行を念頭に、我々がこれまで開発してきた複数凝結成分を考慮した2次元湿潤対流モデルを並列化コードとして再構築した。並列化には MPI を用いた水平方向の領域分割を用いた。さらにこのモデルを用いて、水平領域を5120kmに広げた木星雲対流の直接数値計算を行った。並行して大気主成分凝結を想定した計算コードの開発・改良を行い、現在の火星大気を念頭に置いた2次元主成分凝結対流の計算を行なった。

今年度は数値計算モデルの並列化に時間がかかってしまったため、数値モデルの2次元から3次元への拡張は完了しなかった。3次元化は来年度の課題である。

● 今年度の研究成果の概要

長時間大領域計算の実行を念頭に、開発してきた複数凝結成分を考慮した2次元湿潤対流モデルを並列化コードとして再構築した。並列化にはMPIを用いた水平方向の領域分割を用いた。並列化効率は十分1に近く、並列化に成功したといえる。

並列化コードを用いて、放射強制を木星大気で想定される場合の10倍とし、水平領域を5120 kmとした木星雲対流の長時間計算を行った。得られた結果をこれまでに行った水平領域を512 km, 1024 kmとした計算結果と比較検討したところ、対流の強度と雲構造の変動の周期は1024 kmと5120 kmとしたケースでは変わらないことが示された。この結果は、放射強制を木星大気で想定される場合の10倍とした条件下では、水平領域を1024 km以上とすれば十分であることを意味する。

火星大気を想定した2次元主成分凝結対流の長時間計算を行なった結果、以下のことが分かった。第一に主成分凝結が生じるとき、雲内部での対流は妨げられる傾向にある。雲層内での流れ場は通常の熱対流とは異なっており、その詳細の調査については今後の課題としたい。第二に凝結のために必要な臨界飽和比を大きく設定すると、間欠的に背の高い雲が発生して対流の鉛直スケールが大きくなる傾向にある。第三に凝結物の落下を考慮すると、雲層の厚さ・雲密度が小さくなる傾向にある。ただし、各場合において大気構造を統計的定常状態に達しているとは言えず、さらに長い時間積分を行う必要がある。これも次年度の課題である。

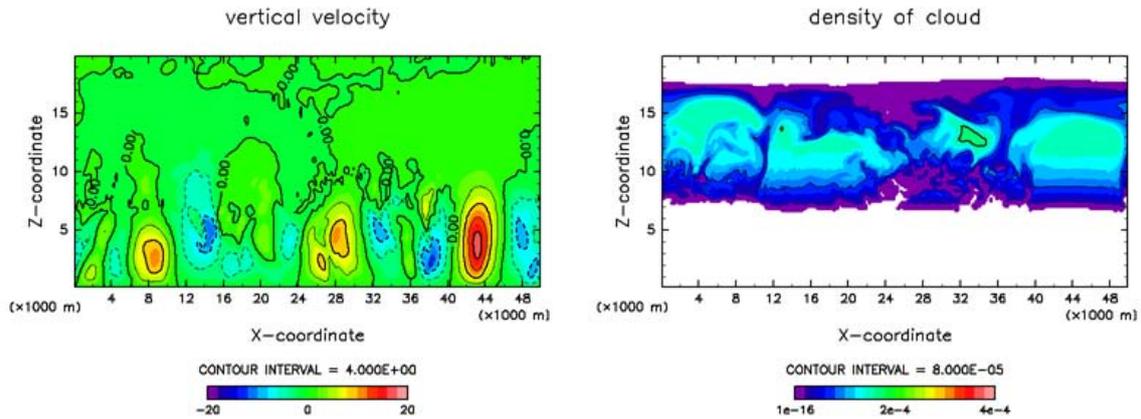


図1 2次元モデルにおける火星主成分凝結対流の計算結果(臨界飽和比 1.0 の場合). (左) 鉛直流速の空間分布. (右) CO₂ 雲密度の空間分布.

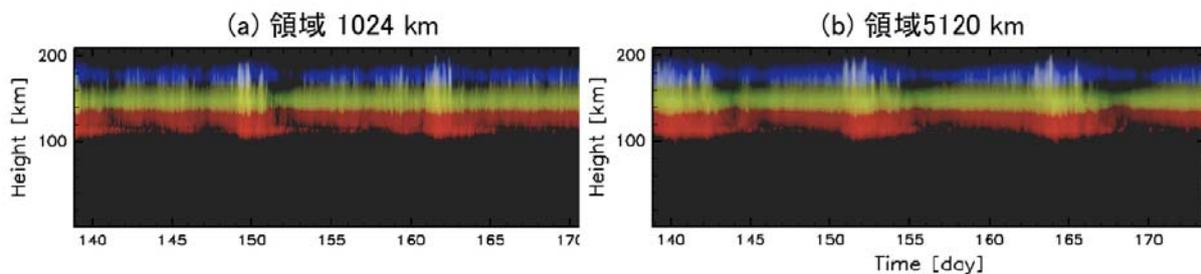


図2 計算領域の水平サイズを1024 km(a), 5120 km(b)とした場合の、雲の水平平均混合比の高度分布の時間発展. 雲混合比をH₂O雲は赤色の濃淡で、NH₄SH雲は緑色の濃淡で、NH₃雲は青色の濃淡で表現し、複数種の雲が共存する領域はこれら3色の合成色で表現している.

● 研究成果の公表状況

【査読付き論文】

- 1) Sugiyama, K., Odaka, M., Nakajima, K., Hayashi, Y.-Y., 2008:
Development of a Cloud Convection Model to Investigate the Jupiter's Atmosphere,
Nagare Multimedia, <http://www2.nagare.or.jp/mm/2008/sugiyama/> (online journal).

【査読なし論文】

- 2) 小高正嗣, 杉山耕一朗, 中島健介, 林祥介, 2008 : 3次元非静力学モデルによる火星大気対流の数値計算, 第22回大気圏シンポジウム講演集,
http://www.isas.ac.jp/j/researchers/symp/2008/image/0227_proc/2-4.pdf.

【発表】

- 3) Sugiyama, K., Sato, M., Nakajima, K., Takeuchi, S., Takahashi, Y.,
“Observation of Lightning on Jupiter by a Future Mission”,
AGU 2008 Fall Meeting, San Francisco,
December 15, 2008 (講演番号 AE13A-0322)
- 4) 山下達也, 小高正嗣, 杉山耕一朗, 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, 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部,
2009 年 2 月 27 日

- 5) 山下達也, 小高正嗣, 杉山耕一朗, 中島健介, 石渡正樹, 林 祥介,
「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」,
平成20年度第2回日本気象学会北海道支部研究発表会, 札幌管区気象台,
2008 年 12 月 17 日
- 6) 杉山耕一朗, 小高正嗣, 中島健介, 林 祥介,
「凝結成分存在度をパラメタとした木星雲対流の数値シミュレーション」,
第21回理論懇シンポジウム/国立天文台 CfCA ユーザーズミーティング,
国立天文台,
2008 年 12 月 16 日 (講演番号 P83).
- 7) 杉山耕一朗, 小高正嗣, 中島健介, 林 祥介,
「2 次元数値モデルで得られた木星雲対流の間欠性に関する考察」,
日本惑星科学会 2008 年度秋季講演会, 九州大学,
2008 年 11 月 2 日 (講演番号 P233)
- 8) 山下達也, 小高正嗣, 杉山耕一朗, 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雲対流モデルによる火星大気の数値計算」,
日本惑星科学会 2008 年度秋季講演会, 九州大学,
2008 年 11 月 2 日 (講演番号 202)
- 9) 小高正嗣, 山下達也, 杉山耕一朗, 中島健介, 石渡正樹, 林 祥介,
「3 次元火星大気非静力学モデルの開発と鉛直対流の数値計算」,
日本惑星科学会 2008 年度秋季講演会, 九州大学,
2008 年 11 月 2 日 (講演番号 201)
- 10) 小高正嗣, 山下達也, 杉山耕一朗, 中島健介, 石渡正樹, 林 祥介,
「3 次元火星大気非静力学モデルの開発と鉛直対流の数値計算」,
日本流体力学会年会, 神戸大学, 2008 年 9 月 7 日
- 11) 小高正嗣, 山下達也, 杉山耕一朗, 中島健介, 石渡正樹, 林 祥介,
「3 次元火星大気非静力学モデルの開発と鉛直対流の数値計算」,
第 41 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,
2008 年 8 月 8 日
- 12) 小高正嗣,
「火星大気循環とその数値シミュレーション」,
日本地球惑星科学連合 2008 年大会, 幕張メッセ,
2008 年 5 月 30 日 (講演番号 J246-009)
- 13) 小高正嗣, 杉山耕一朗, 中島健介, 林 祥介,
「3 次元火星大気非静力学モデルの開発と鉛直対流の数値計算」,
日本地球惑星科学連合 2008 年大会, 幕張メッセ,
2008 年 5 月 25 日 (講演番号 P138-010).

利用概要

JAXA の各スーパーコンピュータは、情報・計算工学（JEDI）センターで一元的に運用管理を行っている。運用管理は、ISO9001 に基づき行っており、日々運用情報の収集及び分析を行い、運用品質の向上に努めている。

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、平成 17 年の JEDI センター発足以降、統合運用を進めるとともに、これらのシステムを統合した新 JSS（JAXA Supercomputer System）の導入を進め、平成 21 年度 4 月より新 JSS の本運用を開始した。ここでは、既存の 3 システムの平成 20 年度の運用概要に加えて、新 JSS の概要をまとめる。

1. 平成 20 年度利用概要

1.1 システム概要

調布地区 NS システム（Numerical Simulation System）、角田地区 NSE（Numerical Space Engine）システム、相模原地区 SSS（Space Science Simulator）システムの概要を下記に示す。なお、NS システムと NSE システムは平成 20 年 10 月に運用を終了し新 JSS に移行した。SSS システムは、平成 21 年度 3 月に運用を終了し新 JSS に移行する予定である。

● NS システム

NS システムの構成を図 1-1 に示す。計算システムは、CeNSS（Central Numerical Simulation System）と呼ばれ、富士通 PRIMEPOWER HPC2500 を中心に構成されている。CeNSS の諸元を表 1-1 に示す。

数値シミュレータⅢの構成

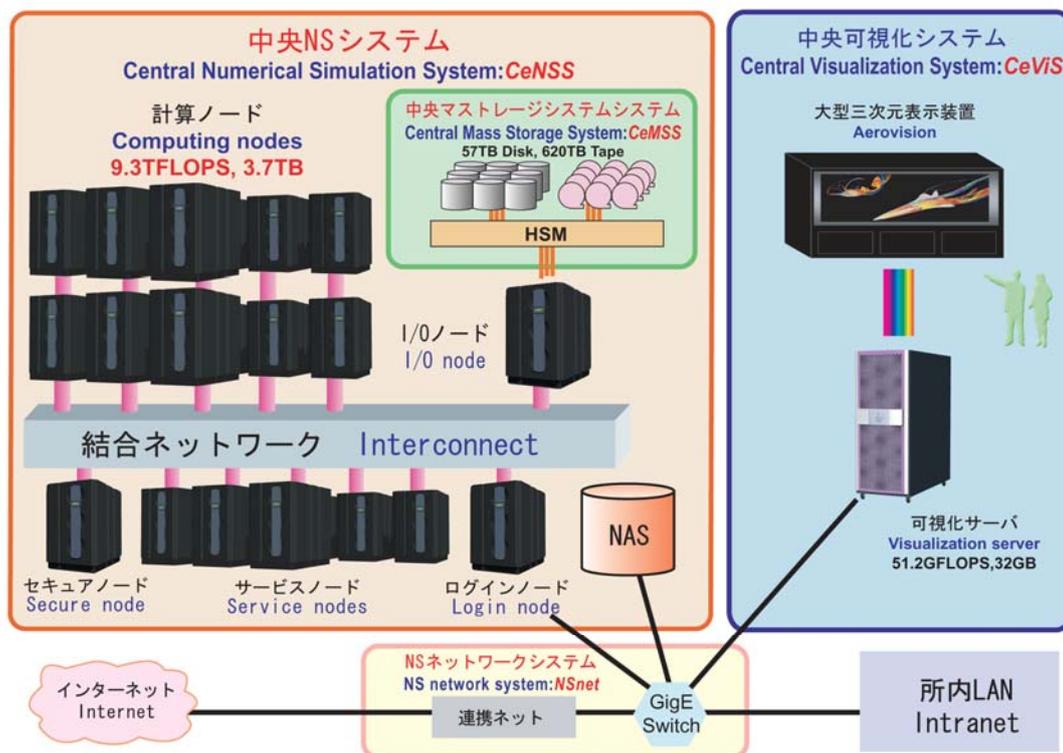


図 1-1 NS システムの構成図

表 1-1 CeNSS の主要諸元

理論ピーク計算処理性能	9.3TFLOPS
計算処理用メモリ量	3.6TB
CPU アーキテクチャ	SPARC64 V
計算用 CPU 数	1792
計算ノード数 (構成)	56 (32way SMP)
サービスノード数 (構成)	4 (64way SMP)
ログインノード数 (構成)	2 (64way SMP)
セキュアノード数 (構成)	4 (32way SMP)
総 CPU 数	2304
結合ネットワーク (性能)	クロスバ (4GB/s×2)
ディスク容量	57TB
テープ容量	620TB

● NSE システム

NSE システムの概要を図 1-2 に示す。NSE システムは NEC SX-6 を中心に構成されている。NSE システムの諸元を表 1-2 に示す。

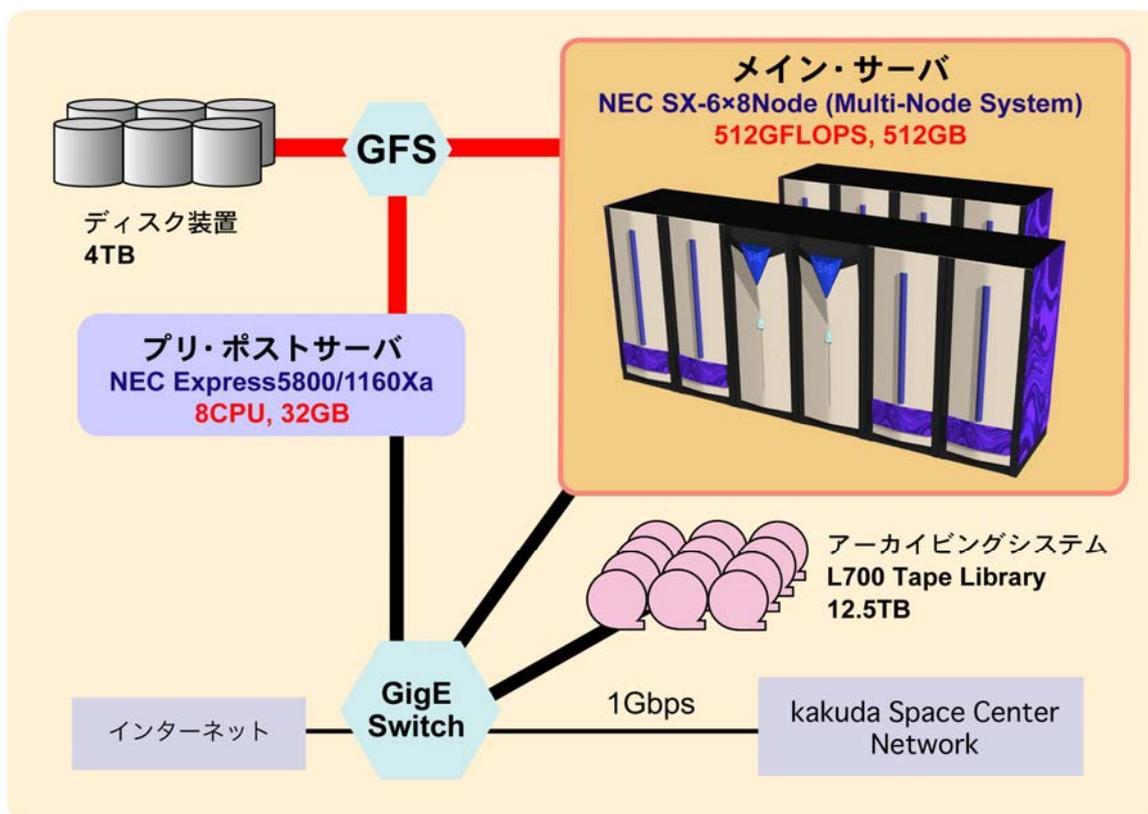


図 1-2 NSE システムの構成図

表 1-2 NSE の主要諸元

論理ピーク計算処理性能	512GFLOPS
計算処理用メモリ量	512GB
総 CPU 数	64 台
結合ネットワーク性能	1Gbps
ディスク容量	4TB (RAID 構成)
テープ容量	12.5TB

● SSS システム

SSS システムの構成を図 1-3 に示す。SSS システムは NEC SX-6 を中心に構成されている。SSS システムの諸元を表 1-3 に示す。

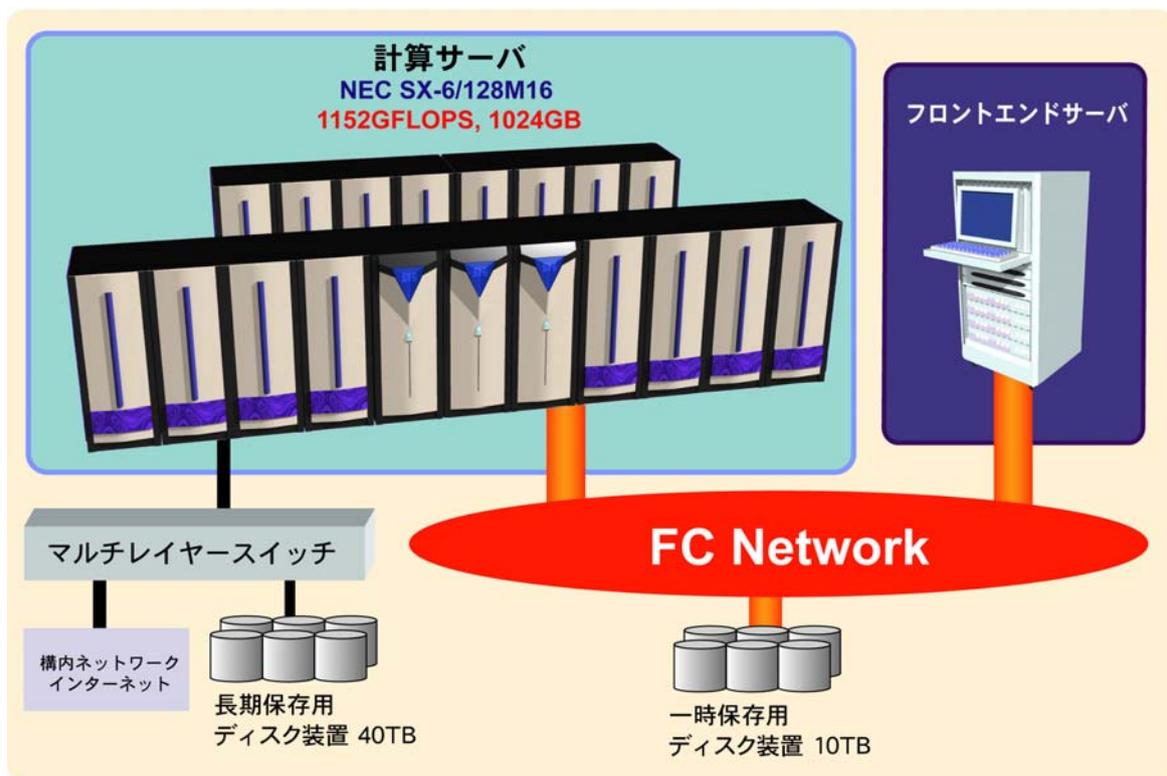


図 1-3 SSS システムの構成図

表 1-3 SSS の主要諸元

論理最大演算性能	1493.76GFLOPS
最大ベクトル性能	1152GFLOPS
計算処理用メモリ量	1024GB
計算用 CPU 数	128
計算ノード数 (構成)	16
一時保存ディスク	12TB
長期保存用ディスク(1)	40TB
長期保存用ディスク(2)	20TB

1.2 障害発生状況

NS, NSE, SSS 各システムの障害件数をそれぞれ図 1-4, 図 1-5, 図 1-6 にまとめる。ソフトウェア障害は、システム安定と共に件数は減少している。NS システム, NSE システムは平成 20 年 10 月を以って運用を終了したが、後半になるとソフトウェア障害がほぼなくなっていることが分かる。これに対し、ハードウェア障害は、部品の劣化などの要因により継続して障害発生が発生しているため、累計件数は比例的に増加している。

● NS システム

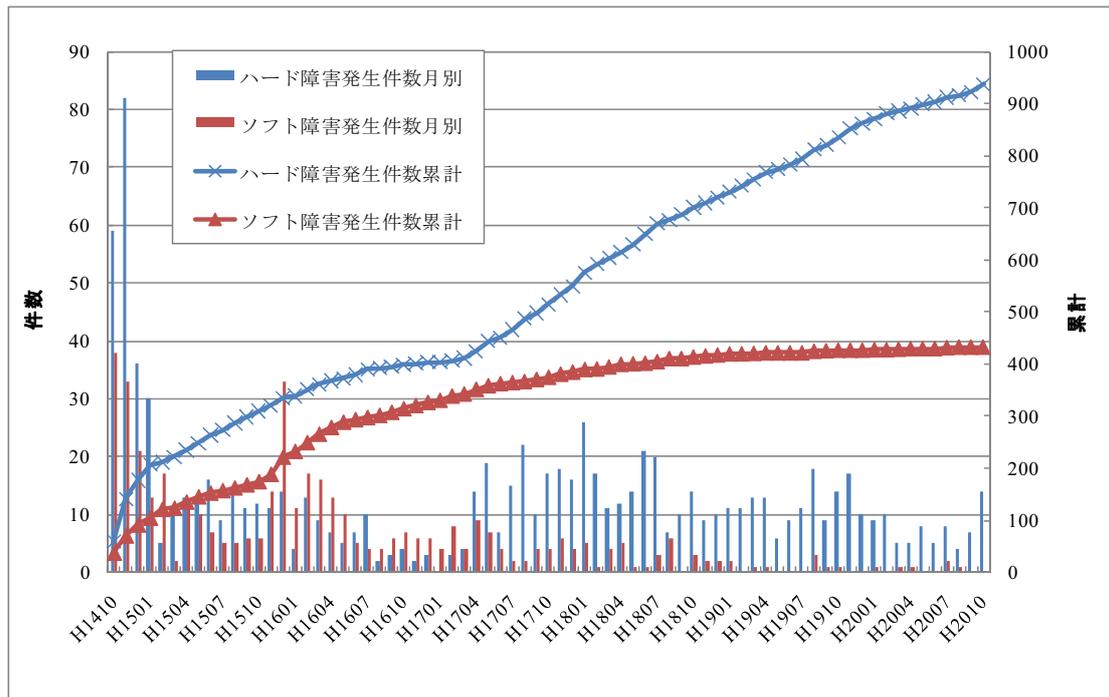


図 1-4 NS システム障害件数

● NSE システム

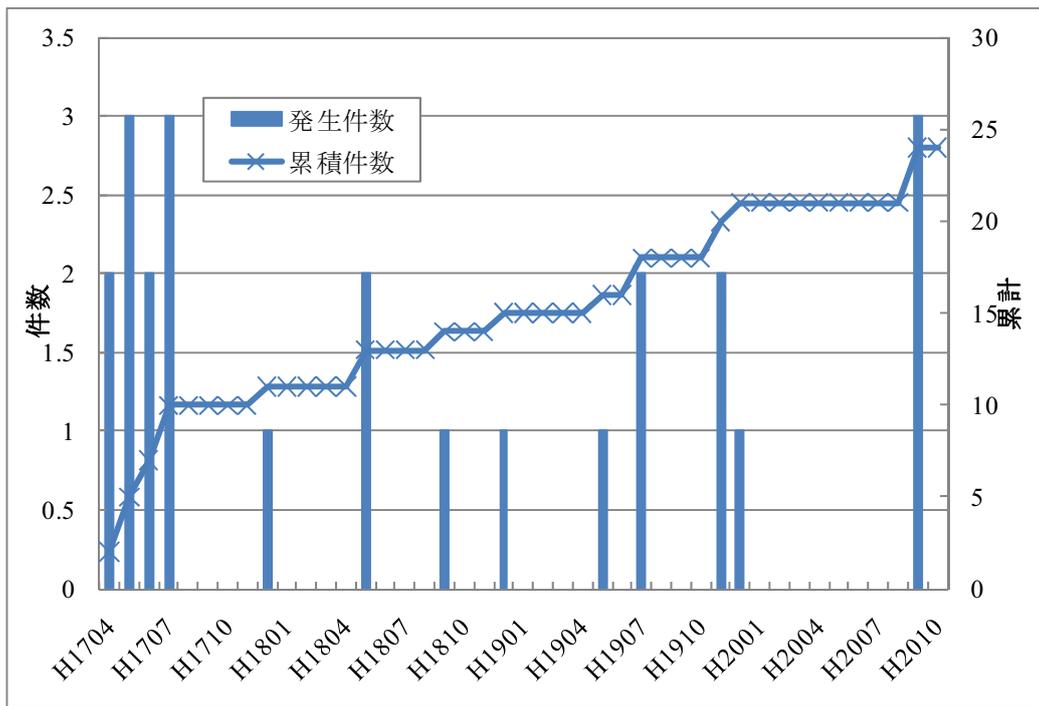


図 1-5 NSE システムハード障害発生件数

● SSS システム

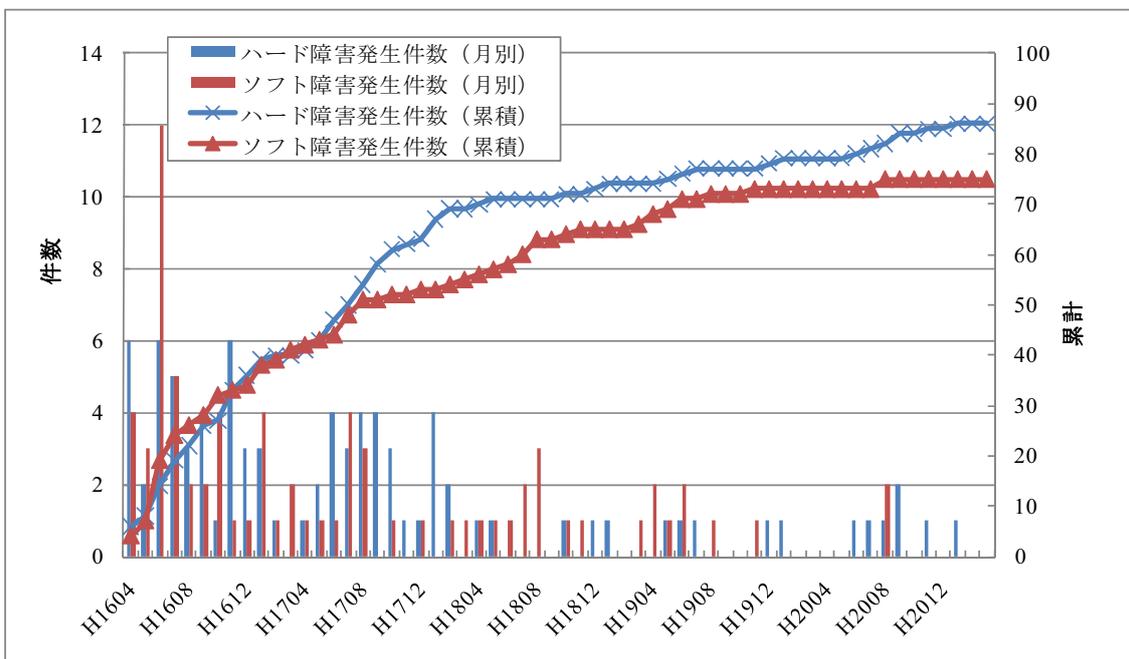


図 1-6 SSS システム障害発生件数

1.3 運用概要

● NS システム

平成 20 年度の NS システムの稼働状況を表 1-4 に示す。NS システムは、独自スケジューラによる運用を行っており、CPU 稼働率は継続的に 90%以上となっている。

表 1-4 NS システム稼働状況

(時間単位：時間)

	CPU 稼働状況		ジョブ処理計画運用時間				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) (※2)	運用日数
	バッチジョブ 総割当時間 (A)	CPU 稼働率 (※1)	運用月次	障害時間	運用時間合計 (B)	計画停止時間			
H2004	484,009	90.43%	535,099	103	535,202	0	535,626	90.4%	30
H2005	512,668	94.70%	541,374	0	541,374	11,544	544,647	94.1%	31
H2006	504,016	95.91%	525,499	0	525,499	10,180	527,077	95.6%	30
H2007	515,045	94.67%	544,024	25	544,049	8,298	547,786	94.0%	31
H2008	446,400	94.33%	473,219	0	473,219	80,161	483,538	92.3%	31
H2009	496,811	95.51%	520,165	0	520,165	15,438	524,227	94.8%	30
H2010	502,154	91.69%	547,659	0	547,659	4,464	549,502	91.4%	31
Total	3,461,104	93.87%	3,687,039	128	3,687,167	130,085	3,712,403	93.2%	214

※1 CPU 稼働率=CPU 総割当時間(A)/運用時間合計(B)*100.0

※2 CPU 稼働率=CPU 総割当時間(A)/総 CPU 電源投入時間(E)*100.0

実行ジョブバッチ情報を表 1-5 に示す。ジョブ数で比較すると CPU21~50 台が最も多く、CPU 割当時間で比較すると CPU51~100 台が最も多い。

表 1-5 NS システム実行バッチジョブ情報

(時間単位：時間)

CPU 数別	総実行ジョブ数	CPU 割当時間		実効 CPU 使用時間		平均実行待ち時間	平均 CPU 使用時間 /CPU	平均割当 CPU 数	平均 MAX レジパージ (GB)	平均割当プロセス数	平均割当スレッド数
		合計時間	割合	合計時間	割合						
0-1	4,571	13,636	0.4%	12,800	0.7%	7.1	3.0	5.9	0.7	5.9	1.0
2-4	1,472	10,995	0.3%	6,095	0.3%	13.5	2.7	3.0	1.5	2.7	1.1
5-20	1,703	63,060	1.8%	35,374	2.0%	12.2	2.4	12.3	6.2	11.6	1.3
21-50	12,478	1,357,010	39.2%	824,692	46.0%	36.1	2.6	30.7	46.6	30.5	1.0
51-100	4,355	1,749,562	50.5%	806,304	45.0%	65.5	3.3	85.0	47.9	69.3	1.5
101-200											
0	452	266,842	7.7%	106,146	5.9%	95.1	3.0	127.9	259.5	64.2	2.0
Total	25,031	3,461,104	100.0%	1,791,412	100.0%	34.0	2.8	34.4	36.4	30.4	1.1

● NSE システム

平成 20 年度の NSE システムの稼働状況を表 1-6 に示す。

表 1-6 NSE 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			計画停止 時間	運用 日数
	総 CPU 使用時間 (A)	平均 CPU 稼働率 (A)/(B)	処理可能 時間	障害時間 (計画外 停止)	運用時間 合計(B)		
H2004	32,157	69.79%	46,080	0.0	46,080	0.0	30
H2005	30,583	64.23%	47,616	0.0	47,616	0.0	31
H2006	33,412	72.51%	46,080	0.0	46,080	0.0	30
H2007	33,649	70.67%	47,616	0.0	47,616	0.0	31
H2008	37,817	79.42%	47,616	0.0	47,616	0.0	31
H2009	35,744	77.57%	46,080	0.0	46,080	0.0	30
H2010	41,626	87.42%	47,616	0.0	47,616	0.0	31
Total	244,988	74.53%	328,704	0	328,704	0	214

※運用時間=64CPU*24H*運用日数

※平均 CPU 稼働率=総 CPU 使用時間/運用時間*100

平成 20 年度のキュー別バッチジョブ件数を表 1-7 に示す。ジョブ数で比較すると C2M5 キューが年間をとおして突出していることが分かる。

表 1-7 NSE キュー別バッチジョブ件数

(時間単位：時間)

Queue name	総ジョブ 処理件数	総 CPU 使用時間	総ベクトル 使用時間	平均ベクトル利 用率	総ジョブ 経過時間	平均 CPU 使用時間
C2M5	6,825	8,779	2,585	29.4%	6,014	1.29
C4M20	1,935	6,551	1,517	23.2%	4,304	3.39
C8M30H	1,598	20,089	14,669	73.0%	3,240	12.57
C8M30L	2,758	20,566	17,485	85.0%	3,017	7.46
MPI40M	2,144	31,868	28,029	88.0%	4,060	14.86
MPI40S1	2,144	31,770	27,611	86.9%	4,059	14.82
Total	23,836	214,939	174,616	81.2%	36,869	9.00

● SSS システム

平成 20 年度の SSS システムの稼働状況を表 1-8 に示す。システム運用開始当初は CPU 稼働率も低かった傾向にあったが、運用改善により平成 20 年度には平均 80%程度を維持するようになった。

表 1-8 SSS システムの稼働状況

(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			計画停止時間	総 CPU 電源投入時間 (120CPU)	運用日数
	総 CPU 使用時間 (A1)	目標平均 CPU 稼働率 (A1)/(B1)	総 CPU 割当時間 (A2)	参考平均 CPU 稼働率 (A2)/(B1)	program 性能 (A1)/(A2)	障害時間 (計画外停止)	運用時間合計 (B1)			
H2004	75,217	88.16%	79,464	93.14%	94.66%	0	85,320	1,080	86,400	30
H2005	81,204	90.95%	85,291	95.53%	95.21%	0	89,280	0	89,280	31
H2006	79,694	92.24%	84,003	97.23%	94.87%	9	86,400	0	86,400	30
H2007	80,644	90.33%	84,824	95.01%	95.07%	331	89,280	0	89,280	31
H2008	69,191	80.53%	72,880	84.82%	94.94%	88	85,920	3,360	89,280	31
H2009	75,787	87.72%	80,962	93.71%	93.61%	320	86,400	0	86,400	30
H2010	81,172	90.92%	86,298	96.66%	94.06%	0	89,280	0	89,280	31
H2011	77,660	89.88%	83,714	96.89%	92.77%	49	86,400	0	86,400	30
H2012	69,678	78.08%	74,796	83.82%	93.16%	0	89,238	42	89,280	31
H2101	68,604	77.47%	71,894	81.18%	95.42%	0	88,560	720	89,280	31
H2102	61,360	77.44%	63,237	79.80%	97.03%	0	79,240	1,400	80,640	28
H2103	61,003	70.61%	62,741	72.62%	97.23%	0	86,400	0	86,400	30

各キュー別のバッチジョブ実行状況を表 1-9 に示す。件数では、D キュー、CPU 時間では M キューが突出していることが分かる。

表 1-9 SSS システム キュー別バッチジョブ実行状況

(時間単位：時間)

qname	総 JOB 処理件数	総 CPU 使用時間	CPU 寄与率	平均ベクトル利用率	平均経過時間	平均最大使用メモリ量 (KB)	平均待ち時間	利用ユーザ数	運用制限値 (CPU 数)
D	22,693	6363.7	0.8%	80.8%	0.1	4,625,196	0.0	92	1~4
B	3,310	19409.1	2.3%	65.8%	4.9	1,080,854	2.3	48	1~4
S%	6,369	51876.4	6.1%	76.3%	4.1	4,617,024	0.2	83	1~7
M%	13,931	524273.0	61.8%	83.6%	5.0	11,551,073	0.0	78	8
N%	1,832	84590.5	10.0%	87.3%	6.1	23,577,575	0.1	22	16
L	3,720	161194.2	19.0%	85.3%	5.8	22,939,858	17.5	18	32
Etc	21	3.9	0.0%	97.4%	0.0	10,196,233	0.0	3	1

1.4 ユーザ登録状況

各システムのユーザ登録状況を表 1-10 に示す。NS システムが利用者は最も多く 212 名である。設備貸付については NS システムのみの制度であるため、他のシステムでは利用者 0 名となっている。

表 1-10 各システムユーザ登録状況

分類	(人)		
	NS	NSE	SSS
内部利用	173	26	51
共同研究	24	1	12
大学共同利用	0	0	90
設備貸付	6	0	0
研修生・学生	9	0	39
合計	212	27	192

1.5 分野別利用割合 (NS システム)

NS システムの分野別利用割合を図 1-7 にまとめる。平成 15 年の 3 機関統合、そして平成 17 年の JEDI センター発足後より宇宙の利用が徐々に増加していることが分かる。

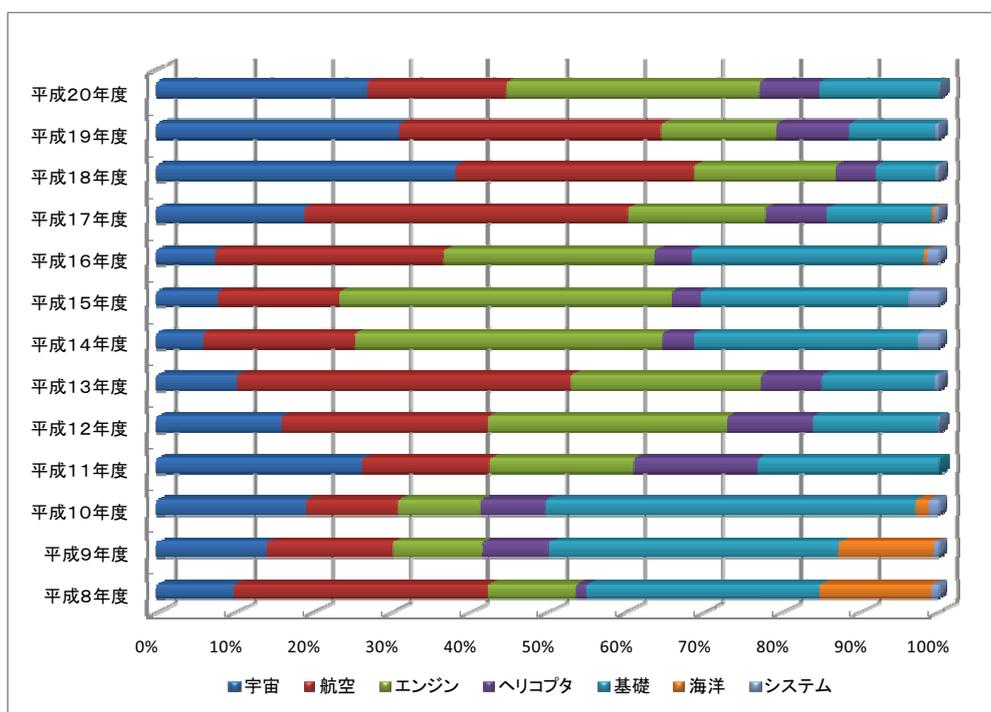


図 1-7 NS システム分野別利用割合

2. 新 JSS の概要

新 JSS は、平成 21 年度より本格稼働を開始した JAXA の新しいスーパーコンピュータシステムである。新 JSS の構成を図 2-1 に示す。

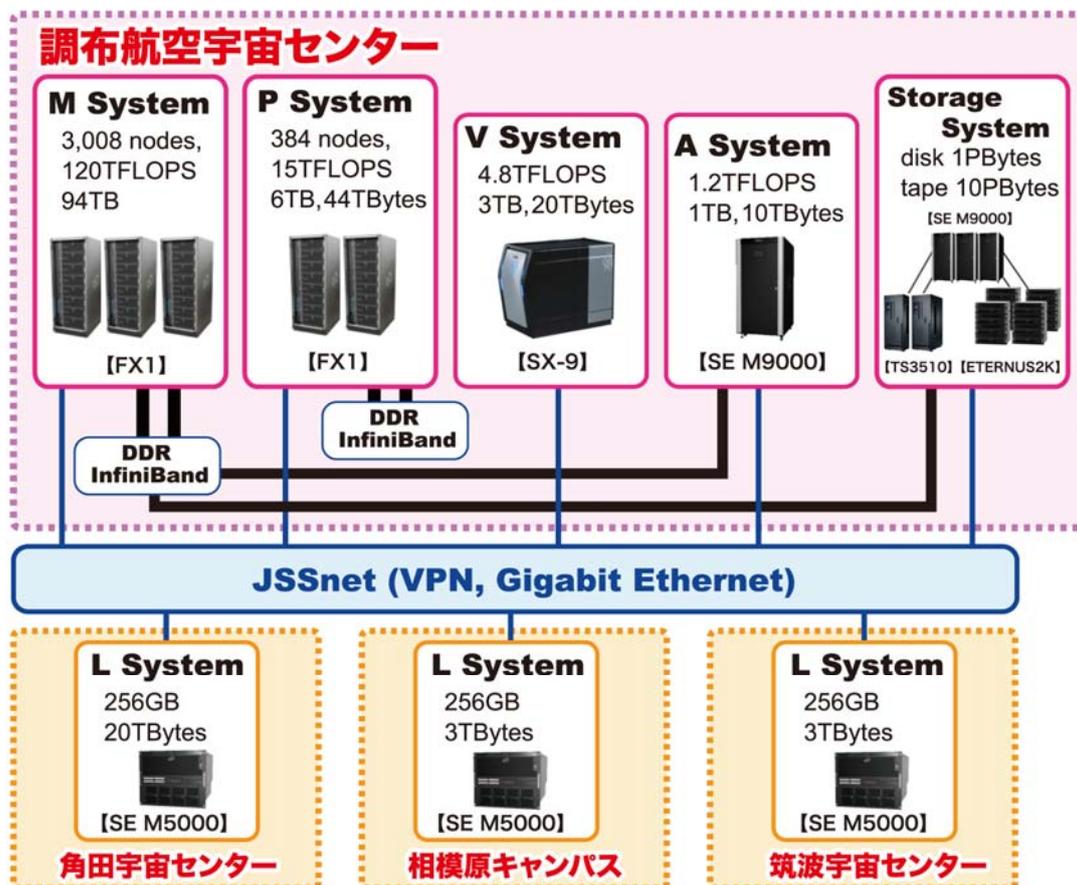


図 2-1 新 JSS システムの構成図

新 JSS は調布地区にメインとなるスカラのシステムを設置、相模原地区、角田地区、筑波地区に遠隔ローカルサーバを設置し、JSSnet と呼ばれる高速ネットワークで相互に接続している。これにより、遠隔ローカルサーバの設置事業所の利用者は、メインシステムとの地理的な距離を意識することなく利用することができる。また、サブシステムとして大規模共有メモリシステムやベクトルシステムを備え、利用者は利用用途に応じて使い分けることができる。また、性能面でも M システムでは、理論性能では日本最高レベル、さらに実行効率 91.19%を達成するなど、世界最高レベルのとなっている。新 JSS の主要諸元を表 2-1 にまとめる。

表 2-1 新 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 SEM9000	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

【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

